



## Flutter Control of a Quasi-three-dimensional Wing in Simplified Unsteady Flow using Forced Jet

Alireza Ansari<sup>1</sup>, Alireza Basohbat Novinzadeh<sup>2\*</sup>, Farshad Pazooki<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Ph.D. Candidate, Department of Aerospace Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran

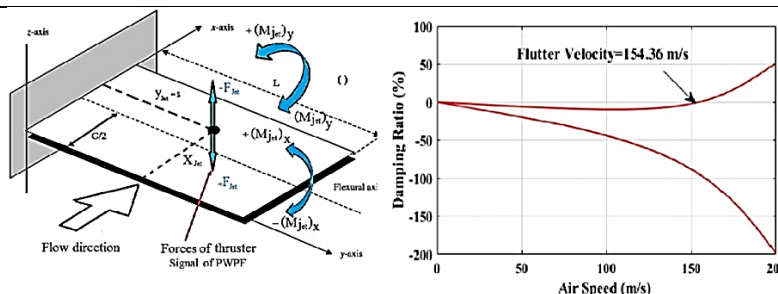
<sup>2</sup> Associate Professor, Department of Aerospace Engineering, K. N, Toosi University of Technology, Tehran, Iran

<sup>3</sup> Assistant Professor, Department of Aerospace Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran

### HIGHLIGHTS

- Assumption of unsteady flow, quasi-three-dimensional wing and rectangular geometric.
- A modulator is used to generate the signal and excite the thruster.
- The flutter wing is controlled by bilateral jet.

### GRAPHICAL ABSTRACT



### ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: 15 April 2023

Received in revised form: 30 April 2023

Accepted: 16 August 2023

Available online: 19 September 2023

\*Correspondence:

novinzadeh@kntu.ac.ir

How to cite this article:

A. Ansari, A.B. Novinzadeh, F. Pazooki. Flutter control of a quasi-three-dimensional wing in simplified unsteady flow using forced jet. Journal of Aerospace Mechanics. 2024; 20(1):45-58.

Keywords:

Aeroelasticity

PWPF modulator

Hancock

Strip theory

### ABSTRACT

One of the special topics in the aeroelastic field is the flutter of the airplane wing at an index speed called the flutter speed, which, if this phenomenon is not controlled, there will be a possibility of destroying the structure (airplane wing). Various methods for wing control have been proposed in the last two decades. In the current research, two-way forced jet momentum embedded on the wing is used to control a pseudo three-dimensional wing with a simplified unsteady flow regime. The jet activation signal at the flutter speed is provided by the pulse width-pulse frequency modulator. The advantages of this modulator include its quasi-linear performance, high precision with the presence of fluctuations and flexibility. In this research, the double aeroelastic, non-reversible and rectangular (Hancock) wing model is considered, and the strip theory is used to develop the lift force during spinball. In the speed of the flutter ball, the swing of the wing is driven to damping by the jet activity, and according to the obtained aeroelastic graphs, satisfactory results have followed.

This is an open-access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution (CC BY) license.



## کنترل فلاتر یک شبه سه بعدی در جریان ناپایای ساده شده با استفاده از جت اجباری

علیرضا انصاری<sup>۱</sup>، علیرضا باصحبت نوین زاده<sup>۲\*</sup>، فرشاد پازوکی<sup>۳</sup>

<sup>۱</sup> دانشجوی دکتری، گروه مهندسی هوافضا، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران

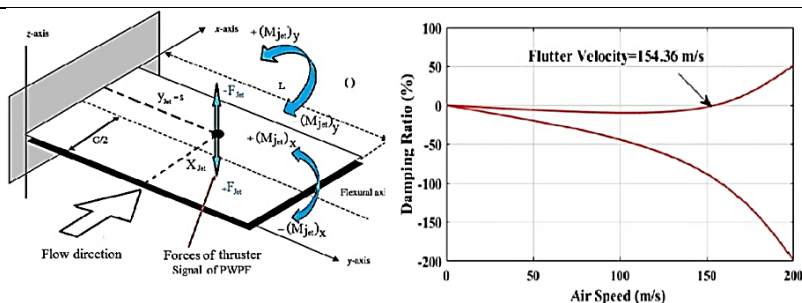
<sup>۲</sup> دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

<sup>۳</sup> استادیار، گروه مهندسی هوافضا، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران

### چکیده گرافیکی

### برجسته ها

- فرض جریان غیر دائم، شبه سه بعدی بال و شکل هندسی مستطیل
- برای تولید سیگنال و تحریک تراستر از مدولاتور استفاده شده است.
- فلاتر بال توسط جت دوسویه (به عنوان تراستر) کنترل شده است



### مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۲/۰۱/۲۶

بازنگری: ۱۴۰۲/۰۲/۱۰

پذیرش: ۱۴۰۲/۰۵/۲۵

ارائه برخط: ۱۴۰۲/۰۶/۲۸

\*نویسنده مسئول:

novinzadeh@kntu.ac.ir

کلیدواژه ها:

آیروالاستیسیته

مدولاتور عرض پالس-فرکانس پالس

هانکوک

تئوری استریپ

### چکیده

یکی از مباحث ویژه در حوزه آیروالاستیک فلاتر بال (بال لرزه) هواپیما در یک سرعت شاخص به نام سرعت فلاتر می باشد که در صورت عدم کنترل این پدیده، احتمال تخریب سازه (بال هواپیما) وجود خواهد داشت. روش های مختلفی جهت کنترل بال در دو دهه اخیر ارائه شده است. در تحقیق حاضر جهت کنترل فلاتر یک شبه سه بعدی با رژیم جریان ناپایا ساده سازی شده از مونتوم جت اجباری دوسویه تعبیه شده روی بال استفاده شده است. سیگنال فعال کننده جت در سرعت فلاتر توسط مدولاتور عرض پالس-فرکانس پالس تأمین می گردد. از مزایای این مدولاتور می توان به عملکرد شبه خطی، دقت بالا با حضور نوسانات و انعطاف پذیری اشاره نمود. در این پژوهش مدل بال، مدل آیروالاستیکی مضاعف، بدون عقب گرد و مستطیلی (هانکوک) در نظر گرفته شده و جهت توسعه نیروی لیفت در طول اسپن بال از تئوری استریپ (نواری) استفاده گردیده است. در سرعت فلاتر بال با فعالیت جت نوسان بال به میرایی سوق داده شده و با توجه به گراف های آیروالاستیکی به دست آمده، نتایج رضایت بخشی را به دنبال داشته است.

## ۱- مقدمه

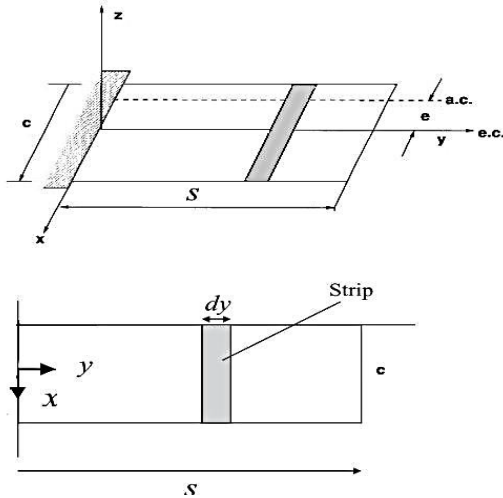
فلاتر (بال لرزه) یک پدیده آبرو الاستیکی است که در سازه‌های قابل انعطاف که در معرض نیروهای آبرودینامیکی قرار می‌گیرند، اتفاق می‌افتد. فلاتر یک برآیند اثر متقابل بین نیروهای آبرودینامیکی، اینرسی و الاستیسیته است. با افزایش سرعت نسبی باد، امکان دارد میرایی سازه بال، برای میرا نمودن نوساناتی که به علت افزایش انرژی آبرودینامیکی است، ناکافی باشد. لذا این نوسانات سبب شکست سازه (بال) شده و بایستی در طراحی سازه‌های هواپیماها، ظهور این پدیده، مدنظر قرار گیرد [۱].

روش‌های مختلفی جهت کنترل پدیده فلاتر بال (بال لرزه)، توسط پژوهشگران آبرو الاستیک مورد بحث و بررسی قرار می‌گیرند. هر یک از آنان روشی را جهت میرا نمودن آن و یا وارد نشدن به حوزه فلاتر (بال لرزه) را پیشنهاد داده‌اند. استفاده از مواد پیزوالکتریک، سطوح کنترل و نیز میراگر از روش‌های مذکور است. در پژوهشی با نام «کنترل هوشمند فلاتر بال»، تأثیر یک ماده پیزوالکتریک در به تعویق انداختن پدیده فلاتر بر روی یک بال معمولی، ارائه شده است. ابتدا نشان داده شده است که استفاده از یک وصله از جنس پیزوالکتریک می‌تواند به‌طور مؤثری نوسانات بال هوشمند را در مدت زمان بسیار کوتاهی از بین برده و سرعت فلاتر (بال لرزه) را به تعویق بی اندازد. در این راستا مقدار سرعت فلاتر با اضافه نمودن وصله‌های پیزوالکتریک روی بال افزایش می‌یابد [۲]. کنترل فلاتر یک بال با استفاده از فلپ انعطاف‌پذیر (به‌جای فلپ ساده) به‌عنوان سطوح کنترلی در تحقیقی دیگر، مورد بررسی قرار گرفته است. در این تحقیق در بستر دینامیک سیالات محاسباتی برای مدل‌سازی فلپ از روش مدل مرتبه کاهش‌یافته آبرودینامیکی ناپایا با دقت بالا استفاده گردیده است.

