Amirkabir Journal of Mechanical Engineering

Amirkabir J. Mech. Eng., 52(12) (2021) 825-828
DOI: 10.22060/mej.2019.16011.6249

Determination of the Flutter Instability Boundary of a Composite Wing Using Support Vector Machine

M. Farrokh*, M. R. Fallah

Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

ABSTRACT: The main goal of this article is to train a support vector machine in order to determine the boundary of the composite wing aeroelastic instability. Aircraft wing is modeled as a cantilever beam with two degrees of freedom with thrust as a follower force and mass of the engine. For structural modeling of composite wing the layer theory has been used and in the aerodynamic model, the flow has been assumed to be unsteady, subsonic and incompressible. Using the assumed mode method, the wing dynamic equations of the motion have been derived by Lagrange equations. Linear flutter speed according to the eigenvalues of the motion equations has been calculated. The process of flutter speed calculation has been converted to a computer code in which the number of layers, angle of fibers in each layer, the mass of the engine, and the thrust are input variables and the flutter speed is its output. Determination of the instability boundary using this conventional method is time consuming. In this article, a support vector machine has been adopted to reduce the calculation cost. The results indicate that support vector machine can be used in determining the boundary of the wings flutter instability as an accurate and fast tool.

Review History:

Received: 16 Mar. 2019
Revised: 18 May. 2019
Accepted: 8 Jul. 2019
Available Online: 22 Aug. 2019

Keywords:

Aeroelasticity
Flutter
Composite wing
Support vector machine

1- Introduction

To model the behavior of a system, we can use different methods such as Markov chains, graphs and graph theory, clustering methods and classification methods. In this research, classification method has been used by Support Vector Machines (SVMs). In recent years the use of support vector machines, is highly regarded [1].

In this article, training and review of the support vector machine are used to determine the boundary of the dynamic instability of a composite wing.

2- Support Vector Machines

The support vector machine is an efficient classifier originated from pattern recognition in machine learning. The SVM training algorithm aims at building a hyperplane that separates all training data of one category from those of the other category. The optimal hyperplane is the one that has the largest distance to the nearest training samples of any class [2].

In many applications for analyzing a system, we first model the behavior of the system based on the information we have from the system, and then use that model to detect the future behaviors of that system. This process is actually the same as in the reverse engineering process.

3- Equation of Motion

Aircraft wing is modeled as a cantilever beam with two degrees of freedom with thrust as a follower force and mass of the engine. For structural modeling of composite wing the layer theory has been used and in the aerodynamic model, the flow has been assumed to be unsteady, subsonic and incompressible.

Using the assumed mode method, the wing dynamic equations of the motion have been derived by Lagrange equations. Linear flutter speed according to the eigenvalues of the motion equations has been calculated [3].

To calculate the flutter speed of a wing, the equations of motion of the system, which are Eqs. (1) and (2), must be transformed into matrix form using assume modes.

$$\begin{aligned}&C_0\xi_1''+C_1\alpha_1''+C_2\xi_1'+C_3\alpha_1'+C_4\xi_1+C_5\alpha_1\\&+C_6w_1+C_7w_2+C_8w_3+C_9w_4\\&+A_1\left(\frac{1}{1.8751^4}\right)\left(\frac{\bar{\omega}}{U^*}\right)^2G(\xi)\\&+A_{12}Kb^*\left(\frac{r_a}{U^*}\right)^2\left(\frac{2}{\pi}\right)^2M(\alpha)=f(\tau)\end{aligned}\tag{1}$$

$$\begin{aligned}&D_0\xi_1''+D_1\alpha_1''+D_2\xi_1'+D_3\alpha_1'+D_4\xi_1+D_5\alpha_1\\&+D_6w_1+D_7w_2+D_8w_3+D_9w_4\\&+A_2\left(\frac{2}{\pi}\right)^2\left(\frac{1}{U^*}\right)^2M(\alpha)\\&+A_{12}^Tb^*\left(\frac{1}{U^*}\right)^2\left(\frac{2}{\pi}\right)^2G(\xi)=g(\tau)\end{aligned}\tag{2}$$

*Corresponding author's email: farrokh@kntu.ac.ir

Copyrights for this article are retained by the author(s) with publishing rights granted to Amirkabir University Press. The content of this article is subject to the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC-BY-NC 4.0) License. For more information, please visit https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode.

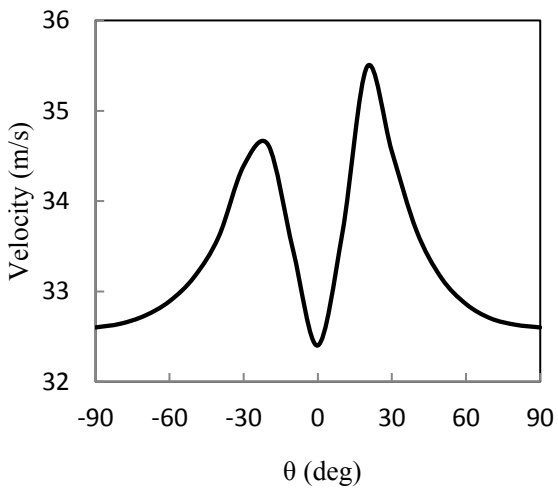

Fig. 1. Flutter speed of composite wing against fiber orientation

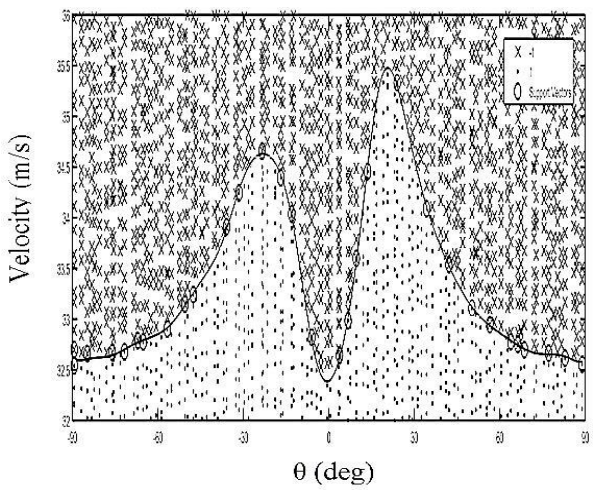

Fig. 2. Training support vector machine with 2100 samples

Table. 1. Wing validation

HALE wing	Flutter speed
Reference [6]	32.2 m/s
Present study	32.4 m/s

The process of calculating the flutter speed in this paper is shown in reference [4].

4- Wing Modeling

The wing is a rectangular sheet that geometrical and material properties listed in reference [5].

5- Solution Procedure

For the training of the support vector machine, the flutter speed changes for the wing are considered without any impact of follower force and mass.

The speed of the flutter calculated with the obtained equations and the velocity obtained from reference [6] for HALE wing is compared in Table 1.

As seen in Fig. 1, by changing the angle of fiber, the speed of instability has also changed and represents that the top of the graph is failure or unsafe area and under the graph is a safe area.

In this research, it has been shown that a support vector machine easily identifies this pattern at very high speed and low error with a few training samples. There is also a time-based comparison with the main equations. Four support vector machines have been trained on different sets of training data.

The fourth support vector machine in Fig. 2 finally trained with 2100 samples which was in good agreement with the original samples in Fig. 1.

6- Results and Discussion

At first, a support vector machine was trained with 200 samples. As it was seen, almost the support vector machine was able to detect the boundary between safe and unsafe area. Then it was trained again with different number of samples.

Table. 2. Comparing results

	samples	Calculation time (second)	Error
Main equations	1800000	72630	-
1st Machine	200	10	2.1 %
2nd Machine	550	25	2.2 %
3rd Machine	1200	55	1 %
4th Machine	2100	108	0.3 %

Finally, a general comparison in Table 2 is made with the main equations based on the number of samples, the time of calculation and the accuracy of the support vector machine.

The support vector machine error was reduced by increasing the number of sample, and even a support vector machine with 200 training data could have a very good convergence with the main equations.

7- Conclusions

Determining the boundary of flutter instability of a wing has relatively high computational cost by using conventional methods. Learning machines are used today as an appropriate tool for data classification. In this paper, we have attempted to determine the flutter instability of a wing using a support vector machine. The results of this paper show that not only the support vector machine is a proper and accurate tool for determining the boundary of instability, but it can also greatly reduce the computational cost.

The method presented in this paper can be used in sensitivity analyzes, which are usually used to optimize and calculate the reliability of flutter instability of a wing, and not only to reduce computational cost, but also, in some cases, enable problem solving.

References

[1] F. Khan, F. Enzmann, M. Kersten, Multi-phase classification by a least-squares support vector machine

approach in tomography images of geological samples, Solid Earth, 7(2) (2016) 481-492.

[2] Q. Pan, D. Dias, An efficient reliability method combining adaptive support vector machine and Monte Carlo simulation, Structural Safety, 67 (2017) 85-95.

[3] D.H. Hodges, M.J. Patil, S. Chae, Effect of thrust on bending-torsion flutter of wings, Journal of Aircraft, 39(2) (2002) 371-376.

