



بررسی آیرودینامیکی و بهینه‌سازی پارامترهای هندسی و نوسانی بالواره‌ها در حرکت فراز و فرود با روش پاسخ سطح

امیر باقری¹، علی اسماعیلی²، محمد حسن جوارشکیان^{3*}، عبد المجید زمانی فرد⁴

1- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا - آیرودینامیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد

2- دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا - آیرودینامیک، دانشگاه صنعتی لیسبون، پرتغال

3- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد

4- کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد

* مشهد، صندوق پستی 91775-1111، javareshkian@um.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 18 فروردین 1393

پذیرش: 06 اردیبهشت 1393

ارائه در سایت: 10 آبان 1393

کلید واژگان:

حرکت فراز و فرود

شبکه‌های دینامیکی

ضخامت بالواره

عدد رینولدز

رژیم پروازی پرندگان

چکیده

در این تحقیق حرکت فراز و فرود بالواره توسط یک روش عددی بر مبنای حجم محدود در رینولدزهای مختلف شبیه‌سازی و تاثیر ضخامت، فرکانس کاهیده و دامنه نوسان بر ضرایب آیرودینامیکی بررسی شده است. در روند عددی مذکور، از الگوریتم سیمپلسی، حل کننده ضمنی، اسکیم‌های مرتبه بالا و تکنیک شبکه‌های دینامیکی استفاده گردیده و جریان لزج، آرام، غیر قابل تراکم و ناپایا فرض شده است. شبیه‌سازی در سه عدد رینولدز 1000، 11000 و 50000 که به ترتیب مطابق با رژیم پروازی حشراتی مانند پروانه، پرنده کوچک مرغ مگس خوار و کبوتر است و در دو فرکانس کاهیده و سه دامنه نوسان انجام شده است. مقایسه نتایج این شبیه‌سازی با داده‌های منتشر شده، صحت تحقیق را تایید می‌نماید. توزیع فشار و گردابه‌های منتشره در اطراف بالواره نشان می‌دهند که تغییر ضخامت منجر به تاخیر در جدایش گردابه‌ها می‌شود و متوسط زمانی ضریب رانش تغییر پیدا می‌کند. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که دامنه نوسان و فرکانس کاهیده دو پارامتر مهم می‌باشد اما فرکانس کاهیده نقش موثرتری از دامنه نوسان دارد. همچنین روش پاسخ سطح برای بهینه‌سازی بالواره نوسانی استفاده گردیده است. نتایج حاصله نشان می‌دهد که بالواره با ضخامت 0.29، فرکانس 3/08 و دامنه نوسان بی بعد 0/5 بیش‌ترین نیروی رانش را ایجاد می‌کنند.

Aerodynamic investigation and optimization of airfoil geometry and oscillation parameters in the plunging motion using RSM

Amir Baghri¹, Ali Esmaeili², Mohammad Hassan Djavareshkian^{3*}, Abdol Majid Zamani Fard⁴

1- Aerospace Engineering, Aerodynamics, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

2- Aerospace Engineering, Aerodynamics, University of Lisbon, Portugal

3- Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

4- Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

* P.O.B. 91775-1111 Mashhad, Iran, javareshkian@um.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 07 April 2014

Accepted 26 April 2014

Available Online 01 November 2014

Keywords:

Plunging

Dynamic Mesh

Airfoil Thickness

Amplitude, Frequency

ABSTRACT

In this research, the plunging motion of an airfoil is simulated by a numerical method based on finite volume method and various Reynolds numbers; however, the effect of thickness, amplitude and reduced frequency of the airfoil are investigated on the aerodynamic coefficients. In this process, SIMPLEC algorithm based on implicit solver, high order scheme and dynamic mesh technique are applied for unsteady simulation which the flow is supposed to viscous, incompressible and laminar one. The simulations are done in three Reynolds number, 1000, 11000 and 50000 in accordance with the flight of the insects, small birds and pigeons. Moreover, the study is carried out in two different amplitudes and three reduced frequencies. Consequently, the present results are compared with the published data to confirm the validity of research. Furthermore, the pressure distribution and vortex shedding around the airfoil depict that the thickness variation of the airfoil delays vortex shedding and the time-averaged thrust coefficient is slightly changed. The results of this study also demonstrate that the reduced frequency and amplitude of oscillation play an important role; but the reduced frequency is much more effective. The response surface methodology (RSM) is subsequently used to optimize the plunging airfoil. The optimization results illustrate that an airfoil with 0.29% thickness in the plunging motion by 3.08 reduced frequency and dimensionless amplitude 0.5 reaches a maximum trust coefficient.

1- مقدمه

رؤیای دیرین خود در پرواز را تحقق بخشید. اما بدون توان علمی و عملی کافی

در طول تاریخ، بشر در تلاش بوده است تا با الگوگیری از حرکت پرندگان این تلاش‌ها با موفقیت همراه نبودند. با پیشرفت تکنولوژی و توان علمی در

در طول تاریخ، بشر در تلاش بوده است تا با الگوگیری از حرکت پرندگان

Please cite this article using:

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)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

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)

آنچه که در این مقاله مورد توجه است، بررسی اثرات سینماتیکی، هندسی و شرایط محیطی بالواره نوسانی می‌باشد؛ به طوری که فرکانس کاهیده و دامنه نوسان به عنوان اثرات سینماتیکی، ضخامت بالواره به عنوان اثر هندسی و سرعت جریان سیال به عنوان شرایط محیطی در نظر گرفته شده و شبیه‌سازی عددی توسط شبکه دینامیکی انجام شده است. همچنین از روش پاسخ سطح⁶ برای طراحی بهینه‌ترین بالواره برای تولید ماکزیمم رانش در محدوده پروازی مشخص استفاده شده است. در روش پاسخ سطح نیز از مدل انفیس⁷ برای تخمین فضای جستجو استفاده شده و بر مبنای روش گرادیانی بهینه‌سازی صورت گرفته است.

2- معادلات حاکم و شبکه‌های دینامیکی

شبکه‌های دینامیکی در مسائلی که هندسه تغییر و یا جسم حرکت می‌کند مورد استفاده قرار می‌گیرند. در این نوع شبکه‌بندی، شبکه در هر لحظه با حرکت بالواره اصلاح می‌شود. شبکه‌های دینامیکی علاوه بر کارایی و کارآمدی در دقت روش‌های عددی، حافظه‌ی کامپیوتر و زمان حل برنامه - نسبت به تولید مجدد شبکه - را نیز کاهش می‌دهند. در شبکه‌های دینامیکی به منظور مدل کردن تغییر حرکت‌ها در مرز از تکنیک فنرهای خطی کششی [17] و خمشی [18] استفاده می‌شود. در این روش که متداول‌ترین روش حرکت دادن شبکه المانی می‌باشد، هر کدام از اضلاع بین دو گره در شبکه به صورت موهومی به فنری با سفتی متناسب با عکس فاصله‌ی بین هر گره تبدیل می‌شود، به طوری که خطوط با طول بیشتر دارای سفتی کمتر و خطوط با طول کمتر سفتی بیشتر خواهند داشت. در کار حاضر برای شبیه‌سازی حرکت نوسانی بالواره از این تکنیک استفاده شده است.

در ادامه روابط مربوط به فنرهای خطی و شبکه‌های دینامیکی از مرجع [19] آورده شده است. در شکل 1 نمونه‌ای از شبکه‌ی فنری ارائه گردیده است.

از روی شکل 1 نحوه‌ی فنر زنی و ایجاد شبکه با استفاده از روش فنر خطی قابل مشاهده است. بردار خطی $\vec{e}_{ij}$ که گره i را به گره j وصل می‌کند به وسیله فرمول 1 بیان می‌شود.

$$\vec{e}_{ij} = x_j - x_i \quad (1)$$

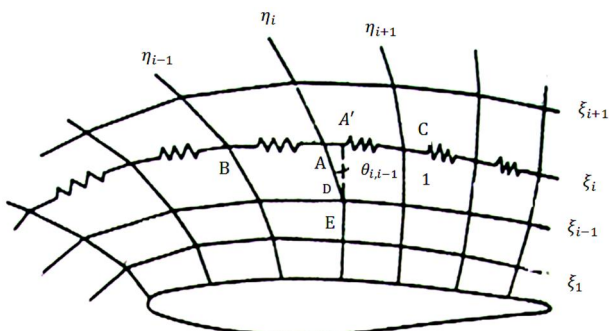
که طول این بردار برابر است با:

$$L_{ij} = \sqrt{e_{ij} \times e_{ij}} \quad (2)$$

$$i_{ij} = \frac{e_{ij}}{L_{ij}} \quad (3)$$

$$\Delta = (u_j - u_i) \vec{i}_{ij} \quad (4)$$

که در معادله 4، Δ تغییر مکان گره‌های i, j ، (u_j, u_i) در راستای بردار اتصال دو نقطه را نشان می‌دهد.



شکل 1 نمونه‌ای از شبکه محاسباتی با فنرهای خطی

سال‌های اخیر شروع تازه‌ای در پرواز به وجود آمده که هدف آن الگوگیری از حرکت پرندگان است و بیشتر این تلاش‌ها معطوف به شبیه‌سازی حرکت حشرات و ماهی‌ها بوده که نوید دهنده ظهور وسایل پرنده جدید در آینده نزدیک است. مهم‌ترین مشخصه‌ای که از پرواز پرندگان الهام می‌شود نوساناتی نظیر حرکت فراز و فرود¹، پیچشی²، بال زدن³ بال‌های آن‌ها می‌باشد که از روش‌های متداول تولید نیرو در بسیاری از حیوانات است. به تازگی با الهام از این مشخصه‌ها، تلاش‌های بسیاری برای طراحی و ساخت وسایلی که با حرکت نوسانی جابجا می‌شوند، صورت گرفته است. لذا آیرودینامیک حرکت ریزپرنده‌ها که از حرکت نوسانی برای تولید رانش استفاده می‌کنند، بسیار مورد توجه محققین قرار گرفته و به موازات آن شبیه‌سازی عددی و بهینه‌سازی این نوع ریزپرنده‌ها به منظور دستیابی به ماکزیمم رانش بسیار نقش پررنگی دارند.

