



بررسی و ارزیابی حدود فاصله شناسایی پهپادهای چهار ملخه

مجتبی سمیعی^{۱*}، محمدمهدی علیشاهی^۲

^۱ ایران، شیراز، خیابان ملاصدرا، دانشگاه شیراز، دانشکده مهندسی مکانیک، ۷۱۹۳۶۱۶۵۴۸، فارغ التحصیل کارشناسی ارشد

^۲ ایران، شیراز، خیابان ملاصدرا، دانشگاه شیراز، دانشکده مهندسی مکانیک، ۷۱۹۳۶۱۶۵۴۸، استاد

* پست الکترونیکی نویسنده مسئول: mersami88@gmail.com

چکیده

طی سالیان گذشته پهپادهای (پرنده هدایت پذیر از دور) کوچک کاربردهای وسیعی یافته و از جهتی تهدیداتی را نیز بوجود آورده است. از جمله کاربردهای تهدید آمیز این وسایل به جاسوسی، انهدام و تخریبگری و ایجاد آزار صوتی برای حیوانات می توان اشاره نمود. جهت جلوگیری از زیان های صوتی و تشخیص پهپادهای نزدیک شونده، در مطالعه حاضر هدف این است که از طریق روشی ساده و کاربردی حدود فاصله شناسایی پهپادها را تخمین زد. در این راستا به بررسی و تحلیل نوفه تولیدی پهپادهای چند ملخه در راستای شناسایی این وسایل پروازی از طریق بررسی نوفه دریافت شده میپردازیم. با توجه به نوفه محیطهای مختلف میتوان حد فاصله شناسایی پهپادها را تعیین نمود. برای نیل به این اهداف، با استفاده از نرم افزار متلب برنامه ای رایانه ای نوشته شده است که بوسیله آن صداهای یک پهپاد چند ملخه معین (بصورت ویژه پهپاد چهار ملخه) مدل سازی و تخمین زده میشود. در این برنامه ابتدا با ورود داده های اولیه هندسی ملخ پهپاد، مؤلفه های ایرودینامیکی نظیر نیروها و ضرایب برآ، پسا و پیشرانش محاسبه گردیده و سپس با استفاده از این نتایج و با بهره گیری از روش هاوکینگز و لاسون، مؤلفه های هوا صوتی^۱ بدست آمده اند. در راستای صحت سنجی برنامه و مدل سازی انجام شده، نتایج بدست آمده با نتایج تجربی و عددی مقایسه گردیده و همچنین از منظر تطابق با روابط ریاضی و فیزیکی حاکم نیز نتایج بررسی و ارزیابی شده که من حیث المجموع تطابق خوبی حاصل شد. در نهایت حد شناسایی پهپاد نمونه در فرکانس ها و شرایط مختلف بدست آمد.

واژگان کلیدی: پهپاد؛ شناسایی؛ مدل سازی عددی ایرودینامیکی و صوتی (آکوستیکی)؛ ملخ؛ نوفه.







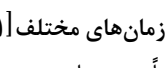
۱- مقدمه

طی سالیان اخیر پرنده های کوچک یا پهپادها^۲ میتواند علاوه بر فرصت، تهدید نیز باشد. با توجه به موقعیت استراتژیک کشور یکی از تهدیدات بالقوه ای که می تواند چالش های جدی امنیتی ایجاد کند، پرواز چنین پهپادهایی جهت عکس برداری و جاسوسی یا انهدام

^۱ Aero-acoustic

^۲ Unmanned aerial vehicle

مراکز با درجه حفاظتی بالا یا مراکز نظامی - تحقیقاتی و صنعتی مهم است. بدلیل کوچک بودن این پهپادها، سطح مقطع راداری کم و پرواز در ارتفاعات پایین، شناسایی آنها از طریق رادار سخت بوده و لازم است روشهای دیگر بکار گرفته شود. از جمله این روش‌ها، شناسایی این تجهیزات از طریق نوفه تولیدی‌شان می‌باشد. عمده نوفه تولیدی کوادکوپترها ناشی از سیستم تولید قدرت (موتور + ملخ‌ها) است. زمانی می‌توان نوفه تولیدی پهپاد را تشخیص داد که بالاتر از سطح نوفه محیط باشد. واضح است که صدای محیط به دو حالت شب یا روز و همچنین به سه منطقه روستایی (بیابانی)^۳، برون شهری^۴ و شهری^۵ بستگی داشته و تقسیم می‌شود. در شکل (۱) نمایشی از محدوده نوفه تولیدی هریک مشاهده می‌گردد.

