

علمی- پژوهشی

آیروالاستیک حول یک ایرفویل زبر در جریان گذر صوتی آشفته ناپایا

محمد رضا صابر^۱، محمد حسن جوارشکیان^{۲*}

۱- دانشجوی دکترای، مهندسی هوافضا- آیرودینامیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد ۲- استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد
(تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۳/۰۹؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۹/۰۱)

چکیده

در این پژوهش، اثر زبری و سختی بر آیروالاستیک یک ایرفویل نوسانی در جریان آشفته گذر صوتی ناپایا بررسی شده است. در این تحقیق، برای حل معادلات ناویراستوکس، از روش حجم محدود برای گسسته سازی بر مبنای الگوریتم فشار مینا، اسکیم مرتبه بالا برای محاسبه ترم جابه جای و مدل توربولانسی کی-پسلون استفاده شده است. برای این منظور، رفتار سیال و سازه در هر گام زمانی جداگانه حل می شود و تأثیر هر یک بر روی دیگری در نظر گرفته می شود. در این شبیه سازی دوبعدی، برای محاسبه ترم های جابه جایی از اسکیم مرتبه بالایی بر مبنای متغیرهای بی بعد شده و برای شبیه سازی ایرفویل نوسانی، از روش بردار سرعت ورودی نوسانی استفاده شده است. معادلات حرکت دوبعدی، از ترکیب معادلات لاگرانژی سازه با معادلات آیرودینامیکی به دست می آیند. نتایج اعتبارسنجی تطابق خوبی را نشان می دهد. نتایج شبیه سازی نشان می دهد که قدرت موج ضربه ای در ایرفویل با سطح زبر ضعیف تر شده، موج ضربه ای به سمت لبه فرا حرکت کرده و نوسانات ایرفویل کاهش می یابد. همچنین با افزایش سختی سازه ای، میرایی نوسانات افزایش و پسا کاهش می یابد.

واژه های کلیدی: آیروالاستیک، نوسانی، گذر صوتی، زبری، ناپایا

Aeroelastic Around Rough Airfoil During Turbulent Unsteady Transonic Flow

Saber, M.R. and Djavarehshkian, M.H.*

Engineering, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad Department of Mechanical
(Received: 30/May /2021 ; Accepted: 22/November/2021)

ABSTRACT

In this study, the effect of roughness and stiffness on the aeroelasticity of an oscillating airfoil during turbulent unsteady transonic flow has been studied. In this simulation, the finite volume method is used to discretize the equations to solve the Navier-Stokes equations. In this pressure-based algorithm, a high-resolution scheme for convection term and κ - ϵ turbulence model are used. For computing convection terms, a Normalized Variable Diagram technique is used. Here the technique of inlet velocity vector oscillation is applied. In addition, a modified κ - ϵ model for compressible flow is applied to simulate Navier Stokes equations. The two-dimensional motion equations are obtained from the Lagrangian equations, which are combined with the aerodynamic equations. The results of validation show that the extracted data has a desirable accuracy. Furthermore, the FSI results show that, for rough airfoils, the strength of the shock wave is weakened, the shock wave moves to the trailing edge, and the oscillation of the airfoil is reduced. Also, with increasing structural stiffness, the damping of oscillations increases, and drag decreases.

Keywords: FSI, Aeroelastic, Oscillation, Transonic, Roughness, Stiffness, Unsteady

۱- استادیار: mrs_mechanic@yahoo.com

۲- دانشجوی دکتری (نویسنده مسئول): javarehshkian@um.ac.ir

۱- مقدمه

در سال‌های اخیر توجه زیادی به رفتارهای آیرولاستیک در موضوعات مختلف مانند توربین‌ها، کمپرسورها و بال هواپیماهای جنگنده شده است. امروزه آیرولاستیک خطی بخش بزرگی از مطالعات آیرولاستیک را شامل می‌شود اما باید در نظر داشت زمانی که اثرات زبری، موج ضربه‌ای، جدایی جریان و اثرات ویسکوزیته به صورت هم‌زمان در نظر گرفته می‌شوند، تحقیقات کمی انجام شده است. به‌ویژه در جریان گذر صوتی پارامترهای غیرخطی نقش مهمی در رفتار آیرولاستیک دارند که نظریه‌های خطی توانایی مطالعه دقیق این رفتارها را ندارند. یکی از مسائل مهم در آیرولاستیک، پایداری سازه‌ای است. با اعمال زبری روی سطح ایرفویل، توزیع فشار و سرعت روی ایرفویل تغییر کرده و سازه پایدارتر می‌شود. نیروهای آیرودینامیکی با افزایش سرعت جریان افزایش می‌یابند، در حالی که سختی سازه‌ای مستقل از سرعت جریان است، بنابراین سازه با افزایش سرعت جریان ناپایدار می‌شود. این بی‌ثباتی می‌تواند منجر به شکست نهایی سازه شود. یک پدیده حائز اهمیت در آیرولاستیک فلاتر است که در آن نوسانات کوچک رشد کرده و نیروهای دینامیکی بزرگی تولید می‌کنند [۱].

در ابتدا خلاصه‌ای از کارهای انجام‌شده در زمینه آیرولاستیک ارائه می‌شود سپس انگیزه و هدف این تحقیق آورده می‌شود. داماس و همکارانش یک شبیه‌سازی عددی از حرکت نوسانی اجباری پیچش و پلانچ روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ انجام دادند و نشان دادند که در حرکت هارمونیک دامنه نوسان و زاویه پیچ بدون تغییر و ثابت هستند [۲]. موات با کوپل کردن روابط سیالاتی و جامداتی دست به مدل‌سازی غیرخطی آیرولاستیک زد. در مدل‌سازی آنها در ناحیه سیالاتی معادلات اوپلر به کار گرفته می‌شد و در ناحیه جامداتی با استفاده از روش کاهش مرتبه و به‌کارگیری روش رانج کوتای مرتبه ۴ معادلات گسسته شدند. نتایج آنها تأثیرات ترم‌های غیرخطی را در معادلات حاکم نشان می‌دهد [۳]. خیریل و زورکیپلی با استفاده از آیرودینامیک غیرخطی، به شبیه‌سازی سیستم آیرولاستیک پرداختند. نتایج آنها روند خوبی را با داده‌های تجربی نشان می‌دهد [۴]. اونگر و همکارانش به بررسی حرکت آیرولاستیک ایرفویل نوسانی در حرکت بالزنی پرداختند.

نتایج آنها با داده‌های تونل باد مطابقت خوبی داشت [۵]. ریزو و همکارانش به بررسی عددی آیرولاستیک یک بالواره صفحه تخت صلب در حرکت پیچشی اختیاری با دامنه بالا پرداختند. در تحقیق آنها جریان غیرلزج و غیر قابل تراکم و نیز چسبیده به سطح و پتانسیلی فرض شده است [۶]. مدروبی و همکارانش برای حل معادلات ناویراستوکس دوبعدی در جریان با رینولدز بین ۸۰۰ تا ۱۰۰۰۰ از روش المان اسپکترال اچ پی^۱ برای گسسته‌سازی مکانی و یک روش جداسازی مرتبه بالا برای تکامل زمانی استفاده کردند. در این شبیه‌سازی جریان تراکم ناپذیر و لزج بر روی یک بالواره ناکا ۰۰۱۲ در حال نوسان در نظر گرفته شده بود. آنها نشان دادند عدد رینولدز در حالیکه فرکانس و دامنه نوسان ثابت باشد تأثیر بزرگی بر روی ساختار جریان و نیروهای آیرودینامیکی نمی‌گذارد ولی افزایش دامنه نوسانات تأثیر شدیدی در گردابه‌ها و مقدار ضریب پسا و برا می‌گذارد [۷]. یوان و همکارانش با به‌کارگیری روش عددی در جریان غیرقابل تراکم روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در حرکت نوسانی آزاد در عدد رینولدز گذرا و دو درجه آزادی به نتایجی دست یافتند که نشان می‌داد با افزایش عدد رینولدز دامنه نوسانات بالا می‌رود [۸]. باناوارا و همکارانش روش کاهش مرتبه یافته را برای بررسی رفتار آیرولاستیک بال در جریان گذر صوتی پیشنهاد کردند زیرا نظریه‌های آیرودینامیک خطی پیش‌بینی‌های مناسبی از جریان جدا نشده مادون صوت و مافوق صوت ارائه می‌دهند اما جواب مناسبی برای شرایط گذر صوتی به علت وجود غیرخطی‌های موجود در جریان گذر صوتی ارائه نمی‌دهند [۹]. آکالا و همکارانش به صورت تجربی رفتار آیرودینامیکی یک بالواره انعطاف‌پذیر را در حرکت فراز و فرود مورد بررسی قرار دادند. آنها از پی‌آی وی^۲ برای مشخص کردن میدان جریان و گردابه استفاده کردند و از بررسی خواص انعطاف‌پذیر و مقایسه آن با حالت صلب نشان دادند که نیروهای آیرودینامیک بسیار به عدد استروهال^۳ و فرکانس کاهیده وابسته است. آنها نیز نشان دادند در فرکانس پایین بال انعطاف‌پذیر تحت کمترین تغییر شکل قرار می‌گیرد و بازده بال انعطاف‌پذیر نسبت به بال صلب بیشتر است [۱۰].

¹ spectral/hp element method² Particle image velocimetry (PIV)³ Strouhal number

افزایش گشتاور محوری توربین شده و بهره افزایش می‌یابد [۱۹].

در این تحقیق، یک روش ساده، دقیق و با هزینه محاسباتی کم برای شبیه‌سازی آیروالاستیک حول ایرفویل نوسانی (حرکت پیچش و فراز و فرود) به‌کار گرفته شده است. در این پژوهش یک نرم‌افزار دوبعدی برای شبکه‌بندی و شبیه‌سازی جریان گذر صوتی ناپایا و تراکم‌پذیر گذرنده از روی یک بالواره نوسانی با استفاده از روش عددی حجم محدود و الگوریتم فشار مبنا توسعه داده شده است. برای این منظور از شبکه ثابت و روش نوسان بردار سرعت مرز ورودی استفاده شده است که ساده‌ترین شکل ممکن برای شبیه‌سازی این حرکت در مقایسه با روش‌های پیچیده مانند شبکه دینامیکی است.