مطالعه بر تولید رانش ناشی از حرکت نوسانی در ریزپرنده‌ها در ابتدا معطوف به اثرات سینماتیکی مانند فرکانس کاهیده، دامنه و عدد استروهال⁴ بوده است [1-3]. واماندگی دینامیکی جریان در اطراف بالواره نوسانی به ازای عدد رینولدز کم [4]، توسعه مدل‌های شبیه‌سازی دقیق‌تر در اطراف بالواره نوسانی [5] و بررسی اثرات عدد استروهال در یک بال محدود [6] از جمله دیگر تحقیقات انجام شده می‌باشند. اما آنچه که در سال‌های اخیر بیشتر مورد توجه قرار گرفته، یافتن اثرات شکل بالواره نوسانی (مانند میزان ضخامت، محل ماکزیمم ضخامت، انحنا، انعطاف‌پذیری و ...) بر عملکرد آیرودینامیکی اجسام پرنده و گردابه‌های ایجاد شده ناشی از این حرکت می‌باشد. به طوری که بررسی ساختار دنباله در اطراف بالواره تغییر شکل‌پذیر جاکوفسکی در سال 2011 [7]، تاثیر ضخامت بالواره بر حرکت فراز و فرود با استفاده از شبکه‌های دینامیکی در سال 2011 [8]، اثر پارامترهای هندسی بال در حرکت هشتی [9] و بررسی آنروالاستیک بال‌های نوسانی با انعطاف‌پذیری در راستای بال [10] از جمله این مطالعات است. در سال 2012 نیز میلین و همکارانش به بررسی اثر ضخامت در تولید نیروی رانش بالواره در عدد رینولدز ثابت پرداختند [11]. در همین سال بررسی تجربی و مدل‌سازی پروانه توسط سندا و همکارانش انجام شد [12] و در سال 2013 ویسبال و همکاران نیز به بررسی عددی و تجربی تشکیل گردابه در یک بال با نسبت منظری پایین پرداختند [13].

به موازات الهام گرفتن از پرواز پرندگان و مطالعات عددی و تجربی بر حرکت نوسانی، استفاده از تکنیک بهینه‌سازی و دستیابی به ماکزیمم بازده از اهمیت بسزایی برخوردار است. از جمله این مطالعات می‌توان به بهینه‌سازی رانش تولید شده توسط بالواره نوسانی با استفاده از روش دقت بالا⁵ اشاره کرد [14-15]. علاوه بر این، در سال 2012 مکدم و همکاران به بهینه‌سازی ضخامت یک بالواره در حرکت فراز و فرود به ازای رینولدزهای مختلف پرداختند [16].

اما آنچه که باید به آن توجه داشت این است که در حرکت نوسانی یک بالواره نمی‌توان نیروی رانش را مستقل از سینماتیک یا اثرات هندسی دانست و در حقیقت هر دو این عوامل بر نیروی رانش تاثیر مستقیم دارند. لذا مناسب است که اثرات سینماتیکی و هندسی بالواره‌های نوسانی به طور توأمان مورد مطالعه قرار گیرند. همچنین در بهینه‌سازی این نوع حرکت نیز باید اثرات سینماتیکی و هندسی را متقابلاً در نظر گرفت تا جواب حاصله قابل تعمیم و دارای اعتبار باشد.

- 1- Plunging
- 2- Pitching
- 3- Flapping
- 4- Strouhal number
- 5- High-Fidelity

6- Response Surface Method (RSM)
7- Adaptive Neuro-Fuzzy Interface System (ANFIS)

کلی روی حجم کنترل‌ها، مجهولات مسئله را به‌دست آورد و به تحلیل جریان پرداخت. از آنجایی که در اغلب موارد این انتگرال‌گیری به صورت تحلیلی مشکل می‌باشد لذا از روش عددی استفاده می‌شود. برای حل عددی نیاز به گسسته‌سازی معادلات وجود دارد که با استفاده از روش حجم محدود انجام می‌شود. ابتدا محوطه حل، به تعدادی حجم گسسته شده یا سلول تقسیم شده، به طوری که همه متغیرها در مرکز سلول‌ها ذخیره می‌شوند. حال این معادلات برای همه حجم کنترل‌ها براساس تئوری گوسین انتگرال حجم به سطح تبدیل شده و برای هر متغیر ϕ (که می‌تواند مولفه‌های سرعت باشد) شکل کلی معادلات به فرم رابطه 10 می‌باشد.

$$I_e - I_w + I_n - I_s = S_\phi \delta v \quad (10)$$

به‌طوری که I ترکیبی از ترم جابه جایی و ترم نفوذ می‌باشد. شار نفوذ به وسیله تفاضل مرکزی بیان می‌شود و می‌توان آن را برای سطح سلول مثل e در شکل 3 به‌صورت رابطه 11 بیان کرد.

$$I_e^D = D_e(\phi_P - \phi_E) - S_e^\phi \quad (11)$$

گسسته‌سازی شار جابه جایی به توجه خاصی نیاز دارد و همین امر است که موضوع توسعه طرح‌های تفاضلی مختلف شده است. در مسائلی که دارای ترم جابه جایی می‌باشند لازم است که خاصیت مورد بررسی را در روی سطح سلول بدست آید. اما محل ذخیره کمیت‌ها در روی سطح سلول‌ها نمی‌باشند و در مرکز سلول ذخیره می‌شوند. به همین خاطر روش‌های مختلفی برای بدست آوردن مقدار خاصیت در سطح سلول وجود دارد.

شار جابه جایی برای سطح سلول e به فرم رابطه 12 است.

$$I_e^C = (\rho VA)_e \phi_e = F_e \phi_e \quad (12)$$

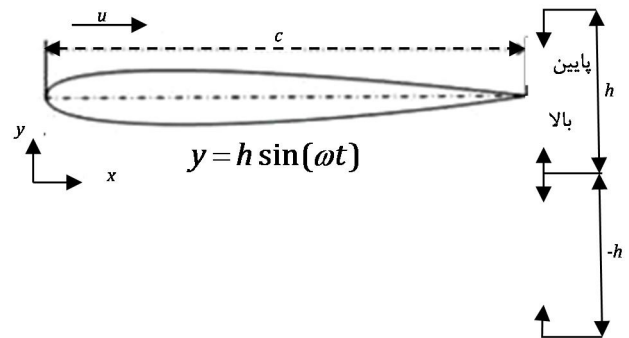
که F_e نشان دهنده ترم جابه جا شده در واحد سطح سلول و ϕ_e نیز مقدار خاصیت در سطح سلول است و مقدار آن را از طریق روش‌های مختلفی می‌توان به‌دست آورد. در این تحقیق از روش تفاضلی بالا دست مرتبه دوم برای به‌دست آوردن ترم های جابه جایی استفاده شده است. با قرار دادن ترم نفوذ و جابه جایی در معادله گسسته شده، نتایج معادلات گسسته شده برای هر تقریبی به فرم رابطه 13 است.

$$a_p \phi_p = \sum_{m=E,W,N,S} a_m \phi_m + S_\phi^t \quad (13)$$

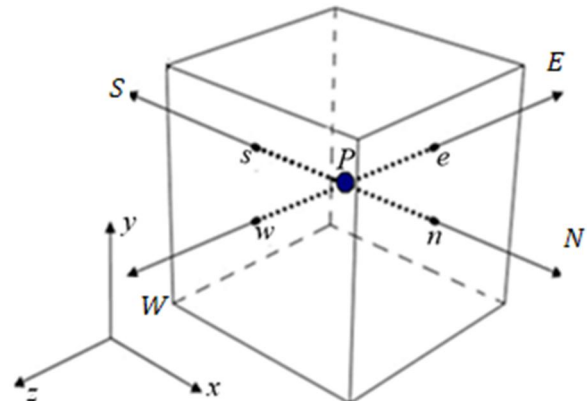
به طوری که a شامل ضرایب نفوذ و جابه جایی می‌باشد. حال با گسسته سازی معادلات حاکم می‌توان جریان حاکم را حل نمود. در این تحقیق، معادلات حاکم طبق دستورالعمل فوق گسسته‌سازی می‌شود. سپس براساس روش فشار مبنا و بر پایه الگوریتم سیمبل - سازگار¹ جریان حول بالواره حل می‌شود. لازم به ذکر است در این شبیه‌سازی از نرم‌افزار فلونت استفاده شده است.

3- روش پاسخ سطح (RSM)

در این تحقیق به منظور بهینه‌سازی بالواره نوسانی در حرکت فراز و فرود از روش پاسخ سطح² استفاده شده است. اولین گام در بهینه‌سازی این است که تابع هدف، متغیرهای طراحی و محدودکننده‌ها مشخص گردد. سپس لازم است که مقادیر تابع هدف و توابع محدودکننده برحسب متغیرهای طراحی محاسبه گردد. در این تحقیق، ضریب رانش به عنوان تابع هدف در نظر گرفته شده و متغیرهای فرکانس کاهیده، دامنه نوسان بی بعد، ضخامت بالواره و عدد رینولدز به عنوان متغیرهای طراحی می‌باشند. تابع محدودکننده نیز از نوع خطی می‌باشد و محدوده عملکردی هر متغیر طراحی را پوشش می‌دهد. از آنجایی که هیچ رابطه صریحی بین ضریب رانش و متغیرهای طراحی



شکل 2 شماتیک حرکت فراز و فرود خالص



شکل 3 حجم کنترل یک سلول و وجوه آن

به‌علاوه می‌توان سفتی فنر خطی برای هر ضلع را از رابطه‌ی 5 بدست آورد. در نتیجه نیروی ایجاد شده روی گره i ام در راستای بردار یک i_{ij} اعمال می‌شود که به صورت رابطه‌ی 6 می‌باشد. k_{ij} سفتی فنری بوده که بین دو گره i, j قرار دارد و متناسب با عکس بردار ضلع می‌باشد.

$$k_{ij} = \frac{1}{L_{ij}} \quad (5)$$

$$f_{ij}^{edge} = k_{ij}(u_j - u_i) \vec{t}_{ij} \times \vec{t}_{ij} = -f_{ji}^{edge} \quad (6)$$

با استفاده از این روش که روش سودمندی است می‌توان تغییر شکل‌های محلی المان را کنترل کرد. اگر طول المانی زیاد شد سفتی آن زیاد شده که منجر به اعمال نیروی بیشتری به این المان شده و باعث جمع شدن آن می‌شود. این امر کمک زیادی به تطبیق دادن شبکه می‌کند.

