

## تحلیل عملکرد پروازی یک پرنده مهاجر به کمک معادلات مکانیک پرواز

سید امین باقرزاده<sup>۱</sup>، الناز رئیسی<sup>۲</sup>، حمید رضا ابراهیمی کبری<sup>۳</sup>

۱ استادیار، گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران، bagherzadeh@pmc.iaun.ac.ir

۲ کارشناس، گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران.

۳ استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

تاریخ دریافت: ۹۸/۰۸/۱۱

تاریخ پذیرش: ۹۹/۰۲/۱۹

### چکیده

مکانیزم پرواز یک پرنده تا حد زیادی مشابه یک هواپیما است؛ چرا که هر دو از قوانین آیرودینامیکی یکسانی تبعیت می‌کنند. برای پرندگان مهاجر که دارای عدد رینولدز نسبتاً بالاتری در هنگام پرواز هستند، این تشابه بسیار زیاد است. هدف این مقاله، تحلیل عملکرد پروازی پرندگان به کمک معادلات مکانیک پرواز و مقایسه این مدل با نتایج پرواز آنها است تا به کمک آن بتوان روش‌های مورد استفاده را اعتبارسنجی نمود و در آینده مشخصات عملکردی پهبادهای بالزن را بدست آورد. برای این منظور، به بررسی عملکرد پروازی غاز شمالی (گونه‌ای از پرندگان مهاجر) پرداخته می‌شود: ابتدا پرواز پرندگان مهاجر مدلسازی می‌شود. پس از آن، توان شیمیایی و مکانیکی پرنده بدست آمده و تحلیل می‌گردد. سپس، ضمن استخراج روابط مناسب عملکرد پرواز، چندین متغیر عملکردی مهم همچون ضریب بازدهی آیرودینامیکی، نرخ اوج‌گیری، گرادبان اوج‌گیری، محدوده‌ی بهینه سرعت پرواز و برد پروازی کسب می‌شود. در نهایت، اثر تغییر ارتفاع و وزن پرنده و همچنین اثر تغییرات دما بر این متغیرهای عملکردی مورد مطالعه قرار می‌گیرد.

### واژگان کلیدی

پرندگان مهاجر، عملکرد پروازی، توان شیمیایی، توان مکانیکی، ضریب عملکرد آیرودینامیکی.

### ۱. مقدمه

نزدیک‌تر کرد. از آنجا که بشر در ابتدای راه برای توسعه چنین پهبادهایی قرار دارد، لازمه این امر انجام مطالعات گسترده حول نمونه‌های واقعی است. بنابراین، با بررسی پرندگان که طی میلیون‌ها سال بهینه شده‌اند می‌توان به توانایی‌های نهایی این پهبادهای آگاه شد. در این مسیر، تحقیقات متعددی در زمینه

پهبادهای بالزن یکی از فناوری‌هایی است که در سال‌های اخیر مورد توجه گسترده محققان قرار گرفته است. از آنجا که پهبادهای بالزن نیازمند سطح بسیار بالایی از فناوری هستند، باید آنها را از جنبه‌های مختلفی همچون آیرودینامیک، سازه و مکانیک پرواز مورد مطالعه قرار داد تا بتوان آن را به پرندگان واقعی در طبیعت

معادلات پروازه اوج‌گیری شتاب‌دار بدون غلتش با در نظر گرفتن فرضیاتی از جمله: جرم ثابت، شتاب گرانش ثابت و در نظر گرفتن پرنده به صورت جرم نقطه‌ای به صورت زیر است:

$$\begin{aligned} T \cos \alpha - D - W \sin \gamma &= m\dot{V} \\ T \sin \alpha + L - W \cos \gamma &= m \frac{V^2}{r} \end{aligned} \quad (1)$$

که  $T$  نیروی پیشران،  $D$  نیروی پسا،  $W$  نیروی وزن،  $L$  نیروی برآ و  $\alpha$  زاویه حمله،  $\gamma$  زاویه اوج‌گیری و  $r$  شعاع دوران در محور عمودی است.

مطابق با قانون دوم نیوتن، در حرکت پایا و بدون شتاب پرنده، نرخ تغییرات مومنتوم پرنده در خلاف جهت جرم پرنده برابر با نیروی وزنی است که بدان وارد می‌شود:

$$F = \frac{dM}{dt} = \frac{d(mv)}{dt} \quad (2)$$

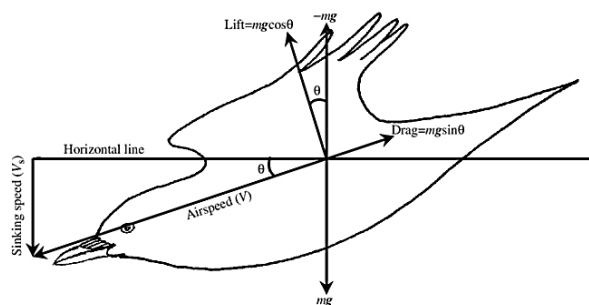
پرنده همواره باید نرخ ثابتی از کار را به وسیله ماهیچه‌های پروازی‌اش تولید کند تا این نرخ تغییرات مومنتوم را با تولید فرورزش<sup>۱</sup> ایجاد کند. پس باید اندام یا ابزاری وجود داشته باشد که انرژی حاصل از اکسید کردن سوخت را به کار تبدیل کند. بنابراین، نخست باید تخمین بزنیم که ماهیچه‌های پروازی یک پرنده در پرواز بال‌زدن<sup>۲</sup> و سُر خوردن<sup>۳</sup> (که معمولاً توسط یک پرنده مهاجر انجام می‌شود) تا چه حد قادر به تولید توان هستند.

توان متغیری است که می‌توان با استفاده از آن قابلیت‌های عملکردی یک پرنده را توجیه نمود. منحنی توان بیانگر رابطه توان پرنده بر حسب سرعت هوایی<sup>۴</sup> آن است. این منحنی می‌تواند وسیله‌ای برای مقایسه عملکرد پرنده‌گان مختلف باشد. هزینه فعالیت پرنده‌گان در مطالعه آیرودینامیکی، بیومکانیکی و مهاجرت بسیار مهم است و با استفاده از تحلیل منحنی توان موردنیاز می‌توان این هزینه را پیش‌بینی نمود. از سال‌ها پیش تا کنون تحقیقات زیادی در این زمینه صورت گرفته است که از آن جمله می‌توان مراجع [۱-۶] اشاره نمود.

به منظور تخمین منحنی توان، تا کنون دو روش مبتنی بر تئوری‌های آیرودینامیکی ارائه شده‌است: روش اول، تئوری تغییرات مومنتوم است که اولین بار توسط پنی‌کوئیک<sup>۵</sup> مطرح و بررسی شد و تا به امروز مورد استفاده محققان قرار گرفته‌است [۱، ۷]. او که بیشتر با دید عملکردی، پرنده را بررسی کرده است معتقد است که توان مورد نیاز بر واحد جرم پرنده تقریباً مستقل از اندازه‌ی بدن است، اما نسبت به سرعت پرواز به صورت یک منحنی U شکل تغییر می‌کند. توان در دسترس یک پرنده که

آیرودینامیک ناپایا صورت گرفته است، اما جنبه‌ای که کمتر مورد توجه قرار گرفته در حیطه مکانیک پرواز - عملکرد، پایداری و کنترل - این پهندها است. این مقاله تنها به بررسی مشخصات عملکردی اختصاص دارد. بدیهی است که روش‌های مرسوم تخمین عملکرد پروازی در پهندهای بالزن تفاوت بسیار زیادی با هواپیماهای بال ثابت دارد. اما متأسفانه نتایج آزمایش پروازی اندکی در زمینه عملکرد پروازی پهندهای بالزن (همچون سرعت کمینه، سرعت بیشینه، برد و مداومت پروازی) در مراجع برای اعتبارسنجی وجود دارد. لذا به منظور اعتبارسنجی مدل‌های مکانیک پرواز برای تخمین مشخصات عملکردی، ضروری است ابتدا عملکرد پروازی پرنده‌گان در طبیعت مورد بررسی قرار گرفته و با نتایج معادلات دینامیک پرواز (بهبودیافته برای تخمین عملکرد پروازی بالزن‌ها) مقایسه شود. در این مقاله، معادلات دینامیک پرواز برای محاسبه توان و مشخصات عملکردی پرنده‌گان بالزن استخراج شده است. در این مسیر، مشخصات عملکردی همچون انواع توان، سرعت کمینه و بیشینه، برد، مداومت پروازی و ضریب عملکرد آیرودینامیکی برای پرنده‌گان بدست می‌آید. مقایسه نتایج به دست آمده از این روش با توانایی‌های واقعی پرنده‌گان می‌تواند به عنوان اعتبارسنجی روش مورد استفاده قرار گیرد. سپس از این روش می‌توان برای محاسبه عملکرد نمونه‌های بالزن ساخته شده در ابعاد پرنده‌گان نیز بهره برد.

اگر یک پرنده بخواهد پرواز افقی و یکنواخت خود را حفظ کند، باید برآیند نیروهای عمودی وارد بر آن صفر شود؛ به عبارت دیگر، نیروی وزن به وسیله یک نیروی عمودی برابر با آن و در جهت مخالف خنثی شود. این نیرو یک نیروی آیرودینامیکی است که به وسیله‌ی جریان هوای گذرنده از بال تولید می‌شود. شکل ۱ نیروهای وارد بر پرنده در حین پرواز را نشان می‌دهد:



شکل ۱. شماتیک نیروهای وارد بر پرنده در حین پرواز

و تحلیل قرار گرفته است. از آنجا که کسب این نتایج عملکردی از داده‌های پروازی انواع پرندگان در رده وزنی‌های متفاوت وقت‌گیر و پرهزینه است و احتمال شکست چنین پروژه‌هایی بدون دست‌یابی به هدف مقبول نیز دور از ذهن نیست، استفاده از این روش گام موثری در کاهش هزینه‌های حاصل از مطالعه مستقیم پرندگان است چرا که تنها با دانستن مشخصات مورفولوژیکی پرنده می‌توان مشخصات عملکردی را محاسبه نمود. همچنین، بهبود عملکرد مدل‌های دست‌ساز با روش مذکور، هدف نهایی این تحقیق است.

## ۲. مدل‌سازی

همانطور که گفته شد، برای محاسبه توان در آغاز باید مدل را به کمک سه مولفه جرم، طول دهانه بال<sup>۷</sup> و مساحت بال تعریف نمود. این ارقام نمی‌توانند تقریبی باشند چون بسیار تعیین کننده هستند.