AMBIENT NOISE RANGES for DIFFERENT TYPES OF BACKGROUND			
dB	Rural	Suburb	CBD
65			Day 
60			Night 
55		Day 	Night 
50			
45	Day 	Night 	
40			
35	Night 		

شکل ۱. شدت صوت نوفه محیطی در مناطق و زمان‌های مختلف [۱]

در تحقیقاتی که مربوط به اصوات (آکوستیک) پهپادهای چند ملخه بوده عمدتاً بحث‌هایی چون کاهش نوفه کوادکوپترها و روش‌هایی برای پیش بینی نوفه آنها مدنظر قرار گرفته‌اند. تعدادی از پژوهش‌ها نیز جهت یافتن روابطی برای پیش بینی نوفه تولیدی ملخ‌ها، ارزیابی و مقایسه آن با نتایج تجربی یا دینامیک سیالات محاسباتی^۶ می‌باشد. کلویت^۷ و همکاران [۲] در مقاله‌ای به اندازه‌گیری اثرات صوتی پهپادهای چند روتوره پرداخته‌اند. برونگارت^۸ و همکاران [۳] پژوهشی در راستای کاهش نوفه ملخ‌های کوادکوپتر انجام داده و یک رابطه تناسبی ساده و تقریبی برای اندازه‌گیری نوفه ملخ‌های متشابه بدست آورده‌اند. آنا ویرا^۹ و همکاران [۴] در یک بررسی علمی پیش بینی عددی از نوفه کوادکوپتر انجام داده و با نتایج تجربی مقایسه کرده‌اند. هاوکینگز و لاسون [۵] در خصوص نوفه تولیدی روتورهای باز^{۱۰} که سرعت نوک پره‌های آنها در محدوده فراسوت قرار دارند، تحقیقی انجام داده‌اند. سوشی در پژوهشی [۶] روشی برای پیش بینی دقیق نوفه ملخ‌ها ارائه نمود. فراست [۷] در پژوهشی برای محاسبه نوفه فرکانس‌های گسسته مختلف روتور بالگردها و ملخ‌ها، فرمول‌بندی‌های مختلفی (روش‌های مختلف مربوط به محققین مختلف) ارائه کرده است. برنتنر^{۱۱} [۸] در خصوص یک برنامه کامپیوتری برای پیش بینی نوفه فرکانس گسسته روتور بالگردهای مرسوم و پیشرفته گزارشی تهیه نموده است. مارینو^{۱۲} [۹] در تحقیقی تجربی و عددی، به بررسی نوفه تولیدی ملخ‌ها پرداخته است. هدف از پژوهش فعلی، تعیین بیشترین فاصله ای است که نوفه کوادکوپترها در شرایط مختلف محیطی قابل اندازه‌گیری باشد. جهت تهیه یک کد کارا و سریع در این تحقیق، با استفاده از مدلسازی‌های تحلیلی مختلف از جمله روش

^۳ Rural

^۴ Suburban

^۵ CBD

^۶ CFD

^۷ Kloet

^۸ Brungart

^۹ Ana Vieira

^{۱۰} Open rotors

^{۱۱} Brentner

^{۱۲} Marino

هاوکینگز و لاوسون، مؤلفه‌های هوا صوتی^{۱۳} ترکیب روتورهای مختلف بکار گرفته شده و صحت سنجی برنامه و مدلسازی انجام شده، از طریق مقایسه با نتایج تجربی و عددی احراز گردیده است.

