



Investigation of Aeroelastic Behavior of Straight Bladed Vertical Axis Wind Turbine Using by Nonlinear Flexible DMST (NFD MST) Aerodynamic Model

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Shams Sh.^{*1} PhD,
Ramezani M.¹ BSc,
Molaei A.¹ MSc

How to cite this article

Shams Sh, Ramezani M, Molaei A. Investigation of Aeroelastic Behavior of Straight Bladed Vertical Axis Wind Turbine Using by Nonlinear Flexible DMST (NFD MST) Aerodynamic Model. Modares Mechanical Engineering. 2020;20(5):1157-1169.

¹Aerospace Engineering Department, New Sciences & Technologies Faculty, University of Tehran, Tehran, Iran

*Correspondence

Address: University of Tehran, Jala Al Ahmad Intersection, North Kargar Street, Tehran, Iran. Postal Code: 143995713
Phone: +98 (21) 86093202
Fax: +98(21) 88497324
shohrokh.shams@ut.ac.ir

Article History

Received: June 03, 2019
Accepted: October 15, 2019
ePublished: May 09, 2020

ABSTRACT

The aerodynamic of Vertical Axis Wind Turbine (VAWT) is more complex than a horizontal axis wind turbine. In the present research, the combination of the Wagner unsteady aerodynamic model, static stall and Double Multiple Stream Tube (DMST) aerodynamic model have been used to investigate the aeroelastic behavior of VAWT. For this purpose, the DMST aerodynamic model, which is related to the vertical axis wind turbine aerodynamics model, has been used to obtain two parameters of the angle of attack and relative velocity. Then these two parameters have been applied to the Wagner nonlinear aerodynamics, which considers the effect of the static stall. This flexible nonlinear presented model based on DMST is called NFD MST aerodynamic model. One-degree of freedom of typical section and two-degree of freedom model have been investigated for static aeroelasticity and dynamic aeroelastic behavior, respectively. The VAWT blade experiences a variety of attack angles and relative velocity in a spin, so the goal is to obtain the instability velocity in a different position and consider the effect of aerodynamic and structure nonlinearity. The results show that the nonlinear aerodynamic model has accurate results and the aeroelastic design condition associated with -90degree azimuth angle, in which the minimum instability velocity is 45.2m/s. In addition, the change of instability speed of rotating airfoil in a spin is about 6%.

Keywords Aeroelasticity; Wagner; NFD MST; Wind Turbine; Straight Bladed

CITATION LINKS

[1] A retrospective of VAWT technology [2] Aerodynamic models for Darrieus-type straight-bladed vertical axis wind turbines [3] Power correlation for vertical axis wind turbines with varying geometries [4] Aerodynamic performance theory for the NRC vertical-axis wind turbine [5] Aerodynamics of the Darrieus rotor [6] Double-multiple streamtube model for Darrieus in turbines [7] General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter [8] Aeroelasticity [9] Application of the Centre manifold theory in non-linear aeroelasticity [10] Sharp Edge Gust Effects on Aeroelastic Behavior of a Flexible Wing with High Aspect Ratio [11] Uncertainty quantification in flutter analysis for an airfoil with preloaded freeplay [12] Nonlinear aeroelastic behavior of slender wings considering a static stall model based on Wagner function [13] Investigation of nonlinear aeroelastic behavior of airfoils with flow separation based on cubic static stall modeling [14] Derivation and Aeroelastic Analysis of a Rotating Airfoil Using Unsteady Loewy Aerodynamic and Flutter Suppression by PID Controller [15] Aeroelastic stability analysis of a Darrieus wind turbine [16] Distribution category UC-60 proceedings of the vertical axis wind turbine (VAWT) design technology seminar for industry [17] Dynamic aeroelastic stability of vertical-axis wind turbines under constant wind velocity [18] Dynamics of vertical axis wind turbines (Darrieus type) [19] Numerical study of aeroelastic behaviour of a troposkien shape vertical axis wind turbine [20] Design and analysis of a straight bladed vertical axis wind turbine blade using analytical and numerical techniques [21] Investigation on Darrieus type straight blade vertical axis wind turbine with flexible blade [22] Nonlinear lifting line theory applied to vertical axis wind turbines: Development of a practical design tool [23] Variable pitch to high-solidity straight-bladed VAWTs for power enhancement. Energy Procedia [24] Performance assessment of Darrieus wind turbines with symmetric and cambered airfoils [25] H-Darrieus wind turbine with blade pitch control [26] Introduction to structural dynamics and aeroelasticity [27] A modern course in aeroelasticity [28] Unsteady aeroelastic response of rigid airfoils with nonzero angles of attack [29] Double multiple streamtube model with recent improvements

ارایه مدل آیرودینامیکی غیرخطی DMST به منظور بررسی رفتار آیروالاستیک مقطع پره انعطاف پذیر توربین باد اچ شکل

شاهرخ شمس* PhD

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

مرتضی رضائی BSc

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

احد مولایی MSc

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

چکیده

تحلیل آیرودینامیک توربین بادی محور عمودی از پیچیدگی بیشتری نسبت به توربین‌های محور افقی برخوردار است. در این پژوهش به منظور بررسی رفتار آیروالاستیک مقطع پره توربین باد محور عمودی اچ شکل از ترکیب مدل آیرودینامیک DMST که مربوط به توربین‌های محور عمودی است و مدل آیرودینامیک ناپایا و گنر و همچنین مدل واماندگی استاتیکی استفاده شده است. بر این اساس از مدل آیرودینامیکی DMST که مربوط به توربین بادی محور عمودی است، برای به دست آوردن دو پارامتر زاویه حمله و سرعت نسبی محلی استفاده شده است. از این دو پارامتر در ترکیب دو مدل آیرودینامیک و گنر و واماندگی استاتیکی که غیرخطی آیرودینامیکی را لحاظ می‌کنند، استفاده شده است و مدل جدید آیرودینامیک غیرخطی NFD MST ارایه شده است. مقطع پره به صورت یک و دو درجه آزادی به منظور تحلیل آیروالاستیسیته استاتیکی و دینامیکی مدل شده است. پره توربین باد محور عمودی در یک چرخش سرعت و زاویه حمله‌های متفاوتی را تجربه می‌کند و هدف از بررسی شناخت رفتار مقطع پره انعطاف پذیر، به دست آوردن سرعت ناپایداری در موقعیت‌های مختلف پره و مشاهده اثر غیرخطی‌های آیرودینامیک و سازه است. نتایج بررسی‌ها نشان می‌دهد که با لحاظ کردن آیرودینامیک غیرخطی نتایج از دقت مناسب‌تری برخوردار است. همچنین با توجه به بررسی مدل یک و دو درجه آزادی نقطه طراحی به لحاظ آیروالاستیک در آزمون ۹۰- درجه است که کمترین سرعت ناپایداری دینامیکی $40/2 \text{ m/s}$ است و تغییرات سرعت ناپایداری بالواره چرخان در یک دور چرخش حدود ۶٪ است.

کلیدواژه‌ها: آیروالاستیسیته، وگنر، NFD MST، توربین باد، اچ شکل

تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۳/۱۳

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۰۷/۲۳

*نویسنده مسئول: shahrokh.shams@ut.ac.ir

۱- مقدمه

توربین بادی به صورت کلی به دو دسته توربین‌های محور عمودی و محور افقی تقسیم می‌شود، با صنعتی شدن توربین‌های محور افقی در اواسط دهه ۷۰ شمسی بررسی‌ها بر روی توربین باد محور عمودی کاهش پیدا کرد اما با توجه به مزیت‌های توربین محور عمودی طی ۲۰ سال گذشته مجدداً پژوهشگران به بررسی این نوع از توربین‌ها روی آوردند [1]. در بین توربین‌های محور عمودی توربین بادهای اچ شکل که براساس نیروی برآ حرکت می‌کنند و یکی از انواع توربین‌های بادی داریوس هستند، دارای مقطع ایرفویل و عموماً متقارن هستند. همچنین پره این توربین‌ها بدون

پیچش است و در سرتاسر پره ضخامت آنها تغییر نمی‌کند [2]. از مزیت‌های این مدل از توربین می‌توان به مستقل بودن از جهت وزش باد، هزینه تعمیرات و نگهداری کمتر و حذف سیستم‌های یاو و پیچ کنترل اشاره کرد [3].

پژوهش‌ها و تحقیقات در زمینه توربین بادی محور عمودی در چندین حوزه از جمله طراحی و بهینه‌سازی توربین، خودراه‌اندازی توربین، آیرودینامیک پره و توربین، مدلسازی رفتار جریان و همچنین آیروالاستیک توربین صورت گرفته است. به صورت کلی آیرودینامیک توربین‌های بادی به دو دسته آیرودینامیک بر پایه ممنتوم و بر پایه ورتکس تقسیم می‌شوند، بررسی آیرودینامیک بر پایه ممنتوم توسط تمپلین صورت گرفت و توانست اولین و ساده‌ترین مدل خود را با عنوان مدل تک‌تیوب جریانی به ثبت برساند. این مدل ابتدا برای آسیاب بادی ثبت شد، اما سپس برای توربین داریوس گسترش یافت. این تئوری به اثر واماندگی ایرفویل توجه دارد، اما آن را به صورت استاتیکی فرض می‌کنند [4]. دو سال بعد یعنی در سال ۱۹۷۶ ویلسون و همکاران، برای در نظر گرفتن اثرات برشی باد، حجم جاروب شده توسط توربین را به چند تیوب جریان کنار هم تقسیم کردند تا تغییرات سرعت القا شده در جلوی دیسک در دو جهت عمودی و افقی به حساب آورده شود. این مدل، مدل چندتیوب جریانی نام گرفت [5]. سرعت جریان باد برخورد کننده به پره توربین در بالادست، بیشتر از سرعتی است که باد با پره در پایین دست برخورد می‌کند. به همین دلیل پاراسکی‌ووویو، مدل چند تیوب جریانی دوگانه را ارایه کرد [6]. در این مدل محاسبات برای دو بخش جریان بالادست و پایین دست انجام می‌شود. چرا که سرعت القا شده در پایین دست کمتر از بالادست است.

