

ISSN: 2821-157X		https://www.jasd.khadu.ir	
	Journal of Aerospace Defense Volume 3, Issue 4 winter P.P. 75-100		
Research Paper; 			
Numerical Investigation of UAV Propeller Aeroacoustics in Low-Reynolds Number Hovering Flows Abbas Afshari¹, Reza Jafari Nia², Jaber Ragani Lamouki^{۳,*} 1. Department of Aerospace Engineering, Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology, Tehran, Iran. E-mail: afshar.abbas@gmail.com ۲. Department of Aerospace Engineering, Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology, Tehran, Iran. E-mail: R1001.jn@gmail.com 3,*. Department of Mechanical and aerospace Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran. E-mail: j.raganilamooki@mail.um.ac.ir			
Article Information		Abstract	
Accepted: 2024/08/20 Received: 2024/12/16 Keywords: Aerodynamic Noise, Aeroacoustics, Computational Fluid Dynamics (CFD), UAV propeller. Corresponding Author: Jaber Ragani Lamouki Email: j.raganilamooki@mail.um.ac.ir		This study presents a numerical analysis of a UAV propeller's aeroacoustic behavior under hovering conditions. The Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes (URANS) equations for incompressible flow were solved using ANSYS Fluent, with turbulence modeled using the k-ω SST approach. Far-field noise prediction was performed employing the Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) acoustic equation. Static pressure contours revealed extensive low-pressure regions on the blade's upper surface, particularly near the leading edge at the tip, significantly contributing to both thrust generation and loading noise. Surface pressure fluctuations were most pronounced along the leading edge, diminishing toward the trailing edge, suggesting the leading edge as the primary broadband noise source due to turbulent interaction with preceding blades. Far-field analysis showed dominant tonal noise at 100 Hz and its harmonics, with higher-order blade passing frequencies exhibiting near-linear attenuation. Directivity patterns indicated negligible tonal noise at 0° and 15° (suction side) and 165° and 180° (wake side) polar angles, while broadband noise decreased and tonal noise intensified at 90°.	
Afshari, Abbas; Jafari Nia, Reza; Ragani Lamouki, Jaber. Numerical Investigation of UAV Propeller Aeroacoustics in Low-Reynolds Number Hovering Flows. Journal of Aerospace Defense Vol. 3, No. 4, 2025			



فصلنامه علمی دفاع هوافضایی

دوره ۳، شماره ۴
زمستان
صص ۷۵-۱۰۰



مقاله پژوهشی؛  doi

بررسی عددی عملکرد هواصوتی ملخ پهباد در پرواز ایستا با عدد رینولدز پایین

عباس افشاری^۱، رضا جعفری نیا^۲، جابر رگنی لموکی^{۳*}

۱. استادیار، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، دانشکده مهندسی هوافضا، تهران، ایران. رایانامه: afshar.abbas@gmail.com

۲. دانش آموخته کارشناسی ارشد هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری. رایانامه: R1001.jn@gmail.com

۳. دانشجوی دکتری مهندسی هوافضا، گروه مکانیک و هوافضا، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران
رایانامه: j.raganilamooki@mail.um.ac.ir

چکیده

اطلاعات مقاله

در این پژوهش، بررسی رفتار هواصوتی یک ملخ پهباد در شرایط پرواز ایستا، به صورت عددی انجام شده است. برای حل جریان، معادلات (URANS) در حالت تراکم ناپذیر توسط نرم افزار فلوئنت حل شده است. همچنین جهت مدل سازی جریان آشفته از مدل توربولانسی SST $k-\omega$ استفاده گردید. پیش بینی نوفه دوردست به کارگیری معادله فوکس ویلیامز و هاوکینگز انجام شد. خطوط هم تراز فشار استاتیک نشان دهنده تشکیل مناطق کم فشار گسترده ای روی سطح بالایی پره، به ویژه در نزدیکی لبه حمله نوک پره، بود که نقش مهمی در تولید نیروی رانش و نوفه بارگذاری ایفا می کند. از طرفی بررسی نوسانات فشار روی سطح پره نشان داد که بیشترین مقدار نوسانات در سرتاسر دهانه ملخ، در نواحی نزدیک به لبه حمله پره بوده و با حرکت به سمت لبه فرار، کاهش یافته است. این یافته ها نشان می دهد که منبع اصلی نوفه پهن باند در محدوده لبه حمله قرار دارد و می تواند ناشی از برهم کنش لبه حمله با جریان آشفته پره جلویی باشد. نتایج نوفه دوردست نیز حاکی از آن بود که بیشترین نوفه تونال در فرکانس ۱۰۰ هرتز و هارمونیک های آن مشاهده شده و نوفه تونال در فرکانس های عبور پره مرتبه بالا تقریباً به صورت خطی کاهش یافته است. بررسی الگوی جهت دهی نوفه ملخ نشان داد که در زوایای قطبی صفر و ۱۵ درجه (سمت مکش) و ۱۶۵ و ۱۸۰ درجه (سمت دنباله جریان ملخ)، نوفه تونال در فرکانس عبور پره و هارمونیک های آن قابل رویت نیست. بعلاوه با حرکت به سمت زاویه قطبی ۹۰ درجه، نوفه پهن باند در فرکانس های پایین کاهش یافته و نوفه تونال افزایش یافته است.

تاریخ دریافت:

۱۴۰۳/۰۵/۳۰

تاریخ پذیرش:

۱۴۰۴/۰۱/۱۶

کلیدواژه ها:

نوفه آیرودینامیکی، آیروکوستیک، دینامیک سیالات عددی، ملخ پهباد.

نویسنده مسئول:

جابر رگنی لموکی

ایمیل:

j.raganilamooki@mail.um.ac.ir

استناد: افشاری، عباس؛ جعفری نیا، رضا؛ رگنی لموکی، جابر. بررسی عددی عملکرد هواصوتی ملخ پهباد در پرواز ایستا با عدد رینولدز پایین. *مجله علمی پژوهشی دفاع هوافضایی* دوره ۳، شماره ۴، زمستان ۱۴۰۳.

۱- مقدمه

در دهه اخیر، بازار مولتی روتورها در مقایسه با هواپیماهای بال ثابت به دلیل ابعاد نسبتاً کوچک و قابلیت مانورپذیری آنها برای پرواز در همه جهتها، به سرعت رشد کرده است [۱]، این ویژگی‌ها آنها را به گزینه‌ای ایده‌آل برای رسیدن به مناطق صعب العبور، مانند خطوط لوله و پل‌ها تبدیل کرده است. همچنین نقش پهپادها^۱ در بسیاری از زمینه‌ها رو به افزایش و در نقش‌هایی مانند مراقبت و شناسایی برای نیروهای مسلح حیاتی‌تر شده است [۳]. پهپادها اغلب برای جمع‌آوری داده‌های مؤثر نزدیک اهداف خود پرواز کرده و ممکن است با تکنیک‌های پیشرفته‌ای مانند پنهانکاری رادار، پنهانکاری مادون قرمز و ... از شناسایی دشمن دور بمانند. با این وجود، نوفه ایجاد شده توسط اینگونه وسایل پرنده به موضوعی چالشی برای جامعه علمی و صنعتی دنیا تبدیل شده است [4-8]. طی چند دهه گذشته، اثرات زیان‌بار افزایش آلودگی صوتی بر سلامت افراد به صورت خستگی، استرس، پرخاشگری، عدم تعادل هورمونی و اختلال شنوایی تأثیر منفی گذاشته است [9-11]. شناسایی دقیق مکانیزم‌های مؤثر در تولید نوفه و توسعه روش‌های کاهش آن می‌تواند طراحی پهپادهای کم‌صدا را امکان‌پذیر و نهایتاً به فرآیند صدور گواهینامه صلاحیت پروازی کمک نماید.

بسیاری از محققان صدای ناشی از پرواز مولتی روتورها را از دیدگاه‌های گوناگون مورد مطالعه قرار دادند [۱۲-۱۴]. زاودنی و همکارانش [۱۳] با استفاده از روش‌های تجربی و عددی، صدای سیستم‌های هوایی بدون سرنشین کوچک را در محیط‌های مختلف اندازه‌گیری کردند. آنها بر این باور بودند که بخش‌های بزرگی از جوامع در معرض این منبع صدای جدید قرار خواهند گرفت، بنابراین آزمایش‌های اولیه روانشناسی شنیداری را انجام دادند. کریستین و همکاران [۱۴] گزارش کردند که اثرات منفی و ناراحتی ناشی از صدای مولتی روتورها در مقایسه با صدای ترافیک جاده‌ای در همان سطح فشار صدا^۲ بیشتر است. علاوه بر این، چندین محقق دیگر گزارش کردند که صدای مولتی روتورها در شاخص‌های مختلف روانشناسی شنیداری با مقادیر بالاتری مطابقت دارد [۱۵] بنابراین، صدای ناشی از مولتی روتورها و شناسایی ویژگی‌ها و منابع این صدا، به کانون اصلی تحقیقات تبدیل شده است.

