



فصلنامه علمی ((دفاع هوافضایی))

دوره ۲، شماره ۴، اسفند ۱۴۰۲

عنوان مقالات

مقاله پژوهشی

بررسی تجربی نوفه آیرودینامیکی ملخ پهپاد در اعداد رینولدز پایین

عباس افشاری^۱، جابر رگنی لموکی^۲

۱. استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران
 ۲. دانشجوی دکتری هوافضا، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

چکیده

در دهه‌های اخیر، استفاده از پهپادها به عنوان بخشی از زیرساخت‌های حمل و نقل شهری و منطقه‌ای و همچنین کاربردهای نظامی توسعه فراوانی پیدا کرده است. از طرفی، نوفه آیرودینامیکی بالای آن‌ها، یکی از چالش‌های جدی جهت اخذ گواهینامه صلاحیت پروازی برای این وسائل پرنده است. مهمترین منبع نوفه در مولتی روتورها، هواپیماها و پهپادهای ملخی با موتور الکتریکی و یا حتی موتور توربوپراپ، نوفه ناشی از ملخ است. در مطالعه حاضر، جهت شناخت بیشتر مکانیزم‌های مؤثر بر نوفه ملخ در اعداد رینولدز پایین و بررسی حساسیت نوفه به سرعت دورانی ملخ و زاویه قطبی انتشار آن، نوفه دوردست یک ملخ نمونه پهپاد به روش تجربی مورد ارزیابی گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که نوفه ملخ شامل نوفه‌های تونال و پهن‌بند بوده به طوری که در فرکانس‌های پایین، بزرگترین نوفه تونال ملخ در فرکانس عبور پره رخ داده و هارمونیک‌های آن تا فرکانس‌های بالا همچنان قابل رویت هستند. از طرفی، اجزای پهن‌بند نوفه در محدوده‌های فرکانس متوسط و بالا غالب هستند. افزایش سرعت دورانی ملخ منجر به افزایش دامنه هر دو طیف نوفه تونال و پهن‌بند شده به طوری که مقادیر سطح فشار صوتی کل و طیف نوفه ملخ در اولین فرکانس عبور پره با افزایش سرعت دورانی ملخ، افزایش یافته است. در نهایت نتایج نشان داد که نوفه پهن‌بند نسبت به نوفه تونال حساسیت بالاتری نسبت به زاویه انتشار صوت دارد.

اطلاعات مقاله

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۰۲/۲۳

تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۲/۰۸

کلمات کلیدی:

ملخ، نوفه آیرودینامیکی، سطح فشار صوتی، الگوی جهت‌دهی، فرکانس.



نویسنده مسئول:

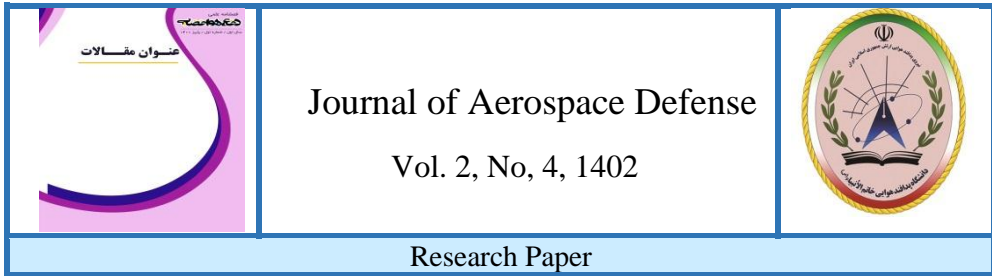
جابر رگنی لموکی

ایمیل:

j.raganilamooki@mail.um.ac.ir

استناد به مقاله: عباس افشاری، جابر رگنی لموکی، بررسی تجربی نوفه آیرودینامیکی ملخ پهپاد در اعداد رینولدز پایین ،

مجله علمی پژوهشی دفاع هوافضایی دوره ۲، شماره ۴، اسفند ۱۴۰۲.



Experimental investigation of aerodynamic noise of the drone propeller at low Reynolds numbers

Abbas Afshari¹, Jaber Ragani Lamouki²

¹ Assistant Professor, Department of Aerospace Engineering, Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology, Tehran, Iran.

² Ph.D. Student in Aerospace Engineering, Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran.

Article Information

Accepted: 2024/05/12

Received: 2024/04/27

Keywords:

propeller, aerodynamic noise, Sound Pressure Level, directivity, frequency.



Corresponding author:

Jaber Ragani Lamouki

Email:

j.raganilamooki@mail.um.ac.ir

Abstract

In recent decades, the use of drones as part of urban and regional transport infrastructure, as well as military applications, has developed extensively. Contrarily, their high aerodynamic noise is one of the serious challenges to obtaining a certificate of airworthiness for these flying devices. The most important source of noise in multi-rotors, airplanes, and propeller drones with electric motors or even turboprop engines is the noise caused by propellers. In the present study, to learn more about the mechanisms affecting the propeller's noise at low Reynolds numbers and to investigate the sensitivity of the noise to the propeller rotational speed and the polar angle of its propagation, the far-field noise of a drone propeller has been evaluated experimentally. The results show that the propeller's noise includes tonal and broadband noise, so that at low frequencies, the largest propeller tonal noise occurs at the blade pass frequency, and its harmonics are still visible up to high frequencies. On the other hand, the broadband components of noise predominate in the medium and high-frequency ranges. The increase in propeller rotational speed has led to an increase in the amplitude of both the tonal and broadband noise spectrum, so that the values of the overall sound pressure level and the noise spectra of the propeller at the first blade pass frequency have increased with the increment of the propeller rotational speed. Finally, the results showed that broadband noise has a higher sensitivity to the polar angle of sound propagation than tonal noise.

HOW TO CITE: A. Afshari, J. Ragani Lamouki, Experimental investigation of aerodynamic noise of the drone propeller at low Reynolds numbers, Journal of Airspace Defense, Vol. 2, No 4, 1402.

۱- مقدمه

در چند دهه اخیر، استفاده از مولتی روتورها بطور چشمگیری در صنعت حمل و نقل هوایی گسترش یافته و به عنوان یکی از زیرساخت‌های جدید در حوزه حمل و نقل شهری و منطقه‌ای مورد توجه قرار گرفته است [۱،۲]. با توجه به کاربرد وسیع مولتی روتورها در نواحی شهری و مسکونی، کاهش آلودگی صوتی، یکی از ملزومات اصلی جهت اخذ گواهینامه صلاحیت پروازی این وسایل پرنده، می‌باشد. لذا می‌بایست بسیار کم‌صداتر از هواپیماها و بالگردهای متعارف باشند. علاوه بر اهمیت کاهش نوفه در کاربردهای تجاری و موضوعات زیست محیطی، در سال‌های اخیر، این موضوع در صنایع نظامی نیز جهت استفاده از پهپادهای کم صدا برای جاسوسی و همچنین به منظور رعایت اصل پنهانکاری در انجام بسیاری از مأموریت‌ها و جلوگیری از رهگیری‌های صوتی و کاهش آسیب‌پذیری سامانه‌ها و تأسیسات حساس نظامی کشورها مورد توجه قرار گرفته است. از طرفی دیگر مهمترین عامل ایجاد نوفه در مولتی روتورها، هواپیماها و پهپادهای ملخی با موتور الکتریکی و یا حتی موتور توربوپراپ، نوفه ناشی از ملخ است.

