

بررسی عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۴۴۱۲ در شرایط جریان ورودی نوسانی

کارشناس ارشد، مهندسی مکانیک گرایش تبدیل انرژی، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران،
m.gheidishahran@gmail.com

محمد علی قیدی شهران

استادیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران،
p_hashemi@sbu.ac.ir

پویان هاشمی طاری

استادیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران،
m_mojaddam@sbu.ac.ir

محمد مجدم*

چکیده

امروزه با گسترده شدن بهره‌گیری از توربین‌های باد، بررسی رفتار توربین در شرایط واقعی جریان بالادست که دارای ماهیت نوسانی و یا ناپایاست، از اهمیت زیادی برخوردار است. شناسایی مشخصه‌های ایرفویل‌های مورد استفاده در پره‌های توربین‌های بادی، می‌تواند عملکرد واقعی توربین را با دقت قابل قبولی پیش‌بینی نماید. در این پژوهش، ایرفویل ناکا ۴۴۱۲ مورد مطالعه قرار گرفته و مشخصه‌های عملکردی آن در جریان مادون‌صوت در زوایای حمله و اعداد رینولدز مختلف استخراج شده‌است. بدین منظور از دینامیک سیالات محاسباتی جهت بررسی مشخصه‌های استاتیکی ایرفویل در حالت پایا و حالت ناپایابرای شرایط نوسانی و با استفاده از مدل‌های توربولانسی اسپالارت‌آلماراس و $K-\omega$ بهره برده شده است. نتایج حل عددی انطباق قابل قبولی را با نتایج آزمایشگاهی نشان می‌دهد. عملکرد ایرفویل برای حالت جریان باد متغیر با زمان، بررسی و تاثیر عدد رینولدز و تغییرات دامنه‌کاهیده انجام گردید. نتایج نشان می‌دهد، با افزایش مقدار پارامتر دامنه‌کاهیده، ضریب برآ افزایش پیدا می‌کند، اما ضریب پسا بخصوص در زوایای حمله پایین، تغییر چندانی ندارد. **واژه‌های کلیدی:** توربین بادی، ایرفویل ناکا ۴۴۱۲، ضرایب آیرودینامیکی، دامنه‌کاهیده، ورودی نوسانی.

Investigation the Aerodynamic Performance of NACA 4412 Airfoil at oscillating inlet condition

Mohammad Ali Gheidi Shahrani Faculty of Mechanical & Energy Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran

Pooyan Hashemi Tari Faculty of Mechanical & Energy Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran

Mohammad Mojaddam* Faculty of Mechanical & Energy Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran

Abstract

Nowadays, as the wind turbines become widespread, it is important to study the turbine behavior in real conditions which may be oscillatory or unsteady. Identifying the characteristics of airfoils used in HAWT blades in different operating conditions can predict the turbine's aerodynamic performance with acceptable accuracy. In this research, NACA 4412 airfoil has been studied and its performance characteristics such as lift coefficients drag coefficient, surface pressure distributions in subsonic flow field at different angles of attack and Reynolds numbers have been investigated. For this purpose, RANS & URANS governing equations are employed for analysis of static & oscillating conditions respectively using two different turbulence models (Spallart- Almaras and $K-\omega$) have been used. Numerical solution results show acceptable agreement with experimental results. Furthermore, the aerodynamic characteristics with oscillating flow field and the effect of Reynolds number and reduced domain variation has been investigated. The results show that as the value of the reduced domain parameter increases, the lift coefficient increases, but drag coefficient, especially at low angles of attack, does not change significantly.

Keywords: Wind turbine, NACA4412 airfoil, Aerodynamic coefficients, Reduced domain, Oscillating inlet stream.

شرایط مرزی در قبل و بعد از شروع پدیده واماندگی^۱، در محدوده وسیعی از عدد رینولدز انجام شده‌است، که در ادامه به برخی از آن‌ها اشاره می‌گردد.

پاراشار[۱]، به بررسی عددی منحنی ضریب پسا سه ایرفویل ناکا ۲۳۰۱۲، ۲۳۰۱۵ و ۲۳۰۱۵ در زوایای حمله ۱۵- تا ۱۵ پرداخت. او نشان داد در میدان‌های جریان مشابه، شکل هندسی ایرفویل‌ها عاملی تاثیرگذار در بررسی رفتار آیرودینامیکی خواهد بود. بر اساس تحقیق صورت گرفته توسط الکیم و چلون[۲]، مشخصه‌های آیرودینامیکی

۱- مقدمه

امروزه با گسترده شدن بهره‌گیری از توربین‌های باد، بررسی رفتار توربین در شرایط واقعی جریان بالادست که دارای ماهیت نوسانی و یا ناپایاست، از اهمیت زیادی برخوردار است. شناسایی مشخصه‌های ایرفویل‌های مورد استفاده در پره‌های توربین‌های بادی محور افقی، در شرایط مختلف کاری، می‌تواند عملکرد توربین را با دقت قابل قبولی پیش‌بینی نماید.

مشخصه‌های عملکردی هر ایرفویل با نمودارهایی از ضرایب آیرودینامیکی مانند ضریب برآ و پسا در زوایای حمله مختلف بیان می‌گردد. پژوهش‌های عددی و تجربی زیادی از میدان جریان پایا و ناپایا و

