



Numerical Analysis of Oscillations of Flexible Strip Attached to Rigid Body in Compressible Viscous Flow via 3D Fluid-Structure Interaction Simulation

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Kiani A.¹ MSc,
Mohammadi-Amin M.*¹ PhD

How to cite this article

Kiani A, Mohammadi-Amin M. Numerical Analysis of Oscillations of Flexible Strip Attached to Rigid Body in Compressible Viscous Flow via 3D Fluid-Structure Interaction Simulation. Modares Mechanical Engineering, 2020;20(1):139-147.

ABSTRACT

In this paper, oscillations of a thin high flexible strip attached to a three-dimensional body in viscous subsonic flow were simulated. The aim is to analyze the interactions of fluid and structure using a proper coupling algorithm that can couple the fluid and structure solvers and provide the proper data exchange between them. A computational fluid dynamics solver is used for fluid flow simulation and Euler-Bernoulli cantilevered beam model is used for structural analysis. For analyzing the fluid-structure interaction, iterative partitioned coupling algorithm is used for interrelation and data exchange between structure and fluid. Then, the results of vibration characteristics including the amplitude and frequency and forces and moments variations are presented with respect to different bending stiffness and strip masses. The simulation is done in 2D and 3D conditions which 3D case is for a cylinder and flexible strip attached to the bottom of the body. Results show that the developed framework captures the physics of fluid-structure interaction successfully. Also, parametric study shows that for the flexible thin strip attached to the end of the body in the specified regime of flow, three deformation types consist of static deformation, stable oscillations, and chaotic unstable oscillations will occur based on the strip characteristics.

Keywords Fluid-Structure Interaction; Viscous Flow; Numerical Simulation; Beam Theory; Coupling Algorithm

¹Aerial Sciences Department, Aerial Science & Technology Research Center, Aerospace Research Institute, Tehran, Iran

*Correspondence

Address: 15th Street, Mahestan Avenue, Shahrake Ghods, Tehran, Iran.
Postal code: 1465774111
Phone: +98 (21) 88366030
Fax: +98 (21) 88366020
mmohammadi@ari.ac.ir

Article History

Received: October 21, 2018
Accepted: May 7, 2019
ePublished: January 01, 2020

CITATION LINKS

[1] Pressure distribution during parachute opening- phase II finite mass operating case [2] The fluid dynamics of parachute inflation [3] On the aerodynamic drag of ribbons [4] Aerodynamic characteristics of ribbon stabilized grenades [5] Transient fluid-structure interaction algorithms for large industrial applications [6] Application of fabric ribbons for drag and stabilization [7] Numerical methods for fluid-structure interaction-a review [8] The flapping of a flag. Numerical investigation of a Kelvin-Helmholtz type instability [9] Flapping dynamics of a flexible filament [10] Drag characteristics of ribbons [11] Fluid-structure interaction techniques for parachute [12] Numerical simulation of the flapping of a three-dimensional flexible plate in uniform flow [13] A Lattice Boltzmann-Immersed Boundary method to simulate the fluid interaction with moving and slender flexible objects [14] Fluttering flags: An experimental study of fluid forces [15] Flow field around the flapping flag [16] Numerical simulation of vortex-induced vibration of a vertical riser in uniform and linearly sheared currents [17] URANS-based prediction of vortex induced vibrations of circular cylinders [18] A novel reduced order model for vortex induced vibrations of long flexible cylinders [19] Vibration of continuous systems [20] Two efficient staggered algorithms for the serial and parallel solution of three-dimensional nonlinear transient aeroelastic problems [21] Computational fluid-structure interaction: Methods and applications [22] A monolithic approach to fluid-structure interaction using space-time finite elements

تحلیل عددی نوسانات صفحه منعطف متصل به انتهای جسم صلب در جریان لزج تراکم‌پذیر با استفاده از شبیه‌سازی سه‌بعدی اندرکنش سیال-سازه

ابوالفضل کیانی MSc

گروه علوم هوایی، پژوهشکده علوم و فناوری هوایی، پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران

میثم محمدی‌امین PhD

گروه علوم هوایی، پژوهشکده علوم و فناوری هوایی، پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران

چکیده

در این مقاله به تحلیل نوسانات یک نوار باریک بسیار انعطاف‌پذیر متصل به جسم سه‌بعدی که در معرض جریان سیال لزج فروصوت قرار دارد، پرداخته شده است. هدف تحلیل تداخل سازه و سیال با استفاده از الگوریتم ترکیبی مناسب است که بتواند بخش حل سیال و حل سازه را بخوبی با هم ترکیب نموده و تبادل اطلاعات مناسبی را تأمین نماید. برای حل جریان سیال از یک حلگر دینامیک سیالات محاسباتی استفاده شده و تحلیل سازه توسط مدل تیر یک سردرگیر اویلر-برنولی صورت گرفته است. برای تحلیل اندرکنش سیال-سازه، الگوریتم ترکیبی چند بخشی تکراری برای برقراری ارتباط و تبادل اطلاعات میان بخش‌های سیال و سازه به‌کارگیری شده و شبیه‌سازی انجام شده است. در ادامه با توجه به عددهای سختی خمشی مختلف و جرم‌های متفاوت نوار باریک، نتایج و نمودارهای مربوط به مشخصات نوسان شامل دامنه و فرکانس، همچنین تغییرات نیرو و گشتاور ناشی از نوسانات ارائه شده است. تحلیل در هر دو حالت دوبعدی و سه‌بعدی انجام شده است که حالت سه‌بعدی شامل یک استوانه و نوار باریک انعطاف‌پذیر متصل به آن است. نتایج حاصل نشان می‌دهد که چارچوب محاسباتی توسعه یافته به خوبی فیزیک حاکم بر مساله اندرکنش سیال-سازه را تسخیر نموده است. همچنین مطالعه پارامتری نشان می‌دهد که برای نوار باریک منعطف متصل به جسم در رژیم جریان مورد مطالعه سه حالت تغییرشکل استاتیکی، نوسان پایدار و ناپایداری آشوبناک (تقریباً $E < 1^\circ$) رخ خواهد داد.

کلیدواژه‌ها: اندرکنش سیال-سازه، جریان لزج، شبیه‌سازی عددی، مدل تیر، الگوریتم ترکیبی

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۷/۲۹

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۲/۱۷

نویسنده مسئول: mmohammadi@ari.ac.ir

۱- مقدمه

پایداری پرتابه‌ها به‌ویژه در فاز نزول از موضوعاتی است که تاکنون مورد توجه بسیاری از محققین و مهندسان بوده است. یکی از روش‌های متداول برای تحقق این امر استفاده از پایدارکننده‌های انعطاف‌پذیر مانند ریبون‌ها در شکل‌ها و چیدمان‌های گوناگون است. بدیهی است که طراحی بهینه این نوع پایدارکننده‌ها با توجه به ملاحظات مأموریتی و براساس تحلیل‌های چندوجهی شامل بررسی تداخل سازه-سیال، شبیه‌سازی دینامیکی و پایداری پرتابه و مطالعات پارامتری متنوع روی پیکره‌بندی، جنس سازه و نحوه اتصال پایدارکننده، صورت می‌پذیرد.

