



## مقایسه بازده پیشران و استخراج توان ایرفویل‌های زیستی و ناکا ۰۰۱۵ در حرکات نوسانی

عباس سربندی<sup>۱</sup>، علیرضا نادری<sup>۲\*</sup>، حمید پرهیزکار<sup>۲</sup>

۱- دانشجوی دکتری، مهندسی هواپیما، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

۲- استادیار، مهندسی هواپیما، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

\* تهران، صندوق پستی ۱۷۷۴-۱۵۸۷۵، naderi@mut.ac.ir

### چکیده

در این تحقیق حرکت نوسانی انتقال عمودی و زاویه‌ای ایرفویل زیستی و ناکا ۰۰۱۵ به صورت عددی شبیه‌سازی و تأثیر فرکانس کاسته، دامنه نوسان انتقالی و زاویه‌ای بر ضرایب آبیودینامیکی، بازده توان استخراجی و توان پیشران بررسی و نتایج حاصله با یکدیگر مقایسه می‌شود. شبیه‌سازی عددی در رینولز ۱۱۰۰ که مطابق با رژیم پروازی حشرات است، با به کارگیری قابلیت شکه دینامیکی نرمافزار آین فرم انجام و جریان ناپایا، تراکم‌ناپذیر، لرج و آرام فرض می‌شود. در این شبیه‌سازی، پارامترهای فرکانس کاسته از ۰.۰۵ تا ۰.۵، دامنه نوسان انتقالی از ۰.۲۵ تا ۱.۷۵ و تر و دامنه نوسان زاویه‌ای از ۱۵ تا ۷۵ درجه تعییر یافته و اختلاف فاز بین حرکت انتقالی و زاویه‌ای ثابت و برابر  $\pi/2$  در نظر گرفته می‌شود. مقایسه نتایج حاصله با داده‌های موجود و معتبر، صحت مدل سازی عددی را تایید می‌نماید. ترکیب پارامترهای حرکتی مختلف نظیر فرکانس کاسته و دامنه نوسان عمودی و زاویه‌ای تعیین می‌نماید که ایرفویل زیستی در رژیم استخراج توان (کار جریان روی ایرفویل)، تولید پیشران (کار ایرفویل روی جریان) یا در وضعیت خشی (عدم تولید پیشران و توان) قرار می‌گیرد و از نظر کیفی نیز همانند ایرفویل ناکا عمل می‌نماید. نتایج حاصله نشان می‌دهد که با تعییر پارامترهای فرکانس کاسته، دامنه نوسان عمودی و زاویه‌ای، هرچه به ناحیه‌ی خشی نزدیکتر باشد ایرفویل زیستی بازده بالاتری نسبت به ایرفویل ناکا نمایش می‌دهد و با دور شدن از ناحیه‌ی خشی بازده ایرفویل ناکا بهتر می‌شود.

### اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: ۱۰ آبان ۱۳۹۶

پذیرش: ۱۵ دی ۱۳۹۶

ارائه در سایت: ۰۵ بهمن ۱۳۹۶

کلید واژگان:

ایرفویل زیستی

استخراج توان

پیشران

خشی

نوسان انتقالی و زاویه‌ای

## Comparison of propulsion efficiency and power extraction of bio inspired flapping airfoil and NACA 0015

Abbas Sarbandi, Alireza Naderi\*, Hamid Parhizkar

Aerospace Engineering, Aerodynamic, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran  
\* P.O.B. 158751774, Tehran, Iran, naderi@mut.ac.ir

### ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 01 November 2017

Accepted 05 January 2018

Available Online 25 January 2018

Keywords:

Bio Inspired Airfoil

Power Extraction

Propulsion

Feather

Pitching and Plunging

### ABSTRACT

In this research, pitching and plunging motion of bio inspired and NACA airfoil are simulated numerically and the effects of reduced frequency, pitching and plunging amplitude on aerodynamic coefficients, power-extraction and propulsion efficiency are investigated and compared with each other. The simulation is done at Reynolds number of 1100 which is correspond to insect flight regime, using dynamic mesh capability of OpenFoam and fluid flow is assumed unsteady, viscous and laminar. Reduced frequency, plunging and pitching amplitudes vary between 0.05-0.5, 0.25-1.75, 15-75 respectively and phase difference between pitching and plunging motion is kept constant at 90 degrees. Comparison of result with published data confirms the validation of research. Combination of different motion parameter such as reduced frequency, pitching and plunging amplitudes determine that bio inspired airfoil acting in power-extraction (fluid works on the airfoil), propulsion (airfoil works on the fluid) or feather (no producing power or propulsion) regime, and qualitatively is the same as NACA airfoil. The obtained results shows that with variation of reduced frequency, pitching and plunging amplitudes, whatever close to the feathering regime, bio inspired airfoil shows higher efficiency than NACA airfoil and vice versa.

مانند سروصدا و ایجاد خطر ناشی از چرخش پره‌ها برای پرنده‌گان، موجب عدم ترغیب در کاربرد وسیع توربین‌های بادی برای تولید توان شده است. بنابراین تولید انرژی با الهام از طبیعت و به کارگیری عملکرد آبیودینامیکی بالزن‌ها مناسب به نظر می‌رسد. این ایده نخستین بار توسط وو [۱] در سال ۱۹۷۲ مطرح گردید و نشان داد که برای استخراج توان، وجود جریان موجی ضروری

در سال‌های اخیر به علت افزایش چشمگیر تقاضای انرژی، تلاش‌های زیادی جهت توسعه‌ی سیستم‌های نوین تولید انرژی بر مبنای انرژی‌های تجدیدپذیر شده است. یکی از این روش‌ها استفاده از توربین بادی است که با حرکت چرخشی پره‌ها، از جریان باد توان استخراج می‌نماید. اما اثرات محیطی بدی برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:

A. Sarbandi, A. Naderi, H. Parhizkar, Comparison of propulsion efficiency and power extraction of bio inspired flapping airfoil and NACA 0015, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 18, No. 02, pp. 147-158, 2018 (in Persian)

[8]. گانگ منگ و همکاران به بررسی عددی اثرات آیرودینامیکی چین‌ها در یک مدل بال حشره در پرواز ایستا<sup>2</sup> و در عدد رینولدز 35 تا 3400 پرداخته و نشان دادند که برآ، پسا، ممان پیچشی و ضربت توان بال زیستی بسیار نزدیک به صفحه تخت است و این اختلاف ناچیز نیز ناشی از زاویه حمله‌ی بالا و جدایش جریان است. زاویه‌ی حمله بالا بر اثرات چین‌های بال غالباً گشته و برای جریان جدا شده، جریان به تغییرات شکل هندسی حساس نمی‌باشد، بنابراین در پرواز ایستای حشرات با یک تقریب مناسب می‌توان از صفحه تخت به جای بال زیستی استفاده نمود [9]. باقی و همکاران حرکت نوسان عمودی ایرفویل را به روش عددی برمبنای حجم محدود و در عدد رینولدز مختلف شبیه‌سازی نموده و به بررسی اثرات ضخامت، فرکانس کاسته و دامنه نوسان بر ضرایب آیرودینامیکی پرداخته و نشان دادند که تغییر در ضخامت موجب تأخیر در جدایش گردابه‌ها و تغییر ضربت پیشران می‌شود و نقش فرکانس کاسته مهمتر از بقیه‌ی پارامترها است [10]. نادری و فرخی‌زاد با رویکرد اولر-لاگرانژ دلخواه و استفاده از روش حجم المان محدود مخلوط به مطالعه‌ی عددی پرواز رو به جلوی مقطع بال نوسانی زیستی در جریان آرام و در عدد رینولدز پایین پرداختند و عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل زیستی نوسانی برگرفته از بال سنجاقک را در فرکانس، دامنه‌ی نوسان و زوایای نصب اولیه متفاوت بررسی نمودند. آنان مشاهده نمودند که با افزایش عدد رینولدزهای پایین و فرکانس و زوایای حمله‌ی بالا، ایرفویل زیستی عملکرد آیرودینامیکی مطلوب‌تری را به نمایش می‌گذارد [12].

ژینگ شی و همکاران به بررسی اثرات انحنای مقطع زیستی بر عملکرد پرواز ایستا و گلاید پرداخته و نشان دادند که با افزایش حداکثر انحنای مقطع بال، نسبت گلاید<sup>3</sup> افزایش یافته و همچنین زمانی که محل حداکثر انحنای در امتداد وتر بال و به سمت عقب کشیده شود، جدایش جریان به تعویق افتاده و باعث بهبود عملکرد گلاید می‌شود. در رابطه با عملکرد پرواز ایستا، افزایش انحنا باعث افزایش نیروی افقی شده و نیروی پسا ابتدا افزایش و سپس کاهش می‌یابد [13]. فلینت و همکاران به مطالعه‌ی اثر شکل بر عملکرد مقطع بال زیستی و مشخصه‌های جریان پیرامون آن پرداخته و نشان دادند که پدیده‌های ناشی از اثرات لزجت تشکیل شده بر روی سطح بالی مقطع زیستی، به شدت به شرایط نوسانی حساس بوده و عملکرد آن را تحت تاثیر قرار می‌دهد و پدیده‌های تشکیل شده در زیر آن تغییری ثابت می‌ماند. در محدوده دامنه‌ی نوسان زاویه‌ای بررسی شده توسط آنان، نتایج پیشران و بازده پیشران برای خاطر اثرات فرکانس کاسته باشد و نیاز به بررسی بیشتری دارد [14].

از آن جا که مطالعه تجربی ایرفویل بالزن مشکل و پُرهزینه است، اکثر کارهای انجام شده برای شبیه‌سازی فیزیکی بالزن‌ها، با روش دینامیک سیالات محاسباتی<sup>4</sup> انجام شده است. دینامیک سیالات محاسباتی به علت دقت بالا در محاسبه‌ی تغییر در شکل ایرفویل و اعمال معادلات حرکتی متنوع به ایرفویل که ممکن است به صورت تجربی مشکل باشد، بسیار مفید

است. سپس مک‌کینی و دی‌لوریپر [2] دریافتند که بال نوسانی قادر به استخراج توان از جریان سیال است و توسط جونز و همکارانش [3] مورد بررسی قرار گرفت. کینسی و داماس [4] به صورت عددی مطالعه‌ی پارامتریک جامعی برای بررسی اثرات پارامترهای حرکتی، هندسی و ویسکوزیته، بر بازده توان قابل دست‌یابی بالزن انجام داده‌اند. بنابر نتایج گزارش شده توسط آنان، یک بالزن قادر به استخراج انرژی از باد با بازده‌ای تا حدود 34 درصد است و پدیده‌ی آیرودینامیکی اصلی که منجر به دست‌یابی به این بازده بالا می‌شود، ریزش گردابه‌ی لبه حمله ناپایابی مرتبط با استال دینامیکی است. این نتایج موجب توسعه‌ی سریع بالزن‌ها به عنوان تولید کننده انرژی و ترغیب پژوهشگران به گسترش سریع بالزن‌ها برای تولید انرژی با الهام از طبیعت شده است.

