

## تحلیل آئرویدینامیکی ایرفویل دو بعدی در مجاورت سطح با در نظر گرفتن تئوری لایه مرزی با استفاده از روش پانل مرتبه بالا

حسن قاسمی<sup>۱</sup>، محمود غیائی<sup>۲</sup>، مصطفی قربانی<sup>۳</sup>

gasemi@aut.ac.ir

۱- دانشیار دانشکده مهندسی دریا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

۲- استادیار دانشکده مهندسی دریا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

۳- دانشجوی کارشناسی ارشد دانشکده مهندسی دریا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

### چکیده

روش پانل مرتبه بالا برای تحلیل آئرویدینامیکی ایرفویل دوبعدی سری چهاررقمی ناکا در مجاورت سطح و با در نظر گرفتن تئوری لایه مرزی، مورد مطالعه قرار گرفته است. ابتدا ایرفویل دوبعدی به کمک معادلات کوادراتیک بی‌زیر، مدل‌سازی می‌شود. سپس با استفاده از قضیه دوم گرین و تابع گرین برای مسائل دو بعدی، پتانسیل آشفتگی در هر نقطه از میدان جریان پتانسیل، محاسبه می‌شود. بر روی پانل‌های درجه دو ایرفویل، تکین گردابه بصورت خطی توزیع می‌شود. بر روی پانل‌های خطی زمین نیز، تکین چشمه بصورت یکنواخت، قرار می‌گیرد. اعمال شرط مرزی نیومن بر روی نقاط کنترل ایرفویل و زمین، نتایج را در حالت پتانسیل بدست می‌دهد. سپس با استفاده از روابط نیمه تجربی، تئوری لایه‌ی مرزی را اعمال می‌کنیم. در آخر نیز، اثر پارامترهای مختلف هندسی و محیطی را بر روی نیروی لیفت و درگ مورد بررسی قرار می‌دهیم. مقایسه نتایج نشان داد، ایرفویل در فواصل نزدیکتر به زمین، از عملکرد آئرویدینامیکی بهتری برخوردار است. همچنین برای دستیابی به بالاترین بازده و کیفیت آئرویدینامیکی، نزدیکترین نقطه سطح زیرین ایرفویل به زمین، تا حد ممکن به لبه فرار ایرفویل نزدیک باشد.

واژگان کلیدی: روش پانل مرتبه بالا، تئوری لایه مرزی، توزیع فشار، نسبت لیفت به درگ.

تاریخ دریافت مقاله : ۹۳/۱۰/۲۳

تاریخ پذیرش مقاله : ۹۴/۱۱/۱۹

## ۱- مقدمه

ایرفویل‌ها جزء اجسام تولیدکننده لیفت<sup>۱</sup> به حساب می‌آیند. معیار سنجش عملکرد آن‌ها، نسبت نیروی لیفت به درگ تولید شده توسط ایرفویل است. از آنجایی که حرکت ایرفویل در میدان جریان ویسکوز می‌باشد، لذا رژیم جریانی در اطراف آن ایجاد می‌شود که لایه مرزی<sup>۲</sup> نام دارد و باعث تغییراتی در رفتار جریان اطراف ایرفویل نظیر محل گذار<sup>۳</sup> از لایه مرزی آرام به آشسته، نقطه شروع پدیده جدایی<sup>۴</sup> و ضخامت لایه مرزی می‌گردد.

لذا مقدار نیرو درگ و به تبع آن نیروی لیفت نیز متأثر از این عوامل خواهند شد. به عنوان مثال، از آنجایی که مقدار نیروی درگ لایه مرزی آرام کمتر از آشسته است [۱]، پیش‌بینی محل وقوع حالت گذار این امکان را به ما می‌دهد تا مقدار نیروی درگ را به درستی تعیین نماییم.

در مقاله پیشرو، تأثیر پارامترهایی نظیر ارتفاع پروازی، سرعت و لزجت سیال، ضخامت ایرفویل، میزان کمبر<sup>۵</sup> و محل بیشینه آن در زوایای حمله مختلف به‌مراه پارامترهای مربوط به لایه مرزی بر روی میزان لیفت به درگ تولیدی بررسی می‌شود.

## ۲- روش حل

کد نوشته شده بصورت ترکیبی از روش پانل مرتبه بالا و تئوری لایه مرزی برای بررسی رفتار ایرفویل در مجاورت سطح می‌باشد که روش پانل مرتبه بالا، قسمت جریان پتانسیل را مدل می‌کند درحالی‌که لایه مرزی، قسمت ویسکوز جریان را مدل‌سازی می‌نماید.

این کد بصورت عمل رفت و برگشتی بین این دو قسمت می‌باشد بدین صورت که با اعمال مقدار سرعت بدست آمده از مدل جریان پتانسیل به عنوان ورودی قسمت لایه مرزی، ضخامت جابجایی از حل جریان ویسکوز بدست می‌آید. سپس این مقدار به قسمت پتانسیل وارد می‌شود و روند حل به همین صورت ادامه پیدا می‌کند تا شروط همگرایی ارضاء شود.

## ۲-۱- مدل‌سازی ایرفویل

برای مدل‌سازی ایرفویل از معادلات کوادراتیک بی‌زیر<sup>۶</sup> استفاده شده است. در این معادلات با داشتن نقاط ابتدایی و انتهایی و یک نقطه بعنوان نقطه‌ی کنترلی، می‌توان یک ایرفویل، متشکل از پانل‌ها درجه دو، مدل‌سازی نمود. در اینجا به منظور دستیابی به بهترین نقطه کنترلی، از روش کمترین مربعات استفاده شده است. معادله کوادراتیک بی‌زیر، بصورت زیر نوشته می‌شود:

$$B(t) = (1-t)^2 P_0 + 2(1-t)t P_1 + t^2 P_2 \quad (1)$$

$$t \in [0,1]$$

که  $P_0$  و  $P_2$  در آن، نقاط ابتدا و انتها بوده و  $P_1$  نقطه کنترلی و  $t$  پارامتر بی‌زیر است که در بازه نشان داده شده انتخاب می‌گردد [۲].

