



## بررسی اثر زاویه فلپ و وزن بر پدیده فلاتر یک هواپیما با استفاده از آزمون پروازی

امیر صادقیان دهکرد<sup>۱</sup> و مجتبی دهقان منشادی<sup>۲\*</sup>

<sup>۱</sup> دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

<sup>۲</sup> استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

### چکیده

در این پژوهش، دستورالعمل اجرایی بر مبنای الزامات استاندارد آزمون فلاتر یک هواپیما تدوین شده است. در این راستا تحلیل الگوریتم های شناسایی فرکانس تحریک سازه و تخمین های میرایی از داده های پاسخ پرنده در شرایط مختلف پروازی مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج در شرایط ارتفاع میانی و منطقه پروازی ۵۶۰۰ پایی با اعمال زوایای فلپ صفر، ۱۰ و ۳۸ درجه ارائه شده است. در این تحقیق داده برداری پارامتریک با پوشش محدوده نمودارهای عملکردی مورد توجه بوده است. هدف از کار حاضر، دسترسی به سرعت های فلاتر با قابلیت کاربرد در برنامه اخذ گواهینامه نوع و تکمیل کتابچه پروازی برای یک هواپیمای جت آموزشی بوده است. نتایج نشان می دهد که با افزایش زاویه فلپ در محدوده های بحرانی پاکت پروازی، با توجه به جهش پاسخ فرکانس دینامیکی پرنده ناشی از تحریک سازه به سمت بینهایت و در نتیجه ورود به نرخ نزولی میرایی سازه ای، پدیده فلاتر در سرعت پائین تری اتفاق می افتد. این در حالی است که با تغییر در ترکیب بندی های وزنی از سبک به سنگین در زاویه فلپ یکسان، این نرخ نزولی در سرعت فلاتر به صورت محسوس مشاهده نمی شود. در این تحقیق از هر دو روش پیش بینی سرعت فلاتر به شکل نمودارهای پاسخ تحریک-فرکانس و میرایی-سرعت به طور موازی و انطباقی بهره گرفته شده است. مقادیر ثبت شده از تجهیزات کالیبره با قابلیت فیلترینگ داده های خطا، نشانگر این مطلب است که نمودارهای میرایی بدلیل تاثیر پذیری کمتر از شرایط اغتشاشی محیطی (تغییرات سرعت باد، نویز، گاست، ارتعاش و موارد مشابه) نسبت به چارت های فازی فرکانس از اولویت انتخاب و قابلیت اعتماد بیشتری برخوردار هستند.

**کلمات کلیدی:** فلاتر کلاسیک؛ پاکت پروازی؛ تله متری؛ نمودارهای گاهه لگاریتمی؛ میرایی نوسانی.

### ۱- مقدمه

گردد. هواپیمای سرعت-بالا معمولاً مستعد پذیرش پدیده فلاتر هستند هر چند که فلاتر در سرعت های ۵۵ مایل بر ساعت و در هواپیماهای home-built نیز رخ داده است. در حقیقت می توان گفت هیچ رژیم سرعتی از پدیده فلاتر

فلاتر آیروالاستیک حاصل برهمکنش نامطلوب آیرودینامیک، الاستیک و نیروهای اینرسی روی سازه است که منجر به تولید یک نوسان ناپایدار و اغلب منتج به تخریب سازه می-

\* نویسنده مسئول؛ تلفن: ۰۳۱۲-۵۲۲۵۰۴۴

آدرس پست الکترونیک: [mdmanshadi@alum.sharif.edu](mailto:mdmanshadi@alum.sharif.edu)

مصون نمی‌باشد. آیروالاستیسیته و پدیده‌های حاصل از آن همواره نقش مهمی در قوانین تاثیرگذار برای علم طراحی هواپیما ایفا می‌کند. ابداع بال‌های نازک، پایدارکننده‌های افقی و عمودی تمام متحرک دم و ترکیب بندی دم تی-شکل همواره امکان وقوع پدیده فلاتر را در پاکت پروازی تعریف شده برای پرنده افزایش می‌دهند [۱]. در سال‌های اولیه توسعه صنعت هوانوردی، هیچ آزمایش اختصاصی برای فلاتر در مقیاس واقعی هواپیما انجام نمی‌گرفت و بررسی این پدیده تنها به یک آزمون نمایش اثباتی در ماکزیمم سرعت و بررسی و تأیید حاصله از خلبان در ارتباط با خوش‌دستی و کنترل-پذیری پرنده و نهایتاً نتیجه‌گیری برای پایداری آیروالاستیک آن محدود می‌گردید. نخستین آزمون رسمی فلاتر در سال ۱۹۳۵ در کشور آلمان و توسط وان اشلیپ<sup>۱</sup> انجام پذیرفت. تقریب تحلیلی وی روی میزان ارتعاش هواپیما در فرکانس-های تشدید در شرایط پروازی سرعت-بالا و شتاب دار صورت پذیرفت و نمودار دامنه پاسخ پرنده بر حسب سرعت، داده-پردازی این آزمون را تکمیل کرد؛ براین اساس افزایش دامنه همراه با کاهش میرائی و رخداد پدیده فلاتر در راستای خط مجانب فرضی (سرعت فلاتر) تا میل پارامتر دامنه به بینهایت، تحلیلی بر داده‌برداری آزمون محسوب می‌گردید (شکل ۱ را ببیند) [۱].

اما همواره انجام آزمون‌های فلاتر به دلایل ذکر شده در ذیل به عنوان آزمون‌های خطرناک توسط مجریان آنها خاطر نشان می‌شوند. نخست اینکه، اجرای این آزمایش باید در نزدیکی سرعت واقعی فلاتر نمایش داده شود و پیش از آنکه پرنده در ناپایداری‌های خطرناک قرار بگیرد توسط خلبان و مهندسين آزمایشات مهار و مدیریت گردد. ثانیاً، شب نموداری میرائی پائین‌تر از منطقه خطرناک آزمون پروازی نمی‌تواند برای یک پیش بینی دقیق از پایداری در سرعت-های بالاتر (بحرانی) پرنده معیار صحیحی محسوب شود و سوم اینکه، پایداری آیروالاستیک می‌تواند بطور ناگهانی به یک شرایط ناپایدار تبدیل شود و این تنها وابسته به چند نات تغییرات در سرعت پرنده می‌باشد [۲].

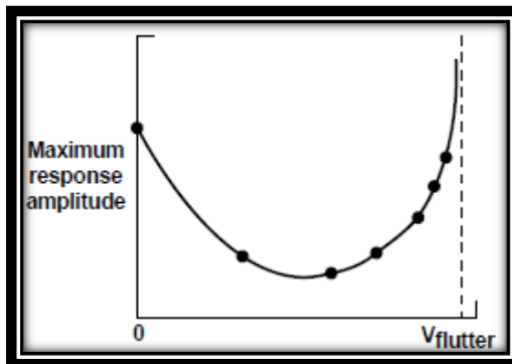
یک سیستم تحریک سازه‌ای نه تنها عهده دار تامین میزان نیروی کافی مورد نیاز آزمون می‌باشد، بلکه همچنین باید:

۱- حد کافی فراتر از محدوده مطلوب فرکانس را ایجاد کند.

