

علمی- پژوهشی

آیروالاستیک حول یک ایرفویل زبر در جریان گذر صوتی آشفته ناپایا

محمد حسن جوارشکیان^{۱*}

محمد رضا صابر^۱

دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

(تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۳/۰۹؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۰/۰۸/۳۰؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۱۰/۱۰؛ تاریخ انتشار: ۱۴۰۰/۱۲/۰۱)

DOR: <https://dorl.net/dor/20.1001.1.23223278.1400.10.2.2.9>

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 گسسته‌سازی بر مبنای الگوریتم فشار مینا، روش مرتبه بالا برای محاسبه عبارت جابه جایی و مدل توربولانسی کی-پسلون استفاده شده است. برای این منظور، رفتار سیال و سازه در هر گام زمانی جداگانه حل می‌شود و تأثیر هر یک بر روی دیگری در نظر گرفته می‌شود. در این شبیه‌سازی دوبعدی، برای محاسبه عبارت‌های جابه جایی از روش مرتبه بالایی بر مبنای متغیرهای بی بعد شده و برای شبیه‌سازی ایرفویل نوسانی، از روش بردار سرعت ورودی نوسانی استفاده شده است. معادلات حرکت دوبعدی، از ترکیب معادلات لاگرانژی سازه با معادلات آیرودینامیکی به دست می‌آیند. نتایج اعتبارسنجی تطابق خوبی را نشان می‌دهد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که قدرت موج ضربه‌ای در ایرفویل با سطح زبر ضعیف‌تر شده، موج ضربه‌ای به سمت لبه فرار حرکت کرده و نوسانات ایرفویل کاهش می‌یابد. همچنین با افزایش سختی سازه‌ای، میرایی نوسانات افزایش و پسا کاهش می‌یابد.

واژه‌های کلیدی: آیروالاستیک، نوسانی، گذر صوتی، زبری، ناپایا

Aeroelastic Around Rough Airfoil During Turbulent Unsteady Transonic Flow

Saber, M.R.

Djavareshkian, M.H.*

Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

(Received: 2021/05/30, Revised: 2021/11/21, Accepted: 2021/12/31, Published: 2022/02/20)

ABSTRACT

In this paper, 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, Unstead

۱- دانشجوی دکتری (نویسنده مسئول): mrs_mechanic@yahoo.com

۲- استاد: javareshkian@um.ac.ir

This article is an open-access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution (CC BY) license.

۱- مقدمه

در سال‌های اخیر توجه زیادی به رفتارهای آیروالاستیک در موضوعات مختلف مانند توربین‌ها، کمپرسورها و بال هواپیماهای جنگنده شده است. امروزه آیروالاستیک خطی بخش بزرگی از مطالعات آیروالاستیک 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 آیروالاستیک دارند که نظریه‌های خطی توانایی مطالعه دقیق این رفتارها را ندارند. یکی از مسائل مهم در آیروالاستیک، 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 آیروالاستیک فلاتر است که در آن نوسانات کوچک رشد کرده و نیروهای دینامیکی بزرگی تولید می‌کنند [۱].

در ابتدا خلاصه‌ای از کارهای انجام‌شده در زمینه آیروالاستیک 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 کویل کردن روابط سیالاتی و جامداتی دست به مدل‌سازی غیرخطی آیروالاستیک 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 آیروالاستیک پرداختند. نتایج آنها روند خوبی را با داده‌های تجربی نشان می‌دهد [۴]. اونگر و همکارانش به بررسی حرکت آیروالاستیک ایرفویل نوسانی در حرکت بالزنی پرداختند.

فهرست علائم و اختصارات

AOA	Angle of Attack (in degree)
CFD	Computational Fluid Dynamic
c	Chord Length
δV	Cell volume
ω_a	Circular frequency
\tilde{a}	Cell Face Area
ρ	Density
Γ	Diffusivity coefficient
μ	Dynamic viscosity
F_D	Drag force
D	Dynamic damper matrix
C_μ, C_1, C_2	Empirical coefficients
u_τ	Friction velocity
FSI	Fluid-Structure Interaction
M_∞	Free stream Mach number
I	Flux
A, D	Finite difference coefficients
k	Kinetic Energy of Turbulence
F_L	Lift force
$M_{c/4}$	Moment about the aerodynamic center
M	Mass of the airfoil
F	Mass flux
$\tilde{\phi}$	Normalized scalar quantity
NVD	Normalized Variable Diagram
θ	Pitch angle
f	Physical frequency
K_S	Plunging spring coefficient
K_θ	Pitching spring coefficient
κ	Reduced frequency
h_s	Roughness height
Re	Reynolds number
$SIMPLE$	Semi Implicit Method For Pressure Linked Equation
\mathcal{K}	SBIC parameter
$SBIC$	Second and Blending Interpolation Combined
q	Scalar flux vector
T	Stress tensor
K_0	Spring matrix
ϕ	Scalar quantity
σ_ε	Turbulent Prandtl number for dissipation rate
σ_k	Turbulent Prandtl number for turbulent kinetic energy
Γ'	Turbulent diffusivity coefficient
μ_t	Turbulent viscosity
ε	Volumetric rate of dissipation
X	Vertical displacement
u, v	Velocity components in X and Y directions
κ	Vonkarman constant
τ_w	Wall shear stress

کار تجربی دیگری رفتار آیروالاستیکی یک بال مستطیلی در حرکت فراز فرود مورد بررسی قرار گرفت. آنها با اندازه گیری 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 به وسیله فرکانس نوسانات چرخه حد در حالت بحرانی به یکدیگر رابطه دارند [۱۱]. واکر و همکارانش به بررسی تأثیرات انعطاف پذیری به فرم چند جمله ای چبیشف پرداختند که در آن دو جمله اول بیانگر تغییرات صلب بال و باقیمانده جمله ها نشان دهنده تغییر شکل بال هستند. آنها برای بخش آیرو دینامیک از بسط نظریه آیرو دینامیک ناپایا ایرفویل نازک که توسط تئودرسن برای جسم صلب توسعه داده شده بود استفاده کردند [۱۲]. ویلیامز یک روش برای خطی سازی جریان ناپایای گذر صوتی پیشنهاد کرد که امواج ضربه ای را نیز شامل می شد. در این روش به غیر از روش های تفاضل محدود در روش های دیگری مانند روش های 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. تاوای اثر زبری سطح را روی پره های توربین بادی محور افقی مطالعه کرد. نتایج نشان می دهد که در یک سطح ناهموار، سرعت در لایه مرزی بیشتر از سطح صاف است و در رینولدزهای پایین افت آیرو دینامیکی کاهش می یابد [۱۶]. بوهلال اثر زبری سطح بر عملکرد آیرو دینامیکی پره های توربین بادی محور افقی را مورد بررسی قرار داد. نتایج نشان می دهد که با افزایش ارتفاع زبری شدت توربولانس در نزدیکی دیواره افزایش می یابد و سبب می شود مومنوم 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 پره های توربین بادی را مورد مطالعه قرار دادند و راه حل هایی برای افزایش تولید برق ارائه کردند [۱۸]. آرتور و همکارانش در یک بررسی توزیع ناهمواری ها را روی پره های توربین باد مورد مطالعه قرار دادند. نتایج آنها نشان داد که با استفاده از زبری سطح، ضریب برا کاهش یافته و ضریب پسا افزایش می یابد که خود سبب

