ماهنامه علمى پژوهشى

دانگاه زمیت مدرس

mme.modares.ac.ir

# ساخت و تحلیل مدل هایی دینامیک از بال پرندگان

## فرزان مومنى

استادیار فیزیک، دانشگاه خوارزمی، کرج کرج، صندوق پستی 37551 - 31978، momeni@khu.ac.ir

چکیدہ	اطلاعات مقاله
این مقاله حاصل پژوهشی بر روی نیروی برا در آغاز پرواز پرندگان، از طریق طراحی و ساخت مدل هایی دینامیک از بال پرندگان، با ابعادی بین نیم تا نزدیک به دو متر، است. متغیرهای پژوهش شامل ابعاد و بسامد نوسان بال ها بوده است. در فرمول بندی های نظری، نیروی برای لازم و توان مصرفی اولیه در آغاز پرواز در سامانه پروازی پرنده-وار در بسامدی معین به ترتیب متناسب با توان چهارم و توان پنجم ابعاد بال، و در ابعاد معین به ترتیب متناسب توان دوم و توان سوم بسامد، است. نیروی برا می تواند دو فرم تحلیلی داشته باشد. فرم اول برای همین سیستمهای ساخته شده در این پژوهش صادق است. فرم دوم مربوط به موقعیتی است که بالها در آن همواره افقی بوده و فقط بالا و پایین می روند. مهمترین پرسش در این پژوهش مادق است. فرم دوم مربوط به موقعیتی است که بالها در آن همواره افقی بوده و فقط بالا و پایین می روند. واقعی پرندگان بوده است. تا آنجا که به نیروی برای اولیه مربوط می شود، برون یابی نتایج نهایی تا ابعاد بزرگ با مرای پروازی "پرنده-وار" سازگار به نظر می رسد. با این همه تأمین توان اختیاج به تمهیداتی برای دخیرهسازی موانر اندری ما در این	مقاله پژوهشی کامل دریافت: 10 مهر 1392 ارائه در سایت: 20 مهر 1393 <i>کلید واژگان:</i> آیرودینامیک پرواز پرندگان

## Making and analyzing dynamical prototypes of bird-like wings

### Farzan Momeni

Kharazmi University, Karaj, Iran P.O.B. 31979-37551, Karaj, Iran, momeni@khu.ac.ir

#### ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper Received 02 October 2013 Accepted 28 November 2013 Available Online 18 October 2014

*Keywords:* Aerodynamics Birds Flight Lifting Force

#### ABSTRACT

This work is the result of a research on the lifting forces during upward bird flight via modeling and manufacturing dynamical structures resembling bird wings of sizes between half to about 2 meters. The variables in this work included the wings sizes and their oscillation frequencies. In the presented formulations the lifting force and the consumed power at the beginning of a bird flight in a fixed frequency is proportional to the fourth and fifth power of the wings sizes, and for fixes sizes is proportional to the second and third power of the frequency, respectively. The lift force here is taken to be of two different forms. The first is the very form relevant to the manufactured and used wing systems in the present work. In the second form the wings are assumed to stay horizontal during their vertical periodic motion. The extent of validity of these formulations when practicing for our manufactured wings, and for the real functioning of bird wings as well, has been the most important question in the present research. As far as the lifting force is concerned, the extrapolation of final results seems to be in consistence with the sizes relevant to human "bird-like" flight. However, provision of the needed power necessitates requirements to be thought of deliberately for restoring the energy in an effective way.

#### 1 - مقدمه

شیوهٔ پرواز پرندگان، از نظر مصرف انرژی و قدرت مانور، بر روشهای هوابریِ معمول کاملاً برتری دارد. اما اینکه تاکنون در هوابری از بالهایی مشابه پرندگان استفاده نشده، به خاطر پیچیدگی سیستمهای کنترلِ لازم، و نیز سنگینی بیش از حد تجهیزات موتوری مناسب برای این منظور بوده است. پیگیری روشهایی متفاوت توسط بشر در ساخت سامانههای دینامیکی (از اختراع چرخ گرفته تا هواپیما) تا حدودی به دلیل ناآشنایی با سازوکار سامانههای بیولوژیک و نیز پیچیدگی بهتانگیز آنها بوده است. با این همه دستاوردهای رایانهای امروزی امکان تقلید هوشمندانه انسان از طبیعت را به تدریچ فراهم میآورد ([۱۰2]، برای مثال).

پرواز پرندگان حاصل ترکیب آیرودینامیک خاص و تأمین توان لازم

است [۳،4]. نیروی برا به ویژه در آغاز برخاستن از فرمول بندی مقاومت شاره در سرعتهای بالا پیروی می کند و متناسب با توان دوم سرعت است [5]. اگر آیرودینامیک بالها مناسب باشد و نیز توانِ لازم توسط موتورهای گرمایی موجود مهیا شود، پرواز انسان به مدد بالهایی شبیه پرندگان و، به طور کلی، هوابری بر این اساس امکان پذیر خواهد بود.

در بخش 2 به شرح اجزا ء و مراحل ساخت پرداخته و پس از آن در بخش 3 محاسبات نظری توضیح داده خواهد شد. بخش 4 نیز به جمعبندی نتایج به دست آمده طی روندهای تست و عددگیری از سیستمها اختصاص دارد.

