

بهینه‌سازی مشخصات حرکتی یک ایرفویل نوسانی در نزدیکی سطح آب با استفاده از الگوریتم ژنتیک و روش پاسخ سطح

اسماعیل اسماعیلی فر^۳محمدحسن جوارشکیان^۲یگانه آذرگون^۱

دانشکده مهندسی مکانیک

دانشگاه فردوسی مشهد

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۱۰/۰۳؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۰۱/۲۴)

چکیده

در این تحقیق، حرکت نوسانی ایرفویل در جریان لزج، آشفته و ناپایا در نزدیک سطح آب، به منظور بهینه‌سازی تأثیر پارامترهای هندسی و نوسانی بر ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل توسط یک روش عددی شبیه‌سازی شده است. در این شبیه‌سازی، معادلات ناویر-استوکس با استفاده از روش حجم محدود با دقت مرتبه دوم گسسته و توسط الگوریتم پیمیل حل شده است. برای بهینه‌سازی، از الگوریتم ژنتیک در روش پاسخ سطح استفاده شده است. در روند شبیه‌سازی، برای پیش‌بینی سطح آزاد سیال، روش کسر حجمی مورد استفاده قرار گرفته است. مقایسه قسمتی از نتایج این شبیه‌سازی، با داده‌های عددی مربوط به یک ایرفویل نوسانی در نزدیکی سطح زمین صحت تحقیق را تأیید می‌نماید. این شبیه‌سازی در سه فرکانس کاهیده، سه دامنه نوسان و سه فاصله ایرفویل از سطح آب انجام شده است. نتایج حاصل نشان می‌دهد که در نزدیک سطح ارتفاع پروازی نسبت به دو پارامتر دیگر بر ضرایب آیرودینامیکی مؤثرتر است. همچنین، بهینه‌سازی با روش پاسخ سطح و الگوریتم ژنتیک انجام شده است. نتایج حاصل نشان می‌دهد که بالواره با فاصله پروازی بی‌بعد ۰/۵۳۹، فرکانس کاهیده ۰/۵ و دامنه نوسان بی‌بعد ۰/۰۲۵ بهینه‌ترین مقدار نسبت ضریب برآ به پسا را ایجاد می‌کند.

واژه‌های کلیدی: اثر سطح، سطح آب، بهینه‌سازی، الگوریتم ژنتیک، روش پاسخ سطح

Optimization of Oscillation Airfoil near the Water Surface, Using Genetic Algorithm and RSM Turbulence Model

Y. Azargoon

M. H. Javareshkian

E. Esmailifar

Mechanical Engineering Department

University of Mashhad

(Received: 20/Jan/2019; Accepted: 12/Apr/2018)

ABSTRACT

In this study, oscillations of an airfoil in a viscous, turbulent, and unsteady flow near a water surface have been numerically simulated to optimize the effect of geometric and oscillatory parameters on aerodynamic coefficients of airfoil. In this simulation, the Navier-Stokes equations are dissected using finite volume method with second-order accuracy and are solved by the Pimple-algorithm and the genetic algorithms in the surface response methodology (RSM) has are used for optimization. In the process of simulation, volume fractionation method has been used to predict the free surface of the flow. Comparing a part of the results of this simulation with numerical data for an oscillating airfoil near the ground confirms the accuracy of the investigation. This simulation is done in three reduced frequencies, three amplitudes and three flight altitudes. The results show that flight altitude is more effective on aerodynamic coefficients than two other parameters near the surface. Also, optimization done by surface response method and genetic algorithm, the results are shown airfoil in dimensionless flight altitude 0.539, reduced frequency 0.5 and dimensionless amplitude 0.025 create the optimal value of the ratio of the coefficient of lift to drag.

Keywords: Ground Effect, Water Surface, Plunge Airfoil, Optimization, Genetic Algorithm, RSM

۱- دانشجوی دکتری: Yegane.Azargoon@mail.um.ac.ir

۲- استاد (نویسنده پاسخگو): javareshkian@um.ac.ir

۳- کارشناسی ارشد: e.esmailifar@gmail.com

فهرست علائم و اختصارات

a	دامنه نوسان
c	طول وتر ایرفویل، m
C_D	ضریب پسا
C_L	ضریب برآ
C_D	ضریب فشار
F	شار جرمی
k_t	انرژی جنبشی
P, P_{rgh}	فشار متوسط زمانی، $kgm^{-1}s^{-2}$
U, U_j	سرعت متوسط زمانی، ms^{-1}
VOF	نسبت جزء حجمی سیال
w_t	نرخ اتلاف ویژه
x, x_j	موقعیت مکانی در محور افقی مختصات، m
y	موقعیت مکانی در محور عمودی مختصات، m
علائم یونانی	
ρ	چگالی، kgm^{-3}
v_t	ویسکوزیته گردابی
ν	ویسکوزیته سینماتیکی

۱- مقدمه

پدیده اثر سطح به معنی بهبود مشخصات آیرودینامیکی یک ایرفویل^۱ در پرواز نزدیک سطح است، که از لحاظ سرعت در محدوده وسایل حمل و نقل هوایی و از نظر هزینه در حدود وسایل حمل و نقل دریایی است و می تواند خلأ موجود بین آن ها را پر کند. دو خاصیت برجسته وسایل تحت تأثیر سطح^۲، باعث تمایز آن ها بر دیگر وسایل حمل و نقل هوایی گردیده است؛ اولین خصوصیت، شکل آیرودینامیکی خاص آن ها می باشد که نسبت برآ^۳ به پسای^۴ بسیار بالایی را هنگام حرکت از خود نشان می دهد و زمانی که نزدیک به سطح پرواز می کنند، این ضریب بالاتر از ضریب هواپیمایی در ابعاد مشابه است که در ارتفاع بالا خارج از اثر سطح پرواز می کند. تمایز دیگر آن ها دارا بودن تعادل خوب دینامیکی^۵ می باشد که در پرواز با ارتفاع پایین در نزدیکی سطح اتفاق می افتد. با توجه به مزایای بیان شده ضرورت و اهمیت کاربر روی

پرنده های اثر سطحی و بررسی بال در نزدیکی سطح آشکار می شود. پدیده اثر سطح^۶، با پرواز اولین هواپیماها در سال های قبل از ۱۹۲۰ میلادی توسط خلبانان گزارش شد، آن ها در راه برگشت در فاصله کم از سطح دریا حرکت می کردند، مشاهده کردند که پرواز در این حالت به انرژی کمتری نیاز دارد. از این رو، روس ها وسیله ای را به عنوان اولین نمونه از وسایل تحت تأثیر سطح که می تواند روی هر سطح صاف مثل زمین و آب و برف و یخ فرود و صعود کند را، WIG^۷ نامیدند [۱].

راژدیستونسکی [۲-۳] در سال ۱۹۹۲ به معرفی یک مدل ریاضی برای ایرفویل پایا در مجاورت سطح پرداخت و در سال ۲۰۰۶، در تحقیقی نمای کلی از وسایل WIG و تاریخچه آن ها ارائه نمود. یک سال بعد ژانگ و همکاران [۴] بال دارای بالچه را در نزدیکی سطح در تونل باد آزمایش کردند و اثر بالچه و تغییر زاویه آن را در نزدیکی سطح بررسی کردند، آن ها دریافتند که در ناحیه نزدیک نصف پهنای بال جریان شبه دوبعدی است. سال بعد، کویی [۵] در تحقیقات خود، پارامترهای آیرودینامیکی^۸ یک وسیله نقلیه نزدیک سطح را مورد بررسی قرار داد. اوگرک [۶] در تونل باد تأثیر سه شکل و اندازه بالک و بدون بالک در نزدیک زمین و در جریان آزاد را مورد تحقیق قرار داده و ضریب برآ و پسا و نسبت برآ به پسا را به ازای فواصل مختلف از زمین و زوایا حمله های مختلف بررسی کرد. بررسی جریان های ثانویه و گردابه های^۹ تولید شده در نوک بال در نزدیکی سطح زمین توسط کلیمنت و همکاران انجام شد [۷]. پارک و همکاران [۸-۹] به صورت عددی و دو بعدی بهینه سازی شکل یک ایرفویل NACA0015 در نزدیکی سطح زمین پرداختند. جوارشکیان و همکارانش، [۱۰-۱۱] نیز به بررسی یکی دیگر از پارامترهای مؤثر، اثر خمیدگی^{۱۰} ایرفویل بر ضریب برآ در تأثیر سطح پرداختند و مشخص شد که اثر مثبت خمیدگی بر ضریب برآ فقط در زاویه حمله های کوچک اتفاق می افتد. آن ها در تحقیق دیگری، تأثیر بالچه هوشمند با بالچه معمولی در نزدیکی سطح و زاویه حمله و زاویه بالچه متناظر

6- Ground Effect
7- Wing In Ground Effect
8- Aerodynamic Parameters
9- Vortex
10- Camber

1- Airfoil
2- WIG
3- Lift
4- Drag
5- Dynamic

۲- معادلات

در این تحقیق هندسه مورد نظر، ایرفویل با حرکت انتقالی سینوسی شکل است که معادله حرکت آن در معادله (۱) بیان شده است.

$$x/c = (a/c)\sin(2\pi t/T) \quad (1)$$

در معادله فوق a دامنه نوسان و T دوره نوسان است.

