

بررسی پارامترهای موثر بر ضرایب آئرو دینامیکی ایرفویل نوسانی پیچشی به کمک روش دینامیک سیالات محاسباتی شبکه درشت

حیدری، علی^۱، پسندیده فرد، محمود^۲، ملک جعفریان، مجید^۳

۱- گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد

۲- گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه بیرجند

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۲/۰۳/۲۲

(دریافت مقاله: ۱۳۹۱/۰۶/۱۲)

چکیده

در این مقاله، تاثیر پارامترهای موثر بر روی ضرایب آئرو دینامیکی ایرفویل نوسانی پیچشی، از جمله زاویه حمله متوسط، دامنه نوسان، فرکانس کاهش یافته و محور پیچش بررسی می شود. روش استفاده شده در تحلیل جریان در کار حاضر، اصطلاحاً دینامیک سیالات محاسباتی شبکه درشت (CGCFD) نامیده می شود که در آن معادلات اویلر با شبکه درشت نزدیک سطح و استفاده از شرایط مرزی لزج (بدون لغزش) به همراه روش تسخیر گردابه سطحی تراکم پذیر استفاده شده است. تحت این شرایط، گرادیان سرعت شدید و به تبع آن رشد سریع لایه مرزی در کنار دیواره را داریم، که با اضافه کردن جمله چشمه تسخیر گردابه سطحی می توان رشد لایه مرزی را کنترل کرد. زمان حل ناپایای جریان با این روش در مقایسه با حل معادلات کامل ناویراستوکس همراه با مدل‌های ساده آشفتگی یک معادله ای به مراتب کمتر است. به این ترتیب زمان حل برای یک نوسان کامل، بیش از ۵۰ برابر کاهش یافته است. لذا گرفتن نتایج تحت شرایط مختلف و متعدد کاملاً در دسترس می باشد. همچنین برای پیاده سازی حرکت مرز از روش شبکه فوری تطبیق پذیر چند منطقه ای استفاده می شود، که این روش نیز در کاهش زمان حل بسیار موثر است. نتایج عددی بدست آمده در مقایسه با نتایج تجربی از دقت بسیار خوبی برخوردار است. در این مقاله ابتدا در دو زاویه حمله متوسط با دامنه نوسان و فرکانس کاهش یافته مشخص، نتایج را با نتایج تجربی مقایسه کرده، سپس به بررسی اثر تغییر این پارامترها و همچنین موقعیت مرکز پیچش بر مشخصات آئرو دینامیکی ایرفویل نوسانی NACA0015 می پردازیم. مشخص می شود که انتقال مرکز پیچش به سمت راست یا چپ و فاصله گرفتن از لبه فرار و لبه حمله اثرات عکس داشته و بر پهنای حلقه نوسان، بیشینه، کمینه و متوسط ضرایب برآ و پسا، تغییر جهت حلقه نوسان، و زاویه تغییر جهت جریان اثر می گذارد. افزایش دامنه نوسان، پهنای حلقه، بیشینه و متوسط ضرایب برآ و پسا را افزایش می دهد. همچنین افزایش فرکانس کاهش یافته شیب حلقه نوسان، بیشینه ضرایب برآ و پسا و نسبت متوسط آنها را کاهش می دهد.

واژه های کلیدی: ایرفویل نوسانی پیچشی، دینامیک سیالات محاسباتی شبکه درشت، تسخیر گردابه سطحی، شبکه فوری تطبیق پذیر چند منطقه ای

مقدمه

تحت حرکت نوسانی پیچشی، حالتیست که شامل لایه های برشی و گردابه های اطراف سطح و نواحی گردابه غالب نوسانی پشت جسم است. مطالعه بر روی اثر پارامترهای ناپایای موثر در ایرفویل های نوسانی که شامل زاویه حمله متوسط، دامنه نوسان، فرکانس کاهش یافته و محور پیچش است، در فهم صحیح مشخصات جریان و تغییر ضرایب آئرو دینامیکی کمک

در چند دهه اخیر تمایل به تحقیق در زمینه ایرفویل های نوسانی که در دینامیک روتور ها و وسایل کوچک پرنده (MAVs) کاربرد دارند به طور مستمر رو به افزایش است. بحث اصلی در بهبود عملکرد این وسایل، فهم رفتار پیچیده آئرو دینامیکی ایرفویل های نوسانی است. جریان اطراف ایرفویل

۱- دانشجوی دکتری تلفن: ۰۹۱۵۱۰۱۵۱۰۸ ایمیل: Heydary.a@gmail.com

۲- دانشیار

۳- استادیار

زیادی می کند. در این حالت، حرکت تعریف شده ایرفویل به صورت غیر خطی بر جریان اطراف جسم تاثیر گذاشته و یک اثر قوی و ناپایا ایجاد می کند که در مرحله بالارفتن نسبت به مرحله پایین آمدن کاملاً متفاوت است و منجر به منحنی هیستریزس ضرائب آئرو دینامیکی بر حسب زاویه حمله می شود. این اثر هیستریزس نتیجه اختلاف فاز بین حرکت جسم و گرادیان های سرعت و گردابه نزدیک سطح است. تحت اثر فوق زاویه واماندگی نسبت به زاویه واماندگی استاتیکی در مقادیر بالاتری حاصل می شود.

مک کروسکی [۱] و پیزالی [۲] یک بررسی تجربی جامع در مورد ایرفویل های نوسانی پیشگی انجام دادند که جزو اولین کارها در این زمینه بود. ویزبال [۳] یک بررسی عددی دوبعدی بر روی ایرفویل پیشگی با سرعت حرکت ثابت در زوایای حمله بالا انجام داد. این تحلیل در عدد ماخ ۰/۲ با حل معادلات ناویراستوکس در جریان آرام و رینولدز 10^4 انجام شده است. اثر سرعت پیشگی و مکان محور پیشگی به طور کامل بر روی ایرفویل NACA0015 بررسی و نتایج عددی با نتایج تجربی مقایسه شده است. ویزبال و شانگ [۴] حل خود را برای سرعت های پیشگی بالاتر و اثر آن بر ضرائب آئرو دینامیکی گسترش دادند. در این کار جریان کاملاً متلاطم فرض شد و اثر عدد ماخ با تغییر آن بین ۰/۲ و ۰/۶ مورد بررسی قرار گرفت. آنها نشان دادند که در ماخ های بالاتر واماندگی دینامیکی^۱ با اندرکنش بین لایه مرزی و موج ضربه ای کنترل می شود. تونسر وهمکاران [۵] جریان حول ایرفویل پیشگی با حرکت سینوسی را به صورت عددی تحلیل کردند. نوسان ایرفویل بین 5° و 25° در فرکانسهای ۰/۲، ۰/۳، و ۰/۵ و در رینولدز 10^6 بود. رشد و حرکت گردابه جلویی به صورت دقیق با تحلیل کامل جریان لزج مورد بررسی قرار گرفت که با نتایج تجربی همخوانی خوبی داشت. اکبری و پرایس [۶] حل عددی حول ایرفویل پیشگی^۲ سینوسی با دامنه نوسان بالا را بررسی کردند که جریان آرام برای رینولدز 10^4 با حل تراکم ناپذیر معادلات ناویراستوکس تحلیل شد. زاویه پیشگی در حدود واماندگی استاتیکی در زاویه 15° و فرکانس کاهش یافته ۰/۳، ۰/۵ و ۱ انتخاب شدند.

در این اواخر بررسی پارامترهای ناپایا در حرکت نوسانی پیشگی گسترده تر شد. سارکار و ونکاتارمان [۷] اثر زاویه حمله پیشگی را بر روی ضرائب آئرو دینامیکی در ایرفویل متقارن بررسی کردند. آنها این اثر را در فرکانس های کاهش

یافته متوسط و بالا و زاویه حمله های بین 25° و 45° بررسی کردند و در فرکانسهای بالاتر الگوی جفت گردابه نوسانی را ملاحظه نمودند. در این کار برای شبیه سازی جریان از روش انفصال گردابه استفاده کردند. مارتینات و همکاران [۸] برای جریان دو و سه بعدی گذار اطراف ایرفویل نوسانی پیشگی مدل های توربولنسی مختلف را بررسی کردند. آنها نشان دادند که مدل های توربولنسی استاندارد برای محاسبه صحیح منحنی های هیستریزس ضرائب آئرو دینامیکی در رینولدز های بالا کافی نیستند و نیاز به اصلاحاتی دارند که آنها را ارائه کردند. آنها نشان دادند که مدل های توربولنسی پیشرفته مانند SST و OES^۳ در محاسبه ضرائب آئرو دینامیکی نتایج بهتری بدست می دهند و ذات سه بعدی جریان در حرکت به سمت پایین را بهتر پیشگویی می کنند. علیقتبری و همکاران [۹] اثر پارامترهای ناپایای موثر در آئرو دینامیک جریان دوبعدی حول ایرفویل پیشگی در رینولدز های پایین را بررسی کردند. آنها اثر پارامترهایی نظیر دامنه نوسان، عدد رینولدز و فرکانس کاهش یافته را به کمک Open Foam تحلیل کردند. در کار آنها محدوده پارامترهای رینولدز بین ۵۵۵ و ۵۰۰۰ و دامنه نوسان بین ۲ و ۱۰ درجه و فرکانس نوسان بین ۰/۱ و ۰/۲۵ در نظر گرفته شده است.

از آنجا که در جریان اطراف ایرفویل تحت حرکت نوسانی پیشگی، لایه های برشی و گردابه های اطراف سطح از اهمیت زیادی برخوردار بوده و باید کنترل دقیقی بر رشد لایه مرزی و جدایش جریان داشت، می توان از روش تسخیر گردابه سطحی^۴ تراکم پذیر [۱۰] که جهت جلوگیری از رشد نواحی با گرادیان سرعت زیاد مانند لایه مرزی به علت لزجت مصنوعی پیشنهاد شده است، استفاده کرد. در این روش معادلات اوپلر حل می شوند در حالی که از شرط مرزی عدم لغزش و مش درشت استفاده می شود. با این روش گرادیان سرعت زیاد کنار دیواره و وجود اتلافات عددی موجب رشد مصنوعی شدید لایه مرزی در کنار دیواره می شود. با استفاده از روش تسخیر گردابه سطحی تراکم پذیر می توان رشد لایه مرزی مذکور را کنترل کرد. در این روش با اضافه کردن یک نیروی جسمی به معادلات ممنتم و کار انجام شده توسط این نیرو به معادلات بقای انرژی، حل غیر پخشی معادلات حاکم را می توان بدست آورد. این روش از لزجت عددی کاسته، از پخش مصنوعی گردابه و رشد مصنوعی لایه مرزی جلوگیری می کند. روش تسخیر گردابه ابتدا توسط اشتاینهوف [۱۱] و هو و

ابداعی اصلاح شبکه فنری استفاده شده است تا زمان حل را کاهش دهیم. به طوریکه با استفاده از این روش، در مقایسه با تولید دوباره شبکه در هر تکرار، زمان حل تا حدود ۱۰ برابر کاهش می یابد. بعلاوه برای اولین بار از روش عددی دینامیک سیالات محاسباتی شبکه درشت^۶ ([۲۱] و [۲۲]) جهت تحلیل ایرفویل‌های نوسانی استفاده شده است تا زمان اجرا چندین مرتبه کاهش یابد. دیتز و همکاران [۲۱] از این روش در بررسی جریان ناپایا اطراف یک ایرفویل نوسانی پیچشی استفاده کردند که منجر به نتایج خوبی در پیشگویی واماندگی دینامیکی و محاسبه ضرائب آترو دینامیکی شد. در این روش معادلات لزوج شبکه درشت نزدیک سطح و استفاده از شرایط مرزی لزوج (بدون لغزش) به همراه روش تسخیر گردابه سطحی حل می شوند. از آنجا که در این حالت، المان ها چند برابر درشت تر از شبکه ریز در کنار دیواره مخصوص تحلیل جریان لزوج همراه با لایه مرزی می باشد، لذا گام زمانی و سرعت حرکت بسیار بزرگتر بوده و زمان حل ناپایای جریان با این روش به مراتب کمتر است. استفاده از این روش این امکان را به ما می دهد که تعداد حل های زیادی را در زمان بسیار کوتاهی بتوان گرفت. در کار حاضر حدود صد اجرا برای بررسی اثر پارامترهای مختلف لازم بوده و برای هر اجرا با این روش برای یک حلقه نوسان به کمک کامپیوتر با CPU Core i5 و ۴ گیگا بایت Ram حدود سه ساعت زمان لازم است. بنابر این در چند روز می توان به نتایج لازم دست یافت. اما حل کامل معادلات ناویر استوکس با یک شبکه ریز جریان لزوج و حتی یک مدل آشفتگی ساده یک معادله ای برای هر اجرا (یک حلقه نوسان) با همان کامپیوتر حدود یک هفته زمان لازم دارد بطوریکه جهت اجرای کامل اجراهای لازم برای نتایج این مقاله به چند ماه زمان نیاز است.

