

بررسی تاثیر نوسان بر ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل با الگوریتم دقیق عددی

علیرضا نادری^۱، مسعود دربندی^۲، محمّد طیبی رهنی^۳

۱ مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۲ و ۳ دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

تاریخ دریافت مقاله: ۱۳۸۹/۰۴/۲۲

تاریخ ارزیابی نهایی: ۱۳۹۰/۰۸/۱۱

چکیده

در این تحقیق ضمن معرفی کوتاه یک الگوریتم عددی در تحلیل میدان جریان با مرز متحرک و درستی سنجی آن، تاثیر حرکت و نوسان ایرفویل بر ضرایب آیرودینامیکی آن بررسی می‌شود. معادلات حاکم در فضای دلخواه لاگرانژی-اولری نوشته می‌شود. الگوریتم عددی به کار گرفته شده ضمن استفاده از روش اجزای محدود در محاسبه شارهای پخش و فشاری از روش حجم محدود در ارضای قوانین بقای حرکت و قوانین بقای هندسی روی شبکه متحرک بهره می‌برد. در این جا دو میدان جریان حول سیلندر و ایرفویل متحرک را مورد بررسی قرار می‌دهیم. حرکت سیلندر از نوع نوسانی انتقالی اما حرکت ایرفویل از نوع نوسانی دورانی است. ابتدا با بررسی درستی الگوریتم عددی با حل میدان جریان حول سیلندر، نشان داده می‌شود که آن الگوریتم حتی با استفاده از شبکه درشت و گام زمانی بزرگ، دقت بالایی برای تحلیل میدان جریان با مرز و شبکه متحرک دارد. پس از آن میدان جریان حول ایرفویل نوسانی شبیه‌سازی می‌شود. نشان داده می‌شود که می‌توان با تغییر پارامترهای دورانی ایرفویل، در نیروی آیرودینامیکی آن تغییرات قابل توجهی ایجاد کرد.

کلیدواژه:

رویگرد لاگرانژی-اولری، روش المان حجم محدود، ایرفویل نوسانی، ضرایب آیرودینامیکی.

مقدمه

حرکت و تغییر شکل سطوح نیز بر پیچیدگی آن می‌افزاید. در صورتی که سرعت حرکت سطوح و مقدار جابه‌جایی آن‌ها زیاد باشد، الگوریتم عددی باید کارآمدی لازم برای شبیه‌سازی آن میدان‌ها را نیز داشته باشد. استفاده از شبکه ترکیبی با چیدمانی مناسب در میدان‌های پیچیده با مرز متحرک بسیار ضروری است؛ زیرا با استفاده از شبکه ترکیبی می‌توان در نزدیک مرز از المان‌های چهارضلعی استفاده کرده و به نحو مناسبی آن‌ها را ریز نمود. از مزایای دیگر شبکه ترکیبی استفاده از شبکه بی‌سازمان دلانی سه‌ضلعی در مناطق دیگر میدان حل است. یکی از این مناطق محل‌هایی است که شبکه دچار تغییر شکل می‌شود. در صورت انتقال حرکت مرز به این مناطق امکان تغییر شکل المان‌های سه‌ضلعی با روش‌هایی مانند روش فنر و یا روش لاپلاس به آسانی امکان‌پذیر خواهد بود. در تحقیقات ژاو و فورهد [۵] از شبکه صرفاً سه‌ضلعی بی‌سازمان در داخل کانال با مرز متحرک استفاده شده است. هر چند که این شبکه در برخی از نقاط داخل میدان که نیاز به تغییر شکل شبکه است به خوبی عمل می‌کند اما در مرزها

هم‌اکنون تحقیقات گسترده‌ای برای بررسی تاثیر نوسان سطوح بر ضرایب آیرودینامیکی آن‌ها صورت می‌گیرد [۱-۳]. این نوسانات ممکن است به صورت اجباری در جهت بهبود ضرایب آیرودینامیکی به سازه تحمیل شود [۲ و ۱] یا اینکه ناشی از اندرکنش سازه و سیال باشد [۳]. در بعضی از تحقیقات، توجه زیادی به افزایش دقت و سرعت الگوریتم‌های عددی شده است [۱] و در بعضی دیگر برای کاهش زمان حل روش‌هایی مثل روش پانل توسعه داده می‌شود [۴].

با توجه به پیچیدگی هندسه سطوح ایرفویل، نیاز به استفاده از شبکه مناسب برای پوشش میدان جریان است. در این راستا نیز استفاده از شبکه ترکیبی با توجه به مزایای اختصاصی هر نوع المان بهترین انتخاب است [۱]. علاوه بر پیچیدگی هندسی میدان حل، نوع

۱. استادیار، alenaderi@gmail.com

۲. استاد، masdarbandi@gmail.com

۳. استاد، taebi@sharif.edu

محاسبه شارها در المان‌های ثابت یا متحرک سه‌ضلعی و چهارضلعی خواهیم بود. نشان داده می‌شود که این الگوریتم حتی با شبکه‌های درشت دقت بالایی دارد.

