ماهنامه علمى پژوهشى

mme.modares.ac.ir

شبیه سازی آیروالاستیک ایستایی یک بال در جریان گذر صوتی

 2 محمد مهدی کشاورزی 1 ، عقبل بوسفیکما $^{2^{*}}$ ، امیں نجات 8 ، سبد سعید محتسبی

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

2- استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

3- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران

* تھران، صندوق پستى aykoma@ut.ac.ir ،11155-4563

چکیدہ	اطلاعات مقاله
مدل سازی دقیق ، امری ضروری برای سازههای طراحی شده در جریان گذر صوتی میباشد. در این پژوهش به شبیه سازی عددی پدیدههای آیروالاستیک به صورت استاتیکی برای سازههای تغییر شکل پذیر در جریان گذر صوتی پرداخته میشود. در جریان گذرصوتی، ناپایداریهای فراوانی برای سیستمهای آیرودینامیکی به وقوع می پیوندد. این ناپایداریها باعث غیر خطی شدن محاسبات در محیط سیال و سازه میشود. با	مقاله پژوهشی کامل دریافت: 03 مرداد 1395 پذیرش: 18 شهریور 1395 ارائه در سایت: 24 مهر 1395
موجه به دسترس روسهای عددی و همچنین پیشرفت تحولوزی، هزینههای محاسبایی کاهش یافته و لدا سبیهساری با دیفیت بالا قابل دستیابی است. در این مقاله شبیه سازی آیروالاستیک در جریان گذر صوتی (عدد ماخ 0.96) بر روی بال مرسوم آگارد 445.6 انجام شده است. این شبیه سازی شامل تحلیل مودال، حل استاتیکی سیال و بررسی رفتار الاستیک سازه می باشد. در قسمت اول با استفاده از تحلیل مودال، چهار فرکانس طبیعی اول و شکل مودهای مربوطه با داده های مربوط به محققان قبلی مقایسه گردید و هندسه ی مدل مورد ارزیابی قرار گرفت. در ادامه، با استفاده از حل یک طرفه استاتیکی، نیروهای فشاری ایجاد شده در هنگام عبور سیال از روی بال، باعث ایجاد تغییر شکل در سازه می- شود. در بخش نتایج، ضرایب فشار اعمالی به سازه با یکدیگر و همچنین با نتایج موجود شبیه سازی های محققان قبلی مقایسه شود. در بخش نتایج، ضرایب فشار مالی با این و جابه جایی- های اعمال شده توسط این نیروهای فشاری نیز گزارش گردید. همچنین با نتایج موجود شبیه سازی های محققان قبلی مقایسه شده و های 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 یک طرفه، جابه جاییها کاهش یافته و سازه به پایداری استاتیکی خود نزدیک شده است.	ک <i>لید وارگان:</i> آیروالاستیک اندر کنش سیال و سازه دینامیک سیالات محاسباتی جریان گذر صوتی آگارد 445.6

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	Abstract
Original Research Paper Received 24 July 2016 Accepted 08 September 2016 Available Online 15 October 2016	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
<i>Keywords:</i> Aeroelasticity Fluid-Structure Interaction Computational Fluid Dynamic (CFD) Transonic Flow AGARD 445.6	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 می شود. علاوه بر این امر، پدیده های مخرب ارتعاشی نامیرا با فرکانس بالا و دامنهی زیاد مانند پدیده فلاتر¹، که بر اثر نیروهای فشاری سیال به سازه اعمال می گردد، بازده و عمر سیستم را کاهش میدهند و در صورت تقابل این سیستمها با نیروهای انسانی فاجعههای جبران ناپذیری را به

در نظر گرفتن سیستمها به صورت جسم صلب در تحلیلهای آیرودینامیکی می تواند موجب نادیده گرفتن پدیده های مختلف در شرایط واقعی عملکردی سیستم گردد [1]. این پدیدهها باعث تغییر شکل سازه و بروز اختلاف در خصوصيات مطلوب در طراحي اين سيستمها مانند ضرايب برا، پسا، ممان و

Please cite this article using: 313-322, 2016 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:





M. M. Keshavarzi, A. Yousefi-Koma, A. Nejat, S. S. Mohtasebi, Static Aeroelastic Simulation of a Wing in Transonic Flow, Modares Mechanical Engineering, Vol. 16, No. 10, pp.