در ادامه، اثر انحناء و خمیدگی فلپ بر روی مرز فلاتر بال (بال لرزه) بررسی شده و کنترل فعال آبرو الاستیکی بال با استفاده از تغییر خمیدگی فلپ از طریق شبیه‌سازی‌های عددی مورد تأیید قرار گرفته است. در این پژوهش، کنترل‌کننده بهینه گاوسی درجه دوم خطی (LQG) برای کنترل فلاتر بال همگام با انحراف فعال فلپ انعطاف‌پذیر

طراحی شده است. این پژوهش، نشان داده است که ترتیب شکل‌گیری فلپ قابل انعطاف، ممکن است سرعت و فرکانس بحرانی فلاتر را تغییر دهد. لذا در مقایسه با فلپ ساده معمولی، فلپ قابل انعطاف، بازدهی بالاتری در کنترل فلاتر بال (بال لرزه) را دارد [۳]. در پژوهشی دیگر تجزیه و تحلیل و کنترل فلاتر یک بال هواپیما با یک مخزن خارجی انعطاف‌پذیر (به‌عنوان جاذب) و با استفاده از یک میراگر مغناطیسی-رئولوژیکی مورد بررسی قرار گرفته است. بال به‌عنوان یک تیر کنسول عمل کرده و از مدل ساختاری که دارای انعطاف‌پذیری خمشی بوده، استفاده می‌نماید. نحوه بارگذاری نیرو و گشتاور آبرودینامیکی با استفاده از روش حالت محدود پیترز اصلاح‌شده، شبیه‌سازی شده است. این پژوهش نشان می‌دهد که عملکرد میراگر مغناطیسی رئولوژیکی برای کنترل نوسانات سیکل بال (در شرایط بحرانی) مناسب است [۴]. در زمینه کنترل بهینه در فلاتر بال، پژوهش در مبحث فوق مربوط به مقاله‌ای تحت عنوان «کنترل بهینه سیستم‌های آبرو الاستیک با استفاده از محرک‌های مصنوعی جت» می‌باشد [۵].

در این تحقیق، عملگر مصنوعی جت از جمله نویدبخش‌ترین ابزارها در کنترل جریان معرفی می‌شود. این عملگر جریان، با استفاده از شار جرمی به‌صورت متناوب، سیال را از طریق یک روزنه به درون فضای واقع در سطح مقطع آبرودینامیکی وارد یا خارج می‌کند، با این روش توزیع جریان بهبود یافته و از جدایش لایه مرزی جلوگیری می‌شود؛ اما در این پژوهش به‌وسیله طرح نوینی که ارائه می‌شود کنترل فلاتر یک بال شبه سه‌بعدی در جریان ناپایا و غیرقابل تراکم، با استفاده از مومنتوم حاصل از سیال خروجی از درز روی بال (به‌عنوان جت) میسر می‌شود. سیال عامل (هوا به‌عنوان گاز سرد) مورد استفاده در جت، می‌تواند از درزهای تعبیه‌شده در جلوی هواپیما و یا از کمپرسور موتور هواپیما تأمین شود. جهت ایجاد جت دوسویه، از مولد سیگنال مدولاتور عرض پالس-فرکانس پالس استفاده گردیده است. در این پژوهش یک مدل بال بدون عقب‌گرد و مستطیلی شکل و نازک معروف به بال هانکوک در نظر گرفته شده و در آن از یک تئوری نسبتاً کاربردی به نام تئوری استریپ یا تئوری نواری استفاده شده است. تئوری استریپ بر این اساس استوار است که لیفت و ممان آبرودینامیکی در یک نقطه از طول اسپن فقط به زاویه

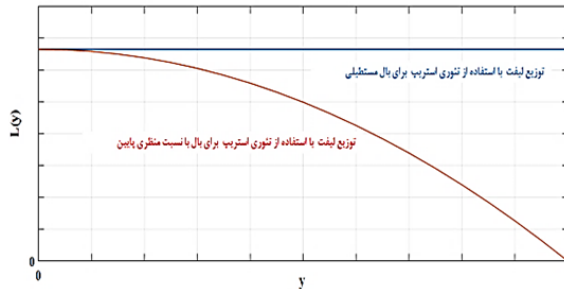


شکل (۱): المان نواری بال مستطیلی (با وتر ثابت) برای استفاده از تئوری استریپ.

همان‌گونه در شکل ۲ نشان داده شده است توزیع لیفت در طول اسپن برای یک بال مستطیلی یکنواخت است؛ اما تئوری نواری برای بال‌های با نسبت مخروطی پایین (به خاطر کاهش طول کرد در نوک بال)، محاسبه لیفت تا نوک، اصلاح شده و توزیع لیفت در نوک به مقدار صفر افت پیدا می‌کند. به همین دلیل شیب منحنی لیفت در طول اسپن به جای  $a_1$  به  $a_w$  تغییر کرده و شیب منحنی به صورت رابطه (۳) بیان می‌گردد [۷]:

$$a_w(y) = a_1 \left[ 1 - \left( \frac{y}{s} \right)^2 \right] \quad (3)$$

$a_w(y)$  در رابطه (۳) ضریب توزیع لیفت اصلاح شده است.



شکل (۲): نحوه توزیع لیفت در طول اسپن با استفاده از تئوری استریپ.

### ۳- مدولاتور عرض پالس و عرض پالس-فرکانس پالس

مدولاتورهای عرض پالس و عرض پالس-فرکانس پالس به‌طور وسیع در کنترل تراستر فضاپیما مورد استفاده قرار می‌گیرند

حمله در همان نقطه بستگی دارد و از زوایای حمله دیگر نقاط در طول اسپن مستقل است. مدولاتور عرض پالس-فرکانس پالس با حفظ برتری‌های یک کنترل‌کننده‌ای که با حضور نوسانات دقت بالایی دارد، زمان روشن یا خاموش بودن جت را مشخص می‌کند. ویژگی مهم مدولاتور عرض پالس-فرکانس پالس، حداقل نمودن مصرف سوخت یا انرژی است [۳]. در ادامه با معرفی مدولاتور و نیز مدل و معادلات حاکم این روش ارائه شده و نتایج آن مورد توجه قرار می‌گیرند.

### ۲- تئوری استریپ

روش‌های مختلفی برای مدل کردن توزیع لیفت در طول اسپن وجود دارد. تئوری استریپ (تئوری نواری) یکی از روش‌های مدل کردن توزیع لیفت هم در بال‌های مخروطی و هم غیر مخروطی است. در تئوری نواری بال، ترکیبی از چندین المان نواری در طول اسپن در نظر گرفته می‌شود و فرض می‌گردد که ضریب لیفت روی هر نوار اسپن بال متناسب با زاویه برخورد محلی  $\alpha(y)$  بوده و لیفت روی هر یک از نوارها، تأثیری بر دیگر نوارها ندارد. بر این اساس از تأثیرات ریشه و نوک و تراکم‌پذیری، صرف‌نظر می‌گردد. در عمل این فرضیات دلالت بر این خواهد داشت که سرعت نسبی هوا، زیر صوت، یعنی  $M < 0.3$  بوده و نیز نسبت منظری بال خیلی بزرگ، یعنی  $AR > 6$  است. در اینجا نماد  $M$  به‌عنوان عدد ماخ بوده که نسبت سرعت پرواز به سرعت صوت می‌باشد. نسبت منظری ( $AR$ )، نیز مجذور اسپن تقسیم‌بر مساحت بال تعریف می‌گردد. یک المان نواری بال به پهنای  $dy$  و وتر  $C$  به‌طوری‌که در شکل ۱ نشان داده شده، فرض می‌گردد. لیفت این المان با  $dL$  که بر مرکز آیرودینامیکی اعمال می‌گردد، به‌صورت رابطه ۱ قابل بیان است:

$$dL = \left( \frac{1}{2} \right) \cdot \rho \cdot V^2 \cdot \alpha_y \cdot a_1 \cdot C \cdot dy \quad (1)$$

در رابطه فوق  $\rho, V, C, a_1$  به ترتیب: مقدار شیب منحنی لیفت دوبعدی، طول کرد، سرعت و مقدار چگالی است؛ بنابراین، لیفت اعمالی کل روی بال انتخابی با طول اسپن  $S$  با انتگرال‌گیری تأثیر همه نوارها، برابر خواهد بود با [۷]:

$$L_{Total} = \int_0^S dL = \left( \frac{1}{2} \right) \cdot \rho \cdot V^2 \cdot a_1 \cdot C \cdot \int_0^S \alpha(y) dy \quad (2)$$

تحلیل پایداری مدولاتور، یک آنالیز دینامیکی برای ورودی غیرخطی نیاز است و از رهیافت تابع توصیفی استفاده می‌گردد [۱۰-۱۴]. چهار پارامتر مدولاتور یعنی  $\tau_m$ ،  $k_m$ ،  $U_{on}$ ،  $U_{off}$  به آسانی شناسایی می‌شوند.  $k_m$  گین (بهره) فیلتر و  $\tau_m$  ثابت زمانی فیلتر است.  $U_{on}$  مقدار روشن بودن اشmitt تریگر و  $U_{off}$  مقدار خاموش بودن اشmitt تریگر می‌باشد.  $\beta$  نیز پهنای هیستریزس است. مقدار  $\beta$  از رابطه  $U_{on} - U_{off} = \beta$  به دست می‌آید. اشmitt تریگر یک رله on-off است و از یک ناحیه مرده (سکوت) و یک هیستریزس تشکیل شده است. وقتی ورودی به اشmitt تریگر یعنی  $f(t)$  بزرگ‌تر از  $U_{on}$  باشد، خروجی تراستر  $U_m$  است (تراستر روشن می‌شود) و اگر ورودی به اشmitt تریگر کمتر از  $U_{off}$  باشد، خروجی تراستر صفر است، (تراستر خاموش است)؛ اما وقتی ورودی به اشmitt تریگر به ترتیب بین  $T_{on}$  و  $T_{off}$  باشد، تراستر روشن می‌ماند و به فعالیت خود ادامه می‌دهد. خطای سیستم تفاوت بین خروجی اشmitt تریگر  $U_m$  و ورودی به سیستم  $r(t)$  می‌باشد.

