

آنالیز فلاتر یک بال با استفاده از روش تجربی و تئوری

سعید ایرانی^۱ روح الله دهقانی حسین گل پرور^۳ علیرضا حسینیان^۴

فیروز آبادی^۲

دانشکده‌ی هوافضا دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی
دانشکده‌ی هوافضا دانشگاه صنعتی شریف
دانشکده‌ی هوافضا دانشگاه جامع امام حسین^(ع)
دانشکده‌ی هوافضا دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

(تاریخ دریافت: ۹۰/۰۳/۲۸؛ تاریخ پذیرش: ۹۰/۱۲/۲۵)

چکیده

در این مقاله، ابتدا مدل المان محدود یک بال با زاویه‌ی عقبگرد و نسبت باریک‌شدگی معین توسط نرم‌افزار MSC PATRAN ایجاد شده است. جنس صفحه از فولاد فنری بوده و شرایط مرزی در ریشه‌ی بال به صورت گیردار در نظر گرفته شده است. مدل ایجاد شده، توسط نرم‌افزار MSC NASTRAN آنالیز مودال شده و فرکانس‌های طبیعی و شکل مودهای آن استخراج شده است. نتیجه‌های به دست آمده با نتیجه‌های آنالیز مودال تجربی بر روی مدل واقعی با شرایط مرزی مشابه مورد مقایسه قرار گرفته است. در ادامه، مدل آیرودینامیکی بال به کمک نرم‌افزار PATRAN ایجاد شده و به کمک درون‌یاب‌های موجود در نرم‌افزار، با مدل سازه‌ای کوپل شده و شرایط آیرودینامیک جریان نیز تعریف شده است. مدل (المان محدود) آیروالاستیک ساخته شده توسط نرم‌افزار NASTRAN آنالیز فلاتر شده و سرعت و فرکانس فلاتر آن به دست آمده است. در نهایت مدل واقعی ساخته شده، در داخل تونل باد مورد آزمایش فلاتر قرار گرفته است. مقایسه نتیجه‌های به دست آمده از آنالیز فلاتر به کمک نرم‌افزار المان محدود با تست تجربی در تونل باد نشان می‌دهد که نتایج از دقت مناسبی برخوردار است.

واژه‌های کلیدی: آیروالاستیسیت، آنالیز مودال، آنالیز فلاتر، تحلیل المان محدود، تست تونل باد

Wing Flutter Analysis of Model with Experimental and Theory Method

S. Irani Aerospace Eng. Dep't. K. N. Toosi Univ. of Tech.
R. D. Firouzabadi Aerospace Eng. Dep't. Sharif Univ. of Tech.
H. Golparvar Imam Hossein Univ.
A. Hosseinian Aerospace Eng. Dep't. K. N. Toosi Univ. of Tech.
(Received: 18, June, 2011; Accepted: 15, March, 2012)

ABSTRACT

In this paper, firstly FEM model of the wing like plate is created by MSC NASTRAN software. This clamped plate is considered as swept and tapered. Moreover, the material is chosen as steel. Natural frequencies and their corresponding mode shapes are investigated via modal analysis by MSC NASTRAN. The results are compared with experimental modal analysis on a similar real model. Afterwards the aerodynamic FE model is created in MSC PATRAN, and then spliced to the structural model. The aeroelastic model is analysed by MSC NASTRAN in order to extract the flutter speed and corresponding frequency. Finally the real model installed in the wind tunnel and tested as a flutter experiment. The experimental result showed that the FEM flutter analysis results in MSC NASTRAN are close to experimental results.

Keywords: Aeroelasticity, Modal Analysis, Flutter Analysis, FEM Analysis, Wind Tunnel Test.

۱- استادیار (نویسنده پاسخگو): irani@kntu.ac.ir

۲- استادیار

۳- دانشجوی دکتری:

۴- کارشناس ارشد

۱- مقدمه

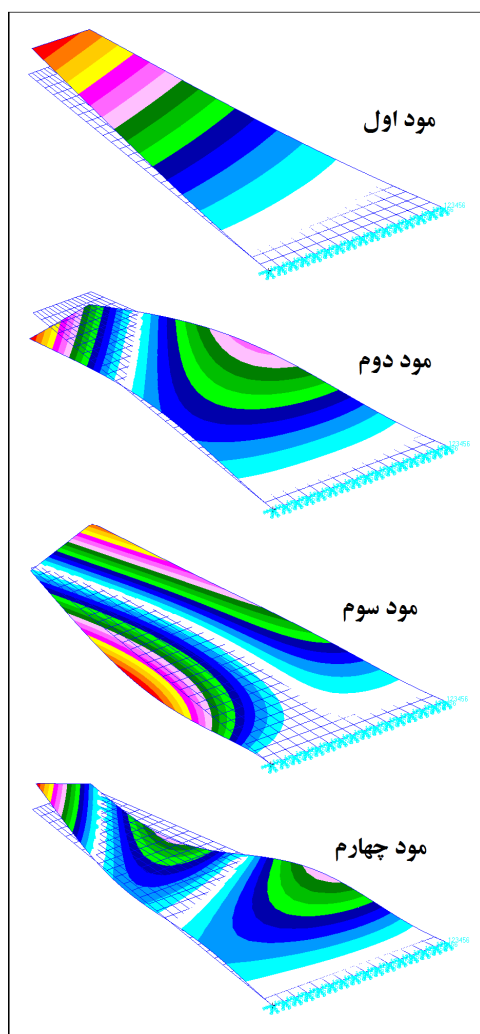
اولین مطالعات بر روی مسئله فلاتر در سال ۱۹۱۶ توسط لانچستر^۱ و همکارانش در جریان جنگ جهانی اول در مورد مسائل فلاتر بمبافکن هندی باگ^۲ انجام گرفته است [۱]. در سال ۱۹۳۸ توسط فریزر^۳ و همکارانش مسائل فلاتر به صورت جبر ماتریسی مورد مطالعه قرار گرفت که از نقطه نظر توسعه روش‌های ریاضی و تدوین برنامه‌های رایانه‌ای بسیار حائز اهمیت بوده است. اولین بررسی منسجم در سال ۱۹۳۴ توسط تئودورسون^۴ برای پدیده‌ی فلاتر با کمک آیرودینامیک غیردائم تحلیلی در جریان سیال تراکم‌ناپذیر زیرصوت برای بالواره دو و سه درجه آزادی صورت پذیرفته است. بررسی کارهای تجربی انجام شده در خارج کشور در زمینه‌ی فلاتر و اثرات آن بسیار وسیع و گسترده است، که برخی هم به خاطر استراتژیک بودن اسناد آن منتشر نشده است. یکی از مراکز فعال در زمینه‌ی تست‌های تجربی فلاتر، مرکز تحقیقات لانگلی^۵ در ایالات متحده آمریکا است. این مرکز به طور تقریبی از دهه‌ی ۱۹۵۰ میلادی در این زمینه فعالیت‌های گسترده‌ای را آغاز کرده و آزمایش‌های زیادی به انجام رسانده است. گزارش‌ها و مقاله‌های متعددی شامل انواع تست‌های تونل باد انجام شده در این مرکز منتشر شده که از آن جمله می‌توان به تست‌های تونل باد بر روی انواع مدل‌های یکسر درگیر در رژیم جریان مافوق صوت اشاره کرد [۲]. همچنین شرکت‌های مختلف هواپیماسازی نیز، در زمینه‌ی تست‌های تجربی پدیده‌ی فلاتر فعالیت‌هایی داشته‌اند. به عنوان مثال شرکت بوئینگ^۶ در اواسط دهه‌ی ۱۹۶۰ میلادی بر روی پدیده‌ی پنل فلاتر به صورت تئوری و تجربی سرمایه‌گذاری کرد [۳]. در کشور ایران، در سال‌های اخیر تحقیقات تجربی در زمینه‌ی فلاتر آغاز شده و تاکنون تست‌های مختلفی بر روی مدل‌های دو درجه آزادی به انجام رسیده است [۴]. در سال ۲۰۰۶ ژیان، دانگ و لی^۷ یک بالواره دو درجه آزادی با وجود هر دو غیرخطی کننده‌ی سازهای و آیرودینامیکی، با به کار

بردن یک الگوریتم مؤثر به صورتی که شکل نرمال را با روش مانیفولد مرکزی ترکیب می‌کند، مطالعه کردند. در ابتدا پایداری سیستم خطی شده در مجاورت نقطه‌ی تعادل به دست آمد و نشان دادند که با افزایش عدد ماخ نمودار دو شاخه‌ای شدن از حالت آرام به حالت فاجعه‌آمیز تبدیل می‌شوند و بایستی اشاره کرد که نتیجه‌های به دست آمده، به شرایط اولیه وابسته بوده و در نهایت نیز تأثیر پارامترهای مختلف سازهای و آیرودینامیکی را بر مرز ناپایداری فلاتر بیان کردند [۵]. در سال ۲۰۰۹ ژائو^۸، ژانگ^۹ و تان^{۱۰} با بررسی اثر لقی در پیچش، یک ایرفویل دو درجه آزادی را به صورت عددی تحلیل کردند. ارتباط بین مقادیر ویژه و فلاتر را مطالعه و اثر پارامترهای مختلف بر سرعت فلاتر بررسی شد. همچنین تابع چگالی احتمال و پدیده‌ی فلاتر اتفاقی به وسیله‌ی دوشاخه‌ای شدن اتفاقی و... بررسی شد [۶]. چانگ^{۱۱} در سال ۲۰۰۶ رفتار آیرولاستیک هواپیما HALE را مطالعه کرد ایشان با استفاده از کد ناتاشا تهیه شده توسط هاجز^{۱۲} و پاتیل^{۱۳} رفتار دینامیک و آیرولاستیک بال را بررسی کرد، اساس تحلیل ایشان بر مبنای بررسی تست‌های زمینی بر روی یک تیر و توسعه‌ی آن برای بال بر مبنای تغییر شکل‌های بزرگ بود [۷]. تانگ^{۱۴} و همکاران در سال ۲۰۰۶ ناپایداری آیرولاستیک و نوسانات محدود یک بال دلتا را با در نظر گرفتن اثرات مخزن بررسی کردند. در این مقاله ضمن مطالعه‌ی تحلیلی نوسان‌های محدود بال دلتا با روش الگوی رتبه‌ی کاسته با انجام آزمایش تجربی رفتار بال دلتا را بررسی کردند [۸]. مارسدن^{۱۵} در سال ۲۰۰۵ فلاتر یک ایرفویل دو درجه آزادی را در تونل باد مورد بررسی قرار داد، در این تحقیق اثرات لقی سازهای در مود پیچش مورد مطالعه قرار گرفت. همچنین رفتار بال بعد فلاتر به منظور بررسی نوسان‌های چرخه‌ی محدود ارزیابی شد [۹]. در پروژه‌ی حاضر، مدل انتخاب شده برای انجام تست تونل باد از نوع مدل پیوسته بوده و رفتاری مشابه ورق از خود نشان می‌دهد. با