علاوه بر این، با قرار دادن سرعت جریان آزاد در رابطه 7 و فرض معلوم بودن فرکانس کاهیده (K) می‌توان، سرعت زاویه ای نوسان را محاسبه نمود. با داشتن سرعت فوق و رابطه 8 معادله حرکت و با مشتق‌گیری از آن معادله سرعت خطی حرکت بالواره به‌دست می‌آید که این سرعت به ناحیه اطراف نیز اعمال می‌شود (شکل 2). $y = h \sin(\omega t)$

$$K = \frac{\omega c}{U_\infty} \quad (7)$$

$$y(t) = h \sin(\omega t) \quad (8)$$

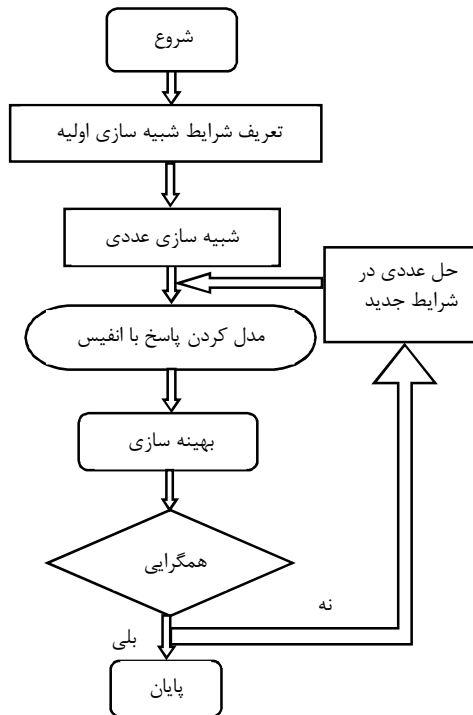
معادلات اساسی که بقای جرم، ممنتوم و اسکالر را بیان می‌کند، در حالت برداری و مستقل از سیستم مختصات به صورت معادله 9 می‌شوند:

$$\frac{\partial(\rho \phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho \phi (U - U_g)) = \text{div}(\Gamma_\phi \text{grad} \phi) + S_\phi \quad (9)$$

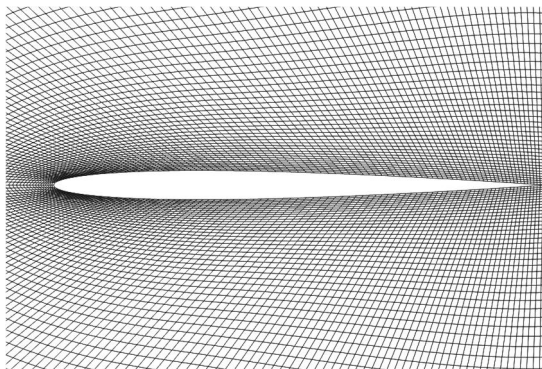
که در آن U_g سرعت شبکه می‌باشد. معادله فوق توسط روش حجم محدود گسسته شده، توسط الگوریتم فشار مبنا به روش ضمنی حل می‌شوند. طبیعت معادلات اساسی به گونه‌ای است که می‌توان با انتگرال گیری

1- SIMPLEC

2- Response Surface Method



شکل 4 فلوجارت الگوریتم پاسخ سطح



شکل 5 بالواره و قسمتی از حوزه حل جریان

مرحله پایانی روش پاسخ سطح مربوط به افزایش کیفیت و دقت پاسخ بهینه بدست آمده است. به این صورت که تست‌های عددی انجام می‌شود و اگر اختلاف بین مقادیر بدست آمده از حل عددی با مقادیر پاسخ سطح شرط همگرایی را ارضا کند، آنگاه آن پاسخ، به عنوان پاسخ بهینه در نظر گرفته می‌شود. نحوه کار این مدل در شکل 4 به خوبی نشان داده شده است.

4- شبکه بندی و شرایط مرزی

اولین گام در شبیه‌سازی عددی شبکه‌بندی و تعیین حوزه حل است. ناحیه محاسباتی در این تحقیق شامل یک ناحیه با شبکه منظم در اطراف بالواره و یک شبکه بی سازمان در خارج این محدوده می‌باشد و علت انتخاب آن نیز به دلیل سازگاری بسیار مناسب این نوع شبکه‌بندی با شبکه‌های دینامیکی است [23]. در شکل 5 بالواره و قسمتی از شبکه حول آن نشان داده شده است. همچنین شرایط مرزی در نظر گرفته شده به این صورت است که در شرط مرزی ورودی، سرعت ثابت و در مرز خروجی فشار ثابت فرض شده است. شرط مرزی سطح بالا و پایین حوزه حل از نوع شرط لغزشی بوده و سطح بالواره نیز به عنوان دیواره در نظر گرفته شده است. ابعاد حوزه حل نیز با توجه به مقالات [4, 5, 6, 9] به اندازه کافی بزرگ در نظر گرفته شده است.

وجود ندارد لذا استفاده از روش‌های بهینه‌سازی کلاسیک مانند روش گرادیانی و یا روش‌های ضمنی مثل الگوریتم ژنتیک منجر به هزینه محاسباتی بسیار بالایی خواهد شد. به همین دلیل برای کاهش این بار محاسباتی از مدل تقریبی پاسخ سطح استفاده می‌شود. این روش توانایی یافتن پاسخ‌ها را در مسائل پیچیده بهینه‌سازی مهندسی دارد [20, 21].

روش پاسخ سطح به این صورت عمل می‌کند که رابطه بین متغیرهای طراحی و تابع هدف را تقریب می‌زند. برای تقریب زدن می‌توان از روش‌های مختلفی مانند روش مجموع مربعات، پلی نومیال خطی یا درجه دوم¹ و شبکه عصبی² استفاده کرد. به طوری که تمامی کارهای گذشته از یکی از این روش‌ها استفاده شده است. از آنجایی که تقریب دقیق‌تر تاثیر بسزایی در بار محاسباتی و پاسخ بهینه دارد لذا روش مناسب‌تر می‌تواند مفید باشد. به همین دلیل، در این تحقیق از روش انفیسی³ که قابلیت‌های بیشتری نسبت به روش‌های دیگر دارد استفاده شده است [22]. در حقیقت این روش قابلیت شبکه عصبی و قوانین فازی⁴ را توأم دارد.

پس از آنکه فضای محاسباتی که همان رابطه بین تابع هدف و متغیرهای طراحی است تقریب زده شد از الگوریتم‌های کلاسیک بهینه‌سازی مانند روش‌های گرادیانی می‌توان بهره گرفته و نقطه بهینه را بر اساس این فضای محاسباتی بدست آورد. در این تحقیق از روش گرادیانی گرادیانی دسته فعال⁵ استفاده شده که این روش از معادله معادله ک-ک-ت⁶ و الگوریتم شبه نیوتنی⁷ استفاده می‌کند. از آنجایی که ماهیت مسئله غیرخطی بوده و توابع محدودکننده نیز موجود است لذا معادله ک-ک-ت توابع محدودکننده و تابع هدف را به شکل یک تابع کلی ارائه می‌دهد که در حقیقت این معادله شرط لازم برای شرایط بهینه خواهد بود. به طور کلی اگر $f(x)$ تابع هدف، x مجموعه متغیرهای طراحی و $g_i(x)$ و $h_j(x)$ توابع محدود کننده باشند مسئله به شکل معادله 14 خواهد بود.

$$\begin{aligned} & \text{minimize } f(x) \\ & x \in \mathbb{R}^n \\ & g_i(x) \leq 0, i = 1, \dots, m \\ & h_j(x) = 0, j = 1, \dots, l \end{aligned} \quad (14)$$

حال معادله ک-ک-ت به صورت معادله 15 است [23]:

$$\frac{\partial f}{\partial x_p} + \sum_{i=1}^m \mu_i \frac{\partial g_i}{\partial x_p} + \sum_{j=1}^l \mu_j \frac{\partial h_j}{\partial x_p} = 0 \quad (p = 1, \dots, n) \quad (15)$$

در حقیقت با استفاده از این معادله، فضای که توسط توابع محدودکننده فاکتور گرفته شده از دامنه تابع هدف حذف می‌شوند. حال این معادله را بر اساس الگوریتم شبه نیوتنی قابل حل می‌باشد. فرمول تکرار در این الگوریتم به صورت زیر است:

$$x_{k+1} = x_k - \alpha_k V_k \nabla f(x_k) \quad (16)$$

به طوری که α_k اندازه گام و V_k معکوس تقریب هیسن است و از الگوریتم بی-اف-جی-اس⁸ که از دقت بسیار بالایی برخوردار است برای محاسبه و بروزرسانی آن استفاده می‌شود:

$$\begin{aligned} V_{k+1}^{BFGS} &= V_k - \frac{S_k Y_k^T V_k + V_k Y_k S_k^T}{S_k^T Y_k} + \left(1 + \frac{Y_k^T V_k Y_k}{S_k^T Y_k} \right) \frac{S_k S_k^T}{S_k^T Y_k} \\ S_k &= x_{k+1} - x_k \\ Y_k &= g(x_{k+1}) - g(x_k) \end{aligned} \quad (17)$$

