

## بررسی عددی و تحلیلی پدیده فلاتر بر روی بال هواپیما

دکتر محمدحسن پاچناری<sup>۱</sup>، زهرا فرهمند زاده<sup>۲</sup>

۱- استادیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، واحد تهران مرکزی، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران، [moh.pachenari@iauctb.ac.ir](mailto:moh.pachenari@iauctb.ac.ir)

۲- دانشجوی کارشناسی، دانشگاه آزاد واحد تهران مرکزی، [mmahrokhfarahmand@gmail.com](mailto:mmahrokhfarahmand@gmail.com)

### چکیده

فلاتر یک پدیده فیزیکی است که در سازه های الاستیک در اثر متقابل با سیال گاز یا مایع رخ می دهد. فلاتر در زمانی رخ می دهد که پارامتر های سیال - سازه در تقابل خود به مقدار بحرانی برسند. فلاتر یک ناپایداری دینامیکی در سازه است که باعث ارتعاشات شدید با افزایش شدید دامنه در سازه می گردد که معمولاً به خرابی کامل و یا خسارت به سازه منجر می شود. بنابر این پیدا کردن سرعت فلاتر با دقت بیشتر، اهمیت ویژه ای خواهد داشت.

پدیده فلاتر به دلیل نتایج خطرناکی که ممکن است به بار آورد، جزو یکی از مسائل اولیه و بسیار مهم در صنعت هوافضا می باشد و با توجه به صنعت رو به رشد هواپیماسازی بررسی فلاتر و ارائه راهکارهای جلوگیری از این پدیده اولین و مهمترین قدم در طراحی اجسام پرنده و سازه های هوافضایی می باشد.

در این پژوهش روش های گسترش یافته در چند دهه اخیر در زمینه آزمایش فلاتر مرور خواهد شد و به عوامل به وجود آورنده این پدیده و اقدامات لازم هنگام مواجهه با این پدیده و پیشگیری از شکل گیری آن پرداخته خواهد شد.

با توجه به این که حل تحلیلی مسائل آیروالاستیک و فلاتر بسیار دشوار است، استفاده از روش المان محدود می تواند یکی از بهترین روش های بررسی این گونه مسائل باشد.

از نرم افزار ANSYS CFX به عنوان نرم افزار دینامیک محاسباتی سیالات برای حل معادلات اوپلر و ناویر استوکس و از نرم افزار ANSYS Transient Structural برای حل مسائل خطی و غیر خطی سازه استفاده می شود، همچنین مطالعه مقالات معتبر به چاپ رسیده در این حوزه روش های تحقیق این پروژه می باشند.

تاریخچه فلاتر، پیشرفت در تکنیک پروازی فلاتر، آزمایش ها در این راستا، سیستم های تحریک، تجهیزات آزمایش، تحلیل نتایج آزمایش، وضعیت فعلی آزمایش پروازی فلاتر در این پایان نامه مورد بررسی قرار می گیرد و می توان نتیجه گیری کرد که با افزایش سرعت تا قبل از وقوع فلاتر بیشینه جابجایی و تنش در سازه بال افزایش می یابد، و این به دلیل ذخیره شدن انرژی پتانسیل کرنشی در سازه بال می باشد. با وقوع فلاتر این انرژی به انرژی جنبشی تغییر پیدا می کند و مقداری از انرژی پتانسیل ذخیره شده به وسیله ارتعاش به وجود آمده در بال آزاد می شود، بنابراین بیشینه ارتعاشات و تنش کاهش می یابد. تنش در وتر بال از لبه حمله به سمت لبه فرار ابتدا افزایش و سپس کاهش می یابد.

در مجموع آن چه می تواند باعث موفقیت یک تست پروازی فلاتر باشد شامل تحریک مناسب، تجهیزات خوب، روش های مناسب و دقیق آنالیز داده ها و از همه مهمتر وجود تجربه کافی در این زمینه است.

کلید واژه: پدیده فلاتر - درجه آزادی - نوسان - سیستم تحریک

### ۱- مقدمه

آیروالاستیسیته ی دینامیکی - فلاتر بال ها و دم هواپیماها دارای خاصیت الاستیک هستند یعنی وقتی به آنها نیرو وارد می شود جا به جایی در آن ها رخ و می دهد، یعنی مثل یک پاندول یا فنر حرکت نوسانی دارند [۶] پدیده های آیروالاستیکی را می توان به دو دسته ی استاتیکی و دینامیکی تقسیم بندی کرد. یکی از پدیده های آیروالاستیسیته ی دینامیکی که در اینجا مورد بحث است، فلاتر نام دارد. در صورتی که بخواهیم یک تعریف رسمی از پدیده ی فلاتر ارائه دهیم داریم: نوعی ناپایداری دینامیکی وسایل پرنده که از برهم کنش نیروهای اینرسی، الاستیکی و آیرودینامیکی به وجود می آید. فلاتر به تحقیق، مهمترین پدیده ی آیروالاستیکی بوده و پیش بینی آن کار مشکلی است. این پدیده یک نوع ارتعاشات ناپایدار خود تحریک است که در آن سازه انرژی مورد نیاز خود را از جریان هوا دریافت می کند و معمولاً منجر به شکست اتفاقی سازه می گردد. فلاتر مضاعف هنگامی اتفاق می افتد که نیروهای آیرودینامیکی مربوط به دو مد ارتعاشی با یکدیگر ترکیب شده و منجر به بروز این پدیده شوند در بین پدیده هایی که تحت عنوان فلاتر شناخته می شوند، فلاتر سطوح برخاست معمول ترین آنها می باشد، بنابراین تمام سطوح برخاست باید قبل از پرواز تست شوند تا مشخص شود که در دامنه ی پرواز هیچ کدام از آنها، فلاتر اتفاق نمی افتد. صورتی که جریان هوای نزدیک این سطوح در حین نوسانات الاستیک دچار جدایش شود، به این ناپایداری فلاتر گفته می شود. ز در سرعت های بحرانی که تحت عنوان سرعت فلاتر شناخته می شوند، به دنبال اختلال های اولیه، سازه دچار ارتعاشاتی می شود. در سرعت هایی پایین تر از سرعت بحرانی، این ارتعاشات دمپ می شوند، به عبارتی هوا به صورت یک دمیر عمل می کند، در حالی که در سرعت هایی بالاتر از آن، یکی از مدها به صورت منفی دمپ می شود و نوسانات به صورت نمایی رشد می کند، مگر آنکه گونه ای از غیر خطی شدن، حرکت را محدود کند که در اینجا مورد بحث نیست. این گزارش با نمایش مدال برای تحلیل فلاتر سطوح برخاست به صورت یک مجموعه معادلات دیفرانسیل معمولی آغاز می شود. این معادلات به یک مساله ی مقدار ویژه انتقال میابند و مشخصات پایداری در قالب مقادیر ویژه، مورد بحث قرار می گیرد.

آمده، حالتی شبیه به "بال بال زدن" در این نواحی ایجاد میکند. به این پدیده و بال بال زدن ناشی از آن اصطلاحاً "فلاتر" گفته می‌شود. سازه‌های هوافضایی در طول عمر کاری خود همواره تحت محیط‌های دینامیکی متفاوت و شدیدی مانند ارتعاشات اتفاقی، سینوسی، شوک و ... قرار می‌گیرند و از نقطه نظر تحلیل‌های مهندسی نیز دارای پیچیدگی‌های فراوانی هستند. بررسی اثرات ارتعاشات با توجه به نتایج مخربی که می‌تواند داشته باشد، دارای اهمیت فراوانی است. این آثار تخریبی بر روی اجزای سازه باعث خستگی، تسلیم، شکست یا ناپایداری اجزاء می‌شود، به طوری که محیط‌های ارتعاش اتفاقی عامل اصلی شکست در اغلب پروازهای اولیه در سازه‌های هوایی اعلام شده است. در نتیجه پیش‌بینی صحیح پاسخ سازه به این تحریکات به صورت کرنش‌های دینامیکی به ویژه در تمام نقاط سازه می‌تواند در مراحل تحلیل و طراحی بسیار مفید باشد [۴].