## ۲-۲- روش پانل مرتبه بالا

در روش پانل مرتبه بالا، مدل‌سازی ایرفویل و نیروی لیفت، تنها با یک تکین انجام می‌گیرد که این باعث می‌شود حجم محاسبات کاهش یابد. فرض اولیه بر روی تمامی پانل‌های ایرفویل این است که جریان باید پتانسیل باشد. لذا معادله پیوستگی برای پتانسیل کل، معادله لاپلاس است که بصورت زیر نوشته می‌شود [۳]:

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad (2)$$

که در آن پتانسیل کل، مجموع پتانسیل آشفتگی و پتانسیل جریان آزاد است. برای پتانسیل جریان آزاد داریم:

$$\phi_\infty = U_\infty \cdot x \quad (3)$$

همچنین پتانسیل آشفتگی بصورت زیر نوشته خواهد شد:

$$\phi(p) = \frac{1}{2\pi} \left( \int_{Body} \varphi(q) \frac{\partial G}{\partial n_q} \cdot dl - \int_{Ground} \frac{\partial \varphi}{\partial n_q} G \cdot dl \right) \quad (4)$$

که در آن  $\varphi(q)$  مقدار قدرت تکین گردابه بر روی ایرفویل و  $\frac{\partial \varphi}{\partial n_q}$  مقدار قدرت تکین چشمه بر روی زمین بوده و تابع گرین  $G$  نیز برای مسائل دو بعدی  $\ln r$  در نظر گرفته می‌شود که در آن  $r$ ، فاصله بین نقاط تکین و نقاط کنترل در روش پانل است [۳].

## ۲-۳- شرایط مرزی

شرط مرزی نیومان روی بدنه ایرفویل یا همان عدم نفوذ

<sup>1</sup> Lifting Surface

<sup>2</sup> Boundary Layer

<sup>3</sup> Transition Regime

<sup>4</sup> Separation Point

<sup>5</sup> Camber

<sup>6</sup> Quadratic Bezier

استوار است که حالت گذار در یک عدد رینولدز خاص برپایه فاصله به اندازه  $s$  از شروع لایه مرزی، رخ می‌دهد یعنی هرگاه [۵]:

$$Re_{\theta_{ss}} > Re_{\theta_{ss} \max} = 1.174 \left( 1 + \frac{22,400}{Re} \right) (Re_s)^{0.46} \quad (13)$$

که در آن  $Re_s = Re U_{s_e} s$  و  $Re_{\theta_{ss}} = Re U_{s_e} \theta_{ss}$  بوده و  $Re$  رینولدز جریان آزاد و  $Re_s$  و  $Re_{\theta_{ss}}$  و بترتیب رینولدز براساس جابجایی و فاصله از نقطه توقف می‌باشند.

### ۳-۴- لایه مرزی آشفته

در رژیم‌های جریانی با عدد رینولدز بالا، لایه مرزی آشفته خواهد شد. در این قسمت با استفاده از روش هد<sup>۳</sup> فاکتور شکل و ضخامت ممنوم لایه مرزی آشفته بصورت زیر بدست می‌آید [۶]:

$$\frac{1}{U_e} \frac{d}{dx} (U_e \theta H_1) = 0.0306 (H_1 - 3)^{-0.6169} \quad (14)$$

$$H(\lambda) = \begin{cases} 3.3 + 0.8234(H - 1.1)^{-1.287} & H \leq 1.6 \\ 3.3 + 1.5501(H - 0.6778)^{-3.064} & H > 1.6 \end{cases} \quad (15)$$

پس از انجام مراحل بالا، برای محاسبه ضریب درگ ایرفویل، از رابطه زیر که به فرمول یانگ-اسکوئر<sup>۴</sup>، معروف است، استفاده می‌شود. از این فرمول، مستقیماً درگ کل (مجموع درگ فشاری و اصطکاک)، براساس تابعی از  $U_e$  و  $\theta$  و  $H$  در لبه فرار ایرفویل، بدست می‌آید. با داشتن مقادیر  $U_e$  و  $\theta$  و  $H$  در سطح بالا و پایین لبه فرار، مقدار درگ از فرمول زیر محاسبه می‌گردد [۶]:

$$C_D = \left[ 2\theta_{T.E.} \left( U_e \right)_{T.E.}^{\frac{H_{T.E.}+5}{2}} \right]_{Upper} + \left[ 2\theta_{T.E.} \left( U_e \right)_{T.E.}^{\frac{H_{T.E.}+5}{2}} \right]_{Lower} \quad (16)$$

### ۴- معبرسازی

#### ۴-۱- مدل ایرفویل

برای اطمینان از صحت مدل‌سازی کوادراتیک بی‌زیر ایرفویل، نتایج آن را برای دو ایرفویل NACA0012 و NACA4422 با ایرفویل اصلی مقایسه می‌کنیم که بترتیب در اشکال (۱) و (۲) آمده است. با مشاهده اشکال بالا،

