



شبیه‌سازی آیرودلاستیک ایستایی یک بال در جریان گذر صوتی

محمد مهدی کشاورزی¹، عقیل یوسفی‌کما^{2*}، امیر نجات³، سید سعید محتسبی²

1- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

2- استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

3- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

* تهران، صندوق پستی 11155-4563، aykoma@ut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 03 مرداد 1395

پذیرش: 18 شهریور 1395

ارائه در سایت: 24 مهر 1395

کلید واژگان:

آیرودلاستیک

اندرکش سیال و سازه

دینامیک سیالات محاسباتی

جریان گذر صوتی

آگارد 445.6

چکیده

مدل‌سازی دقیق، امری ضروری برای سازه‌های طراحی شده در جریان گذر صوتی می‌باشد. در این پژوهش به شبیه‌سازی عددی پدیده‌های آیرودلاستیک به صورت استاتیکی برای سازه‌های تغییر شکل‌پذیر در جریان گذر صوتی پرداخته می‌شود. در جریان گذر صوتی، ناپایداری‌های فراوانی برای سیستم‌های آیرودینامیکی به وقوع می‌پیوندد. این ناپایداری‌ها باعث غیر خطی شدن محاسبات در محیط سیال و سازه می‌شود. با توجه به گسترش روش‌های عددی و همچنین پیشرفت تکنولوژی، هزینه‌های محاسباتی کاهش یافته و لذا شبیه‌سازی با کیفیت بالا قابل دستیابی است. در این مقاله شبیه‌سازی آیرودلاستیک در جریان گذر صوتی (عدد ماخ 0.96) بر روی بال مرسوم آگارد 445.6 انجام شده است. این شبیه‌سازی شامل تحلیل مودال، حل استاتیکی سیال و بررسی رفتار الاستیک سازه می‌باشد. در قسمت اول با استفاده از تحلیل مودال، چهار فرکانس طبیعی اول و شکل مودهای مربوطه با داده‌های مربوط به محققان قبلی مقایسه گردید و هندسه‌ی مدل مورد ارزیابی قرار گرفت. در ادامه، با استفاده از حل یک‌طرفه استاتیکی، نیروهای فشاری ایجاد شده در هنگام عبور سیال از روی بال، باعث ایجاد تغییر شکل در سازه می‌شود. در بخش نتایج، ضرایب فشار اعمالی به سازه با یکدیگر و همچنین با نتایج موجود شبیه‌سازی‌های محققان قبلی مقایسه شده و جابه‌جایی‌های اعمال شده توسط این نیروهای فشاری نیز گزارش گردید. همچنین با توجه به تغییر شکل‌های بوجود آمده بر روی سازه، ضرایب فشار برای هر مرحله محاسبه و گزارش گردیده است. در این پژوهش با افزایش تعداد مراحل برای حل به صورت یک‌طرفه، جابه‌جایی‌ها کاهش یافته و سازه به پایداری استاتیکی خود نزدیک شده است.

Static Aeroelastic Simulation of a Wing in Transonic Flow

Mohammad Mehdi Keshavarzi, Aghil Yousefi-Koma*, Amir Nejat, Seyed Saeed Mohtasebi

Department of Mechanical Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran

* P.O.B. 11155-4563 Tehran, Iran, aykoma@ut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 24 July 2016
Accepted 08 September 2016
Available Online 15 October 2016

Keywords:

Aeroelasticity
Fluid-Structure Interaction
Computational Fluid Dynamic (CFD)
Transonic Flow
AGARD 445.6

ABSTRACT

Precise modeling has great importance in systems which are designed to work in transonic regions. The scope of current investigation includes numerical simulation of static aeroelastic phenomena of deformable structures in transonic regimes. Transonic flow brings lots of instabilities for aerodynamic systems. These instabilities bring nonlinearity in flow and structure solvers. Due to improvements in numerical methods and also enhancement in computing technologies, computational costs are reduced and high-fidelity simulations are more applicable. Simulations in this paper are done in transonic flow ($M = 0.96$) on the benchmark wing AGARD 445.6. The procedure includes modal analysis, steady flow simulation and investigation of structure's elastic behavior. At the first phase, the geometry model is validated by modal analysis with regard to comparison of first four natural frequencies and corresponding mode shapes. Then, a loose or staggered coupling is used to analyze aeroelastic behavior of the wing. In each simulation step, imposed pressure on the surfaces of the wing caused by transonic flow regime deforms the structure. In the results section, a comparison between imposed pressure coefficients in each step with the existing literature and experimental results is reported. Also, pressure coefficients in each step is calculated and reported. In this investigation by using multiple steps in one-way fluid-structure analysis, deformations are reduced in each step and, as a result, the structure reached its static stability point.

1- مقدمه

ضرایب فشاری می‌شود. علاوه بر این امر، پدیده‌های مخرب ارتعاشی نامیرا با فرکانس بالا و دامنه‌ی زیاد مانند پدیده فلاتر¹، که بر اثر نیروهای فشاری سیال به سازه اعمال می‌گردد، بازده و عمر سیستم را کاهش می‌دهند و در صورت تقابل این سیستم‌ها با نیروهای انسانی فاجعه‌های جبران‌ناپذیری را به

در نظر گرفتن سیستم‌ها به صورت جسم صلب در تحلیل‌های آیرودینامیکی می‌تواند موجب نادیده گرفتن پدیده‌های مختلف در شرایط واقعی عملکردی سیستم گردد [1]. این پدیده‌ها باعث تغییر شکل سازه و بروز اختلاف در خصوصیات مطلوب در طراحی این سیستم‌ها مانند ضرایب برآ، پسا، ممان و

¹ Flutter

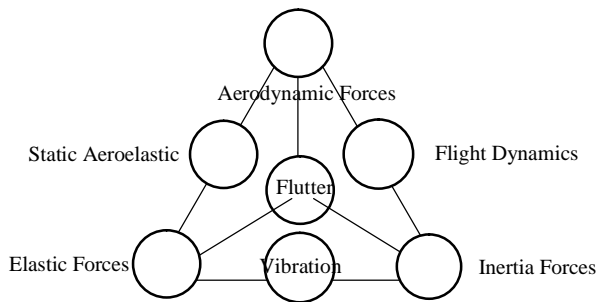


Fig. 1 Aeroelastic triangle of aerodynamic, elastic and inertia forces interaction

شکل 1 مثلث آیرولاستیک اندرکنش نیروهای آیرودینامیکی، الاستیک و اینرسی

شکل سازه با ثابت بودن جریان سیال، متوقف شده و در حالت تغییر یافته‌ی پایدار خود باقی خواهد ماند. در صورت عدم تعادل این نیروها، سیستم دچار پدیده‌ی دینامیکی فلوتر می‌شود. این پدیده در اغلب موارد جزو پدیده‌های مخرب برای سازه‌های آیرودینامیکی در نظر گرفته می‌شود.

برای بررسی و تحلیل اندرکنش سیال و سازه باید تبادل نیروهای فشاری از سیال به سازه و جابه‌جایی از سازه به سیال به صورت دقیق مدل شوند تا جواب‌های قابل قبولی در مقایسه با واقعیت ارائه گردد [9]. نحوه‌ی جابه‌جایی داده‌ها، سرعت انتقال آن‌ها و همچنین تغییرات ایجاد شده در شبکه‌ی سیال و سازه در حین تحلیل، از مواردی است که محققان از گذشته تا به امروز به بررسی و توسعه آن پرداخته‌اند. هر کدام از روش‌هایی که در تحقیقات قبلی ارائه شده است، در واقع مدلی را برای انتقال داده‌ها و یا ایجاد تغییرات بهینه در شبکه‌بندی برای حل دقیق‌تر و سریع‌تر ارائه داده‌اند، که اجماع روش‌های موجود در نرم‌افزارهای تجاری در قالب پارامترهای قابل تنظیم ارائه شده است.