8 - Zhao
9 - Zhang
10 - Tan
11 - Chang
12 - Hodges
13 - Patil
14 - Tang
15 - Marsden

1 - Lanchester
2 - Handybug
3 - Fraizer
4 - Theodorsen
5 - Langley
6 - Boeing
7 - Qian and Dong-Li

فرکانس‌های طبیعی اول تا چهارم سازه‌ی مدل‌سازی شده قابل مشاهده است. همان‌طور که در شکل موده‌های به‌دست آمده ملاحظه می‌شود، مود اول سازه‌ی بال از نوع خمشی خالص بوده و محل گره‌های آن، واقع بر ریشه بال است. شکل مود دوم، نیز بیشتر از نوع خمشی است و به‌مقدار جزئی رفتار پیچشی نیز در آن قابل مشاهده است. گره‌های مربوط به این مود، علاوه بر قسمت ریشه بال، در ناحیه‌ی میانی و به‌صورت مایل قرار دارند.



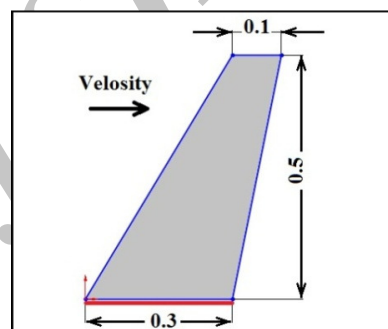
شکل (۲): شکل موده‌های اول تا چهارم سازه‌ی بال.

در شکل مود سوم، رفتار بال تقریباً پیچش خالص است، بنابراین محل گره‌های آن در راستای طول دهنه‌ی بال گسترده شده است. شکل مود چهارم نیز رفتار خمشی داشته محل گره‌های آن در قسمت ریشه و در دو قسمت مجزای

توجه به نوپا بودن فعالیت‌های تجربی در زمینه‌ی فلاتر در کشور ایران، نتیجه‌های به‌دست آمده از این تست و مقایسه‌ی آن با نتیجه‌های تحلیل المان محدود می‌تواند گام مؤثری در جهت رشد و توسعه دانش فنی در زمینه‌ی تست‌های تجربی فلاتر در تونل باد باشد.

۲- مدل‌سازی سازه‌ی و آنالیز مودال

سازه‌ی بال مورد نظر شامل ورق فولادی با ضخامت ثابت 0.5 mm است که طول وتر آن در قسمت ریشه 300 mm است. زاویه‌ی عقبگرد بال در حدود $65/5$ درجه و نسبت باریک‌شدگی آن 0.33 است. نمای هندسی سازه‌ی بال در شکل ۱ نمایش داده شده است.



شکل (۱): هندسه سازه‌ی بال (ابعاد بر حسب متر).

مدل المان محدود این سازه در نرم‌افزار PATRAN به‌وسیله‌ی المان‌های پوسته چهارضلعی^۱ ساخته شده است. با مقید کردن درجات آزادی گره‌های واقع بر ریشه بال، شرایط گیردار در تکیه‌گاه بال ایجاد شده است. خاصیت‌های مدل المان محدود سازه‌ی ساخته شده در جدول ۱ ارائه شده است.

جدول (۱): خواص مدل المان محدود سازه بال.

نوع المان	تعداد المانها	ضخامت mm	مدول یانگ GPa	ضریب پواسون	دانسیته Kg/m^3
Shell دوبعدی	۴۳۵	۰/۵	۲۱۰	۰/۳	۷۸۰۰

با انجام آنالیز مودال به‌کمک نرم‌افزار NASTRAN، فرکانس‌های طبیعی سازه به همراه شکل موده‌های متناظر با آن استخراج شده است. در شکل ۲، موده‌های متناظر با

1 - Shell/Quad4

۴ تصویر مدل نصب شده به دیواره صلب، جهت انجام تست مودال بر روی آن نمایش داده شده است. در این شرایط با اعمال تحریک ضربه‌ای توسط چکش، سازه ارتعاش کرده و شتابسنج نصب شده در قسمت نوک بال، مقادیر شتاب را در مدت زمان ارتعاش ثبت کرده است. در نهایت داده‌های خروجی که در حوزه‌ی زمان به دست آمده است به حوزه‌ی فرکانس تبدیل شده و با تعیین ضریب‌های فوریه تابع پاسخ FFT، فرکانس‌های طبیعی سازه به دست خواهد آمد.