با توجه به ماهیت پیچیده و چندفیزیکی بودن مسئله، نیاز به ابزارهای تحلیلی مختلف برای انجام مطالعات فوق است که برخی از این ابزارها توسعه یافته‌اند و تنها نیاز به بهبود کارایی آن برای تحلیل مسئله مورد نظر تحقیق حاضر دارند و برخی نیز هم‌اکنون موضوع تحقیقات جاری پژوهشگران در سراسر دنیا و به نوعی لبه دانش موجود است. از سوی دیگر برای کاهش هزینه‌های محاسباتی و برای به‌کارگیری بهینه ابزارهای تحلیلی در قالب روند طراحی نیز باید تمهیداتی اندیشیده شود. به‌طور خلاصه به یک چارچوب محاسباتی نیاز است که ابزارهای تحلیلی را به‌طور کارآمد با یکدیگر مرتبط ساخته و در کنار هم برای توسعه طرح نهایی، به‌طور بهینه به‌کار گیرد. هدف این مقاله نیز توسعه یک چارچوب محاسباتی با ویژگی‌های مذکور است و مهم‌ترین بحث ارائه راهبرد مناسب برای تحلیل تداخل سازه انعطاف‌پذیر و جریان سیال حول آن است. در ادامه به برخی از تحقیقاتی که در زمینه تحلیل تداخل سیال-سازه در سازه‌های منعطف متصل به اجسام صلب صورت گرفته است، اشاره می‌شود.

ملزینگ و سالیاریس تحقیق آزمایشگاهی جهت تعیین توزیع فشار روی سطح چتر در هنگام بازشدن دادند^[1]. پیترسون و همکاران نیز روی دینامیک بازشدن چتر، تحقیقاتی انجام داده‌اند^[2]. لوین و همکاران یک مطالعه تجربی بر مشخصه‌های درگ ریبون‌ها در تونل باد مادون صوت انجام دادند^[3]. این مطالعه براساس تغییر ضریب منطری و جنس ماده ریبون‌های مستطیلی انجام شده است. آومان و همکاران تست آزمایشگاهی برای تعیین مشخصات ایرودینامیکی پایدارکننده ریبونی یک نارنجک ارائه داده است^[4]. کاسادی و همکاران به بررسی الگوریتم‌های اندرکنش سازه-سیال گذرا در کاربردهای مقیاس بزرگ صنعتی پرداختند^[5]. آومان و ویلکس تست تجربی جهت تعیین مشخصه‌های ایرودینامیکی پایدارکننده‌های ریبونی انجام دادند^[6]. این نتایج از تست تونل باد افقی حاصل شده است و نشان داده شده است که چگونه می‌توان از ریبون کاهنده سرعت جهت پایدارکردن هندسه‌های استوانه‌ای استفاده کرد. از تست‌ها و نمودارها نتیجه شد که حرکت نوسانی نارنجکی که با ریبون پایدار می‌شود هرگز به‌طور کامل مستهلک نمی‌شود.

بیشتر تحقیقات اخیر و گذشته بر تعیین تجربی مرز ناپایداری متمرکز شده‌اند و تعداد کمی از تحقیقات بر تحلیل عددی دینامیک بال‌زنی و مکانیزم آن متمرکز بوده‌اند. هو و همکاران در تحقیقی که در مورد مسئله تداخل سیال-سازه انجام داده‌اند، مشخص کرده‌اند این مسئله به‌دلیل طبیعت غیرخطی قوی و چند وضعیت‌ی آن هنوز به‌صورت یک چالش مطرح است^[7]. بال و تین با استفاده از روش ضرایب لاگرانژ، ناپایداری تداخل سازه و سیال را در مورد پرچم بررسی کرده‌اند^[8]. در این مورد ناپایداری از نوع کلونین-هلمهولتز است. کشش ایجادشده روی پرچم ناشی از نیروی اصطکاک سیال، مایل است پرچم را پایدار کند که در این حالت باید سختی خمشی پرچم کم و اینرسی آن محدود باشد.

سازه و سیال، توصیه نمی‌شود. رویکرد دیگر که الگوریتم چندبخشی (Partitioned) نام دارد، آن است که در هر تکرار یا گام زمانی، معادلات سیال برای جریان حول هندسه مورد نظر حل شده و سپس نتایج توزیع فشار به مدل سازه منتقل شده و تغییر شکل سازه در آن تکرار یا گام زمانی براساس تغییرات توزیع فشار محاسبه می‌شود. سپس هندسه با وضعیت جدید وارد کد حل سیال شده و این روند تا حصول نتیجه نهایی ادامه می‌یابد. در این رویکرد، نحوه و نرخ تبادل اطلاعات بین مدل‌های سازه و سیال و تطبیق شبکه آنها از چالش‌های اساسی به‌شمار می‌رود.

بنابراین همان‌طور که در ابتدای این بخش اشاره شد به یک چارچوب محاسباتی نیاز است که ابزارهای تحلیلی را به‌طور کارآمد با یکدیگر مرتبط ساخته و در کنار هم برای توسعه طرح نهایی، به‌طور بهینه به‌کار گیرد. هدف مقاله حاضر نیز توسعه یک چارچوب محاسباتی با ویژگی‌های مذکور است. بدیهی است در صورت تحقق این امر، نتایج این تحقیق برای طراحی و تحلیل سامانه‌های هوافضایی شامل اندرکنش سازه منعطف با جریان حول اجسام ثابت و متحرک قابل بهره‌برداری است.

۲- معادلات حاکم

معادلات حاکم بر جریان سیال، معادلات ناویر-استوکس است که به‌صورت زیر نوشته می‌شود:

قانون بقای جرم:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{1}{x} \frac{\partial x \rho U}{\partial x} + \frac{\partial \rho V}{\partial y} = 0 \quad (1)$$

قانون بقای اندازه حرکت:

$$\frac{\partial \rho U}{\partial t} + \frac{1}{x} \frac{\partial x \rho U^2}{\partial x} + \frac{\partial \rho V U}{\partial y} = -\frac{\partial P}{\partial x} + \frac{1}{x} \frac{\partial x \pi_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \pi_{xy}}{\partial y} - \frac{\pi_{\theta}}{x} \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho V}{\partial t} + \frac{1}{x} \frac{\partial x \rho U V}{\partial x} + \frac{\partial \rho V^2}{\partial y} = -\frac{\partial P}{\partial y} + \frac{1}{x} \frac{\partial x \pi_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \pi_{yy}}{\partial y} \quad (3)$$

۲-۱- معادلات حاکم بر سازه:

معادله دیفرانسیل حرکت ارتعاش عرضی تیر به‌صورت زیر نوشته می‌شود [19]:

$$\frac{\partial^2}{\partial x^2} \left(EI \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right) + \rho A \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} = f(x, t) \quad (4)$$

حال با توجه به نیروی گسترده بر صفحه بر این اساس رابطه تیر اویلر-برنولی را به‌دست می‌آوریم. معادله حرکت تحت نیروی عرضی گسترده عبارت است از:

$$\frac{\partial^2}{\partial x^2} \left[EI(x) \frac{\partial^2 w(x, t)}{\partial x^2} \right] + \rho A(x) \frac{\partial^2 w(x, t)}{\partial t^2} = f(x, t) \quad (5)$$

با استفاده از روش مدهای طبیعی (آنالیز مودال)، حل رابطه بالا از ترکیب خطی مدهای طبیعی تیر به‌صورت زیر به‌دست می‌آید:

$$w(x, t) = \sum_{i=0}^{\infty} W_i(x) \eta_i(t) \quad (6)$$

که در اینجا W_i مدهای طبیعی است که از حل رابطه زیر به‌دست می‌آید:

$$\frac{d^2}{dx^2} \left[EI(x) \frac{d^2 W_i(x)}{dx^2} \right] - \rho A(x) \omega_i^2 W_i(x) = 0 \quad (7)$$

و $\eta_i(t)$ مختصات تعمیم‌یافته هستند. در ادامه داریم:

