ماهنامه علمى پژوهشى



mme.modares.ac.ir

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

كبرى قرئلى^{1*}، اسحاق قرايى²، مجيد سلطانى³

1– استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

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

3- استاديار، مهندسي مكانيك، دانشگاه صنعتي خواجه نصيرالدين طوسي، تهران

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

اطلاعات مقاله	چکیدہ
مقاله پژوهشی کامل دریافت: 16 آذر 1395 پذیرش: 05 بهمن 1395 ۱/آنه در سابت: 09 اسفند 1395	
کلید واژگان: واماندگی دینامیکی فرکانس کاهیده جریان آزاد ناپایا ایوفویل نوسانی توربین باد	تاکا-2001 در عدد رینولدز 13500 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 0.25 $\leq k \leq 0.8$, $0.8 \geq \lambda \geq 0.0$ 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 تحجیل و یا تا 7 درجه به ترین تاباد در حال که افزایش ۸ با توجه به مقدار اختلاف فاز میتواند زاویه وقوع واماندگی دینامیکی را تا 1 درجه به تحجیل و یا تا 7 درجه

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	ABSTRACT
Original Research Paper Received 06 December 2016 Accepted 24 January 2017 Available Online 27 February 2017	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
Keywords: Dynamic Stall Reduced Frequency Unsteady Free Stream Velocity Oscillating Airfoil Wind Turbine	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 $0.1 \le k \le 0.25$, $0.2 \le \lambda \le 0.8$ and $\phi = 0$, π , 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.

کند، امکان دارد ایرفویل در معرض وقوع واماندگی دینامیکی^۲ قرار گیرد. لیشمن تعدادی از دلایل وقوع این پدیده در توربین های بادی را یادآور شده است [1]. بنا بر تحقیقات شرک و همکاران [2] این پدیده بارها در توربین های بادی رخ می دهد. هیبز [3] ثابت کرده که وقوع واماندگی دینامیکی در پرههای توربین بادی عملکرد و تولید انرژی آن ها را تحت تأثیر

از آنجا که شرایط محیطی توربین باد مانند سرعت و جهت باد خارج از کنترل است، امکن دارد توربین باد تحت بارهای یاو^۱ کار کند. در این صورت زاویه حمله مقاطع پرههای توربین و ایرفویل در هنگام چرخش پره به صورت

سیکلی تغییر خواهد کرد. زمانی که زاویه حمله یک ایرفویل با زمان تغییر

1- مقدمه

1 Yaw loads



K. Gharali, E. Gharaei, M. Soltani, Numerical simulation of unsteady free stream velocity on an oscillating horizontal axis wind turbine blade element, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 3, pp. 1-9, 2017 (in Persian)

قرار میدهد.

تاکنون مطالعات گستردهای برای شناسایی پدیده واماندگی دینامیکی در هلی کوپترها و توربینهای بادی انجام گرفته است. مک کورسکی و همکاران [-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 کاهیده (/) را از میان پارامترهای مختلف مؤثر بر واماندگی دینامیکی مهمترین عامل کنترل کننده 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 ایرودینامیکی وارد بر ایرفویل میشود. لی و گرونتکس [10] بر تأثیر *k* زاویه حمله بر ایرفویل نوسانی⁷ در عدد رینولدز به نسبت پایین آزمایشاتی را انجام دادهاند. آنها نشان دادند در تمامی بازههای تغییر زاویه حمله افزایش ایرم دیرانیش

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 یاو که در شکل 1 نشان داده شده است مقدار سرعت جریان آزاد عبوری از ایرفویل علاوهبر 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 ناپایا^۲ نسبت به حالت جریان آزاد با سرعت پایا^۲ 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 یاو (نما از بالا)



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 تجربی محاسبه، سلیمی پور و یزدانی [20] نیز کنترل واماندگی دینامیکی را با

قرئلی و جانسون [14] با وقوع واماندگی دینامیکی در توربینهای بادی تحت جریان ورودی ناپایا را شبیهسازی عددی ایرفویل نوسانی بررسی کردند. آنها نشان دادند تغییرات دامنه کاهیده^{$6}(<math>\lambda$) 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.</sup>

2- واماندگی دینامیکی

شبیهسازی عددی بررسی کردند.

