مجله مهندسی مکانیک مدرس، اردیبهشت 1397، دوره 18، شماره 02، ص‌ص 147-158

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

مقایسه‌ی بازده پیشران و استخراج توان ایرفویل‌های زیستی و ناکا 0015 در حرکات نوسانی

عباس سربندی[1]، علیرضا نادری[2*]، حمید پرهیزکار[2]

1- دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

2- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

* تهران، صندوق پستی 1774-15875، naderi@mut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 10 آبان 1396

پذیرش: 15 دی 1396

ارائه در سایت: 05 بهمن 1396

کلید واژگان:

ایرفویل زیستی

استخراج توان

پیشران

خنثی

نوسان انتقالی و زاویه‌ای

چکیده

در این تحقیق حرکت نوسانی انتقال عمودی و زاویه‌ای ایرفویل زیستی و ناکا 0015 به‌صورت عددی شبیه‌سازی و تاثیر فرکانس کاسته، دامنه نوسان انتقالی و زاویه‌ای بر ضرایب آیرودینامیکی، بازده توان استخراجی و توان پیشران بررسی و نتایج حاصله با یکدیگر مقایسه می‌شود. شبیه‌سازی عددی در رینولدز 1100 که مطابق با رژیم پروازی حشرات است، با به‌کارگیری قابلیت شبکه دینامیکی نرم‌افزار اُپن‌فوم انجام و جریان ناپایا، تراکم‌ناپذیر، لزج و آرام فرض می‌شود. در این شبیه‌سازی، 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 $\pi/2$ در نظر گرفته می‌شود. مقایسه‌ی نتایج حاصله با داده‌های موجود و معتبر، صحت مدل‌سازی 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 خنثی (عدم تولید پیشران و توان) قرار می‌گیرد و از نظر کیفی نیز همانند ایرفویل ناکا عمل می‌نماید. نتایج حاصله نشان می‌دهد که با تغییر پارامترهای فرکانس کاسته، دامنه نوسان عمودی و زاویه‌ای، هرچه به ناحیه‌ی خنثی نزدیکتر باشد ایرفویل زیستی بازده بالاتری نسبت به ایرفویل ناکا نمایش می‌دهد و با دور شدن از ناحیه‌ی خنثی بازده ایرفویل ناکا بهتر می‌شود.

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.

1- مقدمه

در سال‌های اخیر به علت افزایش چشمگیر تقاضای انرژی، تلاش‌های زیادی جهت توسعه‌ی سیستم‌های نوین تولید انرژی برمبنای 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 مانند سروصدا و ایجاد خطر ناشی از چرخش پره‌ها برای پرندگان، موجب عدم ترغیب در کاربرد وسیع توربین‌های بادی برای تولید توان شده است. بنابراین تولید انرژی با الهام از طبیعت و به‌کارگیری عملکرد آیرودینامیکی بالزن‌ها مناسب به نظر می‌رسد. این ایده نخستین بار توسط وو [1] در سال 1972 مطرح گردید و نشان داد که برای استخراج توان، وجود جریان موجی ضروری

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

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)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-23]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.2.30.9]

است. سپس مک‌کینی و دی‌لوریِر [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] به‌صورت 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 گردابه لبه حمله‌ی ناپایای مرتبط با استال دینامیکی است. این نتایج موجب توسعه‌ی سریع بالزن‌ها به‌عنوان 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 برعکس 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 تشکیل‌شده 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 بایستی برطرف 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 غیرمتعارف 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 استفاده 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 گردابه لبه حمله به دنباله جریان و تشکیل گردابه‌ی معکوس وُن کارمن تولید می‌شود و زاویه‌ی صفحه‌ی کورس[1] مهمترین فاکتور در تولید نیروی برآ و پیشران است [8]. گانگ مِنگ و همکاران به بررسی عددی اثرات آیرودینامیکی چین‌ها در یک مدل بال حشره در پرواز ایستا[2] و در عدد رینولدز 35 تا 3400 پرداخته و نشان دادند که برآ، پسا، ممان پیچشی و ضریب 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 غالب 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]. باقری 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 تاخیر در جدایش گردابه‌ها و تغییر ضریب پیشران می‌شود و نقش فرکانس کاسته مهمتر از بقیه‌ی پارامترها است [10]. نادری و فرخی‌نژاد 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 اولیه‌ی متفاوت بررسی نمودند. آنان مشاهده نمودند که با افزایش عدد رینولدز عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل زیستی کاهش می‌یابد و در عدد رینولدزهای پایین و فرکانس و زوایای حمله‌ی بالا عملکرد مطلوبی را از خود نشان می‌دهد [11]. آنان همچنین عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل زیستی نوسانی را در فرکانس، دامنه‌ی نوسان و عدد رینولدز مختلف با ایرفویل ناکا 0012 و صفحه‌ی تخت مقایسه نموده و نتیجه گرفتند که در 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[3] افزایش یافته و همچنین زمانی که محل حداکثر انحنا 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 بالایی مقطع زیستی، به شدت به شرایط نوسانی حساس بوده و عملکرد آن را تحت تاثیر قرار می‌دهد و پدیده‌های تشکیل شده در زیر آن تقریبا ثابت می‌ماند. در محدوده دامنه‌ی نوسان زاویه‌ای بررسی شده توسط آنان، نتایج پیشران و بازده پیشران برای مقطع زیستی همانند نتایج مقطع هموار نبود که این امر ممکن است به خاطر اثرات فرکانس کاسته باشد و نیاز به بررسی بیشتری دارد [14].

