



## بهبود عملکرد آیرودینامیکی و آیرواکوستیکی ملخ با برآمدگی‌های موجی شکل همزمان

امیرحسین حسین<sup>۱\*</sup>، علیرضا ربیعی<sup>۲\*</sup>، فرهاد قدک<sup>۳\*</sup>

۱- دانشکده و پژوهشکده‌ی فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ایران  
۲- مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ایران.

### تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۴۰۲/۰۲/۰۶  
بازنگری: ۱۴۰۲/۰۹/۰۲  
پذیرش: ۱۴۰۲/۰۹/۰۶  
ارائه آنلاین: ۱۴۰۲/۰۹/۱۴

### کلمات کلیدی:

برآمدگی موجی همزمان پره  
کنترل غیرفعال جریان  
شبیه‌سازی قاب مرجع چرخان  
آزمایش آیرواکوستیک ملخ  
الهام از طبیعت

**خلاصه:** یکی از روش‌های موثر در بهبود عملکرد ملخ استفاده از برآمدگی در پره با الهام از موجودات طبیعی و مبنای کنترل جریان غیر فعال می‌باشد. در این تحقیق کارایی یک ایده‌ی ابتکاری، از جنبه‌ی آیرودینامیکی با تحلیل دینامیک سیالات محاسباتی و از جنبه‌ی آیرواکوستیکی با آزمایش تجربی مورد بررسی قرار گرفته است. این ایده با ایجاد برآمدگی‌های همزمان به شکل موج در لبه‌های حمله و فرار پره، با طول موج ۶ میلی‌متر و دامنه‌ی برآمدگی ۳ درجه در راستای تغییر گام پره از نزدیکی ریشه تا نوک پره مورد مطالعه قرار گرفته است. بررسی بهبود کارایی آیرودینامیکی پیشروی با شبیه‌سازی عددی به روش قاب مرجع چرخان و بررسی بهبود کارایی آیرواکوستیکی ایستایی با آزمایش تجربی حاصل از کالیبراسیون حس‌گرهای میکروفون انجام شده است. تحلیل سیالات محاسباتی به روش حجم محدود بر پایه المان محدود و حل معادلات متوسط‌گیری شده ناویر استوکس با مدل کی-امگا.اس.اس. تی نسبت به آزمایش تجربی مرجع صحت‌سنجی شده است. با مطالعه‌ی استقلال نتایج، میدان و شبکه‌ی محاسباتی مناسبی برای شبیه‌سازی عددی حاضر تعیین شده است. نتایج، افزایش بازدهی آیرودینامیکی ۷/۵ درصد در نسبت پیشروی معادل با بیشینه‌ی بازدهی و افزایش ۲۲ درصد در سایر نسبت‌های پیشروی را نشان می‌دهد. کاهش شدت صوت بیشینه در بسامد معادل با هارمونیک اصلی، ۴/۱ درصد در ناحیه‌ی مجاور صفحه‌ی روتور و ۸/۳ درصد در ناحیه‌ی پشت روتور بهبود عملکرد آیرواکوستیک را نشان می‌دهد.

### ۱- مقدمه

در ناحیه‌ی مکشی سطح بالای پره می‌باشد. این پدیده موجب افزایش شدید اغتشاشات ناشی از تولید گردابه‌ها و تولید نویزهای آیرواکوستیکی خواهد شد [۴]. در نتیجه بهینه‌سازی ملخ به ویژه با رویکرد همزمان بهبود کارایی آیرودینامیک و کاهش نویزهای آیرواکوستیک، نیاز به شناخت کاملی از قیود عملکردی و همچنین فیزیک حاکم بر مسئله دارد.

برای برآورد حد بیشینه‌ی بازدهی آیرودینامیکی، گلارت [۵] با توسعه‌ی روش بقاء مونتوم در صفحه‌ی چرخش ملخ و استفاده از فرضیات عدم اتلاف انرژی مقدار ایده‌آل کارایی آیرودینامیکی نسبت به میزان انرژی وارد بر آن در نسبت‌های پیشروی مختلف را ارائه داد. بر این اساس مقدار بازدهی بیشینه با مقادیر قطر و سرعت پیشروی رابطه‌ی مستقیم و با انرژی وارد بر آن ناشی از سرعت چرخش و توان ورودی نسبت معکوس دارد. با توجه به مرتبه‌ی بالاتر تاثیر قطر و سرعت پیشروی، ملخ‌های بزرگتر نسبت به ملخ‌های کوچک از مقادیر بازدهی ایده‌آل بالاتری برخوردار هستند. تحقیقات استاندارد [۶] و براندت و همکاران [۷] مقدار بازدهی بیشینه را از ۴۰ درصد برای ملخ‌های مقیاس کوچک تا ۸۵ درصد برای ملخ‌های مقیاس بزرگ

ملخ‌ها به عنوان یکی از اجزاء اصلی پیشران نقش مهمی بر عملکرد پرنده‌های زیر صوت ایفا می‌کنند. به دلیل قرارگیری ملخ در سرعت‌های مختلف پروازی از زمان برخاست در شرایط ایستایی تا شرایط پیشروی در مانورهای پروازی، عملکرد آیرودینامیکی آن در محدوده‌ی وسیعی قابل بررسی است [۱]. از طرفی مقاطع پره در نسبت‌های سرعت چرخشی متفاوتی، بسته به فاصله‌ی شعاعی از مرکز دوران قرار دارند. تفاوت سرعت‌های چرخشی در این نواحی، موجب ایجاد تغییرات در فیزیک جریان و همچنین میزان نیروی وارد بر آن خواهد شد [۲]. در طراحی آیرودینامیکی ملخ با توزیع ابعاد و زاویه‌ی قرارگیری یا نوع ایرفویل مقاطع از ناحیه‌ی مورد نظر در ریشه تا نوک پره، نیروی پیشران لازم با عبور جریان آرام ایجاد می‌شود [۳]. اما به دلیل تغییرات در زاویه‌ی حمله‌ی موثر جریان ناشی از مقادیر مولفه‌ی سرعت پیشروی و همچنین نیاز بالاتر نیروی پیشران، جریان در عبور از مقاطع همواره مستعد پدیده‌ی گذر به ناحیه‌ی آشفته و در ادامه جدایش به خصوص

\* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: arabiee@ihu.ac.ir

نشان می‌دهد [۸]. در این میان استفاده از روش‌های کنترل جریان موجب بهبود قابل توجه بر عملکرد پروفیل‌های مرتبط با عبور سیال شده است. روش‌های کنترل جریان غیرفعال به دلیل عدم مصرف انرژی برای راه‌اندازی آن و همچنین سهولت در استفاده و نگهداری نسبت به روش‌های فعال مورد توجه قرار دارند [۹]. استفاده از برآمدگی لبه‌ی پروفیل به عنوان روش موثر کنترل جریان غیرفعال [۱۰ و ۱۱] بر پایه‌ی شکل طبیعی لبه‌های باله‌های نهنگ کوهان‌دار [۱۲]، بالک دلفین ساحلی [۱۳] و موهای فک ساحلی [۱۴] الهام گرفته شده است. ایجاد این برآمدگی‌ها در نواحی لبه‌ی حمله‌ی بال نهنگ موجب افزایش قابلیت حرکت آن با وجود ابعاد بزرگ می‌شود [۱۵]. برخورد سیال به لبه‌ی حمله‌ی برآمده موجب ایجاد گردابه‌هایی برای افزایش مومنوم، بهبود عملکرد آیرودینامیکی و جلوگیری از جدایش جریان خواهد شد [۱۶ و ۱۷]. علاوه بر این روش‌های مبتنی بر الگوهای افزوده با حفظ پروفیل مبنای پره شامل استفاده از فلپ در راستای خط انحنا [۱۸] و هندسه‌ی افزونه‌ی نوک [۱۹] موجب بهبود عملکرد اولیه شده است.

بات و تالها [۲۰] تاثیر ایجاد لبه‌ی حمله‌ی برآمده به شکل موج در راستای وتر مقطع پره در محدوده‌ی طول موج  $0.3$  قطر و محدوده‌ی دامنه‌ی  $0.2$  وتر را بر عملکرد ملخ با استفاده از شبیه‌سازی عددی بررسی کردند. میزان افزایش بازدهی آیرودینامیکی در این تحقیق با توجه به ابعاد ملخ‌های بررسی شده از قطر ۵ تا ۱۱ اینچ دارای مقادیر ۷ تا ۳۹ درصد می‌باشد. اصغر و همکاران [۸] کارایی لبه‌ی حمله‌ی برآمده در بهبود عملکرد ملخ رابه عنوان ایده‌ی الهام گرفته از طبیعت مورد مطالعه قرار دادند. در این تحقیق ایجاد برآمدگی‌هایی به شکل موج در نواحی مختلف لبه‌ی حمله‌ی ملخ، موجب بهبود عملکرد آیرودینامیکی و آیروآکوستیکی آن شده است. لبه‌های برآمده با مقادیر مختلفی از طول موج و دامنه در جهت وتر مقطع در نواحی پره از ریشه تا نوک ایجاد شده است. استفاده از این برآمدگی‌ها به عنوان روش کنترل غیرفعال جریان موجب افزایش ۶ درصد در بازدهی آیرودینامیکی و کاهش سطح نویز در آزمایش تجربی شده است. هو و همکاران [۲۱] نیز با استفاده از ایجاد برآمدگی در لبه‌ی حمله‌ی پره‌های ملخ پهن‌پایه عمود پرواز، عملکرد آیرودینامیکی و آیروآکوستیکی آن را در پرواز رو به جلو در تونل باد آکوستیک مورد بررسی قرار دادند. در این تحقیق با استفاده از ایجاد تغییراتی در نسبت ارتفاع به طول موج برآمدگی‌ها، اثر آن بر کارایی آیرودینامیکی و همچنین میزان نویز منتشر شده در نواحی مختلف بسامد صوتی ملخ مطالعه شده است. به دلیل اهمیت بهبود عملکرد آیروآکوستیکی ملخ در کاهش اغتشاشات منتشر شده شامل دامنه‌ی شدت صوت در بسامدهای هارمونیک معادل با

