

بررسی تجربی سرعت فلاتر یک ایرفویل دو درجه آزادی در جریان مادون صوت تراکم‌ناپذیر و مقایسه با نتایج تئوری

سعید ایرانی^۲

دانشکده هوافضا

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

(تاریخ دریافت: ۹۲/۰۵/۲۰؛ تاریخ پذیرش: ۹۳/۰۱/۲۸)

حسین گل‌پرور^۱

دانشگاه جامع امام حسین (ع)

چکیده

در مقاله حاضر جهت انجام آزمون تجربی، تحلیل خطی و غیرخطی ایرفویل دو درجه آزادی در جریان مادون صوت تراکم‌ناپذیر مورد بررسی قرار گرفته است. معادلات حاکم از روش لاگرانژ و با استفاده الگوی آیرودینامیکی واگنر برای حل در حوزه زمان استخراج شده است. سامانه فلاتر دو درجه آزادی، ترکیبی از دو مود خمشی و پیچشی می‌باشد. این سامانه شامل یک بال صلب قابل نصب بر روی تکیه‌گاه الاستیک برای آزمایش فلاتر است. مطالعه حاضر بررسی تجربی رفتار یک ایرفویل دو درجه آزادی بر روی بستر الاستیک جهت جابه‌جایی عرضی و پیچشی بدون لقی است. در تحلیل‌های آکادمیک معمولاً فلاتر دو درجه آزادی ترکیبی از دو مود خمشی و پیچشی است. تکیه‌گاه‌های سامانه، قابلیت جابه‌جایی در دو جهت موردنظر را در مواجهه با پدیده فلاتر ایجاد می‌کند. با توجه به محاسبات تئوری، یک سامانه فلاتر دو درجه آزادی با تکیه‌گاه‌های الاستیک (فلکسچرهای خمشی و پیچشی) ساخته و کالیبره گردید. در خلال آزمایش تجربی، پدیده فلاتر با دو مود خمشی و پیچشی در سرعت‌های مختلف مشاهده شد. بررسی نتایج آزمایش‌های تونل باد و پارامترهای مؤثر نشان می‌دهد که افزایش نسبت فرکانسی باعث کاهش سرعت فلاتر می‌شود، اما این کاهش در یک نسبت فرکانسی به حداقل خود رسیده و سپس دوباره افزایش می‌یابد. همچنین مشاهده شد که افزایش فاصله محور الاستیک از لبه حمله منجر به افزایش سرعت فلاتر می‌گردد.

واژه‌های کلیدی: آیروالاستیسیته، فلاتر، دو درجه آزادی، آزمون تونل باد، جریان مادون صوت

Experimental Study of an Airfoil with Two Degrees of Freedom in the Low-Subsonic Flow and Compared with Theoretical Results

H. Golparvar

Imam Hossein University

S. Irani

Aerospace Engineering Department
K.N. Toosi University of Technology

(Received: 11 August, 2013; Accepted: 17 April, 2014)

ABSTRACT

In this paper, linear and nonlinear analysis of an airfoil with two degrees of freedom in incompressible flow is accomplished for experimental test. Respective equations are extracted by Lagrange's method and used Wagner's theory to solve this equation in time domain. Two-degree-of-freedom flutter is a combination of bending and torsion vibration modes. A flutter mount system with flexure supports has been developed for flutter tests with rigid wings in wind tunnels. This current study is an experimental investigation into the behaviour of a 2DOF wing section with a flexible structural linearity and nonlinearity support in pitch and plunge motion without free-play. This support system must be providing a well-defined 2DOF dynamical system on which rigid wings can encounter flutter. A classical 2DOF flutter can be described as combination of bending and torsion vibration modes. Evaluation of the results of wind tunnel experiments and effective parameters show that increasing frequency ratio cause the speed of flutter to decrease but it reduced to minimum value at a frequency ratio and then it increase. Furthermore, it is observed that with increasing the distance center of elastic-axis from leading edge flutter speed decreases.

Keywords: Aeroelasticity, Flutter, 2 Degree of Freedom, Wind Tunnel Test, Subsonic Regime

۱- مری: golparvar80@yahoo.com

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

۱- مقدمه

از آنجا که امروزه طراحی سازه‌های هوایی برای دستیابی به پیکربندی‌های سبک‌تر به‌عنوان اساس و پایه طراحی موفق مورد توجه است، این شاخه از علوم هوافضا اهمیت خاصی در فرآیند طراحی پیدا کرده است. طراحی اجسام پرنده به‌دلیل درگیر بودن سیال، دینامیک و سازه، زمینه جدیدی از علم را ایجاد کرده است که به آن اندرکنش سازه و سیال (آیروالاستیسیته) گفته می‌شود. با مراجعه به مبدأ پرواز در سال ۱۹۰۳ توسط برادران رایت مشاهده می‌شود که از همان آغاز، مسائل آیروالاستیسیته خود را نمایان ساخته‌اند. در روز ۸ دسامبر ۱۹۰۳ تنها ۹ روز پیش از پرواز موفق برادران رایت، هواپیمای لانگلی و همکارانش به‌دلیل مشکلات ناشی از آیروالاستیسیته دچار سانحه شد و موفق به پرواز نگردید. 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 انجام گرفته است [۱]. در سال ۱۹۳۸ توسط فریزر و همکارانش مسائل فلاتر به‌صورت جبر ماتریسی مورد مطالعه قرار گرفت که از نقطه‌نظر توسعه روش‌های ریاضی و تدوین برنامه‌های رایانه‌ای بسیار حائز اهمیت بوده است. اولین بررسی منسجم در سال ۱۹۳۴ توسط تئودورسون برای پدیده فلاتر با کمک آیرودینامیک غیردائم تحلیلی در جریان سیال تراکم‌ناپذیر زیرصوت برای بالواره دو و سه درجه آزادی صورت گرفته است.

