

# مدل‌سازی عملکرد آیرودینامیکی فویل در نزدیکی سطح آب

محمد سعید سیف (استاد یار)

سید حمید سادات حسینی (دانشجوی کارشناسی ارشد)

سید میثم موسوی‌راد (دانشجوی کارشناسی ارشد)

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

در این نوشتار جریان اطراف فویل در نزدیکی سطح آب و سطح صلب با یکدیگر مقایسه شده‌اند. لذا ابتدا برای سطح صلب، با استفاده از نظریه‌ی فویل نازک<sup>۱</sup> و نیز معادله‌ی برنولی روابطی تحلیلی برای پدیده‌ی اثر سطح<sup>۲</sup> ارائه شده است و در نهایت این دو روش با روش دینامیک سیالات محاسباتی<sup>۳</sup> (CFD) مقایسه شده‌اند و محدوده‌ی اعتبار هر یک از روش‌ها بر حسب فاصله‌ی فویل‌ها، نوع مقاطع آنها و زوایای حمله‌ی مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. از آنجا که در روش CFD می‌توان عوامل دیگری همچون لزجت، انعطاف‌پذیری سطح آب و آشفتگی را نیز مدل کرد، تأثیر این عوامل نیز در قسمت دوم نوشتار مورد ارزیابی قرار گرفته است. نتایج به دست آمده در تخمین و طراحی مقطع بال شناورهای اثر سطحی<sup>۴</sup> (WIG) بسیار مفید و قابل استفاده‌اند.

## مقدمه

اغماض‌اند. با این حال بین این نتیجه و نتایج به دست آمده‌ی قبلی اختلاف زیادی مشاهده می‌شود. همچنین در همان سال شخصی بنام وانگ برای مدل کردن اثرات اعوجاج سطح آزاد بر روی نیروهای آیرودینامیکی، سطح زمین را دارای اعوجاج فرض کرد و سپس به صورت تحلیلی رابطه‌ی برای ضریب لیفت پیدا کرد.<sup>۱۳</sup> او به این نتیجه رسید که اثرات اعوجاج سطح، در صورتی که این اعوجاج خیلی کوچک باشد، ناچیز است. در سال‌های اخیر استفاده از روش عددی CFD به علت آنکه قادر به بررسی اثر آشفتگی و لزجت نیز در این پدیده بود، توسعه پیدا کرد. در سال ۱۹۹۸، محققان با استفاده از روش CFD اعوجاج سطح ناشی از یک فویل را در یک<sup>۱۴</sup> خاص و یک زاویه‌ی حمله مورد بررسی قرار دادند.<sup>۱۴</sup>

در این نوشتار، ابتدا با فرض صلب بودن سطح آب، روش‌های مختلف بررسی سطح مطرح شده و پیرامون دقت اعتبار هر یک از آنها در شرایط کار مختلف بحث شده است. سپس با استفاده از روش CFD و با به کارگیری نرم‌افزار Fluent سعی بر مدل‌سازی دقیق جریان هوا و اعوجاج سطح آب و در نظر گرفتن عواملی مانند تأثیر کشش سطحی و آشفتگی بوده است. همچنین برای چند مقطع فویل در زوایای حمله‌ی مختلف اثرات اعوجاج سطح بررسی و با یکدیگر مورد مقایسه قرار گرفته‌اند.

بررسی پدیده‌ی اثر سطح با استفاده از رابطه‌ی برنولی<sup>۱</sup> با توجه به این که سرعت یک شناور اثر سطحی معمولاً بین  $20 \frac{km}{h}$  تا  $30 \frac{km}{h}$  و لزجت هوا کم است، لایه‌ی مرزی اطراف فویل نازک

از اوایل قرن بیستم، مطالعاتی بر روی پدیده‌ی اثر سطح به منظور بررسی نیروهای وارد بر هواپیما در هنگام فرود یا برخاست آن صورت گرفت. نهایتاً با استفاده از نیروهای ناشی از این پدیده، شناور اثر سطحی اکرانوپلن<sup>۵</sup> و نیز چندین شناور اثر سطحی مختلف به نام WIG توسط مهندسان روسی ساخته شد. حرکت اکرانوپلن در نزدیکی سطح آب نه تنها کارایی آیرودینامیکی آن را افزایش می‌دهد، بلکه رسیدن به سرعت‌های بالا را برای آن شناور مقدور می‌سازد. پارامترهای مختلفی برای طراحی شناور اثر سطحی در نظر گرفته می‌شود. از آنجا که با حرکت یک شناور اثر سطحی سطح آب تغییر شکل پیدا می‌کند، مقدار<sup>۶</sup> (نسبت ارتفاع از سطح به طول کورد) در زیر فویل تغییر می‌کند، اما تغییر<sup>۷</sup> در زیر فویل به علت اعوجاج سطح آب یکنواخت نیست، و لذا ممکن است این تغییر باعث کاهش یا افزایش نیروهای آیرودینامیکی وارد بر فویل شده و بر پایداری شناور اثر سطحی، یا ویژگی‌های آیرودینامیکی آن اثر بگذارد.

به این منظور، تاکنون تحقیقات مختلفی در مورد اثر تغییر شکل سطح آب بر روی نیروهای آیرودینامیکی انجام شده است. در سال ۱۹۹۱ دانشمندان اثر سطح آزاد را بر روی یک فویل توسط چشمه و چاه مدل کرده و اثرات آیرودینامیکی ناشی از اعوجاج سطح را قابل اغماض دانستند.<sup>۱۱</sup> این تحقیقات در اعداد فرود بین ۰/۵ تا ۱ انجام شده است. در همان سال محققان دیگری نیز با استفاده از روش ورقه‌ی گردابه<sup>۸</sup> اثرات سطح آزاد را بررسی کردند.<sup>۱۲</sup> مؤلفین این مقاله به این نتیجه رسیدند که امواج ایجاد شده بسیار کوچک و قابل

$$L' = F \cos \alpha = \frac{\rho}{\gamma} V_{\infty}^2 \frac{c^2 \sin \alpha \cos \alpha}{h + c \sin \alpha} \quad (5)$$

که در این رابطه  $L'$  مقدار نیروی لیفت ناشی از محدود شدن جریان بین صفحه و سطح افق خواهد بود. همان طور که از این رابطه استنباط می شود در فواصل دور از دیواره ( $h = \infty$ ) مقدار نیروی لیفت به خاطر اثر سطح صفر است. نهایتاً با استفاده از تعریف ضریب لیفت نتیجه می شود:

$$C_{L'} = \frac{L'}{\frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 c} = \frac{\sin 2\alpha}{2 \left( \frac{h}{c} + \sin \alpha \right)} \approx \frac{\alpha}{\frac{h}{c} + \alpha} \quad (6)$$

برای محاسبه ضریب لیفت کل، طبیعتاً لیفت را باید در حالت جریان نامحدود نیز در نظر گرفت. لذا می توان عبارت فوق را با ضریب لیفت دور از دیواره با فرض امکان جمع آثار و صرف نظر کردن از خطاهای مربوطه جمع کرد. بنابراین نتیجه می شود:

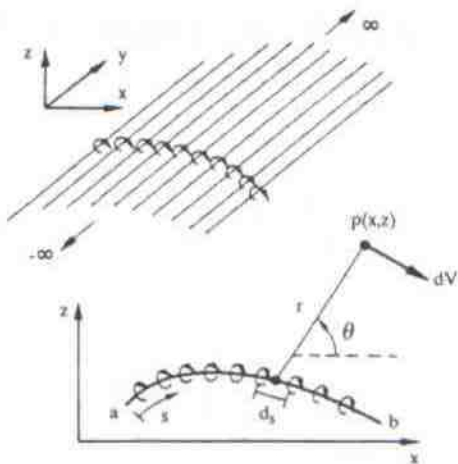
$$C_{L'} = C_{L_{\infty}} + \frac{\alpha}{\frac{h}{c} + \alpha} \quad (7)$$

همان گونه که اشاره شد، عبارت فوق مبتنی بر فرضیات مختلفی است ولی نتیجه ساده‌ی به دست آمده می تواند کمک مؤثری در برآوردهای اولیه باشد. لذا در قسمت های بعد به ارزیابی دقت آن در مقایسه با روش های دیگر می پردازیم.

### روش فویل نازک

یکی دیگر از ساده ترین روش ها، استفاده از نظریه ی فویل نازک است. با توجه به مقطع نازک بسیاری از فویل های مورد استفاده، این روش ممکن است کاربردی نسبتاً گسترده داشته باشد.

فویل نازک را می توان مطابق شکل ۲ به وسیله ی ورق گردابه یا قدرت متغیر  $(s)$  واقع در راستای خط مرکزی شبیه سازی کرد. [۵] تغییرات  $s$  به صورت تابعی از  $s$  به گونه یی محاسبه می شود که



شکل ۲. تعیین مؤلفه ی سرعت جریان آزاد در جهت خط خمیدگی.

است. بنابراین میدان جریان خارج از لایه ی مرزی در اطراف فویل را می توان غیر چرخشی در نظر گرفت. در نتیجه معادله ی برنولی بین تمام نقاط جریان در خارج از لایه ی مرزی و خارج از منطقه ی برخواستگی صادق خواهد بود. بر این اساس در ادامه روشی مبتنی بر فرضیات فوق برای برآورد نیروی لیفت تشریح می شود.

با نزدیک شدن یک فویل به سطح زمین، به علت کاهش سرعت جریان در فاصله ی بین فویل و سطح زمین، فشار افزایش می یابد و مقدار ضریب لیفت نیز زیاد می شود. مقدار افزایش ضریب لیفت با استفاده از رابطه ی برنولی و فرضیات گفته شده، قابل محاسبه است. برای سادگی، معمولاً مدل سازی برای صفحه ی تخت نزدیک دیواره صورت می گیرد. اگر رابطه ی برنولی بین دو مقطع ۱ و ۲ در شکل ۱ نوشته شود برای فشار نسبی چنین نتیجه می شود:

$$P(x) = \frac{\rho}{\gamma} (V_{\infty}^2 - V_x^2) \quad (1)$$

و با استفاده از رابطه ی پیوستگی نیز خواهیم داشت:

$$hV_{\infty} = (h+x \sin \alpha)V(x)$$

و یا

$$V(x) = \frac{h}{h+x \sin \alpha} V_{\infty} \quad (2)$$

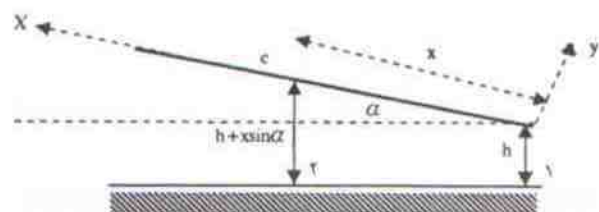
همچنین با جایگذاری رابطه ی فوق در رابطه ی ۱ چنین به دست می آید:

$$P(x) = \frac{\rho}{\gamma} V_{\infty}^2 \left[ 1 - \frac{h^2}{(h+x \sin \alpha)^2} \right] \quad (3)$$

اکنون با انتگرال گیری از توزیع فشار به دست آمده بر روی سطح پایینی صفحه ی تخت، نیروی  $F$  عمود بر صفحه ی تخت به صورت رابطه ی ۴ به دست می آید:

$$F = \int_0^c P(x) dx = \frac{\rho}{\gamma} V_{\infty}^2 \left[ x + \frac{h^2}{(h+x \sin \alpha) \sin \alpha} \right]_0^c \\ = \frac{\rho}{\gamma} V_{\infty}^2 \frac{c^2 \sin \alpha}{h + c \sin \alpha} \quad (4)$$

همچنین با تصویر کردن نیروی  $F$  در جهت عمود بر جریان، نیروی لیفت از رابطه ی ۵ به دست می آید:



شکل ۱. تحویدی اثبات رابطه ی برنولی.

نهایتاً با حل عددی رابطه‌ی فوق، توزیع  $\gamma(\xi)$  مشخص می‌شود. با دست آمدن توزیع  $\gamma(\xi)$  و انتگرال‌گیری عددی آن با روش‌هایی همچون روش سیمسون در فاصله‌ی  $[0, c]$  چرخش کل به دست می‌آید و با مشخص شدن چرخش،  $C_L$  محاسبه می‌شود.<sup>[۱۰]</sup> در قسمت‌های انتهایی این نوشتار، نتایج به دست آمده از حل عددی معادله‌ی ۱۰ با دیگر روش‌ها مقایسه خواهد شد.

### روش حجم محدود

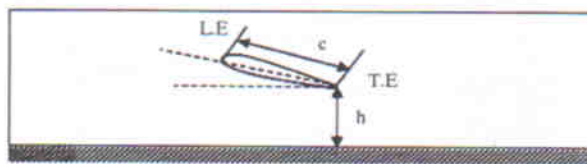
در این روش معادلات اساسی که باید حل شوند عبارت‌اند از معادلات RANS.<sup>۱۱</sup> این معادلات عبارت‌اند از:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U) = 0 \quad (11)$$

$$\frac{\partial (\rho U)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U \otimes U) = B + \nabla \cdot (\sigma - \rho \overline{u \otimes u}) \quad (12)$$

$$\frac{\partial (\rho \phi)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U \phi) = \nabla \cdot (\Gamma \nabla \phi - \rho \overline{u \phi}) + S \quad (13)$$