بررسی آیروالاستیک بالواره در شرایط تراکم‌ناپذیر ناپایا در حوزه فرکانسی و زمانی به ترتیب توسط تئودرسون [7] و بیسپینگوف و همکاران [8] انجام شد و بعد از آن مبنای بسیاری از پژوهش‌ها قرار گرفت. در سال ۲۰۰۰ لیو و همکاران به بررسی آیروالاستیسیته غیرخطی بر مبنای تابع وگنر پرداختند و نتیجه گرفتند که ابعاد دامنه و فرکانس نوسانات محدود مستقل از شرایط اولیه است [9]. در سال ۲۰۰۵ حدادپور و همکاران در بررسی اثر گاست بر سرعت فلاتر شاهد افزایش دامنه نوسانات بودند [10] و در سال ۲۰۱۰ وی و ژیچون به بررسی فلاتر یک بالواره دو درجه آزادی پرداخته و با در نظر گرفتن سختی غیرخطی و یک تابع احتمال در حالت پیچ برای سختی پیچشی، سرعت فلاتر و احتمال فلاتر آن را بررسی کردند [11]. سه سال بعد، بدیعی و همکاران با اصلاح جریان وگنر، الگوی غیرخطی از این جریان را معرفی نمودند، آنها برای بخش غیرخطی منحنی ضریب برآ برحسب زاویه حمله از پاره خط‌هایی استفاده کردند و با افزودن تعداد این پاره‌خط‌ها توانستند بخش غیرخطی را با دقت بیشتری تقریب بزنند [12]. در سال ۲۰۱۶ نیز شمس و همکاران، بر مبنای تابع وگنر با در نظر گرفتن غیرخطی از مرتبه سه برای آیرودینامیک و همچنین غیرخطی سازه‌ای، به

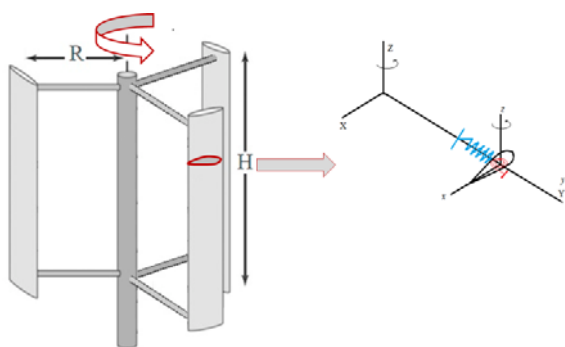
احساس می‌شود. همان طور که مشاهده می‌شود اکثر پژوهش‌های انجام شده در حوزه آیروالاستیک مربوط به بال و یا پره توربین باد محور افقی است و خلل بررسی به روش‌های تحلیلی در آیروالاستیک توربین بادی محور عمودی و همچنین بررسی ناپایداری‌های استاتیکی و دینامیکی وجود دارد. بر همین اساس در پژوهش حاضر با ترکیب سه مدل از آیرودینامیک توربین باد محور عمودی و آیرودینامیک ناپایا و گنر و مدل واماندگی استاتیکی به بررسی ناپایداری مقطع پره توربین باد محور عمودی پرداخته و سرعت ناپایداری برای یک مدل از آن محاسبه می‌شود.

به‌منظور دستیابی به اهداف و نوآوری که شامل ترکیب مدل‌های آیرودینامیکی و مدلسازی آیروالاستیک مقطع پره توربین محور عمودی است، مراحل زیر طی می‌شود:

در بخش دوم تعریف مساله، بخش سوم نحوه ترکیب مدل‌های آیرودینامیک شرح داده می‌شود. در بخش چهارم معادلات مربوط به ناپایداری استاتیکی و دینامیکی استخراج و بررسی می‌شود و در بخش پنجم روش حل معادلات به‌دست‌آمده و نتایج اعتبارسنجی می‌شود و در قسمت ششم نتایج در قالب شکل ارایه و تحلیل می‌شود و در بخش آخر نیز نتیجه‌گیری ارایه شده است. نوآوری این مقاله بررسی رفتار آیروالاستیک پره توربین باد محور عمودی اچ شکل، با در نظر گرفتن همزمان مدل واماندگی استاتیکی، مدل ناپایا و مدل DMST است. در این کار پژوهشی، معادلات آیروالاستیسیته با توجه به شرایط توربین باد محور عمودی توسعه داده شده است که نتیجه آن یک دستگاه معادلات غیرخطی آیروالاستیسیته است. همچنین در آن تعدادی پارامتر از مدل آیرودینامیک DMST گرفته شده است که برای اولین بار است که از این تکنیک در حل معادلات آیروالاستیسیته ناپایا استفاده می‌شود.

۲- تعریف مساله و فرضیات

مقطع پره توربین باد اچ شکل همان طور که در شکل ۱ مشاهده می‌شود یک ایرفویل چرخان است که حول محور اصلی توربین باد دوران می‌کند. همچنین حرکت‌های عرضی بالواره در راستای محور y و حرکت پیچشی آن حول محور z را می‌توان با استفاده از دو فنر طولی و پیچشی مدلسازی کرد.



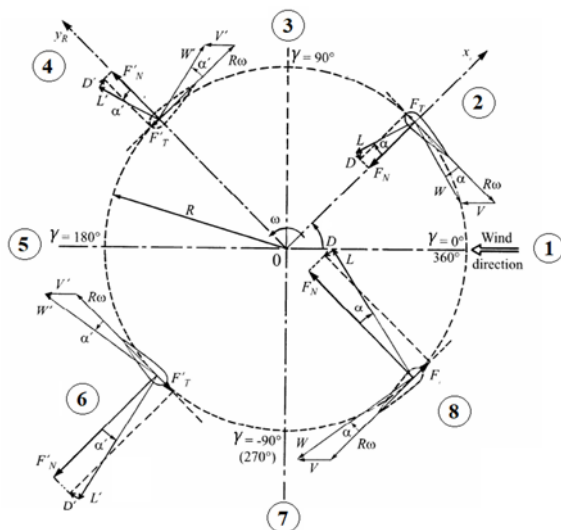
شکل ۱) وضعیت بالواره و پره در توربین باد محور عمودی اچ شکل

مدلسازی بالواره دو درجه آزادی پرداختند، الگوی جدید آیروالاستیک ارایه شده توسط آنها ضمن حذف خطاهای مربوط به حل عددی از دقت بیشتری برای مدلسازی رفتار آیروالاستیک بالواره پس از واماندگی استاتیکی دارد [13]. به‌دلیل همین دقت بالا از این روش در پژوهش حاضر استفاده شده است. همچنین در تازه‌ترین پژوهش انجام شده در سال ۲۰۱۹ شمسی و /تباتی با در نظرگرفتن آیرودینامیک ناپایا لووی به استخراج معادلات آیروالاستیسیته بالواره چرخان پرداختند و موفق شدند با اعمال روش کنترلی PID بر زاویه گام سرعت فلاتر را به تعویق بیندازند [14].

اولین تحلیل آیروالاستیسیته در توربین‌های داریوس توسط پوپلکا صورت گرفت که به بررسی پایداری این نوع از توربین‌ها پرداخت. این پژوهش بر روی توربین سندیا انجام شده بود و نتایج قابل قبولی از فلاتر توربین استخراج شد [15]. در ادامه این کار جانستون به تحلیل فلاتر یک پره تروپوسکین پرداخت و با در نظرگرفتن تئوری نواری برای آیرودینامیک، دو مود از فلاتر را توانست استخراج کند [16]. در سال ۱۹۹۴، نیچه با در نظرگرفتن تیر تحت کشش خالص و آیرودینامیک جریان گردابه‌ای توانست ناپایداری‌های دینامیکی برای یک توربین باد داریوس را استخراج کند [17]. یک سال بعد، عبد/عظیم/السید و همکاران دیگر کسانی بودند که بر روی دینامیک توربین‌های داریوس پژوهش انجام دادند و موفق به بررسی واماندگی دینامیکی توربین محور عمودی شدند و توانستند مودها و فرکانس‌های تشدید آن را استخراج نمایند [18]. همچنین در سال ۲۰۱۳ فریدونی به‌صورت عددی به مطالعه آیروالاستیسیته یک توربین خاص (سندیا ۱۷ متر) پرداخته و رفتار یک تیر سه‌بعدی منحنی را به‌طور دقیق شناسایی کرده است [19]. در همین سال هامید و آفاق به بارگذاری پره توربین اچ شکل به‌صورت عددی و تحلیلی پرداخته و براساس بررسی تنش‌های به‌وجودآمده در پره، بهینه ضخامت برای بالواره را محاسبه کردند [20]. در سال ۲۰۱۵ لیو و ژائو در یک پژوهش عددی به بررسی اثر انعطاف‌پذیری پره توربین اچ شکل پرداختند، آنها همچنین اثر قرارگیری استرات و تاثیر آن بر انعطاف‌پذیری را بررسی کردند و نتایج آنها نشان داد که توان توربین دارای پره با انعطاف‌پذیری بالا در مقایسه با پره صلب کمتر است [21]. مارتین و همکاران در سال ۲۰۱۲ برای اولین بار تئوری غیرخطی خط برآزا را برای توربین باد محور عمودی به‌کار گرفتند و توانستند مدلی کامل از رفتار آیرودینامیک آن ارایه دهند [22]. در سال ۲۰۱۹ کو [23] با در نظرگرفتن مدل آیرودینامیک DMST (Double Multiple Stream Tube) و متغییربودن زاویه پره به بررسی توان بالواره چرخان در توربین باد محور عمودی پرداخت و نتایج آن نشان داد که با قرارگیری بالواره در تابع گام مناسب، توان توربین افزایش می‌یابد.

به‌جهت افزایش توان توربین‌ها لازم است طول پره نیز افزایش پیدا کند و در نتیجه سازه انعطاف‌پذیر و لزوم بررسی آیروالاستیک

اغلب پژوهش‌های آیرودینامیکی اخیر در حوزه توربین باد محور عمودی بر اساس مدل DMST انجام شده است که این موضوع گواه دقت بالای این مدل را دارد [24]. همان طور که در شکل ۲ مشاهده می‌شود برخلاف توربین‌های بادی محور افقی در این مدل از توربین‌ها در یک دور کامل پارامترهای زاویه حمله، سرعت نسبی و بردارهای نیرو براساس زاویه آزمون متغیر است. بر این اساس ممکن است بالواره در یک سرعت دورانی ثابت در موقعیتی قرارگیرد که ناپایدار شود و چند لحظه بعد در موقعیت پایداری قرارگیرد. بنابراین به‌دست‌آوردن موقعیتی که در آن بالواره زودتر دچار ناپایداری می‌شود، به لحاظ طراحی مهم است.



