

اندازه‌گیری فشار در مقطع سه‌بعدی پره توربین باد

محمد رضا سلطانی (استاد)

علی پولی بابایی ممقانی (دانشجوی کارشناسی ارشد)

علی بخشنعلی پور (دانشجوی دکتری)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

به منظور بررسی رفتار آئرو دینامیکی مقطع پره توربین باده برای نخستین بار در کشور و با حمایت مالی بخش انرژی‌های نو برنامه‌ی جامع، شامل آزمایش‌های مختلف، تدارک دیده شده است. به دلیل وجود جریان‌های سه‌بعدی و اهمیت آن در رفتار آئرو دینامیکی پره، یک مدل سه‌بعدی از مقطع پره توربین در حال ساخت در توتل باد مادون صوت جهاد کشاورزی شیراز، در زوایای حمله‌ی ۵- تا ۲۵ درجه و سرعت‌های ۳۰، ۶۰ و ۸۰ متر بر ثانیه مورد آزمایش قرار گرفت. نتایج به دست آمده از دنباله‌ی مدل، شامل توزیع فشار استاتیکی، ضریب برا و ضریب پسا، با نتایج به دست آمده از آزمایش دوبعدی مقایسه و سپس اثرات سه‌بعدی جریان در این ضرایب بررسی شده است. این بررسی‌ها نشان می‌دهد که وجود جریان سه‌بعدی روی پره باعث کاهش ضریب برا و کارایی پره توربین می‌شود. با این حال، در حالت سه‌بعدی زاویه‌ی واماندگی افزایش می‌یابد.

واژگان کلیدی: توربین باده، توتل باد، توزیع فشار، ضریب برا، دنباله.

۱. مقدمه

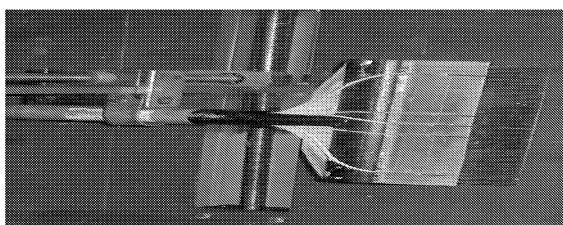
توربین باد تعریف شده است. این مقطع از فاصله‌ی ۷۵ درصدی شعاع پره انتخاب شده است. داده‌های تجربی به دست آمده از آزمایشات، با نتایج آزمایش دوبعدی این مقطع و نیز با نتایج حاصل از حل عددی دوبعدی مقایسه شده است. همچنین از این نتایج در تحلیل پره توربین برق بادی در حال ساخت، طراحی پره توربین با توان بالاتر و اعتبارسنجی نتایج محاسبات عددی استفاده خواهد شد. خلاصه اهداف دنبال شده در یکی از فازهای این پروژه عبارت‌اند از:

- تعیین ضرایب آئرو دینامیکی مدل سه‌بعدی مقطع توربین باد!
- بررسی اثر عدد رینولدز و تغییر زاویه‌ی حمله بر توزیع فشار، دنباله و شکل میدان جریان!
- بررسی اثرات سه‌بعدی جریان در مقایسه با نتایج دوبعدی!
- تهیه‌ی داده‌های تجربی و اعتبارسنجی نتایج عددی.

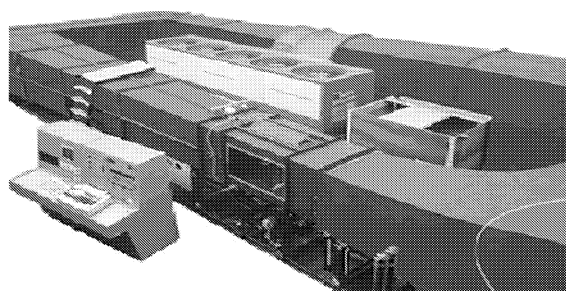
۲. تجهیزات آزمایش

برای انجام آزمایش‌ها و دقت هرچه بیشتر در اندازه‌گیری مقادیر حاصل، از تجهیزات آزمایشی به شرح زیر استفاده یا در صورت عدم دسترسی، طراحی و ساخته شده است.

انرژی باد و بهره‌گیری از توربین‌های برق بادی در جذب این انرژی طبیعی و پایان‌ناپذیر از مهم‌ترین منابع و راهکارهای جدید تأمین انرژی در جهان است. با پیشرفت دانش تجربی و محاسباتی آئرو دینامیک، در کنار نرم‌افزارهای مهندسی در این زمینه و بهره‌گیری از فناوری‌های جدید در ساخت پره‌های ترکیبی سبک و مستحکم، زمینه‌ی گسترش ساخت و استفاده از توربین‌های برق بادی با توان بالا را ایجاد کرده است. نوع مقطع به کار رفته در پره توربین یکی از عوامل بسیار مهم و مؤثر در تعیین توان توربین‌های برق بادی، و میزان توانایی این توربین‌ها در جذب انرژی باد در شرایط کاری مختلف (از قبیل سرعت باده، سرعت دوران پره، آشفتگی جریان و غیره) است. انتخاب یا طراحی مقطع مناسب برای هر قسمت از طول پره می‌تواند در افزایش توان و بازدهی توربین بسیار مؤثر باشد. یکی از مسائل مهم در بررسی مقطع انتخاب شده، مطالعه‌ی رفتار جریان در مدل سه‌بعدی از این مقطع است. با توجه به رفتار سه‌بعدی جریان در سرتاسر طول پره توربین، به‌ویژه در نزدیکی نوک آن و اهمیت این ناحیه از پره در تأمین گشتاور لازم برای چرخش توربین و جذب انرژی باده، مطالعه‌ی اثرات سه‌بعدی جریان امری اجتناب‌ناپذیر در زمینه‌ی طراحی یا تحلیل پره توربین‌های برق بادی است. عملیات ساخت و نصب نوع خاصی از این پره‌ها با توان توربین ۶۶۰ کیلووات تحت نظارت بخش انرژی‌های نو در ایران در حال انجام است. در این راستا، این پروژه با حمایت مالی آن سازمان برای بررسی استاتیکی سه‌بعدی مقطع پره این



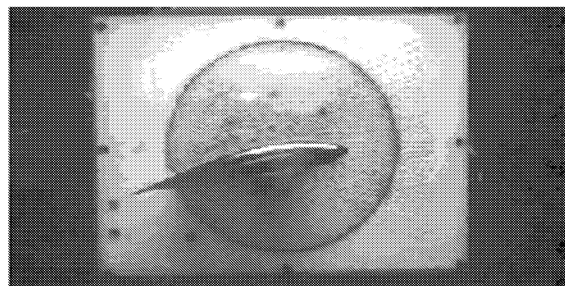
شکل ۳. ریک متصل به سیستم تزاروسینگ.



