



بهینه‌یابی عملکرد یک بالواره با کنترل لایه مرزی سطح آن به کمک سیلندر چرخان

محمدحسن جوارشکیان^۱، علی اسماعیلی^۲، ابراهیم اکبرزاده^۳

^۱ دانشیار دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک، javareshkian@ferdowsi.um.ac.ir

^۲ *دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک، aliesmaeli30316@yahoo.com

^۳ دانشگاه صنعتی اورمیه، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک، ak_198867@yahoo.com

چکیده

دستیابی به عملکرد بهینه بالواره‌ها تاثیر بسزایی در طراحی وسایل پرنده دارد. در این تحقیق بر اساس تئوری کنترل لایه مرزی سطح متحرک، بهینه‌ترین حالت سیلندر چرخان در لبه حمله بالواره مطالعه شده است. جریان سیال حول یک بالواره با یک سیلندر چرخان در لبه حمله آن به صورت عددی شبیه سازی شده، سپس برای تایید روش حل، بخشی از نتایج حاصله از حل عددی با داده های تجربی مقایسه گردیده است. نتایج نشان می‌دهند که به کمک سیلندر چرخان می‌توان واماندگی را تا ۴ درجه و ضریب برآ را تا ۲۰٪ افزایش داد. همچنین هر چه سرعت خطی سیلندر بیشتر از سرعت جریان آزاد باشد ضریب پسا کاهش و ضریب برآ افزایش می‌یابد.

واژه های کلیدی: بهینه- لایه مرزی- سیلندر چرخان- لبه حمله- ضریب برآ.

مقدمه

هنگامی که یک بال هواپیما در مسیر جریان هوا قرار می‌گیرد به دلیل اثرات سطحی، لایه مرزی در نزدیکی سطوح آن ایجاد می‌شود که در زوایای حمله بالا نقش بسزایی دارد. پدیده لایه مرزی بر عملکرد بالواره نیز تاثیر گذاشته و اثرات بسیار مهمی بر ضریب برآ و پسای آن می‌گذارد. به طوری که این پدیده سبب اعمال محدودیت‌هایی می‌شود که از افزایش بیشتر عملکرد بال جلوگیری می‌کند. لذا برای دست یابی به شرایط بهینه لازم است که لایه مرزی تشکیل شده را با تکنیک‌هایی کنترل کرد. با معرفی مفهوم لایه مرزی توسط پرنتل، فناوری های کنترل جریان بر اساس این تئوری پایه‌گذاری شدند. کنترل لایه مرزی یک تکنیک موثری است که می‌تواند برای کاهش ضریب پسا و افزایش ضریب برآ مورد استفاده قرار می‌گیرد. همچنین بکارگیری این تکنیک‌ها سبب بهبود عملکرد آیرودینامیکی بالواره‌ها می‌شود و تاخیر در واماندگی به ازای زوایای حمله بیشتر، ایجاد می‌کند. روش‌های مختلفی برای کنترل لایه مرزی روی بالواره‌ها پیشنهاد شده است و تحقیقات گسترده‌ای در طی سال‌های اخیر انجام شده است. نیز گیلارنرز (Gilarranz) و همکاران به صورت تجربی به مطالعه جدایش جریان حول یک بالواره NACA0015 تحت تاثیر جت ورودی پرداختند [۱]. در سال ۲۰۰۸ یو و موین (You and Moin) به شبیه سازی جریان آشفته حول یک بالواره که در لبه حمله یک حفره‌ای ایجاد شده بود پرداختند. این حفره یک جریان جت را ایجاد می‌کنند و به کمک این جت جدایش جریان کنترل می‌شود. آن‌ها نشان دادند که جریان جت سبب افزایش نیروی برآ می‌شود [۲]. در سال ۲۰۰۸ جولیبوس (Jolibois) و همکاران به بررسی

