

## Amirkabir Journal of Mechanical Engineering

Amirkabir J. Mech. Eng., 55(9) (2023) 239-242 DOI: 10.22060/mej.2023.22303.7600

# Improving Aerodynamic and aeroacoustic performance of the propeller by synchronic wavy tubercles

A. H. Hossein<sup>1,2</sup>, A. R. Rabiee<sup>1,2,\*</sup>, F. Ghadak<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> Department of Faculty and research institute of engineering, Imam Hossein University, Tehran, Iran <sup>2</sup> Qadr Aerodynamic Research Center, Imam Hossein University, Tehran, Iran

ABSTRACT: One of the effective methods in improving the performance of propellers is the use of tubercles on blades inspired by nature and the basis of passive flow control. In this research, the effectiveness of an innovative idea has been investigated from an aerodynamic aspect with computational fluid dynamics analysis and from aeroacoustic aspect with experimental testing. This idea has been studied by creating wavy simultaneous tubercles on leading and trailing edges with a wavelength of 6 mm and an amplitude range of 3 degrees in pitch direction from near the root to tip of the blade. Improvement of aerodynamic efficiency has been done by numerical simulation using the rotating reference frame method, and improvement of static aeroacoustic efficiency has been done with experimental tests resulting from the calibration of microphone sensors. Computational fluid analysis using the finite volume method based on finite elements and solving Reynolds averaged Navier-Stokes equation with K-Omega-SST model has been validated from reference experimental test. By studying the independence of results, the appropriate computing domain and grid for numerical simulation of flow has been determined. Results show an increase in aerodynamic efficiency of 7.5% in advance ratio equivalent to maximum efficiency and an increase of 22% in others. Reduction of maximum sound intensity in frequency equivalent to the main harmonic of the propeller, 1.4% in the area near the rotor plate and 3.8% in the area behind the plate, shows improvement of aeroacoustic performance.

#### **1-Introduction**

Propellers, as one of the main propulsion components, play an important role in the performance of flight in subsonic regimes. Meanwhile, the use of flow control methods has significantly improved the performance of profiles related to fluid passage. Passive flow control methods are more interesting than active methods due to the lack of energy consumption for their setup and ease of use and maintenance [1]. The use of profile edge tubercle as an effective method of passive flow control was inspired by the natural shape of humpback whale fins [2], beached dolphin's bill [3], and harbor seal hair [4]. The creation of these tubercles in whale wing leading edge areas increases its mobility despite its large dimensions [5]. The impact of fluid on the raised leading edge will create vortices to increase momentum, improve aerodynamic performance, and prevent flow separation. Studies carried out in using passive flow control patterns and also creating optimal cutting area based on the ideas in nature are limited to creating tubercles on the leading and trailing edges of the propeller blade separately.

In this research, using the innovative idea of synchronic raised edges on the leading and trailing edge of wave-shaped blades, its advantage in aerodynamic and aeroacoustic

optimization has been achieved. To increase the aerodynamic efficiency, especially in higher advance ratios, it has been used to create a tubercle in the direction of the blade pitch. The investigation of parameters on wavelength and amplitude by computational fluids analysis using the finite volume method based on the finite element with the commercial software Ansys CFX has been determined in the value of the trust factor to the power factor in the advance coefficients. The simultaneous profile of the bulge with the bulge wavelength is equal to the distance between the two sections of the airfoil with the increase of the pitch angle to the amount of the amplitude of the bulge. Finally, the propeller with a wavelength of 6 mm and an amplitude range of 3 degrees is made of wood for aeroacoustic testing in static conditions.

#### 2- Methodology

The tubercles created in the leading and trailing edge regions of the blade are shown in Figure 1. The wavelength parameter is in the span direction and the amplitude parameter is in the blade pitch direction.

In the analysis of computational fluid dynamics, according to the effect of the dimensions of the computational field according to Figure 2 on number of elements, as well as

#### \*Corresponding author's email: arabiee@ihu.ac.ir



Copyrights for this article are retained by the author(s) with publishing rights granted to Amirkabir University Press. The content of this article is subject to the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC-BY-NC 4.0) License. For more information, please visit https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode.