معادلات حاکم و مدل‌سازی عددی آن‌ها

معادلات حاکم شامل معادلات بقای جرم و اندازه حرکت است که در فضای لاگرانژی-اولری به صورت زیر نوشته می‌شود:

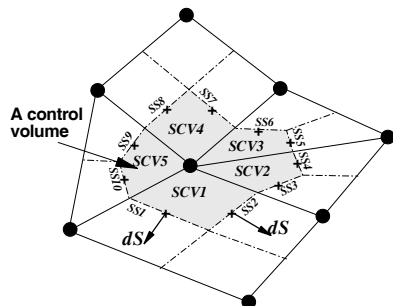
$$\frac{d}{dt} \iiint_{\theta(t)} \rho d\theta + \iint_{S(t)} \rho(\mathbf{V} - \mathbf{V}') \cdot d\mathbf{S} = 0 \quad (1-الف)$$

$$\frac{d}{dt} \iiint_{\theta(t)} \rho V d\theta + \iint_{S(t)} \rho V(\mathbf{V} - \mathbf{V}') \cdot d\mathbf{S} = \iint_{S(t)} \sigma \hat{n} dS \quad (1-ب)$$

که در آن $\mathbf{V} = u\hat{i} + v\hat{j}$ بردار سرعت سیال، $\mathbf{V}' = u'\hat{i} + v'\hat{j}$ بردار سرعت سطوح حجم محدود، $d\mathbf{S} = (dS_x)\hat{i} + (dS_y)\hat{j}$ بردار عمود بر سطح سلول با بزرگی $dS = [(dS_x)^2 + (dS_y)^2]^{1/2}$ بردار یکه عمود بر سطح سلول و θ حجم مربوط به حجم محدود است. همچنین در این معادله σ تانسور تنش کل است. تانسور تنش کل شامل فشار هیدرواستاتیک و تانسور تنش برشی است که به صورت $\sigma_{ij} = -p\delta_{ij} + \tau_{ij}$ تعریف می‌شود. معادله مربوط به بقای هندسی در معادله بقای جرم نهفته است. در صورتی که سرعت ذرات سیال صفر بوده و چگالی واحد باشد از معادله بقای جرم برای هر سطح از حجم محدود خواهیم داشت:

$$\mathbf{V}' \cdot d\mathbf{S}|_m = \frac{dV}{dt}|_m \quad (2)$$

که در آن m شمارنده سطوح هر حجم محدود و V حجم مربوط به هر زیرحجم محدود است. شکل ۱ یک حجم محدود را نشان می‌دهد که دارای ۵ زیرحجم محدود SCV بوده و محیط آن شامل ۱۰ سطح SS است.



شکل ۱. یک حجم محدود شامل ۵ زیرحجم محدود و ۱۰ سطح اطراف آن.

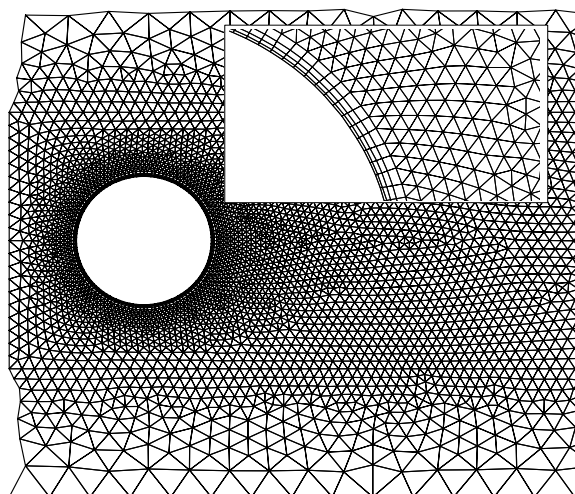
نیاز به انباشت تعداد زیادی گره دارد تا اثرات لزجت را در حد مطلوبی شبیه‌سازی کند. دمیرزیک و پریک [۶] در داخل کانال با مرز متحرک از شبکه چهارضلعی استفاده نمودند اما برای ایجاد تعادل اضلاع المان‌ها در محل‌های با تغییر شکل زیاد مسایل دیگری را نیز لحاظ کردند.

رویکردهای مختلفی برای حل میدان جریان با مرز یا شبکه متحرک وجود دارد. از میان آن‌ها، رویکردهای تلفیق مکان-زمان [۷]، روش انتقال مرزها [۸] و روش دلخواه لاگرانژی-اولری معروف‌تر هستند. در روش تلفیق مکان-زمان دامنه محاسباتی به دستگاهی منتقل می‌شود که با ابعاد مکان و زمان است. مهم‌ترین مزیت این روش ارضای قوانین بقای هندسی به صورت ضمنی است. اما به علت تلفیق جملات زمان و جابه‌جایی، هر نوع گسسته‌سازی برای یک جمله برای دیگری نیز در نظر گرفته می‌شود بنابراین یک نوع محدودیت در انتخاب رویکردهای متنوع به طور مجزا برای تک‌تک آن جملات وجود دارد. در روش انتقال مرزها به دلیل انتقال میدان فیزیکی به میدان محاسباتی یکسان، در هر گام زمانی نیاز به استفاده از شبکه‌های با سازمان و حتی المقدور یکنواخت است. با این شرایط امکان استفاده از این روش روی هندسه‌های پیچیده کاهش می‌یابد. برای غلبه بر عیوب دیدگاه‌های صرفاً لاگرانژی یا اولری در محیط‌های پیوسته از دیدگاه دلخواه لاگرانژی-اولری استفاده می‌شود. این دیدگاه در روش‌های تفاضل محدود و حجم محدود به کار گرفته شد که در این مورد می‌توان به تحقیقات فورستی و پیپرنو [۹]، کوباس و فریت [۱۰] و جیوژان و همکاران [۱۱] اشاره کرد.

