

بهینه سازی پروفیل پایه با هدف کنترل جریان غیرفعال سیال

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

وسایل نقلیه آبی، هواپیماها، فن های تهویه و توربین های بادی استفاده کرد.

چکیده

کنترل جریان غیرفعال دارای مزایایی از قبیل از بین بردن مکانیزم های کنترل پیچیده همراه با هزینه نگه داری پایین است، و همچنین عملکرد را برای حرکت اجسام در هوا و آب بهبود می بخشد. برآمدگی های لبه ی جلویی بالک نهنگ های کوهان دار به عنوان مکانیزم کنترل جریان غیرفعال، عملکرد و مانور بالک را بهبود می بخشد. وجود برآمدگی باعث ایجاد تأخیر در جدایش جریان می شود، در نتیجه حداکثر نیروی برآ افزایش می یابد و نیروی پسا را کاهش می دهد. در این مقاله روش های کنترل جریان غیرفعال سیال الهام گرفته از طبیعت با روش تغییر در پروفیل پایه، ارائه شده است. همچنین مروری مختصر بر کارهای صورت گرفته از گذشته تا کنون در استفاده از لبه ی برآمده و همچنین تغییرات در پروفیل مرجع استوانه انجام شده است. نتایج نشان دهنده ی افزایش راندمان اجسام و بهبود عملکرد با این روش کنترل جدایش جریان می باشد.

واژه های کلیدی: بهینه سازی آیرودینامیکی - برآمدگی لبه حمله - کنترل جریان غیرفعال - جدایش جریان - پروفیل مرجع استوانه

۱- مقدمه

نهنگ های کوهان دار در میان نهنگ های بزرگ دریایی از نظر توانایی در انجام مانورهایی که آبیان برای گرفتن طعمه نیاز دارند، استثنایی است [۱]. نهنگ های کوهان دار از باله های بسیار متحرک برای چرخش و حرکت خود استفاده می کنند. شکل (۱) وجود زوائد بزرگی در امتداد لبه جلوی بالک، ساختارهایی هستند که ماهیتی منحصر به فرد دارند. این زوائد لبه ی حمله ی بالک به عنوان دستگاه های کنترل جریان غیرفعال عمل می کنند که عملکرد و مانور بالک را بهبود می بخشد. منظور از کنترل غیر فعال، مکانیزمی برای جلوگیری از جدایش جریان ناشی از قرارگیری در محدوده ی لایه مرزی است که بدون صرف انرژی موجب به تاخیر انداختن جدایش جریان خواهد شد. بررسی های تجربی مدل های بال نشان داده است که وجود زوائد باعث ایجاد تأخیر در زاویه حمله ی جدایش جریان می شود، در نتیجه حداکثر نیروی برآ را افزایش می دهد و نیروی پسا را کاهش می دهد. یکی از روش های کنترل جریان جهت بهبود عملکرد با ایجاد تأخیر در جدایی جریان از طریق تولید گردابه و اصلاح لایه مرزی و افزایش دهانه موثر بالک با کاهش جریان جدا شده و افزایش قدرت گرداب نوک می باشد. ایجاد برآمدگی یک طراحی الهام گرفته از طبیعت را ارائه می دهد. مکانیزم برآمدگی های لبه ی جلویی بالک را می توان در طراحی



شکل ۱- نمای برآمدگی ها روی بالک نهنگ کوهان دار [۱]

اجسام گوناگون با شکل ایرفویل مختص خودشان جدایش جریان را ممکن است در هر لحظه تجربه کنند، مثلاً ملخ های هواپیما جدایش جریان را در شرایط مختلف پرواز تجربه می کنند که منجر به تغییرات بازده تقریباً ۴۰ تا ۸۵ درصد می شود [۲]. در این مورد یک سوال اساسی مطرح می شود که آیا راهکاری برای حل این مساله وجود دارد؟ هدف از این مقاله پاسخ به این پرسش بوده و با استفاده از لبه ی برآمده و تغییر در پروفیل مرجع استوانه که هر دو الهام گرفته از طبیعت می باشند، به این سوال پاسخ داده است. در این بررسی یک نگاه اجمالی به مطالعات انجام شده در استفاده از لبه ی برآمده در کنترل جریان و همچنین الگوی جریان آشفته حول سیلندر به روش تجربی و عددی پرداخته شده است. همه نتایج نشان دهنده ی کاهش نیروی پسا و حذف گردابه های کارمن در سیلندرها ی مویی شکل و همچنین افزایش راندمان آیرودینامیکی در اجسام با کنترل جریان و جلوگیری از جدایش زود هنگام می شود.

۲- استفاده از لبه ی برآمده

بررسی های زیادی برای استفاده از برآمدگی هایی مانند آنچه نهنگ کوهان دار در لبه ی باله های خود استفاده می کند، در آیرودینامیک انجام شده است. به عنوان مثال میکلسویچ (Miklosovic) و همکاران [۳] در سال ۲۰۰۴ میلادی استفاده از برآمدگی ها را در افزایش بازدهی آیرودینامیکی بال در زوایای حمله ی قبل و بعد از استال مورد مطالعه قرار دادند. با استفاده از برآمدگی های مورد نظر در لبه ی حمله ی بال علاوه بر عدم تغییر بازدهی آیرودینامیکی در زوایای حمله ی قبل از جدایی جریان، عملکرد بال در شرایط استال و بعد از آن بهبود یافته است. زاویه ی استال قبل از استفاده از برآمدگی ها در لبه ی حمله حدود ۶ الی ۷ درجه می باشد که با استفاده از برآمدگی ها در لبه ی حمله این مقدار به حدود ۹ درجه افزایش پیدا کرده است. با افزایش مقدار زاویه ی استال بال مقدار بیشینه بازدهی آیرودینامیکی بال افزایش یافته است. همچنین برای نواحی بعد از استال مقدار بازدهی آیرودینامیکی بهبود داشته است.