طی دهه‌های اخیر، پژوهشگران بسیاری به بررسی اثرات نامطلوب افزایش آلودگی صوتی ناشی از پرواز مولتی روتورها پرداخته‌اند [۳-۵]. کریستین و همکارانش [۴] به بررسی تفاوت در واکنش به صدای پرنده‌های بدون سرنشین کوچک و وسایل نقلیه جاده‌ای پرداختند. نتایج آنها نشان داد که آزار ناشی از صدای مولتی روتورها نسبت به صدای حمل و نقل جاده‌ای در سطح فشار صدای مشابه، بیشتر است. در پژوهش دیگری که توسط زاودنی و همکارانش [۵] انجام شد، صدای پرنده‌های بدون سرنشین کوچک در محیط‌های مختلف به دو روش عددی و تجربی مورد ارزیابی قرار گرفت. آنها با انجام آزمایش‌های اولیه روانشناسی شنیداری نشان دادند که بخش‌های زیادی از جوامع در معرض آسیب ناشی از این صدا قرار می‌گیرند.

منابع اصلی نوفه آیرودینامیکی ملخ را می‌توان به دو بخش کلی نوفه هارمونیک (تونال)^۱ و نوفه پهن‌بند^۲ تقسیم نمود. بطوریکه معمولاً نوفه غالب در فرکانس‌های پایین، از نوع تونال بوده و نوفه غالب در فرکانس‌های متوسط و بالا از نوع پهن‌بند می‌باشد. نوفه تونال ناشی از حرکت دورانی پره‌های ملخ است و در فرکانس‌های خاصی رخ می‌دهد. این فرکانس را فرکانس عبور پره^۳ می‌نامند که از طریق حاصلضرب سرعت دورانی چرخش شفت در تعداد پره‌ها، تعیین می‌گردد. هر بار عبور پره ملخ از درون سیال، باعث ایجاد اختلالات فشاری شده که به صورت امواج صوتی در فرکانس عبور پره و هارمونیک‌های آن در میدان دور منتشر می‌گردد.

عدد ماخ نوک پره، یکی از پارامترهای اصلی عملکرد ملخ در ایجاد نوفه تونال است. در سرعت‌های نوک پره^۴ زیر صوت، نوفه تونال ملخ ناشی از نوفه ضخامت^۵ و نوفه بارگذاری^۱ می‌باشد. نوفه

¹ Tonal noise

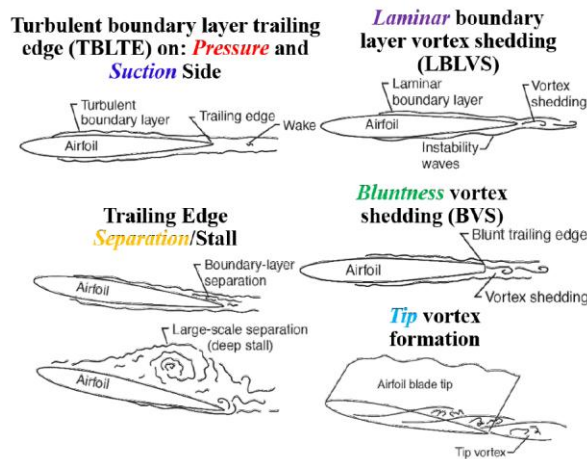
² Broadband noise

³ Blade Pass Frequency

⁴ Blade tip velocity

⁵ Thickness noise

ضخامت، در واقع صدای تونال جابجایی دوره‌ای جریان ناشی از ضخامت محدود پره‌ها بوده و نوفه بارگذاری، صدای ناشی از تغییر دوره‌ای نیروهای آیرودینامیکی پره نسبت به موقعیت ناظر ثابت است. افزایش عدد ماخ نوک پره باعث افزایش سطوح نوفه هارمونیک بالاتر می‌شود. برای ملخ هواپیماهای رایج، تا حدود عدد ماخ نوک پره ۰.۷-۰.۶، نوفه بارگذاری، عامل اصلی ایجاد نوفه است، در حالی که در اعداد ماخ نوک پره بالاتر، معمولاً نوفه ضخامت، غالب خواهد بود [۶]. علاوه بر نوفه ضخامت و نوفه بارگذاری، نوفه تونال شامل نوفه ناپایدار برهمکنش گردابه-پره^۲ و نوفه ضربه‌ای سرعت بالا^۳ نیز می‌شود. نوفه برهمکنش گردابه-پره، معمولاً سهم مهمی در نوفه تونال دارد. در سرعت‌های بالا، تشکیل امواج ضربه‌ای و انتشار غیرخطی صدا در جریان، باعث ایجاد نوفه ضربه‌ای می‌گردد [۷]. بنابراین در مولتی‌روتورها و هواپیماهای بدون سرنشین با سرعت پایین، نوفه مذکور فاقد اهمیت خواهد بود. نوفه پهن باند ملخ بسیار پیچیده‌تر از نوفه تونال بوده و به واسطه وجود جریان آشفته ایجاد می‌شود. این جریان آشفته می‌تواند بواسطه آشفتگی هوای آزاد و یا آشفتگی ایجاد شده توسط خود ملخ، شکل بگیرد. مهم‌ترین نوفه پهن باند ملخ، در اثر برهمکنش بین ایرفویل ملخ و جریان آشفته یا آرام ایجاد شده توسط خود ملخ ایجاد می‌شود. با توجه به رفتار تصادفی جریان‌های آشفته، نوفه پهن باند در کلیه فرکانس‌ها اتفاق می‌افتد. مهم‌ترین منابع این نوفه شامل نوفه واماندگی^۴، نوفه جدایش لایه مرزی، نوفه لبه‌ی فرار لایه مرزی آشفته،^۵ نوفه ریزش گردابه^۵ لایه مرزی آرام، نوفه لبه فرار پخ^۶ و نوفه گردابه نوک بال، می‌باشد [۸]. مکانیزم‌های مختلف ایجاد نوفه خود ایرفویل در شکل ۱ قابل مشاهده است.