در مطالعه حاضر برای شبیه‌سازی معادلات ناویر استوکس، از مدل توربولانسی اصلاح شده $k-\epsilon$ برای جریان تراکم‌پذیر حول ایرفویل استفاده شده و نیز برای گسسته‌سازی ترم‌های جابه‌جایی معادلات از اسکیم مرتبه بالای اسپیک که توانایی پیش‌بینی گرادیان‌های شدید جریان اعم از موج ضربه‌ای را دارد به‌کار گرفته شده است. در این روش از روش متغیرهای بی‌بعد شده ان وی دی^۱ که در دینامیک سیالات عددی برای جلوگیری از نوسانات غیرواقعی به‌کار گرفته می‌شود استفاده شده است. معادلات حرکتی دوبعدی از معادلات لاگرانژی که با معادلات آیرودینامیکی ترکیب شده‌اند به‌دست می‌آیند. این تحقیق به بررسی اثرات آیرودینامیکی غیرخطی بر رفتار آیروالاستیک ایرفویل نوسانی صلب (حرکت آزاد و اجباری) استوار است. برای این منظور سختی سازه‌ای و زبری سطح بالواره و سایر پارامترهای مؤثر بررسی شده است.

۲- معادلات حاکم و گسسته‌سازی

۲-۱- معادلات سیالاتی

معادلات حاکم برای تحلیل جریان سیال و محاسبه نیروهای آیرودینامیکی در این شبیه‌سازی شامل رابطه پیوستگی، معادلات مومنتوم و رابطه انرژی می‌باشند.

کار تجربی دیگری رفتار آیروالاستیکی یک بال مستطیلی در حرکت فراز فرود مورد بررسی قرار گرفت. آنها با اندازه‌گیری شتاب و فشار جریان رفتار دینامیکی بال را تحت اثر تغییرات دو پارامتر سرعت جریان آزاد و زاویه حمله اولیه مورد بررسی قرار دادند. آنها نشان دادند که پدیده فلاتر فلاتر واماندگی به‌وسیله فرکانس نوسانات چرخه حد در حالت بحرانی به یکدیگر رابطه دارند [۱۱]. واکر و همکارانش به بررسی تأثیرات انعطاف‌پذیری به فرم چندجمله‌ای چبیشف پرداختند که در آن دو جمله اول بیانگر تغییرات صلب بال و باقیمانده جمله‌ها نشان‌دهنده تغییر شکل بال هستند. آنها برای بخش آیرودینامیک از بسط نظریه آیرودینامیک ناپایا ایرفویل نازک که توسط تئودرسن برای جسم صلب توسعه داده شده بود استفاده کردند [۱۲]. ویلیامز یک روش برای خطی‌سازی جریان ناپایای گذر صوتی پیشنهاد کرد که امواج ضربه‌ای را نیز شامل می‌شد. در این روش به غیر از روش‌های تفاضل محدود در روش‌های دیگری مانند روش‌های المان محدود برای حل معادلات ناپایای گذر صوتی کاربرد داشت [۱۳]. کاظمی و همکاران [۱۴] و رضوی و نگهبان [۱۵] از جمله کسانی هستند که در حوزه آیروالاستیک یک بالواره تحقیق نمودند. تاوایی اثر زبری سطح را روی پره‌های توربین بادی محور افقی مطالعه کرد. نتایج نشان می‌دهد که در یک سطح ناهموار، سرعت در لایه مرزی بیشتر از سطح صاف است و در رینولدزهای پایین افت آیرودینامیکی کاهش می‌یابد [۱۶]. بوهلال اثر زبری سطح بر عملکرد آیرودینامیکی پره‌های توربین بادی محور افقی را مورد بررسی قرار داد. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش ارتفاع زبری شدت توربولانس در نزدیکی دیواره افزایش می‌یابد و سبب می‌شود مومنتوم لایه مرزی افزایش پیدا کند و جدایش جریان دیرتر اتفاق بیافتد که خود افزایش بهره توربین بادی را به همراه دارد [۱۷]. مارسلو و همکارانش پیامد زبری روی پره‌های توربین بادی را مورد مطالعه قرار دادند و راه‌حلی برای افزایش تولید برق ارائه کردند [۱۸]. آرتور و همکارانش در یک بررسی توزیع ناهمواری‌ها را روی پره‌های توربین باد مورد مطالعه قرار دادند. نتایج آنها نشان داد که با استفاده از زبری سطح، ضریب برا کاهش یافته و ضریب پسا افزایش می‌یابد که خود سبب

^۱Normalized Variable Diagram (NVD)

$$y^+ = \frac{\rho y_p \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}}{\mu} \quad (13)$$

$$\Delta\beta = \frac{1}{\kappa} \ln(1 + 0.3h_s^+) \quad (14)$$

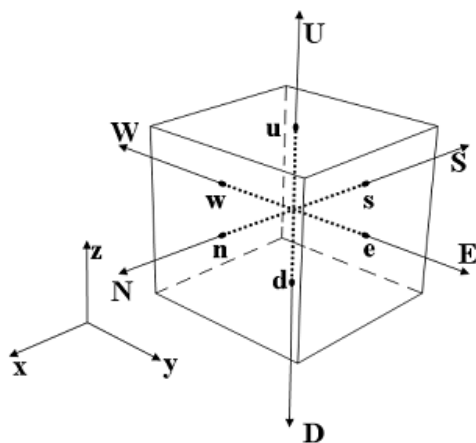
$$h_s^+ = \frac{h_s u_\tau}{\nu} \quad (15)$$

$$\begin{cases} 0 < h_s^+ < 5 & \text{smooth} \\ 5 < h_s^+ < 70 & \text{transitional roughness} \\ 70 < h_s^+ & \text{fully rough} \end{cases} \quad (16)$$

در معادلات بالا y_p فاصله سلول تا دیواره و $E = 9.793$ یک ثابت تجربی است. همان طور که مشاهده می شود $\Delta\beta$ با ارتفاع زبری رابطه دارد و در منابع مختلف برای شرایط مختلف، ضرایب استفاده شده در این معادلات متفاوت است. اثر زبری در u^+ ظاهر می شود و تنش های برشی آشفته روی دیواره و ترم چشمه رابطه انرژی توربولانس تابعی از u^+ است.

۲-۱-۱- گسسته سازی معادلات

در پژوهش حاضر برای مدل سازی اثرات آشفته گی و حل دستگاه معادلات ریاضی تشکیل یافته نیاز است تا ابتدا آن ها گسسته سازی شود. سپس با انتخاب مناسب یک الگوریتم حل می توان روند محاسبه متغیرهای جریان را پیمایید. در این تحقیق از شبکه هم محل برای گسسته سازی معادلات در حجم محدودهای مربوطه استفاده شده است (شکل ۱).



شکل (۱): ساختار کلی یک حجم کنترل

فرم کلی معادلات برای هر متغیر ϕ به صورت زیر است: (رابطه ۱۷)

$$\frac{\delta v}{\delta t} [(\rho\phi)_p^{n+1} - (\rho\phi)_p^n] + I_e - I_w + I_n - I_s = S_\phi \delta v \quad (17)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial (\rho v_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho v_i v_j - T_{ij})}{\partial x_j} = S_i^v \quad (2)$$

$$\frac{\partial (\rho\phi)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho v_j \phi - q_j)}{\partial x_j} = S^\phi \quad (3)$$

$$T_{ij} = \mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial v_n}{\partial x_n} \delta_{ij} - P \delta_{ij} \quad (4)$$

$$q_j = \Gamma_\phi \left(\frac{\partial \phi}{\partial x_j} \right) \quad (5)$$

$$i = 1, 2 \quad j = 1, 2$$

این معادلات توسط الگوریتم پیرو و به صورت فشار مبنا حل می شوند. مدل توربولانسی استفاده شده در این شبیه سازی یک مدل اصلاح شده κ - ϵ است [۲۰].

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho v_j k - \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) = D_{comp} + G - \rho \epsilon + \theta_{diff} \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho v_j \epsilon - \Gamma_\epsilon \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right) = c_1 \frac{\epsilon}{k} G - c_2 \rho \frac{\epsilon^2}{k} \quad (7)$$

$$G = \mu_t \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial v_i}{\partial x_j} - \frac{2}{3} \mu_t \delta_{ij} \left(\frac{\partial v_n}{\partial x_n} + \rho k \right) \frac{\partial v_i}{\partial x_j} \quad (8)$$

$$i = 1, 2 \quad j = 1, 2$$

در اینجا، D_{comp} و θ_{diff} اثرات تراکم پذیری در معادلات هستند [۲۱] و همچنین مدل های پیشنهادی یانگ نیز به کار گرفته شده اند [۱۶].

$$\theta_{diff} = 0.0 \quad (9)$$

$$D_{comp} = -\frac{\mu_t}{\rho^2} \frac{\partial \rho}{\partial x_i} \frac{\partial P}{\partial x_i} - \frac{g}{55} \rho k \frac{\partial v_i}{\partial x_i} \quad (10)$$

ضرایب ثابت در معادلات فوق در جدول ۱ آورده شده است.