بالزن‌هایی که برای تولید نیروی پیشران طراحی می‌شوند به ورودی انرژی جهت جابجایی سیال نیاز دارند و دنباله‌ی تشکیل یافته در پشت آن‌ها نیز از نوع پیشران است و بر عکس در بالزن‌هایی که از سیال انرژی استخراج می‌نمایند دنباله‌ی تشکیل یافته در پشت آن‌ها از نوع پسا است. گودوی دیانا [5] با بررسی تجربی دنباله‌ی تشکیل شده در پشت بالزن در فرکانس و دامنه‌های مختلف، یک خط جدایش بین پیشران و پسا شناسایی نمود و نشان داد که برای استخراج توان از بالزن‌ها، حرکت با فرکانس بالا و دامنه کوچک یا حرکت با فرکانس پایین و دامنه بزرگ ضروری است.

با توجه به ظرفیت‌های بالقوه‌ای که برای کاربرد ریزپرنده‌ها وجود دارد، موانعی همچون سرعت پرواز کم و ابعاد کوچک باستی بر طرف شود. عدد رینولدز پایین چالش آیرودینامیکی جدیدی در رابطه با تولید برآی مؤثر بوجود می‌آورد. به خاطر سرعت پروازی کم در ریزپرنده‌ها، عدد رینولدز برمبنای وتر بال  $10^2$  تا  $10^4$  است. در این اعداد رینولدز پایین، جریان در عبور از روی بال آرام است [6]. تولید نیروی برآی ریزپرنده‌های فعلی بر مبنای طراحی ایرفویل‌های هموار متداول قرار می‌گیرد، اما ایرفویل‌های متداول برای کارکرد در اعداد رینولدز بالاتر از  $10^5$  طراحی شده‌اند. کارآیی ایرفویل‌های هموار در اعداد رینولدز کمتر از  $10^5$  کاهش می‌یابد [7]. برای دستیابی به راندمان آیرودینامیکی بالاتر در اعداد رینولدز پایین یکی از مشخصه‌هایی که مورد توجه پژوهشگران می‌باشد، ساختار بال چین‌دار است. ساختار چین‌ها در امتداد وتر و دهانه‌ی بال تغییر می‌کند و علاوه بر استحکام، امکان پیچش بال را نیز فراهم می‌سازد. ساختار غیرمتغیر بال چین‌دار آن را در زمره‌ی ایرفویل‌های متداول قرار نمی‌دهد. تصور اولیه در مورد این مقاطع، عملکرد ضعیف در پرواز، برآی کم و پسای زیاد به خاطر ساختار غیرمعمول می‌باشد. اما مطالعات گوناگون در این زمینه منجر به نتایج متفاوتی در رابطه با استخراج از ساختار بال چین‌دار شده است.

در مقایسه با مطالعات فراوان انجام شده بر روی ایرفویل زیستی در پرواز گلاید، بررسی رفتار آیرودینامیکی ایرفویل بالزن زیستی به ندرت صورت گرفته و اکثر پژوهش‌ها نیز به بررسی نیروی پیشران پرداخته و کمتر به استخراج توان از آن‌ها توجه شده است بنابراین در این تحقیق تمرکز بر ایرفویل‌های زیستی بالزن و در فاز استخراج توان و پیشران معطوف شده است. سان و همکاران به بررسی عددی بالزن زیستی در عدد رینولدز  $10^3$  پرداخته و نشان دادند که استال دینامیکی، چرخش و دنباله‌ی جریان، مکانیزم‌های تولید نیروی برآ هستند و نیروی پیشران نیز از ریزش گردابه‌ی لبه حمله به دنباله جریان و تشکیل گردابه‌ی معکوس و کارمن تولید می‌شود و زاویه‌ی صفحه‌ی ایرفویل که ممکن است به صورت تجربی مشکل باشد، بسیار مفید

<sup>2</sup> Hovering Flight<sup>3</sup> Glide Ratio<sup>4</sup> Computational Fluid Dynamic (CFD)<sup>1</sup> Stroke Plane

توپر حرکت به سمت پایین را نشان می‌دهد. براساس حرکت اعمال شده و شرایط جریان، زاویه‌ی حمله‌ی موثر ایرفویل که تابعی از زمان است، به صورت معادله (7) نشان داده می‌شود.

$$\alpha(t) = \tan^{-1}(-V_y(t)/U_\infty) - \theta(t) \quad (7)$$

انتظار می‌رود که حداقل مقدار زاویه حمله‌ی موثر در یک سیکل، عامل مهم و موثری در مقادیر حداقل نیروی تولید شده و امکان بروز استال دینامیکی باشد [4]. حداقل زاویه حمله‌ی موثر قابل دستیابی ( $\alpha_{\max}$ ) در یک سیکل با قدر مطلق مقدار آن در یک چهارم دوره تناب (4)، به صورت معادله (8) تقریب زده می‌شود.

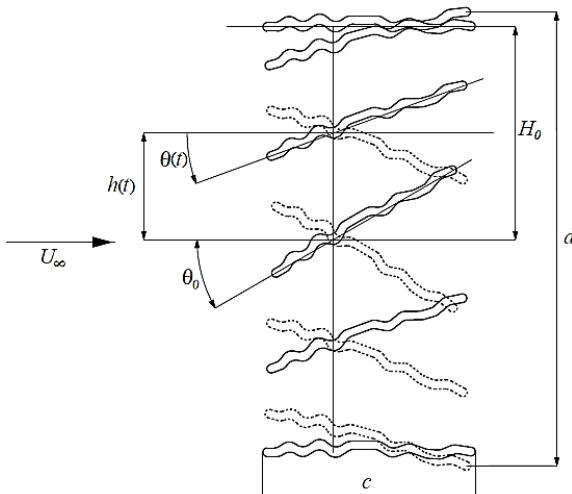
$$\alpha_{\max} \approx |\alpha_{T/4}| = |\tan^{-1}(\omega H_0/U_\infty)| - \theta_0 \quad (8)$$

کینسی و داماس با بررسی ایرفویل ناکا 0015 نشان دادند که با توجه به پارامترهای حرکتی و شرایط جریان، ایرفویل نوسانی در دو رژیم متفاوت پیشران و استخراج توان عمل می‌نماید. مرز جدایش این دو رژیم از علامت نیروهایی که جریان بر روی ایرفویل نوسانی ایجاد می‌نماید، شکل می‌گیرد. جهت توصیف اثر حرکت اعمال شده بر روی رژیم جریان، پارامتر خنثی به صورت معادله (9) تعریف می‌شود [15]:

$$\chi = \frac{\theta_0}{\tan^{-1}(\omega H_0/U_\infty)} \quad (9)$$

با استفاده از معادله (9) می‌توان نشان داد که برای یک ایرفویل نوسانی اگر  $\chi > 1$  در رژیم استخراج توان،  $\chi = 1$  در رژیم خنثی و  $\chi < 1$  در رژیم پیشران<sup>۷</sup> قرار خواهد گرفت.

با توجه به "شکل 2"، در رژیم استخراج توان، برآیند نیروهای آیرودینامیکی  $R$  یک مولفه‌ی عمودی  $Y$  دارد که با جابجایی عمودی ایرفویل هم جهت است. بنابراین حاصل ضرب نیرو و جابجایی مقداری مثبت است و جریان بر روی ایرفویل کار مثبت انجام می‌دهد و باعث استخراج توان می‌شود. چون در جهت  $X$  جابجایی نداریم بنابراین کار نیروی افقی برابر صفر است. در "شکل 3" برآیند نیروهای آیرودینامیکی  $R$  در خلاف جهت حرکت ایرفویل و مماس بر مسیر حرکت است و این شرایط در واقع معادل  $\alpha(t) = 0$  در یک سیکل می‌باشد که در یک چهارم سیکل و تحت شرایط  $\chi = 1$  اتفاق می‌افتد. این شرایط ویژه تحت عنوان محدوده‌ی خنثی شناخته



شکل ۱ شماتیک حرکت نوسانی عمودی و زاویه‌ی  $(\phi = \pi/2)$

<sup>5</sup> Power Extraction

<sup>6</sup> Feather

<sup>7</sup> Propulsion

است. در این تحقیق به منظور بررسی بازده استخراج توان و بازده پیشران ایرفویل زیستی و همچنین مشخص نمودن رژیم استخراج توان و رژیم پیشران، شبیه‌سازی عددی حرکت نوسانی انتقالی و زاویه‌ای در فرکانس و دامنه‌های مختلف با استفاده از کد منبع باز این فرم انجام و با ایرفویل ناکا 0015 مقایسه می‌شود.

## ۲- معادلات حاکم

جریان پیرامون ایرفویل با استفاده از معادلات پیوستگی و ناویراستوکس توصیف می‌شود و با توجه به اینکه ایرفویل زیستی متحرک است معادلات حاکم (2-1) به صورت ناپایا در نظر گرفته شده است و جریان حول مقاطع زیستی به صورت تراکم‌ناپذیر می‌باشد.

$$\nabla \cdot u = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial u}{\partial t} + \nabla \cdot (uu) - \nabla \cdot \eta \nabla u + \frac{1}{\rho} \nabla p = 0 \quad (2)$$

که پارامترهای  $u$  و  $p$  به ترتیب سرعت، فشار و دانسیته و  $\eta$  لزجت سینماتیکی سیال است. برای محاسبه میدان جریان سیال از روش حجم محدود استفاده شده و مقادیر متغیرها در مرکز هر حجم کنترل ذخیره می‌شود. برای درونیابی مقادیر متغیرها از مراکز سلول‌ها به مراکز وجهه حجم کنترل از روش خطی تفاضل مرکزی استفاده می‌شود. گرادیان‌های نرمال سطح در وجود سلول‌ها محاسبه می‌شوند و الگوریتم صریح تصحیح عدم تعادل<sup>۱</sup> برای حل آن‌ها به کار می‌رود. ترم‌های دیبورانس، گرادیان و لاپلاس به روش انتگرال‌گیری گوسی مرتبه‌ی دوم و بر مبنای درونیابی خطی گسترش‌سازی می‌شوند. گسترش‌سازی زمانی به روش ضمنی مرتبه‌ی دوم که بدون قید و شرط پایدار است، انجام می‌گیرد. گام زمانی در حین حل با استفاده از عدد کورانت ماکریتم از پیش تعریف شده، به صورت خودکار تنظیم می‌شود. معادله‌ی کوپل سرعت-فشار از طریق الگوریتم پیمپل<sup>۲</sup> که حاصل ترکیب دو الگوریتم پیزو<sup>۳</sup> و سیمپل<sup>۴</sup> می‌باشد، برقرار می‌شود و باعث افزایش دقت حل عددی خصوصاً در موقعیت حرکت از گام زمانی بزرگ در شبکه‌ی متحرک می‌شود.

