مجله مهندسی مکانیک مدرس، خرداد 1397، دوره 18، شماره 03، ص‌ص 282-290

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

مقایسه مدل‌های واماندگی دینامیکی با استفاده از رویکرد عددی و نیمه تحلیلی در ایرفویل توربین بادی

سپهر راسخ[1]، سعید کریمیان علی ابادی[2*]، محمد حسینی دوست[1]

1- کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، تهران
2- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، تهران
* تهران، صندوق پستی 14115111 , karimian@modares.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 27 آبان 1396
پذیرش: 18 بهمن 1396
ارائه در سایت: 10 اسفند 1396

کلید واژگان:
واماندگی دینامیکی
ایرفویل توربین بادی
مدل‌های نیمه تحلیلی
روش عددی

چکیده

در این پژوهش، مدل‌های نیمه تحلیلی و عددی موجود که به منظور بررسی اثرات واماندگی دینامیکی در پره‌های توربین بادی استفاده می‌شوند با هم مقایسه شده‌اند، و نقاط قوت و ضعف هر کدام بیان می‌شود. از اثرات واماندگی دینامیکی می‌توان به افزایش ضریب نیروی برا بیشینه نسبت به حالت پایا و افزایش احتمال وقوع پدیده فلاتر اشاره نمود. روش‌های نیمه تحلیلی مورد بررسی، روش لیشمن-بدووس، روش اسنل و روش اونرا می‌باشند و برای شبیه‌سازی عددی از روش حجم محدود در محیط نرم‌افزار فلوئنت استفاده شده است. مقایسه نتایج شبیه‌سازی، با استفاده از داده‌های ازمایشگاهی انجام می‌شود. ضریب برا با استفاده از همه روش‌های یاد شده به دست آورده شده است و برای به دست آوردن ضریب پسا در حالت دینامیکی از روش‌های عددی و لیشمن- بدووس استفاده می‌شود. پارامترهایی که برای مقایسه مدل‌های مختلف مورد استفاده قرار گرفته‌اند، میزان بیشینه ضریب نیروی برا و زاویه حمله رخداد آن، میزان خطا در فاز افزایش زاویه حمله و میزان خطا در فاز کاهش زاویه حمله می‌باشند. نتایج نشان می‌دهند که از بین روش‌های نیمه تحلیلی، روش لیشمن-بدووس دقت بیشتری در پیش بینی ضریب برا دارد، و روش عددی اگرچه می‌تواند جزئیات بیشتری از جریان را نسبت به روش‌های نیمه تحلیلی مورد بررسی قرار دهد، اما این روش به خصوص در فاز کاهش زاویه حمله خطا دارد. نتایج شبیه‌سازی ضریب پسا نشان می‌دهد که روش عددی دقت بیشتری در پیش‌بینی این ضریب نسبت به روش لیشمن-بدووس دارد. نتایج به دست آمده می‌تواند محققان را در انتخاب مدل مناسب واماندگی دینامیکی برای بررسی آیرودینامیکی توربین‌های بادی یاری کند.

Comparison of dynamic stall models using numerical and semi-empirical approaches for a wind-turbine airfoil

Sepehr Rasekh, Saeed Karimian Aliabadi*, Mohammad Hosseinidoust

Department of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran
* P.O.B. 14115111 Tehran, Iran, karimian@modares.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 18 November 2017
Accepted 07 February 2018
Available Online 01 March 2018

Keywords:
Dynamic stall
Wind turbine airfoil
Semi-Empirical models
CFD

ABSTRACT

In this paper, the Semi-Empirical and numerical methods that can be used to investigate the effects of dynamic stall in wind turbine blades are compared with each other, and the capabilities of the methods are studied. The Semi-Empirical Leishman-Beddoes (L-B), Snel and ONERA methods have been used, and the finite volume method was being used for numerical simulations. The experimental measurements have been used in order to compare the methods. The lift coefficient is calculated by all the methods, and the drag coefficient has been computed by the numerical and Leishman-Beddoes methods. The parameters have been used in order to compare the methods, are the maximum lift coefficient value, the angle of attack of the largest lift coefficient, the error at upstroke phase and the error at down stroke phase. The results show among the semi-empirical models; the L-B method has the highest precision to predict the lift coefficient, and although the numerical method can investigate the flow with more details, but the error percentage at the down stroke phase is higher than expectations. The results from the drag coefficient modeling show that the numerical method can predict this coefficient better than the L-B method. The results also can help researchers to select the best dynamic stall model in order to investigate the wind-turbine aerodynamics.

1- مقدمه

واماندگی دینامیکی از شایع‌ترین پدیده‌هایی می‌باشد که پره‌های توربین‌های بادی آن را تجربه می‌کنند و ثابت شده است که این پدیده اثر زیادی بر روی روتور توربین دارد[1]. از علل اصلی رخداد واماندگی دینامیکی می‌توان به اثرات لایه مرزی زمین، زاویه انحراف جریان از صفحه روتور، حضور سیستم کنترل زاویه گام و حرکت سکوی توربین‌های بادی شناور یاد نمود[2]. برای

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:

S. Rasekh, S. Karimian Aliabadi, M. Hosseinidoust, Comparison of dynamic stall models using numerical and semi-empirical approaches for a wind-turbine airfoil, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 18, No. 03, pp. 282-290, 2018 (in Persian)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-20]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.39.0]

بررسی واماندگی دینامیکی، سه روش پیشنهاد می‌شود. روش اول استفاده از تجهیزات آزمایشگاهی می‌باشد. روش دوم استفاده از مدل‌های نیمه تحلیلی و روش سوم استفاده از روش‌های عددی می‌باشد. ازمدل‌های نیمه تحلیلی موجود می‌توان به مدل لیشمن-بدووس [3][1]، مدل اونرا[2][4] و مدل اسنل[3][5] اشاره نمود. این مدل‌ها، از داده‌های حالت پایا برای به دست آوردن ضرایب آیرودینامیکی در حالت ناپایا یا دینامیکی استفاده می‌کنند. مدل لیشمن-بدووس توسط مراجع مختلفی مورد استفاده قرار گرفته است، به یکی از آنها می‌توان به تحقیق گوپتا و لیشمن[6] اشاره نمود که با استفاده از این روش، ضرایب آیرودینامیکی را برای ایرفویل S809 که در توربین‌های بادی مورد استفاده قرار می‌گیرد، در حالت واماندگی دینامیکی مورد بررسی قرار داده‌اند. نتایج حاکی از دقت مناسب این روش می‌باشد. پریرا و همکارانش [7] نیز با استفاده از روش لیشمن-بدووس تحلیل آیرودینامیکی را برای توربین مکزیکو انجام داده‌اند که از مقایسه نتایج شبیه‌سازی و نتایج آزمایشگاهی می‌توان به این نتیجه رسید که این روش از دقت خوبی برخوردار می‌باشد. گارتنر و لکنر[8] نیز روش لیشمن-بدووس را با روش گردابه ای VLM ترکیب کرده‌اند و نتایج قابل قبولی را به دست آورده‌اند. از دیگر کارها می‌توان به تحقیق ابراهیمی و سکندری[9] اشاره نمود که از روش اونرا برای مدل سازی آیروالاستیک توربین باد محور افقی مگاواتی استفاده کرده‌اند.

در زمینه روش‌های عددی برای تحلیل واماندگی دینامیکی می‌توان به پژوهش قرعلی و جانسون[10] اشاره نمود که اثرات واماندگی دینامیکی را برای ایرفویل ناکا 0012 مورد بررسی قرار داده‌اند. نتایج این تحقیق برای این ایرفویل نشان دهنده نوسانات زیاد در زمان رخداد واماندگی دینامیکی می‌باشد. حفیظی راد و همکاران[11] با استفاده از روش لایه مرزی، نحوه رخداد جدایش را در پره توربین باد نشان داده‌اند. قرعلی و جانسون[12] با استفاده از روش عددی رفتار آیرودینامیکی ایرفویل S809 را در حالتی که پره دارای خوردگی می‌باشد، بررسی کرده‌اند و به این نتیجه رسیده‌اند که خوردگی باعث کاهش ضریب نیروی برا و در نتیجه کاهش راندمان ایرفویل می‌شود. اگر چه روش‌های عددی هزینه محاسباتی زیادی دارند ولی با استفاده از این روش‌ها می‌توان رفتار ایرفویل را در زمان واماندگی مشاهده نمود به طور مثال می‌توان تشکیل گردابه در لبه حمله ایرفویل را مشاهده کرد[10]. اما روش‌های نیمه تحلیلی موجود زمان محاسباتی بسیار کمی دارند و در عین حال می‌توانند دقت مناسبی هم داشته باشند.