نتایج آنها با داده های تونل باد مطابقت خوبی داشت [۱۵]. ریزو و همکارانش به بررسی عددی آیروالاستیک 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 [۱۶]. مدروبی و همکارانش برای حل معادلات ناویراستوکس دوبعدی در جریان با رینولدز بین ۸۰۰ تا ۱۰۰۰۰ از روش المان اسپکترال اچ پی^۱ برای گسسته سازی مکانی و یک روش جداسازی مرتبه بالا برای تکامل زمانی استفاده کردند. در این شبیه سازی 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 آیرو دینامیکی نمی گذارد ولی افزایش دامنه نوسانات تأثیر شدیدی در گردابه ها و مقدار ضریب پسا و برا می گذارد [۱۷]. یوان و همکارانش با به کارگیری روش عددی در جریان غیر قابل تراکم روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در حرکت نوسانی آزاد در عدد رینولدز گذرا و دو درجه آزادی به نتایجی دست یافتند که نشان می داد با افزایش عدد رینولدز دامنه نوسانات بالا می رود [۱۸]. باناوارا و همکارانش روش کاهش مرتبه یافته را برای بررسی رفتار آیروالاستیک بال در جریان گذر صوتی پیشنهاد کردند زیرا نظریه های آیرو دینامیک خطی پیش بینی های مناسبی از جریان جدا نشده مادون صوت و مافوق صوت ارائه می دهند اما جواب مناسبی برای شرایط گذر صوتی به علت وجود غیرخطی های موجود در جریان گذر صوتی ارائه نمی دهند [۱۹]. آکالا و همکارانش به صورت تجربی رفتار آیرو دینامیکی یک بالواره انعطاف پذیر را در حرکت فراز و فرود مورد بررسی قرار دادند. آنها از پی آی وی^۲ برای مشخص کردن میدان جریان و گردابه استفاده کردند و از بررسی خواص انعطاف پذیر و مقایسه آن با حالت صلب نشان دادند که نیروهای آیرو دینامیک بسیار به عدد استروهال^۳ و فرکانس کاهیده وابسته است. آنها نیز نشان دادند در فرکانس پایین بال انعطاف پذیر تحت کمترین تغییر شکل قرار می گیرد و بازده بال انعطاف پذیر نسبت به بال صلب بیشتر است [۱۰]. در

¹ spectral/hp element method

² Particle image velocimetry (PIV)

³ Strouhal number

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

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

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

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

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

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

این معادلات توسط الگوریتم پیرو و به صورت فشار مینا حل می‌شوند. مدل توربولانسی استفاده شده در این شبیه‌سازی یک مدل اصلاح شده $k-\epsilon$ 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 تراکم‌پذیری در معادلات هستند [۲۱] و همچنین مدل‌های پیشنهادی یانگ نیز به کار گرفته شده‌اند [۱۶].

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

$$D_{comp} = -\frac{\mu_t}{\rho^2} \frac{\partial \rho}{\partial x_i} \frac{\partial P}{\partial x_i} \frac{9}{55} \rho k \frac{\partial v_i}{\partial x_i} \quad (10)$$

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 می‌شود [۲۲].

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

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

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

در این تحقیق، یک روش ساده، دقیق و با هزینه محاسباتی کم برای شبیه‌سازی آیرولاستیک حول ایرفویل نوسانی (حرکت پیچش و فراز و فرود) به کار 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 روش مرتبه بالای اسپیک که توانایی پیش‌بینی گرادیان‌های شدید جریان اعم از موج ضربه‌ای را دارد به کار 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 به کار گرفته می‌شود استفاده شده است. معادلات حرکتی دوبعدی از معادلات لاگرانژی که با معادلات آیرودینامیکی ترکیب شده‌اند به دست می‌آیند. این تحقیق به بررسی اثرات آیرودینامیکی غیرخطی بر رفتار آیرولاستیک 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 مومنوم و رابطه انرژی می‌باشند.

^۱Normalized Variable Diagram (NVD)

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

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

در رابطه (۱۸) مقدار Φ_w مربوط به اندازه متغییر در سطح سلول w است. اما از آنجا که در شبکه هم‌مکان تمامی متغیرهای برداری و اسکالر در مراکز سلول‌ها ذخیره‌سازی می‌شود احتیاج دارد تا اندازه این متغیرها بر روی سطوح درون‌یابی شود. این درون‌یابی توسط هر الگوی مرتبه بالا قابل دست‌یابی است. درون‌یابی مورد استفاده در پژوهش حاضر به کمک الگوی وضوح بالای آن وی دی است. به‌عنوان مثال مقدار Φ_w تحت شرایط زیر از روش اسپیک^۱ که بر مبنای روش متغیرهای بی‌بعد شده است به‌دست می‌آید.

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

و در نهایت شکل کلی رابطه گسسته‌شده 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 به‌دلیل اینکه این نوع شبکه‌سازی در نزدیکی لبه حمله، شبکه خیلی از تعامد فاصله می‌گیرد و کجی زیادی دارد به خطوط شبکه در نزدیک بالواره شیب داده شده است. سپس معادلات طبق قسمت قبل گسسته می‌شود. ترم‌های پخش توسط روی تفاضل مرزی و ترم‌های جابه‌جایی توسط روش دقت بالای اسپیک و ترم زمانی توسط روش کرنک نیکلسون [۲۳] که دارای دقت مرتبه دوم دارد گسسته شده و توسط الگوریتم پیزو حل می‌شود. این روش شامل یک مرحله پیشگویی و دو مرحله اصلاح برای محاسبه میدان سرعت و فشار سیال تراکم پذیر است. که ابتدا دستگاه معادلات

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

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

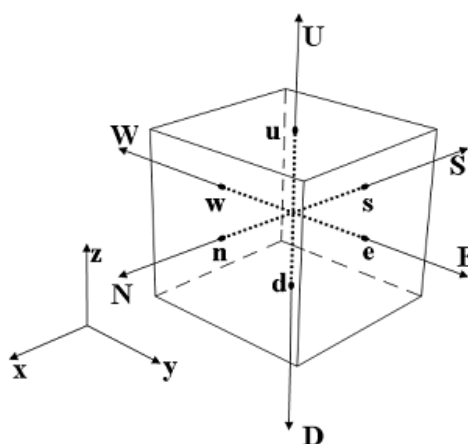
$$h_s^+ = \frac{h_s u_\tau}{\nu} \quad (15)$$

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

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

۲-۱-۱- گسسته‌سازی معادلات

در پژوهش حاضر برای مدل‌سازی اثرات آشفنگی و حل دستگاه معادلات ریاضی تشکیل یافته نیاز است تا ابتدا آن‌ها گسسته‌سازی شود. سپس با انتخاب مناسب یک الگوریتم حل می‌توان روند محاسبه متغیرهای جریان را پیمایید. در این تحقیق از شبکه هم‌محل برای گسسته‌سازی معادلات در حجم محدودهای مربوطه استفاده شده است (شکل ۱).



