



تخمین عددی گذار لایه مرزی بال درون میدان جریان ملخ

حمزه امینائی¹، مجتبی دهقان منشادی^{2*}، علیرضا مستوفی زاده²

1- دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان
2- دانشیار، مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان
* شاهین شهر، صندوق پستی 153/83145، mdmanshadi@mut-es.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 13 آذر 1395
پذیرش: 25 دی 1395
ارائه در سایت: 19 بهمن 1395

کلید واژگان:

گذار
لایه مرزی آرام
آشفستگی
ملخ

چکیده

در این تحقیق جریان حول مقطع بال NACA2415 در رژیم‌های مختلف و در حضور و عدم حضور ملخ به کمک دینامیک سیالات محاسباتی شبیه‌سازی گردید. برای پیش‌بینی محل گذار لایه مرزی، از دو روش بهره گرفته شد: در روش اول از تاریخچه زمانی نوسانات ضریب پسی اصطکاکی در تخمین محل پیدایش و طول ناحیه گذار استفاده گردید. در روش دوم مدل گذار $\gamma - Re_{\theta}$ برای شبیه‌سازی گذار جریان آرام به آشفته به کار رفت. به منظور مقایسه تأثیر پیش‌بینی گذار، شبیه‌سازی با یک مدل آشفستگی که جریان را با فرض کاملاً آشفته مدل‌سازی می‌کند نیز تکرار و نتایج هر دو تحلیل با داده‌های تجربی مقایسه گردیدند. بررسی نتایج حاکی از دقت مناسب روش عددی در تخمین پارامترهای آیرودینامیکی، با لحاظ نمودن گذار جریان آرام به آشفته است. در حالیکه شبیه‌سازی کاملاً آشفته تا 70% خطا در محاسبه ضریب پسی مقطع دارد، با تخمین گذار این مقدار حداکثر به 10% کاهش می‌یابد. با حضور ملخ علاوه بر تغییر در الگوی جریان، مشخصه‌های لایه مرزی در طول دهانه بال تحت تأثیر قرار می‌گیرد. تغییر در توزیع برآ و مکان آغاز گذار لایه مرزی نتیجه قرارگیری بال در جریان لغزشی ملخ است. در نواحی که جریان لغزشی ملخ، مولفه عمودی سرعت بر روی سطح بال را افزایش داده، گذار جریان آرام به آشفته به تأخیر می‌افتد. سطح بالایی بال در ناحیه فروزش مشمول این تأثیر بوده و در مقابل در ناحیه فرازش جریان، گذار نزدیکتر به لبه حمله رخ می‌دهد. افزایش دور ملخ باعث تشدید این رویه می‌گردد.

Numerical estimation of the wing boundary layer transition in propeller flowfield

Hamzeh Aminaei, Mojtaba Dehghan Manshadi*, Ali Reza Mostofizadeh

Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran
* P.O.B. 153/83145, Shahinshahr, Iran, mdmanshadi@mut-es.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 03 December 2016
Accepted 14 January 2017
Available Online 07 February 2017

Keywords:
Transition
Laminar Boundary Layer
Turbulence
Propeller

ABSTRACT

This work aims to predict laminar/turbulent transition which plays an important role on aerodynamics of wing section. In this respect the flow around the NACA2415 airfoil was simulated in a Computational Fluid Dynamics (CFD) solver in different regimes with and without propeller flowfield. For predicting the transition onset, two approaches were used: The first is based on time history of the skin-friction coefficient for determining the transition onset and the transition length on the airfoil. The second is to apply transition $\gamma - Re_{\theta}$ model for laminar/turbulent transition simulation. For investigation of transition effect, the simulation was repeated by use of a classical turbulent model and both results were compared with experimental data. The comparison shows that taking into account the transition effects agrees well with experiment. Relative error of calculated drag coefficients for the transition based simulation is lower than 10%, while fully turbulent simulation is 70% overestimated in some incidences. Slipstream of upstream propeller changes flow pattern and boundary layer characteristics including laminar/turbulent transition onset over the wing. In propeller flowfield, increase of velocity normal component over wing surface causes transition delay. Movement of transition onset to trailing edge on the upper surface in propeller downwash is representative of such phenomenon. On the other hand, in upwash region, the transition onset moves upstream. With the increasing propeller rotational speed, this tendency is enhanced and so the transition onset on the wing upper surface moves far downstream in propeller downwash.

1- مقدمه

سطح در مقایسه با جریان آرام افزایش چشمگیر دارد. تخمین مناسب گذار، برآورد صحیحی از ضریب پسی اجسام شناور در هوا و نیز وقوع جدایش و وامانگی را به همراه خواهد داشت. بدین منظور تلاش‌های زیادی در زمینه شناخت و پیش‌بینی پدیده گذار انجام گرفته است. فعالیت‌های تجربی عمدتاً معطوف به هندسه‌های خاص بوده و ارائه روابط تجربی منحصر به آن هندسه

گذار¹ جریان آرام به آشفته یکی از پدیده‌هایی است که همواره مورد توجه پژوهشگران حوزه مکانیک سیالات و آیرودینامیک قرار داشته است. با توجه به تفاوت ماهیت جریان آشفته، مقادیر تنش برشی و انتقال حرارت بر روی

¹ Transition

Please cite this article using:

H. Aminaei, M. Dehghan Manshadi, A. R. Mostofizadeh, Numerical estimation of the wing boundary layer transition in propeller flowfield, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 2, pp. 157-165, 2017 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

حرارتی قرار گرفته دورن مجرا توسط السعداوی و بریچر به منظور درک عمیق تر چنین اغتشاشات جریان مورد بررسی قرار گرفته است. بر این اساس در اعداد رینولدز پایین تأثیر جریان لغزشی بر گذار جریان آرام به آشفته، حباب جدایش و گستردگی آن، ضریب پسی اصطکاکی و ضرائب انتقال حرارت محلی و کلی بررسی شده است [11]. در مقابل، فعالیت‌های عددی در حوزه CFD در این زمینه صرفاً پارامترهای آیرودینامیکی را شامل شده و مشخصه‌های لایه مرزی را در بر نمی‌گیرد [13,12]. فراتلو و همکاران در کنار آزمایشات تجربی، به مدل‌سازی عددی تداخل بال و ملخ از طریق توسعه یک کد عددی پرداختند. روش محاسباتی بر مبنای روش خط برازا برای مدل‌سازی پرها و یک تحلیل دنباله آزاد برای جریان لغزشی ملخ بوده که با روش پنل برای شبیه‌سازی بال الحاق گردیده است [9].

در کار حاضر از شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی به منظور تخمین گذار جریان آرام به آشفته حول مقطع ایرفویل بهره گرفته شد و تأثیر جریان لغزشی ملخ بر روی لایه مرزی بال بررسی گردید. بدین منظور از دو روش برای تقریب محل گذار لایه مرزی استفاده شد. روش اول بر مبنای تاریخچه زمانی نوسانات ضریب پسی اصطکاکی در تخمین مکان آغاز و طول ناحیه گذار می‌باشد. در روش دوم از مدل گذار $\gamma - Re_{\theta}$ در شبیه‌سازی جریان حول ایرفویل استفاده و نتیجه با نتایج حاصل از یک مدل کاملاً آشفته مقایسه گردید.