۲- معادلات حاکم و مبانی نظری

۲-۱ روابط هندسی و آیرودینامیکی

با بهره‌گیری از تئوری اجزاء پره^{۱۴} و تئوری تکانه^{۱۵} می‌توان مؤلفه‌های آیرودینامیکی مسئله را با استفاده از روابط زیر استحصال نمود. در این مدل جریان تراکم ناپذیر فرض شده است. با اعمال معادلات پیوستگی، تکانه و برنولی و لحاظ رابطه پیشران و در نظر گرفتن نیروی پیشبرنده، سطح مقطع دیسک و سرعت ورودی، سرعت القایی ملخ بدست می‌آید. اگر زاویه حمله القایی ناشی از ایجاد سرعت القایی و dL و dD نیروهای برآ و پسا بصورت دیفرانسیلی در نظر گرفته شوند، روابط زیر را داریم:

$$dL = \frac{1}{4} \rho V_E^2 c C_l \quad (1)$$

$$dD = \frac{1}{4} \rho V_E^2 c C_d dr \quad (2)$$

که c وتر جزء پره و C_l و C_d ضرایب برآ و پسا هستند. a شیب منحنی برآ نسبت به زاویه حمله می‌باشد. ضریب پسای هر مقطع به ضریب برآی آن وابسته بوده و آن دو به زاویه حمله، عدد رینولدز و عدد ماخ موضعی وابسته‌اند. برای محاسبه ضریب برآ از رابطه زیر استفاده می‌شود.

$$C_l = a(\beta - \phi - \alpha_i) \quad (3)$$

β زاویه گام و ϕ زاویه جریان است. با اعمال قوانین تکانه و با فرض زاویه القایی و نسبت پسا به برآ کوچک، برای تعداد B پره زاویه حمله القایی α_i از رابطه زیر محاسبه می‌گردد:

$$\alpha_i = \frac{1}{4} \left\{ \left(\frac{\lambda}{x} + \frac{\sigma a V_R}{\lambda x^2 V_T} \right) + \left[\left(\left(\frac{\lambda}{x} + \frac{\sigma a V_R}{\lambda x^2 V_T} \right)^2 + \frac{\sigma a V_R}{x^2 V_T} (\beta - \phi) \right)^{1/2} \right] \right\} \quad (4)$$

با انتگرال‌گیری از مؤلفه‌های برآ و پسای جزء پره در امتداد شعاعی و تصویر نمودن آنها در جهت محور ضریب نیروی پیشران C_T بدست می‌آید:

$$C_T = \frac{\pi}{\lambda} \int_{x_h}^1 ((J^2 + \pi^2 x^2) \sigma [C_l \cos(\phi + \alpha_i) - C_d \sin(\phi + \alpha_i)]) dx \quad (5)$$

که در روابط بالا $\sigma = \frac{Bc}{\pi R}$ و $V_R = V_T \sqrt{x^2 + \lambda^2}$ و $\lambda = \frac{V}{\omega R}$ و x_h بیانگر موقعیت شروع پره است.

۲-۲ روابط پایه صوتی

فراست [۹] معادله فاکس ویلیامز (FW-H) را به فرم‌های انتگرالی مختلف توسعه داد. طبق معادله اصلی فاکس ویلیامز و هاوکینگز، حل نهایی شامل انتگرال‌هایی بر روی سطح و حجم خواهد بود. فراست از ترم چهار قطبی با اشاره به اثر داشتن این مؤلفه در سرعت‌های

^{۱۳} Aero-acoustic

^{۱۴} Blade element theory

^{۱۵} Momentum theory

بسیار بالا و حدود صوت^{۱۶} و اینکه مسئله را در سرعت های زیر صوت فرض کرده صرف نظر نمود و بدین نحو، معادله اصلی فاکس ویلیامز و هاوکینگز ساده‌تر خواهد شد. با تغییر پارامتر و استفاده از تابع گرین و نوشتن پاسخ به تفکیک برای نوفه بارگذاری و ضخامت و لحاظ مجموع پاسخ های مربوط به این دو قسمت بعنوان پاسخ کلی، روابط زیر را خواهیم داشت:

$$p'(x, t) = p'_T(x, t) + p'_L(x, t) \quad (۶)$$

$$\begin{aligned} \epsilon \pi p'_L(x, t) = & \frac{1}{c} \frac{\partial}{\partial t} \int_{f=0} \left[\frac{l_r}{|r| - M_r} \right]_{ret} dS \\ & + \int_{f=0} \left[\frac{l_r}{|r^v| - M_r} \right]_{ret} dS \end{aligned} \quad (۷)$$

$$\epsilon \pi p'_T(x, t) = \frac{\partial}{\partial t} \int_{f=0} \left[\frac{\rho \cdot v_n}{|r| - M_r} \right]_{ret} dS \quad (۸)$$

