



شبیه‌سازی عددی تأثیر جریان آزاد ناپایا بر المان نوسانی پره توربین بادی محور افقی

کبری قرئلی^{1*}، اسحاق قرایی²، مجید سلطانی³

1- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

2- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

3- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

* تهران، صندوق پستی 14399-57131، kgharali@ut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 16 آذر 1395

پذیرش: 05 بهمن 1395

ارائه در سایت: 09 اسفند 1395

کلید واژگان:

واماندگی دینامیکی

فرکانس کاهیده

جریان آزاد ناپایا

ایرفویل نوسانی

توربین باد

چکیده

هنگامی که توربین بادی محور افقی تحت شرایط یو کار می‌کند، هر مقطع از پره‌های توربین را می‌توان به صورت یک ایرفویل دارای حرکت نوسانی پیچشی و در معرض جریان سیال با سرعت متغیر در نظر گرفت. تغییر نوسانی مقدار سرعت جریان که معمولاً نادیده گرفته می‌شود دارای فرکانسی برابر با فرکانس نوسان تغییر زاویه حمله است و منجر به بارهای متغیر وارد بر پره می‌شود. یک ایرفویل نوسانی دو بعدی از نوع ناکا-0012 در عدد رینولدز 135000 جهت بررسی تأثیر نوسان سرعت شبیه‌سازی شده است. پارامترهای فرکانس کاهیده، دامنه کاهیده و اختلاف فاز بین نوسان تغییر زاویه حمله و نوسان تغییر مقدار سرعت در این شبیه‌سازی به ترتیب $0.1 \leq k \leq 0.25$ ، $0.2 \leq \lambda \leq 0.8$ و $\phi = 0, \pi$ در نظر گرفته شده است. نتایج به‌دست‌آمده نشان می‌دهد دامنه نوسان سرعت ناپایا تأثیر بسیار چشمگیری بر نیروهای آیرودینامیکی وارد بر پره دارد به طوری که می‌تواند نیروی برآ را بیش از 7 برابر حالت استاتیکی و بیش از 3 برابر نتایج به‌دست‌آمده از جریان با سرعت ثابت افزایش دهد. افزایش λ با توجه به مقدار اختلاف فاز می‌تواند زاویه وقوع واماندگی دینامیکی را تا 1 درجه به تعجیل و یا تا 7 درجه به تعویق اندازد. در حالی که افزایش k همواره سبب تأخیر در تشکیل گردابه کم فشار و در نتیجه تأخیر وقوع واماندگی دینامیکی می‌شود.

Numerical simulation of unsteady free stream velocity on an oscillating horizontal axis wind turbine blade element

Kobra Gharali^{1*}, Eshagh Gharaei², Madjid Soltani²

1- Department of Mechanical Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran.

2- Department of Mechanical Engineering, Khaje Nasir Toosi University of Technology, Tehran, Iran

* P.O.B. 14399-57131, Tehran, Iran, kgharali@ut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 06 December 2016

Accepted 24 January 2017

Available Online 27 February 2017

Keywords:

Dynamic Stall

Reduced Frequency

Unsteady Free Stream Velocity

Oscillating Airfoil

Wind Turbine

ABSTRACT

When a Horizontal axis wind turbine works under yaw condition, each blade element can be considered as an oscillating pitch airfoil while the free stream velocity oscillates horizontally. The unsteady free stream velocity, which is usually ignored, oscillates with the same frequency as the airfoil oscillations and has a great impact on the periodic forces produced by the airfoil oscillation. In order to study the effects of unsteady free stream velocity on the aerodynamic loads, a 2D NACA0012 oscillating airfoil at Reynolds number of 135000 has been simulated. In this simulation, reduced frequency, reduced amplitude and the phase difference between the free stream velocity oscillation and the airfoil angle of attack oscillation are $0.1 \leq k \leq 0.25$, $0.2 \leq \lambda \leq 0.8$ and $\phi = 0, \pi$, respectively. Results show that free stream oscillations affect the aerodynamic loads, vortex strengths and dynamic stall characteristics. The lift force can be increased by more than 7 times that of static case and 3 times compared to the load from steady free stream velocity. Depending on ϕ value, the dynamic stall angle of attack can be advanced 1 degree or delayed by more than 7 degrees by increase of λ . Also, increase of k always causes delay in leading edge vortex formation and consequently delay in dynamic stall occurrence.

1- مقدمه

از آن‌جا که شرایط محیطی توربین باد مانند سرعت و جهت باد خارج از کنترل است، امکان دارد توربین باد تحت بارهای یو¹ کار کند. در این صورت زاویه حمله مقاطع پره‌های توربین و ایرفویل در هنگام چرخش پره به صورت سیکنلی تغییر خواهد کرد. زمانی که زاویه حمله یک ایرفویل با زمان تغییر

کند، امکان دارد ایرفویل در معرض وقوع واماندگی دینامیکی² قرار گیرد. لیکن تعدادی از دلایل وقوع این پدیده در توربین‌های بادی را یادآور شده است [1]. بنا بر تحقیقات شرک و همکاران [2] این پدیده بارها در توربین‌های بادی رخ می‌دهد. هیبز [3] ثابت کرده که وقوع واماندگی دینامیکی در پره‌های توربین بادی عملکرد و تولید انرژی آن‌ها را تحت تأثیر

² Dynamic stall

¹ Yaw loads

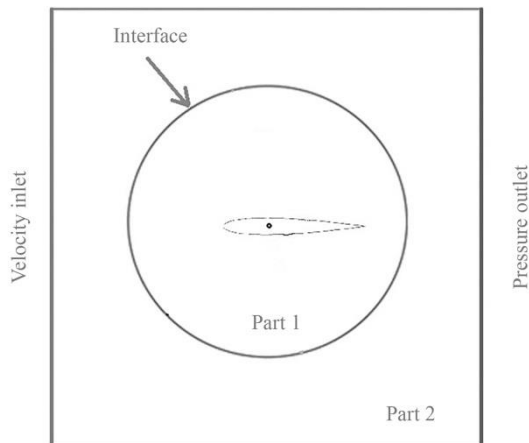


Fig. 2 simulation domain

شکل 2 دامنه شبیه‌سازی

وجود تفاوت بسیار میان نیروهای آیرودینامیکی حاصل از تغییر زاویه حمله ایرفویل در شرایط سرعت ناپایا و سرعت پایا تعداد اندکی از پژوهش‌ها به تأثیر جریان آزاد با سرعت ناپایا توجه کرده‌اند و بیشتر مربوط به پره‌های هلی کوپتر است. پیرس و همکاران تأثیر سرعت ناپایا بر واماندگی دینامیکی در پره هلی کوپتر را آزمایشگاهی به‌دست آوردند [17]. کوتاپالی و همکاران [18] به صورت تحلیلی تأثیر نوسانات کوچک در سرعت جریان آزاد بر یک ایرفویل نوسانی را بررسی کردند. مرزآبادی و کمالی‌مقدم [19] مشتقات دینامیکی طولی برای یک ایرفویل تحت حرکت نوسانی پیچشی و انتقالی را با تجربی محاسبه، سلیمی‌پور و یزدانی [20] نیز کنترل واماندگی دینامیکی را با شبیه‌سازی عددی بررسی کردند.

قرنلی و جانشون [14] با وقوع واماندگی دینامیکی در توربین‌های بادی تحت جریان ورودی ناپایا را شبیه‌سازی عددی ایرفویل نوسانی بررسی کردند. آن‌ها نشان دادند تغییرات دامنه کاهیده⁵ (λ) و اختلاف فاز بین تغییرات سرعت و تغییرات زاویه حمله (ϕ) مقدار نیروهای آیرودینامیکی را به خصوص در نقطه وقوع واماندگی دینامیکی به شدت تحت تأثیر قرار می‌دهد. افزایش λ در مقادیر مختلف k و اثر آن تاکنون مورد تحقیق قرار نگرفته، که در این مطالعه بررسی قرار خواهد شد.