۲- دارای وزن سبک باشد تا از نظر وزنی تاثیر محسوسی روی مشخصه‌های ارتعاشی مودال هواپیما نگذارد.

۳- از نظر الزامات تامین توان (الکتریک یا هیدرولیک) با سیستم تغذیه وسیله نقلیه هوایی سازگار باشد.

لزوم تجمیع این سه خصوصیت بطور همزمان در یک سیستم تحریک سازه‌ای مورد کاربرد در آزمون‌های فلاتر، یک الزام در داده برداری صحیح محسوب می‌گردد. برخی از



شکل ۱- داده پردازی آزمون فلاتر پروازی وان اشلیپ [۱]

ایالات متحده در سال ۱۹۷۰ مبادرت به انجام یک آزمایش فلاتر پروازی با توجه به اصول تکنیک آزمون اشلیپ

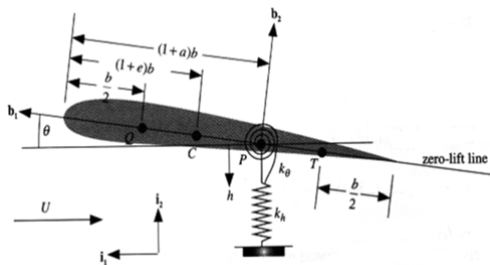
<sup>۱</sup>Von Schlippe

مکانیزم، با توجه به اصل همپلتون که بیان می کند چنانچه سیستمی تحت تاثیر نیروهای خارجی حرکتی انجام دهد تغییرات مجموع انرژی جنبشی و انرژی ناشی از کار روی سیستم، انتگرال زمانی ثابت دارد؛ تلاش می‌شود که با استفاده از معادلات لاگرانژ معادلات حرکت سیستم بدست‌آید [۴]:

$$\Delta \int_{t_1}^{t_2} (T + W) dt = 0 \quad (1)$$

$$d/dt(\partial T / \partial \dot{q}_i) + \partial V / \partial q_i - \partial T / \partial q_i = Q_i \quad (2)$$

$i=1,2,3, \dots, N$



شکل ۲- ایرفویل دو درجه آزادی بامودهای حرکتی خمشی و پیچشی

که با توجه به تعیین مود حرکتی پیچینگ<sup>۷</sup> با مختصات  $q_1 = \theta$  و مود حرکتی پلانجینگ<sup>۸</sup> با مختصات  $q_2 = h$ ، همچنین تعریف سختی خمشی و پیچشی به ترتیب با پارامتر سختی به صورت‌های  $K_h$  و  $K_\theta$  در شکل ۲، و با استفاده از روابط زیر [۴]، داریم:

$$T = 1/2 m \dot{h}^2 + \dot{h} \dot{\theta} S_\theta + 1/2 I_\theta \dot{\theta}^2 \quad (3)$$

$$V = 1/2 K_\theta \theta^2 + 1/2 K_h h^2 \quad (4)$$

معادلات حرکت برای سیستم مورد مطالعه به شکل ذیل قابل ارائه می‌باشد:

$$d/dt(\partial T / \partial \dot{h}) + \partial V / \partial h - \partial T / \partial h = Q_h \quad (5)$$

$$d/dt(\partial T / \partial \dot{\theta}) + \partial V / \partial \theta - \partial T / \partial \theta = Q_\theta \quad (6)$$

و نهایتاً معادلات حرکت با در نظر گرفتن کار انجام شده توسط نیروهای آیرودینامیکی مطابق زیر بدست می‌آیند [۵]:

$$m \ddot{h} + S_\theta \ddot{\theta} + K_h h = -L \quad (7)$$

وسایل تحریک سازه ای متعارف و معمولی شامل تکانه‌های القائی فرامین کنترلی توسط خلبان، سطوح کنترل نوسان-کننده<sup>۱</sup>، تراسترها<sup>۲</sup>، محرک‌های اینرسیایی<sup>۳</sup>، تیغه‌های آیرودینامیک<sup>۴</sup> و همچنین استفاده از اغتشاشات آب و هوایی ناگهانی می‌شوند [۳]. تحریک سازه یک بخش ضروری در فرآیند اجرایی آزمون پروازی فلاتر محسوب می‌شود. تحریک کافی و مناسب، انرژی لازم برای برانگیزش و القاء تمامی مودهای ارتعاشی منتخب را به میزان مناسب برای تشخیص پایداری بصورت صحیح از داده‌های پاسخ فراهم می‌کند [۶].

در این پژوهش، ضمن نگاه تحلیلی به پدیده آیرولاستیک فلاتر کلاسیک، برنامه اجرای یک آزمون پروازی با هدف دستیابی به سرعت بحرانی فلاتر، با استفاده از تحریک سازه توسط اغتشاشات جوی در قالب یک انتخاب تصادفی از پاکت عملیات پروازی جت آموزشی ارائه شده است. سپس آنالیز طیفی داده‌های آزمایش برحسب نرخ رشد فرکانس و میرایی به صورت تابعی از پاسخ و سرعت پرنده تهیه گردیده است. در واقع هدف از تعریف این تکنیک، استفاده از هر دقیقه از زمان پرواز برای جمع آوری اطلاعات مفید عملکرد پروازی و دینامیک سازه پرنده و تحلیل مدل تجربی آن خواهد بود. در این پلان پروازی، مانیتور نمودن سیگنال‌های پاسخ به صورت تله متری از طریق نرم افزار سریع<sup>۵</sup> آنالیزور فرکانس و نمودارهای کاهه لگاریتمی- استریپ چارت<sup>۶</sup> نقش اساسی در ارائه یک آزمایش مدرن و قابل اعتماد ایفا می‌کنند.

### ۳- ملاحظات تئوری پدیده فلاتر کلاسیک

اگر در یک سیستم تغییر مکان خمشی افزایش و تغییر مکان پیچشی کاهش یابد، در حقیقت کار منفی شده و انرژی سیستم افزایش یافته و در نتیجه ناپایداری رخ می‌دهد. سیستمی مطابق شکل ۲ که دارای دو درجه آزادی (یک مود آزادی خطی- خمشی و یک مود آزادی پیچشی) است، در تونل باد قرار گرفته است. برای بررسی دینامیک سازه این

<sup>1</sup> Oscillating Control Surfaces

<sup>2</sup> Thrusters

<sup>3</sup> Inertial Exciters

<sup>4</sup> Aerodynamic Vans

<sup>5</sup> Real- Time

<sup>6</sup> Strip Chart

<sup>7</sup> Pitching

<sup>8</sup> Plunging

محدوده (شرایط پروازی) به مرحله بعد، همواره یک تصمیم بحرانی در اجرای آزمون پروازی فلاتر می‌باشد. در این شرایط تکیه بر تجربه مهندسين آزمایشات مجرب به همراه پردازش داده‌های فیلتر شده در قالب نمودارهای فرکانس و میرایی می‌تواند قابلیت اعتماد اجرای آزمایش را تا بالاترین میزان تضمین نماید [۶].