#### ۴ - زمان روشن و خاموش مدولاتور

اگر ورودی مدولاتور یک مقداری ثابت باشد، رابطه خطای  $e(t)$  و خروجی فیلتر یعنی  $f(t)$  به صورت ذیل خواهد شد:

$$f(t) = k_m e(t) \cdot \left(1 - e^{-\frac{t}{\tau_m}}\right) + f(0) \cdot e^{-\frac{t}{\tau_m}} \quad (۴)$$

اگر ورودی مقداری ثابت باشد خروجی فیلتر به صورت مجانبی کاهش می‌یابد. زمان روشن شدن وقتی است که خروجی فیلتر به مقدار  $U_{on}$  برسد؛ بنابراین، شرط اولیه  $f(0) = U_{on}$  است. بعد از گذراندن زمان  $T_{on}$  مقدار  $f(t)$  به  $U_{off}$  می‌رسد. با قرار دادن زمان روشن بودن تراستر در معادله (۳)، زمان روشن بودن مدولاتور به صورت زیر به دست می‌آید:

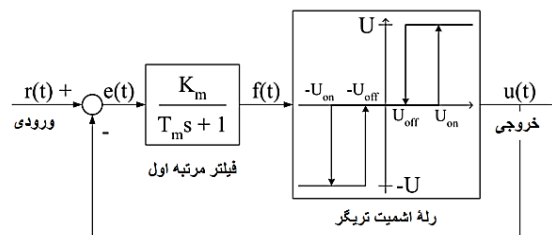
$$T_{on} = \text{Pulse width} = -\tau_m \ln \left(1 - \frac{\beta}{U_{on} - k_m(c - U)}\right) \quad (۵)$$

طبق تعریف، به زمان روشن بودن مدولاتور، پهنای پالس گفته می‌شود [۴ و ۵]. پروسه مشابه برای زمان خاموش بودن مدولاتور انجام می‌شود:

$$T_{off} = -\tau_m \cdot \ln \left(1 - \frac{\beta}{k_m C - U_{off}}\right) \quad (۶)$$

[۸]. مدولاتور یک رشته پالس برای تراستر (در اینجا جت) از طریق تنظیم عرض و فرکانس، پالس تولید می‌کند. ساده‌ترین مبدل، کنترل‌کننده بنگ-بنگ است که نسبت به پارازیت آسیب‌پذیر است. چندین کنترل‌کننده اصلاح‌شده جهت کنترل وضعیت پیشنهاد داده می‌شود. به‌طور مثال کنترل‌کننده بنگ-بنگ با ناحیه مرده (ناحیه سکوت) یا کنترل‌کننده «زمان بهینه» مطرح هستند. اما مدولاتور عرض پالس-فرکانس تمام مزایای مدولاتورهای پالسی دیگر و همچنین تمام مزایای سیستم کنترل بنگ-بنگ را دارد. مدولاتورهای پالسی به‌طور مشترک برای کنترل شیرهای سوخت نیز استفاده می‌شوند [۳]. مدولاتور عرض پالس-فرکانس پالس، به خاطر داشتن تقریباً روابط خطی ورودی-خروجی، به دیگر مدولاتورها، ارجحیت دارد. داشتن رابطه خطی بین ورودی و خروجی در مدولاتور به معنی عدم تأخیر فاز بین سیگنال ورودی و خروجی است. این مدولاتور شامل دو قسمت اصلی یعنی یک فیلتر تأخیر مرتبه اول و یک رله اشmitt تریگر داخلی با پس‌خور است. رله اشmitt تریگر یک رله روشن و خاموش با ناحیه مرده (ناحیه سکوت) و هیستریزس (پسماند) است.

شکل ۳ مدولاتور عرض پالس-فرکانس پالس را نمایش می‌دهد. همان‌طور که در این شکل مشخص است، خروجی اشmitt تریگر با سیگنال مرجع مقایسه شده و خطا به فیلتر تغذیه می‌شود، در نتیجه خروجی فیلتر، ورودی اشmitt تریگر می‌گردد. اگر ورودی مدولاتور سیگنال ثابتی باشد، آنالیز استاتیکی نشان می‌دهد که عملکرد این مدولاتور برای یک ورودی ثابت، شبه خطی است.



شکل (۳): مدولاتور عرض پالس-فرکانس پالس شامل یک فیلتر و یک رله اشmitt تریگر.

در اینجا اصطلاح آنالیز استاتیکی به معنی این است که ورودی مدولاتور مقداری ثابت بوده و غیرخطی نیست. لذا جهت

عمومی در دامنه زمانی ارائه نماید. تابع واگنر برای مدل‌سازی نیروی اعمالی در سه‌چهارم کرد، از تأثیر سرعت عمودی جریان در یک‌چهارم کرد، در دامنه زمانی استفاده می‌کند. برای توصیف حرکت پیچ و فلپ عمومی روی ایرفویل، تابع واگنر می‌تواند به‌وسیله تأثیر دناوش (مؤلفه عمودی سرعت)، روی نقطه  $c$  و با استفاده از روش انتگرال کانولوشن (هم‌گشت) به کار رود. این رهیافت، همانند تعیین پاسخ یک سیستم به یک تحریک عمومی به‌عنوان یک اصل برهم‌نهی یک سری گام‌ها و توابع پاسخ گامی هوشمند در دامنه زمانی بیان می‌شود [۷].

باین‌حال، برای محاسبات سرعت فلاتر بال، از تحلیل رفتار آیرودینامیکی ناپایای عمومی بال، در دامنه زمانی به‌ندرت استفاده می‌گردد. در مقابل تابع تئودورسن یک ابزار مهم در پیشگویی شروع فلاتر در دامنه فرکانس است. تابع تئودورسن یک کمیت مختلطی است که هم تغییر دامنه و هم تغییر فاز را در برداشته و به‌عنوان تابعی از فرکانس کاسته شده بیان می‌شود:

$$c(k) = F(k) + i G(k) = \frac{H_1^{(2)}(k)}{H_1^{(2)}(k) + i H_0^{(2)}(k)} \quad (9)$$

در رابطه (۹)،  $F$  و  $G$  قسمت‌های حقیقی و موهومی تابع تئودورسن بوده و  $H_0^{(2)}(k)$  تابع هنکل می‌باشد.

همان‌طور که اشاره شد، چون تابع تئودورسن برای مدل‌سازی تغییرات در دامنه و فاز نیروهای آیرودینامیکی ناپایدار سینوسی نسبت به فرکانس‌های کاسته شده استفاده می‌شود، این تابع در معادلات لیفت (۱۰) و ممان (۱۱) لحاظ می‌گردد:

$$L = \pi \rho b^2 [\dot{z} + v\theta - ba\dot{\theta}] + 2\pi \rho VC(k) \left[ \dot{z} + v\theta + b \left( \frac{1}{2} - a \right) \dot{\theta} \right] \quad (10)$$

$$M = \pi e b^2 \left[ ba\dot{z} - vb \left( \frac{1}{2} - a \right) \dot{\theta} - b^2 \left( \frac{1}{2} + a^2 \right) \ddot{\theta} \right] + 2\pi \rho vb^2 \left( a + \frac{1}{2} \right) C(k) [\dot{z} + v\theta + b(1/2 - a)\dot{\theta}] \quad (11)$$

اما فرکانس کاسته شده به‌صورت رابطه (۱۲) تعریف می‌گردد:

$$k = \frac{\omega c}{V} \quad (12)$$

فرکانس مدولاتور به‌صورت رابطه (۷) است:

$$f = \frac{1}{T_{on} + T_{off}} \quad (7)$$

و نیز دوره کاری مدولاتور برابر است با:

$$\text{Duty Cycle} = DC = \frac{T_{on}}{T_{on} + T_{off}} \quad (8)$$

دوره کاری، یک ابزار اندازه‌گیری است تا مشخص شود که چگونه یک مدولاتور به ورودی پاسخ می‌دهد، یا چگونه خروجی از ورودی پیروی می‌کند. به دوره کاری، فاکتور تعدیل نیز گفته می‌شود [۹ و ۸]. اگر مقدار دوره کاری برابر واحد باشد، مفهوم این مقدار این است که مدولاتور پیوسته روشن است و اگر مقدار دوره کاری عدد صفر باشد، یعنی مدولاتور خاموش است؛ اما اگر مقدار دوره کاری بین اعداد صفر و یک، قرار داشته باشد، بیانگر این است که مدولاتور روشن و خاموش می‌گردد. در صورتی که ورودی مدولاتور یک تابع متناوب مانند تابع سینوسی باشد، رفتار مدولاتور متفاوت خواهد بود. در این حالت بررسی رفتار مدولاتور به دلیل غیرخطی بودن، نیاز به استفاده از تابع توصیفی است [۱۲]. در پیوست، نحوه عملکرد و پاسخ مدولاتور به ورودی‌های ثابت و نیز دینامیکی (به‌طور مثال تابع سینوسی) در شکل‌های ۱۳ و ۱۴ ارائه شده است. ماهیت پدیده فلاتر بال (بال‌لرزه) به‌عنوان یک حرکت هارمونیک تلقی شده و نوسان آن به‌عنوان ورودی مدولاتور، در نظر گرفته می‌گردد. در این تحقیق ورودی مدولاتور یک تابع غیرخطی بوده که مشتمل بر تلفیق دو حرکت پیچ و فلپ در سرعت فلاتر می‌باشد [۱۹-۱۶].