در سال‌های اخیر تحقیقات متعددی با هدف بررسی ناپایداری دینامیکی و رفتار ایرفویل دو و سه درجه آزادی انجام گرفته است. چامارا و کولر^۲ در سال ۲۰۰۴ پدیده دوشاخه‌ای شدن هوپف مافوق و تحت بحرانی را برای بالواره دو درجه آزادی طبق تئوری نرمال مورد بررسی قرار دادند [۲]. لی^۳ و همکاران در سال ۲۰۰۵ اثرات یک ایرفویل دو درجه آزادی با در نظر گرفتن اثرات غیرخطی در تکیه‌گاه‌ها را مورد بررسی قرار دادند. آنها با استفاده از نیروهای آیرودینامیکی شبه‌پایا این مدل‌سازی را انجام دادند [۳]. در سال ۲۰۰۵ مارسدن^۴ 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 گرفته و همچنین رفتار بال بعد از فلاتر به‌منظور بررسی نوسانات چرخه محدود ارزیابی شده است [۴]. در سال ۱۹۹۹ تانگ و داو^۵ فلاتر یک بال دلتا را با استفاده از روش الگوی رتبه کاسته در جریان مادون‌صوت بررسی کردند. آنها این کار را برای ورق سراسر در جریان مادون‌صوت جهت بررسی رفتار چرخه نوسانات محدود تکرار نمودند [۵، ۶]. عطار و داو^۶ در سال ۲۰۰۵ رفتار یک بال دلتا را در جریان مادون‌صوت مورد مطالعه قرار دادند آنها فلاتر یک‌بال با استفاده از یک حل گر اویلر به همراه شبیه‌سازی سازه‌ای در نرم‌افزار Ansys بررسی و نتایج محاسبات خود را با انجام آزمون تجربی در تونل باد مقایسه کردند [۷]. آگلاستوز^۷ در سال ۲۰۰۵ اثرات ناپایداری آیروالاستیک یک بال را با در نظر گرفتن اثرات اصطکاک مورد بررسی قرار داد، ایشان با در نظر گرفتن یک ایرفویل دو درجه آزادی و شبیه‌سازی اصطکاک در تکیه‌گاه و با استفاده از روش بالانس هارمونیک ناپایداری آیروالاستیک را مورد بررسی قرار داد [۸]. حدادپور و فیروزآبادی در سال ۲۰۰۵ فلاتر یک بال را با استفاده از الگوهای مختلف آیرودینامیکی در رژیم مادون‌صوت بررسی کردند، آنها در این بررسی اثبات کردند که الگوی آیرودینامیکی شبه‌پایا نمی‌تواند الگوی مناسبی برای تخمین سرعت فلاتر محسوب شود [۹]. در سال ۲۰۰۶ ژبان و همکاران یک بالواره دو درجه آزادی با وجود هر دو غیرخطی کننده سازه‌ای و آیرودینامیکی با به‌کاربردن یک الگوریتم مؤثر به‌صورتی که شکل نرمال را با روش مانیفولد مرکزی ترکیب می‌کند، مطالعه نمودند. آنها در ابتدا پایداری سامانه خطی شده در مجاورت نقطه تعادل به‌دست آوردند و سپس نشان دادند که با افزایش عدد ماخ نمودار دوشاخه‌ای شدن از حالت آرام به حالت فاجعه‌آمیز تبدیل می‌شوند که می‌بایست اشاره کرد که نتایج به‌دست آمده به شرایط اولیه وابسته بوده و در نهایت نیز تأثیر پارامترهای مختلف سازه‌ای و آیرودینامیکی را بر مرز ناپایداری فلاتر بیان نمودند [۱۰]. قدیری دهکردی و رضی در سال ۲۰۰۶ ارتعاشات یک بال مستطیلی تحت نیروهای

1- Lanchester

2- Chamara and Collier

3- Lee

4- Marsden

5-Tang and Dowell

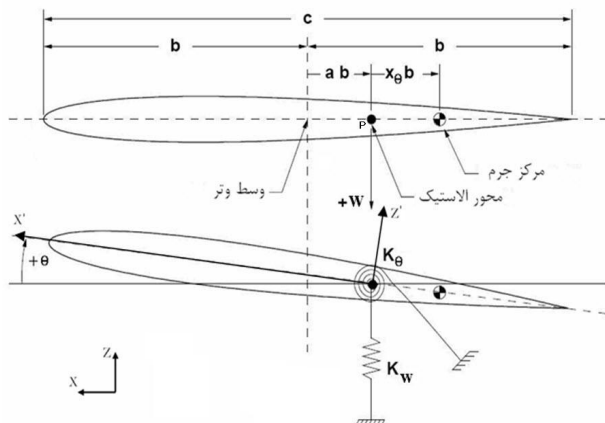
6- Agelastos

۲- معادلات حاکم بر حل تحلیلی

جهت به دست آوردن معادلات حاکم در ابتدا بال به صورت یک مقطع دوبعدی با دو درجه آزادی چرخشی و جابه‌جایی عمودی مانند شکل ۱ در نظر گرفته شد. سپس با استفاده از اصل لاگرانژ معادلات دینامیک مقطع بال با دو درجه آزادی استخراج شده است.

جدول (۱): فهرست تحقیقات تجربی.

عنوان	نام نگارنده	سال	دانشگاه
آزمایش فلاتر دو درجه آزادی	H. Dowell	۲۰۰۰	دوک دورهام
بررسی فلاتر دو درجه آزادی در تونل باد	S. J. Price	۲۰۰۰	مک‌گیل
بررسی تجربی آیروالاستیسیته سازه با سختی غیرخطی	Lijun Liang	۲۰۰۳	مک‌گیل
مطالعه فلاتر غیرخطی در ایرفویل دو درجه آزادی	E. Harash	۲۰۰۳	حیفا
مطالعه فلاتر خمشی و پیچشی بال با عملگر پیزوالکتریک	E. Harash	۲۰۰۵	حیفا
بررسی استال فلاتر در بال مستطیلی دو درجه آزادی	Dimitriadis	۲۰۰۶	دیلیچ
بررسی فلاتر با استفاده از داده‌های تونل باد در رژیم مادون صوت	Jennifer Heeg	۲۰۰۷	ناسا لانگلی
بررسی ارتعاش آیروالاستیک بال ناکا ۰۰۱۲ در رینولدز پایین	Yael Harris	۲۰۰۷	کالج روبال



شکل (۱): شماتیک ایرفویل دوبعدی.

آیرودینامیکی در رژیم مادون صوت تراکم‌ناپذیر مدل‌سازی کردند. در این پژوهش با استفاده از نیروهای آیرودینامیکی تئودورسن و مدل‌سازی غیرخطی بال به صورت تابع سه درجه آزادی ارتعاشات سیکل محدود بال مورد مطالعه قرار گرفته است. آنها با در نظر گرفتن یک بال دو درجه آزادی و درایو کردن معادلات حاکم بر تیر اویلر برنولی و در نظر گرفتن مود شکل‌های فرضی خمش و پیچش برای یک تیر رفتار غیرخطی بال را با استفاده از روش بالانس هارمونیک مرتبه سه و مرتبه پنج بررسی نمودند [۱۱]. در سال ۲۰۰۹ ژائو^۱ و همکاران با بررسی اثر لقی در پیچش، یک ایرفویل دو درجه آزادی را به صورت عددی تحلیل کردند، آنها ارتباط بین مقادیر ویژه و فلاتر را مطالعه و اثر پارامترهای مختلف را بر سرعت فلاتر بررسی کردند و همچنین تابع چگالی احتمال و پدیده فلاتر اتفاقی به وسیله دوشاخه‌ای شدن اتفاقی را مطالعه کردند [۱۲]. در سال ۲۰۱۰ وای و ژیچون^۲ فلاتر یک ایرفویل دو درجه آزادی با سختی غیرخطی در حالت پیچ بررسی کردند. در این مطالعه با در نظر گرفتن یک تابع احتمال در حالت پیچ برای سختی پیچشی سرعت فلاتر و احتمال فلاتر آن بررسی شد [۱۳]. ایرانی و همکاران در سال ۲۰۱۱ یک ایرفویل سه درجه آزادی را با استفاده از روش بالانس هارمونیک بررسی کردند، آنها توانستند با در نظر گرفتن سازه غیرخطی، مرز ناپایداری و نوسانات با چرخه محدود و پدیده دو شاخه‌ای شدن را مطالعه کنند [۱۴]. فرمول محاسبه سختی برای المان صلیبی نیز در مرجع [۱۵] بررسی شده است.

