

# مطالعه‌ی تجربی عملکرد و تغییر شکل‌های کشسانی بال انعطاف‌پذیر در حرکت نوسانی بال زدن به کمک پردازش تصویر

عباس ابراهیمی (استادیار)

دانشکده‌ی هندی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

مهندسی مکانیک شریف (بهار ۱۳۹۸)  
دوری ۳-۲، شماره ۱، ص. ۱۱۵-۱۲۲

در پرنده‌های مکانیکی بال‌زن، نیروهای دینامیکی برآ و جلوبرنده توسط حرکت نوسانی بال زدن بال‌های انعطاف‌پذیر تولید می‌شود. این نیروهای ناپایا ترکیبی از نیروهای آیرودینامیکی ناشی از هندسه‌ی بال و سرعت زاویه‌ی بال زدن و نیروهای اینرسی ناشی از شتاب زاویه‌ی توزیع جرم بال هستند که باعث تغییر شکل آیرولاستیک بال می‌شوند. در این مقاله با معرفی یک چیدمان آزمایش، روشی برای اندازه‌گیری تجربی تغییر شکل‌های خمشی و همچنین جابه‌جایی زاویه‌ی ریشه‌ی بال در حرکت بال زدن ارائه شده است. به کمک روش پیشنهادی، سینماتیک بال شامل زاویه‌ی بال زدن، سرعت و شتاب زاویه‌ی و همچنین تغییر شکل‌های نسبی هر نقطه‌ی دلخواه از بال قابل اندازه‌گیری است. بیشترین تغییر شکل‌های بال در زوایای نزدیک به صفر یا زمانی که ریشه‌ی بال موازی افق قرار دارد رخ می‌دهد که در این حالت ترکیب نیروهای دینامیکی وارد بر بال بیشینه هستند. از نتایج به دست آمده می‌توان برای اعتبارسنجی شبیه‌سازی‌های آیرولاستیک بال زدن بال انعطاف‌پذیر استفاده کرد.

واژگان کلیدی: بال انعطاف‌پذیر، حرکت بال زدن، اندازه‌گیری تغییر شکل بال، بال‌زن.

ebrahimi\_a@sharif.ir

## ۱. مقدمه

در سال‌های اخیر پژوهش در زمینه‌ی پرنده‌های بال‌زن به دلیل راندمان بیشتر در پرواز با سرعت‌های پایین و ابعاد کوچک پرنده، اهمیت قابل توجهی پیدا کرده است.<sup>[۱]</sup> مثال‌های فراوان موجود در طبیعت مانند پرواز پرندگان هم‌گواهی می‌دهد که بال زدن یک روش بسیار کارآمد برای پرواز در سرعت‌های پایین است. پرنده‌های مکانیکی بال‌زن مانند پرندگان طبیعی به کمک بال‌هایی انعطاف‌پذیر و مکانیزمی که حرکت بال زدن را فراهم می‌کند، نیروهای آیرودینامیکی لازم برای پرواز خود را تولید می‌کنند. بال‌های انعطاف‌پذیر یکی از مهم‌ترین زیرمجموعه‌ها در طراحی پرنده‌های بال‌زن هستند که شناسایی رفتار آیرولاستیک آنها ضرورت دارد. در حرکت بال زدن بال‌ها که به صورت تناوبی و با شتاب متغیر انجام می‌شود، نیروهای ناپایای آیرودینامیکی و اینرسی<sup>[۲]</sup> تابع سینماتیک حرکت، توزیع جرم بال، خواص مکانیکی سازه و طرح یا شکل هندسی بال، تولید می‌شود. این نیروها در حرکت بال زدن باعث خمش و پیچش بال انعطاف‌پذیر می‌شوند و در نتیجه بر عملکرد پرواز اثر می‌گذارند. طرح سازه‌ی بال و خواص مکانیکی آن (سختی خمشی و پیچشی) باید به گونه‌ی باشد که اجازه‌ی تغییر شکل‌های معینی را برای بال به وجود آورد تا بال، عملکرد آیرودینامیکی مطلوب را با کمترین توان مصرفی داشته باشد.<sup>[۳]</sup> بنابراین تحلیل آیرولاستیسیته‌ی بال، در توصیف حرکت بال زدن بال نقش مهمی دارد. از طرفی الگوهای آیرولاستیسیته‌ی

موجود، فاقد دقت یا سرعت کافی برای تحلیل مسئله‌ی بال زدن هستند؛ زیرا در این مسئله، سینماتیک بال شامل حرکت بزرگ صلب<sup>۱</sup> نوسانی و معمولاً همراه با تغییر شکل‌های غیرخطی<sup>۲</sup> زیاد و آیرودینامیک ناپایاست. به همین دلیل، فعالیت‌های پژوهشی عددی - تحلیلی محدودی که در این حوزه انجام شده با فرضیات و تقریب‌های مختلف همراه بوده است<sup>[۴]</sup> که در ادامه به برخی از آنها اشاره می‌شود. پورتاکدوست و کریمیان<sup>[۵]</sup> با در نظر گرفتن فرض مدل سازه‌ی تیراولر - برنولی برای بال و فرضیات ساده‌کننده، یک الگوی آیرولاستیک برای مطالعه اثر انعطاف‌پذیری پیچشی بال‌زن ارائه دادند. زرعی و جوارشکیان<sup>[۶]</sup> با در نظر گرفتن اثرات القایی جریان در نظریه‌ی المان تیغه، نیروهای برآ در حرکت بال زدن ایستا را بررسی کردند و به کمک مدل پیشنهادی، حساسیت نیروی برآ به پارامترهای مختلف سینماتیکی از جمله پیچش بال را سنجیدند و مقدار بهینه‌ی آن را محاسبه کردند. نبوی و کردور<sup>[۷]</sup> بر اساس مدل آیرودینامیک شبه - پایا که سینماتیک بال را به عنوان ورودی دریافت می‌کند، پروفیل‌های مختلف سینماتیک بال زدن و پیچش بال را برای بیشینه کردن عملکرد (نسبت برآ به توان مصرفی) بررسی کردند. آنها پروفیل بهینه برای بال زدن را به صورت سینوسی و برای پیچش را به صورت پله‌ی به دست آوردند. اخیراً فن و همکاران<sup>[۸]</sup> نیز با ارائه‌ی مدلی بر اساس نظریه‌ی المان - پره، به صورت پارامتری اثر پیچش در راستای دهانه‌ی بال روی نیروهای آیرودینامیکی و توان مصرفی در پرواز ایستا را بررسی کردند. در این پژوهش‌ها، اثر خمش بال بررسی

تاریخ: دریافت ۱۳۹۵/۱۲/۱۸، اصلاحیه ۱۳۹۶/۴/۱۱، پذیرش ۱۳۹۶/۷/۴.