## ۵- مشتقات آیرودینامیکی نوسانی

فرض جریان پایا و یا شبه پایا، دقت کافی را در محاسبه سرعت فلاتر ندارد و یک آنالیز آیرودینامیکی ناپایا، برای پیشگویی و محاسبه دقیق‌تر نیروهای آیرودینامیکی و ممان‌های وابسته به مقدار فرکانس حرکت‌های دینامیکی موردنیاز است.

برای فهم تأثیر حرکات پیچ و فلپ روی بارهای آیرودینامیکی و ممان‌های تولیدشده، بایستی اثر تغییر لحظه‌ای در زاویه برخورد و حرکت هارمونیک ایرفویل در معادلات حرکت لحاظ گردد.

ابزارهای کلیدی برای آنالیز این‌گونه از تأثیرات به ترتیب توابع تئودورسن و واگنر هستند. تابع واگنر می‌تواند حالت حرکت

$$M_z = 2\pi \left(a + \frac{1}{2}\right) F \quad (۵-۱۸)$$

$$M_\theta = 2\pi \left[ \frac{k^2}{2} \left(\frac{1}{8} + a^2\right) + F \left(a + \frac{1}{2}\right) - kG \left(\frac{1}{2} - a\right) \left(a + \frac{1}{2}\right) \right] \quad (۶-۱۸)$$

$$M_{\dot{\theta}} = 2\pi \left[ -\frac{k}{2} \left(\frac{1}{2} - a\right) + \frac{G}{k} \left(a + \frac{1}{2}\right) + kF \left(a + \frac{1}{2}\right) \left(\frac{1}{2} - a\right) \right] \quad (۷-۱۸)$$

در آیرودینامیک شبه پایا، همه مشتقات آیرودینامیکی نوسانی، صفر تلقی می‌شوند، یعنی:

$$k, G \xrightarrow{\text{yields}} 0, \quad F \xrightarrow{\text{yields}} 1 \quad (۱۹)$$

و این بدین معنی است که در آیرودینامیک شبه پایا، از تأثیرات دنباله جریان حول ایرفویل صرف‌نظر می‌شود اما در عمل، تأثیر دنباله حول ایرفویل خیلی مهم است، چون که نیروهای آیرودینامیکی لحظه‌ای، نه تنها به حرکت جاری ایرفویل بستگی دارند، بلکه به سابقه حرکتش از شروع حرکت بستگی دارند. با این حال در آیرودینامیک شبه پایا ساده‌ترین مدل بندی ممکن، حذف تأثیرات دنباله است. تأثیرات دنباله به‌طور مؤثر مقدار نیروهای آیرودینامیکی اعمالی بر ایرفویل را کاهش می‌دهد. این کاهش می‌تواند یک تأثیر مهمی بر مقادیر سرعت فلاتر داشته و منجر به خطاهای مدل‌سازی آیرودینامیک شود. با فرض شبه پایا بودن جریان، عبارت مشتق آیرودینامیکی ناپایا ( $M_{\dot{\theta}}$ ) در معادله (۱۶) حذف خواهد شد، درحالی‌که این ضریب، تأثیر بسیار مهمی بر مدل کردن رفتار آیرودینامیکی ناپایای بال داشته و در نتیجه، سرعت فلاتر بال را واقعی‌تر محاسبه می‌نماید. لذا در این تحقیق ضریب  $M_{\dot{\theta}}$  در معادله (۱۶) باقی می‌ماند. با مدنظر داشتن این مهم و با توجه به اینکه ایرفویل تحت حرکت نوسانی هارمونیک در جهات پیچ  $\theta = \theta_0 e^{\omega t}$  و فلپ  $z = z_0 e^{\omega t}$  قرار داشته است و نیز با استفاده از تعریف فرکانس کاسته شده و با درج این روابط در معادلات (۱۵) و (۱۶)، حاصل معادلات لیفت و ممان، روابط (۲۰) و (۲۱) خواهند شد [۷].

$$L = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot c [e \cdot a_1 \left(\theta + \frac{\dot{z}}{V}\right)] \quad (۲۰)$$

در رابطه (۱۲)،  $\omega$  فرکانس زاویه‌ای پیچ،  $c$  کرد ایرفویل و  $V$  سرعت سیال عامل (هوا) است. ایرفویل تحت حرکت نوسانی هارمونیک در پیچ  $\theta = \theta_0 e^{\omega t}$  و فلپ  $z = z_0 e^{\omega t}$  قرار می‌گیرد [۱۷ و ۱۶ و ۱۵]. در حل کلاسیک ممان و لیفت حول محور الاستیکی، هر دو برحسب واحد اسپن بیان می‌شوند و به‌صورت معادلات (۱۳) و (۱۴) بیان می‌گردند [۷]:

$$L = \pi \cdot \rho \cdot b^2 [-\omega^2 \cdot z_0 + i \cdot \omega \cdot V \cdot \theta_0 + \omega^2 \cdot b \cdot a \cdot \theta_0] \cdot e^{i\omega t} + 2\pi \cdot \rho \cdot V \cdot b (F + iG) \cdot [i \cdot \omega \cdot z_0 + V \cdot \theta_0 + i\omega b \left(\frac{1}{2} - a\right) \cdot \theta_0] \cdot e^{i\omega t} \quad (۱۳)$$

$$M = \pi \cdot \rho \cdot b^2 \left[ -\omega^2 b a z_0 - i\omega V b \left(\frac{1}{2} - a\right) \theta_0 + b^2 \cdot \omega^2 \left(\frac{1}{8} + a^2\right) \theta_0 \right] e^{i\omega t} + 2\pi \rho V b^2 \left(a + \frac{1}{2}\right) (F + iG) [i\omega z_0 + V \cdot \theta_0 + i\omega b \left(\frac{1}{2} - a\right) \theta_0] e^{i\omega t} \quad (۱۴)$$

در روابط (۱۳) و (۱۴)،  $a$  فاصله نصف کرد تا محور الاستیک می‌باشند اما روابط (۱۳) و (۱۴) به‌صورت روابط (۱۵) و (۱۶) قابل بیان هستند:

$$L = \rho \cdot V^2 \cdot b [(L_z + i k L_{\dot{z}}) \frac{z_0}{b} + (L_\theta + i k L_{\dot{\theta}}) \theta_0] e^{i\omega t} \quad (۱۵)$$

$$M = \rho \cdot V^2 b^2 [(M_z + i k M_{\dot{z}}) \frac{z_0}{b} + (M_\theta + i k M_{\dot{\theta}}) \theta_0] e^{i\omega t} \quad (۱۶)$$

مشتقات آیرودینامیکی  $M_{\dot{\theta}}, M_\theta, M_{\dot{z}}, M_z, L_{\dot{\theta}}, L_\theta, L_{\dot{z}}, L_z$  نوسانی هستند. این مشتقات برحسب جابجایی و سرعت نرمالیزه حرکت‌های پیچ و فلپ بال بیان می‌گردند، [۷]:

$$L_z = \frac{\partial c_L}{\partial \left(\frac{z}{b}\right)}, \quad L_{\dot{z}} = \frac{\partial c_L}{\partial \left(\frac{\dot{z}}{V}\right)}, \quad L_\theta = \frac{\partial c_L}{\partial \left(\frac{\theta}{V}\right)} \quad (۱۷)$$

$$M_z = \frac{\partial c_m}{\partial \left(\frac{z}{b}\right)}, \quad M_{\dot{z}} = \frac{\partial c_m}{\partial \left(\frac{\dot{z}}{V}\right)}, \quad M_\theta = \frac{\partial c_m}{\partial \left(\frac{\theta}{V}\right)}$$

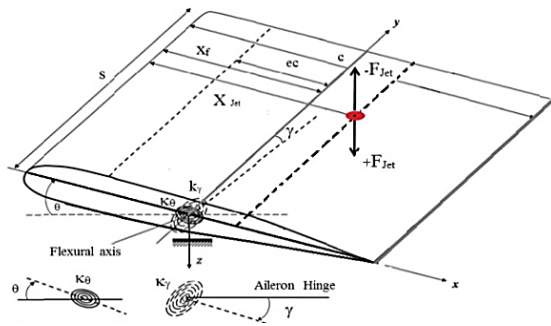
این ضرایب با روابط (۱۸) قابل ارائه می‌باشند:

$$L_z = 2\pi \left(-\frac{k^2}{2} - Gk\right), \quad L_{\dot{z}} = 2\pi \quad (۱-۱۸)$$

$$L_\theta = 2\pi \left[\frac{k^2 a}{2} + F - Gk \left(\frac{1}{2} - a\right)\right] \quad (۲-۱۸)$$

$$L_{\dot{\theta}} = 2\pi \left[\frac{1}{2} + F \left(\frac{1}{2} - a\right) + \frac{G}{k}\right] \quad (۳-۱۸)$$

$$M_z = 2\pi \left[-\frac{k^2 a}{2} - k \left(a + \frac{1}{2}\right) G\right] \quad (۴-۱۸)$$



شکل (۵): مدل بال آیرودلاستیک (مدل شده با دو فنر پیچشی) با نمایش جت دوسویه.