کنترل جدایش جریان در سطح بالایی بالواره NACA0015 پرداختند، به طوری که سطح بالواره از محرک پلازما ساخته شده بود. نتایج نیز نشان داده است که محرک پلازما زمانی که در ناحیه جدایش جریان قرار می‌گیرد بسیار موثر است و آن را به تاخیر می‌اندازد و نیروی برآ افزایش می‌یابد [۳]. تکنیک دیگری که می‌توان در جهت افزایش بازده بالواره‌ها بکار گرفت، قرار دادن یک سیلندر چرخان در لبه حمله آن‌ها است. مودی (Modi) و همکاران اثرات قرار گرفتن سیلندر چرخان را بر روی بال، صفحه تخت دو بعدی، مکعب و کامیون بررسی کردند و کنترل لایه مرزی را مورد مطالعه قرار دادند [۴،۵]. زانگ (Zhang) و همکاران نیز به طراحی بهینه بالواره‌ای با سیلندر چرخان در یک شرایط ثابت پرداختند. آن‌ها عوامل موثر بر این نوع بالواره‌ها را مطالعه کردند و شکل مطلوب بالواره جدید با لبه حمله سیلندر چرخان را ارائه دادند [۶]. در سال‌های اخیر نیز ابزارهای کنترل جریان مختلفی حول بال مورد مطالعه قرار گرفتند که از جمله آن‌ها می‌توان به تحقیقاتی گلایزر و آمیتی (Glezer and Amitay) [۷]، رومسی (Rumsey) و همکاران در سال ۲۰۰۴ [۸]، ویگ نانسکی (Wyganski) [۹] و فیندانس و احمدی (Findanis and Ahmed) در سال ۲۰۰۸ [۱۰] اشاره کرد.

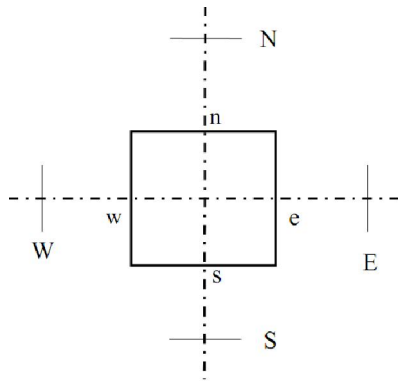
اما آنچه که در بیشتر مطالعات گذشته دیده می‌شود، بهینه کردن بالواره مطرح شده و کم‌تر به سیلندر چرخان و محدوده عملکردی آن پرداخته شده است. از آنجایی که کنترل جریان حول سیلندر چرخان نیز تاثیر قابل ملاحظه‌ای بر عملکرد هواپیما می‌گذارد، لذا در این تحقیق اثر قرار دادن یک سیلندر چرخان در لبه حمله بالواره NACA0015 مورد بررسی قرار گرفته، به طوری که اثر سرعت دورانی سیلندر چرخان مطالعه شده است. همچنین برای اعتبارسنجی حل عددی حاضر، بخشی از نتایج حاصله با نتایج آزمایشگاهی مقایسه گردیده که انطباق بسیار خوب آن‌ها حکایت از صحت حل عددی دارد. در پایان نیز سرعت خطی بهینه‌ای که سیلندر چرخان عملکرد مناسبی در آن محدوده دارد، ارائه می‌شود.

معادلات اساسی

به منظور شبیه سازی جریان اطراف بالواره با سیلندر چرخان در لبه حمله باید معادلات اساسی حاکم بر میدان جریان حل شود که شامل معادلات بقا، ممنتوم و انرژی می‌باشند. معادلات اساسی که بقای جرم، ممنتوم و اسکالر را بیان می‌کند، در حالت برداری و مستقل از سیستم مختصات به صورت زیر بیان می‌شوند:

$$\frac{\delta \rho}{\delta t} + \text{div}(\rho \vec{V}) = S_m \quad (1)$$

$$\frac{\delta(\rho \vec{V})}{\delta t} + \text{div}(\rho \vec{V} \otimes \vec{V} - \vec{T}) = \vec{S}_v \quad (2)$$