[4] M.R. Fallah, M. Farrokh, S. Irani, The effect of laminate layers and follower force on optimum flutter speed of composite wing, Modares Mechanical Engineering, 16(6) (2016) 226-236.

[5] M. Amoozgar, S. Irani, G. Vio, Aeroelastic instability of a composite wing with a powered-engine, Journal of Fluids and Structures, 36 (2013) 70-82.

[6] M.J. Patil, D.H. Hodges, C.E. Cesnik, Limit-cycle oscillations in high-aspect-ratio wings, Journal of fluids and structures, 15(1) (2001) 107-132.

This page intentionally left blank

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۵۲، شماره ۱۲، سال ۱۳۹۹، صفحات ۳۳۴۱ تا ۳۳۵۲
DOI: 10.22060/mej.2019.16011.6249

تعیین مرز ناپایداری فلاتر بال کامپوزیتی با استفاده از ماشین بردار پشتیبان

مجتبی فرخ*، محمدرضا فلاح

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

خلاصه: هدف از این مقاله، آموزش ماشین بردار پشتیبان برای تعیین مرز ناپایداری آیروالاستیک فلاتر یک بال کامپوزیتی می‌باشد. بال هواپیما به صورت یک تیر دارای دو درجه آزادی و یک سر گیردار به همراه نیروی پیشران تعقیب کننده و جرم موتور مدل شده است. برای مدل‌سازی بال کامپوزیتی از تئوری لایه‌ای و مدل‌سازی آیرودینامیکی از تئوری جریان ناپایا با فرض جریان مادون صوت و تراکم ناپذیر در حوزه‌ی زمان استفاده شده است. معادلات حاکم بر حرکت بال با استفاده از روابط لاگرانژ و در نظر گرفتن مدهای فرضی استخراج گردیده‌اند. سرعت فلاتر خطی نیز با توجه به روش مقدار ویژه محاسبه گردیده است. فرآیند محاسبه سرعت فلاتر به صورت کد نرم‌افزاری تهیه شده است که این کد با توجه به تعداد لایه‌ها، زاویه الیاف در هر لایه، جرم موتور و نیروی پیشران قادر به محاسبه سرعت فلاتر می‌باشد. با توجه به اینکه زمان محاسبات برای تحلیل سرعت فلاتر بالا بوده، در این مقاله برای کاهش هزینه محاسبات از روش ماشین بردار پشتیبان استفاده شده است. جهت آموزش ماشین بردار پشتیبان از تعداد نقاط محدودی که بیانگر ناحیه امن و ناامن می‌باشد، استفاده شده است. نتایج نشان می‌دهد که ماشین بردار پشتیبان می‌تواند به عنوان یک ابزار دقیق و سریع در تشخیص مرز ناپایداری فلاتر بال‌ها باشد.

تاریخچه داوری:
دریافت: ۱۳۹۷/۱۲/۲۵
بازنگری: ۱۳۹۸/۰۲/۲۸
پذیرش: ۱۳۹۸/۰۴/۱۷
ارائه آنلاین: ۱۳۹۸/۰۵/۳۱

کلمات کلیدی:
آیروالاستیسیته
فلاتر
بال کامپوزیت
ماشین بردار پشتیبان

۱- مقدمه

برخلاف پیشرفت‌های قابل توجه در تکنولوژی محاسباتی در سال‌های اخیر، حل بسیاری از مسائل نیاز به زمان قابل توجه حتی با به کارگیری کامپیوترهای پیشرفته خواهد داشت. به علاوه اطلاعات ایجاد شده ناشی از سازه‌های پیشرفته، ذخیره نمودن، تجزیه و تحلیل آن‌ها بسیار مشکل می‌باشد. در مسائل اجرایی و مهندسی فقط نیاز به تعداد محدودی از این اطلاعات برای تصمیم گیری نهایی مورد نیاز می‌باشد. بنابراین ضروری به نظر می‌رسد که روش‌های محاسباتی مناسب‌تر و ارزان‌تری توسعه داد که با در دست داشتن اطلاعات محدودی به نتایج قابل اعتمادی دسترسی پیدا نمود. چنین نیازی خصوصاً در آنالیز سازه‌های بزرگ که زمان مورد نیاز با افزایش اندازه سازه توسعه می‌یابد مشهود می‌باشد. در حال حاضر ماشین‌های هوشمند یا سیستم‌های هوشمند در علوم مختلف به کار گرفته شده‌اند. در طراحی سازه‌ها لازم است که سازه را در دفعات متوالی به واسطه تغییرات و مشخصات سازه‌ای آن آنالیز نمود. استفاده از روش‌های تحلیلی به طور مستقیم بسیار پیچیده می‌باشد. هم اکنون محققین در تلاش هستند که سیستم‌های هوشمند مناسبی برای تحلیل هر سازه مورد نظری آموزش داده و جانشین تحلیل واقعی سازه نمایند.

در بکارگیری سیستم‌های هوشمند به عنوان یک تحلیل کننده سریع لازم است که ابتدا سیستم بر اساس یک سری زوج‌های ورودی - خروجی تصادفی، آموزش داده شوند. بدیهی است که کار کرد شبکه قبلاً باید کنترل شود در محدوده قابل قبول باشد. پس از آموزش سیستم در مرحله استفاده دیگر نیاز به تحلیل مجدد نیست بلکه در تکرارهای بی‌شماری که صورت می‌گیرد سیستم هوشمند به عنوان یک تحلیل کننده سریع عمل می‌نماید. بدون شک در مورد سازه‌هایی که به واسطه تغییر زیاد متغیرهای طراحی و تعداد عضوهای بیش از اندازه مدت زمان تحلیل قابل توجه است بکارگیری سیستم‌های هوشمند ضروری به نظر می‌رسد. در واقع در برنامه اصلی، سیستم هوشمند به عنوان یک زیر برنامه که وظیفه تحلیل سریع سازه را به عهده دارد قرار می‌گیرد.

به طور کلی می‌توان گفت که بکارگیری سیستم‌های هوشمند در

* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: farrokh@kntu.ac.ir

حقوق مؤلفین به نویسندگان و حقوق ناشر به انتشارات دانشگاه امیرکبیر داده شده است. این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس، از آدرس https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode دیدن فرمائید.

زمینه‌های مختلف مهندسی امکان پذیر است و انجام بسیاری از محاسبات عددی که به واسطه طول زمان اجرای زیاد میسر نیست امکان پذیر گردد.

هدف ما این است که رفتارهای یک سیستم را مدل کنیم و سپس از این مدل برای تحلیل رفتارهای ناشناخته آن سیستم استفاده کنیم. برای مدل‌سازی رفتار یک سیستم می‌توانیم از روش‌های مختلفی مانند زنجیره‌های مارکوف، گراف‌ها و تئوری گراف‌ها، روش‌های خوشه‌بندی و روش‌های طبقه‌بندی استفاده کنیم. در این تحقیق یکی از روش‌های مدل‌سازی رفتار سیستم مبتنی بر روش طبقه بندی با استفاده از تکنیک ماشین‌های بردار پشتیبان[1] استفاده شده است. در سال‌های اخیر استفاده از ماشین‌های بردار پشتیبان، بسیار مورد توجه قرار گرفته است. بطور تجربی نشان داده شده است که استفاده از ماشین‌های بردار پشتیبان در کاربردهایی مانند تشخیص دست نوشته‌ها، تشخیص چهره و... نتایج خوبی را حاصل نموده است[۳-۱].

در این پژوهش به آموزش و بررسی ماشین بردار پشتیبان برای تعیین مرز ناپایداری دینامیکی یک بال کامپوزیتی پرداخته شده است.

بررسی رفتار استاتیک و دینامیک سازه الاستیک در جریان سیال (هوا) را آیروالاستیسیته می‌گویند. امروزه به دلیل تمایل به کاهش مصرف سوخت، حتی الامکان از مواد سبک در ساخت هواپیماها استفاده می‌شود. استفاده از این مواد در طراحی هواپیما باعث افزایش انعطاف پذیری سازه به خودی خود برای تحلیل سازه مشکل ساز نیست اما از آنجا که تغییر شکل‌های سازه‌ای باعث تغییر در نیروهای آیرودینامیکی می‌شود و نیروهای آیرودینامیکی جدیدی را بوجود می‌آورند، پدیده‌های آیروالاستیک آشکار می‌شوند. گاهی ممکن است بر هم کنش این عوامل باعث بزرگتر شدن دامنه تغییر شکل‌های سازه شده و نهایتا آن را متلاشی کنند. یکی از خطرناک‌ترین ناپایداری‌های آیروالاستیک دینامیکی که در طراحی و تحلیل بال هواپیما مورد بررسی قرار می‌گیرد، فلاتر[2] می‌باشد. این پدیده از بر همکنش نیروهای آیرودینامیکی، نیروهای الاستیک و نیروهای اینرسی ایجاد شده و می‌تواند باعث گسیختگی ناگهانی سازه بال هواپیما شود.