سرعت دورانی ملخ یا نویز تونال<sup>۱</sup> و همچنین دامنه‌ی شدت صوت در سایر بسامدهای مرتبط با اغتشاشات ناشی از انتشار گردابه‌ها در نواحی با آشفتگی بالا معادل با نویز پهن باند<sup>۲</sup> [۲۲]، مطالعاتی در این زمینه با تمرکز بر ایجاد تغییرات در ناحیه‌ی لبه‌ی فرار پره‌ی ملخ انجام شده است. نینگ و هو [۲۳] با ایجاد دندانه‌هایی به شکل اره عملکرد آیرودینامیکی و آیروآکوستیکی ملخ را با توجه به بهبود اختلاط جریان در لایه‌ی برشی محدوده‌ی لبه‌ی فرار پره مورد مطالعه قرار دادند. در این تحقیق ارتفاع دندانه‌ها از نوک تا قاعده‌ی آن ۶ میلی‌متر و عرض آن برای بررسی حساسیت عملکرد به صورت متغیر با آزمایش سه نمونه همراه شده است. هدف از این بررسی کاهش میزان نویز با قید حفظ میزان تراست معادل با ۳ نیوتون در محدوده‌ی عدد رینولدز ۶۰ هزار بوده است. به دلیل گردابه‌های ایجاد شده در عبور جریان سیال از ناحیه‌ی لبه‌ی فرار، کاهش قابل ملاحظه‌ی شدت نویز منتشر شده با استفاده از این روش به خصوص در بسامدهای بالا اندازه‌گیری شده است. لی و همکاران [۲۴] در تونل باد مرکز تحقیقات آیرودینامیک چین با ابعاد محفظه‌ی آزمون ۵۵ در ۴۰ سانتی‌متر با بیشینه سرعت ۱۰۰ متر بر ثانیه و حداکثر شدت آشفتگی ۵ درصد، عملکرد ملخ با شعاع ۱۰ سانتی‌متر را بررسی کردند. نتایج بررسی‌های آیرودینامیک و آیروآکوستیک، کاهش میزان نویز منتشر شده با وجود حفظ قابلیت آیرودینامیک ملخ در شرایط هاور و پرواز رو به جلو با استفاده از برآمدگی‌های لبه‌ی فرار پره را نشان می‌دهد.

مطالعات انجام شده در استفاده از الگوی کنترل غیر فعال جریان و همچنین ایجاد ناحیه‌ی برشی بهینه بر پایه‌ی ایده‌های موجود در طبیعت محدود به ایجاد برآمدگی در لبه‌های حمله و فرار پره‌ی ملخ به صورت جداگانه می‌باشد. در این تحقیق با استفاده از ایده‌ی ابتکاری استفاده از لبه‌های برآمده‌ی همزمان در لبه‌ی حمله و فرار پره به شکل موج، مزیت آن در بهینه‌سازی آیرودینامیکی و آیروآکوستیکی با قطر ۱۸ اینچ و گام ۱۰ درجه حاصل شده است. برای افزایش بازدهی آیرودینامیکی به خصوص در نسبت‌های پیشروی بالاتر، از ایجاد برآمدگی در جهت گام پره استفاده شده است. ایجاد برآمدگی در جهت گام پره ضمن ایجاد ناحیه‌ی پرنرژی در محدوده‌ی لبه‌ی حمله، موجب ایجاد اختلاط مناسب جریان در ناحیه‌ی لبه‌ی فرار پره‌ی ملخ می‌شود. بررسی پارامترهای طول موج و دامنه‌ی برآمدگی با تحلیل سیالات محاسباتی به روش حجم محدود بر پایه‌ی المان محدود با نرم افزار تجاری انسیس سی.اف.ایکس<sup>۳</sup> در مقدار ضریب تراست به ضریب

1 Tonal noise  
2 Broadband noise  
3 ANSYS CFX

تونل باد سرعت پایین مرکز تحقیقات لانگلی ناسا مقادیر ضریب تراست و گشتاور به همراه پارامترهای هندسی ملخ در شرایط پیشروی ارائه شده است. قطر ملخ بررسی شده در این مطالعه ۲۲/۶۷ اینچ و سرعت چرخش آن ۴۸۰۰ دور بر دقیقه می‌باشد. سرعت باد ورودی بر حسب سرعت هوای معادل<sup>۲</sup> برابر با ۷۵ نات و با فرض شرایط آزمایش در سطح دریا ۳۸/۵۵ متر بر ثانیه است. داده‌برداری مقادیر نیرو و گشتاور با لودسل ای.تی.آی مینی<sup>۳</sup> مطابق با محدوده‌ی ابعاد، سرعت دوران و سرعت باد ورودی ملخ انجام شده است. پروفیل آیرودینامیکی مقاطع پره ایرفویل ام.اچ.<sup>۴</sup> با توزیع ابعاد، زاویه‌ی قرارگیری وتر نسبت به محور دوران (پیچش<sup>۵</sup>)، مختصات در جهت وتر (اسکیو<sup>۶</sup>) و مختصات عمود بر وتر (ریک<sup>۷</sup>) در شکل ۱- الف نمایش داده شده است. بر پایه‌ی این داده‌ها مطابق با شکل ۱- ب، هندسه‌ی مورد نظر در تعداد ۲۸ مقطع از شعاع نسبی ۰/۲ در محدوده‌ی ریشه تا نوک پره ترسیم شده است.

مقایسه‌ی نتایج ضریب تراست و ضریب گشتاور وارد بر ملخ در شبیه سازی عددی حاضر نسبت به نتایج آزمایش تجربی و تحلیل مومنتوم المان پره با نرم افزار تجاری ایکس روتور<sup>۸</sup> از مرجع [۲۶] در شکل ۲ نمایش داده شده است. مقادیر نسبت پیشروی<sup>۹</sup> معرف نسبت سرعت جریان آزاد به سرعت چرخش و قطر در این مقایسه از ۰/۸ تا ۱/۲ در چهار حالت تحلیل عددی مبتنی بر تغییر در سرعت دورانی ملخ متغیر است. پراکندگی مقادیر تجربی به علت تغییرات ایجاد شده ناشی از ارتعاشات پره به خصوص در نسبت‌های پیشروی بالاتر به دلیل ضخامت مقطع کم آن و جنس فیبر کربن می‌باشد. میزان شبکه بندی در نواحی روی پره به خصوص لبه‌ی حمله و لبه‌ی فرار آن به نحوی است که انحناى آن را در برگیرد. همچنین شبکه بندی لایه‌ی مرزی به تعداد ۱۰ لایه با ضخامت اولین لایه‌ی ۰/۰۵ میلی متر و نرخ رشد ۱/۲ موجب مدل سازی مناسب ناحیه‌ی لایه مرزی با استفاده از روش میانگین عدد رینولدز بر پایه‌ی مدل آشفتگی کی.امگا.اس.اس.تی<sup>۱۰</sup> شده است. خصوصیات سیال هوا به عنوان گاز ایده‌آل و به صورت تراکم پذیر در ارتفاع سطح دریا محاسبه شده است.

توان در ضرایب پیشروی تعیین شده است. پروفیل همزمان برآمده با طول موج برآمدگی معادل با فاصله‌ی دو مقطع ایرفویل با افزایش زاویه‌ی گام به میزان دامنه‌ی برآمدگی بررسی است. در نهایت ملخ با طول موج ۶ میلی متر و دامنه‌ی برآمدگی ۳ درجه برای آزمایش آیروآکوستیک در شرایط ایستایی به جنس چوب ساخته شده است. با انجام فرآیند کالیبراسیون میکروفون‌ها و همچنین مقایسه‌ی مقادیر شدت صوت، بهبود عملکرد آیروآکوستیکی ملخ نسبت به پروفیل مبنا نتیجه گیری شده است.

## ۲- تحلیل دینامیک سیالات محاسباتی ملخ

در این تحقیق ابتدا از روش تحلیل دینامیک سیالات محاسباتی برای انتخاب ملخ بهینه با توجه به سرعت و دقت مناسب در بررسی بازدهی آیرودینامیکی استفاده شده است. معادلات حاکم بر جریان سیال شامل معادله‌ی پیوستگی، مومنتوم و انرژی در مختصات مرجع چرخان<sup>۱</sup> با اصلاح پارامتر سرعت دورانی ( $\vec{v}_r = \vec{v} - \vec{\omega} \times \vec{r}$ ) در شرایط حل پایا و عدم وجود مقادیر گرادیان فشار خارجی، نیروهای حجمی و منبع انرژی به صورت روابط ۱ تا ۳ به روش عددی حل شده است.

$$\nabla \cdot \rho \vec{v}_r = 0 \quad (1)$$

$$\nabla \cdot (\rho \vec{v}_r \vec{v}_r) + \rho (\vec{\omega} \times \vec{v}_r) + \rho \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}) = \mu \nabla \cdot (\nabla \vec{v}_r + (\nabla \vec{v}_r)^T) \quad (2)$$

$$\nabla \cdot (\rho \vec{v}_r (h + 0.5(v_r^2 - r^2 \omega^2))) = \nabla \cdot (k \nabla T + \mu \nabla \cdot (\nabla \vec{v}_r + (\nabla \vec{v}_r)^T) \vec{v}_r) \quad (3)$$

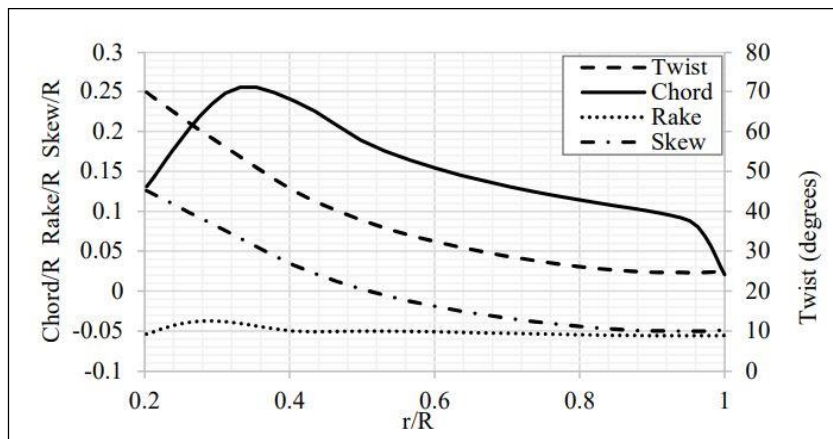
برای این منظور از نرم افزار تجاری انسیس سی.اف.ایکس. به عنوان حل گر با روش گسسته سازی حجم محدود معادلات به شکل بقایی و تعیین شار در اضلاع حجم کنترل‌های میانی و در نهایت تعیین مقادیر در گره‌ها با استفاده از توابع شکل مبتنی بر نوع المان محاسباتی به روش اجزاء محدود، استفاده شده است [۲۵].