2- واماندگی دینامیکی

هنگامی که زاویه حمله ایرفویل به صورت عبور از زاویه واماندگی استاتیکی ایرفویل تغییر کند، گردابه‌هایی مسبب تغییر مکانیزم وقوع واماندگی نسبت به حالت استاتیک ایجاد می‌شود. لایه مرزی در این حالت روی سطح بالایی

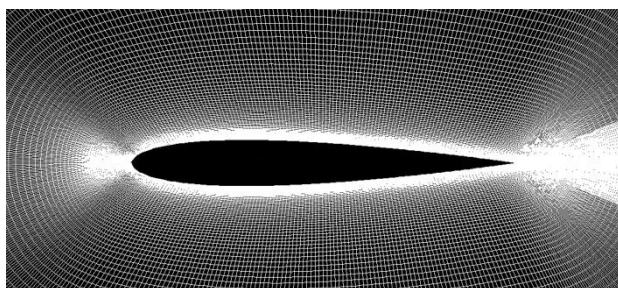


Fig. 3 O-type grid round the NACA0012 airfoil

شکل 3 شبکه‌بندی نوع حلقه‌ای حول ایرفویل ناکا-0012

قرار می‌دهد. تاکنون مطالعات گسترده‌ای برای شناسایی پدیده واماندگی دینامیکی در هلی کوپترها و توربین‌های بادی انجام گرفته است. مک کورسکی و همکاران [6-4] پارامترهای مؤثر بر واماندگی دینامیکی را طی پژوهش‌های گسترده معرفی کرده‌اند. شناسایی واماندگی دینامیکی در پره‌های هلی کوپتر هدف از آزمایشات بوده است. آن‌ها فرکانس کاهیده¹ (k) را از میان پارامترهای مختلف مؤثر بر واماندگی دینامیکی مهم‌ترین عامل کنترل‌کننده آن بیان کرده‌اند. گورسول و همکاران [7] نیز این نتیجه را بیان کرده‌اند. بنکس و گد [8] تأثیر چرخش ایرفویل در تأخیر جدایش جریان آرام عبوری از یک ایرفویل را بررسی کردند. شی و همکاران [9] با تحقیق بر جدایش لایه مرزی دریافتند واماندگی دینامیکی با تأثیر بر ساختار گردابه‌ها سبب تغییر نیروهای آیرودینامیکی وارد بر ایرفویل می‌شود. لی و گرونکس [10] بر تأثیر k و زاویه حمله بر ایرفویل نوسانی² در عدد رینولدز به نسبت پایین آزمایشاتی را انجام داده‌اند. آن‌ها نشان دادند در تمامی بازه‌های تغییر زاویه حمله افزایش k سبب تأخیر وقوع واماندگی دینامیکی می‌شود.

لربر و همکاران [11] با آزمایشاتی در رینولدز به نسبت بالا دریافتند افزایش k منجر به افزایش قدرت گردابه واماندگی دینامیکی و در نتیجه افزایش نیروی برآ می‌شود. امیرعلایی و همکاران [12] نیز با شبیه‌سازی عددی ایرفویل نوسانی مشاهده کردند k تأثیر بسیار مهمی بر بیشینه نیروی برآ خواهد داشت. آن‌ها در ادامه تحقیقات تأثیر پارامترهای مختلف از جمله k را بر قدرت، جابه‌جایی و اندرکنش گردابه‌ها به‌دست آوردند [13].

هنگام کار توربین باد در شرایط یابو که در شکل 1 نشان داده شده است مقدار سرعت جریان آزاد عبوری از ایرفویل علاوه بر تغییر زاویه حمله ایرفویل نیز تغییر خواهد کرد و نباید ثابت فرض شود [14-16]. اهمیت این موضوع مربوط به تفاوت زیاد مقدار نیروهای آیرودینامیکی وارد بر ایرفویل در شرایط جریان آزاد با سرعت ناپایا³ نسبت به حالت جریان آزاد با سرعت پایا⁴ است. برای نمونه نیروی برآ در حالت سرعت ناپایا با توجه به نتایج به‌دست‌آمده در پژوهش کنونی می‌تواند تا 3 برابر حالت مشابه در سرعت پایا افزایش یابد. با

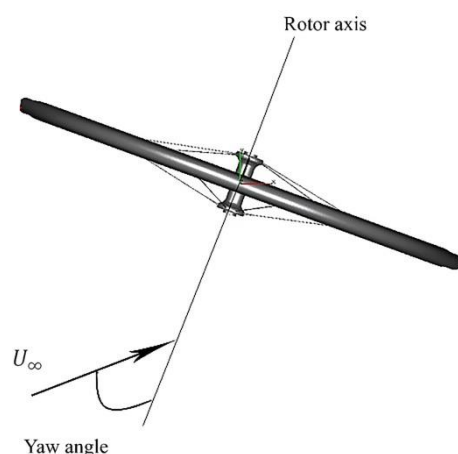


Fig. 1 Schematic of yaw misalignment (top view)

شکل 1 شماتیکی از انحراف یابو (نما از بالا)

¹ Reduced frequency² Oscillating airfoil³ Unsteady Free Stream Velocity⁴ Steady Free Stream Velocity⁵ Reduced amplitude

دو سیکل از حرکت ایرفویل علاوه بر همگرایی باقی‌مانده‌های حاصل از حل عددی تا 10^{-5} جهت ارزیابی همگرایی در هر دو حالت جریان آزاد پایا و ناپایا باید مقادیر یکسانی داشته باشند [14]. برای نمونه شکل 4 نشان‌دهنده همگرایی نتایج به‌دست‌آمده برای ضریب برآ است.

1-3- معادلات حاکم

معادلات حاکم بر مسئله، معادله پیوستگی و معادله ناویر-استوکس به ترتیب معادلات (2,1) است.

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

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + \frac{\partial (u_i u_j)}{\partial x_j} = \frac{1}{\rho} \left(-\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (2\mu S_{ij} + \tau_{ij}) \right) \quad (2)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$$

برای شبیه‌سازی حرکت نوسانی ایرفویل و همچنین تغییر نوسانی مقدار سرعت ورودی، از معادلات (4,3) استفاده شده است. ایرفویل به کمک رابطه (3) حول نقطه‌ای به فاصله یک چهارم وتر از نوک لبه حمله ایرفویل نوسان کرده و سبب تغییر سینوسی زاویه حمله می‌شود.

$$\alpha = \alpha_{\text{mean}} + \alpha_{\text{amp}} \sin(2\pi f t) \quad (3)$$

$$U = U_{\infty} (1 + \lambda \sin(2\pi f t + \phi)) \quad (4)$$

در رابطه (3) α_{mean} ، α_{amp} و f به ترتیب نشان‌دهنده متوسط زاویه حمله، دامنه نوسان زاویه حمله و فرکانس تغییر نوسانی زاویه حمله است. زاویه حمله و مقدار سرعت جریان آزاد هر دو با یک فرکانس تغییر می‌کنند. در رابطه (4) ϕ نشان‌دهنده اختلاف فاز بین تغییر نوسانی زاویه حمله و تغییر نوسانی مقدار سرعت جریان آزاد است. فرکانس کاهشده نیز که یک عدد بی‌بعد مربوط به فرکانس است به صورت رابطه (5) تعریف می‌شود.

$$k = \frac{\pi f c}{U_{\infty}} \quad (5)$$

λ نیز که دامنه کاهشده⁸ نام دارد با رابطه (6) تعریف می‌شود.

$$\lambda = \frac{U_{\text{amp}}}{U_{\infty}} \quad (6)$$

2-3- حالت‌های بررسی‌شده

هدف از پژوهش کنونی بررسی تأثیر جریان آزاد ناپایاست، تأثیر پارامترهای مختلف بررسی شده و جزئیات مقادیر پارامترها در جدول 1 آورده شده است.

