



## توسعه تئوری مومنتوم المان پره در جریان‌های ناپایا با در نظر گرفتن پدیده واماندگی دینامیکی

حسین اتحادی، حامد علیصادقی\*

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه‌نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

### تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۸/۰۵/۱۳  
بازنگری: ۱۳۹۸/۰۹/۲۸  
پذیرش: ۱۳۹۸/۱۰/۰۸  
ارائه آنلاین: ۱۳۹۸/۱۱/۰۳

### کلمات کلیدی:

واماندگی دینامیکی  
مومنتوم المان پره  
نسبت سرعت نوک  
توربین‌های محور افقی  
جریان ناپایا

**خلاصه:** اولین گام در طراحی توربین‌های بادی، انتخاب نسبت سرعت نوک می‌باشد. در این پژوهش، محاسبه‌ی سرعت نوک بهینه با در نظر گرفتن واماندگی دینامیکی صورت گرفته است. واماندگی دینامیکی نیروی زیادی روی مقاطع هوابر ایجاد می‌کند و در توربین با جریان ناپایا رخ می‌دهد. هدف این پژوهش بررسی تاثیر جریان ناپایا با نوسان دوره‌ای بر عملکرد توربین‌های بادی محور افقی می‌باشد. ابتدا از یک مدل واماندگی دینامیکی برای تحلیل داده‌های استاتیک موجود استفاده می‌شود، سپس به کمک این مدل نسبت سرعت نوک بهینه با استفاده از تئوری مومنتوم المان پره محاسبه می‌گردد. همچنین ضریب توان و نیروی پیشران توربین در چند نسبت سرعت نوک متفاوت بررسی گردیده است. در نمودارهای ضریب توان و نیروی پیشران، علاوه بر نتایج دینامیک، نتایج استاتیک ترسیم شده است. مقایسه‌ی این نتایج نشان می‌دهد که چگونه واماندگی دینامیکی، باعث انحراف جواب‌ها نسبت به حالت استاتیک می‌شود. نتایج حاکی از آن است که پدیده واماندگی دینامیکی، باعث کاهش ۳٪ ضریب توان توربین نسبت به جریان پایا می‌گردد. همچنین نسبت سرعت نوک بهینه طراحی توربین، در حالت دینامیک افزایش می‌یابد. در ادامه بررسی نمودارهای متوسط زمانی ضریب پسا نشان می‌دهد که تأخیر در جدایش تقریباً از مقاطع میانی بال شروع می‌شود و در ریشه به مقدار بیشینه می‌رسد.

### ۱- مقدمه

استفاده از نظریه مومنتوم المان پره (بی‌ای‌ام‌تی)<sup>۱</sup>، برای طراحی و آنالیز توربین‌های محور افقی، دارای اعتبار ویژه‌ای در تحقیقات دانشگاهی و همچنین در صنعت می‌باشد. تئوری مومنتوم المان پره برای اولین بار توسط گلارت [۱] ارائه شد. علت استقبال گسترده از این نظریه، سادگی کد و دقت خوب نتایج می‌باشد. در نظریه‌ی مومنتوم المان پره، پره‌ها به المان‌های کوچکی تقسیم می‌شوند و برای به دست آوردن نیروهای آیرودینامیکی مربوط به هر المان، از داده‌های تجربی و جداول آماده ضرایب برآ و پسا، استفاده می‌گردد. استفاده از داده‌های تجربی، دقت نتایج پیش‌بینی‌شده را افزایش می‌دهد [۲]. در این نظریه، برای هر المان هشت پارامتر مجهول وجود دارد که عبارت‌اند از: فاکتور القایی محوری<sup>۲</sup>، فاکتور القایی

چرخشی<sup>۳</sup>، فاکتور تصحیح اتلاف نوک<sup>۴</sup>، زاویه‌ی جریان<sup>۵</sup>، ضرایب برآ<sup>۶</sup>، پسا<sup>۷</sup> و نیروی پیشران<sup>۸</sup>، که هر یک از این پارامترها باید جداگانه محاسبه شوند. این پارامترها توسط شش معادله و دو جدول آماده‌ی داده‌های تجربی محاسبه می‌شوند [۳].

مهم‌ترین مشکل در استفاده از نظریه‌ی مومنتوم المان پره که باعث کاهش دقت نتایج می‌شود، رفتار نوسانی ضریب محور القایی در هر حلقه‌ی تکرار می‌باشد [۴]. در چنین مواردی، در نظریه‌ی مومنتوم المان پره، معمولاً از کدهایی که بر مبنای ماژول ایرودین<sup>۹</sup> نوشته شده‌اند استفاده می‌گردد [۵]. که اکثراً دقت نتایج را به همراه دارد. این مشکل در مواردی که مسئله ناپایدار است، دوچندان می‌گردد. چراکه در چنین مواردی از اثرات ضرایب دینامیکی، صرف‌نظر

- 3 Rotational induction factor
- 4 Tip Loss Factor Correction
- 5 Inflow angle
- 6 Lift coefficient
- 7 Drag coefficient
- 8 Thrust coefficient
- 9 Aerodyn

- 1 Blade Element Momentum Theory (BEMT)
- 2 Axial induction factor

\* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: Alisadeghi@kntu.ac.ir



خواهند شد، سپس این روش صحنه‌گذاری می‌شود، در ادامه پدیده‌ی واماندگی دینامیک و معادلات حاکم بر آن بیان می‌گردد و کد مربوط به پیش‌بینی ضرایب آیرودینامیکی واماندگی دینامیک، صحنه‌گذاری می‌گردد. پس از به دست آمدن نتایج دینامیک، می‌توان آن‌ها را در نظریه مومنتوم المان پره استفاده نمود. در واقع با این کار، جدول داده‌های تجربی مورد استفاده در تئوری مومنتوم المان پره به‌روز شده و جواب‌های به‌دست‌آمده، دقت خوبی در بررسی حالت‌های ناپایا خواهند داشت.

## ۲-۱: تئوری مومنتوم المان پره

### ۲-۱-۱- نیروی محوری

جریان مجرا اطراف یک توربین باد در شکل ۱ نشان داده شده است. این جریان از ۴ ناحیه تشکیل شده است. ناحیه ۱، جریان بالادست توربین باد، ناحیه ۲، جریان قبل از پره‌ها، ناحیه ۳، جریان بعد از پره‌ها و ناحیه ۴، جریان پایین‌دست تیغه‌ها را نشان می‌دهد. بین ناحیه ۲ و ۳ انرژی از باد استخراج می‌گردد و موجب تغییرات فشار می‌گردد. فرض می‌شود که  $V_2=V_3$  و  $P_1=P_4$  باهم برابر هستند. همچنین می‌توان فرض کرد که جریان بدون اصطکاک است. بنابراین می‌توان معادله برنولی را اعمال نمود که برابر است با:

$$P_2 - P_3 = \frac{1}{2} \rho (V_1^2 - V_4^2) \quad (1)$$

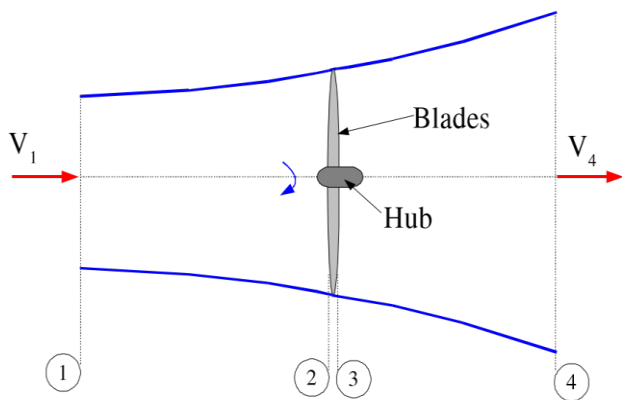


Fig. 1. Axial Stream tube around a wind turbine [11]

شکل ۱. لوله‌ی جریان حول توربین باد [۱۱]

می‌شود. برای مثال از پدیده‌ی واماندگی دینامیکی<sup>۱</sup> که اثر چشمگیری در مقدار ضرایب آیرودینامیکی دارد، صرف‌نظر می‌شود [۵]. با در نظر گرفتن پدیده واماندگی دینامیکی می‌توان تا حد زیادی دقت نتایج را بهبود بخشید. این پدیده توسط چند محقق مدل شده است. یکی از مدل‌های موفق، مدل لیشمن بدوس است. این روش مدل‌سازی واماندگی دینامیکی را بر اساس تقسیم مدل به سه قسمت مرتبط به هم انجام می‌دهد. در ابتدا جریان به صورت چسبیده فرض شده و سپس با استفاده از داده‌های قسمت قبل نیروهای آیرودینامیکی با اضافه شدن اثرات ناپایای جدایش جریان به دست می‌آیند و بعد از آن اثرگردها به وجود آمده و اثرات تأخیری آن بررسی می‌شود. مدل لیشمن-بدوس توسط مراجع مختلفی مورد استفاده قرار گرفته است، به یکی از آن‌ها می‌توان به تحقیق گوپتا و لیشمن [۶] اشاره نمود که با استفاده از این روش، ضرایب آیرودینامیکی را برای هواپر  $S=0.98$  که در توربین‌های بادی مورد استفاده قرار می‌گیرد، در حالت واماندگی دینامیکی مورد بررسی قرار داده‌اند. نتایج حاکی از دقت مناسب این روش می‌باشد. پریرا و همکارانش [۷] نیز با استفاده از روش لیشمن-بدوس تحلیل آیرودینامیکی را برای توربین مکزیکو انجام داده‌اند که از مقایسه نتایج شبیه‌سازی و نتایج آزمایشگاهی می‌توان به این نتیجه رسید که این روش از دقت خوبی برخوردار می‌باشد. میلن و همکاران [۸ و ۹]، در بررسی یک توربین با بال‌های نوسان‌کننده نشان دادند که در نسبت‌های سرعت نوک پایین، جریان به علت پدیده‌ی واماندگی دینامیکی با شدت بیشتری از سطح پره جدا می‌شود، و نیروهای آیرودینامیکی وارد بر مقاطع پره، علی‌الخصوص در ریشه پره، باعث افزایش ۲۵ درصدی خمش می‌گردند. اسکارلت و همکاران [۱۰] اثرات پدیده‌ی واماندگی دینامیکی را در توربین‌های جذر و مدی بررسی نمود. در این توربین‌ها، جریان وارد بر پره، در اثر امواج دریا، دچار نوسان و تلاطم می‌گردد و این خود دلیل محکمی برای حضور پدیده‌ی واماندگی دینامیکی می‌باشد. وی نشان داد چنانچه واماندگی دینامیکی نادیده گرفته نشود، نتایج تئوری تطابق بیشتری با نتایج تجربی خواهند داشت.