2- پژوهش‌های انجام شده

تئوری‌های متفاوتی از لحاظ پیچیدگی برای مدل کردن سیال و سازه به صورت مجزا استفاده شده است. این پیچیدگی‌ها شامل میزان و روش شبکه‌بندی، معادلات پایه‌ای حل سیال و جامد، خطی و یا غیرخطی بودن روش حل و غیره می‌باشد. در واقع هر چه میزان پیچیدگی‌های فیزیکی واقعی مورد بررسی بیشتر باشد، به مدل دقیق‌تری به همراه پیچیدگی‌های بیشتر برای دستیابی به حل با دقت مناسب نیاز می‌باشد [10].

باسکوت و همکاران [11] با توجه به شرایط اولیه بدست آمده از حل پایا برای یک بال بدون تغییر شکل، یک شرط اولیه برای حل دینامیک مسئله اعمال کردند. در ابتدا نیروهای وارد بر صفحه بال را که در نقطه‌ی وسط شبکه‌بندی اعمال می‌شوند را با استفاده از روش اسپلاین نامحدود² به نقاط شبکه‌بندی سازه منتقل می‌شوند. فشاری که در شبکه سیال محاسبه می‌شود، با توجه به بردارهای عمودی سطح تبدیل به نیروهای فشاری می‌شوند. در ادامه با ارسال داده‌های فشاری توسط ماتریس اسپلاین، به نقاط میانی شبکه‌بندی، این نیروها به سازه منتقل می‌گردند.

با توجه به تنوع شبکه‌بندی‌های موجود برای تحلیل سیال در اندرکنش سیال و سازه، تحقیقات فراوانی برای به‌دست آوردن درک درستی از مزایا و معایب هر کدام از شبکه‌بندی‌ها انجام گرفته است. در این رابطه باتینا و همکاران [12] بال آگارد را برای محدوده‌ی ماخ‌های 0.499 تا 0.96 با استفاده از شبکه‌بندی نامنظم و همچنین در یک تحقیق دیگر برای محدوده‌ی ماخ

بار می‌آورند [2]. بنابراین برای پیش‌بینی این‌گونه پدیده‌ها و جلوگیری از بروز مشکلات احتمالی در حین کار در شرایط متفاوت سیالی، سیستم به‌صورت الاستیک در نظر گرفته می‌شود لذا و تغییرات جسم که ناشی از عبور سیال بر روی آن می‌باشد نیز باید مورد بررسی قرار گیرد [3].

تئوری الاستیک کلاسیک به بررسی تاثیر نیروهای خارجی بر تنش و جابه‌جایی جسم می‌پردازد. به صورت کلی در این تئوری جابه‌جایی‌ها کوچک بوده و از اثر آن‌ها بر روی نیروهای خارجی اعمالی صرف‌نظر می‌شود. در اینگونه تحلیل‌ها، نیروها مستقل از جابه‌جایی در نظر گرفته می‌شود و محاسبات براساس شکل اولیه سازه صورت می‌گیرد. بنابراین از تغییرات سازه در روند تحلیل چشم پوشی شده و با یک هندسه ثابت تمام روند حل صورت می‌گیرد [4].

این امر در مسائل واقعی کاملاً متفاوت می‌باشد. میزان و نوع نیروهای آیرودینامیکی وارد شده به یک جسم در مانورهای سیالاتی رابطه‌ی تنگاتنگی با هندسه و نحوه‌ی قرار گیری جسم در سیال دارد [5]. در واقع جابه‌جایی‌های الاستیک ایجاد شده بر اثر نیروهای آیرودینامیکی، خود تاثیر بسزایی در تعیین نیروهای آیرودینامیکی ثانویه دارند.

برای دستیابی به ضرایب اطمینان بالا و دقت زیاد در عملکرد، از تحلیل‌های آیرولاستیک برای سیستم‌های آیرودینامیکی استفاده می‌شود. در واقع در تحلیل‌های آیرولاستیک، اجسام با خصوصیات الاستیک رفتار می‌کنند و با اعمال نیرو دچار تغییر شکل می‌شوند. به‌طور مثال در سیستم‌های آیرودینامیکی با عبور سیال، نیروهای فشاری گسترده بر روی جسم اعمال می‌شود و باعث ایجاد تغییر شکل در سازه می‌گردند. بنابراین در تحلیل‌های آیرودینامیکی دقیق، در نظر گرفتن جسم به صورت الاستیک امری ضروری می‌باشد [6]. در واقع در تحلیل همزمان سیال و سازه، با در نظر گرفتن پارامترهای الاستیک برای سازه، این تغییرات در نظر گرفته شده و در صورت وقوع پدیده‌هایی مانند فلوتر و شوک در اثر تغییر هندسه سازه و ...، قادر به پیش‌بینی آن‌ها می‌باشد [7].

به علم بررسی تاثیر سیال بر روی جسم الاستیک، آیرولاستیک گفته می‌شود. در واقع علم آیرولاستیک به بررسی اندرکنش سازه و سیال¹ می‌پردازد. این اندرکنش شامل نیروهای آیرودینامیکی سیال، نیروی اینرسی و الاستیک سازه می‌باشد. آشنایی مختصر با دانش آیرولاستیسیته، نشان می‌دهد که بررسی پایداری آیرولاستیک، نیازمند شناخت زمینه‌های دینامیک، سازه، آیرودینامیک و تبادل اطلاعات و کوپلینگ بین آنها می‌باشد. در "شکل 1" نمایی از مثلث آیرولاستیک ارائه شده است. همان‌طور که در این شکل ارتباط بین نیروهای موثر در تحلیل آیرولاستیک با یکدیگر نشان داده شده است، در تحلیل آیرولاستیک ایستایی نیروهای آیرودینامیکی در تقابل با نیروهای الاستیک سازه‌ای قرار می‌گیرند. در تحلیل‌های ارتعاشی نیروهای آیرودینامیکی تاثیری ندارند و در تحلیل دینامیک پروازی، پارامتر اینرسی با نیروهای آیرودینامیکی ارتباط دارند. با بررسی تاثیر همزمان نیروهای اینرسی، الاستیک و آیرودینامیک یک سازه، می‌توان به تحلیل دینامیکی آیرولاستیک یک سازه پرداخت. به‌عبارت دیگر در تحلیل آیرولاستیک، سیال کاری از روی جسم عبور کرده و یک توزیع فشار بر روی آن ایجاد می‌کند. این توزیع فشار به صورت آبی به جسم وارد شده و باعث تغییر شکل سازه می‌شود. این تغییر شکل تا زمانی ادامه می‌یابد که استهلاک آیرودینامیکی با استهلاک سازه‌ای به تعادل برسند [8]. در این زمان تغییر

² Infinite Spline Method

¹ Fluid-Structure Interaction

(رابطه (6))

$$\{\Phi_i\}^T [K] \{\Phi_i\} = \omega_i^2 \underbrace{\{\Phi_i\}^T [M] \{\Phi_i\}}_{M_i} \quad (6)$$

در رابطه (6)، K_i و M_i به ترتیب ماتریس‌های سختی و جرمی برای مود نام از سازه می‌باشند. بنابراین فرکانس نوسان در آن مود، مطابق رابطه (7) بدست می‌آید.

$$\omega_i^2 = \frac{K_i}{M_i} \quad (7)$$

با استفاده از روش المان محدود در ماژول مودال نرم‌افزار انسیس²، معادلات ذکر شده، برای استخراج داده‌های نوسانی که شامل شکل مودها و فرکانس‌های نوسانی می‌باشد، مورد استفاده قرار می‌گیرند. با مقایسه‌ی داده‌های فرکانس‌های نوسانی به‌دست آمده از این شبیه‌سازی با داده‌های آزمون‌های تجربی، جدول 2 شبیه‌سازی با دقت مناسبی صورت گرفته است و بال مدل شده برای بررسی آیروداستیک، دقت مطلوب را از لحاظ هندسه و خواص فیزیکی دارا می‌باشد. همچنین در "شکل 5" شکل مودهای مرتبط با این فرکانس‌ها آورده شده است. فرکانس اول شامل شکل مود خمش خالص، فرکانس دوم دارای شکل مود پیچش خالص می‌باشد. مودهای سوم و چهارم، ترکیبی از خمش و پیچش می‌باشند که به ترتیب، خمش و سپس پیچش غالب می‌باشد. عمده تغییرات بال در این پژوهش، درمود اول خمشی می‌باشد، لذا تقریب دقیق فرکانسی در این مود اهمیت زیاد دارد. درصد خطای 1.4% حاکی از تطابق مناسب سازه‌ی مدل شده با سازه‌ی تست شده می‌باشد.