شکل (۴): مدل نصب شده به دیواره‌ی صلب، جهت انجام تست مودال.

در شکل ۵، تابع توزیع ضریب‌های فوریه‌ی به دست آمده برای فرکانس‌های کوچک‌تر از ۳۰ Hz نمایش داده شده است. در جدول ۳ نتیجه‌های به دست آمده از آنالیز مودال به روش المان محدود با نتیجه‌های تست مودال آزمایشگاهی بر روی مدل واقعی مقایسه شده است. همان‌طور که در جدول ۳ قابل مشاهده است، نتیجه‌های حاصل از آنالیز مودال به روش المان محدود توسط نرم‌افزار NASTRAN با آنالیز مودال تجربی در فرکانس‌های اول و دوم و چهارم از تطابق بسیار بالایی برخوردار بوده و خطای کمتر از ۱٪ دارد.

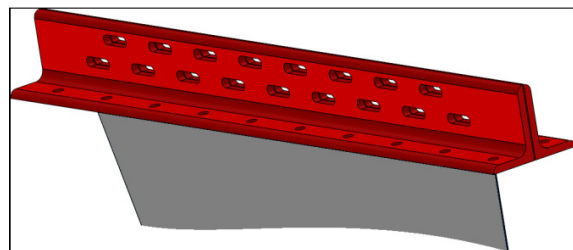
دیگر به صورت مایل قرار دارند. فرکانس‌های متناظر با این شکل، مودهای در جدول ۲ ارائه شده است. لازم به ذکر است که نتیجه‌های حاصل از این تحلیل، از نظر همگرایی نیز مورد بررسی قرار گرفته و با کوچکتر شدن المان‌ها، نتیجه‌ها به مقادیر به دست آمده همگرا شده‌اند.

جدول (۲): فرکانس‌های طبیعی سازه‌ی بال توسط

نرم‌افزار NASTRAN.

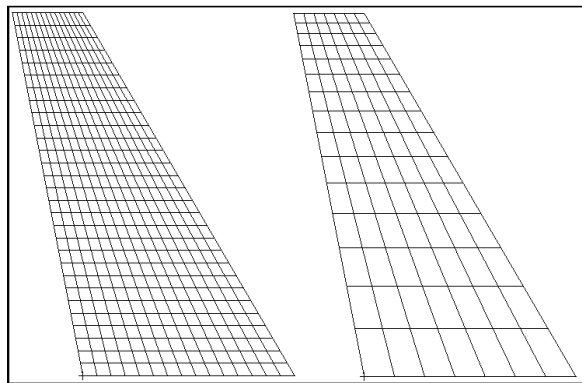
مود اول	مود دوم	مود سوم	مود چهارم	فرکانس طبیعی (Hz)
۲/۱	۱۰/۲۴	۱۴/۰۰	۲۶/۳۶	

در ادامه، یک مدل واقعی با استفاده از فولاد با ضخامت ۵ mm ساخته شد. در این مدل به منظور ایجاد شرایط گیردار در ریشه بال، دو عدد نبشی با مقطع ۳۰ mm × ۳۰ mm به ضخامت ۳ mm در قسمت ریشه پیچ شده و از طرف دیگر به دیواره‌ی صلب متصل می‌شود. در این حالت با توجه به صلبیت زیاد پایه نسبت به بال، فرض ریشه‌ی گیردار ارضا خواهد شد. در شکل ۳ نحوه‌ی اتصال گیردار در قسمت ریشه‌ی بال نمایش داده شده است.



شکل (۳): نحوه‌ی اتصال گیردار سازه در قسمت ریشه.

مدل واقعی ساخته شده، تحت شرایط گیردار مورد آزمایش مودال قرار گرفته و فرکانس‌های طبیعی آن استخراج شده است. برای انجام این آزمایش، مدل به گونه‌ای به دیواره‌ی صلب متصل شده که نیروی وزن بال از ریشه به سمت نوک آن باشد، به عبارتی دیگر، بال از محل اتصال به دیواره آویزان شده و نیروی وزن بال باعث کشیدگی آن شده است. در شکل



شکل (۶): مدل آیرودینامیک و مدل سازی ایجاد شده در نرم افزار PATRAN

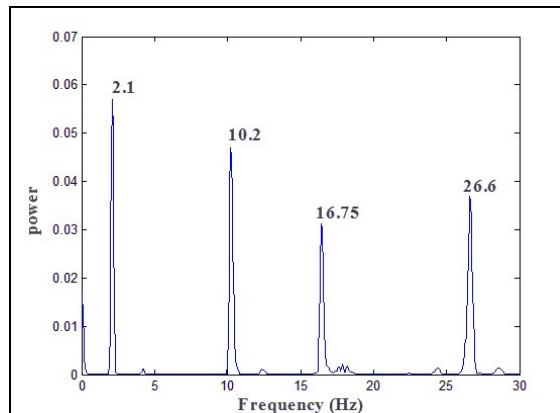
شرایط آیرودینامیک تعریف شده در این مسئله، در جدول ۴ ارائه شده است. مقادیر ارائه شده در این جدول، در داخل نرم افزار PATRAN بر روی المان های آیرودینامیکی تعریف شده است.

