

# بررسی تجربی اثر وجود دیواره پشتی بر ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل حاوی فن با جریان متعامد

محمد حسن شجاعی فرد<sup>۱</sup> و امین خرمپناهی<sup>۲</sup>

دانشکده مهندسی مکانیک

دانشگاه علم و صنعت ایران

(تاریخ دریافت: ۱۳۸۹، ۰۴، ۲۰؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۲، ۱۱، ۲۰)

## چکیده

بال حاوی فن یک طرح منحصر به فرد است که تفاوت عمده آن با بال‌های متداول، قرارگیری یک فن با جریان متعامد در لبه حمله و در امتداد دهانه بال است. مهم‌ترین قابلیت این بال توانایی تولید نیروی برآی زیاد در سرعت‌های پرواز کم و نیز تولید نیروی جلوبرنده به واسطه چرخش فن است. در این مقاله نظر به اهمیت هندسه دیواره پشتی در فن‌های با جریان متعامد، اثر وجود این دیواره، که در مدل پایه بال وجود ندارد، بر ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل حاوی فن بررسی شده است. وجود دیواره پشتی فن باعث افزایش ضریب برآ در زوایای حمله کم و کاهش آن در زوایای حمله زیاد شده است. به‌علاوه با وجود دیواره پشتی، در تمامی مدل‌ها و به ازای تمامی زوایای حمله، ضریب پسا افزایش و اندازه ضریب گشتاور کاهش یافته است.

**واژه‌های کلیدی:** بال حاوی فن، فن با جریان متعامد، دیواره پشتی، ضریب برآ، ضریب پسا، ضریب گشتاور

## Experimental Investigation of the Rear Wall Effects on Aerodynamic Coefficients of an Airfoil with Cross-Flow Fan

M.H. Shojaefard and A. Khorampanahi

School of Mech. Eng.

Iran Univ. of Sci. and Tech.

(Received: 11 July, 2010; Accepted: 9 February, 2014)

### ABSTRACT

Fan wing is a unique design which its main difference with common wings is that a cross-flow fan is embedded along its span at the leading edge. The most important property of the fan wing is the ability to produce high lift force in low flight speeds and also thrust generation due to the fan rotation. Since the rear wall, which was not considered in the original model, is one of the most effective parts on the cross-flow fan performance, in this article the effect of this fan geometrical parameter has been investigated. The results show that by considering the rear wall, lift coefficient increases and decreases in small and large angles of attack, respectively. Besides, it causes the drag coefficient to increase and the magnitude of moment coefficient to decrease in all attack angles.

**Keywords:** Fan-Wing, Cross-Flow Fan, Rear Wall, Lift Coefficient, Drag Coefficient, Moment Coefficient

<sup>۱</sup> - استاد (نویسنده پاسخگو): mhshf@iust.ac.ir

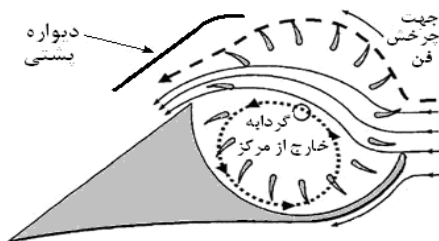
<sup>۲</sup> - دانشجوی دکتری: khorampanahi@iust.ac.ir

در بالا و دیگری در پایین است که در لبه فرار<sup>۴</sup> به یکدیگر می‌رسند [۱-۳].



شکل (۱): یک مدل ساخته شده از هواپیمای با بال حاوی فن [۱].

مطابق شکل ۲ ملاحظه می‌شود که چرخش فن در جهت مناسب باعث شتاب دادن به جریان هوا شده و متعاقب آن ریزش حجم زیادی از این هوای پر سرعت، بر روی قسمت فوقانی بال، منجر به تولید نیروی برآی زیاد و بلند شدن هواپیما بدون نیاز به باند طولانی و افزایش توانایی آن برای پرواز با سرعت‌های کم (۵ تا ۱۵ متر بر ثانیه) می‌شود. تولید نیروی جلوبرنده به واسطه چرخش فن، عدم واماندگی<sup>۵</sup> تا زوایای حمله زیاد، عدم حساسیت به اغتشاشات موجود در جریان آزاد هوا و مصرف سوخت کم از دیگر مزایای استفاده از این نوع بال است [۲-۵].



شکل (۲): جریان هوا پیرامون ایرفویل حاوی فن .

با توجه به تفاوت بال حاوی فن با سایر بال‌های متداول، لازم است تا تعاریف جدیدی از پارامترهای آن انجام پذیرد. در شکل ۳ شماتیکی از این بال نشان داده شده است. در این بال نقاط  $LE$  و  $TE$  به ترتیب معرف لبه حمله<sup>۶</sup> و لبه فرار بوده و وتر<sup>۷</sup>  $C$  به صورت فاصله بین لبه فرار و لبه حمله تعریف می‌شود.