## ۳- معادلات حرکتی و رژیم‌های عملکردی ایرفویل

حرکت ایرفویل شامل حرکت نوسانی انتقالی عمودی  $h(t)$  و حرکت نوسانی زاویه‌ای  $\theta(t)$ ، مطابق "شکل 1" می‌باشد. این حرکت مطابق حرکت ایرفویل‌های هموار برگرفته از مرجع [4] می‌باشد که در این تحقیق برای ایرفویل زیستی مورد بررسی قرار می‌گیرد. با فرض این که محور نوسان زاویه‌ای در موقعیت  $x_p$  از لبه‌ی حمله و بر روی وتر ایرفویل قرار گرفته باشد، حرکت نوسانی ایرفویل را می‌توان با معادلات (6-3) بیان نمود.

$$\theta(t) = \theta_0 \sin(\omega t) \quad (3)$$

$$\Omega(t) = \theta_0 \omega \cos(\omega t) \quad (4)$$

$$h(t) = H_0 \sin(\omega t + \phi) \quad (5)$$

$$V_y(t) = H_0 \omega \cos(\omega t + \phi) \quad (6)$$

که در روابط فوق  $\theta_0$  و  $H_0$  به ترتیب دامنه‌های نوسان زاویه‌ای و نوسان عمودی،  $\Omega$  سرعت زاویه‌ای،  $V_y$  سرعت عمودی،  $\omega$  فرکانس زاویه‌ای و  $\phi$  اختلاف فاز بین حرکت نوسانی عمودی و زاویه‌ای است. در "شکل 1" ایرفویل‌های با خطوط نقطه‌چین حرکت به سمت بالا و ایرفویل‌های با خطوط

<sup>1</sup> Explicit Non-Orthogonal Correction Scheme

<sup>2</sup> PIMPLE

<sup>3</sup> PISO

<sup>4</sup> SIMPLE

$\bar{C}_P$  و  $\bar{C}_{P_\theta}$  به ترتیب ضریب توان حرکت نوسان انتقالی و ضریب توان حرکت نوسان زاویه‌ای هستند و راندمان توان استخراج شده  $\eta_{P,E}$  به صورت نسبت توان متوسط استخراج شده  $\bar{P}$  به توان قابل دسترس کل  $P_a$  از معادله (14) بدست می‌آید.

$$\eta_{P,E} \equiv \frac{\bar{P}}{P_a} = \frac{\bar{P}_y + \bar{P}_\theta}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^3 d} = \bar{C}_P \frac{c}{d} \quad (14)$$

در رابطه‌ی فوق  $d$  حداقل مقدار جابجایی ایرفویل و  $U_\infty$  سرعت جريان آزاد است فاصله  $d$  مطابق شکل شامل حرکت عمودی و زاویه‌ای است و اندکی از مقدار  $2H_0$  بزرگتر است، به "شکل 1" توجه نمایید.

ضریب نیروی پیشران متوسط تولید شده در یک سیکل به ازای  $1 < \chi$  با معادله (15) و راندمان پیشران  $\eta_P$  نیز به صورت نسبت ضریب نیروی پیشران متوسط به ضریب توان متوسط و از معادله (16) محاسبه می‌شود [16].

$$\bar{C}_T = - \int_0^1 C_D(t) d(t/T) \quad (15)$$

$$\eta_P = \frac{\bar{C}_T}{\bar{C}_P} \quad (16)$$

### 5- مدل سازی هندسی

در اکثر پژوهش‌های انجام شده بر روی مقاطع بال زیستی، از مقطع بال جلوی سنجاقک آیشنا سیانی ارائه شده توسعه کسل، استفاده شده است [17]. کسل سه مقطع در امتداد دهانه بال سنجاقک آیشنا سیانی و در فواصل 0.3، 0.5 و 0.7 دهانه بال، به صورت "شکل 5" در نظر گرفت. پروفیل انتخاب شده در اغلب پژوهش‌ها براساس پروفیل شماره 2 می‌باشد که دارای لبه‌ی حمله افقی است تا باعث حذف این شبکه شود که لبه‌ی حمله بر روی عملکرد آیرودینامیکی بال چین‌دار اثرگذار بوده است. برای سهولت در انجام شبیه‌سازی، لبه‌های تیز چین‌ها، بدون این که تاثیری بر هندسه‌ی چین‌ها و شکل کلی مقطع داشته باشد، کمی گرد شده است. جفری و مورفی [18] نیز در شبیه‌سازی خود از مقطع چین‌دار زیستی که به صورت دیجیتالی از پروفیل مقطع ارائه شده توسط وارگاس و میتال [19] استخراج شده و چین‌های آن مشابه مدل کسل بود، استفاده نمودند. آنان مختصات نقاط زاویه‌دار در مقطع بال چین‌دار زیستی را براساس بال سنجاقک ارائه نمودند. در این تحقیق نیز با استفاده از مختصات نقاط زاویه‌دار ارائه شده توسط جفری و مورفی، مدل سازی مقطع بال سنجاقک شبیه‌سازی شده و گوشه‌های تیز کمی گرد شده است.

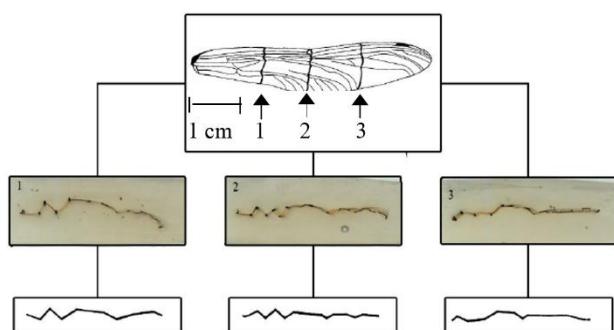


Fig. 5 Three profile cross section of dragonfly forewing (Aeshna cyanea) across wing span at 0.3, 0.5 and 0.7 wing span[17]

شکل 5 سه مقطع در امتداد دهانه بال سنجاقک آیشنا سیانی و در فواصل 0.3، 0.5 و 0.7 از دهانه بال [17]

می‌شود. برای این‌که زاویه حمله موثر در سرتاسر سیکل خنثی باشد بایستی تابع نوسان زاویه‌ای به صورت معادله (10) اصلاح شود. در واقع این یک حالت خاص است که به رژیم خنثی اشاره دارد.

$$\theta(t) = \tan^{-1}\left(\frac{-V_y(t)}{U_\infty}\right) \quad (10)$$

حرکت ایرفویل ممکن است منجر به تولید نیروی افقی در جهت منفی شود و در نتیجه باعث پیشران خالص شود (شکل 4). البته این نیروی پیشران مستلزم انجام مقداری کار بر روی سیال از طریق نیروی عمودی  $Y$  است که جهت این نیروی عمودی در خلاف جهت جابجایی عمودی است. بنابراین به سادگی می‌توان رژیم عملکردی یک ایرفویل را که در یک فرکانس مشخص نوسان می‌کند، با تغییر در دامنه نوسان زاویه‌ای و دامنه نوسان عمودی که به طور مستقیم بر  $\alpha_{T/4}$  و  $\chi$  اثرگذار است، تغییر داد.

### 4- توان استخراجی، نیروی پیشران و راندمان

توان لحظه‌ای استخراج شده از جریان به ازای  $1 < \chi$ ، از مجموع سهم توان حاصل از حرکت نوسانی انتقالی  $P_y(t) = Y(t)V_y(t)$  و سهم توان حاصل از حرکت نوسانی زاویه‌ای  $P_\theta(t) = M(t)\Omega(t)$  به دست می‌آید که  $G$ -گشتاور حول مرکز دوران  $x_P$  می‌باشد. بنابراین ضریب توان متوسط استخراج شده ( $\bar{C}_P$ ) در یک سیکل از معادلات (11-13) محاسبه می‌شود.

$$C_P = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^3 c} \quad (11)$$

$$\bar{C}_P = \bar{C}_{P_y} + \bar{C}_{P_\theta} \quad (12)$$

$$\bar{C}_P = \int_0^1 \left\{ C_Y(t) \frac{V_y(t)}{U_\infty} + C_M(t) \frac{\Omega(t)c}{U_\infty} \right\} d(t/T) \quad (13)$$

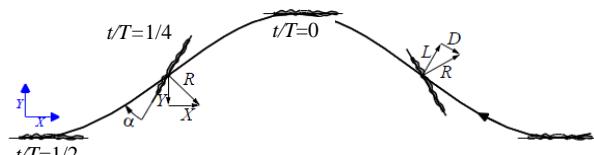


Fig. 2 رژیم استخراج توان ( $1 < \chi$  و  $\alpha_{T/4} < 0$ ). حرکت ظاهری ایرفویل از راست به چپ و بردار سرعت موثر بر مسیر ظاهری منطبق است



Fig. 3 رژیم خنثی ( $\chi = 1$  و  $\alpha_{T/4} = 0$ ). حرکت ظاهری ایرفویل از راست به چپ و بردار سرعت موثر بر مسیر ظاهری منطبق است

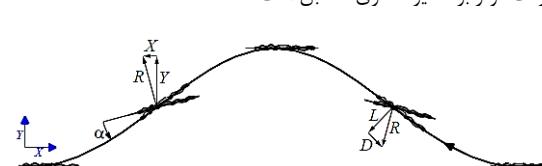


Fig. 4 رژیم پیشران ( $1 < \chi$  و  $\alpha_{T/4} > 0$ ). حرکت ظاهری ایرفویل از راست به چپ و بردار سرعت موثر بر مسیر ظاهری منطبق است

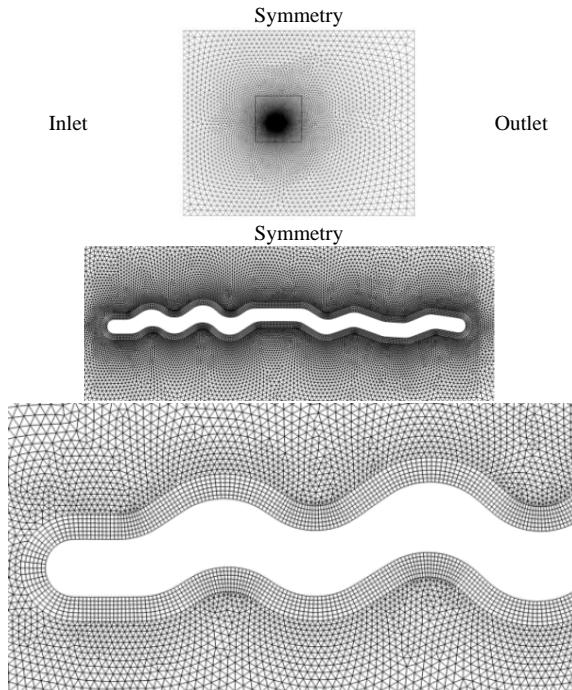


Fig. 6 Display of computational grid of corrugated airfoil in close and far view

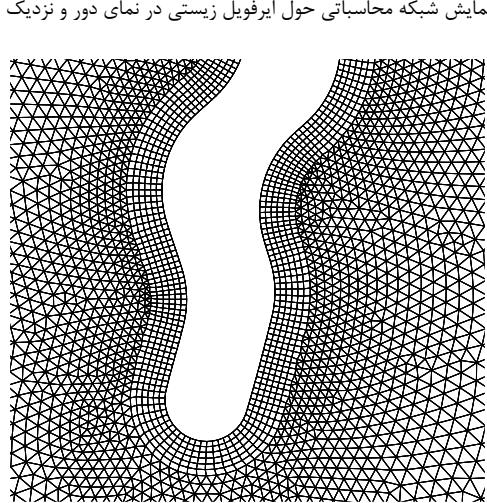


Fig. 7 Display of grid quality for corrugated airfoil at pitching amplitude 75 degree and plunging amplitude of 1c

