

# اثرات فرکانس تقلیل یافته بر عملکرد آیرودینامیکی ناپایای مقطع پره توربین باد

محمد رضا سلطانی\*، مهدی صدیقی\*\* و علی بخشعلی پور\*\*\*

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

(دریافت مقاله: ۸۴/۵/۱ - دریافت نسخه نهایی: ۸۶/۱/۲۰)

**چکیده** - پره‌های توربین باد، مهمترین جزء تولید توان آنها هستند. در این بررسی یک مقطع از پره توربین برق-بادی ۶۶۰ کیلووات در حال نصب در ایران، در تونل باد مورد آزمایش قرار گرفته است. علاوه بر آزمایشهای استاتیکی، آزمایشها در شرایط ناپایا که شامل بررسی اثرات فرکانس تقلیل یافته شده، اثرات زاویه حمله شروع، و دامنه های مختلف است، نیز انجام گرفت. نتایج اولیه آزمایشات دینامیکی، نشان دهنده تاثیر قابل ملاحظه فرکانس تقلیل یافته روی ضرایب نیروهای آیرودینامیکی است. همچنین، زمانی که عملکرد توربین نزدیک و اماندگی است، افزایش فرکانس تقلیل یافته، علاوه بر افزایش ضریب برآ و پسای بیشینه، در به تعویق انداختن زاویه و اماندگی نیز، موثر است. به علاوه، نیروی برآی حاصله در هنگام افزایش زاویه حمله با نیروی برآی متناظر در زمان کاهش زاویه حمله، کاملا متفاوت است. این تفاوت، باعث ایجاد حلقه هیستریسیز می شود

واژگان کلیدی: فرکانس تقلیل یافته، توربین باد، جریان ناپایا، و اماندگی دینامیکی، حلقه هیستریسیز

## Effect of Reduced Frequency on the Unsteady Aerodynamic Performance of a Wind Turbine Blade Section

M. R. Soltani, M. Seddighi, and A. Bakhshalipour

Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology

**Abstract:** The blades of wind turbines are the most important parts in producing power output. In this study, a section of a 660 KW wind turbine blade will be installed in Iran in near future was tested in a wind tunnel. In addition to steady tests, various unsteady tests including the effects of reduced frequency, mean angle of attack, and amplitudes were carried out. The preliminary results show strong effects of reduced frequency on the aerodynamic coefficients of the airfoil. Moreover, increasing the reduced frequency delays dynamic stall angle of attack but increases lift and drag coefficients compared to the static results. Further, the values of the aerodynamic coefficients in the upstroke motion (increasing angle of attack) are different from their corresponding

\*\*\* - دانشجوی دکترا

\*\* - کارشناس ارشد هوافضا

\* - استاد

values in the downstroke (decreasing angle of attack). These differences create a hysteresis loop where its width and shape are strong functions of reduced frequency, mean angle of attack, and amplitudes.

**Keywords:** Reduced frequency, Wind turbine, Unsteady flow, Dynamic stall, Hysteresis loop.

## فهرست علائم

$k = \frac{\pi f c}{V_{\infty}}$	فرکانس تقلیل یافته	k	وتر ایرفویل	c
	نیروی برا	L	ضریب نیروی پسا	$c_d$
$Re = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty} c}{\mu}$	عدد رینولدز،	Re	ضریب نیروی برآ	$c_l$
	میرایی پیچشی آیرودینامیکی	T.D.	ضریب ممان پیچ	$c_m$
	سرعت جریان	$V_{\infty}$	ضریب فشار دینامیکی	$c_{p,dynamic}$
	زاویه حمله نوسانی	$\alpha$	تابع تئودرسان	c(k)
	ضریب تصحیح انسداد دیواره	$\epsilon_{sb}$	نیروی پسا	D
	ضریب تصحیح انسداد دنباله	$\epsilon_{wb}$	فرکانس نوسان	f
	ضرایب اصلاح نشده	u	فاصله بین دو چشمه/چاه	h

### ۱- مقدمه

توربینهای برق - بادی، بومی بودن و به عبارتی، اثرات اقلیمی در تولید توان آنها بسیار موثر است، پرداختن به دانش طراحی پره توربینها در کشور ضروری و می تواند گام بسیار مفیدی در تولید این انرژیها در کشورمان قلمداد شود. لذا، دانشگاه صنعتی شریف با حمایت مرکز توسعه انرژیهای نو، سازمان انرژی اتمی، و سازمان انرژیهای نو ایران (سانا)، برای اولین بار در کشور به منظور ایجاد دانش طراحی و تحلیل پره توربینهای برق- بادی، اقدام کرد. در آغاز، به تحلیل آیرودینامیکی پره با استفاده از کدهای عددی پرداخته شد و نتایج آن در نرم افزار نوشته شده برای این پروژه به منظور محاسبه توان خروجی پره، وارد شد. با توجه به حساسیت موضوع و تفاوت ایرفویلهای مورد استفاده در توربینهای بادی نسبت به ایرفویلهای استفاده شده در هوانوردی، برای اطمینان از صحت نتایج در پاره‌ای از موارد که پره بیشترین شرایط عملکردی را داشت، آزمایشات تجربی نیز صورت پذیرفت. نتایج، حاکی از غیر دقیق بودن پیش بینی کدهای عددی در قسمت غیر خطی منحنی برآ-زاویه حمله و در واماندگی استاتیکی این مقطع بود [۳]؛ لذا انجام آزمایش تجربی کلیه حالات

وسایل تولید انرژی تجدید پذیر، نقش مهم و فزاینده‌ای در تولید نیروی الکتریکی ایفا می‌کنند. باد یکی از انواع این انرژیهاست که با توجه به رایگان بودن، دارا بودن منابع تجدید شدنی و اینکه، استفاده از آن مسائل آلودگی محیط زیست، به جز سر و صدا و اثرات نامطلوب آن در مناطق مسکونی، پرنندگان مهاجر، و... [۱] را در بر ندارد، در جهان به عنوان یک منبع انرژی مورد توجه قرار گرفته است. یکی از جدیدترین روشهای استفاده از این منبع دائمی انرژی، تولید الکتریسیته توسط توربینهای بادی است که در سالهای اخیر رونق و پیشرفت بسیاری داشته است. تا سال ۲۰۰۰، ۱۵ گیگاوات مرکز بادی در سراسر جهان نصب شده است [۲]. مراکز نصب شده و انرژی تولید شده در هر سال ۳۰ درصد رشد دارند. در کشورمان، اخیراً تعدادی توربین برق- بادی ۵۰۰ و ۶۶۰ کیلووات برای چندین سایت خریداری شده و قرار است تا چند سال آینده مونتاژ و نصب آنها کامل شود. با توجه به نیاز روز افزون به انرژیهای تجدیدپذیر، وجود پتانسیل بادی بسیار مناسب در کشور، و همچنین، به دلیل آنکه در

استاتیکی لازم بود تا مقادیر حقیقی به دست آیند.

با توجه به ناپایا بودن جریان در بیشتر عملکرد پره، داشتن واماندگی دینامیکی (و نه استاتیکی) برای آن و اینکه پره‌های توربین، بیشتر در زوایای حمله بالا، نزدیکی واماندگی، کار می‌کنند، تحلیل ناپایایی جریان و تاثیر آن بر عملکرد پره بسیار ضروری بوده و در طراحی پره بایستی عملکرد آن در این ناحیه به دقت پیش‌بینی شود. در حال حاضر، همه روشهای نظری و عددی ناپایایی موجود فقط قادر به پیش‌بینی بخش کمی از عملکرد پره و آن هم ناحیه خطی زیر واماندگی استاتیکی‌اند. روشهای نظری برای محاسبه نیروها و ممانهای دینامیکی که تغییرات آنها با زاویه حمله نسبت به زاویه متناظر استاتیکی متفاوت است، فقط قادر به پیش‌بینی این پارامترها در زوایای حمله پایین‌اند. اکثر روشهای نظری بر اساس روش تئودورسان [۴] است. بر این اساس، در جریان پتانسیل و دامنه نوسانی کم برای حالت دو بعدی، برآ یا ممان ناپایایی یک ایرفویل در حال نوسان پیچ<sup>۱</sup> و نوسان بالا و پایین<sup>۲</sup>، می‌تواند به صورت تابعی از برآ/ممان شبه پایا<sup>۳</sup> (برآ/ممان با صرف نظر کردن از گردابه‌های دنباله روی جریان) و یک تابع موهومی،  $c(k)$ ، که به عنوان تابع تئودورسان شناخته می‌شود، بیان شود. این تابع، بخش چرخشی<sup>۴</sup> نیروها و ممانهای ناپایا را تشکیل می‌دهد و سبب ایجاد تاخیر فازی نسبت به حالت پایا می‌شود. این در حالی است که، عبارت جرم مجازی<sup>۵</sup> (بخش غیر چرخشی تشکیل دهنده نیروها و ممانهای ناپایا) سبب ایجاد تقدم فازی می‌شود. البته تصحیحاتی برای اثرات گرانشی در این روش داده شد؛ ولی مشکل اصلی آن، که فقط برای زوایای حمله کم است، هنوز وجود دارد. همچنین، روشهای مهندسی موجود نیز که قادر باشند عملکرد پره را تا واماندگی دینامیکی با دقت مناسبی پیش‌بینی کنند [۵]، بیشتر برای ایرفویل‌های متقارن مناسب بوده و برای مقطع مورد نظر، شکل (۲)، نتایج مطلوبی ارائه نمی‌کنند؛ لذا، با توجه به عدم وجود هیچ‌گونه اطلاعات عملکردی در مورد مقطع پره مورد نظر و نیاز مبرم عملکرد ناپایایی مقطع در روند طراحی آن، آزمایشات دینامیکی برای

بررسی تاثیر پارامترهای ناپایایی در کارایی مقطع پره لازم و ضروری بود. بنابراین، پارامترهای مستقل موثر در ناپایایی جریان (فرکانس تقلیل یافته، زاویه اولیه نوسان و دامنه نوسان) انتخاب، و اثر هر یک از آنها بر کارایی آیرودینامیکی مقطع پره بررسی شد. همچنین، آزمایشات مربوط به اثرات گرد و غبار و لاشه حشرات روی سطح پره و اغتشاش جریان وارد بر پره بر کارایی آیرودینامیکی آن انجام شد. به منظور بررسی کلیه حالات عملکردی توربین، آزمایشهای دینامیکی مزبور به صورت زیر طبقه بندی و انجام داده شد:

- ۱- حداکثر زاویه حمله ناشی از نوسان، به مراتب از زاویه حمله واماندگی استاتیکی کمتر باشد.
  - ۲- حداکثر زاویه حمله ناشی از نوسان، نزدیک به زاویه حمله واماندگی استاتیکی باشد.
  - ۳- زاویه نوسانی ایرفویل به گونه‌ای باشد که زوایای قبل و بعد از واماندگی استاتیکی را پوشش دهد.
  - ۴- حداکثر زاویه حمله ناشی از نوسان، به مراتب بیش از زاویه حمله واماندگی استاتیکی باشد.
- کلیه آزمایشات نیز، در اعداد رینولدز و فرکانسهای تقلیل یافته مختلفی انجام شدند. همچنین، برای شبیه‌سازی گرد و غبار و لاشه حشرات، از زبری مصنوعی، و برای مغشوش کردن جریان در مقطع کاری تونل، از توری استفاده شد. از آنجایی که فرکانس تقلیل یافته، مهمترین پارامتر مستقل در ناپایایی جریان است [۷ و ۶]؛ بررسی میزان تاثیر آن در تغییر ضرایب آیرودینامیکی و نتیجتاً توان به دست آمده، در طراحی پره توربین باد امری لازم و ضروری است؛ لذا در این مقاله، برخی از نتایج به دست آمده از اثرات فرکانس تقلیل یافته بر کارایی مقطع پره ارائه و با نتایج حالت استاتیک مقایسه و نتیجتاً لزوم توجه به آن در طراحی توربینهای برق - بادی بررسی خواهد شد.