که در روابط بالا، p' فشار کلی صوتی، p'_T مؤلفه فشار مربوط به ضخامت و p'_L مؤلفه فشار مربوط به بارگذاری است. M_r عدد ماخ موضعی، v_n سرعت موضعی عمود بر سطح و l_r نیرو بر واحد سطح موضعی جسم اعمال شده از طرف جریان بر جسم می‌باشند. ret اشاره به زمان تأخیری دارد. رابطه (۸) با فرض ناحیه دور بدست آمده است. در این مطالعه از روش هاوکینگز و لاوسون^{۱۷} برای حل معادلات بالا استفاده گردیده است. روش مورد اشاره برای روتورهای باز در سرعت های زیر صوت و فوق صوت و بدون حرکت رو به جلو کاربرد دارد. (روتور یا ملخ ایستا) با عنایت به اینکه سیگنال فشار صوتی در این حالت بصورت متناوب است، لذا می‌توان طیف فرکانس گسسته صوتی نوفه را بوسیله بسط سری فوریه مشابه با رابطه (۹) نشان داد. برای محاسبه فشار بارگذاری طبق رابطه (۷) عمل کرده و در این روش در ناحیه دور دست، جمله دوم سمت راست این معادله صرف نظر می‌گردد. فرض می‌شود که پره‌ها نازک بوده و طبق شکل (۲) در صفحه $x_1 x_2$ از یک مختصات بدون چرخش x که مبدأ آن بر روی مرکز روتور است، قرار دارد. مشاهده‌گر در صفحه $x_1 x_2$ فرض شده و در فاصله r از مبدأ مختصات قرار داشته و با محور روتور (محور x_3) زاویه θ_0 می‌سازد.

$$p'_L(x, t) = \sum_{-\infty}^{\infty} p'_{Ln}(x) e^{-in\omega t} \quad (۹)$$

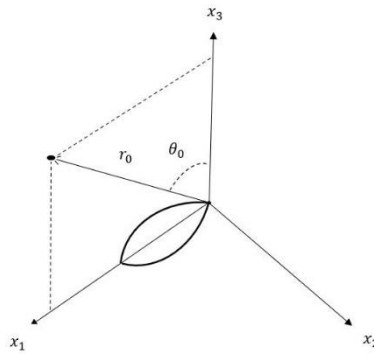
نهایتاً با تغییر پارامتر، استفاده از انتگرال جزء به جزء، تغییر مختصات از کارترین به قطبی روابط نهایی زیر را خواهیم داشت.

$$p'_{Ln} = \frac{in\omega}{\epsilon \pi c r} \exp \left[in \left(\frac{\omega r}{c} - \frac{\pi}{2} \right) \right] \times \int_{PF} \left(T \cos \theta - \frac{D}{M} \right) J_n(nM \sin \theta) \exp(-in\phi) R dR d\phi \quad (۱۰)$$

$$p'_{Tn} = \frac{\rho \cdot (in\omega)^2}{\epsilon \pi r} \exp \left[in \left(\frac{\omega r}{c} - \frac{\pi}{2} \right) \right] \times \int_{PF} h J_n(nM \sin \theta) \exp(-in\phi) R dR d\phi \quad (۱۱)$$

^{۱۶} Transonic

^{۱۷} Hawkings and Lowson Method



شکل ۲. نمایشی از مختصات و موقعیت پره و مشاهده‌گر

در روابط (۱۰) و (۱۱)، J_n تابع بسل، M عدد ماخ منبع انتشار صوت، T نیروی پیشبرنده بر واحد سطح، D نیروی پسا، c سرعت صوت، PF سطح تیغه، ϕ زاویه قطبی منبع صوت در چارچوب و مختصات قرار گرفته بر روی تیغه و n شماره هارمونیک می‌باشد.