شکل 7 نمایش کیفیت شبکه ایرفویل زیستی در دامنه نوسان زاویه‌ای 75 درجه و دامنه نوسان عمودی 1c

گره، شبکه‌ی متوسط 200 گره و شبکه‌ی ریز 300 گره در نظر گرفته شده است. سایر اطلاعات در مورد شبکه‌های تولید شده شامل تعداد المان و ارتفاع اولین سلول از سطح ایرفویل در جدول 1 ارائه شده است. همچنین جهت بررسی استقلال حل عددی از گام زمانی، شبیه‌سازی عددی در سه گام زمانی وجود انتقال و دوران زیاد ایرفویل، شبکه همچنان از کیفیت مطلوبی برخوردار است.

برای بهدست آوردن شبکه و گام زمانی بهینه، شبیه‌سازی عددی در رینولدز 1100، دامنه نوسان عمودی  $c = 1.0 * c$ ,  $H_0 = 1.0$ , فرکانس بی بعد  $f^* = fc/U_\infty = 0.14$ ,  $\theta_0 = 76.33^\circ$  و اختلاف فاز  $\phi = \pi/2$  انجام شده است. نتایج حاصله نشان داد که نمودار ضرایب نیروی افقی و عمودی در شبکه‌ی متوسط ریز (شکل 8) و همچنین گام زمانی 0.0005 و 0.002 (شکل 9) بر هم منطبق است بنابراین جهت کاهش زمان و

## 6- تولید شبکه و شرایط مرزی

برای انجام شبیه‌سازی عددی، شبکه‌های تولید شده حول ایرفویل، به صورت ترکیبی از المان‌های چهارضلعی در مجاورت سطح ایرفویل و المان‌های سه ضلعی در بقیه‌ی میدان محاسباتی می‌باشد (شکل 6). دامنه محاسباتی به صورت مستطیل در نظر گرفته شده است و طول و ترا ایرفویل (c) واحد است و مرز محورهای مختصات در نقطه‌ی  $1/3c$  قرار گرفته و فاصله‌ی مرکز 30c مختصات از مرز ورودی 20c، مرزهای آزاد 20c و مرز خروجی 30c می‌باشد. سرعت جریان در مرز ورودی و مرزهای آزاد واحد است و مقدار فشار در مرز خروجی نیز صفر است. ویسکوزیتی سیال نیز به گونه‌ای انتخاب شده است که عدد رینولدز 1100 را بر مبنای طول و ترا ایرفویل و سرعت جریان ورودی فرامم نماید.

## 7- حرکت شبکه

برای بررسی جریان سیال ناپایا بر روی ایرفویل در حال حرکت، به یک الگوریتم دقیق جهت محاسبه‌ی حرکت نقاط و تغییر شکل المان‌های شبکه نیاز است. الگوریتم مربوطه باقیت حفظ کیفیت و اعتبار شبکه اولیه را داشته باشد زیرا دقت شبیه‌سازی عددی به محاسبه‌ی دقیق حرکت شبکه وابسته است و حرکت نقاط داخلی دامنه محاسباتی از طریق خطای گسسته‌سازی شبکه بر روی حل عددی اثرگذار است. مهمترین پارامترها در بررسی کیفیت شبکه، اعوجاج و تعادل در سلول‌های شبکه می‌باشد و پارامترهای دیگر نظیر راندمان، هزینه‌ی محاسباتی و توأم‌نندی در انتخاب الگوریتم مناسب جهت حرکت شبکه موثر است. الگوریتم‌های عددی مختلفی برای محاسبه‌ی حرکت نقاط داخلی میدان محاسباتی ناشی از حرکت مرزا وجود دارد. روش هموارسازی لابلس با ضریب پخش ثابت و متغیر یکی از روش‌هایی است که با الگوریتم اولیه-لاغرانژی دلخواه به کار گرفته می‌شود. به طور معمول نواحی نزدیک جسم متحرک، شامل المان‌های کوچک است و بیشترین تغییرات در خواص سیال در همین نواحی به وقوع می‌پیوندد. بنابراین مزیت استفاده از ضریب پخش متغیر، یکنواختی بیشتر در سرعت حرکت شبکه و در نتیجه کاهش تغییر شکل شبکه در نواحی نزدیک جسم متحرک است که در نهایت منجر به نتایج دقیق‌تری می‌شود. روش هموارسازی به کار رفته در اپن‌فوم با معادله (17) ارائه شده است.

$$\nabla \cdot (\gamma \nabla u) = 0 \quad (17)$$

که در معادله (17)  $\gamma$  ضریب پخش است و به صورت ثابت و یا متغیر در نظر گرفته می‌شود و  $u$  سرعت حرکت نقاط شبکه است که جهت بدست آوردن موقعیت نقاط جدید شبکه از معادله (18) استفاده شده است.

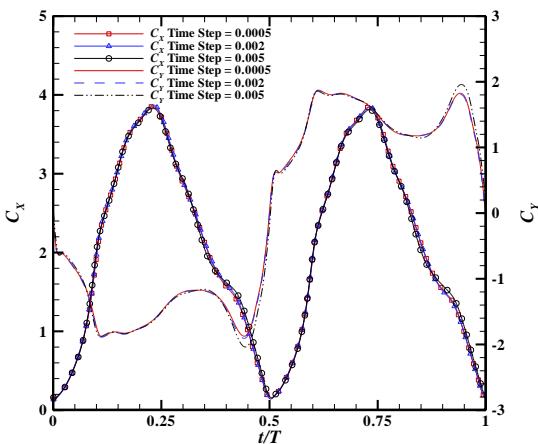
$$x_{\text{new}} = x_{\text{old}} + u \Delta t \quad (18)$$

در معادله (18)  $x_{\text{new}}$  و  $x_{\text{old}}$  موقعیت نقاط جدید و قدیم در شبکه محاسباتی و  $\Delta t$  گام زمانی است. در "شکل 7" ایرفویل زیستی در شرایط  $\theta_0 = 75^\circ$  و  $H_0 = 1c$  نشان داده شده است. همان‌طور که دیده می‌شود با وجود انتقال و دوران زیاد ایرفویل، شبکه همچنان از کیفیت مطلوبی برخوردار است.

## 8- اعتبارسنجی و بررسی استقلال از شبکه و گام زمانی

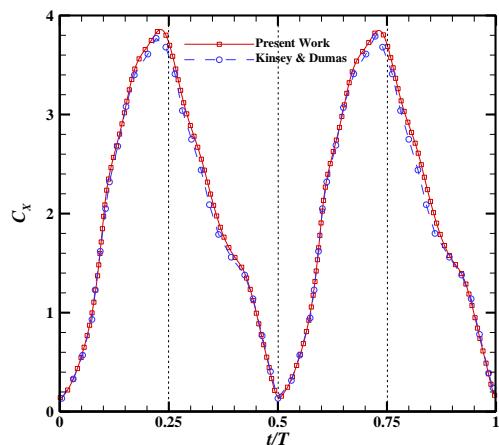
به منظور بررسی استقلال حل عددی از شبکه محاسباتی، شبیه‌سازی عددی بر روی سه شبکه درشت، متوسط و ریز که به ترتیب تحت عنوان 1، 2 و 3 نامیده می‌شوند، برای هر دو ایرفویل ناکا و ایرفویل زیستی انجام شده است. بر روی سطح هر دو ایرفویل ناکا و ایرفویل زیستی، در شبکه‌ی درشت 100

باعث می‌شود که  $\alpha \approx 1$  شود و در رژیم خنثی قرار گیرد. در شبیه‌سازی‌های انجام شده علاوه بر نمایش ضرایب نیرو و گشتاور به صورت نمودار، مقدار ضریب نیروی تراست، ضریب توان، بازده توان و بازده پیشran نیز به صورت جدول ارائه شده است.



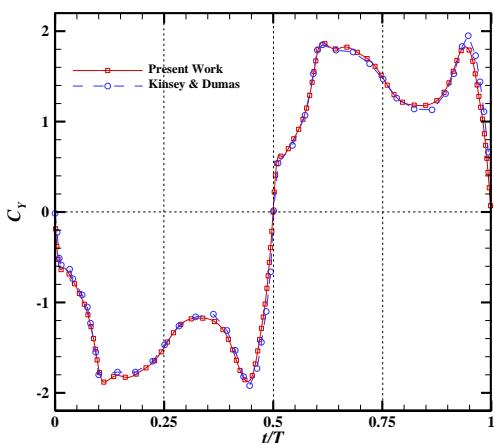
**Fig. 9** Comparison of Horizontal and vertical force coefficient at various time step

شکل 9 مقایسه ضریب نیروی افقی و عمودی در گام‌های زمانی مختلف



**Fig. 10** Comparison of Horizontal force coefficient with Kinsey & Dumas[4]

شکل 10 نمودار مقایسه ضریب نیروی افقی با نتایج کینسی و داماس



**Fig. 11** Comparison of vertical force coefficient with Kinsey & Dumas[4]

شکل 11 نمودار مقایسه ضریب نیروی عمودی با نتایج کینسی و داماس

هزینه‌ی محاسباتی، شبکه‌ی متوسط با گام زمانی 0.002 به عنوان شبکه و گام زمانی بهینه انتخاب شده است.

نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی، شامل ضرایب نیروی برآ، پسا و ضریب ممان پیچشی برحسب زمان در یک دوره تنابوب رسم شده و بهمنظور اعتبارسنجی با نتایج شبیه‌سازی حاصل از تحقیق کینسی و داماس در "شکل‌های 12-10" مقایسه شده است که با وجود استفاده از تعداد المان‌های کمتر، تحقیق حاضر از دقت قابل قبولی برخوردار است. در جدول 2 ضریب پسای متوسط، ضریب توان متوسط و بازده توان مربوطه نیز با یکدیگر مقایسه شده که اختلاف نتایج کمتر از یک درصد می‌باشد.

