

بررسی عملکرد آیرودینامیکی ملخ کوادکوپتر با زوایای حمله مختلف در شرایط جریان متقاطع

میثم کاماسی^۱، ایاد فیلی^۲، علی عبدلی^۳

۱- دانشجوی مقطع کارشناسی مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید منصور ستاری m.k13800906@gmail.com

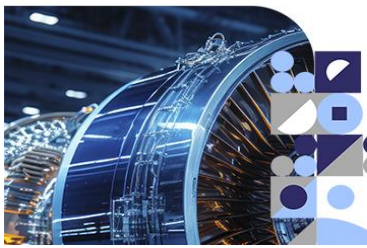
۲- دانشجوی مقطع کارشناسی مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید منصور ستاری ayadfyly187@gmail.com

۳- دانشجوی مقطع کارشناسی مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید منصور ستاری aliabdoli00211382@gmail.com

چکیده

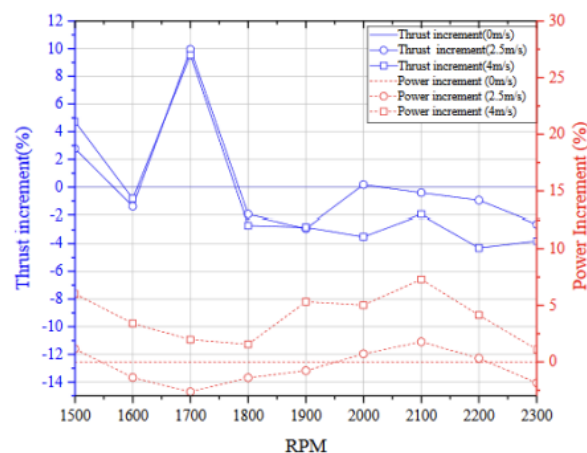
کوادکوپترهای بدون سرنشین خود را به عنوان ابزاری ضروری در بخش‌های مختلف اقتصادی تثبیت کرده‌اند و به طور موثر در کاربردهایی مانند تصویر بردای جغرافیایی، نظارت بر زمین‌های کشاورزی، مأموریت‌های جستجو و نجات و غیره به کار گرفته می‌شوند. سهولت استفاده و قابلیت برخاستن و فرود عمودی از مزایای استفاده از کوادکوپترها می‌باشد، کارایی و عملکرد آیرودینامیکی کوادکوپترها به شدت به طراحی ملخ‌ها و تعامل آیرودینامیکی آنها با بدنه و محیط و جریان‌های مختلف وارد بر کوادکوپتر بستگی دارد. به منظور بررسی محاسباتی این تعاملات از روش‌های شبیه‌سازی مختلفی استفاده می‌شود، مانند دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) و روش شبکه گردابی ناپایدار (UVM). از طریق چنین روش‌هایی، نیروهای رانش و گشتاورهای تولید شده پیش‌بینی می‌شوند و یک نمایش بصری از آشفتگی‌ای که پس از عبور کوادکوپتر در هوا باقی می‌ماند (wake turbulence) تولید می‌شود. پس از تجزیه و تحلیل داده‌های شبیه‌سازی، می‌توان طراحی ملخ‌ها را توسعه داد و بهبود بخشید و در نهایت کوادکوپترهای کارآمدتر با زمان پرواز طولانی‌تر و ظرفیت بار بالاتر را طراحی کرد، در این مقاله در پی ادامه تحقیق Sanabria و بررسی عملکرد ملخ در شرایط جریان متقاطع با زوایای حمله متفاوت ابتدا از طریق تکنیک مش بیش از حد، شبیه‌سازی ملخ را در جریان متقاطع انجام می‌دهیم طوری که زاویه حمله آن را با توجه به باد ورودی تغییر دهیم و به پیش‌بینی عملکرد آیرودینامیکی ملخ و ترسیم و تحلیل جریان‌های اطراف ملخ می‌پردازیم.

کلمات کلیدی: ملخ کوادکوپتر، مش بندی، آیرودینامیک، ANSYS Fluent، جریان متقاطع



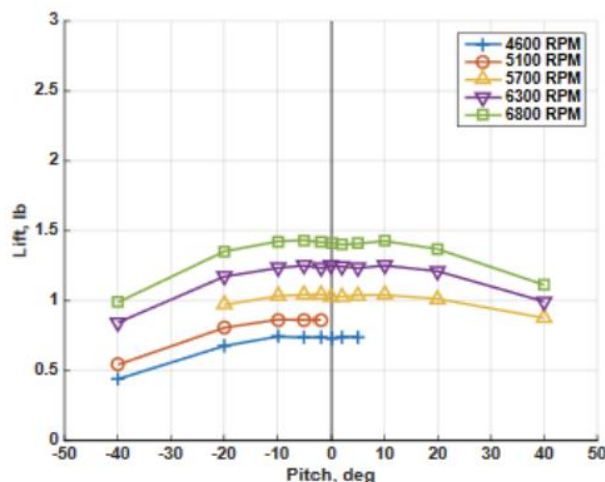
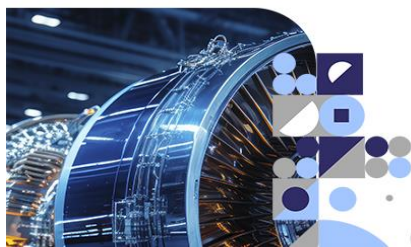
مقدمه

مطالعات متعددی بر روی عملکرد کوادهای چند روتوری در شرایط جریان متقاطع و در سرعت‌های زاویه‌ای نسبتاً کم، هم از طریق روش‌های محاسباتی و هم تجربی انجام شده است. Lei و Cheng عملکرد یک پهناد شش روتور را در شرایط شناور و همچنین در شرایط جریان متقاطع با بادهایی با سرعت 0 m/s تا 4 m/s بررسی کردند. نتیجه‌گیری حاصل شده از این تحقیقات نشان داد که در سرعت‌های زاویه‌ای بالا، باد افقی بر عملکرد ملخ تأثیر منفی می‌گذارد. با افزایش سرعت باد، نیروی رانش کمتری تولید می‌شود و نیروی بیشتری توسط موتورهای الکتریکی که ملخ‌ها را می‌چرخانند، مصرف می‌شود. با این حال، در سرعت‌های زاویه‌ای کمتر عملکرد بهتری به دست می‌آید. این عملکرد بهتر در سرعت زاویه‌ای 1700 RPM و با باد عرضی 2.5 m/s مشاهده می‌شود. این وسیله نقلیه افزایش رانش را در حدود 10% با مصرف انرژی نشان می‌دهد که 2.5% کمتر از همان سرعت زاویه‌ای بدون باد مخالف است. [1]



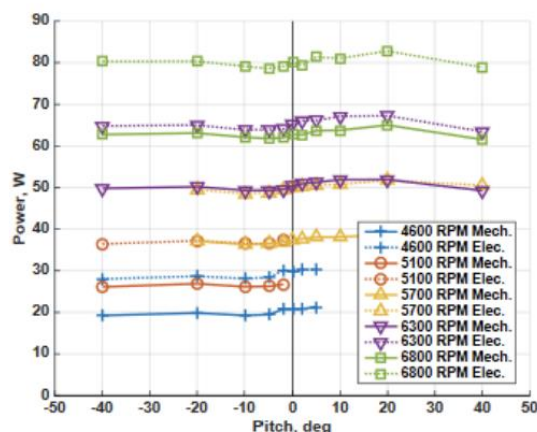
شکل ۱- رانش و توان مصرفی پهناد شش روتور [۱]

ناسا از طریق آزمایش‌های تونل باد، پایگاه داده‌ای حاوی داده‌های عملکرد پهنادهای تجاری مختلف در شرایط جریان متقاطع تولید کرده است [۲]. ملخ‌های منفرد مورد آزمایش قرار گرفتند و نیروی رانش و گشتاور تولید شده در هنگام تغییر زاویه حمله در سرعت باد متقابل ثابت اندازه‌گیری شد. به عنوان مثال، برای باد متقابل 20 ft/s ، رانش ایجاد شده توسط ملخ‌های پهناد DR SOLO³ بر حسب سرعت زاویه‌ای و زاویه حمله آن ترسیم شد:



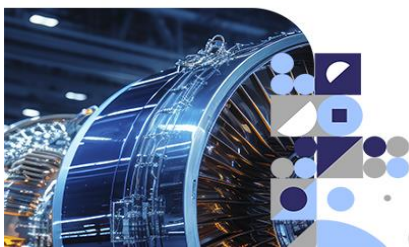
شکل ۲- رانش اندازه گیری شده ملخ ۳ DR SOLO، باد متقابل ۲۰ ft/s [۲]

علاوه بر این، گشتاور تولید شده توسط ملخ ها اندازه گیری شد و امکان محاسبه توان مکانیکی تولید شده را فراهم کرد. همراه با اندازه گیری توان الکتریکی مصرف شده توسط موتور، تقریبی از راندمان ملخ ارائه شد. در موردی که قبلاً ارائه شد، بازدهی بین ۷۲٪ و ۷۸٪ بسته به سرعت زاویه‌ای ملخ پیدا شد. همانطور که در شکل بعدی نشان داده شده است، توان مصرفی ملخ مستقل از زاویه حمله ملخ و به سرعت زاویه‌ای آن بستگی دارد. این روند در سایر ملخ های آزمایش شده حفظ می شود.



شکل ۳- توان مصرف شده توسط ملخ ۳ DR SOLO، ۲۰ ft/s [۲]

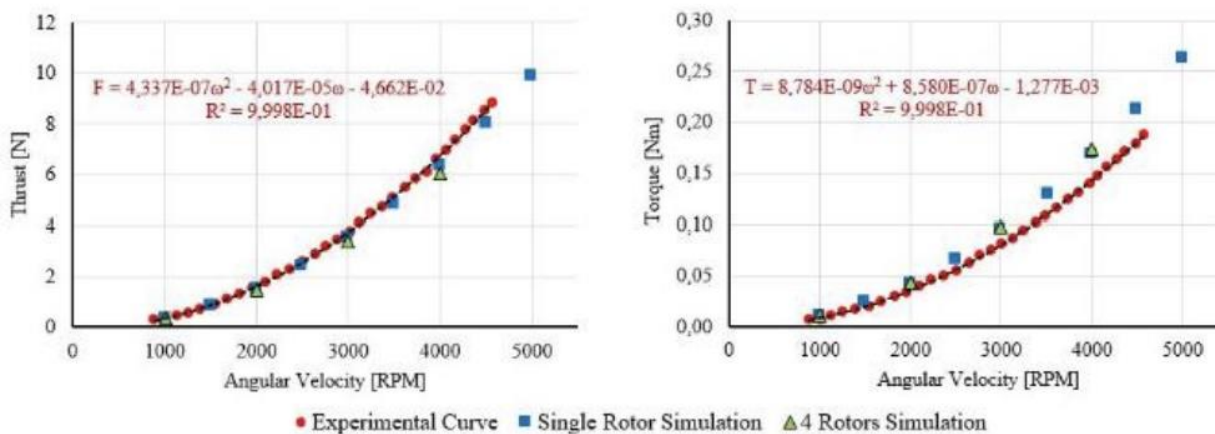
Brandt و Selig نیز اهمیت توصیف عملکرد یک ملخ را در یک وضعیت رینولدز پایین، مانند عملکرد عادی یک پهنپد. در مطالعه آنها، ملخ های قطره‌ای مختلف از ۹ تا ۱۱ اینچ با سرعت زاویه‌ای ثابت آزمایش شدند در حالی که باد متقابل به تدریج در تونل



باد افزایش یافت. در این آزمایش زاویه حمله ملخ ها ثابت ماند. برانت و سلیگ دریافتند که عملکرد آیرودینامیکی یک ملخ است که با افزایش سرعت زاویه ای آن در مواجهه با همان شرایط باد متقابل افزایش می یابد. این افزایش عملکرد از طریق کارایی و ضریب نمودارهای رانش تجسم می شود [4]. پایگاه داده حاصل در مرجع [5] یافت می شود.