جدول (۱): مقادیر ضرایب ثابت در مدل توربولانسی به کار گرفته شده

| c_μ | σ_k | σ_ϵ | c_1 | c_2 |
|---------|------------|-------------------|-------|-------|
| ۰/۰۹ | ۱ | ۱/۳ | ۱/۴۴ | ۱/۹۲ |

برای بررسی تأثیر زبری بر روی سطح در معادلات، از توابع دیوار استفاده می شود [۲۲].

$$u^+ = \frac{u}{u_\tau} = \frac{1}{\kappa} \ln(E y^+) + \beta - \Delta\beta \quad (11)$$

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (12)$$

دستگاه معادلات گسسته شده ممنوم در دو جهت به طور مجزا و ضمنی حل می شود سپس رابطه تصحیح فشار اول و دوم به طور ضمنی حل می شود در انتهای معادلات اسکالر که شامل معادلات انرژی و توربولانس است حل می شود. در این شبیه سازی با توجه به اینکه معادلات بقا سیالات به طور ضمنی حل می شوند بزرگ ترین عدد کورانت دامنه حل را می توان بیشتر از یک انتخاب نمود معمولاً این عدد را دو گرفته می شود (مگر اینکه روند حل واگرا شود تا عدد کمتر انتخاب شود) با این انتخاب و داشتن سرعت و گام مکانی در سلولی که بزرگ ترین عدد کورانت را دارد گام زمانی محاسبه می شود

۲-۲- معادلات جامداتی

در تحقیق حاضر، از معادلات حرکتی در دو درجه آزادی برای مدل سازی آیروالاستیک در حرکت فراز فرود استفاده شده است.

$$[M]\{\ddot{X}\} + [D]\{\dot{X}\} + [K]\{X\} = \{F(t)\} \quad (21)$$

معادلات حرکتی دوبعدی از معادلات لاگرانژی که با معادلات آیرودینامیکی ترکیب شده اند به دست می آیند. در این مطالعه معادلات حرکت در دو حالت بررسی شده اند. در حالت اول نوسان اجباری ایرفویل تحت اثر نیروهای آیرودینامیکی مورد مطالعه قرار گرفت که در آن زاویه حمله به عنوان تابعی از زمان در نظر گرفته شده بود (رابطه ۲۲).

$$\theta = \theta_0 + \theta_{max} \sin(2\pi kt) \quad (22)$$

در حالت دوم نوسان آزاد ایرفویل تحت اثر نیروهای آیرودینامیکی مورد مطالعه قرار گرفته و فقط میرایی تحت تأثیر ویسکوزیته سیال در معادلات لحاظ شده است و هیچ میرایی سازه ای در روابط در نظر گرفته نشده است. معادلات تحت این شرایط در فرم زیر داده شده اند. در این شبیه سازی ها مراکز سختی در وسط وتر قرار دارند.

$$\begin{cases} F_L \cos(\theta) + F_D \sin(\theta) = K_S \cdot X \\ F_L \cos(\theta) \frac{c}{4} + F_D \sin(\theta) \frac{c}{4} + M \frac{c}{4} = K_\theta \cdot \theta_0 \end{cases} \quad (23)$$

با حل این معادلات در هر گام زمانی زاویه پیچ و جابه جایی عمودی (دامنه نوسان) ایرفویل به دست می آید.

شارهای پخشی در این معادلات به روش اختلاف مرکزی تقریب زده می شوند.

$$I_w = F_w \Phi_w = \Phi_w (\rho V A)_w \quad (18)$$

در رابطه (۱۸) مقدار Φ_w مربوط به اندازه متغیر در سطح سلول w است. اما از آنجا که در شبکه هم مکان تمامی متغیرهای برداری و اسکالر در مراکز سلول ها ذخیره سازی می شود احتیاج دارد تا اندازه این متغیرها بر روی سطوح درون یابی شود. این درون یابی توسط هر الگوی مرتبه بالا قابل دست یابی است. درون یابی مورد استفاده در پژوهش حاضر به کمک الگوی وضوح بالای ان وی دی است. به عنوان مثال مقدار Φ_w تحت شرایط زیر از اسکیم اسبیک^۱ که بر مبنای روش متغیرهای بی بعد شده است به دست می آید.

$$\begin{aligned} \Phi_w &= \Phi_p & \text{If } \Phi_p \notin [0,1] \\ \Phi_w &= \left(1 + \frac{x_p - x_w}{k(x_p - 1)}\right) \Phi_p - \frac{x_p - x_w}{k(x_p - 1)} \Phi_p^2 & \text{If } \Phi_p \in [0, k] \\ \Phi_w &= \frac{x_w - 1}{x_p - 1} \Phi_p + \frac{x_p - x_w}{x_p - 1} & 0 \leq k \leq 0.5 \\ & & \text{If } \Phi_p \in [1, k] \end{aligned} \quad (19)$$

و در نهایت شکل کلی رابطه گسسته شده به فرم زیر است:

$$\sum_i A_i \Phi_i + S'_\phi + S_{dc} = A_p \cdot \Phi_p \quad i: E, W, N, S \quad (20)$$

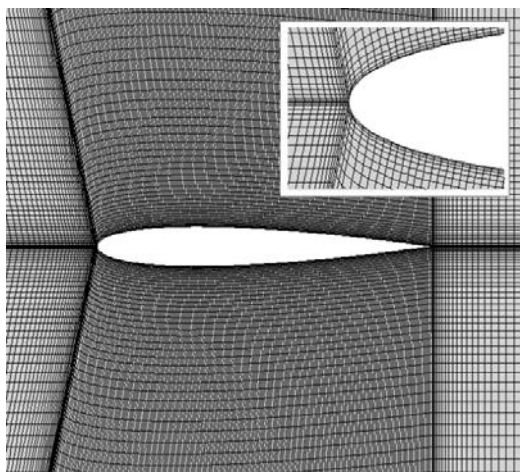
۲-۱-۲- روش حل

در این تحقیق از شبکه H استفاده شده است ولی به دلیل اینکه این نوع شبکه سازی در نزدیکی لبه حمله، شبکه خیلی از تعامد فاصله می گیرد و کجی زیادی دارد به خطوط شبکه در نزدیک بالواره شیب داده شده است. سپس معادلات طبق قسمت قبل گسسته می شود. ترم های پخش توسط روی تفاضل مرزی و ترم های جابه جایی توسط روش دقت بالای اسبیک و ترم زمانی توسط روش کرنک نیکلسون [۲۳] که دارای دقت مرتبه دوم دارد گسسته شده و توسط الگوریتم پیرو حل می شود. این روش شامل یک مرحله پیشگویی و دو مرحله اصلاح برای محاسبه میدان سرعت و فشار سیال تراکم پذیر است. که ابتدا

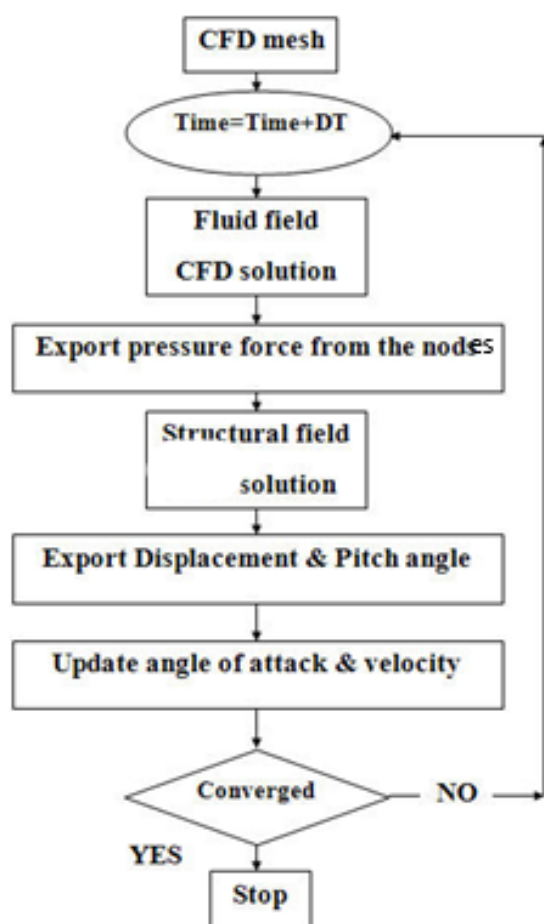
¹ Second and Blending Interpolation Combined (SBIC)

۳- شرایط مرزی

ثابت بودن شبکه محاسباتی با بزرگ شدن دامنه جابه‌جایی و زاویه پیچ پایداری حل بالا بوده و سبب واگرایی و فروپاشی شبکه نمی‌شود که در شبکه‌های دینامیکی بسیار مرسوم است. الگوریتم حل در زیر آورده شده است.



شکل (۲): شبکه محاسباتی



شکل (۳): الگوریتم حل

تعریف شرایط مرزی برای بستن و حل نمودن سیستم معادلات با مشتقات جزئی حاضر امری ضروری است. علاوه بر این شرایط مرزی در حل‌های دینامیک سیالاتی از حیث این امر که سبب ورود جریان به دامنه محاسباتی و خروج آن می‌شوند بسیار پر اهمیت می‌باشند و نحوه تعریف آنها به‌طور مستقیم در نتایج شبیه‌سازی تأثیرگذار می‌باشند. شرایط مرزی به‌کار گرفته‌شده در این تحقیق شامل شرط مرزی ورودی سرعت که در مرز ورودی ناحیه محاسباتی استفاده شده است که در اینجا از روش بردار نوسانی سرعت مرز ورودی جهت سادگی و هزینه محاسباتی کم بجای شبکه دینامیکی و تغییرات زاویه‌ای ایرفویل در هر گام زمانی به‌کار گرفته شده است. در بالا و پایین شبکه محاسباتی از شرط مرزی دور دست و در خروجی از شرط مرزی فشار خروجی استفاده شده است. همچنین فاصله ایرفویل از مرز ورودی، ۵ برابر وتر و از مرز بالا و پایین، ۱۵ برابر وتر و از مرز خروجی، ۲۰ برابر وتر است. در این شبیه‌سازی از توابع دیواره نیز برای محاسبه سرعت لایه مرزی روی ایرفویل استفاده شده است [۲۴]. در شکل ۲ شبکه محاسباتی آورده شده است.