۳- روش پژوهش

در اینجا ابتدا با استفاده از خصوصیات هندسی ملخ و شرایط جریان، بارگذاری آیرودینامیکی ملخ بدست می‌آید. سپس با استفاده از این نتایج و بهره‌گیری از روابط صوتی فوق‌الذکر خصوصیات صوتی ملخ تعیین می‌گردد. مرجع اصلی ما برای مقایسه و صحت سنجی روش کار و نتایج حاصله، اندازه‌گیری‌های مارینو می‌باشد [۹]. در مقاله مارینو، دو ملخ ۲ تیغه‌ای متشابه $۱۳ \times ۶/۵$ ، $۱۱ \times ۵/۵$ اینچ مورد بررسی قرار گرفته که نتایج ملخ ۱۳ اینچی مدنظر ما برای صحت سنجی می‌باشد. با دانستن قطر و گام ملخ، با استفاده از مراجع موجود، سایر مشخصات هندسی و ضرایب آیرودینامیکی را خواهیم داشت. ایرفویل‌های تقریبی مورد استفاده در ملخ‌های آ. پی. سی عمدتاً ایرفویل NACA4412 و Clark Y هستند لذا ما در این تحقیق ایرفویل Clark Y را بعنوان ایرفویل مبنا قرار داده‌ایم. با دانستن مشخصات هندسی ملخ و ایرفویل مدنظر و همچنین مشخصات سیال و جریان (چگالی سیال، سرعت جریان و...) از طریق رابطه (۴) زاویه حمله القایی محاسبه می‌گردد. برای محاسبه ضرایب برآ و پسای ایرفویل و نهایتاً ضریب پیشران، روش‌ها و روابط مختلفی را می‌توان استفاده کرد لکن در اینجا از ضرایب برآ و پسای تجربی در زوایای حمله مختلف ایرفویل معین استفاده می‌کنیم. پس از محاسبه زاویه حمله القایی از طریق اشاره شده در بالا و متعاقباً محاسبه زاویه حمله القایی مؤثر، با استفاده از درونیایی و برونیایی داده‌های تجربی ایرفویل به ازای زوایای حمله مؤثر مختلف میتوان ضرایب نیروها را استحصال نمود. با استفاده از تئوری اجزاء پره، در اینجا براساس اطلاعات مربوط به تعداد نقاط مختلف ملخ ۱۸ مقطع و براساس تعداد نتایج مربوط به نسبت پیشروی‌های مختلف مورد بررسی در مقاله مرجع، ۱۵ حالت (نسبت پیشروی‌های مختلف از ۰ تا ۰/۷) بررسی می‌گردد. پس از بدست آوردن مؤلفه‌های آیرودینامیکی، دامنه نوفه مربوط به بارگذاری و ضخامت بصورت جداگانه محاسبه شده و سپس نوفه بارگذاری و ضخامت بدست آمده و در نهایت نوفه کل محاسبه می‌گردد. با در نظر گرفتن میزان نوفه محیطی و محاسبه نوفه پهباد در فواصل مختلف، حدود فاصله شناسایی پهباد استحصال خواهد شد.

۴- نتایج و صحت سنجی

نتیجه قابل مقایسه با مقاله مرجع برای صحت سنجی، نتیجه سیگنال صوتی (فشار صوتی) است. شرایط مشترک محاسبات این تحقیق و مقاله مرجع در زیر بیان گردیده است. فاصله بدون بعد مشاهده‌گر تا محور ملخ ۳ برابر شعاع ملخ (شعاع ملخ = $۰/۱۶۵۲$ متر)، مشاهده‌گر فاقد بعد سوم (z) بوده (مشاهده‌گر در صفحه x_1, x_2 طبق شکل ۲) و فرکانس ملخ ۴۰ هرتز می‌باشد. در جدول (۱) نتایج فشار بدست آمده این تحقیق و مقاله مرجع در نقاط قله و دره سیگنال صوتی برای بررسی دقت محاسبات مورد مقایسه قرار گرفته‌اند.

