

بررسی عددی ناپایداری آیروالاستیک یک بال هواپیما مبتنی بر روش اجزاء محدود و پانل غیردائم

آرزو خلیلی^۴

گروه مهندسی مکانیک
دانشگاه آزاد اسلامی، واحد ساوه

علی صالح زاده نوبری^۳

دانشکده مهندسی هوافضا
دانشگاه صنعتی امیرکبیر

(تاریخ دریافت: ۸۸/۱۰/۲۱؛ تاریخ پذیرش: ۹۰/۲/۱۲)

حسین شاهوردی^۲

ایمان روحی دهکردی^۱

باشگاه پژوهشگران جوان
دانشگاه آزاد اسلامی، واحد ساوه

چکیده

ناپایداری آیروالاستیک که دربرگیرنده آثار متقابل تداخل سازه-سیال می‌باشد، یک پدیده مهم در طراحی هواگردها^۵ به شمار می‌رود. مقاله حاضر به بررسی رفتار آیروالاستیک و ناپایداری فلاتر بال هواپیما می‌پردازد. در این راستا، به منظور شبیه‌سازی سازه، روش اجزاء محدود با فرض جزء پوسته به همراه آثار غیرخطی ناشی از تغییر شکل‌های بزرگ هندسی، به کار گرفته شده است. همچنین، برای شبیه‌سازی جریان، از روش پانل غیردائم استفاده شده است. ویژگی بارز این تحقیق اضافه نمودن توانایی تحلیل رفتار آیروالاستیک در نرم‌افزار تجاری ANSYS است. بدین منظور، کد محاسبات آیرودینامیکی در محیط نرم‌افزار MATLAB تهیه شده که قابلیت تبادل اطلاعات بین دو نرم‌افزار را دارا می‌باشد. در نهایت، برای بررسی قابلیت کد تهیه شده در تحلیل مسائل آیروالاستیک، بال آگارد 445.6 بررسی شده است. نتایج به دست آمده، در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی، نشان‌دهنده دقت نسبتاً بالای روش حاضر می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: ناپایداری آیروالاستیک، فلاتر، روش اجزاء محدود، روش پانل غیردائم

Numerical Investigation of the Aeroelastic Instability of an Aircraft Wing, Using Finite Element and Unsteady Panel Methods

I. Roohi Dehkordi
Young Researchers Club
Saveh Branch
Islamic Azad Univ.

H. Shahverdi
Aerospace Eng. Dep't.
Amir-Kabir Univ. of Tech.

A. S. Nobari

A. Khalili
Mech. Eng., Dep't
Saveh Branch
Islamic Azad Univ.

(Received: 11 Jan., 2010; Accepted: 2 May, 2011)

ABSTRACT

Aeroelastic instability due to fluid-structure interaction is an important phenomenon in aircraft design. In this paper, aeroelastic behavior and flutter instability of an aircraft wing is investigated. For structural simulation, finite element method, using shell element with non-linear effects, based on large deflection, is applied. For aerodynamic modeling, unsteady panel method is employed. The main goal of this study is to add the aeroelastic analysis ability to ANSYS commercial software by developing a computational aerodynamic MATLAB code. Finally, to illustrate the capability of the developed code in handling aeroelastic problems, aeroelastic response of an AGARD 445.6 wing is studied. The results show relatively good agreements with the available experimental data.

Keywords: Aeroelastic Instability, Flutter, Finite Element Method, Unsteady Panel Method

۱- کارشناس ارشد: roohi_dehkordi@frs.ac.ir

۲- استادیار (نویسنده پاسخگو): h_shahverdi @aut.ac.ir

۳- استاد: sall358@aut.ac.ir

۴- کارشناس ارشد: arezookhalili@iau-saveh.ac.ir

فهرست علائم

A	ماتریس ضرایب تأثیر اجزای تکین دوقطبی
B	ماتریس ضرایب ارتباط دهنده اجزای دنباله
B_k	ضریب تأثیر جزء چشمه k ام روی نقطه هم‌مکانی جزء p ام
b	نصف طول وتر، m
C_k	ضریب تأثیر جزء دوقطبی k ام روی نقطه هم‌مکانی جزء p ام
C_{P_k}	ضریب فشار پانل k ام
E	مدول الاستیسیته، N/m^2
G	مدول برشی، N/m^2
h	درجه آزادی جابه‌جایی عمودی، m
N	تعداد اجزاء مرزی آیرودینامیکی واقع بر سطح جسم
N_W	تعداد اجزاء مرزی آیرودینامیکی واقع بر سطح دنباله
\vec{n}	بردار عمود بر هر جزء مرزی
Q_{t_k}	سرعت مماسی روی هر جزء آیرودینامیکی
\vec{r}	بردار موقعیت نقطه هم‌مکانی هر جزء از مبدأ مختصات
S	ماتریس ضرایب تأثیر اجزاء مرزی چشمه
S_B	مرز جسم غوطه‌ور در سیال
T	زمان بی‌بعد
t	زمان، s
U_∞	سرعت جریان آزاد، m/s
\vec{V}_r	بردار سرعت جسم در دستگاه مختصات اینرسی
W	بردار ضرایب پتانسیل ناشی از اجزاء چشمه

علائم یونانی

$\gamma_{T.E}$	چرخش جریان در لبه فرار
μ	قدرت جزء تکین دوقطبی
μ	بردار حاوی قدرت اجزاء دوقطبی بدنه و دنباله
ν	نسبت پواسون
ρ	چگالی، kg/m^3
σ	پتانسیل جزء تکین چشمه
σ	بردار پتانسیل اجزاء چشمه
θ	درجه آزادی پیچشی
Φ^*	پتانسیل کل جریان
Φ_∞	پتانسیل جریان آزاد
Φ_i^*	مقدار تابع پتانسیل در محدوده داخل جسم

۱- مقدمه

ناپایداری آیرودینامیک که دربرگیرنده آثار متقابل تداخل سازه-سیال می‌باشد، یک پدیده مهم در طراحی و تحلیل سازه‌های هوایی به شمار می‌رود. به‌طور کلی مکانیزم ناپایداری می‌تواند استاتیکی یا دینامیکی باشد. در بحث ناپایداری دینامیکی، پدیده فلاتر اهمیت زیادی دارد. هنگامی که این پدیده رخ می‌دهد، دامنه حرکت ارتعاشی سازه در طول زمان و به‌صورت خودتحریک مرتباً افزایش یافته تا اینکه سازه، نهایتاً دچار شکست می‌شود. سرعت جریان آزادی که در آن پدیده فلاتر اتفاق می‌افتد، سرعت فلاتر یا مرز فلاتر نام دارد و هدف از انجام تست‌های فلاتر و شبیه‌سازی‌های عددی، به‌دست آوردن این پارامتر می‌باشد. آشنایی مختصر با دانش آیرودینامیک، نیازمند شناخت زمینه‌های دینامیک، سازه، آیرودینامیک و تبادل اطلاعات و کوپلینگ بین آنها می‌باشد.