شکل ۲ موقعیت بالواره در یک دور کامل و بردارهای سرعت و نیرو و زاویه حمله [29]

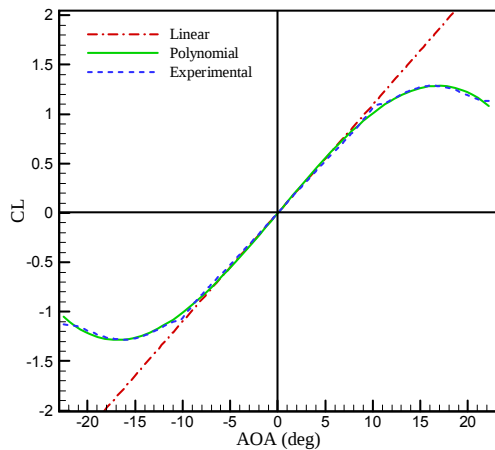
برای بررسی رفتار آیروالاستیسیته جریان باید از مدل‌های آیرودینامیکی شبه‌پایا و ناپایا استفاده کنیم. در مدل ناپایا برای محاسبه فروریزش و زاویه حمله موثر هر نقطه از پره در هر لحظه، اثر دنباله جریان در پشت پره در نظر گرفته می‌شود. در مدل شبه‌پایا، فروریزش جریان فقط بر روی پره لحاظ می‌شود. در این پژوهش بنابر تجربه کارهای پیشین و دقت بالاتر، مدل آیرودینامیکی ناپایا استفاده شده است تا بتوان شناخت خوبی از رفتار آیروالاستیک توربین بادی محور عمودی به‌دست آورد. در آیرودینامیک ناپایا، توانایی مدلسازی رفتار جریان بالواره و مشاهده اثر گردابه‌ها روی بالواره و دنباله آن برحسب زمان امکان‌پذیر است. در تحلیل‌های آیروالاستیسیته معادلات سازه‌ای و آیرودینامیکی کنار هم قرار می‌گیرد و مجموعه معادلات غیرخطی آیروالاستیک پره را تشکیل می‌دهد. در این پژوهش همان طور که پیشتر اشاره شد براساس آیروالاستیسیته ناپایا و گنر، زاویه حمله نوشته شده‌اند. مجموع این زاویه حمله و زاویه حمله ناشی از آیرودینامیک توربین باد محور عمودی در معادله مرتبه سوم ضریب برآ قرار گرفته و نهایتاً نیروی برآ محاسبه می‌شود.

پره توربین باد اچ شکل به واسطه هندسه خود از دو سر پره به استرات‌ها متصل و مقید شده است. در بخش ۴ با فرض سختی بی‌نهایت فنر طولی به بررسی آیروالاستیک بالواره چرخان یک‌درجه آزادی پرداخته می‌شود و همچنین در ادامه با در نظرگرفتن هر دو فنر، مساله به‌صورت دودرجه آزادی حل خواهد شد. اطلاعات عمومی مربوط به توربین محور عمودی شامل W : سرعت نسبی، R : شعاع پره‌ها (m) ، α : زاویه حمله آیرودینامیکی، ω : سرعت دورانی، N : تعداد پره، C : طول وتر، γ : مکان زاویه‌ای پره توربین، C_T : ضریب نیروی مماس پره، C_N : ضریب نیروی نرمال پره است. اطلاعات هندسی بالواره مورد بررسی نیز شامل: $x_{\theta}=0.2466$ ، $C=2b=15.24$ (cm)، $I_{\theta}=0.065$ kg.m²، $K_{\theta}=250$ ، $m=10$ kg، $a=-0.6$ ، $\rho=1.225$ kg/m³، $R=2.5$ (m)، $K_h=2844.2$ N/m، Nm/rad برای مساله مورد نظر در این پژوهش ایرفویل ناکا ۱۸۰ است. برای این مساله فرض شده است که فنر به صورت غیرخطی مرتبه سوم و همچنین سرعت دوران توربین ثابت است و جریان هوای برخورد کننده با توربین به صورت یکنواخت، تراکم‌ناپذیر و زیرصوت است.

۳- آیرودینامیک ترکیبی

مدل آیرودینامیکی DMST یکی از مدل‌های بر پایه ممنتوم است که در تحلیل آیرودینامیک جریان توربین باد محور عمودی از آن استفاده می‌شود. این مدل در ادامه پژوهش‌های ویلسون [5] انجام شد، او صفحه حرکت مقطع پره توربین باد محور عمودی را به‌صورت یک دیسک در نظر گرفت و جریان عبوری از آن را به چندین کانال فرضی تقسیم کرده بود و بر این اساس مدل MST (Multiple Stream Tube) ارائه کرد. هر ایرفویل یک‌بار در پایین‌دست جریان و بار دیگر در بالادست جریان از این کانال‌ها عبور کرده و براساس روابط ممنتوم، مقدار نیرو تراست آنی برای هر پره قابل محاسبه می‌شود.

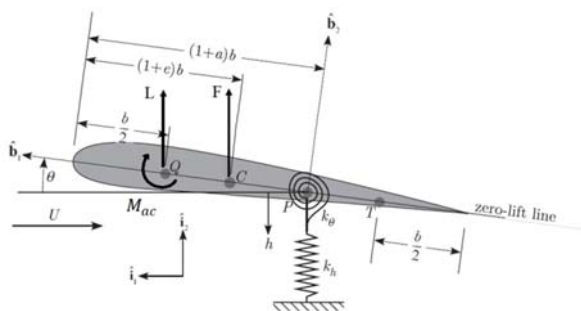
پاراسکی‌وو [6] هر یک از این کانال‌ها را به دو دسته بالادست و پایین‌دست جریان تقسیم کرد تا رفتار دقیق از جریان را به‌دست آورد. در این روش هر توربین با یک سری دیسک عملگر پست سرهم جایگزین می‌شود و برای محاسبه نیروی وارد بر این دیسک یک معادله براساس بقای ممنتوم و یک معادله براساس ضرایب آیرودینامیک ایرفویل و سرعت باد حل می‌شود. این معادلات یک بار برای بالادست جریان و بار دیگر برای پایین‌دست جریان حل می‌شود. مدل آیرودینامیکی DMST با در نظرگرفتن تغییرات سرعت ناشی از برخورد جریان به پره از دیگر مدل‌های آیرودینامیکی برتری دارد. همچنین این مدل که در تکمیل مدل‌های آیرودینامیکی پیشین ارائه شده است تاکنون دقیق‌ترین مدل آیرودینامیکی توربین باد محور عمودی است به طوری که نتایج قابل قبول مقایسه آن با آزمایش‌های تجربی در پژوهش پاراسکی‌وو [6] موجود است.



نمودار ۱) مقایسه نمودارهای خطی، تجربی و چندجمله‌ای ضریب برآ برحسب زاویه حمله

۴- معادلات بالواره چرخان

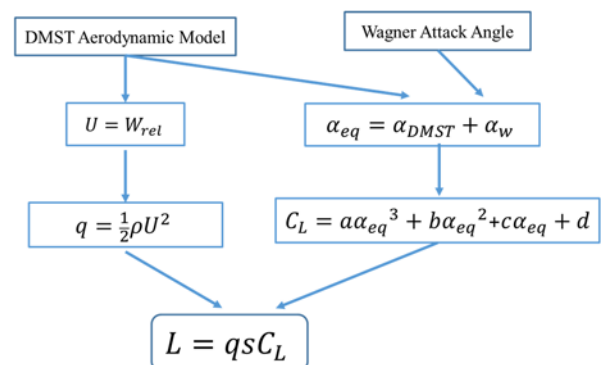
قبل از پرداختن به مدل دودرجه آزادی بالواره، ابتدا مدل یک‌درجه آزادی مورد بررسی قرار می‌گیرد. مدل یک‌درجه آزادی به دلیل سادگی می‌تواند برای توسعه مفهومی‌های اولیه و درک بهتر آیروالاستیسیته توربین باد مفید باشد. تقابل نیروهای آیرودینامیکی (برآ و گشتاور)، نیروهای خارجی (نیروی گریزمرکز) و نیروهای الاستیک (نیروی فنر پیچشی) در مدل مقطع نمونه یک‌درجه آزادی منجر به پیچش الاستیک پره و افزایش زاویه حمله شده و در نهایت منجر به واگرایی خواهد شد. همان طور که پیشتر اشاره شد مدلسازی حرکت های بالواره با استفاده از دو فتر انجام می‌شود که در شکل ۴ قابل مشاهده است.



شکل ۴) نحوه مدلسازی بالواره چرخان و نیروهای وارد بر آن

برای مدلسازی یک‌درجه آزادی فرض می‌شود که مقدار k_h برابر بی‌نهایت است. بنابراین بالواره تنها دارای یک‌درجه آزادی است و آن هم حرکت پیچشی است. در توربین باد اچ شکل به واسطه حرکت چرخشی و با فرض سرعت دورانی ثابت همواره یک نیروی گریزمرکز به آن وارد می‌شود، محل این نیرو که با F نشان داده شده است بر روی مرکز جرم قرار گرفته است. همچنین اثر نیروهای آیرودینامیکی بر روی یک مرکز آیرودینامیک لحاظ شده است. از تعادل گشتاورها حول مرکز الاستیک داریم:

به عبارت دیگر، در توربین بادی اچ شکل همان طور که پیشتر اشاره شد، یک بالواره در یک دور کامل در موقعیت‌های مختلفی قرار می‌گیرد که دو پارامتر زاویه حمله و سرعت نسبی در آنها متفاوت است و متغیربودن این دو پارامتر سبب می‌شود که نیروی آیرودینامیکی در هر لحظه تغییر کند و به دنبال آن موقعیت ناپایداری متفاوت باشد. بنابراین در روش آیرودینامیک ترکیبی، دو پارامتر سرعت نسبی و زاویه حمله از مدل DMST استخراج می‌شود و از آنها در مدل آیرودینامیک وگنر که در آن اثر واماندگی استاتیکی لحاظ شده است استفاده می‌شود و در واقع مدل جدید آیرودینامیکی غیرخطی (Nonlinear Flexible Double Multiple Stream Tube: NFD MST) می‌شود، این فرآیند به بیان ساده‌تر در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل ۳) فلوچارت نشان دهنده نحوه ترکیب مدل‌های آیرودینامیک

زاویه حمله‌ای که تنها از آیرودینامیک توربین باد به دست می‌آید (α_{DMST}) براساس مقدار پارامتر نسبت سرعت نوک پره TSR مقدار متفاوتی خواهد داشت و به ازای یک TSR مشخص این مقدار از زاویه حمله واماندگی عبور می‌کند [24]. لذا پارامتر α_{eq} می‌تواند مقداری بزرگ‌تر از زاویه حمله واماندگی داشته باشد. بنابراین نمودار ضریب برآ برحسب زاویه حمله ($C_L - \alpha$) را نمی‌توان به صورت خطی فرض کرد و مقدار آن را برای ایرفویل ناکا ۰۰۱۸ با عبور یک منحنی از داده‌های تجربی به صورت یک چندجمله‌ای درجه سه در نظر گرفته شده است. در واقع در مدل واماندگی استاتیکی به جای استفاده از یک منحنی خطی در نمودار ضریب برآ برحسب زاویه حمله از یک معادله غیرخطی استفاده شده است تا به صورت صحیح و دقیق مقدار نیروی برآ در زوایای حمله مختلفی که در مدل ناپایا به دست آمده، محاسبه شود. نمودار ۱ نمودارهای خطی، تجربی و چندجمله‌ای ضریب برآ برحسب زاویه حمله برای ایرفویل ناکا ۰۰۱۸ را نشان می‌دهد. معادلات مربوط به روش DMST از مطالعه پاراسکی و ویوو [6] استخراج شده است و براساس آن برای بالادست و پایین دست جریان کد کامپیوتری نوشته شده است تا در هر موقعیت از توربین مقدار سرعت نسبی و زاویه حمله اولیه مشخص باشد.

