

شبیه‌سازی عددی اندرکنش سازه- سیال - جسم برای یک پایدارکننده انعطاف‌پذیر متصل به پرتابه آزاد

در این مقاله به تحلیل عددی سه بعدی تاثیر متقابل نوسانات آزاد یک جسم ذاتا ناپایدار و پایدارکننده انعطاف‌پذیر متصل به آن پرداخته شده است که در معرض جریان لزج مادون‌صوت قرار دارند. برای حل دینامیک سیال از روش عددی حجم محدود با کمک یک نرم‌افزار دینامیک سیالات محاسباتی و برای تحلیل تغییرشکل سازه از مدل تیر یک سردرگیر اویلر- برنولی استفاده شده است. جهت تحلیل اندرکنش سیال- سازه الگوریتم ترکیبی چند بخشی تکراری برای برقراری ارتباط و تبادل اطلاعات میان بخش‌های سیال و سازه بکارگیری شده است. با اعمال معادلات شبیه‌سازی دینامیک جسم در کد توسعه یافته و ترکیب این حلگرها با یکدیگر، چارچوب محاسباتی نهایی بدست آمده است که به خوبی قادر به تسخیر اندرکنش‌های سازه- سیال- جسم می‌باشد. نتایج حاصل از شبیه‌سازی در شرایط مختلف نشان می‌دهد بدون حضور پایدارکننده نوسانات جسم آزاد واگرا می‌گردد. همچنین با عقب‌تر رفتن مرکز جرم جسم نسبت به نوک آن یا افزایش سرعت جریان، شدت نوسانات بیشتر می‌گردد. نتایج تحقیق حاضر برای پایدارسازی پرتابه‌هایی که در مراحل مشخصی از پرواز باید لزوماً پایدار باشند یا باید با جهت خاصی به زمین برسند از جمله سامانه‌های بازگشت به جو قابل استفاده است.

ابوالفضل کیانی^۱

دانشجوی دکترا

میثم محمدی امین^۲

استادیار

واژه‌های راهنما: اندرکنش سازه-سیال-جسم، مدل تیر اویلر-برنولی، الگوریتم چندبخشی تکراری، نوسان آزاد.

۱- مقدمه

جهت تأمین پایداری برخی پرتابه‌ها با توجه به ملاحظات جانمایی و محدودیت‌های حجمی از پایدارکننده‌های انعطاف‌پذیر که قابلیت جمع شدن داشته باشند استفاده می‌گردد. نمونه‌ای از این پایدارکننده‌ها، ریبون‌ها هستند که علاوه بر تأمین پایداری دینامیکی، حجم و فضای کمی را اشغال می‌نمایند. البته باید تحلیل و طراحی پایدارکننده به درستی صورت پذیرد تا پایداری دینامیکی جسم را تأمین نماید. در غیر اینصورت جسم دچار ناپایداری شده و عدم کنترل نوسانات آن منجر به شکست مأموریت می‌گردد. با توجه به نوع مأموریت جسم مورد نظر در این پروژه، استفاده از پایدارکننده ریبونی لازم و ضروری می‌باشد؛ لذا با توجه به پیچیدگی و اهمیت موضوع تداخل سیال- سازه، تحلیل و طراحی آن نیاز به الگوریتم و فرایند ویژه‌ای دارد که بتواند سه حلگر سیال، سازه و دینامیک جسم را به درستی و با دقت مطلوب ترکیب نماید و به موقع و در زمان‌های

^۱ دانشجوی دکترا مهندسی هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، تهران

^۲ نویسنده مسئول، استادیار مهندسی مکانیک، پژوهشگاه هوافضا، تهران mmohammadi@ari.ac.ir

تاریخ دریافت: ۹۷/۰۸/۲۹، تاریخ پذیرش: ۹۷/۱۲/۱۳

مناسب اطلاعات هر حلگر را بین سایر حلگرها مبادله نماید. کارایی پایدارکننده ریبونی برای ایجاد پایداری، در وهله نخست مرتبط با ایجاد نیرو و ممان ایرودینامیکی در انتهای جسم و در نتیجه تولید گشتاور مطلوب برای پایداری دینامیکی جسم است. نکته قابل توجه در طراحی این نوع سامانه‌ها آن است که هدف اصلی طراحی، ایجاد پایداری در فاز نهایی مأموریت است و برخلاف برخی مکانیزم‌های مشابه دیگر، کاهش سرعت برای فرود آرام، به عنوان یک هدف یا قید مطرح نمی‌باشد. با توجه به اهداف طراحی مذکور و قیود مأموریتی، هندسی و جرمی که به عنوان ورودی مسأله طراحی ارائه می‌شود، به تحلیل‌های متعدد برای بهینه‌سازی پارامترهای طراحی نیاز است. هزینه محاسباتی هر تحلیل عددی سه‌بعدی که شامل شبیه‌سازی ناپایای تداخل سازه - سیال-جسم است، بسیار بالاست. بنابراین باید از رویکردی بهینه در فرآیند تحلیل محاسباتی بهره برد.

لوین و داسر (۱۹۹۷) یک مطالعه تجربی بر روی مشخصه‌های درگ ریبون‌ها در تونل باد مادون صوت انجام دادند [۱]. این مطالعه براساس تغییر ضریب منطری و جنس ماده ریبون‌های مستطیلی انجام شده است. آومان و دالک (۲۰۰۰) تست آزمایشگاهی برای تعیین مشخصات ایرودینامیکی پایدارکننده ریبونی یک نارنجک ارائه داده است [۲]. آومان و ویلکس (۲۰۰۵) تست تجربی جهت تعیین مشخصه‌های ایرودینامیکی پایدارکننده‌های ریبونی انجام دادند [۳]. این نتایج از تست تونل باد افقی حاصل شده است و نشان داده شده است که چگونه می‌توان از ریبون کاهنده سرعت جهت پایدار کردن هندسه‌های استوانه‌ای استفاده کرد. از تست‌ها و نمودارها نتیجه شد حرکت نوسانی نارنجکی که با ریبون پایدار می‌شود هرگز بطور کامل مستهلک نمی‌شود.

بیشتر تحقیقات اخیر و گذشته بر روی تعیین تجربی مرز ناپایداری متمرکز شده‌اند و تعداد کمی از تحقیقات بر روی تحلیل عددی دینامیک بال زنی و مکانیزم آن متمرکز بوده‌اند. هو و وانگ و لیتون (۲۰۱۰) در تحقیقی که در مورد مسأله تداخل سیال-سازه انجام داده‌اند، مشخص کرده‌اند این مسأله به دلیل طبیعت غیرخطی قوی و چند وضعیت آن هنوز بصورت یک چالش مطرح می‌باشد [۴]. بالد و اتین (۲۰۱۱) با استفاده از روش ضرایب لاگرانژ، ناپایداری تداخل سازه و سیال را در مورد پرچم بررسی کرده‌اند [۵]. در این مورد ناپایداری از نوع کلونین- هلمهولتز می‌باشد. کشش ایجاد شده بر 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.

عبدالرحمن و پایدوسی (۲۰۱۱) دینامیک رژیم بال زنی یک رشته که در نوار صابون دو بعدی واقع شده، برای طول‌های مختلف رشته و سرعت‌های متفاوت جریان را بررسی کرده‌اند [۶]. یو و وانگ (۲۰۱۲) به شبیه‌سازی عددی نوسانات یک صفحه انعطاف پذیر سه بعدی پرداخته‌اند که در معرض یک جریان پایا قرار گرفته است [۷]. همچنین در این پژوهش تاثیر پارامترهای کنترلی بی‌بعد شامل عدد رینولدز، نسبت چگالی، نسبت طول به ضخامت و نسبت عرض به ضخامت، بر روی نوسانات صفحه مورد بررسی قرار گرفته است.

ریول و فاویر (۲۰۱۳) یک روش عددی برپایه شبکه بولتزمن و روش مرز شناور برای حل مسأله تداخل حرکت اجسام نازک شکل‌پذیر (انعطاف‌پذیر) در یک جریان سیال تراکم ناپذیر ارائه کرده‌اند [۸]. حرکت یا تغییر شکل المانها از طریق یک سری نشانگرهای لاگرانژی قرارگرفته در فضای محاسباتی، دنبال می‌شود.

ویروت و آماندولس (۲۰۱۳) به بررسی نیروهای وارد بر پرچم در حال نوسان پرداخته‌اند. به‌خصوص نیروی درگ و گشتاور حول میله پرچم مورد تحلیل قرار گرفته است [۹]. گیبز و فیچرا (۲۰۱۴) به بررسی جریان اطراف پرچم پرداخته و موده‌های مختلف نوسانی آن را مورد مطالعه قرار داده‌اند [۱۰].

وانگ و ژایو (۲۰۱۶) به شبیه سازی عددی ارتعاشات ناشی از گردابه رایزر عمودی در جریانهای برشی خطی و یکنواخت پرداختند و نتایج عددی پیش بینی شده تطابق خوبی با نتایج تجربی دارند [۱۱]. دوپروسالی و کیناسی (۲۰۱۷) در مقاله خود با عنوان پیش بینی ارتعاشات ناشی از گردابه برای سیلندرهای دایروی با استفاده از URANS نتیجه گرفته‌اند که ارتعاشات ناشی از گردابه بخاطر سه فرکانس مختلف به شدت غیرخطی‌اند: فرکانس نیروی جریان، فرکانس ریزش گردابه و فرکانس نوسان [۱۲]. استبیل و همکاران (۲۰۱۸) نیز به توسعه مدل رتبه کاسته برای تحلیل سیلندرهای بلند انعطاف پذیر پرداخته‌اند. تمرکز اصلی بر ارتعاشات ناشی از گردابه بوده است و هدف توسعه مدلی برای تسخیر ارتعاشات طولی و عرضی بوده است که ترکیبی از حلگر المان محدود و دینامیک سیالات محاسباتی است [۱۳].

