

## تحلیل تجربی یک پرنده بالزن آیروالاستیک و استخراج منحنی های تعمیم یافته

پورتاکدوست، سید حسین<sup>۱\*</sup>، کریمیان، علی آبادی سعید<sup>۲</sup>، مظاهری، کریم<sup>۳</sup>، ابراهیمی، عباس<sup>۴</sup>

۱- ۳- استاد دانشگاه صنعتی شریف، قطب سامانه های هوافضایی

۲- دکتری هوافضا، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران

۴- استادیار دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران

(دریافت مقاله: ۱۳۹۰/۰۵/۲۳ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۱/۰۸/۰۶)

### چکیده

امروزه کاربری های متنوع و جذابی برای بالزن ها متصور است. این جذابیت در کاربری، بخاطر کارایی بالاتر آن ها در سرعت های کم و اعداد رینولدز پایین در قیاس با پرنده های بال ثابت می باشد. ابعاد کوچک، سرعت کم، همراه با چابکی و قدرت مانوردهی بالا از مزیت های بالقوه بالزن ها محسوب می شود که در دهه اخیر برای ماموریت های جستجو و نجات، عملیات های سنجشی، جستجوی نامحسوس و شنود در محیط های کوچک مورد توجه قرار گرفته اند. در کنار این جذابیت های ذاتی، عملا بدلائل پیچیدگی بسیار زیاد مکانیزم تولید همزمان برآ و پیشران در بالزن ها، نبود مدل های دقیق دینامیک پروازی و ذات غیر خطی و کوپل شده حرکتهای طولی، عرضی و سمتی، فعالیت و مطالعات تجربی روی آنها، از اهمیت بسزایی برخوردار است.

در این تحقیق مطالعه تجربی عملکرد یک بالزن الاستیک در حین بال زدن مورد بررسی قرار گرفته است. با طراحی و ساخت یک پرنده بالزن نمونه و ایجاد سکوی تست استاتیکی، قابلیت داده برداری کمیت های زاویه، فرکانس، نیرو، ولتاژ و جریان مصرفی فراهم شده است. همچنین تعدادی انواع سازه های بال به منظور بررسی اثر متغیرهای هندسی و مشخصه های مکانیکی بر نیروهای تولید شده و نیز توان مصرفی، طراحی و بکار گرفته شده اند. نتایج حاصل از آزمایشها در طیفی از مشخصات سازه ای و آیرودینامیکی، گردآوری، پردازش و به منظور استخراج الگوهای دینامیکی بکار گرفته شده است. بطور ویژه اثرات پارامترهای سختی، جرم و نسبت منطری در بال زدن از طریق آنالیز ابعادی و بر پایه گروههای بدون بعد بررسی شده و منحنی های جدیدی استخراج شده است. بعلاوه شیوه ای نوین در بهینه سازی بال از جنبه سازه ای، برای دستیابی به بیشترین راندمان پیشران، ارائه گردیده است. منحنی های تعمیم یافته حاصل از این مطالعه، وابستگی کارایی بال زدن را به دو پارامتر مستقل فرکانس بی بعد شده و ضریب آیروالاستیک نشان می دهند. دستاوردهای این فعالیت می تواند بعنوان گراف های طراحی در انتخاب صحیح پارامترهای هندسی، جرم و مشخصه الاستیک بال، در پرنده های بالزن و سایر سازه های الاستیک مولد نیرو، بکار گرفته شوند.

واژه های کلیدی: پرنده بالزن - آیروالاستیسیته - تحقیق تجربی - منحنی تعمیم یافته - آنالیز ابعادی - تکنولوژی مورفینگ

### مقدمه

می باشند. در اغلب این پرنده ها از موتور الکتریکی به همراه جعبه دنده کاهنده سرعت دورانی به عنوان منبع توان استفاده می شود. ساده ترین نوع مکانیزم بالزندن، مکانیزم چهار میله ای است که حرکت دورانی را به حرکت تناوبی غیر هارمونیک بالزندن نگاشت می دهد. بال های متصل شده به مکانیزم بال-زندن در حین حرکت به سمت بالا و پایین<sup>۱</sup> بسته به نحوه تغییر شکل های الاستیک یا جایگشت های فعال<sup>۲</sup>، نیروی پیشران لازم برای پرواز پرنده را تولید می کنند. در شکل ۱ پرنده بالزن

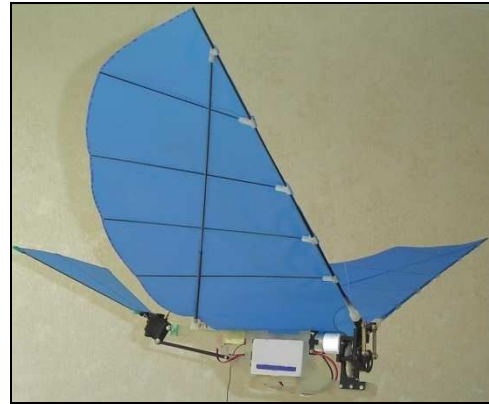
بال زدن مکانیزمی برای پرواز است که در آن نیروهای آیرودینامیکی پیشران و برآ به صورت همزمان تولید می شوند. امروزه کاربردهای بالقوه متنوعی برای پرنده های مکانیکی بالزن متصور شده است. پرنده های بالزن با توجه به ماموریت پیش بینی شده برای آنها می توانند در شکلها و اندازه های گوناگون طراحی و ساخته شوند. اجزای اصلی در همه این پرنده ها شامل مجموعه تامین توان مکانیکی، بال های انعطاف پذیر، مکانیزم تولید حرکت بالزندن و سطوح کنترلی

نمونه ای که در این تحقیق طراحی، ساخته و مورد آزمایش قرار گرفته، نشان داده شده است.

- سرگرمی و تبلیغات
- کاربرد در هواشناسی
- پرنده‌ی هدف
- رابط مخابراتی و الکترونیکی

محدودیت اصلی پرنده بالزن، وزن محموله و مداومت پروازی است. بنابراین بکارگیری پرنده بالزن در ماموریت های گشت زنی هوایی و ارسال سیگنال، معطوف به استفاده از منبع توان بهینه به منظور ارتقای عملکرد پرنده خواهد بود.

در این نوع از پرنده ها، از یک سو ظرفیت بهینه سازی از جنبه های گوناگون وجود داشته و از سوی دیگر میزان وابستگی عملکرد پرنده به تغییر پارامترها نیز قابل توجه می باشد. چالش اصلی در این زمینه تعدد بسیار زیاد پارامترهای طراحی می باشد که بدلیل ماهیت غیرخطی دینامیک سیستم و هم بستگی<sup>۴</sup> شدید بین آنها، استخراج رویه های طراحی و بهینه سازی را تا کنون ناممکن ساخته است [۲].



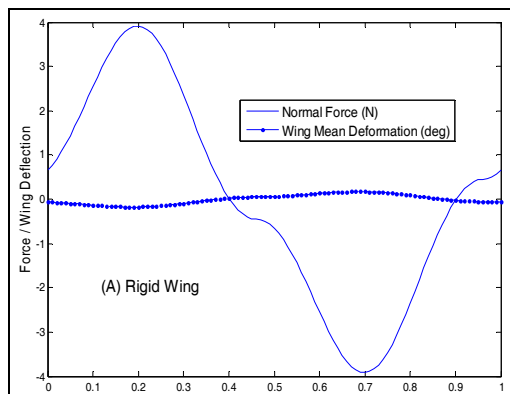
شکل ۱- پرنده بالزن ساخته شده و اجزای اصلی آن

کاربرد اصلی استفاده از روش بال زدن در پرواز، مزیت این مفهوم در پرنده‌های با ابعاد کوچک به عنوان ریزپرنده و پرواز در سرعت کم است [۱]. به عبارتی با کوچک شدن ابعاد پرنده، گزینه بهینه جهت دستیابی به پرواز، بال زدن خواهد بود. سایر مزایای روباتهای بالزن عبارت است از:

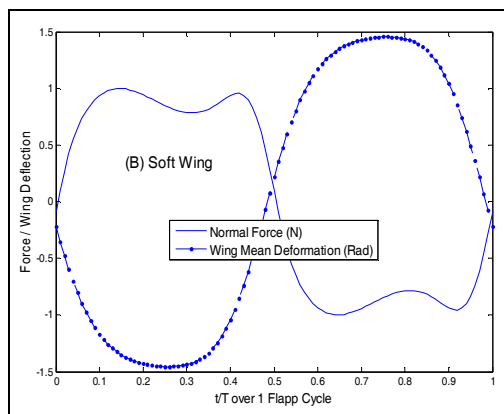
- بازده پیشرانشی بالا در اندازه کوچک
- قابلیت مانور بالا<sup>۳</sup>
- توانایی تغییر مشخصه های دینامیکی
- تشابه و تجانس با طبیعت
- اغتشاش صوتی کمتر
- سرعت پرواز پایین
- تنوع سیگنال کنترل

در مقابل، برخی از معایب این پرنده ها عبارتند از:

- مداومت پروازی کمتر
  - وزن کم محموله
  - وابستگی زیاد به شرایط جوی
  - آسیب پذیری بیشتر در هنگام فرود
  - پیچیدگی طراحی و تحلیل
- برخی از کاربردهای بالقوه‌ای که برای این سامانه‌ها تصور شده است، به قرار زیر است:
- کاربرد در کشاورزی
  - مدیریت ترافیک و تصویر برداری
  - عملیات شناسایی و برآورد خسارت
  - پرواز در محیط پر مخاطره



(الف)



(ب)

شکل ۲- توزیع نیروی برآ و زاویه پیچش بال در یک دوره تناوب از بال زدن برای بال با سازه‌ی (الف) سخت و (ب) نرم

دینامیک پرواز کل پرنده، به نوبه خود دارای چالش های بیشتری است که تا کنون بصورت کامل در فضای تحلیلی به آن اهتمام نشده است.

متغیرهای طراحی و عملکردی در یک پرنده بالزن بسیار متعدد است. پارامترهای هندسی بال، مشخصه های سینماتیکی حرکت بال، متغیرهای دینامیکی و جرمی پرنده، شرایط اولیه و محیطی پرواز در کنار ویژگیهای سازه ای بال و سطوح کنترل از جمله این متغیرها می باشند. با وجود این فضای پیچیده و کویل شده که نگاشت های دینامیکی و توابع عملکردی بر حسب آن تعریف خواهد شد، ناگزیر از ارایه شیوه های ابعادی و آماری موثر به منظور مطالعه پارامتری در فضای تجربی خواهیم بود. هر چند در این شیوه نیز، کماکان لازم است محدوده های مورد آزمایش ابتدا بر پایه یک شناخت تحلیلی، محدود و معین شود.

نقش مطالعه تجربی در بررسی پرنده های بالزن بدلیل پیچیدگی، تعدد و کویل بودن پارامترها، در کانون توجه بوده است. از جمله در [۵] با مطالعه تجربی اهمیت دو متغیر مهم توزیع سختی پیچشی و خمشی بال<sup>۶</sup> در بال زدن نشان داده شده است.

در این تحقیق سکویی جهت اندازه گیری تجربی نیروهای دینامیکی تولید شده توسط بال های با سختی سازه ای مختلف طراحی و ساخته شده است. انبوه آزمایش های صورت گرفته بر روی سازه های مختلف بال که هر یک دارای سختی و جرم معینی می باشند با تعریف اعداد بدون بعد جدید و معیارهای عملکردی پرنده مورد پردازش قرار گرفته اند. با کمک این فرایند نتایج حاصل، بخوبی قابلیت تعمیم داشته و بعنوان ابزار طراحی در پرنده های بالزن می تواند ارایه گردد.

نتایج تحقیق جاری یک بینش کاربردی در حوزه سازه های الاستیک مولد نیروهای آیرودینامیک ارایه می دهد. بطور کلی پروفیل پرواز این دسته از پرنده ها بجز در مانورهای خاص، دارای محتوای فرکانسی پایین می باشد و در قیاس با فرایند بال زدن، طیف مستقلی را در مطالعه دینامیک، شکل می دهد. از اینرو می توان مطالعه رفتار بال را با فرض سکوی ثابت بعنوان اثر غالب دینامیکی در تولید نیروهای پیشران و برآ، معتبر دانست [۱۶].

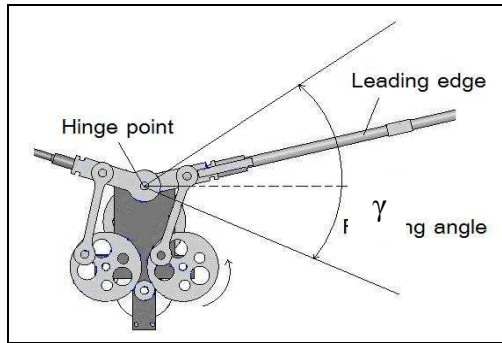
همچنین در تحقیق جاری امکان مطالعه شاخصهای عملکردی پرنده نیز فراهم شده است. بطور ویژه پروفیل توان

در چنین شرایطی انتخاب پارامترهای کلیدی و گروه های بدون بعد مناسب و یافتن الگوهای حاکم بر آنها با استفاده از داده های تجربی، می تواند راهگشا باشد. در این تحقیق بر مبنای شناخت دینامیکی از رفتارهای آیروالاستیک پرنده های بالزن، متغیرهای مستقل با درجه حساسیت بالا و همچنین معیارهای عملکردی مناسب انتخاب شده و با بهره گیری از داده های تجربی، مجموعه ای از نمودارهای تعمیم یافته استخراج شده است.

به عنوان نمونه ای از توصیف وابستگی شدید عملکرد پرنده به متغیرها، می توان به اثر انعطاف پذیری بال<sup>۵</sup> اشاره کرد. شکل ۲ که بر پایه نتایج شبیه سازی مدل دینامیک پرواز از پرنده ای مشابه آنچه مورد آزمایش قرار گرفته، حاصل شده است، منحنی نیروی برآ و تغییر شکل پیچشی بال را در دو حالت سختی سازه ای اندک و زیاد، نمایش داده است. استفاده از بال با سختی زیاد بدلیل عدم تغییر شکل سازه و در نتیجه شکل گیری زاویه حمله موثر متقارن در حین حرکت به سمت بالا و پایین بال منجر به پروفیل متقارن نیروی برآ شده است. همچنین در این حالت توان مصرفی حداکثر و نیروی متوسط بدست آمده نزدیک به صفر است (شکل ۲ الف).

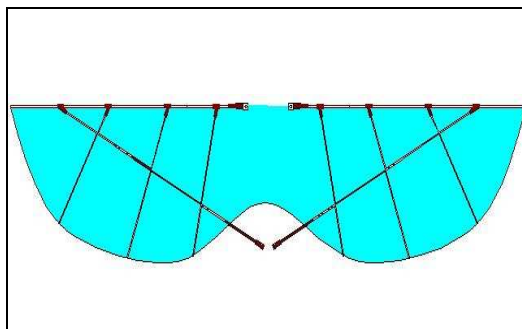
در مقابل چنانچه از بال با سختی اندک استفاده شود، بدلیل توانایی تغییر شکل زیاد، در صورت غلبه نیروهای آیرودینامیکی بر نیروهای اینرسی که عمدتاً چنین است، زاویه حمله موثر در حرکت به سمت بالا و پایین، ناچیز خواهد بود. در نتیجه نیروی متوسط برآ بازم ناچیز خواهد بود (شکل ۲ ب). در این شرایط توان مصرفی و همچنین دامنه نیروی برآیند، به نسبت حالت قبل به مراتب کمتر هستند. بدیهی است هیچ کدام از این دو حد، مطلوب نیست. میزان سختی سازه ای بهینه برای دستیابی به نیروهای آیرودینامیکی مورد نیاز با کمترین سطح توان مصرفی چه مقدار است و آیا این پارامتر به سایر متغیرهای حالت از جمله سرعت و فرکانس بال زدن وابسته است؟ پاسخ به این پرسش و فهم تاثیر سایر پارامترهای طراحی، مستلزم شناخت رفتار آیروالاستیک بال و آنالیز ابعادی به منظور تعمیم نتایج می باشد.