## ۲- آیرودینامیک توربینهای باد

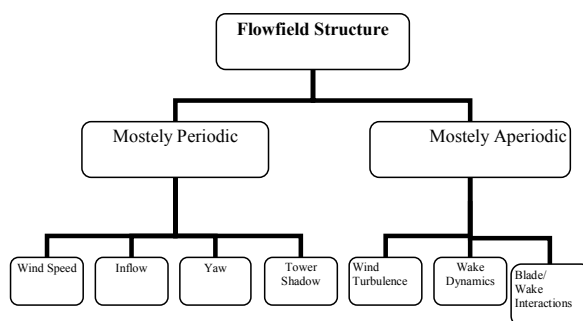
با وجود آنکه توربینهای باد در حال حاضر بزرگترین

ماشینهای دوار (به عنوان مثال، توربین باد ۴/۵ مگاواتی وستاس پره‌ای به قطر ۱۲۰ متر دارد). روی زمین هستند، ولی در پایتترین بخش لایه مرزی زمین کار می‌کنند. این امر و بسیاری دیگر از پدیده‌های مختص توربینهای باد (مانند تاثیر دنباله‌های توربینهای نصب‌شده در یک سایت بر روی یکدیگر)، یا کاملاً شناخته شده نیستند و یا به صورت مقادیر کمی در نیامده‌اند. این امر، سبب شده که بهبود عملکرد این وسایل رشد چشمگیری نداشته باشد [۸]. اگرچه توربینهای باد می‌توانند طوری طراحی شوند که در همه سرعت‌های بالای ممکن باد تولید توان کنند، ولی به دلیل سنگین شدنشان این کار صورت نمی‌گیرد. چون، باد با سرعت بیش از ۲۵ متر بر ثانیه به ندرت اتفاق می‌افتد و توان اضافی به دست آمده جبران هزینه‌های بالای طراحی توربین را نمی‌کند. در نتیجه، حداکثر توان توربینهای باد، معمولاً در سرعت‌های باد پایتتر به دست می‌آید. این سرعت، حدود ۱۲/۵ متر بر ثانیه است. در سرعت‌های بالاتر، توان به دست آمده به دو روش کنترل خودکار<sup>۷</sup> و کنترل فعال<sup>۷</sup> ثابت نگه داشته می‌شود. در روش اول به پره اجازه داده می‌شود که به ناحیه پس از واماندگی خود برود. این عمل، سبب می‌شود که نیروی برآ کاهش، نیروی پسا افزایش، و در نهایت، عملکرد پره (که با نسبت  $\frac{L}{D}$  رابطه دارد) کاهش یابد و توان پره در حد همان توان بیشینه کم شود. از معایب این روش می‌توان به بارهای سازه‌ای اضافی وارده به پره و غیرقابل پیش‌بینی بودن عملکرد پره در ناحیه واماندگی عمیق<sup>۸</sup> اشاره کرد. روش دوم برای کنترل توان توربین استفاده از سیستم پیچ متغیر برای پره‌هاست. در این روش، در زمانی که سرعت باد از حد معینی بیشتر و توان خروجی توربین از حد توان بیشینه افزایش یابد، زاویه حمله پره کاهش یافته و سبب کاهش ضریب نیروی برآی آن می‌شود. اگرچه در این روش مشکلات مربوط به سیستم کنترل خودکار وجود ندارد، ولی هزینه نسبی بالای آن سبب استفاده کمتر از این نوع سیستمها در توربینهای باد شده است [۲ و ۹]. با توجه به محدودیت حداکثر سرعت باد، طراحی یک توربین پر بازده و با طول عمر بالا، پیش‌بینی بارهای وارده بر

پره‌های توربین، و هم‌چنین، توان خروجی آن، کار بسیار دشواری است [۱۰]. پره چرخان توربینهای باد، مهم‌ترین بخش تولید توان آنهاست. بنابراین، بررسی آیرودینامیکی پره، به عنوان مهم‌ترین عامل تولید توان توربین، امری لازم است. آیرودینامیک پره توربین باد پیچیدگی زیادی داشته و شباهت زیادی به پره‌های چرخان هلیکوپتر دارد. از جمله این شباهتها می‌توان به آشنایی و پیش‌بینی بارهای ناپایای پره، عملکرد پره چرخان، تنش‌های دینامیکی و پاسخ آیروالاستیسیته پره اشاره کرد. از طرفی، بر خلاف پره چرخان هلیکوپتر که شروع واماندگی، عملکرد آن را به شدت کاهش می‌دهد، توربینهای باد گام ثابت همواره با میزان قابل توجهی از جریان جدا شده کار می‌کنند. حتی برای توربینهای با گام متغیر، به دلیل تغییر جهت باد و جهت جریان، آیرودینامیک و اثرات واماندگی ناپایا می‌تواند هم‌چنان در بارهای پره و عملکرد آن دخیل باشند [۱۱]. بیشتر هواپیماها برای پرهیز از جریان مغشوش و پدیده‌های ناخوشایند باد، در ارتفاعات بالا پرواز می‌کنند. از بین وسایل آیرودینامیکی دیگر، هواپیماهای نظامی هستند که آن‌هم فقط در حالت مانور، برای دارا بودن مانورپذیری بالا، جریان روی بخش وسیعی از بال و بدنه آنها ناپایا بوده و عملاً وامانده‌اند [۱۲]. و تقریباً تمامی وسایل پرنده دیگر از کارکردن در ناحیه واماندگی به دلیل تحمیل نیروی آیرودینامیکی بالا (پسا) و کاهش میرایی پیچشی آیرودینامیکی، پرهیز می‌کنند. پارامتر میرایی پیچشی آیرودینامیکی، T.D.، به صورت انتگرال روی خط زیر تعریف می‌شود:

$$T.D. = \int c_m(\alpha) d\alpha$$

این پارامتر زمانی مثبت است که جهت حلقه منحنی  $c_m$  بر حسب  $\alpha$  در جهت خلاف عقربه‌های ساعت باشد. اگر میرایی پیچشی آیرودینامیکی منفی باشد، مود پایدار آیروالاستیک پره را به نوسانات واگرا و یا دامنه زیاد سوق داده و منجر به واگرایی آیروالاستیکی و یا فلاتر می‌شود. در توربینهای باد، جریان پایا جزو شرایط خارج از محدوده طراحی<sup>۹</sup> یک توربین باد قلمداد می‌شود و تمام پدیده‌های آیرودینامیکی مربوط به کارکرد



شکل ۱ - عوامل موثر در نیروهای آیرودینامیکی وارد بر توربین باد [۴].

جدول ۱ - پارامترهای موثر در واماندگی دینامیکی و میزان تاثیر آنها [۸].

شکل ایرفویل	در بعضی از هندسه‌های خاص قابل توجه
عدد ماخ	برای ماخ کمتر از 0.2، کم و برای ماخ 0.2، قابل توجه
عدد رینولدز	در اعداد ماخ پایین، کم
فرکانس تقلیل یافته	قابل توجه
دامنه زاویه میانگین	قابل توجه
نوع حرکت	-
اثرات سه بعدی	-
اثرات تونل	-

استاتیکی آن، گردابه‌های لبه حمله تشکیل شده و با افزایش بیشتر زاویه حمله، این گردابه‌ها به سمت پایین ایرفویل ریزش می‌کنند و سبب افزایش نیروی برآی پره می‌شوند. دامنه تغییرات سینوسی در زاویه حمله، بستگی به مقدار زاویه انحراف، سرعت باد برای زاویه حمله میانگین و فرکانس چرخش پره دارد [۹]. در شرایط واماندگی دینامیکی (که می‌تواند سبک<sup>۱۳</sup> و یا عمیق باشد) بر خلاف واماندگی استاتیکی، پارامترهای بیشتری موثرند که در جدول (۱) بعضی از این پارامترها و میزان تاثیر آنها آورده شده است [۷].

بالا بودن اغتشاش جریان، ناپایایی جریان را بالا می‌برد. در این حالت نشان داده شده است که اغتشاشات طولی جریان سهم ناچیزی در این ناپایایی دارند و عاملی که نقش عمده‌ای در ایجاد ناپایایی دارد، همان مولفه عرضی اغتشاش جریان است. مهمترین اثرات مستقیم ناپایایی جریان عبارتند از:

- اختلاف فاز بین نیروهای آیرودینامیکی و حرکتی که آن نیروها را ایجاد کرده است.

توربین باد بر واماندگی دینامیکی استوار است. نزدیکی توربینها به سطح زمین، سبب در معرض قرار گرفتن توربین باد در جریانی با اغتشاشات بزرگ می‌شود که خود یکی از دلایل ایجاد جریان ناپایا و واماندگی دینامیکی پره توربین است [۶]. همچنین، به دلیل قرار گرفتن پره توربین در دنباله پایه توربین<sup>۱۰</sup>، تغییرات مکانی و جهتی تنش برشی باد ورودی، اغتشاش، بالزنی پره<sup>۱۱</sup>، جابه‌جایی ارتعاش پره و منحرف شدن<sup>۱۲</sup> توربین نسبت به باد ورودی، نیروهای وارده بر المان هر پره با زمان تغییر می‌کند. شکل (۱) منابع آیرودینامیکی مختلفی که بر نیروهای اعمالی روی توربین باد اثرگذارند را نشان می‌دهد [۱۱]. تغییرات سریع در جهت باد، خطای انحراف زیادرا (تا زمانی که دستگاه خود را تنظیم کند) ایجاد می‌کند. وقتی صفحه چرخان نسبت به باد ورودی منحرف می‌شود، یک تغییر سینوسی موثر در زاویه حمله سرتاسر دوره چرخش (ناشی از مولفه سرعت جریان عرضی نسبت به صفحه چرخان) ایجاد می‌شود. با تغییر سریع زاویه حمله پره در نزدیکی زاویه حمله

پیش‌بینی می‌شود [۱۷]. لذا، یکی دیگر از اهداف این آزمایشات، ایجاد بانک اطلاعاتی برای نرم‌افزار نوشته شده، BEM، است که با استفاده از این نتایج، بتوان توان توربین باد را با دقت مناسبتری پیش‌بینی کرد.

### ۳- تجهیزات آزمایش

نظر به آنکه این آزمایشات برای اولین بار در کشور صورت گرفت، کلیه تجهیزات (به‌جز تونل باد) و دستگاه‌های مربوط به آن؛ مختص به این آزمایشات، طراحی، ساخته، و یا خریداری شدند. لذا در مورد این وسایل توضیح مشروحی داده خواهد شد.

#### ۳-۱- تونل باد

کلیه آزمایشات مورد نظر در تونل باد زیر صوت مرکز تحقیقات جهاد کشاورزی شیراز صورت گرفته است. این تونل، از نوع مدار بسته بوده که ابعاد محفظه آزمایش آن  $80 \times 80 \times 200$  سانتی‌متر است. ابعاد کلی آن  $3/8 \times 6/5 \times 18$  متر است. مجموع توان قابل جذب تونل  $230 \text{ KW}$  است. حداکثر سرعت این تونل  $100$  متر بر ثانیه است. دبی جریان هوا بین  $6/4$  تا  $64$  متر مکعب بر ثانیه قابل تنظیم است. از آنجا که گردش هوا در تونلهای مدار بسته باعث افزایش دما و در نهایت تغییر عدد رینولدز و شرایط آزمایش خواهد شد لذا تونل مجهز به یک سیستم تبرید قابل کنترل بوده که دمای هوا در مدار تونل را بین  $20$  تا  $40$  درجه سانتی‌گراد تنظیم می‌کند.

#### ۳-۲- ترانسدیوسر

ترانسدیوسرهای فشاری مورد استفاده از نوع تفاضلی بوده که اختلاف فشار نسبی را اندازه‌گیری می‌کنند. ولتاژ تغذیه ورودی این ترانسدیوسرها  $0/05 \pm 8$  ولت جریان مستقیم بوده و وقتی اختلاف فشار دو سر آن صفر باشد، ولتاژ خروجی آن در حدود  $3/2$  تا  $3/4$  ولت است.  $44$  عدد از ترانسدیوسرهای مورد استفاده در آزمایشها دارای محدوده فشار تفاضلی  $5 \text{ psi} \pm$

- تغییر جهت بردار برآ [۱۳].  
برای برقراری شرایط ناپایایی در آزمایشهای تجربی، به‌صورت زیر عمل می‌شود

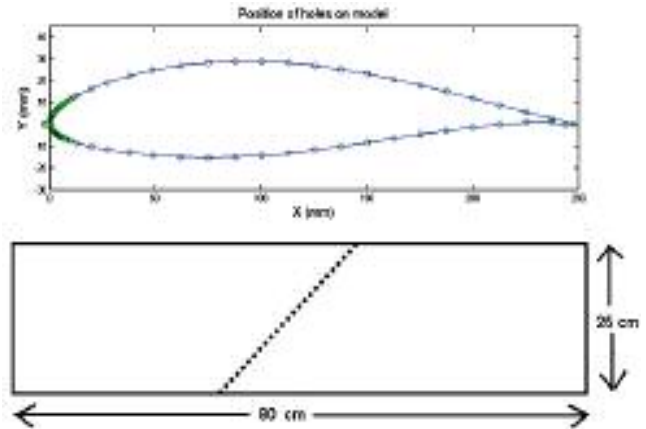
- اثر ناپایایی ناشی از اغتشاشات جریان و گرد و غبار و لاشه حشرات بر روی پره‌ها با قرار دادن توری و بالا بردن اغتشاش جریان [۱۴] و همچنین قرار دادن زبری مصنوعی [۱۵] روی مدل اعمال می‌شود.

- اثر ناپایایی ناشی از انحراف پره توربین، با حرکت نوسانی سینوسی پیچ بال، مدل می‌شود. در این حالت، فرکانس تقلیل یافته،  $k$ ، زاویه حمله میانگین و دامنه نوسان در تونل باد، برای تشریح عملکرد آن به عنوان پارامترهای مستقل در نظر گرفته می‌شوند. در این میان، فرکانس تقلیل یافته (که بر اساس سرعت عمودی موثر پره به دست می‌آید)، مهمترین پارامتر مستقل است.