جدول (۱): پارامترهای آیرودلاستیک بال.

پارامتر	نماینه	واحد	مقدار
اسپن بال	S	m	۷/۵
کرد بال	C	m	۲/۰
ضخامت بال	t	m	۰/۰۱
محل محور الاستیک	$x_f$	m	۰/۴۸C
وزن بال بر سطح	m	kg/m <sup>2</sup>	۱۰۰
چگالی هوا	$\rho$	kg/m <sup>3</sup>	۱/۲۲۵
ممان اینرسی پیچ	$I_\theta$	kg-m <sup>2</sup>	۲۸۱۲۲
ممان اینرسی فلپ	$I_\gamma$	kg-m <sup>2</sup>	۵۰۲/۴
ممان اینرسی کوپل	$I_{\gamma\theta}$	kg-m <sup>2</sup>	۲۲۵/۰
ضریب سختی پیچ	$k_\theta$	kN-m/Rad	۲۷۷۵۸
ضریب سختی فلپ	$k_\gamma$	kN-m/Rad	۱۹۸۳/۴
مشتق آیرودینامیکی نوسانی	$M_\theta$	-----	-۱/۲

همان‌طور که قبلاً اشاره شد، فاصله مرکز الاستیک (محور الاستیک) از مرکز آیرودینامیک به اندازه  $ec$  می‌باشد. در این روش، ممان پیچ به طرف بالا (در جهت حرکت عقربه‌های ساعت) مثبت و به طرف پائین منفی (مخالف جهت حرکت عقربه‌های ساعت)، تلقی می‌شود، همچنین ممان فلپ به طرف بالا (در جهت حرکت عقربه‌های ساعت)، منفی و به طرف پائین (در جهت مخالف حرکت عقربه‌های ساعت)، مثبت تلقی می‌شود. پارامترهای هندسی بال و دیگر مشخصات موردنیاز در جدول ۱ ارائه گردیده است. معادله

$$M = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot c^2 [e \cdot a_1 \left( \theta + \frac{\dot{z}}{V} \right) + M_\theta \frac{\dot{\theta} c}{4V}] \quad (21)$$

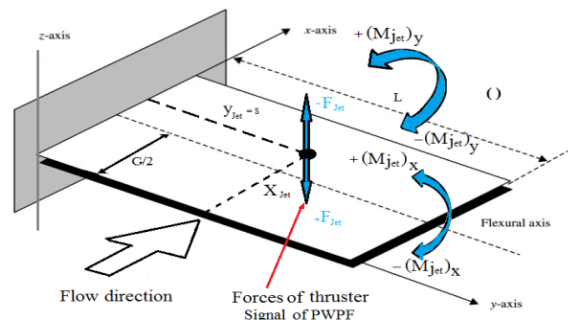
روابط (۲۰) و (۲۱) معادلات حاکم بر یک بال شبه سه‌بعدی با جریان غیرقابل تراکم و ناپایای ساده شده، می‌باشند. همان‌طور که در بخش ۲ اشاره گردید در رابطه فوق  $a_1$  مقدار شیب منحنی لیفت دوسویه است.

## ۶- تعریف مدل و معادلات حاکم

یک مدل بال بدون سوئپیت (هانکوک) در شکل ۴، به‌عنوان نمایش فلاتر کلاسیکی بال در نظر گرفته می‌شود. بال مستطیلی با طول اسپن  $S$  و کرد  $C$  صلب بوده و دو فنر پیچشی در ریشه، درجات آزادی فلپ ( $\gamma$ ) و پیچ ( $\theta$ ) را تأمین می‌کنند. در اینجا کوپلی بین سختی‌های فنر پیچ و فلپ وجود ندارد. فاصله مرکز الاستیک (محور الاستیک) از مرکز آیرودینامیک به اندازه  $ec$  می‌باشد. فرض می‌شود که توزیع جرم روی بال یکنواخت بوده و به همین خاطر مرکز جرم در وسط بال است. حرکت به سمت پایین مثبت در نظر گرفته شده و با توجه به شکل ۴ و نیز شکل ۵ جابجایی بال در جهت  $Z$  برای یک نقطه روی بال برابر خواهد بود:

$$Z(x, y, z) = y\gamma(t) + (x - x_f)\theta_f = \phi_\gamma \gamma + \phi_\theta \theta \quad (21)$$

$\theta$  و  $\gamma$  مختصات تعمیم‌یافته و  $\phi_\theta$  و  $\phi_\gamma$  نماد اندازه جابجایی در دو جهت مذکور هستند. به‌طور واقعی آن‌ها شکل‌های مد نرمال هستند، یعنی یک پیچ و یک فلپ خالص است. این بال به‌وسیله دو فنر خمشی و پیچشی به ضرایب سختی  $K_\theta$  و  $K_\gamma$  (به ترتیب خمشی و پیچشی) برای نمایش دادن حرکات فلپ و پیچ مدل شده‌اند.



شکل (۴): نمای شماتیک بال با نیروی جت دوطرفه همراه با ممان حول لبه حمله.



در محیط شبیه‌سازی متلب، پیاده‌سازی گردیده را نمایش می‌دهند. این مدل شامل همه مؤلفه‌های آیروداستیسیته بال و اجزای مدولاتور می‌باشد. این مدل در سه حالت سرعتی برای بال اجرا شده است.

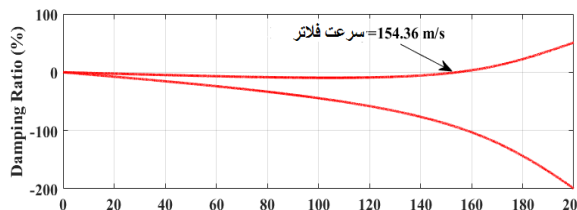
## ۷- نتایج

با توجه به روابط ارائه‌شده در بخش ۵، در این بخش نتایج حاصل از حل معادلات حرکت حاکم بر سیستم با استفاده از نرم‌افزار متلب ارائه می‌گردد. نتایج جهت تبیین تفاوت در رفتار بال در رژیم‌های سرعت پرواز، به سه حالت: (۱) پرواز در قبل از سرعت فلاتر بال؛ (۲) پرواز در حالت سرعت فلاتر بال؛ (۳) پرواز در سرعت فلاتر بال با فعالیت تراسترهای تعبیه‌شده روی بال، تقسیم و ارائه می‌گردند. با توجه به داده‌های جدول ۱ و تعریف پارامترهای مؤثر در این فرآیند، شرایط اولیه برای حرکت بال در دو جهت پیچ و فلپ به صورت زیر تعریف می‌گردند:

$$X_0 = \{\theta, \dot{\theta}, \gamma, \dot{\gamma}\} = \{0.02, 0, 0.02, 0\} \quad (31)$$

شرایط اولیه در دو جهت زوایا و نرخ زوایا به ترتیب برحسب رادیان و رادیان بر ثانیه می‌باشند.

با رسم نمودار تغییرات ضرایب میرایی در دو مد نوسانی برحسب سرعت پرواز هواپیما، شکل ۶، فلاتر بال در سرعت  $V = 154.36 \text{ m/s}$  متر بر ثانیه اتفاق می‌افتد.



**شکل ۶:** تغییرات نسبت میرایی برحسب سرعت پرواز، در اولین برخورد با محور افقی و مثبت شدن ضریب میرایی پدیده فلاتر بال (بال لرزه) اتفاق می‌افتد.

بعد از اجرای برنامه در سه فاز، در شکل ۷، رفتار بال در سرعت پرواز پایین‌تر از سرعت فلاتر مشاهده می‌گردد. در این سرعت  $V = 150.0 \text{ m/s}$ ، دامنه نوسان بال واگرا نشده و در عوض کاهش پیدا کرده و در نهایت دامنه نوسان، میرا شده است. در حالت بعدی، پرواز در سرعت بحرانی یعنی سرعت فلاتر  $(V = 154.36 \text{ m/s})$  صورت گرفته است. در این حالت نوسان

کامل، برای حرکت آیروداستیسیته این بال با صرف‌نظر از خاصیت میرایی سازه، همراه با ورودی‌های مومنوم حاصل از جت به صورت ذیل خواهد بود:

$$I\ddot{q} + (\rho v B) \dot{q} + (\rho v^2 C + E)q = UJ \quad (22)$$

که  $q = (\gamma, \theta)^T$  در آن بردار مختصات تعمیم‌یافته، و یا درجات آزادی، شامل دو حرکت زاویه‌ای  $\theta$  و  $\gamma$  به ترتیب پیچ و فلپ بوده و نیز  $J$  مومنوم حاصل از فعالیت جت (به‌عنوان ورودی) می‌باشند. این ورودی‌ها در صورت عدم بروز نوسان بال مقدار صفر خواهند داشت. در رابطه (۲۳) ماتریس‌ها معادل هستند با:

$$I = \begin{bmatrix} I_\gamma & I_{\gamma\theta} \\ I_{\gamma\theta} & I_\theta \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$B = \begin{bmatrix} \frac{(C * s^3 * a_w)}{6} & 0 \\ -\frac{(e * (cs)^2 * a_w)}{4} & -\left(c^3 \frac{S}{8}\right) * M_{\dot{\theta}} \end{bmatrix} \quad (24)$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 & \frac{(C * S^2 * a_w)}{4} \\ 0 & -\frac{(e * C^2 * S * a_w)}{2} \end{bmatrix} \quad (25)$$

$$E = \begin{bmatrix} K_\theta & 0 \\ 0 & K_\gamma \end{bmatrix} \quad (26)$$

$$J = \begin{Bmatrix} (M_{jet})_y \\ (M_{jet})_x \end{Bmatrix}, U = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (27)$$

$$I_\gamma = \frac{m \cdot s^3 \cdot c}{3}, I_{\gamma\theta} = \frac{m \cdot s^2}{2} \left( \frac{c^2}{2} - c \cdot x_f \right) \quad (28)$$