جدول ۴: شرایط آیرودینامیک

نوع جریان	دانسیته جریان kg/m ³	ماخ	محدوده سرعت m/s
تراکم ناپذیر	۱/۰۰	۰/۰۸	۲ - ۳۶

در آنالیز نرم افزاری، معادلات حاکم بر مدل آیروالاستیک به روش PK مورد تحلیل قرار گرفته است. در این روش نیروهای آیرودینامیک به گونه ای وارد مسئله می شوند که با تغییر سختی و پارامترهای استهلاک، فرکانس های طبیعی سازه را تغییر کرده و بسته به خواص سازه (جنس، شکل هندسی و فرکانس های طبیعی) و خواص جریان بر روی آن (دانسیته جریان، سرعت و ماخ متناظر) پایداری استاتیکی و دینامیکی سازه ی بال مشخص می شود. حلگر این نرم افزار معادله ی حاکم بر حرکت سازه را به صورت زیر در نظر می گیرد:

$$\left[M_{hh} p^2 + \left(B_{hh} - \frac{1}{4} \rho \bar{c} V Q_{hh}^I / k \right) p + \left(k_{hh} - \frac{1}{2} \rho V^2 Q_{hh}^R \right) \right] \{u_h\} = 0. \quad (1)$$



شکل (۵): مقادیر ضرایب فوریه برای فرکانس های کوچکتر از ۳۰ Hz

جدول (۳): مقایسه نتیجه های آنالیز مودال نرم افزاری و آزمایشگاهی.

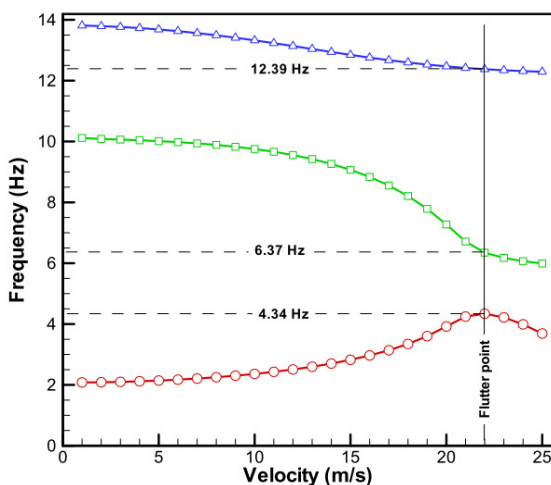
F ₄ (Hz)	F ₃ (Hz)	F ₂ (Hz)	F ₁ (Hz)	
۲۶/۳۶	۱۴/۰۰	۱۰/۲۴	۲/۱	MSC NASTRAN
۲۶/۶	۱۶/۷۵	۱۰/۲	۲/۱	Experimental
۰/۹٪	۱۱/۹٪	۰/۲٪	۰٪	Error

بیشترین خطا، در فرکانس طبیعی سوم دیده می شود که با توجه به شکل مود متناظر با این فرکانس (پیچش محض) و محدودیت در تجهیزات اندازه گیری، قابل توجیه است. بنابراین با اطمینان به نتیجه های آنالیز مودال به روش المان محدود، الگوی سازه ای تکمیل شده و مدل سازی آیرودینامیک جریان بر روی آن صورت خواهد گرفت.

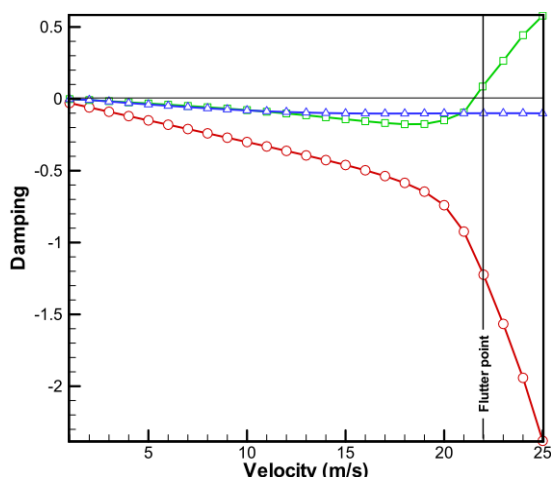
۳- مدل سازی آیرودینامیک و آنالیز فلاتر

مدل آیرودینامیک ایجاد شده، شامل ۱۰۵ المان دوبعدی است که بر روی المان های سازه ای منطبق شده اند. نیروهای آیرودینامیک محاسبه شده بر روی بال، از طریق درون یاب های موجود در نرم افزار NASTRAN به سازه وارد شده و تغییر شکل سازه ای حاصل شده تحت اثر این نیروها، متقابلاً بر میزان نیروها و ممان های آیرودینامیک تأثیرگذار خواهد بود. در شکل ۶، در سمت راست، مدل آیرودینامیک و در سمت چپ، مدل سازه ای بال که در نرم افزار PATRAN ایجاد شده، نمایش داده شده است.