2- پیش‌بینی گذار

2-1- تغییرات زمانی C_f

سیلیستینو و بوتز [14] یک روش عمومی برای تعیین نقطه شروع گذار جریان آرام به آشفته و طول ناحیه گذار با کمک یک حلگر CFD را پیشنهاد داده‌اند. این روش برای پیش‌بینی گذار از تاریخچه زمانی نوسانات ضریب پسی اصطکاکی بر روی سطوح استفاده می‌نماید. بر این مبنای جریان بر روی جسم به صورت ناپایا و در حالت آرام بدون استفاده از مدل آشفتگی حل می‌گردد. در این شرایط محل شروع گذار با پیدایش بی‌نظمی در تغییرات زمانی C_f تعیین می‌شود. به عبارت دیگر در ناحیه آرام این تغییرات هموار بوده و با ورود به ناحیه آشفته تغییرات بسیار نامنظم می‌گردد. پس از تعیین نقطه شروع گذار، برای تخمین طول ناحیه گذار و شروع ناحیه آشفته، از انحراف معیار⁹ ضریب اصطکاک پوستی بر روی ایرفویل مطابق رابطه (1) استفاده گردیده است:

$$C_{f_{RMS}} = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (C_{f_i} - \bar{C}_f)^2} \quad (1)$$

که در آن \bar{C}_f متوسط مقدار ضریب اصطکاک پوستی در بازه زمانی اندازه‌گیری شده می‌باشد. براساس این معیار، شروع ناحیه آشفته در بیشترین مقدار انحراف معیار واقع شده است.

بدین ترتیب این روش که از هیچ پارامتر لایه مرزی یا رابطه تجربی استفاده نمی‌کند، به طور مستقیم از داده‌های حل عددی بهره می‌برد. روش مذکور برای پیکربندی‌های دو بعدی در جریان زیرصوت با کمک داده‌های تجربی صحت‌گذاری شد [14]. در این پژوهش به منظور تخمین نقطه گذار، روش بالا به یک پیکربندی سه‌بعدی با حضور جریان لغزشی ملخ تعمیم داده شد.

را به همراه داشته است. روابط تجربی برای پیش‌بینی پیدایش لایه مرزی به کمک محاسبات لایه مرزی، به طور گسترده در کاربردهای صنعتی مورد استفاده قرار می‌گیرد [1].

در حوزه عددی نیز فعالیت‌هایی برای دستیابی به روشی در تخمین مکان گذار لایه مرزی صورت گرفته است. رویه سنتی در مدل‌سازی عددی ناحیه گذار، استفاده از یک روش مبتنی بر تکرار از ترکیب روش پنل با کد لایه مرزی می‌باشد؛ البته با توجه به این که نظریه لایه مرزی تنها برای جریان‌های متصل به سطح معتبر است، این روش به دسته‌ای خاص از جریان‌ها محدود می‌شود [1]. همچنین در دینامیک سیالات محاسباتی مدل‌های آشفتگی جدیدی توسعه و ارائه شده‌اند که برخلاف مدل‌های آشفتگی قبلی که جریان را به تماماً آشفته در نظر می‌گرفت، ناحیه آرام و گذار لایه مرزی را مدل می‌نماید [3,2]. والتر و لیلک [4] با استفاده از حل دینامیک سیالات محاسباتی معادلات RANS، توسعه و اجرای مدل جدیدی را برای پیش‌بینی گذار طبیعی و پرش¹ بر مبنای اصلاح مدل‌های آشفتگی دو معادله‌ای لزجت-گردابه خطی انجام دادند. فورست و همکاران [5] جریان بر روی صفحه تخت را مورد تحلیل قرار داده و صحت پیش‌بینی گذار لایه مرزی در مقادیر مختلف شدت توربولانس جریان آزاد در برخی از این مدل‌ها را بررسی نمودند. مالان و همکاران با کمک داده‌های تجربی یک مدل گذار را کالیبره نموده و آنرا برای لایه مرزی روی صفحه تخت در حضور و عدم حضور گرادیان فشار مورد استفاده قرار دادند [6]. منشادی و پورفتاح [7] نیز گذار جریان حول ایرفویل متقارن تحت اثر سطح با عدد رینولدز پایین بررسی نمودند. با رشد توان محاسباتی رایانه‌ها، استفاده از شبیه‌سازی عددی مستقیم² در دینامیک سیالات محاسباتی کاربرد بیشتری پیدا کرده است. اصفهانیان و همکاران با پایه‌ریزی یک کد محاسباتی DNS، سناریوهای گذار کنترل شده روی صفحه تخت را شبیه‌سازی نمودند [8].

استفاده از ملخ‌هایی با بازه بالا به عنوان پیشران یک پرنده، نیاز به درک، تخمین و بهبود آثار تداخل بین جریان لغزشی³ ملخ (یعنی جریانی که مستقیماً از آن متأثر می‌گردد) و سایر اجزای وسیله پرنده، به ویژه بال را آشکارتر نموده است. یکی از پارامترهای متأثر از جریان لغزشی ملخ، لایه مرزی بال و محل گذار لایه مرزی آرام به آشفته می‌باشد. همچنین زاویه فروزش⁴ جریان لغزشی، راستای جریان محلی بال را تغییر داده و در نتیجه بر نیروی برآ و ممان پیچ تأثیرگذار می‌باشد. بررسی تأثیر ملخ بر این مشخصه‌ها عموماً به صورت تجربی انجام گرفته است. به طور نمونه فراتلو و همکاران به بررسی تجربی تداخل آیرودینامیکی در یک مدل مقیاس شده از یک پیکربندی ملخ/بال/نشیمنگاه موتور⁵ پرداختند. در این راستا مجموعه‌ای از آزمایش‌های نیرویی و ممان بر روی مجموعه انجام گرفته و سهم بارگذاری هر جزء به دست آورده شده است [9]. در رابطه با لایه مرزی ایرفویل نیز کاتالانو به بررسی تجربی تأثیر جریان لغزشی ملخ بر مشخصه‌های لایه مرزی بال نظیر طول جریان آرام، گذار لایه مرزی از آرام به آشفته، حباب‌های جدایش آرام و اتصال مجدد⁶ آن‌ها و جدایش آشفته از طریق آزمایشات تونل باد برای دوپیکربندی کششی⁷ و رانشی⁸ بال-ملخ پرداخته است [10]. همچنین تأثیر جریان لغزشی یک ملخ کششی بر لایه مرزی بال و مبدل‌های

¹ Bypass
² Direct Numerical Simulation
³ Slipstream
⁴ Downwash
⁵ Nacelle
⁶ Reattachment
⁷ Tractor
⁸ Pusher

⁹ Standard Deviation

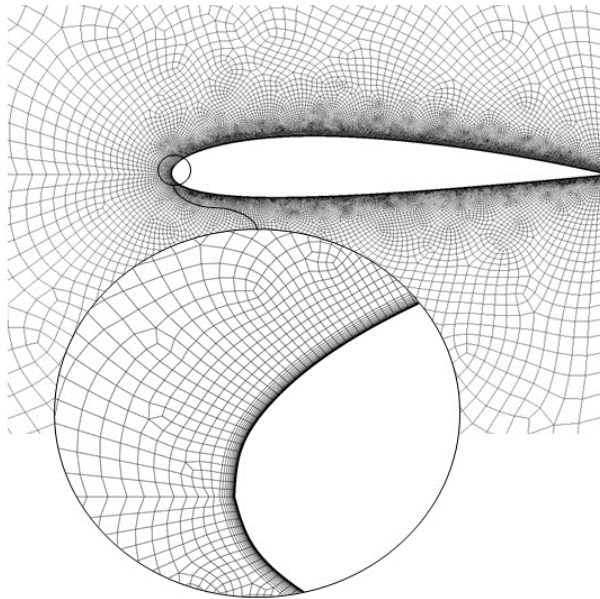


Fig. 1 Computational grid around the airfoil

شکل 1 شبکه‌بندی اطراف ایرفویل

جدول 1 شرایط جریان آزاد ورودی

Table 1 Inlet free stream condition

مقدار	پارامتر
5	T1%
10	μ/μ_t
44	سرعت جریان آزاد (m/s)