این روابط عبارت‌اند از معادلات بقاء جرم، بقاء اندازه‌ی حرکت و انتقال کمیت اسکالر. اصطلاحات  $\rho \overline{u \otimes u}$  و  $\rho \overline{u \phi}$  به ترتیب نمایانگر تنش‌های رینولدز و شار رینولدز هستند. در این معادلات تنها نیروی بدنه‌ی (B)، نیروی ثقل ( $\rho g$ ) است. برای حل این معادلات مدلی برای دو اصطلاح اخیر مورد نیاز است. به این منظور می‌توان مدل پنج معادله‌ی تنش رینولدز (RSM) را به کار گرفت. همچنین معمولاً برای گسسته‌سازی معادلات از روش حجم محدود استفاده می‌شود. چنان‌که اشاره شد می‌توان سطح آزاد را به صورت صلب و انعطاف‌پذیر مدل کرد. در حالت صلب آب بدون انعطاف فرض می‌شود و برای محاسبه‌ی نیروهای وارد بر فویل هندسه‌ی مطابق شکل ۵ در نظر گرفته شده است. برای شبکه‌بندی نیز از المان‌های مثلثی به صورت ساختار غیرمنظم استفاده شده است. شکل ۶ نمایش‌دهنده‌ی شبکه‌ی ایجاد شده‌ی اطراف فویل و تراکم این شبکه در نزدیکی فویل است. بهینه‌سازی‌های لازم بر روی شبکه صورت گرفته و مستقل بودن نتایج از اندازه‌ی المان‌ها حاصل شده است. در حالت دوم، سطح انعطاف‌پذیر فرض می‌شود که دو روش برای حل معادلات ناویر-استوکس برای مسائل سطح آزاد وجود دارد. تفاوت



شکل ۵. ناحیه‌ی اطراف فویل نزدیک دیواره.

هنگام افزوده شدن میدان سرعت القایی ورقه‌ی گردابه به سرعت یکنواخت  $V_\infty$ ، سطح فویل به صورت خط جریان درآید. همچنین توزیع  $\gamma$  باید شرایط کوتا<sup>۷</sup> را ارضاء کند، یعنی  $\gamma$  در لبه‌ی فرار صفر باشد. پس از یافتن توزیع  $\gamma(\xi)$ ، چرخش کل فویل<sup>۸</sup> با انتگرال‌گیری از  $\gamma$  بین لبه‌ی ورودی (L.E) و لبه‌ی فرار (T.E)، از رابطه‌ی ۸ به دست می‌آید:

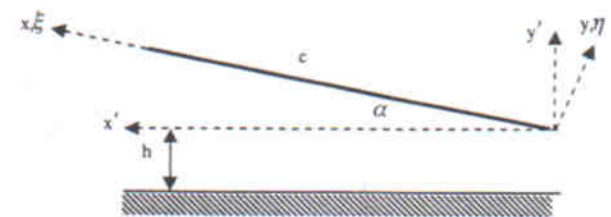
$$\Gamma = \int_{L.E}^{T.E} \gamma ds \quad (8)$$

با به دست آوردن چرخش کل بنا بر نظریه کوتا-جوکفسکی لیفت کل در واحد عرض از رابطه‌ی ۹ نتیجه می‌شود:

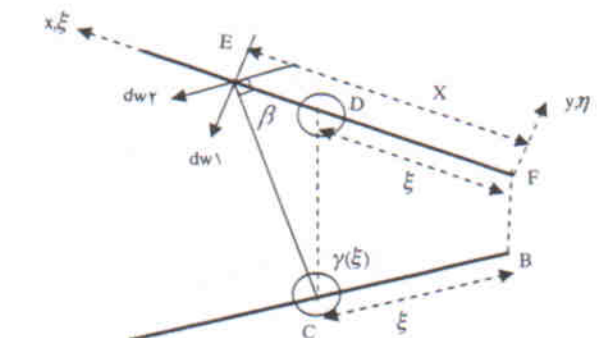
$$L = \rho_\infty V_\infty \Gamma \quad (9)$$

برای مدلسازی فویل نزدیک دیواره که در شکل ۳ نشان داده شده است، روش‌های مختلفی وجود دارد که یکی از آنها قرار دادن دو فویل مشابه، به صورت قرینه نسبت به سطح افقی، در مقابل هم است. در واقع حرکت دو فویل مشابه در روبروی هم مطابق شکل ۴، نتیجه‌ی مانند حرکت فویل در نزدیک سطح خواهد داشت.<sup>[۶]</sup> با صفر قرار دادن برآیند سرعت در راستای عمود بر طول وتر، معادله‌ی مورد نظر برای تعیین توزیع  $\gamma(\xi)$  نتیجه می‌شود:

$$\frac{1}{\sqrt{\pi}} \int_0^c \frac{\gamma(\xi) d\xi}{x-\xi} + \frac{1}{\sqrt{\pi}} \int_0^c \gamma(\xi) \frac{\xi - A \sin \alpha - x}{(\xi - A \sin \alpha - x)^2 + A^2 \cos^2 \alpha} d\xi = V_\infty (\sin \alpha - \frac{dz}{dx}) \quad (10)$$



شکل ۳. صفحه‌ی تخت نزدیک دیواره.



شکل ۴. سرعت القایی ناشی از گردابه‌های جزئی در یک نقطه‌ی مفروض.

NACA۴۴۱۲, NACA۴۴۲۴, NACA۴۴۲۱, NACA۴۴۱۸,  
NACA۴۴۱۵, NACA۴۴۱۲

زوایای حمله نیز بین  $0^\circ$  تا  $10^\circ$  درجه در نظر گرفته شده است. همچنین کلیه تحلیل‌ها برای عدد فرود  $25/0$  و  $14$  صورت گرفته است. علاوه بر این، برای کاهش خطای ناشی از شبکه‌بندی اطراف فویل نزدیک سطح آب (شکل ۷)، مستقل بودن نتایج از اندازه‌ی المان‌ها در شکل ۸ مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به شکل، با افزایش تعداد المان‌های شبکه تا  $240/000$  المان، خطای ناشی از شبکه‌بندی قابل اغماض است و مقدار  $C_L$  مستقل از شبکه‌بندی خواهد بود. چون افزایش تعداد المان‌ها باعث رشد سریع زمان محاسباتی می‌شود، برای حصول دقت مناسب، تعداد المان‌ها با توجه به ارتفاع از سطح آب و زاویه‌ی حمله، حدوداً  $250/000$  در نظر گرفته شده است. در این نوع شبکه‌بندی، المان‌های نزدیک سطح آب مستطیلی و المان‌های دور از سطح آب مثلثی در نظر گرفته شده‌اند. برای مشاهده‌ی تغییر شکل سطح آب المان‌های روی سطح آب بسیار کوچک‌اند، به گونه‌یی که ارتفاع این المان‌ها در حدود  $0/5 \text{ mm}$  است.

### بررسی نتایج عددی

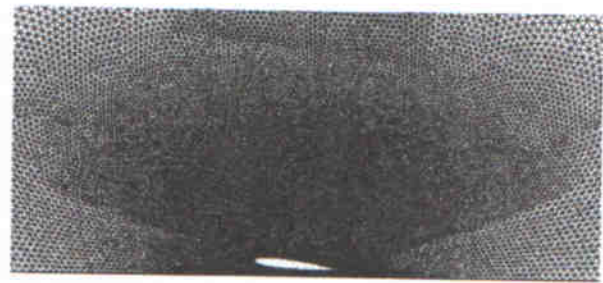
در این قسمت نتایج مدل‌سازی جریان اطراف فویل با فرضیات مختلف و در حالت‌های متفاوت با یکدیگر مقایسه شده‌اند. فرض اساسی، در نظر گرفتن سطح آب به عنوان یک سطح صلب یا انعطاف‌پذیر است که در قسمت‌های ذیل به صورت مجزا به آنها پرداخته‌ایم.