**Keywords:** 

**Review History:** 

Received: Apr. 26, 2023

Revised: Nov. 23, 2023

Accepted: Nov. 27, 2023 Available Online: Dec. 05, 2023

Blade synchronic wavy tubercle Passive flow control Rotating reference frame simulation Propeller acoustic experiment Inspiration from nature



Fig. 1. Design parameters of wavy blade



Fig. 2. Computational domain

different ranges of dimensions of each area, results changes have been reported in relation to number of computational grid field elements. More changes in force and torque values on the propeller compared to the upstream internal dimensions field show the high sensitivity of this parameter to other computing dimensions fields. Also, in examining the importance of computational element size, grid dimensions in the areas including blade wall, boundary layer near wall, and the interfaces are of great importance.

For propeller noise data in static conditions, a semianechoic chamber with inlet and outlet ducts of air flow, sound insulation foams, microphone sensor, rotational speed sensor, data collection system, motor, and its required components have been used. Due to the need to reduce engine noise and the ability of brushless motors to provide power along high rotation speed, XM motor is used. The noise measurement caused by rotation and the wake emitted from the propeller was done by two microphone sensors at radial distance from the center of rotation in the vicinity of the rotor rotation plate and behind the rotor plate.



Fig. 3. Numerical aerodynamic efficiency result



Fig. 4. Sound intensity in rotor plate

#### **3- Results and Discussion**

Due to the increase in blade pitch in the tubercle sections, there is an expectation of an increase in thrust coefficient. Because the increase in power factor of the propeller is such that it increases the efficiency ratio, the tubercles increase the aerodynamic efficiency according to Figure 3.

Examining the level of sound intensity in the main harmonic equivalent to the frequency in the range of 240 Hz shows a decrease of 1.4 percent compared to the base propeller from the value of 92.1 dB to the value of 88.3 dB in the wavy propeller in Figure 4. The amount of tonal noise in the first harmonic corresponding to the area outside the rotor plane according to Figure 5 is 77.1 dB for the base propeller and 70.7 dB for the wavy propeller. As a result, in this area, the reduction in noise intensity compared to the base propeller is 8.3%.

#### **4-** Conclusion

This research has investigated the improvement of the aerodynamic and aeroacoustic performance of the



Fig. 5. Sound intensity behind the rotor plate

wooden propeller by presenting an innovative flow control pattern with simultaneously raised edges in a wavy shape. Aerodynamic analysis by computational fluid dynamics method using Ansys CFX commercial software and rotating reference frame method has answered conservative equations in fluid flow by discretizing the finite volume based on the finite element. Examining the wavelength of the tubercle has shown an increase in aerodynamic efficiency in all propeller advance ratios. This value has been increased by 7.5% in the advance ratio equivalent to the maximum aerodynamic efficiency compared to the base propeller and further up to 22%. Measurement and comparison of the emitted noise in the aeroacoustic test have shown a reduction of 1.4% of maximum noise in the vicinity of the rotor plate and a reduction of 3.8% of maximum noise in the area behind the rotor plate at the main harmonic frequency compared to the base propeller.

#### References

- 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.
- [2] D. New, B.F. Ng, Flow control through bio-inspired leading-edge tubercles, Springer Nature Switzerland AG. Part of Springer Nature, University of Edinburgh, Springer, Cham, doi, 10 (2020) 978-973.
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] 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.

#### HOW TO CITE THIS ARTICLE

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) 239-242.



**DOI:** 10.22060/mej.2023.22303.7600

This page intentionally left blank

نشريه مهندسي مكانيك اميركبير

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۵۵، شماره ۹، سال ۱۴۰۲، صفحات ۱۱۵۷ تا ۱۱۷۲ DOI: 10.22060/mej.2023.22303.7600

# بهبود عملکرد أیرودینامیکی و أیروأکوستیکی ملخ با برآمدگیهای موجی شکل همزمان

امیرحسین حسین<sup>۲۹۱</sup>، علیرضا ربیعی<sup>۲۹۱</sup>\*، فرهاد قدک<sup>۲۹۱</sup>

