



بررسی عددی و تجربی اثر مخزن بر سرعت فلاتر برای مدل بال ذوزنقه‌ای در رژیم مادون صوت تراکم‌ناپذیر

حسین گل‌پرور^{1*}، سعید ایرانی²

1- مربی، مهندسی هوافضا، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه امام حسین (ع)، تهران

2- استاد، مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

* تهران، صندوق پستی 16585-193، hgolparvar@ihu.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 23 اسفند 1393

پذیرش: 29 فروردین 1394

ارائه در سایت: 28 اردیبهشت 1394

کلید واژگان:

آیرودینامیک

فلاتر

تونل باد

بال ذوزنقه‌ای

مخزن

چکیده

در این مقاله پدیده فلاتر برای یک بال ذوزنقه‌ای به همراه مخزن متصل به آن به روش‌های عددی و تجربی در جریان مادون صوت تراکم‌ناپذیر مورد مطالعه قرار گرفته است. سازه بال براساس تئوری ورق فون کارمن مدل‌سازی شده است. سپس از روش گردابه‌های سه بعدی برای مدل‌سازی آیرودینامیک بال و تئوری آیرودینامیک اجسام باریک برای مدل‌سازی اثر آیرودینامیک مخزن استفاده شده است. در نهایت معادلات آیرولاستیک حاکم بر مسأله با در نظر گرفتن حرکت نوسانی بال حل شده است. برای انجام آزمایش‌های تجربی از تونل باد مادون صوت تراکم‌ناپذیر استفاده شده است. مقایسه نتایج آزمایش تجربی با تحلیل تئوری تطابق مناسبی بخصوص در محاسبه رفتار آیرولاستیک بال نشان می‌دهد. در ادامه اثر تغییر پارامترهایی از قبیل ضخامت ورق، ضریب منظری بال، محل قرارگیری مخزن، وزن مخزن، آیرودینامیک مخزن، فاصله عمودی مخزن از بال و مرکز جرم مخزن بر روی سرعت فلاتر و مرز ناپایداری بال بصورت تجربی و تحلیلی بررسی شده است. نتایج نشان می‌دهد که افزایش ضریب منظری و کاهش ضخامت بال باعث کاهش سرعت فلاتر می‌شود. همچنین تغییر محل قرارگیری مخزن بر روی سرعت فلاتر/مخزن تأثیر می‌گذارد. آیرودینامیک مخزن اثر چندانی بر روی اندازه سرعت فلاتر/مخزن ندارد و افزایش جرم مخزن باعث افزایش مقدار سرعت بی‌بعد فلاتر می‌شود. تغییر محل مرکز جرم مخزن بر روی سرعت فلاتر تأثیرگذار است.

An Analytical & Experimental Investigation of Effects of Store on Flutter Speed for Cropped Delta Wing/Store Model in Low subsonic Regime

Hussein Golparvar^{1*}, Said Irani²

1- Department of Engineering, IHU, Tehran, Iran

2- Department of Aerospace Engineering, KNTU, Tehran, Iran

* P.O.B. 16585-193 Tehran, Iran. hgolparvar@ihu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 14 March 2015
Accepted 18 April 2015
Available Online 18 May 2015

Keywords:
Aeroelasticity
Flutter
Wind Tunnel
Cropped Delta Wing
Store

ABSTRACT

In this paper flutter phenomena for a cropped wing with an external store using numerical and experimental methods in a subsonic and incompressible flight regime has been studied. Wing structure was modeled based on von Karman plate theory. A 3-D Time domain unsteady vortex lattice method was used for wing aerodynamic model and slender body aerodynamic theory was used for store aerodynamic model. Finally, the aeroelastic governing equations by considering vibratory wing motion has been solved. The experimental tests were performed in an incompressible subsonic wind tunnel. Comparison of experimental results with theoretical analysis shows good agreement, especially in calculation of aeroelastic behavior of the wing. To continue, the effects of some parameters such as wing thickness, wing aspect ratio, store position, weight of the store, aerodynamic of the store, store vertical distance from under wing, and center of mass of the store on both flutter speed and instability boundary of the wing have been studied analytically and experimentally. The results show with both increasing aspect ratio and decreasing wing thickness, flutter speed will be decreased. Moreover, change in store position effects on flutter speed of the wing/store configuration. Aerodynamic of the store has no significant effect on flutter speed of the wing/store configuration and increasing store weight leads to increasing flutter speed. Change in center of mass of the store influences flutter speed.

1- مقدمه

آیرودینامیکی، اینرسی و الاستیک سازه مورد مطالعه قرار می‌گیرد [1]. تحلیل آیرولاستیک بال هواپیما یکی از مهمترین تحلیل‌های سازه‌ای در طراحی هواپیما است. در اغلب هواپیماها قطعاتی از جمله مخزن سوخت و یا موتور به بال هواپیما متصل بوده که می‌تواند در سرعت ناپایداری آن تأثیرگذار باشد.

طراحی اجسام پرنده به دلیل درگیر بودن سیال، دینامیک و سازه زمینه جدیدی از علم را ایجاد کرده است که به آن اندرکنش سازه و هوا (آیرولاستیسیت) گفته می‌شود. در این علم تداخل بین اثرات نیروهای

Please cite this article using:

H. Golparvar, S. Irani, An Analytical & Experimental Investigation of Effects of Store on Flutter Speed for Cropped Delta Wing/Store Model in Low subsonic Regime, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 7, pp. 61-72, 2015 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

بررسی کرده ولی به علت محدودیت‌های بال این بررسی به صورت جامع صورت نگرفته است که در این مقاله در صدد بررسی جامع اثرات مخزن بر روی رفتار آیرولاستیک بال هستیم. مقایسه نتایج با مرجع [5] نشان می‌دهد که رفتار بال به همراه مخزن با نسبت منطری کم متفاوت با بال‌های با نسبت منطری بالا است.

2- معادلات حاکم

برای مدل‌سازی آیرولاستیک بال علاوه بر مدل‌سازی سازه بال مدل بارگذاری آیرودینامیکی نیز شبیه‌سازی می‌شود، تا با استفاده کوپل معادلات سازه‌ای با آیرودینامیک نهایتاً معادلات آیرولاستیک حاکم بر سیستم بدست می‌آید.

2-1- مدل سازه‌ای

بسیاری از سازه‌های هوایی با ضریب منطری کم مثل بال هواپیماهای جنگنده، موشک و حتی مدل‌های تونل باد (به علت نسبت منطری کم) را می‌توان تنها با ورق و پوسته مدل‌سازی کرد [18]. در مطالعه حاضر با استفاده از بال و جرم متمرکز (در موقعیت مرکز جرم مخزن) مدل‌سازی سازه‌ای بال/مخزن انجام شده است. انرژی پتانسیل ورق با استفاده از رابطه تیموشنکو (1959) به صورت رابطه (1) محاسبه می‌شود [12]. در اینجا قسمت اول معادله ناشی از خمش ورق و قسمت دوم ناشی از کشیدگی صفحه میانی با در نظر گرفتن اثرات غیرخطی هندسی است.

$$U = \frac{D}{2} \iint_A \left[\left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right)^2 + \left(\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right)^2 + 2\nu \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2(1-\nu) \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right)^2 \right] dx dy + \frac{Et}{2(1-\nu^2)} \iint_A \left[\left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 \right)^2 + \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 \right)^2 + 2\nu \left[\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 \right] \left[\frac{\partial v}{\partial y} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 \right] + \frac{(1-\nu)}{2} \left[\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial x} \frac{\partial w}{\partial y} \right]^2 \right] dx dy \quad (1)$$

که در آن صلبیت خمشی تیر به صورت رابطه (1) است.

$$D = \frac{Et^3}{12(1-\nu^2)} \quad (2)$$

E مدول الاستیسیته ورق، t ضخامت ورق، ν نسبت پواسون و w, v, u به ترتیب جابجایی در راستای z, y, x هستند. همچنین برای انرژی جنبشی ورق به همراه مخزن می‌توان رابطه (3) را نوشت:

$$T = \frac{1}{2} \iint_A m \left(\frac{\partial w}{\partial t} \right)^2 dx dy + \frac{1}{2} \iint_A M_s \left(\frac{\partial w}{\partial t} \right)^2 \delta(x - x_s, y - y_s) dx dy \quad (3)$$

در شکل 1 بال در مختصات تعمیم یافته نشان داده شده است. محور x ‌ها در جهت وتر بال در ریشه قرار گرفته و محور y ‌ها عمود بر آن در امتداد دهانه بال قرار گرفته است. با استفاده از ماتریس انتقال بال بصورت مربع مدل‌سازی می‌شود [19].

با توجه به شکل 1 می‌توان روابط (4،5) را نوشت:

$$x = [(1-\xi)(1-\eta)x_1 + \xi(1-\eta)x_2 + \xi\eta x_3 + (1-\xi)\eta x_4] \quad (4)$$

$$y = [(1-\xi)(1-\eta)y_1 + \xi(1-\eta)y_2 + \xi\eta y_3 + (1-\xi)\eta y_4] \quad (5)$$

بنابراین در تحلیل آیرولاستیک بال باید اثر این قطعات و محل قرارگیری آنها در نقاط مختلف بال بررسی شوند. در سال 1979 برادی سرعت فلاتر یک بال با زاویه عقبگرد را مورد مطالعه قرار داد. در این پژوهش ایشان یک بال سر راست را درحالی که یک جرم در انتهای آن قرار داشت به صورت تجربی مورد آزمایش قرار داد و نتایج خود را با تحلیل تئوری در رژیم مادون صوت مقایسه نمود [2].

یانگ و ژائو در سال 1989 فلاتر یک بالواره دو بعدی را با مخزن بررسی کردند. در این شبیه‌سازی ضمن انجام آزمون تجربی و بررسی تئوری سرعت فلاتر برای یک بالواره دو بعدی به ازای سختی‌های مختلف استخراج شد [3]. گاد در سال 1998 فلاتر یک مخزن متصل به یک مقطع دو بعدی را بررسی کرد. وی توانست با یک سفتی و میرایی مناسب برای مخزن سرعت فلاتر را افزایش دهد. الگوی استفاده شده توسط ایشان نیروی آیرودینامیک واگنر با در نظر گرفتن معادلات دینامیکی حاکم بر آن بود [4]. گرن و لیبرسکیو در سال 1998 فلاتر یک بال به همراه مخزنی که در زیر آن و یا در نوک نصب شده بود را بررسی کردند [5]. آن‌ها با استفاده از اصل همپلتونین برای یک تیر معادلات حاکم بر آن را استخراج کردند [6]. آنها این کار را برای بال کامپوزیتی نیز انجام دادند [7]. نوسانات دامنه محدود برای سیستم آیرولاستیک غیرخطی بال به همراه جرم متمرکز توسط لی‌یو و چان (2000) ارائه شد. در این پژوهش به منظور تحلیل نوسانات دامنه محدود از روش بالانس هارمونیک استفاده شد [8]. در پژوهشی مشابه، عباس نیز نوسانات با چرخه محدود را برای بال/مخزن بررسی نمود [9]. عطار و همکاران در سال 2003 رفتار فلاتر بال دلتا بررسی کردند [10]. تانگو همکاران (2006) به صورت تحلیلی و تجربی فلاتر و نوسانات دامنه محدود بال دلتاشکل به همراه مخزن را بررسی کردند. در این پژوهش سازه بال دلتا با استفاده از فرضیه ورق فون کارمن الگوسازی شد. بر اساس این فرضیه میدان کرنش-تغییرمکان غیرخطی است. برای شبیه‌سازی آیرودینامیک بال از الگوی آیرودینامیکی شبکه‌ی گردابه و برای شبیه‌سازی آیرودینامیک مخزن از فرضیه آیرودینامیک جسم با بدنه باریک استفاده و سیستم آیرولاستیک غیرخطی بررسی شد. همچنین برای مقایسه نتایج تحلیلی با نتایج تجربی، بال دلتا شکل به همراه مخزن ساخته و در تونل باد آزمایش شد [11]. در پژوهشی دیگر تانگ و همکاران (2006) برای همان الگو پاسخ سیستم آیرولاستیک غیرخطی به ورودی تندباد را بررسی کردند [12]. مزیدی و همکاران در سال 2011 به بررسی آیرولاستیک یک بال در جریان مادون صوت که تحت اثر نیروی پیشران دو موتور نصب شده بر آن قرار دارد پرداخته‌اند [13].