### سطح صلب<sup>۱۱</sup>

همان‌طور که اشاره شد در این حالت انعطاف‌پذیری سطح آب در نظر گرفته نشده و لذا فقط مدل‌سازی جریان هوا مورد نیاز است. نمونه‌یی از خطوط مسیر نتیجه شده از حل عددی جریان در شکل ۹ نمایش داده شده است. در شکل ۱۰ ضریب لیفت به دست آمده برای فویل NACA۰۰۱۲ دور از دیواره یا داده‌های تجربی<sup>[۹]</sup> و نظری مقایسه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود تا زوایای نزدیک  $8^\circ$  درجه



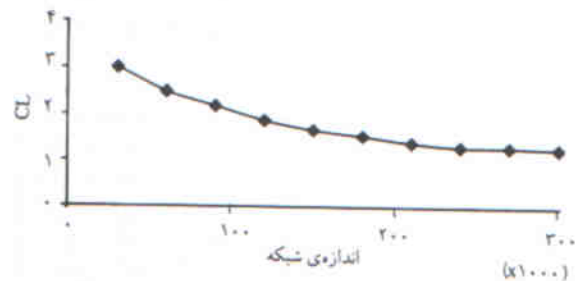
شکل ۹. خطوط مسیر اطراف مقطع NACA۰۰۱۲ در نزدیک سطح.



شکل ۶. شبکه‌بندی اطراف فویل نزدیک سطح صلب.



شکل ۷. شبکه‌بندی اطراف فویل نزدیک سطح آب.



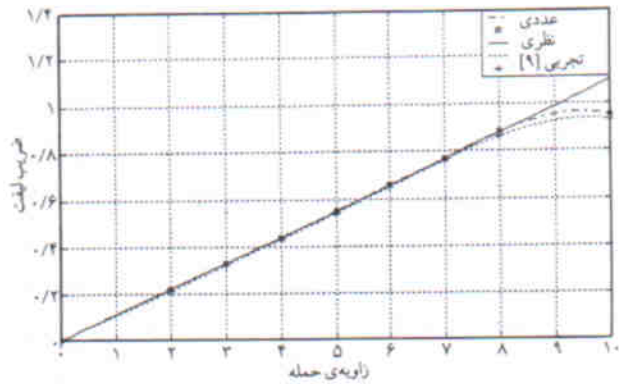
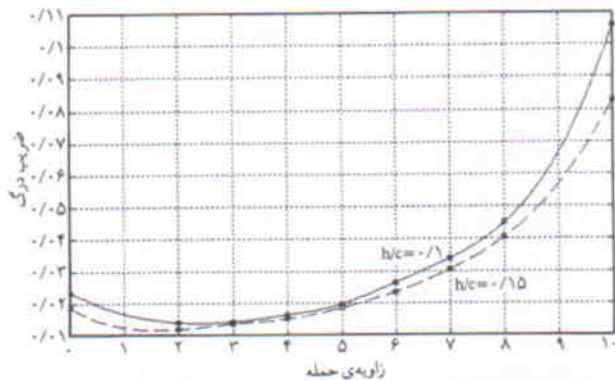
شکل ۸. شکل سطح آب در زیر مقطع NACA۴۴۱۲ در  $\frac{h}{c} = 0/1$  و زاویه‌ی حمله‌ی  $10^\circ$ .

اصلی این دو روش به نوع شبکه بستگی دارد. در یک روش شبکه ثابت در نظر گرفته می‌شود و سطح آزاد به وسیله‌ی Volume Fraction مشخص می‌شود. در روش دیگر با حرکت دادن شبکه، سطح آزاد مدل می‌شود. در نرم‌افزار Fluent از روش اول برای مشخص شدن سطح آزاد استفاده شده است. برای مدل‌سازی جریان دو فاز نیز از مدل  $VOF^{10}$  به روش ضمنی استفاده شده است. یکی از مشکلات اصلی مدل‌سازی اعوجاج سطح ناشی از حرکت یک فویل در نزدیکی سطح آب، مرتبط بودن این مسئله با دو عدد بی بعد رینولدز و فرود است. برای برابر قرار دادن این دو عدد، در مدل و شناور اصلی چاره‌ی جز انجام آزمایش به صورت Full Scale وجود ندارد. برای این منظور تمامی فویل‌های در نظر گرفته شده در این نوشتار با طول و تیر  $1 \text{ m}$  مدل شده‌اند که اکثر فویل‌ها در شناورهای اثر سطحی بزرگ مانند بال اکرانوپلن روسی Lun در این محدوده‌اند.<sup>[۱۱]</sup> مقاطع بررسی شده نیز عبارت‌اند از:

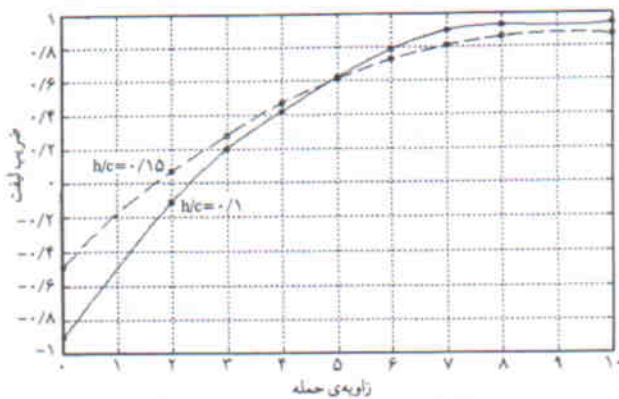
ضریب لیفت  $C_L = 1$  نسبت به  $C_L = 0.15$  در زوایای حمله‌ی کم‌تر از  $5^\circ$  است. در زوایای حمله‌ی بیشتر از  $5^\circ$  همان‌طور که انتظار می‌رود در وضعیت نزدیک به سطح زمین مقدار ضریب لیفت بیشتر است. ایجاد و تئوری بر روی ضریب درگ نیز اثر می‌گذارد که نتایج آن در شکل ۱۲ نمایش داده شده است.

در زاویه‌ی حمله‌ی کم، فویل یک جسم خط جریانی است و بیشتر نیروی درگ آن ناشی از اصطکاک پوسته‌ی است و اصطکاک پوسته‌ی به سرعت جریان بستگی دارد. با ایجاد و تئوری، سرعت در سطح زیرین افزایش می‌یابد و در نتیجه ضریب درگ زیاد می‌شود. در زوایای بیشتر از  $3^\circ$ ، از آنجا که نیروی درگ فشاری نیز اهمیت پیدا می‌کند، ضریب درگ با افزایش زاویه‌ی حمله افزایش می‌یابد.