دیوار داخلی تونل باد

۲.۲. مدل

مقطع مدل مورد آزمایش از مقطعی است که در پره توربین برق بادی ۶۶۰ کیلووات که عملیات ساخت آن در ایران صورت می‌گیرد، استفاده شده است. برای بررسی اثرات سه‌بعدی جریان، بر روی این مقطع یک بال مستطیلی با ۲۹ سوراخ، و برای اندازه‌گیری فشار استاتیکی در سه ردیف ساخته شده است (شکل ۲). لازم به یادآوری است که هیچ‌گونه اطلاعاتی از رفتار آئرودینامیکی و نیروهای حاصل از این پره در دسترس نیست. سه ردیف سوراخ، یکی برای بررسی هرچه بیشتر اثرات سه‌بعدی جریان در فاصله‌ی ۳ سانتی‌متری از نوک بال و یکی برای بررسی اثرات تناخل لایه‌ی مرزی دیوار تونل باد با مدل در فاصله‌ی ۴ سانتی‌متری از ریشه‌ی بال و دیگری در وسط بال برای مقایسه با داده‌های دوبعدی، در نظر گرفته شده است. طول وتر مقطع بال ۲۵ سانتی متر و طول دهانه‌ی بال ۶۰ سانتی‌متر است.



شکل ۱. نمای کلی از تونل باد و مدل.

۱.۲. تونل باد

کلیه‌ی آزمایش‌ها در تونل باد مادون صوت جهاد کشاورزی شیراز انجام شده است. این تونل باد به‌صورت مدار بسته بوده و انرژی جریان هوای داخل تونل توسط یک فن و موتور الکتریکی با توان مصرفی ۱۵۰ کیلووات تأمین می‌شود. ابعاد محفظه‌ی آزمایش این تونل $80 \times 80 \times 200$ سانتی‌متر مکعب است و سرعت جریان تونل بدون مدل از ۱۰ متر بر ثانیه تا نزدیکی ۱۰۰ متر بر ثانیه معادل محدوده عدد رینولدز $10^6 \times 10^7$ تا $10^6 \times 10^8$ قابل تنظیم است (شکل ۱). همچنین یک برد شامل یک صفحه کلید و نمایشگر در کنار تونل باد وجود دارد که برای راه‌اندازی و تنظیم سرعت جریان تونل از آن استفاده می‌شود. خصوصیات جریان آزاد تونل شامل دما، فشار استاتیکی و سرعت جریان هوا، در هر لحظه توسط نمایشگر این برد نشان داده می‌شود.

۳.۲. دسته لوله‌های پیتوت یا ریک

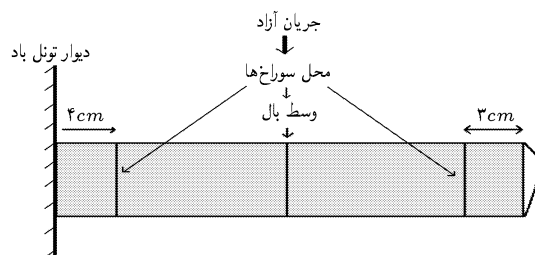
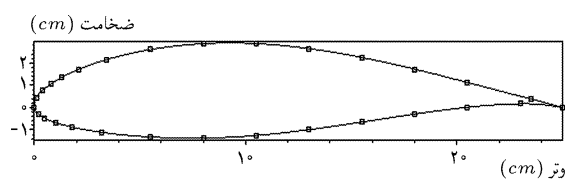
یکی از متداول ترین روش‌ها و ابزارهای اندازه‌گیری سرعت، به‌خصوص اندازه‌گیری توزیع سرعت جریان در دنباله‌ی ناشی از بال، دسته لوله‌های پیتوت یا ریک است. این لوله‌ها به‌صورت موازی در یک صفحه قرار گرفته‌اند، و در راستای جریان تونل نصب می‌شوند. ریک طراحی شده دارای ۶۷ لوله‌ی اندازه‌گیری فشار کل با تمرکز لوله‌ها در وسط ریک برای ثبت دقیق‌تر قله‌ی دنباله‌ی ناشی از مدل و ۵ لوله‌ی اندازه‌گیری فشار استاتیکی است. قطر خارجی این لوله‌ها ۱٫۲ میلی‌متر است و از جنس فولاد با استحکام بالا ساخته شده تا در برابر نوسانات جریان و نیروهای وارد شده ایستادگی کند (شکل ۳).

۴.۲. حسگرهای فشارسنج

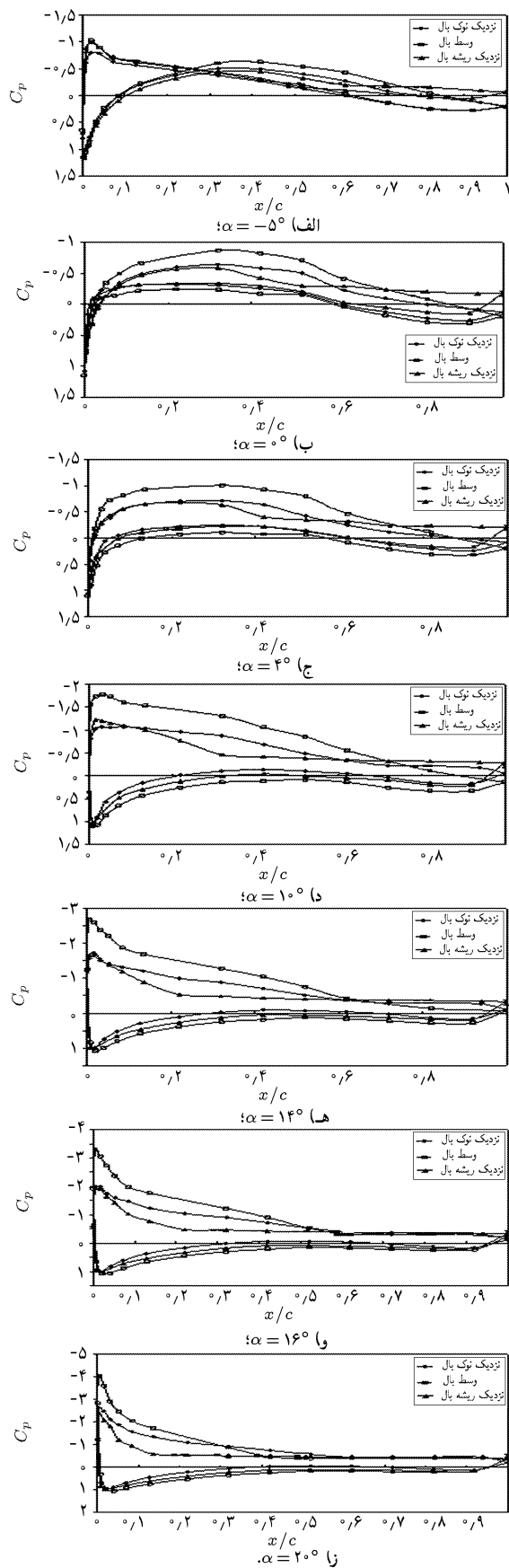
لوله‌های پلاستیکی متصل به سوراخ‌های مدل یا ریک به حسگرهای فشارسنج بخش داده‌برداری که در کنار تونل و داخل یک جعبه قرار دارد، منتقل می‌شود. عملکرد این حسگرها به‌صورت تفاضلی است؛ بدین معنا که ولتاژ خروجی حسگر به‌طور خطی متناسب با اختلاف فشار دو ورودی حسگر است.