یک زاویه حمله اولیه ناشی از آیرودینامیک مدل DMST دارد، این مقدار زاویه حمله به طور جداگانه محاسبه می شود و به عنوان یک مقدار ثابت در کنار زاویه حمله و گنر که ناشی از آیرودینامیک ناپایا است قرار می گیرد معادله زاویه حمله و گنر از پژوهش شمس و همکاران [13] استخراج شده است. همچنین قابل ذکر است که زاویه حمله ناشی از نیروی گریز از مرکز و زاویه نصب، در صورت وجود نیز می توان به این مقدار افزود. چند جمله ای مرتبه سوم که برای منحنی ضریب برآ برحسب زاویه حمله از برازش منحنی بر داده های تجربی استخراج شده در رابطه ۱۰ آورده شده است، بنابراین مقدار α_{eq} در رابطه زیر قرار داده شده است.

$$C_L = -25.698\alpha_{eq}^3 + 0.024\alpha_{eq}^2 + 6.58\alpha_{eq} \quad (10)$$

با دارا بودن معادلات برآ و ممان و قراردادن آن در ماتریس مربوط به حل معادلات آیروالاستیسیته [12] که با در نظر گرفتن تابع درجه سوم از سختی پیچشی و خمشی است مساله مورد نظر تحلیل می شود.

مدل به کار گرفته شده برای استخراج سرعت ناپایداری به صورت کلی برای تمامی توربین های محور عمودی قابل به کارگیری است. همچنین معادلات به صورت کلی برای توربین های محور عمودی اچ شکل نوشته شده است اما تنها برای یک نمونه حل شده است. و نتایج قابل تعمیم به تمامی توربین های بادی اچ شکل است. نکته قابل ذکر این است که اگر در حل معادلات از شکل موده های پره تروپوسکین استفاده شود می توان نتایج را برای توربین های بادی محور عمودی تروپوسکین که توربین های رایجی است به دست آورد.

۵- اعتبارسنجی و روش حل

برای اطمینان از صحت مدل پیاده شده در تحقیق حاضر، ابتدا آیرودینامیک توربین صلب صحنه گذاری می شود. نتایج حاصل از کد تدوین شده با مقادیر ارایه شده توسط پاراسکیوویو که مبدع این مدل است [6] مقایسه شده است. در نمودار ۲ مقایسه تغییرات زاویه حمله نسبی برای $TSR = 0.52$ ، $0.5/3$ ارایه شده است که نشان از انطباق قابل قبول میان نتایج است. همچنین مقایسه نمودارهای ضریب فشار بر حسب TSR و توان برحسب سرعت در نمودار ۳ در مقایسه با پژوهش پاراسکیوویو و همکاران [24] و نمودار ۴ مقایسه با مطالعه پاراسکیوویو و همکاران [25] ارایه شده است. در سرعت های بالای جریان آزاد، اختلافی کمی در نتایج مشاهده می شود اما در سایر نقاط از جمله نقاط ماکزیمم انطباق خوبی وجود دارد.

برای صحنه گذاری معادلات آیروالاستیسیته، شبیه سازی یک درجه آزادی و دودرجه آزادی به صورت مجزا با مراجع معتبر مقایسه شده است. به منظور صحنه گذاری شبیه سازی یک درجه آزادی، دو مورد خاص ارایه شده در مراجع، محاسبه و مقایسه شده و نتایج در نمودارهای ۵ و ۶ نشان داده شده است.

$$M_{ac} + L \left(b \left(\frac{1}{2} + a \right) \right) + F(b(e + a)) - k_\theta \theta = 0 \quad (1)$$

ضریب نیروی برآ در آیرودینامیک خطی به صورت زیر نوشته می شود:

$$C_L = C_{L\alpha} \alpha_{eq} \quad (2)$$

که در آن $C_{L\alpha}$ در آیرودینامیک خطی برای زاویه حمله کوچک به صورت ثابت در نظر گرفته می شود و به صورت خیلی ساده تر طبق تئوری ایروفیل نازک دوبعدی، $C_{L\alpha} = 2\pi$ است، و داریم:

$$\alpha_{eq} = \theta + \alpha_p \quad (3)$$

در رابطه ۳، θ_I و α_F به ترتیب برابر زاویه القایی ناشی از نیروی گریز از مرکز و زاویه اولیه نصب است، همچنین نیروی برآ برای یک بالواره برابر است با:

$$L = \rho W^2 b C_L \quad (4)$$

در این حالت زاویه پیچش الاستیک به صورت زیر به دست می آید:

$$\theta = \frac{\frac{1}{2} \rho W^2 S (C_{m0} + b \left(\frac{1}{2} + a \right) C_{L\alpha} \alpha_0) + b x_\theta m R \Omega^2}{K_\theta - \frac{1}{2} \rho W^2 S b \left(\frac{1}{2} + a \right) C_{L\alpha}} \quad (5)$$

همان طور که قبلا اشاره شد با توجه به چرخش پره حول محور توربین، در موقعیت های مختلف ممکن است زاویه حمله نسبی بالایی ایجاد شود بنابراین فرض کوچک بودن زاویه حمله نمی تواند فرض درستی باشد. بنابراین برای دقیق تر شدن ضریب برآ باید اثرات غیرخطی حاصل از جدایش جریان در زوایای حمله بزرگ (واماندگی جریان) در آن لحاظ شود. اثرات جدایش جریان به صورت جدایش دینامیکی و جدایش استاتیکی مدل می شود. در این تحلیل اثرات غیرخطی به صورت جدایش استاتیکی در نظر گرفته می شود.

در حالت غیرخطی منحنی واماندگی استاتیکی را می توان با توابع مختلفی معادل سازی کرد. مطالعه شمس و همکاران [13] نشان داده است که یکی از بهترین و در عین حال ساده ترین روابط برای ضریب نیروی برآ به صورت تابع درجه ۳ است:

$$C_L = a \alpha_{eq}^3 + b \alpha_{eq}^2 + c \alpha_{eq} + d \quad (6)$$

از رابطه ۱ و اعمال ضریب غیرخطی برآ خواهیم داشت:

$$\frac{1}{2} \rho_\infty U_{rel}^2 S (a \alpha^3 + c \alpha) (x_o - x_{ac}) + m R \Omega^2 (x_o - x_{cg}) - K_\theta \theta = 0 \quad (7)$$

با اعمال رابطه ۳ و انجام ساده سازی های ریاضی خواهیم داشت:

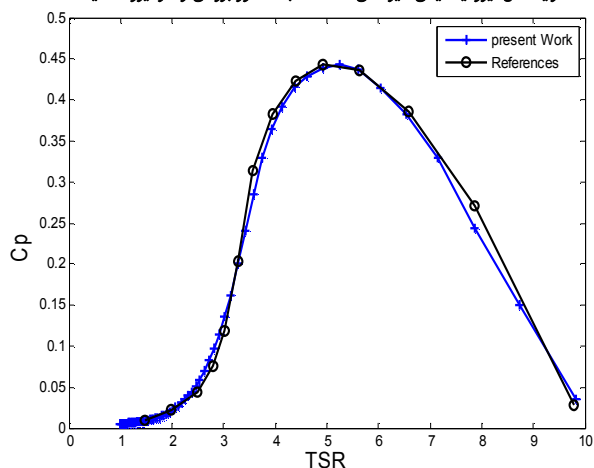
$$\theta^3 + A \theta^2 + B \theta + C = 0 \quad (8)$$

که در آن:

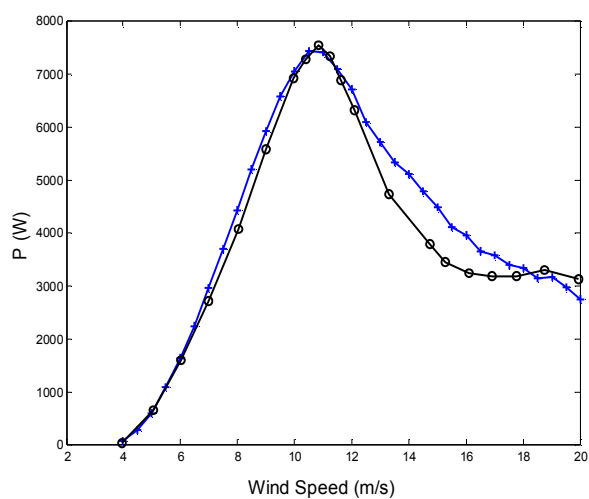
$$\begin{aligned} A &= 3\alpha_r \\ B &= 3\alpha_r^2 + \frac{c}{a} - \frac{K_\theta}{qS(x_o - x_{ac})} \\ C &= \alpha_r^3 + \frac{c}{a} \alpha_r + \frac{mR\Omega^2(x_o - x_{cg})}{qS(x_o - x_{ac})a} \end{aligned} \quad (9)$$

معادله ۸ یک معادله استاندارد چندجمله ای مرتبه سوم بوده و حل کلاسیک آن موجود است. حل این معادلات باعث شناخت بیشتر رفتار آیروالاستیک توربین باد محور عمودی می شود.