¹ Stall

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: m_mojaddam@sbu.ac.ir

تاریخ دریافت: ۹/۱۰/۲۰۲۰

تاریخ پذیرش: ۹/۱۲/۲۰۲۰

مقاطع مختلف بال هواپیما، بدلیل توزیع غیریکنواخت میدان جریان حول جسم پروازی، بشدت تغییر می‌کند. او همچنین رفتار آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۴۴۱۲ را در بازه عدد رینولدز 1×10^5 تا 4×10^5 و زوایای حمله ۴- تا ۲۰ درجه مورد بررسی قرار داد. راوی و همکاران [۳]، مدل گذار^۱ جریان تراکم‌ناپذیر (لایه‌ای به منطبق) حول ایرفویل ناکا ۴۴۱۲ را در عدد رینولدز 3×10^6 بررسی نمودند. ضرایب برآ و پسا در این پژوهش با استفاده از دو مدل S-A و k- ω SST بدست آمد که در مقایسه با نتایج تجربی، مدل SST در هر دو ناحیه قبل و بعد از واماندگی نتایج بهتری نشان داد. النی و همکاران [۴]، به بررسی تغییرات ضرایب برآ و پسا جریان عبوری از ناکا ۰۰۱۲ در عدد رینولدز 3×10^6 با استفاده از سه مدل توربولانسی S-A، K- ϵ و k- ω SST پرداختند. آنها به این نتیجه رسیدند که مدل k- ω SST انطباق زیادی با داده‌های تجربی دارد. همینطور احمد و همکاران [۵] به مطالعه ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در محدوده اعداد رینولدز بالا پرداختند. در پژوهش مذکور، مشخصه‌های آیرودینامیکی ایرفویل مجهز به دنباله^۲ ساده، مطالعه شد و رفتار ایرفویل در زوایای مختلف دنباله و ماخ‌های متغیر مورد بررسی قرار گرفت. آنها تغییرات ضرایب برآ را در ماخ‌های مختلف بررسی کردند و نشان دادند با افزایش زاویه دنباله در هر ماخ، بیشینه ضریب برآ افزایش می‌یابد. یوهانسون [۶] آزمایشی بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در رینولدز 6×10^6 انجام داد که در تمام طول ایرفویل جریان آشفته نگه داشته می‌شد. او با استناد به تحلیل پایداری خطی از تغییرات ضریب پسای اصطکاک و ضریب شکل به منظور پیش‌بینی موقعیت گذار جریان حول ایرفویل‌های گوناگون نیز استفاده نمود. مک‌کراسکی و همکاران نتایج ویژگی‌های آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ را تجزیه و تحلیل کردند [۷]. آنها همچنین منابع خطا را در هر آزمایش و در طیف گسترده‌ای از اعداد رینولدز مورد بررسی قرار دادند و نتایج بررسی‌های آزمایش‌های مختلف نشان داد که داده‌های تجربی یک تونل بادی در تعریف مشخصه‌های آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ و ارزشیابی آن با کدهای CFD کافی نخواهد بود. هارتوانگر و هوروات [۸]، با استفاده از کد دو بعدی XFOIL و نرم‌افزار سی‌اف‌ایکس مقطع ایرفویل NREL S809 را تحلیل نمودند. نتیجه تحلیل این بود که استفاده از یک شبکه‌بندی منظم با دربرداشتن مدل توربولانسی پیشرفته شامل رژیم گذرش جریان، با داده‌های تجربی تطابق خوبی دارد. اگر چه کد تجاری XFOIL و CFD قادر به پیش‌بینی میزان تغییرات ضریب برآ و جریان وامانده از سطح ایرفویل نبود. دیپولد به بررسی جریان نزدیک دیواره با استفاده کد CFD-WIND پرداخت [۹]. بررسی آنها نشان داد مدل SST نتیجه بهتری را در حضور گرادیان فشار معکوس ارائه می‌دهد. سارادانت و همکاران [۱۰] به بررسی دو بعدی و سه بعدی جریان مادون‌صوت حول ایرفویل ناکا ۶۴۶۱۸ با استفاده از نرم‌افزار Fluent پرداختند و نتیجه گرفتند که تحلیل دو بعدی مدل توربولانسی K- ϵ نواحی واماندگی جریان را به خوبی نشان نمی‌دهد و تحلیل سه بعدی نتایج محسوس‌تری را پیش‌بینی می‌کند. سیفی و همکاران [۱۱] با بهره‌گیری از اطلاعات سه نوع ایرفویل ناکا ۴۴۱۲، اس جی ۶۰۴۰ و اس ۸۰۹ و یک کد عددی توسعه‌یافته، به یک

طراحی بهینه برای پره توربین باد محور افقی مقیاس کوچک رسیدند. ماوری و همکاران [۱۲] به تحلیل جدایش جریان و تاثیر آن روی تولید آنتروپی در سه نوع ایرفویل S822، S825 و SD7062 در زوایای حمله مختلف و در رینولدز $Re = 10^6$ پرداختند. در پژوهشی دیگر آن‌ها به بررسی عددی جریان ناپایا، در فرکانس‌های کاهشده $K = 0.026$ ، $K = 0.03$ و $K = 0.05$ پرداختند [۱۳].

ملاحظه می‌گردد، مطالعات گسترده‌ای جهت بررسی رفتار جریان حول ایرفویل‌های مختلف با استفاده از روش‌های تجربی و عددی انجام شده است که اکثر آن‌ها در محدوده اعداد رینولدز بالا بوده‌است. با گسترش روزافزون استفاده از انرژی بادی در حوزه شهری نیاز به طراحی توربین‌هایی در ابعاد کوچک بیش از پیش، فراگیر شده است. این نوع توربین‌ها در محدوده اعداد رینولدز کمتر از ۵۰,۰۰۰ عمل می‌کنند. به همین دلیل لازم است که در این محدوده رینولدز، رفتار آیرودینامیکی ایرفویل و رفتار سیال اطراف آن به ویژه در هنگام وقوع پدیده واماندگی مورد بررسی دقیق قرار گیرد. در این پژوهش، سعی بر این است تا رفتار آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۴۴۱۲ که کاربرد زیادی در طراحی توربین‌های بادی محور افقی در ابعاد کوچک دارد، مورد مطالعه قرار گیرد. ذکر این نکته مهم است که نتایج تجربی اندکی در رابطه این ایرفویل وجود دارد.

رفتار آیرودینامیکی ایرفویل‌ها از قبیل ضرایب برآ، پسا و توزیع فشار سطحی نسبت به شرایط جریان ورودی بسیار حساس است. بررسی پژوهش‌های پیشین بر روی ایرفویل ناکا ۴۴۱۲ نشان می‌دهد، در اغلب موارد، جریان ورودی بصورت یکنواخت در نظر گرفته شده است. در پژوهش حاضر، جهت تکمیل اطلاعات در زمینه چگونگی رفتار جریان و ویژگی‌های آیرودینامیکی و به منظور بهبود شرایط فیزیکی تحلیل، تغییرات ضرایب آیرودینامیکی به ازای ورودی دامنه سرعت متغیر با زمان مورد بررسی و مدلسازی قرار می‌گیرد. نتایج این پژوهش اطلاعاتی در خصوص ناحیه دنباله برای ایرفویل مورد مطالعه در محدوده اعداد رینولدز پایین ارائه می‌کند که می‌تواند در پیش‌بینی پدیده واماندگی در طراحی توربین‌های بادی محور افقی کوچک شهری مورد استفاده قرار گیرد.

۲- روابط حاکم

۲-۱- معادلات بقا

جهت بررسی جریان آشفته، معادله‌های پیوستگی و اندازه حرکت در جریان تراکم‌ناپذیر، به صورت روابط (۱) و (۲) مورد بررسی قرار می‌گیرند [۶ و ۱۴].

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \mu \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j \partial x_j} - \frac{\partial \overline{u_i u_j}}{\partial x_j} \quad (2)$$

که در آن، u_i سرعت متوسط (میانگین‌گیری شده) و u_i' سرعت نوسانی جریان و μ لزجت دینامیکی سیال است. جمله تنش رینولدزی، $\overline{u_i u_j}$ با بهره‌گیری از مدل‌های توربولانسی تقریب زده می‌شود. تقریب بوسینسک، با استفاده از تعریف کمیت اسکالر لزجت گردابه‌ای، μ_t تنش رینولدز را با گرادیان‌های سرعت، مطابق رابطه (۳) مرتبط می‌کند [۱۵].

¹ Transition

² Flap

$$g = \frac{\bar{v}}{\sqrt{k}d^2} + c_{w2} \left(\frac{\bar{v}}{\sqrt{k}d^2} \right)^6 - \frac{\bar{v}}{\sqrt{k}d^2}$$

مقادیر r و f_w در ناحیه لایه مرزی لگاریتمی برابر با یک است. جدول ۱ مقادیر ثابت تجربی مدل اسپالارت آلماراس را نشان می‌دهد.

| مقدار | ثابت |
|--------|----------|
| 0.1355 | c_{b1} |
| $2/3$ | σ |
| 0.662 | c_{b2} |
| 0.41 | k |
| 3.2391 | c_{w1} |
| 0.3 | c_{w2} |
| 2 | c_{w3} |
| 7.1 | c_{v1} |
| 1 | c_{t1} |
| 2 | c_{t2} |
| 1.2 | c_{t3} |
| 0.5 | c_{t4} |

مدل توربولانسی دو معادله‌ای $k-\omega$ SST، ترکیبی از مدل $k-\omega$ استاندارد، جهت حل جریان در نزدیکی دیواره و مدل $K-\epsilon$ برای حل جریان دور از دیواره می‌باشد [۱۷]. بنابراین این مدل در بازه وسیعی از کاربردهای مهندسی که شامل نواحی با رینولدز بالا دور از دیواره و رینولدز پایین در نزدیکی دیواره، قابل استفاده می‌باشد. روابط (۹) و (۱۰) انتقال انرژی جنبشی توربولانس k و فرکانس توربولانس ω را نشان می‌دهد.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_j)}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (9)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_j)}{\partial x_j} = \frac{\gamma}{v_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \quad (10)$$