5- روش تحلیل عددی

1-1- سیال

در پروژه حاضر از نرم‌افزار فلونت با حلگر پایه چگالی استفاده شده است. این حلگر برای جریان‌های آرام/مغشوش، زیرصوتی/گذرصوتی، جواب با دقت مناسب را ارائه می‌دهد. شرایط مرزی مطابق با داده‌های تجربی تونل باد اعمال شده است. از شرط ورودی فشار دوردست³ برای اعمال جریان با ماخ 0.96 در بالادست بال، از شرط صفحه تقارن⁴ برای صفحه‌ی متصل به ریشه بال و از شرط فشار خروجی⁵ در پایین دست بال استفاده شده است. جریان ورودی موازی با ریشه‌ی بال و با زاویه حمله صفر می‌باشد که با توجه به طول وتر آیرودینامیکی میانگین⁶ (0.4635 متر)، عدد بی‌بعد رینولدز برابر با 526000 می‌باشد. شرط عدم لغزش نیز برای بررسی جریان بر روی بال در نظر گرفته شده است. حلگر مورد استفاده در این پژوهش، با استفاده از روش

جدول 2 فرکانس‌های طبیعی استخراج شده از تحلیل مودال

Table 2 Natural frequencies due to modal analysis

مود 4	مود 3	مود 2	مود 1	مدل ضعیف شده 3
98.50	50.70	38.10	9.60	تست تجربی (1963) [13]
89.94	50.50	37.12	9.63	کولونی (1996) [14]
90.00	50.26	36.87	9.67	گورا (2001) [15]
95.32	50.25	38.74	9.61	می‌هیلا (2014) [16]
95.73	60.02	35.46	9.65	مقاله حاضر
%2.8	%18.3	%6.9	%0.5	بیشترین درصد خطا

² ANSYS Workbench

³ Pressure Far-Field

⁴ Symmetry

⁵ Pressure Out-let

⁶ Mean Aerodynamic Chord (MAC)

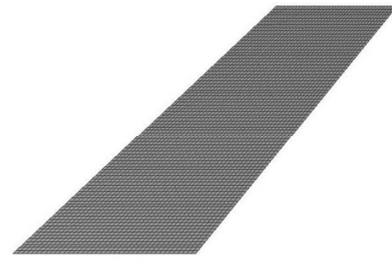


Fig. 4 Structural model of AGARD 445.6 wing

شکل 4 شبکه‌بندی مدل ساختاری بال آگارد 445.6

فرکانس اول به میزان قابل توجهی کاهش یافته و میزان اختلاف با شبکه‌بندی 110×40 ، حدود 3 درصد اندازه‌گیری شد.

برای دستیابی به مدلی دقیق‌تر، پس از بررسی همگرایی شبکه‌بندی، در جنس سازه نیز تغییرات جزئی اعمال گردید. لازم به ذکر است که در مدل-ساز ساختاری برای تحلیل مودال با توجه به مقدار اشاره شده در مرجع [2] برای بال، استهلاک ساختاری 0.02 در نظر گرفته شده است.

1-4- معادلات حاکم بر تحلیل مودال

معادلات حاکم بر تحلیل مودال با استخراج مقادیر ویژه، بردارهای ویژه‌ی سازه، ماتریس جرمی و ماتریس سختی، رفتار ارتعاشی سازه را مورد بررسی قرار داده و فرکانس‌های نوسانی را برآورد می‌کند. رابطه‌ی بین نیروهای اعمالی به سازه به صورت رابطه (1) می‌باشد.

$$F(t)I + F(t)D + F(t)S = F(t) \quad (1)$$

در رابطه‌ی (1) $F(t)I$ بردار اینرسی می‌باشد که به هر نقطه‌ی جرمی اعمال می‌گردد، $F(t)D$ بردار استهلاک انرژی برای سازه، $F(t)S$ بردار نیروهای داخلی سازه و $F(t)$ بردار نیروی معادل وارد شده به سازه می‌باشد. معادله (1) برای سیستم‌های خطی و همچنین غیرخطی کاربرد دارد. به صورت کلی برای سازه‌ها رابطه (1) به صورت دیفرانسیلی نوشته شده و بیانگر معادله‌ی کلی ارتعاشی سیستم می‌باشد.

$$[M]\{\ddot{\omega}\} + [C]\{\dot{\omega}\} + [K]\{\omega\} = 0 \quad (2)$$

در رابطه (2)، $[M]$ ماتریس جرمی، $[C]$ ماتریس استهلاک، $[K]$ ماتریس سختی معادل می‌باشد. همچنین پارامترهای $\ddot{\omega}$ ، $\dot{\omega}$ و ω به ترتیب مقدار مطلق شتاب، سرعت و جابه‌جایی نقطه‌ها برای شبکه‌بندی سازه می‌باشند. به طور کلی برای تحلیل‌های مودال، استهلاک سازه‌ای نادیده گرفته می‌شود و به صورت ارتعاش آزاد، سیستم مورد بررسی قرار می‌گیرد. در نتیجه با حذف پارامترهای غیرضروری در رابطه (2)، رابطه (3) به‌دست می‌آید.

$$[M]\{\ddot{\omega}\} + [K]\{\omega\} = 0 \quad (3)$$

در صورتی که در رابطه (3)، جابه‌جایی به صورت ترکیبی از بردارهای ویژه، $\Phi_i(x, y, z)$ و مختصات مودال به صورت تابعی از زمان، $q_i(t)$ نوشته شود معادله‌ی تعادل برای سازه مطابق رابطه‌های (4) و (5) می‌باشد.

$$\omega(x, y, z) = \sum_{i=1}^n \Phi_i(x, y, z) q_i(t) \quad (4)$$

$$[K]\{\Phi_i\} = \omega_i^2 [M]\{\Phi_i\} \quad (5)$$

با استفاده از روابط ترانپوز¹ و همچنین خواص تعامد در ماتریس‌ها، فرکانس‌های طبیعی و شکل مودهای مربوط به این فرکانس‌ها به‌دست می‌آید.

¹ Transpose

در رابطه (10)، $c_v T$ نماد انرژی داخلی سیال می‌باشد. تنش برشی در سیال با استفاده از رابطه (11) به دست می‌آید.

$$\tau = \mu_{eff} \frac{\partial u}{\partial x}, \mu_{eff} = \mu + \mu_t \quad (11)$$

در رابطه (11)، μ_{eff} به عنوان ویسکوزیته موثر دینامیکی تعریف می‌گردد. با توجه به رابطه بالا، این مقدار شامل دو پارامتر ویسکوزیته دینامیکی مولکولی μ و ویسکوزیته اغتشاش μ_t می‌باشد. ویسکوزیته دینامیکی مولکولی جزئی از مشخصات سیال کاری و نمادی از مقاومت سیال در برابر تغییر شکل می‌باشد. ویسکوزیته اغتشاش در راستای مدل کردن شرایط اغتشاش به کار می‌رود.

در عبور جریان واقعی سیال بر روی بال، تغییرات زیادی در مشخصات سیال در حوزه زمان و فضا اتفاق می‌افتد. این تغییرات اغلب با نام اغتشاش در سیال معرفی می‌شوند. یکی از فرآیندهای مهم در مدل‌سازی جریان سیال، انتخاب مناسب مدل اغتشاشی می‌باشد. دقت مدل اغتشاشی مورد استفاده تحت تاثیر پارامترهای مختلفی می‌باشد. پارامتر مهم برای مدل‌سازی اغتشاش در جریان، عدد بی بعد رینولدز می‌باشد. در عددهای بالای رینولدز با عبور جریان از روی یک جسم نازک، یک لایه مرزی نازک و لزج بر روی جسم تشکیل می‌گردد. در این محدوده، لزجت تاثیر زیادی بر جریان سیال دارد و بیرون از این ناحیه رفتار سیال به صورت غیرلزج در نظر گرفته می‌شود. در واقعیت تمامی جریان‌های سیالاتی با اغتشاش همراه می‌باشند. با این وجود، در شرایطی که لایه مرزی از روی سطح جسم جدا نشود و جریان با عدد رینولدز بالا وجود داشته باشد، فرض غیرلزج بودن سیال تاثیر چندانی در دقت حل ندارد و برای سرعت‌دهی به روند حل مناسب می‌باشد.

