



Modification of Boeing-Vertol Dynamic Stall Model Considering flow Unsteddy Effects

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Sadr M.H.^{*1} PhD,
Badieli D.¹ MSc,
Shams Sh.² PhD

How to cite this article

Sadr M.H, Badieli D, Shams Sh. Modification of Boeing-Vertol Dynamic Stall Model Considering flow Unsteddy Effects. Modares Mechanical Engineering, 2019;19(10):2559-2569.

¹Aerospace Engineering Department, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

²Aerospace Engineering Department, New Sciences & Technologies Faculty, University of Tehran, Tehran, Iran

*Correspondence

Address: Aerospace Engineering Department, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

Phone: -

Fax: -

sadr@aut.ac.ir

Article History

Received: April 23, 2018

Accepted: February 23, 2019

ePublished: October 22, 2019

ABSTRACT

Among semi-empirical dynamic stall models, the boeing-vertol model uses relatively few dependent parameters determined from experimental data. Despite its simple formulation and appropriate performance, the model does not precisely predict aerodynamic lift and moment coefficients in some geometric angles of attack. Moreover, unsteady effects of flow sequences in downstream of the cross section have not been included in the model similar to most of the dynamic stall models. In order to increasing the precision of the aerodynamic coefficients, modification and development of the boeing-vertol model is the main goal of this research with considering the unsteady wake effects of flow sequences. Hence, unsteady aerodynamic theory based on Wagner function was used to consider the unsteady wake effects and to introduce an effective angle of attack including airfoil degrees of freedom and their derivatives for both bending and pitching oscillations. The aerodynamic lift coefficient of the Boeing-Vertol model was improved by using the introduced effective angle of attack and flow apparent mass effects. Also, a new pitching moment coefficient is introduced and is replaced in the model. The introduced aerodynamic coefficients are validated and verified by experimental data and also compared with the original model. The obtained results represent the correction of the lift coefficient in linear region of the static lift curve, improvement of maximum lift coefficient, corresponding angle of attack and improvement of moment coefficient in boeing-vertol model. Also, the results show that the proposed formulation enhances the boeing vertol model to predict moment coefficient in dynamic condition. In addition, a parametric study is conducted to investigate the effects of reduced frequency on effective angle of attack and it is shown that while reduced frequency increases to 0.36, unsteady wake effects on effective angle of attack of an airfoil reach to its maximum value. Moreover, for reduced frequencies upper than 0.1, pitch axis location changes the characteristics of the effective angle of attack of the airfoil caused by unsteady effects of flow sequences.

Keywords Aerodynamic; Dynamic Stall; Boeing-Vertol; Wake Effects

CITATION LINKS

[1] A semi-empirical model for dynamic stall. Journal of the American Helicopter Society [2] Dynamic stall model for wind turbine airfoils [3] Dynamic stall development [4] An insight into the dynamic stall lift characteristics [5] A generalized model for airfoil unsteady aerodynamic behaviour and dynamic stall using the indicial method [6] Dynamic stall simulated as time lag of separation [Internet] [7] A Beddoes-Leishman type dynamic stall model in state-space and indicial formulations [Internet] [8] Modification of Leishman-Beddoes model incorporating with a new trailing-edge vortex model [9] Semi-empirical model for dynamic stall of airfoils in view of the application to the calculation of responses of the helicopter blade in forward flight [10] Differential equation modeling of dynamic stall [11] Prediction of control loads due to blade stall [12] Prediction of inflight stalled airloads from oscillating airfoil data [13] A mathematical model of unsteady aerodynamics and radial flow for application to helicopter rotors [14] A vortex model of the darrieus turbine: An analytical and experimental study [15] Wind turbine design: With emphasis on darrieus concept [16] Accuracy of dynamic stall response for wind turbine airfoils based on semi-empirical and numerical methods [17] Comparison of dynamic stall models using numerical and semi-empirical approaches for a wind-turbine airfoil [18] HAWT performance with dynamic stall [Internet] [19] Fundamentals of aerodynamics [20] Principles of helicopter aerodynamics [21] The unsteady lift of a wing of finite aspect ratio [Internet] [22] Modification of boeing-vertol nonlinear aerodynamic model in dynamic stall simulation [23] Two-dimensional tests of airfoils oscillating near stall [Internet] [24] Dynamic stall modeling of the S809 aerofoil and comparison with experiments

تصحیح مدل واماندگی دینامیکی بوئینگ- ورتل با در نظر گرفتن آثار ناپایای جریان

محمد همایون صدر* PhD

گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

داود بدیعی MSc

گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

شاهرخ شمس PhD

گروه مهندسی هوافضا، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران

چکیده

در میان مدل‌های نیمه تجربی موجود، مدل بوئینگ- ورتل از تعداد پارامتر وابسته به آزمایش‌های تجربی کمتری استفاده می‌کند. این مدل برخلاف روابط ساده و عملکرد مناسب، ضرایب آیرودینامیکی برآ و گشتاور پیچشی مقطع را در برخی از زوایای حمله با دقت لازم پیش‌بینی نمی‌کند. این در حالی است که مشابه با اکثر مدل‌های نیمه تجربی، آثار ناپایای ناشی از دنباله‌های جریان در پشت مقطع را نیز در نظر نمی‌گیرد. به منظور افزایش دقت ضرایب آیرودینامیکی مدل، هدف اصلی مقاله حاضر تصحیح و توسعه مدل بوئینگ- ورتل با در نظر گرفتن آثار ناپایای دنباله‌های جریان است. در همین راستا با استفاده از تئوری آیرودینامیک ناپایا براساس تابع وگنر، آثار ناپایای مذکور به وسیله معرفی یک زاویه حمله مؤثر جدید شامل درجات آزادی خمش و پیچش مقطع به همراه مشتقاتشان در نظر گرفته می‌شوند. سپس به کمک زاویه حمله مؤثر معرفی شده و همچنین آثار جرم ظاهری جریان ضریب برای مدل اصلاح می‌شود. در ادامه با انجام بررسی‌های لازم، ضریب گشتاور پیچشی جدید و متفاوتی برای مدل بوئینگ- ورتل پیشنهاد و جایگزین می‌شود. در نهایت صحت ضرایب آیرودینامیکی معرفی شده در مقایسه با نتایج آزمایش‌های تجربی موجود، تایید و مدل پیشنهادی اعتبارسنجی می‌شود و تفاوت‌های مدل پیشنهادی در مقایسه با مدل اصلی بوئینگ- ورتل نمایش داده می‌شود. نتایج به دست آمده حاکی از اصلاح ضریب نیروی برآ در ناحیه خطی منحنی برآ، بهبود مقدار ضریب بیشینه برآ و زاویه حمله متناظر آن و ارتقا ضریب گشتاور در مدل بوئینگ- ورتل است. در این مقاله همچنین اثر تغییرات فرکانس کاهش یافته روی زاویه حمله مؤثر به صورت پارامتری بررسی و مشاهده می‌شود با افزایش فرکانس کاهش یافته تا مقدار ۰/۳۶، آثار ناپایای دنباله‌های جریان روی مقدار زاویه حمله مؤثر مقطع به بیشترین مقدار خود می‌رسند. همچنین ملاحظه می‌شود تغییر موقعیت محور پیچ مقطع در فرکانس‌های کاهش یافته بزرگ‌تر از ۰/۱، مشخصات زاویه حمله مؤثر ناشی از آثار ناپایای دنباله‌های جریان را تغییر خواهد داد.

کلیدواژه‌ها: آیرودینامیک، واماندگی دینامیکی، بوئینگ- ورتل، آثار دنباله

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۲/۳

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۱۲/۴

*نویسنده مسئول: sadr@aut.ac.ir

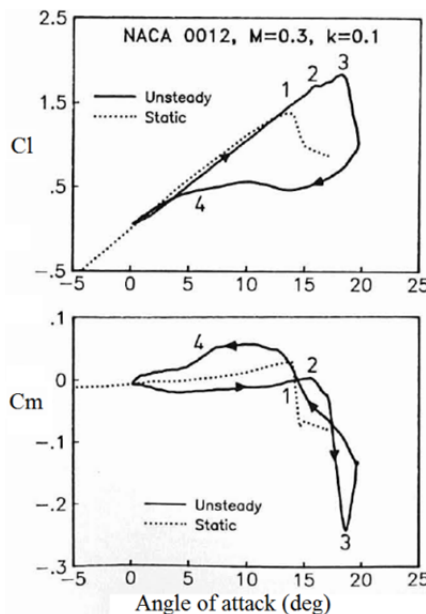
مقدمه

پدیده واماندگی یکی از مباحث مهم در شبیه‌سازی جریان هوا حول مقاطع بال‌های با نسبت منطری بالا یا پره‌های چرخان نظیر پره بالگرد و پره توربین بادی به شمار می‌رود. عامل اصلی بروز این پدیده جدایش جریان از روی مقطع می‌باشد که منجر به رفتارهای غیرخطی در تولید نیروهای آیرودینامیکی می‌شود.

با فرض شرایط استاتیکی، در زوایای حمله کوچک نیروی برآ تابعی خطی از زاویه حمله است. در یک مقدار حدی از زاویه حمله، الگوی جریان تغییر کرده و نیروی برآ به ماکزیمم مقدار خود می‌رسد که با افزایش زاویه حمله، این مقدار ماکزیمم به شدت افت خواهد کرد که به آن پدیده واماندگی استاتیکی گفته می‌شود.

در شرایط دینامیکی، مدتی به طول می‌انجامد تا اینکه الگوی جریان به الگوی جریان استاتیکی نزدیک شود. براساس نتایج تجربی، میزان نیروی برآ در شرایطی که جریان کاملاً به مقطع چسبیده است با افزایش زاویه حمله کمتر و با کاهش زاویه حمله

بیشتر از حالت شبه استاتیکی است. همچنین مشاهده می‌شود که در زوایای حمله بزرگ مقدار نیروی برآ در فاز کاهش زاویه حمله به مقدار قابل توجهی کمتر از فاز افزایش زاویه حمله است. بنابراین در حالت دینامیکی در افزایش یا کاهش زاویه حمله شاهد منحنی‌های متفاوتی از ضریب نیروی برآ برحسب زاویه حمله هستیم که چنین رفتار مشابهی نیز در ضریب گشتاور پیچشی مقطع مشاهده می‌شود^[1]. در شکل ۱ منحنی‌های استاتیکی و دینامیکی ضرایب نیرو و گشتاور آیرودینامیکی به طور نمونه نشان داده شده و مراحل رخداد پدیده واماندگی دینامیکی به صورت نمونه شماره گذاری شده است.



