



Effects of Oscillation Parameters of a Wind Turbine Airfoil with Slip Velocities on Aerodynamic Loads

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Bakhtiari E.* MSc

How to cite this article

Bakhtiari E. Effects of Oscillation Parameters of a Wind Turbine Airfoil with Slip Velocities on Aerodynamic Loads. Modares Mechanical Engineering, 2019;19(9): 2085-2092.

*School of Mechanical Engineering, College of Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran

*Correspondence

Address: School of Mechanical Engineering, College of Engineering, University of Tehran, North Kaargar Street, Tehran Iran. Postal Code: 1417613131
Phone: +98 (21) 44151667
Fax: +98 (21) 44151667
ebakhtiari@ut.ac.ir

Article History

Received: September 3, 2018

Accepted: January 29, 2019

ePublished: September 01, 2019

ABSTRACT

A wind turbine airfoil was analysed, using computational fluid dynamics (CFD) to study the oscillating effects and slip boundary conditions. The slip boundary condition is due to applying superhydrophobic surface. Fluids on these surfaces are repelled. The superhydrophobic surface can delay the icing on blades. The surfaces is assumed at the leading edge; the icing can occur on this region. The chosen oscillation parameters was enough for modelling dynamic stall. The dynamic stall cause a severe loading on the blade. This phenomenon is depicted by two vortices: leading edge vortex and trailing edge vortex. Three reduced frequencies are considered: $k=0.05, 0.08, 0.12$ in a range of $\phi = (-\pi)/2, 0, \pi$ slip lengths. In this regard, the Transition-SST model is applied for SD7037 airfoil with $Re=4 \times [10]^4$. The results showed that applying a superhydrophobic surface with low values of the slip length cannot be appropriate during the oscillating motion; but at the slip lengths larger than 100 microns, the aerodynamic coefficients are significantly changed. At the highest reduced frequency, the lift and drag coefficients are reduced about 12% and 40%, respectively. Increasing the slip length postponed the vortex formation and stall angle.

Keywords Wind Turbine Airfoil; CFD; Dynamic Stall; Reduced Frequency; Slip Length

CITATION LINKS

[1] A review of surface engineering issues critical ... [2] Estimation of rime accretion at high altitudes ... [3] Wind energy production in ... [4] State-of-the-art of wind energy ... [5] Wind turbine performance under ... [6] The Proceedings of BOREAS V ... [7] Effect of atmospheric temperature and droplet size ... [8] Ice and ... [9] Wind power development in sub-arctic conditions ... [10] Technical requirements for rotor blades ... [11] From superhydrophobicity to ... [12] How a solid coating can reduce ... [13] State-of-the-art on power ... [14] Tests of the performance of coatings ... [15] Anti-icing superhydrophobic ... [16] Understanding the effect of superhydrophobic coatings on energy reduction ... [17] Progress in analysis and prediction ... [18] Numerical modeling of an S809 gradient reduction ... [19] Effect of unsteady pressure ... [20] The phenomenon of dynamic ... [21] Dynamic stall in pitching airfoils : aerodynamic ... [22] Moving wall effects in unsteady ... [23] Principles of helicopter ... [24] Review of unsteady, driven, separated ... [25] A PIV Study of a low Reynolds number ... [26] PIV-based load investigation in dynamic ... [27] Reduced frequency effects on combined oscillations , angle of attack and... [28] Comparison of dynamic stall models using numerical and ... [29] Accuracy of dynamic stall response for wind turbine ... [30] Effects of superhydrophobic surfaces for a wind turbine ... [31] A numerical study of slip velocity effects on a 2D airfoil dynamic ... [32] Slip on superhydrophobic ... [33] Memory on the laws of the movement of ... [34] Effective velocity boundary condition at a mixed slip ... [35] Drag reduction of Newtonian fluid in a circular pipe with a ... [36] Effects of nonuniform incident velocity on a dynamic wind ... [37] Yaw dynamics of horizontal axis wind turbines ... [38] Unknown City: Airfoil Investigation Database; Unknown Year ... [39] Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational ... [40] Vibration-induced aerodynamic loads on large horizontal axis wind turbine ... [41] Unsteady flow concepts for dynamic stall ... [42] Dynamic stall simulation of a pitching airfoil under unsteady freestream ... [43] Fluid ... [44] Numerical investigations on dynamic stall of low Reynolds number flow around oscillating ... [45] Horizontal axis wind turbine dynamic stall predictions based on wind speed and direction ... [46] Effect of acceleration on dynamic stall of airfoil in unsteady operating ...

اثرات پارامترهای نوسان ایرفویل توربین بادی در حضور سرعت لغزشی بر بارهای آیرودینامیک

احسان بختیاری* MSc

دانشکده مهندسی مکانیک، پردیس دانشکده‌های فنی، دانشگاه تهران، تهران، ایران

چکیده

یک ایرفویل توربین بادی توسط ابزار دینامیک سیالات به‌منظور بررسی اثر نوسان ایرفویل و شرط مرزی لغزشی بر کارایی آن تحلیل شد. شرط مرزی لغزشی ناشی از اعمال سطح فوق آب‌گریز بوده است، چرا که سیالات روی سطوح فوق آب‌گریز می‌لغزند. سطوح فوق آب‌گریز می‌توانند یخ‌زدگی پره را به تأخیر بیندازند. این سطح بر ناحیه لبه جلویی فرض شده است. یخ‌زدگی پره بیشتر می‌تواند در این ناحیه رخ دهد. پارامترهای حرکت نوسانی ایرفویل به‌اندازه‌ای انتخاب شد که پدیده واماندگی دینامیکی مدل‌سازی شد. پدیده واماندگی دینامیکی سبب افزایش شدید بارگذاری روی پره می‌شود. واماندگی دینامیکی با ایجاد دو گردابه لبه جلویی و گردابه پشتی مرتبط است. سه فرکانس کاهیده نوسان $k=0.5$ ، $k=0.8$ و $k=1.2$ و سه اختلاف فاز $0, \pi, 2\pi$ در طول‌های لغزشی متفاوت سطح فوق آب‌گریز بررسی شد. در این راستا مدل گذار SST برای تحلیل ایرفویل SD7037 در عدد رینولدز $Re=4 \times 10^4$ اعمال شده است. نتایج نشان داده‌اند که اعمال یک سطح فوق آب‌گریز با طول‌های لغزشی نسبتاً پایین نمی‌تواند در حرکت نوسانی ایرفویل مفید باشد؛ اما در طول‌های لغزشی بیش از 100 میکرون، ضرایب آیرودینامیک تغییر زیادی کرد. در بیشترین فرکانس نوسان، ضرایب برآ و پسا به‌ترتیب به اندازه 12% و 40% کاهش یافت. افزایش طول لغزشی تشکیل گردابه و زاویه‌ی واماندگی را به تعویق انداخته است.

کلیدواژه‌ها: ایرفویل توربین‌بادی، دینامیک سیالات محاسباتی، واماندگی دینامیکی، فرکانس کاهیده، طول لغزشی

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۰۶/۱۲

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۱۱/۰۹

*نویسنده مسئول: ebakhtari@ut.ac.ir

۱- مقدمه

یکی از مناطق متداول برای نصب توربین‌های بادی، مناطق سردسیر است [1]. زیرا چگالی هوا در این مناطق بیشتر است که سبب افزایش تولید قدرت می‌شود [2]. یخ‌زدگی پره یکی از عمده مسائلی است که برای توربین‌های بادی در این شرایط آب‌وهوایی سرد رخ می‌دهد [3]. شکل‌گیری یخ می‌تواند تولید سالانه قدرت توربین را به‌اندازه 20% الی 50% کاهش دهد [4] و زبری سطح و نیروهای پسا را متعاقباً افزایش دهد [5]. نابالانسی جرمی و دینامیکی، حتی در مراحل ابتدایی، نتایجی از یخ‌زدگی هستند [6]. تجمع یخ روی پرها و ساختارها سبب ایجاد مخاطرات ایمنی می‌شود [7, 3] و همچنین عمر خستگی پرها را کاهش می‌دهد [8, 4, 3].

در ادبیات، روش‌های متعددی برای جلوگیری از رشد یخ روی پرها ذکر شده‌اند که مهم‌ترین آنها استفاده از المنت‌های گرمایی است [1]. این المنت‌ها که معمولاً در سطح داخلی پرها مورد استفاده قرار می‌گیرند، مضرات بسیاری دارند [9, 10] که اهم آنها مصرف انرژی برق است [3]. بنابراین استفاده از روش‌هایی که مستلزم وسیله‌ای مجزا هستند، در عمل برای استفاده بر روتور توربین مناسب نیستند. از سوی دیگر، برای جلوگیری از تشکیل و رشد یخ، حتی در مراحل ابتدایی می‌توان از سطوح خاصی به‌عنوان پوشش روی سطح پره استفاده نمود. یکی از مثال‌های بارز، سطوح یخ‌گریز هستند. این سطوح، سطوحی هستند که تنش برشی بین یخ تشکیل شده و سطح کمتر از 100 کیلوپاسکال باشد [11]؛ به عبارت بهتر سبب جدایش یخ می‌شوند.

پژوهش‌هایی نشان داده‌اند که سطوح یخ‌گریز برای استفاده در توربین‌های بادی نمی‌توانند همیشه کارا باشند [12, 13]. هنگامی که

لایه‌ای نازک از یخ روی سطح پره تشکیل می‌شود، دیگر سطحی با پوشش یخ‌گریز مؤثر نخواهد بود [14]. از سوی دیگر، در نوع دیگری از سطوح، تحت عنوان سطوح فوق آب‌گریز، تشکیل برفک و تجمع یخ می‌تواند به‌طور بالقوه به تعویق بیفتد. نتایج یک مطالعه تجربی نشان داد که قطرات آب برخوردکننده به یک سطح آلومینیوم عادی و یک سطح فوق آب‌گریز (زاویه تماس بین 43° و 158°) رفتارهای متفاوتی را هنگام یخ‌زدگی داشتند؛ به‌طوری که آلومینیوم فوق آب‌گریز، قطرات آب را دفع می‌کند و تشکیل یخ را به تأخیر می‌اندازد [15]. در مطالعه تجربی دیگری [16] تأکید شده است، هنگامی که یک سطح فوق آب‌گریز در ناحیه لبه جلویی واقع باشد، بازده توان گرمایی لازم برای عدم شکل‌گیری یخ حدود 80% کاهش یافته است. یک سطح ضدآب مانند یک سطح فوق آب‌گریز، تجمع قطرات را کاهش می‌دهد. قطرات، روی یک سطح فوق آب‌گریز، قبل از آنکه یخ بزنند به سمت پایین دست جریان حرکت می‌کنند. لذا یک سطح فوق آب‌گریز می‌تواند به‌عنوان پوشش برای سطوح پره‌های توربین بادی، به‌منظور جلوگیری از تشکیل یا از بین بردن یخ مورد استفاده قرار گیرند.