از نتایج به دست آمده می‌توان دریافت که برای صفحه‌ی تخت ضریب لیفت هیچ‌گاه منفی نیست، چرا که همیشه کم‌ترین فاصله‌ی صفحه‌ی تخت از زمین، انتهای آن یعنی TE است. [۱۳] نسبت ضریب لیفت به درگ صفحه تخت نیز در شکل ۱۳ نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود حداکثر این نسبت در زاویه‌ی حمله حدوداً  $3^\circ$  درجه رخ می‌دهد.

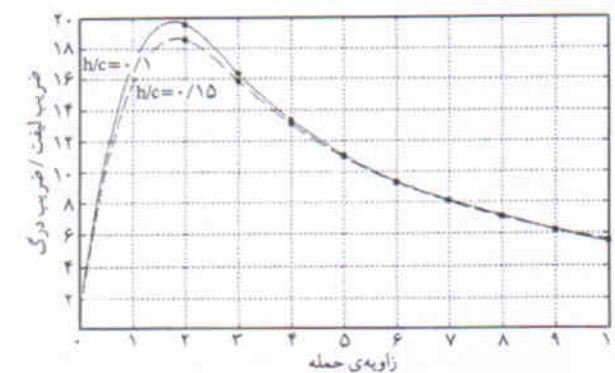


شکل ۱۰. مقایسه‌ی ضریب لیفت  $NACA=0012$  دور از دیواره با داده‌های تجربی و نظری.



شکل ۱۱. ضریب لیفت  $NACA=0012$  در ارتفاع‌های مختلف از سطح زمین.

شکل ۱۲. ضریب درگ  $NACA=0012$  در ارتفاع‌های مختلف از سطح زمین.



شکل ۱۳. نسبت ضریب لیفت به درگ صفحه‌ی تخت در ارتفاع‌های مختلف از سطح زمین.

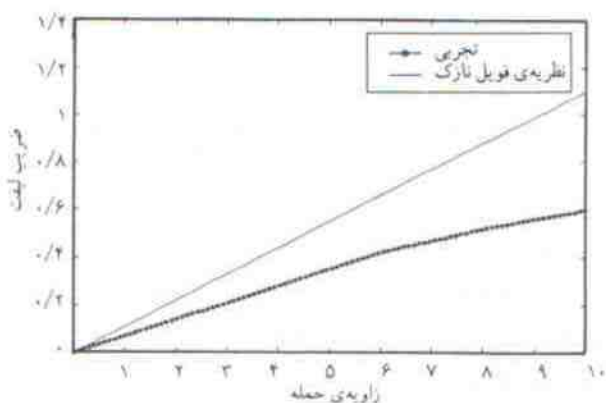
نتایج مدل‌سازی عددی مورد استفاده با داده‌های تجربی و نظری منطبق‌اند. در زوایای بیشتر از  $8^\circ$  درجه، به علت ایجاد جدایش در اواسط سطح بالایی ایرفویل، رابطه‌ی نظری  $C_D = 2\rho c c$  با نتایج تجربی و عددی اختلاف زیاد دارد.

برای فویل  $NACA=0012$  نزدیک دیواره نیز ضریب لیفت (در شکل ۱۱) و ضریب درگ (در شکل ۱۲) نمایش داده شده است. همان‌طور که در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود این ضریب در همان  $NACA=0012$  در زوایای حمله‌ی کوچک  $C_D$  منفی است. این بدین معنی است که در زوایای حمله‌ی کم، فشار در سطح زیرین ایرفویل خیلی کم می‌شود. علت این پدیده این است که در زوایای حمله‌ی کوچک کم‌ترین فاصله‌ی فویل از سطح زمین در انتهای فویل قرار ندارد بلکه در میانه‌ی فویل، فاصله‌ی بین فویل و سطح زمین حداقل می‌شود. لذا ایجاد شکل و تئوری مانند باعث افزایش شدید سرعت و کاهش فشار در سطح زیرین فویل می‌شود. از آنجا که در ارتفاعات کم، سطح مقطع گلوبی و تئوری کوچک‌تر می‌شود، افت فشار در ارتفاع‌های نزدیک سطح زمین بیشتر شده و همین امر باعث کم شدن

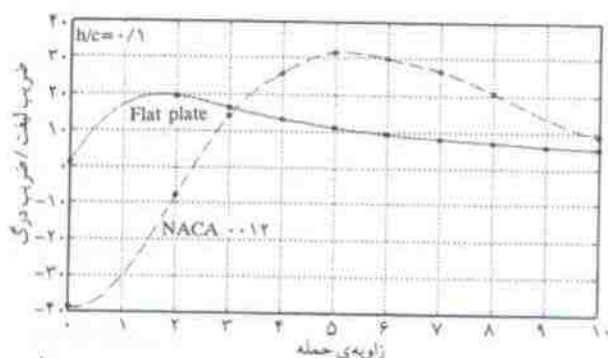
نازک است. نمودار ضریب لیفت به دست آمده با نظریه‌ی فویل نازک برای فویل متقارن بر حسب زاویه‌ی حمله در ارتفاع‌های مختلف از سطح، مورد بررسی قرار گرفته است.<sup>[۱۰]</sup>

در شکل ۱۶، دقت روش CFD با دو روش برنولی و نظریه‌ی فویل نازک در ارتفاع‌های مختلف و در زاویه‌ی حمله‌ی ۳ درجه، برای صفحه‌ی تخت مقایسه شده است. همان‌طور که در این شکل ملاحظه می‌شود، رابطه‌ی برنولی از دقت خوبی برخوردار است، زیرا در این روش تنها افزایش ضریب لیفت در زیر فویل، با فرض غیر چرخشی بودن جریان محاسبه شده است که با توجه به این که در این محدوده جدایش رخ نمی‌دهد، این فرض نزدیک به واقعیت خواهد بود. سپس این مقدار، با ضریب لیفت در حالت دور از دیواره که از نتایج آزمایش یا جدول استاندارد به دست آمده، جمع شده است. همچنین در این مقایسه مشاهده می‌شود که نظریه‌ی فویل نازک از دقت مناسبی برای تحلیل جریان اطراف صفحه‌ی تخت برخوردار نیست، زیرا در ابتدای سطح فوقانی جدایش رخ داده و جریان چرخشی می‌شود. به همین دلیل نتایج نظریه‌ی فویل نازک یا نتایج حاصل از روش CFD و برنولی اختلاف زیادی دارد. همچنین به همین دلیل نظریه‌ی فویل نازک در فواصل دور از سطح نیز، جوابگوی جریان اطراف یک صفحه‌ی تخت نیست.