جدول ۱- بررسی های انجام شده در خصوص اثر برآمدگی لبه ی

حمله بال [۵]

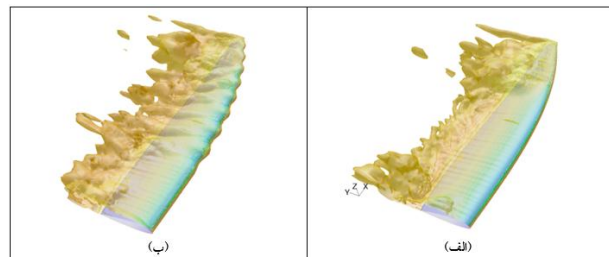
منبع	نوع تحلیل	نوع ایرفویل	دامنه برآمدگی ها	طول موج برآمدگی ها	نسبت منظری بال (b ² /S)
د۵ و فرسیت [۶]	تجربی	NACA 634021	-	-	۶/۱
فیش و بتل [۷]	تجربی	NACA 0020	۰/۴۷	۰/۰۴	۸/۷
جوهری و همکاران [۸]	تجربی و عددی	NACA 0020	۰/۴۷	۰/۰۴	۳/۲۹ و ۴/۰۶
میکولویچ و موری [۹]	تجربی	NACA 634021	۰/۵ - ۰/۲۵	۰/۰۲۵، ۰/۱۲، ۰/۰۵	۲
میکولویچ و همکاران [۳]	مدل آیرودینامیک	NACA 0020	-	-	۸/۷
نیروپ و همکاران [۱۰]	تجربی	LS(1)-0417	۰/۱۲ - ۰/۰۶	۰/۵، ۰/۲۵	۱ و ۱/۵
پلگرینو و مسکل [۱۱]	عددی	S809	۰/۰۱۲۵ - ۰/۰۳۷۵	۰/۱۷ تا ۰/۴۲	۶/۸

پارامترهایی که برای بررسی اثر برآمدگی در مقالات استفاده شده است شامل مقدار دامنه ی برآمدگی ها و طول موج آن با فرض موج سینوسی شکل می باشد. همچنین خصوصیت نسبت منظری برای بال به عنوان پارامتر تعریف کننده بال فرض شده است. در تحقیق هوانگ و همکاران [۵] در سال ۲۰۱۵ 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 می باشد.

بر اساس مقادیر طول موج و دامنه نوسانات سینوسی برآمدگی مدل هایی از بال برای تست تجربی در تونل باد با هدف استخراج ضرائب آیرودینامیکی برآ و پسا و بررسی بازدهی آیرودینامیکی ساخته شده است. شکل ۳ نمای بال های مختلف از نظر دامنه و طول موج برآمدگی را نمایش می دهد. در این شکل حروف "FS" مخفف مدلسازی تمام اسپن یا "Full Span model" می باشد. همچنین حرف "A" بیانگر دامنه و حرف "W" بیانگر طول موج است که به عنوان ضریبی برای کورد بال در نظر گرفته شده است.

با توجه به بررسی های پیشین انتظار می رود استفاده از برآمدگی موجب افزایش ضریب برآ به دلیل تاخیر در زاویه ی استال بال شود. همان طور که مشاهده می شود، مقدار ضریب برآ برای برخی از حالات برآمدگی بهبود یافته است، اما در برخی از حالات نیز مقدار آن کاهش یافته است. دامنه برآمدگی در شرایط ۰/۰۸۵ کورد نتایج معکوسی را در افزایش بازدهی آیرودینامیکی داشته است. اما در عوض برآمدگی هایی با دامنه ی ۰/۰۱۵ کورد نتایج مطلوبی را در پی داشته است. مقایسه انجام شده نسبت به شرایط پایه بال و بدون برآمدگی می باشد. بررسی طول

کررا (Carreira) و مارسلو (Marcelo) [۴] در سال ۲۰۰۸ تحلیل سیالات محاسباتی با استفاده از روش مدل سازی گردابه های بزرگ (Large eddy simulation) و میانگین عدد رینولدز در معادلات ناویر استوکس (Reynolds average navier stokes) را برای بررسی الگوی جریان ناشی از وجود برآمدگی های لبه ی حمله ی بالک انجام دادند. به این صورت که از روش مدل سازی گردابه های بزرگ برای نواحی خارج لایه مرزی استفاده شده است. اما در نواحی لایه مرزی از روش میانگین عدد رینولدز در معادلات ناویر استوکس استفاده شده است. این روش با نام مدل گردابه جدا شده (Detached eddy simulation) نام گرفته است. در این تحقیق برای اطمینان از نحوه ی تحلیل عددی در انتخاب نوع و ابعاد میدان محاسباتی، شبکه بندی و مدل آشفتگی انتخاب شده مقایسه ای میان نتایج آزمایشگاهی و حل عددی انجام شده است که نتایج تطابق ضرائب آیرودینامیکی را نشان می دهد. در شکل ۲ نمای گردابه های پشت بالک در شرایط عادی و در شرایطی که برآمدگی ها در لبه ی حمله وجود دارند نمایش داده شده است. وجود برآمدگی ها در این حالت موجب افزایش گردابه های جدا شده در پشت بالک شده است.

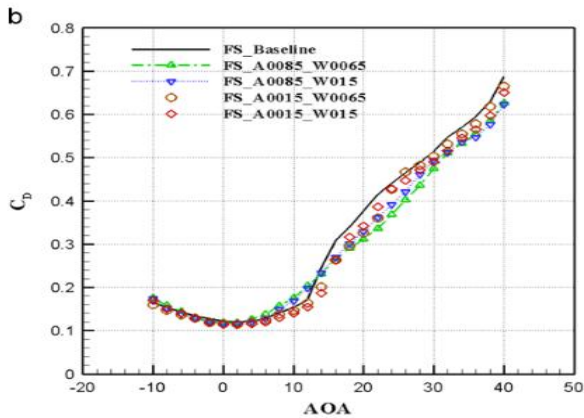


شکل ۲- مقایسه قدرت گردابه های پشت بال در زاویه ی حمله ۱۵ درجه روی بالک برای بررسی اثر برآمدگی های لبه ی حمله، (الف) در شرایط عادی، (ب) در شرایط استفاده از برآمدگی [۴]

