

تعیین بهینه پارامتر انعطاف پذیری بال برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر یک پرنده بال زن بر پایه الگوریتم ژنتیک

هدف این پژوهش، ارائه مدل های تحلیلی کارآمد برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بال ها و دم یک ربات پرنده بال زن می باشد. برای دستیابی به این هدف، ابتدا مدل آیرودینامیکی بال ها بر پایه تئوری نوارهای موازی و در نظر گرفتن اثرات انعطاف پذیری بال ها ارائه می شود. سپس، مدل آیرودینامیکی دم با در نظر گرفتن اثرات اختلاف فشار روی سطوح دم، گردابه های لبه ای و اصطکاک هوا معرفی می شود. سپس، پارامتر بهینه انعطاف پذیری بال ها با استفاده از الگوریتم ژنتیک تعیین می گردد. سرانجام، به منظور صحت سنجی، نتایج حاصل از مدل های پیشنهادی با مدل های ارائه شده در مطالعات گذشته و داده های آزمایشگاهی مقایسه می گردد. نتایج شبیه سازی نشان می دهد نیروهای آیرودینامیکی محاسبه شده توسط راهکارهای پیشنهادی در قیاس با مدل های قبلی به داده های آزمایشگاهی نزدیک تر است.

رحمت

عابدزاده معافی^۱

دانشجوی دکتری

شهرام

اعتمادی حقیقی^۲

استادیار

محمد جواد

محمودآبادی^۳

دانشیار

واژه های راهنما: ربات پرنده بال زن، بال های انعطاف پذیر، نیروی برآ، نیروی رانش، بهینه سازی، الگوریتم ژنتیک

۱- مقدمه

ربات پرنده بال زن ماشینی است که برای پرواز به وسیله بال زدن طراحی شده است. این ربات به دلیل بهرمندی از مزایای همچون چابکی در عملیات پرواز، توانایی پنهان سازی پرواز و راندمان بالا، کاربردهای گسترده ای در حوزه های نظامی و غیرنظامی از جمله بررسی خسارات ناشی از بلایا، عملیات امداد و نجات، جمع آوری اطلاعات، شناسایی ضد تروریسم، نظارت و اکتشاف دارد.

^۱ دانشجوی دکتری، دانشکده مکانیک، برق و کامپیوتر، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات، تهران، ایران
meysam.abedzadeh@gmail.com

^۲ نویسنده مسئول، استادیار، دانشکده مکانیک، برق و کامپیوتر، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات، تهران، ایران
setemadi@srbiau.ac.ir

^۳ دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی سیرجان، سیرجان، ایران
mahmoodabadi@sirjantech.ac.ir

ربات پرنده بال‌زن همچون پرندگان واقعی نیروی لازم برای پرواز را از طریق نوسان بال‌هایش تامین می‌کند. نوسان بال‌ها (بال زدن به سمت بالا و پایین) سبب تولید نیروهای برآ و رانش می‌شود و بدین ترتیب نیروی لازم برای غلبه بر نیروهای وزن ربات و مقاومت هوا فراهم می‌گردد. در طول دهه‌های اخیر، پژوهش در زمینه ربات‌های پرنده بال‌زن به دلیل کاربرد فراوان، انرژی مصرفی کم، ویژگی‌های ساختاری، چالش‌های آیرودینامیکی و پیچیدگی‌های دینامیکی در حوزه‌های تحلیلی و آزمایشگاهی مورد توجه بسیاری از محققان قرار گرفته است. مدل‌های مختلفی برای تجزیه و تحلیل نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بال‌های ربات پرنده بال‌زن پیشنهاد شده است. یکی از اولین مدل‌هایی که این نیروها را بر پایه رویکرد جریان پتانسیل محاسبه می‌کند، توسط Jones ارائه شد [۱]. Ellington یک مدل جامع برای سینماتیک‌های بال‌زدن در مقیاس‌های کوچک پیشنهاد نمود [۲]. این مدل، شامل جفت‌شدگی چرخش بال و انتقال حرکت بود. DeLaurier یک مدل پرکاربرد بر پایه تئوری نوارهای موازی اصلاح شده برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی ناپایدار تولید شده در فرآیند بال‌زدن معرفی نمود [۳]. در این مدل، زاویه واماندگی در فرآیند بال‌زدن نیز بررسی گردید. سایر پژوهشگران مدل ارائه شده توسط DeLaurier را برای تحلیل نیروهای آیرودینامیکی وارد بر شکل‌های مختلف بال با در نظر گرفتن تاخیر فاز بین بال‌زدن و حرکت پیچش و همچنین اضافه نمودن تغییرات زاویه پیچ در طول بال توسعه دادند [۴، ۵ و ۶]. Caetano و همکاران یک مدل آیرودینامیکی خطی برای یک ربات پرنده بال‌زن بر اساس داده‌های آزمایشگاهی معرفی نمودند [۷]. Lee و همکاران یک مدل آیرودینامیکی شبه پایدار بهبود یافته را برای پرواز ایستای یک ربات پرنده بال‌زن پیشنهاد کردند [۸]. Shyy و همکاران آیرودینامیک‌های یک ربات پرنده بال‌زن کوچک با بال‌های پوسته‌ای را مورد مطالعه قرار دادند [۹]. Han و همکاران از یک مدل نیمه تجربی شبه پایدار برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر یک ربات پرنده بال‌زن در پرواز رو به جلو استفاده نمودند [۱۰]. Djojhardjo یک رویکرد آیرودینامیک خطی شده را برای محاسبه نیروهای برآ و رانش وارد بر یک ربات پرنده بال‌زن در پرواز رو به جلو با در نظر گرفتن اثرات لزجت و گردابه‌های لبه‌ای پیشنهاد نمود [۱۱]. Bakhtiari و همکاران یک مدل تحلیلی بر پایه جریان پتانسیل برای محاسبه نیروهای برآ و رانش وارد بر بال‌های یک ربات پرنده بال‌زن در زوایای حمله پایین و بالای بدنه معرفی نمودند [۱۲]. Karimian و Jahanbin یک مدل باندگراف را برای یک ربات پرنده بال‌زن با بال‌های مفصلی الاستیک معرفی نمودند [۱۳]. در مدل پیشنهادی ایشان، انعطاف‌پذیری بال‌ها لحاظ گردید و مدل تیر اویلر-برنولی در لبه‌ی بال‌ها با سه حالت پیچش خطی برای مدل‌سازی در نظر گرفته شد. Choi و همکاران یک روش عددی توسعه یافته بر پایه اجزای محدود و تحلیل مقطعی را برای تخمین نیروهای آیرودینامیک وارد بر یک ربات پرنده بال‌زن ارائه نمودند [۱۴]. این روش عددی قابلیت در نظر گرفتن اثرات انعطاف‌پذیری بال‌ها را نیز داشت. Chen و همکاران یک روش تحلیلی برای تخمین سریع نیروهای آیرودینامیکی و تغییر شکل‌های غیرفعال بال‌های منعطف را پیشنهاد نمودند [۱۵]. در این روش، نیروهای آیرودینامیکی با استفاده از یک روش شبه پایدار پیش‌بین محاسبه و پیچش دهانه بال به‌وسیله یک چند جمله‌ای درجه دوم مدل شدند. Ruiz و همکاران یک مدل ولترای کاهش مرتبه یافته را با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی سه بعدی برای محاسبه آیرودینامیک‌های یک ربات پرنده بال‌زن در دامنه‌های بالای بال‌زدن ارائه نمودند [۱۶]. علاوه بر نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بال‌ها، نیروهای آیرودینامیکی وارد بر دم نیز تاثیر برجسته‌ای بر نیروهای کلی ایجاد شده روی بدن پرندگان و رفتار پرواز آن‌ها دارد. همچنین، دم

می‌تواند در ربات‌های پرنده بال‌زن برای کنترل موقعیت بدنه در ردیابی مسیرهای مطلوب پرواز استفاده شود. پژوهش‌های فوق‌الذکر بر روی مدل‌های آیرودینامیکی بال‌ها متمرکز هستند و مطالعات کمی درباره مدل‌سازی آیرودینامیکی دم انجام گرفته است. یکی از اولین مطالعات در خصوص دم پرنده‌گان توسط Maynard انجام شد [۱۷]. او تاثیر دم و شکل آن را بر پایداری حرکت و عملکرد مانور پرنده‌گان بررسی نمود. Tucker و Heine نیروهای آیرودینامیک‌های حاکم بر پرواز پرنده‌گان و اثرات دم بر این نیروها را مورد مطالعه قرار دادند [۱۸]. Taylor و همکاران اثرات دم بر پایداری پرواز پرنده‌گان را بررسی کردند [۱۹]. در این مطالعات، مدل واضحی برای نیروهای آیرودینامیکی وارد بر دم ارائه نشده است. اولین مدل تحلیلی برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر دم در زوایای حمله پایین توسط Thomas معرفی شد [۲۰]. او از یک تابع پتانسیل برای استخراج معادلات نیروهای آیرودینامیکی وارد بر دم استفاده نمود. دقت این مدل با افزایش زاویه حمله دم به دلیل ایجاد گردابه‌های لبه‌ای در اطرف دم کاهش می‌یافت. Bakhtiari و همکاران یک مدل تحلیلی برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی عمودی و افقی وارد بر دم یک ربات پرنده بال‌زن ارائه نمودند [۲۱]. مدل پیشنهادی ایشان در زوایای حمله پایین و بالای دم نتایج خوبی را در قیاس با کارهای گذشته حاصل نمود. در این مدل، اثرات اختلاف فشار روی سطوح دم و گردابه‌های لبه‌ای اطراف دم در نظر گرفته شد، اما اثرات اصطکاک هوای عبوری از دم در روابط استخراج شده گنجانده نشد.

تعیین پارامترهای یک مسئله بهینه‌سازی با استفاده از روش آزمون و خطا یک روش منسوخ شده و طاقت‌فرسا است [۲۲]. امروزه، افزایش چشمگیر گرایش محققان در استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی الهام گرفته از طبیعت به دلیل ناکارآمدی روش‌های بهینه‌سازی کلاسیک در حل مسائل غیرخطی، پیچیده و مقیاس وسیع مشهود است [۲۳]. در این راستا، الگوریتم‌های بهینه‌سازی تکاملی به عنوان زیر مجموعه‌ای از هوش مصنوعی برای یافتن بهترین جواب یک مسئله بهینه‌سازی پیچیده استفاده می‌شوند. در میان الگوریتم‌های بهینه‌سازی تکاملی، الگوریتم ژنتیک (GA) یکی از قدیمی‌ترین و محبوب‌ترین الگوریتم‌هاست. این الگوریتم، اولین بار توسط Holland با الهام گرفتن از رفتار کروموزم‌ها و ژن‌هایشان معرفی گردید [۲۴].

در این مقاله، با انتخاب تابع هدف مناسب، پارامتر بهینه انعطاف‌پذیری بال‌ها با استفاده از الگوریتم ژنتیک نرم‌افزار MATLAB به نحوی تعیین می‌گردد که نیروهای آیرودینامیکی وارد بر ربات با داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده بیشترین مطابقت را داشته باشند. با توجه به ادبیات تحقیق بیان شده، نوآوری‌ها و تفاوت‌های اصلی مقاله حاضر در قیاس با مطالعات موجود به شرح زیر است:

۱- از آنجا که بال‌های ربات پرنده بال‌زن در حالت واقعی منعطف می‌باشند، در این پژوهش، یک مدل تحلیلی کارآمد برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بال‌ها با در نظر گرفتن اثرات انعطاف‌پذیری بال‌ها ارائه می‌شود. در این مدل، زاویه حمله هر نقطه از بال نسبت به راستای سرعت جریان آزاد هوا در طول بال تغییر می‌کند.

۲- در این مقاله، با انتخاب یک تابع هدف مناسب، پارامتر انعطاف‌پذیری بال‌ها با استفاده از الگوریتم ژنتیک تعیین می‌شود. به کارگیری پارامتر بهینه انعطاف‌پذیری بال‌ها در مدل تحلیلی پیشنهادی سبب می‌شود تا نیروهای آیرودینامیکی محاسبه شده وارد بر بال‌ها در قیاس با مدل‌های ارائه شده در کارهای گذشته با داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده هم‌خوانی بیشتری داشته باشند.

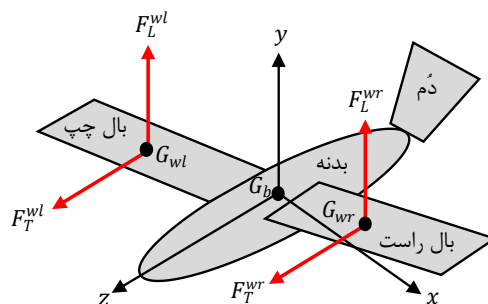
۳- در مطالعه حاضر، یک مدل تحلیلی مناسب برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر دم یک ربات پرنده بال‌زن در زوایای کم و بالای حمله دم با در نظر گرفتن اثرات اختلاف فشار روی سطوح دم، گردابه‌های لبه‌ای اطراف دم و اصطکاک هوای عبوری از دم معرفی می‌شود. تاکنون در پژوهش‌های پیشین همه این اثرات به صورت هم‌زمان برای ارائه مدل تحلیلی نیروهای آیرودینامیکی وارد بر دم لحاظ نشده است. بعلاوه، در مدل تحلیلی پیشنهادی، برای دم ربات دو درجه آزادی در نظر گرفته می‌شود. به کارگیری این مدل، همگرایی بیشتر نیروهای آیرودینامیکی محاسبه شده وارد بر دم به داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده را در قیاس با مدل‌های قبلی ارائه شده حاصل می‌نماید.