ظریفیان و همکاران در سال 2012 اثرات تلاطم مخزن را با جرم و فنر شبیه‌سازی کردند و سرعت ناپایداری را برای یک بال در جریان تراکم‌ناپذیر بررسی نمودند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که فرکانس تلاطم بر روی سرعت فلاتر تأثیر گذاشته و می‌تواند آن را افزایش دهد [14]. ژو و همکاران در سال 2014 اثر پارامترهای تأثیرگذار بر سرعت فلاتر را برای بال/مخزن با نسبت منطری بالا را بررسی کرد [15]. آنها در ادامه ارتعاشات با چرخه محدود را برای بال تحت اثر جرم مخزن بررسی نمودند [16]. در این مقاله با استفاده از مدل تحلیلی و انجام آزمایش‌های تجربی سرعت فلاتر و مرز ناپایداری نسبت به جانمایی مخزن محاسبه می‌شود. در ادامه اثر تغییر پارامترهایی از قبیل ضخامت ورق، ضریب منطری بال، محل قرارگیری مخزن، وزن مخزن، آیرودینامیک مخزن، فاصله عمودی مخزن از بال و مرکز جرم مخزن بر روی سرعت فلاتر بررسی می‌شود. پیشتر تانگ [17] اثرات مخزن را برای بال دلتا

$$C_1 = \frac{Et}{2(1-\nu^2)} \sum_{j=1}^{n_u} \sum_{i=1}^{n_u} \int_0^1 \int_0^1 \left[2 \frac{\partial u_i}{\partial x} \frac{\partial u_j}{\partial x} + (1-\nu) \frac{\partial u_i}{\partial y} \frac{\partial u_j}{\partial y} \right] |J| d\xi d\eta$$

$$C_2 = \frac{Et}{2(1-\nu^2)} \sum_{j=1}^{n_v} \sum_{i=1}^{n_v} \int_0^1 \int_0^1 \left[2\nu \frac{\partial v_i}{\partial y} \frac{\partial v_j}{\partial x} + (1-\nu) \frac{\partial v_i}{\partial x} \frac{\partial v_j}{\partial y} \right] |J| d\xi d\eta$$

$$C = -\frac{Et}{2(1-\nu^2)} \sum_{j=1}^{n_u} \sum_{m=1}^{n_w} \sum_{p=1}^{n_w} q_m q_p \int_0^1 \int_0^1 \left[\frac{\partial \phi_m}{\partial x} \frac{\partial \phi_p}{\partial x} \frac{\partial u_j}{\partial x} + \nu \frac{\partial \phi_m}{\partial y} \frac{\partial \phi_p}{\partial y} \frac{\partial u_j}{\partial x} + (1-\nu) \frac{\partial \phi_m}{\partial x} \frac{\partial \phi_p}{\partial y} \frac{\partial u_j}{\partial x} \right] |J| d\xi d\eta \quad (13)$$

$$D_1 = \frac{Et}{2(1-\nu^2)} \sum_{j=1}^{n_v} \sum_{i=1}^{n_u} \int_0^1 \int_0^1 \left[2\nu \frac{\partial u_i}{\partial x} \frac{\partial v_j}{\partial y} + (1-\nu) \frac{\partial u_i}{\partial y} \frac{\partial v_j}{\partial x} \right] |J| d\xi d\eta$$

$$D_2 = \frac{Et}{2(1-\nu^2)} \sum_{j=1}^{n_v} \sum_{i=1}^{n_v} \int_0^1 \int_0^1 \left[2 \frac{\partial v_i}{\partial y} \frac{\partial v_j}{\partial y} + (1-\nu) \frac{\partial v_i}{\partial x} \frac{\partial v_j}{\partial x} \right] |J| d\xi d\eta$$

$$D = -\frac{Et}{2(1-\nu^2)} \sum_{j=1}^{n_v} \sum_{m=1}^{n_w} \sum_{p=1}^{n_w} q_m q_p \int_0^1 \int_0^1 \left[\frac{\partial \phi_m}{\partial y} \frac{\partial \phi_p}{\partial y} \frac{\partial v_j}{\partial y} + \nu \frac{\partial \phi_m}{\partial x} \frac{\partial \phi_p}{\partial x} \frac{\partial v_j}{\partial y} + (1-\nu) \frac{\partial \phi_m}{\partial x} \frac{\partial \phi_p}{\partial y} \frac{\partial v_j}{\partial x} \right] |J| d\xi d\eta \quad (14)$$

همچنین برای معادلات خارج از صفحه می‌توان رابطه (15) را نوشت:

$$[M]\ddot{q}_m + [K]q_m + Q^k = -F^N \quad (15)$$

که در آن Q نیروی آیرودینامیکی تعمیم‌یافته و F^N نیروی ناشی از ترم‌های غیرخطی هندسی است و ماتریس ضرایب به صورت رابطه (16) است:

$$M^{mn} = \sum_{m=1}^{n_w} \sum_{n=1}^{n_w} \int_0^1 \int_0^1 m \phi_m \phi_n |J| d\xi d\eta + \sum_{m=1}^{n_w} \sum_{n=1}^{n_w} m \phi_m(x_s) \phi_n(x_s)$$

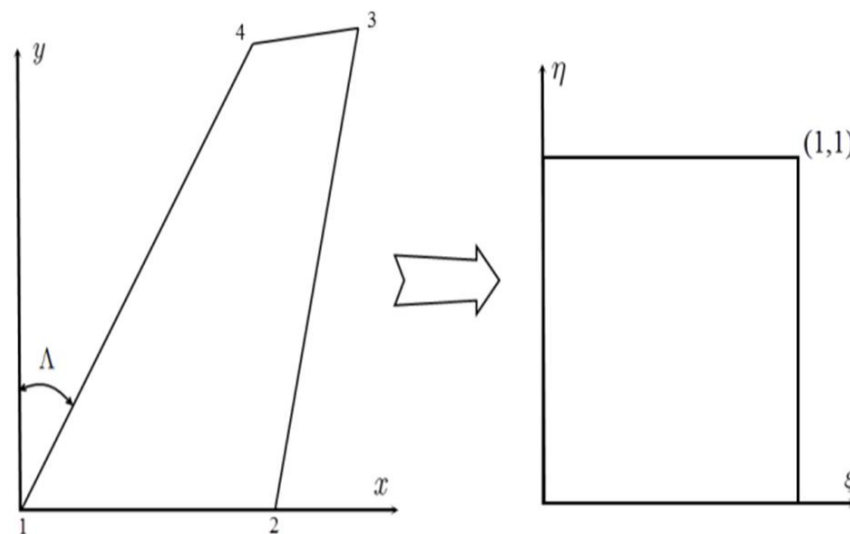
$$K^{mn} = D \sum_{m=1}^{n_w} \sum_{n=1}^{n_w} \int_0^1 \int_0^1 \left[\frac{\partial^2 \phi_m}{\partial x^2} \frac{\partial^2 \phi_n}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi_m}{\partial y^2} \frac{\partial^2 \phi_n}{\partial y^2} + \nu \frac{\partial^2 \phi_m}{\partial x^2} \frac{\partial^2 \phi_n}{\partial y^2} + \nu \frac{\partial^2 \phi_n}{\partial x^2} \frac{\partial^2 \phi_m}{\partial y^2} + 2(1-\nu) \frac{\partial^2 \phi_m}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 \phi_n}{\partial x \partial y} \right] |J| d\xi d\eta \quad (16)$$

2-2- مدل آیرودینامیک بال

برای مدل‌سازی آیرودینامیک بال از روش پنل استفاده شده است. روش‌های پنل در واقع جریان را با فرض غیرقابل تراکم، غیر چرخشی و غیر لزج بودن آن، حل می‌کند. یکی از روش‌های پنل، روش دابلت لتیس است. در این روش سطوح برآزا با پنل‌های مسطح موازی جریان ایجاد می‌شوند. المان‌ها شامل باکس‌هایی در ردیف‌های منظم به اندازه Δx هستند و لبه‌های آن موازی با جهت جریان است. یک چهارم وتر هر المان محل گردابه‌ها بر روی بال و ویک است (شکل 2). سه چهارم وتر نقاط کالوکیشن در هر پنل قرار دارد.

$$w_i^{t+1} = \sum_j^{kmm} K_{ij} \Gamma_j^{t+1} \quad i = 1, \dots, kmm \quad (17)$$

که در آن w_i^{t+1} فروشار مربوط به ام کولکیشن در بازه زمانی $t+1$ و Γ_j قدرت گردابه Γ و K_{ij} هم تابع آیرودینامیک کرنل برای پنل i و j در نقطه متناظر با آن می‌باشد. و kmm تعداد گردابه‌های موجود بر روی بال و ویک در راستای x است. تابع کرنل متناسب با گردابه‌های نعل اسبی در مرجع [21] آمده است. بنابراین معادلات نیروی آیرودینامیکی به صورت رابطه (18) بدست می‌آید:



شکل 1 مدل شبیه‌سازی شده

بنابراین با در نظر گرفتن $y_3 = y_4$ رابطه (6) بدست می‌آید:

$$\eta = \frac{y}{l}$$

$$\xi = \left(\frac{x}{C_r} - \left(\frac{y}{C_r} \right) \text{tg} \Lambda \right) / (1 - (1 - \lambda)\eta) \quad (6)$$

که l طول دهانه بال، C_r طول وتر در ریشه بال، C_t طول وتر در نوک بال، Λ زاویه عقبگرد و λ نسبت وتر در نوک به وتر در ریشه بال است. لذا ماتریس ژاکوبین بصورت رابطه (7) قابل محاسبه است:

$$J = \begin{bmatrix} \frac{\partial x}{\partial \xi} & \frac{\partial y}{\partial \xi} \\ \frac{\partial x}{\partial \eta} & \frac{\partial y}{\partial \eta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_r + (C_t - C_r)\eta & 0 \\ l \text{tg} \Lambda + (C_t - C_r)\xi & l \end{bmatrix} \quad (7)$$

برای معکوس ماتریس ژاکوبین می‌توان رابطه (8) را نوشت:

$$J^{-1} = \begin{bmatrix} \frac{1}{|J|} & 0 \\ -\frac{l \text{tg} \Lambda + (C_t - C_r)\xi}{l|J|} & l \end{bmatrix} \quad (8)$$

برای استخراج معادلات از روش گسسته‌سازی ریتز با در نظر گرفتن شکل مودهای فرضی استفاده شده است. بنابراین می‌توان روابط (9) را نوشت:

$$u(x,y,t) = \sum_r u_r(x,y) a_r(t) \quad r = 1..n_u$$

$$v(x,y,t) = \sum_p v_p(x,y) b_p(t) \quad p = 1..n_v$$

$$w(x,y,t) = \sum_m \phi_m(x,y) q_m(t) \quad m = 1..n_w \quad (9)$$

که ϕ_m, v_p, u_r شکل مودهای فرضی ورق هستند که با در نظر گرفتن شرایط مرزی بصورت رابطه (10) تعریف می‌شوند:

$$u_p(x,y) = \cos(p\pi \frac{x}{c}) \times \sin \left[\left(\frac{2p-1}{2} \pi \right) \frac{y}{l} \right]$$

$$v_r(x,y) = \cos(r\pi \frac{x}{c}) \times \sin \left[\left(\frac{2r-1}{2} \pi \right) \frac{y}{l} \right]$$

$$\phi_m(x,y) = \varphi_m(x) \times \psi_m(y) \quad (10)$$

φ مود شکل خمشی در راستای x برای یک تیر دو سر آزاد و ψ مود شکل خمشی در راستای y برای یک تیر یکسر درگیر بصورت زیر در نظر گرفته شد [20]. معادله لاگرانژ برای استخراج معادلات حاکم بر دینامیک سیستم به صورت رابطه (11) بیان می‌شود:

$$\frac{\partial L}{\partial a_r} = 0, \quad \frac{\partial L}{\partial b_p} = 0$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_m} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_m} + Q_m = 0 \quad (11)$$

بنابراین معادلات حرکت درون صفحه‌ای بر اساس معادلات لاگرانژ به صورت رابطه (12) بدست می‌آیند:

$$\begin{bmatrix} C_1 \end{bmatrix} \{a\} + \begin{bmatrix} C_2 \end{bmatrix} \{b\} = \begin{bmatrix} C \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} D_1 \end{bmatrix} \{a\} + \begin{bmatrix} D_2 \end{bmatrix} \{b\} = \begin{bmatrix} D \end{bmatrix} \quad (12)$$

که در آن ماتریس ضرایب به صورت روابط (13) تعریف می‌شوند:

در روابط فوق C_{SB} وتر جسم با بدنه‌ی باریک است و رابطه (24) را می‌توان نوشت:

$$\begin{aligned} J_1 &= \rho_\infty \int_0^{C_{SB}} S dx_\beta \\ J_2 &= \rho_\infty \int_0^{C_{SB}} S(x_\beta - e_1) dx_\beta \\ J_3 &= \rho_\infty \int_0^{C_{SB}} S(x_\beta - e_1)^2 dx_\beta \end{aligned} \quad (24)$$

2-4- معادلات آیروالاستیک

آنالیز مسائل آیروالاستیسیته نیاز به کوپل بین پاسخ‌های سازه و آیرودینامیک دارد. باکس‌های آیرودینامیکی معمولاً در سطح خارجی مدل قرار داده می‌شوند و مدل سازه‌ای در داخل مدل اعمال می‌شود. تحلیل دینامیکی سازه در هر گام زمانی سبب تغییر شکل در سازه شده و شبکه محاسباتی را جابجا می‌کند. با تغییر شکل سازه و جابجایی شبکه محاسباتی، توزیع نیروهای آیرودینامیکی دستخوش تغییر شده و بایستی مجدداً محاسبه شوند. روند فوق 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. بنابر آنچه گفته شد $q(t)$ جابجایی بال در فاصله زمانی Δt بصورت رابطه (25) است:

$$q = \frac{q^{t+1} + q^t}{2}, \dot{q} = \frac{q^{t+1} - q^t}{\Delta t} \quad (25)$$

با استفاده از روش لاگرانژ معادلات آیروالاستیک به شکل رابطه (26) نوشته می‌شود:

$$D_2 X^{(t+1)} + D_1 X^t + C_2 \Gamma^{(t+1)} + C_1 \Gamma^t = -F^N + F^b \quad (26)$$

که در آن X بصورت $\{q \quad \dot{q}\}$ تعریف می‌شود و D_1, D_2 ماتریس‌های مربوطه به تغییر شکل سازه و C_1, C_2 ماتریس‌های مربوطه به نیروهای آیرودینامیکی متناسب با پنل‌های گردابه‌ای است. F^b و F^N به ترتیب نیروی آیرودینامیکی مخزن و نیروی مربوطه جابجایی بزرگ سازه است. بنابراین دسته معادلات آیروالاستیک به صورت رابطه (27) بدست می‌آید.