روش حل

در تحلیل اولیه معادلات ناویر استوکس دوبعدی تراکم پذیر برای جریان غیر لزوج در نظر گرفته می شود که فرم عمومی آن به صورت زیر است:

$$\frac{\partial W}{\partial t} + \frac{\partial E_i}{\partial x} + \frac{\partial F_i}{\partial y} = S \quad (1)$$

که در آن W مولفه جریان و E_i و F_i بردارهای غیر لزوج و S جمله چشمه مربوط به روش تسخیر گردابه سطحی تراکم پذیر هستند. در حل معادلات اوپلر در کار حاضر بردارهای لزوج

همکاران [۱۲] معرفی شد. همچنین اشتاینهوف از این روش به عنوان یک مدل آشفتگی LES استفاده کرد [۱۳]. این مدل توسط ورنن [۱۴] و دیتز [۱۵] توسعه و بهبود یافته و برای کاربرد های مختلفی مورد استفاده قرار گرفته است. آنها توانستند نشان دهند که با استفاده از این روش، گردابه تا فواصل دور نسبت به جسم پخش نشده و قدرت خود را حفظ می کند و دقت نتایج بدست آمده در مقایسه با نتایج RANS قابل قبول بوده در حالیکه زمان لازم جهت حصول نتایج چند مرتبه کمتر است. جیمسون [۱۶] از این روش در جریان حول ملخ هواپیما و بال هلیکوپتر استفاده کرد و نشان داد که این روش در بهبود نتایج بسیار موثر است. کارهای اولیه بر روی این روش در نهایت با یک فاکتور انتخابی به نام پارامتر تسخیر که توسط کاربر تعیین می شد، تکمیل شد. این فاکتور با توجه به نتایج تجربی موجود در آن زمینه قابل تعیین بود که باعث هدر رفتن زمان زیاد در انتخاب پارامتر تسخیر بهینه می شود. ملک جعفریان و باقری [۱۷] برای روش های مختلف تخمین اتلافات عددی، این روش را پیاده کرده و پارامتر تسخیر را طوری تخمین زده که دیگر انتخابی نبوده و برای هر روش مقدار مشخصی داشته باشد. با وجود اینکه بر روی اثر تسخیر گردابه در جریان های گردابه غالب کار زیادی شده اما برای جریان های لایه مرزی همراه با جدایش، کمتر تحقیق و بررسی شده است. همچنین برای شبیه سازی حرکت سطح نیاز به شبکه انعطاف پذیر هستیم که در این مقاله از شبکه فنری تطبیق پذیر استفاده شده است. پایه این روش توسط ناکاهاشی [۱۹] و [۲۰] ارائه شد. در این روش اضلاع المان با فنر کششی که ثابت آن عکس طول فنر تعریف می شود، جایگزین شده و برای جلوگیری از فروپاشی شبکه در گره ها از فنر پیچشی استفاده شده است. در کار حاضر با حذف فنر های پیچشی و استفاده از فنر های کششی ثانویه برای جلوگیری از فروپاشی شبکه و همچنین چند منطقه ای^۵ کردن شبکه (که در ادامه توضیح داده می شود) کار جدید و ابداعی انجام شده که باعث کاهش زمان حل و قابلیت حرکت با گامهای بلندتر می شود.

بنابر این در کار حاضر اولاً جریان دوبعدی ناپایا و تراکم پذیر حول ایرفویل نوسانی پیچشی در اعداد رینولدز بالا، محدوده دامنه نوسان 1° تا 11° و فرکانس کاهش یافته از $0.1/133$ تا 1 که کمتر توسط دیگران بررسی شده است مورد توجه قرار گرفته است. همچنین تغییرات موقعیت مرکز پیچش، بخصوص خارج از ایرفویل، مطالعه شده است. ثانياً از روش

جریان در سمت راست معادله (۱) حذف می شوند و بقیه بردارهای آن به صورت زیر تعریف می شوند.

$$W = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e \end{bmatrix}$$

$$E_i = \begin{bmatrix} \rho(u-u_m) \\ \rho u(u-u_m) + P \\ \rho v(u-u_m) \\ (\rho e(u-u_m) + Pu) \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$F_i = \begin{bmatrix} \rho(v-v_m) \\ \rho u(v-v_m) \\ \rho v(v-v_m) + P \\ (\rho e(v-v_m) + Pv) \end{bmatrix}$$

که در آن ρ چگالی، u و v سرعت جریان در راستای x و y ، u_m و v_m مولفه های سرعت مش در این دو راستا، E انرژی کل و P فشار است. همچنین داریم:

$$H = E + \frac{p}{\rho} = \frac{c^2}{\gamma-1} + \frac{u^2}{2}$$

$$c^2 = \frac{\gamma P}{\rho}$$

$$P = (\gamma-1)\rho\left(E - \frac{u^2}{2}\right)$$

که در آن H انتالپی سکون، c سرعت صوت و γ نسبت گرمای ویژه است. معادله (۱) را می توان به صورت زیر در یک بعد بسط داد:

$$\Delta x \frac{dW_i}{dt} + F_{i+1/2} - F_{i-1/2} = 0 \quad (4)$$

$$F_{i+1/2} = \frac{1}{2}(F_{i+1} + F_i) - d_{i+1/2} \quad (5)$$

که در آن جمله $d_{i+1/2}$ اتلافات عددی ناشی از خطاهای قطع می باشد که برای جلوگیری از نوسانات و پایداری حل به معادلات اضافه می شود. این جمله تولید لزجت مصنوعی کرده که عامل اصلی رشد مصنوعی لایه مرزی و جدایش جریان می باشد. این جمله با روشهای مختلف قابل محاسبه بوده که در کار حاضر از روش اسکالر استفاده شده است (برای اطلاعات بیشتر از این روش به مرجع [۱۸] مراجعه شود).

روش تسخیر گردابه

روش تسخیر گردابه با اضافه کردن یک نیروی جسمی به معادلات ممنتوم و کار مربوط به آن، به معادله انرژی تعریف می شود. این جمله در نواحی با گرادیان سرعت بالا مانند نواحی گردابی یا لایه مرزی نزدیک سطح اثر گذاشته و اتلافات عددی ذاتی ناشی از بسط معادلات حاکم که عامل پخش در این نواحی است را کاهش داده و یا حذف می کند. در معادله (۱)، جمله چشمه تسخیر تراکم پذیر بوده که به معادلات اوپلر اضافه شده است و مولفه های آن به صورت زیر تعریف می شود.

$$\vec{S} = (0 \quad \rho \vec{f}_b \cdot \hat{i} \quad \rho \vec{f}_b \cdot \hat{j} \quad \rho \vec{f}_b \cdot \vec{V}) \quad (6)$$

که در آن \vec{f}_b نیروی جسمی بر واحد جرم بوده و وظیفه آن تعادل پخش عددی و بقای ممنتوم در نواحی با گرادیان سرعت بالا می باشد. این جمله یک بردار سرعت تولید می کند که در نواحی گردابی به سمت مرکز گردابه و در لایه مرزی به سمت سطح جامد می باشد و به صورت زیر بیان می شود:

$$\vec{f}_b = -E_c \hat{n}_c \times \vec{\omega} \quad (7)$$

E_c پارامتر تسخیر گردابه بوده که می توان بوسیله آن قدرت تسخیر را کنترل نمود. در کل روش تسخیر گردابه به دو کاربرد متفاوت تقسیم می شود. یکی تسخیر گردابه منطقه ای که به جلوگیری از پخش گردابه کمک می کند و یکی تسخیر گردابه سطحی که از رشد مصنوعی لایه مرزی نزدیک سطح توسط اتلافات مصنوعی جلوگیری می کند که تفاوت آنها در تعریف بردار عمود بر سطح (\hat{n}_c) می باشد. در این جا از کاربرد دوم یعنی تسخیر گردابه سطحی استفاده شده که تعریف \hat{n}_c بردار یکه عمود بر سطح می باشد. در این حالت با تنظیم پارامتر سطح می توان در نواحی با گرادیان فشار مثبت لایه مرزی را چسبیده به سطح نگه داشت. به عنوان یک نتیجه می توان از این روش به شکل یک مدل توربولنسی ضمنی استفاده نمود.

اگر روش اتلافات مصنوعی و تسخیر گردابه همزمان با هم اعمال شوند سمت راست معادله اوپلر به صورت زیر در می آید:

$$RHS = d_{i+1/2} + \rho E_c \omega_z \times \hat{n}_c$$

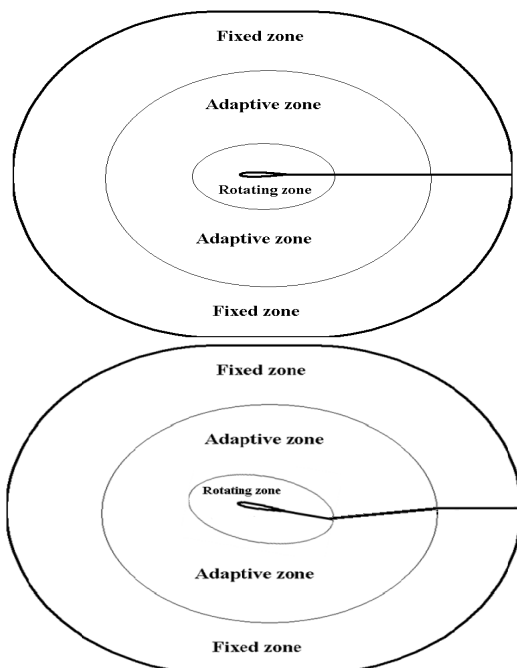
$$\omega_z = \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \quad (8)$$

که جمله اول مربوط به اتلافات مصنوعی و جمله دوم مربوط به تسخیر گردابه است که در نواحی مختلف جریان دارای مرتبه های متفاوت هستند. از آنجا که در داخل لایه

مرزی $\frac{\partial v}{\partial x} \ll \frac{\partial u}{\partial y}$ جمله مربوط به تسخیر گردابه منفی شده و

متناسب با معکوس طول آن فنر است یعنی اضلاع بلند نرم تر و اضلاع کوتاه سخت تر می شوند. این تعریف از نزدیک شدن گره‌ها به یکدیگر و فروپاشی شبکه ضمن حرکت، جلوگیری می‌کند. اما اگر جابجایی شبکه از حدی بزرگتر شود مش منفی ایجاد شده و شبکه فروپاشیده می‌شود. برای جلوگیری از فروپاشی شبکه از فنرهای ثانویه استفاده شده است [۲۰].