ادامه ساختار این مقاله بدین شرح است. در بخش (۲)، مدل‌های تحلیلی پیشنهادی برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بال‌ها و دم یک ربات پرنده بال‌زن ارائه می‌شود. در مدل تحلیلی پیشنهادی برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بال‌ها، اثرات انعطاف‌پذیری بال‌ها نیز در نظر گرفته می‌شود. بعلاوه، در مدل تحلیلی پیشنهادی برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر دم، اثرات اختلاف فشار، گردابه‌های لبه‌ای و اصطکاک هوای عبوری از دم در معادلات استخراج شده لحاظ می‌گردد. در بخش (۳)، شرایط تنظیم آزمایش برای اندازه‌گیری نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بال‌ها و دم ربات پرنده بال‌زن تشریح می‌گردد. در بخش (۴)، با انتخاب یک تابع هدف مناسب پارامتر بهینه انعطاف‌پذیری بال‌ها با استفاده از الگوریتم ژنتیک نرم افزار MATLAB تعیین می‌شود. سپس، نتایج شبیه‌سازی مدل‌های تحلیلی پیشنهادی با اعمال پارامتر بهینه پیدا شده در قیاس با داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده و مدل‌های قبلی، ارائه و بحث می‌شود. در بخش (۵)، جمع‌بندی و نتایج حاصل از پژوهش حاضر ارائه می‌شود. سرانجام، پیشنهادات برای ادامه کار مطرح می‌گردد.

۲- آیرودینامیک‌های حاکم بر بال‌ها و دم ربات پرنده بال‌زن

۲-۱- آیرودینامیک بال‌ها

در این بخش، یک مدل تحلیلی برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بال‌های یک ربات پرنده بال‌زن با در نظر گرفتن اثرات انعطاف‌پذیری بال‌ها ارائه می‌شود. شکل (۱) تصویر شماتیک نیروهای برآ و رانش وارد بر بال‌های یک ربات پرنده بال‌زن را نمایش می‌دهد. در این شکل، G_{wl} و G_{wr} ، G_b ، F_T^{wl} ، F_L^{wl} ، F_T^{wr} ، F_L^{wr} ، نیروی برآی وارد بر بال راست، نیروی برآی وارد بر بال چپ، نیروی رانش وارد بر بال راست، مرکز جرم بدنه ربات، مرکز جرم بال راست و مرکز جرم بال چپ می‌باشند. همچنین، دستگاه مختصات چسبیده به مرکز جرم بدنه ربات است.

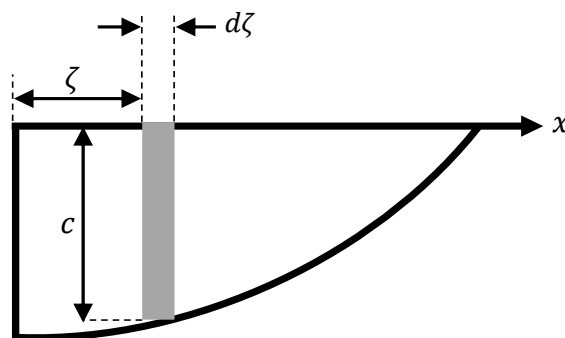


شکل ۱- تصویر شماتیک نیروهای برآ و رانش وارد بر بال‌های یک ربات پرنده بال‌زن.

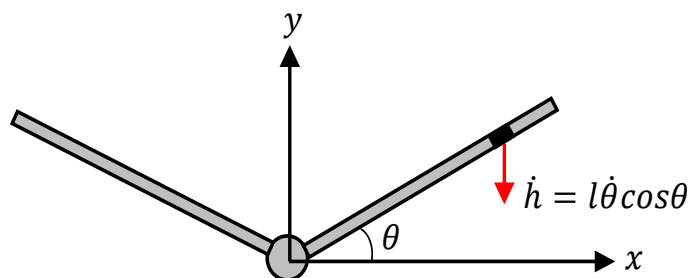
در مطالعه حاضر، از مدل معرفی شده توسط DeLaurier [۳] برای محاسبه نیروهای اعمالی بر بال‌ها استفاده می‌گردد و با در نظر گرفتن اثرات انعطاف‌پذیری بال در تغییرات زاویه حمله در طول بال، این مدل توسعه داده می‌شود. در این مدل، بال به نوارهای موازی تقسیم و نیروی اعمالی بر روی هر نوار مطابق با موقعیت و سرعتش محاسبه می‌گردد. شکل (۲) نوار روی بال در این مدل را به صورت شماتیک به تصویر می‌کشد. در این شکل، ζ نشان‌دهنده فاصله بین نوار و ریشه بال، c بیان‌گر وتر بال (طول المان نوار) و $d\zeta$ نمایش‌گر عرض المان نوار می‌باشند. کل نیروهای اعمالی بر روی بال از مجموع نیروی اعمالی بر روی تمام نوارهای $d\zeta$ حاصل می‌شود. این نیروها، به زاویه بال‌زدن و زاویه حمله بال در هر زمان بستگی دارند. شکل‌های (۳) و (۴) به ترتیب زاویه بال‌زدن از نمای جانبی و زاویه حمله بال از نمای روبه‌رو را نمایش می‌دهند. در شکل (۳)، θ نشان‌دهنده زاویه بال‌زدن، \dot{h} بیان‌گر سرعت المان مورد نظر در بال نسبت به بدنه ربات و l نمایش‌دهنده طول بال می‌باشند. در شکل (۴)، α_w ، α_b ، α ، U_{rel} ، U_∞ ، $\delta\alpha$ و α_{rel} به ترتیب نشان‌دهنده سرعت جریان آزاد هوا، سرعت نسبی جریان هوا، زاویه حمله بال نسبت به راستای سرعت جریان آزاد هوا، زاویه بین محور بال‌زدن و سرعت جریان آزاد هوا (زاویه حمله بدنه)، زاویه بین مقطع بال و محور بال‌زدن، زاویه پیچش بال و زاویه حمله بال نسبت به راستای سرعت نسبی جریان هوا می‌باشند. زاویه بال‌زدن به صورت یک تابع سینوسی در مدت زمان بال‌زدن مطابق با رابطه زیر تغییر می‌کند:

$$\theta = \theta_0 \sin(2\pi\vartheta t) \quad (1)$$

در رابطه اخیر، θ_0 ، ϑ و t به ترتیب بیان‌گر دامنه زاویه بال‌زدن، فرکانس بال‌زدن و زمان می‌باشند.



شکل ۲- تصویر شماتیک نوار روی بال



شکل ۳- زاویه بال‌زدن از نمای جانبی

در حالت واقعی بال‌های ربات دارای انعطاف می‌باشند. این انعطاف‌پذیری منجر به تغییر هندسه سطح بال‌ها می‌شود. مقایسه شکل بال‌های ربات پرنده بال‌زن در دو حالت پرواز با بال‌های صلب و پرواز با بال‌های انعطاف‌پذیر به صورت شماتیک در شکل (۵) نشان داده شده است. در مدل‌سازی، بال انعطاف‌پذیر را می‌توان به صورت بالی که زاویه حمله هر نقطه آن نسبت به راستای سرعت جریان آزاد هوا در طول بال تغییر می‌کند، تعریف نمود. در این حالت، مطابق شکل (۴) زاویه حمله بال از مجموع سه زاویه به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\alpha = \alpha_w + \alpha_b + \delta\alpha \quad (2)$$

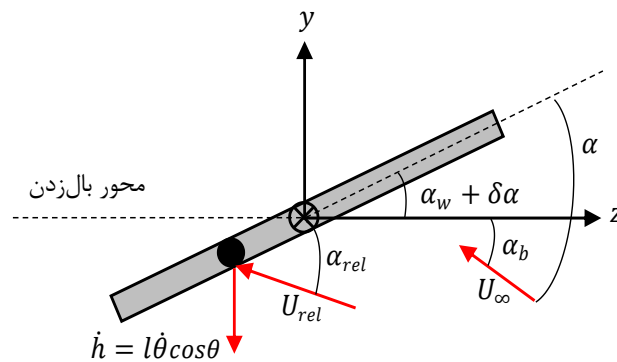
در رابطه فوق، α_w به وسیله معادله زیر تعریف می‌شود:

$$\alpha_w = \alpha_{w0} \cos(2\pi\theta t) \quad (3)$$

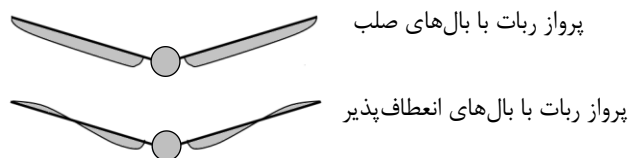
در رابطه اخیر، α_{w0} دامنه زاویه بین مقطع بال و محور بال‌زدن است. همچنین، زاویه $\delta\alpha$ تغییر زاویه حمله بال در طول بال به دلیل انعطاف‌پذیری را نمایش می‌دهد. مقدار این زاویه را می‌توان مطابق با مرجع [۲۱] به صورت زیر تعیین نمود:

$$\delta\alpha = \zeta^n \cos(2\pi\theta t) \quad (4)$$

در رابطه فوق، n نشان‌دهنده پارامتر انعطاف‌پذیری بال‌ها و مقداری ثابت است. مقدار پارامتر n به انعطاف‌پذیری بال‌ها وابسته است. در بال‌های صلب مقدار n برابر با صفر و با افزایش میزان انعطاف‌پذیری بال‌ها مقدار این پارامتر نیز افزایش می‌یابد. همان‌طور که در رابطه (۴) مشاهده می‌شود، مقدار زاویه $\delta\alpha$ وابسته به مقادیر ζ و n می‌باشد. در این مطالعه، نتایج شبیه‌سازی برای مقادیر مختلف n در بخش (۴) بحث خواهد شد.



شکل ۴- زاویه حمله بال از نمای روبه‌رو



شکل ۵- مقایسه شکل بال‌های ربات پرنده بال‌زن در دو حالت پرواز با بال‌های صلب و پرواز با بال‌های انعطاف‌پذیر

با توجه به شکل (۴)، سرعت نسبی جریان هوا (U_{rel}) از مجموع سرعت‌های \dot{h} و U_∞ تشکیل می‌شود که برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بال استفاده می‌گردد. U_{rel} و زاویه آن (α_{rel}) به صورت زیر به دست می‌آیند:

$$U_{rel} = \sqrt{[U_\infty \sin \alpha + \dot{h} \cos(\alpha_w + \delta \alpha)]^2 + [U_\infty \cos \alpha - \dot{h} \sin(\alpha_w + \delta \alpha)]^2} \quad (5)$$

$$\alpha_{rel} = \text{Arctan} \left[\frac{U_\infty \sin \alpha + \dot{h} \cos(\alpha_w + \delta \alpha)}{U_\infty \cos \alpha - \dot{h} \sin(\alpha_w + \delta \alpha)} \right] \quad (6)$$

شکل (۶) نیروهای آیرودینامیکی وارد بر مقطع بال را نمایش می‌دهد. در این شکل، dN_s ، dD_s و dT_s به ترتیب بیان‌گر نیروهای نرمال، پسا و رانش وارد بر مقطع بال می‌باشند. این نیروها را می‌توان به صورت زیر محاسبه نمود [۶ و ۲۱]:

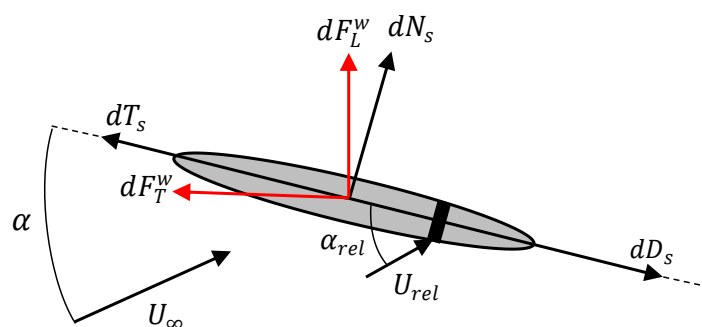
$$dN_s = \rho V U_{rel} \pi (\alpha_{rel} + \alpha) c d\zeta \quad (7)$$

$$dD_s = C_d \rho \frac{V_T^2}{2} c d\zeta \quad (8)$$

$$dT_s = \rho V U_{rel} \pi \left(\alpha_{rel} + \alpha - \frac{c \dot{\alpha}}{4 U_{rel}} \right)^2 c d\zeta \quad (9)$$

در روابط فوق، ρ ، V و V_T و C_d به ترتیب نشان دهنده، چگالی هوا، سرعت پرواز، سرعت مماسی عبور جریان هوا از مقطع بال و ضریب پسای ناشی از اصطکاک بین پوسته بال و V_T می‌باشند. با اقتباس از مراجع [۲۰ و ۲۵]، سرعت پرواز را می‌توان با استفاده از رابطه زیر تعیین نمود:

$$V = 1.508 m \frac{1}{6} \quad (10)$$



شکل ۶- نیروهای آیرودینامیکی وارد بر مقطع بال

در معادله (۱۰)، m جرم بدنه ربات پرنده بال زن می باشد. بعلاوه، سرعت مماسی جریان هوا بر مقطع بال نیز مطابق با مرجع [۲۱] به صورت زیر حاصل می شود:

$$V_T = V \cos \alpha - \dot{h} \sin(\alpha - \alpha_b) \quad (11)$$

در شکل ۶، dF_L^w و dF_T^w به ترتیب بیان گر نیروی برای وارد بر مقطع بال و نیروی رانش وارد بر مقطع بال می باشند. این نیروها با استفاده از روابط زیر محاسبه می شوند [۶ و ۲۱].

$$dF_L^w = dN_s \cos \alpha + (m dT_s - dD_s) \sin \alpha \quad (12)$$

$$dF_T^w = (dT_s - dD_s) \cos \alpha - dN_s \sin \alpha \quad (13)$$

نیروی کل برآ و نیروی کل رانش وارد بر بال را می توان به صورت زیر تعیین نمود:

$$F_L^w = \int_0^l dF_L^w \quad (14)$$

$$F_T^w = \int_0^l dF_T^w \quad (15)$$

با جاگذاری رابطه (۱۲) در رابطه (۱۴) و قرار دادن رابطه (۱۳) در رابطه (۱۵)، معادلات زیر به دست می آیند:

$$F_L^w = \int_0^l dN_s \cos \alpha + (m dT_s - dD_s) \sin \alpha \quad (16)$$

$$F_T^w = \int_0^l (dT_s - dD_s) \cos \alpha - dN_s \sin \alpha \quad (17)$$

با قرار دادن روابط (۷)، (۸) و (۹) در معادلات فوق، روابط زیر برای محاسبه نیروی کل برآ و نیروی کل رانش وارد بر بال حاصل می شوند.