1- Linear or quadratic polynomial

2- Neural Network

3- Adaptive Neuro-Fuzzy Interface System

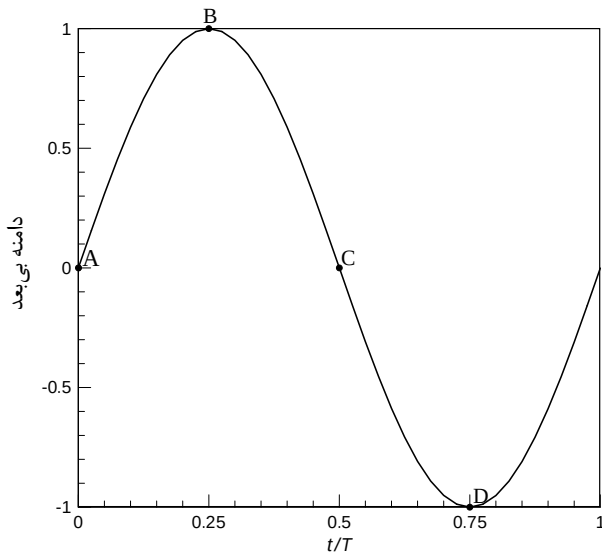
4- Fuzzy

5- active-set

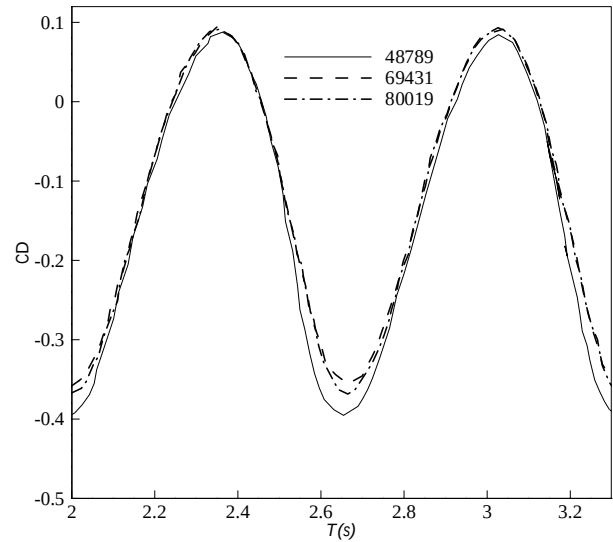
6- Karush-Kuhn-Tucker (KKT)

7- Quasi-Newton

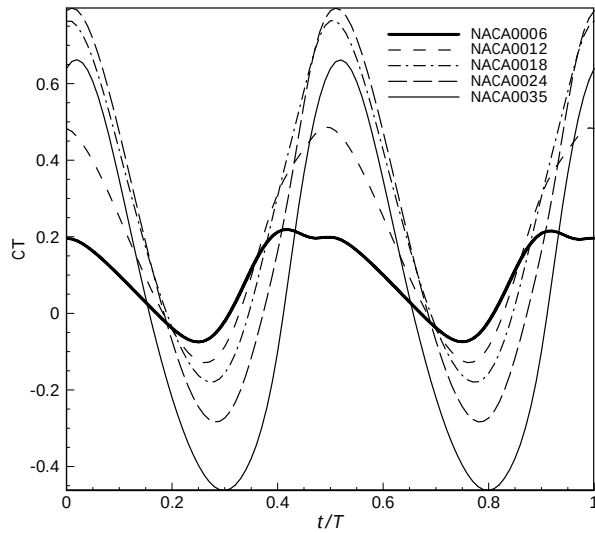
8- Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno algorithm (BFGS)



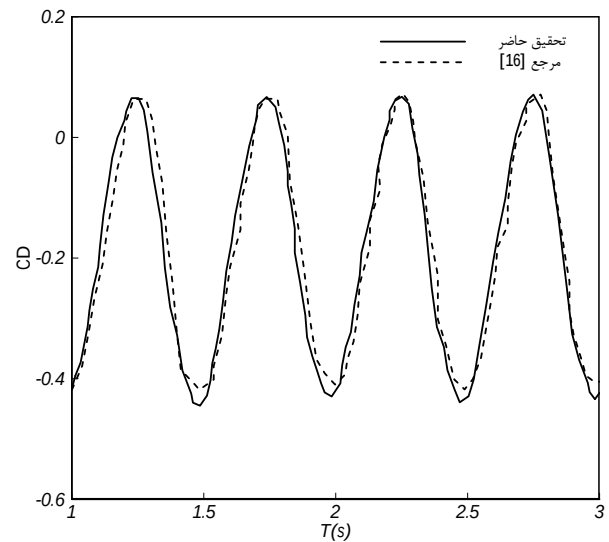
شکل 9 نحوه حرکت فراز و فرود در یک دوره



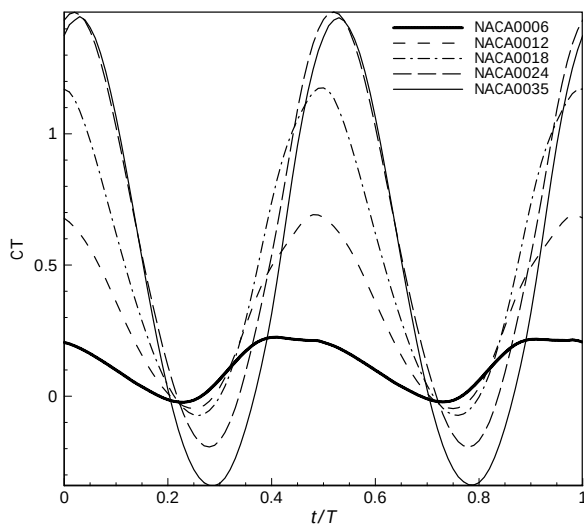
شکل 6 تغییرات ضریب پسا بر حسب زمان به ازای شبکه‌های مختلف $K=4$ و $h/c=0/25$ و رینولدز 11000



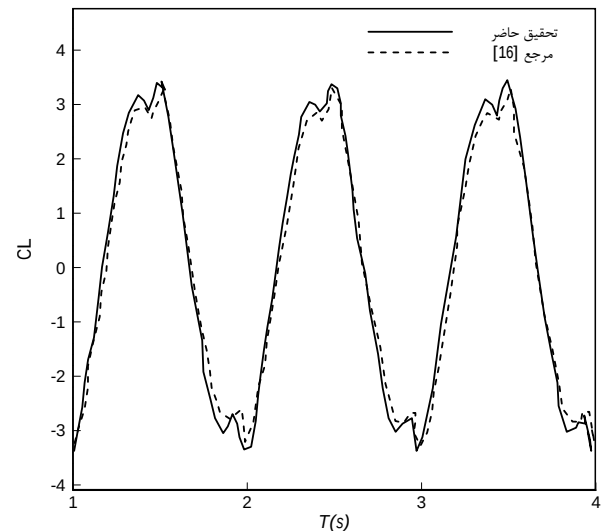
شکل 10 تغییرات ضریب رانش بر حسب زمان در $K=2$ و $h/c=0/5$ و رینولدز 1000



شکل 7 مقایسه ضریب پسا بر حسب دوره نوسان در چند فرازو فرود خالص بالواره در $K=2/01$ و $h/c=0/375$ و رینولدز 11000



شکل 11 تغییرات ضریب رانش بر حسب زمان در $K=2$ و $h/c=0/5$ و رینولدز 50000



شکل 8 مقایسه ضریب برآ بر حسب دوره نوسان در چند فرازو فرود خالص بالواره در $K=2/01$ و $h/c=0/375$ و رینولدز 11000

5- نتایج

در این قسمت، نتایج تاثیر ضخامت، فرکانس کاهیده، دامنه نوسان در اعداد

ضریب رانش مربوط به زمان‌هایی است که بالواره از مبدا عبور می‌کند (نقاط A و C در شکل 9) و در این نقاط بیش‌ترین سرعت را دارا می‌باشد. در حالی که در ضخامت‌های بیشتر از 18 درصد، اختلاف به موقعیت‌های B و D انتقال می‌یابد که در این نقاط بیش‌ترین تغییر شتاب وجود دارد. البته در اعداد رینولدز بالاتر، اختلافات در نقاط A و C (محل بیش‌ترین سرعت) بیشتر از نقاط B و D (محل بیش‌ترین شتاب) است. برای بررسی بیشتر این موضوع، کانتورهای توزیع فشار در اطراف بالواره با ضخامت‌های مختلف، در چهار لحظه و برای دو عدد رینولدز 1000 و 50000، در شکل‌های 12 و 13 به ترتیب نشان داده شده‌اند. نقاط پر رنگ مبین محدوده‌هایی با فشار کم می‌باشد. همان‌طور که در شکل 11 دیده می‌شود، در هنگام عبور بالواره نازک در زمان $t/T=0/5$ ناحیه کم فشار در مقایسه با بالواره‌های ضخیم‌تر، بزرگتر خواهد بود. البته به‌ازای عدد رینولدز بالاتر نیز رفتار مشابهی دیده می‌شود، با این تفاوت که ناحیه کم فشار به ازای تمامی بالواره‌ها در مقایسه با رینولدز کوچکتر، از توسعه یافتگی بیشتری برخوردار است. با توجه به اینکه ناحیه‌های کم فشار در نزدیکی لبه حمله قرار دارند باعث تولید رانش می‌شوند که بزرگی این نواحی در میزان نیرو مؤثر است.

همان‌طور که به وضوح در شکل‌های 10 و 11 دیده می‌شود هنگامی که بالواره در زمان $t/T=0/25, 0/75$ (نقاط B و D) قرار دارد، ناحیه کم فشار از محل بیش‌ترین ضخامت عبور کرده و در نزدیکی لبه فرار بالواره قرار می‌گیرند و با توجه به اینکه فشار در لبه حمله بیشتر است لذا این اختلاف فشار منجر به تولید نیروی پسا و ضریب رانش منفی می‌شود؛ در حالی که ناحیه کم فشار در زمان t/T برابر 0/5 و 1 روی قسمت لبه حمله بالواره قرار داشته و فشار در قسمت عقبی بالواره بیشتر است؛ لذا این اختلاف فشار ضریب رانش مثبت ایجاد می‌کند.

