



Parametric performance of tandem oscillating airfoils and an exploration of dragonfly wing potential in enhancing propulsive efficiency

Mehrdad Farokhinejad, Fathollah Ommi*

Mechanical Engineering Department, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Keywords:

Propulsive Efficiency
Leading-Edge Vortices (LEV)
Dragonfly Bio-inspired Airfoil
Tandem Configuration
Oscillating Airfoil
Aerodynamics

ABSTRACT

This research conducts detailed numerical simulations of unsteady flow at a Reynolds number of 33000 to quantitatively and thoroughly investigate the impact of geometric and arrangement parameters on the performance of oscillating NACA 0012 airfoils, their derivatives, and a bio-inspired dragonfly airfoil. The obtained results demonstrate that in a tandem arrangement, an optimal configuration with an axial spacing of two and a half chord lengths ($X/c=2.5$) and a 90-degree phase difference significantly increases the mean lift coefficient (\bar{C}_l) of the leading airfoil by 15% while simultaneously maintaining the system's propulsive efficiency at 85% of that of the isolated airfoil. Analysis of geometric effects revealed that 15% thickness improves \bar{C}_l by 10% compared to 25% thickness and reduces flow separation; while camber, despite a 20% increase in \bar{C}_l (from 8.5 to 10.2), leads to a 12% decrease in \bar{C}_t (from 0.5 to 0.44) and an 8% decrease in \bar{C}_p (from 0.6 to 0.552). Furthermore, a 10-degree installation angle for the leading airfoil in the tandem arrangement reduces the trailing airfoil's drag coefficient (C_d) by 25% (from 0.4 to 0.3) and generates an equivalent thrust force of 0.02 (15% of the isolated airfoil's C_d). The bio-inspired dragonfly airfoil, with its corrugated structure, exhibits a significant advantage in delaying stall up to a 20-degree angle of attack and increasing \bar{C}_l by 18% (from 0.908 to 1.0718). In a general comparison, the isolated NACA 0012 airfoil produces higher average \bar{C}_t (0.5 vs. 0.41, 18% more), \bar{C}_l (8.5 vs. 7.58, 12% more), and \bar{C}_p (0.6 vs. 0.51, 15% more) compared to the average performance of the tested tandem configurations. Collectively, these precise quantitative data provide a robust framework for the rational design and targeted optimization of oscillating propulsion systems focusing on high efficiency and effective lift generation, making a significant contribution to advancing the knowledge of unsteady fluid dynamics in this field.



© 2025 Iranian Society of Engine, Tehran, Iran. This article is an open-access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution Noncommercial 4.0 International (CC BY-NC 4.0 license). (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/>).

* Corresponding author

E-mail address: fommi@modares.ac.ir (F. Ommi)

Received 15 May 2025; Accepted 22 May 2025

E-ISSN: 2345-4121/ISSN: 1735-5214

Cite this article: Farokhinejad M, Ommi F. Parametric performance of tandem oscillating airfoils and an exploration of dragonfly wing potential in enhancing propulsive efficiency. The Journal of Engine Research. 2025 May 22;72(1):59-88. doi: 10.22034/ER.2025.2060656.1093

عملکرد متغیری ایرفویل‌های تداخلی-نوسانی و مکاشفه‌ای بر پتانسیل بال سنجاقک در بهبود بازده پیشرانش

مهرداد فرخی نژاد، فتح‌اله امی*

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

چکیده	اطلاعات مقاله
<p>این پژوهش با انجام شبیه‌سازی‌های عددی دقیق جریان در عدد رینولدز ۳۳۰۰۰، به بررسی کمی و عمیق تأثیر متغیرهای هندسی و آرایشی بر عملکرد ایرفویل‌های نوسانی NACA 0012، مشتقات آن، و یک ایرفویل زیست‌الهام سنجاقک می‌پردازد. نتایج بدست آمده نشان می‌دهند که در آرایش پشت سر هم، چیدمان بهینه با فاصله محوری دو نیم برابر طول وتر ایرفویل و اختلاف حالت ۹۰ درجه، ضریب برای میانگین (\bar{C}_l) ایرفویل جلویی را به میزان قابل توجهی ۱۵٪ افزایش داده و در عین حال بازده پیشرانش سامانه را در ۸۵٪ بازده ایرفویل منفرد حفظ می‌کند. تجزیه و تحلیل تأثیر هندسه نشان داد که ضخامت ۱۵٪ نسبت به ۲۵٪، \bar{C}_l را ۱۰٪ بهبود بخشیده و جدایش جریان را کاهش می‌دهد؛ در حالی که انحنا با وجود افزایش ۲۰ درصدی \bar{C}_l، منجر به کاهش ۱۲ درصدی \bar{C}_t (از ۵.۰ به ۰.۴۴) و ۸ درصدی \bar{C}_p (از ۶.۰۰ به ۵۵۲.۰۰) می‌شود. همچنین، یک زاویه نصب ۱۰ درجه برای ایرفویل جلویی در آرایش تاندم، \bar{C}_d ایرفویل عقبی را ۲۵٪ (از ۴.۰۰ به ۳.۰۰) کاهش داده و نیروی پیشران معادل ۰.۰۲ (۱۵٪ C_d منفرد) تولید می‌کند. ایرفویل زیست‌الهام سنجاقک با ساختار چین‌خورده خود، برتری محسوسی در تأخیر انداختن واماندگی تا زاویه حمله ۲۰ درجه و افزایش ۱۸ درصدی C_l (از ۰.۰۸ به ۰.۹۰۸) نشان می‌دهد. در مقایسه کلی، ایرفویل منفرد NACA 0012 به طور میانگین \bar{C}_t (۵.۰ مقابل ۴۱.۰۰، ۱۸٪ بیشتر)، \bar{C}_l (۵.۸ در مقابل ۵۸.۷، ۱۲٪ بیشتر) و \bar{C}_p (۶.۰ مقابل ۵۱.۱۵، ۱۵٪ بیشتر) نسبت به متوسط عملکرد چیدمان‌های تاندم مورد بررسی، تولید می‌کند. این مجموعه دقیق از داده‌های کمی، چارچوبی مستحکم برای طراحی و بهینه‌سازی هدفمند سامانه‌های پیشرانش نوسانی با تمرکز بر کارایی بالا و تولید برای مؤثر ارائه می‌دهد و سهم قابل توجهی در پیشبرد دانش دینامیک سیالات ناپایدار در این حوزه دارد.</p>	<p>کلیدواژه‌ها: بازده پیشرانشی گردابه‌های لبه حمله ایرفویل زیست‌الهام از سنجاقک پیکر بندی پشت سر هم ایرفویل‌های نوسانی آیرودینامیک</p>



© 2025 Iranian Society of Engine, Tehran, Iran. This article is an open-access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution Noncommercial 4.0 International (CC BY-NC 4.0 license). (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/>).

* نویسنده مسئول

پست الکترونیکی: fommi@modares.ac.ir (فتح‌اله امی)

دریافت ۲۵ اردیبهشت ۱۴۰۴؛ پذیرش ۱ خرداد ۱۴۰۴
شاپای الکترونیکی: ۴۱۲۱-۲۳۴۵ / شاپای چاپی: ۵۲۱۴-۱۷۳۵

۱- مقدمه

آیرودینامیک بال‌های متحرک یک حوزه تحقیقاتی اساسی در مهندسی الهام گرفته از زیست‌شناسی، به ویژه در توسعه وسایل نقلیه هوایی کوچک^۱ و سایر سامانه‌های پروازی زیست‌الهام^۲ است. درک تعامل بین انعطاف‌پذیری بال، تولید پیشرانش و کارایی آیرودینامیکی برای بهینه‌سازی این سامانه‌ها بسیار مهم است. در حالی که بال‌های صلب به دلیل سادگی ساختاری‌شان به طور سنتی در MAVها مورد استفاده قرار گرفته‌اند، مطالعات به طور فزاینده‌ای عملکرد آیرودینامیکی برتر بال‌های انعطاف‌پذیر را برجسته کرده‌اند. این بال‌ها از تغییر شکل‌های دینامیکی برای بهبود لیفت، پیشرانش و کارایی کلی پیشرانش بهره می‌برند، و آن‌ها را به یک جایگزین جذاب برای پهباد هوایی آینده تبدیل می‌کنند [۱].

مطالعات اخیرتر، مانند فایروز و همکاران [۱]، از یک رویکرد FSI دو طرفه با حل‌کننده‌های FLUENT و ABAQUS برای شبیه‌سازی اثرات تغییر شکل بال استفاده کردند و مزایای آیرودینامیکی بال‌های با انعطاف‌پذیری بالا را تقویت کردند. علاوه بر این، کوان و چانگ [۲] از تصویربرداری سرعت ذرات عددی^۳ برای اندازه‌گیری میدان‌های برداری جریان استفاده کرد و بینش‌هایی را در مورد رفتار گرداب و نیروهای آیرودینامیکی در پرواز بال‌های متحرک ارائه داد. با وجود پیشرفت‌های قابل توجه، چالش‌های متعددی در مطالعه آیرودینامیک بال‌های متحرک باقی مانده است. بسیاری از الگوهای محاسباتی، مانند الگوهای ارائه شده توسط کالادو و همکاران [۳]، به هندسه‌های بال ساده شده‌ای متکی هستند که تغییر شکل‌های دنیای واقعی را به طور کامل ثبت نمی‌کنند. علاوه بر این، تأثیر انعطاف‌پذیری بال بر اثرات کمبر دینامیکی، همانطور که توسط کوان و چانگ [۲] برجسته شده است، هنوز به اندازه کافی بررسی نشده است. تحقیقات آینده باید با هدف ادغام الگوهای محاسباتی با دقت بالا با اعتبارسنجی‌های تجربی برای اصلاح درک ما از آیرودینامیک بال‌های متحرک انجام شود.

تولید نیروی پیشران در ایرفویل‌های بال‌زننده، به ویژه در پیکربندی‌های پشت سر هم (تندم)، پدیده‌ای پیچیده است که تحت تأثیر متغیرهای هندسی و سینماتیکی گوناگون قرار دارد. کنش متقابل بین ایرفویل‌های بال‌زننده و ثابت، و همچنین فاصله و حالت بین ایرفویل‌های پشت سر هم، نقش حیاتی ایفا می‌کند تا عملکرد آیرودینامیکی کلی تعیین شود. بسامد و دامنه بال‌زدن به طور قابل توجهی بر نیروی پیشران و بازده رانشی تأثیر می‌گذارند. به عنوان مثال، یک دامنه به طور کلی، با افزایش زاویهٔ پیچش در ایرفویل‌های جلویی و عقبی NACA 4412 در پیکربندی تاندم، می‌توان به Cd و Cl بالاتری دست یافت؛ به طوری که مقادیر حداکثر $C_d = 1.553$ و $C_l = 2.056$ در ترکیب زاویهٔ پیچش ۱۰ تا ۱۵ درجه رخ می‌دهد. در همین حال، مقادیر Cd برای ایرفویل NACA 0030 نسبت معکوس با زاویهٔ پیچش دارند و حداکثر $C_d = 0.883$ در زاویهٔ پیچش ۵ تا ۱۰ درجه مشاهده می‌شود. مقادیر C_l این ایرفویل نیز با افزایش زاویهٔ پیچش، افزایش یافته و به حداکثر $C_l = 0.619$ در ۱۰ تا ۱۵ درجه می‌رسند [۴].

فاصلهٔ افقی (LX) بین ایرفویل‌ها عمدتاً بر عملکرد پیشرانه تأثیر می‌گذارد، در حالی که فاصله عمودی (LY) بر نیروی بالابر اثرگذار است. افزایش نیروی پیشران تنها در یک محدوده کوچک از LX مؤثر است و نیروی بالابر زمانی به اوج خود می‌رسد که LY به دامنه شیرجه نزدیک شود [۵].

شکاف بین ایرفویل‌های پشت سر هم و اندازه وتر ایرفویل بالادست بر تولید نیروی پیشران تأثیر می‌گذارند. میانگین نیروی پیشران و بازده رانشی به صورت دوره‌ای با شکاف تغییر می‌کنند که نشان‌دهندهٔ تأثیر قابل توجه اندرکنش‌های دنباله جریان است. با افزایش شکاف، اثر دنباله ایرفویل بالادست بر ایرفویل پایین دست کاهش می‌یابد [۶].

¹ Micro Aerial Vehicles (MAVs)

² Biomimetic Flight Systems

³ Digital Particle Image Velocimetry (DPIV)

حالت‌بندی بین ایرفویل‌های پشت سر هم برای بهینه‌سازی نیروی پیشران بسیار حیاتی است. بال‌زدن هم‌حالت، نیروی پیشران و بازده را به حداکثر می‌رساند، در حالی که بال‌زدن خارج از حالت به دلیل اندرکنش‌های نامطلوب گردابه‌ای، منجر به عملکرد پایین‌تر می‌شود [۷، ۸].

در حالی که مطالعات دو بعدی بینش‌های ارزشمندی ارائه می‌دهند، اثرات سه بعدی می‌توانند عملکرد آیرودینامیکی را تغییر دهند. نسبت میانگین نیروی پیشران بین بال‌های عقب و جلو در پیکربندی‌های سه بعدی کاهش می‌یابد، اگرچه بازده رانشی تقریباً ثابت باقی می‌ماند [۹].

کنش متقابل گردابه‌های رها شده از ایرفویل جلویی با ایرفویل عقبی یک سازوکار کلیدی برای افزایش نیروی پیشران است. نیروی پیشران بالا زمانی رخ می‌دهد که ایرفویل عقبی بین گردابه‌ها حرکت کند، در حالی که نیروی پیشران پایین ناشی از برخورد با این گردابه‌ها است. این اندرکنش تحت تأثیر فاصله‌گذاری و حالت‌بندی ایرفویل‌ها قرار دارد [۷].

برای روشن شدن مطلب، اجازه دهید کمی درباره گردابه و دنباله جریان صحبت کنیم. در مرجع گردابه [۱۰]، ساختارهای چرخشی از سیال هستند که در اثر جدایش جریان از سطوح جامد یا ناپیوستگی‌های سرعت در سیال به وجود می‌آیند. به بیان دقیق‌تر، این پدیده‌ها ناشی از اثرات لزجت سیال و شکل هندسی جسم هستند. در این متن، منظور از گردابه‌های رها شده از ایرفویل جلویی، جریان چرخشی است که در لبه فرار آن شکل می‌گیرد و به سمت پایین دست حرکت می‌کند.

همچنین، دنباله جریان ناحیه‌ای از سیال است که بلافاصله در پشت جسم غوطه‌ور در جریان شکل می‌گیرد. به زبان ساده، دنباله جریان ناحیه‌ای از سیال است که مستقیماً تحت تأثیر جسم قرار گرفته و خواص آن (مانند سرعت و فشار) نسبت به جریان آزاد تغییر کرده است. در اینجا منظور از دنباله ایرفویل بالایی، ناحیه‌ای از جریان است که تحت تأثیر حضور و حرکت ایرفویل بالایی قرار گرفته و ویژگی‌های آیرودینامیکی ایرفویل پایینی را تحت تأثیر قرار می‌دهد. تعامل این دنباله با ایرفویل پایینی و به‌ویژه گردابه‌های موجود در آن، نقش تعیین‌کننده‌ای در عملکرد سامانه ایرفویل‌های پشت سر هم دارد [۱۱، ۱۲].

یادگیری فعال و چارچوب‌های بهینه‌سازی می‌توانند برای تعیین شرایط بهینه برای نیروی پیشران و بازده به کار گرفته شوند. این چارچوب‌ها فضای متغیری را به صورت تطبیقی کاوش می‌کنند و بر بسامد بال‌زدن، حالت و فاصله جداسازی برای افزایش عملکرد تمرکز دارند [۱۳].

مطالعه هگده و همکاران [۱۴] به بررسی عملکرد پیشران‌های فویل‌های تکی و پشت سر هم در حال بال‌زدن می‌پردازد و بر تأثیر ترکیبی دامنه‌های حرکت بالا و پایین^۱ و پیچش^۲ بر روی نیروی پیشران تمرکز دارد. این تحقیق به طور خاص به هندسه ایرفویل، مانند ضخامت یا پروفیل‌های سری NACA، نمی‌پردازد اما تعامل بین فویل‌های جلو و عقب را به عنوان یک عامل کلیدی در عملکرد پیشران برجسته می‌کند. یافته‌ها نشان می‌دهند که زمان‌بندی این تعامل، که تحت تأثیر فاصله طولی و اختلاف حالت بین فویل‌ها قرار دارد، تأثیر چشمگیری بر بازدهی پیشران دارد. علاوه بر این، این مطالعه دیدگاه متداول که ایجاد جت در پسای جریان را عامل اصلی تولید نیروی پیشران می‌داند، به چالش کشیده و بر اهمیت فشار متوسط زمانی در جریان پشت فویل، همراه با سرعت جریان در راستای طولی، به عنوان عوامل کلیدی در پیش‌بینی نیروهای پیشران تأکید می‌کند.