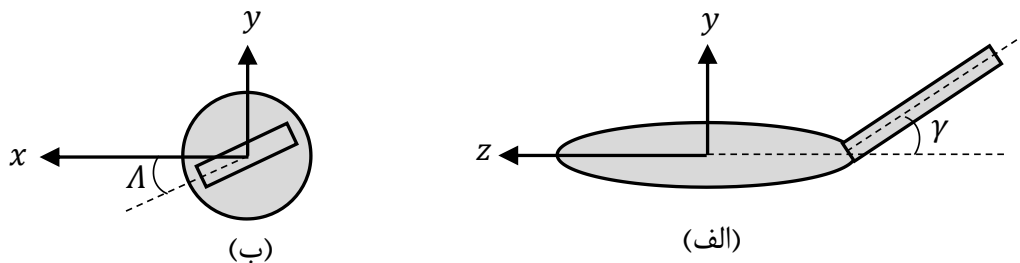
$$F_L^w = \int_0^l \left((\rho V U_{rel} \pi (\alpha_{rel} + \alpha)) \cos \alpha + \left(\rho V U_{rel} \pi \left(\alpha_{rel} + \alpha - \frac{c \dot{\alpha}}{4 U_{rel}} \right)^2 - C_d \rho \frac{V_T^2}{2} \right) \sin \alpha \right) c d \zeta \quad (18)$$

$$F_T^w = \int_0^l \left(\left(\rho V U_{rel} \pi \left(\alpha_{rel} + \alpha - \frac{c \dot{\alpha}}{4 U_{rel}} \right)^2 \right) - C_{da} \rho \frac{V_T^2}{2} \right) \cos \alpha + (\rho V U_{rel} \pi (\alpha_{rel} + \alpha) \sin \alpha) c d \zeta \sin \alpha \quad (19)$$

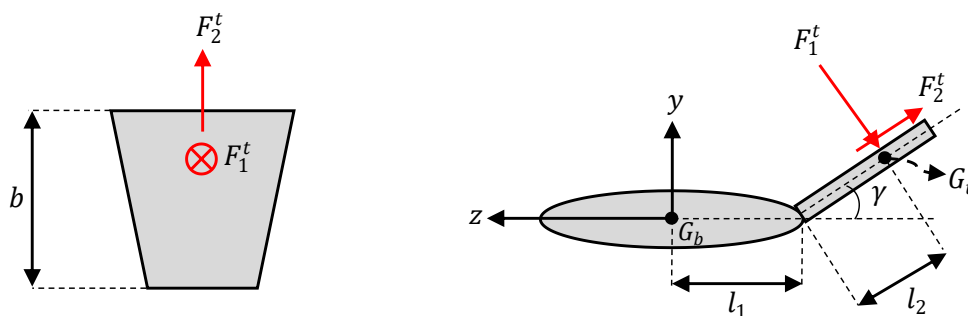
۲-۲- آیرودینامیک دم

در این بخش، یک مدل تحلیلی برای اندازه‌گیری نیروهای آیرودینامیکی وارد بر دم ربات پرنده بال‌زن معرفی می‌شود. در این مدل، نیروی ایجاد شده در اثر اختلاف فشار، نیروی ایجاد شده در اثر گردابه‌های لبه‌ای (در زوایای بالای حمله دم) و نیروی ایجاد شده در اثر اصطکاک عبور جریان هوا از دم در محاسبه نیروهای آیرودینامیکی لحاظ می‌شوند. همچنین، برای دم دو درجه آزادی در نظر گرفته می‌شود. شکل (۷) تصویر شماتیک دم و زوایای آن نسبت به بدنه ربات پرنده بال‌زن را نمایش می‌دهد. در این شکل، γ و Λ به ترتیب نشان دهنده زاویه پیچ دم (زاویه چرخش دم حول محور x) و زاویه رول دم (زاویه چرخش دم حول محور z) می‌باشند.

نیروهای آیرودینامیکی وارد بر دم در دو راستای عمود و مماس بر محور دم وارد می‌شوند. تصویر این نیروها در شکل (۸) نشان داده شده است. در این شکل، F_1^t ، F_2^t ، G_t ، l_1 و l_2 به ترتیب بیان‌گر نیروی ایجاد شده در اثر اختلاف فشار هوا بین سطوح بالایی و پایینی دم (نیروی عمودی وارد بر دم)، نیروی اصطکاک ایجاد شده در اثر عبور جریان هوا از دم (نیروی مماسی وارد بر دم)، مرکز جرم دم ربات، فاصله بین مرکز جرم ربات و محل اتصال دم به بدنه، فاصله بین مرکز جرم دم و محل اتصال دم به بدنه و ارتفاع دم می‌باشند.



شکل ۷- تصویر شماتیک دم و زوایای آن نسبت به بدنه ربات پرنده بال‌زن. (الف) زاویه پیچ دم از نمای جانبی، (ب) زاویه رول دم از نمای پشت



شکل ۸- نیروهای آیرودینامیکی عمودی و مماسی وارد بر دم

۲-۲-۱- محاسبه نیروی عمودی وارد بر دم

عبور جریان هوا از سطوح بالایی و پایینی دم منجر به ایجاد اختلاف فشار بین این دو سطح می‌شود. این اختلاف فشار، نیروی F_1^t را ایجاد می‌کند که در راستای عمود بر سطح دم وارد می‌شود. نیروی عمودی F_1^t تابعی از زاویه پیچ دم (γ) می‌باشد [۲۰]. در ادامه، نیروی عمودی F_1^t در زوایای کم و زیاد γ محاسبه می‌شود.

۲-۲-۱-۱- محاسبه نیروی عمودی وارد بر دم در زاویه کم γ

در زاویه کم γ (زاویه کم حمله دم)، جریان اطراف دم به صورت لایه‌ای و آرام است. در این حالت، نیروی عمودی وارد بر دم در اثر اختلاف فشار با استفاده از رابطه زیر تعیین می‌شود [۲۵]:

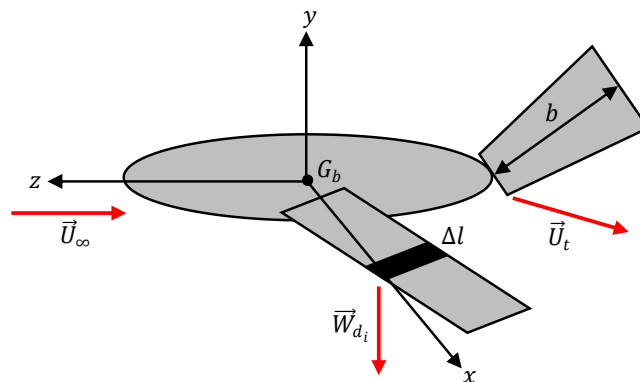
$$F_1^t = \frac{1}{2} \rho U_t^2 A_t k_p \sin \gamma \quad (20)$$

در رابطه اخیر، U_t ، A_t و k_p به ترتیب نشان دهنده سرعت جریان هوا نسبت به دم، مساحت دم و ضریب نیروی حاصل از اختلاف فشار می‌باشند. نیروهای آیرودینامیکی وارد بر دم وابستگی بالایی به سرعت جریان هوا نسبت به دم دارند. شکل (۹) بردار سرعت جریان آزاد هوا (\vec{U}_∞)، بردار سرعت ناشی از تغییر جهت جریان هوا در عملیات آیرودینامیکی بال (\vec{W}_{di}) و بردار سرعت جریان هوا نسبت به دم (\vec{U}_t) را در عملیات پرواز یک ربات پرنده بال‌زن نمایش می‌دهد. با توجه به این شکل، بردار سرعت جریان هوا نسبت به دم به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\vec{U}_t = \vec{U}_\infty + \vec{W}_{di} \quad (21)$$

\vec{W}_{di} با محور y هم‌راستا می‌باشد و مقدار آن برای هر نوار نشان داده شده در شکل (۹) به صورت زیر محاسبه می‌گردد [۳]:

$$W_{di} = 2U_\infty \frac{\alpha}{2 + (AR)} \quad (22)$$



شکل ۹- تصویر شماتیک بردار سرعت جریان آزاد هوا، بردار سرعت ناشی از تغییر جهت جریان هوا در عملیات آیرودینامیکی بال و بردار سرعت جریان هوا نسبت به دم

که در آن، AR نسبت تصویر نام دارد و به وسیله رابطه زیر تعیین می‌شود:

$$AR = \frac{b^2}{A_t} \quad (23)$$

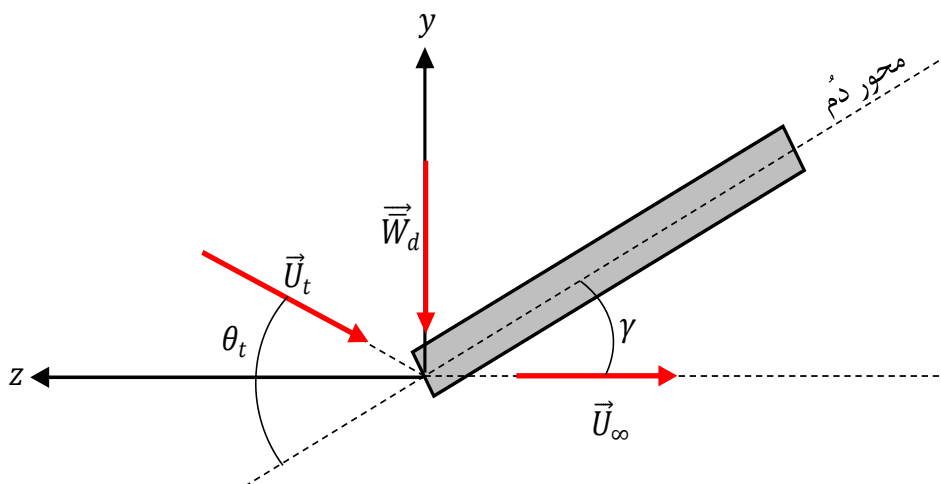
به دلیل تغییرات زاویه حمله بال در طول آن، بال به نوارهای مساوی (Δl) تقسیم و رابطه (۲۲) برای محاسبه W_{d_i} در هر نوار به کار گرفته می‌شود. از این رو، برای محاسبه سرعت جریان هوا نسبت به دم از میانگین W_{d_i} های محاسبه شده برای تمامی نوارها در رابطه (۲۱) استفاده می‌شود. مقدار میانگین W_{d_i} های محاسبه شده به صورت زیر تعیین می‌شود:

$$\bar{W}_d = \frac{\sum W_{d_i} \Delta l}{l} \quad (24)$$

در شکل (۱۰)، بردارهای سرعت جریان‌های مختلف شامل \vec{U}_∞ ، \vec{U}_t و \vec{W}_d که بر دم وارد می‌شوند، نشان داده شده است. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، محور دم با بردار سرعت جریان آزاد هوا (\vec{U}_∞) و بردار سرعت جریان هوا نسبت به دم (\vec{U}_t) به ترتیب زوایای γ و θ_t را ایجاد می‌نماید. با توجه به شکل (۱۰)، مقادیر سرعت جریان هوا نسبت به دم و زاویه‌اش با محور دم را می‌توان به صورت زیر محاسبه نمود:

$$U_t = \sqrt{U_\infty^2 + \bar{W}_d^2} \quad (25)$$

$$\theta_t = \gamma + \text{Arctan}\left(\frac{\bar{W}_d}{U_\infty}\right) \quad (26)$$



شکل ۱۰- تصویر بردارهای سرعت جریان‌های مختلف وارد بر دم

۲-۱-۲-۲- محاسبه نیروی عمودی وارد بر دم در زاویه بالای γ

با افزایش زاویه γ ، گردابه‌های لبه‌ای در اطراف دم تشکیل می‌شوند. این گردابه‌های لبه‌ای نیروی برآی اضافی بر روی دم ایجاد می‌کنند. شکل (۱۱)، گردابه‌های لبه‌ای ایجاد شده در اطراف دم بر اثر عبور جریان هوا در زاویه بالای γ را به تصویر می‌کشد. در این حالت، علاوه بر عبارت مربوط به نیروی ایجاد شده در اثر اختلاف فشار، عبارت دیگری به دلیل نیروی حاصل از گردابه‌های لبه‌ای ایجاد شده در اطراف دم به رابطه (۲۰) به صورت زیر اضافه می‌شود [۲۵]:

$$F_1^t = \frac{1}{2} \rho U_t^2 A_t k_p \sin \gamma + \frac{1}{2} \rho U_t^2 A_t k_v \sin^2 \gamma \quad (27)$$

در رابطه فوق، k_v بیان‌گر ضریب نیروی حاصل از گردابه‌های لبه‌ای ایجاد شده در اطراف دم می‌باشد.

