



E-ISSN: 2676-4253

Journal of Technology in Aerospace Engineering

Vol. 8, No. 1, pp. 15-26, 2024

<https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.1.2>

Journal Homepage: <https://jtae.ari.ac.ir>



Original Research Paper

Design and Fabrication of Smart Small Airfoil Using Surface Deformation and Experimental Study of Aerodynamic Properties

Ramin Zakeri

Faculty of Mechanical Engineering, Shahrood University of Technology, Shahrood, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 22 November 2022

Revised 04 May 2023

Accepted 06 May 2023

Available Online 06 May 2023

Keywords:

Morphing theory

Smart small airfoil

Miniature wind tunnel

Lift and drag force

Strain gauge sensors

ABSTRACT

In this article, the case of deformable structures in order to change the curvature of a symmetrical airfoil in a Smart way and also the investigation of the aerodynamic forces inside the wind tunnel in miniature dimensions have been discussed experimentally. The innovation and problem in this article are to investigate the effect of surface deformation in a micro airfoil in a miniature wind tunnel with the ability to measure the total lift and drag force intelligently and the ability to decide on the degree of curvature. In this study, how to measure the amount of available drag and change the shape by the amount of curvature, the ability to keep the drag force constant even in the condition of stalling of a simple airfoil has been investigated. In order to validate the tunnel, a flat plate as well as a simple airfoil has been investigated in the miniature wind tunnel test chamber, and the experimental results are reported with the existing results with an error of less than 10%. The example of selected airfoils is micro airfoils, simple (non-morphing) and another example is smart (morphing). The selected structure material for both micro airfoil samples is balsa wood and thermal coating is used for the shell. In the smart micro airfoil design, the structure is divided into two parts: the fixed part (the beginning part of the structure) and the moving part (the end part of the structure). The function of the smart micro airfoil is through the command that the microcontroller issues to the servo electric motor according to the strain gauge and pressure gauge sensors to move the moving part. By using sensors and electrical circuits, it is possible to change the curvature of the airfoil with the help of a servo motor to change the amount of airfoil, and the amount of airfoil can be kept constant at the desired value (in this article, 16 grams).

Corresponding Author's E-mail: r_zakeri@shahroodut.ac.ir

How to Cite this Article:

R. Zakeri, "Design and Fabrication of Smart Small Airfoil Using Surface Deformation and Experimental Study of Aerodynamic Properties," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 8, No. 1, pp. 15-26, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.1.2>

COPYRIGHTS


Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).





طراحی و ساخت ریز ایرفویل هوشمند با استفاده از تغییر شکل سطحی و بررسی تجربی خواص آیرودینامیکی

رامین ذاکری 

استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شاهرود، شاهرود، سمنان، ایران

چکیده

اطلاعات مقاله

در این مقاله، به مسئله سازه‌های تغییر شکل پذیر در راستای تغییر انحنای یک ایرفویل متقارن به صورت هوشمند و همچنین بررسی نیروهای آیرودینامیکی درون تونل باد در ابعاد مینیاتوری به صورت تجربی پرداخته شده است. نوآوری و مسئله موردنظر در این مقاله، بررسی اثر تغییر شکل سطحی در یک ریز ایرفویل در یک تونل باد مینیاتوری با قابلیت سنجش کل نیروی برآ و درگ به صورت هوشمند و همچنین قابلیت تصمیم‌گیری جهت میزان انحنای می‌باشد. در این مطالعه، چگونگی سنجش میزان برآ موجود و ایجاد تغییر شکل به وسیله میزان انحنای ثابت نگه‌داشتن نیروی برآ حتی در شرایط واماندگی یک ایرفویل ساده بررسی شده است. به منظور صحت‌سنجی تونل، یک صفحه تخت و همچنین یک ایرفویل ساده در محفظه آزمون تونل باد مینیاتوری مورد بررسی قرار گرفته است و نتایج تجربی با نتایج موجود با خطای کمتر از ۱۰ درصد گزارش شده است. نمونه ایرفویل‌های انتخابی ریز ایرفویل‌ها، ساده (غیر مورفینگ) و نمونه دیگر به صورت هوشمند (مورفینگ) می‌باشد. جنس سازه انتخابی برای هر دو نمونه ریز ایرفویل‌ها، چوب بالسا بوده و برای پوسته از روکش حرارتی استفاده شده است. در طراحی ریز ایرفویل هوشمند، سازه به دو بخش قسمت ثابت (بخش ابتدایی سازه) و قسمت متحرک (بخش انتهایی سازه) تقسیم می‌شود که جنس هر دو بخش از چوب بالسا بوده و روکش حرارتی به عنوان پوسته انتخاب گردیده است. عملکرد ریز ایرفویل هوشمند از طریق فرمانی می‌باشد که میکروکنترلر باتوجه به حسگرهای کرنش‌سنج و فشارسنج به موتور الکتریکی سرو جهت حرکت بخش متحرک صادر می‌کند. با استفاده از حسگرها و مدارات الکتریکی، امکان تغییر در انحنای ایرفویل به کمک موتور سرو جهت تغییر در میزان برآ به وجود آمده است و میزان برآ را می‌توان بر روی مقدار موردنظر (در این مقاله ۱۶ گرم) ثابت نگه داشت.

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱ آذر ۱۴۰۱

بازنگری ۱۴ اردیبهشت ۱۴۰۲

پذیرش ۱۶ اردیبهشت ۱۴۰۲

انتشار ۱۶ اردیبهشت ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

مورفینگ

ریز ایرفویل هوشمند

تونل باد مینیاتوری

نیروی برآ و درگ

حسگرهای کرنش‌سنج

پست الکترونیکی نویسنده مسئول: r_zakeri@shahroodut.ac.ir

How to Cite this Article:

R. Zakeri, "Design and Fabrication of Smart Small Airfoil Using Surface Deformation and Experimental Study of Aerodynamic Properties," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 8, No. 1, pp. 15-26, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.1.2>

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

۱ مقدمه

امروزه در صنعت هوانوردی، عملکرد بهینه اجسام پرنده مورد توجه محققان و علاقه‌مندان به این صنعت قرار گرفته است. در بین فازهای مختلف پروازی، فاز کروز بیشترین زمان پروازی را دارا می‌باشد. از این رو مسئله بهینه‌سازی بال در این فاز از اهمیت بالایی برخوردار است. هرچند، هواپیما زمانی بهترین عملکرد را دارد که در تمامی فازها و شرایط مختلف پروازی بهینه باشد که به‌وضوح بهبود عملکرد پرواز، صرفه‌جویی در سوخت و کاهش وزن را سبب می‌گردد [۱]. منظور از تغییر شکل‌پذیری بال این است که از نظر آیرودینامیکی، بال با توجه به محیط پیرامون خود انطباق‌پذیر بوده و شکل خود را به‌منظور بهینه‌سازی خواص آیرودینامیکی تغییر دهد [۲].

پرنده‌گان به‌طور غریزه‌ای توانایی تغییر شکل‌پذیری در بال‌هایشان در تمام فازهای پروازی را دارند. هرچند قابلیت تغییر شکل‌پذیری در هواپیما منجر به پیچیدگی‌هایی در طراحی شده‌است، اما طبیعت نشان می‌دهد حشرات و پرنده‌گان به‌راحتی تغییر شکل‌های پیچیده را با بال‌هایشان انجام می‌دهند. مشاهدات تجربی زیست‌شناسان بیانگر این موضوع است که پرنده‌گانی مانند شاهین که پیکربندی با ضریب منظری بالایی دارند، مادامی که طعمه خود را بیابند، می‌توانند به واسطه جریان هوا در هوا به‌صورت معلق بمانند و پس از یافتن طعمه بال‌های خود را به حالت حمله و فرود بر طعمه تغییر شکل دهد [۳]. نتیجه این تحقیقات، منجر به ظهور روش "مورفینگ" در طراحی شد.