معادلات حاکم بر سیال تراکم‌ناپذیر، شامل معادله پیوستگی و ممنتوم می‌باشند که به ترتیب در رابطه‌های (۴) و (۲) آورده شده‌اند. یکی از روش‌های شبیه‌سازی جریان آشفته بر مبنای متوسط زمانی هست که در این روش‌ها تمام کمیت‌ها بر مبنای متوسط زمانی نوشته شده و ترم‌های نوسانی مدل می‌شود. بنابراین، تمام متغیرهای نوشته‌شده به‌صورت متوسط هست.

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial t} + \text{div}(\bar{V}\bar{u}) + \text{div}(\overline{V'u'}) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x} + \frac{\mu}{\rho} \text{div}(\text{grad}\bar{V}) + s_u \quad (3)$$

$$\frac{\partial \bar{v}}{\partial t} + \text{div}(\bar{V}\bar{v}) + \text{div}(\overline{V'v'}) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial y} + \frac{\mu}{\rho} \text{div}(\text{grad}\bar{V}) + s_v \quad (4)$$

ترم‌های اضافی در معادلات ممنتوم تحت عنوان تنش رینولدز (ترم سوم در سمت چپ معادلات (۳) و (۴)) ظاهر شده که در ترم چشمه قرار گرفته و باید مدل شود. در این تحقیق برای شبیه‌سازی آشفته‌گی جریان از تقریب بوزینسک استفاده می‌شود که بر طبق این تقریب تنش‌های آشفته‌گی برابر با ویسکوزیته آشفته‌گی در کرنش‌های هست که کرنش‌های در سرعت‌های متوسط زمانی محاسبه می‌شوند. ویسکوزیته آشفته‌گی در این پژوهش با استفاده از مدل آشفته‌گی کا-امگا اس-اس-تی^۴ محاسبه شده است. این مدل آشفته‌گی از مدل استاندارد کا-امگا برای ناحیه داخلی لایه

با بیشترین نسبت برآ به پسا را بررسی نمودند. در سال ۲۰۱۴ نیز نایکل و همکارانش، [۱۲] تأثیر زاویه‌حمله بر ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل نزدیک سطح را مورد مطالعه قرار دادند، شارما و همکارش [۱۳] به بررسی تأثیر سطح بر ضرایب آیرودینامیکی NACA0015 و NACA0012 در زاویه حمله‌های مختلف و ارتفاع‌های مختلف پروازی پرداختند. از کارهای دیگر می‌توان به بررسی‌های انجام‌شده توسط کنولین و همکارانش، [۱۴-۱۵] بر روی تأثیر زاویه‌حمله ایرفویل در حالت پایا در ارتفاع پروازی مختلف، بر خواص آیرودینامیکی سطح صاف و موج‌دار^۱، همچنین بررسی فیزیک جریان در ایرفویل ساکن ۳ تکه در نزدیکی سطح در حالت استاتیکی^۲ و دینامیکی اشاره نمود. در راستای بررسی تأثیر سطح بر ضرایب آیرودینامیکی، استفاده از روش‌های بهینه‌سازی نیز از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. از جمله مطالعات در این زمینه می‌توان بهینه‌سازی شکل هندسی بالواره پایا در حالت دوبعدی و سه‌بعدی در نزدیکی سطح زمین، با استفاده از الگوریتم ژنتیک چند هدفه اشاره نمود، برخی از نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که در حالت بهینه، نیروی برآ، نسبت برآ به پسا و همچنین پایداری افزایش یافته است [۱۶-۱۸]. علاوه بر این، جوارشکیان و همکارانش بهینه‌سازی تأثیر پارامترهای همچون فاصله از سطح، زاویه حمله، ضخامت و انحنا بر نسبت برآ به پسای بالواره پایا در نزدیکی سطح زمین با استفاده از روش پاسخ سطح پرداختند [۱۹]. در اکثر مطالعات انجام‌شده به شبیه‌سازی شکل هندسه، بالواره در حالت پایا و در نزدیک سطح زمین پرداخته شده است. در تحقیق حاضر، یک بالواره که دارای حرکت نوسانی^۳ نزدیک سطح آب می‌باشد شبیه‌سازی شده و به‌منظور بهینه‌سازی و بهبود نسبت برآ به پسای ایرفویل نوسانی مذکور در نزدیک سطح آزاد آب، پارامترهای نوسانی مانند دامنه نوسان، فرکانس نوسان و فاصله بالواره از سطح آزاد آب مورد بررسی قرار گرفته است. شبیه‌سازی در سه دامنه نوسان ۰/۵، ۰/۰۷۵، ۰/۱، سه فرکانس کاهیده ۰/۱، ۰/۳، ۰/۲ و سه فاصله از سطح ۰/۵، ۱ و ۱/۵ برابر طول وتر انجام شده است.

1- Wave Ground
2- Static
3- Plunge

در صورتی که نسبت جزء حجمی $F=0$ باشد، سلول کاملاً از هوا پر شده است و در صورتی که $F=1$ باشد، سلول کاملاً از آب پر شده است. همچنین سلول‌های با مقادیر $0 < F < 1$ سلول‌هایی هستند که دارای مقداری آب و مقداری هوا هستند. این سلول‌ها تشکیل‌دهنده سطح آزاد هستند.

۲-۱- روش پاسخ سطح و الگوریتم ژنتیک

در این تحقیق از روش پاسخ سطح و الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی استفاده شده است. اولین گام در بهینه‌سازی، تعیین توابع هدف، متغیرهای بهینه‌سازی و محاسبه مقادیر توابع هدف بر حسب متغیرهای طراحی است. در این تحقیق نسبت برآ به پسا تابع هدف می‌باشد. متغیرهای فرکانس کاهیده، دامنه نوسان و فاصله بالواره از سطح آزاد آب متغیرهای بهینه‌سازی می‌باشند. با توجه به اینکه هیچ رابطه مشخصی بین این توابع هدف و متغیرهای بهینه‌سازی تعریف نشده است، از روش پاسخ سطح برای ایجاد روابط لازم استفاده شده است.

در روش پاسخ سطح با استفاده از روش‌های مختلفی همچون مجموع مربعات، پلی‌نومیل خطی یا درجه دوم و شبکه عصبی روابط لازم تقریب زده می‌شود. در این تحقیق از روش انفیس فازی که دقت بالاتری نسبت به روش‌های دیگر دارد استفاده شده است [۲۲]. بعد از مشخص شدن روابط بین توابع هدف و متغیرهای طراحی با استفاده از الگوریتم ژنتیک بهینه‌سازی پرداخته شده است. الگوریتم ژنتیک از اصل بقای مناسب بر روی مجموعه‌ای از راه حل‌ها، برای رسیدن بهترین پاسخ استفاده می‌کند. در طول نسل‌های متوالی، جمعیت بر اساس سه اصل تنوع و نوآوری، وراثت و انتخاب طبیعی تکامل یافته است. در الگوریتم ژنتیک از چنین فرایندی برای رسیدن بهترین حالت استفاده می‌شود. روش کار این الگوریتم به این صورت است که هر فرد توسط یک رشته کروموزوم کدگذاری شده است، برای این کدگذاری‌ها الفباهای مختلفی از جمله الفبای دودویی، الفبای مبنای سه، اعداد حقیقی و اعداد صحیح را با توجه به نوع کاربرد می‌توان استفاده نمود. متداول‌ترین نوع آن‌ها الفبای دودویی است که در آن هر رشته کروموزوم به صورت مجموعه‌ای از صفرها و یک‌ها تعریف شده است. در روند اجرای این الگوریتم ابتدا یک جمعیت اولیه از کروموزوم‌ها آغاز می‌شود که جمعیت اولیه می‌تواند تصادفی باشد یا با روش‌های تحلیلی ایجاد شود. در مرحله بعد برازندگی هر

مرزی استفاده می‌کند، بنابراین، می‌تواند بدون نیاز به هیچ تابع تخفیف اضافه‌ای به‌عنوان یک مدل آشفته‌گی رینولدز پایین استفاده شود. برای ناحیه بیرونی از مدل استاندارد کا-پسیلون^۱ استفاده می‌کند و مشکل حساسیت بیش از حد مدل کا-امگا به شرایط جریان آزاد در ورودی را نخواهد داشت. بنابراین، برای مدل‌سازی آشفته‌گی جریان‌های خارجی مناسب است.