از آن‌جا که مطالعه تجربی ایرفویل بالزن مشکل و پُرهزینه است، اکثر کارهای انجام شده برای شبیه‌سازی فیزیکی بالزن‌ها، با روش دینامیک سیالات محاسباتی[4] 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 به‌صورت تجربی مشکل باشد، بسیار مفید

[1] Stroke Plane

[2] Hovering Flight
[3] Glide Ratio
[4] Computational Fluid Dynamic (CFD)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-23]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.2.30.9]

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 اُپن‌فوم انجام و با ایرفویل ناکا 0015 مقایسه می‌شود.

2- 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 (1-2) به‌صورت ناپایا در نظر گرفته شده است و جریان حول مقاطع زیستی به صورت تراکم‌ناپذیر می‌باشد.

$$\nabla \cdot u = 0 \tag{1}$$

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

که پارامترهای u، p و ρ به ترتیب سرعت، فشار و دانسیته و ϑ 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 وجوه حجم کنترل از روش خطی تفاضل مرکزی استفاده می‌شود. گرادیان‌های نرمال سطح در وجوه سلول‌ها محاسبه می‌شوند و الگوریتم صریح تصحیح عدم تعامد[1] برای حل آن‌ها به کار می‌رود. ترم‌های دیورژانس، گرادیان و لاپلاس به روش انتگرال‌گیری گوسی مرتبه‌ی دوم و بر مبنای درونیابی خطی گسسته‌سازی می‌شوند. گسسته‌سازی 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 ماکزیمم از پیش تعریف شده، به صورت خودکار تنظیم می شود. معادله‌ی کوپل سرعت-فشار از طریق الگوریتم پیمپل[2] که حاصل ترکیب دو الگوریتم پیزو[3] و سیمپل[4] می‌باشد، برقرار می‌شود و باعث افزایش دقت حل عددی خصوصاً در مواقع استفاده از گام زمانی بزرگ در شبکه‌ی متحرک می‌شود.

3- 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 این‌که 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 (3-6) بیان نمود.

$$\theta(t) = \theta_0 \sin(\omega t) \tag{3}$$

$$\Omega(t) = \theta_0 \omega \cos(\omega t) \tag{4}$$

$$h(t) = H_0 \sin(\omega t + \phi) \tag{5}$$

$$V_y(t) = H_0 \omega \cos(\omega t + \phi) \tag{6}$$

که در روابط فوق θ_0 و H_0 به ترتیب دامنه‌های نوسان زاویه‌ای و نوسان عمودی، Ω سرعت زاویه‌ای، V_y سرعت عمودی، ω فرکانس زاویه‌ای و ϕ اختلاف فاز بین حرکت نوسانی عمودی و زاویه‌ای است. در "شکل 1" ایرفویل‌های با خطوط نقطه‌چین حرکت به سمت بالا و ایرفویل‌های با خطوط توپُر 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.

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

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

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

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]:

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

با استفاده از معادله (9) می‌توان نشان داد که برای یک ایرفویل نوسانی اگر $\chi > 1$ در رژیم استخراج توان[5]، $\chi = 1$ در رژیم خنثی[6] و $\chi < 1$ در رژیم پیشران[7] 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 حاصل‌ضرب 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

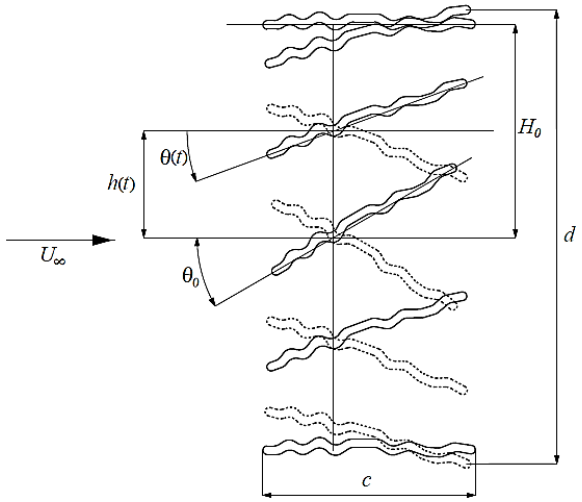

Fig. 1 Schematic pitching-plunging motion ($\phi = \pi/2$)

شکل 1 شماتیک حرکت نوسانی عمودی و زاویه‌ای ($\phi = \pi/2$)

[1] Explicit Non-Orthogonal Correction Scheme
[2] PIMPLE
[3] PISO
[4] SIMPLE
[5] Power Extraction
[6] Feather
[7] Propulsion

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-23]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.2.30.9]

می‌شود. برای این‌که زاویه حمله‌ی 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.

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

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 χ اثرگذار است، تغییر داد.

4- توان استخراجی، نیروی پیشران و راندمان

توان لحظه‌ای استخراج شده از جریان به ازای $\chi > 1$ ، 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 $P_\theta(t) = M(t)\Omega(t)$ به‌دست می‌آید که M 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.

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

$$\bar{C}_P = \bar{C}_{P_y} + \bar{C}_{P_\theta} \tag{12}$$

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

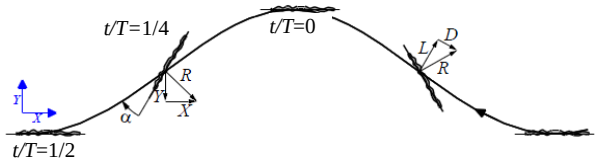

Fig. 2 Power-extraction regime ($\chi > 1$, $\alpha_{T/4} < 0$). apparent motion of airfoil is from right to left and effective velocity vector coincidence with the apparent trajectory

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

Fig. 3 Feathering regime ($\chi = 1$, $\alpha_{T/4} = 0$). apparent motion of airfoil is from right to left and effective velocity vector coincidence with the apparent trajectory

شکل 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 Propulsion regime ($\chi < 1$, $\alpha_{T/4} > 0$). apparent motion of airfoil is from right to left and effective velocity vector coincidence with the apparent trajectory

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

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

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

در رابطه‌ی فوق d حداکثر مقدار جابجایی ایرفویل و U_∞ سرعت جریان 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 $\chi < 1$ با معادله (15) و راندمان پیشران η_P نیز به‌صورت نسبت ضریب نیروی پیشران متوسط به ضریب توان متوسط و از معادله (16) محاسبه می‌شود [16].

