



بررسی عددی اثر شرط مرزی سرعت لغزشی بر تحلیل دینامیکی ایرفویل دوبعدی

احسان بختیاری¹، کبری قرئلی^{2*}، سید فرشید چینی²

1- فارغ التحصیل کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

2- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

* تهران، صندوق پستی 1417613131، kggharali@ut.ac.ir

چکیده

در این پژوهش به بررسی دو بعدی ایرفویل SD7037 در حرکت دینامیکی و در حضور شرط مرزی لغزشی بصورت عددی پرداخته شده است. حرکت دینامیکی ایرفویل، حرکتی هارمونیک بوده است؛ بطوریکه فرکانس نوسانات و دامنه‌ی آن‌ها به‌حدی بوده که ایرفویل متحمل پدیده‌ی استال دینامیکی شده است. استال دینامیکی هنگامی ایجاد می‌شود که حرکت غیریکنواخت ایرفویل، سبب ایجاد گردابه‌های استال دینامیکی شود. این گردابه‌ها که گردابه‌ی لبه‌ی جلویی و گردابه‌ی لبه‌ی پشتی هستند، بارهای آیرودینامیکی را به‌شدت افزایش می‌دهند. تحلیل این پدیده هنگامی چالش‌برانگیز است که شرط مرزی لغزشی بر دیواره ایرفویل حاکم باشد. این شرط مرزی خاص، عموماً مشخصه‌ی سطوح فوق‌آبگریز است. سطوح فوق‌آبگریز می‌توانند به‌طور بالقوه از یخ‌زدگی پره جلوگیری کنند. مشخصه‌ی بارز این سطوح، وجود سرعت لغزشی بر دیواره است. سرعت لغزشی قطعاً در تحلیل آیرودینامیک مساله تأثیر دارد که هدف اصلی این مقاله است. برای نیل به این هدف، ایرفویل دوبعدی در عدد رینولدز $Re \approx 4 \times 10^4$ با ابزار دینامیک سیالات محاسباتی وبا استفاده از مدل توربولانسی گذار SST تحلیل شده است. نتایج حاکی از آن بودند که نه تنها شرط مرزی لغزشی بر بارهای آیرودینامیکی اثر قابل توجه داشته است، بلکه رژیم‌های استال دینامیکی را نیز دستخوش تغییر کرده است. به‌طوری‌که در طول‌های لغزشی بالاتر 100 میکرومتر، مقدار بیشینه‌ی ضریب برآ را به‌میزان 16% کاهش داده است. ضریب فشار در لبه‌ی جلویی در هنگام تشکیل گردابه‌ی استال دینامیکی به اندازه 2.5 برابر نسبت به شرط عدم لغزش کاهش یافته که سبب تأخیر در تشکیل گردابه شده است.

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 30 بهمن 1396

پذیرش: 19 فروردین 1397

ارائه در سایت: 21 اردیبهشت 1397

کلید واژگان:

پره‌ی توربین بادی

استال دینامیکی

شرط مرزی لغزشی

فوق‌آبگریزی

دینامیک سیالات محاسباتی

A numerical study of slip velocity effects on a 2D airfoil dynamic analysis

Ehsan Bakhtiari, Kobra Gharali*, Farshid Chini

Department of Mechanical Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran

* P.O.B. 1417613131, Tehran, Iran, kggharali@ut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 19 February 2018
Accepted 08 April 2018
Available Online 11 May 2018

Keywords:
wind turbine blade
dynamic stall
slip boundary condition
super-hydrophobicity
CFD

ABSTRACT

Dynamic motion of a 2D SD7037 airfoil is investigated numerically in presence of a slip boundary condition. The dynamic motion of the airfoil is a harmonic oscillation, where the frequency and amplitude of oscillations were adequate to airfoil to undergo dynamic stall phenomenon. Dynamic stall occurred when the dynamic motion of the airfoil causes dynamic stall vortices, resulting in leading edge and trailing edge vortices which lead to rising the aerodynamic loads significantly. Analyzing the phenomenon is challenging especially when a slip boundary condition exists near the airfoil wall. This particular condition is the general property of super-hydrophobic surfaces. These surfaces could potentially prevent the blade from icing. The main characteristic of these coatings is the appearance of a slip velocity on the wall. The slip velocity can affect the airfoil aerodynamics which is the main purpose of this paper. In this regard, a 2D airfoil with the Reynolds number of $Re \approx 4 \times 10^4$ is analyzed using computational fluids dynamics (CFD). The Transition-SST model is applied. The results showed that not only the slip condition affects the aerodynamic loadings, but also the dynamic stall regimes changed considerably. So that for slip lengths higher than 100 micrometers, the maximum magnitude of the lift coefficient damped by 16%. The pressure coefficient over the leading edge was reduced 2.5 times during the dynamic stall vortex formation which led to delay the vortex formation.

1- مقدمه

خروجی از توربین افزایش می‌یابد. یخ‌زدگی پره‌ی توربین مهم‌ترین چالشی است که در طول عمر مفید توربین‌های مناطق سردسیر، می‌تواند رخ دهد و توان خروجی را کاهش دهد [2].

یخ‌زدگی پره، می‌تواند کارایی توربین را دچار چالش نماید. رشد یخ روی پره سبب عدم بالانس جرمی و نیز دینامیکی روتور می‌شود [3]. یخ‌زدگی روی پره، حتی در مراحل ابتدایی نیز کارایی توربین را به‌طور عمده کاهش

امروزه انرژی بادی به‌عنوان یک منبع پاک و تجدیدپذیر برای تولید الکتریسیته استفاده می‌شود. لذا پیش‌بینی شده است که ظرفیت بهره‌برداری از این انرژی در دهه‌ی آتی به‌میزان 30 درصد افزایش یابد [1]. یکی از مناطق مناسب برای نصب توربین بادی، مناطق سردسیر است که در این اقلیم از لحاظ تئوری، به‌دلیل جریان شدید هوا، می‌توان انتظار داشت که توان

در سال 2014 قرنلی و جانسون [13] توسط تست‌های سرعت‌سنجی⁷ یک ایرفویل SD7037 را در فرکانس‌های نوسانی متفاوت مورد بررسی خود قرار دادند. نویسندگان بیان نمودند که با افزایش فرکانس، تعداد گردابه‌های استال دینامیکی رشد یافته بر لبه‌ی جلویی کاهش و مقدار وریسیته‌ی این گردابه افزایش چشم‌گیری می‌یابد.

تاکنون هیچ پژوهشی اثر شرط مرزی لغزشی را بر کارایی یک ایرفویل توربین بادی، تحت بارهای انحرافی بررسی نکرده است. بنابراین، مطالعه‌ی آیرودینامیکی این اثرات هدف اصلی این مقاله است.

به‌منظور بررسی پدیده‌ی استال دینامیکی در حضور شرط مرزی لغزشی، یک ایرفویل SD7037 دوبعدی با استفاده از ابزار دینامیک سیالات محاسباتی وبا عدد رینولدز $Re \approx 4 \times 10^4$ ، با بهره‌گیری از مدل گذار SST⁸ مدلسازی شده است. از آن‌جا که عدد ایرفویل یادشده، از نوع رینولدز-پایین است، می‌تواند برای روتور یک توربین بادی با مقیاس کوچک مورد استفاده قرار گیرد. پژوهشی اخیرا در سال 2017 توسط بختیاری و همکاران [15] انجام شده است که بر طبق یافته‌های آن‌ها، اعمال یک پوشش فوق‌آبگریز بر یک ایرفویل استاتیک، در طول‌های لغزشی نزدیک به 400 میکرومتر، ضریب برای آیرودینامیکی تا میزان 31.4% افزایش و ضریب پسی آیرودینامیکی نیز تا میزان 51.4% کاهش داشته است. لازم به‌ذکر است که زاویه‌ی حمله‌ی ایرفویل استاتیکی بیشتر از نقطه‌ی استال استاتیکی بوده است و لذا درصد تغییرات بیان شده منطقی می‌باشد.