یکی از روشهای متداول برای محاسبه توان توربین باد، استفاده از روش مومتمت المان پره (BEM) [۱۶ و ۹] است. در این روش، از مشخصات عملکرد مقاطع پره توربین شامل  $C_l$  و  $C_d$  در قالب یک جدول به‌صورت زیربرنامه استفاده می‌شود. بنابراین، هرچه که این مشخصات دقیقتر باشند، توان محاسبه شده نیز از دقت بیشتری برخوردار خواهد بود. به‌طورکلی، دقت این روش بسته به دقت ضرایب آیرودینامیکی مورد استفاده در آن دارد. در جریانهای پایا، با استفاده از نرم‌افزارهای دقیق موجود می‌توان این نیرو و ممانها را در زوایای حمله و شرایط گوناگون تا قبل از زاویه حمله واماندگی با دقت مناسبی محاسبه کرد و از آنها برای محاسبه توان خروجی پره استفاده کرد. اما، چون بخش مهمی از پره دارای ایرفویل نسبتاً ضخیمی بوده و در زوایای حمله واماندگی قرار می‌گیرد، پیش‌بینی رفتار دقیق آن حتی در شرایط پایا (استاتیکی) با استفاده از نرم‌افزارهای موجود نیز در داخل کشور امکانپذیر نیست و لذا، بایستی از تونلهای باد برای به‌دست آوردن ضرایب آیرودینامیکی استفاده کرد [۱۶]. در حالت دینامیکی اگر از نتایج آزمایشات تجربی استفاده نشود، توان خروجی توربین، کمتر از مقدار واقعی



شکل ۳ - مدل داخل محفظه آزمایش تونل باد



شکل ۲ - ایرفویل مورد آزمایش و موقعیت سوراخهای فشار

### ۳-۴ - سیستم نوسان ساز

با توجه به آنکه حرکت سیستمهای نوسان ساز موجود در کشور به صورت دنداناره ای بود و از طرفی همان گونه که گفته شد برای شبیه سازی اثر ناپایداری ناشی از انحراف پره توربین باد نیاز به نوسان سینوسی مدل با دامنه های کم است (اگرچه که سیستم طراحی شده قادر به انجام نوسانهای با دامنه های بالا نیز هست)، لذا این سیستم طراحی و ساخته شد، شکل (۴). سیستم فوق قادر به انجام نوسان سینوسی با حداکثر دامنه  $\pm 20^\circ$  درجه و فرکانسهای ۴-۱ هرتز با گامهای نوسانی ۰/۱ هرتز است. مکانیزم فوق از ناحیه ۰/۲۵ وتر به ایرفویل متصل شده، شکل (۳)، و فرکانس نوسانی توسط نمایشگر دیجیتال نشان داده می شود. تاریخچه زمانی حرکت آن نیز به رایانه وصل شده و بعد از کالیبره کردن آن، توسط برنامه ای که برای اخذ اطلاعات نوشته شده است، ذخیره می شود. نمونه ای از تغییرات زاویه حمله ایرفویل در شکل (۵) نشان داده شده است.

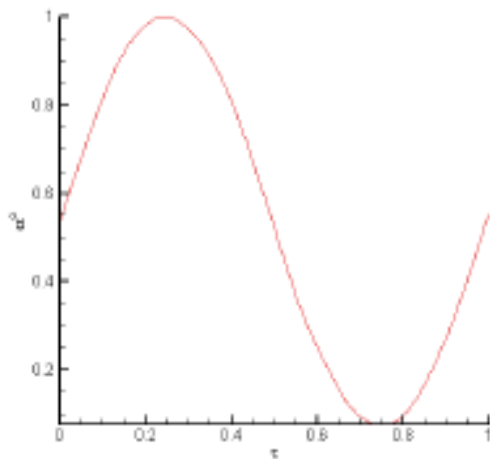
### ۳-۵ - سیستم اخذ اطلاعات

برای اندازه گیری ولتاژ خروجی ترانسدیوسرها از یک برد ۶۴ کاناله NI-DAQ-64E3 به همراه برد ترمینال SCB-100 که توانایی دریافت ۶۴ سیگنال آنالوگ ترانسدیوسرها را به صورت موازی دارد استفاده شده است. از ویژگیهای برد ۶۴ کاناله می توان به دارا بودن مبدل ۱۲ بیتی و عملکرد بالا (فرکانس نمونه برداری

و ۱۸ عدد دیگر، دارای محدوده فشار تفاضلی  $\pm 1 \text{ psi}$  هستند. از ترانسدیوسرهای نوع اول در لبه حمله و از نوع دوم بیشتر در انتهای مدل که گرادیان فشار کمتر است، استفاده شده است.

### ۳-۳ - مدل

مدل ایرفویل، مقطعی از شعاع از پره ۲۳/۵ متری توربین برق بادی ۶۶۰ کیلووات بوده است. دلیل انتخاب این مقطع، تحمل بیشترین بار آیرودینامیکی توسط آن است. با توجه به ارتفاع مقطع کاری تونل، طول وتر ۲۵ سانتی متر در نظر گرفته شده تا هنگامی که ایرفویل در زوایای بالای حمله قرار می گیرد از انسداد تونل<sup>۱۵</sup> جلوگیری شود. برای اندازه گیری فشار در سطح مدل، تعداد ۶۲ سوراخ فشار استاتیکی در محل های تعیین شده با قطر داخلی ۰/۸ میلی متر و قطر خارجی ۱ میلی متر کاملاً عمود بر سطح ایجاد شده است، شکل (۲). چیدمانی سوراخها با توجه به نحوه توزیع فشار پیش بینی شده توسط نرم افزارهای عددی، با تراکم بیشتر در لبه حمله حول یک خط مورب با زاویه ۲۰ درجه در وسط مدل برای جلوگیری از تاثیر احتمالی دنباله جریان ناشی از سوراخها بر روی یکدیگر، تعبیه شده است. فاصله لوله رابط بین سوراخها بر روی مدل تا ابتدای فشارسنجها حدود ۲ متر است. مدل مورد استفاده از جنس کامپوزیت ساخته شده و سطح کاملاً صاف دارد، شکل (۳).



شکل ۵ - تاریخچه حرکت ایرفویل

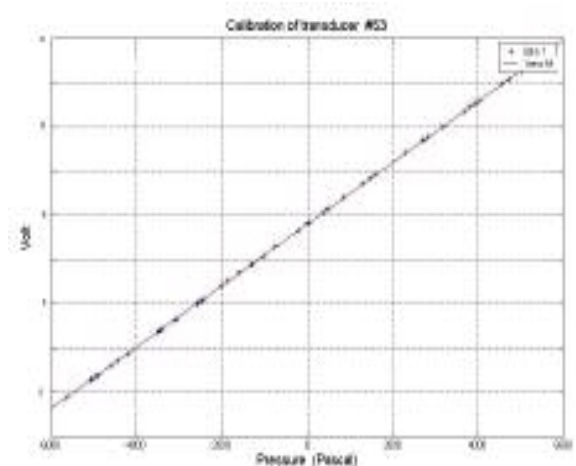
فشارسنجها برای حالت ناپایا، کالیبراسیون در دو مرحله صورت گرفت: یکبار با فشار کم شروع و فشار مرتباً زیاد شد. یکبار نیز، از فشار زیاد شروع و سپس فشار مرتباً کم شد. این کار برای حصول اطمینان از عدم وجود هیستریسیز در منحنی کالیبراسیون و خطی بودن آن برای حالت‌های افزایش و کاهش فشار است. در واقع، هدف کالیبراسیون، تعیین مقدار اختلاف فشار به ازای اختلاف ولتاژ مشخص است. در شکل (۶) نمودار مربوط به کالیبراسیون یکی از ترانسدیوسرها آورده شده است. لازم به ذکر است که به منظور اطمینان از عدم تغییر در شیب خروجی ترانسدیوسرها، همگی به صورت جداگانه در ابتدا و انتهای هر آزمایش نیز کالیبره شده‌اند.

#### ۲-۴- اصلاحات اعمالی روی داده‌های تونل باد

نتایج تونل باد به دلیل انحنای خطوط جریان و جریان القایی بایستی تصحیح شوند. به علت وجود درجه‌های فشار استاتیک در محفظه آزمایش، گرادیان فشار در امتداد محفظه بسیار ناچیز بوده و از اصلاح شناوری افقی صرف نظر شده است. وجود کف و سقف تونل هنگام قرار گرفتن مدل در داخل مقطع آزمایش باعث انحنای جریان شده و موجب می‌شود که زاویه حمله مدل، بیش از زاویه حمله ظاهری آن شود. در واقع، وجود مدل و دیواره، نوعی انسداد را در تونل ایجاد می‌کند که



شکل ۴ - سیستم نوسان‌ساز طراحی شده و اینکودر حسگر زاویه حمله



شکل ۶ - نمودار کالیبراسیون یکی از ترانسدیوسرها

۵۰۰ کیلو هرتز) اشاره کرد. محدوده مجاز ولتاژ ورودی برد،  $\pm 10$  ولت بوده و با توجه به محدوده ولتاژ ورودی ( $\pm 2/5$ )، بهره آن در نظر گرفته می‌شود. اطلاعات بردها مستقیماً به داخل رایانه منتقل، و توسط نرم افزاری که مخصوص این پروژه نوشته شد، به صورت یک فایل و با قابلیت رسم نمودار همزمان ذخیره می‌شود.

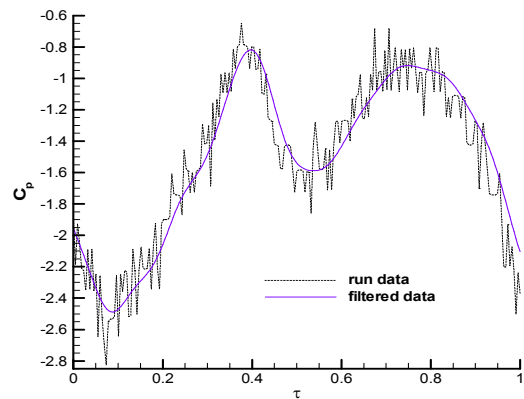
#### ۴- کالیبراسیون و پردازش داده‌ها

##### ۴-۱- کالیبره کردن ترانسدیوسرها

برای استفاده از ترانسدیوسرها باید هر کدام آنها را به‌طور جداگانه با فشارسنج دقیق کالیبره کرد. با توجه به استفاده



ترانسدیوسرها برابر همان فشار روی مدل است؛ لذا، در این حالت، از روش میانگین گیری زمانی استفاده می شود و تاخیر زمانی رسیدن اطلاعات مهم نیست؛ ولی، فیزیک جریان ناپایا وابسته به زمان است. بنابراین، در اندازه گیری های آیرودینامیک ناپایا تمام پارامترها بایستی در زمان حقیقی اندازه گیری شوند [۱۹]. بدین منظور، آزمایش تاخیر زمانی نیز، قبل از آزمایش اصلی صورت گرفت. حداکثر تاخیر زمانی به دست آمده (که متعلق به بیشترین طول لوله است)، ۰/۱۱ ثانیه است و لذا، در صورتی که فرکانس نوسانی مدل از ۵ هرتز بیشتر نباشد، فشار حس شده توسط ترانسدیوسرها با تاخیر زمانی روبرو نمی شود [۲۰].



شکل ۷ - نمونه ای از ضریب فشار به دست آمده در حالت "فیلتر شده" و "بدون فیلتر"

#### ۴-۴- فیلتر کردن اطلاعات

از آنجایی که، در آزمایشات ناپایا اغتشاشات زیادی از جمله: اغتشاشات محیط، دستگاههای اطراف و اغتشاش ناشی از نوسان دهنده روی اطلاعات تاثیر نامطلوب می گذارند، و از طرفی، کلیه نتایج به صورت لحظه ای و در زمان حقیقی اندازه گرفته می شوند، اطلاعات به دست آمده، بایستی فیلتر شوند تا اغتشاشات بیش از حد موجود در اطلاعات به نحوی حذف شوند. با توجه به پایین بودن فرکانس اطلاعات اصلی و بالا بودن فرکانس اغتشاشات، فیلتر دیجیتال پایین گذر انتخاب [۲۱]، و برنامه مربوط به آن نوشته شد. شکل (۷)، نمونه ای از ضریب فشار به دست آمده در حالت "با اغتشاشات" و "اغتشاشات حذف شده" را نشان می دهد. لازم به ذکر است که، کلیه اطلاعات توسط برنامه نوشته شده فیلتر شده است.