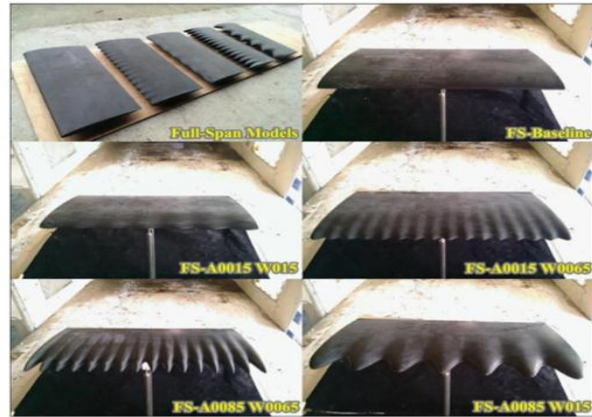
در نهایت نتایجی که از این تحقیق استخراج شده است شامل تاثیر بالای عدد رینولدز در استفاده از برآمدگی های لبه ی حمله با توجه به تفاوت نوع جدایش در لبه ی حمله و لبه ی فرار می باشد. اما نتایج کلی در استفاده از برآمدگی ها، افزایش بازدهی آیرودینامیکی بالک به سبب کنترل جریان و جلوگیری از جدایش زود هنگام می باشد. کنترل جریان انجام شده در این حالت به دلیل ایجاد گردابه هایی است که باعث افزایش مومنتم جریان شده و از جدایش جلوگیری به عمل آورده است. همچنین استفاده از مدل توربولانسی دی.ای.اس. نتایج قابل قبولی در شبیه سازی ناحیه ی آشفتگی در حل عددی داشته است.

هوانگ (Huang) و همکاران [۵] در سال ۲۰۱۵ مطالعه تجربی اثر برآمدگی بر بازدهی آیرودینامیکی توربین باد محور افقی کوچک انجام دادند. مطالعاتی که به صورت موردی در بررسی افزایش عملکرد آیرودینامیکی بال ها با در نظر گرفتن برآمدگی با استفاده از روش های تجربی یا عددی و در ایرفویل های مختلف بررسی شده است در جدول (۱) آمده است.

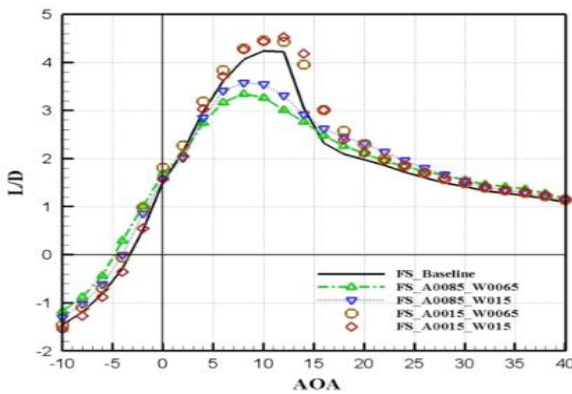
موج‌های نوسانات برآمدگی نسبت به دامنه برآمدگی تاثیر چندانی را در ضریب برآ نداشته است.



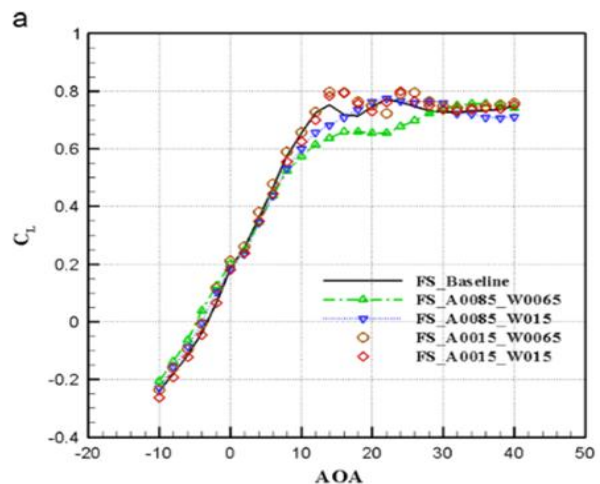
شکل ۵- بررسی ضریب پسا در نمونه‌های مختلف بال ساخته شده [۵]



شکل ۳- نمای بال‌های مختلف از نظر دامنه و طول موج برآمدگی [۵]



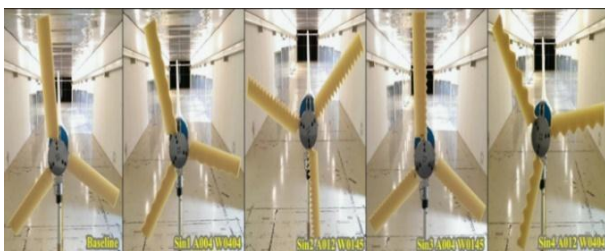
شکل ۶- بررسی بازدهی آیرودینامیکی در نمونه‌های مختلف بال ساخته شده [۵]



شکل ۴- بررسی ضریب برآ در نمونه‌های مختلف بال ساخته شده [۵]

شکل ۷- مدل‌های ساخته شده بر اساس پارامترهای برآمدگی [۵]

را نمایش می‌دهد. توربین باد ساخته شده به صورت محور افقی با سه پره می‌باشد. جمعا تعداد ۵ مدل توربین شامل ۴ مدل با پروفیل‌های متفاوت برآمدگی و یک مدل پایه در این تحقیق مورد بررسی قرار گرفته است. سرعت باد تنظیم شده در مقطع آزمون تونل باد برای بررسی کارایی توربین باد شامل سرعت‌های ۶، ۸ و ۱۰ متر بر ثانیه می‌باشد. همچنین مقادیر دامنه در طراحی برآمدگی پرها معادل ۰/۰۴ و ۰/۱۲ کورد و مقادیر طول موج ۰/۴۰۴ و ۰/۱۴۵ برابر کورد فرض شده است.