جایی که $v_t = \mu/\rho$ جهت لزجت سینماتیکی توربولانس می‌باشد. تانسور تنش توربولانسی (τ'_{ij}) بر اساس رابطه (۳) بدست می‌آید. مقادیر تجربی معادله توربولانسی بصورت روابط (۱۱) تا (۱۶) تعریف می‌شوند.

$$\mu_t = \frac{0.31 \rho k}{\max(0.31 \omega, \sqrt{2} \Omega_{ij} \Omega_{ij} F_2)} \quad (11)$$

$$F_2 = \tanh \left\{ \max \left(\frac{2\sqrt{k}}{0.09 \omega y}, \frac{500v}{y^2 \omega} \right) \right\}$$

$$\beta = F_1 \beta_1 + (1-F_1) \beta_2 \quad (12)$$

$$\gamma = F_1 \gamma_1 + (1-F_1) \gamma_2 \quad (13)$$

$$\sigma_k = F_1 \sigma_{k1} + (1-F_1) \sigma_{k2} \quad (14)$$

$$\sigma_\omega = F_1 \sigma_{\omega1} + (1-F_1) \sigma_{\omega2} \quad (15)$$

که تابع تجربی F_1 بصورت رابطه (۱۶) تعریف می‌شود.

$$F_1 = \tanh \left(\min \left[\max \left[\frac{\sqrt{k}}{0.09 \omega y}, \frac{500v}{y^2 \omega} \right], \frac{4\rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y_2} \right] \right) \quad (16)$$

$$CD_{k\omega} = \max \left(\frac{2\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-20} \right)$$

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (3)$$

جهت تعیین μ_t ، مدل‌های مختلفی استفاده می‌شود. برخی از این مدل‌ها براساس تعداد معادلات انتقالی که علاوه بر معادله ناویر-استوکس می‌بایست حل شوند، تقسیم‌بندی می‌شوند. در این پژوهش، نتایج برای مدل یک معادله‌ای اسپالارت آلماراس و مدل دو معادله‌ای SST $k-\omega$ استخراج و مقایسه شده است.

مدل توربولانسی یک معادله‌ای اسپالارت آلماراس، معادله انتقال را برای لزجت توربولانسی سینماتیکی (بدون محاسبه مقیاس طولی ضخامت لایه برشی) حل می‌کند. این مدل برای کاربردهای هوافضا توسعه داده شده است و در لایه‌های مرزی با گرادیان فشار معکوس نتایج خوبی ارائه می‌دهد. از مدل اسپالارت آلماراس در بررسی جریان‌های با عدد رینولدز پایین بهره برده می‌شود. نتایج آزمایشگاهی نشان می‌دهد که در جریان‌های با سرعت پایین و گرادیان فشار معکوس، این مدل نسبت به مدل توربولانسی $K-\epsilon$ نتایج بهتری دارد [۱۶]. در مدل توربولانسی اسپالارت آلماراس، معادله انتقال برای متغیر لزجت سینماتیکی مولکولی بصورت رابطه (۴) نشان داده می‌شود.

$$\frac{\partial \bar{v}}{\partial t} + u_j \frac{\partial \bar{v}}{\partial x_j} = c_{b1} (1-f_2) \bar{S} \bar{v} + \frac{1}{\sigma} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left((v+\bar{v}) \frac{\partial \bar{v}}{\partial x_j} \right) + c_{b2} \left(\frac{\partial \bar{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - \quad (4)$$

که در آن، $v = \mu/\rho$ لزجت سینماتیکی، d نزدیک‌ترین فاصله به دیواره ΔU نشان‌دهنده اختلاف بین سرعت و سرعت دیواره می‌باشد. جملات طرف راست رابطه (۴) از چپ به راست به ترتیب معرف تولید، انتشار، اتلاف^۲ و گذار^۳ می‌باشد. مقادیر ارائه شده در رابطه (۴) بصورت توابع بدست آمده از نتایج آزمایشگاهی تعیین می‌شوند. مقادیر ورتیسسته^۴ f_{t1} و f_{t2} بصورت روابط (۵)، (۶) و (۷) تعریف می‌شوند.

$$\bar{S} = \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij} + \frac{\bar{v}}{k^2 d^2} \left[1 - \left(\frac{\bar{v}}{v} \right) \left(1 + \frac{\left(\frac{\bar{v}}{v} \right)^4}{\left(\frac{\bar{v}}{v} \right)^3 + c_{v1}^3} \right) \right]} \quad (5)$$

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (6)$$

$$f_{t1} = c_{t1} g \exp(-c_{t2} \frac{\omega_t^2}{\Delta U^2} (d^2 + g_t^2 d_t^2)) \quad (7)$$

$$g_t = \min \left(\frac{1}{10}, \frac{\Delta U}{\omega_t \Delta x} \right) \quad (7)$$

در این روابط، Ω_{ij} تانسور نرخ چرخش^۵، d_t فاصله یک نقطه از میدان جریان تا دیواره، ω_t ورتیسسته دیواره و Δx فاصله شبکه از دیواره می‌باشد. تابع f_w در تعیین رفتار اتلافی لایه مرزی بیرونی بصورت رابطه (۸) تعریف می‌شود.

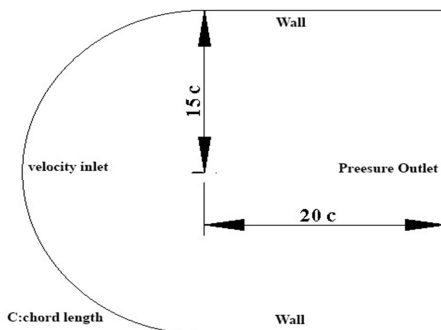
$$f_w = g \left(\frac{1+c_{w3}}{g+c_{w3}} \right)^{\frac{1}{6}} \quad (8)$$

¹ Production
² Diffusion
³ Destruction
⁴ Transition
⁵ Rate of rotation tensor

جدول ۲ مقادیر ثابت تجربی مدل $k-\omega$ SST را نشان می‌دهد.

| مقدار | ثابت |
|--------|---------------------|
| 0.09 | β^* |
| 0.075 | β_1 |
| 0.0828 | β_2 |
| 0.85 | σ_{k1} |
| 1.0 | σ_{k2} |
| 0.5 | $\sigma_{\omega 1}$ |
| 0.856 | $\sigma_{\omega 2}$ |
| 0.41 | k |
| 0.5532 | γ_1 |
| 0.4404 | γ_2 |

ابعاد دامنه حل باید به اندازه کافی بزرگ در نظر گرفته شود تا شرایط مرزی بر حل اثر نگذارند. در شکل ۲ حوزه حل نشان داده شده است. دامنه محاسباتی در جدول ۳ بیان شده است.