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

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 آیروآکوستیکی 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 شبیه سازی عددی به روش قاب مرجع چرخان و بررسی بهبود کارایی آیروآکوستیکی ایستایی با آزمایش تجربی حاصل از کالیبراسیون حس گرهای میکروفون انجام شده است. تحلیل سیالات محاسباتی به روش حجم محدود بر پایه المان محدود و حل معادلات متوسط گیری شده ناویر استوکس با مدل کی.امگا.اس. اس تی نسبت به آزمایش تجربی مرجع صحت سنجی شده است. با مطالعهی استقلال نتایج، میدان و شبکهی محاسباتی مناسبی برای شبیه سازی عددی حاضر تعیین شده است. نتایج، افزایش بازدهی آیروینامیکی ۵/۷ 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 بیشینهی بازدهی و افزایش ۲۲ درصد در سایر نسبتهای پیشروی را نشان میدهد. کاهش شدت صوت بیشینه در بسامد مادل با هارمونیک اصلی، ۲/۱ درصد در ناحیهی مجاور صفحهی روتور و ۲/۸ درصد در ناحیهی پشت روتور بهبود عملکرد آیروآکوستیک را نشان میدهد.

**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 آیروآکوستیک ملخ الهام از طبیعت

#### ۱ – مقدمه

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 همواره مستعد پدیدهی گذر به ناحیهی آسته و در ادامه جدایش به خصوص

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

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

برای برآورد حد بیشینهی بازدهی آیروینامیکی، گلارت [۵] با توسعهی روش بقاء مومنتوم 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 وارده 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

(Creative Commons License) حقوق مؤلفین به نویسندگان و حقوق ناشر به انتشارات دانشگاه امیرکبیر داده شده است. این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) کی کی ایسانس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) دیدن فرمائید.

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 فُک ساحلی ا۹] الهام گرفته شده است. ایجاد این برآمدگیها در نواحی لبهی حملهی بال نهنگ موجب افزایش قابلیت حرکت آن با وجود ابعاد بزرگ میشود افزایش مومنتوم، بهبود عملکرد آیرودینامیکی و جلوگیری از جدایش جریان خواهد شد [۱۶ و ۱۷]. علاوه بر این روشهای مبتنی بر الگوهای افزوده با منظ پروفیل مبنای پره شامل استفاده از فلپ در راستای خط انحنا [۱۸] و مندسهی 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 یره در محدودهی طول موج ۰/۰۳ قطر و محدودهی دامنهی ۰/۲ وتر را بر عملکرد ملخ با استفاده از شبیه سازی 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 ۲ 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 پهپاد 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 و همچنین دامنه ی شدت صوت در سایر بسامدهای مرتبط با اغتشاشات ناشی از انتشار گردابهها در نواحی با آشفتگی بالا معادل با نویز پهن باند [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 اندازه گیری شده است. لی و همکاران [۲۴] در تونل باد مرکز تحقیقات أیرودینامیک چین با ابعاد محفظهی أزمون 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 ناحیه یبرشی بهینه بر پایه ی ایدههای موجود در طبیعت محدود به ایجاد برآمدگی در لبههای حمله و فرار پره ی ملخ به صورت جداگانه میباشد. در این تحقیق با استفاده از ایده ی ابتکاری استفاده از لبههای برآمده ی همزمان در لبه ی حمله و فرار پره به شکل موج، مزیت آن در بهینه سازی آیرودینامیکی و آیروآکوستیکی با قطر ۱۸ اینچ و گام ۱۰ نسبتهای پیشروی بالاتر، از ایجاد برآمدگی در جهت گام پره استفاده شده است. ایجاد برآمد گی در جهت کام پره ضمن ایجاد ناحیه ی پرانرژی در است. ایجاد برآمدگی در جهت کام پره ضمن ایجاد در ناحیه ی پرانرژی در ترار پره ی ملخ میشود. بررسی پارامترهای طول موج و دامنه ی برآمدگی با فرار پره ی ملخ میشود. بررسی پارامترهای طول موج و دامنه ی برآمدگی با تحلیل سیالات محاسباتی به روش حجم محدود بر پایه ی المان محدود با نرم افزار تجاری انسیس سی.اف.ایکس<sup>۳</sup> در مقدار ضریب تراست به ضریب