¹ Heaving

² Pitching

مطالعه چن و همکاران [۱۵] به بررسی تأثیر انحراف در بال‌زدن، زاویه حالت در حرکت غوطه‌وری^۱، و فاصله بین فویل‌ها بر عملکرد شناور ماندن فویل‌های پشت سر هم با حرکات پیچشی و غوطه‌وری می‌پردازد، بدون اینکه به هندسه، ضخامت یا پروفیل‌های خاص سری NACA اشاره‌ای داشته باشد. یافته‌ها نشان می‌دهند که تعامل بین فویل‌های جلو و عقب نقش کلیدی در عملکرد نیروی برآورد و تغییر در انحراف بال‌زدن می‌تواند تأثیر بیشتری بر بهبود برآورد داشته باشد تا ویژگی‌های هندسی خود ایرفویل. این مطالعه نشان می‌دهد که تعامل بین فویل‌ها در انحراف بال‌زدن $\Delta L/c = 0$ باعث کاهش ظرفیت تولید برآورد می‌شود، اما اگر فویل جلویی در موقعیتی پایین‌تر از فویل عقبی قرار گیرد، این کاهش جبران شده و حتی ممکن است برآورد بیشتری نسبت به یک فویل منفرد تولید شود. همچنین، نتایج نشان می‌دهند که افزایش برآورد در انحراف منفی $\Delta L/c$ تنها در محدوده‌های مشخصی از زاویه حالت ϕ (بین ۴۵ تا ۹۰ درجه) و فاصله بین فویل‌ها G/c (< 2) حفظ می‌شود، و در صورت عبور از این محدوده‌ها، افت ناگهانی در نیروی برآورد می‌دهد که حساسیت عملکرد به این متغیرها را نشان می‌دهد.

برورینگ و همکاران [۱۶] اختلاف حالت بین بال جلویی و بال عقبی را مطالعه کرد. او [۱۷] در ادامه به بررسی اختلاف فاصله در ایرفویل پشت سر هم در $Re = 10^4$ پرداخت. سیت و همکاران [۱۸] ویژگی‌های آیرودینامیکی NACA 4421 را با ارائه اختلاف حالت و فاصله متفاوت بین ایرفویل جلویی و ایرفویل عقبی که به عنوان فاصله متفاوت بین ایرفویل جلویی و ایرفویل عقبی نیز شناخته می‌شود بررسی کردند. پتانسیل آن به عنوان یک نیروگاه نیز توسط ژن و همکاران [۱۹]، یانگ و همکاران [۲۰] و شو و همکاران [۲۱] مورد مطالعه قرار گرفت.

تحقیق انجام شده توسط تانسر و پلاتزر [۲۲] نشان داد که بهترین فاصله متفاوت بین ایرفویل جلویی و ایرفویل عقبی در فاصله $X/c = 2$ است، اما این با تحقیق انجام شده توسط برورینگ و همکاران [۱۶] که نشان داد هرچه فاصله متفاوت بین ایرفویل جلویی و ایرفویل عقبی نزدیک‌تر باشد، بهتر است، در تضاد است. اشرف و همکاران [۲۳] دریافتند که بهترین ضخامت ایرفویل ۲۰ درصد طول وتر^۲ است. این در تضاد با یو و همکاران [۲۴] است که استدلال کردند بهترین ضخامت ایرفویل ۱۲ درصد است.

در بازه عدد رینولدز $Re = O(10^3) - O(10^4)$ ، که سنجاقک‌ها در آن پرواز می‌کنند [۲۵]، گوشه‌های برجسته بال‌های چین‌خورده به عنوان مولد آشفتگی عمل می‌کنند و گردابه‌های ناپایداری را القا می‌کنند که انتقال سریع لایه مرزی از حالت آرام به آشفتگی را تسهیل می‌نمایند. با الهام از سنجاقک [۲۶، ۲۷] به بررسی روابط آیرودینامیکی بین ایرفویل‌های پشت سر هم در حال پیچش و فرورفتن در عدد رینولدز ۳۰۰۰۰ پرداختند.

علی‌رغم پژوهش‌های گسترده در زمینه ایرفویل‌های نوسانی، شکاف تحقیقاتی قابل توجهی در بررسی اثرات متقابل فاصله و شکل ایرفویل‌ها در چیدمان پشت سر هم^۳ بر بازده پیشرانس، به‌ویژه در عدد رینولدز ۳۳۰۰۰۰، احساس می‌شود. این مقاله با هدف پر کردن این خلاء، به مطالعه دقیق ویژگی‌های آیرودینامیکی و بازده پیشرانس ایرفویل‌های NACA 0012 در چنین چیدمانی می‌پردازد. تمرکز اصلی بر تأثیر تغییرات فاصله بین ایرفویل‌ها و همچنین اصلاحات هندسی آن‌ها (شامل ضخامت و خمیدگی) در عدد رینولدز مذکور خواهد بود. برای شناسایی دقیق برهم‌کنش‌ها و اثرات چیدمان پشت سر هم، نیروی تولیدی توسط این مجموعه با مجموع نیروهای دو ایرفویل مجزا در شرایط مشابه مقایسه خواهد شد. در گام نهایی و برای دستیابی به درکی عمیق‌تر از اصول پروازی الهام‌گرفته از طبیعت و همسوسازی یافته‌ها با پدیده‌های طبیعی، نتایج به‌دست‌آمده با عملکرد یک ایرفویل زیستی منتخب نیز مقایسه و تحلیل خواهند شد.

¹ Plunging

² Chord Length

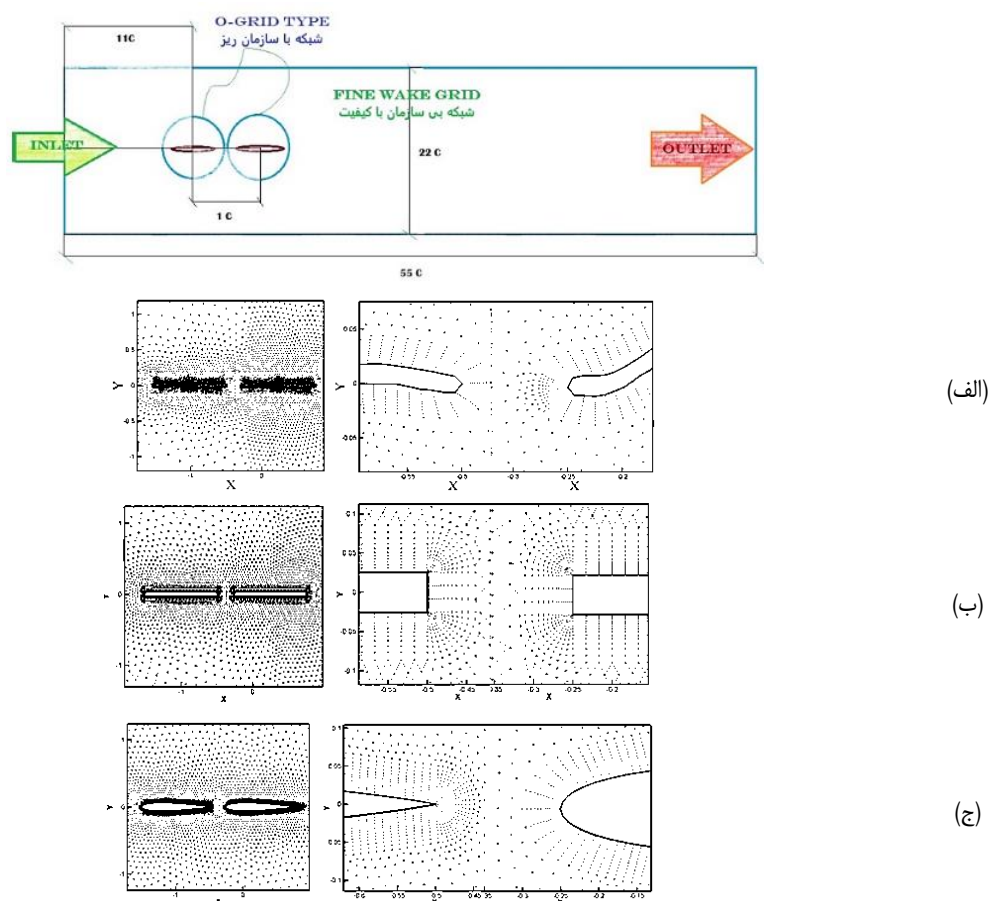
³ Tandem

جدول ۱ خلاصه تحقیقات اخیر و بررسی یافته‌هایشان

متغیر	یافته‌های کلیدی	منابع	توضیحات تکمیلی
شکل NACA0012	نمایش ویژگی‌های متعادل نیروی برآ و نیروی مقاوم، مناسب برای کاربردهای بال‌های پرنده	[۳۹، ۳۸]	شکل NACA0012 به دلیل شکل متقارن و خواص آیرودینامیکی شناخته شده‌اش، یک نقطه شروع رایج در مطالعات آیرودینامیکی است. "ویژگی‌های متعادل نیروی برآ و نیروی مقاوم" به این معنی است که این شکل هم نیروی برآی قابل قبولی تولید می‌کند (نیروی بالابرنده) و هم نیروی مقاوم در برابر حرکت آن در حد مطلوبی است. این تعادل برای بال‌های پرنده که نیاز به تولید نیروی پیشران و مانور دارند، بسیار مهم است.
توزیع ضخامت	تأثیرگذاری بر جدایش جریان و تشکیل گردابه، ایرفویل‌های ضخیم‌تر نیروی برآ بالاتری در اعداد رینولدز پایین از خود نشان می‌دهند	[۳۰، ۳۰]	توزیع ضخامت در طول ایرفویل تعیین می‌کند که چگونه جریان هوا در اطراف آن حرکت می‌کند. ایرفویل‌های ضخیم‌تر، به ویژه در لبه حمله، تمایل دارند که در اعداد رینولدز پایین (جریان‌های کندتر که برای حشرات و پرنده‌گان کوچک اهمیت دارد) نیروی برآ بیشتری تولید کنند. این به دلیل نحوه تأثیر ضخامت بر جدایش جریان و شکل‌گیری گردابه‌های لبه حمله است. با این حال، باید توجه داشت که ضخامت بیش از حد نیز می‌تواند منجر به افزایش نیروی مقاوم و کاهش کارایی شود.
اختلاف حالت	اختلاف حالت کمتر منجر به افزایش نیروی پیشران و بازده پیشرانه می‌شود	[۳۱، ۳۹]	در پیکربندی ایرفویل‌های پشت سر هم، "اختلاف حالت" به تفاوت زمانی بین حرکات پر زدن ایرفویل جلویی و عقبی اشاره دارد. یافته‌ها نشان می‌دهند که وقتی این اختلاف حالت کمتر باشد (یعنی ایرفویل‌ها تقریباً همزمان پر بزنند)، نیروی پیشران و بازده پیشرانه بهبود می‌یابد. این احتمالاً به دلیل برهم‌کنش‌های بهینه‌تر گردابه‌ای بین دو ایرفویل است که در ادامه توضیح داده خواهد شد.
فاصله	فاصله نزدیک‌تر می‌تواند منجر به برهم‌کنش‌های گردابه‌ای مطلوب و ضرایب نیروی برآ بالاتر شود	[۳۱، ۳۰]	"فاصله" در اینجا، فاصله بین ایرفویل جلویی و عقبی است. یافته‌ها حاکی از آن است که نزدیک‌تر بودن این فاصله می‌تواند مفید باشد. فاصله نزدیک‌تر به ایرفویل‌ها اجازه می‌دهد تا از برهم‌کنش‌های گردابه‌ای که ایرفویل جلویی ایجاد می‌کند، بهره‌مند شوند. این برهم‌کنش‌ها می‌توانند به افزایش نیروی برآی ایرفویل عقبی و در نتیجه، کل سامانه کمک کنند. البته، فاصله خیلی کم نیز ممکن است اثرات منفی داشته باشد، لذا بهینه‌سازی این فاصله ضروری است.
برهم‌کنش‌های گردابه‌ای	دنباله (Wake) ایرفویل جلویی به طور قابل توجهی بر عملکرد ایرفویل دنباله‌رو تأثیر می‌گذارد	[۳۸، ۳۹]	این یافته بر اهمیت برهم‌کنش‌های گردابه‌ای در سامانه‌های ایرفویل پشت سر هم تأکید دارد. ایرفویل جلویی در حین حرکت پر زدن، گردابه‌هایی را در دنباله خود ایجاد می‌کند. این گردابه‌ها می‌توانند جریان هوا را برای ایرفویل عقبی تغییر دهند. مطالعات نشان می‌دهد که این تأثیر "قابل توجه" است، به این معنی که طراحی و کنترل این برهم‌کنش‌ها کلید بهبود عملکرد سامانه‌های ایرفویل پشت سر هم است. درک و بهره‌برداری از این برهم‌کنش‌های گردابه‌ای یکی از چالش‌های اصلی در طراحی سامانه‌های پیشرانه بال‌های پرنده است.
بازده پیشرانه	بازده بالاتر با اختلاف حالت و فاصله بهینه حاصل می‌شود	[۳۰، ۳۹]	این یافته به صورت خلاصه بیان می‌کند که برای دستیابی به حداکثر بازده پیشرانه (نسبت نیروی پیشران به توان مصرفی)، باید اختلاف حالت و فاصله بین ایرفویل‌ها بهینه شوند. به عبارت دیگر، یک ترکیب "طلایی" از اختلاف حالت و فاصله وجود دارد که در آن سامانه ایرفویل پشت سر هم بهترین عملکرد را از نظر بازده ارائه می‌دهد. این بهینه‌سازی معمولاً از طریق مطالعات متغیری و روش‌های بهینه‌سازی عددی و تجربی انجام می‌شود.
اثرات عدد رینولدز	عملکرد در عدد رینولدز پایین برای کاربردهای الهام‌گرفته از زیست‌حیاتی است	[۳۸، ۳۰]	عدد رینولدز یک متغیر بدون بعد است که نسبت نیروهای اینرسی به نیروهای لزج در سیال را نشان می‌دهد. اعداد رینولدز پایین معمولاً با جریان‌های کند و سیالات لزج مرتبط هستند. در زمینه پرواز حشرات و پرنده‌گان کوچک، اعداد رینولدز در محدوده‌های پایین قرار می‌گیرند. این یافته نشان می‌دهد که برای طراحی سامانه‌های پیشرانه الهام‌گرفته از زیست از اصول پرواز حشرات و پرنده‌گان الهام گرفته‌اند، توجه ویژه به عملکرد سامانه در اعداد رینولدز پایین ضروری است. طراحی ایرفویل و راهبردهای کنترلی باید به گونه‌ای باشد که در این شرایط بازده و عملکرد مطلوبی داشته باشند.

۲- مواد و روش‌ها

در گام نخست این پژوهش و به منظور اطمینان از صحت و اعتبار روش‌شناسی عددی اتخاذ شده، یک مطالعه اعتبارسنجی دقیق بر مبنای نتایج شبیه‌سازی‌های عددی منتشر شده توسط تانسر و پلاتر [۲۲]، که به عنوان معیار صحت‌سنجی در نظر گرفته شد، انجام پذیرفت. این شبیه‌سازی‌ها با بهره‌گیری از نرم‌افزار تجاری معتبر ANSYS FLUENT نسخه ۱۹،۱ پیاده‌سازی شدند. برای شبیه‌سازی میدان جریان آشفته، الگوی آشفتگی $k-\omega$ SST که به دلیل عملکرد مطلوب و دقت بالا در پیش‌بینی جریان‌های پیچیده، از جمله جریان‌های همراه با جدایش، شناخته شده است، انتخاب گردید. جزئیات دامنه محاسباتی که در این شبیه‌سازی‌ها به کار گرفته شده، در شکل ۱ به وضوح نمایش داده شده است. به منظور دستیابی به دقت مطلوب و در عین حال مدیریت بهینه منابع محاسباتی، از یک راهبرد شبکه محاسباتی ترکیبی استفاده شد؛ بدین ترتیب که در ناحیه کلیدی و حساس اطراف ایرفویل (محصور در یک مرز دایره‌ای داخلی)، از جزءهای ساختاریافته با چگالی و کیفیت بالا و در نواحی دورتر (خارج از این مرز دایره‌ای)، از جزءهای بی‌ساختار برای پوشش دامنه بهره گرفته شد.



شکل ۱ طراحی دامنه محاسباتی؛ نمایش شبکه‌ها به ترتیب الف) هواپر زیستی، ب) صفحه تخت ج) NACA0012

۲-۱- مطالعه وابستگی شبکه و گام زمانی

به منظور حصول اطمینان از استقلال نتایج عددی از متغیرهای گسسته‌سازی و همچنین تأیید صحت و دقت تنظیمات محاسباتی، مطالعات جامعی جهت بررسی میزان وابستگی حل به تفکیک‌پذیری شبکه محاسباتی و اندازه گام زمانی صورت پذیرفت.

در گام نخست، تحلیل وابستگی به شبکه با استفاده از سه سطح مختلف چگالی شبکه شامل شبکه درشت (با ۳۱۵۰۸۴۴ جزء)، شبکه متوسط (با ۵۰۲۰۱۰۰ جزء) و شبکه ریز (با ۹۷۵۰۴۲۱ جزء) به انجام رسید. این ارزیابی‌ها با در نظر گرفتن ۲۰۰ گام زمانی ثابت در هر سیکل نوسان انجام شد. نتایج حاصل از این بررسی، که در جدول ۱ به تفصیل ارائه شده است، نشان داد که شبکه متوسط (با ۵۰۲۰۱۰۰ جزء) ضمن ارائه نتایجی با خطای حداقلی و بسیار نزدیک به شبکه ریز، تعادل بهینه‌ای میان دقت محاسباتی و هزینه زمانی مورد نیاز برقرار می‌سازد. از این رو، شبکه متوسط به عنوان مبنای ادامه شبیه‌سازی‌ها انتخاب گردید. در گام بعدی، مطالعه وابستگی به گام زمانی با بهره‌گیری از شبکه متوسط منتخب و با به‌کارگیری سه گام زمانی متفاوت (شامل ۲۰۰، ۴۰۰ و ۸۰۰ گام در هر سیکل نوسان) پیگیری شد. خلاصه نتایج این تحلیل‌ها در جداول ۲ و ۳ ارائه گردیده است. بر اساس این بررسی‌ها، مشخص گردید که برای شبکه متوسط، استفاده از ۲۰۰ گام زمانی منجر به حداکثر خطایی معادل ۰٫۹۴۳٪ می‌شود. همچنین، تفاوت معنادار و چشمگیری بین نتایج به‌دست‌آمده از گام‌های زمانی ۲۰۰، ۴۰۰ و ۸۰۰ مشاهده نشد. بنابراین، با در نظر گرفتن این یافته و به منظور بهینه‌سازی زمان محاسبات بدون قربانی کردن دقت نتایج، شبکه متوسط به همراه ۲۰۰ گام زمانی در هر سیکل نوسان، به عنوان تنظیمات قطعی برای تمامی شبیه‌سازی‌های آتی در این پژوهش برگزیده شد.

