

## شبیه سازی عددی و بررسی عملکرد آیرودینامیکی پره های الهام گرفته شده از بال حشرات

یلدا ذاکری نظر<sup>۱</sup>، مهران مصدری<sup>۲</sup>، رسول عسکری<sup>۳\*</sup><sup>۱</sup> کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشکدگان علوم و فناوری میان رشته ای، دانشگاه تهران، تهران، ایران<sup>۲،۳</sup> استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشکدگان علوم و فناوری میان رشته ای، دانشگاه تهران، تهران، ایران

تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۸/۱۱؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۲/۱۰/۱۶؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۱۲/۲۵

## چکیده

یکی از روش‌های قابل استفاده در بهبود عملکرد آیرودینامیکی پره‌های پرنده‌های بدون سرنشین کوچک، الهام از بال گونه‌های متفاوت از جانوران مانند پرندگان و حشرات است. پژوهش حاضر به بررسی عملکرد آیرودینامیکی پره‌های الهام گرفته شده از بال حشرات می‌پردازد و تاثیرات شکل پره‌ها بر نیروی پیشران، گشتاور و بازدهی پره‌ها مورد مطالعه قرار گرفته است. در این پژوهش از شکل بال سه گونه حشرات شامل همپیترا، اورتوپترا و نئوروپترا الهام گرفته شده است. شبیه‌سازی عددی با استفاده از تکنیک قاب مرجع متحرک (Multiple Reference Frame) و مدل‌سازی آشفتگی  $k-\omega$  SST در شرایط هاور و در بازه‌ی سرعت دورانی ۴۰۰۰ تا ۸۰۰۰ دور بر دقیقه برای پره با قطر ۰/۲۴ متر و ایرفویل Eppler E63 تعریف شده است. اعتبار سنجی نتایج شبیه‌سازی عددی با استفاده از نتایج تجربی بر روی پره DJI Phantom 3 انجام شده است و نتایج با دقت قابل قبولی با نتایج دیگران ارزیابی شده است. نتایج نشان می‌دهد که پره‌های الهام گرفته شده، دارای نیروی پیشران بیشتر و در یک نیروی ثابت، پره‌های الهام گرفته شده دارای سرعت دورانی کمتری هستند. پره نئوروپترا با در نظر گرفتن معیار بازدهی پره، با ۶/۷۴ درصد بهبود نسبت به پره DJI Phantom 3 دارای بهترین عملکرد است.

**کلمات کلیدی:** شبیه‌سازی عددی؛ الهام از طبیعت؛ آیرودینامیک پره‌ها؛ سازه‌های پرنده بدون سرنشین کوچک؛ عملکرد پره‌ها.

## Numerical Simulation and Aerodynamic Performance Investigation of Insect-inspired Propellers

Yalda, Zakeri Nazar, Mehran. Masdari<sup>2</sup>, Rasoul Askari<sup>3,\*</sup><sup>1</sup> M.Sc. Student, Aerospace. Eng., Faculty of new Sciences and Technologies, Tehran Univ., Tehran, Iran<sup>2,3</sup> Assit. Prof., Aerospace. Eng., Faculty of new Sciences and Technologies, Tehran Univ., Tehran, Iran

### Abstract

One of the methods that can be used in improving the aerodynamic performance of the small unmanned aerial vehicle propellers is inspiration from the wing shape of different species of animals such as birds and insects. current research investigates the aerodynamic performance of insect-inspired propellers. propeller shape effects on the aerodynamic performance parameters including thrust, torque and propeller efficiency; have been studied. In this research, the wing shape of three species of insects including Hemiptera, Orthoptera and Neuroptera was inspired. Numerical simulations were conducted using the moving reference frame method (Multiple Reference Frame) and  $k-\omega$  SST turbulence model at the hover condition. simulations were done in the rotational speed range of 4000 to 8000 rpm for a propeller with a diameter of 0.24 meters. Eppler E63 airfoil is selected for all propellers. validation of numerical simulation results has been done using experimental data of the DJI Phantom 3 propeller and an acceptable agreement with the experimental data was obtained. results shows that the insect-inspired propellers have higher thrust, and at a constant force, inspired propellers have a lower rotational speed. Considering the propeller efficiency, this propeller has the best performance with 6.74% improvement compared to the DJI Phantom 3.

**Keywords:** Numerical simulation; Bio-inspired ; Propeller aerodynamics; Small unmanned aerial vehicles; Propeller performance.

## ۱- مقدمه

امروزه با توسعه مفهوم شهرهای هوشمند، استفاده از تکنولوژی های نوین در حال توسعه و گسترش است و یکی از شاخص-ترین این تکنولوژی ها استفاده از سازه های پرنده بدون سرنشین<sup>۱</sup> است. از جمله کاربردهای این فناوری، می توان به بررسی های محیطی، مدیریت ترافیک، بررسی آلودگی، کنترل امنیت و تحویل کالا اشاره کرد [۱]. درون ها، یکی از انواع پرنده های بدون سرنشین، جایگزین و مبدل تکنولوژی مرسوم به تکنولوژی مدرن در زمینه های گوناگون مانند جا به جایی و انتقال هستند [۲]. در بسیاری از سازه های پرنده بدون سرنشین کوچک، پره ها تامین کننده نیروی برآ هستند که به آن نیروی پیشران گفته می شود و کوچک بودن ابعاد درون ها، مقیاس کوچک پره ها را نیز به دنبال دارد که باعث عملکرد آن ها در اعداد رینولدز پایین و غالباً کمتر از ۱۰۰۰۰۰ می شود [۳]. به طور کلی اثرات اعداد رینولدز پایین باعث تخمین سخت تر عملکرد پره های مقیاس کوچک می شود. به دلیل ابعاد کوچک، لایه ی ضخیمی بر روی پره ها شکل می گیرد که باعث افزایش پروفایل نیروی پسا و ضعیف تر شدن نسبت نیروی برآ نسبت به نیروی پسا می شود [۴]. به دلیل وابستگی شدید نیروی پیشران به نیروی برآ و توان به نیروی پسا؛ بازدهی پره ها اثرپذیری بالایی از عدد رینولدز پایین دارد [۳]. یکی از اصلی ترین دلایل محدودیت های پرنده های بدون سرنشین کوچک را می توان محدودیت های ایجاد شده توسط ابعاد کوچک عنوان کرد که باعث عملکرد در اعداد رینولدز پایین و غالب بودن اثرات لزجت می شود. این محدودیت ها معمولاً در مصرف باتری، مدت زمان پرواز و وزن محموله ی قابل حمل، خود را نشان می دهند؛ همچنین نوین ایجاد شده توسط این سازه ها نیز نگران کننده است [۵]. در سیستم پیشرانس درون های کوچک توان مورد نیاز توسط باتری های لیتیومی تامین می شود که دارای وزن کم و در حال حاضر مرسوم ترین انتخاب هستند [۶] و یکی از مزایای استفاده از این باتری ها حذف نوین است [۷]. پره ها یکی از منابع اصلی نوین درون ها هستند و در طراحی این بخش باید تلاش بیشتری صورت بگیرد تا ضمن افزایش نیروی پیشران، نوین نیز کاهش

پیدا کند. روی سازه های پرنده بدون سرنشین کوچک برحسب حرکت بال ها که به ۳ دسته بال ثابت<sup>۲</sup>، بال زن<sup>۳</sup> و بال چرخان<sup>۴</sup> تقسیم می شوند، پیش از این تحقیقات بسیاری انجام شده است که با توجه به موضوع پژوهش که روی بال های چرخان است، در ادامه به بررسی تحقیقات انجام شده در این خصوص پرداخته شده است. راماسامی و همکاران [۴]، در سال ۲۰۰۸ مطالعات تجربی را روی تعدادی روتور با پلنفورم، پیچش و پروفیل ایرفویل متفاوت در اعداد رینولدز پایین مورد بررسی قرار داده و نشان دادند که تغییرات در شکل پره ها باعث کاهش پروفیل پسا و پیچش پره و اثرات آن باعث کاهش اتلافات و بهبود عملکرد می شود. برنندت و سلیگ [۸]، در سال ۲۰۱۱ به صورت تجربی به بررسی اثرات تغییر قطر پرداختند و در کنار ایجاد مجموعه ای از داده ها برای تعدادی پره نشان دادند که انتخاب پره مناسب برای سازه های پرنده بدون سرنشین تا حد زیادی بر روی عملکرد اثر گذار است و می تواند آن را تغییر بدهد. یکی از اولین تحقیقات بر روی پره های الهام گرفته شده از طبیعت توسط گومز و همکاران [۹] و به صورت عددی در سال ۲۰۱۴ انجام شده است که در این تحقیقات از بال حشره سیکادا<sup>۵</sup> استفاده شده و نتایج این تحقیقات نشان داده است که بال های الهام گرفته شده از طبیعت با ایجاد گردابه های ضعیف تر برای اجرا در روتوکرافت ها<sup>۶</sup> مطلوب تر هستند. رضوان-دوست و همکاران در سال ۲۰۱۵ [۱۰]، به بررسی و تحلیل عددی عملکرد استاتیکی یک پره پرداختند و نتایج مقایسه با مطالعات و نتایج تجربی و تئوری صحت روش به کار گرفته شده را تایید کرده است. در ادامه استفاده از روش الهام از طبیعت، نینگ و هو [۱۱] در سال ۲۰۱۷ و به صورت تجربی روی مشخصات آیرودینامیکی و آیروکوستیکی پره های پرنده بدون سرنشین با الهام از شکل بال سیکادا و دانه افرا مطالعاتی را انجام داده و نشان دادند که در یک توان ورودی یکسان این پره می تواند نیروی پیشران مشابه با یک پره مرسوم تولید کند، اما در هاور آرام تر می چرخد و این مسئله روی نوین نیز اثر گذار است. دیترز و همکاران [۱۲]، در سال ۲۰۱۷ به صورت تجربی بررسی های را روی عملکرد استاتیک پره ها و موتورهای سازه های پرنده بدون سرنشین کوچک انجام دادند و نتایج ارائه

