

## مروری بر روند آزمایش‌های پروازی فلاتر

فلاتر یک پدیده ناخواسته ناشی از برهم‌کنش نیروهای آیرودینامیک، الاستیک و اینرسی است. این پدیده باعث به‌وجود آمدن نوسانات ناپایدار سازه‌ای می‌شود که اغلب منجر به شکست سازه خواهد شد. اغلب هواپیماهای پرسرعت و یا الاستیک از نظر فلاتر حساسیت بالایی دارند. در این پژوهش روش‌های گسترش یافته در چند دهه اخیر در زمینه آزمایش پروازی فلاتر مرور خواهد شد. سیستم‌های تحریک سازه، سیستم‌های اندازه‌گیری، پردازش دیجیتال داده‌ها و روش‌های استخراج پارامترهای فرکانسی و میرایی مورد بررسی قرار خواهند گرفت. همچنین، تجربه‌های عملی انجام شده در این راستا ذکر و وضعیت کنونی این زمینه بیان خواهد شد.

واژه‌های کلیدی: آیروالاستیسیته، آزمایش پروازی فلاتر، آنالیز مودال

مه‌دی صالحی\*، استادیار، گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، و مرکز تحقیقات فناوری‌های نوین ساخت و تولید، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی

\*نویسنده مخاطب، آدرس: ایران، نجف‌آباد، کدپستی: ۸۵۱۴۱۴۳۱۳۱  
mehdi.salehi@pmc.iaun.ac.ir

### An Overview of the Research on Flight Flutter Testing

Flutter is an unintended phenomenon due to interactions between aerodynamic forces, elasticity and inertia, which leads to unstable structural fluctuations, often leading to structural failure. Most high speed and/or flexible aircraft are highly sensitive to flutter. In this research, extended methods in the last few decades in flutter flight testing are reviewed. Similarly, structural excitation systems, measurement systems, digital processing of data and methods for extracting frequency and damping parameters are considered. Also, the practical experience in this context is mentioned and the current state of this research area is explored.

**Keywords:** Aeroelasticity, Flight Flutter Testing, Modal Analysis

M. Salehi\*, Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, Najafabad Branch, Islamic Azad University and Modern Manufacturing Technologies Research Center, Najafabad Branch, Islamic Azad University

\*Corresponding Author, Postal Code: 814143131, Najafabad, IRAN

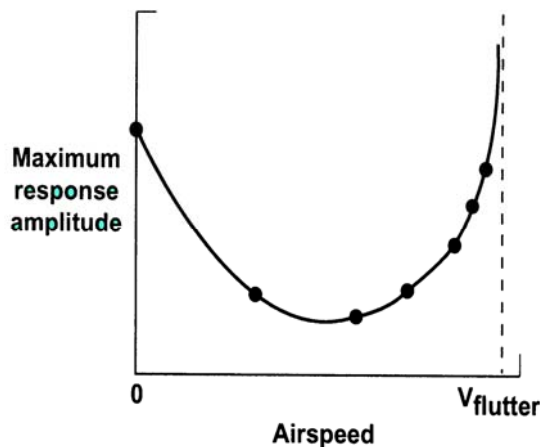
mehdi.salehi@pmc.iaun.ac.ir

## مقدمه

اغلب هواپیماهای پرسرعت و یا دارای سختی کم از نظر فلاتر حساسیت بالایی دارند. اگرچه پدیده فلاتر حتی در سرعت ۵۵ مایل بر ساعت در مورد هواپیماهای دست‌ساز نیز گزارش شده است. آیرولاستیسیته نقش بسیار مهمی را در طراحی سازه ایفا می‌کند. بال‌های نازکتر، سکان‌های عمودی و افقی متحرک و T شکل هواپیما، احتمال بروز فلاتر را حین پرواز افزایش می‌دهد. امروزه، یکی از فازهای طراحی هواپیما بخش آنالیز دقیق آیرولاستیک آن است تا از عدم وجود فلاتر در پاکت پروازی اطمینان حاصل شود. این تحلیل‌های تئوری اغلب توسط مدل تونل باد فلاتر و همچنین آزمایش ارتعاشات زمینی تأیید می‌شوند. آزمایش پروازی فلاتر در حقیقت آخرین مرحله تأیید نتایج تئوری در تمام نقاط پاکت پروازی هواپیما می‌باشد. در سال‌های اولیه هوانوردی، هیچ‌گونه آزمایش فلاتر در مقیاس کامل بر روی هواپیما انجام نمی‌شد. در آن زمان، هواپیما به‌طور ساده تا ماکزیمم سرعت پروازی خود حرکت می‌کرد تا از عدم وجود ناپایداری آیرولاستیک اطمینان حاصل شود [۱].

اولین آزمایش پروازی فلاتر توسط ون شلیپ<sup>۱</sup> در سال ۱۹۳۵ در آلمان انجام شد. روش آزمایش او بر مبنای به ارتعاش درآوردن هواپیما در فرکانس‌های رزونانس به همراه افزایش تدریجی سرعت هواپیما و رسم تابع دامنه نوسانات بر حسب سرعت نسبی<sup>۲</sup> بود. افزایش دامنه نوسانات بیانگر کاهش میرایی و وقوع فلاتر در سرعت متناظر با دامنه نوسانات بزرگ است که در شکل (۱) مشاهده می‌شود. این روش بر روی چندین هواپیمای آلمانی اعمال شد، اما در سال ۱۹۳۸ هواپیمای JU90 حین انجام این آزمایش دچار سانحه شد. مهندسين آزمایش در آن زمان با کمبود امکانات تکنولوژیک در زمینه تجهیزات اندازه‌گیری، روش‌های تحریک و روش‌های تعیین پایداری مواجه بودند. از آن زمان تاکنون پیشرفت‌های زیادی در زمینه تجهیزات و اندازه‌گیری به‌وجود آمده است. اما حتی در حال حاضر نیز آزمایش پروازی فلاتر به چند دلیل از خطرپذیری بالایی برخوردار است. اول آنکه هنوز برای انجام این آزمایش لازم است پیش از آنکه ناپایداری‌ها تشخیص داده شوند، هواپیما تا سرعت نزدیک به سرعت فلاتر پرواز کند. دلیل دوم آن است که نمی‌توان ضرایب میرایی بحرانی را با توجه به سرعت‌های معمول برای سرعت‌های بالاتر به‌طور دقیق برون‌یابی کرد. بنابراین، پیش‌بینی پایداری دینامیکی در

سرعت‌های بالاتر کاملاً دقیق نخواهد بود. سوم آنکه پایداری الاستیک ممکن است به‌طور ناگهانی حتی با تغییر چند سانت<sup>۳</sup> در سرعت هواپیما به ناپایداری تبدیل شود. در ادامه تاریخچه فلاتر، پیشرفت در تکنیک‌های آزمایش پروازی فلاتر، سیستم‌های تحریک، تجهیزات آزمایش، تحلیل نتایج آزمایش و وضعیت فعلی آزمایش پروازی فلاتر بررسی می‌شود [۲]. در این مقاله، سیر تکاملی و روش‌های اجرای تست‌های پروازی فلاتر مرور می‌شود. عمده مطالب ارائه شده برگرفته از مرجع [۳] است.



شکل ۱- روش آزمایش فلاتر ون شلیپ [۲]

## تاریخچه فلاتر

اولین حادثه فلاتر بر روی یک هواپیمای دوموتوره دوباله<sup>۴</sup> در ۱۹۱۶ گزارش شده است. مکانیزم فلاتر در این حادثه شامل کولپینگ حالت پیچشی بدنه با مود ضد متقارن<sup>۵</sup> دورانی سکان افقی<sup>۶</sup> بوده است. بالابرها<sup>۷</sup> در این هواپیماها به‌طور مستقل از هم حرکت داده می‌شدند. فلاتر سطوح کنترلی در طول جنگ جهانی اول شروع به ظهور کرد. بیشترین موارد فلاتر در آن زمان مربوط به فلاتر بال-شهر<sup>۸</sup> بود. ون بامهائ<sup>۹</sup> و کنینگ<sup>۱۰</sup> پیشنهاد کردند که برای حل این مسئله، یک جرم بالانس حول محور اتصال<sup>۱۱</sup> سطوح کنترل قرار گیرد. پس از آن موارد کمتری از این نوع فلاتر مشاهده شد که این موارد نیز با افزایش جرم بالانس سطوح کنترل قابل حذف بودند [۳].

3. Knot (دقیقاً برابر ۱.۸۵۲ کیلومتر بر ساعت)

4. Biplane

5. Antisymmetric

6. Elevator

7. Elevators

8. Aileron

9. Von Baumhauer

10. Konning

11. Hinge Line

1. Von Schlippe

2. Airspeed

رفت. اتصال مخازن خارجی می‌تواند پایداری الاستیک هواپیما را تحت تأثیر قرار دهد. بین سال‌های ۱۹۴۷ تا ۱۹۵۶ هفت حادثه فلاتر ناشی از حمل مخازن خارجی و همچنین موتورهای متصل به پایلون<sup>۲۱</sup> رخ داده است. این مسئله امروز نیز مطرح است. برخی از حالات حمل مخازن خارجی توسط هواپیماهای F-16، F-18 و F-111 باعث بروز نوعی ناپایداری دینامیکی موسوم به چرخه حدی<sup>۲۲</sup> می‌شود. با وجود آنکه این ارتعاشات اغلب به صورت سینوسی و با دامنه محدود می‌باشند، اما آزمایش‌های پروازی نشان داده است که دامنه ارتعاشات به صورت تابعی از زاویه حمله و سرعت نسبی می‌تواند کاهش یا افزایش یابد. در حال حاضر نکات زیادی در مورد فلاتر حین طراحی هواپیما رعایت می‌شود، اما حوادث فلاتر پروازی نیز گاهی رخ می‌دهند مانند هواپیماهای جنگنده F-117 و E-6 Tacamo که فلاتر فین عمودی را تجربه کردند [۷-۴].