شکل (۱): ساختار کلی یک حجم کنترل

فرم کلی معادلات برای هر متغییر θ به‌صورت زیر است: (رابطه ۱۷).

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

¹ Second and Blending Interpolation Combined (SBIC)

۳- شرایط مرزی

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 دوردست 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 جزییات 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 ناپیراستوکس در ناحیه محاسباتی حوزه حل ایرفویل حل می‌شوند و نیروهای فشاری و لزجی در سطح ایرفویل محاسبه می‌گردند سپس از این نیروها به‌عنوان

گسسته شده ممنوم در دو جهت به‌طور مجزا و ضمنی حل می‌شود سپس رابطه تصحیح فشار اول و دوم به‌طور ضمنی حل می‌شود در انتهای معادلات اسکالر که شامل معادلات انرژی و توربولانس است حل می‌شود. در این شبیه‌سازی با توجه به اینکه معادلات بقا سیالات به‌طور ضمنی حل می‌شوند بزرگ‌ترین عدد کورانت دامنه حل را می‌توان بیشتر از یک انتخاب نمود معمولاً این عدد را دو گرفته می‌شود (مگر اینکه روند حل واگرا شود تا عدد کمتر انتخاب شود) با این انتخاب و داشتن سرعت و گام مکانی در سلولی که بزرگ‌ترین عدد کورانت را دارد گام زمانی محاسبه می‌شود

۲-۲- معادلات جامداتی

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

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

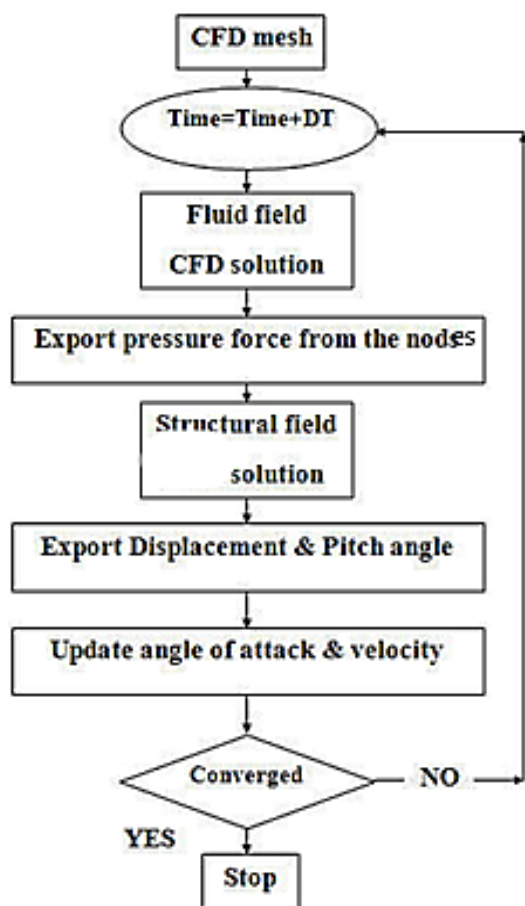
معادلات حرکتی دوبعدی از معادلات لاگرانژی که با معادلات آیرودینامیکی ترکیب شده‌اند به‌دست می‌آیند. در این مطالعه معادلات حرکت در دو حالت بررسی شده‌اند. در حالت اول نوسان اجباری ایرفویل تحت اثر نیروهای آیرودینامیکی مورد مطالعه قرار گرفت که در آن زاویه حمله به‌عنوان تابعی از زمان در نظر گرفته شده بود (رابطه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

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

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 سازه‌ای در روابط در نظر گرفته نشده است. معادلات تحت این شرایط در فرم زیر داده شده‌اند. در این شبیه‌سازی‌ها مراکز سختی در وسط وتر قرار دارند.

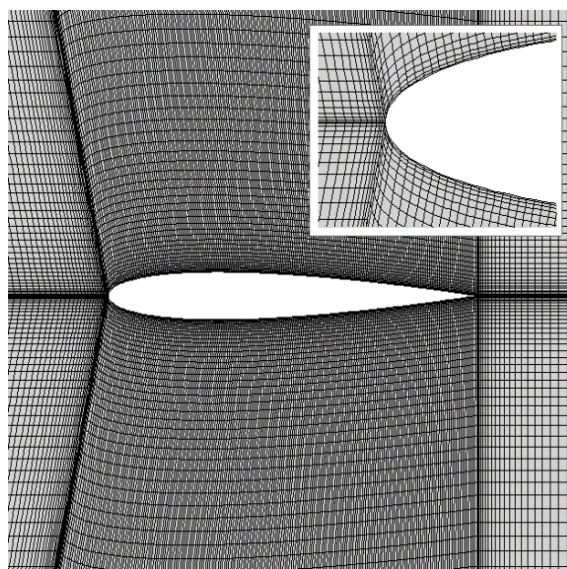
$$\begin{cases} F_L \cos(\theta) + F_D \sin(\theta) = K_S \cdot X \\ F_L \cos(\theta)^C/4 + F_D \sin(\theta)^C/4 + Mc/4 = K_\theta \cdot \theta_0 \end{cases} \quad (23)$$

با حل این معادلات در هر گام زمانی زاویه پیچ و جابه‌جایی عمودی (دامنه نوسان) ایرفویل به‌دست می‌آید.



شکل (۳): الگوریتم حل

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 به دلیل 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.

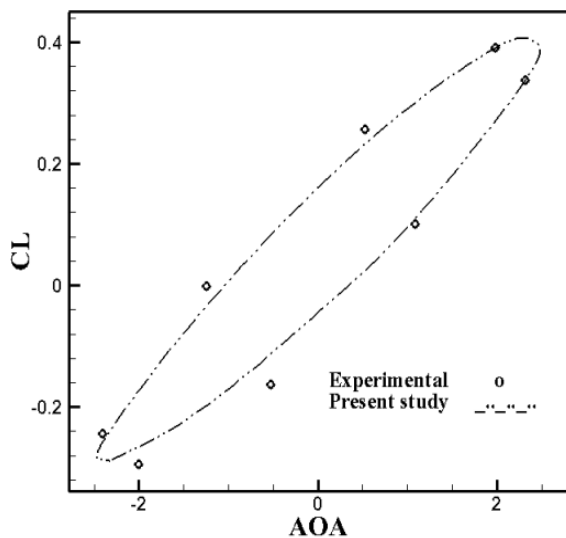


شکل (۲): شبکه محاسباتی

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.