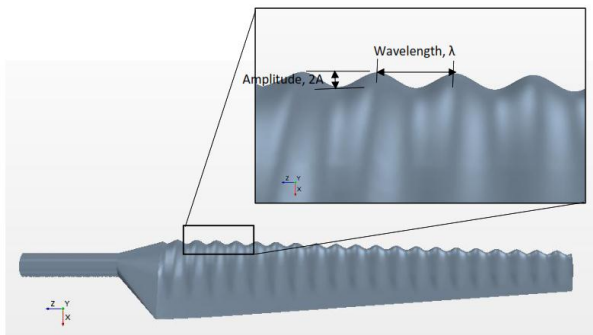
شکل ۷- مدل‌های ساخته شده بر اساس پارامترهای برآمدگی [۵]

بررسی ضریب برآ در پارامترهای مختلف پروفیل برآمدگی در شکل (۵) مورد بررسی قرار گرفته است. همانند ضریب برآ نتایج، قبل از زاویه‌ی استال در دامنه ۰/۰۱۵ نسبت به دامنه‌ی ۰/۰۸۵ بهبود بهتری داشته است. اما بعد از استال مقادیر ضریب برآ در دامنه‌ی ۰/۰۸۵ مقدار کمتری را به خود اختصاص داده است.

هدف اصلی استخراج ضرائب برآ و پسا بررسی پارامتر بازدهی آیرودینامیکی یا نسبت نیروی برآ به پسا می‌باشد. در حقیقت این پارامتر تعیین کننده‌ی کارایی بهتر مقطع آیرودینامیکی در توربین باد می‌باشد. افزایش این پارامتر موجب افزایش مقدار جذب توان باد نسبت به ظرفیت باد موجود می‌باشد که نشان دهنده‌ی ضریب توان توربین باد است. شکل ۶- بررسی بازدهی آیرودینامیکی در نمونه‌های مختلف بال ساخته شده [۵] را نمایش می‌دهد. با توجه به مقادیر ملاحظه می‌شود اثر دامنه نوسانات پروفیل برآمدگی بیشتر از طول موج آن است. به طوریکه مقدار دامنه در نسبت ۰/۰۱۵ کورد موجب بهبود در بازدهی آیرودینامیکی در ناحیه‌ی جدایش و بعد از آن شده است.

در ادامه در سال ۲۰۱۸ میلادی والرو (Valleru) [۱۲] 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. تحلیل انجام شده برای استخراج توزیع فشار ایجاد شده ناشی از چرخش روتور با نرم افزار استار.سی.سی.ام. صورت گرفته است و برای کاهش هزینه محاسباتی تنها یک پره با شرط تقارن مدل‌سازی شده است. مدل توربولانسی استفاده شده از میانگین رینولدز در معادلات ناویر استوکس بر پایه مدل کی. امگا اس.اس.تی. می‌باشد و مقادیر وای. پلاس به طور مناسبی ارزیابی شده است. در این تحقیق معادلات حاکم بر آکوستیک با استفاده از مدل کرل بروند استخراچ و حل شده است. در نهایت با استفاده از طرح برآمدگی مورد نظر امواج مزاحم آکوستیک ناشی از چرخش توربین باد کاهش یافته است.

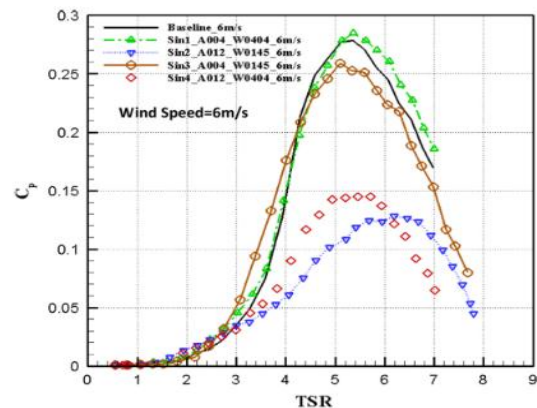
در ادامه لبه‌ی حمله پره توربین باد ان.آر.ای.ال با توجه به نوع پروفیل آیرودینامیکی برآمدگی نهنگ کوهان‌دار و مشخصه‌های دامنه و طول موج سینوسی شکل آن تغییر یافته است. مقادیر طول موج و دامنه پروفیل سینوسی برآمدگی به ترتیب ۰/۲۵ و ۰/۲۵ از بیشینه وتر مقطع پره که معادل با ۰/۳۳۷ متر است، می‌باشد. همچنین نوع ایرفویل مقطع این توربین نیز اس.۸۰۹ است. شکل ۱۰- نمای مقطع تغییر شکل یافته پره توربین باد [۱۱] را نمایش می‌دهد.



شکل ۱۰- نمای مقطع تغییر شکل یافته پره توربین باد [۱۱]

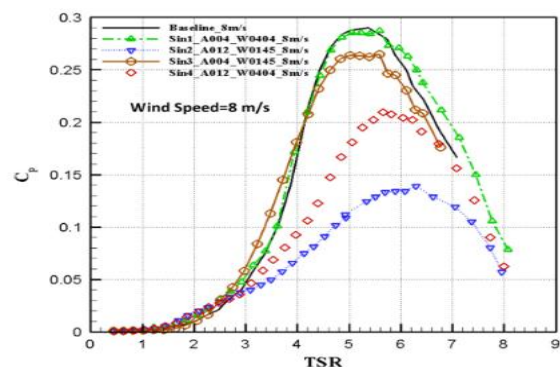
برای مدل‌سازی توربین باد به روش دینامیک سیالات محاسباتی، پس از آماده سازی هندسه‌ی مورد نظر که بر پایه توربین باد فاز ۶ ان.آر.ای.ال. و تغییرات بر پایه طرح برآمدگی لبه‌ی حمله می‌باشد، می‌بایست میدان محاسباتی مناسب را آماده سازی کرد. برای کاهش هزینه محاسباتی و افزایش کارایی حل عددی تنها یکی از دو پره‌ی توربین باد مدل‌سازی شده است. در نتیجه می‌بایست از شرط مرزی صفحه تقارن برای مدل‌سازی تناوب حل در صفحه‌ی دوران استفاده شود. شرط مرزی ورودی و خروجی از نوع فشاری انتخاب شده است که با تعیین مقدار فشار کل و استاتیک بسته به سرعت مورد نظر مقدار دهی می‌شود. همچنین با توجه به چرخش توربین باد می‌بایست میدان چرخانی حول پره توربین تعیین شود تا با استفاده از فرض قاب مرجع چرخان مولفه‌های سرعت چرخشی به معادلات مومنوم اضافه شود و فیزیک دوران روتور به درستی مدل‌سازی شود.