^۱ Unmanned Aerial Vehicles(UAVs)

^۲ SPL

بر اساس مطالعات صورت گرفته منابع اصلی نوفه آیرودینامیکی در ملخ به دو بخش کلی تقسیم می شود: نوفه هارمونیک یا تونال^۱ و نوفه پهن باند^۲. در فرکانس های پایین، نوفه تونال که از پره ها ایجاد می شود غالب است. در حالیکه در فرکانس های متوسط تا بالا، نوفه پهن-باند غالب است. نوفه تونال ناشی از حرکت دوره های پره های ملخ است و در فرکانس های قطعی^۳ متمرکز می شود. در حالت کلی، یک ملخ دوار با فرکانسی برابر با حاصلضرب فرکانس چرخش شفت در تعداد پره ها از داخل سیال عبور می کند. این فرکانس را فرکانس عبور پره^۴ (BPF) می نامند. هر بار که یک پره ملخ عبور می کند، اختلالات فشاری ایجاد می شود که به صورت امواج صوتی در فرکانس عبور پره و هارمونیک های آن در میدان دوردست منتشر می گردد. اجزای اصلی نوفه تونال عبارتند از نوفه ضخامت^۵ و نوفه بارگذاری^۶ [۱۶].

در سرعت های نوک زیرصوت، نوفه تونال توسط جابجایی دوره های جریان ناشی از ضخامت محدود پره ها و تغییر دوره های نیروهای آیرودینامیکی پره نسبت به موقعیت ناظر ثابت، ایجاد گشته است. عدد ماخ نوک پره پارامتر اصلی عملکرد ملخ برای نوفه تونال است. افزایش عدد ماخ نوک پره منجر به افزایش سریع سطوح نوفه هارمونیک بالاتر می شود. تا حدود عدد ماخ نوک پره ۰.۷-۰.۶، برای یک ملخ هواپیمای عمومی، صدای بارگذاری مکانیزم غالب تولید نوفه است، در حالی که در عدد ماخ نوک پره بالاتر، معمولاً صدای ضخامت غالب است [۱۷]. صدای بارگذاری را می توان با یک دوقطبی صوتی توصیف کرد که لوب های تشعشع آن به سمت جلو و عقب صفحه دیسک پره هدایت می شوند. در عوض، صدای ضخامت پره^۷ یک منبع صدای تک قطبی^۸ تناوبی است که به دلیل تغییر حجم سیال جابجا شده توسط پره ایجاد می شود. نوفه ضخامت و بارگذاری را می توان با حل کردن فرمول 1A فراست^۹ [۱۸]، [۱۹] از معادله فوکس ویلیامز و هاوکنگز^{۱۰} [۲۰] محاسبه نمود. نوفه تونال علاوه بر نوفه ضخامت و نوفه بارگذاری، شامل نوفه ناپایدار تداخل گردابه-پره^{۱۱} (BVI) و نوفه ضربه ای سرعت بالا^{۱۲} (HSI) نیز می شود. نوفه ناپایدار BVI، معمولاً سهم مهمی در نوفه تونال داشته و بنابراین، پیش بینی دقیق برهمکنش پره و گردابه برای ارزیابی نوفه وسایل حمل و

¹ Tonal Noise

² Broadband Noise

³ Deterministic

⁴ Blade Passage Frequency

⁵ Thickness Noise

⁶ Loading Noise

⁷ Blade Thickness Noise

⁸ Monopole

⁹ Farassat's Formulation

¹⁰ Ffowcs-Williams & Hawkings

¹¹ Blade Vortex Interaction

¹² High Speed Impulsive Noise

نقل هوایی شهری^۱ (UAM) حیاتی است. از طرفی نوفه ضربه‌ای سرعت بالا مرتبط با امواج ضربه‌ای و انتشار غیرخطی صدا در جریان‌های با عدد ماخ بالا است [21]. در نتیجه به راحتی می‌توان در هواپیماهای حمل و نقل شهری با سرعت پایین، از این نوفه اجتناب نمود. به طور کلی زمانی که نوفه BVI وجود نداشته باشد، پیش‌بینی نوفه تونال روتور با روش‌های حل با دقت کم یا متوسط، ساده و امکان‌پذیر است.

صدای پهن باند ملخ به مراتب پیچیده‌تر است. این نوفه به واسطه وجود جریان آشفتنه شامل آشفتگی اتمسفر و همچنین آشفتگی ایجاد شده توسط ملخ ایجاد می‌شود. از آنجایی که جریان آشفتنه ماهیتی تصادفی دارد، نوفه پهن‌باند در همه فرکانس‌ها یافت می‌شود. از مهمترین انواع نوفه پهن‌باند ملخ، نوفه ناشی از ایرفویل ملخ است که در اثر برهمکنش‌های بین ایرفویل ملخ و جریان‌های آشفتنه یا آرام ایجاد شده توسط خود ملخ ایجاد می‌شود. برخی از منابع معمول این نوفه عبارتند از نوفه لبه‌ی فرار لایه مرزی آشفتنه، نوفه جدایش لایه مرزی، نوفه ریزش گردابه لایه مرزی آرام، نوفه واماندگی^۲، نوفه لبه فرار پخ^۳ و نوفه گردابه نوک بال. در کنار نوفه ناشی از ایرفویل، یک ملخ نوفه‌ی دیگری را نیز هنگام تداخل با جریان متلاطم خارجی ایجاد می‌کند. با توجه به منبع این آشفتگی خارجی، دو نوع نوفه ناشی از تداخل ایرفویل و جریان آشفتنه وجود دارد که به آن‌ها نوفه مکش آشفتنه^۴ و نوفه تداخل دنباله-ملخ^۵ گفته می‌شود. نوفه مکش آشفتنه با آشفتگی محیط و نوفه تداخل دنباله-ملخ با تلاطم جریان باقی‌مانده از حرکت پره‌های جلویی مرتبط هستند. نوفه تداخل دنباله-ملخ مکانیزم یکسان اما ساختار پیچیده‌تری دارد.

صدای ملخ‌های پرنده‌های بدون سرنشین به دلیل ابعاد بسیار کوچکتر ممکن است با صدای ملخ‌های کلاسیک متفاوت باشد. عدد رینولدز بر پایه وتر در بالگردها در حدود 10^6 است، در حالی که این عدد برای یک وسیله نقلیه بدون سرنشین کوچک تقریباً در محدوده 10^4 تا 10^5 قرار دارد. همچنین، عدد ماخ نوک ملخ بالگرد معمولاً در بازه $0.7 \leq M_{tip} \leq 0.8$ قرار دارد، در حالی که این عدد برای وسایل بدون سرنشین کوچک در محدوده $0.3 \leq M_{tip} \leq 0.15$ قرار می‌گیرد. [۱۶].

طی سال‌های اخیر به دلیل توسعه سریع وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین، وسایل نقلیه هوایی میکرو^۶ و وسایل نقلیه هوایی شخصی^۱، علاقه به آبروآکوستیک ملخ‌های چرخان با

¹ Urban Air Mobility

² Stall Noise

³ Trailing Edge Bluntness

⁴ Turbulence Ingestion (TI)

⁵ Blade Wake Interaction (BWI)

⁶ Micro Air Vehicles

عدد رینولدز پایین یعنی عدد رینولدز بر پایه ۷۵ درصد وتر^۲ در محدوده $10^4 \leq Re_c \leq 10^5$ به طور قابل توجهی افزایش یافته است. یکی از ویژگی‌های آشکار پره‌های مولتی روتورها، عدد رینولدز پایین آن‌ها است که تأثیر قابل توجهی بر عملکرد آیرودینامیکی دارد. مطالعات گذشته نشان داده است عملکرد ملخ‌هایی با عدد رینولدز بین ۵۰,۰۰۰ تا ۱۰۰,۰۰۰، با کاهش عدد رینولدز، افت می‌کند [۲۲]. همچنین، نتایج مرجع [۲۳] نشان داده است زمانی که عدد رینولدز از ۱۷,۳۰۰ به ۳۴,۵۰۰ افزایش یافته، بازده ملخ به دلیل افزایش ضریب لیفت مقطعی بال و کاهش ضریب نیروی پسا، ۱۰ درصد بیشتر شده است.

مطالعات بر روی ایرفویل‌ها در عدد رینولدز پایین ($Re_c < 5 \times 10^5$) نشان داده است که عملکرد آنها حساسیت بسیار بالایی نسبت به عدد رینولدز و پدیده‌های پیچیده لایه مرزی شامل جدایش آرام، گذار و اتصال مجدد دارد [۲۴-۲۷]. به همین دلیل، طراحی و بهینه‌سازی ملخ‌هایی که در عدد رینولدز پایین کار می‌کنند در حال حاضر با محدودیت‌هایی مواجه است. بنابراین درک عملکرد روتور برای طراحی آیرودینامیکی مطلوب و بهینه‌سازی آیروآکوستیکی اهمیت قابل توجهی دارد.