3-3- شبکه‌بندی و شرایط مرزی

براساس شکل 2 از روش مش لغزان⁹ برای تغییر زاویه حمله ایرفویل استفاده

جدول 1 جزئیات شبیه‌سازی

پارامتر	مقدار
عدد رینولدز (Re)	135000
عدد ماخ	0.05
فرکانس کاهشده (k)	0.1, 0.15, 0.2, 0.25
دامنه کاهشده (λ)	0.2, 0.4, 0.6, 0.8
متوسط زاویه حمله (α _{mean})	10°
دامنه تغییرات زاویه حمله (α _{amp})	15°
اختلاف فاز (φ)	0, π

⁸ Reduced amplitude

⁹ Sliding mesh

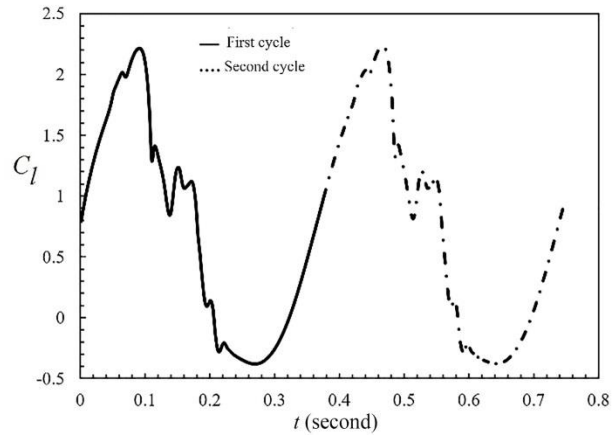


Fig. 4 Convergence of lift coefficient ($k = 0.1$)

شکل 4 همگرایی ضریب برآ ($k = 0.1$)

ایرفویل تا زوایای حمله بیشتری نسبت به حالت استاتیک، جداشده باقی مانده و نیروی برآ تا زوایای حمله بیشتری افزایش می‌یابد. پس از آن که زاویه حمله ایرفویل از زاویه وقوع واماندگی استاتیکی عبور می‌کند، یک گردابه کم فشار¹ از لبه حمله ایرفویل شکل گرفته و شروع به توسعه روی سطح بالایی ایرفویل می‌کند و نیروی برآ افزایش می‌یابد. زمانی که این گردابه کم فشار به لبه فرار ایرفویل می‌رسد فشار سطح بالایی ایرفویل به شدت افت کرده و بیشینه نیروی برآ به‌دست‌آمده و واماندگی دینامیکی رخ می‌دهد. سپس این گردابه از سطح ایرفویل جدا شده و یک گردابه پرفشار² از لبه فرار شکل می‌گیرد که سبب افت ناگهانی نیروی برآ می‌شود. یک گردابه ثانویه از لبه حمله ایرفویل پس از جدایش گردابه پرفشار از لبه فرار ایرفویل شکل گرفته و به سرعت بر سطح ایرفویل توسعه می‌یابد که سبب افزایش دوباره نیروی برآ می‌شود. وجود پسماند³ در حالت دینامیک علاوه بر افزایش نیروهای برآ و پسا⁴ یکی از بارزترین ویژگی‌های این حالت است. به این معنی که مقادیر نیروهای یادشده در طی حرکت رو به بالای⁴ ایرفویل با مقادیر این نیروها در طی حرکت رو به پایین⁵ ایرفویل در زاویه‌های حمله برابر یکسان نیستند.

3- مدل‌سازی عددی

جهت شبیه‌سازی عددی تأثیر جریان آزاد ناپایا به کمک نرم افزار انسیس فلوئنت از روش حجم محدود برای حل معادلات ناویر-استوکس در کل دامنه حل استفاده شد. از روش پیزو⁶ برای کوپل کردن معادلات سرعت و فشار استفاده، و گسسته‌سازی‌ها نیز با روش مرتبه دوم بادسو⁷ انجام شده است.

جریان در محاسبات تراکم‌ناپذیر، ناپایا و آشفته فرض شده و عدد رینولدز جریان که به صورت $Re = \rho U_{\infty} c / \mu$ تعریف می‌شود برابر 135000 در نظر گرفته شده که ρ ، U_{∞} و μ به ترتیب نشان‌دهنده چگالی سیال، سرعت جریان آزاد، طول وتر ایرفویل و ویسکوزیته دینامیکی سیال است، همچنین شدت آشفتگی جریان نیز مانند شرایط آشفتگی مربوط به مرجع [10] و برابر 0.08% در نظر گرفته شده و از مدل توربولانس SST k- ω به دلیل کاربرد مفید در شبیه‌سازی‌های مربوط به ایرفویل متحرک در این دامنه از عدد رینولدز جریان [14] انتخاب شده است. ضرایب برآ و پسا⁴ به‌دست‌آمده برای

¹ Leading edge vortex

² Trailing edge vortex

³ Hysteresis

⁴ Upstroke

⁵ Downstroke

⁶ PISO

⁷ Second order upwind

توزیع 500 گره با توجه به نتایج به‌دست‌آمده در حول ایرفویل نتایج مطلوبی را حاصل کرده و با افزایش تعداد گره‌های حول ایرفویل نتایج به‌دست‌آمده تغییر قابل توجهی نکرده و سایر شبیه‌سازی‌ها با توزیع 500 گره حول ایرفویل انجام شده است.

4- اعتبارسنجی

از آنجایی که پژوهش‌های بسیار کمی درباره تأثیر جریان آزاد ناپایا در توربین‌های بادی صورت گرفته و داده‌های آزمایشگاهی درباره این موضوع وجود ندارد، نتایج به‌دست‌آمده از پژوهش کنونی برای بررسی اعتبار نتایج در دو مرحله بررسی شده است. در مرحله نخست داده‌های ضرایب برآ و پس‌آ به‌دست‌آمده از حالت جریان آزاد پایا با نتایج آزمایشگاهی لی و گرونتنکس [10] و نتایج عددی قرنلی و جانسون [14] مقایسه و در شکل 3 نشان داده شده است. زاویه حمله ایرفویل جهت اعتبارسنجی مانند کارهای یادشده و به صورت $\alpha = 10 + 15 \sin(2\pi ft)$ تغییر می‌کند و مقدار فرکانس کاهیده برابر $k=0.1$ در نظر گرفته شده است.

برای محاسبه ضرایب برآ و پس‌آ از معادلات (8,7) استفاده شده است.

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 D} \quad (7)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 D} \quad (8)$$

در معادلات محاسبه ضرایب برآ و پس‌آ L و D به ترتیب نشان‌دهنده نیروهای برآ و پس‌آ است. در حالت سرعت ناپایا مقدار U_∞ برابر متوسط

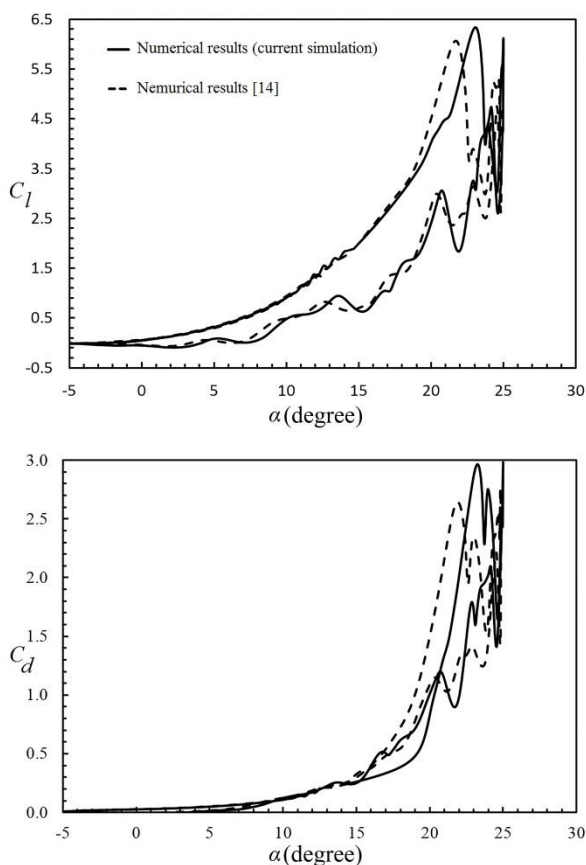


Fig. 6 Validating Lift and drag coefficients in unsteady free stream velocity case