## فهرست علائم و اختصارات

$C$	وتر بال
$C_D$	ضریب پسا
$C_L$	ضریب برآ
$C_M$	ضریب گشتاور
$D$	نیروی پسا
$D_i$	قطر داخلی پروانه
$D_o$	قطر خارجی پروانه
$L$	نیروی برآ
$LE$	لبه‌ی حمله
$M$	گشتاور
$R_i$	شعاع داخلی پروانه
$R_o$	شعاع خارجی پروانه
$R_w$	شعاع پوسته داخلی فن
$S$	مساحت مبنا
$TE$	لبه‌ی فرار
$V$	سرعت جریان آزاد

## علائم یونانی

$\alpha$	زاویه حمله
$\beta_i$	زاویه خارجی پروانه
$\beta_o$	زاویه داخلی پروانه
$\theta_i$	زاویه پوسته داخلی فن

## ۱- مقدمه

دستیابی به یک وسیله کارا با نیروی برآی زیاد یکی از مهم‌ترین زمینه‌های تحقیقات آیرودینامیکی در سال‌های اخیر بوده است. برای این منظور استفاده از ایرفویل‌های متداول راه به جایی نبرده و نیاز به طرح‌های نو می‌باشد. از میان طرح‌های جدید پیشنهاد شده جهت رسیدن به این هدف می‌توان به بال حاوی فن که در سال ۱۹۹۷ توسط پیبلز<sup>۱</sup> مطرح شد اشاره کرد. شکل ۱ تصویر یک نمونه هواپیمای ساخته شده با این نوع بال را نشان می‌دهد. همان‌گونه که در شکل ۱ مشاهده می‌شود تفاوت عمده این هواپیما با سایر هواپیماها، در بال آن می‌باشد. در این هواپیما از یک فن با جریان متعامد<sup>۲</sup> و در راستای دهانه‌ی بال<sup>۳</sup> استفاده شده است. شکل ۲ نشان می‌دهد که بال حاوی فن شامل دو قسمت است، قسمت چرخان و قسمت ساکن. قسمت ساکن بخش چرخان را در بر می‌گیرد و شامل دو سطح، یکی

4- Trailing Edge  
5- Stall  
6- Leading Edge  
7- Chord

1- Patrick Peebel  
2- Cross Flow Fan  
3- Span

دست جریان می‌پیوندند و این امر باعث تولید نیروی جلو برنده می‌شود. در واقع در این مدل از فن برای ایجاد یک سامانه پیشران استفاده شده است. در مدل هارلف از فن با جریان متعامد برای گشت‌زنی و مانور دادن و حتی بلند شدن عمودی هواپیما استفاده شد. گاست [۹] نیز در سال ۲۰۰۰ با استفاده از داده‌های هارلف توانست یک طرح نو در زمینه‌ی هواپیماهای عمود پرواز ارائه دهد [۴].

اختراع دیگری که بسیار نوآورانه و بدیع بود در سال ۱۹۹۷ توسط پیپلز ارائه شد که "فن‌وینگ" نام گرفت. مطالعات آزمایشگاهی و تجربی فرشاو [۱۰] در سال ۱۹۹۹ نشان داد که این بال تا زوایای حمله‌ی بزرگ (تا حدود ۴۰ درجه) واماندگی ندارد. پس از وی این تحقیقات در سال ۲۰۰۲ توسط کگلر [۱۱] ادامه یافت. او آزمایشات خود را به وسیله آشکارسازی و اندازه‌گیری پارامترهای عملکردی بال در زاویه حمله صفر درجه انجام داد. جریان به دست آمده توسط وی بسیار شبیه جریان درون فن‌های با جریان متعامد بود اما گردابه خارج از مرکزی بزرگ‌تر از آنچه درون فن با جریان متعامد به وجود می‌آید، در آن مشاهده شد. در سال ۲۰۰۷ نیز دودمپودی<sup>۵</sup> و همکارانش [۱۲] با استفاده از شبیه‌سازی عددی نشان دادند که با کاهش ارتفاع قسمت ساکن و در نتیجه ریزش مناسب‌تر جریان روی صفحه فوقانی و هم‌چنین حذف محور میانی فن می‌توان عملکرد بال را بهبود بخشید. هم‌چنین در سال ۲۰۰۹ مطالعات عددی و تجربی بر روی ساختار کلی جریان و هندسه قسمت ساکن توسط شجاعی فرد و همکاران [۱۳-۱۵] انجام پذیرفته است.

از آن جایی که در مدل پایه این بال دیواره پشتی<sup>۱۰</sup> فن حذف شده است و نظر به اهمیت هندسه این پوشش در فن‌های با جریان متعامد، در این مقاله اثر وجود این دیواره بر ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل حاوی فن به‌صورت تجربی بررسی شده است.

### ۳- جریان پیرامون ایرفویل حاوی فن

با توجه به شکل ۲ جریان هوا به درون فن هدایت شده، شتاب گرفته و در نهایت از خروجی قسمت عقب فن با سرعت زیاد تخلیه می‌گردد. در واقع چرخش فن باعث ایجاد یک جریان هوا با سرعت قابل توجه به سمت عقب و پایین روی صفحه فوقانی

$$c = \sqrt{\left[ \overline{TE-A} - R_w \cdot \cos \theta_i \right]^2 + \left[ R_w \cdot (1 - \sin \theta_i) \right]^2} \quad (1)$$