جدول ۱. مقایسه فشار محاسبه شده و فشار مقاله مرجع

متغیر	مقاله	محاسبه شده	درصد خطا
فشار قله دوم (پاسکال)	۰/۰۳۸۹۷	۰/۰۴۲۴۴	۸/۱۷
فشار قله سوم (پاسکال)	۰/۰۳۹۶۸	۰/۰۳۹۲۹	۰/۹۹

فشار دره دوم (پاسکال)	-۰/۰۴۷	-۰/۰۴۱۲۷	۱۳/۸۸
فشار دره اول (پاسکال)	-۰/۰۴۲۹۷	-۰/۰۴۱۲۳	۴/۲۲

همانطور که از نتایج و مقایسه آنها مشخص است کمینه خطا حدود ۱ درصد و بیشینه خطا حدود ۱۳ درصد بوده و میانگین خطا نیز حدود ۶/۸ درصد می‌باشد. لذا دقت نتایج خوب و مناسب است. نتایج در شرایط اصلی و مبنای تحقیق یعنی در فاصله ۳ برابر شعاع و فرکانس ۴۰ هرتز شامل تراز فشار صوت یک ملخ ۶۳/۰۸ دسی بل و تراز فشار صوت پهباد ۶۹/۱ دسی بل می‌باشد. در جدول (۲) تراز شدت صوت محاسبه شده در فواصل مختلف نشان داده شده است. همانطور که در این جدول مشخص است، تراز فشار صوت با دو برابر شدن فاصله همان نرخ تغییر تقریبی ۶ دسی بل را رعایت کرده است. لذا از نظر فیزیکی منطقی و قابل قبول است.

جدول ۲. تراز فشار صوت در فواصل مختلف

فاصله (متر)	تراز فشار صوت یک ملخ (دسی بل)	تراز فشار صوت پهباد (دسی بل)	میزان کاهش تراز فشار پهباد با دو برابر شدن فاصله (دسی بل)
۲ برابر شعاع ملخ (۰/۳۳۰۲ متر)	۶۶/۵	۷۲/۵۵	---
۳ برابر شعاع ملخ (۰/۴۹۵۳ متر)	۶۳/۰۸	۶۹/۱	---
۶ برابر شعاع ملخ (۰/۹۹۰۶ متر)	۵۷/۱۹۵۶	۶۳/۲۱	۵/۸۹
۱۲ برابر شعاع ملخ (۱/۹۸۱۲ متر)	۵۰/۹	۵۶/۹۳	۶/۲۸
۲۴ برابر شعاع ملخ (۳/۹۶۲۴ متر)	۴۴/۹	۵۰/۹۳	۶
۴۸ برابر شعاع ملخ (۷/۹۲۴۸ متر)	۳۹/۰۲۶۲	۴۵/۰۴۶۸	۵/۸۸۳۲
۹۶ برابر شعاع ملخ (۱۵/۸۴۹۶ متر)	۳۳/۱۴۲۱	۳۹/۱۶۲۷	۵/۸۸۴۱
۵ متر	۴۳	۴۹/۱۱۳۲	---
۱۰ متر	۳۷	۴۳/۰۳	۶/۰۸۳۲
۱۵ متر	۳۳/۳۲۶	۳۹/۳۴۶	---
۲۰ متر	۳۱	۳۷/۱۲۱۹	۵/۹۰۸۱
۴۰ متر	۲۴/۸۹	۳۰/۹۱	۶/۲۱۱۹
۵۰ متر	۲۳/۱۶۸۸	۲۹/۱۸۹۴	---
۱۰۰ متر	۱۶/۸۴۲۴	۲۲/۸۶۳	۶/۳۲۶۴

با استفاده از نتایج جدول (۲) می‌توان حد شناسایی پهباد را با بکارگیری شکل (۱) در شرایط مختلف (شب / روز) و مناطق مختلف (درون شهری / برون شهری / روستایی) برای ملخ بدست آورد. این نتیجه در جدول (۳) آمده است. بعنوان مثال در مناطق حومه شهر و در شب که نوفه محیطی ۴۵ تا ۵۰ دسی بل است، بر اساس جدول (۳)، پهباد از حدود ۸ متری قابل شناسایی نخواهد بود و اصطلاحاً در نوفه محیطی گم خواهد شد. بنابراین در اغلب موارد به استثنای زمان‌های شبانه و بخصوص در مناطق روستائی قبل از شنیده شدن صدای این پهباد قاعدتاً باید بتوان آنرا دید. این نتایج برای ملخ با فرکانس ۴۰ هرتز بدست آمده است.