۲-۲-۲- محاسبه نیروی مماسی وارد بر دم

نیروی مماسی F_2^t وارد بر دم که در شکل (۸) نمایش داده شده است، حاصل از نیروی اصطکاک ایجاد شده در اثر عبور جریان هوا از اطراف دم می‌باشد. مطابق با مرجع [۲۰]، مقدار این نیرو را می‌توان با استفاده از رابطه (۲۸) محاسبه نمود:

$$F_2^t = C_{dt} \rho U_t^2 A_t \quad (28)$$

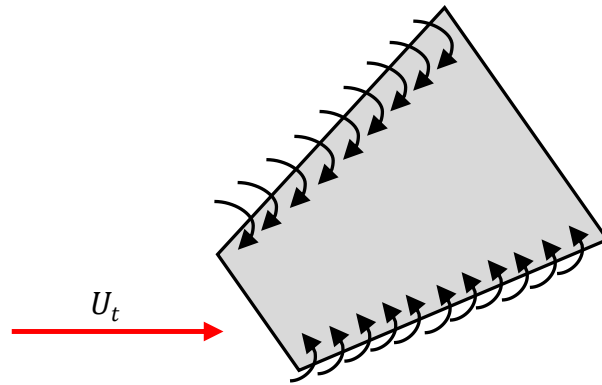
در رابطه اخیر، C_{dt} نشان‌دهنده ضریب پسای ناشی از اصطکاک بین پوسته دم و سرعت مماسی عبور جریان هوا از دم می‌باشد. مقدار این ضریب وابسته به مقدار عدد رینولدز جریان هوای عبوری از دم می‌باشد و به صورت زیر تعیین می‌شود [۲۰]:

$$C_{dt} = \begin{cases} \frac{1.3288}{\sqrt{Re}} & \text{if } Re_t \leq 10^6 \\ \frac{0.074}{\sqrt{Re}} & \text{if } Re_t < 10^6 \end{cases} \quad (29)$$

در رابطه فوق، Re_t نشان‌دهنده عدد رینولدز جریان هوای عبوری از دم می‌باشد و به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$Re_t = \frac{\rho_t U_t}{b} \quad (30)$$

در رابطه (۳۰)، ρ_t نشان‌دهنده چگالی هوای عبوری از اطراف دم می‌باشد.



شکل ۱۱- گردابه‌های لبه‌ای ایجاد شده در اطراف دم بر اثر عبور جریان هوا در زاویه بالای γ

۲-۲-۳- محاسبه نیروهای کلی وارد بر دم

شکل (۱۲) نیروهای کلی وارد بر دم ربات پرنده بال‌زن در جهات x ، y و z را نمایش می‌دهد. با توجه به زوایای ایجاد شده توسط دم نسبت به بدنه ربات و هندسه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر دم که در شکل‌های (۷)، (۸) و (۱۲) نمایش داده شده، می‌توان نیروهای کلی وارد بر دم ربات پرنده بال‌زن را در جهات x ، y و z به صورت زیر استخراج نمود:

$$F_x^t = -F_1^t \sin \gamma \cos^2 \Lambda \sin \Lambda \quad (31)$$

$$F_y^t = -F_1^t \cos \gamma \cos^3 \Lambda + F_2^t \sin \gamma \cos^2 \Lambda \quad (32)$$

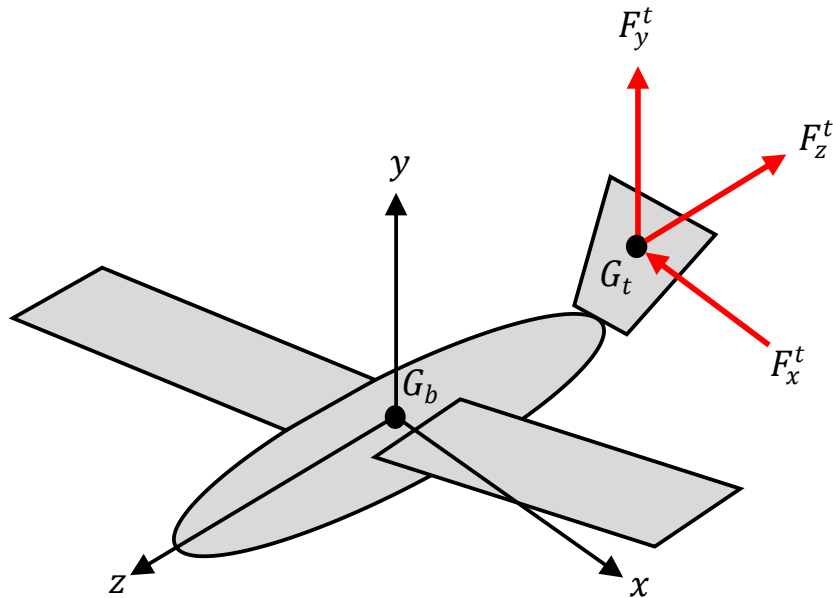
$$F_z^t = -F_1^t \sin \gamma \cos^3 \Lambda - F_2^t \cos \gamma \cos^2 \Lambda \quad (33)$$

در روابط فوق، F_x^t ، F_y^t و F_z^t به ترتیب نشان‌دهنده نیروی کلی وارد بر دم در راستای محور x ، نیروی کلی وارد بر دم در راستای محور y و نیروی کلی وارد بر دم در راستای محور z می‌باشند. با جاگذاری روابط (۲۷) و (۲۸) در روابط (۳۱)، (۳۲) و (۳۳)، معادلات زیر برای محاسبه نیروهای کلی وارد بر دم حاصل می‌شوند:

$$F_x^t = -\left(\frac{1}{2} \rho U_t^2 A_t k_p \sin \gamma + \frac{1}{2} \rho U_t^2 A_t k_v \sin^2 \gamma\right) \sin \gamma \cos^2 \Lambda \sin \Lambda \quad (34)$$

$$F_y^t = -\left(\frac{1}{2} \rho U_t^2 A_t k_p \sin \gamma + \frac{1}{2} \rho U_t^2 A_t k_v \sin^2 \gamma\right) \cos \gamma \cos^3 \Lambda + (C_{dt} \rho U_t^2 A_t) \sin \gamma \cos^2 \Lambda \quad (35)$$

$$F_z^t = -\left(\frac{1}{2} \rho U_t^2 A_t k_p \sin \gamma + \frac{1}{2} \rho U_t^2 A_t k_v \sin^2 \gamma\right) \sin \gamma \cos^3 \Lambda - (C_{dt} \rho U_t^2 A_t) \cos \gamma \cos^2 \Lambda \quad (36)$$



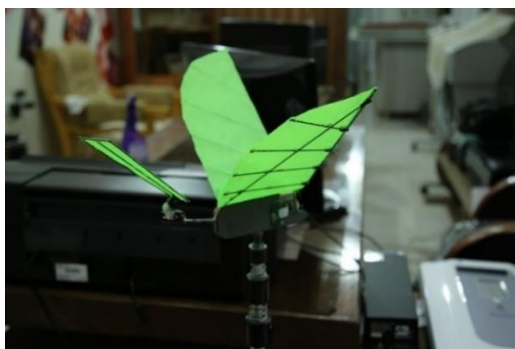
شکل ۱۲- نیروهای کلی وارد بر دم ربات پرنده بالزن در جهات x ، y و z

۳- شرایط تنظیم آزمایش

۳-۱- شرایط تنظیم آزمایش برای اندازه‌گیری نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بال‌ها

به منظور صحت سنجی مدل تحلیلی پیشنهادی برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بال‌ها، ربات پرنده بالزن نشان داده شده در شکل (۱۳) در یک تونل باد آزمایش شده و در بخش نتایج شبیه‌سازی، داده‌های اندازه‌گیری شده حاصل از آزمایش با نتایج حاصل از مدل محاسباتی مقایسه خواهد شد. این ربات شامل یک بدنه اصلی، دو بال، یک مکانیزم برای بال‌زدن و یک دم می‌باشد. مکانیزم بال‌زدن ربات توسط یک موتور الکتریکی بدون جاروبک با توان ۵۵ وات و یک باتری لیتیوم پلیمر ۴/۷ ولتی تغذیه می‌شود. برای اندازه‌گیری نیروهای خالص ایجاد شده توسط بال‌ها، دم ربات برداشته می‌شود. سایر خصوصیات فیزیکی این ربات در جدول (۱) لیست شده است. این خصوصیات برای محاسبات مدل تحلیلی نیز به کار گرفته می‌شود. بال‌های این ربات با یک فیلم نازک از جنس مایلار پوشیده و توسط تیرک‌های نازک از جنس کربن تقویت شده است. خصوصیات مکانیکی فیلم مایلار در جدول (۲) آورده شده است. تونل باد دارای مقطع ۷۰۰ میلی‌متر در ۷۰۰ میلی‌متر و با محدوده سرعت ۲ الی ۲۰ متر بر ثانیه می‌باشد و فرض بر این است که جریان یکنواخت بر روی ربات ایجاد می‌کند. سرعت جریان با استفاده از یک باد سنج پره‌ای مدل HHF801 اندازه‌گیری می‌شود. نیروها با استفاده از یک سنسور نیرو مدل Ft-Nano25 اندازه‌گیری می‌شوند. این سنسور در زیر ربات نصب می‌شود و توانایی اندازه‌گیری نیروی بین ۰ نیوتن تا ۱۰ نیوتن را دارد. بعلاوه، عدم قطعیت این سنسور برای نیروهای افقی و عمودی اندازه‌گیری شده به ترتیب برابر با ۰/۰۰۵ نیوتن و ۰/۰۱۳ نیوتن می‌باشد.

ربات پرنده بالزن در فرکانس‌های بال‌زدن ۴ Hz و ۵ Hz برای زوایای مختلف حمله بدنه (α_b) آزمایش شد و جمع‌آوری داده‌ها برای هر مقدار از این زوایا پنج بار تکرار گردید. در هر یک از پنج فرآیند اندازه‌گیری، ۳۰ دوره بال‌زدن ثبت و نیروی متوسط در هر یک از این دوره‌ها برای هر آزمایش به دست آمد. در نهایت، میانگین نیرو برای پنج آزمایش انجام شده بعنوان نیروی متوسط اندازه‌گیری شده برای هر زاویه حمله تعیین شد.



شکل ۱۳- ربات پرنده بالزن استفاده شده در آزمایش

جدول ۱- خصوصیات فیزیکی ربات پرنده بالزن نشان داده شده در شکل (۱۳)

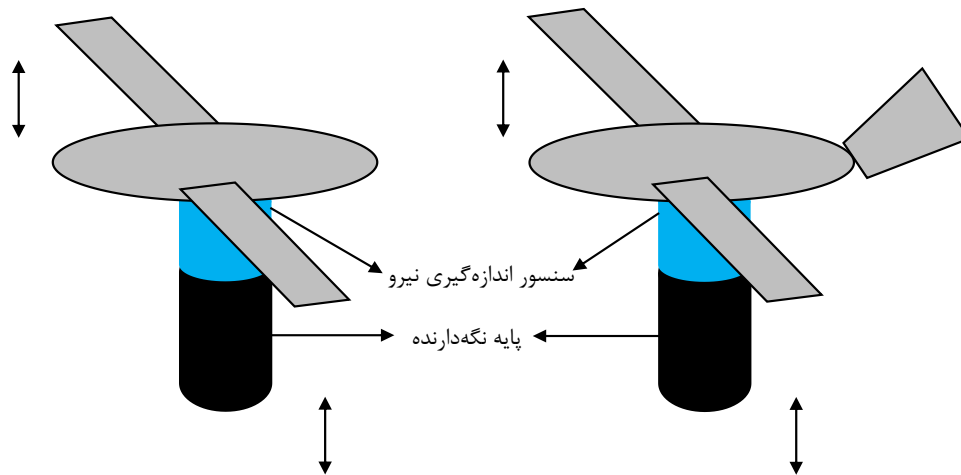
جرم کل	42 gr
مساحت بال	52000 mm ²
طول بال	210 mm
جرم بال	8 gr
ارتفاع دم	110 mm
مساحت دم	5610 mm ²
جنس بال و دم	Mylar film
فرکانس بالزدن	1-6 Hz
دامنه بالزدن	50 degrees

جدول ۲- خصوصیات مکانیکی فیلم مایلار

مدول یانگ	4.8 Gpa
استحکام کششی	210 Mpa
ضخامت	45 μm
چگالی	1.39 kg/m ³

۳-۲- شرایط تنظیم آزمایش برای اندازه‌گیری نیروهای آیرودینامیکی وارد بر دم

به‌منظور ارزیابی مدل تحلیلی ارائه شده برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر دم، ربات پرنده بالزن نشان داده شده در شکل (۱۳) با خصوصیات ذکر شده در بخش قبل، در دو حالت تحت آزمایش تونل باد قرار گرفت. در حالت اول، ربات به‌صورت کامل و در حالت دوم، ربات بدون دم آزمایش شد. شکل (۱۴) تصویر شماتیک این دو حالت را نمایش می‌دهد. در هر دو حالت نیروهای عمودی و افقی وارد بر ربات به‌وسیله سنسور اندازه‌گیری نیروی نصب شده در زیر آن ثبت گردید. تفاوت نیروهای عمودی و افقی اندازه‌گیری شده در حالت اول از نیروهای عمودی و افقی اندازه‌گیری شده در حالت دوم، مقادیر آزمایشگاهی نیروهای عمودی و افقی وارد بر دم را حاصل می‌کند. در بخش بعد، این داده‌های آزمایشگاهی با مقادیر عددی محاسبه شده توسط روابط (۳۵) و (۳۶) که به‌ترتیب برای محاسبه نیروی کل عمودی و نیروی کل افقی وارد بر دم ربات پرنده بالزن استفاده می‌شوند، مقایسه خواهد شد.