در کاربردهای توربین‌های بادی ممکن است پدیده مهمی تحت نیروهای انحرافی رخ دهد که واماندگی دینامیکی نام دارد. پدیده واماندگی دینامیکی، نقطه رخداد واماندگی را به تأخیر می‌اندازد. چرا که طی روند این پدیده، تغییرات نسبتاً سریعی در زاویه حمله ایرفویل اتفاق می‌افتد [17]. در نتیجه این پدیده و حرکت ناپایایی متعاقب ایرفویل، دو گردابه تشکیل و رشد می‌یابند که یکی گردابه لبه جلویی و دیگری گردابه لبه پشتی است. گردابه‌های واماندگی دینامیکی سبب افزایش ناگهانی در بارهای آیرودینامیک می‌شود و همچنین باعث تأخیر عمده در زاویه واماندگی، در مقایسه با زاویه واماندگی استاتیکی می‌شود [18].

حرکات ناپایایی یک ایرفویل برای سال‌های متمادی مطالعه شده است [19, 20]. طی حرکت نوسانی ایرفویل، جدایش لایه مرزی به تعویق می‌افتد [21]. این امر در نتیجه دو اثر، یکی شتاب‌گیری لایه مرزی به‌دلیل حرکت لبه جلویی [22] و دیگری افزایش در کمبر مؤثر بوده که از تئوری ایرفویل نازک پیش‌بینی شده است [23]. همچنین رینولدز و کار [24]، اثر افزایش ورتیسیتیته لایه مرزی ایرفویل را طی واماندگی دینامیکی بر تشکیل گردابه‌ها مطالعه کردند. نتایج یک تست تجربی سرعت‌سنجی [25] برای یک ایرفویل نوسانی گامی نشان دادند که وقتی فرکانس نوسان ایرفویل افزایش می‌یابد، تعداد گردابه‌های تشکیل‌یافته لبه جلویی و همچنین لبه پشتی طی روند واماندگی دینامیکی کاهش می‌یابد. همچنین مقدار ورتیسیتیته گردابه‌ها، رابطه مستقیمی با فرکانس نوسان دارد [26].

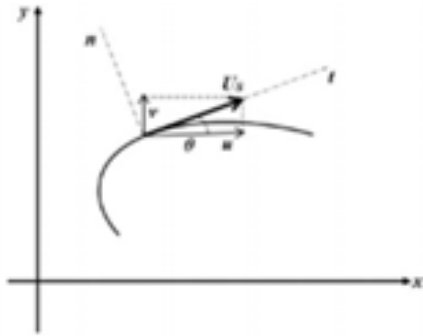
در مطالعه‌ای [6] مطالعه جامعی را بر توسعه گردابه ایجادشده در طی واماندگی دینامیکی و جدایش متعاقب آن به انجام رساندند. نویسندگان گزارش دادند که در حضور گرادیان فشار مخالف، لایه مرزی آرام، تمایل به تشکیل جریان متمرکز گردابه‌ای شدید از سطح ایرفویل دارد. درباره اعداد رینولدز پایین، در مطالعه‌ای [7] اثرات دامنه نوسانات و فرکانس کاهیده بررسی شده است.

برای پره‌ای که در معرض بارهای انحرافی قرار دارند، هم نوسان زاویه حمله و هم نوسان سرعت جریان آزاد نقش‌های مهمی را در طی پروسه واماندگی دینامیکی ایفا می‌کنند [8]. سرعت ناپایایی جریان آزاد می‌تواند به‌طور بالقوه باعث بارگذاری‌های شدید بر روتور شود [9]. برخی محققان هر دو جریان پایا و ناپایایی آزاد را روی یک ایرفویل در انواع متفاوت حرکتی بررسی کردند [10]. محققان، مطالعه‌ای تجربی برای بررسی اثرات نوسان سرعت جریان آزاد در

که L_S همان طول لغزشی و $(\partial U_s / \partial \eta)$ گرادیان سرعت مماسی با توجه به بردار نرمال سطح بوده که سرعت لغزشی در شکل ۲ نشان داده شده است.



شکل ۱) محل سطح فوق آبگریز روی پره



شکل ۲) شماتیک سرعت لغزشی بر ناحیه لبه جلویی

لازم به ذکر است که طول لغزشی معمولاً در عمل نمی‌تواند مقادیری بیشتر از ۴۵۰ میکرون را برای یک سطح فوق آبگریز خاص داشته باشد [34, 35]. لذا در این پژوهش، این طول از مقدار صفر (سطح معمولی) تا بیشینه مقدار ۴۰۰ میکرومتر را دارد.

۱-۲- جزئیات حرکت نوسانی ایرفویل

ایرفویل SD7037 دارای یک حرکت نوسانی، حول مرکز آیرودینامیک ایرفویل به صورت رابطه زیر است:

$$\alpha = \alpha_{\text{mean}} - \alpha_{\text{amp}} \sin(\omega t) \quad (2)$$

که در این رابطه α_{mean} میانگین زاویه حمله و α_{amp} دامنه نوسانات ایرفویل است. همچنین $\omega = 2\pi f$ بوده که f فرکانس نوسان ایرفویل است. فرکانس نوسان، توسط طول قوس ایرفویل (c)، و سرعت جریان آزاد (U_∞) بی‌بعد شده که فرکانس کاهیده نام دارد و رابطه ۳ مبین این کمیت است.

$$k = \frac{\pi f c}{U_\infty} \quad (3)$$

مقادیر پارامترهای مورد استفاده برای مدل‌سازی در جدول ۱ آورده شده است.

جدول ۱) پارامترهای مدل‌سازی عددی

مقدار	نماد
۰/۰۲۶ (متر)	c
4×10^5	Re
۰/۰۸	Ma
۰/۱۲-۰/۰۸-۰/۰۵	k
۱۱ (°)	α_{mean}
۱۱ (°)	α_{amp}
۵-۱۰-۴۰۰ (میکرومتر)	L_S
$-\pi/2, 0, \pi$	ϕ

به منظور بررسی اثرات نوسان جریان باد، سرعت جریان هوای برخوردکننده به ایرفویل به صورت رابطه ۴ در نظر گرفته می‌شود:

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

که U_{mean} سرعت میانگین جریان آزاد و ϕ برابر اختلاف فاز بین

رینولدزهای پایین انجام دادند [11]. بر پایه مطالعات انجام شده توسط فاویر و همکاران، اختلاف فاز بین جریان نوسان‌کننده در زمان و زاویه حمله هارمونیک، رفتار بارهای آیرودینامیک را به طور قابل توجهی دستخوش تغییر می‌نماید [12]. در سال ۲۰۱۸، قرنلی و همکاران [27] اثرات توأم فرکانس کاهیده و اختلاف فاز را مطالعه نمودند و تغییرات عمده‌ای را روی نیروهای آیرودینامیک در طی پدیده واماندگی دینامیکی در مقایسه با بارهای متناظر برای جریان آزاد پایا گزارش نمودند.

پدیده واماندگی دینامیکی با استفاده از روش‌های نیمه تجربی نیز بررسی شده‌اند. در این راستا راسخ و همکاران [28] یک ایرفویل سری NREL را بررسی نموده و نتایج آن را با نتایج عددی خود مقایسه کرده‌اند. نتایج آنها نشان داد که رویکرد عددی با وجود خطای نسبی بیشتر، جزئیات بیشتری را می‌تواند از این پدیده پیش‌بینی نماید. همچنین این پژوهشگران در مقاله‌ای دیگر ذکر کرده‌اند که مدل نیمه تجربی دارای دقت بالاتر و هزینه محاسباتی کمتری است، اما روش‌های CFD می‌تواند به خوبی ضریب پسا را پیش‌بینی کند [29]. بختیاری و همکاران [30] در سال ۲۰۱۷ برای اولین بار اثر فوق آبگریزی را بر یک ایرفویل استاتیکی در زاویه حمله‌ای در ناحیه پسا- واماندگی به طور عددی به انجام رسانیدند. نتایج حاصل از این پژوهش نشان داد که با افزایش طول‌های لغزشی، ضریب برآ به طور میانگین به اندازه ۳۰٪ افزایش و ضریب پسا به طور میانگین ۵۰٪ کاهش داشته است. همچنین افزایش طول‌های لغزشی، رابطه مستقیمی با مقدار ضرایب آیرودینامیک دارند. این محققان در سال ۱۳۹۷، پدیده واماندگی دینامیکی را برای یک ایرفویل نوسانی در فرکانس و جریان هوای ثابت تحلیل کردند. نویسندگان گزارش دادند که با اعمال یک سطح فوق آبگریز، بیشینه بارهای آیرودینامیک در طی رخداد واماندگی دینامیکی به طور قابل توجهی کاهش می‌یابند و در افزایش طول‌های لغزشی نزدیک به ۴۰۰ میکرون، پدیده واماندگی دینامیکی دیگر رخ نخواهد داد [31].

بررسی اثرات فرکانس نوسان بر کارایی یک ایرفویل توربین بادی در حضور خاصیت فوق آبگریزی تا به حال توسط هیچ پژوهشی تحلیل نشده است. لذا بررسی عددی این اثرات، هدف اصلی این پژوهش است. بدین منظور یک ایرفویل SD7037 در دو بُعد با استفاده از ابزار دینامیک سیالات مورد تحلیل قرار گرفته است. از آنجا که این ایرفویل برای محدوده‌های رینولدز پایین طراحی شده است، لذا می‌توان از آن برای توربین‌های بادی با مقیاس کوچک استفاده کرد.

۲- روش تحقیق

یک سطح فوق آبگریز، در واقع دافع سیال است. از منظر مکانیک سیالات، سیالات لغزنده روی سطح فوق آبگریز، دیگر شرط مرزی عدم لغزش را ارضا نمی‌کنند و در واقع یک سرعت لغزشی به صورت شرط مرزی لغزشی وجود دارد [32].

شکل ۱، محل فرض شده برای سطح فوق آبگریز روی ایرفویل را نشان می‌دهد. سطح مورد نظر، لبه جلویی را تا یک چهارم طول قوس ایرفویل، به عبارت بهتر مرکز آیرودینامیک (AC) ایرفویل، پوشش می‌دهد.