#### ۲- تاریخچه فلاتر

پس از جنگ جهانی اول، افزایش سرعت هواپیماها و همچنین تغییر شکل هواپیماها از دوباله<sup>۴</sup> به تک باله 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>۵</sup> می‌شد. کولار<sup>۶</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 T۴۶A<sup>۷</sup> حین یک آزمایش پروازی که برای یافتن مقدار جرم بالانس انجام شده بود، دچار فلاتر شهپر<sup>۸</sup> 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 مسائل آیرودینامیک با جدیت بیشتری مطرح شد. در سال ۱۹۴۴ هنگام آزمایش پروازی هواپیمای جدید P-۸۰<sup>۹</sup> خلبانان ناکا<sup>۱۰</sup> 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<sup>۱۱</sup> به وقوع پیوست. نمونه‌های پروتوتایپ<sup>۱۲</sup> جنگنده‌های F-۱۰۰ و F-۱۰۴<sup>۱۳</sup> حادثه‌ای در رابطه با لرزش‌های سکان عمودی<sup>۱۴</sup> را تجربه کرده‌اند. امروزه همچنان رژیم‌های گذر صوت به عنوان بحرانی‌ترین ناحیه از نظر فلاتر در نظر گرفته می‌شوند. برای اولین بار چوک یگر<sup>۱۵</sup> به سرعت فراصوت<sup>۱۶</sup> در حالت پرواز تراز<sup>۱۷</sup> در ۱۹۴۷

یکی از خطرناک‌ترین ناپایداری‌های آیرودینامیک دینامیکی که در طراحی و تحلیل بال هواپیما، مورد بررسی قرار می‌گیرد، فلاتر<sup>۱</sup> می‌باشد. این پدیده از برهمکنش نیروهای آیرودینامیکی، نیروهای الاستیک و نیروهای اینرسی ایجاد شده و می‌تواند باعث از هم گسیختگی ناگهانی سازه بال هواپیما می‌شود

هواپیمای سرعت بالا معمولاً مستعد پذیرش پدیده فلاتر هستند هر چند که فلاتر در سرعت‌های ۵۵ مایل بر ساعت و در هواپیماهای هوم سبیل<sup>۲</sup> نیز رخ داده است. در حقیقت می‌توان گفت هیچ رژیم سرعتی از پدیده فلاتر مصون نمی‌باشد [۲].

تحلیل آیرودینامیک بال هواپیما به علت نیروهای آیرودینامیک شدیدی که به آن وارد می‌شوند بسیار حائز اهمیت است. نصب سیستم‌ها و اجزای گوناگونی نظیر تانکرهای سوخت، موتور ها، سطوح کنترلی و انواع فلپ‌ها بر روی بال از آن یک سازه حساس و پیچیده ساخته است. در کنار این موارد نیاز به کاهش وزن در هواپیماهای امروزی منجر به استفاده از مواد سبک‌تر و در نتیجه افزایش انعطاف پذیری سازه بال شده که باعث پرتگ شدن اثرات آیرودینامیک بر پایداری بال هواپیما شده است [۲].

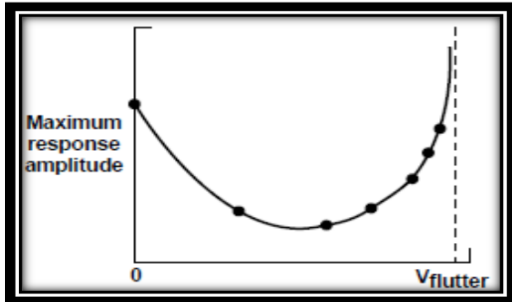
امروزه یکی از فازهای طراحی هواپیما بخش آنالیز دقیق آیرودینامیک آن است تا از عدم وجود فلاتر در پاکت پروازی<sup>۳</sup> اطمینان حاصل شود. این تحلیل‌های تئوری اغلب توسط مدل تونل باد فلاتر و همچنین آزمایش ارتعاشات زمینی تأیید می‌شوند. آزمایش پروازی در حقیقت آخرین مرحله تأیید نتایج تئوری در تمام نقاط پاکت پروازی هواپیما می‌باشد [۳]

همانطور که میدانید هر سازه‌ای دارای یک فرکانس طبیعی است. یعنی در برابر نیروی وارده از محیط اطراف تحت ارتعاش خاصی قرار می‌گیرد. به این ارتعاش که با گذشت زمان و برداشتن منبع ارتعاش کم‌کم میرا می‌شود و از بین می‌رود و با جنس سازه رابطه مستقیم دارد، اصطلاحاً فرکانس طبیعی سازه می‌گویند. حال اگر در سازه‌ای مثل سازه هواپیما که در طول پرواز مدام تحت تاثیر نیروهای مختلف قرار دارد یکی از فرکانس‌های منابع ارتعاشی در طول پرواز با یکی از فرکانس‌های طبیعی سازه همسان، همسو و برابر بشود پدیده دیگری بوجود می‌آید که به پدیده "نشدید" یا "رزونانس" معروف است. این پدیده در سازه هواپیما نیز وجود دارد و هر سازه‌ای قبل از تجاری سازی حتماً در تونل باد و تحت تاثیر نیروهای شبیه سازی شده آزمایش میشود تا از کارایی سازه در مقابله با این پدیده اطمینان حاصل شود. این پدیده در سازه هواپیما معمولاً در نواحی بال و سکان‌های افقی و عمودی نمود پیدا میکند و ارتعاش بوجود

<sup>۸</sup> nacac  
<sup>۹</sup> Transonic  
<sup>۱۰</sup> Prototype  
<sup>۱۱</sup> Rudder  
<sup>۱۲</sup> Chuck Yeager  
<sup>۱۳</sup> Supersonic  
<sup>۱۴</sup> Level

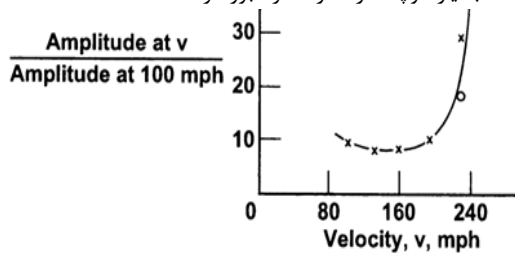
<sup>۱</sup> flutter  
<sup>۲</sup> home-built  
<sup>۳</sup> Flight envelop  
<sup>۴</sup> Biplane  
<sup>۵</sup> Servo Tab  
<sup>۶</sup> Collar  
<sup>۷</sup> Aileron

دامنه نوسانات بر حسب سرعت نسبی بود. افزایش دامنه نوسانات بیانگر کاهش میرایی و وقوع فلاتر در سرعت متناظر با دامنه نوسانات بزرگ است که در شکل (۱) مشاهده می‌شود. [۲]



شکل (۱) داده پردازی آزمون فلاتر پروازی وان اشلیپ [۲]

ایالات متحده در دهه ۱۹۴۰ آزمایش‌های فلاتر هواپیمای ۱-XPBM و Cessna AT-۸ 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.



شکل (۲) دامنه پاسخ به صورت تابعی از سرعت [۷]

در اواخر دهه ۱۹۵۰ سیستم‌های تحریک شامل لرزشگرها، تحریک دستی به وسیله سطوح کنترل و تراسترها<sup>۱۸</sup> بودند. با پیشرفت تجهیزات اندازه‌گیری اطلاعات جهت نمایش و تحلیل توسط سیستم تله‌متری به زمین ارسال می‌شد. اما برخی آزمایش‌ها، نتایج بر روی یک اسیلوگراف<sup>۲۰</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، پی‌بردند. 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 مکث 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-۱۱۱ 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

دست یافت. پس از آن مطالعه فلاتر فراصوت با جدیت بیشتری ادامه یافت. سرعت‌های فراصوت نوع جدیدتری از فلاتر موسوم به فلاتر پائل<sup>۱۵</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 اجتناب ناپذیر بود. در سال ۱۹۵۰ یک هواپیمای جنگنده به دلیل شکست یک خط هیدرولیک متصل به پانلی که دچار فلاتر پائل شده بود از دست 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>۱۶</sup> رخ داده است. این مسئله امروز نیز مطرح است. برخی از حالات حمل مخازن خارجی توسط هواپیماهای F-۱۱۱، F-۱۸، F-۱۶، باعث بروز نوعی ناپایداری دینامیکی موسوم به چرخه حدی<sup>۱۷</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-۱۱۷ و E-۶ Tacamo که فلاتر فین عمودی را تجربه کردند. [۵]