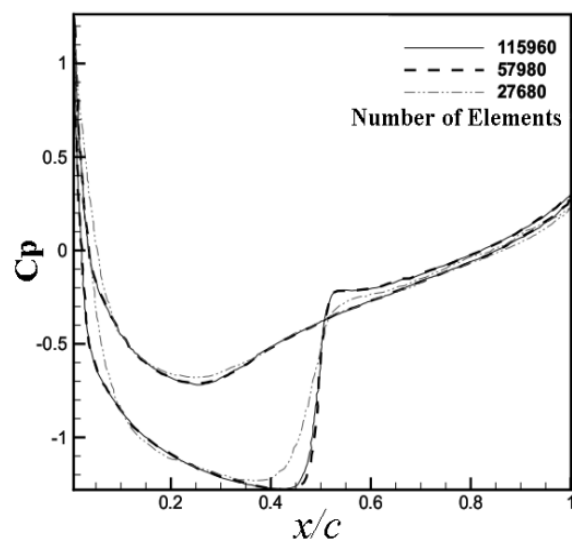
نتایج در دو حالت اجباری و آزاد ارائه شده است. در حالت اول نوسان اجباری بدین معنی است که در ورودی سرعت به‌طور نوسانی با دامنه و فاز اولیه ثابت تغییر می‌کند که این نوسان جریان تا هنگامی که نیروهای آیرودینامیکی به شکل پریودیک برسد ادامه می‌یابد در این حالت می‌توان منحنی هیستریزیت را رسم نمود (مطابق شکل 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



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 انجام‌گرفته در تعامل سیال سازه جریان تراکم‌پذیر و ماخ جریان ۰/۸ 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 آیرولاستیک دوبعدی ایرفویل صلب اشاره کرد که در آن هزینه محاسبات کمتر و 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 ۰/۸۵ 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، پسا و جابه‌جای عمودی بالواره در راستای عمود بر ورود جریان ندارد و می‌توان از اثر جرم افزوده در این شبیه‌سازی‌ها چشم‌پوشی کرد [۲۶].

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 تراکم‌پذیر در ماخ ۰/۷۵۵ آورده شده است. برای این منظور بررسی و مطالعه شبکه و اثبات عدم وابستگی حل به تعداد سلول‌های اتخاذشده برای شبیه‌سازی صورت گرفته شده است. تعداد سلول‌های به‌کار گرفته‌شده در این تحقیق ۱۱۵۹۶۰ 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 ۰۰۱۲ در جریان گذر صوتی با ماخ ۰/۷۵۵ در یک حرکت پیچشی سینوسی استفاده شده است که در آن فرکانس کاهیده ۰/۰۸۱۴ و زاویه اولیه ایرفویل ۰/۰۱۶ درجه و دامنه زاویه پیچ ۲/۵۱ درجه است. همان‌طور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود نتایج شبیه‌سازی با نتایج آزمایشگاهی از تطابق خوبی برخوردار است [۲۵].

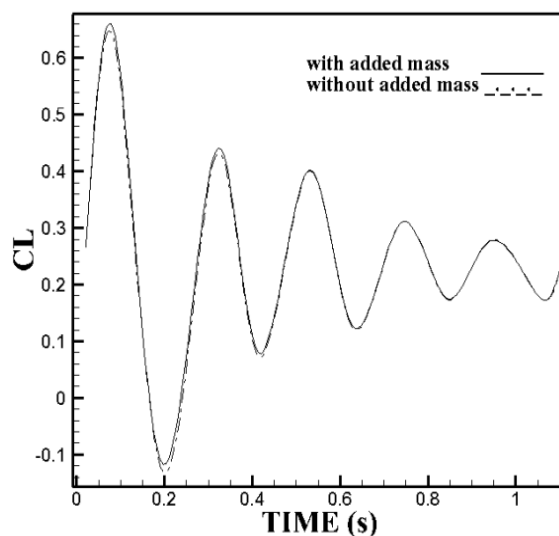


شکل (۴): استقلال از شبکه محاسباتی

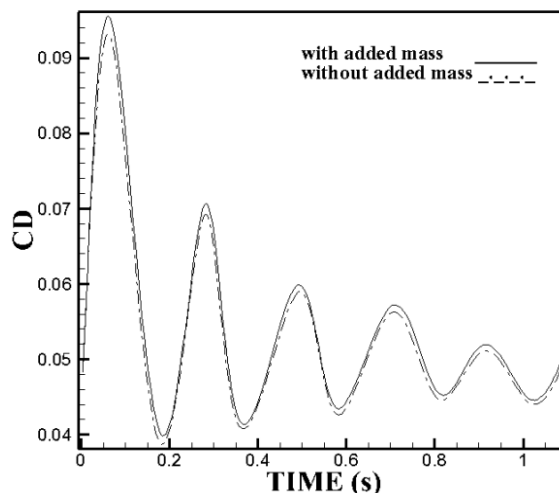
همان‌طور که مشاهده می‌شود، هنگامی که اثر جرم افزوده در نظر گرفته شود تغییر دامنه‌های نوسان در مقایسه با روش حاضر بسیار ناچیز است و می‌توان آن را نادیده گرفت.

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 پسا بر حسب زاویه حمله آورده شده است.

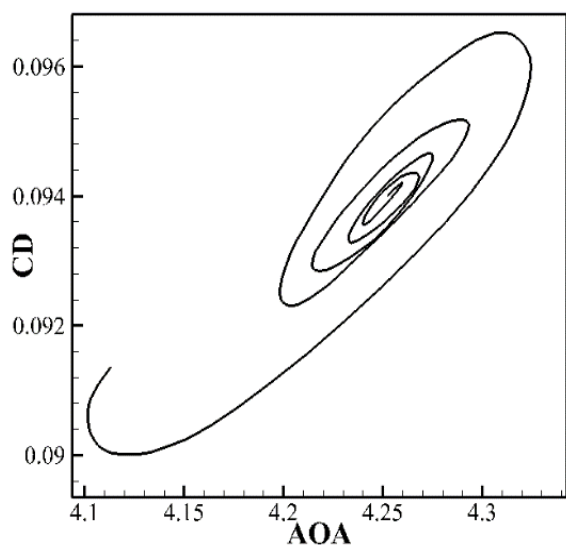
همان‌طور که مشاهده می‌شود با گذشت زمان دامنه تغییرات ضرایب برآ و پسا کوچک‌تر شده و بعد از چندین سیکل به سمت پایا همگرا می‌شود. در این شبیه‌سازی‌ها به دلیل غلبه نیروهای سازه‌ای به نیروهای آیرودینامیکی دامنه نوسان حل همگرا بوده و پس از رهاسازی ایرفویل طی چندین نوسان به حالت پایا بر می‌شود. از این نمودار می‌توان فهمید همان‌طور که با رهاسازی ایرفویل زاویه حمله افزایش می‌یابد و ضریب برآ بزرگ‌تر می‌شود به سبب افزایش پسا، موجی نیروی پسا 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.