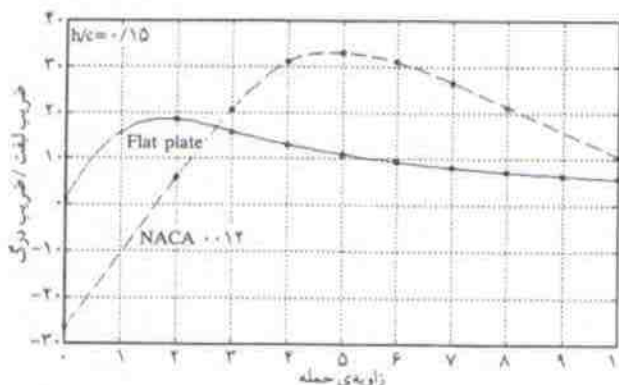
شکل ۱۷ بیانگر اختلاف ضریب لیفت به دست آمده از نظریه‌ی فویل نازک با نتایج تجربی<sup>[۹]</sup> برای صفحه‌ی تخت دور از دیواره است. در شکل ۱۸ دقت دو روش متکی بر رابطه‌ی برنولی و نظریه‌ی فویل نازک برای صفحه‌ی تخت در  $\frac{h}{c} = 0.1$  با روش CFD مقایسه شده است. همان‌طور که در شکل مشاهده می‌شود، با افزایش زاویه‌ی حمله، دقت نظریه‌ی فویل نازک کم می‌شود. ولی دقت روش متکی بر رابطه‌ی برنولی تقریباً تا زاویه‌ی بزرگی همچون ۶۰ درجه بسیار مناسب به نظر می‌رسد.



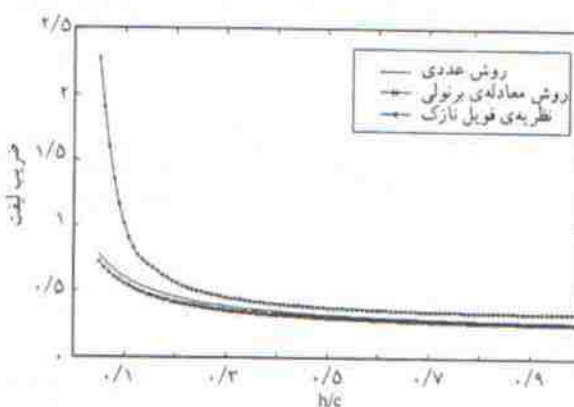
شکل ۱۷. مقایسه‌ی ضریب لیفت صفحه‌ی تخت دور از دیواره به روش نظریه‌ی فویل نازک با نتایج تجربی.



شکل ۱۴. مقایسه‌ی نسبت ضریب لیفت به درگ دو مقطع در  $\frac{h}{c} = 0.1$



شکل ۱۵. مقایسه‌ی نسبت ضریب لیفت به درگ دو مقطع در  $\frac{h}{c} = 0.15$



شکل ۱۶. مقایسه‌ی ضریب لیفت به دست آمده از روش‌های مختلف برای صفحه‌ی تخت در زاویه‌ی حمله‌ی ۳ درجه.

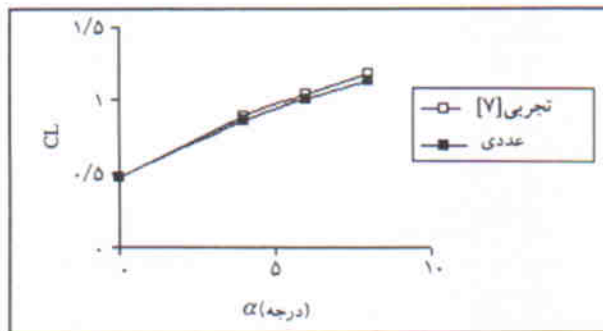
برای مقایسه‌ی بهتر صفحه‌ی تخت با فویل NACA 0012 در شکل‌های ۱۴ و ۱۵ نسبت ضریب لیفت به درگ این دو مقطع با هم مقایسه شده‌اند. با مقایسه‌ی دو مقطع مشخص می‌شود که ماکزیمم نسبت ضریب لیفت به درگ در صفحه‌ی تخت حدوداً ۶۰٪ ماکزیمم این نسبت در فویل NACA 0012 است. البته تا زاویه‌ی حمله حدوداً ۳ درجه، بازده صفحه‌ی تخت بیشتر بوده و بعد از آن بازده NACA 0012 به مقدار قابل توجهی بیشتر از صفحه‌ی تخت است. همان‌گونه که اشاره شد روش دیگر مورد استفاده نظریه‌ی فویل

همچنین در شکل ۲۰ دقت دو روش برنولی و نظریه‌ی فویل نازک برای این مقطع در  $\frac{h}{c} = 0.1$  با روش CFD مقایسه شده است. همان‌طور که در شکل مشاهده می‌شود، دقت دو روش برنولی و نظریه‌ی فویل نازک با افزایش زاویه‌ی حمله کم می‌شود، زیرا فشار جریان در قسمت زیرین فویل زیاد شده و فرض تراکم ناپذیر بودن سیال موجب خطا می‌شود.

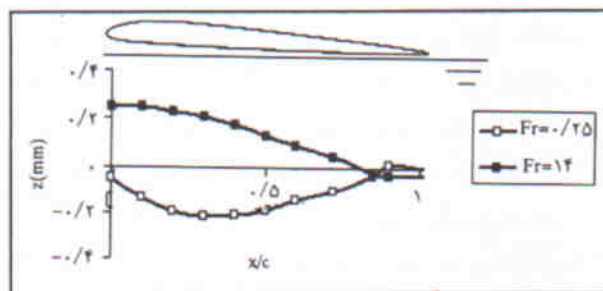
### سطح انعطاف‌پذیر<sup>۱۲</sup>

حرکت یک شناور WIG در نزدیک سطح آب با تغییر فشار وارده بر سطح آب همراه است و طبیعتاً این تغییرات فشار باعث تغییر فرم سطح آزاد آب می‌شود. در این قسمت سعی شده موضوع فوق در مدل‌سازی جریان اطراف فویل در نظر گرفته شود.

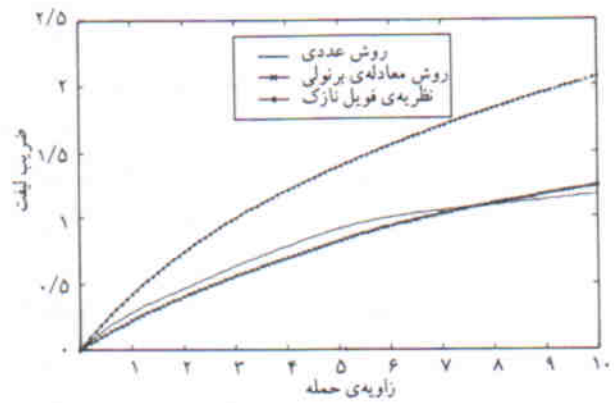
به منظور بررسی صحت نتایج عددی، مقادیر ضریب لیفت برای مقطع NACA۴۴۱۲ در نزدیکی سطح آب که از این روش به دست آمده، با نتایج تجربی<sup>[۷]</sup> مقایسه شده است (شکل ۲۱). همان‌گونه که ملاحظه می‌شود اولاً ضریب لیفت در نزدیک سطح و دور از آن تفاوت قابل توجهی دارد و مثلاً در زاویه‌ی حمله‌ی ۵ درجه ضریب لیفت نزدیک سطح ۲۰٪ بیشتر از ضریب لیفت معمول خواهد بود. ثانیاً تطابق نتایج حاصله از مدل‌سازی با نتایج آزمایش بسیار مناسب است. در شکل ۲۲ تغییرات سطح آب ناشی از حرکت فویل