شکل ۱ ضرایب نیرویی در شرایط استاتیکی و دینامیکی^[1]

تاکنون مراجع مختلفی به بررسی و چگونگی شکل‌گیری پدیده واماندگی دینامیکی، توسعه و عوامل مؤثر بر آن پرداخته‌اند^[2-4]. اما به منظور بررسی فیزیک مسئله می‌توان به نتایج محاسبات CFD مربوط به مقطع NACA0015 در شرایط واماندگی دینامیکی که در شکل ۲ نشان داده شده است، اشاره کرد به طوری که نقاط نشان داده شده توصیفی از مشخصات جریان می‌باشند. براساس اشکال ۱ و ۲، با افزایش زاویه حمله در مرحله اول، جدایش جریان از لبه فرار مقطع آغاز می‌گردد و به خاطر تأخیر زمانی بین حرکت مقطع و تغییر توزیع فشار روی آن، برای مدت کوتاهی مقطع زاویه حمله کمتری نسبت به زاویه حمله موجود در مقابل خود می‌بیند. بنابراین جدایش ایجاد شده به صورت آنی توسط مقطع حس نمی‌شود و همچنان نیروی برآ تا پس از زاویه حمله واماندگی استاتیکی در حال افزایش می‌باشد. سپس در مرحله ۲، جدایش در لبه حمله آغاز (شکل ۲- الف) و به دنبال آن گردابه‌های در حال شکل‌گیری موجود در لبه حمله، باعث تولید نیروی برآ القایی و افزایش نیروی برآ کل مقطع می‌شوند.

در بین مراحل ۲ و ۳، گردابه‌های ایجاد شده در لبه حمله پس از تجمع از لبه حمله جدا شده و به سمت لبه فرار حرکت می‌کنند و با حرکت خود مرکز فشار مقطع را به سمت لبه فرار حرکت می‌دهند. این درحالی است که گردابه‌های لبه فرار نیز در حال شکل‌گیری و انباشته شدن هستند (شکل ۲- ب و ج). در مرحله ۳، با رسیدن گردابه‌های لبه حمله به لبه فرار و ترک تمامی گردابه‌ها از مقطع،

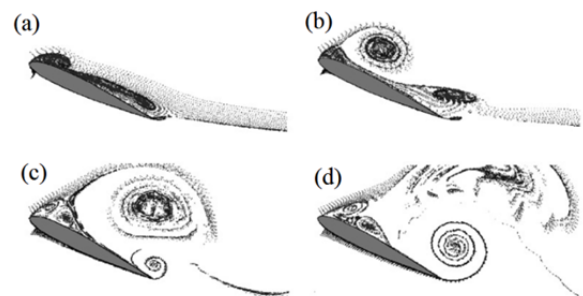
در ادامه به منظور تطابق بهتر با نتایج آزمایش‌های تجربی توسط پیتوت مورد بررسی و اصلاح قرار گرفت [10]. از سوی دیگر، تارزانین [11] براساس رابطه بین زاویه واماندگی دینامیکی و زاویه واماندگی استاتیکی که توسط گراس و هریس [12] ارائه شده بود، مدلی به نام مدل بوئینگ- ورتل (Boeing-Vertol) پیشنهاد کرد. در این مدل زاویه حمله دینامیکی براساس رابطه پیشنهادی گراس و هریس تعیین می‌شود سپس ضرایب نیرویی توسط درون‌یابی داده‌های استاتیکی و به کمک معادلات جبری به دست می‌آیند. پس از این فعالیت، گورمونوت [13] با ارائه یک روش محاسباتی نیمه تجربی به منظور محاسبه زاویه حمله دینامیکی و حذف برخی از ترم‌های معادلات مدل بوئینگ- ورتل، مدل جدیدی ارائه و به کمک نتایج تجربی به مدل خود در تمام محدوده زاویه حمله اعتبار بخشید. در ادامه استریکلندر [14] و پاراسکیویو [15] با در نظر گرفتن ساختار توربین‌های بادی عمودی و اتخاذ یک سری فرضیات مربوط به این نوع از توربین‌ها، زاویه حمله دینامیکی معرفی شده توسط گورمونوت را تصحیح و از مدل اصلاح شده در کاربردهای مربوط به توربین باد عمودی استفاده کردند.

استفاده از تحلیل‌گرهای ناویراستوکس جهت تعیین نیروهای وارد بر مقاطع در حالت واماندگی دینامیکی نیز ممکن می‌باشد. اما به خاطر هزینه‌های محاسباتی بالای این محاسبه‌گرها، استفاده از آنها به منظور کاربردهای عملی ممکن به نظر نمی‌رسد. برخی از محققان نیز به بررسی و مقایسه نتایج حاصل از مدل‌های نیمه تجربی و روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی در شبیه‌سازی پدیده واماندگی دینامیکی پرداخته‌اند و مزایا و معایب هریک از این روش‌ها را در به کارگیری آنها ارائه نموده‌اند [16, 17]. باید توجه نمود که اختلاف بیشتر بین نتایج عددی و تجربی در حد مدل‌های نیمه تجربی مذکور نسبت به تحلیل‌گرهای ناویراستوکس منطقی به نظر می‌رسد. از سوی دیگر هدف مدل‌های نیمه تجربی به تصویر کشیدن هر تغییری در بارگذاری نیست، بلکه مدل‌سازی مشخصات اصلی به وسیله یک راه حل سریع و کارآمد است.

مشکل اصلی مدل‌های نیمه تجربی وابستگی آنها به نتایج تجربی جهت تعیین برخی از پارامترها و نیز تعیین مقادیر ضرایب شبه استاتیکی با استفاده از درون‌یابی یا روش‌های همپوشانی منحنی (Curve fitting) است. همچنین با توجه به مفهوم واماندگی و ارتباط آن با جدایش جریان حول مقطع، اکثر مدل‌های واماندگی تنها با توجه به الگوی جریان پیرامون مقطع به مدل‌سازی ضرایب آیرودینامیکی می‌پردازند و آثار ناپایایی ناشی از دنباله‌های جریان در پشت مقطع را در نظر نمی‌گیرند.

در میان مدل‌های موجود، مدل واماندگی دینامیکی بوئینگ- ورتل [11]، کمترین وابستگی را به نتایج تجربی دارد چرا که برای استفاده از این مدل نیازمند تعیین تنها دو پارامتر از طریق آزمایش و تست داریم و در صورتی که مقدار این پارامترها برای مقطع مورد نظر موجود نباشد می‌توان براساس مرجع موجود [15, 18] مقدار آنها را محاسبه نمود. یکی دیگر از ویژگی‌های مدل بوئینگ- ورتل سادگی معادلات آن و نیز سهولت در امر استفاده از آن می‌باشد. اما از طرف دیگر خواهیم دید که در شرایط دینامیکی مدل مذکور در قسمت خطی منحنی $C_L - \alpha$ و نیز ناحیه غیرخطی منحنی $C_M - \alpha$ به درستی ضرایب آیرودینامیکی را پیش‌بینی نمی‌کند، لذا با توجه به ویژگی‌های منحصربه‌فرد مدل بوئینگ- ورتل از قبیل وابستگی اندک آن به پارامترهای تجربی، سادگی روابط و سهولت

جریان از روی مقطع کاملاً جدا می‌شود (شکل ۲- د) و مقطع دچار واماندگی دینامیکی شده و منجر به افت چشم‌گیری در نیروی برای آن خواهد شد. با کم شدن زاویه حمله، وضعیت مقطع به مرحله ۴ رسیده و در این مرحله جریان شروع به چسبیدن به مقطع از سمت لبه حمله به طرف لبه فرار می‌کند. به طور کلی نیروی برای به تأخیر افتاده در شرایطی که جریان کاملاً به مقطع چسبیده است، حرکت نقطه جدایش و جدایش لبه حمله، تداخل دینامیکی گردابه‌های لبه حمله و لبه فرار، خواص به هم پیوسته یک مدل بارگذاری هستند که در آن واماندگی دینامیکی اتفاق می‌افتد و یک مدل واماندگی دینامیکی باید این پدیده‌ها را در فرکانس‌های مختلف و دامنه‌های نوسانی متفاوت مدل‌سازی کند [2].



شکل ۲) توصیف جریان حول مقطع NACA-0015 در شرایط واماندگی دینامیکی براساس محاسبات CFD. الف) شروع جدایش لبه حمله، ب) تجمع گردابه‌ها در لبه حمله، ج) جدایش گردابه‌های لبه حمله و تجمع گردابه‌های لبه فرار، د) جدایش گردابه‌های لبه فرار و از بین رفتن گردابه‌های لبه حمله [2].

در زمینه مدل‌سازی پدیده واماندگی، محققان معادلات و روابط مختلفی را ارائه نموده‌اند. لیشمن و بدوس [1, 5] به وسیله ترکیبی از اثرات تأخیری جریان با یک نمایش تقریبی از ایجاد جدایش و اثرات آن واماندگی دینامیکی را مدل‌سازی کردند. این مدل در اصل براساس دینامیک رتور بالگرد بنا شده است و در برگرفته مجموعه‌ای از معادلات دیفرانسیل مرتبه اول می‌باشد. در عوض /وی [6] با حذف آثار گذرای جریان چسبیده، دینامیک واماندگی را به وسیله یک میزان چسبندگی استاتیکی معادل از طریق یک رابطه درون‌یابی ساده مدل کرد. هانسن و همکاران [7] در آزمایشگاه ملی ریزو (Riso) در دانمارک با حذف اثرات تراکم‌پذیری جریان و جدایش لبه حمله در مدل لیشمن- بدوس، مدل ساده‌تری ارائه نمودند. آنها با استفاده از یک رابطه درون‌یابی مشابه با رابطه /وی، به مدل خود در تمام محدوده حرکت زاویه حمله اعتبار بخشیدند. وانگ و ژوتو [8] معادلات مدل بدوس- لیشمن را در قسمت مدل‌سازی گردابه‌های لبه فرار اصلاح و دقت مدل را پس از وقوع واماندگی دینامیکی یعنی زمانی که جریان در حال چسبیدن به مقطع می‌باشد، بهبود و توسعه دادند.