شکل (۱): مکانیزم‌های مختلف ایجاد نوفه خود ایرفویل [۹]

¹ Loading noise

² Blade Vortex Interaction (BVI)

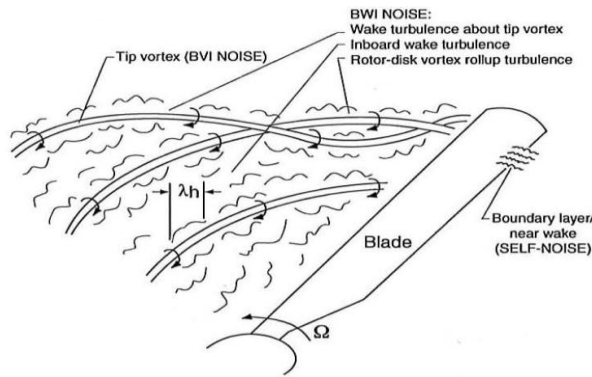
³ High Speed Impulsive Noise

⁴ Stall Noise

⁵ Vortex shedding

⁶ Trailing Edge Bluntness

علاوه بر نوفه ناشی از ایرفویل، نوفه‌ی دیگری نیز در اثر برهمکنش ملخ با جریان متلاطم خارجی ایجاد می‌شود. 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^۱ و نوفه برهمکنش دنباله-پره^۲ گفته می‌شود. نوفه مکش آشفتنه بواسطه آشفتگی محیط و نوفه برهمکنش دنباله-ملخ، به دلیل اغتشاش ایجاد شده توسط پره‌های قبلی، ایجاد می‌شود. شکل ۲ تصویر برخورد یک پره با میدان جریان آشفتنه ایجاد شده توسط سایر پره‌های روتور را نشان می‌دهد.



شکل (۲): تصویر برخورد یک پره با جریان آشفتنه ایجاد شده توسط سایر تیغه‌های روتور [۱۰]

با توجه به گسترش چشمگیر کاربرد پرنده‌های بدون سرنشین در دهه‌های اخیر، مطالعات بسیاری از محققان روی بررسی رفتار هواصوتی ملخ‌های با اعداد رینولدز پایین متمرکز شده است. دترز و همکاران [۱۱] نشان دادند با افزایش عدد رینولدز از ۱۷,۳۰۰ به ۳۴,۵۰۰ راندمان ملخ به دلیل افزایش ضریب برآی مقطع بال و کاهش ضریب پسا، ۱۰ درصد بیشتر شده است. مطالعات انجام شده توسط برانت و همکاران [۱۲] نیز نشان داده عملکرد ملخ‌هایی با عدد رینولدز بین ۵۰,۰۰۰ تا ۱,۰۰۰,۰۰۰، با کاهش عدد رینولدز، افت می‌کند. تینی و همکاران [۱۳] طی یک مطالعه تجربی در یک اتاق نیمه‌صامت، تأثیر تغییر طول پره و فاصله بین پره‌ها را بر صدای مولتی روتورها بررسی نمودند. نتایج آنها نشان داد که صدای هارمونیک موتور نیز به اندازه صدای هارمونیک روتور در صدای کلی مولتی‌روتورها، حائز اهمیت است. فیت و همکاران [۱۴] و همچنین لو و همکاران [۱۵] به صورت تجربی به بررسی نوفه مولتی روتورهای بدون سرنشین و راهکارهای کاهش آن پرداخته‌اند. اینتاراتپ و همکاران [۱۶] در یک مطالعه تجربی روی روتورهای کوچک نشان دادند که نوفه پهن‌بند روتور، به ویژه نوفه لبه‌ی فرار، در محدوده‌ی فرکانسی میانی و بالا غالب بوده، و همچنین با افزایش تعداد روتورها از یک به چند روتور، افزایش می‌یابد. نتایج مطالعه بگالت [۱۷]

^۱ Turbulence Ingestion (TI)

^۲ Blade Wake Interaction (BWI)

روی نوفه ناشی از حمل و نقل هوایی شهری، نشان داده است که در محیط‌های شهری، میزان نوفه تونال ناشی از وسایل حمل و نقل هوایی عمودپرواز (مولتی روتورها، بالگردها و ...) نسبت به سر و صدای خیابان‌ها پایین‌تر بوده و لذا غیر قابل شنیدن است. از طرفی دیگر، نوفه پهن‌بند در فرکانس‌های متوسط و بالا ناشی از پرنده‌های مذکور در مقابل نوفه ضعیف ترافیک خیابان‌ها، غالب و حائز اهمیت می‌باشد.

در مطالعه حاضر، جهت شناخت بیشتر مکانیزم‌های مؤثر بر نوفه ملخ در اعداد رینولدز پایین و بررسی حساسیت نوفه به سرعت دورانی ملخ و زاویه قطبی^۱ انتشار آن، نوفه دوردست ملخ فیبر کربنی T-MOTOR 18*6.1 مورد ارزیابی قرار گرفته است. بدین منظور با ساخت استند موتور و میکروفون، نوفه دوردست ملخ در شرایط پرواز ایستایی و به ازای سرعت‌های دورانی ۲۰۰۰ تا ۶۰۰۰ دور در دقیقه با گام ۱۰۰۰ دور در دقیقه و زوایای قطبی ۰ تا ۱۸۰ درجه با گام ۱۵ درجه اندازه‌گیری شده است. بنابراین با توجه به سرعت دورانی ملخ، عدد رینولدز در ۷۵٪ شعاع پره ($Re_{0.75R} = 0.75R\rho\Omega c/\mu_{\infty}$) در محدوده $0.7 \times 10^5 - 2.1 \times 10^5$ بوده که Ω نشان‌دهنده سرعت دورانی بر حسب رادیان بر ثانیه، R بیانگر شعاع روتور، ρ معرف چگالی هوا، c نشان‌دهنده وتر پره روتور در موقعیت ۷۵٪ شعاع پره و μ_{∞} نیز لزجت دینامیکی هوا است. تجهیزات مورد استفاده و نحوه انجام آزمایش‌ها در ادامه، ارائه شده است.