در زمینه کارهای تجربی می‌توان به ازمایش انجام شده در دانشگاه اهایو امریکا[13] اشاره نمود. در این ازمایش، ایرفویل‌های مورد استفاده در توربین‌های بادی در شرایط دینامیکی مورد بررسی قرار گرفته‌اند. ایرفویل‌های مورد استفاده حول یک نقطه از ایرفویل نوسان چرخشی می‌کنند و ضرایب آیرودینامیکی استخراج می‌گردند. این آزمایش برای دامنه‌های مختلف زاویه حمله و فرکانس‌های کاسته انجام شده است.

در این تحقیق، به بررسی میزان دقت روش‌های نیمه تحلیلی و عددی موجود به منظور پیش‌بینی ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل توربین بادی، در حالت دینامیکی پرداخته شده است. ایرفویل مورد استفاده در این تحقیق، ایرفویل نسبتا ضخیم S825 می‌باشد که برخی از مشخصات این ایرفویل در جدول 1 نشان داده شده است. این ایرفویل در مقاطع میانی پره توربین باد قابل استفاده می‌باشد. روش‌های نیمه تحلیلی مورد استفاده روش‌های لیشمن-بدووس، اسنل و اونرا می‌باشند. برای تحلیل عددی از روش حجم محدود در محیط نرم‌افزار حل عددی استفاده شده است و کد روش‌های نیمه تحلیلی در نرم‌افزار متلب[4] توسط نویسندگان تدوین شده است.

2- واماندگی دینامیکی

زمانی که یک ایرفویل تحت تغییرات زاویه حمله متغیر با زمان قرار می‌گیرد به شرطی که زاویه حمله از زاویه حمله واماندگی بیشتر باشد، جدایی جریان خود را به صورت واماندگی دینامیکی نشان می‌دهد[12]. این پدیده بعد از بی رمق شدن جریان با تشکیل گردابه در لبه حمله ایرفویل (LEV) شروع شده که با گذشت زمان این ساختار گردابه ای از سمت لبه حمله به سمت لبه فرار می‌رود. در این حالت نیروی برا بیشینه از حالت استاتیکی بیشتر می‌باشد. علت این افزایش بیشینه نیروی برا این می‌باشد که اولا جدایش کامل به تعویق افتاده و ثانیا وجود گردابه یاد شده باعث افزایش گردش[5] بر روی ایرفویل می‌شود. همچنین چسبیدن دوباره جریان به سطح ایرفویل نیز به تعویق می‌افتد. زمانی که گردابه به سمت لبه فرار می‌رود، مرکز فشار ایرفویل نیز به سمت لبه فرار متمایل می‌شود که این باعث می‌شود تا گشتاوری به ایرفویل وارد شود که لبه حمله ایرفویل به سمت پایین متمایل شود. این گشتاور اثر مخربی بر روی پره توربین دارد زیرا توزیع جدایش جریان بر روی پره توربین یکنواخت نمی‌باشد. همچنین دمپینگ[6] آیرودینامیکی نیز در اثر وقوع این پدیده کاهش یافته و باعث می‌شود تا احتمال وقوع فلاتر[7] افزایش یابد. دیگر جنبه منفی واماندگی دینامیکی این می‌باشد که به علت افزایش بیشینه نیروی برا، نیروی‌های وارده بر پره توربین بیشتر شده و باعث می‌شود تا پره از نظر سازه‌ای آسیب ببیند.

3- روش لیشمن-بدووس

این روش مدل سازی واماندگی دینامیکی را بر اساس تقسیم مدل به سه قسمت مرتبط به هم انجام می‌دهد. در ابتدا جریان به صورت چسبیده فرض شده و سپس با استفاده از داده‌های قسمت قبل نیروهای آیرودینامیکی با اضافه شدن اثرات ناپایای جدایش جریان به دست می‌ایند و بعد از آن اثر گردابه به وجود آمده و اثرات تاخیری آن بررسی می‌شود.

3-1- جریان ناپایای چسبیده به سطح

در این قسمت با استفاده از روش پاسخ واحد نیروهای آیرودینامیکی در حالت جریان چسبیده، به دست می‌آیند. فرض بر آن است که جریان پتانسیل می‌باشد و البته این فرض به علت لحاظ نکردن جدایش لطمه‌ای به محاسبات وارد نمی‌کند. دیگر فرض این روش این می‌باشد که به جای ایرفویل، صفحه تخت را مبنای محاسبات قرار داده است. اثرات جریان با ماخ بیشتر از 0.3 تا قبل از جریان صوتی نیز در این روش به صورت روابط تحلیلی منظور شده است. در روش پاسخ واحد[8]، حل به دو قسمت تقسیم می‌شود. قسمت اول نیروهای ناشی از اثرات چرخشی و قسمت دوم ناشی از نیروهای غیر چرخشی

جدول 1 مشخصات ایرفویل S825 (حالت پایا) [13]

Table 1 Characteristics of S825 airfoil (steady) [13].

ضخامت	زاویه حمله ضریب برا صفر	شیب نمودار ضریب برا	ضریب برا بیشینه	زاویه واماندگی (درجه)
0.17 C	-5.63	0.108	1.43	11.2

[1] Leishman-Beddoes
[2] ONERA
[3] Snel

[4] MATLAB
[5] Circulation
[6] Damping
[7] Flutter
[8] Indicial response method

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-20]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.39.0]

می‌باشد [14] که ضرایب آیرودینامیکی از مجموع این دو قسمت به دست می‌آیند. در این تحقیق، سعی بر آن است تا به صورت خلاصه روابط دو قسمت یاد شده آورده شوند. در روش پاسخ واحد، با استفاده از ترکیب پاسخ واحد برای تغییر زاویه حمله (α) ناگهانی و تغییر ناگهانی نرخ زاویه پیچ[1] (q) ایرفویل ضریب نیروی برا که ترکیبی از تابع پاسخ واحد قسمت‌های چرخشی و غیر چرخشی می‌باشد[3] به صورت روابط (2,1) تعریف شده است:

$$\frac{C_{\alpha_n}}{\alpha} = \frac{4}{M}\phi_a^{nc}(s,M) + \frac{2\pi}{\beta}\phi_a^{c}(s,M) \quad (1)$$

$$\frac{C_{q_n}}{\alpha} = \frac{1}{M}\phi_q^{nc}(s,M) + \frac{\pi}{\beta}\phi_q^{c}(s,M) \quad (2)$$

در روابط (1) و (2) تابع پاسخ واحد قسمت چرخشی که تابع عدد ماخ جریان و زمان بی بعد ($s = Ut/b$) می‌باشد، از رابطه (3) به دست می‌آید:

$$\phi_a^c(s,M) = \phi_q^c(s,M) = 1 - A_1\exp(-b_1\beta^2 s) - A_2\exp(-b_2\beta^2 s) \quad (3)$$

در روابط قبل، نرخ تغییر زاویه پیچ برابر $q = \acute{\alpha}c/U$ می‌باشد. قسمت چرخشی با استفاده از انتگرال گیری دوهامل به صورت رابطه (4) تعریف شده است.

$$C_{a_n}^{c} = C_{n_\alpha}\alpha_e(s,M) \quad (4)$$

در رابطه (4)، α_e که زاویه حمله معادل نام دارد به صورت رابطه (5) تعریف می‌شود:

$$\alpha_e(s,M) = \alpha(s) - X(s) - Y(s) \quad (5)$$

در رابطه (5)، $X(s)$ و$Y(s)$ از روابط (7,6) بدست می‌آیند:

$$X(s) = X(s-\Delta s)\exp(-b_1\beta^2\Delta s) + A_1\Delta\alpha\exp(-\frac{b_1\beta^2\Delta s}{2}) \quad (6)$$

$$Y(s) = Y(s-\Delta s)\exp(-b_2\beta^2\Delta s) + A_2\Delta\alpha\exp(-\frac{b_2\beta^2\Delta s}{2}) \quad (7)$$

در روابط قبل و پیشرو M عدد بی بعد ماخ، $\beta = \sqrt{1-M^2}$ و $\Delta\alpha$ تغییر زاویه حمله می‌باشند.