۱.۱ بررسی بال مورفینگ^۱ و غیر مورفینگ

یکی از نکات کلیدی در تغییر شکل سطح در طبیعت جانوران، استفاده از عمل‌کننده‌های نرم می‌باشد که در طبیعت توسط انقباض ماهیچه‌ای به‌خوبی صورت می‌گیرد. محققان در این راستا ایده استفاده از ماهیچه مصنوعی به روش‌های مختلفی ارائه کرده‌اند و تلاش برای نزدیک شدن به طبیعت و ایجاد جابه‌جایی و نهایت تغییر سطح بوده است [۹-۴]. یکی از چالش‌های موجود، به دلیل پیچیدگی این روش در طبیعت، استفاده از روش‌های ساده‌تر برای کاربردی نمودن این مبحث ضروری می‌باشد. همچنین با ساده‌تر شدن مکانیزم حرکتی و استفاده از هوشمندسازی، می‌توان از روش‌های ساخت ایرفویل با قابلیت تغییر انحنای یا اندازه به همراه هوشمندسازی و تصمیم‌گیری استفاده نمود و حالت پیچیده طبیعت را به فازهای ساده‌تر و کاربردی رساند.

موهائو چن و همکاران [۱۰] به بررسی تئوری مورفینگ بر ایرفویل متقارن ناکا ۰۰۱۲ و ایرفویل نامتقارن ناکا ۲۴۱۲ به وتر ۱ متر پرداخته‌اند. موارد استفاده تئوری مورفینگ در بال شامل: سطوح برآ افزایش، اسپیلر،

ایلرون، وینگلت می‌باشد. مواد پیشنهادی مورد استفاده برای این تئوری، پیزو سرامیک، مواد حافظه‌دار آلومینیومی، پلیمری است. یکی از موضوعات چالش‌برانگیز در این موضوع، بررسی مکان‌های مختلف برای متحرک‌سازی ایرفویل، همچنین تعداد اتصالات در قسمت متحرک است. لازم به‌ذکر است که استفاده از هوشمندسازی و تصمیم‌گیری از جمله مباحثی است که در کار این پژوهش دیده نشده‌است.

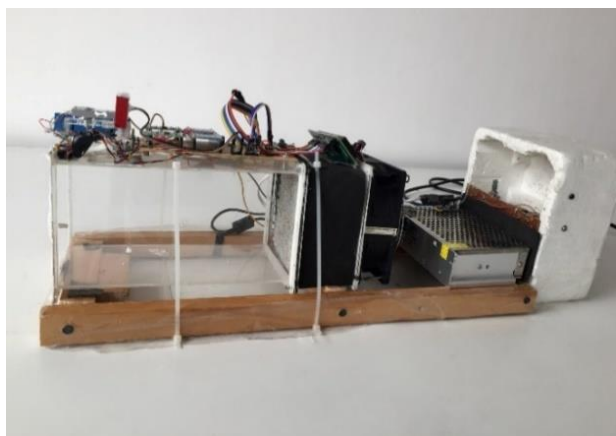
زی کان و همکاران [۱۱] به بررسی بر ایرفویل متقارن ناکا ۰۰۱۲ با ایده مورفینگ و غیر مورفینگ، پرداخته‌اند. بررسی‌ها می‌تواند شامل متحرک شدن بخش‌های مختلف سازه باشد و در این بخش محدودیتی نیست. البته این پژوهش تنها به متحرک‌سازی لبه جلویی پرداخته است و تغییر سطح مورد بررسی و هوشمندسازی و تصمیم‌گیری قرار نگرفت. بشیر [۱۲] و همکاران به بررسی عددی یک بال مورفینگ با استفاده از روش دینامیک سیالات عددی پرداختند و نشان دادند استفاده از آلیاژ هوشمند قابلیت تغییر نسبت منظری را داشته و می‌توان راندمان آیرودینامیکی را افزایش داد. این تحقیق نیز تغییر سطح و انحنای هوشمندسازی در راستای تصمیم‌گیری بررسی نشد است. گبو [۱۳] و همکاران به بررسی و بهینه‌سازی یک ایرفویل مورفینگ پرداخت و از روش آنالیز عددی، روشی نوین برای بهینه‌شدن انحنای دماغه جلویی ایرفویل ارائه نمودند. همچنین در جریان‌ها سرعت بالایی مافوق صوت نیز یادگاری [۱۴] و همکاران به بررسی عددی تسخیر و کنترل موج ضربه‌ای روی ایرفویل متقارن پرداخته‌اند و می‌توان از روش ارائه شده در آنالیز مورفینگ بال‌های مافوق صوت استفاده نمود. در این دو تحقیق فعالیت تجربی جهت محاسبه خواص آیرودینامیکی انجام نشده‌است. لئونارد [۱۵] و همکاران به بررسی و ساخت مورفینگ بالی پرداخت که توسط موتورهای الکتریکی کنترل می‌شد و نمونه ساخته شده در یک نوع هواپیمای سبک نصب و تست شد. نمونه ساخت آن‌ها قابلیت هوشمندی و تصمیم‌گیری جهت حفظ نیروی برآ را نداشته و به‌صورت دستی قابلیت تغییر شکل دارد.

تئوری مورفینگ (بال تطبیق‌پذیر) تنها شامل ایرفویل متقارن نمی‌گردد. به‌طوری‌که محققان به بررسی بهینه‌سازی ایرفویل با قابلیت تغییر انحنای در ایرفویل متقارن و نامتقارن نیز پرداخته‌اند. کاظمی [۱۶] از روش شبکه عصبی و الگوریتم ژنتیک استفاده نمودند و آنالیزی بر مبنای پیدا کردن بهینه‌انحنای یک ایرفویل انجام شده‌است و نشان دادند تا ۱۸ درصد توانایی در افزایش راندمان آیرودینامیکی حاصل می‌شود. انمین ژوا و همکاران [۱۷] به بررسی بهینه‌سازی ایرفویل با قابلیت تغییر انحنای بر ایرفویل متقارن ناکا ۰۰۱۲ و ایرفویل نامتقارن ناکا ۴۴۱۲ پرداخته‌اند. در این نظریه، بال به چهار قسمت تقسیم می‌گردد و هر

می‌دهد و در شرایط مختلف با تغییر انحنای ضرایب آیرودینامیکی تغییر پیدا کرده این تاثیرات برای اولین بار در این پژوهش محاسبه شده‌است.

۲ تجهیزات و تونل باد مینیاتوری

تونل باد مینیاتوری (شکل ۱) مورد استفاده در این مقاله از سه بخش اصلی محفظه آزمون، اتاق آرامش و فن تشکیل شده‌است.



شکل ۱- تونل باد مینیاتوری جهت آزمایش ایرفویل ساده و هوشمند

۱.۲ محفظه آزمون

محفظة آزمون بخشی از تونل باد است که آزمایش‌های مدنظر بر روی نمونه در آن انجام می‌گیرد. محفظه آزمون در تونل باد مینیاتوری طراحی شده از نوع مدار باز می‌باشد؛ لذا سیال از یک سمت وارد این بخش شده و از روی نمونه می‌گذرد و نهایتاً از سمت دیگر وارد محیط آزاد پیرامون می‌گردد. همچنین این قسمت شامل پایه نگهدارنده نمونه، نمونه آزمایشی و سایر تجهیزات اندازه‌گیری می‌باشد. لازم به ذکر است سیال مورد استفاده در این پژوهش هوا می‌باشد. ابعاد اتاق آزمون 10×10 (سطح مقطع) در طول ۲۰ سانتی‌متر می‌باشد.