بررسی مقادیر ضریب توان توربین باد محور افقی نتایج قابل توجهی را در پی داشته است. به طوریکه افزایش بازدهی آیرودینامیکی مقطع بال لزوماً موجب افزایش ضریب توان در توربین باد محور افقی نشده است. شکل ۸- بررسی ضریب توان توربین باد در نسبت‌های مختلف برآمدگی با سرعت باد ۶ متر بر ثانیه [۵] را نمایش می‌دهد. در این حالت تنها در پروفیل آیرودینامیکی برآمدگی در حالت دامنه ۰/۰۴ کورد و طول موج ۰/۴۰۴ کورد بهبود در ضریب توان را در نسبت سرعت نوک حدود ۵/۵ شاهد هستیم. بنا بر تعریف پارامتر نسبت سرعت نوک بیانگر نسبت سرعت چرخشی در نوک پره توربین باد نسبت به جریان آزاد می‌باشد و از مهم‌ترین پارامترهای طراحی توربین باد است. با توجه به میانگین سرعت باد منطقه این پارامتر به گونه‌ای در طراحی مقطع پره توربین باد لحاظ خواهد شد تا شاهد بیشترین ضریب توان در پارامتر سرعت نوک توربین با توجه به سرعت جریان آزاد منطقه باشیم.



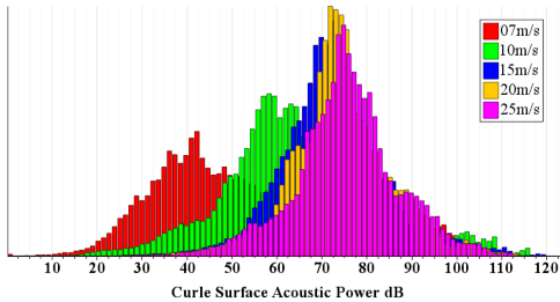
شکل ۸- بررسی ضریب توان توربین باد در نسبت‌های مختلف برآمدگی با سرعت باد ۶ متر بر ثانیه [۵]

شکل ۹- بررسی ضریب توان توربین باد در نسبت‌های مختلف برآمدگی با سرعت باد ۸ متر بر ثانیه [۵] را نمایش می‌دهد. با توجه به نتایج ضریب توان در مقایسه با نسبت سرعت نوک توربین در این حالت برای هیچ یک از پروفیل‌های آیرودینامیکی برآمدگی شرایط بهتر از حالت نرمال بوجود نیامده است. این نتایج با توجه به افزایش گردابه‌های تولید شده ناشی از وجود برآمدگی حین چرخش روتور و تاثیر نامطلوب آن بر سایر پره‌ها قابل توصیف می‌باشد.



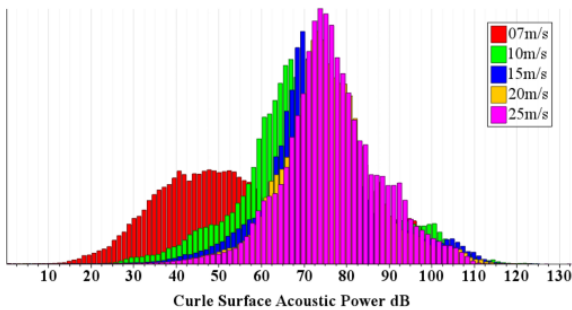
شکل ۹- بررسی ضریب توان توربین باد در نسبت‌های مختلف برآمدگی با سرعت باد ۸ متر بر ثانیه [۵]

Noise Distribution of Baseline Blade



شکل ۱۲- نمای توزیع شدت صوت در هندسه‌ی پایه [۱۲]

Noise Distribution of Sinusoidal Blade

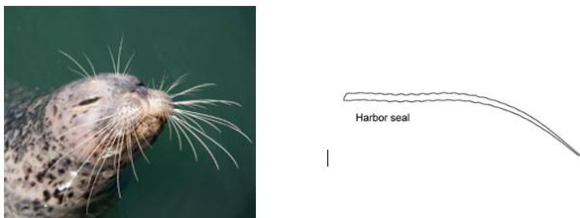


شکل ۱۳- نمای توزیع شدت صوت در هندسه با برآمدگی سینوسی [۱۲]

۳- تغییر در پروفیل مرجع استوانه

۳-۱ سیلندر بیونیک با الهام از موهای فک بندرگاه

در این قسمت طراحی نوعی سیلندر استوانه‌ای شکل که بر پایه طرح موهای روی گونه‌ی فک بندرگاه الهام گرفته، شرح داده شده است. فک بندرگاه گونه‌ای از فک‌های بدون گوش است که دارای نوع خاصی از موها در قسمت گونه‌ی خود می‌باشد. با توجه به این که موهای زیادی روی صورت و قسمت جلویی گونه‌ی این جامور وجود دارد، طرح خاص آن موجب کاهش نیروی پسی وارد شده است. در شکل (۱۴) طرحواره‌ای از آن قابل مشاهده است.



شکل ۱۴- نمای طرح موهای فک بندرگاه

برای بررسی دقیق تاثیر غیریکنواختی مقطع استوانه‌ای شکل موهای فک بندرگاه، چن (Chen) و همکاران [۱۳] 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

به دلیل تاثیر مستقیم پدیده‌های سیالات محاسباتی بر نوبز تولید شده‌ی توربین می‌بایست مدل‌سازی سیالات به شکل دقیقی انجام شود. یکی از پدیده‌هایی که موجب تولید نوبز شدیدی در اطراف توربین می‌شود پدیده‌ی جدایش در مقاطع مختلف پره توربین باد است. علاوه بر این گردابه‌های منتشر شده حین چرخش روتور بخصوص در نواحی نوک توربین باد به شدت نوبز می‌افزاید. با استفاده از پروفیل برآمدگی در لبه‌ی حمله‌ی پره توربین باد می‌توان بر شدت نوبز ایجاد شده با استفاده از گردابه‌های تولید شده مانند مکانیزم تولید گردابه و جلوگیری از جدایش زود هنگام جریان غلبه کرد. شکل ۱۱- نمای خطوط جریان حول پره توربین باد در تحلیل عددی [۱۲] را نشان می‌دهد. در این شکل گردابه‌های تولید شده از لبه‌ی حمله پره در شرایط استفاده از برآمدگی نمایان است. در نتیجه افزایش مومنوم جریان موجب غلبه بر گردابان فشار معکوس ناشی از انحنای سطح شده است و جدایش به تاخیر افتاده. اما در عوض گردابه‌های تولید شده نیز می‌تواند به عنوان منبعی از نوبز و امواج آکوستیکی و فشاری شناخته شود.