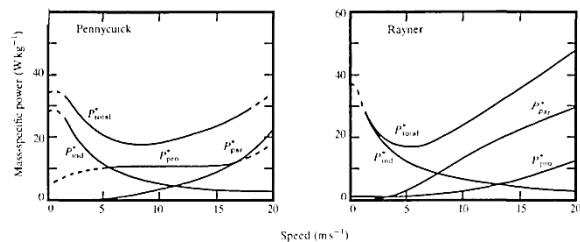
جرم کل یک پرنده به صورت زیر تعریف می‌شود [۲۰]:

$$m_{total} = m_{crop} + m_{empty} \quad (3)$$

که  $m_{empty}$  بیانگر جرم خالی و  $m_{crop}$  بیانگر جرم چینه‌دان است. جرم خالی در پرواز خود شامل سه مولفه‌ی جرم ماهیچه‌های پروازی، جرم چربی و جرم ایرفریم<sup>۸</sup> است. هرسه مولفه مذکور در طول یک مهاجرت طولانی کاهش می‌یابند. در بسیاری از گونه‌های پرندگان در قدام مدخل حفره سینه‌ای، مری حجیم می‌شود و چینه‌دان را تشکیل می‌دهد. وقتی که پرنده را بعد از یک پرواز طولانی در نظر بگیریم واضح است که تمام محتویات غذایی داخل چینه‌دان او به انرژی تبدیل شده یا به بافت‌های دیگر رفته‌است [۲۱]. در این حالت جرم چینه‌دان صفر بوده و جرم پرنده همان جرم خالی است.

غاز شمالی گونه‌ای از غازهای سیاه است که بیش‌تر در آمریکای شمالی و کانادا یافت می‌شود. اما به طور پراکنده در مناطق سردسیر اروپایی و آسیا نیز وجود دارند. یکی از بهترین الگوهای مورد مطالعه در مهاجرت پرندگان، مهاجرت بهاری غازها است. گونه‌ای از غازهای شمالی در آمریکا از اواخر زمستان مهاجرت خود را از آیس‌لند<sup>۹</sup> آغاز کرده و به طرف گرینلند<sup>۱۰</sup> مهاجرت می‌کنند [۲۲]. آن‌ها مسافتی در حدود ۲۴۰۰ تا ۳۵۰۰ کیلومتر را برای رسیدن به محل مورد نظر خود برای تولید مثل می‌پیمایند و در طول این سفر به طور میانگین در ارتفاع ۲۵۰۰ تا

ناشی از فعالیت‌های ماهیچه‌های پروازی اوست نیز حاصل مطالعات پنی کوئیک است [۱، ۲، ۸]. پنی کوئیک پس از طرح ایده‌ی خود ضمن بهبود محاسبات در تخمین منحنی توان، به روابط جالبی در رابطه با محدوده سرعت اقتصادی و فرکانس بال‌زدن در نمونه‌های مختلفی از پرندگان دست‌یافت [۹-۱۳]. روش دوم تئوری گردابه است که توسط راینر<sup>۶</sup> ارائه شده است. این روش، از طریق مشاهده مستقیم رفتار پرنده در جریان با قرار دادن آن در تونل باد، منتهی به تخمین منحنی توان می‌گردد [۱۴-۱۶]. از آنجا که هر دو روش، مبتنی بر تئوری‌های شناخته‌شده آیرودینامیکی است، این دو تئوری در تخمین منحنی توان منجر نتایج مشابهی می‌شوند. به عنوان مثال، در شکل ۲ منحنی توان مکانیکی بر واحد جرم برای یک کبوتر ۳۳۳ گرمی، مطابق با نظریه پنی کوئیک و نظریه راینر ارائه شده است [۷].

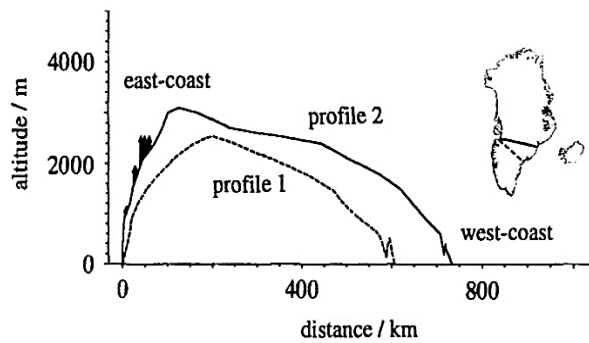


شکل ۲. مقایسه نتایج دو روش منحنی توان مکانیکی [۷]

مشاهده می‌شود که کمینه توان مورد نیاز بر واحد جرم و سرعت متناظر با آن در هر دو منحنی برابر است، اما به دلیل تفاوت در شیب مماس بر نمودار توان، محدوده بهینه سرعت متفاوت است.

مقالات بروز معمولاً در زمینه پهباداها است که غالباً محدود به مطالعات آیرودینامیکی است [۱۷-۱۹]. در مقاله حاضر ابتدا به کمک تئوری مونتوم به تخمین منحنی توان یک پرنده مهاجر پرداخته می‌شود. اما تحلیل‌ها به این سطح محدود نمی‌گردد، بلکه پس از آن، مشخصات عملکردی پرنده مهاجر همچون ضریب بازدهی آیرودینامیکی، نرخ اوجگیری، گرادیان اوجگیری، محدوده بهینه سرعت پرواز و برد به کمک دانش مکانیک پرواز استخراج شده و مورد تحلیل قرار می‌گیرند. سپس نتایج به‌دست آمده با نتایج حاصل از مطالعه مستقیم پرندگان مهاجر مقایسه شده است. همچنین در این مقاله، عوامل تاثیرگذار بر این مشخصات عملکردی همچون عوامل محیطی و شرایط پروازی مورد بررسی

۳۰۰۰ متر از سطح دریا پرواز می‌کنند [۲۳]. گازهای کوچک معمولاً این مسافت را به یکباره نمی‌پیمایند و آن را به چند پرواز کوتاه ۴۰۰ تا ۵۰۰ کیلومتری در مدت ۶/۵ تا ۷ ساعت با سرعت سیر متوسط ۱۹ متر بر ساعت تقسیم می‌کنند [۲۴]. اما در گونه‌های بالغ دیده شده‌است که پرنده توانایی پرواز تا ۲۶۰۰ کیلومتر در مدت ۱۴ تا ۱۹ ساعت بدون توقف را نیز دارد [۲۲]. شکل ۳ نمونه‌ای از حرکت پرنده در یک دوره بدون توقف است:



شکل ۳. تغییرات ارتفاع پرنده بر حسب برد پروازی [۲۲]

غاز در ابتدا با سرعت بسیار کمی شروع به پرواز و سپس اوجگیری می‌کند. در ابتدای فاز اوج‌گیری به دلیل داشتن زاویه زیاد به نظر می‌رسد که مسافت افقی زیادی را طی نکرده است. اما با زاویه کمی قادر به نزول است و میانگین سرعت نزول از اوج‌گیری بیشتر است [۲۵]. این پرنده باید ظرفیت زیادی برای پرواز با جرم سنگین از هنگام برخاست تا صعود به ارتفاع ۲۵۰۰ تا ۳۰۰۰ متر را داشته باشد. گازها در طول پرواز به لحاظ عملکردی بسیار محدود هستند؛ به عبارتی پرنده مجبور است نزدیک به نقاط کمینه منحنی توان و در حالت میانگین نزدیک به سرعت توان کمینه پرواز کند که کار بسیار دشواری است. پرنده با توجه به شرایط جوی و فیزیکی محیط و همچنین سرعت و توان خود تصمیم می‌گیرد که با چه نرخ اوج‌گیری کند و هم‌زمان سرعت افقی خود را نیز تنظیم می‌کند. یک نوع بالغ نر در مهاجرت بهاری دارای مشخصات ظاهری به شرح جدول ۱ می‌باشد [۲۶]:

جدول ۱. مشخصات یک غاز شمالی نر بالغ [۲۶]

جرم	طول دهانه بال	مساحت بال	ارتفاع پروازی
kg	m	m <sup>2</sup>	m
۱/۶	۱/۲	۰/۱۴۶	۲۵۰۰

### ۳. توان

توان نرخ انجام کار است و به مجموعه‌ای از ویژگی‌های پرنده مانند جرم، دهانه بال، مساحت بال، نسبت منطری و همچنین ویژگی‌های محیطی که پرنده در آن پرواز می‌کند مانند چگالی و شتاب جاذبه بستگی دارد. توان پروازی یک پرنده را می‌توان به دو دسته‌ی توان مکانیکی<sup>۱۱</sup> و توان شیمیایی<sup>۱۲</sup> تقسیم کرد. توان مکانیکی نرخ کاری است که ماهیچه‌های پروازی پرنده باید انجام دهند و توان شیمیایی نرخ مصرف انرژی حاصل از سوخت است.

#### ۳-۱. توان مکانیکی

توان مکانیکی از مجموع سه پارامتر زیر حاصل می‌شود:

##### توان القائی برای غلبه بر نیروی وزن

توان القائی  $P_{ind}$  نرخ کاری است که پرنده با ماهیچه‌های پروازی‌اش انجام می‌دهد. پرنده دائماً هوا را به طرف پایین شتابدار کرده و سرعت القائی ایجاد می‌کند. عکس‌العمل این نیرو به سمت بالا بوده و با این مکانیزم وزن پرنده کنترل می‌شود:

$$\frac{dM}{dt} = mg \rightarrow \dot{m}v_t = mg \quad (4)$$

سرعت پرنده برابر با برآیند سرعت القائی  $v_i$  و سرعت هوایی  $v_t$  خواهد بود [۲۰]:

$$v = \sqrt{v_t^2 + v_i^2} \quad (5)$$

نرخ جرمی جریان به صورت زیر می‌شود:

$$\dot{m} = \rho v S_d = \rho_{air} S_d \sqrt{v_t^2 + v_i^2} \quad (6)$$

$\rho$  چگالی هوا در ارتفاع پروازی است و  $S_d$  کدر محاسبات بالا مساحت صفحه بال<sup>۱۳</sup> است. در حین حرکت افقی رو به جلو ضمن افزایش سرعت هوایی، سرعت القائی کاهش می‌یابد. در ادامه  $v_t$  آنقدر افزایش می‌یابد که  $v_i$  در محاسبات سهم کوچکی پیدا کرده و نهایتاً برای ساده‌سازی معادلات می‌توان آن را در نظر نگرفت [۲۰]:

$$\dot{m} = \rho S_d v_t \quad (7)$$

صفحه‌ای که پرنده در آن بال می‌زند، همانند صفحه‌ای است که پره‌های هلیکوپتر در آن حرکت می‌کنند و می‌توان آن را تقریباً به یک صفحه عملگر<sup>۱۴</sup> نزدیک دانست که هوا می‌تواند آزادانه از آن عبور کند و ضمن عبور، افزایش آنی فشار را نیز تجربه کند. هوا در هنگام عبور از صفحه سرعت  $v_t$  دارد و پس از عبور از صفحه سرعت دو برابر خواهد شد [۲۰]. در واقع برای یافتن

ضریب پسای بدن<sup>۱۷</sup>  $C_{Db}$  تعریف می‌شود که مقدار آن همواره از ۱ کمتر بوده و برابر با نسبت پسای واقعی به پسای مرجع است.