تا کنون در ارتباط با تحلیل بال هواپیما با توجه به بارگذاری‌های دینامیکی مختلف کارهای گوناگونی انجام شده و کتاب‌های بسیاری نیز در این زمینه منتشر گردیده است [۴ و ۵]. در زمینه بررسی مساله پایداری ساختار انعطاف پذیر تحت نیروهای پیشران، مقالات و کتاب‌های کمتری موجود می‌باشد. در سال ۱۹۷۴ فلدت[3] و هرمن[4] [۶] موفق شدند تا فلاتر بال یکسر درگیر را که تحت اثر نیروی رانش بوده و جرم متمرکز در انتهای آن قرار گرفته است را بررسی کنند. هاجز[5] و همکارانش [۷] در سال ۲۰۰۲ با در نظر گرفتن دو درجه آزادی برای بال، اثر نیروی رانش بر پایداری بال را مورد بررسی قرار دادند. این تحلیل نشان داد که نیروی پیشران موتور بر روی مرز ناپایداری بال تاثیر منفی دارد که این اثر با توجه به پارامترهای سازه‌ای کم و یا بیشتر می‌شود. مزیدی و فاضل زاده [۸] در سال ۲۰۰۹ تاثیر زاویه عقبگرد بال بر ناپایداری دینامیکی بال و موتور متصل به آن را بررسی کردند. در سال ۲۰۱۳ آموزگار و همکاران [۹] ناپایداری بال کامپوزیتی تک لایه را که دارای موتور بود، بر اساس تغییر زاویه الیاف تک لایه، موقعیت قرار گیری موتور و نیروی بی بعد پیشران، مورد بررسی قرار دادند. کوهی و همکاران [۱۰] در سال ۲۰۱۴ به تحلیل غیرخطی آیروالاستیک یک بال کامپوزیتی با استفاده از روش اجزاء محدود پرداختند. فلاح و همکاران [۱۱] در سال ۲۰۱۶ به بررسی تاثیر لایه چینی و نیروی پیشران بر سرعت فلاتر بهینه بال کامپوزیتی پرداختند که اکنون با استفاده از آن به آموزش ماشین بردار پشتیبان پرداخته شد.

۲- ماشین‌های بردار پشتیبان

مسئله دسته بندی[6] یکی از مسائل اصلی مطرح شده در یادگیری ماشین است و بسیاری از مسائل را می‌توان به صورت یک مسئله دسته بندی مطرح کرده و حل کرد. از طرفی در یادگیری ماشین نیز روش‌های مختلفی برای حل مسئله دسته بندی صورت گرفته است. یکی از روش‌هایی که در حال حاضر به صورت گسترده برای مسئله دسته بندی مورد استفاده قرار می‌گیرد، روش ماشین بردار پشتیبان است. شاید به گونه‌ای بتوان محبوبیت کنونی روش ماشین بردار پشتیبان را با محبوبیت شبکه‌های عصبی در دهه گذشته مقایسه کرد. علت این قضیه نیز قابلیت استفاده این روش در حل مسائل گوناگون می‌باشد، در حالیکه روش‌هایی مانند درخت تصمیم‌گیری را نمی‌توان به راحتی در مسائل مختلف به کار برد.

ماشین‌های بردار پشتیبان توسط وپنیک[7] [۱۲ و ۱۳] در زمینه تئوری یادگیری آماری توسعه داده شده است. در سال ۱۹۷۹ ماشین‌های بردار پشتیبان توسط وپنیک در ساده‌ترین فرم آن یعنی ماشین بردار پشتیبان خطی

1 Support Vector Machines
2 Flutter
3 Feldt
4 Herrmann
5 Hodges
6 Classification
7 Vapnik

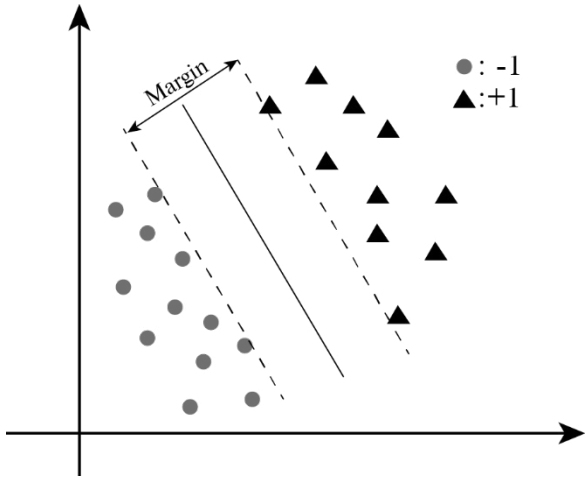

Fig. 1. Support vector machine as a plane for linear separation of samples in data space

شکل ۱: ماشین بردار پشتیبان به عنوان یک ابر صفحه برای جداسازی خطی نمونه‌ها در فضای داده‌ها [۱۴]

ارائه گردید. ماشین بردار پشتیبان عبارت است از یک ابر صفحه که مجموعه‌ی نمونه‌های مثبت و منفی را با حداکثر فاصله مانند شکل ۱ از هم جدا نموده است.

در حال حاضر گرایش شدیدی در بکارگیری سیستم‌های هوشمند در موارد مختلف به شرح زیر به نظر می‌رسد، در مواردی که رفتار سازه در اثر یک مجموعه متغیرهای ورودی – خروجی به صورت غیر خطی است، در شناسایی و تعیین بعضی از پارامترهای مربوط به سازه و مصالح مورد استفاده تحت اثر نیروهای استاتیک و دینامیک، طراحی اولیه اجزاء در سازه‌ها و سیستم‌های مهندسی، نسل جدیدی از سیستم‌های هوشمند در پروژه‌های ساخت، طراحی، تخمین مخارج، مدیریت، بهینه سازی و تعمیر و نگهداری بکار گرفته شده است.

در بسیاری از کاربردها برای تحلیل و بررسی یک سیستم، ابتدا رفتار آن سیستم را بر اساس اطلاعاتی که از سیستم داریم، مدل می‌کنیم و سپس از آن مدل برای تشخیص رفتارهای آتی آن سیستم استفاده خواهیم کرد. این فرآیند در واقع همان فرآیندی است که در مهندسی معکوس انجام می‌شود.

اگر یک مسله دو بعدی داشته باشیم، فرض کرده که داده‌های N عضوی به صورت $\{x_i, y_i\}$ که $y_i \in \{-1,+1\}$ بوده همانطور که در شکل ۱ رسم شده است. هدف ماشین بردار پشتیبان پیدا کردن یک صفحه بهینه برای جداسازی داده‌هایی با علامت ۱- از داده‌هایی با علامت ۱+ می‌باشد. صفحه بهینه صفحه‌ای است که بیشترین فاصله تا نزدیکترین نمونه‌های آموزشی را داشته باشد که از رابطه (۱) به دست آمده است.

$$f(x) = w^T x + b = 0 \qquad (۱)$$

بردار w بردار وزن که عمود بر صفحه بوده و b یک پارامتر عددی می‌باشد. تمام نقاط آموزشی باید قیدهای زیر را برآورده سازند:

$$y_i \left(w^T x_i + b\right) - 1 \geq 0 \quad i = 1,\ldots,N \qquad (۲)$$

این قیدها تضمین می‌کنند که داده‌ها درون حاشیه نباشند. حاشیه توسط $2/\|w\|$ محاسبه شده است. برای محاسبه صفحه بهینه با بیشترین حاشیه در نهایت به مساله بهینه سازی زیر می‌رسیم:

$$\begin{aligned} &Min\left\{\frac{1}{2}w^2\right\} \\ &\text{s.t.} \quad y_i\left(w^T x_i + b\right) - 1 \geq 0 \quad i = 1,\ldots,N \end{aligned} \qquad (۳)$$

۳- معادلات حرکت

بال مورد بررسی به صورت یک تیر نازک دارای دو درجه آزادی با اتصال صلب به بدنه تحت نیروی پیشران و همچنین جرم موتور در نظر گرفته شده است. از فرضیاتی که در این بررسی در نظر گرفته شده است می‌توان به عدم تغییر طول وتر بال از نوک تا ریشه اشاره نمود، همچنین بال حین جابجایی تاب بر نمی‌دارد و فرم وتر بال تغییر نمی‌کند. بال در جریان تراکم‌ناپذیر زیر صوت قرار دارد و از روابط لاگرانژ برای بدست آوردن معادلات آیروالاستیک حرکت استفاده شده و برای مدل کردن نیروهای آیرودینامیک در حوزه زمان از تئوری واگنر[1] استفاده شده است [۱۵]. جهت به دست آوردن بارهای آیرودینامیکی از تئوری نوارهای باریک[2] استفاده شده، و این نیروها در طول بال اعمال می‌گردد که بدین منظور در روش‌های تحلیلی مقدار نیروهای آیرودینامیکی برای یک مقطع بال حساب شده و به طول بال تعمیم می‌دهیم [۱۶]. در تئوری نوار باریک توزیع فشار در هر مقطع بال تنها به جریان فروشار[3] همان مقطع بصورت دوبعدی وابسته است و تاثیر جریان اطراف مقاطع دیگر درنظر گرفته نشده است. از فرضیات عمده این روش آن است که جریان سیال تراکم‌ناپذیر بوده و بال در دو جهت از صفحه تقارن تا