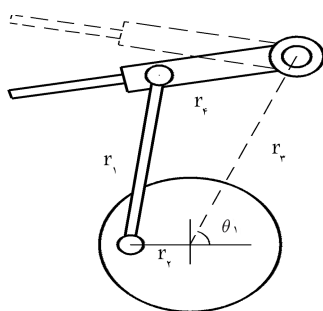
DOI:10.24200/J40.2018.10740.1402

## ۲. معرفی سامانه‌ی بال‌زن و چیدمان آزمون

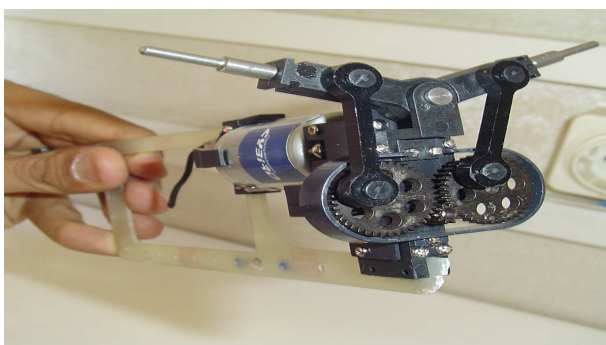
پرنده‌ی بال‌زن مورد مطالعه در این پژوهش (شکل ۱)، شامل زیرمجموعه‌های بال، انعطاف‌پذیر، مکانیزم بال‌زدن (شکل ۲)، جعبه دنده، موتور الکتریکی و باتری است. از باتری لیتیوم پلیمر به عنوان منبع انرژی، از موتور الکتریکی جریان مستقیم به همراه جعبه‌دنده برای تولید نیروی بال‌زدن، و همچنین از دو مکانیزم چهارمیله‌یی نامتقارن (شکل ۳) برای تبدیل حرکت دورانی موتور به حرکت تناوبی بال‌زدن استفاده شده است. بیشترین زاویه‌ی بالا رفتن و پایین آمدن بال در حرکت بال‌زدن در این سازوکار به ترتیب برابر ۳۶ و ۳۲ درجه و بیشترین فرکانس بال‌زدن برابر ۸ هرتز است. ابعاد هندسی مکانیزم در جدول ۱ آمده است.



شکل ۱. بال‌زن نمونه.



شکل ۲. شماتیک مکانیزم چهارمیله‌یی بال‌زدن.



شکل ۳. یک جفت مکانیزم چهارمیله‌یی بال‌زدن.

جدول ۱. ابعاد هندسی سازوکار.

$r_1(mm)$	$r_2(mm)$	$r_3(mm)$	$r_4(mm)$	$\theta_1(deg)$
۳۳٫۳	۹٫۰	۳۱٫۲۱	۱۶٫۶۳	۶۶

نشده است. همچنین در فعالیت‌های پژوهشی تجربی کمی که در این زمینه انجام شده، معمولاً تعدادی بال با درجات انعطاف‌پذیری متفاوت با یکدیگر مقایسه شده‌اند و اثر پارامترهای مختلف بال‌زدن (از جمله فرکانس بال‌زدن) روی عملکرد بررسی شده است که در ادامه به برخی از آنها اشاره می‌شود.

یکی از اولین فعالیت‌های تجربی روی بررسی اثر آیرودینامیک بال‌زدن در نیروهای برآ و پیشران تولیدی توسط هو و همکاران<sup>[۹]</sup> انجام شده است. مظاهری و ابراهیمی<sup>[۱۰]</sup> نیز به صورت تجربی اثر سختی پیچشی چند بال را روی نیروی پیشران تولیدی و توان مصرفی در فرکانس‌های مختلف بال‌زدن مطالعه کردند. یو و همکاران<sup>[۱۱]</sup> با طراحی و ساخت یک بستر آزمون، تغییر شکل‌های سازه‌یی و سینماتیک بال را با یک روش تصویربرداری، اندازه‌گیری و اثر فرکانس بال‌زدن روی آنها را بررسی کردند. در این فعالیت، اثر تغییر شکل‌های بال تنها روی نیروی پیشران مطالعه شده است. اخیراً پرسین و همکاران<sup>[۱۲]</sup> با هدف فهم ارتباط بین تغییر شکل‌ها و نیروهای تولیدی در بال‌زدن، مطالعه‌ی تجربی روی بال‌های با هندسه و خواص سازه‌یی متفاوت انجام دادند و نیروها، توان مصرفی، سینماتیک و تغییر شکل‌های بال در هوا و شرایط خلاء را اندازه‌گیری کردند.

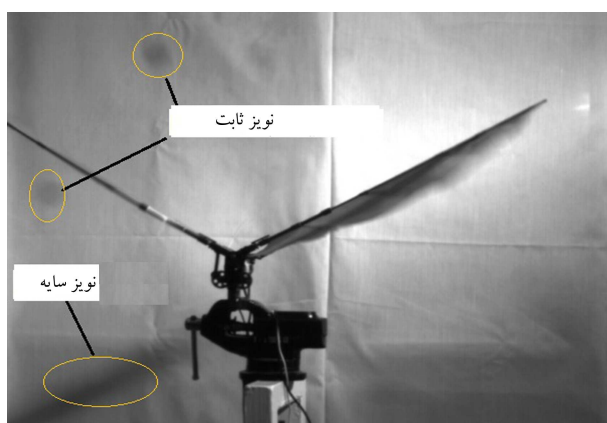
مرور فعالیت‌های انجام شده نشان می‌دهد که اگر نیروهای آیرودینامیکی در تعیین شکل دینامیکی بال مهم باشند، بنابراین در روش‌های عددی برای پیش‌بینی تغییر شکل بال باید در هر گام زمانی نیروهای آیرودینامیک تولید شده محاسبه شود که کاری بسیار وقت‌گیر و دشوار است.<sup>[۱۳]</sup> مطالعه‌ی انعطاف‌پذیری بال در برخی حالت‌ها نشان داده که عمده‌ی خمیدگی بال به واسطه‌ی نیروهای اینرسی ناشی از توزیع جرم بال است<sup>[۱۴]</sup> که این نتیجه می‌تواند منجر به ساده‌تر شدن الگوی محاسبه‌ی نیروهای آیرودینامیک شود، به طوری که اگر تنها نیروهای اینرسی بر تغییر شکل بال مؤثر باشند، شکل دینامیکی بال می‌تواند از قبل برای محاسبه‌ی نیروهای آیرودینامیکی پیش‌بینی شود و در این حالت از اندرکنش آیرودینامیک و الاستیسیته صرف‌نظر می‌شود.

در فعالیت‌های قبلی نویسنده، عملکرد آیرودینامیکی (نیروی برای کل و پیشران کل تولید شده توسط بال) یک بال‌زن مرجع با هندسه و خواص مکانیکی مشخص در حالت پرواز رو به جلو<sup>[۱۵]</sup> و پرواز ایستا<sup>[۱۶]</sup> به صورت تجربی بررسی شده و اثر انعطاف‌پذیری پیچشی تعداد محدودی بال در تولید نیروی پیشران با یکدیگر مقایسه شده است. در پژوهش حاضر با ارتقای سکوی آزمون قبلی به امکان تصویربرداری سرعت بالا از تغییر شکل‌های بال و تدوین نرم‌افزار پردازش تصویر، روشی برای استخراج توپولوژی و تغییر شکل‌های بال در حرکت نوسانی بال‌زدن ارائه شده است. این کار در بازه‌های زمانی مختلف از یک دوره تناوب بال‌زدن و پردازش تصاویر و برازش منحنی‌های مناسب انجام شده است. در فعالیت‌های قبلی، فقط سینماتیک ریشه‌ی بال اندازه‌گیری شده بود ولی در پژوهش حاضر، سینماتیک هر نقطه از بال در حرکت بال‌زدن (شامل خمش و پیچش) قابل اندازه‌گیری است. از این نتایج سینماتیکی برای تخمین توزیع نیروهای دینامیکی روی بال با روش نواری<sup>۳</sup> استفاده شده است. همچنین سهم نیروهای اینرسی و آیرودینامیکی و میزان اختلاف فاز آنها محاسبه شده است.

