

بهبود عملکرد آیرودینامیکی بال با الگوی تغییر در پروفیل پایه

امیرحسین حسین^{۱*}، حامد محمدی^۲

۱- پژوهشگر، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ایران، kpahhosein@ihu.ac.ir

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد رشته هوافضا، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ایران

چکیده

هدف از انجام این طرح کنترل غیر فعال جریان با استفاده از تغییر در لبه‌ی حمله‌ی بال است. با استفاده از روش پروفیل لبه‌ی حمله‌ی برآمده، عملکرد آیرودینامیکی بهبود خواهد یافت. به عنوان مثال در شرایط فیزیک چرخان پره‌های توربین باد و قرارگیری آن در زوایای حمله‌ی متنوع این روش می‌تواند موجب بهبود عملکرد آیرودینامیکی آن شود. برای استخراج نتایج، از تحلیل سیالات محاسباتی با استفاده از نرم افزار تجاری سی.اف.ایکس. مبتنی بر روش حجم محدود بر پایه روش المان محدود، استفاده خواهد شد. در مرحله اول الگوی جریان روی مقطع بال مبتنی بر تحقیق مرجع مورد بررسی قرار گرفته است. در این مرحله بهبود بازدهی آیرودینامیکی بال با توجه به پارامترهای ضریب برآ، پسا، بازدهی آیرودینامیکی و وضعیت لایه مرزی جریان بررسی شده است. سپس الگوی پیشنهاد شده در مقاله در مورد بررسی عملکرد آیرودینامیکی در سایر موارد قابل بررسی است.

واژه های کلیدی: لایه مرزی- بهبود عملکرد آیرودینامیکی- پروفیل لبه‌ی حمله

۱- مقدمه

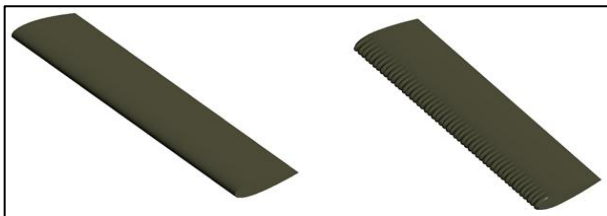
کنترل غیر فعال جریان با استفاده از الگوهایی در تغییر پروفیل پایه مانند موجی شکل کردن لبه‌های حمله و تغییر در مقاطع آیرودینامیکی نقش بسزایی در بهبود عملکرد اجسام چرخان و سایر پروفیل‌ها دارد. از برآمدگی لبه حمله می‌توان در طراحی وسایل نقلیه آبی، هواپیماها، فن‌های تهویه و توربین‌های بادی استفاده کرد. بررسی‌های زیادی برای استفاده از برآمدگی‌هایی مانند آنچه نهنگ کوهان‌دار در لبه‌ی باله‌های خود استفاده می‌کند، در آیرودینامیک انجام شده است. به عنوان مثال میکلسویچ (Miklosovic) و همکاران [۲] در سال ۲۰۰۴ میلادی استفاده از برآمدگی‌ها را در افزایش بازدهی آیرودینامیکی بال در زوایای حمله‌ی قبل و بعد از استال مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها نتیجه گرفتند با استفاده از برآمدگی‌های مورد نظر در لبه‌ی حمله‌ی بال علاوه بر عدم تغییر بازدهی آیرودینامیکی در زوایای حمله‌ی قبل از جدایی جریان، عملکرد بال در شرایط استال و بعد از آن بهبود یافته است. کررا (Carreira) و مارسلو (Marcelo) [۳] در سال ۲۰۰۸ تحلیل سیالات محاسباتی با استفاده از روش مدل‌سازی گردابه‌های بزرگ (Large eddy simulation) و میانگین عدد رینولدز در معادلات ناویر استوکس^۱ را برای بررسی الگوی جریان ناشی از وجود برآمدگی‌های لبه‌ی حمله‌ی بالک انجام دادند. در این