۲.۲ اتاق آرامش

این بخش بین فن و اتاق آزمون قرار گرفته است. اتاق آرامش از شبکه‌های لانه‌زنبوری و توری تشکیل شده‌است. در این بخش، از شدت اغتشاشات جریان عبوری و جریان‌های گردابه‌ای کاسته می‌شود. شبکه‌های لانه‌زنبوری از نظر شکل ظاهری انواع مختلفی دارند و وظیفه آن‌ها کاهش اغتشاشات جانبی می‌باشد. با عبور جریان هوا از شبکه‌های لانه‌زنبوری گردابه‌های بزرگ به گردابه‌های کوچک تبدیل شده و با عبور از توری، اندازه گردابه‌ها به حداقل میزان رسیده یا حتی کامل از بین می‌رود. در نتیجه جریان هوای آرام وارد اتاق آزمون می‌شود. طول

قسمت قابلیت حرکت تا ۳۰ درجه به بالا و پایین را دارد. این تحقیق به چند قسمت شدن تمام سطح بال و تشخیص نهایت میزان انحراف برای هر بخش پرداخته است.

در روش ریب‌های انعطاف‌پذیر، بخش انتهایی ایرفویل، از مواد انعطاف‌پذیر ساخته می‌شود. همچنین طراحی سازه در این بخش باید قابلیت تغییر داشته باشد. شیوه کار این‌گونه است که بخش متحرک، از تعدادی میله که به سطوح بالایی و پایینی ایرفویل لولا شدند، تشکیل می‌گردد. فرمان حرکت از طریق محرک ارسال می‌شود. طراحی اولیه اولین بار توسط کامپانیل و ساچوآ [۱۸] برای استفاده در فلپ مطرح شد. نهایتاً توسط تاگوچی و همکاران [۱۹] طرح توسعه یافت. نمونه مورد بررسی، ایرفویل متقارن و از سری ایرفویل‌های چهاررقمی ناکا، ناکا ۰۰۲۴ و به وتر ۲۰۰ میلی‌متر با عدد رینولدز 1.05×10^5 است. وود و همکاران [۲۰، ۲۱] به بررسی بر ایرفویل متقارن ناکا ۰۰۱۲ با عدد رینولدز 1.06×10^6 در دو حالت تئوری مورفینگ و ساخت ساده پرداخته‌اند و نشان دادند که استفاده از هندسه شبیه ماهی در افزایش راندمان آیرودینامیکی مؤثر است. ادامه تحقیقات بر روی ایرفویل در دو حالت مورفینگ و غیرمورفینگ به شبیه‌سازی این سازه با اسکله ماهی و مطرح شدن ایده فیش بک انجامید. از جمله محققانی که در این زمینه تحقیق کردند، ریورو و همکاران [۲۲] هستند که به بررسی ایرفویل متقارن ناکا ۰۰۱۲ با ایده فیش بک پرداخته‌اند. نمونه مورد بررسی به وتر ۳۰۵ میلی‌متر بوده است که تنها بخشی از قسمت انتهایی ایرفویل حالت متحرک داشته است. ایده مطرح شده مورد استقبال محققان واقع شد و تحقیقات بسیاری در این زمینه آغاز شد.

باتوجه به عیوب روش‌های ارائه شده، در هیچ‌کدام از تحقیقات انجام شده محاسبه کامل نیروی برآ و پسا توسط سنسورهای مرتبط در یک تونل باد مینیاتوری برای یک ایرفویل هوشمند با قابلیت تصمیم‌گیری انجام نشده‌است که در این پژوهش به‌عنوان مزایای این روش انجام شده‌است. مهم‌ترین نوآوری تحقیق حاضر ساخت تونل باد مینیاتوری با قابلیت سنجش کل نیروی برآ و نیروی پسا و همچنین ساخت ریز ایرفویل هوشمند به کمک ریزموتور سرو و برنامه‌ریزی عملکرد موتور بر اساس پارامترهای ورودی در راستای حفظ برآ (حتی در شرایطی که ایرفویل ساده تمایل به واماندگی دارد) به کمک این روش هوشمندسازی می‌باشد. به‌عبارت دیگر، در این بررسی از ترکیب ساخت یک تونل باد مجهز به محاسبه نیروی کلی برآ، پسا و حسگر فشار و همچنین یک ایرفویل هوشمند مجهز به تغییر انحنای استفاده شده‌است. برای ایجاد تغییر انحنای سطح به کمک موتور سرو، دیتاهای حسگر کرنش سنج و سنسور فشار به سرو در راستای هدف مورد نظر فرمان

تمامی برق مورد نیاز را این منبع تهیه می‌کند که ۱۲ ولت و ۱۰ آمپر می‌باشد. از آنجایی که مدارات مربوط به سنسور کرنش سنج با ۵ ولت کار می‌کنند از یک مدار تبدیل نیز استفاده شده است. مدار تبدیل کاهنده ۱۲ ولت را به ۵ ولت تبدیل کرده و در اختیار مدارات می‌دهد. منبع تغذیه، ۱۲ ولت خالص و ۱۰ آمپر را می‌تواند خروجی بدهد. در نتیجه از این منبع یک انشعاب به فن رفته و انشعابی دیگر به مدار تبدیل کاهنده می‌رود تا با خروجی مطلوب به مدارات فرستاده گردد.

۳ نتایج

در ابتدا جهت اعتبارسنجی، نمونه مورد آزمایش صفحه تخت از جنس پلکسی با نسبت منظری ۳ است. عدد رینولدز ۸۰۰۰۰ می‌باشد. نتایج به دست آمده با نتایج نمونه آزمایشی آناندا [۲۳] که یک صفحه تخت به صورت بال سه بعدی است، مقایسه گردیده است. در این بررسی یک صفحه تخت از جنس پلکسی گلاس در مقابل جریان در زوایای مختلف قرار گرفته است و نیروهای برآ و پسا توسط سنسور کرنش سنج محاسبه می‌شود. در شکل ۳ نحوه قراردادی صفحه تخت در تونل و در نمودارهای ۴ و ۵ ضریب بی‌بعد نیروی برآ و پسا محاسبه شده توسط حسگرها نمایش داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود نتایج تجربی حاصل در محدود خطای کمتر از ۱۰ درصد گزارش شده است. یکی از دلایل بالا رفتن خطا در زاویه حمله بالاتر وجود ضخامت صفحه تخت می‌باشد که در مرجع مذکور با فرض ضخامت صفر انجام شده است مشخصاً در زوایای حمله بالا تاثیر خود را بیشتر نشان می‌دهد و همچنین دور فن به دلیل نوسانات برق قدری نیز ایجاد خطا نموده و در محدوده مشخص شده نوسان داریم ولی در کل خطای قابل قبولی می‌توان گزارش نمود.



شکل ۳- صفحه تخت در تونل باد مینیاتوری

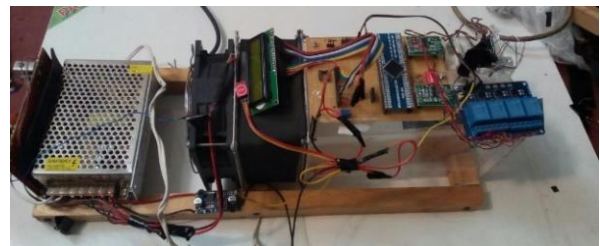
بخش لانه‌زنبوری ۶ سانتی‌متر و سطح مقطع 10×10 سانتی‌متر می‌باشد.

۳.۲ فن

فن به جریان هوا سرعت داده و این جریان پر سرعت را به سمت محفظه آزمون هدایت می‌کند. فن مورد استفاده در تونل باد مینیاتوری از نوع F-DE1212PFC۰۰ و ابعاد دهانه فن $10/5 \times 10/5$ می‌باشد. دهانه بخش لانه‌زنبوری و اتاق آزمون به ابعاد دهانه فن انتخاب شده است.