۲- مواد و روش‌ها

در مطالعه حاضر، ضمن طراحی و ساخت پایه نگهدارنده ثابت جهت نصب موتور و ملخ و پایه متحرک میکروفون، از تجهیزاتی از جمله موتور الکتریکی براشلس، باتری لیتیومی، ملخ، دور سنج نوری، ماژول کنترل سرعت دورانی موتور، میکروفون، کارت صدا و همچنین رایانه به‌منظور دریافت، ثبت و پردازش اطلاعات استفاده شده است. در این مطالعه، تمامی اندازه‌گیری‌های صوتی در فاصله 3D از مرکز ملخ (۱.۳۸ متر) و برای زوایای قطبی ۰ تا ۱۸۰ درجه با گام ۱۵ درجه انجام گرفته است. زوایای ۰، ۹۰ و ۱۸۰ به ترتیب مربوط به سمت مکش ملخ، صفحه چرخش ملخ و سمت دنباله جریان ملخ می‌باشد. همچنین به منظور انجام مطالعه جامع روی عملکرد هواصوتی ملخ، اندازه‌گیری‌ها در ۲۰۰۰، ۳۰۰۰، ۴۰۰۰، ۵۰۰۰ و ۶۰۰۰ دور در دقیقه انجام شده است.

۲-۱- سیستم روتور

ملخ مورد استفاده در این پژوهش، از نوع فیبر کربنی T-MOTOR 18*6.1 با قطر ۱۸ اینچ (۴۵/۷۲ سانتی‌متر) و میانگین گام ۶/۱ اینچ (۱۵/۴۹ سانتی‌متر) است. در شکل ۳ تصویری از ملخ مورد نظر نشان داده شده است.

¹ Polar angle

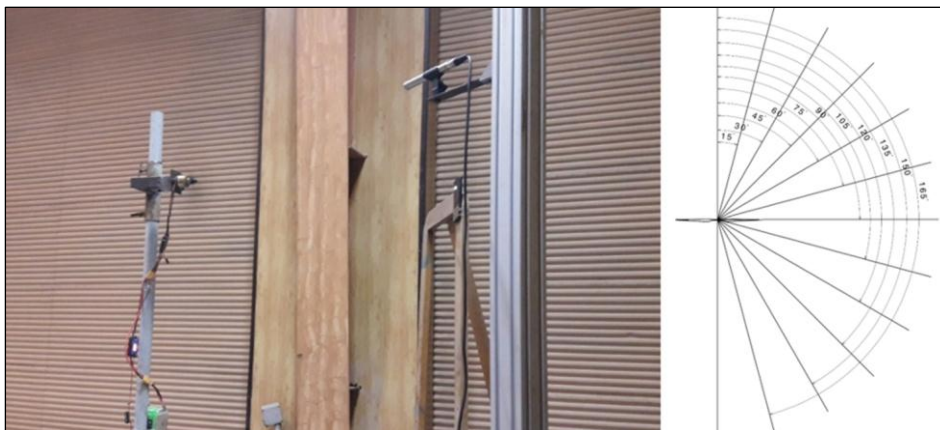


شکل (۳): تصویر ملخ 18*6.1 T-MOTOR.

آزمایش‌ها توسط موتور براسلس AXI 4120/18 انجام شده و سرعت دورانی موتور با استفاده از کنترل‌کننده سرعت الکترونیکی Flame 80A تنظیم شده است. جهت تأمین ولتاژ مورد نیاز مجموعه نیز، یک باتری ۲۲۰۰۰ میلی‌آمپری ۶ سلولی مورد استفاده قرار گرفته است. در نهایت سرعت دورانی ملخ با استفاده از دور سنج نوری Prolux PX2710A اندازه‌گیری شده است.

۲-۲- ست‌آپ آکوستیکی

برای اندازه‌گیری نوفه ملخ، یک ست‌آپ آکوستیکی شامل پایه ثابت برای نصب موتور و ملخ و همچنین پایه متحرک جهت نصب و جابجایی میکروفون در زوایای قطبی (از ۰ تا ۱۸۰ درجه) طراحی شده است. در شکل ۴ نمایی از ست‌آپ آکوستیکی مذکور، نمایش داده شده است.



شکل (۴): نمایی از ست‌آپ آکوستیکی و زوایای قطبی مورد مطالعه.

اندازه‌گیری‌های نوفه در میدان دور دست با استفاده از یک میکروفون far-field RODE NT6 انجام شده است. این میکروفون دارای پاسخ فرکانسی خطی در محدوده فرکانسی ۴۰ هرتز تا ۲۰ کیلوهرتز بوده و حداکثر صدای قابل اندازه‌گیری با آن ۱۳۵ دسی بل است.

۲-۳- سیستم داده‌برداری

در پژوهش حاضر، داده‌برداری با استفاده از کارت صدای ۲۴ بیتی Audio Box™ 1818VSL انجام شده است. فرکانس داده‌برداری برای تمامی اندازه‌گیری‌ها برابر با ۶۴ کیلوهرتز بوده و در هر اندازه‌گیری در مجموع تعداد حدود یک میلیون داده در مدت زمان ۱۶ ثانیه ذخیره شده است. تکرارپذیری نتایج به ازای تمامی سرعت‌های دورانی و موقعیت‌ها مورد بررسی قرار گرفته است.

۲-۴- روش انجام آزمایش و تحلیل داده‌ها

در این پژوهش جهت بررسی نوفه ملخ، از سطح فشار صوتی^۱ بر حسب دسی بل استفاده شده است.

$$SPL = 10 \log_{10}(PSD/P_{ref}^2) \quad (1)$$

که PSD عبارتست از تابع چگالی طیف توان^۲ و برای محاسبه آن از تابع pwelch در نرم افزار متلب، با تابع پنجره هنینگ^۳، % ۵۰ هم‌پوشانی و فشار مرجع $p_{ref} = 20 \mu Pa$ استفاده شده است. تابع چگالی طیف توان با استفاده از تابع چگالی طیفی خودکار^۴ قابل محاسبه است. با توجه به روابط بندهات و پیرسول [۱۸]، تابع چگالی طیفی خودکار برای نوسانات فشار میکروفون $(p_i(t))$ ، به صورت رابطه ۲ تعریف می‌گردد.

$$\Phi_{p_i p_i}(\omega) = 2 \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} E[P_i^*(\omega, T) P_i(\omega, T)] \quad (2)$$

که E امید ریاضی یک متغیر تصادفی گسسته است. همچنین $P_i(\omega, T)$ تبدیل فوریه $p_i(t)$ بوده و با توجه به رابطه ۳ قابل محاسبه است. بعلاوه $P_i^*(\omega, T)$ مزدوج مختلط $P_i(\omega, T)$ است.

$$P_i(\omega, T) = \int_0^T p_i(t) \cdot e^{-j\omega t} dt \quad (3)$$

چنانچه پهناى باند فرکانسى برابر با ۱ Hz در نظر گرفته شود، چگالی طیفی خودکار، $\Phi_{p_i p_i}(\omega)$ معادل چگالی طیف توان (PSD) است. از طرفی، تابع چگالی طیف توان برای محاسبه میزان صدا در فرکانس‌های معین کاربرد دارد و این در حالی است که گوش انسان برآیندی از امواج با فرکانس مختلف را می‌شنود. تعیین برآیند میزان صدا در فرکانس‌های مختلف که با سطح فشار صوتی کل^۵ شناخته می‌شود، از طریق رابطه ۴ امکان پذیر است.