#### ۴-۵- دقت نتایج

برای استفاده و به کار بردن هرگونه اطلاعات در مسائل علمی و مهندسی، بایستی میزان کیفیت و اعتمادپذیری آنها مشخص گردد. در روشهای غیر تجربی (نظری، عددی، نیمه تجربی، بررسی)، کیفیت نتایج با استفاده از مقایسه آنها با نتایج مشابه تجربی صورت می پذیرد. در مسائل تجربی، میزان خطا با توجه به ماهیت آزمایش تعیین می گردد. به طور کلی، خطاها به

این موضوع بایستی توسط پاره ای از اصلاحات مورد توجه واقع شود. بدین منظور تصحیحات زاویه حمله و ضرایب آیرودینامیکی نیز، اعمال شده است [۱۸].

$$V = V_u (1 + \varepsilon)$$

$$\varepsilon = \varepsilon_{sb} + \varepsilon_{wb}$$

$$q = q_u (1 + 2\varepsilon)$$

$$Re = Re_u (1 + \varepsilon)$$

$$\alpha = \alpha_u + \frac{57.3\sigma}{2\pi} (c_{l_u} + 4c_{m_{\frac{1}{4}_u}})$$

$$c_l = c_{l_u} (1 - \sigma - 2\varepsilon)$$

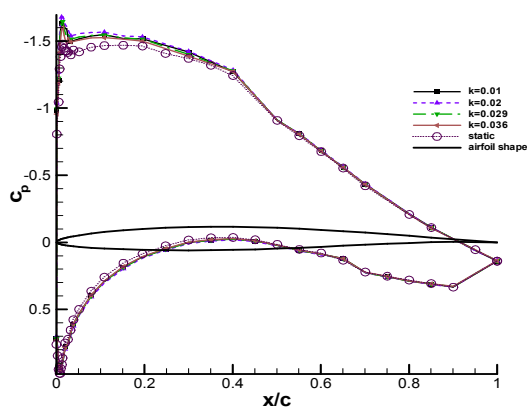
$$c_{m_{\frac{1}{4}}} = c_{m_{\frac{1}{4}_u}} (1 - 2\varepsilon) + \frac{\sigma c_l}{4}$$

$$c_d = c_{d_u} (1 - 3\varepsilon_{sb} - 2\varepsilon_{wb})$$

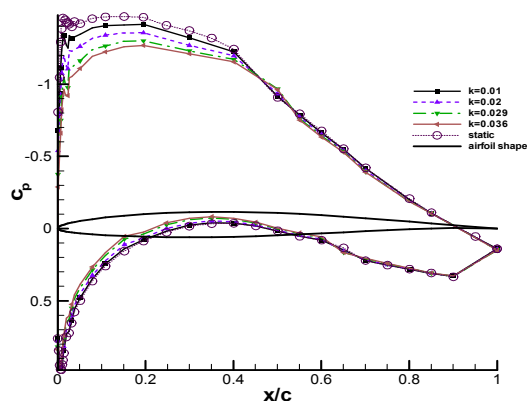
$$\sigma = \frac{\pi^2}{48} \left(\frac{c}{h}\right)^2$$

#### ۴-۳- اندازه گیری تاخیر زمانی

به دلیل آنکه برای اندازه گیری فشار از لوله های رابط استفاده می شود، بین سوراخهای فشار روی مدل و ترانسدیوسرهای فشار که در انتهای لوله های رابط نصب شده اند، یک تاخیر زمانی وجود دارد. با توجه به آنکه در اندازه گیری های پایا، بلافاصله پس از قرار گرفتن مدل در یک زاویه خاص، اطلاعات اخذ نشده، و با تاخیر زمانی کوتاهی این کار صورت می پذیرد، فشار حس شده توسط



ب) حرکت رو به پایین



الف) حرکت رو به بالا

شکل ۸ - تاثیر افزایش  $k$  در توزیع ضریب فشار حول ایرفویل،  $\alpha = 6^\circ$ ،  $\text{Re} = 1.12 \times 10^6$  و  $\alpha = 5 + 2 \sin(\omega t)$

آزمایشهای استاتیک به منظور بررسی دنباله جریان پشت مدل و اثرات زبری سطح، عدد رینولدز و غیره، با استفاده از ریک، که برای این آزمایشات طراحی و ساخته شده است [۲۳ و ۲۴]، فشار کل و استاتیک پشت مدل در شرایط مختلف اندازه‌گیری شد (نتایج در مرجع [۲۳ و ۲۴] موجود است). برای اندازه‌گیری دنباله دینامیکی نیز، ریکهای مخصوص آن طراحی شده‌اند، و آزمایشات در شرف اتمام‌اند. آزمایشات دینامیکی شامل اثرات زاویه اولیه، دامنه‌نوسان، فرکانس نوسان و عدد رینولدز. دامنه‌های نوسان و زاویای حمله اولیه به گونه‌ای تنظیم شده‌اند که در طی نوسان حداکثر زاویه حمله مدل از زاویه واماندگی استاتیکی به مراتب کمتر، مساوی، و یا به مراتب بیشتر باشد؛ و یا اینکه، زاویای قبل و بعد از واماندگی استاتیکی را پوشش دهد. در تمامی این حالات نیز با توجه به شبیه‌سازی ناپایایی موجود در توربینهای باد، دامنه‌های نوسان کم در نظر گرفته شده است.

## ۵-۱- حداکثر زاویه نوسانی ایرفویل کمتر از زاویه

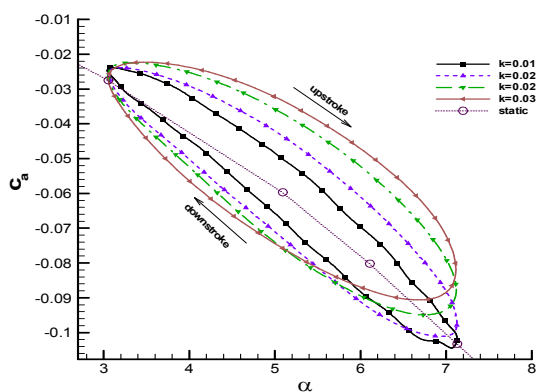
### واماندگی استاتیکی باشد

شکل (۸)، توزیع ضریب فشار در طول وتر برای زاویه حمله ۶ درجه را برای یک نمونه از نوسان مدل در این ناحیه نشان می‌دهد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، تاثیر افزایش فرکانس تقلیل یافته تا ناحیه ۴۰٪ از لبه حمله قابل ملاحظه است. با

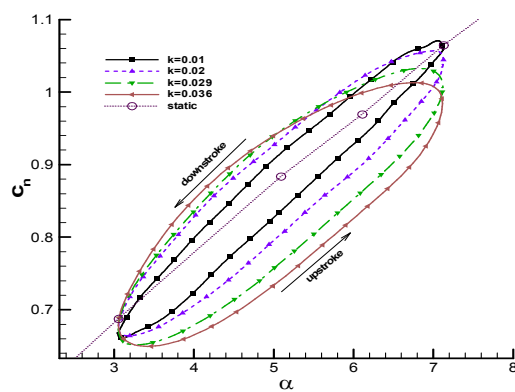
دو دسته خطای دقت (تصادفی)<sup>۱۶</sup>، و خطای تبعیض<sup>۱۷</sup> تقسیم، اندازه هر یک تعیین، و در نهایت، مجموع این دو، به عنوان خطای کل بیان می‌گردد [۲۲]. برای نتایج به دست آمده از آزمایشات تجربی، در محاسبه بخش خطای دقت، روشهای آنالیز آماری مورد استفاده در مسائل با تکرار زیاد<sup>۱۸</sup> مناسب نبوده و تنها تخمین اندازه این جزء، با استفاده از تخمین انحراف استاندارد صورت می‌پذیرد. مهمترین خطاهای دقت موجود در این آزمایش‌ها عبارت بودند از: خطاهای دید (انسانی)، خطاهای ناشی از اختلال در شرایط کارکرد تجهیزات، خطا در کالیبراسیون تجهیزات، و خطای ناشی از دقت محدود تجهیزات؛ که، ۳ مورد اول در دسته خطاهای دقت، و ۲ مورد آخر در گروه خطاهای تبعیض قرار می‌گیرند. با توجه به شرایط و تجهیزات انجام آزمایشات، سهم خطاهای دقت (تصادفی) بیشتر می‌باشد. بیشترین خطای مشاهده شده حدود ۱/۹٪ بود که در حد قابل قبولی است.

## ۵- نتایج و بحث

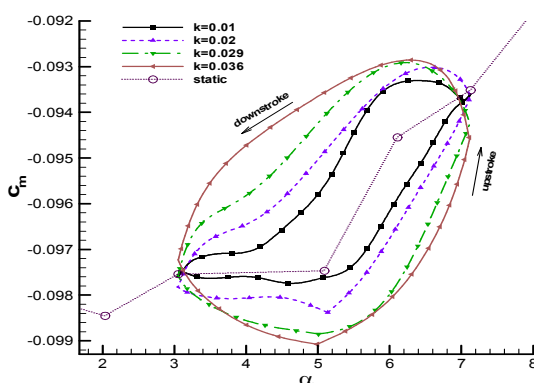
همان‌گونه که قبلاً توضیح داده شد، کلیه آزمایشات در تونل باد زیرصوت مرکز تحقیقات جهاد استان فارس انجام شد. آزمایشات در حالت‌های استاتیک و دینامیک، در زاویای حمله گوناگون و عددهای رینولدز مختلف انجام شد. در انجام



ب) ضریب نیروی محوری بر حسب زاویه حمله



الف) ضریب نیروی عمودی بر حسب زاویه حمله

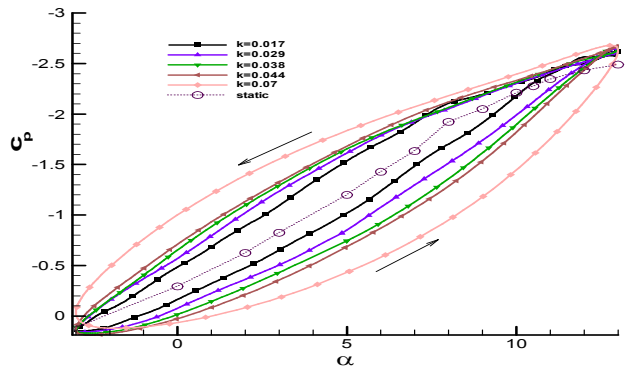
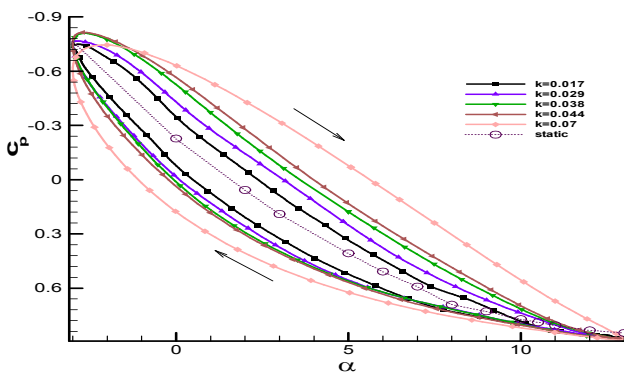
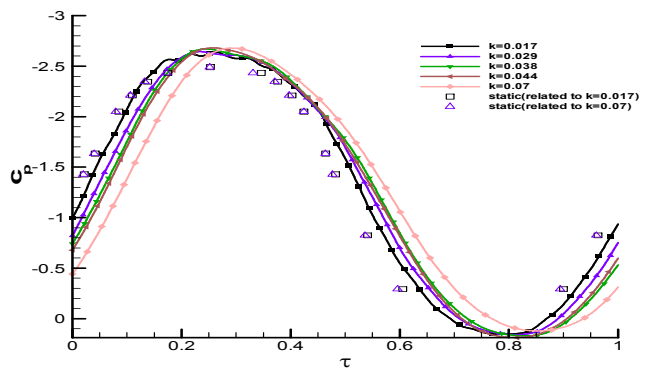
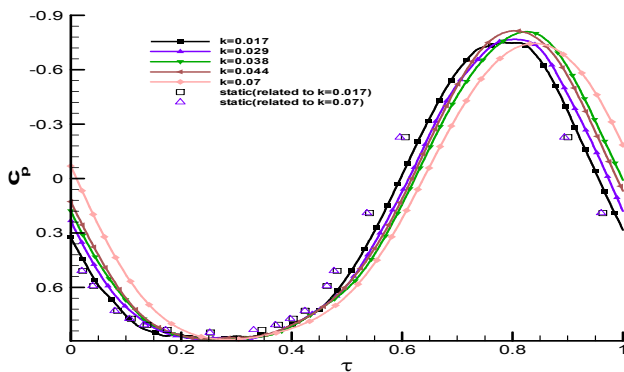


ج) ضریب ممان پیچ بر حسب زاویه حمل

شکل ۹ - تاثیر افزایش  $k$  در ضرایب آیرودینامیکی مدل ( $\alpha = 5 + 2 \sin(\omega t)$  &  $Re = 1.12 \times 10^6$ )

بیشینه نیز حدود ۷٪ کاهش یابد؛ به طوری که  $C_1$  از ۱/۰۸ برای  $k=0/01$  به  $1/005$  برای  $k=0/036$  می‌رسد. دلیل این کاهش نیز اثر منفی افزایش چرخش گردابه و خمیدگی القایی است. در شکل (۹-ب) ضریب نیروی محوری فشاری برای این حالت نشان داده شده است. با توجه به مقادیر استاتیکی این نمودار، بر خلاف نیروی محوری کلی (ناشی از نیروهای فشاری و اصطکاک پوسته‌ای)، که تا زوایای قسمت خطی ضریب نیروی برآ تغییرات کمی دارند، هر چه زاویه حمله بیشتر می‌شود، این ضریب نیرو نیز به صورت یکنواخت زیاد می‌شود. با افزایش فرکانس تقلیل یافته، پهنای حلقه هیستریسیز نمودار  $C_m$  بر حسب  $\alpha$ ، شکل (۹-ج) زیادت‌تر شده، و با توجه به آنکه جهت آنها پادساعتگرد است، لذا، میزان میرایی پیچشی آیرودینامیکی مثبت زیاد می‌شود.