از آن‌جا که مکانیزم و بال مورد استفاده در این مقاله، قبلاً در پژوهش‌های زیادی<sup>[۱۶-۲۲]</sup> با اهداف دیگر نیز به کار گرفته شده، نتایج و داده‌های سینماتیکی استخراج شده در این مقاله را می‌توان به عنوان مرجعی برای اعتبارسنجی تحلیل‌های آیرودینامیک این مسئله و همچنین مسایل آیرولاستیک غیرخطی همراه با حرکت صلب مورد استفاده قرار داد.



شکل ۶. سکوی آزمون.



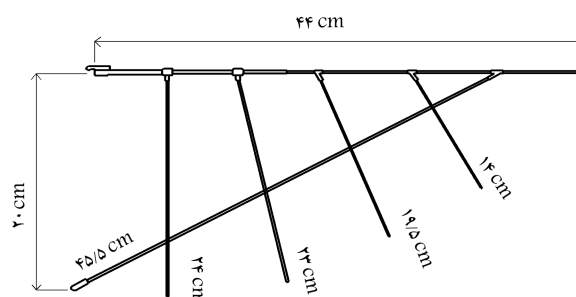
شکل ۷. تصویر دارای اختلالات ثابت و متحرک.

نرم افزار با روش های ویژه ای قابلیت شناسایی نقاط تشکیل دهنده ی لبه ی جلویی بال را دارد. پس از شناسایی نقاط تشکیل دهنده ی بال، به کمک توابع برازش مناسب (اسپلاین و یا چندجمله ای درجه ۳) میزان تغییر شکل ناشی از خمش بال به عنوان تابعی از مکان و زمان، در هر نقطه و در هر لحظه به دست می آید.

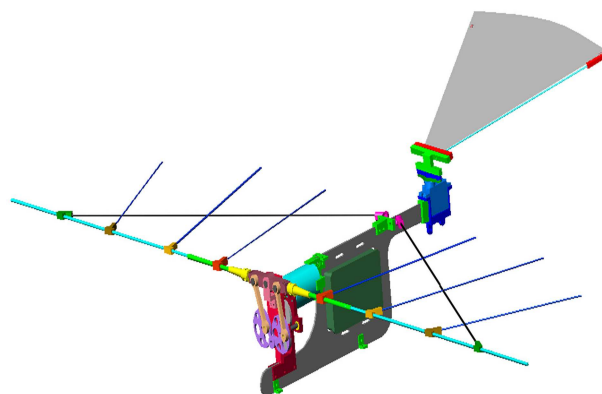
اساس کار نرم افزار نوشته شده در پردازش تصاویر، تشخیص نقاط بال به عنوان مجموعه ای از نقاط سیاه رنگ روی پس زمینه ی سفید رنگ است. بدین منظور، رنگ بال سفید مات انتخاب شده تا کمترین میزان انعکاس ها را داشته باشد و نیز سازه ی بال یا نقاطی که موقعیت آنها حائز اهمیت است (مانند لبه ی حمله ی بال هنگام مشاهده ی میزان خمش)، سیاه شده است. همچنین برای بقیه ی مجموعه از رنگ سفید استفاده شده تا از اغتشاش احتمالی در تصاویر جلوگیری شود. این اغتشاش ها به دو گونه در تصاویر ظاهر می شوند. اغتشاش های ثابت شامل اختلالات تصویری که موقعیت آنها ثابت است (مانند لکه یی روی صفحه ی پس زمینه ی واقع در پشت پرده) و اغتشاش های متحرک شامل اختلالات تصویری که موقعیت آنها، مانند سایه، با گذشت زمان در حال تغییر است. در شکل ۷ نمونه ای از این اغتشاش های ثابت و متحرک نشان داده شده است. سایه نیز به چند دسته تقسیم می شود:

۱. سایه ی بال روی صفحه ی پشت مدل.
۲. سایه ی بال روی خود بال.
۳. سایه ی اجسام دیگر روی مجموعه ی مدل.

رفع اغتشاش های ثابت توسط نرم افزار مقدور است ولی حذف اغتشاش های متحرک موضعی نسبتاً دشوار است. بنابراین تلاش می شود از ایجاد اغتشاش های متحرک



شکل ۴. مشخصات هندسی طرح سازه ی بال.



شکل ۵. اتصال سازه بال به مکانیزم.

پرنده دارای بال هایی انعطاف پذیر و به صورت پوسته ای<sup>۴</sup> با مشخصات هندسی مطابق شکل ۴ است. همچنین در شکل ۵، نحوه ی اتصال بال ها به مکانیزم و بدنه ی پرنده نشان داده شده است. مساحت هر بال، متوسط وتر و نسبت منطقی آن به ترتیب حدود ۸۸۰ سانتی متر مربع، ۱۷ سانتی متر و ۶ است. همچنین طرح سازه ی بال از جنس میله های کرپنی است و شامل اسپار اصلی (لبه جلویی بال) با قطر ۱/۶ میلی متر، اسپار فرعی با قطر ۴/۱ میلی متر و چهار ریب با قطر ۱ میلی متر است. برای اندازه گیری تغییر شکل های خمشی و جابه جایی زاویه ای بال، دوربینی سرعت بالا با قابلیت تصویر برداری هزار نمونه در ثانیه و با وضوح ۸۰۰ در ۶۰۰ پیکسل به همراه نرم افزاری که برای پردازش این تصاویر نوشته شده، مورد استفاده قرار گرفته است.

### ۳. روش انجام آزمون

آزمون ها در حالت بال زدن ایستای پرنده (بدون حضور باد روبه جلو) انجام شده است. بال زن نمونه مطابق شکل ۶ روی پایه یی که نوسانات آن کمینه است قرار داده شده است. دوربین سرعت بالا، عمود بر صفحه ی بال زن و در فاصله ی حدوداً ۲ متری مدل قرار می گیرد. فاصله ی دوربین از مدل می تواند با توجه به اندازه ی بال و فاصله ی کانونی لنز دوربین متغیر باشد. مساحت مدل مورد نظر برای عکس برداری حدود یک متر مربع است. مجموعه ی نورپردازی و رنگ تجهیزات نیز به گونه ایی است که کمترین میزان اغتشاش در تصاویر حاصله به وجود آید. با استفاده از دوربین، سینماتیک بال به همراه تغییر شکل های خمشی آن در یک دوره تناوب بال زدن با هزار نمونه در ثانیه تصویر برداری شده است. تصاویر حاصله به کمک برنامه یی که با قابلیت های نرم افزاری متلب برای این منظور نوشته شده است پردازش می شوند. این

بال مشخص شده، پیکسل های تصاویر و اندازه های حقیقی بال مقایسه می شود تا طول بال در مقیاس پیکسل به دست آید و ضرایب تصحیح لازم استخراج شوند. در مرحله ی بعد، تصاویر یک دوره تناوب بال زدن وارد برنامه ی محاسباتی می شود تا یک به یک مورد پردازش قرار گیرد. نرم افزار برای تفکیک نقاط مطلوب (نقاط واقعی تشکیل دهنده ی لبه ی جلویی بال) از اغتشاش های ناخواسته، عکس های دریافتی را فیلتر می کند. با به کارگیری برخی فیلترهای ساده و در عین حال مؤثر، اغتشاش های ثابت (مانند گیره ی نگه دارنده ی مدل و غیره) حذف و نقاط مطلوب با احتمال بالایی مشخص می شوند. برای نمونه، یکی از روش های حذف نقاط نامطلوب و اغتشاش های ثابت، تفاضل دو تصویر متوالی از یکدیگر است که منجر به حذف عناصر مشترک موجود در آن دو تصویر می شود.