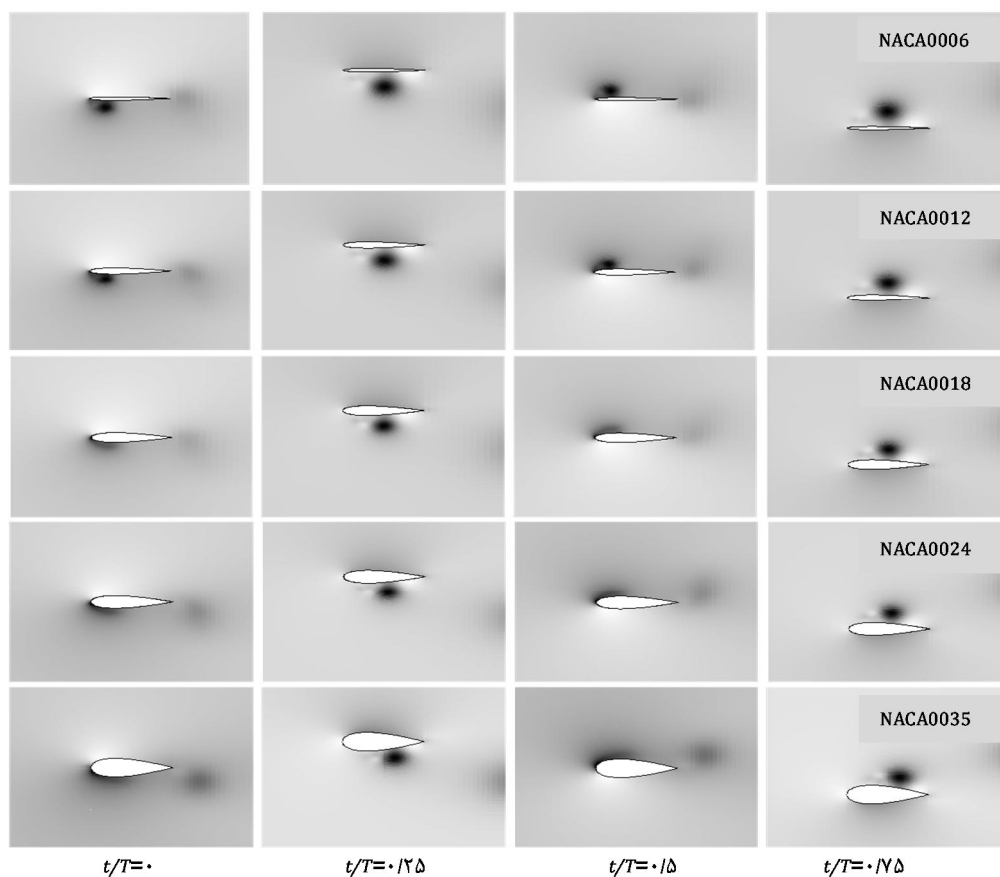
رینولدز مختلف بر روی ضرایب آیرودینامیکی بررسی می‌شود. در ابتدا جهت نشان دادن استقلال شبکه از تعداد سلول‌ها، جریان حول بالواره NACA0012 برای سه شبکه مختلف حل شده است. شکل 6 تغییرات ضریب پسا بر حسب زمان را نشان می‌دهد؛ به طوری که نتایج استقلال از شبکه به ازای تعداد سلول 69431 قابل مشاهده می‌باشد. همچنین به منظور اعتبار سنجی، نتایج حاصل از شبیه‌سازی حرکت بالواره NACA0012 با نتایج منتشر شده [16] در شکل‌های 7 و 8 مقایسه شده است. مقایسه ضریب پسا و برا بر حسب دوره نوسان در چند فراز و فرود خالص بالواره با مرجع مذکور و مطابقت بسیار خوب بین آن‌ها، مبین صحت شبیه‌سازی عددی می‌باشد.

در این شبیه‌سازی از بالواره‌های با طول وتر 0/1 متر استفاده گردیده‌و گام زمانی مناسب پس از بررسی‌های انجام شده، به اندازه یک صدم دوره نوسان انتخاب گردیده است. علت انتخاب این نوع بالواره کاربرد بسیار وسیع آن می‌باشد؛ به طوری که این مقاطع در آزمایش‌های تجربی مورد استفاده قرار گرفته‌اند [24, 23] و حتی نمونه‌هایی از ریزپرنده‌ها با همین مقطع ساخته شده‌اند [25, 26]. همچنین در این شبیه‌سازی فرض شده‌است که مبدا شروع حرکت بالواره از محور نوسان و به سمت بالا می‌باشد که در شکل 9 نحوه حرکت در یک دوره زمانی نشان داده شده است. در این شکل نقاط A, B, C و D به ترتیب نشان دهنده مسیر حرکت می‌باشد.

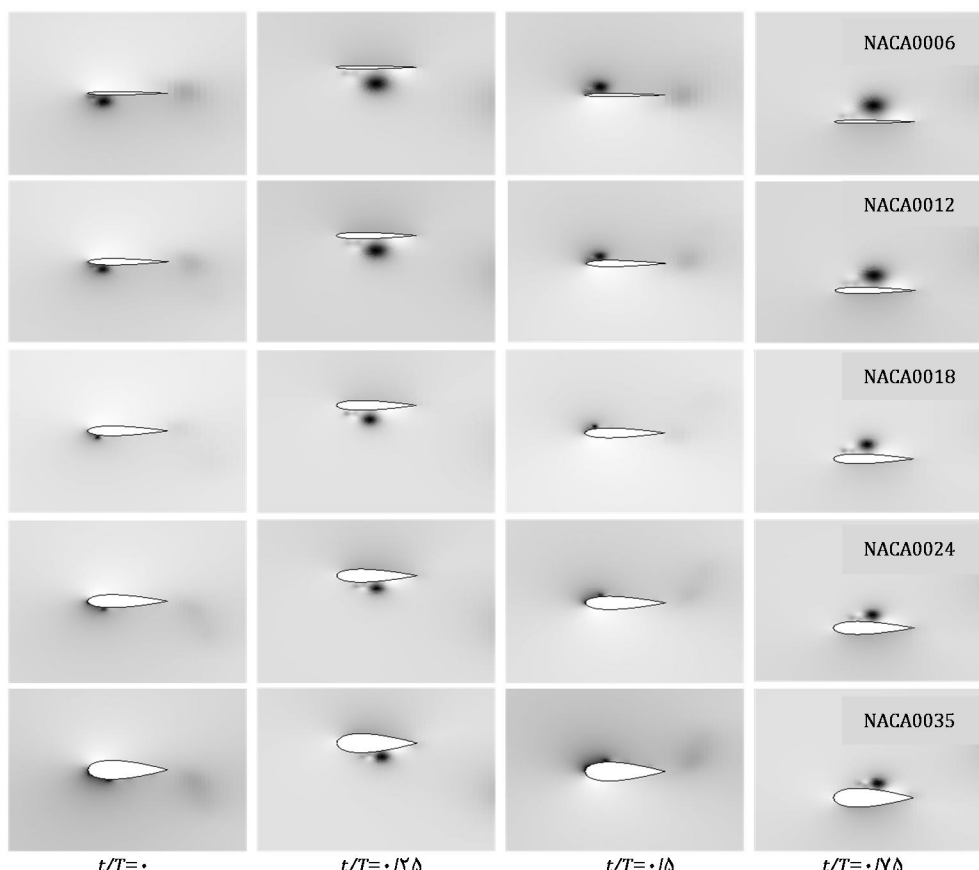
شکل‌های 10 و 11 تغییرات ضریب رانش را در یک دوره نوسان و به ازای ضخامت‌های متفاوتی از بالواره‌ها به تصویر کشیده است؛ به طوری که ضریب رانش از رابطه 18 بدست آمده است.

$$C_T = -C_D = -\frac{D}{0.5\rho U^2 c} \quad (18)$$

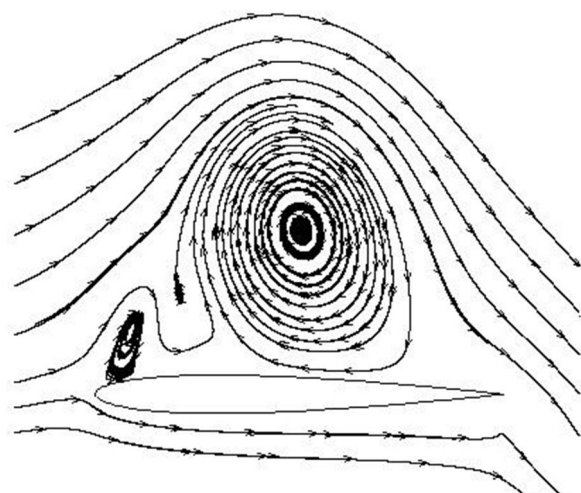
مشاهده می‌شود که در ضخامت‌های کمتر از 18 درصد، بیش‌ترین اختلاف در



شکل 12 تغییرات توزیع گردابه در اطراف بالواره‌ها در زمان‌های مختلف $K=2$ و $h/c=0/5$ و رینولدز 1000



شکل 13 تغییرات توزیع گردابه در اطراف بالواره‌ها در زمان‌های مختلف و $K=2$ و $h/c=0/5$ و رینولدز 50000



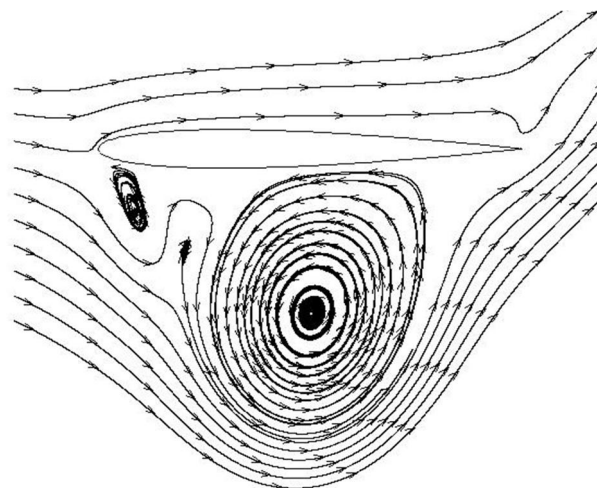
شکل 15 خطوط گردابه در اطراف بالواره NACA0006 در لحظه $t/T=0/75$ و $K=2$ و $h/c=0/5$

در جدول 1 اثر فرکانس کاهیده و دامنه نوسان در رینولدزهای مختلف برای بالواره با ضخامت 12 درصد آورده شده است.