با توجه به توضیحات ارائه شده، در این تحقیق برای شبیه‌سازی، جریان غیرلزج در نظر گرفته شده است. با فرض غیرلزج بودن جریان، پارامتر ویسکوزیته دینامیکی صفر در نظر گرفته شده و معادلات ناویر استوکس ارائه شده، به معادلات اوپلر تبدیل می‌گردد.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho v_j) = 0 \quad \text{پیوستگی} \quad (12)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho v_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho v_i v_j + p \delta_{ij}) = 0 \quad \text{مومنتم} \quad (13)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_j} (v_j (\rho E + p)) = 0 \quad \text{انرژی} \quad (14)$$

در رابطه (14)، E به صورت زیر تعریف می‌گردد.

$$E = \frac{p}{\gamma - 1} + \frac{1}{2} \rho |v|^2 \quad (15)$$

با حل روابط اوپلر ارائه شده، مشخصات سیال برای بررسی اندرکنش سیال و سازه به دست می‌آید.

1-1-5- شبکه‌بندی سیال

در هر مدل‌سازی آیرودینامیکی، یک محیط سیال در اطراف جسم در نظر گرفته می‌شود. در این محیط با استفاده از شبکه‌بندی سیال و حل معادلات گسسته‌سازی شده‌ی سیال درون سلول‌های شبکه‌بندی، نیروهای اعمالی به سازه مورد بررسی قرار می‌گیرد. محیط ایجاد شده در اطراف را می‌توان با روش‌های متفاوتی شبکه‌بندی کرد. در این پژوهش، از روش شبکه‌بندی سازمان‌یافته¹ برای تحلیل سیال استفاده شده است. در این شبکه‌بندی ضرایب فشار در مقطع‌های متفاوتی از بال مورد بررسی قرار گرفته است تا شرط استقلال از شبکه برای سیال لحاظ گردد.

1-1-1-5- شبکه‌بندی سازمان یافته

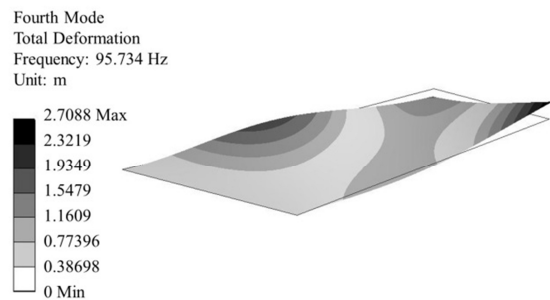
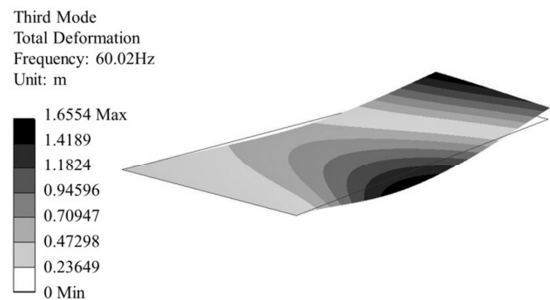
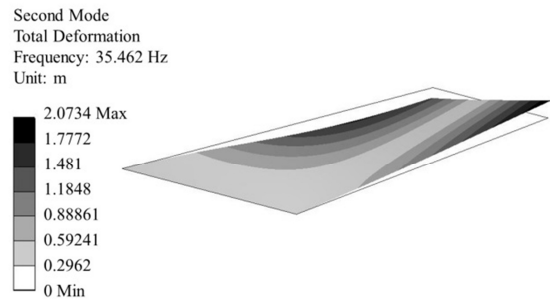
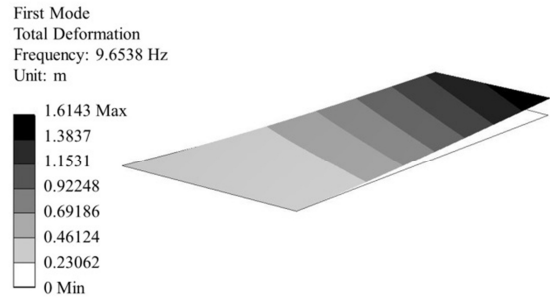


Fig. 5 Modal analysis mode shapes

شکل 5 شکل مودهای آنالیز فرکانسی

ضمنی و مستقل از زمان کوپل، به حل همزمان معادلات متشکله‌ی سیال (پیوستگی، مومنتم و انرژی)، می‌پردازد. در ادامه به صورت خلاصه این معادلات آورده شده است.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad \text{پیوستگی} \quad (8)$$

$$\frac{\partial (\rho \vec{V})}{\partial t} = -\nabla p - \nabla (\rho \vec{V}) \vec{V} - \nabla \tau + \rho f \quad \text{مومنتم} \quad (9)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \rho \left(c_v T + \frac{V^2}{2} \right) = - \left(\nabla \rho \vec{V} \left(c_v T + \frac{V^2}{2} \right) \right) - \nabla \cdot q - \nabla \cdot p \vec{V} - \nabla \cdot (\tau \vec{V}) + \rho (g \vec{V}) \quad \text{انرژی} \quad (10)$$

1 Structured

بایستی با توجه به جهت مدول الاستیک در هر راستا مورد بررسی قرار گیرد. نوشتار معکوس ماتریس سختی که با نام S نشان داده می‌شود، مرسوم‌تر و به صورت رابطه (17) می‌باشد.

$$[E]^{-1} = [S] = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{31}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \quad (17)$$

در رابطه (17)، E_1 در راستای بال و E_2 و E_3 مدول الاستیک در راستاهای عمود بر بال می‌باشند.

نرم‌افزار انسیس با استفاده از تئوری نیوتن-رافسون⁵، انرژی کل سازه را کمینه کرده و نقاط پایداری پس از حل را بدست می‌آورد. این نقاط پایداری در واقع نقطه‌ی تعادل سازه پس از اعمال بار گسترده به آن می‌باشد. با توجه به بررسی همگرایی برای شبکه‌بندی مدل ساختاری، از همان شبکه‌بندی برای تحلیل قسمت جامد استفاده شده است.

5-3- انتقال داده‌ها

پس از حل کامل سیال در هر مرحله داده‌های فشاری گسترده بدست آمده بر روی بال، باید به قسمت جامد بال منتقل شده و باعث ایجاد تغییر در هندسه‌ی سازه شود. بدین منظور، در هر مرحله از حل یک‌طرفه، ابتدا سیال همگرا شده سپس فشار به بال منتقل می‌شود. بال پس از تغییر شکل در اثر نیروی فشاری، هندسه‌ی تغییر شکل یافته را به حلگر سیال منتقل می‌کند. در حلگر سیال با توجه به این‌که هندسه تغییر یافته است، با استفاده از شبکه‌بندی دینامیکی، شبکه‌بندی اولیه‌ی مورد استفاده تغییر کرده و با هندسه‌ی جدید خود را مطابقت می‌دهد. این فرایند تا زمانی ادامه پیدا می‌کند که تغییر شکل هندسه با ادامه‌ی حل تفاوت چندانی با مرحله‌ی قبل نداشته باشد. بدین منظور پارامتر جابه‌جایی در لبه‌های سازه مورد بررسی قرار می‌گیرد. در صورت وقوع این امر، حل یک‌طرفه همگرا شده و میزان تغییر هندسه‌ی کلی قابل مشاهده است. در "شکل 8" نمای شماتیکی از حل سیال، حل جامد و نحوه‌ی انتقال داده‌ها از این دو محیط ارائه شده است.