برای مدلسازی دودرجه آزادی حرکت هر دو فنر k_θ و k_h در نظر گرفته می شود. با توجه به محل قرارگیری بالواره در حین چرخش

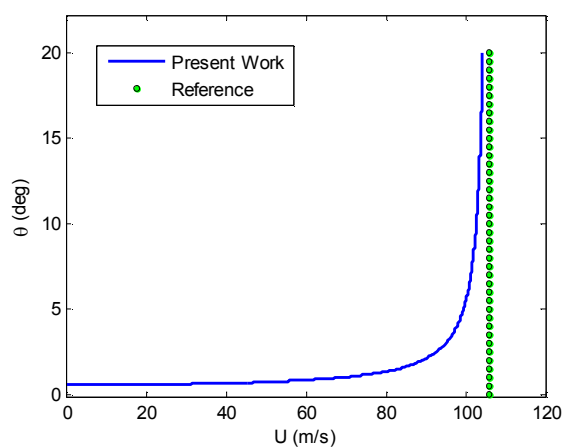


(الف)

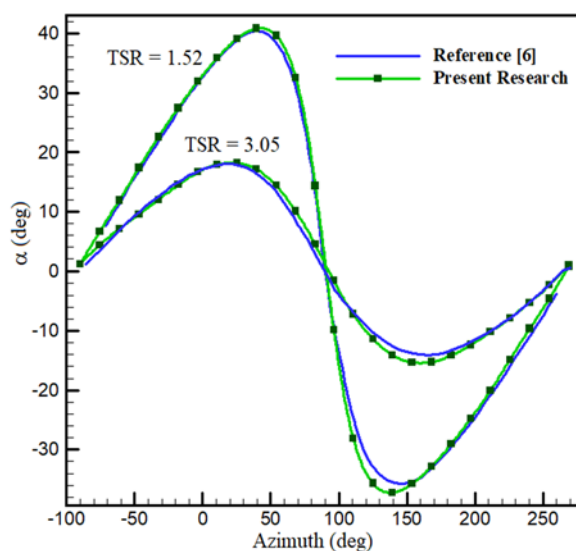


(ب)

نمودار ۴) مقایسه نتایج محاسبات؛ الف ضریب فشار بر حسب TSR، ب توان بر حسب سرعت در کار حاضر با پاراسکی ویو و همکاران^[25]

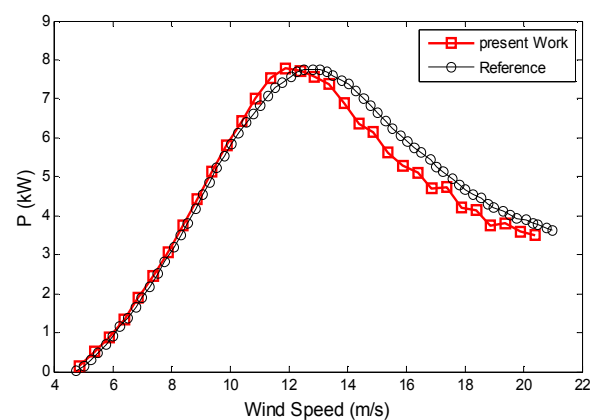
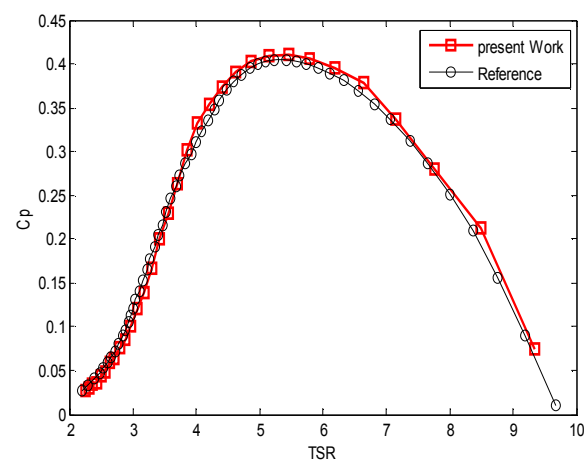


(الف)



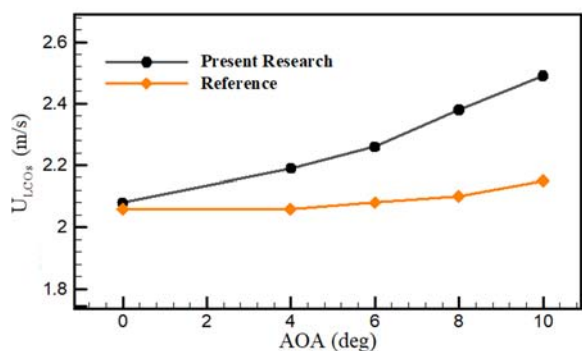
(ب)

نمودار ۲) مقایسه نتایج پژوهش حاضر و مطالعه پاراسکی ویو^[6] در به دست آوردن زاویه حمله بر حسب آرموس به روش DMST



نمودار ۵) تغییرات زاویه حمله استاتیکی ایرفویل با تغییر سرعت جریان آزاد و مقایسه با مطالعه هادجز و همکاران^[26]

نمودار ۳) مقایسه نتایج محاسبات؛ الف ضریب فشار بر حسب TSR، ب توان بر حسب سرعت در کار حاضر با پاراسکی ویو و همکاران^[24]



نمودار ۷) مقایسه سرعت ناپایداری نتایج پژوهش حاضر و تحقیق بیچیو و همکاران [28] برحسب زاویه حمله

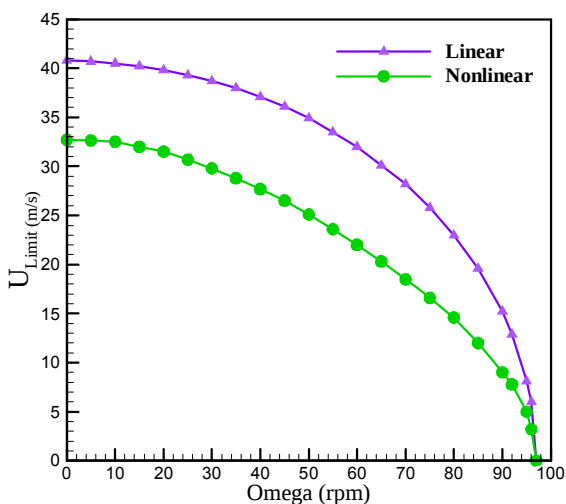
جدول ۲) مقایسه نتایج پژوهش حاضر و تحقیق بیچیو و همکاران [28]

درصد اختلاف	سرعت ناپایداری پژوهش حاضر (m/s)	سرعت ناپایداری بیچیو و همکاران [28] (m/s)	زاویه حمله
۱	۲/۰۸	۲/۰۶	۰
۶/۳	۲/۱۹	۲/۰۶	۴
۸/۶	۲/۲۶	۲/۰۸	۶
۱۳/۳	۲/۳۸	۱/۲	۸
۱۵/۸	۲/۴۹	۲/۱۵	۱۰

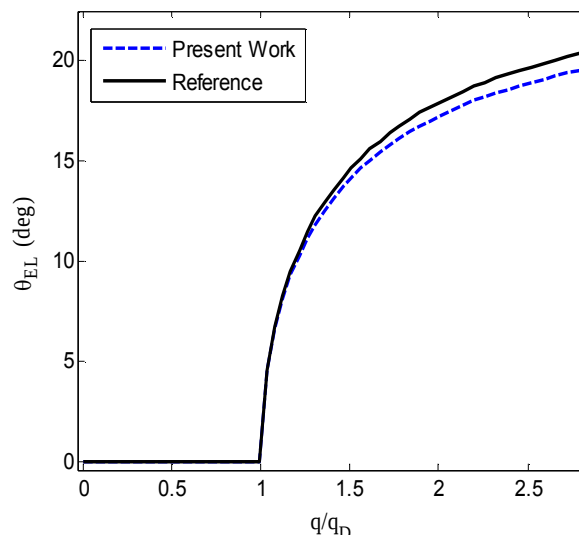
۶- نتایج

۶-۱- بررسی شرایط ناپایداری بالواره یک درجه آزادی

در نمودار ۸ روند تغییرات سرعت جریان حد مجاز با تغییرات سرعت دوران توربین با مشخصات پارامترهای فرض شده ایرفویل مورد استفاده برای دو حالت آیرودینامیک خطی و غیرخطی ترسیم شده است. با نتایج مشاهده می شود که شبیه سازی مساله با آیرودینامیک غیرخطی مقدار پیچش الاستیک را کمتر از آیرودینامیک خطی پیش بینی می کند. این کاهش به دلیل لحاظ اثرات واماندگی استاتیکی بوده و نتایج دقیق تری است.



نمودار ۸) روند تغییرات سرعت حد جریان با افزایش دوران توربین با آیرودینامیک خطی و غیرخطی



نمودار ۶) مقایسه پیچش الاستیک غیرخطی تحقیق حاضر با تحقیق دوول [27]

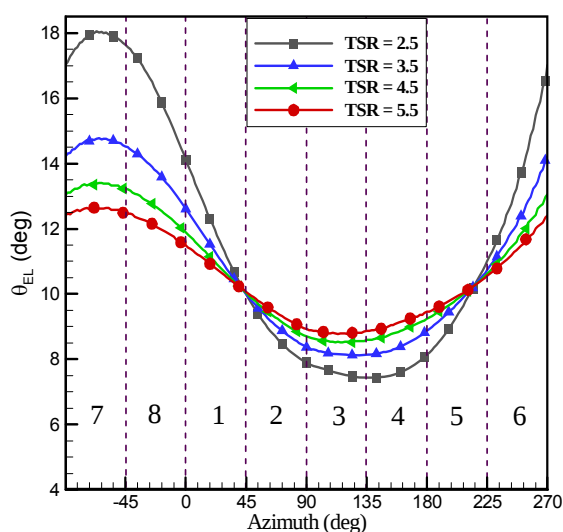
مطالعه هادجز و همکاران [26] ضریب لیفت را به صورت خطی لحاظ کرده و سرعت واگرایی را محاسبه کرده است. بنابراین در اینجا با فرض $a = b = d = 0$ و $c = 2\pi$ پیچش الاستیک محاسبه شده است. در نمودار ۵ روند تغییرات زاویه حمله با افزایش سرعت جریان ارایه شده است. نمودار در سرعت $U_D = 104.2 \text{ (m/s)}$ به سمت بی نهایت میل کرده است. در پژوهش هادجز و همکاران [26] مقدار سرعت واگرایی $U_D = 105.8 \text{ (m/s)}$ ارایه شده است. بنابراین انطباق خوبی بین نتایج وجود دارد. همچنین برای صحه گذاری حالت غیرخطی، نمودار ارایه شده در تحقیق دوول [27] مد نظر قرار گرفته است. در این تحقیق برای یک حالت خاص که در آن زاویه حمله اولیه صفر فرض شده است نمودار پیچش الاستیک با فرض آیرودینامیک و سازه غیرخطی ترسیم شده است. در تحقیق حاضر با فرض $\alpha_F = 0$ نمودار مرجع اشاره شده به دست آمده و با توجه به نمودار ۶ انطباق خوبی مشاهده می شود. محور افقی این نمودار برحسب فشار دینامیکی واگرایی خطی q_D بی بعد شده است [27].