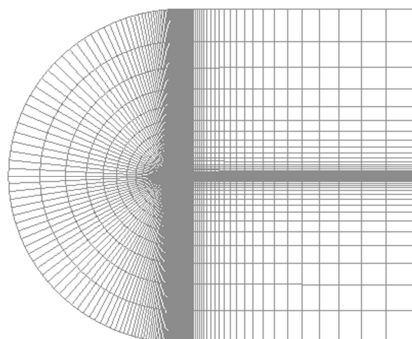
شکل ۲- ابعاد شرایط مرزی دامنه حل

جدول ۳- ابعاد دامنه محاسباتی

| موقعیت | ابعاد |
|---|-------|
| فاصله لبه حمله ایرفویل از بالادست جریان ورودی | 15C |
| فاصله لبه فرار ایرفویل از دیواره‌ها | 15C |
| فاصله لبه فرار ایرفویل از پایین دست جریان خروجی | 20C |

۴-۲- شبکه بندی

مطابق شکل‌های ۳ و ۴ شبکه ایجاد شده، یک شبکه منظم^۱ را نشان می‌دهد. به منظور مدلسازی لایه مرزی با در نظر گرفتن نرخ رشد^۲ $1/15$ ، حداقل ۲۰ لایه در اطراف ایرفویل ایجاد شده است. با فرض اولیه مقدار y^+ برابر یک، ضخامت اولیه لایه مرزی به هنگام شبکه بندی $[m] 8.5 \times 10^{-6}$ در نظر گرفته شده است. در این تحلیل از شبکه بندی نوع C حول ایرفویل بهره برده شد.



شکل ۳- شبکه بندی سازمان یافته دامنه حل

در پژوهش پیش‌رو از هر دو مدل‌های مذکور برای شبیه‌سازی جریان استفاده شده است و نتایج آنها در پیش‌بینی رفتار جریان بر روی ایرفویل مقایسه شده است.

۲-۲- شرایط ورودی نوسانی

در این پژوهش عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل در حالت ورودی نوسانی با استفاده از حل معادلات بقا در حالت ناپایا، بررسی شده است. در کاربردهای مهندسی، می‌توان ورودی نوسانی را به شکل توابع مثلثاتی به دلیل خاصیت تکرار شونده آن‌ها در نظر گرفت. در حالی که این ساده‌سازی با فیزیک جریان واقعی تفاوت دارد، با این حال نتایج آن به خوبی می‌تواند در پیش‌بینی رفتار ایرفویل استفاده شود.

بدین منظور ورودی نوسانی بصورت رابطه (۱۷) تعریف می‌شود [۱۹].

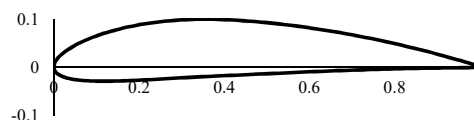
$$U(t) = V_{\infty}(1 + \lambda \sin(2\pi ft)) \quad (17)$$

که در آن λ ، نسبت سرعت نوسانی به سرعت ورودی جریان آزاد می‌باشد و با عنوان دامنه کاهیده تعریف می‌شود که بصورت رابطه (۱۸) بیان می‌شود [۱۹].

$$\frac{U_{amp}}{V_{\infty}} = \lambda \quad (18)$$

۳-۲- هندسه و دامنه حل

شکل ۱ هندسه ایرفویل ناکا ۴۴۱۲ را نشان می‌دهد. در ایرفویل-های ناکا، رقم اول نشان‌دهنده حداکثر انحنای ایرفویل بصورت درصدی از طول وتر (۴ درصد) است و رقم دوم فاصله آن از لبه حمله را نشان می‌دهد (۴۰ درصد). دو رقم آخر، حداکثر ضخامت ایرفویل را بصورت درصدی از طول وتر (۱.۲٪) نشان می‌دهد.



شکل ۱- هندسه ایرفویل

¹ Structured mesh

² Aspect ratio

جدول ۴- نتایج بررسی استقلال از شبکه

| تعداد المان | خطای ضریب پسا | خطای ضریب برآ | ضریب پسا | ضریب برآ |
|----------------|---------------------|---------------------|-------------|-------------|
| 39855 | 8.715 | 8.525 | 0.008697 | 0.4341 |
| 46278 | 6.76 | 5.45 | 0.008540 | 0.4218 |
| 53470 | 1.27375 | 1.2 | 0.008102 | 0.4048 |
| 119279 | 0.75 | 0.82 | 0.00806 | 0.40328 |

با توجه به نتایج جدول ۴، شبکه با تعداد سلول‌های حدود ۵۳ هزار سلول انتخاب گردیده است، ملاحظه می‌گردد با دو برابر کردن این تعداد، نتایج ضریب برآ و پسا کمتر از یک درصد تغییر خواهند کرد.

۲-۶- شرایط مرزی و تنظیمات حلگر

با توجه به نوع مدلسازی، شرط مرزی ورودی، سرعت در نظر گرفته شده است. با توجه به عدد رینولدز مورد بررسی، سرعت ورودی برابر ۴۳/۸ متر بر ثانیه است. شرط مرزی عدم لغزش^۱، بر روی دیواره ایرفویل برقرار است. به منظور اعمال ورودی نوسانی سرعت جریان از کدنویسی در بستر نرم‌افزار استفاده گردید. جدول ۵ شرایط مرزی نوسانی جریان و خواص سیال عامل را نشان می‌دهد. مقادیر پارامترهای ورودی نوسانی مطابق با مراجع [۱۹] و [۲۰] در نظر گرفته شده است.

جدول ۵- شرایط جریان و خواص سیال عامل (هوا)

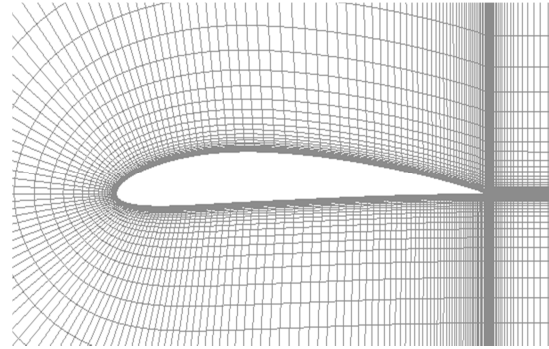
| | |
|-------------------------------|---|
| سرعت جریان آزاد (ms^{-1}) | 43.822, 1.46, 2.92 |
| چگالی (kgm^{-3}) | 1.225 |
| لزجت دینامیکی ($Pa.s^{-1}$) | 1.7894×10^{-5} |
| طول وتر (m) | 1 |
| رینولدز (-) | $3 \times 10^6, 1 \times 10^5, 2 \times 10^5$ |
| شدت اغتشاش ورودی (-) | 0.08% |
| دامنه کاهیده (-) | 0.2 . 0.4 |
| فرکانس (Hz) | 0.2 |

در خروجی، شرط مرزی فشار استاتیک بصورت ثابت و برابر با صفر (فشار نسبی) در نظر گرفته شده است.

۳- نتایج و بحث

۳-۱- بررسی آیرودینامیکی

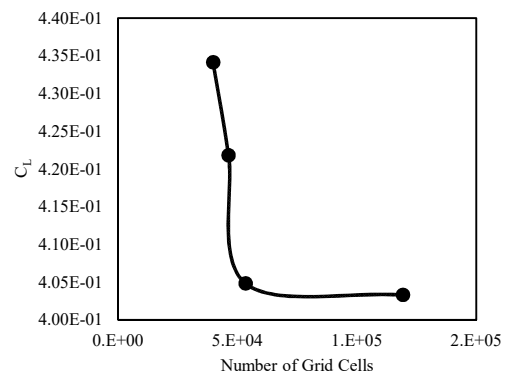
جریان متلاطم مادون صوت ($Ma=0.127$) حول ایرفویل ناکا ۴۴۱۲ در زوایای حمله مختلف (از ۰ تا ۱۸ درجه) شبیه‌سازی شد و نتایج آن با داده‌های تجربی [۲۱]، مورد مقایسه قرار گرفت. تغییرات ضریب برآ و پسا نسبت به زاویه حمله در شکل‌های ۷ و ۸ آمده است. همچنین جدول ۶ ضرایب بدست آمده از دو مدل توربولانسی را نشان می‌دهد.