در روابط (6) و (7)، ضرایب A_1 و A_2 و b_1 و b_2، ضرایب تابع پاسخ واحد می‌باشند. سهم غیر چرخشی نیروی آیرودینامیکی از روابط (8) و (9) به دست می‌آیند.

$$C_{a_n}^{nc} = (K_{\alpha_n} - \acute{K}_{\alpha_n})\frac{4k_\alpha T_l}{M} \quad (8)$$

$$C_{q_n}^{nc} = (K_{q_n} - \acute{K}_{q_n})\frac{k_q T_l}{M} \quad (9)$$

در روابط (8) و (9) ضریب K و $\acute{K}$ با استفاده از روابط (10) تا (13) به دست می‌آیند. T_l برابر نسبت طول وتر ایرفویل به سرعت صوت می‌باشد.

$$K_{\alpha_n} = \frac{\alpha_n - \alpha_{n-1}}{\Delta t} \quad (10)$$

$$K_{q_n} = \frac{q_n - q_{n-1}}{\Delta t} \quad (11)$$

$$\acute{K}_{\alpha_n} = \exp\left(-\frac{\Delta t}{2d_a T_l}\right)(\acute{K}_{\alpha_{n-1}} + K_{\alpha_n} - K_{\alpha_{n-1}}) \quad (12)$$

$$\acute{K}_{q_n} = \exp\left(-\frac{\Delta t}{2d_q T_l}\right)(\acute{K}_{q_{n-1}} + K_{q_n} - K_{q_{n-1}}) \quad (13)$$

در روابط (10) تا (13) می‌توان روابط (15,14) را نوشت:

$$d_a = 0\cdot 75[(1-M) + \pi\beta^2 M^2(A_1b_1 - A_2b_2)]^{-1} \quad (14)$$

$$d_q = 0\cdot 75[(1-M) + 2\pi\beta^2 M^2(A_1b_1 - A_2b_2)]^{-1} \quad (15)$$

حال با استفاده از ترکیب روابط (4) و (8) و (9)، نیرو در راستای عمود بر سطح ایرفویل در حالت جریان چسبیده به دست می‌آید. بنابراین می‌توان رابطه (16) را نوشت:

$$C_{n_n}^{pot} = C_{\alpha_n}^{c} + C_{\alpha_n}^{nc} + C_{q_n}^{nc} \quad (16)$$

2-3- جریان ناپایای جدا شده

این روش، از تئوری هلمهولتز-کرشهوف[15]، که رابطه بین محل جدایش جریان و ضریب نیروی عمود بر سطح ایرفویل را بیان می‌سازد، برای به دست آوردن نیروی عمود بر سطح ایرفویل در حالت جدایش استفاده می‌کند. معادله (17) از تئوری هلمهولتز-کرشهوف به دست آمده است که در این معادله، f برابر نسبت فاصله نقطه جدایش از لبه حمله به طول وتر ایرفویل می‌باشد که با داشتن زاویه حمله و ضریب نیروی عمود بر سطح در حالت پایا به دست می‌آید.

$$C_n(\alpha,f) = C_{n_\alpha}\left(\frac{1+\sqrt{f}}{2}\right)^2\sin(\alpha) \quad (17)$$

رابطه (17) برای حالت پایا استفاده می‌شود. در این رابطه C_{n_α} برابر شیب منحنی ضریب نیروی عمود بر ایرفویل بر حسب زاویه حمله می‌باشد. برای استفاده در حالت ناپایا بایستی رابطه (17) اصلاح شود. برای این کار کافی است تا تأخیر به وجود آمده در حالت ناپایا به صورت رابطه (18) تعریف شود:

$$C_{n_n}^{\acute{}} = C_{n_n}^{pot} - D_{p_n} \quad (18)$$

که در رابطه (18)، می‌توان رابطه (19) را نوشت:

$$D_{p_n} = D_{p_{n-1}}\exp\left(-\frac{\Delta s}{T_p}\right) + (C_{n_n}^{pot} - C_{n_{n-1}}^{pot})\exp\left(-\frac{\Delta s}{2T_p}\right) \quad (19)$$

حال با استفاده از رابطه‌های (18) و (19) زاویه حمله مؤثر به صورت رابطه (20) تعریف می‌شود:

$$\alpha_f(t) = \frac{C_{n_n}^{\acute{}}}{C_{n_\alpha}} \quad (20)$$

با استفاده از زاویه حمله مؤثر، نقطه جدایش مؤثر ($\acute{f}$) نیز با استفاده از رابطه (16) به دست می‌آید. در این روش بایستی برای اعمال اثر لایه مرزی ناپایا مقدار $\acute{f}$ اصلاح شود. برای این کار $\ddot{f}$ به صورت رابطه (21) تعریف شده است:

$$\ddot{f} = \acute{f} - D_{f_n} \quad (21)$$

$$D_{f_n} = D_{f_{n-1}}\exp\left(-\frac{\Delta s}{T_f}\right) + (\acute{f}_n - \acute{f}_{n-1})\exp\left(-\frac{\Delta s}{2T_f}\right) \quad (22)$$

حال با به دست آمدن $\ddot{f}$ که اصلاح شده f می‌باشد، ضرایب نیروی عمود و مماس بر سطح ایرفویل در حالت ناپایا با استفاده از روابط (23) و (24) به دست می‌آیند. α_0 نیز معادل زاویه حمله C_n برابر صفر می‌باشد.

$$C_{n_n}^{f} = C_{n_\alpha}\left(\frac{1+\sqrt{\ddot{f}}}{2}\right)^2\sin(\alpha_e - \alpha_0) \quad (23)$$

$$C_{a_n} = C_{n_\alpha}\sqrt{\ddot{f}}\,(\alpha - \alpha_0)\sin(\alpha_e - \alpha_0) \quad (24)$$

3-3- اثر گردابه بر روی نیروی برا

همان‌طور که گفته شد واماندگی دینامیکی با ایجاد گردابه ای در لبه حمله شروع می‌شود. بنابراین بایستی اثر این گردابه که در راستای وتر ایرفویل حرکت می‌کند تا به لبه فرار برسد، در معادلات این روش لحاظ شود. برای این کار لازم است اختلاف بین ضریب نیروی عمودی خطی شده قسمت

[1] Pitching rate

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-20]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.39.0]

چرخشی در حالت ناپایا را از قسمت خیر خطی آن با استفاده از تئوری کرشهوف محاسبه نمود، که به صورت روابط (25) و (26) تعریف می‌شود:

$$C_{v_{\mathrm{n}}} = C^{\mathrm{c}}_{\alpha_{\mathrm{n}}}(1 - K_{\mathrm{n}_{\mathrm{n}}}) \quad (25)$$

$$K_{\mathrm{n}_{\mathrm{n}}} = \left(\frac{1+\sqrt{\bar{f}}}{2}\right)^2 \quad (26)$$

تا زمانی که این گردابه از ایرفویل کاملاً دور نشده است، هنوز اثر افزایشی در ضریب نیروی عمود بر ایرفویل دارد. رابطه (27) اثر این گردابه را بر روی ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل نشان می‌دهد.

$$C^{v}_{\mathrm{n}_{\mathrm{n}}} = C^{v}_{\mathrm{n}_{\mathrm{n}-1}} \exp\left(-\frac{\Delta s}{\mathrm{T_v}}\right) + (C_{v_{\mathrm{n}}} - C_{v_{\mathrm{n}-1}}) \exp\left(-\frac{\Delta s}{2\mathrm{T_v}}\right) \quad (27)$$

حال برای به دست آوردن ضریب نیروی عمودی بر ایرفویل کافی است تا روابط (8)، (9)، (23) و (27) با هم جمع شوند که به صورت رابطه (28) به دست می‌آید:

$$C_{\mathrm{n}_{\mathrm{n}}} = C^{v}_{\mathrm{n}_{\mathrm{n}}} + C^{f}_{\mathrm{n}_{\mathrm{n}}} + C^{\mathrm{nc}}_{q_{\mathrm{n}}} + C^{\mathrm{nc}}_{\alpha_{\mathrm{n}}} \quad (28)$$

مقدار ضریب برا و ضریب پسا با ترکیب روابط (24) و (28) در هر زاویه حمله به دست آورده می‌شود.