تخمین توان پارازیت از اندازه‌گیری و یا تخمین مقادیر  $S_b$  و  $C_{Db}$  به دست می‌آید. در پرنده‌های مختلف، مساحت متغیر است و وابسته به متغیرهای بدنی آنها است. اما ضریب پسا تنها به شکل بدن وابسته است و از آنجایی که شکل ویژه بدن همه پرندگان بصورت دایروی در نظر گرفته می‌شود - که چندان هم دور از واقعیت نیست - این ضریب برای همه پرندگان یکسان است. برای اندازه‌گیری مساحت راه‌های عملی متعددی موجود است. اما یک فرمول ساده نیز وجود دارد که بتوان با استفاده از آن سطح مقطع را در انواع مختلف پرنده با هر جرمی تخمین زد [۲۰]:

$$S_b = 0.00813 m^{\frac{2}{3}} \quad (۱۴)$$

این بدان معناست که پرندگان مختلف شکل یکسانی دارند. همچنین در این محاسبات یک مقدار پیش فرض برای ضریب پسای بدن انتخاب شده که ۰/۲۵ می‌باشد [۲۶]. اما مقدار آن برای پرندگانی مثل لک‌لک‌ها که پاهای بلندی دارند و یا پلیکان‌ها که سر بزرگی دارند ممکن است بزرگتر باشد.

#### توان نمایه برای غلبه بر پسای ناشی از بال‌ها

توان نمایه توان مورد نیاز برای غلبه بر پسای ناشی از بال در اثر بال‌زدن بوده و دارای دو مؤلفه است. مؤلفه اول همان جریان ناشی از سرعت رو به جلوی پرنده بوده و دیگری ناشی از حرکت بال‌زدن است که بال حول محور محل اتصال به بدن چرخش دارد. در مؤلفه اول، پسا از کل بال ناشی می‌شود و انتظار می‌رود که تقریباً با مجذور سرعت افزایش یابد و در نتیجه باعث می‌شود که توان نمایه همانند توان پارازیت با مکعب سرعت افزایش یابد. اما مؤلفه دوم به فرکانس و دامنه بال‌زدن بستگی دارد. با افزودن این دو مؤلفه به یکدیگر توان نمایه در ابتدا افزایش می‌یابد (به دلیل افزایش سرعت رو به جلو) و سپس اندک اندک افت می‌کند و به دلیل کاهش فرکانس و دامنه بال‌زدن، سرعت به محدوده‌ی متوسط می‌رسد. اما با دوباره بال‌زدن، سرعت به مقدار بیشینه خود خواهد رسید. این نظریه یک راه ساده برای تخمین توان نمایه به دست می‌دهد [۱۱]. اما باید در نظر داشت که این مسیر برای برآورد عملکرد پرنده در سرعت‌های بسیار پایین که فرآیندهای آیرودینامیکی ناپایدار در آن مهم هستند و یا در سرعت‌های بالا که هیچ داده‌ای در آن وجود ندارد راه‌گشا نیست. عملکرد در سرعت متوسط اندازه‌گیری می‌شود و ما این سرعت را مقداری

تغییرات مومنتوم، نرخ جرمی جریان باید در سرعتی که جهت آن به طرف پایین بوده و مقدار آن  $2v_i$  است ضرب شود:

$$v_i = \frac{mg}{2v_t \rho_{air} S_d} \quad (۸)$$

به عبارت دیگر [۲۰]:

$$P_{ind} = \frac{(mg)^2}{2v_t \rho_{air} S_d} \quad (۹)$$

البته تقریب صفحه بال به صفحه‌ی عملگر چندان به واقعیت نزدیک نیست؛ اما این اقدام مزایای خودش را دارد. در واقع معادله (۹) یک بیان موقت برای توان القایی است که باید اصلاح شود. با معرفی پارامتری به نام ضریب توان القایی<sup>۱۵</sup>  $k$  در معادله (۹) این حقیقت آشکار می‌شود که جریان گذرنده از صفحه بال با جریان گذرنده از یک عملگر ایده‌آل متفاوت است [۲۰]:

$$P_{ind} = k \frac{2(mg)^2}{v_t \rho_{air} \pi B^2} \quad (۱۰)$$

محاسبه ضریب توان القایی با دانش امروزی برای یک پرنده در فاز بال‌زدن امکان‌پذیر نیست. همچنین باید گفت که مقدار آن با تغییر سرعت، قابل تغییر است. برای یک عملگر ایده‌آل این مقدار برابر با ۱ است و در این محاسبات مقدار آن به‌طور پیش‌فرض برابر ۱/۲ در نظر گرفته شده است [۲۷]. توجه داشته باشید که طبق معادله (۱۰) توان القایی در پرواز افقی با معکوس سرعت هوایی متناسب است. بنابراین نمودار برای سرعت صفر تعریف نشده است. پسای القایی  $D_i$  را می‌توان به صورت زیر تعریف کرد:

$$D_i = \frac{P_{ind}}{v_t} = \frac{2k(mg)^2}{v_t^2 \rho_{air} \pi B^2} \quad (۱۱)$$

#### توان پارازیت برای غلبه بر پسای بدنه

توان پارازیت  $P_{par}$ ، نرخ کاری است که پرنده برای غلبه بر نیروی پسای بدن خود انجام می‌دهد و این مقدار پسای ناشی از برآ را شامل نمی‌شود [۲۰]. برای یک بدن ساده پسا به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$D_b = \frac{v_t^2 \rho_{air} S_b C_{Db}}{2} \quad (۱۲)$$

در نتیجه توان پارازیت از رابطه زیر بدست می‌آید:

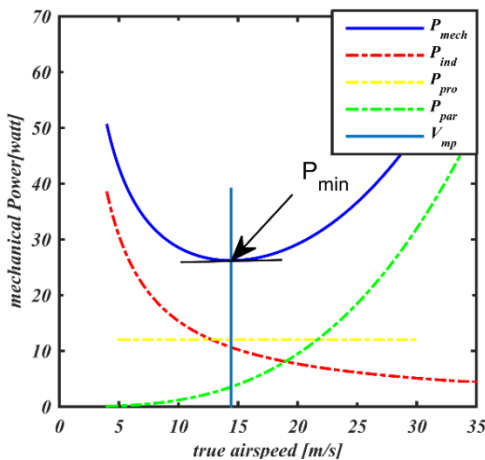
$$P_{par} = \frac{v_t^3 \rho_{air} S_b C_{Db}}{2} \quad (۱۳)$$

ضریب  $0.5\rho v^2$  را فشار دینامیکی می‌نامند که در سطح مقطع عریض ترین قسمت بدن پرنده  $S_b$  ضرب می‌شود. فشار در واحد سطح برابر با نیرو است و این نیرو همان پسا است. مقدار پسای واقعی بدن به دلیل شکل استریم‌لاین<sup>۱۶</sup> بدن، در واقعیت از چیزی که قبلاً گفته شد کمتر است. در اینجا عدد بی‌بعدی به نام

توان پروفیل<sup>۲۳</sup>  $C_{pro}$  مقدار نسبت توان پروفیل تعریف می‌شود. مقدار پیش فرض قابل قبول برای ثابت توان پروفیل را می‌توان  $1/4$  در نظر گرفت [۲۰]. لذا داریم:

$$X_1 = \frac{C_{pro}}{AR} \quad (19)$$

و در نهایت مقدار حدودی توان نمایه مشخص می‌شود. در شکل ۴ نمودار توان مکانیکی شامل توان القایی، توان پارازیت و توان نمایه به همراه سرعت در توان کمیته برای گاز شمالی ترسیم شده است.



شکل ۴. منحنی توان مکانیکی، مجموع سه توان القایی، پارازیت و نمایه به همراه سرعت در توان کمیته برای پرواز یک

### ۳-۲. توان شیمیایی و ضریب عملکرد آیرودینامیکی

توان مکانیکی را می‌توان با استفاده از ضریب عملکرد موثر<sup>۲۴</sup>  $N_{mech}$  محاسبه نمود:

$$N_{mech} = \frac{mgv_t}{P_{mech}} \quad (20)$$

با توجه به تعریف توان در رابطه فوق، نسبت  $\frac{P_{mech}}{v_t}$  می‌تواند به صورت میانگین نیروی افقی موردنیاز برای جلو راندن پرنده دیده‌شود و ضریب عملکرد موثر نسبت وزن به این نیروی افقی است. این مقدار با فاصله پیموده شده به جلو و کار مکانیکی انجام شده توسط عضلات نیز متناسب است. در مطالعه مهاجرت پرندگان بیشتر به محاسبه فاصله طی شده بر واحد انرژی حاصل از سوخت مصرفی علاقمندیم و آن را ضریب عملکرد حاصل از سوخت مصرفی<sup>۲۵</sup>  $N$  می‌نامیم. این پارامتر به لحاظ تعریف با ضریب عملکرد موثر متفاوت بوده و دلیل این تفاوت وجود پارامتری به نام مشخصه کارایی<sup>۲۶</sup>  $\eta$  است.

$$N = \frac{mgv_t}{\eta P_{chem}} \quad (21)$$

بین سرعت در توان کمیته<sup>۱۸</sup>  $v_{mp}$  بعنوان حد پایین و سرعت بیشینه برد<sup>۱۹</sup>  $v_{mr}$  بعنوان حد بالا در نظر می‌گیریم. ثانیاً افزودن توان نمایه به توان القایی و پارازیت مقدار  $v_{mp}$  را تغییر نمی‌دهد و به طور کلی در محدوده مذکور توان نمایه مستقل از سرعت است. عقیده ای که درپس این نظریه وجود دارد این است که توان نمایه در پرواز با سرعت متوسط اساساً محصول فرعی تلاش پرنده در تولید توان پارازیت و توان القایی است و می‌توان آن را از مجموع کمیته این دو توان محاسبه نمود [۲۰]. لذا توان مکانیکی برای یک پرنده ایده‌آل بدون در نظر گرفتن توان نمایه به صورت زیر می‌باشد:

$$P_{mech} = \frac{2k(mg)^2}{v_t \pi B^2 \rho} + \frac{\rho v_t^3 s_b C_{Db}}{2} \quad (15)$$