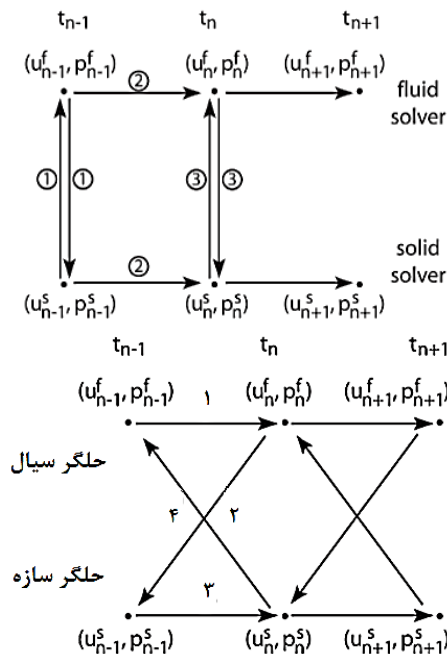
عبدالرحمن و همکاران دینامیک رژیم بال‌زنی یک رشته که در نوار صابون دوبعدی واقع شده است را برای طول‌های مختلف رشته و سرعت‌های متفاوت جریان را بررسی کرده‌اند [9]. *ومان* و *واین* برای تعیین مشخصه‌های ایرودینامیکی ریبون‌های پایدارکننده نازک از روش‌های تجربی استفاده کرده‌اند [10]. این داده‌ها از آزمایشات تست تونل باد افقی و عمودی، تست‌های سقوط آزاد و تست پروازی حاصل شده است. از بررسی نتایج مشخص شد که اصطکاک پوسته فقط بخش کوچکی از درگ ریبون است و بخش اصلی و عمده درگ در اثر فلاتر (بال‌زنی) پارچه است. *کومار* و *ودووا* روی روش‌های کوپل و ترکیب معادلات حاکم بر تداخل سازه-سیال و فرمولاسیون المان محدود آن تحقیقاتی انجام دادند [11].

یو و *وانگ* به شبیه‌سازی عددی نوسانات یک صفحه انعطاف‌پذیر سه‌بعدی پرداخته‌اند که در معرض یک جریان پایا قرار گرفته است [12]. همچنین در این پژوهش تاثیر پارامترهای کنترلی بی‌بعد شامل عدد رینولدز، نسبت چگالی، نسبت طول به ضخامت و نسبت عرض به ضخامت، روی نوسانات صفحه مورد بررسی قرار گرفته است. *فاویر* و همکاران یک روش عددی بر پایه شبکه بولتزمن و روش مرز شناور برای حل مسئله تداخل حرکت اجسام نازک شکل‌پذیر (انعطاف‌پذیر) در یک جریان سیال تراکم‌ناپذیر ارائه کرده‌اند [13]. حرکت یا تغییر شکل المان‌ها از طریق یک سری نشانگرهای لاگراژی قرارگرفته در فضای محاسباتی، دنبال می‌شود. *ویروت* و همکاران به بررسی نیروهای وارد بر پرچم در حال نوسان پرداخته‌اند. به‌خصوص نیروی درگ و گشتاور حول میله پرچم تحلیل شده است [14]. *گینز* و همکاران به بررسی جریان اطراف پرچم پرداخته و مدهای مختلف نوسانی آن را مورد مطالعه قرار داده‌اند [15].

وانگ و *ژیائو* به شبیه‌سازی عددی ارتعاشات ناشی از گردابه رایزر عمودی در جریان‌های برشی خطی و یکنواخت پرداختند و نتایج عددی پیش‌بینی‌شده تطابق خوبی با نتایج تجربی دارند [16]. *دوبروسالی* و *کیناسی* در مقاله خود با عنوان پیش‌بینی ارتعاشات ناشی از گردابه برای سیلندرهای دایروی با استفاده از URANS نتیجه گرفته‌اند که ارتعاشات ناشی از گردابه به‌دلیل سه فرکانس مختلف به‌شدت غیرخطی‌اند: فرکانس نیروی جریان، فرکانس ریزش گردابه و فرکانس نوسان [17]. *ستیلی* و همکاران نیز به توسعه مدل رتبه کاسته برای تحلیل سیلندرهای بلند انعطاف‌پذیر پرداخته‌اند. تمرکز اصلی بر ارتعاشات ناشی از گردابه بوده است و هدف توسعه مدلی برای تسخیر ارتعاشات طولی و عرضی که ترکیبی از حلگر المان محدود و دینامیک سیالات محاسباتی است [18].

همان‌طور که در مقالات مختلف مشاهده می‌شود در رابطه با شبیه‌سازی تداخل سازه-سیال دو رویکرد کلی وجود دارد: اول این که معادلات حاکم بر حرکت سازه و سیال یک‌جا و در قالب یک فرمول‌بندی یکپارچه حل شوند که این حالت اصطلاحاً الگوریتم حل یکپارچه (Monolithic) نام دارد. البته در حل مسائل با مقیاس بزرگ و واقعی، به‌کارگیری الگوریتم یکپارچه به‌سبب پیچیدگی‌های محاسباتی که ایجاد می‌کند و مشکلات یکپارچه‌سازی مدل‌های

سپس داده‌های آن وارد بخش سازه شده و سازه براساس اطلاعات جدید سیال حل شده و داده آن وارد بخش سیال می‌شود و سیال مجدداً براساس داده‌های جدید سازه حل شده و این چرخه تکراری تا حل کامل مسئله ادامه می‌یابد.



شکل ۱ شماتیک دو روش متناوب (بالا) و تکراری (پایین) [20]

در این پژوهش از روش چندبخشی به صورت تکراری استفاده خواهد شد. حال اگر از منظر نوع الگوریتم ترکیب بنگریم می‌توانیم بگوییم که دو نوع الگوریتم ترکیبی وجود دارد که شامل الگوریتم ترکیبی ضعیف و الگوریتم ترکیبی قوی یا دقیق است. در الگوریتم ترکیبی ضعیف در هر گام زمانی تنها یک حل از سازه و سیال خواهیم داشت. لذا باید گام زمانی بسیار حساب شده و از روی تجربه انتخاب شود و اگر نه باعث ناپایداری حل خواهد شد. اما در الگوریتم ترکیبی قوی در هر گام زمانی، چندین حل سیال و سازه داریم تا این دو کاملاً همگام شده و سیستم ایروالاستیک همگرا شود. لذا باعث طولانی‌تر شدن حل می‌شود ولی از روش قبلی بسیار پایدارتر است. در ضمن از لحاظ الگوریتمی، برای سیستم‌های مختلف فیزیکی انعطاف‌پذیر بوده و قابل کاربرد است. در شکل ۲ این رویکرد به صورت شماتیک نشان داده شده است. فلوجارت الگوریتم ترکیبی تحلیل مسئله تداخل سیال-سازه مورد استفاده در این مقاله نیز در شکل ۳ نشان داده شده است.