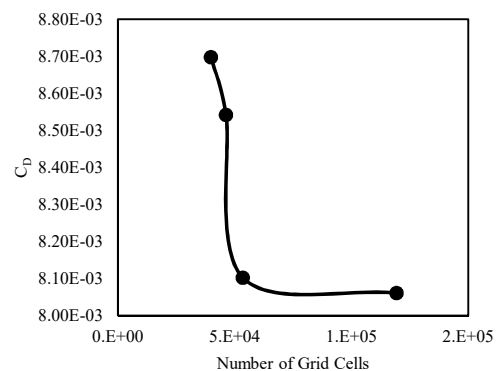
شکل ۴- شبکه بندی سازمان یافته حول ایرفویل ناکا ۴۴۱۲

۲-۵- استقلال از شبکه

بطور کلی، تعداد سلول‌های مناسب جهت تحلیل را می‌توان با ریز کردن شبکه بندی تا جایی که تغییرات نتایج عددی قابل صرف نظر کردن باشد، تعیین نمود. نمودار شکل‌های ۵، ۶ و جدول ۴ اثر تعداد سلول‌های شبکه حل را در ضریب برآ و پسا برای جریان با زاویه حمله صفر درجه نشان می‌دهد.

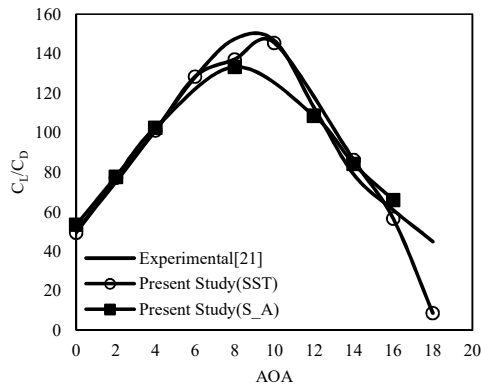


شکل ۵- تغییرات ضریب برآ با تعداد سلول‌های شبکه بندی

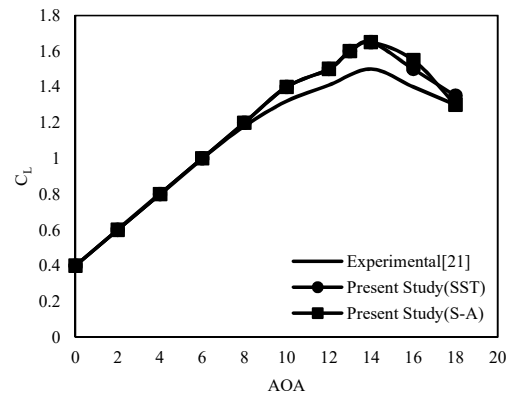


شکل ۶- تغییرات ضریب پسا با تعداد سلول‌های شبکه بندی

¹ No slip condition(NSC)



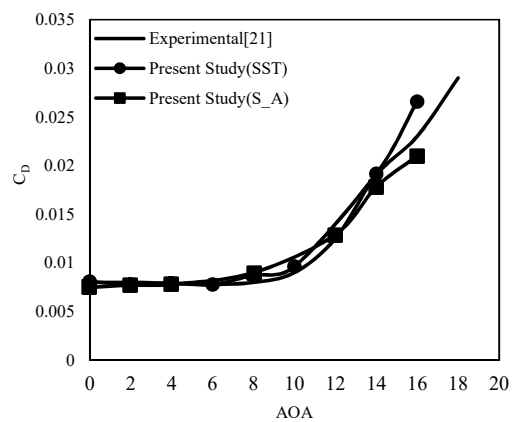
شکل ۹- نتایج عددی برآ و پسا به نتایج تجربی



شکل ۷- نتایج عددی ضریب برآ و نتایج تجربی

جدول ۶- نتایج ضرایب برآ و پسا در زوایای مختلف

| داده‌های عددی | | داده‌های آزمایشگاهی [23] | | |
|---------------|-------------|--------------------------|------------|-----------|
| C_D | C_L | C_D | C_L | AOA |
| 0.008 | 0.440 | 0.008 | 0.4 | 0 |
| 0.0078 | 0.606 | 0.008 | 0.6 | 2 |
| 0.0079 | 0.73601 | 0.0079 | 0.8 | 4 |
| 0.0078 | 1.0089 | 0.0078 | 1 | 6 |
| 0.008 | 1.187 | 0.008 | 1.18 | 8 |
| 0.009 | 1.38 | 0.009 | 1.32 | 10 |
| 0.012 | 1.42 | 0.0125 | 1.41 | 12 |
| 0.019 | 1.54 | 0.019 | 1.5 | 14 |
| 0.026 | 1.41 | 0.023 | 1.4 | 16 |
| 0.025 | 1.38 | 0.029 | 1.3 | 18 |



شکل ۸- نتایج عددی ضریب پسا و نتایج تجربی

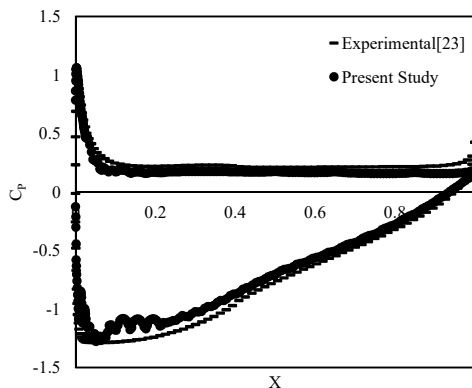
شکل ۷ و ۸ مقادیر ضریب برآ و پسا را در بازه زاویه حمله بین ۰ تا ۱۸ درجه نشان می‌دهد. با بررسی نتایج عددی ملاحظه می‌گردد که هر دو مدل توربولانسی SST $k-\omega$ و $k-\epsilon$ ضریب برآ را با دقت قابل قبولی پیش‌بینی می‌کنند، اما مدل SST $k-\omega$ تطابق نسبی خوبی را با نتایج تجربی بخصوص در بررسی ضریب پسا داراست.

با مقایسه روند تغییرات ضریب برآ با زاویه حمله در حل عددی با نتایج آزمایشگاهی در شکل ۷، ملاحظه می‌شود که در زوایای حمله پایین‌تر با افزایش زاویه حمله، ضریب برآ بصورت خطی افزایش می‌یابد. جریان در این حالت چسبیده^۱ به ایرفویل است. با افزایش زاویه حمله تا میزان ۱۴ درجه، جدایش جریان از سطح ایرودینامیکی ایرفویل رخ می‌دهد که محدوده شروع واماندگی است. در این زاویه حمله، بیشینه ضریب برآ بدست می‌آید. از این زاویه به بعد، ضریب برآ کاهش می‌یابد. میزان ضریب پسا تا زاویه حمله ۸ درجه با درصد خطای کمتری نسبت به نتایج آزمایشگاهی بدست آمد اما در زوایای بالاتر کمی بیشتر از داده‌های تجربی محاسبه شد. دلیل تفاوت این است که در حالت واقعی در طول قابل توجهی از ایرفویل جریان بصورت لایه‌ای است. مدل‌های توربولانسی توانایی پیش‌بینی نقطه گذار از جریان لایه‌ای به جریان

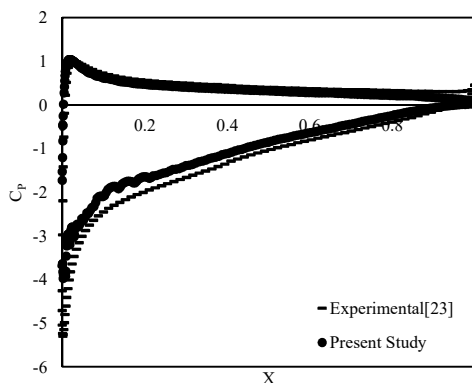
شکل ۹ میزان ضریب برآ به پسا را نسبت به زاویه حمله نشان می‌دهد. همانطور که دیده می‌شود بیشینه مقدار برآ به پسا در زاویه حدود ۱۰ درجه رخ می‌دهد.