بر همین اساس در اجرای آزمایش پروازی اخیر با الگو برداری از تکنیک‌های مدرن داده پردازشی به روش تله‌متری و بدون تکیه بر حس و تجربه خلبان آزمایشگر، از داده‌های بدست آمده در هر مرحله از آزمایش یک گراف میرایی بصورت تابعی از سرعت ایجاد شده، سپس از طریق برون‌یابی داده‌ها، پیش‌بینی پایداری هواپیما در مرحله بعدی دستورالعمل اجرایی آزمایش انجام می‌شود. بطور کلی وسائل و تجهیزات امروزی مورد استفاده در آزمون‌های پروازی فلاتر که در این آزمون پروازی نیز به کار گرفته شده شامل انواع ترانسدیوسر، شتاب سنج و کرنش سنج‌ها، تجهیزات نوسان سنج کانالیزه با بهره‌گیری از قابلیت ارسال تعداد قابل توجهی از پارامترها به زمین و فیلتر نمودن همزمان داده‌ها به منظور جلوگیری از بدنمایی (خطاهای) فرکانسی منتج شده از سیگنال‌های پاسخ دریافتی درحین نمونه برداری دیجیتال روی برد هواپیما و سیستم ثبت داده‌ها و تجهیزات نمایشگر داده‌های پروازی با توانایی نمایش نتایج بصورت نمودارهای کاهه لگاریتمی- استریپ چارت- در ایستگاه زمینی می‌باشد. در شکل ۳ نمای کلی از فرآیند اجرایی این آزمایش پروازی ارائه شده است [۷].

امروزه با توجه به تحلیل تئوریک و تخمین‌های با درصد خطای پائین در ارتباط با رخداد پدیده فلاتر در رژیم‌های مختلف پروازی، اجرای این آزمایشات تنها به چند دستورالعمل آزمون پایدار (بدون ورود به وضعیت ناپایداری پرنده) با محوریت افزایش فشار دینامیکی و عدد ماخ محدود می‌شود [۸].

در گراف فرکانسی حاصل شده از اجرای آزمایش پروازی فلاتر یک هواپیما، همواره کوپل شدن دو مود نوسانی با یکدیگر کاهش سطح میرایی سازه‌ای پرنده را به دنبال دارد. بر همین اساس نیز کاهش سطح میرایی در حین افزایش مرحله به مرحله سرعت هواگرد در منحنی میرایی، نشانه‌ای از

$$I_0\ddot{\theta} + S_0\dot{\theta} + K_0\theta = M_y \quad (8)$$

اگر ارتعاشات سیستم، آزاد بوده و بار خارجی قابل صرف نظر کردن باشد: ( $Q_i = 0$ )، آنگاه دو معادله حرکت پیچشی و خمشی به حالت کوپل در خواهند آمد.

چنانچه در معادلات کوپل مشروح در فوق، مقدار نامیرایی استاتیکی بال حول محور الاستیک را که با پارامتر  $S_0$  شناخته می‌شود، از معادلات حذف گردد ( $S_0 = 0$ )، معادلات از حالت کوپل خارج شده و دیگر پدیده فلاتر اتفاق نمی‌افتد.

$$S_0 = mx_{c.g} \quad (9)$$

این وضعیت زمانی پیش می‌آید که مرکز الاستیک و مرکز جرم سیستم (ایرفویل) روی هم قرار بگیرند. بر همین اساس فرکانس‌های طبیعی غیر کوپل مود خمشی ( $\omega_h$ ) و مود پیچشی ( $\omega_\theta$ ) به صورت زیر معرفی می‌شوند:

$$m\ddot{h} + K_h h = 0 \quad ; \quad \omega_h = (K_h/m)^{1/2} \quad (10)$$

$$I_0\ddot{\theta} + K_\theta\theta = 0 \quad ; \quad \omega_\theta = (K_\theta/I_0)^{1/2} \quad (11)$$

بهترین حالت زمانی اتفاق می‌افتد که در یک بال، مرکز الاستیک پشت مرکز جرم قرارگیرد؛ در عمل برای یک وسیله نقلیه هوایی و به منظور دستیابی به این وضعیت با قرار دادن تانک سوخت در محل مناسب روی بال، مرکز ثقل را به طرف جلو هدایت می‌کنند. بر همین اساس در یک مانور پروازی برای نمایش اثباتی مدل‌سازی ریاضی فوق مشهود است که با افزایش زاویه حمله و انتقال تدریجی مرکز جرم به عقب، کوپلینگ مودهای خمشی و پیچشی منجر به رخداد پدیده فلاتر کلاسیک در سرعت‌های پائین‌تر می‌شود.

از منظر تحلیلی اگر تغییر مکان مود خمشی و تغییر مکان مود پیچشی بترتیب ناشی از نوسانات پیچینگ و پلانچینگ بصورت همزمان دچار افزایش و کاهش شود، انرژی سیستم افزایش یافته و به سمت ناپایداری میل می‌کند. در واقع شرط لازم برای وقوع پدیده فلاتر، یکسان شدن فرکانس‌های خمشی و پیچشی می‌باشد، در این شرایط معمولاً نیرو و تغییر مکان هم‌علامت بوده و باعث القای انرژی به سیستم شده و میرایی سیستم به سمت صفر میل می‌نماید که این شرط کافی برای وقوع پدیده فلاتر می‌باشد [۵].

#### ۴- تکنولوژی و تجهیزات

در حقیقت، پیشروی روی پاکت سرعت فلاتر هر هواپیما در حین انجام آزمایش پروازی از طریق شتابگیری از یک

در تحلیل‌های تئوری پیش از اجرای آزمون پروازی، یک برون‌یابی خطی بر روی گراف داده‌های ورودی آزمون، پیش‌بینی سرعت ناپایداری را میسر کرده است بگونه‌ای که این مقدار بطور چشم‌گیر و قابل قبولی به سرعت واقعی فلاتر نزدیک است.

#### ۵- دستورالعمل پروازی آزمون فلاتر جت آموزشی

الزامات و مراحل اجرایی این آزمون که توسط محققین، مهندسین پرواز و خلبان آزمایش، در این پژوهش تدوین گردیده در قالب زیربخش‌های ۱ تا ۵ تشریح شده‌است.