<sup>5</sup> Cicadas

<sup>6</sup> Rotorcrafts

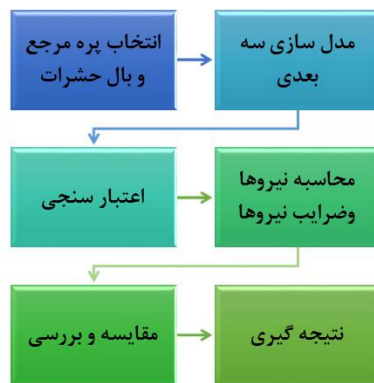
<sup>1</sup> Unmanned aerial vehicle

<sup>2</sup> Fixed wing

<sup>3</sup> Flapping wing

<sup>4</sup> Rotary wing

پس از انجام اعتبار سنجی و استقلال از شبکه و شبیه‌سازی پره‌های دیگر، با استفاده از نیروی پیشران و گشتاور حاصل از حل عددی به محاسبه‌ی بازدهی پره‌ها و بررسی و مقایسه آن‌ها پرداخته شده است. سپس با توجه به نتایج، پره بهینه انتخاب شده است. شکل ۱ نشان دهنده مراحل پژوهش است و در بخش‌های پیش‌روی پیرامون هر یک از مراحل توضیحاتی داده شده است.



شکل ۱- مراحل پژوهش

### ۳- معرفی هندسه و مدل‌سازی

#### ۳-۱- انتخاب پره مرجع

به صورت معمول پره‌هایی که در سازه‌های پرنده بدون سرنشین استفاده می‌شوند، دارای قطر کمتر از ۷۰ سانتی‌متر هستند [۱۷]. در این پژوهش به منظور اعتبارسنجی نتایج شبیه‌سازی عددی از پره درون DJI Phantom 3 استفاده شده است. این پره که در شکل ۲ شماتیکی از آن آورده شده است، از سری سوم درون‌های DJI Phantom با قطر ۰/۲۴ متر است [۱۸] و با توجه به آنکه پیش از این مطالعاتی بر روی این پره انجام شده است، انتخاب مناسبی به عنوان پرهی مرجع است [۱۲]. در طراحی پره‌های دیگر، قطر ثابت و برابر با مقدار آن در پرهی مرجع در نظر گرفته شده است؛ همچنین با توجه به آنکه مدل‌سازی هاب<sup>۲</sup> و اثرات آن تأثیر قابل توجهی در نتایج مورد نظر در این پژوهش ندارد، از طراحی متعلقات آن صرف نظر و شکل آن برای تمامی پره‌ها ثابت در نظر گرفته شده است.

شده در تایید زمان پرواز ذکر شده توسط سازنده و ایجاد بانک داده‌های عملکرد پره‌های استفاده شده در مولتی‌روتورهای کوچک<sup>۱</sup> کاربرد دارد. در سال ۲۰۱۸، هینتز و همکاران [۱۳]، به صورت تجربی اثرات پلنفورم یک پره الهام گرفته شده از بال سیکادا را روی نیروی پیشران و مصرف انرژی بررسی کردند و نتایج نشان داده است که این پره بازدهی بهتری دارد. نتایج مطالعات عددی شمس الدین و مدزنی [۱۴] در سال ۲۰۲۱ روی ساختار روتورها نیز نشان داده است که طراحی بهینه تیغه پره‌ها و ساختار روتورها برای بهبود عملکرد آیرودینامیکی و بازدهی سیستم پیشران اهمیت بالایی دارد. در سال ۲۰۲۲ نیز، مسلم و همکاران [۱۵]، با انجام تحقیقات تجربی و با تمرکز بر روی آکوستیک پره‌های الهام گرفته شده از پنج نوع از بال حشرات و یک دانه گیاه نشان دادند که پره‌های الهام گرفته شده دارای نیروی پیشران بهتر و چرخش در سرعت دورانی پایین‌تر و سطح نویز بهتری نسبت به پره مرجع هستند؛ همچنین مظفری و مصدری [۱۶]، در سال ۲۰۲۳ در یک مقاله مروری به بررسی آیرودینامیک پرواز جغد و ویژگی‌هایی بال آن پرداختند و نتایج نشان داده است که الهام‌گیری از ویژگی‌های جغد علاوه بر اهمیت در طراحی مفهومی می‌تواند باعث کاهش هزینه‌های عملکرد آیرودینامیکی و آیرودینامیکی شود. با وجود تحقیقات انجام شده بر روی الهام از طبیعت در پره‌های الهام گرفته شده از بال حشرات، تعداد کمی از محققان روی این زمینه فعالیت داشته‌اند و این به دلیل ماهیت متفاوت جریان در بال حشرات و پره‌ها است؛ همچنین در مطالعات محدود انجام شده تمرکز بر روی آکوستیک بوده است و غالب روش‌های انجام شده به صورت تجربی است. در این پژوهش تعداد بیشتری از بال حشرات مورد بررسی قرار گرفته‌اند و همچنین تمرکز روی عملکرد آیرودینامیکی و با استفاده از شبیه‌سازی عددی جریان بوده است و هدف اصلی، بهبود عملکرد آیرودینامیکی پره‌ها و بررسی پتانسیل استفاده از روش الهام از طبیعت در پره‌ها است.

#### ۲- مراحل پژوهش

در این پژوهش پس از انتخاب پره مرجع و گزینش بال حشرات، با استفاده از پارامترهای هندسی مانند توزیع وتر، ایرفویل و توزیع پیچش به مدل‌سازی سه‌بعدی پره‌ها پرداخته شده است.

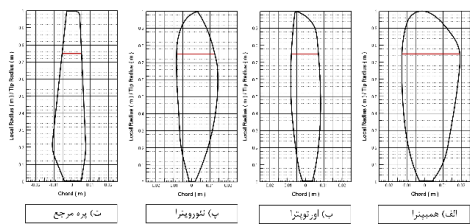
<sup>2</sup> Hub

<sup>1</sup> Multi-rotors

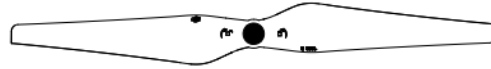
بنابراین با توجه به فاکتورهای اشاره شده، تعدادی از گونه‌ها جهت مطالعات بیشتر انتخاب شده‌اند. این گونه‌ها، نیم‌بالان با نام علمی همیپترا<sup>۱</sup>، راست‌بالان با نام علمی اورتوپترا<sup>۲</sup> و توری سانان با نام علمی نئوروپترا<sup>۳</sup> هستند که در شکل ۳ تصاویر مربوط به هر حشره به همراه بال آن‌ها نشان داده شده است.

### ۳-۳- مدل‌سازی

اولین گام مدل‌سازی پره‌ها، دستیابی به توزیع وتر، توزیع پیچش و انتخاب ایرفویل مقطع پره است. به منظور دستیابی به توزیع وتر بال حشرات با استفاده از تصویر مناسب از نمای بالای بال حشرات انتخاب شده، خطوط مرزی به عنوان خط محیطی و به منظور مشخص کردن پلن فورم بال هر یک از حشرات ترسیم شده است. به هنگام ترسیم این خطوط ساده‌سازی‌هایی در فرم لبه‌ی حمله، لبه‌ی فرار و هندسه‌ی کلی بال‌ها انجام شده است. به عنوان مثال در صورت وجود شکستگی یا پارگی در بال‌ها، ساده‌سازی شده‌اند و تنها یک هندسه‌ی ساده از بال به عنوان پلن فورم در نظر گرفته شده است. این ساده‌سازی‌ها باعث تسهیل در مدل‌سازی سه‌بعدی پره‌ها می‌شوند و هندسه‌های نهایی، فرم و شباهت کلی با پره‌های مرسوم را دارند. با توجه به آنکه حشرات انتخاب شده دارای بال‌هایی با ابعاد و طول بال متفاوتی هستند، به منظور مقایسه‌ی بهتر، نیاز است تا مقیاس گذاری انجام شود و بدین منظور از پره‌ی مرجع استفاده می‌شود. اگر نسبت شعاع محلی به شعاع کلی پره‌ی مرجع،  $r/R$ ، در نوک پره برابر با ۱ باشد؛ در این صورت شعاع محلی در نوک پره برابر با  $0/12$  متر است که شعاع کلی پره است.








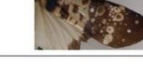

شکل ۴- شماتیک پره مرجع و بال حشرات پس از ساده سازی و مقیاس گذاری به همراه وتر در ۷۵ درصد شعاع پره



شکل ۲- شماتیک پره‌ی DJI Phantom 3 که پره‌ی مرجع مشابه با این پره طراحی شده است [۱۹]

### ۳-۲- انتخاب بال حشرات

یکی از چالش‌ها در پژوهش حاضر، انتخاب بال حشرات است. از فاکتورهای مهم در انتخاب بال‌ها، موجود بودن تصویر مناسب، باکیفیت و از نمای بالای بال آن‌ها است که بدین ترتیب می‌توان شکل نهایی پره را مشخص کرد و در بسیاری از حشرات، به دلیل ابعاد بسیار کوچک و یا حرکت سریع بال‌ها و شکل قرارگیری آن‌ها تصویری با این ویژگی‌ها موجود نیست و این مسئله انتخاب را با چالش رو به رو می‌کند. یکی دیگر از اصلی‌ترین فاکتورهای مهم در انتخاب بال حشرات، ساده بودن خطوط مرزی بال است که شکل آن را تشکیل می‌دهد. ساده بودن فرم این خطوط که در واقع خطوط لبه‌ی حمله و لبه فرار هستند، با توجه به نرم افزار طراحی انتخاب شده به منظور مدل‌سازی و همچنین سطح تخصص در طراحی اهمیت دارد.