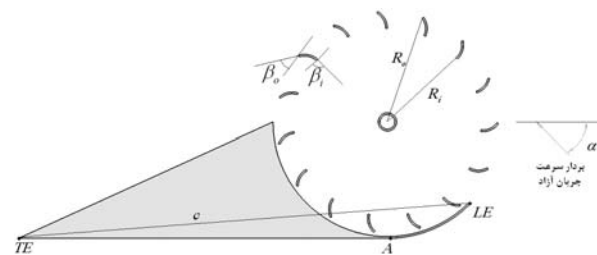
همچنین زاویه بین راستای پاره‌خط  $TE-A$  و جریان آزاد نیز بیانگر زاویه حمله<sup>۱</sup> ( $\alpha$ ) است. مساحت مبنا در این بال از ضرب طول وتر در دهانه بال حاصل می‌شود. به این ترتیب ضرایب آیرودینامیکی به‌صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad \text{ضریب برآ} \quad (2)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad \text{ضریب پسا} \quad (3)$$

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho V^2 S c} \quad \text{ضریب گشتاور} \quad (4)$$

که در آن،  $L(N)$ ،  $D(N)$  و  $M(N.m)$  به ترتیب نیروهای برآ و پسا و گشتاور حول محور فن،  $\rho \left( \frac{kg}{m^3} \right)$  چگالی هوا،  $V \left( \frac{m}{s} \right)$  سرعت جریان آزاد،  $S(m^2)$  سطح مبنا و  $c(m)$  طول وتر است.



شکل (۳): شماتیکی از ایرفویل حاوی فن.

### ۲- مطالعات انجام گرفته بر روی بال‌های حاوی فن

نخستین بار در سال ۱۹۳۸ ایده استفاده از فن با جریان متعامد در بال هواپیما توسط اکرت [۶]<sup>۲</sup>، به دلیل شکل خاص و قابلیت افزایش طول در جهت دهانه بال و تنظیم قطر متناسب با ضخامت بال، مطرح شد. در ادامه بین سال‌های ۱۹۶۰ تا ۱۹۸۰ فعالیت‌های زیادی جهت استفاده از فن برای پیشران‌های هواپیما و کنترل جریان هوا انجام گرفت. از آن جمله می‌توان به مدل‌های پیشنهادی درنیر [۷]<sup>۳</sup> در سال ۱۹۶۲ و هارلف [۸]<sup>۴</sup> در سال ۱۹۷۹ اشاره نمود. در مدل درنیر فن درون یک بال پهن و در راستای دهانه بال جاسازی شده است. هوای لایه مرزی از سطح بالایی وارد فن شده و با گرفتن انرژی به پایین

5- Gossett  
6- Fan-Wing  
7- Forshaw  
8- Kogler  
9- Duddempudi  
10- Rear Wall

1- Angle of Attack  
2- Ackeret  
3- Dornier  
4- Harloff

## Archive of SID

آلومینیومی شکل ۴ استفاده شده است. در شکل ۵ دو نمونه ساخته شده از بال حاوی فن یکی بدون دیواره پشتی و دیگری با دیواره پشتی نشان داده شده است.

تونل باد مورد استفاده برای انجام آزمایشات در این تحقیق یک تونل باد دمشی فروصوت با مقطع آزمایش  $830 \times 824$  میلی‌متر و با شدت اغتشاشات کمتر از  $0.2\%$  درصد و سرعت جریان در اتاق آزمون بین ۳ تا ۳۰ متر بر ثانیه است. با توجه به ابعاد مقطع تونل و مدل، حداکثر مقدار انسداد  $24\%$  درصد است. همچنین جهت اندازه‌گیری بارهای آیرودینامیکی از یک سامانه موازنه نیروهای آیرودینامیکی با سه مؤلفه استفاده شده است. در شکل ۳ بال متصل شده به دستگاه اندازه‌گیری نیروهای آیرودینامیکی در تونل باد نشان داده شده است. کلیه آزمایشات در سرعت‌های جریان آزاد ۵، ۱۰ و ۱۵ متر بر ثانیه و سرعت‌های دورانی ۶۰۰، ۹۰۰، ۱۲۰۰ و ۱۵۰۰ دور در دقیقه فن انجام گرفته است.



شکل (۴): دیواره پشتی فن.



شکل (۵): بال ساخته شده با و بدون دیوار پشتی.

می‌شود. کاهش فشار روی صفحه فوقانی به علت سرعت زیاد جریان تخلیه شده و همچنین اثر متقابل بردار مایل هوای خروجی از فن و جریان آزاد هوا دو عامل مهم در تولید نیروی برآی زیاد است. در تحقیقات انجام شده بر روی این ایرفویل گردابه خارج از مرکزی دیده شده است که موقعیت و قدرت آن نقش بسیار مؤثری بر نحوه شتاب بخشی و هدایت جریان عبوری از فن و در نهایت تولید نیروی برآی زیاد دارد [۵-۲].

در ایرفویل‌های متداول با افزایش ضخامت و در نتیجه افزایش احتمال جدایش جریان پیرامون ایرفویل، نیروی پسا افزایش می‌یابد. اما در آزمایشات انجام شده بر روی مدل‌های ساخته شده از بال حاوی فن، در سرعت‌های دورانی بالای فن نه تنها نیروی پسا دیده نمی‌شود بلکه این چرخش منجر به تولید نیروی جلوبرنده نیز شده است.