تحقیق برای اطمینان از نحوه‌ی تحلیل عددی در انتخاب نوع و ابعاد میدان محاسباتی، شبکه بندی و مدل آشفتگی انتخاب شده مقایسه‌ای میان نتایج آزمایشگاهی و حل عددی انجام شده است که نتایج تطابق ضرائب آیرودینامیکی را نشان می‌دهد. در نهایت نتایجی که از این تحقیق استخراج شده است شامل تاثیر بالای عدد رینولدز در استفاده از برآمدگی‌های لبه‌ی حمله با توجه به تفاوت نوع جدایش در لبه‌ی حمله و لبه‌ی فرار می‌باشد. اما نتایج کلی در استفاده از برآمدگی‌ها، افزایش بازدهی آیرودینامیکی بالک به سبب کنترل جریان و جلوگیری از جدایش زود هنگام می‌باشد. در سال ۲۰۱۰ هنک (Hanke) و همکاران [۴] در محدوده‌ی عدد رینولدز ما بین ۳۰۰ و ۵۰۰ بررسی دنباله دینامیکی حول سیلندر با این نوع مقطع را به دو روش عددی و تجربی انجام دادند. نتایج مطالعات نشان دهنده‌ی کاهش مقدار نیروی پسای میانگین وارد شده به میزان ۴۰ درصد می‌باشد. ماتز (Matz) و بارس (Baars) [۵] در سال ۲۰۱۲ با بررسی عددی سیلندر با مقطع مویی شکل در محدوده‌ی اعداد رینولدز ۳۰۰ تا ۶۰۰ مشاهده کردند در این شرایط گردابه‌های کارمن حول سیلندر تشکیل نخواهند شد. در سال ۲۰۱۳ هنس (Hans) و همکاران [۶] به روش عددی نیروهای القایی وارده بر سیلندر با مقطع مویی شکل را مطالعه قرار دادند و نتایج قابلیت بالای سیلندر مویی شکل نسبت به سایر مقاطع را نشان می‌دهد. در ادامه هوانگ (Huang) و همکاران [۷] در سال ۲۰۱۵ مطالعه تجربی اثر برآمدگی بر بازدهی آیرودینامیکی توربین باد محور افقی کوچک انجام دادند. در تحقیق آن‌ها پارامترهای تعریف برآمدگی شامل طول موج معادل ۰/۱۵ و ۰/۰۶۵ کورد فرض شده است و دامنه موج برآمدگی دارای مقادیر ۰/۰۱۵ و ۰/۰۸۵ کورد بال می‌باشد. آن‌ها نتیجه گرفتند که استفاده از برآمدگی موجب افزایش ضریب برآ به دلیل تاخیر در زاویه‌ی استال بال می‌شود. همچنین بررسی طول موج‌های نوسانات برآمدگی نسبت به دامنه برآمدگی تاثیر چندانی را در ضریب برآ نداشته است. ونگ (Wang) و لیو (Liu) [۸] در سال ۲۰۱۶ حرکت گردابه‌های پشت سیلندر با مقطع مویی شکل را با استفاده از پی.آی.وی در طول زمان مورد بررسی قرار دادند. در این تحقیق مقاطع مختلفی از سیلندر در محدوده‌ی رینولدز ۱۸۰۰ مورد آزمایش قرار گرفته است. نتایج نشان دهنده‌ی تضعیف قدرت گردابه‌های کارمن در شرایط مقطع مویی شکل می‌باشد به گونه‌ای که نمایش سرعت خطوط جریان در مقطع با مساحت بیشینه گردابه‌های کارمن ظاهر نشده است و در مقطع با سطح کمینه به صورتی است که قدرت آن بسیار کم است. جی (Jie) و لیو (Liu) در سال ۲۰۱۷ [۹] الگوی جریان آشفته حول مقاطع مختلف سیلندر به روش مدل‌سازی گردابه‌های بزرگ و گسسته سازی تعاملی مناسب مورد بررسی قرار دادند. در این مطالعه بررسی