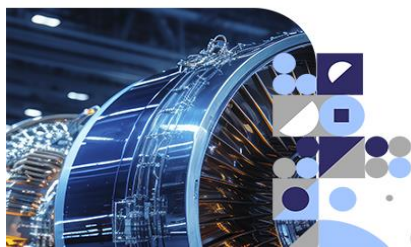
Perez و همکاران شبیه سازی روتورهای کوادکوپتر ARAKNOS V2 را انجام داده اند توسعه یافته توسط شرکت کلمبیایی ADVECTOR نیروی رانش و گشتاور تولید شده توسط ملخ پیش بینی شد و یک شکل شایستگی نشان دهنده عملکرد ملخ در شناور بود شرایط ایجاد شد. علاوه بر این، یک برآورد ساده از زمان پرواز کوادکوپتر ارائه شد. [6]

به منظور تعیین عملکرد آیرودینامیکی یک روتور موجود در بازار رینولدز پایین و شرایط شناور، Lopez و Cespedes از شبیه سازی Overset Mesh استفاده کردند تکنیک در Ansys Fluent v19 این تکنیک امکان شبیه سازی اجسام مختلف در حال حرکت را فراهم می کند ایجاد مش های مستقل برای هر کدام و انجام یک شبیه سازی عددی در فضای مشترک آنها، به گونه ای که مش های مستقل یکدیگر را قطع می کنند. یک راه حل در نزدیکی هر یک محاسبه می شود شی در حال حرکت و در مش خود، و در منطقه دورتر از جسم یک راه حل در مش پس زمینه محاسبه می شود. در مرز هر دو (یا بیشتر) مش که overset نامیده می شود مرز، یک راه حل محاسبه می شود که از اطلاعات هر مش متقاطع مشتق شده است [7]. از طریق این تکنیک، Cespedes و Lopez توانستند عملکرد یک ملخ را مشخص کنند در شرایط شناور، اعتبارسنجی نتایج آنها با داده های تجربی: [7]



شکل ۴- نتایج شبیه سازی برای شرایط شناور، به طور تجربی تایید شده است [۷]

به عنوان پیگیری کار انجام شده توسط Lopez و Cespedes، Sanabria Overset را انجام داد شبیه سازی مش روی ملخ که عملکرد ملخ را در شرایط جریان متقابل تجزیه و تحلیل می کند، با باد متقابل عمود بر محور دیسک ملخ [8]. Sanabria از طریق کار خود قادر به توصیف عملکرد آیرودینامیکی روتور در زاویه حمله ۰ درجه است و نتایجی را پیدا می کند که با ادبیات فعلی تطبیق دارد. پروژه حاضر به دنبال ایجاد کار Sanabria و کاوش عملکرد روتور در شرایط جریان متقاطع در زوایای حمله مختلف است.



روش شناسی

در این قسمت به تحلیل نظری و اصولی روش های به کار رفته در پژوهش

ضرایب عملکرد روتور

عملکرد آیرودینامیکی یک ملخ را می توان از طریق اندازه گیری نیروی رانش و گشتاور تولید شده در یک سرعت زاویه ای معین اندازه گیری کرد. بزرگی این متغیرها بر ظرفیت حمل ملخ، پایداری، مصرف برق و حداکثر زمان پرواز تأثیر می گذارد. در این تحقیق متغیرهایی که برای به دست آوردن عملکرد آیرودینامیکی ملخ در شرایط جریان متقاطع اندازه گیری شد عبارتند از: زاویه حمله، سرعت باد جریان متقاطع، سرعت زاویه ای، رانش، گشتاور، پسا و ممان غلتشی. فرآیند کاهش داده ها برای این متغیرها اعمال می شود تا تجزیه و تحلیل ملخ مستقل از مقیاس و شرایط جوی باشد. علاوه بر این، ضرایب بدون بعد حاصل از فرآیند کاهش داده ها، امکان مقایسه عملکرد آیرودینامیکی ملخ را با سایر ملخ های قبلا مطالعه شده فراهم می کند. ضرایب عملکرد ملخ که در این قسمت ارائه شده است در زیر نشان داده شده است:

Thrust:

$$CT = \frac{T}{\rho(\omega R)^2 \pi R^2}$$

Torque/Power:

$$CQ = \frac{Q}{\rho(\omega R)^2 \pi R^3} = CP = \frac{P}{\rho(\omega R)^3 \pi R^2}$$

Roll Moment:

$$C_{MR} = \frac{M_R}{\rho(\omega R)^2 \pi R^3}$$

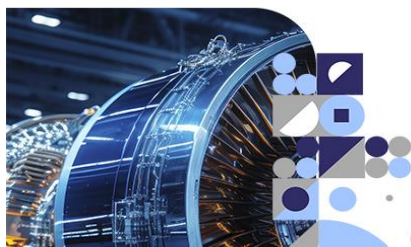
Drag:

$$CD = \frac{D}{\rho(Vx)^2 \pi R^2}$$

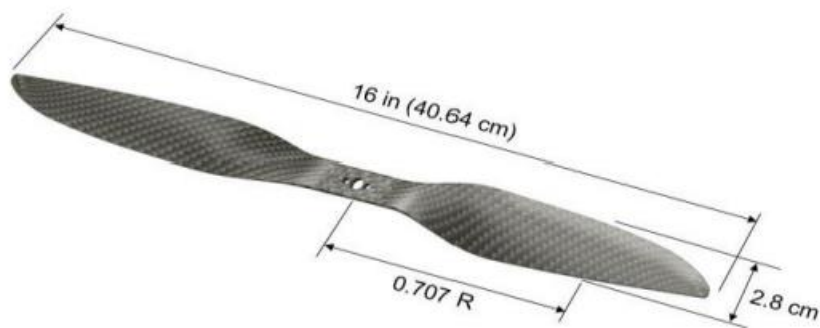
نسبت سرعت نوک تیغه و سرعت آن به عنوان نسبت پیشروی ملخ شناخته می شود. که به صورت زیر تعریف می شود:

$$J = \frac{Vx}{\omega R}$$

هندسه روتور



هندسه روتور مورد استفاده در این مطالعه یک فیبر کربن استاندارد و تجاری است روتور پهباد. قطر آن ۱۶ اینچ و گام آن ۴ اینچ است. مدل به صورت سه بعدی به دست آمد اسکن توسط Cespedes [۷].

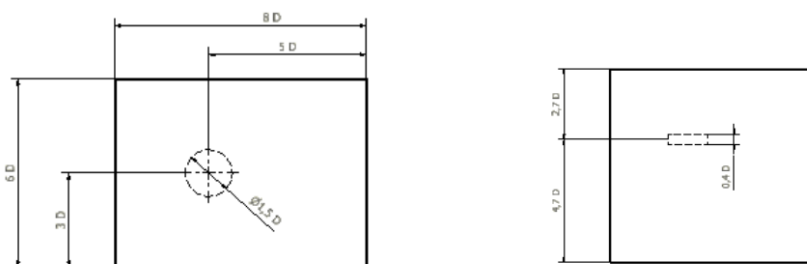
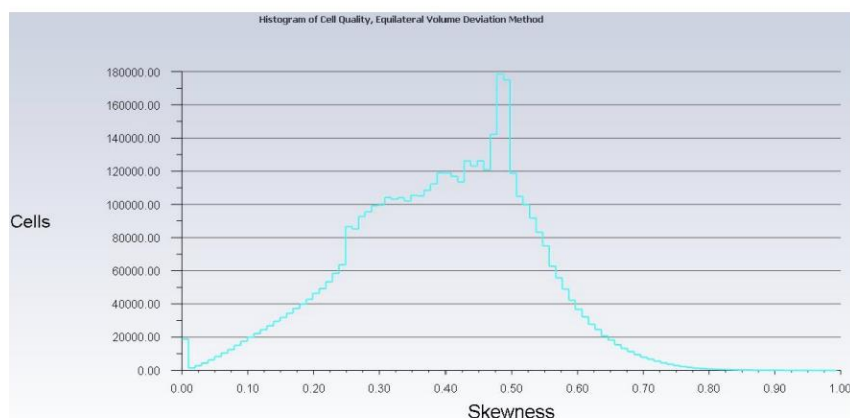


شکل ۵- هندسه ملخ مورد مطالعه

مش

روش مش بیش از حد توسط Sanabria به منظور شبیه سازی عملکرد آیرودینامیکی ملخ در شرایط مختلف جریان عرضی در زاویه حمله صفر، دستیابی به همگرایی سیستم از طریق افزایش تدریجی سرعت زاویه ای روتور برای هر شرایط شبیه سازی شده [۸]. از طریق چنین روش، دو ملخ و پس زمینه مستقل مش ها ساخته شدند. سپس، مجموعه ای متشکل از دو مش مجزا بود ساخته شده. در این مجموعه مش ملخ با توجه به سرعت زاویه ای ملخ می چرخد، در حالی که مش پس زمینه ثابت می ماند

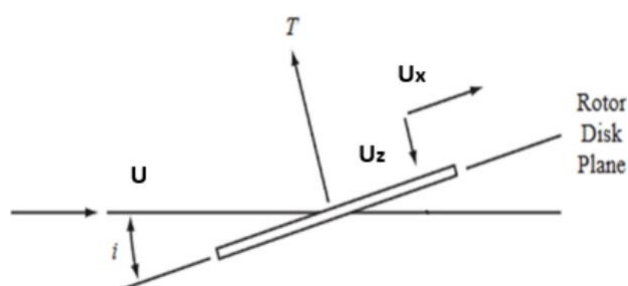
مش روتور در مجموع شامل ۱ میلیون بخش است، در حالی که مش پس زمینه شامل ۴.۵ میلیون بخش است. کیفیت مش با پارامترهای مختلفی مانند چولگی یک سلول اندازه گیری می شود که نشان دهنده تفاوت بین شکل سلول و شکل یک سلول متساوی الاضلاع با حجم معادل است [۹]. مقادیر چولگی برای مجموعه مش در شکل ۶ نشان داده شده است، که در آن چولگی سلول ها به طور کلی زیر ۰.۷۰ است، که نشان دهنده شکل سلولی مناسب در سراسر مش است. هندسه ملخ و مش زمینه نیز در شکل ۶ نشان داده شده است، جایی که D نشان دهنده قطر د روتور است:



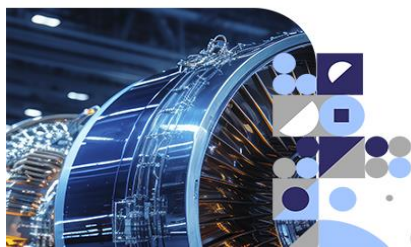
شکل ۶- ملخ و هندسه پس زمینه مش و چولگی (skewness) [۸].