### ۳- روند پیشرفت در تکنیک‌های آزمایش پروازی فلاتر

با مراجعه به میداء پرواز در سال ۱۹۰۳ توسط برادران رایت مشاهده می‌شود که از همان آغاز مسائل آیرودینامیک خود را نمایان ساخته‌اند. در روز ۸ دسامبر ۱۹۰۳ تنها ۹ روز پیش از پرواز موفق برادران رایت هواپیمای لانگلی و همکارانش به دلیل مشکلات ناشی از آیرودینامیک چهار سازه شد و موفق به پرواز نگردید اولین مطالعات بر روی مساله‌ی فلاتر در سال ۱۹۱۶ توسط لانچستر و همکارانش در جریان جنگ جهانی اول بر روی بمبافکن هندلی پاک صورت گرفته است. لانچستر به این نتیجه رسید که هر نوسانی باعث ایجاد پدیده فلاتر نمی‌شود، بلکه عامل وقوع پدیده فلاتر خود ارتعاش بال ناشی از برهمکنش بال و جریان هوا می‌باشد. [۶]

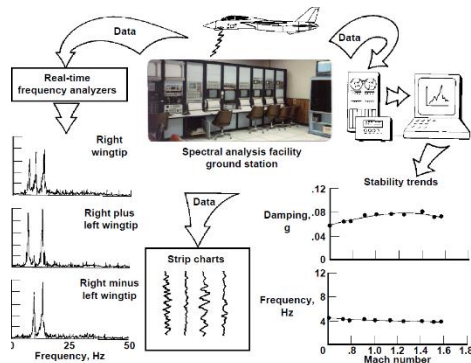
این درحالی است که در سال‌های اولیه توسعه صنعت هوانوردی، هیچ آزمایش اختصاصی برای فلاتر در مقیاس واقعی هواپیما انجام نمی‌گرفت و بررسی این پدیده تنها به یک آزمون نمایش اثباتی در ماکزیمم سرعت و بررسی و تأیید حاصله از خلبان در ارتباط با خوش‌دستی و کنترل پذیری و نهایتاً نتیجه‌گیری برای پایداری آیرودینامیک آن محدود می‌گردید. نخستین آزمون رسمی فلاتر در سال ۱۹۳۵ در کشور آلمان و توسط وان اشلیپ<sup>۱۸</sup> انجام پذیرفت.

روش آزمایش او بر مبنای به ارتعاش درآوردن هواپیما در فرکانس‌های رزونانس به همراه افزایش تدریجی سرعت هواپیما و رسم تابع

<sup>۱۸</sup> Van Schlip  
<sup>۱۹</sup> Thruster  
<sup>۲۰</sup> Oscillograph

<sup>۱۵</sup> Panel Flutter  
<sup>۱۶</sup> Pylon Mounted Engines  
<sup>۱۷</sup> Limit Cycle Oscillation (LCO)

آن است که نمی‌توان ضرایب میرایی بحرانی را با توجه به سرعت‌های معمول برای سرعت برای سرعت‌های بالاتر به طور دقیق برون‌یابی کرد و سوم اینکه، پایداری آیرولاستیک می‌تواند بطور ناگهانی به یک شرایط ناپایدار تبدیل شود و این تنها وابسته به چند نات تغییرات در سرعت پرنده می‌باشد. [۹]



شکل (۴) شمایی از فرایند آزمایش فلاتر مدرن [۹]

#### ۴- سیستم‌های تحریک

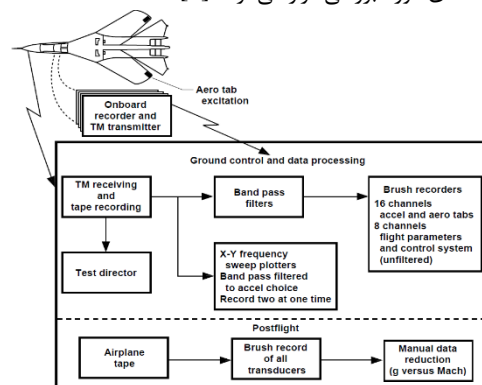
در واقع بدون تحریک نمی‌توان ناپایداری‌های قریب الوقوع سازه را پیش بینی کرد. برای تحریک کردن تمام مودهای ارتعاشی با دامنه‌های مناسب، انرژی کافی لازم است. آزمایش هواپیمای T-۴۰۰ و PL۱۲ در سال ۱۹۸۶ اهمیت تحریک مناسب سازه را نشان داد. این هواپیما در آزمایش‌های اولیه توسط پالس ناشی از حرکت سطوح کنترل و همچنین آشفتگی اتمسفر آزمایش شد و هیچ گونه 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 مواجه شد. این شرایط پروازی سطح تحریک بالاتری را به سازه اعمال کرد که باعث بروز ناپایداری سازه ای شد. در دهه ۱۹۳۰ طراحان دریافتند که موقعیت مکانی نامناسب محرک روی هواپیما منجر به پاسخ‌های ضعیف سازه می‌شود. در دهه ۱۹۵۰ محققان آمریکایی دریافتند که سطح پایین تحریک باعث می‌شود که ضرایب میرایی با دقت پایینی به دست آید. هنگام آزمایش پروازی فلاتر B-۵۸، روشن شد که حداقل سطح تحریک لازم، سه تا چهار برابر آشفتگی محیط پروازی است. یک سیستم تحریک ایده آل باید دارای مشخصات زیر باشد:

سطح نیروی تحریک کافی را در محدوده فرکانسی مورد نظر ایجاد کند. 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 آیرودینامیک و آشفتگی تصادفی اتمسفر می‌باشد. [۱۰]

#### ۴-۱- 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

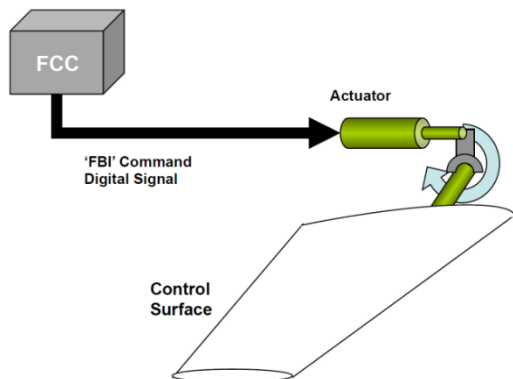
داده می‌شوند. ضریب میرایی با توجه به این نمودارها و به صورت دستی محاسبه می‌شد، زیرا هنوز کامپیوترها به شکل فعلی به بازار نیامده بودند. برنامه آزمایش هواپیمای P<sup>3</sup>M اندکی با این رویه اختلاف داشت. در این آزمایش از آشفتگی‌های اتفاقی اتمسفر برای تحریک و برای بررسی پایداری سازه از آنالیز فرکانسی 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 [۸].



شکل (۳) پروسه آزمایش پروازی فلاتر [۸]

پس از دهه ۱۹۷۰، کامپیوترهای دیجیتال تأثیر عمیقی بر روش‌های آزمایش پروازی فلاتر گذاشتند. با وجود کامپیوتر، انجام محاسبات تبدیل فوریه به سرعت امکان پذیر بود. همچنین، با وجود کامپیوتر انجام محاسبات پیچیده در کمترین زمان در حالات پایدار و گذرا امکان پذیر شد. محاسبات فرکانس و ضرایب میرایی نیز پس از آن توسط الگوریتم‌های کامپیوتری انجام شد. این محاسبات به صورت برخط<sup>۱</sup> و تقریباً همزمان با مانورهای پروازی صورت می‌گرفت. نتایج محاسبات به صورت توابعی 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 در نظر گرفتن سایر پارامترها و همچنین نقاط بیشتری از پکت 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 پکت پروازی تصمیم‌گیری می‌کند که آیا پکت 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، و 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 مهندسین آزمایشات مهار و مدیریت گردد. دلیل دوم

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 سخت افزارهای 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. [۱۱]



شکل (۵) شماتیک تحریک توسط سطوح کنترل نوسانی [۱۱]

#### ۴-۳- تراسترها

تراسترها، محرک‌هایی به صورت راکت‌های کوچکی هستند که زمان اشتعال آنها بین ۱۸ تا ۲۶ میلی ثانیه 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 بودن آن 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 ۵ تا ۵۰ هرتز توسط آنها قابل دستیابی است. این روش در بخشی از آزمایش‌های پروازی فلاتر هواپیمای F-۱۰۱ در ۱۹۵۰ به کار گرفته شد. در این آزمایش ۶ تراستر روی نوک هر دو بال به صورت ۳ تراستر در بالا و ۳ تراستر در پایین بدنه نصب شدند. استفاده از این آرایش در این آزمایش موفقیت آمیز بود. شرکت داگلاس نیز در دهه ۱۹۵۰ در آزمایش فلاتر چند هواپیمای خود از محرک‌های تراستر استفاده نمود. در سال ۱۹۶۰، در بخشی از آزمایش فلاتر F-۴ از تراستر استفاده شد. از آن زمان تاکنون در ایالات متحده از تراستر در برنامه‌های آزمایش پروازی استفاده نشده است. [۱۲]