مقایسه حالات "روبه بالا"  $19^\circ$  و "روبه پایین"  $20^\circ$  در این شکل می‌توان نتیجه گرفت که در این زاویه حمله، تاثیر  $k$  برای حالت روبه بالا بسیار بیشتر از حالت روبه پایین است. در شکل (۹)، مقادیر ضرایب آیرودینامیکی نیروی عمودی و محوری، و ضریب ممان پیچ برای هر دو حالت استاتیکی و دینامیکی نشان داده شده است. برای مقادیر ضریب نیروی عمودی، شکل (۹-الف)، در تمامی حالت‌های نوسانی شاهد تاخیر زمانی مقادیر دینامیکی نسبت به استاتیکی هستیم. دلیل این امر حاکم بودن عبارتهای چرخشی بر عبارتهای مجازی جریان ناپایای ایجاد شده است. به عبارت دیگر، گردابه‌های ریزش شده ناشی از دنباله ایرفویل سبب می‌شود که با افزایش فرکانس نوسان، علاوه بر کاهش شیب منحنی آن، حلقه هیستریسیز ناشی از نوسان، پهنتر شده و ضریب نیروی عمودی



ب) سطح پایین

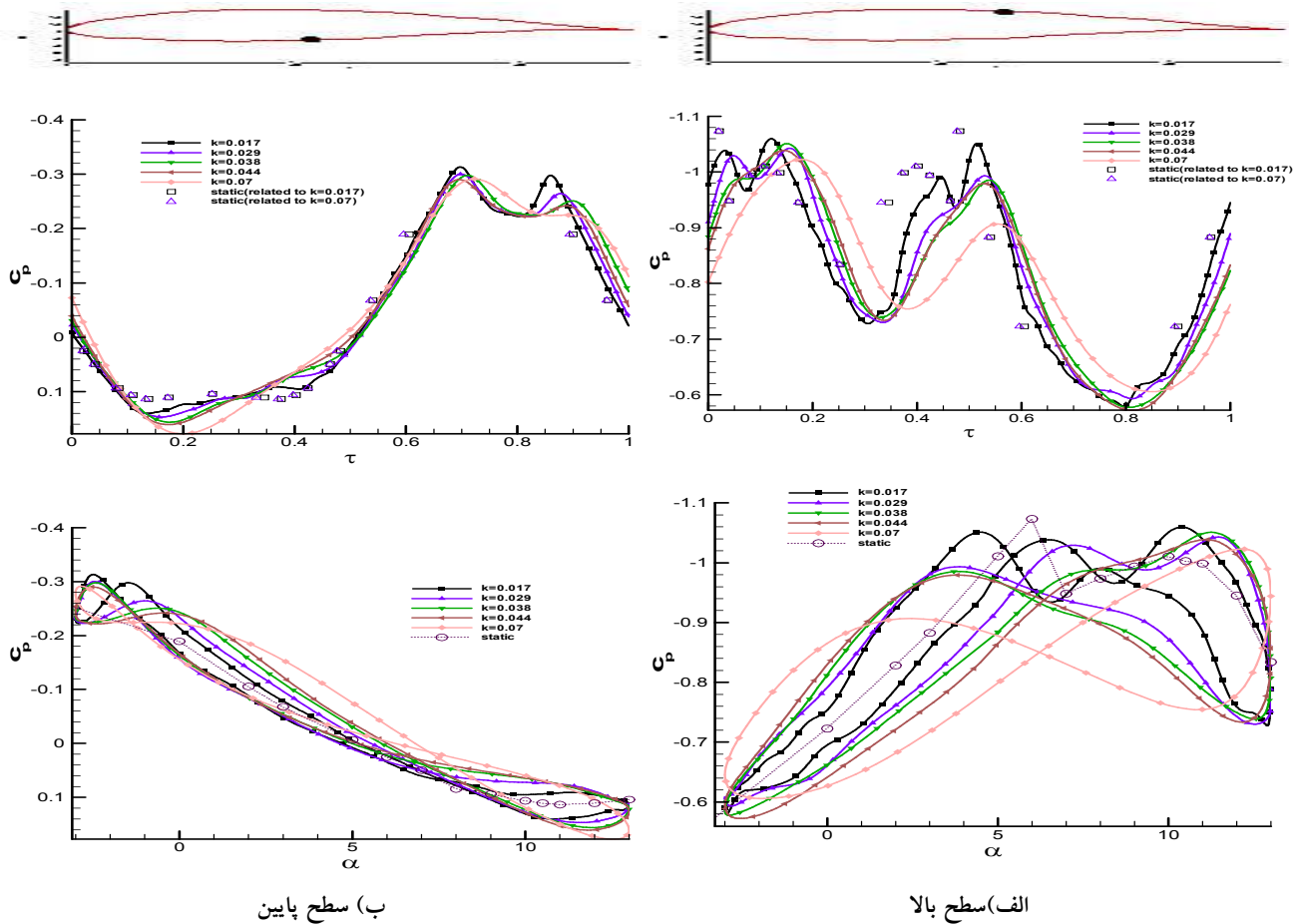
الف) سطح بالا

شکل ۱۰-۱ - تاثیر افزایش  $k$  در تغییر فشار استاتیکی،  $x/c = 0.05$ ،  $Re = 0.63 \times 10^6$  &  $\alpha = 5 + 8 \sin(\omega t)$

تاخیر زمانی داده‌های دینامیک نسبت به استاتیک بیشتر می‌شود. تاثیر افزایش  $k$  در افزایش تاخیر زمانی برای نقاط واقع در سطح پایینی مدل کمتر می‌شود. همچنین، تغییرات ضریب فشار برای نقطه  $x/c = 0.05$  حدود ۳ است؛ در حالی که، این تغییرات برای نقطه  $x/c = 0.05$  فقط ۰/۵ است. لذا می‌توان گفت که نقاط واقع تا قبل از ماکزیمم ضخامت مدل بیشترین تاثیر را در ایجاد نیروهای آیرودینامیکی دارند. نکته دیگر آنکه، در زوایای حمله کم، همه نقاط سطح بالایی مدل نسبت به داده‌های استاتیک خود دارای تاخیر فازی، و نقاط واقع در سطح پایین، تقدم فازی دارند. همچنین، پهنای حلقه هیستریز در نقاط سطح پایینی کمتر از نقاط واقع در بالای مدل است. این کاهش برای نقاط

## ۲-۵- حداکثر زاویه نوسانی ایرفویل نزدیک زاویه واماندگی استاتیکی باشد

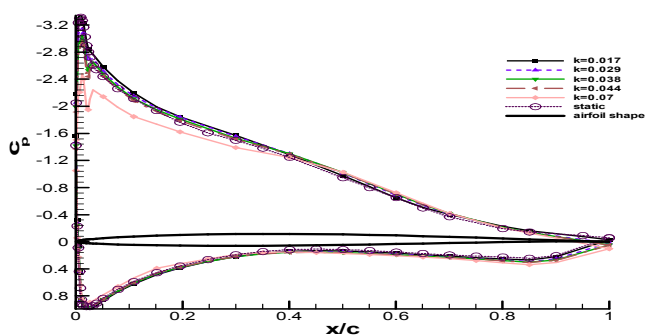
شکل (۱۰) نتایج به دست آمده برای تاریخچه زمانی فشار استاتیک و همچنین تغییرات آن با زاویه حمله در دو موقعیت  $x/c = 0.05$  و  $x/c = 0.05$  از لبه حمله را نشان می‌دهد. روند تاریخچه زمانی ضریب فشار در قسمت بالایی ایرفویل و نقطه قبل از ماکزیمم ضخامت (نقطه به فاصله ۵٪ از لبه حمله) مشابه تاریخچه زمانی حرکت ایرفویل است؛ ولی همان‌گونه که مشاهده می‌شود، شکل (۱۰-۱ الف)، ضریب فشار دینامیکی ماکزیمم برای  $k=0.017$  در  $\tau=0.26$  و برای  $k=0.07$  در  $\tau=0.305$  رخ می‌دهد. بنابراین، با افزایش فرکانس تقلیل یافته



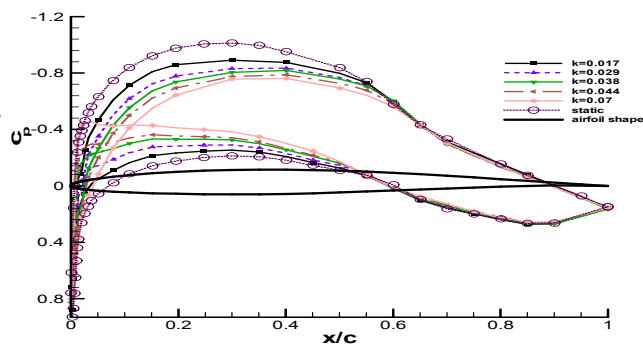
شکل ۱۰-۲ - تاثیر افزایش  $k$  در تغییر فشار استاتیکی،  $\alpha = 5 + 8 \sin(\omega t)$  &  $Re = 0.63 \times 10^6$ ,  $X_c = 0.5$

در حرکت رو به بالا و ایجاد تقاطع در نمودار توزیع ضریب فشار آن است (حرکت رو به بالا در شکل (۱۱-الف)); به طوری که، شکل توزیع ضریب فشار آن مشابه زوایای منفی شده است. به دلیل این پدیده، کاهش قابل ملاحظه‌ای در مقدار ضریب نیروی عمودی برای حرکت رو به بالا در این زاویه حمله مشاهده شده است. برخلاف تاثیر قابل ملاحظه افزایش  $k$  در توزیع ضریب فشار استاتیک برای زوایای حمله کم، در زوایای نزدیک و اماندگی برای این حالت نوسانی تاثیر افزایش فرکانس تقلیل یافته ناچیز است (به جز برای این زاویه  $\alpha = 12^\circ$ ، را نشان می‌دهد. همان گونه که مشاهده می‌شود، در این حالت بیشینه مکش فشاری را در نزدیک لبه

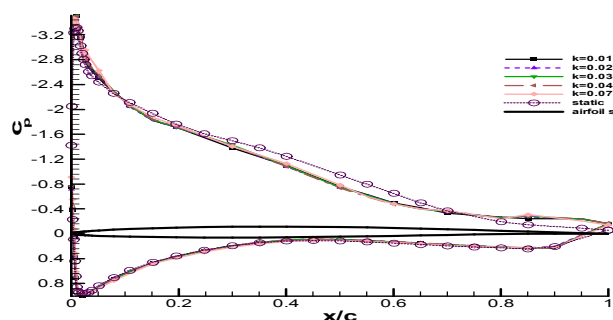
واقع در بعد از ضخامت ماکزیمم، شکل (۱۰-ب)، کاملاً مشهود است. نمونه‌ای از تغییرات ضریب فشار در طول ایرفویل برای دو زاویه بمراتب کمتر از اماندگی استاتیکی و در نزدیکی آن، در شکل (۱۱) آورده شده است. برای زاویه حمله  $2^\circ$  درجه، شکل (۱۱-الف)، هیچ جدایش جریانی مشاهده نمی‌شود. علاوه بر آن، با توجه به نمودارهای حرکت روبه بالا و رو به پایین مربوط به این زاویه، اثر فرکانس تقلیل یافته تنها تا  $X_c = 0.55$  ابتدای ایرفویل و بیشتر در سطح بالایی آن است و بقیه نواحی آن، تاثیر بسیار ناچیزی از تغییر  $k$  می‌پذیرند. همچنین، در یک  $k$  ثابت، نقطه بیشینه مکش<sup>۲۱</sup> در حرکت روبه بالا نسبت به حرکت روبه پایین، در فاصله عقبتری رخ می‌دهد. نکته قابل توجه دیگر برای این زاویه حمله، تاثیر قابل ملاحظه عبارتهای چرخشی<sup>۲۲</sup>



حرکت رو به بالا

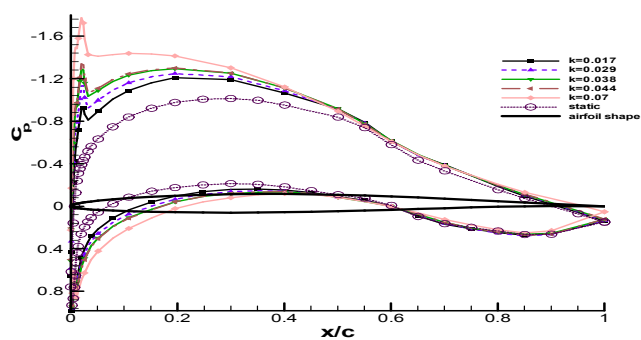


حرکت رو به بالا



حرکت رو به پایین

$\alpha = 12^\circ$  (ب)



حرکت رو به پایین

$\alpha = 2^\circ$  (الف)