توصیف عملکرد آیروالاستیک بال در حرکت بال زدن دارای اهمیت است. مطالعه ای آیروالاستیک بال زدن بدلیل وجود حرکت صلب بال زدن و قید سینماتیک از آنچه در مطالعه فلاتر مرسوم می باشد، پیچیده تر است. تلفیق این رفتار بال با



شکل ۳- مکانیزم بال زدن مورد استفاده در پرنده نمونه

از آنجا که مطالعه سازه های متنوع بال در فعالیت جاری مورد نظر بوده است، چندین نمونه بال که دارای جرم و سختی متفاوت هستند ساخته شده است. بال این پرنده از نوع پوسته ای می باشد که اسکلت آن را میله های کربنی تشکیل می دهند. اسکلت بال در همه نمونه ها همانگونه که در شکل ۴ نشان داده شده است، دارای یک میله اصلی در لبه حمله<sup>۷</sup> و شاخه های مورب دیگری می باشد که تعداد و قطر آنها سختی بال را تعیین می سازد. در واقع استفاده از میله های کربنی با قطر بیشتر سبب افزایش سختی و جرم بال می گردد.



شکل ۴- تصویر شماتیک سازه بال در پرنده مورد آزمایش

مشخصات بالهای مورد آزمایش در جدول ۲ آمده است. از آنجا که مطالعه اثرات سختی مستلزم معرفی دست کم یک پارامتر مستقل می باشد، مقدار ضریب الاستیک پیچشی در امتداد دهانه بال در یک فاصله مشخص بعنوان شاخصی از سختی سازه، اندازه گیری شده است. هر یک از بالهای ساخته شده در نتیجه اعمال گشتاور پیچشی معین حول لبه حمله، به مقدار مشخصی پیچش می یابند. با اندازه گیری این زاویه پیچش در یک فاصله معین از ریشه بال می توان ضریب سختی پیچشی بال را اندازه گیری نمود. با توجه به رابطه کلی تغییر شکل های الاستیک پیچشی از مکانیک مواد :

مصرفی، اندازه گیری شده است که در محاسبه راندمان پیشران و انتخاب نقطه عملکرد، مفید خواهد بود. بهینه سازی با محوریت ارتقای سطح عملکرد در پرواز افقی بر حسب سختی بال بعنوان یک مطالعه نمونه صورت گرفته است.

### معرفی سامانه مورد آزمایش

در فعالیت جاری، یک پرنده بالزن بر مبنای نمونه متداولی از پرنده های موجود ساخته شد که تصویر آن در شکل ۱ آمده است. مشخصه های وزنی و هندسی این روبات به همراه سایر پارامترهای مورد اشاره در این تحقیق، در جدول ۱ معرفی شده است [۱۷].

جدول ۱- مشخصات پرنده ساخته شده

مقدار	واحد	اختصار	توصیف پارامتر
۸۰	cm	b	دهانه بال
۱۱۲۰	cm <sup>2</sup>	S	سطح بال
۱۴	cm	$\bar{C}$	وتر متوسط بال
۰.۷	-	AR	نسبت منطری بال
۳۰	cm	L	طول بدنه
۳۰	Deg	$\gamma_{Up}$	حداکثر زاویه بالا رفتن بال
۲۱	Deg	$\gamma_{Dn}$	حداکثر زاویه پایین آمدن بال
۵۱	Deg	$\gamma$	دامنه بال زدن
۰-۱۰	Hz	f	فرکانس بال زدن
۲-۸	m/s	U	سرعت رو به جلو
۲۳۰	gr	M <sub>T</sub>	جرم پرنده
۲۸	gr	m	جرم بال
۰.۲۵	Kg/m <sup>2</sup>	$\rho_1$	دانسیته بال
۲۵۰	N.cm <sup>2</sup>	GJ	سختی پیچشی بال
۱.۴	mm	d	قطر میله لبه حمله
۱.۲	Kg/m <sup>3</sup>	$\rho$	دانسیته هوا
۴	-	n	تعداد ریب ها در یک بال
$\bar{C}/2$	-	X <sub>CG</sub>	محل مرکز جرم در امتداد وتر
۰	-	X <sub>EA</sub>	محل محور الاستیک
۱۰	C.St	v	لزجت سینماتیکی

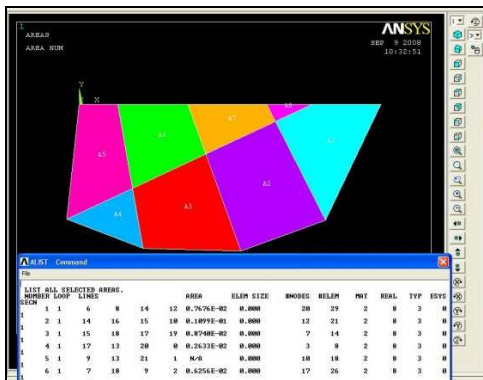
مکانیزم ایجاد حرکت متناوب بال از نوع متقارن بوده و با استفاده از دو لینک محوری، دوران چرخ دنده به حرکت شبه هارمونیک بال زدن نگاشت می یابد (شکل ۳). یک موتور الکتریکی و یک جعبه دنده کاهنده دور، حرکت شفت ورودی به مکانیزم را تامین می کند.

وجود رفتارهای آیروالاستیک از نوع غیر فعال بیش از هر پدیده دیگر بر عملکرد پرنده بالزن تاثیر دارد. بر خلاف پرنده های بال ثابت یا حتی بالگردها، در اینجا مکانیزم اصلی تولید نیروی لیفت و پیشران، تغییر شکل های الاستیک بال می باشد. این تغییر شکلها عمدتاً از نوع پیچشی می باشد که تحت مدولاسیون سیگنال تحریک به پروفیل نیرو منتهی می گردند. به جهت سنجش اعتبار فرض تغییر شکل پیچشی، مدل سازه بال در محیط ANSYS ایجاد و تحلیل دینامیکی صورت گرفت (شکل ۶). نتایج حاصل برای یک نمونه از بالهای ساخته شده در جدول ۳ نشان داده شده است.

جدول ۳- نتایج تحلیل سازه بال

مقدار	واحد	پارامتر
۴۲۰۸	N.cm <sup>2</sup>	سختی خمشی EI
۲۵۶	N.cm <sup>2</sup>	سختی پیچشی GJ
۸۵.۷	Hz	فرکانس مود اول خمشی
۱۲.۴	Hz	فرکانس مود اول پیچشی

همانطور که اعداد جدول نشان می دهد، نسبت سختی خمشی به پیچشی که یک شاخص عمده در ارزیابی کوپل بودن معادلات و تغییر شکل های نسبی است، بیش از ده برابر می باشد. مضافاً اینکه مقایسه فرکانسهای طبیعی در مود خمش و پیچش، نزدیک بودن فرکانس پیچش به سیگنال تحریک و بالطبع اثرپذیری غالب این دسته از رفتارهای الاستیک را تایید می نماید. بنابراین در تحقیق جاری، دامنه و تاثیر خمش در برآیند کلی خواص آیروالاستیک ناچیز انگاشته شده است.

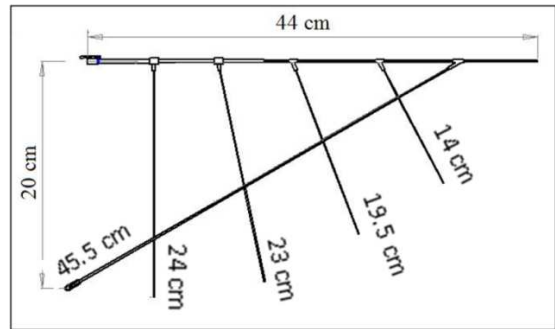


شکل ۶- تحلیل سازه بال جهت بررسی رفتار خمش و پیچش

در فعالیت جاری، آزمایش پرنده بالزن با هر یک از ۵ نمونه بال ساخته شده در فرکانس های مختلف صورت گرفته است.

$$\phi = \frac{TL}{GJ} \quad (1)$$

که در آن  $T$ ،  $L$  و  $\phi$  به ترتیب گشتاور، فاصله از تکیه گاه و زاویه پیچش می باشند، با یکسان بودن مقادیر  $T$  و  $L$  می توان مقدار زاویه را با ضریب سختی  $GJ$  متناسب دانست. بنابراین مقدار سختی مندرج در جدول ۲ بر پایه اندازه گیری زاویه پیچش مطابق رابطه (۱) بدست آمده است.