## 9- نتایج

در تحقیق حاضر برای هر دو ایرفویل زیستی و ناکا، عدد رینولدز و اختلاف فاز به صورت ثابت و برابر با  $1100\pi/2$  در نظر گرفته شده است. پارامترهای دامنه نوسان عمودی، دامنه نوسان زاویه‌ای و فرکانس کاسته مطابق جدول 3 تغییر می‌نماید که در مجموع شامل 28 اجرا برای ایرفویل زیستی و ناکا می‌باشد. انتخاب پارامترها حركتی دامنه نوسان عمودی، دامنه نوسان زاویه‌ای، فرکانس بی بعد و اختلاف فاز به ترتیب برابر  $1, 45, 0.15, 0.05$  و  $\pi/2$  می‌باشد.

جدول 1 مشخصات شبکه‌های محاسباتی تولید شده

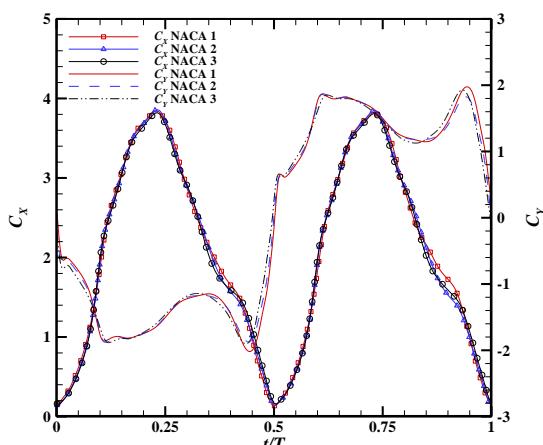
**Table 1** Specification of generated computational grid

شبکه	تعداد نقاط روی ایرفویل	تعداد المان اولین سلو	ارتفاع المان
ناکا 1	100	14096	0.01
ناکا 2	200	29822	0.005
ناکا 3	300	43900	0.001
زیستی 1	100	21490	0.01
زیستی 2	200	35632	0.005
زیستی 3	300	64182	0.001

جدول 2 مقایسه نتایج تحقیق حاضر با نتایج کینسی و داماس [4]

**Table 2** Comparison between results of present work and Kinsey & Dumas [4]

$\eta_{P,E}$	$\bar{C}_P$	$\bar{C}_T$	
0.337	0.86	2.014	کینسی و داماس [4]
0.341	0.87	2.068	تحقیق حاضر



**Fig. 8** Comparison of horizontal and vertical force coefficient at various grid

شکل 8 مقایسه ضریب نیروی افقی و عمودی در شبکه‌های محاسباتی مختلف

"16" که مربوط به رژیم استخراج توان است در زمان  $0.5T$  یک گردابه با جهت چرخش مثبت تولید شده و از لبه‌ی فرار ایرفویل جدا شده و به دنباله‌ی جریان می‌ریزد و در زمان  $T$  نیز یک گردابه با جهت چرخش منفی تولید شده و از لبه‌ی فرار ایرفویل جدا شده و به دنباله‌ی جریان می‌ریزد و این ریزش گردابه‌ها به صورت نوسانی ادامه می‌یابد. جهت چرخش این گردابه‌ها به گونه‌ای است که باعث کاهش سرعت جریان در پشت ایرفویل می‌شود و می‌توان گفت که از سیال انرژی گرفته می‌شود.

#### 9-2- بررسی اثرات دامنه نوسان عمودی

برای بررسی اثر دامنه نوسان عمودی در هر دو ایرفویل زیستی و ناکا،

جدول 3 پارامترهای حرکتی در نظر گرفته شده جهت انجام شبیه‌سازی

Table 3 Considered motion parameter for simulation

$f^*$	$\theta_0^\circ$	$H_0/c$
0.05	15	0.25
0.1	30	0.5
0.15	45	0.75
0.25	60	1.0
0.5	75	1.25
-	-	1.5

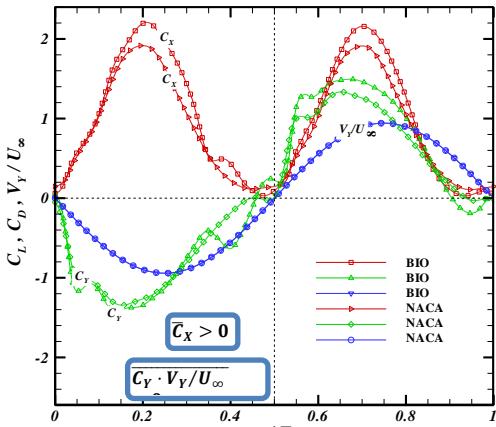


Fig. 13 ضرایب نیروی افقی و عمودی و همچنین سرعت نوسان عمودی در یک دوره تناوب (رژیم استخراج توان) و نوسان زاویه‌ای 60 درجه

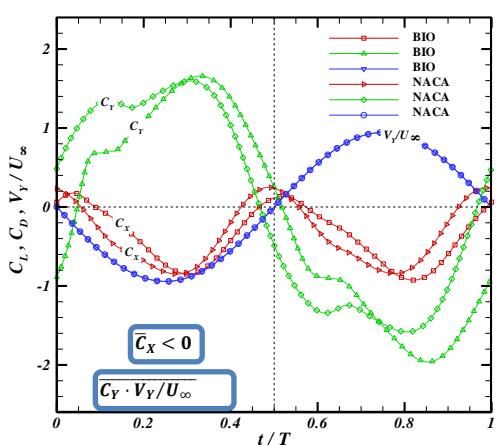


Fig. 14 ضرایب نیروی افقی و عمودی و همچنین سرعت نوسان عمودی در یک دوره تناوب (رژیم پیشران) و نوسان زاویه‌ای 30 درجه

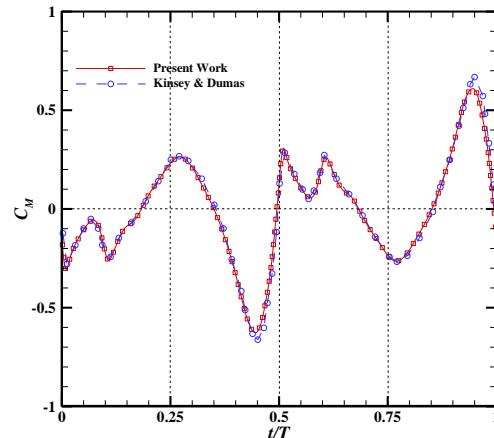


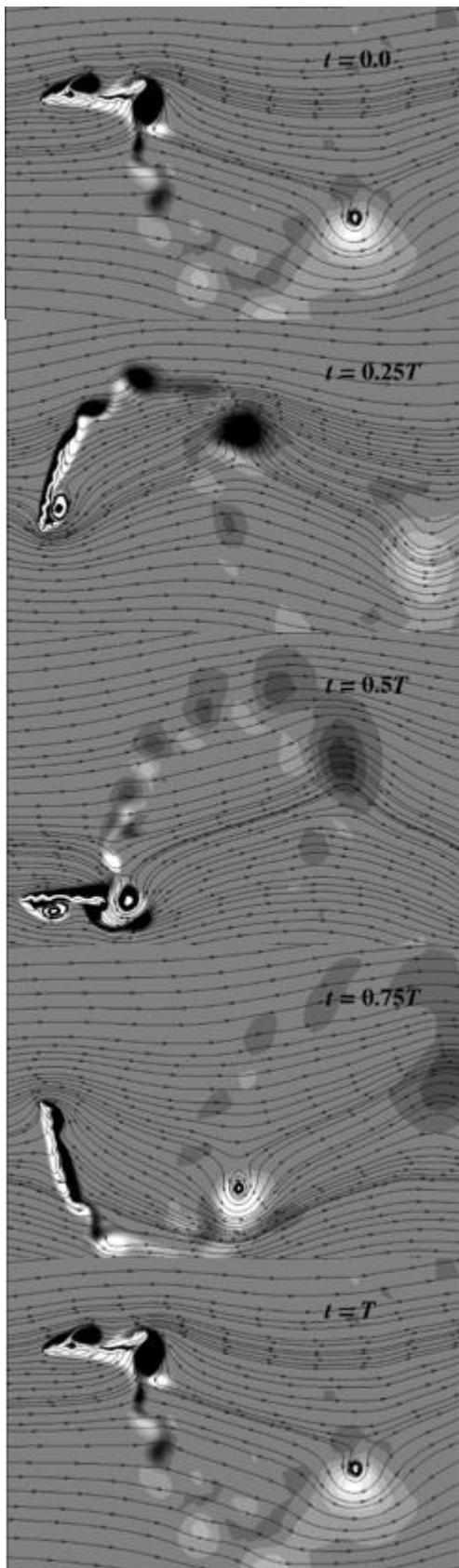
Fig. 12 Comparison of pitching moment coefficient with Kinsey & Dumas[4]