1 Wagner
2 Strip theory
3 Downwash

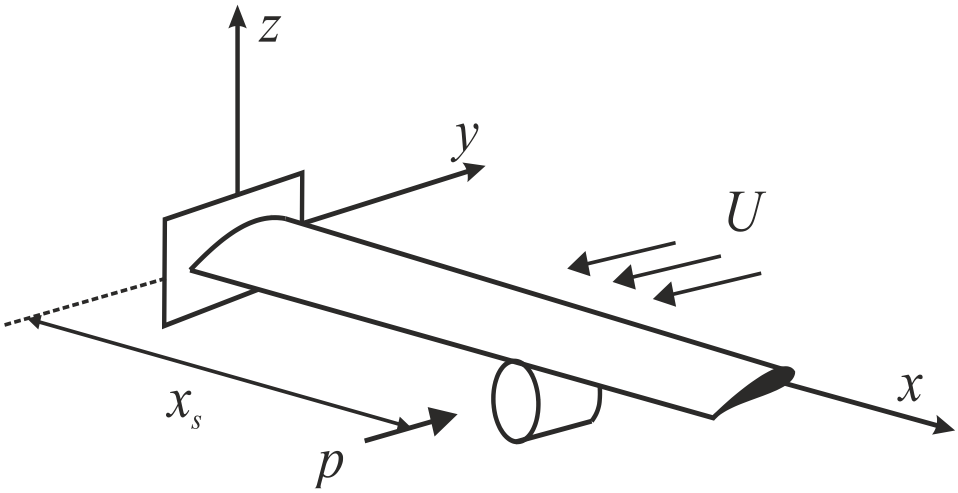

Fig. 2. The wing with engine configuration

شکل۲: نحوه اتصال موتور به بال [۱۱]

بی نهایت ادامه پیدا می‌کند لذا جریان پیرامون بالواره برای هر سطح مقطع عرضی عمود بر بال یکسان بوده و جریان به صورت دو بعدی است. ضمنا از اثرات لزجت سیال صرف نظر شده و زاویه حمله کوچک در نظر گرفته شده است. در شکل‌های ۲ و ۳ مدل بال مورد نظر به صورت شماتیک نشان داده شده است. همچنین شکل ۴ بال تغییر شکل یافته را نشان می‌دهد.

با توجه به اینکه بال مورد نظر در این مقاله دارای دو درجه آزادی خمش و پیچش می‌باشد، از تغییر شکل‌ها در جهت طولی u و عرضی v صرف‌نظر خواهد شد.

این بدان معنا است که بال مورد نظر از نظر طولی غیر قابل انعطاف‌پذیر می‌باشد. همچنین سختی خمشی در جهت z نسبت به سختی خمشی در جهت y بسیار زیاد در نظر گرفته می‌شود. بدین ترتیب بردار جابجایی جرم متمرکز پس از تغییر شکل بال به صورت رابطه (۴) خواهد بود [۱۸]:

$$R_s = (x+u)\hat{i} + v\hat{j} + w\hat{k} + y_s\hat{j}' + z_s\hat{k}' \qquad (۴)$$

که $\hat{j}'$ و $\hat{k}'$ بردارهای یکه در راستای y و z بعد از تغییر شکل بال هستند.

اگر از ترم‌های غیرخطی صرفنظر شود، بردارهای یکه سیستم بعد از تغییر شکل بال به صورت رابطه (۵) خواهند بود [۱۹]:

$$\begin{Bmatrix} \hat{i}' \\ \hat{j}' \\ \hat{k}' \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & w' \\ 0 & 1 & \theta \\ -w' & -\theta & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} i \\ j \\ k \end{Bmatrix} \qquad (۵)$$

حال اگر ماتریس رابطه (۵) بسط داده شود ارتباط بین مختصات قبل و بعد از تغییر شکل به صورت رابطه (۶) خواهد شد:

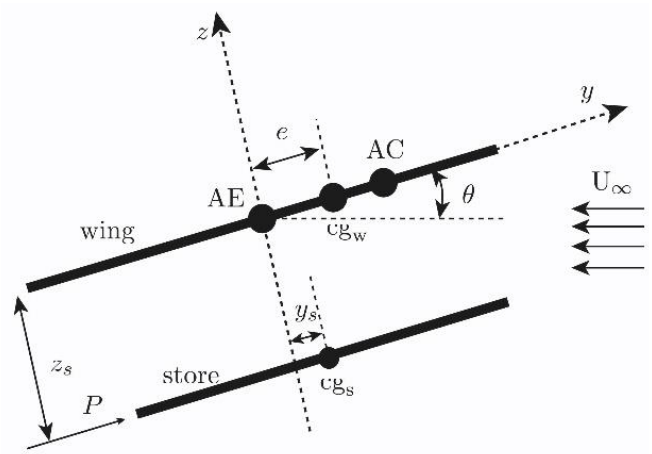

Fig. 3. Side view of wing

شکل ۳: نمای جانبی بال [۹]

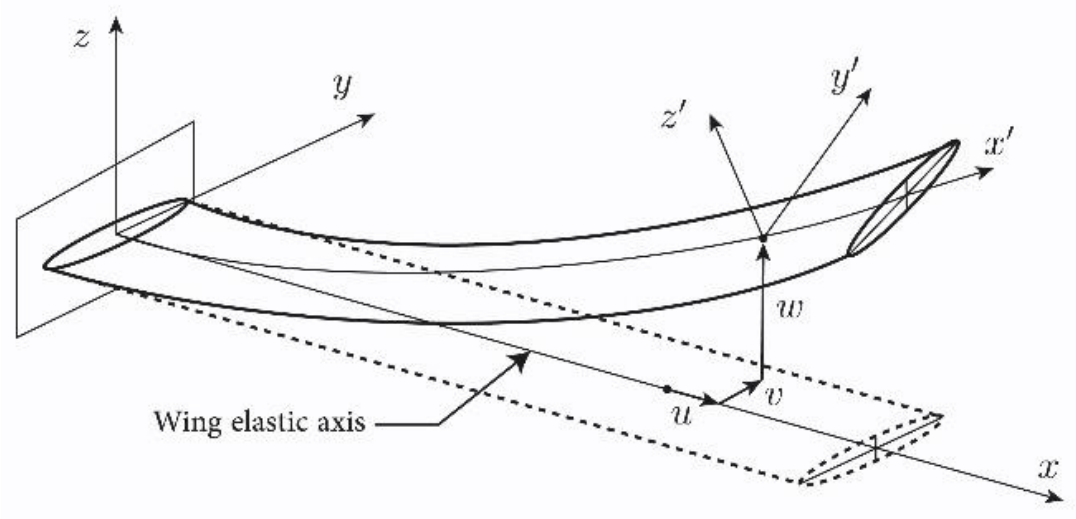

Fig. 4. The wing situation before and after the deformation of elastic

شکل ٤: وضعیت بال قبل و بعد از تغییر شکل‌های الاستیک [۱۷]

$$\begin{aligned} \hat{i}' &= \hat{i} + w'\hat{k} \\ \hat{j}' &= \hat{j} + \theta\hat{k} \\ \hat{k}' &= -w'\hat{i} - \theta\hat{j} + \hat{k} \end{aligned} \qquad (۶)$$

حال با جایگذاری روابط ارائه شده در رابطه (۶)، در رابطه (۵) بردار تغییر مکان جرم متمرکز[1] برای مسئله مطلوب به صورت رابطه (۷) خواهد بود. اندیس s معرف پارامترهای مربوط به جرم متمرکز می‌باشد.

$$\begin{aligned} R_s = &\left(x + u - w'z_s\right)\hat{i} + \left(v + y_s - \theta z_s\right)\hat{j} \\ &+ \left(w + \theta y_s + z_s\right)\hat{k} \end{aligned} \qquad (۷)$$

برای محاسبه انرژی جنبشی جرم متمرکز نیاز است که مشتق بردار جابجایی نسبت به زمان محاسبه شود. همانطور که در بالا هم اشاره شد از تغییر مکان‌های u و v صرفنظر می‌شود و رابطه نهایی مشتق جابجایی به صورت رابطه (۸) خواهد بود:

$$\dot{R}_s = \left(-\dot{w}'z_s\right)\hat{i} + \left(-\dot{\theta}z_s\right)\hat{j} + \left(\dot{w} + \dot{\theta}y_s\right)\hat{k} \qquad (۸)$$

حال انرژی جنبشی جرم متمرکز به صورت رابطه (۹) محاسبه خواهد شد:

$$T_s = \frac{1}{2}\iiint_V M_s(\dot{R}_s.\dot{R}_s)\delta\left(x - x_s\right)dV \qquad (۹)$$

با جایگذاری رابطه (۸) در رابطه (۹) انرژی جنبشی ناشی از جرم متمرکز به صورت رابطه (۱۰) خواهد شد:

$$T_s = \int_0^l \begin{pmatrix} M_s z_s^2 \dot{w}'^2 + M_s z_s^2 \dot{\theta}^2 + M_s \dot{w}^2 \\ + M_s y_s^2 \dot{\theta}^2 + 2M_s y_s \dot{w}\dot{\theta} + I_s \dot{\theta}^2 \end{pmatrix} \delta\left(x - x_s\right)dx \qquad (۱۰)$$