4- روش اسنل

یکی دیگر از روش‌های نیمه تحلیلی مورد استفاده برای مدل سازی واماندگی دینامیکی روش اسنل می‌باشد که در تحلیل‌های ایروالاستیک مورد استفاده قرار می‌گیرد. در ذیل به روابط این روش اشاره شده است[5]. این روش نیروی برا را در حالت واماندگی دینامیکی به صورت مجموعی از نیروی برا در حالت استاتیکی $C_{l,\mathrm{stat}}$ و پاسخ یک معادله دیفرانسیل مرتبه اول که در رابطه (29) آمده است، بیان می‌کند.

$$Cf_1 \Delta\dot{C}_{l,1} + Cf_2 \Delta C_{l,1} = ft \quad (29)$$

بنابراین نیروی برا در حالت دینامیکی برابر رابطه (30) می‌باشد.

$$C_{l,\mathrm{dyn}} = C_{l,\mathrm{stat}} + \Delta C_{l,1} \quad (30)$$

در رابطه (30) Cf_1، Cf_2 و ft با استفاده از روابط (31) تا (33) به دست می‌آیند:

$$Cf_1 = \frac{C}{2U} \quad (31)$$

$$Cf_2 = \frac{1 + 0.5\Delta C_{l,\mathrm{pot}}}{8(1 + 60 Cf_1 \dot{\alpha})} \quad \text{اگر } \dot{\alpha} Cl_{\mathrm{pot}} \le 0$$

$$Cf_2 = \frac{1 + 0.5\Delta C_{l,\mathrm{pot}}}{8(1 + 80 Cf_1 \dot{\alpha})} \quad \text{اگر } \dot{\alpha} Cl_{\mathrm{pot}} > 0 \quad (32)$$

$$ft = Cf_1 \Delta\dot{C}_{l,\mathrm{pot}} \quad (33)$$

که از روابط بالا می‌توان رابطه (34) را نوشت:

$$\Delta C_{l,\mathrm{pot}} = C_{l,\mathrm{pot}} - C_{l,\mathrm{stat}} \quad (34)$$

برای استفاده از این روش، به نتایج دقیق آزمایشگاهی در حالت استاتیکی نیاز است. برای به دست آوردن نیروی برا در حالت جریان پتانسیل کافی است از برون‌یابی ناحیه خطی نمودار ضریب برا بر حسب زاویه حمله در حالت استاتیکی استفاده نمود.

5- روش اونرا

در این روش ضریب نیروی برا با استفاده از مجموع دو مؤلفه‌ی ($C_{l,1}$)، که با فرض جریان چسبیده به سطح به دست می‌آید و ($C_{l,2}$)، که اثرات جدایش جریان را لحاظ می‌کند، به دست آورده می‌شود[4]. از معایب این روش تعداد زیاد ثوابت می‌باشد که این ثوابت در جدول 2 نشان داده شده‌اند. این روش از داده‌های استاتیک و همچنین داده پتانسیل نیز استفاده می‌نماید. برای به دست آوردن دو مؤلفه یاد شده کافی است معادلات دیفرانسیل (35) و (36) حل گردند. برای حل معادله غیر خطی (36) کافی است تا از روش مرتبه دو پس رو استفاده نمود. ضریب برا در حالت دینامیکی در این روش از رابطه (37) به دست آورده می‌شود.

$$\dot{C_{l,1}} + \lambda_{\mathrm{L}} C_{l,1} = \lambda_{\mathrm{L}} C_{l,\mathrm{pot}} + (\lambda_{\mathrm{L}} \mathrm{S_L} + \sigma_L)\dot{\alpha} + \mathrm{S_L}\ddot{\alpha} \quad (35)$$

$$\ddot{C_{l,2}} + a_L \dot{C_{l,2}} + r_L C_{l,2} = -(r_L \Delta C_l + e_L \Delta\dot{C_l}) \quad (36)$$

$$C_{l.\mathrm{dyn}} = C_{l,1} + C_{l,2} \quad (37)$$

مقدار ΔC_l از رابطه (38) به دست می‌اید. از روابط بالا مشتق نسبت به زمان بی بعد گرفته می‌شود و ثوابت موجود در این روابط نیز در جدول 2 نشان داده شده است. پارامترهای σ_L، r_L و e_L از روابط (39) تا (41) به دست می‌آیند.

$$\Delta C_l = C_{l,\mathrm{stat}} - C_{l,\mathrm{pot}} \quad (38)$$

$$r_L = \left(\mathrm{r_0} + \mathrm{r_2}\Delta {C_l}^2\right)^2 \quad (39)$$

$$e_L = \mathrm{e_2}\Delta {C_l}^2 \quad (40)$$

$$a_L = \mathrm{a_0} + \mathrm{a_2}\Delta {C_l}^2 \quad (41)$$

6- مدل‌سازی عددی

معادلات دو بعدی ناپایای رنس[1] برای حل عددی جریان سیال استفاده شده است. معادلات پیوستگی و مومنتم که در حل عددی مورد استفاده قرار می‌گیرند، به صورت روابط (42) تا (44) می‌باشد.

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (42)$$

$$\frac{\partial \bar{u_\iota}}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u_\iota}}{\partial x_j} = \frac{1}{\rho}\frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \bar{G}_i \quad (43)$$

که از رابطه (43) می‌توان رابطه (44) را نوشت:

$$\tau_{ij} = -\bar{p}\delta_{ij} + \mu\left(\frac{\partial \bar{u_\iota}}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u_j}}{\partial x_i}\right) - \rho\overline{\acute{u_\iota}\acute{u_j}} \quad (44)$$

در معادله مومنتم، ترم $-\rho\overline{\acute{u_\iota}\acute{u_j}}$ معروف به تنسور تنش رینولدزی می‌باشد که بایستی با استفاده از مدل‌های توربولانسی به دست آورده شود. همچنین متوسط گیری بر مبنای متوسط‌گیری زمانی انجام شده است.

شبیه‌سازی عددی واماندگی دینامیکی در محیط نرم‌افزار تجاری انسیس فلوئنت 17 انجام شده است. در این مدل‌سازی ایرفویل مورد نظر حول فاصله $c/4$ از لبه حمله با توجه به رابطه (45) نوسان می‌کند و پارامتر بی بعد رینولدز برابر 10^6 در نظر گرفته شده است.

$$\alpha(t) = \alpha_{\mathrm{mean}} + \alpha_{\mathrm{amp}} \sin(\omega t) \quad (45)$$

در این رابطه ω فرکانس نوسان (rad/s) ایرفویل می‌باشد. با توجه به رابطه فرکانس کاسته k، مقدار فرکانس از رابطه (46) به دست می‌اید.

جدول 2 ثوابت روش واماندگی دینامیکی اونرا [4]

Table 2 Constants of ONERA dynamic stall method[4]

λ_{L}	$\mathrm{S_L}$	$\mathrm{a_0}$	$\mathrm{a_2}$	$\mathrm{e_2}$	$\mathrm{r_0}$	$\mathrm{r_2}$	σ_{L}
0.17	π	0.3	0.2	-2.86	0.2	0.2	2π

جدول 3 ثوابت روش واماندگی دینامیکی لیشمن-بدووس [6]

Table 3 Constants of L-B dynamic stall methods[6]

$\mathrm{A_1}$	$\mathrm{A_2}$	$\mathrm{b_1}$	$\mathrm{b_2}$	$\mathrm{T_p}$	$\mathrm{T_f}$	$\mathrm{T_v}$
0.3	0.7	0.14	0.53	1.7	3.0	6.0

[1] Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes (URANS)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-20]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.39.0]

$$\omega = \frac{kU}{b} \quad (46)$$

در رابطه (46)، b طول نصف وتر و U سرعت جریان آزاد می‌باشد.