در کار حاضر برای تحلیل بخش جریان ناپایا از یک کد دینامیک سیالات محاسباتی تجاری استفاده شده است، ولی برای تحلیل سازه از آنجاییکه این نرم افزار به‌طور مستقیم قابلیت تحلیل اندرکنش سیال- سازه را ندارد؛ لذا از توابع تعریف شده توسط کاربر استفاده نموده و معادلات سازه را در کد مذکور اعمال می نماییم. به منظور تحلیل دینامیک جسم نیز معادلات مربوطه در قالب کد توسعه یافته وارد شده و در نهایت با توجه به چارچوب محاسباتی تعریف شده، ارتباط بین بخش‌های مختلف سیال و سازه و حرکت جسم توسط همین کد برقرار می‌گردد. در دنیا تحقیقات محدودی در زمینه بررسی تداخل جسم آزاد و اندرکنش سیال- سازه انعطاف پذیر انجام شده است که عمدتاً در حالت دو بعدی بوده است [۱۴ و ۱۵]. نوآوری کار حاضر در این است که اولاً تحلیل مسئله اندرکنش حرکت دینامیک جسم و تغییرشکل ریبون و جریان ناپایای سیال به صورت توأمان و در حالت سه بعدی انجام گرفته است. ثانیاً ابزار محاسباتی مناسبی توسعه یافته است که علاوه بر امکان تحلیل و بررسی فیزیک مسأله تداخل سازه- سیال- جسم، به کمک آن امکان مطالعات پارامتری و ارائه یک طرح کارآمد برای پایدارکننده انعطاف‌پذیر یک پرتابه آزاد حاصل شده است. شایان ذکر است که براساس اطلاع نگارندگان این کار در ایران برای اولین بار انجام شده است و در خارج از ایران نیز مطالعه عددی سه بعدی در این زمینه یافت نشد.

۲- معادلات حاکم

الف- معادلات جریان سیال

معادلات حاکم بر جریان سیال، معادلات ناویر- استوکس است که به صورت زیر تعریف می‌شود:

معادله پیوستگی

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j) = 0 \quad (1)$$

معادله مومنتوم

$$\frac{\partial \rho U_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_i U_j) = - \frac{\partial p'}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_{eff} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right] \quad (2)$$

در روابط بالا، ρ چگالی، U_i سرعت و μ_{eff} لزجت جریان می باشد. برای حل این معادلات در حالت جریان لزج و اعداد رینولدز بالا، نیاز به مدل سازی آشفتگی است که در اینجا از مدل $k-\varepsilon$ استفاده شده است. در این مدل از مفهوم لزجت گردابه استفاده می شود:

$$\mu_{eff} = \mu + \mu_t \quad (3)$$

که لزجت گردابه بصورت زیر تعریف می شود:

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (4)$$

و معادلات انتقال جزئی برای انرژی جنبشی اغتشاشی و نرخ اتلاف اغتشاش بصورت زیر است:

$$\frac{\partial (\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \rho \varepsilon + P_{kb} \quad (5)$$

$$\frac{\partial (\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j \varepsilon) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \frac{\varepsilon}{k} (C_{\varepsilon 1} P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \varepsilon + C_i) \quad (6)$$

که P_k نیروی اغتشاش ناشی از نیروهای لزجت می باشد:

$$P_k = \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \frac{2}{3} \frac{\partial U_k}{\partial x_k} \left(3\mu_t \frac{\partial U_k}{\partial x_k} + \rho k \right) \quad (7)$$

ب- معادلات سازه منعطف

با توجه به اینکه پایدارکننده بصورت یک صفحه نازک با عرض کم در نظر گرفته شده است و نوع اتصال آن (گیردار) به جسم به گونه ای است که عمده نوسانات آن در صفحه xy (عرضی- طولی) می باشد و مانند یک تیر یکسرگیردار با توزیع بار گسترده (شکل ۱) رفتار می کند. معادله دیفرانسیل حرکت ارتعاش عرضی تیر بصورت زیر است:

$$\frac{\partial^2}{\partial x^2} \left[EI(x) \frac{\partial^2 w(x,t)}{\partial x^2} \right] + \rho A(x) \frac{\partial^2 w(x,t)}{\partial t^2} = f(x,t) \quad (8)$$

با استفاده از روش مودهای طبیعی (آنالیز مودال)، حل رابطه بالا از ترکیب خطی مودهای طبیعی تیر بصورت زیر بدست می آید:

$$w(x,t) = \sum_{i=0}^{\infty} W_i(x) \eta_i(t) \quad (9)$$

که در اینجا $\eta_i(t)$ مختصات تعمیم یافته و W_i مودهای طبیعی است که از حل رابطه زیر بدست می آید:

$$\frac{d^2}{dx^2} \left[EI(x) \frac{d^2 W_i(x)}{dx^2} \right] - \rho A(x) \omega_i^2 W_i(x) = 0 \quad (10)$$

در ادامه داریم:

$$\sum_{i=1}^{\infty} \frac{d^2}{dx^2} \left[EI(x) \frac{d^2 W_i(x)}{dx^2} \right] \eta_i(t) + \rho A(x) \sum_{i=0}^{\infty} W_i(x) \frac{d^2 \eta_i(t)}{dt^2} = f(x, t) \quad (11)$$

پس از جایگذاری روابط بالا داریم:

$$\rho A(x) \sum_{i=1}^{\infty} \omega_i^2 W_i(x) \eta_i(t) + \rho A(x) \sum_{i=1}^{\infty} W_i(x) \frac{d^2 \eta_i(t)}{dt^2} = f(x, t) \quad (12)$$

با ضرب رابطه بالا در $w_i(x)$ و انتگرال‌گیری از ۰ تا l خواهیم داشت:

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

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

$$\frac{d^2 \eta_i(t)}{dt^2} + \omega_i^2 \eta_i(t) = Q_i(t), i = 1, 2, \dots \quad (13)$$

که $Q_i(t)$ نیروی تعمیم یافته است و برای مود i ام به صورت زیر می‌باشد:

$$Q_i(t) = \int_0^l W_i(x) f(x, t) dx, i = 1, 2, \dots \quad (14)$$

حل کامل رابطه بصورت زیر می‌تواند بیان شود:

$$\eta_i(t) = A_i \cos \omega_i t + B_i \sin \omega_i t + \frac{1}{\omega_i} \int_0^t Q_i(\tau) \sin \omega_i(t - \tau) d\tau \quad (15)$$

بنابراین رابطه نهایی تیر اویلر-برنولی بصورت زیر خواهد بود:

$$w(x, t) = \sum_{i=1}^{\infty} \left[A_i \cos \omega_i t + B_i \sin \omega_i t + \frac{1}{\omega_i} \int_0^t Q_i(\tau) \sin \omega_i(t - \tau) d\tau \right] W_i(x) \quad (16)$$

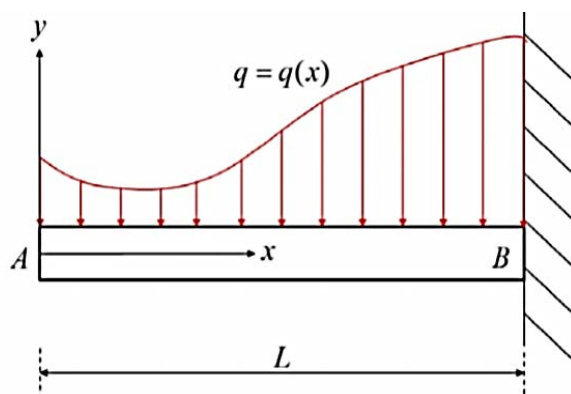
که دو عبارت اول بیانگر ارتعاشات آزاد و ترم سوم بیانگر ارتعاشات اجباری تیر می‌باشد. اعداد ثابت A_i و B_i نیز با استفاده از شرایط اولیه بدست می‌آیند.

ج- مدل دینامیک جسم صلب

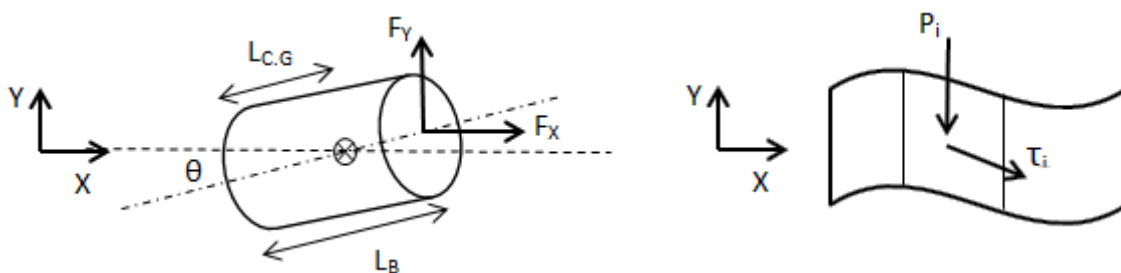
برای شبه‌سازی دینامیک جسم از روابط زیر استفاده می‌گردد:

معادلات نیروی وارد بر پایدارکننده بر اساس شکل (۲- راست) بصورت زیر بدست می‌آید:

$$\begin{cases} F_x = \sum_{i=1}^n [P_i(A_x)_i + \tau_i(A_y)_i] \\ F_y = \sum_{i=1}^n [P_i(A_y)_i + \tau_i(A_x)_i] \end{cases} \quad (17)$$



شکل ۱- توزیع نیروی گسترده بر روی تیر یک سر درگیر



شکل ۲- فشار و تنش برشی وارد بر المان سازه (راست) و نیروهای وارد بر جسم از طرف پایدارکننده (چپ)

که در رابطه بالا، F_x نیروی محوری وارد بر پایدارکننده از طرف سیال، F_y نیروی عمودی وارد بر پایدارکننده از طرف سیال، P_i فشار وارد بر المان سطح از طرف سیال، τ_i تنش برشی وارد بر المان سطح از طرف سیال، A_x تصویر سطح المان در راستای محور طولی، A_y تصویر سطح المان در راستای محور عرضی، i شماره المان سطح و n تعداد المان‌های سطح می‌باشد. نیروهای وارد بر جسم از طرف سیال اطراف آن نیز از اعمال روابط ۱۷ بر روی المان‌های جسم بدست می‌آیند.