پره‌ی مرجع				
				
علامت اختصاری	بال حشرات انتخاب شده	حشرات انتخاب شده	گونه حشرات	
Ne.			نئوروپترا	الف
Or.			اورتوپترا	ب
He.			همیپترا	پ

شکل ۳- پره مرجع به همراه بال حشرات انتخاب شده، الف) نئوروپترا [۲۰]، ب) اورتوپترا [۲۱]، پ) همیپترا [۲۲]

<sup>3</sup> Neuroptera

<sup>1</sup> Hemiptera

<sup>2</sup> Orthoptera

مدل سازی سه بعدی پره‌ها با نرم افزار سالیدورکس<sup>۱</sup> انجام شده است. در این پژوهش، در مدل سازی سه بعدی، ایرفویل‌ها با پیچش و وتر مشخص در صفحه‌هایی که به یک اندازه‌ی معین از هم فاصله دارند، قرار داده شده‌اند. سپس مقاطع به یک دیگر متصل شده‌اند و تشکیل هندسه‌ی جامد تیغه‌های پره را داده‌اند و در شکل ۶ شکل نهایی نشان داده شده است. در هنگام ایجاد مدل سه بعدی بال حشرات نیز، به ضرورت، ساده سازی‌هایی توسط نرم افزار انجام می‌شود که این ساده سازی منجر به مقدار اندکی خطای مدل سازی خواهد شد.

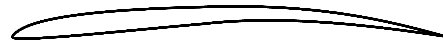
#### ۴- حل مسئله

برای حل و شبیه سازی جریان در ابتدا باید شرایط فیزیکی حاکم را مشخص نمود. با توجه به محاسبات انجام شده، حدود ماخ در بازه ی ۰/۱۵ تا ۰/۳ و حداکثر ماخ در سرعت دورانی ۸۰۰۰ دور بر دقیقه و کمتر از ۰/۳ است، بنابراین جریان از نوع تراکم ناپذیر در نظر گرفته شده است. برای بررسی آنکه جریان در اطراف پره در محدوده آشفته یا آرام قرار دارد، در صورتی که عدد رینولدز نوک پره در شرایط هاور و بدون جریان باد از ۲۰۰۰۰ بیشتر باشد، می‌توان جریان را آشفته در نظر گرفت. با عدد رینولدز در نوک پره و همچنین ۷۵ درصد شعاع پره، بیش از ۲۰۰۰۰ است و جریان در اطراف پره در محدوده آشفته قرار دارد؛ همچنین به دلیل وجود گردابه‌ها در محدوده آشفته، رفتار جریان تصادفی است و یکی از روش‌های حل، در نظر گرفتن تاثیر آن‌ها روی جریان متوسط است که باید از مدل آشفته‌گی استفاده نمود.

#### ۴-۱- روش حل

در این پژوهش از نرم افزار انسیس فلوئنت<sup>۲</sup> نسخه‌ی سال ۲۰۲۱ که یکی از نرم افزارهای مهندسی در زمینه‌ی دینامیک سیالات محاسباتی به منظور مدل کردن جریان سیال و انتقال حرارت در هندسه‌های گوناگون است، جهت حل مورد نظر و آنالیز نتایج استفاده شده است. این نرم افزار دارای کاربردهای فراوان و ویژگی‌های گوناگون است [۲۴]، که قاب مرجع متحرک<sup>۳</sup> (MRF) و قاب‌های مرجع چندگانه از این ویژگی‌ها هستند. در مسائلی که دارای یک‌بخش متحرک مانند پره‌های

با قرار دادن خط محیطی پلن فورم پره‌ی مرجع و مقیاس کردن آن به گونه ای که نوک آن دقیقاً در نقطه‌ی یک و ریشه آن دقیقاً در نقطه‌ی صفر یک شبکه مشابه شکل ۴ باشد؛ می‌توان توزیع وتر را محاسبه نمود. برای دستیابی به توزیع پیچش، با توجه به آنکه پیچش بال حشرات با یکدیگر متفاوت است و همچنین اطلاعاتی در این زمینه وجود ندارد، با ایده از مطالعات پیشین [۱۱، ۱۲، ۱۵]، از ریشه تا حدود ۳۰ درصد شعاع پره، پیچش ۱۷/۷۲ درجه و از ۳۰ درصد شعاع پره تا نوک پره پیچش تا ۴/۷ درجه به صورت خطی کاهش می‌یابد. با توجه به آنکه اطلاعاتی از ایرفویل‌های مقاطع پره‌ی DJI Phantom 3 در دسترس نیست، برای انتخاب ایرفویل مقطع پره‌های تحقیق پیش-روی از اطلاعات مطالعات پیشین در این زمینه و ایرفویل‌های مناسب اعداد رینولدز پایین استفاده شده است. ایرفویل EPPLER E63، شکل ۵، یکی از ایرفویل‌های مناسب در جریان‌هایی با اعداد رینولدز پایین و یک ایرفویل مرسوم در تحقیقات روی پره‌های مقیاس کوچک است [۱۱ و ۲۳]. از این ایرفویل در تمام مقاطع و در تمام پره‌ها استفاده شده است.



شکل ۵- پره Eppler E63

		پره‌ی مرجع	
		پره الهام گرفته شده از بال حشرات	
الف	Ne.		
ب	Or.		
پ	He.		

شکل ۶- مدل سه بعدی پره مرجع و پره‌های الهام گرفته شده از حشرات، الف) نئوروپترا ب) اورتوپترا پ) همیپترا

<sup>3</sup> Moving reference frame

<sup>1</sup> Solidworks

<sup>2</sup> Ansys Fluent

که  $\delta_{ij}$ ، دلتای کرانکر<sup>۲</sup> نام دارد.

سومین معادله ی حاکم بر جریان، معادله ی بقای انرژی است که در بررسی پیش روی به محاسبه معادله انرژی پرداخته نشده است و معادله آن در منبع [۲۹] به طور کامل ارائه شده است.

شکل کلی معادلات ناویر-استوکس لحظه‌ای به صورت معادله ۴ است و عبارت‌های جدیدی که در این معادله ظاهر شده است که اثرات آشفتگی هستند. برای حل معادله این معادله باید تنش‌های رینولدز در عبارت سوم سمت راست مدل شود [۳۰].

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j}(-\rho \overline{u_i' u_j'}) \quad (4)$$

#### ۳-۴- دامنه های محاسباتی

با توجه به استفاده از روش MRF، شبیه‌سازی پره نیازمند دو دامنه‌ی محاسباتی است. دامنه‌ی اول، دامنه‌ی چرخشی است که پره را در بر می‌گیرد و دامنه‌ی دوم، دامنه‌ی ثابت و بزرگ-تری تحت عنوان دامنه‌ی ثابت است و دامنه اول را در بر می‌گیرد و میان این دو دامنه مرز مشترک قرار دارد (شکل ۷). برای تولید این هندسه از نرم افزار دیزاین مدلر<sup>۳</sup> استفاده شده است. سیلندر دامنه‌ی چرخشی باید به گونه‌ای باشد تا نوک پره از آن اندکی فاصله داشته باشد و قطر آن، ۱/۰۸ برابر قطر پره در نظر گرفته شده است. ابعاد سیلندر بزرگ‌تر به عنوان دامنه‌ی ثابت، باید به اندازه کافی بزرگ باشد تا اثرات آن بر روی پره حداقل امکان کم باشد. ارتفاع سیلندر ۱۴ برابر قطر پره و قطر آن ۴/۴۱ برابر قطر پره است. فاصله‌ی خروجی دامنه تا پره در حدود ۱۰ تا ۱۷ برابر قطر پره مناسب است که با توجه به سیستم محاسباتی، این مقدار در حدود ۱۲ برابر قطر پره در نظر گرفته شده است (شکل ۷).

در حال چرخش هستند و جریان در اطراف بخش متحرک مورد نظر است، از ساده‌ترین روش‌های حل معادلات هستند که به صورت تخمین پایا است. در این روش حل معادلات توسط قاب‌های مرجع متحرک است و می‌توان جریان را با در نظر گرفتن محدودیت‌های مشخصی نسبت به قاب متحرک به صورت پایا در نظر گرفت. در این روش، شبکه‌ی بخش متحرک در طول محاسبات ثابت می‌ماند و این مسئله مشابه ثابت ماندن یا به اصطلاح انجماد حرکت بخش متحرک در یک موقعیت خاص و مشاهده‌ی میدان جریان لحظه‌ای با روتور در آن موقعیت است؛ بنابراین معمولاً این روش، رویکرد روتور منجمد<sup>۱</sup> نیز، نامیده می‌شود [۲۴]. با توجه به استفاده از روش MRF در مطالعات پیشین [۲۵-۲۸] در این پژوهش نیز از این روش استفاده شده است.

#### ۲-۴- معادلات حاکم

معادله ی بقای جرم:

این معادله به صورت کلی است و در سیال‌های تراکم پذیر و تراکم ناپذیر کاربرد دارد [۲۹].

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (1)$$

معادله ی بقای تکانه:

معادله بقای تکانه که می‌توان آن را در سه راستای x, y, z نوشت و در منبع موجود است [۲۹].

$$\rho \left[ \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} \right] = -\nabla p + \nabla \cdot \vec{\tau} + \rho \vec{f} \quad (2)$$

عبارت دوم در سمت راست رابطه ۲، تانسور تنش‌های لزج و عبارت سوم در این سمت نیروهای بدنه‌ای است. تانسور تنش های لزج در معادله ۳ آورده شده است [۲۵].