همان‌طور مشاهده می‌شود با افزایش دامنه نوسان، فرکانس کاهیده و عدد رینولدز ضریب رانش افزایش می‌یابد و افزایش ناشی از فرکانس کاهیده بیشتر از دو مورد دیگر می‌باشد.

در شکل‌های 16-18 تغییرات ضریب رانش براساس ضخامت در اعداد رینولدز مختلف در $K=2$ و دامنه‌های نوسان $0/5$ و $0/375$ و $h/c=0/25$ رسم شده است. مشاهده می‌شود برای تمام دامنه‌ها با افزایش ضخامت، ابتدا رانش افزایش یافته و سپس کاهش می‌یابد و با افزایش عدد رینولدز، ماکزیمم رانش به سمت بالواره‌های ضخیم‌تر حرکت می‌کند.

خطوط جریان در اطراف بالواره 6% در بیش‌ترین و کمترین دامنه نوسان در شکل‌های 14 و 15 نشان داده شده است. به علت حرکت بالواره به سمت بالا در ناحیه فوقانی فشار زیاد شده و در ناحیه زیرین فشار کاهش می‌یابد که این اختلاف فشار سبب ایجاد گردابه در لبه حمله می‌شود و این گردابه به علت مومنتم جریان به سمت لبه فرار حرکت می‌کند. با حرکت ایرفویل به سمت بالا اختلاف فشار بیشتر می‌شود و سبب رشد گردابه می‌شود و در بالاترین دامنه که بیش‌ترین اختلاف فشار را دارد گردابه به نیمه بالواره رسیده و در این مکان به بزرگ‌ترین مقدار خود می‌رسد. ضمن آنکه در بین این حرکت با دورتر شدن گردابه ابتدایی از لبه حمله مجدداً گردابه‌هایی در لبه حمله شکل می‌گیرند.



شکل 14 خطوط گردابه در اطراف بالواره NACA0006 در لحظه $t/T=0/25$ و $K=2$ و $h/c=0/5$

جدول 1 اثر فرکانس کاهیده و دامنه نوسان بی بعد بر ضریب تراست در بالواره 12

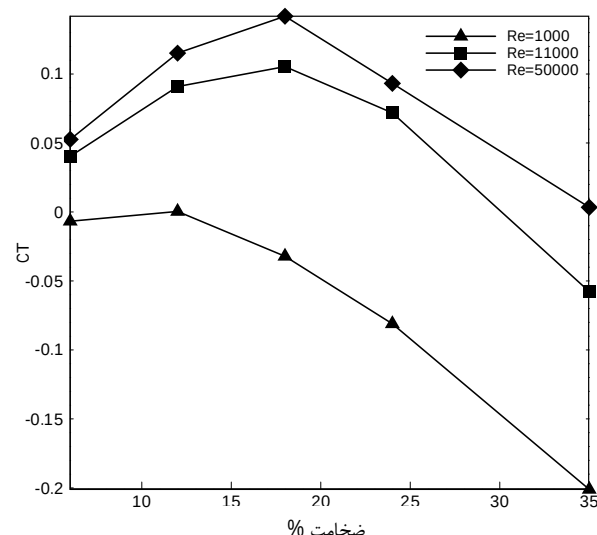
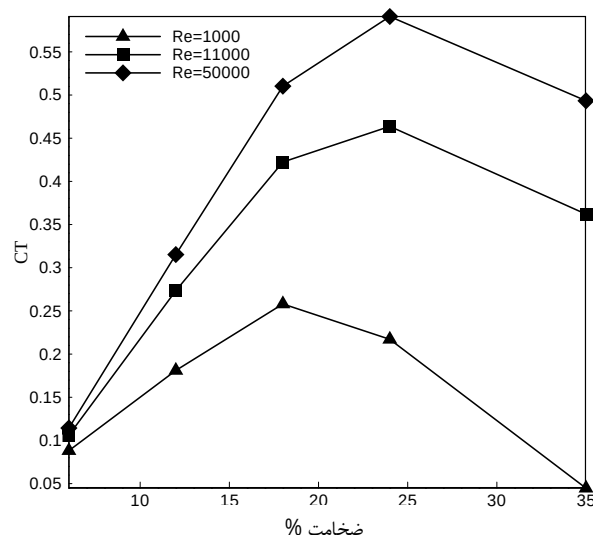
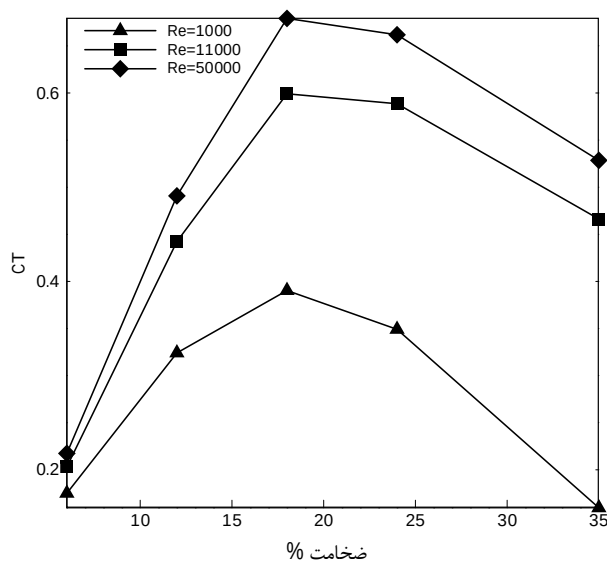
درصد و رینولدزهای متفاوت		
عدد رینولدز	دامنه نوسان بی بعد	فرکانس نوسان
1000	0/25	0/00038
	0/375	0/09853
	0/5	0/18106
	0/25	0/3241
	0/375	1/0961
	0/5	1/84923
	0/25	0/09263
	0/375	0/1986
	0/5	0/27861
	0/25	0/43394
11000	0/375	1/0229
	0/5	1/7815
	0/25	0/1151
	0/375	0/22243
	0/5	0/31522
	0/25	0/49078
	0/375	1/36269
	0/5	1/94206
	0/25	0/1151
	0/375	0/22243
50000	0/5	0/31522
	0/25	0/49078
	0/375	1/36269
	0/5	1/94206
	0/25	0/1151
	0/375	0/22243
	0/5	0/31522
	0/25	0/49078
	0/375	1/36269
	0/5	1/94206

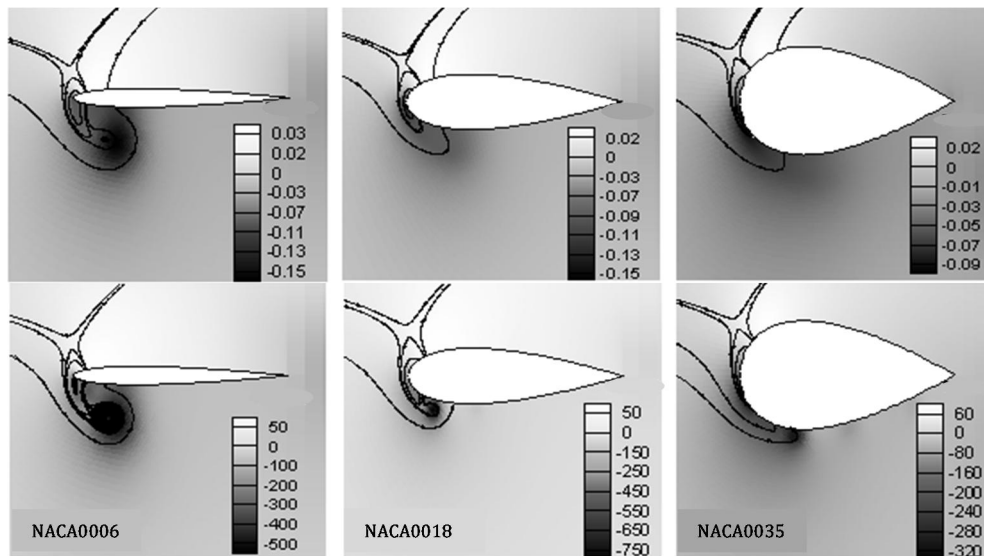
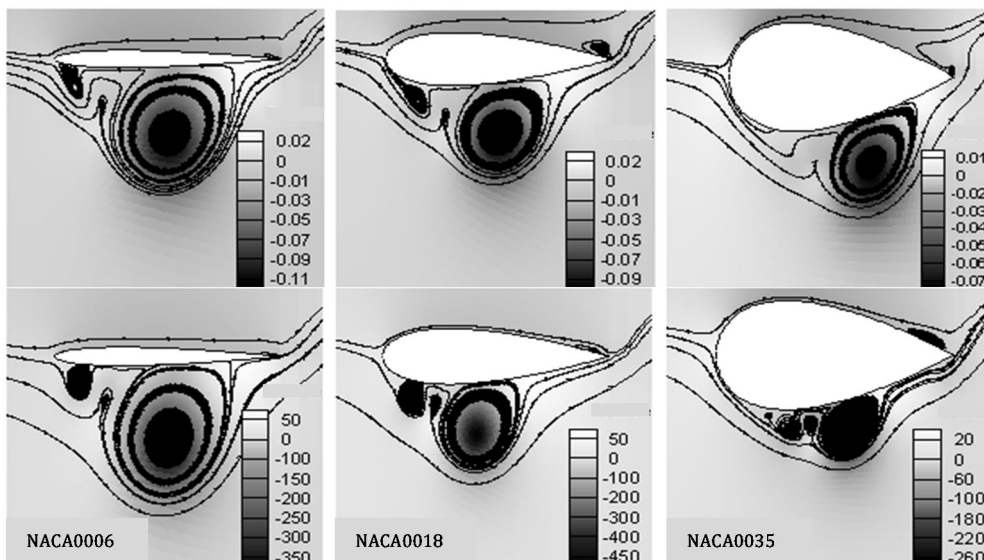
برای بررسی بیشتر علل فیزیکی تغییر ضریب رانش نسبت به ضخامت و وجود ضخامت بهینه، میدان فشار در اطراف بالواره‌ها به همراه خطوط جریان در شکل‌های 19 و 20 نشان داده شده‌اند. همان‌طور که در شکل نیز دیده می‌شود در بالواره‌های نازک به علت آنکه جریان، نسبت به بالواره‌های ضخیم‌تر، به‌سختی فرار کرده و خود را منطبق با جریان می‌کنند، در حرکت به سمت بالا یا پایین تغییرات فشار نسبت به بالواره ضخیم‌تر بیشتر است و این اختلاف شدید فشار در بالا و پایین باعث ایجاد سریع‌تر گردابه در لبه حمله می‌شود. با افزایش ضخامت، جریان راحت‌تر فرار کرده و اختلاف فشار کاهش می‌یابد اما سطح تصویر جسم در راستای عمود بر جریان افزایش می‌یابد و در نتیجه در اختلاف فشارهای کمتر، نیروی بیشتری تولید می‌کنند. در واقع در ضخامت‌های کمتر اختلاف فشارهای بزرگتری وجود دارد اما به علت تصویر سطح کمتر در راستای جریان نیروی کمتری تولید می‌شود. بنابراین دو عامل کاهش اختلاف فشار و افزایش سطح تصویر عمود بر راستای جریان برخلاف یکدیگر عمل می‌کنند و با توجه به میزان تغییرات آن‌ها، باعث می‌شوند تا ضخامت بهینه بوجود آید.