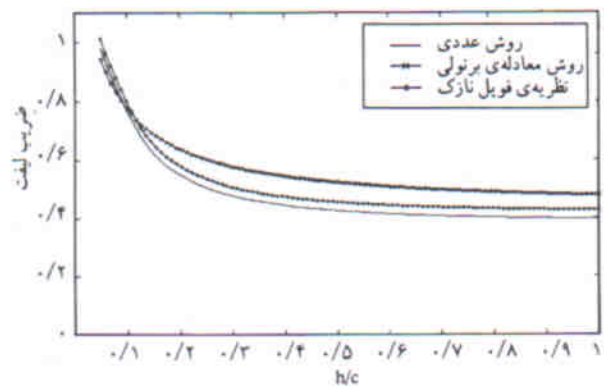
شکل ۲۱. مقایسه‌ی نتایج تجربی و حل عددی برای NACA۴۴۱۲ در نزدیکی سطح آب در  $\frac{h}{c} = 0.4$



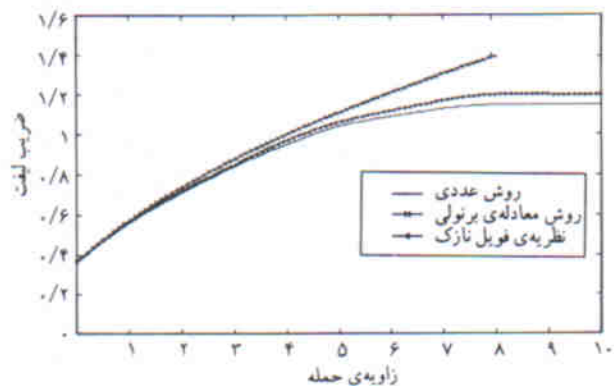
شکل ۲۲. شکل سطح آب در زیر مقطع NACA۴۴۱۲ در  $\frac{h}{c} = 0.1$  و زاویه‌ی حمله ۱۰ درجه.



شکل ۱۸. مقایسه‌ی ضریب لیفت به دست آمده از روش‌های مختلف برای صفحه‌ی تخت در  $\frac{h}{c} = 0.1$

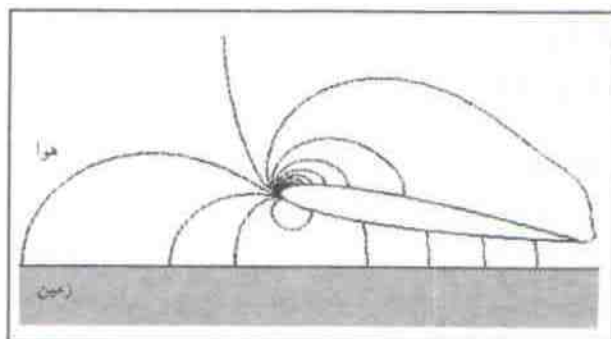


شکل ۱۹. مقایسه‌ی ضریب لیفت به دست آمده از روش‌های مختلف برای مقطع ترکیبی در زاویه‌ی حمله‌ی ۳ درجه.

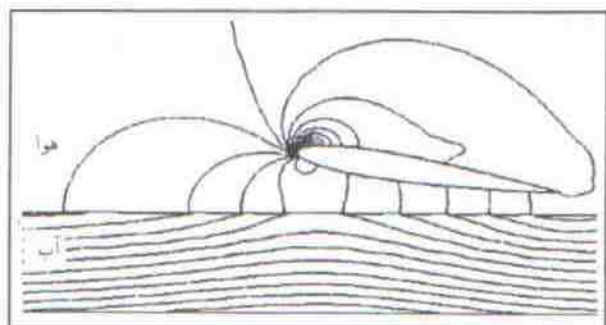


شکل ۲۰. مقایسه‌ی ضریب لیفت به دست آمده از روش‌های مختلف برای مقطع ترکیبی در  $\frac{h}{c} = 0.1$

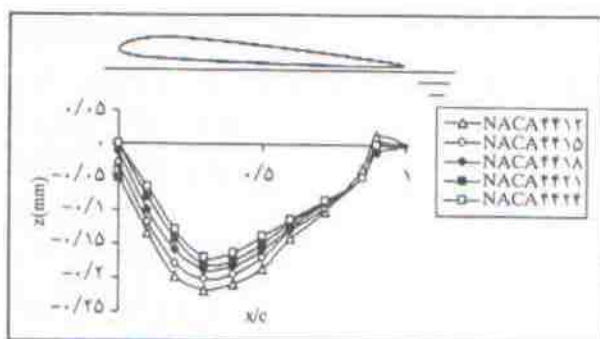
در شکل ۱۹ روش‌های مختلف برای مقطع ترکیبی صفحه‌ی تخت و NACA۴۴۱۲ در زاویه‌ی حمله‌ی ۳ درجه با یکدیگر مقایسه شده‌اند. با توجه به این شکل مشخص می‌شود که هر دو روش برنولی و نظریه‌ی فویل نازک از دقت کافی برخوردارند، چرا که جریان اطراف این مقطع به علت انحنای سطح بالایی فویل و ایجاد نشدن جدایش غیرچرخشی است.



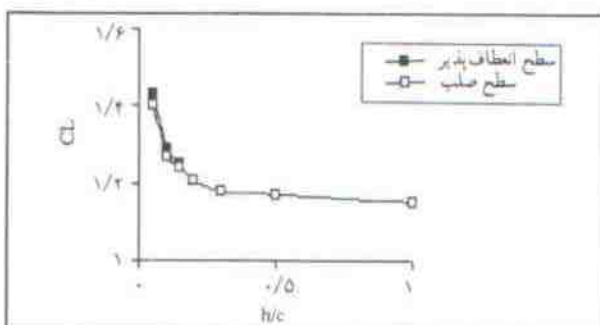
شکل ۲۵. خطوط فشار ثابت اطراف فویل در نزدیکی سطح زمین.



شکل ۲۶. خطوط فشار ثابت اطراف فویل در نزدیکی سطح آب.



شکل ۲۳. بررسی اثر ضخامت فویل با کوز یکسان بر روی شکل سطح آب در  $Fr = 0.25$ .



شکل ۲۴. مقایسه‌ی نتایج در نزدیکی سطح آب و سطح زمین برای  $NACA 2412$  در زاویه‌ی حمله ۸ درجه.

سطح آب تأثیر بسیار ناچیزی بر نیروهای آیرودینامیکی دارد. همچنین در شکل ۲۵ و ۲۶ خطوط فشار ثابت در اطراف این مقطع در نزدیکی سطح صلب (مانند زمین) و سطح آب رسم شده‌اند. همان‌طور که در این شکل‌ها مشاهده می‌شود، خطوط فشار ثابت در این دو حالت تفاوت چندانی با یکدیگر ندارند. به عبارت دیگر فرض ساده‌ی غیرانعطاف‌پذیر بودن سطح آب خطای چندانی در نتایج نهایی ایجاد نخواهد کرد.