شبیه‌سازی عددی برای عدد رینولدز 3×10^6 ، عدد ماخ 0.2 و زوایای حمله -4 الی 8 درجه انجام گرفت. سایر مشخصات جریان آزاد ورودی در جدول 1 آورده شده است. گسسته‌سازی زمانی معادلات جریان براساس الگوریتم مرتبه دوم ضمنی با گام زمانی $\Delta t = 0.0001$ ثانیه می‌باشد. حداکثر تعداد تکرار در هر گام زمانی برابر 30 در نظر گرفته شد. این تعداد تکرار دقت مورد نظر طی فرایند حل در هر گام را برآورده ساخت. برای کوپل سرعت-فشار از طرح PISO بهره گرفته شد. این طرح برای تحلیل جریان‌های ناپایا از دقت کافی برخوردار می‌باشد [14]. گسسته‌سازی معادله اندازه حرکت نیز به روش طرح بالادستی⁶ مرتبه دوم انجام گرفت.

4- نتایج

4-1- بال بدون حضور ملخ

با شبیه‌سازی دینامیک سیالات عددی حول ایرفویل مورد اشاره، پیش‌بینی نقطه پیدایش گذار لایه مرزی و طول این ناحیه انجام و نتایج مورد ارزیابی قرار گرفت. در ابتدا مطابق آنچه در بخش 2-1 عنوان شد از نوسانات C_f بر روی سطح بهره گرفته شد. تغییرات زمانی C_f برای شش نقطه روی سطح بالایی ایرفویل موردنظر در شرایط ورودی سیال ذکر شده در بالا و زاویه حمله $\alpha = 4^\circ$ در "شکل 2" به تصویر کشیده شده است. همان‌گونه که در این شکل دیده می‌شود، پس از $x/c = 30\%$ بی‌نظمی‌هایی بر روی سطح بالایی ایرفویل پدیدار می‌شود که گویای شروع گذار در $0.3 < x/c < 0.4$ از لبه حمله است. رفتاری مشابه برای ضریب اصطکاک پوستی بر روی سطح زیرین در $x/c = 80\%$ از لبه حمله ایرفویل اتفاق افتاد. در ادامه برای تخمین

⁶ Upwind

2-2- مدل گذار $\gamma - Re_\theta$

مدل گذار $\gamma - Re_\theta$ که در واقع شکل توسعه یافته مدل آشفنگی $SST k - \omega$ می‌باشد، توسط منتر و همکاران پیشنهاد گردیده است [15]. این مدل گذار بر مبنای دو معادله انتقال پایه‌گذاری شده است؛ یکی برای ضریب تناوب¹ و دیگری برای معیار شروع گذار برحسب عدد رینولدز ضخامت اندازه حرکت ($Re_{\theta t}$). ضریب تناوب (γ) از معادله انتقال رابطه (2) تعیین می‌گردد:

$$\frac{\partial(\rho\gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \gamma)}{\partial x_j} = P_{\gamma 1} - E_{\gamma 1} + P_{\gamma 2} - E_{\gamma 2} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_f} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right] \quad (2)$$

چشمه‌های گذار عبارتند از:

$$P_{\gamma 1} = F_{\text{length}} \rho S [\gamma F_{\text{onset}}]^{C_{a1}} \quad (3)$$

$$E_{\gamma 1} = c_{e1} P_{\gamma 1} \gamma \quad (4)$$

که در آن S مقدار نرخ کرنش است. F_{onset} برای آغاز گذار و F_{length} برای طول ناحیه گذار از روابط تجربی به دست می‌آید. همچنین در رابطه (1) جملات تولید و اضمحلال عبارتند از:

$$P_{\gamma 2} = C_{a2} \rho \Omega \gamma F_{\text{turb}} \quad (5)$$

$$E_{\gamma 2} = c_{e2} P_{\gamma 2} \gamma \quad (6)$$

که در آن Ω مقدار چرخش² است.

پارامتر $Re_{\theta c}$ عدد رینولدز بحرانی است که در آن تناوب نخستین بار در لایه مرزی شروع به افزایش می‌نماید. این مقدار که از روابط تجربی بدست می‌آید تابعی از $\tilde{Re}_{\theta t}$ است. معادله انتقال برای عدد رینولدز گذار بر مبنای ضخامت اندازه حرکت، $\tilde{Re}_{\theta t}$ ، مطابق رابطه (7) می‌باشد.

$$\frac{\partial(\rho \tilde{Re}_{\theta t})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \tilde{Re}_{\theta t})}{\partial x_j} = P_{\theta t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\sigma_{\theta t} (\mu + \mu_t) \frac{\partial \tilde{Re}_{\theta t}}{\partial x_j} \right] \quad (7)$$

گذار در شرایط جدایش جریان از یک رابطه جبری ساده برای ضریب تناوب تعیین می‌شود. جزئیات بیشتر در مورد مدل $\gamma - Re_\theta$ به همراه روابط تجربی مورد نیاز در مرجع [15] ارائه گردیده است. این مدل را می‌توان برای جریان‌های برشی سه‌بعدی پیچیده با کمک شبکه بدون سازمان مورد استفاده قرار داد [5]. منتر و همکاران این مدل را مبنای تعریف یک مدل گذار یک معادله‌ای قرار دادند که در آن روابط تجربی با استفاده از متغیرهای محلی با معادلات انتقال جابجایی³، پخش⁴ یکپارچه گردیده‌اند [16].

3- مدل هندسی و شبکه‌بندی

مدل استفاده شده در این تحلیل، مقطع بال NACA2415 می‌باشد که اطلاعات هندسی آن از مرجع [17] استخراج گردیده است. شبکه‌بندی به‌کار رفته یک شبکه ترکیبی⁵ شامل یک شبکه با سازمان در مجاورت سطوح ایرفویل و بخش بی‌سازمان از المان‌های چهارضلعی در سایر نواحی می‌باشد. برای دامنه محاسباتی مذکور که در "شکل 1" نمایش داده شده است، استقلال حل از شبکه مورد بررسی قرار گرفت. همچنین به منظور تحلیل مناسب لایه مرزی ارتفاع سلول‌های شبکه بر روی سطح ایرفویل در راستای عمود بر جریان برابر $\Delta y = 5 \times 10^{-5}$ قرار داده شد تا شرط $y^+ = 1$ اجابت گردد. طول وتر ایرفویل واحد و ابعاد سلول‌ها در راستای جریان برابر $\Delta x = 0.002$ انتخاب گردید.