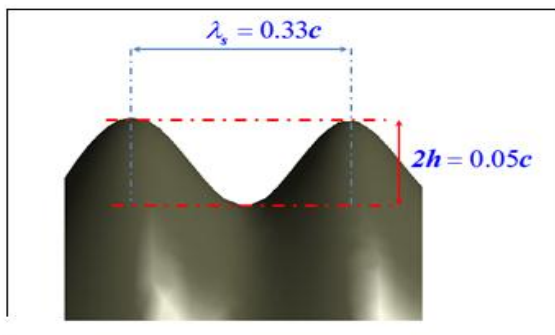
¹ Reynolds average navier stokes

۲- معرفی هندسه

در این قسمت با توجه به ایده‌ی استفاده از لبه‌ی حمله‌ی برآمده برای افزایش کارایی آیرودینامیکی تحلیل عددی بال با مقطع ایرفویل ناکا ۰۰۱۸ در شرایط هندسه‌ی پایه و موجی شکل انجام شده است. برای این منظور ابتدا هندسه‌ی موجی شکل با رعایت ملاحظات تغییر در پروفیل لبه‌ی حمله آماده سازی شده است. سپس تحلیل عددی در شرایط مشابه با مقاله در سرعت باد مورد نظر و در شرایط استاتیکی از زاویه حمله‌ی صفر تا ۲۵ درجه انجام شده است. برای مدل‌سازی اغتشاشات به خصوص در نواحی لایه‌ی مرزی و زوایای حمله بالا از مدل آشفتگی کی.امگا.اس.اس.تی استفاده شده است. در نهایت ضرائب برآ و پسا در زوایای حمله‌ی مختلف و همچنین الگوی جریان در مقایسه با حالت پایه مقایسه شده است. در شکل (۱) نمای پروفیل هندسی پایه و برآمدگی لبه‌ی حمله شکل مدل‌سازی شده و در شکل (۲) نمای پارامترهای تعریف پروفیل هندسی با برآمدگی لبه حمله قابل مشاهده است.

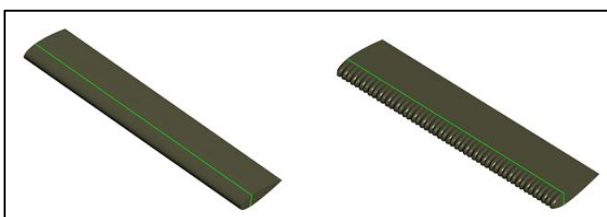


شکل ۱- نمای پروفیل هندسی پایه و برآمدگی لبه‌ی حمله شکل مدل‌سازی شده



شکل ۲- نمای پارامترهای تعریف پروفیل هندسی با برآمدگی لبه حمله

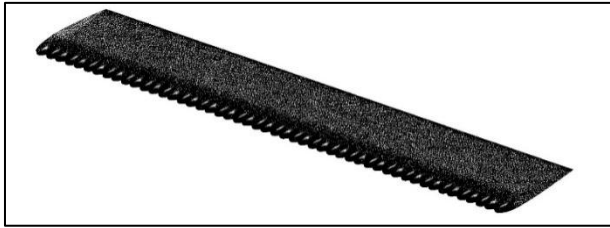
همچنین در شکل‌های (۳) و (۴) نمای خطوط فرض شده در جهت اسپن بال در محل یک چهارم وتر برای استخراج توزیع فشار و نمای خطوط فرض شده در جهت وتر برای استخراج توزیع فشار قابل مشاهده است.



شکل ۳- نمای خطوط فرض شده در جهت اسپن بال در محل یک چهارم وتر برای استخراج توزیع فشار