ناپذیری بصورت صفر بودن مؤلفه عمودی سرعت روی بدنه اعمال می‌شود [۳]:

$$\nabla(\phi_p + \phi_\infty) = 0 \quad \text{on } S_F \quad (5)$$

شرط مرزی روی زمین نیز همانند سطح ایرفویل، بصورت صفر بودن مؤلفه عمودی سرعت اعمال می‌گردد:

$$\nabla(\phi_p + \phi_\infty) = 0 \quad \text{on } S_G \quad (6)$$

شرط کوتا که برای اطمینان از خروج به موازات خطوط جریان بدنه ایرفویل اعمال می‌شود [۳]:

$$\nabla\phi \cdot t_L = -\nabla\phi \cdot t_U \quad (7)$$

### ۳- تئوری لایه مرزی

با انتگرال‌گیری از معادلات پیوستگی و ممنوم لایه مرزی در جهت نرمال، معادله انتگرال ممنوم لایه مرزی بصورت زیر بدست می‌آید [۴]:

$$\frac{\partial\theta_{ss}}{\partial s} + \frac{\theta_{ss}}{U_{s_e}} \left( 2 + \frac{\delta_s^*}{\theta_{ss}} \right) \frac{\partial U_{s_e}}{\partial s} = \frac{1}{2} C_{f_s}, \quad (8)$$

$$H_1 \frac{\partial\theta_{ss}}{\partial s} + H_1 \frac{\theta_{ss}}{U_{s_e}} \frac{\partial U_{s_e}}{\partial s} + \theta_{ss} \frac{\partial H_1}{\partial s} = C_E, \quad (9)$$

در روابط بالا،  $\delta_s^*$  ضخامت جابجایی،  $\theta_{ss}$  ضخامت ممنوم،  $H_1$  فاکتور شکل بوده که برابر مقدار  $\theta_{ss} / (\delta - \delta_s^*)$  است که در آن  $\delta$  برپایه ضخامت لایه مرزی می‌باشد،  $C_{f_s}$  ضریب اصطکاک پوسته‌ای و  $C_E$  ضریب تکرار هستند.

### ۳-۱- لایه مرزی آرام

برای محاسبه ضخامت لایه مرزی آرام از روش تویت<sup>۱</sup> استفاده می‌شود. این روش بر پایه معادله ممنوم زیر استوار است [۴]:

$$Re \frac{\partial}{\partial x} (\theta_{ss}^2 U_{s_e}^6) = 0.45 U_{s_e}^5 \quad (10)$$

با داشتن مقدار  $U_{s_e}$ ، مقدار ضخامت ممنوم  $\theta_{ss}$  و از روی آن می‌توان فاکتور شکل و  $\lambda$  را بدست آورد:

$$\lambda = Re \theta^2 \frac{dU_e}{dx} \quad (11)$$

$$H(\lambda) = \begin{cases} 2.61 - 3.75\lambda + 5.24\lambda^2 & 0 < \lambda < 0.1 \\ 2.088 + \frac{0.0731}{\lambda+0.14} & -0.1 < \lambda < 0 \end{cases} \quad (12)$$

### ۳-۲- لایه مرزی گذرا

در این قسمت، از رابطه سبسی و اسمیت<sup>۲</sup> برای تخمین محل حالت گذار استفاده می‌کنیم. این رابطه بر این نظر

<sup>3</sup> Head

<sup>4</sup> Young-Squire

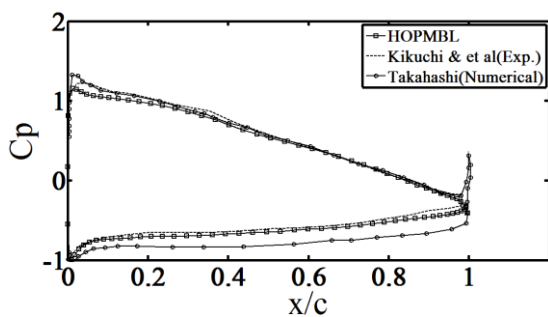
<sup>1</sup> Thwaites

<sup>2</sup> Cebeci & Smith

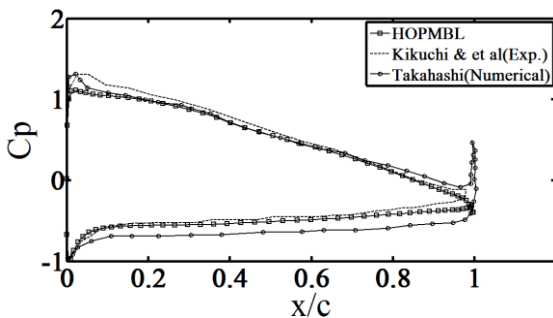
۴-۳- ایرفویل در مجاورت سطح

در حالت مجاورت ایرفویل با سطح، نتایج را با نتایج آزمایشگاهی [۸] و حل عددی تاکاهاشی<sup>۲</sup> [۹] برای ایرفویل NACA4412، در ارتفاع پروازی ۰/۰۵، ۰/۱ با زاویه حمله ۴ درجه و رینولدز ۰/۸ میلیون مقایسه شده که در اشکال (۴) و (۵) آمده است.

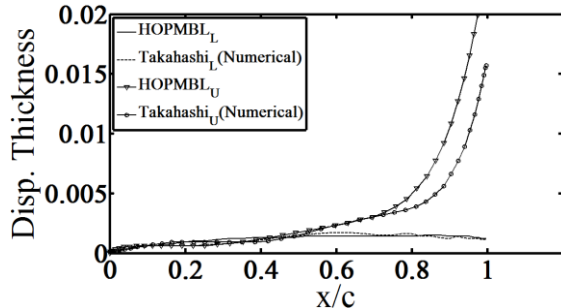
ضخامت جابجایی ایرفویل‌های NACA4412 و NACA6410 نیز با نتایج حل عددی تاکاهاشی در ارتفاع پروازی ۰/۱ و شرایط بالا در اشکال (۶) و (۷)، نشان داده شده است. بررسی شکل‌ها، نشان می‌دهد که نتایج حاصله از دقت مطلوبی نسبت به نتایج آزمایشگاهی و عددی برخوردار است.