حل کننده و پیکربندی

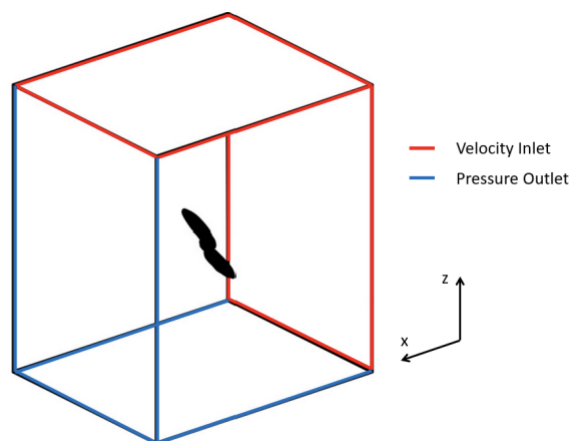
زاویه حمله ملخ به عنوان زاویه بین صفحه تولید شده توسط چرخش ملخ (صفحه دیسک ملخ) و سرعت باد ورودی، همانطور که در شکل ۷ نشان داده شده است:



شکل ۷- زاویه حمله ملخ [۱۰].



شبیه سازی ها با نرم افزار تجاری موجود ANSYS Fluent 2024 R2 انجام شد. چرخش فیزیکی هندسه روتور برای دستیابی به زوایای حمله مختلف به دلیل پیچیدگی مش ناکارآمد در نظر گرفته شد. بنابراین، دو سطح از حوزه محاسباتی (در جلو و بالای ملخ) به عنوان ورودی های سرعت تعریف شدند، با سطوح باقی مانده خروجی های فشار همانطور که در شکل ۸ نشان داده شده است. سپس سرعت باد ورودی را می توان بسته به مولفه های دکارتی تجزیه کرد. زاویه حمله مورد نظر، ایجاد همان اثر بدون نیاز به چرخش فیزیکی هندسه ملخ. هر دو مجموعه مرزها دارای یک مدل آشفتگی هستند که با شدت ۵٪ و نسبت ویسکوزیته آشفته



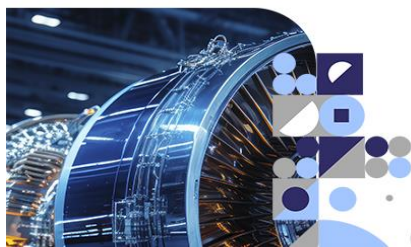
۱۰ مشخص شده است.

شکل ۸ - ورودی های سرعت و خروجی های فشار

موارد مورد مطالعه و ملاحظات شبیه سازی

این مطالعه با سرعت زاویه ای ثابت ملخ ۳۰۰۰ RPM انجام شد، زیرا این مقدار در شرایط عملیاتی معمولی یک مقدار مناسب در نظر گرفته می شود. در این سرعت زاویه ای، سه نسبت پیشروی مختلف در نظر گرفته شد، همانطور که در مرجع [۸] ارائه شد. برای هر نسبت پیشروی (J)، زوایای حمله ۱۵ درجه، ۳۰ درجه، ۴۵ درجه و ۶۰ درجه در نظر گرفته شد. این باعث می شود که در مجموع دوازده شرط جداگانه شبیه سازی شود. اطلاعات مربوط به هر مورد در جدول ۲ و همچنین مولفه های سرعت ورودی های سرعت با توجه به چارچوب مرجع تعیین شده در شکل ۸ ارائه شده است:

RPM	J	U (m/s)	α (deg)	U_x (m/s)	U_z (m/s)
۳۰۰۰	۰.۴۷	۳	۱۵	۲.۹	-0.78
			۳۰	۲.۶	-1.5
			۴۵	۲.۱۲	-2.12



۳۰۰۰	۰.۰۹۴	۶	۶۰	۱.۵	-2.60
			۱۵	۵.۸	-1.55
			۳۰	۵.۲	-3.00
			۴۵	۴.۲۴	-4.24
			۶۰	۳.۰۰	-5.20
	۰.۱۴۱	۹	۱۵	۸.۶۹	-2.33
			۳۰	۷.۷۹	-4.50
			۴۵	۶.۳۶	-6.36
			۶۰	۴.۵۰	-7.79

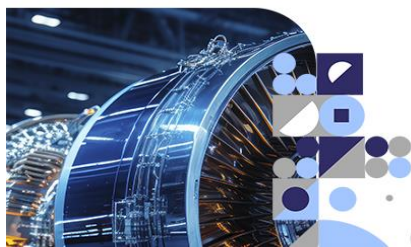
جدول ۱ - موارد مطالعه شده

به منظور دستیابی به نتایج دقیق از شبیه‌سازی‌ها، مشخص شد که زمان کل جریان برای هر مورد باید حداقل یک "زمان همرفتی" را پوشش دهد. زمان همرفتی به عنوان زمانی تعریف می‌شود که یک مولکول هوا به طور کامل از حوزه محاسباتی عبور می‌کند (شکل ۶). این زمان همرفتی به سرعت باد ورودی بستگی دارد و در جدول ۳ ارائه شده است:

RPM	J	U (m/s)	α (deg)	Convective Time(s)
۳۰۰۰	۰.۰۴۷	۳	۱۵	۱.۱۲
			۳۰	۱.۲۵
			۴۵	۱.۵۳
			۶۰	۲.۱۷
	۰.۰۹۴	۶	۱۵	۰.۵۶
			۳۰	۰.۶۳
			۴۵	۰.۷۷
			۶۰	۱.۰۸
	۰.۱۴۱	۹	۱۵	۰.۳۷
			۳۰	۰.۴۲
			۴۵	۰.۵۱
			۶۰	۰.۷۲

جدول ۲ - زمان همرفتی برای هر مورد مطالعه

یک تحلیل گذرا با یک حل کننده مبتنی بر فشار و یک فرمول سرعت مطلق، با استفاده از یک مدل SST چسبناک با تصحیح انحنای ثابت ۱ انتخاب شد.

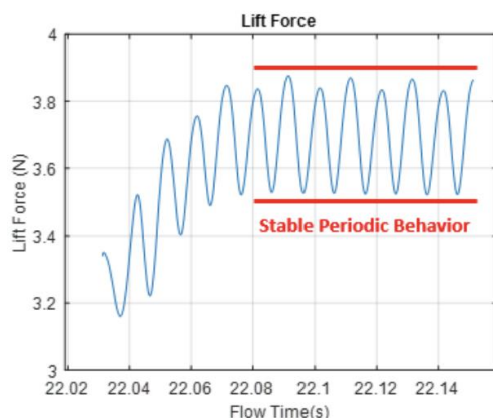


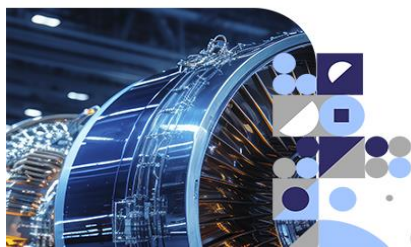
Parameter	Spatial Discretization
Gradient(شیب)	Least Squares Cell Based (حداقل مربعات مبتنی بر (سلول
Pressure (فشار)	Second Order (مرتبه دوم
Momentum(حرکت)	Second Order Upwind (مرتبه دوم در جهت باد)
Turbulent Kinetic Energy (انرژی جنبشی آشفته)	Second Order Upwind (مرتبه دوم در جهت باد)
Specific Dissipation Rate (نرخ اتلاف خاص)	Second Order Upwind (مرتبه دوم در جهت باد)

جدول ۳ - گسسته سازی فضایی

از آنجایی که جریان اطراف ملخ ناپایدار است، خواص آیرودینامیکی آن با گذشت زمان تغییر می کند. برای شبیه سازی، این بدان معناست که معادلات حاکم بر سیستم باید به طور تکراری در یک بازه زمانی معین حل شوند. این بازه زمانی را مرحله زمانی شبیه سازی می نامند. برای به دست آوردن نتایج دقیق، گام زمانی باید به ترتیب ۱۰-۴ ثانیه باشد، همانطور که در همگرایی سیستم توسط Sanabria نشان داده شده است [۸]. تکمیل یک زمان همرفتی با چنین گام زمانی از نظر محاسباتی غیرعملی است، به عنوان مثال، برای تکمیل زمان همرفتی برای حالت ۶۰ درجه با نسبت پیشروی ۰.۴۷ تا ۱۰۸۸ ساعت زمان محاسباتی واقعی نیاز دارد. بنابراین، تصمیم گرفته شد که گام زمانی شبیه سازی با چند مرتبه بزرگی برای تکمیل یک زمان همرفتی افزایش یابد. پس از تکمیل، برای دستیابی به یک راه حل پایدار برای سیستم، یک بار دیگر کاهش می یابد.

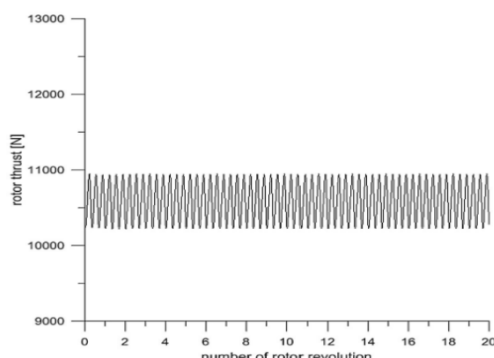
ماهیت پیچیده و ناپایدار جریان به این معنی است که متغیرهای اندازه گیری شده به یک مقدار منفرد همگرا نمی شوند. در عوض، این متغیرها رفتار دوره ای از خود نشان می دهند. بنابراین، یک راه حل پایدار برای سیستم زمانی مشهود است که این رفتار دوره ای پایدار باشد. برای به دست آوردن یک مقدار عددی برای متغیر اندازه گیری شده، میانگینی از رفتار تناوبی پایدار گرفته می شود. نمونه ای از این رفتار پایدار برای نیروی بالابر ملخ در شکل زیر نشان داده شده است:





شکل ۹ - نمونه ای از رفتار دوره ای پایدار

ماهیت دوره ای اندازه گیری متغیرهای مرتبط با چرخش ملخ در یکی از وسیع ترین کاربردهای آن دیده می شود: هلیکوپتر. شکل ۱۰ اندازه گیری های واقعی یک ملخ سه پره را نشان می دهد، که رفتار دوره ای رانش ملخ را در طی بیست دور کامل نشان می دهد:



شکل ۱۰ - رانش روتور هلیکوپتر اندازه گیری شده [۱۱].

روش شبیه سازی

این شبیه سازی ها بر روی یک لب تاپ ۱۴ هسته ای با 16 گیگابایت رم انجام شده است.

۱. فایل cas. و dat. مربوط به سرعت زاویه ای مورد نظر (3000 RPM در سراسر این مطالعه) را مقداردهی کرده ایم. این الگوی مورد شروع دارای تمام پارامترهای شبیه سازی است که قبلاً پیکربندی شده اند و برای زاویه ۰ درجه حمله توسط Sanabria [۸] حل شده است. بعلاوه، به گونه ای اصلاح شده است که مرزهای ورودی سرعت همانطور که در بخش حل کننده و پیکربندی تعریف شده است تنظیم شود.
۲. مولفه های سرعت ورودی را برای زاویه حمله مورد نظر مطابق چارچوب مرجع تعیین شده در شکل ۸ تنظیم کرده ایم.