هرچند مش‌های نزدیک دیواره در جابجایی‌های بسیار بزرگ و یا سرعت‌های حرکت بالا و همچنین مش‌های ریز کنار دیواره مناسب با تحلیل لایه مرزی در جریان لزج، مستعد فروپاشی هستند، اما می‌توان با استفاده از روش شبکه فنی چند منطقه ای فروپاشی را به تعویق انداخت. در این روش ناحیه حل به سه قسمت تقسیم شده است. قسمت اول ناحیه نزدیک سطح جسم بوده که به آن چسبیده است و با آن حرکت می‌کند. همچنین قسمت مرکزی که ناحیه فنر بندی شده است که در هر گام خود را با حرکت مرز پایین تطبیق می‌دهد و نهایتاً ناحیه سوم که ناحیه خارجی بوده و در جای خود ثابت باقی می‌ماند. بکار بردن این روش جدید و ابداعی باعث می‌شود که فنربندی در ناحیه ای انجام شود که اندازه مش‌ها نسبت به نزدیک سطح به مراتب درشت تر بوده و فروپاشی در این ناحیه دیرتر اتفاق می‌افتد. این نواحی در شکل ۱ نشان داده شده‌اند.



شکل ۱- شبکه فنی تطبیق پذیر چند منطقه ای

از لحاظ مقداری مرتبه بزرگی دارد که موجب کاهش اتلافات مصنوعی و جلوگیری از رشد مصنوعی لایه مرزی می‌شود. در نواحی گردابه غالب نیز از آنجا که ω_z مقدار بزرگی دارد این جمله بزرگ شده و می‌تواند بر اتلافات مصنوعی اثر بگذارد. در مسائل ناپایا انتخاب گام زمانی تاثیر زیادی بر زمان اجرای حل دارد. باید گام زمانی طوری تنظیم شود که در یک گام اطلاعات جریان از یک سمت المان به طور کامل به سمت دیگر منتقل شود و از مرزهای دیگر المان فراتر نرود. در مسائل ناپایا همراه با حرکت مرز گام حرکتی سطح نیز باید از روی گام زمانی حل محاسبه شود. در کار حاضر از روش گام زنی صریح استفاده شده است که گام زمانی و گام حرکتی سطح بر اساس کوچکترین گام زمانی محاسبه شده در کل شبکه انتخاب می‌شود. کمینه گام زمانی نیز با استفاده از تعریف عدد کورانت برای کوچکترین المان کل شبکه بدست می‌آید و حداکثر زمانیهست که با توجه به تعریف عدد کورانت (CFL) در روش صریح باید به کل میدان حل جریان اعمال نمود. در یک بعد گام زمانی به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$\Delta t = \frac{\Delta x_{\min} \cdot CFL}{\lambda_i} \quad (9)$$

که در آن Δt گام زمانی کل میدان حل، Δx_{\min} طول کوچکترین المان و λ_i متوسط شعاع ضمنی ماتریس ژاکوبی در آن المان می‌باشد. از آنجا که کوچکترین المان در شبکه لزج مناسب لایه مرزی چندین برابر کوچکتر از شبکه درشت انتخاب شده می‌باشد زمان بسیار بیشتری برای طی یک دوره نوسان حرکت لازم دارد. کارهای گذشته و تحلیل‌های ابتدایی نشان دادند که اعداد کورانت بزرگتر از ۱/۵ باعث واگرایی حل و اعداد کورانت کوچکتر از ۱ تاثیر بر دقت نتایج ندارد. لذا عدد کورانت در نتایج مربوط به کار حاضر برابر یک در نظر گرفته شده است. همچنین با توجه به گام زمانی بسیار کوچک حاصل، تحلیل بدون اعمال ضرائب دمپینگ انجام شده است.

شبکه فنی چند منطقه ای

در کار حاضر هنگامی که مرز حرکت و یا چرخش دارد شبکه میدان حل با استفاده از آنالیز فنی [۱۹] خود را با حرکت مرز تطبیق می‌دهد. با استفاده از این روش زمان مورد نیاز برای حل به طور موثری کاهش می‌یابد. به این ترتیب که اضلاع مش سازمان یافته با فنرهای خطی جایگزین شده، در هر گام حرکت با یکدیگر به تعادل می‌رسند. برای ثابت فنرها یک تعریف منطقی استفاده شده است، به طوری که سختی هر فنر

تعریف مسئله

در کار حاضر جریان ناپایای دوبعدی و تراکم پذیر با عدد ماخ ۰/۳ و رینولدز 2×10^6 حول ایرفویل NACA0015 با حرکت نوسانی پیچشی تحلیل شده است. معادله (۱۰) حرکت سینوسی ایرفویل را به صورت تابعی از زمان نشان می دهد.

$$\alpha = \alpha_m + \alpha_0 \sin(kt) \quad (10)$$

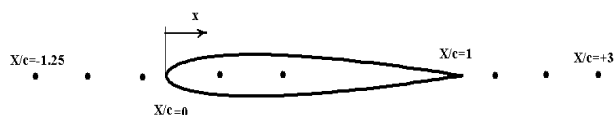
$$k = \omega c / U_\infty$$

که در آن α_m و α_0 به ترتیب زاویه حمله متوسط و دامنه زاویه حمله و ω و k فرکانس و فرکانس کاهش یافته^۸ نوسان می باشند. در این کار ابتدا برای شرایط قید شده در جدول ۱ نتایج را با نتایج تجربی مقایسه نموده و سپس در هر حالت مقادیر دامنه و فرکانس نوسان و نقطه مرکز پیچش را تغییر داده و اثر آنها بر روی ضرائب آئرو دینامیکی بررسی می شود.

جدول ۱ - حالت هایی که برای مقایسه با نتایج تجربی موجود انتخاب شدند

Case	α_m	α_0	K
Pitch1	۰/۸۸	۴/۳۳	۰/۱۳۳
Pitch2	۴/۰۲	۴/۳۳	۰/۱۳۳

لازم به توضیح است که جهت بررسی اثر موقعیت مرکز پیچش، به نقاط داخل ایرفویل محدود نشده و چند نقطه در جلوی ایرفویل و چند نقطه در پشت ایرفویل نیز به عنوان مرکز پیچش در نظر گرفته شده است که در شکل ۲ نمایی از آن مشاهده می شود. این موضوع از مواردیست که در زمینه ایرفویل های نوسانی پیچشی تاکنون توسط دیگر محققین بررسی نشده، در حالی که به علت زمان کوتاه اجرا، در این کار به بررسی آن پرداخته شده است.



شکل ۲- شماتیک موقعیت های مرکز پیچش

شرایط مرزی

در ورودی سرعت راستای X و γ برابر سرعت جریان آزاد در نظر گرفته شدند. در حالی که فشار و چگالی ورودی از معادله انرژی و حالت از روی سرعت های ورودی محاسبه می شوند.

اما در خروجی سرعت ها و چگالی برونپایی شده و فشار برابر فشار جریان آزاد در نظر گرفته شده است. شرایط مرزی روی سطح بدون لغزش فرض می شود. بنابر این سرعت بر روی سطح برابر سرعت حرکت سطح بوده و می توان آنرا از روابط زیر محاسبه نمود:

$$u \Big|_{y=y_s} = r \sin \theta \frac{d\alpha}{dt} = r K \alpha_0 \cos(Kt) \sin \theta \quad (11)$$

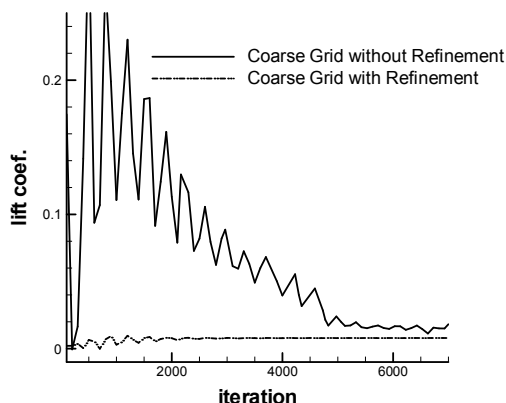
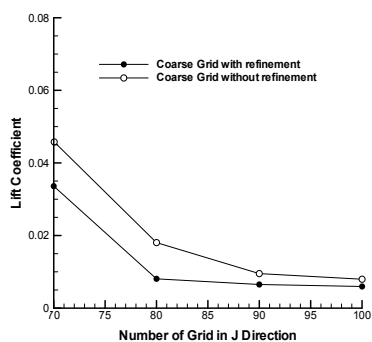
$$v \Big|_{y=y_s} = -r \cos \theta \frac{d\alpha}{dt} = -r K \alpha_0 \cos(Kt) \cos \theta$$

که y_s ، مختصات عمودی نقاط روی سطح، r و θ فاصله و زاویه نقاط روی سطح نسبت به مرکز دوران X_{cp} می باشند. همچنین فشار و چگالی بر روی سطح از جریان برونپایی می شوند.

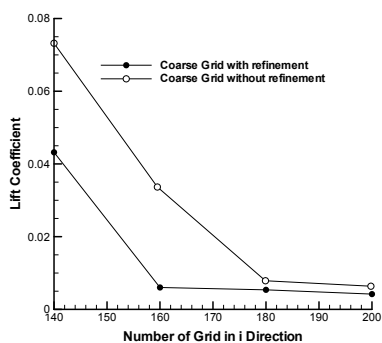
انتخاب شبکه

در روش تسخیر گردابه سطحی (CGCFD) بهتر است در شبکه غیرلج تولید شده فقط یک المان در کنار دیواره مقداری کوچکتر شود بدون اینکه در بقیه شبکه تغییری صورت پذیرد. این اصلاحیه مش باعث می شود که گرادیان های سرعت کنار دیواره بزرگتر شده و طبق رابطه (۸) بردار تسخیر گردابه نزدیک سطح قوی تر شود. و لذا روش تسخیر گردابه در کنار دیواره از پخش گردابه بهتر جلوگیری می کند. نکته دیگر اینکه نصف کردن همین یک المان کنار دیواره کافیست. چراکه بخاطر شرط مرزی عدم لغزش در کنار دیواره بیشترین مقدار قدرت گردابه را داریم و چنانچه در این نقطه گردابه بخوبی تسخیر شود، در بقیه نقاط مشکلی نخواهد بود. یادآوری می شود که مش بندی با استفاده از این روش همان شبکه درشت غیر لج است و المان ها حتی در کنار دیواره درشت هستند. نتیجه این عمل بهتر و سریعتر شدن همگرایی، کاهش باقی مانده ها و از بین رفتن نوسانات حل می باشد. این نتیجه را می توان در شکل ۳ مشاهده نمود.

در شکل ۳ نمودار ضریب برآ بر حسب تکرار برای دو حالت مش درشت اصلاح شده و مش درشت معمولی در زاویه حمله صفر درجه با شبکه 160×90 نشان داده شده است. همانطور که مشخص است اصلاح یک مش در کنار دیواره باعث بهتر و سریعتر شدن همگرایی و از بین رفتن نوسانات حل می شود. مش درشت اصلاح شده و مش درشت معمولی در شکل ۴ با هم مقایسه شده اند.

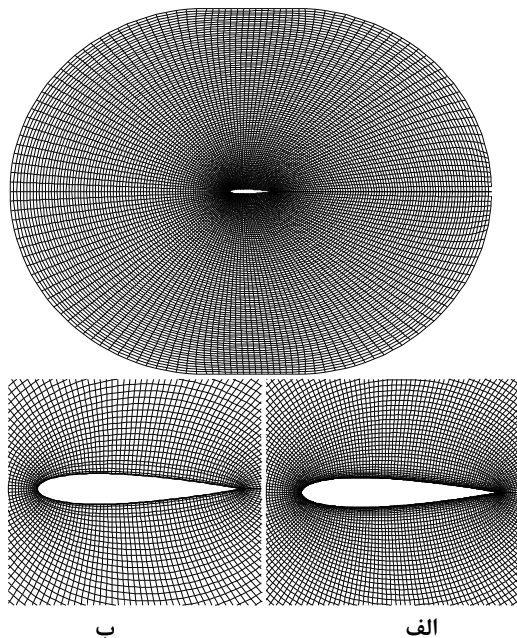


شکل ۳- اثر اصلاح مش در نزدیکی دیواره



شکل ۵- بررسی استقلال شبکه در دوراستای i و j

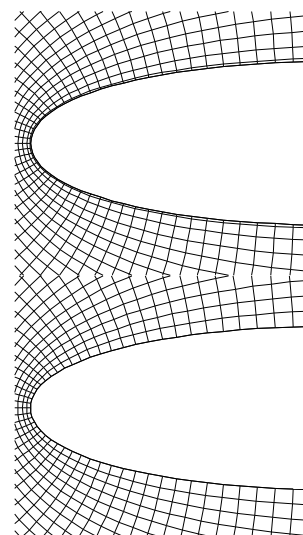
شبکه انتخاب شده را می توان در شکل ۶ مشاهده کرد.