در پژوهش پیش‌رو، رویکرد اصلی بررسی عددی اثر شرط مرزی لغزشی در حالت دینامیکی و در زمان رخداد پدیده‌ی استال دینامیکی است. دامنه و فرکانس نوسان ایرفویل به‌حدی است که پدیده‌ی استال دینامیکی رخ داده است. چرا که در حالت شرط مرزی عدم‌لغزشی، برای بارهای آیرودینامیکی، یک افزایش آبی قابل توجه وجود داشته که حاکی از رخداد استال دینامیکی است. این موضوع در بخش 4 و با مشاهده‌ی ضرایب آیرودینامیکی واضح است.

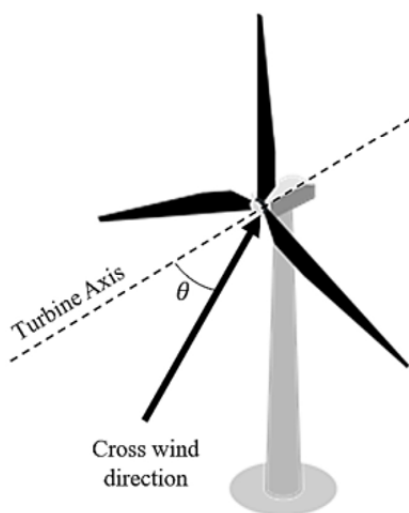


Fig. 1 Schematic of cross wind on rotor (yaw loads); part of figure is from [14]

شکل 1 شماتیک بارهای عرضی وارده به روتور توربین (بارهای انحرافی)؛ بخشی از شکل از [14] است.

داده و سبب بارگذاری مازاد به‌دلیل استال‌های تاخیری شود [4]. همچنین یخ‌زدگی می‌تواند سبب کاهش عمر خستگی پره‌ی توربین، از منظر مقاومت مصالح گردد [5]. در شرایط بسیار بد آب و هوایی، یخ‌زدگی شدید پره می‌تواند سبب توقف کامل روتور توربین بادی گردد [4]. قطعات بزرگ یخ تشکیل شده بر روی پره‌ها، ممکن است از روتور جدا و سقوط کرده و متعاقبا تهدیداتی را برای ایمنی انسان‌ها در مجاورت مزارع بادی ایجاد کند [6,5].

روش‌های متعددی برای جلوگیری از رشد پروفیل یخ روی پره وجود دارد که اکثراً مستلزم مصرف انرژی الکتریسیته است [7] و یا استفاده‌ی عملی در کاربردهای توربین بادی نمی‌تواند داشته باشد [2]. یکی از روش‌هایی که به‌تازگی در سال‌های اخیر مطرح شده است، استفاده از سطوح فوق‌آبگریز¹ به‌عنوان پوشش است. این پوشش‌ها می‌توانند از تجمع قطرات آب ناشی از رطوبت هوا روی لبه‌ی جلویی پره جلوگیری نمایند؛ لذا این قطرات تشکیل شونده، فرصتی را برای یخ‌زدگی روی پره نخواهند داشت. در پژوهش بیان شده توسط آنتونینی² و همکاران [8] نتایج حاکی از آن بودند که اعمال یک پوشش فوق‌آبگریز بر لبه‌ی جلویی یک بال، انرژی حرارتی لازم را برای دفع یخ تا میزان 80% کاهش می‌دهد.

کائو³ و همکاران [9] به‌طور کیفی و تجربی اثر حضور یک پوشش فوق‌آبگریز را در جریان برخوردی آب مادون سرد به یک صفحه‌ی شیبدار بررسی نمودند. نتایج آن‌ها این حقیقت را آشکار نموده‌اند که برای سطح آلومینیوم معمولی، قطرات آب بسیار نزدیک به نقطه‌ی برخورد جریان یخ می‌زدند؛ این در حالی است که برای پوشش فوق‌آبگریز، قطرات آب در نقطه‌ی برخورد تجمع نیافته و درناحی قابل توجه دوری از نقطه‌ی سکون جریان یخ می‌زدند. از مطالب گفته شده در بالا این مهم برمی‌آید که استفاده از یک سطح فوق‌آبگریز به‌عنوان یک پوشش بر روی پره، بالاخص در لبه‌ی جلویی، می‌تواند از یخ‌زدگی پره‌ی توربین بادی جلوگیری نماید.

حال با فرض اعمال چنین پوششی بر سطح پره‌ی توربین، تحلیل آیرودینامیکی مساله قطعاً تغییر می‌یابد؛ چرا که مشخصه‌ی بارز سطوح فوق‌آبگریز از منظر مکانیک سیالات، وجود یک سرعت لغزشی بر دیواره است. در بخش 2 این پارامتر توضیح داده شده است. این تاثیر هنگامی می‌تواند بحرانی گردد که ایرفویل تحت شرایط استال دینامیکی واقع شود.

استال دینامیکی، با تاخیر استال به‌دلیل تغییر غیریکنواخت زاویه‌ی حمله مرتبط است. نتیجه‌ی این تاخیر، افزایش شدید و ناگهانی ضرایب آیرودینامیکی است [10]. استال دینامیکی به‌دلایل زیادی می‌تواند بر توربین بادی تحمیل گردد. عمده‌ی این دلایل، کارکرد توربین تحت بادهای عرضی⁴ و یا بارگذاری انحرافی⁵ می‌باشد [11]، (شکل 1).

پدیده‌ی استال دینامیکی توسط پژوهشگران زیادی از حدود 60 سال پیش همواره مورد توجه بوده است. مک‌کراسکی⁶ و همکاران [12] پژوهش جامعی را در این زمینه انجام داده و پروسه‌ی استال دینامیکی را دسته‌بندی نمودند. بر طبق این یافته، در هنگام رخداد استال دینامیکی شدید گردابه‌ی استال دینامیکی قویا توسعه می‌یابد. این موضوع سبب افزایش و نوسانات شدید در بارهای آیرودینامیکی در سیکل نوسان ایرفویل می‌گردد. بارهای آیرودینامیکی در این حالت حساسیت کمی به عدد رینولدز جریان ویا حرکت ایرفویل دارند.

¹ superhydrophobic

² Antonini et al.

³ Cao et al.

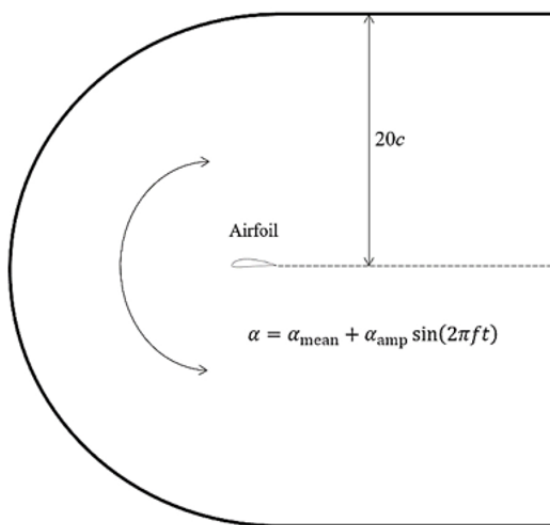
⁴ Cross wind

⁵ yaw

⁶ McCroskey et al.

⁷ Particle Image Velocimetry (PIV)

⁸ Transition-SST


 Fig. 3 Oscillating grid about α_{mean} according to Eq.(2) [15]

 شکل 3 شبکه‌ی نوسان‌کننده حول α_{mean} برطبق رابطه‌ی (2) [15]

شایان توجه است که محل قرار گیری پوشش فوق آبگریز در این مقاله در ناحیه‌ی لبه‌ی جلویی فرض شده است؛ به‌طوری‌که سمت مکشی و سمت فشاری ایرفویل را از لبه‌ی جلویی تا یک چهارم طول قوس، یعنی تا مرکز آیرودینامیکی ایرفویل دربرمی‌گیرد. "شکل 4" بیانگر محل فرض شده برای پوشش فوق آبگریز است.

عدد رینولدز جریان، ثابت و برابر 4×10^4 در نظر گرفته شده است. عدد رینولدز نیز مطابق معادله‌ی (4) تعریف شده است.

$$Re = \frac{\rho U_{\infty} c}{\mu} \quad (4)$$

که ρ و μ به‌ترتیب برابر چگالی و لزجت دینامیکی هوا می‌باشد.