شکل 6 اعتبارسنجی ضرایب برآ و پس‌آ در حالت سرعت جریان آزاد ناپایا

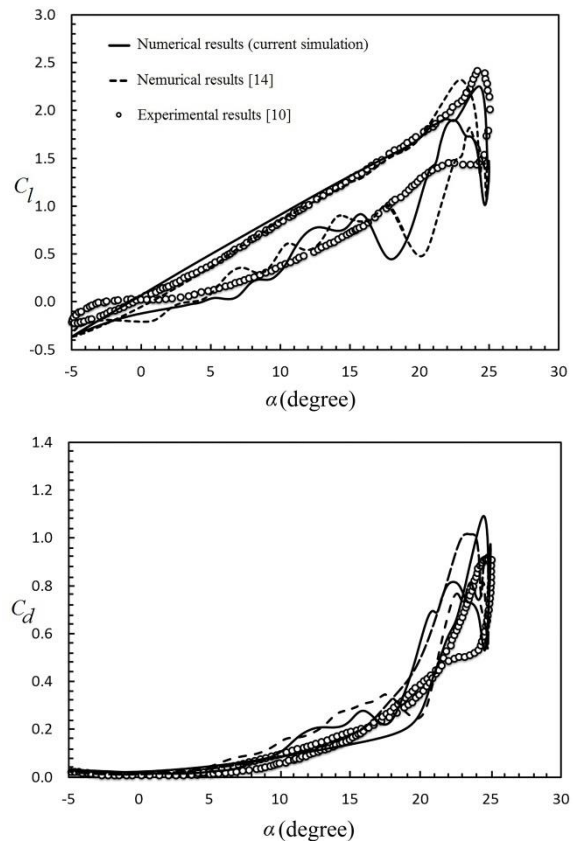


Fig. 5 Validating Lift and drag coefficients in steady free stream velocity case

شکل 5 اعتبارسنجی ضرایب برآ و پس‌آ در حالت سرعت جریان آزاد پایا

شده است. ایرفویل به همراه مش اطرافش (قسمت 1) جهت تغییر زاویه حمله ایرفویل چرخانده شده، در حالی که شبکه‌بندی و مرزهای خارجی در قسمت 2 ثابت نگه داشته می‌شود. بدین ترتیب چرخش ایرفویل به صورت نوسانی انجام می‌شود. جریان سیال با سرعت مشخص از مرز سمت چپ وارد شده و از مرز سمت راست خارج می‌گردد.

شبیه‌سازی‌های متعددی برای به‌دست‌آوردن مقدار بهینه قطر دایره قسمت چرخان و همچنین فاصله بین مرزهای خارجی دامنه و دایره چرخان انجام داده شد. شکل 3 نشان‌دهنده تولید شبکه ساختاریافته نوع حلقه‌ای حول ایرفویل است. قسمت نزدیک به لبه فرار ایرفویل به دلیل ساختار این نوع از شبکه‌بندی دارای کیفیت ضعیفی خواهد بود که تأثیر بسیار مهمی در نتایج به‌دست‌آمده در شبیه‌سازی و اماندگی دینامیکی دارد [15]. به این دلیل ساختار شبکه حول لبه فرار ایرفویل اصلاح شد. مقدار بهینه تعداد سلول‌های شبکه با توجه به تعداد گره‌های حول ایرفویل، 1.8×10^5 سلول به‌دست آمد تا بهترین مطابقت را با نتایج آزمایشگاهی و عددی گذشته داشته باشد. روند بررسی استقلال از مش به‌وسیله مقایسه مقادیر ضریب برآ و زاویه حمله وقوع و اماندگی دینامیکی با نتایج به‌دست‌آمده از منبع [10] به ترتیب برابر 2.44 و 24.7 انجام گرفته و در جدول 2 بیان شده است.

جدول 2 استقلال از مش

Table 2 Mesh independency

تعداد گره حول ایرفویل	300 گره	500 گره	700 گره
ضریب برآ هنگام و اماندگی دینامیکی	2.03	2.3	2.32
زاویه حمله وقوع و اماندگی دینامیکی	21.10	24.5	24.53

سرعت جریان آزاد در نظر گرفته می‌شود.

دلیل استفاده از نتایج آزمایشگاهی لی و گرونکس [10] ملاحظات ویژه‌ای بوده که آن‌ها برای از بین بردن اثرات سه بعدی جریان انجام داده‌اند. نتایج به‌دست‌آمده از پژوهش حاضر را می‌توان با اعتماد بیشتری با نتایج آزمایشگاهی آن‌ها مقایسه کرد. آشفتگی جریان به طور ذاتی سه بعدی به ویژه هنگامی که جریان با جدایش لایه مرزی همراه است [21].

در مرحله دوم از اعتبارسنجی با توجه به این که نتایج آزمایشگاهی حالت سرعت ناپایا وجود ندارد، نتایج حاصل از جریان آزاد ناپایا تنها با نتایج عددی به‌دست‌آمده از قرنلی و جانسون [14] مورد بررسی قرار گرفته و در شکل 4 نشان داده شده است. برای این مرحله از اعتبارسنجی نیز $\alpha = 10 + 15 \sin(2\pi ft)$ و $k = 0.1$ در نظر گرفته و λ نیز برابر 0.8 انتخاب شده است.

براساس شکل‌های 5 و 6 نتایج به‌دست‌آمده از این پژوهش با نتایج آزمایشگاهی و عددی پیشین تطابق قابل قبولی دارد.

5- نتایج و بحث

5-1- بررسی تأثیر افزایش λ

برای مطالعه این تأثیر λ میدان جریان برای مقادیر 0.2 و 0.4 و 0.6 و 0.8 در هر k حل شده است. در این قسمت ϕ که نشان‌دهنده اختلاف فاز بین تغییرات سرعت و تغییرات زاویه حمله و نیز صفر در نظر گرفته شده است که نشان‌دهنده هم‌فاز بودن این دو نوسان است. به بیان دیگر مقدار سرعت جریان آزاد و زاویه حمله ایرفویل هم‌زمان افزایش یافته و به بیشینه مقدار خود و هم‌زمان نیز کاهش یافته و به کمینه مقدار خود می‌رسند.

افزایش λ برای مقادیر متفاوتی از k بین 0.1 و 0.25 است. یعنی در هر کدام از مقادیر k ذکر شده در جدول 1، λ به صورت جداگانه افزایش یافته است. شکل 7 نشان‌دهنده افزایش λ در $k = 0.1$ و شکل 8 افزایش λ در $k = 0.2$ است. افزایش λ در زاویه‌های حمله کوچک تأثیر زیادی ندارد، اما

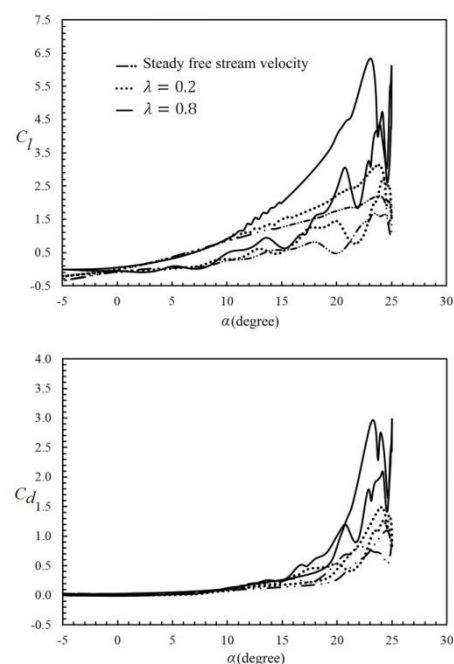


Fig. 7 Effect of λ on lift and drag coefficients ($k = 0.1$)

شکل 7 تأثیر λ بر ضرایب برآ و پسآ ($k = 0.1$)

تأثیر بسیار زیادی در زاویه‌های حمله بزرگ، حدود بیش از 10 درجه دارد و نیروهای برآ و پسآ را به‌طور قابل ملاحظه‌ای افزایش می‌دهد. افزایش مقدار سرعت جریان آزاد دلیل این افزایش نیروهای آیرودینامیکی است که افزایش فشار ناحیه فشار ایرفویل¹، کاهش شدید فشار گردابه کم فشار و به تبع آن کاهش فشار ناحیه مکش ایرفویل² را سبب می‌شود. مقدار این افزایش نیروهای آیرودینامیکی به k بستگی دارد. برای نمونه براساس شکل 7 در $k = 0.2$ این افزایش به‌گونه‌ای است که مقدار بیشینه ضریب برآ که هنگام وقوع واماندگی دینامیکی به‌دست می‌آید تا 7.2، حدود 3.5 برابر حالت مشابه در سرعت پایا و حدود 7.8 برابر حالت استاتیکی است، افزایش می‌یابد. در $k = 0.1$ و $\lambda = 0.8$ مقدار ضریب برآ به 6.3 می‌رسد. در مورد تأثیر k توضیحات بیشتری داده خواهد شد.