برای نشان دادن اهمیت نوفه پهن‌بند در روتور بالگردهای مرسوم، اسنایدر و همکاران [۲۸] نوفه بالگرد را بررسی نمودند و به این نتیجه رسیدند که نوفه پهن‌بند زمانی که بالگرد از بالای سر نزدیک می‌شود یا پرواز می‌کند مهم است. این موضوع به طور قابل توجهی بر روی سطح صدای درک شده‌ی موثر^۳، اثرگذار است. برای روتورهای کوچک، اینتاراتپ و همکاران [۲۹] به طور تجربی نشان دادند که نوفه پهن‌بند روتور DJI Phantom، به ویژه نوفه لبه‌ی فرار، نه تنها در محدوده‌ی فرکانسی میانی و بالا غالب است، بلکه با افزایش تعداد روتورها از یک به چند روتور نیز افزایش پیدا می‌کند. به علاوه، اندازه‌گیری‌های صوتی توسط زاودنی و همکاران [30] نشان داده‌است که روتور کوادکوپترها نوفه پهن‌بند قابل توجهی در فرکانس بالاتر از ۱ کیلوهرتز ایجاد می‌کنند و طیف A-weighted [31] نشان می‌دهد که گوش انسان در این محدوده‌ی فرکانسی، از حساسیت بالایی برخوردار است. همچنین بگالت [32] با توجه به درک نوفه تونال ناشی از پرنده‌های حمل و نقل شهری نشان داده است که در محیط‌های شهری نوفه تونال ناشی از هواپیمای eVTOL^۴ به دلیل سر و صدای خیابان‌ها غیر قابل شنیدن است. با این وجود، نوفه پهن‌بند در فرکانس‌های متوسط و بالا ناشی از همین هواپیما در نوفه ضعیف ترافیک خیابان‌ها پوشانده نمی‌شود.

¹ Personal Air Vehicles

² Chord Reynolds Number (Re_c)

³ Effective Perceived Noise Level (EPNL)

⁴ Electric Vertical Take Off and Landing

در دهه‌های اخیر محققان مختلفی نوفه مرتبط با پرنده‌های بدون سرنشین را مورد مطالعه قرار داده‌اند. از نظر تجربی، محققانی همچون لو و همکاران [۳۳] و فیت و همکاران [۳۴] سعی در مشخصه‌سازی نوفه مولتی‌روتورها و بررسی فناوری‌های کاهش نوفه داشته‌اند. کابل و همکاران [۳۵] به صورت تجربی صدای کارکرد چند روتور را در مدل‌های بال ثابت، یک مدل با احتراق داخلی و سه وسیله نقلیه مولتی‌روتور با باتری، در شرایط پرواز ایستایی و رو به جلو اندازه‌گیری کردند. آنها برای تعیین ویژگی‌های صدای سیستم‌های هوایی بدون سرنشین کوچک، نوفه کلی وسیله نقلیه را تجزیه و تحلیل کردند. تینی و همکاران [۳۶] نیز آزمایشاتی را در یک اتاق بدون پژواک انجام دادند تا تأثیر تغییر طول پره و فاصله جداسازی بین پره‌ها را بر صدای مولتی‌روتورها بررسی کنند. آنها همچنین نشان دادند که صدای هارمونیک ناشی از موتور به اندازه صدای هارمونیک‌هایفرکانس عبور پره ملخ در صدای کلی مولتی‌روتورها اهمیت دارد. در بخش عددی نیز، دیاز و یون [۳۷] شبیه‌سازی‌های با دقت بالایی از میدان جریان مرتبط با پهنای تجاری DJI III انجام دادند و یک روتور واحد و همچنین تداخلات مولتی‌روتورها را در نظر گرفتند. پرز و لویز [۳۸] نیز به صورت محاسباتی یک ملخ کوادکوپتر را در حالت ایستایی مورد مطالعه قرار دادند.

در مطالعه حاضر، جهت شناخت بیشتر مکانیزم‌های موثر بر نوفه ملخ در اعداد رینولدز پایین، نوفه دوردست ملخ T-MOTOR 18*6.1 در شرایط پرواز ایستایی و به ازای سرعت دورانی ۳۰۰۰ دور در دقیقه مورد ارزیابی گرفته است. بدین منظور معادلات رینولدز میانگین ناپایا ناویر استوکس در حالت تراکم ناپذیر با استفاده از مدل توربولانسی $k-\omega$ SST و مدل قاب مرجع چندگانه حل شده است. برای پیش‌بینی صدای دوردست نیز از روش فوکس ویلیامز هاوکنینگز استفاده شده است. توضیحات شبیه‌سازی عددی در بخش ۲ و نتایج بدست آمده در بخش ۳ ارائه شده است.

۲- شبیه‌سازی عددی

در مطالعه حاضر جهت انجام شبیه‌سازی هواصوتی ملخ از بسته نرم افزاری تجاری ۲۰۲۲ Ansys Fluent استفاده شده است. در ادامه توضیحات مربوط به مدل هندسی استفاده شده، تئوری و معادلات حاکم، ابعاد دامنه محاسباتی، شرایط مرزی، بررسی استقلال شبکه و نهایتاً اعتبارسنجی نتایج ارائه شده است.

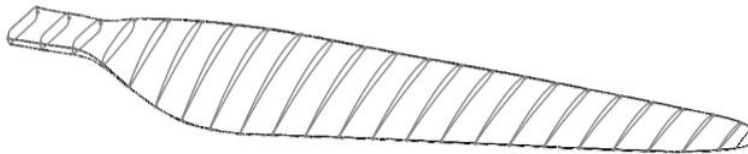
۲-۱ مدل

در این شبیه‌سازی از هندسه ملخ فیبرکربنی مقیاس کوچک T-Motor 18*6.1 با قطر ۱۸ اینچ و گام ۶.۱ اینچ استفاده شده است. بدین منظور ابتدا از طریق اسکن سه بعدی ملخ و

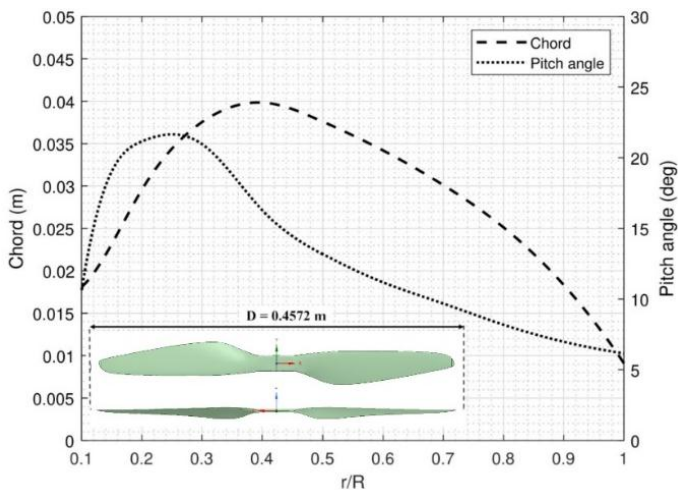
تهیه ابر نقاط، هندسه اولیه ایجاد شده است. از طرفی داده‌های خام حاصل از اسکن سه بعدی عموماً شامل اطلاعات موقعیت بوده و سطوح حاصل، صاف نیستند و بنابراین، برای کالیبره کردن داده‌های خام بر اساس موقعیت‌های مرجع و ایجاد یک سطح صاف، یک فرآیند تصحیح مورد نیاز بوده که با استفاده از نرم افزار سالیدورک انجام گرفت. ملخ موردنظر به همراه پروفیل بخش‌های مختلف پره، مدل هندسی سه بعدی و توزیع وتر و زاویه پیچش این ملخ در طول دهانه در شکل‌های ۱ تا ۳ نشان داده شده است.



شکل ۱: هندسه ملخ مورد استفاده در شبیه‌سازی



شکل ۲: مقاطع ایرفویل ملخ طراحی شده



شکل ۳: توزیع وتر و زاویه پیچ ملخ مورد استفاده

۲-۲ تئوری و معادلات حاکم

در مطالعه حاضر برای شبیه‌سازی عددی جریان، معادلات رینولدز میانگین ناپایا ناویر استوکس^۱ در حالت تراکم ناپذیر به صورت عددی توسط نرم‌افزار فلوئنت حل شده است [۳۹].