شکل ۱- حجم کنترل یک سلول و وجوه آن

مدل توربولانسی که در این تحقیق در نظر گرفته شده $k - \epsilon$ می باشد که معادلات حاکم بر آن به صورت زیر است:

$$\frac{\delta}{\delta t}(\rho k) + \frac{\delta}{\delta x_j}(\rho u_j k - \Gamma_k \frac{\delta k}{\delta x_j}) = G - \rho \epsilon \quad (10)$$

$$\frac{\delta}{\delta t}(\rho \epsilon) + \frac{\delta}{\delta x_j}(\rho u_j \epsilon - \Gamma_\epsilon \frac{\delta \epsilon}{\delta x_j}) = C_1 \frac{\epsilon}{k} G - C_2 \rho \frac{\epsilon^2}{k} \quad (11)$$

لزجت توربولانسی و ترم پخش معادلات فوق از رابطه زیر بدست می آید:

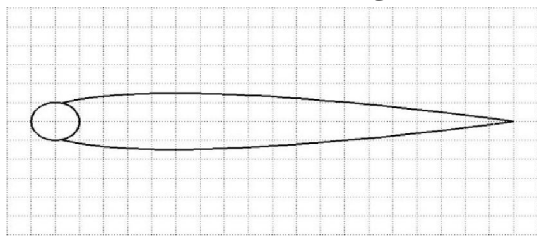
$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\epsilon} \quad (12)$$

$$\Gamma_\phi^t = \left(\frac{\mu_t}{\sigma_\phi^t} \right) \quad (13)$$

همچنین برای شبیه سازی جریان آشفته حول بالواره از مدل توربولانسی $k - \epsilon$ استفاده می شود.

نتایج

در این تحقیق بالواره با مقطع NACA0015 که در لبه حمله آن یک سیلندر چرخان قرار گرفته، به صورت عددی مورد مطالعه قرار گرفته است. شکل (۲) بالواره NACA0015 با سیلندر چرخان در لبه حمله را نشان می دهد. علت استفاده از استوانه چرخان برای افزایش عملکرد بالواره است، از طرفی نسبت برا به پسا بیانگر عملکرد بالواره بوده و در نتیجه ماکزیمم این نسبت معرف مناسبی برای نقطه بهینه است.



شکل ۲- شماتیک بالواره NACA0015 با سیلندر چرخان در لبه حمله.

در این شکل طول وتر بالواره 0.4 متر، بیشترین ضخامت آن 60 میلیمتر و قطر سیلندر لبه چرخان 0.04 متر است. همچنین عرض فضای خالی بین سیلندر چرخان و بدنه مجاور بالواره 0.002 برابر قطر سیلندر در نظر گرفته شده است. قطر استوانه 0.1 طول وتر است و توان مصرفی برای چرخش آن آنقدر کم است که قابل صرف نظر کردن می باشد. عدد رینولدز نیز بر حسب طول وتر بالواره برابر 4×10^6 است. اولین گام در شبیه سازی های عددی تعیین حوزه حل، شرایط مرزی و شبکه بندی است. شکل (۳) حوزه حل جریان حول بالواره با سیلندر چرخان را نشان می دهد. همچنین شرایط مرزی نیز در این شکل مشخص شده است. سرعت مرزی ورودی را سرعت، شرط مرزی خروجی را فشار و شرط مرزی در لبه های

$$\frac{\delta(\rho \phi)}{\delta t} + \text{div}(\rho \vec{V} \phi - \vec{q}) = \vec{S}_\phi \quad (3)$$

\vec{T} تانسور تنش و \vec{q} بردار شار (Scalar Flux) بر اساس متغیرهای وابسته بیان می شوند. تانسور تنش برای سیال نیوتنی به فرم زیر است:

$$\vec{T} = -P\vec{I} + 2\mu\vec{D} \quad (4)$$

به طوری که ρ چگالی، \vec{V} بردار سرعت و ϕ به عنوان یک متغیر مستقل اساسی (انرژی) است. \vec{q} بردار شار اسکالر است و از قانون فوریه بدست می آید:

$$\vec{q} = \Gamma_\phi \text{grad} \phi \quad (5)$$

معادلات (۱)، (۲) و (۳) توسط روش حجم محدود گسسته شده، توسط الگوریتم فشار مینا به روش ضمنی حل می شوند.