6-1- شرایط مرزی

شرط مرزی بر روی ایرفویل شرط بدون لغزش لحاظ گردیده است و شرط مرزی ورودی به صورت شرط مرزی سرعت ثابت می‌باشد. باقی مرزهای دامنه حل، شرط مرزی فشار فرض شده است. مرزهای دامنه حل به شکلی قرار داده شده‌اند که فاصله آنها از ایرفویل به اندازه 20 برابر طول وتر می‌باشد. نوسان ایرفویل با استفاده از روش شبکه متحرک[1] انجام شده است که معادله حرکت ایرفویل با استفاده از یک تابع[2] به نرم‌افزار داده شده است. همچنین شکل شبکه تغییر نمی کند و از پیچش همزمان ایرفویل و مرزها در شبکه دینامیکی استفاده شده است.

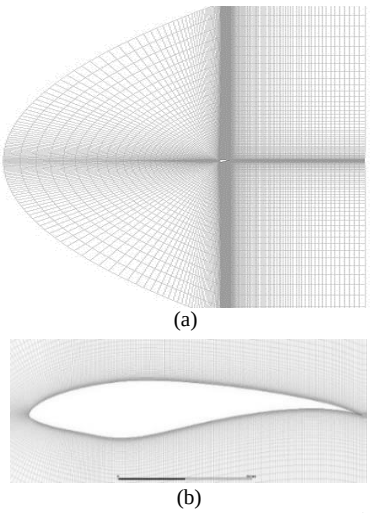
6-2- تولید شبکه

برای تولید شبکه در این تحقیق از شبکه نوع c دو بعدی استفاده شده است.

مش حول ایرفویل به صورت سازمان یافته می‌باشد و سعی گردیده است تا مقدار ضریب بی بعد y^+ به اندازه‌ای باشد تا اولین گره در نزدیکی ایرفویل در زیر لایه لزج قرار گرفته باشد. دامنه محاسباتی و نمای نزدیک بالواره در شکل 1 نشان داده شده است. برای بررسی استقلال حل عددی و نتایج از شبکه محاسباتی، تحقیقی انجام شد که در آن از چهار نوع شبکه با تعداد شبکه متفاوت در حالت پایا و در زاویه حمله 3 درجه استفاده شده است. نتایج این تحقیق در جدول 4 برای ضرایب برا و پسا نشان داده شده است. با توجه به نتایج این بررسی، تعداد سلول شبکه محاسباتی 85 هزار تا انتخاب شده است.

6-3- مشخصات شبیه‌سازی

به علت آشفته بودن جریان، برای مدل‌سازی توربولانسی از مدل k_ ω SST استفاده شده است. این مدل ترکیبی از مدل‌های k_ω و k_ε می‌باشد [17,16]. این مدل توربولانسی قادر به بررسی جریان حول ایرفویل‌های متحرک و همچنین قادر به بررسی گردابه ایجاد شده در زمان رخداد واماندگی دینامیکی می‌باشد. از الگوریتم پیزو[3] برای کوپل سرعت و فشار و برای گسسته سازی از روش مرتبه دو استفاده شده است. مقدار گام زمانی در این تحقیق 10^{-4} می‌باشد و هزینه محاسباتی با استفاده از 6 هسته موازی برای هر سیکل حدود 48 ساعت می‌باشد.



(a)

(b)

Fig. 1. (a) full computational domain. (b) closed-view of S825 airfoil mesh

شکل 1 نمایی از شبکه بندی کل دامنه حل و نمای نزدیک ایرفویل

[1] Dynamic mesh
[2] User-Defined Function (UDF)

7- نتایج

در این قسمت به ارائه و بررسی نتایج حاصل از روش‌های نیمه تحلیلی و روش عددی یاد شده، پرداخته می‌شود. نتایج روش‌های نیمه تحلیلی به صورت جداگانه بررسی و با داده‌های ازمایشگاهی مقایسه می‌شوند. نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی نیز با نتایج ازمایشگاهی مقایسه می‌شوند. برای مقایسه نتایج، خطای فازهای کاهش و افزایش زاویه حمله در هر روش به صورت جداگانه محاسبه می‌شوند. شرایط مورد بررسی در این تحقیق به این صورت می‌باشد که مقدار فرکانس کاسته برابر 0.081، α_{amp} برابر 10 درجه و α_{mean} برابر 8 درجه و 14 درجه می‌باشند. رینولدز جریان نیز برابر 10^6 می‌باشد.

7-1- نتایج ضریب برا با روش عددی

در این قسمت به ارائه و بررسی نتایج حاصل از شبیه‌سازی واماندگی دینامیکی ایرفویل S825 با استفاده از روش عددی پرداخته می‌شود. در شکل 2 نمودار تغییرات ضریب نیروی برا برای حالت α_{mean} برابر 8 درجه نشان داده شده است. در شکل 3 نیز این تغییرات برای حالت α_{mean} برابر 14 درجه نشان داده شده است. همان‌طور که از نتایج روش عددی مشاهده می‌شود، این روش در مرحله افزایش زاویه حمله دقت بسیار خوبی دارد.

در هر دو حالت، مقدار بیشینه ضریب نیروی برا با دقت خوبی پیش بینی شده است. همچنین زاویه حمله رخداد این مقدار بیشینه با دقت مناسبی به دست آورده شده است. اما در مرحله کم شدن زاویه حمله ایرفویل، روش عددی دقت مناسبی ندارد. این کمبود دقت در زمان چسبیدن جریان به سطح بیشتر می‌باشد.

همان‌طور که قبلاً بیان شد در زمان واماندگی دینامیکی، مقدار زاویه حمله واماندگی از حالت پایا بیشتر می‌باشد. این موضوع در شکل‌های 2 و 3 کاملاً مشاهده می‌شود. در حالت پایا مقدار زاویه حمله واماندگی، 11.2 درجه می‌باشد اما همان‌طور که مشاهده می‌شود، در حالت $\alpha_{mean} = 8^0$ واماندگی در زاویه حمله نزدیک به 17 درجه رخ داده است. مقدار بیشینه ضریب نیروی برا نیز در حالت دینامیکی بیشتر از حالت پایا پیش بینی شده است. به طور مثال در حالت $\alpha_{mean} = 8^0$ مقدار بیشینه ضریب نیروی برا حدود 1.91 می‌باشد اما در حالت پایا برابر 1.47 می‌باشد که حدود 30 درصد افزایش پیدا کرده است. این افزایش اهمیت بررسی واماندگی دینامیکی را نشان می‌دهد.