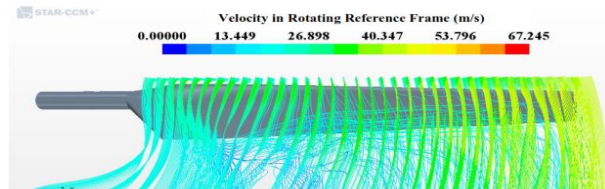
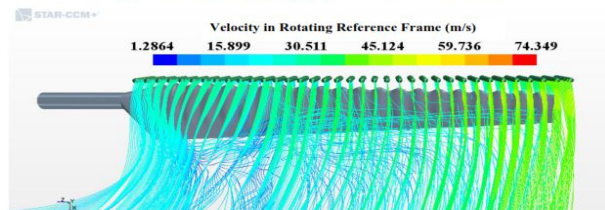


Figure 51 Flow over suction surface at 15 m/s, Baseline Blade



شکل ۱۱- نمای خطوط جریان حول پره توربین باد در تحلیل عددی [۱۲]

در نتیجه برای بررسی شدت امواج آکوستیکی مطالعه‌ای بر روی میانگین شدت صوت ایجاد شده در سرعت‌های مختلف باد نسبت به طرح عادی پره انجام شده است. جدول ۲- مقایسه میانگین میزان شدت صوت حول روتور در سرعت‌های باد متفاوت را نشان می‌دهد. نتایج نشان می‌دهد مقدار میانگین شدت صوت در سرعت‌های ۷ و ۱۰ متر بر ثانیه نسبت به شرایط پایه (بدون برآمدگی تیغه) افزایش یافته است. اما با افزایش سرعت جریان و غلبه نوبزهای ناشی از جدایش جریان و افزایش کارایی برآمدگی در کنترل جریان میزان شدت صوت میانگین در هندسه‌ی پایه بیشتر شده است. علاوه بر این توزیع شدت صوت در شرایط پایه و پره با برآمدگی‌های سینوسی در شکل و شکل نمایش داده شده است.

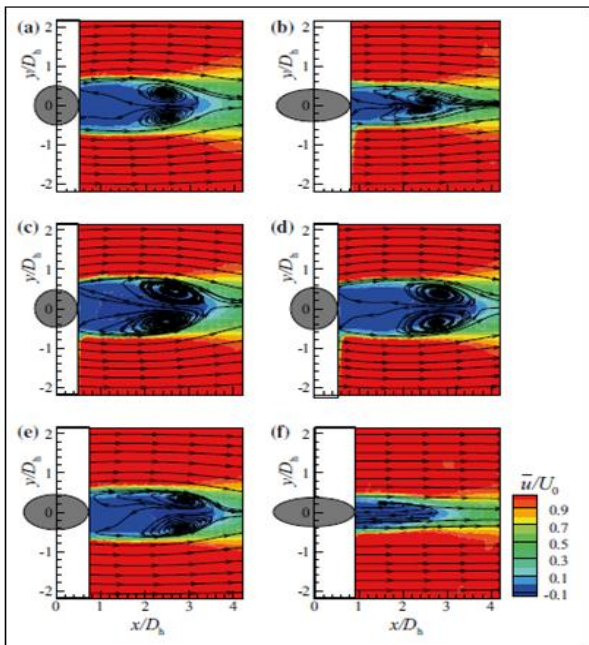
جدول ۲- مقایسه میانگین میزان شدت صوت حول روتور در سرعت‌های

باد متفاوت [۱۲]

میانگین، دسی بل	۷ متر بر ثانیه	۱۰ متر بر ثانیه	۱۵ متر بر ثانیه	۲۰ متر بر ثانیه	۲۵ متر بر ثانیه
شرایط پایه	۵۸/۰۹۹	۵۹/۵۸۷	۶۵/۶۶۸	۶۷/۴۳۶	۶۹/۰۹۳
سینوسی	۵۸/۲۵۴	۶۰/۵۱۷	۶۴/۷۹۹	۶۷/۳۱۸	۶۹/۰۱۹

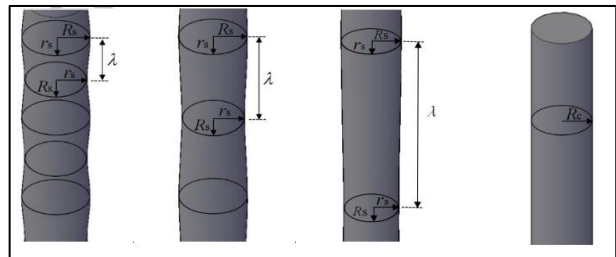
می‌باشد. سپس ماتز (Matz) و بارس (Baars) [۱۵] در سال ۲۰۱۲ در بررسی عددی سیلندر با مقطع مویی شکل در محدوده‌ی اعداد رینولدز ۳۰۰ تا ۶۰۰ مشاهده کردند در این شرایط گردابه‌های کارمن حول سیلندر تشکیل نخواهند شد. در سال ۲۰۱۳ هنس (Hans) و همکاران [۱۶] به روش عددی نیروهای القایی وارده بر سیلندر با مقطع مویی شکل را مطالعه قرار دادند و نتایج قابلیت بالای سیلندر مویی شکل نسبت به سایر مقاطع را نشان می‌دهد.