در این پژوهش، سرعت لغزشی ناشی از فوق آبگریزی با استفاده از رابطه طول لغزشی ناویر برای گازهای رقیق [33]، در نظر گرفته شده است. رابطه ۱ بیانگر این معادله است:

$$U_{\text{slip}} = L_S \left(\frac{\partial U_s}{\partial \eta} \right) \quad (1)$$

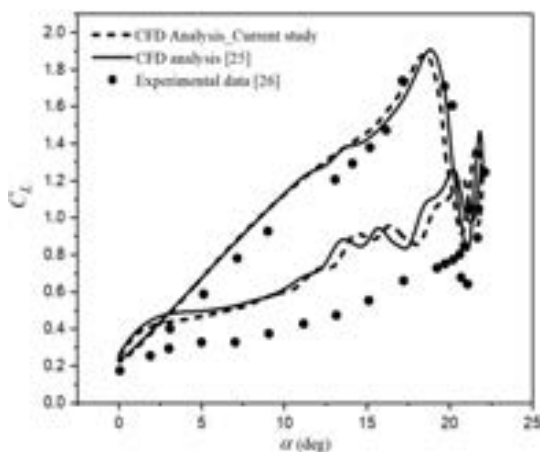
تمامی دامنه محاسباتی و ایرفویل حول مرکز آیرودینامیک، مانند یک جسم صلب نوسان می‌گردند. بدین منظور از یک تابع تعریف شده توسط کاربرد با عنایت به معادله ۲ استفاده شد. استفاده از مش دینامیکی برای مدل‌سازی پدیده واماندگی دینامیکی با استفاده از ابزار دینامیک سیالات محاسباتی می‌تواند به‌طور رضایت‌بخشی رفتار بارهای آیرودینامیک را در طی لحظه رخداد واماندگی دینامیکی برای یک ایرفویل نوسانی با تطابق خوبی پیش‌بینی نماید [40].

تمامی شروط مرزی کناری به‌صورت شرط مرزی سرعت و با مقداری برابر و جهتی یکسان برای تمامی مرزها در تمامی گام‌های زمانی در نظر گرفته شده است. شدت توربولانسی جریان ورودی برابر ۰/۷٪ انتخاب شد. برای گسسته‌سازی مکانی، متد مرتبه دوم در جهت باد، نتایج منطقی ارائه داد. الگوریتم پیسو برای کوپلینگ فشار و سرعت استفاده شد. معیار همگرایی عددی برای باقیمانده‌ها از مرتبه 10^{-5} است.

برای تعریف شرط مرزی لغزشی، یک تابع تعریف شده دیگر نوشته شد. این تابع سرعت لغزشی را به‌صورت یک دیواره متحرک نسبت به دامنه محاسباتی در ناحیه لبه جلویی اعمال می‌نماید. از آنجا که مکان ایرفویل در هر گام زمانی تغییر می‌یابد، محل ایرفویل در زاویه حمله صفر به‌عنوان مکان رفرنس در نظر گرفته شده است.

۳- اعتبارسنجی تحلیل CFD

نیروهای آیرودینامیک با نتایج یک پژوهش [26] برای ایرفویل یکسان با شرط مرزی عدم لغزشی مقایسه شده‌اند. این پژوهشگران بارهای آیرودینامیک را با استفاده از روش سرعت‌سنجی خطی (PIV) محاسبه نمودند. پارامترهای حرکت هارمونیک، طبق جدول ۱، دقیقاً با پژوهش فعلی یکسان است. همچنین، آنها از مدل و شدت توربولانسی یکسان برای حل عددی و مقایسه با داده‌های تجربی استفاده کردند که جزئیات آن در مطالعه‌ای [25] موجود است. همان‌طور که در نمودار ۱ نشان داده شده است، ضرایب برآ در فرکانس $k=0.08$ با داده‌های متناظر تجربی [26] و همچنین عددی [25] دارای تطابق قابل قبولی هستند و لذا رویکرد عددی استفاده شده در این پژوهش می‌تواند روند کلی پدیده واماندگی دینامیکی شدید را از منظر رفتار بارهای آیرودینامیک و نوسانات آن پیش‌بینی کند. لازم به ذکر است که خطای داده‌های عددی در زاویه حمله متناظر با بیشینه مقدار برآ برابر ۳/۲٪ بوده که برای پژوهش‌های عددی معقول است.



نمودار ۱) اعتبارسنجی دینامیک سیالات پژوهش فعلی با داده‌های عددی [25] و تجربی [26] در $k=0.08$

نوسان ایرفویل و نوسان سرعت جریان آزاد است. سه مقدار برای ϕ در این پژوهش فرض شده است که عبارت از $0, \pi$ و $-\pi/2$ هستند. نماد λ مبین دامنه کاسته شده است که به‌صورت رابطه ۵ تعریف می‌شود:

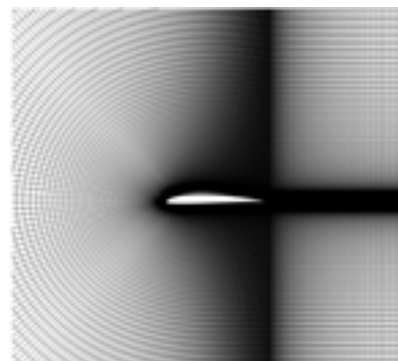
$$\lambda = \frac{U_{amp}}{U_{\infty}} \quad (5)$$

مقدار این پارامتر در این پژوهش ثابت و برابر ۰/۶ در نظر گرفته شده است. لازم به ذکر است که به‌علت دوتبعدی بودن تحلیل، هر دو فرکانس نوسان سرعت و ایرفویل، ثابت و برابر f است [36, 37]. لازم به ذکر است به‌منظور اعتبارسنجی نتایج عددی برای شرط مرزی عدم لغزشی، مقادیر پارامترهای مربوط به ایرفویل نوسانی با پژوهش مرجع [26] یکسان در نظر گرفته شده‌اند.

۲-۲ ایجاد مش محاسباتی

مش در نظر گرفته شده به‌صورت مش نوع C ایجاد شد که در شکل ۳ نشان داده شده است. تمامی مرزهای خارجی مش به‌اندازه ۲۰ برابر طول ایرفویل دورتر در نظر گرفته شدند. بنابراین جاگیری مرزها نمی‌توانند بر جریان خارجی حول ایرفویل اثر گذارند.

از سطح ایرفویل، ارتفاع اولین لایه سلولها طوری بوده که $y^+ < 1$ ارضا کند ($y^+ \approx 0.95$) که این شرط با توجه به مدلی توربولانسی در نظر گرفته شده در این پژوهش لازم است. اندازه‌های متفاوتی از تعداد سلولها آزموده شد و شبکه نهایی دارای تقریباً ۱۴۷,۰۰۰ سلول بوده و تعداد گره‌ها روی ایرفویل برابر ۴۱۰ است. نتایج استقلال از مش در جدول ۲ آورده شده است. زاویه مورد بررسی برابر $\alpha_s > 11^\circ$ است. لازم به ذکر است که زاویه استال استاتیکی SD7037 برابر $\alpha_s = 9/5^\circ$ است [38].



شکل ۳) شبکه ایجاد شده حول ایرفویل

جدول ۲) نتایج استقلال از شبکه برای زاویه حمله $\alpha = 11^\circ$ (پسا- واماندگی) و $U_{\infty} = U_{max} = 38.4 \text{ m/s}$

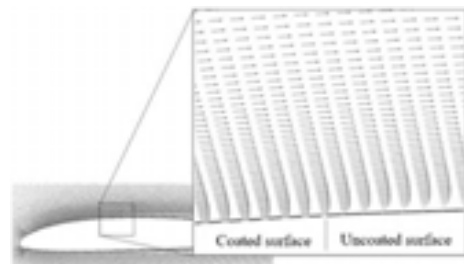
شبهه	تعداد سلول	ضریب برای C_L	ضریب برای C_D
۱	۱۱۰۹۸۰	۰/۹۵۰۵	۰/۰۳۰۲
۲	۱۶۱۲۰۰	۱/۱۱۹۰	۰/۰۴۸۱
۳	۱۹۰۴۲۰	۱/۱۱۹۱	۰/۰۴۸۱

۲-۳ رویکرد عددی

معادلات ناویر- استوکس میانگین‌گیری شده (URANS) بر پایه روش حجم محدود حل شده‌اند. برای مدل‌سازی آشفستگی، مدل گذار SST اعمال شده است. مدل گذار ترکیب معادلات مدل $SST - \omega - k$ با دو معادله گذار دیگر به‌عنوان عدد رینولدز ضخامت مومنوم (Re_θ) و تناوب (γ) است [39]. مدل گذار برای پیش‌بینی مشخصه‌های جریان حول یک ایرفویل نوسان‌کننده و به‌خصوص برای مدل‌سازی پدیده واماندگی دینامیکی مناسب است [26].

۴- بحث و نتایج

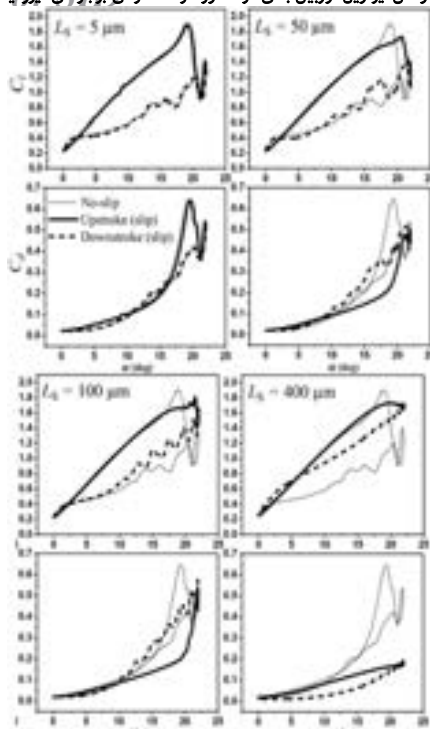
سرعت لغزشی با توجه به رابطه ۱ به دست آمده است. شکل ۴، بردارهای سرعت نزدیک ناحیه دیواره را نشان می‌دهد و ثابت می‌کند که شرط مرزی لغزشی به طور موفق در ناحیه لبه جلویی اعمال شده است. هنگامی که مقدار طول لغزشی افزایش می‌یابد، سرعت لغزشی نزدیک دیواره ایرفویل افزایش پیدا می‌کند که در تطابق با معادله ۱ است. بنابراین، در طول‌های لغزشی بیشتر، پروفیل سرعت یکنواخت‌تر می‌شود و مطمئناً زیر ناحیه لزج نازک‌تر خواهد شد. این تغییرات قطعاً بر رفتار آیرودینامیک جریان اثر می‌گذارد. حرکت سیکلی ایرفویل، به دو نیمه حرکت- بالا (↑) و حرکت- پایین (↓) تقسیم شده است. در طی حرکت- بالا، زاویه حمله ایرفویل افزایش می‌یابد، در حالی که برای حرکت- پایین، زاویه حمله روند کاهشی دارد.