## روند پیشرفت در تکنیک‌های آزمایش پروازی فلاتر

ون شلیپ<sup>۲۳</sup> اولین آزمایش کلاسیک آزمایش پروازی فلاتر را در ۱۹۳۵ در آلمان انجام داد. هدف او از اعمال این روش، کاهش ریسک آزمایش پروازی فلاتر بود. روش عملی آزمایش پیش از آن، پرواز هواپیما تا ماکزیمم سرعت و سپس بررسی پایداری سازه در این حالت بود. روش وان شلیپ شامل تحریک سازه به کمک یک جرم دوار نامتعادل، اندازه‌گیری دامنه پاسخ و سپس ثبت دامنه پاسخ به صورت تابعی از سرعت بود. دامنه پاسخ اجباری سازه با نزدیک شدن هواپیما به سرعت فلاتر به سرعت افزایش می‌یابد. بنابراین، می‌توان با استفاده از اطلاعات منطقه زیر بحرانی، سرعت فلاتر را به دست آورد.

آلمانی‌ها تا قبل از حادثه ۱۹۳۸ بر روی JU90 از این روش آزمایش استفاده می‌کردند. علت این حادثه در آن زمان کافی نبودن تجهیزات تحریک و اندازه‌گیری پاسخ و ثبت اطلاعات اعلام شد [۲، ۳]. ایالات متحده در دهه ۱۹۴۰ آزمایش‌های فلاتر هواپیماهای XPBM-1 و Cessna AT-8 را به کمک این روش انجام داد. شکل (۲) اطلاعات آزمایش پروازی فلاتر را به صورت دامنه پاسخ بر حسب سرعت نشان می‌دهد. این گراف نشان می‌دهد که هواپیما با محدوده‌های تغییر سرعت بسیار کوچک از کنار فلاتر عبور کرده است.

در اواخر دهه ۱۹۵۰ سیستم‌های تحریک شامل لرزشگرها، تحریک دستی به وسیله سطوح کنترل و تراسترها<sup>۲۴</sup>

پس از جنگ جهانی اول، افزایش سرعت هواپیماها و همچنین تغییر شکل هواپیماها از دوباله به تک‌باله باعث افزایش حوادث مربوط به فلاتر بال شد. بیشترین وقایع فلاتر از این دست حوالی سال ۱۹۲۵ رخ داد. بین سال‌های ۱۹۲۰ تا ۱۹۳۰، حوادث زیادی از فلاتر در مورد هواپیماهایی که تصمیم به شکستن رکورد سرعت را داشتند، اتفاق افتاد. نوع دیگری از فلاتر که در دهه ۱۹۳۰ مطرح بود، مربوط به سرووتب‌ها<sup>۲۵</sup> می‌شد. کولار<sup>۲۶</sup> در آن زمان پیش‌بینی کرد که این نوع فلاتر تا مدت زیادی غیرقابل حل خواهد بود. این پیش‌بینی به حقیقت پیوست، زیرا یازده مورد از این نوع فلاتر تنها در مورد هواپیماهای نظامی بین سال‌های ۱۹۴۷ تا ۱۹۵۶ گزارش شد. حتی امروزه نیز این فلاتر به عنوان یک مشکل مطرح است. در سال ۱۹۸۶ هواپیمای آموزشی T-46A حین یک آزمایش پروازی که برای یافتن مقدار جرم بالانس انجام شده بود، دچار فلاتر شهپر شد. در این حالت شهپرها آزاد بوده و توسط تب‌هایی در لبه فرار شهپر حرکت داده می‌شدند.

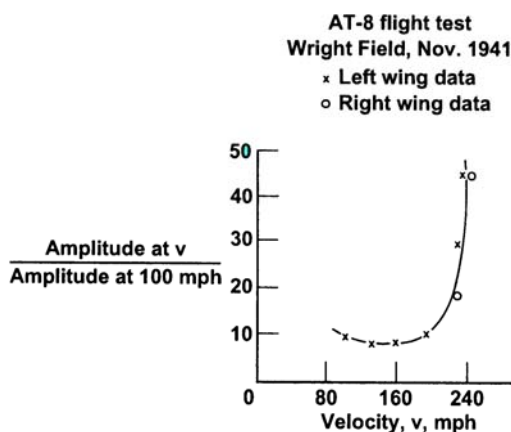
با افزایش سرعت هواپیماها تا حد گذر صوت<sup>۲۷</sup> مسائل آیرودالاستیک با جدیت بیشتری مطرح شد. در سال ۱۹۴۴ هنگام آزمایش پروازی هواپیمای جدید P-80 خلبانان NACA وقوع لرزش‌هایی را در شهپر گزارش کردند. بین سال‌های ۱۹۴۷ تا ۱۹۵۶ تعداد ۲۱ حادثه فلاتر در ارتباط با لرزش سطوح کنترل در حالت گذر صوت به وقوع پیوست. نمونه‌های پروتوتایپ<sup>۲۸</sup> جنگنده‌های F-14 و F-100 حوادثی در رابطه با لرزش‌های سکان عمودی<sup>۲۹</sup> را تجربه کرده‌اند. امروزه همچنان رژیم‌های پروازی گذر صوت به عنوان بحرانی‌ترین ناحیه از نظر فلاتر در نظر گرفته می‌شوند. برای اولین بار چوک یگر<sup>۳۰</sup> به سرعت فراصوت در حالت پرواز تراز<sup>۳۱</sup> در ۱۹۴۷ دست یافت. پس از آن مطالعه فلاتر فراصوت<sup>۳۲</sup> با جدیت بیشتری ادامه یافت. سرعت‌های فراصوت نوع جدیدتری از فلاتر موسوم به فلاتر پانل<sup>۳۳</sup> را مطرح نمود. در این نوع فلاتر، امواج مکانیکی ایستا یا متحرک با دامنه ثابت در پوسته بیرونی هواپیما ایجاد می‌شود. این نوع ناپایداری می‌تواند به شکست خستگی ناگهانی منجر شود، بنابراین پیشگیری از آن امری اجتناب‌ناپذیر بود. در سال ۱۹۵۰ یک هواپیمای جنگنده به دلیل شکست یک خط هیدرولیک متصل به پانلی که دچار فلاتر پانل شده بود از دست

12. Servo Tab
13. Collar
14. Transonic
15. Prototype
16. Rudder
17. Chuck Yeager
18. Level
19. Supersonic
20. Panel Flutter

21. Pylon Mounted Engines
22. Limit Cycle Oscillation (LCO)
23. Van Schlip
24. Thruster

در نظر گرفتن سایر پارامترها و همچنین نقاط بیشتری از پاکت پروازی، در مجموع مدت انجام آزمایش پروازی فلاتر افزایش یافته است.

امروزه اطلاعات مربوط به پاسخ سازه و تحریک به وسیله تله متری به پایگاه زمینی منتقل و به طور همزمان کلیه عملیات لازم بر روی داده‌ها انجام می‌شود. شکل (۴) این پروسه را نشان می‌دهد. اپراتور پایگاه زمینی با توجه به نتایج به دست آمده در هر نقطه از پاکت پروازی تصمیم‌گیری می‌کند که آیا پاکت پروازی آزمایش گسترش یابد یا خیر. با وجود تمام پیشرفت‌هایی که در این زمینه حاصل شده است، هنوز انجام این آزمایش بر سه پایه تحریک، اندازه‌گیری پاسخ و تحلیل داده‌هاست [۸-۱۵].



شکل ۲- دامنه پاسخ به صورت تابعی از سرعت [۱۳]

## سیستم‌های تحریک

یک بخش مهم آزمایش پروازی فلاتر سیستم تحریک است. در واقع بدون تحریک نمی‌توان ناپایداری‌های قریب‌الوقوع سازه را پیش‌بینی کرد. برای تحریک کردن تمام مودهای ارتعاشی با دامنه‌های مناسب، انرژی کافی لازم است. آزمایش هواپیمای PL12/T-400 در سال ۱۹۸۶ اهمیت تحریک مناسب سازه را نشان داد. این هواپیما در آزمایش‌های اولیه توسط پالس ناشی از حرکت سطوح کنترل و همچنین آشفتگی اتمسفر آزمایش شد و هیچ‌گونه مشکلی از نظر فلاتر مشاهده نشد. پس از آن حین پرواز در شرایط نامساعد جوی، هواپیما با ارتعاشات شدیدی در سکان عمودی و تیرک دم<sup>۲۷</sup> مواجه شد. این شرایط پروازی سطح تحریک بالاتری را به سازه اعمال کرد که باعث بروز ناپایداری سازه‌ای شد. در دهه ۱۹۳۰ طراحان دریافته‌اند که موقعیت مکانی نامناسب محرک روی هواپیما منجر به پاسخ‌های ضعیف سازه می‌شود. در دهه ۱۹۵۰ محققان

بودند. تجهیزات اندازه‌گیری پیشرفت کردند، به طوری که اطلاعات جهت نمایش و تحلیل توسط سیستم تله متری به زمین ارسال می‌شد. اما در برخی آزمایش‌ها، نتایج بر روی یک اسیلوگراف<sup>۲۵</sup> در داخل هواپیما نمایش داده می‌شد. بسیاری از محققان به اهمیت تحریک مناسب سازه که باعث به وجود آمدن نسبت سیگنال به نویز بالا می‌شود، پی بردند. استفاده از پره‌های نوسانی برای تحریک سازه در این زمان شروع شد. از سال ۱۹۵۰ تا ۱۹۷۰ هواپیماهای زیادی با تجهیزات تحریک مجهز شدند. در این تحریک‌ها از روش جاروب فرکانسی برای تعیین رزونانس‌ها استفاده می‌شود. در این جاروب‌ها مکت بسیار کوچکی در فرکانس‌های رزونانس جهت اندازه‌گیری پارامترها وجود داشت. آنالیز پروازی در آن زمان به محاسبه میرایی از طریق آنالیز کاهش لگاریتمی شتاب محدود می‌شد. برنامه آزمایش F-111 نمونه‌ای از این روش برای آزمایش بود. شکل (۳) شمایی از این پروسه را نشان می‌دهد. پاسخ‌های فیلتر شده و فیلتر نشده شتاب بر روی چارت‌های نواری و همچنین نمودارهای فرکانسی نمایش داده می‌شوند. ضریب میرایی با توجه به این نمودارها و به صورت دستی محاسبه می‌شد، زیرا هنوز کامپیوترها به شکل فعلی به بازار نیامده بودند. برنامه آزمایش هواپیمای P6M اندکی با این رویه اختلاف داشت. در این آزمایش از آشفتگی‌های اتفاقی اتمسفر برای تحریک و برای بررسی پایداری سازه از آنالیز فرکانسی استفاده شد. علت استفاده از این روش به کارگیری اطلاعات کل زمان پروازی بود. در حالی که در روش‌های قبلی، فلاتر به صورت نقطه‌ای مورد بررسی قرار می‌گرفت.