در حالت $\alpha_{mean} = 14^0$ در زاویه حمله حدود 23 درجه، افزایش ناگهانی ضریب برا مشاهده می‌شود که این افزایش بعد از واماندگی رخ داده است. این افزایش ناگهانی به علت به وجود امدن یک گردابه دیگر(TEV) در

جدول 4 استقلال شبکه ایرفویل S825

Table 4 S825 airfoil grid independency

تعداد سلول‌ها	75000	80000	85000	90000
ضریب برا	0.8709	0.885	0.901	0.906
ضریب پسا	0.0169	0.01725	0.0183	0.0189

[3] PISO

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-20]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.39.0]

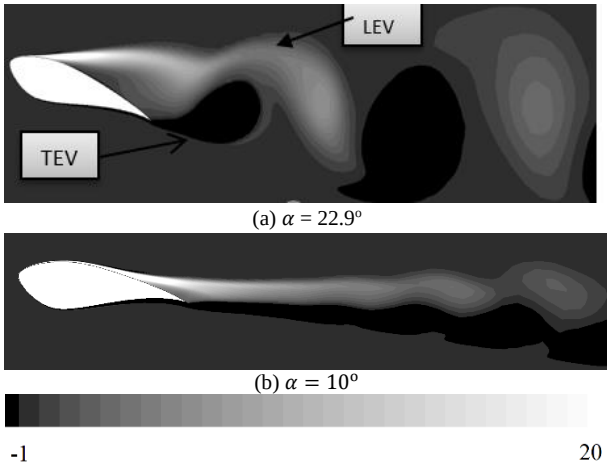


Fig. 4 Vorticity contours at $\alpha_{mean}=14^0$ at down stroke phase

شکل 4 کانتور ورتیسیته در حالت $\alpha_{mean}=14^0$ در فاز کاهش زاویه حمله

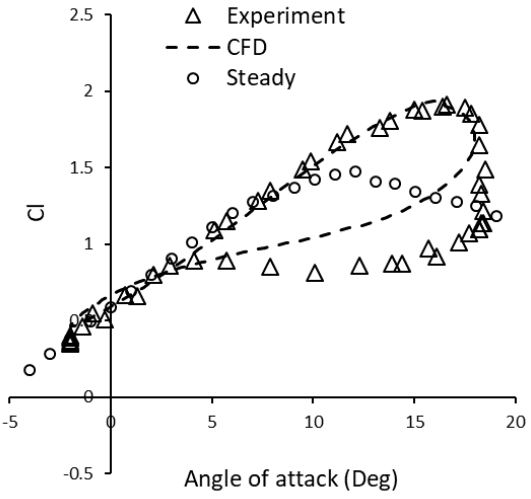


Fig. 2 Comparison of the results of Numerical method with experimental data at $\alpha_{mean}=8^0$ (Lift Coefficient)

شکل 2 مقایسه نتایج عددی با داده‌های ازمایشگاهی در $\alpha_{mean}=8^0$ (ضریب برا)

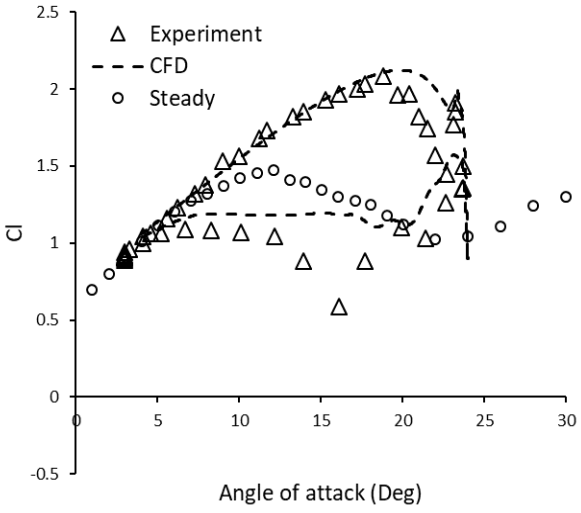


Fig. 3 Comparison of the results of Numerical method with experimental data at $\alpha_{mean}=14^0$ (Lift Coefficient)

شکل 3 مقایسه نتایج روش عددی با داده‌های ازمایشگاهی در $\alpha_{mean}=14^0$ (ضریب برا)

زمان کم شدن زاویه حمله می‌باشد که در شکل 4 نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، روش عددی تا حدودی توانسته است این پدیده را پیش بینی کند. اما به علت وجود برهمکنش‌های دو گردابه LEV و TEV در فاز کاهش زاویه حمله، دقت روش در این فاز کم می‌باشد. نکته دیگری که از نتایج مشخص می‌باشد، در زمان افزایش زاویه حمله تا قبل از واماندگی، ضریب نیروی برا به صورت خطی تغییر می‌کند که این موضوع نیز توسط روش عددی به خوبی پیش بینی شده است. البته در روش اونرا نیز معادله قسمت جریان چسبیده به سطح نیز به صورت خطی بیان شده است که این موضوع را تایید می‌کند.

7-2- نتایج ضریب برا با روش‌های نیمه تحلیلی

در این قسمت به ارائه و بررسی نتایج حاصل از شبیه‌سازی واماندگی دینامیکی ایرفویل S825 با استفاده از روش‌های نیمه تحلیلی پرداخته شده است. در مورد روش لیشمن-بدووس بایستی ذکر شود که در صورتی این روش بیشترین دقت را دارد که بتواند با بیشترین دقت ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل را در شرایط پایا پیش‌بینی کند. به همین منظور، ابتدا برای صحت ارائه نتایج روش لیشمن-بدووس، نتایج این روش زمانی‌که فرکانس کاسته بسیار نزدیک به صفر می‌باشد، ارائه می‌شود. در شکل‌های 5 و 6 نتایج حاصل از این شبیه‌سازی نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود این روش قادر به پیش بینی ضرایب آیرودینامیکی پایا با دقت خوبی می‌باشد. نتایج همه روش‌ها در حالت دینامیکی نیز در شکل‌های 7 و 8 نشان داده شده است.

نتایج پیش بینی مقدار بیشینه ضریب برا و زاویه حمله رخداد آن، در جدول 5 نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، همه مدل‌ها مقدار بیشینه را با دقت مناسبی اندازه گیری می‌کنند، اما در پیش‌بینی زاویه حمله رخداد آن خطا دارند، همانطور که مشاهده می‌شود از میان روش‌های نیمه‌تحلیلی، روش لیشمن-بدووس کمترین خطا را دارد.

برای اندازه‌گیری دقت هر مدل نسبت به داده‌های آزمایشگاهی و همچنین نسبت به هم دیگر، میزان خطای کل برای ضریب برا در دو فاز یاد شده در حالت $\alpha_{mean}=8^0$ در جدول 6 و برای حالت $\alpha_{mean}=14^0$ در جدول 7 نشان داده شده است. با توجه به جدول 6 مشاهده می‌شود که روش‌های لیشمن-بدووس و اسنل فاز کاهش زاویه حمله را با دقت کمتری نسبت به فاز افزایش زاویه حمله پیش بینی می‌کنند، اما روش اونرا در اکثر حالات فاز کم شدن زاویه حمله را بهتر از دیگر روش‌ها پیش بینی می‌کند. اما با افزایش زاویه میانگین نوسان ایرفویل روش‌های لیمشمن-بدووس و اسنل خطای کمتری نسبت به روش اونرا در زمان واماندگی کامل دارند. به این معنی که در زاویه حمله‌های زیاد که اشفتگی حاصل از جدایش بیشتر مشاهده می‌شود، روش‌های لیشمن-بدووس و اسنل دقت بیشتری دارند و

جدول 5 مقدار بیشینه ضریب برا و زاویه حمله آن ($\alpha_{mean}=8^0$)

Table 5 The maximum lift coefficient and the angle of attack ($\alpha_{mean}=8^0$)

	ازمایش	عددی	لیشمن	اسنل	اونرا
ضریب برا بیشینه	1.91	1.94	1.89	1.92	1.89
زاویه حمله رخداد	17	16.4	16.6	15.2	14

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-20]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.39.0]

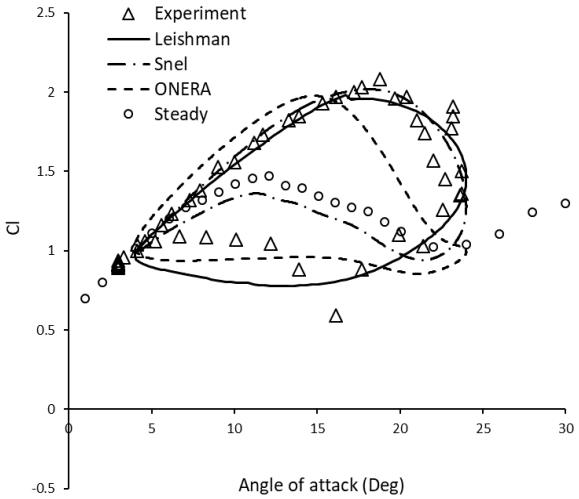


Fig. 8 Comparison between the results of Semi-Empirical models and experimental data at $\alpha_{mean}=14^0$ (Lift Coefficient)