۴.۲ تجهیزات به کار رفته

تونل باد مینیاتوری (شکل ۲) مجموعاً دو عدد سنسور کرنش سنج دارد یکی برای اندازه‌گیری نیروی برآ و دیگری برای نیروی پسا است. عملکرد از طریق انتقال و جابه‌جایی میله نگهدارنده ایرفویل است. باتوجه به فلشی که روی سنسور کرنش سنج قرار دارد، اعداد خوانده می‌شود.



شکل ۲- نمایی از تونل و تجهیزات به کار رفته

فلش روی سنسور کرنش سنج برآ به سمت پایین است؛ یعنی اگر نمونه آزمایشی به سمت پایین کشیده شود، اعداد خوانده شده مثبت خواهد بود و در جهت خلاف، علامت منفی ثبت می‌شود. در ارتباط با نیروی پسا، شیوه کار به همین ترتیب است. فن مورد استفاده در تونل باد مینیاتوری از نوع F-DE1212PFC۰۰ می‌باشد. محدوده کاری ولتاژ فن ۱۲ ولت و جریان $4/8$ آمپر و توان $57/6$ وات می‌باشد. همچنین سرعت دورانی فن ۵۵۰۰ می‌باشد. مشخصات فنی این نوع فن در جدول ۱ بیان گردیده است.

جدول ۱- مشخصات فنی تونل باد مینیاتوری

نوع فن	F-DE1212PFC۰۰
ولتاژ	۱۲ ولت
ولتاژ کاری	۱۳/۲ - ۰.۸ ولت
جریان	۴ آمپر
توان	۴۸ وات
هوادهی	۷/۱۶ متر مکعب بر دقیقه

۱.۱.۳ ایرفویل متقارن ساده ناکا ۰۰۱۲

ابعاد ایرفویل متقارن ساده (شکل ۶) به وتر $۸/۲$ سانتی متر و به پهنای دهانه مقطع آزمون بوده است. دهانه ایرفویل هم‌عرض با دهانه محفظه-آزمون انتخاب شده است. در شکل ۶ نمایی از سازه ایرفویل متقارن ساده ناکا ۰۰۱۲ با چوب بالسا آمده است. روکش حرارتی وارنیش (شکل ۷) به‌عنوان پوسته سازه انتخاب شده است.

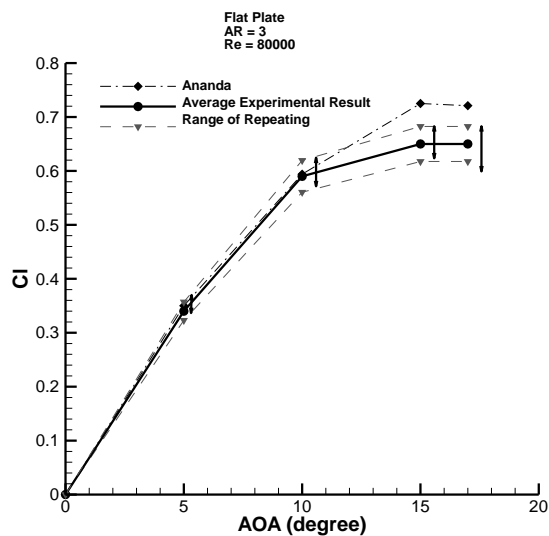


شکل ۶- ایرفویل متقارن ساده

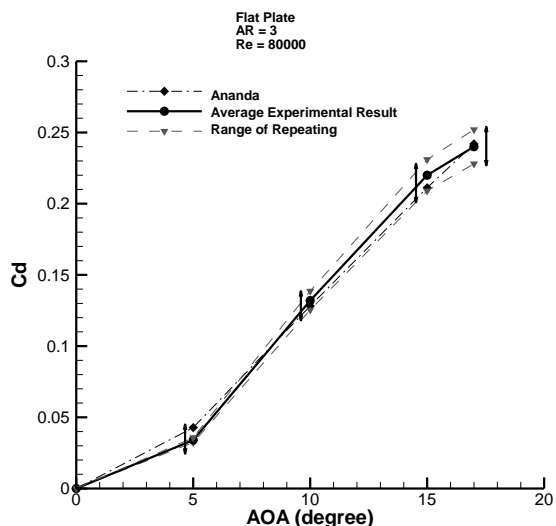


شکل ۷- روکش ایرفویل متقارن ساده ناکا ۰۰۱۲

به منظور انجام آزمون، ایرفویل در چندین زاویه حمله قرار گرفته است که نیروهای آیرودینامیکی ایرفویل از طریق حسگرها خوانده شده است. حرکت به سمت بالا و پایین ایرفویل و حرکت به سمت جلو و عقب ایرفویل به ترتیب از طریق حسگر برآ و پسا خوانده می‌شود. حسگرها بعد از اندازه‌گیری، مقادیر را برای نمایشگر ارسال می‌کنند. برای نمایش حسگر پسا نیاز به سویچ کردن می‌باشد که این کار از طریق دکمه مخصوصی قابل انجام است.



شکل ۴- نمودار تغییرات نیروی برآ در زاویه حمله مختلف



شکل ۵- نمودار تغییرات نیروی پسا

در ادامه، به بررسی سایر نمونه‌های مورد آزمایش در تونل باد مینیاتوری می‌پردازیم. سایر نمونه‌ها به دو صورت ایرفویل ساده (بدون حرکت) و ایرفویل هوشمند (متحرک) می‌باشد. ابعاد نمونه‌ها با توجه به ابعاد محفظه آزمون انتخاب می‌گردد.

۱.۳ نمونه‌های مورد آزمایش

نمونه‌های مورد بررسی، از سری ایرفویل‌های چهاررقمی متقارن ناکا ۰۰۱۲ می‌باشد. برای ساخت سازه از چوب بالسا و برای روکش از جنس روکش حرارتی وارنیش استفاده شده است.

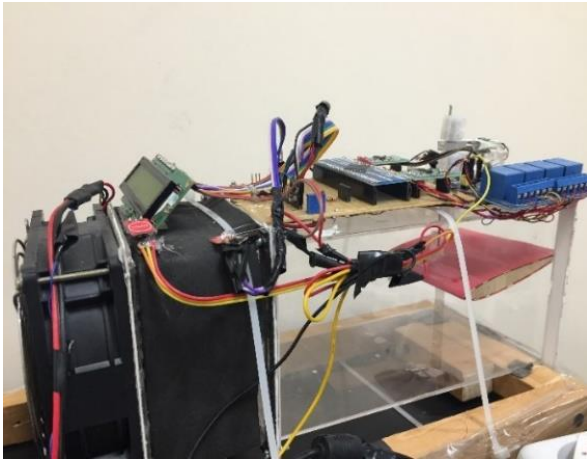
۳.۱. ایرفویل متقارن هوشمند ناکا ۰۰۱۲

طراحی ایرفویل (شکل ۸) ناکا ۰۰۱۲ شامل دو بخش قسمت ثابت (بخش ابتدایی سازه) و قسمت متحرک (بخش انتهایی سازه) می‌شود که جنس هر دو بخش از چوب بالسا است. ایرفویل انتخابی ما یک ایرفویل متقارن و از سری ایرفویل‌های چهار رقمی ناکا است. نقطه حایز اهمیت برای ما، نقطه $(c/4)$ است. در این نقطه، مرکز فشار و مرکز آیرودینامیکی بر هم منطبق شده‌است.