معادله گشتاور وارد بر جسم از طرف سیال اطراف آن بصورت زیر است:

$$M_{Body} = \sum_{i=1}^n ([P_i(A_x)_i + \tau_i(A_y)_i]y_i + [P_i(A_y)_i + \tau_i(A_x)_i]x_i) \quad (18)$$

معادله گشتاور وارده بر جسم از طرف پایدارکننده بر اساس شکل (۲- چپ) بصورت زیر خواهد بود:

$$M_{Stablizer} = F_{xStab} * (L_B - L_{C.G})\sin(\theta) + F_{yStab} * (L_B - L_{C.G})\cos(\theta) \quad (19)$$

که در رابطه بالا، F_{xStab} نیروی طولی وارد شده از طرف پایدارکننده به جسم در نقطه اتصال، F_{yStab} نیروی عمودی وارد شده از طرف پایدارکننده به جسم در نقطه اتصال، L_B طول جسم، $L_{C.G}$ فاصله مرکز جرم جسم از نوک آن و θ زاویه محور طولی جسم با افق می‌باشد. در نهایت گشتاور کل وارد بر جسم که جهت پایدارسازی آن از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$M_{Total} = M_{Body} + M_{Stablizer} \quad (20)$$

۳- الگوریتم حل مسأله اندرکنش سازه - سیال

جهت تحلیل مسائل تداخل سازه- سیال باید الگوریتمی موجود باشد تا بتواند معادلات سازه و سیال را به‌طور همزمان حل کرد (روش یکپارچه) و یا اینکه ارتباط منطقی بین نتایج حل معادلات 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 به‌صرفه نمی‌باشد. در روش دوم معادلات سازه- سیال با حلگرهای جدا که می‌توانند حتی غیر قابل ویرایش باشند (جعبه سیاه)، حل شده و توسط یک الگوریتم ترکیبی نتایج آنها با یکدیگر مبادله گردد. این روش امکان استفاده از انواع حلگرها و قابلیت انعطاف‌پذیری بالا دارد. روش چند بخشی به دو صورت قابل اعمال است که در شکل (۳) نشان داده شده است. در روش اول (شکل ۳- راست) که روش متناوب نامیده می‌شود، در هر گام زمانی ابتدا داده‌های سیال- سازه با یکدیگر تبادل شده و سپس معادلات هر دو همزمان ولی به‌طور مستقل حل می‌گردند. در روش دوم (شکل ۳- چپ) که روش تکراری نامیده می‌شود، ابتدا معادلات سیال حل شده و سپس داده‌های آن وارد بخش سازه شده و معادلات سازه بر اساس اطلاعات جدید سیال حل شده و داده آن وارد بخش سیال می‌گردد و معادلات سیال مجدداً بر اساس داده‌های جدید سازه حل شده و این چرخه تکراری تا حل کامل مسئله ادامه می‌یابد. در این مقاله از روش چند بخشی به صورت تکراری استفاده خواهد شد. فلوجارت الگوریتم ترکیبی تحلیل مسأله تداخل سیال- سازه مورد استفاده در این مقاله نیز در شکل (۴) نشان داده شده است.

۴- مدل‌سازی و تشریح مسأله هدف

۴-۱- هندسه و شرایط میدان جریان

یک استوانه سه بعدی (در جهت محور) به همراه یک پایدارکننده ریونی (صفحه نازک انعطاف‌پذیر) در انتهای آن جهت بررسی مسأله تداخل سازه- سیال- جسم برای شرایط جریان با ماخ 0.4 و زاویه حمله 10° درجه در نظر گرفته شده است. علت انتخاب این رژیم پروازی آن است که عمده مسیر پروازی این محموله در محدوده مذکور می‌باشد. در شکل (۵) ابعاد هندسه و میدان اطراف آن مشخص شده است.

۴-۲- مطالعه شبکه

الف- شبکه‌بندی جسم و میدان سیال

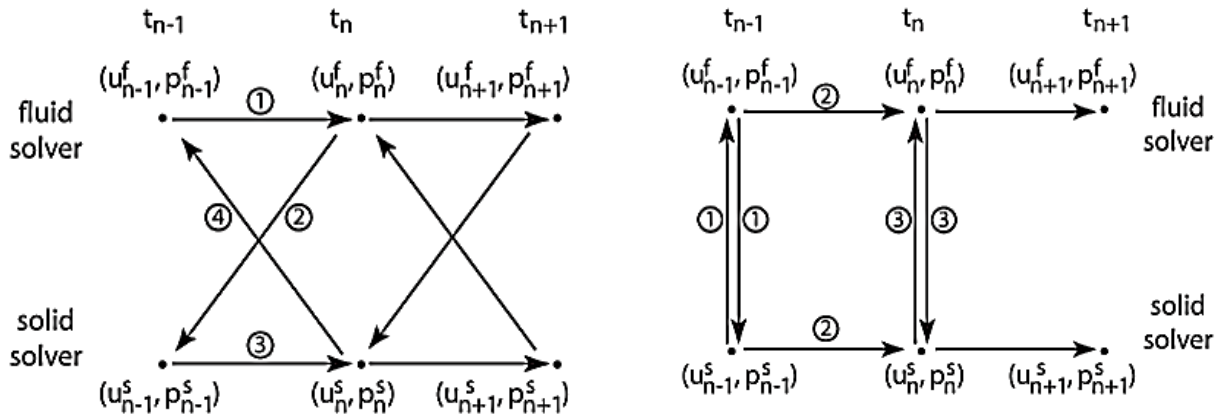
با استفاده از نرم افزار مدل‌سازی و تولید شبکه (گمبیت)، ابتدا هندسه مورد نظر را ایجاد نموده و سپس میدان اطراف آن به‌صورت کروی و با حداقل شعاع لازم که هم مناسب برای حل سیال بوده و هم تعداد شبکه آن زیاد

نگردد، ایجاد شده و سپس شبکه‌بندی لازم صورت می‌پذیرد. شبکه ایجاد شده در داخل میدان جریان سیال در شکل زیر مشخص شده است. با توجه به اینکه تحلیل جریان سیال در حالت ناپایا صورت گرفته و حرکت جسم و پایدارکننده باعث به هم ریختگی میدان جریان می‌گردد؛ لذا از شبکه متحرک و فرایند تولید مجدد شبکه در هر لحظه استفاده شده است. چون در هر لحظه سلول‌های شبکه تغییر هندسه داده و زوایای سلول‌ها عوض شده و درهم رفتگی پیدا می‌کنند؛ لذا استفاده از شبکه بی‌سازمان بهتر و مناسب‌تر می‌باشد. ولی چون جسم صلب بوده و فقط دوران می‌کند و پایدارکننده نیز نوسانات پیچیده و درهم رفتگی خاصی ندارد؛ در نتیجه از شبکه باسازمان برای شبکه‌بندی سطح آن استفاده شده است. در شکل (۶) شبکه‌بندی جسم به همراه پایدارکننده و میدان اطراف آن مشخص شده است. به‌منظور اطمینان از دقت تحلیل و عدم وابستگی نتایج به تعداد سلول‌های شبکه، چند شبکه با تعداد سلول‌های مختلف مدل‌سازی شده و بررسی لازم صورت پذیرفت. چند مدل شبکه با تعداد سلول‌های متفاوت مورد بررسی قرار گرفت که تعداد سلول‌ها ۸۰۰۰۰، ۱۲۰۰۰۰، ۳۳۰۰۰۰، ۵۹۰۰۰۰ و ۷۵۰۰۰۰ می‌باشد. با استفاده از نرم افزار حل دینامیک سیالات محاسباتی فلوئنت، ضریب گشتاور پیچ (نسبت گشتاور ناشی از توزیع فشار و نیروهای سیال اطراف جسم که بر آن وارد می‌گردد و در راستای محور عمود بر صفحه $X\text{-}Y$ می‌باشد به حاصل ضرب فشار دینامیکی در طول و سطح مرجع جسم) بدست می‌آید. در شکل (۷) ضریب گشتاور پیچشی را بر حسب تعداد سلول‌های هر شبکه رسم نموده و مشخص گردید که برای مدلی که ۳۳۰۰۰۰ سلول دارد در مقایسه با مدل ۷۵۰۰۰۰ سلولی، ضریب گشتاور پیچ حدود ۳٪ اختلاف دارد که قابل چشم‌پوشی بوده و از آنجایی که مدل با ۳۳۰۰۰۰ سلول هزینه زمان محاسباتی کمتری از مدل با ۷۵۰۰۰۰ سلول دارد، لذا همین شبکه برای تحلیل‌های بعدی انتخاب گردید.