سه عامل مهم در کاهش نیروی پسا و احیاناً تولید نیروی جلوبرنده عبارتند از: ۱- ریزش جریان رو به عقب و پر سرعت خروجی فن روی سطح فوقانی، ۲- جاروب شدن گردابه‌های ناشی از جدایش احتمالی جریان به علت ضخامت زیاد این نوع ایرفویل و رانده شدن آنها به سمت لبه فرار و ۳- مکش ایجاد شده ناشی از چرخش فن در جلوی ایرفویل. طی آزمایشات انجام شده بر روی مدل‌های ساخته شده از بال حاوی فن، عوامل مذکور نه تنها نیروی پسا را کاهش می‌دهد بلکه در سرعت‌های دورانی بالای فن باعث تولید نیروی جلوبرنده نیز می‌شود [۵-۲].

### ۴- مدل مورد آزمایش و انجام آزمایش در تونل باد

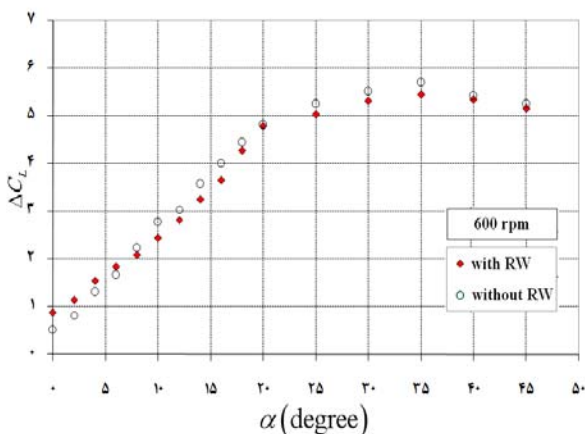
قسمت ساکن مدل ساخته شده مورد آزمایش، مشابه مدل مورد آزمایش کگلر و با مقیاس  $\frac{2}{3}$  است. برای بهبود عملکرد ایرفویل مقدار پارامترهای هندسی فن با توجه به آزمایشات انجام گرفته بر روی فن‌های با جریان متعامد انتخاب شد [۱۶-۲۱]. به‌عنوان مثال به‌منظور کاهش اثرات سه بعدی جریان در مطالعات صورت گرفته نسبت طول به قطر فن بین  $0.5$  تا  $4$  و در مطالعه حاضر برابر  $1/13$  و همچنین برای دستیابی به عملکرد مطلوب‌تر فن نسبت قطر داخلی به قطر خارجی پروانه تقریباً  $0.85$  در نظر گرفته شده است. از آنجایی که جریان هنگام ورود به فن از قسمت خارجی و هنگام خروج از فن از قسمت داخلی ردیف پره‌ها عبور می‌کند، پروفیل پره‌ها به شکل قوسی از دایره انتخاب شده است. زاویه داخلی پره‌ها ( $\beta_i$ ) نیز برابر  $90$  درجه و زاویه خارجی پره‌ها ( $\beta_o$ ) برابر  $30$  درجه و تعداد پره‌های فن برابر ۱۶ عدد انتخاب شده است. همچنین به منظور انجام آزمایش با استفاده از دیواره پشتی فن، از صفحه‌ای

## Archive of SID

در زوایای حمله کم این دیواره می‌تواند با هدایت مناسب جریان پرسرعت خروجی از فن بر روی صفحه فوقانی و در نتیجه کاهش فشار بر این سطح مقدار ضریب برآ را افزایش دهد. اما در زوایای حمله‌ی زیاد استفاده از این دیواره نه تنها موجب هدایت مناسب جریان خروجی فن نمی‌شود بلکه جریان حول آن به گونه‌ای تغییر می‌کند که ضریب برآ در مقایسه با ایرفویل فاقد دیواره پشتی کاهش می‌یابد.

اثر وجود دیواره پشتی فن بر ضریب پسا: در شکل‌های ۱۱ تا ۱۴ نمودار ضریب پسا بر حسب زاویه حمله برای دو مدل فاقد و دارای دیواره پشتی، به ازای سرعت‌های دورانی مختلف فن و در سرعت جریان آزاد ۱۵ متر بر ثانیه نشان داده شده است. ملاحظه می‌شود که استفاده از دیواره پشتی فن، باعث افزایش ضریب پسا می‌شود. اگر چه این دیواره در زوایای حمله کم، هدایت مناسب جریان پرسرعت خروجی از فن را بر صفحه فوقانی منجر می‌شود (با توجه به نتایج حاصل از اثر دیواره بر ضریب برآ) و این عامل باعث رانده شدن گردابه‌های به وجود آمده از جدایش احتمالی جریان و در نهایت کاهش ضریب پسا می‌شود اما در نهایت با در نظر گرفتن تمامی اثرات ناشی از وجود این دیواره، ضریب پسا افزایش پیدا می‌کند.

اثر وجود دیواره پشتی فن بر ضریب گشتاور: در شکل‌های ۱۵ تا ۱۸ نمودار ضریب گشتاور بر حسب زاویه حمله برای دو مدل فاقد و دارای دیواره پشتی، به ازای سرعت‌های دورانی مختلف فن و در سرعت جریان آزاد ۱۵ متر بر ثانیه نشان داده شده است. ملاحظه می‌شود که استفاده از دیواره پشتی فن، باعث کاهش ضریب گشتاور می‌شود.



شکل (۷): نمودار تغییرات ضریب برآ برای دو مدل با و بدون دیواره پشتی در سرعت دورانی ۶۰۰ دور در دقیقه فن بر حسب زاویه حمله.