معادله انرژی جنبشی و نرخ اتلاف ویژه جریان آشفته به

ترتیب به‌صورت رابطه (۵) و (۶) است [۲۰]:

$$\frac{\partial k_t}{\partial t} + U_j \frac{\partial k_t}{\partial x_j} = P_k - \beta^* k_t \omega_t + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(v + \sigma_k v_t) \frac{\partial k_t}{\partial x_j} \right] \quad (5)$$

$$\frac{\partial \omega_t}{\partial t} + U_j \frac{\partial \omega_t}{\partial x_j} = \alpha S^2 - \beta \omega_t^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(v + \sigma_\omega v_t) \frac{\partial \omega_t}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega_t} \frac{\partial k_t}{\partial x_j} \frac{\partial \omega_t}{\partial x_j} \quad (6)$$

که در آن، k_t و ω_t انرژی جنبشی و نرخ اتلاف ویژه است. پارامترهای $\sigma_{w2}, \alpha, S, \beta^*, F_1$ در مرجع [۲۰] تعریف شده است. علاوه بر این، U_j سرعت، v ویسکوزیته سینماتیکی، v_t ویسکوزیته گردابی و x_j موقعیت مکانی است.

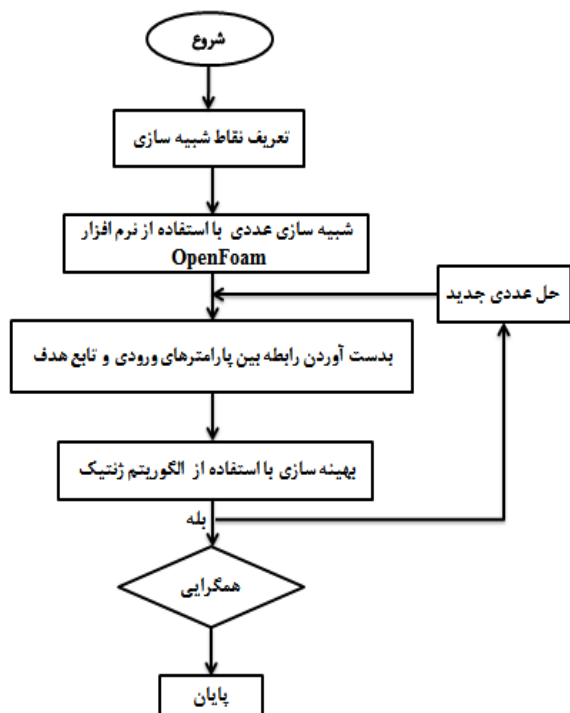
برای شبیه‌سازی جریان دو فازی و تسخیر^۲ سطح آزاد بین آب و هوا، روش کسر جزء حجمی سیال^۳ به کار برده شده است. در این روش تابع جزء حجمی سیال تعریف شده و معادله انتقال اسکالر مربوط به آن حل می‌شود و در نتیجه نسبت کسر حجمی هر جزء سیال برای هر سلول و در هر لحظه به‌دست می‌آید [۲۱].

$$\frac{\partial F}{\partial t} + u \frac{\partial F}{\partial x} + v \frac{\partial F}{\partial y} = 0 \quad (7)$$

1- K-ε

2- Capture

3- Volume of Fluid (VOF)



شکل (۱): مراحل بهینه‌سازی.

جدول (۱): پارامترهای الگوریتم ژنتیک در تحقیق حاضر.

مقدار	متغیر
۳۰	تعداد کروموزوم‌های هر نسل
۰/۹	فاصله نسلی
۵۰ متغیر	طول هر کروموزوم
چرخ رولت	عملگر انتخاب
ترکیب دو نقطه‌ای	عملگر ترکیب
۰/۷	احتمال ترکیب
۰/۰۵	احتمال جهش
۳۰۰	بیشترین تعداد نسل

۳- تعریف مسأله و مدل‌سازی عددی

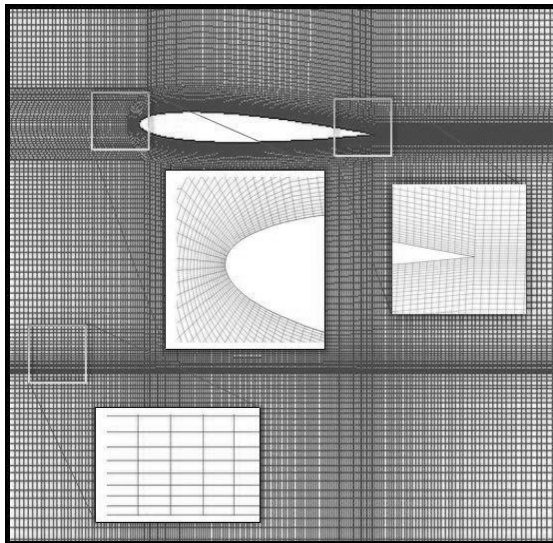
مسأله مورد بحث این تحقیق یک ایرفویل با حرکت نوسانی سینوسی با مقطع NACA0012 با طول وتر $c=1$ است که در فاصله h از سطح آزاد آب قرار گرفته است (شکل ۲). جریان آزاد یکنواخت با سرعت $U=6.72$ m/s در جهت x از روی ایرفویل عبور می‌کند. شبکه مورد استفاده در این تحقیق کاملاً سازمان‌یافته تولید شده است. شبکه نوع H به دلیل شبکه‌بندی کاملاً متعامد در اطراف سطح آزاد، به خوبی قادر به تسخیر سطح آزاد خواهد بود اما در اطراف ایرفویل

یک از کروموزوم‌های جمعیت اولیه محاسبه می‌شود و طبیعتاً کروموزوم‌هایی که پاسخ‌هایی با درصد خطای کمتری ارائه می‌دهند شانس انتخاب بیشتری نسبت به سایر کروموزوم‌ها دارند، کروموزوم‌های انتخاب‌شده با هم ترکیب می‌شوند و نسل بعدی را ایجاد می‌کنند.

پس از ترکیب کروموزوم‌ها عملگری به نام جهش به آن‌ها اعمال می‌شود، در نمایش رشته باینری جهش باعث تغییر در تعدادی از بیت‌ها می‌شود که این عمل ایجاد تنوع در جمعیت می‌شود و مانع افتادن در دام بهینه‌های محلی می‌گردد و به ما این اطمینان را می‌دهد که احتمال جستجوی هیچ شبه فضای خاصی از فضای مسئله وجود ندارم که صفر باشد. به‌طور کلی الگوریتم ژنتیک با استفاده از عملگرهای ترکیب و جهش بر روی کروموزوم‌های موجود، کروموزوم‌های جدیدی تولید می‌کند که قسمت زیادی از خواص کروموزوم‌های قدیم را به ارث برده‌اند اما به دلیل وجود عملگر انتخاب بر اساس برازندگی، نسبت به اعضای نسل قبل بهتر می‌باشند. در این روش انتظار می‌رود که تکرار عملگرهای انتخاب، ترکیب و جهش در نسل‌های متوالی باعث افزایش میانگین برازندگی اعضا شود [۲۳].

در آخرین مرحله از این روش کیفیت و دقت پاسخ بهینه پرداخته می‌شود، برای این منظور آزمون‌های عددی جدیدی در بازه تغییرات پارامترهای بهینه‌سازی انجام می‌گردد و با پاسخ بهینه مقایسه می‌گردد و اگر اختلاف این دو پاسخ شرط همگرایی را ارضا کند، در این صورت این پاسخ بهینه قابل قبول است. در شکل ۱ مراحل انجام بهینه‌سازی مورد نظر نشان داده شده است.