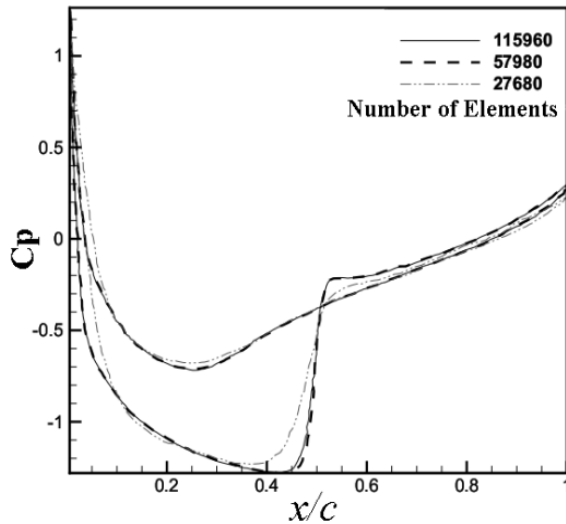
۴- تعامل سیال - سازه

تعامل سیال سازه دانش بررسی جزئیات سیال در تقابل با سازه و پدیده‌هایی است که در این فعل و انفعال رخ می‌دهند. این فرآیند که در بسیاری از سیستم‌های مهندسی کاربردهای گسترده‌ای دارند ممکن است در جریان‌های داخلی یا خارجی که تحت تأثیر عوامل مختلفی از قبیل هندسه ساختاری، شرایط جریان و یا خصوصیات سیال می‌باشند پدید بیاید. پیشرفت‌های اخیر در این زمینه مبانی ریاضی و محاسباتی مورد نیاز برای درک بهتر و کارآمدتر در این نوع شبیه‌سازی‌ها را فراهم کرده است. در این الگوریتم ابتدا معادلات ناویراستوکس در ناحیه محاسباتی حوزه حل ایرفویل حل می‌شوند و نیروهای فشاری و لزجی در سطح ایرفویل محاسبه می‌گردند سپس از این نیروها به‌عنوان ورودی معادلات سازه استفاده می‌شوند (شکل ۳). حال با حل معادلات جامداتی جابه‌جایی عمودی ایرفویل و زاویه پیچ در هر گام زمانی محاسبه می‌شوند. در این روش به‌دلیل

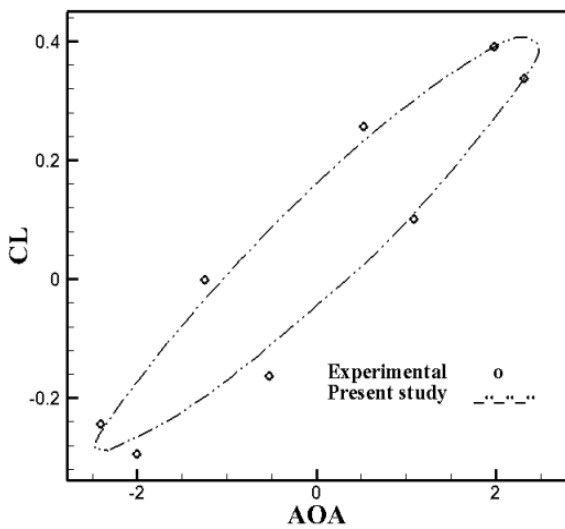
۵- نتایج و بحث

در این شبیه‌سازی با توجه به اینکه از مدل $k-\epsilon$ استفاده شده سعی گردیده است ابتدا در حالت پایا ضخامت اولین سلول روی بالوار طوری تنظیم شده تا y^+ بین ۳۰ تا ۵۰۰ قرار گیرد.

نتایج در دو حالت اجباری و آزاد ارائه شده است. در حالت اول نوسان اجباری بدین معنی است که در ورودی سرعت به‌طور نوسانی با دامنه و فاز اولیه ثابت تغییر می‌کند که این نوسان جریان تا هنگامی که نیروهای آیرودینامیکی به شکل پریودیک برسد ادامه می‌یابد در این حالت می‌توان منحنی هیستریزیت را رسم نمود (مطابق شکل ۵) در حالت دوم که بحث نوسان آزاد است در ورودی سرعت به‌طور نوسانی با دامنه نوسان و زاویه پیچش متغیر بوده و تابعی از شرایط حرکتی ایرفویل (که شرط اولیه در این حالت همان شرایط پریودیک حالت اول است و دیگر دامنه و فاز اولیه ثابت نیست) است به عبارت دیگر چون جریان لزجت دارد حرکت ایرفویل تحت شرایط حرکت اولیه و تأثیر لزجت قرار گرفته و هر لحظه کاهش زاویه پیچش و دامنه نوسان را به هم راه دارد که در نهایت دامنه حرکت نوسانی کم و ثابت می‌شود. در ابتدا نتایج نوسان اجباری ایرفویل در جریان گذر صوتی تراکم پذیر در ماخ 0.755 آورده شده است. برای این منظور بررسی و مطالعه شبکه و اثبات عدم وابستگی حل به تعداد سلول‌های اتخاذ شده برای شبیه‌سازی صورت گرفته شده است. تعداد سلول‌های به‌کار گرفته شده در این تحقیق 115960 است که از حل چندین شبکه محاسباتی متفاوت در شرایط یکسان به‌دست آمده است. پس از اینکه استقلال از شبکه محاسباتی حاصل شد (شکل ۴) جهت اعتبارسنجی روش حل می‌بایست نتایج شبیه‌سازی با نتایج معتبر آزمایشگاهی مقایسه شود [۲۵]. برای این منظور از ایرفویل ناکا 0012 در جریان گذر صوتی با ماخ 0.755 در یک حرکت پیچشی سینوسی استفاده شده است که در آن فرکانس کاهیده 0.814 و زاویه اولیه ایرفویل 0.16 درجه و دامنه زاویه پیچ $2/51$ درجه است. همان‌طور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود نتایج شبیه‌سازی با نتایج آزمایشگاهی از تطابق خوبی برخوردار است [۲۵].

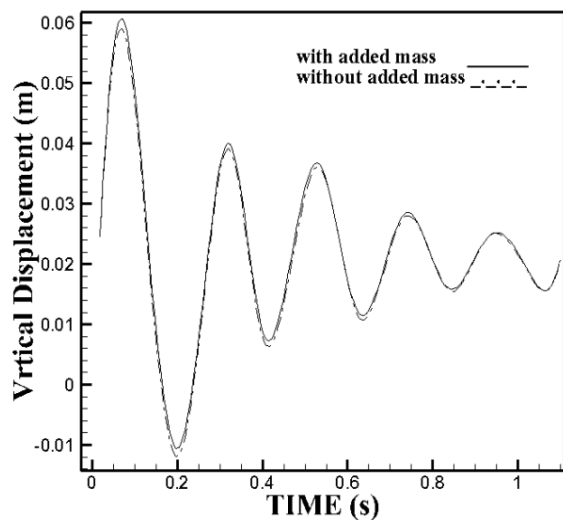


شکل (۴): استقلال از شبکه محاسباتی



شکل (۵): مقایسه ضریب برآ بر حسب زاویه حمله

همان‌طور که در شکل ۵ نشان داده می‌شود در حرکت اجباری ایرفویل نوسانی دامنه‌های بالایی و پایینی ایرفویل ثابت بوده و نتایج حرکتی ایرفویل با گذشت زمان به‌صورت تکراری تکرار می‌شوند. در همه شبیه‌سازی‌های انجام گرفته در تعامل سیال سازه جریان تراکم پذیر و ماخ جریان 0.8 است. در این تحقیق از آنجا که هدف بررسی اثر زبری و سختی سازه‌ای است حرکت ایرفویل در شرایط متفاوت با یکدیگر مقایسه شده است. از نقاط قوت و اصلی این تحقیق می‌توان به ارائه راه‌حل جدیدی در آیروالاستیک دوبعدی ایرفویل صلب اشاره کرد که در آن هزینه محاسبات کمتر و



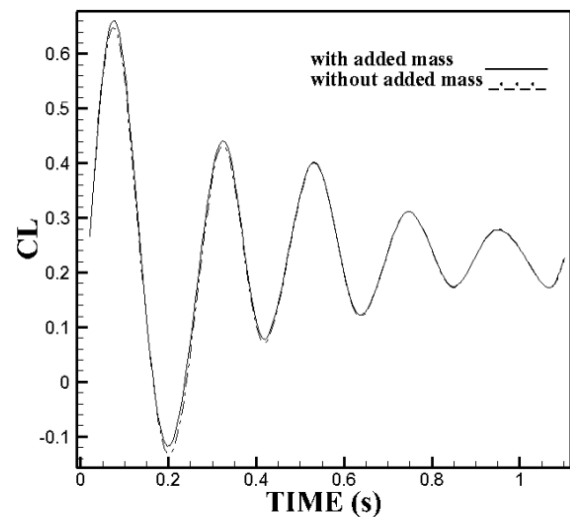
شکل (۸): جابه‌جایی عمودی بر حسب زمان

همان‌طور که مشاهده می‌شود، هنگامی که اثر جرم افزوده در نظر گرفته شود تغییر دامنه‌های نوسان در مقایسه با روش حاضر بسیار ناچیز است و می‌توان آن را نادیده گرفت.

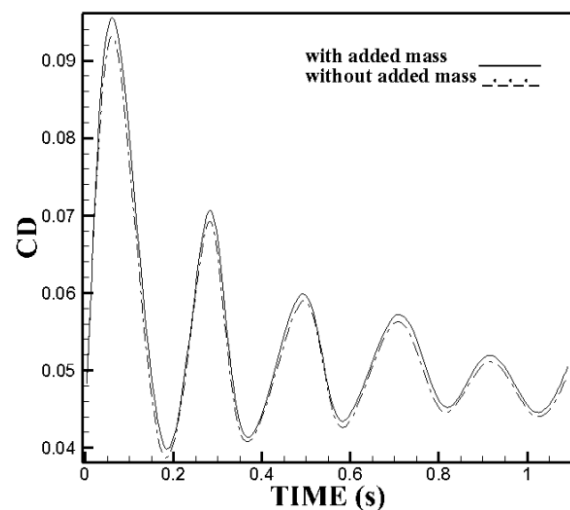
در اولین شبیه‌سازی سختی پیچشی فنر $k_{\theta} = 52500$ نیوتن متر بر رادیان و سختی کششی فنر $k_s = 850470$ نیوتن بر متر در نظر گرفته شده است. در شکل‌های ۹ و ۱۰ تغییرات برآ و پس‌آ بر حسب زاویه حمله آورده شده است.

همان‌طور که مشاهده می‌شود با گذشت زمان دامنه تغییرات ضرایب برآ و پس‌آ کوچک‌تر شده و بعد از چندین سیکل به سمت پایا همگرا می‌شود. در این شبیه‌سازی‌ها به دلیل غلبه نیروهای سازهای به نیروهای آیرودینامیکی دامنه نوسان حل همگرا بوده و پس از رهاسازی ایرفویل طی چندین نوسان به حالت پایا بر می‌شود. از این نمودار می‌توان فهمید همان‌طور که با رهاسازی ایرفویل زاویه حمله افزایش می‌یابد و ضریب برآ بزرگ‌تر می‌شود به سبب افزایش پس‌آی موجی نیروی پس‌آ افزایش یافته و زاویه حمله بزرگ‌تر می‌شود. این افزایش زاویه حمله تا جایی زیاد می‌شود که نیروی کشش فنر خطی و پیچشی بتواند بر نیروی‌های دینامیکی غلبه کند و از آنجا به بعد زاویه حمله رو به کاهش می‌رود و این روند ادامه می‌یابد تا اینکه دامنه نوسانات کوچک شوند و ایرفویل به حالت پایا برسد.