۵.۲. سامانه‌ی داده‌گیری و ذخیره اطلاعات

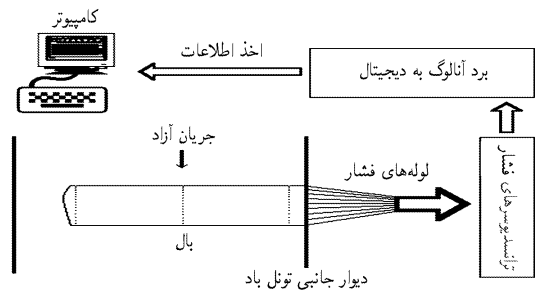
در هر آزمایش از این پروژه از دو برد مبدل آنالوگ به دیجیتال، یکی با قابلیت دریافت ۶۴ ورودی آنالوگ و دیگری با قابلیت دریافت ۴۸ ورودی آنالوگ، استفاده شده است. هر کدام از این بردها به یک رایانه وصل بوده و به‌طور همزمان قادر به ثبت اطلاعات برابر با ولتاژ خروجی هر حسگر فشارسنج است. در هر داده‌گیری اطلاعات با فرکانس ۱۰۰ هرتز در مدت زمان ۳ ثانیه، یعنی به‌صورت ۳۰۰ داده برای هر حسگر در فواصل زمانی ۱/۳ ثانیه به‌همراه یک فایل دیگر شامل مقادیر میانگین، ثبت می‌شود. پس از پردازش به‌صورت اعداد بی بعد و نمودار برای توزیع فشار



شکل ۲. شکل بال، مقطع بال و محل سوراخ‌های اندازه‌گیری فشار.



شکل ۵. توزیع فشار روی بال در سه ردیف مختلف، $Re = 10^6$



شکل ۴. نمای کلی از سامانه‌ی داده‌برداری.

روی بال، توزیع سرعت دنباله و ضریب برا و پسا به دست آمده است. در شکل ۴ تصویری کلی از ابزار داده‌گیری نشان داده شده است. در نتایج ارائه شده اثرات خطاها، دیوارهای تونل باد و غیره نیز در نظر گرفته شده است که روش محاسبه‌ی آنها نیز ارائه شده است.^[۱]

۳. نتایج آزمایش

نتایج ارائه شده در این نوشتار به دو بخش تقسیم می‌شوند. در بخش اول توضیحات در خصوص توزیع فشار روی بال در نقاط و شرایط مختلف، و در بخش دوم توزیع فشار دینامیکی دنباله‌ی مدل ارائه خواهد شد.

۱.۳. توزیع فشار استاتیکی روی بال

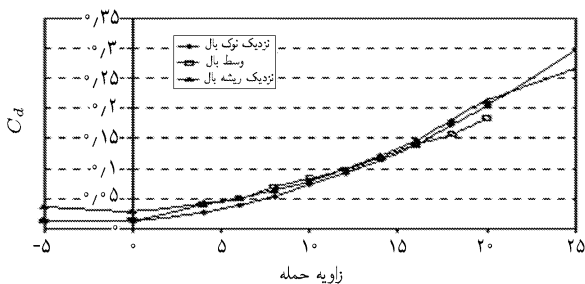
آزمایش‌ها در سه سرعت ۳۰، ۶۰ و ۸۰ متر بر ثانیه جریان تونل و در محدوده‌ی زاویه حمله ۵- تا ۲۵ درجه انجام شده است. توزیع فشار استاتیکی روی بال و توزیع فشار کل در دنباله‌ی بال از طریق سوراخ‌های روی بال و ریک و با استفاده از رابطه‌ی خطی بین ولتاژ و فشار و شیب به دست آمده از درجه‌بندی حسگرها برای این خطوط، محاسبه شده است. با استفاده از توزیع فشار و مختصات هندسی، و نیز زوایای حمله‌ی هندسی بال و فرمول‌های مربوطه^[۲] و مقادیر ضریب نیروهای عمودی و محوری بال، ضریب برا و پسای فشاری محاسبه شده است؛ و نیز با حرکت هوا روی سطح بال، بر اثر لرزش هوا و تماس آن با سطح بال رفته‌رفته از سرعت لایه‌های هوا در نزدیکی سطح بال کاسته می‌شود.^[۳] با گذشت زمان و حرکت هرچه بیشتر ذرات هوا از لبه‌ی حمله به سمت لبه‌ی فرار این کاهش سرعت هرچه بیشتر در لایه‌های بالایی هوا نفوذ می‌کند، تا جایی که سرعت جریان در لایه‌ی بالایی از هوای نزدیک سطح بال به صفر برسد. حال اگر علاوه بر صفر شدن سرعت هوا، شیب فشار مثبت نیز وجود داشته باشد، جریان معکوسی در خلاف جهت جریان روی سطح بال ایجاد و باعث جدایش خطوط جریان از سطح بال می‌شود. فشار در زیر خط جدایش جریان معمولاً مقداری ثابت و نزدیک به فشار استاتیکی جریان بیرون خط جدایش است. از این رو ناحیه‌ی از منحنی توزیع ضریب فشار که ثابت مانده و در آغاز با صفر شدن یا تغییر علامت شیب فشار همراه است، ناحیه‌ی جدایش جریان است. با جدایش جریان، ضریب برا به سرعت کاهش و ضریب پسا افزایش می‌یابد. بنابراین بهره و کارایی بال که نسبت مستقیم با نسبت برا به پسا دارد به شدت کاهش می‌یابد. در شکل ۵ (الف تا ز) توزیع فشار در وسط، نزدیک نوک و نزدیک ریشه‌ی بال در زوایای حمله‌ی ۵- تا ۲۰ درجه و سرعت ۶۰ متر بر ثانیه نشان داده شده است. چنان که در این شکل مشاهده می‌شود برای تمامی زوایای حمله، در ناحیه‌ی وسیعی از نزدیکی ریشه‌ی بال جدایش جریان اتفاق افتاده است. نتایج به