### ۲-۱- صحت سنجی

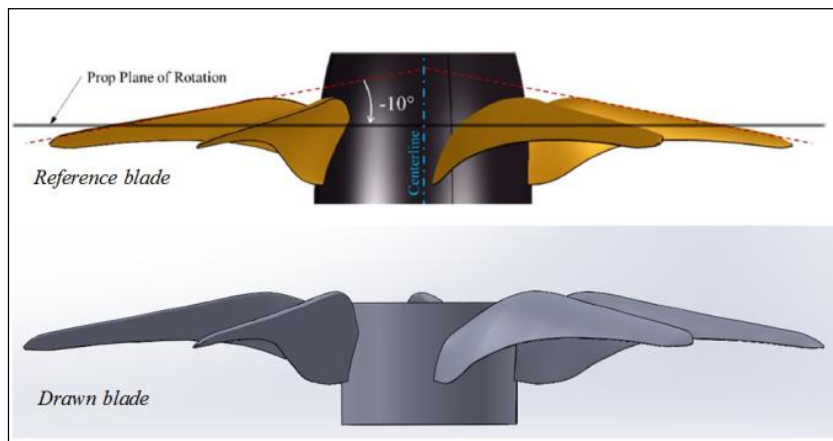
در آزمایش تجربی ملخ لیفت بالا توسط لیترلند و همکاران [۲۶] در

1 Rotating reference frame (RFR)

2 Equivalent air speed  
3 ATI mini85 load cell  
4 MH144 airfoil  
5 Twist  
6 Skew  
7 Rake  
8 X-rotor  
9 Advance ratio (J)  
10 K- $\omega$  SST



(الف)



(ب)

شکل ۱. نمای هندسه‌ی ملخ صحت‌سنجی، الف) توزیع پارامترهای هندسی [۲۶]، ب) مقایسه‌ی نمای هندسه‌ی مرجع [۲۶] و هندسه‌ی ترسیم‌شده‌ی حاضر برای صحت‌سنجی

Fig. 1. View of the validation propeller geometry, a) distribution of geometric parameters [26], b) comparison of the reference geometry view [26] and the present drawn geometry for validation

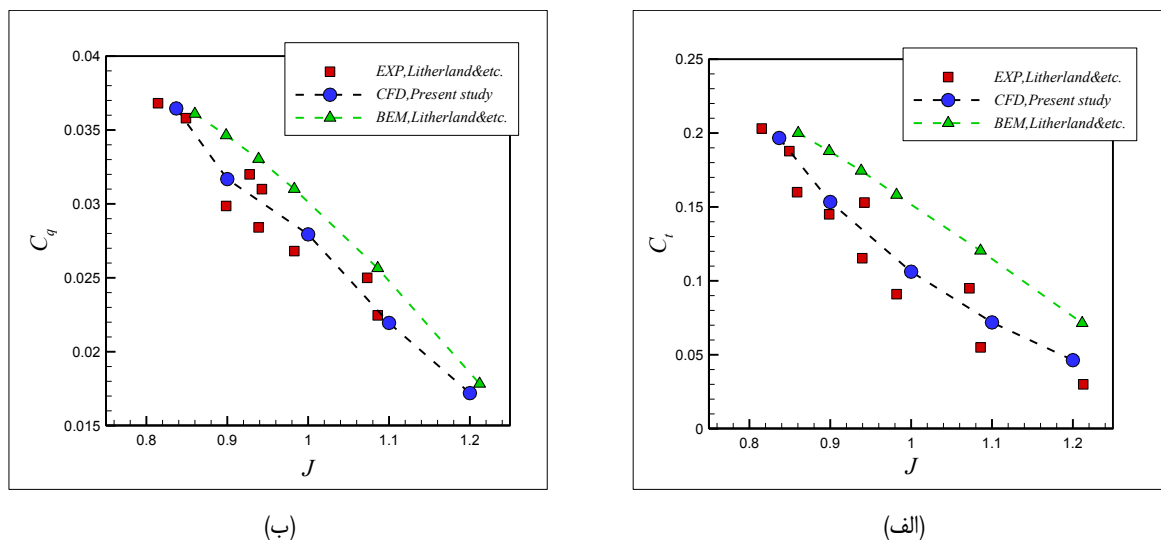
## ۲-۲- بررسی استقلال نتایج از میدان و شبکه‌ی محاسباتی

به منظور اطمینان از انتخاب صحیح نوع، ابعاد میدان و همچنین شبکه بندی محاسباتی می‌بایست قبل از انجام فرآیند تحلیل عددی بهبود ملخ پایه با قطر ۱۸ اینچ، استقلال نتایج از این مقادیر مورد بررسی قرار گیرد. به دلیل استفاده از روش قاب مرجع چرخان در مدل‌سازی میدان محاسباتی ملخ دوار، تحلیل سیالات محاسباتی حاضر دو میدان محاسباتی را شامل می‌شود. در میدان محاسباتی اول مقادیر مربوط به معادلات ناویراستوکس<sup>۱</sup> در سرعت

1 Navier-Stokes equations

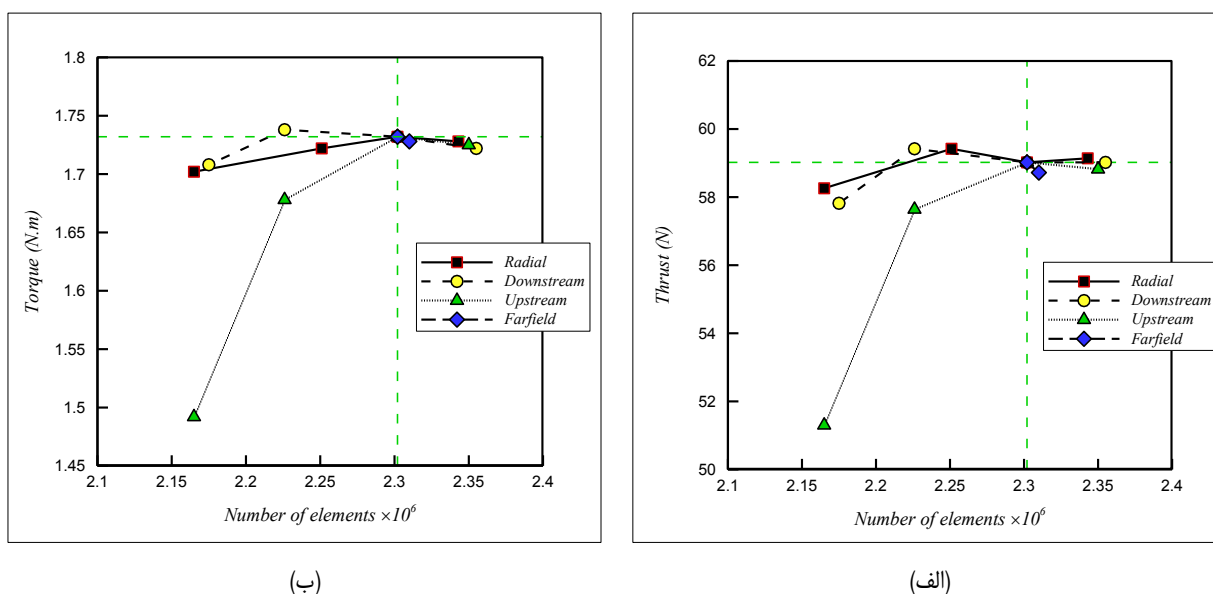
نسبی ( $\bar{v}_r$ ) با روش قاب مرجع چرخان حول ملخ به صورت روابط ۱ الی ۳ و در میدان محاسباتی دوم مقادیر معادلات ناویر استوکس معمول در مختصات ثابت نسبت به سرعت مطلق ( $\bar{v}$ )، حل می‌شود. در نتیجه با توجه به عبور و تبدیل شار مقادیر محاسباتی از نواحی مرزی میدان‌های حل، شرط مرزی صفحات میانی<sup>۲</sup> به عنوان مرزهای بین دو میدان محاسباتی در نظر گرفته شده است. از این رو ابعاد میدان محاسباتی و شبکه‌بندی در صفحات مرزی بین دو میدان محاسباتی نیز می‌بایست مورد بررسی قرار گیرد. تاثیر ابعاد

2 Interface boundary condition



شکل ۲. مقایسه‌ی حل عددی با آزمایش تجربی و تحلیل مونتوم المان پره لیتلند و همکاران [۲۶]، الف) ضریب تراست، ب) ضریب گشتاور

Fig. 2. Comparison of numerical solution with experimental test and element momentum analysis of Litherland et al. [26], a) thrust coefficient, b) moment coefficient



شکل ۳. استقلال نتایج از ابعاد میدان محاسباتی، الف) نیروی تراست، ب) گشتاور

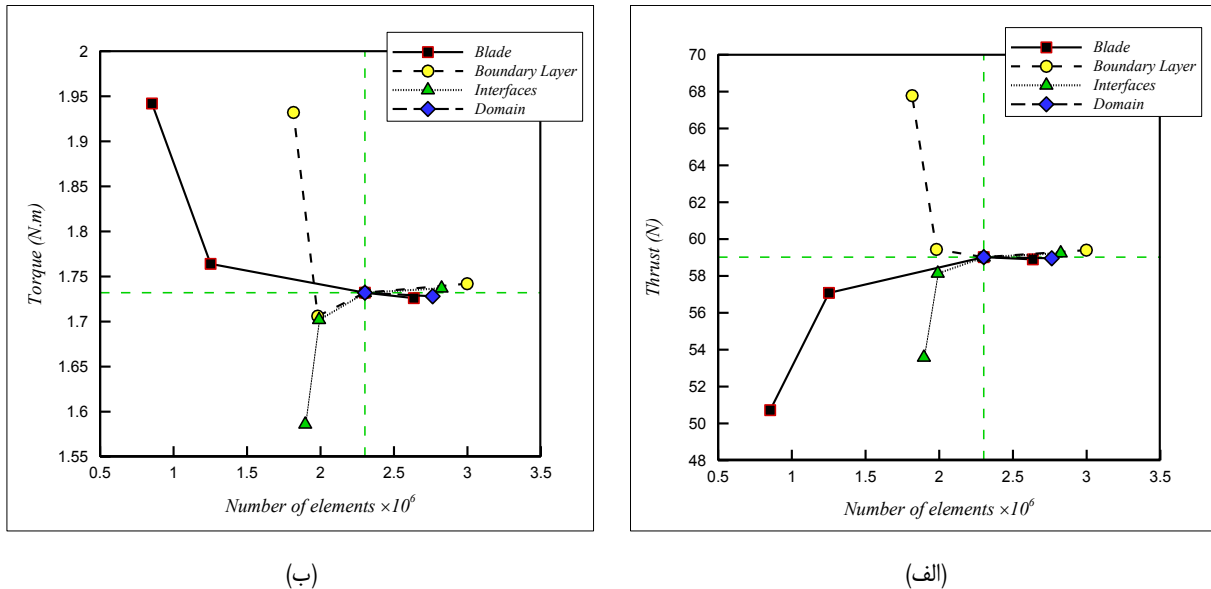
Fig. 3. Results independency analysis from the computational domain dimensions, a) thrust force, b) torque

شده است.