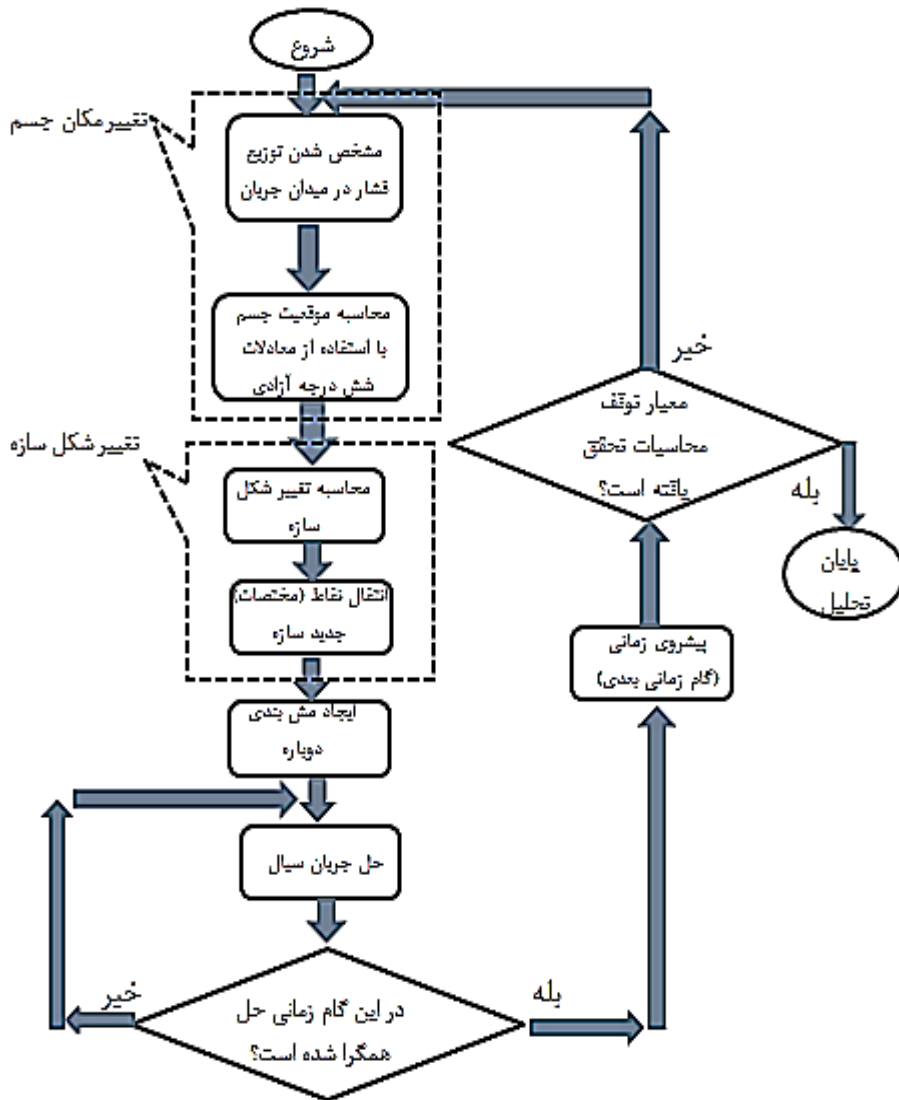
۵- نتایج و بحث

۵-۱- تنظیمات شرایط اولیه حل مسأله

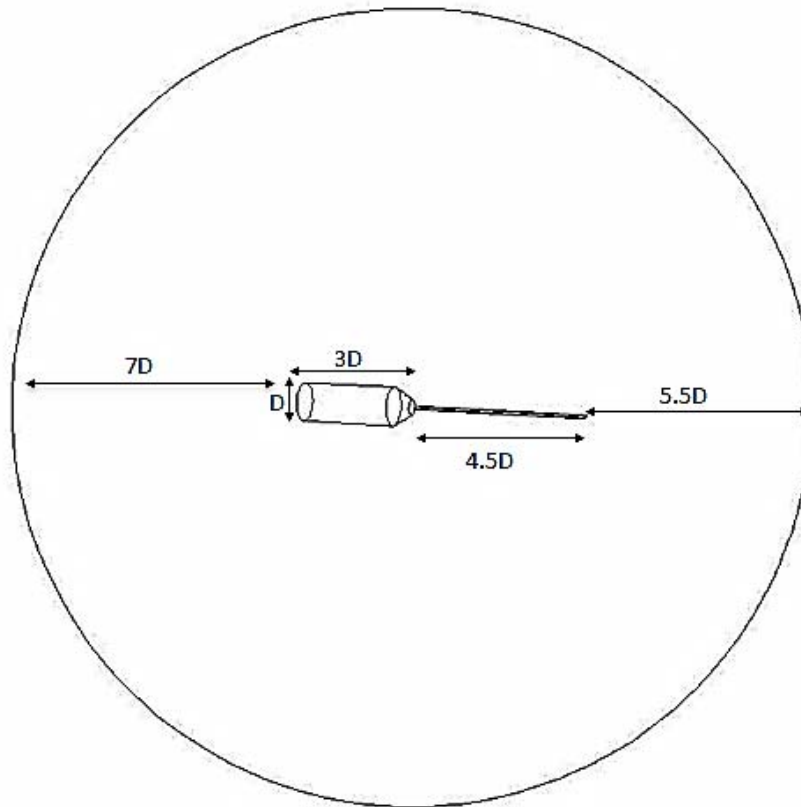
پس از اینکه مدل جسم و دامنه مورد نظر ایجاد گردید و شبکه بندی شد، ابتدا هندسه توسط کد فراخوانی شده و قبل از تحلیل مسأله تنظیمات اولیه صورت می‌گیرد. در بخش سازه شرایط اولیه به این صورت است که پایدارکننده تغییر شکل نداشته و کلیه نقاط آن روی یک سطح صاف در امتداد جسم قرار دارند. شرایط جسم نیز در لحظه شروع حل به صورت همراستا با خط افق و مرکز دوران حول مرکز ثقل جسم تعریف می‌گردد. برای حل جریان توسط نرم افزار دینامیک سیالات محاسباتی حجم محدود نیز، تنظیمات مورد نیاز با توجه به شرایط حل مسئله انجام می‌شود. به این صورت که با توجه به شرایط جریان تراکم‌پذیر ($M > 0.3$)، از یک الگوریتم چگالی مبنا برای وابسته‌کردن معادلات حاکم بر جریان استفاده می‌گردد. گسسته‌سازی بخش زمانی نیز بصورت ضمنی انجام شده است و برای گسسته‌سازی مکانی از دقت مرتبه دوم بالادست استفاده شده است که محاسبه گرادیان‌ها بر اساس روش حداقل مربعات سلول پایه بوده است.



شکل ۳- شماتیک دو روش متناوب (راست) و تکراری (چپ)



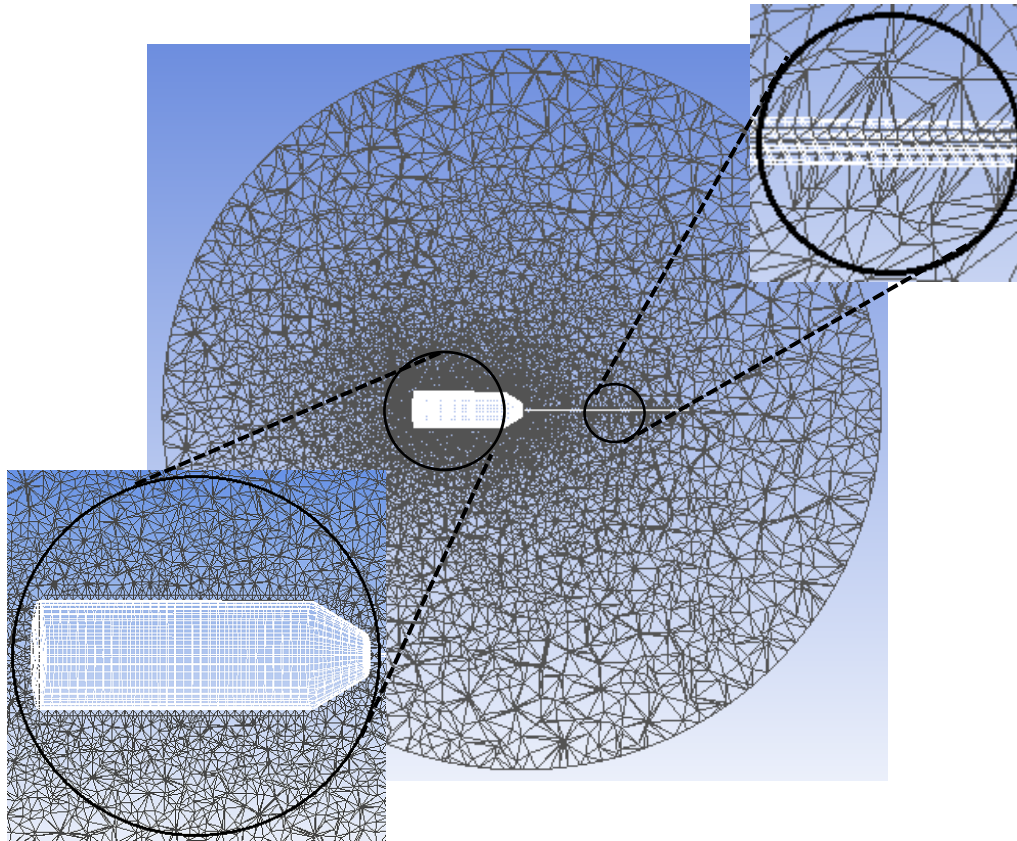
شکل ۴- الگوریتم ترکیبی حل مساله تداخل سیال-سازه



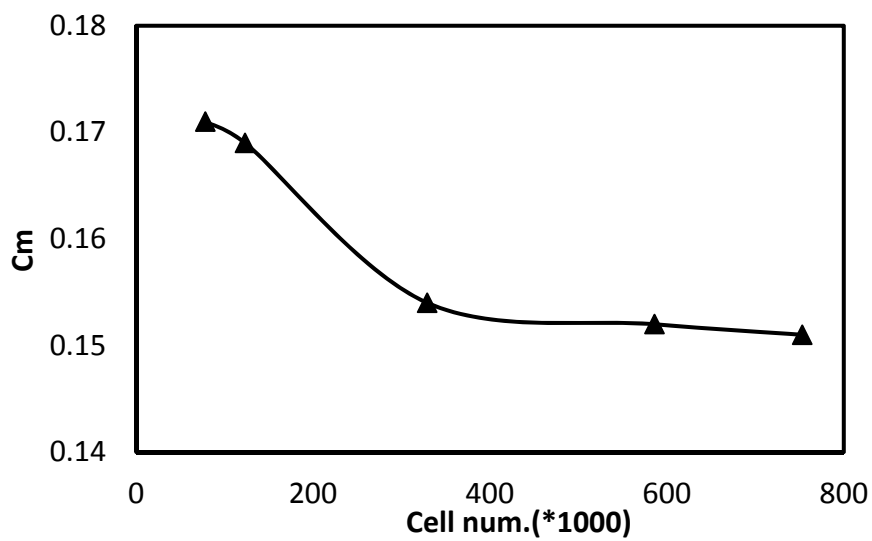
شکل ۵- هندسه و میدان اطراف آن جهت تحلیل تداخل سازه - سیال در حالت سه بعدی