## 2- شرح مختصر اجزا و مراحل ساخت

در این پژوهش تأکید روی نیروی برا در آغاز پرواز بوده است، و مواردی چون

گلاید پرندگان و مکانیزم کنترل سیستمهایی اینچنینی در اینجا بحث نمی-شوند. ساختارهای مورد بررسی تا حد امکان ساده شدهاند. برای مثال انحنای بالها صفر است و بالها از لحاظ نظری صلب فرض شدهاند. با اینهمه این نکات نافی بخشی از هدف این پژوهش –که بررسی میزان همخوانی مقادیر نظری نیروی برا در آغاز پرواز با مقادیر نظیر در مدلهای بال بوده است-نیستند (در مدل نظری ما نیز بالها صلب و بدون انحنا فرض شدهاند). به هر حال انتظار میرود که این نکته خود بتواند سهمی در ناهمخوانی مدل نظری با پرواز واقعی پرندگان داشته باشد.

در این کار، چهار جفت بال در اندازههایی بین 50 تا 170 سانتی متر (از یک نوک تا نوک دیگر) ساخته شدند (شکل 1). این بالها بسته به ابعادشان روی یکی از دو مقر A و B که در شکل 2 دیده میشوند قابل نسباند. چوب راش که سبک و در عین حال دارای استحکام و قابلیت انعطاف خوبی است به عنوان مادهٔ اصلی در ساخت مقرها و بالها به کار رفته است. اینک هر یک از اجزا توضیح داده میشود.

#### 2-1- مقرها

همان گونه که بیان شد، در این طرح دو مقر با نسبت تشابه 1 به 2 ساخته شد (شکل 2): مقر کوچک Aجهت اتصال دو جفت بال کوچکتر و مقر بزرگتر B برای دو جفت بال بزرگتر (شکل1). هر مقر شامل یک قسمت ساکن و نیز شامل یک قسمت متحرک است که خود شامل سه بخش می شود: کتف، شفت، و بازوی لنگ (شکل 3).

## 2-2- بالھا

در این کار چهار جفت بال از نظر هندسی متشابه، با نسبتهای تشابه نظیر :1.5 4 :3: عاخته شد (شکل 1). جدولهای 1 و 2 دربردارندهی ویژگیهای هندسی و فیزیکی کلی این بالها هستند. دو جفت بال کوچکتر با نسبت تشابه 2 :1.5 که به ترتیب اندازه با 1-A و 2-A نشان داده شده بر مقر کوچکتر ِ Aنسب میشوند (شکل 4). نسبت تشابه دو جفت بال بزرگتر نیز همان نسبت تشابه بالهای کوچکتر است (4 :3=2 :1.5). این بالها بر مقر بزرگتر ِ طقابل نسباند (شکل 4، راست)، و به ترتیب اندازه با 1-B و 2-B نشان داده می شوند.



**شكل 1** بالها



**شکل 2** مقرهای الف) A و ب) B





(ب)

شکل 3 بخش متحرک مقرهای الف) A و ب) B؛ به ترتیب از راست: کتف، شفت، و بازوی لنگ



(الف) شكل 4 نصب سيستم الف) 2-B و ب) A-1

به منظور نسب پرکها نخست چارچوب بالها نخکشی شده و سپس پرکها با چسب چوب روی نخها یا ریسمانها چسبانده شدهاند. شیوه اتصال پرکها به ریسمانها به گونهای است که در نهایت هر بال مثل یک پرده کرکره به نظر میرسد. در واقع بالهای پرندگان نیز چنین ساختی دارند (شکل 5).

## 3- محاسبات نظری

3-1- سينماتيک سيستم

سینماتیک چرخش روتور توسط معادله حرکت چرخشی  $(t)\theta$  نمایندگی می شود. زمان t از موقعیتی که میل لنگ در حالت افقی است محاسبه می شود  $(\mathbf{0} = (\mathbf{0})\theta$ ؛ شکل 6- الف)؛ این موقعیت از این پس "وضعیت اولیه" نامیده می شود. سیستم لنگ حرکت چرخشی روتور را به حرکت نوسانی قائم شفت تبدیل می کند (شکل 6- ب). با توجه به شکل 6، رابطه میان جابجایی خطی شفت قائم (t) و سینماتیک دوران موتور (t) به شکل رابطه (1) است:

 $y(t) = r \sin \theta(t) + \sqrt{l^2 - r^2 \cos^2 \theta(t)} - \sqrt{l^2 - r^2}$  (1) r طول میل لنگ و l طول بازوی لنگ است. موتور DC، که برای سیستمها استفاده شد، تحت ولتاژ معین تقریبا مستقل از بار با دور ثابتی می چرخد (علاوه بر این، دورِ آن با افزایش ولتاژ تقریبا به طور خطی افزایش می یابد).