طبیعت معادلات اساسی به گونه ای است که می توان با انتگرال گیری کلی روی حجم کنترل ها، مجهولات مسئله را بدست آورد و به تحلیل جریان پرداخت. از آنجایی که در اغلب موارد این انتگرال گیری به صورت تحلیلی مشکل می باشد لذا از روش عددی استفاده می شود. برای حل عددی نیاز به گسسته سازی معادلات وجود دارد که با استفاده از روش حجم محدود انجام می شود. ابتدا محوطه حل، به تعدادی حجم گسسته شده یا سلول تقسیم شده، به طوری که همه متغیرها در مرکز سلول ها ذخیره می شوند.

حال این معادلات برای همه حجم کنترل ها بر اساس تئوری گوسین یکار گرفته می شود. برای هر متغیر Φ (که می تواند مولفه های سرعت باشد) شکل کلی معادلات به فرم زیر می باشد:

$$\frac{\delta v}{\delta t} [(\rho \phi)_p^{n+1} - (\rho \phi)_p^n] + I_e - I_w + I_n - I_s = S_\phi \delta v \quad (6)$$

به طوری که I ترکیبی از ترم جابه جایی (Convection- I^c) و ترم نفوذ (I^D) می باشد. شار نفوذ به وسیله تفاضل مرکزی بیان می شود و می توان آن را برای سطح سلول مثل e در شکل (۱) به صورت زیر بیان کرد:

$$I_e^D = D_e(\phi_p - \phi_E) - S_\phi^e \quad (7)$$

گسسته سازی شار جابه جایی به توجه خاصی نیاز دارد و همین امر است که موضوع توسعه طرحهای تفاضلی مختلف شده است. در مسائلی که دارای ترم جابه جایی می باشند لازم است که خاصیت مورد بررسی را در روی سطح سلول بدست آید. اما محل ذخیره کمیت ها در روی سطح سلول ها نمی باشند و در مرکز سلول ذخیره می شوند. به همین خاطر روش های مختلفی برای بدست آوردن مقدار خاصیت در سطح سلول وجود دارد.

شار جابه جایی برای سطح سلول e به فرم زیر است:

$$I_e^c = (\rho \cdot V \cdot A)_e \phi_e = F_e \phi_e \quad (8)$$

که F_e نشان دهنده ترم جابه جا شده در واحد سطح سلول و ϕ_e نیز مقدار خاصیت در سطح سلول است و مقدار آن را از طریق روشهای مختلفی می توان بدست آورد. در این تحقیق از روش تفاضلی بالا دست مرتبه دوم برای بدست آوردن ترم های جابه جایی استفاده شده است.

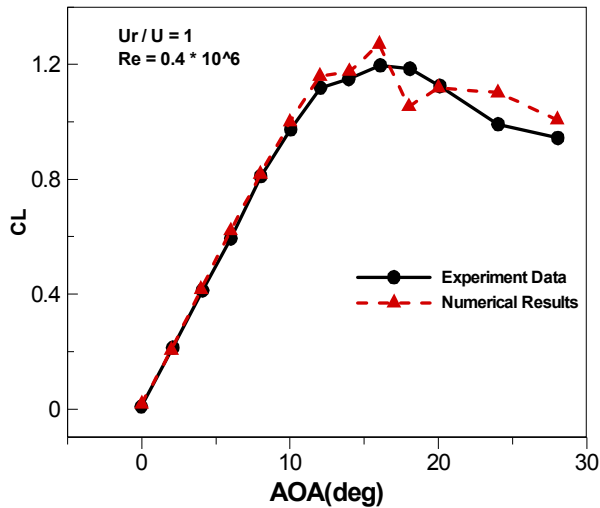
با قرار دادن ترم نفوذ و جابه جایی در معادله گسسته شده، نتایج معادلات گسسته شده برای هر تقریبی به فرم زیر است:

$$A_p \cdot \phi_p = \sum_{m=E,W,N,S} A_m \cdot \phi_m + S'_\phi \quad (9)$$

به طوری که a شامل ضرایب نفوذ و جابه جایی می باشد. حال با گسسته سازی معادلات حاکم می توان جریان حاکم را حل نمود. در این تحقیق، معادلات حاکم طبق دستورالعمل فوق گسسته سازی می شود. سپس بر اساس روش فشار مینا و بر پایه الگوریتم SIMPLE جریان حول بالواره حل می شود.

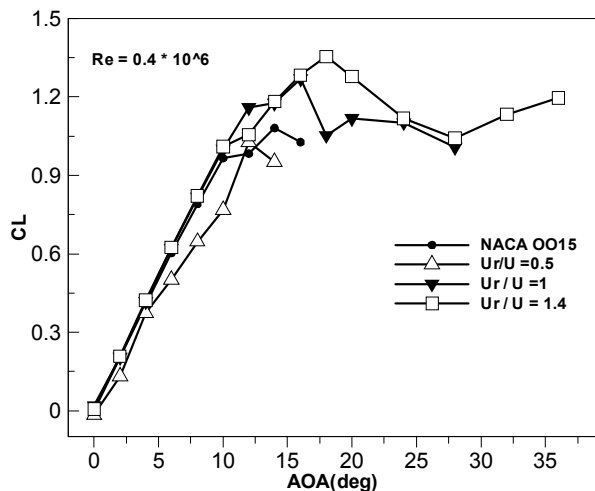


لبه‌ی حمله، واماندگی در ۱۴ درجه و ماکزیمم ضریب برآ حدود ۱/۱۸ خواهد بود.



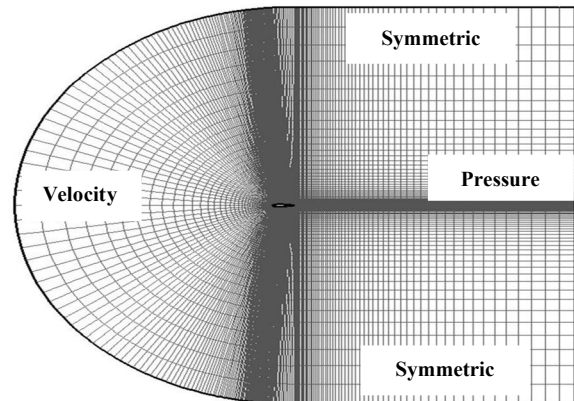
شکل ۵- مقایسه ضریب برآ تجربی [۶] و عددی بالواره NACA 0015 با سیلندر چرخان در لبه‌ی حمله $Ur/U=1$.