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

$$\eta_P = \frac{\bar{C}_T}{\bar{C}_P} \tag{16}$$

5- مدل‌سازی هندسی

در اکثر پژوهش‌های انجام شده بر روی مقاطع بال زیستی، از مقطع بال جلوی سنجاقک آیشنا سیانی ارائه شده توسط کسل، استفاده شده است [17]. کسل سه مقطع در امتداد دهانه‌ی بال سنجاقک آیشنا سیانی و در فواصل 0.3 ، 0.5 و 0.7 دهانه‌ی بال، به صورت "شکل 5" در نظر گرفت.

پروفیل انتخاب شده در اغلب پژوهش‌ها براساس پروفیل شماره‌ی 2 می‌باشد که دارای لبه‌ی حمله‌ی افقی است تا باعث حذف این شبهه شود که لبه‌ی حمله بر روی عملکرد آیرودینامیکی بال چین‌دار اثرگذار بوده است. برای سهولت در انجام شبیه‌سازی، لبه‌های تیز چین‌ها، بدون این‌که 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 به‌صورت 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، مدل‌سازی مقطع بال سنجاقک شبیه‌سازی شده و گوشه‌های تیز کمی گرد شده است.

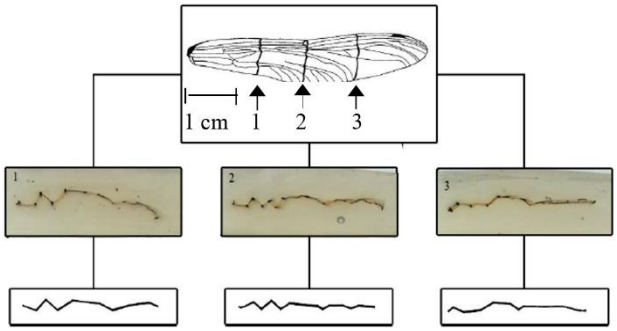

Fig. 5 Three profile cross section of dragonfly forewing (Aeshna cyanea) across wing span at 0.3, 0.5 and 0.7 wing span[17]

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

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-23]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.2.30.9]

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). دامنه‌ی محاسباتی به صورت مستطیل در نظر گرفته شده است و طول وتر ایرفویل (c) واحد است و مرکز محورهای مختصات در نقطه‌ی $1/3\,c$ قرار گرفته و فاصله‌ی مرکز 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. ویسکوزیته‌ی سیال نیز به گونه‌ای انتخاب شده است که عدد رینولدز 1100 را برمبنای طول وتر ایرفویل و سرعت جریان ورودی فراهم 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 بایستی قابلیت حفظ کیفیت و اعتبار شبکه‌ی اولیه را داشته باشد زیرا دقت شبیه‌سازی عددی به محاسبه‌ی دقیق حرکت شبکه وابسته است و حرکت نقاط داخلی دامنه‌ی محاسباتی از طریق خطای گسسته‌سازی شبکه بر روی حل عددی اثرگذار است. مهمترین پارامترها در بررسی کیفیت شبکه، اعوجاج و تعامد در سلول‌های شبکه می‌باشد و پارامترهای دیگر نظیر راندمان، هزینه‌ی محاسباتی و توانمندی در انتخاب الگوریتم مناسب جهت حرکت شبکه موثر است. الگوریتم‌های عددی مختلفی برای محاسبه‌ی حرکت نقاط داخلی میدان محاسباتی ناشی از حرکت مرزها وجود دارد. روش هموارسازی لاپلاس با ضریب پخش ثابت و متغیر یکی از روش‌هایی است که با الگوریتم اولری-لاگرانژی دلخواه به‌کار 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 درنهایت منجر به نتایج دقیق‌تری می‌شود. روش هموارسازی به‌کار رفته در اپن‌فوم با معادله (17) ارائه شده است.

$$\nabla \cdot (\gamma \nabla \acute{u}) = 0 \qquad (17)$$

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

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

در معادله (18) x_{new} و x_{old} موقعیت نقاط جدید و قدیم در شبکه‌ی محاسباتی و Δt 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