در این مقاله، هدف تصحیح نظریه‌ی مومنتوم المان پره با در نظر گرفتن پدیده‌ی واماندگی دینامیکی می‌باشد. در مطالعه حال حاضر، ابتدا روش مومنتوم المان پره و معادلات حاکم بر آن تشریح

می‌گیرند. دنباله جریان پره با سرعت زاویه‌ای  $\omega$  و پره‌ها با سرعت زاویه‌ای  $\Omega$  دوران می‌کنند. مومنوم لحظه‌ای اینرسی یک حلقه برابر است با:

$$I = mr^2 \quad (۸)$$

مومنوم لحظه‌ای زاویه‌ای:

$$L = I\omega \quad (۹)$$

گشتاور:

$$T = \frac{dL}{dt} \quad (۱۰)$$

$$\rightarrow T = d \frac{I\omega}{dt} = d \frac{mr^2\omega}{dt} = \frac{dm}{dt} r^2 \omega \quad (۱۱)$$

بنابراین برای یک المان کوچک گشتاور متناظر برابر خواهد بود با:

$$dT = \omega r^2 (d\dot{m}) \quad (۱۲)$$

برای المان حلقوی دوار نرخ دبی جریان عبارت است از:

$$d\dot{m} = \rho dAV_2 \quad (۱۳)$$

$$d\dot{m} = \rho 2\pi r dr V_2 \quad (۱۴)$$

در نتیجه در رابطه (۱۵) دیفرانسیل گشتاور برابر است با:

$$dT = \rho 2\pi r dr V_2 \omega r^2 = \rho V_2 \omega r^3 2\pi r dr \quad (۱۵)$$

فاکتور القایی زاویه‌ای  $\dot{a}$  را به صورت ذیل معرفی می‌شود:

$$\dot{a} = \frac{\omega}{2\Omega} \quad (۱۶)$$

از طرفی  $V_2 = V(1-a)$  بنابراین:

$$dT = 4\dot{a}(1-a)\rho V\Omega r^3 \pi dr \quad (۱۷)$$

بدین ترتیب تئوری مومنوم، معادلات را برای نیروی محوری (رابطه (۱۷)) و نیروی مماسی (رابطه (۱۷)) مشخص می‌کند.

از طرفی با توجه به معادله مومنوم رابطه (۲) برقرار است:

$$dF_x = (P_2 - P_3) dA \quad (۲)$$

$$\rightarrow dF_x = \frac{1}{2} \rho (V_1^2 - V_4^2) dA \quad (۳)$$

به عنوان فاکتور القا محوری چنین تعریف می‌گردد:

$$a = \frac{V_1 - V_2}{V_1} \quad (۴)$$

همچنین می‌توان نشان داد که:

$$V_2 = V_1(1-a) \quad (۵)$$

$$V_4 = V_1(1-2a) \quad (۶)$$

با جایگذاری رابطه‌های (۵) و (۶) در رابطه (۳)، رابطه (۷) حاصل

می‌گردد:

$$dF_x = \frac{1}{2} \rho V_1^2 [4a(1-a)] 2\pi r dr \quad (۷)$$

## ۲-۲- چرخش جریان

در شکل ۲ چرخش حلقوی جریان مجرا نشان داده شده است که در آن نواحی یک تا چهار مشابه شکل قبلی تعریف شده‌اند. همان‌طور که در شکل ۲ مشاهده می‌شود، برای ارضا شدن معادله‌ی بقای مومنوم زاویه‌ای، جریان مجرا را حلقوی در نظر

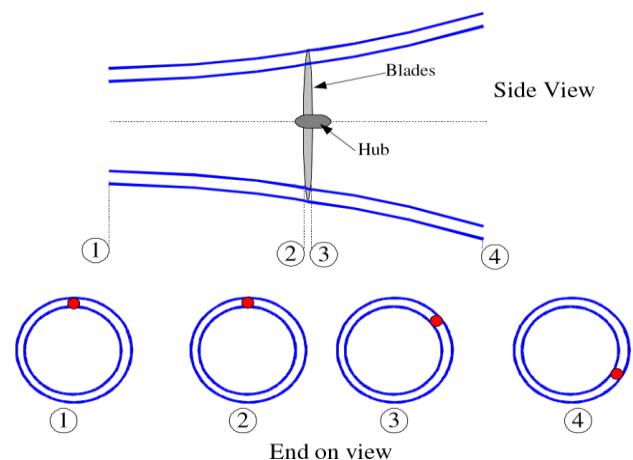


Fig. 2. Rotating annular stream tube [11]

شکل ۲: لوله‌ی حلقوی جریان چرخشی [۱۱]

نمود:

$$\tan \beta = \frac{\Omega r(1+a)}{V(1-a)} \quad (19)$$

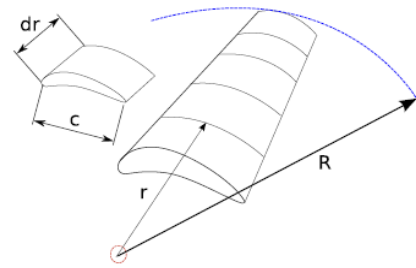


Fig. 3. The blade element model [11]

شکل ۳: مدل المان پره [۱۱]

از  $V$  برای نشان دادن سرعت جریان ورودی  $V_1$  استفاده می‌شود. مقدار  $\beta$  هم در هر المان پره متغیر است.  $\lambda_r$  هم به‌عنوان نسبت سرعت بخش نوک پره به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\lambda_r = \frac{\Omega r}{V} \quad (20)$$

طبق تعریف نیروهای برآ و پسا عمودی و موازی با جریان ورودی هستند. برای هر المان پره می‌توان رابطه زیر را مشاهده نمود:

$$dF_\theta = dL \cos \beta - dD \sin \beta \quad (21)$$

$$dF_x = dL \sin \beta + dD \cos \beta \quad (22)$$

از طرفی  $dL$  و  $dD$  به ترتیب نیروهای برآ و پسا بر روی المان پره هستند. این دو پارامتر را می‌توان از تعاریف ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا طبق رابطه‌های (۲۳) و (۲۴) محاسبه نمود:

$$dL = C_L \frac{1}{2} \rho W^2 C dr \quad (23)$$

$$dD = C_D \frac{1}{2} \rho W^2 C dr \quad (24)$$

اگر  $B$  تعداد پره‌ها باشد، با ترکیب رابطه‌های (۲۱) و (۲۳) می‌توان نشان داد که:

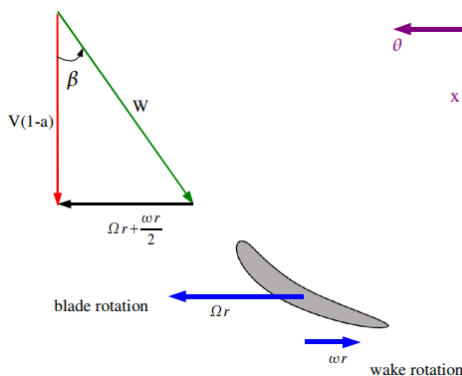


Fig. 4. Flow onto the turbine blade [12]

شکل ۴: جریان روی پره توربین [۱۲]

### ۳- تئوری المان پره

تئوری المان پره، متکی بر دو فرض است. فرض اول: هیچ تداخل آیرودینامیکی بین المان‌های پره وجود ندارد. فرض دوم: نیروهای وارد بر المان‌های پره فقط توسط ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا تعیین می‌شوند.

در این مدل پره به  $N$  المان تقسیم می‌گردد که در شکل ۳ نشان داده شده است. هر کدام از المان‌های پره سرعت‌های چرخشی ( $\Omega r$ )

، طول وتر ( $c$ ) و زوایای پیچش متفاوت ( $\gamma$ ) را تحمل می‌کنند. در هر کدام از المان‌ها، جریان به‌صورت جداگانه محاسبه می‌گردد.