مدل‌های بدوس- لیشمن، /وی و ریزو همگی با در نظر گرفتن آثار و شرایط جریان به مدل‌سازی واماندگی دینامیکی می‌پردازند این درحالی است که مدل ارائه شده توسط ترن و پیتوت [9] که به مدل اونرا (ONERA) معروف است، بدون توجه به چگونگی تولید مکانیزم‌های فیزیکی پدیده مذکور و از طریق مدل‌سازی مشخصه‌های منحنی‌های استاتیکی مقطع، به مدل‌سازی واماندگی دینامیکی پرداخته است. در این مدل ضرایب نیرویی به وسیله معادلات دیفرانسیل مرتبه اول و دوم بیان می‌شوند. این مدل نیز

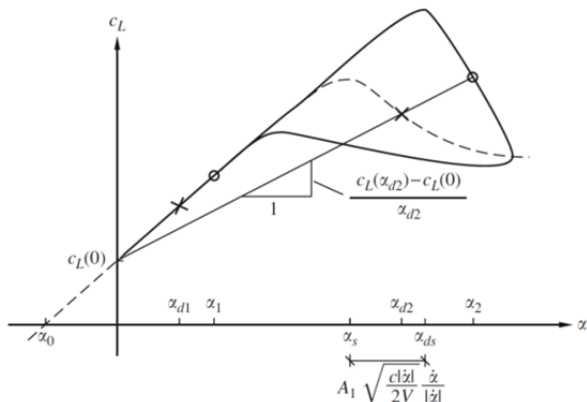
به دست می‌آید. شایان ذکر است که مرجع [15] حاوی اطلاعات مفیدی در زمینه محاسبه تقریبی هر یک از پارامترهای A_1 و A_2 می‌باشد.

رابطه ضریب گشتاور پیچشی دینامیکی ($C_{M,d}$) در مدل بوئینگ-ورتل به صورت زیر است [11]:

$$C_{M,d} = C_M(\alpha_{d,M}) + c \left(PA - \frac{1}{4} \right) C_{L,d} \cos \alpha + c \left(PA - \frac{1}{4} \right) C_{D,d} \sin \alpha - \frac{C_L(\alpha_d)}{d\alpha_d} \left(\frac{1}{4} \frac{c\dot{\alpha}}{U} \right) \cos \alpha \quad (4)$$

در این رابطه PA موقعیت مرکز پیچ مقطع از لبه حمله برحسب طول وتر مقطع، C_M ضریب گشتاور پیچشی مقطع در شرایط استاتیکی و $C_{D,d}$ ضریب پسای مقطع در شرایط دینامیکی است و به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$C_{D,d} = C_D(\alpha_{d,M}) \quad (5)$$



شکل ۳) تشریح مدل بوئینگ-ورتل. - - ضریب نیروی برآ در حالت استاتیکی، ضریب نیروی برآ در حالت دینامیکی [2]

۳- اصلاح مدل واماندگی دینامیکی بوئینگ-ورتل

در راستای در نظر گرفتن آثار ناپایایی دنباله‌های جریان در مدل واماندگی بوئینگ-ورتل، استفاده از زاویه حمله مؤثر حاصل از تئوری‌های آیرودینامیک ناپایا، پیشنهاد می‌گردد. بنابراین ابتدا زاویه حمله مؤثر تعریف و سپس تغییرات لازم در خصوص تصحیح مدل بوئینگ-ورتل ارائه خواهد شد.

برای یک مقطع دارای حرکت عمومی در جریان هوای آزاد با سرعت U زاویه بین وتر مقطع و جهت سرعت جریان آزاد، زاویه حمله هندسی (α) نام دارد (شکل ۴). از طرف دیگر حضور دنباله‌های جریان حاصل از برخورد جریان هوا با مقطع، یک مؤلفه سرعت عمودی کوچکی را روی مقطع القا می‌کند. این مؤلفه سرعت القایی رو به پایین، فروریزش (Down-wash) نام دارد و برآیند برداری آن به همراه سرعت جریان آزاد، سرعت باد نسبی موضعی (U_{rel}) را به وجود می‌آورد که در مجاورت هر مقطعی مطابق شکل ۴ به سمت پایین تمایل دارد. اگر به صورت موضعی به مقطع نگاه شود، در واقعیت زاویه حمله، زاویه بین خط وتر و امتداد باد نسبی موضعی است که زاویه حمله مؤثر (α_{eff}) نامیده می‌شود. بنابراین زمانی که مقطع تحت زاویه حمله هندسی α قرار دارد، در واقعیت زاویه کوچکتری را در مقابل می‌بیند که همان زاویه حمله مؤثر مقطع است.

مدل در امر کاربرد آن، هدف فعالیت حاضر از یک سو اصلاح و بهبود مدل مذکور و از سوی دیگر در نظر گرفتن آثار ناپایایی دنباله‌های جریان در مدل به منظور ارتقاء عملکرد مدل به‌ویژه در زمانی که جریان به مقطع چسبیده است، می‌باشد.

۲- مدل واماندگی دینامیکی بوئینگ-ورتل

براساس شکل ۳، مدل بوئینگ-ورتل از رابطه موجود بین زاویه واماندگی استاتیکی (α_s) و زاویه واماندگی دینامیکی (α_{ds}) در تمام محدوده زاویه حمله (α) استفاده می‌کند. این رابطه به صورت زیر است [12]:

$$\alpha_{ds} - \alpha_s = A_1 \sqrt{\frac{c\dot{\alpha}}{2U}} \quad (1)$$

که در آن c وتر مقطع و U سرعت جریان هوای آزاد است. بنابراین در حالت کلی زاویه حمله دینامیکی باید به وسیله سمت راست رابطه (۱)، به تأخیر افتد. در این صورت زاویه حمله دینامیکی (α_d) به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\alpha_d = \alpha - A_1 \sqrt{\frac{c\dot{\alpha}}{2U} \frac{\dot{\alpha}}{|\dot{\alpha}|}} \quad (2)$$

در این رابطه A_1 پارامتر ثابت وابسته به آزمایش‌های تجربی است که به شکل مقطع و عدد ماخ جریان بستگی دارد و در صورتی که مقدار آن برای مقطع مورد نظر موجود نباشد، می‌توان مقدار آن را تقریباً نزدیک به یک فرض کرد [18]. در این رابطه همچنین یک فاکتور علامت به وسیله مقادیر مثبت و منفی $\dot{\alpha}$ ، در ترم تأخیر گنجانده شده است. حال ضریب دینامیکی نیروی برآ ($C_{L,d}$) توسط رابطه زیر محاسبه می‌گردد [11]:

$$C_{L,d} = C_L(0) + \frac{C_L(\alpha_d) - C_L(0)}{\alpha_d} \alpha \quad (3)$$

تئوری مدل در شکل ۳ نشان داده شده است و منحنی‌های استاتیکی و دینامیکی به ترتیب به صورت خط چین و خط پر، نمایان می‌باشند. زاویه حمله α_1 را در محدوده خطی و در طی افزایش α در نظر بگیرید از اینرو $\dot{\alpha} > 0$ با استفاده از رابطه (۲) زاویه حمله دینامیکی مربوطه α_{d1} کمتر از α_1 به دست می‌آید. حال می‌توان $C_L(\alpha_d)$ را محاسبه نمود. شیب خط توسط مقادیر استاتیکی C_L محاسبه شده و به صورت کسری در رابطه (۳) قرار گرفته است و در نهایت $C_{L,d}$ از این رابطه به دست می‌آید. در ناحیه خطی شیب تعیین شده در α_d برابر با شیب منحنی $C_L - \alpha$ استاتیکی است. بنابراین هیچ تمایزی بین منحنی‌های $C_L - \alpha$ استاتیکی و دینامیکی نمی‌باشد. حال α_2 را در ناحیه واماندگی در نظر بگیرید. مجدداً زاویه حمله دینامیکی α_{d2} از رابطه (۲) به دست می‌آید و شیب تعیین شده در α_{d2} ، که کمتر از مقدار متناظر در رژیم جریان کاملاً چسبیده است، مقدار $C_L(\alpha_{d2})$ را کمتر از مقدار خطی پیش‌بینی می‌کند و رفتار دینامیکی نشان داده شده در شکل ۳ را به وجود می‌آورد.