تغییر زاویه وقوع واماندگی دینامیکی از دیگر تأثیرات افزایش λ است که به وسیله تغییر در زاویه تشکیل گردابه کم فشار صورت می‌گیرد. برای نمونه در $\phi = 0$ افزایش λ سبب افزایش مقدار سرعت جریان آزاد می‌شود که منجر به تعجیل در تشکیل گردابه کم فشار و در نتیجه تعجیل در وقوع واماندگی دینامیکی می‌شود. مقدار این پیش‌افتادن زاویه وقوع واماندگی دینامیکی نیز به k بستگی دارد. برای نمونه با توجه به شکل 8 برای $\lambda = 0.8$ و در $k = 0.1$ زاویه حمله وقوع واماندگی دینامیکی به مقدار 0.8 درجه نسبت به حالت سرعت پایا پیش می‌افتد. حال آن‌که این مقدار در $k = 0.2$ برابر 0.4 درجه است.

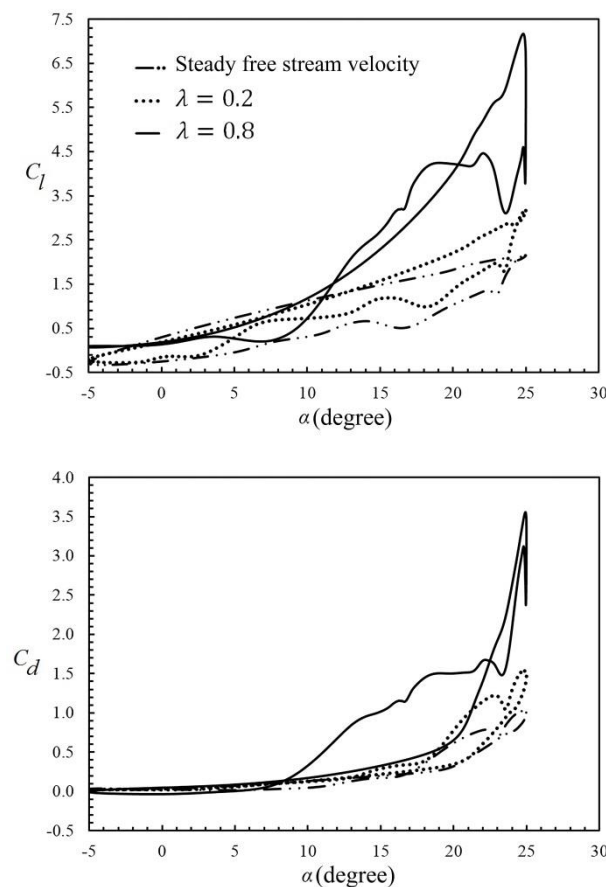
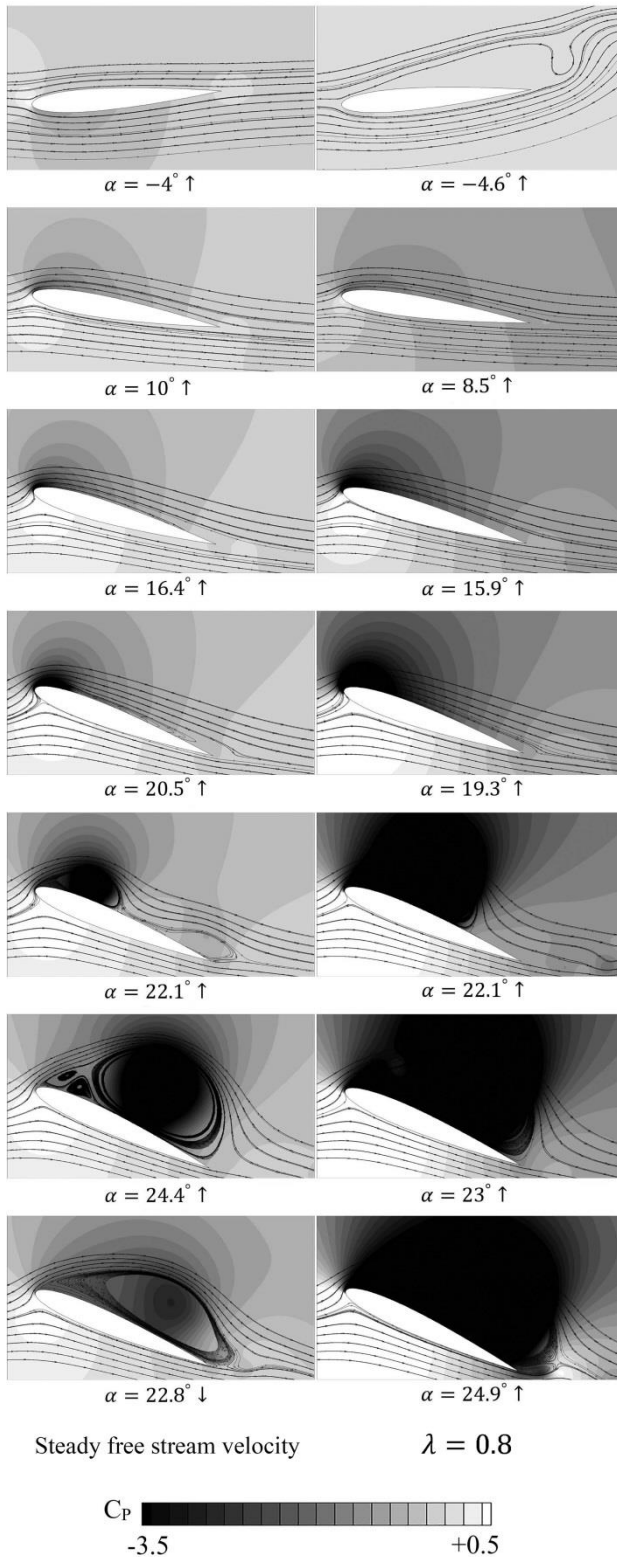


Fig. 8 Effect of λ on lift and drag coefficients ($k = 0.2$)

شکل 8 تأثیر λ بر ضرایب برآ و پسآ ($k = 0.2$)

¹ Pressure side

² Suction side

Fig. 11 Pressure coefficient contours ($k = 0.1$)شکل 11 کانتورهای ضریب فشار ($k = 0.1$)

واماندگی دینامیکی می‌شود. دلیل این امر به حرکت ایرفویل مربوط می‌شود. با توجه به نظر اریکسون و ردینگ هنگام افزایش زاویه حمله ایرفویل قسمت لبه حمله ایرفویل را می‌توان به صورت یک سیلندر دوار در نظر گرفت که به آن اثر جت¹ گفته می‌شود [22]. مومنوم اضافی در این مرحله از حرکت به

برای توضیح بیشتر در مورد تأثیرات λ بر میدان جریان، کانتورهای ضریب فشار و ورتیسیته بی‌بعد شده (که خطوط جریان در آن‌ها درج شده) برای حالت سرعت پایا و $\lambda = 0.8$ در $k = 0.1$ آورده شده است. این دو پارامتر بی‌بعد به وسیله معادلات (9,10) محاسبه می‌شود.