در این تحقیق از عملگر انتخاب چرخ رولت و عملگر کمکی نخبه‌گرایی استفاده شده است. درصدی از جمعیت که در هر نسل با کروموزوم‌های جدید جایگزین می‌شود ۹۰٪ می‌باشد، در این صورت ۱۰٪ از کل جمعیت شامل کروموزوم‌هایی با بهترین مقادیر برازندگی، بدون استفاده از عملگرهای ترکیب و جهش مستقیم به نسل بعد منتقل می‌شوند، کروموزوم‌های انتخاب‌شده با احتمال ۷۰٪ ترکیب می‌شوند و عملگر جهش با احتمال ۵٪ بر روی آن‌ها انجام می‌گیرد. الگوریتم پس از طی ۳۰۰ نسل به پایان می‌رسد. در جدول ۱ پارامترهای مورداستفاده در الگوریتم ژنتیک به همراه مقادیر آن‌ها ارائه شده است.



شکل (۳): شبکه‌بندی در اطراف ایرفویل و سطح آزاد.

۴- نتایج و بحث

در این تحقیق، جریان آزاد با سرعت $6/72 \text{ m/s}$ (عدد رینولدز 640000) حول یک ایرفویل با حرکت نوسانی سینوسی و زاویه حمله صفر درجه در نزدیکی سطح آب شبیه‌سازی شده است. نتایج ارائه‌شده برای ۳ فاصله از سطح مختلف، سه فرکانس و چهار دامنه نوسان به‌منظور بهینه‌سازی ایرفویل نزدیک سطح آب بررسی شده است. ابتدا برای بررسی استقلال نتایج از شبکه‌بندی، جریان اطراف ایرفویل NACA0012 برای سه شبکه مختلف حل گردید.

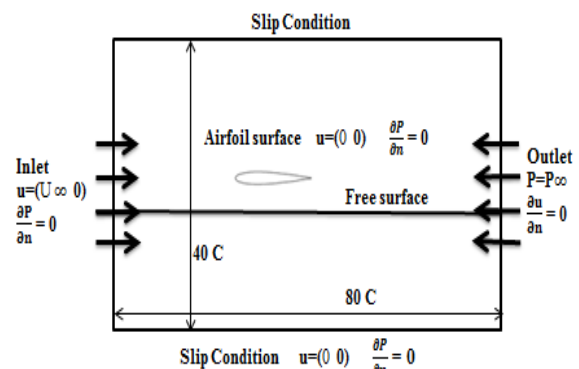
این شبکه‌بندی‌ها با یک رویکرد یکسان در شبکه‌بندی تولید شده‌اند و طول المان‌های شبکه با یک روش سیمتاتیک و با یک نسبت ثابت کاهش پیدا کرده، به عبارت دیگر تعداد سلول‌ها روی همه لبه‌ها با نسبت $1/2$ افزایش یافته و شبکه‌هایی با تعداد سلول‌های 165000 ، 195000 و 235000 ایجاد شده است. شکل ۴ تغییرات ضریب برآ و شکل ۵ تغییرات ضریب پسا در یک دوره نوسان را نشان می‌دهد، همان‌طور که مشاهده می‌شود استقلال از شبکه‌بندی به‌ازای شبکه 195000 سلولی حاصل گردیده است.

کیفیت شبکه به شدت کاهش می‌یابد. در نتیجه از شبکه نوع C در اطراف ایرفویل استفاده شده و هندسه شبکه در بقیه حوزه حل از نوع H انتخاب شده تا کیفیت شبکه هم در اطراف ایرفویل و هم در اطراف سطح آزاد حفظ شود (شکل ۳).

ارتفاع اولین سلول روی دیواره ایرفویل طوری لحاظ شده است تا همواره $y^+ < 1$ باشد. در این شرایط اولین سلول در لایه زیرین لایه مرزی که جریان را می‌توان آرام تصور نمود، قرار گرفته و از رابطه تنش بر حسب کرنش در جریان آرام می‌توان تنش وارد بر دیواره را محاسبه نمود. همچنین به‌منظور تسخیر دقیق سطح آزاد، شبکه‌بندی در اطراف سطح آزاد به اندازه کافی ریز شده است.

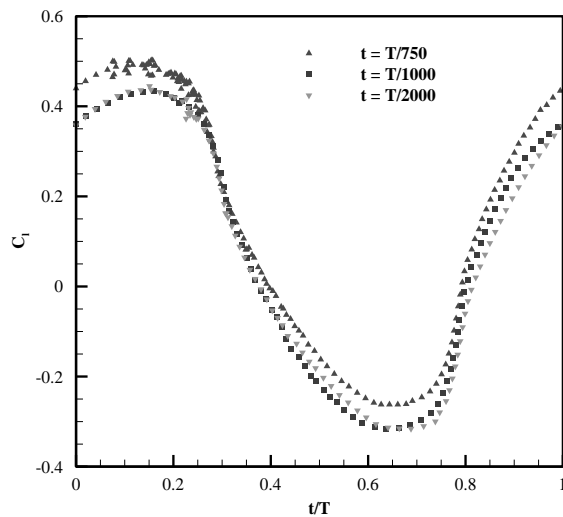
در صورت نیاز، برای شبیه‌سازی جریان، ابتدا معادلات حاکم بر سیال توسط یک روش حجم محدود گسسته سپس توسط الگوریتم پیمپل حل می‌شود. برای تسخیر سطح آزاد از روش کسر جزء حجمی سیال استفاده می‌گردد. ترم‌های جابجایی با استفاده از یک طرح مرتبه ۲ با خاصیت محدودکنندگی گسسته‌سازی شده‌اند.

برای شبیه‌سازی جریان در مرز ورودی سرعت ثابت در نظر گرفته شده و فشار از داخل درونی‌یابی گردیده است، اما در مرز خروجی فشار ثابت و سرعت از داخل دامنه حل برونی‌یابی شده، در مرزهای بالا و پایین از شرط مرزی لغزشی استفاده شده و برای مرز ایرفویل با استفاده از توابع دیواره تنش‌های برشی محاسبه و در معادلات گسسته شده اعمال گردیده است.



شکل (۲): طرح کلی مسئله و شرایط مرزی.

دست یافت. ضمن اینکه از گام‌های زمانی بزرگ‌تری نیز استفاده نمود. تعداد حلقه‌های خارجی با گام زمانی ارتباط مستقیمی دارد، به عبارت دیگر زمانی که تعداد حلقه‌ها در هر مرحله افزایش می‌یابد، به ازای آن می‌توان گام زمانی بزرگ‌تری را انتخاب کرد. در این شبیه‌سازی تعداد حلقه‌های خارجی پیمپل عدد ۱۰ در نظر گرفته شده است. سه گام زمانی مختلف به منظور انتخاب بهترین آن‌ها، با تقسیم مدت زمان دوره نوسان فراز و فرود ایرفویل بر اعداد ۷۵۰، ۱۰۰۰ و ۲۰۰۰ آزمایش شد و با مقایسه ضریب برآی لحظه‌ای محاسبه شده در هر گام زمانی، مقدار $T/1000$ برای بقیه محاسبات انتخاب شد (شکل ۶).

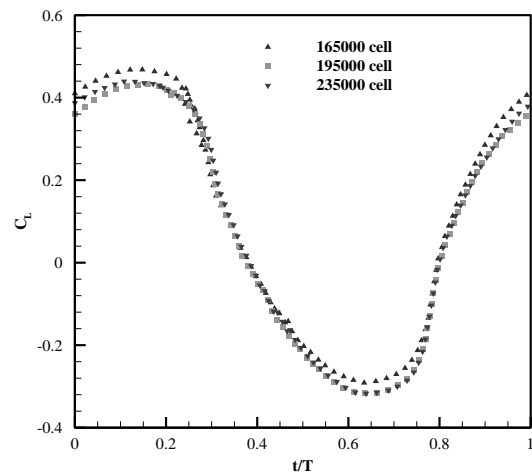


شکل (۶): نتایج استقلال از گام زمانی، تغییرات لحظه‌ای ضریب برآ در فرکانس کاهیده، دامنه نوسان ۰/۱ و $h/c=0.5$

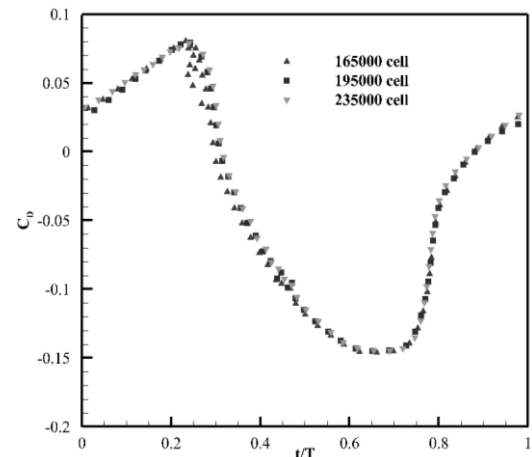
به منظور اعتبارسنجی در حالت استاتیکی، به حل جریان حول یک ایرفویل پایا با زاویه حمله ۲ درجه و $h/c=1$ با شرایط و روش حل کاملاً یکسان با مرجع [۲۴] پرداخته شده و ضریب برآی حاصل از شبیه‌سازی با مرجع مورد نظر در جدول ۲ مقایسه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود نتایج اختلاف ناچیزی دارند که نشان‌دهنده صحت حل می‌باشد.