شکل 8 مقایسه نتایج روش‌های نیمه تجربی با داده‌های آزمایشگاهی در $\alpha_{mean} = 14^0$ (ضریب برا)

جدول 6 درصد خطای روش‌های نیمه تحلیلی و عددی ($\alpha_{mean} = 8^0$)

Table 6 Semi-Empirical and CFD methods error percentage ($\alpha_{mean} = 8^0$)

	عددی	لیشمن	اسنل	اونرا
فاز افزایش زاویه حمله	0.58	0.2	0.3	5.0
فاز کاهش زاویه حمله	11.8	5.5	7.1	0.7

جدول 7 درصد خطای روش‌های نیمه تحلیلی و عددی ($\alpha_{mean} = 14^0$)

Table 7 Semi-Empirical and CFD methods error percentage ($\alpha_{mean} = 14^0$)

	عددی	لیشمن	اسنل	اونرا
فاز افزایش زاویه حمله	1.4	0.8	1.1	12.9
فاز کاهش زاویه حمله	5.4	2.7	4.8	3.6

با توجه به نتایج مشاهده می‌شود که هر سه روش در پیش بینی ضرایب آیرودینامیکی ضعف دارند اما با توجه به نتایج به دست آمده می‌توان نتیجه گرفت که مدل لیشمن-بدووس نسبت به دیگر مدل‌ها قابل اعتماد تر می‌باشد.

3-7- نتایج ضریب پسا

در این قسمت به بررسی دقت روش‌های مورد استفاده در پیش بینی ضریب پسا در حالت دینامیکی پرداخته می‌شود. برای شبیه‌سازی، از روش عددی و روش لیشمن– بدووس استفاده شده است. در شکل 9 نمودار تغییرات ضریب پسا برای برای حالت α_{mean} برابر 8 درجه نشان داده شده است. در شکل 10 نیز این تغییرات برای حالت α_{mean} برابر 14 درجه نشان داده شده است. در زمان وقوع واماندگی در حالت دینامیکی، مقدار ضریب پسا، نسبت به حالت پایا افزایش می‌یابد. این موضوع در شکل 9 و با وضوح بیشتر در شکل 10 قابل مشاهده می‌باشد. مشاهده می‌شود که تا قبل از وقوع واماندگی، مقدار ضریب نیروی پسا با حالت پایا تفاوت چندانی ندارد. بنابراین، بایستی به میزان دقت روش در انتهای فاز افزایش زاویه حمله یا ابتدای فاز کاهش زاویه حمله بیشتر توجه شود. با توجه به جدول 8 مشاهده می‌شود که روش عددی دقت بیشتری دارد، و بهتر می‌تواند رفتار ضریب نیروی پسا را پیش بینی کند.

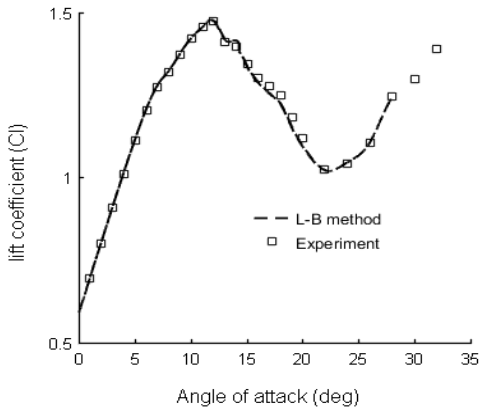


Fig. 5 L-B method results at steady condition (Lift coefficient)

شکل 5 نتایج روش لیشمن-بدووس در حالت پایا (ضریب برا)

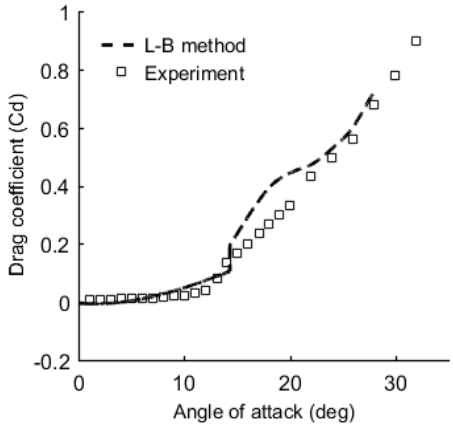


Fig. 6 L-B method results at steady condition (Drag coefficient)

شکل 6 نتایج روش لیشمن-بدووس در حالت پایا (ضریب پسا)

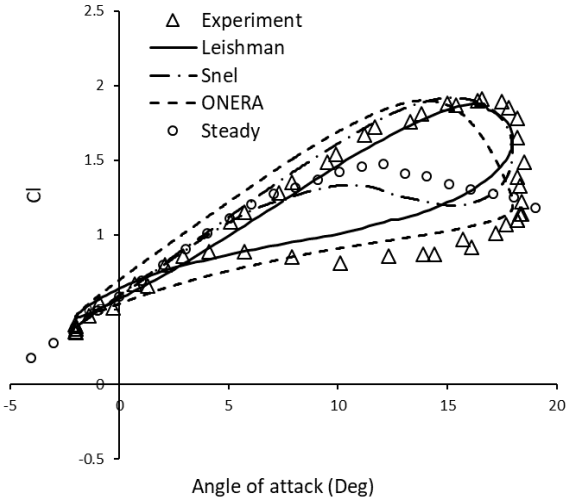


Fig. 7 Comparison between the results of Semi-Empirical models and experimental data at $\alpha_{mean}=8^0$ (Lift Coefficient)

شکل 7 مقایسه نتایج روش‌های نیمه تجربی با داده‌های آزمایشگاهی در- $\alpha_{mean} = 8^0$ (ضریب برا)

حتی مشاهده می‌شود که با افزایش زاویه حمله میانگین خطای دو روش در پیش بینی فاز کم شدن زاویه حمله کمتر شده است.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-20]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.39.0]

جدول 8 درصد خطای روش‌های عددی و لیشمن-بدووس(ضریب پسا)

Table 8 Error percentage of the CFD and L-B methods (drag coefficient)

	$\alpha_{mean}=14^0$		$\alpha_{mean}=8^0$	
	لیشمن	عددی	لیشمن	عددی
فاز افزایش زاویه حمله	1.41	1.11	1.1	0.10
فاز کاهش زاویه حمله	0.43	0.78	1.9	0.15

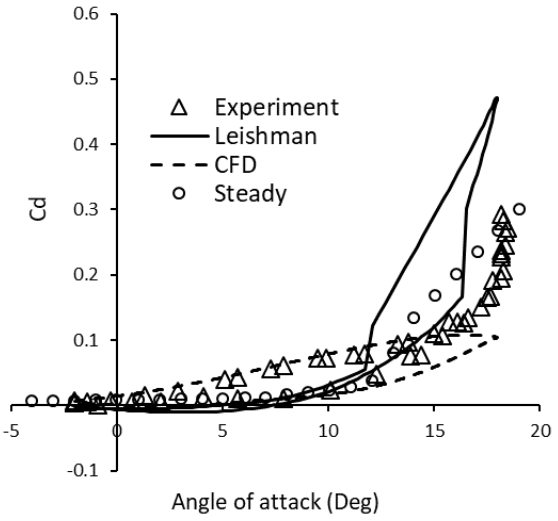


Fig. 9 Comparison of the results of Numerical method and L-B method with experimental data at $\alpha_{mean}=8^0$ (Drag Coefficient)

شکل 9 مقایسه نتایج روش عددی و روش لیشمن-بدووس با داده‌های آزمایشگاهی در $\alpha_{mean}=8^0$ (ضریب برا)