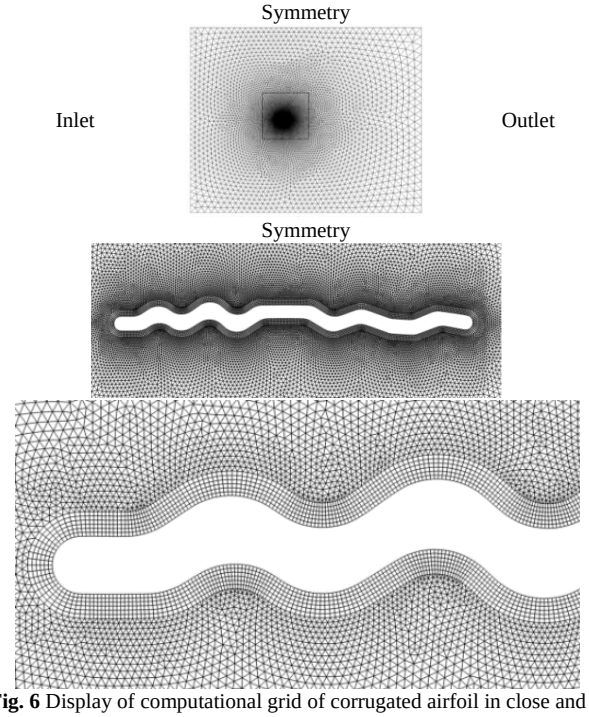

Fig. 6 Display of computational grid of corrugated airfoil in close and far view

شکل 6 نمایش شبکه محاسباتی حول ایرفویل زیستی در نمای دور و نزدیک

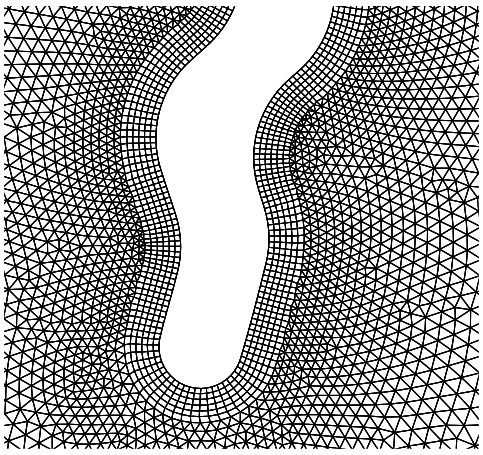

Fig. 7 Display of grid quality for corrugated airfoil at pitching amplitude 75 degree and plunging amplitude of 1c

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 0.005، 0.002 و 0.0005 انجام شده است.

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

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-23]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.2.30.9]

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 تناوب رسم شده و به‌منظور اعتبارسنجی با نتایج شبیه‌سازی حاصل از تحقیق کینسی و داماس در "شکل‌های 10-12" 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 به‌صورت ثابت و برابر با 1100 و $\pi/2$ 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 حرکتی دامنه نوسان عمودی، دامنه نوسان زاویه‌ای، فرکانس بی‌بعد و اختلاف فاز به ترتیب برابر 1، 45، 0.15 و $\pi/2$

جدول 1 مشخصات شبکه‌های محاسباتی تولید شده

Table 1 Specification of generated computational grid

شبکه	تعداد نقاط روی ایرفویل	تعداد المان	ارتفاع اولین سلول
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]

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

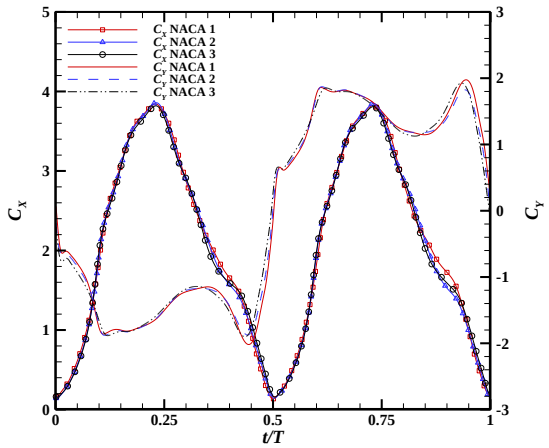

Fig. 8 Comparison of horizontal and vertical force coefficient at various grid

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

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

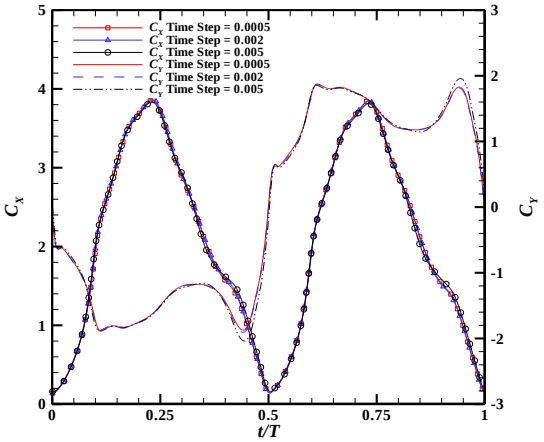

Fig. 9 Comparison of Horizontal and vertical force coefficient at various time step

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

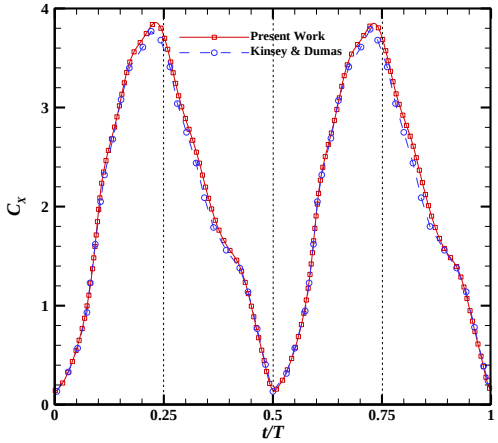

Fig. 10 Comparison of Horizontal force coefficient with Kinsey & Dumas[4]

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

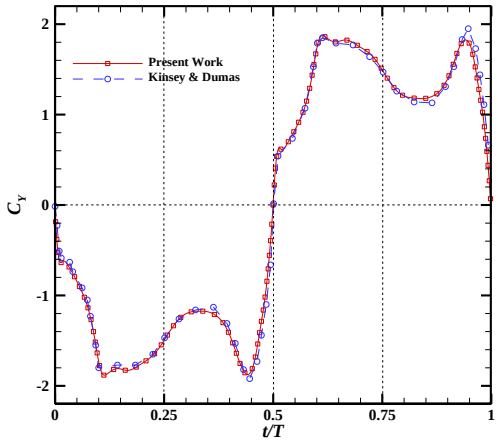

Fig. 11 Comparison of vertical force coefficient with Kinsey & Dumas[4]

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

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-23]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.2.30.9]