برای آیروالاستیسیته دودرجه آزادی در این قسمت نیز نتایج پژوهش برای یک بالواره که ویژگی های آن در جدول ۱ آورده شده است با تحقیق بیچیو و همکاران [28] مقایسه شده و نمودار آنها نیز در نمودار ۷ رسم شده است. با توجه به این که در مطالعه مذکور از مدل آیرودینامیکی VLM استفاده شده است طبیعتاً اختلاف هایی وجود دارد که آن ها در جدول ۲ گزارش شده اند اما با این وجود روند افزایش سرعت ناپایداری برحسب افزایش زاویه حمله قابل مشاهده است و نتایج قابل قبول است.

جدول ۱) پارامترهای بالواره تحقیق بیچیو و همکاران [28]

x_{θ}	a	r_{α}	μ	σ
۰/۲	-۰/۴	۰/۰	۲۰	۰/۶

با توجه به روند تغییرات سرعت نسبی و زاویه حمله نسبی، مشاهده می‌شود که با افزایش TSR آیرودینامیک اعمالی بر بالواره در طول زمان شرایط هموارتری داشته و سازه پره دچار تغییر شکل‌های تناوبی کمتری خواهد شد. این موضوع در پیچش پره نمود واضحی دارد. در نمودار ۱۱ برای یک توربین باد، زاویه پیچش الاستیک پره توربین نسبت به زاویه آزمون و برای TSRهای مختلف ترسیم شده است. مشاهده می‌شود که نوسان پیچشی پره از ۱۱ درجه در $TSR=2/5$ تا ۳ درجه در $TSR=0/5$ کاهش می‌یابد. این کاهش نوسان پیچش منجر به افزایش عمر سازه توربین باد خواهد شد.

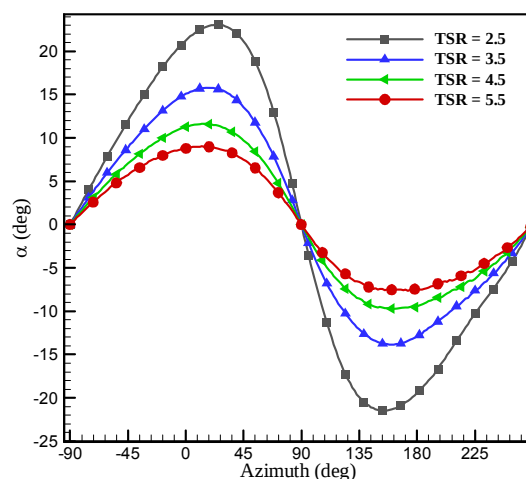


نمودار ۱۱) زاویه پیچش الاستیک برحسب زاویه آزمون برای مختلف

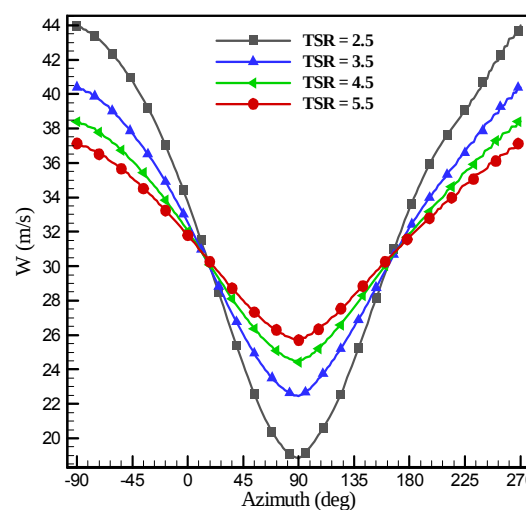
همچنین با توجه به طرافت طراحی سازه‌ای توربین، پره‌ها و اتصالات آن قادر به تحمل حد مشخصی از پیچش خواهند بود. بنابراین تغییر پیچش پره از این منظر نیز حایز اهمیت خواهد بود. به‌عنوان مثال اگر زاویه پیچش حد تحمل سازه پره و اتصالات آن را ۱۵ درجه در نظر بگیریم تا $TSR=3/5$ در هر نقطه از توربین، پیچش پره زیر حد مورد نظر خواهد بود ولی TSR پایین‌تر، پره در ناحیه ۷ دچار پیچش بیش از حد خواهد شد. بنابراین برای توربین مورد نظر، حداقل TSR مجاز از منظر محدودیت پیچش الاستیک پره ۳/۵ بوده و ملاحظه می‌شود. ناحیه ۷ از نظر پیچش پره بحرانی‌ترین ناحیه توربین بوده و طراحی پره باید براساس شرایط ناحیه ۷ انجام گیرد.

در این قسمت اثر TSR بر روی ضریب توان بررسی می‌شود، با لحاظ زاویه نصب اولیه برابر با صفر ($\alpha_F = 0$) و مرکز جرم منطبق بر مرکز الاستیک ($\theta_i = 0$) به‌منظور حذف اثر نیروی گریزازمرکز، به بررسی اثر TSR همچنین انعطاف‌پذیری پره بر روی ضریب توان پرداخته می‌شود. در این بخش، فقط اثر انعطاف‌پذیری پیچشی لحاظ شده است. در نمودار ۱۲ ضریب توان توربین صلب و انعطاف‌پذیر نشان داده شده است. برای اینکه

نمودار ۹ زاویه حمله نسبی ایرفویل در موقعیت‌های مختلف توربین باد برحسب زاویه آزمون و برای TSRهای مختلف نشان داده شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود با افزایش TSR زاویه حمله جریان بر روی ایرفویل کاهش می‌یابد. محل وقوع بیشترین زاویه حمله نسبی همچنان در بالادست توربین ناحیه ۱ آزمون و در در قسمت پایین دست توربین ناحیه ۴ است. مقدار پارامتر TSR در رفتار توربین بسیار تاثیرگذار است زیرا با تغییر زاویه حمله اولیه تعیین کننده رفتار جریان است. به‌طور مثال، در $TSR = 5/5$ با توجه به اینکه دامنه تغییرات زاویه حمله DMST کوچک است، پره در طول چرخش خود دچار واماندگی نمی‌شود. نمودار ۱۰ سرعت نسبی جریان بر روی ایرفویل را نشان می‌دهد بیشترین سرعت نسبی در موقعیت ۷ (زاویه ۹۰-) بر روی ایرفویل اعمال می‌شود. در TSR پایین اختلاف بیشترین و کمترین مقدار سرعت نسبی در موقعیت‌های مختلف توربین بسیار زیاد است این اختلاف برای $TSR=2/5$ برابر ۲۶ متر بر ثانیه است، اما با افزایش TSR این اختلاف کاهش محسوسی می‌یابد.

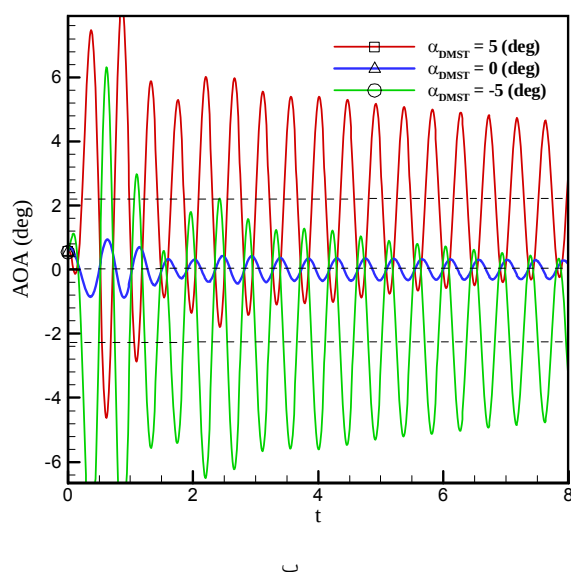
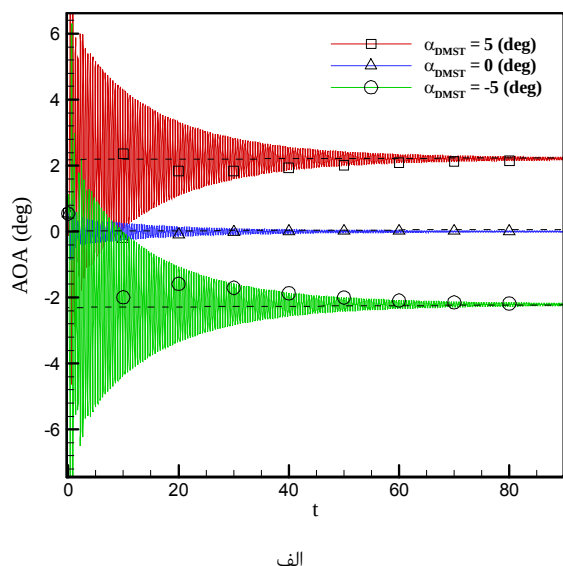


نمودار ۹) زاویه نسبی برحسب زاویه آزمون برای مختلف



نمودار ۱۰) سرعت نسبی برحسب زاویه آزمون برای مختلف

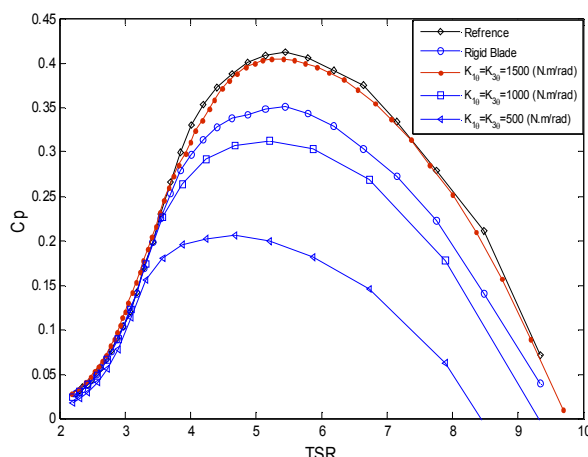
نتایج با تحقیق پاراسکی و ویو و همکاران [24] قابل مقایسه باشد، سرعت چرخش توربین $\Omega = 175 \text{ rpm}$ لحاظ شده است.