مشابه ضریب نیروی برآ، ضریب گشتاور پیچشی نیز براساس زاویه حمله دینامیکی به دست می‌آید اما از آنجایی که زاویه حمله واماندگی استاتیکی در منحنی‌های استاتیکی ضریب نیروی برآ و گشتاور پیچشی یکسان نیست، در محاسبه زاویه حمله دینامیکی مربوط به ضریب گشتاور پیچشی ($\alpha_{d,M}$) از پارامتر A_2 به جای A_1 استفاده می‌شود. پارامتر A_2 نیز وابسته به شکل مقطع و عدد ماخ جریان است که از طریق آزمایش‌های تجربی مقطع در تونل باد

مقطع، به دلیل تغییر ناگهانی در سرعت فروریزش در اثر رفتار پله‌ای زاویه پیچشی مقطع است. اما در حالت کلی فروریزش یکنواخت نمی‌باشد. لذا برای نوسانات پیچشی و خمشی، توزیع گردابه چرخشی حول مقطع، تابع سرعت فروریزش در نقطه‌ای در فاصله $\frac{3}{4}$ وتر از لبه حمله مقطع است. براساس اصل جمع آثار و روش انتگرال دو هامل، می‌توان پاسخ به توابع پله‌ای واحد را برای هر حرکت دلخواه مقطع تعمیم داد. با توجه به فرضیات در نظر گرفته شده و تقسیم ترم دوم رابطه ۶ بر $\frac{1}{2}\rho U^2 c$ سهم مربوط به آثار چرخشی جریان در ضریب نیروی برآ برابر است با:

$$C_L^C = 2\pi \frac{\omega_3(\tau)\varphi(\tau)}{U} \quad (۸)$$

براساس تئوری مقاطع نازک ($C_{L\alpha} = 2\pi$) رابطه (۸) به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$C_L^C = C_{L\alpha} \frac{\omega_3(\tau)\varphi(\tau)}{U} \quad (۹)$$

از طرف دیگر با توجه به رابطه $C_L = C_{L\alpha}\alpha$ و مقایسه آن با رابطه (۹) می‌توان زاویه حمله متناظر با آثار دنباله‌های جریان را به صورت زیر به دست آورد:

$$\alpha_{wake} = \frac{\omega_3(\tau)\varphi(\tau)}{U} \quad (۱۰)$$

در نهایت با استفاده از انتگرال‌گیری جزء به جزء و نیز تعریف انتگرال دو هامل، رابطه فوق بازنویسی و زاویه حمله مؤثر به صورت زیر به دست می‌آید.

$$\begin{aligned} \alpha_{eff} &= \frac{1}{U} \left[w(0) + b \left(\frac{1}{2} - a \right) \theta(0) \right] \dot{\varphi} \\ &+ \frac{1}{U} \left\{ \left[\varphi(0)\dot{w} + b \left(\frac{1}{2} - a \right) \varphi(0)\dot{\theta} \right] + \dot{\varphi}(0)w \right. \\ &+ \left[\varphi(0)w + b \left(\frac{1}{2} - a \right) \dot{\varphi}(0)\theta \right] \\ &- \frac{1}{U} \left\{ \lambda_{w1} e^{-\varepsilon_1 t} \int_0^t e^{\varepsilon_1 \sigma} w(\sigma) d\sigma \right. \\ &+ \left. \lambda_{w2} e^{-\varepsilon_2 t} \int_0^t e^{\varepsilon_2 \sigma} w(\sigma) d\sigma \right\} \\ &+ \frac{1}{U} \left\{ \lambda_{\theta 1} e^{-\varepsilon_1 t} \int_0^t e^{\varepsilon_1 \sigma} \theta(\sigma) d\sigma \right. \\ &+ \left. \lambda_{\theta 2} e^{-\varepsilon_2 t} \int_0^t e^{\varepsilon_2 \sigma} \theta(\sigma) d\sigma \right\} \end{aligned} \quad (۱۱)$$

که در آن

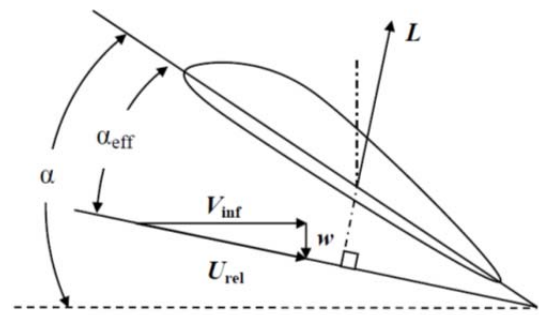
$$\begin{aligned} \lambda_{wi} &= c_i \varepsilon_i^2 \\ \lambda_{\theta i} &= c_i \varepsilon_i \left[U - \varepsilon_i b \left(\frac{1}{2} - a \right) \right] \end{aligned} \quad (۱۲)$$

شایان ذکر است که تابع وگنر به وسیله توابع مختلفی تقریب زده می‌شود که در این مقاله از تقریب جونز^[21] به صورت زیر استفاده شده است:

$$\begin{aligned} \varphi(t) &= 1 - c_1 e^{-\varepsilon_1 t} - c_2 e^{-\varepsilon_2 t} \\ c_1 &= 0.165, c_2 = 0.335 \\ \varepsilon_1 &= 0.0455 \frac{U}{b}, \varepsilon_2 = 0.3 \frac{U}{b} \end{aligned} \quad (۱۳)$$

۳-۱- اصلاح ضریب برآ در مدل بوئینگ- ورتل

در راستای در نظر گرفتن آثار ناپایایی ناشی از دنباله‌های جریان در مدل بوئینگ- ورتل، زاویه حمله مؤثر به دست آمده (رابطه ۱۱) در مدل جای‌گذاری می‌شود. ابتدا زاویه حمله دینامیکی در رابطه ۲ به صورت زیر بازنویسی می‌شود.



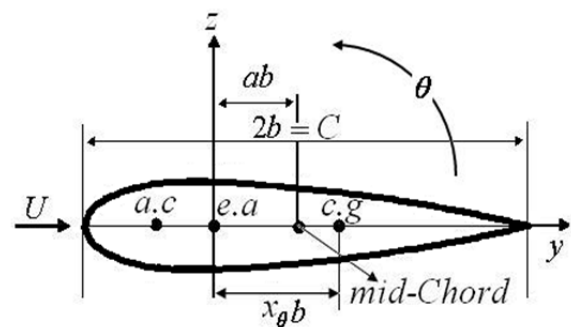
شکل ۴ اثر فروریزش بر زاویه حمله هندسی^[19]

همان‌گونه که ملاحظه گردید، حضور دنباله‌های جریان و آثار ناپایایی آنها منجر به پدیدار شدن زاویه حمله مؤثر می‌شود. بنابراین به منظور محاسبه زاویه حمله مؤثر بایستی از تئوری‌های آیرودینامیک ناپایایی موجود در همین زمینه استفاده کرد. یکی از تئوری‌های معروف و پرکاربرد، تئوری آیرودینامیک ناپایا براساس تابع وگنر است که بر مبنای این تئوری، برای مقطع دارای حرکت عمومی نشان داده شده در شکل ۵، در جریان ناپایا با سرعت U و چگالی ρ و نیز با استفاده از فرضیه نواری، می‌توان نیروی برآ را روی نواری واحد از طول برحسب تابعی از زمان به صورت زیر نوشت^[20]:

$$L = \pi \rho \frac{c^2}{4} (U\dot{\alpha} + \dot{U}\alpha + \dot{h}) + \pi \rho U c \frac{\omega_3(\tau)\varphi(\tau)}{4} \quad (۶)$$

$$\tau \geq 0, \quad \varphi(\tau) = 0 \quad \tau < 0$$

که در آن $\tau = \frac{Ut}{b}$ زمان بی‌بعد، $\varphi(\tau)$ تابع وگنر، $\omega_3(\tau)$ تابع سرعت فروریزش در نقطه‌ای در فاصله $\frac{3}{4}$ وتر از لبه حمله مقطع و همچنین h و α به ترتیب درجات آزادی مربوط به نوسانات خمشی و پیچشی مقطع می‌باشند.



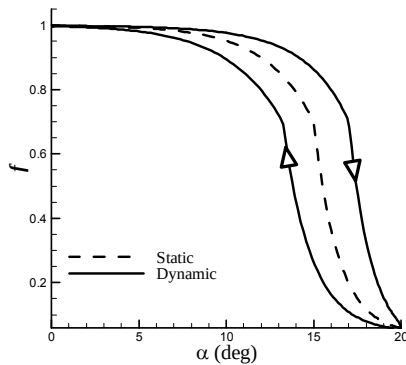
شکل ۵ مختصات آیرودینامیکی مقطع

اولین ترم موجود در رابطه ۶ مربوط به سهم آثار غیرچرخشی جریان در تولید نیروی برآ می‌باشد که از حاصل ضرب جرم هوا در شتاب‌های در نظر گرفته شده، به دست می‌آید. از آنجایی که مقدار $\dot{U}\alpha + \dot{h}$ در مقایسه با مقدار $U\dot{\alpha}$ از مرتبه پایین‌تر و قابل صرف نظر کردن می‌باشد^[7]، سهم آثار غیرچرخشی جریان در ضریب نیروی برآ عبارت است از:

$$C_L^{NC} = \frac{\pi c \dot{\alpha}}{2U} \quad (۷)$$

ترم دوم در رابطه ۶، سهم آثار چرخشی جریان و به عبارت دیگر سهم دنباله‌های جریان در تولید نیروی برآ می‌باشد که به کمک تابع وگنر بیان شده است. تابع وگنر بیانگر رشد قدرت چرخش گردابه حول

در این رابطه f موقعیت استاتیکی نقطه جدایش بر مقطع $C_{L\alpha}$ شیب منحنی برآ در ناحیه خطی است. همان گونه که قبلاً نیز بیان شد، یکی از نقاط تمایز فعالیت حاضر با مدل بدوس-لشمن، نحوه محاسبه f در شرایط دینامیکی است که در مقاله حاضر موقعیت دینامیکی f به کمک زاویه حمله دینامیکی به سهولت توسط f (α_d) محاسبه می‌گردد. در نمودار ۱ موقعیت نقطه جدایش در شرایط استاتیکی و دینامیکی در طول یک نوسان زاویه حمله به صورت نمونه نمایش داده شده است.