با توجه به تاثیر میزان ابعاد میدان محاسباتی در تعداد المان‌ها و همچنین محدوده‌های متفاوت ابعاد هر یک از نواحی، تغییرات نتایج نسبت به تعداد المان‌های شبکه بندی میدان محاسباتی گزارش شده است. تغییرات بیشتر مقادیر نیرو و گشتاور وارد بر ملخ نسبت به ابعاد بالادست میدان داخلی،

میدان محاسباتی شامل مقادیر شعاعی<sup>۱</sup>، بالادست<sup>۲</sup> و پایین دست<sup>۳</sup> میدان محاسباتی داخلی و همچنین مقادیر ابعاد میدان محاسباتی خارجی واقع در دوردست<sup>۴</sup> ملخ بر مقادیر نیروی تراست و گشتاور در شکل ۳ نمایش داده

- 1 Radial
- 2 Upstream
- 3 Downstream
- 4 Far field



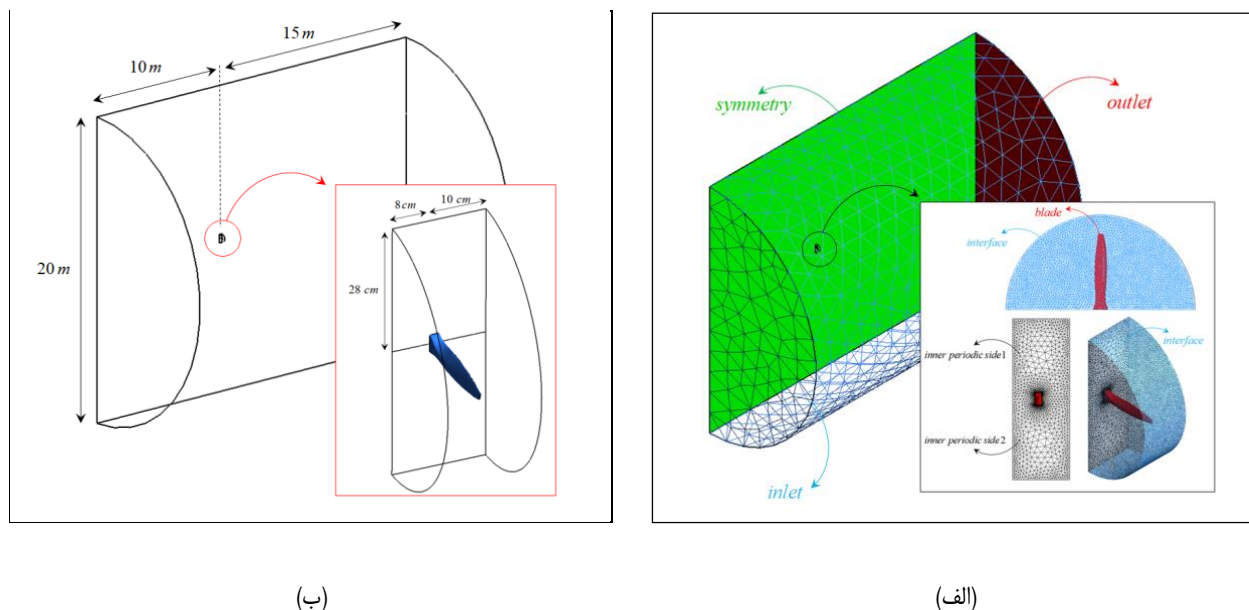
شکل ۴. استقلال نتایج از مقدار شبکه بندی محاسباتی، الف) نیروی تراست، ب) گشتاور

Fig. 4. Results independency analysis from the computational domain grid amount, a) thrust force, b) torque

میدان محاسباتی، اثر میزان فشردگی شبکه بندی در نواحی دیواره، صفحات میانی، لایه مرزی و ناحیه‌ی حجمی در نوک پره مطابق با شکل ۴ بررسی شده است. فشردگی المان‌های شبکه بندی در ناحیه‌ی دیواره‌ی ملخ به علت وجود نواحی انحنا بالای مقاطع پره، دارای تاثیر بالایی بر تعداد المان محاسباتی و همچنین نتایج تحلیل می‌باشد. ابعاد المان‌های محاسباتی در نواحی دیواره با مقدار بیشینه‌ی ۲/۵ میلی‌متر و کمینه‌ی ۰/۱ میلی‌متر در نواحی انحنا بالا مناسب است. همچنین برای شبکه‌بندی نواحی لایه‌ی مرزی نزدیک دیواره به دلیل اهمیت مدل‌سازی عبارت تنش رینولدز در معادله‌ی مومنتوم، ضخامت اولین لایه ۰/۰۵ میلی‌متر و تعداد ۱۵ لایه با نرخ رشد ۱/۲ بدست آمده است. برای انتقال مقادیر شار محاسباتی از مرزهای میدان محاسباتی داخلی و خارجی نیز، ابعاد المان‌های محاسباتی در مرزهای میانی معادل ۷/۵ میلی‌متر تعیین شده است. اثر ابعاد المان‌های محاسباتی در ناحیه‌ی نوک پره با ایجاد میدانی در این ناحیه با ابعاد المان ۲/۵ میلی‌متر بررسی شد که پس از مطالعه استقلال شبکه اثر آن بر میزان نیروی تراست و گشتاور ملخ ناچیز می‌باشد. ابعاد میدان‌های محاسباتی به همراه نمایی از شبکه‌بندی نواحی مرزی در شکل ۵ نمایش داده شده است.

حساسیت بالای این پارامتر نسبت به سایر ابعاد میدان محاسباتی را نشان می‌دهد. مقادیر بررسی شده در مطالعه ابعاد بالادست میدان داخلی شامل طول‌های ۴، ۳۰، ۸۰ و ۱۳۰ میلی‌متر می‌باشد که در نهایت طول ۸۰ میلی‌متر به عنوان مقدار مناسب با توجه به عدم تغییر در مقادیر نیرو و گشتاور وارد به ملخ انتخاب شده است. به دلیل تغییرات سرعت ناشی از انتشار گردابه‌ها در ناحیه‌ی پایین دست ملخ، ابعاد ناحیه‌ی پایین دست میدان محاسباتی داخلی شامل مقادیر ۱۰، ۵۰، ۱۰۰ و ۱۵۰ میلی‌متر در نظر گرفته شده است. ابعاد شعاع میدان داخلی نیز شامل مقادیر ۲۳۰، ۲۶۰، ۲۸۰ و ۳۰۰ میلی‌متر می‌باشند. تاثیر پایین ابعاد نواحی دور دست ملخ بر نتایج و همچنین میزان المان‌های محاسباتی، موجب بررسی مقادیر ابعاد میدان خارجی شامل شعاع، طول بالادست و پایین دست به ترتیب در دو حالت ۱۵، ۱۵ و ۲۰ متر و ۱۰، ۱۰ و ۱۵ متر شده است. در نهایت طول بالادست میدان محاسباتی داخلی معادل ۸۰ میلی‌متر، شعاع میدان داخلی معادل ۲۸۰ میلی‌متر و همچنین مقادیر شعاع، طول بالادست و طول پایین دست میدان خارجی معادل ۱۵، ۱۵ و ۲۰ متر با بررسی استقلال از نیروی تراست و گشتاور وارد بر ملخ، تعیین شده است.

برای بررسی استقلال نتایج از شبکه‌بندی محاسباتی در ابعاد مناسب



شکل ۵. نمای میدان محاسباتی در روش قاب مرجع چرخان، الف) شرایط مرزی، ب) ابعاد میدان محاسباتی

Fig. 5. View of the computational field in the rotating reference frame method, a) boundary conditions, b) dimensions of the computational field