شکل (۴) توزیع فشار NACA4412 ( $\alpha = 4^\circ$ ,  $h/c=0.05$ )



شکل (۵) توزیع فشار NACA4412 ( $\alpha = 4^\circ$ ,  $h/c=0.05$ )

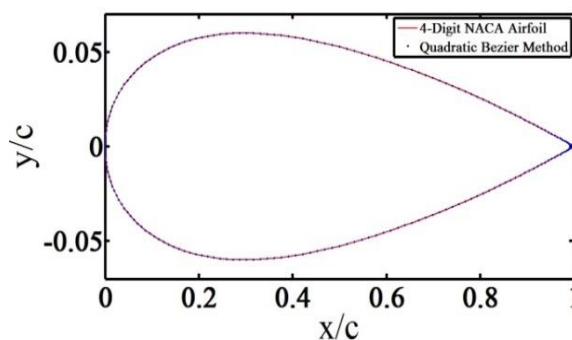


شکل (۶) ضخامت جابجایی NACA4412 ( $\alpha=4^\circ$ ,  $h/c=0.1$ )

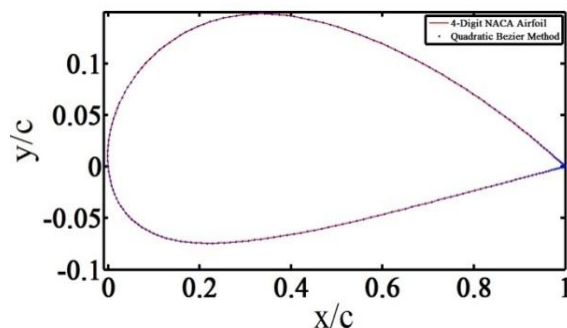
می‌توان دریافت که مدل بیزیر ایرفویل از صحت قابل قبولی برای مدل‌سازی برخوردار است.

۴-۲- ایرفویل در محیط نامحدود

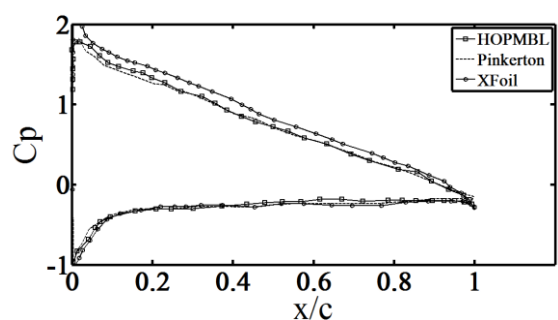
حال برای معتبرسازی کد HOPMBL، نتایج کد را برای حالت نامحدود با نتایج آزمایشگاهی [۷] و نرم‌افزار ایکس-فویل<sup>۱</sup> مقایسه می‌کنیم. ایرفویل NACA4422 را در زاویه حمله ۶/۴ درجه و عدد رینولدز ۱/۸ میلیون در شکل (۳) آمده است که گویای تطابق خوب نتایج با دو نتیجه دیگر بخصوص نتایج آزمایشگاهی است.



شکل (۱) مقایسه مدل بیزیر NACA0012 با مدل اصلی آن.



شکل (۲) مقایسه مدل بیزیر NACA4422 با مدل اصلی آن.



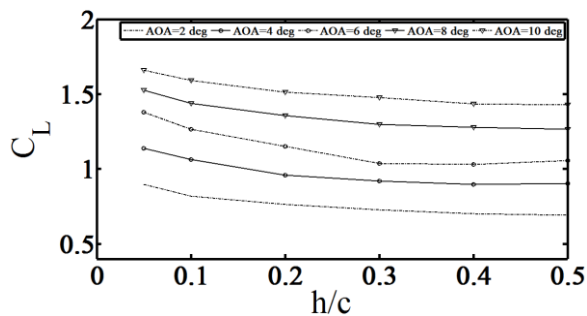
شکل (۳) توزیع فشار NACA4422 ( $\alpha=6.4^\circ$ ,  $Re=1.8 \times 10^6$ )

<sup>2</sup> Takahashi

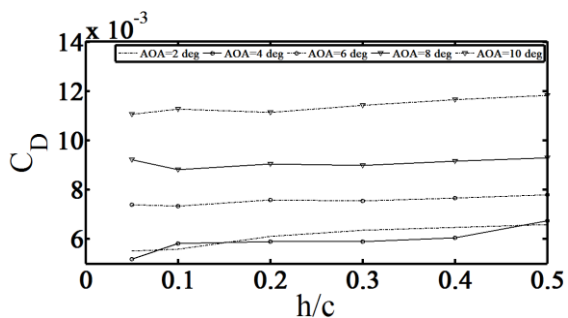
<sup>1</sup> XFOil

### ۵-۳- سرعت سیال لزج

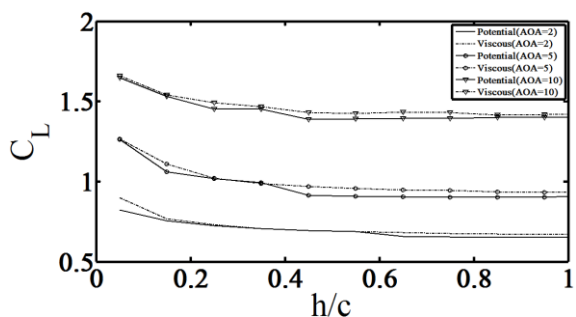
در سیال پتانسیل، بدلیل آنکه از لزجت سیال صرفنظر می‌شود، توزیع فشار در سطح ایرفویل مستقل از سرعت است. لذا ضرایب آئرو دینامیکی ایرفویل نیز به سرعت بستگی نخواهند داشت. اما در سیال لزج بر خلاف سیال پتانسیل، توزیع فشار روی ایرفویل و به تبع آن، ضرایب آئرو دینامیکی ایرفویل، تابعی از سرعت سیال هستند. این تابعیت از تغییر ضخامت جابجایی در عدد رینولدزهای مختلف نشأت می‌گیرد. با تغییر ضخامت جابجایی سطح ایرفویل، توزیع سرعت بدون بعد و به دنبال آن، توزیع فشار تغییر خواهند کرد. خواص آئرو دینامیکی ایرفویل از ضریب فشار محاسبه می‌شوند. لذا با تغییر در ضریب فشار، خواص آئرو دینامیکی تغییر خواهند کرد.