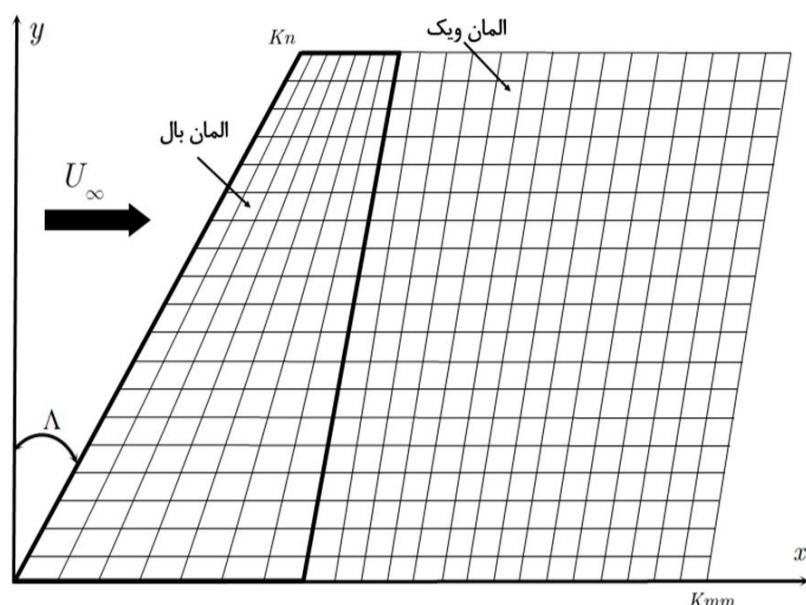
$$\begin{bmatrix} A & -E \\ C_2 & D_2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \Gamma \\ X \end{Bmatrix}^{t+1} + \begin{bmatrix} B & 0 \\ C_1 & D_1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \Gamma \\ X \end{Bmatrix}^t = \begin{Bmatrix} 0 \\ (-F^N + F^b)^{t+1/2} \end{Bmatrix} \quad (27)$$

3- اعتبارسنجی

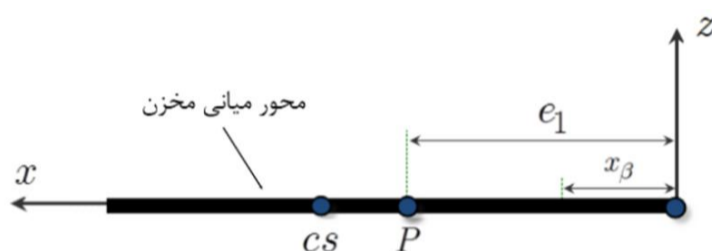
بمنظور اعتبارسنجی نتایج، یک بال مثلثی از مرجع [10] تحلیل آیروالاستیک شده است و نتایج بدست آمده از پژوهش حاضر با نتایج آن مرجع مقایسه شده است. بال مورد نظر دارای ضریب منظری 2 است و زاویه سوئیپ لبه حمله آن، برابر 45 درجه است. طول وتر در قسمت ریشه و همچنین دهانه بال، برابر 0/381 متر و ضخامت حداکثر آن برابر 2/4mm گزارش شده است. بال مذکور در قسمت ریشه به اندازه 60% وتر (230mm)، به صورت تکیه‌گاه درگیر، مهار شده است. بال از جنس نوعی پلاستیک با خواص ایزوتروپیک به نام لوسیت ساخته شده که دارای چگالی $1145 \text{ (kg/m}^3\text{)}$ و مدول الاستیسیته 3/3GPa و عدد پواسون 0/3 است. سرعت فلاتر مدل بال مثلثی شکل مورد بحث در مرجع [10]، مقدار 40/8m/s ثبت شده است. که در این پژوهش 40/9m/s محاسبه شد.

4- طراحی مدل

در این مقاله با توجه به اینکه هدف اصلی، بررسی اثرات مخزن بر روی بال است لذا برای مدل‌سازی و ساخت بال از مدل ساده ورق نازک استفاده شده



شکل 2 نمونه‌ای از شبکه‌بندی آیرودینامیکی بر روی مدل



شکل 3 فرضیه آیرودینامیک جسم با بدنه باریک برای مخزن

$$[A]\{\Gamma\}^{t+1} + [B]\{\Gamma\}^t = \{w\}^{t+1} \quad (18)$$

که در آن $[A]$ و $[B]$ ماتریس‌های آیرودینامیکی هستند. بنابراین برای تغییرات فشار بی‌بعد بر روی صفحه بر اساس تغییرات گردابه‌ای رابطه (19) بدست می‌آید [20]:

$$\Delta \bar{P}_j = \frac{\rho_\infty U^2}{\Delta \xi} \left[\frac{(\Gamma_j^{t+1} + \Gamma_j^t)}{2E_\eta} + \sum_{i=1}^j (\Gamma_i^{t+1} - \Gamma_i^t) \right] \quad (19)$$

و در نهایت نیروی آیرودینامیکی تعمیم‌یافته بصورت رابطه (20) محاسبه خواهد شد.

$$Q^k = \int_0^1 \int_0^1 \Delta \bar{P}_j \phi_m |J| d\xi d\eta \quad (20)$$

2-3- مدل آیرودینامیک مخزن

از آنجا که مخزن به عنوان جسم صلب با بدنه باریک الگوسازی می‌شود، می‌توان از فرضیه آیرودینامیک جسم با بدنه باریک برای شبیه‌سازی آیرودینامیک استفاده کرد (شکل 3).

بنابراین ابتدا لازم است سرعت در هر نقطه از محور مرکزی مخزن (کورد مخزن) نسبت به دستگاه اینرسی تعیین شود. با استفاده از مرجع [2] می‌توان رابطه (21) را نوشت:

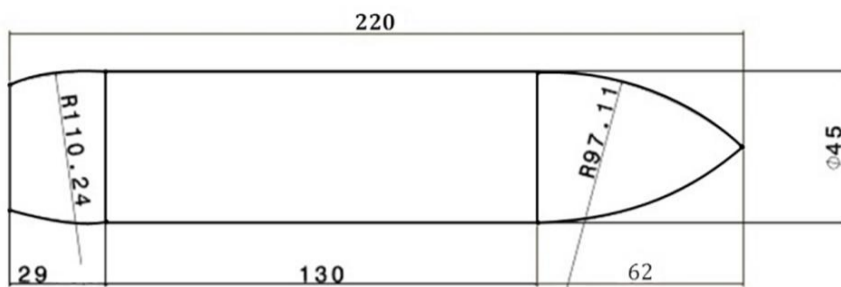
$$\frac{dF^b}{dx_\beta} = -\rho_\infty U \frac{dS}{dx_\beta} w_a - \rho_\infty S \frac{Dw_a}{Dt} \quad (21)$$

که در آن S سطح مقطع جسم با بدنه‌ی باریک است و برای مقطع دایره‌ای به شعاع $R(x_\beta)$ ، $S = \pi R^2$ است. حال سرعت فروشار یا سرعت عمودی در راستای Z برابر است با:

$$\frac{Dw_a}{Dt} = \ddot{w} - 2U\dot{\theta} - (x_\beta - e_1)\ddot{\theta} \quad (22)$$

که در آن x_β فاصله نقطه‌ای دلخواه روی وتر مخزن از لبه حمله است. با فرض F^b و M^b به ترتیب نیروی برآ در راستای Z و گشتاور آیرودینامیکی روی مخزن هستند و به صورت رابطه (23) محاسبه می‌شوند:

$$\begin{aligned} F^b &= \int_0^{C_{SB}} \frac{dF^b}{dx_\beta} dx_\beta = J_1(-\ddot{w} + U\dot{\theta}) + J_2\ddot{\theta} \\ M^b &= - \int_0^{C_{SB}} \frac{dF^b}{dx_\beta} (x_\beta - e_1) dx_\beta = J_1 U(-\dot{w} + U\theta) + J_2 \dot{w} - J_3 \ddot{\theta} \end{aligned} \quad (23)$$



شکل 5 ابعاد هندسی مخزن (ابعاد بر حسب میلی‌متر)

جدول 1 مختصات نقاط اتصال بال و مخزن

موقعیت	P_1	P_2
S_1	(0/146, 0/068)	(0/208, 0/068)
S_2	(0/195, 0/190)	(0/257, 0/190)
S_3	(0/223, 0/259)	(0/285, 0/259)
S_4	(0/257, 0/345)	(0/319, 0/345)
S_5	(0/305, 0/466)	(0/367, 0/466)

5- آنالیز مودال

برای بدست آوردن فرکانس‌های طبیعی سیستم بال/مخزن و مقایسه با نتایج عددی، آنالیز مودال تجربی بر روی سیستم انجام شده است. آنالیز مودال با استفاده از یک آنالیزور 4 کاناله شرکت نشنال اینسترومنت مدل 4431 و تحریک با استفاده از چکش صورت گرفته است. شتاب‌سنج‌های استفاده شده در این آزمایش محصول شرکت PCB می‌باشد شکل 6 تجهیزات استفاده شده و نحوه اتصال شتاب‌سنج‌ها نشان می‌دهد. در شکل 7 نمودار پاسخ فرکانسی حاصل از آنالیز مودال تجربی و تئوری برای بال بدون مخزن نمایش داده شده است.

در شکل 8 نمونه‌ای از شکل مودهای متناظر با این فرکانس‌ها برای یک حالت خاص که مخزن در فاصله 0/1 طول دهانه بال نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل مودهای به‌دست آمده ملاحظه می‌شود، مود اول سازه بال/مخزن از نوع خمش خالص بوده و محل گره‌های آن، واقع بر ریشه بال است.

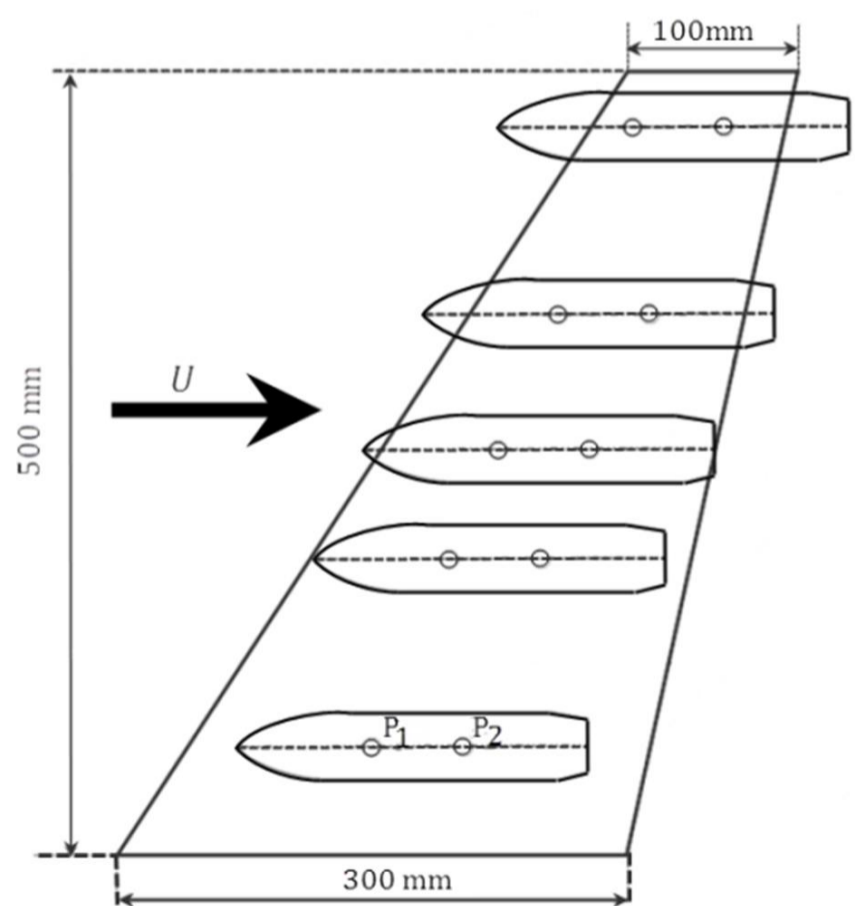


شکل 6 تجهیزات و نحوه انجام آنالیز مودال

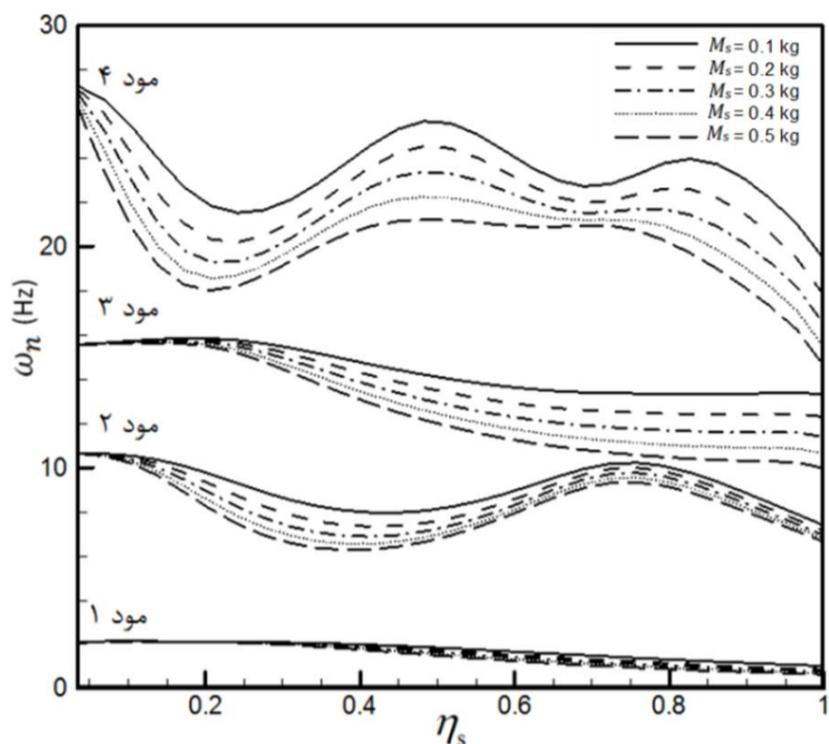
است. در بال با نسبت منظری پایین مدل صفحه معادل برای شبیه‌سازی استفاده می‌شود و توازنی میان دقت در طراحی و هزینه‌های تحلیل برقرار می‌کند [9]. با توجه به اینکه یکی از پارامترهای مورد بررسی، تغییر ضخامت ورق (بال) است. ورق با ضخامت 1 و 0/5 میلی‌متر مورد آزمایش تجربی قرار گرفته است. بال ساخته شده از یک ورق فولادی با مدول یانگ 200 گیگا پاسکال و ضریب پواسون 0/3 و دانسیته 7800 کیلوگرم بر متر مکعب است. هندسه بال در شکل 4 نمایش داده شده است. با توجه به شکل ملاحظه می‌شود که طول وتر بال در قسمت ریشه 300 میلی‌متر است. زاویه عقب‌گرد بال 31 درجه و نسبت باریک‌شوندگی آن 0/33 است.

مخزن از سه بخش تشکیل شده است. بخش جلویی دارای شکل هندسی سهمی‌گون، بخش میانی شکل استوانه‌ای توخالی و بخش انتهایی به صورت یک مخروط ناقص توپر است. جنس مخزن باید به گونه‌ای باشد که علاوه بر وزن کم استحکام بالایی در نقاط اتصال مخزن به بال داشته باشد. با توجه به اینکه محل اتصال بال به مخزن در بخش میانی مخزن است و همچنین در حین انجام آزمایش بار زیادی را متحمل می‌شود، لذا این بخش از جنس آلومینیوم است.