جدول ۲ ضریب درگ میانگین زمانی برای بررسی عدم وابستگی به شبکه

K	C _{Tmean}	جزء ۳۱۵۸۴۴	جزء ۵۰۲۱۰۰	جزء ۹۷۵۴۲۱	درصد خطای شبکه متوسط (%)
0.3	0.0161	0.0168	0.0160	0.0162	0.621
0.5	0.0482	0.0492	0.0483	0.0483	0.21
1	0.212	0.207	0.21	0.21	0.942

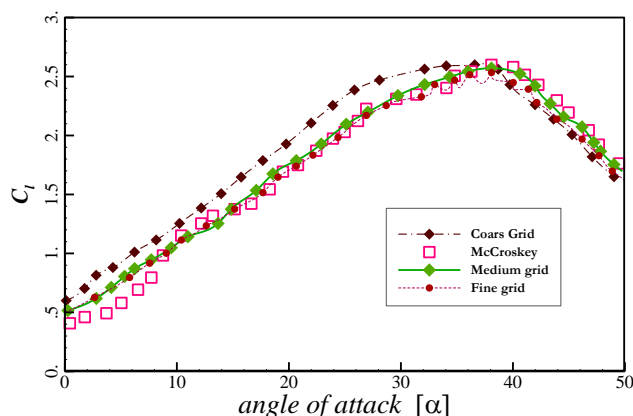
جدول ۳ ضریب درگ میانگین زمانی برای بررسی عدم وابستگی به گام زمانی

k	C _{Tmean}	۲۰۰ گام زمانی	۴۰۰ گام زمانی	۸۰۰ گام زمانی	درصد خطا (%)
0.3	0.0161	0.0162	0.0160	0.0162	0.621
0.5	0.0482	0.0483	0.0483	0.0483	0.21
1	0.212	0.209	0.21	0.21	0.943

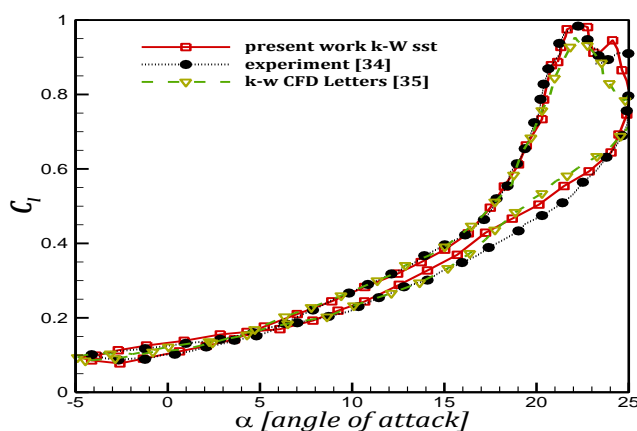
۲-۲- اعتبار سنجی

به منظور ارزیابی و اعتبارسنجی دقت حلگر عددی به کار رفته، نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌ها با داده‌های تجربی معتبر منتشر شده در پژوهش کلاسیک مک کورسکی و همکاران [۳۲]، به عنوان مرجع، مورد مقایسه دقیق قرار گرفت. همانطور که در شکل ۳ به وضوح نمایش داده شده است، نتایج به‌دست‌آمده از شبیه‌سازی با استفاده از شبکه متوسط، در قیاس با سایر شبکه‌های محاسباتی مورد بررسی (درشت و ریز)، بهترین تطابق و کمترین میزان انحراف را نسبت به داده‌های تجربی مرجع نشان می‌دهد. این سطح بالای همخوانی، گواهی بر توانایی حلگر عددی در شبیه‌سازی دقیق رفتار آیرودینامیکی سامانه بوده و تطابق قابل توجه و اطمینان‌بخش نتایج شبیه‌سازی با داده‌های آزمایشگاهی را تأیید می‌نماید.

در مرحله بالازدنی (شکل ۳)، ضریب برآ با نتایج تجربی [۳۳] و عددی [۳۴] همخوانی داشت، اما در فرآیند پایین‌آمدن (که زاویه حمله کاهش می‌یابد)، انحرافی بین نتایج محاسباتی و مقادیر تجربی وجود داشت که مربوط به عدم تعادل قوی آشفتگی جدا شده است. بیشترین عدم تطابق (یا خطا) بین نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی و داده‌های اندازه‌گیری شده تجربی، در حالت ابتدایی حرکت رو به پایین بال (فروردن) مشاهده گردید. این انحراف حداکثر به میزان تقریبی ۴٫۷۸ درصد گزارش شده است.



شکل ۲ اعتبارسنجی و استقلال از شبکه به طور همزمان



شکل ۳ مقایسه شبیه‌سازی حاضر با نتایج دیگر

پس از حصول اطمینان از صحت عملکرد حلگر، پژوهش حاضر بر تحلیل جامع اثرات متغیرهای کلیدی هندسی بر عملکرد پیشرانش ایرفویل‌های نوسانی در چیدمان پشت سر هم متمرکز خواهد شد: اثر فاصله بین ایرفویل‌ها؛ تأثیر فاصله نسبی افقی (X/c) بین ایرفویل جلویی و عقبی بر مشخصه‌های پیشرانش، با استفاده از ایرفویل متقارن NACA 0012 و برای چهار مقدار متفاوت X/c شامل ۱، ۰.۱، ۰.۲ و ۰.۵، به دقت مورد مطالعه و تحلیل قرار خواهد گرفت.

اثر ضخامت ایرفویل: به منظور ارزیابی نقش ضخامت، عملکرد پیشرانشی چهار ایرفویل متقارن از خانواده NACA با ضخامت‌های مختلف شامل NACA 0012، NACA 0015، NACA 0020 و NACA 0025 بررسی خواهد شد. اثر انحنای ایرفویل: تأثیر میزان انحنا^۱ بر عملکرد آیرودینامیکی با استفاده از سه ایرفویل NACA 2425، NACA 4425 و NACA 6425، که به ترتیب دارای ۲ درصد، ۴ درصد و ۶ درصد انحنا در موقعیت ۴۰ درصد از طول وتر نسبت به لبه حمله هستند، مورد واکاوی قرار خواهد گرفت.

در نهایت، و به منظور گسترش دامنه یافته‌ها به سمت راهکارهای الهام‌گرفته از طبیعت، عملکرد یک ایرفویل زیستی منتخب با ایرفویل‌های متداول (به عنوان حالت مرجع پایه) نظیر NACA 0012 و یک صفحه تخت مقایسه خواهد شد. این بخش از مطالعه با تمرکز ویژه بر تأثیر زوایای نصب مختلف ایرفویل جلویی انجام خواهد پذیرفت تا درک عمیق‌تری از مزایای بالقوه و کارایی ایرفویل‌های با منشأ زیستی در کاربردهای پیشرانشی حاصل گردد.

¹ Camber

۲-۳- سینماتیک و عبارات ریاضی

سنجاقک می‌تواند به سرعت‌هایی بیش از ۱۰ متر بر ثانیه برسند، به طوری که برخی گونه‌های بزرگ مانند سنجاقک‌ها به حداکثر سرعت ۳۶ تا ۵۴ کیلومتر بر ساعت (تقریباً ۱۰ تا ۱۵ متر بر ثانیه) دست می‌یابند. در حالی که سرعت پیمایش در حدود ۳۵ مایل بر ساعت (تقریباً ۱۵.۶ متر بر ثانیه) اغلب ذکر می‌شود، آنها همیشه با بالاترین سرعت خود پرواز نمی‌کنند. سرعت واقعی ممکن است بر اساس گونه و عوامل محیطی متفاوت باشد. بنا بر این محاسبه عدد رینولدز جریان عبارت است از:

$$Re = \frac{\rho \times U_{ref} \times C}{\mu} = \frac{U_{ref} \times C}{\nu} = \frac{15 \times 0.027}{1.2462 \times 10^{-5}} = 32499 \approx 33000 \quad (1)$$

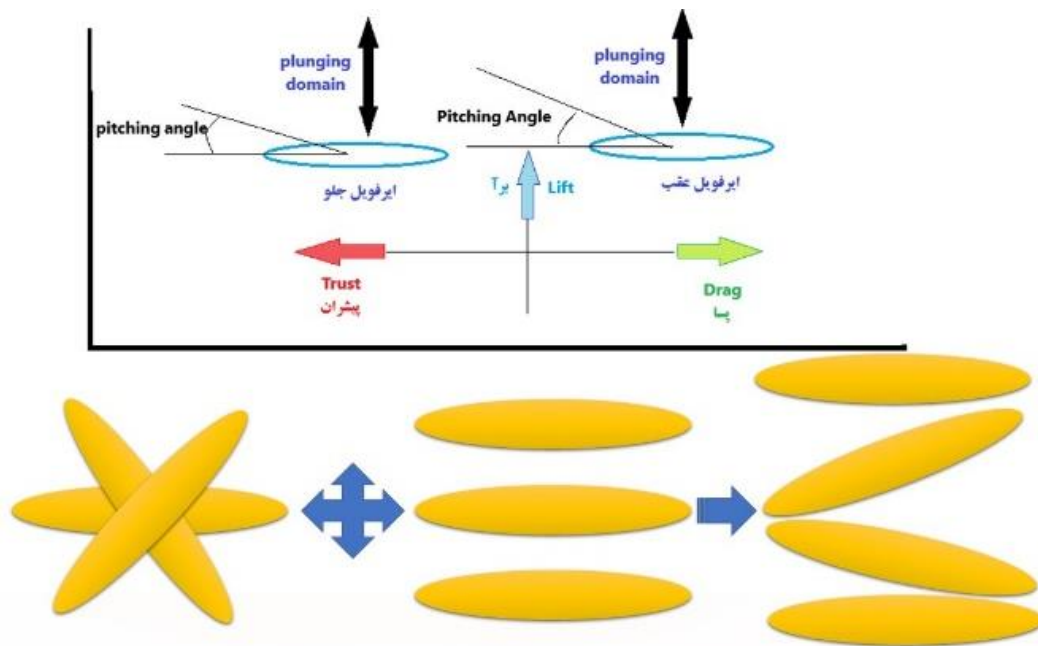
حرکت عمودی سینوسی با استفاده از معادله ۱:

$$H(t) = h \times \sin(2\pi ft) \quad (2)$$

با مقادیر $h = 1/2 \times \text{Chord}$ و $f = 10\text{Hz}$ که معادل با عدد اشتروهل $St = 0.3$ تعریف شده است. در تمامی شبیه‌سازی‌ها در $Re = 33000$ انجام شده‌اند. حرکت پیچشی سینوسی نیز با استفاده از معادله ۲ تعریف شده است.

$$\theta(t) = \theta \times \sin(2\pi ft + \varphi) \quad (3)$$

در تمامی حرکات پیچشی شبیه‌سازی شده، مقادیر $\theta = 20^\circ$ و $\varphi = 90^\circ$ با محور چرخش در فاصله یک چهارم وتر از لبه حمله ایرفویل در نظر گرفته شده است. شکل ۴ طرح ایرفویل پشت سر هم مورد استفاده در شبیه‌سازی را نشان می‌دهد.



شکل ۴ جهت نیروی رانش، نیروی بالابر و نیروی پسا ایرفویل پشت سر هم

ضریب عملکرد^۱

معادله ضریب عملکرد به صورت زیر است:

$$\overline{Cp} = - \frac{[C_m(t) \times \dot{\theta}(t) + C_l(t) \times \dot{h}(t)]}{U_{ref}} \quad (4)$$

¹ Coefficient of Performance

بازده پیشرانش^۱

معادله بازده پیشرانش به صورت زیر است:

$$\eta_p = \left[\frac{-C_{d-mean}}{C_{p-mean}} \right] \times 100\% \quad (5)$$

۳- نتایج و بحث

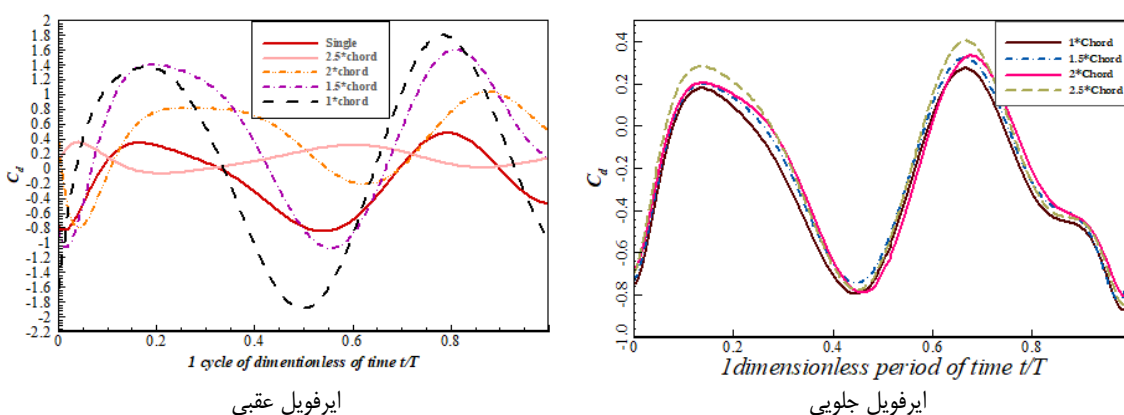
۳-۱- اثر فاصله متفاوت بین ایرفویل جلویی و ایرفویل عقبی

بررسی رفتار آیرودینامیکی ایرفویل جلویی در چیدمان پشت سر هم و تحت تأثیر فواصل مختلف نسبت به ایرفویل عقبی، از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. شکل ۵-الف تغییرات ضریب پسا (Cd) ایرفویل جلویی را در طول یک سیکل نوسان برای فواصل متفاوت نشان می‌دهد. نکته قابل توجه، شباهت قابل ملاحظه این منحنی‌ها به منحنی ضریب پسای یک ایرفویل منفرد است، که نشان می‌دهد دینامیک تولید پیک پسا در ایرفویل جلویی، تا حد زیادی مستقل از حضور و فاصله ایرفویل عقبی است.

همانطور که در شکل ۵-الف به وضوح دیده می‌شود، ایرفویل جلویی در لحظه بی‌بعد ۰.۱۷ (t/T) به مقدار حداکثری از ضریب پسا (Cd) دست می‌یابد. تحلیل دقیق‌تر جریان در این لحظه خاص، که طی آن ایرفویل جلویی با زاویه حمله ۱۵- درجه در وضعیت دماغه پایین^۲ قرار دارد، به درک عمیق‌تر این پدیده کمک می‌کند. در این وضعیت، جریان هوای ورودی در ابتدا به بخش بالایی لبه حمله ایرفویل برخورد می‌کند.

شواهد جریان، نشانگر تشکیل یک گردابه لبه حمله^۳ (LEV) قوی بر روی سطح زیرین ایرفویل جلویی است. این گردابه، منجر به ایجاد یک ناحیه وسیع با سرعت جریان افزایش‌یافته و به تبع آن، فشار کاهش‌یافته بر روی سطح زیرین ایرفویل می‌گردد. همزمان، سطح بالایی ایرفویل که به دلیل زاویه حمله منفی به طور مستقیم‌تری با جریان ورودی مواجه است، فشار نسبتاً بالاتری را تجربه می‌کند.

این توزیع نامتقارن فشار، به همراه تشکیل و رشد گردابه لبه حمله (LEV) قدرتمند بر سطح زیرین و جدایش جریان ناشی از آن، منجر به افزایش چشمگیر نیروی پسا^۴ می‌گردد. در نتیجه، ضریب پسای بالایی که در لحظه ۰.۱۷ (t/T) در شکل ۵-الف برای ایرفویل جلویی مشاهده می‌شود، پیامد مستقیم این پدیده‌های پیچیده جریان است.



شکل ۵ ضریب Cd برای ایرفویل پشت سر هم در مقایسه با Cd ایرفویل منفرد: الف) ایرفویل جلویی ب) ایرفویل عقبی

1 Propulsive Efficiency

2 Nose-down

3 Leading Edge Vortex

4 Drag Force

ایرفویل جلویی: تولید نیروی رانش

در زمان بی‌بعد ۰.۴۷۵، ایرفویل جلویی به دلیل فشار بیشتر در قسمت پایینی نسبت به بالایی، نیروی رانش (Ct) تولید می‌کند. این پدیده باعث می‌شود ضریب درگ (Cd) منفی شود که در واقع همان نیروی رانش است. این نکته قابل توجه نشان‌دهنده کارایی آیرودینامیکی چیدمان است.

ایرفویل عقبی: رفتار متفاوت با فاصله

در زمان بی‌بعد ۰.۲، رفتار ایرفویل عقبی بسته به فاصله نسبی (X/c) تغییر می‌کند:

در فواصل $X/c = 1$ ، ۰.۱، ۰.۵ و ۲ برای ایرفویل منفرد، ضریب درگ (Cd) تولید می‌شود.

اما در $X/c = 2.5$ ، ایرفویل عقبی نیروی رانش (Ct) ایجاد می‌کند.

این تفاوت به خاطر تشکیل گردابه‌های لبه حمله (LEV) در قسمت پایینی ایرفویل عقبی است که فشار را در بالای آن افزایش می‌دهد. جریان هوای عبوری از ایرفویل جلویی نیز با تأثیر بر لبه حمله ایرفویل عقبی، این اثر را تشدید می‌کند.