##### ۵-۱- مدل تحریک سازه بکار رفته در این آزمایش

در این آزمون پروازی از تجهیزات تحریک سازه‌ای خارجی استفاده نمی‌شود. ورودی‌های اعمال شده توسط خلبان به سطوح کنترلی پرنده از قبیل ایلرون‌های معکوس<sup>۱</sup>، تکانه‌های فلپ و ایلرون با استفاده از شرایط توربولانس جوی، ابزار مورد نظر برای تحریک سازه و ایجاد ارتعاشات القائی در شرایط مختلف پروازی منطبق با جدول ۱ می‌باشد.

جدول ۱- مدل تحریک سازه استفاده شده در این آزمون پروازی

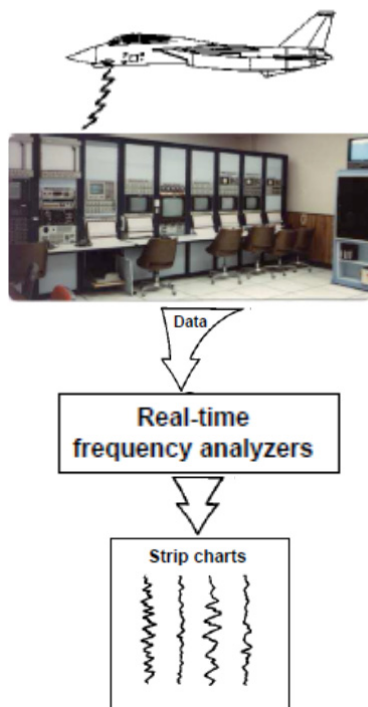
محدوده وزن	سرعت باد	جهت وزش باد	زمان تحریک
سبک	۴۰ نات	۳۶۰ درجه از پشت	۳۰ ثانیه
متوسط	۳۰ نات	۳۶۰ درجه از پشت	۳۰ ثانیه
سنگین	۲۵-۲۰ نات	۱۸۰ درجه از جلو	۳۰ ثانیه

##### ۵-۲- محدوده پروازی اجرائی توسط خلبان

در کارت پروازی نشان داده شده در جدول ۲، خلاصه‌ای از محدوده‌های سرعت و عملکرد اجرا شده توسط خلبان آزمایش ارائه شده‌است که به روشنی محدوده مانورپذیری پرنده را در پروفیل پروازی تعیین شده برای خلبان آزمایش تشریح کرده است. ثبت و داده برداری آزمایش بوسیله ایستگاه زمینی نیز با توجه به ترتیب اجرائی همین وضعیت‌ها صورت پذیرفته است.

عدم ادامه آزمون پروازی فلاتر و به خطر افتادن پایداری و نهایتاً ایمنی پرواز پرنده، محسوب می‌گردد [۹].

در کار حاضر که می‌توان آن را به عنوان نخستین مدل تجربی از آزمایش پروازی فلاتر برای یک نمونه جت آموزشی چند منظوره در کشور برشمرد، در هر مرحله از آزمایش داده‌های بدست آمده یک گراف میرائی را بصورت تابعی از سرعت ایجاد می‌کند؛ سپس از طریق برون‌یابی مقادیر فیلتر شده، پیش‌بینی پایداری هواپیما در مرحله بعدی دستورالعمل اجرایی آزمایش انجام می‌شود. نمودار فرکانس و گراف میرائی حاصل شده از اجرای این آزمایش پروازی در فلپ‌های مختلف نشان می‌دهد که سازه این هواپیما توسط تکانه‌های سطح کنترل در مودهای فرکانسی شدید-آهسته توسط خلبان تحریک شده و دامنه پاسخ پرنده و تخمین میرائی سازه از طریق الگوریتم‌های تبدیل فوریه به فازهای فرکانسی و سرعت توسط یک نوسان سنج به نمایش در آمده‌است.



شکل ۳- مدل اجرایی آزمون پروازی فلاتر جت آموزشی [۷]

<sup>1</sup> Aileron Reversals

### ۶- دستورالعمل اجرائی توسط خلبان

در پلان پروازی نشان داده شده در جدول ۴، جزئیات مربوط به شرایط اجرا شده توسط خلبان آزمایش در قالب پارامترهای سرعت هواگرد، محدوده وزنی، زاویه فلپ و تعداد پروازهای آزمایشی، ارائه شده که داده برداری آزمایش بوسیله ایستگاه زمینی و بخش آزمایشات پروازی و با توجه به وضعیت‌های مشروحه در جدول انجام پذیرفته است. در برخی از مراحل اجرائی به دلیل وقوع شرایط نامتعارف و غیر قابل پیش‌بینی در اجرا از قبیل سرعت باد بیش از حد مجاز، مواجه با جبهه هوایی با سطح برانگیزش سازه‌ای بالاتر از درخواست گروه، عدم اطمینان به مقادیر ارائه شده توسط آلات دقیق پروازی یا خلبان و تعیین خطای تصادفی آزمایش که طبق الزامات صلاحیت پرواز برای آزمایشات صدور گواهینامه عملکرد نباید از ۵ تا ۱۰ درصد نسبت به معیار پذیرش انحراف نشان دهد.

### ۷- نتایج و تحلیل داده‌ها

بر اساس نتایج حاصل از اجرای پلان پروازی طرح شده در فوق، که در قالب نمودارهای شکل ۴ تا ۱۲ داده پردازی و ارائه شده‌اند؛ تحلیل‌های ذیل به روشنی برای آزمایش فلاتر جت آموزشی تأیید می‌شود. بدیهی است که در این آزمون پروازی، دسترسی به سرعت بحرانی فلاتر و محدوده پاسخ-های بینهایت پرنده نسبت به سطوح مختلف برانگیزش سازه ناشی از مانورهای پروازی ذکر شده در پلان از طریق برون‌یابی نتایج، حد کفایت ترخیص صلاحیت پروازی و تکمیل کتابچه پروازی جت آموزشی محسوب می‌شود.