برای اعمال سرعت لغزشی در ناحیه‌ی پوشش فوق آبگریز، یک "کد تابع تعریف شده توسط کاربر"⁷ نوشته شده است که سرعت لغزشی را به‌صورت سرعت دیواره نسبت به سلول همسایه، بر طبق رابطه‌ی (1) در نظر گرفته است. به‌منظور پایداری حل دینامیک سیالاتی، از یک ضریب آرام‌کننده⁸ در داخل کد لغزش بهره‌گرفته شده است. علاوه بر کد لغزشی، یک کد نیز برای اجرای حالت نوسانی مش محاسباتی، برطبق رابطه‌ی (2) نوشته شده است. این کد کل دامنه‌ی محاسباتی را که شامل ایرفویل نیز می‌گردد، به‌صورت یک جسم صلب نوسان می‌دهد؛ در واقع مکان‌های گره‌های محاسباتی نسبت به یکدیگر در تمامی گام‌های زمانی جایجا نشده است.

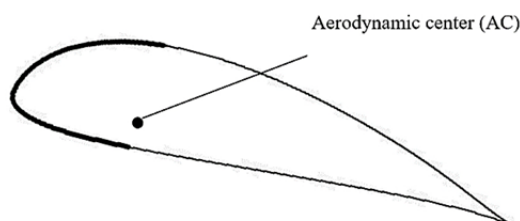


Fig. 4 Assumed location of the super-hydrophobic coating

شکل 4 محل فرض شده برای پوشش فوق آبگریز

⁷ User-defined function (UDF)

⁸ Relaxation factor

1- شرط مرزی لغزشی

همان‌طور که در "شکل 2" نشان داده شده است، برخلاف سطوح عادی، سیال روی یک پوشش فوق آبگریز می‌لغزد [16]. در نتیجه شرط مرزی دیواره در این حالت، دیگر عدم لغزش نبوده و در واقع یک سرعت لغزشی روی سطح پدیدار می‌شود.

پارامتر مشخصه برای توصیف سیالاتی این سطوح، طول لغزش¹ است که در شکل مذکور نشان داده شده است. طول لغزشی توسط ناویر² [17]، توسعه داده شده است. ناویر شرط مرزی جدیدی را برای گازهای رقیق، تحت عنوان ناویر-لغزش، طبق رابطه‌ی (1) مطرح نموده است. این رابطه بیان می‌دارد که سرعت لغزشی، با تنش برشی سیال و همچنین طول لغزشی مرتبط است.

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

که در این رابطه، L_s بیانگر طول لغزشی و $(\partial U_s / \partial \eta)$ مبین گرادیان سرعت لغزشی بر دیواره‌ی جامد، نسبت به بردار نرمال سطح است.

2- رویکرد عددی

به‌منظور مطالعه‌ی دینامیکی، ایرفویل SD7037 یک نوسان گامی³ را حول مرکز آیرودینامیکی⁴ ایرفویل، مطابق "شکل 3" داشته است. حرکت ایرفویل، نوسان سینوسی بوده که به‌صورت رابطه‌ی (2) می‌باشد:

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

که α_{mean} ، α_{amp} و f به‌ترتیب برابر زاویه‌ی حمله‌ی میانگین، دامنه‌ی نوسانات و فرکانس نوسان ایرفویل است. لازم به‌ذکر است که در پژوهش حاضر، α_{amp} و α_{mean} هر دو برابر 11° بوده و f از رابطه‌ی فرکانس کاهیده⁵ به‌صورت رابطه‌ی (3) توصیف می‌گردد:

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

که k مبین فرکانس بی‌بعد کاهیده، U_{∞} بیانگر سرعت جریان آزاد و c بیان‌کننده طول قوس⁶ ایرفویل بوده که در این مطالعه برابر 0.026 m می‌باشد. فرکانس کاهیده در تمام حالات تحلیل مقاله‌ی پیش‌رو، ثابت و برابر 0.12 بوده است.

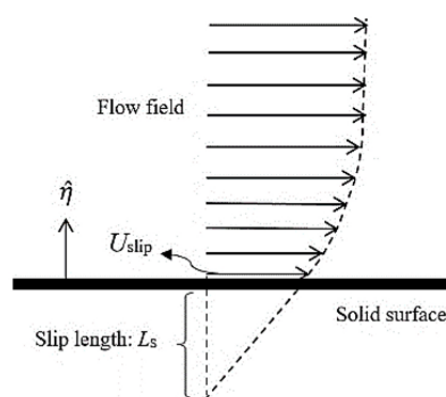


Fig. 2 Slip length and slip velocity vectors on the wall

شکل 2 شماتیک طول لغزشی و بردارهای سرعت لغزشی بر دیواره

¹ Slip length

² Navier CLMH

³ Pitch oscillating

⁴ Aerodynamic center (AC)

⁵ Reduced frequency

⁶ Chord length

3-1- شبکه‌ی محاسباتی

آوردن داده‌های تجربی و از مدل گذار برای نتایج عددی استفاده کرده‌اند. به‌منظور صحت‌سنجی، مقادیر زاویه‌ی حمله‌ی میانگین و دامنه‌ی نوسانات زاویه‌ی حمله در 11° و فرکانس بی‌بعد کاهیده در 0.05، به دلیل موجود بودن داده‌های عددی در این فرکانس، ثابت گردید. نتایج حاکی از بیشینه‌ی خطای 3٪ بودند که برای روند حل عددی قابل قبول است. "شکل 6" ثابت می‌کند که رویکرد استفاده شده در این مقاله، به‌خوبی می‌تواند مشخصه‌های استال دینامیکی را دنبال نماید.

4- بحث و نتایج

سرعت لغزشی یا بعبارت بهتر شرط مرزی لغزشی با توجه به رابطه‌ی ناویر، معادله‌ی (1)، با موفقیت با استفاده از تابع تعریف شده توسط کاربر، بر روی سطح ایرفویل اعمال شده است. "شکل 7" پروفیل سرعت را در زیرلایه‌ی لزج⁹ در نزدیکی دیواره پره نشان می‌دهد. با مشاهده‌ی سرعت دیواره‌ی ایرفویل دینامیکی، مرز بین پوشش فوق‌آبگریز و سطح بدون پوشش پره بخوبی

برای انجام محاسبات دینامیک سیالاتی، یک مش نوع C¹ حول ایرفویل ایجاد شده است. اندازه‌های متفاوت برای مش از منظر تعداد سلول‌ها، ایجاد و آزمایش شد تا استقلال از شبکه بررسی گردد. در نهایت، شبکه‌ی نهایی تعداد 1.55×10^5 سلول داشت که تعداد گره‌های حول ایرفویل تقریباً برابر 400 بوده است. نتایج استقلال از شبکه در جدول 1 بیان شده است. همان‌طور که در این جدول قابل مشاهده است، با ریزتر نمودن سلول‌های شبکه محاسباتی بیش از شبکه‌ی B مقادیر ضرائب آیرودینامیکی تقریباً ثابت می‌گردند.

ارتفاع اولین سلول دیواره، به حدی بوده است که مقدار y^+ را کوچکتر از 1 نگاه می‌دارد. مرزهای مش به اندازه‌ی 20 برابر طول قوس ایرفویل در نظر گرفته شده است (شکل 3)؛ چرا که می‌توان انتظار داشت که مرزهای شبکه بر جریان گذرنده در نزدیکی ایرفویل اثری نخواهند گذاشت. "شکل 5" نمای نزدیک مش ایجاد شده را حول ایرفویل نشان می‌دهد.

3-2- حلگر و مدل‌سازی توربولانسی

به‌منظور تعقیب پدیده‌ی استال دینامیکی، معادلات میانگین‌گیری شده‌ی ناپایای ناویر-استوکس² اعمال شده است. برای مدل‌سازی توربولانس نیز، مدل گذار SST [18] بهره گرفته شده است. این مدل ترکیبی از مدل $k-\omega$ SST به‌همراه دو معادله انتقال دیگر، یکی برای عدد رینولدز ضخامت مونتوم³، Re_θ ، و دیگری برای تناوب⁴، γ است.