6- بحث و نتایج

با توجه به توضیحات ارائه شده در بندهای گذشته، شبیه‌سازی اندرکنش سیال و سازه به‌صورت یک‌طرفه صورت گرفته و در مرحله اول سیال از روی بال بدون تغییر شکل عبور کرده است. برای صحت‌سنجی روش حل در این مرحله، داده‌های فشاری موجود در تست تونل باد، با داده‌های فشاری در برش‌های مختلف از طول وتر، مقایسه شده‌اند. این برش‌ها به ترتیب در مقطع‌های 12.5%، 37.5%، 62.5% و 87.5% از ریشه‌ی بال ارائه شده‌اند. در "شکل 9" داده‌ها در برش 12.5% با داده‌های شبیه‌سازی موجود بررسی شده است. این مقطع فاصله‌ی کوتاهی تا ریشه‌ی بال دارا می‌باشد و داده‌های فشاری به‌دست آمده نیز تطابق قابل قبولی با نتایج تحقیقات مشابه را دارا می‌باشد. در "شکل 10" برش در مقطع 37.5% می‌باشد که با مقایسه‌ی

از نرم‌افزار ای سی ام¹ برای شبکه‌بندی منظم استفاده شده است. ابعاد محیط سیال مورد استفاده 3 برابر طول وتر میانگین در جلوی بال و 7 برابر این طول در پشت بال می‌باشد. برای شبکه‌بندی، از المان‌های شش وجهی مکعبی و سی-ایچ² استفاده شده است. پس از بررسی استقلال از شبکه، با توجه به بررسی داده‌های فشاری اعمالی روی بال، از شبکه‌بندی با تعداد 4 میلیون المان استفاده شده است. شماتیکی از شبکه‌بندی مورد استفاده در "شکل‌های 6 و 7" نشان داده شده است. در این شبکه‌بندی، برای بررسی بهتر اثرات جریان بر روی بال، در نزدیکی‌های بال چگالی شبکه‌بندی بیشتر می‌باشد. این چگالی در قسمت 10% جلویی طول وتر، 20% از نقاط شبکه‌بندی و در 10% انتهایی طول وتر، 15% از نقاط شبکه‌بندی را شامل می‌شود.

5-2- جامد

در قسمت حل جامد بال، از ماژول حل استاتیکی جامد³ در نرم‌افزار انسیس استفاده شده است. با توجه به تحلیل در ناحیه الاستیک، روابط متشکله به شکل رابطه (16) اعمال می‌گردد.

$$\{\sigma\} = [E]\{\varepsilon\} \quad (16)$$

با توجه به اورتوتروپیک⁴ بودن جنس بال مورد استفاده ماتریس سختی

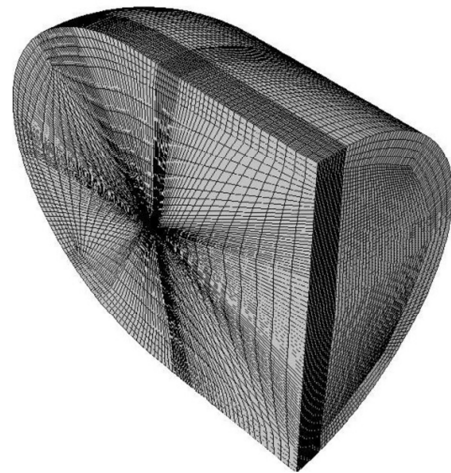


Fig. 6 Structured grid domain with 4M hexagonal elements

شکل 6 شبکه‌بندی سازمان‌یافته با 4 میلیون المان شش وجهی

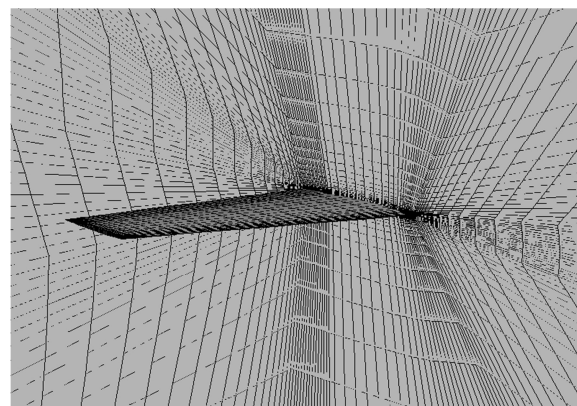


Fig. 7 Structural grid over wing and symmetry plane

شکل 7 شبکه‌بندی سازمان‌یافته بر روی بال و صفحه تقارن

¹ ICEM

² C-H elements

³ Static Structural

⁴ Orthotropic

⁵ Newton-Raphson

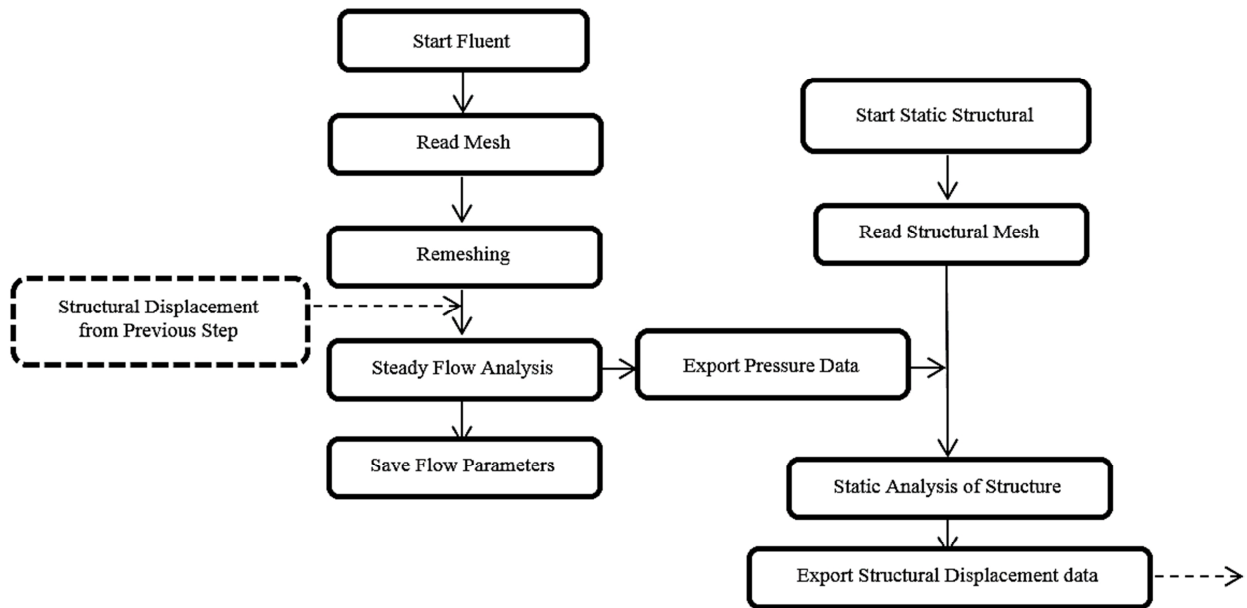


Fig. 8 Fluid-Structure Interaction flow chart

شکل 8 فلوجارت اندرکنش سیال و سازه

"شکل 9" و "شکل 10"، انتقال ضریب فشار حداکثر به سمت نوک بال، مشخص گردیده است. در "شکل 11" برش در مقطع 62.5% نمایش داده شده است. در مقطع‌های نزدیک به ریشه، داده‌های به‌دست آمده با مقاله [16]، اختلاف کمتری را نشان می‌دهد. این در حالی است که در مقطع 87.5%، شکل 12، میزان این اختلاف بیشتر شده و دقت کاهش یافته است. با پیشروی برش از سوی مقطع به سمت نوک بال، میزان ضریب فشار حداکثری از لبه‌ی انتهایی بال به لبه‌ی حمله‌ی بال نزدیک شده است (شکل 13).