### ۳- بررسی کارایی آیرودینامیک

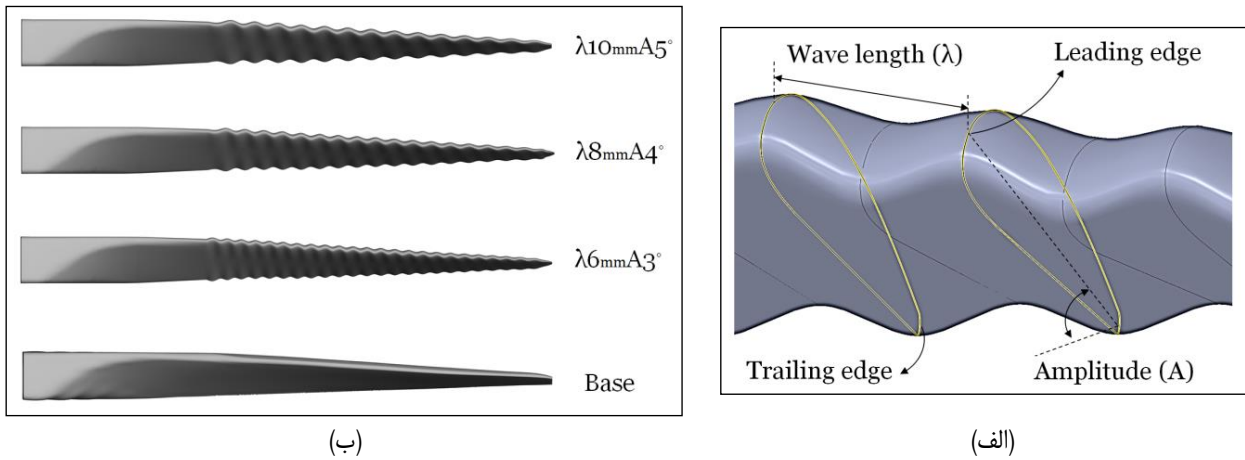
در این قسمت استفاده از پروفیل برآمده به صورت همزمان در نواحی لبه‌ی حمله و فرار ملخ به روش دینامیک سیالات محاسباتی، تحلیل و بررسی شده است. افزایش میزان تاثیر الگوی کنترل جریان ناشی از برآمدگی لبه‌ها در جهت گام پره موجب در نظر گرفتن میزان دامنه‌ی نواحی موجی شکل نسبت به زاویه‌ی قرارگیری پره شده است. همچنین تحلیل‌های اولیه، تاثیر ناچیز ناحیه‌ی ۳۰ درصد ابتدایی شعاع پره را بر عملکرد ملخ نشان می‌دهد. با توجه به اهمیت ضخامت بالای ناحیه‌ی ریشه‌ی پره و ملاحظات سازه، این ناحیه نیز بدون تغییر نسبت به الگوی پایه فرض شده است. در نتیجه در فرآیند بهینه‌سازی کمترین تاثیر بر جابجایی محور الاستیک ملخ ناشی از ایجاد برآمدگی‌ها و تاثیر در سازه ملخ ایجاد شده است. مقادیر توزیع وتر، زاویه نصب و محل قرارگیری مقاطع نسبت به پروفیل ملخ پایه برای بررسی تاثیر آیرودینامیکی برآمدگی‌ها بدون تغییر در نظر گرفته شده است. مقادیر طول موج و دامنه‌ی پروفیل برآمده در شکل ۶ نمایش داده شده است. میزان طول موج برآمدگی شامل مقادیر ۶، ۸ و ۱۰ میلی‌متر به ترتیب بادامنه‌های ۳، ۴ و ۵ درجه در نظر گرفته شده است. میزان فشار استاتیک هوا برابر ۸۵ هزار پاسکال با دمای ۳۰۰ کلوین و سرعت چرخش ملخ برابر با ۷۲۰۰ دور بر دقیقه می‌باشد. برای بررسی ملخ در نسبت‌های پیشروی مربوطه، سرعت

جریان هوا معادل با سرعت پیشروی پرنده از مقدار ۵ تا ۳۵ متر بر ثانیه بررسی شده است.

به دلیل افزایش میزان گام پره در مقاطع برآمدگی، انتظار افزایش ضریب تراست وجود دارد. در مقابل اگر میزان افزایش ضریب توان ملخ به حدی باشد که در نهایت موجب افزایش نسبت بازدهی شود، استفاده از برآمدگی‌ها موجب افزایش کارایی آیرودینامیکی ملخ خواهد شد. این الگو مشابه با استفاده از مکانیزم کنترل پیچ اما به صورت غیر فعال و در شرایطی است که گام پره در طول پرواز ثابت می‌باشد. افزایش گام پره در طراحی ملخ، موجب بهبود کارایی آن در نسبت‌های پیشروی بالا و در مقابل موجب کاهش کارایی در نسبت‌های پیشروی پایین می‌شود [۲۷]. این تغییرات به علت افزایش زاویه‌ی حمله‌ی موثر جریان در مقاطع آیرودینامیکی ملخ در خارج از محدوده‌ی بیشینه‌ی بازدهی آیرودینامیکی ایرفویل‌ها یا قرار گرفتن ایرفویل در زاویه‌ی حمله‌ی بعد از استال<sup>۱</sup> در نسبت‌های پیشروی کم است. اما در نسبت‌های پیشروی بالا به دلیل افزایش مولفه‌ی سرعت پیشروی، موجب بالارفتن زاویه‌ی حمله موثر در ناحیه‌ی خطی یا زاویه‌ی حمله‌ی قبل از استال<sup>۲</sup> است. استفاده از این الگو موجب افزایش ضریب تراست در شکل ۷-

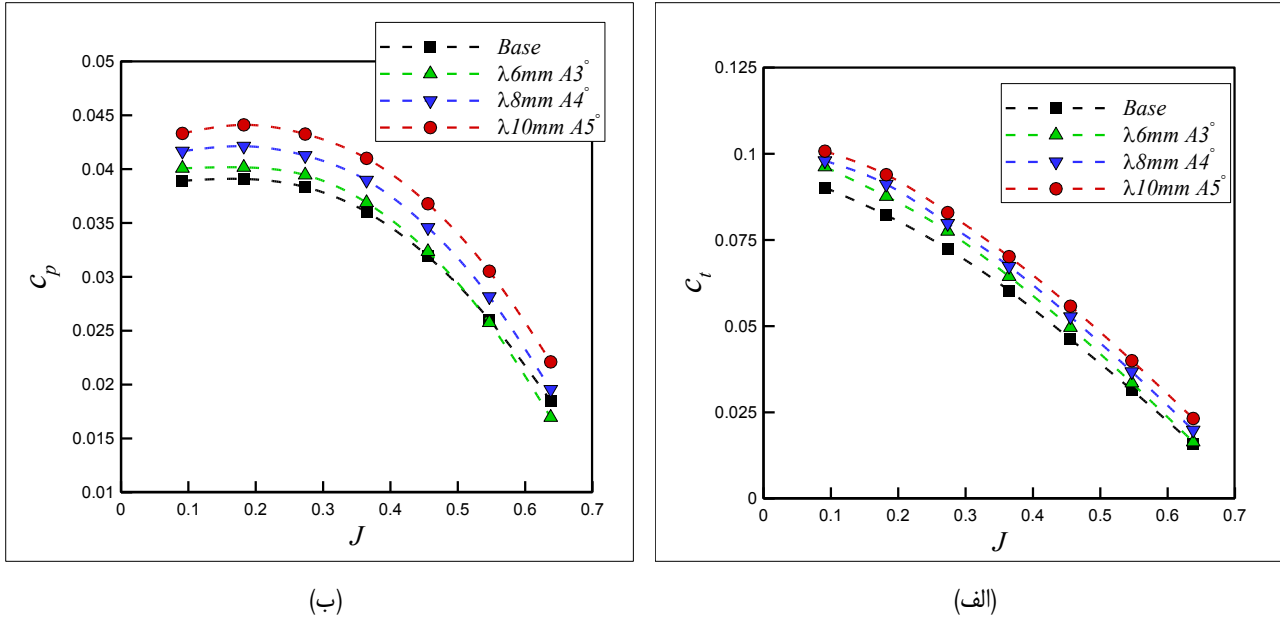
1 Post-stall angle of attack

2 Pre-stall angle of attack



شکل ۶. پروفیل ملخ با برآمدگی همزمان به شکل موج، الف) معرفی پارامترهای برآمدگی، ب) پره‌های بررسی شده

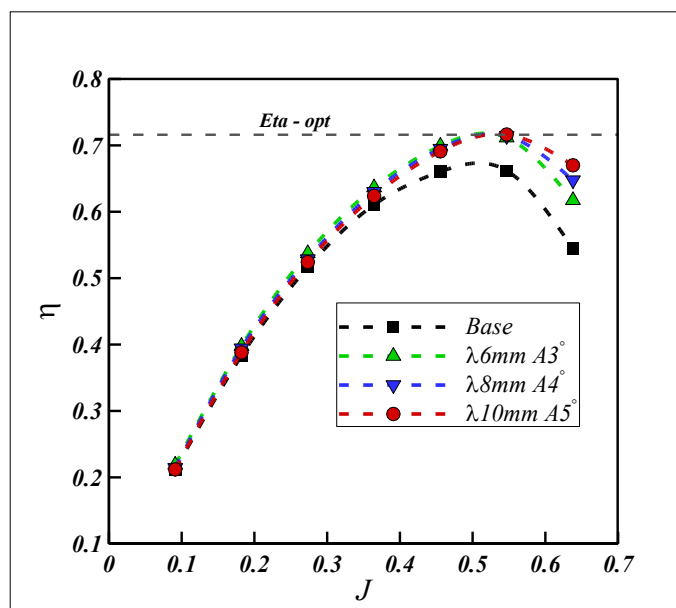
Fig. 6. Propeller profile with wave-shaped simultaneous tubercle, a) Introduction of tubercle parameters, b) Checked blades



شکل ۷. مقایسه ضرایب آیرودینامیکی ملخ‌های موجی، الف) ضریب تراست، ب) ضریب توان

Fig. 7. Comparison of aerodynamic coefficients of wavy propellers, a) thrust coefficient, b) power coefficient





شکل ۸. مقایسه‌ی بازدهی آیرودینامیکی ملخ‌های موجی نسبت به ملخ پایه

Fig. 8. Comparing the aerodynamic efficiency of wavy propellers compared to base propeller

برای تولید نویز در شدت‌های ۹۴ و ۱۱۴ دسی‌بل در بسامد یک کیلوهرتز استفاده شده است. به دلیل لزوم بررسی شدت صوت منتشر شده در محیط، حس‌گرهای صدا مطابق با شکل ۹ در مجاورت ورودی تحلیل‌گر صدا<sup>۳</sup> قرار گرفته است. فوم‌های آکوستیک نصب شده در جهات افقی و عمودی حول حس‌گرها و ورودی تحلیل‌گر صدا موجب جلوگیری از تداخل بازتاب نویز از محیط شده است. میکروفون‌های ای.دی.ام.پی.<sup>۴</sup> با قابلیت مناسب داده برداری چند جهته تا شدت صوت ۱۲۰ دسی‌بل در بسامد بیشینه‌ی ۱۵ کیلوهرتز [۲۸] و سهولت در استفاده و نصب آن در این تحقیق به کارگیری شده است.

اگر ضریب کالیبراسیون ( $C$ ) را به عنوان پارامتری برای ورود تغییرات ناشی از شرایط آزمایشگاهی و سیستم داده برداری در نظر بگیریم، میزان نوسانات فشار با استفاده از حساسیت میکروفون نسبت به ولتاژ خروجی حس‌گر از رابطه‌ی ۴ محاسبه می‌شود [۲۹]. سپس با استفاده از رابطه‌ی ۵، مقدار شدت صوت<sup>۵</sup> بر حسب دسی‌بل تعیین شده است.