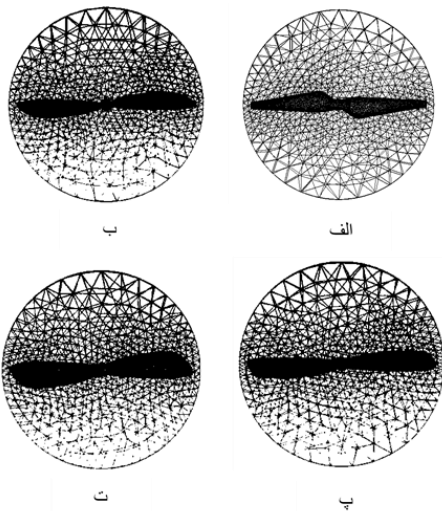
$$\tau_{ij} = \mu \left( \frac{\partial V_i}{\partial x_j} + \frac{\partial V_j}{\partial x_i} \right) + \lambda (\nabla \cdot \vec{V}) \delta_{ij} \quad (3)$$

<sup>۲</sup> Kronecker delta

<sup>۳</sup> Design modeler

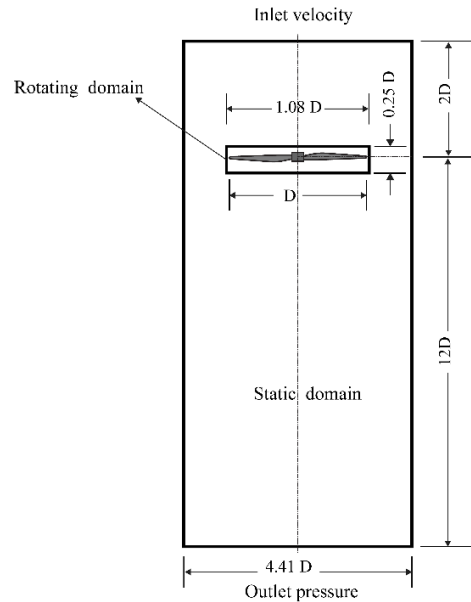
<sup>۱</sup> Frozen rotor

در روابط (۵) و (۶)،  $Re$  عدد رینولدز،  $\rho$  چگالی،  $C_{0.75R}$  و تر در ۷۵ درصد شعاع پره،  $\mu$  لزجت دینامیکی و  $V_{t0.75R}$  سرعت مماسی در ۷۵ درصد شعاع پره و  $\delta$  ضخامت لایه مرزی آشفته هستند. در این پژوهش برای شبکه‌بندی لایه مرزی و با استفاده از محاسبات بالا، در تمام پره‌ها در حدود ۲۰ الی ۳۱ لایه‌ها به همراه ضریب رشد مناسب با هدف حفظ کیفیت شبکه‌بندی مناسب، انتخاب شده است.



شکل ۸- شبکه بندی پره ها، الف) پره مرجع، ب) پره نئوروپترا، پ) پره اورر توپترا، ت) پره همپیترا

با هدف بررسی استقلال از شبکه، در این پژوهش سه شبکه با تعداد المان‌های مختلف در یک سرعت دورانی، مورد بررسی قرار گرفته‌اند که در جدول ۱ به جزئیات آن اشاره شده است. در نهایت شبکه سوم با ۸۸۰۷۴۵ المان با هدف دستیابی به بالاترین دقت ممکن نسبت به زیرساخت‌های محاسباتی موجود در این پژوهش انتخاب شده است.



شکل ۷- دامنه های محاسباتی به همراه ابعاد و شرایط مرزی

#### ۴-۴- شبکه بندی

در شبکه‌بندی هندسه و دامنه‌های محاسباتی، از نرم افزار شبکه‌بندی انسیس<sup>۱</sup> و به دلیل پیچیده و سه بعدی بودن هندسه از شبکه بندی بی سازمان و از المان های چهاروجهی<sup>۲</sup> استفاده شده است؛ همچنین به دلیل غالب بودن اثرات لزجت، جهت شبکه‌بندی لایه مرزی، از گزینه خودکار و عمومی و از المان های منشوری استفاده شده است. (شکل ۸). محاسبات با توجه به وتر و سرعت مماسی در ۷۵ درصد شعاع پره و در دمای استاندارد انجام شده است. برای محاسبه مقدار ضخامت لایه مرزی نیاز به عدد رینولدز است که از رابطه‌ی (۵) قابل محاسبه است [۳]:

$$Re = \frac{\rho(V_{t0.75R})C_{0.75R}}{\mu} \quad (5)$$

و برای محاسبه ضخامت لایه مرزی آشفته از رابطه زیر می‌توان استفاده کرد [۳۱]:

$$\delta = \frac{0.37}{Re^{\frac{1}{2}}} C_{0.75R} \quad (6)$$

<sup>2</sup> Tetrahedral Elements

<sup>1</sup> Ansys meshing

جدول ۱- بررسی استقلال از شبکه نتایج نیروی پیشران در سرعت دورانی ۸۰۰۰ دور بر دقیقه

درصد خطا میان شبکه ها	مقدار نیروی پیشران	تعداد شبکه
شبکه‌ی اول و شبکه‌ی دوم=۱/۳٪	۶/۶۲	۶۶۶۶۹۹
شبکه دوم و شبکه‌ی سوم=۰/۲۶٪	۶/۷۱	۷۷۷۸۹۶
	۶/۷۷	۸۸۰۷۴۵

#### ۴-۵- شرایط مرزی

شرایط مرزی در دامنه‌ی چرخشی به صورت مرز مشترک در ناحیه‌ی اتصال دو دامنه‌ی محاسباتی؛ دیواره در پره و فشار خروجی تعریف می‌شود (شکل ۷). برای حالت ورودی سرعت بسیار کم و برابر با ۰/۱ متر بر ثانیه و درجهت  $\gamma$  در نظر گرفته شده است که معادل شبیه‌سازی جریان شرایط هاور است. همچنین شدت آشفتگی در ورودی برابر با ۰/۱ درصد در نظر گرفته شده است که معادل شرایط موجود در اندازه گیری داده های تجربی است که در این پژوهش جهت تحقیق استفاده شده است [۳] برای مرز خروجی نیز فشار خروجی در نظر گرفته شده که دارای نرخ سرعت بهتری برای همگرایی است. سرعت چرخش دامنه‌ی چرخشی نیز بر اساس دور بر دقیقه و در بازه ۴۰۰۰ تا ۸۰۰۰ دور بر دقیقه با گام ۱۰۰۰ دور بر دقیقه انتخاب شده است.

#### ۴-۶- تنظیمات نرم افزار حل مسئله

جهت مدل‌سازی آشفتگی جریان، از مدل آشفتگی  $k-\omega$  SST استفاده شده است. این مدل توسط محققان دیگر نیز برای آنالیز عملکرد آیرودینامیکی پره‌های کوچک به کار گرفته شده است [۵،۱۷،۲۵،۳۲]. مدل  $k-\omega$  SST یکی از مدل‌های رایج دو معادله‌ای گردابه‌های لزوج است. دو معادله‌ی این مدل شامل معادله‌ی  $k$ ، معادله‌ی انرژی آشفته و معادله‌ی  $\omega$ ، معادله‌ی اتلاف، هستند و روابط و ضرایب ثابت آن در مراجع به طور کامل ارائه شده است [۳۳ و ۳۴]. با وجود آنکه این مدل نیاز به شبکه‌بندی لایه مرزی دارد و این مسئله باعث افزایش هزینه‌های محاسباتی می‌شود، یک مدل مناسب برای

مدل‌سازی آشفتگی پره‌ها است؛ همچنین با توجه به مدل آشفتگی انتخاب شده، سعی بر این بوده است تا مقدار میانگین  $Y^+$  کمتر از ۲ باشد و همچنین محدوده  $Y^+$  کمتر از ۵ باشد که در تمام پره‌ها و سرعت‌های دورانی این مقدار در حدود ۳/۵ و کمتر از آن است و به طور کلی میانگین  $Y^+$  در حدود یک و کمتر از دو است. در تحقیق پیش روی به دلیل آنکه بخشی از هندسه پره است و کوپل فشار و سرعت وجود دارد، از الگوریتم کوپل مبتنی بر فشار برای حل بقای تکانه و معادلات بقای جرم مبتنی بر فشار استفاده شده است. گسسته‌سازی از روش بالادست ارائه شده توسط انسیس فلونت انجام شده است و تمام معادلات به صورت دقت مرتبه دوم گسسته‌سازی شده‌اند. تنظیمات حل و شرایط مرزی در جدول ۲ به صورت خلاصه آورده شده است.

#### ۴-۷- محاسبات

در الگوریتم کوپل شده‌ی مبتنی بر فشار، جریان به صورت پیش فرض شبه گذرا انتخاب شده است و به منظور محاسبه‌ی گام زمانی از روش خودکار با فاکتور زمانی مناسب استفاده شده است. در این پژوهش حل تا رسیدن باقی مانده‌ها به معیار همگرایی انتخاب شده ۰/۰۰۰۱ و کمتر تکرار شده است. تعداد گام‌های تکرار، با توجه سیستم محاسباتی بین ۲۰۰۰ تا ۳۰۰۰ گام است. علاوه بر معیار همگرایی برای باقی مانده‌ها، معیار همگرایی برای نیروی پیشران و گشتاور نیز تعریف شده است که ۰/۰۰۰۱ و کمتر است. زمانی که معیارهای همگرایی تغییرات قابل توجهی نسبت به تغییر گام از خود نشان ندهند و همچنین تمام شرایط همگرایی کامل شود، حل متوقف می‌شود. در شکل ۹، نمودار همگرایی نیروی پیشران در سرعت دورانی ۶۰۰۰ دور بر دقیقه برای تمام پره‌ها قابل مشاهده است.