#### ۴-۴- 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 ۱۹۴۰ و ۱۹۵۰ استفاده شدند. نیروی تحریک در این سیستم با جرم دوار و مربع سرعت دوران نسبت مستقیم دارد. پرنده این سیستم ۱-XPBM توسط این روش تحت آزمایش پروازی فلاتر قرار گرفته است. به دلیل عدم وجود تجهیزات لازم در آن زمان، نگه داشتن تحریک در حالت روزنانس بسیار مشکل بود. یکی از روش‌های تنظیم کردن فرکانس تحریک

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 تقریب‌زده 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 به طور 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-۱۰۱ در ۱۹۵۰، آزمایش‌های اولیه ۴-F در A-۷A، ۱۹۵۰، برخی آزمایش‌های اولیه بوئینگ ۷۴۷ در ۱۹۶۹ و آزمایش‌های سرعت پایین هواپیمای DC-۱۰ 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 مجهز می‌باشند که باعث می‌شود فرکانس‌های بالاتر حذف شده و به سطوح کنترل منتقل نشوند. به عنوان مثال، در هواپیمای F-۱۶XL سیستم کنترل پرواز دارای یک فیلتر پایین گذر با حد ۶/۱ هرتز می‌باشد. [۸]

#### ۴-۲- 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 XF-۱۰ برای بررسی نوعی ناپایداری ارتعاش ریز در سکان عمودی، تحت تحریک نوسان سکان عمودی قرار گرفت. این تحریک به کمک ارسال یک سیگنال فرمان با فرکانس متغیر به سروموکانیزم 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 شهپ‌های هواپیمای F-۴ استفاده شد. در بالابر، محدوده فرکانسی ۸ تا ۳۰ هرتز و در شهپ‌های 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 غیرسنسوسی شد. به عنوان مثال، در سیستم تحریک آزمایش هواپیمای F-۱۸ سیگنال‌های شبه تصادفی به عنوان سیگنال‌های فرمان عمل می‌کردند. این روش آزمایش بر روی هواپیماهای X-۳۱، YF-۲۲، X-۲۲، F-۱۸ و F-۱۸ به طور موفقیت آمیزی انجام شده است. در هواپیمای X-۳۱ به کمک این روش، محدوده فرکانسی ۰.۱

آیرودینامیکی وارد بر هواپیما می‌شود. مقدار این نیرو به اندازه تیغه، فشار دینامیکی و زاویه دوران تیغه بستگی دارد. [۳]

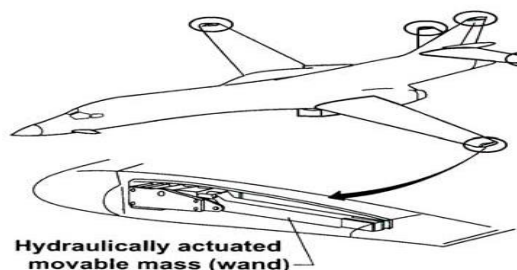
تیغه آیرودینامیکی برای اولین بار در دهه ۱۹۵۰ به کار گرفته شد. برای آزمایش پروازی فلاتر هواپیمای YB-۵۲ نیز از این روش استفاده شد. این تیغه دارای وزن ۱۵۰ پوند بوده و بر روی نوک بال راست نصب شد و یک جرم معادل روی بال چپ قرار گرفت. در این آزمایش فرکانس‌های بین ۴/۱ تا ۱۰ هرتز جاروب شد.

روش تیغه آیرودینامیکی در آزمایش بسیاری از هواپیماها مانند F-۱۱۱، F-۱۴، F-۳A، S-۳A، Boeing ۷۵۷ و T-۴۶A به کار گرفته شده است. جدول (۱-۲) 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.

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-۱۶XL با جاروب فرکانسی ۵ تا ۳۵ هرتز به کار گرفته شده است. در آزمایش هواپیمای C-۵A چهار تیغه دوار در نوک بال‌ها و استابیلایزرهای افقی قرار گرفت. این تیغه‌ها قادر به دوران پیوسته ۳۶۰ درجه بوده و به صورتی کنترل می‌شدند که تحریک‌های متقارن و یا ضد متقارن را به سازه اعمال کنند. شکل (۷) این سیستم تحریک را روی F-۱۶ نشان می‌دهد [۱۴].

که توسط خلبان هواپیمای F-۹۲ در سال ۱۹۵۰ 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-۳۶ که قادر به ایجاد حداکثر نیروی ۱۰۰۰ پوند بود، وزنی بین ۴۰۰ تا ۵۰۰ پوند به هر بال اضافه می‌کرد. البته، این سیستم هرگز روی هواپیما سوار نشد.

لرزشگرهای اینرسی برای اولین بار در آزمایش فلاتر B-۵۸ به کار گرفته شد. این لرزشگرها دارای تغذیه هیدرولیکی و کنترل الکتریکی بودند و عموماً محدوده فرکانس ۵ تا ۴۰ هرتز را پوشش می‌دادند. ابعاد کلی این سیستم ۵/۴ × ۵/۴ × ۸ اینچ و هریک از آن‌ها دارای وزن ۲۵ پوند بود. سطح نیرو ۴۰ پوند در فرکانس ۵/۷ و ۱۵۰ پوند در فرکانس ۴۰ 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-۱۰۲A در اواخر دهه ۱۹۵۰ از این نوع محرک استفاده شد. پس از آن به مرور استفاده از این محرک‌ها محدودتر شد. با این حال، برای تحریک استابیلایزر افقی F-۱۴، استابیلایزر افقی و عمودی F-۱۱۱ و فلاپ-۲۹ X از این نوع محرک استفاده شده است. در آزمایش پروازی B-۱A نیز مطابق شکل (۶) از این نوع محرک استفاده شده است. این سیستم شامل ۵ 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 ۴۰ پوند قادر به ایجاد نیروی تحریک ۵۵۰ پوند می‌باشد. [۱۳]



شکل (۶) سیستم تحریک اینرسیایی [۱۳]

#### ۴-۵- تیغه‌های آیرودینامیکی

یک تیغه آیرودینامیکی 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

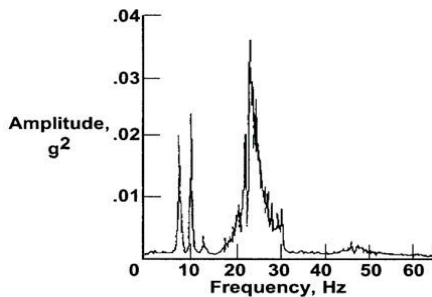
جدول (۱) تاریخچه استفاده از تحریک‌های الف) آیرودینامیکی ب) اینرسیال در ایالات متحده [۹]

Airplane	Surface	Location	Frequency range	Time to sweep, sec	Sweep law
۷۴۷	Wings	External vanes at wingtips	Hz ۷-۵.۱	۹۰	Exponential
DC-۱۰	Wings horizontal Vertical tail	External vanes at tips of main surfaces	Hz ۲۰-۱ and Hz ۱۰-۱	۹۰ ۹۰	Exponential
L-۱۰۱۱	Wing stabilizer	External vanes	Hz ۱۸-۱ Hz ۲۵-۳	۹۰ ۳۰	Linear period
S-۴A	Side of fuselage under stabilizer	External vanes	Hz ۱۸-۵.۱ Hz ۲۵-۳	۹۰	Linear period
C-۵A	Wing stabilizer	External vanes on top of surfaces near tips	Hz ۲۵-۵	normal ۶۰ dive ۳۰	Exponential
F-۱۴	Wing fin	Aero-tab External vane	Hz ۵۰-۵	۱۵	Exponential
F-۱۵	Normal control Ailerons Stabilator		Hz ۱۶-۲ Hz ۱۰-۵	۲۰۰-۱۰۰ ۴۵	Linear frequency
F-۱۱۱	Wing	Aero-tab	Hz ۲-۳۵	۴۵	Exponential

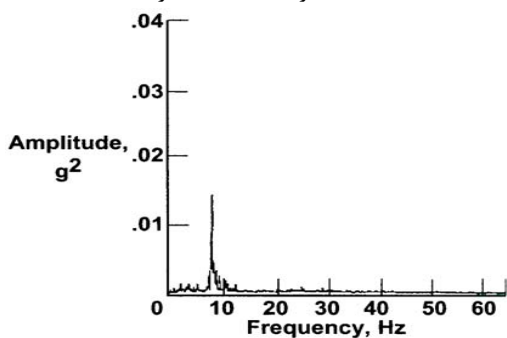
(الف)