شکل ۱۴- تصویر شماتیک ربات پرنده بال زن مورد استفاده در آزمایش برای اندازه گیری نیروهای عمودی و افقی وارد بر دم در دو حالت کامل و بدون دم

۴- نتایج شبیه سازی

در این بخش، نتایج شبیه سازی مدل های تحلیلی پیشنهادی برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بال ها و دم ربات پرنده بال زن ارائه و بحث می شود. همان طور که پیش تر ذکر شد، مقدار پارامتر انعطاف پذیری بال ها بر روی نیروهای آیرودینامیکی وارد بر ربات پرنده بال زن اثرگذار است. در این مطالعه، برای تعیین پارامتر بهینه انعطاف پذیری بال ها از الگوریتم ژنتیک (GA) نرم افزار MATLAB استفاده می شود. برای انجام این عملیات بهینه سازی، تابع هدف به صورت زیر تعریف می شود:

$$F = \sum_{i=1}^q (|e_{F_L^w}^i| + |e_{F_T^w}^i|) \quad (37)$$

در رابطه اخیر، q نشان دهنده تعداد زوایای حمله بدنه می باشد (در این پژوهش برابر با ۷ است). بعلاوه، $e_{F_L^w}^i$ و $e_{F_T^w}^i$ به ترتیب بیان گر خطای نیروی برآی وارد بر بال و خطای نیروی رانش وارد بر بال برای زاویه حمله بدنه α نسبت به داده های آزمایشگاهی می باشند. این خطاها با استفاده از روابط زیر تعیین می شوند:

$$e_{F_L^w}^i = F_{L_{calculated}}^{wi} - F_{L_{experimental}}^{wi} \quad (38)$$

$$e_{F_T^w}^i = F_{T_{calculated}}^{wi} - F_{T_{experimental}}^{wi} \quad (39)$$

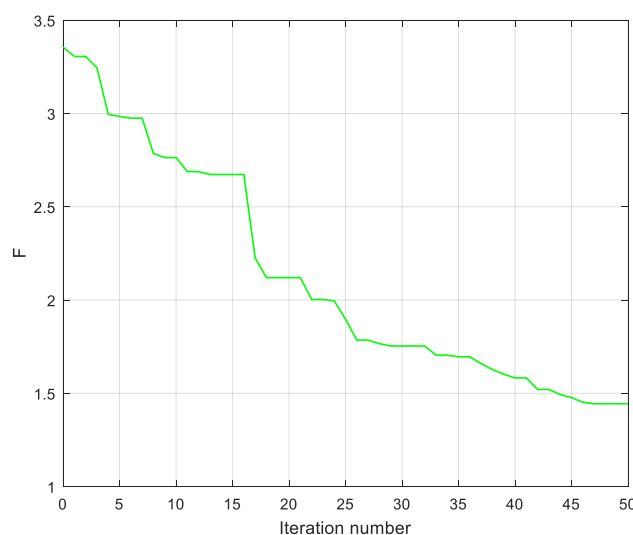
در روابط اخیر، $F_{L_{calculated}}^{wi}$ ، $F_{L_{experimental}}^{wi}$ ، $F_{T_{calculated}}^{wi}$ و $F_{T_{experimental}}^{wi}$ به ترتیب نشان دهنده نیروی برآی میانگین محاسبه شده توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای بال در زاویه حمله بدنه α ، نیروی برآی میانگین اندازه گیری شده در آزمایش برای بال در زاویه حمله بدنه α ، نیروی رانش میانگین محاسبه شده توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای بال در زاویه حمله بدنه α و نیروی رانش میانگین اندازه گیری شده در آزمایش برای

بال در زاویه حمله بدنه نام می‌باشند. هدف اصلی از این عملیات بهینه‌سازی، به حداقل رساندن مجموع قدرمطلق خطای نیروهای برآ و قدرمطلق خطای نیروهای رانش در زوایای مختلف حمله بدنه ربات است. مقادیر داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده برای نیروی برآی میانگین و نیروی رانش میانگین وارد بر بال‌ها در زوایای مختلف حمله بدنه، $U_{\infty} = 6 \text{ m/sec}$ و $\vartheta = 4 \text{ Hz}$ در جدول (۳) آورده شده است.

در این عملیات بهینه‌سازی، پارامتر انعطاف پذیری بال‌ها (n) به عنوان متغیر طراحی مسئله در نظر گرفته می‌شود. فضای جستجوی این متغیر طراحی در بازه ۰ و ۲ فرض می‌شود. بعلاوه، اندازه جمعیت و ماکزیمم تعداد تکرار به ترتیب برابر با ۳۰ و ۵۰ تنظیم می‌گردند. شکل (۱۵) مقدار بهینه پیدا شده توسط الگوریتم ژنتیک برای تابع هدف معرفی شده در رابطه (۳۷) بر حسب تعداد تکرار را به تصویر می‌کشد. شکل (۱۵) نشان می‌دهد مقدار تابع هدف از ۳/۳۵۶۱ در تکرار اول به ۱/۴۴۴۲ در تکرار پنجاه می‌رسد. همچنین، مقادیر بهینه محاسبه شده برای تابع هدف و پارامتر انعطاف پذیری بال‌ها توسط GA در جدول (۴) لیست شده است. مطابق با این جدول مقدار بهینه پارامتر انعطاف‌پذیری بال‌ها در مطالعه حاضر برابر با ۰/۷۱۰۲ در نظر گرفته می‌شود.

جدول ۳- مقادیر داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده برای نیروی برآی میانگین و نیروی رانش میانگین وارد بر بال‌ها در زوایای مختلف حمله بدنه، $U_{\infty} = 6 \text{ m/sec}$ و $\vartheta = 4 \text{ Hz}$

α_b (degree)	0°	5°	10°	15°	30°	45°	60°
$F_{L_{experimental}}^{wi}$ (N)	0.2521	0.4589	0.7142	0.9523	1.4984	1.7546	1.6587
$F_{T_{experimental}}^{wi}$ (N)	0.4500	0.4703	0.5062	0.5464	0.7443	1.0193	1.3286

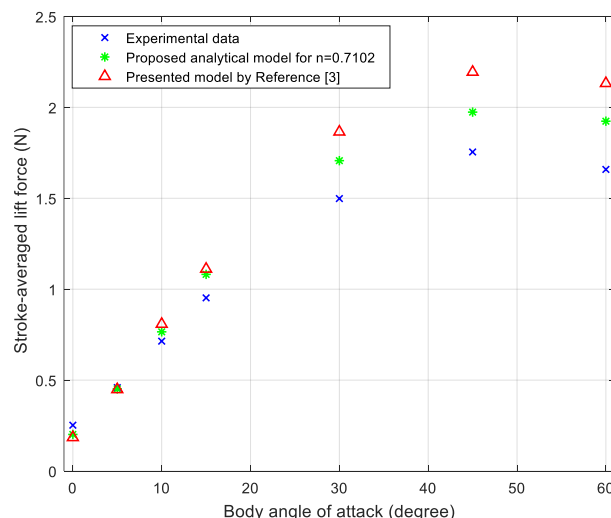


شکل ۱۵- مقدار بهینه پیدا شده توسط الگوریتم ژنتیک برای تابع هدف بر حسب تعداد تکرار

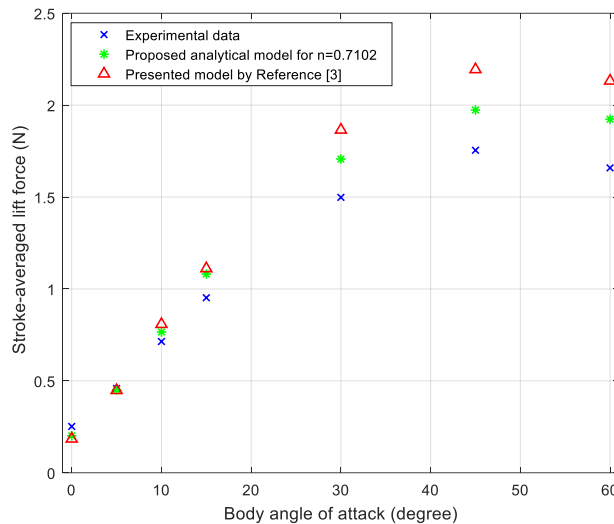
جدول ۴- مقادیر بهینه محاسبه شده توسط الگوریتم ژنتیک برای تابع هدف و پارامتر انعطاف‌پذیری بال‌ها

مقدار بهینه پارامتر انعطاف‌پذیری بال‌ها (n)	مقدار بهینه تابع هدف (F)
0.7102	1.4442

مقایسه نیروهای برآی میانگین و رانش میانگین محاسبه شده وارد بر بال‌ها بر حسب زاویه حمله بدنه توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای $n = 0.7102$ و مدل ارائه شده در مرجع [۳] با داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده در $U_\infty = 6 \text{ m/sec}$ و $\vartheta = 4 \text{ Hz}$ به ترتیب در شکل‌های (۱۶) و (۱۷) نمایش داده شده است. این شکل‌ها نشان می‌دهند نتایج حاصل از مدل پیشنهادی در مطالعه حاضر با داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده هم‌خوانی بیشتری دارد و در قیاس با کار قبلی انجام شده از عملکرد مطلوب‌تری برخوردار است. همچنین، مقادیر محاسبه شده نیروهای برآی میانگین و رانش میانگین وارد بر بال‌ها و مقادیر قدر مطلق خطای آن‌ها نسبت به داده‌های آزمایشگاهی توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای $n = 0.7102$ و مدل ارائه شده در مرجع [۳] برای زوایای مختلف حمله بدنه در $U_\infty = 6 \text{ m/sec}$ و $\vartheta = 4 \text{ Hz}$ به ترتیب در جداول (۵) و (۶) آورده شده است. این جداول تایید می‌کنند مقادیر محاسبه شده برای نیروهای برآی میانگین و رانش میانگین وارد بر بال‌ها توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای $n = 0.7102$ به مقادیر داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده (لیست شده در جدول ۳) نزدیک‌تر می‌باشند و در قیاس با مدل ارائه شده در مرجع [۳] از مقادیر قدر مطلق خطاهای کمتری بهره‌مند هستند. مقادیر محاسبه شده درصد میانگین قدر مطلق خطای نیروهای برآ و رانش وارد بر بال‌ها توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای $n = 0.7102$ و مدل ارائه شده در مرجع [۳] برای زوایای مختلف حمله بدنه با $U_\infty = 6 \text{ m/sec}$ و $\vartheta = 4 \text{ Hz}$ در جدول (۷) لیست شده است. همان‌طور که در این جدول مشاهده می‌شود، مقادیر محاسبه شده درصد میانگین قدر مطلق خطای نیروهای برآ و رانش وارد بر بال‌ها توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای $n = 0.7102$ در قیاس با مدل ارائه شده در مرجع [۳] به‌طور چشمگیری کاهش یافته است. در واقع، در نظر گرفتن اثرات انعطاف‌پذیری بال، انتخاب تابع هدف مناسب برای عملیات بهینه‌سازی، استفاده از الگوریتم ژنتیک در تعیین پارامتر بهینه انعطاف‌پذیری بال و به‌کارگیری پارامتر بهینه پیدا شده در مدل تحلیلی پیشنهادی منجر به افزایش دقت و بهبود قابل توجه نتایج در قیاس با روش پیشنهادی مرجع [۳] برای محاسبه نیروهای برآ و رانش وارد بر بال‌های پرنده بال‌زن نسبت به داده‌های تجربی می‌شود. لازم به ذکر است که در روش ارائه شده در مرجع [۳] بال‌ها به‌صورت صلب ($n = 0$) در نظر گرفته شده‌اند.