### ۳-۱- جریان نسبی

جریان اطراف تیغه‌ها در ناحیه ۲ مطابق شکل‌های ۱ و ۲ شروع شده و در ناحیه ۳ به پایان می‌رسد. در ورودی پره، جریان چرخشی نمی‌باشد. در خروجی پره، جریان با سرعت دورانی  $\omega$  چرخش کرده که در واقع چرخش دنباله جریان روی سطح پره معرفی می‌شود. دوران میانگین جریان بر روی تیغه موجب ایجاد چرخش دنباله جریان شده که در واقع همان  $\frac{\omega}{2}$  می‌باشد. پره‌ها با سرعت  $\Omega$  می‌چرخد. سرعت مماسی میانگین هم که بر پره اعمال می‌شود، برابر است با  $\Omega r + \frac{\omega r}{2}$  که در شکل ۴ نشان داده شده است. با بررسی شکل ۴ می‌توان رابطه (۱۸) را استنباط نمود:

$$\Omega r + \frac{\omega r}{2} = \Omega r (1+a) \quad (18)$$

همچنین با توجه به رابطه (۵)، رابطه (۱۹) را می‌توان استخراج

$$\frac{a}{1-a} = \frac{\sigma'[C_L \sin \beta + C_D \cos \beta]}{4Q \cos^2 \beta} \quad (34)$$

$$\frac{a'}{1-a} = \frac{\sigma'[C_L \cos \beta - C_D \sin \beta]}{4Q \lambda_r \cos^2 \beta} \quad (35)$$

از رابطه‌های (۳۴) و (۳۵) برای طراحی توربین‌های بادی استفاده می‌شود.

$$dp = \Omega dT \quad (36)$$

سهام کل توان در هر حلقه عبارت است از:

$$p = \int_{r_h}^R dpdr = \int_{r_h}^R \Omega dTdr \quad (37)$$

توان کل روتور عبارت است از:

که در آن شعاع هاب روتور می‌باشد. ضریب توان  $c_p$  عبارت

$$c_p = \frac{p}{p_{wind}} = \frac{\int_{r_h}^R \Omega dT}{\frac{\rho \pi R^2 V^3}{2}} \quad (38)$$

است از :

### ۵- واماندگی دینامیکی

برای یک مقطع بال نوسان کننده در مقادیر نزدیک به زاویه‌ی حمله‌ی بحرانی استاتیکی، اگر نوسانات باعث ایجاد تغییر سریع در زاویه‌ی حمله شود، واماندگی دینامیکی روی می‌دهد. در جریان‌های یکنواخت، زاویه‌ی حمله‌ی بحرانی با توجه به هندسه برای هر مقطع بال خاص، تعیین می‌شود. به بیان دیگر، تغییرات عدد رینولدز، اثر چندانی در وقوع واماندگی استاتیکی ندارد. هرچند، هنگامی که یک مقطع بال دچار نوسان شدید در گستره‌ی زاویه‌های حمله‌ی دربرگیرنده‌ی زاویه حمله بحرانی می‌شود، زاویه حمله متناسب با حداکثر برآ افزایش می‌یابد و قویاً تابعی از نرخ و دامنه‌ی نوسانات و همچنین رینولدز جریان خواهد بود. این افزایش زاویه حمله، اثر چندانی در روند تغییرات نیروهای آیرودینامیکی تا هنگامی که یک گردابه قوی در نزدیکی لبه حمله به وجود نیامده، نخواهد داشت؛ اما به محض پدیداری این گردابه، ممان پیچشی دچار تغییرات شدید خواهد شد که در ابتدا به علت حرکت گردابه بر روی سطح بال که آن

$$dF_x = B \frac{1}{2} \rho W^2 (C_L \sin \beta + C_D \cos \beta) cdr \quad (25)$$

$$dF_\theta = B \frac{1}{2} \rho W^2 (C_L \cos \beta - C_D \sin \beta) cdr \quad (26)$$

گشتاور بر روی المان برابر خواهد بود با:

$$dT = B \frac{1}{2} \rho W^2 (C_L \cos \beta - C_D \sin \beta) cdr \quad (27)$$

این معادلات می‌توانند با توجه به  $\beta$  و  $W$  از لحاظ عوامل القایی و غیره بیان شوند (رابطه‌های (۲۱) و (۲۲)). با جایگزینی و انجام برخی از عملیات جبری خواهیم داشت:

$$dF_x = \sigma' \pi \rho \frac{V^2 (1-a)^2}{\cos^2 \beta} (C_L \sin \beta + C_D \cos \beta) r dr \quad (28)$$

$$dT = \sigma' \pi \rho \frac{V^2 (1-a)^2}{\cos^2 \beta} (C_L \cos \beta - C_D \sin \beta) r^2 dr \quad (29)$$

$\sigma'$  استحکام یا سختی موضعی نامیده می‌شود و به صورت زیر تعریف می‌گردد:

$$\sigma' = \frac{BC}{2\pi r} \quad (30)$$

وجود گردابه‌ها در نوک پره باعث اتلاف انرژی می‌شود. این پدیده را با فاکتور تصحیح اتلاف نوک در معادله به مومنوم با ضریب  $Q$  تعدیل می‌کنند.

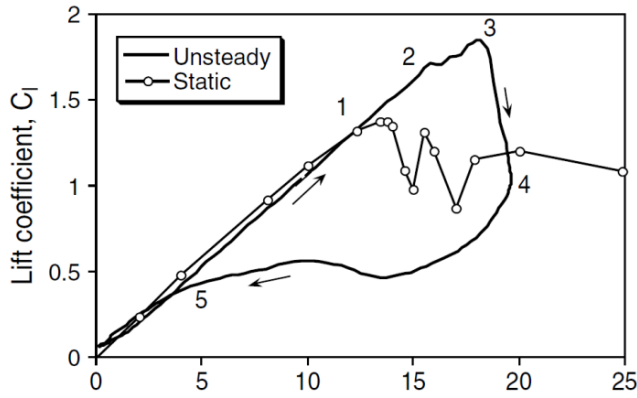
$$Q = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left[ \exp \left\{ - \frac{\left( \frac{B}{2} \left[ 1 - \frac{r}{R} \right] \right)}{\left( \frac{r}{R} \right) \cos \beta} \right\} \right] \quad (31)$$

$$dF_x = Q \rho V_1^2 (4a)(1-a) \pi r dr \quad (32)$$

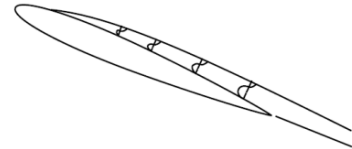
$$dT = Q 4a(1-a) \rho V \Omega r^3 \pi dr \quad (33)$$

### ۴- معادلات مومنوم المان پره

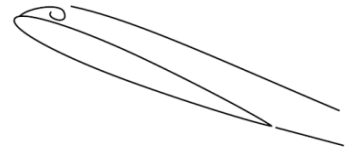
در حال حاضر چهار معادله وجود دارد که دو مورد آن تئوری مومنوم بوده و نیروی پیشران محوری و گشتاور را با توجه به پارامترهای جریان توضیح می‌دهد (رابطه‌های (۳۲) و (۳۳)). همچنین دو مورد دیگر آن نیروهای پره بوده که در واقع نیروی محوری و گشتاور را با توجه به پارامترهای ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا هوابر توضیح می‌دهد (رابطه‌های (۲۸) و (۲۹)). با برابر قرار دادن معادلات مذکور با یکدیگر معادلات نهایی به دست آمده بدین صورت خواهند بود:



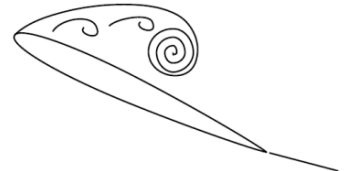
مرحله ۱: مقدار زاویه حمله، از زاویه حمله واماندگی استاتیک، بیشتر می‌شود. سپس در لایه مرزی وارونگی جریان رخ می‌دهد.



مرحله ۲: جدایش جریان در لبه حمله، به دلیل ریزش گردابه‌ها (واماندگی مومنتوم)



مرحله ۲-۳: گردابه‌ها در راستای وتر ایرفویل جابجا میشوند که این خود باعث القای نیروی برآ و جابجایی نقطه مرکز فشار می‌شود.



مرحله ۳-۴: واماندگی برآ، بعد از اینکه گردابه‌ها به لبه فرار رسیدند، جریان روی سطح بالایی، به طور کامل جدا می‌شود.



مرحله ۵: وقتی که زاویه حمله به اندازه کافی کم شود، جریان مجدداً به سطح ایرفویل می‌چسبد.

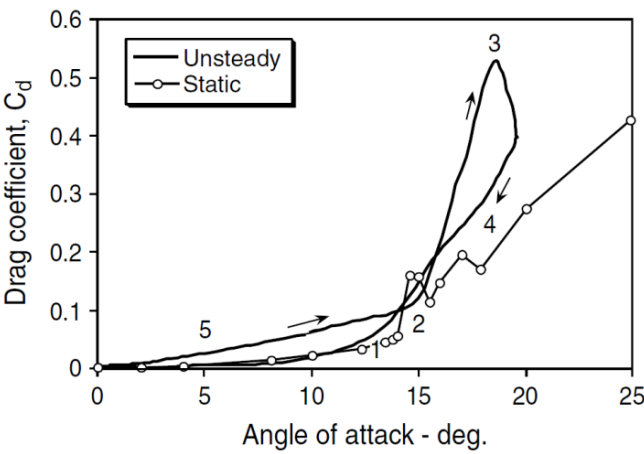
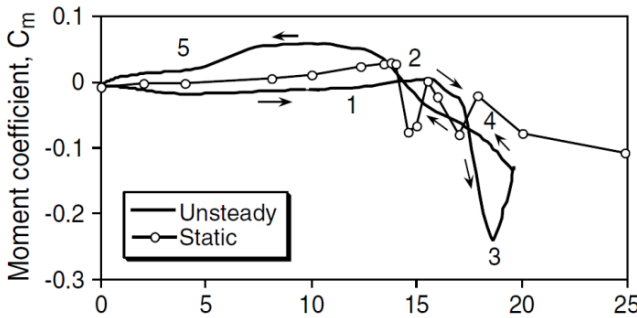
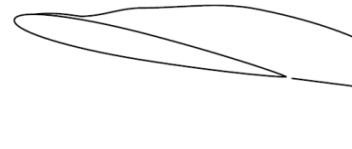


Fig. 5. the stages of a dynamic stall hysteresis loop for a sinusoidally changing angle of attack [15]

شکل ۵: حلقه هیستریزس واماندگی دینامیکی برای تغییر زاویه‌ی حمله‌ی سینوسی [۱۵]

فرار) گردابه‌ی ناشی از جدایش پدیدار می‌شود و عموماً با افزایش پیوسته نیروی برآ همراه است؛ و این همان تفاوت با واماندگی استاتیکی است که در آن کاهش ناگهانی نیروی برآ و ممان دقیقاً در یک‌زمان اتفاق می‌افتد [۱۳]. به جهت درک بهتر آنچه تاکنون بیان شد، با استفاده از تحقیقات موجود در مرجع [۱۴]، در ادامه، رفتار جریان حین طی کردن سیکل حرکت بررسی می‌شود.