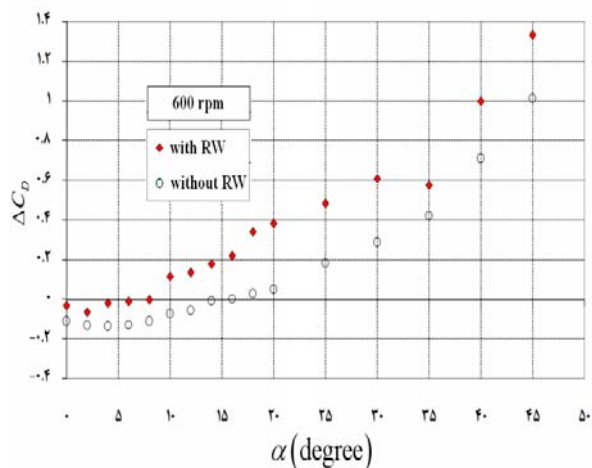
شکل (۶): بال حاوی فن در تونل باد و متصل شده به دستگاه اندازه‌گیری نیروهای آیرودینامیکی.

با توجه به اینکه خطا، یکی از پارامترهای اجتناب‌ناپذیر در مطالعات تجربی طی مراحل مختلف ساخت و انجام آزمایش است، در مطالعه صورت گرفته می‌توان به عوامل ایجاد خطا همچون ارتعاشات مدل در زوایای حمله زیاد، در سرعت‌های بالای جریان آزاد و نیز در دوره‌های زیاد فن، اثرات ایجاد شده ناشی از محفظه موتور فن بر روی جریان پیرامون بال، تغییر شکل پرها به هنگام آزمایش، وجود خطا در سامانه‌های اندازه‌گیری و غیره اشاره کرد.

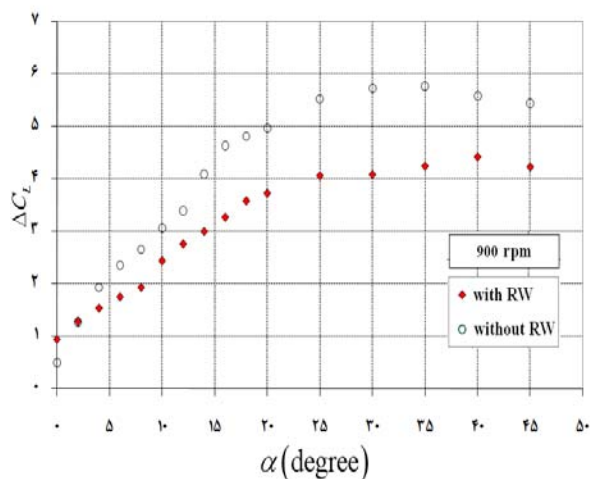
### ۵- نتایج به دست آمده از انجام آزمایش

در این قسمت نتایج حاصل از اثر وجود دیواره پشتی بر هر یک از ضرایب برآ، پسا و گشتاور آورده شده است. با توجه به شبیه بودن نتایج به دست آمده در سرعت‌های جریان آزاد مختلف تنها به نتایج حاصل از سرعت جریان آزاد ۱۵ متر بر ثانیه (عدد رینولدز  $3/9 \times 10^6$ ) در سرعت‌های دورانی مختلف اکتفا شده است. لازم به ذکر است که با توجه به این که سنجش تغییرات ضرایب آیرودینامیکی نسبت به یک حالت مبنا مهم است، بنابراین در تمامی نمودارها نتایج مربوط به یک بال با فن ۱۲ پره‌ای با زاویه حمله صفر درجه در همان سرعت جریان آزاد و سرعت دورانی فن مربوط به نمودار، به‌عنوان مبنا (تبدیل ضرایب آیرودینامیکی به صفر) در نظر گرفته شده است. با توجه به این موضوع در نمودارها  $\Delta C_M$  و  $\Delta C_D$ ،  $\Delta C_L$  به ترتیب بیانگر ضرایب برآ، پسا و گشتاور نسبت به حالت مبنا است.

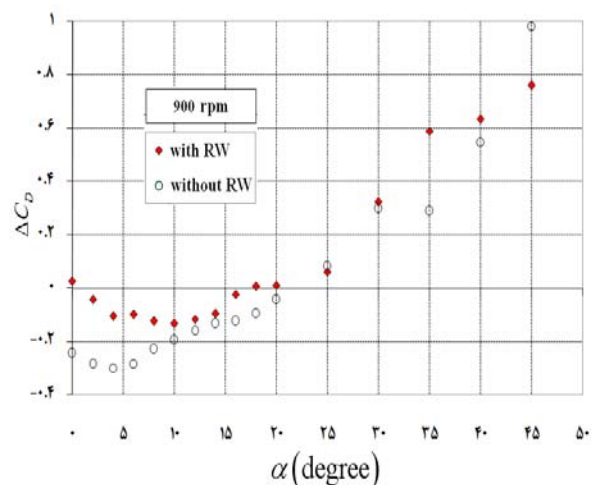
اثر وجود دیواره پشتی فن بر ضریب برآ: در شکل‌های ۷ تا ۱۰ نمودار ضریب برآ بر حسب زاویه حمله برای دو مدل فاقد و دارای دیواره پشتی، به ازای سرعت‌های دورانی مختلف فن و در سرعت جریان آزاد ۱۵ متر بر ثانیه نشان داده شده است. ملاحظه می‌شود که استفاده از دیواره پشتی فن باعث افزایش ضریب برآ در زوایای حمله کم و کاهش آن در زوایای حمله زیاد شده است. علت این امر را می‌توان این‌گونه توجیه کرد که