یکی دیگر از عوامل ایجاد خطا، فیلترهای مورد استفاده است که در تشخیص برخی از نواحی بال در تصاویر دچار خطا می شوند. به عنوان مثال به دلیل افزایش سرعت در نوک بال، معمولاً فیلترها توانایی شناسایی دقیق نقاط انتهایی بال را از دست می دهند. در این حالت با به کارگیری روش های میان یابی نقاط، به کمک تصاویر قبلی و بعدی، می توان موقعیت نوک بال را با دقت مناسبی تعیین کرد. نتیجه ی نهایی این پردازش، تصویری شامل نواحی سیاه و سفید با مقادیر عددی صفر و یک است. با استفاده از این تصاویر، برآوردی از موقعیت نقاط بال و همچنین میزان تغییر شکل خمشی آن به صورت تابعی از مکان و زمان به دست می آید. با به کارگیری تابع برازش درجه ۳ (با خطای بیشینه ۱ میلی متر)، معادله ی مشتق پذیر و هموار حاصل می شود که از آن برای استخراج سرعت و شتاب نقاط بال استفاده می شود. از این داده ها می توان برای محاسبه ی نیروهای اینرسی و آیرودینامیکی وارد بر بال استفاده کرد.

#### ۴. محاسبه ی نیروهای آیرودینامیکی با روش نواری

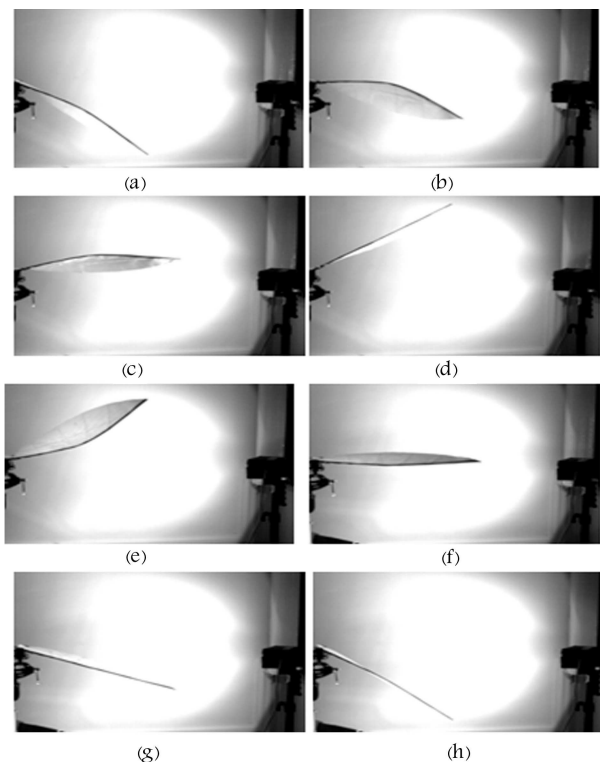
نیروهای آیرودینامیکی بال در حرکت بال زدن بر اساس نظریه ی نواری محاسبه شده است. در روش نواری، بال به چندین قطعه به شکل نوارهایی در جهت وتر بال تقسیم می شود. از اثرات سه بعدی بودن جریان چشم پوشی می شود و فرض می شود جریان در راستای دهانه ی بال وجود ندارد. بنابراین نیروهای آیرودینامیکی وارد بر هر نوار با روابط دو بعدی و با توجه به سرعت نسبی و زاویه ی حمله ی مؤثر آن نوار محاسبه می شود. از این نیروها می توان در راستای دهانه ی بال انتگرال گرفت تا کل نیروهای روی بال در هر لحظه به دست آید. نیروی عمود بر راستای طولی بدنه ی پرنده ( $F_z$ ) و نیروی جلوبرنده ( $F_x$ ) در دستگاه اینرسی چنین محاسبه می شود:

$$F_z = \sum_{i=1}^{N_s} \rho V_{r,i}^2 S_i [c_l(\alpha_i) \cos(\alpha_{rel}) + c_d(\alpha_i) \sin(\alpha_{rel})] \cos \varphi$$

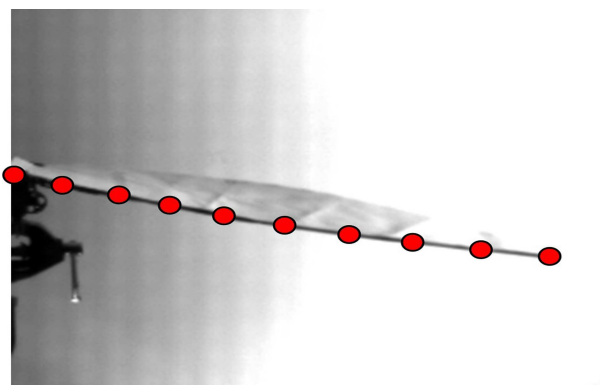
$$F_x = \sum_{i=1}^{N_s} \rho V_{r,i}^2 S_i [c_l(\alpha_i) \sin(\alpha_{rel}) - c_d(\alpha_i) \cos(\alpha_{rel})]$$

که در این روابط  $\varphi$  موقعیت زاویه یی بال در جهت بال زدن (شکل ۱۰)،  $\rho$  چگالی هوا،  $N_s$  تعداد نوارها،  $S_i$  و  $V_{r,i}$  به ترتیب مساحت و سرعت نسبی هر مقطع (نوار) از بال است.  $\alpha_{rel}$  زاویه ی حمله ی نسبی هر مقطع است و  $\alpha_t = \alpha_{rel} + \alpha_t$  که در آن  $\alpha_t$  برابر زاویه ی پیش از هر مقطع حول لبه ی جلویی (حمله) بال است. زاویه ی پیش در حین پایین آمدن (بالا رفتن) بال دارای مقداری منفی (مثبت) است. به عبارتی در مسیر پایین آمدن بال، زاویه ی حمله نسبتاً کاهش می یابد و در بالا رفتن بال، زاویه ی حمله نسبتاً زیاد می شود. زاویه ی پیش هر مقطع از بال، تابعی از موقعیت زاویه یی بال در هر لحظه است و بر اساس مشاهدات تجربی حدود