پس از دهه ۱۹۷۰، کامپیوترهای دیجیتال تأثیر عمیقی بر روش‌های آزمایش پروازی فلاتر گذاشتند. با وجود کامپیوتر، انجام محاسبات تبدیل فوریه به سرعت امکان‌پذیر بود. همچنین، با وجود کامپیوتر انجام محاسبات پیچیده در کمترین زمان در حالات پایدار و گذرا امکان‌پذیر شد. محاسبات فرکانس و ضرایب میرایی نیز پس از آن توسط الگوریتم‌های کامپیوتری انجام شد. این محاسبات به صورت برخط<sup>۲۶</sup> و تقریباً همزمان با مانورهای پروازی صورت می‌گرفت. نتایج محاسبات به صورت تابعی از سرعت یا عدد ماخ نمایش داده می‌شدند. این اطلاعات جهت برون‌یابی برای تعیین پایداری سازه در سرعت‌های بالاتر به کار گرفته می‌شد. با پیشرفت کامپیوترها، زمان انجام آزمایش‌های فلاتر نیز کاهش یافت. اما، از آن زمان با پیچیده‌تر شدن هواپیماها و لزوم

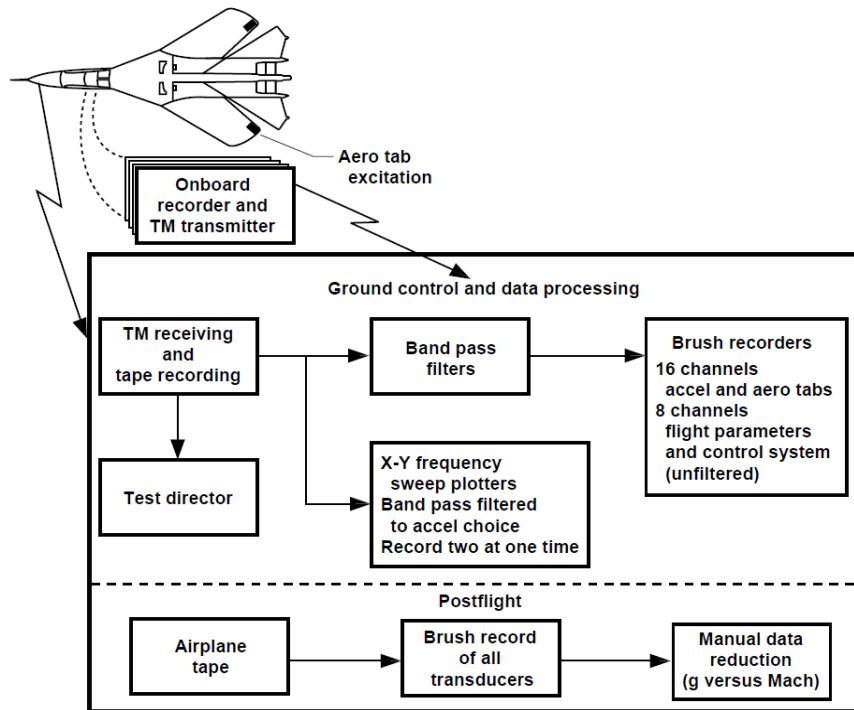
25. Oscillograph

26. On-line

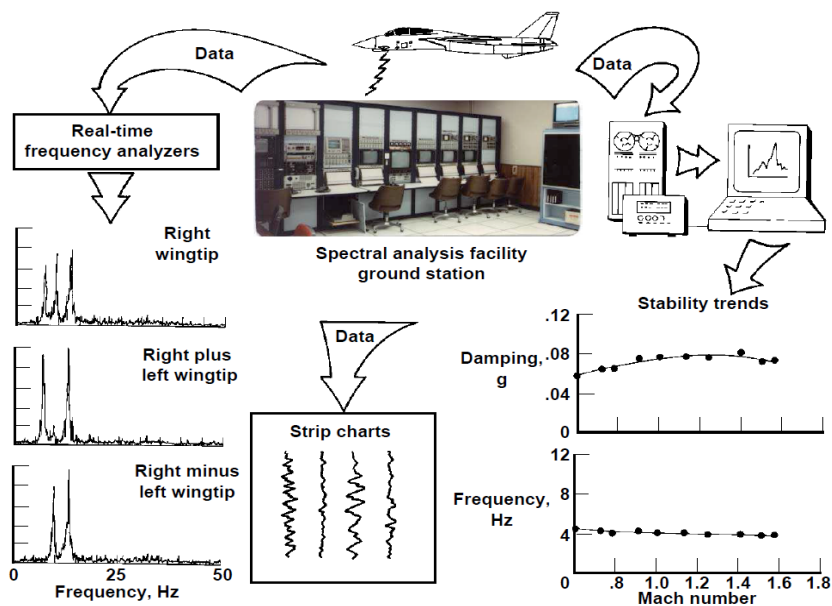
27. Tail Boom

- تا حد امکان سبک وزن باشد تا اثر جدی روی توزیع جرمی سازه نداشته باشد.
- امکان تأمین توان لازم از طریق هواپیما وجود داشته باشد.
- مرسوم‌ترین سیستم‌های تحریک شامل تحریک پالس سطوح کنترل، نوسان سطوح کنترل، تراسترها، محرک‌های اینرسیایی، تیغه‌های آپرودینامیک و آشفستگی تصادفی اتمسفر می‌باشد.

- آمریکایی دریافتند که سطح پایین تحریک باعث می‌شود که ضرایب میرایی با دقت پایینی به دست آید. هنگام آزمایش پروازی فلاتر B-58، روشن شد که حداقل سطح تحریک لازم، سه تا چهار برابر آشفستگی محیط پروازی است. یک سیستم تحریک ایده‌آل باید دارای مشخصات زیر باشد [۱۶، ۱۷]:
- سطح نیروی تحریک کافی را در محدوده فرکانسی مورد نظر ایجاد کند.



شکل ۳- پروسه آزمایش پروازی فلاتر [۱۵]



شکل ۴- شمایی از فرآیند آزمایش پروازی فلاتر مدرن [۳]

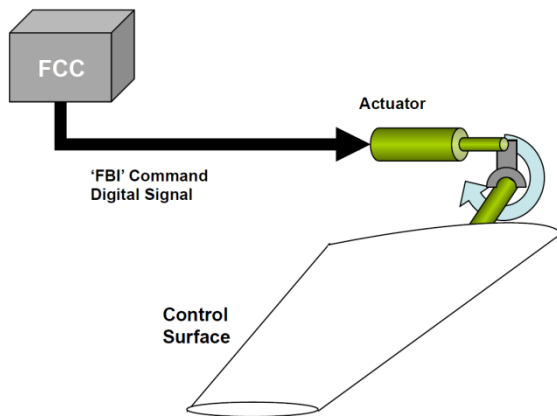
### پالس‌های سطوح کنترل

ایجاد پالس توسط سطوح کنترل به صورت دستی جزء اولین روش‌های تحریک می‌باشد. این تحریک به کمک حرکت ناگهانی سطوح کنترل حاصل می‌شود. با توجه به نوع سطح کنترل معمولاً شکل مودهایی تا حداکثر فرکانس ۱۰ هرتز توسط این روش تحریک می‌شوند. این پالس‌ها توسط یک تابع ضربه تقریب زده می‌شوند که از نظر تئوری حاوی یک باند فرکانسی می‌باشد. مزیت این نوع تحریک عدم نیاز به تجهیزات اضافی است. زمان اعمال این نوع تحریک بسیار کوتاه است. این روش دارای چند اشکال است. اول آنکه این نوع تحریک به‌طور دقیق قابل تکرار نیست. دوم آنکه به دلیل عدم توانایی خلبان و یا سطوح کنترل در ایجاد پالس‌های تیز، این نوع تحریک به ندرت مودهایی بالاتر از ۱۰ هرتز را پوشش می‌دهد. سوم آنکه اغلب در این روش، دامنه تحریک کافی ایجاد نمی‌شود. با وجود محدودیت‌های ذکر شده، این روش جهت تحریک در بسیاری از هواپیماها تا سال ۱۹۷۰ به کار رفته است. در آزمایش هواپیمای F-101 در ۱۹۵۰، آزمایش‌های اولیه F-4 در ۱۹۵۰، A-7A در ۱۹۶۵، برخی آزمایش‌های اولیه بوئینگ ۷۴۷ در ۱۹۶۹ و آزمایش‌های سرعت پایین هواپیمای DC-10 در ۱۹۷۰ از این روش برای تحریک استفاده شده است. امروزه به دلیل سادگی، هنوز هم کم و بیش از این روش استفاده می‌شود. البته سیستم‌های کنترل مدرن امروزی اغلب به فیلترهای پایین گذر<sup>۲۸</sup> مجهز می‌باشند که باعث می‌شود فرکانس‌های بالاتر حذف شده و به سطوح کنترل منتقل نشوند. به عنوان مثال، در هواپیمای F-16XL سیستم کنترل پرواز دارای یک فیلتر پایین گذر با حد ۱/۶ هرتز می‌باشد [۳].