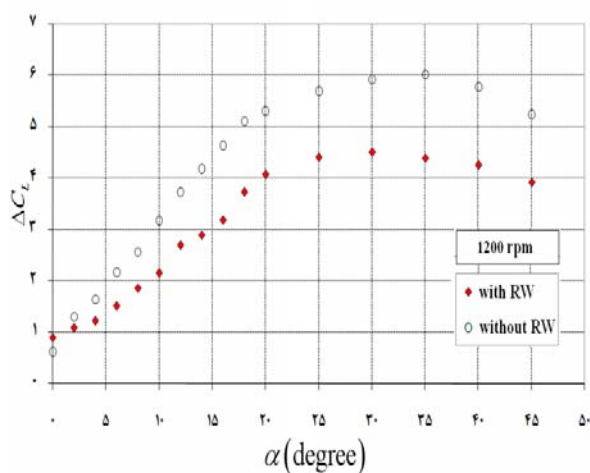
شکل (۱۱): نمودار تغییرات ضریب پسا برای دو مدل با و بدون دیواره پشتی در سرعت دورانی ۶۰۰ دور در دقیقه فن بر حسب زاویه حمله.



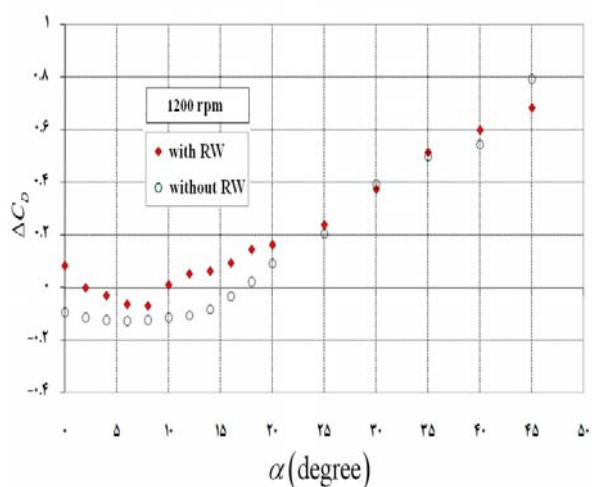
شکل (۸): نمودار تغییرات ضریب برآ برای دو مدل با و بدون دیواره پشتی در سرعت دورانی ۹۰۰ دور در دقیقه فن بر حسب زاویه حمله.



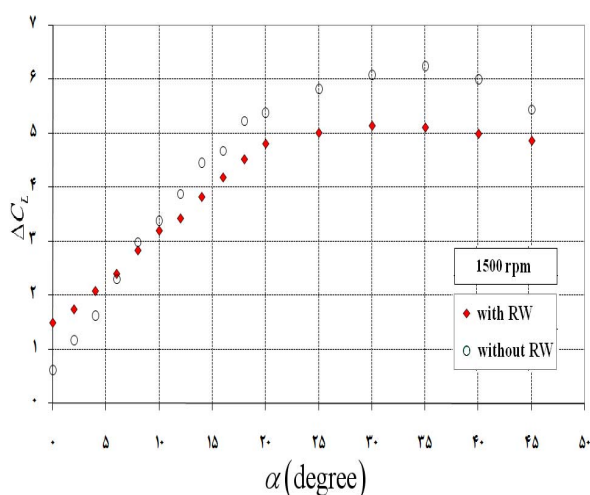
شکل (۱۲): نمودار تغییرات ضریب پسا برای دو مدل با و بدون دیواره پشتی در سرعت دورانی ۹۰۰ دور در دقیقه فن بر حسب زاویه حمله.



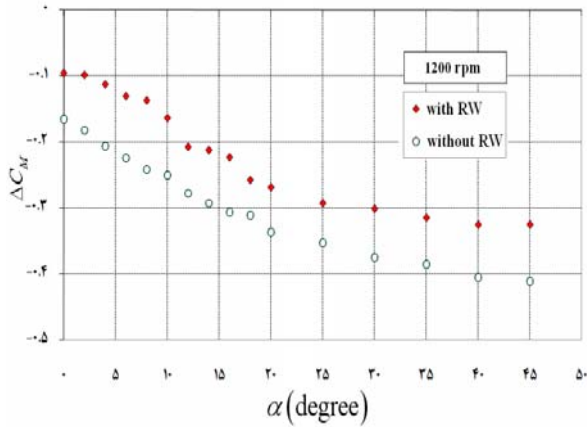
شکل (۹): نمودار تغییرات ضریب برآ برای دو مدل با و بدون دیواره پشتی در سرعت دورانی ۱۲۰۰ دور در دقیقه فن بر حسب زاویه حمله.



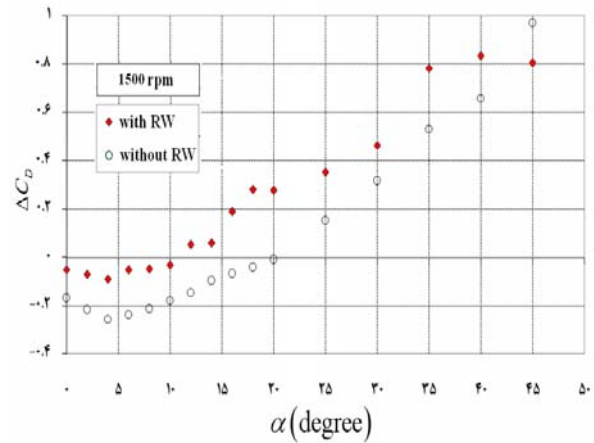
شکل (۱۳): نمودار تغییرات ضریب پسا برای دو مدل با و بدون دیواره پشتی در سرعت دورانی ۱۲۰۰ دور در دقیقه فن بر حسب زاویه حمله.