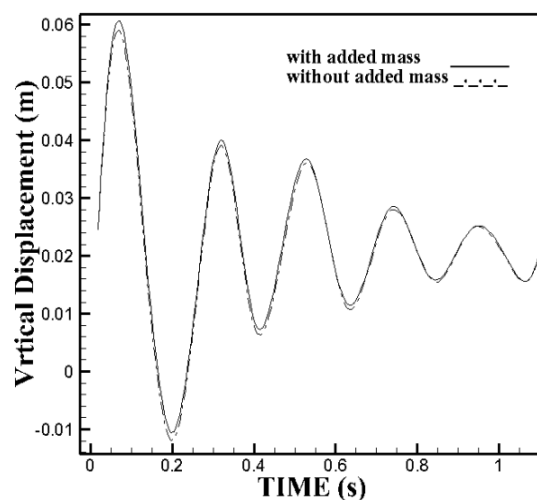
شکل (۶): ضریب برآ بر حسب زمان



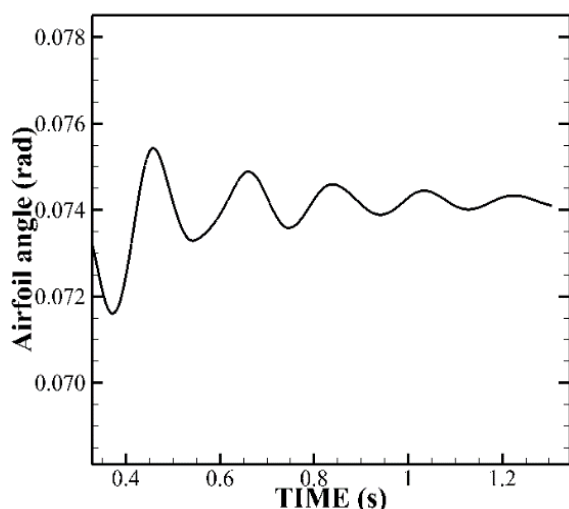
شکل (۷): ضریب پسا بر حسب زمان



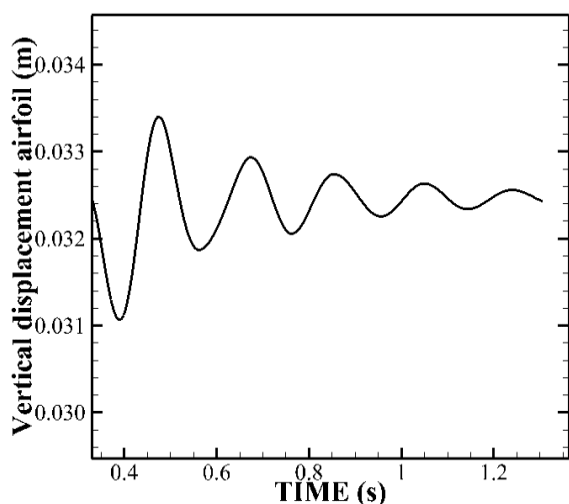
شکل (۹): تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله



شکل (۸): جابه‌جایی عمودی بر حسب زمان



شکل (۱۲): تغییرات زاویه پیچ بر حسب زمان



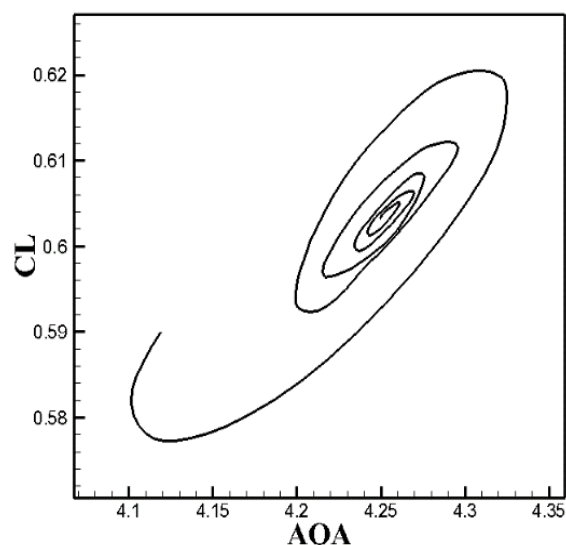
شکل (۱۳): تغییرات دامنه نوسان بر حسب زمان

با تغییرات پارامترهای سختی فنرهای خطی و پیچشی و ثابت نگه داشتن دیگر پارامترها در دومین مورد شبیه سازی 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 آیرولاستیک در حرکت فراز و فرود با افزایش نسبی نیروهای سازه‌ای در برابر نیروهای آیرودینامیکی است.

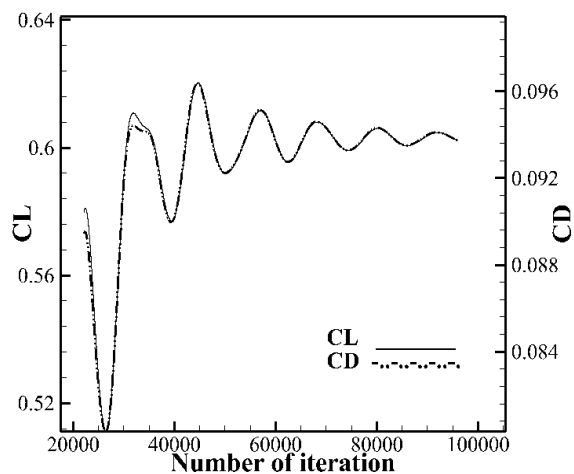
همان‌طور که از شکل‌های ۱۴ و ۱۵ مشاهده می‌شود با بزرگ شدن نیروهای سازه‌ای نوسانات ایرفویل حول زاویه صفر درجه انجام می‌شود و شکل نمودارها تغییر کرده است.