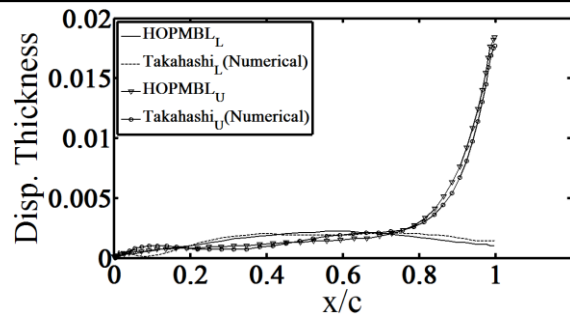
شکل (۸) ضریب لیفت NACA4412 ( $Re=3.5 \times 10^6$ )



شکل (۹) ضریب درگ NACA4412 ( $Re=3.5 \times 10^6$ )



شکل (۱۰) ضریب لیفت NACA4412 ( $Re=3.5 \times 10^6$ )



شکل (۷) ضخامت جابجایی NACA6410 ( $\alpha=4^\circ, h/c=0.1$ )

### ۵- نتایج حاصل از تغییر پارامترهای مختلف بر

#### خواص آئرو دینامیکی ایرفویل

هدف از این تحقیق، تحلیل شرایط ایرفویل‌های گوناگون به گونه‌ای است که نیروی لیفت بیشتر و در عین حال، درگ کمتر تولید گردد. به بیان دیگر، معیار عملکرد آئرو دینامیکی ایرفویل‌ها یعنی نسبت نیروی لیفت به درگ، مورد ارزیابی قرار خواهد گرفت.

#### ۵-۱- محدوده تأثیر پدیده اثر سطح

به منظور بررسی پارامتر بازه اثرگذاری پدیده‌ی اثر سطح، ضریب لیفت و درگ ایرفویل NACA4412 را در زوایای حمله‌ی ۲ تا ۱۰ درجه و در ارتفاع پروازی ۰ تا ۰/۵ و عدد رینولدز ۳/۵ میلیون، در اشکال (۸) و (۹) نشان داده‌ایم. همانطور که دیده می‌شود، پدیده‌ی اثر سطح از ارتفاعی معادل نصف طول کورد ایرفویل ظاهر شده و با کاهش ارتفاع، افزایش می‌یابد.

#### ۵-۲- اثر لزجت سیال

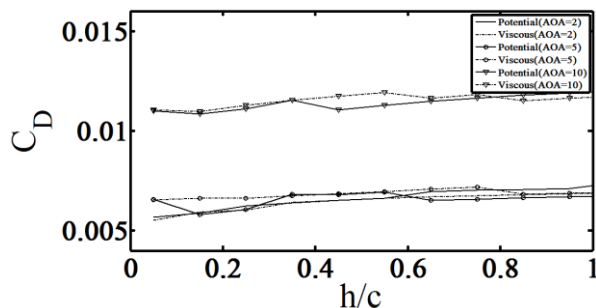
از آنجائیکه کد نوشته شده قابلیت تحلیل در دو حالت پتانسیل و لزج را دارا می‌باشد، لذا نتایج مربوط به ایرفویل NACA4412 را در زوایای حمله‌ی ۲، ۵ و ۱۰ درجه و ارتفاع پرواز ۰/۱ و عدد رینولدز ۳/۵ میلیون، در دو حالت پتانسیل و لزج، در اشکال (۱۰) و (۱۱) نشان داده‌ایم. همچنین تغییر فاصله مرکز فشار ایرفویل از لبه‌ی حمله آن نیز در شکل (۱۲) نمایش داده شده است. با مشاهده نتایج می‌توان فهمید که افزایش زاویه حمله، علاوه بر افزایش نیروی لیفت، نیروی درگ را هم افزایش می‌دهد.

لذا، ضریب درگ سیال، کاهش یافته و باتوجه به اینکه، ضریب لیفت تقریباً مستقل از سرعت می‌باشد، کیفیت آئرو دینامیکی بال، بیشتر خواهد شد.

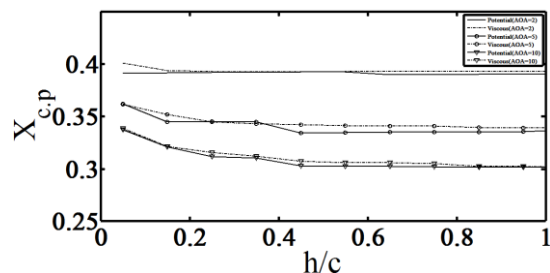
#### ۵-۴- ضخامت ایرفویل

در بررسی جریان اطراف یک صفحه‌ی تخت در زوایای حمله‌ی کم، بیشترین نیروی مقاوم مربوط به درگ اصطکاکی می‌باشد. لذا می‌توان با افزودن ضخامت به این صفحه، درگ فشاری را زیاد نمود که در نتیجه منجر به افزایش نیروی لیفت، خواهد شد. در این بخش، برای بررسی اثر ضخامت بر روی خواص پروازی ایرفویلایر فویل-های NACA4408 و NACA4412 و NACA4422 و NACA4430، در زاویه حمله ۵ درجه و ارتفاع پرواز ۰ تا ۱۰ درجه با عدد رینولدز ۳/۵ میلیون، در اشکال (۱۵) تا (۱۸) ارائه شده‌اند.