با توجه به صحت حل عددی، اکنون می‌توان به شبیه‌سازی جریان حول بالواره با سیلندر چرخان پرداخت. ابتدا تاثیر سرعت زاویه‌ی سیلندر چرخان بر ضرایب برآ و پسا بالواره NACA0015 با لبه حمله سیلندر چرخان و همچنین اثر آن بر واماندگی جریان بررسی شده است. در شکل (۶) اثر سرعت خطی سیلندر چرخان بر ضریب برآ مورد بررسی قرار گرفته و با بالواره پایه بدون سیلندر مقایسه شده است. بالواره پایه دارای ماکزیمم ضریب برآ ۱/۱۸ در زاویه‌ی حمله‌ی ۱۴ درجه است. نکته جالبی که از این نمودار می‌توان فهمید این است که به ازای Ur/U کم‌تر از ۱ ضریب برآ بالواره سیلندر چرخان کم‌تر از بالواره پایه بوده و بالواره در زاویه‌ی کم‌تری به واماندگی می‌رسد، اما اگر Ur/U دارای مقداری بزرگ‌تر از ۱ باشد ضریب برآ رشد چشمگیری خواهد داشت و از ضریب برآ بالواره پایه بیشتر خواهد شد. همچنین واماندگی نیز به تاخیر می‌افتد. مثلاً به ازای $Ur/U=1$ ، ماکزیمم ضریب برآ یک افزایش ۱۰ درصدی دارد و واماندگی نیز تا ۲ درجه به تاخیر می‌افتد. علاوه بر این در $Ur/U=1.4$ ، ماکزیمم ضریب برآ به ۱/۳ می‌رسد و حدود ۲۰ درصد افزایش می‌یابد. زاویه واماندگی تا ۱۸ درجه به تاخیر می‌افتد که در مقایسه تا حالت پایه ۴ درجه افزایش یافته است.



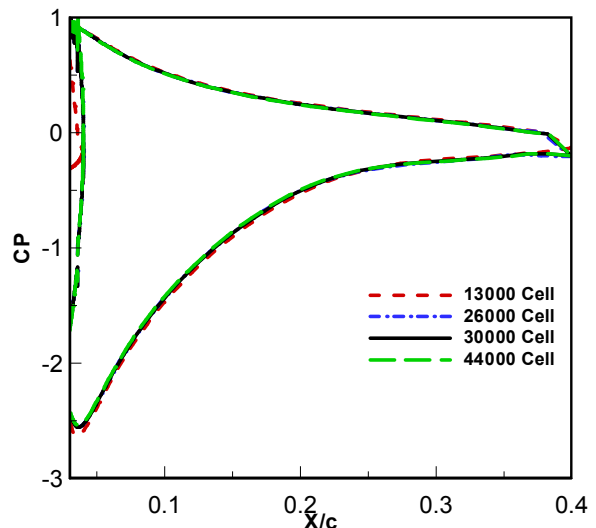
شکل ۶- مقایسه ضریب برآ بالواره NACA 0015 با و بدون لبه‌ی حمله‌ی سیلندر چرخان در نسبت‌های مختلف Ur/U .

بالایی و پایینی حوزه حل را از نوع متقارن در نظر گرفته شده است. سرعت ورودی سیال ۵ متر بر ثانیه و فشار برابر فشار اتمسفر در نظر گرفته شده است.



شکل ۳- شبکه‌ی محاسباتی و شرایط مرزی اطراف NACA 0015 با لبه حمله‌ی سیلندر چرخان

آنچه که در حل عددی از اهمیت بسزایی برخوردار است، دست‌یابی به شبکه‌ای است که با تغییر تعداد سلول‌های آن جواب حاصله تغییر نکند. لذا اثر تعداد سلول‌ها مورد مطالعه قرار گرفته و برای تست استقلال در شبکه بندی، جریان حول بالواره با تعداد سلول‌های متفاوت به صورت عددی حل شده است. شکل (۴) یک سری شبکه بندی تشکیل شد و تعداد شبکه از ۱۳۰۰۰ تا ۴۴۰۰۰ افزایش داده شده است. همانطور که شکل نشان می‌دهد وقتی که تعداد شبکه به ۳۰۰۰۰ رسید شبیه‌سازی مستقل از شبکه می‌شود، به طوری که با تغییر بیشتر در تعداد سلول‌ها جواب حاصله تغییر چندانی نمی‌کند. در نهایت شبکه مطلوب با تعداد ۳۰۰۰۰ انتخاب می‌شود.