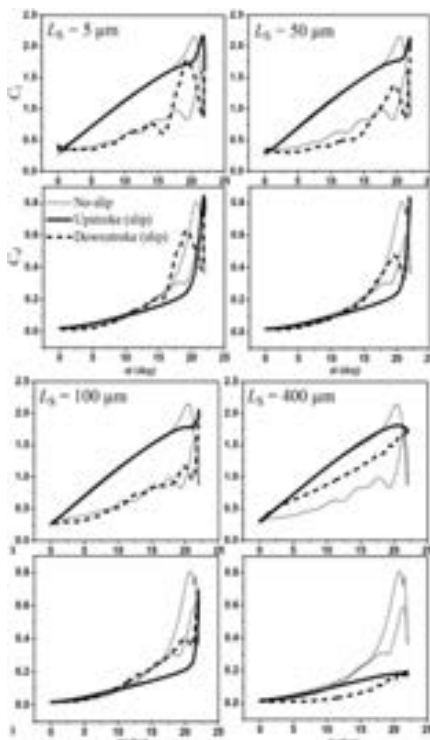
شکل ۴ بردارهای سرعت روی سطح معمولی و سطح پوششی برای $L_s=100$ میکرومتر در محل رفرنس

۴-۱- تأثیر فرکانس کاهیده در حضور طول لغزشی

همان‌طور که در نمودارهای ۲-۴ نشان داده شده است، هنگامی که فرکانس کاهیده نوسان ایرفویل افزایش می‌یابد، بیشینه ضریب برآ در حالت عدم لغزشی، به طور قابل توجهی افزایش می‌یابد. این رفتار در تطابق بسیار خوبی با یک پژوهش [18] است؛ هنگامی که رفتار جریان همانند پژوهش فعلی، در اعداد رینولدز پایین و نزدیک به این مطالعه ($Re \approx 10^4$)، بسیار حساس به فرکانس کاهیده هستند.

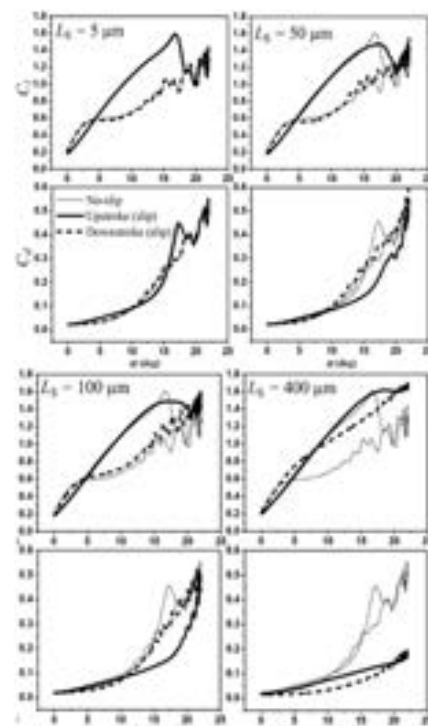


نمودار ۳ نمودارهای ضرایب آیرودینامیک برای $k=0.08$



نمودار ۴ نمودارهای ضرایب آیرودینامیک برای $k=0.12$

بارهای آیرودینامیک حاصل از شرط مرزی لغزشی با حالت عدم لغزشی در فرکانس $k=0.05$ در نمودار ۲ مقایسه شده‌اند. در مقایسه با شرط عدم لغزش، طول لغزشی ۵ میکرومتر در ناحیه لبه جلویی، تغییرات آیرودینامیک را به همراه ندارد، یعنی هنگامی که در $L_s=50$ (میکرومتر) و اماندگی دینامیکی تقریباً به اندازه 0.18° به تعویق افتاده و بیشینه مقدار برآ در حرکت- پایین رخ داده است. با افزایش طول لغزشی، برای $L_s \geq 100$ (میکرومتر)، سیکل‌های آیرودینامیک در حالت عدم و اماندگی باقی می‌ماند. همچنین



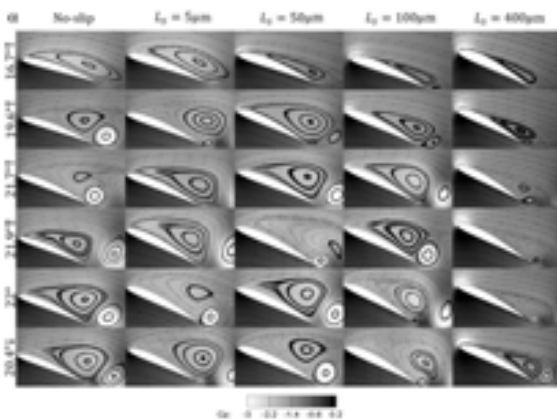
نمودار ۵ نمودارهای ضرایب آیرودینامیک برای $k=0.05$

منفی است، در حالی که گردابه لبه پشتی مقدار ورتیسسته مثبت و جهت چرخشی برعکسی در مقایسه با گردابه لبه جلویی دارد. هنگامی که فرکانس نوسان افزایش می‌یابد، گردابه‌های واماندگی دینامیکی مقادیر بسیار بالاتری از ورتیسسته را دارند. به عبارت بهتر، افزایش در مقدار k ، گردابه‌های قوی‌تری را در نتیجه خود دارد [26]. گردابه لبه پشتی سبب کاهش شدید در مقدار برآ در طی پدیده واماندگی دینامیکی شدید می‌شود (نمودارهای ۴-۲). سپس، گردابه لبه پشتی سطح ایرفویل را ترک می‌کند و در این هنگام جریانی با آشفتگی بالا در ناحیه مکشی حاکم می‌شود (شکل ۷). در اینجا کمیتی تحت عنوان نسبت ویسکوزیته توربولانسی (TVR) همانند رابطه ذیل تعریف می‌شود:

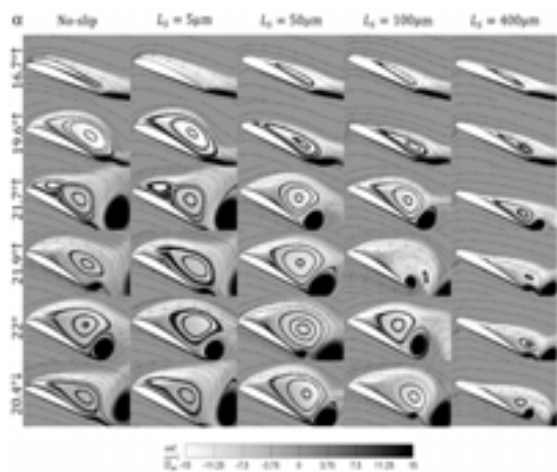
$$TVR = \frac{\mu_t (\text{turbulent viscosity})}{\mu} \quad (6)$$

هنگامی که TVR بیشتر از 10^4 باشد، میدان جریان به صورت کاملاً آشفته در نظر گرفته خواهد شد [44].

برای ایرفویلی با شرط مرزی لغزشی، ساختارهای جریان به طور قابل توجهی تغییر کرده است. به علت طول لغزشی، صرف نظر از فرکانس کاهیده، سرعت جریان درون لایه مرزی در لبه جلویی افزایش می‌یابد که سبب کاهش قابل ذکری در مقدار فشار جریان در این ناحیه می‌شود (شکل ۵). بنابراین تشکیل گرادیان فشار مخالف در لبه جلویی به تأخیر می‌افتد. به علت تأخیر در تشکیل گردابه واماندگی دینامیکی، مقادیر برآ و پسی واماندگی دینامیکی به طور قابل توجهی، به خصوص در $L_S=400$ (میکرومتر) کاهش می‌یابد که در نمودارهای ۴-۲ آورده شده‌اند.



شکل ۵) میدان و ضریب فشار در حالت $L_S=100$ (میکرومتر) در فرکانس $k=0.05$



شکل ۶) ساختار ورتیسسته بی‌بعد در حالت $L_S=100$ (میکرومتر) در فرکانس $k=0.08$

تفاوت کلی بین منحنی‌های حرکت- بالا و حرکت- پایین کاهش می‌یابد. با افزایش طول لغزشی، به خصوص در $L_S=400$ (میکرومتر)، بیشینه مقدار برآ در مقایسه با شرط مرزی عدم لغزش در طی حرکت- پایین به طور اندکی افزایش می‌یابد. همچنین نوسانات سیکلی بارها در طی حرکت- پایین محو می‌شوند. رفتار مشابهی برای منحنی‌های پسا به جز $L_S=400$ (میکرومتر) دیده می‌شود که در ادامه بحث می‌شوند.

نمودار ۳، ضرایب آیرودینامیک را برای فرکانس $k=0.08$ نشان می‌دهد. مشابه با حالت $k=0.05$ ، منحنی‌های نیروهای آیرودینامیک در $L_S=50$ (میکرومتر) برای هر دو شرط لغزشی و عدم لغزش تقریباً روی یکدیگر می‌افتند. افزایش ناگهانی برآ که در طی حرکت- بالا برای شرط مرزی عدم لغزشی مشاهده شده است، دیگر برای $L_S \geq 50$ (میکرومتر) مشاهده نمی‌شود.

همچنین، مقادیر بیشینه ضرایب برآ به اندازه 10.9% کاهش یافته است. دامنه نوسانات در بارها به طور قابل توجهی کاهش می‌یابد. رفتار منحنی‌های پسا مشابه با ضریب برآ است. بیشینه پسا به اندازه تقریباً 23 ، $15/4$ و $69/2\%$ به ترتیب برای $L_S=50$ ، 100 و 400 میکرومتر کاهش یافت. لازم به ذکر است که برای $k=0.08$ ، زوایای واماندگی دینامیکی (α_{DS}) به ترتیب تا زوایای حمله $18/6$ ، $20/2$ و $21/10$ برای $L_S=50$ ، 100 و 400 میکرومتر به تعویق افتاده است.

مقایسه نتایج بین حالات شرط مرزی لغزشی و عدم لغزشی در $k=0.12$ در نمودار ۴ آورده شده است. هنگامی که فرکانس کاهیده نوسان افزایش می‌یابد، روند کلی بارهای آیرودینامیک افزایش می‌یابد که با مطالعاتی [41, 27] در تطابق است. برای $k=0.12$ ، نتایج حاکی از وابستگی شدید بارهای سیکلی به مقادیر طول لغزشی هستند. در پایین‌ترین طول لغزشی، تشکیل اولین گردابه لبه جلویی (تغییر محسوس در شیب نمودار در طی حرکت- بالا) حدوداً $1/10$ به تأخیر افتاده است.