رابط کاربری گرافیکی ANSYS مسلط:

۱. یک گام زمانی شبیه سازی را به ترتیب ۱۰-۴ ثانیه تنظیم کنید. این مطالعه به عنوان مرحله زمانی ۱.۶۷ (۱۰-۴) ثانیه همانطور که در مرجع [۸] پیشنهاد شد، استفاده شد.
۲. شبیه سازی را برای تعداد متوسطی از تکرارها اجرا کنید تا بردارهای سرعت جدید را بدون واگرایی راه حل به الگوی مورد معرفی کنید. بیست تکرار برای این مرحله کافی بود.
۳. به تدریج، در بیست بازه تکرار، مرحله زمانی شبیه سازی را به ۱.۶۷ (۱۰-۲) ثانیه افزایش دهید. پنج فاصله برای این مرحله کافی بود.
۴. شبیه سازی را برای تعداد مراحل زمانی لازم برای دستیابی به زمان همرفتی مورد خاص اجرا کنید.
۵. با استفاده از روشی مشابه در مرحله ۵، مرحله زمانی را به ترتیب ۱۰-۴ ثانیه کاهش دهید.

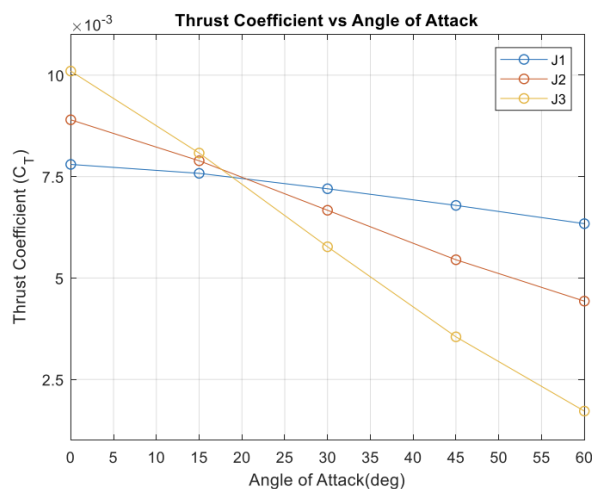


۶. شبیه سازی را تا زمانی اجرا کنید که متغیرهای اندازه گیری شده رفتاری مشابه آنچه در شکل ۹ نشان داده شده است نشان دهند. نشان داده شد که این رفتار پایدار در حدود هفت چرخش کامل ملخ اتفاق می افتد.

نتایج

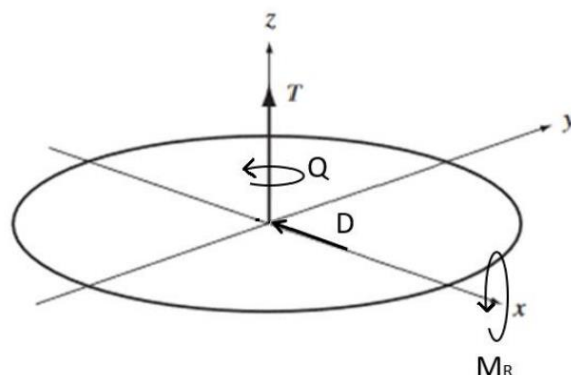
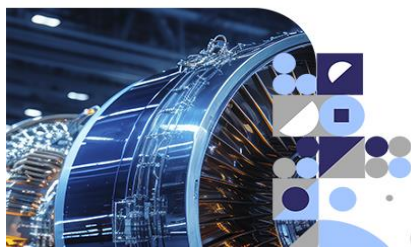
ضریب رانش

شکل ۱۱ ضریب رانش را در رابطه با زاویه حمله برای هر نسبت پیشروی نشان می دهد که همانطور که در جدول ۱ نشان داده شده است، مورد مطالعه قرار گرفته است. J1، J2 و J3 با نسبت های پیشروی ۰/۰۴۷، ۰/۰۹۴ و ۰/۱۴۱ مطابقت دارند.



شکل ۱۱ - ضریب رانش در مقابل زاویه حمله

در پرواز رو به جلو، ضریب رانش نشان دهنده نیروی نرمال صفحه دیسک است که با چرخش ملخ ایجاد می شود، همانطور که در شکل زیر نشان داده شده است، جایی که T نشان دهنده رانش است:

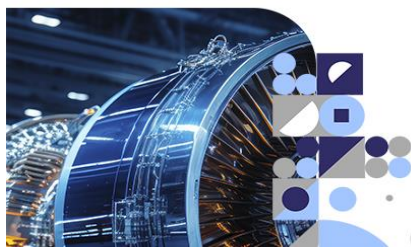


شکل ۱۲ - نیروهای روی هواپیمای دیسکی در پرواز رو به جلو [۱۰].

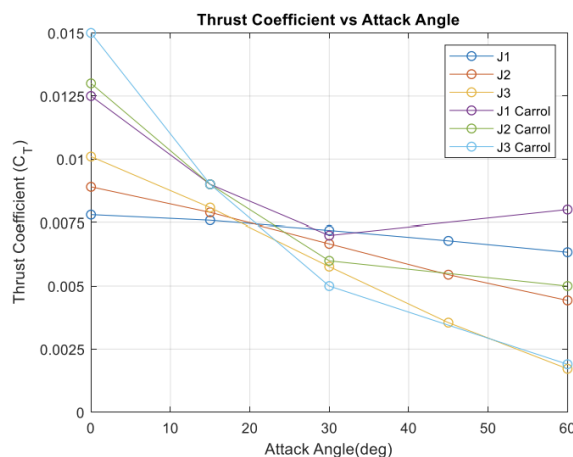
بر اساس چارچوب مرجع نشان داده شده در شکل ۱۲، واضح است که CT حداکثر مقدار خود را زمانی خواهد داشت که دیسک ملخ موازی جهت حرکت باشد، که همان زاویه حمله 0° درجه است. این رفتار در شکل ۱۱ مشهود است، جایی که نشان داده شده است که حداکثر رانش به دست آمده در هر یک از نسبت های پیشروی مورد مطالعه در زاویه صفر درجه رخ می دهد. با افزایش زاویه حمله، رانش تولید شده توسط ملخ کاهش می یابد زیرا بخشی از آن باید به اعمال شتاب رو به جلو به ملخ کمک کند. به نظر می رسد کاهش رانش مستقیماً با افزایش زاویه حمله برای همه نسبت های پیشروی مرتبط است. با این حال، نرخ کاهش در رانش با سرعت جریان متقاطع افزایش می یابد که با افزایش شیب از $J1$ به $J3$ مشهود است. برای کمترین نسبت پیشروی، $J1$ ، ملخ کاهش رانش را در حدود 18.7% تجربه کرد. برای نسبت پیشروی دوم و سوم، ملخ افت رانش را به ترتیب 50.2% و 83% تجربه کرد. شکل ۱۱ نشان می دهد که با افزایش سرعت ملخ و زاویه حمله ملخ، ظرفیت حمل آن کاهش می یابد زیرا نیروی رانش کمتری به سمت بالا برای غلبه بر وزن هر بار بالقوه ایجاد می کند.

یک نتیجه جالب از روند کاهش رانش با افزایش زاویه حمله این است که در حدود 20° درجه، ضریب رانش مستقل از نسبت پیشروی به نظر می رسد. این نقطه همگرایی "نقطه شیرین" بین زاویه حمله و تولید رانش را نشان می دهد. به این ترتیب، به نظر می رسد زاویه حمله 20° درجه، زاویه ایده آلی است که سرعت ملخ رو به جلو و ظرفیت حمل را متعادل می کند. همانطور که در جدول ۱ مشاهده می شود، با نسبت پیشروی 0.047 ، ملخ در زاویه حمله 15° درجه دارای سرعت رو به جلو 2.90 متر بر ثانیه است. در همین حال، در همان زاویه حمله، ملخ با نسبت پیشروی 0.141 دارای سرعت جلویی 8.69 متر بر ثانیه است. ملخ علیرغم داشتن سرعت رو به جلو که سه برابر بیشتر است، می تواند نیروی رانش مشابهی نسبت به ملخ با نسبت پیشروی 0.047 ایجاد کند.

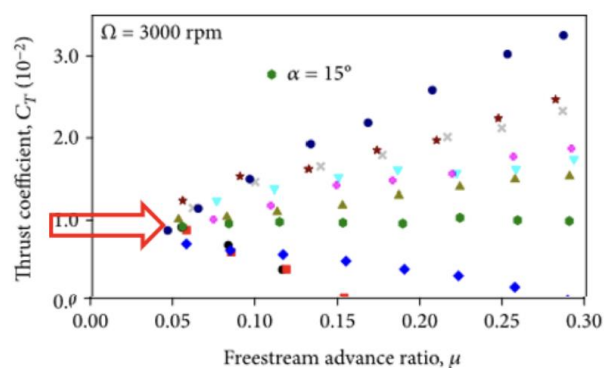
نقطه همگرایی تولید نیروی رانش برابر نیز در کار انجام شده توسط Carrol وجود دارد، همانطور که در شکل ۱۳ نشان داده شده است. تولید رانش در زاویه حمله 15° درجه برابر است [۱۲]. کولای، بار دیگر از طریق آزمایش تونل باد، همان روند را در زاویه حمله



۱۵ درجه پیدا کرد که در شکل ۱۴ نشان داده شده است. در اینجا، خط نقطه چین سبز نشان می دهد که ضریب رانش در طیف وسیعی از نسبت های پیشروی ثابت می ماند [۱۳].

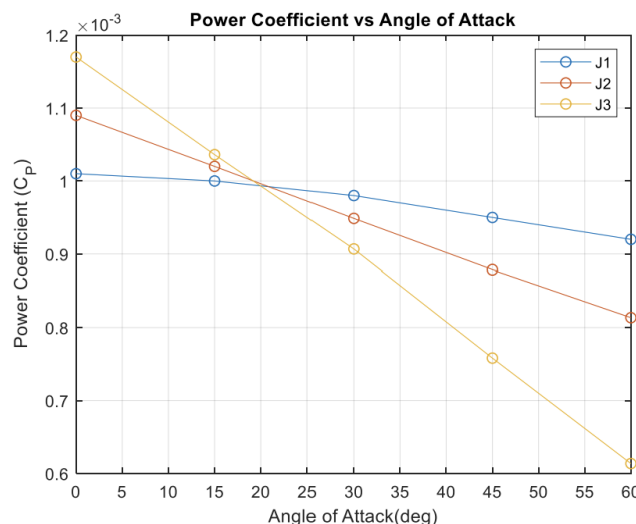


شکل ۱۳ - مقایسه ضریب رانش [۱۲].



شکل ۱۴ - ضریب رانش برای نسبت های مختلف پیشروی [۱۳].

