مجله مهندسی مکانیک مدرس، خرداد ۱۳۹۳، دوره ۱۴، شماره ۳، ص‌ص ۱۱۹-۱۲۸

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

تحلیل لایه مرزی سه بعدی بر روی پره‌های توربین بادی

حسین حفیظی راد[۱]، مرتضی بهبهانی نژاد[۲*]، سید سعید بحرینیان[۳]، پویا طبیبی[۴]

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه شهید چمران اهواز

۲- دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه شهید چمران اهواز

۳- دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه شهید چمران اهواز

۴- دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه شهید چمران اهواز

*اهواز، صندوق پستی ۶۱۳۵۷۴۳۳۳۷، bnmorteza@scu.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: ۲۶ مرداد ۱۳۹۲

پذیرش: ۰۱ آبان ۱۳۹۲

ارائه در سایت: ۲۷ اردیبهشت ۱۳۹۳

کلید واژگان:

توربین بادی

لایه مرزی سه بعدی

جدایش جریان

مومنتوم المان پره

اثر چرخش

چکیده

در این مقاله، جریان لایه مرزی بر روی پره‌های توربین بادی و نحوه رخ دادن جدایش بر روی پره، به شکل سه بعدی مورد بررسی قرار گرفته است. ابتدا معادلات لایه مرزی و انتگرال مومنتوم سه بعدی برای جریان تراکم‌ناپذیر با در نظر گرفتن اثر چرخش استخراج شده است. پس از آن، با استفاده از تعریف ضریب هندسه و تئوری مومنتوم المان پره، تأثیر زاویه گام و زاویه میان جریان و بردار چرخش بر روی جملات کریولیس، اعمال شده است. سپس، با حل عددی معادلات به دست آمده برای یک پره چرخان، کمیت‌های انتگرالی و نقاط جدایش به دست آمده است و مشخصه‌های هندسی مؤثر بر روی نقاط جدایش و ساختار واماندگی مشخص شده‌اند. نتایج نشان می‌دهد که سه عامل نسبت سرعت چرخش، نسبت منظری و موقعیت شعاعی، در نحوه ایجاد جدایش موثرند و با کنترل آنها می‌توان جدایش و واماندگی را به تأخیر انداخت. ناحیه نزدیک به ریشه به شدت تحت تأثیر اثرات چرخش است. مکش گریز از مرکز حاصل از چرخش، به خصوص در نواحی نزدیک به ریشه، موجب کاهش ضخامت لایه مرزی و به تعویق افتادن جدایش و همچنین، افزایش ضرایب آیرودینامیکی پره می‌شوند.

3D analysis of the boundary layer on wind turbine blades

Hossein Hafizi-Rad[1], Morteza Behbahani-Nejad*[2], Seyed Saied Bahrainian[3], Pouya Tabibi[4]

1- Master of Science Student, Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Shahid Chamran University of Ahvaz, Iran
2- Associate Professor, Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Shahid Chamran University of Ahvaz, Iran
3- Associate Professor, Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Shahid Chamran University of Ahvaz, Iran
4- Master of Science Student, Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Shahid Chamran University of Ahvaz, Iran
* P.O.B. 6135743337 Ahvaz, bnmorteza@scu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 17 August 2013
Accepted 23 October 2013
Available Online 17May 2014

Keywords:
Wind Turbine
3D Boundary Layer
Flow Separation
Blade Element Momentum (BEM)
Rotational Effect.

ABSTRACT

In this paper, three-dimensional boundary layer flows on wind turbine blades as well as separation event have been studied. At first, boundary layer and three-dimensional momentum integral equations were obtained for incompressible flow considering rotation effects. Next, the effects of pitch angle and the angle between the flow direction and rotation vector on the coriolis terms were applied using geometry factor definition and Blade Element Momentum (BEM) theory. Then, the integral parameters and effective geometry factors on separation positions and stall structure were investigated for a rotating blade. The obtained results show that rotational ratio, aspect ratio and radial position are three basic parameters for separation occurrence and separation and stall can be delayed via controlling them. Moreover, the results show that the area near the root is strongly influenced by rotational effects. In addition, it is concluded that the centrifugal pumping due to rotation decreases the boundary layer thickness and delays separation especially in the near root region and increases the blade aerodynamic coefficients.

۱- مقدمه

پیش‌بینی دقیق بیشینه توان توربین‌های بادی اهمیت بسیار زیادی در نحوه طراحی اندازه ژنراتور و دیگر اجزای مکانیکی آن دارد. اغلب از تئوری مومنتوم المان پره[۱] دو بعدی برای طراحی و پیش‌بینی عملکرد توربین‌های محور افقی استفاده می‌شود. نتایج به دست آمده با استفاده از این روش‌ها، برای جریان چسبیده تطابق نسبی خوبی با نتایج تجربی دارد. اما این تئوری، در شرایط واماندگی ناکارآمد بوده و توان را کمتر از مقدار واقعی پیش‌بینی می‌کند. این پدیده، که اغلب با عنوان به تعویق افتادن واماندگی[۲] نامیده می‌شود، برای طراحان توربین بادی، پدیده بسیار مهمی است؛ چرا که تنظیم توان وابسته به واماندگی بوده و برای پیش‌بینی صحیح بیشینه توان نیاز به درک صحیحی از جزئیات رفتار واماندگی است. اگر در روند طراحی بیشینه توان، کمتر از مقدار واقعی پیش‌بینی شود، باعث سوختن ژنراتور و کاهش عمر توربین بادی

1- Blade Element Momentum (BEM)

2- Stall-Delay

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

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

می‌شود. طراحان اغلب قادر به پیش‌بینی صحیح عملکرد توربین بادی در حالت واماندگی نیستند.

همچنین، پدیده جدایش جریان بر روی پره، موجب کاهش عملکرد پره و در نهایت موجب کاهش توان تولیدی توربین بادی می‌شود. اگر جریان هوا بر روی پره‌های توربین، به طور کامل کنترل شود، راندمان و در نتیجه انرژی تولید شده حدود ۱۰ درصد افزایش می‌یابد. بنابراین، بررسی پدیده جدایش جریان یکی از مراحل اصلی در طراحی، کنترل و بهینه‌سازی توربین‌های بادی است.

بررسی لایه مرزی چرخان و تفاوت آن با حالت دو بعدی به شکل تئوری و عملی، برای اولین بار توسط هیملسکمپ [۱] در سال ۱۹۴۵ انجام شد. او با انجام آزمایش‌های سه بعدی بر روی لایه مرزی یک ملخ چرخان، متوجه شد ضریب برآ بر روی ملخ، حین حرکت به سمت محور چرخش به شدت افزایش پیدا می‌کند. همچنین، او دریافت، ضریب برآی بزرگ در حالت واماندگی اصلی‌ترین اثر واماندگی است.

سورنسن در سال ۱۹۸۶ [۲] معادلات سه بعدی لایه مرزی بر روی یک صفحه را با استفاده از یک مدل برهم کنش لزج و غیر لزج[1]، به صورت عددی حل نمود. موقعیت جدایش به دست آمده توسط او، همانند پیش‌بینی‌های دو بعدی بود؛ اما ضریب برآی به دست آمده در نواحی جداشده، تفاوت بسیار زیادی با ضریب برآی دو بعدی داشت.

اسنل و همکارانش در سال ۱۹۹۳ [۳] یک روش شبه سه بعدی، بر مبنای روش برهم‌کنش لزج و غیر لزج ارائه دادند. آنها با انجام یک تحلیل ابعادی، برخی از جملات را از معادلات لایه مرزی حذف کردند. دوو و سلیگ در سال ۲۰۰۰ [۴] و دامیترسکو و کاردوس در سال ۲۰۱۰ [۵] به بررسی اثرات چرخش بر روی لایه مرزی پره‌های چرخان پرداختند. معادلاتی که اسنل و سلیگ در تحلیل خود استفاده نموده‌اند، شکل ساده شده معادلات لایه مرزی است. این معادلات در نزدیکی جدایش دقت کافی ندارند [۶].

در پژوهش حاضر سعی شده است معادلات لایه مرزی استفاده شده، شکل کامل‌تری را نسبت به معادلات اسنل و سلیگ داشته باشند و جملات تأثیر گذاری را که توسط آن دو حذف شده است، در بر گیرد. همچنین، روابط استفاده شده توسط دامیترسکو، اسنل و سلیگ، مربوط به یک صفحه تخت است و در این روابط اثرات شکل بالواره بر مقدار نیروی کریولیس، در نظر گرفته نشده است. در این پژوهش، نیروهای کریولیس، با توجه به شکل و انحنای بالواره، در معادلات اعمال شده‌اند. پس از تدوین معادلات برای یک پره چرخان و به دست آوردن معادلات انتگرال مومنتوم و حل عددی معادلات، کمیت‌های انتگرالی لایه مرزی به دست آمده‌اند. در نهایت، تأثیر تغییرات سرعت چرخش، عدد رینولدز و موقعیت شعاعی بر روی کمیت‌های انتگرالی و موقعیت جدایش بررسی شده است.

۲- معادلات لایه مرزی پره چرخان

در این بخش، با تعریف دستگاه‌های مختصات چرخان و زمینی، معادلات ناویر استوکس برای یک پره چرخان ارائه شده است. سپس با استفاده از فرضیات جریان لایه مرزی، معادلات لایه مرزی به شکل سه بعدی ارائه شده‌اند.