بخش‌های جلویی و انتهایی با توجه به شکل هندسی آن‌ها و اینکه بارگذاری سازه‌ای را تحمل نمی‌کنند، کامپوزیتی و توپر است. با توجه به اینکه یکی از پارامترهای مورد بررسی، وزن مخزن است، نیاز است که در آزمایش‌های مختلف وزن مخزن را تغییر داد. برای این کار در داخل محفظه استوانه‌ای شکل توخالی قسمت میانی مخزن، مواد با چگالی مختلف قرار داده تا اثر تغییر وزن مخزن بررسی شود. مخزن با استفاده از دو اتصال صلب فلزی به بال متصل می‌شود. وزن مخرن خالی با اتصالات 100 گرم است که مرکز جرم آن در وسط قسمت میانی قرار دارد. در شکل 5 ابعاد مخزن و در جدول 1 مختصات محل قرارگیری نگه‌دارنده‌های مخزن بر روی بال نشان داده شده است. لازم به ذکر است برای بیان مختصات نقاط، نقطه جلویی ریشه گیردار بال به عنوان مبدأ مختصات در نظر گرفته شده است. پارامتر بی بعد η_s محل قرارگیری مخزن را نشان می‌دهد. که معرف نسبت فاصله مخزن از تکیه‌گاه به طول دهانه بال می‌باشد. موقعیت S_1 نزدیکترین فاصله و S_5 دورترین فاصله قرارگیری مخزن از ریشه بال است.



شکل 4 شماتیک از محل قرارگیری مخزن در فواصل مختلف بال



شکل 10 تغییرات چهار فرکانس طبیعی اول بال/مخزن بر حسب موقعیت بی بعد برای وزن‌های مختلف مخزن، $h_s/R=0$ ، $t=0/5\text{mm}$

شکل دوم، نیز بیشتر از نوع خمشی است و به مقدار جزئی رفتار پیچشی نیز در آن قابل مشاهده است. گره‌های مربوط به این مود، علاوه بر قسمت ریشه بال، در ناحیه میانی و به صورت مایل قرار دارند. در مود شکل سوم، رفتار بال تقریباً پیش خالص است، بنابراین محل گره‌های آن در راستای طول دهنه بال گسترده شده است. شکل مود چهارم نیز رفتار خمشی و پیچشی داشته محل گره‌های آن در قسمت ریشه و در دو قسمت مجزای دیگر به صورت مایل قرار دارند. همان‌طور که در شکل 9 و 10 ملاحظه می‌شود فرکانس‌های طبیعی سیستم تابعی از محل قرارگیری مخزن، جرم مخزن، و فاصله عمودی مخزن از بال است که البته این تغییرات فرکانسی برای مودهای بالاتر بیشتر است.

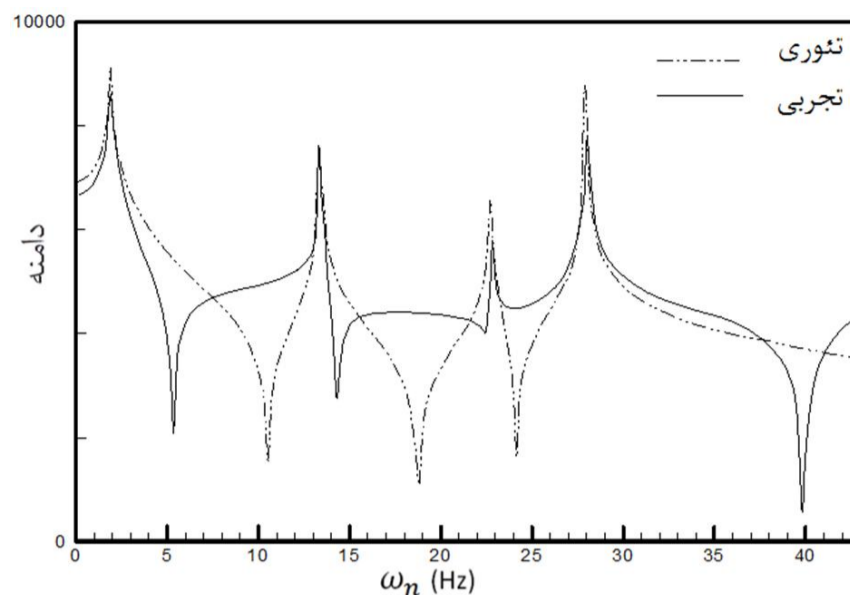
تغییرات فرکانسی از این جهت قابل اهمیت است که معمولاً فرکانس فلاتر ناشی از بهم آمیختگی فرکانسی بوده که می‌تواند در سرعت فلاتر تأثیرگذار باشد.

6- تحلیل آیرودلاستیک بال/مخزن

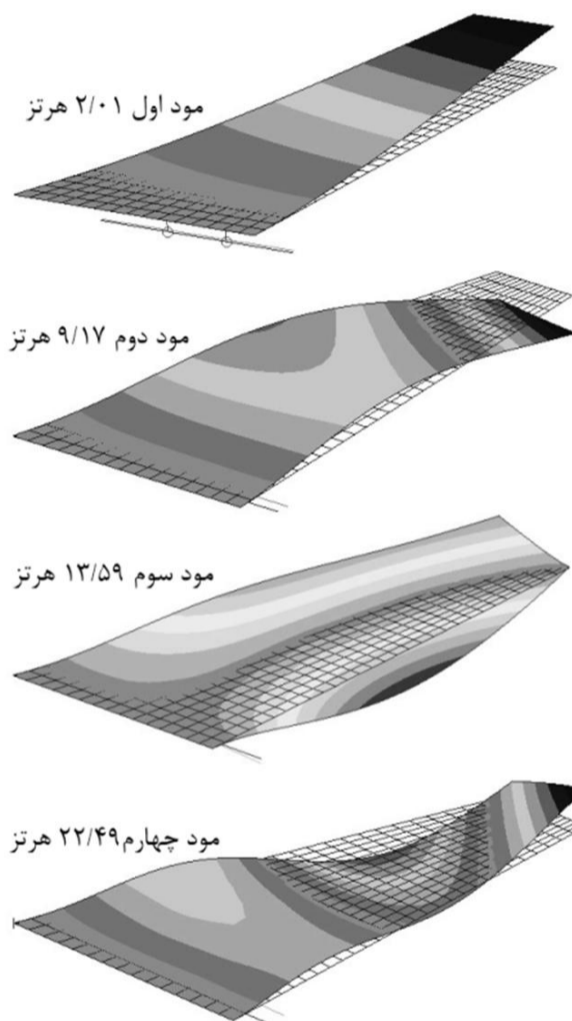
مقادیر ویژه بدست آمده از حل دترمینان معادلات پایداری سیستم دارای دو بخش حقیقی و موهومی است. بخش حقیقی معرف میرایی و بخش موهومی، فرکانس سیستم را نشان می‌دهد. شکل 11 نمونه‌ای از نمودار بهم آمیختگی فرکانسی سه مود اول سیستم و بروز پدیده فلاتر بال/مخزن را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که دو مود اول سازه بهم نزدیک شده تا سیستم در آستانه ناپایداری قرار گیرد. واگرایی ناپایداری استاتیکی در میرایی و فرکانس صفر می‌باشد در حالی که فلاتر، ناپایداری دینامیکی در میرایی صفر و فرکانس معین است، بنابراین مرز ناپایداری و صفر شدن میرایی سیستم در سرعت 27 متر بر ثانیه بیانگر سرعت فلاتر می‌باشد.

7- آزمایش تجربی

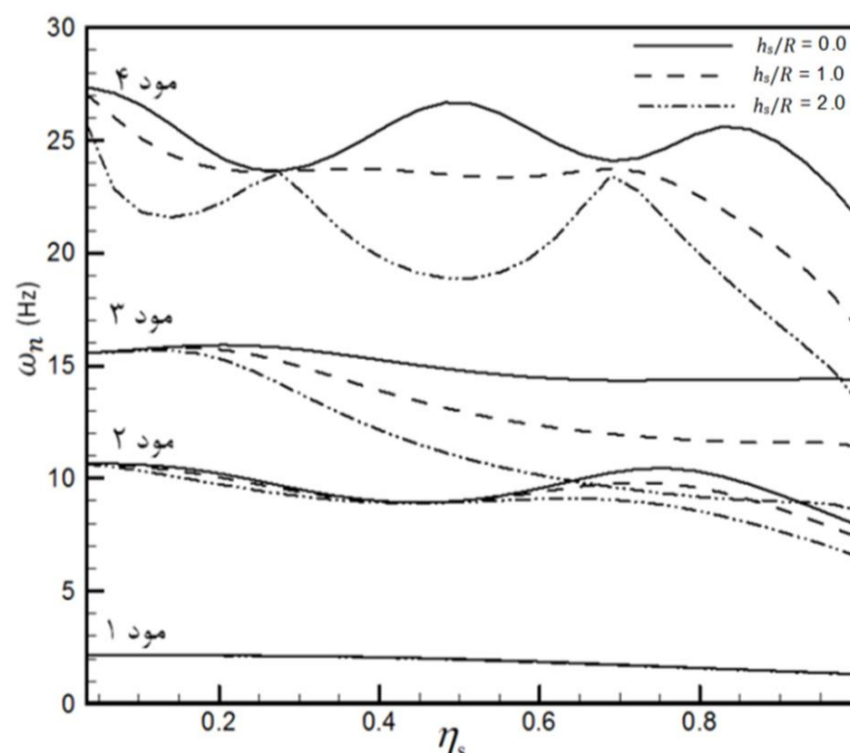
تونل باد استفاده شده برای انجام این آزمایش، تونل باد مادون صوت سرعت پایین است، بر روی این تونل آزمایش‌های مختلفی برای بررسی کیفیت جریان داخل مقطع آزمون و کالیبراسیون تونل انجام شده و میزان اغتشاشات آن با استفاده از پراب‌های هات‌وایر کمتر از 0/1 درصد اندازه‌گیری شده است. این تونل از نوع مکشی مدار باز می‌باشد. محفظه آزمون این تونل به طول 1/6 متر با مقطع مستطیلی در ابعاد $1 \times 0/8$ (ارتفاع) مترمربع است. نحوه تنظیم و تغییر سرعت در آن به دو صورت طراحی شده است. با تغییر دور فن مکنده



شکل 7 پاسخ فرکانسی بال تنها با استفاده از آنالیز مودال تئوری و تجربی



شکل 8 چهار مود شکل اول بال/مخزن، $h_s/R=2$ ، $\eta_s=0/3$ ، $M_s=100\text{gr}$ ، $t=0/5\text{mm}$



شکل 9 تغییرات چهار فرکانس طبیعی اول بال/مخزن بر حسب موقعیت بی بعد مخزن برای اندازه‌های مختلف پایلون، $t=0/5\text{mm}$ ، $M_s=100\text{gr}$

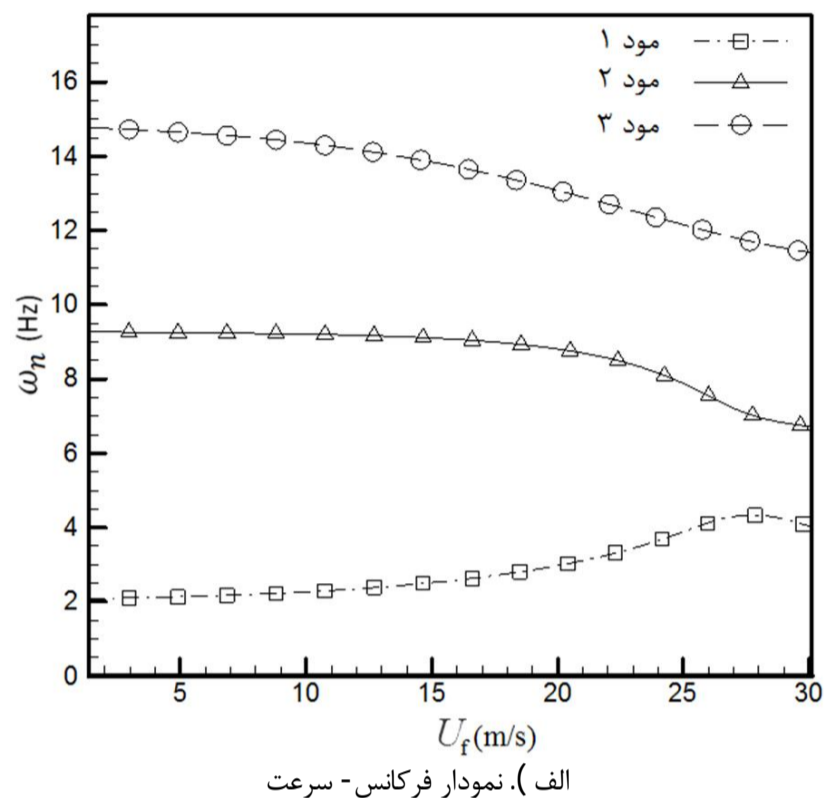
در شکل 12 نمایی از این تونل باد به همراه مدل مشاهده می‌شود. به منظور ایجاد شرایط گیردار در ریشه بال، دو عدد نبشی با مقطع 30×30 میلی‌متر به ضخامت 3 میلی‌متر در قسمت ریشه پیچ شده و از طرف دیگر به دیواره صلب متصل می‌شود. در این حالت با توجه به صلبیت زیاد پایه نسبت به بال، فرض ریشه گیردار ارضا خواهد شد.