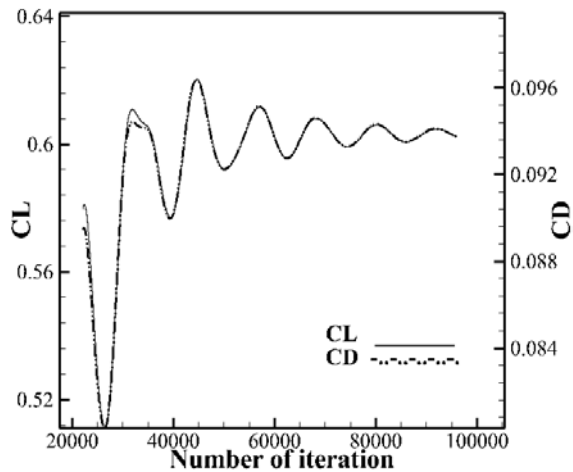
همگرایی و پایداری حل بیشتر است. ابتدا لازم است اثر جرم اضافه‌شده در این شبیه‌سازی مورد بررسی قرار گیرد و سپس نتایج با داده‌های این روش مقایسه شود. برای این منظور حرکت آزاد نوسانی ایرفویل در ماخ 0.85 شبیه‌سازی شده است. همان‌طور که در شکل‌های (۸-۶) دیده می‌شود از آنجا که چگالی هوا کم و دامنه نوسانات ایرفویل کوچک است وقتی اثرات جرم اضافه‌شده در نظر گرفته می‌شود تأثیر قابل توجهی در ضرایب برآ، پس‌آ و جابه‌جایی عمودی بالواره در راستای عمود بر ورود جریان ندارد و می‌توان از اثر جرم افزوده در این شبیه‌سازی‌ها چشم‌پوشی کرد [۲۶].



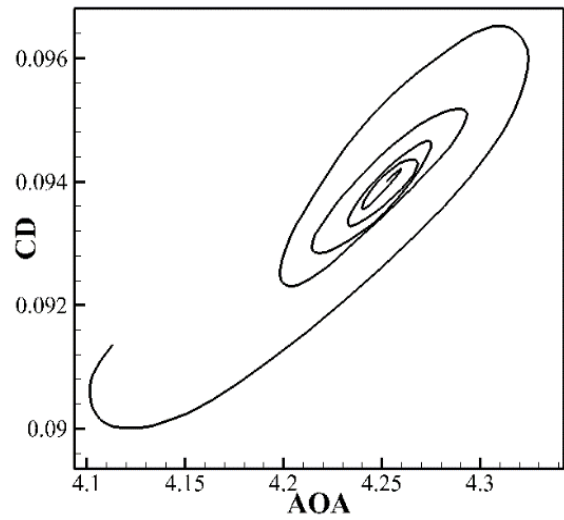
شکل (۶): ضریب برآ بر حسب زمان



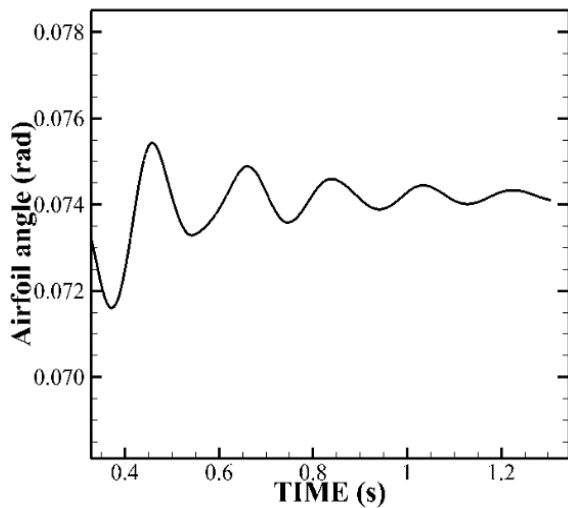
شکل (۷): ضریب پس‌آ بر حسب زمان



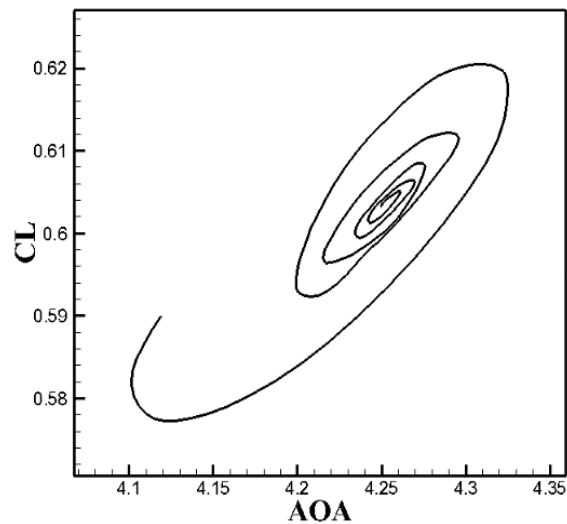
شکل (۱۱): تغییرات ضریب برآ و پسآ بر حسب تعداد تکرار



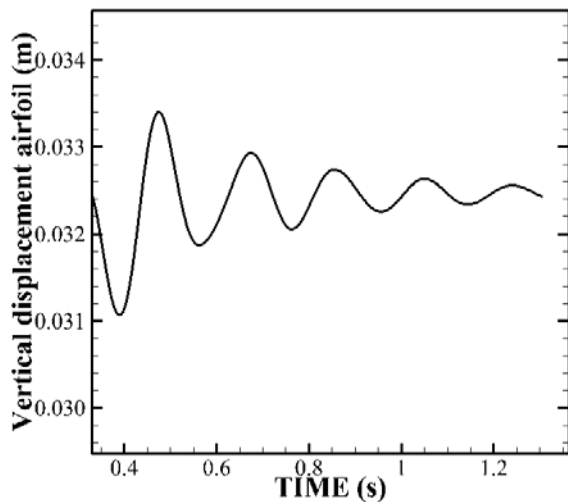
شکل (۹): تغییرات ضریب پسآ بر حسب زاویه حمله



شکل (۱۲): تغییرات زاویه پیچ بر حسب زمان



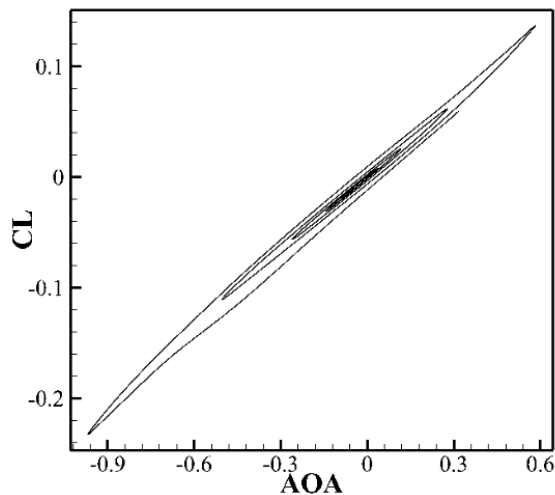
شکل (۱۰): تغییرات ضریب برآ بر حسب زاویه حمله



شکل (۱۳): تغییرات دامنه نوسان بر حسب زمان

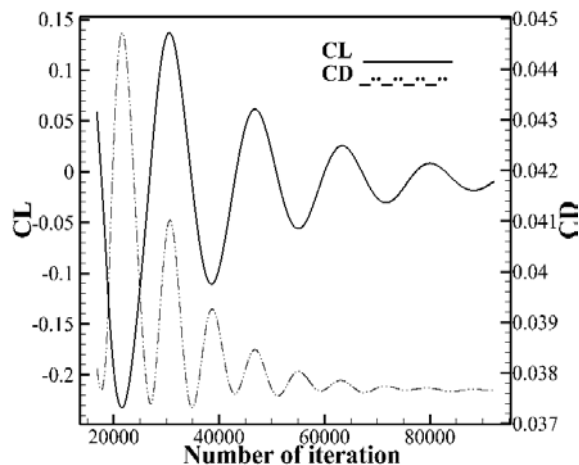
شکل ۱۱ نیز گواه این مطلب است که وقتی نیروی برآ به مقدار بیشینه خود در هر سیکل می‌رسد نیروی پسآ نیز بیشینه مقدار خود را داراست یا به عبارت دیگر نیروی برآ و پسآ به صورت هم‌فاز نوسان می‌کنند. در شکل‌های ۱۲ و ۱۳ تغییرات دامنه نوسان و زاویه پیچ ایرفویل بر حسب زمان آورده شده است.

از مقایسه شکل‌های ۱۲ و ۱۳ با شکل ۱۱ مشاهده می‌شود که هرچه دامنه نوسان بزرگ‌تر باشد نیروهای برآ و پسآ نیز بزرگ‌تر خواهند بود و بالعکس.



شکل (۱۵): تغییرات ضریب برآ برحسب زاویه حمله

همچنین از شکل ۱۶ می‌توان دید که مقدار ضریب پسا نسبت به حالت قبلی به دلیل نوسانات حول زاویه صفر درجه کمتر است و نیز مقادیر زودتر به حالت پایا رسیده‌اند.



شکل (۱۶): نمودار تغییرات ضرایب برآ و پسا برحسب تعداد تکرارها

همچنین مشاهده می‌شود وقتی نیروی برآ در نقطه اوج خود قرار دارد نیروی پسا نیز بیشینه مقدار را داراست و کمترین نیروی پسا زمانی حاصل می‌شود که ایرفویل در زاویه حمله صفر درجه باشد.

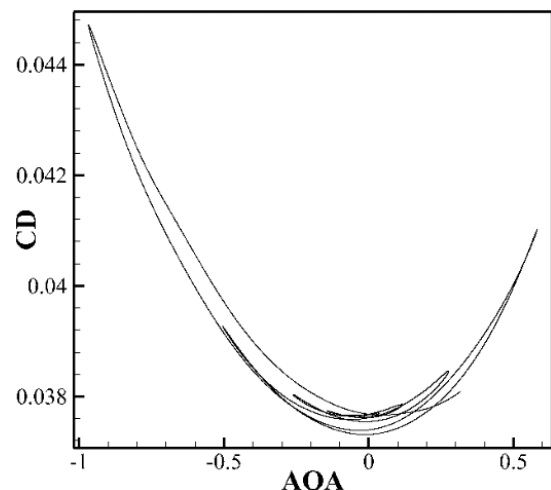
از مقایسه شکل‌های ۱۷ و ۱۸ با حالت‌های قبلی می‌توان مشاهده کرد که دامنه نوسانات و همچنین تعداد سیکل‌ها به دلیل غلبه بیشتر نیروهای سازه‌ای به نیروهای دینامیکی کوچک‌تر شده و نیز زودتر به حالت پایا رسیده‌اند. می‌توان

با تغییرات پارامترهای سختی فنرهای خطی و پیچشی و ثابت نگه‌داشتن دیگر پارامترها در دومین مورد شبیه‌سازی می‌خواهیم تغییر رفتار حرکتی ایرفویل را در حرکت فراز و فرود مورد مطالعه و بررسی قرار دهیم.