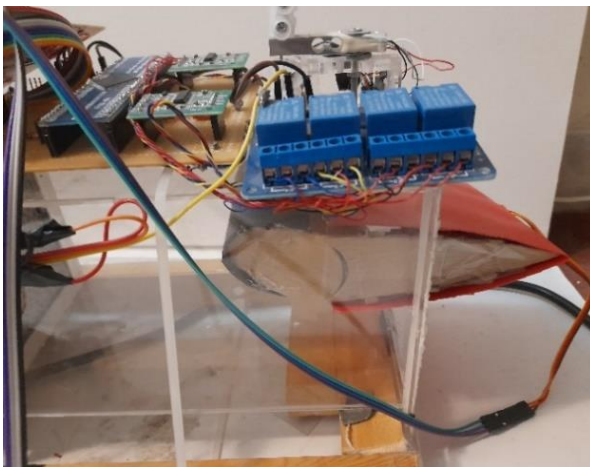
با قرارگیری ایرفویل در محفظه آزمون و تحت شرایط مختلف، مقادیر دو سنسور کرنش‌سنج اندازه‌گیری شده و با مقادیر پیش‌فرض سنجیده می‌شوند. در صورت مغایرت مقادیر با یکدیگر فرمان حرکت از طریق سرو‌صا در می‌گردد. این نکته قابل توجه است میزان چرخش موتور توسط فرمان به کامپیوتر صادر می‌شود و همه موتورهای سرو قابلیت چرخش و اندازه‌گیری چرخش بادقت بالای دهم درجه را دارند (انکدر افزایشی مقاومتی). در این طراحی چنانچه مقادیر آیرودینامیکی به‌دست‌آمده از ایرفویل، مطابق با مقادیر پیش‌فرض نباشد، ایرفویل با حرکت بخش انتهایی سازه به بالا و پایین، نیروهای آیرودینامیکی خوانده شده از ایرفویل توسط سنسور کرنش‌سنج را به مقادیر پیش‌فرض می‌رساند. در نتیجه ایرفویل هوشمند گردیده به‌نحوی که قابلیت تطابق با شرایط مختلف و بهینه‌سازی عملکرد را در پی دارد.

۳.۲. آزمایش ایرفویل متقارن ساده و هوشمند

در این بخش به ذکر نتایج به‌دست‌آمده از آزمایش ایرفویل‌های متقارن ساده (شکل ۹) و هوشمند (شکل ۱۰) و همچنین تفسیر نمودارها می‌پردازیم. در ادامه به نحوه قرارگیری نمونه‌ها در محفظه آزمون می‌پردازیم.



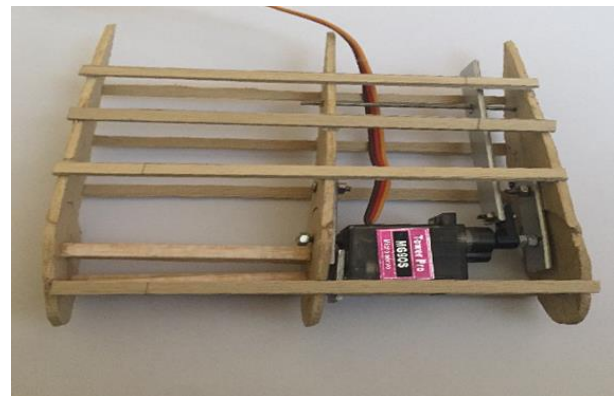
شکل ۹- ایرفویل متقارن ساده



شکل ۱۰- ایرفویل متقارن هوشمند

۳.۳. نتایج آزمایش ایرفویل متقارن ساده

در این بخش به بررسی نتایج حاصل از ایرفویل ساده و هوشمند می‌پردازیم. قابل توجه است که نتایج حاصل از ایرفویل ساده و هوشمند در سه زاویه ۵، ۱۲ و ۱۵ درجه چندین بار تکرار شده‌است و محدوده تغییرات نتایج کم می‌باشد. با افزایش زاویه حمله مقدار نیروی برآ با توجه به افزایش سرعت در سطح بالای ایرفویل و کاهش سرعت در سطح پایین و ایجاد اختلاف فشار مطلوب، افزایش داشته‌است. افزایش آمپر باعث می‌شود دور فن بیشتر گردد و در نتیجه دبی جریان هوا بیشتر می‌گردد. افزایش دبی



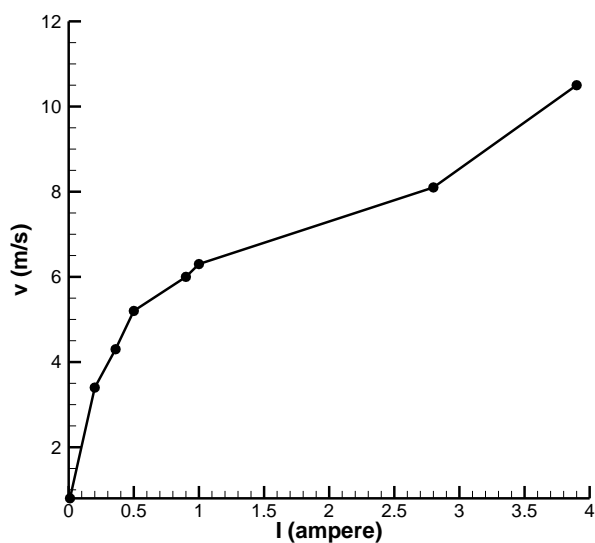
(الف)



(ب)

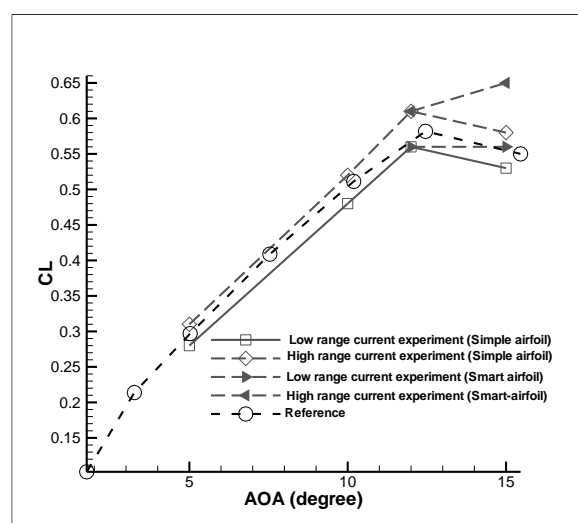
شکل ۸- ایرفویل متقارن هوشمند (الف) سازه ایرفویل (ب) ایرفویل با روکش

بررسی با کاهش میزان جریان، دبی ورودی کمتر شده و نتیجتاً نیروی برآ ما نیز کمتر خواهد شد. همچنین با توجه به تغییرات آمپر و تغییرات برآ، ارتباط مابین آمپر و میزان دبی توسط سیال سنج باید بررسی شود. در شکل ۱۲ نمودار تغییرات سرعت سیال در اتاقک آزمون به تغییرات آمپر آورده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش آمپر میزان سرعت جریان سیال به دلیل حرکت سریعتر دور فن افزایش می‌یابد و انتظار افزایش بیشتر نیروی برآ می‌باشد چراکه نیروی برآ با توان دوم سرعت در ارتباط است. در شکل ۱۳ نتایج حاصل از تغییرات میزان برآ با کاهش جریان برق (افزایش مقاومت) یا دبی جریان مشاهده می‌شود. همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش آمپر، دبی یا دور فن افزایش یافته و نیروی برآ نیز افزایش می‌یابد. جهت جلوگیری از تکرار نمودارها، نمودار برآ به دبی جریان رسم نشده است. در ادامه در شکل ۱۴ مقایسه‌ای مابین نسبت ضریب لیفت به درگ در زوایای مختلف انجام شده است. دو حالت ایرفویل ساده (مقایسه با نتایج مرجع [۲۴]) و ایرفویل هوشمند را در نظر گرفته شده است اگرچه در زوایای بالاتر نیروی برآ بیشتر می‌شود نیروی پسا نیز افزایش یافته و در زاویه خاص به بیشینه مقدار می‌رسد. نتایج حاصل با نتایج مرجع [۲۴] مقایسه شده است و دقت مناسبی را نتیجه می‌دهد. همچنین، در ایرفویل هوشمند با در نظر گرفتن تنظیم مقدار برآ که کمتر از حد مشخصی پایین نیاید و حرکت سطح بهترین حالت را پیدا نموده در زوایای ۱۲ به بعد کاهش این نسبت کمتر اتفاق می‌افتد که برتری روش حاضر نسبت به ایرفویل ساده است.