¹ Intermittency² Vorticity³ Convection⁴ Diffusion⁵ Hybrid

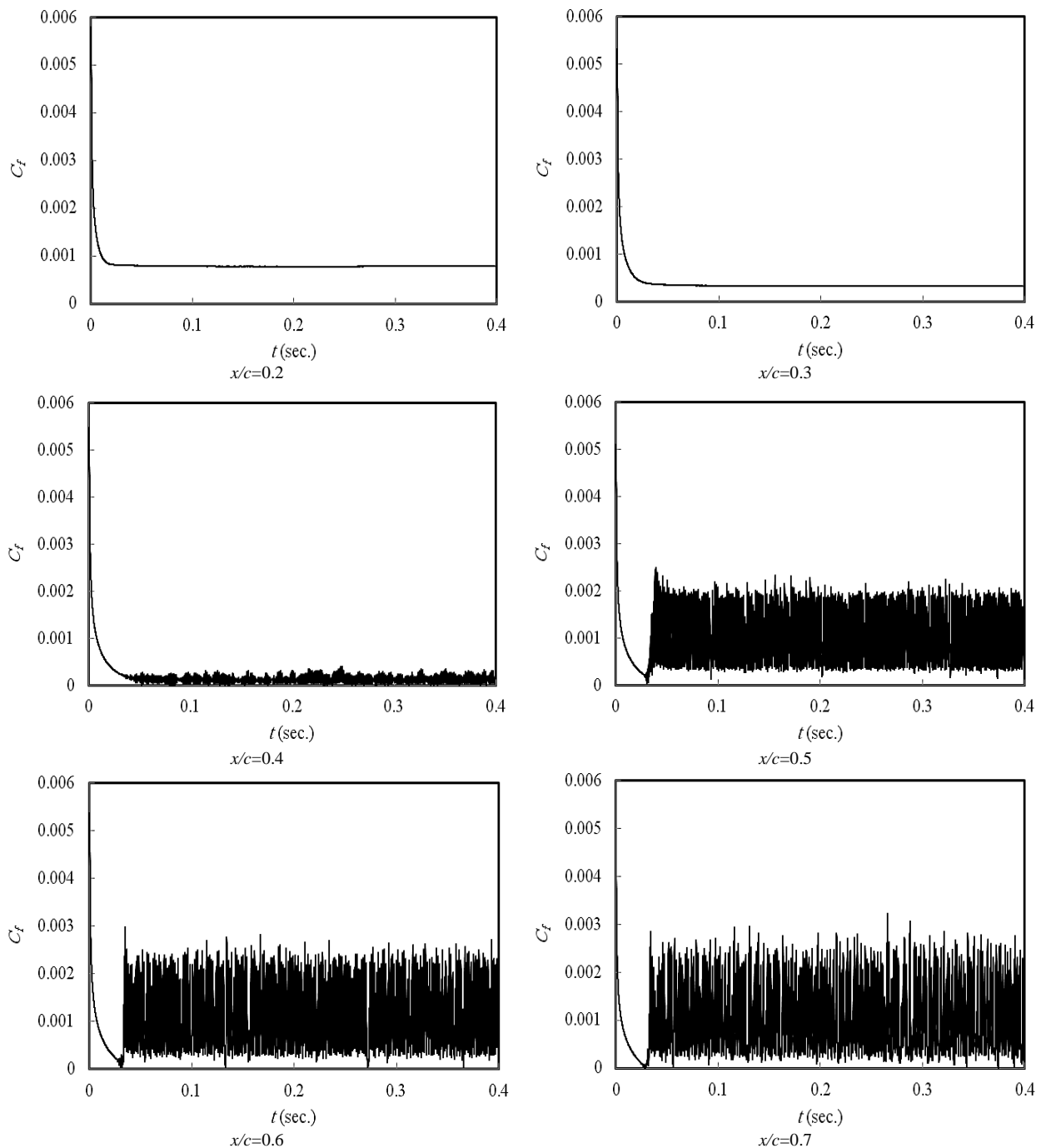


Fig. 2 Time history of skin friction Coefficient at different locations on the airfoil upper side at $Re = 3 \times 10^6$ and $\alpha = 4^\circ$

شکل 2 تاریخچه زمانی ضریب اصطکاک پوستی در نقاط مختلف سطح بالایی ایرفویل در $\alpha = 4^\circ$ و $Re = 3 \times 10^6$

خواهد بود [18]. بنابراین تغییرات ضریب پسای اصطکاکی بر روی سطح ایرفویل می‌تواند نمایشگر تغییر رژیم جریان از آرام به آشفته باشد. بدین منظور تغییرات C_f بر روی سطوح بالایی و زیرین ایرفویل موردنظر برای زاویه حمله 4° در نمودارهای "شکل 4" ترسیم گردیده است. این منحنی‌ها طی شبیه‌سازی جریان با استفاده از مدل گذار معرفی شده در بخش 2-2 به دست آمده‌اند. برای مقایسه، جریان حول مقطع ایرفویل در شرایط کاملاً آشفته و با استفاده از مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس¹ نیز حل گردید. این مدل یک مدل آشفتگی تک معادله‌ای ساده است که یک معادله مدل شده انتقال را

طول ناحیه گذار نمودار انحراف معیار C_f بر روی مقطع ایرفویل مورد استفاده قرار گرفت. این نمودار برای سطح بالایی ایرفویل در "شکل 3" ترسیم گردیده است. ملاحظه می‌گردد که بیشترین مقدار $C_{f,RMS}$ در $x/c = 0.4$ واقع شده است که معرف شروع ناحیه آشفته می‌باشد.

از آن‌جا که یکی از ویژگی‌های لایه مرزی آشفته توان بالای اختلاط در آن می‌باشد، بنابراین گرادیان سرعت بر روی دیواره در جریان آشفته نسبت به جریان آرام شدیدتر می‌باشد. بر این اساس تنش برشی روی سطح برای لایه مرزی آشفته بسیار بیشتر از لایه مرزی در سطح آرام است. نتیجه این امر تنش اصطکاکی بزرگتر برای جریان آشفته در مقایسه با جریان آرام

¹ Spalart- Allmaras

ملاحظه می‌شود که مکان گذار برای سطح بالایی در 35 درصدی وتر و برای سطح پایینی در 80 درصدی آن است. این مکان با تخمین صورت گرفته در "شکل 2" مطابقت دارد.

در نتیجه اختلاط آشفتگی، سرعت در جریان‌های آشفتخته در مقایسه با جریان‌های آرام به‌طور موثرتری هموار می‌گردند و پروفیل سرعت متوسط در جریان آشفتخته در مقایسه با پروفیل سرعت در جریان آرام یکنواخت‌تر می‌باشد. بررسی پروفیل‌های سرعت برای ایرفویل مورد تحلیل که در "شکل 5" به تصویر کشیده شده گویای توانایی مدل در شبیه‌سازی جریان و پیش‌بینی گذار لایه مرزی آرام به آشفتخته می‌باشد.

از آنجا که پروفیل سرعت و در نتیجه تنش برشی بر روی سطح به رژیم جریان وابسته است بنابراین ضرائب آیرودینامیکی مقطع از این پدیده تأثیر می‌پذیرد. بدین منظور مقادیر ضرائب آیرودینامیکی حاصل از شبیه‌سازی‌های انجام گرفته در کار حاضر با داده‌های تجربی مقایسه گردیده است. ضریب برآی مقطع NACA2415 در زوایای حمله 4- الی 8 درجه در "شکل 6-a" ترسیم شده است. تغییرات ضریب پسا با زاویه حمله نیز در "شکل 6-b" مشاهده می‌گردد. مقادیر تجربی در "شکل 6" داده‌های جمع‌آوری شده توسط ابوت و وان دنهوف می‌باشد که از آزمایشات انجام گرفته بر روی مقاطع بال توسط سازمان ناوا اکتباس گردیده است. داده‌های بکار رفته مربوط به همان عدد رینولدز $Re = 3 \times 10^6$ می‌باشد [17].