شکل ۴- بررسی استقلال از شبکه حول بالواره NACA0015

گام بعدی در حل عددی اعتبارسنجی آن است. به این معنی که بخشی از نتایج حاصل از حل عددی با نتایج معتبر تجربی [۶] مقایسه گردیده و صحت حل عددی را نشان دهند. در شکل (۵) ضریب برآ حول بالواره NACA0015 با سیلندر چرخان را نشان می‌دهد. انطباق بسیار مناسب نتایج حل عددی با تجربی نشان دهنده صحت حل عددی است. همچنین این شکل نشان می‌دهد که در بالواره مذکور با سیلندر چرخان در

بالواره می تواند داشته باشد، مطالعه شده است. جریان سیال حول یک بالواره با یک سیلندر چرخان در لبه حمله آن به صورت عددی شبیه سازی شده، سپس برای تایید روش حل بخشی از نتایج حاصله از حل عددی با داده های تجربی مقایسه گردیده است. نتایج نشان می دهند که به کمک سیلندر چرخان می توان واماندگی را تا ۴ درجه و ضریب برآ را تا ۲۰٪ افزایش داد. همچنین هر چه سرعت خطی سیلندر بیشتر از سرعت جریان آزاد باشد ضریب پسا کاهش و ضریب برآ افزایش می یابد.

فهرست علائم

زاویه حمله بر حسب درجه	AOA
ضریب برآ	CL
ضریب پسا	CD
ضریب فشار	Cp
شار عبوری از سطوح سلول	I
ترم چشمه معادلات	S
عدد رینولدز	Re
سرعت جریان آزاد، m/s	U
	علائم یونانی
چگالی، kg/m ³	ρ
سرعت	\bar{v}
متغیر بدون بعد	ϕ
تانسور تنش	\bar{T}
بردار شار پخشی	\bar{q}
	زیر نویس
سیلندر چرخان	r

مراجع

[1]- Gilarranz, L., Traub, W., and Rediniotis, K., "A new class of synthetic jet actuators—part II: application to flow separation control," ASME Journal of Fluids Engineering, Vol. 127, pp. 377–387, 2005.

[2]- You, D., and Moin, P., "Active control of flow separation over an airfoil using synthetic jets," Journal of Fluids and Structures, Vol. 24, pp. 1349-1357, 2008.

[3]- Jolibois, J.R., Forte, M., and Moreau, E., "Application of an AC barrier discharge actuator to control airflow separation above a NACA 0015 airfoil: Optimization of the actuation location along the chord," Journal of Electrodynamics, Vol. 66, pp. 496-503, 2008.

[4]- Modi, V. J., and Triplett, "Moving Surface Boundary-Layer Control for Aircraft Operation at High Angles of Attack". 41st Aerospace Sciences Meeting end Exhibit, Reno, Nevada, 2003.

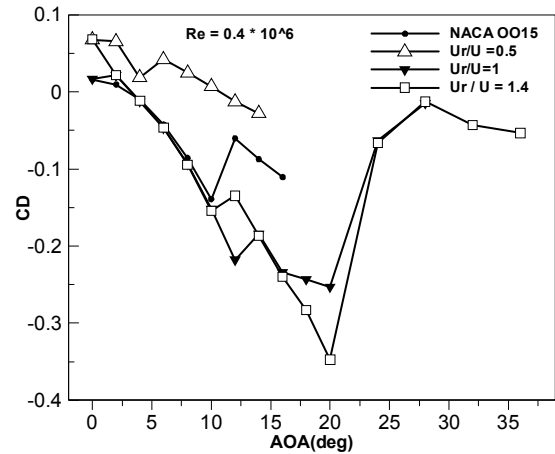
[5]- Modi, V. J., and Deshpande, V. S., "Aerodynamics of a cube with momentum injection," AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 31st, Anaheim, 2001.

[6]- Zhang, Y., Huang, D., Sun, X., and Wu, G., "Exploration in Optimal Design of an Airfoil with a Leading Edge Rotating Cylinder," Journal of Thermal Science, Vol. 19, pp. 318-325, 2010.