۲-۱- دستگاه مختصات چرخان و حرکت نسبی

برای توصیف جریان حول پره‌های توربین بادی، نیاز است که از دستگاه مختصات غیر اینرسی استفاده کنیم [۷]. بدین منظور مطابق شکل ۱ فرض شده است دستگاه مختصات (X,Y,Z)، دستگاه مختصات اینرسی است و دستگاه مختصات (x,y,z)، دستگاه مختصات چرخان بوده و با سرعت زاویه‌ای Ω نسبت به مختصات اینرسی در حال چرخش است.

با فرض تراکم‌ناپذیری جریان، معادلات پیوستگی و مومنتوم، برای جریان حول پره‌های توربین بادی با سرعت زاویه‌ای Ω نسبت به دستگاه مختصات زمینی به شکل رابطه (۱) و (۲) خواهد بود [۸].

$$\nabla.\vec{v}=0 \qquad (۱)$$

$$\frac{D\vec{v}}{Dt}=\vec{F}-\frac{\nabla\vec{p}}{\rho}+\frac{\mu}{\rho}\nabla^2\vec{v} \qquad (۲)$$

برای استفاده از این معادلات برای پره چرخان، از دستگاه مختصات استوانه‌ای استفاده شده است. در رابطه (۲) $\vec{F}$ بیانگر نیروهای خارجی بر واحد جرم است. نیروهای کریولیس و گریز از مرکز[2]، نیروهای موجود در دستگاه چرخان هستند. اگر سرعت زاویه‌ای دستگاه چرخان نسبت به مرجع برابر با Ω باشد، نیروی گریز از مرکز وارد به المان هوای $d\tau$، برابر با $\rho d\tau\Omega^2 r$ خواهد بود. هنگامی که یک ذره با بردار سرعت $\vec{v}$ در دستگاه مختصات چرخان حرکت کند، نیروی کریولیس، برابر با $2\rho d\tau\Omega\vec{v}$ خواهد بود. بردار $\vec{\Omega}$ تنها دارای مؤلفهٔ z است؛ بنابراین، شتاب کریولیس برابر با $2v_r\Omega\hat{\theta}-2v_\theta\Omega\hat{r}$ خواهد بود که $\hat{r}$ و $\hat{\theta}$ به ترتیب بردار یکه در جهت θ و r هستند. تمامی جملات معادله اندازه حرکت در راستای z، دارای مرتبه کوچک‌تری نسبت به دو معادلهٔ دیگر هستند [۳]. لذا، از معادلهٔ اندازه حرکت در راستای z، در برابر دو معادلهٔ دیگر صرف‌نظر شده است. در نهایت، از معادلات لایه مرزی زیر (روابط ۳ تا ۵) برای توصیف جریان تراکم‌ناپذیر و پایا حول یک پره چرخان استفاده شده است.

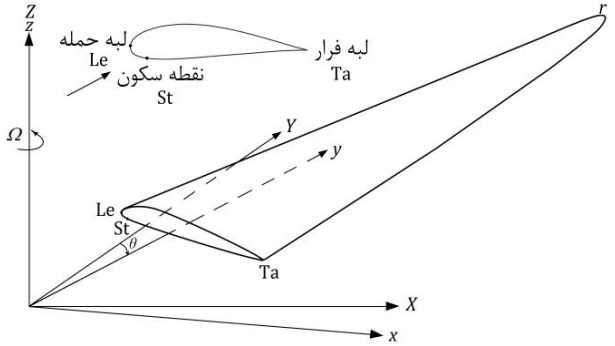
$$\frac{\partial v_\theta}{r\partial\theta}+\frac{\partial v_z}{\partial z}+\frac{\partial v_r}{\partial r}+\frac{v_r}{r}=0 \qquad (۳)$$

$$\frac{v_r\partial v_r}{\partial r}+\frac{v_\theta\partial v_r}{r\partial\theta}-\frac{v_\theta^2}{r}+\frac{v_z\partial v_r}{\partial z}=r\Omega^2-2v_\theta\Omega-\frac{\partial p}{\rho\partial r}+\frac{\mu}{\rho}\left(\frac{\partial^2 v_r}{\partial z^2}\right) \qquad (۴)$$

$$\frac{v_r\partial v_\theta}{\partial r}+\frac{v_\theta\partial v_\theta}{r\partial\theta}+\frac{v_r v_\theta}{r}+\frac{v_z\partial v_\theta}{\partial z}=2v_r\Omega-\frac{\partial p}{\rho r\partial\theta}+\frac{\mu}{\rho}\frac{\partial^2 v_\theta}{\partial z^2} \qquad (۵)$$

پیش از انتگرال‌گیری از این معادلات، دو عدد بی بعد به شکل رابطه (۶) تعریف شده است. این تعاریف در معادلات انتگرال مومنتوم استفاده شده‌اند.

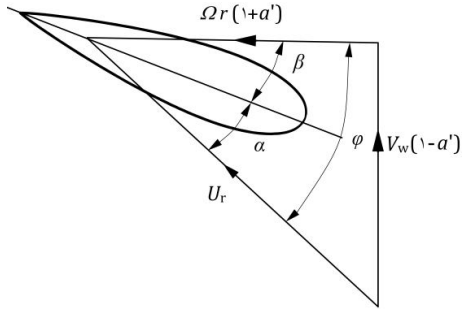
$$\mathrm{Ro}=\frac{\Omega r}{U_r},\ \mathrm{ls}=\frac{c}{r} \qquad (۶)$$



شکل ۱ نحوه انتخاب دستگاه مختصات چرخان

1- Viscous-inviscid interaction

2-Centrifugal



شکل ۲ برادرهای سرعت در روش مومنتوم المان پره

در رابطه (۶) Ro بیانگر نسبت سرعت چرخشی به سرعت نسبی است. عدد بدون بعد ls برابر با نسبت اندازه وتر c به موقعیت شعاعی r است. سرعت نسبی U_r نیز به شکل رابطه (۷) تعریف شده است [۹].

$$U_r=\sqrt{\left((1+a')(\Omega r)\right)^2+\left((1-a)V_w\right)^2} \tag{۷}$$

در رابطه (۷)، V_w سرعت باد و a و a' به ترتیب ضرایب القایی محوری و مماسی هستند (شکل ۲). در شکل ۲، α برابر با زاویه حمله و β برابر با مجموع زاویه تابیدگی محلی و زاویه گام است.

همان‌گونه که در شکل ۲ مشاهده می‌شود، زاویه موضعی جریان φ برابر با مجموع زاویه حمله، زاویه گام و زاویه تابیدگی محلی است و با استفاده از رابطه (۸) محاسبه می‌شود.

$$\phi=\alpha+(\theta_p+\theta_{tw}) \tag{۸}$$

ضرایب القایی محوری a و مماسی a' با استفاده از روش مومنتوم المان پره و حل تکراری محاسبه شده‌اند [۱۰-۱۳].

پس از محاسبه ضرایب القایی و سرعت نسبی، برای محاسبه توزیع فشار بر روی پره و تعیین مشتقات فشار موجود در معادلات لایه مرزی (روابط ۴ و ۵)، از حل جریان غیر لزج استفاده شده است.

۲-۲- جریان غیر لزج

مشتقات فشار را می‌توان با استفاده از معادله برنولی و با فرض دو بعدی بودن سرعت جریان خارجی، به شکل روابط (۹) و (۱۰) به دست آورد. با توجه به اینکه معادلات بر روی خطوط r ثابت، انتگرال‌گیری می‌شوند، فرض شده است که $ds=rd\theta$ است.

$$-\frac{\partial p}{\rho\partial r}=u_e\frac{\partial u_e}{\partial r}-\Omega^2 r \tag{۹}$$

$$-\frac{\partial p}{\rho\partial s}=u_e\frac{\partial u_e}{\partial s} \tag{۱۰}$$

در روابط (۹) و (۱۰) توزیع سرعت جریان خارجی u_e را می‌توان با استفاده از یک حل غیر لزج به دست آورد. به طور مثال فوگارتی و سیرس [۱۴] نشان داده‌اند که مؤلفه‌های سرعت غیر لزج را می‌توان به شکل رابطه (۱۱) بیان کرد.

$$v_e=\Omega(\phi-2\theta) \qquad u_e=\Omega r\frac{\partial\phi}{\partial\theta} \qquad w_e=\Omega r\frac{\partial\phi}{\partial z} \tag{۱۱}$$

که در آن v_e، u_e و w_e به ترتیب مؤلفه‌های سرعت در راستای r، θ و z بوده و Ω سرعت چرخش پره و r و θ به ترتیب موقعیت شعاعی و زاویه‌ای نقطه مورد نظر هستند.

مقدار ϕ با استفاده از حل پتانسیل دو بعدی به دست می‌آید و تنها وابسته به موقعیت زاویه‌ای و عمودی بوده ($\phi=\phi(\theta,z)$) و در تمامی موقعیت‌های شعاعی، ثابت است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، در معادلات ارائه شده توسط آنها (رابطه ۱۱)، سرعت شعاعی با استفاده از سرعت دوبعدی پتانسیل به دست می‌آید و با توجه به کوچک بودن آن در سرعت‌های باد پایین، می‌توان از آن صرف‌نظر کرد [۱۵]. بنابراین، مؤلفه‌های سرعت غیر لزج با استفاده از رابطه (۱۲) محاسبه شده‌اند [۵].

$$u_e=U_r u_x, \qquad v_e=0 \tag{۱۲}$$

که در آن u_x حل غیر لزج به دست آمده توسط کد ایکس‌فویل [۱۶] است.

۳- معادلات انتگرال مومنتوم سه بعدی

در این بخش، با تعریف کمیت‌های انتگرالی، از معادلات لایه مرزی (روابط ۴ و ۵) بر روی ضخامت لایه مرزی انتگرال گیری شده است. سپس از دو پروفیل سرعت برای بستن مسئله و محاسبه کمیت‌های انتگرالی، استفاده شده است.