جدول ۲- مدل، روش عددی و شرایط مرزی  
در نظر گرفته شده

روش / شرط مرزی	مشخصه
3D Pressure based	حلگر مورد استفاده
k-w SST model	مدل توربولانسی مورد نظر
Coupled	الگوریتم عددی حل
Second Upwind Scheme	روش گسسته سازی معادلات
Velocity inlet	شرایط مرزی ورودی
Pressure outlet	شرایط مرزی خروجی

### ۵- روابط حاکم

یکی از پارامترهایی که می توان به وسیله آن عملکرد پره ها را بررسی کرد، بازدهی پره ها است که از رابطه (۷) قابل محاسبه است و به صورت توان خروجی تعریف می شود که توان پیشران است، به توان ورودی که توان مکانیکی است [۱۲].

$$\eta_P = \frac{TV_0}{P_m} = J \frac{C_T}{C_P} \quad (7)$$

در رابطه (۷)،  $T$  نیروی پیشران،  $C_T$  ضریب نیروی پیشران،  $V_0$  سرعت ورودی،  $J$  نیز ضریب پیشروی،  $P_m$  توان مکانیکی مورد نیاز و  $C_P$  ضریب توان است. توان مکانیکی مورد نیاز از رابطه ی (۸)، ضرایب نیروی پیشران و توان از روابط (۹) و (۱۰) [۱۲]، ضریب پیشروی از رابطه (۱۱) و همچنین ضریب گشتاور از رابطه ی (۱۲) قابل محاسبه است [۳۵].

$$P_m = 2\pi nQ \quad (8)$$

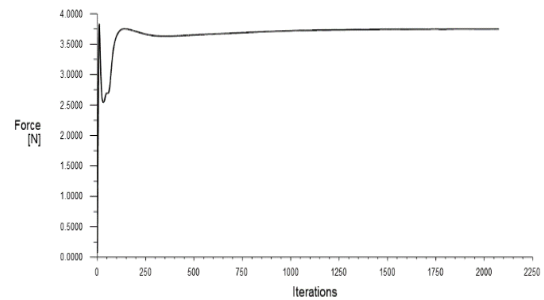
$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (9)$$

$$C_P = \frac{P_m}{\rho n^3 D^5} \quad (10)$$

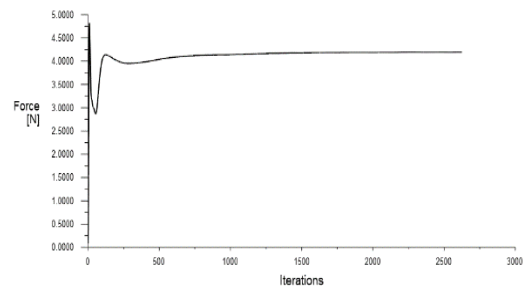
$$J = \frac{V_0}{nD} \quad (11)$$

$$C_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5} \quad (12)$$

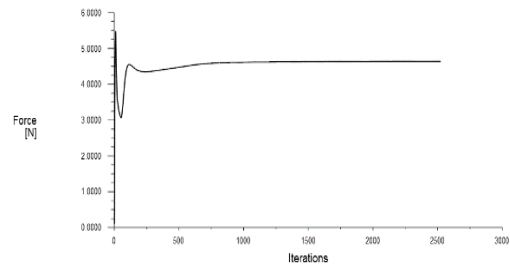
در روابط (۸) تا (۱۲)،  $Q$  گشتاور،  $n$  سرعت دورانی،  $\rho$  چگالی و  $D$  قطر پره هستند. به دلیل کم بودن مقدار سرعت، ضریب



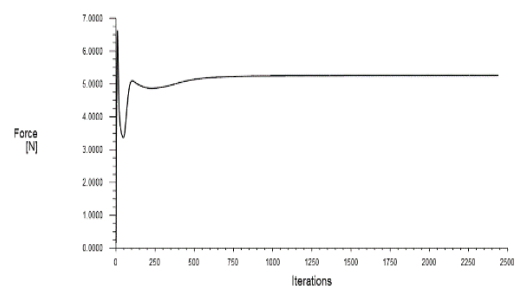
(الف)



(ب)

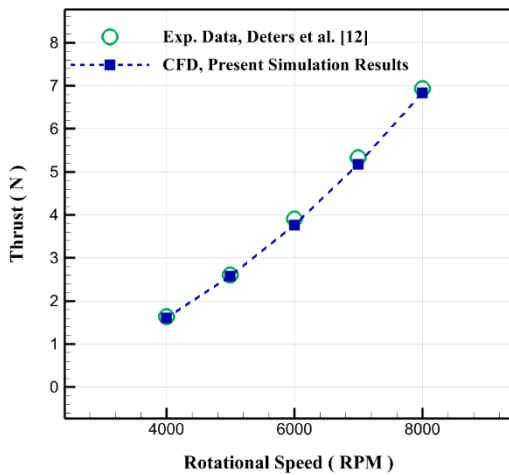


(پ)



(ت)

شکل ۹- نمودار همگرایی نیروی پیشران پره ها، (الف) پره مرجع، (ب) پره نئوروپترا، (پ) پره اوررتوپترا، (ت) پره همیپترا



شکل ۱۰- اعتبار سنجی روش عددی

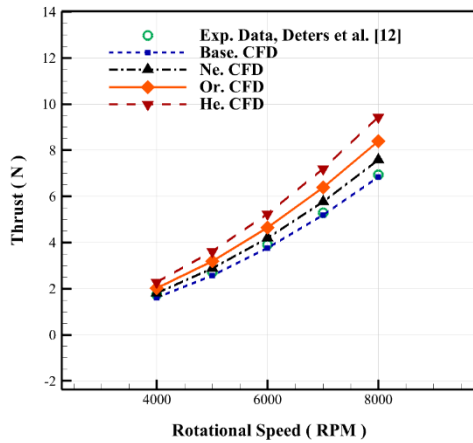
## ۷- نتایج و بحث

شکل ۱۱ کانتورهای توزیع فشار جریان را بر سطح بالایی و پایینی پره‌های مختلف شبیه‌سازی شده در این پژوهش را در سرعت دورانی میانگین ۶۰۰۰ دور بر دقیقه نشان می‌دهد. با بررسی این کانتورهای فشار می‌توان مشاهده کرد که فشار سطح پایین، سطح فشاری، بیشتر از سطح بالایی، سطح مکشی، است و اختلاف فشار بین این دو سطح باعث ایجاد نیروی به سمت بالا می‌شود که این نیرو، نیروی برآ روی بال است. این نیرو در آیرودینامیک پره‌ها منجر به تولید نیروی پیشران خواهد شد و باعث حرکت رو به بالای وسیله پرنده است. هر چه این اختلاف فشار بیشتر باشد، نیروی پیشران بیشتری تولید می‌شود. با بررسی کانتورهای فشار، مشاهده می‌شود که فشار از ریشه تا نوک پره‌ها در حال تغییر و رو به کاهش است و این به دلیل افزایش سرعت به دلیل افزایش مولفه سرعت دورانی جریان و اثرگذاری بر افزایش سرعت نسبی پره و در نتیجه عبور سریع‌تر جریان هوا از روی انحنای پره‌ها است.

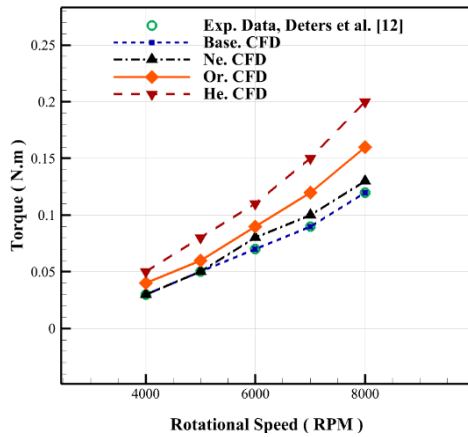
پیشروی در این پژوهش بسیار نزدیک به صفر است و از محاسبات و بررسی آن چشم پوشی شده است.

## ۶- اعتبارسنجی روش عددی

با هدف اعتبار سنجی، نتایج نیروی پیشران از شبیه‌سازی عددی، در بازه‌ی مشخصی از سرعت چرخشی با نتایج مطالعات تجربی دیترز و سلیگ مقایسه و درصد خطای میان نتایج محاسبه شده است [۱۲]. با مقایسه‌ی نتایج می‌توان دریافت که روند اخذ شده با روش عددی مشابه رفتار در اندازه‌گیری-های تجربی است و با افزایش سرعت چرخشی، نیروی پیشران افزایش می‌یابد، شکل ۱۰ و علیرغم اینکه مقادیر پارامترها نسبت به روش تجربی اندکی کمتر است، وجود درصد خطای حدود ۵٪ یا کمتر نشان‌دهنده دستیابی به دقت قابل قبول برای حل پره‌ی مرجع است و راه حل انتخاب شده نیز از دقت قابل قبولی برخوردار بوده و برای سایر پره‌ها نیز مناسب است. تفاوت بین نتایج روش‌های تجربی و عددی دلایل مختلفی دارد. یکی از دلایل اصلی، تفاوت در مورفولوژی پره‌ها و عدم وجود مشخصات دقیق هندسه و نحوه‌ی محاسبه‌ی آن‌ها مانند توزیع پیچش، وتر و ضخامت است؛ همچنین عدم دسترسی به اطلاعات کافی درباره‌ی ایرفویل مقطع پره‌ها و تفاوت آن در هر مدل نیز از دلایل دیگر تفاوت میان نتایج است. در روش‌های عددی، انتخاب روش گسسته‌سازی و مدل‌سازی آشفتگی و تخصص کاربر و در روش‌های تجربی، شرایط آزمایش تجربی و تجهیزات مورد استفاده روی نتایج اثر گذار هستند و هر یک از این موارد می‌تواند نقش در تفاوت نتایج و ایجاد خطا داشته باشد.