شکل 5 شیوه قرار گرفتن پرها در بال پرندگان: پرها در حرکت رو به بالا بسته شده، و در حرکت رو به پایین از هم باز می شوند





شكل 7 تبديل حركت نوساني شفت قائم به حركت نوسان زاويهاي بالها

<b>جدول 1</b> جرم و ابعاد بالها در سیستم A							
	A-2		A-1		هر بال		
	46		26		جرم (gr)		
2×20×36/5		5	1/3×16×25		ابعاد (cm)		
<b>جدول 2</b> جرم و ابعاد بالها در سیستم B							
	B-2		B-1		هر بال		
	426		197		جرم (gr)		
2/5	2/5×42/5×73		1/5×33×54		ابعاد (cm)		
Xo	d	S	h	r	1		
10	20	65	57/5	18	120	سیستم A	
20	40	130	115	36	240	سيستم B	

اینک با فرض اینکه روتور با سرعت زاویهای ثابت ِ $\omega$  بچرخد میتوان نوشت: . حركت خطى شفت توسط سيستمى كه در بخش 2 سيستم $\theta(t) = \omega t$ 

$$\varphi(t) = \operatorname{Arccos} \frac{\sqrt{x_0^2 + [y(t) - h]^2}}{\sqrt{x_0^2 + [y(t) - h]^2}}$$
  
- \operatorname{Arccos} \frac{2dx\_0 - 2h y(t) + y(t)^2}{2dx\_0 \sqrt{x\_0^2 + [y(t) - h]^2}} (2)

فاصله میان لولاهای ثابت دو کتف (مرکز دوران بالها)، و h فاصله  $2x_0$ عمودی لولای ثابت هر کتف تا لولای کاسه شفت در "وضعیت اولیه" است. d نيز فاصله ميان لولاى ثابت كتف تا لولاى متحرك آن يا همان طول ساعد است (لولای ثابت، محل اتصال سیستم کتف به پایه مقر، و لولای متحرک محل اتصال ساعد کتف به بدن کتف است). در شکل 7 وابستگی کمیت h به دیگر کمیتهای طولی سیستم به صورت رابطه (3) است:  $h^2 = \sqrt{s^2 - (x_0 + d)^2}$ (3)

پارامتری که گستره نوسان زاویهای  $\Phi$  را تعیین میکند نیم-فاصلهی میان مفاصل ساكن دو كتف x<sub>0</sub>، طول كتف d، و البته دامنه تغيير y(t) است، كه خود طبق رابطه (1) به طول میل لنگ r و طول بازوی لنگ l بستگی دارد. مقادیر کمیتهای طولی در معادلات (1) تا (3) برای سیستمهای A و B در جدول 3 درج شدهاند.

این مقادیر چنان اختیار شدهاند که آرگمان توابع Arccos در رابطه (2) در بازه [1,1-] باشد. از این رو رعایت تناسب میان این مقادیر اهمیت زیادی داشته است. شکل 8 بستگی arphi به y را مطابق رابطه (2) نشان میدهد. دیده می شود که به ازای مقادیر نسبتا کوچک y/h  $\lesssim$  **0.3** این بستگی تقریباً خطی است و  $\phi$  بین دو مقدار تقریبا قرینه، که با p/2 و p/2- نمایش داده می شود، تغییر می کند. از آنجا که دو سیستم A و B از نظر هندسی متشابهاند مقدار  $\phi$  در هر دو یکسان و نزدیک به 140 درجه است.

حذف (1) (سینماتیک حرکت نوسانی خطی) میان دو رابطهی (1) و (2) رابطهی میان حرکت بالها و چرخش روتور را به دست میدهد. البته به خاطر کوچکی ۲/۱ (جدول 3)، و با توجه به معادله (1)، می توان گفت که این بستگی تقریباً به صورت رابطه (4) است:

(4)



بین دو مقدار قرینه ( $\phi/2$  و  $\phi/2$ ) تغییر می کند

ازینرو، و نیز نظر به بستگی تقریباً خطی  $\varphi$  به y در شکل (8)، تابع  $\phi$  را میتوان به سادگی به شکل رابطه (5) تقریب زد.

$$\rho(t) \approx \frac{-\phi}{2} \sin \theta(t) \tag{5}$$

3-2- دینامیک سیستم

معادله حاکم بر دینامیک سیستم قانون دوم نیوتن برای سیستم ذرات است، که در راستای قائم به شکل رابطه (6) خواهد بود:

$$N(t) - Mg + F_i(t) = \sum_i m_i a_i$$
(6)

که N(t) و N(t) به ترتیب نیروی عکسالعمل عمودی سطح و برایند نیروهای مقاومت هوا (نیروی برا) هستند. در رابطه (6) جهت بالا مثبت اختیار شده است. برای محاسبه میانگینهای زمانی باید از رابطه فوق روی زمان و در بازهای معادل یک دوره تناوب بالزدن *T*انتگرال گرفته شود. اما حرکت تمامی اجزاء تناوبی است و حرکت هر ذره در هر تناوب تکرار می شود و بنابراین **0** =  $(v_i(t_0 + T) - v_i(t_0)$ . بدین ترتیب طرف دوم در رابطه (6) صفر می شود و لذا می توان رابطه (7) را نوشت:  $\overline{N} = Ma - \overline{F}_i$  (7)