نظر اندازه المان‌های سازه‌ای و آیرودینامیکی بر روی مدل المان محدود صورت گرفته است و با کوچک‌تر شدن المان‌ها، نتیجه‌ها به مقادیر ارائه شده، همگرا شده است.



شکل (۷): تغییرات فرکانس سازه بر حسب سرعت جریان.



شکل (۸): تغییرات دمپینگ سازه‌ای بر حسب سرعت.

۴- تست تونل باد

به منظور انجام آزمایش فلاتر، مدل ساخته شده در تونل باد مادون صوت دانشگاه جامع امام حسین (ع) نصب شده و مورد آزمایش قرار گرفته است. این تونل باد، از نوع مکشی بوده و محدوده‌ی سرعت در محفظه‌ی آزمون آن از ۵ تا ۱۰۰ متر بر ثانیه در رژیم مادون صوت تراکم ناپذیر است. این تونل باد از نوع مدار باز با مقطع آزمون $1\text{m} \times 0.8\text{m}$ و طول $1/6\text{m}$ و شامل ورودی، محفظه‌ی آرامش، نازل همگرا، محفظه‌ی آزمون، انژکتور، دیفیوزر و فن است. نمای جانبی و فوقانی این تونل در شکل ۹ نمایش داده شده است.

که در معادله فوق، M_{hh} ماتریس جرم، p مقادیر ویژه، B_{hh} ماتریس استهلاک، ρ دانسیته سیال، \bar{c} طول مرجع (جهت بی‌بعد سازی)، V سرعت جریان، Q_{hh}^I ماتریس استهلاک مودال آیرودینامیکی (که تابعی از ماک جریان و فرکانس‌های کاهیده است)، Q_{hh}^R ماتریس استهلاک آیرودینامیکی (که تابعی از ماک جریان و فرکانس‌های کاهیده است)، k فرکانس کاهیده، k_{hh} سختی مودال سازه و $\{u_{hh}\}$ بردار مودال سازه است. لازم به توضیح است که ماتریس Q_{hh} به روش «تئوری دابلت مادون صوت برای سطوح برآز» یا همان DLM^۱ محاسبه می‌شود. در ادامه برای کاهش مرتبه‌ی معادله‌ی (۱)، این معادله به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$[A - pI] \{u_h\}. \quad (2)$$

که در آن، ماتریس حقیقی A به صورت زیر تعریف می‌شود:

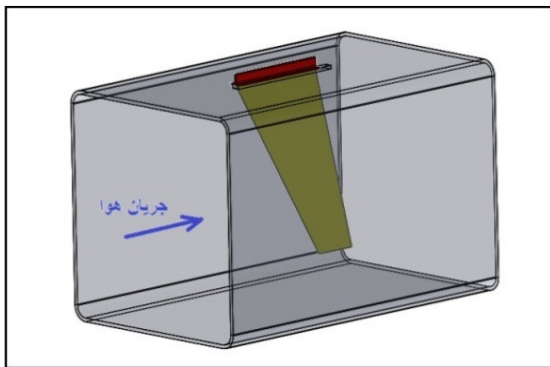
$$\begin{bmatrix} 0 & I \\ \left(k_{hh} - \frac{1}{2} \rho V^2 Q_{hh}^R \right) & \left(B_{hh} - \frac{1}{4} \rho \bar{c} V Q_{hh}^I / k \right) \\ -M_{hh} & -M_{hh} \end{bmatrix}. \quad (3)$$

ریشه‌های حقیقی معادله‌ی فوق، نشان‌دهنده‌ی مقادیر استهلاک هستند که به ازای مقادیر منفی پایدار و مقادیر مثبت آن ناپایداری سیستم را به دنبال خواهد داشت.

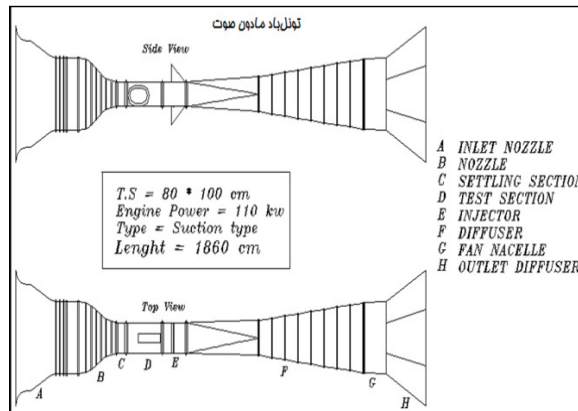
نتیجه‌های حاصل از این آنالیز، گویای تغییرات فرکانس‌های طبیعی اول و دوم با افزایش سرعت تا وقوع پدیده‌ی فلاتر در سرعت ۲۲ m/s است. در این سرعت، مقدار استهلاک سازه‌ای مثبت شده و ناپایداری دینامیکی به وقوع خواهد پیوست. نحوه‌ی تغییرات فرکانس‌های طبیعی و استهلاک سازه‌ای تحت اثر جریان روی بال در شکل‌های ۷ و ۸ نمایش داده شده است.