را ترک می‌کند و به دنباله می‌پیوندد، نیروی برآ ناگه کاهش می‌یابد. در ادامه برای قسمتی از سیکل حرکت و پس از ورود گردابه به درون دنباله، جریان جدا شده در دنباله به فرم کاملاً توسعه‌یافته درمی‌آید. واماندگی ممان در نقطه‌ای روی می‌دهد که تغییرات قابل توجه توزیع فشار روی سطح بال، باعث ایجاد یک انحراف منفی در مقدار ممان پیچشی شود. این پدیده به علت حرکت رو به عقب (به سمت لبه‌ی



### ۵-۱- معادلات حاکم

در این پژوهش برای بررسی اثرات ناپایای جریان، از مدل واماندگی دینامیکی شنگ و همکاران [۱۶] استفاده شده است. مدل شنگ مدلی بر پایه‌ی مدل لی‌شمن بدوس [۱۷] درجه ۳ می‌باشد که برای جریان‌های با ماخ کوچک برای توربین‌های بادی، اصلاح شده است. در این مدل نیروهای ناپایای وارد بر پره، شامل سه مورد مهم می‌باشند: جریان چسبیده، جدایش لبه‌ی فرار و ریزش گردابه‌های لبه‌ی حمله.

### ۵-۲- اثرات ناشی از جریان چسبیده:

نیروی برآ، شامل مؤلفه‌های گردشی و غیر گردشی می‌باشد. مؤلفه‌ی غیر گردشی ناشی از اثرات شتاب جریان می‌باشد و مؤلفه‌ی گردشی ناشی از گردش جریان حول هوابر و پدیده‌ی ریزش گردابه‌ها می‌باشد. واگنر [۱۸] رابطه‌ی ضریب برآ گردشی را  $C_L^c = 2\pi\alpha_E$  معرفی نمود. که در آن  $\alpha_E$  زاویه‌ی حمله‌ی مؤثر است که توسط رابطه‌ی انتگرالی دوهمامل محاسبه می‌گردد.

$$\alpha_E = a(0)\Phi(s) + \int_0^s \frac{da(\sigma)}{dt} \Phi(s-\sigma) d\sigma \quad (39)$$

در رابطه‌ی فوق  $\Phi$  تابع واگنر،  $s = \frac{2U_0 t}{c}$  زمان بی‌بعد شده و  $a(0)$  زاویه حمله واقعی است. جانز [۱۹] رابطه‌ی واگنر را برای همگرایی سریع‌تر و بهتر تصحیح کرد که در رابطه (۴۰) مشاهده می‌شود.

$$\Phi(s) \approx 1 - 0.1652e^{-0.0455s} - 0.335e^{-0.3s} \quad (40)$$

ضریب برآ غیر گردشی (ناشی از شتاب) توسط تقریب هنسن و همکاران [۲۰] به‌دست می‌آید.

$$C_L^{NC} = \frac{\pi c a}{2U_0} \quad (41)$$

بنابراین ضریب برآ نهایی مربوط به جریان چسبیده عبارت است

شکل ۵ نمایشگر تغییرات ضریب نیروی عمود بر سطح و ضریب ممان پیچشی در برابر زاویه حمله برای نوسان روی یک بال فرضی می‌باشد. در این شکل و در نقطه‌ی (۱) واماندگی دینامیکی شروع شده است. در این نقطه همان‌گونه که دیده می‌شود، بال نوسان کننده از زاویه حمله بحرانی می‌گذرد بدون این‌که در وضعیت تعادل لزوج-غیرلزوج در اطراف مقطع بال تغییر ایجاد کند. اولین نشانه از آشفتگی در جریان لزوج، در نقطه‌ی (۲) رخ می‌دهد؛ یعنی درست درجایی که مؤلفه‌ی افقی سرعت جریان، در نزدیکی سطح بالایی بال، تغییر جهت داده و جریان برمی‌گردد. زاویه‌ای که در آن جریان برگشتی شکل می‌پذیرد، بستگی زیادی به هندسه مقطع بال، نرخ و فرکانس نوسان، عدد رینولدز و عدد ماخ جریان خواهد داشت. در اینجا جریان لزوج دیگر به سطح چسبیده نیست و ضخامت آن رشد کرده است که در نتیجه یک جریان چرخشی قوی روی بال شروع به شکل‌گیری کرده است. این گردابه بر اساس نوع رژیم واماندگی، در نقطه‌ای روی سطح بال در اینجا نقطه‌ای بین نقطه (۲) و نقطه (۳) تشکیل می‌شود و به سمت لبه فرار رشد می‌کند. این فرآیند باعث افزایش ممان پیچشی روی بال خواهد شد. در اینجا است که اصطلاحاً از واماندگی ممان، نام برده می‌شود. از این لحظه به بعد حرکت گردابه‌ها به سمت لبه‌ی فرار، افزایش برآ و کاهش ممان را شاهد هستیم. همان‌گونه که قبلاً عنوان شد، این روند تاجایی که گردابه‌ها سطح مقطع بال را ترک کنند ادامه خواهد یافت؛ اما به محض ورود آن‌ها به درون دنباله، یعنی نقطه (۳)، افت نیروی برآ یا به اصطلاح واماندگی برآ شروع می‌شود. از اینجا تأثیرات واماندگی به صورت شدیدی ادامه می‌یابد تا نهایتاً به شرایط واماندگی نهایی، خواهیم رسید. در انتها به جایی می‌رسیم که جدایش لایه مرزی کاملاً از بین رفته و جریان دوباره به سطح می‌چسبد. برای بررسی واماندگی دینامیکی، سه روش پیشنهاد می‌شود. روش اول استفاده از تجهیزات آزمایشگاهی می‌باشد. روش دوم استفاده از مدل‌های نیمه‌تحلیلی و روش سوم استفاده از روش‌های عددی می‌باشد. از مدل‌های نیمه‌تحلیلی موجود می‌توان به مدل لی‌شمن-بدوس [۱۴]، مدل اونرا [۱۵] و مدل اسنل [۱۶] اشاره نمود. این مدل‌ها، از داده‌های حالت استاتیک و دائم برای به دست آوردن ضرایب آیرودینامیکی در حالت غیر دائم یا دینامیکی استفاده می‌کنند [۱۷]. مدل استفاده‌شده در مطالعه حال حاضر، مدل لی‌شمن بدوس اصلاح‌شده می‌باشد.

نقطه‌ی جدایش دینامیکی، توسط رابطه (۴۵) به دست می‌آید. در این رابطه  $\Delta\alpha_1$ ، تفاضل بین زوایای حمله و اماندگی دینامیک و استاتیک است.

$$f'(\alpha) = f(\alpha' - \Delta\alpha_1), \quad (45)$$

$$\Delta\alpha_1 = \alpha_{cr} - \alpha_{ss}$$

#### ۵-۴- اثرات ناشی از اماندگی دینامیکی:

همان‌طور که گفته شد، پدیده‌ی اماندگی دینامیکی در  $\alpha > \alpha_{cr}$  اتفاق می‌افتد. در واقع با اعمال یک تأخیر، در نقطه‌ی جدایش، اماندگی دینامیکی رخ می‌دهد. این تأخیر را می‌توان با رابطه (۴۶) مدل نمود.

$$\frac{df''}{ds} = -\frac{(f'' - F')}{T_V} \quad (46)$$

در رابطه‌ی فوق  $T_V$  ثابت زمانی گردابه‌ها است. این ثابت زمانی مجموع زمان شکل‌گیری و زمان جابجایی گردابه‌ها است. تابع گردابه توسط لی‌شمن بدوس به‌صورت رابطه‌ی زیر تعریف شده است:

$$V_z = \begin{cases} \sin^2\left(\frac{\pi\tau}{2T_V}\right), & 0 < \tau \leq T_V \\ \cos^2\left(\frac{\pi(\tau - T_V)}{T_V}\right), & T_V < \tau \end{cases} \quad (47)$$

در رابطه‌ی فوق  $\tau$ ، ثابت زمانی بی‌بعد (از لحظه‌ی صفر تا لحظه‌ی اماندگی دینامیکی) است و  $T_{VL}$  سرعت جابجایی گردابه می‌باشد. رابطه‌ی نهایی مربوط به ضریب برآ، که ناشی از تفاضل بین جدایش استاتیک و دینامیک است، به‌صورت رابطه‌ی ذیل محاسبه می‌گردد.

$$C_L^P = C_L^C + C_L^{NC} \quad (42)$$

از:

#### ۵-۳- اثرات ناشی از جریان جداسده:

برای به دست آوردن مقدار نیروی ناشی از جریان جداسده، از نظریه‌ی کیرشهف [۲۱] استفاده می‌شود؛ که در آن مکان نقطه‌ی جدایش  $f$  به ضریب نیروی قائم استاتیک  $C_N$  مرتبط می‌شود.  $f$  توسط طول وتر  $c$  بی‌بعد شده است. و  $x$  فاصله از لبه‌ی حمله می‌باشد. زمانی که لایه‌ی مرزی به‌طور کامل چسبیده به هوا بر باشد،  $f = 1$  در نظر گرفته می‌شود. و زمانی که جدایش به‌طور کامل رخ داده باشد  $f = 0$  می‌باشد. رابطه‌ی بین  $f$  و  $\alpha$  و  $C_N$  بدین‌صورت است:

$$C_N = C_{N_a(a-\alpha_0)} \left( \frac{1+\sqrt{f}}{2} \right)^2 \quad (43)$$

در رابطه (۴۳)  $C_{N_a} = \frac{dC_N}{d\alpha} \Big|_{\alpha_0}$ ، شیب  $C_N$  در زاویه‌ی حمله‌ی بدون برآ می‌باشد. با استفاده از داده‌های تجربی استاتیک برای  $C_N$  مقدار  $f$  از رابطه (۴۳) به دست می‌آید. بنابراین مقدار  $f$  به ازای هر  $\alpha$  محاسبه می‌شود. در مسائل ناپایا، همان‌گونه که گفته شد، جدایش لایه‌ی مرزی به تأخیر می‌افتد. این زاویه‌ی حمله تأخیری که  $\alpha$  نامیده می‌شود توسط رابطه (۴۴) محاسبه می‌شود.