ممان اینرسی جرمی در ماتریس اینرسی برابر هستند با:

$$I_\theta = mS \left( \frac{c^3}{3} - c^2 \cdot x_f + c \cdot x_f^2 \right) \quad (29)$$

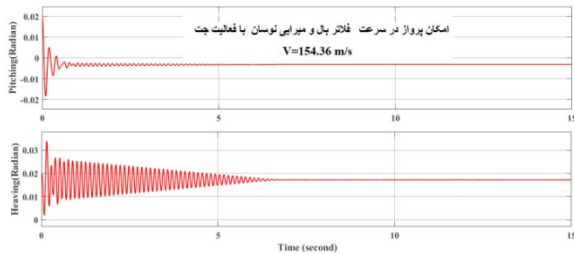
اگر محور الاستیک در موقعیت  $x_f = \frac{c}{2}$  قرار داشته باشد، آنگاه کوپل اینرسی بین دو محور مختصات تعمیم‌یافته برای مدل وجود نداشته و  $I_{\gamma\theta} = 0$  خواهد شد. در این حالت فرکانس طبیعی برای دو مختصات تعمیم‌یافته، برابر خواهند بود با:

$$\omega_\gamma = \sqrt{\frac{K_\gamma}{I_\gamma}}, \omega_\theta = \sqrt{\frac{K_\theta}{I_\theta}} \quad (30)$$

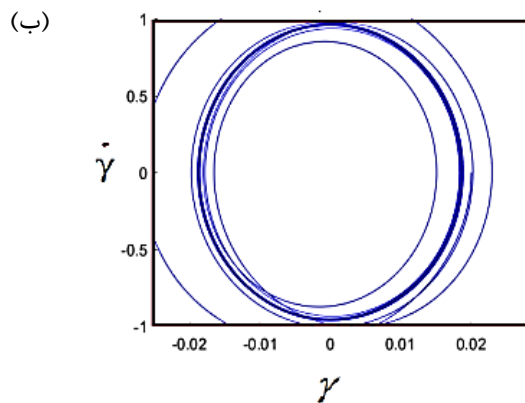
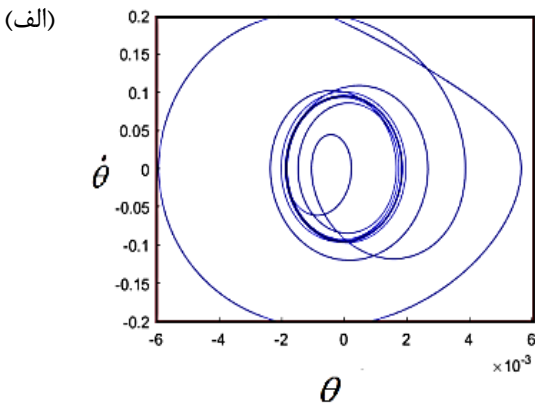
رابطه (۲۳) یک ماتریس مربع از نوع معادلات کوپل دیفرانسیلی غیر همگن مرتبه دوم بوده و با شرایط اولیه قابل حل است. نرم‌افزار استفاده‌شده برای تحلیل رفتار سیستم (بال و مدولاتور) در حالت قبل و بعد بحرانی (در سرعت فلاتر) محیط برنامه‌نویسی و گرافیکی، نرم‌افزار متلب می‌باشد. در پیوست شکل‌های ۱۵ و ۱۶ مدل سیستم بال و مدولاتور که

## ۸- نتیجه‌گیری و نوآوری

در این پژوهش، یک روش جدید استفاده از جت اجباری دوسویه جهت کنترل نوسان ناخواسته بال ارائه گردید. یک مدل بال شبه سه‌بعدی در جریان ناپایای ساده شده و تراکم ناپذیر در سه حالت: قبل از سرعت فلاتر (شکل ۷)، در سرعت فلاتر بدون کنترل (شکل ۸) و در سرعت فلاتر با کنترل (شکل ۹) مورد بررسی قرار گرفت. در شکل ۹، نحوه کنترل نوسان بال توسط جت اجباری دوسویه مشاهده شد.

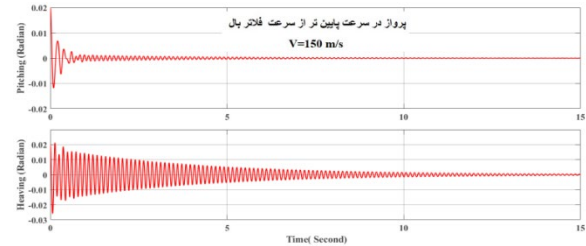


شکل (۹): سرعت پرواز در  $154/36 \text{ m/s}$  بوده و پرواز با حضور کنترل نوسانات بال، امکان پذیر شده است.

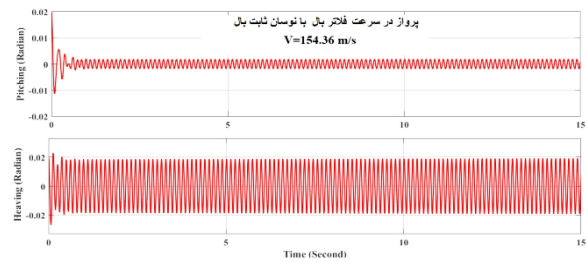


شکل (۱۰): نمایش حرکت متناوب بال در: الف) جهت پیچ  $(\theta)$  و نرخ پیچ  $(\dot{\theta})$ ؛ ب) جهت فلپ  $(\gamma)$  و نرخ فلپ  $(\dot{\gamma})$ .

بال به صورت نوسان پریودیک بوده و با دامنه ثابت، نوسان ادامه می‌یابد. لذا جهت حفظ سازه از تخریب، بایستی از نوسان بال جلوگیری شده و از وارد شدن دامنه نوسان بال به دامنه واگرایی، جلوگیری گردد. شکل ۸ این رفتار نوسانی بال را در دو مد نمایش می‌دهد.



شکل (۷): سرعت پرواز  $150 \text{ m/s}$  در زیر سرعت بحرانی بوده و دامنه نوسان در دو مد به مقدار صفر گرایش دارد.



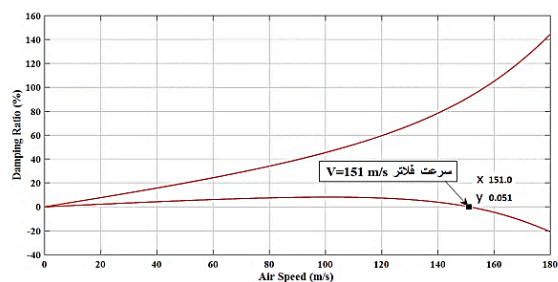
شکل (۸): سرعت پرواز در  $154/36 \text{ m/s}$  بوده و پرواز در سرعت بحرانی و دامنه نوسان بال ثابت است.

در حالت سوم، پرواز در همان سرعت فلاتر صورت پذیرفته شده است، اما در این حالت با شروع فعالیت جت توسط مدولاتور، نوسان بال کنترل شده و از وارد شدن نوسان بال، به فاز واگرایی جلوگیری شده است.

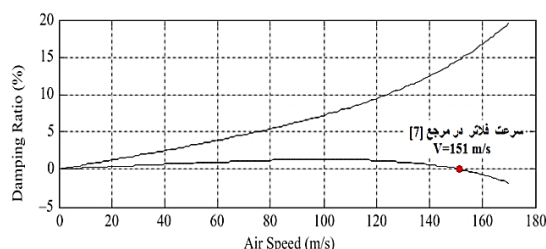
در فضای حالت، در شکل‌های ۱۰ و ۱۲ به ترتیب رفتار دینامیکی بال را در دو حالت بدون کنترل و با کنترل (جت فعال روی بال) در سرعت فلاتر نمایش داده شده است.

در شکل‌های ۱۲ الف و ۱۲ ب، به ترتیب، رفتار حلقه محدود به ترتیب در جهات زوایای پیچ  $(\theta)$  و فلپ  $(\gamma)$  نشان داده شده است. این رفتار، معادل نوسان متناوب بال با دامنه ثابت (حلقه محدود) است. در شکل‌های ۱۱ الف و ۱۱ ب، به ترتیب کنترل نوسان بال در جهات پیچ  $(\theta)$  و فلپ  $(\gamma)$  به واسطه فعالیت جت توسط مدولاتور صورت پذیرفته و نوسان متناوب بال به میرایی سوق داده شده است. تغییر زاویه و نرخ تغییر زاویه در هر دو مد، به ترتیب برحسب رادیان و رادیان بر ثانیه می‌باشد.