مطابق با پژوهش فعلی، قرئلی و جانسون [13] با استفاده از مدل گذار SST، پدیده‌ی استال دینامیکی را برای یک ایرفویل SD7037 چرخنده، با دقت مناسب نسبت به آزمایش‌های تجربی مدل کنند.

الگوریتم حل فشار-پایه⁵ ناویر-استوکس انتخاب شده است. برای کوپلینگ فشار و سرعت، از روش پیسو⁶ بهره گرفته شد. این انتخاب‌ها مطابق با پژوهش [19] است که برای تحلیل استال دینامیکی از روشی مشابه استفاده شده است. به‌منظور گسسته‌سازی مکانی، روش مرتبه‌ی دوم در جهت باد⁷ نتایج قابل قبولی را ارائه داده است. معیار همگرایی حل عددی در اندازه‌ی $O(5e-5)$ معین شده است. این اندازه با توجه به پژوهش [13] برای تعقیب مشخصه‌های جریان، حول یک ایرفویل، با توجه به مدل گذار SST کفایت می‌کند.

3-3- اعتبارسنجی حل عددی دینامیک سیالات

برای اعتبارسنجی روند عددی به‌کار رفته در این مطالعه، ضریب پسای حاصله از حالت عدم لغزش با نتایج عددی و تجربی قرئلی و همکاران [13] مقایسه شده است. آن‌ها از یک دستگاه تست سرعت‌سنجی ذرات⁸ برای به‌دست

جدول 1 نتایج استقلال از شبکه برای زاویه حمله $\alpha = 11^\circ$

Table 1 Mesh independency results at $\alpha = 11^\circ$

شبکه	تعدادسلول	ضریب برآ ¹ C_L	ضریب پسای ² C_p
A	100650	0.9148	0.1080
B	155340	0.9151	0.1084
C	190420	0.9151	0.1085

¹ C-Type mesh

² Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stocks (URANS)

³ Momentum-thickness Reynolds number

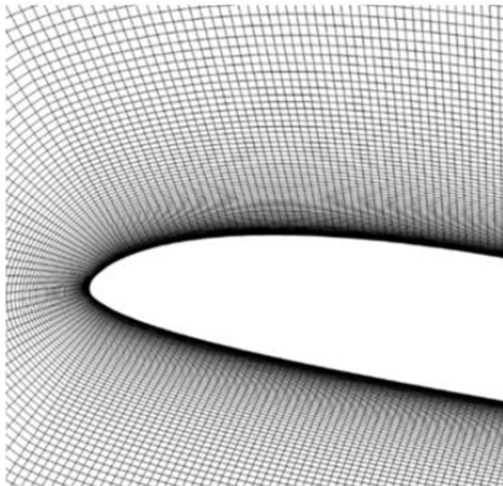
⁴ Intermittency

⁵ Pressure-based Navier-Stocks

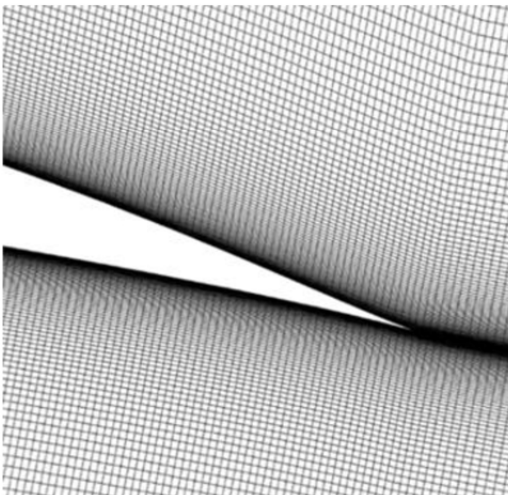
⁶ PISO

⁷ Secend order upwind

⁸ Particle image velocity



(الف) (a)



(ب) (b)

Fig. 5 Close up view of the generated C-Type grid near the airfoil; a) leading edge and b) trailing edge of the airfoil

شکل 5 نمای نزدیک شبکه‌ی نوع C ایجاد شده حول ایرفویل؛ الف) لبه‌ی جلویی (ب) لبه‌ی پشتی ایرفویل.

⁹ Viscous Sub-layer

بهرتر نتایج، نمودار نتایج لغزشی به دو بخش حرکت-بالا^۱ و حرکت-پایین^۲ تقسیم می‌شود. واژه‌ی حرکت-بالا هنگامی به کار می‌رود که ایرفویل در نیم‌سیکل دورانی خود، حرکتی در جهت افزایش زاویه حمله داشته باشد. به همین ترتیب حرکت-پایین، به حرکتی از ایرفویل گفته می‌شود که در نیم‌سیکل دورانی، زاویه‌ی حمله روند کاهشی دارد.

با مشاهده‌ی نمودارهای بارهای آیرودینامیکی در حالت عدم لغزشی، در طی حرکت-بالا، یک افزایش قابل توجه در شیب نمودارها در $\alpha = 17.4^\circ$ دیده می‌شود. علت این افزایش توسعه‌ی گردابه‌ی استال دینامیکی بر لبه‌ی جلویی ایرفویل است [2021]. همچنین تعداد یک افزایش نسبی در شیب در نمودارها مشاهده شده است که نشان از رشد یک گردابه‌ی استال دینامیکی در طی حرکت-بالا دارد. این رفتار دقیقاً منطبق با ساختارهای جریان در مرجع [13] است که دلیلی دیگر بر صحت رویکرد استفاده شده در این پژوهش می‌باشد.

همان‌طور که در "شکل 8" نمایان است، در تمامی حالات لغزشی، در طی حرکت-بالا، تمامی نمودارهای لغزشی در مقایسه با شرط عدم لغزش تا زاویه‌ی حدود $\alpha = 17^\circ$ بر روی یکدیگر هم‌پوشانی دارند. از این امر می‌توان نتیجه گرفت که تا قبل از تشکیل گردابه‌ی لبه‌ی جلویی، شرط مرزی لغزشی تأثیر چندانی بر ضریب برآ ندارد. در طول لغزشی بسیار کم $L_S = 5\mu\text{m}$ استال دینامیکی به اندازه‌ی 1.4° تعویق، در زاویه‌ی $\alpha = 21.8^\circ$ رخ داده است. لازم به ذکر است که مقدار بیشینه‌ی ضریب برآ در این طول لغزشی به میزان 1.5% نسبت به شرط مرزی عدم لغزشی افزایش داشته است، (شکل 8الف).

با افزایش یافتن طول لغزشی، زاویه‌ی استال دینامیکی به تأخیر افتاده و به سمت انتهای منحنی حرکت-بالا می‌رود. با افزایش طول لغزشی در $L_S = 100\mu\text{m}$ پدیده‌ی استال دینامیکی در $\alpha = 21.9^\circ$ رخ می‌دهد، "شکل 8ج". مقدار بیشینه‌ی ضریب برآ در این طول لغزشی، به میزان 5.2% نسبت به متناظر آن در شرط مرزی لغزشی کاهش داشته است.

شایان توجه است که در طول لغزشی بیشینه، $L_S = 400\mu\text{m}$ ، همان‌طور که در نمودار "شکل 8-د" دیده می‌شود، نمودار ضریب برآ هیچ‌گونه شیب ناگهانی ندارد. در نتیجه می‌توان نتیجه گرفت که اساساً پدیده‌ی استال دینامیکی در طول‌های لغزشی بسیار بالا رخ نمی‌دهد. مقدار بیشینه‌ی ضریب برآ نیز 16% کاهش تجربه کرده است.

با دقت در "شکل 8" در نمودار ضرائب برآ، دیده می‌شود که برای ابتدای حرکت-پایین، به دلیل به تعویق افتادن پدیده‌ی استال دینامیکی، مقادیر قله‌های منحنی با یک اختلاف فاز نسبت به شرط عدم لغزشی رخ می‌دهند؛ بدان معنی که هنگامی که نمودار برای عدم لغزش، در حالت ماکزیمم نسبی است، نمودار برای لغزشی در مینیمم نسبی قرار دارد و بالعکس. علت این رفتار نیز قطعاً به تعویق افتادن تشکیل گردابه‌ی استال دینامیکی در طی حرکت-بالا می‌باشد.