### تحریک نوسانی سطوح کنترل

نوسان از پیش تعیین شده سطح کنترلی نیز به عنوان یک روش تحریک در سال ۱۹۵۰ مورد استفاده قرار گرفت. در آن زمان هواپیمای XF3H-1 برای بررسی نوعی ناپایداری ارتعاش ریز<sup>۲۹</sup> در سکان عمودی، تحت تحریک نوسان سکان عمودی قرار گرفت. این تحریک به کمک ارسال یک سیگنال فرمان با فرکانس متغیر به سرومکانیزم مربوط به سیستم خلبان خودکار اعمال شد. در این تحریک، محدوده فرکانسی ۳ تا ۳۵ هرتز به سازه اعمال شد. گام‌های تغییر فرکانس هر ۳ ثانیه توسط یک سوئیچ دورانی اتوماتیک که در داخل کابین قرار داشت اعمال می‌شد. در اواسط دهه ۱۹۶۰ مولدهای الکترونیکی توابع به منظور ارسال سیگنال فرمان به سرورهای سطوح کنترل در

سیستم خلبان خودکار ارائه شدند. از این مولدها برای ایجاد سیگنال تحریک نوسانی بالابر و شهپرهای هواپیمای F-4 استفاده شد. در بالابر، محدوده فرکانسی ۸ تا ۳۰ هرتز و در شهپر محدوده تحریک ۲ تا ۱۶ هرتز توسط این روش جاروب شد. یک کنترل کننده در کابین جهت تنظیم دامنه تحریک، انتخاب مودها و شروع و پایان فرکانس جاروب تعبیه شده بود. پیشرفت‌های بیشتر در زمینه الکترونیک در دهه‌های ۱۹۷۰ و ۱۹۸۰ منجر به ایجاد قابلیت تحریک با این روش به صورت غیر سینوسی شد. به عنوان مثال، در سیستم تحریک آزمایش هواپیمای F-18 سیگنال‌های شبه تصادفی به عنوان سیگنال‌های فرمان عمل می‌کردند. این روش آزمایش بر روی هواپیماهای X-31، YF-22، F-16 و F-18 به‌طور موفقیت آمیزی انجام شده است. در هواپیمای X-31 به کمک این روش، محدوده فرکانسی ۰/۱ تا ۱۰۰ هرتز حین آزمایش جاروب شده است. قابلیت محرک‌های سطوح کنترل در فرکانس‌های بالاتر از ۲۰ هرتز کاهش می‌یابد. اما در این محدوده، ترکیب نیروهای آیرودینامیک اتمسفریک با اثر سطوح کنترل انرژی تحریک کافی برای سازه را فراهم می‌آورد. مهم‌ترین مزیت این روش تحریک، عدم نیاز به سخت‌افزارهای اضافه به استثنای جعبه کنترل داخل کابین می‌باشد. نقطه ضعف این روش محدودیت آن در فرکانس‌های بالاتر است. شکل (۵) طرحی از این روش تحریک را نمایش می‌دهد [۱۸، ۱۹].



شکل ۵- شماتیک تحریک توسط سطوح کنترل نوسانی [۱۸]

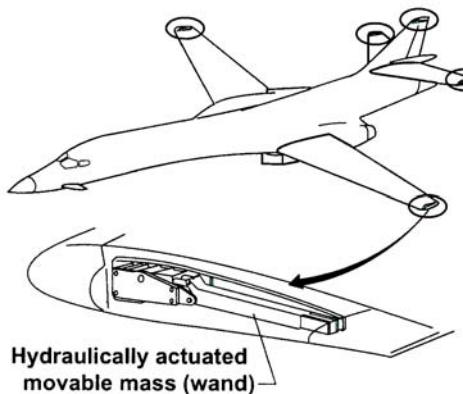
### تراسترها

تراسترها، محرک‌هایی به‌صورت راکت‌های کوچکی هستند که زمان اشتعال آنها بین ۱۸ تا ۲۶ میلی‌ثانیه و ماکزیمم سطح تراست آنها ۴۰۰ تا ۴۰۰۰ پوند است. تراسترها سبک وزن و ساده هستند و تأثیر زیادی بر روی مشخصات مودال سازه نمی‌گذارند. یکی از معایب این سیستم یکبار-شلیک<sup>۳۰</sup> بودن آن

28. Low Pass  
29. Buzz Instability

30. Single-shot

پوند در فرکانس  $7/5$  و  $150$  پوند در فرکانس  $40$  هرتز و بین این دو مقدار تغییرات نیرو خطی بود. این محرک، به خصوص برای تحریک موده‌های بالاتر سازه، عملکرد خوبی داشت. در آزمایش هواپیمای F-102A در اواخر دهه  $1950$  از این نوع محرک استفاده شد. پس از آن به مرور استفاده از این محرک‌ها محدودتر شد. با این حال، برای تحریک استابیلایزر<sup>۳۱</sup> افقی F-14، استابیلایزر افقی و عمودی F-111 و فلاپ X-29 از این نوع محرک استفاده شده است. در آزمایش پروازی B-1A نیز مطابق شکل (۶) از این نوع محرک استفاده شده است. این سیستم شامل  $5$  جرم نوسانی با تغذیه هیدرولیکی و کنترل الکتریکی می‌باشد. مطابق شکل، این محرک‌ها در نوک بال‌ها و نوک استابیلایزرهای افقی و عمودی نصب شده‌اند. این محرک‌های قرینه روی هواپیما می‌توانند به صورت هم‌فاز یا غیر هم‌فاز نسبت به یکدیگر عمل نمایند. این سیستم به ازای محرکی با وزن  $40$  پوند قادر به ایجاد نیروی تحریک  $550$  پوند می‌باشد [۲۲، ۲۳].



شکل ۶- سیستم تحریک اینرسیایی [۲۳]

### تیغه‌های آیرودینامیکی

یک تیغه آیرودینامیکی<sup>۳۲</sup> شامل یک ایرفویل کوچک است که معمولاً در نوک بال یا استابیلایزر نصب می‌شود. این تیغه بر روی یک محور که می‌تواند به صورت الکتریکی یا هیدرولیکی حرکت کند، نصب می‌شود و حول یک زاویه مشخص قادر به نوسان است. نوسان این تیغه باعث تغییر نیروی آیرودینامیکی وارد بر هواپیما می‌شود. مقدار این نیرو به اندازه تیغه، فشار دینامیکی و زاویه دوران تیغه بستگی دارد [۳، ۱۵]. تیغه آیرودینامیکی برای اولین بار در دهه  $1950$  به کار گرفته شد. برای آزمایش پروازی فلاتر هواپیمای YB-52 نیز از این روش استفاده شد. این تیغه دارای وزن  $150$  پوند بوده و بر روی نوک بال راست نصب شد و یک جرم معادل روی بال چپ قرار

است و شلیک چند تراستر به صورت هم‌فاز یا غیر هم‌فاز بسیار مشکل می‌باشد. اشکال دیگر این سیستم، محدوده فرکانسی کوچک تحریک آن است. بسته به زمان اشتعال تراسترها، محدوده فرکانسی  $5$  تا  $50$  هرتز توسط آنها قابل دستیابی است. این روش در بخشی از آزمایش‌های پروازی فلاتر هواپیمای F-101 در  $1950$  به کار گرفته شد. در این آزمایش  $6$  تراستر روی نوک هر دو بال به صورت  $3$  تراستر در بالا و  $3$  تراستر در پایین بدنه نصب شدند. استفاده از این آرایش در این آزمایش موفقیت آمیز بود. شرکت داگلاس نیز در دهه  $1950$  در آزمایش فلاتر چند هواپیمای خود از محرک‌های تراستر استفاده نمود. در سال  $1960$ ، در بخشی از آزمایش فلاتر F-4 از تراستر استفاده شد. از آن زمان تاکنون در ایالات متحده از تراستر در برنامه‌های آزمایش پروازی استفاده نشده است [۲۰، ۲۱].

### محرک‌های اینرسیایی

تاکنون محرک‌های متنوعی براساس جرم‌های دوار خارج از مرکز و یا جرم‌های نوسانی به کار گرفته شده‌اند. تحریک براساس جرم‌های دوار بالانس نشده در دهه‌های  $1940$  و  $1950$  استفاده شدند. نیروی تحریک در این سیستم با جرم دوار و مربع سرعت دوران نسبت مستقیم دارد. پرنده XPBM-1 توسط این روش تحت آزمایش پروازی فلاتر قرار گرفته است. به دلیل عدم وجود تجهیزات لازم در آن زمان، نگه داشتن تحریک در حالت رزونانس بسیار مشکل بود. یکی از روش‌های تنظیم کردن فرکانس تحریک که توسط خلبان هواپیمای F-92 در سال  $1950$  انجام شد، تعبیه یک نمایشگر در کابین بود که پاسخ‌های اندازه‌گیری شده سازه را نمایش می‌داد و خلبان می‌توانست براساس دامنه‌های پاسخ ماکزیمم، فرکانس تحریک را تنظیم نماید.

معمولاً دامنه نیروی لازم برای تحریک هواپیما بالا می‌باشد. در نتیجه تجهیزات لازم برای ایجاد این تحریک بزرگ است و اغلب نمی‌توان آنها را در بال جاسازی نمود. علاوه بر این، سنگین بودن این تجهیزات باعث می‌شود توزیع جرمی واقعی سازه و در نتیجه خواص مودال آن مغشوش شود. به عنوان مثال، سیستم دوار طراحی شده برای هواپیمای XB-36 که قادر به ایجاد حداکثر نیروی  $1000$  پوند بود، وزنی بین  $400$  تا  $500$  پوند به هر بال اضافه می‌کرد. البته، این سیستم هرگز روی هواپیما سوار نشد.