اگر مشتق رابطه (۱۵) برحسب  $v_t$  برابر با صفر قرار داده‌شود، مقدار سرعت در کمیته به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$v_{mp} = \frac{0.807 k^{1/4} m^{1/2} g^{1/2}}{\rho^{1/2} B^{1/2} s_b^{1/4} C_{Db}^{1/4}} \quad (16)$$

سرعت متناظر با توان کمیته، مرز ناحیه ناپایدار سرعت برای یک پرنده است و به همین دلیل حد پایین سرعت بهینه در نظر گرفته می‌شود. هرگاه سرعت را در ناحیه سرعت‌های کمتر از این سرعت افزایش دهیم، توان مکانیکی افت کرده و توان اضافی<sup>۲۰</sup> که اختلاف توان موردنیاز و در دسترس است افزایش خواهد داشت. در این حالت پرنده شتاب خود را حفظ کرده و سرعت را به مقادیر بیش‌تر از حد پایین سرعت می‌رساند که ناحیه پایدار سرعت بوده و با افزایش سرعت توان مکانیکی افزایش می‌یابد. لازم به ذکر است که پرواز در سرعت‌های کمتر از  $v_{mp}$  امکان پذیر اما دشوار است و پرندگان در صورت لزوم قادر به انجام آن هستند. با جایگزین کردن این سرعت به جای  $v_t$  در معادله ۱۶، می‌توان به توان کمیته مطلق<sup>۲۱</sup> رسید که به معنای توان موردنیاز یک پرنده ایده‌آل در پرواز با سرعت در توان کمیته است:

$$P_{am} = \frac{1.05 k^{3/4} m^{3/2} g^{3/2} s_b^{1/4} C_{Db}^{1/4}}{\rho^{1/2} B^{3/2}} \quad (17)$$

لذا می‌توان گفت که توان نمایه ضریب ثابتی از توان کمیته مطلق است [۲۰]:

$$P_{pro} = X_1 P_{am} \quad (18)$$

در رابطه فوق ضریب ثابت  $X_1$  نسبت توان پروفیل<sup>۲۳</sup> نامیده می‌شود. این مقدار در محاسبات ابتدایی بصورت پیش فرض  $1/4$  در نظر گرفته‌شده، اما باید گفت که توان نمایه با مساحت بال متناسب است [۲۰]. با تعریف یک مقدار ثابت اضافی به نام ثابت

همچنین از حاصل ضرب مساحت جلوی بدن در ضریب پسای بدن که قبلاً به آن ها پرداخته شد استفاده می‌شود:

$$A = C_{Db} S_b \quad (23)$$

با توجه به تعاریف برای مقدار سرعت برد بیشینه تعریف می‌شود:

$$v_{mr} = \frac{k^{1/4} m^{1/2} g^{1/2}}{\rho^{1/2} S_d^{1/4} A^{1/4}} \quad (24)$$

و برای توان مکانیکی مورد نیاز در پرواز با سرعت برد بیشینه داریم:

$$P_{mr} = \frac{k^{3/4} m^{3/2} g^{3/2} A^{3/2}}{\rho^{1/2} S_d^{3/4}} \quad (25)$$

از ادغام نتایج بالا و جای‌گذاری در رابطه (۲۰) می‌توان به ضریب عملکرد نهایی برای یک پرنده ایده‌آل رسید:

$$N_{ult} = \frac{mgv_{mr}}{P_{mr}} = \sqrt{S_d/A} \quad (26)$$

توجه داشته باشید که حداکثر مقدار عملی ضریب عملکرد مؤثر برای یک پرنده واقعی به علت پسای نمایه بال‌ها و اضافات متابولیکی به میزان قابل توجهی کمتر از مقدار به‌دست‌آمده برای یک پرنده ایده‌آل است. در تحلیل پروازهای مهاجرت‌گونه در هنگام محاسبه ضریب عملکرد باید به تغییر جرم، مساحت جلوی بدن و سرعت توجه شود. اکنون توان مکانیکی و توان شیمیایی را به همراه محدوده اقتصادی سرعت برای یک غاز شمالی به صورت هم‌زمان قابل ترسیم است. این نمودار برای ارتفاع ۲۲۵۰ متر از سطح دریا در شکل ۵ ارائه شده‌است. همچنین نمودار ضریب عملکرد آیرودینامیکی برای پرواز غاز شمالی در ارتفاع ۲۲۵۰ متر در شکل ۶ نمایش داده شده‌است.

#### ۴. نرخ و گرادیان اوج‌گیری

توانایی عدم برخورد با موانع در حین پرواز وابسته به زاویه‌ای است که پرنده در هنگام مواجهه با این مانع به خود می‌گیرد. همچنین، در طول پرواز مهاجرت‌گونه هنگامی که پرنده با یک توده هوای نامساعد یا اغتشاشات جوی برخورد می‌کند لازم است که در کم‌ترین زمان ارتفاع خود را تغییر دهد و این اهمیت مطالعه عملکرد پرنده در هنگام اوج‌گیری را می‌رساند [۲۷]. نرخ اوج‌گیری برابر با مؤلفه عمودی سرعت پرنده است. زمان اوج‌گیری منحصر به فرد نیست اما حداقل آن منحصر به فرد بوده و بستگی به توان اضافی دارد. اگر فرض شود که پرنده مورد نظر مشابه با یک

در هر سرعت، بزرگ‌ترین مؤلفه توان شیمیایی به وسیله تقسیم توان مکانیکی به مشخصه کارایی که مقداری ثابت و برابر با  $0.23$  فرض می‌شود به دست می‌آید [۲۰]. این یک معادله مستقیم در تعریف انرژی حاصل از سوخت مصرفی در اثر کار انجام شده توسط ماهیچه‌های پروازی می‌باشد که مقدار سوخت و ساز پایه به آن افزوده می‌شود و به نظر می‌رسد که مقدار آن مستقل از سرعت است. اما در طول مهاجرت کاهش می‌یابد چرا که توده‌ی بدنی در طول پرواز کاهش می‌یابد و به توان شیمیایی کل افزوده می‌شود و توان لازم برای عملکرد ریه‌ها و سیستم گردش خون فراهم می‌گردد.

همانگونه که مشاهده می‌شود، ضریب عملکرد حاصل از سوخت مصرفی خود تابعی از سرعت است و با تغییر سرعت هوایی مقدار آن قابل تغییر است. با افزایش سرعت از حد پایین، این ضریب نیز قویاً افزایش یافته و پس از رسیدن به نقطه بیشینه، به یکباره افت می‌کند و سیر نزولی در پیش می‌گیرد. ضریب عملکرد در سرعت بیشینه برد متوقف می‌شود. سرعت بیشینه برد مقداری است که پرنده در آن بهترین مسافت را به ازای هر واحد انرژی حاصل از سوخت مصرفی طی می‌کند. به عبارتی این سرعت همان سرعت اقتصادی در یک هواپیماست. باید توجه داشت که این سرعت لزوماً حد بالای سرعت پرنده در مهاجرت نیست و پرنده با مقادیر بیشتری از سرعت نیز قادر به پرواز خواهد بود. ممکن است توان مورد نیاز پرنده به دلیل ظرفیت‌های آن به لحاظ تنفس و ساختار، از توان تولید شده در سرعت مذکور بیشتر باشد؛ خصوصاً هنگامی که پرنده بار سنگینی از غذا و چربی را با خود حمل می‌کند. همچنین باید دانست که حد بالای سرعت در ناحیه پایدار سرعت قرار داشته و با تجاوز از این مقدار توان افزایش می‌یابد. به هر حال، مقدار ضریب عملکرد باید در سرعت بیشینه برد به مقدار حداکثر خود برسد؛ اما چون این مقدار شامل اضافات متابولیکی نیز هست، تنها می‌توان آن را بصورت عددی تخمین زد. در عوض ضریب عملکرد مکانیکی مؤثر متغیری است که می‌توان بیشینه آن را برای هر پرنده ایده‌آل به صورت دقیق‌تری محاسبه نمود که در ذیل به آن پرداخته شده‌است.

در ابتدا لازم است دو متغیر ظاهری تعریف گردد. به غیر از طول دهانه بال، در اینجا از مساحت صفحه بال  $S_d$  نیز استفاده می‌شود که مساحت دایره‌ای به قطر دهانه‌ی بال است [۲۰]:

$$S_d = \frac{\pi B^2}{8} \quad (27)$$

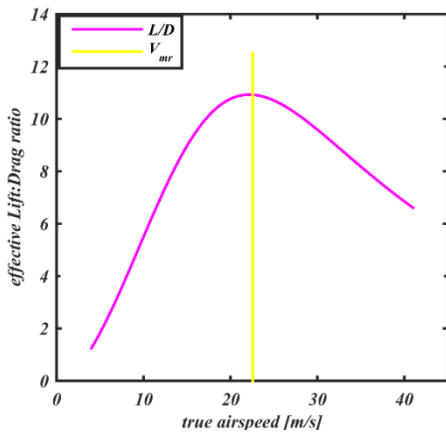
با استفاده از مقادیر توان شیمیایی و توان مکانیکی، می‌توان نرخ اوج و گرادیان اوج‌گیری را برای یک پرنده مهاجر به‌دست آورد. نمودار نرخ و گرادیان اوج‌گیری برای پرواز یک غاز شمالی در ارتفاع ۲۵۰۰ متر در شکل‌های ۷ و ۸ ترسیم شده‌است. در جدول ۲ به بررسی عددی پارامترهای عملکردی به‌دست آمده از نمودارها پرداخته شده‌است.