۵-۲- اعتبارسنجی نتایج

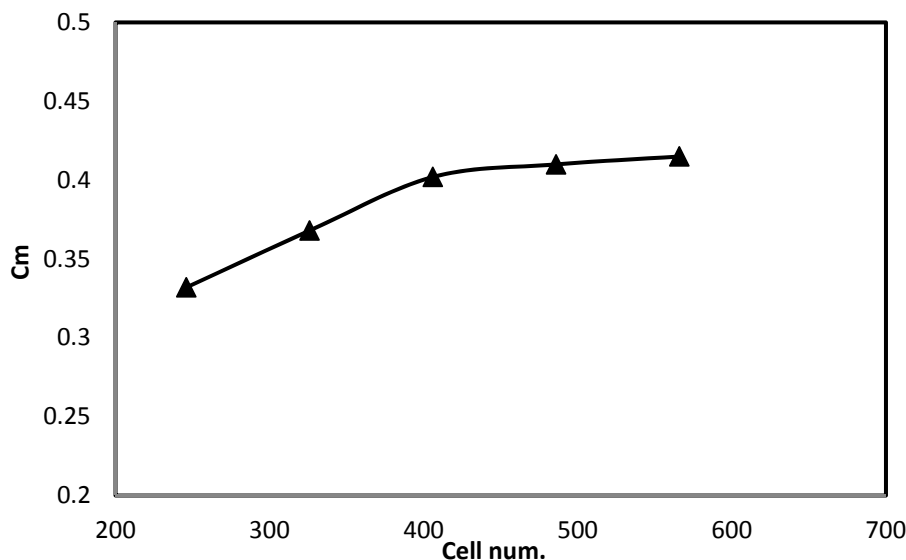
شایان ذکر است با توجه به اینکه تحقیقات محدودی در زمینه شبیه سازی اندرکنش سازه - سیال - جسم منتشر شده است؛ اعتبارسنجی برای یک حالت نمونه از مسأله تداخل سازه- سیال صورت گرفته است که نشان می دهد تطابق خوبی بین نتایج حاصل از کد توسعه یافته در تحقیق حاضر و داده ارائه شده توسط [۱۶ و ۱۷] وجود دارد (شکل های ۹ و ۱۰). در مراجع مذکور نوسانات یک صفحه منعطف متصل به انتهای یک جسم با مقطع مربع در جریان لزج تحلیل شده است. در خصوص مسأله اندرکنش سازه-سیال-جسم نیز همانطور که از مقایسه نمودارهای رفتار دینامیکی جسم با و بدون حضور ریبون مشاهده می شود، نتایج شبیه سازی های انجام شده از نظر کیفی با رفتار فیزیکی مورد انتظار تطابق دارد ولی برای اعتبارسنجی دقیق کمی نیاز به آزمایشات و تست های تجربی و عملی است که در صورت تأمین هزینه در آینده قابل انجام است.



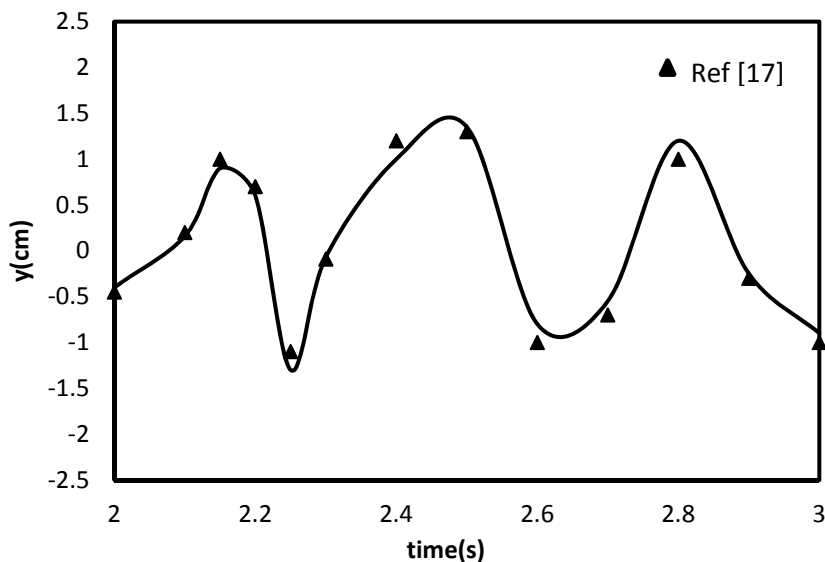
شکل ۶- شبکه تولید شده روی میدان جریان سیال و سطح جسم و پایدارکننده متصل به آن



شکل ۷- تغییر ضریب گشتاور پیچشی نسبت به تعداد سلول‌های شبکه



شکل ۸- ضریب گشتاور پیچشی نسبت به تعداد سلول‌های شبکه

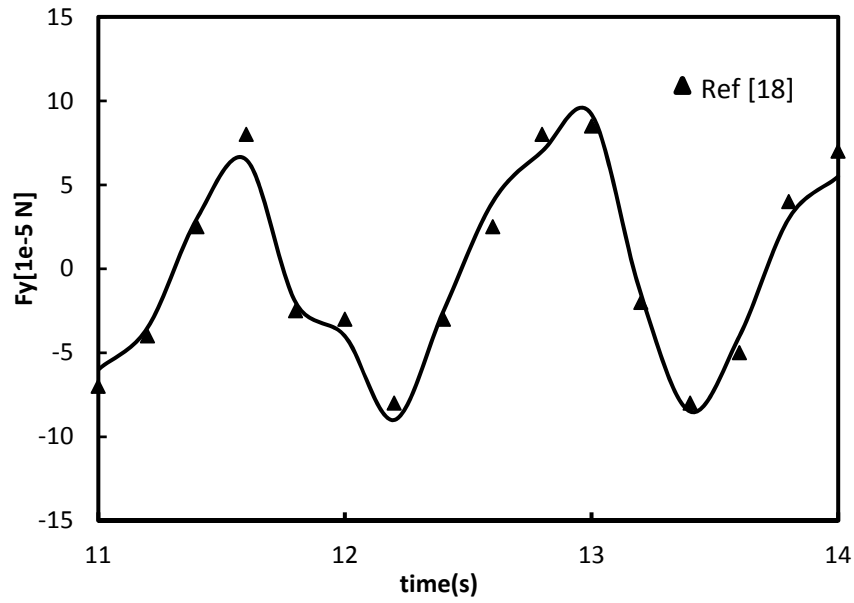


شکل ۹- مقایسه جابجایی عرضی نقطه انتهایی صفحه با نتایج مرجع [۱۶]

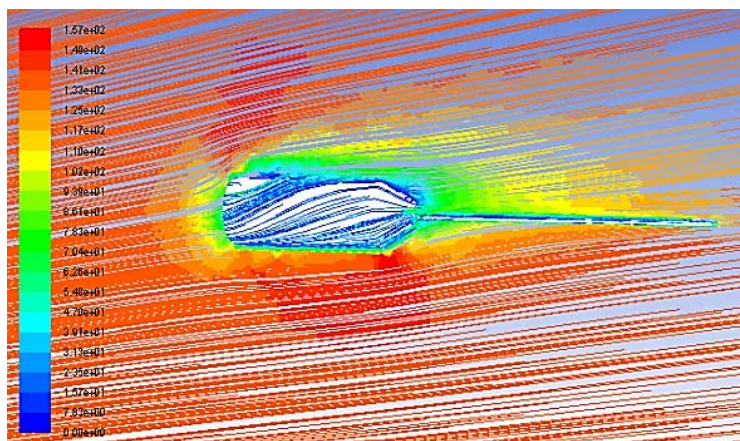
۵-۳- بررسی تأثیر پایدارکننده بر ایرودینامیک جسم

در این بخش ابتدا تأثیر حضور سطح پایدارکننده در ناحیه پشت جسم بر ضرایب استاتیکی آن بررسی می‌گردد. در شکل (۱۱) خطوط جریان اطراف جسم در کل میدان جریان و در شکل (۱۲) خطوط همتراز فشار در صفحه تقارن، بعد از حل پایا و قبل از شروع حل ناپایا نشان داده شده است.

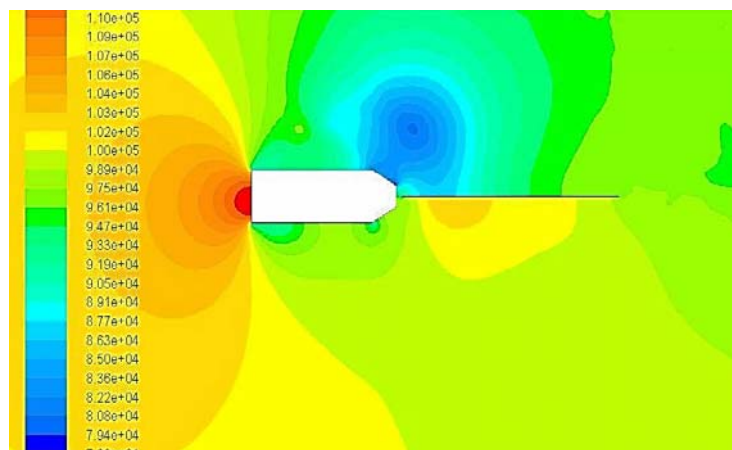
در جدول (۱) ضرایب ایرودینامیکی جسم تنها و به همراه پایدارکننده در حالت استاتیکی نمایش داده شده است که نشان می‌دهد بیشترین تأثیر وجود پایدارکننده ریبونی بر ضریب نیروی عمودی است. همچنین ضرایب نیروی محوری و ممان نیز حدود سی درصد تغییر یافته‌اند و نشان می‌دهد وجود نوار در ناحیه پشت جسم می‌تواند تأثیر قابل ملاحظه بر ضرایب ایرودینامیکی حتی در حالت استاتیکی داشته باشد.