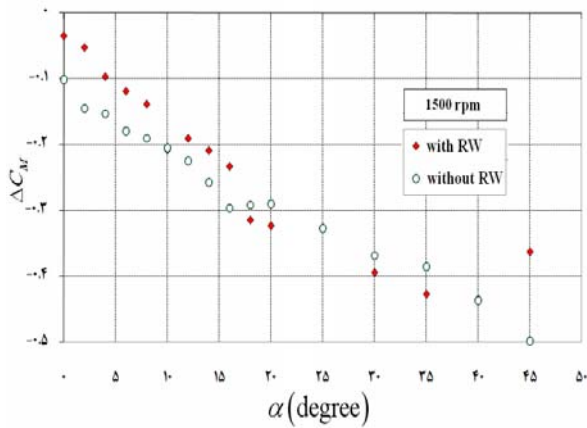
شکل (۱۰): نمودار تغییرات ضریب برآ برای دو مدل با و بدون دیواره پشتی در سرعت دورانی ۱۵۰۰ دور در دقیقه فن بر حسب زاویه حمله.



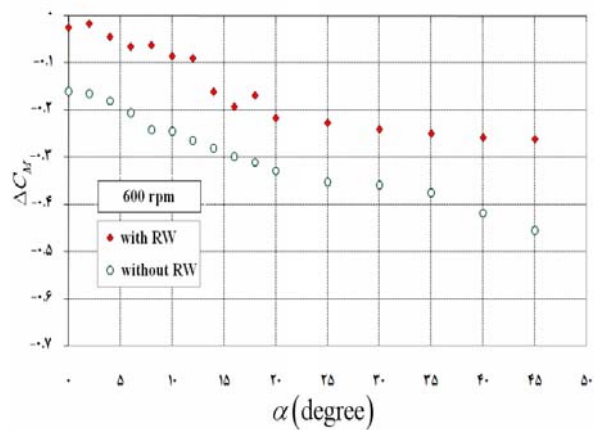
شکل (۱۷): نمودار تغییرات ضریب گشتاور برای دو مدل با و بدون دیواره پشتی در سرعت دورانی ۱۲۰۰ دور در دقیقه فن بر حسب زاویه حمله.



شکل (۱۴): نمودار تغییرات ضریب پسا برای دو مدل با و بدون دیواره پشتی در سرعت دورانی ۱۵۰۰ دور در دقیقه فن بر حسب زاویه حمله.



شکل (۱۸): نمودار تغییرات ضریب گشتاور برای دو مدل با و بدون دیواره پشتی در سرعت دورانی ۱۵۰۰ دور در دقیقه فن بر حسب زاویه حمله.

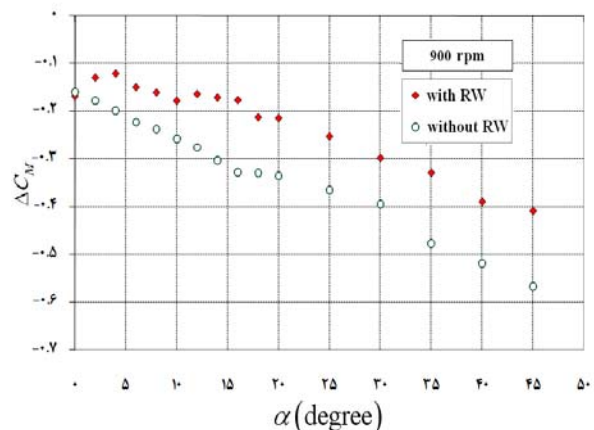


شکل (۱۵): نمودار تغییرات ضریب گشتاور برای دو مدل با و بدون دیواره پشتی در سرعت دورانی ۶۰۰ دور در دقیقه فن بر حسب زاویه حمله.

#### ۶- نتیجه گیری

با توجه به آزمایش‌های انجام شده و نتایج حاصل ملاحظه می‌شود که:

- به ازای تمامی سرعت‌های دورانی فن، با افزایش زاویه حمله، تا قبل از وقوع پدیده واماندگی ضریب برآ افزایش می‌یابد.
- پدیده واماندگی در سرعت جریان آزاد ۱۵ متر بر ثانیه، در حدود زاویه حمله ۳۵ درجه رخ داده و وجود دیواره پشتی تأثیر چندانی بر مقدار این زاویه نخواهد داشت.
- به ازای تمامی سرعت‌های دورانی با افزایش زاویه حمله ضریب پسا نیز افزایش می‌یابد.
- اثر تغییرات زاویه حمله بر ضریب گشتاور این ایرفویل قابل توجه است. به ازای تمامی سرعت‌های دورانی با افزایش زاویه حمله اندازه ضریب گشتاور افزایش پیدا می‌کند.



شکل (۱۶): نمودار تغییرات ضریب گشتاور برای دو مدل با و بدون دیواره پشتی در سرعت دورانی ۹۰۰ دور در دقیقه فن بر حسب زاویه حمله.