 $\overline{N} = Mg - \overline{F}_l$ در رابطه (7) علامت بار مقادیر میانگین زمانی نیروهای  $F_l$  و N را در یک دورهتناوب بالزدن نشان مىدهد. نتيجه فوق بديهى است: پيرو اين رابطه وقتی نیروی برا به حدی برسد که میانگین زمانی آن معادل وزن سیستم باشد آنگاه میانگین نیروی عکسالعمل به صفر میرسد، که این به معنی کنده شدن سیستم از زمین و آغاز پرواز است. طرح شکل (9) نمودارهایی کیفی از تغییرات (N(t) (منحنی ضخیم) و (F<sub>l</sub>(t) (منحنی نازک) را با زمان نشان میدهد. در این شکل (بر خلاف روال متن) مبدا زمان لحظهای اختیار شده که بالها در بالاترین موقعیت خود هستند. محور قائم با وزن سیستم و محور افقى با دورهتناوب بال زدن مقياس شده است. نيروها با وزن، و زمان با دوره-تناوب بال زدن مقیاس شدهاند. نمودار بالایی وضعیتی را نشان میدهد که در آن *F*<sub>l</sub>(t) نوعاً (منحنی نازک و پیوسته) از نیروی وزن Mg (خطچین افقی) به وضوح کمتر است. در این حالت عکس العمل عمودی سطح (N(t) (منحنی ضخیم) همواره بزرگتر از صفر میماند و حول مقدار Mg (خطچین افقی) به نحوى تقريباً متقارن نوسان مىكند به طورى كه ميانگين زماني آن تنها كمى کمتر از Mg می شود. در نمودار وسط سرعت بال زدن نسبت به وضعیت پیش بیشتر شده و مقدار نوعی  $F_l$  به خوبی افزایش یافته است چنان که مقدار بیشینهٔ آن از وزن سیستم فزونی گرفته است. در نتیجهٔ این امر (N(t) دیگر حول مقدار Mg متقارن نیست. منفی شدن (N(t) به معنی کنده شدن لحظه-ای سیستم از زمین است. البته برای آنکه پرواز تحقق یابد باید میانگین زمانی این کمیت،  $\overline{N}$ ، منفی یا دستکم صفر شود. این همان وضعیتی که در نمودار آخر (پایین) برای بال زدنی به حد کافی سریع نشان داده شده است

#### 3-3- بر آورد نیروی برا

 $\Delta f_D$  با نشان دادن سطح مؤثر پرکهای هر بال با  $\Delta s$ ، نیروی مقاومت شاره  $\Delta f_D$  وارد بر هر پرک را چنین میتوان نوشت:  $\Delta f_D = \frac{1}{2} C_D \rho u^2 \Delta s$ . که  $\rho$  چگالی هوا،  $d = \Delta f_D = \frac{1}{2} C_D \rho u^2 \Delta s$ . که  $\rho$  چگالی موارد بر هر D ضریب درگ، و u سرعت خطی پرک است. نیروی عمودی وارد بر هر بال حاصل جمع این نیروهای  $\Delta f_l$  است. از سوی دیگر هر بال از پرکهایی تشکیل شده که سرعت u آنها به فاصله شان از محور دوران بال (لولای کتف) بستگی دارد. با نشان دادن عرض هر بال (درازای هر پرک) با L و طول هر بال بستگی دارد. با نشان دادن عرض هر بال (درازای هر پرک) با L و طول هر بال 2n با 2n با

در این رابطه هر بال عملا مستلیلی به ابعاد L در D=2R و ضریب درگ ثابت فرض شده است. علت ثابت بودن ضریب درگ این است که با توجه به ابعاد بالهای ساخته شده در اینجا، و نیز مرتبه بزرگی سرعتها، میتوان مطمئن بود که در شرایط مورد نظر ما نامساوی  $10^3 < Re$  برقرار میماند (مگر برای rهای کوچک، یعنی در نواحی نزدیک به محور چرخش که سرعت کم است، که البته این نواحی سهم اندکی در نیروی کل دارند). برای چنین عدد رینولدزی، وقتی  $5 \gtrsim L/D \gtrsim 1$  ضریب درگ با دو رقم معنی دار عملا 2/1 است. ازینرو ضریب درگ  $C_D$  حدود 1/2 اختیار شده است.

البته در این محاسبه چند فرض ساده کننده اعمال شده است. با این همه این محاسبه شناسایی عوامل دخیل در نیروی برای *F<sub>l</sub>(t) ر*ا به شیوهای مناسب ممکن می سازد تا بتوان برای آن شکل تحلیلی مناسبی نوشت که در آن عواملِ ساده یا چشمپوشی شده در قالب پارامترهایی نوعاً از مرتبه یک گنجانده شده باشند.

این شکل تحلیلی میتواند دو فرم داشته باشد. فرم نخست برای همین سیستمهای ساخته شده A و B نگارندگان (که با دامنه predepresentering e با بسامد vنوسان می کنند) صادق است. فرم دوم مربوط به موقعیتی است که بالها در آن همواره افقی بوده و فقط بالا و پایین میروند، ضمن آنکه سرعت آنها، به جای آنکه (همچون سیستمهای ساخته شده در این کار) با زمان بستگی سینوسی داشته باشد، به سادگی بین دو مقدار قرینه (حرکت رو به بالا و رو به پایین) رفتاری پلهای دارد. از قضا این فرم دوم، پیرو آنچه در بخش بعد بیان خواهد شد، گویا همخوانی بهتری با پرواز پرندگان دارد. در این بخش فرم نخست بیان میشود. معرفی و بحث روی فرم دوم در بخش بعد خواهد آمد. فرم تحلیلی نخست در ذیل به دست آورده شده است.