شکل ۱۱- تاثیر افزایش  $k$  در توزیع ضریب فشار حول ایرفویل ( $\alpha = 5 + 8\sin(\omega t)$  &  $Re = 0.63 \times 10^6$ )

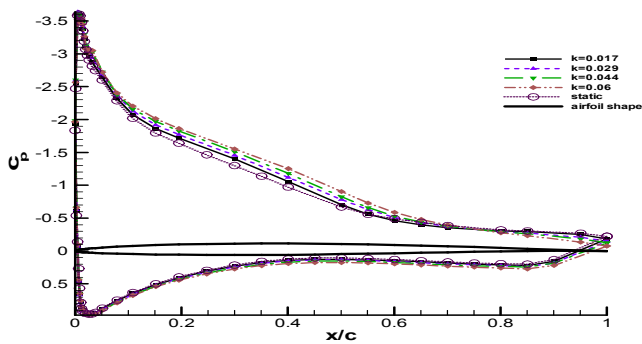
نشان داده شده است. یکی از این زوایا قبل از واماندگی (زاویه ۷ درجه)، و دیگری بعد از واماندگی (زاویه ۱۴ درجه) است. برای زاویه حمله ۷ درجه، شکل (۱۲-الف) و در حرکت "رو به بالا" تنها ۵۰٪ نقاط فشار ابتدای ایرفویل از حرکت نوسانی اثر پذیرفته‌اند و نقاط بعد از آن تفاوتی با حالت استاتیکی ندارند. این اثرپذیری نیز در نقاط واقع در سطح بالایی بسیار بیشتر از سطح پایینی آن است؛ به طوری که، ماکزیمم اختلاف ضریب فشار بین حالت نوسانی  $k=0/06$  و استاتیکی متناظر،  $\Delta C_p = 0/5$  است، شکل (۱۲-الف)؛ در حالی که، این اختلاف برای سطح پایینی حداکثر  $\Delta C_p = 0/09$  است. همچنین، افزایش فرکانس تقلیل یافته بیشتر در نقاط تا قبل از ماکزیمم ضخامت ایرفویل (حدود  $X/c = 0/35$ ) تاثیر گذاشته و سبب کاهش مقدار

ایرفویل شاهد هستیم و جریان تقریباً از نزدیکی لبه حمله به بعد مغشوش است. برای حرکت "رو به بالا" در این زاویه، جریان تا انتهای ایرفویل چسبیده به سطح است؛ ولی، برای حرکت "رو به پایین"، از نقطه  $X/c = 0/7$  تا  $X/c = 1$  مدل شاهد جدایش جریان هستیم. مکان این نقطه نیز با تغییر فرکانس تقلیل یافته تغییر به‌سزایی نمی‌کند.

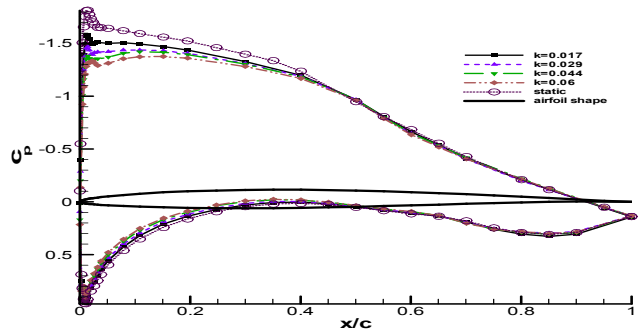
### ۳-۵- زاویه نوسانی ایرفویل به‌گونه‌ای باشد که زاویه‌های

قبل و بعد از واماندگی استاتیکی را پوشش دهد

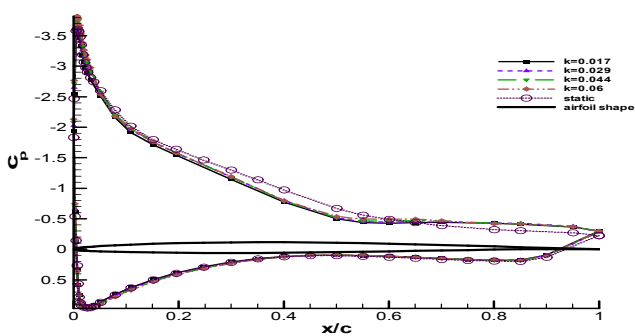
آزمایشات این حالت، مشابه بیشترین حالات عملکرد پره توربین باد در سایت است. در شکل (۱۲) توزیع ضریب فشار برای دو زاویه حمله و در حرکت‌های "رو به بالا" و "رو به پایین"



حرکت روبه بالا

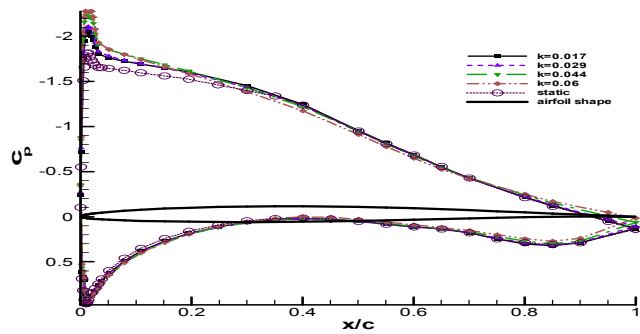


حرکت روبه بالا



حرکت روبه پایین

$\alpha = 14^\circ$  (ب)



حرکت روبه پایین

$\alpha = 7^\circ$  (الف)

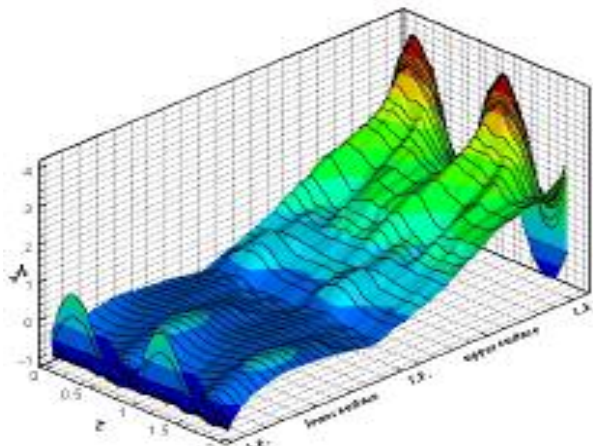
شکل ۱۲ - تاثیر افزایش  $k$  در توزیع ضریب فشار حول ایرفویل ( $\alpha = 10 + 5 \sin(\omega t)$  &  $Re = 0.63 \times 10^6$ )

نیمه عقبی مدل می پذیرد. نکته دیگر تاثیر قابل ملاحظه حرکت نوسانی در نقطه جدایش جریان است. در حرکت روبه بالا، جدایش جریان در نقطه  $x/c \cong 0.75$  و در حرکت روبه پایین، این پدیده در فاصله  $x/c \cong 0.5$  از لبه حمله رخ می دهد. دلیل به تعویق افتادن جدایش در حالت روبه بالا، احتمالاً تشکیل جت لبه حمله و در نتیجه افزایش انرژی جریان حول آن است.

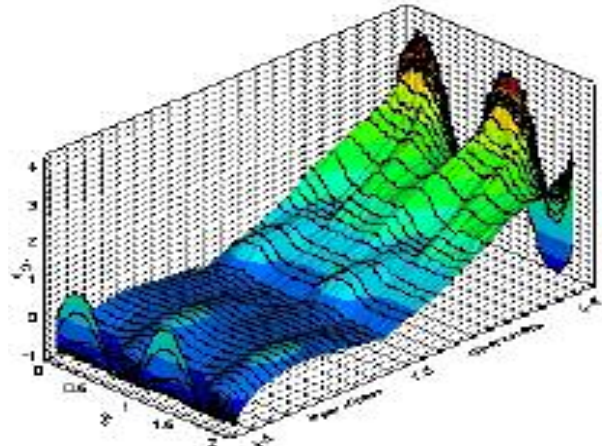
در حرکت روبه پایین، این اثر برعکس شده و لذا، جریان در فاصله کمتری از لبه حمله جدا می شود. برای بررسی بهتر نقاط تاثیر گذار در نیروهای آیرودینامیکی مدل در این حالت، و همچنین، تاثیر افزایش فرکانس تقلیل یافته در روند تغییرات کلیه نقاط اندازه گیری فشار، در شکل (۱۳) تاریخچه زمانی همه پورت های فشاری نشان داده شده است. همان گونه که مشاهده می شود، مقدار تغییرات ضریب فشار در سطح بالایی به

ضریب فشار،  $|c_p|$ ، آن می شود، شکل (۱۲-الف). این روند در حرکت روبه پایین برعکس شده و مقدار آن با افزایش فرکانس تقلیل یافته بیشتر می شود. این اثرات سبب می شود که در این زاویه با افزایش فرکانس تقلیل یافته، ضریب نیروی عمودی برای حالت روبه بالا کمتر و در حالت روبه پایین، بیشتر شود، شکل (۱۴-الف). در زاویه حمله ۱۴ درجه، شکل (۱۲-ب)، برخلاف زاویه حمله ۷ درجه بیشینه مکش فشار تقریباً در لبه حمله دیده می شود. این پدیده سبب می شود که بعد از آن، مقدار  $|c_p|$  افت ناگهانی و زیادی داشته باشد. همین امر سبب می شود که تاثیر افزایش فرکانس تقلیل یافته، به جای آنکه مانند زاویه حمله ۷ درجه در نزدیکی لبه حمله باشد، بیشتر در فاصله بین  $x/c = 0.1$  تا  $x/c = 0.7$  ایرفویل باشد. همچنین، در این حالت سطح پایینی ایرفویل تاثیر بسیار ناچیزی از افزایش  $k$  و آن هم در

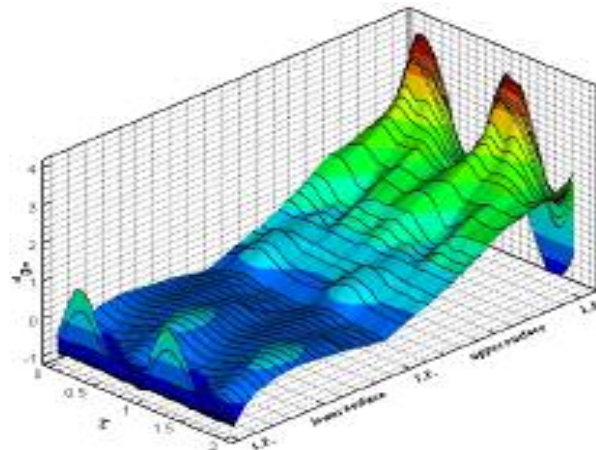




ب)  $k=0.044$



الف)  $k=0.017$



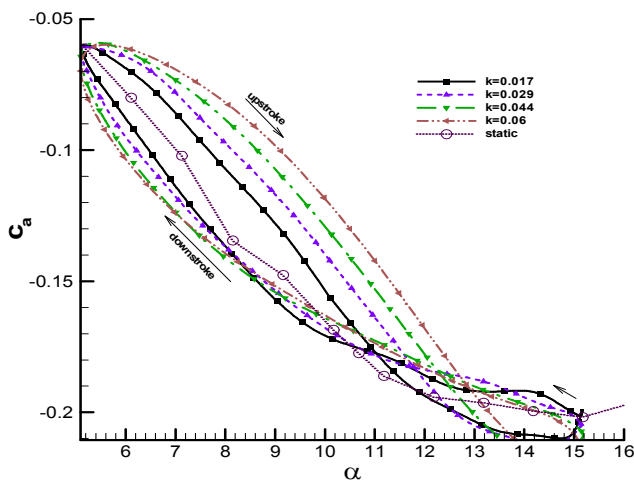
ج)  $k=0.06$

شکل ۱۳ - توزیع فشار ناپایا برای سطح بالا و پایین مدل برای دو سیکل نوسان ( $\alpha = 10 + 5 \sin(\omega t)$  &  $Re = 0.63 \times 10^6$ )

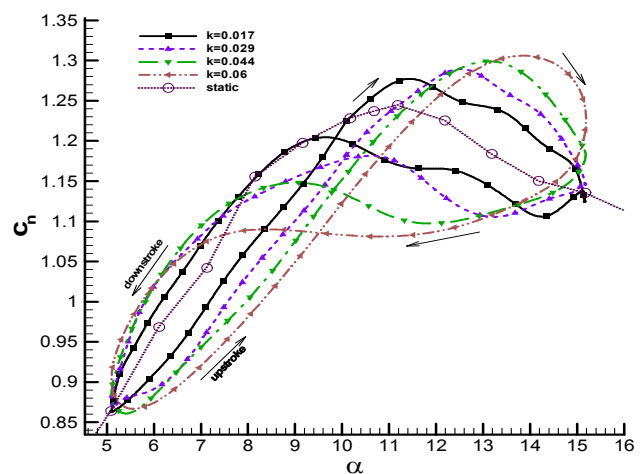
نیروی عمودی بر حسب زاویه حمله کاملاً مشهود است. زاویه واماندگی که برای  $k=0.017$  برابر با  $11/3$  درجه است، با افزایش فرکانس تقلیل یافته به  $0.06$  به زاویه  $14$  درجه می‌رسد. همچنین، با نوسان ایرفویل در  $k=0.06$  شاهد افزایش  $5/6$  درصدی ضریب نیروی عمودی هستیم. به طوری که مقدار آن از  $1/24$  برای حالت استاتیک، به  $1/31$  در این فرکانس تقلیل یافته می‌رسد. در فرکانس تقلیل یافته شده  $k=0.017$ ، نمودارهای حرکت بالارو و پایین رو ضریب نیروی عمودی در زاویه حمله  $9/9$  درجه با یکدیگر برخورد می‌کنند. این تقاطع سبب عوض شدن تاخیر و تقدم فازی نمودار حالت دینامیکی می‌شود. در نمودارهای ضریب نیروی افقی و ممان پیچ، شکل‌های (۱۴-ب)