[7]- Glezer, A., and Amitay, M., "Synthetic jets," Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 34, pp. 503–529, 2002.

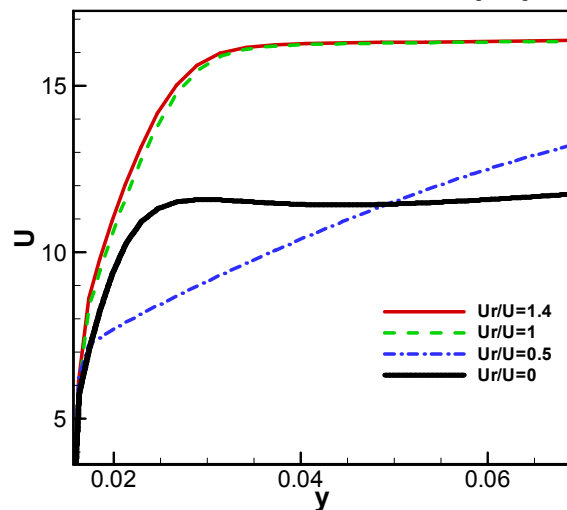
[8]- Rumsey, C.L., Gatski, T.B., Sellers, W.L., Vatsa, V.N., and Viken, S.A., "Summary of the 2004 CFD validation

در شکل (۶) ضریب پسا بالواره با سیلندر چرخان به ازای نسبت سرعت های متفاوت مقایسه شده و بیان می کند که تا زمانی Ur/U کوچک تر از ۱ باشد ضریب پسا مقدار بیشتری از بالواره پایه دارد، اما اگر مقدار Ur/U مساوی یا بزرگ تر از ۱ باشد، در ضریب پسا کاهش چشمگیری رخ می دهد. لذا اگر Ur/U بزرگ تر از یک باشد نسبت برآ به پسا رشد زیادی دارد و واماندگی نیز به تاخیر می افتد. علت این امر را می توان ناشی از تغییرات فشار روی بالواره دانست. دوران سیلندر بر لایه مرزی روی سطح بالواره تاثیرگذار است. گرادیان سرعت به ازای $Ur/U=0.5$ تغییرات شدیدی دارد و به همین دلیل ضریب برآ کاهش چشمگیری دارد.



شکل ۶- مقایسه ضریب پسا بالواره NACA 0015 با و بدون لبه ی حمله ی سیلندر چرخان در نسبت های مختلف Ur/U .

شکل (۸) پروفیل لایه مرزی روی سطح بالایی بالواره به ازای سرعت های دورانی مختلف استوانه را نشان می دهد. گرادیان سرعت به ازای $Ur/U=0.5$ تغییرات شدیدی دارد و به همین دلیل ضریب برآ کاهش چشمگیری دارد.



شکل ۸- پروفیل لایه مرزی روی سطح بالایی بالواره در فاصله ۰٫۳ از لبه حمله به ازای سرعت های متفاوت چرخش سیلندر.

نتیجه گیری و جمع بندی

دستیابی به عملکرد بهینه بالواره ها تاثیر بسزایی در طراحی وسایل پرنده دارد. یکی از راه های افزایش عملکرد بالواره ها کنترل لایه مرزی و افزایش نسبت برآ به پسا می باشد. در این تحقیق بر اساس تئوری کنترل لایه مرزی سطح متحرک، بهینه ترین حالتی که یک سیلندر چرخان در لبه حمله



workshop on synthetic jets and turbulent separation control,”
AIAA Journal Paper, pp. 2004-2217, 2004.

[9]- Wagnanski, I., “The variables affecting the control of
separation by periodic excitation,” AIAA Journal Paper, pp.
2004-2505, 2004.

[10]- Findanis, N., and Ahmed, N.A., “The interaction of an
asymmetrical localised synthetic jet on a side-supported
sphere,” Journal of Fluids and Structures, Vol. 10, 2008.