ضریب برآ (Cl) ایرفویل جلویی، در هر فاصله‌ای بین ایرفویل جلویی و عقبی، رفتاری بسیار شبیه به ایرفویل منفرد نشان می‌دهد. این شباهت بیانگر آن است که حضور ایرفویل عقبی تأثیر چندانی بر عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل جلویی ندارد.

بر اساس شکل ۶، مقادیر حداکثر و حداقل ضریب برآ (Cl) در زمان‌های بی‌بعد زیر مشاهده می‌شود:

ایرفویل جلویی و عقبی در زمان بی‌بعد ۰.۶۲۵ به بالاترین مقدار Cl می‌رسند.

ایرفویل منفرد در زمان بی‌بعد ۰.۵۰۵ به حداکثر Cl خود دست می‌یابد.

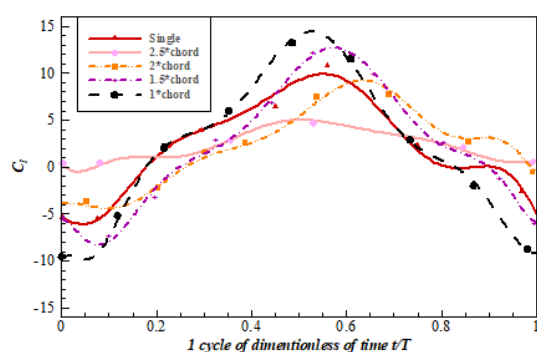
کمترین مقدار Cl برای همه ایرفویل‌ها در زمان بی‌بعد ۰.۱۷ رخ می‌دهد.

این تفاوت در زمان رسیدن به حداکثر Cl نشان می‌دهد که چیدمان پشت سر هم بر رفتار آیرودینامیکی ایرفویل‌ها اثر دارد.

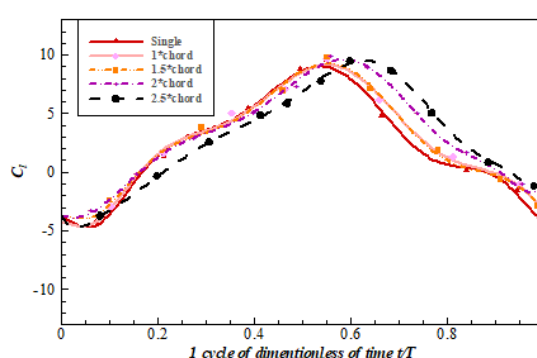
جالب‌ترین نکته درباره ایرفویل عقبی در زمان بی‌بعد ۰ رخ می‌دهد. در این لحظه، مقدار Cl ایرفویل عقبی در چیدمان

پشت سر هم با ایرفویل منفرد تفاوت قابل توجهی دارد. این اختلاف، تأثیر چیدمان را بر عملکرد ایرفویل عقبی، به‌ویژه در

آغاز چرخه، به‌خوبی نشان می‌دهد.



(ب)



(الف)

شکل ۶ ضریب Cl برای ایرفویل پشت سر هم در مقایسه با Cl ایرفویل منفرد: (الف) ایرفویل جلویی (ب) ایرفویل عقبی

بررسی رفتار آیرودینامیکی ایرفویل‌ها در چیدمان پشت سر هم، به‌ویژه در حالت‌های مختلف از چرخه نوسان، نتایج

مهمی را آشکار می‌سازد:

۱. تحلیل ضریب برآ (Cl) لحظه‌ای:

حالت تولید نیروی رو به پایین (Cl منفی): در حالت زمانی بی‌بعد (t/T) برابر با ۰.۱۷، تمامی ایرفویل‌های جلویی (در چیدمان پشت سر هم) و همچنین ایرفویل منفرد، ضریب برآی منفی ($Cl < 0$) تولید می‌کنند (مطابق شکل ۶). این امر به معنای ایجاد نیروی رو به پایین است که ناشی از فشار هوای بیشتر بر سطح بالایی نسبت به سطح پایینی ایرفویل می‌باشد. چنین وضعیتی، که همزمان با تولید ضریب پسای بالا (Cd) نیز همراه است، نشان‌دهنده تلفات عملکردی قابل توجهی است که در طراحی بال‌های نوسانی کارآمد، باید از بروز آن اجتناب ورزید.

حالت تولید نیروی رو به بالا (Cl مثبت): در نقطه مقابل، حدود حالت زمانی بی‌بعد (t/T) برابر با ۰.۵۰۵، شرایط مطلوب‌تری حاکم می‌شود. در این حالت، فشار بر سطح زیرین ایرفویل از سطح بالایی آن فراتر رفته و منجر به تولید ضریب برآی مثبت و قابل توجهی می‌گردد. این وضعیت ایده‌آل، علاوه بر افزایش نیروی برآ، به کاهش همزمان نیروی پسا نیز کمک شایانی می‌کند.

رفتار ایرفویل عقبی در ابتدای سیکل: در ابتدای سیکل نوسان، ایرفویل عقبی ضریب برآی به شدت منفی از خود نشان می‌دهد. این پدیده، به‌ویژه در فواصل افقی کمتر (X/c)، به تشکیل گردابه‌های لبه حمله (LEV) بر سطح زیرین و پیامد آن، یعنی افزایش فشار بر سطح بالایی نسبت داده می‌شود. هرچه این فاصله افقی کمتر باشد، این اثر تشدید شده و ضریب برآی ایرفویل عقبی منفی‌تر می‌گردد.

۲. تحلیل ضرایب آیرودینامیکی میانگین (بر اساس شکل ۷):

مقایسه مقادیر میانگین ضرایب آیرودینامیکی، اطلاعات مهمی از عملکرد کلی سامانه ارائه می‌دهد:

برتری نسبی ایرفویل منفرد: به‌طور کلی، ایرفویل منفرد ضرایب میانگین رانش ($Ct\text{-mean}$)، برآ ($Cl\text{-mean}$) و توان ($Cp\text{-mean}$) بیشتری نسبت به ایرفویل‌ها در چیدمان پشت سر هم از خود نشان می‌دهد.

روند ضریب رانش میانگین: ($Ct\text{-mean}$)

ایرفویل عقبی: $Ct\text{-mean}$ با افزایش فاصله از ۱ تا ۲ کاهش یافته، اما در ۰.۲ مجدداً افزایش می‌یابد.

ایرفویل جلویی: $Ct\text{-mean}$ با افزایش فاصله بین ایرفویل‌ها (X/c)، روندی عموماً کاهشی دارد. بیشترین مقدار $Ct\text{-mean}$ برای ایرفویل جلویی در ۱ مشاهده می‌شود (شکل ۷-الف).

روند ضریب برآ میانگین: ($Cl\text{-mean}$)

ایرفویل جلویی و عقبی: هر دو ایرفویل از الگوی مشابهی پیروی می‌کنند؛ کاهش از ۱ تا ۰.۱، سپس افزایش در ۰.۲ و مجدداً کاهش در ۰.۲. ۵. بیشترین $Cl\text{-mean}$ برای ایرفویل جلویی نیز در ۱ به دست می‌آید (شکل ۷-ب).

روند ضریب توان میانگین: ($Cp\text{-mean}$)

ایرفویل جلویی و عقبی: $Cp\text{-mean}$ برای هر دو ایرفویل با افزایش فاصله (X/c)، کاهش می‌یابد.

بیشترین مقدار $Cp\text{-mean}$ برای ایرفویل عقبی در فواصل ۱ و ۰.۱ گزارش شده است (شکل ۷-ج).

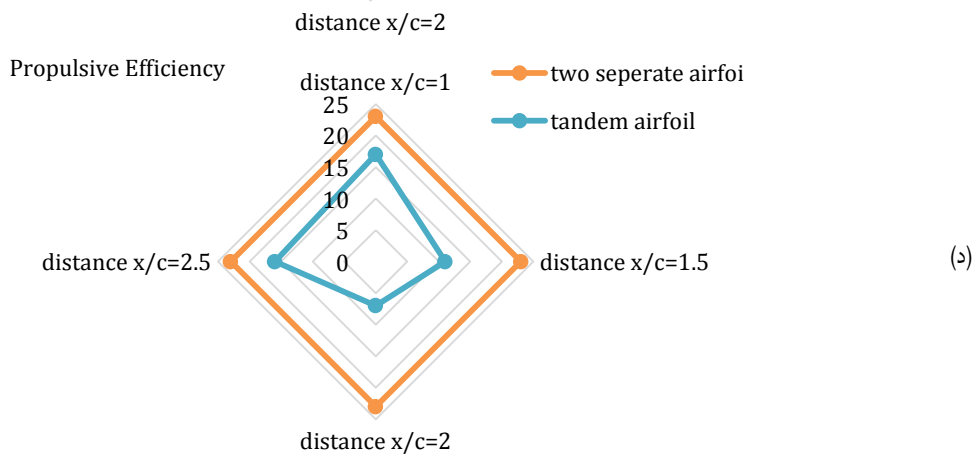
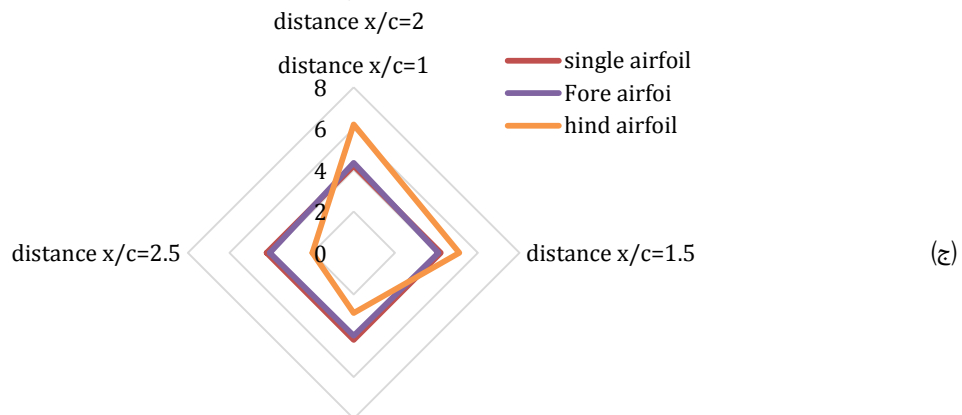
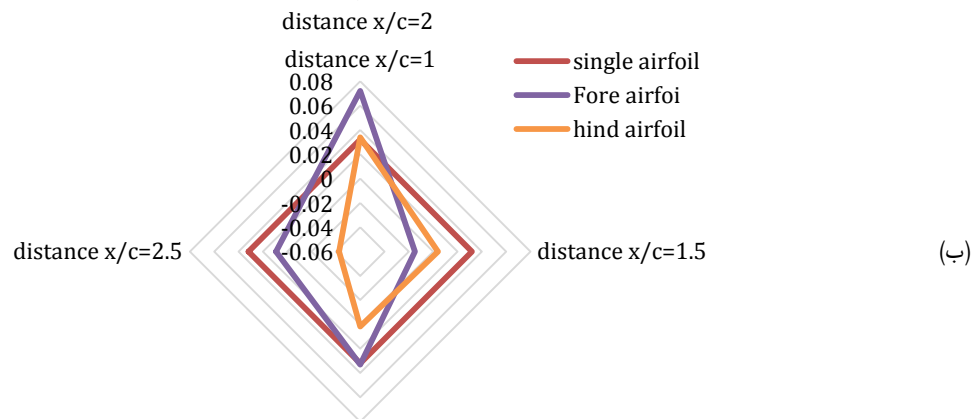
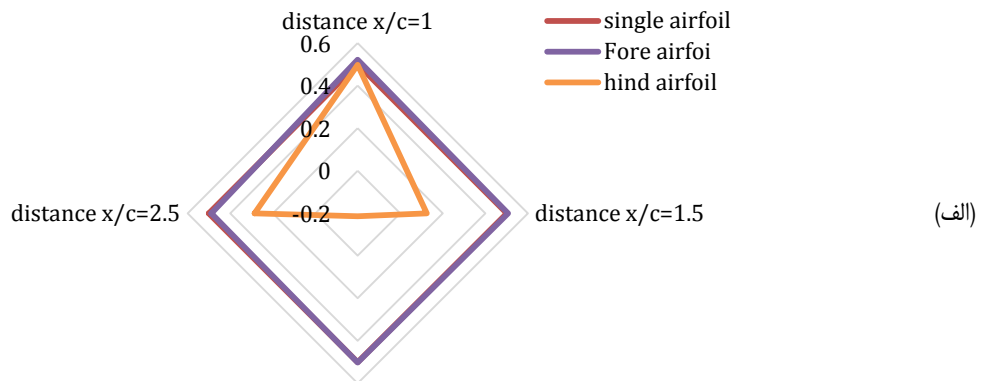
همانطور که در شکل ۷-د به وضوح نمایش داده شده است، بازده پیشراننده حاصل از مجموعه ایرفویل‌های پشت سر هم، در تمامی فواصل افقی (X/c) مورد بررسی، به‌طور قابل ملاحظه‌ای کمتر از مجموع بازده‌هایی است که دو ایرفویل مشابه در حالت عملکرد انفرادی (ایزوله) ارائه می‌دهند.

این بررسی همچنین نشان می‌دهد که در میان چیدمان‌های مختلف پشت سر هم:

کمترین میزان بازده پیشراننده در فاصله نسبی ۲ مشاهده می‌شود.

در مقابل، بیشترین میزان بازده پیشراننده در فاصله نسبی ۰.۲ به دست می‌آید.

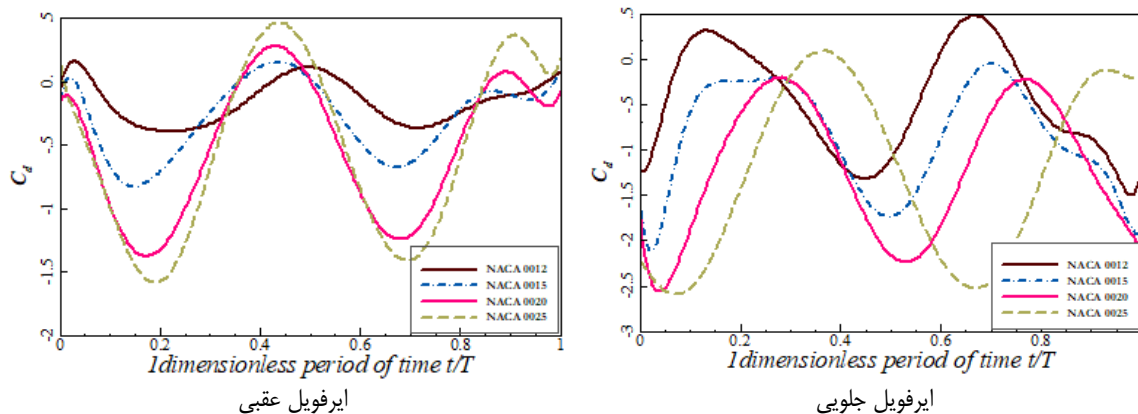
این یافته‌ها بر اهمیت انتخاب فاصله بهینه بین ایرفویل‌ها برای دستیابی به حداکثر کارایی در سامانه‌های پیشراننده پشت سر هم تأکید دارد.



شکل ۷ الف) C_{lmean} ایرفویل پشت سر هم در مقایسه با ایرفویل منفرد ب) C_{dmean} ایرفویل پشت سر هم در مقایسه با ایرفویل منفرد ج) C_{pmean} ایرفویل پشت سر هم در مقایسه با ایرفویل منفرد د) بازه پیشرانش ایرفویل پشت سر هم در مقایسه با دو ایرفویل منفرد

۳-۲- اثر ضخامت

شبهه‌سازی تغییر ضخامت از $X/c = ۲,۵$ استفاده می‌کند، زیرا بالاترین بازده کل پیشرانش ایرفویل پشت سر هم در آن فاصله تولید می‌شود.



شکل ۸ ضریب Cd برای ایرفویل پشت سر هم

بررسی تأثیر تغییرات ضخامت ایرفویل‌ها در چیدمان پشت سر هم، نتایج قابل توجهی را در مورد ضرایب پسا (C_d) و برآ (C_l) آشکار می‌سازد:

۱. تحلیل ضریب پسا (C_d) بر اساس شکل ۸:

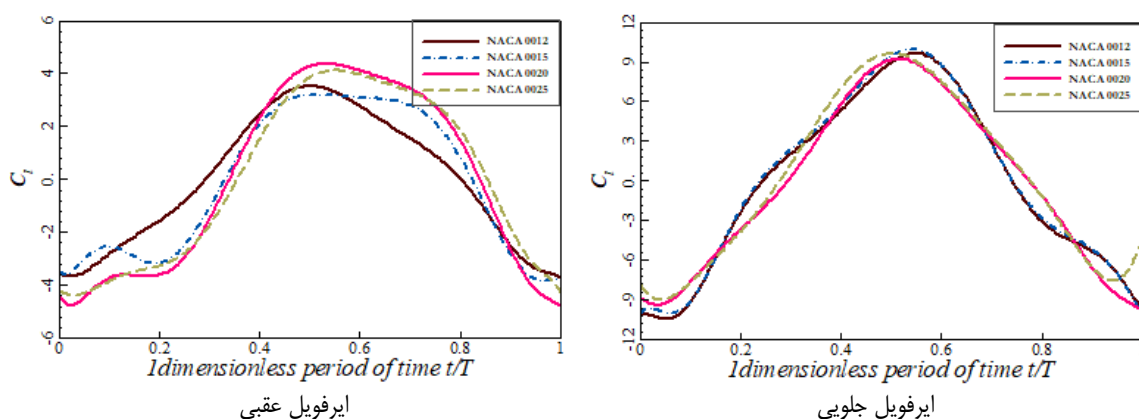
روند کلی: شکل ۸ نشان می‌دهد که منحنی‌های ضریب پسا (C_d) برای ایرفویل‌های پشت سر هم با ضخامت‌های مختلف، الگوی تغییرات مشابهی را در طول یک سیکل نوسان دنبال می‌کنند. پیک ضریب پسای ایرفویل جلویی: ایرفویل جلویی در حالت زمانی بی‌بعد (t/T) حدود $۰,۱۸$ ، به بیشترین مقدار ضریب پسا دست می‌یابد (شکل ۸-الف). این امر عمدتاً به دلیل تشکیل گردابه‌های لبه حمله (LEV) بر سطح زیرین آن است که منجر به ایجاد فشار کم در زیر و فشار بالا بر روی سطح فوقانی ایرفویل شده و در نتیجه نیروی پسای قابل توجهی ایجاد می‌کند. تأثیر ضخامت بر LEV و C_d مشاهده می‌شود که با افزایش ضخامت ایرفویل جلویی، اندازه این گردابه‌های لبه حمله (LEV) کوچکتر می‌شود. این تغییر در مشخصات LEV ، مستقیماً بر میزان ضریب پسای تولیدی توسط ایرفویل جلویی تأثیر گذار است.