$c_p = -4$  می‌رسد؛ در حالی که، ضریب فشار نقاط واقع در سطح پایین، حداکثر  $c_p = 1$  است. همچنین، بیشینه قدرمطلق ضریب فشار برای نقاط تا  $x/c = 0.5$  ایرفویل، حداکثر  $|c_p| = 1$  است (که در سطح بالا رخ می‌دهد)؛ لذا می‌توان گفت در این حالت نیز بیشترین نیروی آیرودینامیکی از نقاط واقع تا  $x/c = 0.5$  از لبه حمله و آن‌هم، سطح بالایی ایرفویل حاصل می‌شود. با افزایش فرکانس تقلیل یافته، نمودارهای ضریب فشار مسطحتر می‌شوند، شکل (۱۳)، و افت‌های بیشینه مکش مشاهده شده در فرکانسهای پایین، از بین می‌روند. لذا بایستی انتظار داشت که با افزایش فرکانس تقلیل یافته، زاویه واماندگی دینامیکی ایرفویل بیشتر شود. این تاثیر در شکل (۱۴-الف) در نمودار ضریب

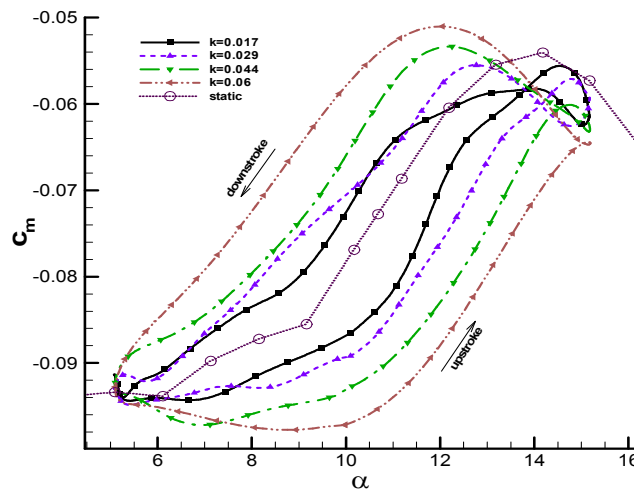




(ب) ضریب نیروی محوری بر حسب زاویه حمله



(الف) ضریب نیروی عمودی بر حسب زاویه حمله



(ج) ضریب ممان پیچ بر حسب زاویه حمله

شکل ۱۴- تاثیر افزایش  $k$  در ضرایب آیرودینامیکی مدل

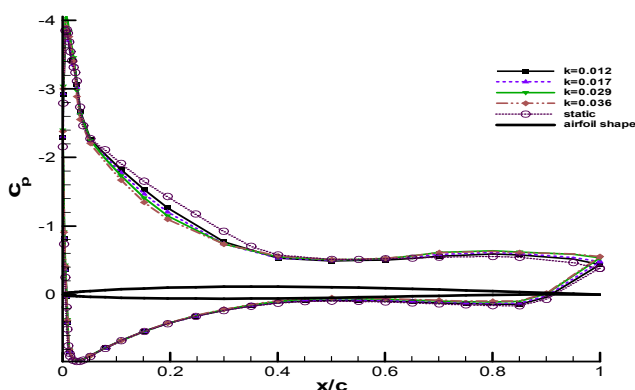
$$(\alpha = 10 + 5 \sin(\omega t) \text{ \& } Re = 0.63 \times 10^6)$$

۴-۵- محدوده زاویه نوسانی ایرفویل کاملاً بعد از زاویه

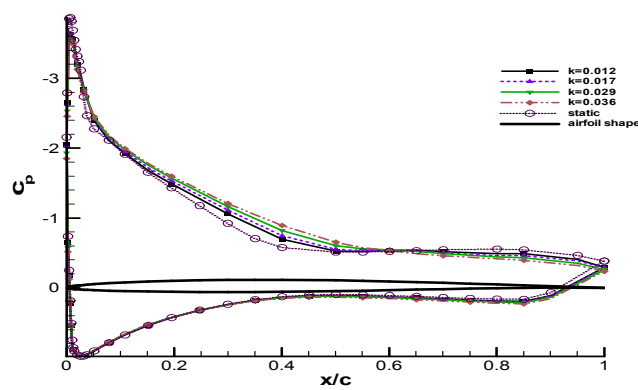
حمله واماندگی استاتیکی باشد

در شکل‌های (۱-۱۵) و (۲-۱۵) می‌توان توزیع ضریب فشار حول مدل برای دو زاویه حمله در این حالت را مشاهده کرد. در هر دو زاویه حمله شاهد جدایش جریان در بخش عمده‌ای از سطح ایرفویل هستیم. حرکت بالارو در هر دو حالت سبب به تعویق انداختن نقطه جدایش شده است. به طوری که به عنوان نمونه، برای زاویه حمله ۱۶ درجه، جدایش جریان در حرکت پایین رو در فاصله  $x/c = 0.37$

و (۱۴-ج)، نیز شاهد این تغییر روند هستیم. با این تفاوت که در نمودار ضریب نیروی افقی بر خلاف دو ضریب نشان داده شده دیگر، در زوایای پایین، داده‌های دینامیک نسبت به مقادیر استاتیکی خود، تقدم فازی دارند، شکل (۱۴-ب)، با افزایش فرکانس تقلیل یافته، زاویه برخورد نمودارهای حرکت بالارو و پایین رو اندکی کاهش می‌یابد؛ به گونه‌ای که در  $k=0.06$  این تقاطع در زاویه ۹/۴ درجه اتفاق می‌افتد، شکل (۱۴-الف)، به نظر می‌رسد دلیل این امر، نزدیک بودن زاویه اولیه نوسان به زاویه واماندگی استاتیکی ایرفویل است.

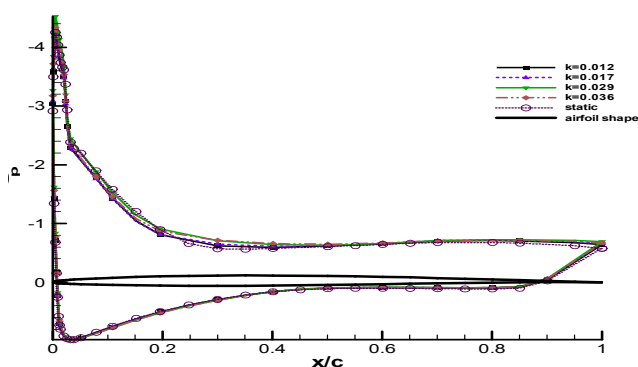


ب) حرکت "پایین رو"

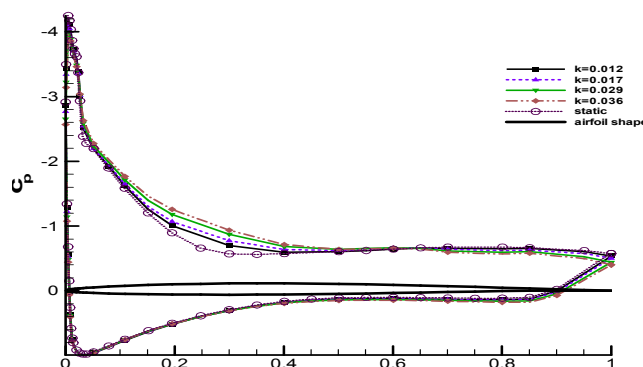


الف) حرکت "بالارو"

شکل ۱۵-۱ - تاثیر افزایش  $k$  در توزیع ضریب فشار زاویه ۱۶ درجه حول ایرفویل ( $\alpha_o = 18$  &  $Re = 1.12 \times 10^6$ )



ب) حرکت "پایین رو"

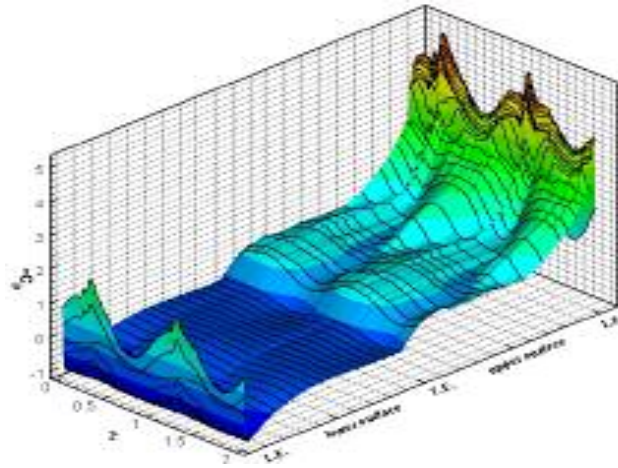


الف) حرکت "بالارو"

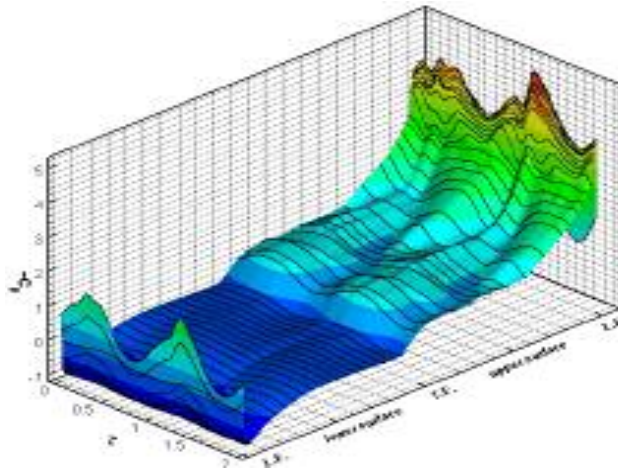
شکل ۱۵-۲ - تاثیر افزایش  $k$  در توزیع ضریب فشار زاویه ۲۰ درجه حول ایرفویل ( $\alpha_o = 18$  &  $Re = 1.12 \times 10^6$ )

پایینی آن قدر زیاد است که، تغییرات ضریب فشار سطح پایین در برابر آنها تقریباً به خط صاف تبدیل شده‌اند. همچنین افزایش فرکانس تقلیل یافته از ۰/۱۲ به ۰/۳۶ سبب بهبود قابل ملاحظه افت مقدار بیشینه ضریب فشار در سطح بالایی شده است. نکته قابل توجه تغییر روند نمودارهای ضرائب آیرودینامیکی است. به طوری که در این حالت نمودارهای ضرائب نیروی عمودی و ممان پیچ نسبت به مقادیر استاتیکی خود تقدم فازی (جهت نمودارها به صورت ساعتگرد) و ضریب نیروی افقی نسبت به داده‌های استاتیکی و متناظر خود دارای تاخر فازی است، شکل (۱۷). همچنین، کاهش شدید میرایی پیچشی آیرودینامیکی و تاثیر کم فرکانس

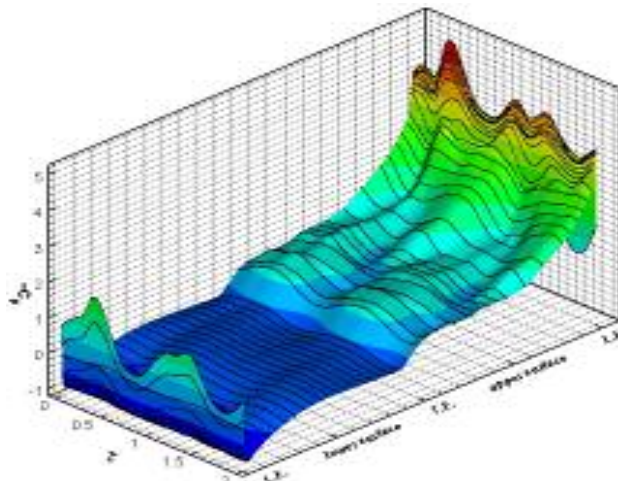
از لبه حمله رخ می‌دهد؛ در حالی که، حرکت بالارو سبب عقب راندن این نقطه و ظهور آن در فاصله حدود  $x/c = 0/6$  از لبه حمله می‌شود. نکته دیگر آنکه، اگرچه نوسان ایرفویل سبب تغییر در مقادیر ضریب فشار نقاط  $x/c = 0/1$  تا حدود نیمه ایرفویل،  $x/c = 0/5$ ، می‌شود. ولی، افزایش شدت نوسان (زیاد شدن  $k$ ) تغییر چندانی (به خصوص در حرکت روبه پایین) در ضریب فشار بر جا نمی‌گذارد. این پدیده در زاویه حمله ۲۰ درجه بیشتر بروز می‌کند. شکل (۱۶) این روند را برای کلیه نقاط اندازه‌گیری فشار به خوبی نشان می‌دهد. همان گونه که دیده می‌شود، مقادیر ضریب فشار سطح بالایی و به خصوص در نزدیکی لبه حمله مدل نسبت به مقادیر سطح