شکل ۵- میله های کربنی بکار رفته در یک بال نمونه

جدول ۲- مشخصات بالهای ساخته شده

شماره بال	۵	۴	۳	۲	۱
b/2	۵۰	۴۴	۴۴	۴۰	۴۰
$\bar{C}$	۱۶	۱۵	۱۵	۱۴	۱۴
S/2	۸۰۰	۶۶۰	۶۶۰	۵۶۰	۵۶۰
m/2	۲۱	۱۹	۱۷	۱۵.۵	۱۴
GJ	۷۵۰	۱۸۵۰	۱۰۵۰	۴۵۰	۲۵۰
d	۱.۶	۲	۱.۸	۱.۶	۱.۴
n	۵	۵	۴	۴	۴

علائم اختصاری بکار رفته در جدول ۲ به همراه واحد های آنها در جدول ۱ معرفی گردیده اند. همانطور که در جدول ۲ آمده است، مقدار سختی پیچشی سازه بال با قطر و تعداد میله های کربنی بکار رفته، ارتباط دارد. وابستگی این کمیت البته به نوع میله استفاده شده در لبه حمله بیشتر است. با استفاده از این مجموعه طیفی از مقادیر دو پارامتر مهم سختی و جرم مطالعه خواهند شد. تغییر سختی الاستیک، بدلیل تاثیر مهمی که بر ایجاد نیروی پیشران دارد، به روشنی در عملکرد پرنده نقش دارد و شاید بتوان آن را مهمترین پارامتر طراحی نامید. در مقابل تاثیر جرم بال بر عملکرد پرنده پیچیده تر می باشد. با تغییر سهم نیروهای اینرسی در قیاس با نیروهای آیرودینامیک، اختلاف فاز بین پروفیل نیرو و زاویه بال مشاهده می گردد.

### سکوی تست پرنده

هدف از طراحی و ساخت سکوی تست در تحقیق جاری مطالعه تجربی اثرات پارامترهای سختی و جرم بال بر عملکرد پرنده بالزن می باشد. داده های تجربی حاصل از انبوه تست های صورت گرفته در قالب پروفیل تغییرات کمیت های نیرو، زاویه، ولتاژ، جریان و سرعت موتور بر حسب زمان اندازه گیری و ذخیره سازی گردیده اند. این داده ها بویژه پروفیل نیروها و توان مصرفی پرنده، به نوبه خود می تواند در اعتبار سنجی مدل های توسعه یافته از پرنده بالزن بکار گرفته شوند.

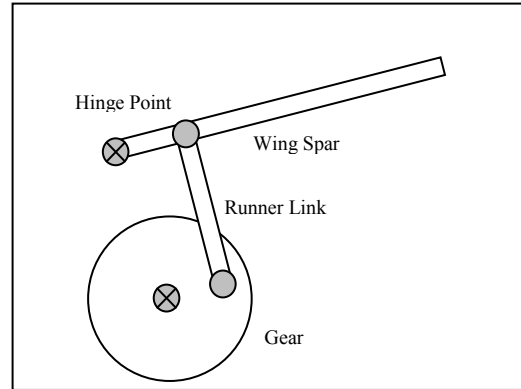
الگوهای مختلفی به منظور آزمایش پرنده و کسب داده های تجربی بکار گرفته شد که برخی ساده و تنها با هدف شناخت کیفی رفتار پرنده استفاده شده است. بطور نمونه برای اندازه گیری نیروی متوسط پیشران بر حسب فرکانس در یک ترکیب خاص، پرنده بر روی ریلی که انتهای آن به نیروسنج متصل است استقرار یافته و تخمینی از نیروی پیشران حاصل شد. همچنین آزمایش پرنده بر روی محور چرخان برای یافتن سرعت کروز بر حسب فرکانس انجام گردید. در این آزمایش ها مقادیر متوسط نیرو بدست می آید، اما برای دستیابی به پروفیل نیروها، یک سامانه دقیق به همراه حسگرهای متنوع و مدارهای داده برداری پر سرعت، طراحی و ساخته شد.



شکل ۸- مجموعه سکوی اندازه گیری نیرو

مجموعه مناسبی شامل حسگرهای زاویه، حسگر نیرو و حسگرهای توان، مطابق شکل ۸ فراهم گردید که به همراه کارت داده برداری، امکان ثبت دقیق پروفیل تغییرات کمیت های نیرو، زاویه و توان مصرفی را با نرخ نمونه برداری بالا بدست می دهد.

بنابراین ۵ نمونه پرنده، هر یک در ۵ فرکانس مختلف تست شده و در هر آزمون، پروفیل نیروهای برآ، پیشران، زاویه بال و توان مصرفی، ثبت شده اند. فرکانس های آزمایش شده از ۳ تا ۱۱ هرتز با فاصله ۲ هرتز، انتخاب شده اند که محدوده عملکرد موتور الکتریکی را پوشش می دهد.



شکل ۷ - شماتیک و اجزای مکانیزم بال زدن

همانطور که در شکل ۷ نشان داده شده است، مکانیزم حرکت بال از نوع ۴ میله ای<sup>۱۰</sup> می باشد که با فرض سرعت دورانی ثابت برای دیسک، زاویه بال یک پروفیل شبه هارمونیک خواهد داشت:

$$\gamma = \frac{(\gamma_{Up} - \gamma_{Dn})}{2} \sin(2\pi ft) + \frac{(\gamma_{Up} + \gamma_{Dn})}{2} \quad (2)$$

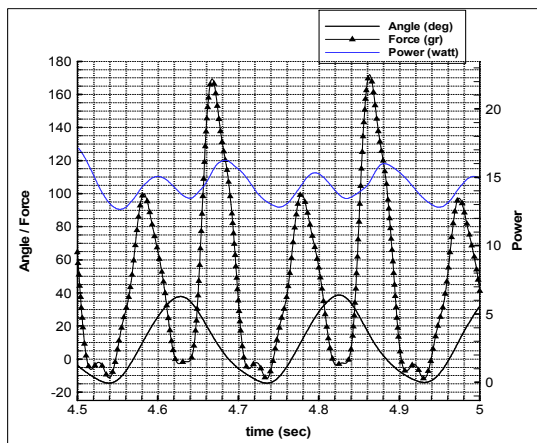
در این معادله  $\gamma_{Up}$ ،  $\gamma_{Dn}$  و  $f$  به ترتیب دامنه حرکت بال به سمت بالا، به سمت پایین<sup>۱۰</sup> و فرکانس بال زدن می باشند. در [۱۸] سینماتیک و مکانیزم بال زدن به تفصیل بررسی گردیده و خطای این تخمین با احتساب فواصل بین لینک ها، کمتر از ۵ درصد تعیین شده است. سرعت زاویه ای و شتاب زاویه ای عبارت است از:

$$\begin{aligned} \dot{\gamma} &= \pi f (\gamma_{Up} - \gamma_{Dn}) \cos(2\pi ft) \\ \ddot{\gamma} &= -\pi^2 f^2 (\gamma_{Up} - \gamma_{Dn}) \sin(2\pi ft) \end{aligned} \quad (3)$$

یک ویژگی مهم در بال زدن ایجاد زوایای حمله بزرگ می باشد. بطور نمونه چنانچه سرعت افقی کم باشد، زاویه حمله، بجز در حوالی انتهای کورس، ۹۰ درجه می باشد. بخشی از ناکارآمد بودن مدل های آیرودینامیک را می توان به این دامنه وسیع زاویه حمله نسبت داد.

منحنی زاویه بال (در شکل ۹)، به شکل هارمونیک با کمترین دامنه و شامل ۲ تناوب کامل می باشد. منحنی توان دارای فرکانس غالب دو برابر می باشد و مقدار متوسط آن حوالی ۱۵ وات است. تقارن نیروی برآ نشان می دهد، مقدار خالص نیرو در یک تناوب نزدیک صفر است. از آنجا که بال هم در زمان بالا رفتن و هم در پایین آمدن، تحت اثر نیروی مقاوم است، لذا منحنی توان همواره مقدار مثبت داشته و در حالت ایده آل یک سیگنال هارمونیک با فرکانس دو برابر می باشد. انحراف منحنی توان از پروفیل هارمونیک، بدلیل عدم تقارن سازه بال و همچنین عدم تقارن مکانیزم بال زدن می باشد.