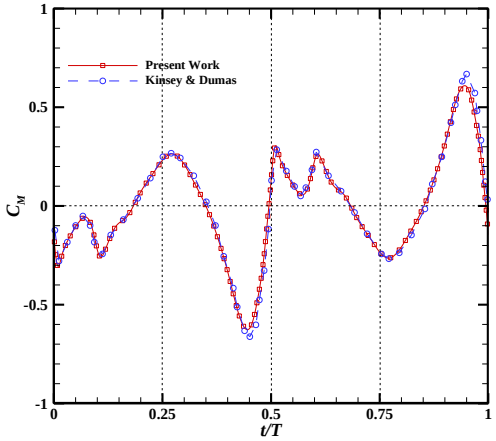

Fig. 12 Comparison of pitching moment coefficient with Kinsey & Dumas[4]

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 بی‌بعد و اختلاف فاز به صورت ثابت و به ترتیب برابر 1100، 1، 0.15 و $\pi/2$ 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 χ بزرگتر از یک است بنابراین در رژیم استخراج توان قرار دارد. با توجه به "شکل 13" متوسط حاصل‌ضرب $C_Y.V_Y/U_\infty$ برای هر دو ایرفویل در بخش زیادی از یک دوره تناوب دارای مقدار مثبتی است که بیانگر استخراج توان می‌باشد اگر چه $\bar{C}_X > 0$ 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 χ 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 حاصل‌ضرب $C_Y.V_Y/U_\infty$ 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 $0.0T$، $0.25T$، $0.5T$، $0.75T$ 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 دنباله 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 به‌صورت 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 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 به‌صورت 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^*	θ_0°	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

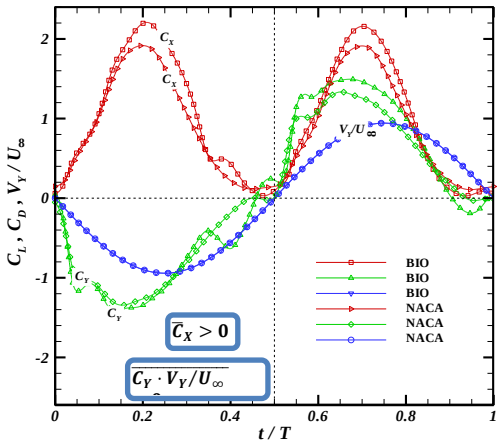

Fig. 13 Force coefficient C_X and C_Y along with plunging velocity V_y/U_∞ over one periodic cycle (power-extraction regime) at $\theta_0 = 60$

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

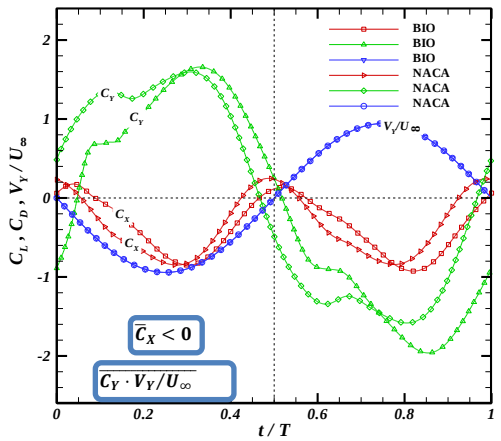

Fig. 14 Force coefficient C_X and C_Y along with plunging velocity V_y/U_∞ over one periodic cycle (propulsion regime) at $\theta_0 = 30$

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

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-23]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.2.30.9]

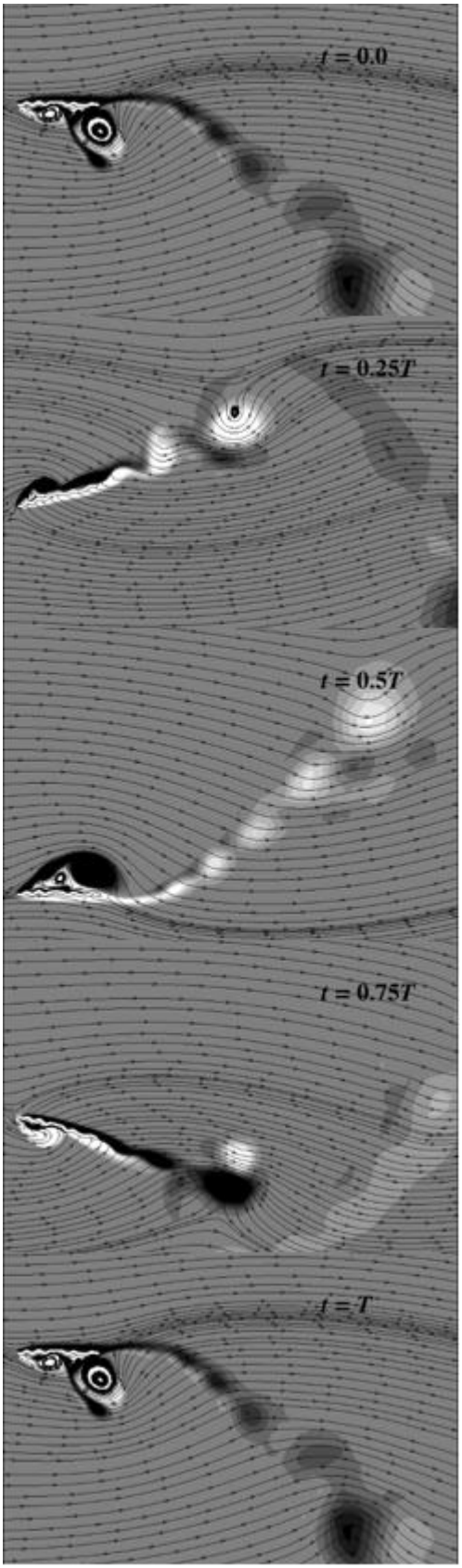

Fig.15 Corrugated airfoil motion over one periodic cycle with 30 deg pitching amplitude (propulsion regime)