$$\frac{d\alpha'}{ds} = -\frac{(\alpha' - \alpha)}{T_\alpha} \quad (44)$$

در رابطه (۴۴)،  $T_\alpha$  ثابت تجربی زمان است. پس از محاسبه‌ی  $\alpha$

1 zero lift angle of attack



جدول ۱: پارامترهای تجربی هوابر NREL S814

Table 1. Table of empirical parameters for the NREL S814

مقدار	پارامتر
۰/۲۴۲۶	$\alpha_{cr}$
۰/۲۰۰۷	$\alpha_{ss}$
-۰/۰۵۷۳	$\alpha_0$
۰/۰۱	$C_{D0}$
۶/۲۶۷	$C_{Na}$
۰/۱	$E_0$
۱	$\eta$
۶/۳۳	$T_\alpha$
۴	$T_v$
۶	$T_{vL}$
۰/۵	$B$

برابر با  $K_t = \frac{2\pi\omega}{W} = 0/001$  در نظر گرفته شده است. همچنین روتور توربین عمود بر جریان می‌باشد. پارامترهای تجربی مربوط به هوابر NREL S814 در جدول ۱ آورده شده است. این داده‌ها از مرجع [۲۲] گرفته شده‌اند.

در این مطالعه از ترکیب مدل‌های عددی مومنتوم المان پره و واماندگی دینامیکی استفاده شده است. در شکل ۹ الگوریتم و روش حل مسئله، به صورت شماتیک نشان داده شده است. با توجه به استفاده از دو مدل عددی واماندگی دینامیکی و مومنتوم المان پره، هریک به طور جداگانه صحت‌گذاری خواهند شد. در ابتدا مدل مومنتوم المان پره برای تقریب ضریب نیروی پیشران  $C_T$  و ضریب توان  $C_P$  توربین، به ازای نسبت سرعت انتهای  $\lambda \in \{0/5, 8\}$  بررسی شده و نتایج آن، با نتایج پیش‌بینی شده توسط آیرودین مقایسه شده است. آیرودین یک نرم‌افزار متن‌باز است که توسط آزمایشگاه ملی انرژی تجدیدپذیر آمریکا توسعه داده شده است. همان‌طور که در شکل‌های ۶ و ۷ مشاهده می‌شود نتایج با دقت خوبی با نتایج آیرودین تطابق دارند.

در ادامه درستی مدل واماندگی دینامیکی بررسی شده است. رابطه‌ی بین ضریب برآ و زاویه حمله برای هوابر S814 در شکل ۸ نشان داده شده است. در این شکل داده‌های تجربی تونل باد

$$C_N^v = B(f' - f)V_x \quad (48)$$

در این رابطه  $B$  ضریب هندسه شکل هوابر است.

$$C_N^u = C_N^c \left( \frac{1 + \sqrt{f''}}{2} \right)^2 + C_N^{nC} + C_N^v \quad (49)$$

رابطه‌ی نهایی ضریب نیروی قائم به صورت زیر به دست می‌آید.

$$C_C^m = \eta C_{Na} (a_E - a_0)^2 (\sqrt{f'} - E_0), \quad (50)$$

مقدار ضریب نیروی محوری (در راستای وتر) برابر است با:

رابطه‌ی فوق، هیچ ارتباطی به گردابه‌ها ندارد؛ و پارامترهای  $\eta$  و  $E_0$  وابسته به هندسه هوابر هستند. ضریب برآ به صورت ذیل به

$$C_L^u = c_N^u \cos(a) + C_C^u \sin(a) \quad (51)$$

دست می‌آید:

ضریب پسا ناپایا هم با توجه به مدل هنسن و همکاران [۲۰] به صورت ذیل محاسبه می‌گردد:

$$C_D^u = C_D^{st} + C_D^{ind} + C_D^{vis} \quad (52)$$

که در آن

در روابط فوق  $C_D^{st}$  ضریب پسا استاتیک و  $C_0$  ضریب پسا در  $\alpha_0$  می‌باشد.

$$C_D^{ind} = C_L^u (a - a_E), \quad (53)$$

$$C_D^{vis} = (C_D^{st} - C_{D0}) \left( \frac{1 + \sqrt{f''}}{2} \right)^2 - \left( \frac{1 + \sqrt{f(aE)}}{2} \right)^2 \quad (54)$$

### ۶- مشخصات شبیه‌سازی و اعتبار سنجی مدل:

در این شبیه‌سازی، توربین از پره‌هایی با هوابرهای یکسان NREL S814 در کلیه مقاطع ساخته شده است. جریان آزاد به صورت ناپایا و دارای نوسان پریودیک می‌باشد. سرعت متوسط جریان  $2/77 \text{ m.s}^{-1}$  در نظر گرفته شده و این جریان با شتاب  $a_t = 13/8 + 10/75 \sin \omega t$  نوسان می‌کند و فرکانس کاسته

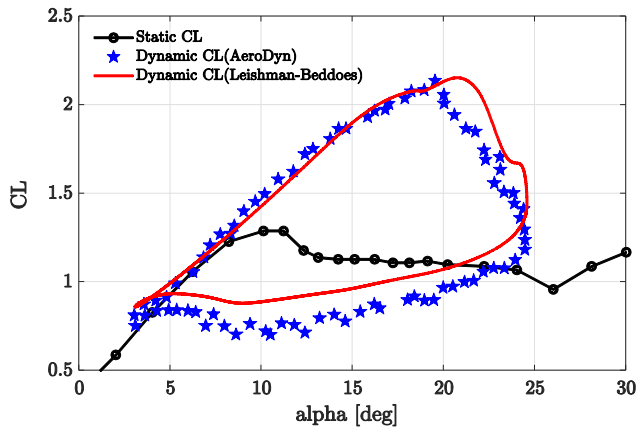


Fig. 8. Lift coefficient against angle of attack for steady and dynamic conditions

شکل ۸: نمودار ضریب برآ برحسب زاویه‌ی حمله در شرایط استاتیک و دینامیک

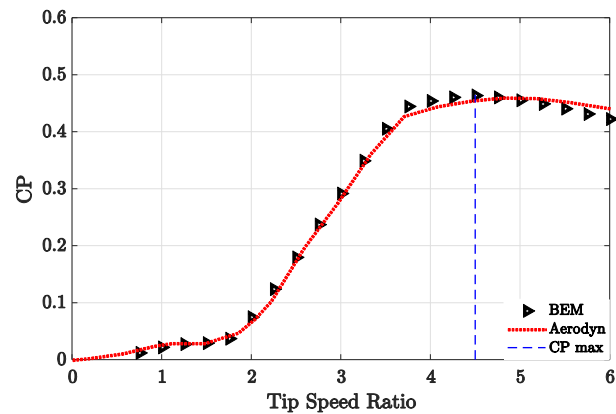


Fig. 6. Power coefficient performance curves for a turbine operating in steady conditions

شکل ۶: نمودار ضریب توان توربین در شرایط پایا

اتفاق در مسائلی که دارای لرزش و یا نوسان هستند به صورت دیگری خود را نشان می‌دهد. این نوسانات می‌توانند مستقیماً به خود جسم وارد شود و یا بر جریان ورودی اثر بگذارند. در این مسائل واماندگی دینامیکی رخ می‌دهد و ضمناً در حالتی که نوسان وجود نداشته باشد، واماندگی استاتیک رخ می‌دهد. هدف این مطالعه مقایسه عملکرد توربین بادی در شرایط استاتیک و دینامیک می‌باشد. در این شبیه‌سازی مقادیر ضریب توان و ضریب نیروی پیشران توربین در گذر زمان (در حالت ناپایا) محاسبه گردیده‌اند. این مقادیر در نمودار شکل‌های ۱۰ و ۱۱ برحسب زمان بی‌بعد شده ( $t/T_r$ ) ترسیم شده‌اند. همچنین مقدار میانگین این مقادیر در گذر زمان، در همان نمودار ترسیم گردیده است و با نتایج استاتیک (حالت پایا و بدون نوسان جریان) مقایسه گردیده است. اگرچه در بعضی از گام‌های زمانی، ضریب نیروی پیشران و توان خروجی به صورت موضعی از ضریب نیروی پیشران و توان حالت پایا، بیشتر می‌شود ولی نتایج کلی و میانگین، بیان‌گر این است که در جریان ناپایا، توان و نیروی پیشران توربین حدوداً سه درصد نسبت به حالت استاتیک کاهش می‌یابد.

در شکل ۱۲، نمودار ضریب توان توربین برحسب سرعت نوک آورده شده است. در این شکل، ضریب توان میانگین در جریان ناپایا و ضریب توان استاتیک (جریان پایا) با یکدیگر مقایسه شده‌اند. همانند شکل قبلی، از مقایسه نتایج جریان پایا و ناپایا می‌توان پی برد که کاهش ضریب توان و ضریب نیروی پیشران در تمامی نسبت‌های سرعت نوک، محسوس است. علت این اتفاق، پدیده‌ی واماندگی دینامیکی است که به طور مفصل توضیح داده شد. نکته‌ی مهم دیگر،

دانشگاه اهیو<sup>[۲۳]</sup> در حالت استاتیک با نتایج دینامیک حاصل از مدل اصلاح‌شده‌ی لیشمن بدوس و نتایج دینامیک آیرودین مقایسه شده‌اند. در این مدل عددی، واماندگی دینامیکی در زاویه حدوداً ۲۳ درجه پیش‌بینی شده که با نتایج آیرودین مطابقت خوبی دارد.