۳-۱- انتگرال‌گیری

برای انتگرال‌گیری از روابط مومنتوم (روابط ۴ و ۵)، ابتدا کمیت‌های انتگرال‌گیری بر اساس تعاریف وایت [۸] و به شکل روابط (۱۳) تا (۱۹) تعریف شده‌اند.

$$\delta_1=\int_0^\delta\left(1-\frac{v_\theta}{u_e}\right)dz \tag{۱۳}$$

$$\theta_1=\int_0^\delta\frac{v_\theta}{u_e}\left(1-\frac{v_\theta}{u_e}\right)dz \tag{۱۴}$$

$$\delta_2=\int_0^\delta-\frac{v_r}{u_e}dz \tag{۱۵}$$

$$\theta_2=\int_0^\delta\left(-\frac{v_\theta v_r}{u_e^2}\right)dz=\delta_{2sr}+\delta_2 \tag{۱۶}$$

$$\delta_{2sr}=\int_0^\delta\left(1-\frac{v_\theta}{u_e}\right)\frac{v_r}{u_e}dz \tag{۱۷}$$

$$\delta_3=\int_0^\delta-\frac{v_r^2}{u_e^2}dz \tag{۱۸}$$

$$H=\delta_1/\delta \tag{۱۹}$$

همچنین، برای ساده نویسی معادلات انتگرال مومنتوم، از ضریب اصطکاک وتری C_{fs} و ضریب اصطکاک شعاعی C_{fr} و رابطه میان این دو، به شکل روابط (۲۰) تا (۲۱) استفاده شده است [۱۷].

$$\frac{C_{fs}}{2}=\frac{\tau_{ws}}{\rho u_e^2} \tag{۲۰}$$

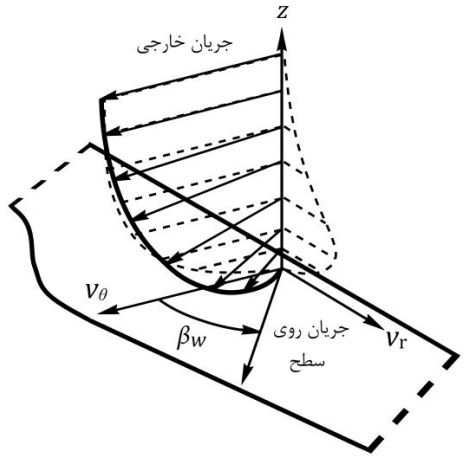
$$\frac{C_{fr}}{2}=\frac{\tau_{wr}}{\rho u_e^2} \tag{۲۱}$$

$$\tan\beta_w=\frac{C_{fr}}{C_{fs}} \tag{۲۲}$$

همان‌گونه که در شکل ۳ نشان داده شده است، β_w در رابطه (۲۲)، بیانگر زاویه میان خطوط اصطکاک سطحی و جریان خارجی است.

با ضرب نمودن (u_e-v_θ) در رابطهٔ پیوستگی و کم کردن آن از رابطهٔ اندازه حرکت در جهت θ (وتری) و تقسیم نتیجه آن بر u_e^2 و انتگرال‌گیری از این رابطه بر روی ضخامت لایه مرزی، رابطهٔ انتگرال مومنتوم وتری به شکل رابطه (۲۳) به دست آمده است.

با ضرب نمودن v_r در معادلهٔ پیوستگی و اضافه نمودن آن به معادلهٔ اندازه حرکت در جهت شعاع و انتگرال‌گیری از این رابطه بر روی ضخامت لایه مرزی و تقسیم آن بر u_e^2، رابطه انتگرال مومنتوم شعاعی به شکل رابطه (۲۴) به دست آمده است.



شکل ۳ نمایش زاویه β_w و سرعت‌ها بر روی سطح پره

$$\frac{\partial\theta_1}{\partial s}=-\frac{\theta_1}{u_e}\frac{\partial u_e}{\partial s}(2+H)+\frac{C_{fs}}{2}+\frac{2ls}{c}\frac{Ro}{u_x}\delta_2 -\frac{\partial}{\partial r}(\theta_2-\delta_2)-\frac{1}{u_e}\frac{\partial u_e}{\partial r}(2\theta_2-\delta_2) -\frac{ls}{c}(2\theta_2-\delta_2)+\frac{v_e}{u_e^2}\frac{\partial v_e}{\partial s}\delta+\frac{w_e}{u_e^2}\frac{\partial w_e}{\partial s}\delta \quad (۲۳)$$

$$\frac{\partial\theta_2}{\partial s}=-\frac{2\theta_2}{u_e}\frac{\partial u_e}{\partial s}+\frac{C_{fr}}{2}-\frac{1}{u_e}\frac{\partial u_e}{\partial r}(2\delta_3+\delta) -\frac{v_e}{u_e}\frac{\partial\delta}{\partial s}+\frac{ls}{c}\left(\theta_1+\delta_1-\delta-\delta_3+\frac{2Ro}{u_e}(\delta-\delta_1)\right) -\frac{v_e^2}{u_e^2}\frac{\partial\delta}{\partial r}+\frac{v_e w_e}{u_e^2}-\frac{\partial\delta_3}{\partial r}+\frac{v_e}{u_e^2}\frac{\partial v_e}{\partial r}\delta+\frac{w_e}{u_e^2}\frac{\partial w_e}{\partial r}\delta \quad (۲۴)$$

همچنین، دامیترسکو [۱۷] با انجام تحلیل ابعادی نشان داده است که عبارت $\frac{\partial\delta_{2sr}}{\partial r}$ از مرتبه $O(\tan\beta_w\theta_1)$ و جمله $\frac{\partial\delta_3}{\partial r}$ دارای مرتبه $O(\tan^2\beta_w\theta_1)$ است و می‌توان از این جملات صرف‌نظر کرد؛ او نشان داده است که می‌توان جملات $\frac{\partial}{\partial r}(\theta_2-\delta_2)$ و $\frac{v_e^2}{u_e^2}\frac{\partial\delta}{\partial r}$ را با جملات دیگری تخمین زد. او با استفاده از تخمین‌هایی برای دو جمله $\frac{\partial}{\partial r}(\theta_2-\delta_2)$ و $\frac{v_e^2}{u_e^2}\frac{\partial\delta}{\partial r}$ نشان داده است به ازای تغییرات x/c، مرتبه این جملات در برابر با اولین جمله رابطه انتگرال مومنتوم در همان راستا، برابر با 10^{-3} است و از آنها صرف‌نظر کرده است. بنابراین، در این پژوهش نیز از این دو جمله صرف‌نظر شده است. تمامی جملاتی که از معادلات حذف شده‌اند، در پژوهش‌های انجام شده توسط مراجع [۳-۵،۱۵،۱۷] نیز از آنها صرف‌نظر شده است. این معادلات شکل کامل‌تری نسبت به معادلات استفاده شده توسط اسنل [۳] و سلیگ [۴] دارند. جملات کریولیسِ ($\frac{2Ro}{u_x}(\delta-\delta_1)$ و $\frac{2ls}{c}\frac{Ro}{u_x}\delta_2$) ظاهر شده در معادلات (۲۳) و (۲۴) تنها برای یک صفحه تخت و بدون زاویه گام صحیح است. شکل ۴ زاویه میان جهت جریان و بردار چرخش را هنگام استفاده از یک بالواره به عنوان سطح مقطع، نشان می‌دهد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، حتی زمانی که زاویه حمله صفر است، جهت جریان موازی با محور x نبوده و بردارهای سرعت نامتعامد خواهند بود.

بنابراین، مقدار نیروی کریولیس در راستای وتر تغییر خواهد کرد و نمی‌توان مقدار آن را، در تمامی نقاط در راستای وتر، برابر با Ωr فرض نمود. برای اعمال این تغییرات در معادلات لایه مرزی، ضریب هندسه Gf به شکل رابطه (۲۵) تعریف شده است.

$$Gf=\cos\phi \quad (۲۵)$$

زاویه φ با استفاده از زاویه گام و مختصات بالواره، به شکل رابطه (۲۶) به دست آمده است.

$$\phi=\tan^{-1}\left(\frac{\Delta y}{\Delta x}\right) \quad (۲۶)$$

مقدار x و y در رابطه (۲۶) با استفاده از انتقال موقعیت در دستگاه ایکس‌فویل به دستگاه مختصات چرخان به دست آمده است.

در شکل ۵، β زاویه گام، y_{XFOIL} و x_{XFOIL} مختصات نقطه i در دستگاه ایکس‌فویل و x و z مختصات نقطه i در دستگاه مختصات چرخان هستند.