شکل 15 حرکت ایرفویل زیستی در یک دوره تناوب با دامنه نوسان زاویه‌ای 30 درجه (رژیم پیشران)

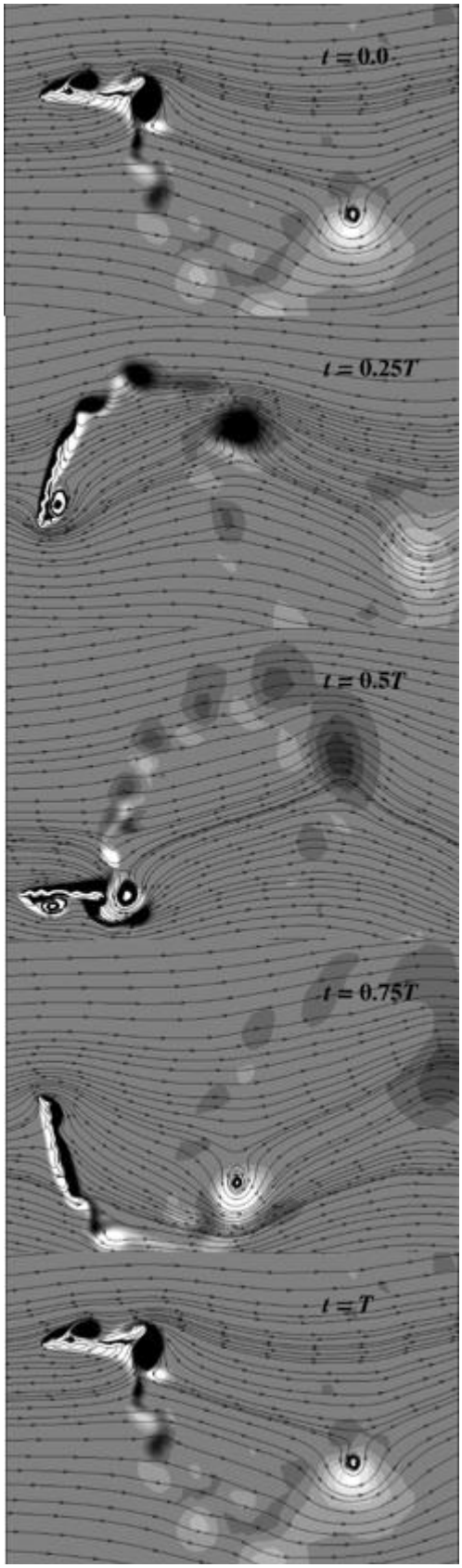

Fig. 16 Corrugated airfoil motion over one periodic cycle with 60 deg pitching amplitude (power-extraction regime)

شکل 16 حرکت ایرفویل زیستی در یک دوره تناوب با دامنه نوسان زاویه‌ای 60 درجه (رژیم استخراج توان)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-23]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.2.30.9]

پارامترهای دامنه نوسان زاویه‌ای و فرکانس بی‌بعد، ثابت و برابر با 45 درجه و 0.15 در نظر گرفته شده است و دامنه نوسان عمودی مطابق جدول 3 تغییر می‌کند. نتایج مربوط به تغییر دامنه نوسان عمودی ایرفویل زیستی و ایرفویل ناکا در جدول 4 و جدول 5 ارائه شده است. با توجه به این‌که دامنه نوسان عمودی برابر 1 مربوط به رژیم خنثی می‌باشد، دامنه‌های کوچکتر از 1 مربوط به رژیم استخراج توان و دامنه‌های بزرگتر مربوط به رژیم پیشران است. با افزایش دامنه نوسان عمودی در رژیم استخراج توان ضریب نیروی پسا کاهش یافته و بازده استخراج توان نیز کاهش می‌یابد اما در رژیم پیشران ضریب نیروی پیشران افزایش یافته و بازده پیشران 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 پیشران نشان می‌دهد. به عنوان نمونه در ناحیه‌ی استخراج توان و دامنه نوسان عمودی 0.75، بازده ایرفویل زیستی (0.105) در مقایسه با ایرفویل ناکا (0.086) بیشتر است و همچنین در ناحیه‌ی پیشران و دامنه نوسان عمودی 1.25، نیز بازده ایرفویل زیستی (0.346) از بازده ایرفویل ناکا (0.345) بیشتر است. با دور شدن از ناحیه‌ی خنثی عملکرد ایرفویل ناکا نسبت به ایرفویل زیستی بهبود می‌یابد.

"شکل‌های 17 و 18" نتایج ضریب نیروی افقی را برحسب زمان در یک دوره تناوب با تغییر دامنه نوسان عمودی 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.