لحظه 0 = t لحظه ای اختیار می شود که میل لنگ (و نیز بال ها) در حالت افقی است (یا همان "وضعیت اولیه"؛ شکل سمت چپ 7 و 6– الف). بال در لحظه دلخواه t با افق زاویه ( $\phi$ ( $\phi$ ) می سازد (شکل 7، راست). نیروی بَرای حاصل از هر بال،  $f_i(0)$ ، مؤلفه قائم نیروی مقاومت هوای  $f_D(t)$  خواهد بود. لذا  $f_i(0)$  به شکل رابطه (9) خواهد بود.

که در آن  $v \equiv 1/T \equiv v$  بسامد بال زدن است. تأکید می شود که  $w \equiv 2\pi v$  همان سرعت زاویه ای موتور DC است که کمابیش می تواند ثابت فرض شود. لذا بسامد زاویه ای بال ها را می توان به شکل رابطه (12) نوشت:

$$\Omega(t) \equiv \frac{d\varphi}{dt} = -\pi v \Phi \cos(2\pi v t) \tag{12}$$

با جایگذاری (11) و (12) در (10)، نیروی برای ناشی از هر بال در حرکت رو به پایین آن به شکل رابطه (13) خواهد شد.

$$f_{l}(\mathbf{t}) = \frac{4\pi^{4}}{3} C_{D} \rho L R^{3} v^{2} \left(\frac{\Phi}{\pi}\right)^{2} \cos^{2}(2\pi v t)$$

$$\times \cos \left[\left(\frac{\Phi}{2}\right) \sin(2\pi v t)\right]$$
(13)

مهندسی مکانیک مدرس، فوقالعاده اسفند 1393، دوره 14، شماره 15

حال، با توجه به اینکه نیروی مقاومت هوا در حرکت رو به بالای بال ناچیز است، نیروی برای هر بال نهایتاً به صورت رابطه (14) در میآید.

مقادير 1 يا  $\gamma$  درون آکولاد به ترتيب متناظر با حالتي هستند که حرکت بال ها رو به پایین و یا رو به بالا باشد.  $\gamma$  از مرتبه نسبت مساحت مؤثر چارچوب بال به مساحت کل بال بوده و باید از یک بسیار کوچکتر باشد.  $\alpha$  در معادله (14) پارامتری در حدود 1 است که انحراف نیروی مقاومت شاره واقعی را از آنچه در معادله (8) ارائه شد، در خود جای میدهد. این پارامتر بازتابدهنده تأثير چارچوب بالها و انحراف از مدل ساده حركت صفحهاى و عمود بر جریان است. پارامتر  $\beta$  انحراف واقعیت از فرض ثابت بودن w و کلا  $\cos^2 \omega t$  است که پیامد آن تناسب  $f_l(\mathbf{i})$  با  $\cos^2 \omega t$ بوده است. پارامترهای  $\alpha$  و  $\beta$  وابسته به زمان، اما به 1 نزدیکاند (تحول زمانی نيروى برا، كه  $F_l(\mathbf{t}) = 2f_l(\mathbf{t})$  ست، در نمودارهاى شكل 9 توسط منحنى پیوسته و نازک نشان داده شده است). اینک میتوان *آ*، میانگین زمانی fi (0) ، را با میانگین گیری از معادله (14) به دست آورد. نیروی برای ناشی از هر بال در نیم دوره حرکت رو به بالا عملاً ناچیز است، و بنابراین تنها در نیم-دوره حرکت رو به پایین (یعنی از ۲/4 - تا ۲/4) باید انتگرال روی زمان گرفته و البته بر T بخش شود. لذا در این کار به حاصل انتگرال زمانی نیاز خواهد بود (رابطه 15): - TIA

$$\frac{1}{T} \int_{-\tau/4}^{\tau/4} \cos^2(2\pi v t) \left| \cos\left[\frac{\phi}{2}\sin(2\pi v t)\right] \right| dt \approx 0.2$$
(15)

که در آن از ۱400  $\pipprox$  **0.78 \pipprox** استفاده شده است. این نتیجه به مقدار  $\Phi$  وابسته است و لذا در مباحث بعدی هنگام مقایسه با پرواز قائم پرندگان $\Phi$  (جدول 4) این نکته لحاظ شده است.