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (۱)$$

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (u_i u_j) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_i \partial x_j} - \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{u'_i u'_j}) \quad (۲)$$

که ν و p به ترتیب معرف سرعت، فشار و لزجت سینماتیکی هستند. همچنین عبارت « $\overline{u'_i u'_j}$ » نشان‌دهنده‌ی تنش رینولدز^۲ است. بعلاوه جهت تکمیل معادلات و مدل‌سازی جریان آشفته از مدل توربولانسی $k-\omega$ SST استفاده شده است. مدل ترکیبی $k-\omega$ SST مزایای مدل‌های $k-\omega$ و $k-\epsilon$ را در خود جای داده است. این مدل توسط سایر محققین برای تجزیه و تحلیل عملکرد آیرودینامیکی ملخ‌های مقیاس کوچک استفاده شده است [۴۰-۴۲]. عمده مزیت این مدل نسبت به مدل استاندارد، اعمال ضریبی است که در نزدیکی دیواره مدل استاندارد $k-\omega$ را فعال می‌کند و دور از دیواره، معادلات تبدیل شده $k-\epsilon$ به ω را فعال می‌نماید. این ضریب باعث می‌شود حوزه کارایی مدل $k-\omega$ وسیع‌تر گردد. معادلات $k-\omega$ SST به صورت زیر تعریف می‌گردد [۳۹]:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i k)}{\partial x_i} = \tilde{P}_k - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\sigma_k \alpha_t \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \quad (۳)$$

^۱ uRANS

^۲ Reynolds Stress

$$\begin{aligned}
 & \frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i \omega)}{\partial x_i} \\
 & = \alpha \rho S^2 - \beta \rho \omega^2 \\
 & + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_\omega \alpha_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + 2(1 \\
 & - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}
 \end{aligned} \tag{۴}$$

در این معادله F_1 ضریب اعمالی برای تبدیل مدل $k-\omega$ به $k-\varepsilon$ است و از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$F_1 = \tanh \left\{ \min \left[\frac{\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right), \frac{4\rho\sigma_{\omega 2}k}{\max \left(2\rho\sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i}, 10^{-10} \right) y^2} \right] \right\}^4 \tag{5}$$

این ضریب در مرز جامد یک و در دور از جسم صفر می‌شود. برای حل معادلات رینولدز-میانگین ناویراستوکس غیرقابل تراکم از مدل قاب مرجع چندگانه^۱ استفاده گردید. این مدل ناحیه محاسباتی را به یک ناحیه چرخان که حاوی ملخ است و یک ناحیه ثابت تقسیم می‌نماید. این رویکرد برای تحلیل‌هایی که نیازمند برهمکنش بین قاب‌های ساکن و دوار است، بسیار مناسب است. به مناطق مجزا سرعت دورانی یا انتقالی گسسته اختصاص داده خواهد شد. رابط مورد نیاز بین دو ناحیه یک اینترفیس بوده تا امکان استفاده از متغیرهای جریان یک ناحیه توسط مناطق مجاور فراهم شود. در این مطالعه، با توجه به تراکم ناپذیر بودن جریان، نوع حلگر، فشار پایه انتخاب شده و جهت همبسته‌سازی بین فشار و سرعت از الگوریتم نیمه‌صریح ساده^۲ استفاده شده است. برای گسسته‌سازی مومنتوم و فشار از روش بالادست مرتبه دوم^۳ استفاده شد. همچنین برای نرخ اتلاف آشفته^۴ و انرژی جنبشی آشفته^۵ از روش بالادست مرتبه دوم و برای گرادین‌ها از الگوریتم کمترین مربعات سلول مبنای^۶ استفاده شد. همچنین شدت آشفستگی در ۰.۱٪ تنظیم شد. شبیه‌سازی گذرا برای دو دور کامل ملخ اجرا شد. گام زمانی ابتدا به گونه‌ای تنظیم شد

^۱ Multiple Reference Frame Model (MRF)

^۲ Simple Semi-implicit Scheme

^۳ The Second-Order Upwind Scheme

^۴ Turbulent Dissipation Rate

^۵ Turbulent Kinetic Energy

^۶ Least Squares Cell based

که در دور اول ملخ، ناحیه چرخان معادل ۱ درجه چرخش ملخ در هر گام زمانی (5.56×10^{-5} ثانیه) بچرخد و سپس برای دور دوم، گام زمانی نصف شد بصورتی که هر گام زمانی به 2.78×10^{-5} ثانیه معادل ۰.۵ درجه چرخش ملخ کاهش یافت. تعداد تکرارها در هر گام زمانی برای برآورده کردن معیار همگرایی که نیازمند کاهش همه باقی مانده‌ها به زیر 10^{-6} است، تنظیم شد.

در این تحقیق از روش فوکس ویلیامز و هاو کینگز برای پیش‌بینی صدای دوردست استفاده شده است. این روش در واقع یک حالت کلی‌تر از روش لایتهیل است که به کمک آن می‌توان اغتشاشات ناشی از اجسام دوار مانند ملخ‌ها را نیز لحاظ کرد. تفاوت اصلی در این روش با روش لایتهیل در این است که در این روش، ترم‌های ناشی از حرکت سطوح در سمت راست معادلات ظاهر خواهد شد [۴۲].

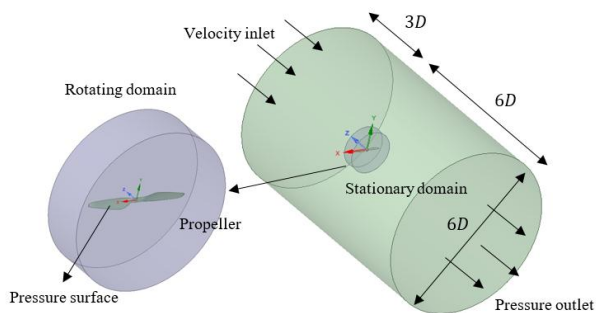
$$\nabla^2 p' = \frac{\partial}{\partial t} [\rho_0 v_n \delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} [p n_i \delta(f)] + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [H(f) T_{ij}] \quad (6)$$

که p' نوسانات فشار، اندیس n نشان‌دهنده مولفه عمود بر صفحه تولید صدا، v سرعت صفحه تولید صدا، $\delta(f)$ تابع دلتای دیراک و $H(f)$ تابع هویساید و T_{ij} تانسور تنش لایتهیل است. همچنین متغیر f به گونه‌ای است که مقدار صفر آن سطح تولید صدا و مقادیر بزرگ‌تر از صفر آن ناحیه انتشار موج را تشکیل می‌دهد. معادله ۶ شامل سه ترم منبع است که مکانیزم‌های تولید صدای روتور را نشان می‌دهد. اولین ترم منبع به عنوان نوفه ضخامت شناخته می‌شود و با جابجایی توده‌های سیال توسط سطح پره مرتبط است. ترم دوم به عنوان نوفه بارگذاری شناخته می‌شود که به دلیل نوسانات فشار یا بار آیرودینامیکی بر واحد سطح اعمال شده بر میدان جریان توسط سطح پره ایجاد می‌شود. صدای بارگذاری می‌تواند هم تونال و هم پهن‌بند باشد زیرا به اجزای قطعی و تصادفی جریان بستگی دارد [۴۳]. عبارت نهایی معادله، به عنوان منابع چهار قطبی شناخته می‌شوند که عمدتاً از منابعی تشکیل شده است که ماهیت پهن‌بند دارند. منابع رایج برای صدای پهن‌بند روتور، نوفه مکش آشفته و نوفه تداخل دنباله ملخ است [۴۴]. سهم پهن‌بند همچنین ناشی از نوفه ناشی از ایرفویل ملخ است که ناشی از برهمکنش پره و لایه مرزی القایی خود بر روی سطح آن است [۴۵].

۲-۳ ابعاد دامنه محاسباتی و شرایط مرزی

برای اعمال روش مدل قاب مرجع چندگانه، دامنه محاسباتی در نظر گرفته شده شامل دو بخش، یکی روتور که شامل استوانه‌ای در برگیرنده ملخ و دیگری استاتور که بصورت استوانه دربرگیرنده روتور می‌باشد، در نظر گرفته شده است. ورودی، خروجی و مرزهای خارجی ناحیه

ساکن به اندازه کافی از ملخ دور قرار داده شده‌اند تا از تاثیرگذاری توسعه کامل جریان بالادست و پایین دست بر نتایج تحلیل جلوگیری شود. انتخاب فاصله مناسب بالادست و پایین دست ناحیه جریان برای جلوگیری از چرخش مجدد جریان که باعث مشکلات همگرایی می‌شود، بسیار مهم است. این ابعاد برای به حداقل رساندن هزینه شبیه‌سازی و به حداکثر رساندن کارایی می‌باشد. در مطالعه حاضر با توجه به مطالعه گسترده صورت گرفته بر روی تحقیقات پیشین، ابعاد دامنه محاسباتی استاتیکی به صورت استوانه با قطر ۲.۷۴۴ متر (6D) و ارتفاع ۴.۱۱۴۸ متر (9D) و ابعاد دامنه متحرک، استوانه به قطر ۰.۶۸۶ متر (1.5D) و ارتفاع ۰.۱۸۳ متر (0.4D) در نظر گرفته شده است، که D قطر ملخ می‌باشد شکل ۴. برای ورودی جریان هوا از شرط مرزی سرعت ورودی با سرعت صفر (شرایط پرواز ایستایی) و برای خروجی از شرط مرزی فشار استفاده شده است. برای ملخ نیز شرط مرزی عدم لغزش اعمال گردید. در مطالعه حاضر، ملخ در شرایط پرواز ایستایی و به ازای سرعت دورانی ۳۰۰ دور در دقیقه شبیه سازی شده است. بنابراین عدد رینولدز در ۷۵٪ شعاع روتور $(Re_{0.75c} = 0.75R\rho\Omega c/\mu_\infty)$ برابر با 1.1×10^5 بوده که Ω نشان دهنده سرعت زاویه‌ای بر حسب رادیان بر ثانیه، R نشان دهنده شعاع روتور، ρ نشان دهنده چگالی هوا، c نشان دهنده وتر پره روتور در موقعیت ۷۵٪ شعاع و μ_∞ نشان دهنده ویسکوزیته دینامیکی هوا است.



شکل ۴: شماتیک حوزه محاسباتی انتخاب شده با شرط مرزی.