شکل ۱۶- نیروی برآی میانگین محاسبه شده وارد بر بال‌ها بر حسب زاویه حمله بدنه توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای $n = 0.7102$ و مدل ارائه شده در مرجع [۳] با داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده در $U_\infty = 6 \text{ m/sec}$ و $\vartheta = 4 \text{ Hz}$



شکل ۱۷- نیروی رانش میانگین محاسبه شده وارد بر بال‌ها بر حسب زاویه حمله بدنه توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای $n = 0.7102$ و مدل ارائه شده در مرجع [۳] با داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده در $U_\infty = 6 \text{ m/sec}$ و $\vartheta = 4 \text{ Hz}$

جدول ۵- مقادیر محاسبه شده نیروهای برآی میانگین و رانش میانگین وارد بر بال‌ها و مقادیر قدر مطلق خطای آن‌ها نسبت به داده‌های آزمایشگاهی توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای $n = 0.7102$ در زوایای مختلف حمله بدنه، $U_\infty = 6 \text{ m/sec}$ و $\vartheta = 4 \text{ Hz}$

α_b (degree)	0°	5°	10°	15°	30°	45°	60°
$F_{L_{calculated}}^{wi}$ (N)	0.2013	0.4517	0.7655	1.0814	1.7069	1.9738	1.9239
$F_{T_{calculated}}^{wi}$ (N)	0.4152	0.4301	0.4524	0.4875	0.6388	0.9029	1.2255
$ e_{F_L^i}^w $	0.0508	0.0072	0.0513	0.1291	0.2085	0.2192	0.2652
$ e_{F_T^i}^w $	0.0348	0.0402	0.0538	0.0589	0.1055	0.1164	0.1031

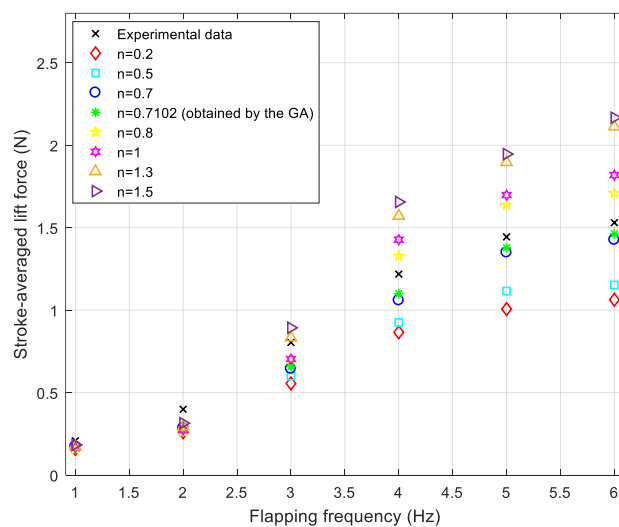
جدول ۶- مقادیر محاسبه شده نیروهای برآی میانگین و رانش میانگین وارد بر بال‌ها و مقادیر قدر مطلق خطای آن‌ها نسبت به داده‌های آزمایشگاهی توسط مدل ارائه شده در مرجع [۳] برای زوایای مختلف حمله بدنه در $U_\infty = 6 \text{ m/sec}$ و $\vartheta = 4 \text{ Hz}$

α_b (degree)	0°	5°	10°	15°	30°	45°	60°
$F_{L_{calculated}}^{wi}$ (N)	0.1846	0.4485	0.8079	1.1110	1.8652	2.1940	2.1320
$F_{T_{calculated}}^{wi}$ (N)	0.3886	0.3974	0.4148	0.4350	0.5443	0.7279	0.9943
$ e_{F_L^i}^w $	0.0675	0.0104	0.0937	0.1587	0.3668	0.4394	0.4733
$ e_{F_T^i}^w $	0.0614	0.0729	0.0914	0.1114	0.2000	0.2914	0.3343

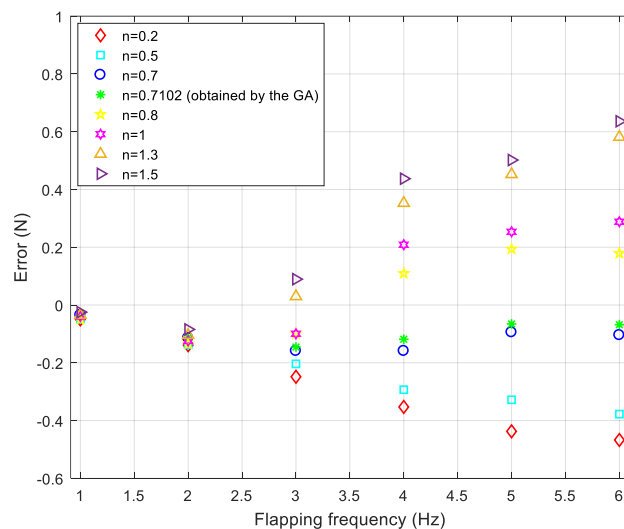
جدول ۷- مقادیر محاسبه شده درصد میانگین قدر مطلق خطای نیروهای برآ و رانش وارد بر بال‌ها توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای $n = 0.7102$ و مدل ارائه شده در مرجع [۳] برای زوایای مختلف حمله بدنه با $U_\infty = 6 \text{ m/sec}$ و $\vartheta = 4 \text{ Hz}$

روش	$\left(\frac{\sum_{i=1}^q (e_{F_L^i}^w)}{q} \right) \times 100$	$\left(\frac{\sum_{i=1}^q (e_{F_T^i}^w)}{q} \right) \times 100$
مدل تحلیلی پیشنهادی برای $n = 0.7102$	13.3043%	7.3243%
مدل ارائه شده در مرجع [۳]	22.9971%	16.6114%

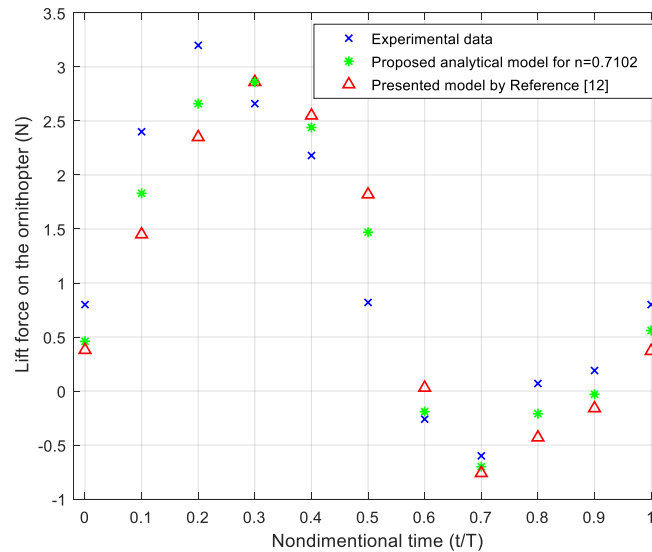
به منظور بررسی اثرات پارامتر انعطاف پذیری بال‌ها بر نیروهای آیرودینامیکی وارد بر ربات پرنده بال‌زن، نیروی برای میانگین محاسبه شده وارد بر بال‌ها و خطای آن‌ها بر حسب فرکانس بال‌زدن توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای مقادیر مختلف پارامتر انعطاف پذیری بال‌ها در قیاس با داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده در $U_\infty = 6 \text{ m/sec}$ و $\alpha_b = 15^\circ$ به ترتیب در شکل‌های (۱۸) و (۱۹) به تصویر کشیده شده است. این شکل‌ها نشان می‌دهند نیروی حاصل از مدل تحلیلی پیشنهادی برای $n = 0.7102$ در قیاس با سایر مقادیر n به داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده همگراتر و از دقت بیشتری برخوردار است. نکته حائز اهمیت دیگری که از شکل (۱۸) می‌توان برداشت نمود این است که با افزایش پارامتر انعطاف پذیری بال‌ها، مقدار نیروی برای محاسبه شده وارد بر بال‌ها توسط مدل پیشنهادی در مطالعه حاضر افزایش می‌یابد. این موضوع، با نتایج آزمایشگاهی ارائه شده در مراجع [۲۶ و ۲۷] مطابقت دارد.



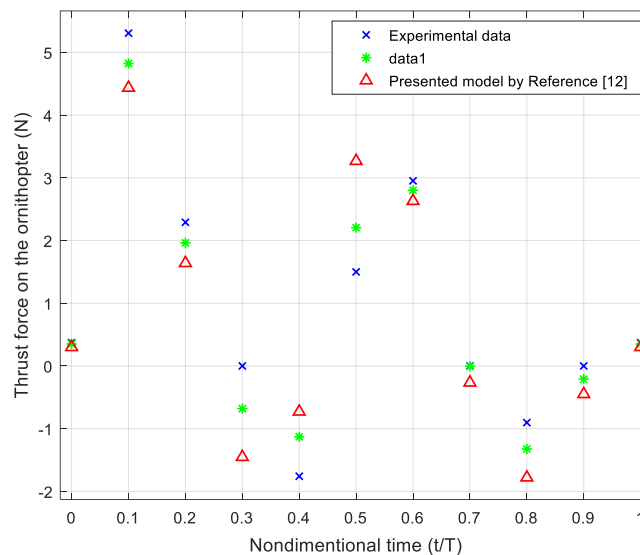
شکل ۱۸- نیروی برای میانگین محاسبه شده وارد بر بال‌ها بر حسب فرکانس بال‌زدن توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای مقادیر مختلف پارامتر انعطاف پذیری بال‌ها در قیاس با داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده در $U_\infty = 6 \text{ m/sec}$ و $\alpha_b = 15^\circ$



شکل ۱۹- خطای نیروی برای میانگین محاسبه شده وارد بر بال‌ها بر حسب فرکانس بال‌زدن توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای مقادیر مختلف پارامتر انعطاف پذیری بال‌ها در قیاس با داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده در $U_\infty = 6 \text{ m/sec}$ و $\alpha_b = 15^\circ$



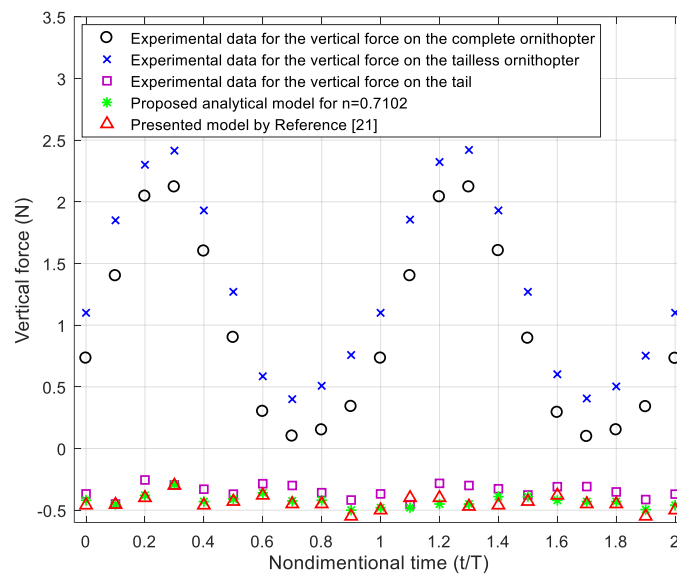
شکل ۲۰- مقایسه نیروی برآی محاسبه شده وارد بر بال‌ها توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای $n = 0.7102$ و مدل ارائه شده در مرجع [۱۲] با داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده در $U_\infty = 6 \text{ m/sec}$ و $\alpha_b = 45^\circ$ و $\vartheta = 5 \text{ Hz}$



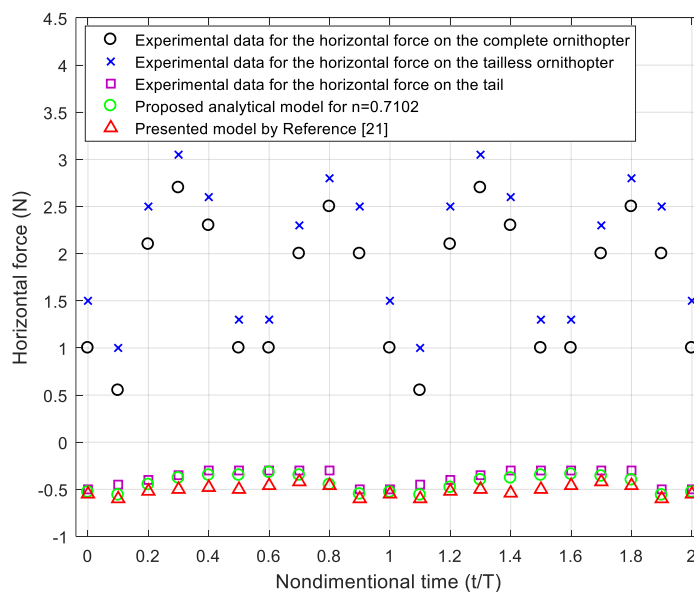
شکل ۲۱- مقایسه نیروی رانش محاسبه شده وارد بر بال‌ها توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای $n = 0.7102$ و مدل ارائه شده در مرجع [۱۲] با داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده در $U_\infty = 6 \text{ m/sec}$ و $\alpha_b = 45^\circ$ و $\vartheta = 5 \text{ Hz}$