شکل 12 نمودار مقایسه ضریب ممان پیچشی با نتایج کینسی و داماس

#### 9-1- تشریح فیزیک رژیمهای استخراج توان و پیشران

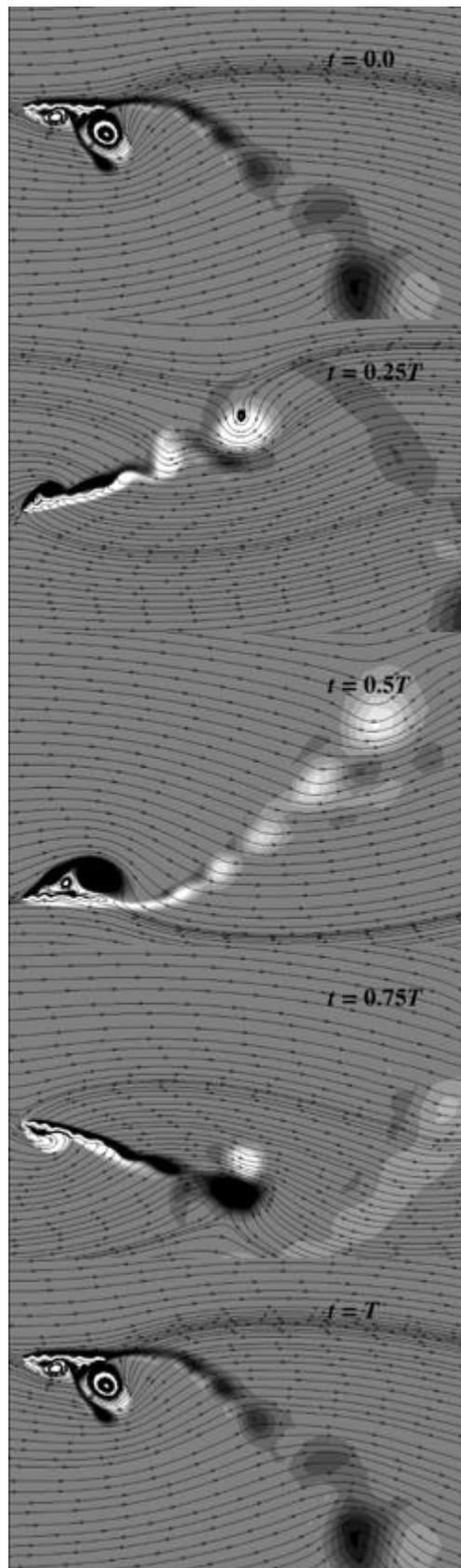
ابتدا جهت تشریح فیزیکی رژیمهای استخراج توان و پیشران و همچنین مقایسه‌ی دو ایرفویل زیستی و ناکا 0015، دو مورد شبیه‌سازی عددی انجام شده است که عدد رینولدز، دامنه نوسان عمودی، فرکانس بی بعد و اختلاف فاز به صورت ثابت و به ترتیب برابر 1100، 0.15 و  $0.2/\pi$  در نظر گرفته شده و دامنه نوسان زاویه‌ای از 30 به 60 درجه تغییر کرده است. با توجه به معادله (9)، اگر دامنه نوسان زاویه‌ای 60 درجه باشد،  $\chi = 1.39$  خواهد شد و چون  $\chi$  بزرگ‌تر از یک است بنابراین در رژیم استخراج توان قرار دارد. با توجه به "شکل 13" متوسط حاصل ضرب  $C_Y \cdot V_Y/U_\infty$  برای هر دو ایرفویل در بخش زیادی از یک دوره تناوب دارای مقدار مثبتی است که بیانگر استخراج توان می‌باشد اگر  $\bar{C}_X > 0$  نشان‌دهنده‌ی نیروی پسای خالص در طول دوره تناوب است. مطابق "شکل 14" اگر دامنه نوسان زاویه‌ای 30 درجه باشد،  $\chi = 0.69$  خواهد شد و چون  $\chi$  کوچک‌تر از یک است بنابراین در رژیم پیشران قرار دارد. در رژیم پیشران مولفه‌ی افقی نیرو منجر به  $\bar{C}_X = 0$  می‌شود که نشان‌دهنده‌ی پیشران خالص در یک دوره تناوب است. کار موردنیاز جهت تولید پیشرانش ایرفویل با متوسط حاصل ضرب  $C_Y \cdot V_Y/U_\infty$  انجام شده است که برای هر دو ایرفویل در بخش زیادی از یک دوره تناوب دارای مقداری منفی نیز می‌باشد. در "شکل‌های 15 و 16" موقعیت مکانی، کانتور چرخش و خطوط جریان در زمان‌های  $0.0T$ ،  $0.07T$ ،  $0.25T$ ،  $0.5T$ ،  $0.75T$  و  $T$  برای ایرفویل زیستی در دامنه نوسان زاویه‌ای 30 و 60 درجه در یک دوره تناوب رسم شده است. "شکل 15" مربوط به دامنه نوسان 30 درجه است که در رژیم پیشران قرار دارد و "شکل 16" مربوط به دامنه نوسان 60 درجه است که در رژیم استخراج توان قرار می‌گیرد.

در این دو شکل نواحی با رنگ سفید مربوط به چرخش مثبت و نواحی با رنگ تیره مربوط به چرخش منفی است. با مقایسه‌ی این دو شکل تفاوت رژیم استخراج توان و رژیم پیشران را می‌توان به خوبی درک نمود. در "شکل 15" که مربوط به رژیم پیشران است در زمان  $0.5T$  یک گردابه با جهت چرخش منفی تولید شده و از لبه‌ی فرار ایرفویل جدا شده و به دنباله‌ی جریان می‌ریزد و در زمان  $T$  نیز یک گردابه با جهت چرخش مثبت تولید شده و از لبه‌ی فرار ایرفویل جدا شده و به دنباله‌ی جریان می‌ریزد و این ریزش گردابه‌ها به صورت نوسانی ادامه می‌یابد. جهت چرخش این گردابه‌ها به گونه‌ای است که باعث افزایش سرعت جریان در پشت ایرفویل شده و مانند یک جت عمل می‌نماید و در واقع به سیال انرژی داده می‌شود. در "شکل



**Fig. 16** Corrugated airfoil motion over one periodic cycle with 60 deg pitching amplitude (power-extraction regime)

شکل ۱۶ حرکت ایرفویل زیستی در یک دوره تناوب با دامنه نوسان زاویه‌ای 60 درجه (رژیم استخراج توان)



**Fig. 15** Corrugated airfoil motion over one periodic cycle with 30 deg pitching amplitude (propulsion regime)

شکل ۱۵ حرکت ایرفویل زیستی در یک دوره تناوب با دامنه نوسان زاویه‌ای 30 درجه (رژیم پیشران)

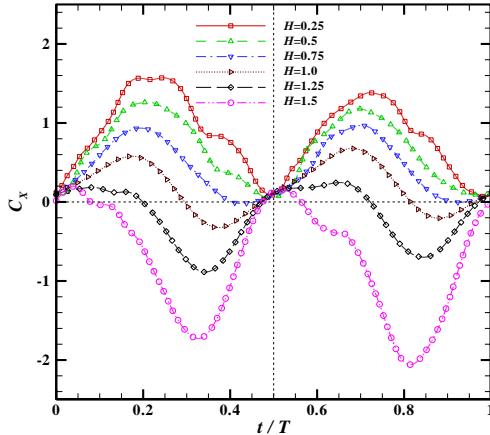


Fig. 17 تغییرات ضریب نیروی افقی ایرفویل زیستی در دامنه نوسان عمودی

شکل 17 تغییرات ضریب نیروی افقی ایرفویل زیستی در دامنه نوسان عمودی مختلف

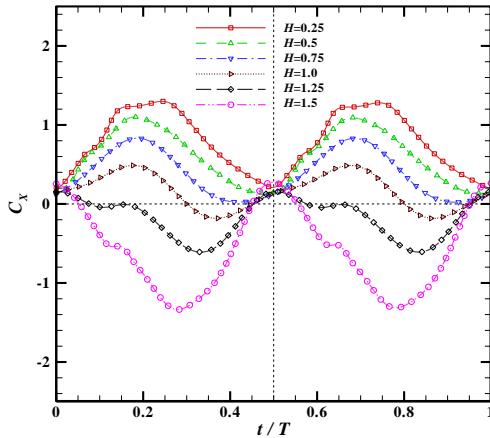


Fig. 18 NACA 0015 airfoil horizontal force coefficient variation at various plunging amplitude

شکل 18 تغییرات ضریب نیروی افقی ایرفویل ناکا 0015 در دامنه نوسان عمودی مختلف

ایرفویل ناکا است.

### 9-3- بررسی اثرات دامنه نوسان زاویه‌ای

برای بررسی اثر دامنه نوسان زاویه‌ای در هر دو ایرفویل زیستی و ناکا، پارامترهای دامنه نوسان عمودی و فرکانس بی‌بعد، ثابت و برابر با ۰.۱۵ در نظر گرفته شده است و دامنه نوسان زاویه‌ای مطابق جدول ۳ تغییر می‌کند. نتایج مربوط به تغییر دامنه نوسان زاویه‌ای ایرفویل زیستی و ایرفویل ناکا در جدول ۶ و جدول ۷ آراهه شده است. با توجه به این که دامنه نوسان زاویه‌ای برابر ۴۵ درجه مربوط به رژیم خنثی می‌باشد، دامنه‌های کوچکتر از ۴۵ درجه مربوط به رژیم پیشran و دامنه‌های بزرگتر مربوط به رژیم استخراج توان است. با افزایش دامنه نوسان عمودی در رژیم استخراج توان ضریب نیروی پیشran افزایش یافته و بازده استخراج توان و دامنه‌های بزرگتر مربوط به رژیم پیشran است. با افزایش دامنه نوسان عمودی در رژیم استخراج توان ضریب نیروی پیشran افزایش یافته و بازده استخراج توان نیز کاهش می‌یابد اما در رژیم پیشran افزایش یافته و بازده پیشran نیز افزایش می‌یابد. مقایسه‌ی نتایج ایرفویل زیستی و ایرفویل ناکا نشان می‌دهد روند تغییرات نتایج مشابه یکدیگر است اما با نزدیک شدن به ناحیه‌ی خنثی ایرفویل زیستی عملکرد بهتری را در هر دو رژیم استخراج توان و پیشran نشان می‌دهد. به عنوان نمونه در ناحیه‌ی استخراج توان و دامنه نوسان عمودی ۰.۷۵ بازده ایرفویل زیستی (۰.۱۰۵) در مقایسه با ایرفویل ناکا (۰.۰۸۶) بیشتر است و همچنین در ناحیه‌ی پیشran و دامنه نوسان عمودی ۱.۲۵، نیز بازده ایرفویل زیستی (۰.۳۴۶) از بازده ایرفویل ناکا (۰.۳۴۵) بیشتر است. با دور شدن از ناحیه‌ی خنثی عملکرد ایرفویل ناکا نسبت به ایرفویل زیستی بهبود می‌یابد.

"شکل‌های ۱۷ و ۱۸" نتایج ضریب نیروی افقی را بر حسب زمان در یک دوره تناوب با تغییر دامنه نوسان عمودی برای ایرفویل زیستی و ناکا ۰۰۱۵ نمایش می‌دهد. با توجه به شکل در رژیم استخراج توان متوسط نیروی افقی در یک دوره تناوب مثبت است اما در رژیم پیشran متوسط نیروی افقی منفی می‌شود که بیانگر تولید نیروی پیشran است.