در جدول ۱ پژوهش‌های تجربی متناسب با پژوهش حاضر با عنوان بررسی سامانه‌های فلاتر دو درجه آزادی در جریان مادون صوت تراکم‌ناپذیر ذکر شده است.

در مقاله حاضر مدل انتخاب شده برای انجام آزمون تونل باد از نوع مدل گسسته چند درجه آزادی می‌باشد. با توجه به نو بودن فعالیت‌های تجربی در زمینه فلاتر در کشور ایران، مطالعه حاضر در جهت ایجاد دانش فنی بوده و نتایج به دست آمده از این آزمون و مقایسه آن با نتایج تحلیلی می‌تواند گام مؤثری در جهت رشد و توسعه دانش فنی در زمینه آزمون‌های تجربی فلاتر در تونل باد باشد.

1- Zhao
2- Yi and Zhichun

معادلات دیفرانسیلی - انتگرالی می‌باشد. در نهایت از روش رانگ-کوتای مرتبه چهار برای حل دستگاه معادلات دیفرانسیلی مرتبه چهار جدید استفاده شد. همچنین جهت حل ناپایداری در حوزه فرکانس و محاسبه سرعت فلاتر برای ایرفویل و بال سه‌بعدی از مرجع [۱۶] استفاده شده است. ایرانی و همکاران همچنین سرعت فلاتر یک ورق را در تونل باد مادون صوت تراکم ناپذیر به دست آورده و با نتایج تئوری مقایسه کردند [۱۷].

۳- طراحی و ساخت سامانه فلاتر دو درجه آزادی

این سیستم از دو قسمت عمده شامل بال صلب و فلکسچرهای خمشی و پیچشی تشکیل شده است.

۳-۱- بال کامپوزیتی

بال ساخته شده شامل سه قسمت می‌باشد، هسته این بال از جنس فوم یونولیتی به شکل بال مورد نظر بوده که ۱۵ لایه کامپوزیتی بر روی آن قرار می‌گیرد، همچنین در دو انتهای این بال دو ریب آلومینیومی از جنس آلومینیوم ۷۰۷۵ با چگالی ۲/۸ کیلوگرم بر متر مکعب نصب شده است (شکل ۲).



شکل (۲): ریب‌های آلومینیومی با مقطع NACA۰۰۱۲.

وزن کلی بال ۱/۴۶۵ کیلوگرم می‌باشد. ریب‌های آلومینیومی به شکل ایرفویل NACA۰۰۱۲ به ضخامت ده میلی‌متر ساخته شده که محل قرار گرفتن فلکسچرهای پیچشی بر روی آن تعبیه شده است. این بال دارای یک وتر ۲۵ سانتی‌متری و به طول ۷۰ سانتی‌متر می‌باشد. در شکل ۳ نمایی از بال به همراه اجزاء تشکیل دهنده آن نشان داده شده است.

۳-۲- فلکسچر

فلکسچر وسیله‌ای است که با توجه به تعداد درجات آزادی تعریف شده برای آن، با تغییر شکل الاستیک، امکان آزادی حرکت یا دوران را ایجاد می‌نماید. بنابراین، قوانین و معادلات الاستیسیته بر

واضح است که نیروی تعمیم‌یافته متناظر با w (جابه‌جایی عرضی)، به صورت منفی نیروی برآ می‌باشد، در حالی که نیروی متناظر با θ (جابه‌جایی پیچشی)، ممان پیچشی حول نقطه مرجع P خواهد بود. بنابراین، معادلات حاکم بر دینامیک سامانه به صورت زیر به دست خواهد آمد:

$$\begin{cases} m\ddot{w} + mbx_{\theta}\ddot{\theta} + k_w w = -L, \\ I_p \ddot{\theta} + mbx_{\theta}\dot{w} + k_{\theta}\theta = M_y. \end{cases} \quad (1)$$

همچنین برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی ناپایا (نیروی برا و ممان) از الگوی آیرودینامیکی واگنر در حوزه زمان برای مدل‌سازی بر روی بال استفاده شده است. در نهایت با در نظر گرفتن سختی غیرخطی برای فنرها، معادلات حاکم بر سامانه به صورت رابطه (۲ و ۳) به دست می‌آید.

$$\begin{aligned} m\ddot{w} + mbx_{\theta}\ddot{\theta} + k_w w + k_{w3} w^3 = & \\ -[\pi \rho b^2 \{\ddot{w} - a b \ddot{\theta}\}] + 2\pi \rho U b \{\varphi(0)\dot{w} + & \\ b(\frac{1}{2} - a)[\varphi(0) + \frac{1}{1-2a}]\dot{\theta} + & \\ \dot{\varphi}(0)w + [U\varphi(0) + b(\frac{1}{2} - a)\dot{\varphi}(0)]\theta\} & \\ - 2\pi \rho U b [w(0) + b(\frac{1}{2} - a)\theta(0)].\dot{\varphi}(t) & \\ - 2\pi \rho U b \left[\begin{aligned} & \lambda_{w1} e^{-\varepsilon_1 t} \int_0^t w(\sigma) e^{\varepsilon_1 \sigma} d\sigma \\ & + \lambda_{w2} e^{-\varepsilon_2 t} \int_0^t w(\sigma) e^{\varepsilon_2 \sigma} d\sigma \end{aligned} \right] & (2) \\ + 2\pi \rho U b \left[\begin{aligned} & \lambda_{\theta 1} e^{-\varepsilon_1 t} \int_0^t \theta(\sigma) e^{\varepsilon_1 \sigma} d\sigma \\ & + \lambda_{\theta 2} e^{-\varepsilon_2 t} \int_0^t \theta(\sigma) e^{\varepsilon_2 \sigma} d\sigma \end{aligned} \right] & \end{aligned}$$

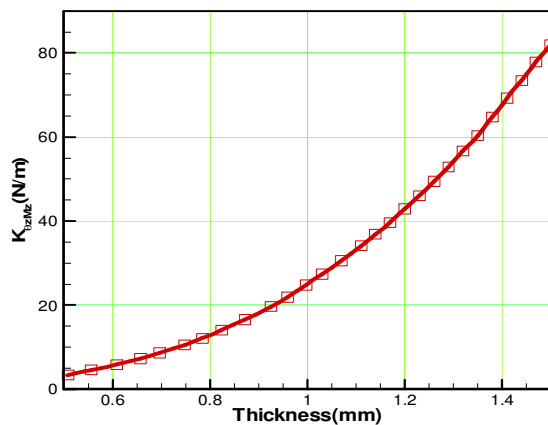
$$\begin{aligned} mbx_{\theta}\ddot{w} + I_{e.a}\ddot{\theta} + k_{\theta}\theta + k_{\theta 3}\theta^3 = & \\ \pi \rho b^3 [a\ddot{w} - b(\frac{1}{8} + a^2)\ddot{\theta}] + & \\ 2\pi \rho U b^2 (\frac{1}{2} + a) \{\varphi(0)\dot{w} + b(\frac{1}{2} - a)[\varphi(0) - \frac{1}{1+2a}]\dot{\theta} & \\ + \dot{\varphi}(0)w + [U\varphi(0) + b(\frac{1}{2} - a)\dot{\varphi}(0)]\theta\} & \\ - 2\pi \rho U b^2 (\frac{1}{2} + a) [w(0) + b(\frac{1}{2} - a)\theta(0)].\dot{\varphi}(t) & \\ - 2\pi \rho U b^2 (\frac{1}{2} + a) \left[\begin{aligned} & \lambda_{w1} e^{-\varepsilon_1 t} \int_0^t w(\sigma) e^{\varepsilon_1 \sigma} d\sigma \\ & + \lambda_{w2} e^{-\varepsilon_2 t} \int_0^t w(\sigma) e^{\varepsilon_2 \sigma} d\sigma \end{aligned} \right] & (3) \\ + 2\pi \rho U b^2 (\frac{1}{2} + a) \left[\begin{aligned} & \lambda_{\theta 1} e^{-\varepsilon_1 t} \int_0^t \theta(\sigma) e^{\varepsilon_1 \sigma} d\sigma \\ & + \lambda_{\theta 2} e^{-\varepsilon_2 t} \int_0^t \theta(\sigma) e^{\varepsilon_2 \sigma} d\sigma \end{aligned} \right] & \end{aligned}$$