نمودار ۱) موقعیت نقطه جدایش جریان بر مقطع در حالت استاتیکی و دینامیکی

حال ضریب برای رابطه ۲۰ به صورت زیر بازنویسی می‌شود.

$$C_L(f, \alpha) = C_{L_{linear}}(\alpha_{eff} - \alpha_0) \left(\frac{1 + \sqrt{f(\alpha_d)}}{2} \right)^2 \quad (21)$$

با استفاده از حاصل ضرب فاصله مرکز فشار مقطع تا مرکز آیرودینامیکی (رابطه ۱۹) در ضریب نیروی برای ناشی از جدایش لبه فرار (رابطه ۲۰) که در مرکز فشار مقطع وارد می‌شود، سهم گشتاور پیچشی ناشی از جدایش لبه فرار از رابطه زیر به دست می‌آید.

$$C_M^f = [K_0 + K_1 (1 - f(\alpha_{d,M})) + K_2 \sin(\pi f(\alpha_{d,M})^m)] \times C_L(f, \alpha) \quad (22)$$

به منظور محاسبه سهم گردابه‌های لبه حمله در ضریب گشتاور پیچشی رابطه زیر پیشنهاد می‌گردد.

$$C_M^V = \begin{cases} -\frac{C_L(\alpha_d)}{d\alpha_d} \left(\frac{1}{4} \frac{c\dot{\alpha}}{U} \right) \cos \alpha & \dot{\alpha} \geq 0 \\ 0 & \dot{\alpha} < 0 \end{cases} \quad (23)$$

توجه شود که مدل بدوس-لشمن در محاسبه C_M^V از یک معادله دیفرانسیل یا یک رابطه جبری شامل یک تابع کاهنده و یک ثابت زمانی استفاده می‌کند^[1] که در گزارش حاضر از این محاسبات صرف نظر و تنها رابطه اخیر جایگزین شده است. شایان ذکر است که رابطه ۲۳ براساس مرجع^[11] و همچنین بررسی‌های انجام گرفته بر هر یک از ترم‌های موجود در رابطه (۴) استخراج، بازنویسی و پیشنهاد شده است. در رابطه پیشنهادی، با در نظر گرفتن فیزیک جریان در پدیده واماندگی دینامیکی، آثار گردابه‌های لبه حمله در فاز کاهش زاویه حمله نسبت به رابطه اصلی یعنی رابطه (۴)، حذف گردیده است.

مشابه با ضریب نیروی برآ، سهم آثار جرم ظاهری جریان در ضریب گشتاور پیچشی مقطع نیز از رابطه زیر به دست می‌آید.

$$C_M^{NC} = -\frac{\pi}{2} \left(\frac{1}{2} - a \right) \frac{c\dot{\alpha}}{U} \quad (24)$$

$$\alpha_d(\alpha_{eff}) = \alpha_{eff} - A_1 \sqrt{\frac{c\dot{\alpha}}{2U} \frac{\dot{\alpha}}{|\dot{\alpha}|}} \quad (14)$$

سپس با جای گذاری رابطه ۱۴ در رابطه ۳ خواهیم داشت:

$$C_{L,d} = C_L(0) + \frac{C_L(\alpha_d(\alpha_{eff})) - C_L(0)}{\alpha_d(\alpha_{eff})} \alpha_{eff} \quad (15)$$

در انتها بر مبنای نیاز ضریب برای مدل بوئینگ-ورتل به سهم آثار غیرچرخشی جریان^[22]، رابطه مربوط به جرم ظاهری جریان یعنی رابطه ۷ به رابطه اخیر اضافه و در نهایت ضریب برای اصلاح شده به صورت زیر معرفی می‌گردد.

$$C_{L,d} = C_L(0) + \frac{C_L(\alpha_d(\alpha_{eff})) - C_L(0)}{\alpha_d(\alpha_{eff})} \alpha_{eff} + \frac{\pi c \dot{\alpha}}{2U} \quad (16)$$

۳-۲- اصلاح ضریب گشتاور پیچشی در مدل بوئینگ-ورتل

ضریب دینامیکی گشتاور پیچشی معرفی شده در این قسمت از لحاظ ظاهری و ساختار مشابه با ضریب ارائه شده توسط لشمن و بدوس^[1] می‌باشد اما برخلاف مدل بدوس-لشمن که موقعیت دینامیکی نقطه جدایش را براساس موقعیت استاتیکی آن و با استفاده از دو معادله دیفرانسیل یا متناظر با این دو معادله از دو رابطه جبری شامل توابع کاهنده محاسبه می‌کند، در الگوی پیشنهادی موقعیت دینامیکی نقطه جدایش تنها با جای گذاری زاویه حمله دینامیکی در رابطه مربوط به موقعیت استاتیکی نقطه جدایش محاسبه می‌شود. بنابراین در مدل حاضر به صورت خیلی ساده و با تعداد ضرایب نیمه تجربی کمتری به محاسبه ضریب گشتاور پیچشی مقطع پرداخته می‌شود.

رابطه گشتاور پیچشی مقطع به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$C_M = C_{M0} + C_M^f + C_M^{NC} + C_M^V \quad (17)$$

در این رابطه C_{M0} ضریب گشتاور پیچشی مقطع در ضریب برای صفر، C_M^f سهم جدایش جریان لبه فرار مقطع، C_M^{NC} سهم آثار جرم ظاهری یا ترم‌های غیرچرخشی جریان و C_M^V سهم گردابه‌های لبه حمله مقطع در ضریب گشتاور پیچشی مقطع می‌باشند. در ادامه روابط مربوط به محاسبه هریک از این پارامترها ارائه می‌گردد. در شرایط استاتیکی موقعیت مرکز فشار (CP) نسبت به موقعیت مرکز آیرودینامیکی عبارت است از نسبت ضریب استاتیکی گشتاور مقطع به ضریب استاتیکی نیروی برآ^[7]:

$$CP = \frac{C_M - C_{M0}}{C_L} \quad (18)$$

موقعیت مرکز فشار از طریق رابطه زیر نیز قابل بیان است^[1]:

$$\frac{C_M}{C_L} = K_0 + K_1(1 - f) + K_2 \sin(\pi f^m) \quad (19)$$

با ترسیم منحنی حاصل از رابطه ۱۹ و خاصیت تطابق آن با منحنی حاصل از رابطه ۱۸، ثابت‌های K_0 ، K_1 و K_2 به دست می‌آیند. شایان ذکر است که پارامتر K_0 معرف میزان فاصله مرکز آیرودینامیکی تا نقطه $\frac{1}{4}$ وتر مقطع، K_1 بیانگر اثر رشد ناحیه جدایش لبه فرار بر موقعیت مرکز فشار و K_2 توصیف کننده شکل افت ضریب گشتاور در لحظه واماندگی است.

از سوی دیگر با استفاده از تئوری کیرشهف، سهم جدایش جریان از لبه فرار در ضریب نیروی برآ برابر است با^[1]:

$$C_L = C_{L\alpha} \left(\frac{1 + \sqrt{f}}{2} \right)^2 \alpha \quad (20)$$

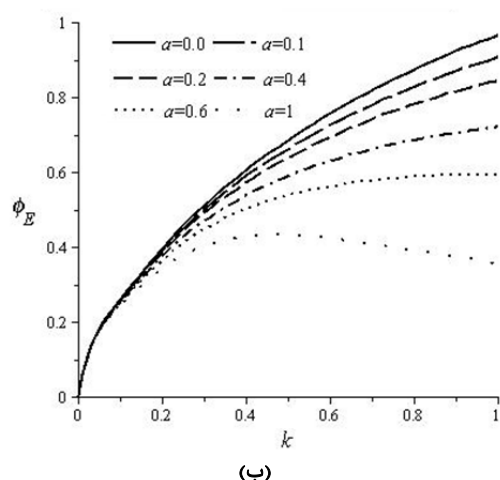
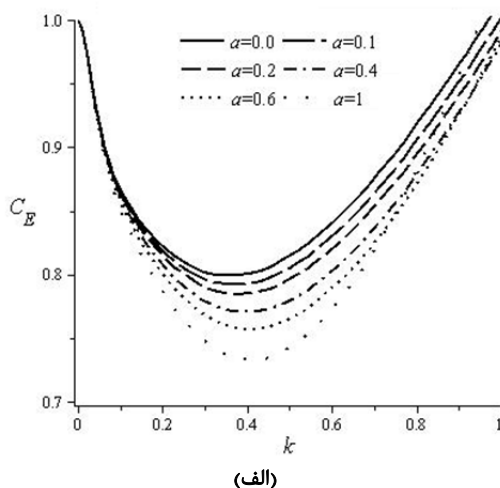
بردار خطا باشد، می‌توان خطای کلی E_T را به صورت زیر تعریف نمود [16]:

$$E_T = \frac{\sum_{i=1}^N (X_{model} - X_{exp})^2}{N} \quad (26)$$

به منظور محاسبه میزان خطا در یک نقطه خاص، می‌توان از رابطه خطای نسبی E_R به صورت زیر استفاده نمود:

$$E_R = \frac{X_{exp} - X_{model}}{X_{exp}} \quad (27)$$

در این قسمت رفتار مدل بوئینگ- ورتل و مدل اصلاح شده آن تحت حرکت هارمونیک زاویه حمله در نواحی خطی و غیرخطی منحنی استاتیکی $C_L - \alpha$ مربوط به مقطع 23010-1.58 Vertol بررسی و نتایج حاصل با داده‌های تجربی حاصل از تست تونل باد مقطع [23] در جریانی با عدد ماخ ۰/۴ مقایسه می‌شود. نتایج تجربی مقطع که مربوط به حرکت نوسانی در شرایط $\Delta\alpha$ و k ثابت و به ترتیب معادل با $4/85^\circ$ و $4/62^\circ$ می‌باشند، در زوایای حمله متوسط $4/35^\circ$ و $4/92^\circ$ به دست آمده‌اند. برای مقطع مذکور پارامترهای A_1 و A_2 به ترتیب برابر با $0/87$ و $0/45$ هستند. در نمودار ۳ عملکرد ضریب نیروی برای مدل‌های بوئینگ- ورتل و مدل پیشنهادی به منظور اصلاح مدل بوئینگ- ورتل در مقایسه با نتایج تجربی در نواحی خطی (نمودار ۳- الف) و غیرخطی (نمودار ۳- ب) منحنی استاتیکی برآ نمایش داده شده است.



نمودار ۳) اثر فرکانس کاهش یافته بر: الف) فاکتور کاهنده دامنه (C_E) و ب) اختلاف فاز (ϕ_E) نوسانات زاویه حمله مؤثر نسبت به زاویه حمله هندسی در موقعیت‌های مختلف محور پیچ مقطع

شایان ذکر است که سهم آثار جرم ظاهری در فرمولاسیون مدل بدوس- لیشمن متفاوت از رابطه اخیر و براساس معادلات دیفرانسیلی در فضای حالت یا استفاده از توابع کاهنده در فضای معادلات جبری می‌باشد [1].

در نهایت با جای‌گذاری هریک از روابط ۲۲، ۲۳ و ۲۴ در رابطه ۱۷ ضریب دینامیکی گشتاور پیچشی مقطع به دست می‌آید.