در شکل ۱۰ داده های اندازه گیری شده از حسگر نیروی محوری در تناظر با زمان و زاویه بال ترسیم شده است. در این شکل نیز منحنی زاویه بصورت هارمونیک با کمترین دامنه و در پایین شکل دیده می شود. نیروی پیشران دارای فرکانس دو برابر (مشابه توان مصرفی) است که بر مبنای تغییر شکلهای الاستیک شبه متقارن در حین بال زدن، این امر کاملاً بدیهی است. علت یکسان نبودن دامنه نیرو در تناوب های متوالی، عدم تقارن سازه، عدم تقارن مکانیزم و سایر خطاها از جمله لقی می باشند.



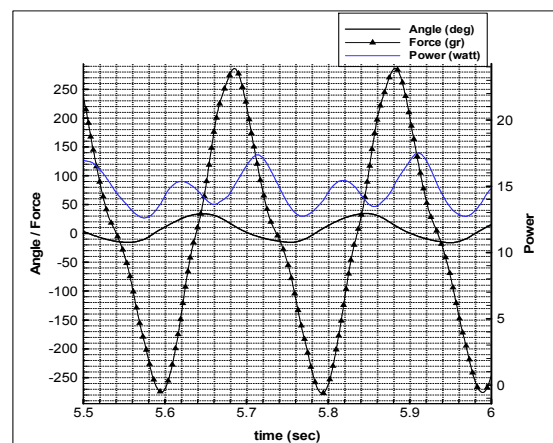
شکل ۱۰- منحنی نیروی پیشران، زاویه و توان

همانگونه که در شکل ۱۰ می توان دید، نیروی محوری در غالب زمانها از نوع پیشران بوده و تنها در بخش اندکی از تناوب بال، بصورت پسا با دامنه کم دیده می شود. این امر اساس کار روبات های بالزن با سازه ها و مکانیزم های نامتقارن را تشکیل می دهد.

در این سامانه، اطلاعات حسگر نیرو، ولتاژ و جریان موتور الکتریکی همچنین حسگر زاویه بال با نرخ ۱۰۰۰ نمونه در ثانیه دریافت و ذخیره می گردد. کارت داده برداری بکار رفته از نوع PCI-1710HG می باشد که در محیط نرم افزار MATLAB فراخوانی شده است. دقت داده برداری کارت برابر ۰٫۰۸ درصد است. برای کاهش خطاها تمهیدات خاصی از جمله پوشش مدارها، استفاده از المان های دقیق و فیلترهای پایین گذر<sup>۱۱</sup>، اندیشیده شد. فرکانس قطع فیلتر حدود ۵۰ هرتز و دوره زمانی نمونه برداری همواره بیش از ۱۰ سیکل انتخاب شده است. مشخصات حسگرها و سایر اجزای سامانه به تفصیل در [۱۹] آمده است.

### نتایج تست بال زدن

اندازه گیری نیروها، توان مصرفی و پروفیل زاویه بال مطابق آنچه گفته شد، بر روی سازه های مختلف بال انجام گردید. داده های حاصل پس از فیلتر شدن، ذخیره سازی شده و مقادیر متوسط آنها استخراج گردید. در اینجا تنها منحنی های نیرو و توان اندازه گیری شده از سازه بال شماره ۱ (جدول ۲)، بعنوان نمونه آورده شده و پیرامون آن بحث شده است. در بخش بعدی که به آنالیز ابعادی و ترکیب داده های تجربی پرداخته شده، از همه داده های تست در طیف سازه های متنوع بال، بهره گیری خواهد شد. در شکل ۹ منحنی های نیروی برآ، زاویه بال و توان مصرفی متناظر با تست سازه بال شماره (۱) در فرکانس ۵ هرتز نشان داده شده است.



شکل ۹- منحنی تغییر زاویه بال، نیروی لیفت و توان

$\delta$ ، اختلاف فاز بین منحنی نیروی لیفت و پروفیل زاویه بال می باشد که معیار مناسبی در تعیین سهم نیروهای آیرودینامیک و اینرسی محسوب می گردد. همچنین محل محور الاستیک بال،  $X_{LE}$ ، فاصله محور الاستیک تا مرکز جرم در یک مقطع متوسط بال می باشد که در اغلب روبات هاب بالزن ساخته شده، محور الاستیک منطبق بر لبه حمله بال (بازوی محرک بال<sup>۱۲</sup>) است. بدلیل وابستگی پارامترهای  $X_{CG}$  و  $X_{EA}$  به سایر متغیرهای هندسی بال، می توان از آنها در آنالیز ابعادی صرفنظر نمود. راندمان پیشران، نسبت نیروی پیشران به توان مصرفی می باشد که معیار مهمی در ارزیابی عملکرد پرنده است.

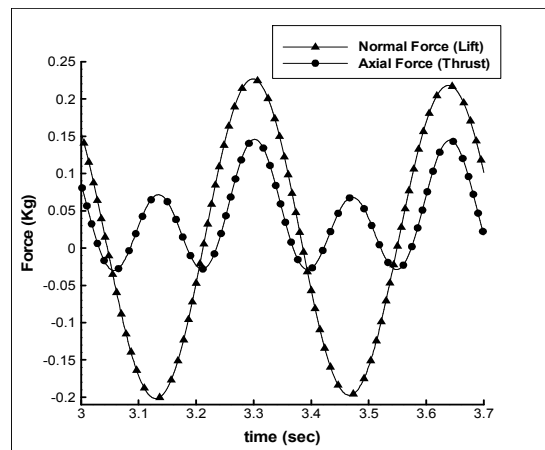
جدول ۴- متغیرهای مستقل و وابسته در مساله بالزن

معیارهای عملکرد		متغیرهای طراحی بال	
توصیف	اختصار	پارامترهای سازه ای	پارامترهای هندسی
نیروی لیفت	L	GJ	b
نیروی پیشران	F	m	S
توان مصرفی	P	$\rho I$	$\bar{C}$
راندمان پیشران	$\eta$	$X_{CG}$	$\gamma$
اختلاف فاز	$\delta$	$X_{EA}$	AR

تا کنون گروههای ابعادی بسیاری در تحقیقات پیرامون دینامیک پرندهگان و نیز روبات های بالزن، استخراج شده است. برخی از آنها از جمله عدد رینولدز، ضریب منظری و ضرایب نیرو، اعداد بدون بعد متعارف در سایر زمینه های هوافضا نیز می باشند. برخی دیگر از جمله فرکانس کاهش یافته<sup>۱۳</sup> و دامنه بال زدن بطور خاص در این کلاس از پرنده ها کاربرد دارند [۲۰]. در برخی مطالعات تجربی روابطی بین پارامترهای عملکردی که بطور ضمنی بی بعد محسوب می گردد، استخراج شده است. بطور نمونه به روابط بین توان مصرفی با سرعت پرنده یا روابط تخمین سرعت بر حسب فرکانس، می توان اشاره نمود [۲۱].

در تحقیق جاری با بهره گیری از شناخت ماهیت پیچیده آیروالاستیک حرکت بال که تحت اثر سه عامل عمده سازه، آیرودینامیک و اینرسی، مدولاسیون نیروها را شکل می دهد، گروه بدون بعد جدیدی معرفی گردیده و اهمیت کلیدی آن بر مبنای داده های تجربی نشان داده شده است. بطور کلی گروههای بدون بعد استخراج شده بر مبنای کمیت های جدول ۴، در جدول ۵ آمده اند.

در واقع قرارگیری محور الاستیک بال در لبه حمله سبب شکل گیری پروفیل نیرویی با مقدار مینیمم صفر خواهد شد. بطور مشابه علت بروز مقادیر اندک پسا را باید در خطاهای سازه ای، لقی و عدم تقارن مکانیزم جستجو کرد. منحنی های نیروی پیشران و لیفت بدست آمده در این تحقیق با آنچه در [۱۱] و [۱۲] ارایه شده، تشابه دارد، هر چند اختلاف مشخصه های عملکردی، تفاوت در مکانیزم و اختلاف ابعاد بال، سبب برخی تفاوت های محسوس در نمودار نیروها خواهد شد.