نمودار ۱۳) الف: مشاهده زاویه حمله بالواره در سه α_{DMST} متفاوت در طول زمان بی‌بعد پیش از سرعت ناپایداری، ب: شکل از نمای نزدیک تر برای مشاهده نوسانات دامنه محدود

در نمودار ۱۴ و در قسمت الف و ب نمودار حرکت پیچش و پلانچ در سرعت ناپایداری رسم شده است، همان طور که پیش‌تر اشاره شد مقدار سرعت ناپایداری با توجه به محل قرارگیری بالواره در یک دور کامل و به تبع آن زاویه حمله‌ای که تجربه می‌کند، متفاوت است. اگر بالواره در موقعیتی قرار گیرد که زاویه حمله ۵ و ۱۰ درجه را تجربه کند رفتار حرکت پیچش و پلانچ آن را می‌توان در نمودار ۱۴ مشاهده کرد. در قسمت ج و د این شکل نمودار فازی این دو مود حرکتی رسم شده است، نکته حایز اهمیت این است که با افزایش زاویه حمله اولیه دامنه حرکتی پیچش و پلانچ هر دو کاهش پیدا می‌کند.

آیرودینامیک پره توربین باد محور عمودی از پیچیدگی بیشتری نسبت به آیرودینامیک توربین محور افقی برخوردار است زیرا در یک دور شرایط متفاوتی از جریان را تجربه می‌کند. همچنین



نمودار ۱۲) تغییرات ضریب توان توربین باد با پره صلب و پره انعطاف‌پذیر بر حسب تغییرات TSR

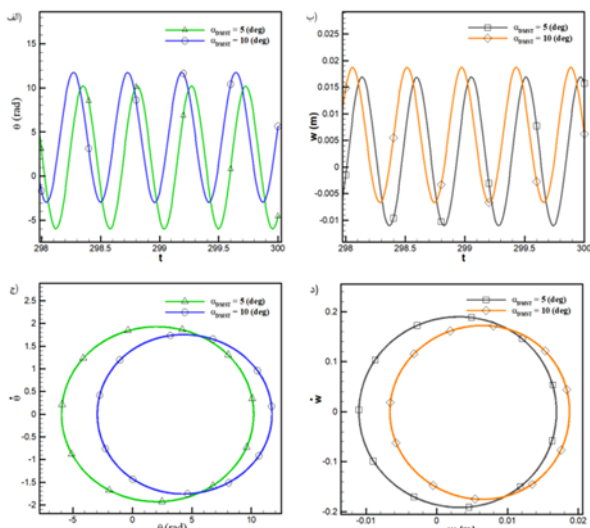
با توجه به نمودار ۱۲ مشخص است که ضریب توان در توربین صلب $(K_h=K_0=\infty)$ در $TSR=5/5$ به بیشترین حد خود می‌رسد. اما با افزودن انعطاف‌پذیری پیچشی به پره $(K_h=\infty, K_0 \neq \infty)$ مقدار ضریب توان کاهش پیدا کرده و همچنین TSR مربوط به بیشینه ضریب توان نیز به مقادیر کمتری میل می‌کند. توجه فیزیکی اثر انعطاف‌پذیری در کاهش ضریب توان می‌تواند این موضوع باشد که در پره انعطاف‌پذیر، بخشی از انرژی باد و نیروهای آیرودینامیکی اعمالی بر روی ایرفویل صرف تغییر شکل الاستیک خود پرها شده و گشتاور اعمالی به شفت توربین و در نتیجه توان استحصالی از باد کاهش پیدا می‌کند.

۲-۶- بررسی شرایط ناپایداری بالواره دودرجه آزادی

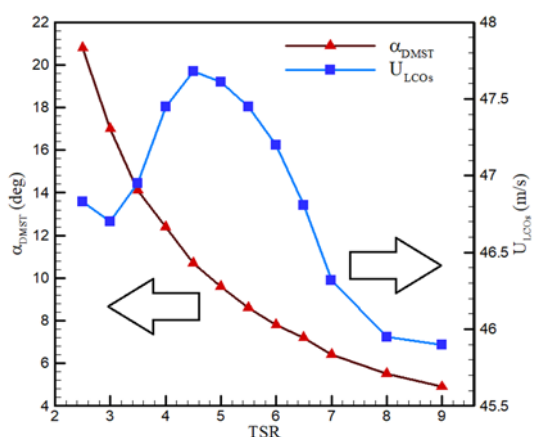
همان طور که اشاره شد یکی از تفاوت‌های بررسی بالواره چرخان تغییر زاویه حمله اولیه در یک دور است. بررسی سرعت ناپایداری بالواره چرخان همانند اعمال یک زاویه اولیه به بالواره می‌ماند با این تفاوت که مقدار این زاویه اولیه از مجموع زاویه حمله آیرودینامیک DMST، زاویه نصب و زاویه متاثر از اینرسی است که این پارامتر پیش‌تر α_p نامیده شد. از نگاه آیرودینامیکی در مساله مورد بررسی، ایرفویل ناکا ۰۰۱۸، زاویه نصب برابر صفر و زاویه ناشی از اینرسی نیز در مقایسه با α_{DMST} قابل صرفه‌نظر است. همچنین مقدار $TSR=3$ در نظر گرفته شده است.

اثر اعمال زاویه α_{DMST} در نمودار ۱۳ محاسبه شده است، همان طور که مشاهده می‌شود بدون در نظر گرفتن این زاویه نوسانات همواره حول زاویه حمله صفر صورت می‌گیرد اما با اعمال زاویه حمله مثبت ۵ درجه نقطه تعادل دیگر صفر است و مقداری بیش از صفر درجه است. همچنین برای مقدار ۰-۵ نیز نوسانات حول یک مقدار منفی انجام می‌شود. در نمودار ۱۳ نوسانات زاویه حمله با اعمال سه α_p متفاوت در سرعت پیش از فلاتر مشخص شده است که نقطه تعادل آنها با خط‌چین نمایان گردیده است.

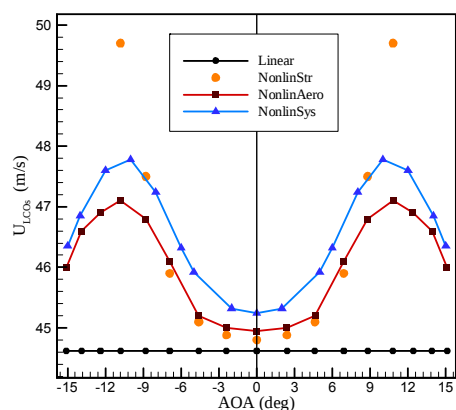
ضریب برآ بیشتر از مقدار واقعی خود فرض می‌شود (این موضوع در نمودار ۱ نیز مشهود است)، بنابراین مقدار سرعت ناپایداری بسیار بیشتر از مقدار واقعی خود محاسبه می‌شود که در نمودار ۱۶ و نمودار ۱۷ تا جایی که قابل نمایش بوده است نشان داده شده است.



نمودار ۱۴) الف و ب به ترتیب نشان دهنده جابه‌جایی پیش و پلانج بالواره در سرعت ناپایداری است و ج و د فاز برای حرکت پیش و پلانج است.



نمودار ۱۵) تغییرات زاویه حمله و سرعت ناپایداری برحسب TSR در زاویه آیزموس ۴۵ درجه



نمودار ۱۶) نمودار سرعت ناپایداری بالواره دودرجه آزادی برحسب زاویه حمله

پارامتر TSR بیان کننده رفتار آیرودینامیکی پره است که تاثیر آن را می‌توان در پارامتر زاویه حمله ناشی از آیرودینامیک DMST مشاهده کرد. بنابراین میزان حساسیت به مقدار پارامتر TSR بیشتر از بقیه پارامترها بوده است. پیش از این نیز مشاهده شد که در موقعیت‌های مختلف یک توربین و به‌ازای TSR متفاوت زاویه حمله بالواره می‌تواند تغییر کند. به‌طور مثال در زاویه آیزموس ۴۵ درجه به‌ازای افزایش TSR زاویه حمله α_{DMST} کاهش پیدا می‌کند و به‌سبب آن سرعت ناپایداری یک روند افزایشی و سپس کاهشی را در پیش می‌گیرد که به‌طور کامل در نمودار ۱۵ نشان داده شده است. زمانی که مقدار TSR کم است توربین زاویه حمله اولیه بالایی را تجربه می‌کند و در لحظه جدایش کامل جریان را تجربه کرده و بر این اساس سرعت ناپایداری آن محاسبه شده است. به لحاظ عملیاتی‌بودن، سرعت‌های دورانی توربین باید کمتر از سرعت دورانی ناپایداری باشد. همچنین در هنگام متوقف‌بودن توربین، سرعت ناپایداری پره نباید از سرعت ماکزیم باد منطقه عملیات کمتر باشد. سرعت‌های به‌دست‌آمده برای توربین مساله مورد نظر با توجه به هندسه مساله محتمل است.

یکی از مواردی که عموماً در بررسی سرعت ناپایداری مورد تحلیل قرار می‌گیرد بحث مشاهده اثر غیرخطی‌ها است در این پژوهش نیز سرعت ناپایداری در چهار وضعیت زیر مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج به‌دست‌آمده در این قسمت به ازای TSR برابر ۳/۵ است.

سیستم خطی (LinearSys): در این حالت آیرودینامیک و سازه هر دو خطی هستند. سازه غیرخطی (NonlinStr): در این حالت آیرودینامیک به‌صورت خطی و فنر به‌صورت غیرخطی فرض می‌شود. آیرودینامیک خطی (NonlinAero): در این حالت فنر به‌صورت خطی و آیرودینامیک به‌صورت غیرخطی فرض می‌شود. سیستم غیرخطی (NonlinearSys): در این حالت آیرودینامیک و سازه هر دو غیرخطی هستند.

با توجه به تعاریف مطرح شده، در حالت سیستم خطی سرعت ناپایداری براساس روش‌های مهندسی مانند P روش به‌دست می‌آید [26]. مشکل استفاده از این روش‌ها این است که اثر تغییر زاویه حمله مشاهده نمی‌شود، بنابراین در توربین بادی محور عمودی که پره دایماً دارای زاویه حمله مثبت یا منفی است کارایی ندارد یا می‌توان گفت تنها در نقاطی که زاویه بالواره برابر صفر است نتایج درستی دارد. به همین دلیل در نمودار ۱۶ به‌صورت یک خط نشان داده شده است.

در حالت سازه غیرخطی با توجه به این که آیرودینامیک به‌صورت خطی فرض شده است. در زوایای حمله پایین مقادیر سرعت ناپایداری با دقت مناسبی محاسبه شده است که این مقدار از سرعت به‌دست‌آمده در حالت سیستم خطی بیشتر است. همان‌طور که در نمودار ۱۶ مشاهده می‌شود با افزایش زاویه حمله مقدار

انجام شده است. در بخش استاتیکی با تحلیل پیش الاستیک پره چرخان توربین محور عمودی مشخص شد با افزایش TSR، پره در طول عمر دچار پیش کمتر شده و همچنین دامنه بارگذاری متناوب نیز کاهش خواهد یافت.