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2} \quad (9)$$

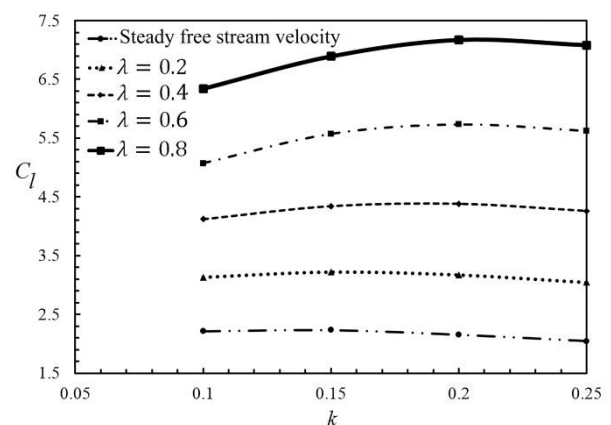
$$Z_{\text{vorticity}} = \frac{\omega_z c}{U_{\text{mean}}} \quad (10)$$

در معادله (10)، ω_z برابر ورتیسیته در راستای محور Z است.

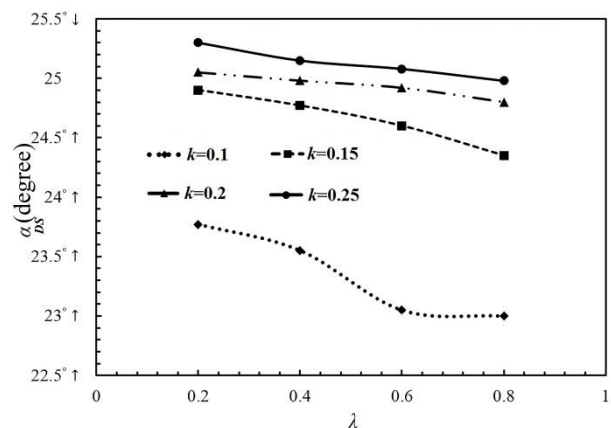
براساس شکل 11 با مقایسه کانتورهای ضریب فشار، با افزایش λ فشار گردابه کم فشار مربوط به واماندگی دینامیکی کاهش یافته که با نتایج به‌دست‌آمده مربوط به افزایش نیروهای آیرودینامیکی همخوانی کامل دارد. همچنین با مقایسه کانتورهای گردابه در شکل 12 مشاهده می‌شود که گردابه کم فشار در $\lambda = 0.8$ نسبت به حالت سرعت پایا زودتر به لبه فرار ایرفویل می‌رسد و در نتیجه واماندگی دینامیکی زودتر رخ می‌دهد. این نتیجه نیز همخوانی خوبی با نتیجه حاصله از نمودارهای ضریب برآ، مربوط به تعجیل افتادن وقوع واماندگی دینامیکی دارد.

2-5- بررسی تأثیر k

افزایش k سبب تأخیر تشکیل گردابه کم فشار و در نتیجه تأخیر وقوع

Fig. 9 Effects of λ on maximum lift coefficient in different k

شکل 9 تأثیر λ بر بیشینه ضریب برآ در مقادیر مختلف از k

Fig. 10 Effects of λ and k on DS angle of attack

شکل 10 تأثیر λ و k بر زاویه وقوع واماندگی دینامیکی

¹ Leading edge jet effect

با توجه به شکل 10 با افزایش λ از 0.2 به 0.8، تأثیر k در تأخیر وقوع واماندگی دینامیکی کاهش می‌یابد، زیرا k و λ تأثیر متضادی دارد. همان‌طور که در قسمت پیشین گفته شد افزایش λ باعث تشکیل زودتر گردابه کم فشار و در نتیجه تعجیل در وقوع واماندگی دینامیکی، درحالی که افزایش k سبب تأخیر تشکیل گردابه کم فشار می‌شود.

شکل 9 نشان‌دهنده بیشینه مقدار نیروی برآ که در $\phi = 0$ در زاویه وقوع واماندگی دینامیکی حاصل می‌شود، برای λ های مختلف برحسب k است. افزایش k همواره سبب افزایش بیشینه نیروی برآ نمی‌شود. در حالت‌های سرعت پایا و سرعت ناپایا که $\phi = 0$ است، بیشینه مقادیر نیروهای برآ و پساً در هنگام وقوع واماندگی دینامیکی به‌دست می‌آید. زمانی که افزایش k به مقداری برسد که وقوع واماندگی دینامیکی وارد قسمت حرکت رو به پایین ایرفویل شود، بیشینه مقادیر نیروهای برآ و پساً نسبت به k قبل کاهش می‌یابد. مقداری از k که در آن روند افزایش نیروی برآ به کاهش تبدیل می‌شود برای λ های مختلف یکسان نیست. هرگاه وجود λ به مقداری باشد که میزان تعجیل در تشکیل گردابه کم فشار باعث شود، وقوع واماندگی دینامیکی از قسمت حرکت رو به پایین ایرفویل وارد حرکت رو به بالای ایرفویل گردد، افزایش k نیز افزایش بیشینه نیروی برآ را سبب می‌شود. برای نمونه با توجه به شکل‌های 13 و 14، در $\lambda = 0.2$ ، بیشینه نیروی برآ با افزایش k از 0.15 به 0.2 کاهش می‌یابد. در این λ ، واماندگی دینامیکی

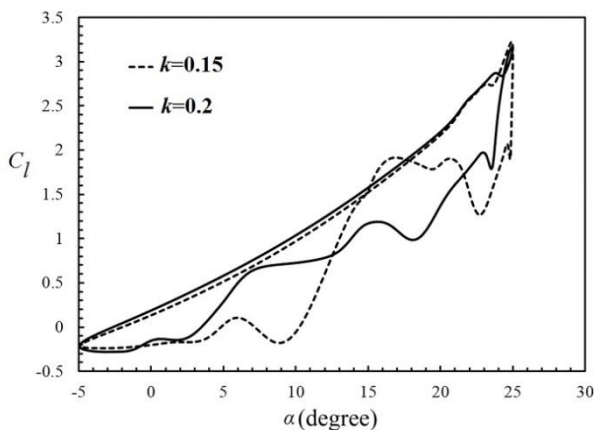


Fig. 13 Effect of k on lift coefficient ($\lambda = 0.2$)

شکل 13 تأثیر k بر ضریب برآ ($\lambda = 0.2$)

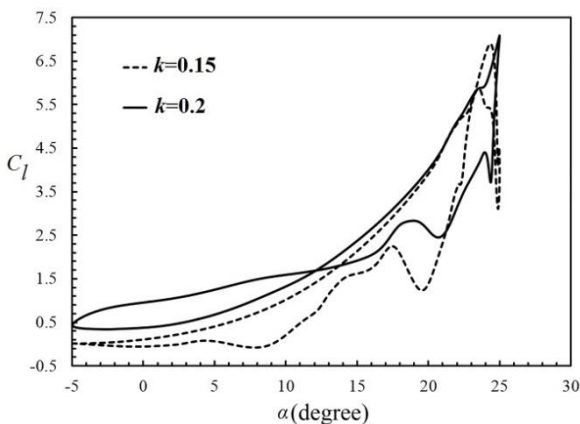


Fig. 14 Effect of k on lift coefficient ($\lambda = 0.8$)

شکل 14 تأثیر k بر ضریب برآ ($\lambda = 0.8$)