هوابیامی ملخی است، هرچند فرض کاملاً صحیحی نباشد نرخ اوج‌گیری<sup>۲۷</sup> به‌صورت زیر تعریف خواهد شد:

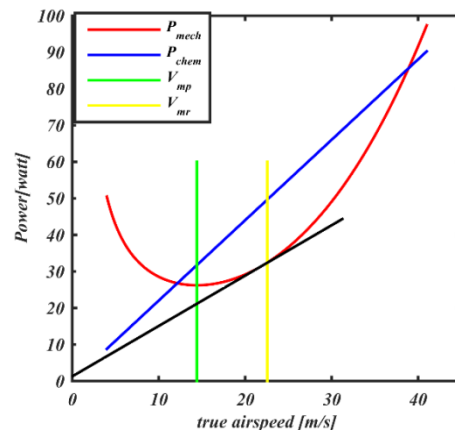
$$ROC = \frac{P_A - P_R}{mg} = \frac{EP}{mg} \quad (27)$$

همچنین گرادیان اوج‌گیری<sup>۲۸</sup> که برابر با سینوس زاویه اوج‌گیری است، با فرضی مشابه به‌صورت زیر قابل محاسبه است:

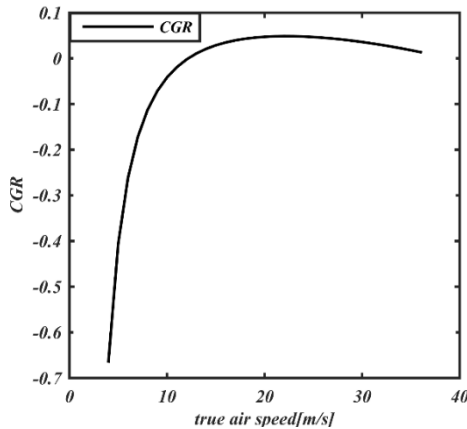
$$CGR = \frac{P_A - P_R}{mgv_t} = \frac{EP}{mgv_t} \quad (28)$$



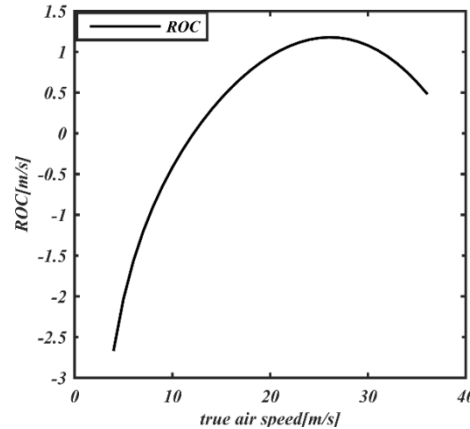
شکل ۶. نمودار ضریب عملکرد آیرودینامیکی موثر برای پرواز یک غاز شمالی در ارتفاع ۲۵۰۰ متر از سطح دریا



شکل ۵. نمودار توان به همراه محدوده سرعت اقتصادی برای پرواز یک غاز شمالی در ارتفاع ۲۵۰۰ متر از سطح دریا



شکل ۸. نمودار گرادیان اوج‌گیری برای پرواز یک غاز شمالی در ارتفاع ۲۵۰۰ متر از سطح دریا



شکل ۷. نمودار نرخ اوج‌گیری برای پرواز یک غاز شمالی در ارتفاع ۲۵۰۰ متر از سطح دریا

جدول ۲. بررسی عددی پارامترهای عملکردی

کمینه توان مکانیکی	بیشینه توان اضافی	سرعت توان کمینه	سرعت بیشینه برد	بیشینه ضریب عملکرد	بیشینه نرخ اوج‌گیری	بیشینه گرادیان اوج‌گیری
W	W	m/s	m/s	-	m/s	-
۲۶	۱۸/۵	۱۴/۴	۲۲/۵	۱۱	۱/۱۷	۰/۰۵

که در این رابطه  $N$  ضریب عملکرد موثر حاصل از سوخت مصرفی،  $\eta$  ضریب بازدهی بال و  $F$  کسر جرمی و  $e$  چگالی انرژی حاصل از سوخت است.  $\left(\frac{e\eta}{g}\right)$  در محاسبات مقدار ثابت در نظر

### ۵. برد

برای محاسبه برد از رابطه برگوئی استفاده می‌شود:

$$R = N \left(\frac{e\eta}{g}\right) \ln\left(\frac{1}{1-F}\right) \quad (29)$$



می‌تواند باشد [۲۶]. در پژوهشی دیگر در رابطه با مهاجرت بهاری گاز های شمالی به سمت گرینلند، یک دسته گاز ۱۸ گاز نر و ۱۵ گاز ماده مورد مطالعه قرار گرفته و در رابطه با برد پروازی آنها نتایج خوبی حاصل شده است. این مطالعات نشان می‌دهد که همه گازها می‌توانند در طول یک دوره پرواز بدون استراحت مسافتی بالغ بر ۲۴۰۰-۲۶۰۰ کیلومتر را بپیمایند و تنها ۱۴ گاز نر و ۸ گاز ماده توانسته‌اند مسافت ۳۳۰۰-۳۵۰۰ کیلومتری را بدون وقفه پرواز کنند [۲۸].

در محاسبات ارائه شده تغییرات چگالی محیط تنها تابعی ارتفاع در نظر گرفته شده است. همچنین شرایط جوی مانند اثر باد، شرایط جغرافیایی منطقه و... در طول پرواز اعمال نشده است. در جدول ۴ به مقایسه عددی پارامترهای عملکردی محاسبه شده طبق معادله‌های فوق با مقادیر واقعی در شرایط پرواز پرداخته شده است. همچنین مدل با پرنده‌گانی مقایسه شده که در طی مهاجرت بهاری مورد مطالعه قرار گرفته‌اند و دارای ابعاد مورفولوژیکی یکسان بوده و تولرانس ابعاد بسیار کم می‌باشد.

جدول ۴. بررسی عددی پارامترهای عملکردی

پارامتر	سرعت توان کمینه	سرعت بیشینه برد	بیشینه نرخ اوج‌گیری	برد پروازی
واحد	m/s	m/s	m/s	km
محاسبه شده	۱۴/۴	۲۲/۵	۱/۱۷	۳۴۳۰
واقعی	۱۲	۱۸/۷	۰/۱۱	۲۴۰۰
درصد خطا	۱۶٪	۱۶٪	۹۰٪	۳۰٪

## ۷. بررسی تاثیرات چگالی بر توان، سرعت و ضریب

### عملکرد آیرودینامیکی

بررسی عملکرد پرنده بدون در نظر گرفتن محیط پرواز امکان‌پذیر نیست. بدیهی است که نیروهای آیرودینامیکی وارد بر هر جسم پرنده، وابسته به شرایط جوی و حرکت نسبی بین پرنده و جو هستند. از این‌رو، برای تحلیل عملکرد به بررسی جو پرداخته می‌شود. با افزایش ارتفاع پروازی چگالی محیط کاهش می‌یابد و این تغییرات تاثیر بسزایی بر توان دارد. در شکل ۹ مشاهده می‌شود که توان پروازی مورد نیاز یک پرنده چگونه تحت تاثیر چگالی تغییر خواهد کرد. در این شکل، توان مکانیکی و شیمیایی برای دو ارتفاع هم‌تراز و ۲۵۰۰ متر از سطح دریا در روز استاندارد

گرفته شده است. با توجه به فرضیات فوق، معادله ۲۷ به صورت زیر خواهد بود:

$$R_{max} = N_{max} \left( \frac{e_{fat} \eta}{g} \right) \ln \left( \frac{1}{1 - F_{fat}} \right) \quad (30)$$

$e_{fat}$  چگالی انرژی حاصل شده از سوخت مصرفی است که با استفاده از داده‌های تجربی برای یک گاز شمالی اندازه‌گیری شده است [۲۸]. برای این مدل با جرم ۱/۶ کیلوگرم، جرم توده لاغر ۱/۲۵ کیلوگرم محاسبه شده است [۲۶]. منظور از  $F_{fat}$  همان نسبت جرم توده چربی به جرم کل پرنده است. اگر جرم توده برابر با ۰/۳۵ کیلوگرم باشد، اختلاف جرم کل و جرم خالی آنگاه رابطه ذیل حاصل می‌شود:

$$F_{fat} = \frac{m_{fat}}{m} \quad (31)$$

که  $m_{fat}$  همان جرم توده چربی است. در جدول ۳ مقادیر مورد استفاده در این محاسبات آورده شده است [۲۸]:

جدول ۳. ثابت‌های موجود در رابطه برد [۲۸]

بیشینه ضریب عملکرد	ضریب بازدهی بال	کسر جرمی	چگالی انرژی	شتاب گرانش
-	-	-	j/kg	m/s <sup>2</sup>
۱۶/۳۱	۰/۲۳	۰/۲۱	۳/۹×۱۰ <sup>۷</sup>	۹/۸۱

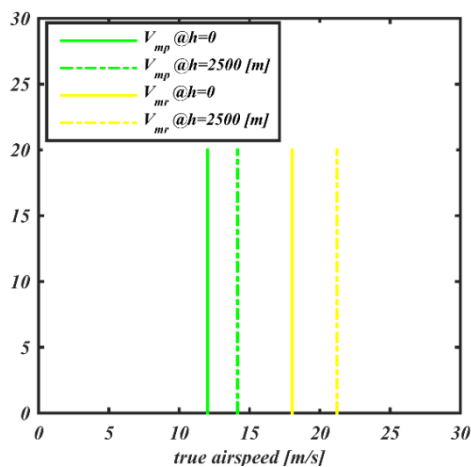
با جایگذاری اطلاعات جدول ۳ در رابطه (۳۰) مقدار برد برای گاز شمالی برابر با ۳۴۳۰ کیلومتر محاسبه می‌شود.

## ۶. اعتبارسنجی

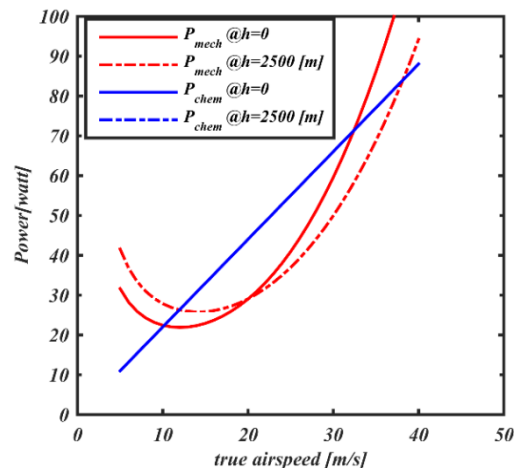
ابعاد مورفولوژیکی مورد استفاده در این محاسبات از دیگر مراجع به دست آمده و امکان اندازه‌گیری مستقیم نبوده است. اندازه‌گیری دقیق مشخصاتی چون سرعت پروازی، نرخ اوج‌گیری، گردان‌ها اوج‌گیری، برد و مداومت پروازی که فرمول مناسبی برای محاسبه آن در دست نیست- به وسیله ماهواره‌های تلمتری و جی‌پی‌اس صورت می‌گیرد. در یک مطالعه تجربی در رابطه نرخ صعود و نزول یک دسته گاز مهاجر در مهاجرت بهاری و پاییزی، مقدار سرعت توان کمینه که برای پرنده‌گان همان سرعت متوسط سیر است، مقداری برابر با ۱۲/۰ متر بر ثانیه و سرعت بیشینه برد برابر با ۱۸/۷ اندازه‌گیری شده است، همچنین پرنده‌گان به طور متوسط ۰/۱۱ متر بر ثانیه اوج‌گیری انجام داده‌اند که این مقدار بسته به عوامل مختلف جغرافیایی و توانمندی بدنی بیشتر یا کمتر نیز

سرعت در ارتفاع همتراز و ۲۵۰۰ متر در شکل ۹ نمایش داده شده‌است. براساس این نتایج، محدوده سرعت پرنده با افزایش ارتفاع افزایش خواهد یافت که در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود. در نهایت اثر تغییر چگالی بر ضریب عملکرد آیرودینامیکی در شکل ۱۱ نمایش داده شده‌است. تاثیر ارتفاع پروازی بر بیشینه ضریب عملکرد اندک است؛ اما با افزایش ارتفاع، مقدار بیشینه در سرعت بیش‌تری اتفاق می‌افتد. نتایج عددی مربوطه در جدول ۵ ارائه شده است.