۳-۳ بررسی الگوی جریان آشفته حول سیلندر به روش تجربی ونگ (Wang) و لیو (Liu) [۱۷] در سال ۲۰۱۶ حرکت گردابه‌های پشت سیلندر با مقطع مویی شکل را با استفاده از پی‌آی‌وی در طول زمان مورد بررسی قرار دادند. در این تحقیق مقاطع مختلفی از سیلندر در محدوده‌ی رینولدز ۱۸۰۰ مورد آزمایش قرار گرفته است. تغییرات سرعت نمایش داده شده در این شکل شامل a مربوط به سیلندر با مقطع دایروی، b سیلندر با مقطع بیضی، c سیلندر با مقطع موجی در مقطع کمینه، d سیلندر با مقطع موجی در مقطع بیشینه، e سیلندر با مقطع مویی شکل در مقطع کمینه و f سیلندر با مقطع مویی شکل در مقطع بیشینه می‌باشد. 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. همچنین شکل (۱۸) نمای مقاطع در نظر گرفته شده برای آشکار سازی جریان حول سیلندر به روش پی‌آی‌وی را نمایش می‌دهد.



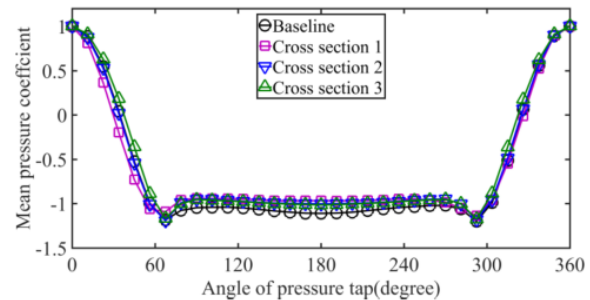
شکل ۱۷- نمای تغییرات سرعت میانگین مقاطع مختلف در بررسی انجام شده [۱۷]

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 ۵۰۰۰۰ استفاده کردند. برای استخراج نتایج از سنسورهای فشار، بالانس‌های فرکانس بالا و پی‌آی‌وی استفاده شده است. شکل ۱۵- نمای پارامترهای تعریف پروفیل استوانه‌ها [۱۳] را نمایش می‌دهد. در حقیقت استوانه‌های تغییر شکل داده شده از دو مقطع بیضی غیر همسان با فواصل و شکل‌های متفاوت تشکیل شده است که در سه پروفیل مورد بررسی قرار گرفت.



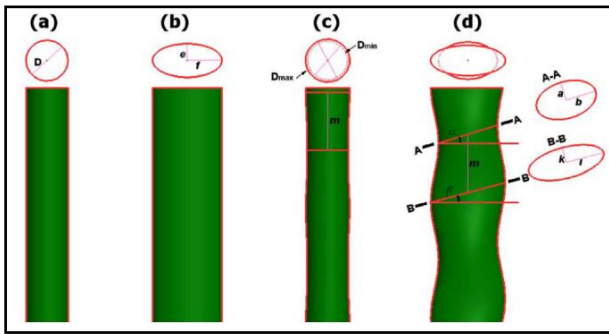
شکل ۱۵- نمای پارامترهای تعریف پروفیل استوانه‌ها [۱۳]

نتایج استخراج ضریب فشار برای هر سه مقطع و مختص هر سه پروفیل هندسی استوانه استخراج شده است. شکل نمای توزیع فشار در مقاطع مختلف هندسه اول نسبت به هندسه‌ی پایه را نمایش می‌دهد. مشاهده می‌شود افزایش مقدار ضریب فشار در قسمت کم فشار رخ داده است. بررسی‌های انجام شده برای نیروی پسای وارد بر استوانه در زوایای حمله‌ی متفاوت نشان دهنده‌ی کاهش قابل توجه نیروی پسا در استفاده از مقطع غیر یکنواخت برای استوانه می‌باشد.

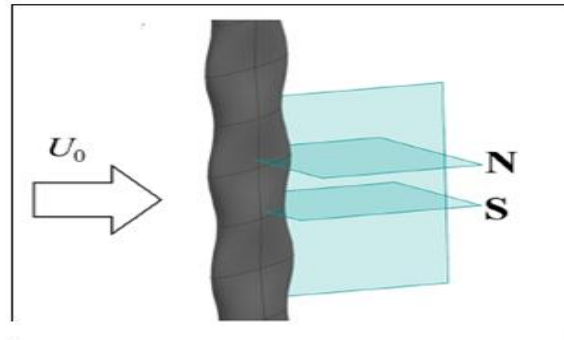


شکل ۱۶- نمای توزیع ضریب فشار در مقاطع مختلف هندسه اول [۱۳]

۳-۲ بررسی الگوی جریان در مقاطع مختلف سیلندر بدلیل طراحی خاص سیلندرهایی استوانه‌ای از آن‌ها در طراحی سنسورها، پروفیل‌های سازه‌ای و موارد مختلفی استفاده می‌شود. در زمینه‌ی سیلندرهایی استوانه‌ای الهام گرفته شده از موهای روی گونه‌ی فک بندرگاه تحقیقاتی انجام شده است که در این قسمت مورد بررسی قرار گرفته است. در سال ۲۰۱۰ هنک (Hanke) و همکاران [۱۴] 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



شکل ۱۹- نمای مقاطع مختلف در بررسی انجام شده [۱۸]



شکل ۱۸- نمای مقاطع در نظر گرفته شده برای آشکارسازی جریان حول سیلندر [۱۷]

جدول ۳- مقایسه نتایج تحلیل عددی [۱۸] و آزمایشگاهی [۱۷] در جذر میانگین مربعات نیروی برآ

خطای نسبی	آزمایش تجربی	محاسبات LES	
۶/۱۷	۰/۳۹۲	۰/۰۸۶	مقطع موشکل
۵/۱	۰/۱۰۸	۰/۴۱۲	مقطع دایروی
۸/۳۳	۰/۳۲	۰/۱۱۷	مقطع بیضی شکل
۵	۰/۰۸۱	۰/۳۳۶	مقطع موجی شکل