**شکل 9** تغییرات نیروها در معادله **(6): خ**طچین افقی نیروی وزن سیستم و منحنی خطچین <sub>۲</sub>، شان میدهد

با بكارگيرى نتيجه فوق، ميانگين زمانى  $(\mathbf{i}_{l})_{l}$  به شكل رابطه (16) در مى آيد.  $\bar{f}_{l} \approx 32 (\mathbf{n} - \bar{r}) (\overline{\alpha\beta}) \left(\frac{\Phi}{\pi}\right)^{2} \rho L R^{3} v^{2}$ (16) براى به دست آوردن اين نتيجه از فرضِ تغييرات ناچيز  $\alpha$  و  $\beta$  ( $\mathbf{I} \approx$ ) با زمان و كوچك بودن  $\gamma$  بهره گرفته شده است. اهميت اين فرمول در اين است كه، ضمن ارائه مرتبه و حدود نيروى برا، وابستگي آن را به پارامترهاى هندسي بالها و نيز بسامد  $\mathbb{V}$  بيان مى كند. نيروى براى كل  $\overline{F}_{l}$  وارد بر هر دو بال دو براي مقدار است.

## 3-4- توان

(19)

توان الکتریکی ورودی به سیستم مکانیکی (t)  $P_0(t)$  عبارت از رابطه (17) است:  $P_0(t) = V \times I(t)$  (17) که V ولتاژ اعمال شده به موتور (دو سر سیمپیچ روتور) و (t) ا جریان گذرنده از آرمیچر روتور را نشان میدهد. توان خروجی (= مکانیکی) موتور با (t) نشان داده و بدین ترتیب  $\delta$ ، بازده موتور، با رابطه (18) تعریف میشود.  $\delta = \frac{P(t)}{2}$ 

(18)  
بنا به قانون پایستگی انرژی، و با فرض ناچیز بودن اصطکاکها و نیز پایستاری  
(کشسانی کامل) نیروهای تنشیِ داخلی، میانگین زمانی توان (
$$P(t) = P(t)$$
  
عملا همان میانگین زمانی ( $P_w(t)$  توان مصرفی بال زدن بوده و لذا رابطه (19)  
را میتوان نوشت:

$$\delta \cdot \overline{P_0(t)} = -\overline{P_w}$$

این نتیجه را می توان مستقیماً از واکاوی انرژیتیک سیستم استخراج کرد. ضمناً فرض می شود که این انتگرال گیری در شرایطی که سیستم به حالتِ پایا رسیده است انجام شود؛ یعنی آنگاه که توان مفید موتور در عمل فقط صرف بال زدن می شود.

اینک میتوان ( $P_w(t)$  توان مصرفی بال زدن، را محاسبه کرد. با توجه به معادله (8)، آهنگ انجام کار توسط این نیرو عبارت از رابطه (20) خواهد بود،

 $P_{w}(t) \equiv \int u \, df_{l} = -2 \times \frac{1}{2} C_{D} \rho \int u^{3} ds$   $= C_{D} \rho L \, \Omega(t)^{3} \int_{0}^{2R} r^{3} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)  $\sum_{k=1}^{2R} r^{k} dr = 4 C_{D} \rho L R^{4} \Omega(t)^{3}$ (20)

$$\bar{\Omega} = \frac{1}{T/2} \int_{-T/4}^{T/4} \Omega(t) dt$$

$$= \frac{-1}{T/2} \int_{-T/4}^{T/4} \pi v \Phi \cos(2\pi v t) dt = -2\pi v \left(\frac{\Phi}{\pi}\right) \qquad (21)$$

$$\bar{\Omega}^{3} = \frac{1}{\frac{T}{2}} \int_{-\frac{T}{4}}^{\frac{T}{4}} \Omega^{3}(t) dt$$

$$= \frac{-1}{\frac{T}{2}} [\pi v \Phi]^{3} \int_{-\frac{T}{4}}^{\frac{T}{4}} \cos^{-3}(2\pi v t) dt$$

$$= -\frac{4}{3} \pi^{2} v^{3} \Phi^{3} \qquad (22)$$

در محاسبه میانگین توان مصرفی بال زدن، وقتی بالها رو به بالا حرکت میکنند میتوان توان نیروی مقاومت هوا را ناچیز شمرد. لذا انتگرالگیری زمانی تنها روی نیمدوره رو به پایین صورت میگیرد، و البته حاصل نهایی باید در 1/2 ضرب شود. بدین ترتیب با بکارگیری معادلات (22) و (20) میانگین توان مصرفی بال زدن به صورت رابطه (23) به دست میآید.



11 7/0 20 16 *v* : بسامد بال زدن (Hz) 160 150 150 140 (<sup>1)</sup> نسبت وزن به نیروی نظری $\mu$ 1/7 1/8 1/8 1/9 µ: نسبت وزن به نیروی اصلاحی<sup>(2)</sup> 1/1 1/0 0/95 1/0

**(1)** نيروى برا از معادله **(16)** 

(2) نیروی برا از معادله (27)

$$\overline{P_w} = \frac{1}{2} \times 4C_D \rho L R^4 \overline{\Omega^3} = -\frac{8}{3} \pi^5 C_D \left(\frac{\Phi}{\pi}\right)^3 \rho L R^4 v^3$$
(23)  

$$- \delta L R^4 \nu^3 \qquad (23)$$

$$\overline{P_w} \approx -10^3 (1 - \overline{\gamma}) (\overline{\alpha \beta}) \left(\frac{\Phi}{\pi}\right)^3 \rho L R^4 v^3$$
(24)

#### 4 - برپاسازی و عددگیری از سیستمها

نسبت کاهش دور گیربکس: 6/67

در این موتور -گیربکس حداکثر گشتاور نیروی بعد از گیربکس در ولتاژ 24 ولت به حدود 10 نیوتن-متر میرسد، که برای کار حاضر مناسب بوده است. جریان آرمیچر در این حالت بالا و به بیش از 30 آمپر میرسد.