## ۷- نتایج

همان‌طور که قبلاً گفته شد، واماندگی به‌عنوان کاهش ناگهانی در نیروی برآ و افزایش در نیروی پسا تعریف شد. این پدیده زمانی رخ می‌دهد که زاویه‌ی حمله از زاویه‌ی حمله بحرانی بیشتر باشد. این

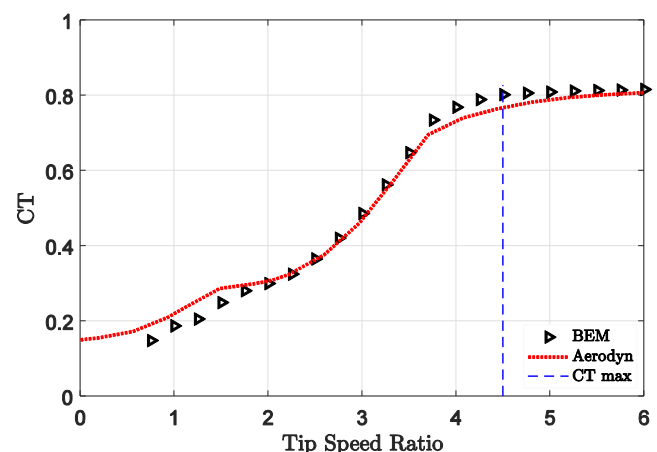


Fig. 7. Thrust coefficient performance curves for a turbine operating in steady conditions

شکل ۷: نمودار ضریب نیروی پیشران توربین در شرایط پایا

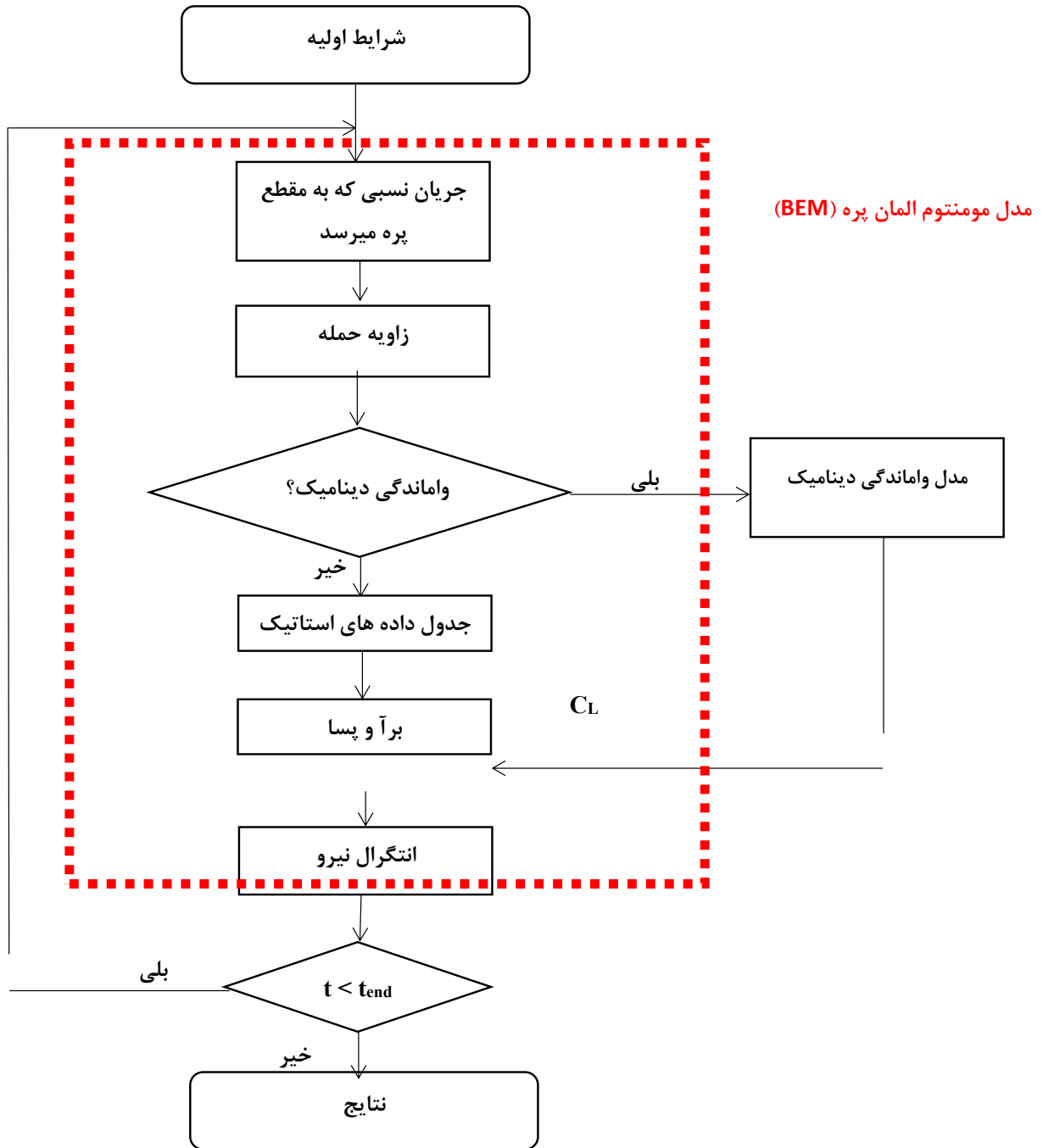
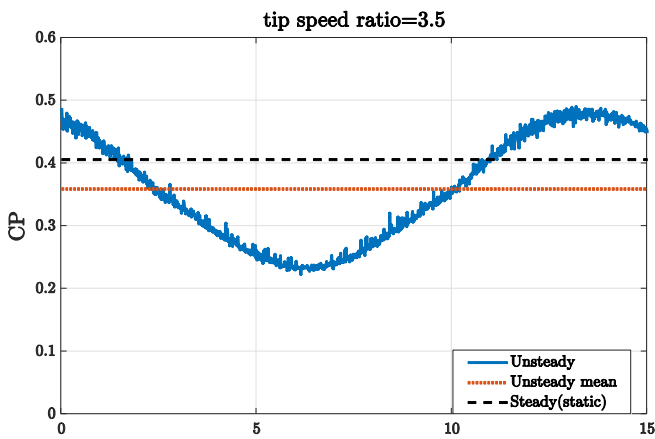


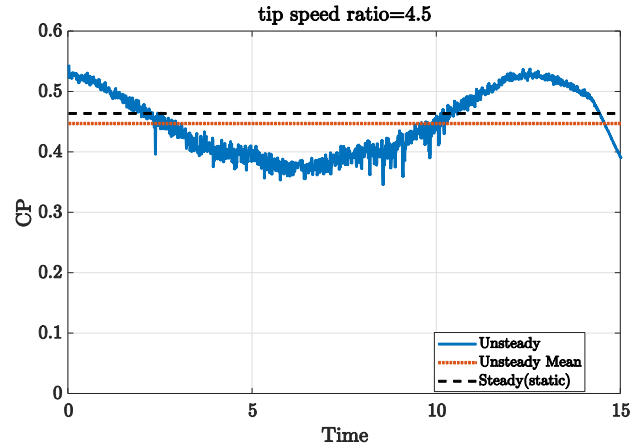
Fig. 9. Flow chart of phases of the Study

شکل ۹: الگوریتم حل مسئله (ترکیب دو مدل واماندگی دینامیکی و مومنتوم المان پره)



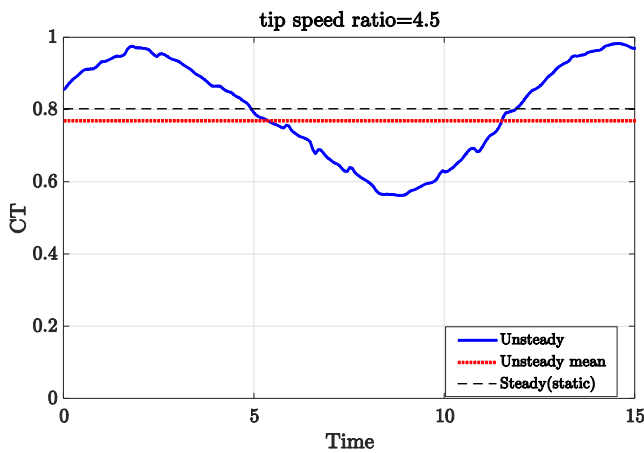
**Fig. 10(c).** Comparison of power coefficient over 15 blade rotations, showing the predicted unsteady time history, and corresponding mean value alongside steady-state response at TSR=3.5

شکل ۱۰(ج): مقایسه ضریب توان لحظه‌ای توربین در بازه‌ی زمانی ۱۵ چرخش پره، با ضریب توان میانگین و ضریب توان استاتیکی توربین در نسبت سرعت نوک ۳/۵



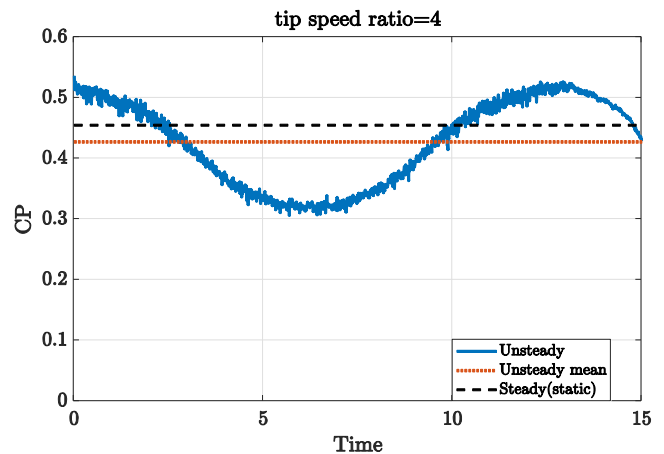
**Fig. 10(a).** Comparison of power coefficient over 15 blade rotations, showing the predicted unsteady time history, and corresponding mean value alongside steady-state response at Tip Speed Ratio (TSR)=4.5