در اغلب مطالعات اولیه برای محاسبه گشتاور و نیروهای آیرودینامیکی، از تئوری آیرودینامیکی نوار شبه‌دائم^۱ استفاده شده است. در تئوری نواری فرض می‌شود که هر مقطع، خواص آیرودینامیکی مربوط به خود را دارا بوده و مستقل از مقاطع دیگر است. در آیرودینامیک شبه‌دائم نیز فرض می‌شود که نیروهای آیرودینامیکی تنها به حرکت آنی جسم بستگی دارد. در مقابل، در تئوری آیرودینامیک غیردائم علاوه بر اثر تغییرات آنی درجات آزادی جسم، اثر تاریخچه و دنباله^۲ جریان در مسئله نیز در نظر گرفته می‌شود.

حدادپور و فیروزآبادی [۱]، محدوده صحت هر کدام از تئوری‌های فوق را بررسی و نشان داده‌اند که فرض آیرودینامیک شبه‌دائم، اگرچه برای حالت‌هایی از جریان فراصوتی نتایج قابل قبولی ارائه می‌دهد، اما در رژیم جریان فروصوتی استفاده از این فرض با خطای زیادی همراه است.

مرتبۀ دقت^۳ معادلاتی که برای شبیه‌سازی هر یک از حوزه‌های سازه یا سیال به‌کار گرفته می‌شود، یکی از عوامل تأثیرگذار در صحت پاسخ است. در حوزه سازه به ترتیب مرتبۀ دقت، رهیافت‌های مختلفی مبتنی بر تئوری تیر، آنالیز مودال

1- Quasi Steady

2- Wake

3- Fidelity

با وجود اینکه آنالیز مودال یک روش استاندارد و متداول برای مدل سازی دینامیکی سازه است، در برخی موارد برای شبیه سازی کامل تر رفتار سازه، از روش اجزاء محدود کلاسیک استفاده شده است.

اتار و گوردنیر^۸ [۵]، تحقیقاتی در زمینه ناپایداری فلاتر و نوسانات دامنه محدود یک بال مثلی ناقص با رفتار غیرخطی هندسی انجام دادند. در این راستا، الگوریتم تفاضل محدود به منظور حل معادلات غیرخطی اوپلر در حوزه سیال اعمال شده و حل گر سازه به کار رفته، نرم افزار ANSYS است که از روش اجزاء محدود استفاده می کند. به این ترتیب در هر دو حوزه سازه و آبرودینامیک، مدل های دقیق تری به کار گرفته شده است. نتایج این روش با مدل مرتبه پایین تر ورق فون کارمن در مرجع [۴]، مقایسه و نشان داده شده است که فقط در فشارهای دینامیکی پایین، نتایج بر هم دیگر منطبق هستند.

اعمال کوپلینگ بین سازه و سیال نیز یک مسئله اساسی در شبیه سازی آبروالاستیک است. از آنجا که در بررسی پدیده آبروالاستیسیت، دو حوزه با ویژگی های متفاوت درگیر هستند، برای حل مسائل تداخل سازه-سیال، نیاز به یک مرز کنشگر^۹ میانی داریم که ارتباط مناسبی بین هر دو حوزه ایجاد نماید.

کاما کوتی^{۱۰} و شی^{۱۱} [۶]، بررسی جامعی روی مدل های کوپله نمودن سازه و سیال برای محاسبات آبروالاستیک و تکنیک های مرز کنشگر انجام داده اند. به طور کلی دو الگوریتم متفاوت کوپلینگ هم زمان^{۱۲} و متوالی^{۱۳} برای ارتباط دو حوزه مورد نظر وجود دارد که در روش متوالی، حل معادلات حوزه سازه و سیال نسبت به هم دارای تأخیر زمانی می باشد. بنا بر نتایج این بررسی، الگوریتم حل هم زمان، با وجود اینکه یک کوپلینگ قوی بین دو حوزه برقرار می کند، در زمینه اندازه شبکه و انتخاب گام زمانی دارای پیچیدگی بوده و هزینه محاسباتی بالاتری نیز دارد. در حالی که در الگوریتم حل متوالی، می توان برای هر حوزه سازه یا سیال،

و یا روش اجزاء محدود، وجود دارد. در حوزه سیال نیز تئوری های تحلیلی خطی، جریان پتانسیل، معادلات اوپلر، معادلات ناویر-استوکس و ... مورد بررسی قرار گرفته است.

تانگ^۱ و داوول^۲ [۲]، با به کارگیری تئوری تیر غیرخطی هاجز-داوول به مطالعه تأثیر هندسه غیرخطی بر روی پدیده فلاتر در بالهای دارای ضریب منظری بالا پرداخته و صحت تئوری مورد نظر را مورد بررسی قرار دادند. ایشان ادعا کردند که تغییر شکل های هندسی بزرگ که می توانند به طور خاص، در نتیجه زاویه حمله اولیه غیر صفر، توزیع جرم، شکل خاص بال (وجود انحنا در آن) و غیره ایجاد شوند، منجر به کاهش سختی و پایداری سیستم و در نتیجه تسریع ناپایداری فلاتر می گردند.

گوروسوامی^۳ [۳]، نشان داده است که مدل تیر ذکر شده، می تواند برای بررسی رفتار سازه های دارای هندسه ساده و ضریب منظری بالا (مانند بال هواپیمای مسافربری) به کار گرفته شود، اما در مواجهه با هندسه پیچیده تر و ضریب منظری کم (مانند بال هواپیمای جنگنده)، نیاز به مدل های دقیق تر احساس می شود.

اتار^۴ و هم کاران [۴]، به کمک رهیافت مودال، یک بال مثلی^۵ شکل دارای رفتار غیرخطی هندسی را در رژیم جریان فروصوتی مورد بررسی قرار داده و پدیده های فلاتر و نوسانات دامنه محدود^۶ را مشاهده نمودند. مدل آبرودینامیکی به کار رفته در تحلیل آنها، مدل خطی شبکه گردابه^۷ غیردائم بوده، همچنین سازه بال به صورت ورق نازک مدل شده و معادلات غیرخطی ورق فون کارمن به کار گرفته شده است. در نهایت، درجات آزادی ورق بر پایه شکل موده های سازه به وسیله نرم افزار ANSYS استخراج شده اند. نتایج آنها حاکی از وابستگی سرعت فلاتر به میزان استهلاك سازه و زاویه حمله دائمی بال می باشد. این نتایج برای زاویه حمله صفر دقیق است، اما در زوایای حمله بالاتر، از نتایج آزمایشگاهی فاصله می گیرد.

8- Gordnier
9- Boundary Interface
10- Kamakoti
11- Shyy
12- Simultaneous
13- Sequential

1- Tang
2- Dowell
3- Guruswamy
4- Attar
5- Delta Wing
6- Limit Cycle Oscillation (LCO)
7- Vortex Lattice

شده و به الگوی رتبه‌کاسته^۴ معروف است. در این روش، با استفاده از تعداد اندکی از مودهای سیال، میدان جریان تخمین زده می‌شود.