همان‌گونه که در منحنی‌های "شکل 6" ملاحظه می‌شود تأثیر گذار بر ضریب برآ چندان حائز اهمیت نبوده و نتایج شبیه‌سازی کاملاً آشفتخته تقریباً مشابه نتایج تخمین گذار است. این امر ناشی از سهم اندک تنش برشی سطح در مولفه عمودی نیروهای آیرودینامیکی می‌باشد [20]. (در واقع مولفه تنش برشی در راستای عمود بر وتر برابر $\tau \sin \theta$ است که در آن θ زاویه سطح ایرفویل بوده و با نازک‌تر شدن مقطع مقدار آن کوچک‌تر می‌گردد.) اما در

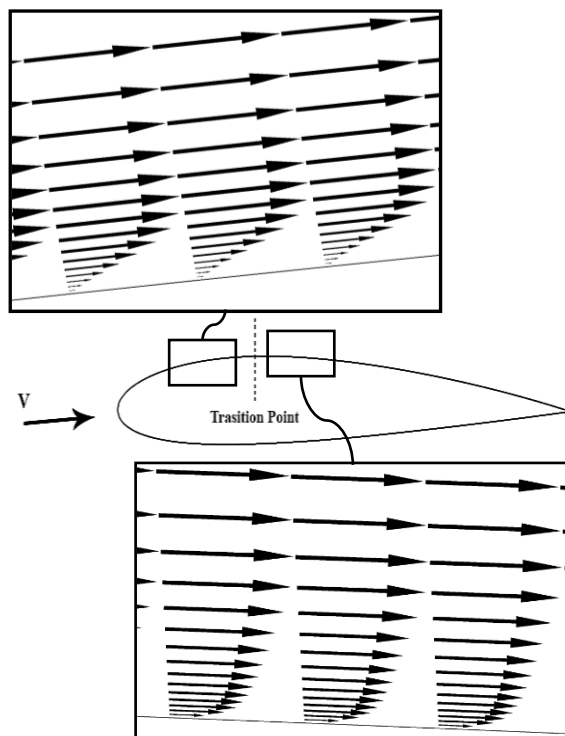


Fig. 5 Velocity profile in laminar and turbulent boundary layer, $\alpha = 4^\circ$
شکل 5 پروفیل سرعت درون لایه مرزی آرام و آشفتخته، $\alpha = 4^\circ$

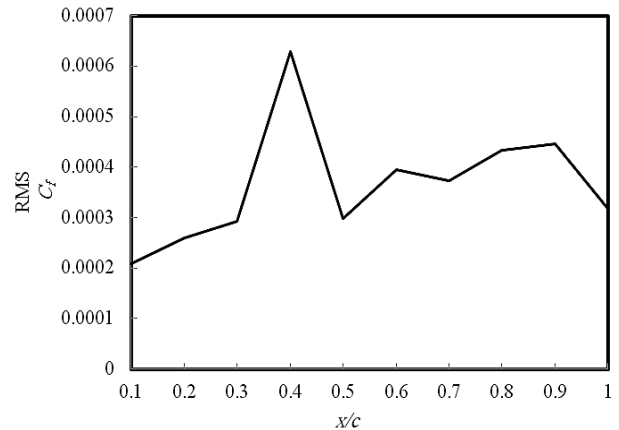
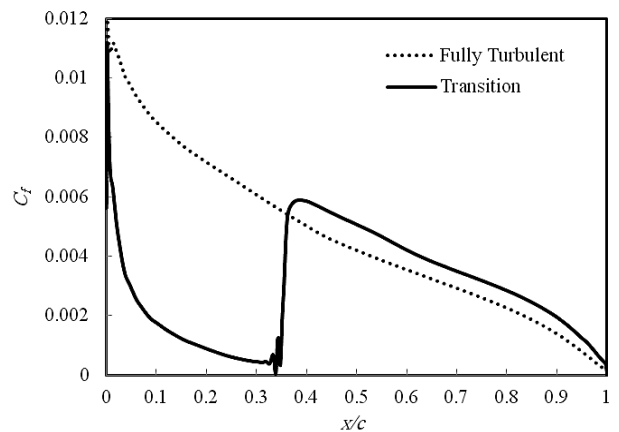
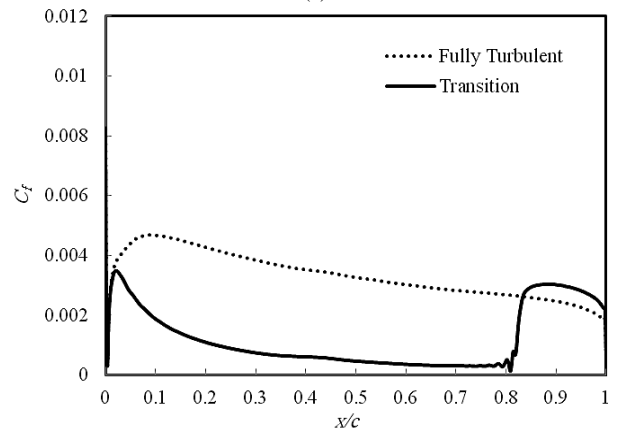


Fig. 3 Predicted turbulent onset for NACA2415 at $Re = 3 \times 10^6$ and $\alpha = 4^\circ$
شکل 3 مکان تخمینی شروع ناحیه آشفتگی برای مقطع NACA2415 در $Re = 3 \times 10^6$ و $\alpha = 4^\circ$



(a)



(b)

Fig. 4 Variation of skin friction coefficient at $Re = 3 \times 10^6$ and $\alpha = 4^\circ$
a) upper side b) lower side

شکل 4 تغییرات ضریب اصطکاک پوستی در $\alpha = 4^\circ$ و $Re = 3 \times 10^6$ سطح بالایی (a) سطح زیرین (b)

برای ویسکوزیته آشفتگی حل می‌کند. مدل اسپالارت-آلماراس نتایج خوبی برای لایه‌های مرزی که در معرض شیب فشار معکوس قرار دارند، ارائه داده است [19]. همان‌گونه که در "شکل 4" دیده می‌شود، مدل $Re_\theta - \gamma$ وقوع گذار لایه مرزی روی سطوح ایرفویل را پیش‌بینی می‌کند. بر این اساس