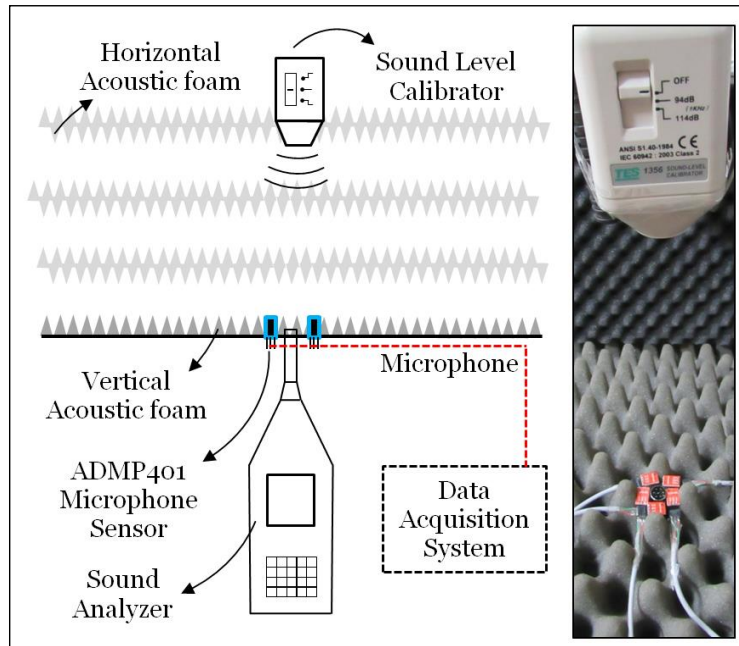
توان ناشی از افزایش گشتاور مورد نیاز ملخ حین چرخش، نامطلوب است و موجب مصرف توان بالاتر از پیشران خواهد شد. با بررسی مقادیر شکل ۷-ب میزان ضریب توان با افزایش دامنه‌ی نواحی برآمده به شکل موج با توجه به تناظر مستقیم با میزان تراست به طور کلی در مقادیر دامنه‌ی گام ۵، ۴ و ۳ درجه افزایش یافته است و برای دامنه‌ی گام ۳ درجه در نسبت‌های پیشروی بالاتر از ۰/۵ نسبت به ملخ پایه بهبود یافته است. در نهایت با توجه به تغییرات بازدهی آیرودینامیکی در شکل ۸، میزان افزایش ضریب توان به عنوان پارامتر معرف انرژی مورد نیاز ملخ به گونه‌ای است که موجب افزایش بازدهی ملخ موجی در تمامی نسبت‌های پیشروی با مقدار بیشینه‌ی ۷۱ درصد در نسبت پیشروی ۰/۵۴ معادل با سرعت پیشروی ۳۰ متر بر ثانیه نسبت به ضریب تراست ملخ شده است.

#### ۴- آزمایش تجربی آیروآکوستیک

برای تطبیق مقادیر ولتاژ میکروفون‌ها نسبت به شدت صوت، فرآیند کالیبراسیون میکروفون‌ها با سیستم داده برداری<sup>۱</sup> مورد استفاده در آزمایش آیروآکوستیک ملخ انجام شده است. برای این منظور از کالیبراتور صدا<sup>۲</sup>

3 TES 1358 Sound analyzer  
4 ADMP 401  
5 Sound pressure level (SPL)

1 Data acquisition system  
2 TES 1356 Sound level calibrator



شکل ۹. نمای کالیبراسیون حس گرهای میکروفون

Fig. 9. Calibration view of microphone sensors

محاسبه شده است.

$$c \times S = 20 \log_{10} \left( \frac{V / \Delta p}{1000} \right) \quad (4)$$

### ۵- بررسی کارایی آبروآکوستیک

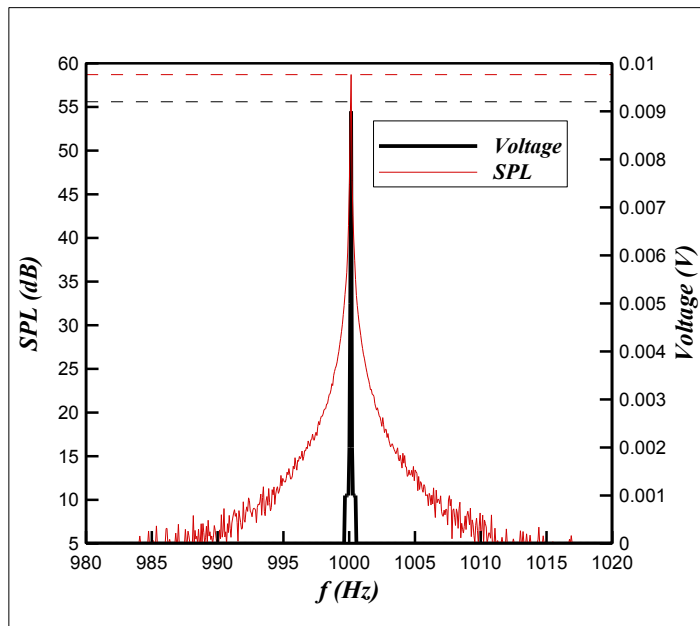
برای داده برداری نویز ملخ در شرایط ایستایی، از اتاق عایق صدا با مجرای ورودی و خروجی جریان هوا، فومهای عایق صدا، حس گر میکروفون، حس گر سرعت دورانی، سیستم داده برداری، موتور و اجزاء مورد نیاز آن استفاده شده است. به دلیل نیاز برای کاهش نویزهای موتور و قابلیت موتورهای برانشلس در تامین میزان توان مناسب به همراه سرعت دوران بالا، از موتور ایکس.ام.<sup>۲</sup> با نسبت دور به ولتاژ نامی ۳۸۰ برای راه اندازی ملخ به کار رفته است. اندازه گیری نویزهای ناشی از دوران و دنباله‌ی منتشر شده از ملخ توسط دو حس گر میکروفون در فاصله‌های شعاعی ۱/۵ متر از مرکز دوران در مجاورت صفحه‌ی چرخش روتور و ۳ متر پشت صفحه‌ی روتور مطابق با شکل ۱۲ انجام شده است. سیگنال آنالوگ تولید شده توسط حس گرهای میکروفون و حس گر سرعت دورانی مادون قرمز ام.اچ.<sup>۳</sup> به سیستم داده برداری شامل تقویت کننده و سپس به برد آنالوگ به دیجیتال برای ذخیره سازی در رایانه متصل شده است. با توجه به شکل ۱۳، ملخ در ناحیه‌ی مرکزی اتاق عایق صدا برای کاهش تداخل بازتاب صدا از محیط اطراف

در شکل ۱۰ تغییرات ولتاژ خروجی با تبدیل فوری‌ی سریع<sup>۱</sup> از حوزه‌ی زمان نسبت به بسامد برای کالیبراسیون میکروفون با میزان شدت صوت تولید شده‌ی ۱۱۴ دسی‌بل در بسامد یک کیلوهرتز نمایش داده شده است. مقدار صوتی که در این شرایط توسط تحلیل گر صدا اندازه گیری شده است برابر ۵۸/۷۱ دسی‌بل معادل با ۹/۲ میلی‌ولت خروجی میکروفون می‌باشد. با تعیین مقدار ضریب کالیبراسیون و بررسی ولتاژ اندازه گیری شده ناشی از دوران ملخ در سرعت ۷۲۰۰ دور بر دقیقه، تغییرات شدت صوت ملخ نسبت به بسامد در شکل ۱۱ آمده است. بسامد هارمونیک اصلی تغییرات شدت صوت مربوط به بسامد چرخش ملخ معادل با ۲۴۰ هرتز به دلیل وجود دو پره حین دوران روتور است. مقدار ولتاژ اندازه گیری شده توسط حس گر در هارمونیک اصلی برابر ۷۶/۲ میلی‌ولت و شدت صوت معادل با ۷۷/۱ دسی‌بل