شکل ۱۱- منحنی نیروی لیفت و نیروی پیشران

در شکل ۱۱ داده های تست نیرو در امتداد قائم و افق بر حسب زمان در یک دستگاه واحد نشان داده شده اند. این منحنی نتیجه تست سازه بال شماره (۵) در فرکانس ۳ هرتز می باشد. از این منحنی نتیجه می شود، منحنی نیروی محوری با قدر مطلق نیروی لیفت، آهنگ یکسانی دارد. در واقع مقدار بیشینه نیروی محوری بر بیشینه نیروی لیفت منطبق است و این نقطه در حوالی زاویه بال صفر که سرعت نسبی بال حداکثر می باشد، ظاهر می گردد. می توان فاصله زمانی یا اختلاف فاز بین این دو نقطه را شاخصی از اهمیت نیروهای آیرودینامیک در قیاس با نیروهای اینرسی ناشی از شتاب، دانست.

#### پردازش داده های تست

مهمترین گام در آنالیزهای تجربی، یافتن اعداد بدون بعد مناسب در توصیف الگوهای عملکردی و تعمیم آنها می باشد. پارامترهای مستقل و وابسته در مساله جاری در جدول ۴ فهرست شده اند. در این جدول همه پارامترهای موثر بر سینماتیک و دینامیک بال زدن، دسته بندی شده اند. پارامتر



پارامتر کلیدی در مطالعه مسائل آیروالاستیک می باشد، بنحو موثری بهبود یافته است.

در یک پرنده بال زن با بالهای الاستیک، همواره یک جریان محوری در نتیجه ایجاد نیروی پیشران، پدید می آید که سرعت این جریان القایی، متناسب با نیروی محوری تولید شده است [۲۲]. در تحقیق جاری با اندازه گیری سرعت جریان پدید آمده در نتیجه بال زدن بر روی سکوی تست، تناسب بین سرعت القایی و مقدار نیروی محوری متوسط، آشکار گردید. نتایج نشان می دهد هر چه قابلیت تغییر شکلهای الاستیک در بال (تا یک نقطه بهینه) افزایش یابد، نیروی پیشران مقدار بیشتری خواهد داشت. این نیروی محوری بزرگتر، سبب شکل گیری جریان القایی بیشتر خواهد شد که بصورت مضاعف، راندمان پیشران را ارتقا می بخشد.

جدول ۶- گروه های بی بعد منتخب در آنالیز تجربی

گروه های بی بعد وابسته (معیارهای عملکرد)	گروه های بی بعد مستقل (متغیرهای طراحی)
$\frac{\bar{T}}{\rho U_T^2 S}$	$\frac{fb\gamma}{U_{ref}}$
$\frac{\bar{T}U_{ref}}{\bar{P}}$	$\frac{GJ}{mf^2 S^{3/2}}$

در اینجا برخی از پارامترهای بدون بعد که اهمیت کمتری در مساله دارند، با هدف دستیابی به الگوهای ساده و موثر، کنار گذاشته شد. از آن جمله می توان به عدد رینولدز و ضریب منطری اشاره نمود. شواهد حاصل از تست های انجام شده نیز بر حساسیت اندک عملکرد به این کمیت ها دلالت دارد. در واقع تغییرات اندک سرعت و در نتیجه عدد رینولدز سبب تشابه رژیم جریان و عدم وابستگی به رینولدز می گردد، از سوی دیگر وجود زوایای حمله بزرگ و جدایش جریان، بی اثر بودن پارامتر نسبت منطری را در پی خواهد داشت. از میان ۳ کمیت مستقل باقیمانده که شامل فرکانس تقلیل یافته، پارامتر بی بعد آیروالاستیک و دامنه بال زدن می باشد، دو کمیت فرکانس تقلیل یافته و دامنه بال زدن را می توان ترکیب نمود و به فرکانس تقلیل یافته تصحیح شده دست یافت. در واقع جمله  $fb\gamma$  در قیاس با  $fb$  تعبیر دقیق تری از سرعت نسبی بال بدست می دهد. همچنین بدلیل نسبت اندک سختی پیچشی به خمشی، می توان برای بالهایی که تنها دچار پیچش الاستیک می گردد، پارامتر نسبت سختی را نیز کنار گذاشت.

در جدول ۵ از دو متغیر برای نمایش سرعت استفاده شده است. کمیت  $U_{ref}$  سرعت رو به جلوی پرنده یا سرعت باد نسبی در امتداد ریشه بال می باشد. سرعت بکار رفته در بی بعد سازی نیروها،  $U_T$ ، برابند سرعت رو به جلو و سرعت نسبی مقاطع بال است. بنابراین می توان روابط کلی زیر را در محاسبه سرعت استفاده نمود:

$$U_{ref} = U_{\infty} + U_I(\bar{F}) \quad (۴)$$

$$U_T = \sqrt{U_{ref}^2 + \gamma^2 f^2 b^2}$$

جدول ۵- گروه های بی بعد در مساله بال زدن

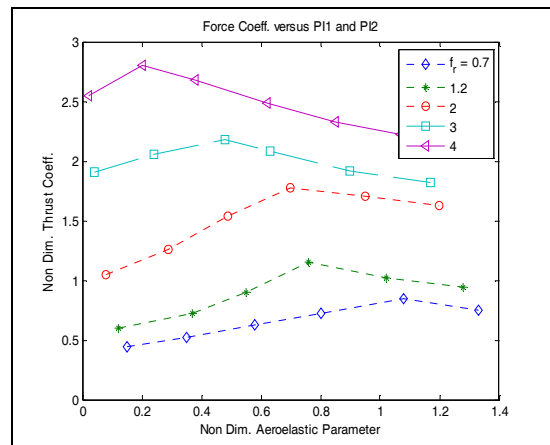
گروه بی بعد	عنوان	توصیف فیزیکی
$\Gamma$	دامنه بال زدن	موثر در سرعت نسبی مقاطع بال
$b^2/S$	نسبت منطری	موثر در راندمان آیرودینامیکی
$2\gamma f S/v$	عدد رینولدز	تعیین کننده رژیم جریان
$\frac{\bar{L}}{\rho U_T^2 S}$	ضریب نیروی لیفت	متوسط اختلاف فشار بین دو سمت بال در یک تناوب
$\frac{\bar{T}}{\rho U_T^2 S}$	ضریب نیروی پیشران	متوسط نیروی پیشران در یک تناوب بال زدن
$\frac{\bar{T}U_{ref}}{\bar{P}}$	راندمان پیشران	نسبتی از توان مصرفی که به کار مفید تبدیل می گردد
$\delta$	اختلاف فاز نیرو	تعیین کننده سهم نیروهای آیرودینامیک و اینرسی
$\frac{fb}{U_{ref}} = f_r$	فرکانس تقلیل یافته	نزدیکی ماهیت آیرودینامیک به الگوهای پایا
$\frac{GJ}{mf^2 S^{3/2}}$	پارامتر بی بعد آیروالاستیک	نگاشتی کارآمد از نیروهای الاستیک، آیرودینامیک و اینرسی
$\frac{GJ}{EI}$	نسبت سختی پیچش و خمش	توصیف اهمیت نسبی تغییر شکلهای و فرض جدا شدن معادلات

کمیت های نیرو و توان در همه جا بصورت مقدار متوسط بکار رفته که میانگین در یک تناوب بال زدن می باشد. در معادله (۴) علاوه بر سرعت باد در امتداد محور طولی بدنه، پارامتر  $U_I$  معرفی گردیده که می توان آن را سرعت القایی بدلیل بال زدن نامید. بکارگیری و معرفی این کمیت که به نوبه خود یک نوآوری در تحقیق جاری محسوب می گردد، از چند جنبه اهمیت دارد. مهمترین کاربرد این کمیت، تعمیم یافتن نتایج تست های سکوی ثابت پرنده بالزن به شرایط پرواز کروز می باشد. مضافا اینکه محاسبه فرکانس تقلیل یافته که یک

بدیهی است اعتبار این فرض منوط به ناچیز بودن تغییر شکل خمشی است.

در بین پارامترهای بدون بعد عملکردی (گروههای شامل نیرو یا توان)، ضریب نیروی لیفت متوسط همواره نزدیک صفر می باشد. همانطور که در نتایج تست های انجام شده نیز مشهود است، نیروی لیفت دارای پروفیل شبه متقارن در یک تناوب می باشد و لذا مقدار متوسط آن صفر است [۲۳]. بنابراین گروه های بی بعد وابسته که در آنالیز تجربی بررسی خواهند شد، شامل ضریب نیروی محوری، راندمان پیشران و اختلاف فاز بین نیرو و زاویه هستند، هر چند پارامتر اخیر بطور نسبی از اهمیت کمتری برخوردار است. ماحصل پارامترهای مورد مطالعه در جدول ۶ درج شده اند.