در این تحقیق از دیدگاه لاگرانژی-اولری با روش اجزای محدود بر پایه حجم محدود برای حل میدان جریان استفاده شده و محاسبه شارها روی شبکه متحرک در گام زمانی جدید انجام می‌شود. جملات زمانی با رویکرد مرتبه دوم و جملات پخش و فشار در معادلات بخش هیدرولیک با توابع شکلی اجزای محدود تقریب زده می‌شوند. در تمام معادلات حاکم بخشی از جملات جابه‌جایی که به طور صریح متأثر از حرکت شبکه است با استفاده از قوانین بقای هندسی و رویکردهای زمانی ایجاد شده به دست می‌آید. بخش دوم جملات جابه‌جایی هم به طور یک‌پارچه در تمام معادلات حاکم با روش بالادست و با استفاده از اثرات فیزیکی جریان تقریب زده می‌شوند. با حل جریان در دامنه‌های پیچیده نشان داده می‌شود که روی شبکه ترکیبی به طور یکسان و دقیقی قادر به

نتایج

در این بخش ابتدا به درستی سنجی روش با حل میدان جریان حول سیلندر متحرک پرداخته می‌شود. سیلندر مورد نظر دارای قطری واحد است و تمام ابعاد موجود در حل این میدان با این قطر بی‌بعد می‌شوند. بر این اساس فاصله مرکز سیلندر از مرز بالا، مرز پایین، مرز ورودی و مرز خروجی به ترتیب ۵۰، ۱۰۰، ۱۰۰ و ۵۰ برابر مقدار واحد است. تحقیقات نشان می‌دهد که افزایش ابعاد ذکر شده تاثیر ناچیزی بر ضرایب آیرودینامیکی دارد. سرعت افقی جریان ورودی واحد است و این سرعت برای مرزهای آزاد بالا و پایین نیز در نظر گرفته می‌شود. بر اساس این سرعت تمام متغیرهای وابسته که به گونه‌ای با سرعت در ارتباط هستند بی‌بعد می‌شوند. در مرزهای ذکر شده سرعت عمودی صفر است. مقدار عدد رینولدز با توجه به قطر سیلندر D و سرعت ورودی جریان ۱۸۵ است. مقدار عدد اشترهال جریان حول سیلندر ثابت با این عدد رینولدز ۰/۱۹۰ به دست می‌آید. شبکه مورد استفاده در این تحقیق یک شبکه ترکیبی است. محیط سیلندر با شبکه چهارضلعی و کمی دورتر را شبکه بی‌سازمان سه‌ضلعی پوشانده است. در شکل ۲ بخشی از میدان اطراف سیلندر با شبکه مورد استفاده در آن بخش دیده می‌شود. برای حل میدان سه شبکه درشت، متوسط و ریز به کار برده می‌شود و در این جا تنها نتایج مربوط به شبکه ریزتر ارایه می‌شود. این شبکه در کل ۷۶۸۸ گره دارد که محیط سیلندر را به ۱۶۰ قسمت تقسیم کرده و فاصله اولین گره به دیواره سیلندر ۰/۰۰۵ مقدار واحد است.



شکل ۲. نمونه‌ای از شبکه به کار برده شده در اطراف سیلندر دایروی. سیلندر مورد نظر دچار حرکت نوسانی عمود بر مسیر جریان آزاد با معادله $y_c = A \cos(2\pi f_c t)$ می‌شود. در این معادله

در صورتی که حرکت شبکه به گونه‌ای انجام شود که همیشه رابطه (۲) برقرار باشد، بقای حجم زیر حجم محدود برقرار خواهد بود. به عبارت دیگر حرکت سطوح زیرحجم محدود باید به گونه‌ای محاسبه شود که با قرار گرفتن در رابطه ۲ مقدار دقیق dV/dt حاصل شود. برای تقریب مشتق زیر حجم محدود نیز می‌توان از رویکرد مرتبه دوم به صورت زیر استفاده کرد:

$$\frac{dV}{dt} \cong \frac{(3/2)V^{n+1} - 2V^n + (1/2)V^{n-1}}{\Delta t} \quad (3)$$

که در آن n شمارنده گام‌های زمانی است. با انجام یکسری عملیات ریاضی به معادله بالا را می‌توان به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\frac{dV}{dt} \cong \frac{(3/2)(\Delta V^{n+1}) - (1/2)(\Delta V^n)}{\Delta t} \quad (4)$$

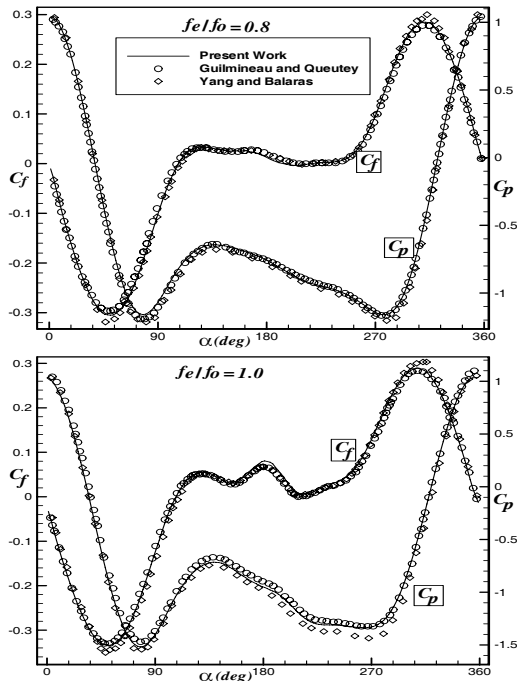
که در آن $\Delta V^{n+1} = V^{n+1} - V^n$ و $\Delta V^n = V^n - V^{n-1}$ می‌باشد. در صورتی که حرکت سطوح منجر به افزایش مقدار حجم مربوط به زیر حجم محدود مورد بررسی شود، مقدار $\Omega = dV/dt$ مثبت شده و به طور عکس منفی خواهد شد. با استفاده از این رابطه می‌توان قسمتی از معادله اندازه حرکت که ضریبی از اثرات حرکت شبکه را در خود دارد بازنویسی کرد. یعنی آن که می‌توان نوشت:

$$V(V') \cdot dS|_m = V\Omega|_m \quad (5)$$

گسسته‌سازی و تقریب‌زنی سایر جملات معادلات حاکم در فضای لاگرانژی-اولری همانند گسسته‌سازی و تقریب‌زنی آن‌ها در فضای اولری صورت می‌گیرد [۱۲]. مهم‌ترین عامل افزایش دقت این روش در استفاده از تقریب‌های متاثر از فیزیک جریان در جملات جابه‌جایی است. این تقریب ابتدا از عملیات بالادست استفاده نموده و متغیر سرعت نقاط انتگرالی موجود را با همه جملات معادله حاکم بر جریان ربط می‌دهد.

کد محاسباتی را نویسنده اول به زبان فرترن به طوری نگاشته است که با استفاده از تمام ویژگی‌ها و روش‌هایی که در بخش مقدمه و معادلات حاکم برای حل میدان جریان آرام گفته شد قادر به حل میدان جریان آشفته با شبکه ترکیبی روی مرز ثابت و متحرک نیز هست. برای حل میدان جریان آشفته از مدل‌های $k-\epsilon$ و اسپالارت-آلماراس استفاده می‌کند.

بالاراس است. در شکل مشاهده می‌شود که خطای ضریب فشار در هر شرایطی بیش از ضریب اصطکاکی است و این مقدار خطا در ناحیه مکشی به‌ویژه از زاویه ۱۸۰ تا ۲۷۰ درجه بیش از ناحیه فشاری است. همان‌طور که گفته شد این جواب‌ها مربوط به زمانی است که برآ بیش‌ترین مقدار را دارد و احتمالاً اگر این نتایج برای حالتی که برآ کمترین مقدار را دارد به دست می‌آمد خطای حل از ۹۰ تا ۱۸۰ درجه بیش‌تر نمود داشت. در هر حال با توجه به انتخاب گام زمانی بزرگ، جواب‌ها با دقت مناسبی به دست آمده است.



شکل ۳. مقایسه پروفیل‌های ضرایب فشار و ضریب اصطکاک پوسته سیلندر حاصل از این تحقیق با نتایج جیلمن و کوتی [۸] و یانگ و بالاراس [۱۳] در چهار فرکانس مختلف.

در این‌جا برای بررسی تاثیر نوسان بر ضرایب آیرودینامیکی، یک ایرفویل با حرکت نوسانی دورانی مورد بررسی قرار می‌گیرد. طول وتر ایرفویل واحد است و تمام طول‌ها با آن بی‌بعد می‌شوند. معادله نوسان این ایرفویل به صورت زیر است:

$$\alpha(x, t) = \alpha_0 + \alpha_1 \sin(2f^* t) \quad (6)$$

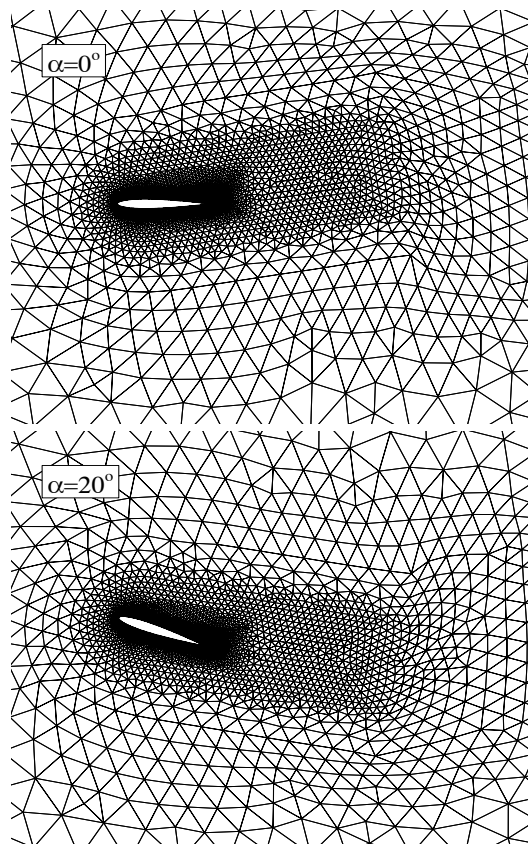
که در آن α_0 زاویه نصب ایرفویل، α_1 دامنه نوسان آن و f^* فرکانس تقلیل یافته است. در این مساله زاویه نصب ایرفویل ۱۰ درجه، دامنه نوسان ۵ درجه و فرکانس تقلیل یافته ۰/۱۲۵، ۰/۲۵ و ۰/۵ می‌باشد.