مراحل کار به این صورت است که ابتدا با حل معادلات جریان توزیع فشار اطراف جسم مشخص شده و نیروها و گشتاورهای وارد بر آن تعیین می‌شود. سپس با استفاده از معادلات شش درجه آزادی و با توجه به توزیع فشار و نیروهای وارد بر جسم، وضعیت جسم مشخص می‌شود. اکنون با استفاده از معادلات سازه تغییر شکل سازه محاسبه شده و سپس نقاط جدید محاسبه شده به روزرسانی می‌شود. حال با توجه به مختصات جدید سازه شبکه‌بندی مجدد

$$\sum_{i=1}^{\infty} \frac{d^2}{dx^2} \left[EI(x) \frac{d^2 W_i(x)}{dx^2} \right] \eta_i(t) + \rho A(x) \sum_{i=0}^{\infty} W_i(x) \frac{d^2 \eta_i(t)}{dt^2} = f(x, t) \quad (8)$$

پس از جایگذاری روابط بالا داریم:

$$\rho A(x) \sum_{i=1}^{\infty} \omega_i^2 W_i(x) \eta_i(t) + \rho A(x) \sum_{i=1}^{\infty} W_i(x) \frac{d^2 \eta_i(t)}{dt^2} = f(x, t) \quad (9)$$

با ضرب رابطه بالا در $W_j(x)$ و انتگرال‌گیری از صفر تا L خواهیم داشت:

$$\sum_{i=1}^{\infty} \eta_i(t) \int_0^L \rho A(x) \omega_i^2 W_j(x) W_i(x) dx + \sum_{i=1}^{\infty} \frac{d^2 \eta_i(t)}{dt^2} \int_0^L \rho A(x) W_j(x) W_i(x) dx = \int_0^L W_j(x) f(x, t) dx \quad (10)$$

با توجه به شرط تعامد، همه عبارات سمت چپ رابطه بالا حذف می‌شوند مگر برای حالتی که $i = j$ باشد. داریم:

$$\frac{d^2 \eta_i(t)}{dt^2} + \omega_i^2 \eta_i(t) = Q_i(t), \quad i = 1, 2, \dots \quad (11)$$

که $Q_i(t)$ نیروی تعمیم‌یافته است که برای مود i ام به صورت زیر است:

$$Q_i(t) = \int_0^L W_i(x) f(x, t) dx, \quad i = 1, 2, \dots \quad (12)$$

حل کامل رابطه به صورت زیر می‌تواند بیان شود:

$$\eta_i(t) = A_i \cos \omega_i t + B_i \sin \omega_i t + \frac{1}{\omega_i} \int_0^t Q_i(\tau) \sin \omega_i(t - \tau) d\tau \quad (13)$$

بنابراین رابطه نهایی تیر اوپلر-برنولی به صورت زیر است:

$$w(x, t) = \sum_{i=1}^{\infty} \left[A_i \cos \omega_i t + B_i \sin \omega_i t + \frac{1}{\omega_i} \int_0^t Q_i(\tau) \sin \omega_i(t - \tau) d\tau \right] W_i(x) \quad (14)$$

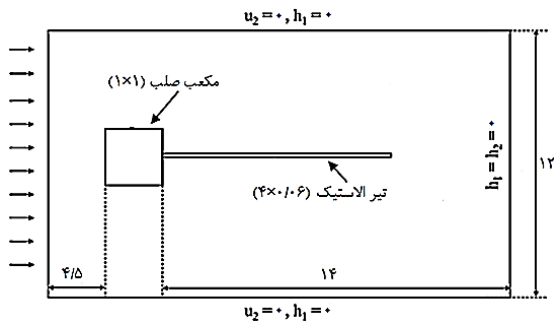
دو عبارت اول بیانگر ارتعاشات آزاد و ترم سوم بیانگر ارتعاشات اجباری تیر است. اعداد ثابت A_i و B_i نیز با استفاده از شرایط اولیه به دست می‌آیند.

۳- الگوریتم حل اندرکنش سیال-سازه

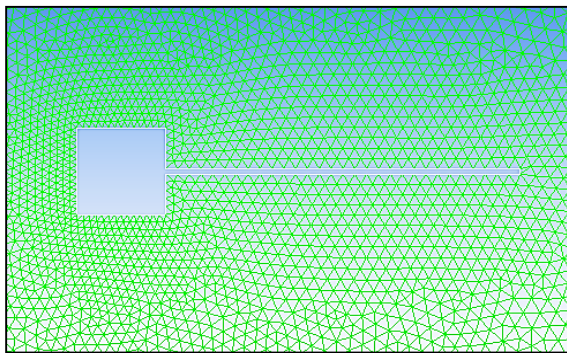
جهت تحلیل مسائل تداخل سازه و سیال باید الگوریتمی موجود باشد تا بتواند یا معادلات سازه و سیال را به طور همزمان حل کرده (روش یکپارچه) یا اینکه ارتباط منطقی بین نتایج حل سیال و سازه برقرار کند (روش چند بخشی). همچنین بتواند شبکه‌بندی سیال و سازه را در صورتی که یکسان و واحد نباشد، با هم تطبیق دهد. در واقع روش اول بسیار زمان‌بر و پرهزینه بوده و مقرون به صرفه نیست. در روش دوم معادلات سازه و سیال با کدهای جدا که می‌تواند حتی غیرقابل تغییر باشد (جعبه سیاه) حل شده و توسط یک الگوریتم ترکیبی نتایج آنها با یکدیگر مبادله شود. این روش هم ماژولاریتی و هم قابلیت انعطاف‌پذیری بالا دارد. روش چندبخشی به دو صورت قابل اعمال است که در شکل ۱ نشان داده شده است [20].

در روش اول (شکل ۱، بالا) که روش متناوب نامیده می‌شود، در هر گام زمانی ابتدا داده‌های سیال و سازه با یکدیگر مبادله شده و سپس هر دو همزمان ولی به طور مستقل حل می‌شوند. در روش دوم (شکل ۱، پایین) که روش تکراری نامیده می‌شود، ابتدا سیال حل شده و

پس از انجام اجزاهای گوناگون و بررسی گام‌های زمانی مختلف با توجه به معیار همگرایی، اندازه گام زمانی ۰۰۲/۰ ثانیه در نظر گرفته شده است و حداکثر تکرارها در هر گام زمانی ۲۰۰ تکرار لحاظ شد تا همگرایی لازم در هر گام زمانی به دست آید.

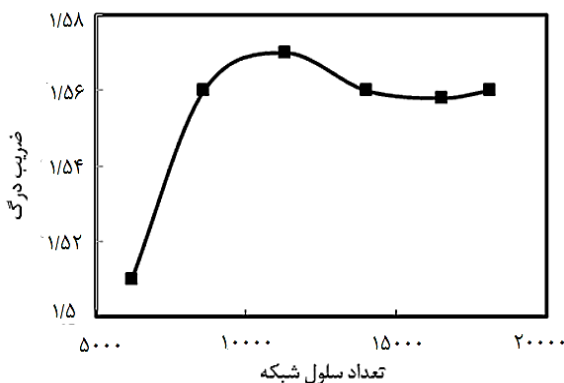


شکل ۴) هندسه مورد نظر و میدان اطراف آن [21]



شکل ۵) شبکه اطراف هندسه مورد نظر [19]

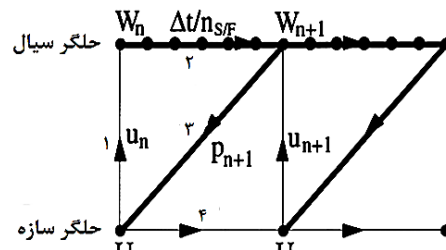
برای مطالعه شبکه، پس از بررسی شبکه‌بندی‌های مختلف با تعداد سلول‌های ۶۳۰۰، ۸۶۰۰، ۱۱۲۰۰، ۱۴۰۰۰، ۱۶۵۰۰ و ۱۸۱۰۰ و اجرای آن‌ها همان‌طور که از نمودار ۱ مشخص است، ضرب درگ برای شبکه ۸۶۰۰ سلولی اختلاف ناچیزی با شبکه ۱۸۱۰۰ سلولی دارد؛ لذا به‌منظور کاهش هزینه زمانی شبکه ۸۶۰۰ سلولی (شکل ۵) برای تحلیل مسئله در نظر گرفته شد.