جدول (۲): مقایسه نتایج شبیه‌سازی با مرجع [۲۴].

مقدار ضریب برآ	مقدار ضریب برآ	درصد خطا
شبه‌سازی	مرجع [۲۴]	
۰/۲۱۲۱۵	۰/۲۱۷۸۳	٪۲/۶



شکل (۴): نتایج استقلال از شبکه، تغییرات لحظه‌ای ضریب برآ در فرکانس کاهیده، دامنه نوسان ۰/۱ و $h/c=0.5$



شکل (۵): نتایج استقلال از شبکه، تغییرات لحظه‌ای ضریب پسا در فرکانس کاهیده، دامنه نوسان ۰/۱ و $h/c=0.5$

بررسی همگرایی حل در جریان‌های ناپایا، کاملاً متفاوت از جریان‌های پایا است. در جریان‌های ناپایا، همگرایی باید در هر گام زمانی بررسی شود تا بتوان از کسب نتایج صحیح، اطمینان حاصل نمود. به دلیل وجود امواج ناپایای گرانشی در سطح آزاد، جریان در این ناحیه بسیار ناپایدار بوده و همگرایی در هر گام زمانی به سختی به دست می‌آید. در صورتی که از الگوریتم پیزو برای حل معادلات استفاده شود، گام زمانی باید خیلی کوچک انتخاب شود تا بتوان از همگرایی در هر گام اطمینان حاصل نمود که در این صورت، هزینه محاسباتی بسیار بالا خواهد بود ولی با استفاده از الگوریتم پیمپل می‌توان با افزایش تعداد حلقه‌های خارجی و همچنین کاهش ضرایب تحت تخفیف به یک همگرایی آرام

جدول (۴): اثر فرکانس کاهیده، دامنه نوسان و ارتفاع پروازی بر مقدار متوسط نسبت برا به پسا.

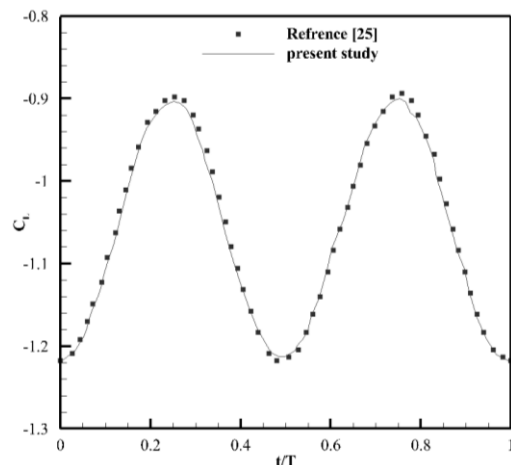
ارتفاع پرواز بی بعد	دامنه نوسان	فرکانس کاهیده	نسبت برا به پسا
۰/۵	۰/۰۲۵	۰/۱	۳۵/۲۲۶۱۶
	۰/۰۵	۰/۱	۳۵/۲۲۶۳۶
	۰/۰۷۵	۰/۱	۳۵/۲۷۲۵۲
	۰/۱	۰/۱	۳۵/۲۷۲۱۲
	۰/۰۲۵	۰/۲۵	۳۵/۳۴۴۶۸
	۰/۰۵	۰/۲۵	۳۵/۳۸۳۵۳
	۰/۰۷۵	۰/۲۵	۳۵/۴۹۰۵۷
	۰/۱	۰/۲۵	۳۵/۵۱۸۸۹
	۰/۰۲۵	۰/۵	۳۶/۸۷۴۵۹
	۰/۰۵	۰/۵	۳۵/۴۵۳۶۵
	۰/۰۷۵	۰/۵	۳۵/۴۵۳۱۲
۱	۰/۱	۰/۵	۳۵/۴۵۵۵۶
	۰/۰۲۵	۰/۱	۳۰/۲۷۴۲۵
	۰/۰۵	۰/۱	۲۹/۹۹۲۳۳
	۰/۰۷۵	۰/۱	۳۳/۱۱۶۱۰
	۰/۱	۰/۱	۳۳/۴۰۹۸۹
	۰/۰۲۵	۰/۲۵	۳۴/۳۶۳۰۶
	۰/۰۵	۰/۲۵	۳۳/۷۶۸۱۴
	۰/۰۷۵	۰/۲۵	۳۳/۸۵۸۴۸
	۰/۱	۰/۲۵	۳۴/۶۹۱۱۲
	۰/۰۲۵	۰/۵	۳۵/۲۵۶۳۰
	۰/۰۵	۰/۵	۳۵/۲۶۷۲۱
	۰/۰۷۵	۰/۵	۳۵/۳۳۲۱۳
	۰/۱	۰/۵	۳۵/۲۲۵۲۶
۱/۵	۰/۰۲۵	۰/۱	۲۶/۸۸۷۷۰
	۰/۰۵	۰/۱	۲۶/۱۹۲۱۴
	۰/۰۷۵	۰/۱	۲۶/۴۹۷۰۳
	۰/۱	۰/۱	۲۹/۲۴۸۲۶
	۰/۰۲۵	۰/۲۵	۲۶/۹۷۲۷۷
	۰/۰۵	۰/۲۵	۲۵/۵۰۰۶۴
	۰/۰۷۵	۰/۲۵	۲۶/۳۷۸۱۵
	۰/۱	۰/۲۵	۲۷/۲۰۷۸۳
	۰/۰۲۵	۰/۵	۲۷/۶۹۴۴۹
	۰/۰۵	۰/۵	۲۸/۹۷۴۳۶
	۰/۰۷۵	۰/۵	۲۸/۸۱۵۹۲
	۰/۱	۰/۵	۲۸/۸۱۵۸۷

شکل ۸ تغییرات لحظه‌ای ضریب برا بر حسب فاصله از سطح آزاد را در یک دوره نوسانی نشان می‌دهد، همان‌طور

به‌منظور اعتبارسنجی، ایرفویل نوسانی با مقطع Tyrrell 026 با زاویه حمله $3/2^\circ$ - درجه در موقعیت $h/c=0.7$ نزدیک سطح زمین در شرایط تستی منطبق بر جدول ۳ شبیه‌سازی و با نتایج عددی مرجع [۲۵] در شکل ۷ مقایسه شده است، همان‌طور که مشاهده می‌شود با توجه به وجود تأثیر سطح و حرکت نوسانی بالواره نتایج تطابق قابل قبولی دارند که نشان‌دهنده صحت حل می‌باشد.

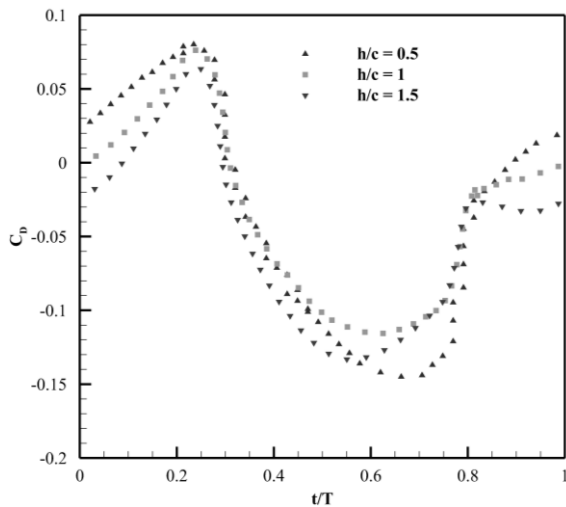
جدول (۳): پارامترهای هندسی، نوسانی و شرایط جریان مطالعه مرجع [۲۵] برای اعتبارسنجی تحقیق حاضر.