مشکل موجود در حل دسته معادلات به دست آمده وجود ترم‌های انتگرالی است. جهت حل دستگاه معادلات به دست آمده برای حذف ترم‌های انتگرالی از معادلات آیروالاستیسیته از روش مشتق‌گیری استفاده شده است. با این کار ضمن حذف ترم‌های انتگرالی، معادلات به یک‌سری معادلات دیفرانسیل معمولی (مرتبه چهار) تبدیل می‌شود که برای حل، بسیار ساده‌تر از

جدول (۲): فرمول محاسبه سختی برای المان صلیبی [۱۵].

Torsional Stiffness	$k_{66} (M_z / \theta_z)$	$\left(\frac{w}{t} - 0.373\right) \frac{4Gt^4}{3L}$
Bending / Rotational Stiffness	$k_{44} (M_x / \theta_x),$ $k_{55} (M_y / \theta_y)$	8 EI/L
Bending Stiffness	$k_{11} (F_x / dx),$ $k_{33} (F_y / dy)$	24 EI/L ³
Axial Stiffness	$k_{22} (F_z / dz)$	2 AE/L

در سختی فلکسچر سه پارامتر مهم ضخامت، عرض و طول و نسبت آنها مورد بررسی قرار می‌گیرد. در تحقیق حاضر مهم‌ترین سختی، سختی پیچشی و عوامل مؤثر بر آن است. با توجه به محدودیت در عرض فلکسچر و انتخاب ۲۵ mm برای عرض، مقادیر سختی پیچشی مورد نظر را می‌توان از شکل ۶ به دست آورد. با توجه به نمودار شکل ۶ مقدار ضخامت تیغه‌ها ۱/۲mm متناظر با سختی ۴۲N/m در نظر گرفته شد.

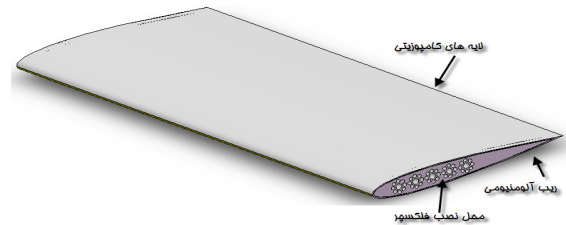


شکل (۶): تغییرات ضریب سختی پیچشی حول محور Z، در برابر نسبت ضخامت المان صلیبی.

ب) فلکسچر خمشی ترکیبی

با توجه به الزامات طراحی، می‌بایست جابه‌جایی در راستای عمود بر جریان یعنی در راستای اعمال نیروی لیفت به وجود آید. حال با توجه به اینکه افت قابل ملاحظه‌ای در اثر نیروی وزن ایجاد می‌شود، بهترین راه این است که از مقطعی برای طراحی استفاده شود که در راستای گشتاور وزن، ممان بالا و در راستای عمود بر جریان ممان کمی داشته باشد، در نتیجه از مقطع مستطیلی استفاده شد (شکل ۷).

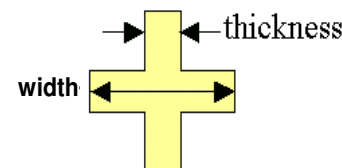
طراحی این وسیله حاکم است. ساده‌ترین نوع فلکسچر، از نوع یک درجه آزادی و اصول کارکرد آن بر مبنای تغییر شکل الاستیک تیر می‌باشد [۱۵].



شکل (۳): نمایی از بال ساخته شده.

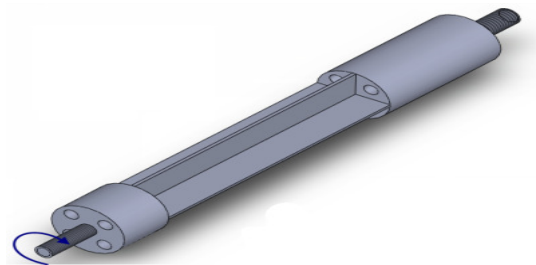
الف) فلکسچر پیچشی

فلکسچر پیچشی یک سازه الاستیک است که در برابر ممان‌های خمشی از خود مقاومت نشان داده ولی در برابر گشتاور پیچشی مقاومت اندکی داشته و تغییر شکل می‌دهد (شکل ۴).

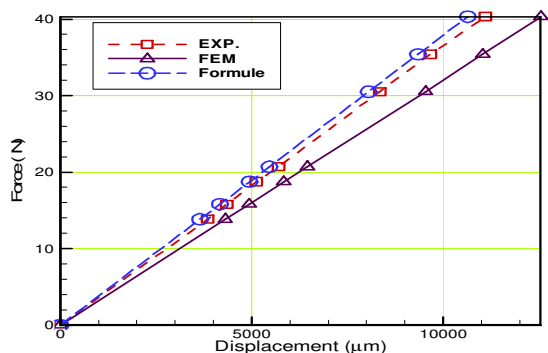


شکل (۴): شماتیک فلکسچر صلیبی.

مقادیر سختی یک فلکسچر صلیبی به غیر از مقدار سختی پیچشی از مدل‌سازی یک تیر یک‌سر گیردار به دست می‌آید. فرمول‌های تجربی اقتباس شده برای یک المان صلیبی نشان داده شده در شکل ۵ در جدول ۲ آمده است.

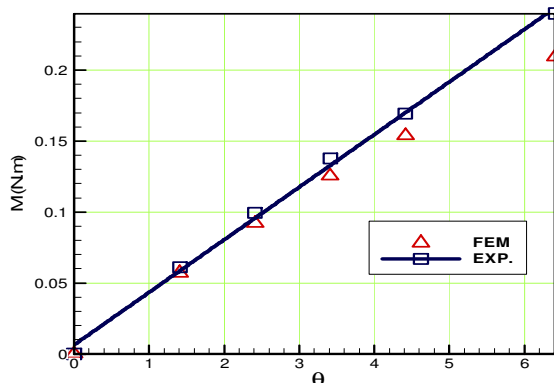


شکل (۵): شماتیک فلکسچر پیچشی با المان صلیبی.