Airplane	Surface	Location	Frequency Range	Time to sweep, sec	Sweep law
F-۱۴	Horizontal tail	Right side stabilizer only	Hz ۵۰-۵	۱۵	Exponential
F-۱۱۱	Horizontal, vertical tail surfaces	Inboard on stabilizer fuselage	Hz ۲-۳۵	۴۵	Exponential

(ب)

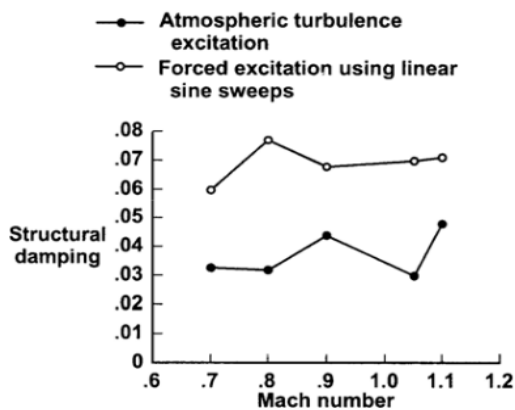


الف) تحریک به کمک محرک

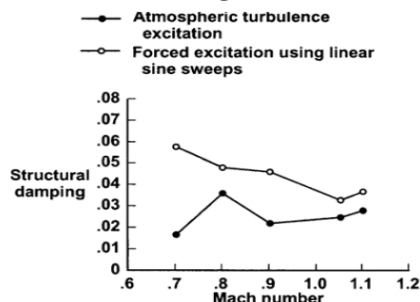


ب) تحریک به کمک آشفتگی

شکل (۸) داده های طیفی حاصل از آزمایش F-۱۶XL برای دو حالت تحریک آشفتگی و محرک تیغه استوانه [۱۴]

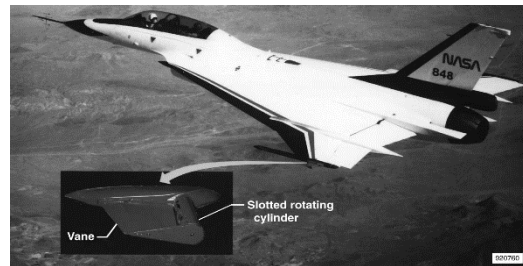


الف) ضریب میرایی مود خمشی متقارن



ب) ضریب میرایی مود خمشی ضد متقارن

شکل (۹): مقایسه ی تحریک به کمک محرک و آشفتگی در آزمایش پروازی فلاتر



شکل (۷) تیغه آیرودینامیکی با استوانه دوار [۱۴]

#### ۴-۶- آشفتگی تصادفی اتمسفریک

روش آشفتگی تصادفی اتمسفریک در بسیاری از برنامه های آزمایش به کار گرفته شده است. مهم ترین مزیت این روش عدم نیاز به نصب هر گونه تجهیزات اضافی روی هواپیماست. آشفتگی به صورت همزمان تمام سطوح هواپیما را تحریک می کند که باعث تحریک مودهای متقارن و ضد متقارن به طور همزمان می شود. بدین ترتیب، انجام آزمایش های جداگانه برای جاروب کردن مودهای متقارن و ضد متقارن منتفی می شد. آشفتگی طبیعی هم از نظر سرعت و هم از نظر جهت به صورت تصادفی تغییر می کند. میزان آشفتگی موجود در هوا می تواند تغییرات بسیار زیادی داشته باشد. این روش ابتدا در برنامه آزمایش P<sup>۱۶</sup>M در اواخر دهه ۱۹۵۰ به کار گرفته شد. در این آزمایش از آنالیز طیفی برای بررسی پاسخها استفاده شده است. از دیگر مزایای این روش آن است که نیازی به ترتیب دادن آزمایشی مجزا برای فلاتر نیست و می توان در هر زمان پروازی در حالت آشفتگی (داده برداری دینامیکی انجام داد. در هواپیمای YF-۱۶ 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 می کند. برای آنکه از لحاظ آماری نتایج به دست آمده مورد اطمینان باشند، اغلب زمان داده برداری طولانی مورد نیاز است. نسبت سیگنال به نویز در این روش عموماً پایین است که این امر مشکلاتی را در آنالیز داده ها ایجاد می کند. همچنین، وجود آشفتگی نیز تأثیرات نامطلوبی روی سایر داده ها می گذارد. شکل (۸) داده های طیفی حاصل از آزمایش F-۱۶XL برای دو حالت تحریک آشفتگی و محرک تیغه - استوانه را نشان می دهد. میزان آشفتگی در این داده ها کم تا متوسط گزارش شده است. تمام مودهای سازه در حالت تحریک با تیغه به خوبی آشکار شده اند، در حالی که تحریک آشفتگی تنها مود ۸ هرتز را نشان می دهد. این مقایسه به وضوح ضعف اطلاعات حاصل از تحریک آشفتگی را نشان می دهد. این نتیجه درس هایی را که در آزمایش پروازی فلاتر B۵۸- آموخته شده بود، نیز نشان می دهد. سطح پایین تحریک سازه، پراکندگی زیادی در تقریب های مربوط به ضریب میرایی ایجاد می کند و میرایی به دست آمده اغلب از مقدار واقعی کمتر است. شکل (۹) مقایسه این واقعیت را به خوبی نمایش می دهد. با وجود آنکه پاکت پروازی هواپیماهای مدرن زیادی از قبیل F-۱۶، F-۱۱۱ و F-۱۵ با این روش کنترل شده است، اما هنگام آزمایش به دلایل ذکر شده باید دقت زیادی به عمل آید تا هیچ مود بحرانی فلاتر داخل پاکت پروازی باقی نماند



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، ضبط کننده‌های 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. [۹]

#### ۴-۵- 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. گاهی اوقات یک اسیلوسکوپ کاتدی جهت نمایش اطلاعات شتاب سنج‌ها داخل کابین نصب می‌شد و خلبان توسط مهندسان آزمایش برای تشخیص محدوده ایمن پاسخ‌ها توجه می‌شد. در دهه ۱۹۷۰، تکنولوژی کامپیوتر به حدی پیشرفت کرد که امکان آنالیز پایداری در آزمایش پروازی فلاتر بصورت برخط امکان پذیر شد. 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. [۹]

#### ۵-۵- روش‌های کاهش حجم داده‌ها

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 به صورت 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، به صورت دستی و به وسیله مهندس آزمایش در داخل هواپیما انجام می‌شد. پس از ظهور سیستم‌های تله‌متری، این محاسبات به صورت دستی روی زمین انجام می‌شدند. روش کاری، تحریک هواپیما و محاسبه نتایج و در صورت تأیید محاسبات، فرستادن هواپیما به نقاط خارجی‌تر پاکت پروازی بود. اضافه شدن نویز 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 برای تعیین پایداری آغاز شد. در اوایل دهه ۱۹۷۰، روش تبدیل سریع فوری 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 به کار گرفته شد. هواپیماهای

#### ۵- آزمایش فلاتر

##### ۱-۵- تجهیزات آزمایش

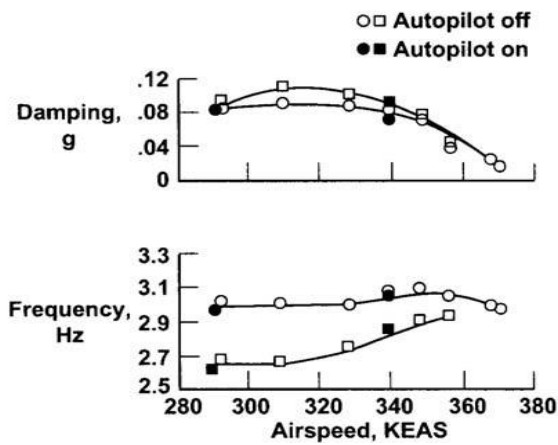
تجهیزات مورد نیاز برای ثبت پاسخ سازه به تحریک نیز یکی دیگر از بخش‌های اساسی در آزمایش پروازی فلاتر می‌باشد. ثبت داده‌ها باید در نقاط مختلف، به تعداد کافی و با کیفیت مناسب انجام شود تا انجام آزمایش پروازی از ایمنی لازم برخوردار باشد. سایر تجهیزات لازم شامل تجهیزات اندازه‌گیری، تله‌متری، ثبت و نمایش داده‌های پروازی است. [۱۰]