۳-۲- انتخاب نیم‌رخ سرعت

معادلات انتگرال مومنتوم به دست آمده (روابط ۲۳ و ۲۴) شامل هفت مجهول δ، δ_1، δ_2، θ_1، H، θ_2 و β_w هستند. با استفاده از یک نیم‌رخ سرعت مناسب، معادلات مربوط به کمیت‌های انتگرالی (روابط ۱۳ تا ۱۹) و معادلات انتگرال مومنتوم، تشکیل یک دستگاه هفت معادله و هفت مجهول خواهند داد؛ که می‌توان با حدس نیم‌رخ سرعت و حل این دستگاه معادلات، هفت مجهول را به دست آورد. برای تخمین نیم‌رخ سرعت وتری در جریان آرام از یک چند جمله‌ای درجه چهار استفاده شده است؛ این نیم‌رخ (رابطه ۲۷) اولین بار توسط پل‌هاسون [۸] ارائه شده است.

$$\frac{v_\theta}{u_e}=2\eta-2\eta^3+\eta^4+\frac{\Gamma}{6}(1-\eta)^3 \quad (۲۷)$$

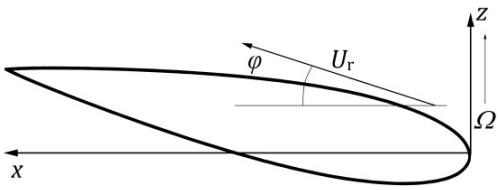
در رابطه (۲۷) Γ پارامتر بدون بُعد پل‌هاسون بوده و برابر با $\frac{\partial u_e}{\partial s}\frac{\delta^2}{\nu}$ است و η نیز ارتفاع بی بُعد بوده و برابر با Z/δ است. نیم‌رخ سرعت در راستای دهانه نیز، با استفاده از مدل سهمی گون میجر [۱۸] به شکل رابطه (۲۸) تخمین زده شده است.

$$\frac{v_r}{v_\theta}=(1-\eta)^2\tan\beta_w \quad (۲۸)$$

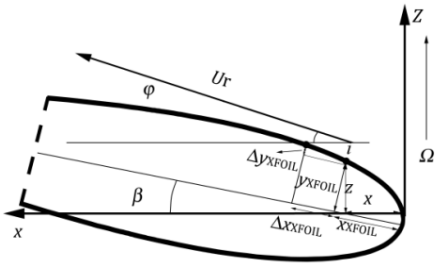
با جای‌گذاری این نیم‌رخ‌های سرعت (روابط ۲۷ و ۲۸) در کمیت‌های لایه مرزی (روابط ۱۳ تا ۱۹)، تعداد معادلات و مجهولات با یکدیگر برابر شده و به اصطلاح مسئله بسته خواهد شد. دستگاه معادلات به دست آمده شامل دو رابطه انتگرال مومنتوم شعاعی و وتری (روابط ۲۳ و ۲۴) و روابط مربوط به کمیت‌های انتگرالی (روابط ۱۳ تا ۱۹) است.

۴- حل عددی

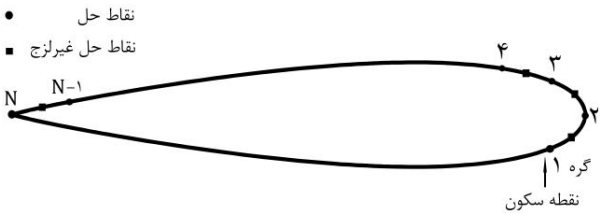
دستگاه معادلات به دست آمده با استفاده از جداسازی جملات مشتقی موجود در معادلات، به شکل عددی حل شده است. مشتقات موجود در معادلات (۲۳) و (۲۴) به شکل روابط (۲۹) تا (۳۲) گسسته سازی شده‌اند [۱۹].



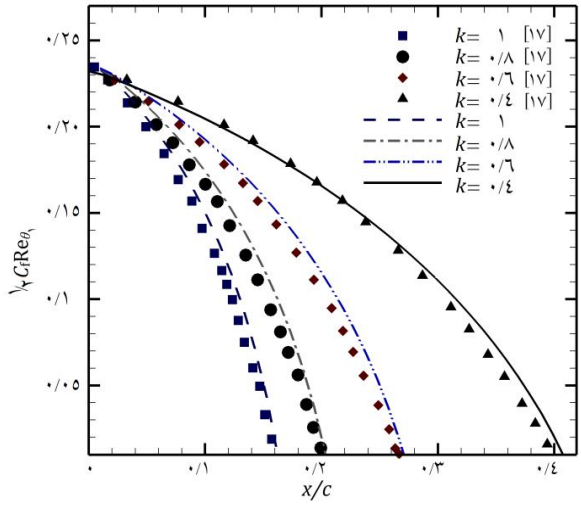
شکل ۴ زاویه میان جریان و محور x-ها



شکل ۵ مختصات نقطه i در دستگاه مختصات چرخان و ایکس‌فویل



شکل ۶ نحوه شبکه‌بندی بر روی بالواره



شکل ۷ تغییرات ضریب اصطکاک بر روی سطح

$$\left[\frac{\partial u_e}{\partial s}\right]_i = \frac{(u_e)_{i+\frac{1}{2}} - (u_e)_{i-\frac{1}{2}}}{s_{i+\frac{1}{2}} - s_{i-\frac{1}{2}}} \tag{۲۹}$$

$$\left[\frac{\partial u_e}{\partial r}\right]_i = (u_e)_i \frac{\mathrm{Ro}^2}{r} \tag{۳۰}$$

$$\left[\frac{\partial \theta_1}{\partial s}\right]_i = \frac{3(\theta_1)_i - 4(\theta_1)_{i-1} + (\theta_1)_{i-2}}{2(s_{i+\frac{1}{2}} - s_{i-\frac{1}{2}})} \tag{۳۱}$$

$$\left[\frac{\partial \theta_2}{\partial s}\right]_i = \frac{3(\theta_2)_i - 4(\theta_2)_{i-1} + (\theta_2)_{i-2}}{2(s_{i+\frac{1}{2}} - s_{i-\frac{1}{2}})} \tag{۳۲}$$

برای گسسته سازی جملات $\frac{\partial \theta_1}{\partial s}$ و $\frac{\partial \theta_2}{\partial s}$ از روش اختلاف پس‌رو مرتبه دوم (روابط ۳۱ و ۳۲) استفاده شده است. نحوه شبکه‌بندی انجام شده بر روی بالواره، در شکل ۶ نشان داده شده است.

حل عددی معادلات از $i=1$ تا $i=\mathrm{N}$ و یا تا نقطه جدایی ($C_f \le 0$) ادامه دارد. با گسسته سازی جملات موجود در معادلات انتگرالی مومنتوم، یک دستگاه معادلات جبری غیر خطی به دست آمده است. یک روش مناسب برای حل دستگاه معادلات جبری غیر خطی، روش نیوتن رافسون است [۲۰].

لذا، برای حل عددی دستگاه معادلات انتگرالی مومنتوم غیر خطی، از روش تکراری مرتبه دوم نیوتن رافسون استفاده شده است. این روش همیشه همگرایی را تضمین نمی‌کند، اما در صورتی که مقادیر دنباله در نزدیکی جواب دقیق باشند، حل به سرعت همگرا خواهد شد. روش نیوتن برای نقطه i را می‌توان به شکل رابطه (۳۳) بیان کرد.

$$X_i^{(k+1)} = X_i^{(k)} - J^{-1}(X_i^{(k)}) * F(X_i^{(k)}) \tag{۳۳}$$

بردار $X_i^{(K)}$، بردار جواب تقریبی دستگاه معادلات در تکرار k-ام است و به شکل رابطه (۳۴) تعریف شده است. بردار $F(X_i^{(k)})$ شامل دو معادله گسسته شده انتگرال مومنتوم، رابطه تنش برشی و پارامترهای انتگرالی است. ماتریس $J(X_i^{(k)})$، با مشتق گیری از توابع $F(X_i^{(k)})$ نسبت به متغیرهای $X_i^{(k)}$، به دست آمده است.

$$X_i^{(K)} = [H_i^{(k)}, \Gamma_i^{(k)}, \delta_i^{(k)}, \delta_{1i}^{(k)}, \delta_{2i}^{(k)}, \\ ,\theta_{1i}^{(k)}, \theta_{2i}^{(k)}, \theta_{22i}^{(k)}, C_{\mathrm{f}si}^{(k)}, \tan\beta_{\mathrm{w}i}^{(k)}]^{\mathrm{T}} \tag{۳۴}$$

تعداد پنل‌های استفاده شده در محاسبه حل غیر لزج توسط کد ایکس‌فویل، برابر با ۲۹۹ عدد است. تعداد نقاط استفاده شده در حل لزج نیز، برابر با تعداد پنل‌های حل غیر لزج هستند. مقدار کمیت‌های لایه مرزی در تعداد پنل‌های ۱۰۰ تا ۲۹۹، در اکثر نقاط بر یکدیگر منطبق‌اند و مقادیر آنها تنها در نقاط نزدیک به نقطه جدایش با یکدیگر متفاوت است. جدول ۱، بیانگر مقدار خطای نقاط جدایش به دست آمده در تعداد پنل‌های متفاوت نسبت به ۲۹۹ پنل است. می‌توان دریافت که به ازای تعداد پنل‌های بیشتر از ۲۶۰، میزان خطا کمتر از ۰/۰۳ درصد بوده و می‌توان بیان نمود که در این تعداد سلول، حل عددی مستقل از شبکه است.