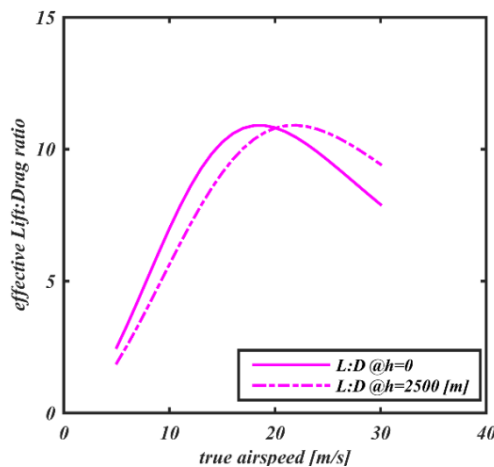
به صورت هم‌زمان ترسیم شده‌است. مشاهده می‌شود که کمینه توان مکانیکی با افزایش ارتفاع افزایش می‌یابد و همچنین نمودار در جهت ساعت‌گرد انتقال می‌یابد. اما توان شیمیایی به علت لحاظ نکردن اثر ارتفاع در محاسبات تغییری نخواهد کرد. در واقع در محاسبه توان شیمیایی ما به ابعاد فیزیکی پرنده، بازدهی ماهیچه‌های پروازی و ضریب عملکرد آیرودینامیکی ناشی از مصرف سوخت در اثر بال زدن توجه داریم که در اثر تغییر چگالی محیط، دست‌خوش تغییر نخواهد شد. همچنین تغییر محدوده



شکل ۱۰. اثر تغییر چگالی بر محدوده سرعت اقتصادی یک غاز شمالی. خط توپُر: پرواز در سطح دریا، خط چین: پرواز در ارتفاع ۲۵۰۰ متر از سطح دریا



شکل ۹. اثر تغییر چگالی بر توان پروازی یک غاز شمالی. خط توپُر: پرواز در سطح دریا، خط چین: پرواز در ارتفاع ۲۵۰۰ متر از سطح دریا



شکل ۱۱. اثر تغییر چگالی بر ضریب عملکرد آیرودینامیکی یک غاز شمالی. خط توپُر: پرواز در سطح دریا، خط چین: پرواز در ارتفاع ۲۵۰۰ متر از سطح دریا

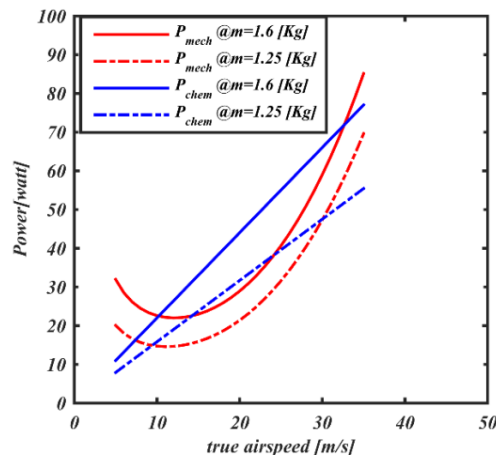
جدول ۵. بررسی عددی تاثیر چگالی بر پارامترهای عملکردی

ارتفاع	کمینه توان مکانیکی	بیشینه توان اضافی	سرعت توان کمینه	سرعت بیشینه برد	بیشینه ضریب عملکرد
واحد	W	W	m/s	m/s	-
سطح دریا	۲۲	۱۵/۳	۱۲	۱۸	۱۱
۲۵۰۰ متر	۲۶	۱۸/۵	۱۴/۴	۲۲/۵	۱۱

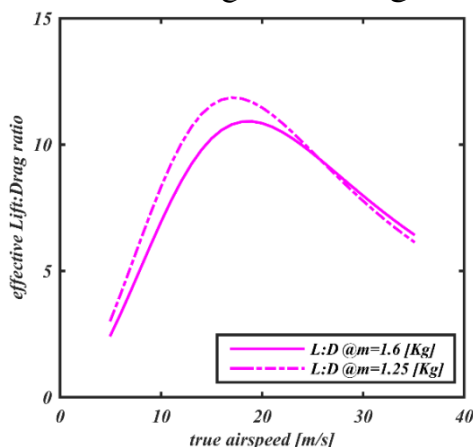
## ۸. بررسی تاثیرات جرم بر توان، سرعت و مشخصات عملکردی

در پروازهای مهاجرت گونه، معمولاً پرندگان ساعت‌ها مجبور به پرواز هستند. پرواز در طولانی مدت تاثیر زیادی بر جرم پرندگان خواهد داشت. در نتیجه وزن پرنده در هنگام شروع پرواز که به تازگی تغذیه کرده، با وزن آن پس از مدت زیادی فعالیت و مصرف سوخت ماهیچه‌ای متفاوت خواهد بود. این تغییر جرم می‌تواند تاثیر به سزایی در سرعت و توان و به تبع آن بر مشخصات

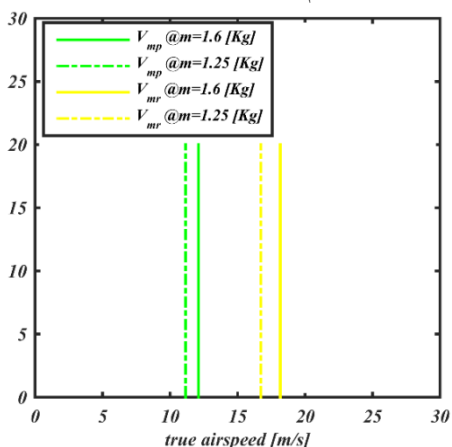
آیرودینامیکی داشته باشد. برای این مدل با جرم ۱/۶ کیلوگرم، جرم توده لاغر ۱/۲۵ کیلوگرم محاسبه شده است [۲۶]. تاثیرات جرم بر توان در شکل ۱۲ نمایش داده شده است. مشاهده می‌شود که کاهش جرم پرنده در طول پرواز باعث کاهش توان شیمیایی و مکانیکی خواهد شد. به صورت مشابه، اثرات تغییر جرم پرنده بر محدوده پروازی و ضریب عملکرد آیرودینامیکی در شکل‌های ۱۳ و ۱۴ نمایش داده شده‌است. تغییر متغیرهای مهم پروازی در اثر تغییر وزن پرنده در جدول ۶ ارائه گردیده است.



شکل ۱۲. اثر تغییر جرم بر توان مکانیکی یک غاز شمالی برای پرواز در ارتفاع ۲۵۰۰ متر از سطح دریا خط توپیر: شروع پرواز، خط چین: انتهای پرواز



شکل ۱۴. اثر تغییر جرم بر ضریب عملکرد آیرودینامیکی یک غاز شمالی برای پرواز در ارتفاع ۲۵۰۰ متر از سطح دریا خط توپیر: شروع پرواز، خط چین: انتهای پرواز



شکل ۱۳. اثر تغییر جرم بر رنج اقتصادی سرعت یک غاز شمالی برای پرواز در ارتفاع ۲۵۰۰ متر از سطح دریا خط توپیر: شروع پرواز، خط چین: انتهای پرواز

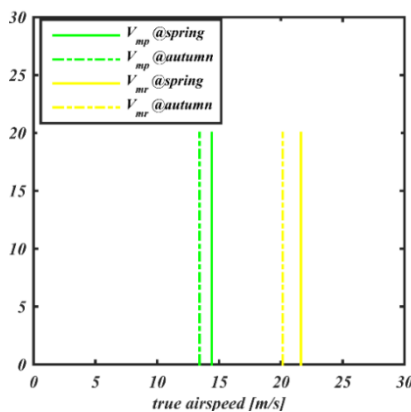
جدول ۶. بررسی عددی تاثیر جرم بر پارامترهای عملکردی

پارامتر واحد	کمینه توان مکانیکی Watt	بیشینه توان اضافی Watt	سرعت توان کمینه m/s	سرعت بیشینه برد m/s	بیشینه ضریب عملکرد
شروع پرواز (۱/۶ کیلوگرم)	۲۶	۱۸/۵	۱۴/۴	۲۲/۵	۱۱
انتهای پرواز (۱/۲۵ کیلوگرم)	۱۵	۱۰/۳	۱۱/۱	۱۶/۷	۱۲

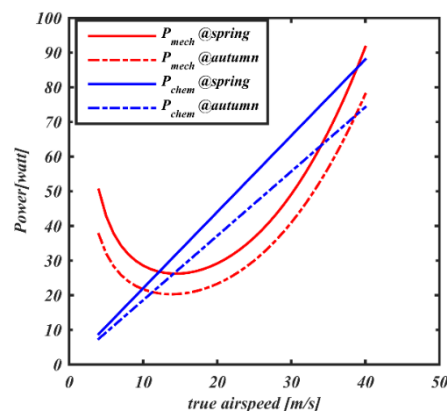
## ۹. بررسی اثر کاهش دما بر توان، سرعت و مشخصات عملکردی