##### ۲-۵- اندازه‌گیری

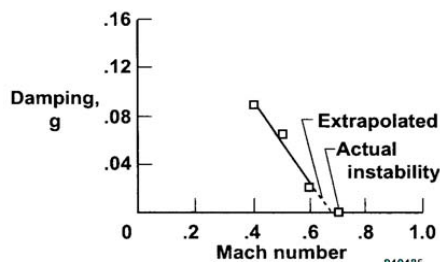
برای اندازه‌گیری پاسخ سازه بیشتر از شتاب سنج‌ها و یا پل‌های کرنش سنجی استفاده می‌شود. انتخاب هر یک از این دو نوع به میزان سادگی نصب بستگی دارد، اما استفاده از شتاب سنج رایج‌تر است. شتاب سنج‌هایی که تا دهه ۱۹۴۰ مورد استفاده قرار می‌گرفتند، حجیم و سنگین بودند. به عنوان مثال، یک شتاب سنج درای ابعاد  $3 \times 2 \times 2$  اینچ و وزن یک پوند بود. امروزه حجم و وزن شتاب سنج‌ها به میزان قابل ملاحظه‌ای کاهش یافته است. سنسورهای مورد استفاده در آزمایش فلاتر B-۵۸ در دهه ۱۹۵۰ از نوع کرنش سنج بود. برای پیشگیری از اثرات حرارتی خارجی، یک گرمکن داخلی در کرنش سنج تعبیه شده بود. امروزه، شتاب سنج‌های پیزوالکتریک پیشرفت زیادی کرده‌اند و وزن آنها به مراتب کاهش یافته است. این شتاب سنج‌ها، محدوده دمایی کاری ۶۵ تا ۲۰۰ درجه فارنهایت، محدوده فرکانسی ۱ تا ۱۰۰۰۰ هرتز و محدوده شتاب‌های  $g$  تا  $g50$  را پوشش داده و در عین حال از حساسیت بالایی نیز برخوردارند. پیشرفت‌های فراوان در تجهیزات اندازه‌گیری هزینه‌های مربوط به آزمایش پروازی فلاتر را به میزان چشمگیری کاهش داده است. [۱۰]

##### ۳-۵- تله‌متری و ثبت داده‌ها

اولین سیستم ثبت اطلاعات در مورد آزمایش فلاتر هواپیمای JU۸۶ آلمانی در ۱۹۳۰ به کار رفت. در این آزمایش، ثبت داده‌ها توسط یک سیم نازک که به سکان عمودی متصل بود و به صورت مکانیکی به یک ثبات وصل می‌شد، انجام شد. در دهه ۱۹۴۰ پاسخ شتاب سنج‌ها 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. اطلاعات ارسالی 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 که همان تله‌متری دیجیتال است از دهه ۱۹۶۰ مورد استفاده قرار گرفت. با این حال هنوز هم تله‌متری FM/FM به طور 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 به طور قابل ملاحظه‌ای افزایش داد. اما، حین ارسال برای پیشگیری از به وجود آمدن خطای آلیاسینگ هنگام نمونه برداری دیجیتال از داده‌ها در هواپیما نیاز به وجود



شکل (۱۰): مقادیر فرکانس و میرایی به دست آمده از آزمایش پرواز [۹]



شکل (۱۱): مقادیر میرایی حاصل از آزمایش اف-۱۶ [۹]

#### ۶- پدیده فلاتر در بال و دم هواپیمای مسافربری

##### ۶-۱ تحلیل پدیده فلاتر

ناپایداری آیروالاستیک که در برگزیده ی آثار متقابل تداخل سازه-سیال می باشد، یک پدیده مهم در طراحی سازه های هوایی به شمار می رود. در این فصل به بررسی رفتار آیروالاستیک و ناپایداری فلاتر بال و دم افقی هواپیما مسافربری می پردازیم. با توجه به این که حل تحلیلی مسائل آیروالاستیک و فلاتر بسیار دشوار است، استفاده از روش المان محدود میتواند یکی از بهترین روش های بررسی این گونه مسائل باشد. همچنین در این فصل تاثیر گردابه های تشکیل شده بر سرعت وقوع فلاتر، نحوه توزیع فشار سیال و تنش بر روی بال، حداکثر نیروی وارد شده بر بال و ماکزیمم جابجایی بال مورد بررسی قرار می گیرد. برای بررسی ارتعاشات و فرکانس بال از روش FSI قوی استفاده شده است. از نرم افزار ANSYS CFX به عنوان نرم افزار دینامیک محاسباتی سیالات برای حل معادلات اویلر و ناویر استوکس و از نرم افزار ANSYS Transient Structural برای حل مسائل خطی و غیر خطی سازه استفاده می شود. در این روش معادلات سازه و سیال بطور جداگانه توسط دو برنامه کامپیوتری و در دو حوزه متفاوت حل می شوند. این دو حوزه همزمان نیستند، زیرا نتایج هرکدام از حل گرها باید به حل گر دیگر انتقال پیدا کند. برای اعتبارسنجی این روش از دو مثال تجربی استفاده شده است، مقایسه بین نتایج شبیه سازی و آزمایش های تجربی حاکی از صحت نتایج شبیه سازی دارد. در

F-۱۴ و F-۱۵ اولین هواپیمایی بودند که در آزمایش آن ها از این روش پیشرفته استفاده شد. [۹-۱۰]

#### ۶-۵- 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-۱۴ 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-۱۵ برابر ۱۳۲ می باشد. با توجه به داده های به دست آمده در نقاط مختلف، میرایی و فرکانس به صورت توابعی از سرعت بیان می شوند. با برون یابی این اطلاعات، پایداری یا عدم پایداری نقطه بعدی پروازی تشخیص داده می شود. این روش به خصوص هنگامی که تغییرات میرایی به صورت غیر خطی است، اشکالات زیادی دارد. بدترین حالت از انبساط پاکت پروازی، هنگام تغییر شتاب است. در این فاز، عملاً بر روی داده های محاسباتی تکیه زیادی نمی شود، بلکه مهندسین آزمایش با توجه به تجربه و دید مهندسی تصمیم گیری می نمایند. شکل (۱۰)، اطلاعات مربوط به تغییرات فرکانس و میرایی را در آزمایش پروازی فلاتر هواپیمای KC-۱۳۵ نمایش می دهد. تحریک در این آزمایش توسط سطوح کنترل انجام می شود. میرایی سازه در مودهای ۶/۲ و ۳ هرگز نشان می دهند که با افزایش سرعت، امکان کوبله شدن این دو مود با یکدیگر وجود دارد. مقدار میرایی با افزایش سرعت در حال کاهش است. سرعت در آزمایش تا زمانی بالا می رود که پایداری سازه تضمین شده باشد.

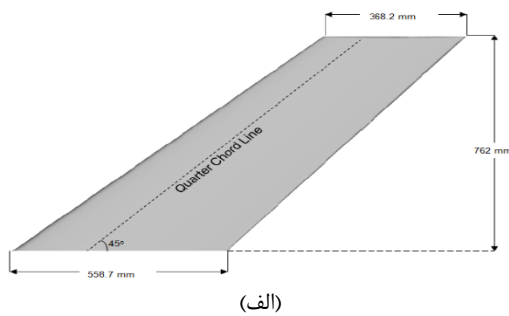
پس از آن، از محاسبات برون یابی برای پیشگویی وضعیت نقاط بعدی استفاده می شود. شکل (۱۱)، منحنی میرایی به دست آمده از آزمایش هواپیمای F-۱۶ مجهز به موشک های AIM-۹، مخازن GBU-۸ و تانک های خارجی ۳۷۰ تنی را نشان می دهد. میرایی با استفاده از تبدیل فوریه به دست آمده است. این آزمایش یک فرصت استثنایی برای ارزیابی صحت الگوریتم محاسباتی فراهم کرد. زیرا، هواپیما در این وضعیت قادر به پرواز در حالت میرایی صفر بود. برون یابی خطی از داده ها یک سرعت ناپایداری دینامیکی را نشان می دهد که به نتایج عملی به دست آمده نزدیک است. امروزه، با وجود اعلام هشدارهایی که هنگام کاهش تدریجی میرایی حین پرواز برای احتمال وقوع فلاتر داده می شود و این هشدارها برای احتراز از خطر فلاتر کافی به نظر می رسد، اما امکان دارد تغییرات شدید میرایی بین نقاط مختلف پروازی باعث بروز خطر شود. [۹]

اطلاعات المان‌ها از سطح به سطح یا از حجم به حجم می‌باشد. در پدیده‌های آیروداستیک انتقال اطلاعات از طریق سطح به سطح می‌باشد. [۱۵]