شبکه به کار رفته حول این ایرفویل به صورت ترکیبی است. بخشی از شبکه اولیه پیش از شروع دوران ایرفویل در شکل ۴ نشان

حرکت، A دامنه نوسان سیلندر است که مقدار آن ۰/۲ قطر سیلندر است ($A=0.2D$). همچنین f_e فرکانس نوسان سیلندر است و مقدار آن از ۰/۸ تا ۱/۲ برابر فرکانس ریزش گردابه جریان حول سیلندر ثابت f_0 تغییر می‌کند ($0.8 \leq f_e/f_0 \leq 1.2$). گره‌های روی محیط سیلندر با خود سیلندر حرکت می‌کنند اما گره‌های دور دست ثابت هستند. همچنین گره‌های بین این دو گروه با استفاده از روش لاپلاس تغییر مکان داده و شبکه آن هم بهبود داده می‌شود. این مساله توسط جیلمن و کوتی [۸] به روش انتقال مرز و توسط یانگ و بالاراس [۱۳] با فرمولاسیون مرز جاداده حل شده است. روش انتقال مرز در هر زمان شبکه فیزیکی را به شبکه محاسباتی منتقل می‌کند. پس در این روش در هر زمان برای محاسبه میدان از یک شبکه واحد استفاده می‌شود و مشکل تغییر شکل شبکه و ارضای قوانین بقا نیاز نیست. بنابراین روش حاضر در جایی که پیچیدگی حرکت وجود ندارد و هندسه جسم پیچیده نیست دقت مناسبی دارد. دو مرجع ذکر شده از شبکه‌های با سازمان با تعداد 240×200 و 800×64 گره یعنی به ترتیب ۴۸۰۰۰ و ۵۱۲۰۰۰ گره در میدان حل استفاده کرده‌اند. در این تحقیق از شبکه ترکیبی بی‌سازمان استفاده می‌کنیم و ۷۶۸۸ گره در میدان حل وجود دارد. پس تعداد گره به کار برده شده در این تحقیق به ترتیب یک ششم و یک شصت و ششم دو مرجع قبلی است. فاصله اولین گره به دیوار سیلندر در مرجع اول برابر با ۰/۰۱ قطر سیلندر اما در مرجع دوم و این تحقیق برابر با ۰/۰۵ قطر سیلندر است. گام‌های زمانی به کار برده شده در این تحقیق برابر با ۰/۰۵ و ۰/۰۲۵ اما در مرجع اول مقدار آن ۰/۰۰۲ است. یعنی آن‌که گام زمانی کوچک‌تر که در این تحقیق استفاده شده ۱۲/۵ بار بزرگ‌تر از گام زمانی مرجع اولی است.

شکل ۳ پروفیل دو ضریب فشاری و ضریب اصطکاک پوسته را در چهار فرکانس ۰/۸ و ۱/۰ وقتی که سیلندر در بالاترین محل حرکت خود قرار دارد نشان می‌دهد. گام زمانی به کار رفته برای به‌دست آوردن نتایج این شکل برابر با ۰/۰۵ است. محور افقی این گراف‌ها زاویه را بر حسب درجه نشان می‌دهد که از نقطه سکون در جهت ساعت‌گرد افزایش می‌یابد. همان‌طور که دیده می‌شود جواب‌های روش حل حاضر نسبت به جواب‌های یانگ و بالاراس به جواب‌های جیلمن و کوتی نزدیک‌تر است. این در حالی است که تعداد گره‌های استفاده شده در میدان حل حدود یک شصت و ششم تعداد گره‌های یانگ و بالاراس است. دقت جواب‌ها در نقاط سکون، جدایی و نقاط بیشینه و کمینه بهتر از جواب‌های یانگ و

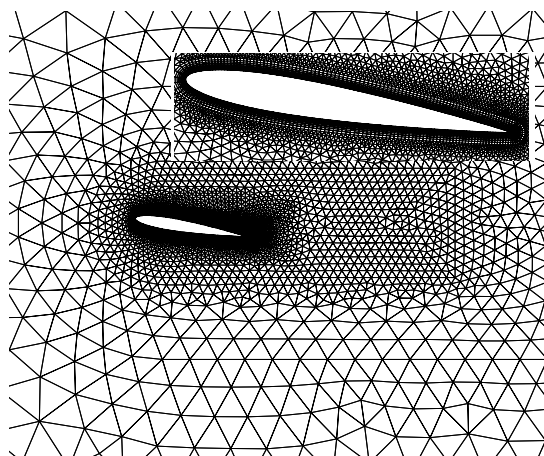
کیفیت مناسبی دارد. یادآور می‌شویم که در این مساله دامنه دوران ایرفویل ۵ درجه است و به طور حتم در این شرایط نیز کیفیت شبکه در حین دوران ایرفویل بسیار مناسب باقی خواهد ماند.



شکل ۵. شبکه متحرک اطراف ایرفویل در دو زاویه حمله مختلف.

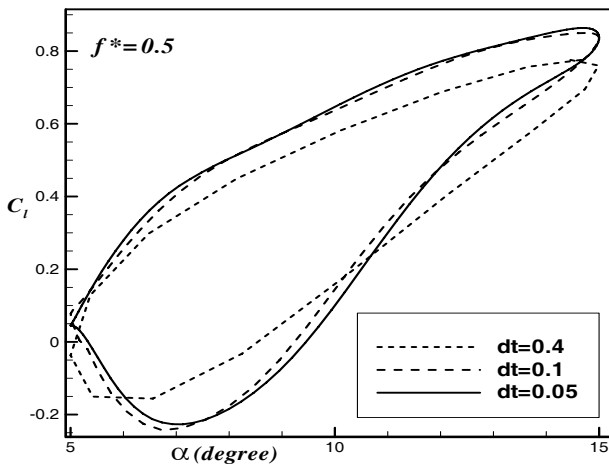
برای بررسی حساسیت حل به شبکه محاسباتی از دو شبکه ریز و درشت گفته شده استفاده می‌شود. برای این منظور از دو حالت ایرفویل ثابت و متحرک استفاده می‌شود. ابتدا مقادیر ضرایب برآ و پسا با زاویه حمله ایرفویل ثابت از زاویه حمله صفر درجه تا ۱۵ درجه به دست می‌آید و در شکل ۶ نشان داده می‌شود. سپس در حالت دوم با نوسان ایرفویل مقادیر سرعت در دو نقطه پایین دست ایرفویل در هر زمان به دست آمده که شکل ۷ نشان داده می‌شود. شایان ذکر است که شبکه مورد نیاز در هر زاویه حمله ایرفویل ثابت با چرخش شبکه اولیه و تثبیت آن حاصل می‌شود. در شکل ۶ علاوه بر بررسی حساسیت حل به شبکه محاسباتی، نتایج تحقیقات آندرو و ژاکین [۲] نیز برای مقایسه آورده شده است. همان‌طور که دیده می‌شود ریز کردن شبکه تاثیر کمی بر جواب‌ها دارد و نتایج این تحقیق و نتایج عددی آندرو و ژاکین [۲] نیز کمابیش بر هم منطبق هستند. با توجه به ریزش گردابه در زوایای حمله ۱۰ درجه و بیش تر از ۱۰ درجه، ضرایب آیرودینامیکی در زوایای حمله ۱۰