الگوی جریان با تمرکز با ساختار گردابه‌های ایجاد شده در قسمت پشت سیلندر و نیروهای القایی ناشی از آن در محدوده‌ی عدد رینولدز بحرانی ۱۸۰ هزار با استفاده از تحلیل دینامیک سیالات محاسباتی و مدل‌سازی گردابه‌ها با روش مدل‌سازی گردابه‌های بزرگ مورد بررسی قرار گرفته است. مقاطع بررسی شده‌ی استوانه شامل مقطع دایره، بیضی، موجی شکل و مقطع مشابه با موهای فک بندرگاه با قطر هیدروپنماتیکی مشابهی مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج این تحقیق نشان دهنده‌ی کاهش مقدار نوسانات نیروی وارده بر مقطع استوانه‌ی موجی شکل نسبت به سایر مقاطع و به خصوص کاهش ۷۹ درصدی نسبت به مقطع دایره‌ی شکل است. علاوه بر این نتایج در مقایسه با آزمایش‌های تجربی از تطابق مناسبی برخوردار است. ونگ (Wang) و زوانگ (Zhuang) در سال ۲۰۱۷ [۱۰] اثر آیرودینامیکی ناشی از استفاده پروفیل لبه‌ی حمله در نسبت سرعت‌های نوک کمتر از ۴ و در نتیجه اعداد رینولدز کمتر از ۱۰۰ هزار را مورد بررسی قرار دادند. برای این منظور از ایرفویل پایه ناکا ۰۰۱۸ با مقدار وتر ۰/۱۲ متر و ارتفاع پره ۱ متر و شعاع روتور ۰/۵ متر استفاده شد. برای حل معادلات حاکم از حل گر استار سی.سی.ام و برای مدل‌سازی آشفتگی و پاسخ به پارامترهای تنش رینولدز از مدل توربولانسی کی.اِپسیلون استفاده شد. آن‌ها نتیجه گرفتند می‌توان مزیت استفاده از لبه‌ی حمله‌ی برآمده را محدود به شرایط بیشینه ضریب توان فرض نکرد و برای حالاتی نظیر به شرایط شروع حرکت توربین به کار برد. در ادامه در سال ۲۰۱۸ میلادی والرو (Valleru) [۱۱] تحلیل آیرودینامیک توربین باد با برآمدگی‌های سینوسی شکل را مورد بررسی قرار داد. تحقیق انجام شده بر توربین باد فاز ۶ مرکز ان.آر.ای.ال. دارای دو پره با سرعت دوران نامی ۷۲ دور بر دقیقه می‌باشد. سرعت باد در این تحقیق دارای ۷ مقدار بین ۷ تا ۲۵ متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است. در این تحقیق معادلات حاکم بر آکوستیک با استفاده از مدل کرل برودبند استخراج و حل شده است. در نهایت با استفاده از طرح برآمدگی مورد نظر امواج مزاحم آکوستیک ناشی از چرخش توربین باد کاهش یافته است. برای بررسی دقیق تاثیر غیریکنواختی مقطع استوانه‌های شکل موهای فک بندرگاه، چن (Chen) و همکاران [۱۲] در سال ۲۰۱۸ اثر مقاطع غیریکنواخت بر طراحی استوانه بررسی کردند. از نظر آن‌ها این نوع پروفیل موجب کاهش نیروهای وارده بر استوانه و همچنین تغییرات در الگوی گردابه‌های جدا شده از استوانه و کاهش آن‌ها خواهد شد. آن‌ها از بررسی تجربی سه مدل استوانه بر پایه‌ی طرح موهای فک بندرگاه در عدد رینولدز ۵۰۰۰ استفاده کردند. برای استخراج نتایج از سنسورهای فشار، بالانس‌های فرکانس بالا و پی.آی.وی استفاده شده است. بررسی‌های انجام شده برای نیروی پسا وارد بر استوانه در زوایای حمله‌ی متفاوت نشان دهنده‌ی کاهش قابل توجه نیروی پسا در استفاده از مقطع غیر یکنواخت برای استوانه می‌باشد.

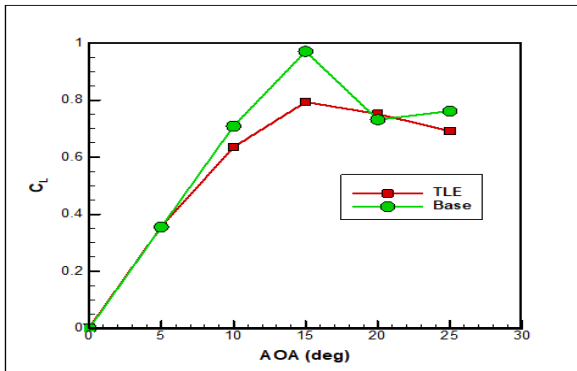
در این پژوهش قصد داریم با توجه به موقعیت بال از طریق نتایج روش عددی به تعیین دستورالعمل تغییرات در پروفیل پایه آن جهت کارکرد بهینه بپردازیم. ابتدا مدل هندسی ارائه و پس از شبکه‌بندی، جریان حول بال تحلیل میشود. بدین منظور تحلیل CFD مناسبی برای بال با مقطع ایرفویل ناکا ۰۰۱۸ در شرایط هندسه‌ی پایه و موجی شکل انجام می‌شود.