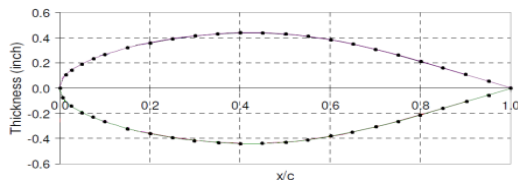
۶-۶- مدل سازی رایانه‌ای جهت اعتبار سنجی از یک مثال برای اعتبار سنجی روش مورد نظر استفاده شده است. آزمایش تجربی توسط مرکز تحقیقات لانگلی ناسا انجام گرفته است. مثال مربوط به بال تضعیف شده آگارڈ می‌باشد. جنس این بال از چوب می‌باشد. خواص مکانیکی این بال در جدول (۲) ارائه شده است. بال آگارڈ دارای زاویه عقب رفتگی ۴۵ درجه و ضریب باریک شونده ۶۰٪ می‌باشد. سطح مقطع بال آگارڈ مربوط به ایرفویل NACA۶۵۰۰۴ می‌باشد. طول بال ۰/۷۶۲m، طول وتر آن در قسمت ریشه ۰/۵۵۵۸۷m و در نوک بال ۰/۳۶۸m می‌باشد. نمای ظاهری و سطح مقطع بال در شکل (۱۲) ارائه شده است. [۱۷]

جدول (۲): خواص مکانیکی چوب به کار رفته در بال آگارڈ [۱۷]

مقدار	خواص
۳/۱	$E_x (Gpa)$
۰/۴۲	$E_y (Gpa)$
۰/۳۱	$u_x$
۰/۳۱	$u_y$
۰/۴۴	G(Gpa)
۳۸۱/۹۸	چگالی $\left(\frac{kg}{m^3}\right)$



(الف)



(ب)

شکل (۱۲) الف) نمای هندسی ب) سطح مقطع بال آگارڈ [۱۷]

۶-۷- شبیه سازی تونل باد (حل‌گرها) در این روش حل‌گرهای CFD و CSD بطور همزمان اجرا می‌شوند و اطلاعات حل‌گرها در هر گام زمانی با هم مبادله می‌شوند. در ابتدای هر بازه زمانی حل‌گر CFD برای محاسبه ماتریس سازه بال و بارگذاری بر اساس سینماتیک مرحله قبل فراخوانده می‌شود و با استفاده از مدل‌های آیرودینامیکی، توزیع فشار و نیروهای اعمالی به بال ناشی از جریان هوا را

پایان نتایج برای سازه بال و دم افقی هواپیمای مسافربری تعیین می‌شود. [۱۵]

۶-۲- روش‌های اتصال حل‌گرهای سیال و جامد روش‌های حل عددی مختلفی برای حل مسائل برهم کنش سیال جامد (FSI) وجود دارد. این روش‌ها متناسب با نوع مسئله انتخاب می‌شوند و عبارت از روش اتصال کامل، روش اتصال ضعیف و روش اتصال قوی می‌باشند. هدف این روش‌ها مدل کردن جریان غیرخطی و تابع زمان سیال با استفاده از معادلات اویلر یا ناویر استوکس و اتصال کردن این مدل با مدل المان محدود دینامیک سازه‌ای می‌باشد. [۱۵]

۶-۳- حل‌گر دینامیک سیالات محاسباتی در دستگاه مختصات دکارتی با در نظر گرفتن شار حرارتی، جرم و اندازه حرکت در داخل و خارج حجم کنترل، معادلات جریان سیال را می‌توان به صورت زیر نوشت [۱۶].

$$\frac{\partial w}{\partial t} + \frac{\partial(F^i - F^v)}{\partial x} + \frac{\partial(G^i - G^v)}{\partial y} + \frac{\partial(H^i - H^v)}{\partial z} = 0$$

که در رابطه بالا W بردار چگالی سیال است که هنگام نوشتن معادلات ناویر استوکس از یک حجم کنترلی ثابت به دست می‌آید. H و F، G بردارهای شار جریان سیال هستند و شامل دو قسمت ویسکوز و غیر ویسکوز هستند. البته همانطور که گفته شد از نرم افزار ANSYS CFX به عنوان حل‌گر دینامیک سیالات محاسباتی استفاده خواهد شد.

۶-۴- حل‌گر دینامیک سازه از نرم‌افزار ANSYS Transient Structural به عنوان حل‌گر سازه استفاده خواهد شد. این حل‌گر با استفاده از روش المان محدود می‌تواند دینامیک و استاتیک سازه هواپیما را شبیه سازی کند. در سازه‌های غیر خطی سختی سازه در حین بارگذاری تغییر می‌کند. با فرض خطی بودن رفتار سازه، معادلات حاکم بر سازه با N درجه آزادی عبارت است از:

$$[M]\{\ddot{X}\} + [C]\{\dot{X}\} + [K]\{X\} = \{f\}$$

که در آن [M]، [C] و [K] به ترتیب ماتریس‌های جرم، استهلاک و سختی هستند. {f} و {X} تابع زمان هستند و به ترتیب معرف بردار نیروهای خارجی و جابجایی می‌باشند. [۱۵]

۶-۵- روش تحلیل پدیده فلات در این فصل برای بررسی پدیده فلات از روش اتصال قوی استفاده شده است. در این روش معادلات حاکم بر سازه و سیال بطور جداگانه توسط دو برنامه کامپیوتری و در دو حوزه متفاوت حل می‌شوند. این دو حوزه به طور هم زمان مسائل را حل نمی‌کنند، زیرا نتایج هر کدام از حل‌گرها باید به حل‌گر دیگر انتقال پیدا کند. در این روش با پوشش دادن هر بازه زمانی بعد از همگرایی حلقه داخلی اضافی سیال جامد، جواب‌ها پایدارتر و رفتار همگرایی بهتر می‌شود، گرچه این ویژگی باعث می‌شود که زمان حل بیشتر طول بکشد. با این روش می‌توان مسائل پیچیده و غیرخطی FSI را مورد بررسی قرار داد. در این روش جهت انتقال اطلاعات بین دو حل‌گر سیال و جامد از روش MFX استفاده شده است. در مسائل چند حوزه‌ای انتقال

آزمایش تجربی سرعت‌های بحرانی را شناخت و به کمک آن زمان و هزینه حاصل از آزمایش‌های تجربی را کاهش داد.

جدول (۳) مقایسه نتایج فلاتر حاصل از آزمایش تجربی و روش عددی [۱۵]

نتایج مثال	۱۱۵	روش حل عددی	درصد خطا
			۴۸/۲

۹-۶- بررسی فلاتر بال و دم افقی هواپیمای مسافربری

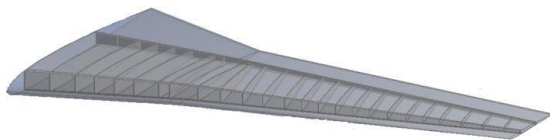
دم افقی و بال مدل سازی شده مربوط به هواپیمای مسافربری ایرباس ۳۲۰ می‌باشد.

محمدی و فاضل زاده سرعت بحرانی فلاتر را برای این نمونه

دم افقی هواپیما ۶۶۸ m/s محاسبه کرده‌اند. جنس سازه به کار رفته در بال و دم، آلومینیوم می‌باشد. خواص الاستیک آلومینیوم به کار رفته در سازه دم در جدول (۴) ارائه شده است. در شکل (۱۴) بال و دم شبیه سازی شده به همراه اجزای داخلی و محل قرار گیری تیرک‌های طولی و تیغه‌های عرضی نشان داده شده است. ابعاد طراحی مورد نظر برای اجزای مختلف بال و دم افقی در جدول (۵) ذکر شده‌اند. [۱۶]

جدول (۴) خواص مکانیکی آلومینیوم [۱۶]

مدول یانگ	۷۲
چگالی	۲۷۱۰
ضریب پواسون	۳۳/۰



(الف)

شکل (۱۴): (الف) بال (ب) دم افقی هواپیما [۱۶]



جدول (۵): ابعاد بال و دم افقی هواپیما [۱۶]

تعداد دندانه‌های عرضی	۱۴	دم افقی	بال
تعداد تیرک طولی	۲		۲۶
طول ریشه	۸۲/۳ متر		۱۳/۶ متر
طول نوک	۵/۱ متر		۸۵/۱ متر
پهنای هر دندانه‌ی عرضی	۷ میلی متر		۷ میلی متر
پهنای هر تیرک طولی	۱۷ میلی متر		۲۰ میلی متر
ضخامت هر تیرک طولی	۵ میلی متر		۷ میلی متر
ضخامت پوسته	۳ میلی متر		۳ میلی متر
وزن کل بال	۳۷۰ کیلوگرم		۳۰۸۹ کیلوگرم

۱۰-۶- المان بندی و آنالیز مودال

محاسبه می‌کند) در این مرحله فرض می‌شود که اطلاعات بال ثابت باقی بماند، ماتریس های جرم، سختی و استهلاک سازه به همراه اطلاعات خروجی مرحله قبل به حل گر CSD برده می‌شوند و در این قسمت جابجایی، سرعت و شتاب حرکت سازه محاسبه می‌شود و اطلاعات سینماتیکی به روز می‌شوند. در گام زمانی بعدی دوباره این اطلاعات به حل گر CFD برده می‌شوند و این روند تا آخرین گام زمانی ادامه می‌یابد. در شبیه سازی تونل باد از هوای تراکم ناپذیر و جریان گذرا استفاده شده است. بخاطر پایین بودن سرعت هوا فرض بر آن است که تغییرات دما در تونل باد بسیار کم و قابل چشم پوشی است و فرآیند در دمای ثابت محیط فرض شده است.