کاهش دقت در مقطع‌های نزدیک به نوک بال می‌تواند ناشی از عدم توانایی معادلات ناویر-استوکس در بررسی گردابه‌های به وجود آمده در نوک بال باشد. حل معادلات ناویر-استوکس، براساس میانگین زمانی برای میدان سرعت می‌باشد. این میانگین‌گیری در هر بازه‌ی زمانی براساس زمان آن بازه صورت می‌گیرد. این زمان غالباً از زمان نوسانات سرعت بیشتر می‌باشد. بنابراین با توجه به این امر، سرعت به‌صورت میانگین در نظر گرفته می‌شود و تغییرات سرعت در هر بازه‌ی زمانی قابل مشاهده نمی‌باشد. با کوچک‌تر کردن

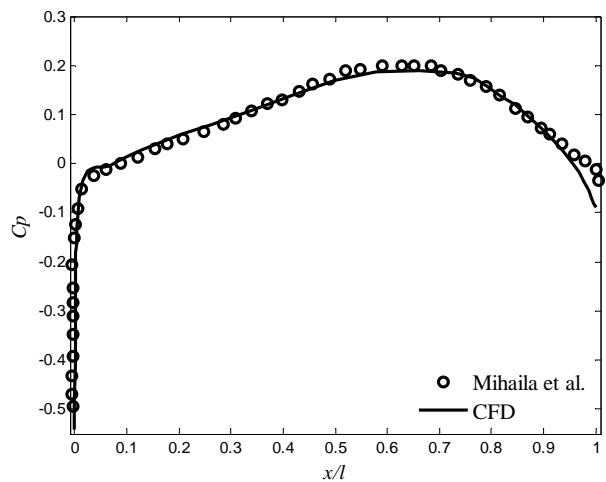


Fig. 9 Pressure coefficient over 12.5% of wing span

شکل 9 ضرایب فشار برای مقطع 12.5% از طول بال

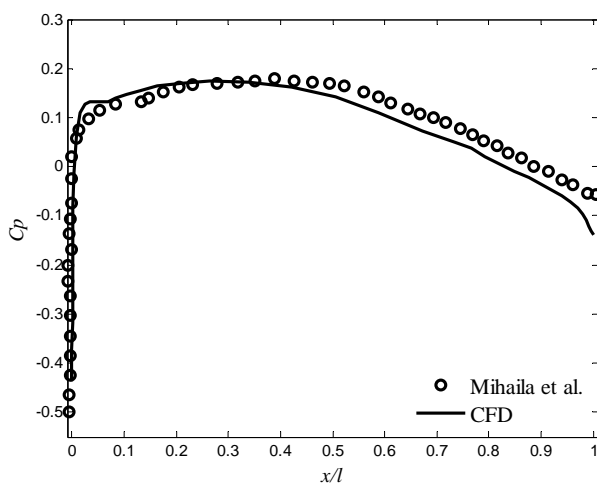


Fig. 11 Pressure coefficient over 62.5% of wing span

شکل 11 ضرایب فشار برای مقطع 62.5% از طول بال

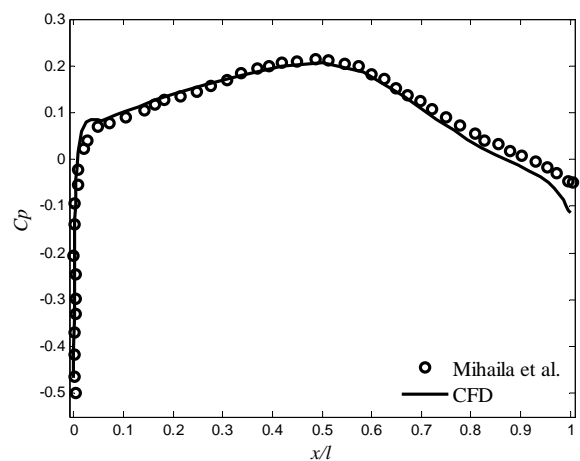


Fig. 10 Pressure coefficient over 37.5% of wing span

شکل 10 ضرایب فشار برای مقطع 37.5% از طول بال

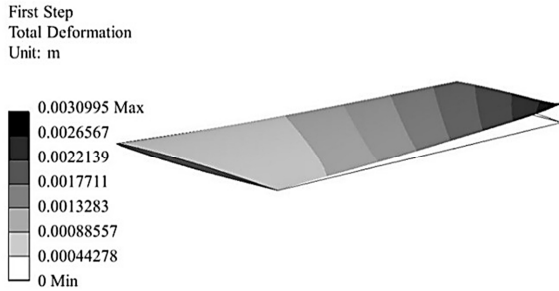


Fig. 14 Total deformation of the wing in first data transfer

شکل 14 کانتور جابه‌جایی سازه بال در مرحله اول از انتقال داده‌ها

برای مقایسه‌ی بهتر تغییرات داده‌های فشاری در هر مرحله، اختلاف این داده با داده‌های مرحله‌ی قبل ترسیم شده است. "شکل 15" در برش 12.5%، "شکل 16" در برش 37.5%، "شکل 17" در برش 62.5% و "شکل 18" در برش 87.5% برای مشاهده این تغییرات گزارش شده است.

پس از بررسی کانتورهای فشار در مرحله‌ی دوم تحلیل سیالاتی، این داده‌های تغییر یافته به قسمت جامد منتقل شده و اثرات این تغییرات در

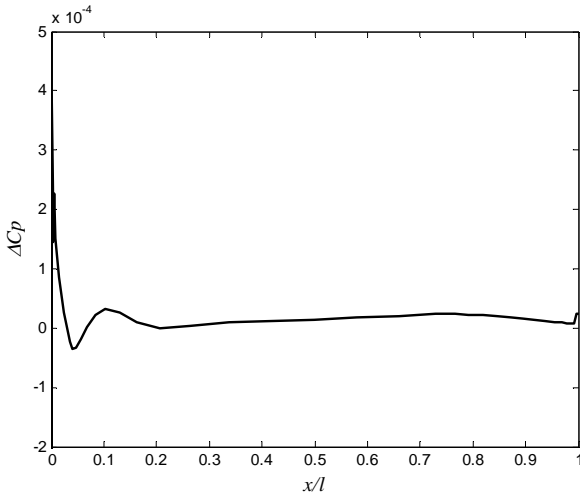


Fig. 15 Pressure coefficient difference over 12.5% of wing span

شکل 15 تغییرات ضرایب فشار برای مقطع 12.5% از طول بال

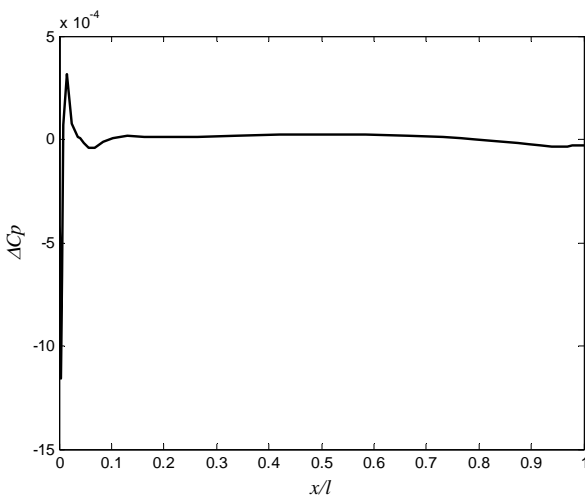


Fig. 16 Pressure coefficient difference over 37.5% of wing span

شکل 16 تغییرات ضرایب فشار برای مقطع 37.5% از طول بال

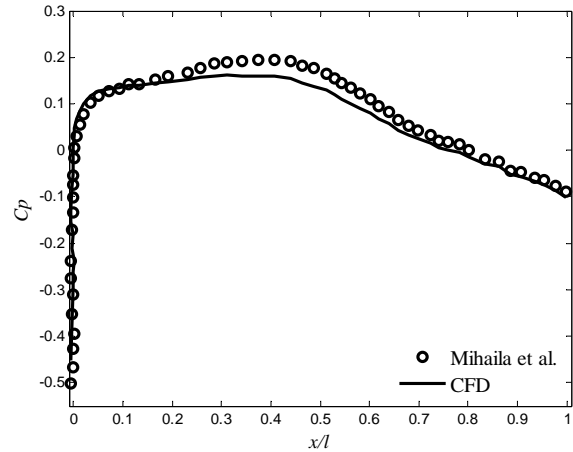


Fig. 12 Pressure coefficient over 87.5% of wing span

شکل 12 ضرایب فشار برای مقطع 87.5% از طول بال

شبکه‌بندی و بررسی دقیق‌تر میدان سرعت در بازه‌ی زمانی، به صورت وابسته به زمان، اختلاف بوجود آمده کاهش خواهد یافت. به طور کلی برای بررسی نوسانات کوچک ایجاد شده در نوک بال از روش شبیه‌سازی ادی بزرگ¹ استفاده می‌شود. در این روش، داده‌ها فیلتر شده و بررسی نوسانات کوچکتر با دقت بیشتری صورت می‌گیرد.