مقادیر طول لغزشی در دامنه‌ی نوسانات نمودار حرکت-پایین نیز موثر است. همان‌طور که در "شکل 8-الف" مشاهده می‌گردد، مقدار دامنه‌ی اولین نوسان در بیشینه‌ی نمودار، به حدی است که حتی از منحنی حرکت-بالا نیز تجاوز می‌نماید. با افزایش طول لغزشی می‌توان گفت که روند اختلاف فازی نمودار لغزشی پابرجا مانده است، اما دامنه‌ی نوسانات بسیار کوچکتر شده‌اند، تا جایی که در طول لغزشی $L_S = 400\mu\text{m}$ نوسانات تقریباً محو شده است. روند کاهش یافتن نمودار ضرائب برآ برای یک‌چهارم انتهایی سیکل نیز

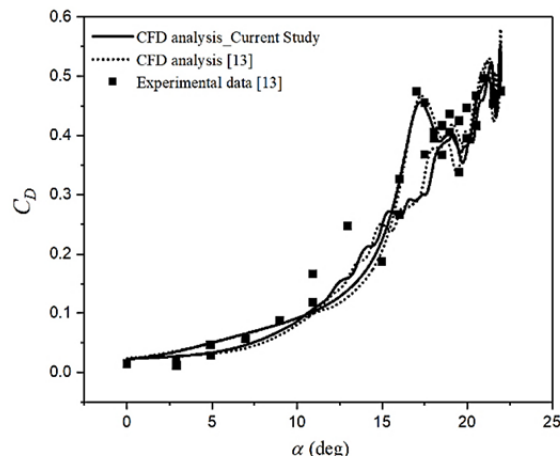


Fig. 6 Comparison the obtained data from the present study and from Gharali and Johnson's at $k = 0.05$ [13]

شکل 6 مقایسه نتایج حاصل از پژوهش فعلی و پژوهش قرنلی و جانسون در فرکانس $k = 0.05$ [13]

دیده می‌شود؛ چرا که اساساً سرعت سیال برای دیواره‌ی لغزشی صفر نمی‌باشد. لازم بذکر است که "شکل 7" برای طول لغزشی $L_S = 100\mu\text{m}$ در نظر گرفته شده است.

برای تحقیق در اثرات شرط مرزی لغزشی، بارهای آیرودینامیکی در طول‌های لغزشی متفاوت با متناظرشان برای شرط مرزی عدم لغزش مقایسه شده‌اند.

همان‌طور که پیش‌تر گفته شد، نوسان دینامیکی ایرفویل به گونه‌ای است که متحمل استال دینامیکی می‌گردد. مطابق رابطه‌ی (2) و (3) زاویه‌ی حمله‌ی حرکت برای این پژوهش، نهایتاً به صورت معادله‌ی (5) است.

(5) $\alpha = 11 - 11 \sin(70\pi t) [^\circ]$
 "شکل 8 و 9" مقایسه‌ی بارهای آیرودینامیکی حاصل از شرط مرزی لغزشی و عدم لغزشی را به ترتیب برای ضریب برآ و پسا نمایش می‌دهد. برای بررسی

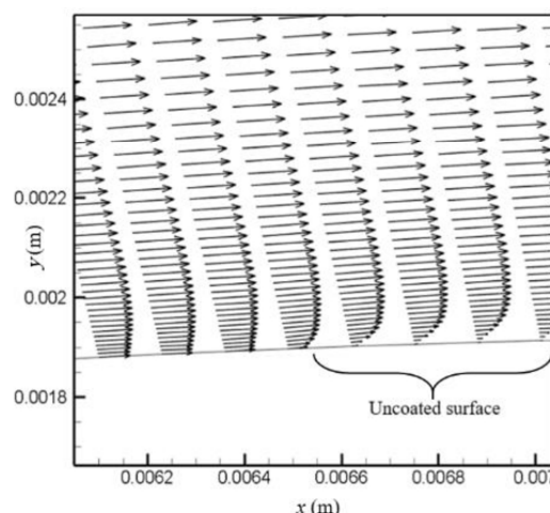


Fig.7 Velocity vectors near the wall for $k = 0.12$; the difference between wall velocity for coated area (slip boundary condition) with $L_S = 100\mu\text{m}$ and uncoated blade surface (no-slip boundary condition) is clear.

شکل 7 بردارهای سرعت در نزدیکی دیواره برای $k = 0.12$ ؛ تفاوت بین سرعت دیواره برای سطح پوشش‌دهی (شرط مرزی لغزشی) با $L_S = 100\mu\text{m}$ و برای سطح پره‌ی بدون پوشش (شرط مرزی عدم لغزش) واضح است.

¹ Upstroke
² Downstroke

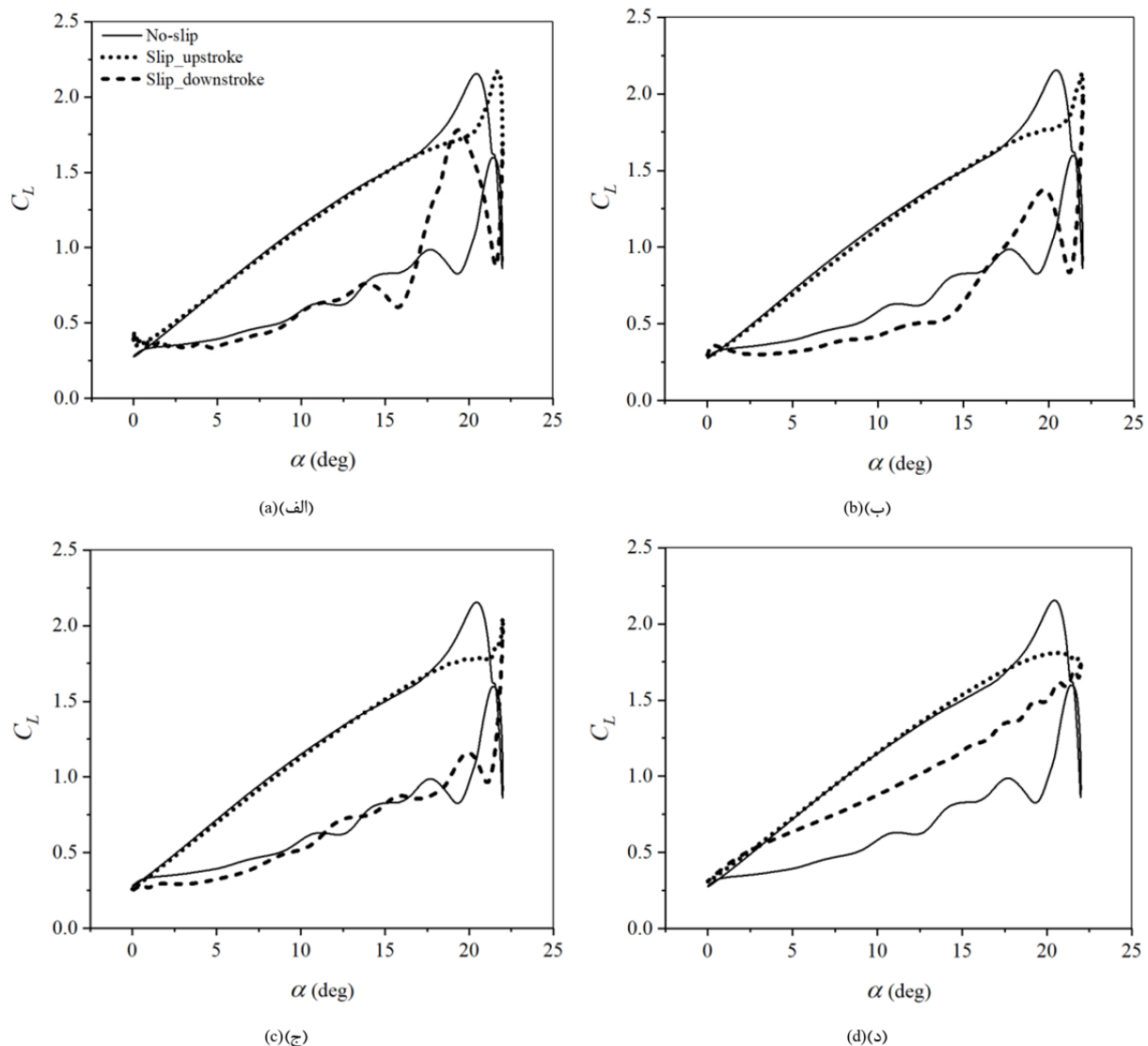


Fig.8 Lift coefficient for no-slip and slip boundary conditions; a) $L_S = 5\mu m$, b) $L_S = 50\mu m$, c) $L_S = 100\mu m$ and d) $L_S = 400\mu m$.