شکل (۹): نمودار کالیبراسیون فلکسچر خمشی برای طول ۳۰m.

در شکل ۱۰ نمودار بارگذاری فلکسچر پیچشی بر حسب زاویه چرخش ترسیم شده است، همانطور که مشاهده می‌شود تغییرات روند خطی را طی می‌کند و نتایج حل عددی به نتایج آزمایش نزدیک می‌باشد.



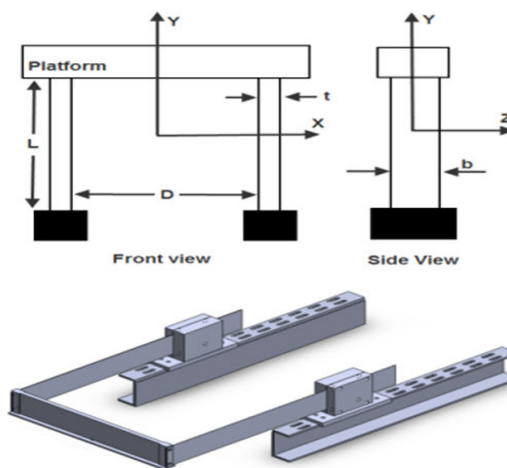
شکل (۱۰): نمودار کالیبراسیون فلکسچر پیچشی.

۵- نصب سامانه آزمایشگاهی

در شکل ۱۱ سامانه نصب شده در تونل باد و در شکل ۱۲ مجموعه آزمایشگاهی به همراه زیرسامانه‌های آن نشان داده شده است.

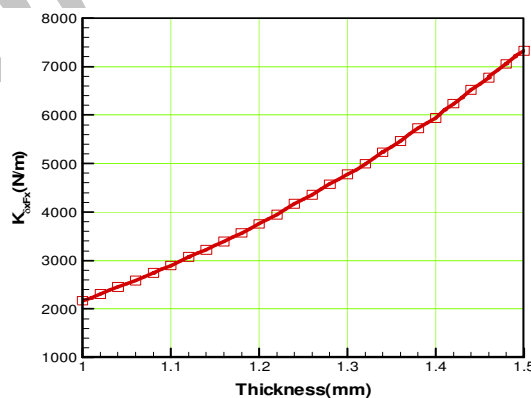


شکل (۱۱): نحوه قرارگیری بال در تونل باد.



شکل (۷): شماتیک فلکسچر خمشی طراحی شده.

مقایسه نمودارها نشان می‌دهد که فلکسچر خمشی طراحی شده کمترین فنریت را برای جابه‌جایی در جهت x از خود نشان می‌دهد. بنابراین با توجه به نمودار شکل ۸ ضخامت تیغه‌ها mm ۱/۲۵ معادل سختی ۴۰۰۰ N/mm در نظر گرفته شد.



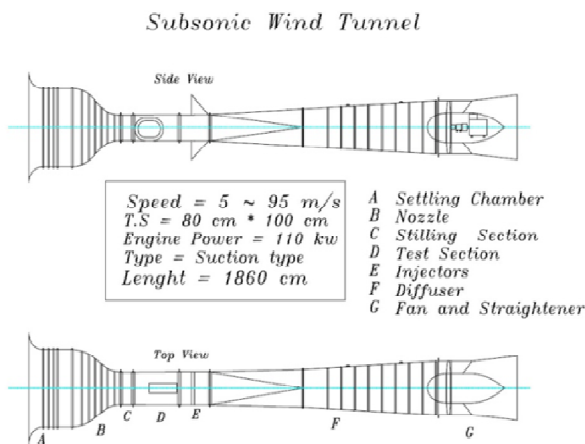
شکل (۸): تغییرات سختی خمشی در برابر ضخامت تیغه در جهت محور x.

۴- کالیبراسیون فلکسچرها

جهت بررسی سختی فلکسچر خمشی و پیچشی یک سازوکار مناسب برای بارگذاری و تعیین میزان خطا طراحی شد. در این سازوکار با بارگذاری و تعیین میزان جابه‌جایی برای طول‌های مختلف فلکسچر (۵ تا ۳۰ سانتی‌متری) میزان سختی تعیین شد. این مقادیر با میزان سختی محاسبه شده از روش المان محدود و فرمول تحلیلی ارائه شده در مرجع [۱۵] مقایسه شده که نتایج آن بسیار نزدیک به هم می‌باشد. شکل ۹ نمونه‌ای از محاسبات برای فلکسچر خمشی به طول ۳۰cm را نشان می‌دهد.

مکش هوا از بیرون و کاهش مکنندگی از تونل می‌توان سرعت درون محفظه آزمون را تنظیم کرد. در شکل ۱۳ نمایی از این تونل باد مشاهده می‌شود.

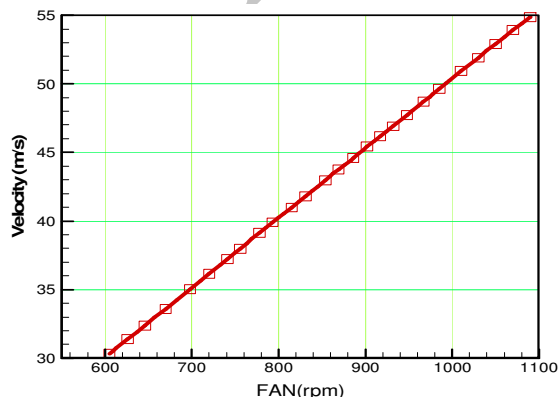
مجموعه تجهیزات مورد استفاده در این آزمایش‌ها، تونل باد مادون صوت و مانومتر یک لوله‌ای، برای اندازه‌گیری سرعت در تونل باد، زاویه سنج‌های دقیق و شاقول برای تنظیم سامانه می‌باشد. جهت انجام آزمایش، ابتدا سامانه را با توجه به محاسبات (تعیین طول فلکسچر خمشی) آماده آزمایش شده و سپس با شروع تونل باد و انجام آزمایش تا رسیدن به سرعت فلاتر آزمایش انجام می‌شود. شکل ۱۴ نمودار کالیبراسیون دور فن تونل باد بر حسب سرعت و به صورت خطی را نشان می‌دهد.



شکل (۱۳): تونل باد مادون صوت مرکز آیرودینامیک قدر.

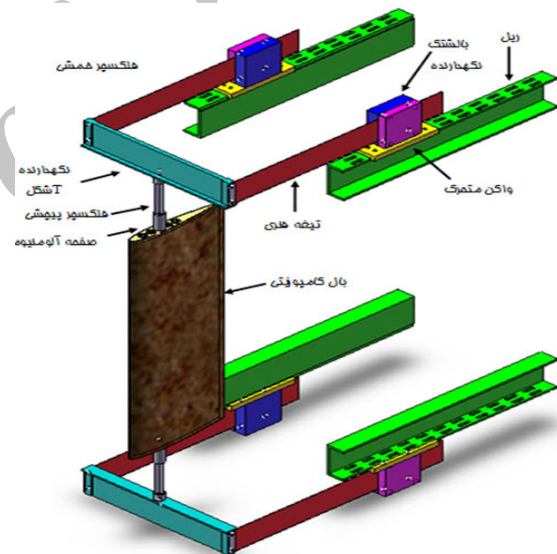
۷- نتایج آزمایش

در این بخش نتایج حاصل از روش‌های تئوری و تجربی جهت محاسبه سرعت فلاتر بال‌های دو بعدی و سه بعدی مورد بررسی قرار گرفته است. مشخصات بال مورد استفاده با مقطع ناکا ۰۰۱۲ در جدول ۳ آورده شده است.