$$OASPL = 20 \log_{10} \left(\sqrt{\sum (P_{ref} \times 10^{PSD(fi)/20})^2 / P_{ref}} \right) \quad (4)$$

در این معادله $PSD(fi)$ تابع چگالی طیف توان فشار در فرکانس i ام می‌باشد. در ضمن برای محاسبه سطح فشار صوتی کل از محدوده فرکانس بین ۵۰ تا ۲۰۰۰۰ هرتز استفاده شده است. نتایج یک اندازه‌گیری، زمانی کامل است که بررسی عدم قطعیت پارامترهای اندازه‌گیری شده در آن ارائه گردد. عدم قطعیت چگالی طیف توان نوسانات فشار میکروفون‌ها عمدتاً ناشی از عدم قطعیت

¹ - Sound Pressure Level (SPL)

² Power Spectral Density

³ Hanning window

⁴ Auto-spectral density

⁵ Overall Sound Pressure Level (OASPL)

همگرایی آماری بوده و با توجه به روابط بندات و پیرسول [۱۸] به صورت $\varepsilon = 1/\sqrt{N_r}$ تعیین می‌گردد. که N_r برابر با تعداد ثبت داده‌ها می‌باشد. در این پژوهش جهت کاهش عدم قطعیت همگرایی آماری، کل زمان داده برداری به ۱۶۰ قسمت (پنجره^۱) تقسیم شده ($N_r = 160$) که با توجه به تعداد کل داده‌ها (۱۰۲۴۰۰۰ داده)، هر قسمت دارای ۶۴۰۰ داده است. طیف فشار سطح با میانگین‌گیری از طیف فشار حاصل از تمامی پنجره‌ها تعیین شده است. بنابراین با توجه به رابطه مذکور، عدم قطعیت همگرایی آماری چگالی طیف توان نوسانات فشار برابر با ۷/۹٪ خواهد بود.

لازم به ذکر است که با توجه به عدم دسترسی به اتاق بدون پژواک، آزمایشات در محیطی کم صدا صورت گرفته است. بنابراین لازم است قبل از ارائه نتایج نوفه دوردست ملخ، به بررسی نسبت سیگنال به نویز و محدوده فرکانسی قابل اعتماد پرداخت. آنچه یک میکروفون اندازه‌گیری می‌کند، مجموع نوفه آیرودینامیکی ملخ، نوفه موتور بدون بار و نوفه پس‌زمینه می‌باشد. از طرف دیگر با توجه به استفاده از مقیاس دسی‌بل، چنانچه چند منبع ایجاد نوسانات فشار وجود داشته باشد (برای مثال نوسانات فشار ناشی از نوفه آیرودینامیکی ملخ و موتور بدون بار)، اگر اندازه نوسانات فشار یک منبع، حداقل ۱۰ دسی‌بل بیشتر از سایر منابع باشد، حضور منابع کوچکتر تأثیر بسیار ناچیزی روی نوسانات فشار اندازه‌گیری شده داشته و می‌توان گفت آنچه حسگر فشار ثبت می‌کند برابر با مقدار نوسانات فشار منبع بزرگتر است [۱۹]. بنابراین تنها به نتایج محدوده فرکانسی می‌توان اعتماد نمود که طیف فشار مجموع، حداقل ۱۰ دسی‌بل بیشتر از نوفه موتور بدون بار و نوفه پس‌زمینه باشد.

۳- نتایج آزمایشات و بحث

در مطالعه حاضر، ابتدا با اندازه‌گیری نوفه پس‌زمینه و نوفه موتور بدون بار در سرعت‌های دورانی مختلف، ضمن بررسی ساختار فرکانسی طیف نوفه موتور بدون بار، با مقایسه آن با نوفه مجموع (ملخ، موتور بدون بار و پس‌زمینه)، محدوده فرکانسی قابل اعتماد مشخص شده است. در ادامه، به منظور بررسی عملکرد هواسوتی ملخ، طیف نوفه دوردست ملخ در یک سرعت دورانی ثابت، تغییرات نوفه ملخ در زوایای قطبی و سرعت‌های دورانی مختلف و در نهایت الگوی جهت‌دهی^۲ صدای کل و اولین فرکانس عبور پره برای ملخ T-MOTOR 18*6.1 مورد مطالعه قرار گرفته است.

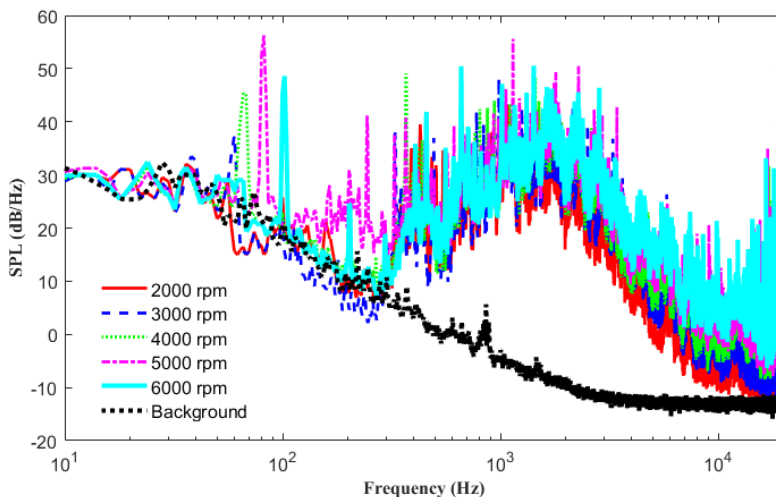
۳-۱- طیف نوفه موتور بدون بار و بررسی محدوده فرکانس قابل اعتماد

همانطور که در بخش قبل بیان شد، موتور مورد استفاده در این پژوهش موتور براشلس AXI 4120/18 می‌باشد. نمودار طیف نوفه موتور بدون بار در سرعت‌های دورانی مختلف به همراه نوفه پس‌زمینه محیط آزمایش، در شکل ۵ نشان داده شده است. با توجه به شکل مشخص است که