الف) فلپ صفر درجه: با توجه به نمودار ارائه‌شده در شکل ۴، با افزایش نرخ سرعت تا میزان ۱۶۶ نات، افزایش نسبی در پاسخ ناشی از تحریک بال/ایرون (در اثر همان روند رشد سرعت پرنده) تا مقدار ۳۵ هرتز یعنی محدوده پاسخ بینهایت، مشهود می‌باشد. به طور تقریبی می‌توان دید که در این نمودار نخستین پاسخ به تحریک در محدوده زیر ۱۰ هرتز رخ داده‌است که با توجه به انطباق این وضعیت با شکل ۵ و دقت در نمایش نمودار مود ۱ (مود پیچشی تحریک) می‌توان روند تغییرات میرائی آن را برحسب سرعت رصد نمود. نمودار مود ۱ با فرکانس پاسخ ناشی از تحریک حدود ۳۵ هرتز، نشانگر یک کاهش محسوس در میزان

جدول ۲- کارت پروازی نشان دهنده ورودی‌های عملکردی

فلپ	صفر درجه	۱۰ درجه	۳۸ درجه
سرعت افقی <sup>۱</sup> (نات)	۱۴۳	۱۲۰	۱۰۷
سرعت غیرمجاز <sup>۲</sup> (نات)	۱۶۶	۱۳۲	۱۱۸

### ۵-۳- ارتفاع آزمایش پروازی

کلیه فازهای دستورالعمل اجرائی آزمایش پروازی فلاتر جت آموزشی برای ارتفاع ۹۵۰۰ پا از سطح زمین<sup>۳</sup> تدوین شده است. ارتفاع منطقه پروازی انتخاب شده برای این آزمایش نیز ۵۶۰۰ پا از سطح دریا می‌باشد. کالیبراسیون و فیلترینگ داده‌های جمع‌آوری شده توسط نرم افزار نوسان‌سنج با توجه به ورودی‌های کرنش‌سنج در شرایط مختلف وزنی و زاویه فلپ برای محدوده ارتفاع فشاری ثابت ۱۵۰۰۰ پا، به عنوان معیار، انحراف چارت‌های بدست‌آمده از آزمون را از نمودارهای مرجع کتابچه پروازی قابل تشخیص می‌نماید.

### ۵-۴- شرایط وزن و بالانس

شرایط و محدوده‌های وزنی هواپیما در تمامی وضعیت‌های پروازی منطبق بر جدول ۳ در این آزمون نمایش اثباتی مورد استفاده قرار گرفته است که منطبق با الزامات مورد نیاز برای اجابت مطمئن سرعت‌های واقعی فلاتر این جت آموزشی با توجه به پاکت عملکرد پروازی آن می‌باشد.

جدول ۳- شرایط وزن و بالانس در آزمایش پروازی فلاتر

محدوده	وزن
سیک	۶۰۰۰ تا ۷۵۰۰ پوند
متوسط	۷۵۰۰ تا ۸۵۰۰ پوند
سنگین	۸۵۰۰ تا ۹۴۰۰ پوند

لازم به توضیح است که اجرای مانورهای (دستورالعمل) پروازی در شرایط بالانس هواپیمای آزمایشی با در نظر گرفتن جدول وزنی فوق، برای دو محدوده مرکز جرم جلو و مرکز جرم عقب انتخاب شده تا پوشش‌دهنده کلیه شرایط بحرانی نزدیک به فلاتر پرنده می‌باشد.

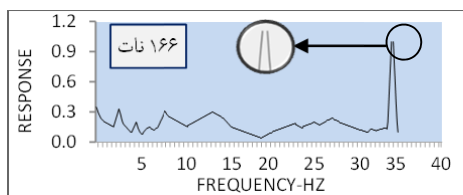
<sup>1</sup> Horizontal Speed ( $V_H$ )

<sup>2</sup> Never Exceed Speed ( $V_{NE}$ )

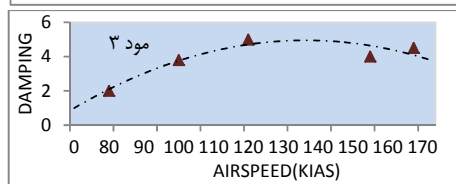
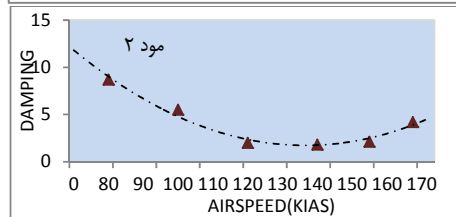
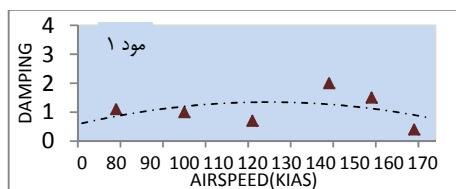
<sup>3</sup> At Ground Level (AGL)

سرعت بیش از ۱۶۰ نات یعنی مرز ورود به سرعت فلاتر رخ داده‌است. این انطباق در تعیین سرعت تخمینی توسط دیاگرام‌ها و محدوده سرعت واقعی فلاتر که در حین آزمون پروازی تشخیص داده‌شد، خطائی زیر ۵ درصد را معرفی می‌کند.

در شکل ۶ چارت‌های فازی تغییرات وزنی پرنده برای سه ترکیب بندی سبک، متوسط و سنگین در همین زاویه فلپ تا اعمال محدوده سرعت فلاتر بدست‌آمده از داده‌های استخراج شده از شرایط مرحله به مرحله افزایش سرعت پرنده تا سرعت فلاتر در فلپ صفر درجه ارائه شده‌است که نشان می‌دهد خصوصیت فلاتر آیروالاستیک این وسیله نقلیه هوایی در سه محدوده مختلف وزنی دچار تغییرات خیلی محسوسی نمی‌شود.



شکل ۴- نمودار پاسخ بر حسب فرکانس تحریک، برای زاویه فلپ صفر درجه (بدست آمده از شتاب سنج نصب شده در لبه حمله)



شکل ۵- نمودارهای تخمین نسبت میرائی برای وزن متوسط، در موده‌های تحریک برای زاویه فلپ صفر درجه

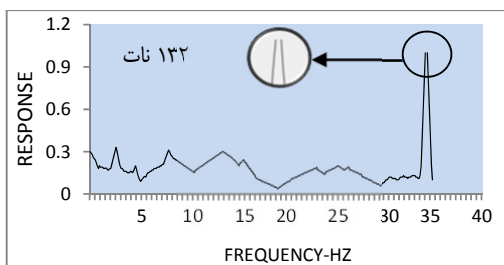
جدول ۴- وضعیت‌های اجرا شده توسط خلبان آزمایش