شکل ۱۰- مقایسه نیروی عرضی ناشی از نوسان صفحه با نتایج مرجع [۱۷]



شکل ۱۱- خطوط جریان اطراف جسم در میدان پیرامون آن



شکل ۱۲- خطوط همتراز فشار در اطراف جسم قبل از شروع نوسانات

جدول ۱- ضرایب ایرودینامیکی جسم با و بدون وجود پایدارکننده

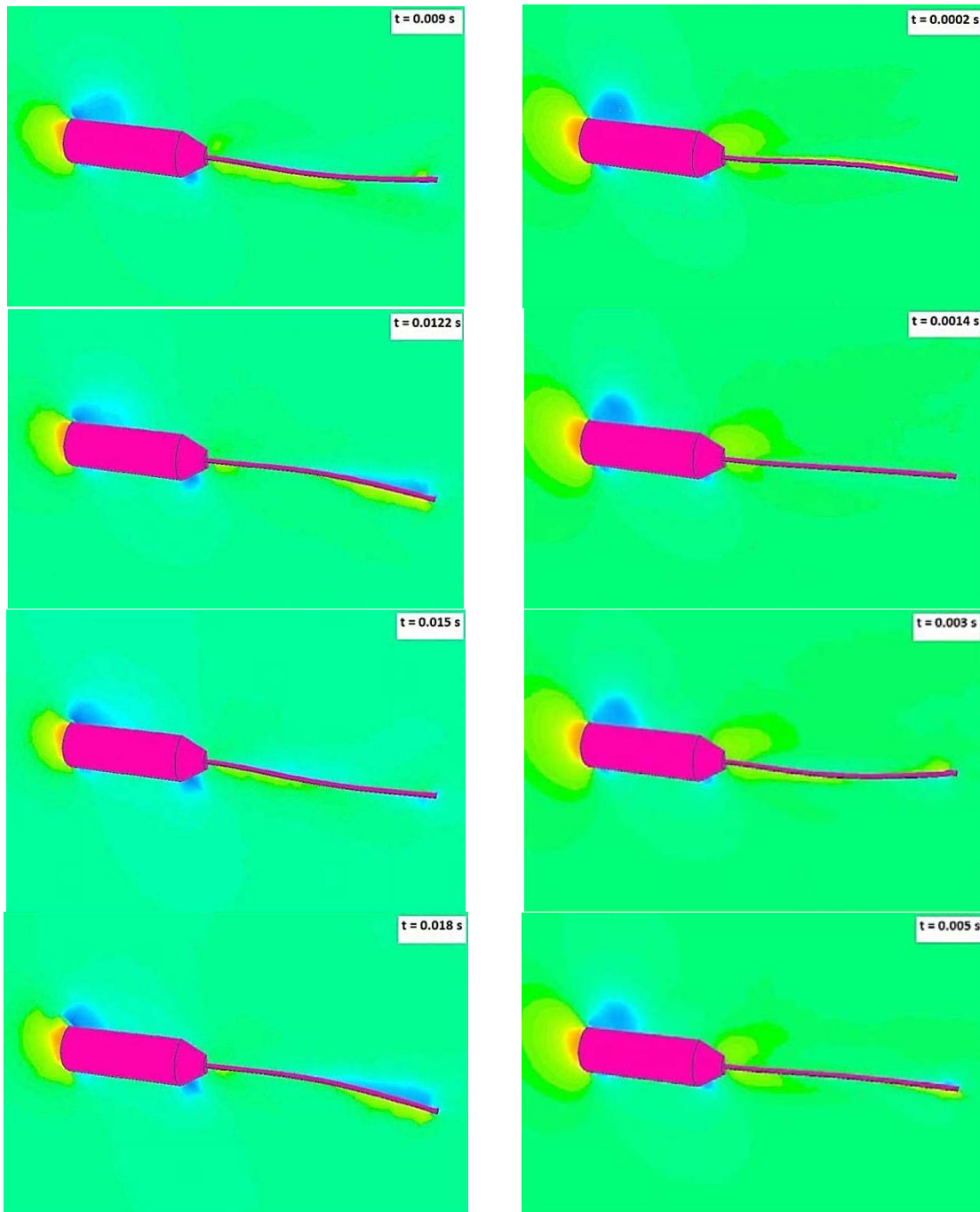
جسم با وجود پایدارکننده	جسم تنها	ضریب ایرودینامیکی
۱/۳۵	۱/۰۴	Ca
۰/۴۱	۰/۱۱	Cn
-۰/۱۱	-۰/۰۸	Cm

در شکل (۱۳) تصاویری از کانتور فشار میدان حول جسم و پایدارکننده سه بعدی در حال نوسان در لحظات مختلف نشان داده شده است که تغییر شکل های پایدارکننده متصل به جسم در حال نوسان آزاد را نمایش می دهد.

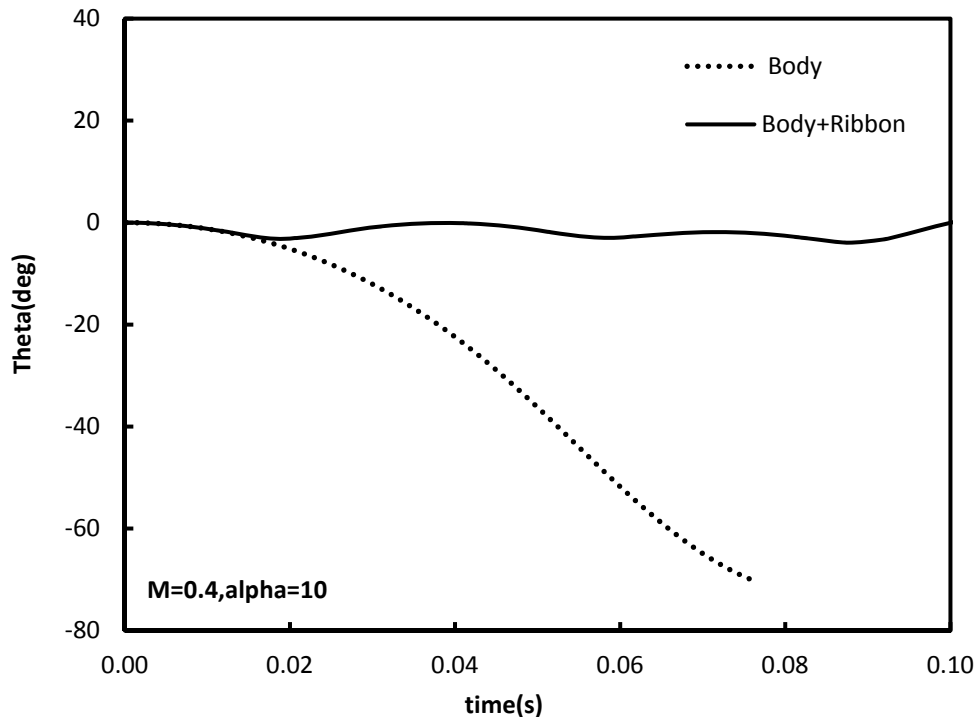
۵-۴- بررسی تأثیر پایدارکننده بر دینامیک جسم

در شکل (۱۴) نوسان جسم تنها و جسم به همراه پایدارکننده در عدد ماخ ۰/۴ و زاویه حمله ۱۰ درجه آمده است. زاویه جسم تنها به دلیل گشتاور وارده، به تدریج رو به افزایش است در حالی که وقتی پایدارکننده به انتهای آن اضافه می گردد با ایجاد گشتاوری بازگرداننده مانع از افزایش دامنه نوسانات شده و در نتیجه جسم حول یک زاویه ثابت تنها کمی نوسان پایدار دارد. نتیجه مشابهی از بررسی جریان حول جسم به دست می آید؛ در شکل (۱۵) خطوط همتراز فشار برای جسم تنها و سپس برای جسم به همراه پایدارکننده برای زمان های تقریباً یکسان در طی نوسانات نمایش داده شده است که نشان می دهد پایدارکننده متصل به جسم نوسانات واگرا را میرا نموده و از ناپایداری پرتابه جلوگیری می نماید.

نتایج تحقیق حاضر برای پایدارسازی پرتابه هایی که به منظور خاصی رهاسازی می گردند و باید لزوماً پایدار بوده و با جهت خاصی به زمین برسند قابل استفاده است به ویژه در صورتیکه ابعاد کوچکی داشته باشند و یک پایدارکننده منعطف با قابلیت جمع شدن برای آنها اولویت داشته باشد. همچنین در برخی سامانه های بازگشت پذیر به جو که قبل از باز شدن چتر به منظور کاهش سرعت، نیاز است که حالت پایداری داشته باشند تا پس از باز شدن چتر کاهنده سرعت، حداقل شتاب زاویه ای به محموله داخل کپسول (موجود زنده یا تجهیزات حساس) وارد شود.