پیک نیروی رانش (C_t) ایرفویل جلویی و کمینه پسای ایرفویل عقبی: در حالت زمانی بی‌بعد (t/T) حدود $۰,۶۸$ ایرفویل جلویی با تجربه فشار هوای بالا در سطح زیرین خود، بیشترین نیروی رانش (C_t)، معادل C_d منفی (را تولید می‌کند. همزمان در همین حالت، ایرفویل عقبی کمترین میزان ضریب پسا (C_d) را از خود نشان می‌دهد. این کاهش پسا در ایرفویل عقبی، به توزیع فشار مطلوب در مقابل آن، که احتمالاً تحت تأثیر جریان خروجی از ایرفویل جلویی است، نسبت داده می‌شود.

۲. تحلیل ضریب برآ (C_l) بر اساس شکل ۹-الف:

روند کلی: منحنی‌های ضریب برآ (C_l) برای ایرفویل‌های پشت سر هم با ضخامت‌های مختلف، عموماً روند مشابهی را طی می‌کنند. پیک ضریب برآی ایرفویل جلویی: ایرفویل جلویی در حالت زمانی بی‌بعد (t/T) حدود $۰,۵۶$ به بالاترین مقدار ضریب برآ دست می‌یابد (شکل ۹-الف). همانطور که در تصاویر جریان (در بخش فیزیک جریان اشاره شده)، این پدیده ناشی از فشار هوای بیشتر بر سطح زیرین ایرفویل نسبت به سطح بالایی آن است.

تأثیر ضخامت بر Cl تفاوت در ضخامت ایرفویل جلویی منجر به تغییراتی در مقدار بیشینه ضریب برآ می‌شود. به عنوان مثال، در حالت زمانی بی‌بعد (t/T) برابر با ۰,۵۶، اختلاف فشار مؤثر (نیروی برآی خالص) بر سطح ایرفویل با ضخامت ۱۲ درصد اندکی بیشتر از ایرفویل با ضخامت ۲۵ درصد است. این امر منجر به ضریب برآی ۹,۱۴۳ برای ایرفویل ۱۲ درصد در مقابل ۹,۰۰۷ برای ایرفویل ۲۵ درصد در این حالت زمانی خاص می‌شود، که نشان می‌دهد افزایش ضخامت می‌تواند به طور جزئی از حداکثر توانایی تولید نیروی برآ بکاهد.



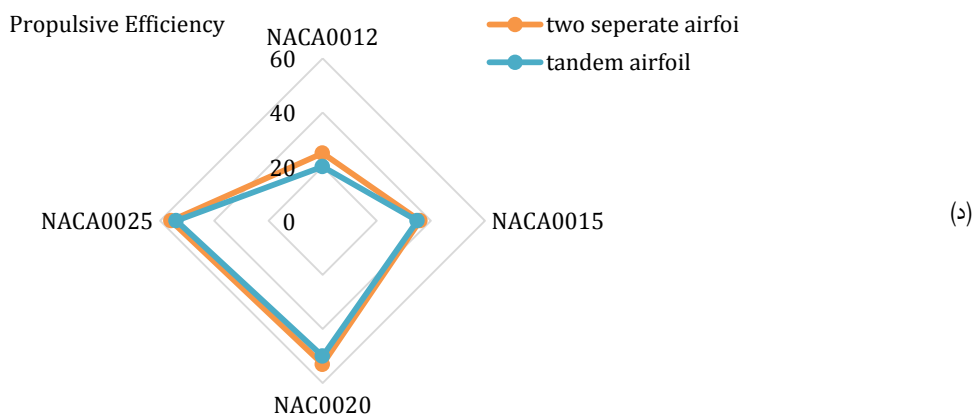
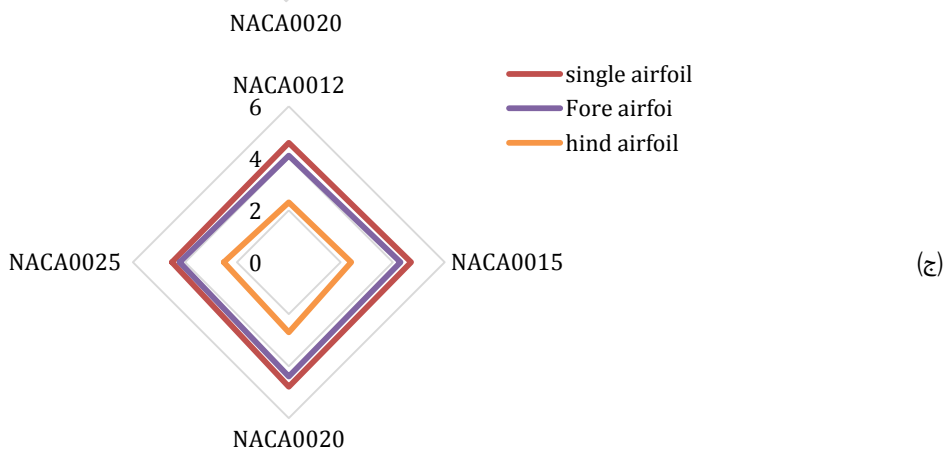
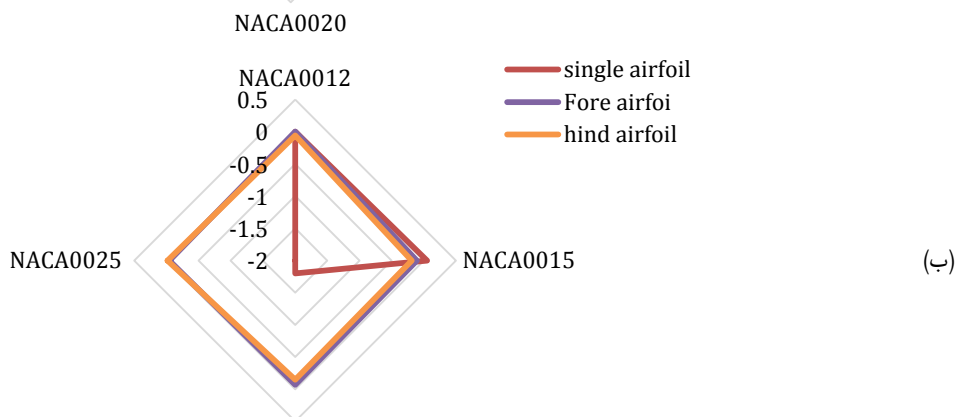
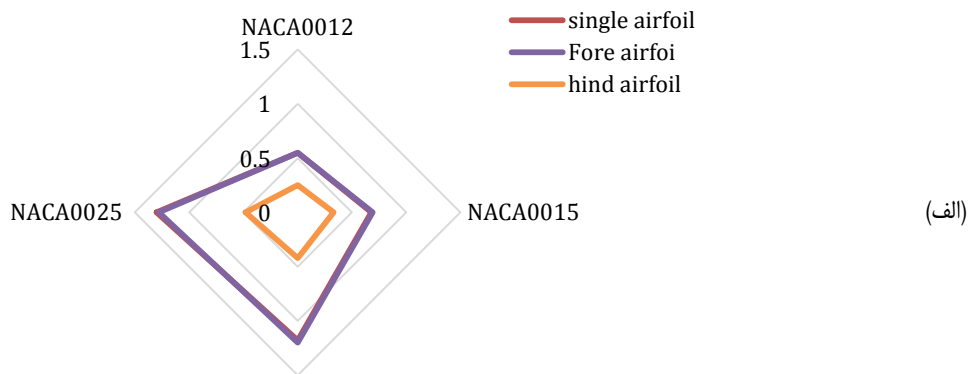
شکل ۹ ضریب Cl برای ایرفویل پشت سر هم

بررسی جامع ضرایب آیرودینامیکی میانگین، شامل ضریب گشتاور $(Ct\text{-mean})$ ، ضریب برآ $(Cl\text{-mean})$ و ضریب فشار $(Cp\text{-mean})$ ، درک عمیقی از تأثیر ضخامت و پیکربندی ایرفویل‌ها (جلویی، عقبی و منفرد) بر عملکرد کلی سامانه ارائه می‌دهد.

در خصوص ضریب گشتاور میانگین $(Ct\text{-mean})$ ، داده‌ها نشان می‌دهند که ایرفویل جلویی در تمامی چهار ضخامت بررسی شده (۱۲ درصد، ۱۵ درصد، ۲۰ درصد و ۲۵ درصد) به طور پیوسته مقادیر بیشتری نسبت به ایرفویل عقبی تولید می‌کند. این برتری در تولید گشتاور توسط ایرفویل جلویی، می‌تواند پیامدهای مهمی برای پایداری دینامیکی و قابلیت‌های کنترلی سامانه در بر داشته باشد.

تحلیل ضریب برآ میانگین $(Cl\text{-mean})$ بیانگر آن است که ایرفویل منفرد، به‌ویژه در ضخامت‌های کمتر یعنی ۱۲ درصد و ۱۵ درصد، بالاترین مقادیر را در میان تمامی پیکربندی‌های آزمایش شده به خود اختصاص می‌دهد، که نشان از توانایی برتر این ایرفویل‌ها در تولید نیروی برآی پایدار است. هرچند با افزایش ضخامت ایرفویل منفرد به ۲۰ درصد و ۲۵ درصد، $Cl\text{-mean}$ آن دچار کاهش می‌شود، اما این مقادیر همچنان از آنچه برای ایرفویل عقبی در چیدمان پشت سر هم مشاهده می‌شود، بیشتر است. این کاهش عملکرد در ضخامت‌های بالاتر، می‌تواند به تأثیرات نامطلوب افزایش ضخامت بر الگوی جریان، نظیر پدیده جدایش، نسبت داده شود.

در مورد ضریب فشار میانگین $(Cp\text{-mean})$ ، ایرفویل منفرد در تمامی ضخامت‌ها عملکردی برتر داشته و مقادیر بیشتری را نسبت به هر دو ایرفویل جلویی و عقبی در چیدمان پشت سر هم به ثبت رسانده است، که این امر نشان‌دهنده فشار متوسط بالاتری بر سطح آن می‌باشد. بررسی دقیق‌تر مقادیر $Cp\text{-mean}$ نشان می‌دهد که برای ایرفویل جلویی، بیشترین مقدار $(۴,۴)$ در ضخامت ۲۰ درصد و کمترین آن $(۴,۱)$ در ضخامت ۱۲ درصد حاصل می‌شود. ایرفویل عقبی نیز بیشترین $Cp\text{-mean}$ خود $(۲,۷)$ را در ضخامت ۲۰ درصد و کمترین مقدار $(۲,۳)$ را در ضخامت ۱۲ درصد به نمایش می‌گذارد. در همین حال، ایرفویل منفرد اوج $Cp\text{-mean}$ $(۴,۸)$ را در ضخامت ۲۰ درصد و کمترین مقدار آن $(۴,۵)$ را در ضخامت ۲۵ درصد تجربه می‌کند.

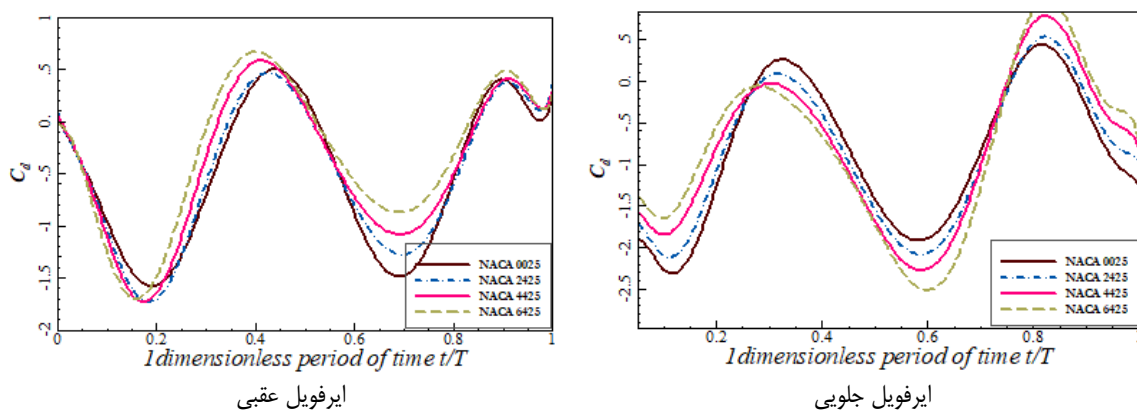


شکل ۱۰ الف) C_{tmean} ایرفویل پشت سر هم در مقایسه با ایرفویل منفرد ب) C_{dmean} ایرفویل پشت سر هم در مقایسه با ایرفویل منفرد ج) C_{pmean} ایرفویل پشت سر هم در مقایسه با ایرفویل منفرد د) تاریخچه C_d برای ایرفویل پشت سر هم: الف) ایرفویل جلویی؛ ب) ایرفویل عقبی

تحلیل آیرودینامیکی این نتایج، چندین نکته کلیدی را آشکار می‌سازد. اولاً، افزایش ضخامت ایرفویل تا یک محدوده بهینه (به عنوان مثال، حدود ۱۵ درصد برای Cl-mean در ایرفویل منفرد) (می‌تواند به بهبود نیروی برآ کمک کند، اما فراتر رفتن از این محدوده ممکن است به دلیل تشدید پدیده جدایش جریان، منجر به افت عملکرد شود. ثانیاً، موقعیت ایرفویل نقش تعیین‌کننده‌ای ایفا می‌کند؛ ایرفویل جلویی، به سبب مواجهه مستقیم با جریان هوای دست‌نخورده، عموماً ضرایب گشتاور و فشار میانگین بالاتری را نسبت به ایرفویل عقبی که تحت تأثیر دنباله ایرفویل جلویی قرار دارد، ایجاد می‌کند. ضریب فشار میانگین (Cp-mean) نیز به عنوان شاخصی از توزیع فشار کلی بر سطح ایرفویل عمل می‌کند؛ مقادیر بالاتر این ضریب می‌تواند نشانه‌ای از وجود مناطق با فشار زیاد باشد که به طور بالقوه می‌تواند به افزایش نیروی پسا نیز منجر شود. بدیهی است که برای دستیابی به نتایج قطعی‌تر و تحلیل‌های عمیق‌تر، در اختیار داشتن اطلاعات تکمیلی نظیر زاویه حمله دقیق و سرعت جریان در هر یک از موارد آزمایش‌شده، ضروری خواهد بود.

۳-۳- اثر انحنا

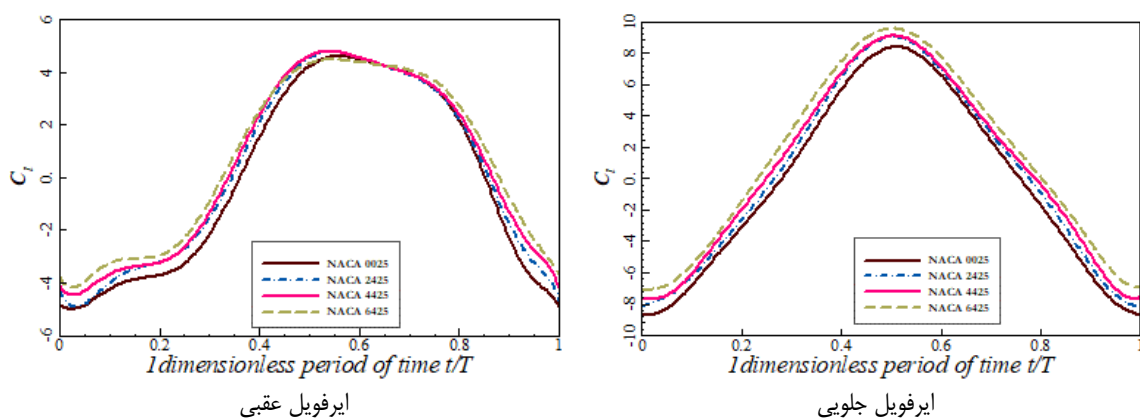
شبیه‌سازی‌های تغییرات انحنا از $X/c = ۵.۲$ و ضخامت ۲۵ درصد استفاده می‌کنند، زیرا بالاترین مقدار بازده در این ترکیب فاصله و ضخامت تولید می‌شود.