در روابط اخیر، $e_{vertical}^t$ ، $F_{y_{experimental}}^t$ ، $F_{y_{calculated}}^t$ ، $e_{horizontal}^t$ ، $F_{z_{calculated}}^t$ و $F_{z_{experimental}}^t$ به ترتیب بیان گر خطای نیروی عمودی وارد بر دم، نیروی عمودی محاسبه شده وارد بر دم توسط مدل (در مطالعه حاضر با استفاده از رابطه (۳۵) محاسبه می‌شود)، نیروی عمودی آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده وارد بر دم، خطای نیروی افقی وارد بر دم، نیروی افقی محاسبه شده وارد بر دم توسط مدل (در مطالعه حاضر با استفاده از رابطه (۳۶) محاسبه می‌شود) و نیروی افقی آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده وارد بر دم می‌باشند. مقایسه خطای نیروهای عمودی و افقی محاسبه شده وارد بر دم توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای $n = 0.7102$ و مدل ارائه شده در مرجع [۲۱] نسبت به داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده در $\gamma = 35^\circ$

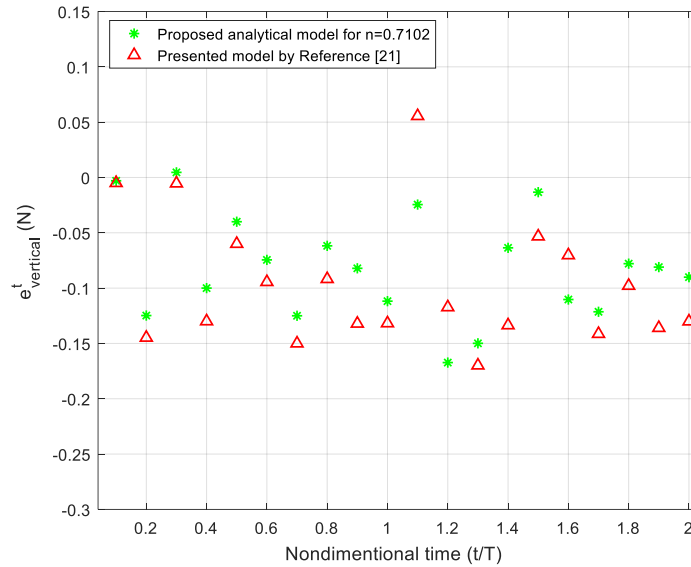
این شکل‌ها دیده می‌شود، مدل تحلیلی پیشنهادی از حیث خطای نیروهای عمودی و افقی وارد بر دم ربات عملکرد بهتری نسبت به مدل ارائه شده در مرجع [۲۱] دارد. جدول (۸) مقادیر محاسبه شده مجموع قدر مطلق خطای نیروهای عمودی و افقی وارد بر دم توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای $n = 0.7102$ و مدل ارائه شده در مرجع [۲۱] نسبت به داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده در $U_\infty = 5 \text{ m/sec}$ و $\gamma = 35^\circ$ و $\vartheta = 4 \text{ Hz}$ را نشان می‌دهد. در این جدول، عملکرد بهتر مدل تحلیلی پیشنهادی در مطالعه حاضر نسبت به مدل ارائه شده در مرجع [۲۱] مشهود است.



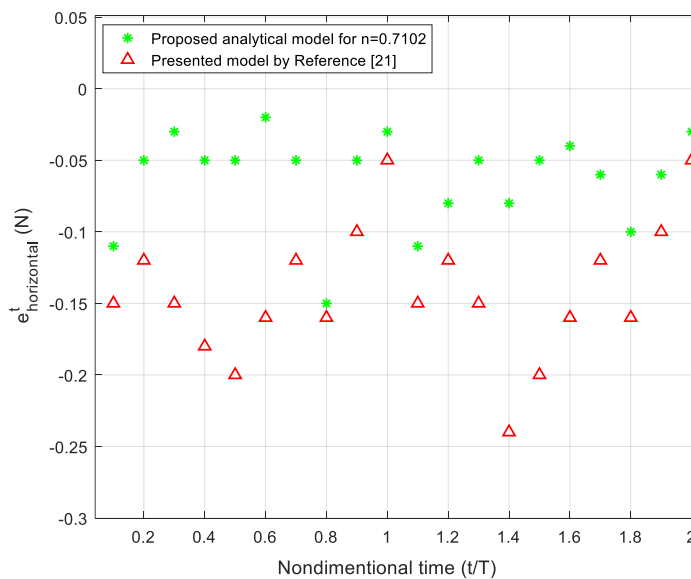
شکل ۲۲- نیروی عمودی محاسبه شده وارد بر دم توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای $n = 0.7102$ و مدل ارائه شده در مرجع [۲۱] در قیاس با داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده در $\gamma = 35^\circ$ و $U_\infty = 5 \text{ m/sec}$ و $\vartheta = 4 \text{ Hz}$



شکل ۲۳- نیروی افقی محاسبه شده وارد بر دم توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای $n = 0.7102$ و مدل ارائه شده در مرجع [۲۱] در قیاس با داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده در $\gamma = 35^\circ$ و $U_\infty = 5 \text{ m/sec}$ و $\vartheta = 4 \text{ Hz}$



شکل ۲۴- مقایسه خطای نیروی عمودی محاسبه شده وارد بر دم توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای $n = 0.7102$ و مدل ارائه شده در مرجع [۲۱] نسبت به داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده در $\vartheta = 4\text{Hz}$ و $U_\infty = 5\text{ m/sec}$ ، $\gamma = 35^\circ$



شکل ۲۵- مقایسه خطای نیروی افقی محاسبه شده وارد بر دم توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای $n = 0.7102$ و مدل ارائه شده در مرجع [۲۱] نسبت به داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده در $\vartheta = 4\text{Hz}$ و $U_\infty = 5\text{ m/sec}$ ، $\gamma = 35^\circ$

جدول ۸- مقادیر محاسبه شده مجموع قدر مطلق خطای نیروهای عمودی و افقی وارد بر دم توسط مدل تحلیلی

پیشنهادی برای $n = 0.7102$ و مدل ارائه شده در مرجع [۲۱] نسبت به داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده در $\gamma = 35^\circ$ ، $U_\infty = 5\text{ m/sec}$ و $\vartheta = 4\text{Hz}$

روش	$\sum e_{vertical}^t$	$\sum e_{horizontal}^t$
مدل تحلیلی پیشنهادی برای $n = 0.7102$	1.6787	1.2800
مدل ارائه شده در مرجع [۲۱]	2.1425	2.8900

دلایل اصلی بهبود چشمگیر نتایج حاصل از مدل تحلیلی پیشنهادی برای دم ربات پرنده بال زن در قیاس با روش پیشنهادی مرجع [۲۱] نسبت به داده‌های تجربی که در شکل‌های ۲۲ الی ۲۵ و جدول ۸ مشاهده می‌گردد، بدین شرح است: ۱- در نظر گرفتن اثرات هم‌زمان نیروهای ایجاد شده حاصل از اختلاف فشار روی سطوح دم، گردابه‌های لبه‌ای و اصطکاک عبور هوا از دم (در روش پیشنهادی مرجع [۲۱] اثرات مربوط به اصطکاک عبور هوا از دم در نظر گرفته نشده است). ۲- در نظر گرفتن اثرات انعطاف‌پذیری بال و به‌کارگیری پارامتر بهینه انعطاف‌پذیری تعیین شده توسط الگوریتم ژنتیک ($n = 0.7102$) در محاسبه مقدار سرعت جریان هوا نسبت به دم.

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله، مدل‌های تحلیلی کارآمد برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بال‌ها و دم یک ربات پرنده بال زن ارائه شد. در مدل تحلیلی پیشنهادی برای آیرودینامیک بال‌ها، اثرات انعطاف‌پذیری بال‌ها لحاظ گردید. بعلاوه، در مدل تحلیلی پیشنهادی برای آیرودینامیک دم، اثرات نیروهای ایجاد شده حاصل از اختلاف فشار روی سطوح دم، گردابه‌های لبه‌ای و اصطکاک عبور هوا از دم در نظر گرفته شد. همچنین، با انتخاب یک تابع هدف مناسب، پارامتر بهینه انعطاف‌پذیری بال‌ها با استفاده از الگوریتم ژنتیک تعیین گردید. برای صحت‌سنجی مدل‌های تحلیلی پیشنهادی، نیروهای آیرودینامیکی وارد بر یک ربات پرنده بال زن در محیط آزمایشگاهی اندازه‌گیری شد. نتایج شبیه‌سازی نشان داد مدل تحلیلی پیشنهادی برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بال‌های ربات قادر است مقادیر درصد میانگین قدر مطلق خطای نیروهای برآ و رانش را نسبت به داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده برای هفت زاویه مختلف حمله بدنه در قیاس با مدل تحلیلی ارائه شده در کار گذشته به ترتیب از ۲۲/۹۹۷۱٪ و ۱۶/۶۱۱۴٪ به ۱۳/۳۰۴۳٪ و ۷/۳۲۴۳٪ ارتقاء دهد. بعلاوه، مدل تحلیلی پیشنهادی برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر دم توانست مقادیر مجموع قدر مطلق خطای نیروهای عمودی و افقی را نسبت به داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده در قیاس با پژوهش پیشین به ترتیب از ۲/۱۴۲۵ و ۲/۸۹۰۰ به ۱/۶۷۸۷ و ۱/۲۸۰۰ کاهش دهد.

پیشنهادات

- با توجه به چالش‌هایی که انجام این پژوهش با آن مواجه شد، پیشنهادات زیر برای ادامه کار ارائه می‌گردد:
- ۱- در نظر گرفتن اثرات جریان‌های لزج و گردابه‌های ایجاد شده در بال‌های منعطف به منظور دستیابی به یک مدل تحلیلی دقیق‌تر برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بال‌های ربات پرنده بال زن.
 - ۲- به‌کارگیری مدل‌های تحلیلی پیشنهادی در معادلات دینامیکی حاکم بر ربات پرنده بال زن برای شبیه‌سازی رفتار پرواز و کنترل ربات در ردیابی مسیرهای مطلوب.
 - ۳- با توجه به این که در واقعیت دم ربات پرنده بال زن نیز منعطف است، پیشنهاد می‌شود تا اثرات انعطاف‌پذیری دم نیز در مدل‌های تحلیلی پیشنهادی بررسی و با داده‌های آزمایشگاهی مقایسه شود.
 - ۴- استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی قدرتمندتر برای دستیابی به پارامتر بهینه‌تر انعطاف‌پذیری بال‌ها.

۵- از آن جا که پارامتر انعطاف پذیری بال ها بر نیروهای آیرودینامیکی وارد بر دم ربات نیز موثر است، پیشنهاد می شود تا عملیات بهینه سازی چند هدفی برای تعیین پارامتر بهینه انعطاف پذیری بال ها انجام شود. در این عملیات بهینه سازی می توان خطای نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بال ها و خطای نیروهای آیرودینامیکی وارد بر دم را در قیاس با داده های آزمایشگاهی اندازه گیری شده به عنوان دو تابع هدف انتخاب و نقطه مصالحه را از جبهه بهینه پارتویی حاصل استخراج نمود.

مراجع

- [1] Jones, R.T., "The Unsteady Lift of a Wing of Finite Aspect Ratio", Report, NACA-TR-681, (1940).
- [2] Ellington, C.P., "The Aerodynamics of Hovering Insect Flight. III Kinematics", *Philosophical Transactions of the Royal Society B*, Vol. 305, Issue. 1122, pp. 41-78, DOI: <https://doi.org/10.1098/rstb.1984.0051>, (1984).
- [3] DeLaurier, J.D., "An Aerodynamic Model for Flapping Wing Flight", *The Aeronautical Journal*, Vol. 97, No. 964, pp. 125-130, DOI: <https://doi.org/10.1017/S0001924000026002>, (1993).
- [4] Ansari, S.A., Żbikowski, R., and Knowles, K., "Aerodynamic Modelling of Insect-like Flapping Flight for Micro Air Vehicles", *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 42, No. 2, pp. 129-172, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2006.07.001>, (2006).
- [5] Zakaria, M.Y., Elshabka, A.M., Bayoumy, A.M., and Abdelhamid, O.E., "Numerical Aerodynamic Characteristics of Flapping Wings", 13th International Conference on Aerospace Sciences and Aviation Technology, May 26-28, Cairo, Egypt, DOI: <https://doi.org/10.21608/ASAT.2009.23734>, (2009).
- [6] Djojodihardjo, H., Ramli, A.S.S., and Wiriadidjaja, S., "Kinematic and Aerodynamic Modelling of Flapping Wing Ornithopter", *Proceeding Engineering*, Vol. 50, No. 9, pp. 848-863, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2012.10.093>, (2012).
- [7] Caetano, J.V., De Visser, C.C., De Croon, G.C.H.E., Remes, B., De Wagter, C., Verboom, J., and Mulder, M., "Linear Aerodynamic Model Identification of a Flapping Wing MAV Based on Flight Test Data", *International Journal of Micro Air Vehicle*, Vol. 5, No. 4, pp. 273-286, DOI: <https://doi.org/10.1260/1756-8293.5.4.273>, (2013).
- [8] Lee, Y.J., Lua, K.B., Lim, T.T., and Yeo, K.S., "A Quasi-steady Aerodynamic Model for Flapping Flight with Improved Adaptability", *Bioinspiration and Biomimetics*, Vol. 11. No. 3, pp. 1-27, DOI: <https://doi.org/10.1088/1748-3190/11/3/036005>, (2016).
- [9] Shyy, W., Aono, H., Chimakurthi, S.H., Trizila, P., Kang, C.K., Cesnik, C.E.S., and Liu, H., "Recent Progress in Flapping Wing Aerodynamics and Aeroelasticity", *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 46, No. 7, pp. 284-327, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2010.01.001>, (2010).