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 می شود. لایه مرزی در این حالت روی سطح بالایی



Fig. 3 O-type grid round the NACA0012 airfoil شكل 3 شبكهبندى نوع حلقهاى حول ايرفويل ناكا-0012

Reduced frequency

Oscillating airfoil Unsteady Free Stream Velocity

⁴ Steady Fee Stream Velocity

⁵ Reduced amplitude



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، جدانشده باقی مانده و نیروی برآ تا زوایای حمله بیشتری افزایش مییابد. پس از آن که زاویه حمله ایرفویل از زاویه وقوع واماندگی استاتیکی عبور می کند، یک گردابه کم فشار¹ از لبه حمله ایرفویل شکل گرفته و شروع به توسعه روی سطح بالایی ایرفویل می کند و نیروی برآ افزایش مییابد. زمانی که این گردابه کم فشار به بیشینه نیروی برآ بهدستآمده و واماندگی دینامیکی رخ میدهد. سپس این گردابه از سطح ایرفویل جدا شده و یک گردابه پرفشار⁷ از لبه فرار شکل میگیرد که سبب افت ناگهانی نیروی برآ میشود. یک گردابه ثانویه از لبه میگیرد که سبب افت ناگهانی نیروی برآ میشود. یک گردابه ثانویه از لبه میشود. وجود پسماند⁷ در حالت دینامیک علاوهبر افزایش دوباره نیروی برآ و به سرعت بر سطح ایرفویل توسعه مییابد که سبب افزایش دوباره نیروهای میشود. وجود پسماند⁷ در حالت دینامیک علاوهبر افزایش نیروهای برآ و پسآ یکی از بارزترین ویژگیهای این حالت است. به این معنی که مقادیر نیروهای یکی از بارزترین ویژگیهای این حالت است. به این معنی که مقادیر نیروهای یادشده در طی حرکت رو به بالای¹ ایرفویل با مقادیر این نیروها در طی حرکت رو به پایین^۵ ایرفویل در زاویههای حمله برابر یکسان نیستند.

3- مدلسازی عددی

جهت شبیه سازی 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 پیزو² برای کوپل کردن معادلات سرعت و فشار استفاده، و گسسته سازی ها نیز با روش مرتبه دوم بادسو⁴ انجام شده است.

3

دو سیکل از حرکت ایرفویل علاوهبر همگرایی باقیماندههای حاصل از حل عددی تا ⁵⁻¹1 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 حاكم

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

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0$$
(1)
$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + \frac{\partial (u_i u_j)}{\partial x_j} = \frac{1}{\rho} \left(-\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (2\mu S_{ij} + \tau_{ij}) \right)$$

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

برای شبیه سازی 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 می شود.

 $\begin{aligned} \alpha &= \alpha_{\text{mean}} + \alpha_{\text{amp}} \sin(2\pi f t) \end{aligned} \tag{3}$ $U &= U_{\infty} (1 + \lambda \sin(2\pi f t + \phi)) \end{aligned} \tag{4}$

در رابطه (3) $\alpha_{mean} (\alpha_{mean} (\beta_{mean} ($

$$k = \frac{\pi f c}{U_{\infty}}$$
(5) لا المنه کاهیده[^] نام دارد با رابطه (6) تعریف می شود.

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

2-3- حالتھای بررسیشدہ

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 لغزان[°] برای تغییر زاویه حمله ایرفویل استفاده

جدول 1 جزئيات شبيەسازى

Table 1 Details of simulation	
مقدار	پارامتر
135000	عدد رینولدز (Re)
0.05	عدد ماخ
0.1,0.15,0.2,0.25	فرکانسکاهیده (k)
0.2,0.4,0.6,0.8	دامنه کاهیده (۸)
10	متوسط زاویه حمله (a _{mean})
15	دامنه تغییرات زاویه حمله (a _{amp})
0 ,π	اختلاف فاز (¢)

⁸ Reduced amplitude

9 Sliding mesh

¹ Leading edge vortex

Trailing edge vortex Hysteresis

⁴ Upstroke

Downstroke

⁶ PISO

⁷ Second order upwind



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

شکل 5 اعتبارسنجی ضرایب براَ و پساَ 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.

شبیه سازی های متعددی برای به دست آوردن مقدار بهینه قطر دایره قسمت چرخان و همچنین فاصله بین مرزهای خارجی دامنه و دایره چرخان انجام داده شد. شکل 3 نشان دهنده تولید شبکه ساختاریافته نوع حلقه ای 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 نتایچ به دست آمده در شبیه سازی واماندگی دینامیکی دارد [15]. به این دلیل ساختار شبکه حول لبه فرار ایرفویل اصلاح شد. مقدار بهینه تعداد سلول های شبکه با توجه به تعداد گرههای حول ایرفویل، ⁵01*18 سلول به دست آمد تا بهترین مطابقت را با نتایج آزمایشگاهی و عددی گذشته داشته باشد. روند واماندگی دینامیکی با نتایج به دست آمده از منبع [10] به ترتیب برابر 2.44 و راماندگی دینامیکی با نتایج به دست آمده از منبع [10] به ترتیب برابر 2.44 و

جدول 2 استقلال از مش

Table 2 Mes	sh independe	ncy	
700 گرہ	500 گرہ	300 گرہ	تعداد گرہ حول ایرفویل
2.32	2.3	2.03	ضريب برأ هنگام واماندگی ديناميکی
24.53	24.5	21.10	زاويه حمله وقوع واماندگی ديناميکی