شماره پرواز	مرحله	وزن	زاویه فلپ	سرعت
۱	۱	متوسط	۰	۸۰ نات
	۲	متوسط	۰	۱۰۰ نات
	۳	متوسط	۰	۱۰۰ نات
	۴	متوسط	۰	۱۲۰ نات
	۵	متوسط	۰	۱۴۳ نات
	۶	متوسط	۱۰	۷۵ نات
	۷	متوسط	۱۰	۹۰ نات
	۸	متوسط	۱۰	۱۰۰ نات
	۹	متوسط	۳۸	۶۵ نات
	۱۰	متوسط	۳۸	۷۵ نات
۲	تکرار-۵	متوسط	۰	۱۴۳ نات
	۱۱	متوسط	۰	۱۵۵ نات
	۱۲	متوسط	۰	۱۶۶ نات
	تکرار-۸	متوسط	۱۰	۱۰۰ نات
	۱۳	متوسط	۱۰	۱۱۰ نات
۳	۱۴	متوسط	۱۰	۱۲۰ نات
	۱۵	متوسط	۱۰	۱۳۲ نات
	۱۶	سبک	۰	۱۶۶ نات
	۱۷	سبک	۱۰	۱۳۲ نات
	۱۸	سنگین	۰	۱۶۶ نات
۴	۱۹	سنگین	۱۰	۱۳۲ نات
	تکرار-۱۰	متوسط	۳۸	۷۵ نات
۵	۲۰	متوسط	۳۸	۸۵ نات
	۲۱	متوسط	۳۸	۹۵ نات
	تکرار-۲۱	متوسط	۳۸	۹۵ نات
۶	۲۲	متوسط	۳۸	۱۰۰ نات
	۲۳	متوسط	۳۸	۱۰۷ نات
	۲۴	متوسط	۳۸	۱۱۲ نات
	۲۵	متوسط	۳۸	۱۲۴ نات
	۲۶	سبک	۳۸	۱۰۷ نات
۷	۲۷	سبک	۳۸	۱۱۲ نات
	۲۸	سبک	۳۸	۱۲۴ نات
	۲۹	سنگین	۳۸	۱۰۷ نات
۸	۳۰	سنگین	۳۸	۱۱۲ نات
	۳۱	سنگین	۳۸	۱۱۸ نات
	۳۲	سنگین	۳۸	۱۲۴ نات
	۳۳	سنگین	۳۸	۱۲۴ نات

میرائی در اثر افزایش سرعت می‌باشد، که با مقایسه سایر موده‌های نشان‌داده شده در این شکل می‌توان دریافت که پائین‌ترین میزان میرائی یا همان گرایش نمودار به سمت میرائی صفر در فرکانس تشدید ۳۵ هرتز در این مود و در

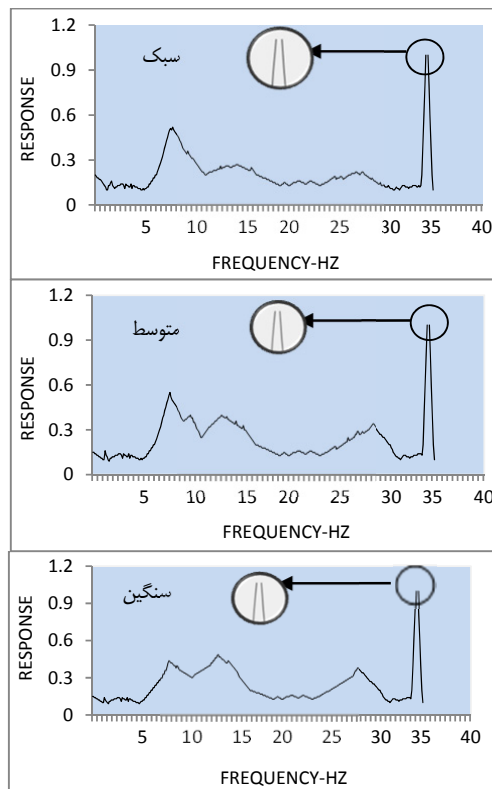
تمایل داده‌ها به سمت میرائی صفر کمی بیش از سرعت ۱۳۰ نات، ورود به محدوده سرعت فلاتر کلاسیک را تأیید می‌نماید. در شکل ۹ نیز اثر تغییرات وزنی پرنده تا سرعت فلاتر (۱۳۲ نات) و با اعمال زاویه فلپ ۱۰ درجه نمایش داده شده‌است که نشان می‌دهد خصوصیات نوسانی وسیله نقلیه هوایی در شرایط وزنی سبک و سنگین، خیلی متفاوت با شرایط وزنی متوسط نیست.

در این مرحله نیز با توجه اینکه در آزمون پروازی در محدوده سرعت زیر ۱۳۵ نات خلبان هشدار ورود به تشدید سازه‌ای هواپیما را اعلام نمود، خطای زیر ۵ درصد نسبت به سرعت فلاتر استخراج شده از نمودارهای فرکانس و میرائی مشهود می‌باشد.



شکل ۷- نمودار پاسخ بر حسب فرکانس تحریک، برای زاویه فلپ ۱۰ درجه (بدست آمده از شتاب سنج نصب شده در لبه حمله بال)

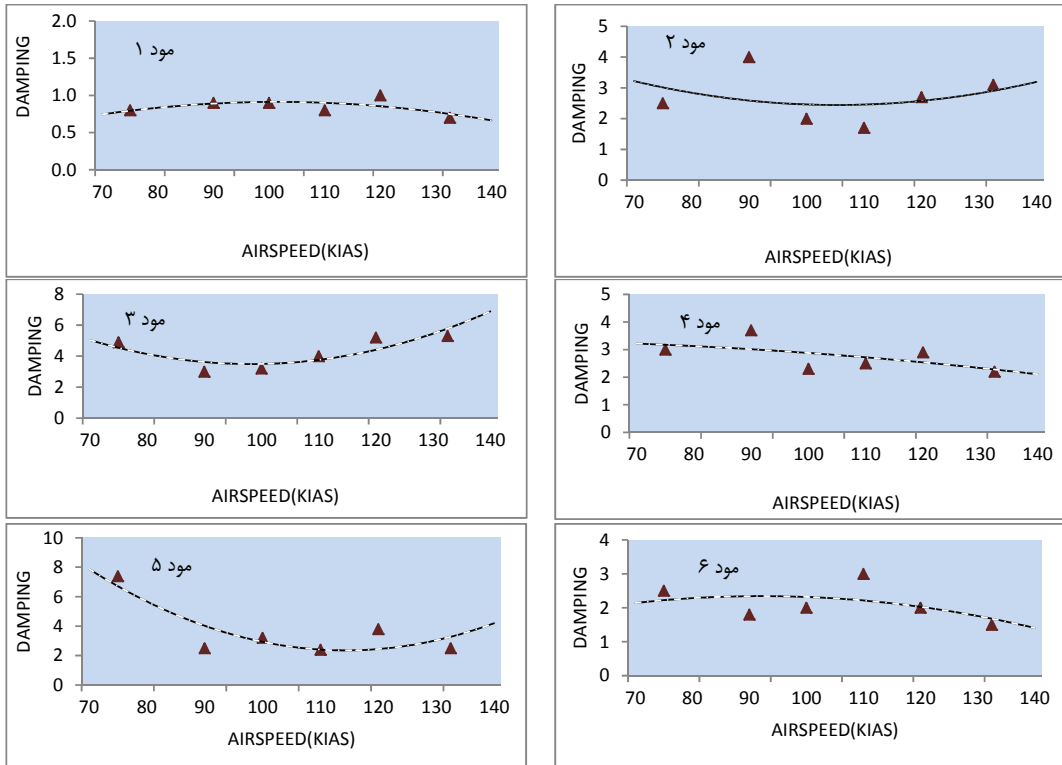
ج) فلپ ۳۸ درجه: شکل ۱۰ تفاوت‌های ناچیز پاسخ تحریک هواپیما تا سرعت ۱۲۴ نات یعنی محدوده وقوع فرکانس تشدید در این زاویه فلپ را نسبت به فلپ ۱۰ درجه نمایش می‌دهد. شکل ۱۱ نیز نشان می‌دهد حتی در سرعت‌های بالاتر از وضعیت‌های درخواست شده در جدول ۴، میرائی کافی در مودهای معادل وجود دارد. به عنوان نمونه، در این پرنده بیشینه سرعت مجاز در فلپ ۳۸ درجه ۱۰۸ نات تعیین گردیده در حالی که این آزمون تا محدوده سرعت ۱۲۴ نات انجام پذیرفت؛ در نمودار مود ۱ (مود پیچشی تحریک) به روشنی روند گرایش نقاط میرائی به سمت صفر بعد از سرعت ۱۲۰ نات قابل رویت می‌باشد و این نشان از میزان خطائی بیشتر از دو فاز پروازی قبل دارد که با توجه به محدوده سرعت فلاتری که خلبان آزمایش به آن ورود نموده زیر ۱۰ درصد می‌باشد. شکل ۱۲ نیز در ادامه، دامنه پاسخ بر