۴-۲ بررسی استقلال از شبکه و اعتبارسنجی

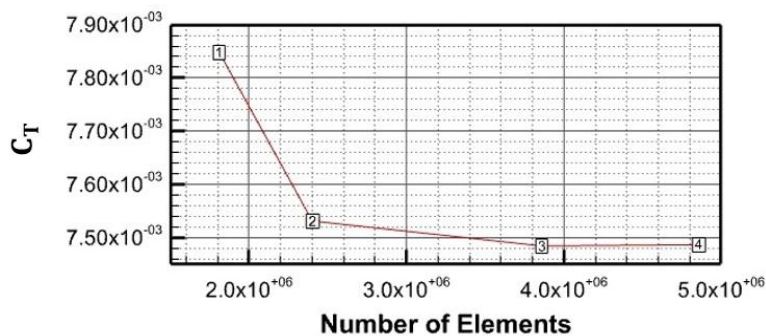
برای بررسی استقلال از شبکه نتایج، ضرایب آیرودینامیکی با استفاده از چندین شبکه مختلف مورد بررسی قرار گرفت. این فرآیند به تعریف یک شبکه با کیفیت کافی برای دستیابی به نتایج قابل اعتماد و دقیق و به حداقل رساندن زمان محاسباتی و دستیابی به همگرایی مناسب راه حل کمک می‌کند. به این منظور، در مطالعه حاضر از چهار شبکه

مختلف درشت، متوسط، ریز و بسیار ریز با تعداد المان‌های ۱۸۰۸۴۲۳، ۲۴۰۳۰۶۵، ۳۸۶۰۶۸۴ و ۴۸۵۶۳۷۱ برای هندسه ملخ، استفاده شده است. برای ارزیابی دقت هر شبکه، نتایج ضریب رانش و گشتاور ملخ طبق معادلات زیر محاسبه شدند:

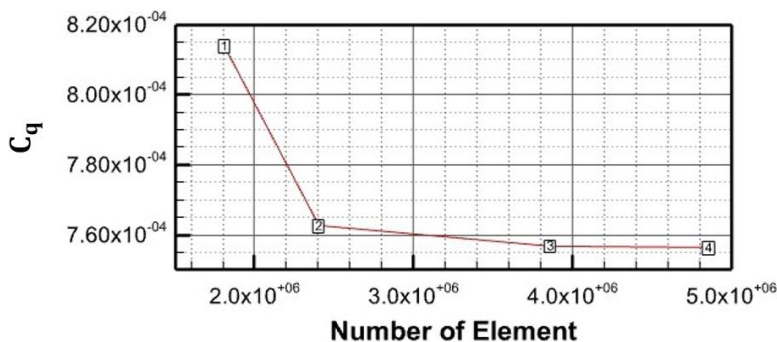
$$C_T = \frac{T}{\rho A \Omega^2 R^2} \quad (۷)$$

$$C_Q = \frac{Q}{\rho A \Omega^2 R^3} \quad (۸)$$

که A مساحت صفحه چرخش ملخ بر حسب مترمربع، T نیروی رانش ملخ بر حسب نیوتون و Q گشتاور ملخ بر حسب نیوتون متر می‌باشد. با توجه به شکل‌های ۵ و ۶ ضرایب رانش و گشتاور ملخ به ازای تعداد المان ۳۸۶۰۶۸۴ و ۴۸۵۶۳۷۱ به ترتیب ۰.۰۰۴۹۴٪ و ۰.۰۰۷۳۸٪ تغییر داشته است که بسیار ناچیز می‌باشد. از این رو شبکه ریز با تعداد المان ۳۸۶۰۶۸۴ برای شبیه‌سازی در نظر گرفته شد.

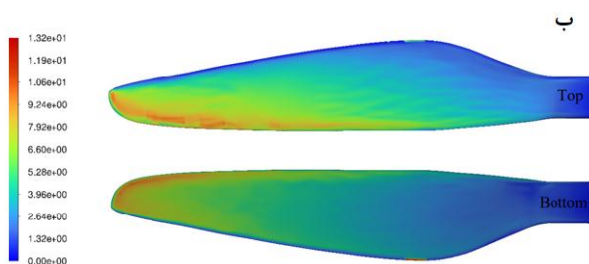
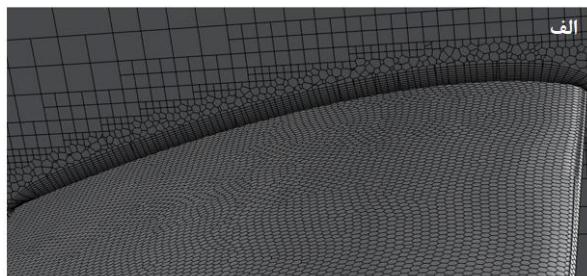


شکل ۵: بررسی ضریب رانش ملخ بر حسب تعداد سلول



شکل ۶: بررسی ضریب گشتاور ملخ بر حسب تعداد سلول

لازم به ذکر است تمامی شبکه‌ها با استفاده از عناصر بی سازمان لانه زنبوری^۱ تولید شده است. در نزدیکی سطح از شبکه‌بندی لایه مرزی شامل هشت لایه با نرخ رشد ۱.۱ و فاصله اولین سلول 6×10^{-5} متر، استفاده شده است. شکل ۷ شبکه سطحی و خطوط هم‌تراز y^+ روی سطح پره را برای شبکه ریز نشان می‌دهد. همانطور که مشخص است حدود ۹۰ درصد سطح ملخ دارای y^+ کمتر از ۶.۵ و مابقی سطح ملخ دارای y^+ بین ۶.۵ و ۱۳.۲ می‌باشد. این مقدار بسیار پایین‌تر از مقادیر مورد استفاده در [۴۰] بوده و نشان می‌دهد سیستم شبکه‌بندی استفاده شده برای مدل آشفتگی SST $k-\omega$ نسبتاً مناسب است. در نهایت، برای اطمینان از همگرایی حل، شبیه‌سازی تا زمانی که تغییر نیروی رانش ملخ در ۱۰۰۰ تکرار آخر کمتر از ۰.۰۱ درصد باشد، تکرار می‌شوند، در این حالت خطاهای باقی مانده حل کمتر از 10^{-6} هستند.



شکل ۷: بررسی ضریب گشتاور ملخ بر حسب تعداد سلول

همانطور که در جدول ۱ مشاهده می‌شود، با مقایسه نتایج به دست آمده در مطالعه حاضر و نتایج تجربی [۴۶] برای $RPM=3000$ ، درصد خطا برای نیروی رانش و گشتاور ملخ به ترتیب حدود ۰.۰۵٪ و ۰.۹۸٪ به دست آمد که تطابق نتایج را به خوبی اثبات می‌کند.

¹ Poly Hexcore

جدول ۱. مقایسه نتایج حاصل با نتایج تجربی

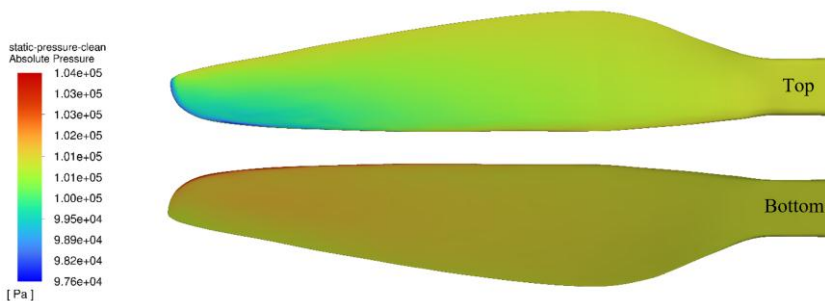
گشتاور (N.m)	رانش (N)	
۰.۱۸۴۷	۷.۹۵۴۵	نتایج مطالعه حاضر
۰.۱۸۶۸	۷.۹۴۷۰	نتایج تجربی [۴۶]
۰.۹۷۹۳	۰.۰۴۵۸	درصد خطا

۳- نتایج

در این بخش عملکرد آیرودینامیکی و هواصوتی ملخ مورد ارزیابی قرار گرفته است. نتایج ارائه شده شامل بررسی خطوط همتراز فشار استاتیک روی سطوح بالا و پایینی ملخ، ضریب فشار در چندین مقطع مختلف ملخ، خطوط همتراز خطوط مجذور میانگین مربعات فشار (p_{rms}) و شدت آشفتنی روی سطوح بالا و پایینی ملخ، خطوط همتراز ورتیسیته، طیف نوفه دور دست در زوایای قطبی مختلف، نمودار الگوی جهت دهی^۱ صدای کل و اولین فرکانس عبور پره است.

۳-۱ بررسی عملکرد آیرودینامیکی

خطوط همتراز فشار استاتیک روی سطوح بالا و پایینی پره در شکل ۸ ارائه شده است.