گردایان‌های فشاری ایجاد شده بر روی بال، در عمل جسم جامد را تحت تاثیر قرار داده و سازه‌ی موردنظر تحت این نیروهای فشاری تغییر شکل پیدا می‌کند. بدین منظور داده‌های فشاری بر روی بال ذخیره شده و به جسم جامد منتقل می‌گردد. در "شکل 13"، نمایشی از کانتور ضرایب فشار بر روی سطح بال نشان داده شده است.

با توجه به تغییر شکل‌های ایجاد شده توسط نیروهای فشاری موجود بر روی بال، سازه تغییر شکل می‌دهد "شکل 14". همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، تغییر شکل ایجاد شده، در مود اول خمشی سازه می‌باشد. با توجه به قسمت تحلیل مودال این پژوهش و درصد خطای 1.4% برای مود اول، تغییر شکل به‌دست آمده دارای دقت مناسبی می‌باشد. در ادامه‌ی روند حل، تغییر شکل سازه باعث ایجاد اختلاف بین ضرایب فشاری در حالت ابتدایی تحلیل شده است. در واقع اعمال نیروهای فشاری به‌دست آمده در حالت اول باعث ایجاد تغییر در داده‌های فشاری در مراحل بعدی نیز می‌شود.

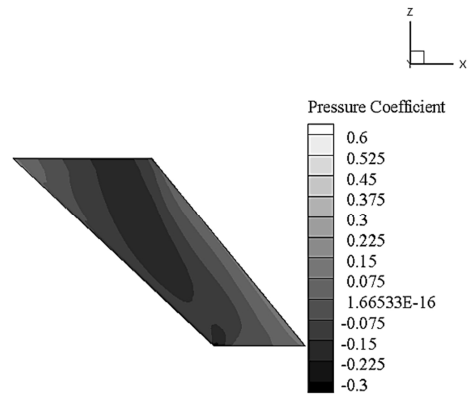


Fig. 13 Pressure coefficient contour over wing bottom plane first step

شکل 13 کانتور ضرایب فشار برای صفحه‌ی زیرین بال در مرحله اول

¹ Large eddy simulation (LES)

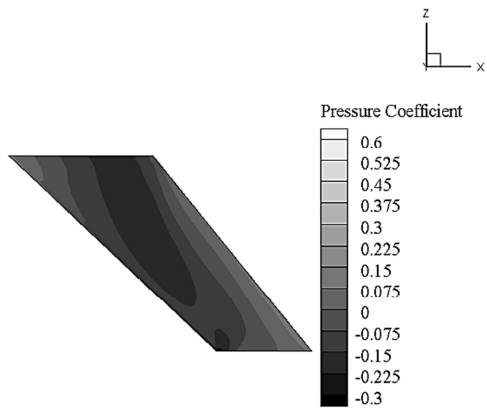


Fig. 19 Pressure coefficient contour over wing bottom plane second step

شکل 19 کانتور ضریب فشار برای صفحه‌ی زیرین بال مرحله دوم

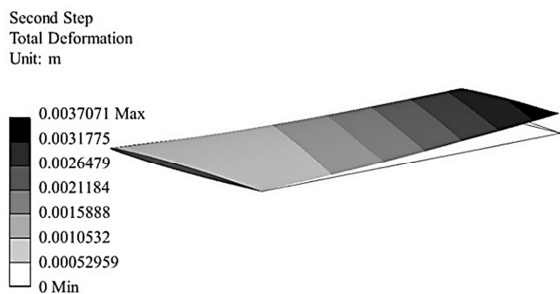


Fig. 20 Total deformation of the wing in second data transfer

شکل 20 کانتور جابه‌جایی سازه بال در مرحله دوم از انتقال داده‌ها

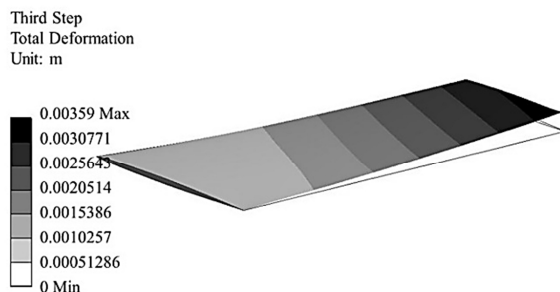


Fig. 21 Total deformation of the wing in third data transfer

شکل 21 کانتور جابه‌جایی سازه بال در مرحله سوم از انتقال داده‌ها

همان‌طور که در جدول 3 مشاهده می‌شود، تغییر شکل از مرحله دوم به سوم به میزان قابل توجهی کاهش یافته است. این کاهش در میزان تغییرات هر مرحله به مرحله‌ی بعد می‌باشد که نشان از پایا شدن حل استاتیکی اندرکنش سیال و سازه برای بال آگارد 445.6، می‌باشد.

جدول 3 مقایسه تغییر شکل بیشینه سازه در مراحل مختلف

Table 3 Total deformation comparison of wing in different steps

واحد	بیشینه جابه‌جایی	
میلی‌متر	3.0995	تحلیل اول سازه
میلی‌متر	3.7071	تحلیل دوم سازه
میلی‌متر	3.5900	تحلیل سوم سازه