داده شده است. در این شکل زاویه نصب ایرفویل ۱۰ درجه است. روی محیط ایرفویل با شبکه چهارضلعی و کمی دورتر شبکه بی‌سازمان سه‌ضلعی تا محل مرزهای آزاد، ورودی و خروجی استفاده می‌شود. فاصله مرکز ایرفویل از مرزهای آزاد و ورودی ۶ و از مرز خروجی ۱۰ است. سرعت جریان در مرز ورودی و مرزهای آزاد واحد است. مقدار فشار در مرز خروجی نیز واحد است. عدد رینولدز جریان بر پایه طول وتر ایرفویل و سرعت ورودی برابر ۱۰۰۰ است. برای بررسی حساسیت حل به شبکه محاسباتی از دو شبکه ریز و درشت به ترتیب با حدود ۶۰۲۰ و ۱۰۴۰۰ گره استفاده شده است. در شبکه ریز تعداد ۳۰۰ گره و در شبکه درشت تعداد ۲۰۰ گره روی دیواره استفاده می‌شود. فاصله اولین گره به دیواره در شبکه درشت ۰/۰۰۱ و در شبکه ریز ۰/۰۰۰۵ برابر وتر ایرفویل است.



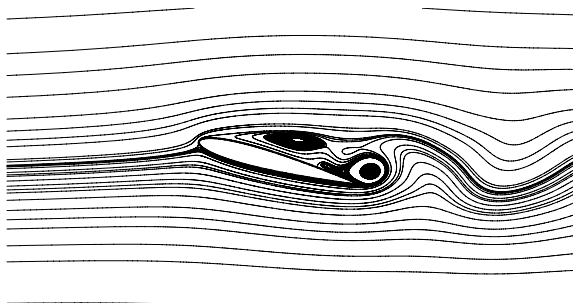
شکل ۴. شبکه اولیه به کار برده شده در اطراف ایرفویل.

در این جا نیز شبکه اطراف ایرفویل به سه بخش تقسیم می‌گردد: گره‌های بخش اول که روی سطح ایرفویل و نزدیک آن قرار دارند با خود ایرفویل دوران می‌کنند. گره‌های بخش سوم که متصل به مرزهای ورودی، مرزهای آزاد و مرز خروجی هستند یا نزدیک به آن مرزها قرار دارند ثابت بوده و در طول زمان دچار تغییر شکل نمی‌شوند. گره‌های بخش دوم در ناحیه‌ای بین گره‌های بخش اول و سوم قرار دارند. گره‌های ناحیه دوم به روش لاپلاس دچار تغییر شکل می‌شوند. شکل ۵ شبکه محاسباتی اطراف ایرفویل با زاویه حمله صفر درجه و ۲۰ درجه را نشان می‌دهد. این دو شبکه در واقع حاصل دوران شبکه اولیه شکل ۴ به اندازه ده درجه به سمت ساعت گرد و عکس آن است. همان‌طور که در این شکل دیده می‌شود پس از ۱۰ درجه دوران، همچنان شبکه محاسباتی



شکل ۸. بررسی حساسیت کد محاسباتی به گام زمانی.

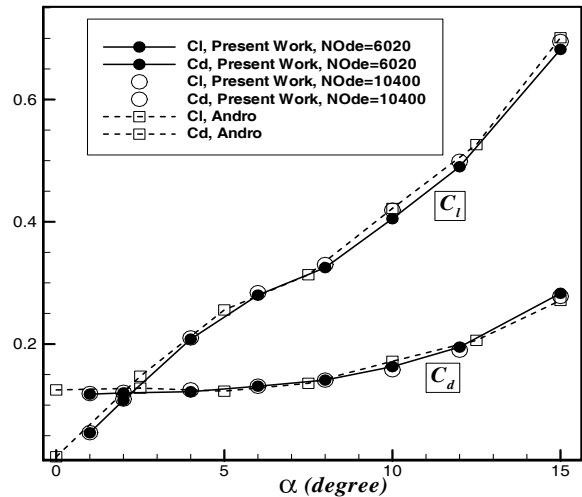
شکل ۹ خطوط جریان حول ایرفویل ثابت را در زاویه حمله ۱۵ درجه نشان می‌دهد. دیده می‌شود که در این زاویه حمله، پدیده‌هایی مانند جدایی جریان از سطح ایرفویل، تشکیل گردابه و در نهایت ریزش این گردابه‌ها به پایین دست رخ می‌دهد. وقوع این پدیده‌ها باعث ناپایداری فیزیکی در میدان جریان شده و بنابراین نیروهای وارده به سطح ایرفویل نیز به صورت ناپایدار خواهد بود.