۵- نتایج و بحث

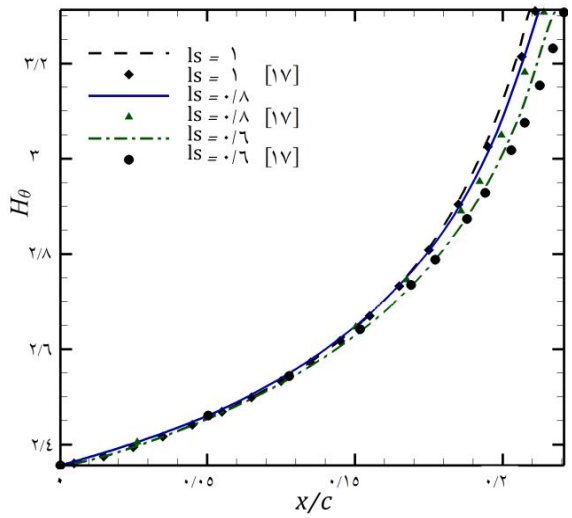
در آخرین بررسی‌های انجام شده بر روی لایه مرزی پره‌های چرخان، دامیترسکو و همکاران[۱۷،۱۵،۵] به جای استفاده از حل غیرلزج، از یک پروفیل سرعت فرضی برای محاسبه سرعت جریان در لبه بالایی لایه مرزی استفاده کرده‌اند. همچنین، تحلیل‌های آنها بر روی یک صفحه تخت چرخان انجام شده است. از این‌رو، برای مقایسه نتایج به دست آمده با نتایج دامیترسکو و همکاران، از یک پره چرخان با سطح مقطع تخت (بدون استفاده از بالواره)، استفاده شده است. از رابطه (۳۵) به عنوان توزیع سرعت جریان غیر لزج استفاده شده است که در آن k پارامتر گرادیان سرعت است [۱۷].

$$u_e = U_r\left(1 - k\frac{s}{c}\right) \tag{۳۵}$$

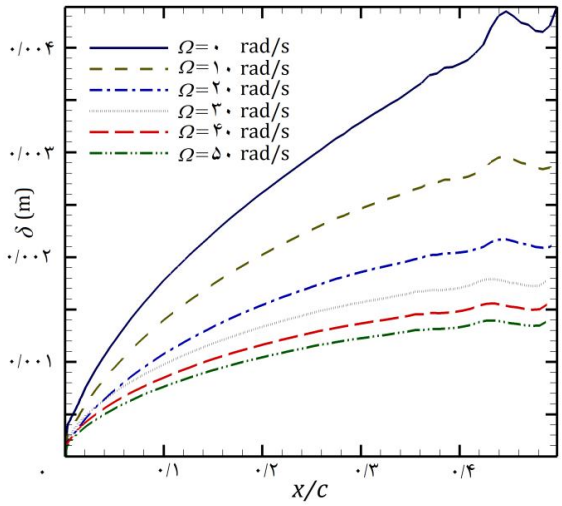
شکل ۷ نشان دهنده تغییرات ضریب اصطکاک سطحی وتری است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، نتایج به دست آمده برای یک صفحه تخت چرخان، با نتایج دامیترسکو نسبتاً مطابقت دارد. حداکثر تفاوت میان نتایج حاصل و نتایج دامیترسکو، در k=۱ و برابر با ۴/۶ درصد است. برای مقایسه ضریب شکل با نتایج دامیترسکو، ضریب شکل وتری به شکل رابطه (۳۶) تعریف شده است [۱۷].

$$H_\theta = \frac{\delta_1}{\theta_1} \tag{۳۶}$$

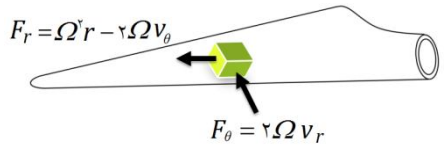
شکل ۸ نشان دهنده مقایسه میان ضریب شکل وتری به دست آمده و نتایج دامیترسکو [۱۷] در k=۱ و نسبت‌های منظری متفاوت است. همان‌گونه که در شکل ۸ مشاهده می‌شود، سازگاری خوبی میان نتایج به دست آمده و نتایج دامیترسکو [۱۷] وجود دارد. حداکثر تفاوت میان نتایج موجود و نتایج مرجع [۱۷]، در ls=۰/۶ و برابر ۴/۹ درصد است. روش استفاده شده توسط دامیترسکو، برای حل معادلات انتگرالی مومنتوم، روش رانج-کوتا است.



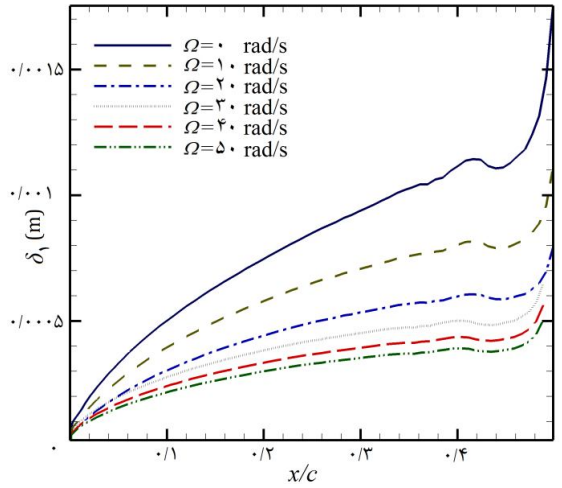
شکل ۸ تغییرات ضریب شکل وتری در نسبت منظری‌های متفاوت



شکل ۹ تغییرات ضخامت لایه مرزی در سرعت‌های چرخش متفاوت



شکل ۱۰ شتاب‌های کریولیس و گریز از مرکز وارد بر المان هوا روی یک پره چرخان



شکل ۱۱ تغییرات ضخامت جابجایی وتری در سرعت‌های چرخش متفاوت

جدول ۱ قدر مطلق خطای تعداد پنل‌های متفاوت نسبت به ۲۹۹ پنل

تعداد پنل‌ها	۱۰۰	۱۶۰	۲۶۰
اختلاف نسبت به ۲۹۹ پنل	٪ ۰/۸۴	٪ ۰/۱۱	٪ ۰/۰۳

برای بررسی اثر چرخش بر روی کمیت‌های لایه مرزی و موقعیت و نحوه جدایش، از یک پره با بالواره S۸۰۹ و طول وتر یک متر استفاده شده است. شکل‌های ۹و ۱۱ تا ۱۵، نشان دهنده تغییرات کمیت‌های لایه مرزی و ضریب اصطکاک وتری در شعاع یک متر و سرعتِ باد ۸ m/s و زاویه حمله صفر درجه هستند.

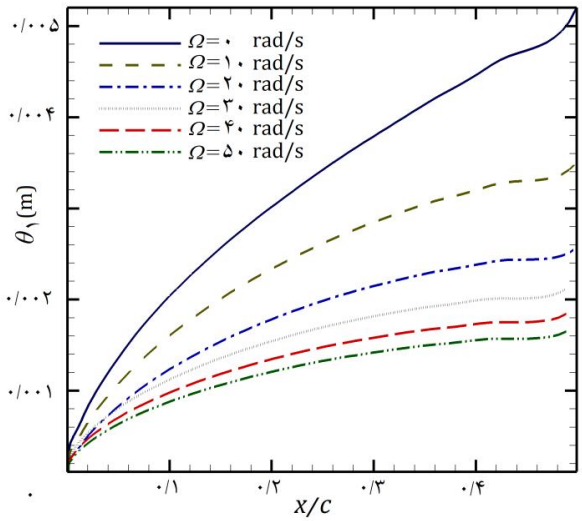
شکل ۹ نشان دهنده تغییرات ضخامت لایه مرزی δ در راستای وتر است. با افزایش سرعت چرخشی، ضخامت لایه مرزی کاهش یافته و جدایش نیز به تعویق می‌افتد. این تفاوت به علت اثر چرخش پره و وجود نیروهای کریولیس و گریز از مرکز هستند. مطابق شکل ۱۰، المان هوای عبوری بر سطح پره‌های چرخان، تحت تأثیر دو نیروی کریولیس و گریز از مرکز است. این دو نیرو، باعث تفاوت بین توزیع فشار بر روی پره و توزیع فشار دو بعدی شده و در نتیجه، موجب تفاوت میان ضخامت‌های لایه مرزی دو بعدی و سه بعدی خواهد شد. همان‌گونه که لایدنبرگ [۲۱] در نتایج تجربی خود بر روی توربین بادی مرحله پنج نشان داده است، نیروی گریز از مرکز، جریان هوا در لایه مرزی را به سمت نوک منحرف کرده و باعث کاهش ضخامت لایه مرزی می‌گردد. همچنین، نیروی کریولیس وتری باعث ایجاد یک گرادیان فشار مطلوب در راستای وتر شده و موجب چسبیدن جریان بر روی سطح می‌شود [۲۱]. این اتفاق، باعث کاهش ضخامت لایه مرزی بر روی پره خواهد شد.

همچنین، افزایش سرعت چرخش، باعث افزایش مقدار نیروی کریولیس و کاهش ضخامت لایه مرزی می‌شود.شکل‌های ۱۱ و ۱۲ به ترتیب نشان دهنده تغییرات ضخامت جابجایی و ضخامت مومنتوم وتری و شکل ۱۳ و ۱۴ نشان دهنده تغییرات ضخامت جابجایی و ضخامت مومنتوم شعاعی هستند. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، با افزایش سرعت چرخش، اندازه این کمیت‌ها کاهش می‌یابد. علت اصلی این کاهش، همانند ضخامت لایه مرزی، وجود اثرات چرخش و نیروی کریولیس بر روی لایه مرزی است.

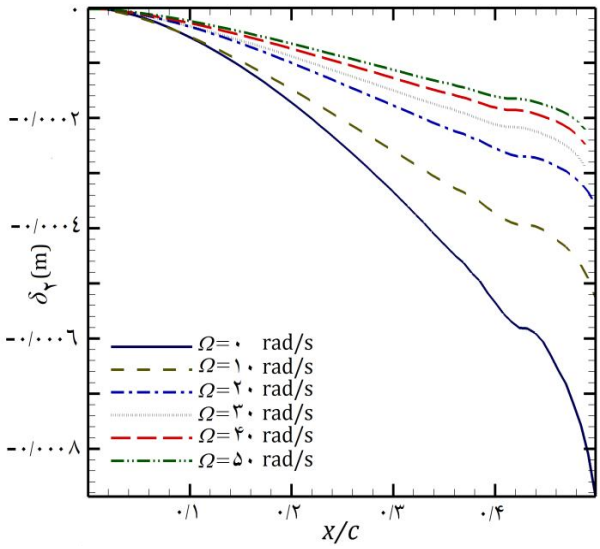
شکل ۱۵ نشان دهنده توزیع ضریب اصطکاک سطحی در سرعت‌های چرخش متفاوت است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، با افزایش سرعت چرخش ضریب اصطکاک افزایش می‌یابد. افزایش سرعت چرخش باعث افزایش سرعت نسبی جریان بر روی پره شده و موجب کاهش ضریب اصطکاک سطحی می‌شود. جریان لایه مرزی و نحوه جدایش، به شدت تحت تأثیر جریان خارجی است. تغییرات کمیت‌های لایه مرزی در نواحی نزدیک به نقطه x/c=۰/۴۷ به دلیل تغییر سرعت غیر لزج در لبه لایه مرزی است. همان‌گونه که در شکل ۱۶ مشاهده می‌شود، در ناحیه نزدیک به این نقطه، گرادیان سرعت بر روی سطح مکش افزایش یافته و پس از آن کاهش می‌یابد.