<sup>1</sup> Tonal noise

<sup>2</sup> Broadband noise

<sup>3</sup> ANSYS CFX

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 میلیمتر 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 ( $\bar{r} = \bar{v} - \bar{\omega} \times \bar{r}$ ) 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.

$$\nabla_{\cdot}\rho\vec{v}_{r} = 0 \tag{(1)}$$

$$\nabla_{\cdot}(\rho\vec{v}_{r}\vec{v}) + \rho(\vec{\omega}\times\vec{v}_{r}) + \rho\vec{\omega}\times(\vec{\omega}\times\vec{r}) = \mu\nabla_{\cdot}(\nabla\vec{v}_{r} + (\nabla\vec{v}_{r})^{T})$$

$$(\Upsilon)$$

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

$$\tag{(Y)}$$

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

1 Rotating reference frame (RFR)

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>7</sup> برابر با ۲۵ 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>7</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>م</sup>)، مختصات در جهت وتر (اسکیو<sup>9</sup>) و مختصات عمورد 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 درتعداد ۲۸ مقطع از شعاع نسبی ۲/۰ در محدودهی ریشه تا نوک پره ترسیم شده است.

مقایسه ینتایج 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>^</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 ۸/۰ 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 ازارتعاشات 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 بندی لایه مرزی به تعداد ۱۰ لایه با ضخامت اولین لایه مرزی با استفاده بندی لایه مرزی به تعداد ۱۰ لایه با ضخامت اولین لایه کی دامگا. متر و نرخ رشد ۱/۲ موجب مدل سازی مناسب ناحیه یکی امگا.اس.اس.تی<sup>۰۰</sup> متر و نرخ رشد ۲/۱ موجب مدل سازی مناسب ناحیه یکی مرزی با استفاده از روش میانگین عدد رینولدز بر پایه مدل آشفتگی کی.امگا.اس.اس.تی<sup>۰۰</sup>

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







(ب)

شکل ۱. نمای هندسهی ملخ صحت سنجی، الف) توزیع پارامترهای هندسی [۲٦]، ب) مقایسهی نمای هندسهی مرجع [۲٦] و هندسهی ترسیم شدهی حاضر برای صحت سنجی

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

نسبی ( $\overline{v}$ ) 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 ( $\overline{v}$ )، 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

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

به منظور اطمینان از انتخاب صحیح نوع، ابعاد میدان و همچنین شبکه بندی محاسباتی می بایست 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 مدل سازی میدان محاسباتی ملخ دوار، تحلیل سیالات محاسباتی حاضر دو میدان محاسباتی را شامل می شود. در میدان محاسباتی اول مقادیر مربوط به معادلات ناویراستوکس<sup>۲</sup> در سرعت

<sup>1</sup> Navier-Stokes equations



شکل ۲. مقایسهی حل عددی با أزمایش تجربی و تحلیل مومنتوم المان پره لیترلند و همکاران [۲۲]، 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





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

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 میلی متر میباشند. تاثیر پایین ابعاد نواحی دوردست ملخ بر نتایج و همچنین میزان المانهاى محاسباتي، موجب بررسى مقادير ابعاد ميدان خارجي 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، تعيين شده است.

برای بررسی استقلال نتایج از شبکهبندی محاسباتی در ابعاد مناسب

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 نواحى انحنا بالاى مقاطع پره، داراى تاثير بالايى بر تعداد المان محاسباتی و همچنین نتایج تحلیل میباشد. ابعاد المانهای محاسباتی در نواحی دیواره با مقداربیشینهی 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 المان های محاسباتی در مرزهای میانی معادل ۷/۵ میلی متر تعیین شده است. اثر ابعاد المانهای محاسباتی در ناحیهی نوک پره با ایجاد میدانی در این ناحیه با ابعاد المان ۲/۵ میلی متر بررسی شد که پس از مطالعه استقلال شبکه اثر آن بر میزان نیروی تراست و گشتاور ملخ ناچیز می باشد. ابعاد میدان های محاسباتی به همراه نمایی از شبکهبندی نواحی مرزی در شکل ۵ نمایش داده شده است.