- [10] Han, J.S., Chang, J.W., and Han, J.H., "An Aerodynamic Model for Insect Flapping Wings in Forward Flight", *Bioinspiration and Biomimetics*, Vol. 12. No. 3, pp. 1-16, DOI: <https://doi.org/10.1088/1748-3190/aa640d>, (2017).
- [11] Djojodihardjo, H., and Alif, S.S.R., "An Assessment of a Linear Aerodynamic Modeling of a Generic Flapping Wing Ornithopter", *International Journal of Astronautics and Aeronautical Engineering*, Vol. 3. No. 2, pp. 1-24, DOI: <https://doi.org/10.35840/2631-5009/7517>, (2018).
- [12] Bakhtiari, A., Etemadi Haghighi, S., and Maghsoudpour, A., "Experimental and Analytical Analysis of Aerodynamic Lift of an Ornithopter at Low and High Angles of Attack", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 233, No. 6, pp. 2023-2031, DOI: <https://doi.org/10.1177/0954410018771175>, (2019).
- [13] Karimian, S., and Jahanbin, Z., "Bond Graph Modeling of a Typical Flapping Wing Micro-air-vehicle with the Elastic Articulated Wings", *Meccanica*, Vol. 55, pp. 1263-1294, DOI: <https://doi.org/10.1007/s11012-020-01162-w>, (2020).
- [14] Choi, J.W., Gong, D.H., Lee, J., Kim, C., and Shin, S.J., "Simulation of the Flapping Wing Aerial Vehicle using Flexible Multibody Dynamics", *International Journal of Micro Air Vehicles*, Vol. 13, DOI: <https://doi.org/10.1177/17568293211043305>, (2021).
- [15] Chen, L., Yang, F.L., and Wang, Y.Q., "Analysis of Nonlinear Aerodynamic Performance and Passive Deformation of a Flexible Flapping Wing in Hover Flight", *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 108, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2021.103458>, (2022).
- [16] Ruiz, C., Acosta, J.A., and Ollero, A., "Aerodynamic Reduced-order Volterra Model of an Ornithopter under High-amplitude Flapping", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 121, Article ID. 107331, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107331>, (2022).
- [17] Smith, J.M., "The Importance of the Nervous System in the Evolution of Animal Flight", *Evolution*, Vol. 6, No. 1, pp. 127-129, DOI: <https://doi.org/10.2307/2405510>, (1952).
- [18] Tucker, V.A., and Heine, C., "Aerodynamic of Gliding Flight in a Harris' Hawk, *Parabuteo unicinctus*", *Journal of Experimental Biology*, Vol. 149, No. 1, pp. 469-489, DOI: <https://doi.org/10.1242/jeb.149.1.469>, (1990).
- [19] Taylor, G.K., Nudds, R.L., and Thomas, A.L.R., "Flying and Swimming Animals Cruise a Strouhal Number Tuned for High Power Efficiency", *Nature*, Vol. 425, No. 9659, pp. 707-711, DOI: <https://doi.org/10.1038/nature02000>, (2003).
- [20] Thomas, A.L.R., "On the Aerodynamics of Birds' Tail", *Philosophical Transactions of the Royal Society B*, Vol. 340, No. 1294, pp. 361-380, DOI: <https://doi.org/10.1098/rstb.1993.0079>, (1993).
- [21] Bakhtiari, A., Etemadi Haghighi, S., and Maghsoudpour, A., "Modelling and Control of a Flapping Wing Robot", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part K: Journal of Multi-body Dynamics*, Vol. 233, No. 1, pp. 174-181, DOI: <https://doi.org/10.1177/1464419318793503>, (2018).

- [22] Abedzadeh Maafi, R., Etemadi Haghighi, S., and Mahmoodabadi, M.J., "Pareto Optimal Design of a Fuzzy Adaptive Hierarchical Sliding-mode Controller for an X-Z Inverted Pendulum System", IETE Journal of Research, Published Online, pp. 1-18, DOI: <https://doi.org/10.1080/03772063.2021.1910578>, (2021).
- [23] Mahmoodabadi, M.J., Taherkhorsandi, M., Abedzadeh Maafi, R., and Castillo-Villar, K.K., "A Novel Multi-objective Optimisation Algorithm: Artificial Bee Colony in Conjunction with Bacterial Foraging", Vol. 3, No. 4, pp. 369-386, DOI: <https://doi.org/10.1504/IJIEI.2015.073088>, (2015).
- [24] Holland, J.H., "Genetic Algorithms", Scientific American, Vol. 267, No. 1, pp. 66-73, DOI: <https://www.jstor.org/stable/24939139>, (1992).
- [25] Polhamus, E.C., "Prediction of Vortex Lift Characteristics by a Leading-edge Suction Analogy", Journal of Aircraft, Vol. 8, No. 4, pp. 193-199, DOI: <https://doi.org/10.2514/3.44254>, (1971).
- [26] Gopalakrishnan, P., and Tafti, D.K., "Effect of Wing Flexibility on Lift and Thrust Production in Flapping Flight", Journal of Aerospace Information Systems, Vol. 48, No. 5, pp. 865-877, DOI: <https://doi.org/10.2514/1.39957>, (2010).
- [27] Kang, C.K., and Shyy, W., "Passive Wing Rotation in Flexible Flapping Wing", 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, June 25-28, New Orleans, Louisiana, USA, DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2012-2763>, (2012).

فهرست نمادهای انگلیسی

AR	نسبت تصویر
A_t	مساحت دم
b	ارتفاع دم
c	وتر بال
C_d	ضریب پسای ناشی از اصطکاک بین پوسته بال و سرعت مماسی عبور جریان هوا از مقطع بال
C_{dt}	ضریب پسای ناشی از اصطکاک بین پوسته دم و سرعت مماسی عبور جریان هوا از دم
dD_s	نیروی پسای وارد بر مقطع بال
dF_L^W	نیروی برآی وارد بر مقطع بال
dF_T^W	نیروی رانش وارد بر مقطع بال
dN_s	نیروی نرمال وارد بر مقطع بال
dT_s	نیروی رانش وارد بر مقطع بال
e_{FL}^i	خطای نیروی برآی وارد بر بال برای زاویه حمله بدنه نام نسبت به داده‌های آزمایشگاهی

خطای نیروی رانش وارد بر بال برای زاویه حمله بدنه α نسبت به داده‌های آزمایشگاهی	$e_{F_T^w}^i$
خطای نیروی عمودی وارد بر دم	$e_{vertical}^t$
خطای نیروی افقی وارد بر دم	$e_{horizontal}^t$
تابع هدف	F
نیروی کل برآی وارد بر بال	F_L^w
نیروی کل رانش وارد بر بال	F_T^w
نیروی برآی وارد بر بال چپ	F_L^{wl}
نیروی برآی وارد بر بال راست	F_L^{wr}
نیروی برآی میانگین محاسبه شده توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای بال در زاویه حمله بدنه α	$F_{L_{calculated}}^{wi}$
نیروی برآی میانگین اندازه‌گیری شده در آزمایش برای بال در زاویه حمله بدنه α	$F_{L_{experimental}}^{wi}$
نیروی رانش وارد بر بال چپ	F_T^{wl}
نیروی رانش وارد بر بال راست	F_T^{wr}
نیروی رانش میانگین محاسبه شده توسط مدل تحلیلی پیشنهادی برای بال در زاویه حمله بدنه α	$F_{T_{calculated}}^{wi}$
نیروی رانش میانگین اندازه‌گیری شده در آزمایش برای بال در زاویه حمله بدنه α	$F_{T_{experimental}}^{wi}$
نیروی کلی وارد بر دم در راستای محور x	F_x^t
نیروی کلی وارد بر دم در راستای محور y	F_y^t
نیروی عمودی محاسبه شده وارد بر دم توسط مدل	$F_{y_{calculated}}^t$
نیروی عمودی آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده وارد بر دم	$F_{y_{experimental}}^t$
نیروی کلی وارد بر دم در راستای محور z	F_z^t
نیروی افقی محاسبه شده وارد بر دم توسط مدل	$F_{z_{calculated}}^t$
نیروی افقی آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده وارد بر دم	$F_{z_{experimental}}^t$
نیروی ایجاد شده در اثر اختلاف فشار هوا بین سطوح بالایی و پایینی دم (نیروی عمودی وارد بر دم)	F_1^t
نیروی اصطکاک ایجاد شده در اثر عبور جریان هوا از دم (نیروی مماسی وارد بر دم)	F_2^t
مرکز جرم بدنه ربات پرنده بال‌زن	G_b
مرکز جرم دم ربات پرنده بال‌زن	G_t
مرکز جرم بال چپ	G_{wl}
مرکز جرم بال راست	G_{wr}
سرعت المان مورد نظر در بال نسبت به بدنه ربات پرنده بال‌زن	\dot{h}
ضریب نیروی حاصل از اختلاف فشار	k_p
ضریب نیروی حاصل از گردابه‌های لبه‌ای ایجاد شده در اطراف دم	k_v

l	طول بال
l_1	فاصله بین مرکز جرم ربات و محل اتصال دم به بدنه
l_2	فاصله بین مرکز جرم دم و محل اتصال دم به بدنه
m	جرم بدنه ربات پرنده بال زن
n	پارامتر انعطاف پذیری بال ها
q	تعداد زاوایای حمله بدنه
Re_t	عدد رینولدز جریان هوای عبوری از دم
t	زمان
U_{rel}	سرعت نسبی جریان هوا
U_t	سرعت جریان هوا نسبت به دم
\vec{U}_t	برداری سرعت جریان هوا نسبت به دم
U_∞	سرعت جریان آزاد هوا
\vec{U}_∞	برداری سرعت جریان آزاد هوا
V	سرعت پرواز
V_T	سرعت مماسی عبور جریان هوا از مقطع بال
\bar{W}_d	میانگین سرعت های ناشی از تغییر جهت جریان هوا در عملیات آیرودینامیکی بال برای نوارهای روی بال
W_{d_i}	سرعت ناشی از تغییر جهت جریان هوا در عملیات آیرودینامیکی بال برای نوار \hat{t}_m روی بال
\vec{W}_{d_i}	برداری سرعت ناشی از تغییر جهت جریان هوا در عملیات آیرودینامیکی بال برای نوار \hat{t}_m روی بال
xyz	دستگاه مختصات چسبیده به مرکز جرم بدنه ربات پرنده بال زن

نمادهای یونانی

α	زاویه حمله بال نسبت به راستای سرعت جریان آزاد هوا
α_b	زاویه بین محور بال زدن و سرعت جریان آزاد هوا (زاویه حمله بدنه)
α_{rel}	زاویه حمله بال نسبت به راستای سرعت نسبی جریان هوا
α_w	زاویه بین مقطع بال و محور بال زدن
α_{w0}	دامنه زاویه بین مقطع بال و محور بال زدن
γ	زاویه پیچ دم (زاویه چرخش دم حول محور x)
$\delta\alpha$	زاویه پیچش بال (تغییر زاویه حمله بال در طول بال به دلیل انعطاف پذیری)
ζ	فاصله بین نوار و ریشه بال
θ	زاویه بال زدن

θ_t زاویه بین محور دُم و بردار سرعت جریان هوا نسبت به دُم

θ_0 دامنه زاویه بال زدن

Λ زاویه رول دُم (زاویه چرخش دُم حول محور Z)

ϑ فرکانس بال زدن

ρ چگالی هوا

ρ_t چگالی هوای عبوری از اطراف دُم

Optimal Determination of the Wing Flexibility Parameter for Computing the Aerodynamic Forces Exerted on a Flapping-wing Robot Based on the Genetic Algorithm

Rahmat Abedzadeh Maafi

Department of Mechanical Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran, meysam.abedzadeh@gmail.com

* Corresponding author: **Shahram Etemadi Haghighi**

Department of Mechanical Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran, setemadi@srbiau.ac.ir

Mohammad Javad Mahmoodabadi

Department of Mechanical Engineering, Sirjan University of Technology, Sirjan, Iran, mahmoodabadi@sirjantech.ac.ir

Abstract

This research aims to provide efficient analytical models for computing the aerodynamic forces exerted on the wings and the tail of a flapping-wing robot. To achieve this purpose, at first, the aerodynamic model of the wings is presented based upon the parallel strips theory and by considering the effects of wing flexibility. Afterward, the aerodynamic model of the tail is introduced regarding the effects of pressure difference on the tail surfaces, leading edge vortices and air friction. Next, the optimal coefficient of wing flexibility is obtained utilizing the genetic algorithm. Ultimately, in order to validate, the results of the proposed models are compared with the models presented in the former studies and the measured experimental data. Simulation results demonstrate that the aerodynamic forces reckoned by the suggested strategies are closer to the experimental data in comparison with the previous models.

Keywords: Flapping-wing robot, Flexible wings, Lift force, Thrust force, Optimization, Genetic algorithm