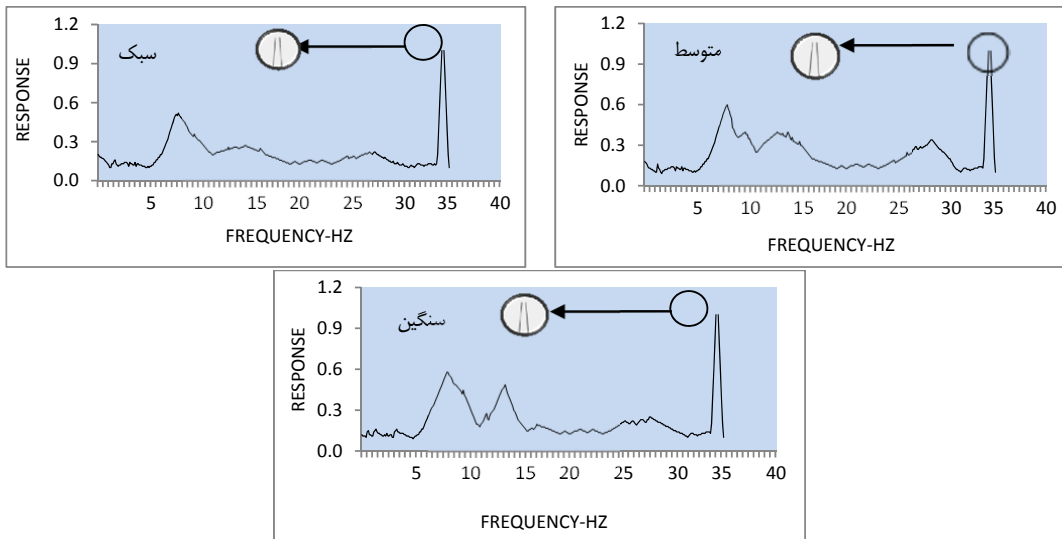
شکل ۶- نمودار پاسخ بر حسب فرکانس تحریک، برای اوزان سبک، متوسط و سنگین در فلپ صفر درجه در سرعت  $V_{NE}=166$  KIAS (بدست آمده از شتاب سنج نصب شده در لبه حمله بال)

ب) فلپ ۱۰ درجه: در شکل ۷، با افزایش نسبی زاویه فلپ و بالطبع آن افزایش سطح تحریک سازه، پاسخ فرکانسی پرنده با ورود به سرعت ۱۳۲ نات در محدوده فرکانس برانگیزش ۳۵ هرتز، به سمت بینهایت میل می‌کند که منجر به رخداد تشدید در سازه بال و معرف فرکانس‌های طبیعی سیستم در این مود ارتعاشی می‌باشد. همچنین در این شکل نیز پائین‌تر از محدوده فرکانسی ۱۰ هرتز نخستین افزایش در پاسخ نسبی هواپیما مشاهده می‌شود. با توجه به انطباق این شرایط با شکل ۸ و انتخاب کمترین محدوده میرائی با توجه به محور عمودی نمودارها، مود ۱ (مود پیچشی تحریک)، کاهش میرائی برای سرعت‌های بیش از ۱۳۰ نات مشاهده می‌شود که نشان‌دهنده محدوده سرعت فلاتر پرنده می‌باشد. در همین شکل، در محدوده میرائی کمی بالاتر، با انتخاب یک نمودار مود زوج مثل مود ۶ (مود خمشی تحریک)، روند

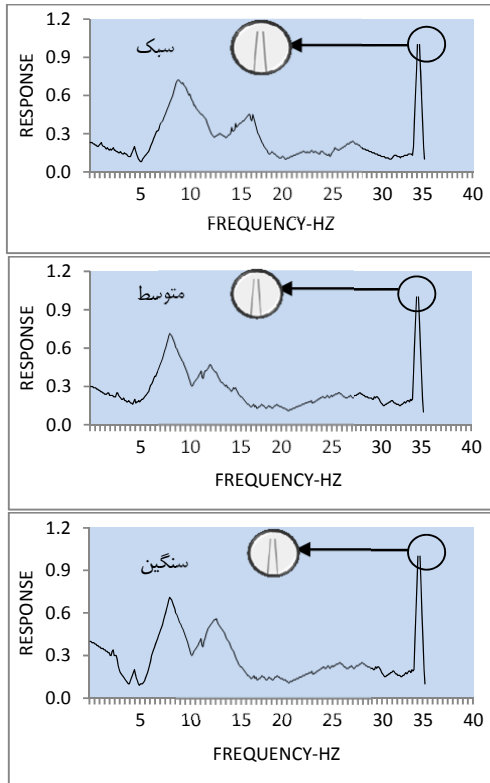




شکل ۸ - نمودارهای تخمین نسبت میرایی برای وزن متوسط، در مودهای تحریک برای زاویه فلپ ۱۰ درجه



شکل ۹ - نمودار پاسخ بر حسب فرکانس، برای اوزان سبک، متوسط و سنگین در زاویه فلپ ۱۰ درجه در سرعت  $V_{NE} = 132$  KIAS (بدست آمده از شتاب سنج نصب شده در لبه حمله بال)



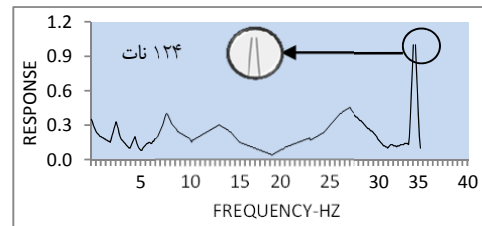
شکل ۱۲- نمودار پاسخ بر حسب فرکانس تحریک، برای اوزان مختلف در زاویه فلپ ۳۸ درجه در سرعت  $V_{NE}=124$  KIAS (بدست آمده از شتاب سنج نصب شده در لبه حمله بال)