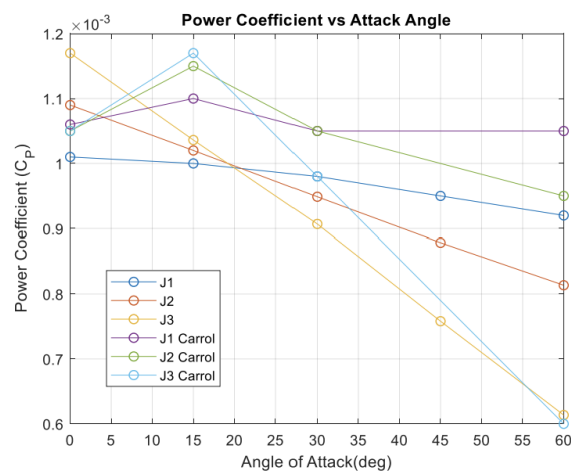
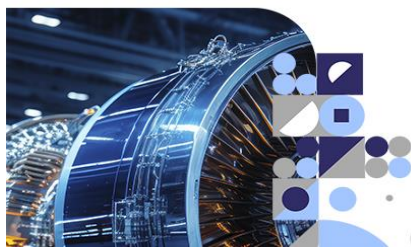
ضریب توان



شکل ۱۵ - ضریب قدرت در مقابل زاویه حمله

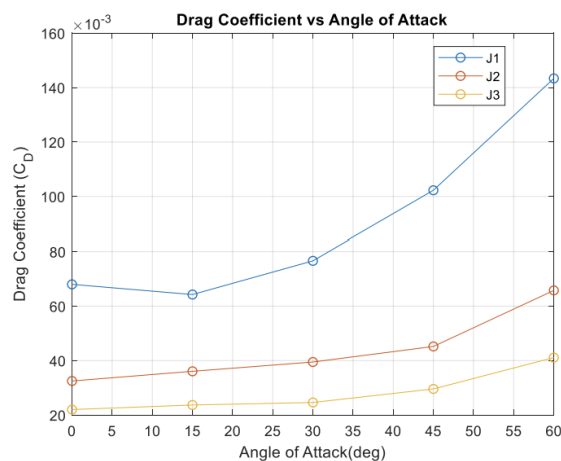
شکل ۱۵ ضرایب توان را با توجه به زاویه حمله ملخ نشان می دهد. همانطور که با رانش ایجاد شده توسط ملخ، به نظر می رسد گشتاور تولید شده توسط ملخ با افزایش زاویه حمله کاهش می یابد. به نظر می رسد که این کاهش بار دیگر با افزایش زاویه حمله، با افزایش شیب با افزایش نسبت پیشروی، نسبت مستقیم دارد. با این حال، درصد اختلاف بین گشتاور تولید شده در ۰ درجه و ۶۰ درجه کمتر از رانش تولید شده است. برای J1، درصد اختلاف گشتاور بین کمترین و بالاترین زاویه حدود ۸.۹٪ است، در حالی که برای J2 و J3 به ترتیب حدود ۲۵.۴٪ و ۴۷.۶٪ است. این واریانس کم بین مقادیر حداکثر و حداقل مطابق با داده های تجربی جمع آوری شده توسط ناسا همانطور که در شکل ۳ نشان داده شده است، که در آن توان مورد نیاز برای کارکردن ملخ مشابه در مقادیر تقریباً ثابت برای طیف وسیعی از زوایای حمله باقی می ماند. در زاویه حدود ۲۰ درجه، گشتاور تولید شده توسط ملخ برای همه نسبت های پیشروی برابر است. این شواهد دیگری از زاویه حمله بهینه برای عملکرد ملخ مورد مطالعه است، زیرا این همان نقطه ای است که در آن رانش (شکل ۱۱) برای همه نسبت های پیشروی برابر بود.

از طریق همان مطالعه ای که قبلاً ارائه شد، Carrol توانست ضریب توان یک ملخ مشابه را در 3000 RPM با تغییرات در زاویه حمله آن تعیین کند. همانطور که در شکل ۱۶ نشان داده شده است، رفتار یافت شده مشابه آزمایش های تونل باد ارائه شده است [۱۲]. برای شروع، رفتار ضریب توان با افزایش زاویه حمله برای هر دو مورد یکسان است، با این تفاوت که کارول بالاترین ضریب توان را برای همه نسبت های پیشروی در ۱۵ درجه یافت. شیب نسبت های پیشروی مربوطه بین دو مطالعه مشابه است. کاهش قدرت با افزایش زاویه حمله در نسبت های پیشروی پایین تر برای هر دو مورد به طور قابل توجهی کمتر است و در بالاترین نسبت پیشروی ۰.۱۴۱ به شدت افزایش می یابد. آنچه نشان داده شده است این است که با افزایش زاویه حمله و نسبت پیشروی، ملخ مقدار قابل توجهی گشتاور کمتری تولید می کند.



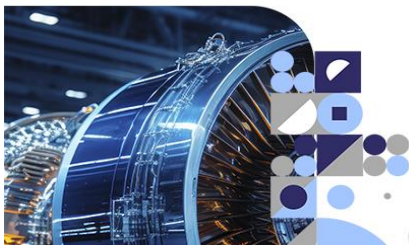
شکل ۱۶ - مقایسه ضریب توان [۱۲].

ضریب درگ



شکل ۱۷ - ضریب درگ در مقابل زاویه حمله

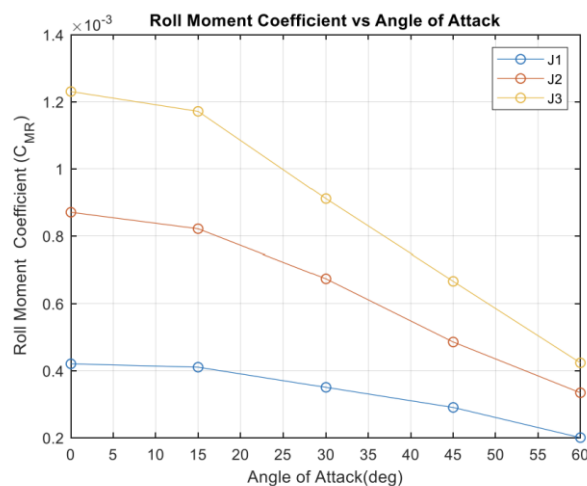
نیروی پسا مرتبط با چرخش ملخ در شکل ۱۷ برای همه موارد مورد مطالعه ترسیم شده است. همانطور که نشان داده شده است، با افزایش زاویه حمله، نیروی درگ به طور تصاعدی افزایش می یابد. نیروی پسا در نسبت های پیشروی پایین تر به طور قابل توجهی افزایش می یابد، زیرا ضریب پسا شاهد افزایش ۵۳ درصدی از ۰ درجه به ۶۰ درجه در کمترین نسبت پیشروی و افزایش بیش از ۴۶ درصدی برای همان محدوده زاویه حمله در بالاترین نسبت پیشروی است. افزایش نمایی درگ، که در نسبت های پیشروی پایین تر قابل توجه تر است، نشان می دهد که حداکثر زاویه حمله وجود دارد که در آن ملخ ناتوانی در ایجاد بالابر را تجربه می کند و باعث



توقف آن می شود. از طریق شکل ۱۷ می توان نشان داد که به منظور کاهش درگ، کار با نسبت پیشروی بالاتر مفیدتر از کار با نسبت پیشروی پایین تر است، حتی با افزایش زاویه حمله.

ضریب پسا که ثبت شده است با رفتار یک ایرفویل معمولی سازگار است. همانطور که مشهود است، درگ در زوایای کوچک (۰-۵ درجه) تقریباً ثابت است. با این حال، پس از عبور از محدوده زاویه کوچک، درگ به دلیل افزایش سطح در معرض باد ورودی و افزایش ضخامت لایه مرزی افزایش می یابد. با افزایش بیشتر زاویه حمله، لایه مرزی از بدنه روتور جدا می شود و حالت توقف ایجاد می کند. این وضعیت توقف در شکل ۱۱ از طریق کاهش رانش با افزایش زاویه حمله دیده می شود.

لحظه رول

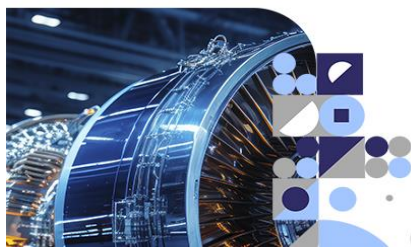


شکل ۱۸ - ضریب لحظه رول در مقابل زاویه حمله

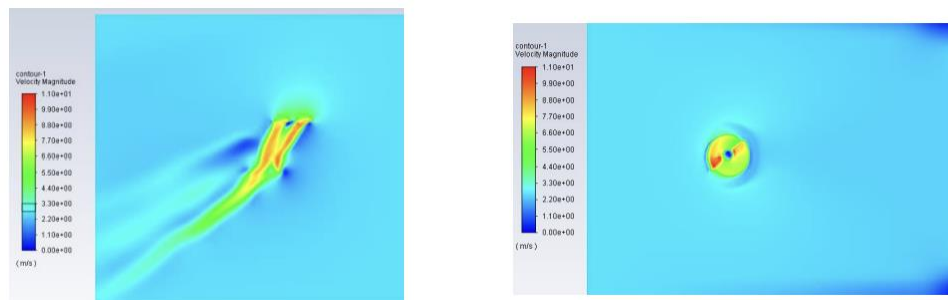
کاهش ضریب گشتاور رول با افزایش زاویه حمله در شکل ۱۸ نشان داده شده است. گشتاور رول تمایل به چرخش در اطراف محور X دارد همانطور که در قاب مرجع در شکل ۸ نشان داده شده است. مشخص می شود که گشتاور رول همیشه برای نسبت های پیشروی بالاتر به طور قابل توجهی بالاتر است، اگرچه این تفاوت با افزایش زاویه حمله کاهش می یابد و تمایل دارد در حداکثر زاویه آزمایش شده ۶۰ درجه ادغام شود. به نظر می رسد کاهش لنگر غلتشی متناسب با افزایش زاویه حمله باشد، با شیب های مشابه برای سه نسبت پیشروی مورد مطالعه. گشتاور رول باید در طراحی ساختاری روتور در نظر گرفته شود زیرا نیروهای اعمال شده می توانند باعث تغییر شکل دائمی یا شکست روتور شوند. علاوه بر این، از آنجایی که یک لحظه نوسان با رفتاری مشابه آنچه در شکل ۹ نشان داده شده است، احتمال خرابی خستگی باید در طول فرآیند طراحی روتور در نظر گرفته شود.