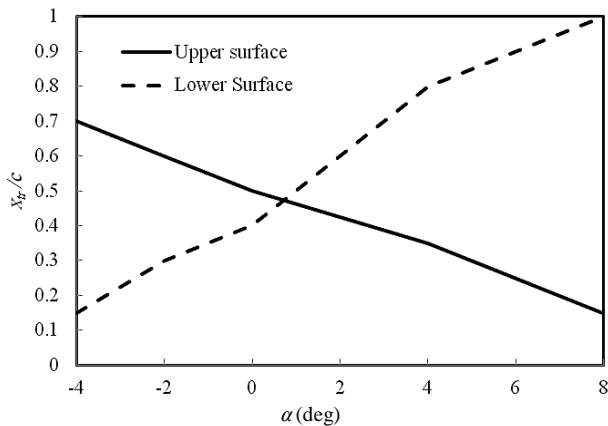


Fig. 7 Predicted transition onset for NACA2415 at $Re = 3 \times 10^6$

شکل 7 مکان تخمینی شروع گذار برای مقطع NACA2415 در $Re = 3 \times 10^6$

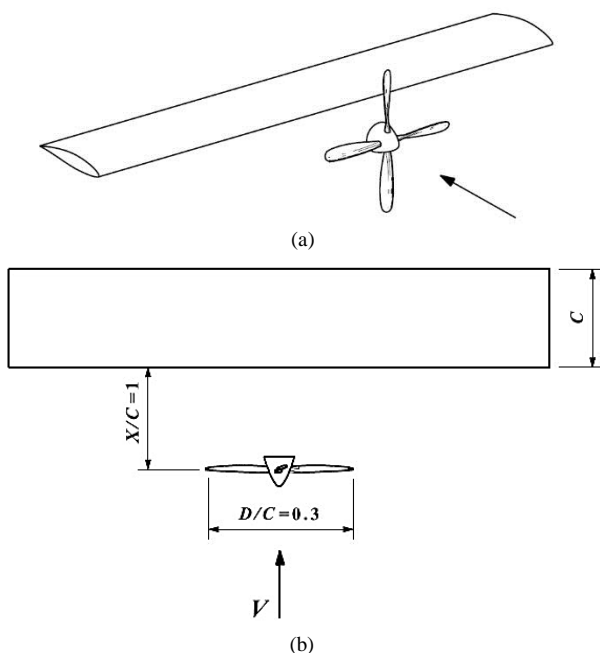


Fig. 8 A schematic of the wing-propeller model a) isometric view b) top view

شکل 8 شمایی از مدل بال-ملخ مورد تحلیل (a) نمای ایزومتریک (b) نمای بالا

الگوریتم‌های حل عددی در این شرایط مشابه روش‌های ذکر شده در بخش 3 بوده و گام زمانی نیز همان 0.0001 ثانیه در نظر گرفته شد. سرعت دورانی در نظر گرفته شده برای بررسی اثر ملخ برابر 100 RPM می‌باشد.

با حضور ملخ و جریان لغزشی ناشی از آن شاهد شکل‌گیری الگوی سه‌بعدی جریان بوده و بنابراین مشخصه‌های جریان در طول دهانه بال نیز تغییر خواهد کرد. این مسئله با نمایش خطوط جریان و کانتور ضریب فشار بر روی سطح بال قرار گرفته در پایین دست ملخ در "شکل 9" به تصویر کشیده شده است. غیریکنواختی توزیع فشار با دقت در "شکل 9" مشهود می‌باشد به گونه‌ای که در بخشی از سطح بالایی بال که فرازش ناشی از ملخ وجود دارد فشار کاهش و در مقابل در ناحیه فروزش فشار افزایش یافته است. این تغییر در توزیع فشار منجر به تغییر در توزیع بارگذاری بال در طول دهانه آن گردیده است. توزیع ضریب برای بال مورد اشاره در "شکل 10" ترسیم گردیده است. همان‌گونه که ملاحظه می‌گردد در بخشی از بال که متأثر از جریان لغزشی ملخ می‌باشد ضریب برای مقطع دستخوش تغییر گردیده است. این امر ناشی از دو عامل تغییر در زاویه حمله محلی جریان و

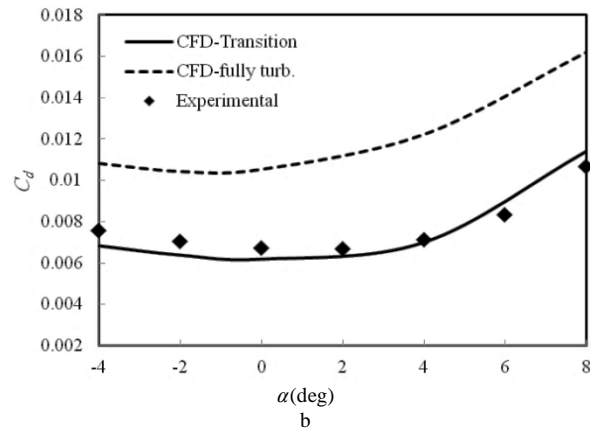
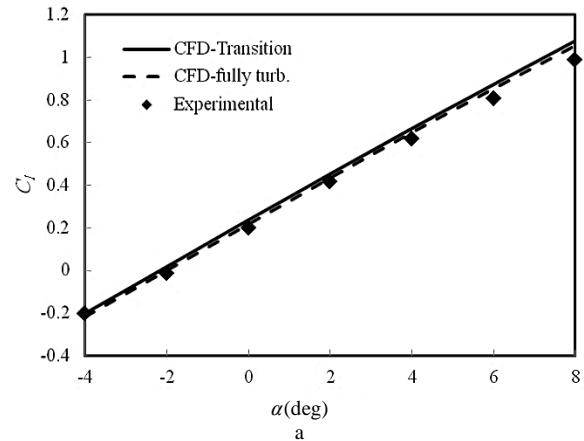


Fig. 6 Aerodynamic coefficient vs. angle of attack for NACA2415 at $Re = 3 \times 10^6$ a) lift coefficient b) drag coefficient

شکل 6 تغییرات ضرایب آیرودینامیکی مقطع NACA2415 برحسب زاویه حمله در $Re = 3 \times 10^6$ (a) ضریب برآ (b) ضریب پسا

مورد ضریب پسا نتایج به کلی متفاوت است؛ به نحوی که شبیه‌سازی کاملاً آشفته میزان پسا را تا 70% بیشتر از مقدار تجربی تخمین می‌زند. این حالی است که نتایج شبیه‌سازی گذار نزدیک به داده‌های تجربی است. این مسئله ناشی از این حقیقت می‌باشد که در حالت دوم، جریان آرام بخش قابل ملاحظه‌ای از سطح را در بر می‌گیرد. به‌طور نمونه در زاویه حمله 4 درجه در حدود 80% از سطح پایینی ایرفویل جریان آرام حاکم است و فرض C_f آشفته منجر به بروز اختلاف با شرایط واقعی می‌گردد. مکان پیدایش گذار لایه مرزی برحسب زاویه حمله برای مقطع NACA2415 که در "شکل 7" ترسیم شده است نمایشگر تغییرات هموارتر این پارامتر برای سطح بالایی در مقایسه با سطح پایینی است.

4-2- بال درون جریان لغزشی ملخ

با هدف بررسی تأثیر جریان لغزشی ملخ بر بال قرار گرفته در پایین دست، از یک مدل سه بعدی بال-ملخ مطابق "شکل 8" استفاده گردید. بدین منظور یک ملخ منفرد (یعنی ملخ بدون حضور بدنه یا اتصال به بال) که با فاصله‌ای برابر طول وتر از بال قرار داشته و قطر نسبی آن $D/C = 0.3$ است در نظر گرفته شد. ملخ نشان داده شده در "شکل 8" یک ملخ هارتزل چهار پره‌ای با زاویه گام 12° در $D_{0.75}$ می‌باشد. شبکه‌بندی مجاور ایرفویل در این حالت نیز همان شبکه نمایش داده شده در "شکل 1" و با همان ابعاد می‌باشد. لیکن در محدوده ملخ از شبکه بدون سازمان با المان‌های چهار وجهی با حداکثر طول 0.01 استفاده گردید.

پیش‌افتادگی و در ناحیه فراوزش تأخیر وقوع گذار لایه مرزی رخ می‌دهد (شکل 11-b). به طور کلی افزایش مولفه عمود بر سطح ناشی از جریان لغزشی ملخ بر روی هر سطح منجر به تأخیر گذار آرام به آشفته شده است و بالعکس.

افزایش مولفه چرخشی جریان که معادل با افزایش دور ملخ است موجب تشدید این رویه می‌گردد. این تأثیر در منحنی‌های "شکل 12" برای مکان عرضی $y/b = -0.1$ از سطح بالایی ایرفویل ترسیم گردیده است. ملاحظه می‌گردد افزایش سرعت دورانی ملخ علاوه بر کوتاه‌تر شدن ناحیه آرام و پیش‌افتادگی گذار، موجب افزایش قابل ملاحظه ضریب اصطکاک پوستی حتی در ناحیه آشفته می‌گردد.