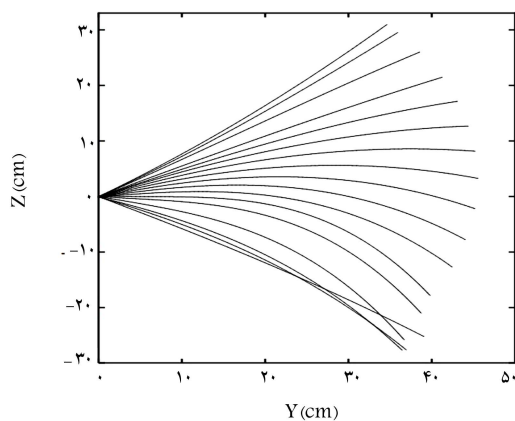
خودداری شود. به عنوان مثال، سایه ی بال روی صفحه ی پشت مدل با عمود کردن منبع نورانی بر طرفین مجموعه رفع شدنی است. با اضافه کردن دو منبع نورانی، یکی بالا و یکی در پایین بال، نیز می توان سایه ی بال روی خودش را از بین برد. نمونه یی از تصاویر اصلاح شده به کمک تنظیم میزان تابش نور به پس زمینه و همچنین زاویه و ارتفاع تابش آن در یک دوره تناوب بال زدن در شکل ۸ نشان داده شده است. پس از اخذ تصاویر با کیفیت مدنظر، برای پردازش تصاویر ابتدا مشخصات بال از جمله طول و مختصات تعدادی از نقاط بال بر روی یکی از عکس های دریافتی، به عنوان شاخص و به انتخاب کاربر مشخص شده و به نرم افزار منتقل می شود (شکل ۹). از این داده ها برای کالیبراسیون سایر تصاویر استفاده شده است. از نقطه ی لولای بال (شکل ۶) به عنوان نقطه ی ثابت در تحلیل تصاویر استفاده می شود و این نقطه، مبنای تمامی اندازه گذاری ها و محاسبات آتی است. همچنین آخرین نقطه ی شاخص، روی نوک بال انتخاب می شود. سپس با استفاده از نقاطی که در امتداد



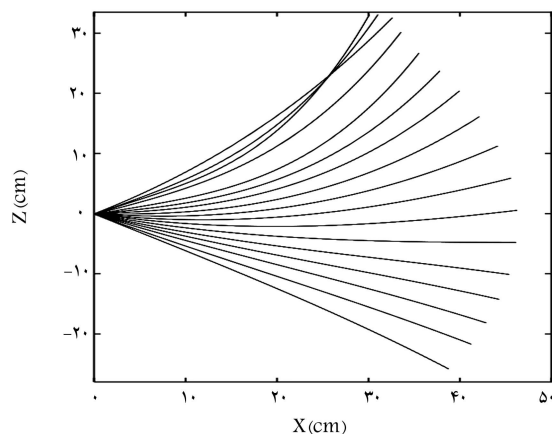
شکل ۸. تصاویر یک دوره تناوب بال زدن.



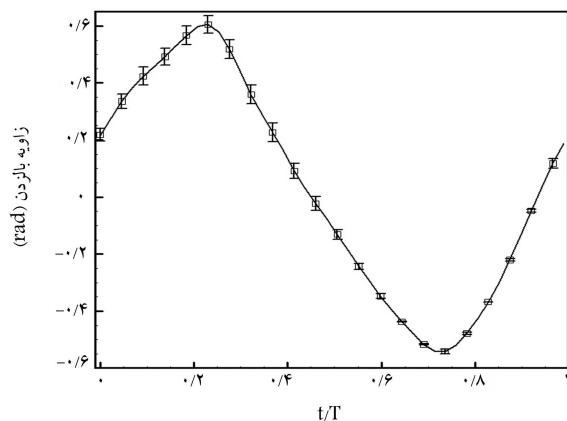
شکل ۹. کالیبراسیون تصویر.



شکل ۱۲. موقعیت بال در نیم‌سیکل بالا رفتن بال.

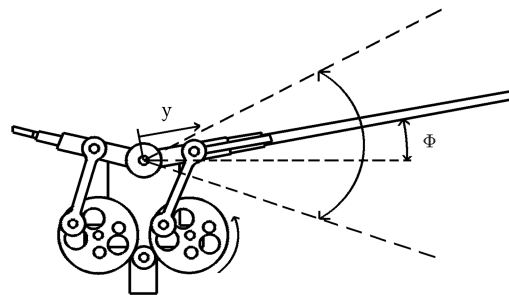


شکل ۱۳. موقعیت بال در نیم‌سیکل پایین آمدن بال.

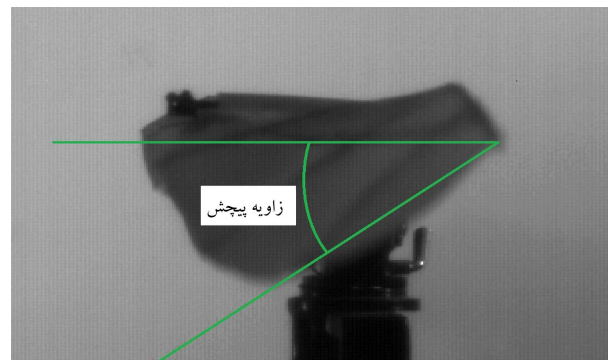


شکل ۱۴. موقعیت زاویه‌ی ریشه‌ی بال در یک دوره‌ی تناوب بال زدن.

شده است. شکل ۱۲ و ۱۳ نتایج مربوط به موقعیت بال و تغییر شکل‌های آن در یک دوره تناوب بال زدن را نشان می‌دهد. شکل ۱۲ تغییر شکل بال در نیم‌سیکل بالا رفتن و شکل ۱۳ مربوط به نیم‌سیکل پایین آمدن بال است. مشاهده می‌شود که در ابتدای نیم‌سیکل‌های بالا رفتن و پایین آمدن بال، ریشه و نوک بال در خلاف جهت یکدیگر حرکت می‌کنند که این اختلاف فاز حرکت ناشی از اینرسی نوک بال و شتاب زاویه‌ی حاصل از انتهای نیم‌سیکل‌های قبلی است. در شکل ۱۴ موقعیت زاویه‌ی ریشه‌ی بال در یک دوره‌ی تناوب بال زدن و محدوده خطای اندازه‌گیری‌ها



شکل ۱۰. زاویه‌ی بال زدن.



شکل ۱۱. پیچش نوک بال.

$\frac{\pi}{4}$  با آن اختلاف فاز دارد. همچنین از ریشه به سمت نوک بال افزایش پیدا می‌کند به‌طوری که در ریشه برابر صفر و در نوک بال، بیشترین مقدار را دارد (شکل ۱۱). در اینجا تغییر زاویه‌ی پیچش از ریشه تا نوک بال در هر لحظه با تقریب خوبی به صورت خطی در نظر گرفته می‌شود و رابطه‌ی پیشنهادی برای آن عبارت است از:

$$\alpha_t(y, t) = k_t \frac{y}{(b/2)} \frac{\dot{\varphi}(t)}{\dot{\varphi}_{\max}}$$

که در آن  $b$  اندازه دهانه‌ی بال و  $k_t$  ضریب پیچش است که تابعی از خواص مکانیکی و دینامیک بال است. با توجه به داده‌های تجربی برای این بال مقدار ضریب پیچش برابر  $k_t = \frac{\pi}{4} \frac{f}{f_{\max}}$  استخراج شده که در آن  $f$  فرکانس بال زدن برحسب هرتز است. برای محاسبه‌ی ضرایب آیرودینامیکی برآ ( $c_l$ ) و پسا ( $c_d$ )، بال به صورت صفحه‌ی تخت در نظر گرفته شده و ضرایب آیرودینامیکی در اعداد رینولدز مختلف مابین  $10^4$  تا  $10^5$  به کمک نرم‌افزار فلوئنت استخراج شده‌اند. نتایج به دست آمده نشان داد که برای اعداد رینولدز در این محدوده، تأثیر عدد رینولدز روی ضرایب آیرودینامیکی ناچیز است و بنابراین می‌توان از تقریب زیر برای این ضرایب در زوایای حمله مختلف در روابط بالا استفاده کرد  $(-\pi < \alpha_i < \pi)$ .