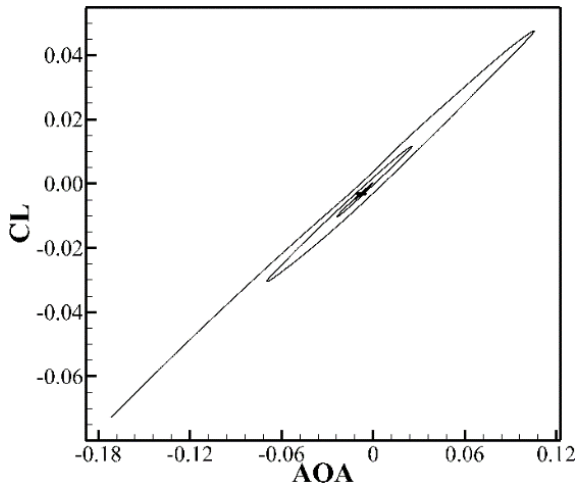
$$\begin{cases} K_s = 1700940 \text{ (N/m)} \\ K_\theta = 105000 \text{ (N}\cdot\frac{\text{m}}{\text{rad}}) \end{cases}$$

در اینجا مقادیر سختی دو برابر شده‌اند. هدف بررسی رفتار آیروالاستیک در حرکت فراز و فرود با افزایش نسبی نیروهای سازه‌ای در برابر نیروهای آیرودینامیکی است.

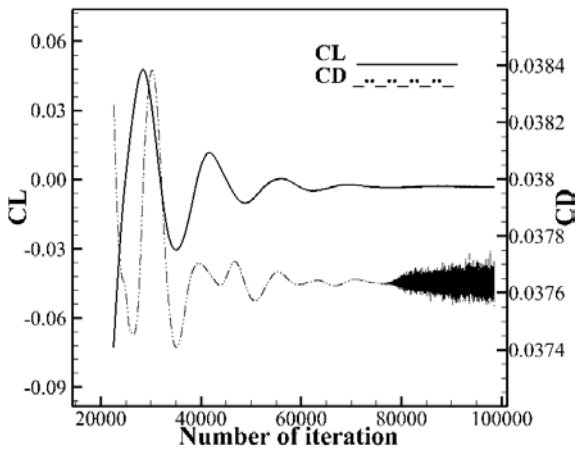
همان‌طور که از شکل‌های ۱۴ و ۱۵ مشاهده می‌شود با بزرگ شدن نیروهای سازه‌ای نوسانات ایرفویل حول زاویه صفر درجه انجام می‌شود و شکل نمودارها تغییر کرده است. در این حالت کمینه نیروی‌های برآ و پسا در زاویه صفر درجه می‌باشند. از مقایسه شکل‌های ۱۰ و ۱۵ می‌توان دید که منحنی هیستریزس ضریب برآ با افزایش سختی سازه‌ای لاغرتر شده و به دلیل داشتن زاویه حمله مثبت و منفی و حرکت موج ضربه‌ای در سطح بالایی و پایینی ایرفویل، دامنه نوسانات افزایش داشته است. در حرکت نوسانی آزاد ایرفویل وقتی نیروهای فنر خطی و پیچشی افزایش می‌یابند سبب می‌شود در ابتدای حرکت ایرفویل با شتاب زیادی به سمت پایین (زوایای منفی) کشیده شود و پس از رسیدن به نقطه اوج خود دوباره حرکت رو به بالا پیدا کند که در این مسیر ویسکوزیته سیال سبب میرا شدن حرکت نوسانی شده و پس از چندین نوسان به حالت تقریباً ثابت در می‌آید (شکل ۱۴ و ۱۵).



شکل (۱۴): تغییرات ضریب پسا برحسب زاویه حمله



شکل (۱۹): تغییرات ضریب برآ بر حسب زاویه حمله

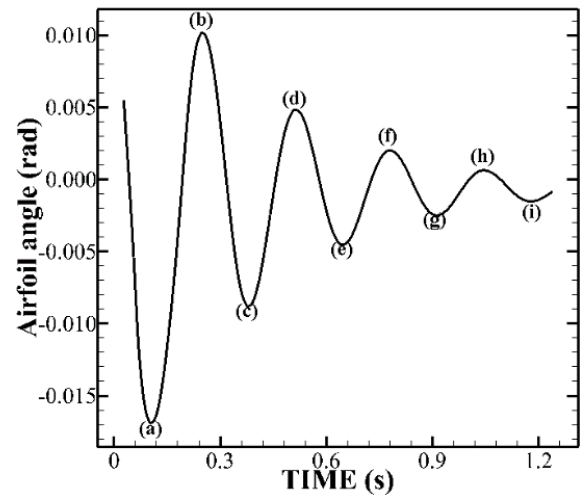


شکل (۲۰): نمودار تغییرات ضرایب برآ و پسآ بر حسب تعداد تکرارها

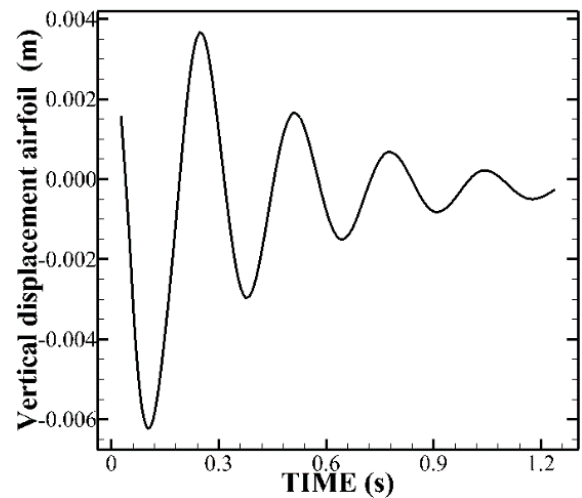
در رابطه با ضریب برآ وقتی به حالت پایدار نزدیک می‌شود به دلیل تقارن ضریب برآ نزدیک صفر می‌شود اما در مورد ضریب پسآ وجود گردابه‌ها در پایین دست بالواره از یک طرف و از طرف دیگر همان‌طور که ملاحظه می‌شود بین ۶۰۰۰ تا ۸۰۰۰۰ هزار تکرار نوسانی ظاهر نشده است ولی بعد از ۸۰۰۰۰ هزار نوسانات ظاهر شده که می‌تواند ناشی از خطای گرد کردن در تعداد تکرار زیاد باشد

کانتورهای شکل ۲۱ مربوط به نقاط مشخص شده در شکل ۱۷ می‌باشند. مشاهده می‌شود قدرت موج ضربه‌ای در ابتدای حل که زاویه حمله بزرگ‌تر است قویتر و پس‌آی موجی نیز بزرگ‌تر است و با گذشت زمان و میرا شدن نوسانات قدرت موج ضربه‌ای کاهش داشته و در سطح بالایی و پایینی ایرفویل تقریباً یکسان است.

به این نتیجه دست یافت که با افزایش سختی سازه‌های سازه پایدارتر بوده و پدیده رزونانس اتفاق نمی‌افتد چراکه یکی از پراهمیت‌ترین دغدغه‌های مهندسی ایمنی سازه و دور بودن از پدیده رزونانس و شکست است.



شکل (۱۷): دامنه تغییرات زاویه پیچ ایرفویل بر حسب زمان



شکل (۱۸): دامنه تغییرات ایرفویل بر حسب زمان

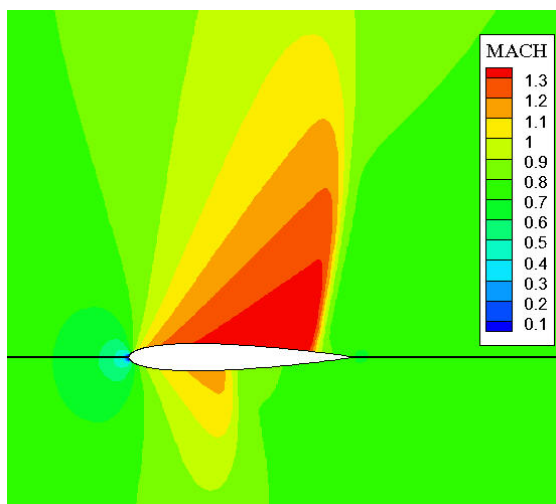
در سومین حالت شبیه‌سازی، مقادیر سختی فنرهای خطی و پیچشی نسبت به حالت قبلی دو برابر می‌شود.

$$\begin{cases} K_s = 3401881.88 \text{ (N/m)} \\ K_\theta = 210000 \text{ (N}\cdot\frac{\text{m}}{\text{rad}}) \end{cases}$$

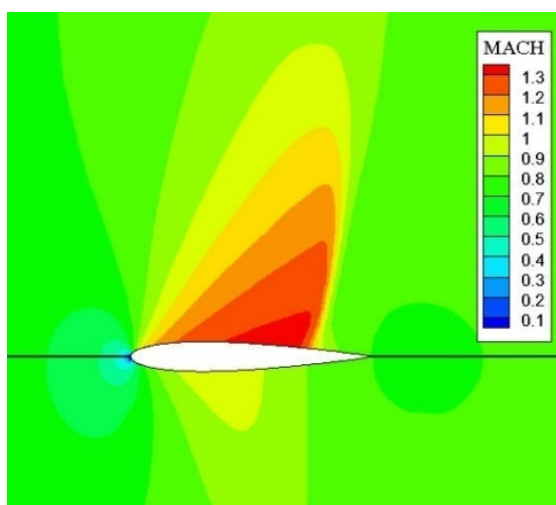
همان‌طور که از شکل‌های ۱۹ و ۲۰ مشاهده می‌شود دامنه نوسانات در این حالت نسبت به حالت‌های قبلی کوچک‌تر و تعداد سیکل‌های ایرفویل کمتر است.