همان‌طور که در شکل ۷ ملاحظه می‌شود مقدار فرکانس‌های به دست آمده در نقطه‌ی فلاتر بال به ترتیب ۴/۳۴ هرتز و ۶/۳۷ هرتز و ۱۲/۳۹ هرتز است. همچنین با توجه به رفتار فرکانس‌ها بر حسب سرعت، می‌توان دریافت که شکل مود فلاتر، نیز ترکیبی از شکل مودهای طبیعی اول و دوم سازه خواهد بود. لازم به ذکر است که به منظور اطمینان از همگرایی جواب‌های آنالیز المان محدود، آنالیزهای متنوعی از

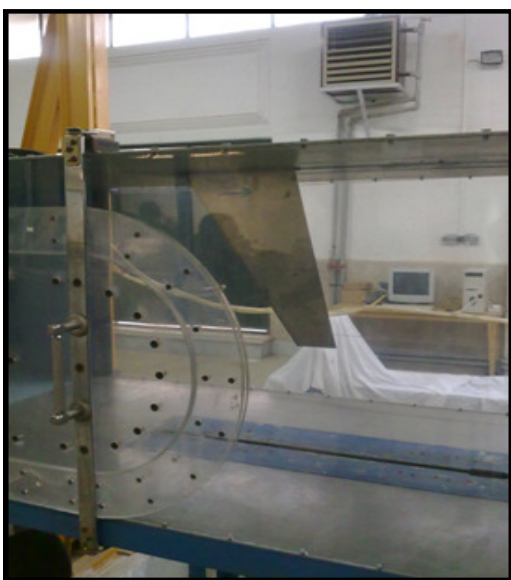
1- Double Lattice subsonic lifting surface theory



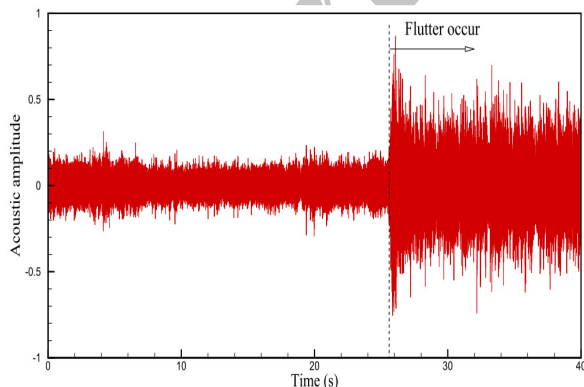
شکل (۱۰): نحوه‌ی قرارگیری مدل و جهت جریان در محفظه‌ی آزمون.



شکل (۹): نمای جانبی و فوقانی تونل باد مادون صوت.



شکل (۱۱): مدل نصب شده در محفظه‌ی آزمون.



شکل (۱۲): نمودار آنالیز پاسخ زمانی صدای ارتعاش.

لازم به ذکر است که نحوه‌ی نصب مدل در داخل محفظه‌ی تست، مشابه حالت تست مودال (اتصال پایه به سطح فوقانی) است. در شکل ۱۰ و ۱۱ نحوه‌ی نصب مدل در تونل، نمایش داده شده است. در این آزمایش، سرعت تونل از مقدار ۰ تا 33 m/s به صورت تدریجی افزایش یافته و سرعت جریان متناظر با لحظه‌ی وقوع پدیده‌ی فلاتر به عنوان سرعت فلاتر ثبت شده است. بدیهی است که لحظه‌ی وقوع فلاتر، به آسانی و با چشم قابل رویت بوده و نیاز به تجهیزات خاصی برای درک لحظه‌ی وقوع پدیده‌ی فلاتر نیست. نتیجه‌ی حاصل از این آزمایش نشان‌دهنده وقوع پدیده‌ی فلاتر در سرعت جریان 28 m/s بوده و با افزایش سرعت جریان پس از فلاتر، سازه‌ی بال در یک سیکل چرخه‌ی محدود ارتعاش کرده است.