برای مقایسه‌ی بهتر، نمونه‌ای از نتایج ایرفویل‌های زیستی و ناکا در نواحی استخراج توان و تولید پیشران مربوط به دامنه نوسان عمودی 0.25 و 1.5 در "شکل 19" 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 0015 به‌علت وجود تقارن هندسی، نتایج در نصف دوره تناوب به صورت متقارن تکرار می‌شود اما در ایرفویل زیستی بعلت عدم وجود تقارن هندسی، نتایج نیز به‌صورت نامتقارن است و مقدار بیشینه و قدر مطلق کمینه نیروی افقی ایرفویل زیستی بیشتر از

جدول 4 نتایج تغییر دامنه نوسان عمودی برای ایرفویل زیستی

Table 4 Result of plunging amplitude variation for corrugated airfoil

η_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 5 نتایج تغییر دامنه نوسان عمودی برای ایرفویل ناکا0015

Table 5 Result of plunging amplitude variation for NACA 0015 airfoil

η_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

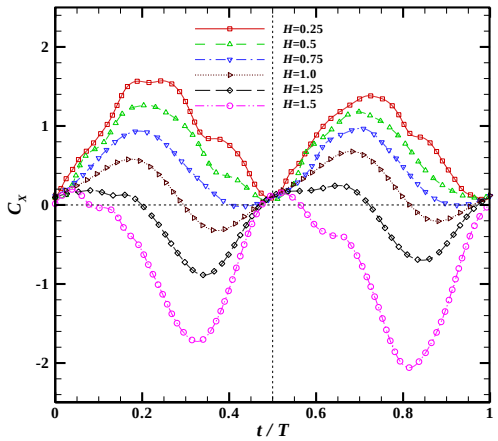

Fig. 17 corrugate airfoil horizontal force coefficient variation at various plunging amplitude

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

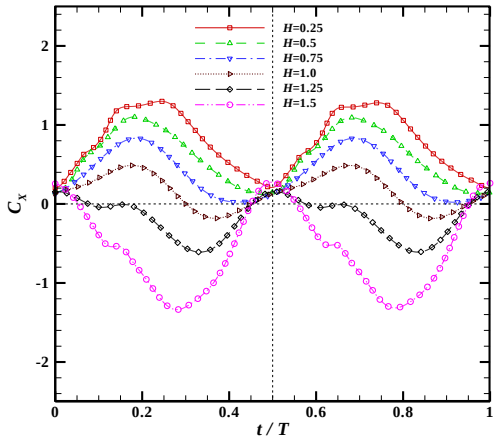

Fig. 18 NACA 0015 airfoil horizontal force coefficient variation at various plunging amplitude

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 1 و 0.15 در نظر گرفته شده است و دامنه نوسان زاویه‌ای مطابق جدول 3 تغییر می‌کند. نتایج مربوط به تغییر دامنه نوسان زاویه‌ای ایرفویل زیستی و ایرفویل ناکا در جدول 6 و جدول 7 ارائه شده است. با توجه به این‌که دامنه نوسان زاویه‌ای برابر 45 درجه مربوط به رژیم خنثی می‌باشد، دامنه‌های کوچکتر از 45 درجه مربوط به رژیم پیشران و دامنه‌های بزرگتر مربوط به رژیم استخراج توان است. با افزایش دامنه نوسان زاویه‌ای در رژیم پیشران ضریب نیروی پیشران کاهش یافته ولی بازده پیشران افزایش می‌یابد اما در رژیم استخراج توان ضریب نیروی پسا افزایش یافته و بازده استخراج توان 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 پیشران نشان می‌دهد. به عنوان نمونه در ناحیه‌ی استخراج توان و دامنه نوسان

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-23]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.2.30.9]

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 برحسب 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 متقارن تکرار می‌شود اما در ایرفویل زیستی به‌علت عدم وجود تقارن هندسی، نتایج نیز به صورت نامتقارن است و مقدار بیشینه و قدرمطلق 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

η_P	$\eta_{P.E}$	$\bar{C}_P$	$\bar{C}_T$	θ_0°
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

η_P	$\eta_{P.E}$	$\bar{C}_P$	$\bar{C}_T$	θ_0°
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

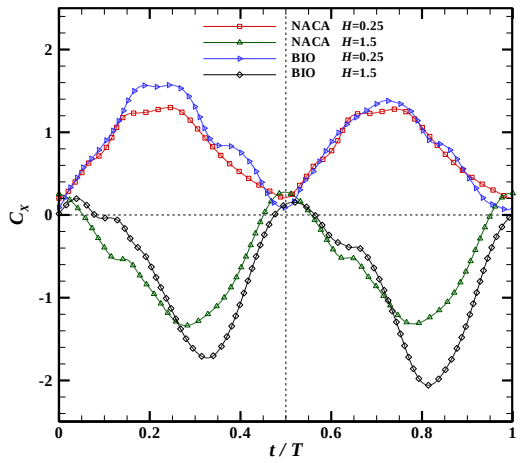

Fig.19 Comparison of horizontal force coefficient variation of corrugated and NACA 0015 airfoils at plunging amplitude of 0.25 and 1.5

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

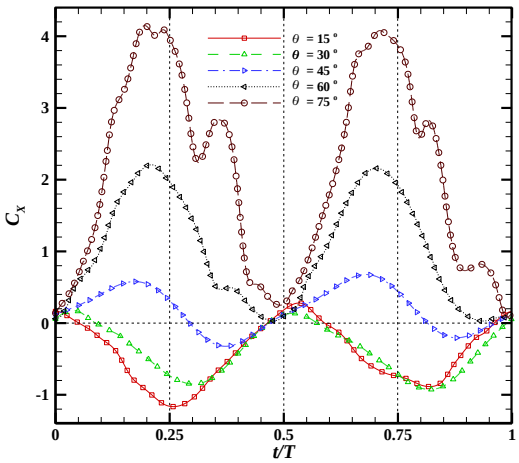

Fig. 20 corrugate airfoil horizontal force coefficient variation at various pitching amplitude

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

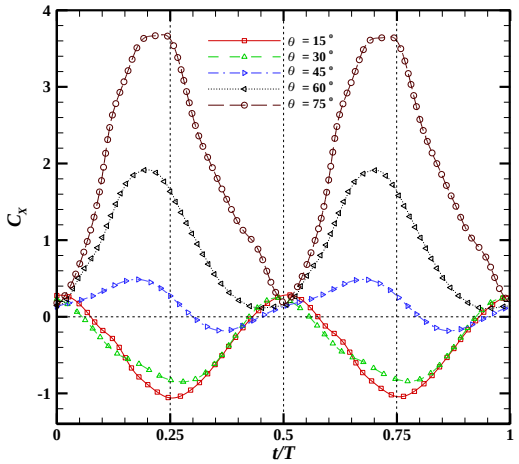

Fig.21 NACA 0015 airfoil horizontal force coefficient variation at various pitching amplitude

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

9-4- 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 این‌که 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. به‌عنوان 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

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-23]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.2.30.9]

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.