جدول ۳. حد فاصله شناسایی پهباد در مناطق و زمان‌های مختلف در فرکانس ۴۰ هرتز

منطقه	حالت	حد فاصله شناسایی (متر)
شهری	روز	۱
شهری	شب	۲
حومه شهر	روز	۲

حومه شهر	شب	۸
روستایی	روز	۸
روستایی	شب	۲۸

در این جا هدف این است با ثابت نگه داشتن سایر مؤلفه‌های هندسی و مکانی و عملکردی و با تغییر فرکانس و به تبع آن برای ثابت ماندن نسبت پیشروی، با تغییر سرعت، اثر آن بر میزان نوفه تولیدی بررسی شود. نتایج در جدول (۴) نشان داده شده است.

جدول ۴. اثر تغییر فرکانس بر میزان فشار صوت و تراز آن (موقعیت مشاهده گر = ۱۲ برابر شعاع ملخ (شعاع ملخ = ۰/۱۶۵۲))

فاصله ملخ تا مشاهده گر = ۱۲ برابر شعاع ملخ			
نسبت فشار قله به فشار قله در فرکانس ۴۰ هرتز	فشار قله (پاسکال)	تراز فشار صوت کواد کوپتر (دسی بل)	فرکانس (هرتز)
۰/۰۶۶	۰/۰۰۰۶۵	۳۳/۱۴	۰/۵ f=۲۰
۱	۰/۰۰۰۹۸	۵۶/۹	f=۴۰
۴/۷۸	۰/۰۴۷	۷۱/۲۷	۱/۵ f=۶۰
۸/۳۷	۰/۰۸۲	۷۵/۵۳	۱/۷ f=۶۸
۱۶/۷۷	۰/۱۶۴۴	۸۰/۹۵	۲ f=۸۰
۳۹/۶	۰/۳۸۸	۹۵/۲۲	۳ f=۱۲۰
۹۷/۹۶	۰/۹۶	۹۹/۶۶	۳/۴ f=۱۳۶
۲۷۵/۵	۲/۶۹۹	۱۰۵/۸۵	۴ f=۱۶۰

از نظر فیزیکی سرعت دورانی، سرعت نوک پره و به تبع آن میزان نوفه نوک پره را افزایش می‌دهد. با توجه به فرض غیر قابل تراکم بودن، در فرکانس‌های بالا این شرط نقض می‌گردد؛ لذا انحراف اشاره شده در نتایج جدول (۴) را می‌توان بر این اساس توجیه کرد. در جدول (۵) بعنوان نمونه در چند فرکانس مختلف تراز فشار صوت پهباد به ازای فواصل مختلف قرارگیری مشاهده گر نشان داده شده است.

جدول ۵. میزان تراز فشار صوت در فواصل مختلف و فرکانس‌های مختلف

فرکانس (هرتز) / فاصله (متر)	۴۰	۵۰	۶۰	۸۰
۵	۴۹	۵۶/۶۸	۶۳/۲۷	۷۳
۱۰	۴۳/۳	۵۰/۶۴۵۶	۵۶/۹۳	۶۷/۲
۲۰	۳۷	۴۴/۷	۵۰/۹۳	۶۱
۳۰	۳۳/۳۵	۴۱/۳	۴۷/۴۵	۵۷/۴۷
۴۰	۳۰/۹	۳۸/۹	۴۵	۵۵/۱۷
۵۰	۲۹/۱۷	۳۶/۹۴	۴۳/۱	۵۲/۹
۷۰	۲۶	۳۳/۷۹	۴۰/۲	۵۰/۲۶
۱۰۰	۲۲/۸۶	۳۰/۷	۳۷/۱۶۶۳	۴۶/۹

باتوجه به نتایج جدول (۵)، در جداول (۶) تا (۸)، حد فاصله شناسایی پهباد به ازای فرکانس‌های ۵۰، ۶۰ و ۸۰ در حالات مختلف نشان داده شده است.