بال و افزایش سرعت فلاتر بال هواپیما است، بدین ترتیب که بالچه‌ها در تمام سرعت‌ها وظیفه کنترل را انجام می‌دهند و هم‌زمان جت‌های گاز سرد، وظیفه کنترل فلاتر و افزایش سرعت فلاتر بال را دارند. همان‌گونه که اشاره شد، سیال عامل جت، گاز سرد یا همان هوا بوده و می‌تواند از درزهای تعبیه‌شده در جلوی هواپیما و یا از کمپرسور موتور هواپیما تأمین گردد.



(الف)

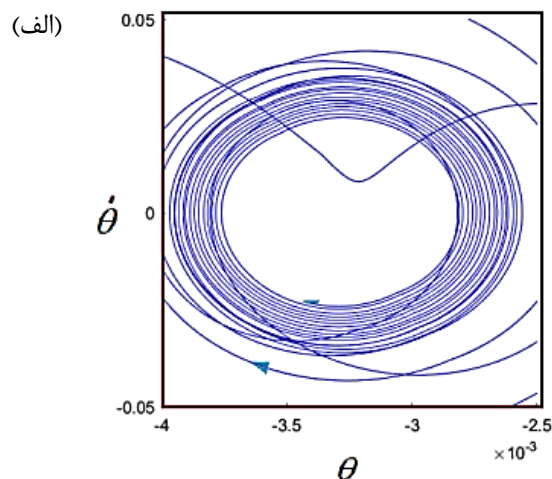


(ب)

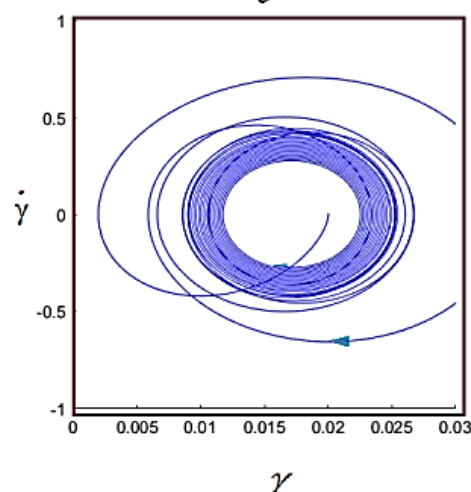
شکل (۱۲): مقایسه نمودار سرعت و ضریب میرایی به‌دست‌آمده: (الف) از روش این پژوهش؛ (ب) با نمودار ارائه‌شده در مرجع [۷].

### ۹- علائم

نسبت منظری	AR
بهره فیلتر	$k_m$
عدد ماخ	M
ثابت زمانی فیلتر	$\tau_m$
حد بالایی رله	$U_{on}$
حد پایینی رله	$U_{off}$
اختلاف حد بالایی و حد پایینی رله (هیستریسیس)	$\beta$
زمان روشن ماندن مدولاتور	$T_{on}$
زمان خاموش ماندن مدولاتور	$T_{off}$



(ب)



شکل (۱۱): نمایش کنترل نوسان متناوب بال در: (الف) جهت پیچ ( $\theta$ ) و نرخ پیچ ( $\dot{\theta}$ )؛ (ب) جهت فلپ ( $\gamma$ ) و نرخ فلپ ( $\dot{\gamma}$ ).

در نمودارهای فضای حالت (شکل ۱۱) نحوه جذب انرژی و کنترل حلقه محدود در دو مختصات پیچ ( $\theta, \dot{\theta}$ )، و فلپ ( $\gamma, \dot{\gamma}$ ) توسط جت اجباری دوسویه ملاحظه گردید. با توجه به نتایج به‌دست‌آمده عملکرد رضایت بخشی از این سیستم کنترل ملاحظه می‌گردد. با این روش، جهت کنترل پدیده فلاتر بال (بال‌لرزه)، نیازی به به‌کارگیری مواد پیزوالکتریک و یا سطوح کنترلی مانند بالچه نمی‌باشد. اما اغلب برای کنترل فلاتر بال و افزایش سرعت فلاتر بال، از بالچه استفاده می‌شود [۲۰]. ولی این روش باعث کاهش عملکرد سیستم‌های افزایشنده پایداری و کنترل هواپیما می‌شود. نوآوری بکار رفته در این مقاله استفاده از جت‌های گاز سرد برای کنترل فلاتر

Structural Dynamics, and Materials Conference, 16th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference, 10th AIAA Non-Deterministic Approaches Conference, 9th AIAA Gossamer Spacecraft Forum, 4th AIAA Multidisciplinary Design Optimization Specialists Conference, 2008: 1726. DOI <https://doi.org/10.2514/6.2008-1726>.

[6] Krovel T. Optimal tuning of PWWF modulator for attitude control (Doctoral dissertation, Master Thesis, Norwegian University of Science and Technology).

[7] Wright JR, Cooper JE. Introduction to aircraft aeroelasticity and loads. John Wiley & Sons; 2008.

[8] Song G, Ma N. Control of shape memory alloy actuators using pulse-width pulse-frequency (PWWF) modulation. Journal of Intelligent Material Systems and Structures. 2003;14(1):15-22. DOI <https://doi.org/10.1177/1045389X03014001002>.

[9] Zhengshi Y. Simulation of a Position Control System with PWWF Modulator for On-orbit Service (Doctoral dissertation, Technische Universität München).

[10] Wang X, Wang D, Zhu S, Poh EK. Fractional describing function analysis of PWWF modulator. Mathematical Problems in Engineering. 2013. DOI <https://doi.org/10.1155/2013/287040>.

[11] Horvat K, Kuljaca O, Sijak T. Describing Function Recording with Simulink and MATLAB. In Technology and Engineering Applications of Simulink, 2012.

[12] Song G, Buck NV, Agrawal BN. Spacecraft vibration reduction using pulse-width pulse-frequency modulated input shaper. Journal of guidance, control, and dynamics. 1999;22(3):433-40. DOI <https://doi.org/10.2514/2.4415>.

[13] Slotine JJ, Li W. Applied nonlinear control. Englewood Cliffs, NJ: Prentice hall; 1991.

[14] Schwartz C, Gran R. Describing function analysis using MATLAB and Simulink. IEEE Control Systems Magazine. 2001;21(4):19-26. DOI <https://doi.org/10.1109/37.939940>.

[15] Bisplinghoff RL, Ashley H, Halfman RL. Aeroelasticity Addison. Wesley Co., Mass. 1955.

[16] Hodges DH, Pierce GA. Introduction to structural dynamics and aeroelasticity. Cambridge university press; 2011.

[17] Fung YC. An introduction to the theory of aeroelasticity. Courier Dover Publications; 2008.

[18] Fazlzadeh SA, Rasti A, Sadat-Hoseini H. Optimal flutter suppression of nonlinear typical

ورودی مدولاتور	U
خروجی فیلتر	f(t)
خطا (اختلاف ورودی و خروجی)	e(t)
کرد بال	C
نصف کرد	b
سرعت	V
زمان	t
تابع تئودورسن	C(k)
قسمت حقیقی تابع تئودورسن	F
قسمت موهومی تابع تئودورسن	G
فرکانس زاویه ای حرکت پیچ بال	$\omega$
ضریب لیفت بال	$C_L$
ضریب ممان بال	$C_m$
مختصات حرکت عمودی بال	z
زاویه پیچ بال	$\theta$
زاویه فلپ بال	$\gamma$
فرکانس کاسته شده	k
فاصله بی بعد محور الاستیک تا نصف کرد	a

## ۱۰- مراجع

[1] Ansari AR, Novinzadeh AR. Designing a control system for an airplane wing flutter employing gas actuators. International Journal of Aerospace Engineering. 2017, 4209619. DOI <https://doi.org/10.1155/2017/4209619>.

[2] Moosavi R, Elasha F. Smart wing flutter suppression. Designs. 2022;6(2):29. DOI <https://doi.org/10.3390/designs6020029>.

[3] Ouyang Y, Gu Y, Kou X, Yang Z. Active flutter suppression of wing with morphing flap. Aerospace Science and Technology. 2021;110:106457. DOI <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106457>.

[4] Ghasemikaram AH, Mazidi A, Fazel MR, Fazlzadeh SA. Flutter suppression of an aircraft wing with a flexibly mounted mass using magneto-rheological damper. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2020;234(3):827-39. DOI <https://doi.org/10.1177/0954410019887039>.