برای به دست آوردن معادلات سیستم از روابط لاگرانژ استفاده شده است که برای بال دارای دو درجه آزادی به صورت رابطه (۱۱) بیان می‌شود:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T}{\partial \dot{h}_1}\right) - \frac{\partial T}{\partial h_1} + \frac{\partial V}{\partial h_1} + \frac{\partial D}{\partial \dot{h}_1} &= Q_h \\ \frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\alpha}_1}\right) - \frac{\partial T}{\partial \alpha_1} + \frac{\partial V}{\partial \alpha_1} + \frac{\partial D}{\partial \dot{\alpha}_1} &= Q_\alpha \end{aligned} \qquad (۱۱)$$

که در این روابط T انرژی جنبشی، V انرژی پتانسیل، D انرژی میرایی و Q نیروهای تعمیم یافته می‌باشند. انرژی جنبشی بال برابر است با رابطه (۱۲) [۷]:

1 Store

$$T=\frac{1}{2}\int_0^l\left(m\dot{h}^2+2me\dot{\alpha}\dot{h}+I_\alpha\dot{\alpha}^2\right)dx \qquad (۱۲)$$

انرژی پتانسیل بال به صورت رابطه (۱۳) محاسبه می‌شود:

$$V=\frac{1}{2}\int_0^l\left(GJ\alpha'^2+EIh''^2+2P\left(x_s-x\right)H\left(x_s-x\right)\alpha h''\right) \qquad (۱۳)$$

و انرژی میرایی را می‌توان به صورت رابطه (۱۴) نوشت:

$$D=\frac{1}{2}\int_0^l\left(C_h\dot{h}^2+C_\alpha\dot{\alpha}^2\right)dx \qquad (۱۴)$$

کار نیروهای آیرودینامیکی به صورت رابطه (۱۵) نوشته می‌شود:

$$\delta W_A=\int_0^l\left(-L\,\delta h+M\,\delta\alpha\right)dx \qquad (۱۵)$$

کار نیروهای خارجی ناشی از نیروی پیشران را می‌توان به صورت رابطه (۱۶) محاسبه نمود:

$$\begin{aligned}&\delta W=\vec{P}.\delta R_s, \qquad \vec{P}=P\hat{j}'\\&\delta R_s=\left(-z_s\delta w'\right)\hat{i}+\left(-z_s\delta\theta\right)\hat{j}+\left(\delta w+y_s\delta\theta\right)\hat{k}\\&\vec{P}.\delta R_s=[P\hat{j}+P\theta\hat{k}].[(-z_s\delta w')\hat{i}+(-z_s\delta\theta)\hat{j}\\&\qquad+(\delta w+y_s\delta\theta)\hat{k}]\end{aligned} \qquad (۱۶)$$

که در نهایت کار مجازی به صورت رابطه (۱۷) نوشته خواهد شد:

$$\delta W_P=\int_0^l\left(-Pz_s\delta\theta+P\theta\delta w+py_s\theta\delta\theta\right)\delta\left(x-x_s\right)dx \qquad (۱۷)$$

شکل مدهای حرکتی رابطه‌های (۱۸) و (۱۹) را برای درجات آزادی جابجایی عمودی و چرخش بال در نظر گرفته که در این روابط $\eta=x/l$ می‌باشد.

$$\begin{aligned}F_h\left(\eta\right)=&\left(\frac{\sinh\beta_1+\sin\beta_1}{\cosh\beta_1+\cos\beta_1}\right)\cos\left(\beta_1\eta\right)\\&-\left(\cosh\left(\beta_1\eta\right)\right)+\sinh\left(\beta_1\eta\right)-\sin\left(\beta_1\eta\right)\end{aligned} \qquad (۱۸)$$

$$F_\alpha\left(\eta\right)=\sqrt{2}\sin\left(\beta_2\eta\right) \qquad (۱۹)$$

که مقادیر β_1 و β_2 برای چهار مد، به صورت رابطه (۲۰) تعریف می‌شوند:

$$\begin{aligned}&\beta_1=[1.8751,4.69409,7.85476,10.9955,14.1372]\\&\beta_2=\left(i-0.5\right)\pi\end{aligned} \qquad (۲۰)$$

حال با استفاده از روش مدهای فرضی جابجایی و پیچش بال به شکل رابطه (۲۱) تعریف می‌شود:

$$\begin{aligned}&h=F_h\left(\eta\right)h_1\left(t\right)\\&\alpha=F_\alpha\left(\eta\right)\alpha_1\left(t\right)\end{aligned} \qquad (۲۱)$$

که در رابطه (۱۱) Q_h و Q_α عبارتند از (رابطه (۲۲)):

$$\begin{aligned}&Q_h=-\rho U^2bl\int_0^l dC_LF_h\left(\eta\right)d\eta\\&Q_\alpha=2\rho U^2b^2l\int_0^l dC_MF_\alpha\left(\eta\right)d\eta\end{aligned} \qquad (۲۲)$$

برای راحتی در امر محاسبات، روابط حاکمه را به صورت بی بعد بیان می‌نماییم. بدین منظور پارامترهای بی بعد رابطه (۲۳) را معرفی می‌نماییم:

$$\begin{aligned}&\xi=\frac{h}{b_n},\quad r_\alpha=\sqrt{\frac{I_\alpha}{mb^2}},\quad \mu=\frac{m}{\pi\rho b^2},\\&\omega_h=\left(1.8751\right)^2\sqrt{\frac{EI}{ml^4}},\quad U^*=\frac{U}{b\omega_\alpha},\quad \zeta_\alpha=\frac{1}{\pi}\frac{lC_\alpha}{\sqrt{I_\alpha GJ}},\\&\tau=\frac{Ut}{b},\quad \omega_\alpha=\frac{\pi}{2}\sqrt{\frac{GJ}{I_\alpha l^2}},\quad \eta=\frac{y}{l},\quad \bar{\omega}=\frac{\omega_h}{\omega_\alpha},\\&K=\frac{k}{GJ},\quad \zeta_\xi=\frac{1}{\left(1.8751\right)^2}\frac{l^2C_h}{\sqrt{mEI}},\quad b^*=\frac{b}{l},\\&e^*=x,\quad M_s^*=\frac{M_s}{ml},\quad I_s^*=\frac{I_s}{I_\alpha l},\quad \lambda=\frac{EI}{GJ}\\&P=\sqrt{\lambda}\frac{pl^2}{GJ}\quad y_s^*=\frac{y_s}{b}\quad z_s^*=\frac{z_s}{l}\end{aligned} \qquad (۲۳)$$

و بدین ترتیب پس از ساده سازی‌های ممکن، معادلات نهایی بال کامپوزیتی تحت نیروی پیشران و جرم موتور به صورت رابطه‌های (۲۴) و (۲۵) ارائه می‌شود:

$$\begin{aligned}&C_0\xi_1''+C_1\alpha_1''+C_2\xi_1'+C_3\alpha_1'+C_4\xi_1\\&+C_5\alpha_1+C_6w_1+C_7w_2+C_8w_3\\&+C_9w_4+A_1(\frac{1}{1.8751^4})(\frac{\bar{\omega}}{U^*})^2G(\xi)\\&+A_{12}Kb^*(\frac{r_a}{U^*})^2(\frac{2}{\pi})^2M(\alpha)=f(\tau)\end{aligned} \tag{۲۴}$$

$$\begin{aligned}&D_0\xi_1''+D_1\alpha_1''+D_2\xi_1'+D_3\alpha_1'+D_4\xi_1\\&+D_5\alpha_1+D_6w_1+D_7w_2+D_8w_3\\&+D_9w_4+A_2(\frac{2}{\pi})^2(\frac{1}{U^*})^2M(\alpha)\\&+A_{12}^Tb^*(\frac{1}{U^*})^2(\frac{2}{\pi})^2G(\xi)=g(\tau)\end{aligned} \tag{۲۵}$$

ثابت‌های $A_1,A_2,...,A_{12}$ عباراتی بر حسب شکل مدهای مربوط به خمش و پیچش می‌باشند و ضرایب $C_0,C_1,...,C_9$ و $D_0,D_1,...,D_9$ و $w_1,...,w_4$ و توابع $f(\tau)$ و $g(\tau)$ در مرجع [۹] معرفی شده‌اند.