هرچه میزان ضخامت ایرفویل به طول کورد آن، بیشتر می‌شود، در زوایای حمله‌ی کم، با کاهش ارتفاع پروازی، ضریب لیفت آن‌ها، کاهش پیدا می‌کند. علت وقوع چنین پدیده‌ای، ایجاد حالت ونتوری بین ایرفویل و سطح زمین می‌باشد. حالت ونتوری، سبب افزایش سرعت سیال و در نتیجه کاهش فشار می‌گردد، بنابراین کاهش ضریب لیفت را، به همراه خواهد داشت.

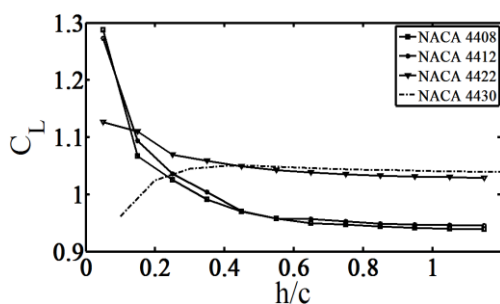


شکل (۱۱) ضریب درگ NACA4412 (Re=3.5 x 10<sup>6</sup>).

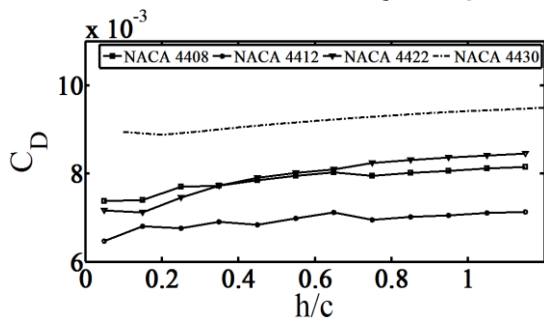


شکل (۱۲) تغییر محل مرکز فشار NACA4412 (Re=3.5 x 10<sup>6</sup>).

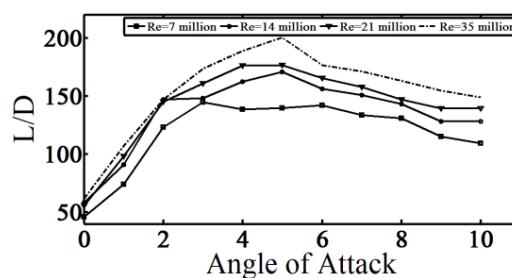
حال برای بررسی اثر سرعت سیال لزج در خواص آئرو دینامیکی، ایرفویل NACA4412 در ارتفاع پروازی ۰/۱ و زاویه حمله ۰ تا ۱۰ درجه در اعداد رینولدز ۰/۷، ۱/۴، ۲/۱ و ۳/۵ میلیون، اشکال (۱۳) و (۱۴)، نمایش داده شده‌اند. همانطور که دیده می‌شود، با افزایش سرعت سیال، ضخامت جابجایی کاهش می‌یابد.



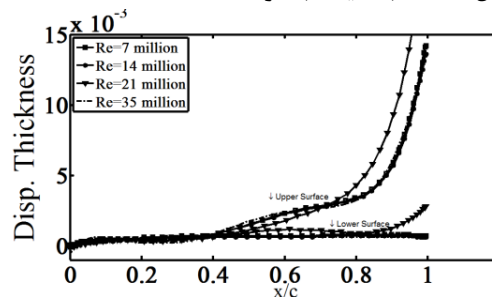
شکل (۱۵) ضریب لیفت (α = 5°, Re = 3.5 x 10<sup>6</sup>).



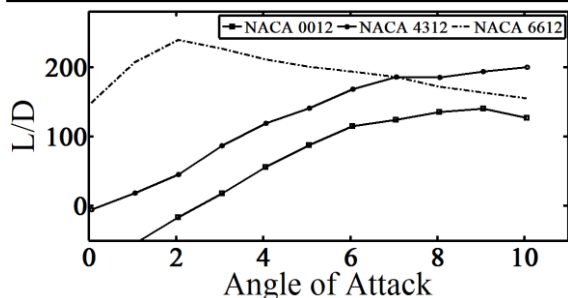
شکل (۱۶) ضریب درگ (α = 5°, Re = 3.5 x 10<sup>6</sup>).



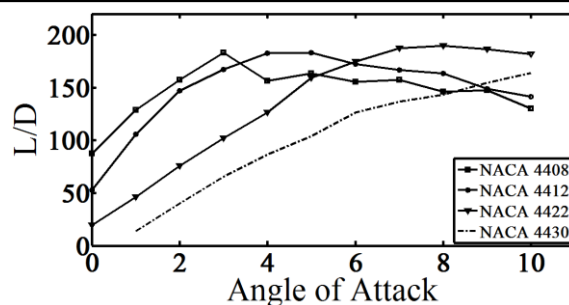
شکل (۱۳) نسبت لیفت به درگ NACA4412 (h/c=0.1).



شکل (۱۴) ضخامت جابجایی NACA4412 (h/c=0.1).



شکل (۲۰) نسبت لیفت به درگ (Re = 3.5 x 10<sup>6</sup>, h/c = 0.1).



شکل (۱۷) نسبت لیفت به درگ (Re = 3.5 x 10<sup>6</sup>, h/c = 0.1).

این باعث تولید نیروی لیفت منفی و حالت مکش در ارتفاع‌های پروازی پایین می‌گردد. لذا ایرفویل‌های نامتقارن در مجاورت سطح، خواص آئرویدینامیکی بهتری از خود نشان می‌دهند.

با توجه به نمودارهای کیفیت آئرویدینامیکی دیده می‌شود که با افزایش همزمان در زاویه‌ی حمله و ضخامت ایرفویل، افزایش کیفیت آئرویدینامیکی، رخ می‌دهد.