تجسم جریان

$$J1 = 0.047$$

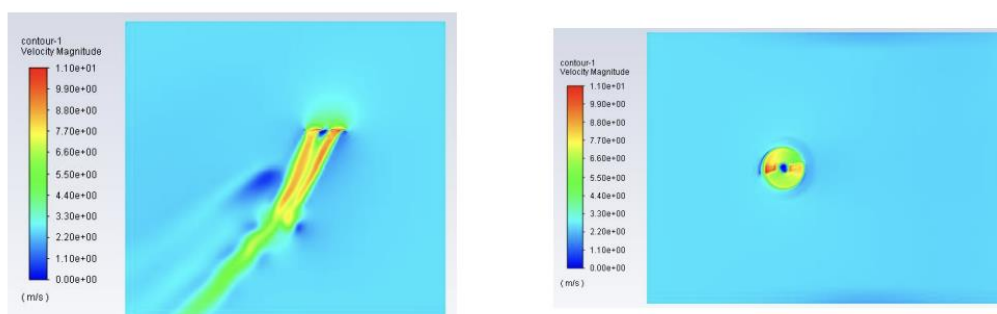


$$\alpha = 15^\circ$$



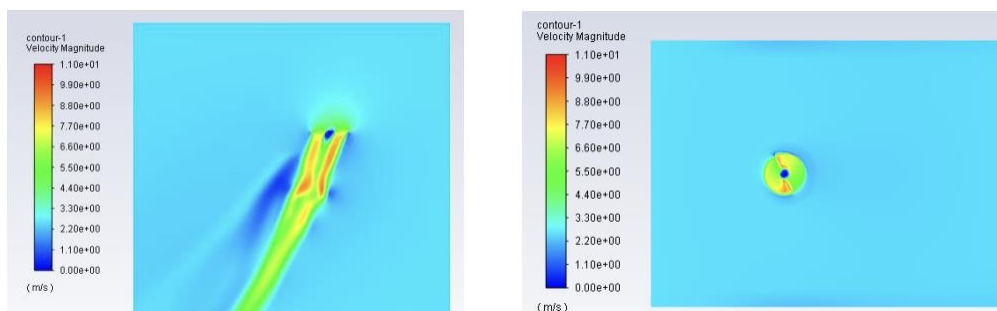
شکل ۱۹ - تجسم جریان J1 در زاویه ۱۵ درجه

$$\alpha = 30^\circ$$



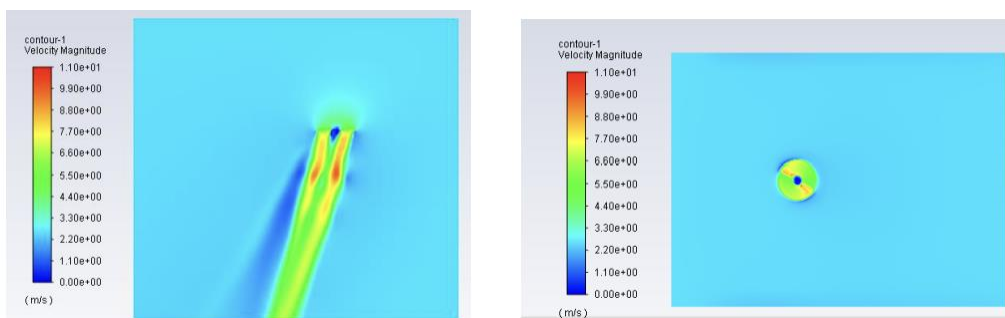
شکل ۲۰ - تجسم جریان J1 در زاویه ۳۰ درجه

$$\alpha = 45^\circ$$



شکل ۲۱ - تجسم جریان J1 در زاویه ۴۵ درجه

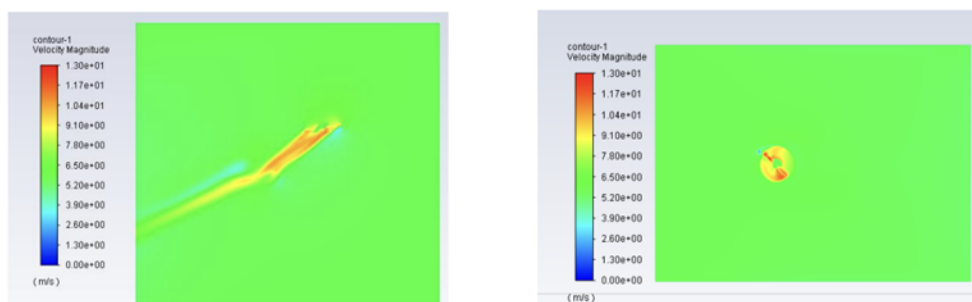
$$\alpha = 60^\circ$$



شکل ۲۲ - تجسم جریان J1 در زاویه ۶۰ درجه

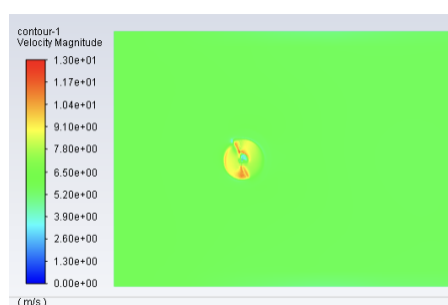
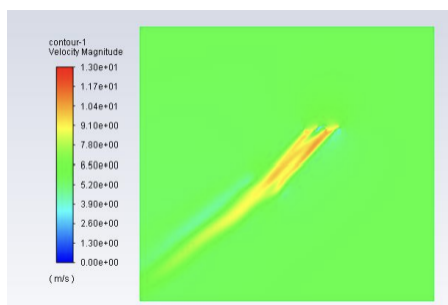
J2 = 0.094

$\alpha = 15^\circ$



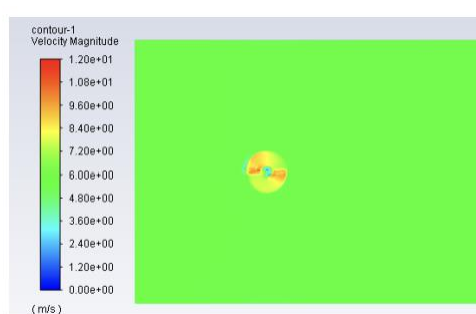
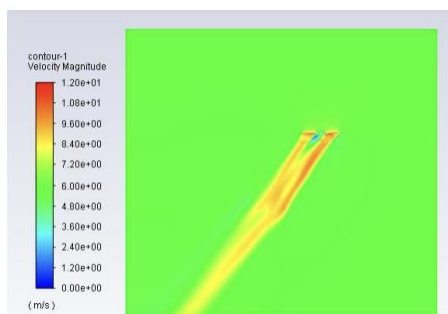
شکل ۲۳ - تجسم جریان J2 در زاویه ۱۵ درجه

$\alpha = 30^\circ$



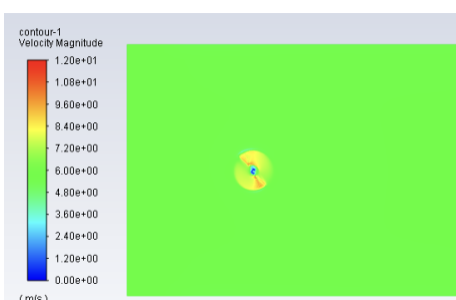
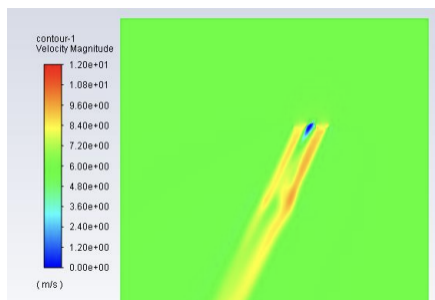
شکل ۲۴ - تجسم جریان J2 در زاویه ۳۰ درجه

$$\alpha = 45^\circ$$



شکل ۲۵ - تجسم جریان J2 در زاویه ۴۵ درجه

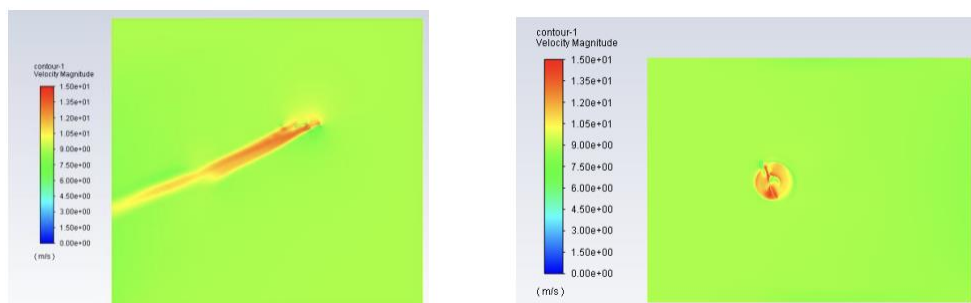
$$\alpha = 60^\circ$$



شکل ۲۶ - تجسم جریان J2 در زاویه ۶۰ درجه

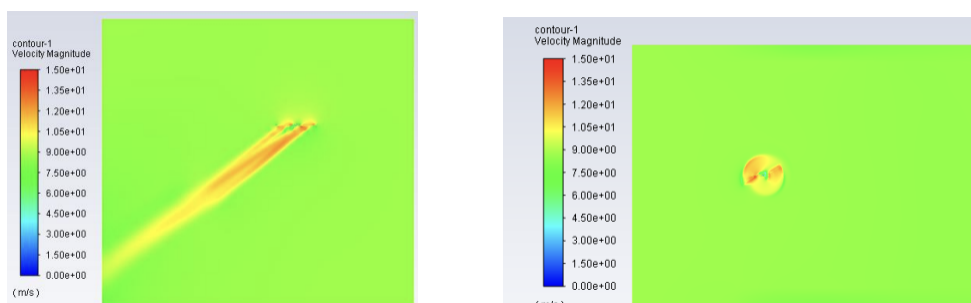
$$J3 = 0.141$$

$$\alpha = 15^\circ$$



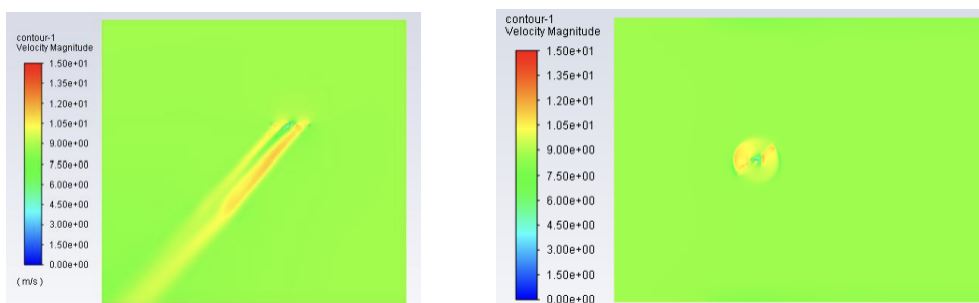
شکل ۲۷ - تجسم جریان J3 در زاویه ۱۵ درجه

$$\alpha = 30^\circ$$



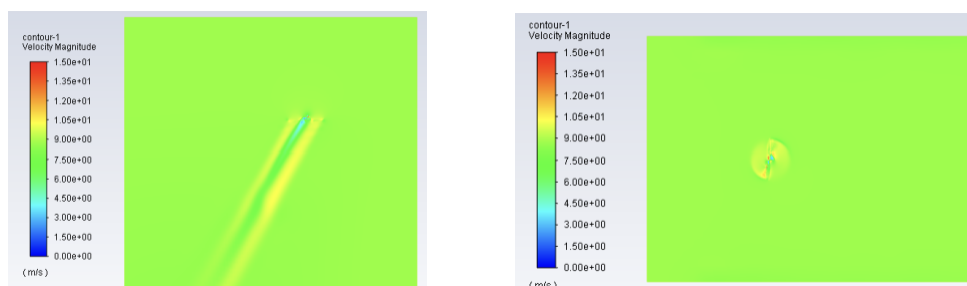
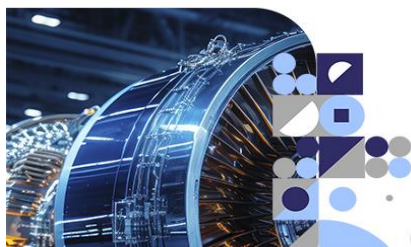
شکل ۲۸ - تجسم جریان J3 در زاویه ۳۰ درجه

$$\alpha = 45^\circ$$



شکل ۲۹ - تجسم جریان J3 در زاویه ۴۵ درجه

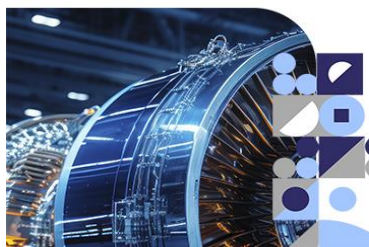
$$\alpha = 60^\circ$$



شکل ۳۰ - تجسم جریان J3 در زاویه ۶۰ درجه

شکل های ۱۹-۳۰ جریان تولید شده توسط چرخش ملخ را برای هر دوازده مورد مورد مطالعه نشان می دهد. این جریان در صفحه XZ همانطور که در شکل ۸ در لحظه ای که زمان همرفتی کامل می شود ، نشان داده شده است. همانطور که قبلاً ذکر شد ، ایجاد چرخش هندسه ملخ نسبت به افق غیرعملی شد. بنابراین، پیامدهای اصلاح زاویه حمله ملخ در شرایط جریان عرضی بهتر تجسم می یابد اگر نمودارهای کانتور برای مطابقت با زاویه حمله همانطور که در پیوست ۱ نشان داده شده است، چرخانده شوند.