متغیر	مقدار
عدد رینولدز	۶۴۰۰۰۰
سرعت جریان آزاد	$6/72 \frac{m}{s}$
طول وتر	۱m
دامنه نوسان	۰/۱C
فرکانس کاهیده	۰/۵

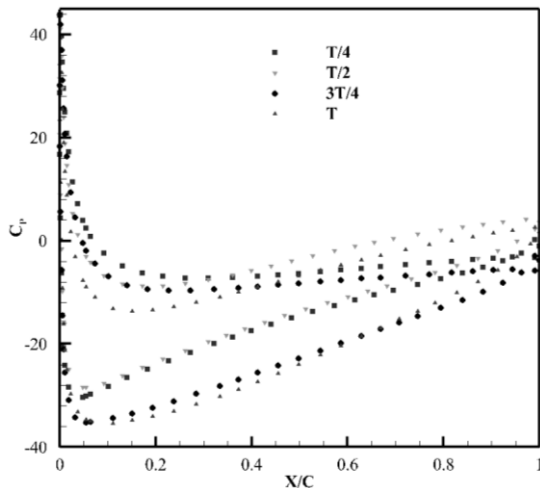


شکل (۷): اعتبارسنجی در شرایط تستی مرجع [۲۵].

جدول ۴ اثر فرکانس کاهیده نوسان، دامنه نوسان و ارتفاع‌های پروازی مختلف بر مقدار متوسط نسبت برا به پسا آورده شده است، همان‌طور که مشاهده می‌شود در همه فرکانس کاهیده‌ها و دامنه نوسان‌ها با کاهش ارتفاع پروازی، مقدار متوسط نسبت برا به پسا افزایش یافته است، همچنین با افزایش فرکانس کاهیده نوسان و دامنه نوسان مقدار متوسط نسبت مذکور روند افزایشی داشته است و افزایش ناشی کاهش ارتفاع بیشتر از دو دیگر است. همچنین تأثیر فرکانس کاهیده از دامنه نوسان نیز بیشتر می‌باشد.



شکل (۹): تغییرات لحظه‌ای ضریب پسا بر حسب فاصله از سطح در یک دوره نوسانی



شکل (۱۰): منحنی تغییرات ضریب فشار در چهار زمان مختلف از یک دوره نوسان در فرکانس کاهیده ۰/۱، دامنه نوسان ۰/۱ و $h/c=0.5$.

به‌منظور بررسی رفتار فیزیکی جریان حول ایرفویل نوسانی نزدیک سطح آب، کانتور فشار در $h/c = 0.5$ در چهار زمان مختلف مربوط به یک دوره نوسان در فرکانس ۰/۱ و دامنه نوسان ۰/۱ در شکل ۱۱ نشان داده شده است، همان‌طور که مشاهده می‌شود در هر چهار حالت، فشار سطح پایین بیشتر از سطح بالا می‌باشد و بیشترین اختلاف فشار در سطح بالا و پایین ایرفویل نوسانی در زمان $3T/4$ اتفاق افتاده است.

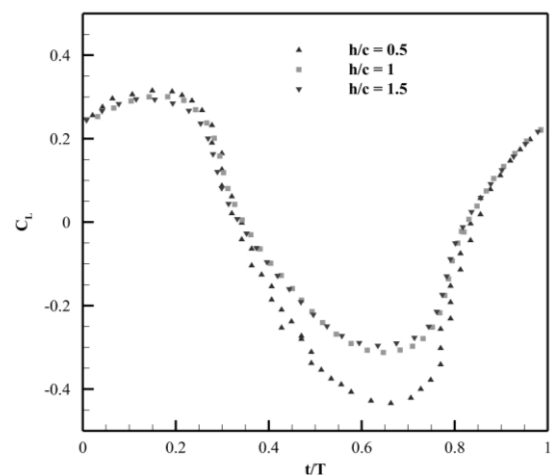
شکل ۱۲ کانتور فشار در چهار زمان مختلف از یک دوره نوسان در فرکانس کاهیده ۰/۱، دامنه نوسان ۰/۱ و $h/c=0.5$

که مشاهده می‌شود، بازه تغییرات لحظه‌ای ضریب پسا در $h/c=0.5$ بیشتر از دو فاصله از سطح دیگر است و بیشترین مقدار ضریب پسا در $h/c = 0.5$ اتفاق افتاده است همچنین مشاهده می‌شود با افزایش فاصله از سطح تأثیر سطح بر ضریب پسا کمتر شده است به طوری که منحنی تغییرات لحظه‌ای ضریب پسا در $h/c=1, 1.5$ نسبت به $h/c=0.5$ اختلاف کمتری دارند.

شکل ۹ تغییرات لحظه‌ای ضریب پسا بر حسب فاصله از سطح را در یک دوره نوسانی نمایش می‌دهد، مشاهده می‌شود که بازه تغییرات لحظه‌ای ضریب پسا در $h/c=0.5$ بیشتر از دو فاصله از سطح دیگر است و بیشترین مقدار ضریب پسا در $h/c = 0.5$ اتفاق افتاده است.

هنگامی که ایرفویل ثابت نزدیک سطح مایع باشد، حبس جریان بین سطح پایین ایرفویل و سطح آب اتفاق می‌افتد و باعث افزایش فشار در این ناحیه می‌گردد. در حالی که در این تحقیق حرکت فراز و فرود (پلانچ) یک ایرفویل در نزدیک سطح بررسی شده است و با توجه به شتاب منفی در نیمه دوم حرکت فرود (حرکت به سمت پایین)، توزیع فشار در این ناحیه کاملاً متفاوت خواهد بود.

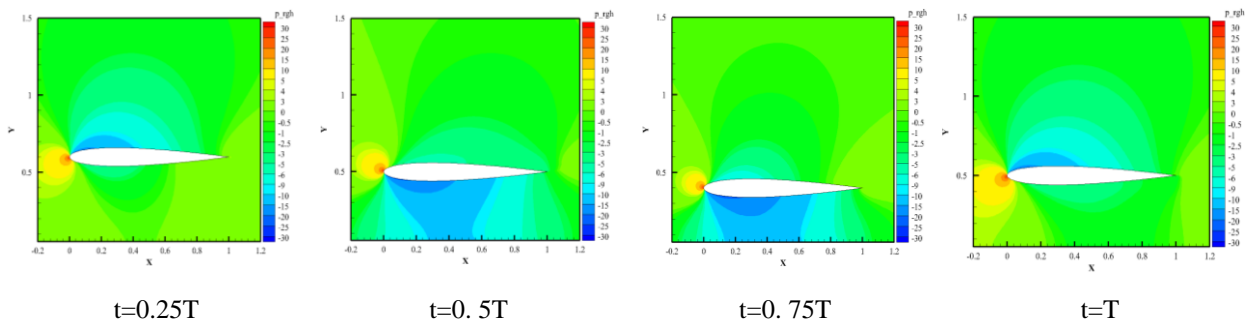
شکل ۱۰ منحنی تغییرات ضریب فشار در چهار زمان مختلف از یک دوره نوسان در فرکانس کاهیده ۰/۱، دامنه نوسان ۰/۱ و $h/c=0.5$ را نشان می‌دهد، همان‌طور که مشاهده می‌شود در زمان $3T/4$ که ایرفویل در نزدیک‌ترین موقعیت نسبت به سطح آزاد قرار دارد اختلاف فشار سطح بالا و پایین ایرفویل بیشتر می‌باشد.