شکل ۱۳- کانتور فشار اطراف جسم و پایدارکننده انعطاف پذیر متصل به انتهای آن



شکل ۱۴- نوسانات جسم در حالت تنها و به همراه پایدارکننده نسبت به زمان

۵-۴-۱- بررسی تأثیر موقعیت مرکز جرم جسم

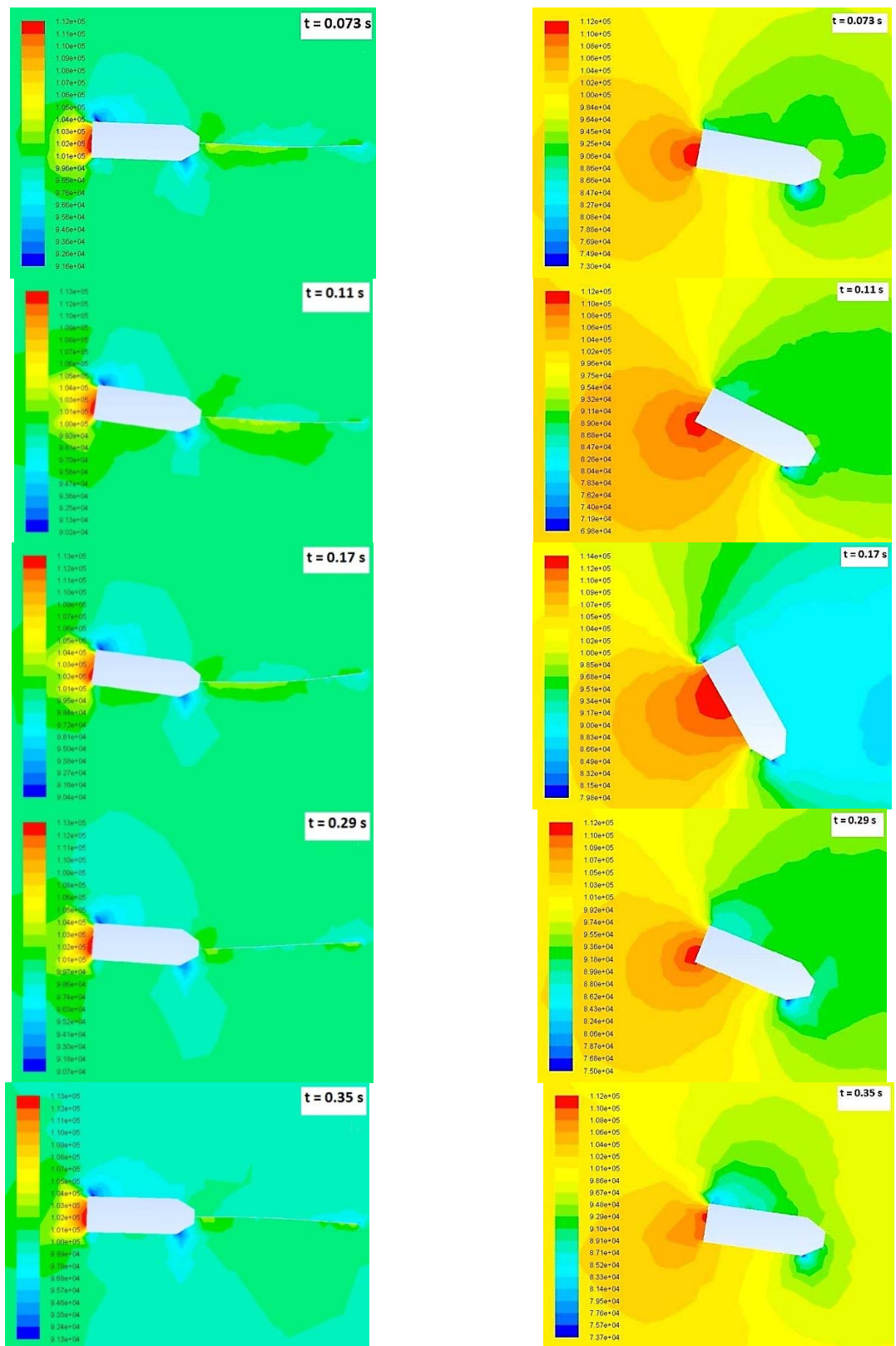
با توجه به اینکه محل مرکز جرم جسم بر نوسانات آن تأثیرگذار است، دو نقطه برای محل مرکز جرم جسم در نظر گرفته شد که یکی در وسط جسم ($XCG=0.15M$) و دیگری در نیمه جلویی جسم ($XCG=0.1M$) می‌باشد. نتیجه بررسی در شکل (۱۶) آمده است.

چند نکته از این نمودار قابل حصول است:

۱- فرکانس نوسانات برای هر دو مرکز جرم ثابت است. پس با تغییر محل مرکز جرم تغییری در فرکانس نوسان ایجاد نمی‌گردد.

۲- دامنه نوسان جسم تنها برای حالتی که مرکز جرم عقب‌تر است ($XCG=0.15M$) سریعتر از حالت دیگر واگرا می‌گردد که با توجه به ملاحظات پایداری طبیعی است. البته نکته قابل توجه این است که هندسه مورد نظر ذاتاً ناپایدار است و جابجایی مرکز جرم راه حل مشکل ناپایداری آن نیست.

۳- شتاب زاویه‌ای جسم یا به عبارتی شدت نوسان آن، در حالتی که مرکز جرم آن عقب‌تر است ($XCG=0.15M$) بیشتر بوده و در نتیجه چنانچه دارای محموله‌ای باشد که به شتاب زاویه‌ای و تکان‌های شدید حساس باشد، احتمال خرابی آن محتمل‌تر می‌باشد.



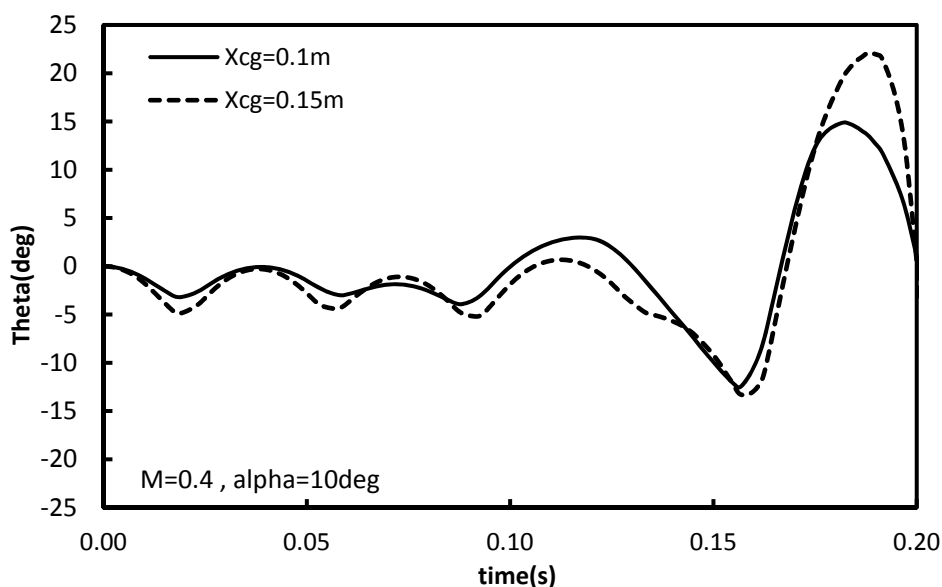
شکل ۱۵- خطوط هم‌تراز فشار اطراف جسم در حال نوسان آزاد جسم تنها (راست) و جسم با پایدارکننده (چپ)

۵-۴-۲- بررسی تأثیر سرعت جریان (عدد ماخ)

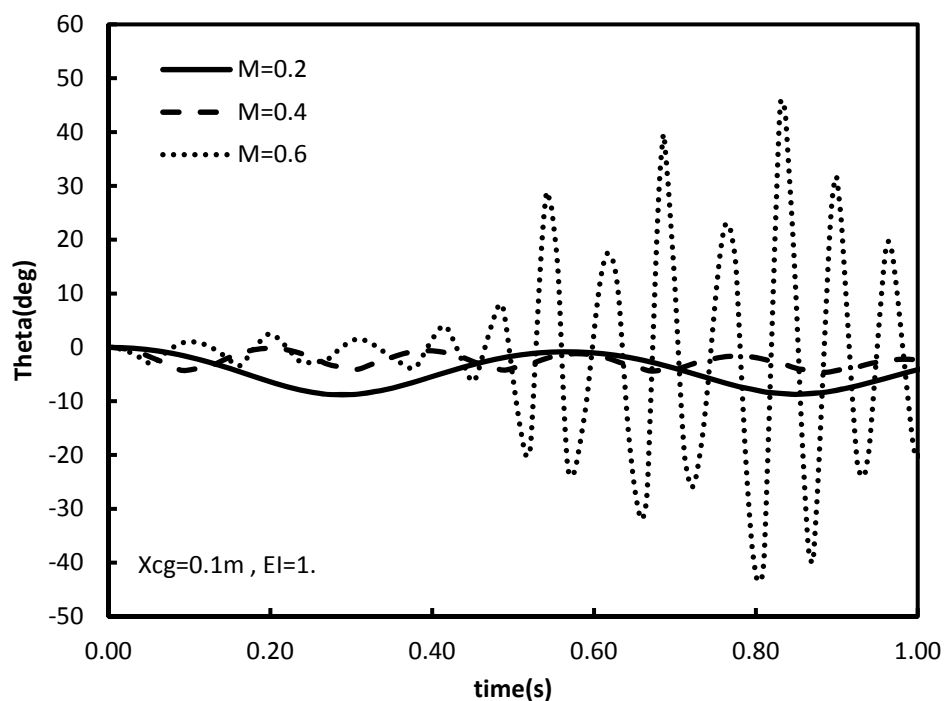
در این بخش با فرض محل مرکز جرم در جلوی جسم، تأثیر سرعت جریان بر نوسانات جسم بررسی شده است. در شکل (۱۷) نتایج بررسی آورده شده است. همانطور که در شکل قابل مشاهده است با افزایش عدد ماخ، فرکانس نوسان جسم و دامنه نوسانات آن بیشتر می‌شود که سبب می‌گردد در اعداد ماخ بالا حتی با وجود نوار منعطف متصل به جسم که نقش پایدارکنندگی دارد امکان کنترل ناپایداری وجود نداشته باشد. بنابراین در اعداد ماخ بالاتر نیاز به تعداد بیشتر پایدارکننده یا مکانیزم های دیگر جایگزین خواهد بود.