شکل ۱۱ تاریخچه C_{li} برای ایرفویل پشت سر هم

بررسی شکل ۱۱ نشان می‌دهد که الگوی کلی تغییرات ضریب پسا برای ایرفویل‌های پشت سر هم با درجات مختلف انحنا (کمبر) در طول یک سیکل نوسان، شباهت قابل توجهی به یکدیگر دارد، هرچند تفاوت‌های مهمی در رفتار هر یک از ایرفویل‌ها و در حالت‌های زمانی مختلف مشاهده می‌شود. برای ایرفویل جلویی، بیشترین مقدار ضریب پسا معمولاً در حالت زمانی بی‌بعد (t/T) حدود ۰.۸۲ به ثبت می‌رسد. یک یافته کلیدی آن است که افزایش درجه انحنا این ایرفویل منجر به افزایش متناظر در ضریب پسا می‌گردد؛ این پدیده ممکن است به دلیل تغییر در توزیع فشار بر سطوح ایرفویل، خصوصاً افزایش فشار بر بخش‌هایی از سطح زیرین آن با افزایش درجه انحنا، مرتبط باشد. در نقطه مقابل، شرایط تولید نیروی رانش (C_t) برای ایرفویل جلویی عمدتاً در حالت زمانی بی‌بعد (t/T) حدود ۰.۰۶ پدیدار می‌شود. با این حال، تحلیل دقیق‌تر نشان می‌دهد که دستیابی به بیشترین میزان نیروی پیشران برای ایرفویل جلویی، با کاهش درجه انحنا آن، در یک حالت زمانی بی‌بعد متفاوت و زودتر، یعنی حدود ۰.۱۷، امکان‌پذیر است.

در مورد ایرفویل عقبی، زمان وقوع بیشترین ضریب پسا به هندسه آن بستگی دارد: ایرفویل متقارن (فاقد انحنا) این پیک را در حالت زمانی بی‌بعد (t/T) حدود ۰.۸۲ تجربه می‌کند، در حالی که ایرفویل‌های نامتقارن (دارای انحنا) پیک پسای خود را زودتر، یعنی در حالت زمانی بی‌بعد (t/T) حدود ۰.۴، نشان می‌دهند. مشابه ایرفویل جلویی، درجه انحنا بر مقادیر ضریب پسای ایرفویل عقبی نیز تأثیرگذار است. وضعیت تولید رانش برای ایرفویل عقبی غالباً در حالت زمانی بی‌بعد (t/T) حدود ۰.۷ مشاهده می‌گردد، که در این حالت، افزایش درجه انحنا به کاهش میزان نیروی رانش تولیدی می‌انجامد. علی‌رغم این موضوع، نکته قابل توجه آن است که بیشترین نیروی پیشران برای تمامی ایرفویل‌های عقبی مورد بررسی (با انحنای مختلف) در یک حالت زمانی دیگر، یعنی در حدود زمان بی‌بعد ۰.۱۸، به ثبت رسیده است. این مشاهدات بر پیچیدگی برهم‌کنش‌های آیرودینامیکی و تأثیر انحنا بر عملکرد پیشران‌شی در چیدمان‌های پشت سر هم تأکید دارد.

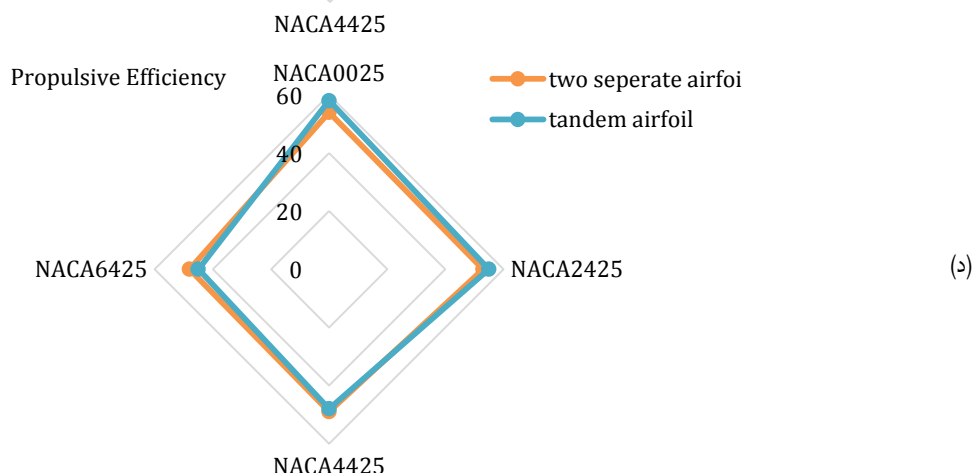
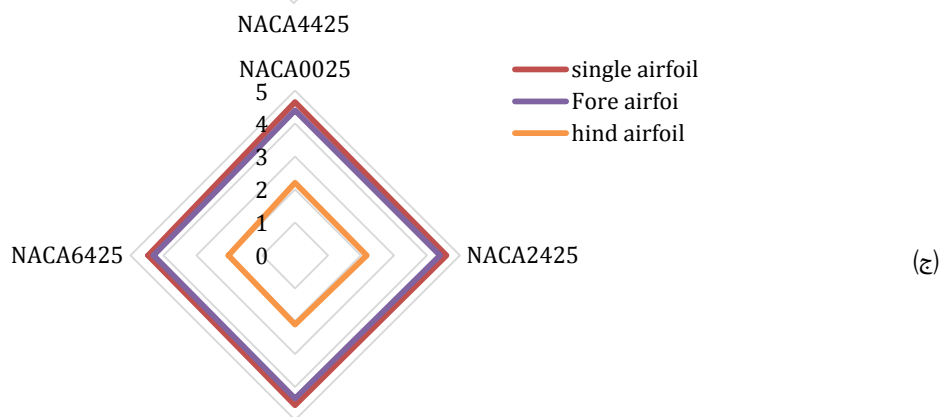
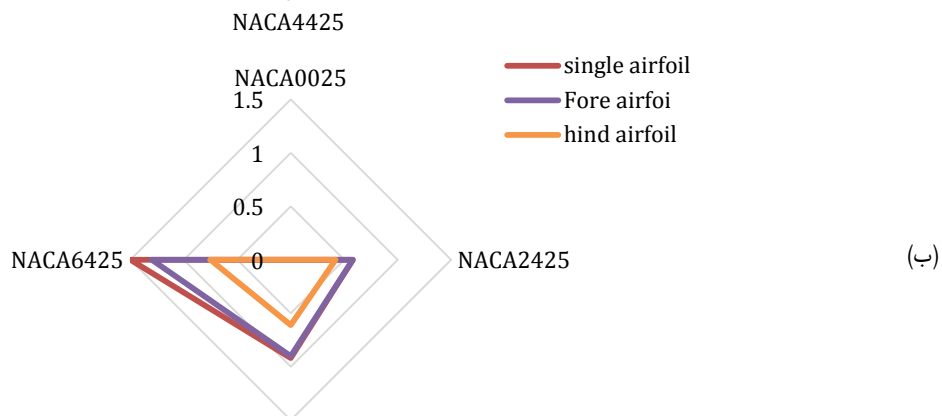
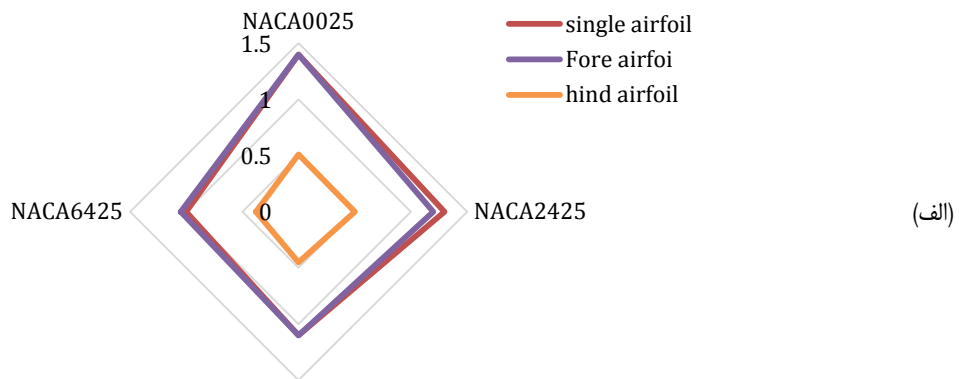


شکل ۱۲ تاریخچه C_l برای ایرفویل پشت سر هم

بررسی رفتار ضریب برآ (Cl) در ایرفویل‌های پشت سر هم با درجات مختلف انحنا، همانطور که در شکل ۱۲ نیز نمایان است، نشان می‌دهد که این مجموعه عموماً بیشترین مقدار ضریب برآی مثبت خود را در حالت زمانی بی‌بعد (t/T) حدود ۰.۵۷ تولید می‌کند. در مقابل، شرایط تولید برآی کم یا حتی منفی در حالت زمانی بی‌بعد (t/T) حدود ۰.۰۸ پدیدار می‌شود. به طور مشخص‌تر، در حالت زمانی بی‌بعد (t/T) حدود ۰.۰۶۵، توزیع فشار بر روی ایرفویل‌های جلویی به گونه‌ای است که منجر به ایجاد یک نیروی خالص رو به پایین^۱ می‌گردد.

یکی از یافته‌های کلیدی این بررسی، تأثیر مستقیم و قابل توجه افزایش درجه انحنای ایرفویل جلویی بر ضریب برآی آن است. مشاهده می‌شود که با افزایش میزان انحنا، مقدار ضریب برآ به سمت مقادیر مثبت‌تر میل می‌کند. این به معنای کاهش نیروی رو به پایین و در مراحل بعدی، افزایش نیروی برآی رو به بالا است. در واقع، انحنای ایرفویل به عنوان یکی از عوامل بنیادین در مکانیزم تولید نیروی برآ عمل می‌کند. افزایش انحنا معمولاً منجر به تغییر در الگوی جریان هوا بر روی سطوح ایرفویل شده، سرعت جریان را بر سطح بالایی افزایش و بر سطح پایینی کاهش می‌دهد (یا به عبارت دیگر، فشار نسبی را در سطح پایینی افزایش می‌دهد). این اختلاف در سرعت و فشار بین دو سطح، نیروی برآی بیشتری را در جهت مطلوب ایجاد می‌کند. لازم به ذکر است که مقادیر منفی ضریب برآ، همانگونه که پیشتر اشاره شد، نشانگر تولید نیروی رو به پایین هستند؛ نیرویی که هرچند در برخی کاربردهای خاص نظیر خودروهای مسابقه‌ای به منظور افزایش چسبندگی به سطح مسیر مفید تلقی می‌شود، اما در عموم کاربردهای پروازی، پدیده‌ای نامطلوب و نشانه‌ای از کاهش کارایی آیرودینامیکی است.

¹ Downforce



شکل ۱۳ الف) C_{lmean} ایرفویل پشت سر هم در مقایسه با ایرفویل منفرد (ب) C_{lmean} ایرفویل پشت سر هم در مقایسه با ایرفویل منفرد (ج) C_{pmean} ایرفویل پشت سر هم در مقایسه با ایرفویل منفرد (د) بازه پیشرانش ایرفویل پشت سر هم در مقایسه با دو ایرفویل منفرد

نکته اصلی و اولیه که از شکل ۱۳ استنباط می‌شود این است که افزایش میزان انحناى ایرفویل، منجر به کاهش بازده پیشرانى آن می‌شود. به عبارت دیگر، هرچه ایرفویل دارای خمیدگی بیشتری باشد، در تبدیل انرژی به نیروی پیشران مؤثر، کارایی کمتری از خود نشان می‌دهد. نکته قابل توجه این است که این تأثیر منفی افزایش انحنا، به‌طور خاص در ایرفویل‌هایی که به صورت پشت سر هم (تاندم) قرار گرفته‌اند، شدیدتر و بارزتر است. یعنی سامانه دو ایرفویلی در این حالت، بیشترین افت بازده را به دلیل افزایش انحنا تجربه می‌کند.

در ادامه، متن به مقایسه ضرایب آیرودینامیکی میانگین - یعنی مقادیری که عملکرد ایرفویل را در طول یک چرخه کامل می‌کند - مانند ضریب رانش میانگین (Ct-mean)، ضریب برآی میانگین (Cl-mean)، و ضریب توان میانگین (Cp-mean) می‌پردازد. مطابق با یافته‌هایی که احتمالاً در بخش‌های قبلی پژوهش شما نیز به آن اشاره شده، عموماً یک ایرفویل منفرد (که به صورت ایزوله و بدون تأثیر از ایرفویل دیگر عمل می‌کند) عملکرد بهتری از خود نشان می‌دهد. یعنی مقادیر این ضرایب میانگین برای ایرفویل منفرد، معمولاً بیشتر از مقادیری است که برای ایرفویل‌های جلویی یا عقبی در یک سامانه پشت سر هم (تاندم) به دست می‌آید.

اما یک استثنای مهم در این قاعده کلی وجود دارد: ضریب برآی میانگین (Cl-mean) ایرفویل جلویی در چیدمان پشت سر هم، از سایر حالت‌ها (یعنی از ایرفویل منفرد یا ایرفویل عقبی در همان چیدمان) بیشتر است. این یافته نشان می‌دهد که ایرفویل جلویی، علی‌رغم قرارگیری در یک سامانه، در تولید نیروی برآی متوسط، عملکرد بسیار خوبی از خود به نمایش می‌گذارد.

شکل ۱۳ بررسی تأثیر مستقیم افزایش درجه انحنا بر هر یک از این ضرایب میانگین می‌پردازد:

برای ضریب رانش میانگین (Ct-mean) و ضریب توان میانگین (Cp-mean): مشاهده می‌شود که با افزایش میزان انحناى ایرفویل، مقدار هر دوی این ضرایب کاهش می‌یابد. این بدان معناست که ایرفویلی با انحناى بیشتر، به طور متوسط نیروی رانش کمتری تولید می‌کند و همچنین ضریب توان کمتری خواهد داشت (که معمولاً به معنای نیاز به توان ورودی بیشتر برای عملکرد مشابه، یا بازدهی کمتر در تبدیل توان به نیروی مفید است).

برای ضریب برآی میانگین (Cl-mean): در اینجا روند معکوس است. با افزایش میزان انحناى ایرفویل، مقدار ضریب برآی میانگین افزایش پیدا می‌کند. این یافته با اصول اولیه آیرودینامیک سازگار است که انحناى بیشتر عموماً به تولید نیروی برآی بیشتر کمک می‌کند.

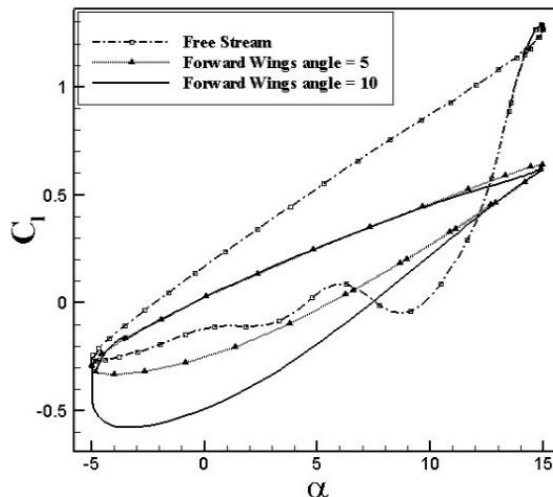
بنابراین، به طور خلاصه، شکل ۱۳ و توضیحات مرتبط با آن نشان می‌دهند که در طراحی ایرفویل‌ها، به‌ویژه برای کاربردهای پیشرانى در چیدمان پشت سر هم، یک بده‌بستان مهم وجود دارد: اگرچه افزایش انحناى ایرفویل می‌تواند به افزایش نیروی برآی متوسط کمک کند، اما این امر به قیمت کاهش قابل توجه بازده پیشرانى و همچنین کاهش ضرایب میانگین رانش و توان تمام می‌شود. این تأثیرات منفی، همانطور که اشاره شد، در سامانه ایرفویل پشت سر هم بارزتر هستند.

۳-۴- اثر زاویه نصب بال جلو در مقابل ایرفویل زیستی و صفحه تخت

۳-۴-۱- بررسی اثر زاویه نصب بال جلو

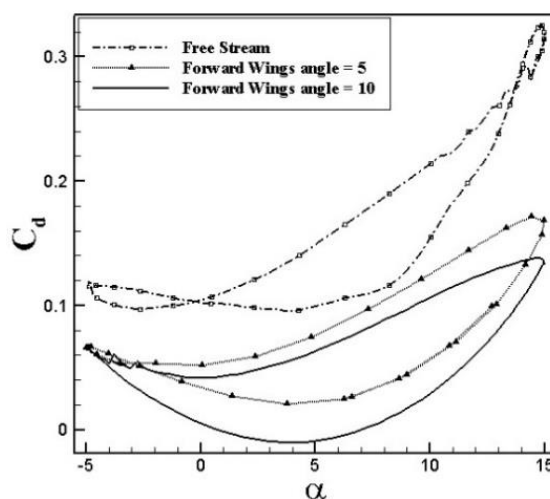
در این بخش اثر زاویه حمله بال جلو که ثابت است، بر ضرایب آیرودینامیکی بال عقب که در نوسان است، بررسی شد. بدین منظور در شرایط عدد رینولدز ۳۳۰۰۰، زاویه نصب بال عقب ۵ درجه، دامنه نوسان ۱۰ درجه در فاصله نیم برابر طول وتر از بال جلو، در دو زاویه نصب بال جلو ۵ درجه و ۱۰ درجه و فرکانس ۰٫۵ و جریان آزاد بدون بال جلو را در نظر می‌گیریم.

در شکل ۱۴ نمودار ضریب برآ برحسب زاویه حمله مشاهده می‌شود. با توجه به شکل، در اثر تداخل بین دو بال، ضریب برآ و شیب نمودار آن کاهش یافته است، اما واماندگی و فراز و فرودهای فروحمله وجود ندارند. با افزایش زاویه بال جلو، پهنای حلقه نمودار افزایش یافته و ضریب برآ در فرو حمله کاهش می‌یابد.