$$c_l(\alpha_i) = 1/2 \sin(2\alpha_i)$$

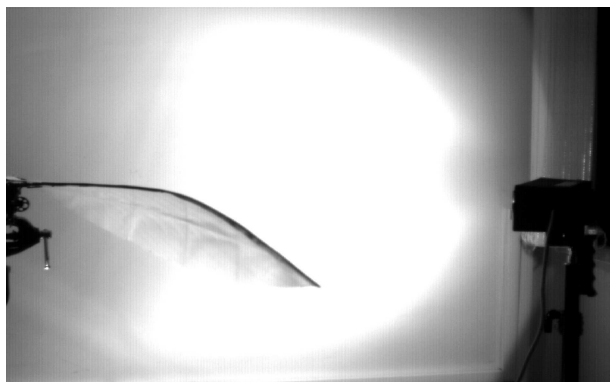
$$c_d(\alpha_i) = 1 - \cos(2\alpha_i)$$

با توجه به این که داده‌های سینماتیک بال در بخش قبل با روش اندازه‌گیری استخراج شد، نیروهای وارد بر بال قابل محاسبه‌اند.

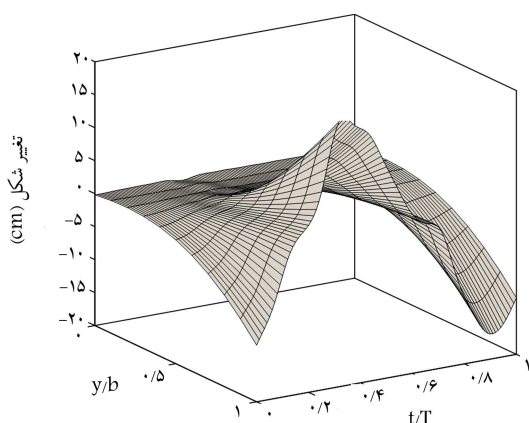
## ۵. نتایج و بحث

با روش معرفی شده در این مقاله، نتایج برای بال زدن با فرکانس  $3/4$  هرتز ارائه

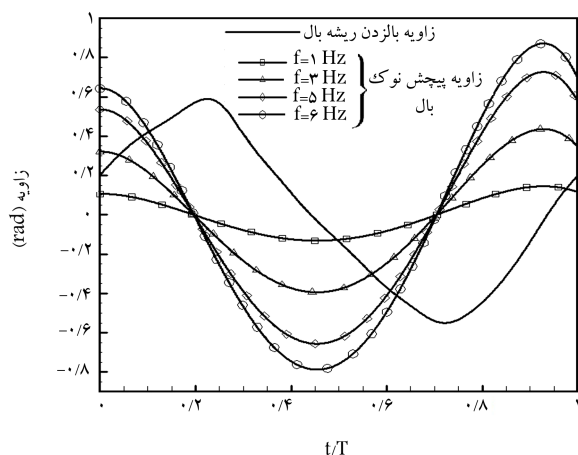
زاویه‌ی پیچش در حین بالا رفتن بال با علامت مثبت در نظر گرفته شده زیرا زاویه‌ی حمله‌ی نسبی در بالا رفتن بال، افزایش می‌یابد. مشاهده می‌شود که بیشترین تغییر شکل‌های پیچشی نیز در موقعیت‌هایی که سرعت زاویه‌ی بال بیشینه است (تقریباً وقتی موقعیت ریشه‌ی بال نزدیک به افق است) رخ می‌دهد. همچنین با افزایش فرکانس بال زدن، بیشترین میزان افزایش پیچش نوک بال تا حدود  $5^\circ$  درجه است. انعطاف‌پذیری پیچشی نقش اساسی در تولید نیروی پیشران بال‌های پوسته‌یی، به ویژه در فرکانس‌های بال زدن بالا دارد<sup>[۱۰]</sup> ولی توان مصرفی نیز در



شکل ۱۷. موقعیت بال در حالت بیشترین تغییر شکل در نیم سیکل بالا رفتن.



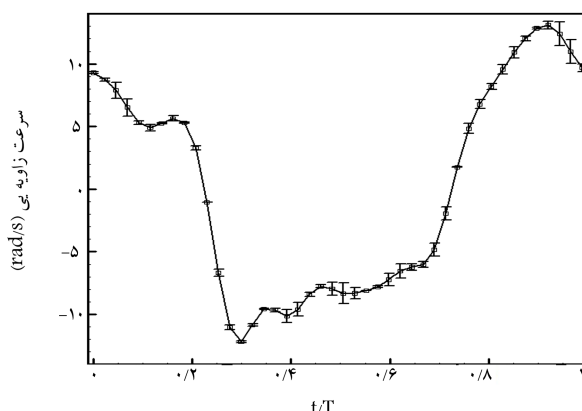
شکل ۱۸. تغییر شکل‌های خمشی نسبی تمام نقاط بال در یک دوره‌ی تناوب بال زدن.



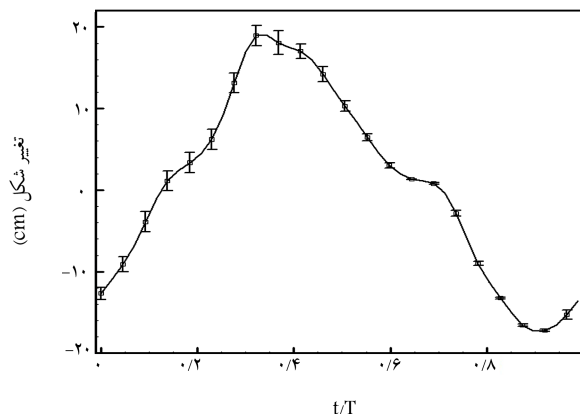
شکل ۱۹. پیچش نوک بال در یک دوره‌ی تناوب برای فرکانس‌های مختلف بال زدن.

نشان داده شده است. این نتایج مربوط به حالتی است که ریشه‌ی بال از حدود  $10^\circ$  درجه بالای افق به سمت بالا شروع به حرکت می‌کند. چنان که مشاهده می‌شود، حداکثر زوایای بالا و پایین رفتن بال به ترتیب برابر  $35^\circ$  و  $31^\circ$  درجه است. همچنین به کمک این داده‌ها، نمودار تغییرات سرعت (و شتاب) زاویه‌ی ریشه‌ی بال قابل استخراج است. سرعت زاویه‌ی ریشه‌ی بال در یک دوره تناوب بال زدن در شکل ۱۵ آمده است. بیشترین سرعت زاویه‌ی ریشه‌ی بال در نیم‌سیکل بالا رفتن حدود  $13/8$  رادیان بر ثانیه و در نیم‌سیکل پایین آمدن حدود  $12$  رادیان بر ثانیه است، و هر دو تقریباً در اواسط مسیر حرکت (موقعیت ریشه‌ی بال نزدیک به افق) اتفاق افتاده است.