هنگامی که طول لغزشی افزایش می‌یابد، هم تشکیل گردابه لبه جلویی و هم رخداد واماندگی دینامیکی تا انتهای حرکت- بالا به تعویق می‌افتند. برای $L_S=50$ (میکرومتر)، مقدار بیشینه ضریب برآ تقریباً در مقایسه با حالت عدم لغزش ثابت باقی می‌ماند. همچنین برای $L_S=100$ ، 400 (میکرومتر)، بیشینه مقادیر ضریب برآ به ترتیب تقریباً $5/2$ و $16/3\%$ کاهش یافته است. لازم به ذکر است که نوسانات منحنی‌های برآ و پسا در طی حرکت- پایین به طور عمده محو شده‌اند.

۴-۱-۱- تغییرات ساختار جریان در برابر طول لغزشی

رفتارهای آیرودینامیک مطرح شده در بالا با مشاهده ساختارهای جریان توجیه‌پذیر است. برای حالات عدم لغزشی، هنگامی که گردابه لبه جلویی حول سطح مکشی رشد می‌یابد، افزایش ناگهانی در شیب نمودار دیده می‌شود [17]. حضور گردابه لبه جلویی در ناحیه مکشی، یک ناحیه بسیار کم فشار را القا می‌کند که سبب افزایش بارگذاری روی ایرفویل می‌شود. هنگامی که گردابه لبه جلویی، سطح مکشی را به طور کامل پوشش می‌دهد، مقدار ضریب برآ به بیشینه خود می‌رسد که در این نقطه واماندگی دینامیکی رخ می‌دهد. شکل ۵ در زاویه حمله $16/70$ این پدیده را نمایش می‌دهد. این روند با نتایج یک پژوهش [42] در تطابق خوبی است.

سپس، مطابق با اصل گردش کلویین [43] برای یک جسم چرخنده، یک گردابه لبه پشتی شکل می‌گیرد و به سمت بالای ایرفویل، در جهت لبه جلویی رشد می‌یابد. بر پایه میدان ورتیسسته (شکل ۶)، گردابه لبه جلویی در جهت خلاف عقربه ساعت و مقدار ورتیسسته

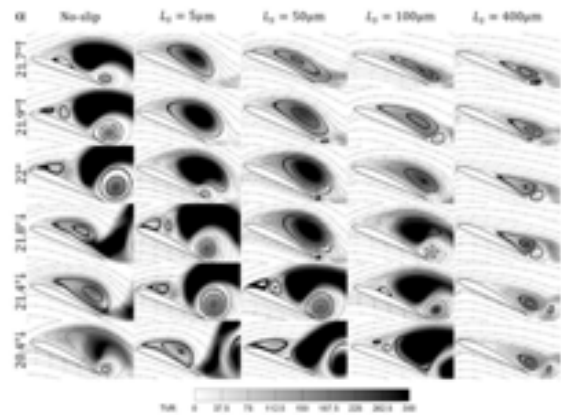
پایین بسیار نزدیک به یکدیگرند. براساس شکل ۷، جریان حول ایرفویل، مقادیر TVR به مراتب پایینی دارند. در نتیجه، برای $L_S=400$ (میکرومتر)، جریان سیال حول ایرفویل، شرایطی شبه پایا را تجربه می کند.

۲-۴-۲- رشد گردابه های دوم و سوم

طبق نمودارهای ۲ و ۳ برای فرکانس های پایین، یعنی 0.8 و $k=0.05$ ، پیک های دوم و سوم وجود ندارند. براساس ساختار گردابی (شکل ۶)، در زاویه $\alpha \uparrow 21.7^\circ$ ، گردابه بعدی در لبه جلویی برای حالت عدم لغزشی، شکل می گیرد و سپس رشد می یابد که در تطابق با منبع ۲۶ است. برای شروط مرزی با $L_S \geq 50$ (میکرومتر)، چون مقدار سرعت سیال در نزدیکی دیواره بیشتر می شود (شکل ۴)، پروفیل سرعت در نزدیکی جسم یکنواخت تر می شود. با توجه به شکل ۶، مقدار ورتیسیتته در لبه جلویی به طور قابل توجهی کاهش می یابد. زیرا انرژی جنبشی لایه مرزی تقویت می شود. متعاقباً، جدایش جریان به تعویق می افتد و گردابه بعدی دیگر توسط لایه مرزی تغذیه نمی شود. بر پایه نمودارهای بارهای آیرودینامیک، تعداد گردابه های لبه جلویی کاهش می یابد و برای بیشترین طول لغزشی، واماندگی دینامیکی دیگر رخ نخواهد داد.

۲-۴-۳ اثر نوسان سرعت و اختلاف فاز

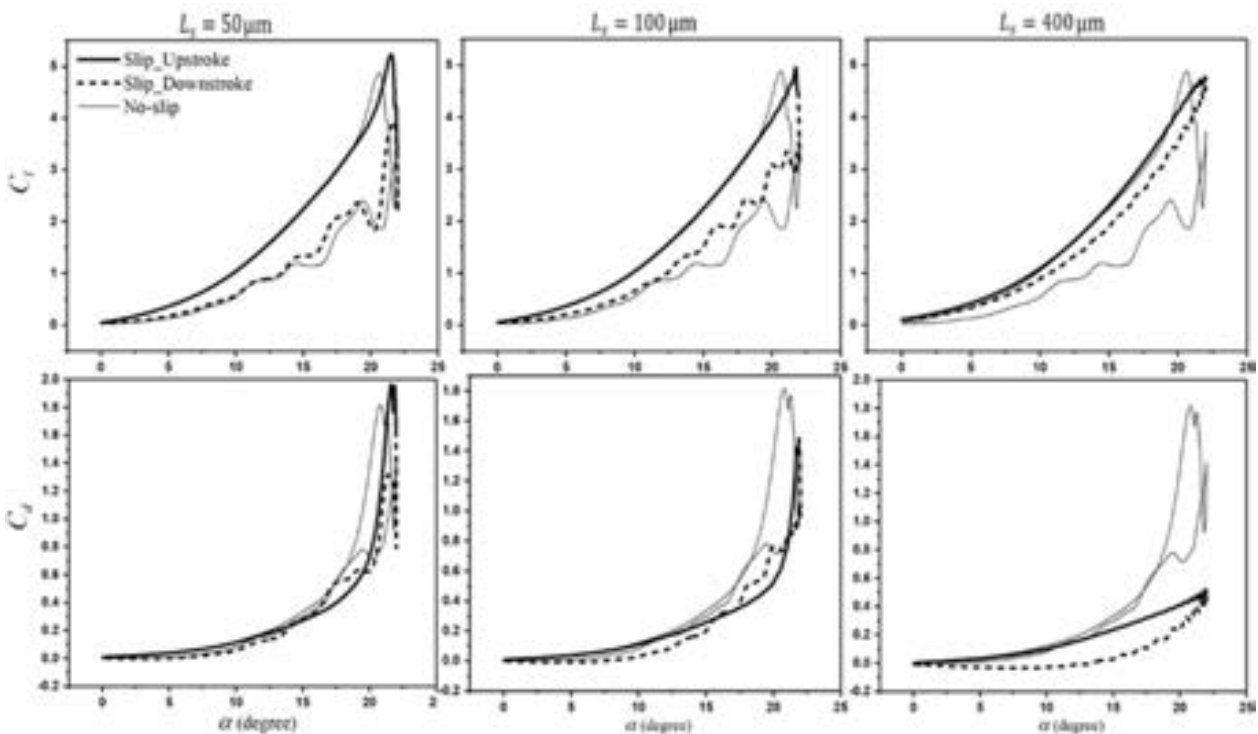
اثرات توأم شرط مرزی لغزشی و نوسان سرعت جریان برخوردی به پره، بر رفتار آیرودینامیک ایرفویل چرخنده در نمودارهای ۵-۷ آورده شده اند. همان طور که در منحنی های حرکت-بالا برای $\phi=0$ در حالت عدم لغزش دیده می شود، شیب نمودار در زاویه $\alpha \uparrow 18.9^\circ$ دچار افزایش می شود. در این نقطه، یک گردابه لبه جلویی شکل می گیرد که سبب افزایش ناگهانی بارهای آیرودینامیک می شود [45]. افزایش نیروهای آیرودینامیک تا جایی ادامه می یابد که ایرفویل دچار واماندگی دینامیکی شود. در لحظه واماندگی دینامیکی، ضرایب مربوطه بیشترین مقدار خود را دارند [17].



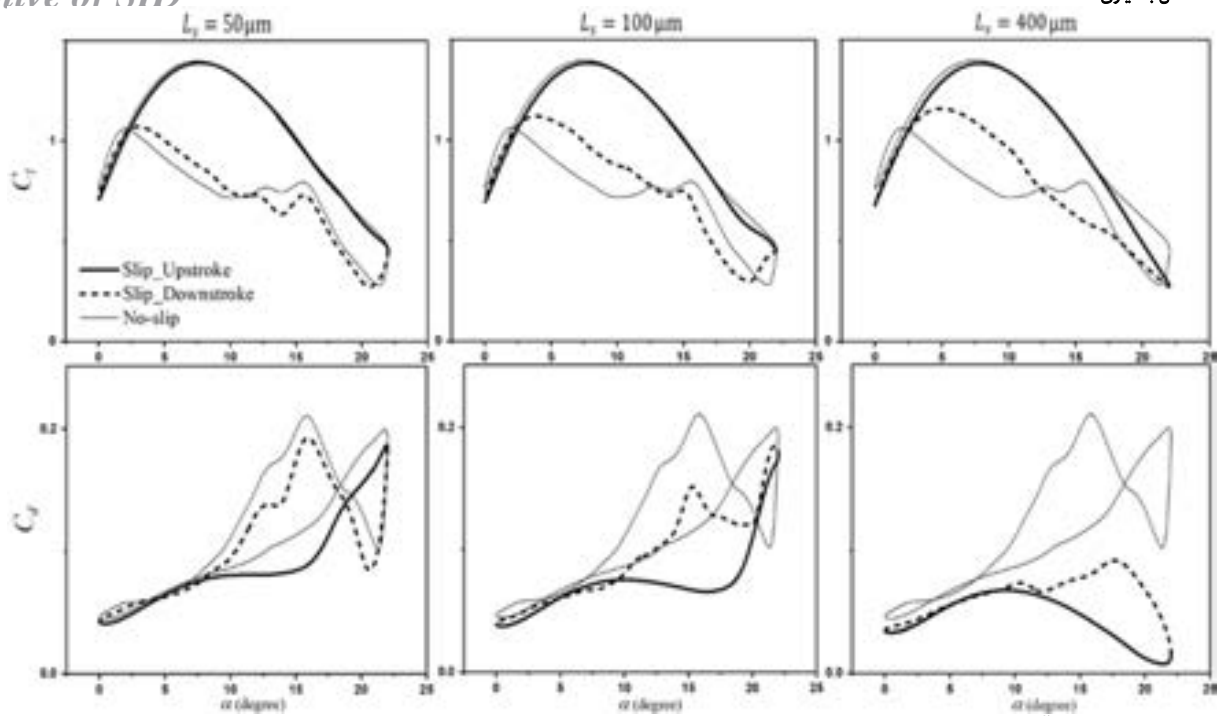
شکل ۷) میدان آشفتگی جریان در حالت $L_S=100$ (میکرومتر) در فرکانس $k=0.12$

هنگامی که طول لغزشی افزایش می یابد، گردابه کشیده تری نسبت به شرط عدم لغزش شکل می گیرد که دارای ورتیسیتته به مراتب کمتر و قدرت گردش کمتر است (شکل ۶). کم تر بودن قدرت گردابه واماندگی دینامیکی باعث توسعه یافتگی آرام تر گردابه می شود. بنابراین، سمت مکشی، فشار استاتیکی کمتری را در مقایسه با متناظر آن در حالت عدم لغزشی دارد که در نتیجه، سبب کمتر شدن نیروهای آیرودینامیک می شود.