دست آمده نشان می‌دهد که در هر سه سرعت آزمایش‌شده، جریان روی بال نزدیک ریشه از کم‌ترین زاویه حمله تا زاویه حمله صفر درجه در فاصله‌ی ۰/۶۵ طول وتر یا بیشتر از لبه حمله جدا شده است. با افزایش زاویه حمله ناحیه‌ی جدایش جریان به سمت لبه حمله پیش‌روی می‌کند. به‌طوری‌که موقعیت نقطه‌ی جدایش به ۰/۵۵ در زاویه حمله‌ی ۴ درجه، ۰/۳۵ در زاویه حمله‌ی ۱۰ درجه، ۰/۲۵ در زاویه حمله‌ی ۱۴ و ۱۶ درجه و ۰/۱۵ طول وتر از لبه حمله‌ی بال می‌رسد. وجود ناحیه‌ی وسیع جدایش جریان در تمامی زوایای حمله نشان می‌دهد که جدایش جریان در نزدیکی ریشه‌ی بال علاوه بر تغییرات شیب فشار در راستای وتر بال، از عوامل دیگری نیز تأثیر می‌پذیرد. چون در حالت ایده‌آل و تنها با در نظر گرفتن اثرات لزجت، جدایش جریان از یک زاویه حمله‌ی مشخص به بعد و نه در تمامی زوایای حمله اتفاق می‌افتد. مطالعات نشان می‌دهد که مهم‌ترین عامل در بروز زرده‌نگام جدایش جریان در نزدیکی ریشه‌ی بال، جدایش جریان روی دیوار تونل در محل اتصال بال است.^{۳۱} علت این جدایش، اعمال شیب فشار مثبت از سوی لبه حمله‌ی بال در لایه‌ی مرزی دیوار تونل باد و نتیجتاً ایجاد جریان معکوس است. جدایش جریان روی دیوار تونل به‌صورت یک گردابه‌ی نعل‌اسبی و حول محل اتصال بال به دیوار تونل باد ایجاد و باعث انحراف خطوط جریان، ایجاد شیب فشار و جریان عرضی روی بال می‌شود. وجود این جریان عرضی و شیب فشار باعث جدایش جریان در تمامی زوایای حمله، در این ناحیه از بال شده است. بنابراین ضریب برا و زاویه‌ی واماندگی در نزدیکی ریشه‌ی بال نسبت به وسط و نوک بال افت چشم‌گیری خواهد داشت (شکل ۶).

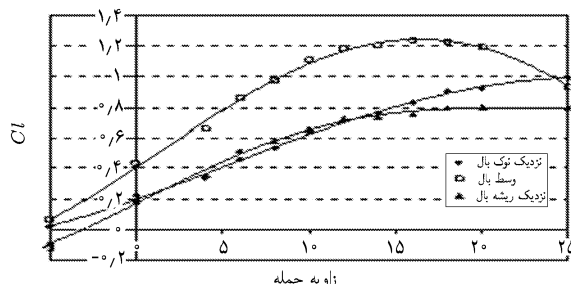
با حرکت هوا حول بال، به‌دلیل شکل آئرودینامیکی مقطع بال و اختلاف مسافت طی‌شده توسط ذرات سیال در زیر و روی آن، اختلاف فشار در زیر و روی بال نسبت به هم ایجاد می‌شود. در نزدیکی نوک بال این اختلاف فشار باعث چرخش جریان پرفشار زیر بال به ناحیه‌ی کم‌فشار روی بال می‌شود. ترکیب این چرخش با جریان آزاد تونل در نزدیکی نوک بال به تشکیل جریان گردابه‌یی در این ناحیه می‌انجامد. اختلاف فشار زیر و روی بال به‌خصوص در نزدیکی لبه حمله با افزایش زاویه حمله بیشتر می‌شود. از آنجا که شدت و دامنه‌ی جریان گردابه‌ی نوک بال متناسب با اندازه‌ی این اختلاف فشار است، با افزایش زاویه حمله بر دامنه و شدت این گردابه افزوده می‌شود. افزایش دامنه‌ی گردابه‌های ایجاد شده در لبه حمله‌ی نوک بال، و حرکت آنها به سمت لبه‌ی فرار باعث برخورد آنها با بال در نزدیکی لبه‌ی فرار و جدایش جریان در این ناحیه می‌شود. با مقایسه‌ی نتایج مربوط به توزیع فشار در فاصله‌ی ۳ سانتی‌متری نوک بال (شکل ۵ د) برای سرعت ۶۰ متر بر ثانیه جریان آزاد تونل مشاهده می‌شود که جریان روی بال در این ناحیه، در زاویه حمله‌ی ۱۰ درجه در فاصله‌ی ۰/۷۵ طول وتر بال از لبه حمله جدا شده است. با افزایش زاویه حمله فاصله‌ی نقطه‌ی جدایش از لبه حمله به ۰/۷ $x/c =$

در زاویه‌ی ۱۶ درجه و ۰/۶۵ $x/c =$ در زاویه‌ی ۲۰ درجه رسیده است (شکل ۵ د).