¹ Flutter

بار میآورند [2]. بنابراین برای پیشبینی اینگونه پدیدهها و جلوگیری از بروز مشکالات 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 می پردازد. به صورت کلی در این تئوری جابهجاییها کوچک بوده و از اثر آنها بر روی نیروهای خارجی اعمالی صرفنظر می شود. در اینگونه تحلیلها، نیروها مستقل از جابهجایی در نظر گرفته می شود و محاسبات براساس شکل اولیه سازه صورت می گیرد. بنابراین از تغییرات سازه در روند تحلیل چشم پوشی شده و با یک هندسه ثابت تمام روند حل صورت می گیرد [4].

این امر در مسائل واقعی کاملا 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 جابجاییهای 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 تحلیل-های آیروالاستیک برای سیستمهای آیرودینامیکی استفاده میشود. در واقع در تحلیلهای آیروالاستیک، 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 می گردند. بنابراین در تحلیلهای آیرودینامیکی دقیق، در نظر گرفتن جسم به صورت الاستیک امری ضروری می باشد [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 فلاتر و شوک در اثر تغییر هندسه سازه و ... ، قادر به پیش بینی آنها می باشد [7].

به علم بررسی تاثیر سیال بر روی جسم الاستیک، آیروالاستیک گفته میشود. در واقع علم آیروالاستیک به بررسی اندرکنش سازه و سیال¹ می پردازد. این اندر کنش شامل نیروهای آیرودینامیکی سیال، نیروی اینرسی و الاستیک سازه میباشد. آشنایی مختصر با دانش آیروالاستیسیته، نشان میدهد که بررسی پایداری آیروالاستیک، نیازمند شناخت زمینههای دینامیک، سازه، آیرودینامیک و تبادل اطلاعات و کوپلینگ بین آنها میباشد. در "شكل 1" نمايي از مثلث آيروالاستيك ارائه شده است. همان طور كه در این شکل ارتباط بین نیروهای موثر در تحلیل آیروالاستیک با یکدیگر نشان داده شده است، در تحلیل آیروالاستیک ایستایی نیروهای آیرودینامیکی در تقابل با نیروهای الاستیک سازهای قرار می گیرند. در تحلیلهای ارتعاشی نیروهای آیرودینامیکی تاثیری ندارند و در تحلیل دینامیک پروازی، پارامتر اینرسی با نیروهای آیرودینامیکی ارتباط دارند. با بررسی تاثیر همزمان نيروهای اينرسی، الاستيک و آيروديناميک يک سازه، ميتوان به تحليل دینامیکی آیروالاستیک یک سازه پرداخت. بهعبارت دیگر در تحلیل آیروالاستیک، سیال کاری از روی جسم عبور کرده و یک توزیع فشار بر روی آن ایجاد میکند. این توزیع فشار به صورت آنی به جسم وارد شده و باعث تغییر شکل سازه می شود. این تغییر شکل تا زمانی ادامه می یابد که استهلاک آیرودینامیکی با استهلاک سازهای به تعادل برسند [8]. در این زمان تغییر



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

شکل 1 مثلث آیروالاستیک اندرکنش نیروهای آیرودینامیکی، الاستیک و اینرسی

شکل سازه با ثابت بودن جریان سیال، متوقف شده و در حالت تغییر یافتهی پایدار خود باقیخواهد ماند. در صورت عدم تعادل این نیروها، سیستم دچار پدیدهی دینامیکی فلاتر 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 شبکه-بندی، 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 محدوده ماخهای 0.499 تا 0.96 با استفاده از شبکهبندی نامنظم و همچنین در یک تحقیق دیگر برای محدودهی ماخ

¹ Fluid-Structure Interaction

² Infinite Spline Method

0.499 تا 1.141 با استفاده از شبکهبندی منظم مورد بررسی قرار دادهاند. از نتایج گزارش شده در این پژوهش میتوان به تفاوت اندک شبکهبندی منظم و نامنظم در عددهای ماخ کوچکتر از 1 اشاره کرد.