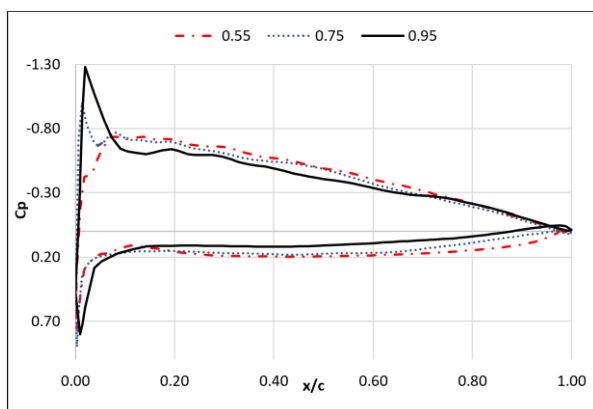


شکل ۸: خطوط همتراز فشار استاتیک روی سطوح بالا و پایینی پره

¹ Directivity

با توجه به شکل، مناطق کم فشار بزرگی روی سطح بالایی پره به خصوص نزدیک به لبه حمله در نزدیکی نوک پره مشاهده شده است. از طرفی بنابر نتایج مطالعات پیشین [۴۷]، اختلاف فشار بین سطوح بالا و پایین پره باعث ایجاد نوفه تونال بارگذاری می‌گردد. بنابراین این مناطق، سهم به سزایی در تولید نیروی برآ و از طرفی تولید نوفه تونال بارگذاری خواهد داشت.

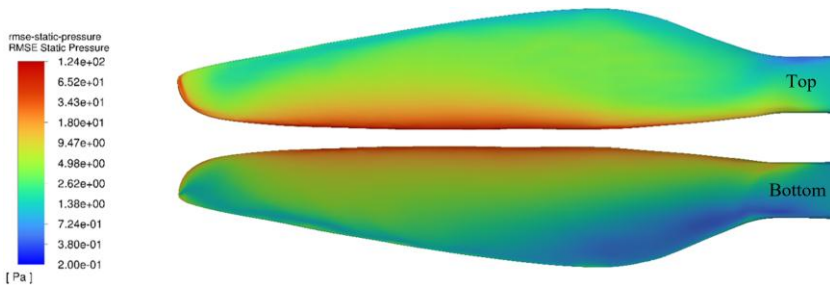
توزیع ضریب فشار روی ایرفویل از نظر رفتار لایه مرزی یک پارامتر مهم است چراکه گرادیان فشار بر توسعه لایه آرام و آشفته تأثیر می‌گذارد. بدین منظور مقایسه نمودار ضریب فشار در سه مقطع مختلف پره از ریشه تا نوک که به ترتیب در مختصات ۰.۵۵ و ۰.۷۵ و ۰.۹۵ درصد شعاع پره واقع شده است، در شکل ۹ ارائه گردیده است.



شکل ۹: مقایسه ضریب فشار در سه مقطع ۰.۵۵، ۰.۷۵ و ۰.۹۵ شعاع پره

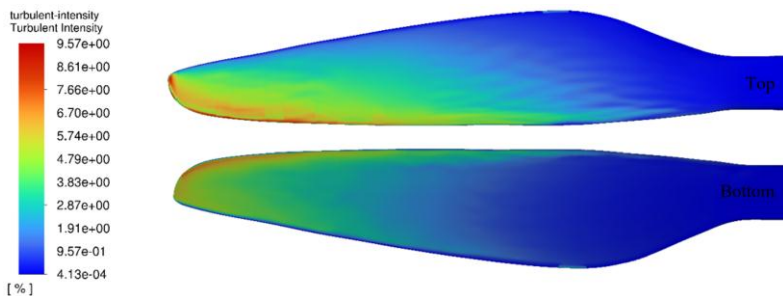
در شکل بالا، عبارتست از وتر بی بعد در موقعیت‌های مشخص شده بطوری که x در هر مقطع از لبه حمله شروع شده است. با توجه به شکل مشخص است که در تمامی مقاطع، ضریب فشار در سطح زیر ملخ به استثنای محدوده لبه حمله و فرار ثابت بوده و کمترین ضریب فشار در نزدیکی لبه حمله سطح بالایی ملخ رخ داده است.

در ادامه و به منظور بررسی مکان‌های مستعد تولید نوفه پهن‌بند، رفتار نوسانات فشار روی سطح پره مورد مطالعه قرار گرفته است. بدین منظور، خطوط هم‌تراز مجذور میانگین مربعات فشار (p_{rms}) روی سطوح بالا و پایینی پره در شکل ۱۰ ارائه شده است.



شکل ۱۰: خطوط همتراز مجذور میانگین مربعات فشار (p_{rms}) روی سطوح بالا و پایینی پره

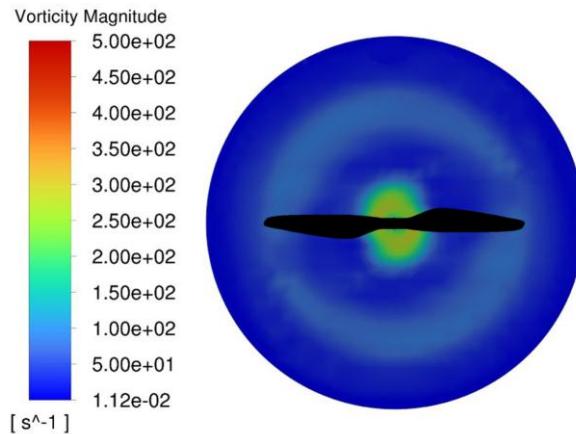
با توجه به شکل، بیشترین مقدار را در سرتاسر دهانه پره در نواحی نزدیک به لبه حمله داشته و با حرکت به سمت لبه فرار پره کاهش یافته است. بنابراین بر خلاف بال غیر دوار که معمولاً بیشترین نوسانات فشار استاتیکی در لبه فرار اتفاق می افتد (نوفه لبه فرار لایه مرزی آشفته)، برای ملخ مورد مطالعه، منبع غالب نوفه پهن باند در محدوده لبه حمله رخ داده و می تواند ناشی از تداخل لبه حمله با جریان آشفته پره جلویی باشد. خطوط همتراز شدت توربولانس روی سطوح بالا و پایینی پره در شکل ۱۱ ارائه شده است.



شکل ۱۱: خطوط همتراز شدت توربولانس روی سطوح بالا و پایینی پره

همانطور که در شکل مشاهده می شود، شدت توربولانس در لبه حمله و در نزدیکی نوک پره مقادیر بالاتری داشته داشته و با فاصله گرفتن از نوک پره و همچنین حرکت به سمت لبه فرار، کاهش می یابد.

خطوط همتراز روتیسیته در صفحه برش نرمال به محور ملخ، واقع در $0.09D$ در پایین دست ملخ نیز در شکل ۱۲ ارائه شده است.

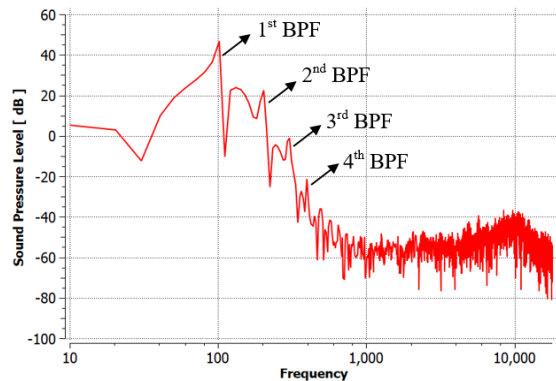


شکل 12: خطوط همتراز ورتیسیته در صفحه چرخش ملخ.

با توجه به شکل بیشترین میزان ورتیسیته در نواحی مرکزی صفحه، اتفاق افتاده است.

۲-۳ بررسی عملکرد هوا صوتی

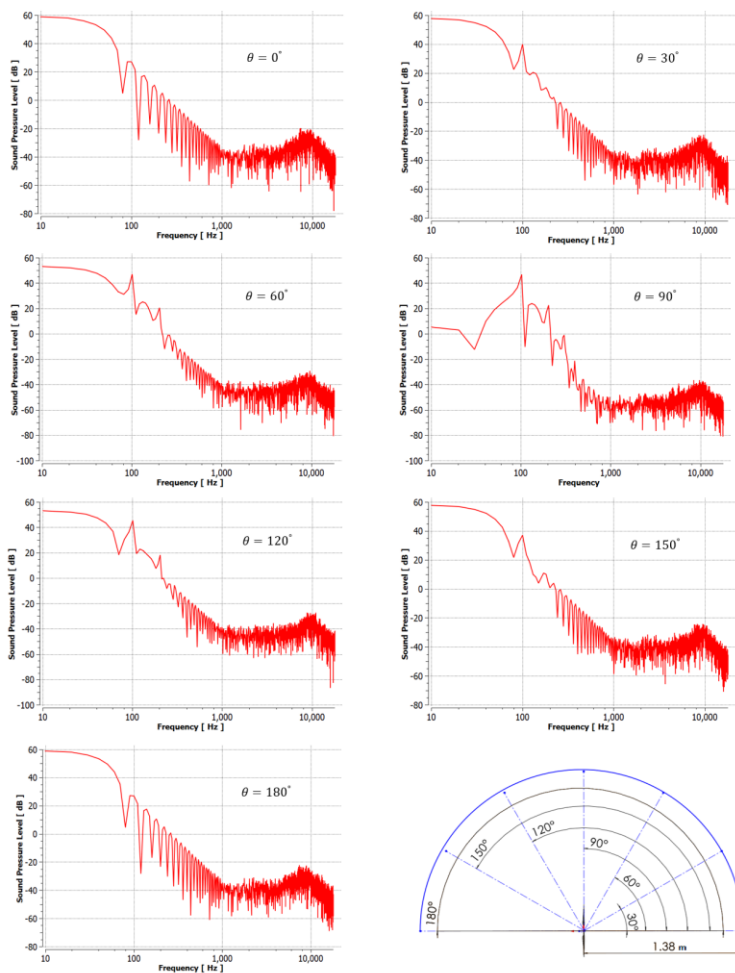
در این بخش عملکرد هوا صوتی ملخ مورد ارزیابی قرار گرفته است. نتایج ارائه شده در این قسمت شامل بررسی طیف نوفه دوردست در زوایای قطبی مختلف و نمودار الگوی جهت‌دهی صدای کل و اولین فرکانس عبور پره است. به منظور بررسی دقیق ساختار نوفه ملخ، در شکل ۱۳، طیف نوفه ملخ در زاویه قطبی ۹۰ درجه به ازای RPM=3000 و در فاصله 3D از مرکز ملخ (۱.۳۸ متر) ارائه شده است.