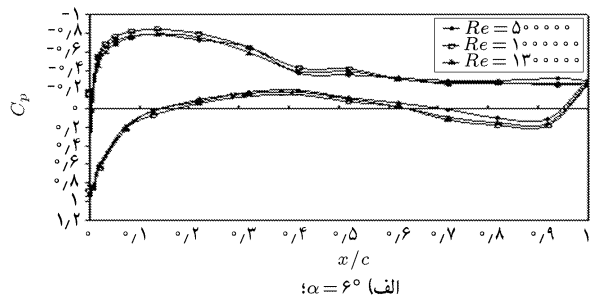
سوراخ‌های فشار در ناحیه‌ی نوک بال تحت تأثیر شدید چرخش جریان، و نیز سوراخ‌های ریشه‌ی بال تحت تأثیر شیب فشار ناشی از دیوار تونل قرار می‌گیرند اما سوراخ‌های فشار که در وسط بال قرار گرفته‌اند از این اثر مستثنی هستند. بنابراین چنانچه در شکل ۵ نیز مشاهده می‌شود فشار در وسط بال نسبت به نوک و ریشه‌ی آن افت بیشتری دارد. از این رو ضریب برا نیز مطابق شکل ۶ در وسط بال افزایش یافته است. با افت فشار بیشتر روی لبه حمله‌ی وسط بال، سیال شتاب و انرژی بیشتری پیدا کرده و طول ناحیه‌ی جدایش قبل از واماندگی، نسبت به سایر قسمت‌های بال کاهش یافته است. چنان که در شکل‌های ۵الف تا ۵هـ مشاهده می‌شود از کم‌ترین زاویه حمله تا زاویه حمله‌ی ۱۴ درجه، در وسط بال تقریباً جدایش جریان رخ نداده است. این در حالی است که در این محدوده، شاهد جدایش جریان روی بال در قسمت‌های نزدیک نوک و ریشه‌ی بال هستیم. در زاویه حمله‌ی ۱۶ درجه (شکل ۵و) با آغاز جدایش از لبه‌ی فرار وسط بال، به‌دلیل بالا بودن اختلاف فشار زیر و روی بال در این ناحیه نسبت به سایر قسمت‌های بال، جریان پرفشار زیر بال با چرخش از لبه‌ی فرار وارد قسمت کم‌فشار روی بال می‌شود. در نتیجه نقطه‌ی جدایش جریان به‌سرعت تا فاصله‌ی ۰/۷ $x/c =$ از لبه حمله پیش می‌رود. بنابراین چنان که در شکل ۶ مشاهده می‌شود پدیده‌ی واماندگی در وسط بال، در زاویه حمله‌ی کم‌تر و با شیب برا به زاویه حمله‌ی بیشتر نسبت به قسمت‌های دیگر بال رزی داده است. در صورتی که در نواحی نزدیک نوک و ریشه‌ی بال، ضریب برا در نزدیکی زاویه‌ی واماندگی شیب بسیار ملایم‌تری نسبت به وسط بال دارد. واماندگی در وسط بال در زاویه حمله‌ی ۱۸ درجه اتفاق افتاده است. ضریب پسای فشاری، یا به‌عبارتی ضریب پسای به‌دست آمده از توزیع فشار، برای سه ناحیه از بال در زوایای حمله‌ی ۵- تا ۲۵ درجه و سرعت ۶۰ متر بر ثانیه جریان آزاد تونل در شکل ۷ نشان داده شده است. برای زوایای حمله‌ی ۵- و صفر درجه در نزدیکی ریشه‌ی بال به‌دلیل اثرات لایه مرزی تداخلی دیوار تونل با بال و افزایش فشار ناشی از آن روی بال، ضریب پسای فشاری دو برابر مقادیر به دست آمده در وسط و نزدیک نوک بال است. در محدوده‌ی زاویه حمله‌ی ۴ تا ۱۰ درجه افت فشار بیشتر روی ناحیه‌ی وسط بال باعث افزایش ضریب پسای فشاری تا نزدیکی مقادیر به دست آمده در ریشه‌ی بال شده است. از زاویه حمله‌ی ۱۰ درجه به بعد رشد گردابه‌های نوک بال و آغاز جدایش جریان در این ناحیه ضریب پسای فشاری را تا حد مقادیر ریشه‌ی بال افزایش داده است. در مجموع، افزایش زاویه حمله باعث افزایش هرچه بیشتر اثرات دیوار تونل در افزایش فشار روی بال و جدایش زودهنگام ناشی از آن در نزدیکی ریشه، افت فشار بیشتر وسط بال، تشدید اثرات جریان سه‌بعدی و گردابه‌ها در نزدیکی نوک بال می‌شود و



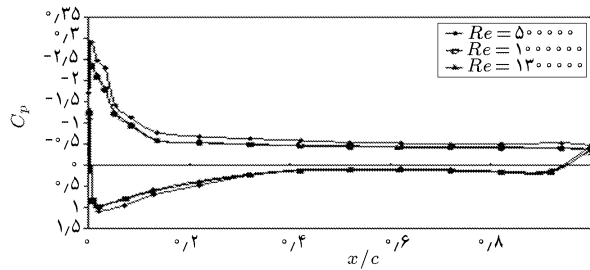
شکل ۷. مقایسه‌ی ضریب پسای مقاطع مختلف بال، $Re = 10^6$.



شکل ۶. مقایسه‌ی ضریب برا در مقاطع مختلف بال، $Re = 10^6$.

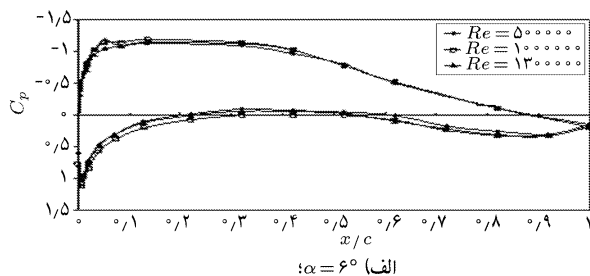


الف) $\alpha = 6^\circ$

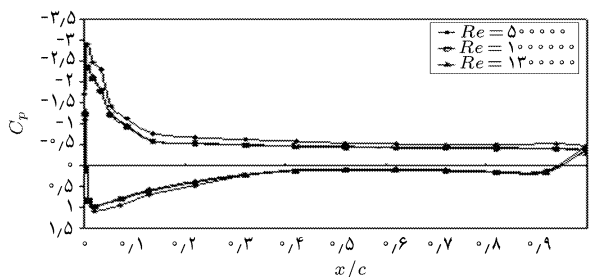


ب) $\alpha = 20^\circ$

شکل ۱۰. اثرات عدد رینولدز در توزیع فشار در ناحیه‌ی نزدیک ریشه بال.