معمولا از معادلات ناویر-استوکس برای حلهای لزج استفاده میشود. با حذف لزجت از روند حل در واقع از معادلات اویلر استفاده میشود. به بیانی دیگر از معادله اویلر که فرم ساده شدهی معادله ناویر-استوکس است برای حل غیرلزج نیز استفاده میشود [9].

3- بال آگارد 445.6

1-3- هندسه بال

در سالهای گذشته سازندگان بالهای آگارد، تعدادی بال مرجع بهمنظور شبیهسازی در جریانهای گذر صوتی و مقایسه ی دادههای فشاری و نیروهای ایجاد شده در این گونه جریانها، ارائه دادهاند. لذا با توجه به در دسترس بودن دادههای تجربی تونل باد برای بال آگارد 445.6 [13]، این بال به عنوان یک مرجع برای تحلیلهای آیروالاستیک شناخته می شود. دادههای تونل باد برای فریون 12 و هوا در طیف گستردهای از عددهای ماخ در محدودهی گذر صوتی با شرايط فشارى مختلف، موجود مىباشد. اين بال داراى ايرفويل متقارن¹ با زاویه محور افقی وتر ابتدایی با انتهایی² صفر میباشد. عدد 445.6 برای بال آگارد از هندسهی کلی آن ناشی میشود. رقم اول حاکی از نسبت دید^و طول بال کامل⁴، رقمهای دوم و سوم زاویهی عقب نشینی بال در یک-چهارم طول وتر و رقم چهارم نسبت طول بال به وتر میانگین میباشد. به عبارتی دیگر، بال ذكر شده دارى 0.762 متر طول بال، نسبت طول به وتر ميانگين 0.66، و زاویهی عقب نشینی 45 درجه در یک-چهارم طول وتر میباشد. در "شکل 2" ايرفويل بال آگارد 445.6 به صورت بي بعد آورده شده است. اين بال داري ايرفويل كاملا متقارن مي باشد. در "شكل 3" نيز هندسهى كلى بال بهصورت شماتیک به همراه مشخصات ذکر شده آورده شده است. [11].

2-3- جنس بال

برای بال آگارد 445.6 سه مدل با جنسهای متفاوت ولی با هندسههای یکسان موجود میباشد. در این تحقیق برای شبیهسازی و مقایسهی نتایج شبیهسازی از مدل ضعیف شدهی ⁵3 استفاده گردیده است. در گزارش ارائه



Fig. 2 AGARD 445.6 airfoil

شکل 2 ایرفویل بال آگارد 445.6

مهندسی مکانیک مدرس، دی 1395، دورہ 16، شمارہ 10

¹NACA65A004

Incidence Angle

³ Aspect Ratio ⁴ Full Span

⁵ Weakened Model No. 3



Fig. 3 AGARD 445.6 dimensions

شکل 3 هندسه بال آگارد 445.6

شده برای یک بال آگارد 445.6 توسط ناسا [11]، مشخصات دقیقی در رابطه با چگالی بال و همچنین مکان دقیق حفرههای درون بال و همچنین خواص در راستاهای مختلف ارائه شده است. مشخصات بال در راستاهای مختلف توسط خواص اورتوتروپیک مشخص میشوند. بنابراین به دلیل عدم اطلاع از این خواص به صورت دقیق، با استفاده از مدلسازی و مقایسهی نتایج در ین خواص به صورت دقیق، با استفاده از مدلسازی و مقایسهی نتایج در پژوهش با استفاده از مراجع موجود، خواص دستیافتهاند. بنابرین در این پژوهش با استفاده از مراجع موجود، خواص اورتوتروپیک بال مطابق با جدول ۱ انتخاب گردید. این مشخصات با توجه به فرکانس طبیعی و شکل مودهای بدست آمده از آزمایش ارتعاشی بر روی زمین⁶ که بر روی بال تست شده در تونل باد صورت گرفته، بدست آمده است.

4- مدل ساختاری⁷

برای صحهگذاری و بررسی استقلال شبکه برای مدل بال آگارد با دادههای ذکر شده در جدول 1، با استفاده از مدل ساختاری بال، تحلیل مودال انجام گرفت. مدل ساختاری در واقع مدل سادهی شدهی بال با استفاده از المانهای لایهای و پوستهای میباشد.