¹ Window

² Directivity

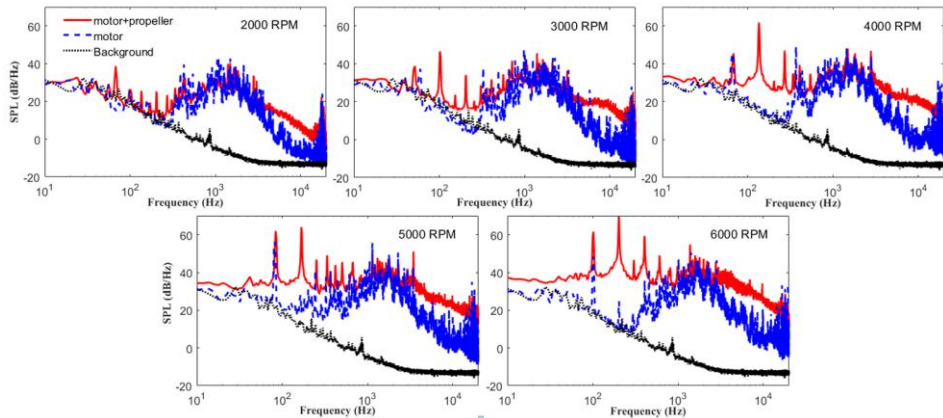
سطح نوفه پس‌زمینه در مقایسه با نوفه موتور بدون بار در بازه فرکانسی ۳۰۰ تا ۱۰۰۰۰ هرتز نسبتاً کم است. با این وجود، در فرکانس‌های پایین (تا حدود ۳۰۰ هرتز)، به دلیل نداشتن اتاق بدون پژواک و بالا بودن نسبی نوفه پس‌زمینه، نوفه موتور در تمامی سرعت‌های دورانی توسط نوفه پس‌زمینه آلوده شده و عملاً هیچ نتیجه‌ای در این بازه فرکانسی نمی‌توان از نتایج نوفه موتور بدون بار گرفت. البته لازم به ذکر است که در همین محدوده فرکانسی، نتایج نوفه تونال موتور بدون بار به دلیل اختلاف زیاد با نوفه پس‌زمینه (بیش از ۱۰ دسی‌بل) کاملاً مورد اعتماد است. از سوی دیگر، با توجه به شکل ۵ در تمامی سرعت‌های دورانی، نوفه موتور بدون بار در محدوده فرکانسی بین ۷۰۰ تا ۴۰۰۰ هرتز بالا بوده که یک پدیده طبیعی در آزمایش‌های این نوع از موتورهاست [۲۰-۲۱]. بعلاوه در تمامی سرعت‌ها، اولین پیک تونال نوفه موتور بدون بار، در فرکانس چرخش موتور رخ داده است. همچنین با افزایش سرعت دورانی موتور، نوفه پهن‌بند موتور بدون بار در فرکانس‌های متوسط و مخصوصاً بالا افزایش یافته است.



شکل (۵): مقایسه طیف نوفه موتور بدون بار و نوفه پس‌زمینه در سرعت‌های دورانی مختلف موتور.

در ادامه قبل از بررسی دقیق طیف نوفه ملخ، به منظور تعیین محدوده فرکانس قابل اعتماد، نمودار نوفه ملخ، موتور بدون بار و نوفه پس‌زمینه در سرعت‌های دورانی مختلف (در زاویه قطبی ۹۰ درجه) در شکل ۶ ارائه شده است. با توجه به شکل مشخص است که با افزایش سرعت دورانی موتور، نوفه ملخ و به تبع آن (با توجه به وابستگی پایین نوفه موتور بدون بار به سرعت دورانی موتور) نسبت سیگنال به نویز افزایش یافته است. همچنین نتایج نشان می‌دهد که در تمامی سرعت‌های دورانی، بیشترین آلودگی نوفه ملخ، ناشی از نوفه موتور در فرکانس‌های میانی (بین ۳۰۰ تا ۴۰۰۰ هرتز) بوده و با افزایش سرعت، محدوده فرکانس غیرقابل اعتماد کاهش یافته است. بنابراین با توجه به عدم

دسترسی به اتاق بدون پژواک و همچنین بالا بودن نوفه موتور بدون بار، بهتر است مطالعات در سرعت‌های دورانی بالاتر (با بزرگترین محدوده فرکانس قابل اعتماد) انجام گیرد.



شکل (۶): مقایسه طیف نوفه ملخ، نوفه موتور بدون بار و نوفه پس‌زمینه در سرعت‌های دورانی مختلف، $\theta = 90^\circ$.

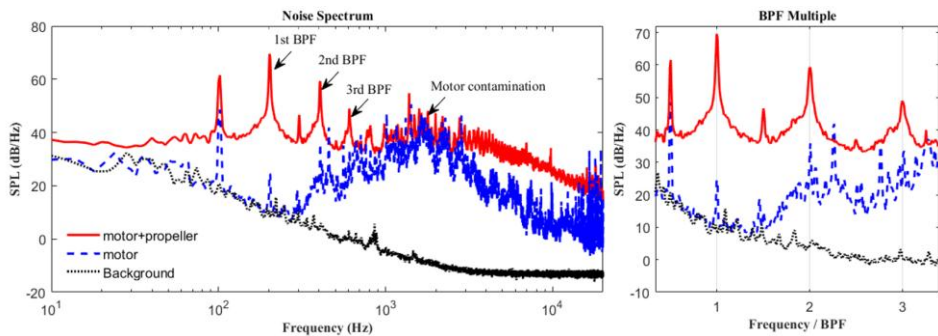
۲-۳- طیف نوفه ملخ

به منظور بررسی دقیق ساختار طیف نوفه ملخ، در شکل ۷، طیف نوفه ملخ در زاویه قطبی 90° درجه و به ازای $RPM = 6000$ به همراه نوفه موتور بدون بار و نوفه پس‌زمینه ارائه شده است. با توجه به شکل مشخص است که به جز محدوده فرکانسی بین 1000 تا 3000 هرتز، در سایر فرکانس‌ها نسبت سیگنال به نویز مناسب بوده و نتایج نوفه ملخ مورد اعتماد است. همان‌طور که در شکل ۷ مشاهده می‌گردد، نوفه ملخ شامل نوفه‌های تونال گسسته و نوفه پهن‌بند می‌باشد. نوفه تونال معمولاً در فرکانس‌های پایین و متوسط غالب بوده و از منابع مختلفی مانند نوفه بارگذاری ثابت^۱، نوفه ضخامت^۲ و نوفه ناپایدار تداخل گردابه-پره ایجاد می‌شود. نوفه بارگذاری توسط نیروهای وارده به سیال ناشی از یک جسم متحرک ایجاد می‌شود در حالی که نوفه ضخامت با جابجایی سیال به دلیل حرکت جسم ایجاد می‌شود. با توجه به شکل ۷ می‌توان مشاهده کرد که بزرگترین نوفه تونال ملخ در فرکانس 200 هرتز و هارمونیک‌های آن رخ داده است. بعلاوه باند فرکانسی که بیشترین انرژی نوفه ملخ را به خود اختصاص می‌دهد در 200 هرتز متمرکز شده است. این پیک تونال مربوط به اولین فرکانس عبور پره در $RPM = 6000$ است. فرکانس عبور پره با توجه به رابطه ۵ محاسبه می‌گردد.