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 دامنه ی 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 فرأيند بهينهسازي كمترين تاثير بر جابجايي محور الاستيك ملخ ناشي 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 بر آمده 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 می باشد. 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 مرآمدگیها موجب افزایش کارایی آیرودینامیکی ملخ خواهد شد. این الگو مشابه با استفاده از مکانیزم کنترل پیچ اما به صورت غیر فعال و در شرایطی مشابه با استفاده از مکانیزم کنترل پیچ اما به صورت غیر فعال و در شرایطی ملخ، موجب بهبود کارایی آن در نسبتهای پیشروی بالا و در مقابل موجب کاهش کارایی در نسبتهای پیشروی پاین میشود [۲۷]. این تغییرات به علت افزایش زاویه یحمله یموثر جریان در مقاطع آیرودینامیکی ملخ در خارج از محدوده یشینه ی بازدهی آیرودینامیکی ایرفویل ها یا قرار گرفتن ایرفویل در زاویه ی حمله ی بعد از استال<sup>۲</sup> در نسبتهای پیشروی کم است. ام ام در نسبتهای پیشروی بالا به دلیل افزایش مولفه ی سرعت پیشروی، موجب بالارفتن زاویه ی حمله موثر در ناحیه ی خطی یا زاویه ی حمله ی قبل از استال<sup>۲</sup> است. استفاده از این الگو موجب افزایش ضریب تراست در شکل ۷– الف برای تمامی نسبتهای پیشروی ملخ شده است. از طرفی افزایش ضریب

- 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. 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



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، حس گرهای صدا مطابق با شکل ۹ در مجاورت ورودی تحلیل گر صدا<sup>۲</sup> قرار گرفته است. فومهای آکوستیک نصب شده در جهات افقی و عمودی حول حس گرها و ورودی تحلیل گر صدا موجب جلوگیری از تداخل بازتاب نویز از محیط شده است. میکروفونهای ای.دی.ام.پی.<sup>۲</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 حس گر از رابطهی ۴ محاسبه می شود [۲۹]. سپس با استفاده از رابطهی ۵، مقدار شدت صوت<sup>6</sup> بر حسب دسی بل 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 شکل۷–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 ۱۵/۵ 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 ۴۵/۰ 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 دادهبرداری<sup>۱</sup> مورد استفاده در آزمایش آیروآکوستیک ملخ انجام شده است. برای این منظور از کالیبراتور صدا<sup>۲</sup>

<sup>3</sup> TES 1358 Sound analyzer

<sup>4</sup> ADMP 401

<sup>5</sup> Sound pressure level (SPL)

<sup>1</sup> Data acquisition system

<sup>2</sup> TES 1356 Sound level calibrator



شکل ۹. نمای کالیبراسیون حس گرهای میکروفون Fig. 9. Calibration view of microphone sensors

محاسبه شده است.

برای دادهبرداری 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 دادهبرداری، موتور و اجزاء مورد نیاز آن استفاده شده است. به دلیل نیاز برای کاهش نویزهای موتور و قابلیت موتورهای براشلس 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 راهاندازی 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 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

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

$$SPL = 20 \log_{10}(\frac{\Delta p}{p_{ref}}), \ p_{ref} = 20 \mu pa$$
 (a)

در شکل ۱۰ تغییرات ولتاژ خروجی با تبدیل فوریهی 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 ۹۴۰ هرتز به دلیل وجود دو پره حین دوران روتور است. مقدار ولتاژ اندازه گیری شده توسط حس گر در

1 Fast Fourier transform (FFT)

<sup>2</sup> XM6360EA-11

<sup>3</sup> MH Sensor IR



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

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 أزمایش أیروأکوستیک ملخ

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



شکل ۱۳. نمای اجزاء آزمایش آیروآکوستیک ملخ







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 ۲۷/۱ دسیبل و برای ملخ موجی مقدار ۲۰/۷ دسیبل میباشد. در نتیجه در این ناحیه میزان کاهش شدت نویز نسبت به ملخ پایه میباشد. در میباشد. همچنین مقدار نویز تونال بیشینهی دوم برای هر دو ملخ در هارمونیک سوم واقع شده است. میزان نویز ملخ پایه در هارمونیک سوم ۳/۸ درصد می اشد. همچنین مقدار نویز تونال بیشینهی دوم برای هر دو ملخ در هارمونیک سوم واقع شده است. میزان نویز ملخ پایه در هارمونیک موم ۳/۸ دسیبل و نویز ملخ موجی ۶۳/۳ دسیبل، با کاهش ۲۰۷ درصد شدت صوت همراه شده است. مقادیر کاهش شدت صوت نسبت به محل شدت صوت همراه شده است. مقادیر کاهش شدت موت نسبت به محل 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.