همچنین، ضخامت مومنتوم در نزدیکی ریشه تفاوت زیادی با ضخامت در ls های بزرگ، ندارد. در حالت چرخان، تفاوت میان ضخامت مومنتوم دو بعدی و سه بعدی افزایش می‌یابد. با چرخش پره، نیروهای کریولیس و گریز از مرکز وارد بر جریان، باعث افزایش گرادیان فشار و کاهش ضخامت‌های لایه مرزی می‌شود. همچنین، در حالت چرخان، تفاوت میان ضخامت در نزدیکی ریشه و نوک افزایش می‌یابد. . با افزایش گرادیان سرعت، گرادیان فشار و نیروی کریولیس وتری افزایش یافته و موجب کاهش ضخامت لایه مرزی و زاویه جریان و افزایش ضریب اصطکاک سطحی می‌شود. پس از نقطه بیشینه سرعت، با کاهش سرعت لبه، در پره‌های چرخان، با نزدیک شدن به ریشه

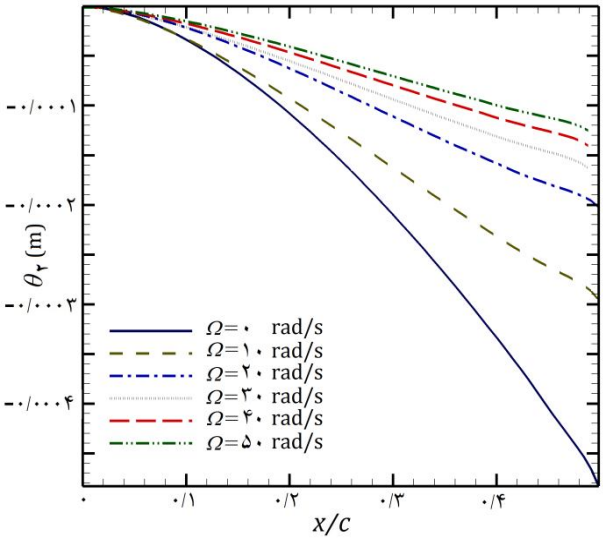
اثرات نیروی گریز از مرکز افزایش یافته و باعث مکش جریان لایه مرزی به سمت نوک پره و در نتیجه کاهش ضخامت لایه مرزی می‌شود [۲۱].



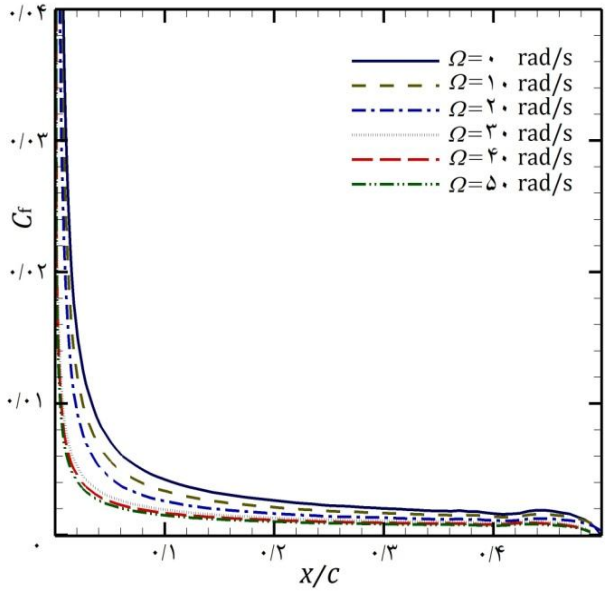
شکل ۱۲ تغییرات ضخامت مومنتوم وتری در سرعت‌های چرخش متفاوت



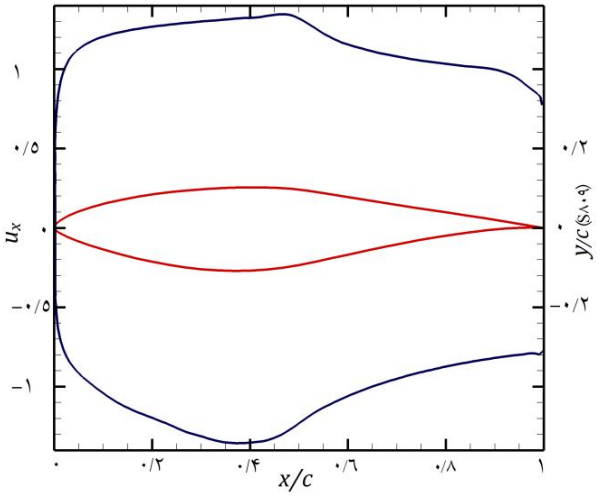
شکل ۱۳ تغییرات ضخامت جابجایی شعاعی در سرعت‌های چرخش متفاوت



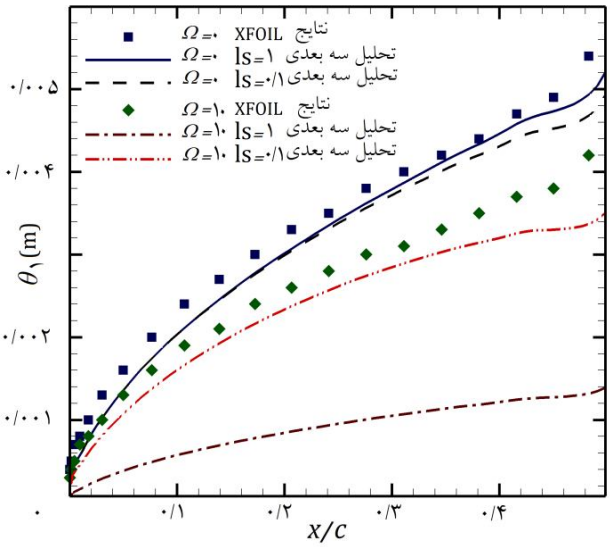
شکل ۱۴ تغییرات ضخامت مومنتوم شعاعی در سرعت‌های چرخش متفاوت



شکل ۱۵ تغییرات ضریب اصطکاک سطحی بر روی پره



شکل ۱۶ توزیع سرعت غیر لزج بر روی پره



شکل ۱۷ تغییرات ضخامت مومنتوم وتری در موقعیت‌های شعاعی متفاوت

همان‌گونه که مشاهده می‌شود، با نزدیک شدن به مرکز چرخش، تفاوت میان

حل دو بعدی و سه بعدی افزایش می‌یابد. در نزدیکی نوک، اثر نیروی گریز از مرکز کاهش یافته و توزیع فشار دو بعدی و سه بعدی تقریباً با یک‌دیگر برابر خواهند شد [۲۲].

شکل ۱۸ بیان‌کننده تغییرات زاویه جریان اصلی بر روی سطح، در سرعت چرخش ۲۰ رادیان بر ثانیه و در موقعیت‌های شعاعی متفاوت است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، جریان روی سطح، در حین حرکت از لبه حمله به سمت لبه فرار، به سمت نوک پره و در راستای دهانه منحرف می‌شود. این امر موجب کاهش تفاوت میان کمیت‌های لایه مرزی در ناحیه نوک پره می‌شود.

مرتبه جملات شعاعی موجود در معادلات لایه مرزی در نزدیکی لبه حمله، در برابر با جملات وتری، کوچک هستند. با نزدیک شدن به خط جدایش و در ناحیه جداشده، با کاهش سرعت وتری و ضریب اصطکاک، مرتبه جملات وتری کاهش می‌یابد [۲۳]. پس از کاهش سرعت وتری، به علت وجود نیروی گریز از مرکز، جریان در راستای دهانه منحرف شده و باعث افزایش زاویه جریان بر روی سطح می‌شود. مطابق شکل ۱۸، با نزدیک شدن به ریشه، مقدار زاویه جریان سطحی، افزایش می‌یابد. در موقعیت‌های شعاعی $c/r<<1$، مرتبه سرعت شعاعی (Ωc) در برابر با مرتبه سرعت وتری (Ωr)، ناچیز است. در نزدیکی ریشه ($c\approx r$)، سرعت شعاعی و وتری با یکدیگر هم مرتبه شده [۲۳] و باعث افزایش زاویه موضعی جریان نسبت به ناحیه نوک می‌شود.

شکل ۱۹ نشان دهنده تغییرات موقعیت جدایش نسبت به تغییرات نسبت سرعت چرخش Ro است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، در نزدیکی ریشه، با افزایش سرعت چرخش، موقعیت جدایش نیز افزایش یافته و جدایش به تعویق می‌افتد. ناحیه نزدیک به ریشه، به شدت تحت تأثیر اثرات چرخش است. در این ناحیه، نیروی گریز از مرکز باعث مکش جریان به سمت نوک و کاهش ضخامت لایه مرزی می‌شود [۲۲]. همچنین، نیروی گریز از مرکز و نیروی کریولیس، موجب ایجاد گرادیان فشار مطلوب شده و صفر شدن گرادیان فشار بر روی سطح و وقوع جدایش را به تأخیر می‌اندازد.