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

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

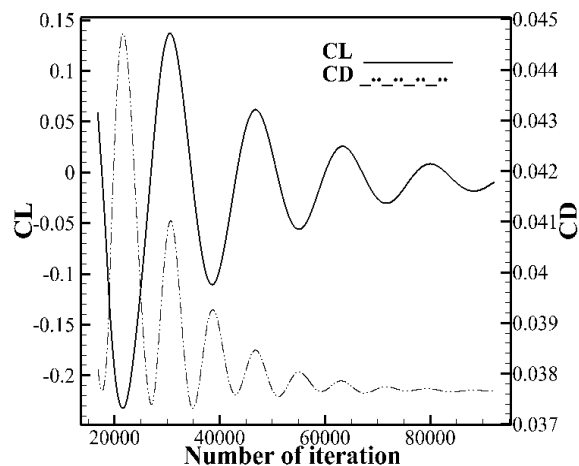
از مقایسه شکل‌های ۱۲ و ۱۳ با شکل ۱۱ مشاهده می‌شود که هرچه دامنه نوسان بزرگ‌تر باشد نیروهای برآ و پسا نیز بزرگ‌تر خواهند بود و بالعکس.



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

شکل (۱۵): تغییرات ضریب برآ بر حسب زاویه حمله

همچنین از شکل ۱۶ می توان دید که مقدار ضریب پساً نسبت به حالت قبلی به دلیل نوسانات حول زاویه صفر درجه کمتر است و نیز مقادیر زودتر به حالت پایا رسیده اند.

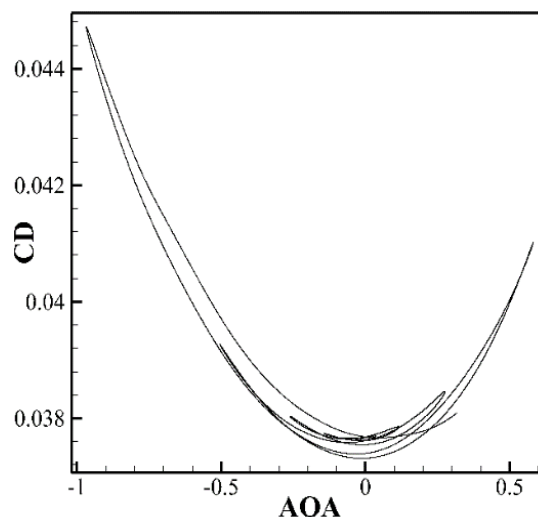


شکل (۱۶): نمودار تغییرات ضرایب برآ و پساً بر حسب تعداد تکرارها

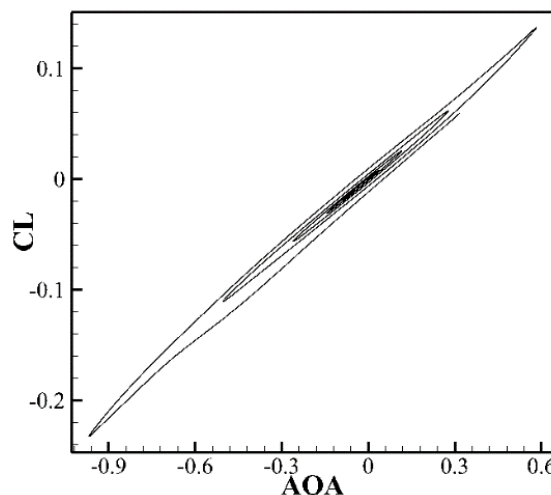
همچنین مشاهده می شود وقتی نیروی برآ در نقطه اوج خود قرار دارد نیروی پساً نیز بیشینه مقدار را داراست و کمترین نیروی پساً زمانی حاصل می شود که ایرفویل در زاویه حمله صفر درجه باشد.

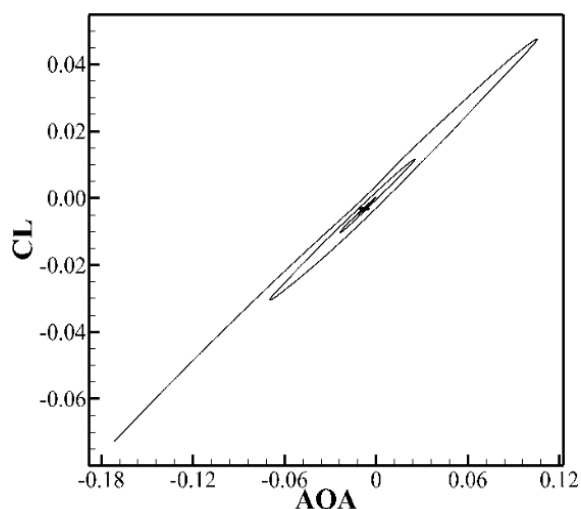
از مقایسه شکل های ۱۷ و ۱۸ با حالت های قبلی می توان مشاهده کرد که دامنه نوسانات و همچنین تعداد سیکل ها به دلیل غلبه بیشتر نیروهای سازه ای به نیروهای دینامیکی کوچک تر شده و نیز زودتر به حالت پایا رسیده اند. می توان به این نتیجه دست یافت که با افزایش سختی سازه ای سازه پایدارتر بوده و پدیده رزونانس اتفاق نمی افتد چرا که یکی از پراهمیت ترین دغدغه های مهندسی ایمنی سازه و دور بودن از پدیده رزونانس و شکست است.

در این حالت کمینه نیروی های برآ و پساً در زاویه صفر درجه می باشند. از مقایسه شکل های ۱۰ و ۱۵ می توان دید که منحنی هیستریزس ضریب برآ با افزایش سختی سازه ای لاغرتر شده و به دلیل داشتن زاویه حمله مثبت و منفی و حرکت موج ضربه ای در سطح بالایی و پایینی ایرفویل، دامنه نوسانات افزایش داشته است. در حرکت نوسانی آزاد ایرفویل وقتی نیروهای فنر خطی و پیچشی افزایش می یابند سبب می شود 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 می آید (شکل ۱۴ و ۱۵).