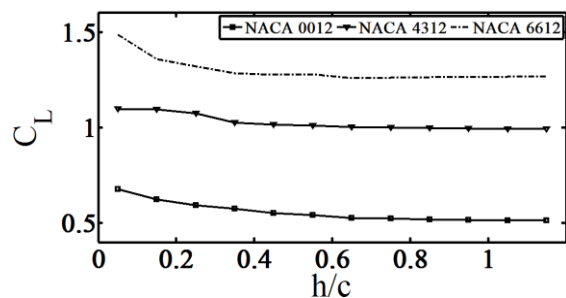
### ۵-۵- تقارن ایرفویل

#### ۵-۶- میزان کمبر ایرفویل

در بخش قبل، مشخص گردید که ایرفویل‌های نامتقارن نسبت به ایرفویل‌های متقارن، از خواص آئرویدینامیکی مناسب‌تری در مجاورت سطح برخوردارند. اما میزان عدم تقارن نیز باید در حدی باشد که این مزیت را کاهش ندهد. در این قسمت، به بررسی میزان کمبر ایرفویل بر روی خواص آئرویدینامیکی آن، می‌پردازیم.

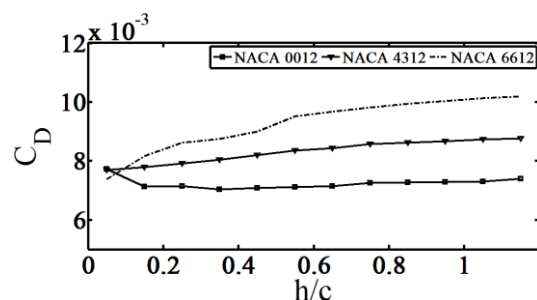
برای بررسی اثر تقارن ایرفویل بر روی خواص آئرویدینامیکی آن در مجاورت سطح، سه ایرفویل با نسبت ضخامت به طول کورد یکسان ۲، ولی با مقادیری متفاوت در دو پارامتر دیگر در زاویه حمله ۵ درجه و ارتفاع پروازی ۰/۱ با عدد رینولدز ۳/۵ میلیون، در اشکال (۱۸) تا (۲۰)، نشان داده شده‌اند. همانطور که در بخش قبل نیز توضیح داده شد، در ایرفویل‌های متقارن در زوایای حمله کم، حالت ونتوری اتفاق می‌افتد.

ایرفویل‌های انتخابی در این قسمت، دارای نسبت ضخامت به طول کورد یکسان اما با میزان کمبر مختلف و مکان قرارگیری یکسان بر روی ایرفویل، می‌باشند. ایرفویل‌های NACA2312، NACA5312 و NACA9312 در زاویه حمله ۵ درجه و ارتفاع پروازی ۰ تا ۱ و در عدد رینولدز ۳/۵ میلیون در اشکال (۲۱) تا (۲۳)، نمایش داده شده‌اند.



شکل (۱۸) ضریب لیفت (α = 5°, Re = 3.5 x 10<sup>6</sup>).

از نمودارهای مربوط به کیفیت آئرویدینامیکی، مشخص است که با افزایش زاویه‌ی حمله و میزان کوژ، کیفیت آئرویدینامیکی ایرفویل افزایش می‌یابد. البته انحنای زیاد بال، محدودیت‌هایی را نیز به وجود می‌آورد که از آن جمله می‌توان به مشکلات سازه‌ای وساخت و همچنین بوجود آمدن پدیده‌های نامطلوب آئرویدینامیکی مانند پدیده جدایی و استال<sup>۱</sup>، اشاره کرد.

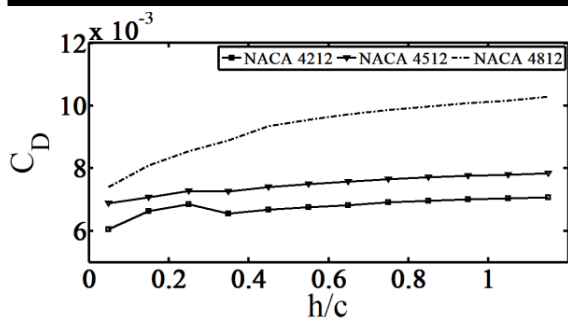


شکل (۱۹) ضریب درگ (α = 5°, Re = 3.5 x 10<sup>6</sup>).

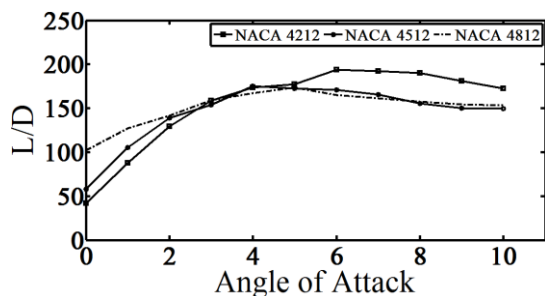
#### ۵-۷- محل کمبر بیشینه

از جمله پارامترهای دیگری که بر خواص آئرویدینامیکی ایرفویل‌ها، تأثیر بسزایی دارد، علاوه بر بیشترین کمبر، محل

<sup>۱</sup> Stall



شکل (۲۵) ضریب درگ ( $\alpha = 5^\circ, Re = 3.5 \times 10^6$ ).



شکل (۲۶) نسبت لیفت به درگ ( $Re = 3.5 \times 10^6, h/c = 0.1$ ).