شکل ۱۰(الف): مقایسه ضریب توان لحظه‌ای توربین در بازه‌ی زمانی ۱۵ چرخش پره، با ضریب توان میانگین و ضریب توان استاتیکی توربین در نسبت سرعت نوک ۴/۵



**Fig. 11(a).** Comparison of thrust coefficient over 15 blade rotations, showing the predicted unsteady time history, and corresponding mean value alongside steady-state response at TSR=4.5

شکل ۱۱(الف): مقایسه ضریب نیروی پیشران لحظه‌ای توربین در بازه‌ی زمانی ۱۵ چرخش پره، با ضریب توان میانگین و ضریب توان استاتیکی توربین در نسبت سرعت نوک ۴/۵



**Fig. 10(b).** Comparison of power coefficient over 15 blade rotations, showing the predicted unsteady time history, and corresponding mean value alongside steady-state response at TSR=4

شکل ۱۰(ب): مقایسه ضریب توان لحظه‌ای توربین در بازه‌ی زمانی ۱۵ چرخش پره، با ضریب توان میانگین و ضریب توان استاتیکی توربین در نسبت سرعت نوک ۴

افزایش مقدار  $\lambda_{opt}$  (نسبت سرعت نوک بهینه) می‌باشد. برای هر توربین، همان  $\lambda_r$  ای است که به ازای آن، ضریب توان توربین، بیشینه شود. همان‌طور که در شکل مشهود است، در حالت ناپایا، نقطه‌ی پیک نمودار به سمت راست جابجا شده است.

در شکل ۱۳، مقدار متوسط زمانی ضریب نیروی پسا، در هر مقطع پره نشان داده شده است. این نمودار نشان می‌دهد مقادیر پایای ضریب نیروی پسا، در مقایسه با مقادیر ناپایا چه رفتاری دارند. همان‌طور که مشخص است مقادیر ناپایای ضریب پسا، در نزدیکی ریشه پره، به شدت افزایش می‌یابند. علت این پدیده این است که در نزدیکی ریشه، به علت وقوع پدیده واماندگی دینامیکی جریان با شدت بیشتری از سطح پره جدا می‌شود و اثرات لزجت جریان، بر ضریب پسا، نمایان می‌گردد. دو نمودار استاتیک و دینامیک ضریب پسا، از حوالی  $0.3R$  به بعد تا انتهای نوک پره تقریباً بر یکدیگر منطبق می‌شوند. علت انطباق این دو، این است که در زوایای حمله‌ی المان‌های انتهایی پره (زوایای حمله کوچک)، اساساً پدیده‌ی واماندگی دینامیکی رخ نداده، و نتایج استاتیک و دینامیک منطبق بر یکدیگر می‌گردند.

## ۸- جمع‌بندی

در این پژوهش، تئوری مومنتوم المان پره، برای مسائل ناپایا (جریان با نوسان پریودیک)، توسعه داده شد؛ و عملکرد یک توربین محور افقی جهت یافتن سرعت نوک بهینه بررسی گردید. تفاوت اصلی این‌گونه جریان‌ها، با جریان یکنواخت، وجود پدیده‌ای به نام واماندگی دینامیکی است. علت رخ دادن واماندگی دینامیکی، وجود نوسان در جریان یا پره می‌باشد. این پدیده باعث تأخیر در نقطه‌ی واماندگی و ایجاد تغییرات شدید در نمودارهای ضرایب برآ و پسا می‌شود. نمودارهای ضریب توان و نیروی پیشران توربین در حالت ناپایا، با استفاده از مدل دینامیک تصحیح شده لیشرمن بدوس به دست آمد. همچنین نمودار ضریب توان برحسب نسبت سرعت نوک محاسبه شد. نتایج پژوهش حال حاضر، بیان‌گر این است که در توربین‌های ناپایا، ضریب توان و نیروی پیشران حدود ۳ درصد افت کرده و  $\lambda_{opt}$  نسبت سرعت نوک بهینه طراحی توربین، افزایش می‌یابد. لذا استفاده از مدل‌های دینامیکی و داده‌های آیرودینامیکی مبتنی بر این مدل‌ها می‌تواند تاثیر بسیاری در تغییر  $\lambda_{opt}$  داشته باشد. اما افزایش و کاهش آن نیاز به مطالعات بیشتری دارد. در ادامه تأثیر پدیده‌ی واماندگی

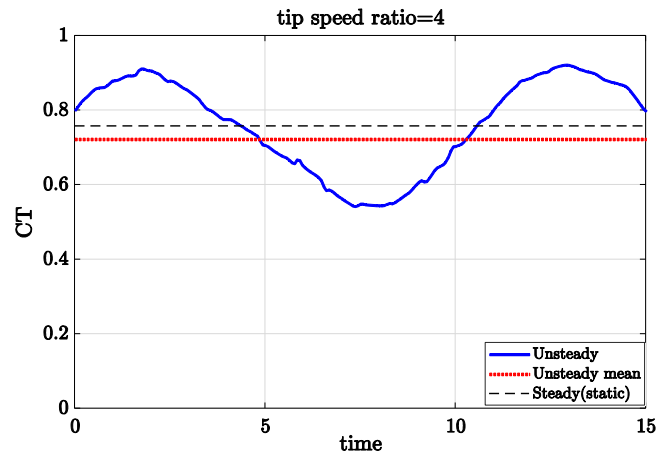


Fig. 11(b). Comparison of thrust coefficient over 15 blade rotations, showing the predicted unsteady time history, and corresponding mean value alongside steady-state response at TSR=4

شکل ۱۱(ب): مقایسه ضریب نیروی پیشران لحظه‌ای توربین در بازه‌ی زمانی ۱۵ چرخش پره، با ضریب توان میانگین و ضریب توان استاتیک توربین در نسبت سرعت نوک ۴

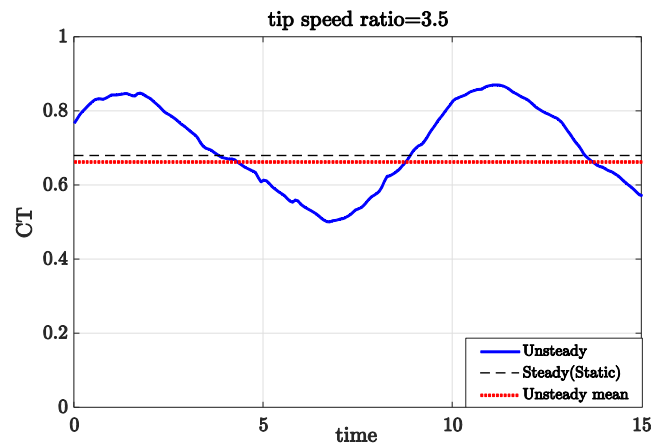


Fig. 11(c). Comparison of thrust coefficient over 15 blade rotations, showing the predicted unsteady time history, and corresponding mean value alongside steady-state response at TSR=3.5

شکل ۱۱(ج): مقایسه ضریب نیروی پیشران لحظه‌ای توربین در بازه‌ی زمانی ۱۵ چرخش پره، با ضریب توان میانگین و ضریب توان استاتیک توربین در نسبت سرعت نوک ۳/۵

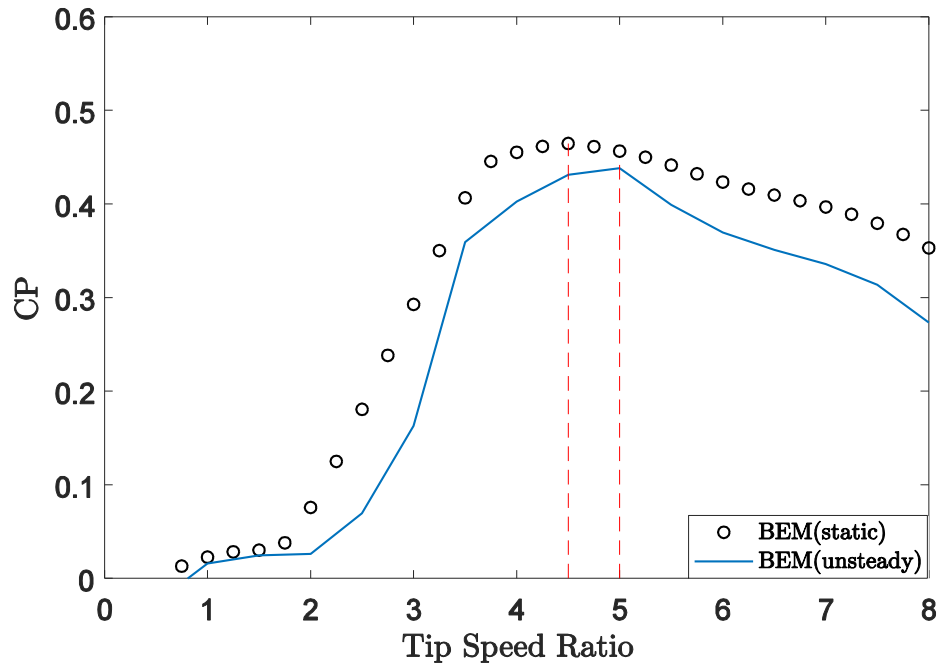


Fig. 12. Comparison of power coefficient over different tip speed ratios, showing the corresponding mean value alongside steady-state response

شکل ۱۲: مقایسه ضریب توان دینامیک میانگین توربین در نسبت‌های سرعت نوک متفاوت، با ضریب توان استاتیک توربین