جدول ۶. حد فاصله شناسایی پهباد در مناطق و زمان‌های مختلف به ازای فرکانس ۵۰ هرتز

فرکانس = ۵۰ هرتز		
منطقه	حالت	حد فاصله شناسایی (متر)
شهری	روز	۲
شهری	شب	۶

حومه شهر	روز	۶
حومه شهر	شب	۲۰
روستایی	روز	۲۰
روستایی	شب	۶۰

جدول ۷. حد فاصله شناسایی پهپاد در مناطق و زمان‌های مختلف به ازای فرکانس ۶۰ هرتز

فرکانس = ۶۰ هرتز		
منطقه	حالت	حد فاصله شناسایی (متر)
شهری	روز	۷/۵
شهری	شب	۱۲/۵
حومه شهر	روز	۱۲/۵
حومه شهر	شب	۴۰
روستایی	روز	۴۰
روستایی	شب	۱۲۰

جدول ۸. حد شناسایی پهپاد در مناطق و زمان‌های مختلف به ازای فرکانس ۸۰ هرتز

فرکانس = ۸۰ هرتز		
منطقه	حالت	حد فاصله شناسایی (متر)
شهری	روز	۱۲/۵
شهری	شب	۴۰
حومه شهر	روز	۴۰
حومه شهر	شب	۱۲۰
روستایی	روز	۱۲۰
روستایی	شب	۱۵۰

۵- نتیجه گیری و پیشنهادات

روش بکارگیری شده در این تحقیق، در نقاط دوردست دارای دقت بوده و این موضوع در نتایج نیز قابل مشاهده بود. باتوجه به نتایج، ملاحظه شد فرکانس چرخش ملخ تأثیر زیادی در میزان نوفه تولیدی داشته و بالتبع آن، حدود فاصله شناسایی را تغییر می‌دهد. همانطور که مشاهده گردید، میزان نوفه پس زمینه (مناطق و زمان‌های مختلف) نیز در حدود فاصله شناسایی پهپاد مؤثر است. با توجه به سرعت محاسبات این روش، میتوان از مدلسازی و کد نوشته شده برای سایر ملخ‌ها و در شرایط مختلف استفاده نمود. در تحقیقات آتی، می‌توان از سایر روش‌های موجود در مراجع نظیر روش فراست، هنسن، ووان و گره گوریک، سوشی و... خاصه روش‌هایی که هم نوفه نواحی دور و هم نزدیک و در شرایط ایستا و در حرکت را ارایه می‌کند، برای محاسبات صوتی استفاده کرد.

مراجع

[۱] Retrieved from <http://nextech.online/drone-noise-levels>

[۲] Kloet, N., Watkins, S., & Clothier, R. (۲۰۱۷). Acoustic signature measurement of small multi-rotor unmanned aircraft systems. *International Journal of Micro Air Vehicles*, 9(۱), ۳-۱۴.

[۳] Brungart, T. A., Olson, S. T., Kline, B. L., & Yoas, Z. W. (۲۰۱۹). The reduction of quadcopter propeller noise. *Noise Control Engineering Journal*, 67(۴), ۲۵۲-۲۶۹.

- [۴] Vieira, A., Cruz, L., Lau, F., Mortagua, J., & Santos, R. (۲۰۱۵, September). A new computational framework for UAV quadrotor noise prediction. In *Proceedings of the 5th CEAS Air & Space Conference, Delft, The Netherlands* (pp. ۷-۱۱).
- [۵] Hawkings, D. L., & Lowson, M. V. (۱۹۷۴). Theory of open supersonic rotor noise. *Journal of Sound and Vibration*, 36(۱), ۱-۲۰.
- [۶] Succi, G. P. (۱۹۷۹). Design of quiet efficient propellers. *SAE Transactions*, ۲۰۳۹-۲۰۵۲.
- [۷] Farassat, F. (۱۹۸۱). Linear acoustic formulas for calculation of rotating blade noise. *AIAA Journal*, 19(۹), ۱۱۲۲-۱۱۳۰.
- [۸] Brentner, K. S. (۱۹۸۶). *Prediction of helicopter rotor discrete frequency noise: A computer program incorporating realistic blade motions and advanced acoustic formulation* (No. L-۱۶۱۳۰). National Aeronautics and Space Administration.
- [۹] Marino, L. (۲۰۱۰, June). Experimental analysis of UAV propeller noise. In *16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference* (p. ۳۸۵۴).