با بررسی الگوی مهاجرت پاییزی غازهای شمالی مشاهده می‌شود برخلاف دیگر مشخصات مورفولوژیکی، پرنده جرم کمتری خواهد داشت. لذا بررسی تغییر دما در فشار استاندارد، مانند بررسی همزمان اثر تغییر جرم و ارتفاع خواهد بود. نتایج به دست آمده در مقایسه عملکرد غازهای شمالی در مهاجرت بهار و پاییز نشان می‌دهد که سرعت پرنده تا ۱-۲ متر بر ثانیه کاهش می‌یابد [۲۶]. برای این مدل با جرم ۱/۶ کیلوگرم در مهاجرت بهاری، جرمی برابر ۱/۳۵ کیلوگرم در مهاجرت پاییزی محاسبه شده است [۲۶]. همچنین دما در مهاجرت پاییزی را ۲۰ درجه کمتر از دمای بهار

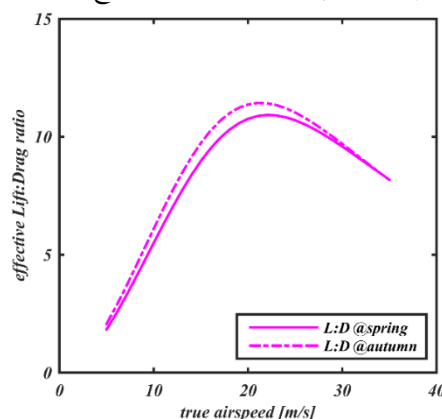
در نظر گرفته شده‌است. تاثیر تغییرات دما بر توان در شکل ۱۵ نشان داده شده است. این تغییرات باعث کاهش توان اضافی، سرعت کمینه و سرعت بیشینه شده‌است. در شکل ۱۶ اثر تغییر دما بر محدوده سرعت بررسی شده‌است. همانگونه که انتظار می‌رود، در اثر کاهش دما سرعت توان کمینه و سرعت بیشینه برد کاهش می‌یابد. اثر تغییر دما بر بیشینه ضریب عملکرد آیرودینامیکی در شکل ۱۷ نشان داده شده‌است. به دلیل کاهش جرم پرنده در فصول سرد، افزایش مقدار بیشینه ضریب عملکرد نیز دور از انتظار نیست. همچنین در جدول ۷ به بررسی عددی این پارامترها پرداخته شده است.



شکل ۱۶. اثر تغییر دما بر محدوده سرعت یک غاز شمالی برای پرواز در ارتفاع ۲۵۰۰ متر از سطح دریا خط توپ‌ر: مهاجرت بهاری، خط چین: مهاجرت پاییزی



شکل ۱۵. اثر تغییر دما بر توان یک غاز شمالی برای پرواز در ارتفاع ۲۵۰۰ متر از سطح دریا خط توپ‌ر: مهاجرت بهاری، خط چین: مهاجرت پاییزی



شکل ۱۷. اثر تغییر دما بر ضریب عملکرد آیرودینامیکی یک غاز شمالی برای پرواز در ارتفاع ۲۵۰۰ متر از سطح دریا خط توپ‌ر: مهاجرت بهاری، خط چین: مهاجرت پاییزی

جدول ۷. بررسی عددی اثر کاهش دما بر پارامترهای عملکردی

پارامتر واحد	کمینه توان مکانیکی Watt	بیشینه توان اضافی Watt	سرعت توان کمینه m/s	سرعت بیشینه برد m/s	بیشینه ضریب عملکرد
مهاجرت بهاری	۲۶	۱۸/۵	۱۴/۴	۲۲/۵	-
مهاجرت پاییزی	۲۱	۱۶/۵	۱۳/۴	۲۰/۱	۱۱/۴

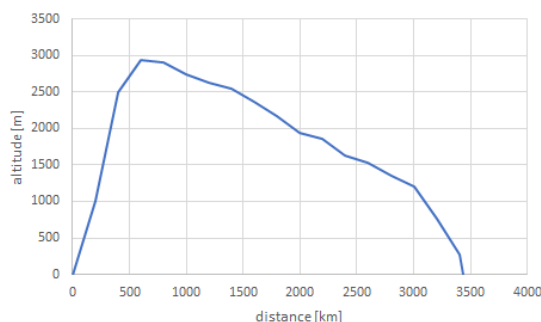
موجود با وزن مشابه قادرند حداکثر ۲۰ کیلومتر پرواز کنند. همچنین، ارتفاع متوسط پروازی یک گاز نر حدود ۲۵۰۰-۳۰۰۰ متر است (جدول ۱)، اما در مقابل پهپادهای بال ثابت موجود با وزن مشابه قادرند حداکثر در ارتفاع ۱۰۰۰ متر پرواز نمایند. به علاوه، یک گاز شمالی نر بالغ قادر است در سرعت کمینه حدود ۱۲ متر بر ثانیه پرواز کند (شکل ۵) در حالی که کمترین سرعت کمینه پهپادهای بال ثابت مشابه برابر ۱۶،۵ متر بر ثانیه است. همچنین، بیشینه ضریب عملکرد یک گاز شمالی نر بالغ حدود ۱۱ است (جدول ۲). در مورد بیشینه ضریب عملکرد پهپادهای بال ثابت اطلاعاتی در دسترس نیست، اما بعید به نظر می‌رسد که بیشینه ضریب عملکرد آنها حتی به اندازه نصف گاز شمالی باشد. با مقایسه طراحی صورت‌پذیرفته در طبیعت (پرنده گاز شمالی) در مقابل لبه فن‌آوری روز (پهپادهای بال ثابت) می‌توان نتیجه گرفت که به طور قطع با فن‌آوری بالزن می‌توان به عملکرد پروازی بسیار فراتر از پیکربندی بال ثابت دست یافت. از این رو، برای نزدیک‌تر شدن به طراحی مورد استفاده طبیعت، ضروری است که تحقیقات در زمینه پهپادهای بالزن توسعه یابد. در جدول ۸ برخی از مشخصات عملکردی چند نمونه از پهپادهای بال ثابت در رده وزنی مشابه با مدل مورد بحث آورده شده است.

جدول ۸. مشخصات عملکرد پروازی برخی از پهپادهای بال ثابت [۲۹]

وزن سرعت کمینه سرعت بیشینه ارتفاع پروازی برد مداومت						نوع	نام
min	km	m	m/s	m/s	kg	-	-
۶۰	۲۰		۱۶/۴		۳/۵	Multirole short-range mini-UAV	Patria MASS
۹۰	۲۰		۱۱/۳		۱/۵	Close-range observation and training	Aeroart Featherlite
۳۶	۲	۲۰۰	۲۸		۳/۲	Close-range vrOL mini-UAV	Bertin HoverEye
۶۰			۳۲	۱۶/۵	۲	Multirole micro UAV	Fly-n-Sense Seeker FNS 900
۲۸	۱/۵	۱۴۰	۸		۱/۳	Surveillance micro-UAV	AirRobot AR 100-8
۴۵	۱۰	۱۰۰۰	۳۶	۲۰/۵	۲/۲۵	Close-range reconnaissance mini-UAV	Kadet Defence Systems Trogon

در سال ۲۰۱۲ پرنده‌ی بالزن خود را به نام اسمارت‌برد<sup>۳۰</sup> معرفی کرد که کاملاً شبیه به یک کبوتر است. این پرنده که در شکل نشان داده شده‌است از بال دوتکه که سطح مقطع آن تلفیقی از بالواره و پوسته می‌باشد، ساخته شده است [۳۱]. در سال ۲۰۱۱ شرکت آئرو وایرونمنت<sup>۳۱</sup> پرنده‌ای را معرفی کرد که قابلیت پرواز

۱۰. تعیین الگوی پرواز  
با استفاده از نمودار توان پروازی و محاسبات مربوطه الگوی پرواز پرنده به صورت شکل ۱۸ خواهد بود.



شکل ۱۸. نمودار تغییرات ارتفاع بر حسب برد پروازی

### ۱۱. مقایسه مشخصات عملکردی گاز شمالی با پهپادهای بال ثابت

در جدول ذیل، مشخصات عملکرد پروازی برخی از پهپادهای بال ثابت با وزن مشابه پرنده گاز شمالی ارائه شده است [۲۹]. با مقایسه مشخصات عملکردی پهپادهای بال ثابت با یک گاز شمالی به نتایج جالبی می‌توان دست یافت. به عنوان مثال، یک گاز شمالی نر بالغ با وزن حدود ۲ کیلوگرم قادر است حدود ۲۴۰۰ کیلومتر پرواز کند (جدول ۴) در حالی که پهپادهای بال ثابت

در این خصوص می‌توان به معرفی پهپادهای بالزن مختلفی اشاره نمود. پرنده بالزن دانشگاه امیرکبیر یکی از نمونه‌های موفق داخلی می‌باشد. در طراحی بال این پرنده برای افزایش نیروی پیشران از زاویه پیش‌الهام گرفته از بال عقاب استفاده شده‌است [۳۰]. شرکت فستو<sup>۲۹</sup> که در زمینه اتوماسیون صنعتی کار می‌کند

مساحت بال (m <sup>2</sup> )	<i>S</i>
توان ( <i>W</i> )	<i>P</i>
دهانه بال (m)	<i>B</i>
پسا (N)	<i>D</i>
فاکتور توان القایی	<i>k</i>
ضریب ثابت	<i>C</i>
نسبت توان پروفیل	<i>X<sub>1</sub></i>
نسبت منطری	<i>AR</i>
ضریب عملکرد	<i>N</i>
ارتفاع (m)	<i>h</i>
نرخ اوگیری (ms <sup>-1</sup> )	<i>ROC</i>
شیب اوج گیری	<i>CGR</i>
چگالی انرژی سوخت (jkg <sup>-1</sup> )	<i>e</i>
برد (km)	<i>R</i>
چگالی (kgm <sup>-3</sup> )	علائم یونانی
مشخصه کارایی	$\rho$
زاویه حمله (degree)	$\eta$
زاویه اوج گیری (degree)	$\alpha$
	$\gamma$
کل	زیر نویس ها
چینه دان	<i>total</i>
خالی	<i>crop</i>
هوایی	<i>empty</i>
القائی	<i>t</i>
هوا	<i>i</i>
صفحه	<i>air</i>
القائی	<i>d</i>
بدن	<i>ind</i>
پسای بدن	<i>b</i>
پارازیت	<i>Db</i>
مکانیکی	<i>par</i>
شیمیایی	<i>mech</i>
توان کمینه	<i>chem</i>
کمینه مطلق	<i>mp</i>
نمایه	<i>am</i>
برد بیشینه	<i>pro</i>
نهایی	<i>mr</i>
در دسترس	<i>ult</i>
لازم	<i>A</i>
چربی	<i>R</i>
	<i>fat</i>

ایستا دارد. این پرنده شبیه مرغ مگس خوار است [۳۲]. بالزن دانشگاه گلاسکو سنگاپور با نام یو جی اس<sup>۳۲</sup> نیز در سال ۲۰۱۸ به مرحله ساخت رسید که دارای دم الهام گرفته از پرندگان با دو درجه آزادی است [۳۳]. در سال ۲۰۱۱ پرنده بالزن دانشگاه آمیتی هند طراحی شد که از نو آوری سر متصل به دم برای کنترل و فرمان پذیری برخوردار بود [۳۴]. همچنین در سال ۲۰۱۴ شرکت سورو<sup>۳۳</sup> از بالزن خود با نام روبو راون<sup>۳۴</sup> رونمایی کرد که به دلیل طراحی هوشمندانه اش تا حد زیادی قابلیت مانور دارد [۳۵].