¹ Attached flow

شکل‌های ۱۲ و ۱۳ توزیع ضریب فشار روی ایرفویل را در زوایای حمله ۴ و ۱۰ درجه نشان می‌دهند. ملاحظه می‌گردد، بیشینه ضریب فشار در نزدیکی لبه حمله ایرفویل پدید می‌آید. حین برخورد جریان به لبه حمله ایرفویل، سرعت به کمترین و فشار به بیشترین مقدار خود می‌رسند. همچنین با افزایش زاویه حمله میزان اختلاف فشار بویژه در لبه حمله ایرفویل افزایش نسبی داشته که این میزان تعیین‌کننده افزایش ضریب برآ می‌باشد.



شکل ۱۲- توزیع ضریب فشار روی سطح ایرفویل در زاویه حمله ۴ درجه



شکل ۱۳- توزیع ضریب فشار روی سطح ایرفویل در زاویه حمله ۱۰ درجه

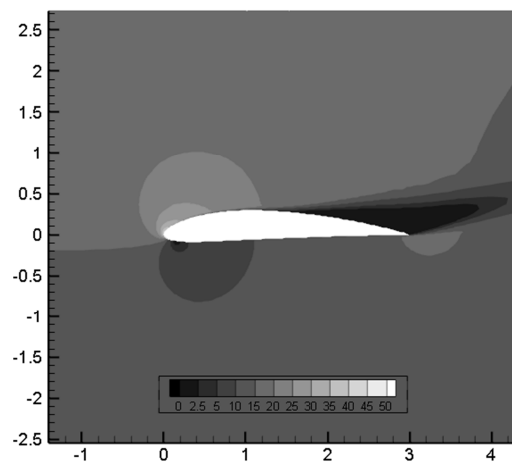
با مقایسه دو نمودار می‌توان تغییر تقعر نمودار ضریب فشار در ناحیه مکشی ایرفویل را مشاهده نمود. این تغییر، نشان‌دهنده تغییر رفتار جریان در این ناحیه با افزایش زاویه حمله بویژه توسعه ناحیه جدایش به سمت لبه حمله ایرفویل است.

۳-۲- اثر رینولدز

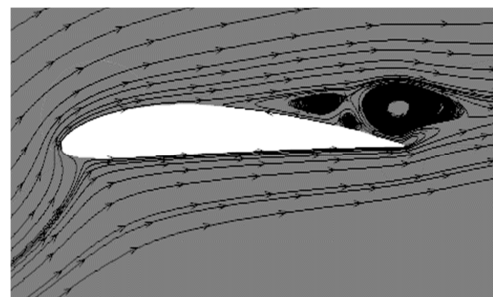
به منظور بررسی رفتار جریان در شرایط مختلف، ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل در اعداد رینولدز 10^5 و 2×10^5 مورد مطالعه قرار گرفت. تغییرات ضریب برآ و پسا نسبت به زاویه حمله در دو عدد رینولدز 10^5 و 2×10^5 به ترتیب در شکل‌های ۱۴ و ۱۵ آمده است.

مغشوش را ندارند و لایه مرزی در تمام طول ایرفویل مغشوش در نظر می‌گیرند. لایه مرزی متلاطم انرژی نسبی بیشتری انتقال می‌دهد و بدین دلیل ضریب پسا حاصل از آن بیشتر خواهد بود [۲۲].

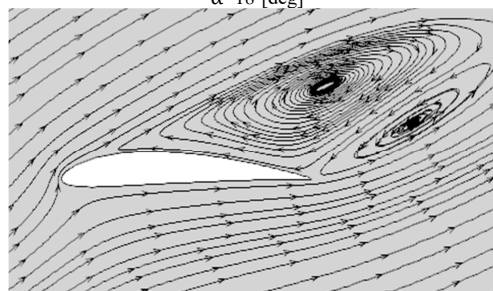
شکل ۱۰ کانتور سرعت حول ایرفویل در زاویه حمله ۱۸ درجه را نشان می‌دهد. همانطور که از شکل بر می‌آید، جدایش لایه مرزی از سطح آیرودینامیکی ایرفویل اتفاق افتاده است. شکل‌های ۱۱ پیشروی گردابه تولید شده در اثر جدایش جریان در نزدیکی لبه فرار را در دو زاویه حمله ۱۸ و ۲۵ درجه نشان می‌دهد. در زاویه حمله ۲۵ درجه پدیده واماندگی بطور کامل شکل گرفته و جریان از سطح بالایی ایرفویل جدا شده است.



شکل ۱۰- توزیع سرعت در زاویه حمله ۱۸ درجه بدست آمده از مدل S-A



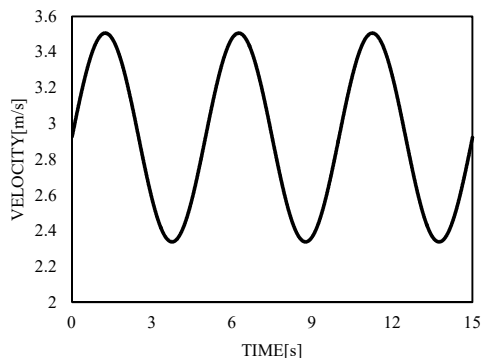
$\alpha=18^\circ$ [deg]



$\alpha=25^\circ$ [deg]

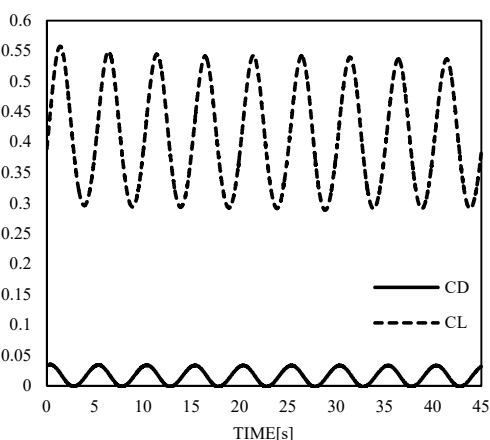
شکل ۱۱- تولید گردابه در اثر جدایش جریان از سطح ایرفویل در زوایای حمله ۱۸ و ۲۵ درجه

با توجه به اندازه سلول محاسباتی و شرط عدد کورانت^۱، گام زمانی تحلیل برابر 5×10^{-4} در نظر گرفته شد. شکل ۱۶ تاریخچه زمانی توزیع بردار سرعت ورودی حین تحلیل عددی را نشان می‌دهد.