5- نتیجه‌گیری

در کار حاضر از دو روش برای تقریب محل گذار لایه مرزی و بررسی تأثیر جریان ملخ بر روی آن استفاده شد. در روش اول از تاریخچه زمانی نوسانات ضریب پسی اصطکاک در تخمین مکان پیدایش و طول ناحیه گذار استفاده گردید. روش دوم که بر مبنای مدل گذار $\gamma - Re_\theta$ می‌باشد، ضرائب آیرودینامیکی یک ایرفویل را در یک حلگر دینامیک سیالات محاسباتی تخمین می‌زند. مقایسه نتایج این تحلیل با داده‌های تجربی در شرایط مشابه حاکی از دقت مناسب تخمین پارامترهای آیرودینامیکی در مقایسه با روش‌های

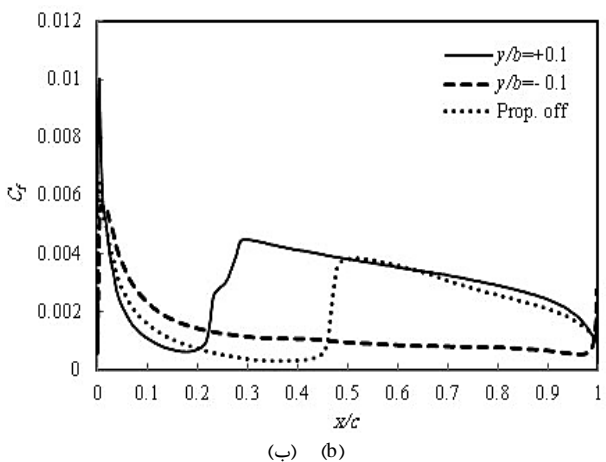
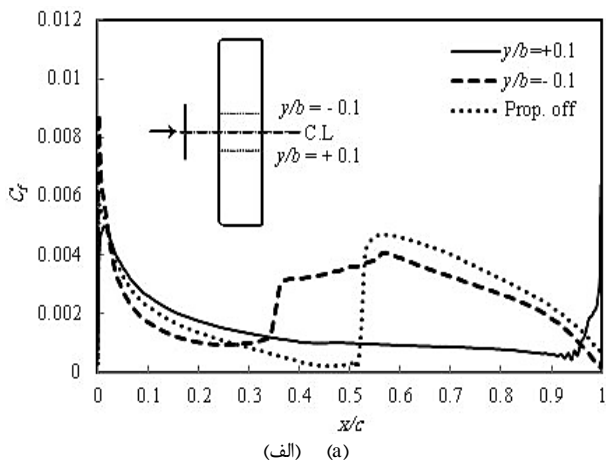


Fig. 11 Propeller effect on variation of skin friction coefficient at $\alpha = 0^\circ$ a) upper side b) lower side

شکل 11 اثر ملخ بر تغییرات ضریب اصطکاک پوستی بر روی سطح در $\alpha = 0^\circ$ (الف) سطح بالایی (ب) سطح زیرین

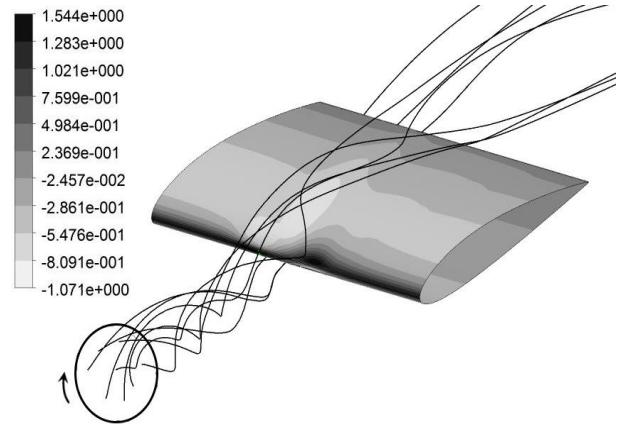


Fig. 9 Streamlines and pressure coefficient distribution over wing in presence of propeller

شکل 9 خطوط جریان و کانتور ضریب فشار بر روی سطح در شرایط حضور ملخ

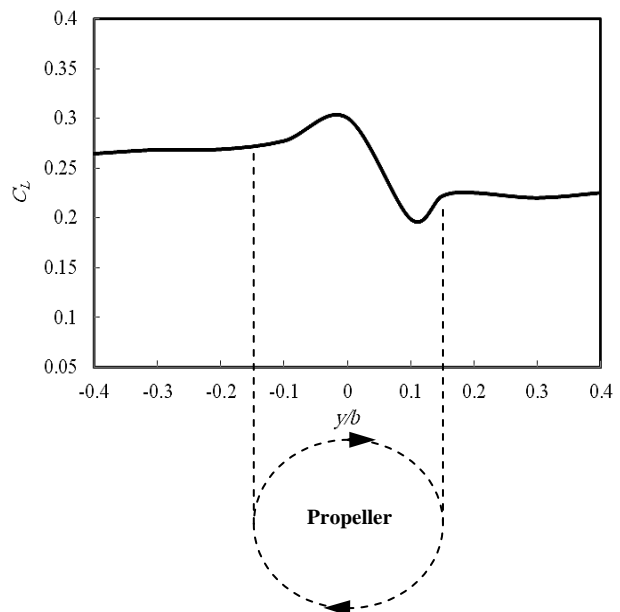


Fig. 10 Spanwise distribution of lift coefficient over wing in presence of propeller ($Re = 3 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$)

شکل 10 توزیع ضریب برآ در طول دهانه بال در حضور ملخ ($Re = 3 \times 10^6$) و $\alpha = 0^\circ$

افزایش فشار دینامیکی جریان پشت ملخ می‌باشد. در ناحیه فراوزش، افزایش زاویه حمله به دلیل وجود جریان چرخشی با افزایش فشار دینامیکی جریان تقویت گردیده و افزایش میزان برآ را به همراه دارد. اما در ناحیه فرووزش دو عامل فوق خلاف یکدیگر عمل نموده که نتیجه آن اختلاف کمتر ضریب برآ با شرایط بدون پروانه می‌باشد.

تغییرات ضریب پسی اصطکاک در مکان‌های عرضی $y/b = \pm 0.1$ برای سطوح بالایی و زیرین ایرفویل در زاویه حمله $\alpha = 0^\circ$ در "شکل 11" نمایش داده شده‌اند. به منظور مقایسه، منحنی C_f در شرایط بدون ملخ نیز ترسیم گردیده است. همان‌طور که ملاحظه می‌گردد فرووزش ملخ بر روی سطح بالایی ($y/b = +0.1$) منجر به تأخیر گذار تا نزدیکی لبه فرار ($x/c = 0.95$) شده است. در مقابل در ناحیه فراوزش بر روی سطح بالایی ($y/b = -0.1$)، پیش‌افتادگی گذار به سمت لبه حمله مشاهده گردید. این امر برای سطح پایینی به شکل معکوس اتفاق افتاده است، به نحوی که در ناحیه فرووزش

x_j	مختصه مکانی (m)
y	مکان عرضی (m)
	علایم یونانی
α	زاویه حمله (degree)
μ	لزجت دینامیکی ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$)
ρ	چگالی (kgm^{-3})
γ	ضریب تناوب
Ω, ω	چرخش (rads^{-1})
	بالانویس ها
-	مقدار میانگین
	زیرنویس ها
onset	آغاز گذار
length	طول ناحیه گذار
θ	ضخامت اندازه حرکت
turb.	آشفته