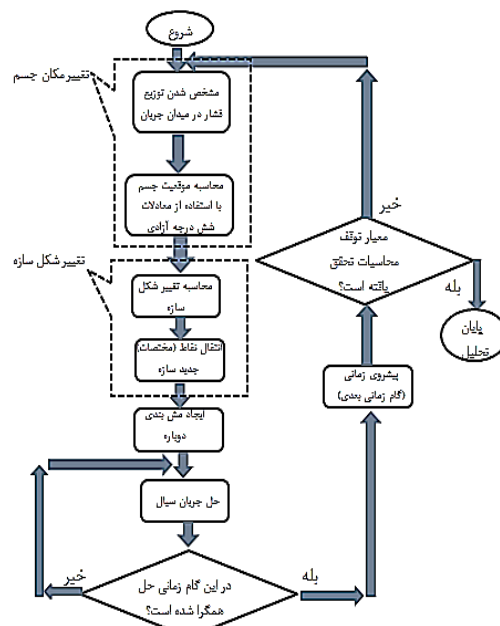
نمودار ۱) تغییرات ضریب درگ بر حسب تعداد مختلف سلول‌های شبکه

در این تحقیق مشخص شد که حل مسئله از لحاظ فرکانس نوسانات تا حدود ۱۰۰ هرتز را پاسخگو بوده و بالاتر از آن حل واگرا و ناپایدار

انجام شده و براساس شبکه‌بندی جدید جریان حل می‌شود. در مرحله بعد همگرایی حل بررسی شده و در صورت تایید یک گام زمانی به جلو می‌رویم. این فرآیند تا رسیدن به تحقق معیار توقف ادامه می‌یابد.



شکل ۲) روش تکراری با چند زیرتکرار

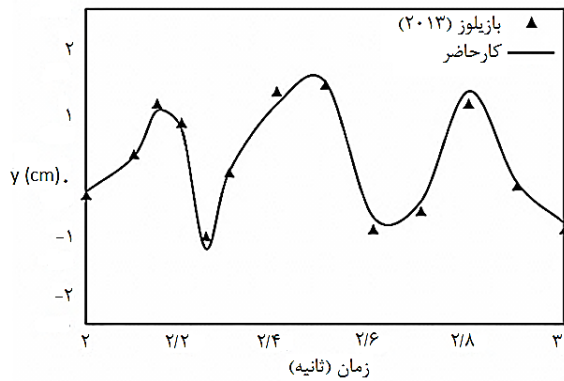


شکل ۳) الگوریتم ترکیبی حل مسئله تداخل سیال-سازه

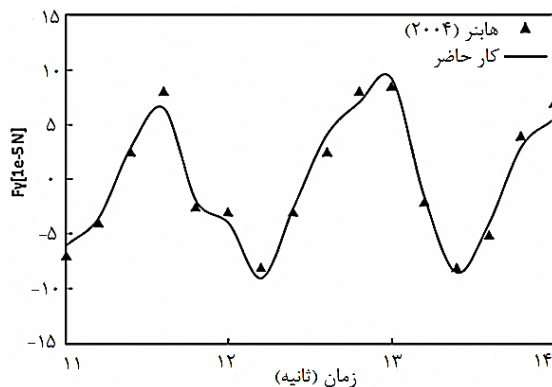
۴- نتایج و بحث

۴-۱- تحلیل مسئله دوبعدی

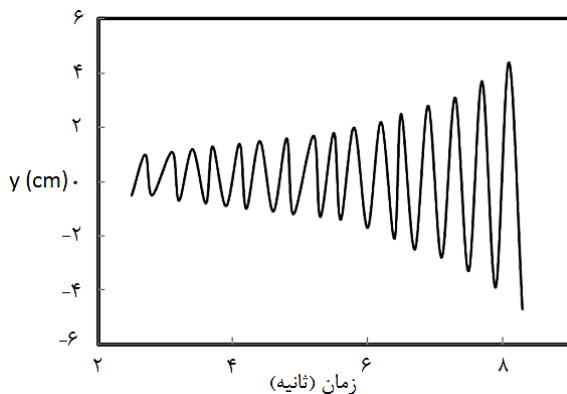
در ابتدا برای اعتبارسنجی، یک صفحه الاستیک دوبعدی که به صورت تیر یک‌سر درگیر به انتهای یک مربع متصل است و در معرض جریان سیال پشت آن قرار دارد را مورد تحلیل قرار می‌دهیم. در شکل ۴ ابعاد هندسه (برحسب سانتی‌متر) و میدان اطراف آن مشخص شده است. مشخصات فیزیکی این صفحه در مرجع [20] آمده است. در شکل ۵ نیز شبکه اطراف هندسه مشخص شده است. سرعت جریان ۵/۰ متر بر ثانیه است. شرط مرزی میدان دور فشاری (Pressure-Far-Field) در اطراف جسم فرض شده است. برای تسخیر اغتشاش، مدل اغتشاشی $k - \epsilon$ استاندارد در نظر گرفته شده است. روش کولپینگ براساس فشار-سرعت بر پایه طرح سیمپل (Simple) بوده است و روش گسسته‌سازی مکانی براساس رویکرد حداقل مربعات گره مبنا (Least Squares Node Based) است.



نمودار (۲) مقایسه جابجایی عرضی نقطه انتهایی صفحه با مرجع [21]



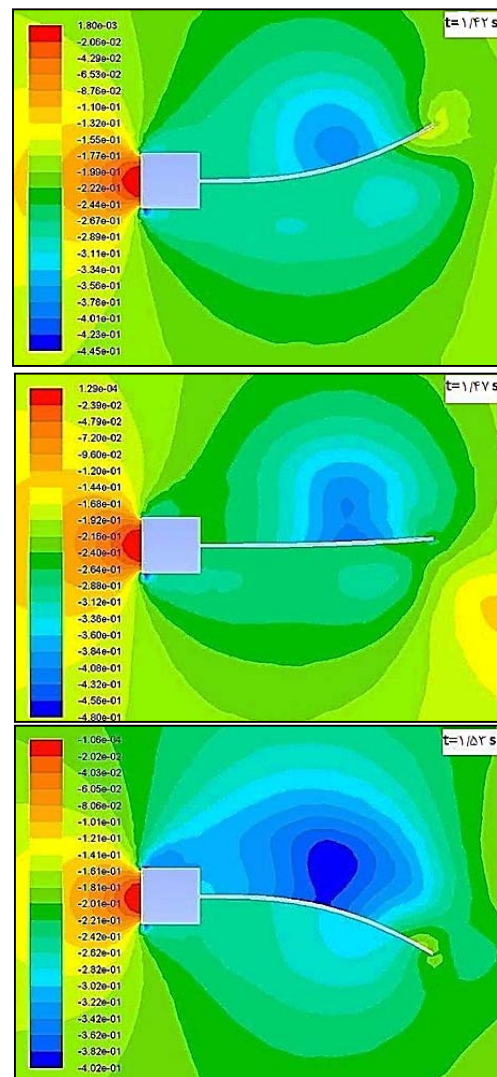
نمودار (۳) مقایسه نیروی عرضی ناشی از نوسان صفحه با مرجع [22]