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- اعتبارسنجي

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 پسآی بهدستآمده از حالت جریان آزاد پایا با نتایج آزمایشگاهی لی و گرونتکس [10] و نتایج عددی قرئلی و جانسون [14] مقایسه و در شکل 3 نشان داده شده است. زاویه حمله ایرفویل جهت اعتبارسنجی مانند کارهای یادشده و به صورت $(2\pi ft) = 15 \sin(2\pi ft)$ مقایس می کند و مقدار فرکانس کاهیده برابر 1.1 k = 0.1 در نظر گرفته شده است.

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

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho U_{\infty}^2} \tag{7}$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho U_{\infty}^2} \tag{8}$$

در معادلات محاسبه ضرایب برآ و پسآ L و D به ترتیب نشاندهنده نیروهای برآ و پساَ 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

Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-05-02

سرعت جریان آزاد در نظر گرفته میشود.

دلیل استفاده از نتایج آزمایشگاهی لی و گرونتکس [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 قرئلی و جانسون [14] مورد بررسی قرار گرفته و در شکل 4 نشان داده شده است. برای این مرحله از اعتبارسنجی نیز شان داده شده است. برای این مرحله از اعتبارسنجی زیر 0.8 و $\kappa = 0.1 + 15 \sin(2\pi ft)$ انتخاب شده است.

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

5- نتايج و بحث

1-5- 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 می رسند.

افزایش h برای مقادیر متفاوتی از k بین 0.1 و 0.25 است. یعنی در هر کدام از مقادیر k ذکر شده در جدول 1، h به صورت جداگانه افزایش یافته است. شکل 7 نشاندهنده افزایش h در k = 0.1 و شکل 8 افزایش h در k = 0.2 است. افزایش h 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 می دهد. افزایش مقدار سرعت جریان آزاد دلیل این افزایش نیروهای آیرودینامیکی است که افزایش فشار ناحیه فشار ایرفویل^۱، کاهش شدید فشار گردابه کم فشار و به تبع آن کاهش فشار ناحیه مکش ایرفویل^۲ را سبب می شود. مقدار این افزایش نیروهای آیرودینامیکی به k بستگی دارد. برای نمونه براساس شکل 7 در وقوع واماندگی دینامیکی به می بستگی دارد. تا 2.7، حدود 3.5 برابر حالت مشابه در سرعت پایا و حدود 7.8 برابر حالت استاتیک است، افزایش می یابد. در k = 0.1و 8.0 = k = 0.8 می رسد. در مورد تأثیر k = 0.6

تغییر زاویه وقوع واماندگی دینامیکی از دیگر تأثیرات افزایش h است که به وسیله تغییر در زاویه تشکیل گردابه کم فشار صورت می گیرد. برای نمونه در $\phi = 0$ افزایش h سبب افزایش مقدار سرعت جریان آزاد می شود که منجر به تعجیل در تشکیل گردابه کم فشار و در نتیجه تعجیل در وقوع واماندگی دینامیکی می شود. مقدار این پیش افتادن زاویه وقوع واماندگی دینامیکی نیز به h بستگی دارد. برای نمونه با توجه به شکل 8 برای دینامیکی نیز به h بستگی دارد. برای نمونه با توجه به شکل 8 برای دینامیکی نیز به h بستگی دارد. برای نمونه با توجه به شکل 8 برای درجه نسبت به حالت سرعت پایا پیش می افتد. حال آن که این مقدار در k=0.2



Fig. 8 Effect of λ of the and diag coefficients (k = 0.2)شکل 8 تأثیر λ بر ضرایب برآو پسآ (k = 0.2)

¹ Pressure side ² Suction side

برای توضیح بیشتر در مورد تأثیرات h بر میدان جریان، کانتورهای ضریب فشار و ورتیسیته بی بعد 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 بی بعد به وسیله معادلات (10,9) محاسبه می شود.

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

$$Z_{vorticity} = \frac{\omega_z c}{U_{mean}} \tag{10}$$

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

براساس شکل 11 با مقایسه کانتورهای ضریب فشار، با افزایش \hbar 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 $8.0 = \hbar$ 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 kشکل 9 تأثیر κ 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 λ بر زاویه وقوع واماندگی دینامیکی



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 جت^۱ گفته میشود [22]. مومنتوم اضافی در این مرحله از حرکت به

¹ Leading edge jet effect



شکل 12 کانتورهای ورتیسیته بیبعدشده (k=0.1)

سطح بالایی ایرفویل منتقل میشود [23]. این مومنتوم اضافی سبب مقاومت بیشتر لایه مرزی تشکیل شده روی سطح لبه حمله ایرفویل در برابر جدایش می شود. در نتیجه جدایش لایه مرزی به تأخیر می افتد. 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 می شود.