همچنین سختی‌های پیچشی و خمشی و کوپلینگ بین آن‌ها برای چند لایه کامپوزیتی به صورت رابطه (۲۶) محاسبه خواهند شد [۲۰]:

$$\begin{aligned}EI&=b\left(D_{22}-\frac{D_{12}^2}{D_{11}}\right)\\GJ&=4b\left(D_{66}-\frac{D_{16}^2}{D_{11}}\right)\\K&=2b\left(D_{26}-\frac{D_{16}D_{12}}{D_{11}}\right)\end{aligned} \tag{۲۶}$$

چند لایه کامپوزیتی در این تحقیق تک لایه در نظر گرفته شده است. برای محاسبه D_{ij} از رابطه (۲۷) استفاده کرده‌ایم [۲۰]:

$$D_{ij}=\frac{1}{3}\sum_{k=1}^{nol}\left(\bar{Q}_{ij}\right)_k\left(h_k^3-h_{k-1}^3\right) \tag{۲۷}$$

۳- ۱- مدل نیرو و ممان‌های آیرودینامیکی غیر دائم به وسیله تابع واگنر

معادلات استفاده شده برای نیروی برآ و گشتاور آیرودینامیکی در حوزه زمان به صورت رابطه‌های (۲۸) و (۲۹) بوده است [۹].که در این روابط ξ جابجایی بی‌بعد و α پیچش مقطع بال می‌باشد.

$$\begin{aligned}dC_L(\tau)&=\pi(\xi''-a_h\alpha''+\alpha')+2\pi(\alpha(0)\\&+\xi'(0)+(\frac{1}{2}-a_h)\alpha'(0))\phi(\tau)\\&+2\pi\int_0^\tau\phi(\tau-\sigma)(\alpha'(\sigma)\\&+\xi'(\sigma)+(\frac{1}{2}-a_h)\alpha''(\sigma))d\sigma\end{aligned} \tag{۲۸}$$

$$\begin{aligned}dC_M(\tau)&=\pi(\frac{1}{2}-a_h)(\alpha(0)+\xi'(0)\\&+(\frac{1}{2}-a_h)\alpha'(0))\phi(\tau)+\frac{\pi}{2}a_h(\xi'-a_h\alpha'')\\&+\pi(\frac{1}{2}+a_h)\int_0^\tau\phi(\tau-\sigma)(\alpha'(\sigma)\\&+\xi'(\sigma)+(\frac{1}{2}-a_h)\alpha'(\sigma))d\sigma\end{aligned} \tag{۲۹}$$

که در رابطه‌های (۲۸) و (۲۹)، $\phi(\tau)$ تابع واگنر می‌باشد که با توجه به تقریب جونز[1] داریم [۲۱] (رابطه (۳۰)):

$$\begin{aligned}&\phi(\tau)=1-\psi_1e^{-\varepsilon_1\tau}-\psi_2e^{-\varepsilon_2\tau}\\&\psi_1=0.165\ ,\psi_2=0.335\ ,\\&\varepsilon_1=0.0455\ ,\varepsilon_2=0.3\end{aligned} \tag{۳۰}$$

۳- ۲- محاسبه سرعت فلاتر

برای محاسبه سرعت فلاتر بال هواپیما ابتدا باید با استفاده از مودهای فرضی (رابطه (۱۸)) معادلات حرکت سیستم که همان رابطه‌های (۲۴) و (۲۵) می‌باشند را به فرم ماتریسی تبدیل نمود. قسمت حقیقی مقادیر ویژه ماتریس ضرائب این معادله ماتریسی همان میرایی مودال و قسمت موهومی آن فرکانس کاهش یافته می‌باشد. سرعت ناپایداری مربوط به زمانی است که میرایی مودال از مقدار منفی به مقدار مثبت زمانی که فرکانس کاهش یافته مثبت است، تغییر می‌یابد. بنابراین می‌توان با افزایش تدریجی سرعت جریان و محاسبه مقدار میرایی مودال و فرکانس کاهش یافته متناظر برای هر سرعت با توجه به وقوع شرط فوق مقدار سرعت فلاتر را تعیین نمود. روند محاسبه سرعت فلاتر در این مقاله در مرجع [۱۱] نشان داده شده است. لازم

1 Jones

جدول ۱: مشخصات ساختاری و هندسی تیر

Table 1. Geometrical specification of the composite wing

پارامتر	مقدار
طول بال	۱۶ متر
نصف طول وتر بال	۰/۵ متر
جرم بر واحد طول	۰/۷۵ کیلوگرم بر متر
ممان اینرسی	۰/۱ کیوگرم در متر
چگالی هوا	۰/۰۸۸۹ کیلوگرم بر متر مکعب

به ذکر اینکه با توجه به مرجع [۹] در صورت اضافه شدن نیروی پیشران تعقیب کننده به سیستم بال، خود این نیرو نیز عاملی برای ناپایداری می‌باشد. این بدان معنی است که اگر مقدار نیروی پیشران تعقیب کننده زیاد باشد بدون حضور نیروهای آیرودینامیکی، بال می‌تواند ناپایدار گردد [۷-۹]. در چنین مواقعی سرعت ناپایدار کننده جریان صفر است.

٤- مدل‌سازی بال

بال مورد بررسی یک ورق مستطیلی است. مشخصات فیزیکی بال کامپوزیتی در جدول ۱ آمده است. همچنین مشخصات ماده کامپوزیتی و مشخصات سطح مقطع در جدول ۲ آمده است.

٥- اعتبار سنجی

سرعت فلاتر محاسبه شده با معادلات به دست آمده توسط نرم افزار متلب و سرعت به دست آمده از مرجع [۲۲] برای مشخصات بال هیل[1] (جدول‌های ۱ و ۲) در جدول ۳ مقایسه شده است. لازم به ذکر است که بال در نظر گرفته

1 HALE

جدول ۲: مشخصات ماده کامپوزیتی و سطح مقطع بال

Table 2. Material specification of the composite wing

پارامتر	مقدار
E_1	۲×۱۰^{۱۱} پاسکال
E_2	۵×۱۰^{۹} پاسکال
G_{12}	۵×۱۰^{۸} پاسکال
v_{12}	۰/۲۵
عرض اسپار	۰/۲۴ متر
ضخامت اسپار	۰/۰۱۷ متر

جدول ۳: اعتبار سنجی بال کامپوزیتی

Table 3. Validation of composite wing

بال هیل	سرعت فلاتر (m/s)	بال گلند	سرعت فلاتر (m/s)
مرجع [۲۲]	۳۲/۲	مرجع [۲۰]	۱۳۵/۷۱
مطالعه حاضر	۳۲/۴	مرجع [۲۳]	۱۳۶/۲۴
		مطالعه حاضر	۱۳۵/۹

شده در مرجع [۲۲] همگن می‌باشد که در این مقاله برای صحت سنجی زاویه الیاف صفر درنظر گرفته شده است. همچنین برای صحت سنجی مناسب‌تر از مشخصات بال کامپوزیتی گلند[2] استفاده شده است [۲۰]. که در جدول ۳ مقایسه سرعت فلاتر محاسبه شده برای آن ارائه شده است. مقایسه نتایج تطابق خوبی را نشان می‌دهد.

٦- پیاده سازی

برای آموزش ماشین بردار پشتیبان، تغییرات سرعت فلاتر برای بال مورد نظر بدون داشتن تاثیرات جرم و نیروی پیشران در نظر گرفته شده است. همانطور که در شکل ۵ دیده می‌شود با تغییر زاویه الیاف، سرعت ناپایداری نیز تغییر کرده و به نوعی نشان دهنده این است که بالای این نمودار ناحیه شکست یا نا امن و زیر نمودار ناحیه امن می‌باشد. همانطور که مشخص است برای هر زاویه الیاف یک بار تحلیل کامل سرعت فلاتر انجام شده و این خود نشان دهنده زمان‌گیر بودن تحلیل بوده، این نکته زمانی حائز اهمیت است که بخواهیم مسائلی همچون مساله فوق را در بحث‌هایی مثل بهینه‌سازی، قابلیت اطمینان و دیگر مواردی که به حل متعدد مساله منجر شده استفاده شوند.

2 Goland

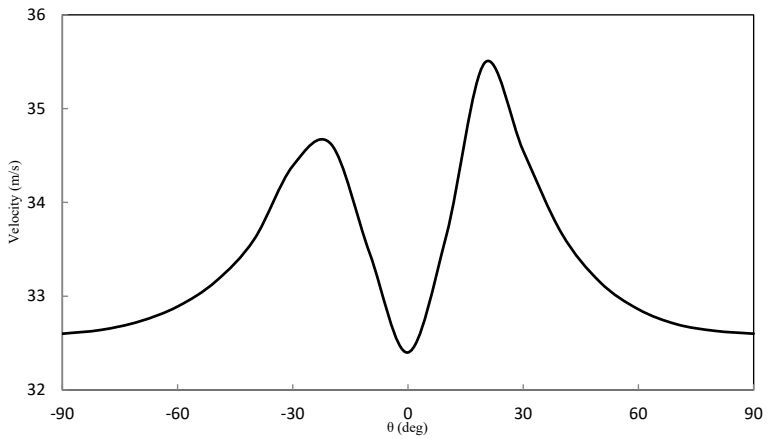

Fig. 5. Flutter speed of composite wing against fiber orientation

شکل ۵: تغییرات سرعت فلاتر بال کامپوزیتی بر حسب زاویه الیاف

در این تحقیق نشان داده شده که ماشین بردار پشتیبان به راحتی با چند نمونه آموزشی این الگو را با سرعت بسیار بالا و خطای پایین تشخیص می‌دهد. همچنین مقایسه‌ای از لحاظ زمانی با معادلات اصلی انجام گرفته است.

زاویه الیاف بال کامپوزیتی متغیر مسئله بوده و اگر در یک زاویه خاص پدیده فلاتر رخ دهد علامت ۱- یا منطقه نا امن یا شکست و اگر فلاتر رخ ندهد علامت ۱+ یا امن تخصیص داده شده است. این کار برای تعداد داده‌های مختلف انجام و در قسمت نتایج مورد بررسی قرار گرفته است. این تحلیل در نرم افزار متلب کد نویسی و اجرا شده است.