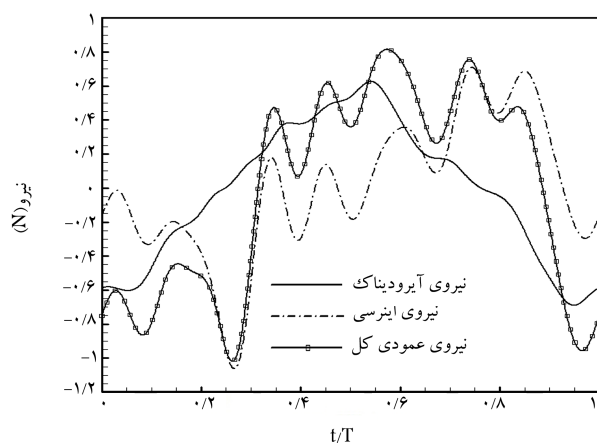
با استفاده از نتایج شکل ۱۲ و ۱۳، تغییر شکل خمشی نسبی هر نقطه‌ی دلخواه از بال قابل محاسبه است. در شکل ۱۶ میزان جابه‌جایی‌های الاستیک نوک بال (نسبت به بال در حالت تغییر شکل نیافته)، در یک سیکل بال زدن نشان داده شده است. چنان‌که مشاهده می‌شود بیشترین تغییر شکل‌های خمشی در موقعیت‌هایی رخ می‌دهد که سرعت زاویه‌ی بیشینه است. در این حالت ترکیب نیروهای دینامیکی وارد بر بال نیز بیشینه‌اند. در شکل ۱۷ تصویر بال در این موقعیت نشان داده شده است. همچنین در شکل ۱۸ تغییر شکل‌های نسبی تمام نقاط لبه‌ی جلویی بال در یک دوره تناوب بال زدن را نشان می‌دهد. با توجه به اهمیت تغییر شکل نوک بال در فرکانس‌های مختلف بال زدن، نتایج داده‌های پیچش و بیشینه‌ی خمشی نسبی نوک بال به ترتیب در شکل‌های ۱۹ و ۲۰ آمده است.



شکل ۱۵. سرعت زاویه‌ی ریشه‌ی بال در یک دوره‌ی تناوب بال زدن.



شکل ۱۶. تغییر شکل (جابه‌جایی) خمشی نسبی نوک بال در یک دوره‌ی تناوب بال زدن.

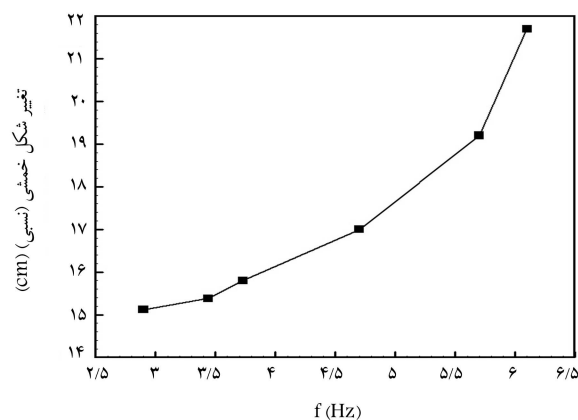


شکل ۲۳. تغییرات نیروهای وارد بر کل بال در یک دوره تناوب بال زدن.

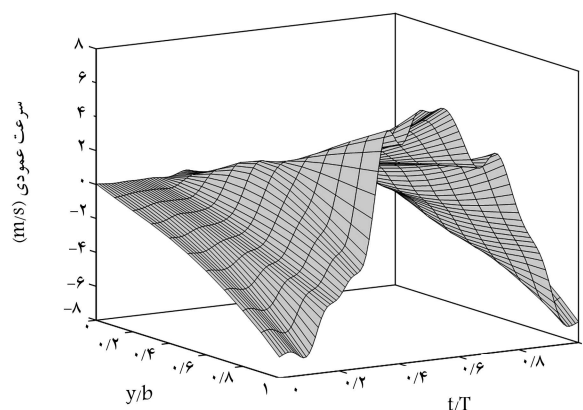
در شکل ۲۳ تغییرات نیروهای آیرودینامیک و اینرسی و مجموع این نیروها روی کل بال در یک دوره تناوب بال زدن نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که در این مسئله، اندازه نیروهای اینرسی تقریباً هم‌مرتبه با نیروهای آیرودینامیکی است. بنابراین، برخلاف آنچه که گفته شده،<sup>[۱۵]</sup> در این حالت خمیدگی بال تنها به واسطه نیروهای اینرسی ناشی از توزیع جرم بال نیست و در شبیه‌سازی این مسئله نمی‌توان از اندرکنش آیرودینامیک و الاستیسیته صرف نظر کرد. اگر نیروهای اینرسی سهم غالب در تغییر شکل بال را داشتند، محاسبه‌ی شکل دینامیکی بال تنها با استفاده از نیروهای اینرسی و سپس به کارگیری سینماتیک بال برای محاسبه‌ی نیروهای آیرودینامیکی فرض مناسبی بود. عدم مناسب بودن این فرض برای این مسئله، اهمیت روش پیشنهادی در پژوهش حاضر را نشان می‌دهد. همچنین اگر بال تغییر شکل خمشی نداشته باشد، بیشینه نیروهای اینرسی در بالاترین و پایین‌ترین موقعیت زاویه‌ی بال زدن است، یعنی جایی که جهت حرکت بال عوض شده است و در نتیجه بیشترین شتاب زاویه‌ی وجود دارد. در حالی که بیشترین نیروهای آیرودینامیکی در موقعیتی است که بال تقریباً افقی است، یعنی جایی که سرعت زاویه‌ی ریشه‌ی بال یا سرعت عمود بر بال بیشینه است. در واقع، به علت وجود خمش بال، سینماتیک نقاط در راستای دهانه‌ی بال نسبت به یکدیگر دارای اختلاف فاز حرکت هستند و در نتیجه، بیشینه نیروهای اینرسی و آیرودینامیکی مقاطع بال نیز دارای اختلاف فاز خواهند شد.

## ۶. نتیجه‌گیری

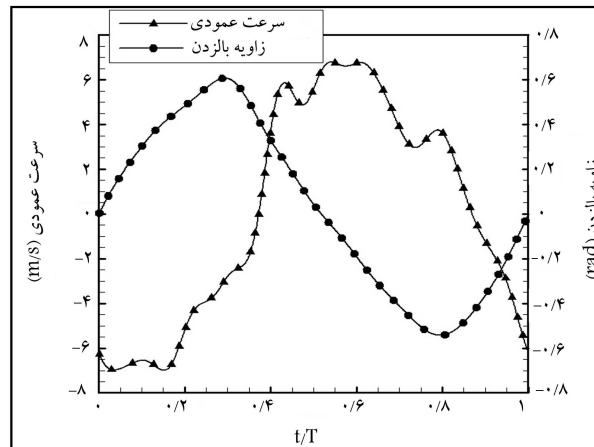
در این مقاله با معرفی چیدمان آزمایشی و نرم‌افزار تهیه شده برای پردازش تصاویر، به مطالعه‌ی تجربی تغییر شکل‌های کشسانی بال انعطاف‌پذیر در حرکت بال زدن پرداخته شد. نیروهای تأثیرگذار بر رفتار و شکل بال شامل نیروهای آیرودینامیکی و اینرسی هستند که ترکیب آنها شکل نهایی آیرولاستیک بال را تعیین می‌کند. به کمک چیدمان آزمایش، سینماتیک بال شامل تغییر شکل‌های بزرگ استخراج شد و از آنها برای تخمین توزیع نیروهای دینامیکی وارد بر بال استفاده شد. با توجه به این که اندازه‌گیری مستقیم توزیع این نیروها روی بال و تقنیک آنها امکان‌پذیر نیست، از نتایج به دست آمده می‌توان برای اعتبارسنجی شبیه‌سازی‌های آیرولاستیک حرکت بال زدن که یک مسئله ناپایای آیرولاستیک همراه با حرکت صلب و تغییر شکل‌های بزرگ است استفاده کرد.