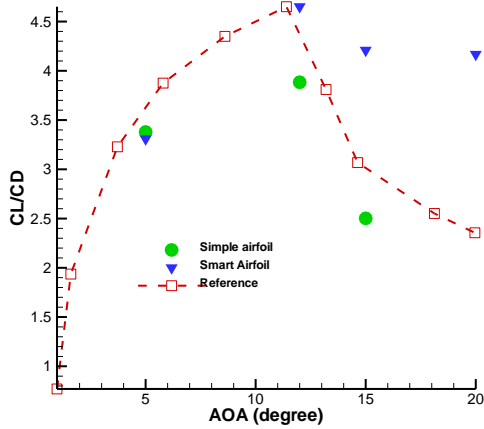
شکل ۱۲- نمودار تغییرات میزان دبی به آمپر

عبوری از روی ایرفویل به معنای افزایش نیروی برآ می‌باشد. باید در نظر داشت روند آزمایش قدری نوسانات مشاهده شده است که به دلیل نوسانات جریان برق، فن قدری تغییرات دور داشته و سبب افزایش یا کاهش جزئی در نتایج می‌باشد. نتایج نیروی لیفت در حالت ایرفویل ساده ناکا ۰۰۱۲ با نتایج مرجع [۲۴] در رینولدز ۶۸۰۰۰ (دور تند فن) مقایسه شده است و دقت مناسب نتایج حاصل شده است. در زاویه حدود ۱۲ درجه قدری افت در نیروی برآ مشاهده می‌شود که به دلیل پدیده واماندگی می‌باشد. پدیده واماندگی یا استال به دلیل کاهش انرژی جنبشی جریان بر روی سطح بالایی ایرفویل به وجود آمده و جریان سیال از سطح جدا شده و گردابه‌ها شکل گرفته و نیروی برآ کاهش می‌یابد که در مراجع [۲۳] و [۲۴] اشاره شده است. با بکار بردن ایرفویل هوشمند و تنظیم برای حالتی که اگر نیروی برآ از حد مشخصی دچار کاهش شود با تغییر انحنای (جلوگیری از جدا شدن جریان سیال از روی سطح) سعی بر جبران به وجود بیاید می‌توان مشاهده نمود که تا حدی از واماندگی می‌توان با این روش جلوگیری نمود (شکل ۱۱).



شکل ۱۱- نمودار تغییرات نیروی برآ نسبت به زاویه حمله در رینولدز ۶۸۰۰۰ (دور تند فن) مقایسه با مرجع [۲۴] و بررسی عملکرد ایرفویل هوشمند در حالت واماندگی

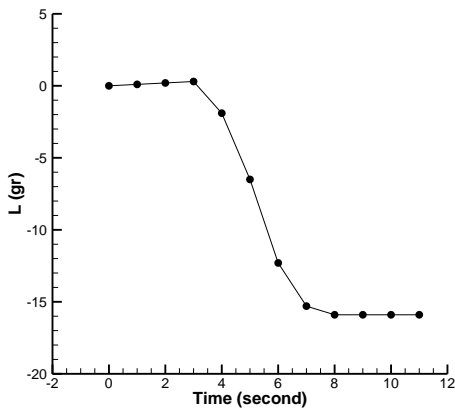
نتیجه نمودار ۱۱ در حالت دور تند فن و رینولدز ۶۸۰۰۰ حاصل شده است. درحالتی که دور فن توسط کاهش جریان الکتریکی کمتر بشود (عدد رینولدز کمتر بشود) نیروی برآ نیز کمتر خواهد شد. بنابراین رابطه دبی جریان با دور فن و آمپر نیز باید بررسی شود. لذا نمودار تغییرات نیروی برآ بر حسب جریان در دور کند فن در چند زاویه حمله را بررسی می‌کنیم. در این



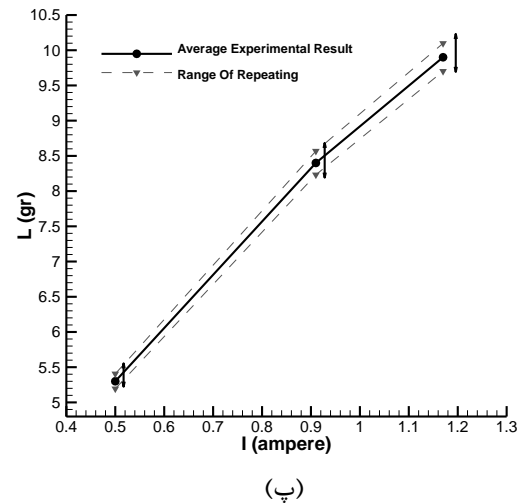
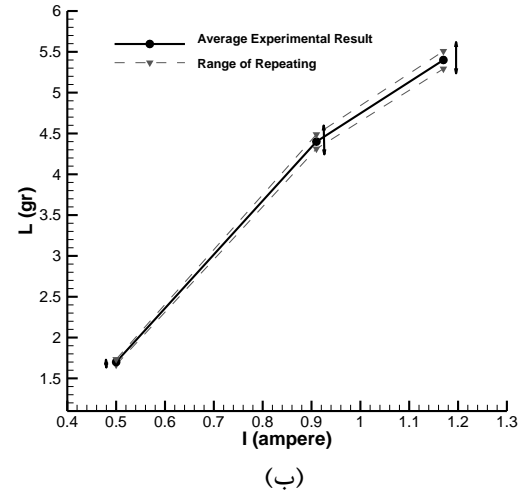
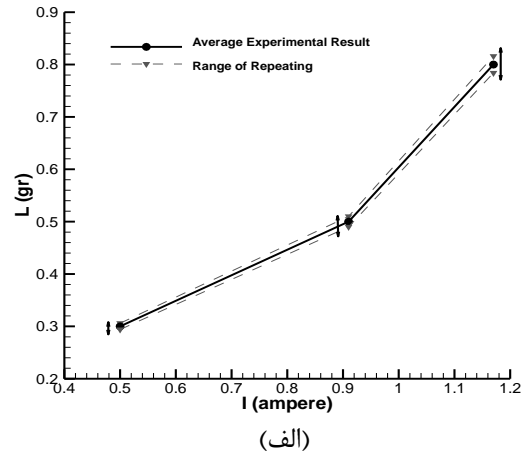
شکل ۱۴- مقایسه نسبت CL/CD در دو حالت ایرفویل ساده و ایرفویل هوشمند و مقایسه نتایج با مرجع [۲۴]

۴.۳ نتایج آزمایش ایرفویل متقارن هوشمند در حالت جریان نوسانی

درحالتی که دبی جریان روبه افزایش است جریان ناپایدار پیدا نموده است و می توان عملکرد ایرفویل هوشمند را بررسی نمود. در ابتدا حسگر فشار خاموش (شکل ۱۵) و اطلاعات مربوط به نیروی برآ برای محاسبه تغییر سطح محاسبه نمی شود و فقط مقدار نیروی برآ با گذر زمان به دلیل افزایش سرعت بیشتر می گردد. در ابتدا که تونل باد روشن می گردد مقدار سنسور کرنش سنج روی صفر است که با گذر زمان مقدار اندازه گیری شده به دلیل افزایش سرعت و ایجاد اختلاف فشار مطلوب، افزایش می یابد. با توجه به جهت بسته شدن حسگر کرنش سنج (لودسل) نیروی وارد شده در خلاف جهت فلش می باشد در نتیجه با علامت منفی ظاهر می گردد. مقدار بیشینه نیروی برآ برای ایرفویل با مشخصات بیان شده با توجه به سرعت جریان از صفر تا ۱۲ متر بر ثانیه متغیر است، ۱۶ گرم در مدت زمان ۲۰ ثانیه می باشد. لازم به ذکر است که در این مدت جریان ناپایدار است و با گذر زمان روندی افزایشی داشته است.