اصفهانیان و بهبهانی نژاد [۹]، روش پانل را برای حل جریان پتانسیل حول هندسه‌های پیچیده سه‌بعدی در رژیم جریان فروصوتی، به کار گرفتند. آنها در این تحقیق با استفاده از توزیع قدرتهای چشمه و دوقطبی روی سطح جسم و دنباله ایجاد شده، معادلات آیرودینامیکی را استخراج نموده و در نهایت با اعمال الگوی رتبه‌کاسته، مشخصات آیرودینامیکی هندسه‌های متفاوت را بررسی و همچنین لزوم استفاده از تکنیک تصحیح استاتیکی^۵ را اثبات نمودند.

شاهوردی و همکاران [۱۰]، به منظور شبیه‌سازی رفتار غیردائم جریان، از روش اجزای مرزی با فرض جریان پتانسیل استفاده نموده و برای کاهش زمان محاسبات، الگوی رتبه‌کاسته متداول را در معادلات آیرودینامیک اعمال کردند. آنها همچنین الگوی رتبه‌کاسته دیگری را با بازدهی بیشتر، پیشنهاد نمودند. از مزیت‌های الگوی رتبه‌کاسته پیشنهادی، می‌توان به سادگی و کم شدن زمان حل معادلات اشاره نمود. زیرا با استفاده از تعداد اندکی از مودهای سیال می‌توان مشخصه‌های غیردائم سیال و پاسخ آیروالاستیک سازه را بررسی کرد. نتایج به دست آمده در این تحقیق، از دقت خوبی نسبت به نتایج آزمایشگاهی و مراجع دیگر برخوردار می‌باشند. همچنین روش اجزای مرزی بر مبنای جریان پتانسیل به منظور شبیه‌سازی مقاومت موج سازی شناورهای زیر دریایی توسط قاسمی و زمانیان [۱۱]، با موفقیت اعمال، و با نتایج آزمایشگاهی موجود مقایسه شده است.

مروری بر تحقیقات انجام شده نشان می‌دهد که تا به امروز، تحلیل‌های آیروالاستیک بسیاری در حوزه تحقیقات دانشگاهی انجام شده و پیشرفت‌های چشمگیری صورت گرفته است. اما انتقال این پیشرفت‌ها از منظر آکادمیک صرف به حوزه صنعت، مستلزم آن است که کاربران بتوانند در کنار کاهش زمان و هزینه محاسبات و بدون رویارویی با مشکلات کدنویسی، نتایج موجود را به کار گیرند. امروزه نرم‌افزارهای تجاری که قابلیت‌های فراوانی دارند، به شکل گسترده‌ای برای

یک حل‌گر مجزا در نظر گرفت که خود سبب کاهش زمان محاسبات می‌شود.

با وجود اینکه آیرودینامیک غیرخطی و دارای مرتبه دقت بالا یعنی معادلات ناویر-استوکس و اویلر، پیچیدگی فیزیکی جریان را به خوبی مدل می‌کند، اما هزینه محاسباتی بالا و زمان‌بر بودن، ایراد عمده آن به شمار می‌رود. علاوه بر آن، به کارگیری مدل‌های خطی ساده‌تر، در گستره وسیعی از رژیم‌های جریان فروصوتی و فراصوتی به پاسخ‌هایی با دقت مناسب منجر شده است. به منظور اجتناب از پیچیدگی معادلات مذکور، فرض جریان پتانسیل، یک انتخاب پایه برای محاسبات آیرودینامیکی می‌باشد. روش پانل یا اجزای مرزی نیز به دلیل اینکه مرتبه مسئله را به مرز کاهش داده و حجم محاسبات را کم می‌کند، یک کاندیدای مناسب به شمار می‌رود.

اسمیت^۱ و همکارانش [۷]، تحقیقات خود را بر پایه آیرودینامیک جریان پتانسیل قرار داده و با بررسی تئوری‌های مختلف اعم از نظریه خط برآزا، روش سطح برآزای کلاسیک یعنی شبکه گردابه و روش سطح برآزای جدیدتر یعنی روش پانل، نشان دادند که هرچند روش کلاسیک شبکه گردابه برای مدل کردن اثر دنباله با شکل ساده مناسب است، اما به منظور وارد کردن اثرات دینامیکی دنباله با شکل پیچیده، بایستی از روش پانل غیردائم که بر اساس جریان پتانسیل و مدل کردن سطح برآزا و دنباله با المانهای چشمه و دوقطبی است، استفاده نمود.

استفاده از روش پانل برای تحلیل مسائل آیروالاستیک در حوزه زمان، توسط الر^۲ و کارلسون^۳ [۸]، مورد بررسی قرار گرفته است. آنها نشان دادند که در روش‌های سنتی مانند روش شبکه دوقطبی، که در حوزه فرکانس عمل می‌کنند، مدل سازه غیرخطی و اثرات دینامیک پروازی، به راحتی قابل اعمال نیست.

همان‌طور که ذکر شد، یک روش متداول برای حل مسائل دینامیک سازه، استفاده از آنالیز مودال یا تحلیل مقادیر ویژه است. این روش در حل مسائل آیرودینامیک غیردائم نیز وارد

1- Smith

2- Eller

3- Carlsson

4- Reduced Order Model (ROM)

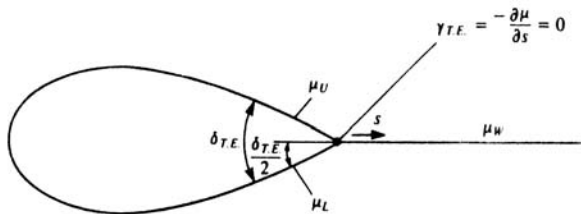
5- Static Correction

حل معادله فوق با استفاده از توابع گرین^۲ و کاربرد اجزاء تکین چشمه با قدرت σ و دوقطبی با قدرت μ که در روی مرز S_B قرار دارند، عبارت است از [۱۲]:

$$\Phi^*(x, y, z; t) = -\frac{1}{4\pi} \int_{S_B} \left[\sigma(t) \left(\frac{1}{r}\right) - \mu(t) n \cdot \nabla \left(\frac{1}{r}\right) \right] ds + \Phi_\infty(x, y, z; t), \quad (2)$$

که در آن، Φ^* پتانسیل کل جریان و n بردار نرمال برونسوی سطح و Φ_∞ پتانسیل جریان آزاد می‌باشد. برای آن که حل این سیستم واحد شود، نیاز به یک شرط اضافی به نام رابطه کوتا^۳ می‌باشد. این شرط بیان‌گر صفر بودن چرخش جریان در لبه فرار است. با توجه به شکل ۱ رابطه (۳) بین مقادیر μ در بالا و پایین لبه فرار ایجاد و به همراه رابطه (۲) منجر به یک حل واحد می‌شود.

$$\gamma_{T.E} = \mu_U - \mu_L - \mu_W = 0 \Rightarrow \mu_W = \mu_U - \mu_L \quad (3)$$



شکل (۱): اعمال شرط کوتا در لبه فرار [۱۲].