$$BPF = \frac{N \times RPM}{60} \quad (5)$$

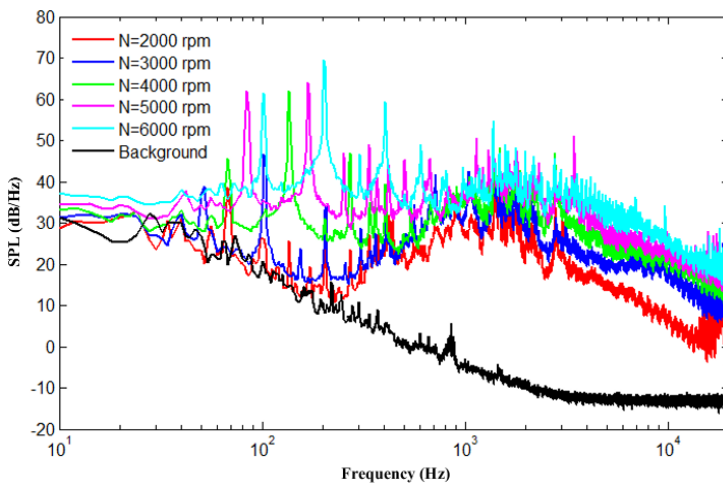
¹ Loading Noise

² Thickness Noise



شکل (۷): نمودار طیف نوفه ملخ، نوفه موتور بدون بار و نوفه پس‌زمینه برای $RPM = 6000$ و $\theta = 90^\circ$

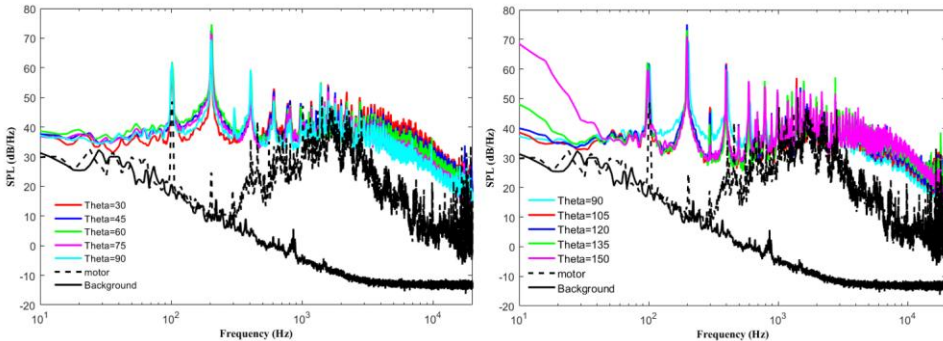
در ادامه، به منظور بررسی روند تغییرات طیف نوفه ملخ در سرعت‌های دورانی مختلف، شکل ۸ (در زاویه قطبی 90° درجه) ارائه شده است. نتایج نشان می‌دهد که افزایش سرعت دورانی ملخ منجر به افزایش دامنه هر دو طیف نوفه تونال و پهن‌بند برای ملخ می‌شود. همان‌طور که انتظار می‌رود، فرکانس عبور پره با افزایش سرعت دورانی ملخ، افزایش می‌یابد. همچنین با توجه به نتایج، تون‌های گسسته مرتبط با ملخ تا فرکانس‌های بالا همچنان قابل رویت هستند. علاوه بر این، اجزای پهن‌بند نوفه در محدوده‌های فرکانس متوسط و بالا، غالب هستند.



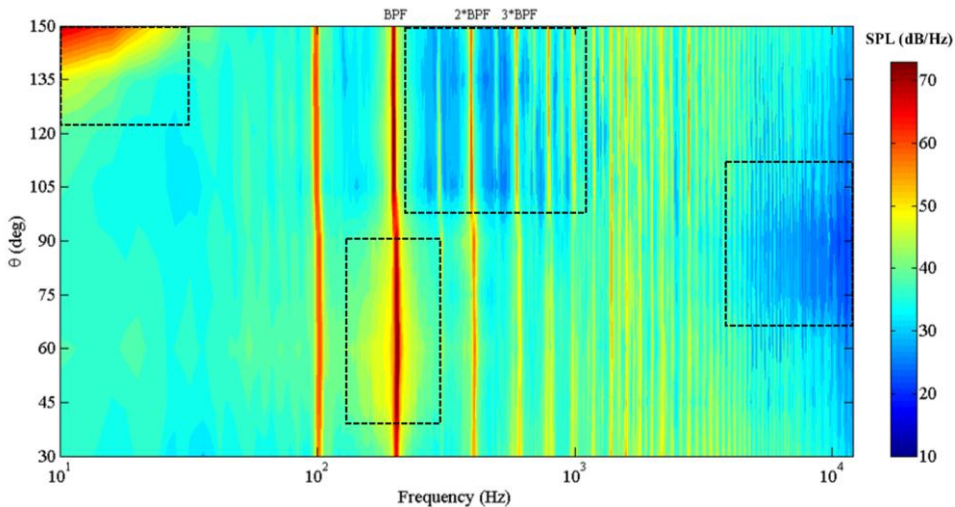
شکل (۸): نمودار تغییرات طیف نوفه ملخ بر حسب سرعت دورانی در زاویه قطبی 90° درجه ($\theta=90^\circ$)

با توجه به مطالعات گذشته، طیف نوفه ملخ علاوه بر سرعت دورانی ملخ، تابعی از جهت انتشار نوفه نیز می‌باشد. در شکل‌های ۹ و ۱۰ طیف نوفه ملخ به ازای $RPM = 6000$ در زوایای قطبی مختلف نشان داده شده است. با توجه به شکل و مطابق انتظار، فرکانس عبور پره، ثابت بوده و تابعی از زاویه انتشار نمی‌باشد. با این حال، همان‌طور که مشاهده می‌گردد در زوایای قطبی بیش از 90° درجه (تحت تاثیر جریان دنباله ملخ)، دو تغییر نسبت به سایر زوایای قطبی در طیف نوفه کاملاً مشهود است، کاهش نوفه پهن‌بند در محدوده فرکانسی ۳۰۰ تا ۱۰۰۰ هرتز و در عوض افزایش آن

در فرکانس‌های بسیار پایین (زیر ۵۰ هرتز)، از سوی دیگر، در زوایای قطبی نزدیک به ۹۰ درجه (۷۵ تا ۱۰۵ درجه)، در فرکانس‌های بالای ۴۰۰۰ هرتز، سطح نوفه پهن‌بند ملخ نسبت به سایر زوایای قطبی به مراتب کمتر است. در نهایت، بر خلاف سایر زوایای قطبی، در زوایای ۴۵ تا ۹۰ درجه (یعنی سمت مکش ملخ)، در اولین فرکانس عبور پره ملخ (۲۰۰ هرتز)، طیف نوفه ملخ با شیب تدریجی افزایش یافته است.