برای انجام آزمایش در تونل باد مادون صوت از تجهیزاتی مانند سنسورهای اندازه‌گیری فشار، برد A/D و مالتی پلکسر، نرم‌افزار اخذ اطلاعات و زاویه‌سنج استفاده می‌گردد. جهت اندازه‌گیری ارتعاشات بال دو شتاب‌سنج به فاصله یکسان در نوک بال نصب شده است. همچنین برای اندازه‌گیری مقدار ارتعاشی یک سری چهارتایی کرنش‌سنج با آرایش روزت مستطیلی بصورت پل وتسون در ریشه بال چسبانده شده است. برای کالیبراسیون پل از نمایشگر کرنش‌سنج ویشی سری 6000 استفاده شده است. همچنین اخذ اطلاعات با استفاده از نرم‌افزار لب ویو به صورت آن لاین و در لحظه انجام گرفته و قابل رویت است. فرکانس داده برداری سه کیلو هرتز متناسب با حداکثر فرکانس داده برداری برای شتاب‌سنج‌ها انتخاب شده است. در این آزمایش برای اندازه‌گیری فشار استاتیک و در نهایت سرعت جریان هوا در محفظه آزمون تونل باد در هر زمان از سنسورهای فشار دیفرانسیلی هانی‌ول استفاده شده است. خروجی این فشارسنج‌ها با استفاده از برد A/D همراه با بقیه سنسورها ضبط می‌شود.

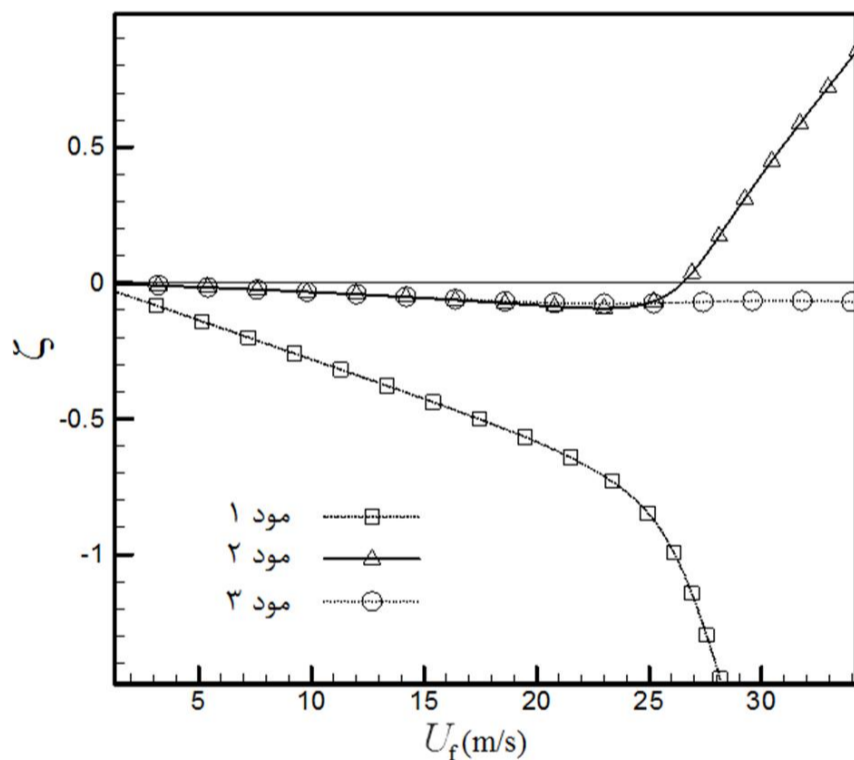
8- نتایج

در این بخش نتایج حاصل از تحلیل تئوری و تجربی برای محاسبه سرعت فلاتر بال مخزن مورد بررسی قرار گرفته است. برای مقایسه بین نتایج بدست آمده از آزمایش تجربی و حل عددی در نمودار شکل‌های 13 تا 17 نتایج تجربی و عددی برای فاصله بی‌بعد مرکز جرم مخزن با هم رسم شده است. در تست تجربی اثر تغییر محل قرارگیری مخزن در 5 حالت مختلف بررسی شده است و در حل عددی اثر تغییر محل قرارگیری مخزن برای 29 حالت مختلف قرارگیری مخزن بررسی شده است. در شکل‌های 13 تا 16 نتایج حاصل از آزمایش تجربی و حل عددی برای مخزن با جرم 100، 200، 300 و 500 گرم به ضخامت 0/5 میلی‌متر مشاهده می‌شود. در شکل 17 نتایج برای یک ورق به ضخامت 1 میلی‌متر و وزن مخزن 800 گرم نشان داده شده است. اختلاف کم و تناسب مناسب بین نتایج حاصل از حل عددی و تست تجربی وجود دارد. مشاهده می‌شود که سرعت فلاتر ابتدا افزایش و سپس کاهش یافته و سپس با نزدیک شدن مخزن با انتهای بال دوباره افزایش می‌یابد. این روند تغییر با افزایش جرم مشهودتر است. ماکزیمم خطای اندازه‌گیری شده با کار تجربی 5 درصد است. در شکل 18 نمودار تغییرات سرعت بی‌بعد فلاتر بر حسب تغییر فاصله مخزن از لبه گیردار نشان داده شده است. با افزایش فاصله مخزن از لبه گیردار تا فاصله 0/4 از دهانه بال افزایش، سپس تا فاصله 0/7 دهانه بال کاهش و پس از آن و تا انتهای دهانه بال، افزایش مقدار سرعت بی‌بعد فلاتر مشاهده می‌شود. تغییرات سرعت فلاتر نسبت به محل قرارگیری مخزن نیز به همین صورت است. در شکل 19 اثر تغییر ضخامت ورق بر روی مقادیر سرعت فلاتر نشان داده شده است. با توجه به شکل ملاحظه می‌شود که با افزایش ضخامت ورق بال از 0/5 میلی‌متر به 1 میلی‌متر، سرعت بی‌بعد فلاتر بال مخزن افزایش می‌یابد. روند تغییر سرعت برای هر ضخامت بر حسب تغییر محل قرارگیری مخزن یکسان می‌باشد. با توجه به شکل 20 ملاحظه می‌شود مقادیر مربوط به فرکانس فلاتر بر حسب محل قرارگیری مخزن با افزایش فاصله مخزن از لبه گیردار کاهش می‌یابد. در واقع فلاتر در ریشه بال

تونل و همچنین تعبیه انژکتور بعد از مقطع آزمون جهت مکش هوا از بیرون و کاهش مکنندگی از تونل می‌توان سرعت درون محفظه آزمون را تنظیم کرد. این تونل باد برای مطالعه عملکرد آیرودینامیکی و مشخصات پروازی وسایل مختلف پرنده در سرعت‌های 5 تا 100 متر بر ثانیه کالیبره شده است. سرعت جریان با استفاده از لوله پیتو و نمایشگر دیجیتالی در تونل کنترل می‌شود.



الف). نمودار فرکانس - سرعت

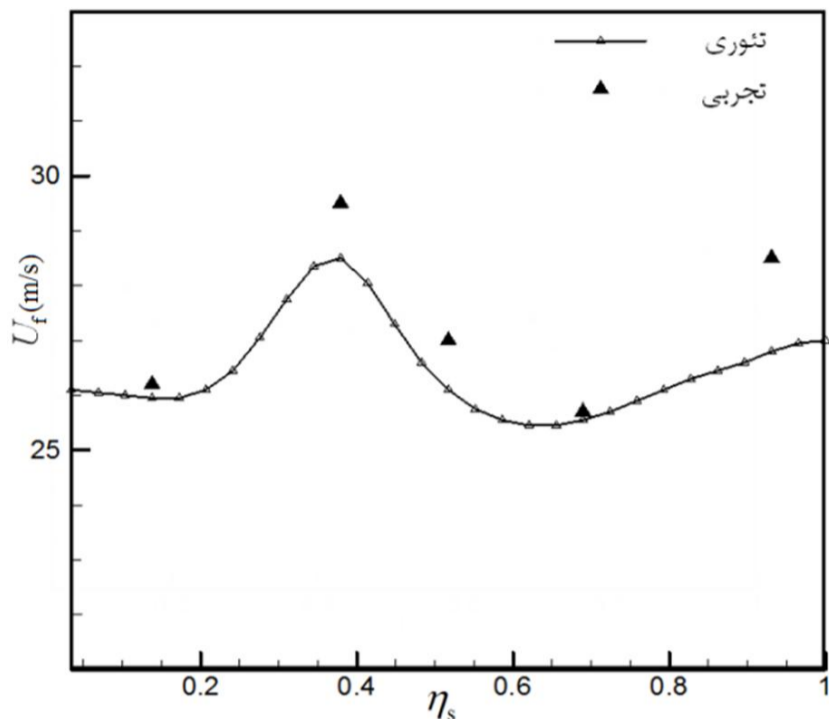


ب) نمودار دمپینگ - سرعت

شکل 11 نمودار تغییرات فرکانس و میرایی بر حسب سرعت جریان برای بال مخزن با $h_s/R=2$, $\eta_s=0/38$, $M_s=100\text{gr}$ $t=0/5\text{mm}$

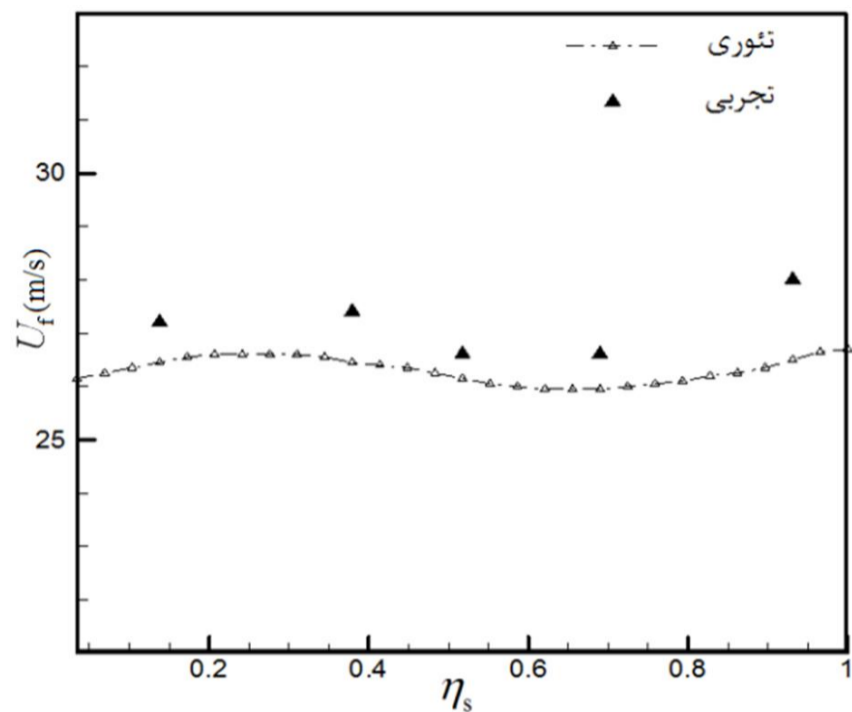


شکل 12 نمایی از تونل باد مادون صوت مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر

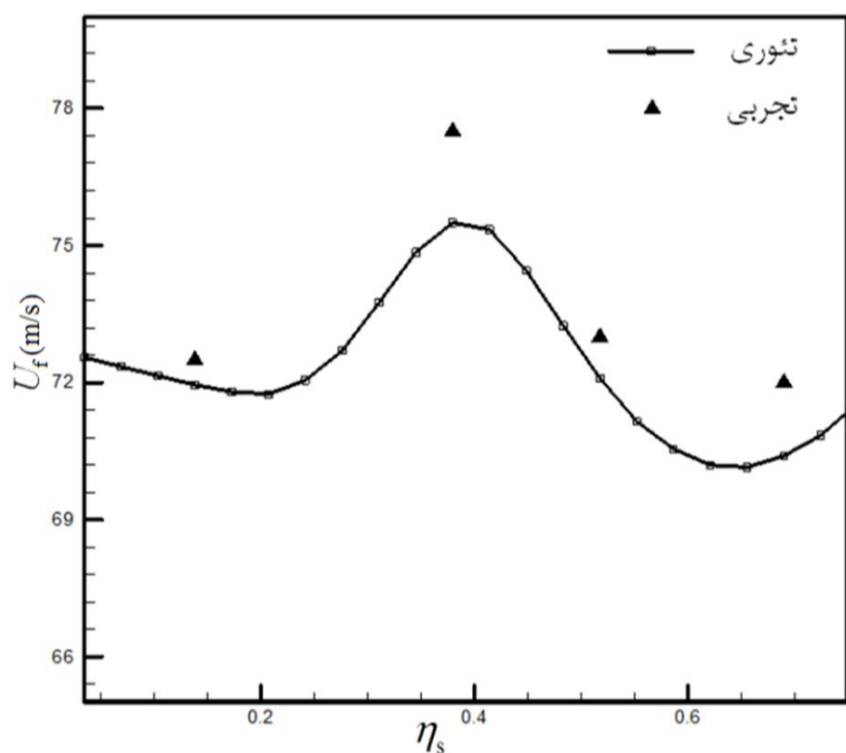


شکل 16 مقایسه نتایج عددی و تجربی سرعت فلاتر $h_s/R=2, M_s=500\text{gr}, t=0/5\text{mm}$

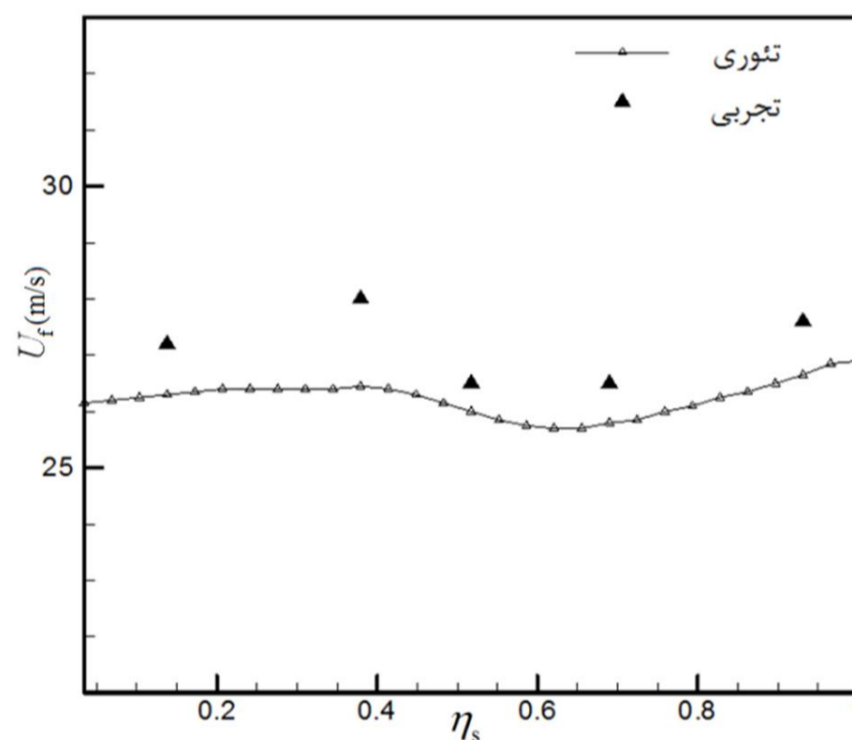
بر اثر ناپایداری مود دوم بوجود می‌آید در حالی که با دور شدن از ریشه بال، فلاتر با مود اول اتفاق افتاده و فرکانس فلاتر و شکل مود غالب به مود خمشی خالص نزدیکتر می‌شود.