شبهه‌سازی ارتفاع زبری ۰/۲ میلی‌متر در نظر گرفته شده است.

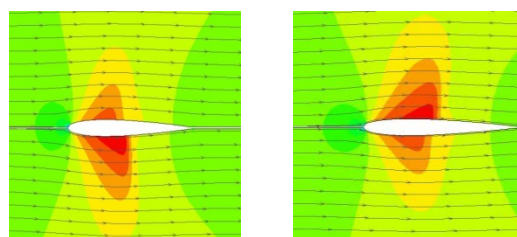
همان‌طور که از مقایسه شکل‌های ۲۲ و ۲۳ مشاهده می‌شود حضور زبری در سطح دیواره ایرفویل سبب شده است قدرت موج ضربه‌ای در ایرفویل با سطح زبر کاهش پیدا کند که این کاهش قدرت موج ضربه‌ای خود کاهش پسای موجی را نیز به همراه دارد که یکی از فواید کاربرد زبری در جریان گذر صوتی است. همچنین مشاهده می‌شود در سطح زبر موقعیت موج ضربه‌ای به سمت لبه حمله حرکت کرده است (شکل ۲۴) که سبب می‌شود نیروهای روی سطح ایرفویل متوازن‌تر باشند و گشتاور کمتری حول محور بال ایجاد نمایند.



شکل (۲۲): کانتور ماخ اطراف ایرفویل با سطح صاف

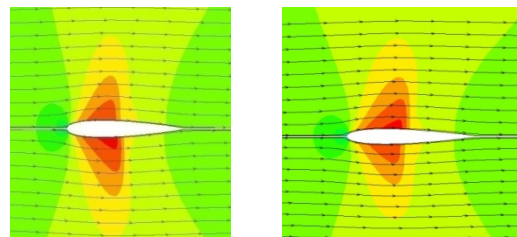


شکل (۲۳): کانتور ماخ اطراف ایرفویل با سطح زبر



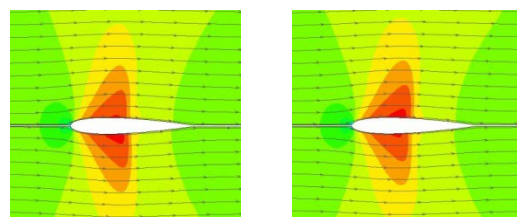
(a) : $\theta = -0.960850$

(b) : $\theta = 0.578687$



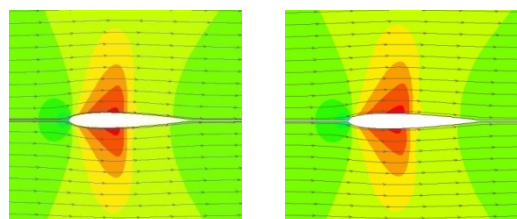
(c) : $\theta = -0.500021$

(d) : $\theta = 0.274790$



(e) : $\theta = -0.258060$

(f) : $\theta = 0.115680$



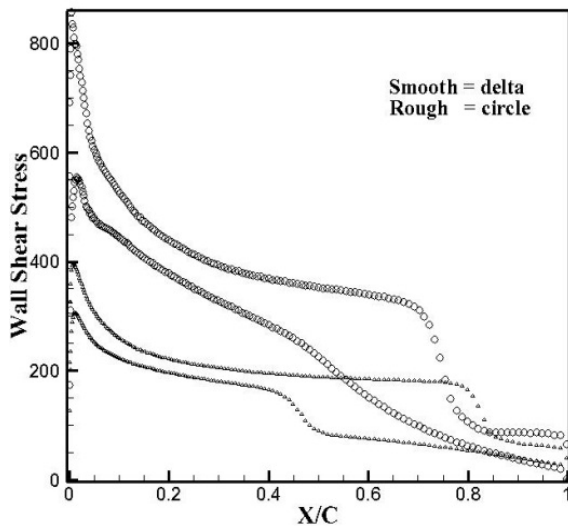
(g) : $\theta = -0.144213$

(h) : $\theta = 0.034022$

MACH: 0 0.1 0.2 0.3 0.4 0.5 0.6 0.7 0.8 0.9 1 1.1 1.2

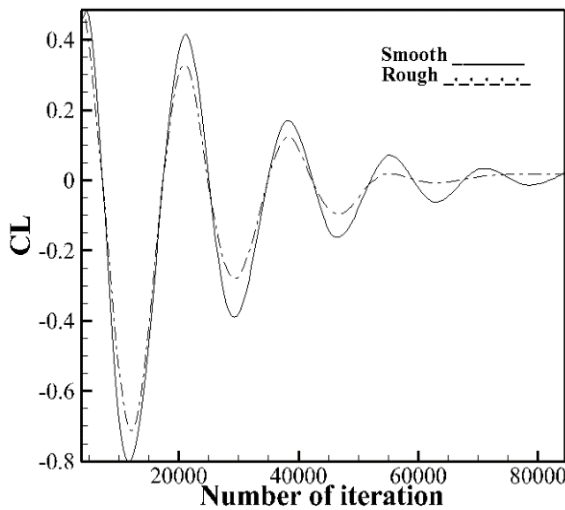
شکل (۲۱): کانتور ماخ حول ایرفویل در ماخ ۰/۸ و
 $(K_s = 1700940(N/M), K_\theta = 105000(N \cdot \frac{M}{rad}))$

در این بخش نتایج اثر زبری سطح در آیرولاستیک آورده شده است. همان‌طور که می‌دانیم به دلیل حضور زبری بر روی سطح دیواره ایرفویل شدت توربولانس در نزدیکی دیواره زبر بیشتر از دیواره صاف است که علاوه بر معایبی نظیر افزایش تنش برشی دیواره و پسای سطحی دارای محاسنی نیز هست که در نتایج آورده شده است. در این



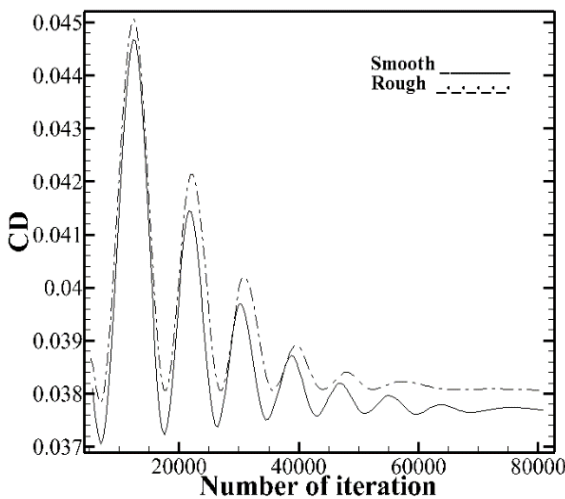
همان‌طور که از شکل ۲۴ مشاهده می‌شود در ایرفویل با سطح صاف موج ضربه‌ای در هر دو سطح بالایی و پایینی ایرفویل رخ داده است و نیز قدرت موج مذکور بیشتر است حال آنکه در ایرفویل با سطح زبر تنها در سطح بالایی ایرفویل موج ضربه‌ای رخ داده و پسای موجی کاهش داشته است.

شکل (۲۵): مقایسه نمودار توزیع تنش برشی دیواره



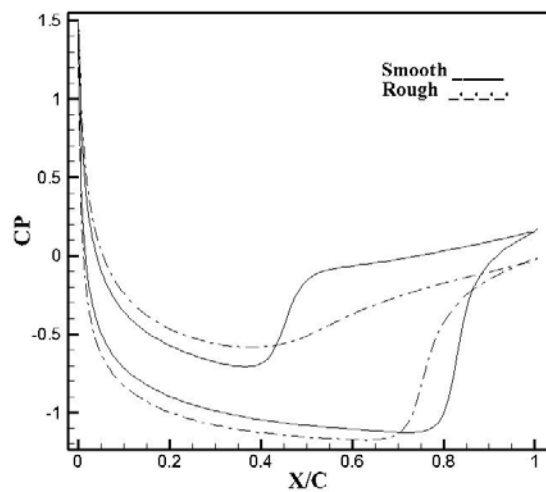
مقایسه توزیع تنش برشی دیواره (شکل ۲۵) نشان می‌دهد که در سطح زبر به دلیل افزایش شدت توربولانس مقادیر u' و v' در نزدیکی سطح افزایش می‌یابند که خود سبب افزایش تنش برشی دیواره می‌شوند. این افزایش تنش برشی دیواره سبب افزایش پسای پوسته‌ای می‌شود که سهم آن در جریان گذر صوتی و با وجود پسای موجی کم است. به همین سبب به‌کارگیری زبری در جریان گذر صوتی مفید است. همچنین مشاهده می‌شود بعد از وقوع موج ضربه‌ای در سطح ایرفویل تنش برشی ناگهان افت پیدا می‌کند که علت این رخ داد کاهش سرعت بعد از موج ضربه‌ای است.

شکل (۲۶): مقایسه ضریب برآ بر حسب تعداد تکرارها



شکل‌های ۲۶ و ۲۷ نشان می‌دهد که با حضور زبری در سطح، میزان برآ کمی کاهش داشته و نیز پسا افزایش پیدا کرده است ولی آنچه در این شبیه‌سازی حائز اهمیت است پایداری سازه در جریان گذر صوتی همراه با موج ضربه‌ای است. به وضوح مشاهده می‌شود که تعداد نوسانات و نیز دامنه نوسانات در ایرفویل با سطح زبر کمتر است چرا که با افزایش اصطکاک و تنش برشی دیواره در حضور ویسکوزیته سیال میرایی افزایش می‌یابد و سبب می‌شود ایرفویل زودتر به حالت پایای خود برسد.

شکل (۲۷): مقایسه ضریب پسا بر حسب تعداد تکرارها



شکل (۲۴): نمودار توزیع فشار حول ایرفویل با سطح زبر و صاف

۶- نتیجه گیری

- اگرچه زبری سطح سبب افزایش اصطکاک و شدت توربولانس می‌شود ولی میرایی نوسانات ایرفویل را افزایش داده و پایداری سازه را به دنبال خواهد داشت.
- اعتبار سنجی این روش شبیه‌سازی تاکنون، محدود به انتخاب سختی فنرهای خطی و پیچشی به اندازه ایی است که بتواند بر حرکت نوسانی ایرفویل غالب شده و این نوسانات را مستهلک نماید. برای انتخاب سختی های کمتر نیاز به شبیه‌سازی بیشتری است.