در بخش دینامیکی با به دست آوردن زاویه حمله بالواره چرخان در هر موقعیت، از آن در معادلات آیرودینامیک ناپایا و گتر توسعه یافته که اثر واماندگی استاتیکی را در نظر می گیرد استفاده شده است و سرعت ناپایداری محاسبه گردیده است. تغییرات سرعت ناپایداری در یک چرخش حدود ۶ درصد است و نقطه ای که زودتر از بقیه ناپایداری را تجربه می کند زاویه آزمون ۹۰- درجه است. اعمال غیرخطی آیرودینامیک و سازه سرعت ناپایداری را افزایش می دهد اما بررسی ناپایداری غیرخطی سازه به تنهایی در زاویه حمله های بالا نتایج را دور از واقعیت نشان می دهد. بنابراین اعمال غیرخطی آیرودینامیک در بررسی سرعت ناپایداری توربین محور عمودی امری ضروری است.

تشکر و قدردانی: موردی توسط نویسندگان ذکر نشده است.

تاییدیه اخلاقی: موردی توسط نویسندگان ذکر نشده است.

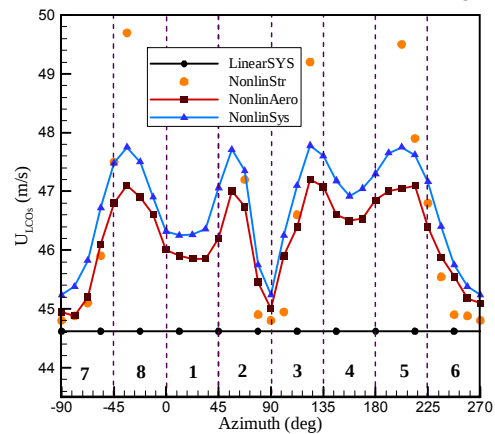
تعارض منافع: موردی توسط نویسندگان ذکر نشده است.

سهم نویسندگان: موردی توسط نویسندگان ذکر نشده است.

منابع مالی: موردی توسط نویسندگان ذکر نشده است.

منابع

- 1- Ashwill TD, Sutherland HJ, Berg DE. A retrospective of VAWT technology. California: Sandia National Laboratories; 2012.
- 2- Islam M, Ting DSK, Fartaj A. Aerodynamic models for Darrieus-type straight-bladed vertical axis wind turbines. Renewable and Sustainable Energy Reviews. 2008;12(4):1087-1109.
- 3- Pope K, Naterer GF, Dincer I, Tsang E. Power correlation for vertical axis wind turbines with varying geometries. International Journal of Energy Research. 2011;35(5):423-435.
- 4- Templin RJ. Aerodynamic performance theory for the NRC vertical-axis wind turbine [Laboratory technical report]. Ottawa: National Research Council of Canada; 1974.
- 5- Wilson RE, Walker SN, Lissaman PBS. Aerodynamics of the Darrieus rotor. Journal of Aircraft. 1976;13(12):1023-1024.
- 6- Paraschivoiu I. Double-multiple streamtube model for Darrieus in turbines. Conference Paper: NASA. Lewis Research Center Wind Turbine Dyn. United States: NASA; 1981. pp. 19-25.
- 7- Theodorsen T. General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter [Technical Report]. NASA Ames Research Center Classical Aerodynamics Theory. Washington, DC: National Advisory Committee for Aeronautics; 1979. pp. 291-311.
- 8- Bisplinghoff RL, Ashley H, Halfman RL. Aeroelasticity. Boston: Addison-Wesley Publishing Company; 1955.
- 9- Liu L, Wong YS, Lee BHK. Application of the Centre manifold theory in non-linear aeroelasticity. Journal of Sound and Vibration. 2000;234(4):641-659.



نمودار ۱۷) نمودار سرعت ناپایداری بالواره دودرجه آزادی برحسب زاویه آزمون در توربین باد محور عمودی

همان طور که پیش تر اشاره شد با توجه به زاویه حمله اولیه، مدل آیرودینامیک غیرخطی رفتار سرعت ناپایداری را به صورت دقیق تر نشان می دهد. در نمودار ۱۶ مقدار سرعت ناپایداری در حالت آیرودینامیک غیرخطی و سیستم غیرخطی نشان داده شده است. به صورت کلی می توان گفت با در نظر گرفتن سازه و آیرودینامیک غیرخطی سرعت ناپایداری افزایش می یابد. از دیگر نتایج به دست آمده این است که با افزایش زاویه تا حدود ۱۰ درجه سرعت ناپایداری افزایش پیدا می کند و بعد از آن کاهش می یابد. دلیل این امر این است که با توجه به نوسانی بودن بالواره در نزدیکی سرعت ناپایداری، گاهی این مقدار از زاویه حمله واماندگی عبور کرده، بنابراین مقدار ضریب برآ کاهش پیدا می کند و به تبع آن سرعت ناپایداری کاهش پیدا می کند.

نمودار ۱۶ برای درک بهتر اثر زاویه حمله اولیه رسم شده است اما اتفاقی که برای سرعت ناپایداری در یک بالواره چرخان در یک دور چرخش می افتد در نمودار ۱۷ نمایان است. همان طور که مشاهده می شود ناحیه های ۱ تا ۸ که پیش از این نامگذاری شده است در این شکل مشخص شده است. در این نمودار اثرات غیرخطی نیز لحاظ شده است مشابه روندی که در بالادست جریان دیده می شود. با کمی تغییر در پایین دست جریان مشاهده می شود؛ پایین ترین سرعت ناپایداری در زاویه آزمون مثبت و منفی ۹۰ درجه اتفاق می افتد یعنی موقعیتی که کمترین زاویه حمله آیرودینامیکی را دارد. با توجه به اینکه سرعت در زاویه آزمون ۹۰- بیشترین مقدار است بنابراین نقطه مناسب برای طراحی است. همچنین درصد تغییرات سرعت ناپایداری در یک تناوب حدود ۶ درصد است.

۷- نتیجه گیری و جمع بندی

در این پژوهش مقطع نمونه ای از پره توربین باد محور عمودی اچ شکل مورد بررسی آیرولاستیک قرار گرفت، برای این منظور یک بالواره به صورت یک و دودرجه آزادی مدلسازی شده و اثرات غیرخطی آیرودینامیک و سازه در آن لحاظ شده است. نتایج و تحلیل ها در دو بخش بررسی ناپایداری استاتیکی و دینامیکی

- 19- Fereidooni A. Numerical study of aeroelastic behaviour of a troposkien shape vertical axis wind turbine [Dissertation]. Carleton: Carleton University; 2013.
- 20- Hameed MS, Afaq SK. Design and analysis of a straight bladed vertical axis wind turbine blade using analytical and numerical techniques. *Ocean Engineering*. 2013;57:248-55.
- 21- Liu W, Xiao Q. Investigation on Darrieus type straight blade vertical axis wind turbine with flexible blade. *Ocean Engineering*. 2015;110 Part A:339-356.
- 22- Marten D, Pechlivanoglou G, Navid Nayeri C, Oliver Paschereit C. Nonlinear lifting line theory applied to vertical axis wind turbines: Development of a practical design tool. *Journal of Fluids Engineering*. 2017;140(2):021107.
- 23- Xu YL, Peng YX, Zhan S. Variable pitch to high-solidity straight-bladed VAWTs for power enhancement. *Energy Procedia*. 2019;158:382-387.
- 24- Paraschivoiu I, Shams S, Dy NV. Performance assessment of Darrieus wind turbines with symmetric and cambered airfoils. *Transactions of the Canadian Society for Mechanical Engineering*. 2018;42(4):382-392.
- 25- Paraschivoiu I, Trifu O, Saeed F. H-Darrieus wind turbine with blade pitch control. *International Journal of Rotating Machinery*. 2009;2009:Article ID 505343.
- 26- Hodges D, Pierce G, Cutchins M. Introduction to structural dynamics and aeroelasticity. *Applied Mechanics Reviews*. 2003;56(3):B35.
- 27- Dowell EH. A modern course in aeroelasticity. 5th edition. *Nature Switzerland: Springer*; 2019.
- 28- Bichiou Y, Nuhait AO, Abdelkefi A, Hajj MR. Unsteady aeroelastic response of rigid airfoils with nonzero angles of attack. 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structural Dynamics, and Materials Conference. Boston: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 2013.
- 29- Paraschivoiu I, Delclaux F. Double multiple streamtube model with recent improvements. *Journal of Energy*. 1983;7(3):250-255.
- 10- Haddadpour H, Shams S, Kheiri M. Sharp Edge Gust Effects on Aeroelastic Behavior of a Flexible Wing with High Aspect Ratio. 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA); 2005.
- 11- Yi L, Zhichun Y. Uncertainty quantification in flutter analysis for an airfoil with preloaded freeplay. *Journal of Aircraft*. 2010;47(4):1454-147.
- 12- Badiei D, Sadr MH, Shams S. Nonlinear aeroelastic behavior of slender wings considering a static stall model based on Wagner function. *Applied Mechanics Materials*. 2013;325-326:172-179.
- 13- Shams S, Kazemi M, Mirzavand Brojeni B, Khojasteh_Bakhteh Koupaie Z. Investigation of nonlinear aeroelastic behavior of airfoils with flow separation based on cubic static stall modeling. *Modares Mechanical Engineering*. 2016;16(12):311-322. [Persian]
- 14- Shams S, Esbati Lavasani R. Derivation and Aeroelastic Analysis of a Rotating Airfoil Using Unsteady Loewy Aerodynamic and Flutter Suppression by PID Controller. *Modares Mechanical Engineering*. 2019;19(6):1347-1354. [Persian]
- 15- Popelka D. Aeroelastic stability analysis of a Darrieus wind turbine [Internet]. Texas: University of Texas; 1982 [cited 2019 Feb 2]. Available from: <https://digital.library.unt.edu/ark:/67531/metadc1054067/>
- 16- Johnston SF. Distribution category UC-60 proceedings of the vertical axis wind turbine (VAWT) design technology seminar for industry [Internet]. Texas: University of Texas; 1982 [cited 2019 Jun 1]. Available from: <https://energy.sandia.gov/wp-content/gallery/uploads/Sand80-0984.pdf>
- 17- Nitzsche F. Dynamic aeroelastic stability of vertical-axis wind turbines under constant wind velocity. *Journal of Propulsion and Power*. 1994;10(3):348-355.
- 18- Abdel Azim El-Sayed AF, Hirsch C, Derdelinckx R. Dynamics of vertical axis wind turbines (Darrieus type). *International Journal of Rotating Machinery*. 1995;2(1):33-41.