لرزشگرهای اینرسی برای اولین بار در آزمایش فلاتر B-58 به کار گرفته شد. این لرزشگرها دارای تغذیه هیدرولیکی و کنترل الکتریکی بودند و عموماً محدوده فرکانس  $5$  تا  $40$  هرتز را پوشش می‌دادند. ابعاد کلی این سیستم  $8/5 \times 4/5 \times 4/5$  اینچ و هریک از آنها دارای وزن  $25$  پوند بود. سطح نیرو  $40$

31. Stabilizer

32. Aerodynamic vane

یک مدل متفاوت از این تیغه ثابت بوده و یک قطعه سیلندری دوار در لبه فرار آن نصب می‌شود. این مدل برای اولین بار توسط رید ابداع شد. جرم مجموعه تیغه-سیلندر حدود ۱۰ پوند بود. در این سیستم با جابجا کردن جریان هوا به بالا و پایین توسط دوران استوانه، یک نیروی لیفت تکراری و دوره‌ای روی هواپیما ایجاد می‌شود. این سیستم برای آزمایش F-16XL با جاروب فرکانسی ۵ تا ۳۵ هرتز به کار گرفته شده است. در آزمایش هواپیمای C-5A چهار تیغه دوار در نوک بال‌ها و استایلایزرهای افقی قرار گرفت. این تیغه‌ها قادر به دوران پیوسته ۳۶۰ درجه بوده و به‌صورتی کنترل می‌شدند که تحریک‌های متقارن و یا ضد‌مقارن را به سازه اعمال کنند. شکل (۷) این سیستم تحریک را روی F-16XL نشان می‌دهد [۲۴-۲۶].

گرفت. در این آزمایش فرکانس‌های بین ۱/۴ تا ۱۰ هرتز جاروب شد.

روش تیغه آیرودینامیکی در آزمایش بسیاری از هواپیماها مانند Boeing 747، Boeing 757، S-3A، F-14، F-111، A-10، C-17 و T-46A به کار گرفته شده است. جدول (۱) مشخصات این تحریک‌ها را نشان می‌دهد. این سیستم در فرکانس‌های پایین بسیار خوب عمل می‌کند. دامنه تحریک در فرکانس‌های بالا تنها توسط مکانیزم محرک تیغه محدود می‌شود. فرکانس و دامنه تحریک در یک سرعت مشخص کاملاً قابل کنترل و تحریک اعمالی مجدداً قابل تکرار است. بزرگترین عیب این روش آن است که ماکزیمم نیروی قابل اعمال با توجه به مربع سرعت هواپیما تغییر می‌کند. از دیگر اشکالات این سیستم، اضافه شدن وزن به سازه، ایجاد اغتشاش در جریان هوا در نوک بال و توان بالای مورد نیاز برای کارکرد آن است.

جدول ۱- تاریخچه استفاده از تحریک‌های الف) آیرودینامیک و ب) اینرسیال در ایالات متحده [۳]

Airplane	Surface	Location	Frequency range	Time to sweep, sec	Sweep law
747	Wings	External vanes at wingtips	1.5-7.0 Hz	90	Exponential
DC-10	Wings horizontal Vertical tail	External vanes at tips of main surfaces	1-20 Hz and 1-10 Hz	90 90	Exponential
L-1011	Wing stabilizer	External vanes	1-18 Hz 3-25 Hz	90 30	Linear period
S-3A	Side of fuselage under stabilizer	External vanes	1.5-18 Hz 3-25 Hz	90	Linear period
C-5A	Wing stabilizer	External vanes on top of surfaces near tips	.5-25 Hz	60 normal 30 dive only	Exponential
F-14	Wing fin	Aero-tab External vane	5-50 Hz	15	Exponential
F-15	Normal control Ailerons Stabilator		2-16 Hz 5-10 Hz	100-200 45	Linear frequency
F-111	Wing	Aero-tab	35-2 Hz	45	Exponential

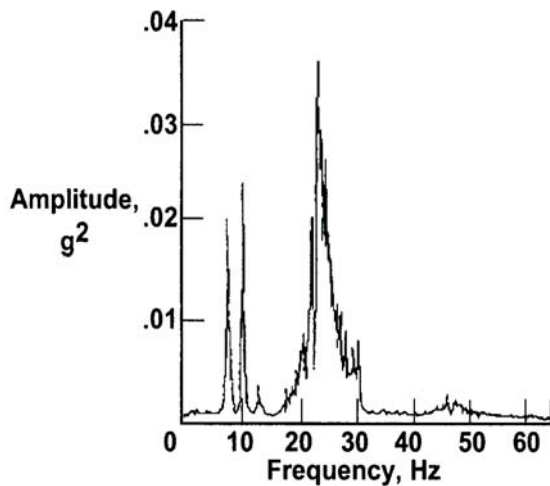
(الف)

Airplane	Surface	Location	Frequency Range	Time to sweep, sec	Sweep law
F-14	Horizontal tail	Right side stabilizer only	5-50 Hz	15	Exponential
F-111	Horizontal, vertical tail surfaces	Inboard on stabilizer near side of fuselage, top of fin	35-2 Hz	45	Exponential

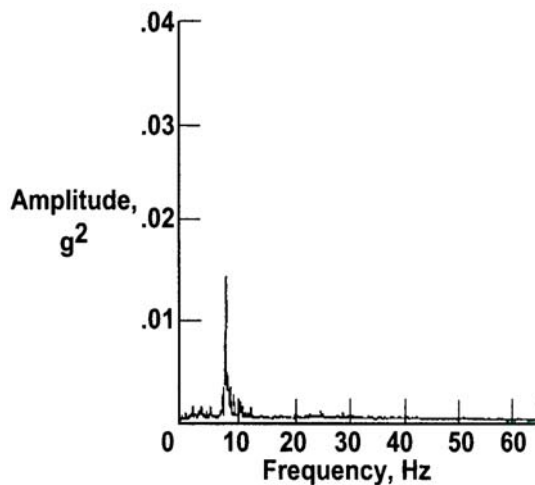
(ب)



شده است. تمام مودهای سازه در حالت تحریک با تیغه به خوبی آشکار شده‌اند، درحالی‌که تحریک آشفتگی تنها مود ۸ هرگز را نشان می‌دهد. این مقایسه به وضوح ضعف اطلاعات حاصل از تحریک آشفتگی را نشان می‌دهد. این نتیجه درس‌هایی را که در آزمایش پروازی فلاتر B-58 آموخته شده بود، نیز نشان می‌دهد. سطح پایین تحریک سازه، پراکندگی زیادی در تقریب‌های مربوط به ضریب میرایی ایجاد می‌کند و میرایی به‌دست آمده اغلب از مقدار واقعی کمتر است. شکل (۹) مقایسه این واقعیت را به خوبی نمایش می‌دهد. با وجود آنکه پاکت پروازی هواپیماهای مدرن زیادی از قبیل F-15 و F-16، F-111، X-29A، اما هنگام آزمایش به دلایل ذکر شده باید دقت زیادی به عمل آید تا هیچ مود بحرانی فلاتر داخل پاکت پروازی باقی نماند [۲۷، ۲۸].

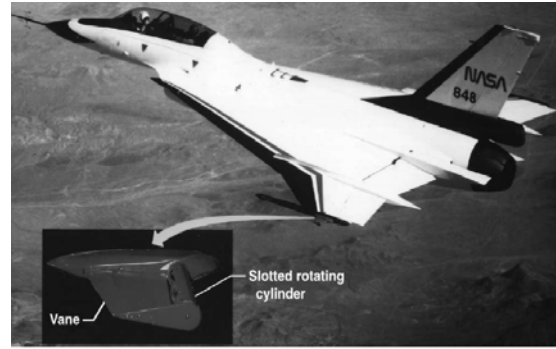


الف) تحریک به کمک محرک



ب) تحریک به کمک آشفتگی

شکل ۸- داده‌های طیفی حاصل از آزمایش F-16XL برای دو حالت تحریک آشفتگی و محرک تیغه-استوانه [۲۶]



شکل ۷- تیغه آیرودینامیکی با استوانه دوار [۲۶]

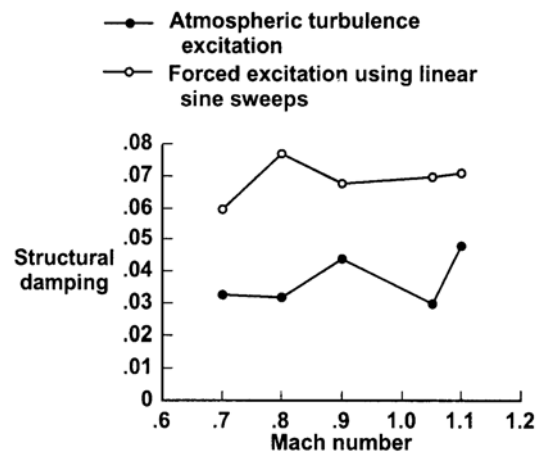
### آشفتگی تصادفی اتمسفریک

روش آشفتگی تصادفی اتمسفریک در بسیاری از برنامه‌های آزمایش به‌کار گرفته شده است. مهم‌ترین مزیت این روش عدم نیاز به نصب هر گونه تجهیزات اضافی روی هواپیماست. آشفتگی به‌صورت همزمان تمام سطوح هواپیما را تحریک می‌کند که باعث تحریک مودهای متقارن و ضدمتقارن به‌طور همزمان می‌شود. بدین ترتیب، انجام آزمایش‌های جداگانه برای جاروب کردن مودهای متقارن و ضدمتقارن منتفی می‌شود. آشفتگی طبیعی هم از نظر سرعت و هم از نظر جهت به صورت تصادفی تغییر می‌کند. میزان آشفتگی موجود در هوا می‌تواند تغییرات بسیار زیادی داشته باشد. این روش ابتدا در برنامه آزمایش P6M در اواخر دهه ۱۹۵۰ به‌کار گرفته شد. در این آزمایش از آنالیز طیفی<sup>۳۳</sup> برای بررسی پاسخ‌ها استفاده شده است. از دیگر مزایای این روش آن است که نیازی به ترتیب دادن آزمایشی مجزا برای فلاتر نیست و می‌توان در هر زمان پروازی (در حالت آشفتگی) داده‌برداری دینامیکی انجام داد. در هواپیمای YF-16 نیز جهت کنترل پاکت پروازی از نظر فلاتر، از این روش تحریک استفاده شده است. با وجود موفقیتی که این روش در یک برهه زمانی داشت، دارای چندین اشکال است. قدرت تحریک در این روش معمولاً قوی نیست. آشفتگی در برخی از هواپیماها تنها مودهای پایین را تحریک می‌کند. برای آنکه از لحاظ آماری نتایج به‌دست آمده مورد اطمینان باشند، اغلب زمان داده‌برداری طولانی مورد نیاز است. نسبت سیگنال به نویز در این روش عموماً پایین است که این امر مشکلاتی را در آنالیز داده‌ها ایجاد می‌کند. همچنین، وجود آشفتگی نیز تأثیرات نامطلوبی روی سایر داده‌ها می‌گذارد. شکل (۸) داده‌های طیفی حاصل از آزمایش F-16XL برای دو حالت تحریک آشفتگی و محرک تیغه-استوانه را نشان می‌دهد. میزان آشفتگی در این داده‌ها کم تا متوسط گزارش