در مدلسازیهای المان محدود، بهویژه تحلیل مودال، چگالی شبکهبندی بر روی پاسخ نهایی تاثیر بسزایی دارد. با توجه به این امر با افزایش تعداد المانهای مورد استفاده برای شبیهسازی، سازه مقاومت بیشتری را برای تغییر شکل و نوسان از خود نشان میدهد. به بیانی دیگر، با افزایش المانها، اثر مدول الاستیک بیشتر در نظر گرفته شده و به واقعیت نزدیک تر میباشد. بنابراین برای انجام تحلیل مودال، ابتدا با تغییر میزان شبکهبندی، همگرایی و استقلال از شبکهبندی مورد بررسی قرار گرفت. بدین ترتیب با اعمال ویژگی-های اشاره شده در جدول 1، تحلیل مودال صورت گرفت و چهار فرکانس طبیعی اول، که اغلب تاثیرات نوسانی سازه تابع این فرکانسها میباشد، مورد مقایسه واقع گردیدند. در نهایت با اعمال 40 المان بر روی پروفیل بال و 100 المان بر روی طول بال همانند "شکل 4"، میزان تغییرات فرکانسی در چهار

جدول 1 مشخصات جنس بال آگارد 445.6 مدل ضعيف شده 3 Table 1 AGARD 445.6 Weakened Model No. 3 Properties

F		
مشخصات فيزيكي	مقدار	واحد
چگالی	381.98	kg/m3
ضريب پواسون	0.31	-
مدول الاستیک در راستای بال	439.2	MPa
مدول الاستیک در راستاهای جانبی	3151.1	MPa
مدول برشی	416.2	MPa

⁶ Grand Vibrational Test (GVT)

7 Structural Model

DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.10.8.9

 $\omega_i^2 = \frac{K_i}{M_i}$

 $\{\phi_i\}^T[K]\{\phi_i\} = \omega_i^2 \{\phi_i\}^T[M]\{\phi_i\}$

در رابطه (6)، _Ki و M_i به ترتیب ماتریسهای سختی و جرمی برای مود *i*ام از سازه میباشند. بنابراین فرکانس نوسان در آن مود، مطابق رابطه (7) بدست

با استفاده از روش المان محدود در ماژول مودال نرمافزار انسیس $^{\circ}$,

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 آیروالاستیک، 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 می اشد. 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

در پروژه حاضر از نرمافزار فلوئنت 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



(رابطه (6))

(6)

مىآيد.

(7)

مىباشد.

1-5- سيال

5- روش تحليل عددي

Fig. 4 Structural model of AGARD 445.6 wing شکل 4 شبکهبندی مدل ساختاری بال آگارد 445.6

فركانس اول به ميزان قابل توجهي كاهش يافته و ميزان اختلاف با شبکهبندی 40×110، حدود 3 درصد اندازه گیری شد.

برای دستیابی به مدلی دقیقتر، پس از بررسی همگرایی شبکهبندی، در جنس سازه نیز تغییرات جزیی اعمال گردید. لازم به ذکر است که در مدل-سازی 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 حاكم بر تحليل مودال

ارتعاشى سيستم مىباشد.

(2)

(3)

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)(1) در رابطهی F(t)I(1) بردار اینرسی میباشد که به هر نقطهی جرمی اعمال می گردد، 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 سازه ها رابطه (1) بهصورت دیفرانسیلی نوشته شده و بیانگر معادلهی کلی

 $[M]\{\dot{\omega}\} + [C]\{\dot{\omega}\} + [K]\{\omega\} = 0$

در رابطه (2)، [M] ماتریس جرمی، [C] ماتریس استهلاک، [K] ماتریس سختی معادل میباشد. همچنین پارامترهای \dot{w} ، \dot{w} و w 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 می گیرد. در نتیجه با حذف پارامترهای غیرضروری در رابطه (2)، رابطه (3) بهدست میآید.