در شکل ۱۲ داده های تجربی بدست آمده در قالب گروههای بی بعد معرفی شده، نمایش داده شده اند. محور افقی کمیت بدون بعد ضریب نیروالاستیک (توسعه یافته در تحقیق جاری) و محور عمودی ضریب نیروی پیشران می باشد. منحنی های مختلف در این شکل، نمایش دهنده فرکانسهای بی بعد متنوع هستند. کانتورهای فرکانس بی بعد، بر مبنای درون یابی از بین داده های تست، بدست آمده و به منظور کم شدن خطا، ابتدا مجموعه نقاط دارای فرکانس نزدیک به یکدیگر، معین شده و سپس محاسبه مقادیر میانی صورت پذیرفته است.

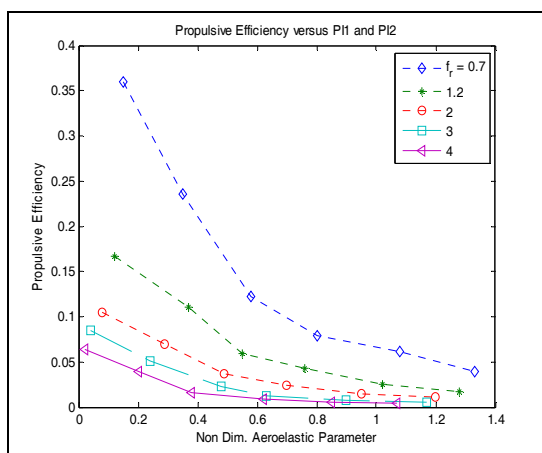


شکل ۱۲- منحنی تغییرات ضریب نیروی پیشران

شکل ۱۲ نشان می دهد با افزایش ضریب فرکانس تقلیل یافته، ضریب نیروی پیشران افزایش یافته است. مقدار بیشینه ضریب نیرو، با افزایش فرکانس، به سمت مقادیر کمتر پارامتر نیروالاستیک، تغییر یافته است. نتایج تست های انجام شده

نشان می دهد، با افزایش فرکانس بال زدن مقدار بهینه سختی پیچشی به منظور دستیابی به نیروی محوری بیشتر، باید افزایش یابد. از منظر فیزیکی افزایش فرکانس سبب افزایش سرعت و شتاب و در نتیجه افزایش مقدار نیروها می گردد که تغییر شکلهای بزرگتری در بال ایجاد می کند، لذا بدیهی است سختی بهینه با فرکانس رابطه ای مستقیم خواهد داشت. با مراجعه به تعریف پارامتر بی بعد نیروالاستیک (جدول ۵)، می توان دریافت اگر چه سختی بهینه افزایش یافته، اما وجود جمله  $f^2$  در نهایت مقادیر کمتر پارامتر بی بعد را نتیجه می دهد. لازم است اشاره شود، از آنجا که متغیرهای معرفی شده در اینجا، کاملاً جدید می باشند، لذا مشابه این نمودارها در بین فعالیت های تجربی انجام شده تا کنون، دیده نمی شود. همین امر بر اهمیت این دسته از نمودارهای تعمیم یافته می افزاید.

بر پایه شکل ۱۲ می توان مقدار سختی یا جرم بهینه بال را بر حسب ابعاد و فرکانس تقلیل یافته، مشخص نمود. مضافاً از داده های بدست آمده در این مطالعه می توان رفتار پرنده بالزن در حالت کروز را پیش بینی کرد. بطور نمونه کاهش ضریب نیروی پیشران با افزایش سرعت پرنده، از منحنی های شکل ۱۲ استنباط می گردد. مطابق تعریف فرکانس تقلیل یافته (جدول ۶)، با افزایش سرعت رو به جلو، مقدار این پارامتر بی بعد کاهش می یابد و مقادیر کمتری از نیروی پیشران با استناد به شکل ۱۲ حاصل می گردد. البته تفسیر شرایط پرواز با فرکانسهای بالاتر از آنچه در این فعالیت ارایه شده، پیچیده تر است. در واقع می توان نشان داد، روند بهبود عملکرد در محدوده ای از مقادیر فرکانس بال زدن، متوقف خواهد شد.



شکل ۱۳- منحنی تغییرات راندمان سیستم پیشران

عمودی، توان مصرفی و زاویه بال، استفاده گردید. برخی نتایج برگرفته از مقایسه پروفیل‌های نیرو و توان، شامل موارد زیر است:

- غیر هارمونیک بودن سیگنال نیرو در نتیجه عدم تقارن مکانیزم، رفتار غیر ایزوتربیک سازه و لقی
  - اختلاف فاز نیروی عمودی و زاویه در نتیجه سهم قابل توجه نیروهای اینرسی در نقاط با سرعت کم و شتاب زیاد
  - فرکانس دو برابر نیروی محوری و مقادیر مثبت آن در نتیجه تغییر شکلهای متقارن بال و نیز موقعیت محور الاستیک در لبه حمله
  - تشابه سیگنال توان و پروفیل نیروی محوری در شرایط غالب بودن نیروهای آیرودینامیک
  - ناپایدار شدن رفتار بال به هنگام کاهش سختی پیچشی و همزمان افزایش قابل توجه جرم بال
- نوآوری صورت گرفته در تحقیق جاری در زمینه بکارگیری یک آنالیز ابعادی کارآمد جهت رسم نمودارهای تجربی تعمیم یافته، به تفصیل ارایه گردید. از بین کمیت های متعدد هندسی، سازه ای و عملکردی، در نهایت ۴ گروه بی بعد، استخراج گردید که مطالعه تجربی پیرامون رفتار آیروالاستیک بال زدن، در این فضای بی بعد شده، تحقق یافت. دو پارامتر بی بعد مستقل، شامل فرکانس تقلیل یافته و یک گروه بی بعد جدید می باشد که ضریب آیروالاستیک بال زدن نامیده شد و دو کمیت عملکردی بی بعد شده نیز متوسط ضریب نیروی پیشران و راندمان هستند. مقادیر هر ۴ کمیت، در آزمایشهای صورت گرفته، محاسبه و سپس مجموعه های شامل مقادیر یکسان فرکانس، تفکیک گردید.
- شاخص های عملکردی پرنده (ضریب نیرو و راندمان پیشران) در مقابل تغییرات ضریب آیروالاستیک بصورت کانتورهای فرکانس نمایش داده شدند. منحنیهای حاصل، در برگیرنده مفاهیم و نتایج کاربردی ارزنده بویژه در زمینه طراحی سازه های الاستیک بال زن می باشند که از جمله می توان موارد زیر را برشمرد:
- افزایش مقدار نیروی پیشران با فرکانس
  - وجود مقادیر سختی پیچشی بهینه در منحنی نیروی محوری

در شکل ۱۳ منحنی های راندمان پیشران بر حسب دو پارامتر بدون بعد معرفی شده، نمایش داده شده اند. بالاترین منحنی متناظر با کمترین فرکانس می باشد. با مراجعه به شکل ۱۲ در می یابیم، با کم شدن پارامتر توصیف کننده فرکانس، نیروی پیشران متوسط، کاهش یافته، هر چند شکل ۱۳، ارتقای راندمان پیشران را در این شرایط نشان می دهد. در واقع آنچه سبب بهبود راندمان شده، کاهش قابل توجه توان مصرفی پرنده با کم شدن فرکانس است. بطور تقریبی می توان کمیت های نیروی محوری و توان مصرفی را با توان اول و دوم فرکانس بال زدن مرتبط دانست. از سوی دیگر شکل ۱۳ نشان می دهد، کاهش سختی پیچشی بال سبب بهبود راندمان گردیده است.

انطباق منحنی های شکل ۱۲ و شکل ۱۳، یک ویژگی مهم در تعیین نقطه عملکرد بهینه را آشکار می سازد. در واقع برای هر مقدار از پارامتر فرکانس می توان محدوده ای از تغییرات پارامتر بی بعد سختی را تعیین کرد که در آن، روند افزایش مقدار نیرو و افزایش راندمان همزمان رخ می دهد. بخصوص با افزایش مقدار فرکانس تقلیل یافته، این ناحیه مشترک توسعه یافته است. بنابراین نقاط متناظر با بیشترین نیروی محوری (شکل ۱۲)، دارای راندمان بالاتر نسبت به نقاط متناظر با سازه های سفت تر هستند. کاهش سختی فراتر از این نقطه بهینه، هر چند راندمان را بیشتر می سازد، اما مقدار نیروی پیشران تولید شده را می کاهد.