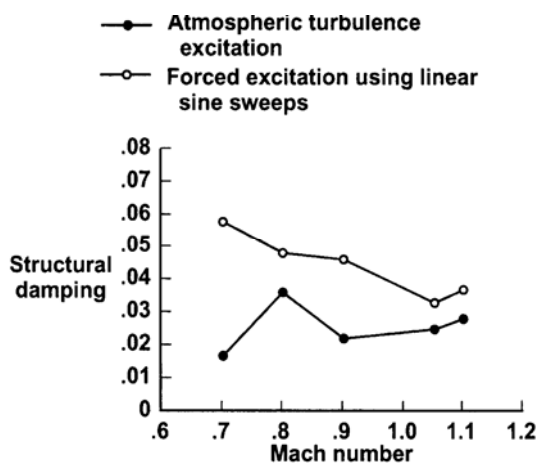
رایج‌تر است. شتاب‌سنج‌هایی که تا دهه ۱۹۴۰ مورد استفاده قرار می‌گرفتند، حجیم و سنگین بودند. به‌عنوان مثال، یک شتاب‌سنج برای ابعاد  $2 \times 2 \times 3$  اینچ و وزن یک پوند بود. امروزه حجم و وزن شتاب‌سنج‌ها به میزان قابل ملاحظه‌ای کاهش یافته است. سنسورهای مورد استفاده در آزمایش فلاتر B-58 در دهه ۱۹۵۰ از نوع کرنش‌سنج بود. برای پیشگیری از اثرات حرارتی خارجی، یک گرمکن داخلی در کرنش‌سنج تعبیه شده بود. امروزه، شتاب‌سنج‌های پیزوالکتریک پیشرفت زیادی کرده‌اند و وزن آنها به مراتب کاهش یافته است. این شتاب‌سنج‌ها، محدوده دمایی کاری ۶۵- تا ۲۰۰ درجه فارینهایت، محدوده فرکانسی ۱ تا ۱۰۰۰۰ هرتز و محدوده شتاب‌های 1g تا 500g را پوشش داده و در عین حال از حساسیت بالایی نیز برخوردارند [۱۷]. پیشرفت‌های فراوان در تجهیزات اندازه‌گیری هزینه‌های مربوط به آزمایش پروازی فلاتر را به میزان چشمگیری کاهش داده است.

### تله‌متری و ثبت داده‌ها

اولین سیستم ثبت اطلاعات در مورد آزمایش فلاتر هواپیمای J U86 آلمانی در ۱۹۳۰ به کار رفت. در این آزمایش، ثبت داده‌ها توسط یک سیم نازک که به سکان عمودی متصل بود و به‌صورت مکانیکی به یک ثبات وصل می‌شد، انجام شد. در دهه ۱۹۴۰ پاسخ شتاب‌سنج‌ها بر روی اسیلوگراف‌ها رسم می‌شد. به دلیل کند بودن این روش، اطلاعات با تأخیر در کابین خلبان نمایش داده می‌شدند. در دهه ۱۹۵۰، تله‌متری FM/FM به زمین، ضبط بر روی نوار مغناطیسی و نمایش داده‌ها روی نمودارهای نواری انجام می‌شد. سیستم‌های تله‌متری در آن زمان کوچک بوده و حداکثر شامل ۸ تا ۱۲ کانال می‌شدند و لازم بود ثبات‌های داخل هواپیما تمام اطلاعاتی را که به زمین ارسال نمی‌شد، را ثبت نمایند. اطلاعاتی که به زمین دارای نویز بیشتری نسبت به اطلاعات ثبات روی هواپیما بودند، زیرا، مسائل و مشکلات مربوط به ارسال اطلاعات باعث ورود نویز به اطلاعات می‌شد. PCM<sup>۳۴</sup> که همان تله‌متری دیجیتال است از دهه ۱۹۶۰ مورد استفاده قرار گرفت، با این حال هنوز هم تله‌متری FM/FM به‌طور گسترده‌ای در آن زمان در آزمایش‌های پروازی فلاتر مورد استفاده قرار می‌گرفت. زیرا، این روش بازه فرکانسی بزرگتری را پوشش می‌داد. تله‌متری PCM تعداد پارامترهای قابل ارسال به زمین را به‌طور قابل ملاحظه‌ای افزایش داد. اما، حین ارسال برای پیشگیری از به وجود آمدن خطای آلیاسینگ<sup>۳۵</sup> هنگام



الف) ضرایب میرایی مود خمش متقارن



ب) ضرایب میرایی مود خمش ضد متقارن

شکل ۹- مقایسه‌ای تحریک به کمک محرک و آسفتگی در آزمایش پروازی فلاتر B-58 [۲۶]

### تجهیزات آزمایش

تجهیزات مورد نیاز برای ثبت پاسخ سازه به تحریک نیز یکی دیگر از بخش‌های اساسی در آزمایش پروازی فلاتر می‌باشد. ثبت داده‌ها باید در نقاط مختلف، به تعداد کافی و با کیفیت مناسب انجام شود تا انجام آزمایش پروازی از ایمنی لازم برخوردار باشد. سایر تجهیزات لازم شامل تجهیزات اندازه‌گیری، تله‌متری، ثبت و نمایش داده‌های پروازی است [۱۷].

### اندازه‌گیری

برای اندازه‌گیری پاسخ سازه بیشتر از شتاب‌سنج‌ها و یا پل‌های کرنش‌سنجی استفاده می‌شود. انتخاب هر یک از این دو نوع به میزان سادگی نصب بستگی دارد، اما استفاده از شتاب‌سنج