برای محاسبه مقدار خطا، تعداد ۱۰۰۰ نمونه تصادفی تولید شده و برای تست هر ماشین بردار پشتیبان مورد استفاده قرار گرفته که در جدول ۴ مقایسه شده است. این نمونه‌ها برای زاویه الیاف در بازه (۹۰+ ، ۹۰-) و همچنین برای سرعت فلاتر در بازه (۳۶ ، ۳۲) در نظر گرفته شده است.

۷- نتایج

در ابتدا روند آموزش و نتایج حاصل از آموزش ماشین بردار پشتیبان با استفاده از تعداد داده‌های مختلف نشان داده شده سپس در آخر کلیه نتایج در یک جدول ارائه شده است. تمامی محاسبات در این تحقیق با چهار رقم اعشار محاسبه شده است.

در ابتدا ماشین بردار پشتیبان اول با تعداد ۲۰۰ نمونه مطابق شکل ۶ آموزش داده شد. همانطور که مشاهده شد با مقایسه شکل‌های ۵ و ۶ تقریبا ماشین بردار پشتیبان توانست مرز بین منطقه امن و نا امن را تشخیص دهد. سپس مجددا با ۵۵۰ نمونه طبق شکل ۷ ماشین دوم آموزش داده شد. در شکل ۸ برای ماشین سوم تعداد نقاط آموزشی ۱۲۰۰ در نظر گرفته شد.

جدول ٤: مقایسه نتایج

Table 4. Comparing results

	تعداد نمونه	زمان محاسبه (ثانیه)	درصد خطا
معادلات اصلی	۱۸۰۰۰۰۰	۷۲۶۳۰	-
ماشین اول	۲۰۰	۱۰	۲/۱٪
ماشین دوم	۵۵۰	۲۵	۲/۲٪
ماشین سوم	۱۲۰۰	۵۵	۱٪
ماشین چهارم	۲۱۰۰	۱۰۸	۰/۳٪

ماشین بردار پشتیبان چهارم در شکل ۹ نهایتا با ۲۱۰۰ نمونه آموزش صورت گرفت که تطابق خوبی با نمونه اصلی شکل ۵ داشته است.

در نهایت مقایسه‌ای کلی در جدول ۴ بر اساس تعداد نقاط، زمان محاسبه، دقت ماشین بردار پشتیبان با معادلات اصلی صورت گرفته است.

در معادلات اصلی، حل معادلات با اضافه شدن مقدار ۰/۰۰۰۱ درجه در هرگام به ۹۰- درجه تا ۹۰+ ادامه داشته و در هر گام سرعت فلاتر محاسبه گردید. به دلیل اینکه در محاسبات ماشین بردار پشتیبان اعداد تا چهار رقم اعشار استفاده شدند در اینجا نیز از چهار رقم اعشار استفاده شده است.

منظور از زمان محاسبات در جدول ۴، برای معادلات اصلی زمان رسم نمودار بوده ولی برای ماشین‌های بردار پشتیبان زمان ایجاد داده آموزشی، تعیین محدوده ایمن و نا ایمن و در نهایت آموزش آن بوده است.

برای محاسبه خطا همانطور که اشاره شد ۱۰۰۰ داده تصادفی با استفاده از معادلات اصلی در بازه مورد نظر ایجاد شده و با توجه به جواب ماشین‌های بردار پشتیبان و اینکه چه تعداد از جواب‌ها صحیح بوده، درصد خطا محاسبه گردیده شد.