شکل 8 ضریب برآ برای شرایط مرزی لغزش و عدم لغزش؛ الف) $L_S = 5\mu m$ ، ب) $L_S = 50\mu m$ ، ج) $L_S = 100\mu m$ و د) $L_S = 400\mu m$.

متناظر آن، برای ضریب برآ است. مجدداً روند کاهشی نمودار در یک چهارم انتهایی سیکل دورانی مشابه متناظر آن برای ضریب برآ می‌باشد.

همانند نمودار ضریب برآ در "شکل 8"، برای ضریب پسا نیز در "شکل 9"، در طی حرکت-بالا مقدار بیشینه‌ی نمودار به سمت انتهای نمودار پیش می‌رود، (شکل 9 الف)، شکل 9 ب) و شکل 9 ج)).

اما در طول لغزشی بیشینه، یعنی برای $L_S = 400\mu m$ ، مقادیر ضریب پسا همان‌طور که در "شکل 9-د" نمایان است، به‌طور عمده پایین‌تر از منحنی‌های عدم لغزشی است. علت این امر را می‌توان از "شکل 7" دریافت. چرا که اساساً با افزایش طول لغزشی، پروفیل سرعت در نزدیکی دیواره، محل قرارگیری پوشش فوق آبگریز، به‌دلیل کاهش یافتن تنش برشی دیواره، یکنواخت‌تر از شرط مرزی عدم لغزشی شده است. این مهم باعث کمتر شدن نیروهای لزجی و متعاقباً ضریب پسا برای ایرفویل می‌شود.

به‌طور مشابه، مانند نمودار ضریب برآ، مقدار نوسانات نمودار پسا، بالاخص برای حالت حرکت-پایین، با افزایش طول لغزشی کاهش یافته است؛ تا جایی که در $L_S = 400\mu m$ عملاً نوسانی در بارها وجود ندارد.

همانند یک چهارم ابتدای سیکل، برای شرط مرزی لغزشی و شرط عدم لغزش تقریباً مشابه است.

شایان توجه است که برای طول لغزشی پایین، $L_S = 5\mu m$ ، همان‌طور که در منحنی ضریب برآ در "شکل 8-الف" دیده می‌شود، در طی حرکت-پایین، یک بیشینه‌ی ناگهانی در نمودار نمایان است که مقدار آن، حتی از مقادیر متناظر آن، در همان زاویه‌ی حمله، برای حرکت-بالا بیشتر است. این امر بیانگر شکل‌گیری یک گردابه‌ی بزرگ و با مقدار ورتیسیتی‌های شدید بر سطح مکشی پره است. "شکل 10"، ساختار ورتیسیتی‌های جریان را برای گردابه‌ی مذکور نشان می‌دهد. مقدار زیاد ورتیسیتی این گردابه حاکی از توسعه یافتگی بیشتر این گردابه (ناحیه‌ی بسیار کم‌فشار) حول سطح مکشی ایرفویل است. "شکل 9" نیز نمودار ضرایب پسا را برای شرط مرزی لغزشی در قیاس با شرط عدم لغزشی نمایش می‌دهد. به‌غیر از حالت طول لغزشی بسیار بالا، یعنی $L_S = 400\mu m$ ، در تمامی حالات مقادیر منحنی حرکت-بالا، پایین‌تر از منحنی حرکت-پایین قرار دارد.

رفتار نمودار منحنی ضریب پسا برای حالت حرکت-پایین، مشابه نمودار

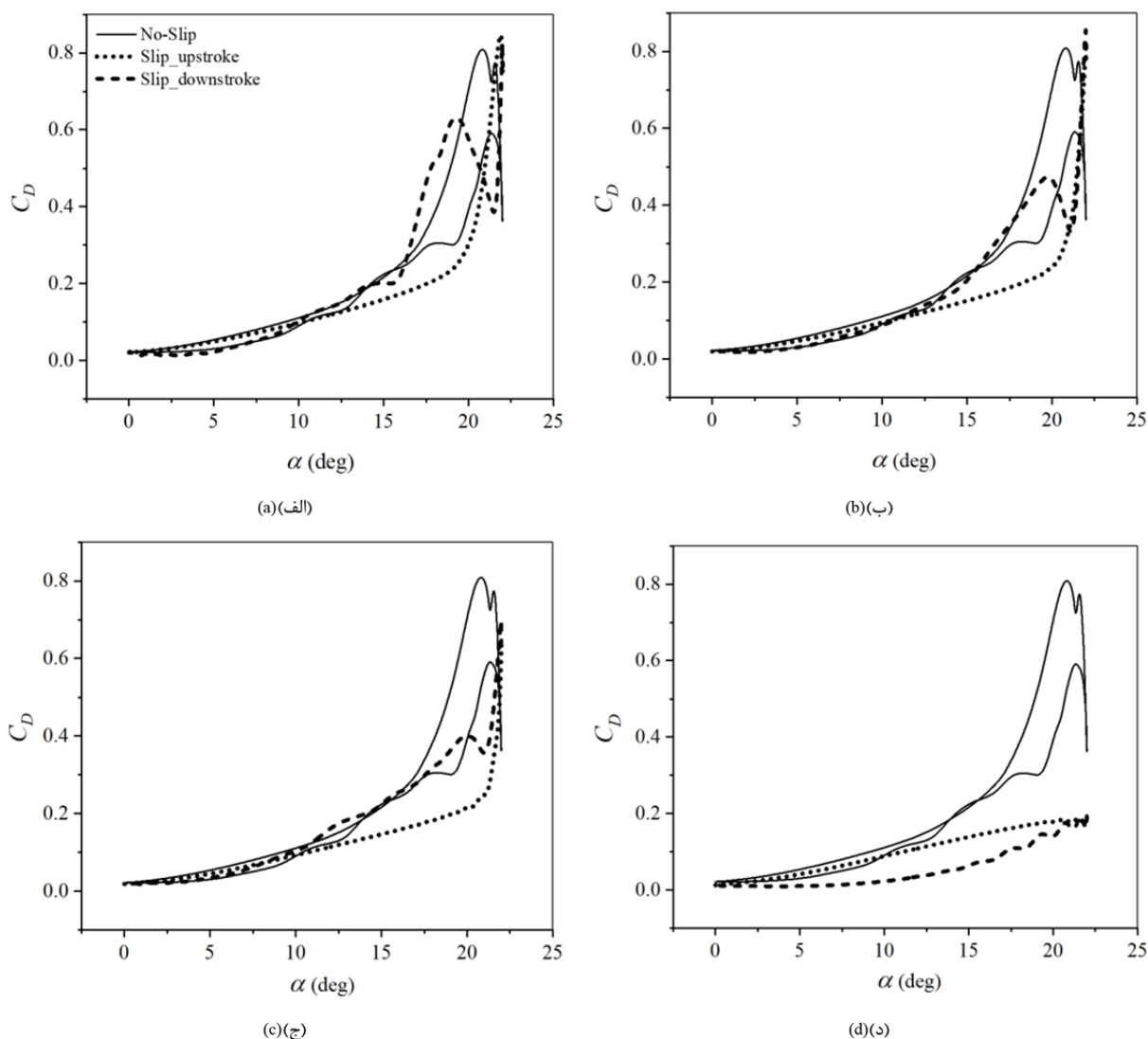


Fig.9 Drag coefficient for no-slip and slip boundary conditions; a) $L_S = 5 \mu\text{m}$, b) $L_S = 50 \mu\text{m}$, c) $L_S = 100 \mu\text{m}$ and d) $L_S = 400 \mu\text{m}$.