الف) $\alpha = 6^\circ$

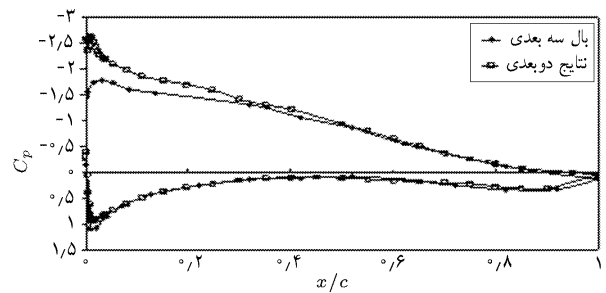


ب) $\alpha = 14^\circ$

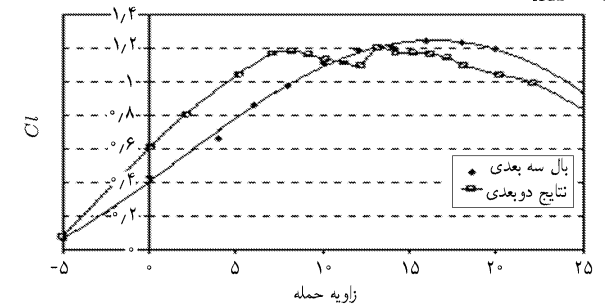
شکل ۱۱. اثرات عدد رینولدز در توزیع فشار وسط بال.

۲۰ درجه، تشکیل یک حباب جدایش کوچک روی لبه‌ی حمله باعث افت ضریب فشار بیشتر روی بال شده است (شکل ۱۰ ب).

حباب جدایش با افزایش ضخامت موضعی بال باعث افت فشار بیشتر در محل حباب می‌شود. به عبارت دیگر با برخورد جریان به حباب، خطوط جریان همگرا شده و به دلیل رژیم زیر صوت جریان، سرعت افزایش یافته و فشار کم می‌شود. پس از عبور سیال از روی حباب، به دلیل کاهش ضخامت موضعی مقطع بال، خطوط جریان در ناحیه‌ی کوچکی از پشت حباب واگرا می‌شوند. با واگرایی خطوط جریان فشار استاتیکی افزایش یافته و سرعت سیال کم می‌شود. بررسی شکل ۱۱ الف و ب نشان می‌دهد که توزیع فشار برای هر سه عدد رینولدز آزمایش شده بر یکدیگر منطبق است. در شکل ۱۲ الف و ب) ضریب فشار ناحیه‌ی نزدیک نوک بال در



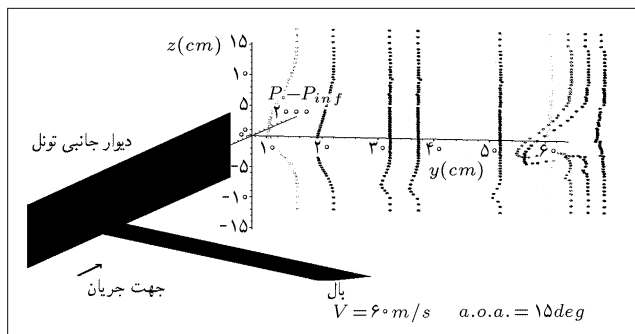
شکل ۸. مقایسه‌ی توزیع فشار وسط بال سه‌بعدی با بال دوبعدی $\alpha = 10^\circ$, $Re = 10^6$.



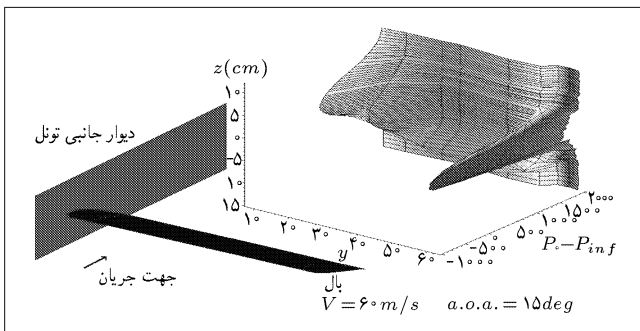
شکل ۹. مقایسه‌ی ضریب برآ در وسط بال سه‌بعدی با بال دوبعدی، $Re = 10^6$.

در نتیجه به افزایش ضریب پسای فشاری در این نواحی می‌انجامد. در شکل ۸ توزیع فشار وسط بال سه‌بعدی با نتایج تجربی به دست آمده برای توزیع فشار بال دوبعدی^[۳] در زاویه‌ی حمله‌ی ۱۰ درجه و سرعت ۶۰ متر بر ثانیه جریان آزاد تونل باد نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود مقادیر فشار ثبت شده جز در ناحیه‌ی از بالای لبه‌ی حمله، بر هم منطبق است. در بال سه‌بعدی به دلیل افزایش فشار روی بال بر اثر جریان‌های چرخشی نوک بال از ناحیه‌ی پرفشار زیر بال به ناحیه‌ی کم‌فشار روی بال، و افزایش فشار ناشی از شیب فشار ایجاد شده بر اثر جدایش جریان روی دیوار تونل، و قبل از لبه‌ی حمله‌ی مندل و رشد لایه‌ی مرزی تداخلی در نزدیکی ریشه‌ی بال، شاهد افزایش فشار در وسط بال و افت فشار کم‌تر روی لبه‌ی حمله نسبت به بال دوبعدی هستیم. از این رو ضریب برآ و شیب تغییرات آن بر حسب زاویه‌ی حمله در حالت بال سه‌بعدی (شکل ۹) نسبت به بال دوبعدی کاهش می‌یابد. البته افت فشار بیشتر روی بال در حالت دوبعدی سبب شده است تا با افزایش اختلاف فشار زیر و روی بال، چرخش جریان از زیر به روی بال در لبه‌ی فرار و جدایش جریان روی بال و حالت واماندگی نسبت به وسط بال سه‌بعدی در زاویه‌ی حمله‌ی کم‌تری روی دهد. حالت واماندگی با جدایش جریان روی بخش اعظمی از بال باعث افزایش فشار روی بال و کاهش ضریب برآ و افزایش ضریب پسا می‌شود. شکل ۹ نشان می‌دهد که این حالت برای بال دو بعدی در زاویه‌ی حمله‌ی ۹ درجه و برای وسط بال سه‌بعدی در زاویه‌ی حمله‌ی ۱۶ درجه اتفاق افتاده است. همچنین به دلیل تأخیر قابل توجه واماندگی در وسط بال سه‌بعدی، بیشترین ضریب برآ که در این حالت قابل دستیابی است کمی بیشتر از حالت دوبعدی است.

شکل های ۱۰ تا ۱۲ نشانگر تأثیر عدد رینولدز به صورت تغییر سرعت جریان آزاد تونل باد در توزیع ضریب فشار ۴ سانتی‌متری ریشه، ۳ سانتی‌متری نوک، و وسط بال برای زوایای حمله‌ی مختلف است. چنان که در شکل ۱۰ الف و ب) مشاهده می‌شود، تغییرات عدد رینولدز تأثیری در شکل ضریب فشار نزدیک ریشه‌ی بال نداشته است. البته در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه جریان آزاد تونل و زاویه‌ی حمله‌ی



شکل ۱۴. دنباله‌ی بال سه‌بعدی در مقاطع مختلف و $\alpha = 15^\circ$, $Re = 10^6$.