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. همان طور 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 $0 = \phi$ در زاویه وقوع واماندگی دینامیکی حاصل میشود، برای λ های مختلف برحسب kاست. افزایش k همواره سبب افزایش بیشینه نیروی برآ نمیشود. در حالتهای سرعت پایا و سرعت ناپایا که $\phi = \phi$ است، بیشینه مقادیر نیروهای برآ و پسآ 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 پسآ نسبت به k قبل کاهش میابد. مقداری از k که در آن روند افزایش نیروی برآ 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 باد در 20 م در آر اسبب میشود.

برآ با افزایش k از 0.15 به 0.2 کاهش می یابد. در این λ ، واماندگی دینامیکی



Fig. 13 Effect of k on lift coefficient ($\lambda = 0.2$) ($\lambda = 0.2$) شکل 13 تأثیر k بر ضریب برآ



Fig. 14 Effect of k on lift coefficient ($\lambda=0.8$) شکل 14 تأثیر k بر ضریب برآ ($\lambda=0.8$)

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

ϕ بررسی تأثیر-3-5

پارامتر ϕ نشان دهنده اختلاف فاز بین تغییرات سرعت جریان و تغییرات زاویه حمله است. برای بررسی تأثیر این پارامتر $\pi = \phi$ نیز علاوهبر $\phi = 0$ 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 نشان دهنده تغییرات سرعت با اختلاف فازهای 0 و 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 h در $\pi = \phi$ است. همان طور که در بخشهای پیش نشان داده شد، افزایش h در $0 = \phi$ (شکل 6) افزایش شدید بیشینه نیروی برآ، ϕ منطبق بر زاویه وقوع واماندگی دینامیکی، را سبب میشود. در حالی که افزایش h در $\pi = \phi$ 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 h تشدید این کاهش سرعت در مقادیر بزرگ زاویه حمله را سبب میشود. میزان تأثیر افزایش h بر تغییر زاویه وقوع واماندگی دینامیکی تفاوت دیگر نتایج حاصل از این دو مقدار اختلاف فاز است. افزایش h به 0.8 سبب تأخیر در وقوع واماندگی دینامیکی به اندازه حدود 7 درجه در $\pi = \phi$ است. این درحالی است که افزایش h در $0 = \phi$ تعجیل در وقوع واماندگی دینامیکی را باعث میشود. در حالت $\pi = \phi$ هر اندازه h بیشتر افزایش یابد به علت کاهش



شکل 15 تغییرات زاویه حمله و سرعت جریان آزاد



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- نتیجه گیری

در این پژوهش با هدف بررسی تأثیر ناپایابودن مقدار سرعت جریان آزاد، یک ايرفويل نوسانى ناكا-0012 تحت شرايط سرعت ناپايا شبيهسازى شد. براى بررسی تأثیر یارامترهای مختلف، λ از 0.2–0.8 در بازهای از k در $\phi = 0$ و افزایش یافت و مقدار نیروهای آیرودینامیکی، مشخصههای واماندگی $\phi = \pi$ دینامیکی و ویژگیهای میدان جریان سیال بهدست آمده و با حالت سرعت یایا مقایسه شد. نتایج بهدستآمده نشان داد افزایش λ تأثیر بسیار چشم گیری 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 $\pi=\pi$ با افزایش λ به شدت تحت تأثیر قرار می گیرد. یکی دیگر از تفاوتهای میان نتایج بهدست آمده از تغییر لا در و $\phi=0$ و $\phi=\pi$ این است که در $\phi=\pi$ افزایش λ موجب کاهش نسبی $\phi=\pi$ بیشینه نیروی برآ میشود. همچنین افزایش λ منجر به تعجیل در وقوع $\phi = \pi$ واماندگی دینامیکی در $\phi = 0$ میشود، اما باعث تعویق آن در میشود. k یکی دیگر از پارامترهای مهم مورد بررسی در این پژوهش است. براساس نتایج بهدستآمده افزایش k همواره موجب تأخیر وقوع واماندگی دینامیکی می شود، 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 k بر kیکدیگر است؛ بنابراین مطالعه پارامترها به صورت مستقل بیانگر عملکرد واقعى جريان نخواهند بود.

7- مراجع

- 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

DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.3.10.4

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

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, فارسى 2014. (in Persian)
- [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 (فارسى
- [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* 2010/2011 (2010) 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.
- 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.
- W. J. McCroskey, K. McAlister, L. Carr, S. Pucci, O. Lambert, R. [6] 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.
- C. Shih, L. Lourenco, L. Van Dommelen, A. Krothapalli, Unsteady flow past [9] 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. Amiralaei, 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. Amiralaei, 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