برای ارضاء شرایط مرزی و با توجه به در نظر گرفتن آثار دنباله، رابطه (۲) به صورت زیر تبدیل می‌شود:

$$\Phi_i^*(x, y, z; t) = \frac{1}{4\pi} \int_{body+wake} \mu(t) \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r}\right) ds - \frac{1}{4\pi} \int_{body} \sigma(t) \left(\frac{1}{r}\right) ds + \Phi_\infty(x, y, z; t) = \text{Const.} \quad (4)$$

با توجه به اینکه داخل جسم جریان وجود ندارد، لذا مقدار تابع پتانسیل در محدوده داخل جسم و نزدیک به مرز، صفر است. بنابراین:

$$\frac{1}{4\pi} \int_{body+wake} \mu(t) \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r}\right) ds - \frac{1}{4\pi} \int_{body} \sigma(t) \left(\frac{1}{r}\right) ds = 0. \quad (5)$$

به این ترتیب، با تقسیم بال و دنباله به تعدادی پانل با

شبیه‌سازی سازه و جریان سیال به کار گرفته می‌شوند. استفاده از قابلیت‌های گسترده و در عین حال کاربرپسند این نرم‌افزارها، یک نیاز اساسی در زمینه انتقال پیشرفت‌های دانشگاهی به حوزه صنعت می‌باشد.

در تحقیق حاضر، به منظور بررسی ناپایداری فلاتر یک نمونه شناخته شده تحت عنوان بال آگارد 445.6، روش اجزاء محدود به عنوان یکی از متداول‌ترین روش‌های محاسباتی در زمینه تحلیل دینامیک سازه‌ها، در نرم‌افزار تجاری ANSYS به کار گرفته شده است. همچنین به منظور اجتناب از پیچیدگی و پرهزینه و زمان‌بر بودن روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی، از روش پانل یا اجزاء مرزی بر پایه تئوری جریان پتانسیل برای شبیه‌سازی جریان غیردائم در کد محاسباتی نرم‌افزار MATLAB استفاده شده است. لذا ویژگی بارز این تحقیق، اضافه نمودن قابلیت تحلیل آیرولاستیک در نرم‌افزار ANSYS از طریق کد محاسباتی تهیه شده می‌باشد؛ با این توضیح که در کد مزبور نتایج تحلیل هر یک از حوزه‌های سازه و آیرودینامیک در نرم‌افزارهای مورد اشاره، در یک روال کوپلینگ متوالی، به عنوان ورودی به حوزه دیگر اعمال می‌شود.

۲- معادلات مورد استفاده

تجزیه و تحلیل آیرودینامیک غیردائم و تعیین دقیق ساختار دنباله ایجاد شده، مستلزم حل معادلات دینامیک سیال پیچیده و غیرخطی روی شبکه سه‌بعدی ایجاد شده حول جسم است، که این موضوع باعث افزایش هزینه و زمان حل می‌شود. همان‌گونه که بیشتر اشاره شد، یکی از روش‌های حل این مشکل، استفاده از روش انتگرال‌گیری مرزی یا روش پانل می‌باشد. استفاده از این روش، بعد مسئله را به مرز جسم کاهش داده و در نتیجه باعث کاهش زمان محاسبات می‌شود. هدف اصلی در روش اجزاء مرزی، حل معادله حاکم بر جریان پتانسیل یعنی معادله لاپلاس برای جریان تراکم‌ناپذیر، غیرچرخشی و غیرلزج، با استفاده از اجزاء تکین^۱ و محاسبه قدرت مجهول این اجزاء می‌باشد. معادله حاکم بر جریان سیال با فرضیات مورد اشاره، عبارت است از:

$$\nabla^2 \Phi^* = 0. \quad (1)$$

2- Green Function
3- Kutta Condition

1- Singular

زمان یا الگوریتم پیشروی زمانی^۱ نیاز است. به این ترتیب، با توجه به اینکه در اولین گام زمانی اجزاء دنباله وجود ندارند، در رابطه (۱۰)، عبارت دوم سمت چپ حذف شده و معادله قابل حل خواهد شد. بعد از گام زمانی دوم، آثار مربوط به اجزاء دنباله در معادله ظاهر شده و لذا سیستم معادلات حجیم تر می شود. با این توضیحات، به منظور بازنویسی رابطه (۱۰) به شکل ساده تر، این رابطه به تمام اجزاء واقع بر سطح جسم و دنباله آن اعمال شده و رابطه ماتریسی زیر استخراج می شود [۱۲]:

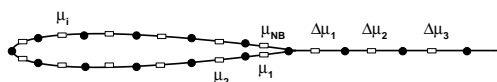
$$A\mu^{n+1} + B\mu^n = W^{n+1}. \quad (11)$$

این رابطه، معادله اصلی روش اجزای مرزی (پانل) در حالت غیر دائم می باشد. در این رابطه n اندیس زمان می باشد، $W = -S\sigma$ یک بردار معلوم است و بردار σ با استفاده از شرط مماس بودن جریان به دست می آید. لازم به ذکر است که S ماتریس ضرایب تأثیر اجزاء چشمه است، ماتریس A شامل ضرایب تأثیر اجزاء دوقطبی جسم و دنباله آن است و ماتریس B نیز شامل ضرایبی است که با استفاده از شرط کلون، ارتباط بین قدرت اجزاء دنباله در زمان n و $n+1$ را برقرار می کند. μ نیز برداری مجهول است که با توجه به شکل ۲ به صورت زیر تعریف می شود:

$$\mu = \left\{ \mu_1, \mu_2, \dots, \mu_{N_B}, \Delta\mu_1, \Delta\mu_2, \dots, \Delta\mu_{N_W} \right\}^T. \quad (12)$$

□ Collocatin Point

• Node



شکل (۲): شبکه بندی جسم و دنباله در حالت دوبعدی.

به این ترتیب، با حل رابطه ماتریسی (۱۱)، پتانسیل سرعت اغتشاشی اجزاء به دست آمده و توسط آن می توان پتانسیل سرعت کل و همچنین بردار سرعت سیال روی جسم را محاسبه نمود. سپس به کمک قانون برنولی اصلاح شده در رابطه (۱۳)، می توان ضریب فشار هر پانل را به صورت زیر محاسبه نمود:

هندسه معلوم برای هر کدام از نقاط هم مکانی، مجموع ضرایب تأثیر اجزاء موجود بر سطح جسم و سطح دنباله، مورد نیاز می باشد. لذا معادله انتگرالی (۵) به سطح هر پانل محدود می شود. برای هر جزء با قدرت واحد μ یا σ ، این ضریب فقط وابسته به هندسه آن است. به منظور سادگی روابط، ضرایب زیر را می توان تعریف نمود.