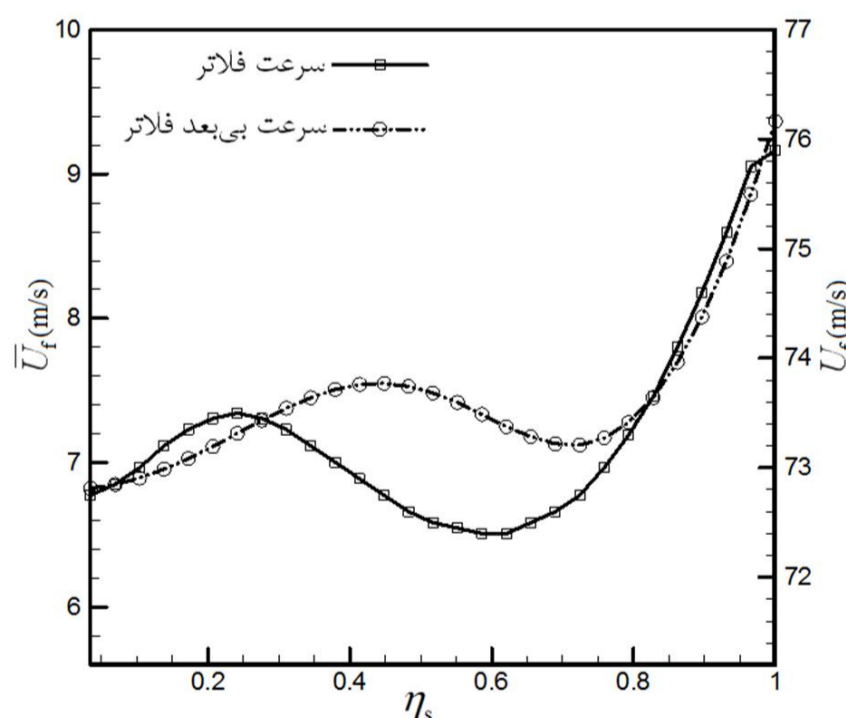
شکل 13 مقایسه نتایج عددی و تجربی سرعت فلاتر $h_s/R=2, M_s=100\text{gr}, t=0/5\text{mm}$



شکل 17 مقایسه نتایج عددی و تجربی سرعت فلاتر $h_s/R=2, M_s=800\text{gr}, t=1\text{mm}$

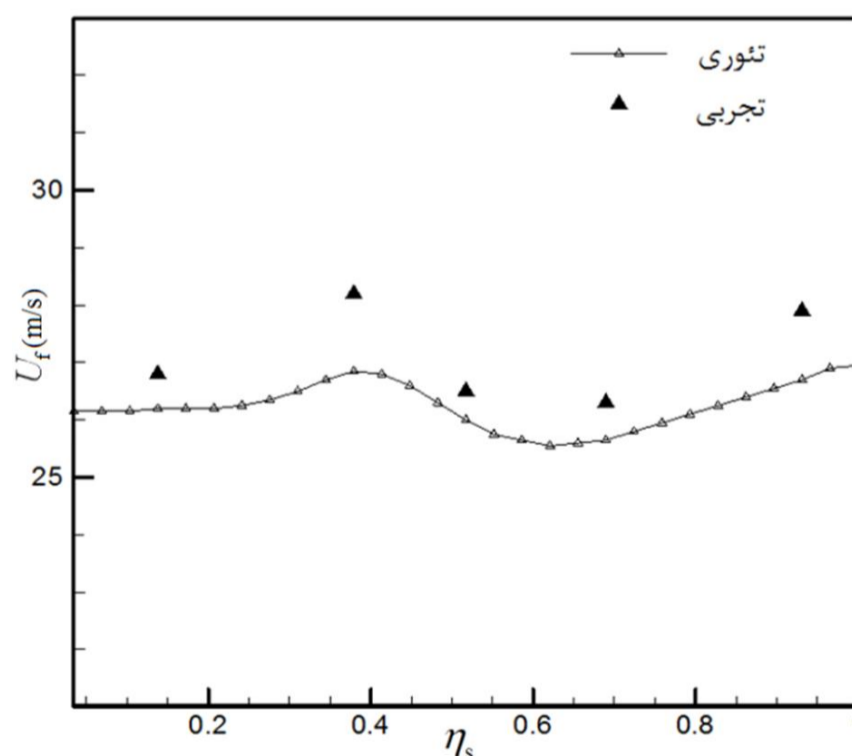


شکل 14 مقایسه نتایج عددی و تجربی سرعت فلاتر $h_s/R=2, M_s=200\text{gr}, t=0/5\text{mm}$

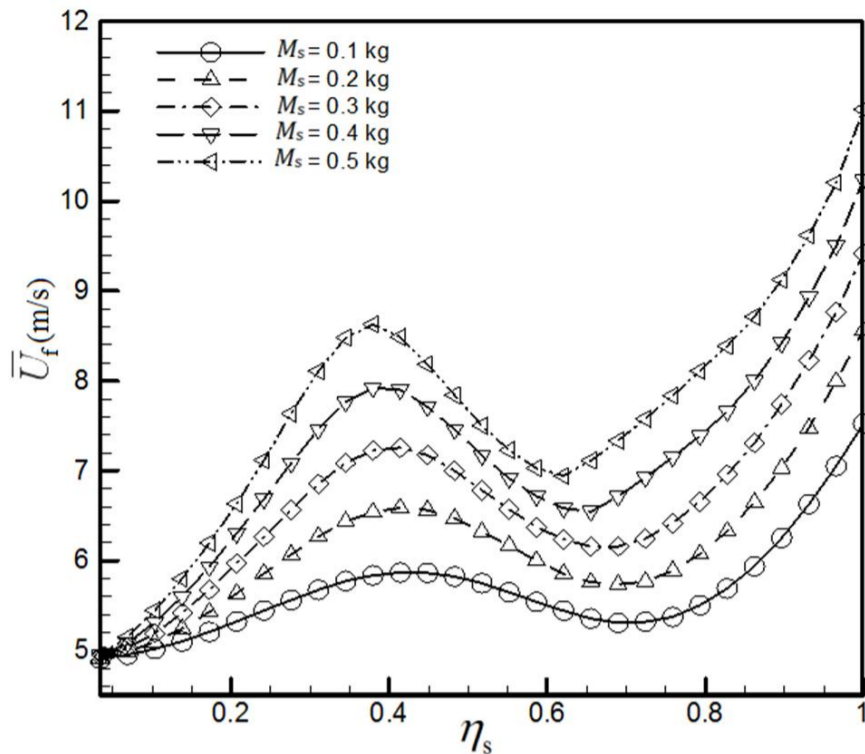


شکل 18 سرعت بی بعد فلاتر بر حسب موقعیت بی بعد مخزن در راستای دهانه بال $h_s/R=2, M_s=100\text{gr}, t=1\text{mm}$

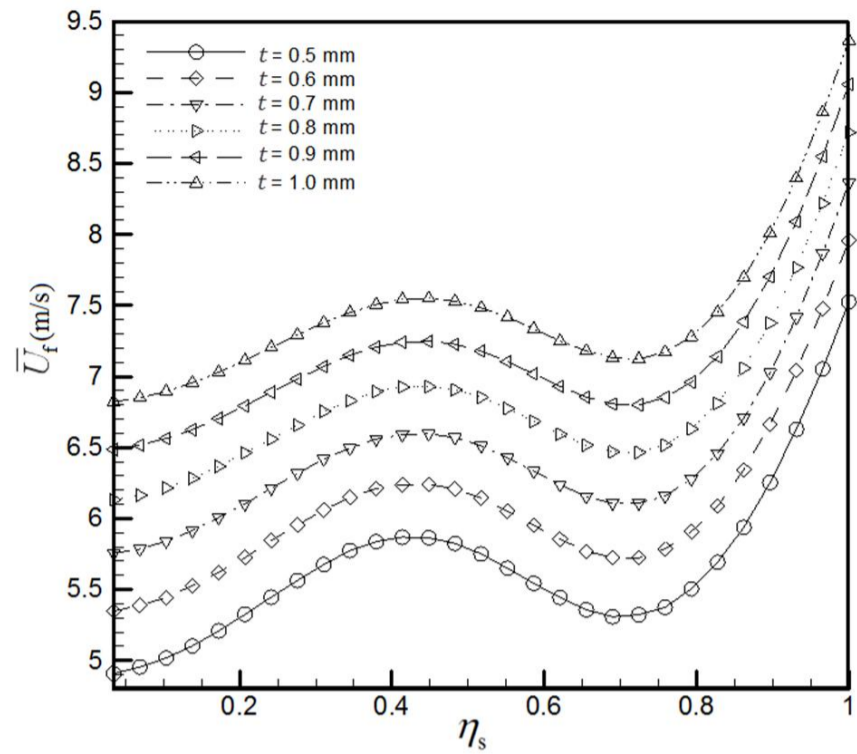
روند تغییر فرکانس فلاتر برای بال با ضخامت‌ها مختلف تقریباً یکسان است. نرخ تغییرات فرکانس فلاتر تا $0/6$ دهانه بال کم بوده که بیانگر تأثیر مخزن به پیش‌بال دارد.



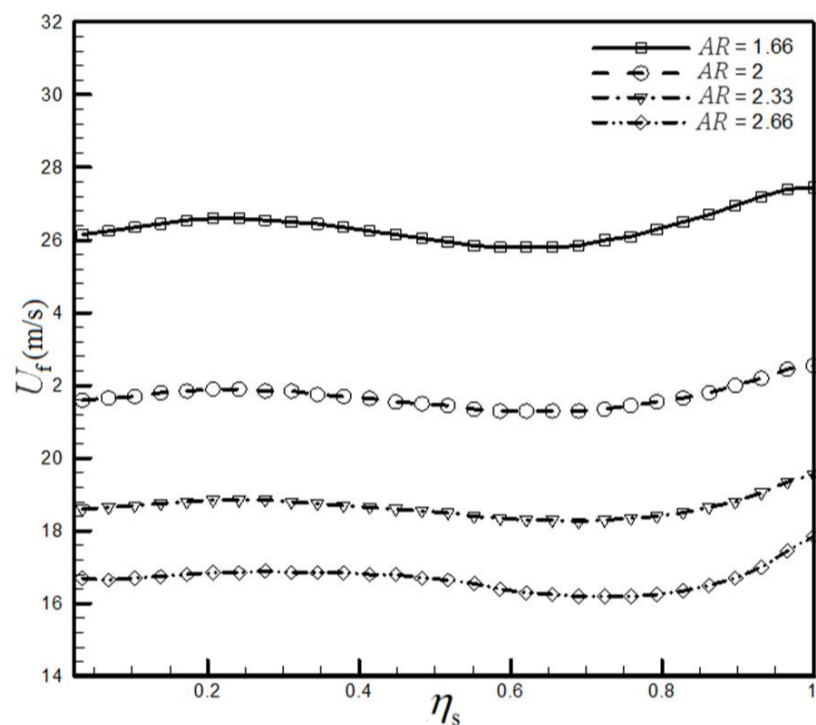
شکل 15 مقایسه نتایج عددی و تجربی سرعت فلاتر $h_s/R=2, M_s=300\text{gr}, t=0/5\text{mm}$



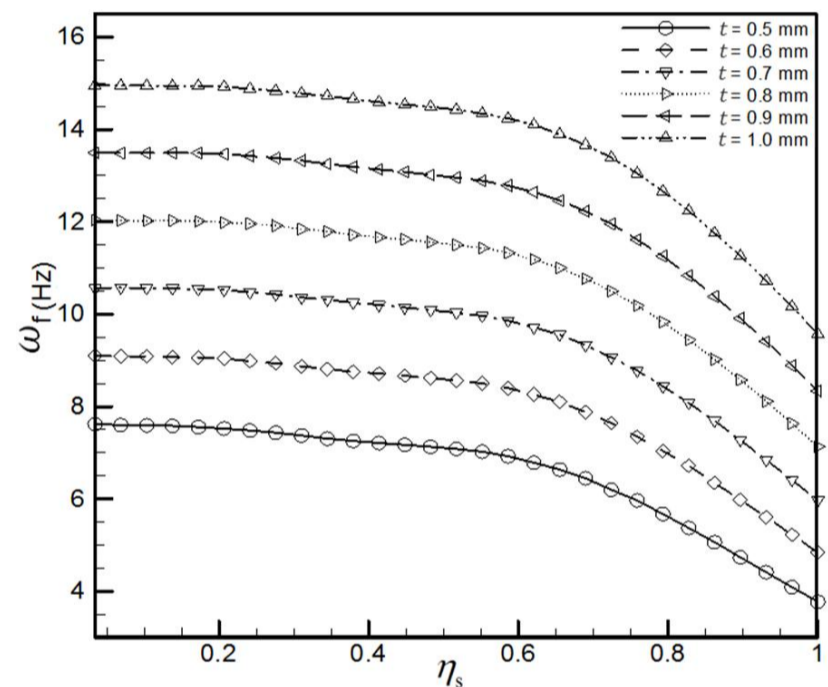
شکل 22 تغییرات سرعت بی‌بعد فلاتر برای وزن‌های مختلف مخزن، $h_s/R=2, t=0/5\text{mm}$