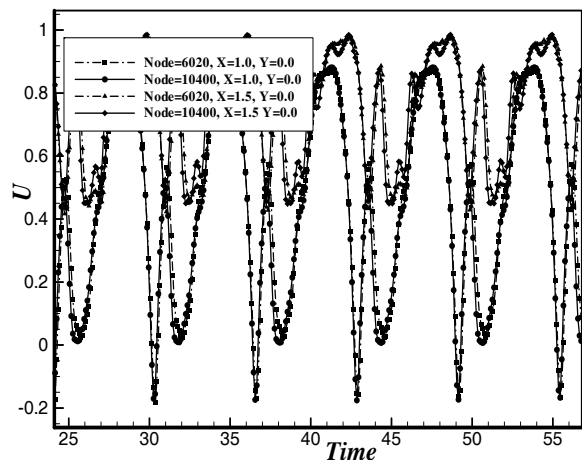
شکل ۹. خطوط جریان حول ایرفویل ثابت در زاویه حمله ۱۵ درجه.

شکل ۱۰ نمودار کاهش خطا را با تکرار به هنگام حل میدان جریان حول ایرفویل ثابت با زاویه حمله ۱۵ درجه نشان می‌دهد. همان‌طور که گفته شد در این زاویه حمله میدان جریان ناپایا است. حل به این صورت انجام می‌شود که ابتدا یک گام زمانی برداشته شده و در این گام زمانی آن قدر تکرار صورت می‌گیرد که مقدار خطای ماندگار سامانه در حد قابل قبولی کاهش یابد. در این شکل نمودار خطا برای متغیرهای فشار و سرعت در یکی از گام‌های زمانی نشان داده شده است. وقتی که گام زمانی جدید برداشته می‌شود ابتدا خطا افزایش چشم‌گیری دارد و این خطا در هر گام زمانی با تکرار حل کاهش می‌یابد. دیده می‌شود که پس از حدود ۲۵ تکرار در این گام زمانی مقدار خطا از حدود 10^{-5} ، سه مرتبه کاهش یافته و به حدود 10^{-8} رسیده است.

درجه و بیش‌تر از آن به صورت نوسانی و تابع زمان است. با توجه این موضوع در آن زوایا مقادیر ضرایب برآ و پسا میان‌گیری شده و در این شکل آورده شده است. از آنجا که اختلاف مقادیر به دست آمده از شبکه درشت و ریز در هر دو حالت کم است در تحقیقات مربوط به ایرفویل نوسانی از شبکه درشت استفاده می‌شود.



شکل ۶. مقادیر ضرایب برآ و پسا با زاویه حمله مربوط به ایرفویل ثابت به دست آمده از کار حاضر و نتایج دیگران [۲].



شکل ۷. تغییرات مقادیر سرعت در دو نقطه پایین دست ایرفویل نوسانی.

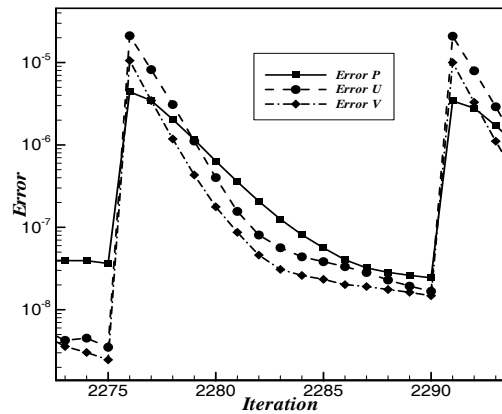
برای بررسی حساسیت کد محاسباتی به گام زمانی در شکل ۸ مقادیر ضریب برآ با زاویه حمله طی یک دوره نوسان ایرفویل با فرکانس تقلیل یافته ۰/۵ آورده شده است. برای این بررسی سه گام زمانی ۰/۴، ۰/۱ و ۰/۰۵ در نظر گرفته شده است. همان‌طور که دیده می‌شود نتایج مربوط به گام زمانی ۰/۱ و ۰/۰۵ بسیار به هم نزدیک هستند اما با توجه به اختلاف اندک مشاهده شده تحقیقات بعدی با گام زمانی ۰/۰۵ انجام می‌شود.

نتیجه گیری

در این تحقیق یک آنگوریتیم دقیق عددی برای حل میدان جریان با مرز و شبکه متحرک معرفی شد. این آنگوریتیم قادر به حل میدان‌های پیچیده و با تغییر شکل زیاد است. در این آنگوریتیم از ویژگی‌های شبکه ترکیبی در پوشش میدان جریان و حرکت شبکه استفاده شده است. با مقایسه نتایج به دست آمده از این تحقیق و تحقیقات دیگران مشاهده شد که با وجود استفاده از شبکه درشت و گام زمانی بزرگ، این آنگوریتیم دقت قابل توجهی دارد. با توجه به این ویژگی از دیدگاه کاربردی با حل میدان جریان اطراف یک ایرفویل نوسانی ضریب ایرودینامیکی برآ مورد مطالعه قرار گرفت. همان‌طور که دیده شد تغییر فرکانس تقلیل یافته تأثیر زیادی بر آن ضریب ایرودینامیکی داشت به طوری که به هنگام فراحمله مقدار ضریب برآ افزایش چشم‌گیری دارد. کاهش مقدار ضریب برآ به هنگام فروحمله را باید با یک سامانه کنترلی حذف نمود.