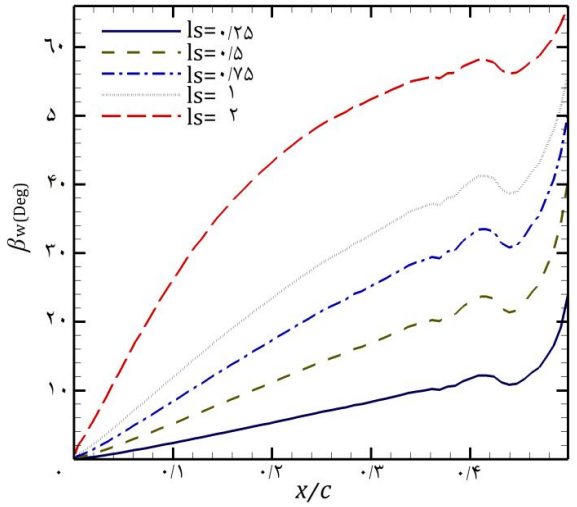
برای بررسی اثر نیروهای گریز از مرکز و کریولیس بر لایه مرزی و تغییرات اثر آنها در راستای دهانه، مقایسه‌ای میان مرتبه این جملات و جملات همرفت انجام شده است. با توجه به معادلات مومنتوم وتری و شعاعی، مرتبه جملات کریولیس وتری، کریولیس شعاعی و گریز از مرکز نسبت به جملات همرفت، به ترتیب با استفاده از روابط ۳۷ تا ۳۹ محاسبه شده است.

شکل ۲۰ نشان دهنده تغییرات مرتبه جمله کریولیس وتری نسبت به مرتبه جملات همرفت است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، با نزدیک شدن به مرکز ریشه، مرتبه جمله کریولیس وتری نسبت مرتبه جملات همرفت افزایش می‌یابد. در ناحیه نزدیک به نوک، مرتبه جمله کریولیس نسبت به جملات همرفت بسیار کوچک است. گرادیان فشار و نیروی کریولیس وتری پیش از ناحیه جدایش کاهش یافته و موجب کاهش سرعت وتری و جدا شدن جریان از سطح می‌شود.

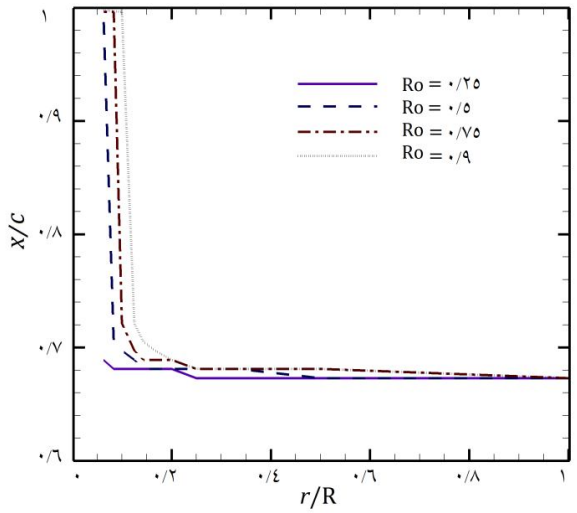
$$\frac{\left|\dfrac{2\delta_2\Omega r}{u_e}\right|}{\left|\dfrac{\partial\theta_1}{\partial s}\right|+\left|\dfrac{\partial\theta_2}{\partial s}\right|} \qquad (۳۷)$$

$$\frac{\left|\dfrac{2(\delta-\delta_1)\Omega r}{u_e}\right|}{\left|\dfrac{\partial\theta_1}{\partial s}\right|+\left|\dfrac{\partial\theta_2}{\partial s}\right|} \qquad (۳۸)$$

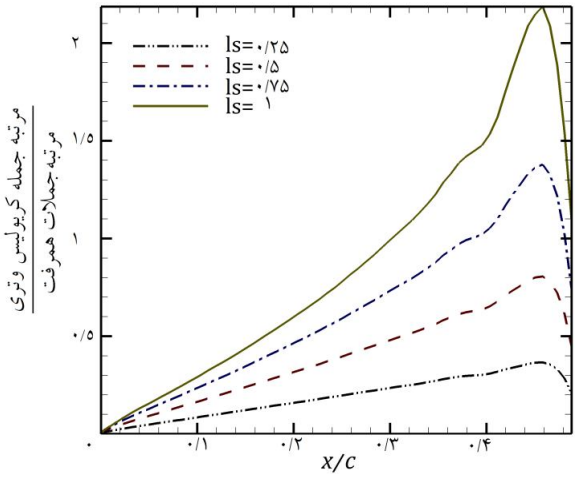
$$\frac{\left|\dfrac{\Omega^2 r\delta}{u_e^2}\right|}{\left|\dfrac{\partial\theta_1}{\partial s}\right|+\left|\dfrac{\partial\theta_2}{\partial s}\right|} \qquad (۳۹)$$



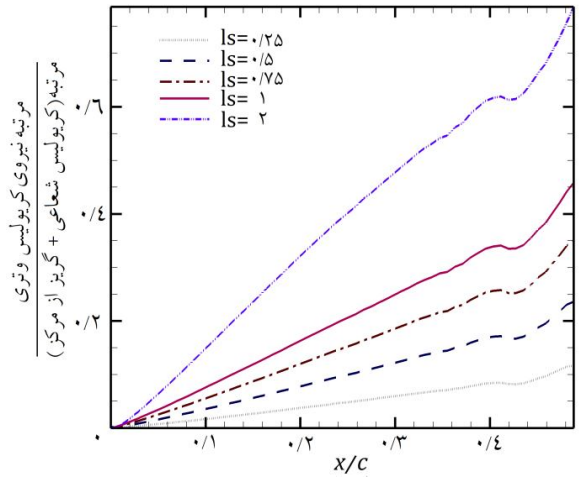
شکل ۱۸ تغییرات زاویه جریان اصلی بر روی سطح در موقعیت‌های شعاعی متفاوت



شکل ۱۹ تغییرات موقعیت جدایش نسبت به تغییرات نسبت سرعت چرخشی در موقعیت‌های شعاعی متفاوت



شکل ۲۰ مرتبه جمله کریولیس وتری نسبت به مرتبه جملات همرفت



شکل ۲۱ نسبت مرتبه جمله کریولیس وتری به مرتبه جملات کریولیس شعاعی و گریز از مرکز

مطابق شکل ۲۱، مرتبه جمله کریولیس وتری نسبت به مرتبه جملات کریولیس شعاعی و گریز از مرکز کوچک‌تر است. با نزدیک شدن به مرکز چرخش و افزایش ls، مرتبه جمله کریولیس افزایش پیدا کرده و با جملات کریولیس شعاعی و گریز از مرکز، هم مرتبه می‌شود. بنابر آنچه بیان شد، در ناحیه نوک مرتبه جملات کریولیس و گریز از مرکز کوچک بوده و با نزدیک شدن به ریشه افزایش می‌یابد. این نکته بیان‌گر آن است که ناحیه ریشه به شدت تحت تاثیر اثر چرخش بوده و در ناحیه نوک اثر چرخش بسیار کم‌تر از ریشه است. بنابراین، تفاوت میان جریان سه بعدی و دو بعدی در نوک کوچک است و با نزدیک شدن به ریشه، تفاوت افزایش می‌یابد. با افزایش مقدار نیروی کریولیس و گریز از مرکز در نزدیکی ریشه، مقدار ضرایب آیرودینامیکی به خصوص پس از جدایش افزایش می‌یابد [۲۱]. بنابراین، بایستی ضرایب آیرودینامیکی دو بعدی استفاده شده در طراحی و تحلیل پره‌های چرخان، به خصوص در نزدیکی مرکز چرخش، توسط عوامل تأثیر گذار بر لایه مرزی، تصحیح شوند.

۶- نتیجه‌گیری

در مطالعه حاضر، به منظور تحلیل سه بعدی لایه مرزی، پس از به دست آوردن معادلات انتگرال مومنتوم سه بعدی برای یک پره چرخان و حل عددی آن، کمیت‌های انتگرالی به دست آمده‌اند. ضخامت لایه مرزی سه بعدی به دست آمده در حالت چرخشی در مقایسه با ضخامت لایه مرزی دو بعدی کوچک‌تر بوده، که به علت چرخش و وجود نیروی کریولیس و گریز از مرکز در حالت چرخشی است. نیروهای گریز از مرکز وارد بر لایه مرزی پره‌های چرخان، باعث رانده شدن جریان لایه مرزی در راستای دهانه و ایجاد جریان شعاعی در جهت نوک پره می‌شود. این اتفاق، موجب کاهش ضخامت لایه مرزی بر روی پره خواهد شد. نحوه جدایش در حالت دو بعدی متفاوت با حالت سه بعدی است. نیروی گریز از مرکز، باعث ایجاد گرادیان فشار در راستای دهانه می‌شود. به واسطه این گرادیان فشار، جریان در نزدیکی و داخل ناحیه جداشده، در راستای دهانه منحرف می‌شود. گرادیان فشار حاصل از نیروی‌های گریز از مرکز و کریولیس، باعث ایجاد گرادیان فشار مطلوب روی سطح شده و صفر شدن گرادیان فشار و در نتیجه جدایش را به تعویق می‌اندازد. ناحیه نزدیک به ریشه به شدت تحت تأثیر اثرات چرخش است. نیروهای کریولیس و گریز از مرکز و گرادیان فشار حاصل از آنها، با نزدیک شدن به مرکز چرخش افزایش می‌یابد. همچنین، نیروی گریز از مرکز باعث ایجاد مکش در ریشه و افزایش ضرایب آیرودینامیکی در این ناحیه می‌شود. لذا، استفاده از ضرایب آیرودینامیکی دو بعدی، موجب ایجاد خطا در پیش‌بینی توان تولیدی و روند طراحی خواهد شد. بنابراین، بایستی با استفاده از عوامل تأثیر گذار بر روی لایه مرزی، ضرایب آیرودینامیکی دو بعدی اصلاح شوند.