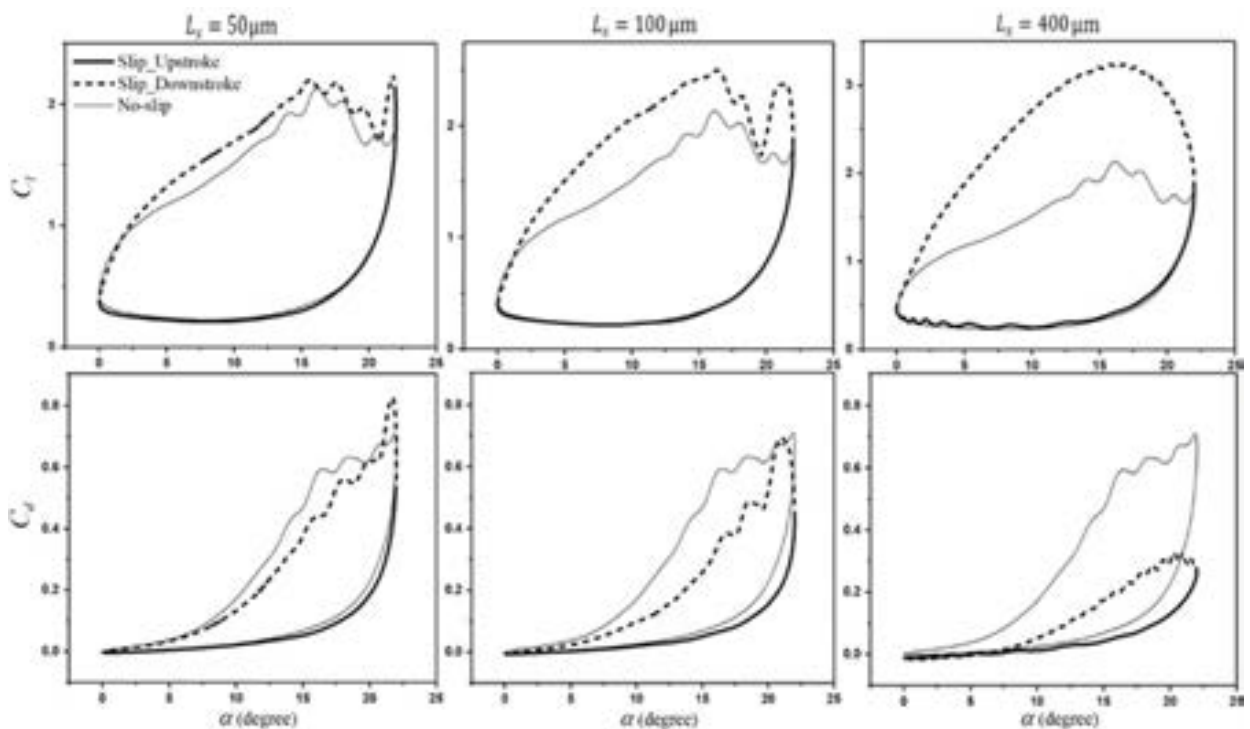
برای $L_S=400$ (میکرومتر)، کاهش ناگهانی فشار در ناحیه لبه جلویی سبب می شود که گردابه واماندگی دینامیکی حول سمت مکشی رشد پیدا نکند و لذا واماندگی دینامیکی صرف نظر از مقدار فرکانس نوسان، رخ نمی دهد. به عبارت بهتر، افزایش در طول لغزشی سبب افزایش انرژی جنبشی سیال در نزدیکی دیواره ایرفویل می شود که در شکل ۴ نشان داده شده است. در چنین شرایطی، جریان حول لبه جلویی از برگشت جریان جلوگیری می کند. نیروهای برآ و پسا در طی حرکت-بالا و همچنین حرکت-



نمودار ۵) ضرایب آیرودینامیک حاصل برای $\phi=0$ در مقایسه با شرط عدم لغزشی



نمودار ۶) مقایسه ضرایب آیرودینامیک شرط‌های مرزی لغزشی و عدم لغزشی در $\phi = \pi$

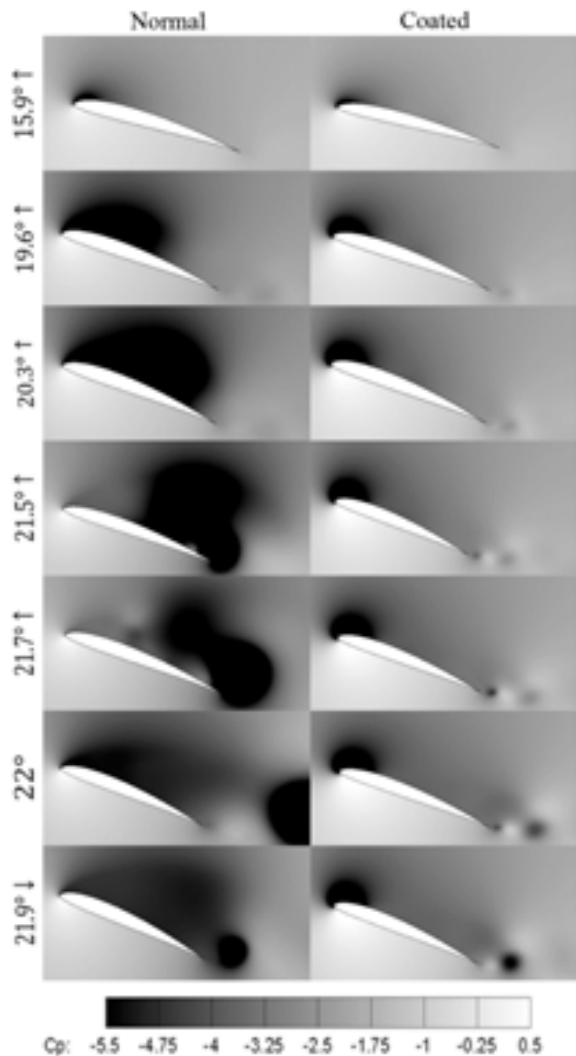


نمودار ۷) مقایسه ضرایب آیرودینامیک شرط‌های مرزی لغزشی و عدم لغزشی در $\phi = -\pi/2$

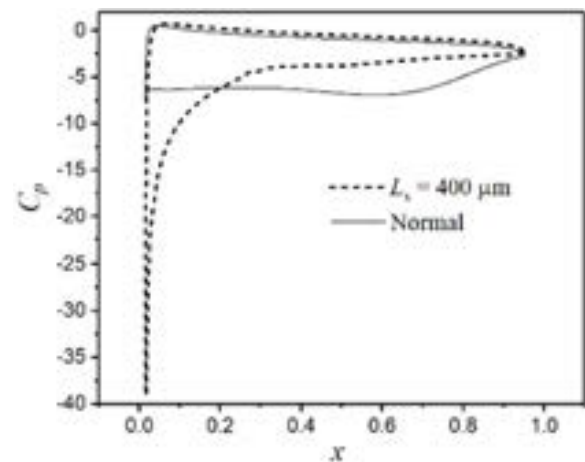
لازم به ذکر است که در این اختلاف فاز، روند واماندگی دینامیکی تغییر پیدا کرده است، به طوری که برای ایرفویل عدم لغزشی، در طی حرکت- بالا دو گردابه واماندگی دینامیکی شکل می‌گیرد که دومی در $\alpha = 21/7^\circ$ است. اما با اعمال لغزش در لبه جلویی، تنها یک گردابه در لبه جلویی برای تمامی مقادیر طول لغزشی شکل می‌گیرد که در نمودار ۵ مشخص است. البته، گردابه ثانویه قدرت گردش کمتری دارد، چرا که افزایش بار کمتری را نسبت به گردابه اولیه ایجاد کرده که این یافته در تطابق با یک پژوهش [46] است. همچنین با افزایش L_s ، اختلاف مقادیر بین نمودارهای حرکت- بالا

هنگامی که $\phi = 0$ است، افزایش طول لغزشی تشکیل گردابه لبه جلویی و همچنین نقطه واماندگی دینامیکی را به تعویق می‌اندازد. در $L_s = 50$ (میکرومتر)، بیشینه مقدار برآ در مقایسه با شرط عدم لغزش به اندازه ۷٪ افزایش می‌یابد (نمودار ۵). هنگامی که طول لغزشی افزایش می‌یابد، ضریب برآ افزایش کمتری را پس از تشکیل گردابه لبه جلویی دارد، به طوری که برای طول لغزشی برابر با ۴۰۰ میکرون، واماندگی دینامیکی عملاً رخ نخواهد داد. همچنین $C_{1,DS} = C_{1,max}$ تقریباً برای $L_s \geq 100$ (میکرومتر) ثابت باقی می‌ماند.

ضریب فشار در لبه جلویی ایرفویل، تا اندازه تقریباً ۵ برابر کاهش یافته است.