برای مقایسه‌ی بهتر، نمونه‌ای از نتایج ایرفویل‌های زیستی و ناکا در نواحی استخراج توان و تولید پیشran مربوط به دامنه نوسان عمودی ۰.۲۵ و ۱.۵ در "شکل ۱۹" نشان داده شده است. مقایسه‌ی نتایج ایرفویل زیستی و ایرفویل ناکا نشان می‌دهد روند تغییرات مشابه یکدیگر است و تنها تفاوت آن‌ها در این است که در ایرفویل ناکا ۰۰۱۵ بعلت وجود تقارن هندسی، نتایج در نصف دوره تناوب به صورت متقاضن تکرار می‌شود اما در ایرفویل زیستی بعلت عدم وجود تقارن هندسی، نتایج نیز به صورت نامتقارن است و مقدار بیشینه و قدر مطلق کمینه نیروی افقی ایرفویل زیستی بیشتر از

جدول ۴ نتایج تغییر دامنه نوسان عمودی برای ایرفویل زیستی

Table 4 Result of plunging amplitude variation for corrugated airfoil

$\eta_P$	$\eta_{P,E}$	$\bar{C}_P$	$\bar{C}_T$	$H_0/c$
-	0.203	0.221	0.852	0.25
-	0.202	0.289	0.644	0.5
-	0.105	0.190	0.428	0.75
-	0.020	0.046	0.189	1.0
0.346	-	-0.498	-0.172	1.25
0.552	-	-1.342	-0.741	1.5

جدول ۵ نتایج تغییر دامنه نوسان عمودی برای ایرفویل ناکا ۰۰۱۵

Table 5 Result of plunging amplitude variation for NACA 0015 airfoil

$\eta_P$	$\eta_{P,E}$	$\bar{C}_P$	$\bar{C}_T$	$H_0$
-	0.205	0.224	0.790	0.25
-	0.191	0.269	0.595	0.5
-	0.086	0.156	0.380	0.75
-	0.035	0.080	0.157	1.0
0.345	-	-0.519	-0.179	1.25
0.582	-	-1.224	-0.712	1.5

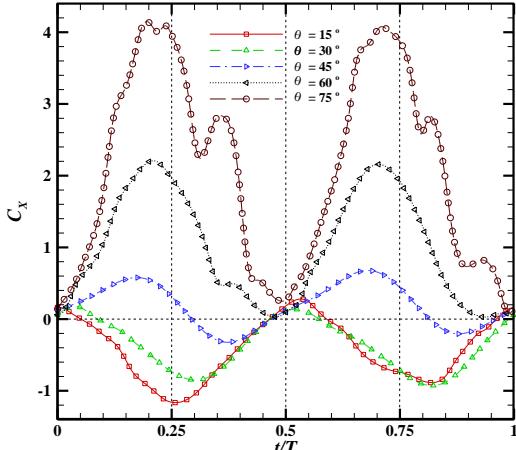


Fig. 20 corrugate airfoil horizontal force coefficient variation at various pitching amplitude

شکل 20 تغییرات ضریب نیروی افقی ایرفویل زیستی در دامنه نوسان زاویه‌ای مختلف

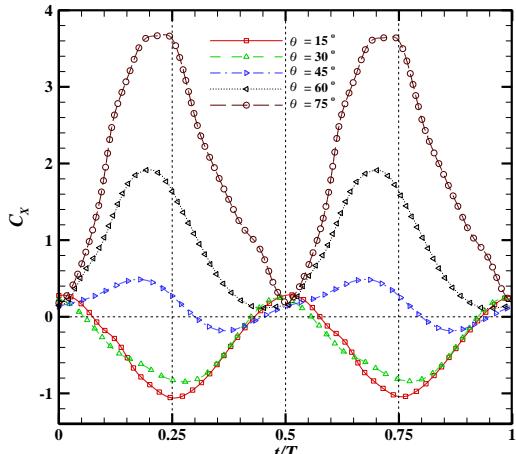


Fig.21 NACA 0015 airfoil horizontal force coefficient variation at various pitching amplitude

شکل 21 تغییرات ضریب نیروی افقی ایرفویل ناکا 0015 در دامنه نوسان زاویه‌ای مختلف

**4-9- بررسی اثرات فرکانس کاسته**  
برای بررسی اثر فرکانس کاسته در هر دو ایرفویل زیستی و ناکا، پارامترهای دامنه نوسان زاویه‌ای و دامنه نوسان عمودی، ثابت و برابر با 45 درجه و طول وتر ایرفویل در نظر گرفته شده است و فرکانس کاسته مطابق جدول 3 تغییر می‌کند. نتایج مربوط به تغییر فرکانس کاسته برای ایرفویل زیستی و ایرفویل ناکا در جدول 8 و جدول 9 ارائه شده است. با توجه به این که فرکانس کاسته‌ی 0.15 مربوط به رژیم خنثی می‌باشد، مقادیر کوچک‌تر از 0.15 مربوط به رژیم استخراج توان و مقادیر بزرگ‌تر مربوط به رژیم پیشران است. با افزایش فرکانس کاسته در رژیم استخراج توان، ضریب نیروی پسا کاهش یافته و بازده استخراج توان افزایش می‌یابد اما در رژیم پیشران ضریب نیروی پیشران افزایش یافته و بازده پیشران کاهش می‌یابد. مقایسه‌ی نتایج ایرفویل زیستی و ایرفویل ناکا نشان می‌دهد روند تغییرات نتایج مشابه یکدیگر است اما با نزدیک شدن به ناحیه‌ی خنثی ایرفویل زیستی عملکرد بهتری را در هر دو رژیم استخراج توان و پیشران نشان می‌دهد. به عنوان نمونه در ناحیه‌ی استخراج توان و فرکانس کاسته 0.1، بازده ایرفویل زیستی (0.141) در مقایسه با ایرفویل ناکا (0.093) بیشتر است و همچنین در ناحیه‌ی پیشران و

زاویه‌ای 60، بازده ایرفویل زیستی (0.213) در مقایسه با ایرفویل ناکا (0.199) بیشتر است و همچنین در ناحیه‌ی پیشران و دامنه نوسان زاویه‌ای 30، نیز بازده ایرفویل زیستی (0.463) از بازده ایرفویل ناکا (0.446) بیشتر است. با دور شدن از ناحیه‌ی خنثی عملکرد ایرفویل ناکا نسبت به ایرفویل زیستی بهبود می‌یابد.

"شکل‌های 20 و 21" نتایج ضریب نیروی افقی را بر حسب زمان در یک دوره تناوب با تغییر دامنه نوسان زاویه‌ای برای ایرفویل زیستی و ناکا 0015 نمایش می‌دهد. با توجه به شکل در رژیم استخراج توان متوسط نیروی افقی در یک دوره تناوب مثبت است اما در رژیم پیشران متوسط نیروی افقی منفی می‌شود که بیانگر تولید نیروی پیشران است. مقایسه‌ی نتایج ایرفویل زیستی و ایرفویل ناکا نشان می‌دهد روند تغییرات مشابه یکدیگر است و تنها تفاوت آن‌ها در این است که در ایرفویل ناکا 0015 به علت وجود تقارن هندسی، نتایج در نصف دوره تناوب به صورت متقاضن تکرار می‌شود اما در ایرفویل زیستی به علت عدم وجود تقارن هندسی، نتایج نیز به صورت نامتقارن است و مقدار بیشینه و قدر مطلق کمینه نیروی افقی ایرفویل زیستی بیشتر از ایرفویل ناکا است.

جدول 6 نتایج تغییر دامنه نوسان زاویه‌ای برای ایرفویل زیستی

Table 6 Result of pitching amplitude variation for corrugated airfoil

$\eta_P$	$\eta_{P,E}$	$\bar{C}_P$	$\bar{C}_T$	$\theta_0^\circ$
0.272	-	-1.523	-0.416	15
0.463	-	-0.792	-0.367	30
-	0.020	0.046	0.189	45
-	0.213	0.511	0.992	60
-	0.321	0.819	2.090	75

جدول 7 نتایج تغییر دامنه نوسان زاویه‌ای برای ایرفویل ناکا

Table 7 Result of pitching amplitude variation for NACA 0015 airfoil

$\eta_P$	$\eta_{P,E}$	$\bar{C}_P$	$\bar{C}_T$	$\theta_0^\circ$
0.268	-	-1.420	-0.381	15
0.446	-	-0.786	-0.351	30
-	0.020	0.080	0.157	45
-	0.199	0.477	0.886	60
-	0.335	0.855	1.949	75

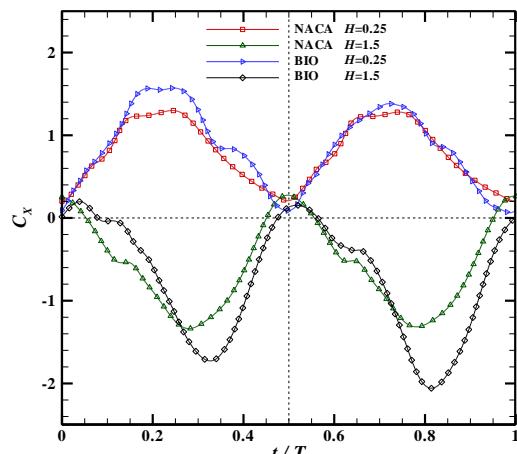


Fig.19 Comparison of horizontal force coefficient variation of corrugated and NACA 0015 airfoils at plunging amplitude of 0.25 and 1.5

شکل 19 مقایسه‌ی تغییرات ضریب نیروی افقی ایرفویل‌های زیستی و ناکا 0015 در دامنه نوسان عمودی 0.25 و 1.5

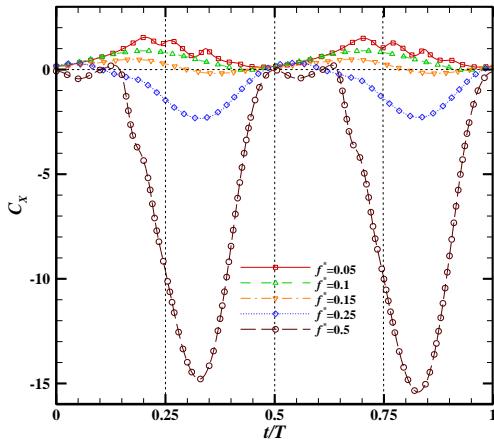


Fig.23 NACA 0015 airfoil horizontal force coefficient variation at various reduced frequency

شکل 23 تغییرات ضریب نیروی افقی ایرفویل ناکا 0015 در فرکانس کاسته مختلف

نوسان انتقالی و زاویه‌ای بر ضرایب آبرودینامیکی، بازده توان استخراجی و توان پیشran بررسی شد. در شبیه‌سازی انجام شده، پارامترهای فرکانس کاسته از 0.05 تا 0.5، دامنه نوسان انتقالی از 0.25 تا 1.75 وتر و دامنه نوسان زاویه‌ای از 15 تا 75 درجه تغییر یافته و اختلاف فاز بین حرکت انتقالی و زاویه‌ای ثابت و برابر  $2/\pi$  در نظر گرفته شد. مطالعه‌ی عددی بالزن زیستی و ناکا 0015 نشان داد که ترکیب پارامترهای حرکتی مختلف نظری فرکانس کاسته و دامنه نوسان عمودی و زاویه‌ای تعیین می‌نماید که ایرفویل زیستی در رژیم استخراج توان، خنثی یا پیشran قرار گیرد و از نظر کیفی نیز همانند ایرفویل ناکا عمل می‌نماید و روند تغییرات نتایج مشابه یکدیگر است و تنها تفاوت آن‌ها در این است که در ایرفویل ناکا 0015 به‌علت وجود تقارن هندسی، نتایج در نصف دوره تناوب به‌صورت متقارن تکرار می‌شود اما در ایرفویل زیستی به‌علت عدم وجود تقارن هندسی، نتایج نیز به‌صورت نامتقارن است و مقدار بیشینه و قدر مطلق کمینه نیروی افقی ایرفویل زیستی بیشتر از ایرفویل ناکا است. همچنین نتایج حاصله نشان داده است که با تغییر پارامترهای فرکانس کاسته، دامنه نوسان عمودی و زاویه‌ای، هرچه به ناحیه‌ی خنثی نزدیکتر شویم ایرفویل زیستی بازده بالاتری نسبت به ایرفویل ناکا نمایش می‌دهد و با دور شدن از ناحیه‌ی خنثی بازده ایرفویل ناکا بهتر می‌شود.