"شکل‌های 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 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 به‌علت وجود تقارن هندسی، نتایج در نصف دوره تناوب به‌صورت متقارن تکرار می‌شود اما در ایرفویل زیستی به‌علت عدم وجود تقارن هندسی، نتایج نیز به صورت نامتقارن است و مقدار بیشینه و قدرمطلق 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

η_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

η_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

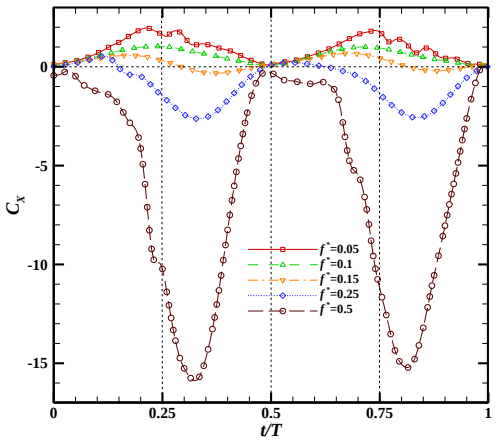

Fig. 22 corrugate airfoil horizontal force coefficient variation at various reduced frequency

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

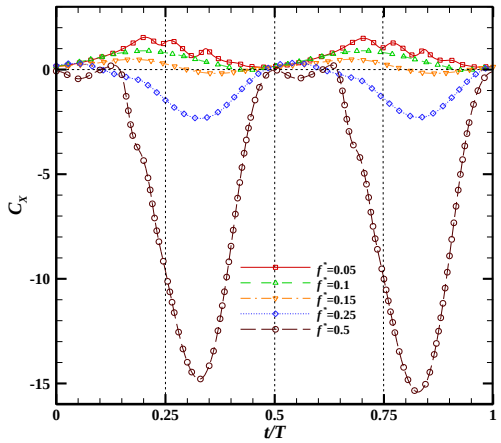

Fig.23 NACA 0015 airfoil horizontal force coefficient variation at various reduced frequency

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

نوسان انتقالی و زاویه‌ای بر ضرایب آیرودینامیکی، بازده توان استخراجی و توان پیشران 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 $\pi/2$ در نظر گرفته شد. مطالعه‌ی عددی بالزن زیستی و ناکا 0015 نشان داد که ترکیب پارامترهای حرکتی مختلف نظیر فرکانس کاسته و دامنه نوسان عمودی و زاویه‌ای تعیین می‌نماید که ایرفویل زیستی در رژیم استخراج توان، خنثی یا پیشران 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 به صورت 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 علائم

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

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-23]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.2.30.9]

p	فشار ($kgm^{-1}s^{-2}$)
P	توان ($kgm^{2}s^{-3}$)
P_y	توان حاصل از حرکت نوسان عمودی ($kgm^{2}s^{-3}$)
P_θ	توان حاصل از حرکت نوسان زاویه‌ای ($kgm^{2}s^{-3}$)
R	برآیند نیروهای آیرودینامیکی ($kgms^{-2}$)
t	زمان (s)
T	دوره تناوب (s)
u	سرعت سیال (ms^{-1})
$\acute{u}$	سرعت حرکت شبکه (ms^{-1})
U_∞	سرعت جریان آزاد (ms^{-1})
V_y	سرعت عمودی ایرفویل (ms^{-1})
x_p	محل مرکز دوران ایرفویل (m)
X	مولفه‌ی افقی نیروهای آیرودینامیکی ($kgms^{-2}$)
Y	مولفه‌ی عمودی نیروهای آیرودینامیکی ($kgms^{-2}$)

علائم یونانی

α	زاویه حمله موثر (rad)
$\alpha_{\max}$	حداکثر زاویه حمله موثر (rad)
$\alpha_{T/4}$	زاویه حمله موثر در ربع دوره تناوب (rad)
γ	ضریب پخش
η_P	راندمان پیشران (Propulsion Efficiency)
$\eta_{P.E}$	راندمان استخراج توان (Power Extraction Efficiency)
θ	موقعیت زاویه‌ای ایرفویل (rad)
θ_0	دامنه نوسان زاویه‌ای ایرفویل (rad)
ϑ	لزجت دینامیکی ($kgm^{-1}s^{-1}$)
ρ	چگالی (kgm^{-3})
ϕ	اختلاف فاز (rad)
χ	پارامتر خنثی
ω	فرکانس زاویه‌ای
Ω	سرعت زاویه‌ای ($rads^{-1}$)

12- مراجع

[1] T. Y. Wu, Extraction of flow energy by a wing oscillating in waves. *Journal 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 charactristics 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. Esmaeili, M. H. Djavareshkian, 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 فارسی)
[11] A. Naderi, M. Farokhi Nejad, Numerical investigation of aerodynamic charactristics of bio-inspired airfoil in pitching motion with Eulerian-Lagrangian algorithm, *International Conference of Iranian Aerospace Society*, Tehran, Iran, Febuary 23-25, 2016. (In Persian فارسی)
[12] A. Naderi, M. Farokhi Nejad, Numerical investigation of aerodynamic charactristics 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 فارسی)
[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.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-23]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.2.30.9]