شکل ۸) میدان فشاری حاکم بر جریان حول ایرفویل لغزشی برای اختلاف فاز $\phi=0$ در $L_S=400$ (میکرومتر) در مقایسه با ایرفویل معمولی



نمودار ۹) ضریب فشار ایرفویل در طول لغزشی $L_S=400$ (میکرومتر) برای $\phi=0$ در زاویه حمله $\alpha=20/4^\circ$ در مقایسه با شرط عدم لغزش

از سوی دیگر، یک حل تحلیلی پایه نشان داده که همواره برای یک

حرکت- پایین کاهش می‌یابد که می‌توان نتیجه گرفت که اعمال شرط لغزشی، اثرات ناپایایی و اماندگی دینامیکی را تقلیل می‌دهد. تحلیل مشابهی برای نیروی پسا در نمودار ۵ وجود دارد. این در حالی است که مقدار $C_{d,DS} = C_{d,max}$ افزایش قابل توجهی ۲۸/۵ و ۷۱/۱٪ به ترتیب برای $L_S=50$ (میکرومتر) و ۴۰۰ میکرومتر داشته، اما در $L_S=50$ (میکرومتر)، بیشینه پسا به اندازه ۱۱٪ افزایش را تجربه کرده است. لازم به توجه است که با افزایش طول لغزشی، نوسانات پسا و برآ در طی حرکت- پایین تقریباً محو می‌شود.

با اعمال شرط مرزی لغزشی وقتی که $\phi = \pi$ است، بارهای آیرودینامیک، تغییرات کمتری را در مقایسه با شرط عدم لغزشی نشان می‌دهند. طبق نمودار ۶، بیشینه مقدار ضریب برآ در زاویه حمله‌ای به نسبت پایین برای حالت عدم لغزش رخ می‌دهد. بنابراین، اعمال شرط مرزی لغزشی نمی‌تواند به طور قابل توجهی بیشینه مقادیر بارها را تغییر دهد. مقادیر $\alpha_{C_{l,max}}$ ، $\alpha_{C_{l,max}}$ و $C_{l,max}$ تقریباً ثابت باقی مانده‌اند که نشان‌دهنده استقلال آنها از طول لغزشی است. لازم به ذکر است که در این اختلاف فاز، $C_{l,DS} \neq C_{l,max}$ است. گردابه لبه جلویی در زوایای $\alpha=21/7^\circ$ و 22° به ترتیب برای شرط عدم لغزش و $L_S=100$ (میکرومتر)، کل سطح مکشی را پوشش می‌دهد. بنابراین و اماندگی دینامیکی در این زوایا رخ می‌دهد [20, 21].

در اختلاف فاز $\phi = -\pi/2$ ، منحنی‌های ضرایب برآ در طی حرکت- بالا با یکدیگر هم‌پوشانی دارند که در نمودار ۷ مشخص‌اند. برخلاف اختلاف فازهای دیگر، هنگامی که L_S افزایش می‌یابد، مقدار $C_{l,max}$ به طور قابل توجهی در طی حرکت- پایین افزوده می‌شود. در این اختلاف فاز نیز $C_{l,DS} \neq C_{l,max}$ است. هنگامی که $L_S = 100$ و ۴۰۰ میکرومتر است، این ضریب افزایشی به ترتیب ۱۶/۸ و ۵۱٪ را نشان می‌دهد. رفتار مشابهی برای توصیف منحنی‌های پسا وجود دارد. همچنین مطابق با حالات پیشین، نوسانات برآ و پسا در طی حرکت- پایین به طور عمده‌ای کاهش می‌یابند.

شکل ۸، میدان فشاری حاکم بر جریان اطراف ایرفویل را به طور نمونه در $\phi=0$ و $L_S=400$ (میکرومتر) در مقایسه با شرط عدم لغزشی (ایرفویل عادی) نشان می‌دهد. با مشاهده میدان فشار در حالت عدم لغزش، هنگامی که گردابه لبه جلویی طی حرکت- بالا روی سطح مکشی توسعه می‌یابد، هسته بسیار کم فشاری نیز روی این سطح شکل می‌گیرد که سبب افزایش بارگذاری می‌شود [42]. بعد از توسعه یافتگی گردابه لبه جلویی، مرکز فشار را به سمت لبه پشتی می‌برد [21]. سپس هنگامی که گردابه، کل سطح مکشی را می‌پوشاند، ناحیه کم فشار کاملاً روی سطح مکشی توسعه پیدا می‌کند که اختلاف زیاد بین سطوح مکشی و فشاری در این لحظه، بیشینه ضریب برآ را نتیجه خواهد داد که همان و اماندگی دینامیکی است. بلافاصله پس از و اماندگی، گردابه بسیار کم فشار دیگری در پشت ایرفویل تشکیل می‌شود و رو به بالا می‌رود که گردابه لبه پشتی است. رشد این گردابه، سبب کاهش شدید نیروی برآ می‌شود [17]. اما هنگامی که شرط مرزی لغزشی روی لبه جلویی حاکم است، بالاخص در طول‌های لغزشی بسیار بالا، مرکز ناحیه کم فشار ناشی از گردابه، روی سطح مکشی ایرفویل توسعه کمتری می‌یابد و کل سطح مکشی را نمی‌پوشاند. این امر سبب می‌شود که بارگذاری به مراتب کمتری روی ایرفویل تحمیل شود و نتیجتاً برای $L_S=400$ (میکرومتر)، و اماندگی دینامیکی رخ نمی‌دهد. برای درک بهتر، نمودار ۸، منحنی ضریب فشار را به طور نمونه در حوالی و اماندگی $\alpha=20/4^\circ$ در $\phi=0$ نشان می‌دهد. مقدار

تحلیل‌های حاصل از حالت جریان نوسانی نشان دادند که اثرات اعمال سطح فوق آب‌گریز می‌تواند وابسته به شرایط نوسانی و به عبارت بهتر، اختلاف فاز ایجاد شده باشد. اما نکته مشترک بین تمامی اختلاف فازها این است که برای تمامی حالات در $L_s = 400$ (میکرومتر) پدیده واماندگی دینامیکی رخ نداده است. در واقع با افزایش طول و سرعت لغزشی، پروفیل سرعت در نزدیکی دیواره، یکنواخت‌تر خواهد شد که گرادیان فشار را کاهش می‌دهد و سبب به تأخیر افتادن هرچه بیشتر تشکیل گرادیان فشار مخالف روی سطح مکشی می‌شود. در نتیجه، پدیده جدایش و متعاقباً تشکیل گردابه به تعویق می‌افتد و کمتر روی ایرفویل توسعه می‌یابد. نتیجتاً، اعمال یک سطح فوق آب‌گریز روی لبه جلویی، بیشترین و کمترین اثرات را بر پدیده‌های واماندگی دینامیکی در برابر طول لغزشی به ترتیب در $\phi = -\pi/2$ و $\phi = \pi$ داشته است.

تشکر و قدردانی: نویسنده بدین وسیله از زحمات و مشاوره اساتید محترم دکتر کبیر قرئلی و فرشیید چینی کمال تشکر را داراست.

تأییدیه اخلاقی: در تولید این مقاله، متن و محتوای علمی کاملاً حاصل نوآوری بوده و از هیچ منبعی کپی برداری نشده است.

تعارض منافع: هیچ گونه تعارضی برای مقاله پیش رو وجود ندارد.

منابع مالی: کاملاً توسط شخص نویسنده تامین شده بنابراین هیچ سازمان یا فرد دیگری برای تامین مالی آن مشارکت نداشته است.

۶- پی‌نوشت

علامه	c	طول قوس ایرفویل (متر)
	C_d	ضریب پسای آیرودینامیک
	C_l	ضریب برای آیرودینامیک
	f	فرکانس نوسان (s^{-1})
	k	فرکانس کاهیده
	L_s	طول لغزشی (متر)
	Re	عدد رینولدز
	U_{slip}	سرعت لغزشی (ms^{-1})
	U_s	سرعت مماسی (ms^{-1})
	U_∞	سرعت جریان بالادست (ms^{-1})
علامه یونانی	η	بردار نرمال سطح
	ω_z	مقدار ورتیسیته (s^{-1})
	α	زاویه حمله ($^\circ$)
زیرنویس‌ها	amp	نوسان
	mean	مقدار متوسط

منابع

- 1- Dalili N, Edrisy A, Carriveau R. A review of surface engineering issues critical to wind turbine performance. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 2009;13(2):428-438.
- 2- Tammelin B, Säntti K. Estimation of rime accretion at high altitudes-preliminary results. In: Tammelin B, editor. *Boreas III: Wind energy production in cold climates*, proceedings of an international meeting, 19-21 March 1996, Saariselkä, Finland. Helsinki: Finnish Meteorological Institute; 1996. pp. 194-210.
- 3- Tammelin B, Böhringer A, Cavaliere M, Holttinen H, Morgan C, Seifert H, et al. *Wind energy production in cold climate*. Helsinki: Finnish Meteorological Institute; 2000.
- 4- Laakso T, Baring-Gould I, Durstewitz M, Horbaty R, Lacroix A, Peltola E, et al. *State-of-the-art of wind energy*

ایرفویل نوسان‌کننده، گرادیان فشار مخالف بر لبه جلویی بسیار کمتر از متناظر آن برای ایرفویل پایا است و در نتیجه این امر، جدایش جریان به تعویق می‌افتد^[19]. اما با توجه به نمودار ۸، واضح است که اعمال شرط مرزی لغزشی بر لبه جلویی، سبب کاهش هرچه بیشتر گرادیان فشار در این ناحیه، حتی در زوایای بسیار بالای حمله خواهد شد. این کاهش قابل توجه در ضریب فشار سبب می‌شود که شکل‌گیری گرادیان فشار مخالف روی سطح ایرفویل به تعویق افتد که نتیجتاً پدیده جدایش و بازگشت جریان هرچه بیشتر به تأخیر بیفتد. در نتیجه، پسای فشاری نیز به‌طور قابل توجهی کاهش می‌یابد. متعاقباً این امر سبب می‌شود که تشکیل گردابه واماندگی دینامیکی طی حرکت- بالا به تعویق بیفتد و توسعه‌یافتگی کمتری را داشته باشد. لذا مقدار برآ در زوایای نزدیک به واماندگی دینامیکی، نسبت به شرط عدم لغزش، کاهش می‌یابد.

۵- نتیجه‌گیری

ایرفویل دوئعدی SD7037 در حالت دینامیکی به‌صورت عددی به‌منظور تحقیق در اثر فرکانس نوسان بر نتایج آیرودینامیک در حضور شرط لغزشی تحلیل شد. با در نظر گرفتن مقادیر انتخاب شده برای پارامترهای نوسانی، حرکت هارمونیک ایرفویل سبب ایجاد پدیده واماندگی دینامیکی شد. بارهای سیکنی آیرودینامیک و ساختارهای جریان برای شرط مرزی عدم لغزش با استفاده از نتایج عددی و تجربی از پیش‌چاپ شده اعتبارسنجی شد که حاکی از این حقیقت بود که رویکرد دینامیک سیالاتی استفاده شده در این مطالعه می‌تواند به‌طور موفقیت‌آمیزی، مشخصه‌های پدیده واماندگی دینامیکی را تعقیب نماید. شرط مرزی لغزشی با استفاده از شرط مرزی شناخته شده لغزش ناوبر اعمال شده است.