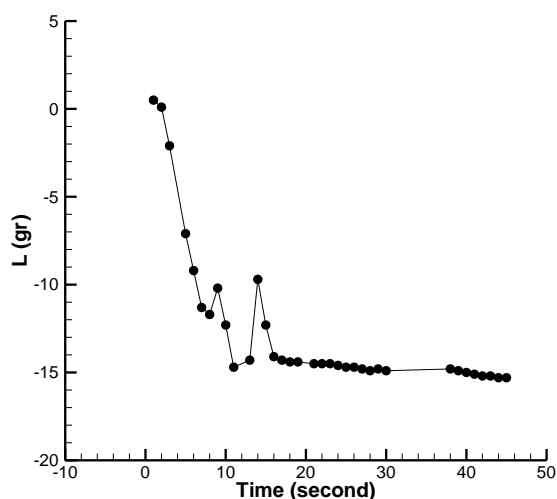


شکل ۱۵- نمودار نیروی برآ در حالتی که حسگر خاموش است



شکل ۱۳- نمودار تغییرات نیروی برآ بر حسب جریان برق در حالت دور کند فن در زاویه حمله های مختلف (الف) ۵ درجه (ب) ۱۰ درجه (پ) ۱۲ درجه

درحالتی که حسگر روشن (شکل ۱۸) باشد، میزان نیروی برآ سنجیده شده با گذر زمان حالت افزایشی خواهد داشت. حسگر فشار را نسبت به محیط می‌سنجد و در صورت اختلاف فشار دستور حرکت را صادر می‌کند تا میزان نیروی برآ به مقدار پیش‌فرض (تعیین شده) برسد در نتیجه نمودار حالت نوسانی خواهد داشت. همانطور که اشاره شد، نمودار حالت نوسانی دارد و در ۱۵ ثانیه اولیه میزان نوسانات بیشتر است زیرا جریان هوا در تونل باد تازه شروع به حرکت کرده است در نتیجه نوسانات قسمت متحرک بیشتر شده‌است. می‌توان مشاهده نمود که با گذر زمان میزان نیروی برآ به‌صورت نوسانات با دامنه کم پایدار شده‌است و با توجه به تغییر انحنا امکان کنترل نیروی برآ وجود دارد.

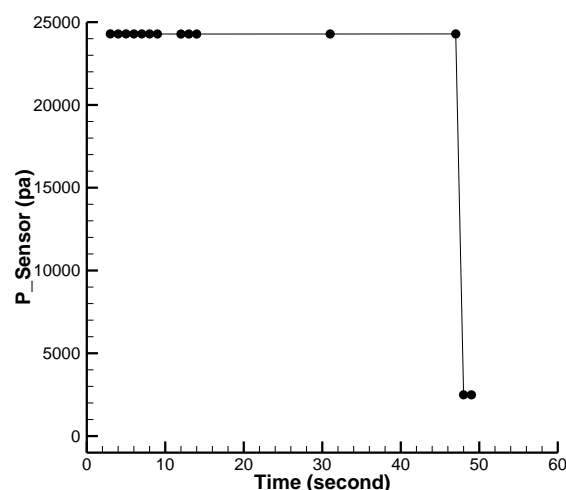


شکل ۱۸- نمودار نیروی برآ در حالی که حسگر روشن است

۴ جمع‌بندی

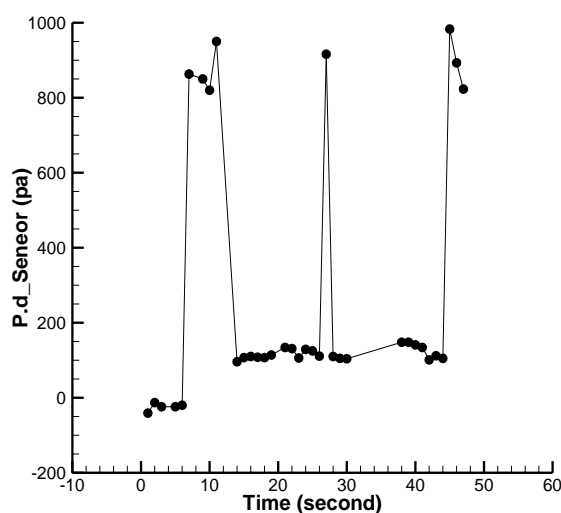
در این پژوهش، مورد یک صفحه تخت، ایرفویل متقارن ساده و نهایتاً ایرفویل متقارن هوشمند با نوآوری ساخت ایرفویل هوشمند با استفاده از تغییر سطح و تونل باد مینیاتوری با قابلیت سنجش نیروی کلی برآ و پسا در راستای ثابت نگاه‌داشتن نیروی برآ مورد بررسی قرار گرفت. در ابتدا نتایج تونل باد برای مورد یک صفحه تخت و ایرفویل ساده با نتایج مراجع مربوطه مورد بررسی و مقایسه قرار گرفت. نتایج تجربی حاصل در محدود خطای کمتر از ۱۰ درصد گزارش شده‌است. در ادامه دو مورد ایرفویل متقارن ساده و هوشمند مورد بررسی قرار گرفت. نتایج در دو حالت دور کند و تند فن نشان داده شده‌است. در دور کند فن، نمودار نیروی برآ برحسب جریان و در دور تند فن، نمودار تغییرات نیروی برآ برحسب سرعت سیال ورودی بررسی شد. نشان داده شد که در شرایط استال، عملکرد ایرفویل هوشمند در راستای حفظ نیروی برآ قوی‌تر می‌باشد. همچنین، آزمایش‌های ایرفویل هوشمند در حالت ناپایا، با روند

در ادامه در شکل ۱۶، مقدار فشار روی سطح ایرفویل سنجیده شده و نمایش داده شده‌است. همچنین در گذر زمان نیز میزان تغییرات فشار نشان داده شده‌است. لازم به‌ذکر است اگر بخواهیم حسگر مقدار دقیق فشار روی سطح ایرفویل را نمایش دهد نیاز است مقادیر در یک عدد مشخص ضرب گردند تا نتایج کالیبره شوند.



شکل ۱۶- نمودار فشار حسگر

اگر میزان فشار خوانده شده از حسگر را از فشار اولیه کم کنیم، نمودار شکل ۱۷ به‌دست می‌آید. این نمودار میزان تغییرات فشار نسبت به حالت اولیه، در گذر زمان است. به‌دلیل اینکه نمودار برحسب میزان تغییرات فشار در گذر زمان را نمایش می‌دهد، نمودار حالت نوسانی دارد. لازم به‌ذکر است مقادیر خوانده شده از حسگر می‌باشد و با محیط کالیبره نشده‌اند.