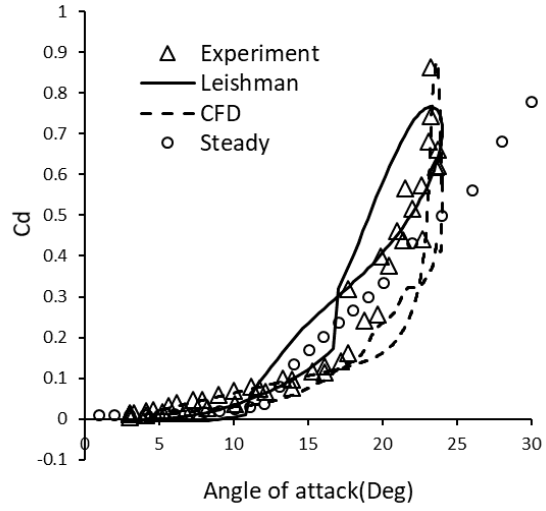


Fig. 10 Comparison of the results of Numerical method and L-B method with experimental data at $\alpha_{mean}=14^0$ (Drag Coefficient)

شکل 10 مقایسه نتایج روش عددی و روش لیشمن-بدووس با داده‌های ازمایشگاهی در $\alpha_{mean}=14^0$ (ضریب برا)

8- نتیجه‌گیری

هدف از این پژوهش، بررسی دقت مدل‌های واماندگی دینامیکی برای ایرفویل توربین بادی می‌باشد. واماندگی دینامیکی از پدیده‌های شایع در توربین‌های بادی است که به علت وجود اثرات ناپایای آیرودینامیکی رخ می‌دهد. از علل رخداد این پدیده می‌توان به انحراف جریان نسبت به توربین، اثر سیستم کنترلی و حرکت سکوی توربین‌های شناور اشاره نمود. در این مقاله، برای شبیه‌سازی واماندگی دینامیکی از مدل‌های نیمه تحلیلی و عددی استفاده شده است. روش لیشمن-بدووس، اسنل و اونرا به عنوان مدل‌های نیمه تحلیلی و از روش حجم محدود برای شبیه‌سازی عددی استفاده شده است. نتایج همه روش‌ها با داده‌های آزمایشگاهی مقایسه شده‌اند و دقت آنها مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهند که روش‌های نیمه تحلیلی و عددی مورد استفاده توانایی پیش‌بینی بیشینه ضریب برا را با دقت قابل قبولی دارند. اما پیش‌بینی زاویه حمله رخداد بیشینه برا توسط روش‌های اسنل و اونرا به خوبی انجام نمی‌شود، اما روش عددی و لیشمن-بدووس دقت مناسبی دارند. میزان دقت روش‌ها در فازهای کاهش زاویه حمله و افزایش زاویه حمله نیز بررسی شد. نتایج روش عددی نشان داد که این روش فاز افزایش زاویه حمله را با دقت بالایی پیش‌بینی می‌کند و همچنین رفتار آیرودینامیکی ایرفویل را در زمان واماندگی با دقت مناسبی پیش‌بینی می‌کند. اما دیده می‌شود که روش عددی در فاز کاهش زاویه حمله خطا دارد. با توجه به مشاهدات رفتار جریان در زمان کاهش زاویه حمله می‌توان نتیجه گرفت که علت ضعف روش عددی در این فاز، عدم توانایی این روش به بررسی برهمکنش گردابه‌های LEV و TEV می‌باشد. نتایج مدل‌های نیمه تحلیلی نیز با داده‌های ازمایشگاهی مقایسه شدند. نتایج نشان می‌دهند که از میان این مدل‌ها، مدل لیشمن-بدووس بیشترین دقت را دارد. همچنین همه روش‌ها در پیش‌بینی فاز کاهش زاویه حمله خطا دارند. برای بهبود روش‌های نیمه تحلیلی بایستی اثر برهمکنش گردابه‌های LEV و TEV به مدل‌ها اضافه شود. نتایج ضریب پسا نشان می‌دهد که روش عددی دقت بیشتری نسبت به روش لیشمن-بدووس دارد.

9- فهرست علایم

b	نصف طول وتر(m)
C	طول وتر(m)
K	فرکانس کاسته
M	عدد ماخ
p	فشار ($kg\ s^{-2}\ m^{-1}$)
Re	عدد رینولدز
S	زمان بی بعد
U	سرعت جریان ازاد ($m\ s^{-1}$)

علایم یونانی

μ	لزجت ($kg\ s^{-1}\ m^{-1}$)
ρ	چگالی ($kg\ m^{-3}$)
α	زاویه حمله
ω	فرکانس نوسان(rad/s)

بالانویس‌ها

c	چرخشی
nc	غیر چرخشی

زیرنویس‌ها

Amp	دامنه
Dyn	دینامیکی
e	معادل
mean	متوسط
Pot	پتانسیل

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-20]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.39.0]

Stat	استاتیکی

اختصارات

CFD	Computational Fluid Dynamics
L-B	Leishman-Beddoes
LEV	Leading Edge Vortex
TEV	Trailing Edge Vortex
VLM	Vortex Lattice Method

10- مراجع

[1] C. P. Butterfield, Aerodynamic pressure and flow-visualization measurement from a rotating wind turbine blade, *Eighth ASME Wind Energy Symposium*, Houston, Texas, 1989.

[2] P. Liu, G. Yu, X. Zhu, Z. Du, Unsteady aerodynamic prediction for dynamic stall of wind turbine airfoils with the reduced order modeling, *Renewable Energy*, Vol. 69, No. 1, pp. 402-409, 2014.

[3] J. G. Leishman, T. Beddoes, A Semi-Empirical model for dynamic stall, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 34, No. 3, pp. 3-17, 1989

[4] C. Tran, D. Petot, Semi-empirical model for the dynamic stall of airfoils in view of the application to the calculation of responses of a helicopter blade in forward flight, *6th European Rotorcraft and Powered Light Aircraft Forum*, Amsterdam, Netherlands, 1980.

[5] H. Snel, Heuristic modelling of dynamic stall characteristics, *European Wind Energy Conference*, Dublin, Ireland, 1997.

[6] S. Gupta, J. G. Leishman, Dynamic stall modelling of the S809 aerofoil and comparison with experiments, *Wind Energy*, Vol. 9, No. 6, pp. 521-547, 2006.

[7] R. Pereira, G. Schepers, M. D. Pavel, Validation of the Beddoes–Leishman dynamic stall model for horizontal axis wind turbines using MEXICO data, *Wind Energy*, Vol. 16, No. 2, pp. 207-219, 2013.

[8] E. M. Gaertner, M. A. Lackner, Modeling dynamic stall for a free vortex wake model, *Wind Engineering*, Vol. 39, No. 6, pp. 675-691, 2015.

[9] A. Ebrahimi, M. Sekandari, Aero elastic response of horizontal-axis wind turbine in sudden wind gusts based on Unsteady Blade Element Momentum method, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 8, pp. 177-184, 2016. (in Persian فارسی)

[10] K. Gharali, D. A. Johnson, Dynamic stall simulation of a pitching airfoil under unsteady freestream velocity, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 42, No. 1, pp. 228-244, 2013.

[11] H. Hafizi-Rad, M. Behbahani-Nejad, S. S. Bahrainian, P. Tabibi, 3D analysis of the boundary layer on wind turbine blades, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 3, pp. 119-128, 2014. (In Persian فارسی)

[12] K. Gharali, D. A. Johnson, Numerical modeling of an S809 airfoil under dynamic stall, erosion and high reduced frequencies, *Applied Energy*, Vol. 93, No. 1, pp. 45-52, 2012.

[13] R. R. Ramsay, M. J. Hoffmann, , G. M. Gregorek, *Effects of Grit Roughness and Pitch Oscillations on the S825 Airfoil*, United States: National Renewable Energy Lab, 1998.

[14] T. Theodorsen, W. Mutchler, *General Theory of aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter*, pp. 1-26, United States: NACA, 1935.

[15] B. Thwaites, R. Street, Incompressible aerodynamics, *Physics Today*, Vol. 13, No. 12, pp. 60, 1960.

[16] F. R. Menter, Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605, 1994.

[17] X. Cai, R. Gu, P. Pan, J. Zhu, Unsteady aerodynamics simulation of a full-scale horizontal axis wind turbine using CFD methodology, *Energy Conversion and Management*, Vol. 112, No. 1, pp. 146-156, 2016.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-20]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.39.0]