## 11- فهرست عالئم

وتر ایرفویل (m)	$c$
ضریب پسا	$C_D$
ضریب ممان پیچشی	$C_M$
ضریب توان	$C_P$
ضریب نیروی پیشran	$C_T$
ضریب نیروی افقی	$C_X$
ضریب نیروی عمودی	$C_Y$
حداکثر مقدار جابجایی ایرفویل (m)	$d$
فرکانس ( $s^{-1}$ )	$f$
فرکانس کاسته	$f^*$
موقعیت عمودی ایرفویل (m)	$h$
دامنه نوسان عمودی ایرفویل (m)	$H_0$
ممان پیچشی ( $kgm^2s^{-2}$ )	$M$

فرکانس کاسته 0.25، نیز بازده ایرفویل زیستی (0.449) از بازده ایرفویل ناکا (0.423) بیشتر است. با دور شدن از ناحیه‌ی خنثی عملکرد ایرفویل ناکا نسبت به ایرفویل زیستی بهبود می‌یابد.

"شکل های 22 و 23" نتایج ضریب نیروی افقی را برحسب زمان در یک دوره تناوب با تغییر فرکانس کاسته برای ایرفویل زیستی و ناکا 0015 نمایش می‌دهد. با توجه به شکل در رژیم استخراج توان متوسط نیروی افقی در یک دوره تناوب مثبت است اما در رژیم پیشran متوسط نیروی افقی منفی می‌شود که بیانگر تولید نیروی پیشran است. مقایسه‌ی نتایج ایرفویل زیستی و ایرفویل ناکا نشان می‌دهد روند تغییرات مشابه یکدیگر است و تنها تفاوت آن‌ها در این است که در ایرفویل ناکا 0015 به‌علت وجود تقارن هندسی، نتایج در نصف دوره تناوب به‌صورت متقارن تکرار می‌شود اما در ایرفویل زیستی به‌علت عدم وجود تقارن هندسی، نتایج نیز به‌صورت نامتقارن است و مقدار بیشینه و قدر مطلق کمینه نیروی افقی ایرفویل زیستی بیشتر از ایرفویل ناکا است.

## 10- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

در پژوهش حاضر حرکت نوسانی انتقال عمودی و زاویه‌ای ایرفویل زیستی و ناکا 0015 به‌صورت عددی شبیه‌سازی شد و تاثیر فرکانس کاسته، دامنه

جدول 8 نتایج تغییر فرکانس کاسته برای ایرفویل زیستی

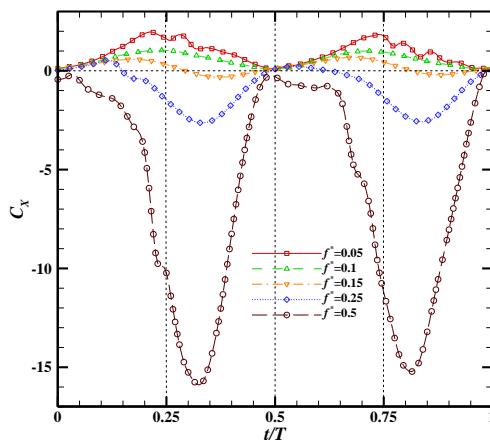
Table 8 Result of reduced frequency variation for corrugated airfoil

$\eta_p$	$\eta_{P,E}$	$\bar{C}_P$	$\bar{C}_T$	$f^*$
-	0.124	0.278	0.897	0.05
-	0.141	0.318	0.557	0.1
-	0.020	0.046	0.189	0.15
0.449	-	-1.925	-0.864	0.25
0.292	-	-20.316	-5.940	0.5

جدول 9 نتایج تغییر فرکانس کاسته برای ایرفویل ناکا

Table 9 Result of reduced frequency variation for NACA 0015 airfoil

$\eta_p$	$\eta_{P,E}$	$\bar{C}_P$	$\bar{C}_T$	$f^*$
-	0.078	0.176	0.685	0.05
-	0.093	0.210	0.461	0.1
-	0.035	0.080	0.157	0.15
0.423	-	-1.898	-0.803	0.25
0.319	-	-17.320	-5.518	0.5



شکل 22 تغییرات ضریب نیروی افقی ایرفویل زیستی در فرکانس کاسته مختلف

- of Ship Research*, Vol. 16, No. 1, pp. 66–78, 1972.
- [2] W. McKinney, J. DeLaurier, The wingmill: An oscillating wing windmill, *Journal of Energy*, Vol. 5, No. 2, pp. 109–115, 1981.
- [3] K. D. Jones, K. Lindsey, M. F. Platzer, An investigation of the fluid-structure interaction in an oscillating-wing Micro-Hydropower generator, *WIT Press*, pp. 73–82, 2003.
- [4] T. Kinsey, G. Dumas, Parametric study of an oscillating airfoil in a power-extraction regime, *AIAA Journal*, Vol. 46, No. 6, pp. 1318–1330, 2008.
- [5] R. Godoy-Diana, J. L. Aider, J. E. Wesfreid, Transitions in the wake of a flapping foil, *Physical Review*, Vol. 77, No. 1, pp. 1-5, 2008.
- [6] H. McMasters, M. L. Henderson, Low speed single element airfoil synthesis, *Technical Soaring*, Vol. 6, No. 2, pp. 1-21, 1980.
- [7] M. Gad-el-Hak, Micro-Air-Vehicles: Can they be controlled better?, *Journal of Aircraft*, Vol. 38, No. 3, pp. 419-429, 2001.
- [8] W. H. Sun, J. M. Miao, H. T. Yu, C. H. Tai, C. C. Hung, U. K. Hsu, Low reynolds number unsteady aerodynamic characteristics of flapping corrugated airfoil, *Seventh International Conference on CFD in the Minerals and Process Industries*, CSIRO, Melbourne, Australia, December 9-11, 2009.
- [9] X. G. Meng, L. Xu, M. Sun, Aerodynamic effects of corrugation in flapping insect wings in hovering flight, *Journal of Experimental Biology*, Vol. 214, No. 3, pp. 432-444, 2010.
- [10] A. Baghri, A. Esmaili, M. H. Djavashkian, A. M. Zamani Fard, Aerodynamic investigation and optimization of airfoil geometry and oscillation parameters in the plunging motion using RSM, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 16, pp. 101-111, 2015. (In Persian)
- [11] A. Naderi, M. Farokhi Nejad, Numerical investigation of aerodynamic characteristics of bio-inspired airfoil in pitching motion with Eulerian-Lagrangian algorithm, *International Conference of Iranian Aerospace Society*, Tehran, Iran, February 23-25, 2016. (In Persian)
- [12] A. Naderi, M. Farokhi Nejad, Numerical investigation of aerodynamic characteristics of bio-inspired airfoil in pitching motion and compared with flat plate and NACA0012 with Eulerian-Lagrangian algorithm, *24 th Annual International Conference on Mechanical Engineering*, April 26-28, 2016. (In Persian)
- [13] X. Shi, X. Huang, Y. Zheng, S. Zhao, Effects of cambers on gliding and hovering performance of corrugated dragonfly airfoils, *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, Vol. 26, No. 3, pp. 1092-1120, 2016.
- [14] T. J. Flint, M. C. Jermy, T. H. New, W. H. Ho, Computational study of a pitching bio-inspired corrugated airfoil, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 65, No. 1, pp. 328–341, 2017.
- [15] J. M. Anderson, K. Streitlien, D. S. Barrett, M. S. Triantafyllou, Oscillating foils of high propulsive efficiency, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 360, pp. 41–72, 1998.
- [16] J. Young, J. C. S. Lai, Mechanisms influencing the efficiency of oscillating airfoil propulsion, *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 7, pp. 1695-1702, 2007.
- [17] A. Kesel, Aerodynamic characteristics of dragonfly wing sections compared with technical aerofoils, *The Journal of Experimental Biology*, Vol. 203, pp. 3125-3135, 2000.
- [18] T. Jeffery, H. H. Murphy, An experimental study of a bio-inspired corrugated airfoil for micro air vehicle applications, *Experiments in Fluids*, Vol. 49, No. 2, pp. 531–546, 2010.
- [19] A. Vargas, R. Mittal, Aerodynamic performance of biological airfoils, *AIAA 2nd Flow Control Conference*, Portland, Oregon, Jun 28–30, 2004.

(kgm <sup>-1</sup> s <sup>-2</sup> )	فشار	p
(kgm <sup>2</sup> s <sup>-3</sup> )	توان	P
(kgm <sup>2</sup> s <sup>-3</sup> )	توان حاصل از حرکت نوسان عمودی	P <sub>y</sub>
(kgm <sup>2</sup> s <sup>-3</sup> )	توان حاصل از حرکت نوسان زاویه‌ای	P <sub>θ</sub>
(kgms <sup>-2</sup> )	برآیند نیروهای آیرودینامیکی	R
(s)	زمان	t
(s)	دوره تناوب	T
(ms <sup>-1</sup> )	سرعت سیال	u
(ms <sup>-1</sup> )	سرعت حرکت شبکه	ú
(ms <sup>-1</sup> )	سرعت جریان آزاد	U <sub>∞</sub>
(ms <sup>-1</sup> )	سرعت عمودی ایرفویل	V <sub>y</sub>
(m)	محل مرکز دوران ایرفویل	x <sub>p</sub>
(kgms <sup>-2</sup> )	مولفه‌ی افقی نیروهای آیرودینامیکی	X
(kgms <sup>-2</sup> )	مولفه‌ی عمودی نیروهای آیرودینامیکی	Y
	علمایم بونانی	
(rad)	زاویه حمله موثر	α
(rad)	حداکثر زاویه حمله موثر	α <sub>max</sub>
(rad)	زاویه حمله موثر در ربع دوره تناوب	α <sub>T/4</sub>
	ضریب پخش	γ
	(Propulsion Efficiency)	η <sub>P</sub>
	(Power Extraction Efficiency)	η <sub>P,E</sub>
(rad)	موقعیت زاویه‌ی ایرفویل	θ
(rad)	دامنه نوسان زاویه‌ای ایرفویل	θ <sub>0</sub>
(kgm <sup>-1</sup> s <sup>-1</sup> )	لزجت دینامیکی	θ
(kgm <sup>3</sup> )	چگالی	ρ
(rad)	اختلاف فار	ϕ
	پارامتر خنشی	χ
	فرکانس زاویه‌ای	ω
(rads <sup>-1</sup> )	سرعت زاویه‌ای	Ω

## 12- مراجع

- [1] T. Y. Wu, Extraction of flow energy by a wing oscillating in waves. *Journal*