فهرست علائم و اختصارات

| | | |
|-------------------|---|---|
| FSI | = | Fluid-Structure Interaction |
| $SBIC$ | = | Second and Blending Interpolation Combined |
| NVD | = | Normalized Variable Diagram |
| CFD | = | Computational Fluid Dynamic |
| $SIMPLE$ | = | Semi Implicit Method For Pressure Linked Equation |
| AOA | = | Angle of Attack (in degree) |
| \mathcal{K} | = | SBIC parameter |
| Re | = | Reynolds number |
| c | = | Chord Length |
| \tilde{a} | = | Cell Face Area |
| C_μ, C_1, C_2 | = | Empirical coefficients |
| u_τ | = | Friction velocity |
| κ | = | Vonkarman constant |
| τ_w | = | Wall shear stress |
| h_s | = | Roughness height |
| F | = | Mass flux |
| I | = | Flux |
| k | = | Kinetic Energy of Turbulence |
| M_∞ | = | Free stream Mach number |
| q | = | Scalar flux vector |
| T | = | Stress tensor |
| u, v | = | Velocity components in X and Y directions |
| Γ | = | Diffusivity coefficient |
| Γ' | = | Turbulent diffusivity coefficient |
| δv | = | Cell volume |
| ε | = | Volumetric rate of dissipation |
| μ | = | Dynamic viscosity |
| μ_t | = | Turbulent viscosity |
| ρ | = | Density |
| σ_k | = | Turbulent Prandtl number for turbulent kinetic energy |

در این شبیه‌سازی‌ها از روش شبکه ساکن بجای شبکه دینامیکی که دارای پیچیدگی و هزینه محاسبات بالا است استفاده شده است. همچنین برای شبیه‌سازی معادلات ناویراستوکس روش حجم محدود با اسکیم مرتبه بالای اسبیک که بر مبنای روش متغیرهای بی بعد شده NVD در جریان‌های گذر صوتی است به کار گرفته شده است. نتایج اعتبارسنجی و شبیه‌سازی نشان می‌دهد که نتایج استخراج شده دارای تطابق خوبی با نتایج آزمایشگاهی است. برخی از نکات اصلی این تحقیق به‌طور خلاصه در زیر آورده شده است:

- ارائه یک روش عددی جدید که نسبت به روش‌های دیگر همگرایی بالاتری دارد و نتایج قابل قبولی از آیروالاستیک دوبعدی عرضه میکند.
- به‌کارگیری یک روش مؤثر با هزینه محاسباتی کم جهت شبیه‌سازی حرکت نوسانی ایرفویل که در آن شبکه محاسباتی ثابت است.
- امکان شبیه‌سازی حرکت بالزنی با دامنه نوسانی بالا به سبب ثابت بودن دامنه حل و نداشتن فروپاشی شبکه.
- نتایج نشان می‌دهد با افزایش سختی سازه‌ای تعداد نوسانات کمتر و ضریب پسا کاهش داشته است.
- میرایی نوسانات با افزایش سختی سازه‌ای افزایش می‌یابد.
- زبری سطح در ایرفویل در جریان گذر صوتی سبب می‌شود قدرت موج ضربه‌ای کاهش پیدا کند و نیز این موج به سمت لبه حمله حرکت کند که خود کاهش گشتاور حول محور ایرفویل را به دنبال داشته و پایداری را افزایش می‌دهد.
- پسای موجی در ایرفویل با سطح زبر نسبت به سطح صاف در جریان ناپایای گذر صوتی کمتر است.

- Fluids. Vol. 51, No. 1, pp. 68-84, 2011.
8. Yuan, W., Wang, B., and Poirel, D. "Numerical Simulations of Self-Sustained Aeroelastic Oscillations at Low Reynolds Numbers", in 28th ICAS, Brisbane, Australia, 2012.
 9. Banavara, N. K. and Dimitrov, D. "Prediction of Transonic Flutter Behavior of a Supercritical Airfoil Using Reduced Order Methods", New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics IX, pp. 365-373, Springer, 2014.
 10. Akkala, J., Eslam Panah, A., Goodman, B., and Buchholz, J. "Vortex Dynamics and Performance of a Flexible Plunging Airfoil", in 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, pp. 835, 2013.
 11. Razak, N.A., Andrianne, T., and Dimitriadis, G. "Flutter and Stall Flutter of a Rectangular Wing in a Wind Tunnel", AIAA J. Vol. 49, No. 10, pp. 2258-2271, 2011.
 12. Walker, W.P. and Patil, M.J. "Unsteady Aerodynamics of Deformable Thin Airfoils", J. Aircr. Vol. 51, No. 6, pp. 1673-1680, 2014.
 13. Williams, M. "Linearization of Unsteady Transonic Flows Containing Shocks", AIAA J. Vol. 17, No. 4, pp. 394-397, 1979.
 14. Kazem, M.R., Mirzavand Borujeni, B., and Khojasteh, Z. "Investigation of Nonlinear Aeroelastic Behavior of Airfoil Despite Flow Separation Based on Third Degree Static Fatigue Model", Mechanical Engineering Modares, Iran Vol. 16, No. 12, pp. 300-308, 2016. (in persian)
 15. Razavi, S.I. and Neghaban, M.H. "Numerical Investigation of the Flow Behavior Around the Elastic Deformable Airfoil in the Chord Direction", Journal of Amirkabir Mechanical Engineering, Vol. 51, No 6, pp. 1411-1426, 2019.
 16. Bai, T., Liu, J., Zhang, W., and Zou, Z. "Effect of Surface Roughness on the Aerodynamic Performance of Turbine Blade Cascade", Propuls. Power Res. Vol. 3, No. 2, pp. 82-89, 2014.
 17. Bouhelal, A., Smaili, A., Masson, C., and Guerri, O. "Effects of Surface Roughness on Aerodynamic Performance of Horizontal Axis Wind Turbines", in Proc. The 25th Annual Conference of the CFD Society of Canada, University of Windsor, pp. 18-21, 2017.
 18. Sagol, E., Reggio, M., and Ilinca, A. "Issues Concerning Roughness on Wind Turbine Blades", Renew. Sust. Energ. Rev. Vol. 23, pp. 514-525, 2013.
 19. Mendez, B. and Munduate, X. "Study of Distributed Roughness Effect Over Wind

| | | |
|----------------------|---|---|
| σ_ε | = | Turbulent Prandtl number for dissipation rate |
| ϕ | = | Scalar quantity |
| $\tilde{\phi}$ | = | Normalized scalar quantity |
| A, D | = | Finite difference coefficients |
| κ | = | Reduced frequency |
| X | = | Vertical displacement |
| K_0 | = | Spring matrix |
| D | = | Dynamic damper matrix |
| M | = | Mass of the airfoil |
| K_s | = | Plunging spring coefficient |
| K_θ | = | Pitching spring coefficient |
| $M_{c/4}$ | = | Moment about the aerodynamic center |
| F_L | = | Lift force |
| F_D | = | Drag force |
| θ | = | Pitch angle |
| f | = | Physical frequency |
| ω_a | = | Circular frequency |

۷- مراجع

1. Fung, Y.C. "An Introduction to the Theory of Aeroelasticity", Courier Dover Publications, 2008.
2. Lapointe, S. and Dumas, G. "Numerical Simulations Of Self-Sustained Pitch-Heave Oscillations of a NACA 0012 Airfoil", in 20th Annual Conference of the CFD Society of Canada, 2012.
3. Mowat, A., Malan, A., Van Zyl, L. H., and Meyer, J. "Hybrid Finite-Volume-ROM Approach to Non-Linear Aerospace Fluid-Structure Interaction Modelling", Proc. International Forum Aeroelasticity and Structural Dynamic (IFASD), Paris, France, 26-30 joun 2011.
4. Zorkipli, M.K.H.M. and Razak, N.A. "Simulation of Aeroelastic System with Aerodynamic Nonlinearity", Proc. International Conference On Vibration, Sound and System Dynamic (ICVSSD), Penang, 2 August 2017.
5. Unger, R., Haupt, M., Horst, P., and Windte, J. "Structural Design and Aeroelastic Analysis of an Oscillating Airfoil for Flapping Wing Propulsion", in 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, pp. 306, 2008.
6. Riso, C., Riccardi, G., and Mastroddi, F. "Nonlinear Aeroelastic Modeling via Conformal Mapping and Vortex Method for a Flat-Plate Airfoil in Arbitrary Motion", J. Fluids. Struct. Vol. 62, pp. 230-251, 2016.
7. Medjroubi, W., Stoevesandt, B., Carmo, B., and Peinke, J. "High-Order Numerical Simulations of the Flow Around a Heaving Airfoil", Comput.

24. Launder, B.E. and Spalding, D.B. "The Numerical Computation of Turbulent Flows Numerical Prediction Of Flow", Heat Transfer, Turbulence and Combustion, eds Pataqnrkar S.V., Pollard A., Singhal and Pratap Vanka S., Elmstord, New York, Pergamon Press, Ltd. 96-116, 1983.
25. Landon, R. "NACA 0012 Oscillatory and Transient Pitching", In Aircraft Research Association Ltd Bedford (United Kingdom), 2000.
26. Korotkin, A.I. "Added Masses of Ship Structures", Springer Science & Business Media, 2008.
- Turbine Airfoils Performance Using CFD", in 33rd Wind Energy Symp, 2015.
20. Yang, Z., Chin, S., and Swithenbank, J. "On the Modelling of the K-Equation for Compressible Flow", Numerical Methods in Laminar and Turbulent Flow. Vol. 7, pp. 266-276, 1991.
21. Narayan, J. and Sekar, B. "Computation of Turbulent High Speed Mixing Layers Using a Two-Equation Turbulence Model", Symposium on Aeropropulsion, NASA CP-3078, 1991.
22. Liu, S. and Qin, N. "Modelling Roughness Effects for Transitional Low Reynolds Number Aerofoil Flows", Proc. IMechE Part G: J. Aerospace Engineering, Vol. 229, No. 2, pp. 280-289, 2015.
23. Issa, R.I. "Solution of the Implicitly Discretised Fluid Flow Equations by Operator-Splitting", J. Comput. Phys. Vol. 62, No. 1, pp. 40-65, 1986.