همانطور که ملخ به جلو حرکت می کند، گرداب ها در نوک تیغه ریخته می شوند. این به وضوح نشان داده شده است، به عنوان مثال، در شکل ۲۶. دو گرداب جداگانه به سمت لوله جریان حرکت می کنند و در نهایت به هم می پیوندند و یک گرداب واحد را تشکیل می دهند. این پدیده به وضوح نشان داده شده است، به عنوان مثال، در شکل ۲۷. نمایش سه بعدی جریان در ضمیمه ۲ برای تمام نسبت های پیشروی در زوایای حمله ۱۵ درجه و ۶۰ درجه نشان داده شده است. تفاوت آشکار در ادغام گرداب های نوک بین زوایای حمله ۱۵ درجه و ۶۰ درجه مستقل از نسبت پیشروی قابل شناسایی است. در دمای ۱۵ درجه، گرداب های نوک از لوله جریان حرکت می کنند و در نهایت به هم می پیوندند و یک گرداب منفرد را تشکیل می دهند که به طور قابل توجهی گسترده تر از صفحه ملخ است. برعکس، در دمای ۶۰ درجه، گرداب های نوک بدون درهم تنیدگی قابل توجهی به سمت لوله جریان حرکت می کنند و منجر به یک لوله جریان کلی باریک تر می شوند. به نظر می رسد میزان جدایی دو گرداب تحت تأثیر نسبت پیشروی باشد، زیرا نسبت های پیشروی بالاتر جدایی بیشتری را نسبت به نسبت های پیشروی پایین تر نشان می دهند. این جداسازی گردابه ها می تواند عاملی موثر در ایجاد نیروی رانش کمتر در زوایای حمله بالاتر و نسبت های پیشروی باشد. نسبت پیشروی نیز نقش مهمی در افقی شدن لوله جریان با افزایش زاویه حمله ایفا می کند. همانطور که در پیوست ۳ و ۴ نشان داده شده است، سرعت باد بالاتر در نسبت های پیشروی بالاتر، لوله های جریان را افقی تر از نسبت های پیشروی پایین تر برای همه زوایای حمله می کند.



نتایج

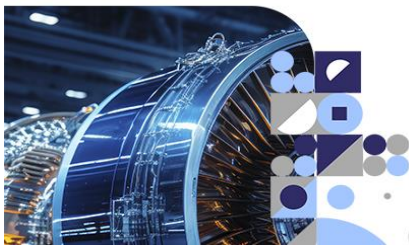
مطالعه حاضر توانست با موفقیت عملکرد آیرودینامیکی ملخ پهلپاد را در شرایط جریان متقاطع با تغییرات زاویه حمله آن پیش بینی کند. موارد عددی از طریق تکنیک مش بیش از حد شبیه سازی شدند که در آن زاویه حمله روتور نسبت به باد ورودی متنوع بود و متغیرهایی مانند رانش و گشتاور را اندازه گیری کرد تا درک درستی از عملکرد آیرودینامیکی ملخ ایجاد شود. همراه با متغیرهای اندازه گیری شده، جریان اطراف روتور برای درک بیشتر عملکرد آن تجسم شد.

کارهای قبلی انجام شده در مورد تجزیه و تحلیل ملخ انجام شد و به منظور پیشرفت بیشتر در توصیف کامل عملکرد آیرودینامیکی ملخ تطبیق داده شد. یک پروتکل شبیه سازی کامل که امکان آزمایش ملخ را در شرایط جریان عرضی با تغییرات زاویه حمله فراهم می کند، تولید و گزارش شد. تعدادی از شرایط عملیاتی با نسبت های پیشرفته قبلی که زاویه حمله ملخ را اصلاح می کرد، از طریق پروتکل شبیه سازی توسعه یافته پیشنهاد، طبقه بندی و اجرا شد. نتایج کامل شبیه سازی دسته بندی و متعاقبا تجزیه و تحلیل شد و نمودارهایی از ضرایب عملکرد ملخ پیشنهادی را تولید کرد. علاوه بر این، جریان اطراف ملخ به صورت موردی تجسم و ارائه شد.

نتایج شبیه سازی با ادبیات منتشر شده که آزمایش های دنیای واقعی را در تونل های باد برای ملخ هایی با ویژگی های هندسی و سرعت زاویه ای مشابه انجام می دادند، تأیید شد. رفتار کلی ضرایب رانش و توان مشابه رفتاری است که در مطالعه ای انجام شده بر روی ملخ های کوچک در ۳۰۰ دور در دقیقه یافت شد. علاوه بر این، یک ویژگی خاص از رانش ملخ که آن را مستقل از نسبت پیشروی در زوایای حدود ۲۰ درجه ثابت نگه می دارد، یافت شد و با دو مطالعه جداگانه تأیید شد. علاوه بر این، مشخصات ضریب درگ با موفقیت با ایرفویل استاندارد مقایسه شد و شباهت هایی را در شکل هم در زوایای حمله کوچک و هم در زوایای حمله بزرگ نشان داد.

ضریب رانش در برابر افزایش زاویه حمله برای تمام نسبت های پیشروی مورد مطالعه ترسیم شد. رابطه متناسب بین افزایش زاویه حمله و کاهش تولید راندگی یافت شد. مشخص شد که این کاهش با افزایش نسبت پیشروی روتور تسریع می شود. در کمترین نسبت پیشرفت، ملخ افت ۱۸.۷ درصدی را در تولید رانش تجربه کرد، در حالی که در بالاترین نسبت پیشروی افت ۸۳ درصدی را تجربه کرد. این نتایج نشان می دهد که بسته به نسبت پیشروی، ملخ دارای طیف وسیعی از زوایای حمله است که امکان تولید رانش قابل قبول را بدون به خطر انداختن سرعت رو به جلو آن فراهم می کند. در نسبت پیشروی کم، محدوده زاویه حمله را می توان از ۰ تا ۶۰ درجه در نظر گرفت، در حالی که در نسبت های پیشروی بالاتر توصیه می شود که در محدوده ۰ تا ۳۰ درجه بمانید تا تولید رانش مناسب حفظ شود. در سه نسبت پیشرفت، مشخص شد که در زاویه حدود ۲۰ درجه تولید رانش تقریباً برابر است. این بدان معناست که حتی با سرعت رو به جلوی قابل توجهی بالاتر ملخ، تولید رانش در این زاویه برابر باقی می ماند. سپس این زاویه به یک زاویه عملیاتی بهینه تبدیل می شود زیرا توانایی حمل بار و ایجاد شتاب رو به جلو را متعادل می کند.

ضریب توان برای همه موارد مورد مطالعه گزارش شد و تمایل به کاهش آن با افزایش زاویه حمله ملخ شرح داده شد. این کاهش نشان دهنده کاهش تولید گشتاور با کج شدن روتور به سمت پایین و افزایش سرعت رو به جلو آن است. همانند رانش، به نظر می رسد کاهش قدرت متناسب با افزایش زاویه حمله است و به نظر می رسد با افزایش نسبت پیشروی شتاب می گیرد. با این حال، در



مقابل، افت گشتاور کل به اندازه افت رانش از ۰ درجه تا ۶۰ درجه قابل توجه نیست. در بدترین حالت، در بالاترین نسبت پیشروی، کل افت گشتاور حدود ۴۷.۶ درصد بود که نسبتاً کمتر از افت رانش برای همان مورد (۸۳ درصد) بود.

پساشی از چرخش ملخ برای نسبت های پیشروی و زوایای حمله مورد مطالعه تعیین شد که روند واضحی را نشان می دهد که به سمت وضعیت توقف احتمالی در سرعت ها و زوایای پیشروی خاص ملخ اشاره می کند. مشخص شد که مانند یک ایرفویل معمولی، کشش روی ملخ با افزایش زاویه حمله به طور تصاعدی افزایش می یابد. این رفتار در کمترین نسبت پیشروی به شدت تلفظ می شود، جایی که کشش تا ۵۳ درصد از طریق محدوده زوایای حمله آزمایش شده افزایش می یابد. ورود به شرایط عملیاتی که کشش قابل توجهی ایجاد می کند ممکن است باعث توقف ملخ و از دست دادن کنترل هر وسیله نقلیه ای شود که به حرکت در می آید. بنابراین، توصیه می شود از یافته های این مطالعه به عنوان مرجع استفاده شود و حداکثر زاویه حمله را در نسبت های پیشروی پایین تر ۳۰ درجه و در نسبت های پیشروی بالاتر ۴۵ درجه مجاز شود.

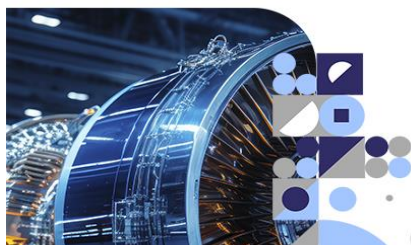
لحظه ای که باعث چرخش در محور طولی ملخ کواد کوپتر می شود، که گشتاور رول نامیده می شود، حداکثر در زاویه حمله ۰ درجه برای همه نسبت های پیشروی است. برخلاف کشیدن، گشتاور رول در نسبت های پیشروی بالاتر به طور قابل توجهی بالاتر است، با اختلاف حدود ۶۶ درصد بین J3 و J1 در زاویه ۰ درجه. به نظر می رسد کاهش گشتاور غلتشی متناسب با افزایش زاویه حمله باشد و برای همه نسبت های پیشروی در محدوده مشابهی در ۶۰ درجه قرار می گیرد. اهمیت این پارامتر در طراحی سازه ای ملخ است، زیرا تنش های خمشی ایجاد می کند که به طور بالقوه می تواند منجر به تغییر شکل دائمی یا شکست ملخ شود. علاوه بر این، ممان رول یک لحظه نوسانی است که می تواند به دلیل خستگی موادی که از آن ساخته شده است، منجر به خرابی زودرس شود.