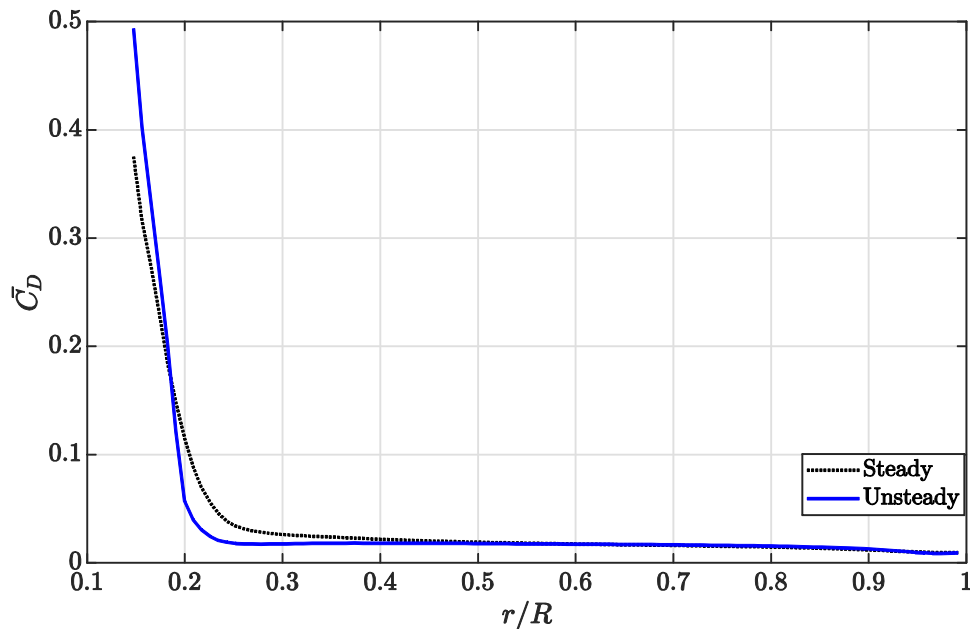


Fig. 13. Comparison of mean drag coefficient alongside the blade span for steady and unsteady conditions

شکل ۱۳: مقایسه متوسط زمانی ضریب پسا بر حسب طول پره بی‌بعد شده، در حالت استاتیک و دینامیک

توان	$P$	دینامیکی بر ضریب پسا در راستای طول بال بررسی شد. برای نیل به
عامل اصلاح آسیب در نوک پره	$Q$	این هدف ضریب پسا در راستای طول پره، در تمامی گام‌های زمانی
شعاع و جهت شعاعی	$r$	محاسبه گردید و این ضریب میانگین برحسب راستای طول پره از
شعاع در نوک پره	$R$	ریشه تا نوک مورد بررسی قرار گرفت. نتایج این پژوهش نشان می‌دهد
گشتاور	$T$	که ضریب پسا در مقاطع نزدیک به ریشه، به علت جدایش شدیدتر
سرعت مطلق	$V$	جریان ناشی از واماندگی دینامیکی، افزایش شدیدتری دارند و در
سرعت نسبی	$W$	مقاطع نزدیک به نوک پره، مقادیر استاتیک و دینامیک تقریباً منطبق
مختصات محوری	$X$	بر هم می‌باشند.
زاویه جریان نسبی به سوی تیغه‌ها	$\beta$	
نسبت سرعت در نوک پره	$\lambda$	
نسبت سرعت محلی در نوک پره	$\lambda_r$	
تاثیر مکانیکی / الکتریکی	$\eta$	
ثابت هندسی	$B$	
ثابت چرخشی	$b_1$	
ثابت چرخشی	$b_2$	
ضریب برا در جریان چسبیده	$C_L^P$	عامل القا محوری
ضریب ناپایا نیرو در راستای وتر	$C_C^u$	عامل القا زاویه‌ای
ضریب ناپایا	$C_D^u$	تعداد پره‌ها
ضریب ناپایا نیرو در راستای عمود پروتر	$C_N^u$	سرعت چرخشی دنباله جریان
ضریب نیروی نرمال گردابه	$C_L^v$	طول وتر هواپر
ضریب پسای القایی	$C_D^{ind}$	ضریب نیروی برآ
ضریب پسا استاتیک	$C_D^{st}$	ضریب نیروی پسا
ضریب پسا لزج	$C_D^{vis}$	ضریب توان
نقطه جدایش	$f$	نیروی پسا
تاخیر نقطه جدایش	$f'$	نیروی محوری
تاخیر نقطه جدایش	$f''$	نیروی مماسی
پریود چرخش	$T_r$	نیروی برآ، مومنتوم زاویه‌ای
ثابت تاخیر زمانی زاویه	$T_a$	مختصات مماسی
ثابت انتقال گردابه	$T_{vL}$	سرعت چرخش تیغه
نرخ پیچ	$\alpha'$	موقعیت پیوستگی
زاویه حمله چرخشی	$\alpha^{rot}$	زاویه ورودی هواپر
زاویه حمله برا صفر	$\alpha_0$	چگالی
زاویه حمله موثر	$\alpha_E$	جرم جریان
		تعداد المان های پره
		فشار

## ۹- فهرست علائم



- [10] G.T. Scarlett, B. Sellar, T. van den Bremer, I.M. Viola, Unsteady hydrodynamics of a full-scale tidal turbine operating in large wave conditions, *Renewable Energy*, 143 (2019) 199-213.
- [11] G. Ingram, Wind turbine blade analysis using the blade element momentum method. version 1.1, Durham University, Durham, (2011).
- [12] M. Sriti, Improved blade element momentum theory (BEM) for predicting the aerodynamic performances of horizontal Axis wind turbine blade (HAWT), *Tech. Mech.*, 38(12) (2018) 191-202.
- [13] E. Gashtasbi, H. Emdad, E. Salimipur, Investigation of the effect of leading edge shape on the dynamic stall of oscillating wing in two dimensional compressible turbulent flow, 8th Iranian Aerospace Society Conference, Isfahan, Iranian Aerospace Society (in persian) (1388).
- [14] L.W. Carr, Progress in analysis and prediction of dynamic stall, *Journal of aircraft*, 25(1) (1988) 6-17.
- [15] M. Faber, A comparison of dynamic stall models and their effect on instabilities, (2018).
- [16] W. Sheng, R. Galbraith, F. Coton, A modified dynamic stall model for low Mach numbers, *Journal of Solar Energy Engineering*, 130(3) (2008) 031013.
- [17] T. Beddoes, A third generation model for unsteady aerodynamics and dynamic stall, Westland Helicopter Limited, RP-908, (1993).
- [18] H. Wagner, Über die Entstehung des dynamischen Auftriebes von Tragflügeln, *ZAMM-Journal of Applied Mathematics and Mechanics/Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Mechanik*, 5(1) (1925) 17-35.
- [19] R.T. Jones, The unsteady lift of a wing of finite aspect ratio, (1940).
- [20] M.H. Hansen, M. Gaunaa, H.A. Madsen, A Beddoes-Leishman type dynamic stall model in state-space and indicial formulations, (2004).
- [21] B. Thwaites, Incompressible aerodynamics:
- [1] H. Glauert, Airplane propellers, in: *Aerodynamic theory*, Springer, 1935, pp. 169-360.
- [2] X. Liu, C. Lu, S. Liang, A. Godbole, Y. Chen, Influence of the vibration of large-scale wind turbine blade on the aerodynamic load, *Energy Procedia*, 75 (2015) 873-879.
- [3] T. Macquart, A. Maheri, K. Busawon, Improvement of the accuracy of the blade element momentum theory method in wind turbine aerodynamics analysis, in: *2012 2nd International Symposium On Environment Friendly Energies And Applications*, IEEE, 2012, pp. 402-405.
- [4] A. Maheri, S. Noroozi, C. Toomer, J. Vinney, Damping the fluctuating behaviour and improving the convergence rate of the axial induction factor in the BEMT-based rotor aerodynamic codes, in: *European Wind Energy Conference & Exhibition*, Athens, Greece, 2006, pp. 1e4.
- [5] P.J. Moriarty, A.C. Hansen, *AeroDyn theory manual*, National Renewable Energy Lab., Golden, CO (US), 2005.
- [6] S. Gupta, J.G. Leishman, Dynamic stall modelling of the S809 aerofoil and comparison with experiments, *Wind Energy: An International Journal for Progress and Applications in Wind Power Conversion Technology*, 9(6) (2006) 521-547.
- [7] R. Pereira, G. Schepers, M.D. Pavel, Validation of the Beddoes–Leishman dynamic stall model for horizontal axis wind turbines using MEXICO data, *Wind Energy*, 16(2) (2013) 207-219.
- [8] I. Milne, A. Day, R. Sharma, R. Flay, The characterisation of the hydrodynamic loads on tidal turbines due to turbulence, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 56 (2016) 851-864.
- [9] I. Milne, A. Day, R. Sharma, R. Flay, Blade loads on tidal turbines in planar oscillatory flow, *Ocean Engineering*, 60 (2013) 163-174.

Energy Engineering, 132(1) (2010) 011006.

- [23] J. Janiszewska, R.R. Ramsay, M. Hoffmann, G. Gregorek, Effects of grit roughness and pitch oscillations on the S814 airfoil, National Renewable Energy Lab., Golden, CO (United States), 1996.

an account of the theory and observation of the steady flow of incompressible fluid past aerofoils, wings, Clarendon Press, 1960.

- [22] W. Sheng, R.A.M. Galbraith, F.N. Coton, Applications of low-speed dynamic-stall model to the NREL airfoils, Journal of Solar

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

*H. Etehad, H. Alisadeghi, Development of Blade Element Momentum Theory for Unsteady Flow with Regard to the Dynamic Stall Phenomenon, Amirkabir J. Mech Eng., 53(3) (2021) 1439-1456.*

DOI: [10.22060/mej.2020.16877.6458](https://doi.org/10.22060/mej.2020.16877.6458)