۵-۵- کارایی محاسباتی

در انتهای بخش نتایج برای بررسی میزان کارایی محاسبات انجام شده، مدت زمان متوسط هریک از تحلیل‌ها به منظور بررسی و مقایسه در حالات دوبعدی و سه بعدی، استاتیکی و دینامیکی، با وجود ریبون یا بدون آن ارائه می‌گردد (جداول ۲ و ۳). اجرای عددی حل با استفاده از یک دستگاه لپ تاپ با پردازشگر اینتل Corei5 ۲/۱ گیگاهرتز انجام شده است. همانطور که مشاهده می‌شود برای حل عددی مسأله اندرکنش سیال-سازه - جسم در حالت سه بعدی و با در نظر گرفتن تسخیر دوره زمانی یک تا دو ثانیه از نوسانات جسم و نوار انعطاف پذیر متصل به آن حدود چهارساعت زمان برای تکمیل شبیه سازی نیاز است.



شکل ۱۶- زاویه نوسان جسم تنها نسبت به زمان برای مرکز جرم های مختلف



شکل ۱۷- زاویه نوسان جسم با ریبون نسبت به زمان برای اعداد ماخ مختلف

جدول ۲- مدت زمان متوسط اجرای حل عددی برای جسم بدون پایدارکننده

سه بعدی		دو بعدی		حالت مسأله
دینامیکی	استاتیکی	دینامیکی	استاتیکی	وضعیت جسم
۱۵۶	۷۹	۵۸	۲۱	مدت زمان حل (دقیقه)

جدول ۳- مدت زمان متوسط اجرای حل عددی برای جسم به همراه پایدارکننده

سه بعدی		دو بعدی		حالت مسأله
دینامیکی	استاتیکی	دینامیکی	استاتیکی	وضعیت جسم
۲۲۷	۸۵	۱۱۶	۲۴	مدت زمان حل (دقیقه)

۶- جمع بندی و نتیجه گیری

در این مقاله به ارائه روشی برای تحلیل نوسانات سه بعدی یک جسم که پایدارکننده باریک بسیار انعطاف پذیری به انتهای آن متصل است و در معرض جریان سیال لزج فروصوت قرار دارد، پرداخته شد و حالت های مختلف مسأله اندرکنش سیال-سازه-جسم تحلیل گردید. برای حل جریان سیال از معادلات ناویر-استوکس، برای تحلیل سازه از مدل تیر یک سردرگیر اوپلر-برنولی و برای شبیه سازی دینامیک جسم از مدل شش درجه آزادی استفاده شد. جهت تحلیل اندرکنش سیال-سازه-جسم، چارچوب محاسباتی مبتنی بر الگوریتم ترکیبی چند بخشی تکراری برای برقراری ارتباط و تبادل اطلاعات میان بخش های سیال، سازه و جسم توسعه داده شد که نتایج حاصل از آن نشانگر قابلیت تسخیر فیزیک این مسأله پیچیده است.

هدف استفاده از حلگرهای مختلف و توسعه یک کد رابط بین آنها یک چارچوب محاسباتی جهت تبادل اطلاعات دینامیکی، سیالاتی و سازه ای و نهایتاً تحلیل چندوجهی مسأله اندرکنش سازه-سیال-جسم در حالت سه بعدی و استفاده از این ابزار برای مطالعات پارامتری و ارائه یک طرح کارآمد برای پایدارکننده انعطاف پذیر یک پرتابه آزاد بوده است. به طور خلاصه اولین دستاورد این تحقیق ایجاد چارچوب محاسباتی مذکور برای این مسأله پیچیده و دستاورد دوم بکارگیری این ابزار تحلیلی با هدف شناسایی تأثیر پارامترهای مختلف بر مسأله پایدارسازی پرتابه است. با استفاده از ابزار توسعه یافته تأثیر پارامترهای مهم بررسی شد که نشان داد با تغییر محل مرکز جرم تغییری در فرکانس نوسانات جسم ایجاد نمی شود، هرچه محل مرکز جرم جسم عقب تر باشد دامنه نوسان جسم افزایش یافته و شتاب زاویه ای نوسان بیشتر می گردد. همچنین با افزایش عدد ماخ، با توجه به افزایش شدت نوسان جسم، تأثیر پایدارکننده انعطاف پذیر بر نوسانات کاهش می یابد.

مراجع

- [1] Levin, D., Daser, G., and Shpund, Z., "On the Aerodynamic Drag of Ribbons", 14th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, AIAA-97-1525, San Francisco, USA, (1997).
- [2] Auman, L.M., Dahlke, C.W., and Purinton, D.C., "Aerodynamic Characteristics of Ribbon Stabilized Grenades", AIAA-2000-0270, 38th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, USA, (2000).
- [3] Auman, L.M., and Wilks, L.B., "Application of Fabric Ribbons for Drag and Stabilization", 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, AIAA 2005-1618, Munich, Germany, (2005).
- [4] Hou, G., Wang, J., and Layton, A., "Numerical Methods for Fluid-structure Interaction", Communication Computational Physics, Vol. 12, No. 2, pp. 337-371, (2012).
- [5] Balde, B., and Etienne, J., "The Flapping of a Flag Numerical Investigation of a Kelvin-Helmholtz Type Instability", 20th Congres Francais de Mecanique, France, (2011).

- [6] Abderrahmane, H.A., Paidoussis, M.P., Fayed, M., and Ng, H.D., “Flapping Dynamics of a Flexible Filament”, *Physical Review E*, 84 (6 Pt 2):066604, (2011).
- [7] Yu, Z., Wang, Y., and Shao, X., “Numerical Simulation of the Flapping of a Three Dimensional Flexible Plate in Uniform Flow”, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 331, No. 20, pp. 4448-4463, (2012).
- [8] Favier, J., Revell, A., and Pinelli, A., “A Lattice Boltzmann Immersed Boundary Method to Simulate the Fluid Interaction with Moving and Slender Flexible Objects”, *Journal of Computational Physics*, Vol. 261, pp. 145-161, (2014).
- [9] Viot, E., Amandolese, X., and Hemon, P., “Fluttering Flags: An Experimental Study of Fluid Forces”, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 43, pp. 385-401, (2013).
- [10] Gibbs, S.C., Fichera, S., Zanotti, A., Ricci, S., and Dowell, E.H., “Flow Field around the Flapping Flag”, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 48, pp. 507-513, (2014).
- [11] Wang, E., and Xiao, Q., “Numerical Simulation of Vortex-induced Vibration of a Vertical Riser in Uniform and Linearly Sheared Currents”, *Journal of Ocean Engineering*, Vol. 121, pp. 492-515, (2016).
- [12] Dobrucali, E., and Kinaci, O.K., “URANS-Based Prediction of Vortex Induced Vibrations of Circular Cylinders”, *Journal of Applied Fluid Mechanics*, Vol. 10, No. 3, pp. 957-970, (2017).
- [13] Stabile, G., Matthies, H.G., and Borri, C., “A Novel Reduced Order Model for Vortex Induced Vibrations of Long Flexible Cylinders”, *Journal of Ocean Engineering*, Vol. 156, pp. 191-207, (2018).
- [14] Gomes, J.P., “Fluid-structure Interaction Induced Oscillation of Flexible Structures in Uniform Flows”, PhD. Thesis, Universitat Erlangen-Nürnberg, (2012).
- [15] Gomes, J.P., and Lienhart, H., “Fluid-structure Interaction-induced Oscillation of Flexible Structures in Laminar and Turbulent Flows”, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 715, pp. 537-572, (2013).
- [16] Bazilevs, Y., Takizawa, K., and Tezduyar, T.E., “Computational Fluid-structure Interaction: Methods and Applications”, *Wiley Series in Computational Mechanics*, USA, (2013).
- [17] Hubner, B., Walhorn, E., and Dinkler, D., “A Monolithic Approach to Fluid-Structure Interaction using Space-time Finite Elements”, *Journal of Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 193, No. 23, pp. 2087-2104, (2004).

فهرست نمادهای انگلیسی

فشار	P
سرعت خطی	U, V, W
سرعت زاویه ای	P, Q, R
جابجایی عرضی	w
دما	T
مدول الاستیسیته	E
ممان اینرسی	I
سطح	A
مدهای طبیعی	W_i
نیروی تعمیم یافته	$Q_i(t)$
گشتاور	M
گشتاور زاویه ای	h
لزجت دینامیکی	μ
مختصات تعمیم یافته	$\eta_i(t)$
چگالی	ρ
سرعت زاویه ای	ω

Abstract

In this paper, three-dimensional numerical analysis of mutual effects of free oscillations of an inherent unstable body with flexible stabilizer attached to it, is performed in subsonic viscous flow. For solving fluid dynamics, finite volume method using a computational fluid dynamics software is done and for analysis of structure deformation, Euler-Bernouli cantilever beam theory is implemented in the computer code. For analyzing the fluid-structure interaction, iterative partitioned coupling algorithm is used for interrelation and data exchange between structure and fluid sections. With inserting the equations of body dynamic motion into the simulation code and coupling these solvers, the ultimate computational framework is formed that can be implemented to capture Body-Fluid-Structure Interactions.

The results of different simulations shows that without the flexible stabilizer, the oscillations of free flying body will grow towards instability. Moreover, if the center of mass goes rearward with respect to the nose, and with increasing the flow speed, the oscillations intensity of body will grow. The obtained results are useful for the stabilization of the free flying bodies that need to be stable during flight stages or must be oriented specially in landing phase e.g. reentry vehicles.