مقایسه ی عملکرد آیروآکوستیکی ملخ با لبه های برآمده در میزان طول موج ۶ میلی متر و دامنه ی ۳ درجه نسبت به ملخ پایه انجام شده است. شکل ۱۹– الف مقایسه ی شدت صوت ملخ پایه و موجی را در فاصله ی ۱/۵ متر از مرکز دوران روتور در مجاورت صفحه ی چرخش ملخ نمایش می دهد. بررسی میزان شدت صوت در هارمونیک اصلی معادل با بسامد در محدوده ی ۲۴۰ هرتز، کاهش ۲/۱ درصد نسبت به ملخ پایه از مقدار ۲۲۱۹ دسی بل به مقدار ۸۸/۳ دسی بل در ملخ موجی را نشان می دهد. همچنین در مقادیر نویز تونال در محدوده ی هارمونیک دوم معادل با بسامد ۹۲/۱ دسی بل به مقدار معادل با بسامد ۸۰ هرتز و هارمونیک سوم معادل با بسامد ۲۰۷ هرتز، مقدار شدت صوت از ۲/۹ مه ۲۰/۲ دسی بل و از معادل با بسامد ۲۰۷ دسی بل معادل با ۳/۵ درصد نسبت به ملخ پایه کاهش

درصد کاهش شدت صدا	میزان کاهش شدت صدا (دسی بل)	شماره هارمونیک، فرکانس(هر تز)	محل ميكروفون
۵/٣	$f/\Delta$	دوم، ۴۸۰	مجاورت صفحه
۴/۲	٣/١	سوم، ۷۲۰	مجاورت صفحه
$\lambda/\Upsilon$	۶/۴	اول، ۲۴۰	پشت صفحه
٢	١/٢	دوم، ۴۸۰	پشت صفحه
٧/٣	۵	سوم، ۷۲۰	پشت صفحه

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

#### ۶- جمعبندی

این تحقیق با ارائه الگوی ابتکاری کنترل جریان با لبههای برآمده ی همزمان به شکل موج، بهبود عملکرد آیرودینامیکی و آیروآکوستیکی 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 ۶۰ ۸ و ۱۰ میلی متر به نرتیب 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 بیشینه یازدهی آیرودینامیکی نسبت به ملخ پایه ۵/۷ درصد و در شده در آزمایش آیروآکوستیک، کاهش ۲/۱ درصد نویز بیشینه در مجاورت صفحه ی روتور و کاهش ۲/۸ درصد نویز بیشینه در ناحیهی پشت صفحه ی 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 می آورند.

#### ۸- فهرست علائم

# علائم انگلیس

تم انكليد	سى
A	دامنهی نوسانات پروفیل برآمده، Deg
Ср	ضريب توان
Cq	ضريب گشتاور
Ct	ضريب تراست
С	ضريب كاليبراسيون ميكروفون
f	بسامد، Hz
h	انتالپی، J
J	نسبت پیشروی
р	$ m N/m^2$ فشار،
R	شعاع ملخ، m
r	فاصلهی شعاعی در مختصات چرخان، m
S	ضريب حساسيت ميكروفون، dBV
Т	دما، K

- Vولتاژ ميكروفون، V
  - m/s سرعت، v

#### علائم يونانى

- mm طول موج نوسانات پروفیل برآمده،  $\lambda$ 
  - بازدهی آیرودینامیکی  $\eta$
  - $\mathrm{kg/ms}$  لزجت دینامیکی،  $\mu$ 
    - $m kg/m^3$  چگالی، ho
    - rad/s سرعت دورانی،arphi

#### زيرنويس *r*

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.

- 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 ROSEMONTPA, 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

#### منابع

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