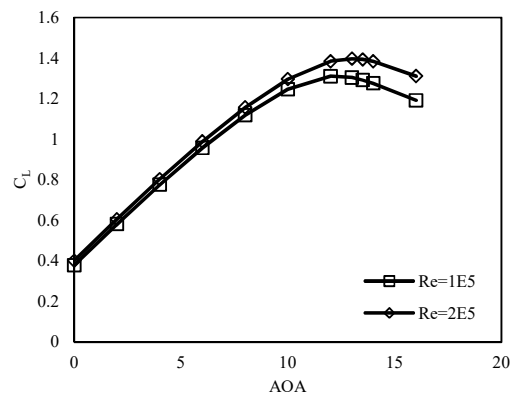
شکل ۱۶- تاریخچه زمانی توزیع بردار سرعت ورودی

تحلیل عددی شرایط ورودی ناپایا، برای حالت $\lambda=0.2$ و $\lambda=0.4$ مورد بررسی قرار گرفته است. همچنین تاثیر بردار سرعت ورودی در ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا مورد بررسی قرار گرفته شده است. شکل ۱۷ تغییرات ضریب برآ و پسا نسبت به زمان در ورودی نوسانی سرعت را (زاویه حمله صفر درجه) در حالت $\lambda=0.2$ نشان می‌دهد.

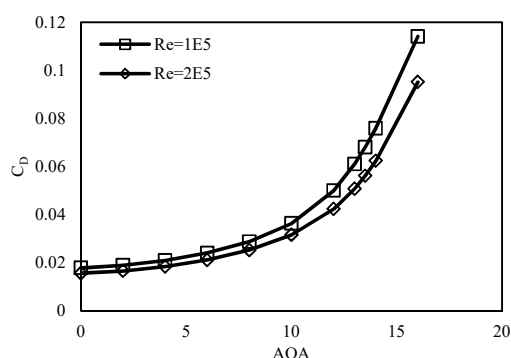


شکل ۱۷- تغییرات ضریب برآ و پسا نسبت به زمان

شکل ۱۸ و ۱۹ تغییرات ضرایب برآ و پسا را در این دو حالت نشان می‌دهد. با توجه به تحلیل ناپایای جریان حین بررسی ورودی نوسانی ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا با روش میانگین‌گیری زمانی مورد محاسبه قرار گرفت.



شکل ۱۴ - تغییرات ضریب برآ نسبت به زاویه حمله در اعداد رینولدز مختلف



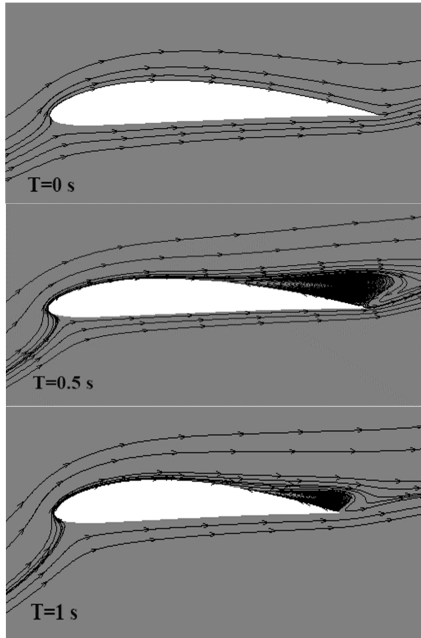
شکل ۱۵- تغییرات ضریب پسا نسبت به زاویه حمله در اعداد رینولدز مختلف

زاویه واماندگی استاتیکی در دو عدد رینولدز 10^5 و 2×10^5 حدوداً برابر ۱۳ درجه است. همچنین شکل‌های ۱۴ و ۱۵ تاثیر عدد رینولدز بعنوان یکی از پارامترهای موثر در بررسی جریان در ضرایب برآ و پسا را نشان می‌دهند. از شکل ۱۴ برمی‌آید، با افزایش عدد رینولدز تغییرات ضریب برآ نسبت به زاویه حمله روند صعودی خواهد داشت. با افزایش عدد رینولدز ضریب پسا نسبت به افزایش زاویه حمله کاهش پیدا می‌کند. با افزایش عدد رینولدز، جریان با سرعت وارد ناحیه کاملاً مغشوش می‌شود و پروفیل سرعت یکنواخت‌تر می‌گردد. بنابراین با افزایش نسبی سرعت، اختلاف فشار دو سطح بالایی و پایینی ایرفویل افزایش پیدا کرده و موجب افزایش ضریب برآ شود. حال آنکه با افزایش عدد رینولدز و سرعت، پارامترهای موثر در تولید گردابه و نیروی پسا کاهش یافته و موجب افت محسوس ضریب پسا خواهد شد.

۳-۳- تاثیر ورودی نوسانی

از آنجا که سرعت برخورد جریان باد با پره‌های توربین بادی بطور نوسانی تغییر می‌کند، بنابراین بررسی سرعت جریان آزاد متغیر با زمان یکی از پارامترهای مهم در تعیین نیروهای آیرودینامیکی و ناپایا روی سطح ایرفویل خواهد بود [۲۱].

¹ Courant number



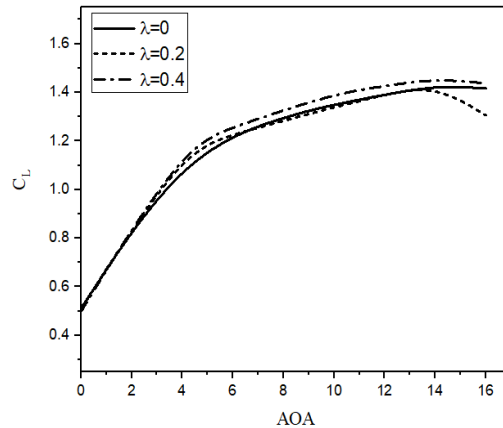
شکل ۲۰- تغییرات خطوط جریان نسبت به زمان در زاویه حمله ۱۶ درجه [$\lambda = 0.2$]

ملاحظه می‌شود، گردابه‌های ناشی از تغییر ورودی جریان موجب تغییراتی نوسانی ضرایب برآ و پسا می‌شود. این گردابه‌ها با زمان در طول ایرفویل پیشروی می‌کنند.

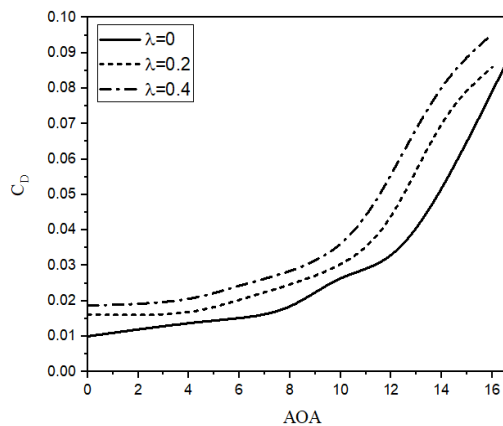
۴- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، شبیه‌سازی عددی جریان حول ایرفویل ناکا ۴۴۱۲ و ضرایب آیرودینامیکی حاصل از آن مورد بررسی قرار گرفت. با بررسی تغییرات ضریب برآ با زاویه حمله، نشان داده شد که در زوایای حمله پایین‌تر از ۸ درجه با افزایش زاویه ضریب برآ بصورت خطی افزایش می‌یابد. میزان ضریب پسا تا زاویه حمله ۸ درجه با درصد خطای کمتری نسبت به نتایج آزمایشگاهی بدست آمد اما در زوایای بالاتر، متفاوت با داده‌های تجربی بدست آمد. همینطور اثر تغییرات پارامترهای موثر بر مشخصه‌های آیرودینامیکی ایرفویل مورد بررسی قرار گرفت.