34. Pulse Code Modulation

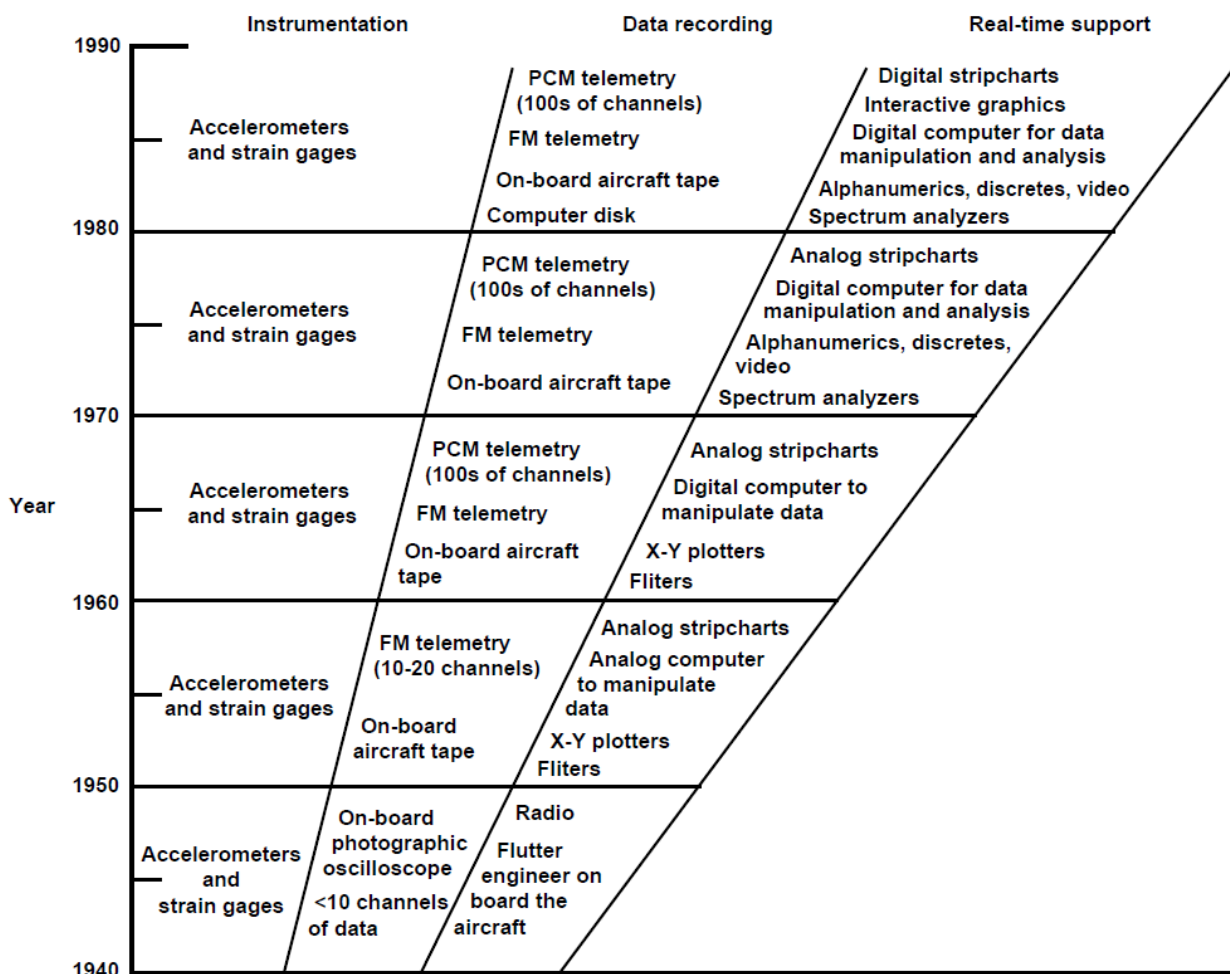
35. Aliasing

گاهی اوقات یک اسیلوسکوپ کاتدی جهت نمایش اطلاعات شتاب‌سنج‌ها داخل کابین نصب می‌شد و خلبان توسط مهندسان آزمایش برای تشخیص محدوده ایمن پاسخ‌ها توجیه می‌شد. در دهه ۱۹۷۰، تکنولوژی کامپیوتر به حدی پیشرفت کرد که امکان آنالیز پایداری در آزمایش پروازی فلاتر بصورت برخط امکان‌پذیر شد [۳]. در حال حاضر، پارامترهای پروازی مانند عدد ماخ، سرعت، زاویه حمله و مقدار سوخت جهت اطلاع مهندس آزمایش از وضعیت پرواز بر روی یک نمایشگر نشان داده می‌شوند. در دهه ۱۹۸۰، امکان ارائه یک راهنمای برخط برای حفظ شرایط ایمن پروازی به خلبان به وجود آمد. شکل ۱۰ تحول قابلیت‌های تجهیزاتی و تکنولوژیکی را از سال ۱۹۴۰ تا ۱۹۹۰ در این زمینه نشان می‌دهد. این پیشرفت‌ها میزان خطر و ریسک انجام آزمایش پروازی فلاتر را کاهش داده است [۳۰-۳۲].

نمونه‌برداری دیجیتال از داده‌ها در هواپیما نیاز به وجود فیلتر بود. باند فرکانسی سیستم‌های PCM از دهه ۱۹۸۰ به بعد شروع به افزایش نمود. در حال حاضر، عرض باند فرکانسی ۲۰۰ هرتز توسط سیستم PCM قابل دستیابی است که برای آزمایش پروازی فلاتر کفایت می‌کند. امروزه، ضبط‌کننده‌های دیجیتال قابل حمل در دسترس می‌باشند که به کمک آنها می‌توان داده‌ها را مستقیماً حین پرواز در هواپیما ضبط نمود. استفاده از این دستگاه‌ها به جای صرف هزینه فراوان جهت سیستم تله‌متری PCM مزیت بیشتری دارد. البته، حجم اطلاعاتی قابل ضبط توسط این سیستم‌ها محدود بوده و بیشتر برای آزمایش‌های پروازی فلاتر کم هزینه و کوچک مورد استفاده قرار می‌گیرند [۳، ۶].

### نمایشگرها

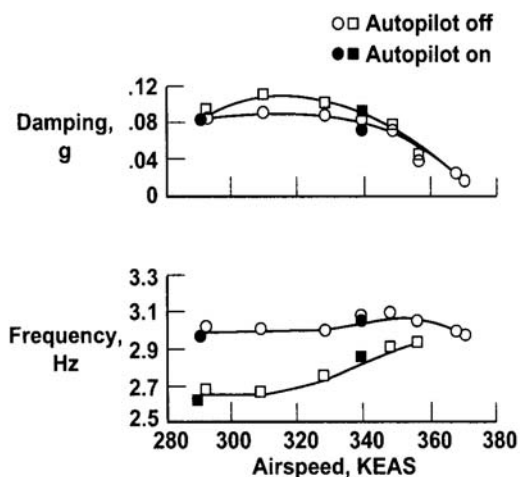
در دهه ۱۹۵۰، کامپیوترهای آنالوگ به منظور انجام برخی عملیات ساده بر روی داده‌های تله‌متری شده و نمایش آنها به صورت نمودارهای نواری مورد استفاده قرار می‌گرفتند.



شکل ۱۰- تاریخچه تجهیزات مورد استفاده در آزمایش پروازی فلاتر [۳]

## روش‌های کاهش حجم داده‌ها

توابعی از سرعت بیان می‌شوند. با برون‌یابی این اطلاعات، پایداری یا عدم پایداری نقطه بعدی پروازی تشخیص داده می‌شود. این روش به خصوص هنگامی که تغییرات میرایی به صورت غیرخطی است، اشکالات زیادی دارد. بدترین حالت از انبساط پاکت پروازی، هنگام تغییر شتاب است. در این فاز، عملاً بر روی داده‌های محاسباتی تکیه زیادی نمی‌شود، بلکه مهندسين آزمایش با توجه به تجربه و دید مهندسی تصمیم‌گیری می‌نمایند. شکل (۱۱)، اطلاعات مربوط به تغییرات فرکانس و میرایی را در آزمایش پروازی فلاتر هواپیمای KC-135 نمایش می‌دهد. تحریک در این آزمایش توسط سطوح کنترل انجام می‌شود. میرایی سازه در مودهای ۲/۶ و ۳ هرتر نشان می‌دهند که با افزایش سرعت، امکان کوپله شدن این دو مود با یکدیگر وجود دارد. مقدار میرایی با افزایش سرعت در حال کاهش است. سرعت در آزمایش تا زمانی بالا می‌رود که پایداری سازه تضمین شده باشد. پس از آن، از محاسبات برون‌یابی برای پیشگویی وضعیت نقاط بعدی استفاده می‌شود. شکل (۱۲)، منحنی میرایی به‌دست آمده از آزمایش هواپیمای F-16 مجهز به موشک‌های AIM-9J، مخازن GBU-8 و تانک‌های خارجی ۳۷۰ تنی را نشان می‌دهد. میرایی با استفاده از تبدیل فوریه به‌دست آمده است. این آزمایش یک فرصت استثنایی برای ارزیابی صحت الگوریتم محاسباتی فراهم کرد. زیرا، هواپیما در این وضعیت قادر به پرواز در حالت میرایی صفر بود. برون‌یابی خطی از داده‌ها یک سرعت ناپایداری دینامیکی را نشان می‌دهد که به نتایج عملی به‌دست آمده نزدیک است. امروزه، با وجود اعلام هشدارهایی که هنگام کاهش تدریجی میرایی حین پرواز برای احتمال وقوع فلاتر داده می‌شود و این هشدارها برای احتراز از خطر فلاتر کافی به نظر می‌رسد، اما امکان دارد تغییرات شدید میرایی بین نقاط مختلف پروازی باعث بروز خطر شود [۳، ۳۳، ۳۴].



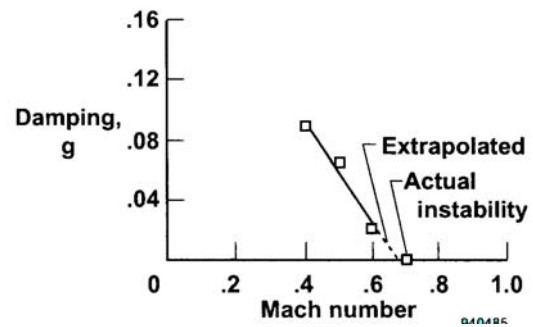
شکل ۱۱ - مقادیر فرکانس و میرایی به‌دست آمده از آزمایش پرواز [۳]

گام بعدی در آزمایش پروازی فلاتر، تحلیل نتایج آزمایش می‌باشد. سیگنال‌های پاسخ می‌توانند سیگنال‌های تصادفی باشند که توسط تحریک اتمسفریک و یا محرک ایجاد شده است. همچنین، این سیگنال‌ها می‌توانند به‌صورت گذرا و یا پایدار باشند. دقت محاسبات و نحوه استفاده از این اطلاعات تأثیر زیادی بر روی امنیت آزمایش پروازی دارد. در دهه‌های ۱۹۳۰ و ۱۹۴۰ محاسبات فلاتر که عمدتاً شامل محاسبه میرایی سازه می‌شد، به‌صورت دستی و به‌وسیله مهندس آزمایش در داخل هواپیما انجام می‌شد. پس از ظهور سیستم‌های تله‌متری، این محاسبات به‌صورت دستی روی زمین انجام می‌شدند. روش کاری، تحریک هواپیما و محاسبه نتایج و در صورت تأیید محاسبات، فرستادن هواپیما به نقاط خارجی تر پاکت پروازی بود. اضافه شدن نوبز به سیگنال‌های ارسالی توسط تله‌متری مشکل اصلی این سیستم در اوایل کار بود. روش حل این مشکل، قرار دادن فیلترهای مختلف برای سیگنال‌های ارسالی بود. اغلب این فیلترها به گونه‌ای طراحی می‌شدند که سیگنال‌ها را به حالت پاسخ یک درجه آزادی تبدیل نمایند. در این روش، وجود مودهای نزدیک به هم باعث بروز مشکلات محاسباتی می‌شود. از سال ۱۹۵۰، استفاده از تحلیل طیفی<sup>۳۶</sup> برای تعیین پایداری آغاز شد. در اوایل دهه ۱۹۷۰، روش تبدیل سریع فوریه بر روی کامپیوتر پیاده شد و قابلیت تعیین سریع مشخصات فرکانسی سیگنال‌ها ایجاد شد. الگوریتم‌های کامپیوتری دیگری نیز برای تخمین ضرایب میرایی با توجه به سیگنال‌های پاسخ به‌کار گرفته شد. هواپیماهای F-14 و F-15 اولین هواپیماهایی بودند که در آزمایش آنها از این روش پیشرفته استفاده شد [۳، ۶، ۱۷، ۲۲، ۲۴].