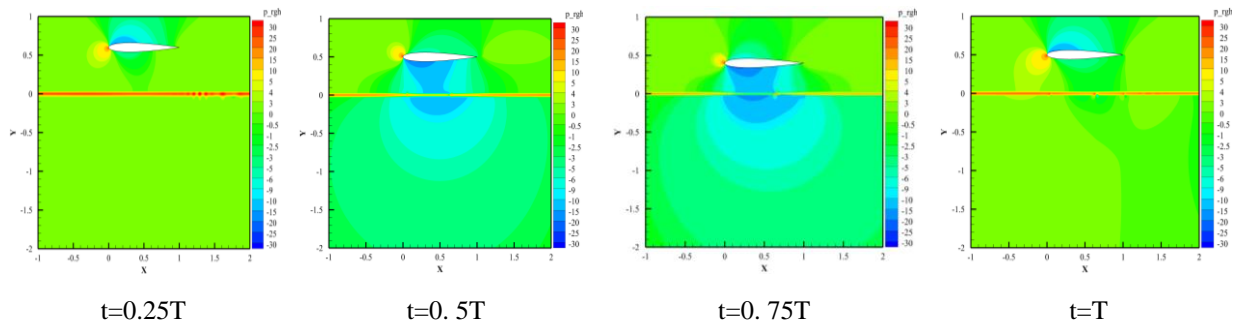
شکل (۸): تغییرات لحظه‌ای ضریب پسا بر حسب فاصله از سطح در یک دوره نوسانی.

به این که سطح آب انعطاف پذیر می باشد، حرکت ایرفویل نزدیک سطح باعث ایجاد تغییراتی هر چند ناچیز در سطح مایع می شود. ممکن است در ابتدا این نوسانات ناشی از خطای عددی باشد اما با توجه به منعطف بودن سطح آب، نوسانات موجود در زمان های بعد می تواند ناشی از حرکت پلانچ ایرفویل باشد؛ زیرا همان طور که مشاهده می شود با کاهش فاصله بین ایرفویل و سطح در $3T/4$ پرورد یک انحنا به سمت پایین در سطح آب دقیقاً محلی که ایرفویل در بالای آن قرار دارد ($0 < x < 1$) ایجاد شده است که این موضوع نشان دهنده تأثیر حرکت ایرفویل بر سطح و ایجاد نوسانات سطح می باشد.

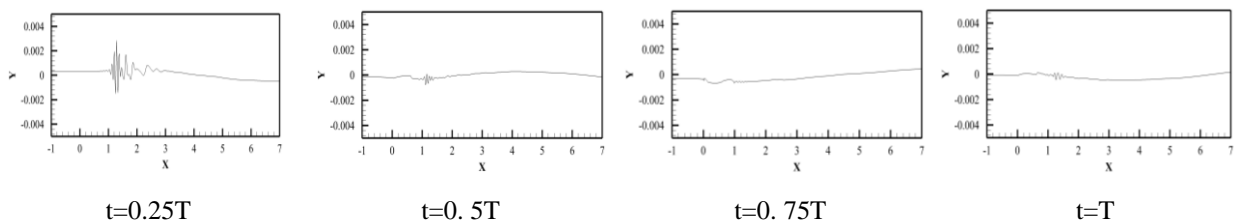
در اطراف ایرفویل و فاز آب را نشان می دهد همان طور که مشاهده می شود در کمترین فاصله ایرفویل از سطح در زمان $3T/4$ بیشترین فشار بر سطح آب وارد می شود. هنگامی که ایرفویل نزدیک سطح آب حرکت می کند، با توجه به انعطاف پذیر بودن سطح آب، حرکت ایرفویل باعث ایجاد نوساناتی در سطح می شود. این نوسانات بسیار ناچیز هستند و بر مقدار متوسط ضرایب آیرودینامیکی تأثیر خیلی زیادی ندارد. هدف از در نظر گرفتن این نوسانات، نزدیک کردن شرایط شبیه سازی مسئله به واقعیت بوده است. شکل ۱۳ سطح آزاد در زمان های مختلف از یک دوره نوسان را برای شرایط آزمایش بالا نمایش می دهد. با توجه



شکل (۱۱): کانتور فشار در چهار زمان مختلف از یک دوره نوسان در فرکانس کاهیده ۰/۱، دامنه نوسان ۰/۱ و $h/c=0.5$.



شکل (۱۲): کانتور فشار در چهار زمان مختلف از یک دوره نوسان در فرکانس کاهیده ۰/۱، دامنه نوسان ۰/۱ و $h/c=0.5$ در اطراف ایرفویل و فاز آب.



شکل (۱۳): شکل سطح آزاد در زمان های مختلف از یک دوره نوسان.

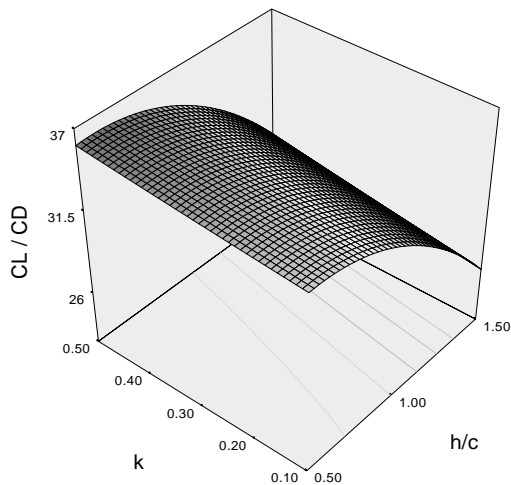
۵- بهینه‌سازی

در این بخش به نتایج بهینه‌سازی پرداخته خواهد شد، همان‌طور که بیان شد بهینه‌سازی مربوطه به روش پاسخ سطح و الگوریتم ژنتیک انجام شده است، پس از اولین گام یعنی تعریف رابطه‌ی بین تابع هدف و پارامترهای طراحی، الگوریتم ژنتیک بهینه‌سازی در فضای تعریف‌شده برای پارامترها و تابع هدف می‌پردازد و بیشترین مقدار نسبت برآ به پسا $C_L/C_{D Opt}$ که همان مقدار بهینه مورد نظر است، را به دست می‌دهد، بر اساس مقادیر متغیرهای طراحی که توسط الگوریتم پیشنهاد شده به شبیه‌سازی عددی پرداخته شده و مقدار نسبت برآ به پسای حاصل از شبیه‌سازی C_L/C_D با Sim مقدار بهینه مقایسه شده است، پاسخ حاصل باید شرط همگرایی که در معادله (۸) بیان شده را ارضا کند در این صورت مقدار بهینه حاصل از الگوریتم ژنتیک به‌عنوان بهترین پاسخ انتخاب می‌شود. در صورتی که شرط همگرایی ارضا نگردد، نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی برای ایجاد فضای جدید جستجو استفاده می‌گردد و دوباره بهینه‌سازی انجام می‌شود این حلقه تا برقراری شرط همگرایی مذکور ادامه داشته تا بهترین پاسخ با دقت لازم حاصل گردد.

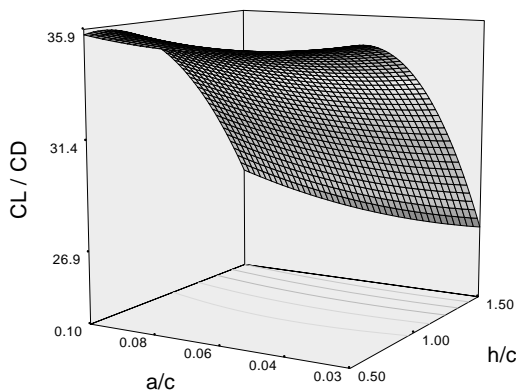
$$\varepsilon = \left| \frac{\frac{C_L}{C_{D sim}} - \frac{C_L}{C_{D opt}}}{\frac{C_L}{C_{D sim}}} \right| < \% 10 \quad (8)$$

در بهینه‌سازی حاضر بعد از دو مرحله تکرار معادله همگرایی ارضا گردید. فضای جست و جو در شکل‌های (۱۶) - (۱۴) به خوبی رفتار پارامترهای طراحی را نشان می‌دهد.

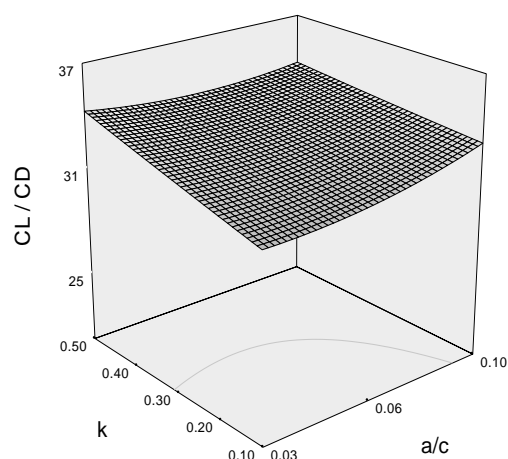
با توجه به اینکه هدف از بهینه‌سازی حاضر بیشترین مقدار نسبت ضریب برآ به پسا می‌باشد. مقادیر حاصل از بهینه‌سازی در جدول ۵ نشان داده شده است، همان‌طور که مشاهده می‌شود. پاسخ حاصل از بهینه‌سازی و شبیه‌سازی عددی اختلاف کمی دارند و شرط همگرایی را ارضا می‌کنند در نتیجه جواب قابل قبول می‌باشد.