$[M]\{\dot{\omega}\} + [K]\{\omega\} = 0$

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

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

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

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

Symmetry

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 آيروديناميكي ميانگين (0.4635 متر)، عدد بيبعد رينولدز برابر با 526000 مىباشد. شرط عدم لغزش نيز براى بررسى جريان بر روى 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 ضعيف شده 3
98.50	50.70	38.10	9.60	تست تجربی (1963) [13]
89.94	50.50	37.12	9.63	كولونى (1996) [14]
90.00	50.26	36.87	9.67	گورا (2001) [15]
95.32	50.25	38.74	9.61	ميهيلا (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 Pressure Far-Field

⁶ Mean Aerodynamic Chord (MAC)

¹ Transpose

Pressure Out-let



$$\tau = \mu_{\text{eff}} \frac{\partial u}{\partial x}, \mu_{\text{eff}} = \mu + \mu_t \tag{11}$$

در رابطه (11)، μ_{eff} , بهعنوان ویسکوزیته موثر دینامیکی تعریف می گردد. با توجه به رابطه بالا، این مقدار شامل دو پارامتر ویسکوزیته دینامیکی مولکولی μ و ویسکوزیته اغتشاش μ 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 بیبعد رینولدز میباشد. در عددهای بالای رینولدز با عبور جریان از روی یک جسم نازک، یک لایهی مرزی نازک و لزج بر روی جسم تشکیل میگردد. در این محدوده، لزجت تاثیر زیادی بر جریان سیال دارد و اقعیت تمامی جریانهای سیالاتی با اغتشاش همراه میباشند. با این وجود، در شرایطی که لایهی 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 اویلر تبدیل میگردد.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_{j}} (\rho v_{j}) = 0 \qquad (12)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho v_{i}) + \frac{\partial}{\partial x_{j}} (\rho v_{i} v_{j} + p \delta_{ij}) = 0 \qquad (13)$$

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

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

$$E = \frac{\rho}{\gamma - 1} + \frac{1}{2}\rho |v|^2 \tag{15}$$

با حل روابط اویلر ارائه شده، مشخصات سیال برای بررسی اندرکنش سیال و سازه بهدست میآید.

1-1-5- شبكەبندى سيال

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 می گیرد. محیط ایجاد شده در اطراف را می توان با روشهای متفاوتی شبکهبندی کرد. در این پژوهش، از روش شبکهبندی سازمان یافته¹ 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.

5-1-1-1 شبكەبندى سازمانيافتە

317





شکل 5 شکل مودهای آنالیز فرکانسی

ضمنی و مستقل از زمان کوپل، به حل همزمان معادلات متشکلهی سیال (پیوستگی، مومنتوم و انرژی)، می پردازد. در ادامه بهصورت خلاصه این معادلات آورده شده است.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = \mathbf{0}$$
 (8) پيوستگى (8)

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

$$\frac{\partial}{\partial t}\rho\left(c_{\nu}T + \frac{\mathbf{v}}{\mathbf{2}}\right) = -\left(\nabla\rho\vec{\nabla}\left(c_{\nu}T + \frac{\mathbf{v}}{\mathbf{2}}\right)\right) -\nabla\cdot q - \nabla\cdot p\vec{V} - \nabla\cdot(\tau\vec{V}) + \rho(q\vec{V}) \qquad (10)$$

از نرمافزار ای سی ای 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.

2-5- جامد

(16)

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 می گردد.

$\{\sigma\} = [E]\{\varepsilon\}$

با توجه به اورتوتروپیک⁴ بودن جنس بال مورد استفاده ماتریس سختی



Fig. 6 Structured grid domain with 4M hexagonal elements شكل 6 شبكهبندى سازمانيافته با 4 ميليون المان شش وجهى



. 7 Structural grid over wing and symmetry plane **شکل 7** شبکهبندی سازمان یافته بر روی بال و صفحه تقارن

$$\begin{bmatrix} \mathbf{I} \\ \overline{E_{1}} \\ -\frac{v_{21}}{E_{1}} \\ -\frac{v_{21}}{E_{2}} \\ -\frac{v_{31}}{E_{2}} \\ -\frac{v_{32}}{E_{3}} \\ -\frac{v_{32}}{E_{2}} \\ -\frac{v_{33}}{E_{2}} \\ -\frac{v_{33}}{E_{2}} \\ -\frac{v_{33}}{E_{2}} \\ -\frac{v_{33}}{E_{2}} \\ -\frac{v_{33}}{E_{3}} \\ -\frac{v$$