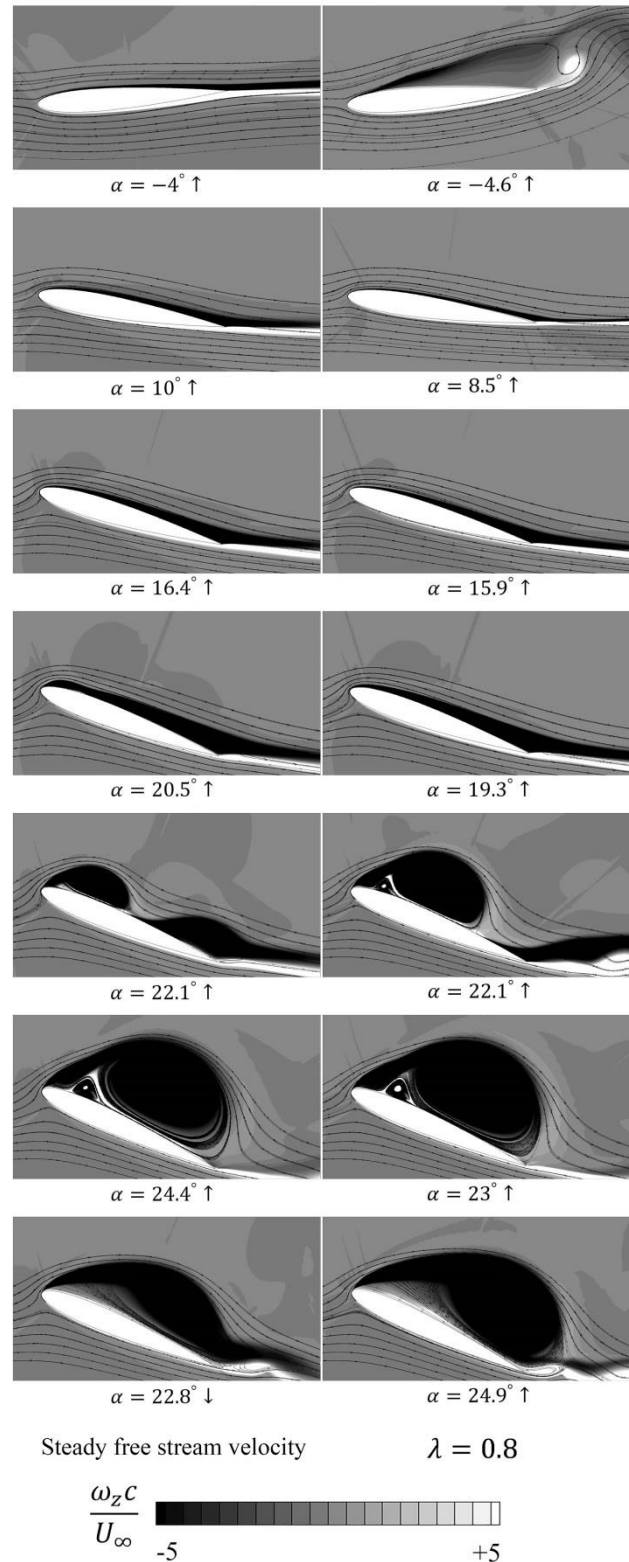


Fig. 12 Z-vorticity contours ($k=0.1$)

شکل 12 کانتورهای ورتیسیت به‌ی‌بعدشده ($k=0.1$)

سطح بالایی ایرفویل منتقل می‌شود [23]. این مومنتوم اضافی سبب مقاومت بیشتر لایه مرزی تشکیل‌شده روی سطح لبه حمله ایرفویل در برابر جدایش می‌شود. در نتیجه جدایش لایه مرزی به تأخیر می‌افتد. تأخیر در جدایش لایه مرزی در قسمت لبه حمله ایرفویل باعث تأخیر در تشکیل گردابه کم فشار و در نهایت تأخیر در وقوع واماندگی دینامیکی می‌شود.

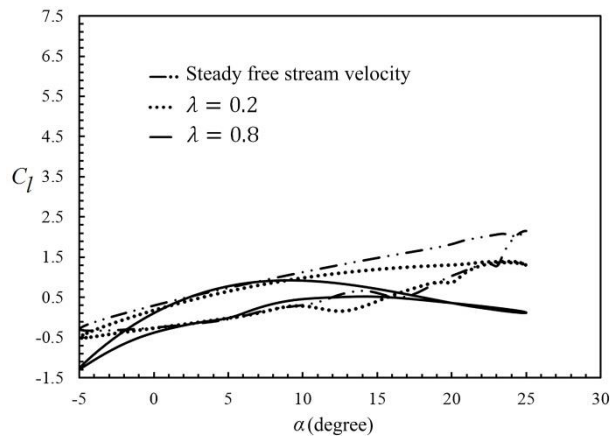


Fig. 16 Effects of ϕ on lift coefficient ($\phi = \pi, k = 0.2$)

شکل 16 تأثیر افزایش λ بر ضریب برآ ($\phi = \pi, k = 0.2$)

مقدار سرعت جریان آزاد با افزایش زاویه حمله، لایه مرزی در برابر جدایش مقاوم‌تر شده و منجر به تأخیر در تشکیل گردابه کم فشار می‌شود، در نتیجه وقوع واماندگی دینامیکی به تأخیر می‌افتد.

6- نتیجه‌گیری

در این پژوهش با هدف بررسی تأثیر ناپایابودن مقدار سرعت جریان آزاد، یک ایرفویل نوسانی ناکا-0012 تحت شرایط سرعت ناپایا شبیه‌سازی شد. برای بررسی تأثیر پارامترهای مختلف، λ از 0.2 تا 0.8 در بازه‌ای از k در $\phi = 0$ و $\phi = \pi$ افزایش یافت و مقدار نیروهای آیرودینامیکی، مشخصه‌های واماندگی دینامیکی و ویژگی‌های میدان جریان سیال به‌دست‌آمده و با حالت سرعت پایا مقایسه شد. نتایج به‌دست‌آمده نشان داد افزایش λ تأثیر بسیار چشم‌گیری بر مقادیر نیروهای آیرودینامیکی دارد و در $\phi = 0$ می‌تواند سبب افزایش بیشینه نیروی برآ تا بیش از 7 برابر حالت استاتیک و بیش از 3 برابر حالت مشابه در سرعت پایا گردد. مقدار نیروی برآ در مقادیر بسیار کم و بسیار زیاد از زاویه حمله در $\phi = \pi$ با افزایش λ به شدت تحت تأثیر قرار می‌گیرد. یکی دیگر از تفاوت‌های میان نتایج به‌دست‌آمده از تغییر λ در $\phi = 0$ و $\phi = \pi$ این است که در $\phi = \pi$ افزایش λ موجب کاهش نسبی بیشینه نیروی برآ می‌شود. همچنین افزایش λ منجر به تعجیل در وقوع واماندگی دینامیکی در $\phi = 0$ می‌شود، اما باعث تعویق آن در $\phi = \pi$ می‌شود. k یکی دیگر از پارامترهای مهم مورد بررسی در این پژوهش است. براساس نتایج به‌دست‌آمده افزایش k همواره موجب تأخیر وقوع واماندگی دینامیکی می‌شود، اما همواره منجر به افزایش بیشینه نیروی برآ نخواهد شد. تأثیر k بر افزایش بیشینه نیروی برآ بستگی به زاویه وقوع واماندگی دینامیکی دارد که در قسمت حرکت رو به پایین ایرفویل یا حرکت رو به بالای ایرفویل رخ می‌دهد. این مطالعه بیانگر تأثیر مستقیم سرعت نوسانی جریان آزاد بر پدیده واماندگی دینامیکی و تأثیر پارامترهای λ و ϕ بر یکدیگر است؛ بنابراین مطالعه پارامترها به صورت مستقل بیانگر عملکرد واقعی جریان نخواهند بود.

7- مراجع

- [1] J. G. Leishman, Challenges in modelling the unsteady aerodynamics of wind turbines, *Wind Energy*, Vol. 5, No. 2-3, pp. 85-132, 2002.
- [2] S. Schreck, M. Robinson, M. Hand, D. Simms, HAWT dynamic stall response asymmetries under yawed flow conditions, *Wind Energy*, Vol. 3, No. 4, pp. 215-232, 2000.
- [3] B. Hibbs, HAWT performance with dynamic stall, *NASA STI/Recon*

در $k=0.2$ در قسمت حرکت رو به پایین ایرفویل رخ می‌دهد، در حالی که در $\lambda = 0.8$ بیشینه نیروی برآ با افزایش k از 0.15 به 0.2 افزایش می‌یابد. در این λ ، واماندگی دینامیکی در $k=0.2$ در قسمت حرکت رو به بالای ایرفویل رخ می‌دهد.