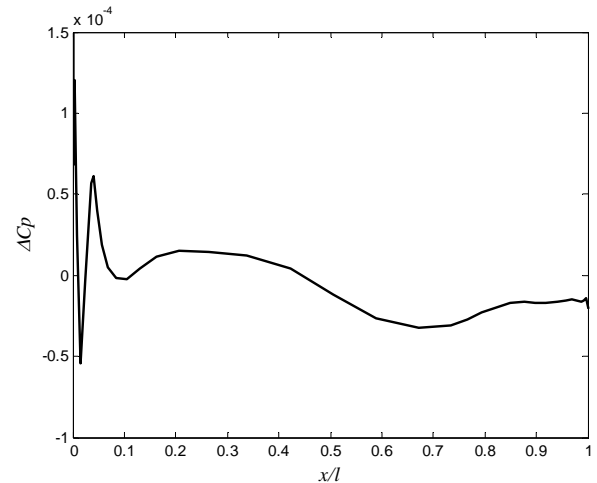


Fig. 17 Pressure coefficient difference over 62.5% of wing span

شکل 17 تغییرات ضرایب فشار برای مقطع 62.5% از طول بال

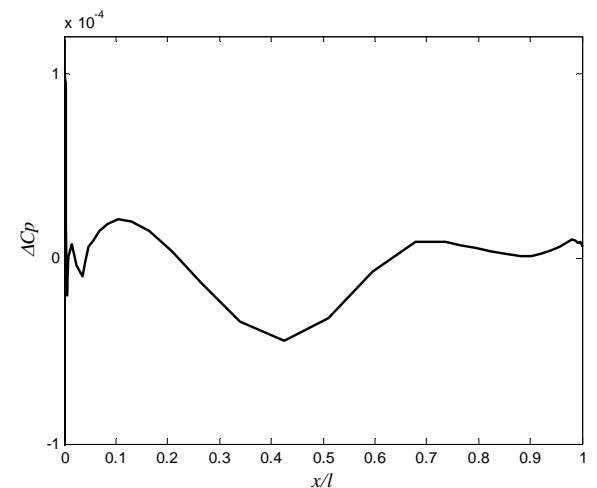


Fig. 18 Pressure coefficient difference over 87.5% of wing span

شکل 18 تغییرات ضرایب فشار برای مقطع 87.5% از طول بال

ضریب فشار بر روی هندسه‌ی سازه مورد بررسی قرار گرفته است (شکل 19). در واقع، تغییرات کوچک مشاهده شده، به سازه اعمال می‌گردد و این تغییرات، جابه‌جایی‌های اعمال شده در مرحله‌ی اول را تغییر داده است. همانند مرحله‌ی پیشین، داده‌های فشاری به سازه منتقل می‌گردد و تغییرات سازه مورد بررسی قرار خواهد گرفت. این تغییر شکل برای مرحله دوم در "شکل 20" مشاهده می‌گردد. داده‌های فشاری بر روی بال تغییراتی را نشان می‌دهند. با افزایش تعداد این مراحل برای حل سیال و سازه به صورت یک طرفه، مقدار تغییرات کاهش یافته و در واقع سازه به مرحله پایداری استاتیکی خود نزدیک شده است. این تغییرات از مقایسه "شکل 14" و "شکل 20" نیز قابل مشاهده است.

برای بررسی بهتر نتایج به‌دست آمده در این پژوهش، مرحله‌ی سوم نیز به این مراحل اضافه گردیده است. در این مرحله همانند مراحل قبلی، سازه‌ی تغییر شکل یافته از مرحله دوم به قسمت سیال داده شده و ضرایب فشار برای سازه به‌دست می‌آید. پس از تحلیل سیالی، داده‌های مرحله سوم از تحلیل سیال به قسمت تحلیل استاتیکی نرم‌افزار داده شده و تغییر شکل مرتبط با این مرحله در "شکل 21"، آورده شده است. برای مقایسه‌ی بهتر داده‌ها، در جدول 3، بیشینه‌ی تغییر شکل در هر مرحله از انتقال داده‌ها نمایش داده شده است.

7- نتیجه گیری

در این پژوهش بال آگار 445.6 در جریان گذر صوتی با عدد ماخ 0.96 شبیه‌سازی شده و اثرات سیال اطراف بال بر روی هندسه‌ی بال مورد بررسی قرار گرفت. در ابتدا با تحلیل مودال به بررسی صحت هندسه پرداخته شد. در ادامه حل، سیال با استفاده از داده‌های تست تونل باد، مورد صحت‌سنجی واقع گردید. پس از بررسی تاثیر سیال در اطراف بال، نیروهای فشاری موجود بر روی بال استخراج شده و با انتقال این نیروهای به جسم جامد، تغییرات هندسه برای این بال مورد بررسی قرار گرفت. این روند در سه مرحله بر روی سازه صورت گرفت تا به پایا شدن حل استاتیکی اطمینان حاصل شود. با روش بررسی اندرکنش سیال و سازه در این پژوهش به صورت یک‌طرفه، هزینه‌ی محاسباتی نسبت به روش دوطرفه و یا تمام کوپل، به میزان قابل توجهی کاهش یافت و استفاده از این روش با استفاده از صحت‌سنجی‌های صورت گرفته در این پژوهش مورد تایید واقع گردید. همچنین در این پژوهش با افزایش تعداد مراحل در حل یک‌طرفه سیال و سازه، جابه‌جایی‌های ناشی از اثرات متقابل این دو محیط بر یکدیگر در هر مرحله کاهش یافته و به عبارتی دیگر، سازه به پایداری استاتیکی خود نزدیک شد.

8- فهرست اعلام

c_p	ضریب فشار
c_v	ظرفیت گرمایی سیال ($\text{J/kg}\cdot\text{K}$)
E	انرژی سیال (J)
$[E]$	مدول الاستیسیته (Pa)
G	مدول برشی (Pa)
P	فشار (Pa)
Re	عدد رینولدز
T	دما (K)
V	سرعت (ms^{-1})

علائم یونانی

ε	تانسور کرنش
μ	لزجت دینامیکی ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$)
v	ضریب پواسون
ρ	چگالی (kgm^{-3})
σ	تانسور تنش
τ	تنش برشی

زیرنویس‌ها

eff	مقدار موثر
-----	------------

9- مراجع

- [1] F. Liu, J. Cai, Y. Zhu, H. M. Tsai, A. S. F. Wong, Calculation of wing flutter by a coupled fluid-structure method, *Journal of Aircraft*, Vol. 38, No. 2, pp. 334-342, 2001.
- [2] C. Bibin, M. J. Selvaraj, S. Sanju, Flutter analysing over an aircraft wing during cruise speed, *Procedia Engineering*, Vol. 38, No. 1, pp. 1950-1961, 2012.
- [3] X. Zhao, Y. Zhu, S. Zhang, Transonic wing flutter predictions by a loosely-coupled method, *Computers & Fluids*, Vol. 58, No. 1, pp. 45-62, 2012.
- [4] T. Theodorsen, General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter, *NACA Technical Report*, Vol 736, No. 496, pp. 4-26, 1949.
- [5] S. Karimian Aliabadi, A. Ebrahimi, Parametric study for kinematic optimization of flapping wing vehicle using a new aeroelastic model, *Modares Mechanical Engineering*, Vol 14, No. 9, pp. 73-80, 2014. (in Persian فارسی)
- [6] I. R. Dehkordi, H. Shahverdi, A. Nobari, A. Khalili, Numerical Investigation of the Aeroelastic Instability of an Aircraft Wing, Using Finite Element and Unsteady Panel Methods, *Aerospace Mechanics Journal*, Vol. 7, No. 4, pp. 13-23, 2012. (in Persian فارسی)
- [7] A. Van Zuijlen, H. Bijl. Implicit and explicit higher-order time integration schemes for fluid-structure interaction computations. *International Journal for Multiscale Computational Engineering*, Vol. 4, No. 2, pp. 604-611, 2006
- [8] S. D. Eppinger, D. E. Whitney, R. P. Smith, D. A. Gebala, A model-based method for organizing tasks in product development, *Research in Engineering Design*, Vol. 6, No. 1, pp. 1-13, 1994.
- [9] E. M. Lee-Rausch and J. T. Batina, Calculation of AGARD wing 445.6 flutter using Navier-Stokes aerodynamics, *AIAA paper*, Vol. 3476, No. 93, pp. 9-11, 1993.
- [10] T. S. K. Goud, A. Sai Kumar, S. S. Prasad, Analysis of Fluid-Structure Interaction on an Aircraft Wing, *Analysis*, Vol. 3, No. 9, pp. 146-152, 2014.
- [11] E. Başkut, A. Akgül, *Development of a coupling procedure for static aeroelastic analyses*, *Scientific Technical Review*, Vol. 61, No. 3-4, pp. 39-48, 2011.
- [12] Z. Feng, A. Soulai, Y. Saad, Nonlinear Krylov acceleration for CFD-based aeroelasticity, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 25, No. 1, pp. 26-41, 2009.
- [13] E. C. Yates Jr, AGARD standard aeroelastic configurations for dynamic response. Candidate configuration I-wing 445.6, *NACA Technical Report*, Vol 63, No. 11, pp. 10-20, 1987.
- [14] R. M. Kolonay, Unsteady aeroelastic optimization in the transonic regime, Purdue University, *Ph.D. Thesis*, pp. 8-10, 1996.
- [15] G. Goura, K. Badcock, M. Woodgate, B. Richards, Implicit method for the time marching analysis of flutter, *Aeronautical Journal*, Vol. 105, No. 1046, pp. 199-214, 2001.
- [16] M. Mihaila-Andres, C. Rotaru, P. G. Matei, Staggered Approach for Fluid-Structure Interaction Phenomena of an AGARD 445.6 Wing Using Commercial CFD/CSM Software, *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 28, No. 4, pp. 04014093-1-11, 2014.