نتایج نشان داد که با افزایش عدد رینولدز زاویه واماندگی استاتیکی در حدود تغییر چندانی پیدا نخواهد کرد. به منظور بررسی شرایط فیزیکی جریان، با اعمال ورودی جریان متغیر با زمان، تغییرات ضرایب آیرودینامیکی مورد بررسی قرار گرفت. در حالت کلی، با افزایش میزان دامنه سرعت جریان ورودی، میزان عدد رینولدز نوسانی جریان حول ایرفویل افزایش می‌یابد که این خود باعث افزایش نسبی ضریب برآ می‌شود. با افزایش میزان پارامتر دامنه کاهیده (λ) ضریب برآ افزایش پیدا کرد. اما ضریب پسا بخصوص در زوایای حمله پایین تغییر چندانی نداشت. نتایج این تحقیق اطلاعات ارزشمندی در خصوص ناحیه دنباله وسایل پروازی و پره‌های روتور توربین بادی محور افقی در محدوده اعداد رینولدز پایین ارائه می‌کند. افزون بر این نتایج حاضر



شکل ۱۸- تغییرات ضریب برآ در دو حالت ورودی ناپایا



شکل ۱۹- تغییرات ضریب پسا در دو حالت ورودی ناپایا

در حالت کلی، با افزایش میزان دامنه سرعت جریان ورودی، میزان عدد رینولدز نوسانی جریان حول ایرفویل افزایش می‌یابد که این خود باعث افزایش نسبی ضریب برآ می‌شود. همانطور که دیده می‌شود، با افزایش دامنه کاهیده، ضریب پسا نسبت به زاویه حمله جریان افزایش پیدا می‌کند. اما ضریب برآ تغییر چندانی به‌ویژه در زوایای حمله پایین نخواهد داشت. در حالت کلی، با تغییر دامنه جریان و ظهور جریان گردابه‌ای روی سطح ایرفویل، اثرات ناشی از این نوسانات روی ضریب پسا بیشتر خواهد بود. شکل ۲۰، تغییرات خطوط جریان عبوری از سطح ایرفویل نسبت به زمان را در زاویه حمله ۱۶ درجه نشان می‌دهد.

می‌تواند به منظور پیش‌بینی پدیده واماندگی در طراحی توربین‌های بادی محور افقی کوچک شهری مورد استفاده قرار گیرد.

۵- نمادها

| | |
|--------------|--|
| P | فشار (Pa) |
| u | سرعت متوسط (ms^{-1}) |
| u' | سرعت اغتشاشی (ms^{-1}) |
| V_{∞} | سرعت جریان آزاد (ms^{-1}) |
| C_L | ضریب برآ (-) |
| C_D | ضریب پسا (-) |
| Re | عدد رینولدز (-) |
| t | زمان (s) |
| x | موقعیت مکانی (m) |
| c | طول وتر (m) |
| U_{amp} | سرعت نوسانی (ms^{-1}) |
| α | زاویه حمله (deg) |
| f | فرکانس (Hz) |
| μ | لزجت دینامیکی ($\text{Pa}\cdot\text{s}^{-1}$) |
| μ_t | لزجت گردابی ($\text{Pa}\cdot\text{s}^{-1}$) |
| ν_t | لزجت سینماتیکی توربولانس ($\text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^{-1}\cdot\text{kg}$) |
| k | انرژی جنبشی توربولانس (j) |
| ω | فرکانس توربولانس (Hz) |
| τ_{ij} | تانسور تنش (Pa) |
| ρ | چگالی (kgm^{-3}) |
| τ | تنش برشی (Nm^{-2}) |
| λ | دامنه کاهیده (-) |
| i, j | انديس (-) |

۶- مراجع

- [1] Parashar H., Calculation of Aerodynamic Characteristics of NACA 2415, 23012, 23015 Airfoils Using Computational Fluid Dynamics (CFD). *International Journal of Science, Engineering and Technology Research (IJSETR)*, Vol. 4, No.3, pp. 610-614, 2015.
- [2] Kayiem H. and Chelven K., An investigation on the aerodynamic characteristics of 2-D airfoil in ground collision. *Journal of Engineering and Science Technology*, Vol.16, No. 3, pp. 369-381, 2011.
- [3] Ravi H., Madhukeshwara N. and Kumarappa S., Numerical investigation of flow transition for NACA-4412 airfoil using computational fluid dynamics. *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*, No.2, pp. 2778-85, 2013.
- [4] Eleni DC., Athanasios TI. and Dionissios MP., Evaluation of the turbulence models for the simulation of the flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil. *Journal of Mechanical Engineering Research*, No.4(3), pp. 100-11, 2012.
- [5] Ahmed T., Amin MT., Islam SR. and Ahmed S., Computational study of flow around a NACA 0012 wing flapped at different flap angles with varying mach numbers. *Global Journal of Research In Engineering*, 2014.
- [6] Johansen J., *Prediction of laminar/turbulent transition in airfoil flows*, 1997.
- [7] McCroskey W., A critical assessment of wind tunnel results for the NACA 0012 airfoil. *national aeronautics and space administration moffett field ca Ame*, 1987.
- [8] Hartwanger D. and Horvat A., editors. 3D modelling of a wind turbine using CFD. In NAFEMS Conference, United Kingdom, 2008.
- [9] Dippold V., editor Investigation of wall function and turbulence model performance within the wind code. *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2005.
- [10] S. Sarada MSS., Rudresh. G., Numerical simulation of Viscous, Incompressible flow around NACA 64618 subsonic airfoil using Computational Fluid Dynamics.
- [11] Seifi SMS., Mojaddam M., and Hashemi Tari P., Optimal Design of a Blade of a Small Horizontal Axis Wind Turbine (HAWT) with considering Mechanical Constraints. *Modares Mechanical Engineering*. No. 18(9), pp. 122-30, 2019.(in Persian)
- [12] Mamouri AR., Khoshnevis AB. and Lakzian E., Entropy generation analysis of S825, S822, and SD7062 offshore wind turbine airfoil geometries. *Ocean Engineering*. Vol. 173, pp. 700-15, 2019.
- [13] Mamouri AR., Lakzian E. and Khoshnevis AB., Entropy analysis of pitching airfoil for offshore wind turbines in the dynamic stall condition. *Ocean Engineering*. Vol. 187, pp. 106-229, 2019.
- [14] Batchelor CK. and Batchelor G., *An introduction to fluid dynamics*, Cambridge university press, 2000.
- [15] M. M. Saniei Nejad M., Fundamentals of turbulent flows and turbulence modeling. *Danesh Negar Press, Tehran, Iran*, 2009 (in Persian)
- [16] Spalart P.R. and Allmaras S.R., A one-equation turbulence model for aerodynamic flows, *AIAA Paper*, No. 92-0439. doi: 10.2514/6.1992-439.
- [17] Menter FR., Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA journal*. Vol. 32(8), pp. 1598-605, 1994.
- [18] Anderson Jr JD. *Fundamentals of aerodynamics*: Tata McGraw-Hill Education, 2010.
- [19] Gharali K. and Johnson DA., Dynamic stall simulation of a pitching airfoil under unsteady freestream velocity. *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 42, pp. 228-44, 2013.
- [20] Lee T. and Gerontakos P., Investigation of flow over an oscillating airfoil. *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 512, pp. 313-41, 2004.
- [21] Abbott IH. and Von Doenhoff AE., Theory of wing sections: including a summary of airfoil data. *Courier Corporation*, 2012.
- [22] Wilcox DC., Turbulence modeling for CFD. *DCW industries La Canada, CA*, 1998.
- [23] Drela M., XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils. *Low Reynolds number aerodynamics*: Springer, 1989. p. 1-12.