شکل ۶- شبکه انتخاب شده برای محاسبات

الف) شبکه انتخاب شده برای RANS

ب) شبکه انتخاب شده برای CGCFD



شکل ۴- مقایسه مش درشت اصلاح شده (بالا) و مش معمولی (پایین)

برای بررسی استقلال از شبکه، جریان را در زاویه حمله صفر درجه بر روی ایرفویل ثابت عبور داده که مقادیر ضریب برای محاسبه شده برای دو حالت مش درشت اصلاح شده و مش درشت معمولی در شکل ۵ آمده است.

شبکه انتخاب شده 160×90 می باشد زیرا از یک طرف تغییرات ضریب برآ با ریز تر شدن شبکه ناچیز بوده و از طرف دیگر با ریز تر شدن شبکه هزینه محاسبات بالا می رود در صورتی که تاثیر زیادی در نتایج ندارد. این نمودار ها نشان می دهد که اصلاح مش کنار دیواره باعث می شود حتی با مش درشت تر هم استقلال شبکه برقرار باشد و می توان جهت گرفتن نتایج از مش درشت تری نیز استفاده نمود.

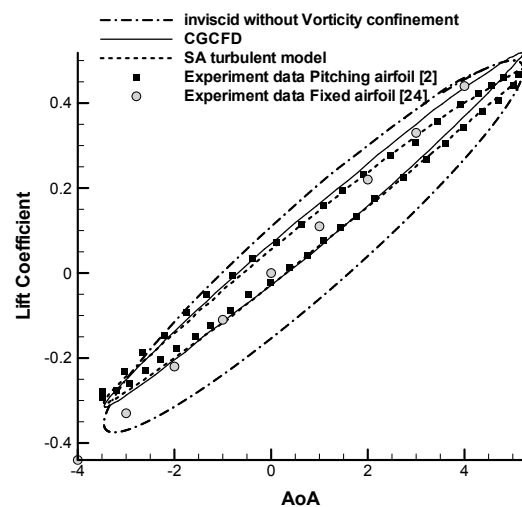
نتایج

در اینجا نتایج دو روش RANS با شبکه ریز و مدل توربولنسی اسپالارت- آلماراس و همچنین روش دینامیک محاسباتی شبکه درشت (CGCFD) که در بالا توضیح داده شد را با هم و با نتایج تجربی موجود در مرجع [۲] مقایسه می کنیم. به این منظور شرایط نوسانی ذکر شده در جدول ۱، در کد پیاده شده و نتایج به صورت زیر می باشد.

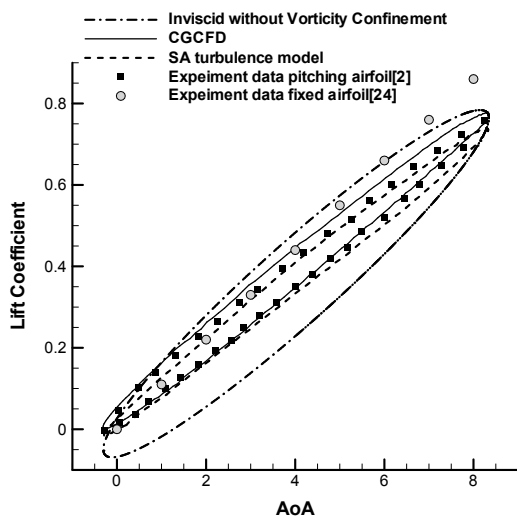
خوبی تخمین زده شده اما نقاط بالا و پایین نوسان مقدار کمی از مقادیر تجربی فاصله دارند. مقادیر ضریب پسا در حالتی که جریان از بالا برخورد کرده خوب تخمین زده شده و با تغییر جهت جریان از بالا به پایین مقداری انحراف نسبت به نتایج تجربی مشاهده می شود. همچنین نقطه تغییر جهت جریان نیز به خوبی محاسبه شده است. خلاصه نتایج مربوط به ضریب برآ و پسای متوسط در این حالت در جدول ۲ آورده شده است. همچنین زمان لازم برای انجام یک حلقه نوسان برای دو روش مختلف در این جدول ارائه شده است.

جدول ۲- مقایسه ضرائب متوسط محاسبه شده با نتایج تجربی
($\alpha_m = 0/88^\circ$ و $\alpha_o = 4/33^\circ$, $K=0/133$)

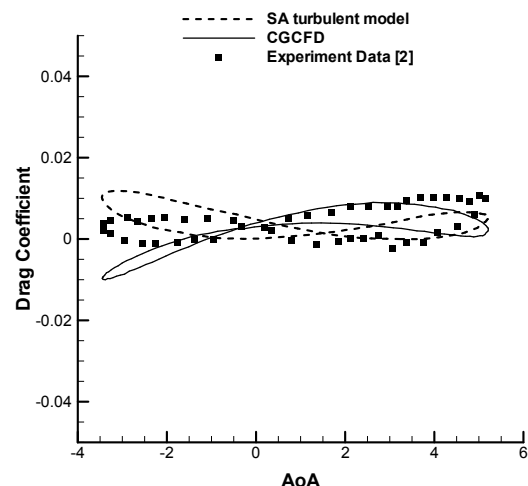
	\overline{Cl}	\overline{Cd}	زمان حل (ساعت)
RANS	۰/۱۱۶	۰/۰۰۴۵۳	۱۶۵
CGCFD	۰/۰۹۹۵	۰/۰۱۵۵	۳
تجربی	۰/۰۸۰۴	۰/۰۰۴۹۷	



شکل ۶- مقایسه ضریب برآ برای محاسبه شده با نتایج تجربی
($\alpha_m = 0/88^\circ$ و $\alpha_o = 4/33^\circ$, $K=0/133$)

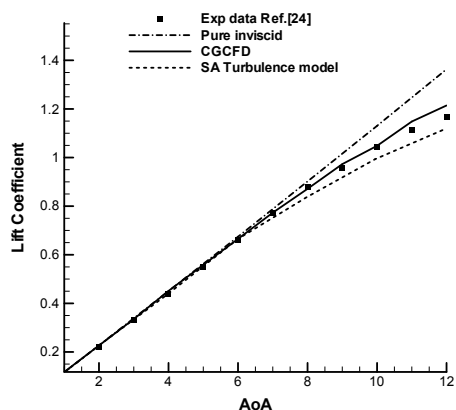


شکل ۷- الف: مقایسه ضریب برآ برای محاسبه شده با نتایج تجربی
($\alpha_m = 4/02^\circ$ و $\alpha_o = 4/33^\circ$, $K=0/133$)



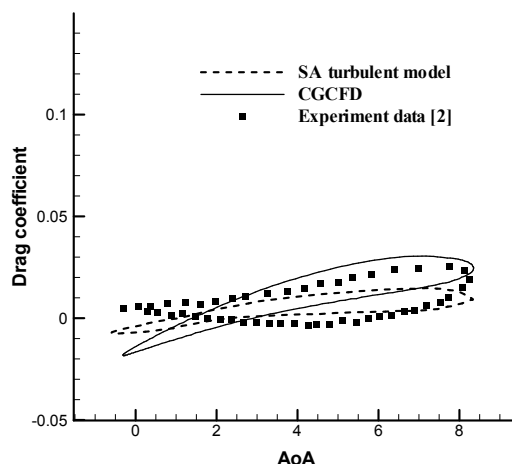
شکل ۸- مقایسه ضریب پسای محاسبه شده با نتایج تجربی
($\alpha_m = 0/88^\circ$ و $\alpha_o = 4/33^\circ$, $K=0/133$)

همانطور که در شکل‌های ۷ و ۸ مشاهده می شود در زاویه متوسط نوسان $\alpha_m = 0/88^\circ$ با دامنه $\alpha_o = 4/33^\circ$ و فرکانس کاهش یافته $K=0/133$ با روش CGCFD ضریب برآ به



شکل ۱۰- ضریب برآ بر حسب زاویه حمله برای ایرفویل ثابت

در شکل ۱۰ مشخص می شود که روش CGCFD نتایج خوبی در مقایسه با روش های دیگر دارد. این امر نشان می دهد که رشد لایه مرزی به خوبی توسط این روش تخمین زده می شود، در صورتی که روش اسپالارت در زوایای بالاتر رشد لایه مرزی بیشتر و مقدار ضریب برآ کمتری نتیجه می دهد. در روش غیر لزج کامل در زوایای حمله بالا، لایه مرزی مدل نشده و لذا ضرائب لیفت بیشتری بدست آمده است. همچنین بهتر است منحنی ضریب فشار در زاویه حمله 6° در حالتی که ایرفویل ثابت است و سپس در حال حرکت به سمت بالا و پایین عبوری از این زاویه است را با هم و با نتایج تجربی مقایسه می کنیم. عدد رینولدز همان 2×10^6 می باشد و فرکانس کاهش یافته و دامنه نوسان به ترتیب $K=0/133$ و $\alpha_0 = 4/33^\circ$ هستند



شکل ۹- ب : مقایسه ضریب پسای محاسبه شده با نتایج تجربی

$$(\alpha_m = 4/02^\circ \text{ و } \alpha_0 = 4/33^\circ, K=0/133)$$

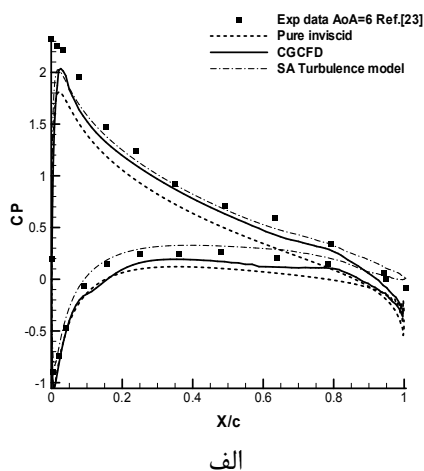
در شکل های ۹ الف و ب، ضرائب برآ و پسا در زاویه متوسط نوسان $4/02^\circ$ با دامنه نوسان $4/33^\circ$ درجه و فرکانس کاهش یافته $0/133$ با نتایج تجربی مقایسه شده اند. ضرائب برآ به خوبی نتایج تجربی را تخمین می زنند اما ضریب پسا در پایین نوسان مقداری از نتایج تجربی انحراف پیدا می کند. در جدول ۳ خلاصه نتایج مربوط به ضرائب متوسط با روش های مختلف با یکدیگر مقایسه شده اند. همچنین زمان لازم برای انجام یک حلقه نوسان برای دو روش مختلف در این جدول ارائه شده است.

جدول ۳- مقایسه ضرائب متوسط محاسبه شده با نتایج

$$\text{تجربی } (\alpha_m = 4/02^\circ \text{ و } \alpha_0 = 4/33^\circ, K=0/133)$$

	\overline{Cl}	\overline{Cd}	زمان حل (ساعت)
RANS	0/386	0/00403	۱۶۵
CGCFD	0/385	0/00738	۳
تجربی	0/348	0/00684	

بهتر است اعتبار کد را برای ایرفویل ثابت نیز بررسی کنیم. در این حالت تا زاویه حمله 12° زاویه برخورد را افزایش داده و ضریب برآ به کمک روش های غیر لزج کامل، CGCFD و مدل آشفتگی اسپالارت بدست می آید.