ضریب تأثیر جزء دوقطبی k ام با قدرت واحد، تعریف شده به وسیله چهار گره ۳، ۲، ۱ و ۴ روی نقطه هم مکانی جزء p ام عبارت است از:

$$\frac{1}{4\pi} \int_{1,2,3,4} \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) ds_k = C_k. \quad (6)$$

همچنین، ضریب تأثیر مربوط به جزء چشمه با قدرت واحد روی نقطه هم مکانی جزء p ام برابر است با:

$$-\frac{1}{4\pi} \int_{1,2,3,4} \left(\frac{1}{r} \right) ds_k = B_k. \quad (7)$$

لذا، با محاسبه ضرایب تأثیر همه اجزاء روی نقطه هم مکانی p ام در هر گام زمانی نتیجه می شود:

$$\sum_{k=1}^N C_k \mu_k(t) + \sum_{l=1}^{Nw} C_l \mu_l(t) + \sum_{k=1}^N B_k \sigma_k(t) = 0. \quad (8)$$

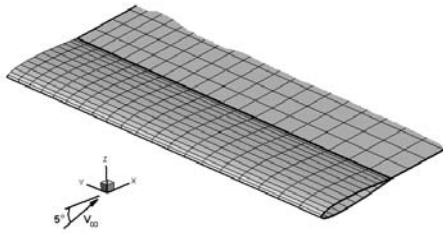
به این ترتیب، معادله انتگرالی (۵) به معادله جبری (۸) تبدیل می شود که در آن Nw بیانگر تعداد اجزاء موجود روی دنباله و N تعداد اجزاء جسم می باشد. در این رابطه، عبارت سوم یعنی مقدار قدرت چشمه σ با استفاده از شرط مرزی سرعت از رابطه زیر محاسبه می شود:

$$\sigma = -\vec{V}_r \cdot \vec{n}. \quad (9)$$

رابطه فوق بیانگر صفر بودن مؤلفه عمودی سرعت بر سطح جسم بوده و در آن V_r بردار سرعت جسم می باشد. در نتیجه عبارت سوم مقدار معلومی داشته و به سمت راست معادله منتقل می شود. به این ترتیب مسئله به صورت حل یک دستگاه معادلات جبری با متغیر مجهول μ تبدیل می شود. همان طور که مشاهده می شود توزیع قدرت اجزاء تکین در رابطه (۹)، ثابت نبوده و به صورت زیر تابع زمان می باشد:

$$\sum_{k=1}^N C_k \mu_k(t) + \sum_{l=1}^{Nw} C_l \mu_l(t) = -\sum_{k=1}^N B_k \sigma_k(t). \quad (10)$$

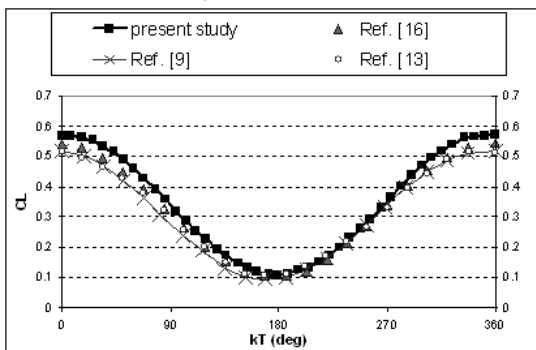
به همین علت، برای حل آن به یک روال گسسته سازی در



شکل (۴): شبکه محاسباتی بال مستطیل شکل و دنباله آن.

در شکل ۵ توزیع ضریب برآ به ازای فرکانس کاسته $k = 0.3$ مشاهده می‌شود. همچنین نتایج به دست آمده با نتایج موجود در مراجع [۱۳ و ۱۶] مقایسه شده‌اند. در این مراجع از حل جریان پتانسیل به روش پانل استفاده شده است. ملاحظه می‌شود که نتایج توزیع ضریب برآ از دقت مناسبی برخوردار می‌باشد. شایان ذکر است که در این منحنی‌ها، T بیانگر زمان بدون بعد می‌باشد. $(T = U_{\infty} t / b)$ ملاحظه می‌شود که کد محاسباتی تهیه شده در محیط نرم‌افزار MATLAB به منظور پیاده‌سازی روش پانل جهت محاسبات آیرودینامیک غیردائم، در مقایسه با مراجع موجود عملکرد صحیحی داشته و دارای اعتبار است. به این ترتیب، به منظور محاسبات آیرولاستیک می‌توان از این نرم‌افزار به همراه نرم‌افزار ANSYS به عنوان حلگر سازه، استفاده نمود.

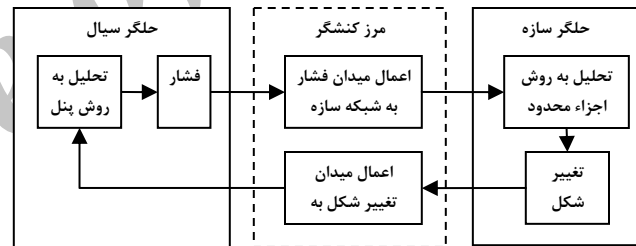
در شکل ۶ فلوچارت کد محاسباتی تدوین شده جهت تحلیل ناپایداری آیرولاستیک مبتنی بر روشهای اجزاء محدود و پانل غیردائم در نرم‌افزارهای تجاری ANSYS و MATLAB مشاهده می‌شود. مطالب تکمیلی اعم از نحوه ایجاد ارتباط بین دو نرم‌افزار، فایل ورودی ANSYS و کد محاسباتی MATLAB در مرجع [۱۷] به طور مبسوط موجود می‌باشد.



شکل (۵): توزیع ضریب برآ در حرکت نوسانی با فرکانس 0.3 .

$$C_{P_k} = 1 - \frac{Q_{t_k}^2}{U_{\infty}^2} - \frac{2}{U_{\infty}^2} \frac{\partial \mu_k}{\partial t} \quad (۱۳)$$

با استفاده از رابطه (۱۳) و معین شدن ضرایب فشار، می‌توان نیروهای آیرودینامیکی را در هر گام زمانی به عنوان نیروی خارجی در ارتعاشات اجباری به شبکه حل سازه اعمال نمود. اعمال این نیروها و انجام تحلیل سازه، سبب تغییر شکل در سازه شده و شبکه محاسباتی را جابه‌جا می‌کند. با تغییر شکل سازه و جابه‌جایی شبکه، توزیع نیروهای آیرودینامیکی دست‌خوش تغییر شده و بایستی مجدداً محاسبه شود. این روند در یک الگوریتم تکراری تا اتمام زمان تحلیل ادامه یافته و می‌توان به کمک آن پاسخ دینامیکی درجات آزادی سازه را در طول زمان بررسی نمود. در شکل ۳ الگوریتم تحلیل فوق که به روال کوپلینگ متوالی معروف می‌باشد، نشان داده شده است. نکته‌ای که بایستی به آن توجه نمود، محدوده اعتبار فرض جریان پتانسیل و در نتیجه کد محاسباتی مبتنی بر روش پانل غیردائم است.