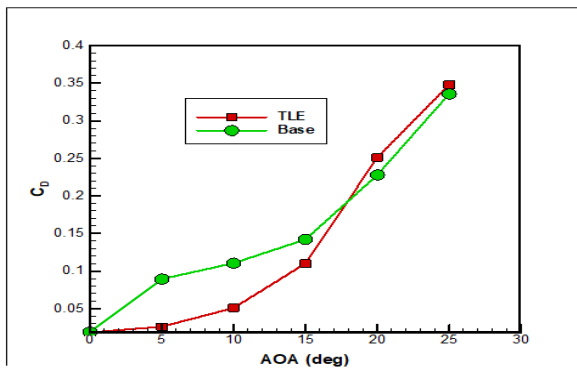
شکل ۷- هندسه‌ی موجی شکل با رعایت ملاحظات تغییر در پروفیل لبه‌ی حمله آماده

۵- نتایج

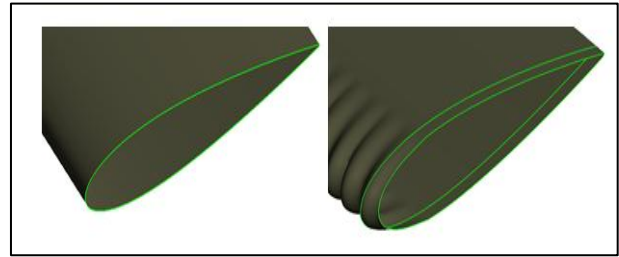
نتایج افزایش مقدار بازدهی آیرودینامیکی بال با مقطع ایرفویل مربوطه نسبت به حالت پایه را نشان می‌دهد. لازم به ذکر است در مقایسه‌ی ضریب برآ مقطع پایه و در مقایسه‌ی ضریب پسا مقطع با پروفیل لبه‌ی حمله برآمده عملکرد بهتری دارند. در شکل‌های (۸) و (۹) به ترتیب مقایسه ضریب برآ در هندسه‌ی پایه و لبه‌ی حمله برآمده و مقایسه ضریب پسا در هندسه‌ی پایه و لبه‌ی حمله برآمده و همچنین در شکل (۱۰) مقایسه بازدهی آیرودینامیکی در هندسه‌ی پایه و لبه‌ی حمله برآمده قابل مشاهده است.



شکل ۸- مقایسه ضریب برآ در هندسه‌ی پایه و لبه‌ی حمله برآمده



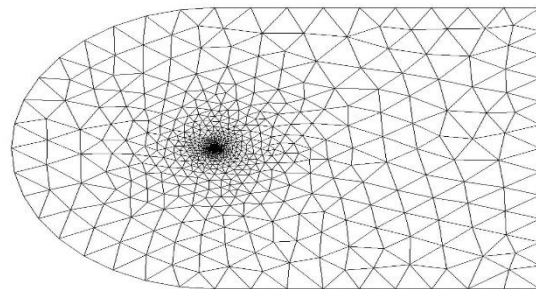
شکل ۹- مقایسه ضریب پسا در هندسه‌ی پایه و لبه‌ی حمله برآمده



شکل ۴- نمای خطوط فرض شده در جهت وتر برای استخراج توزیع فشار

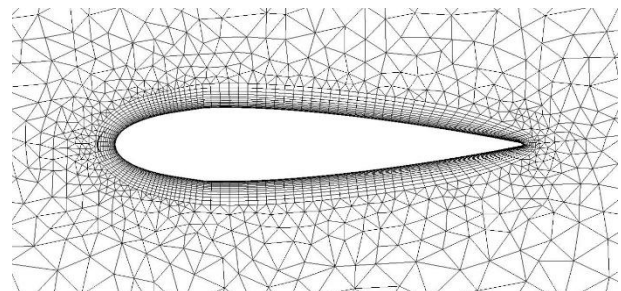
برای تعریف میدان محاسباتی و شبکه بندی حول هندسه از تحلیل سیالات محاسباتی با استفاده از نرم افزار تجاری سی.اف.ایکس مبتنی بر روش حجم محدود بر پایه روش المان محدود، استفاده شد. برای تعریف میدان محاسباتی بالا دست جریان دو برابر قطر و پایین دست آن شش برابر قطر انتخاب شد. همان طور که از شکل (۵) قابل مشاهده است، از شبکه بندی سی.تایپ (C_type) حول هندسه جسم استفاده شده است. اندازه در جهت اسپن بال ۰.۹۱۴۴ متر و در جهت وتر ۰.۱۵۲۴ متر بود.