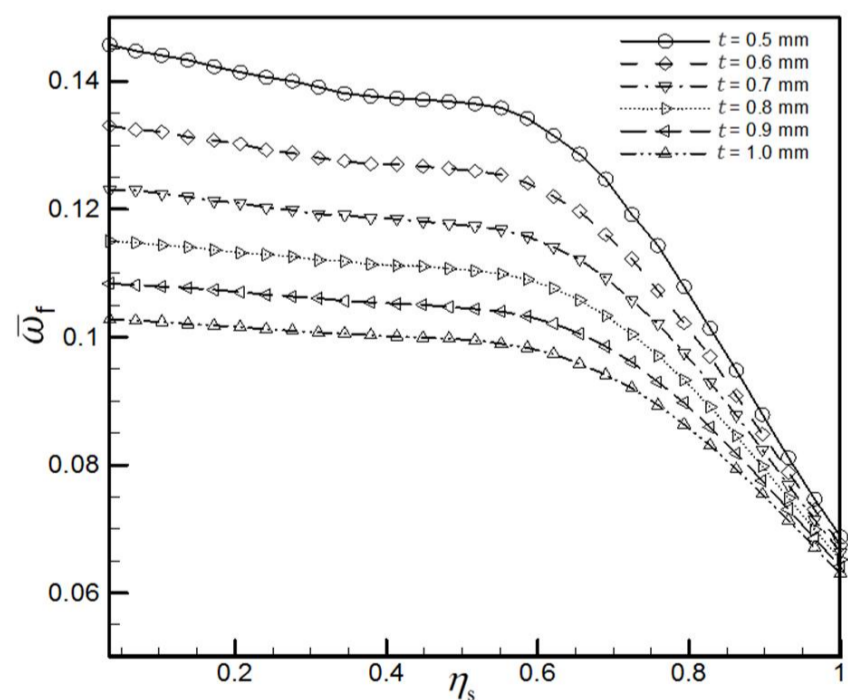
شکل 19 نمودار سرعت بی‌بعد فلاتر بال/مخزن برای ضخامت‌های مختلف ورق، $h_s/R=2, M_s=100\text{gr}$



شکل 23 بررسی اثر تغییر ضریب منظری بر حسب موقعیت قرارگیری مخزن، $h_s/R=2, M_s=100\text{gr}, t=0/5\text{mm}$



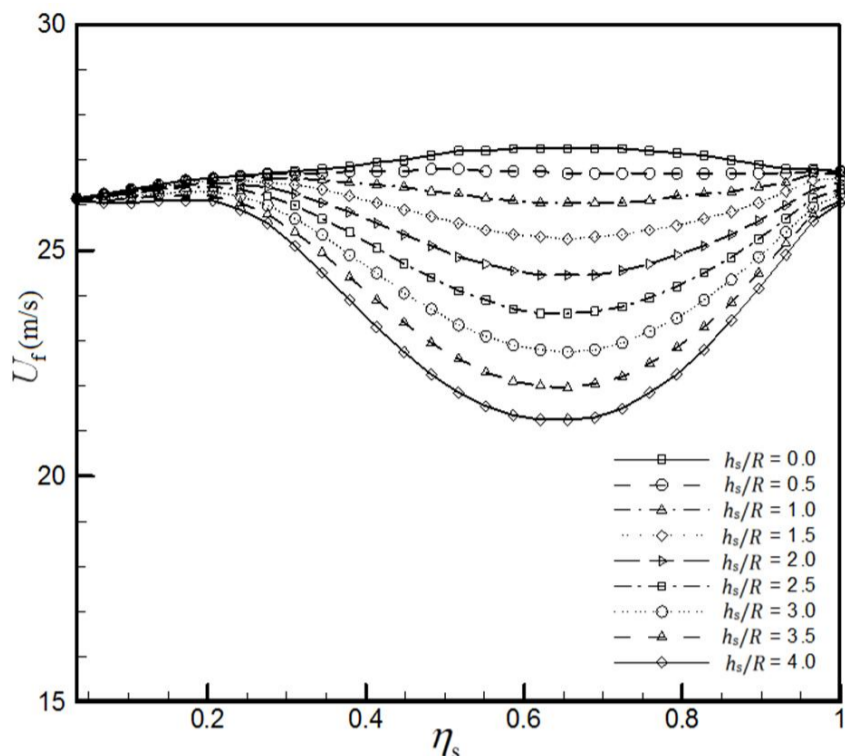
شکل 20 نمودار سرعت بی‌بعد فلاتر بال/مخزن برای ضخامت‌های مختلف ورق، $h_s/R=2, M_s=100\text{gr}$



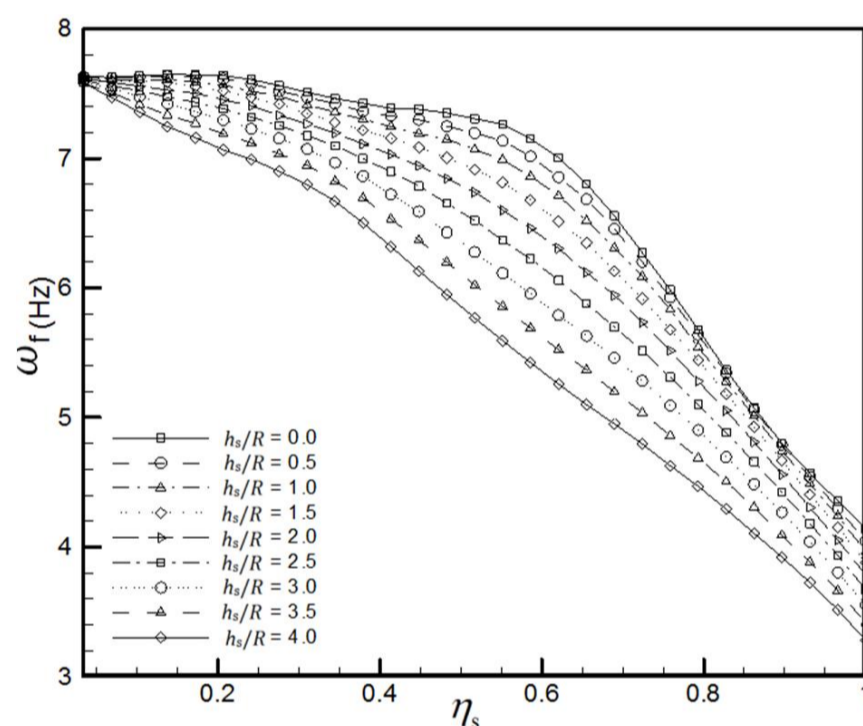
شکل 21 نمودار فرکانس بی‌بعد فلاتر بال/مخزن برای ضخامت‌های مختلف ورق، $h_s/R=2, M_s=100\text{gr}$

مشاهده می‌شود که جرم مخزن در امتداد دهانه باعث کاهش فرکانس بی‌بعد فلاتر شده بطوریکه نرخ کاهش فرکانس بی‌بعد فلاتر در انتهای بال بیشتر از ابتدای بال می‌باشد. فرکانس بی‌بعد فلاتر در انتهای بال برای ضخامت‌های مختلف ورق به هم نزدیکتر شده و این بیانگر این مسأله است که فرکانس بی‌بعد در انتهای بال کمتر تحت تأثیر ضخامت بال می‌باشد. شکل 22 نمودار تغییرات مقادیر سرعت بی‌بعد فلاتر در اثر تغییر وزن مخزن را نشان می‌دهد. ملاحظه می‌شود که با افزایش وزن مخزن مقادیر بی‌بعد سرعت فلاتر افزایش می‌یابد. در فواصل نزدیک به ریشه بال، اختلاف مقادیر سرعت بی‌بعد فلاتر کم است و هر چه از ریشه بال دورتر شویم مقدار این اختلاف بیشتر می‌شود. تقعر منحنی‌ها نیز با افزایش جرم افزایش می‌یابد. بنابراین می‌توان گفت که افزایش وزن مخزن مقدار سرعت فلاتر را با دور شدن از ریشه بال بیشتر افزایش می‌دهد به عبارتی دیگر با سنگین‌تر شدن مخزن سیستم پایدارتر شده بطوری که میزان این افزایش در انتهای بال بیشتر است و تمایل بال/مخزن به نوسان کمتر است. در شکل 23 نمودار تغییرات سرعت بی‌بعد فلاتر در اثر تغییر ضریب منظری نشان داده قرارگیری مخزن در راستای دهانه بال بر روی سرعت فلاتر بررسی شده

با افزایش جرم در انتهای بال تمایل بال به ارتعاش مود خمشی خالص بیشتر است. شکل 21 رفتار مشابه را برای فرکانس بی‌بعد فلاتر نشان می‌دهد.



شکل 26 نمودار سرعت فلاتر برای اندازه‌های مختلف پایلون $M_s=100gr$ ، $t=0/5mm$



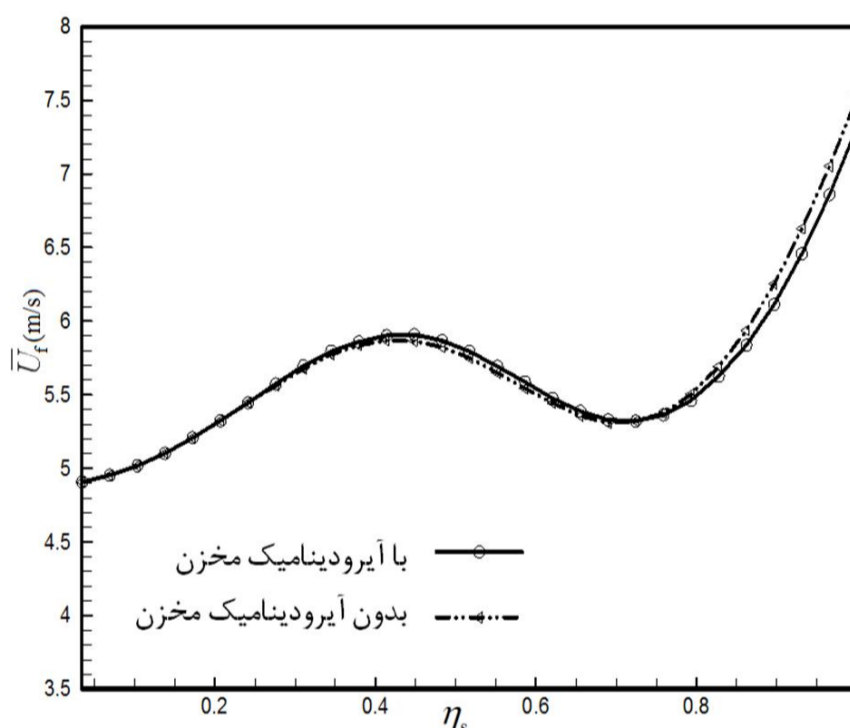
شکل 27 نمودار فرکانس فلاتر برای اندازه‌های مختلف پایلون $M_s=100gr$ ، $t=0/5mm$

در شکل‌های 26 تا 28 اثر تغییر فاصله عمودی مخزن از زیر بال بررسی شده است. در واقع تغییر اندازه پایلون بیانگر فاصله مرکز جرم مخزن از زیر بال است. ملاحظه می‌شود که با افزایش فاصله مخزن از زیر بال سرعت فلاتر کاهش می‌یابد. بنابراین افزایش طول پایلون باعث افزایش ناپایداری در سیستم می‌شود. البته این کاهش در ریشه بال کمتر بوده لکن در میانه بال بیشتر می‌شود و علت آنرا می‌توان تمایل بال به پیش‌سریعتر در اثر افزایش طول پایلون دانست. نکته قابل تامل دیگر تغییر رفتار سرعت فلاتر بال با افزایش طول پایلون در امتداد دهانه بال است. مشاهده می‌شود که افزایش طول پایلون سرعت فلاتر در امتداد دهانه بال ابتدا کاهش و سپس افزایش می‌دهد. در انتهای بال هم به علت اینکه مود فلاتر خمشی بوده پایلون تأثیر کمتری در ناپایداری دارد. همچنین می‌توان گفت فرکانس فلاتر با حفظ روند نزولی خود با افزایش طول پایلون کاهش می‌یابد.

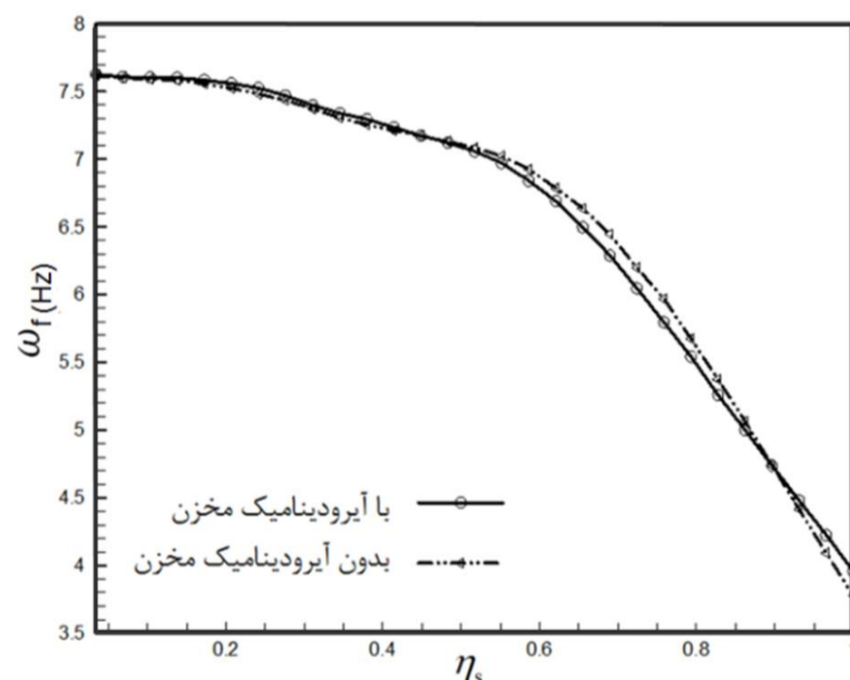
شکل 28 تغییر مقادیر بی‌بعد سرعت فلاتر با افزایش طول پایلون را نشان می‌دهد. در فواصل مختلف دهانه بال رفتارهای متفاوتی بر حسب تغییر فاصله مخزن از زیر بال مشاهده می‌شود. رفتار کلی نمودار به صورت نوسانی دارای یک بیشینه و یک کمینه نسبی در هر نمودار است. موقعیت این نقاط اکسترمم نسبی با افزایش اندازه پایلون، به ریشه بال نزدیک‌تر می‌شود.