شکل 9 ضریب پسا برای شرایط مرزی لغزش و عدم لغزش؛ الف) $L_S = 5 \mu\text{m}$ ، ب) $L_S = 50 \mu\text{m}$ ، ج) $L_S = 100 \mu\text{m}$ و د) $L_S = 400 \mu\text{m}$.

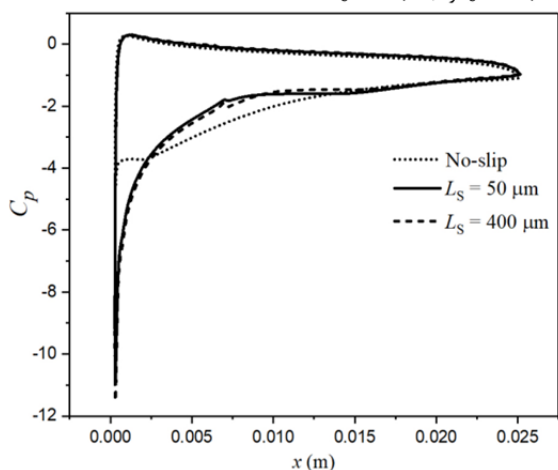


Fig. 11 Pressure coefficients over the airfoil for different slip lengths at angle of attack $\alpha = 17.5^\circ$

شکل 11 ضریب فشار حول ایرفویل در طول های لغزشی متفاوت برای زاویه ی حمله $\alpha = 17.5^\circ$

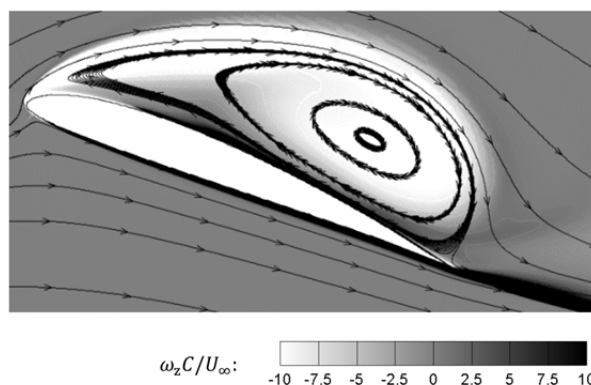


Fig. 10 Non-dimensional vortical structure of the vortex over the suction side of the airfoil with streamlines at $k = 0.12$ and slip length $L_S = 5 \mu\text{m}$ for $\alpha = 19.8^\circ$

شکل 10 ساختار ورتیسیتی بی بعد گردابه روی سطح مکشی ایرفویل به همراه خطوط جریان در $k = 0.12$ در طول لغزشی $L_S = 5 \mu\text{m}$ برای $\alpha = 19.8^\circ$



Fig. 12 Governing pressure field structure at oscillating cycle superimposed by streamlines.

شکل 12 ساختار میدان فشار حاکم بر مساله در سیکل نوسانی ایرفویل به همراه خطوط جریان

با افزایش طول لغزشی تشکیل گردابه‌ی استال دینامیکی به‌طور قابل توجهی به تعویق می‌افتد. ناحیه‌ی کم‌فشار حاکم بر گردابه‌ی استال دینامیکی به نسبت شرط عدم لغزشی توسعه‌ی کمتری را حول سطح مکشی ایرفویل خواهد داشت؛ به عبارت بهتر اغلب قسمت‌های سمت مکشی ایرفویل دارای فشار بیشتری در حالت لغزشی است. این امر باعث اختلاف فشار کمتر بین سمت فشاری و مکشی ایرفویل شده و متعاقباً بارگذاری کمتری بر ایرفویل صورت می‌گیرد. عدم افزایش در شیب نمودارهای بارهای آیرودینامیکی در

علت تمامی رفتارهای بیان شده در بالا با دقت در ساختارهای جریان توجیه منطقی دارد. "شکل 12" توزیع ضریب فشار جریان گذرنده حول ایرفویل را در طی سیکل نوسانی نشان می‌دهد. واضح است که در زاویه‌ی $\alpha = 13.9^\circ \uparrow$ ، توزیع ساختار فشاری حول سطح مکشی ایرفویل، برای شرط مرزی لغزشی و عدم لغزشی بسیار یکسان است. این خود دلیلی بر آن است که پیش از تشکیل ورشد گردابه‌ی استال دینامیکی، اعمال شرط مرزی لغزشی اثر چندانی بر بارگذاری روی ایرفویل نخواهد داشت.

اما در طول های لغزشی بسیار پایین، نه تنها مقدار ضریب برآ افزایش 1.5% را داشته است، بلکه در طی حرکت-پایین، یک پیک بزرگ در نمودار ضریب برآ مشاهده شده است که این پیک در طول درازمدت و در بارگذاری های ممتد می تواند سلامت ژنراتور را به طور منفی ای تحت تاثیر قرار دهد.

با افزایش طول لغزشی و یکنواخت تر شدن پروفیل سرعت حول لبه ی جلویی ایرفویل، گرادیان فشار معکوس تا اندازه ی 2.5 برابر نسبت به شرط عدم لغزشی کاهش می یابد. در نتیجه ایرفویل کاهش شدید پسای فشاری را تجربه خواهد نمود. به علاوه اندازه ی گردابه ی استال دینامیکی بسیار کوچک تر خواهد شد. بنابراین علی رغم فرکانس بالای نوسان ایرفویل، برای طول لغزشی $L_S = 400\mu m$ ، ایرفویل رفتار استاتیکی از خود نشان می دهد. با افزایش طول لغزشی، اختلاف فشار بین سمت مکشی و سمت فشاری ایرفویل کاهش می یابد که در نتیجه بارگذاری کمتری روی ایرفویل صورت می پذیرد. توزیع میدان فشاری حاکم بر جریان سیال قبل از شکل گیری گردابه ی استال دینامیکی برای شرط مرزی عدم لغزشی و شرط لغزشی در تمامی طول های لغزشی یکسان بوده که نشان از عدم تاثیر سرعت لغزشی بر بارهای آیرودینامیکی، پیش از تشکیل گردابه دارد.

از آن جا که افزایش ناگهانی بارهای آیرودینامیکی در طی پدیده ی استال دینامیکی مناسب نمی باشد، و لذا اعمال یک پوشش فوق آبگریز با طول های لغزشی بالاتر از 100 میکرومتر، می تواند در درازمدت انتخاب بهتری باشد؛ چرا که مقدار پیک ضریب برآ را تا میزان 16% کاهش داده است.

6- فهرست علائم

c	طول قوس ایرفویل (m)
C_D	ضریب پسا
C_L	ضریب برآ
F_D	نیروی پسا (N)
F_L	نیروی برآ (N)
f	فرکانس نوسان (s^{-1})
k	فرکانس کاهیده
L_S	طول لغزشی (m)
Re	عدد رینولدز
U_{slip}	سرعت لغزشی (ms^{-1})
U_s	سرعت مماسی (ms^{-1})
U_∞	سرعت جریان بالادست (ms^{-1})

علائم یونانی

μ	لزجت دینامیکی ($kgm^{-1}s^{-1}$)
ρ	چگالی (kgm^{-3})
η	بردار نرمال سطح
ω_z	مقدار ورتیسیته در جهت z (s^{-1})
α	زاویه ی حمله ($^\circ$)

زیر نویس ها

amp	نوسان
mean	مقدار متوسط

7- مراجع

- [1] G. J. Herbert, S. Iniyar, E. Sreevalsan, S. Rajapandian, A review of wind energy technologies, *Renewable and sustainable energy Reviews*, Vol. 11, No. 6, pp. 1117-1145, 2007.