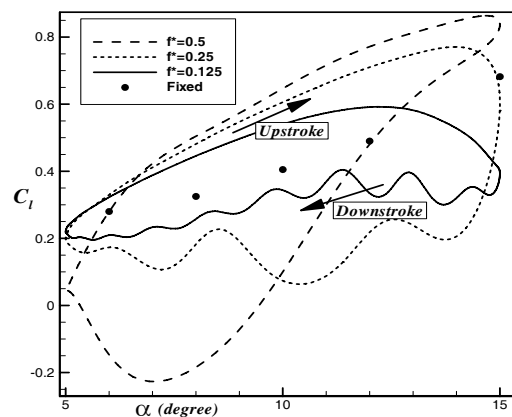
مراجع

- Zhang, L.P., Chang, X.H., Duan, X.P., Wang, Z.Y., and Zhang, X.P., "A block LU-SGS implicit unsteady incompressible flow solver on hybrid dynamic grids for 2D external bio-fluid simulations," *Computers & Fluids* Vol. 38, 2009, pp. 290-308.
- Andro, J.Y. and Jacquin, L., "Frequency effects on the aerodynamic mechanisms of a heaving airfoil in a forward flight configuration," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 13, 2009, pp. 71-80.
- Lian, Y and Shyy, W., "Laminar-turbulent transition of a low Reynolds number rigid or flexible airfoil," *AIAA Journal*, Vol. 45, 2007, pp. 1501-1513.
- Smith, M.J., "Simulating moth wing aerodynamics: towards the development of flapping-wing technology," *AIAA Journal*, 1996, pp. 1448-1457.
- Zhao, Y. and Forhad, A., "A general method for simulation of fluid flows with moving and compliant boundaries on unstructured grids" *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 192, 2003, pp. 4439-4466.
- Demirdzic, I. and Peric, M., "Finite volume method for prediction of fluid flow in arbitrarily shaped domains with moving boundaries" *Int. J. for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 10, 1990, pp. 771-790.



شکل ۱۰. نمودار کاهش خطا با تکرار مربوط به حل جریان حول ایرفویل ثابت با زاویه حمله ۱۵ درجه.

برای بررسی اثرات دوران ایرفویل بر ضریب برآ، می‌توان با تغییر فرکانس تقلیل یافته این مساله را بررسی کرد. شکل ۱۱ منحنی تغییرات ضریب برآ را با زاویه حمله و با تغییر فرکانس تقلیل یافته طی یک دوره کامل از نوسان ایرفویل نشان می‌دهد. همان‌طور که دیده می‌شود هرچه که فرکانس نوسان ایرفویل افزایش یافته، ضریب برآ کمتر دچار نوسان شده است. نوسانات ذکر شده به هنگام فروحمله به طور واضح در این شکل دیده می‌شود این در حالی است که به هنگام فراحمله در هیچ فرکانسی این نوسانات مشاهده نمی‌شود. در این شکل هم‌چنین مقادیر ضریب برآ مربوط به ایرفویل ثابت نیز آورده شده است. همان‌طور که دیده می‌شود با ایجاد حرکت دورانی با فرکانس پایین مقدار بیشینه ضریب برآ در زوایای حمله پایین رخ می‌دهد. برای مثال برای فرکانس ۰/۱۲۵ بیشینه ضریب برآ در حوالی زاویه حمله ۱۲/۵ درجه رخ می‌دهد و مقدار آن حدود ۰/۵۸ است. اما با افزایش فرکانس در حوالی زاویه حمله ۱۵ درجه می‌توان به ضریب برآی بیش‌تری از ۰/۶۸ که مربوط به ایرفویل ثابت است نیز دست یافت. برای مثال در فرکانس ۰/۵ مقدار ضریب برآ در زاویه حمله ۱۵ درجه به ۰/۸۶ رسیده است. اما همان‌طور که دیده می‌شود مقدار کمینه ضریب برآ با افزایش فرکانس تا حد زیادی کاهش می‌یابد. برای مثال مقدار این ضریب در زاویه حمله ۷ درجه به ۰/۲۲- رسیده است.



شکل ۱۱. منحنی تغییرات ضریب برآ با زاویه حمله طی یک دوره کامل از نوسان ایرفویل.

7. Zwart, P.J., Raithby, G.D., and Raw, M.J., "The integrated space-time finite-volume method and its application to moving boundary problems", *J. Computational Physics*, Vol. 154, 1999, pp. 497-519.
8. Guilmineau, E. and Queutey P., "A numerical simulation of vortex shedding from an oscillating circular cylinder", *J. Fluids and Structures*, Vol. 16, 2002, pp. 773-794.
9. Fourestey, G. and Piperno S., "A second order time-accuracy ALE lagrange-galerkin method applied to wind engineering and control of bridge profiles", *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 193, 2004, pp. 4117-4137.
10. Koobus, B. and Farhat C., "Second order time-accurate and geometrically conservation implicit schemes for flow computations on unstructured dynamic meshes", *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 170, 1999, pp. 103-129.
11. Geuzaine, P., Grandmont, C., and Farhat, C., "Design and analysis of ALE schemes with provable second-order time-accuracy for inviscid and viscous flow simulations", *J. Computational Physics*, Vol. 191, 2003, pp. 206-227.
12. Darbandi, M. and Naderi, A., "Multiblock hybrid grid finite volume method to solve flow in irregular geometries", *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 196, 2006, pp. 321-336.
13. Yang, J. and Balaras, E., "An embedded-boundary formulation for large-eddy simulation of turbulent flows interacting with moving boundaries," *Journal of Computational Physics*, Vol. 215, 2006, pp. 12-40..