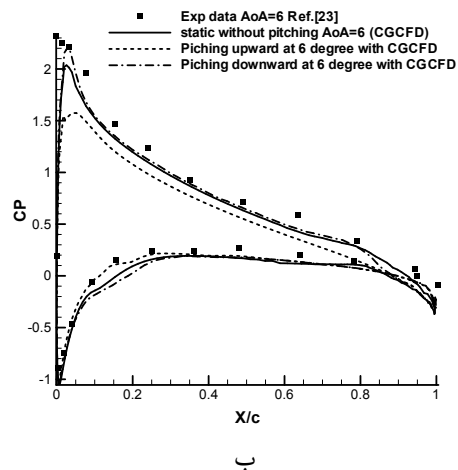
الف

نیز کمتر شده و تولید ناحیه معکوس فشار می کند. با حرکت به سمت بالای ایرفویل در 6° در مقایسه با حالت ثابت ایرفویل، در تمام x/c ها فشار در سطح پایین کمتر می شود. بنابر این هم در حرکت به سمت بالا و هم در حرکت به سمت پایین ضریب لیفت های کمتری حاصل می شود و نشان می دهد که نتایج بدست آمده کاملاً منطقی است.

در دو حالت ناپایای بالا، با روش RANS و مدل توربولنسی SA هم در محاسبه ضرائب متوسط و هم حلقه های نوسان، نتایج بهتری بدست آمده است اما زمان حل بسیار بالاست. همچنین با توجه به نتایج فوق مشاهده می شود که دقت روش ارائه شده (CGCFD) در تخمین ضرائب برآ و پسا بسیار خوب است. اگر چه در زوایای حمله لحظه ای کم، ضریب پسامقداری از نتایج تجربی انحراف پیدا می کند. بخشی از این انحراف می تواند ناشی از خطاهای تجربی باشد، چراکه مقادیر ضریب پسابسیار کم و خطای وسایل اندازه گیری قابل توجه می باشد. همچنین قابل ذکر است که پسا اصطکاکی که در زوایای حمله کم مهم می شود، با این روش عددی به خوبی محاسبه نمی شود ولی به علت زمان حل بسیار کم در این روش، کاملاً قابل توجیه می باشد. لازم به توضیح است که زمان لازم برای طی یک حلقه 1° نوسان در این روش عددی سه ساعت بوده در حالیکه حل روش عددی کاملاً لزج آشفته یک هفته به طول می انجامد. بنابراین می توان از این روش به عنوان راه بسیار سریع و مطمئن در بررسی اثر پارامترهای ناپایای مختلف حرکت بر روی تخمین ضرائب آئرو دینامیکی در حرکت نوسانی ناپایا استفاده نمود. البته لازم به ذکر است که می توان برای بالا بردن سرعت حل جریان لزج با مدل آشفتگی فوق از روش های گام زنی ضمنی نیز استفاده نمود اما این نکته را در نظر بگیرید که اگر شرایط گام زنی یکسانی برای این دو روش در نظر گرفته شود باز هم همان نسبت حدود پنجاه برابری زمان لازم برای حل بین دو روش حل جریان لزج کامل و CGCFD برقرار خواهد بود

بررسی نتایج در زاویه حمله متوسط $\alpha_m = 0/88^\circ$

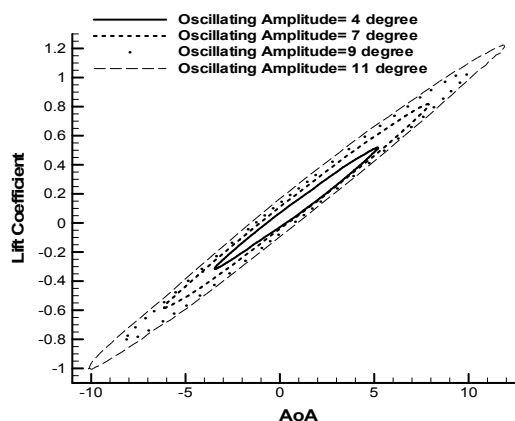
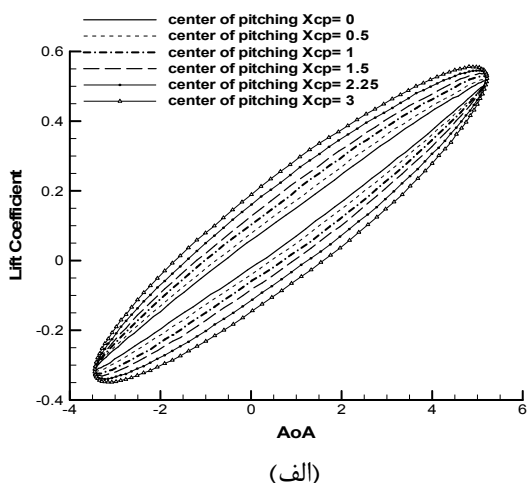
در اولین حالت در زاویه حمله متوسط $\alpha_m = 0/88^\circ$ اثر تغییرات دامنه نوسان^۹ از 4° تا 11° ، فرکانس کاهش یافته از $0/133$ تا 1 و نقطه مرکز پیچش از $X_{cp} = -1.25$ تا $X_{cp} = +3$ بر روی ضرائب آئرو دینامیکی بررسی شده است.



شکل ۱۱- ضریب فشار بر حسب طول بی بعد زاویه حمله 6°
الف) مقایسه در حالت ایرفویل ثابت (ب) مقایسه حالت
ایرفویل ثابت و متحرک با نتایج تجربی به روش CGCFD

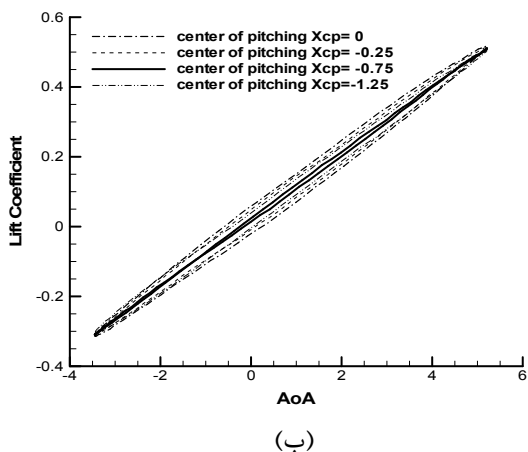
شکل ۱۱- الف نشان می دهد برای ایرفویل ثابت در زاویه حمله 6° نتایج ضریب فشار در طول ایرفویل مربوط به حل غیر لزج کامل از مقادیر تجربی فاصله دارد. روش CGCFD نتایج خوبی نزدیک به نتایج تجربی ارائه داده، هرچند که مقداری در لبه فرار انحراف پیدا کرده است. اما همانطور که انتظار می رفت نتایج مربوط به حل اسپالارت از بقیه روش های حل بهتر است. با توجه به شکل ۱۱- ب مشخص می شود که منحنی ضریب فشار مربوط به حرکت به سمت پایین پهن تر از منحنی ضریب فشار به سمت بالا بوده که نشان دهنده لیفت های بیشتر در حرکت به سمت پایین نسبت به حرکت به سمت بالا است. همچنین در انتهای ایرفویل یک ناحیه معکوس فشار بوجود می آید که نسبت به حالت ثابت لیفت های کمتری می دهد. به این دلیل با توجه به شکل ۹ در حرکت به سمت پایین ضریب لیفت برابر $0/62$ و در حرکت به سمت بالا برابر $0/54$ بدست آمده است که کمتر از ضریب لیفت ایرفویل ثابت در این زاویه ($0/66$) می باشد. دلیل این رفتار را می توان به این صورت بیان کرد که با توجه به مکان مرکز پیچش در $X/c=0.25$ ، با حرکت ایرفویل به سمت پایین در 6° در مقایسه با حالت ثابت ایرفویل، در x/c های کوچکتر (نزدیک نوک ایرفویل) به علت بیشتر شدن زاویه مؤثر به دلیل بردار سرعت سطح به سمت پایین، فشار در سطح پایین بیشتر می شود. همچنین در x/c های بزرگتر (نزدیک انتهای ایرفویل) به علت کمتر شدن زاویه مؤثر نسبت به حالت ثابت به دلیل بردار سرعت سطح به سمت بالا، فشار در سطح پایین کمتر می شود که حتی از فشار سطح بالا

به بالای سطح ایرفویل منتقل می شود. جالب اینکه افزایش دامنه نوسان بر موقعیت این نقطه بی اثر است. همچنین در دامنه نوسان بالا حدود ۱۱ درجه مقداری نوسان در بالاترین و پایین ترین نقطه حرکت ایرفویل دیده می شود که اثر برهمکنش نواحی کم فشار سطح بالا در حالت بالارونده و سطح پایین در حالت پایین رونده است. در حد بالای نوسان ضریب پسا تغییر چندانی نداشته در حالیکه مقادیر کمینه آن کاهش بیشتری را نشان می دهد.



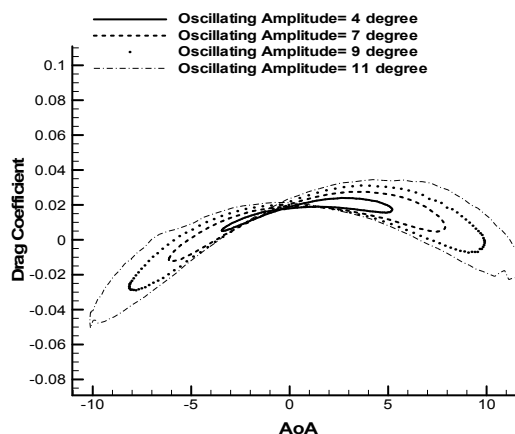
شکل ۱۲- اثر دامنه نوسان بر ضریب برآ بر حسب زاویه حمله
 $(X_{cp} = 0 / 25$ و $\alpha_m = 0 / 88^\circ$, $K = 0 / 133$)

باتوجه به شکل ۱۲ مشاهده می شود که حلقه هیستریزس ضریب برآ با افزایش دامنه نوسان پهن تر شده ولی شیب آن ثابت می ماند، زیرا ضریب α_0 در معادله (۱۱) باعث می شود سرعت سطح بیشتر شده و زاویه حمله موثر افزایش یابد. همچنین از آنجا که قسمت بالای منحنی مربوط به حرکت به سمت پایین و قسمت پایین منحنی مربوط به حرکت بالارونده است، چون منحنی های بالا رونده تقریباً از یک مسیر عبور می کنند، مشاهده می شود که تغییرات در قسمت پایین رونده از بالارونده بیشتر است. با توجه به شکل ۸ مشخص می شود که با افزایش دامنه نوسان، دامنه برآ نیز افزایش یافته



شکل ۱۴- اثر موقعیت مرکز پیچش بر ضریب برآ بر حسب زاویه حمله $(\alpha_m = 0 / 88^\circ$ و $\alpha_0 = 4 / 33^\circ$, $K = 0 / 133$)

در شکل ۱۴ اثر موقعیت مرکز پیچش بر ضریب برآ بررسی شده است. همانطور که مشاهده می شود با انتقال مرکز پیچش به سمت راست و فاصله گرفتن آن از لبه فرار ایرفویل (که شماتیک آن در شکل ۲ نشان داده شده است) پهنای منحنی ضریب برآ افزایش یافته و منحنی اصطلاحاً چاق تر می شود (شکل ۱۴ الف). دلیل آن این است اولاً با افزایش فاصله



شکل ۱۳- اثر دامنه نوسان بر ضریب پسا بر حسب زاویه حمله
 $(X_{cp} = 0 / 25$ و $\alpha_m = 0 / 88^\circ$, $K = 0 / 133$)

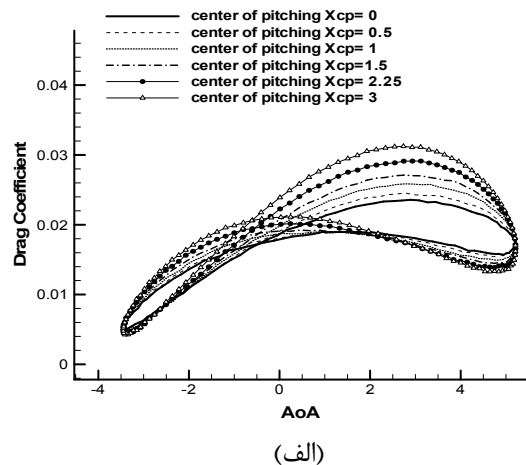
در شکل ۱۳ برای ضریب پسا نیز مشاهده می شود که منحنی بالارونده و پایین رونده در یک نقطه تلاقی پیدا کرده که این نقطه زاویه موثریست که در آن راستای جریان از پایین

در معادله (۱۱) سرعت سطح افزایش یافته و ثابا چون سرعت سطح و سرعت جریان به صورت نسبی در حرکت به سمت پایین یکدیگر را تقویت می کنند، زاویه حمله موثر و ضریب برآ بیشتر می شود. در حرکت به سمت بالا سرعت نسبی جریان کمتر شده زاویه حمله موثر و ضریب برآ کاهش می یابد. این عوامل سبب پهن تر شدن حلقه نوسان می شود. اما، انتقال مرکز پیچش به سمت چپ و فاصله گرفتن از لبه حمله، عکس حالت فوق رخ می دهد (شکل ۱۴ب)، به طوری که در حرکت به سمت پایین ضریب برآ کمتر و در حرکت به سمت بالا ضریب برآ بیشتر شده و این باعث کاهش پهنای منحنی و باریکتر شدن آن می شود. با افزایش بیشتر فاصله در $X_{cp} = -0.75$ منحنی بالارفت ضریب برآ بر منحنی پایین رفت آن منطبق می شود. در $X_{cp} = -1.25$ منحنی بالارفت که قبلا پایین تر بود بالاتر از منحنی پایین رفت قرار گرفته و جهت حلقه نوسان از حالت پادساعتگرد به حالت ساعتگرد تغییر می کند.