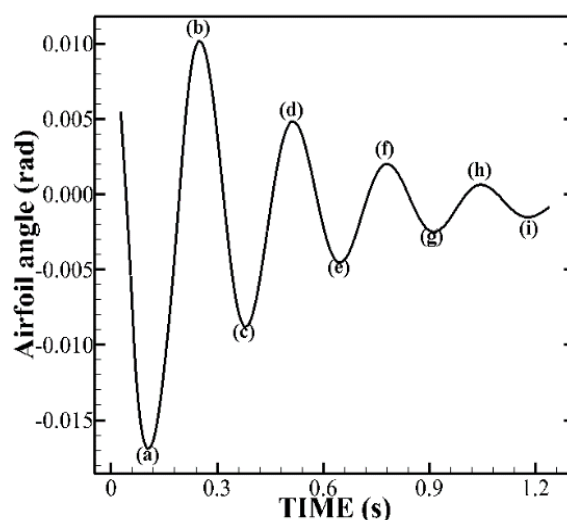


شکل (۱۴): تغییرات ضریب پساً بر حسب زاویه حمله

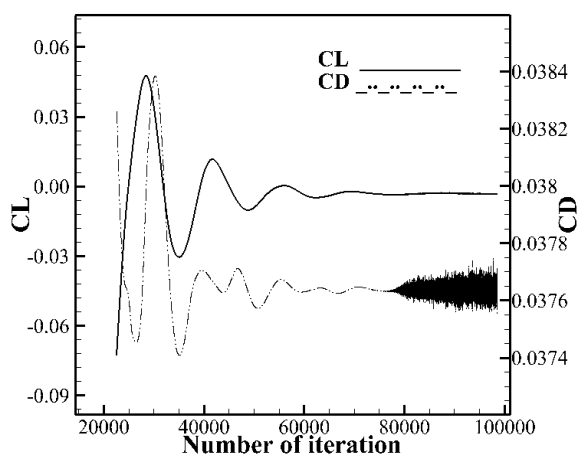




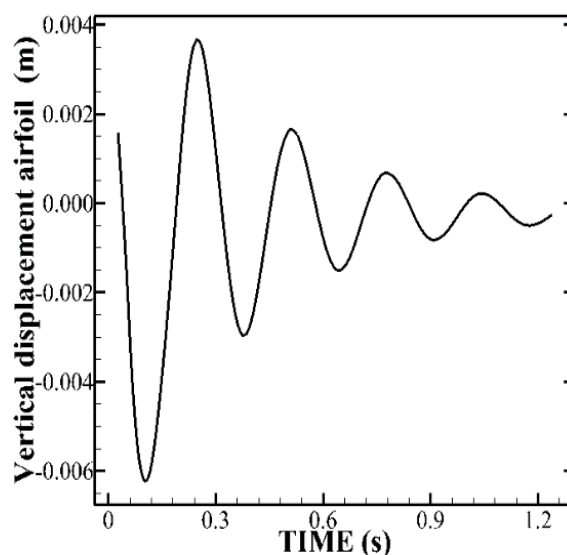
شکل (۱۹): تغییرات ضریب برآ بر حسب زاویه حمله



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



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



شکل (۱۸): دامنه تغییرات ایرفویل بر حسب زمان

در رابطه با ضریب برآ وقتی به حالت پایدار نزدیک می‌شود به دلیل تقارن ضریب برآ نزدیک صفر می‌شود اما در مورد ضریب پسا وجود گردابه‌ها در پایین دست بالواره از یک طرف و از طرف دیگر همان‌طور که ملاحظه می‌شود بین ۶۰۰۰۰ 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

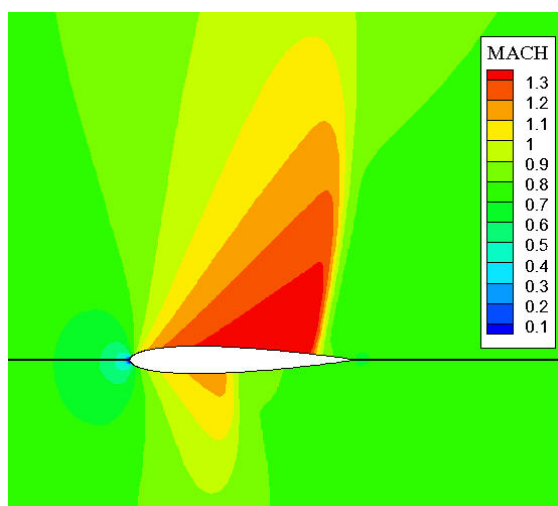
کانتورهای شکل ۲۱ مربوط به نقاط مشخص شده در شکل ۱۷ می‌باشند. مشاهده می‌شود قدرت موج ضربه‌ای در ابتدای حل که زاویه حمله بزرگ‌تر است قوی‌تر و پستای موجی نیز بزرگ‌تر است و با گذشت زمان و میرا شدن نوسانات قدرت موج ضربه‌ای کاهش داشته و در سطح بالایی و پایینی ایرفویل تقریباً یکسان است.

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

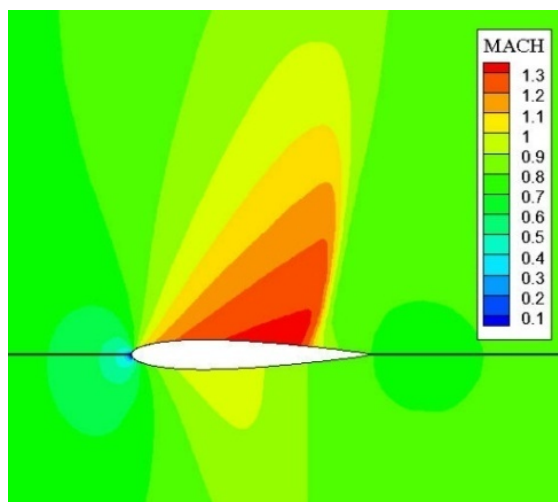
$$\begin{cases} K_s = 3401881.88 \text{ (N/m)} \\ K_\theta = 210000 \text{ (N}\cdot\frac{\text{m}}{\text{rad}}) \end{cases}$$

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.

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.

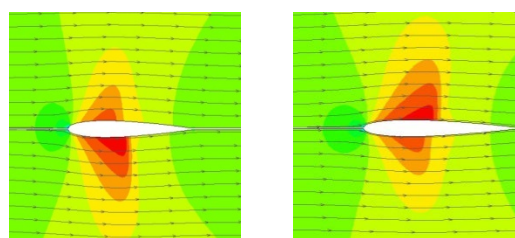


شکل (۲۲): کانتور ماخ اطراف ایرفویل با سطح صاف



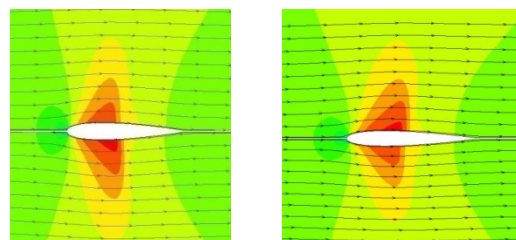
شکل (۲۳): کانتور ماخ اطراف ایرفویل با سطح زبر