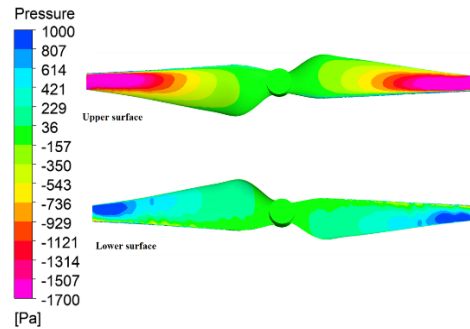


شکل ۱۲- تغییرات نیروی پیشران هر پره بر اساس تغییرات سرعت دورانی

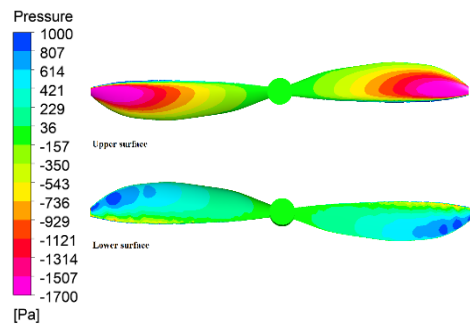


شکل ۱۳- تغییرات نیروی گشتاور هر پره بر اساس تغییرات سرعت دورانی

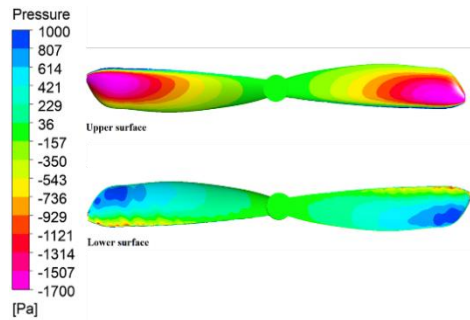
شکل ۱۲ و ۱۳، به ترتیب تغییرات نیروی پیشران و نیروی گشتاور هر پره را ناشی از تغییرات سرعت دورانی نشان می‌دهد. با افزایش سرعت دورانی از ۴۰۰۰ تا ۸۰۰۰ دور بر دقیقه، نیروی پیشران و گشتاور افزایش می‌یابند و با تغییر شکل پرها نیز نرخ تغییرات این نیروها تغییر می‌کند. نیروی پیشران با توجه به تغییرات و افزایش سرعت دورانی در پره‌ی مرجع از ۱/۶۰ تا ۶/۸۳ نیوتن؛ در پره نئوروپترا از ۱/۸۰ تا ۷/۵۹ نیوتن؛ در پره اورتوپترا از ۲ تا ۸/۳۸ نیوتن و در پره همیپترا از ۲/۲۸ تا ۹/۴۵ نیوتن تغییر می‌کند. گشتاور نیز در پره ی مرجع از ۰/۰۲۹ تا ۰/۱۱۹ نیوتن بر متر؛ در پره نئوروپترا از ۰/۰۳۳ تا ۰/۱۳۴ نیوتن بر متر؛ در پره اورتوپترا از ۰/۰۳۹ تا ۰/۱۶۰ نیوتن



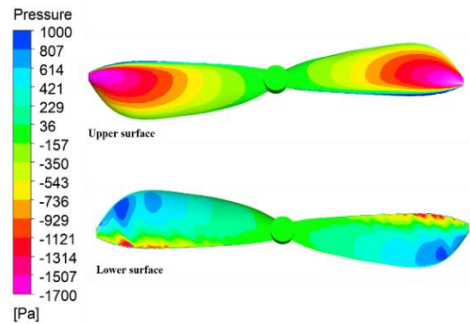
(الف)



(ب)



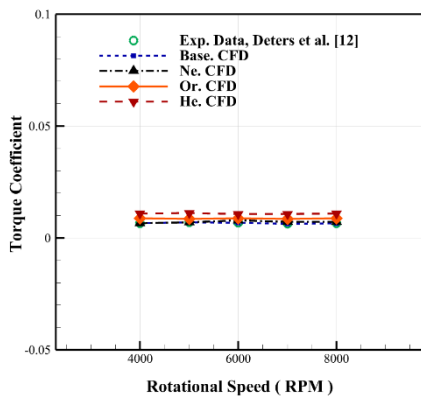
(پ)



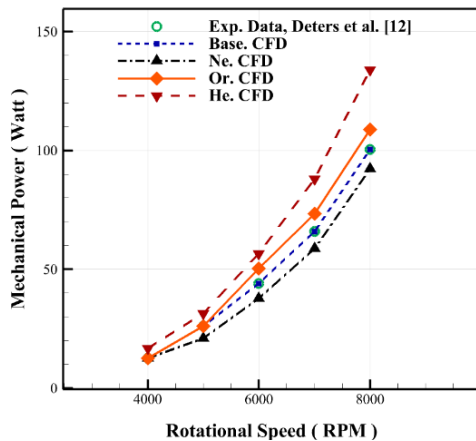
(ت)

شکل ۱۱- کانتور فشار در سطح بالایی و پایینی (الف) پره مرجع، (ب) پره نئوروپترا، (پ) پره اورتوپترا، (ت) پره همیپترا

دارد. ضریب گشتاور نیز از رابطه (۱۲) محاسبه می شود و روند تغییرات آن در شکل ۱۵ قابل مشاهده است. بیشترین مقدار ضریب گشتاور در پره های الهام گرفته شده مربوط به پره همیپترا و کمترین مقدار مربوط به پره نئوروپترا است. پره مرجع و پره DJI Phantom3 (که مطابق انتظار دارای ضریب گشتاور مشابه هستند) دارای مقدار کمتری نسبت به پره های الهام گرفته شده هستند.



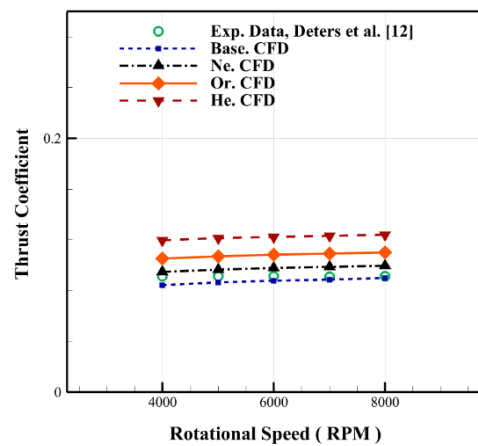
شکل ۱۵- تغییرات ضریب نیروی گشتاور هر پره بر اساس تغییرات سرعت دورانی



شکل ۱۶- تغییرات توان مکانیکی مورد نیاز هر پره بر اساس تغییرات سرعت دورانی

با افزایش سرعت دورانی و افزایش گشتاور، توان مکانیکی مورد نیاز نیز افزایش می یابد و از مشاهده روند تغییرات در شکل ۱۶ می توان نتیجه گرفت با افزایش سطح پره ها، توان مکانیکی

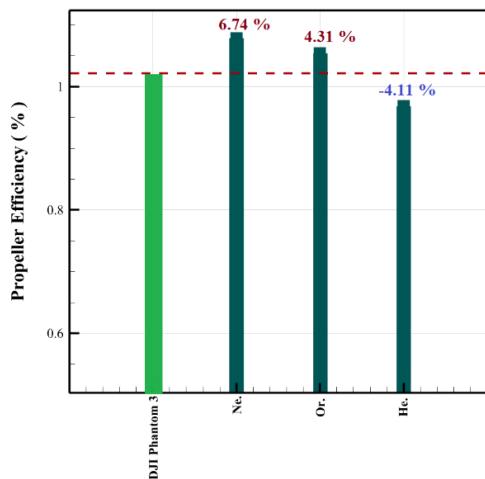
بر متر و در پره همیپترا از ۰/۰۴۹ تا ۰/۱۹۹ نیوتن بر متر؛ تغییر می کند. با بررسی بازه تغییرات نیروها نسبت به سرعت دورانی مشاهده می شود که نیروی پیشران و گشتاور با افزایش سطح بال افزایش یافته است و پره هایی که پهن تر هستند دارای نیروهای بیشتری نیز هستند. تمام پره های الهام گرفته شده از بال حشرات دارای نیروی پیشران و گشتاور بیشتری نسبت به پره ی DJI Phantom 3 هستند. در شکل های ۱۲ و ۱۳، روند تغییرات نیروها دارای شیب مثبت و نسبتا تندی است. در شکل ۱۲، با افزایش سطح پلن فورم پره ها، از پره ی نئوروپترا تا پره ی همیپترا شیب نمودار تندتر می شود و این تغییرات نسبت به پره ی مرجع و پره ی DJI Phantom3 نیز بیشتر است. پره همیپترا دارای بیشترین درصد تفاوت در نیروی پیشران است که این درصد در سرعت دورانی ۸۰۰۰ دور بر دقیقه بیشترین مقدار را دارد و برابر با ۳۶/۲۱ درصد بیشتر از پره DJI Phantom3 است. این مسئله درباره ی نیروی گشتاور نیز صدق می کند و در سرعت دورانی اشاره شده، مقدار نیروی گشتاور پره همیپترا ۶۶/۶۶ درصد بیشتر از پره DJI Phantom3 است.