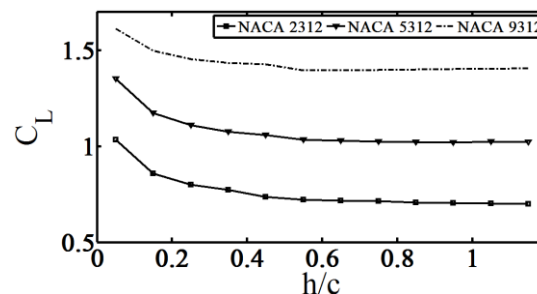
#### ۶- جمع بندی و نتیجه گیری

به نظر می‌رسد تحلیل جریان اطراف ایرفویل در مجاورت سطح با روش پانل (تئوری پتانسیل)، از دقت مطلوبی برخوردار است. همچنین نتایج حاصل از مدل سازی ایرفویل با استفاده از معادلات کوادراتیک بی‌زیر، نشان دادند که این روش از دقت قابل قبولی برای مدل سازی برخوردار است. با نزدیک شدن به سطح، ضریب لیفت افزایش و ضریب درگ کاهش می‌یابد. لذا می‌توان گفت که پدیده اثر سطح، موجب افزایش کیفیت آئرو دینامیکی ایرفویل می‌گردد. مرکز فشار ایرفویل در زاویه حمله ثابت با نزدیک شدن به سطح، به سمت لبه فرار سوق یافته درحالی‌که با ثابت بودن ارتفاع از سطح، افزایش زاویه حمله سبب می‌شود تا به سمت لبه حمله، حرکت کند.

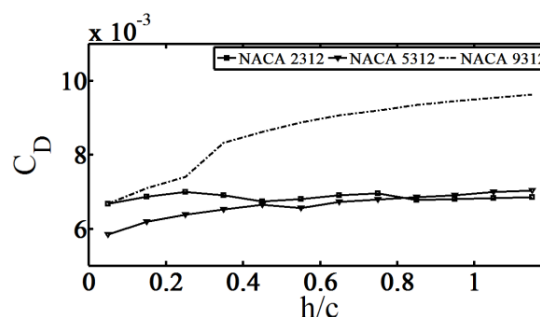
مناسب ترین زاویه حمله برای ایرفویل‌ها در مجاورت سطح، زاویه‌ای است که لبه فرار در آن، نزدیک ترین نقطه به سطح باشد. البته مقدار زاویه حمله، باید به حدی باشد که پدیده استال رخ ندهد.

سطح زیرین ایرفویل‌هایی که در مجاورت سطح پرواز می‌کنند، باید تا حد ممکن تخت باشد. این شکل سبب می‌گردد تا از ایجاد پدیده ونتوری، جلوگیری شود.

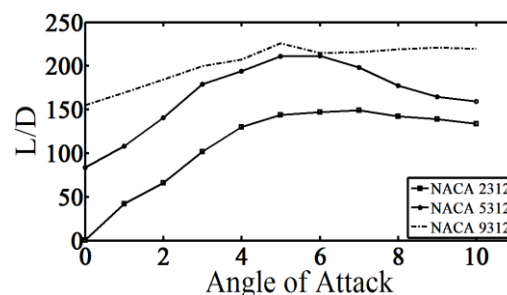
قرارگیری این مقدار بر روی ایرفویل نیز، می‌باشد. لذا برای بررسی نتایج حاصل از این پارامتر، شرایطی مانند شرایط مورد مطالعه‌ی قسمت قبل را، انتخاب و نتایج را در اشکال (۲۴) تا (۲۶)، نشان داده‌ایم.



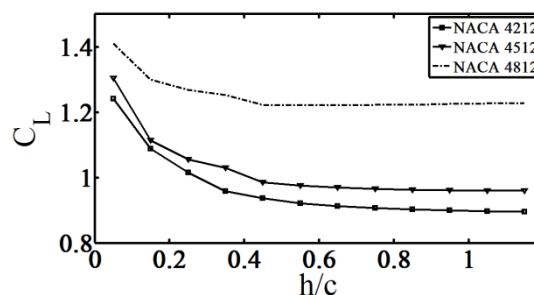
شکل (۲۱) ضریب لیفت ( $\alpha = 5^\circ, Re = 3.5 \times 10^6$ ).



شکل (۲۲) ضریب درگ ( $\alpha = 5^\circ, Re = 3.5 \times 10^6$ ).



شکل (۲۳) نسبت لیفت به درگ ( $Re = 3.5 \times 10^6, h/c = 0.1$ ).



شکل (۲۴) ضریب لیفت ( $\alpha = 5^\circ, Re = 3.5 \times 10^6$ ).



ایرفویل‌های متقارن از کیفیت آئرودینامیکی پایین‌تری نسبت به ایرفویل‌های نامتقارن برخوردارند، لذا بهتر است تا در قایق‌های پرنده از ایرفویل‌های نامتقارن استفاده شود.

#### ۷- مراجع

- [1] Silverstein, A., Becker, J. "Determination of Boundary Layer Transition on Three Symmetrical Airfoils in The NACA Full-Scale Wind Tunnel", NACA report, No. 637, 1939.
- [2] Vince, J., "Mathematics for Computer Graphics", 3<sup>rd</sup> Edition, Springer, pp. 17-37, 2010.
- [3] Katz, J., Plotkin A., "Low Speed Aerodynamics", Cambridge University Press, Second Edition, 2001.
- [4] Coenen, M., "Viscous-Inviscid Interaction with the Quasi-Simultaneous Method For 2D& 3D Aerodynamic Flow", PhD Thesis, Groningen University, 2001.
- [5] White, F. M., "Viscous Fluid Flow", Second Edition, McGraw-Hill, 1991.
- [6] Schetz, J. A., "Boundary Layer Analysis", Prentice-Hall, 1993.
- [7] Pinkerton R. "The Variation with Reynolds Number of Pressure Distribution Over an Airfoil Surface", NACA report, No. 613, 1938.
- [8] Kikuchi, M. & et al, "Effect of Camber Form on Airfoil Characteristics by Towing Wind Tunnel", 57<sup>th</sup> Kyushu Branch Regular Meeting of the Japan Society of Mechanical Engineering, No. 048-1, pp. 269-270, 2004
- [9] Takahashi, Y., Kikuchi, M., Hirano, K., "Analysis of Ground Effect on Aerodynamic Characteristics of Airfoil Using Boundary Layer Approximation", JSME Int. J., Series B, Vol. 49, No. 2, pp. 401-408, 2006.