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



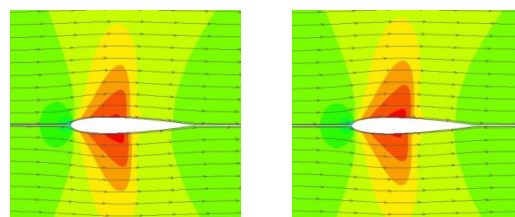
(a) : $\theta = -0.960850$

(b) : $\theta = 0.578687$



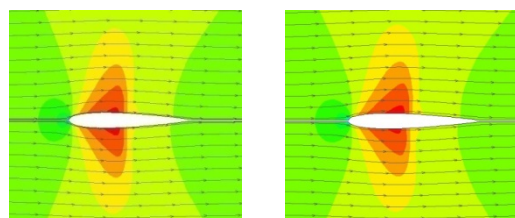
(c) : $\theta = -0.500021$

(d) : $\theta = 0.274790$



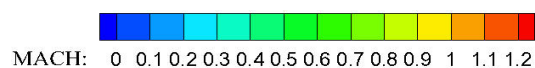
(e) : $\theta = -0.258060$

(f) : $\theta = 0.115680$



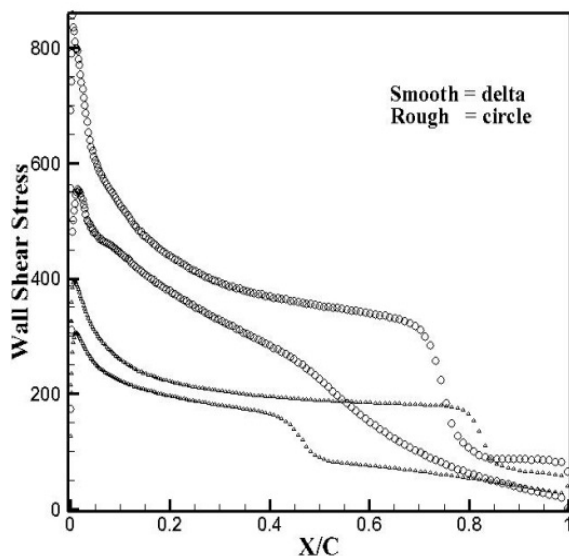
(g) : $\theta = -0.144213$

(h) : $\theta = 0.034022$

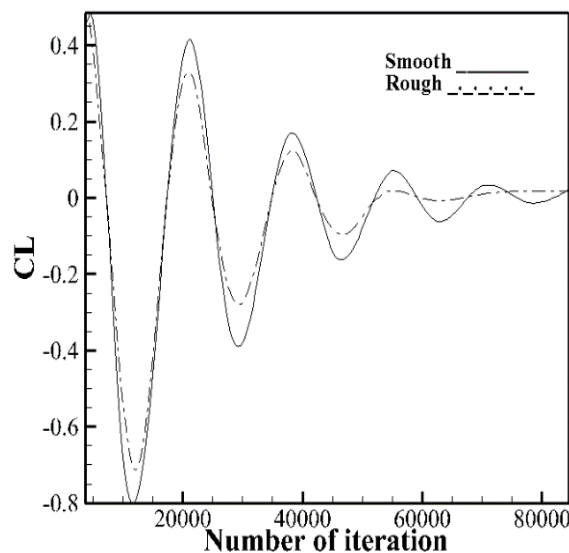


شکل (۲۱): کانتور ماخ حول ایرفویل در ماخ 0.8 و $(K_s = 1700940(N/M), K_\theta = 105000(N \cdot \frac{M}{rad}))$

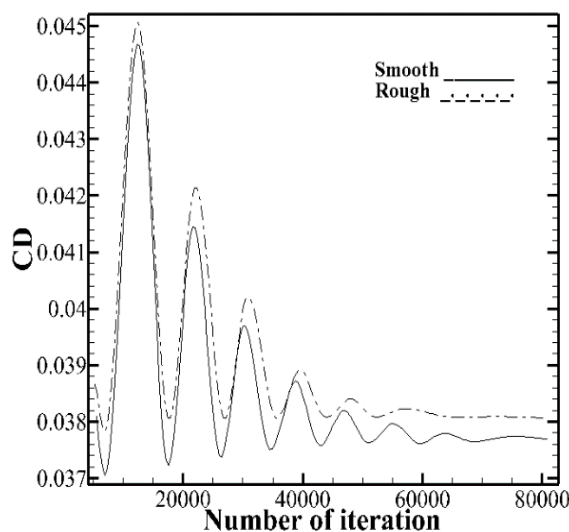
در این بخش نتایج اثر زبری سطح در آیروداستیک آورده شده است. همان‌طور که می‌دانیم به دلیل حضور زبری بر روی سطح دیواره ایرفویل شدت توربولانس در نزدیکی دیواره زبر بیشتر از دیواره صاف است که علاوه بر معایبی نظیر افزایش تنش برشی دیواره و پسای سطحی دارای محاسنی نیز هست که در نتایج آورده شده است. در این شبیه‌سازی ارتفاع زبری 0.2 میلی‌متر در نظر گرفته شده است.



شکل (۲۵): مقایسه نمودار توزیع تنش برشی دیواره



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

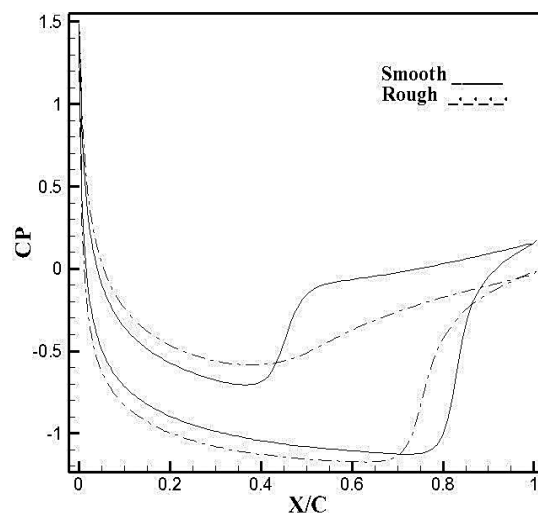


شکل (۲۷): مقایسه ضریب پسا بر حسب تعداد تکرارها

حال آنکه در ایرفویل با سطح زبر تنها در سطح بالایی ایرفویل موج ضربه‌ای رخ داده و پسای موجی کاهش داشته است.

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 به کارگیری 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.

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

۶- نتیجه گیری

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 ناوراستوکس روش حجم محدود با روش مرتبه بالای اسپیک 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.
- به کارگیری 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.
- 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.

- اعتبارسنجی 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 سختی‌های کمتر نیاز به شبیه‌سازی بیشتری است.

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. 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.

19. Mendez, B. and Munduate, X. "Study of Distributed Roughness Effect Over Wind 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 Two-Equation Turbulence Model", Symposium on Aeropropulsion, NASA CP-3078, 1991.
21. Flow", Numerical Methods in Laminar and Turbulent Flow. Vol. 7, pp. 266-276, 1991.
22. Narayan, J. and Sekar, B. "Computation of Turbulent High Speed Mixing Layers Using a
23. 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.
24. 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.
25. 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.
26. Landon, R. "NACA 0012 Oscillatory and Transient Pitching", In Aircraft Research Association Ltd Bedford (United Kingdom), 2000.
27. Korotkin, A.I. "Added Masses of Ship Structures", Springer Science & Business Media, 2008.
11. Razak, N.A., Andrienne, 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., Smaïli, 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.