شکل ۱۴- تغییرات ضریب نیروی پیشران هر پره بر اساس تغییرات سرعت دورانی

شکل ۱۴، نشان دهنده تغییرات ضریب نیروی پیشران با تغییرات سرعت دورانی است. مشابه با تغییرات نیروها، ضریب نیروی پیشران نیز با افزایش سرعت دورانی افزایش می یابد و این ضریب برای پره های الهام گرفته شده نسبت به پره DJI Phantom3 و پره مرجع بیشتر است و پره همیپترا در تمام سرعت های دورانی بیشترین مقدار ضریب نیروی پیشران را

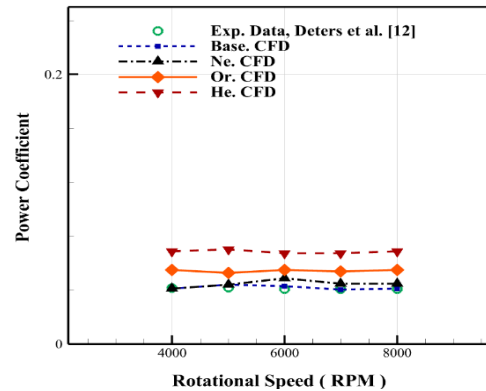
در این پژوهش، بازدهی پره‌ها در سرعت ورودی ۰/۱ متر بر ثانیه، برای تمام پره‌ها و تمام سرعت‌های دورانی محاسبه شده است و در شکل ۱۸ روند تغییرات آن نسبت به سرعت دورانی نشان داده شده است. با توجه به سرعت که شرایط هاور را ایجاد کرده است، بازدهی پره‌ها تنها اندکی بیشتر از صفر و مقدار آن برای تمام پره‌ها بسیار کم است؛ همچنین با افزایش سرعت دورانی مقدار بازدهی پره‌ها کاهش می‌یابد. پره‌هایی که دارای سطح بیشتری دارند و به اصطلاح پهن‌تر هستند، توان مکانیکی بیشتری نیاز دارند تا آن‌ها را بچرخاند که با افزایش سرعت دورانی این مقدار نیز بیشتر می‌شود. بنابراین با وجود آنکه پره همپیترا پرهی بزرگ‌تری است و نیروی پیشران بیشتری تولید می‌کند، بازدهی این پره کم است و در مقابل این پره، پره‌های باریک‌تر مانند پره‌های نئورپترا و اورتوپترا بازدهی بهتری دارند.



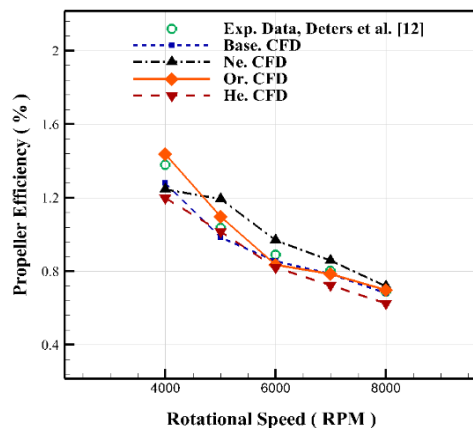
شکل ۱۹- مقایسه بازدهی پره‌ها در یک نیروی ثابت

با هدف تحلیل کاربردی نتایج باید توجه شود که برای برخاست درون، نیاز است تا نیرویی برابر با وزن درون ایجاد شود تا بتوان بر وزن آن غلبه کرد، بدین ترتیب هر یک از پره‌ها یک نیروی مشخص و ثابت را در یک سرعت دورانی تولید می‌کنند که در مقایسه پره‌ها با یکدیگر، در یک نیروی ثابت با تغییر شکل پره، سرعت دورانی هر پره و به دنبال آن توان مکانیکی مورد نیاز متفاوت خواهد بود. تفاوت در توان مکانیکی مورد نیاز، بازدهی پره‌ها و متفاوت را نیز به دنبال دارد. برای مقایسه بازدهی پره‌ها و سرعت دورانی در حالت ذکر شده در بالا، از درون DJI Phantom 3 به عنوان

مورد نیاز برای چرخاندن هر پره نیز افزایش می‌یابد. افزایش توان مکانیکی طبق رابطه (۸)، به معنای کاهش بازدهی پره‌ها است. بدین ترتیب پره‌هایی که پهن‌تر هستند، بازدهی کمتری را نیز ارائه می‌دهند؛ زیرا توان بیشتری برای چرخاندن آن‌ها نیاز است. شکل ۱۷ نیز ضریب توان مکانیکی است که از رابطه (۱۰) قابل محاسبه است و تغییرات آن وابسته به تغییرات گشتاور است. همان طور که در نمودار این شکل قابل مشاهده است، تغییرات ضریب توان در پره‌های مرجع و DJI Phantom 3 تا حد زیادی مشابهت دارد و بیشترین ضریب توان مربوط به پرهی همپیترا است و همان طور که در شکل ۱۵ مشاهده شد، این پره بیشترین گشتاور را نیز دارد و این اثر در نمودار ضریب توان قابل مشاهده است.

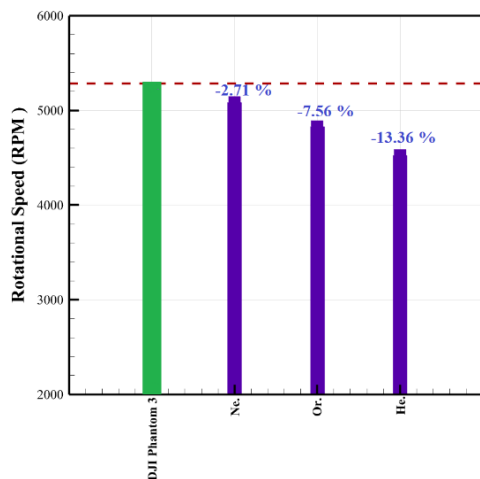


شکل ۱۷- تغییرات ضریب توان هر پره بر اساس تغییرات سرعت دورانی



شکل ۱۸- تغییرات ضریب توان هر پره بر اساس تغییرات سرعت دورانی

کمتر از پره DJI Phantom 3 است که با توجه به این مقادیر، پره نئوروپترا کمترین توان مکانیکی را در چرخش نیاز دارد. با توجه به شکل ۲۱، تمام پره های الهام گرفته شده از بال حشرات، نیروی مورد نیاز و ثابت را در سرعت دورانی کمتری نسبت به پره DJI Phantom 3 تولید می کنند و این مسئله می تواند یکی از عوامل کاهش نویز در کنار عوامل دیگر باشد. پره همپیترا دارای کمترین سرعت دورانی است و این مقدار ۱۳/۳۶ درصد کمتر از پره DJI Phantom 3 است. با این حال به دلیل توان مکانیکی مورد نیاز بیشتر، دارای بازدهی پره کمتری است. پره های نئوروپترا و اورتوپترا نیز به ترتیب ۲/۷۱ درصد و ۷/۵۶ درصد آرام تر نسبت به پره DJI Phantom 3 می چرخند.



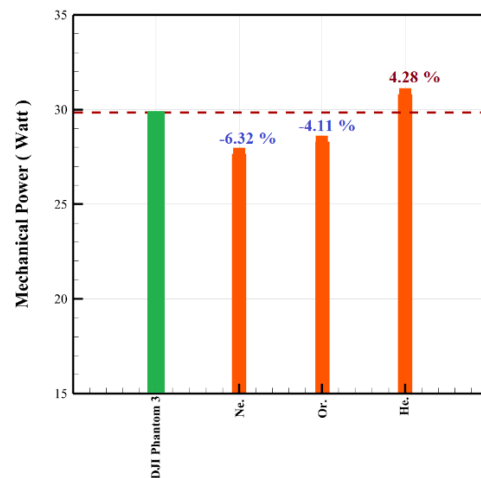
شکل ۲۱- مقایسه سرعت دورانی پره ها در یک نیروی ثابت

#### ۸- نتیجه گیری

در این پژوهش، با استفاده از شبیه سازی عددی به کمک نرم افزار انسیس فلونت، عملکرد آیرودینامیکی پره های الهام گرفته شده از بال حشرات در یک بازه ی سرعت دورانی با استفاده از روش MRF مورد بررسی و مقایسه قرار گرفت. نتایج حاصل از شبیه سازی به صورت موارد زیر جمع بندی می شود:

- به طور کلی تمام پره های الهام گرفته شده از بال حشرات دارای نیروی پیشران و گشتاور بیشتری نسبت به پره ی DJI Phantom 3 هستند و به

مثال استفاده شده است. این درون دارای وزن ۱/۲۱۶ کیلوگرم است و در صورتی که فرض شود برای برخاست و هاور نیرویی برابر با نیروی وزن کافی است، هر پره باید ۲/۹۸۲ نیوتن نیروی پیشران تولید کند. این نیرو در پره های پژوهش حاضر در سرعت های دورانی متفاوتی تولید می شود و هر پره نیروی گشتاور و توان مکانیکی مورد نیاز متفاوتی دارد. با توجه به شکل ۱۹، پره DJI Phantom 3 با رنگ سبز مشخص شده است و خط چین قرمز معیاری است که با توجه به پره DJI Phantom 3 تعیین شده است. پره های نئوروپترا و اورتوپترا دارای بازدهی پره ی بیشتری هستند و از بین این دو پره نیز، پره نئوروپترا دارای مقدار بازدهی بیشتری است. بازدهی پره ی نئوروپترا ۶/۷۴ درصد بیشتر و پره ی اورتوپترا ۴/۳۱ درصد بیشتر از پره DJI Phantom 3 است. کمترین مقدار بازدهی پره در پره های الهام گرفته شده مربوط به پره همپیترا است. این مقدار برابر با ۴/۱۱ درصد کمتر از پره DJI Phantom 3 است.