شکل ۱۴ نمودار ضریب برآ برحسب زاویه حمله برای هواپر عقب تحت زوایای نصب هواپر جلو ۵ و ۱۰ درجه

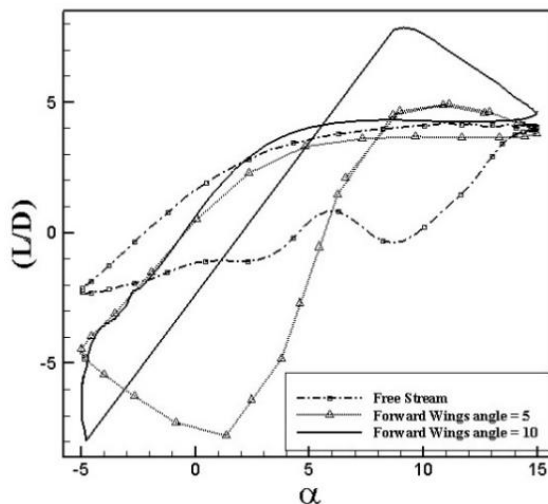
در شکل ۱۵ نمودار ضریب پسا بر حسب زاویه حمله را در زوایای نصب بال عقب ۵ و ۱۰ درجه را برای بال عقب مشاهده می‌کنید. با توجه به شکل ۱۵ ضریب پسا در جریان آزاد بیشتر از جریان تحت اثر تداخل با بال جلو است. با افزایش زاویه نصب بال جلو، ضریب پسا در بال نوسانی عقب کاهش می‌یابد. در زوایای ۳- و ۲/۵ درجه برای زاویه نصب بال جلو ۱۰ درجه، ضریب پسا صفر شده و در بین این دو زاویه منفی شده، یعنی نیروی پیشران به میزان اندک تولید شده است.



شکل ۱۵ نمودار ضریب پسا برحسب زاویه حمله برای بال عقب تحت زوایای نصب بال جلو ۵ و ۱۰ درجه

در شکل ۱۶ نمودار بازده آیرودینامیکی را برحسب زاویه حمله مشاهده می‌کنید. ابتدا با این توضیح نتیجه این نمودار ارائه شده، که به علت صفر شدن ضریب پسا در فرامحله بین زوایای ۵ و ۵-، نمودار بازده آیرودینامیکی رو به بی‌نهایت میل می‌کند. برای دیدن نتایج مقایسه، این قسمت از نمودار حذف و با خط صاف جایگزین شده است. با توجه به شکل با

افزایش زاویه نصب (به علت ثابت بودن بال جلو زاویه حمله) بال جلو، بازده آیرودینامیکی هوا بر نوسانی افزایش می‌یابد. در مقایسه با جریان آزاد، بازده آیرودینامیکی با قرار گرفتن هوا بر جلو و اثرات تداخلی افزایش می‌یابد.

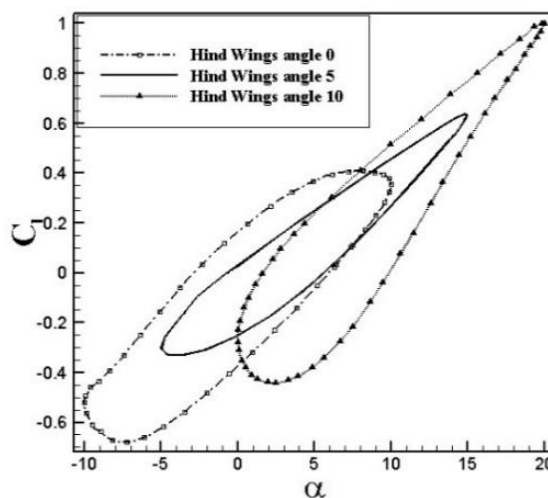


شکل ۱۶ نمودار بازده آیرودینامیکی برحسب زاویه حمله برای بال عقب تحت زوایای نصب بال جلو ۵ و ۱۰ درجه

۳-۴-۲- بررسی اثر زاویه نصب بال عقب

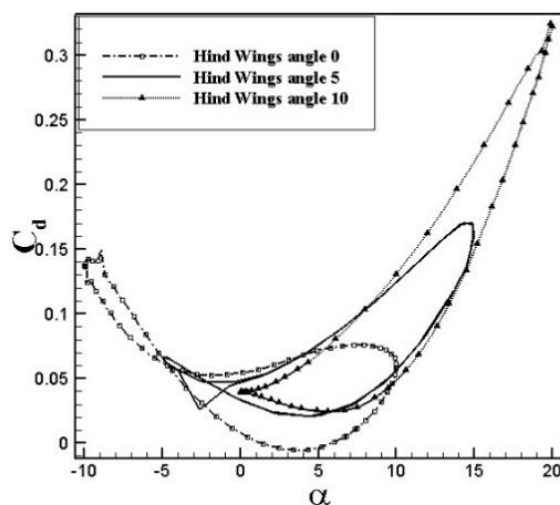
برای بررسی اثر زاویه نصب بال عقب بر ضرایب آیرودینامیکی، شرایط جریان با عدد رینولدز ۳۳۰۰۰ و زاویه نصب بال جلو ۵ درجه، فرکانس بال عقب ۰٫۵ و دامنه نوسان ۱۰ درجه را با سه موقعیت زاویه نصب بال عقب صفر درجه و ۵ درجه و ۱۰ درجه در نظر گرفته شده است.

شکل ۱۷ ضریب برآ بر حسب زاویه حمله را نشان می‌دهد. با افزایش زاویه نصب، شیب نمودار ضریب برآ در فرو حمله بیشتر از فرا حمله می‌شود. با افزایش زاویه نصب بال عقب، زاویه واماندگی نیز بیشتر شده و واماندگی به تاخیر می‌افتد. در زاویه نصب بال عقب صفر درجه، واماندگی در زاویه ۷٫۳ درجه با ضریب برآی بیشینه ۰٫۴۰۸۶ رخ می‌دهد، در حالی که در زاویه نصب ۵ درجه ۱۴٫۷ درجه با ضریب برآی ۰٫۶۳۷۲ و در زاویه نصب ۱۰ درجه در ۲۰ درجه با ضریب برآی ۱٫۰۷۱۸ رخ می‌دهد.



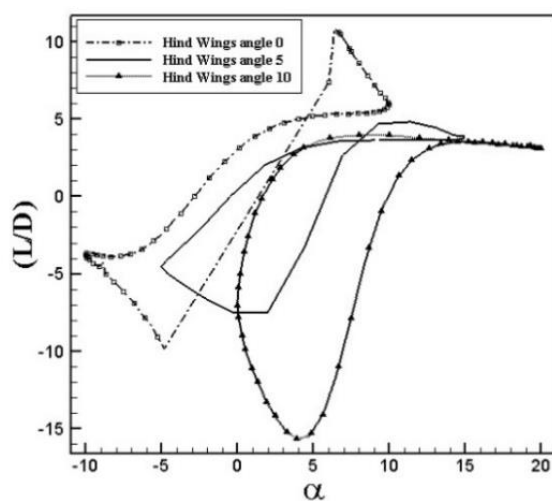
شکل ۱۷ نمودار ضریب برآ برحسب زاویه حمله برای بال عقب در سه زاویه نصب

در شکل ۱۸ ضریب پسا برحسب زاویه حمله را برای سه زاویه نصب بال عقب مشاهده می‌کنید. با توجه به شکل ۱۸ با افزایش زاویه نصب هوا بر عقب، شیب نمودار ضریب پسا افزایش می‌یابد.



شکل ۱۸ نمودار ضریب پسا برحسب زاویه حمله برای بال عقب در سه زاویه نصب

در شکل ۱۹، زیر نمودار عملکرد آیرودینامیکی را برحسب زاویه حمله برای بال عقب در سه زاویه نصب متفاوت مشاهده می‌کنید. با توجه به شکل ۱۹ با افزایش زاویه نصب، عملکرد آیرودینامیکی کاهش می‌یابد.



شکل ۱۹ نمودار عملکرد آیرودینامیکی برحسب زاویه حمله برای بال عقب در سه زاویه نصب

این بخش از پژوهش به بررسی تأثیر زاویه حمله یک بال ثابت جلویی و همچنین زاویه نصب خود بال نوسانی عقبی بر مشخصه‌های آیرودینامیکی آن در عدد رینولدز ۳۳۰۰۰، با زاویه نصب اولیه ۵ درجه و دامنه نوسان ۱۰ درجه برای بال عقب و فاصله نیم طول وتر بین بال‌ها می‌پردازد. نتایج نشان داد که تداخل آیرودینامیکی ناشی از بال جلویی، ضمن کاهش ضریب برآ و شیب نمودار آن برای بال عقب، پدیده واماندگی و نوسانات شدید مشاهده شده در حالت فروحمله^۱ را حذف می‌کند. علاوه بر این، افزایش زاویه نصب بال جلویی منجر به کاهش ضریب پسای بال عقبی شده و در شرایطی خاص (زاویه نصب ۱۰ درجه بال جلو) حتی به تولید نیروی پیشران اندک می‌انجامد؛ این افزایش زاویه بال جلو، به همراه

¹ Downstroke

اثر کلی تداخل، بازده آیرودینامیکی بال عقبی را نیز در مقایسه با حالت جریان آزاد بهبود می‌بخشد. در بخش دیگری از این مطالعه، با ثابت نگه داشتن زاویه نصب بال جلو بر روی ۵ درجه، تأثیر تغییر زاویه نصب خود بال نوسانی عقبی (در زوایای صفر، ۵ و ۱۰ درجه) بررسی شد. این بررسی آشکار ساخت که هرچند افزایش زاویه نصب بال عقبی، وقوع واماندگی را به تأخیر انداخته و میزان ضریب برای ماکزیمم را افزایش می‌دهد، اما از سوی دیگر باعث افزایش شیب نمودار ضریب پسا شده و در نهایت منجر به کاهش عملکرد یا بازده کلی آیرودینامیکی بال عقبی می‌گردد.

۳-۵- بررسی فیزیک جریان

برای اختلاف حالت ۹۰ درجه بین بال زدن ایرفویل جلو در مقابل ایرفویل عقب در یک دوره زمانی، توزیع های سرعت، فشار و گردابه را در زمان های مختلف در شکل زیر نمایش داده شده است.

شکل ۲۰، خطوط هم‌تراز گردابی، فشار و سرعت یک پیکربندی ایرفویل بال‌زن دوتایی را با اختلاف حالت ۹۰ درجه بین بال جلویی و بال پشتی نشان می‌دهد. تحلیل این میدان‌ها، بینش‌های ارزشمندی در مورد تعاملات آیرودینامیکی بین دو ایرفویل و تأثیر آن‌ها بر ساختارهای جریان، توزیع‌های فشار و سرعت‌های القایی ارائه می‌دهد. میدان گردابی (ستون سمت چپ):

خطوط هم‌تراز گردابی، تشکیل و تکامل گرداب‌های لبه حمله (LEV) و گرداب‌های لبه فرار (TEV) تولید شده توسط بال‌های بال‌زن را آشکار می‌سازند. نواحی قرمز (مثبت) و آبی (منفی) متمایز گردابی، ساختارهای چرخشی قوی را نشان می‌دهند که به صورت دینامیکی با عبور بال پشتی از دنباله بال جلویی، با یکدیگر تعامل می‌کنند. تعاملات گرداب‌ها را می‌توان به صورت زیر دسته‌بندی کرد:

رهاسازی و همرفت گردابه: بال جلویی، گرداب‌های LEV و TEV منسجمی را تولید می‌کند که به سمت پایین دست و به سوی بال پشتی همرفت می‌یابند.

سازوکار جذب گرداب: بال پشتی با این گرداب‌ها تعامل کرده و با استخراج انرژی اضافی از دنباله، عملکرد آیرودینامیکی خود را بهبود می‌بخشد.

انحراف دنباله: عدم تقارن در رهاسازی گرداب‌ها به دلیل اختلاف حالت، انحراف دنباله را پیشنهاد می‌کند که می‌تواند به افزایش نیروی بالابری و تولید نیروی پیشران کمک کند.

میدان فشار (ستون وسط):

توزیع فشار، بینش‌هایی در مورد نیروهای آیرودینامیکی وارد شده بر ایرفویل‌ها ارائه می‌دهد:

نواحی فشار پایین: تشکیل گرداب‌های LEV بر روی هر دو بال، با مناطق فشار پایین موضعی همراه است که به افزایش نیروی بالابری کمک می‌کند.

گرداب‌های فشار: وجود گرداب‌های فشار در اطراف بال پشتی، شتاب قوی جریان را به دلیل تعامل دنباله نشان می‌دهد. مناطق فشار منفی نزدیک لبه فرار بال جلویی، تأثیر اثرات مکش القایی گرداب را نشان می‌دهند.

تغییرات بار وابسته به حالت: میدان فشار تایید می‌کند که بال پشتی از دنباله ناپایدار بال جلویی سود می‌برد و منجر به توزیع‌های فشار مطلوبی می‌شود که ممکن است نیروی پیشران و بازده را افزایش دهد.

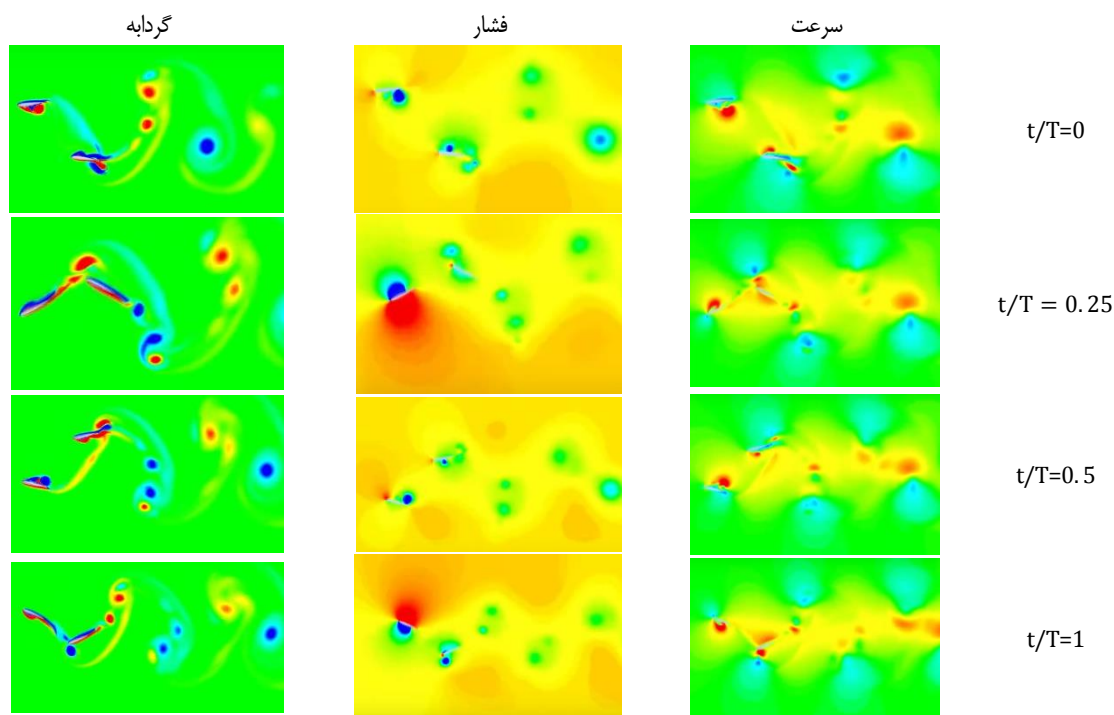
میدان سرعت (ستون سمت راست):

خطوط هم‌تراز سرعت، الگوهای جریان القایی در اطراف ایرفویل‌های بال‌زن دوتایی را نشان می‌دهند:

افزایش جریان: دنباله تولید شده توسط بال جلویی، جریان ورودی را برای بال پشتی تسریع می‌کند و به طور موثر سرعت نسبی را افزایش داده و نیروهای آیرودینامیکی را تقویت می‌کند.

نواحی سرعت بالای موضعی: نزدیک لبه‌های حمله و فرار بال پشتی، نواحی افزایش سرعت، جریان تسریع شده را به دلیل تعاملات گرداب نشان می‌دهند.