است. با توجه به شکل ملاحظه می‌شود که افزایش ضریب منظری باعث کاهش سرعت فلاتر و ناپایداری سیستم می‌شود. همچنین ملاحظه می‌شود که روند تغییر سرعت فلاتر بر حسب موقعیت قرارگیری مخزن برای ضریب منظری‌های مختلف شبیه به هم است. شکل 24 به بررسی اثر آیرودینامیک مخزن بر روی رفتار آیرولاستیک بال/مخزن می‌پردازد. در حالت اول اثر آیرودینامیک مخزن در نظر گرفته شده و در حالت دوم مخزن بدون اثر آیرودینامیک مخزن مدل شده است.

برای مدل‌سازی آیرودینامیک مخزن از فرضیه آیرودینامیک جسم با بدنه باریک استفاده شده است. نمودار سرعت فلاتر بر حسب موقعیت قرارگیری مخزن را برای دو حالت ذکر شده نشان می‌دهد که آیرودینامیک مخزن تأثیر چندانی در جواب‌ها ندارد؛ نگاهی دقیق‌تر نشان می‌دهد که هنگامی که مخزن نزدیک ریشه بال قرار دارد، آیرودینامیک مخزن چندان تأثیرگذار نیست و در حالیکه در موقعیت‌هایی نزدیک نوک بال اثر آیرودینامیک مخزن بر سرعت فلاتر قابل توجه است؛ بنابراین آیرودینامیک مخزن در انتهای بال باعث کاهش سرعت فلاتر می‌شود و اثری ناپایدار کننده دارد. همچنین با توجه به شکل 25 مشاهده می‌شود که تغییرات فرکانس فلاتر در اثر آیرودینامیک مخزن اثر چندانی ندارد.



شکل 24 سرعت بی‌بعد فلاتر با (بدون) در نظر گرفتن آیرودینامیک مخزن $h_s/R=2$ ، $M_s=100gr$ ، $t=0/5mm$



شکل 25 فرکانس فلاتر با (بدون) در نظر گرفتن آیرودینامیک مخزن $h_s/R=2$ ، $M_s=100gr$ ، $t=0/5mm$

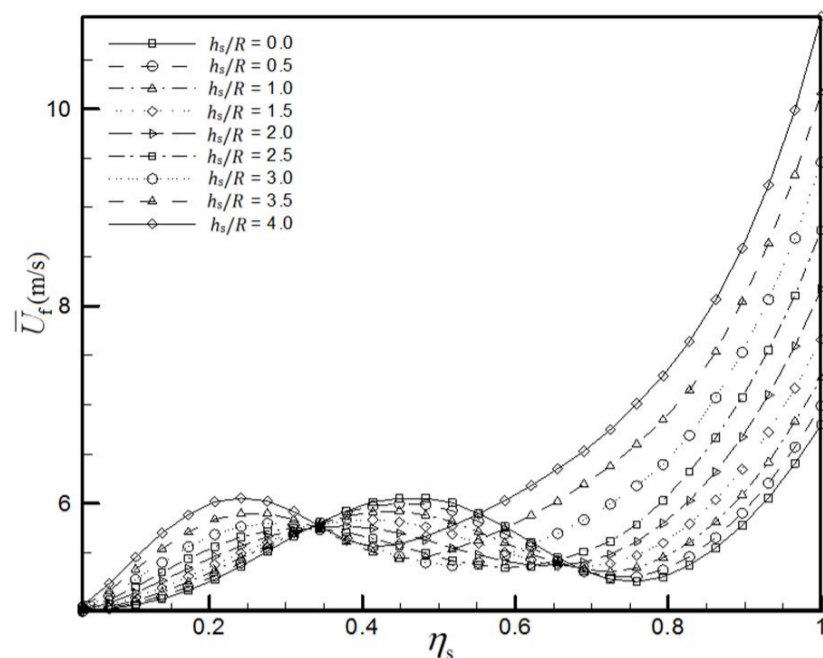
سرعت بی‌بعد فلاتر بال/مخزن می‌شود. اثر تغییر محل قرارگیری مخزن (فاصله مخزن از لبه گیردار بال) بر روی سرعت فلاتر، روند نوسانی دارد که این روند بر حسب تغییر پارامترهایی از جمله وزن مخزن و یا اندازه پایلون برای حالات مختلف متفاوت است. در رابطه با تفسیر فیزیکی نتایج ارائه شده باید به این نکته اشاره کرد که برخلاف آنچه که انتظار می‌رود شکل هندسی و مد شکل‌های ارتعاشی و محل گره‌ها و ماکزیمم جابجایی تاثیر بسزایی در سرعت فلاتر دارد؛ بطوری که میزان تاثیر آن بیشتر از مقدار فرکانس طبیعی سیستم است. بنابر آنچه که در نتایج نشان داده شده است مقدار بیشینه و کمینه سرعت فلاتر به ترتیب در نقاط ماکزیمم جابجایی مود شکل‌ها و محل گره‌ها اتفاق می‌افتد. همچنین مهمترین علل وجود خطا در نتایج تجربی و تئوری عدم شبیه‌سازی دقیق، وجود عوامل غیرخطی در سازه و جریان تونل باد و گردابه‌های موجود در جریان می‌باشد.

10- فهرست علائم

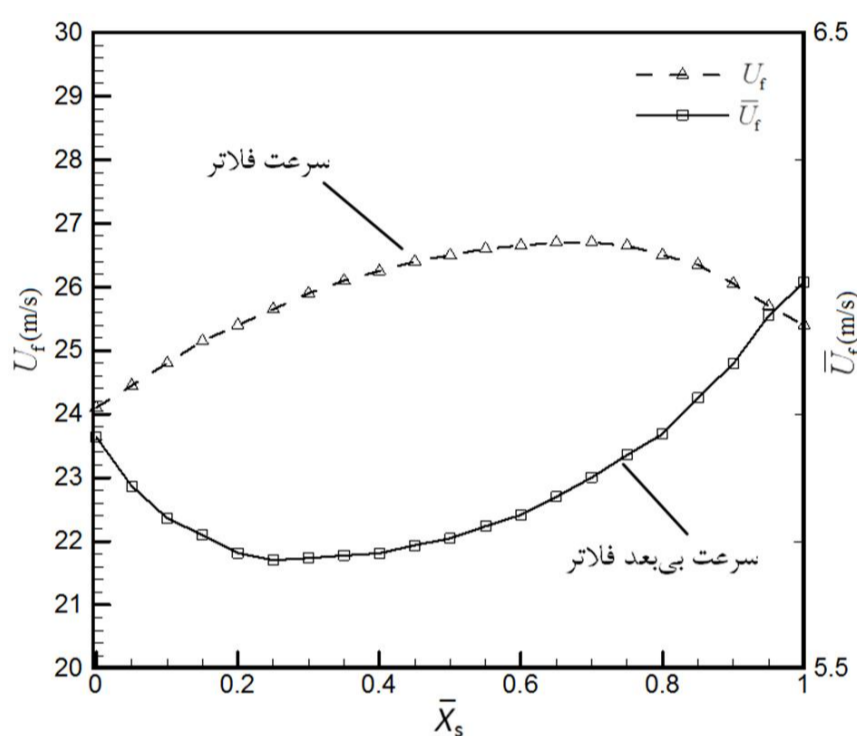
فاصله بی‌بعد مخزن در جهت Z	$\bar{h}_s = h_s / R$
سرعت فلاتر (m/s)	U_f
سرعت بی‌بعد فلاتر	$\bar{U}_f = U_f / W_{02}$
فاصله مرکز جرم مخزن از نوک مخزن	$X_{cg,s}$
مکان بی‌بعد مرکز جرم مخزن	$\bar{X}_s = X_{cg,s} / c_{BS}$
علائم یونانی	
دمپینگ سازه‌ای	ζ
فاصله بی‌بعد مخزن در جهت Y	$\eta_s = y_s / l$
فرکانس (Hz)	ω
فرکانس طبیعی دوم بال/مخزن در سرعت صفر (Hz)	ω_{02}

11- مراجع

- [1] D. H. Hodges, G. A. Pierce, *Introduction to structural dynamics and aeroelasticity*: Cambridge University Press, 2011.
- [2] R. L. Bisplinghoff, H. Ashley, R. L. Halfman, *Aeroelasticity*: Courier Dover Publications, 1951.
- [3] M. W. Kehoe, *A historical overview of flight flutter testing*: National Aeronautics and Space Administration, Office of Management, Scientific and Technical Information Program, 1995.
- [4] I. Garrick, W. H. Reed III, Historical development of aircraft flutter, *Journal of Aircraft*, Vol. 18, No. 11, pp. 897-912, 1981.
- [5] F. H. Gern, L. Librescu, Static and dynamic aeroelasticity of advanced aircraft wings carrying external stores, *AIAA journal*, Vol. 36, No. 7, pp. 1121-1129, 1998.
- [6] F. H. Gern, L. Librescu, Effects of externally mounted stores on aeroelasticity of advanced swept cantilevered aircraft wings, *Aerospace science and technology*, Vol. 2, No. 5, pp. 321-333, 1998.
- [7] F. H. Gern, L. Librescu, Aeroelastic tailoring of composite wings exhibiting nonclassical effects and carrying external stores, *Journal of aircraft*, Vol. 37, No. 6, pp. 1097-1104, 2000.
- [8] J. Liu, H. Chan, Limit cycle oscillations of a wing section with a tip mass, *Nonlinear Dynamics*, Vol. 23, No. 3, pp. 259-270, 2000.
- [9] L. Abbas, Q. Chen, P. Marzocca, A. Milanese, Non-linear aeroelastic investigations of store (s)-induced limit cycle oscillations, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 222, No. 1, pp. 63-80, 2008.
- [10] P. Attar, E. Dowell, D. Tang, A theoretical and experimental investigation of the effects of a steady angle of attack on the nonlinear flutter of a delta wing plate model, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 17, No. 2, pp. 243-259, 2003.
- [11] D. Tang, P. Attar, E. H. Dowell, Flutter/limit cycle oscillation analysis and experiment for wing-store model, *AIAA journal*, Vol. 44, No. 7, pp. 1662-1675, 2006.
- [12] D. Tang, E. H. Dowell, Experimental and theoretical study of gust response for a wing-store model with freeplay, *Journal of sound and vibration*, Vol. 295, No. 3, pp. 659-684, 2006.



شکل 28 نمودار سرعت بی‌بعد فلاتر برای اندازه‌های مختلف پایلون $M_s=100gr, t=05mm$



شکل 29 سرعت فلاتر بر حسب تغییر مرکز جرم مخزن از ابتدا تا انتهای مخزن $\eta_s=03, M_s=100gr, t=05mm$

در شکل 29 اثر تغییر موقعیت مرکز جرم مخزن بر روی رفتار آیرودلاستیک بال/مخزن بررسی شده است. نحوه بررسی بدین صورت است که برای یک حالت خاص از محل قرارگیری مخزن (موقعیت 2)، موقعیت مرکز جرم مخزن را از نوک مخزن تا انتهای آن تغییر داده و سرعت فلاتر برای هر کدام از این موقعیت‌ها محاسبه می‌شود. در شکل تغییرات سرعت بی‌بعد فلاتر بر حسب تغییر محل مرکز جرم مخزن برای موقعیت 2، نشان داده شده است. ملاحظه می‌شود برای موقعیت 2 با تغییر فاصله مرکز جرم هر چه از نوک مخزن به سمت انتهای آن حرکت می‌شود تا فاصله 0/65 طول مخزن سرعت فلاتر افزایش یافته و بعد از فاصله 0/65 با حرکت به سمت انتهای مخزن مقدار سرعت فلاتر کاهش می‌یابد. البته تغییرات سرعت بی‌بعد فلاتر رفتار برعکس دارد. در دیگر موقعیت‌ها رفتار سرعت فلاتر با جابجایی مرکز جرم مخزن مشابه همین است به شرطی که این جابجایی باعث ایجاد واگرایی و شکست بال نشود.

9- نتیجه‌گیری

بر اساس تحلیل آیرودلاستیک بال/مخزن و مقادیر بدست آمده از آزمایش تجربی و تحلیلی برای سرعت فلاتر آن و با توجه به تطبیق مناسب نتایج تحلیل و آزمایش تجربی، می‌توان نتیجه گرفت که با افزایش ضخامت ورق سرعت فلاتر بال/مخزن افزایش می‌یابد. افزایش وزن مخزن باعث کاهش

- [18] Y. Yang, Z. Wu, C. Yang, Equivalent plate modeling for complex wing configurations, *Procedia Engineering*, Vol. 31, pp. 409-415, 2012.
- [19] Y. Liu, *Efficient Methods for Structural Analysis of Built-up Wings*, Thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2000.
- [20] S. Shokrollahi, F. Bakhtiari-Nejad, Limit Cycle Oscillations of Swept-Back Trapezoidal Wings at Low Subsonic Flow, *Journal of aircraft*, Vol. 41, No. 4, pp. 948-953, 2004.
- [21] J. Katz, A. Plotkin, *Low-speed aerodynamics*: Cambridge University Press, 2001.
- [13] A. Mazidi, S. Fazelzadeh, Aeroelastic modeling and flutter prediction of swept wings carrying twin powered engines, *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 26, No. 3, pp. 586-593, 2011.
- [14] R. Firouz-Abadi, P. Zarifian, H. Haddadpour, Effect of fuel sloshing in the external tank on the flutter of subsonic wings, *Journal of Aerospace Engineering*, 2012.
- [15] J. Xu, X. P. Ma, Effects of Parameters on Flutter of a Wing with an External Store, *Advanced Materials Research*, Vol. 853, pp. 453-459, 2014.
- [16] J. Xu, X. P. Ma, Limit Cycle Flutter Analysis of a High-Aspect-Ratio Wing with an External Store, *Advanced Materials Research*, Vol. 912, pp. 907-910, 2014.
- [17] D. Tang, P. Attar, E. Dowell, Flutter/LCO analysis and experiment for a wing-store model—part I: with von Karman plate theory, *AIAA Journal*, 2006.