شکل ۲۰- مقایسه توان مکانیکی مورد نیاز پره ها در یک نیروی ثابت

یکی از عوامل کاهش و یا افزایش بازدهی پره، توان مکانیکی مورد نیاز است که در شکل ۲۰ به بررسی آن پرداخته شده است. پره همپیترا به دلیل آنکه نسبت به پره های دیگر بزرگ تر است، توان بیشتری برای چرخاندن آن نیاز است. توان مکانیکی مورد نیاز در پره همپیترا ۴/۲۸ درصد بیشتر از پره DJI Phantom 3 و توان مکانیکی مورد نیاز در پره نئوروپترا و اورتوپترا به ترتیب ۶/۳۲ درصد و ۴/۱۴ درصد

- [3] R Deters, R. W., Ananda Krishnan, G. K., & Selig, M. S. (2014). Reynolds Number Effects on the Performance of Small-Scale Propellers. 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference. <https://doi.org/10.2514/6.2014-2151>
- [4] Ramasamy, M., Johnson, B., & Leishman, J. G. (2008). Understanding the Aerodynamic Efficiency of a Hovering Micro-Rotor. *J. American Helicopter Society*, 53(4), 412. <https://doi.org/10.4050/jahs.53.412>.
- [5] Yilmaz, E., & Hu, J. (2018). CFD Study of Quadcopter Aerodynamics at Static Thrust Conditions (pp. 27–28).
- [6] Hassanalian, M., Radmanesh, M., & Sedaghat, A. (2014). Increasing Flight Endurance of MAVs using Multiple Quantum Well Solar Cells. *Int. J. Aeronautical and Space Sciences*, 15(2), 212–217. <https://doi.org/10.5139/ijass.2014.15.2.212>
- [7] Joachim Schömann. (2014). Hybrid-Electric Propulsion Systems for Small Unmanned Aircraft.
- [8] Brandt, J., & Selig, M. (2011). Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers. 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. <https://doi.org/10.2514/6.2011-1255>
- [9] Gomez, S., Gilkey, L. N., Kaiser, B., & Poroseva, S. V. (2014, June 16). Computational Analysis of a Tip Vortex Structure Shed from a Bio-inspired Blade. Presented at the 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, Atlanta, GA. <https://doi.org/10.2514/6.2014-3253>
- [۱۰] رضواندوست، مصطفی، پیرکندی، جاماسب، محمودی، مصطفی، و میرزاپور، داریوش. (۱۳۹۳). تحلیل عددی عملکرد استاتیکی یک ملخ نمونه و مقایسه آن با نتایج تجربی و تئوری. کنفرانس بین المللی انجمن هوا فضای ایران. SID. <https://sid.ir/paper/887835/fa>
- [11] Ning, Z., & Hu, H. (2017). An Experimental Study on the Aerodynamic and Aeroacoustic Performances of a Bio-Inspired UAV Propeller. 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference. <https://doi.org/10.2514/6.2017-3747>
- [12] Deters, R. W., Kleinke, S., & Selig, M. S. (2017). Static Testing of Propulsion Elements for Small Multirotor Unmanned Aerial Vehicles. 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference. <https://doi.org/10.2514/6.2017-3743>
- [13] Hintz, C., Khanbolouki, P., Perez, A. M., Tehrani, M., & Poroseva, S. (2018). Experimental study of the effects of bio-inspired blades and 3D printing on the performance of a small propeller. 2018 Applied Aerodynamics Conference. <https://doi.org/10.2514/6.2018-3645>

ترتیب در پره‌های نئوروپترا، اورتوپترا، و همیپترا، نیروها افزایش می‌یابند.

- همچنین با افزایش سرعت دورانی و افزایش گشتاور و تاثیر آن در توان مکانیکی مورد نیاز، بازدهی پره‌ها کاهش می‌یابد.
- با در نظر گرفتن معیار بازدهی پره، پره نئوروپترا با ۶/۷۴ درصد بهبود نسبت به پره DJI Phantom 3 دارای بهترین عملکرد است.
- با در نظر گرفتن معیار توان مکانیکی مورد نیاز، پره نئوروپترا با ۶/۳۲ درصد توان مورد نیاز نسبت به پره DJI Phantom3 دارای عملکرد بهتری است.
- با در نظر گرفتن معیار سرعت دورانی، پره همیپترا با چرخش ۱۳/۳۶ درصد آرام تر نسبت به پره DJI Phantom 3، دارای عملکرد بهتری است.
- عملکرد پره اورتوپترا با در نظر گرفتن معیارهای بازدهی پره، توان مکانیکی مورد نیاز و سرعت دورانی، پس از پره نئوروپترا و پیش از پره همیپترا قرار می‌گیرد و می‌تواند یک پره مناسب جهت جایگزینی با پره DJI Phantom 3 باشد.

یکی از دستاوردهای مهم پژوهش حاضر معرفی و ارائه روش الهام از طبیعت با هدف بهبود عملکرد آیرودینامیکی با رویکرد امکان‌سنجی و پتانسیل‌سنجی است. نتایج این پژوهش به صورت کلی نشان می‌دهد که پره‌های الهام گرفته شده از بال حشرات پتانسیل خوبی برای جایگزینی با پره DJI Phantom3 از خود نشان داده‌اند.

## ۹-منابع و مراجع

- [1] Mohamed, N., Al-Jaroodi, J., Jawhar, I., Idries, A., & Mohammed, F. (2018). Unmanned aerial vehicles applications in future smart cities. *Technological Forecasting and Social Change*, 119293. <https://doi.org/10.1016/j.techfore.2018.05.004>
- [2] Azwan Sapit, Mohamad Faiz Masjan, & Saad Kariem Shater. (2021). Aerodynamics Drone Propeller Analysis by using Computational Fluid Dynamics. *J. Complex Flow*, 3(2), 12–16.

- [25] GarofanoSoldado, A., SanchezCuevas, P. J., Heredia, G., & Ollero, A. (2022). Numerical experimental evaluation and modelling of aerodynamic ground effect for smallscale tilted propellers at low Reynolds numbers. *Aerospace Science and Technology*, 126, 107625. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107625>
- [26] Han, H., Xiang, C., Xu, B., & Yu, Y. (2019). Aerodynamic performance and analysis of a hovering micro-scale shrouded rotor in confined environment. *Advances in Mechanical Engineering*, 11(4), 168781401882332. <https://doi.org/10.1177/1687814018823327>
- [27] Chevula, S., Chillamcharal, S., & Maddula, S. P. (2021). A Computational Design Analysis of UAV's Rotor Blade in Low-Temperature Conditions for the Defence Applications. *Int. J. Aerospace Eng.*, 2021, e8843453. <https://doi.org/10.1155/2021/8843453>
- [28] Lopez, O. R., Escobar, J., & Andrés Pociña Pérez. (2017). Computational Study of the Wake of a Quadcopter Propeller in Hover. <https://doi.org/10.2514/6.2017-3961>
- [29] John David Anderson. (1995). *Computational Fluid Dynamics*. International Marine.
- [30] Bengt Andersson. (2012). *Computational fluid dynamics for engineers*. Cambridge ; New York: Cambridge University Press.
- [31] Schetz, J. A., & Bowersox, R. D. W. (2012). *Boundary layer analysis* (pp. 240–241). Reston, Va. American Institute Of Aeronautics And Astronautics.
- [32] Li, Y., Yonezawa, K., Xu, R., & Liu, H. (2021). A Biomimetic Rotor-configuration Design for Optimal Aerodynamic Performance in Quadrotor Drone. *J. Bionic Eng.*, 18(4), 824–839. <https://doi.org/10.1007/s42235-021-0069-0>
- [33] Wilcox, D. (2008). Formulation of the  $k\omega$  Turbulence Model Revisited. *Aiaa JAIAA J*, 46, 2823–2838. <https://doi.org/10.2514/1.36541>
- [34] Menter, F. (1993). Zonal Two Equation  $k-w$  Turbulence Models For Aerodynamic Flows. 23rd Fluid Dynamics, Plasmadynamics, and Lasers Conference. <https://doi.org/10.2514/6.1993-2906>
- [35] Gudmundsson, S. (2014). The Anatomy of the Propeller. In *General Aviation Aircraft Design* (pp. 581–659). <https://doi.org/10.1016/b978-0-12-397308-5.00014-3>
- [14] Shamsudin, S. S., & Madzni, M. Z. (2021). Aerodynamic Analysis of Quadrotor UAV Propeller Using Computational Fluid Dynamic. *J. Complex Flow*, 3(2), 28–32.
- [15] Moslem, F., Masdari, M., Fedir, K., & Moslem, B. (2022). Experimental investigation into the aerodynamic and aeroacoustic performance of bioinspired smallscale propeller planforms. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: J. Aerospace Eng.*, 237, 095441002210913. <https://doi.org/10.1177/09544100221091322>
- [16] Mozafari, M., & Masdari, M. (2023). Owl Aeroacoustics: Analysis of a Silent Flight. *J40*, 39.3(1), 99–118. <https://doi.org/10.24200/j40.2022.60494.1643>
- [17] Kutty, H., & Rajendran, P. (2017). 3D CFD Simulation and Experimental Validation of Small APC Slow Flyer Propeller Blade. *Aerospace*, 4(1), 10. <https://doi.org/10.3390/aerospace4010010>
- [18] DJI Team, “phantom-3-standard,” *DJI*. <https://www.dji.com> (accessed 2021).
- [19] “Phantom 3 Standard - User Manual V 1.4,” Sep. 01, 2015.
- [20] Ábrahám, L. (2020). A new Creoleon sp. n. (Neuroptera: Myrmeleontidae) from Socotra (Yemen). *Natura Somogyiensis*, 35, 37–44. <https://doi.org/10.24394/natsom.2020.35.37>
- [21] Hectonichus, *Pyrgomorphidae* - *Phymateus karschi*. [Is licensed under CC BY-SA 3.0]. Available:<https://creativecommons.org/licenses/by-sa/3.0/?ref=openverse>
- [22] Constant, J., & Pham, T. (2017). Review of the clavatus group of the lanternfly genus *Pyrops* (Hemiptera: Fulgoromorpha: Fulgoridae). *European J. Taxonomy*, 305, 1–26. <https://doi.org/10.5852/ejt.2017.305>
- [23] Zhou, W., Ning, Z., Li, H., & Hu, H. (2017). An Experimental Investigation on Rotor-to-Rotor Interactions of Small UAV Propellers. 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference. <https://doi.org/10.2514/6.2017-3744>
- [24] Ansys® Fluent, Release 2021 R1, Help System, *Ansys Fluent Theory Guide*, ANSYS, Inc.