شکل (۱۴): نمودار کالیبراسیون دور فن.

فلکسچر پیچشی در محل‌های تعبیه شده بر روی بال قرار گرفته و سپس با استفاده از چهار پیچ از اطراف بر روی بال ثابت می‌شود، سپس قطعه T شکل بر روی آن سوار شده و تیغه و سایر ملحقات به آن اضافه می‌گردد، به طوری که حدود پنج سانتی‌متر از طول فلکسچر که به صورت استوانه است در معرض جریان و در داخل لایه مرزی قرار گرفته و بقیه آن به همراه فلکسچر خمشی و سامانه نگهدارنده آن در بیرون از تونل و بر روی صفحات بیرونی تونل باد نصب می‌گردد. محل محور الاستیک با قرار گرفتن در محل‌های مختلف (از پیش تعیین شده) بر روی صفحه آلومینیومی قابل جابه‌جایی بوده و با ثابت در نظر گرفتن قطعه T شکل و ریل و جابه‌جایی واگن بر روی آن می‌توان طول تیغه‌های فلکسچر خمشی و در نهایت سختی خمشی آن را تغییر داد.



شکل (۱۲): شماتیک سیستم فلاتر ساخته شده.

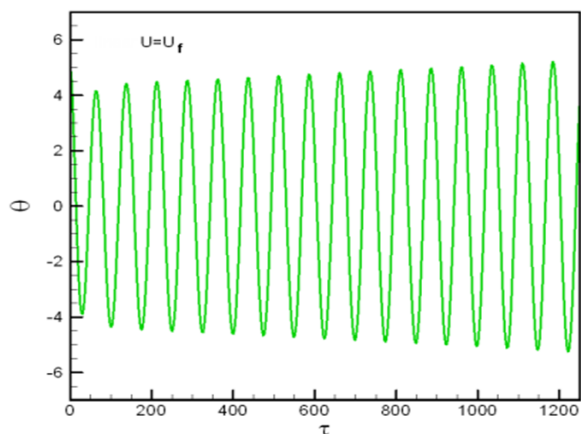
۶- آزمایش تجربی و تجهیزات

تونل باد استفاده شده جهت انجام این آزمایش، تونل باد مادون صوت ساخته شده در مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر می‌باشد. این تونل از نوع مکشی مدار باز می‌باشد که تمامی مراحل طراحی و ساخت آن در داخل کشور انجام شده است. محفظه آزمون این تونل به طول ۱/۶ متر با مقطع مستطیلی در ابعاد ۰/۸ × ۱ (ارتفاع) مترمربع می‌باشد. نحوه تنظیم و تغییر سرعت در آن به دو صورت طراحی شده است. با تغییر دور فن مکنده تونل و همچنین تعبیه انژکتور بعد از مقطع آزمون جهت

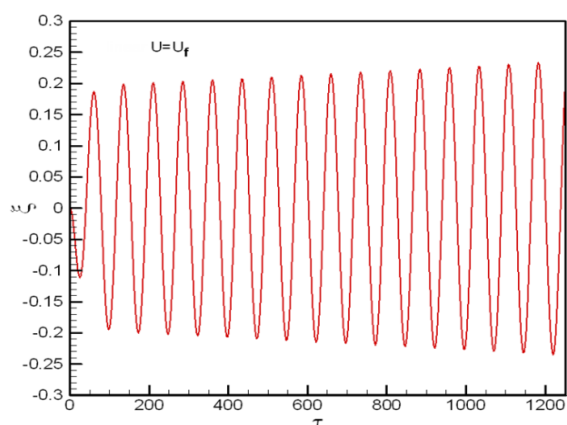
جدول (۳): مشخصات بال مورد استفاده برای آزمایش.

پارامترها	C	b	l	X_{cg}	$I_{c.a.}$	m	ρ
مقادیر	۰/۲۵(m)	۰/۱۲۵(m)	۰/۷(m)	۰/۱(m)	۰/۰۰۶۹	۴/۸ (kg)	$۱ (kg/m^3)$

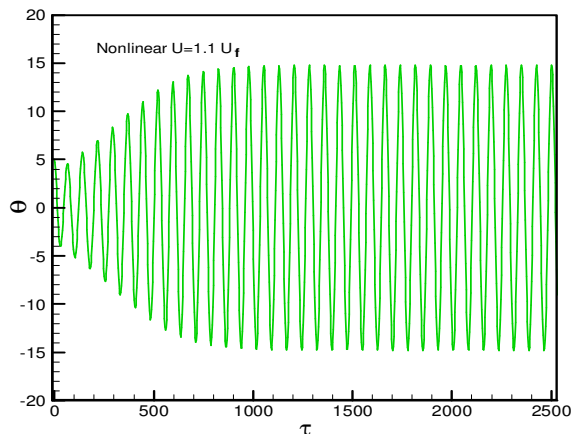
در شکل‌های ۲۰ - ۱۵ نمودارهای ناپایداری دامنه بی‌بعد بر حسب زمان بی‌بعد ترسیم شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش سرعت جریان در سرعت فلاتر و بیش از آن ناپایداری اتفاق افتاده و با توجه به خطی بودن رفتار فلکسچرها دامنه نوسانات به سمت بی‌نهایت پیش می‌رود. همچنین مشاهده می‌شود که اثرات غیرخطی از بی‌نهایت شدن دامنه نوسان جلوگیری کرده و باعث ارتعاش با دامنه محدود در سامانه می‌شود. بنابراین، تحلیل‌های خطی فقط جهت تعیین سرعت فلاتر مهم بوده و هیچ ایده‌ای برای تعیین رفتار بال بعد از سرعت فلاتر ایجاد نمی‌کند.



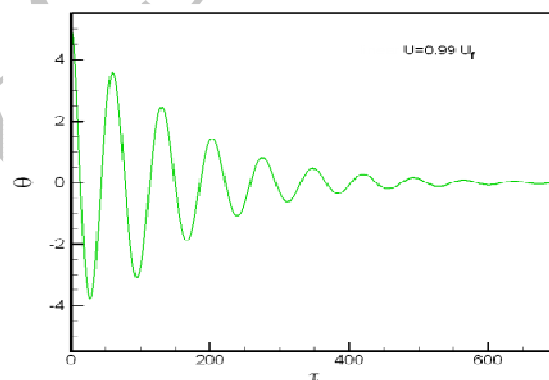
شکل (۱۷): نمودارهای ناپایداری دامنه بی‌بعد θ بر حسب زمان بی‌بعد برای ایرفویل با خاصیت غیرخطی در $U = U_f$ با سختی خطی.