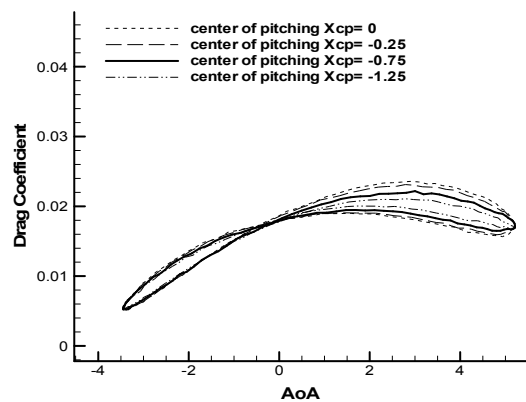
اثر موقعیت مرکز پیچش بر ضریب پسا در شکل ۱۳ بررسی شده است. همانطور که مشاهده می شود با انتقال مرکز پیچش به سمت راست و فاصله گرفتن آن از لبه فرار ایرفویل منحنی ضریب پسا به سمت بالا حرکت کرده و زاویه تغییر جهت جریان در زاویه های پایین تر بدست می آید (شکل ۱۵الف). در این حالت در هر دو قسمت منحنی ضریب پسا تغییر می کند. اما انتقال مرکز پیچش به سمت چپ و فاصله گرفتن از لبه حمله پسا در قسمتی که جریان از زیر به ایرفویل برخورد می کند تغییر می کند، اما تغییری در پسای قسمتی از نوسان که جریان از بالا به ایرفویل برخورد می کند نمی دهد (شکل ۱۵ب). همچنین در منحنی ضریب پسا مانند منحنی ضریب برآ پس از $X_{cp} = -0.75$ تغییر جهت حلقه ملاحظه می شود. بعلاوه دیده می شود که با انتقال مرکز پیچش به سمت راست و فاصله گرفتن آن از لبه فرار ایرفویل، بیشینه پسا افزایش یافته ولی کمینه پسا ثابت می ماند. اما انتقال مرکز پیچش به سمت چپ و فاصله گرفتن از لبه حمله موجب کاهش بیشینه پسا می شود.

تغییر این پارامتر بر برآ و پسای مربوط به بالاترین و پایین ترین نقطه نوسان تاثیری ندارد و این نقاط در منحنی های فوق با تغییر فاصله محور پیچش تغییری نمی کنند. زیرا سرعت سطح که طبق رابطه (۱۱) متناسب با فاصله تا نقطه مرکز پیچش است در بالاترین و پایین ترین نقاط حرکت (که $\cos(Kt)$ برابر صفر است) صفر می باشد. اما تغییر فاصله محور پیچش بر ضرایب برآ و پسا بین این دو نقطه کاملا اثر گذار بوده زیرا با افزایش فاصله محور پیچش تا نقاط سطح، سرعت عمود بر سطح افزایش می یابد. البته بسته به جلو یا عقب بودن نقطه مرکز پیچش و اثر آن بر سرعت نسبی و زاویه حمله موثر، منحنی پهن یا باریک تر می شود.

در شکل های ۱۶ و ۱۷ اثر فرکانس کاهش یافته بر ضریب برآ و پسا نشان داده شده است. تغییر فرکانس تا 0.2 تاثیر چندانی بر ضریب برآ و پسا ندارد. اما با افزایش سرعت نوسان شیب منحنی ضریب برآ کاهش می یابد و منحنی ابتدا پهن تر شده و سپس باریکتر می شود. این نتیجه در اثر رفتار ضریب $k \times \cos(kt)$ در رابطه سرعت سطح (رابطه ۱۱) می باشد. منحنی ضریب پسا نیز بالاتر آمده و شکل پایون آن پهن تر می شود. همچنین نقطه تلاقی منحنی در فرکانس های پایین به سمت زوایای پایینتر متمایل می شود. لازم به ذکر است که افزایش بیشتر سرعت نوسان از $k = 1$ باعث شده که



(الف)

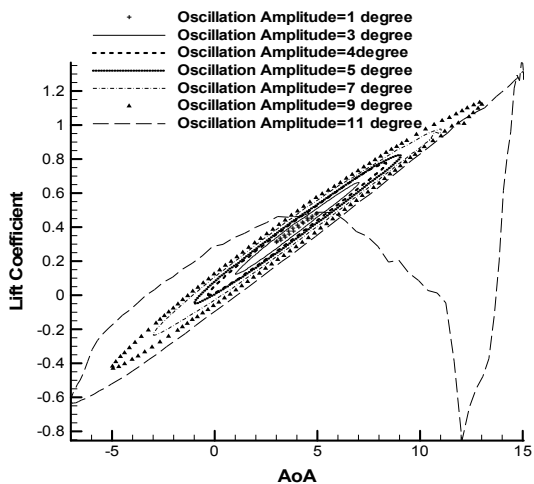


(ب)

شکل ۱۵- اثر موقعیت مرکز پیچش بر ضریب پسا بر حسب زاویه حمله $(K=0.133, \alpha_0=4/33^\circ, \alpha_m=0.188^\circ)$

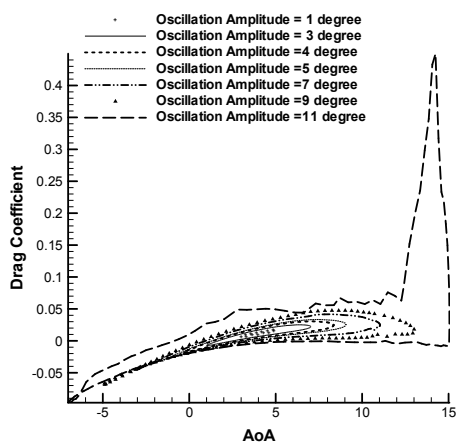
بررسی نتایج در زاویه حمله متوسط $\alpha_m = 4/0.2^\circ$

در دومین حالت در زاویه حمله $\alpha_m = 4/0.2^\circ$ اثر تغییرات دامنه نوسان از 1° تا 11° ، فرکانس کاهش یافته از 0.133 تا 1 و موقعیت مرکز پیچش از $X_{cp} = -1/25$ تا $X_{cp} = +3$ بر روی ضرایب آئرو دینامیکی بررسی شده است.



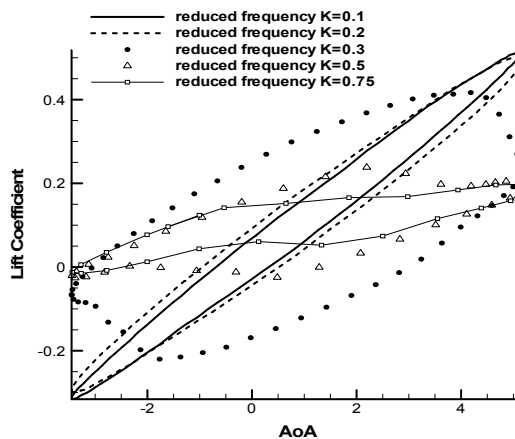
شکل ۱۸- اثر دامنه نوسان بر ضریب برآ بر حسب زاویه حمله ($X_{cp} = 0/25$ و $\alpha_m = 4/0.2^\circ$, $K = 0/133$)

باتوجه به شکل ۱۸ مشاهده می شود که حلقه هیستریزس ضریب برآ بر حسب زاویه حمله با افزایش دامنه نوسان پهن تر می شود. همچنین با افزایش دامنه نوسان شیب منحنی ضریب برآ تغییری نمی کند اما بیشینه آن افزایش و کمینه آن کاهش می یابد.

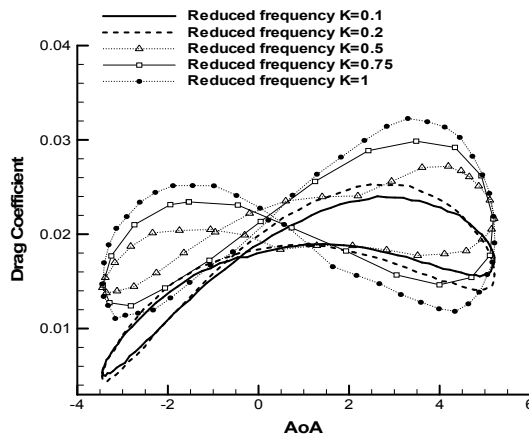


شکل ۱۹- اثر دامنه نوسان بر ضریب پسا بر حسب زاویه حمله ($X_{cp} = 0/25$ و $\alpha_m = 4/0.2^\circ$, $K = 0/133$)

منحنی های نوسان بالاتر و پایین تر بر روی یکدیگر به سختی منطبق شده و زمان بیشتری لازم است تا نوسان ها به حالت پایا برسند. دلیل آن هم برهم کنش حرکت سطح و جریان ورودی بوده که باعث می شود در سرعت های نوسان بالا جریان در هر نوسان مقداری از نوسان قبلی اثر بپذیرد.



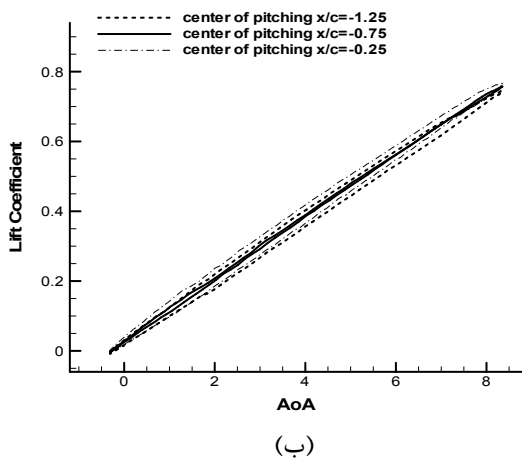
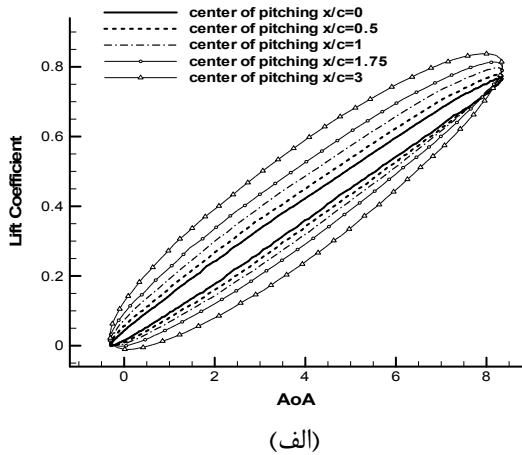
شکل ۱۶- اثر فرکانس کاهش یافته بر ضریب برآ بر حسب زاویه حمله ($X_{cp} = 0/25$ و $\alpha_m = 0/88^\circ$, $\alpha_0 = 4/330^\circ$)



شکل ۱۷- اثر فرکانس کاهش یافته بر ضریب پسا بر حسب زاویه حمله ($X_{cp} = 0/25$ و $\alpha_m = 0/88^\circ$, $\alpha_0 = 4/330^\circ$)

همانطور که در شکل ۱۶ مشاهده می شود افزایش فرکانس مقدار بیشینه برآ را کاهش و کمینه آن را افزایش می دهد. به عبارت دیگر اختلاف بیشینه و کمینه برآ کاهش می یابد. این اثر برآ های منفی را از بین برده و برآ مثبت تولید می کند. در حالیکه با توجه به شکل ۱۷ افزایش فرکانس موجب افزایش مقادیر بیشینه و کمینه پسا می شود. شکل های فوق همچنین نشان می دهند که دامنه تکرار از یک حلقه به دو حلقه تغییر می یابد.