شکل ۱۷- نمودار تغییرات فشار برحسب زمان

- method," *Symmetry*, vol. 12, no. 3, 2020, Art. no. 397, <https://doi.org/10.3390/sym12030397>.
- [9] R. Zakeri and E. S. Lee, "Simulation of nano polymer chain sensor in electroosmotic flow using dissipative particle dynamics (DPD) method," in *ASME 2014 International Mechanical Engineering Congress and Exposition*, vol. 7: Fluids Engineering Systems and Technologies, Montreal, Quebec, Canada, 2014, Art. no. MECE2014-37840, V007T09A070; 5 pages, <https://doi.org/10.1115/IMECE2014-37840>.
- [10] M. Chen, J. Liu, and R. E. Skelton, "Design and control of tensegrity morphing airfoils," *Mechanics Research Communication*, vol. 103, 2020, Art. no. 103480, <https://doi.org/10.1016/j.mechrescom.2020.103480>.
- [11] Z. Kan, D. Li, T. Shen, J. Xiang, and L. Zhang, "Aerodynamic characteristics of morphing wing with flexible leading-edge," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 33, no. 10, pp. 2610–2619, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.cja.2020.03.012>.
- [12] M. Bashir, P. Rajendran, C. Sharma, and D. Smrutiranjana, "Investigation of smart material actuators and aerodynamic optimization of morphing wing," *Materials Today: Proceedings*, vol. 5, no. 1, pp. 21069–21075, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2018.06.501>.
- [13] X. GU, K. Yang, M. Wu, Y. Zhang, J. ZHU, and W. Zhang, "Integrated optimization design of smart morphing wing for accurate shape control," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 34, no. 1, pp. 135–147, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.cja.2020.08.048>.
- [14] M. Yadgari, M. H. Abdulahi Jahdi, "Shock capturing method by numerical dissipation control on symmetric airfoil," *Journal of Solid and Fluid Mechanics*, vol. 6, no. 1, pp. 285–304, 2016, (in Persian), <https://doi.org/10.22044/jsfm.2016.705>.
- [15] C. Leonard, E. E. Prasetyo, and I. R. Putra, "Design and implementation of electrical system morphing wing flight control on prototype light aircraft," *International Journal of Power Electronics and Drive Systems (IJPEDS)*, vol. 14, no. 2, pp. 781–788, 2023, <https://doi.org/10.11591/ijpeds.v14.i2.pp781-788>.
- [16] M. Kazemi, A. Fardi, and M. J. Maghrebi, "Improvement of aerodynamic coefficients of the airfoil with free form deformation with the aid of artificial neural networks and genetic algorithm," *Amirkabir journal of mechanical engineering*, vol. 53, no. 7, pp. 4113–4132, 2021, (in Persian), <https://doi.org/10.22060/mej.2021.18982.6932>.
- [17] A. Zhao, Z. Hui, H. Jin, and D. Wen, "Analysis on the Aerodynamic Characteristics of a Continuous Whole Variable Camber Airfoil," *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 1215, no. 1, 2019, Art. no. 012005. <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/1215/1/012005/meta>.

افزایشی اغتشاشی جریان سیال بررسی و عملکرد ایرفویل در راستای حفظ نیروی برآ بررسی شد. میزان فشار بر روی ایرفویل و نرخ تغییرات فشار با گذر زمان نشان داده شده است. همچنین نشان داده شد در ایرفویل هوشمند، امکان ثبت نیروی برآ مورد نظر و ثابت نگهداشتن بر روی مقدار با تغییر انحنا بدون داشتن زاویه حمله غیرفعال وجود دارد.

تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسنده بیان نشده است.

مراجع

- [1] E. J. Abdullah, C. Bil, and S. Watkins, "Application of smart materials for adaptive airfoil control," in *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, Florida, 2009, Paper AIAA 2009-1359, <https://doi.org/10.2514/6.2009-1359>.
- [2] M. Mamou, Y. Mebarki, M. Khalid, and M. Genest, "Aerodynamic performance optimization of a wind tunnel morphing wing model subject to various cruise flow conditions," in *27th International Congress of the Aeronautical Sciences ICAS*, "Nice, France, 2010, pp. 1–25.
- [3] S. Barbarino, O. Bilgen, R. M. Ajaj, M. I. Friswell, and D. J. Inman, "A review of morphing aircraft," *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 22, no. 9, pp. 823–877, 2011, <https://doi.org/10.1177/1045389X11414084>.
- [4] R. Zakeri, "Towards bio-inspired artificial muscle: A mechanism based on electro-osmotic flow simulated using dissipative particle dynamics," *Scientific Reports*, vol. 11, no. 1, 2021, Art. no. 2235, <https://doi.org/10.1038/s41598-021-81608-7>.
- [5] R. Zakeri and R. Zakeri, "Bio inspired general artificial muscle using hybrid of mixed electrolysis and fluids chemical reaction (HEFR)," *Scientific Reports*, vol. 12 no. 1, 2022, Art. no. 3627, 2022, <https://doi.org/10.1038/s41598-022-07799-9>.
- [6] R. Zakeri, R. Zakeri, "Deformable airfoil using hybrid of mixed integration electrolysis and fluids chemical reaction (HEFR) artificial muscle technique," *Scientific Reports*, vol. 11, no. 1, 2021, Art. no. 5497, <https://doi.org/10.1038/s41598-021-85067-y>.
- [7] R. Zakeri, "Dissipative particle dynamics simulation of the soft micro actuator using polymer chain displacement in electro-osmotic flow," *Molecular Simulation*, vol. 45, no. 18, pp. 1488–1497, 2019, <https://doi.org/10.1080/08927022.2019.1648810>.
- [8] R. Zakeri, M. Sabouri, A. Maleki, and Z. Abdelmalek, "Investigation of magneto hydrodynamics effects on a polymer chain transfer in micro-channel using dissipative particle dynamics

- Aerospace Science and Technology*, vol. 55, pp. 439–448, 2016, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2016.06.017>.
- [22] A. E. Rivero, P. M. Weaver, and J. E. Cooper, "Parametric structural modelling of fish bone active camber morphing aerofoils," *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 29, no. 9, pp. 2008–2026, 2018, <https://doi.org/10.1177/1045389X18758182>.
- [23] G. K. Ananda, P. P. Sukumar, and M. S. Selig, "Measured aerodynamic characteristics of wings at low Reynolds numbers," *Aerospace Science and Technology*, vol. 42, pp. 392–406, 2015, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.11.016>.
- [24] S. M. Aranda, A. L. García-González, L. Parras, J. F. Velázquez-Navarro, and C. del Pino, "Comparison of the aerodynamic characteristics of the naca0012 airfoil at low-to-moderate reynolds numbers for any aspect ratio," *International Journal of Aerospace Sciences*, vol. 4, no. 1, pp. 1–8, 2016, <https://doi.org/10.5923/j.aerospace.20160401.01>.
- [18] L. F. Campanile and D. Sachau, "Belt-rib concept: A structronic approach to variable camber," *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 11, no. 3, pp. 215–224, 2000, <https://doi.org/10.1106/6H4B-HBW3-VDJ8-NB8A>.
- [19] K. Taguchi *et al.*, "Experimental study about the deformation and aerodynamic characteristics of the passive morphing airfoil," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 63, no. 1, pp. 18–23, 2020, (in Japan), <https://doi.org/10.2322/tjsass.63.18>.
- [20] I. Dayyani, H. H. Khodaparast, B. KS Woods, and M. L. Friswell, "The design of a coated composite corrugated skin for the camber morphing airfoil," *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 26, no. 13, pp. 1592–1608, 2015, <https://doi.org/10.1177/1045389X14544151>.
- [21] B. K. S. Woods, L. Parsons, A. B. Coles, J. H. S. Fincham, and M. I. Friswell, "Morphing elastically lofted transition for active camber control surfaces,"