با بررسی نحوه واماندگی، سه عامل تأثیر گذار بر روی جدایش به دست آمده است. کاهش موقعیت شعاعی r/R و افزایش نسبت منظری ls باعث تأخیر در جدایش می‌شود. عامل تأثیر گذار دیگر، نسبت سرعت چرخش است. نسبت سرعت چرخش وابسته به سرعت باد V_W و سرعت چرخش Ω است. با افزایش Ro، اثرات چرخش افزایش یافته و جدایش به تعویق می‌افتد. اثر نسبت چرخش در نزدیکی ریشه بیشتر است. با توجه به نتایج به دست آمده، می‌توان بیان نمود که چرخش باعث به تعویق افتادن جدایش خواهد شد. این امر موجب افزایش ضریب برآ و کاهش ضریب پسا نسبت به حالت دو بعدی و غیر چرخشی می‌شود. در صورت توجه ننمودن به این نکته در روند طراحی، توان پیش‌بینی شده، کمتر از توان واقعی خواهد بود. این اتفاق موجب ضرر رساندن به توربین در حالت اوج خواهد شد. بنابراین، نیاز است که با استفاده از این سه عامل تأثیر گذار ($\frac{\Omega r}{U_r}$ ، r/R و c/r)، ضرایب برآ و پسای دو بعدی جهت استفاده در روش مومنتوم المان پره، تصحیح شوند.

۷- تقدیر و تشکر

از شرکت طراحی و ساخت توربین‌های بادی آترین نقش جهان که از این پژوهش حمایت مالی نموده است، تقدیر و تشکر می‌شود.

۸- فهرست علائم

c	طول وتر (m)
C_f	ضریب اصطکاک سطحی
F	بردار نیروی وارد بر المان هوا
Gf	ضریب هندسه برای تصحیح جملات کریولیس
H	ضریب شکل لایه مرزی
J	ماتریس ژاکوبین در روش نیوتن
L	طول کمان از لبه حمله تا لبه فرار
Le	لبه حمله
ls	نسبت موقعیت وتری به شعاعی (c/r)
p	فشار N/m^2
Ro	نسبت سرعت چرخشی به سرعت نسبی ($\Omega r/U_r$)
r	موقعیت در راستای دهانه در دستگاه استوانه‌ای (m)
s	موقعیت در راستای جریان در دستگاه استوانه‌ای (m)
s_t	نقطه سکون
t	زمان (s)
Te	لبه فرار
u_e	سرعت وتری (غیر لزج) در لبه بالایی لایه مرزی (ms^{-1})
U_r	سرعت نسبی (ms^{-1})
u_x	سرعت وتری (غیر لزج) بی بعد در لبه بالایی لایه مرزی
v_e	سرعت شعاعی (غیر لزج) در لبه بالایی لایه مرزی (ms^{-1})
v_r	سرعت شعاعی (سرعت در راستای دهانه پره) (ms^{-1})
v_θ	سرعت وتری (ms^{-1})

V_w	سرعت باد (ms^{-1})
v_z	سرعت عمود (ms^{-1})
w_e	سرعت عمود (غیر لزج) در لبه بالایی لایه مرزی (ms^{-1})
x	موقعیت در راستای وتر (بر روی خط وتر) (m)
z	موقعیت در راستای عمود بر سطح در دستگاه استوانه‌ای (m)

علایم یونانی

α	زاویه حمله بالواره (rad)
β_w	زاویه خط جریان خارجی و خط جریان روی سطح (rad)
δ	ضخامت لایه مرزی (m)
δ_1	ضخامت جابجایی وتری (m)
δ_2	ضخامت جابجایی شعاعی (در راستای دهانه) (m)
φ	زاویه موضعی جریان (rad)
η	ارتفاع بی بعد
Γ	پارامتر پل‌هاسون
λ	نسبت سرعت توربین بادی
λ_t	نسبت سرعت نوک توربین بادی
μ	گرانروی پویا ($kgm^{-1}s^{-1}$)
ν	گرانروی جنبشی (m^2s^{-1})
Ω	سرعت چرخش پره ($rads^{-1}$)
ρ	چگالی (kgm^{-3})
θ	زاویه در دستگاه مختصات استوانه‌ای (rad)
θ_1	ضخامت مومنتوم لایه مرزی در راستای وتر (m)
θ_2	ضخامت مومنتوم لایه مرزی در راستای شعاع (m)
$\theta_{22}, \delta_{3sr}$	پارامترهای ضخامت مومنتوم لایه مرزی در راستای شعاع (m)
τ	تنش برشی (Nm^{-2})
τ_w	تنش برشی دیواره (Nm^{-2})

۹- مراجع

[1] H. Himmelskamp, *Profile Investigations on a Rotating Airscrew*, PhD Dissertation, Götingen, MAP Volkenrode, Report and Translation, Number 832, 1945.

[2] .N. Sørensen, Prediction of the Three-Dimensional Stall on Wind Turbine Blade Using Three-Level Viscous-Inviscid Interaction Model, *Proceedings of EWEC*, 1986, pages 429-435.

[3] H. Snel, Houwink R, Bosscher T., Sectional Prediction of Lift Coefficients on Rotating Wind Turbine Blades in Stall, *Netherlands* Energy Research Foundation, ECN Report, ECN-C-93-052, 1994.

[4] Z. Du, & M.S., Selig, The Effect of Rotation on the Boundary Layer of a Wind Turbine Blade, *Renewable Energy*, Volume 20, 2000, pages 167-181.

[5] H. Dumitrescu, & V., Cardoş, Analysis of Leading-Edge Separation Bubbles on Rotating Blades, *Aircraft journal*, Volume 47, Number 5, 2010, pages 1815-1819.

[6] G.P. Corten, Inviscid Stall Model, *IEA symposium on the aerodynamics of wind turbines*, 2000.

[7] T.G. Donald, *Advanced Dynamics*, Cambridge, Cambridge University Press, 2003.

[8] F.M. White, *Viscous Fluid Flow*, McGraw-Hill, International Edition, 1991.

[9] T. Burton, Sharpe, D., Jenkins, N. & Bossanyi, E., *Wind Energy Handbook*, Wiley, Chichester, 2001.

[10] M.L Hansen, *Aerodynamics of Wind Turbines*, second edition, Joun Wiley & Sons Ltd, pages 47, 2008.

[11] V. Esfahanian et al., Numerical Analysis of Flow Field Around NREL PhaseII Wind Turbine by a Hybrid CFD/BEM Method, *journal Wind Engineering Industrial Aerody*namics, Volume 120, 2013, pages 29–36.

[12] Z. Ghadimi et al., Modeling and Analysis of the Vestas-660 Kw Wind Turbine by Reverse Engineering Method, *20th. Annual International Iranian Mechanical Engineering Confrerence*, Shiraz, Iran, 2012. (In Persian)

[13] . H. Motaghed, *Aerodynamic Design of a 25 kW Wind Turbine Using the Boundary Element Method*, Master of science Thesis, Department of Mechanical Engineering, Shahid Chamran University, Ahvaz, 2012. (In Persian)

[14] [L.E. Fogarty, & Sears, W.R., Potential Flow Around a Rotating Advancing Cylindrical Blade, *Journal of Aeronautical Science*, Volume 17, Number 9, 1950.

[15] H. Dumitrescu, & V., Cardoş, Inboard Boundary Layer State on Wind Turbine Blades, *ZAAM journal,* Volume 89, Number 3, 2009, pages 163–173.

[16] M. Drela, XFOIL: An Analysis and Design Systems for Low Reynolds Number Airfoils, Conference on low Reynolds number airfoil aerodynamics, University of Notre Dame, June 1989.

[17] H. Dumitrescu, V. Cardoş, & A. Dumitrache, Modelling of Inboard Stall Delay Due to Rotation, The Science of Making Torque from Wind, *journal of Physics (IOP)*, Volume 75, 2007.

[18] A. Mager, Generalization of the Boundary Layer Momentum Integral Equations to 3D Flows Including Those of Rotating Systems, *NACA Report* 1067 (NACA Lewis Laboratory, Cleveland OH, 1951).

[19] H. Hafizi-Rad, *3D Analysis of Boundary Layer on 660 Kw Wind Turbine Blades,* Master of Science Thesis, Department of Mechanical Engineering, Shahid Chamran University, Ahvaz, 2013. (In Persian)

[20] R. G. Rice, *Applied Mathematics and Modeling for Chemical Engineers*, New York, Wiley, 1994.

[21] [21] C., Lindenburg, Investigation into Rotor Blade Aerodynamics, *ECN-C–03-025*, Petten, Netherlands, 2003.

[22] C., Lindenburg, Modelling of Rotational Augmentation Based on Engineering Considerations and Measurments, *European Wind Energy Conference*, London, 22- 25 November, 2004.

[23] G.P., Corten, *Flow Separation on Wind Turbine Blades*, Ph.D. Thesis, Univers ity of Utrecht, Utrecht, The Netherlands, 2001.