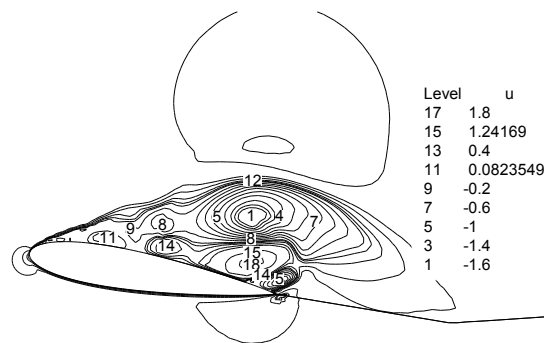
گردابه ها و جدا شدن آنها از سطح می باشد. تولید این گردابه‌ها و سپس جدایش آنها هنگامی رخ می دهد که ایرفویل به بالاترین نقطه نوسان رسیده و شروع به حرکت به سمت پایین می کند. از آنجا که زاویه حمله ی موثر در حرکت به سمت پایین بیشتر است این اتفاق کاملاً منطقی است. پس از چسبیدن مجدد جریان به سطح ضریب برآ و پسا مجدداً افزایش یافته و به مسیر قبلی حلقه نوسان باز می گردند.



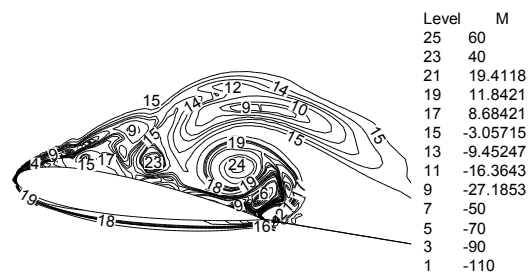
شکل ۲۱- اثر موقعیت مرکز پیچش بر ضریب برآ بر حسب زاویه حمله ($\alpha_m = 4/0.2^\circ$ و $\alpha_o = 4/33^\circ$, $K=0/133$)

در شکل ۲۱ اثر موقعیت مرکز پیچش بر ضریب برآ بر حسب زاویه حمله نشان داده شده است. نتایج این اثر در زاویه حمله متوسط $\alpha_m = 4/0.2^\circ$ و $\alpha_o = 0/88^\circ$ یکسان می باشد. با انتقال مرکز پیچش به سمت راست و فاصله گرفتن آن از لبه فرار ایرفویل منحنی پهن تر می شود (شکل ۲۱ الف). اما انتقال مرکز پیچش به سمت چپ و فاصله گرفتن از لبه حمله، عکس حالت فوق رخ می دهد، به طوری که در حرکت به سمت پایین

باتوجه به شکل ۱۹، این قضیه در مورد منحنی ضریب پسا نیز صادق است. با افزایش بیشتر دامنه نوسان در دامنه 11° افت شدیدی در ضریب برآ و افزایش شدیدی در ضریب پسا دیده می شود که دلیل آن جدا شدن گردابه از پشت ایرفویل است (که در شکل ۲۰ مشاهده می شود). با توجه به نمودار ضریب پسا همچنین مشاهده می شود در دامنه های نوسان پایین بر خلاف حالت قبل نقطه تغییر جهت جریان وجود ندارد اما با افزایش دامنه نوسان در حدود پایین ترین نقطه نوسان این نقطه بوجود می آید.



(الف)

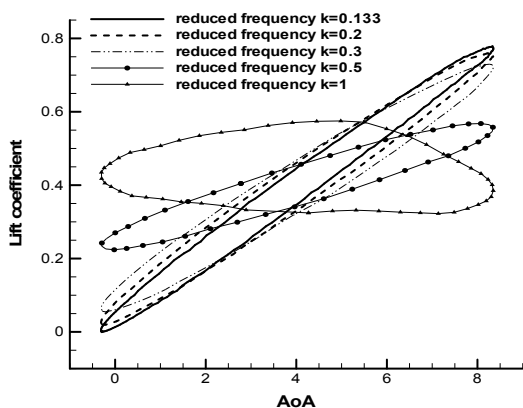


(ب)

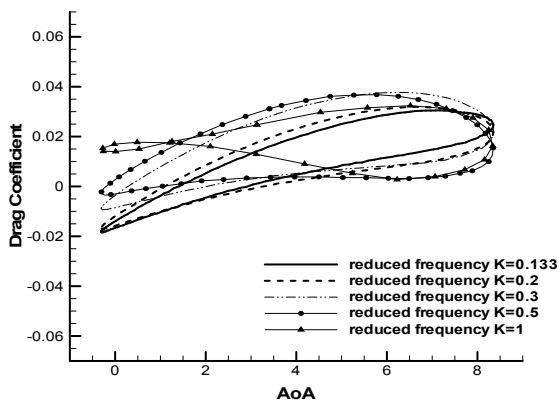
شکل ۲۰- خطوط سرعت و گردابه ثابت اطراف ایرفویل در بالاترین نقطه نوسان ($\alpha_o = 11^\circ$)

در شکل ۲۰ خطوط سرعت ثابت (الف) و گردابه ثابت (ب) حول ایرفویل در بالاترین نقطه نوسان با دامنه 11° رسم شده است. همانطور که مشاهده می شود دلیل اصلی افت شدید در ضریب برآ و افزایش شدید در ضریب پسا، بوجود آمدن همین

انتقال نقطه مرکز پیچش به سمت چپ و دور شدن از لبه حمله، منحنی ضریب پسا باریک تر می شود تا اینکه در $X_{cp} = -0.75$ منحنی بالارفت ضریب پسا بر منحنی پایین رفت آن تقریباً منطبق شده است. با افزایش بیشتر فاصله $(X_{cp} = -1.25)$ جهت حلقه از حالت پادساعتگرد به حالت ساعتگرد تغییر می کند (شکل ۲۲). دلیل این اثر بر ضریب برآ و پسا در قسمت قبل توضیح داده شده است.



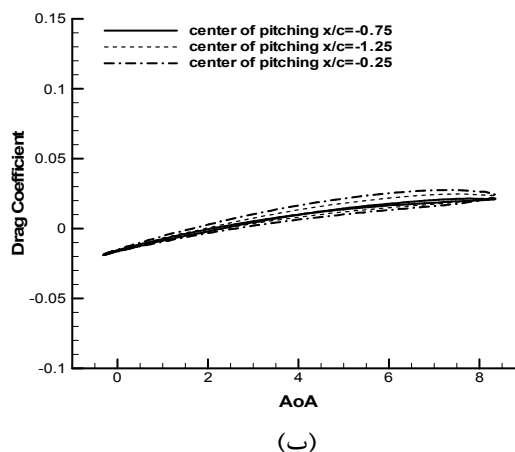
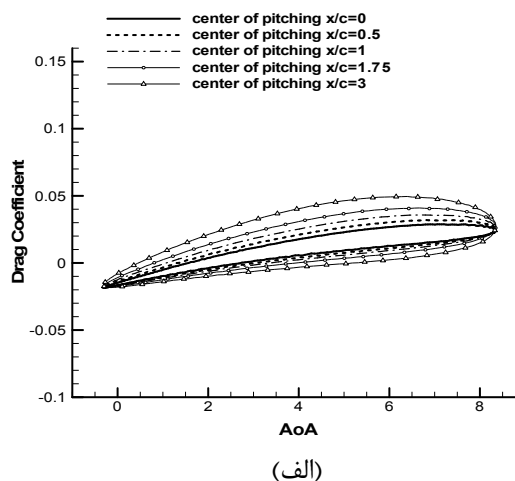
شکل ۲۳- اثر فرکانس کاهش یافته بر ضریب برآ بر حسب زاویه حمله ($\alpha_m = 4/0.2^\circ$ و $\alpha_o = 4/3.3^\circ$ و $X_{cp} = 0/25$)



شکل ۲۴- اثر فرکانس کاهش یافته بر ضریب پسا بر حسب زاویه حمله ($\alpha_m = 4/0.2^\circ$ و $\alpha_o = 4/3.3^\circ$ و $X_{cp} = 0/25$)

شکل‌های ۲۳ و ۲۴ اثر فرکانس کاهش یافته نوسان را بر ضرایب برآ و پسا بر حسب زاویه حمله نشان می دهد. همانطور که مشاهده می شود در اینجا نیز افزایش فرکانس باعث کاهش شیب منحنی هیستریزس نوسان و پهن تر شدن آن می شود که علت آن قبلاً توضیح داده شده است. همچنین بیشینه ضریب برآ کاهش و کمینه آن افزایش یافته است. در مورد ضریب پسا نیز بیشینه آن تقریباً ثابت بوده اما کمینه آن افزایش یافته و همچنین منحنی پهن تر می شود. در فرکانس

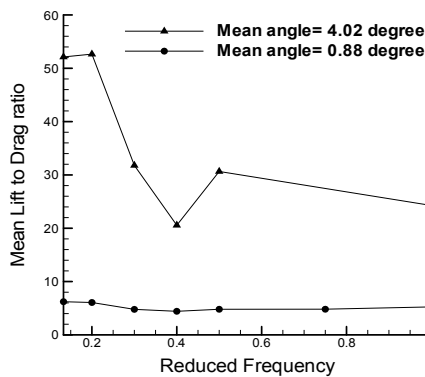
ضریب برآ کمتر و در حرکت به سمت بالا ضریب برآ بیشتر شده و این باعث کاهش پهنای منحنی و باریکتر شدن آن می شود (شکل ۲۱). در $X_{cp} = -0.75$ منحنی بالارفت ضریب برآ بر منحنی پایین رفت آن تقریباً منطبق شده است. با افزایش بیشتر فاصله $(X_{cp} = -1.25)$ جهت حلقه از حالت پادساعتگرد به حالت ساعتگرد تغییر می کند.



شکل ۲۲- اثر موقعیت مرکز پیچش بر ضریب پسا بر حسب زاویه حمله ($\alpha_m = 4/0.2^\circ$ و $\alpha_o = 4/3.3^\circ$, $K = 0/1.33$)

اثر موقعیت مرکز پیچش بر ضریب پسا بر حسب زاویه حمله در شکل ۲۲ بررسی شده است. همانطور که مشاهده می شود این اثر در زاویه حمله متوسط $\alpha_m = 4/0.2^\circ$ همانند نتایج آن در زاویه حمله متوسط $\alpha_m = 0/8.8^\circ$ می باشد با این تفاوت که ضریب پسا دیگر شکل پایون نداشته و نقطه تغییر جهت جریان در آن وجود ندارد. با انتقال نقطه مرکز پیچش به سمت راست و دور شدن از لبه فرار منحنی ضریب پسا بر حسب زاویه حمله پهن تر شده، نقطه بیشینه پسا زیاد شده و کمینه آنها بدون تغییر باقی می ماند (شکل ۲۲ الف). برعکس با

اثر موقعیت مرکز پیچش بر نسبت ضریب برآ به پسای متوسط در دو زاویه متوسط حمله در شکل ۲۶ نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می شود در $\alpha_m = 0.88^\circ$ شیب نزولی نمودار چندان به چشم نمی آید و موقعیت مرکز پیچش در این حالت بر نسبت ضریب برآ به پسای متوسط تقریباً بی تاثیر است. اما در $\alpha_m = 4.02^\circ$ با انتقال نقطه مرکز پیچش به راست و دور شدن از لبه فرار (موقعیت های مثبت) این نسبت کاهش و با انتقال نقطه مرکز پیچش به چپ و دور شدن از لبه حمله (موقعیت های منفی) این نسبت افزایش می یابد.