### نتیجه گیری

در این تحقیق به مطالعه تجربی سازه های مولد نیرو در پرواز بال زدن پرداخته شد. به این منظور یک پرنده نمونه ساخته شد و سازه های بال مختلف بکار گرفته شد. این مجموعه از بال های پرنده، دارای شکل هندسی مشابه، اما دارای وزن، ابعاد و بویژه سختی متفاوت هستند. آزمایش اندازه گیری نیروها، زاویه و توان مصرفی پرنده بر روی یک سکوی تست که حسگرهای مناسب در آن تعبیه شده است، صورت پذیرفت. فرایند آزمایشها به نحوی انجام شده که ماتریسی از تنوع سازه ای و نیز طیفی از فرکانسهای بال زدن، پوشش داده شود.

داده های تجربی حاصل که به نوبه خود، شناخت ماهیت پیچیده آیروالاستیک در حین بال زدن را سهولت می بخشند، در قالب منحنی های نمونه، نمایش داده شد. در تفسیر نتایج، از پارامترهای عملکردی پرنده شامل نیروی محوری، نیروی

- 10 Downstroke Course Angle
- 11 Butterworth Low Pass Filter
- 12 Main Spar
- 13 Reduced Frequency

- افزایش مقدار سختی بهینه با افزایش جرم بال یا افزایش فرکانس
- انتقال نقطه بهینه منحنی نیرو به سمت مقادیر کمتر سختی بی بعد شده با افزایش فرکانس
- کاهش راندمان پیشران با افزایش فرکانس
- افزایش راندمان پیشران با کاهش ضریب سختی
- تاثیر معکوس سرعت رو به جلو در نیروی محوری تولید شده
- افزایش راندمان با افزایش مقدار نیروی محوری در طیف خاصی از مقادیر ضریب الاستیک

### منابع و مراجع

- [۱] Jones, K. D., Duggan, S. J. and Platzer M. F., An experimental and numerical investigation of flapping wing propulsion, AIAA Journal, 2001, Paper No. 2000-0897.
- [2] Mazeheri K., Ebrahimi A., Optimization of the Cruise Flight Dynamics of a Flapping Wing Vehicle Based on Experimental Aerodynamic Data, Journal of aerospace engineering, Accepted, 2011.
- [3] Ramamurti, R., Sandberg, W.C. and Löhner, R, Simulation of the Dynamics of Micro Air Vehicles, AIAA Journal, 2001, Paper No. 2000-0896.
- [4] ابراهیمی عباس و مظاهری کریم، اندازه‌گیری و ارزیابی تجربی سهم نیروهای ناپایای آیرودینامیک و اینرسی بال در حرکت بال‌زدن، هشتمین کنفرانس سالانه (بین‌المللی) انجمن هوافضای ایران، ۱۳۸۷، شاهین شهر، دانشگاه صنعتی مالک اشتر.
- [5] Schenato, L., Deng, X., Wu, W.C., Sastry, S., Virtual Insect Flight Simulator VIFS A Software Testbed for Insect Flight, IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2003, Seoul, Korea.
- [6] Templin, R. J., The spectrum of animal flight, insects to pterosaurs, Progress in Aerospace Sciences, International Conference, 2003, France, pp. 393-436 in Proceeding.
- [7] Sane, S. P. and Dickinson, M. H., The force control of flight in complex flapping wing robot, Lift and drag production, Journal of Experimental Biology, 2003, No. 204, pp. 2607 - 2626.
- [8] Ho S., Nassef H., Pornsinsirak N., Tai Y., and Ho Ch., Unsteady Aerodynamics and Flow Control for Flapping Wing Flyers. Progress in Aerospace Sciences, vol. 39, 2003, pp. 635-681.
- [9] Combes S. A., and Daniel T. L., Into Thin Air, Contributions of Aerodynamic and Inertial-Elastic Forces to Wing Bending in the

همچنین با استناد به نتایج تجربی این مطالعه، استنتاج می‌گردد که با تلفیق تکنولوژی مورفینگ فعال و کاربرد مواد هوشمند روی بالزن ها، امکان پرواز آنها در شرایط ماکزیمم کارایی به صورت مستمر، از طریق تغییر درخواص مکانیکی و فرکانس بال زدن وجود دارد. این موضوع توسط نویسندگان اثر حاضر تحت بررسی و مدل سازی قراردارد. در واقع وابستگی مقادیر بهینه شاخصه های عملکردی به خواص مکانیکی در فرکانس های مختلف بال زدن، مزیت های بکارگیری مورفینگ در پرنده بالزن را دو چندان می‌سازد. این امر کلید برتری شیوه بال زدن در پرواز و رمز بهینه بودن رفتار طبیعی پرندهگان بالزن می باشد.

### قدردانی

نویسندگان تحقیق جاری، از شرکت تدبیرگران سامانه های انرژی که در حمایت تجهیزاتی از این تحقیق نقش موثری داشته اند، صمیمانه قدردانی و تشکر می نمایند.

### پی‌نوشت‌ها

- 1 Upstroke & Down stroke
- 2 Active Morphing
- 3 Agilgity
- 4 Coupling
- 5 Wing Torsional stiffness
- 6 Wing Bending and Tortional stiffness
- 7 Main Spar
- 8 Four Bar Mechanism
- 9 Upstroke Course Angle

- [18] Ebrahimi A. and Mazaheri K. Strip theory method for ornithopter wing aerodynamic analysis, 10th Fluid Dynamics Conference, Yazd, Iran, 2006.
- [19] Karimian S., et al., Tadbir Ornithopter Preliminary Design, Technical Report, Tadbirgaran Energy Co., 2007, Tehran, Iran.
- [20] Ellington CP., The aerodynamics of hovering insect flight via vortex theory, Journal of Philosophical Transactions of the Royal Society of London, Series B, 1984. - Vol. 305. - pp. 115-144.
- [21] Hong Y.S., An experimental study of spanwise flow effects on lift generation in flapping wings, Ph.D. Thesis, University of Dayton, 2006.
- [22] Hong Y.S. and Altman A., Lift from spanwise flow in simple flapping wings, Journal of Aircraft, 2008, Vol. 45. - pp. 1206-1216.
- [23] Hu H., et al., An experimental investigation on the aerodynamic performances of flexible membrane wings in flapping flight, Journal of Aerospace Science and Technology, 2010, Vol. doi:10.1016/j.ast.2010.05.003.
- Hawkmoth *Manduca Sexta*. J Exp Biol 206, 2003, pp. 2999-3006.
- [10] Sun M., and Tang J., Unsteady Aerodynamic Force Generation by a Model Fruit Fly Wing in Flapping Motion. J Exp Biol, 205, 2002, pp. 55-70.
- [11] Liu H., Ellington C.P., Kawachi K., Van den Berg C., and Willmott A.P., A Computational Fluid Dynamic Study of Hawkmoth Hovering. J Exp Biol, 201, 1998, pp. 461-77.
- [12] Smith M. J. C., Simulating Moth Wing Aerodynamics: Towards The Development of Flapping-Wing Technology. AIAA Journal, v. 34, n. 7, 1996, pp. 1348-1355.
- [13] Smith M.J.C., Simulating Flapping Wings Using an Aerodynamic Panel Method, PhD thesis, Purdue University, 1995.
- [14] Peters D. A., Finite State Induced Flow Models Part I: Two-Dimensional Thin Airfoil, Journal of Aircraft, v. 32, n. 2, 1995.
- [15] Heathcote S., Martin D. and Gursul I., Flexible flapping wing propulsion at zero freestream velocity, AIAA Journal, 2004, Vol. 42. - pp. 2196-2204.
- [16] Hodges D.H. and Pierce G.A., Introduction to structural dynamic and Aeroelasticity, Cambridge university press, 2002.
- [17] Ebrahimi A., et al., Preliminary design of Tadbir ornithopter, Technical Report, Tehran, Aerospace Research Center, Sharif University of Technology, TR-01-A1-10., 2005.