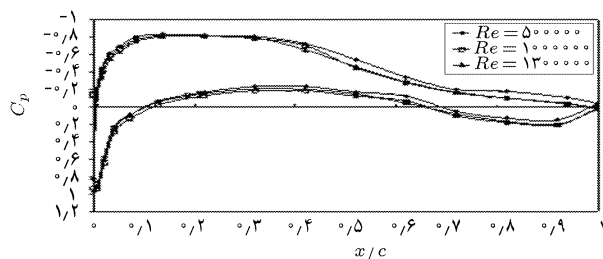


شکل ۱۵. توزیع دنباله‌ی بال، $\alpha = 15^\circ$, $Re = 10^6$

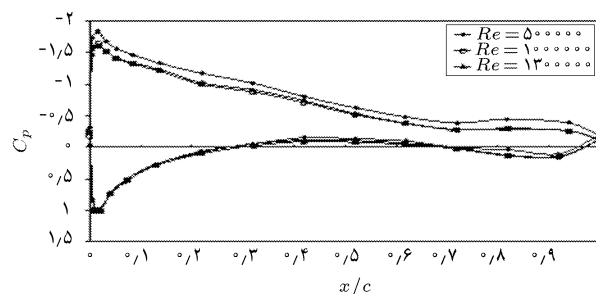
مقدار افزایش فشار، و به عبارت دیگر فرورفتگی شکل ضریب فشار روی بال پس از لبه‌ی حمله، بیشتر شده است.

۲.۳. توزیع فشار دینامیکی دنباله

با اندازه‌گیری دنباله و محاسبه‌ی ضریب پسی کل در فواصل مختلف از ریشه تا نوک بال، و سپس برآزش منحنی بر شکل دنباله‌ها و انتگرال‌گیری در راستای دهانه‌ی بال، شکل دنباله‌ی سه‌بعدی بال و ضریب پسی کل در مقاطع مختلف برای تمام بال به دست می‌آید. در شکل‌های ۱۴ و ۱۵ دنباله‌ی به دست آمده در مقاطع مختلف و دنباله‌ی سه‌بعدی حاصل از برآزش منحنی بر دنباله‌ها، برای بال در زاویه‌ی حمله‌ی ۱۵ درجه و عدد رینولدز $10^6 \times 170$ نشان داده شده است. وجود دیوار تونل و جدایش جریان در محل اتصال بال به آن باعث رشد دنباله‌ها در نزدیکی این ناحیه شده است. در شکل ۱۶ (الف و ب) دنباله‌های اندازه‌گیری شده برای زوایای حمله‌ی مختلف در فاصله‌ی ۸۵ میلی‌متری از ریشه‌ی بال و وسط بال (۳۵۰ میلی‌متری) نشان داده شده است. ملاحظه می‌شود که اندازه‌ی دنباله‌ها در شکل ۱۶ الف حتی در کم‌ترین زاویه‌ی حمله به علت نزدیکی به دیوار تونل باد و اثرات آن، بزرگ‌تر از دنباله‌های وسط بال در شکل ۱۶ ب است. چنان که در شکل ۱۶ ب مشاهده می‌شود، با افزایش زاویه‌ی حمله‌ی بال و در نتیجه افزایش شیب فشار روی بال و رشد لایه‌ی مرزی تناخالی بال با دیوار تونل، دنباله‌ی اندازه‌گیری شده در فاصله‌ی ۸۵ میلی‌متری از دیوار تونل رشد چشم‌گیری داشته است. بنابراین با افزایش زاویه‌ی حمله‌ی بال تأثیر و عمق اثرگذاری دیوار تونل در میدان جریان حول نیم‌مدل افزایش می‌یابد. در شکل ۱۶ ب با افزایش زاویه‌ی حمله اندازه‌ی دنباله‌ها تغییر نیافته و فقط در زاویه‌ی ۱۵ درجه به دلیل بروز حالت واهاندگی و جدایش کامل جریان روی بال اندکی رشد یافته است. همچنین در این شکل با افزایش زاویه‌ی حمله

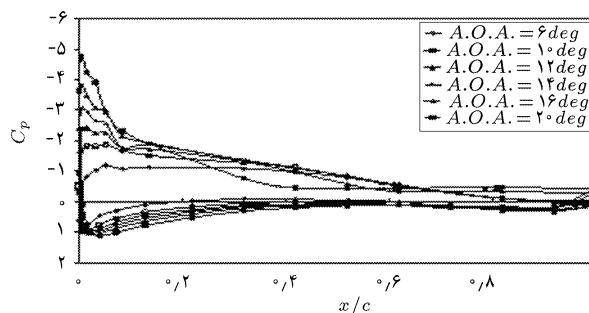


(الف) $\alpha = 6^\circ$



(ب) $\alpha = 14^\circ$

شکل ۱۲. اثرات عدد رینولدز در توزیع فشار ناحیه‌ی نزدیک نوک بال.



شکل ۱۳. تأثیر زاویه‌ی حمله بر توزیع فشار وسط بال، $Re = 10^6 \times 0.5$.

اعداد رینولدز آزمایش شده نشان داده شده است. ضریب فشار استاتیکی در این ناحیه برای اعداد رینولدز $10^6 \times 170$ و $10^6 \times 173$ یکسان است. شکل ۱۳ نشان‌گر ضریب فشار وسط بال در زوایای حمله‌ی مختلف و عدد رینولدز $10^6 \times 170$ است. چنان که در این شکل مشاهده می‌شود اندازه‌ی حباب در زاویه‌ی حمله‌ی ۶ درجه کوچک است و در فاصله‌ی $x/c = 0.7$ از لبه‌ی حمله‌ی بال افت فشار کمی را ایجاد کرده است. با افزایش زاویه‌ی حمله، به دلیل انحنا و همگرایی بیشتر خطوط جریان روی لبه‌ی حمله، شاهد افت فشار بیشتر روی لبه‌ی حمله هستیم. در شکل ۱۳ مشاهده می‌شود که با افزایش زاویه‌ی حمله‌ی بال، افت فشار روی لبه‌ی حمله و فرورفتگی شکل ضریب فشار پس از ناحیه‌ی افت فشار، به شدت افزایش یافته است. فرورفتگی شکل ضریب فشار پس از ناحیه کم‌فشار روی لبه‌ی حمله، بیان‌گر وجود حباب جدایش بلافاصله قبل از این ناحیه است. این فرورفتگی یا به عبارت دیگر افزایش فشار موضعی، ناشی از کاهش ضخامت موضعی مقطع بال بلافاصله پس از حباب جدایش و واگرایی خطوط جریان در این ناحیه است. با افزایش زاویه‌ی حمله و افت فشار بیشتر روی لبه‌ی حمله، حجم حباب جدایش افزایش می‌یابد. از این رو اندازه‌ی کاهش ضخامت مقطع بال پس از حباب جدایش و واگرایی خطوط جریان در این ناحیه نیز افزایش می‌یابد. در نتیجه