شکل ۲۷- اثر فرکانس کاهش یافته بر نسبت ضریب برآ به پسای متوسط ($\alpha_0 = 4/33^\circ$ و $X_{cp} = 0.25$)

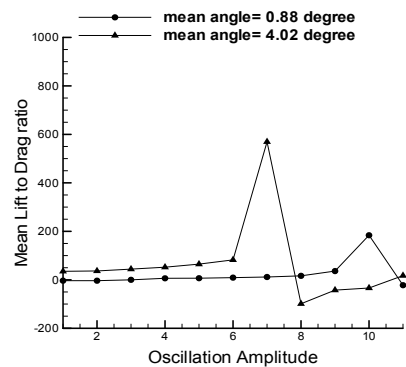
در شکل ۲۷ در دو زاویه متوسط حمله اثر فرکانس کاهش یافته بر نسبت ضریب برآ به پسای متوسط بررسی شده است. با توجه به این نمودار مشخص می شود که در $k = 0.4$ کمترین نسبت ضریب برآ به پسای متوسط بدست می آید و همچنین فرکانسهای کم تا $k = 0.2$ نسبت ضریب برآ به پسای متوسط مقادیرهای بیشتری دارد.

نتیجه گیری

با توجه به نتایج فوق، انتقال نقطه مرکز پیچش به سمت چپ یا راست نتایج متفاوت داشته است. موقعیت های مثبت مرکز پیچش و فاصله گرفتن آن از لبه فرار ایرفویل، موجب افزایش بیشینه و متوسط ضرائب برآ و پسا شده ولی کمینه آنها ثابت می ماند، بعلاوه باعث کاهش نسبت ضریب برآ به پسای متوسط می شود که اثر آن در زاویه حمله متوسط بالاتر بیشتر است. بنابر این در موارد کاربردی که تنها نیروی برآ مهم است، بهتر است مرکز پیچش در موقعیت های مثبت و دور تر از لبه فرار قرار گیرد. اما در صورتی که افزایش برآ به همراه کاهش پسای همزمان ملاک باشد، بهتر است مرکز پیچش به موقعیت های

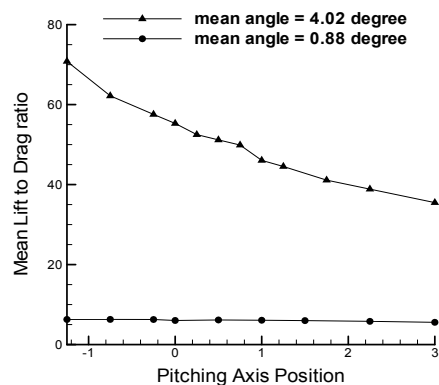
کاهش یافته برابر ۱ شکل پاپیونی نا متقارنی در ضریب پسا مشاهده و نقطه تغییر جهت جریان بر روی ایرفویل حس می شود. دلیل این رفتار بالا بودن سرعت نوسان و اثر جریان حاصل از هر نوسان بر جریان حول ایرفویل در نوسان بعدی می باشد. در $k = 1$ از آنجا که نوسانات بر روی یکدیگر تاثیر می گذارند هنوز به حالت پایا نرسیده و بیشینه و کمینه آنها نسبت به فرکانسهای کمتر در زوایای حمله متفاوت اتفاق می افتد.

تأثیر پارامتر های ناپایا بر نسبت ضرائب برآ به پسای متوسط



شکل ۲۵- اثر دامنه نوسان بر نسبت ضریب برآ به پسای متوسط ($X_{cp} = 0.25$ و $K = 0.133$)

شکل ۲۵ اثر دامنه نوسان بر نسبت ضریب برآ به پسای متوسط در دو زاویه حمله متوسط نشان می دهد. در هر دو حالت مشاهده می شود که در $\alpha_m = 0.88^\circ$ با دامنه نوسان ۱۰ درجه و در $\alpha_m = 4.02^\circ$ با دامنه نوسان ۷ درجه، نسبت ضریب برآ به پسای متوسط بیشینه می شود. جالب اینکه در هر دو حالت مجموع α_m و α_0 مقداری در حدود ۱۱ می شود.



شکل ۲۶- اثر موقعیت مرکز پیچش بر نسبت ضریب برآ به پسای متوسط ($\alpha_0 = 4/33^\circ$ و $K = 0.133$)

angle of attack including stall" NASA Technical Memorandum, No. 4632. Ames, CA:NASA 4632, Chalmers University of Technology, 1993.

[3] Visbal, M., "Dynamic stall of a constant rate pitching airfoil" *Journal of Aircraft* 27 (1990) 400-407.

[4] Visbal, M., Shang, J., "Investigation of the flow structure around a rapidly pitching airfoil" *AIAA Journal* vol.27, No.8, 1989, pp.1044-1051.

[5] Tuncer, I., Wu, J., Wang, C., "Theoretical and numerical studies of oscillating airfoils" *AIAA Journal* vol.28 No.9, 1990, pp. 1615-1624.

[6] Akbari, M., Price, S., "Simulation of dynamic stall for a naca 0012 airfoil using a vortex method" *Journal of Fluids and Structures* Vol.17, 2003, pp. 855-874.

[7] Sarkar, S., Venkatraman, K., "Influence of pitching angle of incidence on the dynamic stall behavior of a symmetric airfoil" *European Journal of Mechanics B/Fluids* Vol.27, 2008, pp.219-238

[8] Martinat, G., Braza, M., Hoarau, Y., Harran, G., "Turbulence modelling of the flow past a pitching NACA0012 airfoil at 10^5 and 10^6 Reynolds numbers" *Journal of Fluids and Structures* Vol.24, 2008, pp.1294-1303

[9] Amiralaee, M.R., Alighanbari, H., Hashemi, S.M., "An investigation into the effects of unsteady parameters on the aerodynamics of a low Reynolds number pitching airfoil" *Journal of Fluids and Structures* Vol. 26, 2010, pp 979-993.

[10] Moulton, M., Steinhoff, J., "A Technique for the Simulation of Stall with Coarse-Grid CFD" *AIAA-00-0277*, 2000.

[11] Steinhoff, J., "Vorticity Confinement: A New Technique for Computing Vortex Dominated Flows" *Frontiers of Computational Fluid Dynamics*, D.A. Caughey and M.M. Hafez eds., J. Wiley & Sons, 1994

[12] Hu, G., Grossman, B. and Steinhoff, J., "A Numerical Method for Vortex Confinement in Compressible Flow" *AIAA-00-0281*, 2000.

[13] Lynn, N.F., Steinhoff, J., "Large Reynolds Number Turbulence Modeling with Vorticity Confinement" 18th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference 25 - 28, Miami, FL June 2007

[14] Wenren, Y., Fan, M., Dietz, W., Hu, G., Braun, C., Steinhoff, J. and Grossman, B., "Efficient Eulerian Computation of Realistic Rotorcraft Flows Using Vorticity Confinement" *AIAA-01-0996*, 2001.

[15] Dietz W.E., "Application of Vorticity Confinement to Compressible Flow" 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 5 - 8 January 2004

[16] Butsunton, N., Jameson, A., "Time Spectral Method for Rotorcraft Flow with Vorticity Confinement" 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Honolulu, Hawaii, 18 - 21, 2008

[17] Bagheri-Esfah, H., Malek-jafarian, M., "Development of artificial dissipation schemes and compressible vorticity confinement methods" *Journal of Aerospace Engineering* vol. 225, no. 8, 2011, pp. 929-945.

منفی و دورتر از لبه حمله منتقل شود، زیرا باعث کاهش بیشینه و متوسط ضریب پسا می شود و کمینه آن همچنان بدون تغییر می ماند. بعلاوه این موجب افزایش نسبت ضریب برآ به پسای متوسط می شود. استفاده از افزایش دامنه نوسان در رینولدزهای بالا بطور کلی تاثیر زیادی بر کارایی حرکت ندارد چرا که موجب کاهش ضریب برآ و پسای متوسط و افزایش اندک نسبت ضریب برآ به پسای متوسط می شود. در صورت تغییر فرکانس نوسان، برای حصول نسبت برآ به پسای متوسط بیشینه بهتر است فرکانسهای پایین مد نظر قرار گیرند.

همچنین باید در نظر گرفت که در زاویه حمله متوسط (α_m) کم، نسبت به زوایای بالاتر، پارامترهای ناپایا تاثیرچندانی بر ضریب برآی متوسط ندارند، اما بر ضریب پسای متوسط تاثیر گذارند.

خلاصه

در این مقاله جریان ناپایا حول ایرفویل های نوسانی پیچشی بررسی شد. استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی شبکه درشت و تسخیر گردابه سطحی همراه با تولید شبکه تطبیقی، منجر به یک سامانه بسیار سریع شده، زمان لازم برای گرفتن نتایج را به شدت و تا چند مرتبه کاهش میدهد، در حالیکه دقت نتایج حاصله قابل قبول می باشد. لذا با بررسی اثر پارامترهای نوسان پیچشی ایرفویل ها بر روی ضریب برآ و پسا، نتایج کاربردی مفیدی حاصل شد.

پی نوشت

- ۱-Dynamic Stall
- ۲-Pitching Airfoil
- ۳-Organised Eddy Simulation
- ۴-Surface Vorticity Confinement
- ۵-Multi Zone Adaptive Grid
- ۶-Coarse Grid CFD
- ۷-Artificial Dissipation
- ۸-Pitching Axis Position
- ۹-Reduced frequency
- ۱۰-Oscillation Amplitude
- ۱۱-Loop

مراجع و منابع

- [1] McCroskey, W.J., "The phenomenon of dynamic stall" NASA report: NASA/TM-81264-1981
- [2] Piziali, R.A., "An experimental investigation of 2D end 3D oscillating wing aerodynamics for a range of

- [18] Jameson, A., Schmidt, W., Turkel, E., "Numerical Solutions of the Euler Equations by Finite Volume Methods Using Runge-Kutta Time-Stepping Schemes" AIAA Journal, No. 81, 1981, pp.1259.
- [19] Nakahashi, k., Deiwert, G.S, "Three dimensional adaptive grid method" AIAA journal, vol24, No.6, 1999,PP.948-954.
- [20] Murayama, M., Nakahashi, K., Matsushima, K., "Unstructured Dynamic Mesh for Large Movement and Deformation" AIAA conf., 2002, No.122.
- [21] Dietz, W., L. Wang, Y. Wenren, F.X. Caradonna, and J. Steinhoff. "The Development of a CFD Based Model of Dynamic Stall." American Helicopter Society 60th Annual Forum. 2004. Baltimore, MD.
- [22] Fan M., Wenren Y., Dietz W., Xiao M., Steinhoff J., " Computing Blunt Body Flows on Coarse Grids Using Vorticity Confinement" JOURNAL OF FLUIDS ENGINEERING, Vol. 124, pp 876-886, 2002.
- [23] K. W. McAlister, R. K. Takahashi "NACA 0015 Wing Pressure and Trailing Vortex Measurements" NASA Technical paper 3151 and AVSCOM Technical Report 91-A-003 1991
- [24] R. E. Sheldahl, P. C. Klimas " Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Sections Through 180-Degree Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines" SAND80-2114 Unlimited Release 1981