7- مراجع

- [1] H. Schlichting, K. Gersten, *Boundary Layer Theory*, 8th Edition, pp. 415-425, New York, Springer, 2000.
- [2] F. R. Menter, R. Langtry, S. Volker, Transition Modelling for General Purpose CFD Codes, *Flow, Turbulence and Combustion*, Vol. 77, No. 1, pp. 277-303, 2006.
- [3] D. D. Pasquale, A. Ronay, S. J. Garrett, A selective review of CFD transition models, *39th AIAA Fluid Dynamics Conference*, San Antonio, Texas, June 2009.
- [4] D. K. Walters, J. H. Leylek, A New Model for Boundary-Layer Transition Using a Single-Point RANS Approach, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 126, No. 1, pp. 193-202, 2004.
- [5] J. Fürst, P. Straka, J. Přihoda, D. Šimurda, Comparison of several models of the laminar/turbulent transition, *7th International Experimental Fluid Mechanics Conference*, Hradec Králové, Czech Republic, 20th – 23rd November 2012.
- [6] P. Malan, K. Suluksna, and E. Juntasaro, Calibrating the γ - Re_θ transition model for commercial CFD, *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, Florida, January 2009.
- [7] M. Dehghan Manshadi, F. Pourfattah, Numerical study about role of ground effect on flow transition from laminar to turbulent regime at low reynolds numbers, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 9, pp. 203-210, 2014. (in Persian)
- [8] V. Eshfahanian, A. A. Dehghan, M. Khoshab, H. Chizari, Direct Numerical Simulation of Controlled Transition Scenarios on a Flat plate, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 3, pp. 353-364, 2015. (in Persian)
- [9] G. Fratello, D. Favier, C. Maresca, Experimental and numerical study of the propeller/fixed wing interaction, *Journal of Aircraft*, Vol. 28, No. 6, pp. 365-373, 1991.
- [10] F. M. Catalano, On the effects of an installed propeller slipstream on wing aerodynamic characteristics, *Acta Polytechnica*, Vol. 44 No. 3, pp. 8-14, 2004.
- [11] E. A. Elsaadawy, C. P. Britcher, Experimental investigation of the effect of propeller slipstream on boundary layer behavior at low reynolds number, *18th Applied Aerodynamics Conference*, Denver, CO, U.S.A, pp. 267-276, 2000.
- [12] E. W. M. Roosenboom, A. Stürmer, A. Schröder, Comparison of PIV Measurements with Unsteady RANS Calculations in a Propeller Slipstream, *27th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, San Antonio, Texas, June 2009.
- [13] W. Fu, J. Li, H. Wang, Numerical simulation of propeller slipstream effect on a propeller-driven unmanned aerial vehicle, *International Conference on Advances in Computational Modeling and Simulation*, Published by Elsevier Ltd., pp. 150-155, 2012.
- [14] P. D. Silisteanu, R. M. Botez, Transition-flow-occurrence estimation: A new method, *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 2, pp. 703-707, 2010.

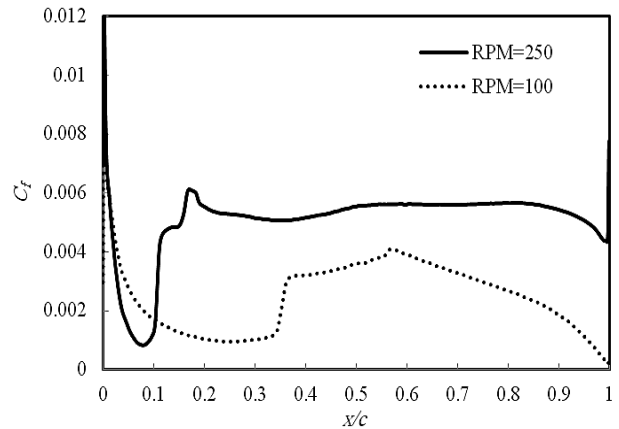


Fig. 12 Effect of propeller rotational speed on transition location over upper surface at $y/b=-0.1$

شکل 12 تأثیر سرعت دورانی ملخ بر محل گذار بر روی سطح بالایی در $y/b=-0.1$

کلاسیک حل معادلات RANS می‌باشد که جریان را با فرض کاملاً آشفته مدل‌سازی می‌کند. در حالی که شبیه‌سازی کاملاً آشفته تا 70% خطا (در زاویه حمله چهار درجه) در محاسبه ضریب پساى مقطع دارد، با تخمین گذار این مقدار حداکثر به 10% (در زاویه حمله 2- درجه) کاهش می‌یابد. استفاده از ملخ به‌عنوان پیشران، تداخل بین جریان لغزشی و سایر اجزای وسیله پرنده به ویژه بال را به همراه دارد. حضور ملخ در بالادست بال موجب تغییر در الگوی جریان و در نتیجه مشخصه‌های لایه مرزی در طول دهانه بال می‌شود. عدم تقارن توزیع فشار و در نتیجه تغییر در توزیع برآ در طول دهانه بال بارزترین اثر جریان لغزشی می‌باشد. تغییر مکان آغاز گذار لایه مرزی نیز نتیجه دیگر قرارگیری بال در پایین دست ملخ است. این جابجایی می‌تواند بسته به موقعیت مقطع در طول دهانه متفاوت باشد. در مقایسه با شرایط بدون ملخ، در نواحی که جریان لغزشی ملخ منجر به افزایش مولفه عمودی سرعت بر روی سطح بال می‌گردد، گذار آرام به آشفته به تأخیر می‌افتد. به‌طور نمونه در ناحیه فروزش بر روی سطح بالایی بال شاهد تأخیر در شروع گذار بوده و متقابلاً در ناحیه فراوزش جریان، گذار نزدیک‌تر به لبه حمله رخ می‌دهد. افزایش دور و در نتیجه افزایش مولفه چرخشی جریان لغزشی ملخ باعث تشدید این روند در هر دو ناحیه می‌گردد.

6- فهرست علائم

b	طول دهانه بال (m)
C	طول وتر ایرفویل (m)
C_f	ضریب پساى اصطکاکی
C_d	ضریب پسا
C_l	ضریب برآ
D	قطر ملخ (m)
E	اضمحلال آشفته‌گی
P	تولید آشفته‌گی
Re	عدد رینولدز
S	نرخ کرنش (s^{-1})
t	زمان (s)
T	دما (K)
TI	شدت توربولانس
u_j, V	سرعت (ms^{-1})

- 410-481, New York, Dover Publications, Inc., 1959.
- [18] F. White, *Viscous Fluid Flow*, third edition, pp. 398-440, New York, McGraw Hill, 2006.
- [19] P. R. Spalart, S. R. Allmaras, A one-equation turbulence model for aerodynamic flows, *30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, U.S.A, 1992.
- [20] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, pp. 15-22, New York, McGraw Hill, 2001.
- [15] F. R. Menter, R. B. Langtry, S. R. Likki, Y. B. Suzen, P. G. Huang, S. Völker, A correlation-based transition model using local variables-part I: Model formulation, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 128, No. 3, pp. 413-422, 2006.
- [16] F. R. Menter, P. E. Smirnov, T. Liu, R. Avancha, A one-equation local correlation-based transition model, *Flow, Turbulence and Combustion*, Vol. 95, No. 4, pp. 583-619, December 2015.
- [17] I. H. Abbott, A. E. Von Doenhoff, *Theory of Wing Sections*, pp.