۴- نتایج

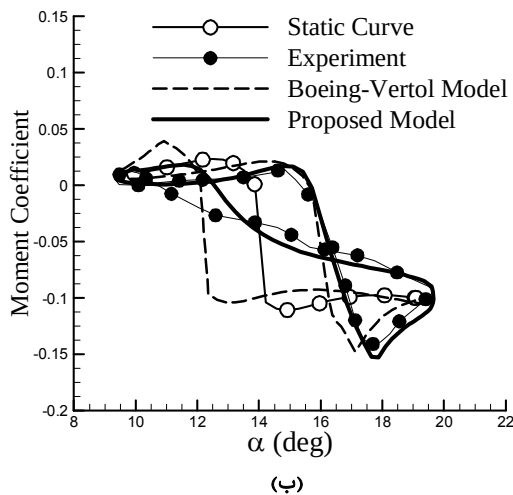
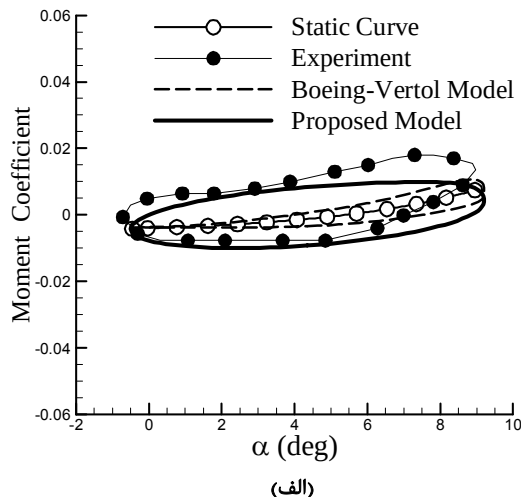
ابتدا لازم است تا به بررسی پارامترهای تأثیرگذار بر زاویه حمله مؤثر معرفی شده بپردازیم. در همین راستا مقطعی با نوسانات پیچشی θ در نظر بگیریم. اگر این مقطع به طول وتر $c=2b$ در جریانی با سرعت U تحت زاویه حمله هندسی با فرکانس نوسانی ω و دامنه نوسانات $\Delta\alpha$ در زاویه حمله متوسط α_{mean} قرار داشته باشد، زاویه حمله مؤثر ناشی از این حرکت هارمونیک از طریق رابطه ۱۱ و با در نظر گرفتن تعریف فرکانس کاهش یافته ($k = \frac{\omega b}{U}$)، به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\alpha_{eff} = \alpha_{mean} + C_E \Delta\alpha \sin(\omega t + \varphi_E) \quad (28)$$

در این رابطه C_E فاکتور کاهنده دامنه نوسانات زاویه حمله هندسی و ϕ_E اختلاف فاز زاویه حمله مؤثر با زاویه حمله هندسی می‌باشد. هر دو پارامتر مذکور ناشی از در نظر گرفتن آثار ناپایایی جریان بر زاویه حمله هندسی مقطع و هر کدام تابعی از فرکانس کاهش یافته، موقعیت محور پیچ مقطع (a) و ثوابت موجود در تقریب تابع وگنر هستند. به منظور بررسی این پارامترها، در نمودار ۲ تغییرات هر یک از این پارامترها بر حسب تغییرات فرکانس کاهش یافته در موقعیت‌های محور پیچ مختلف مقطع ترسیم شده است و همان گونه که انتظار می‌رود در زمانی که فرکانس نوسانات به سمت صفر میل کند یا به عبارت دیگر جریان به جریان شبه پایا یا پایا نزدیک می‌شود، آثار ناپایایی جریان از بین رفته و زاویه حمله مؤثر برابر با زاویه حمله هندسی مقطع خواهد بود. براساس این نمودارها همچنین مشاهده می‌شود که در $a=0$ ، با افزایش فرکانس کاهیده تا مقدار $0/36$ دامنه نوسانات به شدت کاهش یافته و با افزایش بیشتر فرکانس کاهیده بعد از این مقدار، آثار ناپایایی جریان بر دامنه نوسانات کاسته خواهد شد (۲- الف) و آثار ناپایا بیشتر باعث اختلاف فاز زاویه حمله مؤثر نسبت به زاویه حمله هندسی می‌شوند (۲- ب). در سایر مقادیر a شاهد رفتار مشابهی از سوی آثار ناپایایی جریان بر زاویه حمله مؤثر مقطع هستیم با این تفاوت که با افزایش مقدار a ، میزان کاهش دامنه نوسانات زاویه حمله مؤثر افزایش یافته و بیشترین کاهش آن در فرکانس‌های کاهیده بزرگتر از $0/36$ اتفاق می‌افتد. از سوی دیگر افزایش مقدار a ، میزان اختلاف فاز زاویه حمله مؤثر را نسبت به زاویه حمله هندسی کاهش می‌دهد اگرچه در یک مقدار ثابت a این مقدار اختلاف فاز در اکثر موارد به صورت نمایی تغییر می‌کند. شایان ذکر است که در فرکانس‌های کاهیده کمتر از $0/1$ ، تغییر موقعیت محور پیچ مقطع اثر چندانی بر تغییرات زاویه حمله مؤثر ندارد و می‌توان از اثرات آن صرف نظر کرد.

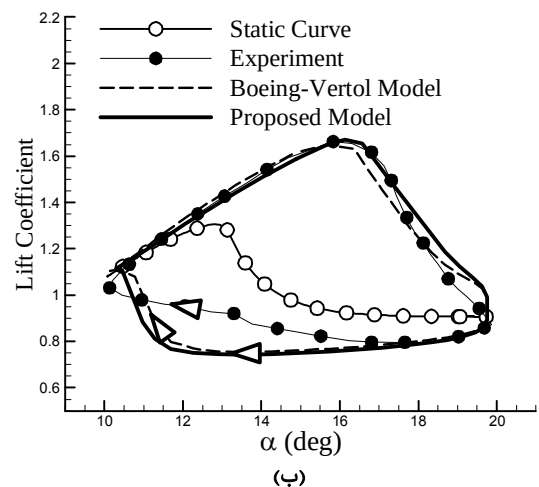
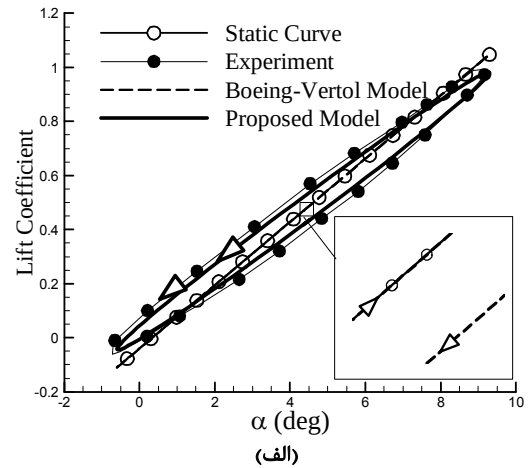
در ادامه نتایج حاصل از رفتار مدل اصلی بوئینگ- ورتل به همراه مدل تصحیح شده ترسیم و میزان خطای هر یک از مدل‌ها در مقایسه با نتایج تجربی مقاطع مختلف ارائه می‌شود. یکی از روش‌های محاسبه میزان خطا، استفاده از روش خطای کلی است. اگر X_{model} و X_{exp} به ترتیب بیانگر ضریب به دست آمده از نتایج تجربی و مدل مورد نظر باشند و N نشان‌دهنده تعداد مؤلفه‌های

در گام بعدی به‌منظور اعتباربخشیدن به ضریب گشتاور پیچشی پیشنهادشده، حرکت نوسانی مذکور را در نظر بگیرید. نتایج مربوط به ضریب گشتاور پیچشی مدل بوئینگ- ورتل و مدل پیشنهادی در مقایسه با نتایج حاصل از آزمایش‌های تجربی^[23] توسط نمودارهای ۴- الف و ۴- ب نشان داده شده است. براساس این اشکال ملاحظه می‌گردد که مدل پیشنهادی با دقت قابل قبولی رفتار دینامیکی ضریب گشتاور پیچشی را در تمام محدوده زاویه حمله در مقایسه با نتایج تجربی و همچنین مدل بوئینگ- ورتل پیش‌بینی می‌کند.



نمودار ۴) مقایسه نتایج حاصل از ضریب گشتاور پیچشی مدل پیشنهادی و مدل بوئینگ- ورتل با نتایج تجربی^[23] مقطع Vertol 32010-1.58 در زوایای حمله متوسط: الف) ۴/۳۵° و ب) ۱۴/۹۲°

به‌منظور مقایسه کمی نتایج موجود در نمودارهای ۳ و ۴، درصد خطای کلی این اشکال نسبت به نتایج تجربی براساس رابطه ۲۶ در جدول ۱ ارائه شده است. شایان ذکر است از آنجایی که مدل بوئینگ- ورتل در ناحیه خطی رفتار سیکلی قابل قبولی از خود نشان نمی‌دهد و جهت نتایج به‌دست‌آمده از مدل اصلی برخلاف جهت نتایج تجربی است، بنابراین از ارائه خطای کلی آن صرف‌نظر شده است.