اندازه گیری (*t)* ۸ توسط ترازوهای دیجیتال ممکن نبود، چرا که ترازو باید در بازهای از مرتبه دهم ثانیه به تغییر نیرو پاسخ میداد (سیستمهای دیجیتال متداول -با وجود دقت بالا- زمان پاسخشان به تغییر نیرو بسیار بیش از این مقدار است)، و ازینرو صرفاً ترازوهای آنالوگ (عقربهای) به کار گرفتنی بودند. ترازوی مورد استفاده از نوع عقربهای با دقت ده گرمنیرو و مارک اُمگا<sup>3</sup> بود (شکل **4**).

نتایج به دست آمده در شکلهای 10 و 11 درج شدهاند. در این دو شکل نیروی برای اندازه گیری شده با پیشبینی معادله (16) مقایسه شده است. اندازه گیری میانگین زمانی نیروی برای  $\overline{F_i}$  غیرمستقیم و از طریق ثبت مشاهدات نیروی عکسالعمل عمودی سطح و سپس محاسبه  $\overline{N}$  انجام پذیرفته است. نتایج با پیشبینی معادله (16) کمابیش همخوانی دارند. تفاوت مقادیر تجربی و نظری در این نمودارها بازتاب مقادیر واقعی  $\overline{\alpha}$  و  $\overline{\gamma}$  هستند که به هر حال اولی نزدیک به 1 و دومی نزدیک به صفر است.

با این همه باید این مطلب نیز بررسی شود که فرمول بندیمعادله (16) تا چه میزان توصیف مناسبی برای نیروی برا در آغاز پرواز پرندگان (که باید برابر با وزن آنها باشد) به شمار می رود. نتایج مقایسه در جدول 4 درج شده است.

در پنج سطر اول این جدول از نتایج تحقیق [4] روی نیروی برا در آغاز پروازِ چهار گونه پرنده استفاده شده است. در سطر ششم این جدول کمیت  $\mu \equiv w/F_l \equiv w/F_l$  گرفی نسبت وزن پرنده به نیروی برایی که معادله (16) وقتی **1** =  $\overline{\alpha}\overline{\beta}$  و **0** =  $\overline{\gamma}$  فرض شود به دست میدهد. دیده می-شود که  $\mu$  نوعاً 1/8 است؛ به عبارتی نیروی برایی که از جایگذاری پارامترهای پرواز یک پرنده واقعی در معادله (16) به دست میآید تنها در حدود یک دوم نیرویی است که در عمل دیده میشود. این مطلب نشاندهنده وجود نقصی در فرم تحلیلی (14) (که میانگین زمانیِ آن به (16) انجامید) در همخوانی با پرواز واقعی پرندگان است. البته همان گونه که گفته شد این فرم برای پرسش که این فرم با سیستم های مصنوعی A و B نسبتاً مناسب است (شکلهای 10 و 11). اما این پرسش که این فرم با سیستم پرواز واقعی پرندگان تا چه حد مناسبت دارد

چنانکه پیشتر گفته شد، نتایج سطر ششم جدول 4 پاسخ چندان امیدوارکنندهای برای این پرسش در بر ندارد. لذا اینک دومین فرم تحلیلی پیشنهادی در این کار -که پس از این با  $\mathbf{0}_{i}^{i}$  نشان داده خواهد شد - ارائه داده میشود. این فرم مربوط به حالتی است که اولاً بالها همواره در حالت افقی بوده و فقط بالا و پایین بروند و ثانیاً سرعت آنها، به جای آنکه (همچون سیستمهای A و B) با زمان بستگی سینوسی داشته باشد، به سادگی بین دو مقدار قرینه رفتاری پلهای را به نمایش بگذارد. نوک هر بال در حالت عادی در مدت 1/2 از بالاترین تا پایینترین وضعیت خود به میزان AP تغییر می -کند. لذا بهتر است در بیان دوم سرعت حرکت بال ۷۸ = u = 4R/T

$$f_{l}' = \frac{1}{2} C_{D} \rho u^{2} S$$
  
=  $\frac{1}{2} C_{D} \rho (8R v)^{2} (2RL) = 64 C_{D} \rho LR^{3} v^{2}$  (25)

<sup>3-</sup> OMEGA

(26) پس نیروی بَرای  $f_i'(0)$  را به ازای  $1/2 = C_D$  میتوان به شکل رابطه (26) نوشت،

 $f_l'(t) = 76.8 \ \rho L R^3 \ v^2 \times \text{step}(t/T)$  (26)

که در آن مقدار تابع پلهای (t/T در نیمی از دوره تناوب 1 و در نیم دیگر  $\gamma$ - است (و البته  $r \gtrsim r$ ). میانگین زمانی  $f_i(\mathbf{0})$  عبارت است از رابطه (27):