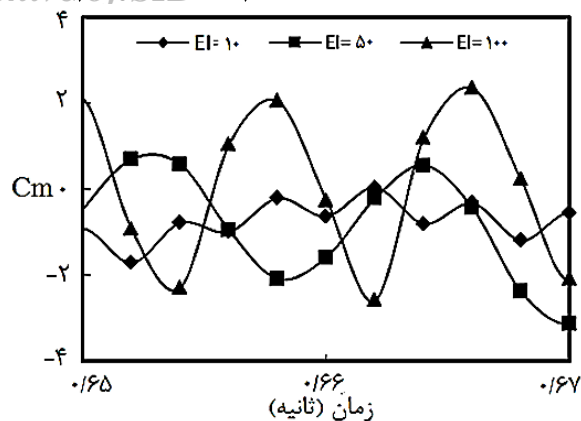
نمودار (۴) مختصات نقطه انتهایی صفحه با مدول الاستیسیته 5×10^0

در نمودارهای ۵ و ۶ نوسانات لحظه‌ای صفحه به ترتیب در زاویه حمله صفر و 10° درجه مشخص شده است. در ادامه به تغییرات ضریب گشتاور صفحه برحسب زمان براساس جرم‌ها و سختی خمشی‌های (EI) متفاوت صفحه پرداخت شده است. در نمودار ۷ برای دو جرم مختلف، ضریب گشتاور پیچ صفحه در طول زمان مقایسه شده است و در نمودار ۷ برای سه حالت مختلف از سختی خمشی صفحه، ضریب گشتاور پیچ در طول زمان مقایسه شده است. همان‌طور که از بررسی نمودارهای ۷ و ۸ مشخص است، با درنظرگرفتن سختی خمشی ثابت برای نوار باریک، هرچه جرم صفحه بیشتر شود فرکانس بال‌زنی آن افزایش یافته و با درنظرگرفتن یک جرم ثابت برای صفحه هرچه سختی خمشی آن افزایش یابد، فرکانس بال‌زنی کاهش

می‌شود. در شکل ۶ خطوط هم‌تراز فشار در اطراف هندسه مورد نظر نشان داده شده است. در شکل مذکور گردابه انتهایی صفحه که در اثر نوسان جدا شده است و همچنین گردابه بالای صفحه که در اثر افت ناگهانی فشار ناشی از بال‌زنی صفحه ایجاد شده است، مشخص است. در نمودار ۲ جابجایی عرضی نقطه انتهایی صفحه در طول زمان با مرجع [21] مقایسه شده است. همان‌گونه که مشخص است نتایج از دقت مناسبی برخوردار است. در نمودار ۳ نیروی عرضی ناشی از نوسان صفحه در طی زمان با نتایج مرجع [22] مقایسه شده و تطابق مناسبی بین نتایج وجود دارد. همچنین چند صفحه با مدول الاستیسیته مختلف مورد بررسی قرار گرفت و سه حالت برای پدیده بال‌زنی مشاهده شد. در حالت اول که با مدول الاستیسیته 2×10^0 انجام شد، سیستم سازه و سیال نهایتاً به حالت پایا می‌رسد. در حالت دوم مشاهده شد که برای مدول الاستیسیته در دو حالت 1×10^0 و $1/5 \times 10^0$ و 1×10^0 تداخل سازه و سیال در نهایت به نوسان پرریودیک صفحه منجر می‌شود. در نهایت با درنظرگرفتن مدول الاستیسیته 5×10^0 برای صفحه، بررسی انجام شده نشان می‌دهد سیستم دچار ناپایداری شده و واگرا می‌شود (نمودار ۴).



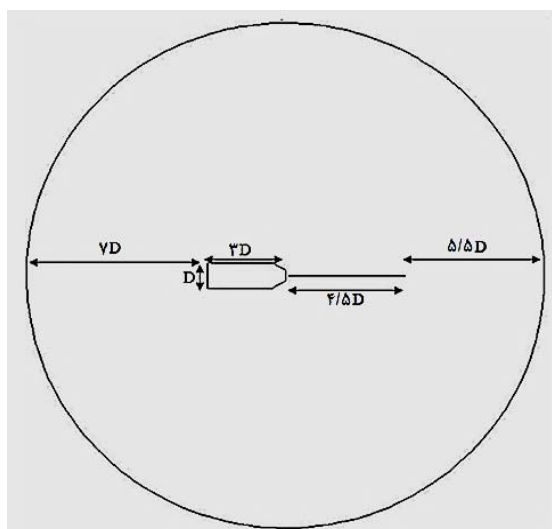
شکل ۶ خطوط هم‌تراز فشار اطراف هندسه دوبعدی



نمودار ۸) تغییرات ضریب گشتاور پیچشی صفحه برحسب زمان براساس سختی خمشی‌های (EI) متفاوت صفحه

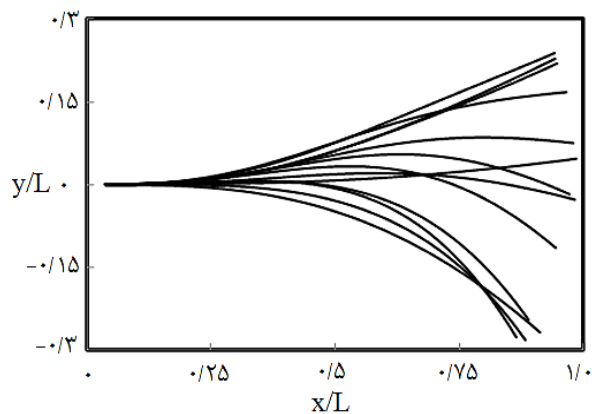
۴-۲- تحلیل مسئله سه‌بعدی

در ادامه یک استوانه سه‌بعدی به‌همراه یک نوار باریک انعطاف‌پذیر متصل به انتهای آن جهت بررسی تداخل سازه- سیال برای شرایط جریان با ماخ 0.4 و زاویه حمله 10° در نظر گرفته شده است. هندسه مورد نظر و میدان اطراف آن و همچنین شبکه ایجاد شده به‌منظور تحلیل مسئله در شکل‌های ۷، ۸ و ۹ مشخص شده است. به‌منظور اطمینان از دقت تحلیل و عدم وابستگی جواب‌ها به تعداد سلول‌های شبکه، چند شبکه با تعداد سلول‌های مختلف را مدل‌سازی نموده و بررسی کردیم که در نمودار ۹ نتایج آن ارائه شده است. تعداد پنج شبکه با تعداد سلول‌های متفاوت مورد بررسی قرار گرفت که تعداد سلول‌ها 78000 ، 123000 ، 329000 ، 586000 و 753000 است. ضریب گشتاور پیچ را برحسب تعداد سلول‌های هر شبکه رسم نموده و مشخص شد که در مدلی که 329000 سلول دارد در مقایسه با مدل 753000 سلولی، ضریب گشتاور پیچ حدود 3% اختلاف دارد که قابل چشم‌پوشی بوده و از آنجایی که مدل با 329000 سلول هزینه زمانی کمتری از مدل با 753000 سلول دارد، لذا برای تحلیل‌های بعدی انتخاب شد.