همان‌طور که قبلاً اشاره شد در اینجا نیز مشاهده می‌شود که با افزایش عدد رینولدز ضریب رانش افزایش می‌یابد که نرخ این افزایش در بین 1000 تا 11000 بیشتر است. شکل 18 تغییرات ضریب رانش براساس ضخامت در اعداد رینولدز مختلف در $K=4$ و دامنه‌های نوسان $h/c=0/25$ را نشان می‌دهد. مقایسه این شکل با نمودارهای شکل 18 نشان می‌دهد که با افزایش فرکانس کاهیده ضریب رانش زیاد خواهد شد.

6- بهینه‌سازی

تاکنون به بررسی اثرات سینماتیکی و هندسی بالواره نوسانی پرداخته شده است.


 شکل 16 تغییرات ضریب رانش براساس ضخامت بالواره‌ها در اعداد رینولدز مختلف در $h/c=0/25$ و $K=2$

 شکل 17 تغییرات ضریب رانش براساس ضخامت در اعداد رینولدز مختلف در $h/c=0/5$ و $K=2$

 شکل 18 تغییرات ضریب رانش براساس ضخامت در اعداد رینولدز مختلف در $K=4$ و $h/c=0/25$


 شکل 19 کانتور تغییرات فشار در هنگام عبور بالواره از مرکز به سمت بالا در $K=2$ و $h/c=0/5$ (عدد رینولدز در دو ردیف به ترتیب 1000 و 50000 است)

 شکل 20 کانتور تغییرات فشار در هنگام عبور بالواره از بالاترین دامنه به سمت پایین در $K=2$ و $h/c=0/5$ (عدد رینولدز در دو ردیف به ترتیب 1000 و 50000 است)

متغیرهای طراحی، شبیه‌سازی عددی انجام شده و مقدار عددی ضریب رانش (CT_{sim}) به‌دست آمد. حال اگر شرط همگرایی طبق معادله 19 ارضا شود آن مقدار بهینه به‌عنوان پاسخ انتخاب می‌شود، در غیر این صورت نتایج حل عددی برای تولید مجدد فضای جستجو استفاده شده تا دقت آن بیشتر شود و این حلقه تا همگرا شدن شرط مذکور ادامه خواهد داشت.

$$\varepsilon = \left| \frac{CT_{sim} - CT_{opt}}{CT_{sim}} \right| \leq 0.15 \quad (19)$$

در این مسئله بعد از 2 تکرار، معادله 19 ارضا شد. همچنین سطوح پاسخ یا فضای جستجو بعد از آخرین مرحله بهینه‌سازی در شکل‌های 21-23 نشان داده شده است. همان‌طور که این شکل‌ها نشان می‌دهند فضای جستجو به خوبی رفتار متغیرهای طراحی را نشان می‌دهند.

همان‌طور که قبلاً توضیح داده شد از مدل انفیس برای تقریب زدن فضای جستجو استفاده می‌شود. برای نشان دادن دقت در تقریب زدن، مقادیر ضریب رانش تخمین زده شده بر حسب مقادیر واقعی بدست آمده در شکل 24 رسم شده است. براساس این شکل، ضریب مشخصه 0/9991 بدست آمده است در حالی که این عدد در مناسب‌ترین حالت باید به عدد یک نزدیک باشند.

در این بخش نتایج حاصله از بهینه‌سازی بیان می‌شود. همان‌طور که بیان شد از الگوریتم پاسخ سطح استفاده شده و تابع هدف در نظر گرفته شده ضریب رانش است. علاوه بر این، 4 پارامتر ضخامت بالواره، فرکانس، دامنه نوسان بی‌بعد و عدد رینولدز به عنوان پارامترهای طراحی در نظر گرفته شده‌اند. از طرفی پارامترهای طراحی براساس مطالعات بیوگرافی پرندگان در یک محدوده خاصی تعریف شده‌اند که از آن‌ها به عنوان توابع محدودکننده استفاده می‌شود. براساس این مطالعات، محدوده فرکانس نوسان [2-4]، دامنه نوسان بی‌بعد [0/25 - 0/50]، ضخامت [0/06 - 0/35] و رینولدز [50000 - 1000] می‌باشد [11,28]. علت انتخاب این محدوده‌ها به خصوص حدود فرکانس کاهیده این است که در پرواز پرندگان و حشرات این محدوده دیده شده، و در آزمایشات تجربی و مقالات منتشر شده نیز از همین محدوده عملکردی استفاده می‌شود [29-32].

همان‌طور که در توضیح مدل پاسخ سطح ذکر شد، ابتدا فضای جستجو بر اساس قوانین فازی و با استفاده از مدل انفیس تقریب زده می‌شود و الگوریتم بهینه‌سازی دسته فعال مقدار بهینه مطلوب که همان ماکزیمم ضریب رانش (CT_{opt}) است را بدست می‌دهد. همچنین براساس مقادیر پیشنهاد شده برای

جدول 2 متغیرهای طراحی حاصله از مدل پاسخ سطح به عنوان شرایط بهینه

0,29	ضخامت
0,5	دامنه نوسان بی بعد
3,08	فرکانس نوسان
20002	عدد رینولدز
4,2	مقدار ضریب رانش عددی شبیه سازی
4,6	مقدار ضریب رانش مدل بهینه
9,5%	درصد خطا

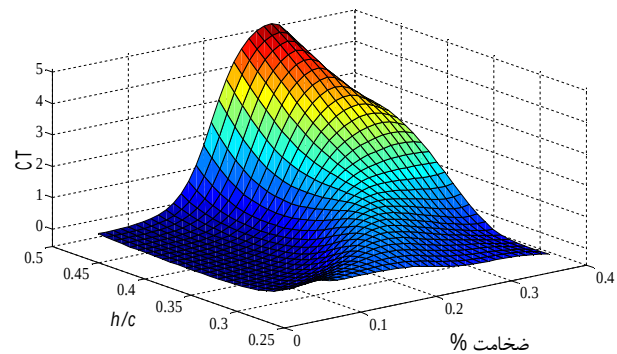
همان‌طور که این جدول نشان می‌دهد اختلاف کم بین مقدار ماکزیمم ضریب رانش بدست آمده از بهینه‌سازی با مقدار حاصله از حل عددی مهر تاییدی بر صحت پاسخ حاصله می‌باشد.

7- نتیجه گیری

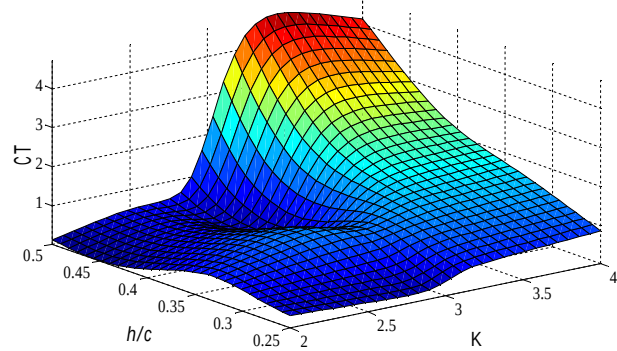
در این تحقیق اثر ضخامت بالواره در حرکت فراز و فرود در رینولدزها، فرکانس های کاهیده و دامنه‌های نوسان مختلف بررسی شده است و بهینه‌ترین حالت براساس بیش‌ترین ضریب رانش به‌دست آمده است. جریان آرام، لزج و غیر قابل تراکم در نظر گرفته شده است. نکات اصلی پیدا شده در این تحقیق عبارتند از: 1- در حرکت فراز و فرود گردابه های تشکیل شده از لبه حمله به سمت لبه فرار حرکت می‌نمایند 2- مشاهده گردید که در اعداد رینولدز کم بالواره‌های نازک عملکرد بهتری دارند و با افزایش عدد رینولدز به صورت کلی بالواره های ضخیم‌تر عملکرد بهتری دارند به عبارت دیگر در هر عدد رینولدز یک ضخامت بهترین عملکرد را دارد. 3- اثر فرکانس کاهیده و دامنه نوسان بر عملکرد بسیار مهم است اما در این میان تاثیر فرکانس کاهیده بسیار چشمگیرتر است. 4- ضخامت بهینه علاوه بر آنکه به عدد رینولدز وابسته است با تغییر فرکانس کاهیده و نیز دامنه نوسان تغییر می‌کند و به‌طورکلی در دامنه و فرکانس های بالاتر بالواره های ضخیم‌تر عملکرد بهتری دارند 5- بررسی کیفی تغییرات فشار و گردابه ها در اثر حرکت فراز و فرود در اطراف بالواره ها منجر به جابجایی گردابه‌ها در اطراف بالواره و تغییر در ضریب و ایجاد رانش می‌شود. 6- بهینه‌ترین ضریب رانش که با استفاده از روش پاسخ سطح به‌دست آمده است در رینولدز 20000، دامنه نوسان بی‌بعد 0,5، فرکانس کاهیده 3/08 و ضخامت 0,2 است.