10. Forshaw, S. "Wind Tunnel Investigation of New FanWing Design", Final Year Project, M. Eng. Imperial College, 1999.
11. Kogler, K.U. "FANWING-Experimental Evaluation of a Novel Lift and Propulsion Device". Mech. Eng. Thesis, Aeronautical Eng. Dep't, Imperial College, London, 2002.
12. Duddempudi, D., Yao, Y., Edmondson, D., Yao, J., and Curley, A. "Computational Study of Flow over Generic Fan-wing Airfoil", Aircraft Eng. and Aerospace Tech. an Int. J., Vol.79, No. 3, pp. 238-244, 2007.
13. Askari, S., Shojaeefard, M.H., and Goudarzi, K. "Experimental Study of Stall in an Airfoil with Forced", Airflow Provided by an Integrated Cross-Flow Fan , Vol. 1, No. 1, pp. 1-8, 2010.
14. Askari, S. and Shojaeefard, M.H. "Numerical Simulation of Flow over an Airfoil with a Cross Flow Fan as a Lift Generating", Member in a New Aircraft Model , Aircraft Eng. and Aerospace Tech., Vol. 81, No. 1, pp. 59-64, 2009.
15. Askari, S. and Shojaeefard, M.H. "Shape Optimization of the Airfoil Comprising a Cross Flow Fan", Aircraft Eng. and Aerospace Tech., Vol. 81, No. 5, pp. 407-415, 2009.
16. Toffolo, A. "On Cross-Flow Fan Theoretical Performance and Efficiency Curves: An Energy Loss Analysis on Experimental Data", ASME J. Fluids Engineering, Vol. 126, No. 5, pp.743-751, 2004.
17. Lazzaretto, A., Toffolo, A., and Martegani, A.D. "A Systematic Experimental Approach to Cross-Flow Fan Design", ASME J. Fluids Eng., Vol. 125, No. 4, pp.684-693, 2003.
18. Lazzaretto, L., Lazzaretto, A., and Martegani, A.D. "On Cross-Flow Fan Similarity: Effects of Casing Shape", ASME J. Fluids Eng., Vol. 123, No. 3, pp.523-531, 2001.
19. Lazzaretto, A. "A Criterion to Define Cross-Flow Fan Design Parameters", ASME J. Fluids Eng., Vol. 125, No. 4, pp.680-683, 2003.
20. Toffolo, A., Lazzaretto, A., and Martegani, A.D. "Cross-Flow Fan Design Guidelines for Multi-Objective Performance Optimization", Proquest Sci. J. Mech. Eng., Vol. 218, No. 1, pp. 33-42, 2004.
21. Tsurusaki, H., Tsujimoto, Y., Yoshida, Y., and Kitagawa, K. "Visualization Measurement and Numerical Analysis of Internal Flow in Cross-Flow Fan", ASME J. Fluids Eng. Vol. 119, No. 3, pp. 633-638, 1997.

استفاده از دیواره هدایت کننده جریان خروجی فن در این ایرفویل باعث افزایش ضریب برآ در زوایای حمله کم و کاهش آن در زوایای حمله زیاد می شود. همچنین وجود دیواره هدایت کننده جریان خروجی فن، ضریب پسا را افزایش و اندازه ضریب گشتاور را کاهش می دهد. با توجه به نتایج به دست آمده، استفاده از دیواره هدایت کننده جریان خروجی فن تنها برای زوایای حمله کم توصیه می شود. البته با طراحی مناسب و بهینه هندسه دیواره پشتی می توان مقدار این زاویه حمله را جهت دستیابی به نیروی برآی بیشتر افزایش داد.

#### مراجع

1. Peebles, P. "Fan-Wing Documentations", Website: <http://fanwing.com/docs.htm>.
2. Peebles, P. "Aerodynamic Lift Generating Device", United States Patent, P. No: US6527299 B1, 2003.
3. Peebles, P. "Wing with Leading Edge Rotor", UK Patent Application, A. No: 0002491.9, 2000.
4. Dang, T.Q. and Bushnell, P.R. "Aerodynamics of Cross-Flow Fans and Their Applications to Aircraft Propulsion and Flow Control", ELSEVIER J. Progress in Aerospace Sciences, Vol. 45, No's 1-3, pp.1-29, 2009.
5. Askari, S. "Numerical and Experimental Study on Flow over an Airfoil Comprising a Fan" Msc. dissertation, Iran University of Science and Technology, 2008, In Persian.
6. Ackeret J. "Present and Future Problems in Airplane Propulsion". Schweizer Bauzeitung Vol. 112, No. 1, 1938. Translated Version: Technical Memorandum (United States. National Advisory Committee for Aeronautics); No. 976, 1941.
7. Dornier P. "Multiple Drive for Aircraft Having Wings Provided with Transverse Flow Blowers", US Patent 3,065,928, 27 November 1962.
8. Harloff G.J. "Cross Flow Fan Experimental Development and Finite-Element Modeling". PhD. Dissertation, Univ of Texas at Arlington, Arlington, TX, 1979.
9. Gossett, D.H. "Investigation of Cross Flow Fan Propulsion for Lightweight VTOL Aircraft". M.S. Thesis, Department of Mechanical & Aeronautical Engineering, Naval Postgraduate School, Monterey, CA, December, 2000.