شکل ۱۳: طیف نوفه ملخ به ازای RPM=3000 و $\theta=90$

همان‌طور که در شکل مشاهده می‌گردد، نوفه ملخ شامل نوفه‌های تونال گسسته و نوفه پهن باند می‌باشد. نوفه تونال معمولاً در فرکانس‌های پایین و متوسط غالب بوده و از منابع مختلفی مانند نوفه بارگذاری، نوفه ضخامت و نوفه ناپایدار تداخل گردابه پره ایجاد می‌شود. با توجه به مطالعات پیشین، برای سرعت‌هایی که به سرعت صوت نزدیک نمی‌شوند، نوفه ضخامت در مقایسه با سایر منابع کمتر بوده و مهمترین منبع تولید نوفه تونال نوفه بارگذاری است. با توجه به شکل می‌توان مشاهده کرد که بزرگترین نوفه تونال ملخ در فرکانس ۱۰۰ هرتز و هارمونیک‌های آن رخ داده است. این پیک تونال مربوط به اولین فرکانس عبور پره در $RPM=3000$ است. همچنین مشاهده می‌گردد که نوفه تونال در فرکانس‌های عبور پره مرتبه بالا (مضرب صحیحی از فرکانس‌های عبور پره) در مقایسه با اولین فرکانس، نسبتاً کوچکتر بوده و به صورت تقریباً خطی کاهش یافته است. از سوی دیگر، با توجه به شکل ۱۳، نوفه پهن‌باند، محدوده‌ی فرکانسی گسترده‌ای شامل فرکانس بالا که گوش انسان به آن حساس است را پوشش داده است. نکته‌ای که باید در نظر داشت این است که اگرچه مقادیر نوفه پهن‌باند بسیار کمتر از نوفه تونال در فرکانس عبور پره و هارمونیک‌های آن است، اما بدلیل پوشش گسترده فرکانسی، بخش بزرگی از کل انرژی نوفه ملخ را به خود اختصاص داده و بنابراین بخش مهمی از نوفه تولید شده توسط ملخ است. همچنین با توجه به شکل، تون‌های گسسته مرتبط با ملخ تا فرکانس‌های بالا (فرکانس ۷۰۰ هرتز و یا به عبارتی تا هفتمین BPF) همچنان قابل رویت هستند. علاوه بر این، اجزای پهن‌باند در محدوده‌های فرکانس‌های بالا غالب هستند.

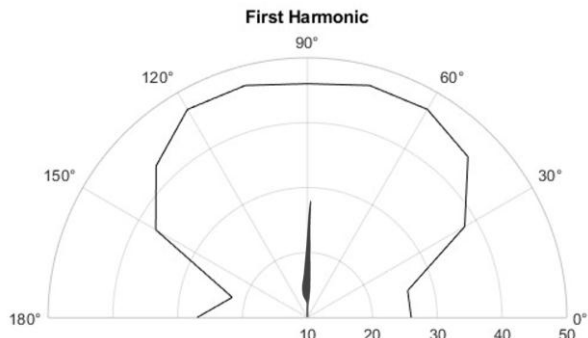
با توجه به مطالعات گذشته، طیف نوفه ملخ علاوه بر دور ملخ، تابعی از جهت انتشار نوفه نیز می‌باشد. در شکل ۱۴ طیف نوفه ملخ به ازای $RPM=3000$ در زوایای قطبی مختلف نشان داده شده است.



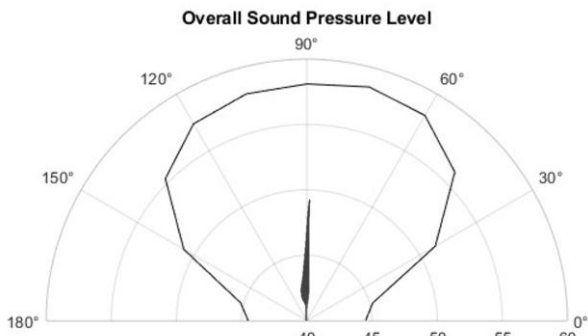
شکل ۱۴: طیف نوفه ملخ به ازای $RPM=3000$ در زوایای قطبی مختلف

با توجه به شکل و مطابق انتظار، فرکانس عبور پره ثابت بوده و تابعی از زاویه انتشار نیست. با این حال، در زوایای قطبی صفر (سمت مکش) و 180° درجه (سمت دنباله جریان ملخ)، نوفه تونال ملخ در فرکانس عبور پره و هارمونیک‌های آن قابل رویت نیست. بعلاوه همانطور که مشاهده می‌گردد با حرکت به سمت زاویه قطبی 90° درجه (صفحه چرخش ملخ)، نوفه پهن‌بند در فرکانس‌های پایین کاهش یافته و در عوض نوفه تونال ملخ افزایش یافته است. این امر نشان‌دهنده انتشار نوفه تونال در راستای چرخش ملخ و انتشار نوفه پهن‌بند در راستای عمود بر صفحه چرخش ملخ است.

در نهایت در شکل‌های ۱۵ و ۱۶، به ترتیب نمودار جهت‌دهی مقدار نوفه ملخ در اولین فرکانس عبور پره و نمودار جهت‌دهی سطح فشار صوتی کل در فاصله ۱.۳۸ متر از مرکز ملخ در $RPM=3000$ ارائه شده است.



شکل ۱۵: الگوی جهت‌دهی مقدار نوفه ملخ در اولین فرکانس عبور پره



شکل ۱۶: الگوی جهت‌دهی سطح فشار صوتی کل

۴- بحث و نتیجه‌گیری

در این پژوهش به بررسی عددی نوفه آیرودینامیکی ایجاد شده ناشی از جریان اطراف ملخ T-Motor 18×6.1 در شرایط پرواز ایستایی در اعداد رینولدز پایین پرداخته شد. بدین منظور معادلات رینولدز میانگین ناپایا ناویر استوکس در حالت تراکم ناپذیر با استفاده از مدل توربولانسی $k-\omega$ SST و مدل قاب مرجع چندگانه حل شد. برای پیش‌بینی صدای دوردست نیز از روش فوکس ویلیامز و هاوکینگز استفاده شد. در ابتدا اعتبارسنجی عددی برای جریان آیرودینامیکی حول ملخ انجام شده و سپس به تحلیل آیرودینامیکی و به دنبال

آن تحلیل هواصوتی جریان حول ملخ پرداخته شد. مهمترین نتیجه‌ها در این پژوهش، عبارتند از:

- با حرکت از ریشه به سمت نوک پره، ضریب فشار افزایش می‌یابد.
- خطوط هم‌تراز فشار استاتیک بیانگر شکل‌گیری مناطق کم فشار وسیعی روی سطح بالایی پره نزدیک به لبه حمله نوک پره است. این مناطق، سهم به سزایی در تولید نیروی برآ و از طرفی تولید نوفه تونال بارگذاری دارد.
- بررسی نوسانات فشار روی سطح پره نشان داد که بیشترین مقدار آن در سرتاسر دهانه ملخ در نواحی نزدیک به لبه حمله بوده و با حرکت به سمت لبه فرار پره کاهش یافته است.
- منبع غالب نوفه پهن‌بند در محدوده لبه حمله رخ داده و می‌تواند ناشی از تداخل لبه حمله با جریان آشفته پره جلویی باشد.
- بزرگترین نوفه تونال ملخ در فرکانس ۱۰۰ هرتز و هارمونیک‌های آن رخ داده و نوفه تونال در فرکانس‌های عبور پره مرتبه بالا به صورت تقریباً خطی کاهش یافته است.
- در زوایای قطبی صفر و ۱۵ درجه (سمت مکش) و ۱۶۵ و ۱۸۰ درجه (سمت دنباله جریان ملخ)، نوفه تونال در فرکانس عبور پره و هارمونیک‌های آن قابل رویت نیست.
- با حرکت به سمت صفحه چرخش ملخ، نوفه پهن‌بند در فرکانس‌های پایین کاهش یافته در حالیکه نوفه تونال افزایش یافته است.