برای مقادیر کم طول لغزشی، نیروهای آیرودینامیک، تغییرات کمی را طی واماندگی دینامیکی داشتند. افزایش طول‌های لغزشی، نتایج متفاوتی را ارائه داد. ضرایب برآ و پسای آیرودینامیک در فرکانس $k=0.12$ ، به ترتیب به اندازه ۱۲ و ۴۰٪ کاهش یافتند. برای فرکانس‌های کاهیده پایین‌تر، رفتارهای جریان سیال مشابه‌اند. نتایج ثابت کرده‌اند که اعمال یک پوشش فوق آب‌گریز بر سطح لبه جلویی با طول لغزشی نسبتاً بالا، برای کارایی توربین‌های بادی می‌تواند مفید باشد.

مقادیر زیاد برای شرط مرزی لغزشی، ساختار گردابه واماندگی دینامیکی را به‌طور قابل توجهی دستخوش تغییر می‌نماید. افزایش در طول لغزشی، یعنی افزایش در مقادیر سرعت جریان سیال در نزدیکی لبه جلویی، انرژی جنبشی لایه مرزی را بالا می‌برد. در نتیجه، نقطه جدایش جریان به سمت لبه پشتی پیش می‌رود و رخداد واماندگی دینامیکی به تعویق می‌افتد. برای طول‌های لغزشی بالا، لبه جلویی، فشار استاتیکی بسیار پایینی را دارد. در نتیجه، منحنی‌های حرکت- بالا و حرکت- پایین در نیروهای آیرودینامیک به یکدیگر نزدیک‌اند. براساس ساختار جریان، جریان حول ایرفویل و در ناحیه برخاستگی، مقادیر TVR کمی دارد؛ لذا ایرفویل در طول لغزشی بیشینه، رفتار شبه‌استاتیکی از خود نشان می‌دهد. کاهش اختلاف فشار استاتیکی بین سمت مکشی و فشاری باعث کم شدن شیب منحنی‌های برآ قبل از واماندگی دینامیکی می‌شود. لایه مرزی در لبه جلویی در این حالت، دیگر نمی‌تواند گردابه دوم را در حالت طول‌های لغزشی بالا تغذیه کند و شکل دهد. در نتیجه، تعداد گردابه‌های لبه جلویی که سمت مکشی را می‌پوشانند، کاهش می‌یابد.

March 1985 - 14 March 1985 Boulder, CO, U.S.A. New York: AIAA; 1985. p. 527.

25- Gharali K, Gu M, Johnson DA. A PIV Study of a low Reynolds number pitch oscillating SD7037 Airfoil in dynamic stall with CFD comparison. 16th Int Symp on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics Lisbon, Portugal, 09-12 July, 2012. Unknown City: Unknown Publisher; Unknown Year. p. 9-12.

26- Gharali K, Johnson DA. PIV-based load investigation in dynamic stall for different reduced frequencies. *Experiments in Fluids*. 2014;55:1803.

27- Gharali K, Gharaei E, Soltani M, Raahemifar K. Reduced frequency effects on combined oscillations, angle of attack and free stream oscillations, for a wind turbine blade element. *Renewable Energy*. 2018;115:252-259.

28- Rasekh S, Karimian Aliabadi S, Hosseini Doust M. Comparison of dynamic stall models using numerical and semi-empirical approaches for a wind-turbine airfoil. *Modares Mechanical Engineering*. 2018;18(3):282-290. [Persian]

29- Rasekh S, Hosseini Doust M, Karimian Aliabadi S. Accuracy of dynamic stall response for wind turbine airfoils based on semi-empirical and numerical methods. *Journal of Applied Fluid Mechanics*. 2018;11(5):1287-1296.

30- Bakhtiari E, Gharali K, Chini SF. Effects of superhydrophobic surfaces for a wind turbine blade element. Proceeding of ICCE2017: 6th international conference and exhibition on Clean Energy, Toronto, Canada. Unknown City: Unknown Publisher; 2017. p. 27-36.

31- Bakhtiari E, Gharali K, Chini F. A numerical study of slip velocity effects on a 2D airfoil dynamic analysis. *Modares Mechanical Engineering*. 2018;18(8):183-192. [Persian]

32- Rothstein JP. Slip on superhydrophobic surfaces. *Annual Review of Fluid Mechanics*. 2010;42:89-109.

33- Navier CL. Memory on the laws of the movement of fluids. *Académie des sciences (France)*. 1823;6(1823):389-440. [French]

34- Sbragaglia M, Prosperetti A. Effective velocity boundary condition at a mixed slip surface. *Journal of Fluid Mechanics*. 2007;578:435-451.

35- Watanabe K, Udagawa Y, Udagawa H. Drag reduction of Newtonian fluid in a circular pipe with a highly water-repellent wall. *Journal of Fluid Mechanics*. 1999;381:225-238.

36- Gharali K, Johnson DA. Effects of nonuniform incident velocity on a dynamic wind turbine airfoil. *Wind Energy*. 2015;18(2):237-251.

37- Hansen AC. Yaw dynamics of horizontal axis wind turbines [Internet]. Golden CO: National Renewable Energy Laboratory; 1992 [cited 2018 Sep 01]. Available from: <https://www.osti.gov/biblio/10144778>

38- AID. SD7037-092-88 [Internet]. Unknown City: Airfoil Investigation Database; Unknown Year [cited 2018 Sep 01]. Available from: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sd7037-il>.

39- Langtry RB, Menter FR. Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes. *AIAA Journal*. 2009;47(12):2894-2906.

40- Liu X, Lu C, Liang Sh, Godbole A, Chen Y. Vibration-induced aerodynamic loads on large horizontal axis wind turbine blades. *Applied Energy*. 2017;185(Pt 2):1109-1119.

in cold climates [Internet]. Finland: VTT Technical Research Centre of Finland; 2010 [2018 Sep 01]. Available from: <https://www.vtt.fi/inf/pdf/workingpapers/2010/W152.pdf>

5- Jasinski WJ, Noe SC, Selig MS, Bragg MB. Wind turbine performance under icing conditions. *Journal of Solar Energy Engineering*. 1998;120(1):60-65.

6- Antikainen P. Ice loads, case study. The Proceedings of BOREAS V, Levi, Finland, 2000-11. Helsinki: Finnish Meteorological Institute; 2000.

7- Homola MC, Virk MS, Wallenius T, Nicklasson PJ, Sundsbø PA. Effect of atmospheric temperature and droplet size variation on ice accretion of wind turbine blades. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*. 2010;98(12):724-729.

8- Makkonen L, editor. Ice and construction. 1st Edition. London: Chapman & Hall; 1994. p. 132.

9- Maissan JF, Eng P. Wind power development in sub-arctic conditions with severe rime icing. *The Northern Review*. 2001;(24):174-183.

10- Seifert H. Technical requirements for rotor blades operating in cold climate. In Proceeding of VI BOREAS, Pyhatunturi, Finland, 2003. Unknown City: Unknown Publisher; Unknown Year.

11- Hejazi V, Sobolev K, Nosonovsky M. From superhydrophobicity to icephobicity: Forces and interaction analysis. *Scientific Reports*. 2013;3:2194.

12- Laforte C, Laforte JL, Carrière JC. How a solid coating can reduce the adhesion of ice on a structure. In Unknown Proceeding. Unknown City: Unknown Publisher; Unknown Year. [Unknown Language]

13- Laforte JL, Allaire MA, Laflamme J. State-of-the-art on power line de-icing. *Atmospheric Research*. 1998;46(1-2):143-158.

14- Anderson D, Reich A. Tests of the performance of coatings for low ice adhesion. 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. New York: AIAA; 1997. p. 303.

15- Cao L, Jones AK, Sikka VK, Wu J, Gao D. Anti-icing superhydrophobic coatings. *Langmuir*. 2009;25(21):12444-12448.

16- Antonini C, Innocenti M, Horn T, Marengo M, Amirfazli A. Understanding the effect of superhydrophobic coatings on energy reduction in anti-icing systems. *Cold Regions Science and Technology*. 2011;67(1-2):58-67.

17- Carr LW. Progress in analysis and prediction of dynamic stall. *Journal of Aircraft*. 1988;25(1):6-17.

18- Gharali K, Johnson DA. Numerical modeling of an S809 airfoil under dynamic stall, erosion and high reduced frequencies. *Applied Energy*. 2012;93:45-52.

19- Carta FO. Effect of unsteady pressure gradient reduction on dynamic stall delay. *Journal of Aircraft*. 1971;8(10):839-841.

20- Mc Croskey WJ. The phenomenon of dynamic stall. Fort Belvoir: Defense Technical Information Center; 1981.

21- Corke TC, Thomas FO. Dynamic stall in pitching airfoils: aerodynamic damping and compressibility effects. *Annual Review of Fluid Mechanics*. 2015;47:479-505.

22- Ericsson LE. Moving wall effects in unsteady flow. *Journal of Aircraft*. 1988;25(11):977-990.

23- Gordon Leishman J. Principles of helicopter aerodynamics. Cambridge UK: Cambridge University Press; 2000.

24- Reynolds WC, Carr L. Review of unsteady, driven, separated flows. *Shear Flow Control Conference 12*

Reynolds' number flow around oscillating airfoils. *Computers & Fluids*. 2010;39(9):1529-1541.

45- Choudhry A, Arjomandi M, Kelso R. Horizontal axis wind turbine dynamic stall predictions based on wind speed and direction variability. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part A Journal of Power and Energy*. 2013;227(3):338-351.

46- Karbasian HR, Esfahani JA, Barati E. Effect of acceleration on dynamic stall of airfoil in unsteady operating conditions. *Wind Energy*. 2016;19(1):17-33.

41- Ericsson LE, Reding JP. Unsteady flow concepts for dynamic stall analysis. *Journal of Aircraft*. 1984;21(8):601-606.

42- Gharali K, Johnson DA. Dynamic stall simulation of a pitching airfoil under unsteady freestream velocity. *Journal of Fluids and Structures*. 2013;42:228-244.

43- Kundu P, Cohen I. *Fluid mechanics*. Cambridge MA: Academic Press; 2001. p. 130.

44- Wang Sh, Ingham DB, Ma L, Pourkashanian M, Tao Z. Numerical investigations on dynamic stall of low