 $\bar{f_{l}}' = 38.4 (1 - \bar{\gamma}) (\overline{\alpha \beta}) \rho L R^{3} \nu^{2}$  (27)

که ضریب آن **2**  $\approx 2(\pi/\Phi)$  **38.5/32** بار از ضریب در (16) بزرگتر است (4 م). از همین رو نسبت  $\bar{F}_l \equiv w/\bar{F}_l$  که در سطر هفتم جدول گنجانده شده، نوعاً به یک نزدیک است. بنابراین فرم تحلیلی (26) بهتر می-تواند توصیفی از آیرودینامیک بالهای یک پرنده در آغاز بلند شدن باشد. در واقع این فرم شاید با مشاهدات معمولی از پرواز پرندگان همخوانی بیشتری داشته باشد: اگر چه بالهای یک پرنده در ناحیه کتف آن حرکتی دورانی دارند، اما حرکت انتهای بالهای یک پرنده (که هم عملاً پهنتر بوده و هم سرعت خطی بیشتری دارند، و لذا سهم جدی تری در اعمال نیرو ایفا می-کنند) در سیر رو به پایین خود شاید با یک حرکت قائم که ضمن آن سطح بال افقی میماند بهتر تخمین زده شود.

#### 5- نتیجه گیری

مشاهده شد که فرم تحلیلی (26) بهتر میتواند توصیفی از نیروی برا در آغاز پرواز پرندگان باشد. افزون بر این، همان گونه که در بخش 3-4 هنگام تخمین توان میانگینِ بال زدن بیان شد، مقادیر تجربی به دست آمده برای میانگینِ توان الکتریکی مصرفی  $(\mathbf{T})_0^{-1}$  و مقادیری که به طور نظری برای میانگین توانی که مستقیماً صرف بال زدن میشود  $(\overline{Pw})$  تفاوتی آشکار دارند، چندانی که اولی حدود یک مرتبه بزرگی، از دومی بزرگتر است. با این وجود مقادیری که معادله (24) برای  $\overline{Pw}$  تخمین میزند با آنچه در باره توان بالزدن در پرندگان مختلف شناخته شده [6-8] توافق بیشتری دارد. در واقع اگر چه بال ها سبک ساخته شدهاند، اما جرم قطعات متحرک، به ویژه برای سیستم بزرگ B، زیاد است. این قطعات برای آنکه تحمل نیروهای وارد را داشته باشند به اجبار قطور و لذا پر جرم ساخته شدند. قطعات متحرک سیستم در

هر نیم دوره به بالا رانده می شوند و جالب آنکه تخمینی سرانگشتی از توان لازم برای این کار نشان می دهد که گویی تمام انرژی الکتریکی مصرفی در این سیستم عملا خرج همین کار، یعنی بالا راندن بخش متحرک سیستم در هر دوره می شود. از این رو باید گفت که ساختار سیستم به گونهای نیست که بتواند در نیم دورهای که بالها در حال پایین آمدن هستند از انرژی پتانسیل گرانشیای که در نیم دوره قبلی در این قطعات پر جرم ذخیره شده است استفاده کند.

یکی از راهحلهای این مشکل شاید بهره گیری از چرخلنگری نهچندان پر جرم اما با چرخش سریع باشد. راهحل دیگر بکارگرفتن سیستمی متشکل از فنرهایی سبک و با ثابت فنر مناسب است. این پژوهش نشان میدهد که نیروی برای لازم توسط سیستمهایی از بالهای مصنوعی تامین شدنی است، با این همه اگر قرار باشد از شیوه پرندگان در پرواز قائم کپیبرداری گردد حتما باید مکانیزمی مؤثر جهت ذخیرهسازیِ انرژی پتانسیل گرانشی قطعاتِ متحرک سیستم اندیشیده شود.

#### 6- مراجع

- J. Kennedy & R. Eberhart, Particle swarm optimization Proceeding, IEEE International Conference on Neural Networks, Vol. 4, pp. 1942-1948, 1995.
- [2] A. Taherifar, H. Salarieh, and A. Alasty, Minimum time and minimum switch path planning for a hyper-redundant manipulator with lockable joints, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 12, No. 1, pp. 50-65, 2012. (In Persian).
- [3] C. J. Pennycuick, Bird flight performance: a practical calculation manual, Oxford: Oxford University Press, pp. 123-145, 1989.
- [4] B. W. Tobalske & K. P. Dial, Effects of body size on take-off performance in the Phasianidae (Aves), *Journal of Experimental Biology*, Vol. 203, No. 21, pp. 3319–3332, 2000.
- [5] C. P. Ellington, Limitations on animal flight performance, Journal of Experimental Biology, Vol. 160, No. 1, pp. 71–91, 1991.
- [6] B. W. Tobalske, et al., Comparative power curves in bird flight, Nature Vol. 421, No. 6921, pp. 363-366, 2003.
- [7] K. P. Dial, et al., Mechanical power output of bird flight, *Nature*, Vol. 390, No. 6655, pp. 67–70, 1997.
- [8] Y. Winter & O. von Helversen, The energy cost of flight, Journal of Comparative Physiology B-Biochemical Systemic and Environmental Physiology, Vol. 168, No. 2, pp. 105-111, 1998.