تجزیه و تحلیل انجام شده بر روی ملخ امکان توصیف عملکرد آیرودینامیکی ملخ در شرایط مختلف جریان عرضی و زوایای حمله را فراهم کرده است. تجزیه و تحلیل انتگرال ملخ امکان توصیف برخی از پارامترهای عملیاتی بهینه یا توصیه شده را فراهم می کند که می تواند در اجرای آن در یک پهپاد مفید باشد. از تجزیه و تحلیل رانش و گشتاور تولید شده می توان گفت که برای حفظ سرعت رو به جلو بالا و حفظ تولید رانش مناسب، باید از زاویه حمله در حدود ۲۰ درجه استفاده کرد. اگر با نسبت پیشروی پایین، مانند ۰.۴۷ یا کمتر کار می کنید، باید مراقب باشید که از زاویه حمله ۳۰ درجه تجاوز نکنید زیرا می تواند منجر به مقادیر قابل توجهی کشش شود و در جایی که بالابر تولید نمی شود، متوقف شود. اگر با نسبت های پیشروی دو یا سه برابر بیشتر کار می کنید، حداکثر زاویه حمله ۴۵ درجه به همین دلایل توصیه می شود. در نهایت، برای کار با نسبت های پیشروی بالا، باید از یکپارچگی ساختاری ملخ مطمئن بود، زیرا نسبت های پیشروی بالاتر باعث گشتاور غلتشی به طور قابل توجهی بالاتر روی ملخ می شود و می تواند منجر به تغییر شکل دائمی یا شکست خستگی ملخ کواد شود.

از طریق یک مطالعه محاسباتی، عملکرد آیرودینامیکی یک ملخ کوچک پهپاد با موفقیت توصیف و در برابر نمونه های دنیای واقعی تأیید شد. این سودمندی دینامیک سیالات محاسباتی را در مطالعه چنین ملخ هایی ثابت می کند و امکان آزمایش سریع و نسبتاً ارزان طرح های بالقوه ملخ را قبل از انجام آزمایش تونل باد فراهم می کند. پیش بینی اینکه استفاده مناسب از چنین تکنیک هایی در بازار پهپادها از نظر ارائه وسایل نقلیه با قابلیت های آیرودینامیکی بیشتر با هزینه های کمتر بسیار سودمند خواهد بود، منطقی به نظر می رسد.



این مطالعه روشی را برای آزمایش ملخ های کوچک در شرایط جریان عرضی ارائه می دهد که می تواند طیف عملیاتی زوایای حمله را که ممکن است در حین کار با آن مواجه شود، پوشش دهد. با این حال، فرصت های زیادی برای ادامه کار ارائه شده وجود دارد. مواردی که مورد مطالعه قرار گرفتند همگی برای سرعت زاویه ای ۳۰۰۰ دور در دقیقه بودند، اما همان تعداد پیکربندی ها را می توان برای سرعت زاویه ای ۴۰۰۰ دور در دقیقه مطالعه کرد. چنین مطالعه ای توضیحی از اکثریت قریب به اتفاق موارد عملیاتی ملخ خاصی را که آزمایش شده است ارائه می دهد. علاوه بر این، با کار انجام شده توسط Sanabria در ترکیب با کار ارائه شده، هر هندسه ملخ ممکن را می توان مشبک و شبیه سازی کرد تا توصیف کاملی از عملکرد آیرودینامیکی آن به دست آید.



ضمیمه ها

ضمیمه ۱

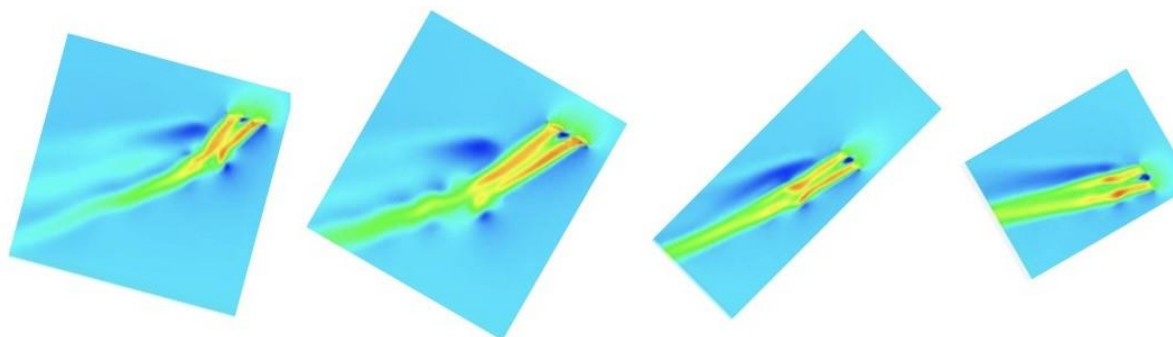
$\alpha = 15^\circ$

$\alpha = 30^\circ$

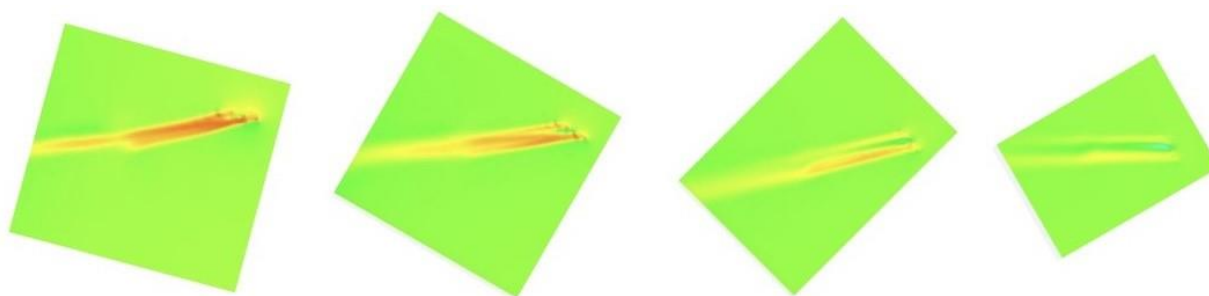
$\alpha = 45^\circ$

$\alpha = 60^\circ$

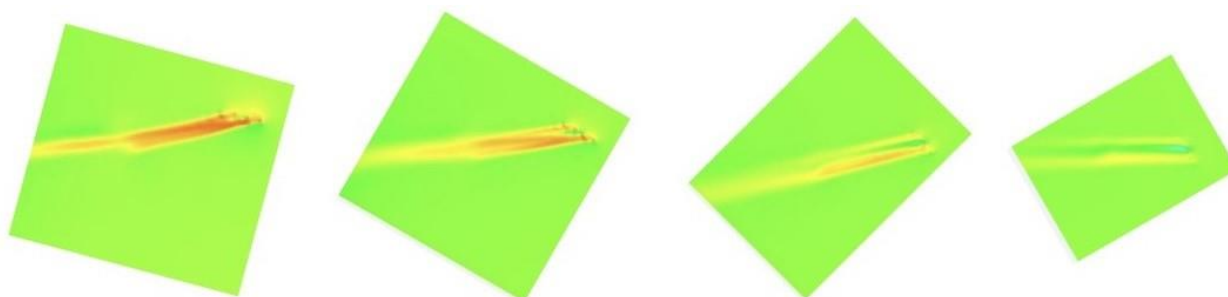
$J1=0.047$



$J2=0.094$



$J3=0.141$

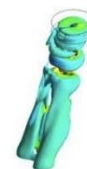
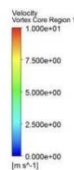
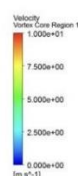


ضمیمه ۲

$\alpha = 15^\circ$

$\alpha = 60^\circ$

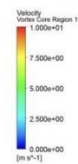
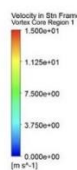
J1=0.047



$\alpha = 15^\circ$

$\alpha = 60^\circ$

J2=0.094

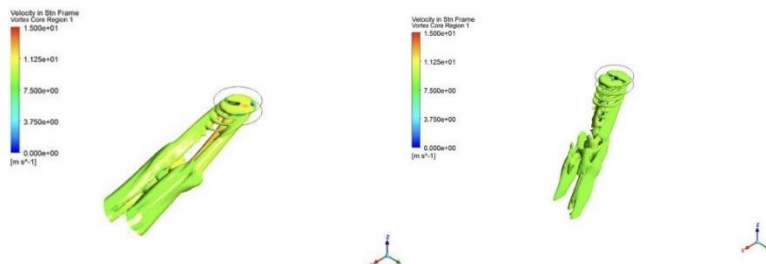


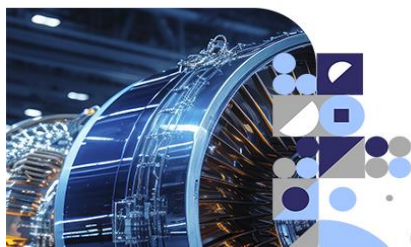
$\alpha = 15^\circ$

$\alpha = 60^\circ$



$J3=0.141$





REFERENCES

1. Y. Lei and M. Cheng, "Aerodynamic Performance of Hex-Rotor UAV Considering the Horizontal Airflow," Applied Sciences, 2019.
2. C. Russel, J. Jung, G. Willink and B. Glasner, "Wind Tunnel and Hover Performance Test Results for Multicopter UAS Vehicles," NASA, 16 Mayo 2016. [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20160007399.pdf>. [Accessed 2020].
3. C. Russel, G. Willink and C. Theodore, "Wind Tunnel and Hover Performance Test Results for Multicopter UAS Vehicles," NASA, 2018. [Online]. Available: https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Russell_1180_Final_TM_022218.pdf.
4. J. Brandt and M. Selig, "Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers," 4 Enero 2011. [Online]. Available: <https://m-selig.ae.illinois.edu/pubs/BrandtSelig-2011-AIAA-2011-1255-LRNPropellers.pdf>.
5. J. Brandt, R. Deters, G. Ananda and M. Selig, "UIUC Propeller Data Site," 29 Noviembre 2015. [Online]. Available: <https://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html>.
6. A.M. Perez Grodillo, J. S. Villegas Santos, O. D. Lopez Mejia, L. J. Suarez Collazos and J. A. Escobar, "Numerical and Experimental Estimation of the Efficiency of a Quadcopter Rotor Operating at Hover," energies, 26 Noviembre 2018.
7. J. Cespedes and O. Lopez, "Simulation and validation of the aerodynamic performance of aquadcopter in hover condition using overset mesh," Universidad de los Andes, Bogota.
8. J. Sanabria, "ESTUDIO DE LA INFLUENCIA DEL FLUJO CRUZADO EN EL DESEMPEÑO AERODINAMICO DE UN ROTOR DE CUADRICÓPTERO," Universidad de los Andes.
9. ANSYS, "6.2.2 Mesh Quality," [Online]. Available: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node167.htm>.
10. W. Johnson, Rotorcraft Aeromechanics, Nueva York : Cambridge University Press, 2013.
11. J. Stanislawski, "a comparison of helicopter main rotor features due to stiffness of rotor Blade-huB connection," transactions of the institute of aviation, vol. 250, pp. 114-131, 2018.
12. T. Carrol, "A DESIGN METHODOLOGY FOR ROTORS OF SMALLMULTIROTOR VEHICLES," Ryerson University, 2014. [Online]. Available: digital.library.ryerson.ca.
13. A.Kolaei, D. Barcelos and G. Bramesfeld, "Experimental Analysis of a Small-Scale Rotor at Various Inflow Angles," International Journal of Aereospace Engineering, 2018.