[5] De Breuker R, Abdalla M, Milanese A, Marzocca P. Optimal control of aeroelastic systems using synthetic jet actuators. In 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures,

### ۱۱- پیوست

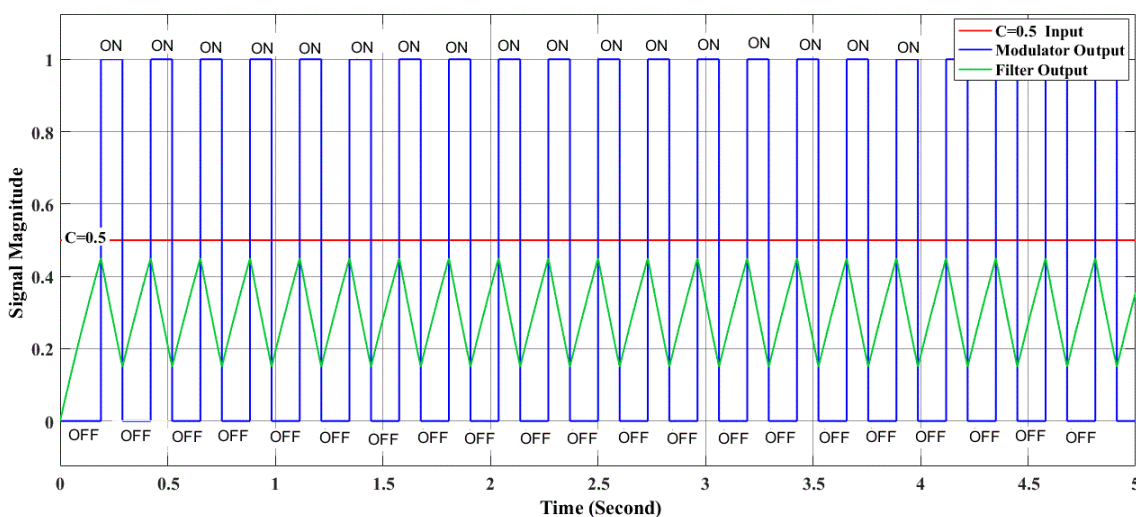
شکل‌های الف و ب به ترتیب پاسخ مدولاتور به ورودی‌های ثابت و متغیر (متناوب) را نمایش می‌دهند. در شکل الف ورودی مدولاتور عدد ثابت  $C=0.5$  بوده که به صورت خط افقی قرمزی رنگ مشخص است، در این حالت خروجی مدولاتور که به عنوان سیگنال تحریک از آن استفاده می‌گردد به صورت روشن-خاموش (ON-OFF) نمایان شده که در حالت بالا (Signal=1) مدولاتور روشن و در حالت پایین (Signal=0) مدولاتور خاموش می‌باشد.

wing section using time-domain finite elements method. Journal of Aerospace Engineering. 2014;27(5):04014028. DOI

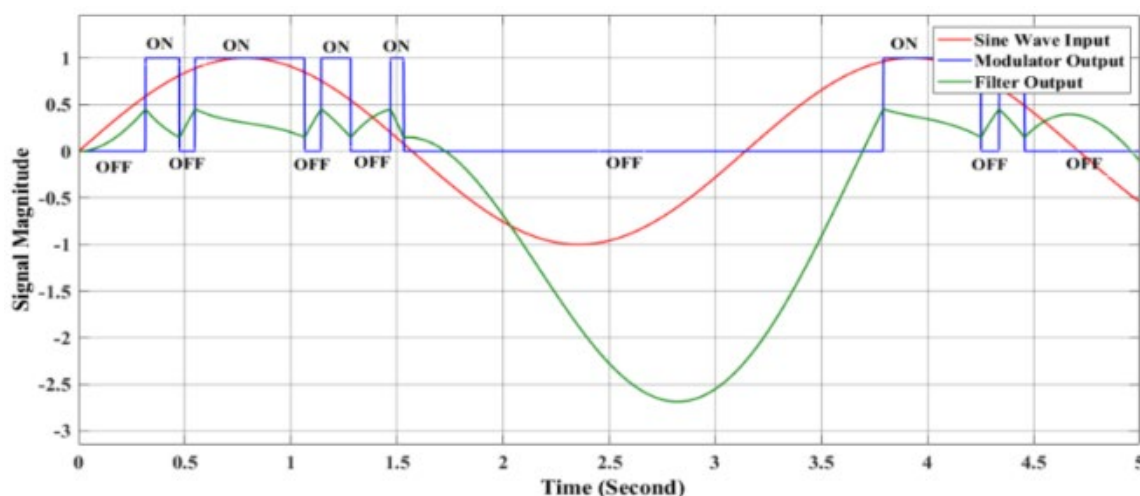
[https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0000343](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000343).

[19] Singh SN, Yim W. State feedback control of an aeroelastic system with structural nonlinearity. Aerospace Science and Technology. 2003;7(1):23-31. DOI [https://doi.org/10.1016/S1270-9638\(02\)00004-4](https://doi.org/10.1016/S1270-9638(02)00004-4).

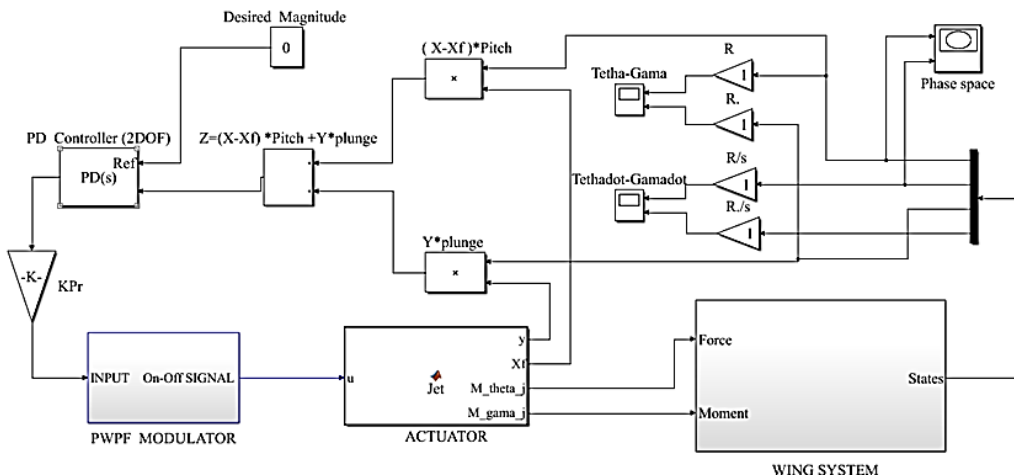
[20] Fazlzadeh SA, Mazidi A, Street D. Aeroelastic concepts in civil aircraft wings design. In Challenges in European aerospace, 5th CEAS Air & Space Conference, 2015: 164.



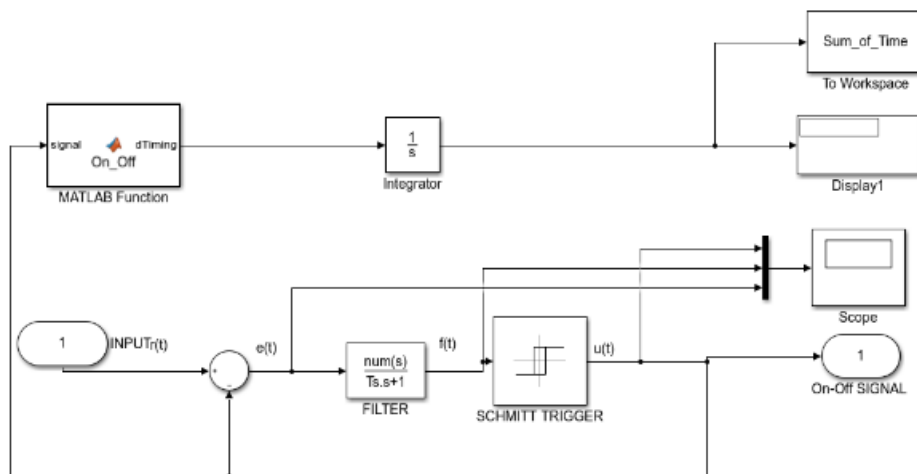
شکل (الف): پاسخ مدولاتور به ورودی ثابت  $C=0.5$ .



شکل (ب): پاسخ مدولاتور عرض پالس-فرکانس پالس به ورودی تابع سینوسی با دامنه واحد و فرکانس زاویه‌ای  $\omega = 2 \text{ Rad/s}$ .



شکل (پ): دیاگرام بلوکی شبیه‌سازی در محیط نرم‌افزار متلب با بلوک‌های مدولاتور- عملگر- سیستم معادلات بال.



شکل (ت): نمایش زیرسیستم مدولاتور در دیاگرام بلوکی در محیط شبیه‌سازی متلب که شامل یک فیلتر پایین گذر و رله اشیمیت‌تریگر همراه با یک فیدبک مقایسه با ورودی است.

رهیافت تابع توصیفی استفاده می‌گردد؛ اما در مورد سیستم بال و مدولاتور در محیط شبیه‌سازی متلب که در بخش‌های قبلی به آن اشاره شد سیستم به صورت شکل پ پیاده‌سازی شده است. این مدل شامل همه مؤلفه‌های آیروداستیسیته بال و اجزای مدولاتور بوده و نیز شامل بلوک مدولاتور، بلوک سیستم شبیه‌سازی جت و بلوک زیرسیستم بال که شامل معادلات حرکت و مشخصات هندسی بال است. شکل ت زیرسیستم بلوک مدولاتور را نمایش می‌دهد. این بلوک وظیفه تنظیم و ارسال سیگنال برای فعالیت جت را به عهده دارد.

این خروجی به صورت مستطیل‌های متناوب و مساوی (رنگ آبی) در شکل الف مشخص شده است. اضلاع افقی مساوی این مستطیل‌ها بر روی محور افقی (محور زمان)، بیانگر این است که زمان روشن و خاموش بودن مدولاتور به صورت کاملاً متناوب است. این رفتار مدولاتور را رفتار استاتیکی می‌نامند؛ اما اگر ورودی مدولاتور، یک تابع سینوسی باشد. همان‌طور که در شکل ب نشان داده شده است خروجی مدولاتور که دوباره به صورت مستطیل‌های آبی‌رنگ می‌باشند، در بازه زمانی، رفتار متناوب متفاوتی دارند، یعنی زمان‌های روشن و خاموش بودن مدولاتور نسبت به هم غیر یکسان و زمان تناوب بیشتر است. این رفتار مدولاتور را رفتار دینامیکی نامیده و به خاطر همین، جهت بررسی رفتار دینامیکی مدولاتور از