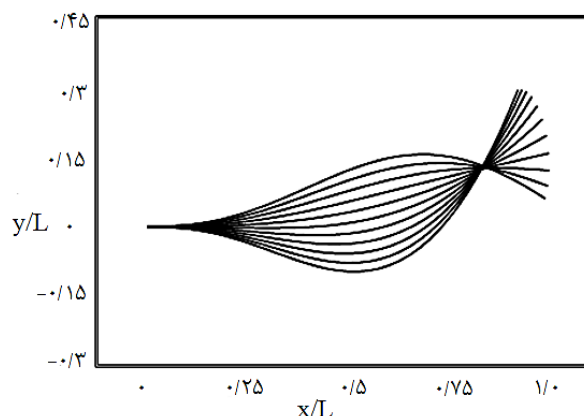


شکل ۷) هندسه و میدان اطراف جهت تحلیل تداخل سازه- سیال

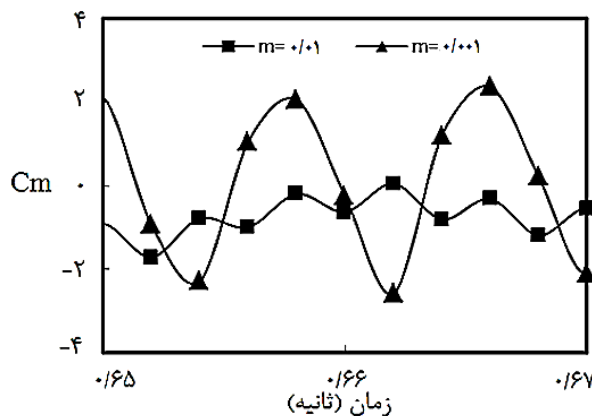
می‌یابد. با توجه به نتایج به‌دست‌آمده در حالت دوبعدی و مقایسه این نتایج با مراجع معتبر می‌توان کارایی محاسباتی و توانمندی کد توسعه داده شده در تحقیق حاضر را در شرایط مختلف مطلوب ارزیابی کرد. اما با توجه به ماهیت سه‌بعدی فیزیک حاکم بر مسئله مورد نظر تحقیق نیاز به توسعه کد در حالت سه‌بعدی بود که در ادامه بخش به ارائه نتایج شبیه‌سازی سه‌بعدی در شرایط مختلف پرداخته خواهد شد.



نمودار ۵) بال‌زنی صفحه در حالت زاویه حمله صفر

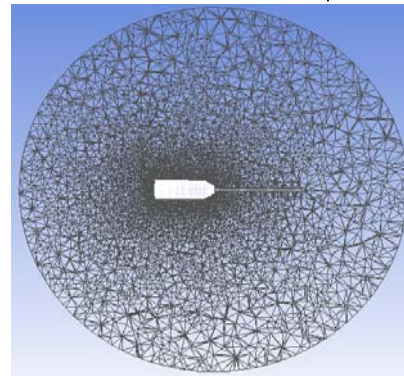


نمودار ۶) بال‌زنی صفحه در زاویه حمله 10°

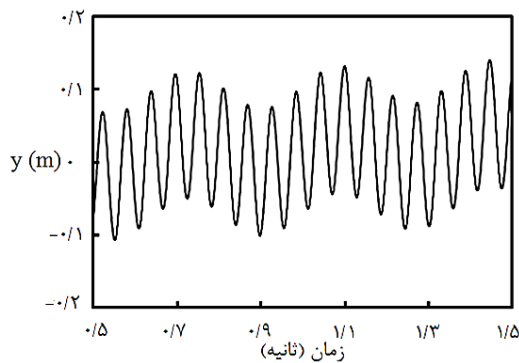


نمودار ۷) تغییرات ضریب گشتاور پیچ صفحه برحسب زمان براساس جرم‌های متفاوت صفحه

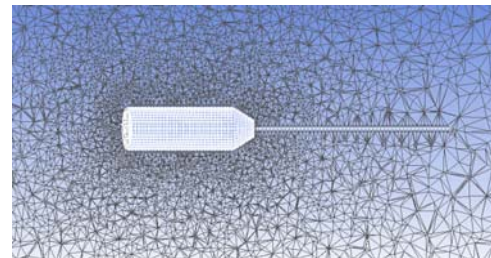
نوسانات ریبون و تاثیر آن بر الگوی گردابه‌های پشت جسم و طبعاً تغییر میدان جریان حول جسم با توجه به فروصوت‌بودن جریان است. مختصات نقطه انتهایی ریبون و همچنین نیروهای طولی و عرضی وارد بر آن نیز در نمودارهای ۱۰ و ۱۱ نشان داده شده است. در شکل ۱۰ نیز کانتورهای فشار در اطراف جسم و ریبون در حال نوسان در لحظات مختلف نشان داده شده است.



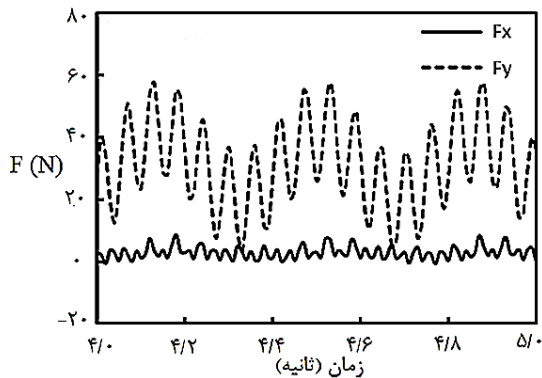
شکل ۸) شبکه‌بندی جسم و ریبون سه‌بعدی و میدان اطراف آن



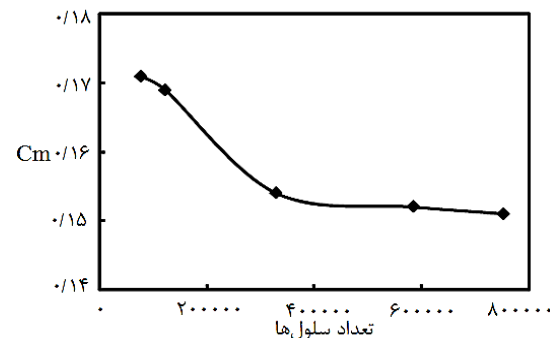
نمودار ۱۰) مختصات نقطه انتهایی نوار انعطاف‌پذیر در حال نوسان



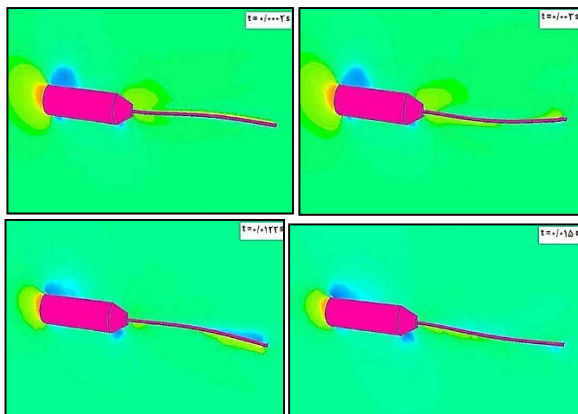
شکل ۹) شبکه‌بندی جسم به‌همراه ریبون و میدان اطراف از نمای نزدیک



نمودار ۱۱) نیروی طولی و عرضی وارد بر نوار انعطاف‌پذیر در حال نوسان



نمودار ۹) ضریب گشتاور پیچ نسبت به تعداد سلول‌های شبکه



شکل ۱۰) خطوط هم‌تراز فشار در صفحه تقارن هندسه سه‌بعدی

در ادامه تاثیر وجود ریبون بر ضرایب ایرودینامیکی جسم در حالات مختلف بررسی شده است. در جدول ۱ ضرایب ایرودینامیکی جسم تنها و جسم با ریبون ارائه شده است.