## وضعیت فعلی آزمایش پروازی فلاتر

روش فعلی کاربردی در این آزمایش شامل پرواز دادن هواپیما در چند نقطه پایدار از پاکت پروازی و افزایش فشار دینامیکی و عدد ماخ است. تعداد نقاطی که برای کنترل کردن پاکت پروازی باید در نظر گرفته شوند، عموماً زیاد است. برای مثال هواپیمای F-14 به ۴۸۹ عملیات جاروب توسط لرزشگر نیاز دارد تا کل پاکت پروازی آن کنترل شود. این تعداد برای هواپیمای Gulfstream III برابر ۱۷۷، برای Gulfstream II ER برابر ۲۶۴ و برای F-15 برابر ۱۳۲ می‌باشد. با توجه به داده‌های به‌دست آمده در نقاط مختلف، میرایی و فرکانس به صورت

- V, *Aerodynamic Flutter*," I. E. Garrick, ed., March 1969, pp. 12-15.
- [5] Collar, A.R., "The First Fifty Years of Aeroelasticity," *Aerospace*, Vol. 5, No. 2, 1978, pp. 12-20.
- [6] Tolve, L.A., "History of Flight Flutter Testing," In "Proceedings of the 1958 Flight Flutter Testing Symposium," *NASA SP-385*, 1958, pp. 159-166
- [7] Garrick, I.E., and Reed, W.H., III, "Historical Development of Aircraft Flutter," *AIAA 81-0491, J. Aircraft*, Vol. 18, No. 11, November 1981, pp. 897-912.
- [8] NACA Subcommittee on Vibration and Flutter, "A Survey and Evaluation of Flutter Research and Engineering," *NACA RM-56112*, October 1956.
- [9] French, M., Noll, T., Cooley, D., Moore, R., and Zapata, F., "Flutter Investigations Involving a Free Floating Aileron," *AIAA Paper No. 87-0909*, April 1987.
- [10] Champion, L.S., and Cabrera, E.A., "F-16C/D Block 40 With Advanced Medium-Range Air-to-Air Missile (AMRAAM) Flutter Flight Test Evaluation," *AFFTCR-92-19*, December 1992.
- [11] Norton, W.J., "Limit Cycle Oscillation and Flight Flutter Testing," *Proceedings, Society of Flight Test Engineers, 21<sup>st</sup> Annual Symposium*, August 1990, pp. 3.4-1-3.4-12.
- [12] Farley, H.C., Jr. and Abrams, R., "F-117A Flight Test Program," *Proceedings of the 34th Society of Experimental Test Pilots Symposium*, September 1990, pp. 141-167.
- [13] Borst, R.G., and Strome, R.W., "E-6 Flutter Investigation and Experience," *AIAA-92-4601-CP, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Hilton Head, South Carolina, August 1992.
- [14] Schwartz, M.D., and Wrisley, D.L., "Final Report on the Investigation of Flight Flutter Testing Techniques for the Bureau of Aeronautics, U. S. Navy," *Aeroelastic and Structures Research Laboratory, Massachusetts Institute of Technology*, December 1950.
- [15] Rosenbaum, R., "Survey of Aircraft Subcritical Flight Flutter Testing Methods," *NASA CR-132479*, August 1974.
- [16] Goldman, A., Rider, C.D. and Piperias, P., "Flutter Investigations on a Transavia PL12/T-400 Aircraft," *Aeronautical Research Laboratories, Melbourne, Australia, Aircraft Structures Technical Memorandum 515*, July 1989.
- [17] Mahaffey, P.T., "Flight Flutter Testing the B-58 Airplane," in "Proceedings of the 1958 Flight Flutter Testing Symposium," *NASA SP-385*, 1958, pp. 121-125.
- [18] Meany, J.J., "The Evolution of Flutter Excitation at McDonnell Aircraft," *14<sup>th</sup> Annual Symposium Proceedings, Society of Flight Test Engineers*, August 1983, pp. 4.6-1-4.6-11.
- [19] Hodson, C.H., Dobbs, S.K., Brosnan, M.J. and Chen, J.B., "X-31A Flight Flutter Test Excitation by Control Surfaces," *AIAA-93-1538-CP, 34<sup>th</sup> AIAA Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, La Jolla, California, April 1993.
- [20] Stringham, R.H., Jr., and Lenk, E.J., "Flight Flutter Testing Using Pulse Techniques," in



شکل ۱۲- مقادیر میرایی حاصل از آزمایش F-16 [۳]

## نتیجه گیری

فلاتر یک پدیده ناخواسته ناشی از برهم‌کنش نیروهای آیرودینامیک، الاستیک و اینرسی است که باعث به وجود آمدن نوسانات ناپایدار سازه‌ای می‌شود که اغلب منجر به شکست سازه خواهد شد. اغلب هواپیماهای پرسرعت از نظر فلاتر حساسیت بالایی دارند. در این مقاله، روش‌های گسترش یافته در چند دهه اخیر در زمینه آزمایش پروازی فلاتر مرور شد. در این راستا، تاریخچه فلاتر، پیشرفت در تکنیک‌های آزمایش پروازی فلاتر، سیستم‌های تحریک، تجهیزات آزمایش، تحلیل نتایج آزمایش، وضعیت فعلی آزمایش پروازی فلاتر بررسی شد. این پژوهش برای طراحان هواپیما می‌تواند بسیار ارزشمند باشد. حتی امروز نیز می‌توان ادعا نمود که اجرای تست‌های پروازی فلاتر بیشتر از دانش، بر پایه تجربه است. برای به دست آوردن دقیق‌ترین نتایج، بایستی هواپیما نزدیکترین سرعت به مقدار بحرانی فلاتر را داشته باشد که امروزه نیز یک پرواز بسیار پرخطر به شمار می‌رود. در مجموع آنچه می‌تواند باعث موفقیت یک تست پروازی فلاتر باشد شامل تحریک مناسب، تجهیزات خوب، روش‌های مناسب و دقیق آنالیز داده‌ها و از همه مهم‌تر وجود تجربه کافی در این زمینه است.

## مراجع

- [1] Altan Kayran, "Flight Flutter Testing and Aeroelastic Stability of Aircraft", *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 79, No.2, 2007, pp. 150 - 162 <http://dx.doi.org/10.1108/00022660710732707>.
- [2] Von Schlippe, B., "The Question of Spontaneous Wing Oscillations (Determination of Critical Velocity Through Flight-Oscillation Tests)," *NACA TM-806*, October 1936 (translation).
- [3] Kehoe, M. W., *A Historical Overview of Flight Flutter Testing*, NASA Technical Memorandum 4720, October 1995.
- [4] Lancaster, F.W., *Torsional Vibrations of the Tail of an Aeroplane*, Reports and Memoranda, No. 276, July 1916, in "AIAA Selected Reprint Series, Vol.

- [28] Brignac, W.J., Ness, H.B., Johnson, M.K. and Smith, L.M., "YF-16 Flight Flutter Test Procedures," *Flutter Testing Techniques: A Conference Held at Dryden Flight Research Center*, October 9–10, 1975, NASA SP-415, 1976, pp. 433–456.
- [29] Nordwall, B.D., "Mobile Communications to Capture Consumer Market," *Aviation Week & Space Technology*, May 31, 1993, pp. 41–42.
- [30] Baird, E.F., Sinder, R.B., and Wittman, R.B., "Stabilizer Flutter Investigated by Flight Test," *Proceedings of the 1958 Flight Flutter Testing Symposium, NASA SP-385*, 1958, pp. 73–81.
- [31] Laidlaw, W.R., and Beals, V.L., "The Application of Pulse Excitation to Ground and Flight Vibration Tests," *Proceedings of the 1958 Flight Flutter Testing Symposium, NASA SP-385*, 1958, pp. 133–142.
- [32] Meyer, R.R., Jr., and Schneider, E.T., "Real-Time Pilot Guidance System for Improved Flight Test Maneuvers," *AIAA-83-2747*, November 1983.
- [33] Nash, D.E., Katz, H. and Moody, W.C., "F-15 Flight Flutter Testing: Aircraft Systems and Test Operations," *AIAA Paper No. 75-1031, AIAA 1975 Aircraft Systems and Technology Meeting*, Los Angeles, California, 1975.
- [34] Kehoe, M.W., "KC-135 Winglet Flight Flutter Test Program," *AFFTC TR-81-4, Air Force Flight Test Center, Edwards Air Force Base, California*, June 1981.
- "Proceedings of the 1958 Flight Flutter Testing Symposium," *NASA SP-385*, 1958, pp. 69–72.
- [21] Meany, J.J., "The Evolution of Flutter Excitation at McDonnell Aircraft," *14<sup>th</sup> Annual Symposium Proceedings, Society of Flight Test Engineers*, August 1983, pp. 4.6-1–4.6-11.
- [22] Dublin, M. and Peller, R., "Flight Flutter Testing of Supersonic Interceptors," in "Proceedings of the 1958 Flight Flutter Testing Symposium," *NASA SP-385*, 1958, pp. 111–120.
- [23] Dobbs, S.K. and Hodson, C.H., "Determination of Subcritical Frequency and Damping From B-1 Flight Flutter Test Data," *NASA CR-3152*, June 1979.
- [24] Bartley, J., "Flight Flutter Testing of Multi-Jet Aircraft," *Proceedings of the 1958 Flight Flutter Testing Symposium, NASA SP-385*, 1958, pp. 103–110.
- [25] Reed, W.H., III, "A New Flight Flutter Excitation System," *19<sup>th</sup> Annual Symposium Proceedings, Society of Flight Test Engineers*, Arlington, Texas, August 14–18, 1988, pp. V-1.1–V-1.7.
- [26] Vernon, L., "In-Flight Investigation of a Rotating Cylinder-Based Structural Excitation System for Flutter Testing," *NASA TM-4512*, 1993.
- [27] Norton, W.J., "Random Air Turbulence as a Flutter Test Excitation Source," "Proceedings, Society of Flight Test Engineers, *20<sup>th</sup> Annual Symposium*," Reno, Nevada, September 18–21, 1989.