شکل (۱۴): پاسخ سطح نسبت ضریب برآ به پسا بر حسب ارتفاع پروازی و فرکانس کاهیده



شکل (۱۵): پاسخ سطح نسبت ضریب برآ به پسا بر حسب ارتفاع پروازی بی‌بعد و دامنه فرکانس



شکل (۱۶): پاسخ سطح نسبت ضریب برآ به پسا بر حسب دامنه فرکانس و فرکانس کاهیده

- American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal. Vol. 41, No. 6, pp. 1007-1016, 2003.
- Cui, E.J. "Advance and Problems in WIG Vehicle Research and Application"; High Performance Marine Vehicles, Shanghai, China, Vol. 1, No. 15, pp. 1-6, 2003.
 - Ahmed, M.R., Sharma, S.D. "An Investigation on the Aerodynamics of a Symmetrical Airfoil in Ground Effect", Experimental Thermal and Fluid Science. Vol. 29, No. 6, pp. 633-647, 2005.
 - Ogurek, D. and Ashworth, J. "Experimental Investigation of Various Winglet Designs for a Wing in Ground Effect"; The 22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit., Rhode Island, Greece, pp. 4720, 2004.
 - Kliment, L. and Rokhsaz, K. "Experimental Investigation of Pairs of Vortex Filaments in Ground Effect", J. Aircraft, Vol. 45, No. 2, pp. 622-629, 2008.
 - Park, K., Kim, B.S., Lee, J., and Kim, K.S. "Aerodynamics and Optimization of Airfoil Underground Effect", Int. J. Mechanical Systems Sci. and Eng. Vol. 40, No. 9, pp. 332-339, 2009.
 - Lee, J., Hong, C., Kim, B., Park, K., and Ahn, J. "Optimization of Wings in Ground Effect Using Multi-Objective Genetic Algorithm"; The 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida, 2010.
 - Djavareshkian, M.H., Esmaeli, A., and Parsani, A. "A Comparison of Smart and Conventional Flaps Close to Ground on Aerodynamic Performance", Aerospace Science and Technology, Vol. 7, No. 2, pp. 93-106, 2010.
 - Djavareshkian, M.H., Esmaeli, A., and Parsani, A. "Aerodynamics of Smart Flap under Ground Effect", Aerospace Science and Technology. Vol.15, No. 8, pp. 642-652, 2011.
 - Pillai, N.S., Anil, T., Aravind, R., Vinod, R., Kumer, S.E., Zaid, Z.U., Antony, J.K., and Manojkumar, M. "Investigation on Airfoil Operating in Ground Effect Region", Int. J. Eng. & Techn Vol. 3, No. 4, pp. 540-544, 2014.
 - Qu, Q., Lu, Z., Liu, P., and Agarwal, R.K. "Numerical Study of Aerodynamics of a Wing-in-Ground-Effect Craft", J. Aircraft, Vol. 51, No. 3, pp. 913-924, 2014.
 - Qu, Q., Ju, B., Huang, L., and Liu, P. "Flow Physics of a Multi- element Airfoil in Ground

جدول (۵): نتایج حاصل از بهینه‌سازی با الگوریتم

ژنتیک.

۰/۰۲۵	دامنه نوسان بی‌بعد
۰/۵	فرکانس کاهیده نوسان
۰/۵۳۹	ارتفاع پروازی بی‌بعد
۳۶/۶۵	مقدار متوسط نسبت ضریب برآ به پسا حاصل از شبیه‌سازی عددی
۳۷/۰۱۲۵	مقدار متوسط نسبت ضریب برآ به پسا حاصل از بهینه‌سازی ژنتیک
٪۲/۶	درصد خطا

۶- نتیجه‌گیری

در این تحقیق تأثیر فاصله از سطح آب، دامنه نوسان و فرکانس کاهیده بر نسبت ضریب برآ و پسای ایرفویل نوسانی با حرکت خالص فراز و فرود بررسی شده است، نتایج این تحقیق نشان‌دهنده این است که با افزایش دامنه نوسان، فرکانس کاهیده و کاهش فاصله از سطح، ضریب برآ افزایش می‌یابد و تأثیر فرکانس نوسان بر ضریب برآی ایرفویل از پارامتر دامنه نوسان مهم‌تر می‌باشد. و در نزدیک سطح، تأثیر ارتفاع پروازی بر دو پارامتر دیگر غالب است. همچنین با استفاده از روش پاسخ سطح و الگوریتم ژنتیک بهینه‌سازی پارامترهای طراحی؛ فاصله از سطح آب، دامنه نوسان و فرکانس کاهیده با تابع هدف؛ نسبت ضریب برآ به پسا پرداخته شد و بهینه‌ترین مقدار نسبت مذکور در فاصله از سطح بی‌بعد ۰/۵۳۹، فرکانس کاهیده ۰/۵ و دامنه نوسان بی‌بعد ۰/۰۲۵ حاصل گردید.

۷- مراجع

- Wiesesberger, C. "Wing Resistance Near the Ground", NASA, Report Number: NACA-TM-77, Vol. 1, No. 10, pp. 145-147, 1921.
- Rozhdestvensky, K.V. "Matched Asymptotic in Aerodynamics of WIG Vehicles"; The Intersociety High Performance Marine Vehicles Conference and Exhibit, HMPV 92, St. Petersburg, Russia, 1992.
- Rozhdestvensky, K.V. "Wing-in-ground Effect Vehicles", Progress in Aerospace sciences, Vol. 42, No. 3, pp. 211-283, 2006.
- Xin, Z. and Jonathan, Z. "Aerodynamics of a Double Element Wing in Ground Effect",

- Effect”; The 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. San Diego, California, USA, 2016.
16. Lee, J.H., Kim, B.S., and Park, K.W. “Aerodynamic Characteristics and Shape Optimization of Airfoils in WIG Craft Considered Ground Effect”, Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers, Vol 30, No. 11, pp. 1084-1092, 2006.
 17. Park, K., Kim, B.S., Lee, J., and Kim, K.S. “Aerodynamics and Optimization of Airfoil under Ground Effect”, Int. J. Mech. Sci. and Eng. Vol. 1, No. 4, pp. 385-391, 2009.
 18. Lee, S.H. and Lee, J. “Aerodynamic Analysis and Multi-objective Optimization of Wings in Ground Effect”, Ocean Engineering, Vol. 68, No. 1, pp. 1-13, 2013.
 19. Esmaeili, A., Djavareshkian, M.H., and Parsania, A. “Optimization of Moving Wing in Ground Effect, Using Response Sureface Method”, J. Aerosp. Sci. Technol Soc., Vol. 10, No. 2, pp. 37-47, 2013.
 20. Menter, F.R. “Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications”, American Institute of Aeronautics and Astronautics J., Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605, 1994.
 21. Hirt, C.W. and Nichols, B.D. “Volume of Fluid (VOF) Method for the Dynamics of Free Boundaries”, J. Computational Physics. Vol. 39, No. 1, pp. 201-225, 1981.
 22. Rodriguez, D.L. “Response Surface Based Optimization with a Cartesia CFD Method”, The 23rd AIAA Applied Aerodynamics Conf., Toronto, Ontario, 2003.
 23. McCall, J. “Genetic Algorithms for Modelling and Optimization”, J. Comp. and Appl. Math., Vol. 184, No. 1, pp. 205-222, 2005.
 24. Sharma, S. and Clement, S. “CFD Simulation of the Flow Characteristics of NACA0012 and DHMTU Airfoils in Ground Effect”; In ASME 2014 4th Joint US-European Fluids Engineering Division Summer Meeting Collocated with the ASME 2014 12th International Conference on Nanochannels, Microchannels, and Minichannels. American Society of Mechanical Engineers Digital Collection. Chicago, Illinois, USA, 2014.
 25. Moryossef, Y. and Levy, Y. “Effect of Oscillations on Airfoils in Close Proximity to the Ground”, American Institute of Aeronautics and Astronautics J., Vol. 42, No. 9, pp. 1755-1764, 2004.