3-5- بررسی تأثیر ϕ

پارامتر ϕ نشان‌دهنده اختلاف فاز بین تغییرات سرعت جریان و تغییرات زاویه حمله است. برای بررسی تأثیر این پارامتر $\phi = \pi$ نیز علاوه بر $\phi = 0$ بررسی شد. اختلاف فاز π بیانگر این است که سرعت جریان با افزایش زاویه حمله کاهش می‌یابد و برعکس. در نتیجه کمینه سرعت جریان آزاد در بیشینه زاویه حمله و بیشینه سرعت جریان آزاد در کمینه زاویه حمله اتفاق می‌افتد. شکل 15 نشان‌دهنده تغییرات سرعت با اختلاف فازهای 0 و π که در کنار تغییرات زاویه حمله آورده شده است تا تأثیر ϕ در کنار زاویه حمله به روشنی نمایش داده شود.

شکل 16 نشان‌دهنده تأثیر افزایش λ در $\phi = \pi$ است. همان‌طور که در بخش‌های پیش نشان داده شد، افزایش λ در $\phi = 0$ (شکل 6) افزایش شدید بیشینه نیروی برآ، ϕ منطبق بر زاویه وقوع واماندگی دینامیکی، را سبب می‌شود. در حالی که افزایش λ در $\phi = \pi$ موجب کاهش نسبی بیشینه نیروی برآ می‌شود و دلیل این امر مربوط به کاهش شدید مقدار سرعت جریان آزاد با افزایش زاویه حمله است. به ویژه این که افزایش λ تشدید این کاهش سرعت در مقادیر بزرگ زاویه حمله را سبب می‌شود. میزان تأثیر افزایش λ بر تغییر زاویه وقوع واماندگی دینامیکی تفاوت دیگر نتایج حاصل از این دو مقدار اختلاف فاز است. افزایش λ به 0.8 سبب تأخیر در وقوع واماندگی دینامیکی به اندازه حدود 7 درجه در $\phi = \pi$ است. این درحالی است که افزایش λ در $\phi = 0$ تعجیل در وقوع واماندگی دینامیکی را باعث می‌شود. در حالت $\phi = \pi$ هر اندازه λ بیشتر افزایش یابد به علت کاهش

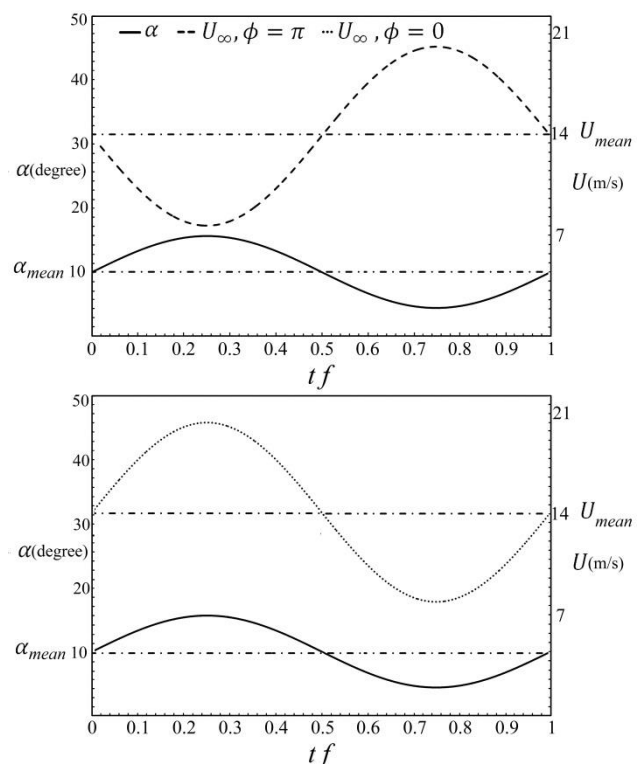


Fig. 15 Variations of angle of attack and free stream velocity

شکل 15 تغییرات زاویه حمله و سرعت جریان آزاد

- under unsteady freestream velocity, *Fluids and Structures*, Vol. 42, NO. 1, pp. 228-244, 2013.
- [15] K. Gharali, D. A. Johnson, Effects of nonuniform incident velocity on a dynamic wind turbine airfoil, *Wind Energy*, Vol. 18, No. 2, pp. 237-251, 2015.
- [16] A. Hansen, Yaw dynamics of horizontal axis wind turbines, *National Renewable Energy Laboratory TR-442-4822 Technical Report*, 1992.
- [17] G. A. Pierce, D. L. Kunz, J. B. Malone, The effect of varying freestream velocity on airfoil dynamic stall characteristics, *the American Helicopter Society*, Vol. 23, No. 2, pp. 27-33, 1978.
- [18] S. B. R. Kottapalli, G. A. Pierce, Drag on an oscillating airfoil in a fluctuating free stream, *Fluids Engineering*, Vol. 101, No. 3, pp. 391-399, 1979.
- [19] F. Rasi Marzabadi, R. Kamali Moghaddam, Longitudinal Dynamic Derivatives of an Airfoil under Pitching and Plunging Oscillations in Wind Tunnel, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 10, pp. 159-166, 2014. (in Persian فارسی)
- [20] S. E. Salimipour, Sh. Yazdani, Dynamic Stall Control of a Low Reynolds Number Airfoil with a Separation Bubble Control Blade, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 6, pp. 393-401, 2015. (in Persian فارسی)
- [21] S. Wang, D. B. Ingham, L. Ma, M. Pourkashanian, Z. Tao, Turbulence modeling of deep dynamic stall at relatively low Reynolds number, *Fluids and Structures*, Vol. 33, NO. 1, pp. 191-209, 2012.
- [22] L. Ericsson, J. Reding, Unsteady flow concepts for dynamic stall analysis *Aircraft*, Vol. 21, No. 8, pp. 601-606, 1984.
- [23] C.-C. Tseng, Y.-E. Cheng, Numerical investigations of the vortex interactions for a flow over a pitching foil at different stages, *Fluids and Structures*, Vol. 58, NO. 1, pp. 291-318, 2015.
- Technical Report*, Vol. 87, 1986.
- [4] W. McCroskey, The phenomenon of dynamic stall, *NASA TM-81264 Technical Report*, March, 1981.
- [5] W. McCroskey, L. Carr, K. McAlister, Dynamic stall experiments on oscillating airfoils, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Vol. 14, No. 1, pp. 57-63, 1976.
- [6] W. J. McCroskey, K. McAlister, L. Carr, S. Pucci, O. Lambert, R. Indergrand, Dynamic stall on advanced airfoil sections *the American Helicopter Society*, Vol. 26, No. 3, pp. 40-50, 1981.
- [7] I. Gursul, H. Lin, C.-M. Ho, Effects of time scales on lift of airfoils in an unsteady stream, *American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, Vol. 32, No. 4, pp. 797-801, 1994.
- [8] W. Banks, G. Gadd, Delaying effect of rotation on laminar separation, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Vol. 1, No. 4, pp. 941-941, 1963.
- [9] C. Shih, L. Lourenco, L. Van Dommelen, A. Krothapalli, Unsteady flow past an airfoil pitching at a constant rate, *American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, Vol. 30, No. 5, pp. 1153-1161, 1992.
- [10] T. Lee, P. Gerontakos, Investigation of flow over an oscillating airfoil, *Fluid Mechanics*, Vol. 512, NO. 1, pp. 313-341, 2004.
- [11] P. F. Lorber, F. O. Carta, Unsteady stall penetration experiments at high Reynolds number, *Air Force Office of Scientific Research, TR-87-1202*, April 1987.
- [12] M. Amiralaie, H. Alighanbari, S. Hashemi, An investigation into the effects of unsteady parameters on the aerodynamics of a low Reynolds number pitching airfoil, *Fluids and Structures*, Vol. 26, No. 6, pp. 979-993, 2010.
- [13] M. Amiralaie, H. Alighanbari, S. Hashemi, Flow field characteristics study of a flapping airfoil using computational fluid dynamics, *Fluids and Structures*, Vol. 27, No. 7, pp. 1068-1085, 2011.
- [14] K. Gharali, D. A. Johnson, Dynamic stall simulation of a pitching airfoil