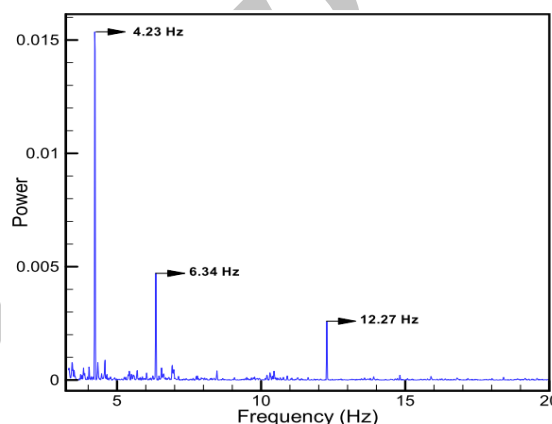
به دلیل محدودیت تجهیزات و شرایط جریان روی بال، امکان انجام آنالیز مودال در حین آزمایش تونل باد نبوده است. بنابراین به کمک میکروفون، صدای ناشی از ارتعاشات بال در هنگام فلاتر ضبط شده و با استفاده از کدهای پردازش صوت (در نرم‌افزار MATLAB)، اندازه‌ی بزرگی صوت در حوزه‌ی زمان و با گام‌های زمانی 0.0001 ثانیه ثبت شده است. در شکل ۱۲، نمودار اندازه‌ی صوت نمونه‌برداری شده در طول زمان تست، نمایش داده شده است.

نرم افزار NASTRAN، مودهای اول و دوم سازه‌ی بال در فلاتر شرکت داشته‌اند که با توجه به شکل مودهای متناظر، با هر یک می‌توان دریافت که اولین مود خمشی با اولین مود پیچشی کوپل شده و پدیده‌ی فلاتر رخ می‌دهد.

مراجع

1. Theodorsen, T. "General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter", NACA TR-496, 1935.
2. Tuovila, W.J. and Mccarty, J.L. "Experimental Flutter Results for Cantilever-Wing Models at Mach Number Up to 3.0", NACA RM L55 E11, 1955.
3. Dowell, E.H. and Vossf, H.M. "Theoretical and Experimental Panel Flutter Studies in the Mach Number Range 1.0 to 5.0", AIAA J., Vol. 3, No. 12, pp. 2292-2304, 1965.
4. Golparvar, H. "Investigation of Aeroelastic Analysis of a Wing in Low Subsonic Flow", M.Sc Thesis, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, 2009 (in Persian).
5. Qian, D. and Dong-Li, W. "The Flutter of an Airfoil with Cubic Structural and Aerodynamic Non-Linearities", Aerospace Sci. and Tech., Vol. 10, No. 5, pp. 427-434, 2006.
6. Zhao, D., Zhang, Q., and Tan, Y. "Random Flutter of a 2-DOF Nonlinear Airfoil in Pitch and Plunge with Freeplay in Pitch", Springer Sci., 2009.
7. Chang, C.S. "Vibration and Aeroelastic Analysis of Highly Flexible HALE Aircraft", Ph.D Dissertation Georgia Inst. of Tech., Georgia, 2006.
8. Tang, D., Attar, P., and Dowell, E.H. "Flutter/Limit Cycle Oscillation Analysis and Experiment for Wing-Store Model", AIAA J., Vol. 44, No. 7, pp. 1662 – 75, 2006.
9. Marsden, C.C. and Price, S.J. "The Aeroelastic Response of a Wing Section with a Structural Freeplay Nonlinearity: an Experimental Investigation", J. of Fluids and Struct., Vol. 21, pp. 257-276, 2005.

داده‌های صوتی به‌دست آمده از این تحلیل، به نوعی معرف ارتعاشات واقعی بال خواهد بود. به‌عبارت دیگر می‌توان داده‌های صوتی که در حوزه‌ی زمان به‌دست آمده است را متناظر با داده‌های جابه‌جایی بال در حوزه‌ی زمان در نظر گرفت. بنابراین با انتقال داده‌ها به حوزه‌ی فرکانس می‌توان با تقریب خوبی فرکانس نوسانات بال در داخل تونل باد را استخراج نمود. به این منظور، به‌کمک آنالیز فوریه سریع FFT، ضریب‌های فوریه تابع به‌دست آمده که نمودار آن در شکل ۱۳ نمایش داده شده است.



شکل (۱۳): نمودار آنالیز پاسخ زمانی صدای ارتعاش.

۵- نتیجه‌گیری

نتیجه‌های به‌دست آمده از آنالیز فلاتر به‌کمک نرم‌افزار NASTRAN، بیانگر وقوع فلاتر در سرعت 22 m/s است که نسبت به نتیجه‌ی آزمایش تجربی (8 m/s) در حدود 2.5% خطا دارد. فرکانس‌ها در نقطه‌ی فلاتر به‌ترتیب، $4/23$ هرتز، $6/34$ هرتز و $12/27$ هرتز می‌باشد که با فرکانس‌های به‌دست آمده از تحلیل نرم‌افزاری کمتر از 5% خطا دارد و نشان‌دهنده‌ی دقت بسیار بالای تحلیل فرکانسی به روش اجزا محدود است. با توجه به عدم شرایط کاملاً ایده‌آل در تست تجربی و تقریبی بودن برخی از پارامترهای تست نظیر دانسیته‌ی جریان و ...، خطای میان نتیجه‌های نرم‌افزاری با نتیجه‌های تست تونل باد قابل قبول بوده و می‌توان به نتیجه‌های نرم‌افزاری اطمینان کرد. از طرف دیگر، بر طبق نتیجه‌های حاصل از آنالیز فلاتر