2 XM6360EA-11

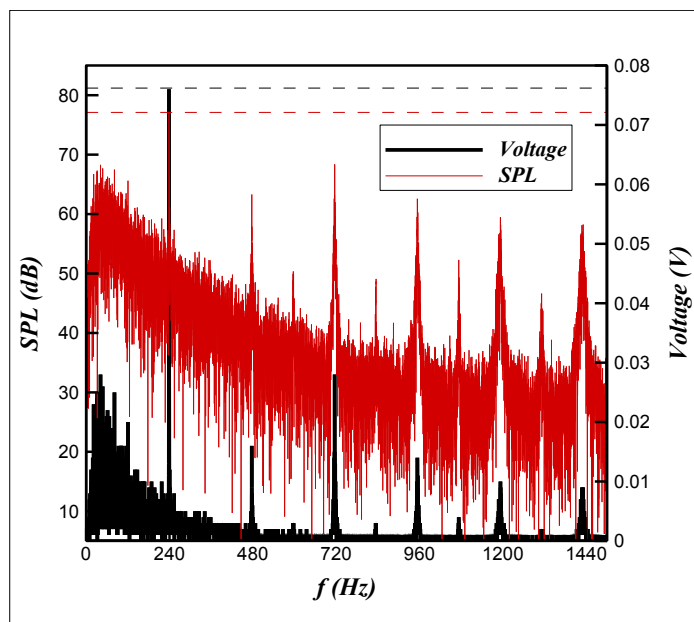
3 MH Sensor IR

1 Fast Fourier transform (FFT)



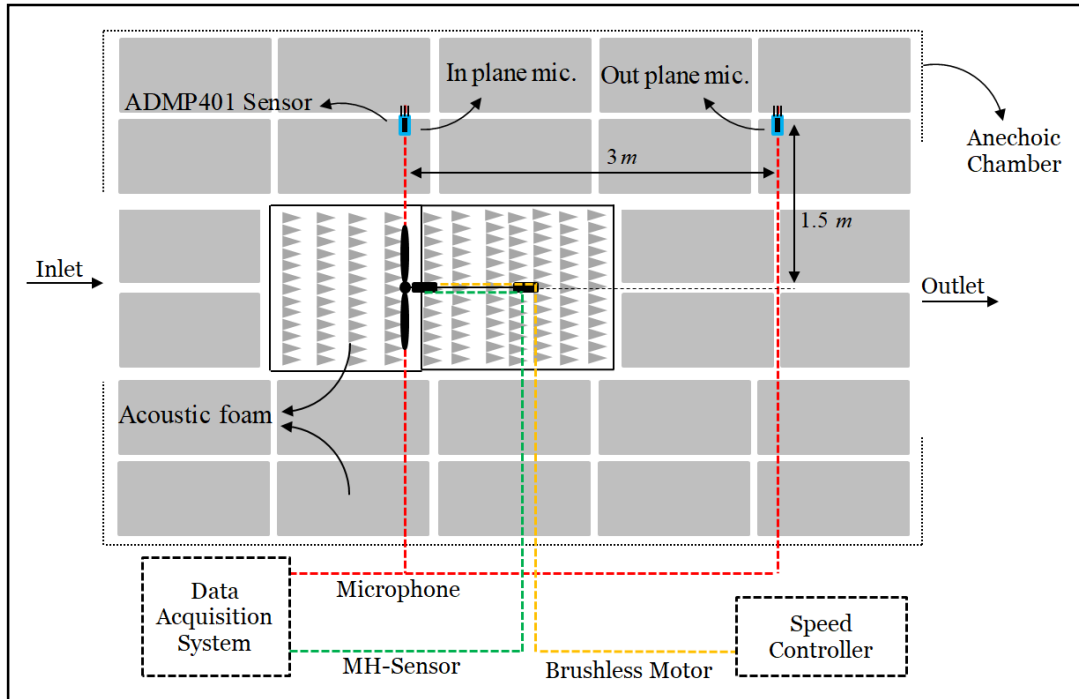
شکل ۱۰. تغییرات ولتاژ و شدت صوت در کالیبراسیون حس گرها در بسامد یک کیلوهرتز

Fig. 10. Changes in voltage and sound intensity in the calibration of sensors at a frequency of 1 kHz



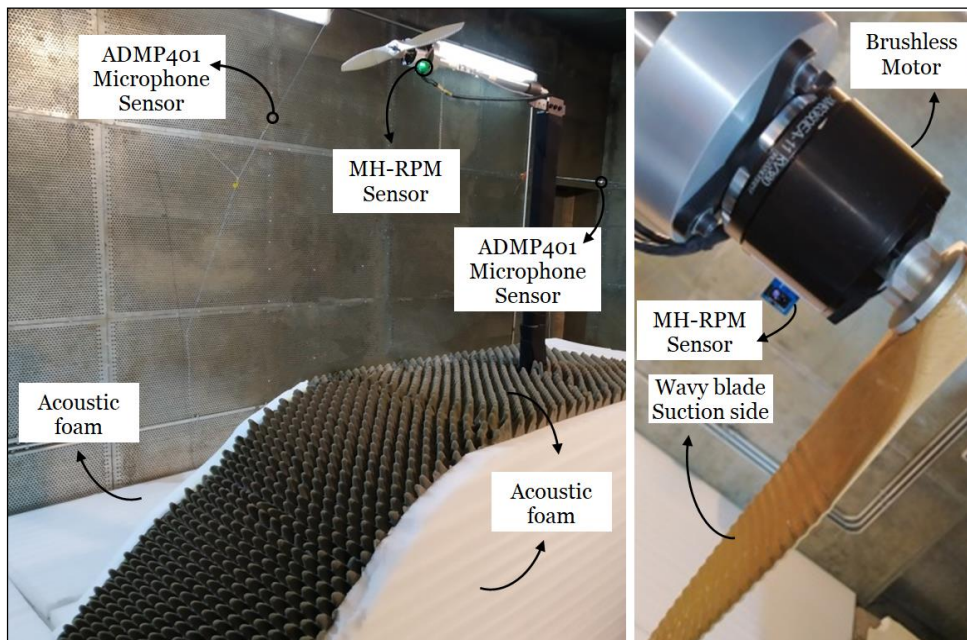
شکل ۱۱. تغییرات ولتاژ و شدت صوت در دوران ملخ

Fig. 11. Changes in voltage and sound intensity during the propeller period



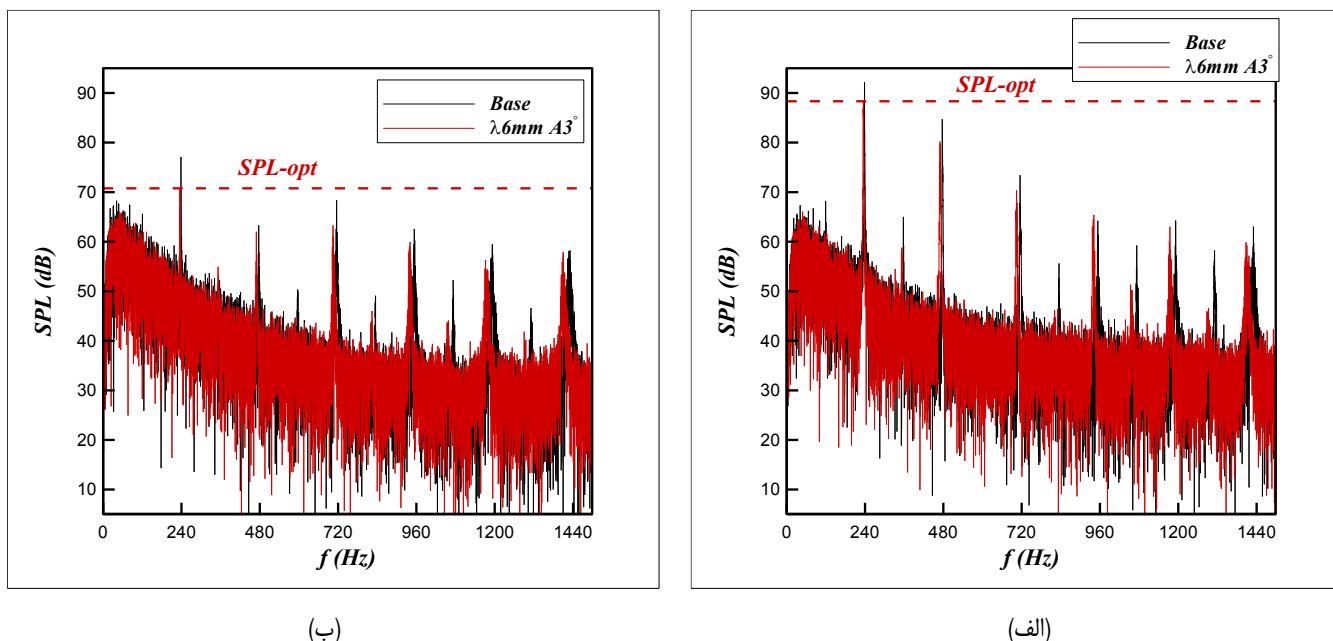
شکل ۱۲. نمای شماتیک اتاق عایق و حس گرهای آزمایش آبروآکوستیک ملخ

Fig. 12. Schematic view of the semi-anechoic chamber and sensors of the propeller aeroacoustic test



شکل ۱۳. نمای اجزاء آزمایش آبروآکوستیک ملخ

Fig. 13. Propeller aeroacoustic test components view



شکل ۱۴. مقایسه‌ی شدت صوت ملخ پایه و موجی، الف) در مجاورت صفحه‌ی روتور، ب) پشت صفحه‌ی روتور

Fig. 14. Comparison of sound intensity of base and wavy propellers, a) near the rotor plate, b) behind the rotor plate

شکل ۱۴-ب در ناحیه‌ی پشت صفحه‌ی روتور مقایسه شده است. به دلیل افزایش فاصله نسبت به ناحیه‌ی داخل صفحه‌ی روتور و میرایی گردابه‌های منتشر شده از ملخ، شدت صوت نسبت به ناحیه‌ی مجاور صفحه‌ی روتور در ناحیه‌ی نویز هارمونیک اول و نرخ تغییرات آن در سایر مقادیر نویز تونال کاهش یافته است. اما همزمانی داده برداری در بسامد سرعت دورانی اولیه، موجب ایجاد هارمونیک‌هایی با بسامد یکسان برای هر ملخ شده است. میزان نویز تونال در هارمونیک اول مربوط به ناحیه‌ی خارج از صفحه‌ی روتور در ملخ پایه ۷۷/۱ دسی‌بل و برای ملخ موجی مقدار ۷۰/۷ دسی‌بل می‌باشد. در نتیجه در این ناحیه میزان کاهش شدت نویز نسبت به ملخ پایه ۸/۳ درصد می‌باشد. همچنین مقدار نویز تونال بیشینه‌ی دوم برای هر دو ملخ در هارمونیک سوم واقع شده است. میزان نویز ملخ پایه در هارمونیک سوم ۶۸/۳ دسی‌بل و نویز ملخ موجی ۶۳/۳ دسی‌بل، با کاهش ۷/۳ درصد شدت صوت همراه شده است. مقادیر کاهش شدت صوت نسبت به محل میکروفون و فرکانس مربوطه در جدول ۱ مقایسه شده است.

قرار گرفته است. همچنین از فوم‌های آکوستیک برآمده در ناحیه‌ی نزدیک به صفحه‌ی چرخش روتور با ارتفاع نواحی قله تا دره به میزان ۶ میلی‌متر و فوم‌های مسطح در نواحی کف اتاق استفاده شده است.