8- مراجع

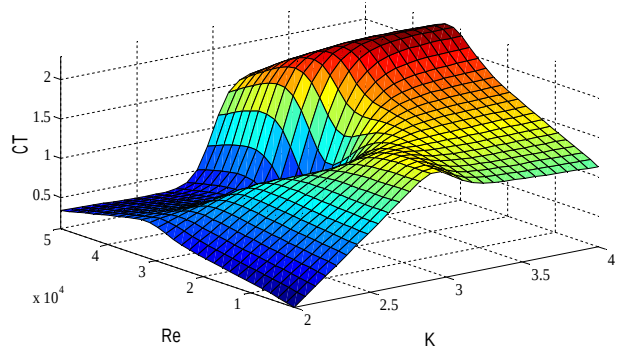
- [1] M. F. Platzer, K. D. Jones, J. Young, and J. S. Lai, Flapping wing aerodynamics: progress and challenges, *AIAA journal*, vol. 46, No. 9, pp. 2136-2149, 2008.
- [2] P. Freymuth, Propulsive vortical signature of plunging and pitching airfoils, *AIAA journal*, vol. 26, No. 7, pp. 881-883, 1988.
- [3] M. M. Koochesfahani, Vortical patterns in the wake of an oscillating airfoil, *AIAA journal*, vol. 27, No. 9, pp. 1200-1205, 1989.
- [4] S. Wang, D. B. Ingham, L. Ma, M. Pourkashanian, and Z. Tao, Numerical investigations on dynamic stall of low Reynolds number flow around oscillating airfoils, *Computers & Fluids*, vol. 39, No. 9, pp. 1529-1541, 2010.
- [5] W. Medjroubi, B. Stoevesandt, B. Carmo, and J. Peinke, High-order numerical simulations of the flow around a heaving airfoil, *Computers & Fluids*, vol. 51, No. 1, pp. 68-84, 2011.
- [6] J. E. Guerrero, Wake signature and Strouhal number dependence of finite-span flapping wings, *Journal of Bionic Engineering*, vol. 7, pp. S109-S122, 2010.
- [7] A. Ysasi, E. Kanso, and P. K. Newton, Wake structure of a deformable Joukowski airfoil, *Physica D: Nonlinear Phenomena*, vol. 240, No. 20, pp. 1574-1582, 2011.
- [8] M. H. Djavahreshkian, A. M. Zamanifard, and A. Bagheri, Investigation of effect of thickness on plunging motion with dynamic mesh, *11th Conference of Iranian Aerospace Society*, Shahid Sattary university, Tehran, Iran, 2012. (In Persian)



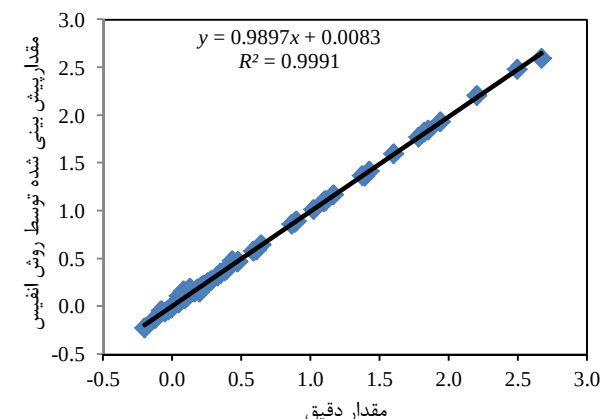
شکل 21 پاسخ سطح ضریب رانش بر حسب ضخامت و دامنه نوسان بالواره



شکل 22 پاسخ سطح ضریب رانش بر حسب فرکانس و دامنه نوسان بالواره



شکل 23 پاسخ سطح ضریب رانش بر حسب فرکانس نوسان بالواره و رینولدز جریان



شکل 24 مقایسه مقادیر تخمین زده شده انفیسی با مقادیر واقعی

تطابق مناسب بین داده‌های عددی و نتایج تخمینی انفیسی نشان از دقت بالا و مناسب بودن آن است.

با توجه به این که هدف از بهینه‌سازی دست‌یابی به ماکزیمم ضریب رانش بوده، مقادیر حاصله از مدل پاسخ سطح در جدول 2 نشان داده شده است.

- [21] D. L. Rodriguez, "Response surface based optimization with a Cartesian CFD method," AIAA paper, pp. 465, 2003.
- [22] M. Djavarehshkian and A. Esmaeili, Neuro-fuzzy based approach for estimation of Hydrofoil performance, *Ocean Engineering*, vol. 59, pp. 1-8, 2013.
- [23] Mokhtar S. Bazaraa, Hanif D. Sherahli, C. M. Shetty, *Nonlinear Programming: Theory and Algorithms*, John Wiley & Sons, 2013.
- [24] S. Heathcote, Z. Wang, and I. Gursul, Effect of spanwise flexibility on flapping wing propulsion, *Journal of Fluids and Structures*, vol. 24, No. 2, pp. 183-199, 2008.
- [25] K. Jones, S. Duggan and M. Platzer, Flapping-wing propulsion for a micro air vehicle, *39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2001.
- [26] B.J. Tsai and Y.C. Fu, Design and aerodynamic analysis of a flapping-wing micro aerial vehicle, *Aerospace Science and Technology*, vol. 13, No. 7, pp. 383-392, 2009.
- [27] R. Unger, M. C. Haupt, P. Horst, and R. Radespiel, Fluid-structure analysis of a flexible flapping airfoil at low Reynolds number flow, *Journal of Fluids and Structures*, vol. 28, pp. 72-88, 2012.
- [28] M. Ghommam, M. R. Hajj, D. T. Mook, B. K. Stanford, P. S. Beran, R. D. Snyder, and L. T. Watson, Global optimization of actively morphing flapping wings, *Journal of Fluids and Structures*, vol. 33, pp. 210-228, 2012.
- [29] Yang, XiaoLei, He, GuoWei, Zhang, Xing, Large-eddy simulation of flows past a flapping airfoil using immersed boundary method, *Science China Physics, Mechanics and Astronomy*, vol. 53, No. 6, pp. 1101-1108, 2010.
- [30] KD VonEllenrieder, Parker, K, Soria, J, Fluid mechanics of flapping wings, *Experimental Thermal and Fluid Science*, vol. 32, No. 8, pp. 1578-1589, 2008.
- [31] Visbal, Miguel R., Gordnier, Raymond E., Galbraith, Marshall C, High-fidelity simulations of moving and flexible airfoils at low Reynolds numbers, *Experiments in Fluids*, vol. 46, No. 5, pp. 903-922, 2009.
- [32] J. M. Miao, M. H. Ho, Effect of flexure on aerodynamic propulsive efficiency of flapping flexible airfoil, *Journal of Fluids and Structures*, vol. 22, No. 3, pp. 401-419, 2006.
- [9] M. R. Amiralaee, H. Alighanbari, and S. M. Hashemi, Flow field characteristics study of a flapping airfoil using computational fluid dynamics, *Journal of Fluids and Structures*, vol. 27, No. 7, pp. 1068-1085, 2011.
- [10] R. E. Gordnier, S. Kumar Chimakurthi, C. E. Cesnik, and P. J. Attar, High-Fidelity aeroelastic computations of a flapping wing with spanwise flexibility, *Journal of Fluids and Structures*, vol. 40, pp. 86-104, 2013.
- [11] M. Yu, Z. Wang, and H. Hu, Airfoil thickness effects on the thrust generation of plunging airfoils, *Journal of Aircraft*, vol. 49, No. 5, pp. 1434-1439, 2012.
- [12] K. Senda, T. Obara, M. Kitamura, T. Nishikata, N. Hirai, M. Iima, and N. Yokoyama, Modeling and emergence of flapping flight of butterfly based on experimental measurements, *Robotics and Autonomous Systems*, vol. 60, No. 5, pp. 670-678, 2012.
- [13] M. Visbal, T. O. Yilmaz, and D. Rockwell, Three-dimensional vortex formation on a heaving low-aspect-ratio wing: Computations and experiments, *Journal of Fluids and Structures*, vol. 38, pp. 58-76, 2013.
- [14] M. Yu, Z. Wang, and H. Hu, High-Fidelity Optimization of Flapping Airfoils for Maximum Propulsive Efficiency, *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2013.
- [15] M. Culbreth, Y. Allaneau, and A. Jameson, High Fidelity Optimization of Flapping Airfoils and Wings, *29th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Hawaii, 2013.
- [16] M. Mekadem, T. Chettibi, S. Hanchi, L. Keirsbulck, and L. Labraga, Kinematic optimization of 2D plunging airfoil motion using the response surface methodology, *Journal of Zhejiang University-Science A*, vol. 13, No. 2, pp. 105-120, 2012.
- [17] P. Gnoffo, A vectorized, finite-volume, adaptive grid algorithm applied to planetary entry problems, *AIAA Journal*, vol. 21, No. 9, pp. 1249-1254, 1983.
- [18] K. Nakahashi and G. S. Deiwert, Three-dimensional adaptive grid method, *AIAA Journal*, vol. 24, No. 6, pp. 948-954, 1986.
- [19] A. M. Zamanifard, *Plunging motions simulation of an oscillating airfoils with dynamic mesh*, MSc Thesis, Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University, Mashhad, 2012. (In Persian)
- [20] G. E. Box, J. S. Hunter, and W. G. Hunter, *Statistics for experimenters: design, innovation, and discovery*, vol. 2: Wiley-Interscience, 2005.