۴- نتیجه گیری

در این مقاله یک بررسی کلی در خصوص بهینه سازی پروفیل پایه با هدف کنترل جریان غیر فعال سیال انجام شد. از دو دیدگاه الهام گرفته از طبیعت استفاده شد که هر دو نقش بسزایی در کنترل و تاخیر جریان داشتند. مرور اجزای کارهای انجام شده در استفاده از لبه‌ی برآمده در اجسام و پروفیل‌های گوناگون شد. همچنین در ادامه به بررسی‌های صورت گرفته به تغییر در پروفیل مرجع استوانه و الگوی جریان آشفته حول سیلندر به روش تجربی و عددی پرداخته شد. نتایج نشان می‌دهد لبه‌ی برآمده با ایجاد تأخیر در جدایی جریان از طریق تولید گردابه و اصلاح لایه مرزی و افزایش قدرت گردابه عملکرد اجسام را بهبود داده و بازده آیرودینامیکی آن‌ها را افزایش می‌دهند. از سوی دیگر اثر مقاطع غیریکنواخت بر طراحی استوانه نشان داد که این نوع پروفیل موجب کاهش نیروهای وارده بر استوانه و همچنین تغییرات در الگوی گردابه‌های جدا شده از استوانه و کاهش آن‌ها خواهد شد. در یک نتیجه گیری کلی می‌توان گفت که استفاده از لبه‌ی برآمده و تغییر در پروفیل استوانه حداکثر نیروی برآ را افزایش داده و نیروی پسا را کاهش می‌دهد. در نهایت استفاده از این الگوهای کنترلی برای پروفیل پایه‌ی بال‌ها، پره‌های توربین بادی و ملخ‌ها پیشنهاد می‌شود.

۵- مراجع

- [1] F.E. Fish, P.W. Weber, M.M. Murray, L.E. Howle, The tubercles on humpback whales' flippers: application of bio-inspired technology, in, Oxford University Press, 2011.
- [2] Asghar, A., et al., Application of leading-edge tubercles to enhance propeller performance. AIAA

۴-۳ بررسی الگوی جریان آشفته حول سیلندر به روش عددی جی (Jie) و لیو (Liu) در سال ۲۰۱۷ [۱۸] 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 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 هیدرودینامیکی مشابهی مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج این تحقیق نشان دهنده‌ی کاهش مقدار نوسانات نیروی وارده بر مقطع استوانه‌ی مو شکل نسبت به سایر مقاطع و به خصوص کاهش ۷۹ درصدی نسبت به مقطع دایروی شکل است. علاوه بر این نتایج در مقایسه با آزمایش‌های تجربی از تطابق مناسبی برخوردار است. شکل ۱۹- نمای مقاطع مختلف در بررسی انجام شده را نمایش می‌دهد. پروفیل a مربوط به مقطع دایروی، پروفیل b مربوط به مقطع بیضی، پروفیل c مربوط به مقطع موجی شکل و پروفیل d الهام گرفته از موهای فک می‌باشد. قطر مقطع دایروی برابر با ۱۵ میلی‌متر، قطر بزرگ مقطع بیضی برابر با ۱۲/۴ میلی‌متر و قطر کوچک آن برابر با ۶/۲ میلی‌متر می‌باشد. برای تعریف مقطع موجی شکل قطر بزرگ برابر با ۱۵/۸ میلی‌متر و قطر کوچک دایره برابر با ۱۴/۳ میلی‌متر و فاصله‌ی مقاطع برابر با ۲۱/۳ میلی‌متر در نظر گرفته شده است. با توجه به شکل (۳۴) برای تعریف مقطع مبتنی بر شکل مو از دو بیضی در فاصله‌ی ۲۱/۳ میلی‌متر و با زوایای مقطع ۱۷/۶ درجه و ۱۵/۲۷ درجه نسبت به افق که به ترتیب دارای قطر بزرگ ۱۱ و ۱۳/۸ میلی‌متر و قطر کوچک ۶/۸ و ۵/۶ میلی‌متر می‌باشند، تشکیل شده است.

نتایج تحلیل سیالات محاسباتی و مقایسه‌ی آن با نتایج آزمایش تجربی انجام شده توسط ونگ و لیو [۱۷] در جدول (۳) آمده است. نتایج مقایسه تطابق قابل قبول نتایج در جذر میانگین مربعات مربوط به نیروی برآ وارده بر انواع پروفیل مقطع را نشان می‌دهد. به طوریکه بیشینه خطا زیر ده درصد نسبت به نتایج آزمایشگاهی قرار دارد.

- Journal, 58(11), 4659-4671, 2020.
- [3] 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.
 - [4] 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.
 - [5] 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.
 - [6] J. Dam, T. Forsyth, IEC 61400-2: Wind Turbines, Part 2: Design Requirements for Small Wind Turbines, in: British Standards Institution, UK, 2006.
 - [7] F.E. Fish, J.M. Battle, Hydrodynamic design of the humpback whale flipper, *Journal of morphology*, 225(1) (1995) 51-60.
 - [8] H. Johari, C. Henoeh, D. Custodio, A. Levshin, Effects of leading-edge protuberances on airfoil performance, *AIAA journal*, 45(11) (2007) 2634-2642.
 - [9] D.S. Miklosovic, M.M. Murray, L.E. Howle, Experimental evaluation of sinusoidal leading edges, *Journal of aircraft*, 44(4) (2007) 1404-1408.
 - [10] E.A. Van Nierop, S. Alben, M.P. Brenner, How bumps on whale flippers delay stall: an aerodynamic model, *Physical review letters*, 100(5) (2008) 054502.
 - [11] A. Pellegrino, C. Meskell, Vortex shedding from a wind turbine blade section at high angles of attack, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 121 (2013) 131-137.
 - [12] V. Valleru, *Aeroacoustic Analysis of a Wind Turbine with Sinusoidal Leading-Edge Blade*, University of Kansas, 2018.
 - [13] 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.
 - [14] 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.
 - [15] 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.
 - [16] 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.
 - [17] 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.
 - [18] H. Jie, Y.Z. Liu, Large eddy simulation and proper orthogonality decomposition of turbulent flow around a vibrissa-shaped cylinder, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 67 (2017) 261-277.