در رابطه (17)، E1 در راستای بال و E₂ و E₃، 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 یک طرفه، 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 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 یک طرفه 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 نتايج

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 2.51%، 3.75%، 2.56% 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 3.75% میباشد که با مقایسهی

ICEM

 $^{^{2}}$ C-H elements

³ Static Structural ⁴ Orthotropic

⁵ Newton-Raphson



Fig. 8 Fluid-Structure Interaction flow chart

"شکل 9" و "شکل 10"، انتقال ضریب فشار حداکثر به سمت نوک بال، مشخص گردیده است. در "شکل 11" برش در مقطع 2.5% نمایش داده شده است. در مقطعهای نزدیک به ریشه، دادههای بهدست آمده با مقاله [61]، اختلاف کمتری را نشان میدهد. این در حالی است که در مقطع 7.5%، 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 غالبا از زمان نوسانات سرعت بیشتر میباشد. بنابراین با توجه به این امر، سرعت به صورت میانگین درنظر گرفته می شود و تغییرات سرعت در هر بازهی زمانی قابل مشاهده نمیباشد. با کوچکتر کردن



Fig. 11 Pressure coefficient over 62.5% of wing span شكل 11 ضرايب فشار براى مقطع 62.5% از طول بال

شکل 8 فلوچارت اندر کنش سیال و سازه



Fig. 9 Pressure coefficient over 12.5% of wing span شکل 9 ضرایب فشار برای مقطع 12.5% از طول بال



Fig. 10 Pressure coefficient over 37.5% of wing span

شكل 10 ضرايب فشار براى مقطع 37.5% از طول بال



Fig. 12 Pressure coefficient over 87.5% of wing span شكل 12 ضرايب فشار براى 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 طورکلی 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 می گیرد.

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 می گردد. در "شکل 13"، نمایشی از کانتور ضریب 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". همان طور 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 ادامه یروند 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 شكل 13 كانتور ضريب فشار براى صفحهى زيرين بال در مرحله اول



Fig. 14 Total deformation of the wing in first data transfer شكل 14 كانتور جابهجايي 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 2.55% 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

¹ Large eddy simulation (LES)



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

شكل 19 كانتور ضريب فشار براى صفحهى زيرين 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.

	مراحل مختلف	بیشینه سازه در	ِ شکل	ىە تغيير	3 مقايس	مدول
Fable 3 Total deform	nation compar	rison of wing	in dif	ferent	steps	

واحد	بيشينه جابهجايي	
میلیمتر	3.0995	تحليل اول سازه
ميلىمتر	3.7071	تحليل دوم سازه
ميلىمتر	3.5900	تحليل سوم سازه







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

 شكل 18 تغييرات ضرايب فشار براى مقطع 87.5% از طول بال

ضریب فشار بر روی هندسه یسازه مورد بررسی قرار گرفته است (شکل 19). در واقع، تغییرات کوچک مشاهده شده، به سازه اعمال می گردد و این تغییرات، جابه جایی های اعمال شده در مرحله ی اول را تغییر داده است. همانند مرحله ی پیشین، داده های فشاری به سازه منتقل می گردد و تغییرات سازه مورد بررسی قرار خواهد گرفت. این تغییر شکل برای مرحله دوم در "شکل 20" مشاهده می گردد. داده های فشاری بر روی بال تغییراتی را نشان می دهند. 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، سازه ی 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 مقایسه یبهتر دادهها، در جدول 3، بیشینه یتغییر شکل در هر مرحله از انتقال داده ها نمایش داده شده است.

در این پژوهش بال آگارد 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 بهصورت 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 بهعبارتی دیگر، سازه به پایداری استاتیکی خود نزدیک شد.

8- فهرست اعلام

7- نتيجه گيري

ضريب يواسون

چگالی (kgm⁻³) ρ

تانسور تنش σ

تنش برشی τ

زيرنويسها

```
eff مقدار موثر
```

- [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, فارسى 2014. (in Persian)
- [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 (فارسى Mechanics Journal, Vol. 7, No. 4, pp. 13-23, 2012. (in Persian)
- [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.

Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-05-01