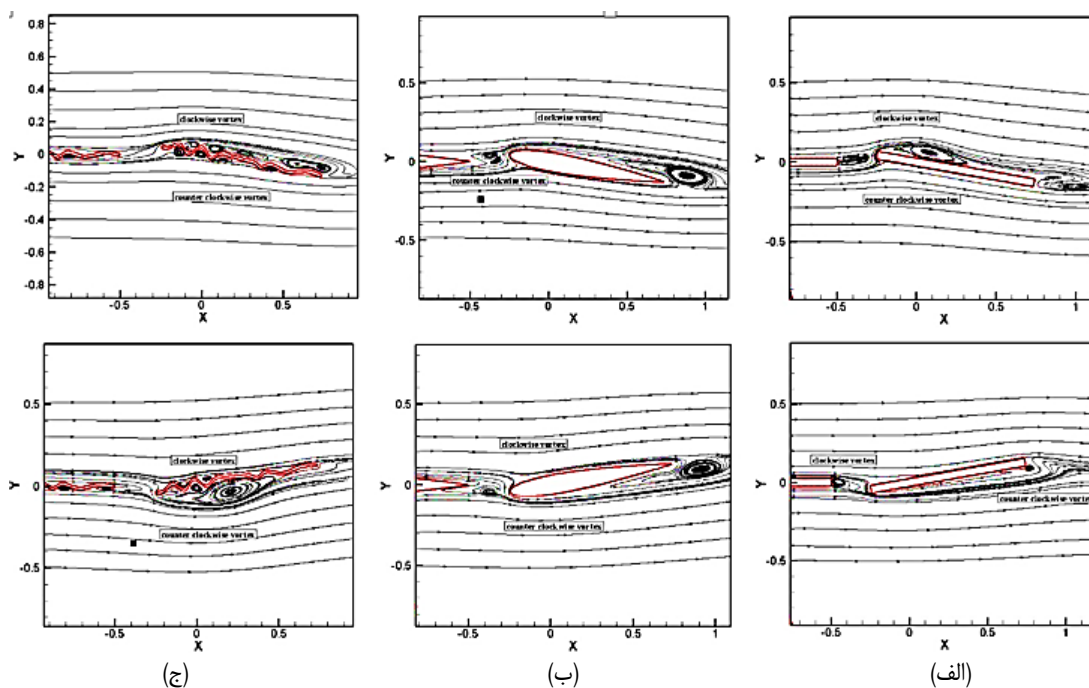
ناپایداری‌های دنباله و لایه‌های برشی: نواحی جریان متناوب با سرعت بالا و پایین، تعاملات پیچیده لایه‌های برشی را نشان می‌دهند که به تولید نیروی ناپایدار کمک می‌کنند. ایرفویل‌های بال‌زن دوتایی با اختلاف حالت ۹۰ درجه، تعاملات آیرودینامیکی پیچیده‌ای را نشان می‌دهند که با جذب دنباله، تقویت گرداب و توزیع‌های فشار مطلوب مشخص می‌شوند. این اثرات به طور جمعی به افزایش تولید نیروی بالابری و پیشران کمک می‌کنند و این پیکربندی‌ها را برای سامانه‌های پیشران‌های الهام‌گرفته از طبیعت امیدوارکننده می‌سازند. ساختارهای جریان مشاهده شده، اهمیت همگام‌سازی حالت را در بهینه‌سازی استخراج انرژی و بهبود بازده آیرودینامیکی برجسته می‌کنند.



شکل ۲۰ توزیع‌های مختلف را برای NACA0012 در حالت پشت سر هم و اختلاف حالت ۹۰ درجه در چهار زمان متفاوت

مقطع بال سنجاقک، با ساختار چین‌خورده و نامنظم منحصر به فرد خود، فضاهایی را برای تشکیل و 'گیر افتادن' گردابه‌های کوچک و نسبتاً پایدار هوا در فرورفتگی‌های سطح بال ایجاد می‌کند. این خطوط جریان یا گردابه‌های محبوس شده می‌توانند با تغییر شکل مؤثر آیرودینامیکی بال، مانند یک بالشتک هوا عمل کرده و به بهبود عملکرد، از جمله تأخیر در واماندگی^۱ در زوایای حمله بالا یا حتی کاهش پسا در برخی شرایط پروازی کمک کنند. در مقابل، ایرفویل NACA 0012 با سطح صاف و طراحی کلاسیک خود، فاقد چنین ساختار ذاتی برای ایجاد و حفظ این نوع گردابه‌های پایدار 'گیر افتاده' در دل هندسه است؛ اگرچه در زوایای حمله زیاد ممکن است گردابه‌های لبه حمله (LEV) موقتی بر روی آن شکل بگیرد که ماهیت متفاوتی دارند. صفحه تخت نیز به دلیل شکل ساده و لبه‌های تیز خود، در زوایای حمله حتی متوسط، با جدایش گسترده و ناپایدار جریان مواجه شده و عملاً فاقد هرگونه مکانیزم ایجاد گردابه‌های مفید و 'گیر افتاده' است، که منجر به عملکرد آیرودینامیکی بسیار ضعیف‌تر آن در مقایسه با دو حالت دیگر می‌شود.

¹ Stall



شکل ۲۱ خطوط جریان برای الف) صفحه تخت، ب) NACA0012، ج) ایرفویل زیستی

۴- نتیجه‌گیری

در مجموع، این مطالعه عددی دقیق مجموعه‌ای از داده‌های کمی ارزشمند و راهبردی را برای طراحی و بهینه‌سازی سامانه‌های پیشرانش و تولید برای نوسانی ارائه می‌دهد. مشخص شد که ایرفویل منفرد NACA 0012 با مقادیر برتر \bar{C}_T ۵.۰ در مقابل ۴۱.۰، ۱۸٪ بیشتر از متوسط تاندم، \bar{C}_1 ۱۲٪ بیشتر از متوسط تاندم، و \bar{C}_p ۶.۰، ۱۵٪ بیشتر از متوسط تاندم (۵۱.۰)، گزینه‌ای آرمانی برای کاربردهای نیازمند بازده پیشرانشی حداکثر است. با این حال، آرایش پشت سر هم در پیکربندی بهینه $X/c=2.5$ با اختلاف حالت ۹۰ درجه با افزایش ۱۵ درصدی \bar{C}_1 ایرفویل جلویی به ۷۷۵.۹، برتری خود را برای کاربردهای برآ-محور اثبات می‌کند، در حالی که بازده پیشرانش را در سطح ۸۵٪ بازده منفرد حفظ می‌کند. البته که مجموع دو ایرفویل نیروهای قابل ملاحظه تری نسبت به تک ایرفویل تولید می‌کنند، این اعداد برای هر ایرفویل در ساختار پشت سر هم داده شده اند. تحلیل هندسی نشان داد که ضخامت ۱۵٪ نسبت به ۲۵٪ عملکرد بهتری دارد، با \bar{C}_1 بالاتر (۱۴۳.۹ در مقابل ۰.۷، ۰.۹، افزایش ۱۰٪) و کاهش جدایش جریان می‌شود، اما افزودن انحنا با وجود افزایش ۲۰ درصدی \bar{C}_1 (از ۵.۸ به ۲.۱۰)، منجر به کاهش بازده پیشرانش (کاهش ۱۲ درصدی \bar{C}_T به ۴۴.۰ و کاهش ۸ درصدی \bar{C}_p به ۵۵۲.۰) می‌شود. همچنین، تأثیر زوایای نصب متقابل نیز مهم است؛ زاویه ۱۰ درجه ایرفویل جلویی در تاندم، C_d ایرفویل عقبی را ۲۵٪ (از ۴.۰ به ۳.۰) کاهش داده و نیروی پیشران معادل ۰.۲ (۵٪ C_d منفرد) تولید می‌کند. بخش الهام گرفته از زیست‌شناسی نیز یافته‌های مهمی به همراه داشت؛ ایرفویل سنجاقک با ساختار چین‌خورده، پایداری جریان را افزایش داده، واماندگی را به نحو چشمگیری تا زاویه ۲۰ درجه به تأخیر می‌اندازد و C_1 را ۱۸٪ (از ۹۰.۰ به ۰.۷۱۸) افزایش می‌دهد که برای MAVها در رینولدز پایین حیاتی است. در مجموع، این پژوهش با ارائه اعداد دقیق و تحلیل‌های کمی، چارچوبی محکم و مبتنی بر داده برای بهینه‌سازی هندسه، فاصله و زوایای نصب در سامانه‌های نوسانی فراهم می‌آورد و گامی اساسی در پیشبرد درک و طراحی این سامانه‌ها در دینامیک سیالات ناپایدار محسوب می‌شود.

فهرست علائم

A	مساحت (m^2)
c_p	گرمای ویژه در فشار ثابت ($J/kg^\circ K$)
E	مدول الاستیک (GPa)
LEV	گردابه لبه حمله
LA	ایرفویل جلویی
TA	ایرفویل عقبی
Cl	ضریب برآ
Cd	ضریب پسا
Ct	ضریب رانش
C_p	ضریب کارامدی
$C\text{-mean} \ \& \ \overline{C_\infty}$	ضریب میانگین
c	طول وتر (m)
T	طول دوره زمان (s)
	علائم یونانی
ρ	چگالی (kg/m^3)
μ	لزجت استاتیکی
θ	زاویهٔ پیچش (درجه)
φ	زاویهٔ نصب اولیه (درجه)
μ	ضریب اصطکاک
α_0	زاویه اولیه نوسان
$\bar{\alpha}$	دامنه نوسان
τ	تنش برشی ناشی از لزجت
κ	فرکانس تقلیل یافته
ω	فرکانس طبیعی ارتعاشات
	زیرنویس‌ها
f	سیال
	بالانویس‌ها
*	شرایط مرجع

References

- [1] Fairuz ZM, Abdullah MZ, Zubair M, Abdul Mujeebu M, Abdullah MK, Yusoff H, Abdul Aziz MS. Effect of wing deformation on the aerodynamic performance of flapping wings: fluid-structure interaction approach. *Journal of Aerospace Engineering*. 2016 Jul 1;29(4):04016006.
- [2] Kwon HK, Chang JW. Effects of shapes and kinematics of hovering flapping wings on aerodynamic forces and vortex structures. *Scientific Reports*. 2025 Feb 13;15(1):5098. doi: [10.1038/s41598-025-86113-9](https://doi.org/10.1038/s41598-025-86113-9)
- [3] Calado A, Poletti R, Koloszar LK, Mendez MA. A robust data-driven model for flapping aerodynamics under different hovering kinematics. *Physics of Fluids*. 2023 Apr 1;35(4). doi: [10.1063/5.0139020](https://doi.org/10.1063/5.0139020)

- [4] Tobing S, Timothy K, Rainer LS, AI A, Soewono A. Experimental Study on the Effect of Pitching Angle on Tandem NACA 0030 and NACA 4412 Airfoils. 2024.
- [5] Wu J, Li G, Chen L, Zhang Y. Unsteady aerodynamic performance of a tandem flapping-fixed airfoil configuration at low Reynolds number. *Physics of Fluids*. 2022 Nov 1;34(11). doi: [10.1063/5.0119554](https://doi.org/10.1063/5.0119554)
- [6] Joshi V, Mysa RC. Mechanism of wake-induced flow dynamics in tandem flapping foils: Effect of the chord and gap ratios on propulsion. *Physics of Fluids*. 2021 Aug 1;33(8). doi: [10.1063/5.0057827](https://doi.org/10.1063/5.0057827)
- [7] Muscutt LE, Weymouth GD, Ganapathisubramani B. Performance augmentation mechanism of in-line tandem flapping foils. *Journal of Fluid Mechanics*. 2017 Sep;827:484-505. doi: [10.1017/jfm.2017.457](https://doi.org/10.1017/jfm.2017.457)
- [8] Yee K, Joo W, Jeong J, Lee DH. Thrust generation by simultaneous flapping airfoil in tandem configuration. In 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference 2006 (p. 2838). doi: [10.2514/6.2006-2838](https://doi.org/10.2514/6.2006-2838)
- [9] Arranz G, Flores O, Garcia-Villalba M. Three-dimensional effects on the aerodynamic performance of flapping wings in tandem configuration. *Journal of Fluids and Structures*. 2020 Apr 1;94:102893. doi: [10.1016/j.jfluidstructs.2020.102893](https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2020.102893)
- [10] Sinha J, Dash SM, Lua KB. On the study of the pitch angular offset effects at various flapping frequencies for a two-dimensional asymmetric flapping airfoil in forward flight. *Physics of Fluids*. 2024 Apr 1;36(4). doi: [10.1063/5.0199037](https://doi.org/10.1063/5.0199037)
- [11] Lee GJ. A Study on Thrust Generation by Simultaneous Flapping Airfoils in Tandem Configuration. *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*. 2006;34(1):32-41. doi: [10.5139/JKSAS.2006.34.1.032](https://doi.org/10.5139/JKSAS.2006.34.1.032)
- [12] Dash SM, Lua KB, Lim TT, Yeo KS. Enhanced thrust performance of a two dimensional elliptical airfoil at high flapping frequency in a forward flight. *Journal of Fluids and Structures*. 2018 Jan 1;76:37-59. doi: [10.1016/j.jfluidstructs.2017.08.008](https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2017.08.008)
- [13] Ji T, Jin F, Xie F, Zheng H, Zhang X, Zheng Y. Active learning of tandem flapping wings at optimizing propulsion performance. *Physics of Fluids*. 2022 Apr 1;34(4). doi: [10.1063/5.0084160](https://doi.org/10.1063/5.0084160)
- [14] Hegde AS, Gurugubelli PS, Joshi V. Effect of combined heaving and pitching on propulsion of single and tandem flapping foils. arXiv preprint arXiv:2202.06550. 2022 Feb 14.
- [15] Chen L, Sun W, Wang YQ. Effects of flapping deviation on the hovering performance of tandem pitching-plunging foils. *Computers & Fluids*. 2023 Jan 15;250:105708. doi: [10.1016/j.compfluid.2022.105708](https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2022.105708)
- [16] Broering T, Lian Y, Henshaw W. Numerical study of two flapping airfoils in tandem configuration. In 48th AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition 2010 (p. 865). doi: [10.2514/6.2010-865](https://doi.org/10.2514/6.2010-865)
- [17] Broering T, Lian Y. The effect of wing spacing on tandem wing aerodynamics. In 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference 2010 Jun 28 (p. 4385). doi: [10.2514/6.2010-4385](https://doi.org/10.2514/6.2010-4385)
- [18] Bin Azry Seet AS, Tang H, Yu Ching Man S. Experimental study of flow over two oscillatory pitching airfoils in tandem configuration. In 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference 2013 (p. 2817). doi: [10.2514/6.2013-2817](https://doi.org/10.2514/6.2013-2817)
- [19] Zhen L, Hyun BS, Kim MR, Jin JY. Experimental and numerical study for hydrodynamic characteristics of an oscillating hydrofoil. *Journal of Hydrodynamics, Ser. B*. 2008 Jun 1;20(3):280-7. doi: [10.1016/S1001-6058\(08\)60058-X](https://doi.org/10.1016/S1001-6058(08)60058-X)
- [20] Young J, Ashraf MA, Lai JC, Platzer MF. Numerical simulation of fully passive flapping foil power generation. *AIAA journal*. 2013 Nov;51(11):2727-39. doi: [10.2514/1.j052542](https://doi.org/10.2514/1.j052542)
- [21] Xu J, Sun H, Tan S. Wake vortex interaction effects on energy extraction performance of tandem oscillating hydrofoils. *Journal of Mechanical Science and Technology*. 2016 Sep;30:4227-37. doi: [10.1007/s12206-016-0835-9](https://doi.org/10.1007/s12206-016-0835-9)
- [22] Tuncer I, Platzer M. A computational study of flow separation characteristics and wake profiles behind a flapping airfoil. In 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 1999 Aug 22 (p. 648). doi: [10.2514/6.1999-648](https://doi.org/10.2514/6.1999-648)
- [23] Ashraf MA, Young J, Lai JC. Reynolds number, thickness and camber effects on flapping airfoil propulsion. *Journal of Fluids and Structures*. 2011 Feb 1;27(2):145-60. doi: [10.1016/j.jfluidstructs.2010.11.010](https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2010.11.010)
- [24] Yu M, Wang ZJ, Hu H. High fidelity numerical simulation of airfoil thickness and kinematics

- effects on flapping airfoil propulsion. *Journal of Fluids and Structures*. 2013 Oct 1;42:166-86. doi: [10.1016/j.jfluidstructs.2013.06.001](https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2013.06.001)
- [25] Bomphrey RJ, Nakata T, Henningsson P, Lin HT. Flight of the dragonflies and damselflies. *Philosophical Transactions of the Royal Society B: Biological Sciences*. 2016 Sep 26;371(1704):20150389. doi: [10.1098/rstb.2015.0389](https://doi.org/10.1098/rstb.2015.0389)
- [26] Narita Y, Chiba K. Aerodynamics on a faithful hindwing model of a migratory dragonfly based on 3D scan data. *Journal of Fluids and Structures*. 2024 Mar 1;125:104080. doi: [10.1016/j.jfluidstructs.2024.104080](https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2024.104080)
- [27] Liu H, Wang S, Liu T. Vortices and forces in biological flight: Insects, birds, and bats. *Annual Review of Fluid Mechanics*. 2024 Jan 19;56(1):147-70. doi: [10.1146/annurev-fluid-120821](https://doi.org/10.1146/annurev-fluid-120821)
- [28] Ilie M, Sullivan G. Bio-inspired, low-Reynolds number, aerodynamics of flapping airfoils in tandem; computational studies using LES. In *AIAA SCITECH 2023 Forum 2023* (p. 1026). doi: [10.2514/6.2023-1026](https://doi.org/10.2514/6.2023-1026)
- [29] Xu GD, Duan WY, Xu WH. The propulsion of two flapping foils with tandem configuration and vortex interactions. *Physics of Fluids*. 2017 Sep 1;29(9). doi: [10.1063/1.5001501](https://doi.org/10.1063/1.5001501)
- [30] Zhu BL, Wu HP, Xiao TH. Study of aerodynamic interactions of dual flapping airfoils in tandem configurations. *Applied Mechanics and Materials*. 2012 Apr 16;160:301-6. doi: [10.4028/www.scientific.net/AMM.160.301](https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMM.160.301)
- [31] Wang D, Gao D. Study of Aerodynamic Characteristics of Self-propelled Airfoils with Tandem Configuration. In *International Conference on Autonomous Unmanned Systems 2022* Sep 23 (pp. 3329-3341). Singapore: Springer Nature Singapore. doi: [10.1007/978-981-99-0479-2_307](https://doi.org/10.1007/978-981-99-0479-2_307)
- [32] McCroskey WJ, Carr LW, McAlister KW. Dynamic stall experiments on oscillating airfoils. *Aiaa Journal*. 1976 Jan;14(1):57-63. doi: [10.2514/3.61332](https://doi.org/10.2514/3.61332)
- [33] Lee T, Gerontakos P. Investigation of flow over an oscillating airfoil. *Journal of Fluid Mechanics*. 2004 Aug;512:313-41.
- [34] Wu L, Liu X. Dynamic stall characteristics of the bionic airfoil with different waviness ratios. *Applied Sciences*. 2021 Oct 25;11(21):9943.