۴- میدان محاسباتی و شبکه بندی



شکل ۵- شبکه بندی سی.تایپ حول هندسه جسم

سطح مش لایه مرزی دارای ۱۴ ردیف بود که ارتفاع ردیف اول حدود ۰.۰۰۳ میلی متر از دیواره، و حداکثر وای.پلاس ۲ بود. فاصله نرمال دارای ضریب رشد ۱.۳ بود. مش شامل حدود ۳.۸ میلیون سلول برای توربین بادی بود. به منظور رسیدن به جوابی با دقت قابل قبول، باید در مناطقی که گرادبان سرعت زیاد است مانند نواحی نوک بال، لبه حمله و لبه فرار از شبکه بندی ریزتر مطابق شکل (۶) استفاده نمود.



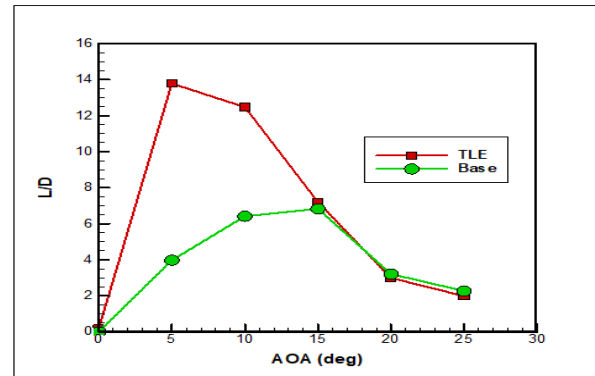
شکل ۶- توزیع مش نزدیک دیواره

در شکل (۷) هندسه‌ی موجی شکل با رعایت ملاحظات تغییر در پروفیل لبه‌ی حمله آماده سازی شده است.

بررسی قرار گرفت. مدل سازی و شبکه بندی بال در نرم افزار تجاری سی.اف.ایکس مبتنی بر روش حجم محدود بر پایه روش المان محدود، در حالت سه بعدی انجام شده است. معادلات حاکم بر جریان سیال از نوع متوسط زمانی، جریان آشفته، دائمی و تراکم ناپذیر می باشد. برای مدل سازی اغتشاشات به خصوص در نواحی لایه ی مرزی و زوایای حمله بالا از مدل آشفتگی کی.امگا.اس.تی استفاده شده است. مقایسه ای بین ضرائب برآ و پسا در زوایای حمله ی مختلف و همچنین الگوی جریان با حالت پایه انجام شد. نتایج افزایش مقدار بازدهی آیرودینامیکی بال با مقطع ایرفویل مربوطه نسبت به حالت پایه را نشان داد. همچنین مقایسه ی ضریب برآ مقطع پایه و در مقایسه ی ضریب پسا مقطع با پروفیل لبه ی حمله برآمده عملکرد بهتری دارند.