شکل ۲۰. بیشینه‌ی خمش نسبی نوک بال برای فرکانس‌های مختلف بال زدن.



شکل ۲۱. سرعت عمود بر لبه جلویی تمام نقاط بال در یک دوره تناوب.



شکل ۲۲. سرعت عمود بر نوک بال در یک دوره تناوب بال زدن.

شاخص طراحی بال از نظر میزان پیچش بهینه باید لحاظ شود. در شکل ۲۰ اثر غیرخطی بودن فرکانس بال زدن روی بیشترین خمش نسبی نوک بال نشان داده شده است.

با توجه به این که نیروهای آیرودینامیکی متأثر از سرعت عمود بر بال هستند، در شکل ۲۱ توزیع سرعت عمود بر تمام مقاطع بال در یک دوره تناوب بال زدن آمده است. مشاهده می‌شود که بیشترین سرعت در نوک بال تولید شده و مقادیر بیشینه‌ی آن نیز در حالتی که ریشه‌ی بال در موقعیت افقی است اتفاق می‌افتد (شکل ۲۲).

## پانوشتها

1. large rigid body motion
2. nonlinear deformations
3. strip theory
4. membrane wing

## منابع (References)

1. Lee, Y.J., Lim, T.T. and Yeo, K.S. "A quasi-steady aerodynamic model for flapping flight with improved adaptability", *Bioinspiration & Biomimetics*, **11**(3), pp.036005 (2016).
2. Shkarayev, S. and Kumar, R. "Simultaneous measurement of aerodynamic forces and kinematics in flapping wings of tethered locust", *Bioinspiration & Biomimetics*, **10**(6), pp.066003 (2015).
3. Nabawy, M. and Crowther, W.J. "Aero-optimum hovering kinematics", *Bioinspiration & Biomimetics*, **10**(4), pp.044002 (2015).
4. Combes, S.A. and Daniel, T.L. "Into thin air: contributions of aerodynamic and inertial-elastic forces to wing bending in the hawkmoth *manduca sexta*", *The Journal of Experimental Biology*, **206**, pp. 2999-3006, (2003).
5. Ramamurti, R. and Sandberg, W.C. "A three-dimensional computational study of the aerodynamic mechanisms of insect flight", *The Journal of Experimental Biology*, **205**, pp. 1507-1518, (2002).
6. Pourtakdoust, S.H. and Karimian, S. "Evaluation of flapping wing propulsion based on a new experimentally validated aeroelastic model", *Scientia Iranica*, **19**(3), pp. 472-482, (2012).
7. Zaree, A.H. and Djavareshkian, M.H. "Investigation of induced velocity and lift sensitivity analysis in blade element theory for simulation of flapping wing in hovering flight", *Modares Mechanical Engineering*, **15**(10), pp. 212-224, (In Persian) (2015).
8. Phan, H.V., Truong, Q.T., Au, T.K.L. and et al. "Optimal flapping wing for maximum vertical aerodynamic force in hover: twisted or flat?", *Bioinspiration & Biomimetics*, **11**(4), pp.046007 (2016).
9. Ho, S., Nassef, H., Pornsinsirak, N. and et al. "Unsteady aerodynamics and flow control for flapping wing flyers", *Progress in Aerospace Sciences*, **39**(8), pp. 635-681, (2003).
10. Mazaheri, K. and Ebrahimi, A. "Experimental investigation of the effect of chordwise flexibility on the aerodynamics of flapping wings in hovering flight", *Journal of Fluids and Structures*, **26**, pp. 544-558, (2010).
11. Wu, P. and Ifju, P. "Micro air vehicle flapping wing effectiveness", *efficiency and aeroelasticity relationships*, *AIAA*, pp. 2010-1017, (2010).
12. Wu, P., Ifju, P. and Stanford, B. "A multidisciplinary experimental study of flapping wing aeroelasticity in thrust production", *AIAA* pp. 2009-2413, (2009).
13. Percin, M., van Oudheusden, B.W., De Croon, G.C.H.E. and et al. "Force generation and wing deformation characteristics of a flapping-wing micro air vehicle 'DelFly II' in hovering flight", *Bioinspiration & Biomimetics*, **11**(3), pp.036014(2016).
14. Fairuz, Z., Abdullah, M., Zubair, M. and et al. "Effect of wing deformation on the aerodynamic performance of flapping wings: fluid-structure interaction approach", *Journal of Aerospace Engineering*, **29**(4), pp.1-14 (2016).
15. Daniel, T. and Combes, S. "Flexing wings and fins: bending by inertial or fluid dynamic forces?", *International Journal for Computational Biology*, **42**, pp. 1044-1049, (2002).
16. Hong, Y-S. and Altman, A. "Lift from spanwise flow in simple flapping wings", *journal of aircraft*, **45**(4), pp. 1206-1216, (2008).
17. Kim, D-K., Han, J-H. and Kwon, K-J. "Wind tunnel tests for a flapping wing model with a changeable camber using macro-fiber composite actuators", *Smart Mater. Struct.*, **18**(024008), pp. 1-8, (2009).
18. Hua, H., Kumar, A.G., Abate, G. and et al. "An experimental investigation on the aerodynamic performances of flexible membrane wings in flapping flight", *Aerospace Science and Technology*, **14**(8), pp. 575-586, (2010).
19. Pfeiffer, A.T., Lee, J-S., Han, J-H. and et al. "Ornithopter flight simulation based on flexible multi-body dynamics", *Journal of Bionic Engineering*, **7**, pp. 102-111, (2010).
20. Mazaheri, K., Ebrahimi, A. and Karimian, S. "Performance analysis of a flapping-wing vehicle based on experimental aerodynamic data", *Journal of Aerospace Engineering*, **25**(1), (2012).
21. Mazaheri, K. and Ebrahimi, A. "Experimental investigation on aerodynamic performance of a flapping wing vehicle in forward flight", *Journal of Fluids and Structures*, **27**, pp. 586-595, (2011).
22. Mazaheri, K. and Ebrahimi, A. "Experimental study on interaction of aerodynamics with flexible wings of flapping vehicles in hovering and cruise flight", *Archive of Applied Mechanics*, **80**, pp. 1255-1269, (2010).
23. Dong, X., BiFeng, S., WenQing, Y. and et al. "Structural damping effect on deformation of flexible flapping wing", *Procedia Engineering*, **99**, pp. 1365-1371, (2015).