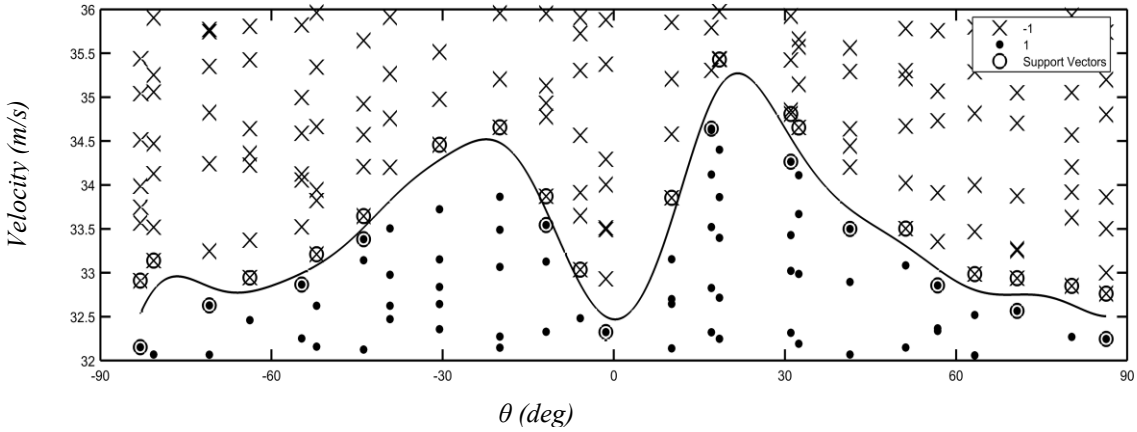

Fig. 6. Training support vector machine with 200 samples

شکل ٦: آموزش ماشین بردار پشتیبان با ۲۰۰ نمونه

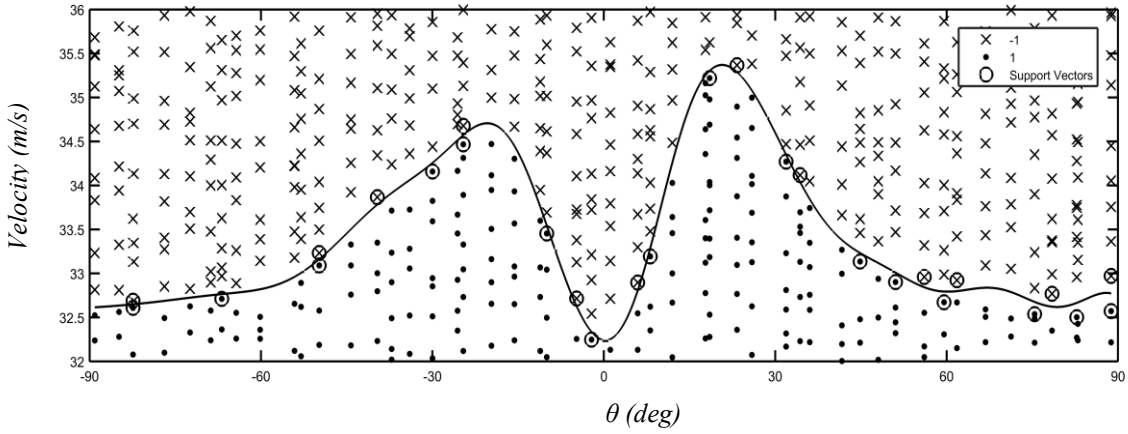

Fig. 7. Training support vector machine with 550 samples

شکل ۷: آموزش ماشین بردار پشتیبان با ۵۵۰ نمونه

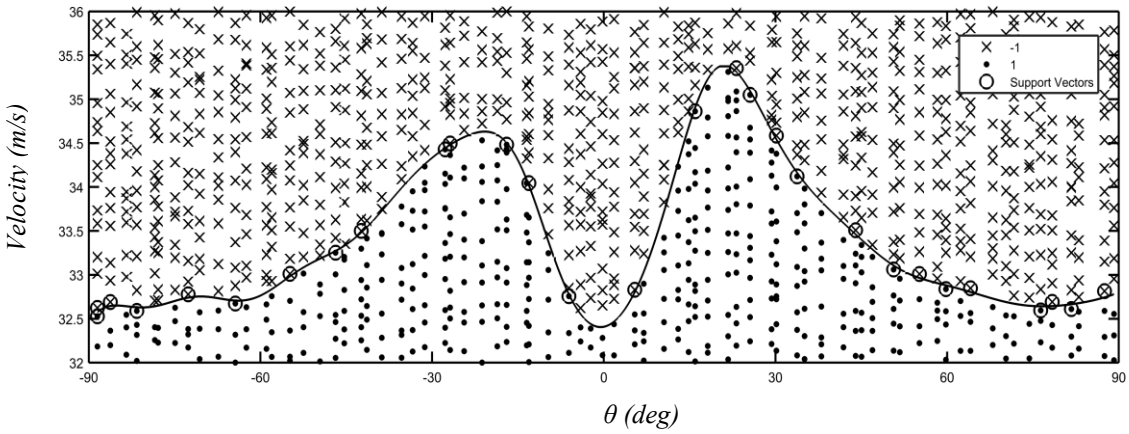

Fig. 8. Training support vector machine with 1200 samples

شکل۸: آموزش ماشین بردار پشتیبان با ۱۲۰۰ نمونه

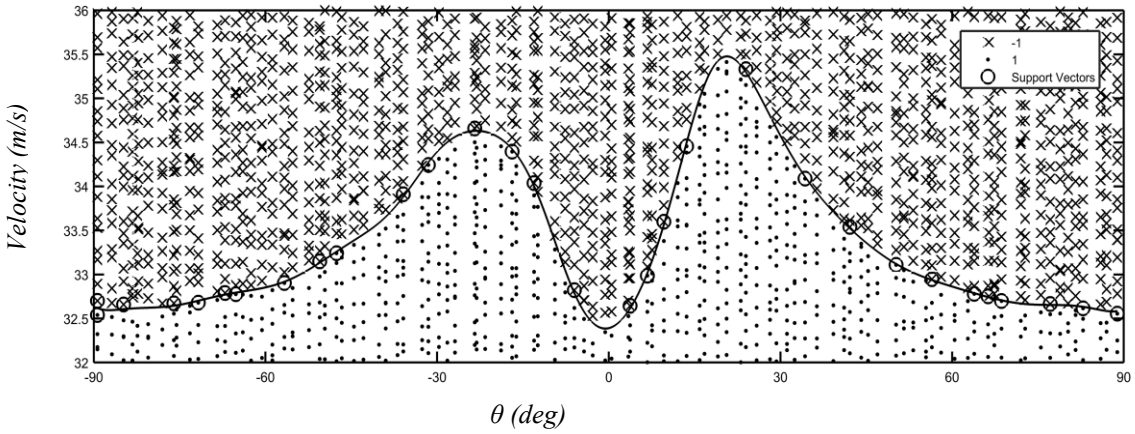

Fig. 9. Training support vector machine with 2100 samples

شکل۹: آموزش ماشین بردار پشتیبان با ۲۱۰۰ نمونه

با توجه به نتایج به دست آمده مشاهده شد که فقط برای رسم نمودار سرعت فلاتر بر حسب زاویه تک لایه کامپوزیتی حدود ۲۰ ساعت زمان لازم بود در صورتی که با آموزش یک ماشین بردار پشتیبان با ۲۱۰۰ داده آموزشی فقط کمتر از دو دقیقه به طول انجامید. از طرفی دیگر زمان پاسخ دهی به جواب نیز برای ماشین بردار پشتیبان بسیار بالاتر بوده و می‌توان در تحلیل مسائل به جای استفاده از معادلات اصلی از آن بهره برد.

خطای ماشین بردار پشتیبان با افزایش تعداد داده کاهش یافته و همانطور که در جدول ۴ مشاهده شد حتی ماشین بردار پشتیبان با ۲۰۰ داده آموزشی نیز توانست همگرایی بسیار مطلوبی با معادلات اصلی داشته باشد.

۸- نتیجه گیری

تعیین مرز ناپایداری فلاتر یک بال با استفاده از روش‌های متعارف هزینه محاسباتی نسبتاً زیادی دارد. ماشین‌های یادگیر امروزه به عنوان یک ابزار مناسب در دسته بندی داده‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرند. در این مقاله سعی شده است با استفاده از ماشین بردار پشتیبان، مرز ناپایداری فلاتر یک بال تعیین گردد. نتایج این مقاله نشان می‌دهد نه تنها ماشین بردار پشتیبان، ابزار مناسب و دقیقی در تعیین مرز ناپایداری می‌باشد بلکه با استفاده از آن می‌توان هزینه محاسباتی را به شدت کاهش داد.

از روش معرفی شده در این مقاله می‌توان در تحلیل‌های حساسیت که معمولا در بهینه سازی و محاسبه قابلیت اطمینان ناپایداری فلاتر یک بال مورد نیاز می‌باشد، استفاده نمود و نه تنها هزینه محاسباتی را کاهش داد بلکه در برخی موارد حل مساله را امکان پذیر نمود.

۹- فهرست علائم

فاصله بدون بعد از وسط وتر تا محور الاستیک	a_h
نصف وتر	b
انرژی میرایی	D
مود شیپ های خمشی ، پیچشی	$F_h(\eta), F_\alpha(\eta)$
ارتفاع لایه k ام	h_k
جرم موتور	M_s
ممان اینرسی موتور	I_s
ممان اینرسی بال	I_α
مولفه‌های جابجایی	u, v, w
طول بال	l
تراست بی بعد موتور	P
بردار موقعیت جرم متمرکز	R_s
تغییر مکان	h
پیچش مقطع بال	α
فاصله مرکز جرم بال تا محور الاستیک	e
انرژی جنبشی	T
انرژی جنبشی جرم متمرکز	T_s
سرعت نرمال جریان بر بال	U
سرعت بی بعد جریان	U^*
انرژی پتانسیل	V
جرم بال بر واحد طول	m
سیستم مختصات عمومی	$\vec{i}, \vec{j}, \vec{k}$
سیستم مختصات محلی	$\vec{i}', \vec{j}', \vec{k}'$
مختصات جرم متمرکز	x_s, y_s, z_s

علائم یونانی

α	زاویه پیچش
$\varepsilon_1, \varepsilon_2$	ثوابت تابع واگنر
θ	زاویه الیاف
β_1, β_2	ثوابت روش مدهای فرضی
ρ	چگالی هوا
τ	زمان بی بعد
ψ_1, ψ_2	ثوابت تابع واگنر
$\eta = y / l$	محل مقطع بال از ریشه تا نوک بال

منابع

[1] A. Basudhar, S. Missoum, Adaptive explicit decision functions for probabilistic design and optimization using support vector machines, Computers & Structures, 86(19-20) (2008) 1904-1917.

[2] F. Khan, F. Enzmann, M. Kersten, Multi-phase classification by a least-squares support vector machine approach in tomography images of geological samples, Solid Earth, 7(2) (2016) 481-492.

[3] S. Tong, D. Koller, Support vector machine active learning with applications to text classification, Journal of machine learning research, 2(Nov) (2001) 45-66.

[4] R.L. Bisplinghoff, H. Ashley, Principles of aeroelasticity, Courier Corporation, 2013.

[5] Y.C. Fung, An introduction to the theory of aeroelasticity, Courier Dover Publications, 2008.

[6] W.T. Feldt, G. Herrmann, Bending-torsional flutter of a cantilevered wing containing a tip mass and subjected to a transverse follower force, Journal of the Franklin Institute, 297(6) (1974) 467-478.

[7] D.H. Hodges, M.J. Patil, S. Chae, Effect of thrust on bending-torsion flutter of wings, Journal of Aircraft, 39(2) (2002) 371-376.

[8] A. Mazidi, S. Fazelzadeh, Flutter of a swept aircraft wing with a powered engine, Journal of Aerospace Engineering, 23(4) (2009) 243-250.

[9] M. Amoozgar, S. Irani, G. Vio, Aeroelastic instability of a composite wing with a powered-engine, Journal of Fluids and Structures, 36 (2013) 70-82.

[10] R. Koohi, H. Shahverdi, H. Haddadpour, Nonlinear aeroelastic analysis of a composite wing by finite element method, Composite Structures, 113 (2014) 118-126.

[11] M.R. Fallah, M. Farrokh, S. Irani, The effect of laminate layers and follower force on optimum flutter speed of composite wing, Modares Mechanical Engineering, 16(6) (2016) 226-236.(in Persian)

[12] V. Vapnik, Statistical learning theory, Wiley, New York, 1998.

[13] V. Vapnik, The nature of statistical learning theory, Springer science & business media, 2013.

[14] Q. Pan, D. Dias, An efficient reliability method combining adaptive support vector machine and Monte Carlo simulation, Structural Safety, 67 (2017) 85-95.

[15] E. Dowell, E. Crawley, H. Curtiss Jr, D. Peters, R. Scanlan, F. Sisto, A Modern Course in Aeroelasticity, in, Kluwer Academic Publishers, Dodrecht, 1995.

[16] C. Cesnik, D. Hodges, M. Patil, Aeroelastic analysis of composite wings, in: 37th Structure, Structural Dynamics and Materials Conference, 1996, pp. 1444.

[17] H. Pourshamsi, A. Mazidi, S.A. Fazelzadeh, Flutter analysis of an aircraft wing carrying, elastically, an external store, Modares Mechanical Engineering, 15(1) (2015).(in Persian)

[18] S. Fazelzadeh, A. Mazidi, H. Kalantari, Bending-torsional flutter of wings with an attached mass subjected to a follower force, Journal of Sound and Vibration, 323(1-2) (2009) 148-162.

[19] D.H. Hodges, E. Dowell, Nonlinear equations of motion for the elastic bending and torsion of twisted nonuniform rotor blades, (1974).

[20] A.A.A.-H. Ali, M.I. Hamed, The effect of laminated layers on the flutter speed of composite wing, Journal of Engineering, 18(8) (2012) 924-934.

[21] B. Ghadiri, M. Razi, S. Hamidi, Dynamic instability analysis of a swept wing in time-domain, Modares Mechanical Engineering, 9(37) (2011) 93-106.(in Persian)

[22] M.J. Patil, D.H. Hodges, C.E. Cesnik, Limit-cycle oscillations in high-aspect-ratio wings, Journal of fluids and structures, 15(1) (2001) 107-132.

[23] E.L. Brown, Integrated strain actuation in aircraft with highly flexible composite wings, Massachusetts Institute of Technology, 2003.