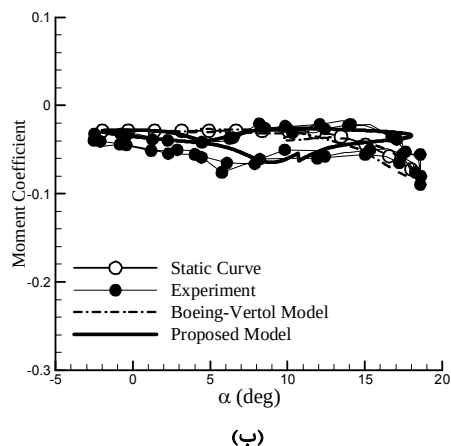
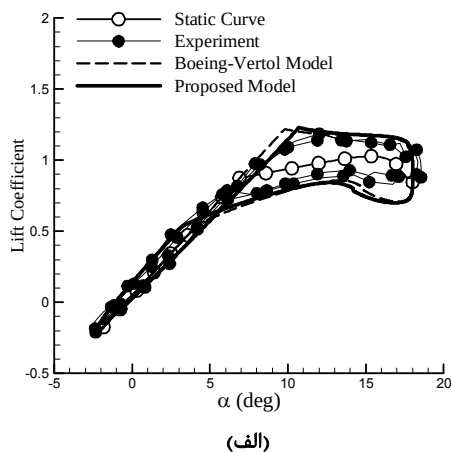


نمودار ۳) مقایسه نتایج حاصل از ضریب برای مدل پیشنهادی و مدل بوئینگ- ورتل با نتایج تجربی^[23] مقطع Vertol 23010-1.58 در زوایای حمله متوسط: الف) ۴/۳۵° و ب) ۱۴/۹۲°

با توجه به نمودار ۳- الف مشاهده می‌شود که مدل بوئینگ- ورتل در ناحیه خطی آثار دینامیکی جریان را به خوبی به تصویر نمی‌کشد و نتایجی نزدیک به نتایج استاتیکی ارائه می‌کند. علاوه بر این، رفتار سیکلی این مدل در خلاف جهت رفتار حاصل از نتایج تجربی است. این درحالی است که مدل پیشنهادی، با در نظر گرفتن آثار ناپایای جریان از طریق زاویه حمله مؤثر و نیز آثار جرم ظاهری جریان، نتایج نسبتاً دقیق و قابل قبولی را هم از لحاظ مقدار و هم از لحاظ جهت رفتار سیکلی متناظر با نتایج تجربی در ناحیه خطی ارائه می‌کند. در زوایای حمله بزرگ و در شرایطی که آثار جدایش جریان منجر به غیرخطی شدن ضرایب آیرودینامیکی می‌شود (نمودار ۳- ب)، هر دو مدل بوئینگ- ورتل و مدل اصلاح‌شده بوئینگ- ورتل رفتار سیکلی مناسب و دقیقی را هم از لحاظ اندازه و هم از لحاظ جهت در مقایسه با نتایج تجربی پیش‌بینی می‌کنند. با این وجود مدل پیشنهادی عملکرد دقیق‌تری نسبت به مدل اصلی بوئینگ- ورتل در زمان وقوع واماندگی دینامیکی از خود نشان می‌دهد. بنابراین با صرف نظر از محدوده کوچکی از زاویه حمله پس از واماندگی دینامیکی مقطع که در آن جریان در حال چسبیدن به مقطع و نزدیک شدن به ناحیه خطی منحنی استاتیکی ضریب برآ است، مدل اصلاح‌شده نتایج صحیح و قابل قبولی را در سرتاسر محدوده زاویه حمله ارائه می‌کند.

بر اساس نمودار ۶- الف، مشاهده می‌شود که مدل بوئینگ-ورتل همچنان در محدوده خطی ضریب نیروی برآ نتایج قابل قبولی ارائه نمی‌کند (مشابه با نمودار ۳- الف). این در حالی است که در ناحیه غیرخطی و در مقایسه با نتایج تجربی، بیشینه ضریب نیروی برآ و زاویه حمله واماندگی را با خطای نسبی بیشتری نسبت به مدل پیشنهادی پیش‌بینی می‌کند (جدول ۳).

از سوی دیگر، نتایج به‌دست‌آمده در نمودار ۶- ب حاکی از این است که ضریب گشتاور پیچشی پیشنهادی، نتایج تجربی را هم از لحاظ جهت و هم از لحاظ مقدار با دقت بیشتری نسبت به مدل اصلی بوئینگ-ورتل به‌تصویر می‌کشد. نتایج موجود در نمودارهای ۶- الف و ۶- ب از لحاظ کمی نیز مقایسه شده است و نتایج آن در جدول ۴ موجود است. نتایج به‌دست‌آمده حاکی از بهبود مدل اصلی بوئینگ-ورتل توسط فرمولاسیون پیشنهادی در مدل تصحیح‌شده می‌باشد. شایان ذکر است از آنجایی که در نمودار ۶- ب رفتار مدل اصلی بوئینگ-ورتل هم‌جهت با نتایج تجربی نمی‌باشد، درصد خطای کلی آن در جدول ۴ ارائه نشده است.



نمودار ۵) مقایسه نتایج حاصل از ضرایب: الف) نیروی برآ و ب) گشتاور پیچشی مدل پیشنهادی و مدل بوئینگ-ورتل با نتایج تجربی مقطع S809 [24] در $k=0.026$

جدول ۲) درصد خطای مدل بوئینگ-ورتل و مدل پیشنهادی در مقایسه با نتایج تجربی مقطع S809 در $k=0.026$

ضریب	فاز زاویه حمله	مدل بوئینگ-ورتل	مدل اصلاح‌شده
برآ	افزایش	--	۰/۰۹
	کاهش	--	۰/۵
گشتاور پیچشی	افزایش	--	$10^{-3} \times 2/7$
	کاهش	--	$10^{-3} \times 13/9$

جدول ۱) درصد خطای مدل بوئینگ-ورتل و مدل پیشنهادی در مقایسه با نتایج تجربی مقطع Vertol23010-1.58

ضریب	زاویه حمله متوسط	فاز زاویه حمله	مدل بوئینگ-ورتل	مدل اصلاح‌شده
برآ	۴/۳۵	افزایش	--	۰/۰۳
		کاهش	--	۰/۰۲
		افزایش	۰/۲۵	۰/۲۵
		کاهش	۰/۶۵	۰/۷
گشتاور پیچشی	۴/۳۵	افزایش	$10^{-3} \times 8/85$	$10^{-3} \times 1/65$
		کاهش	$10^{-3} \times 1/55$	$10^{-3} \times 1/08$
		افزایش	$10^{-3} \times 10/35$	$10^{-3} \times 1/21$
		کاهش	$10^{-3} \times 167/2$	$10^{-3} \times 15/9$

همان‌گونه که در جدول ۱ ملاحظه می‌گردد، درصد خطای کلی مدل تصحیح‌شده در مقایسه با مدل اصلی در حد قابل قبولی کاهش یافته است و تنها در ناحیه غیرخطی ضریب برآ تغییر خاصی در نتایج رخ نمی‌دهد. این در حالی است که با توجه به نمودار ۳- ب، میزان خطای نسبی (رابطه ۲۷) بیشترین ضریب نیروی برآ در مدل تصحیح‌شده نسبت به مدل اصلی ۲ درصد کاهش یافته است. همچنین در زوایای حمله واماندگی دینامیکی یکسان، مقدار بیشترین ضریب نیروی برآ در مدل اصلاح‌شده بوئینگ-ورتل دقیقاً منطبق با نتایج آزمایشگاهی است.

در قسمت بعدی با توجه به نتایج تجربی موجود، نمودارهای ضرایب آیرودینامیکی مدل بوئینگ-ورتل و مدل اصلاح‌شده آن در مقایسه با نتایج تجربی مقطع S809 [24] در عدد رینولدز 1×10^6 به تصویر کشیده می‌شود. هدف از این قسمت بررسی اثر فرکانس کاهش‌یافته و همچنین مشاهده رفتار مدل‌ها در پیش‌بینی ضرایب آیرودینامیکی یک مقطع متفاوت از مقطع قبلی می‌باشد. نمودارهای ۵ و ۶، نمودارهای ضرایب آیرودینامیکی مدل‌ها را در شرایطی که مقطع تحت زاویه حمله متوسط 8° با دامنه نوسانات ثابت 10° در دو فرکانس کاهش‌یافته مختلف نوسان می‌کند، نمایش می‌دهد. نتایج تجربی در نظر گرفته‌شده [24] به‌گونه‌ای هستند که تمامی محدوده زاویه حمله یعنی زمانی که جریان به مقطع چسبیده است و زمانی که مقطع به‌طور کامل وامانده می‌شود را در بر می‌گیرند.

نمودارهای ۵- الف و ۵- ب رفتار ضرایب آیرودینامیکی برآ و گشتاور پیچشی مدل‌های بوئینگ-ورتل و مدل تصحیح‌شده را در مقایسه با نتایج تجربی مقطع مذکور در فرکانس کاهش‌یافته 0.026 نشان می‌دهد. همچنین در جدول ۲ میزان خطای کلی مدل‌ها در نمودارهای ۵- الف و ۵- ب نسبت به نتایج تجربی به‌صورت کمی نمایش داده شده است. با توجه به این نتایج مشاهده می‌شود که مدل اصلی بوئینگ-ورتل همچنان در ناحیه خطی منحنی استاتیکی برآ نتایج قابل قبولی ارائه نمی‌کند و رفتار گشتاور پیچشی آن نیز از لحاظ مقدار و جهت با نتایج تجربی هم‌خوانی لازم را ندارد و از این‌رو از ارائه خطای کلی آن در جدول ۲ خودداری شده است. این در حالی است که مدل تصحیح‌شده به‌خوبی نتایج تجربی را پیش‌بینی می‌کند.

در ادامه رفتار ضرایب آیرودینامیکی مدل بوئینگ-ورتل و مدل تصحیح‌شده بر مقطع مذکور برای فرکانس کاهش‌یافته 0.077 در نمودارهای ۶- الف و ۶- ب نمایش داده شده است. از مقایسه نمودارهای ۵ و ۶ مشاهده می‌شود که با افزایش فرکانس کاهش‌یافته، حلقه ضرایب آیرودینامیکی بزرگ‌تر شده و کاهش مقدار ضریب برآ در هنگام رخداد پدیده واماندگی افزایش یافته است.

گشتاور پیچشی را در برخی نواحی زاویه حمله به‌درستی و با دقت لازم پیش‌بینی نمی‌کرد، ضریب نیروی برای مدل با در نظر گرفتن زاویه حمله مؤثر معرفی شده و همچنین آثار جرم ظاهری جریان اصلاح شد. در ادامه ضریب گشتاور پیچشی مدل بوئینگ- ورتل بررسی و بازنویسی گردید به گونه‌ای که ضریب گشتاور پیچشی جدید و متفاوتی برای مدل پیشنهاد و جایگزین شد. در نهایت صحت ضرایب آیرودینامیکی پیشنهاد شده در مقایسه با نتایج تجربی موجود مقایسه، بررسی و تایید گردیدند.