الف)  $k=0.12$

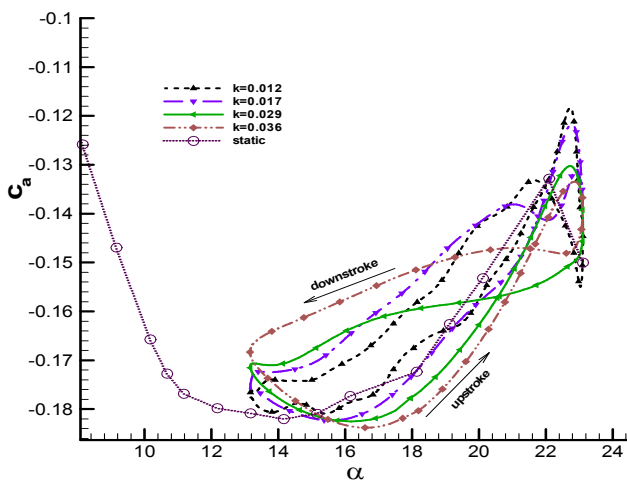


ج)  $k=0.29$

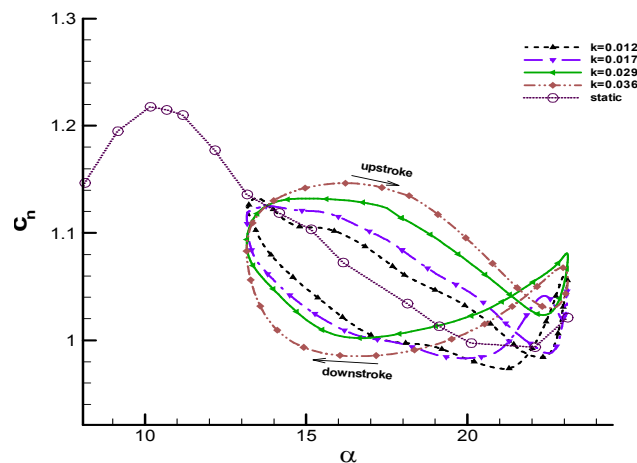


د)  $k=0.36$

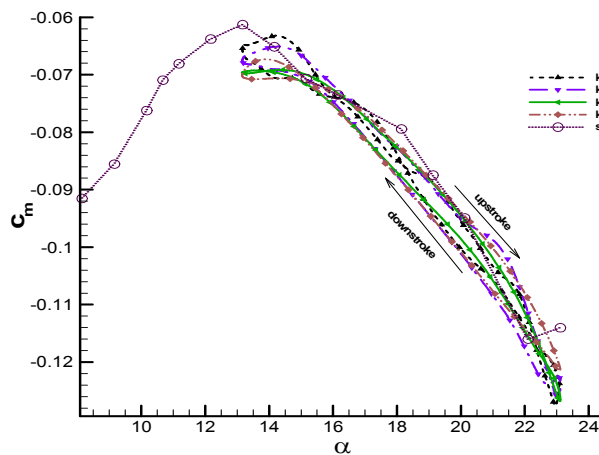
شکل ۱۶ - توزیع فشار ناپایا برای سطح بالا و پایین مدل برای دو سبکل نوسان ( $\alpha = 18 + 5 \sin(\omega t)$  &  $Re = 1.12 \times 10^6$ )



ب) ضریب نیروی محوری بر حسب زاویه حمله



الف) ضریب نیروی عمودی بر حسب زاویه حمله



ج) ضریب ممان پیچ بر حسب زاویه حمل

شکل ۱۷- تاثیر افزایش  $k$  در ضرایب آیرودینامیکی مدل ( $\alpha = 18 + 5 \sin(\omega t)$  &  $Re = 1.12 \times 10^6$ )

اطلاعات نظری و یا تجربی در دسترس نیست؛ و لذا، آزمایشات حال حاضر برای یک مقطع از آن انجام شده است. در این مقاله، همان گونه که ذکر شد، برخی از نتایج دینامیکی برای بررسی اثرات جریان ناپایا در کارایی پره توربین باد ارائه شده است. به طور خلاصه می توان مهمترین اثرات افزایش فرکانس تقلیل یافته در این مقطع را به صورت زیر دانست:

- تاثیر افزایش فرکانس تقلیل یافته در گردابه های ریزشی و عبارتهای چرخشی جریان و نهایتاً، افزایش پهنای حلقه هیستریسیز. همچنین، به نظر می رسد با ثابت ماندن

تقلیل یافته برای این حالت نوسانی در شکل مربوط به ضریب ممان پیچ، شکل (۱۷-ج)، کاملاً مشهود است.

## ۶- نتیجه گیری

برای بررسی رفتار آیرودینامیکی و نتیجتاً محاسبه دقیق کارایی پره توربین برق- بادی ۶۶۰ کیلوواتی، یک مقطع از این پره در تونل باد زیر صوت مرکز تحقیقات جهاد استان فارس در شرایط مختلف استاتیکی و دینامیکی مورد آزمایش قرار گرفت. لازم به ذکر است که، از کارایی آیرودینامیکی این پره هیچ

واماندگی دینامیکی لحاظ نمی‌شود، مقدار توان خروجی را کمتر از حالت واقعی پیش بینی می‌کنند و بنابراین بایستی از مقادیر ناپایای مربوطه برای دقیقتر بودن نتایج، بهره برد. امید است که، با توجه به نتایج موجود بتوان میزان خطای روشهای مهندسی و نظری در رابطه با این توربین را به دست آورد و در محاسبه عملکرد پره، برای طراحی توربینهای باد در کشور (که این مقاله در راستای این پروژه است)، بهره برد.

### قدردانی

این پروژه با حمایت‌های مالی سازمان انرژیهای نو ایران، سانا، انجام شده است؛ نگارندگان از مسئولان محترم آن سازمان تشکر و قدردانی می‌کنند. همچنین، از مسئولین محترم تونل باد جهاد کشاورزی شیراز به ویژه آقای مهندس علیزاده که در انجام آزمایشات نهایت همکاری را مبذول داشتند، تشکر می‌شود.

حاصلضرب: "فرکانس تقلیل یافته" در "دامنه نوسان"، پهنای حلقه نیز، ثابت می‌ماند.

- کاهش شیب منحنی ضریب نیروی عمودی برای نوسانات  $\alpha_{max,dyn} < \alpha_{stall,static}$ ، و افزایش این شیب برای نوسانات پس از رخداد پدیده شکل هشت انگلیسی
- کاهش بیشینه ضریب نیروی عمودی
- تاثیر عمده نوسان برای این ایرفویل در نقاط تا قبل از  $\alpha/c = 0/4$  وتر سطح بالایی برای زوایای کمتر از واماندگی، و تاثیر بیشتر برای زوایای حمله  $\alpha_{max,dyn} > \alpha_{stall,static}$
- میرایی پیچشی منفی در نقاط نزدیک واماندگی
- تعویق قابل ملاحظه زاویه واماندگی
- تاثیر ناچیز افزایش فرکانس تقلیل یافته شده در ضریب ممان پیچ نوسانات به مراتب پس از واماندگی
- با توجه به تاثیر قابل توجه فرکانس تقلیل یافته در افزایش برای پره توربین، روشهایی مانند BEM که در آنها ناحیه

### واژه نامه

- |                       |                                   |                         |
|-----------------------|-----------------------------------|-------------------------|
| 1. pitch oscilation   | 9. off design                     | 17. bias error          |
| 2. plung oscilation   | 10. tower shadow                  | 18. repeat-sampled data |
| 3. quasi-steady       | 11. blade flapping                | 19. upstroke            |
| 4. circulatory part   | 12. yaw                           | 20. downstroke          |
| 5. apparent mass part | 13. light stall                   | 21. suction peak        |
| 6. passive control    | 14. blade element momentum theory | 22. circulatory part    |
| 7. active control     | 15. wind blockage                 |                         |
| 8. deep stall         | 16. precision or random error     |                         |

### مراجع

1. Rogers, A. L., Manwell, J. F., and Wright, S., "Wind Turbine Acoustic Noise," Renewable Energy Laboratory, University of Massachusetts at Amherst, 2002.
2. Corten G. P., "Flow Separation on Wind Turbine Blades," NUGI 837, 2000.
3. سلطانی، م. ر.، عسکری، ف.، و صدیقی، م.، "آنالیز مقطع توربین برق- بادی ۶۶۰kw و مقایسه آن با سایر مقاطع، گزارش ۱-۱۰۲ سازمان انرژیهای نو ایران، اسفند ۱۳۸۴.
4. Theodorsen, T., "General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter," NACA Report, No. 496, 1935.
5. سلطانی م. ر.، و برخورداری ع. ر.، "تخمین نیروهای آیرودینامیکی غیر دائم دو بعدی در زوایای حمله بالا"، دومین کنفرانس سراسری مهندسی هوافضا، مهرماه ۷۷.
6. Swalwell, K. E., Sheridan, J., and Melbourne, W. H., "The Effect of Turbulence Scale and Intensity on Stall of NACA 4421 Airfoil," Department of Mechanical Engineering, Monash University, Victoria, Australia, 2003.
7. McCroskey, W. J., "Unsteady Airfoils," *Ann. Rev. Fluid Mech.*, U.S. Army Aerodynamics Laboratory and NASA, pp. 285-309, 1982.

8. Vermeer, K. J., Sørensen J. N., and Crespo A., *Wind Turbine Wake Aerodynamics*, Progress in Aerospace Sciences, Elsevier, 2003.
  9. Huyer, S. A., Simms, D., and Robinson, M. C., "Unsteady Aerodynamics Associated with a Horizontal-Axis Wind Turbine," *AIAA Journal*. Vol. 34, Number 7, pp. 1410-1419, July 1996.
  10. Eggleston D. M. and Stoddard F. S., *Wind Turbine Design*, Von Nostrand Reinhold, New York, 1987.
  11. Leishman J. G., and Martin G. L., "Challenges in Modeling the Unsteady Aerodynamic of Wind Turbines," *AIAA*, 2002-0037, *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Reno, 2002.
  12. Lang J. D., and Francis M. S., "Unsteady Aerodynamics and Dynamic Aircraft Maneuverability," *AGARD-CP-36*, pp. 143-162, May 1985.
  13. Commerford G. L., and Carta F. O., "Unsteady Aerodynamic Response of a Two-Dimensional Airfoil at High Reduced Frequency," United Aircraft Research Laboratories, East Hartford, Conn., 1974.
  14. Soltani, M.R., and Seddighi, M., "Determination of the Influence of Turbulence Intensity on the Unsteady Behavior of a Wind Turbine Blade Section," *45<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 26<sup>th</sup> ASME Wind Energy Symposium*, "Accepted for print", Jan. 2007.
  15. Seddighi, M., and Soltani, M., "Effect of Surface Roughness on an Airfoil in Pitching Motion," *AIAA*, 2006-3918, *36<sup>th</sup> Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, Jun 2006.
  16. Walker, J., *Wind Energy Technology*, John Wiley & Son, Inc. 1997.
  17. Hansen A. C., and Butterfield C. P., "Aerodynamics of Horizontal Axis Wind Turbines," *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1993.
  18. Rae, W. H., Pope Jr. and A., *Low-Speed Wind Tunnel Testing*, John Wiley & Sons, Inc, 1984.
  19. Holman, J. P., *Experimental Methods for Engineers*, Seventh Edition, McGraw-Hill, 2001.
  20. Soltani, M. R., Rasi, F., Seddighi, M., and Bakhshalipour, A., "An Experimental Investigation of Time Lag in Pressure-Measuring Systems," *AIAC-2005-028, presented at 2<sup>nd</sup> Ankara International Aerospace Conference, Ankara, Turkey, Aug. 22-25, 2005*.
  21. Horowitz P., and Hill W., *The Art of Electronics*, 2<sup>nd</sup> Edition, Cambridge University Press, UK, 1989.
  22. Beckwith, T. G., Marangoni, R. D., and Lienhard V, J. H., *Mechanical Measurements*, Fifth Edition, Addison-Wesley Publishing Company, 1993.
۲۳. سلطانی م. ر.، عسکری ف.، و بخشعلی پورع.، "بررسی اثرات زبری بر روی کارایی آیرودینامیکی مقطع پره توربین باد"، فصلنامه علمی و پژوهشی شریف، شماره ۳۷، ص ۵۸-۴۹، بهار ۸۶.
24. Soltani, M. R., Askari F., and Bakhshalipour A., "Roughness and Turbulence effect on the Aerodynamic Efficiency of a Wind Turbine Blade Section," *AIAC-2005-057, 2<sup>nd</sup> Ankara International Aerospace Conference*, Aug. 2005.