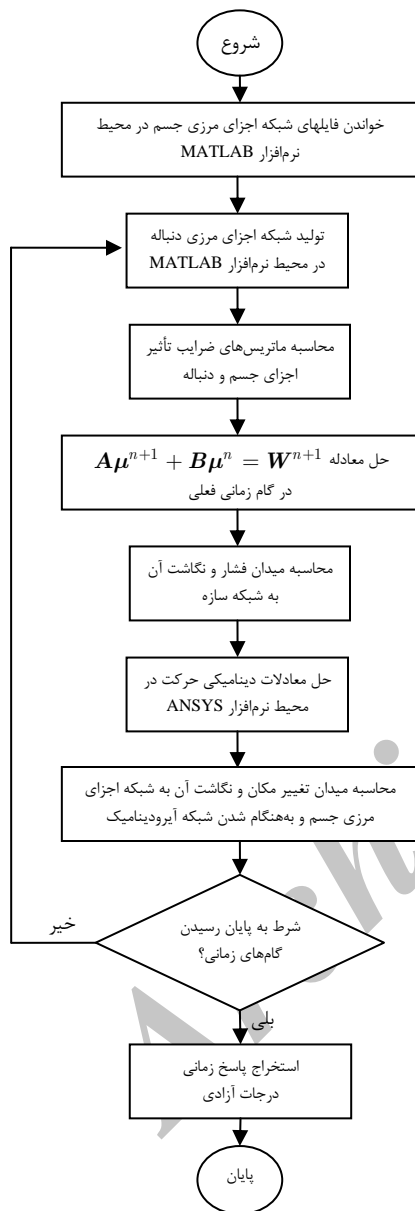
شکل (۳): الگوریتم کوپلینگ متوالی در کد محاسباتی.

۳- اعتبارسنجی کد تدوین شده

به منظور بررسی صحت نتایج حاصل از قسمت آیرودینامیک کد محاسباتی در مواجهه با هندسه سه بعدی، یک بال مستطیلی مورد تحلیل واقع شده و توزیع غیردائم ضریب برآ محاسبه و با اطلاعات مراجع موجود مقایسه شده است. بال مورد اشاره دارای مقطع $NACA 0012$ و ضریب منطری $AR = 4$ است که در زاویه حمله 5° درجه با یک حرکت نوسانی در جهت عمود بر سطح بال با دامنه $h/c = 0.1$ قرار گرفته است. در شکل ۴ شبکه محاسباتی روی سطح بال و دنباله آن نشان داده شده است.

جدول (۲): خواص مواد مدل کامل بال 445.6 [۱۴-۱۵].

$E_1 (GPa)$	$E_2 (GPa)$	$G (GPa)$	ν	$\rho (kg / m^3)$
۴/۱	۰/۹	۰/۸	۰/۳۱	۴۹۵



شکل (۶): فلوچارت تحلیل ناپایداری آیرولاستیک مبتنی بر روش‌های اجزاء محدود و پانل غیردائم.

۴- نتایج عددی

بال آکارد 445.6 به‌عنوان یک نمونه شناخته شده در تحلیل ناپایداری آیرولاستیک برای بررسی عددی انتخاب شده است. بال مذکور، اولین بار در تونل باد واقع در مرکز تحقیقات ناسا لانگلی در رژیم‌های مختلف جریان، مورد آزمایش واقع شده و نتایج آن در شرایط مختلف موجود است [۱۴-۱۵]. این بال دارای ضریب منظری $1/65$ و ضریب باریک‌شوندگی برابر $0/66$ است و زاویه سوئیپ آن در نقطه یک چهارم وتر، 45° رو به عقب می‌باشد. همچنین، این بال از یک مقطع متقارن $NA CA 65A 004$ در جهت جریان، برخوردار است. طول وتر در قسمت ریشه برابر $0/5587 \text{ m}$ می‌باشد و جنس آن از چوب است.

در تحقیق حاضر، ابتدا مدل ضعیف شده^۱ این بال استفاده شده که در این مدل برای کاهش سختی، در سرتاسر بال سوراخ‌هایی ایجاد و با فوم پر شده است. در مرحله بعدی مدل توپر^۲ بال به‌کار گرفته شده تا بتوان تاثیر شرایط مختلف مانند خواص مواد را در تحلیل نمایش داد. در جدول‌های ۱-۲ خواص مواد مورد استفاده ارائه شده است.

۴-۱- مدل سازه بال

سازه بال، در نرم‌افزار ANSYS متشکل از تیر اصلی^۳، صفحات عرضی^۴ و پوسته^۵ مدل‌سازی شده است. در شکل ۷، مدل شبکه‌بندی شده شامل ۶۳۳ المان پوسته با قابلیت اعمال خواص غیرخطی هندسی و ۶۳۰ گره (۶ درجه آزادی در هر گره)، به‌همراه شرایط تکیه‌گاهی نشان داده شده است.

جدول (۱): خواص مواد مدل ضعیف شده بال 445.6

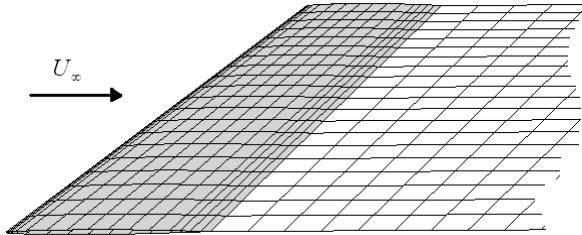
[۱۴-۱۵].

$E_1 (GPa)$	$E_2 (GPa)$	$G (GPa)$	ν	$\rho (kg / m^3)$
۳/۱	۰/۴۲	۰/۴۴	۰/۳۱	۳۸۱/۹۸

- 1- Weakened
- 2- Solid
- 3- Spar
- 4- Rib
- 5- Skin

۳-۴- مدل اجزاء مرزی آیرودینامیکی بال

در شکل ۸، شبکه محاسباتی اجزاء مرزی ایجاد شده روی سطح بال و دنباله آن نشان داده شده است. سطح بال در این شبکه بندی، متشکل از ۶۰۰ پانل و ۶۳۰ گره می باشد. طول دنباله ۱۰ برابر وتر حداکثر در نظر گرفته شده و از ۱,۰۰۰ پانل در جهت جریان تشکیل شده است.



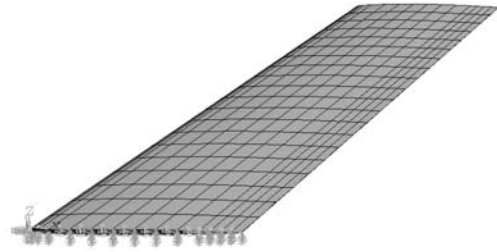
شکل (۸): مدل اجزاء مرزی بال آگار 445.6 و دنباله آن

۴-۴- نتایج تحلیل آیرولاستیک

تحلیل پایداری مدل ضعیف شده بال با استفاده از کد محاسباتی تهیه شده، به صورت پاسخ زمانی درجات آزادی بی بعد عمودی^۱ (h/b) و پیچشی^۲ (θ)، در دو سرعت و ۱۱۷ متر بر ثانیه و عدد ماخ ۰/۳۳۸ انجام و نتایج آن در شکل های ۱۰ - ۹ ارائه شده است. شایان ذکر است که با توجه به موجود بودن سرعت فلاتر این بال، سرعت های فوق در نزدیکی مرز فلاتر انتخاب شده اند تا کارایی کد محاسباتی به اثبات برسد. در صورت تحلیل یک بال جدید و در دسترس نبودن سرعت ناپایداری، به عنوان یک حدس اولیه معمولاً از مدل های خطی ساده مانند مدل k استفاده می شود.