با توجه به نتایج به‌دست‌آمده و در مقایسه با نتایج تجربی، مدل تصحیح‌شده رفتار مدل اصلی بوئینگ- ورتل را در ناحیه خطی منحنی $C_L - \alpha$ هم از لحاظ مقدار و هم از لحاظ جهت به‌طور قابل توجهی اصلاح و نتایج دقیقی ارائه می‌کند. علاوه بر این در ناحیه غیرخطی منحنی $C_L - \alpha$ ، مدل تصحیح‌شده مقادیر ضریب بیشینه نیروی برآ و زاویه حمله متناظر با آن را نسبت به مدل اصلی بهبود می‌بخشد و به نتایج تجربی نزدیک‌تر می‌کند. از سوی دیگر مدل تصحیح‌شده رفتار دینامیکی ضریب گشتاور پیچشی را در تمام محدوده زاویه حمله با دقت بالاتری نسبت به مدل اصلی پیش‌بینی می‌کند.

سایر نتایج به‌دست آمده در این مقاله حاکی از این است که افزایش میزان آثار ناپایایی در سیستم تا حد مشخصی بر زاویه حمله مؤثر سیستم، اثرگذار بوده و آن را کاهش می‌دهد یا به‌عبارت دیگر در سیستم نقطه کمینه‌ای وجود دارد که پس از آن با افزایش فرکانس کاهش‌یافته زاویه حمله مؤثر به زاویه حمله هندسی نزدیک و از اثرات ناپایایی جریان بر زاویه حمله مؤثر مقطع کاسته می‌شود.

تشکر و قدردانی: موردی توسط نویسندگان بیان نشد.

تأییدیه اخلاقی: موردی توسط نویسندگان بیان نشد.

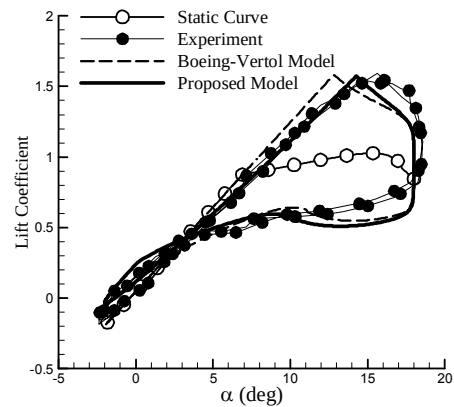
تعارض منافع: موردی توسط نویسندگان بیان نشد.

سهم نویسندگان: موردی توسط نویسندگان بیان نشد.

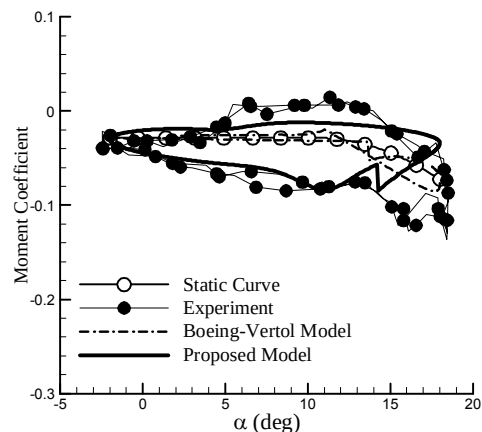
منابع مالی: موردی توسط نویسندگان بیان نشد.

منابع

- 1- Leishman JG, Beddoes TS. A semi-empirical model for dynamic stall. Journal of the American Helicopter Society. 1989;34(3):3-17.
- 2- Larsen JW, Nielsen SRK, Krenk S. Dynamic stall model for wind turbine airfoils. Journal of Fluids and Structures. 2007;23(7):959-982.
- 3- Mulleners K, Raffel M. Dynamic stall development. Experiments in Fluids. 2013;54:1469.
- 4- Choudhry A, Leknys R, Arjomandi M, Kelso R. An insight into the dynamic stall lift characteristics. Experimental Thermal and Fluid Science. 2014;58:188-208.
- 5- Leishman JG, Beddoes TS, Westland Helicopter Ltd. A generalized model for airfoil unsteady aerodynamic behaviour and dynamic stall using the indicial method. Proceedings of the 42nd Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington DC, June 1986. Fairfax VA: The Vertical Flight Society; 1986.
- 6- Oye S. Dynamic stall simulated as time lag of separation [Internet]. Lyngby: University of Denmark; 1991 [Unknown cited]. Available from: Not Found
- 7- Hansen MH, Gaunaa M, Aagaard Madsen H. A Beddoes-Leishman type dynamic stall model in state-space and indicial formulations [Internet]. Forskningscenter Risoe:



(الف)



(ب)

نمودار ۶ مقایسه نتایج حاصل از ضرایب: الف) نیروی برآ و ب) گشتاور پیچشی مدل پیشنهادی و مدل بوئینگ- ورتل با نتایج تجربی مقطع S809 [24] در $k=0.077$

جدول ۳ درصد خطای نسبی در مقدار بیشینه ضریب برآ و زاویه حمله متناظر در $k=0.077$

پارامتر	مدل بوئینگ- ورتل	مدل اصلاح‌شده
زاویه حمله واماندگی دینامیکی	۱۸	۷
بیشینه ضریب برآ	۰/۹	۰/۳

جدول ۴ درصد خطای مدل بوئینگ- ورتل و مدل پیشنهادی در مقایسه با نتایج تجربی مقطع S809 در $k=0.077$

ضریب	فاز زاویه حمله	مدل بوئینگ- ورتل	مدل اصلاح‌شده
برآ	افزایش	--	۰/۴۳
	کاهش	--	۰/۵
گشتاور پیچشی	افزایش	--	۰/۰۴۶
	کاهش	--	۰/۴

۵- نتیجه‌گیری

با توجه به اهمیت و نقش کاربردی مدل‌های نیمه‌تجربی در شبیه‌سازی پدیده واماندگی دینامیکی، در این مقاله پدیده واماندگی دینامیکی بررسی و با توجه به مراجع موجود، مدل‌های نیمه‌تجربی مقایسه گردیدند. سپس به‌منظور در نظر گرفتن آثار ناپایایی دنباله‌های جریان در مدل‌های واماندگی دینامیکی، با استفاده از تئوری آیرودینامیک ناپایا براساس تابع وگنر، زاویه حمله مؤثر تعریف گردید و در یکی از ساده‌ترین الگوهای واماندگی دینامیکی به نام مدل بوئینگ- ورتل مورد استفاده قرار گرفت. در ادامه از آنجایی که مدل مذکور ضرایب آیرودینامیک نیروی برآ و

- 16- Rasekh S, Hosseinidoust M, Karimian Aliabadi S. Accuracy of dynamic stall response for wind turbine airfoils based on semi-empirical and numerical methods. *Journal of Applied Fluid Mechanics*. 2018;11(5):1287-1296.
- 17- Rasekh S, Karimian Aliabadi S, Hosseinidoust M. Comparison of dynamic stall models using numerical and semi-empirical approaches for a wind-turbine airfoil. *Modares Mechanical Engineering*. 2018;18(3):282-290. [Persian]
- 18- Hibbs BD. HAWT performance with dynamic stall [Internet]. Golden CO: Solar Energy Research Institute; 1986 [Unknown cited]. Available from: <https://www.nrel.gov/docs/legosti/old/2732.pdf>
- 19- Anderson JD Jr. Fundamentals of aerodynamics. 5th Edition. New York: McGraw-Hill Education; 2010.
- 20- Gordon Leishman J. Principles of helicopter aerodynamics. Cambridge UK: Cambridge University Press; 2000.
- 21- Jones RT. The unsteady lift of a wing of finite aspect ratio [Internet]. Langley Field VA: NACA; 1940 [Unknown cited]. Available from: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19930091758>
- 22- Sadr MH, Badii D, Shams SH. Modification of boeing-vertol nonlinear aerodynamic model in dynamic stall simulation. Proceedings of The 14th International Conference of Iranian Aerospace Society, Tehran, of March 3-5, 2015. [Persian]
- 23- Liiva J, Davenport F, Gray L, Walton I. Two-dimensional tests of airfoils oscillating near stall [Internet]. USAAVLABS; 1968 [Unknown cited]. Available from: Not Found
- 24- Gupta S, Gordon Leishman J. Dynamic stall modeling of the S809 aerofoil and comparison with experiments. *Wind Energy*. 2006;9(6):521-547.
- DTU Orbit; 2004 [Unknown cited]. Available from: <http://bit.ly/2x0sVel>
- 8- Wang Q, Zhao Q. Modification of Leishman-Beddoes model incorporating with a new trailing-edge vortex model. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering. 2015;229(9):1606-1615.
- 9- Tran CT, Petot D. Semi-empirical model for dynamic stall of airfoils in view of the application to the calculation of responses of the helicopter blade in forward flight. Sixth European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum, September 16-19, 1980, Bristol, England. Vertica. Bristol: University of Bristol; 1980.
- 10- Petot D. Differential equation modeling of dynamic stall. *La Recherche Aerospatiale*. 1989;5:59-72.
- 11- Tarzanin FJ. Prediction of control loads due to blade stall. *Journal of the American Helicopter Society*. 1972;17(2):33-46.
- 12- Gross DW, Harris FD. Prediction of inflight stalled airloads from oscillating airfoil data. Proceedings of the 25th Annual National Forum of the American Helicopter Society, May 1969. Fairfax VA: The Vertical Flight Society; 1969.
- 13- Gormont RE. A mathematical model of unsteady aerodynamics and radial flow for application to helicopter rotors. Philadelphia: U.S., Army Air Mobility R&D Laboratory, Vertol Division, (Report on Boieng-Vertol ContracU02-71-C00045) May, 1973.
- 14- Strickland JH, Webster BT, Nguyen T. A vortex model of the darrieus turbine: An analytical and experimental study. *Journal of Fluids Engineering*. 1979;101(4):500-505.
- 15- Paraschivoiu I. Wind turbine design: With emphasis on darrieus concept. Montreal: Presses International Polytechnique; 2002.