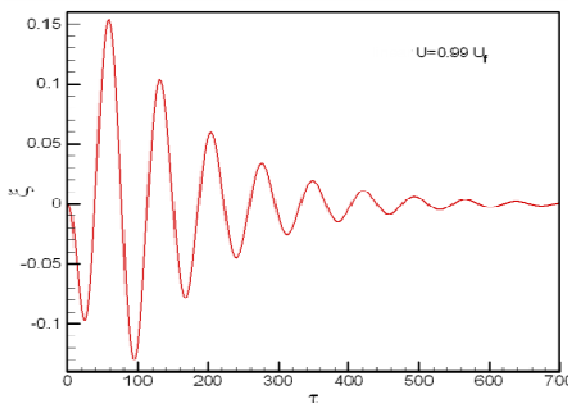
شکل (۱۸): نمودارهای ناپایداری دامنه بی‌بعد θ بر حسب زمان بی‌بعد برای ایرفویل با خاصیت غیرخطی در $U = U_f$ با سختی خطی.



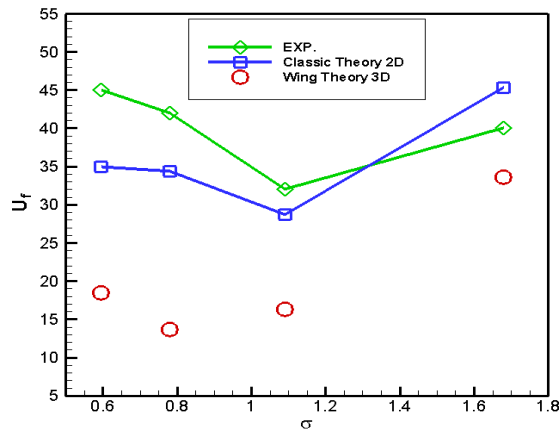
شکل (۱۹): نمودارهای ناپایداری دامنه بی‌بعد θ بر حسب زمان بی‌بعد برای ایرفویل با خاصیت غیرخطی در درجه آزادی $\theta(0) = 5^\circ, \xi(0) = 0, U = 1.1U_f, k_{\theta^3} = -100, k_{\theta^3} = 0$.



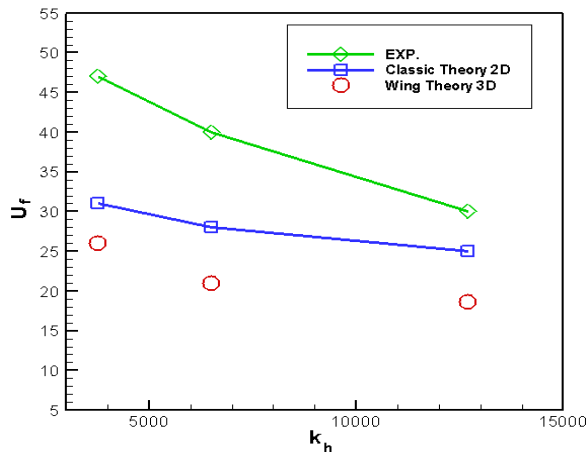
شکل (۱۵): نمودارهای ناپایداری دامنه بی‌بعد θ بر حسب زمان بی‌بعد برای ایرفویل با خاصیت غیرخطی در $U = 0.99U_f$ با سختی خطی.



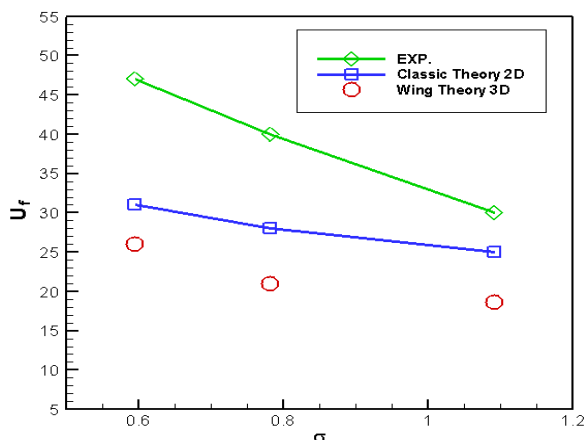
شکل (۱۶): نمودارهای ناپایداری دامنه بی‌بعد θ بر حسب زمان بی‌بعد برای ایرفویل با خاصیت غیرخطی در $U = 0.99U_f$ با سختی خطی.



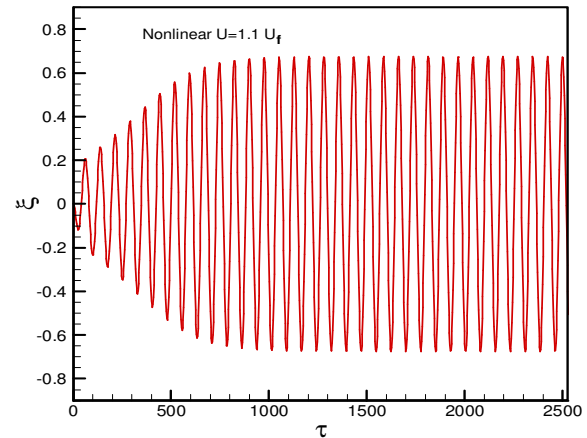
شکل (۲۲): نمودار تغییرات سرعت فلاتر بر حسب m/s نسبت به نسبت فرکانسی برای $X_{EA} = 58/33 mm$.



شکل (۲۳): نمودار تغییرات سرعت فلاتر بر حسب m/s نسبت به سختی خمشی برای $X_{EA} = 81/67 mm$.

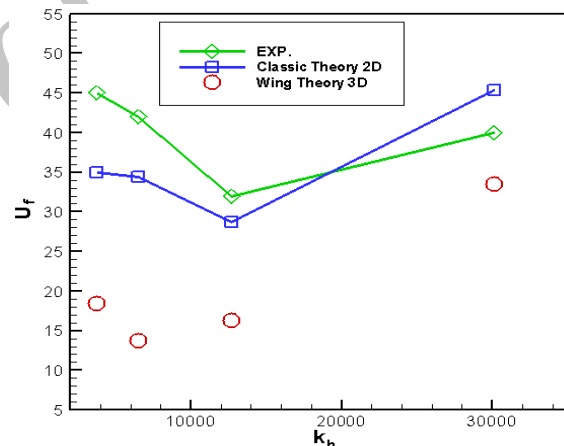


شکل (۲۴): نمودار تغییرات سرعت فلاتر بر حسب m/s نسبت به نسبت فرکانسی برای $X_{EA} = 81/67 mm$.



شکل (۲۰): نمودارهای ناپایداری دامنه بی بعد ξ بر حسب زمان بی بعد برای ایرفویل با خاصیت غیرخطی در درجه آزادی $k_{w^3} = -100, k_{\theta^3} = 0$ و $\theta(0) = 5^\circ, \xi(0) = 0, U = 1.1 U_f$.

در شکل ۲۱ نتایج تئوری و تجربی سرعت فلاتر بر حسب تغییر سختی خمشی برای $X_{EA} = 58/33 mm$ ترسیم شده است.