### ۸- نتیجه گیری

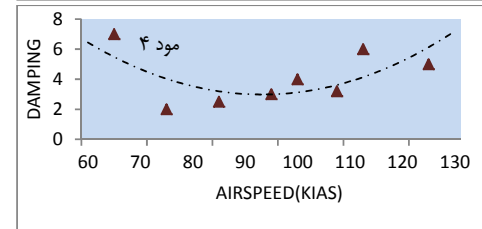
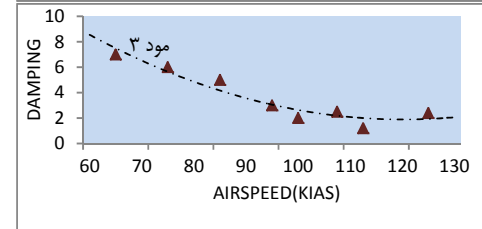
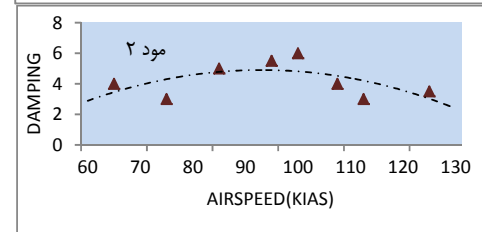
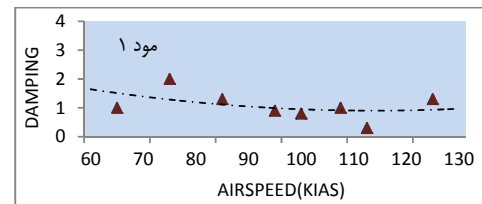
همانگونه که از تحلیل نمودارها و داده‌های ارائه شده در نتایج فوق نیز مشهود است، این آزمایش پروازی با نگاه به دو پارامتر عملکردی وزن و تغییر زاویه سطح کنترل فلپ در شرایط مختلفی از محدوده سرعت پرنده با تعریف یک پروفیل ماموریت بدون مانور و در منطقه پروازی ارتفاع میانی تهیه و اجرا گردید. موارد ذیل در قالب یک نتیجه‌گیری نهایی از انجام آزمایش پروازی جت آموزشی قابل ارائه می‌باشد:

- ۱- با تغییر در ترکیب وزن‌های مختلف از سبک به سنگین، مشاهده گردید که این درخواست گروه آزمایشات پروازی تاثیر محسوس در تغییرات فرکانس بحرانی پاسخ هواپیما نداشته و پاسخ بینهایت پرنده در تمامی شرایط وزنی تقریباً در یک محدوده یکسان (۳۵ هرتز) اتفاق می‌افتد.

حسب فرکانس تحریک برای اوزان سبک، متوسط و سنگین را برای همین زاویه فلپ نشان می‌دهد که باز هم نشان از عدم تاثیر محسوس تغییرات وزن بر روی محدوده پاسخ تحریک بینهایت پرنده دارد.



شکل ۱۰- نمودار پاسخ بر حسب فرکانس تحریک، برای زاویه فلپ ۳۸ درجه (بدست آمده از شتاب سنج نصب شده در لبه حمله بال)



شکل ۱۱- نمودارهای تخمین نسبت میرایی برای وزن متوسط، در موده‌های تحریک برای زاویه فلپ ۳۸ درجه

## مراجع

- [1] VonSchlip (2002) The question of spontaneous wing oscillations (Determination of critical velocity through flight-oscillation test). NACA TM-806.
- [2] Sefic WJ, Maxwell CM (2003) X-29A technology demonstrator flight test program overview. NACA TM-86809.
- [3] Kehoe MW (2005) Aircraft flight flutter testing at the NASA Ames-Dryden flight research facility. NACA TM-100417.
- [4] Earl HD (1985) A modern course in aeroelasticity. Third Revised.
- [5] Dewey HH, Alvin G (1978) Introduction to structural dynamics and aeroelasticity.
- [6] Lature P, Millet M, Piazzoli G (2006) Pyrotechnic bonkers for structural tests in flight. ONERA TP No 1389E.
- [7] Norton WJ (2007) Limit cycle oscillation and flutter testing. in Proceedings, Society of Flight Test, 21st Annual Symposium.
- [8] Meyer RR, Schneider ET (2007) Real-time pilot guidance system for improved flight test maneuvers. AIAA-83-274.
- [9] National Aeronautic and Space Administration (2008) Flutter Testing Techniques. NACA SP-415.
- [10] Nissim E, Gilyad GB (2008) Method for experimental determination of flutter speed. NACA TP-2923.
- [11] NASA Langley Research Center (2001) Proceedings of the 2004 flight flutter testing symposium. NASA SP-358.
- [12] Rosenbaum R (1999) Survey of aircraft subcritical flight flutter test methods. NASA CR-132479.
- [13] Katz H, Foppe FG and Grossman DT (1999) F-15 flight flutter test program at Dryden Research Center. NACA SP-415.

۲- با استفاده از روش تحریک سازه توسط تغییر وضعیت سطح کنترلی فلپ که برای این آزمون در سه محدوده صفر، ۱۰ و ۳۸ درجه در یک دامنه افزایشی سرعت جت آموزشی درخواست شده بود، نرخ نزولی سرعت فلاتر از ۱۶۶ نات به ۱۳۲ و سپس ۱۲۴ نات، نشانه تاثیر واقعی این تغییر زاویه در تعیین سرعت فلاتر محصول هواگرد می‌باشد.

۳- برخی از تحلیل‌های صورت گرفته بر روی نتایج نشان می‌دهد که با توجه به عدم هم‌پوشانی نمودارهای فرکانس با نمودارهای میرایی در برخی از وضعیت‌های عملیاتی پروازی، تجربه این آزمون دلالت بر صحت و قابلیت اعتماد بیشتر نمودارهای میرایی نسبت به نمودارهای فرکانسی دارد.

۴- محدوده فرکانسی که سازه پرنده در هر ترکیب‌بندی وزنی در آن به پاسخ بینهایت می‌رسد به طور تحلیلی منطبق با مقدار عددی فرکانس طبیعی سازه، بدست آمده از آزمایش ارتعاش زمینی در همان شرایط وزنی می‌باشد.

## ۹- تشکر و قدردانی

با توجه به شرایط اجرایی آزمایش پروازی فلاتر که برمبنای درخواست پژوهشگران این تحقیق تعیین و تصویب گردید؛ از آنجایی که انجام این مأموریت در محدوده‌های خطرناک پاکت پروازی جت آموزشی صورت گرفته است، نویسندگان شایسته می‌دانند از خلبان آزمایش که تمامی شرایط مورد نیاز را به مرحله اجرا درآورد، سپاسگزاری نمایند.