۴-۵- تأثیر شرایط بر سرعت فلاتر

نتایج تحلیل آیرولاستیک مدل توپر بال مورد اشاره در دو سرعت ۱۴۵ و ۱۴۷ متر بر ثانیه و عدد ماخ ۰/۴۵۱ در شکل های ۱۲ - ۱۱ ارائه شده است.



شکل (۷): مدل شبکه بندی شده بال آگار 445.6 در ANSYS

۴-۲- بررسی صحت شبیه سازی سازه

به منظور بررسی درستی نتایج حاصل از تحلیل رایانه ای، ابتدا بایستی مدل شبیه سازی شده از نظر هندسه و خواص مواد انتخابی، اعتبارسنجی شود. در جدول های ۳-۴، چهار فرکانس طبیعی اول حاصل از تحلیل ANSYS و فرکانس های طبیعی بال آگار 445.6 موجود در مراجع با هم مقایسه شده اند. از آنجا که اختلاف مقادیر به خصوص برای دو مود غالب اول زیاد نیست، مدل سازه شبیه سازی شده معتبر ارزیابی شده و می توان از آن برای شروع تحلیل پایداری آیرولاستیک استفاده نمود.

جدول (۳): فرکانس های طبیعی مدل ضعیف شده بال.

فرکانس طبیعی (Hz)	مود اول	مود دوم	مود سوم	مود چهارم
نتایج آزمایش [۱۴]	۹/۶	۳۸/۱	۵۰/۷	۹۸/۵
نتایج تحلیل در نرم افزار ANSYS	۹/۰	۳۹/۶	۵۵/۴	۹۵/۰
درصد خطا	۶/۳	۳/۹	۹/۳	۳/۶

جدول (۴): فرکانس های طبیعی مدل توپر بال.

فرکانس طبیعی (Hz)	مود اول	مود دوم	مود سوم	مود چهارم
نتایج آزمایش [۱۴]	۱۴/۱	۵۰/۹	۶۸/۹	۱۲۲/۲
نتایج تحلیل در نرم افزار ANSYS	۱۳/۶	۵۱/۳	۷۳/۲	۱۲۳/۲
درصد خطا	۳/۵	۰/۸	۶/۲	۰/۸

1- Plunge
2- Pitch

۵- بررسی صحت نتایج

بررسی پاسخ زمانی درجات آزادی مدل ضعیف شده در سرعت ۱۱۵ متر بر ثانیه در شکل ۹ نشان می‌دهد که نوسانات سازه با افزایش زمان، به صورت سینوسی مستهلک شده‌اند. این بدان معنی است که مقدار سرعت، کمتر از سرعت فلاتر می‌باشد. همچنین پاسخ زمانی درجات آزادی در سرعت ۱۱۷ متر بر ثانیه در شکل ۱۰ مشخص می‌کند که نوسانات سازه با افزایش زمان، تقویت شده و دامنه آن به شدت افزایش می‌یابد. این مسئله به معنی وقوع ناپایداری در سازه است. لذا می‌توان نتیجه گرفت که سرعت ناپایداری فلاتر برای این مدل عددی مابین دو سرعت مذکور است.

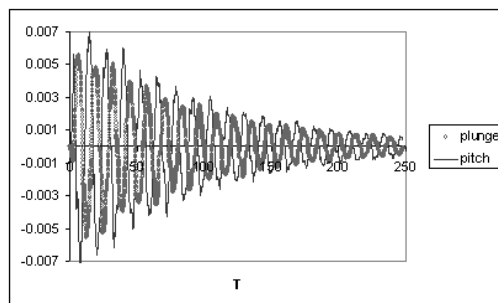
سرعت فلاتر مدل ضعیف شده بال آگارد ۴۴۵.۶، در مراجع [۱۴-۱۵] برای عدد ماخ ۰.۳۳۸، برابر ۱۱۶/۹ متر بر ثانیه گزارش شده است. مقایسه نتایج حاصل از کد نرم‌افزاری تهیه شده و نتیجه آزمایش بال مورد بررسی، صحت عملکرد نرم‌افزار را به اثبات می‌رساند.

با تحلیلی مشابه، بررسی مدل توپر بال در شکل ۱۱ نشان از پایداری مودهای حرکتی در سرعت ۱۴۵ متر بر ثانیه دارد، حال آنکه شکل ۱۲ نشان می‌دهد که در سرعت ۱۴۷ متر بر ثانیه، ناپایداری فلاتر واقع شده است. به این ترتیب سرعت ناپایداری فلاتر برای این مدل، بین دو سرعت مذکور است. سرعت فلاتر مدل توپر بال آگارد ۴۴۵.۶، در مراجع [۱۴-۱۵] برای عدد ماخ ۰.۴۵۱، برابر ۱۵۴ متر بر ثانیه گزارش شده که مقایسه سرعت ناپایداری حاصل از تحلیل نرم‌افزار با این سرعت، خطای اندکی در حدود ۵ درصد را نشان می‌دهد.

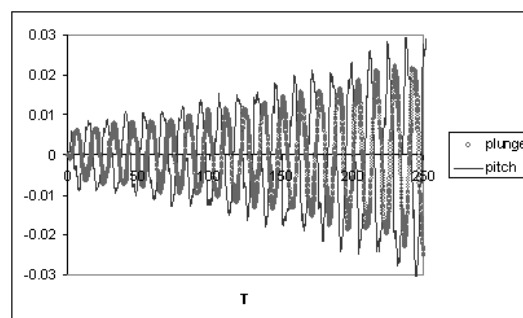
۶- نتیجه‌گیری

در تحقیق حاضر، یک کد جهت بررسی پایداری آیروالاستیک بال هواپیما در دامنه زمان و در رژیم جریان تراکم‌ناپذیر، تهیه شده که در حوزه آیرودینامیک، روش پانل غیردائم بر مبنای جریان پتانسیل را پیاده‌سازی نموده و در حوزه سازه، از روش اجزاء محدود با فرض رفتار غیرخطی سازه ناشی از تغییر شکل‌های بزرگ هندسی، استفاده می‌کند.