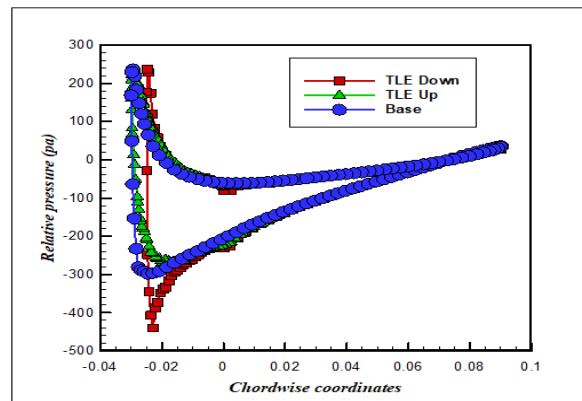
۷- مراجع

- [1] I.C.M. Lositaño, L.A.M. Danao, Steady wind performance of a 5 kW three-bladed H-rotor Darrieus Vertical Axis Wind Turbine (VAWT) with cambered tubercle leading edge (TLE) blades, Energy, 175 (2019) 278-291.
- [2] D. Miklosovic, M. Murray, L. Howle, F. Fish, Leading-edge tubercles delay stall on humpback whale (Megaptera novaeangliae) flippers, Physics of fluids, 16(5) (2004) L39-L42.
- [3] H. Carreira Pedro, M. Kobayashi, Numerical study of stall delay on humpback whale flippers, in: 46th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit, 2008, pp. 584.
- [4] W. Hanke, M. Witte, L. Miersch, M. Brede, J. Oeffner, M. Michael, F. Hanke, A. Leder, G. Dehnhardt, Harbor seal vibrissa morphology suppresses vortex-induced vibrations, Journal of Experimental Biology, 213(15) (2010) 2665-2672.
- [5] D. Matz, A. Baars, Vortex structures behind an harbor seal vibrissa—A numerical study, in: XIIIth Bilateral Czech/German Symposium. University Centre Telč, Telč, Czech Republic, 2012, pp. 103-106.
- [6] H. Hans, J. Miao, G. Weymouth, M. Triantafyllou, Whisker-like geometries and their force reduction properties, in: 2013 MTS/IEEE OCEANS-Bergen, IEEE, 2013, pp. 1-7.
- [7] G.-Y. Huang, Y. Shiah, C.-J. Bai, W. Chong, Experimental study of the protuberance effect on the blade performance of a small horizontal axis wind turbine, Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 147 (2015) 202-211.
- [8] S. Wang, Y. Liu, Wake dynamics behind a seal-vibrissa-shaped cylinder: a comparative study by time-resolved particle velocimetry measurements, Experiments in Fluids, 57(3) (2016) 32.
- [9] H. Jie, Y.Z. Liu, Large eddy simulation and proper orthogonality decomposition of turbulent flow around a

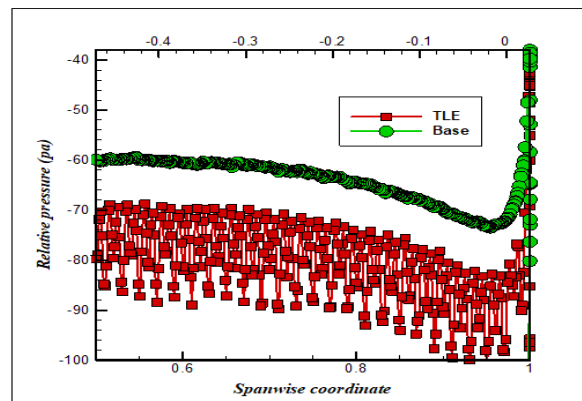


شکل ۱۰- مقایسه بازدهی آیرودینامیکی در هندسه ی پایه و لبه ی حمله برآمده

در شکل های (۱۰) و (۱۱) به ترتیب تغییرات فشار در محل های تعیین شده در جهت وتر و تغییرات فشار در محل های تعیین شده در جهت اسپین مورد مقایسه قرار گرفته شده است.



شکل ۱۱- مقایسه تغییرات فشار در محل های تعیین شده در جهت وتر



شکل ۱۲- مقایسه تغییرات فشار در محل های تعیین شده در جهت اسپین

۶- جمع بندی

بهینه سازی شکل آیرودینامیکی در طراحی های آیرودینامیکی همواره از اهمیت بالایی برخوردار بوده است. در این مقاله بهبود عملکرد آیرودینامیکی بال با الگوی تغییر در پروفیل پایه با روش عددی مورد

vibrissa-shaped cylinder, International Journal of Heat and Fluid Flow, 67 (2017) 261-277.

- [10] Z. Wang, M. Zhuang, Leading-edge serrations for performance improvement on a vertical-axis wind turbine at low tip-speed-ratios, Applied Energy, 208 (2017) 1184-1197.
 - [11] V. Valleru, Aeroacoustic Analysis of a Wind Turbine with Sinusoidal Leading-Edge Blade, University of Kansas, 2018.
 - [12] W.-L. Chen, X.-W. Min, D.-L. Gao, A.-X. Guo, H. Li, Experimental investigation of aerodynamic forces and flow structures of bionic cylinders based on harbor seal vibrissa, Experimental Thermal and Fluid Science, 99 (2018) 169-180.
-