جدول ۱) ضرایب ایرودینامیکی جسم تنها و جسم به‌همراه ریبون در حالت دوبعدی و سه‌بعدی در جریان ماخ ۰/۴ و زاویه حمله ۱۰ درجه

ضریب ایرودینامیکی	جسم با ریبون		جسم تنها	
	دوبعدی	سه‌بعدی	دوبعدی	سه‌بعدی
Ca	۱/۵۹	۱/۳۵	۱/۳۳	۱/۰۴
Cn	۰/۵۸	۰/۴۱	-۰/۱۹	۰/۱۱
Cm	۰/۵۹	-۰/۱۱	۰/۰۱	-۰/۰۸

۶- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

در این مقاله به ارائه روشی برای تحلیل نوسان نوار باریک بسیار انعطاف‌پذیر متصل به جسم در معرض جریان لزج فروصوت پرداخته شد. با توجه به اینکه هدف این مقاله ارائه الگوریتم ترکیبی مناسب برای تبادل اطلاعات بخش سیال و سازه بود، برای تحلیل اندرکنش

همان‌طور که در جدول ۱ مشاهده می‌شود، نتایج حالت دوبعدی و سه‌بعدی اختلاف زیادی دارند که با توجه به ماهیت سه‌بعدی مسئله قابل انتظار بوده است. از سوی دیگر مشاهده می‌شود در حالت سه‌بعدی که نتایج حاصل قابل استنادتر است اثر ریبون بر ضرایب نیروی محوری و عمودی افزایشی بوده است. این موضوع ناشی از

- 5- Casadei F, Halleux JP, Sala A, Chille F. Transient fluid-structure interaction algorithms for large industrial applications. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. 2001;190(24-25):3081-3110.
- 6- Auman LM, Wilks BL. Application of fabric ribbons for drag and stabilization. 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, 2005 May 23-26, Munich, Germany. Reston: AIAA; 2005. p. 1618.
- 7- Hou G, Wang J, Layton A. Numerical methods for fluid-structure interaction-a review. *Communications in Computational Physics*. 2012;12(2):337-377.
- 8- Balde B, Etienne J. The flapping of a flag. Numerical investigation of a Kelvin-Helmholtz type instability. *Congrès Français De Mécanique*, 2011, 29 August-2 September, Besançon, France. Rue Louis Blanc: AFM, Maison de la Mécanique; 2011.
- 9- Ait Abderrahmane H, Paidoussis MP, Fayed M, Ng HD. Flapping dynamics of a flexible filament. *Physical Review E*. 2011;84(6):066604.
- 10- Auman LM, Wayne Dahlke C. Drag characteristics of ribbons. 16th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, 2001 May 21-24, Boston, Massachusetts, USA. Reston: AIAA; 2001.
- 11- Kumar V, Udoewa V. Fluid-structure interaction techniques for parachute. In: Hector Juarez L, editor. *Fluid dynamics, computational modeling and applications*. Norderstedt: Books on Demand; 2012.
- 12- Yu Z, Wang Y, Shao X. Numerical simulation of the flapping of a three-dimensional flexible plate in uniform flow. *Journal of Sound and Vibration*. 2012;331(20):4448-4463.
- 13- Favier J, Revell A, Pinelli A. A Lattice Boltzmann-Immersed Boundary method to simulate the fluid interaction with moving and slender flexible objects. *Journal of Computational Physics*. 2014;261:145-161.
- 14- Virost E, Amandolese X, Hémon P. Fluttering flags: An experimental study of fluid forces. *Journal of Fluids and Structures*. 2013;43:385-401.
- 15- Gibbs SC, Fichera S, Zanotti A, Ricci S, Dowell EH. Flow field around the flapping flag. *Journal of Fluids and Structures*. 2014;48:507-513.
- 16- Wang E, Xiao Q. Numerical simulation of vortex-induced vibration of a vertical riser in uniform and linearly sheared currents. *Ocean Engineering*. 2016;121:492-515.
- 17- Dobrucali E, Kinaci OK. URANS-based prediction of vortex induced vibrations of circular cylinders. *Journal of Applied Fluid Mechanics*. 2017;10(3):957-970.
- 18- Stabile G, Matthies HG, Borri C. A novel reduced order model for vortex induced vibrations of long flexible cylinders. *Ocean Engineering*. 2018;156:191-207.
- 19- Rao SS. *Vibration of continuous systems*. Hoboken: John Wiley & Sons; 2007.
- 20- Farhat C, Lesoinne M. Two efficient staggered algorithms for the serial and parallel solution of three-dimensional nonlinear transient aeroelastic problems. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. 2000;182(3-4):499-515.
- 21- Bazilevs Y, Takizawa K, Tezduyar TE. *Computational fluid-structure interaction: Methods and applications*. Hoboken: John Wiley & Sons; 2013.
- 22- Hübner B, Walhorn E, Dinkler D. A monolithic approach to fluid-structure interaction using space-time finite elements. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. 2004;193(23-26):2087-2104.

سیال-سازه، الگوریتم ترکیبی چندبخشی تکراری برای برقراری ارتباط و تبادل اطلاعات میان بخش‌های سیال و سازه طراحی و به‌کارگیری شد. برای صفحه انعطاف‌پذیر با مدول الاستیسیته مختلف مشخص شد که سه حالت تغییر شکل استاتیک، نوسانی پایدار و ناپایداری آشوبناک پیش خواهد آمد که حالت آخر برای صفحات با مدول الاستیسیته کمتر از 10^6 رخ خواهد داد. همچنین مشخص شد با یک سختی خمشی ثابت، هرچه جرم صفحه بیشتر باشد فرکانس بال‌زنی آن افزایش یافته و با در نظر گرفتن یک جرم ثابت برای صفحه، هرچه سختی خمشی افزایش یابد، فرکانس صفحه کاهش می‌یابد. مقایسه نتایج کار حاضر با نتایج منابع معتبر نشان می‌دهد، معادله تیر یک‌سردگیر اوایلر-برنولی برای تحلیل سازه مناسب بوده و الگوریتم ترکیبی چندبخشی تکراری برای برقراری ارتباط و تبادل اطلاعات میان بخش‌های سیال و سازه از دقت مناسب برخوردار است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های سه‌بعدی نیز نشان داد چارچوب توسعه‌یافته به‌خوبی فیزیک حاکم بر مسئله را تسخیر نموده است.

تشکر و قدردانی: نگارندگان مراتب تشکر و قدردانی خود را از پژوهشگاه هوافضا اعلام می‌دارند.

تأییدیه اخلاقی: نگارندگان اصالت و نوآوری محتوای مقاله را تأیید می‌کنند.

تعارض منافع: این مقاله مستخرج از رساله دکتری آقای ابوالفضل کیانی با عنوان "طراحی و تحلیل ایروالاستیک پایدارکننده انعطاف‌پذیر براساس شبیه‌سازی تداخل سازه-سیال" به راهنمایی آقای دکتر میثم محمدی/امین است.

سهام نویسندگان: ابوالفضل کیانی (نویسنده اول)، نگارنده مقدمه/روش‌شناس/پژوهشگر اصلی/نگارنده بحث (50%); میثم محمدی امین (نویسنده دوم)، نگارنده مقدمه/پژوهشگر اصلی/تحلیلگر آماری/نگارنده بحث (50%)

منابع مالی: هزینه‌های پژوهش حاضر توسط پژوهشگاه هوافضا تأمین شده است.

منابع

- 1- Melzig HD, Saliaris C. Pressure distribution during parachute opening- phase II finite mass operating case [Report]. Ohio: United States Air Force Flight Dynamics Laboratory; 1968 February. Report No.: AFFDL-TR-68-135.
- 2- Peterson CW, Strickland JH, Higuchi H. The fluid dynamics of parachute inflation. *Annual Review of Fluid Mechanics*. 1996;28(1):361-387.
- 3- Levin D, Daser G, Shpund Z, Levin D, Daser G, Shpund Z. On the aerodynamic drag of ribbons. 14th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, 1997 June 3-5, San Francisco, California. Reston: AIAA; 1997. p. 1525.
- 4- Auman LM, Wayne Dahlke C, Purinton DC. Aerodynamic characteristics of ribbon stabilized grenades. 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2000 January 10-13, Reno, Nevada. Reston: AIAA; 2000. p. 270.