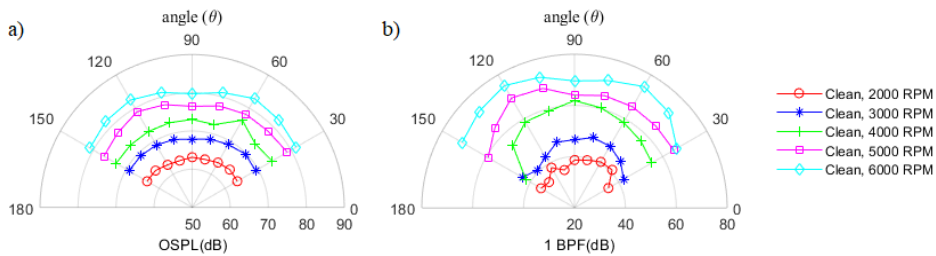
شکل (۹): نمودار طیف نوفه ملخ به ازای $RPM = 6000$ در زوایای قطبی مختلف



شکل (۱۰): خطوط هم‌تراز طیف نوفه ملخ به ازای $RPM = 6000$ در زوایای قطبی مختلف

۳-۳- مطالعه الگوی جهت‌دهی نوفه ملخ

در شکل ۱۱، سطح فشار صوتی کل (OASPL) و مقدار طیف نوفه ملخ در اولین فرکانس عبور پره ملخ در زوایای قطبی ۳۰ تا ۱۵۰ در فاصله ۱.۳۸ متر از مرکز ملخ در سرعت‌های دورانی مختلف ارائه شده است. با توجه به شکل و مطابق انتظار، مقادیر سطح فشار صوتی کل و طیف نوفه ملخ در اولین فرکانس عبور پره با افزایش سرعت دورانی ملخ افزایش یافته است.



شکل (۱۱): نمودار الگوی جهت دهی (a) سطح فشار صوتی کل (OSPL) و (b) میزان نوفه ملخ در اولین فرکانس عبور پره، در سرعت‌های دورانی مختلف

۴- نتیجه‌گیری

در پژوهش حاضر جهت شناخت بیشتر و درک مکانیزم‌های مؤثر بر نوفه ملخ در اعداد رینولدز پایین و بررسی حساسیت نوفه به سرعت دورانی ملخ و زاویه قطبی انتشار آن، نوفه دوردست یک ملخ نمونه پهناد، به روش تجربی مورد ارزیابی گرفته و نتایج حاصل به صورت زیر جمع‌بندی و ارائه می‌گردد.

- (الف) با توجه به نمودارها، نوفه ملخ، هر دو نوع نوفه تونال و پهن‌بند را شامل می‌شود.
- (ب) در فرکانس‌های پایین، بزرگ‌ترین نوفه تونال ملخ در فرکانس عبور پره رخ داده و هارمونیک‌های آن تا فرکانس‌های بالا همچنان قابل رویت هستند.
- (ج) در تمامی سرعت‌های دورانی، نوفه موتور بدون بار در محدوده فرکانسی بین ۷۰۰ تا ۴۰۰۰ هرتز، مقادیر بالاتری را نسبت به سایر بازه‌های فرکانسی، دارا می‌باشد.
- (د) نوفه پهن‌بند در مقایسه با نوفه تونال حساسیت بالاتری نسبت به زاویه انتشار صوت دارد.
- (ه) با افزایش سرعت دورانی ملخ، دامنه هر دو طیف نوفه تونال و پهن‌بند ملخ زیاد شده به طوری که مقادیر سطح فشار صوتی کل و همچنین طیف نوفه ملخ در اولین فرکانس عبور پره با افزایش سرعت دورانی، افزایش می‌یابد.

۵- تشکر و قدردانی

از حمایت‌های دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری جهت انجام آزمایش‌های تجربی، کمال تشکر و قدردانی به عمل می‌آید.

۶- 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.

۷- 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.

مراجع:

- [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] Theodore, C.R. A summary of the nasa design environment for novel vertical lift vehicles (DELIVER) project. in *Transformative Vertical Flight Workshop*. 2018.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] Müller, G. and M. Möser, *Handbook of engineering acoustics*. 2012: Springer Science & Business Media.
- [7] Lee, S., K.S. Brentner, and P.J.J.J.o.t.A.H.S. Morris, Long-range and nonlinear propagation of helicopter high-speed impulsive noise. 2017. 62(2): p. 1-10.
- [8] Gea Aguilera, F., *Aerodynamic and aeroacoustic modelling of engine fan broadband noise*. 2017, University of Southampton.
- [9] Pettingill, N.A., et al. Acoustic and performance characteristics of an ideally twisted rotor in hover. in *AIAA Scitech 2021 Forum*. 2021.
- [10] Brooks, T.F. and C.L.J.J.o.t.A.h.S. Burley, Blade wake interaction noise for a main rotor. 2004. 49(1): p. 11-27.
- [11] 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.
- [12] 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.
- [13] Tinney, C.E. and J. Sirohi, Multicopter drone noise at static thrust. *Aiaa Journal*, 2018. 56(7): p. 2816-2826.

- [14] 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.
- [15] Lu, Z., M. Debiasi, 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.
- [16] Intaratap, N., et al. Experimental study of quadcopter acoustics and performance at static thrust conditions. in 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. 2016.
- [17] Begault, D.R. Ambient Noise Measurement for UAM Metric Analysis and Research. in Acoustics and Urban Air Mobility Technical Working Group Meeting. 2019.
- [18] Bendat, J.S. and A.G. Piersol, Random data: analysis and measurement procedures. 2011: John Wiley & Sons.
- [19] Ragani Lamouki, J., A. Afshari, and M. Pasandidehfard, Experimental investigation of the surface pressure spectrum on a high-swept-back delta wing. 2023. 11(1): p. 48-58.
- [20] Amirzdeh, M., Hosseini Moradi, S. A., & Ghobadi, N. (2023). Real Time Detection of Multi-Rotor Unmanned Aerial Vehicle Using YOLOv5 Optimized Algorithm. Journal of Advanced Defense Science & Technology, 14(1), 11-22.
- [21] Hanson, L.P., et al. Aeroacoustic and aerodynamic characteristics of propeller tip geometries. in 28th AIAA/CEAS Aeroacoustics 2022 Conference. 2022.