## ۱۲. نتیجه گیری

در این مقاله به تحلیل عملکرد پرندگان مهاجر به کمک معادلات مکانیک پرواز حاکم بر هواگردها پرداخته شد. برای این منظور، عملکرد پروازی غاز شمالی مورد بررسی قرار گرفت. در این مقاله، متغیرهای عملکردی پرواز این پرنده همچون ضریب بازدهی آیرودینامیکی، نرخ اوج گیری، گرادیان اوج گیری، محدوده ی بهینه سرعت پرواز و برد کسب شده و با مقایسه نتایج حاصل با داده های واقعی ثابت شده، اعتبارسنجی روش حاضر صورت پذیرفت. همچنین، اثر تغییر ارتفاع و وزن پرنده بر این متغیرهای عملکردی مورد مطالعه قرار گرفت. خطای کمتر از ۲۰ درصد بین نتایج تحلیلی و داده های واقعی نشان گر امکان استفاده از معادلات مکانیک پرواز برای تخمین عملکرد پرندگان مهاجر است. با این حال، مطالعات بیشتری بر روی سایر پرندگان و با بررسی متغیرهای عملکردی بیشتر در همه شرایط پروازی مورد نیاز است.

## ۱۳. فهرست علائم

<i>F</i>	نیرو (N)
<i>T</i>	پیشران (N)
<i>D</i>	پسا (N)
<i>W</i>	وزن (N)
<i>L</i>	برآ (N)
<i>m</i>	جرم (kg)
<i>v</i>	سرعت (ms <sup>-1</sup> )
<i>g</i>	شتاب جاذبه (ms <sup>-2</sup> )

## ۱۴. مأخذ

- [1] C. J. Pennycuick, Power requirements for horizontal flight in the pigeon *Columba livia*, *Journal of Experimental Biology*, Vol. 49, pp. 527-555. 1968.
- [2] C. J. Pennycuick, The mechanics of bird migration, *Ibis*, Vol. 111, No. 4, pp. 525-556, 1969.
- [3] J. M. V. Rayner, The mechanics of flight and bird migration performance, in: E. Gwinner (Eds.),

- Handbook of Bird Migration, pp. 283–299, Heidelberg: Springer Verlag, 1990.
- [4] A. I. Houston, Optimization of locomotion, in: R. McN. Alexander (Eds.) 9, Handbook of Mechanics of Animal Locomotion, pp. 11, 277–300, Berlin: Springer Verlag, 1992.
- [5] A. Hedenström and T. Alerstam, The mechanics of bird migration. Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series B: Biological Sciences, Vol. 348, No. 1326, pp. 471–487, 1995.
- [6] T. P. Weber and A. I. Houston, Flight costs, flight range and the stopover ecology of migrating birds, Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series B: Biological Sciences, Vol. 348, No. 1326, pp. 471–487, 1997.
- [7] C. P. Elington, Limitations on animal flight performance, Journal of Experimental Biology, Vol. 160, No. 1, pp. 71–91, 1991.
- [8] C. J. Pennycuik and M. A. Rezend, The specific power output of aerobic muscle, related to the power density of mitochondria, Journal of Experimental Biology, Vol. 108, No. 1, pp. 377–392, 1984.
- [9] C. J. Pennycuik, Mechanics of flight, in: D. S. Famer and J. R. King (Eds.), Handbook of Avian Biology, pp. 1–75, London: Academic Press, 1975.
- [10] C. J. Pennycuik, Bird Flight Performance, Oxford University Press, 1989.
- [11] C. J. Pennycuik, Predicting wingbeat frequencies and wavelength of birds, Journal of Experimental Biology, Vol. 150, No. 1, pp. 171–185, 1990.
- [12] C. J. Pennycuik, Wingbeat frequency of birds in steady cruising flight: new data and improved predictions, Journal of Experimental Biology, Vol. 199, No. 7, pp. 1613–1618, 1990.
- [13] C. J. Pennycuik, Speed and wingbeat frequencies of migrating birds compared with calculated benchmarks, Journal of Experimental Biology, Vol. 204, No. 19, pp. 3283–3294, 2001.
- [14] V. A. Tucker, Bird metabolism during flight: evaluation of a theory, Journal of Experimental Biology, Vol. 58, No. 3, pp. 689–709, 1973.
- [15] J. M. V. Rayner, A new approach to animal flight mechanics, Journal of Experimental Biology, Vol. 80, No. 1, pp. 17–54, 1979.
- [16] J. M. V. Rayner, Vertebrate flapping flight mechanics and aerodynamics, and the evolution of flight in bats, Biona report, pp. 27–74, 1986.
- [17] M. F. Abas, A. S. Rafie, H. B. Yusoff and K. A. Ahmad, Flapping wing micro-aerial-vehicle: kinematics, membranes, and flapping mechanisms of ornithopter and insect flight. Chinese Journal of Aeronautics. Vol. 29, No.5, pp. 1159-77, 2016.
- [18] A. Wissa, J. Grauer, N. Guerreiro, J. J. Hubbard, C. Altenbuchner, Y. Tummala, M. Frecker and R. Roberts, Free flight testing and performance evaluation of a passively morphing ornithopter. International Journal of Micro Air Vehicles, Vol. 7, No.1, pp.21-40, 2015.
- [19] H. Djojodihardjo and M. A. Abd Bari, Kinematic and unsteady aerodynamic study on bi-and quad-wing ornithopter. Journal of Aeroelasticity and Structural Dynamics. Vol. 5, No.4, 2017.
- [20] C. J. Pennycuik, Modelling the flying bird, Elsvire, 2008.
- [21] A. S. King, J. Mcllelland, Birds: their structure and function, Second Edition, Bailliere Tindall, first Edition, Anness Road, 1984.
- [22] T. Alerstam, C. Hjort, G. Högsstedt, P. E. Jönsson, J. Karlson and B. Larsson, Spring migration of birds across the Greenland Inlandice, Komimmissionen for videnskabelige undersøgelser I Grønland, 1986.
- [23] G. A. Gudmeunson, S. Benvenuti, T. Alerstam, F. Papi, K. Lilliendahl, and S. Åkesson, Examining the limits of flight and orientation performance: satellite tracking of brant geese migratory across the Greenland ice-cap, Proceedings of the Royal Society of London. Series B: Biological Sciences, Vol. 261, No. 1360, pp. 73–79, 1995.
- [24] M. Green and T. Alerstam, Flight speeds and climb rates of Brent Geese: mass-dependent differences between spring and autumn migration. Journal of Avian Biology, Vol. 31, No. 2, pp. 215–225, 2000.
- [25] M. Green, T. Alerstam, P. Clausen, R. Drent & B. S. Ebbinge, Dark-bellied Brent Geese *Branta bernicla bernicla*, as recorded by satellite telemetry, do not minimize flight distance during spring migration, Ibis, Vol. 144, No. 1, pp. 106–121, 2002.
- [26] Clausen, Preben, Bart A. Nolet, A. D. Fox, and Marcel Klaassen, Long-distance endozoochorous dispersal of submerged macrophyte seeds by migratory waterbirds in northern Europe—a critical review of possibilities and limitations, Acta oecologica, no. 3, pp. 191-203, 2004.
- [27] S. A. Bagherzadeh, An introduction to airplane performance, Isfahan: Jahad Daneshgahi, 2017. (In Persian)

- [28] Clausen, Preben, Martin Green, and Thomas Alerstam, Energy limitations for spring migration and breeding: the case of brent geese *Branta bernicla* tracked by satellite telemetry to Svalbard and Greenland, *Oikos*, Vol. 103, no. 2 pp. 426-445, 2003.
- [29] Munson K, editor, *Jane's unmanned aerial vehicles and targets*. Jane's Information Group Limited, 2011.
- [30] M. Ramezani Voloojerdi, *Experimental Investigation of Effect of Wing Swept on Flapping Wing Performance*, PhD diss., University of Amirkabir University of Technology (Tehran Polytechnic), Department of Aerospace Engineering, 2019.
- [31] [www.festo.com/bionic](http://www.festo.com/bionic).
- [32] Paranjape, Aditya A., Michael R. Dorothy, Soon-Jo Chung, and Ki-D. Lee, A flight mechanics-centric review of bird-scale flapping flight, *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 13, no. 3, pp. 267-281, 2012
- [33] Bin Jumat, Muhammad Ridhwan, and Sutthiphong Srigrarom, Design and development of UGS flapping wing MAVs, 2014.
- [34] PJ, Nandu Jith, and Harsh Gupta, Design and fabrication of a flapping wing unmanned aerial vehicle with bird kinematics, *Journal of Aerospace Engineering & Technology*, Vol. 4, no. 2, pp. 9-21, 2014.
- [35] Gerdes, John, Alex Holness, Ariel Perez-Rosado, Luke Roberts, Adrian Greisinger, Eli Barnett, Johannes Kempny et al, *Robo Raven: a flapping-wing air vehicle with highly compliant and independently controlled wings*, *Soft Robotics*, Vol. 1, no. 4 pp. 275-288, 2014.

## پی‌نوشت

1. Downwash
2. Flapping
3. Gliding
4. Air speed
5. C. J. Pennycuik
6. M. J. Rayner
7. Span
8. Airframe
9. Ice land
10. Greenland ice-cap
11. Mechanical power
12. Chemical power
13. Wing disc
14. Actuator
15. Induce power factor
16. streamline
17. Body drag coefficient
18. Minimum power speed
19. Maximum Rang speed
20. Excess power
21. Absolute minimum power
22. Profile power ratio
23. Profile power constant
24. Effective lift to drag ratio from mechanical power
25. Effective lift to drag ratio from fuel consumption
26. Conversation efficiency
27. Rate of climb
28. Climb gradient
29. Festo
30. Smart bird
31. Aerovironment Hummingbird
32. UGS
33. SoRo (Soft Robot)
34. Robo Raven