"شکل های 8 و 9" به سبب همین رفتار جریان است. با افزایش هرچه بیشتر طول لغزشی، بخصوص در $L_S = 400\mu m$ ، ناحیه ی لبه ی جلویی ایرفویل در سمت مکشی بسیار کم فشارتر از طول های لغزشی پایین تر از خود می باشد، "شکل 12". این کاهش شدید به حدی است که هیچ گونه افزایش قابل ذکر در نمودار ضرائب برآ و پسا وجود نخواهد داشت و متعاقباً منحنی های حرکت-بالا و حرکت-پایین به یکدیگر نزدیک تر خواهند شد.

برای یک ایرفویل با نوسان گامی در حالت شرط عدم لغزشی، گرادیان فشار معکوس¹ بر لبه ی جلویی ایرفویل در سطح مکشی، بسیار کم تر از متناظر آن برای ایرفویلی با حرکت پایاست [22]. نتیجتاً پدیده ی جدایش جریان به تعویق می افتد؛ اما با اعمال شرط مرزی لغزشی گرادیان فشار مخالف کاهش چشم گیری می یابد که این خود سبب تاخیر هرچه بیشتر جدایش جریان و متعاقباً پدیده ی استال ایرفویل است. منحنی های ضریب فشار حول ایرفویل در زاویه ی حمله ی $\alpha = 17.5^\circ \uparrow$ ، "شکل 11"، این حقیقت را آشکار می کند؛ چرا که با افزایش طول لغزشی، همانند ساختار جریان در "شکل 12"، ضریب فشار در سمت مکشی لبه ی جلویی ایرفویل، کاهشی حدوداً 2.5 برابری نسبت به شرط عدم لغزش خواهد داشت. این کاهش شدید فشار در ناحیه ی لبه ی جلویی در طی حرکت-بالا، نه تنها سبب تاخیر در تشکیل گردابه ی استال دینامیکی و نقطه ی استال ایرفویل می گردد، بلکه باعث کاهش چشم گیر پسای فشار²ی تحمیلی به ایرفویل خواهد شد. این خود دلیلی بر پایین تر بودن مقادیر ضرائب پسا در طی حرکت بالا به نسبت-حرکت-پایین در "شکل های 9 (الف)، 9 (ب) و 9 (ج)" می باشد.

با مشاهده ی خطوط جریان در "شکل 12" ثابت می گردد که با افزایش طول لغزشی، اندازه ی گردابه ی استال دینامیکی بسیار کوچک شده و قبل از آن که بتواند کل سطح مکشی ایرفویل را بپوشاند، از آن جدا شده و به ناحیه ی بر خاستگی³ می رود. در نتیجه ناحیه ی کم فشار ناشی از گردابه رشد کمتری بر سطح ایرفویل داشته و استال دینامیکی به تاخیر خواهد افتاد.

5- نتیجه گیری

در این مقاله یک ایرفویل دوبعدی SD7037 به صورت عددی در حالت حرکت دینامیکی نوسان یافت، تا بدین وسیله مشخصه های جریان گذرنده حول ایرفویل تحت بارهای انحرافی، در حضور شرط مرزی لغزشی در عدد رینولدز پایین مطالعه گردد، $Re \approx 4 \times 10^4$.

نوسان یافتن ایرفویل دینامیکی به حدی بوده که متحمل پدیده ی استال دینامیکی شده است. شرط مرزی خاص مذکور، به استفاده از یک پوشش فوق آبگریز، به عنوان رویکردی برای جلوگیری از یخ زدگی پره، ارتباط دارد. رفتار جریان و بارهای آیرودینامیکی با آنچه که در ادبیات موجود است، همخوانی داشت.

نتایج حاکی از آن بودند که مقادیر بارهای آیرودینامیکی و زوایای استال دینامیکی تحت تاثیر اعمال شرط مرزی لغزشی بودند. به گونه ای که با افزایش هر چه بیشتر طول لغزشی سطح، استال دینامیکی و تشکیل گردابه ی استال نیز به تعویق افتاده است. همچنین افزایش طول لغزشی، در نتیجه ی خود کاهش یافتن بیشینه مقدار ضریب برآ و کمتر شدن نوسانات را در طی منحنی حرکت-پایین به دنبال داشته است؛ تاجایی که در طول لغزشی بسیار بالا، عملاً هیچ گونه نوسانی در نمودارهای ضرائب برآ وجود نداشته است. رفتاری بسیار مشابه، برای ضرائب پسا مشاهده گردیده است.

¹ Adverse pressure gradient

² Pressure drag

³ Wake

- [13] K. Gharali, D. A. Johnson, PIV-based load investigation in dynamic stall for different reduced frequencies, *Experiments in fluids*, Vol. 55, No. 8, pp. 1803, 2014.
- [14] *Wind turbine icon*, Accessed; <https://www.shareicon.net>.
- [15] E. Bakhtiari, K. Gharali, S. F. Chini, Effects of superhydrophobic surfaces for a wind turbine blade element, *Proceedings of ICCE 2017: 6th International Conference & Exhibition on Clean Energy*, pp. 27-36, Toronto, Canada, August 21-23, 2017.
- [16] J. P. Rothstein, Slip on superhydrophobic surfaces, *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 42, pp. 89-109, 2010.
- [17] C. Navier, Mémoire sur les lois du mouvement des fluides, *Mémoires de l'Académie Royale des Sciences de l'Institut de France*, Vol. 6, No. 1823, pp. 389-440, 1823.
- [18] R. B. Langtry, F. R. Menter, Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes, *ALAA journal*, Vol. 47, No. 12, pp. 2894-2906, 2009.
- [19] 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 فارسی)
- [20] A. Choudhry, M. Arjomandi, R. Kelso, Methods to control dynamic stall for wind turbine applications, *Renewable energy*, Vol. 86, pp. 26-37, 2016.
- [21] K. Gharali, D. A. Johnson, Dynamic stall simulation of a pitching airfoil under unsteady freestream velocity, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 42, pp. 228-244, 2013.
- [22] F. O. Carta, Effect of unsteady pressure gradient reduction on dynamic stall delay, *Journal of Aircraft*, Vol. 8, No. 10, pp. 839-841, 1971.
- [2] N. Dalili, A. Edrisy, R. Carriveau, A review of surface engineering issues critical to wind turbine performance, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, Vol. 13, No. 2, pp. 428-438, 2009.
- [3] P. Antikainen, Ice loads case study, *Proceedings of The 5th Conference on Wind Energy Production in Cold Climates, Levi, Finland, 2000-11*, 2000.
- [4] W. J. Jasinski, S. C. Noe, M. S. Selig, M. B. Bragg, Wind turbine performance under icing conditions, *Journal of Solar Energy Engineering*, Vol. 120, No. 1, pp. 60-65, 1998.
- [5] T. Laakso, L. Talhaug, G. Ronsten, R. Horbaty, et al., Wind energy projects in cold climates, *International Energy Agency*, pp. 36, 2005.
- [6] M. C. Homola, Impacts and causes of icing on wind turbines, *Navrik University College Report*, 2005.
- [7] B. Tammelin, *Wind energy production in cold climate: Ilmatieteen Laitos*, 2000.
- [8] C. Antonini, M. Innocenti, T. Horn, M. Marengo, et al., Understanding the effect of superhydrophobic coatings on energy reduction in anti-icing systems, *Cold Regions Science and Technology*, Vol. 67, No. 1-2, pp. 58-67, 2011.
- [9] L. Cao, A. K. Jones, V. K. Sikka, J. Wu, et al., Anti-icing superhydrophobic coatings, *Langmuir*, Vol. 25, No. 21, pp. 12444-12448, 2009.
- [10] L. W. Carr, Progress in analysis and prediction of dynamic stall, *Journal of aircraft*, Vol. 25, No. 1, pp. 6-17, 1988.
- [11] A. Choudhry, M. Arjomandi, R. Kelso, 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*, Vol. 227, No. 3, pp. 338-351, 2013.
- [12] W. J. McCroskey, The phenomenon of dynamic stall, *National Aeronautics and Space Administration Moffett Field Ca Ames Research Center*, 1981.