۵-تعارض منافع

نویسندگان اعلام می‌دارند که در مورد انتشار این مقاله تضاد منافع وجود ندارد. علاوه بر این، موضوعات اخلاقی شامل سرقت ادبی، رضایت آگاهانه، سوء رفتار، جعل داده‌ها، انتشار و ارسال مجدد و مکرر توسط نویسندگان رعایت شده است.

۶-دسترسی آزاد

این نشریه دارای دسترسی باز است و اجازه اشتراک (تکثیر و بازآرایی محتوا به هر شکل) و انطباق (بازترکیب، تغییر شکل و بازسازی بر اساس محتوا) را می‌دهد.

۷-منابع

1. Charavgis, F., *Monitoring and assessing concrete bridges with intelligent techniques*. 2016.
2. Hassanalian, M. and A. Abdelkefi, *Classifications, applications, and design challenges of drones: A review*. Progress in Aerospace sciences, 2017. **91**: p. 99-131.
3. Marino, L. *Experimental analysis of UAV propeller noise*. in *16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. 2010.
4. Eydi, F. and A. Mojra, *A numerical study on the benefits of passive-arc plates on drag and noise reductions of a cylinder in turbulent flow*. Physics of Fluids, 2023. **35**(8).
5. Sadeghimalekabadi, M., A. Davari, and M. Fadaei, *Noise reduction in small wind turbines with optimized serrated blades*. Physics of Fluids, 2024. **36**(5).
6. Wang, H., *Sound-vortex conversion on droplets: Kinematic model of sound activated vortices*. Physics of Fluids, 2025. **37**(1).
7. Afshari, A. and J. Ragani Lamouki, *Experimental investigation of the Effect of finlets height on Turbulent boundary layer Trailing-Edge Noise*. Aerospace Defense, 2024. **3**(3): p. -.
8. Afshari, A. and J. Ragani Lamouki, *Experimental investigation of aerodynamic noise of the drone propeller at low Reynolds numbers*. Aerospace Defense, 2024. **2**(4): p. 78-93.
9. Hammer, M.S., T.K. Swinburn, and R.L. Neitzel, *Environmental noise pollution in the United States: developing an effective public health response*. Environmental health perspectives, 2014. **122**(2): p. 115-119.
10. Rudolph, K.E., et al., *Environmental noise and sleep and mental health outcomes in a nationally representative sample of urban US adolescents*. Environmental Epidemiology, 2019. **3**(4): p. e056.
11. Alam, P., et al., *Noise pollution mitigation and control in urban areas near international borders through 2D noise mapping*. Scientific Reports, 2024. **14**(1): p. 30582.

12. Theodore, C.R. *A summary of the nasa design environment for novel vertical lift vehicles (DELIVER) project.* in *Transformative Vertical Flight Workshop*. 2018.
13. Zawodny, N.S., A. Christian, and R. Cabell. *A summary of NASA research exploring the acoustics of small unmanned aerial systems.* in *2018 AHS Technical Meeting on Aeromechanics Design for Transformative Vertical Flight*. 2018.
14. Christian, A.W. and R. Cabell. *Initial investigation into the psychoacoustic properties of small unmanned aerial system noise.* in *23rd AIAA/CEAS aeroacoustics conference*. 2017.
15. Torija, A.J., R.H. Self, and J.L. Lawrence. *Psychoacoustic characterisation of a small fixed-pitch quadcopter.* in *Inter-Noise and Noise-Con Congress and Conference Proceedings*. 2019. Institute of Noise Control Engineering.
16. Li, S.K., *Comprehensive Rotorcraft Broadband Noise Prediction*. 2022: University of California, Davis.
17. Müller, G. and M. Möser, *Handbook of engineering acoustics*. 2012: Springer Science & Business Media.
18. Brentner, K.S. and F. Farassat, *Modeling aerodynamically generated sound of helicopter rotors*. *Progress in aerospace sciences*, 2003. **39**(2-3): p. 83-120.
19. Farassat, F. and G.P. Succi, *The prediction of helicopter rotor discrete frequency noise*. In: *American Helicopter Society*, 1982; p. 497-507.
20. Williams, J.F. and D. Hawkins, *Theory relating to the noise of rotating machinery*. *Journal of Sound and Vibration*, 1969. **10**(1): p. 10-21.
21. Lee, S., K.S. Brentner, and P.J. Morris, *Long-range and nonlinear propagation of helicopter high-speed impulsive noise*. *Journal of the American Helicopter Society*, 2017. **62**(2): p. 1-10.
22. Brandt, J. and M. Selig. *Propeller performance data at low reynolds numbers.* in *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. 2011.
23. Deters, R.W., G.K. Ananda Krishnan, and M.S. Selig. *Reynolds number effects on the performance of small-scale propellers.* in *32nd AIAA applied aerodynamics conference*. 2014.

24. Winslow, J., et al., *Basic understanding of airfoil characteristics at low Reynolds numbers (10 4–10 5)*. Journal of aircraft, 2018. 55(3): p. 1050-1061.
25. Genç, M.S., et al. *Flow characteristics over NACA4412 airfoil at low Reynolds number*. in *EPJ web of conferences*. 2016. EDP Sciences.
26. Sunada, S., et al., *Airfoil characteristics at a low reynolds number*. Journal of Flow Visualization and Image Processing, 2000. 7(3).
27. Lin, J.M. and L.L. Pauley, *Low-Reynolds-number separation on an airfoil*. AIAA journal, 1996. 34(8): p. 1570-1577.
28. Snider, R., et al. *Full-scale rotorcraft broadband noise prediction and its relevance to civil noise certification criteria*. in *69th American Helicopter Society International Annual Forum 2013*. 2013.
29. Intaratap, N., et al. *Experimental study of quadcopter acoustics and performance at static thrust conditions*. in *22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. 2016.
30. Zawodny, N.S., D.D. Boyd Jr, and C.L. Burley. *Acoustic characterization and prediction of representative, small-scale rotary-wing unmanned aircraft system components*. in *American Helicopter Society (AHS) Annual Forum*. 2016.
31. Zawodny, N.S. and D.D. Boyd, *Investigation of rotor–airframe interaction noise associated with small-scale rotary-wing unmanned aircraft systems*. Journal of the American Helicopter Society, 2020. 65(1): p. 1-17.
32. Begault, D.R. *Ambient Noise Measurement for UAM Metric Analysis and Research*. in *Acoustics and Urban Air Mobility Technical Working Group Meeting*. 2019.
33. Lu, Z., M. Debiassi, and B.C. Khoo. *Acoustic characteristics of a multi-rotor MAV and its noise reduction technology*. in *INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings*. 2016. Institute of Noise Control Engineering.
34. Feight, J.A., et al. *Acoustic characterization of a multi-rotor UAS as a first step towards noise reduction*. in *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*. 2017.
35. Cabell, R., F. Grosveld, and R. McSwain. *Measured noise from small unmanned aerial vehicles*. in *Inter-Noise and*

- Noise-Con Congress and Conference Proceedings. 2016. Institute of Noise Control Engineering.
36. Tinney, C.E. and J. Sirohi, *Multirotor drone noise at static thrust*. Aiaa Journal, 2018. **56**(7): p. 2816-2826.
37. Ventura Diaz, P. and S. Yoon. *High-fidelity computational aerodynamics of multi-rotor unmanned aerial vehicles*. in *2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*. 2018.
38. Lopez, O.D., J.A. Escobar, and A.M. Pérez. *Computational study of the wake of a quadcopter propeller in hover*. in *23rd AIAA computational fluid dynamics conference*. 2017.
39. Hahn, S., et al., *Coupled high-fidelity URANS simulation for helicopter applications*. Ann. Research Briefs, Center for Turbulence Research, Stanford, CA, 2006. **18**: p. 3341.
40. Yao, H. and H. Zhang, *Numerical simulation of two experiments for studying propeller exciting forces*. Ships and Offshore Structures, 2018. **13**(5): p. 532-539.
41. Cerny, M. and C. Breitsamter, *Investigation of small-scale propellers under non-axial inflow conditions*. Aerospace Science and Technology, 2020. **106**: p. 106048.
42. Farassat, F., *Derivation of Formulations 1 and 1A of Farassat*. 2007.
43. Pascioni, K.A., S.A. Rizzi, and N. Schiller. *Noise reduction potential of phase control for distributed propulsion vehicles*. in *AIAA Scitech 2019 Forum*. 2019.
44. Massey, K. and R. Gaeta. *Noise measurements of tactical UAVs*. in *16th AIAA/CEAS aeroacoustics conference*. 2010.
45. Brooks, T.F., D.S. Pope, and M.A. Marcolini, *Airfoil self-noise and prediction*. 1989, Langley Research Center.
46. Garofano-Soldado, A., et al., *Numerical-experimental evaluation and modelling of aerodynamic ground effect for small-scale tilted propellers at low Reynolds numbers*. Aerospace Science and Technology, 2022. **126**: p. 107625.
47. Mankbadi, R.R., S. Afari, and V.V. Golubev. *Simulations of broadband noise of a small uav propeller*. in *AIAA Scitech 2020 Forum*. 2020.