مقایسه‌ی عملکرد آبروآکوستیکی ملخ با لبه‌های برآمده در میزان طول موج ۶ میلی‌متر و دامنه‌ی ۳ درجه نسبت به ملخ پایه انجام شده است. شکل ۱۴-الف مقایسه‌ی شدت صوت ملخ پایه و موجی را در فاصله‌ی ۱/۵ متر از مرکز دوران روتور در مجاورت صفحه‌ی چرخش ملخ نمایش می‌دهد. بررسی میزان شدت صوت در هارمونیک اصلی معادل با بسامد در محدوده‌ی ۲۴۰ هرتز، کاهش ۴/۱ درصد نسبت به ملخ پایه از مقدار ۹۲/۱ دسی‌بل به مقدار ۸۸/۳ دسی‌بل در ملخ موجی را نشان می‌دهد. همچنین در مقادیر نویز تونال در محدوده‌ی هارمونیک دوم معادل با بسامد ۴۸۰ هرتز و هارمونیک سوم معادل با بسامد ۷۲۰ هرتز، مقدار شدت صوت از ۸۴/۷ به ۸۰/۲ دسی‌بل و از ۷۳/۴ به ۷۰/۳ دسی‌بل معادل با ۵/۳ و ۴/۲ درصد نسبت به ملخ پایه کاهش یافته است. میزان شدت صوت در فاصله‌ی ۳ متر نسبت به میکروفون اول در

جدول ۱. مقادیر کاهش شدت صوت نسبت به محل میکروفون و فرکانس

Table 1. Values of sound intensity reduction relative to microphone location and frequency

محل میکروفون	شماره هارمونیک، فرکانس (هرتز)	میزان کاهش شدت صدا (دسی بل)	درصد کاهش شدت صدا
مجاورت صفحه	اول، ۲۴۰	۳/۸	۴/۱
مجاورت صفحه	دوم، ۴۸۰	۴/۵	۵/۳
مجاورت صفحه	سوم، ۷۲۰	۳/۱	۴/۲
پشت صفحه	اول، ۲۴۰	۶/۴	۸/۳
پشت صفحه	دوم، ۴۸۰	۱/۲	۲
پشت صفحه	سوم، ۷۲۰	۵	۷/۳

۶- جمع بندی

این تحقیق با ارائه‌ی الگوی ابتکاری کنترل جریان با لبه‌های برآمده‌ی همزمان به شکل موج، بهبود عملکرد آیرودینامیکی و آبروآکوستیکی ملخ چوبی با قطر ۱۸ اینچ و گام ۱۰ درجه را مورد بررسی قرار داده است. تحلیل آیرودینامیک به روش دینامیک سیالات محاسباتی با استفاده از نرم افزار تجاری انسیس سی.اف.ایکس و به روش قاب مرجع چرخان معادلات حاکم بر جریان سیال را با گسسته سازی حجم محدود بر پایه المان محدود پاسخ داده است. بررسی طول موج برآمدگی در مقادیر ۶، ۸ و ۱۰ میلی‌متر به ترتیب در دامنه‌های ۳، ۴ و ۵ درجه، افزایش بازدهی آیرودینامیکی در تمامی نسبت‌های پیشروی ملخ را نشان داده است. این مقدار در نسبت پیشروی معادل با بیشینه‌ی بازدهی آیرودینامیکی نسبت به ملخ پایه ۷/۵ درصد و در ادامه تا ۲۲ درصد افزایش یافته است. اندازه‌گیری و مقایسه‌ی نویز منتشر شده در آزمایش آبروآکوستیک، کاهش ۴/۱ درصد نویز بیشینه در مجاورت صفحه‌ی روتور و کاهش ۸/۳ درصد نویز بیشینه در ناحیه‌ی پشت صفحه‌ی روتور در بسامد هارمونیک اصلی را نسبت به ملخ پایه نشان داده است.

۷- تشکر و قدردانی

بدینوسیله نویسندگان از راهنمایی‌های اساتید و پژوهشگران مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر و حمایت‌های دانشکده و پژوهشکده فنی و مهندسی دانشگاه جامع امام حسین (ع) تشکر و قدردانی به عمل می‌آورند.

۸- فهرست علائم

علائم انگلیسی	
<i>A</i>	دامنه‌ی نوسانات پروفیل برآمده، Deg
<i>C<sub>p</sub></i>	ضریب توان
<i>C<sub>q</sub></i>	ضریب گشتاور
<i>C<sub>t</sub></i>	ضریب تراست
<i>c</i>	ضریب کالیبراسیون میکروفون
<i>f</i>	بسامد، Hz
<i>h</i>	انتالیپی، J
<i>J</i>	نسبت پیشروی
<i>p</i>	فشار، N/m <sup>2</sup>
<i>R</i>	شعاع ملخ، m
<i>r</i>	فاصله‌ی شعاعی در مختصات چرخان، m
<i>S</i>	ضریب حساسیت میکروفون، dBV
<i>T</i>	دما، K
<i>V</i>	ولتاژ میکروفون، V
<i>v</i>	سرعت، m/s
علائم یونانی	
$\lambda$	طول موج نوسانات پروفیل برآمده، mm
$\eta$	بازدهی آیرودینامیکی
$\mu$	لزجت دینامیکی، kg/ms
$\rho$	چگالی، kg/m <sup>3</sup>
$\omega$	سرعت دورانی، rad/s
زیرنویس	
<i>r</i>	پارامتر نسبی در مختصات چرخان

- AG. Part of Springer Nature, University of Edinburgh, Springer, Cham, doi, 10 (2020) 978-973.
- [13] C.C. Ginter, S.A. Boettger, F.E. Fish, Morphology and microanatomy of harbor porpoise (*Phocoena phocoena*) dorsal fin tubercles, *Journal of Morphology*, 272(1) (2011) 27-33.
- [14] H.S. Yoon, S.H. Nam, M.I. Kim, Effect of the geometric features of the harbor seal vibrissa based biomimetic cylinder on the flow over a cylinder, *Ocean Engineering*, 218 (2020) 108150.
- [15] V. Gopinathan, J. Bruce Ralphin Rose, Aerodynamics with state-of-the-art bioinspired technology: Tubercles of humpback whale, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 235(16) (2021) 2359-2377.
- [16] K.L. Hansen, N. Rostamzadeh, R.M. Kelso, B.B. Dally, Evolution of the streamwise vortices generated between leading edge tubercles, *Journal of Fluid Mechanics*, 788 (2016) 730-766.
- [17] W. Shi, M. Atlar, R. Norman, Detailed flow measurement of the field around tidal turbines with and without biomimetic leading-edge tubercles, *Renewable Energy*, 111 (2017) 688-707.
- [18] n. alizadeh, a. jahangirian, Design and Optimum arrangement of a Blade Flap for Improving the Power Generation of a Horizontal Axis Wind Turbine, *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, 54(5) (2022) 1007-1028.
- [19] A. Rouhollahi, A. Jahangirian, M. Heidari Soreshjani, A numerical investigation on the effect of blade tip shapes on power generation of a horizontal axis wind turbine, *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, 53(5) (2021) 2791-2806.
- [20] F.R. Butt, T. Talha, Numerical investigation of the effect of leading-edge tubercles on propeller performance, *Journal of Aircraft*, 56(3) (2019) 1014-1028.
- [21] H. Hu, Y. Yang, Y. Liu, X. Liu, Y. Wang, Aerodynamic and aeroacoustic investigations of multi-copter rotors with leading edge serrations during forward flight, *Aerospace Science and Technology*, 112 (2021) 106669.
- [1] X. Liu, D. Zhao, N.L. Oo, Comparison studies on aerodynamic performances of a rotating propeller for small-size UAVs, *Aerospace Science and Technology*, (2023) 108148.
- [2] A.J. Colozza, APEX 3D propeller test preliminary design, 2002.
- [3] H.V. Borst, Summary of propeller design procedures and data. Volume 1. aerodynamic design and installation, BORST (HENRY V) AND ASSOCIATES ROSEMONT, 1973.
- [4] O. Gur, A. Rosen, Optimization of propeller based propulsion system, *Journal of Aircraft*, 46(1) (2009) 95-106.
- [5] H. Glauert, The elements of aerofoil and airscrew theory, Cambridge university press, 1926.
- [6] H. Standard, Generalized Method of Propeller Performance Estimation 1961-1963, Hamilton Standard, 1963.
- [7] J. Brandt, M. Selig, Propeller performance data at low reynolds numbers, in: 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2011, pp. 1255.
- [8] A. Asghar, R.E. Perez, P.W. Jansen, W. Allan, Application of leading-edge tubercles to enhance propeller performance, *AIAA Journal*, 58(11) (2020) 4659-4671.
- [9] S.N. Joshi, Y.S. Gujarathi, A review on active and passive flow control techniques, *International Journal on Recent Technologies in Mechanical and Electrical Engineering*, 3(4) (2016) 1-6.
- [10] W. Chen, W. Qiao, Z. Wei, Aerodynamic performance and wake development of airfoils with wavy leading edges, *Aerospace Science and Technology*, 106 (2020) 106216.
- [11] M. Zhao, Y. Zhao, Z. Liu, Dynamic mode decomposition analysis of flow characteristics of an airfoil with leading edge protuberances, *Aerospace Science and Technology*, 98 (2020) 105684.
- [12] D. New, B.F. Ng, Flow control through bio-inspired leading-edge tubercles, Springer Nature Switzerland

- ANSYS, 2021.
- [26] B.L. Litherland, N.K. Borer, N.S. Zawodny, X-57 Maxwell high-lift propeller testing and model development, in: AIAA Aviation 2021 Forum, 2021, pp. 3193.
- [27] S.B. Heinzen, C.E. Hall Jr, A. Gopalarathnam, Development and testing of a passive variable-pitch propeller, *Journal of Aircraft*, 52(3) (2015) 748-763.
- [28] A. Devices, Omnidirectional microphone with bottom port and analog output, ADMP401, Analog Devices, (2012).
- [29] J. Lewis, Understanding microphone sensitivity, *Analog Dialogue*, 46(2) (2012) 14-16.
- [22] H. Wu, H. Jiang, P. Zhou, S. Zhong, X. Zhang, G. Zhou, B. Chen, On identifying the deterministic components of propeller noise, *Aerospace Science and Technology*, 130 (2022) 107948.
- [23] Z. Ning, H. Hu, An experimental study on the aerodynamics and aeroacoustic characteristics of small propellers, in: 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2016, pp. 1785.
- [24] Y. Li, Y. Yang, Y. Liu, Y. Wang, B. Huang, W. Li, Aerodynamic and aeroacoustic analyses of a UAV propeller with trailing edge serrations, in: *Proceedings of ACOUSTICS*, 2018, pp. 9.
- [25] C. ANSYS, V2022, "ANSYS CFX Theory Guide 2022,"

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

A. H. Hossein, A. R. Rabiee, F. Ghadak, *Improving Aerodynamic and aeroacoustic performance of the propeller by synchronic wavy tubercles*, *Amirkabir J. Mech Eng.*, 55(9) (2023) 1157-1172.

DOI: 10.22060/mej.2023.22303.7600