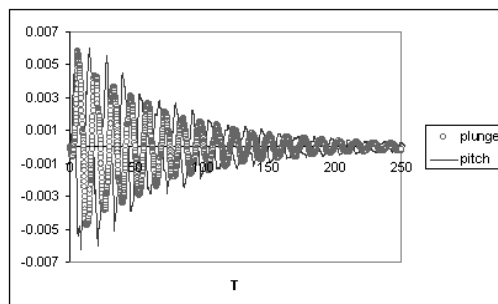
ویژگی بارز نرم‌افزار رایانه‌ای تدوین شده، اضافه نمودن قابلیت تحلیل آیروالاستیک در نرم‌افزار ANSYS از طریق



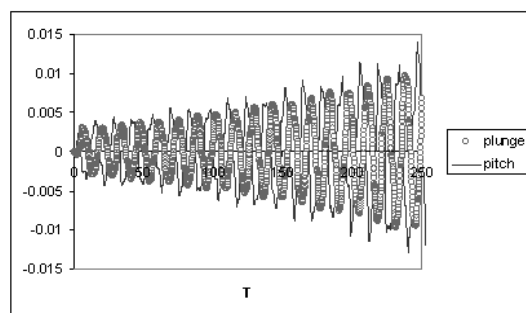
شکل (۹): پاسخ زمانی درجات آزادی نوک بال ۴۴۵.۶ مدل ضعیف شده در سرعت ۱۱۵ متر بر ثانیه.



شکل (۱۰): پاسخ زمانی درجات آزادی نوک بال ۴۴۵.۶ مدل ضعیف شده در سرعت ۱۱۷ متر بر ثانیه.



شکل (۱۱): پاسخ زمانی درجات آزادی نوک بال ۴۴۵.۶ مدل توپر در سرعت ۱۴۵ متر بر ثانیه.



شکل (۱۲): پاسخ زمانی درجات آزادی نوک بال ۴۴۵.۶ مدل توپر در سرعت ۱۴۷ متر بر ثانیه.

8. Eller, D. and Carlsson, M. "An Efficient Aerodynamic Boundary Element Method for Aeroelastic Simulations and Its Experimental Validation", *J. Aerospace Sci. and Tech.*, Vol. 7, No. 7, pp. 532-539, 2003.
9. Esfahanian, V. and Behbahani-nejad, M. "Reduced-Order Modeling of Unsteady Flows about Complex Configurations, Using the Boundary Element Method", *J. Fluids Eng.*, Vol. 124, No. 4, pp. 988-993, 2002.
10. Shahverdi, H., Nobari, A.S., Behbahani-Nejad, M., and Haddadpour, H. "An Efficient Reduced-Order Modeling Approach, Based on Fluid Eigenmodes and Boundary Element Method", *J. Fluids and Structures*, Vol. 23, No. 1, pp. 143-153, 2007.
11. Ghassemi, H. and Zamanian-Dehkordi, S.J. "Computations of the Wave-making Resistance of a Submarine, Using Boundary Element Method", *Mech. Aerospace Eng. J.*, Vol. 5, No. 1, pp. 33-49, 2009 (In Persian).
12. Katz, J. and Plotkin, A. "Low Speed Aerodynamics; From Wing Theory to Panel Methods", McGraw-Hill, New York, 1991.
13. Katz, J. and Maskew, B. "Unsteady Low-Speed Aerodynamic Model for Complete Aircraft Configurations", *J. Aircraft*, Vol. 25, No. 4, pp. 302-310, 1988.
14. Yates, E.C. "AGARD Standard Aeroelastic Configurations for Dynamic Response I-Wing 445.6", AGARD Report 765, North Atlantic Treaty Organization, 1988.
15. Yates, E.C., Land, N.S., and Foughner, J.T. "Measured and Calculated Subsonic and Transonic Flutter Characteristics of a 45° Sweptback Wing Planform in Air and in Freon-12 in Langley Transonic Dynamics Tunnel", NASA, D-1616, 1963.
16. Shahverdi, H. "Aeroelastic Analysis of Helicopter Rotor Blades, Using Reduced Order Aerodynamic Model", Aerospace Ph.D. Dissertation, Aerospace Eng. Dep't, Amirkabir Univ. of Tech., 2006 (In Persian).
17. Roohi Dehkordi, I. "Implementation of a Computational Aeroelastic Code in MATLAB and ANSYS Environment, Based on the Unsteady Panel Method" Aerospace M.S. Thesis, Aerospace Eng. Dep't, Amirkabir Univ. of Tech., 2008 (In Persian).

ایجاد ارتباط بین دو نرم‌افزار ANSYS و MATLAB می‌باشد. از آنجا که ANSYS یک نرم‌افزار شناخته شده و با کارایی بالا در زمینه اجزاء محدود است، قابلیت‌های فراوان و کاربرپسند آن از جمله انتخاب المانهای مختلف، اعمال خواص و رفتار غیرخطی مواد، شبیه‌سازی مواد مرکب، تعویض شرایط تکیه‌گاهی و مشاهده آثار آنها و... را می‌توان به سرعت و بدون درگیری با پیچیدگی‌های کدنویسی، در تحلیل اعمال نمود.

مقایسه نتایج به دست آمده در این تحقیق با مراجع موجود، صحت عملکرد و دقت نتایج نرم‌افزار مورد نظر را تأیید می‌کند. به عنوان نمونه، نرم‌افزار تهیه شده به منظور بررسی ناپایداری فلاتر بال آگارد 445.6 با موفقیت به کار گرفته شده است.

مراجع

1. Haddadpour, H. and Firouz-Abadi, R.D. "Evaluation of Quasi-Steady Aerodynamic Modeling for Flutter Prediction of Aircraft Wings in Incompressible Flow", *J. Thin-Walled Structures*, Vol. 44, No. 9, pp. 931-936, 2006.
2. Tang, D.M. and Dowell, E.H. "Effects of Geometric Structural Non-linearity on Flutter and Limit Cycle Oscillations of High Aspect Ratio Wings", *J. Fluids & Structures*, Vol. 19, No. 3, pp. 291-306, 2004.
3. Guruswamy, G.P. "A Review of Numerical Fluids/Structures Interface Methods for Computations, Using High-Fidelity Equations", *J. Computers and Structures*, Vol. 80, No. 1, pp. 31-41, 2002.
4. Attar, P.J., Dowell, E.H., and Tang, D.M. "A Theoretical and Experimental Investigation of the Effects of a Steady Angle of Attack on the Non-linear Flutter of a Delta Wing Plate Model", *J. Fluids & Structures*, Vol. 17, No. 3, pp. 243-259, 2003.
5. Attar, P.J. and Gordnier, R.E. "Aeroelastic Prediction of the Limit Cycle Oscillations of a Cropped Delta Wing", *J. Fluids & Structures*, Vol. 22, No. 1, pp. 45-58, 2006.
6. Kamakoti, R. and Shyy, W. "Fluid-Structure Interaction for Aeroelastic Applications", *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 40, No. 8, pp. 535-558, 2004.
7. Smith, M.J.C., Wilkin, P.J., and Williams, M.H. "The Advantages of an Unsteady Panel Method in Modeling the Aerodynamic Forces on Rigid Flapping Wings", *J. Experimental Biology*, Vol. 199, No. 5, pp. 1073-1083, 1996.