۴. نتیجه‌گیری

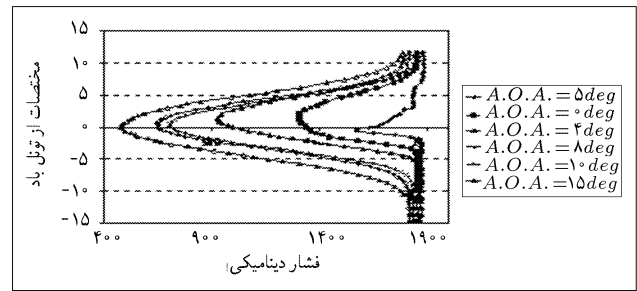
آزمایشات متعددی بر روی مقطع سه‌بعدی از یک پره توربین باد در حال ساخت در کشور (در تونل باد زیر صوت) و در شرایط مختلف انجام شده است. فشار استاتیکی در سه ناحیه از بال به فواصل ۴، ۳۰ و ۵۷ سانتی‌متر از ریشه‌ی بال به‌همراه دنباله در محدوده‌ی زاویه‌ی حمله‌ی ۵- تا ۲۵ درجه و سرعت جریان آزاد تونل برابر با ۳۰، ۶۰ و ۸۰ متر بر ثانیه اندازه‌گیری شد. نتایج حاصل حاکی از وجود جریان عرضی در ناحیه‌ی نزدیک نوک بال بود. همچنین جدایش جریان در تمامی زوایای حمله و سرعت‌ها در نزدیکی ریشه‌ی بال، نشان‌گر تأثیر شدید لایه‌ی مرزی دیوار تونل در جدایش جریان و ایجاد جریان عرضی در این ناحیه است. بررسی‌ها نشان داد که وجود این اثرات سه‌بعدی جریان باعث کاهش ضریب برا در نزدیکی دو سر بال نسبت به وسط بال شده است. همچنین بررسی دنباله‌ها نشان داد که اندازه‌ی آنها تحت تأثیر جریان‌های چرخشی نوک بال و اثرات لایه‌ی مرزی دیوار تونل باد در نزدیکی نوک و ریشه‌ی بال به‌شدت افزایش یافته است. از این رو بهره‌ی آئرو‌دینامیکی بال سه‌بعدی کمتر از بال دوبعدی خواهد بود. لازم به ذکر است که از نتایج این آزمایشات در نرم‌افزاری که توسط این گروه تهیه شده به‌منظور پیش‌بینی رفتار پره و توان خروجی آن استفاده می‌شود.

فهرست علائم

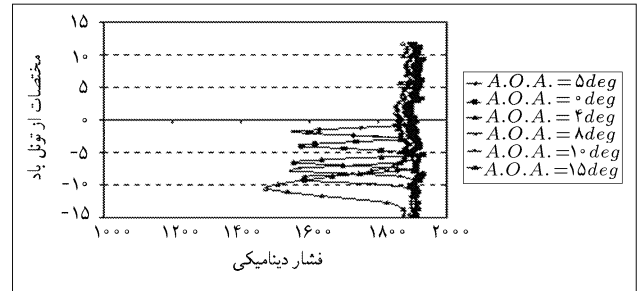
- C_p : ضریب فشار
- c : طول وتر بال
- D : نیروی پسای کل دو بعدی در هر مقطع از بال
- p : چگالی هوا در جریان تونل باد
- P_{total} : فشار کل
- P_{static} : فشار استاتیک
- V : سرعت جریان در دنباله
- V_{∞} : سرعت جریان آزاد تونل خارج از دنباله
- x : فاصله هر نقطه از بال از لبه حمله در راستای وتر
- y : فاصله از ریشه بال در راستای دهانه
- z : فاصله از وسط تونل باد در راستای ارتفاع مقطع کاری

منابع

1. Jewel, B.; Barlow, William H.; Rae, Jr. Alan Pope, "Low speed wind tunnel testing", John Wiley & Sons Inc. (1999).
2. John, D.; Anderson, Jr. "Fundamentals of aerodynam-



الف) $y = 85 \text{ mm}$



ب) $y = 300 \text{ mm}$

شکل ۱۶. توزیع فشار دینامیکی دنباله.

و در نتیجه افزایش اختلاف فشار زیر و روی بال و افزایش شدت فروزش جریان، دنباله‌ها هرچه بیشتر به سمت پایین خط وسط تونل باد جابه‌جا شده‌اند. به‌طوری‌که اندازه‌ی این جابه‌جایی در زاویه‌ی حمله‌ی ۱۵ درجه به ۱۱ سانتی‌متر رسیده است. در شکل ۱۶ الف، به‌دلیل نزدیک‌شدن به دیوار تونل و کاهش شدید اثرات فروزش جریان، در دنباله‌ها نسبت به خط وسط تونل باد جابه‌جایی مشاهده نمی‌شود؛ در حالی که برای یک مدل متقارن و کامل، شاهد اثرات فروزش جریان در صفحه‌ی تقارن خواهیم بود. از آنجا که فروزش جریان باعث کاهش زاویه‌ی حمله‌ی جریان می‌شود، با نزدیک شدن به دیوار تونل باد و در نتیجه کاهش اثرات فروزش جریان، زاویه‌ی حمله‌ی جریان نسبت به وتر بال افزایش می‌یابد. این پدیده می‌تواند با اعمال تغییرات فشار به‌دلیل تغییر در زاویه‌ی حمله‌ی موضعی، باعث ایجاد شیب فشار و جریان عرضی روی بال شود.

ics", University of Maryland Chapter 2. (2000).

3. White, F.M. "Viscous fluid flow", McGraw-Hill Inc. (1991).
4. Soltani, M.R.; Askary Seydshokri F. and Kalkhoran A.B. "Roughness and turbulence effects on the aerodynamic efficiency of a wind turbine blade section", AIAC-2005-057.