### نتیجه‌گیری

در وضعیت نزدیک سطح مقدار نیروی لیفت به علت پدیده‌ی اثر سطحی به میزان قابل توجهی افزایش می‌یابد و هر چه فاصله‌ی فویل از زمین کمتر باشد، این اثر بیشتر خواهد بود. مدل‌سازی CFD به خوبی جریان فویل و تأثیر سطح در عملکرد فویل را نمایش می‌دهد. در انتخاب مقطع مناسب برای بال باید لیفت ایجاد شده برای تحمل وزن شناور کافی بوده و نسبت ضریب لیفت به ضریب درگ بیشینه باشد. بر این اساس، و با توجه به مدل‌سازی انجام شده می‌توان از یک الگوریتم بهینه‌سازی استفاده کرده و مقاطع مناسبی را برای بیشینه‌سازی نسبت فوق طراحی کرد. علاوه بر این، نتایج در فویل نزدیک سطح صلب با استفاده از روش تحلیلی به دست آمد.

$NACA 2412$  در دو عدد فرود  $0.25$  و  $0.12$  رسم شده است. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، در عدد فرود کوچک سطح آب زیر فویل دچار فرورفتگی شده و در انتهای فویل سطح آب به آرامی بالا می‌آید. در این حالت حداکثر عمق فرورفتگی  $0.22$  میلی‌متر است، ولی در عدد فرود بالاتر سطح آب زیر فویل برآمده شده و در انتهای فویل سطح آب به آرامی پایین می‌آید، که در این حالت حداکثر مقدار برآمدگی  $0.25$  میلی‌متر است. در سال ۱۹۸۶ روابط تحلیلی برای تغییر شکل سطح آب ارائه شد.<sup>[۸]</sup>

در شکل ۲۳ اثرات تغییر ضخامت فویل بر روی شکل سطح آب بررسی شده است. با توجه به این شکل، افزایش ضخامت فویل به کاهش اندازه‌ی تغییرات شکل سطح آب می‌انجامد، اما تغییر ضخامت تأثیری بر شکل کلی سطح آب ندارد. لذا در عدد فرود کم در تمامی مقاطع زیر فویل فرورفتگی ایجاد می‌شود و در عدد فرود بالا تمامی مقاطع سطح آب برآمده می‌شود.

با توجه به این‌که تغییر شکل سطح آب در تمامی مقاطع بسیار کم است، به نظر می‌رسد که اثرات تغییر شکل سطح آب بر نیروهای آیرودینامیکی ناچیز باشند. در شکل ۲۴، مقادیر ضریب لیفت مقطع  $NACA 2412$  در نزدیکی سطح زمین و سطح آب با یکدیگر مقایسه شده است. این شکل بیانگر این مطلب است که تغییر شکل



توسعه داده شود. دقت هر دو روش، در زوایای حمله‌ی زیاد و در نزدیک سطح، به علت اثرات تراکم‌پذیری کاهش می‌یابد و لذا باید از روش‌های کامل‌تری همچون مدل‌سازی دقیق CFD و یا تست مدل استفاده شود. اندازه‌ی تغییرات سطح آب با کم شدن ضخامت فویل، کوژ بیشتر سطح زیرین فویل و افزایش زاویه‌ی حمله بیشتر می‌شود؛ اما از آنجا که اندازه‌ی این تغییرات بسیار کوچک است، اثرات اعوجاج سطح آب بر نیروهای آیرودینامیکی مقاطع ناچیز است. بر این اساس می‌توان در کاربردهای معمول و محدوده‌های مذکور، سطح آب را در مدل‌سازی جریان اطراف فویل با دقت خوبی صلب فرض کرد.

در نزدیک سطح، توزیع ضخامت قسمت زیرین فویل تأثیر زیادی روی شکل جریان دارد و حتی ممکن است موجب ایجاد و نتوری و منفی شدن نیروی لیفت شود. لذا نتایج به دست آمده از روش نظریه‌ی فویل نازک تنها برای مقاطعی کاربرد دارد که سطح زیرین آنها تخت باشد. با افزایش ارتفاع از سطح زمین دقت این روش بهبود می‌یابد، به طوری که در فواصل دور از سطح، چنانچه جدایش رخ ندهد، نتایج حاصله خطای کمتری خواهد داشت. همچنین رابطه‌ی که در این نوشتار بر اساس روش برنولی ارائه شده، با شرط تخت بودن سطح زیرین فویل به دست آمده است. برای استفاده از این روش در مقاطع دیگر، باید این رابطه با توجه به توزیع ضخامت فویل

#### پانوش

1. thin foil theory
2. ground effect
3. Computational Fluid Dynamics
4. Wing In Ground Effect (WIG)
5. ekranoplan
6. panel method
7. kutta
8. vorticity
9. Reynolds Average Navier Stokes Equations (RANS)
10. Volume of Fluid (VOF)
11. rigid surface
12. flexible surface

#### منابع

1. Kataoka T., Ango J. and Nakataka K., "Free surface effect on characteristics of 2D wing", *Trans of the West Japan Soc Naval Architects*, 83: 21-30, (1991).
2. Masuda S. and Suzuki K. "Simulation of Hydrodynamic effects of two-dimensional WIG moving near the free surface", *Journal of the Society of Naval Architects of Japan*, 170: 83-92, (1991).
3. Wang Q., "Flow around on unsteady thin wing close to curved ground", *J Fluid mechanics*, 226: 175-87, (1991).
4. Barber T., Leonardi E., and Archer D. "Free surface

- deformation caused by a wing in ground effect over water', *WISE up to ekranoplan GEMS*, 273: 90-101, (1998).
5. Anderson John D., "Fundamentals of Aerodynamics", Mc Graw-Hill, (1991).
6. Benedict Knud, "Complex mathematical model of the WIG motion including the take off mode", *Ocean Engineering Elsevier Science Ltd* (2002).
7. Pinkerton, R, "The variation with reynolds number of pressure distribution over an air foil surface", *NACA Report No. 613* (1938).
8. Grundy I., "Air foils moving in air close to a dynamic water surface", *J Australia Math Soc Series B* 27 (3) :327-45, (1986).
9. Ira H. Abbott Albert E. Von Doenhoff, "Theory of wing section", *Dover Publication* (1959).
10. M.S. Seif, S.H.Saddathosseini, and S.M. Mousaviraad, "A companion study on the method of Ground effect analysis", *AERO* (2003), pages: 607-620, Tehran, Iran (In Persian).
11. H. K. Versteeg and W. Malalasekera, "An interduction to computational fluid dynamics: the finite volume method", *Longman Group Ltd*, (1996).
12. Irving H. Shames, "Mechanics of fluids", *Mc Graw-Hill*, (1982).
13. M.S. Seif, S.H. Saddathosseini, and S.M. Mousaviraad, "Foil performance analysis in WIG crafts", *ISNAME 2003*, pages:95-105, Tehran, Iran. (In Persian).