شکل (۲۱): نمودار تغییرات سرعت فلاتر بر حسب m/s نسبت به سختی خمشی برای $X_{EA} = 58/33 mm$.

مشاهده می شود که با افزایش سختی خمشی، سرعت فلاتر کاهش یافته و پس از اینکه به مقدار کمینه می رسد سرعت فلاتر افزایش می یابد. این موضوع به صورت تغییرات نسبت فرکانسی (w_f/w_a) نیز در شکل ۲۲ نشان داده شده است.

شکل ۲۳ نمودار تغییرات سرعت فلاتر را برای بال با محل نصب $X_{EA} = 81/67 mm$ نشان می دهد. در شکل ۲۴ نیز تغییرات سرعت برای بال بر حسب عدد بی بعد نسبت فرکانسی (w_f/w_a) نشان داده شده است.

۱۰- مراجع

1. Bisplinghoff, R.L. and Ashley, H. "Principles of Aeroelasticity", New York: John Wiley and Sons, 1962.
2. Collier, B.D. and Chamara, P.A. "Structural Non-Linearities and the Nature of the Classic Flutter Instability", J. Sound Vib, vol. 227, No.4, pp. 711-739, 2004.
3. Lee, Y.S., Vakakis, F., and Bergman L.A. et al. "Triggering Mechanisms of Limit Cycle Oscillations Due to Aeroelastic Instability", J. Fluids and Structures, Vol. 21, No.9, pp. 485-529, 2005.
4. Marsden, C.C. and Price, S.J. "The Aeroelastic Response of a Wing Section with a Structural Freeplay Nonlinearity: An Experimental Investigation", J. Fluids and Structures, Vol. 21, No.5, pp. 257-276, 2005.
5. Tang, D., Henry, J.K., and Dowell, E.H. "Limit Cycle Oscillations of Delta Wing Models in Low Subsonic Flow", AIAA J., vol. 37, No. 11, pp. 364-371, 1999.
6. Tang, D., Dowell, E.H., and Hall, K.C. "Limit Cycle Oscillations of a Cantilevered Wing in Low Subsonic Flow", AIAA J., Vol. 37, No. 3, pp. 364-371, 1999.
7. Attar, P.J. and Gordnier, R.E. "Aeroelastic Prediction of the Limit Cycle Oscillations of a Cropped Delta Wing", J. of Fluids and Structures, vol. 22, No.1, pp. 45-58, 2006.
8. Agelastos, A.M. "Effects of Columb Friction on Flutter and Limit Cycle Oscillations According to a Structural Dynamic Model", Msc Thesis, Arizona State Univ. 2005.
9. Haddadpour, H. and FirouzAbadi, R.D. "Evaluation of Quasi-Steady Aerodynamic Modeling for Flutter Prediction of Aircraft Wings in Incompressible flow", Thin-Walled Structures, vol. 44, No. 9, pp. 931-936, 2006.
10. Qian, D. and Dong-Li, W. "The Flutter of an Airfoil with Cubic Structural and Aerodynamic Non-Linearities", Aero. Sci. and Tech., Vol. 10, No.5, pp. 427-434, 2006.
11. Ghadiri, B. and Razi, M. "Limit Cycle Oscillations of Rectangular Cantilever Wings Containing Cubic Nonlinearity in an Incompressible flow", J. Fluids and Structures, Vol. 23, No.4, pp. 665-680, 2007.
12. 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., Vol. 58, No. 4, pp. 643-654, 2009.
13. Yi, L. and Zhichun, Y. "Uncertainty Quantification in Flutter Analysis for an Airfoil with Preloaded Freeplay", J. Aircraft, Vol. 47, No. 4, pp. 1454-1457, 2010.
14. Irani, S., Sarrafzadeh, H., and Amoozgar, R. "Bifurcation in a 3-DOF Airfoil with Cubic Structural Nonlinearity", Chinese J. Aero. Vol. 24, No. 3, pp. 265-278, 2011.

به طور کلی نتایج نشان می دهد که تحلیل های دوبعدی به نتایج آزمایش نزدیک تر بوده و می توان گفت که رفتار بال طراحی شده با تکیه گاه های الاستیک به ایرفویل نزدیک تر است. بررسی نتایج تجربی و تئوری حاکی از وجود اختلاف در نتایج به دست آمده است که دلایل آنرا می توان به صورت زیر ذکر کرد: اثرات گردابه های نوک بال در آزمایش تجربی که در تحلیل ها از آن صرف نظر شده است می تواند زمینه پیدایش خطا و اختلاف با نتایج تجربی باشد. در تحلیل ها از اثرات نیروی درگ ناچیز در نظر گرفته می شود و اثر آن بر رفتار فلکسچرها در نظر گرفته نمی شود. در تحلیل ها از تئوری ایرفویل نازک استفاده می شود و اثرات ضخامت ایرفویل در نظر گرفته نمی شود، همچنین یکسان سازی نتایج به ویژه در مقادیر فرکانسی در فلکسچرها می تواند در کاهش این اختلافات مؤثر باشد.

۸- نتیجه گیری

در این پژوهش تحلیل خطی و غیرخطی ایرفویل با دو درجه آزادی در جریان تراکم ناپذیر ارائه گردید و اثر غیرخطی درجه سه به عنوان یک اثر غیرخطی سازه ای در فلکسچرها مدنظر قرار گرفته شد و برای نیروهای آیرودینامیکی از مدل آیرودینامیک غیردائم در یک سیال تراکم ناپذیر در حوزه زمان به وسیله تابع وگنر برای محاسبه لیفت و ممان استفاده شد. بررسی مقایسه کلی نتایج حاصل از آزمایش تونل باد و روش های تئوری محاسبه سرعت فلاتر و بررسی پارامترهای مؤثر مشخص می شود که افزایش سختی خمشی سازه نسبت به سختی پیچشی موجب کاهش سرعت فلاتر می گردد ولی این کاهش در یک نسبت فرکانسی معین به حداقل خود رسیده و سپس سرعت فلاتر روند صعودی به خود می گیرد. همچنین مشاهده شد که با افزایش فاصله محور الاستیک از مرکز ایرفویل (منفی تر شدن مقدار a) سرعت فلاتر نیز روند کاهشی داشته که با توجه به محاسبات تئوری این موضوع قابل پیش بینی بود.

۹- تشکر و سپاسگذاری

این مقاله با حمایت و پشتیبانی قطب علمی آیرودینامیک تجربی دانشگاه جامع امام حسین (ع) تهیه شده و بدین وسیله از مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر که در رابطه با ساخت مدل و انجام آزمون های تونل باد همکاری بسیار خوبی داشته اند، تشکر و قدردانی می شود.

17. Irani S., Dehghani R., Golparvar H., Hosseinian A., "Wing Flutter Analysis of Model with Experimental and Theory Method". Aero. Mech. J. Vol.8, No. 3, pp. 69-76, 2012 (In Persian).
15. Trease, B. "Flexures Compliant System Design Laboratory", The University of Michigan, 2004.
16. Hodges, D.H. and Pierce, G.A. "Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity: Cambridge Univ. Press, 2002.

Archive of SID