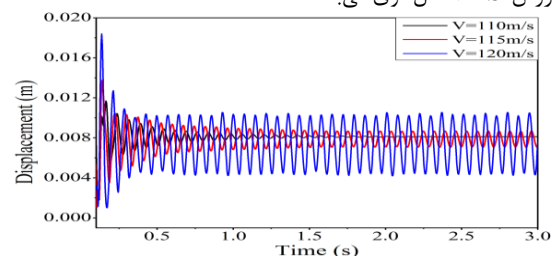
برای شبیه سازی سیال تونل باد از هوای تراکم ناپذیر با

چگالی  $1.225 \frac{kg}{m^3}$  و ویسکوزیته  $1.81 \cdot 10^{-5} \frac{kg}{m \cdot s}$  استفاده شده است. برای مدل سازی جریان مغشوش حول بال از مدل SST استفاده شده است، این مدل در شبیه سازی لایه مرزی دارای دقت بسیار بالایی است و برای کسب نهایت دقت در پیش بینی آغاز و مقدار جریان جدایی، تحت گرادیان فشار نامطلوب طراحی شده است. [۱۵]

۸-۶- آنالیز فلاتر مثال اعتبارسنجی

در آزمایش تونل باد سرعت فلاتر زمانی ثبت می‌شود که دامنه ارتعاشات سازه ثابت شود و یا رو به واگرایی برود. در آزمایش تجربی، فلاتر در سرعت ۹/۱۱۶ m/s رخ داده است. نتایج تغییرات بیشینه جابجایی در سازه، حاصل از شبیه سازی مثال دوم در نمودار شکل (۱۳) ارائه شده است. با توجه به شکل مشاهده می‌شود، که در سرعت ۱۱۵ m/s دامنه ارتعاشات سازه ثابت می‌شود، بنابراین این مقدار برابر سرعت فلاتر می‌باشد. سرعت پایین تر و بالاتر از این سرعت به ترتیب به عنوان محدوده پایداری و محدوده ناپایداری دینامیکی آیروالاستیک شناخته می‌شود. [۱۷]

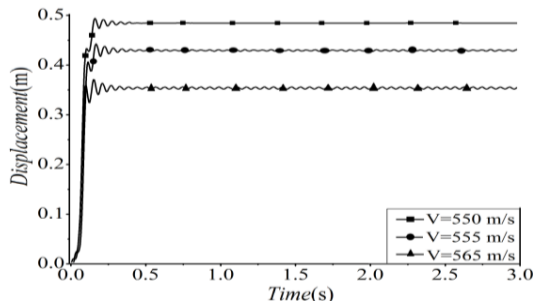
با توجه به جدول شماره (۳) که در آن سرعت پیش‌بینی فلاتر توسط روش حل عددی با روش تجربی مقایسه شده است، مشاهده می‌شود که خطای بین آنالیز سرعت فلاتر حاصل از روش حل عددی و آزمایش تجربی در حدود ۴۸/۲ می‌باشد، که نشان دهنده دقت بالای آنالیز به روش FSI اتصال قوی می‌باشد.



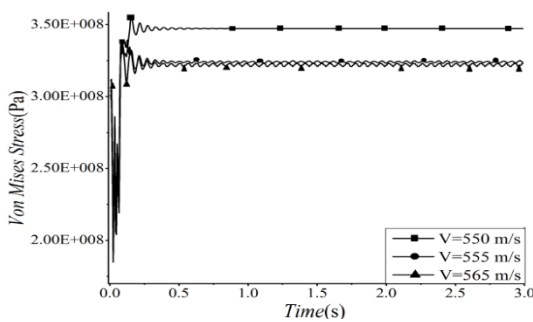
شکل (۱۳): تغییرات بیشینه جابجایی بر حسب زمان برای مثال دوم [۱۵]

بنابر این می‌توان در مواقعی که امکان انجام آزمایش فلاتر به صورت تجربی وجود ندارد به نتایج حاصل از این روش اعتماد و از آن استفاده کرد. انجام آنالیز با استفاده از روش عددی می‌تواند مکمل قابل اعتمادی برای انجام آزمایش‌های تجربی باشد و با کمک تحلیل‌های نرم‌افزاری قبل از انجام

در سازه‌ی بال بر حسب زمان برای سرعت  $m/s 550$  تا  $m/s 565$  ارائه شده است. [۱۵]



شکل (۱۶): تغییرات بیشینه جابه‌جایی در سازه‌ی دم بر حسب زمان [۱۵]



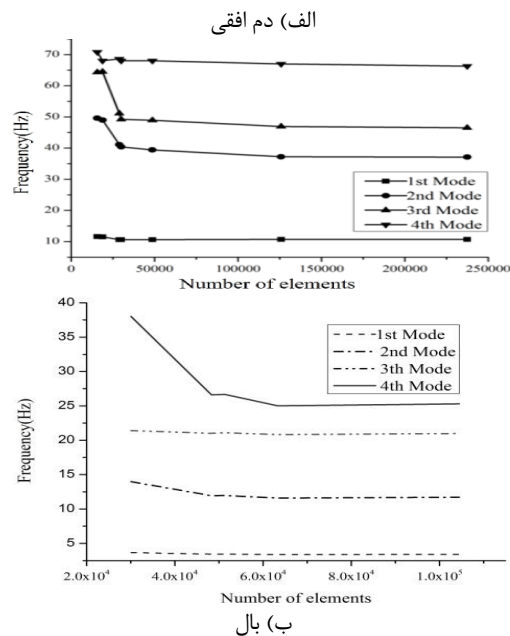
شکل (۱۷): تغییرات بیشینه تنش در سازه‌ی دم بر حسب زمان [۱۵]

در شکل (۱۶) مشاهده می‌شود که در سرعت پایین‌تر از  $m/s 555$  با گذشت زمان دامنه ارتعاشات میرا می‌شود و همچنین مشاهده می‌شود که بیشینه جابه‌جایی بال در سرعتی قبل از سرعت فلاتر می‌باشد، زیرا انرژی دریافتی از طریق برهم کنش سازه با سیال به صورت انرژی پتانسیل در سازه ذخیره می‌شود. با وقوع فلاتر و آغاز ارتعاشات سازه و تبدیل انرژی پتانسیل به انرژی جنبشی، انرژی ذخیره شده در سازه کاهش می‌یابد، بنابراین بیشینه جابه‌جایی با وقوع فلاتر کاهش می‌یابد. با توجه به نمودار جابه‌جایی مربوط به سرعت  $m/s 565$  که سرعتی بالاتر از سرعت فلاتر است مشاهده می‌شود که، بیشینه جابه‌جایی نسبت به سرعت‌های پایین‌تر کاهش ولی در عوض دامنه ارتعاشات افزایش می‌یابد و این به معنای افزایش نرخ تبدیل انرژی پتانسیل به انرژی جنبشی می‌باشد.

در نمودار شکل (۱۷) که مربوط به بیشینه تنش بر حسب زمان می‌باشد، مشاهده می‌شود که با گذشت زمان بیشینه تنش ابتدا کاهش می‌یابد زیرا نیروی حاصل از جریان سیال سبب غلبه بر نیروی وزن می‌شود و نیرویی در جهت عکس نیروی جاذبه بر سازه وارد می‌کند و تنش وارده بر سازه را کاهش می‌دهد، در یک زمان خاص این نیرو برابر نیروی وزن می‌شود و در این لحظه حداقل تنش در سازه مشاهده می‌شود، پس از آن نیز با افزایش نیروی پسا و نیروی برآ تنش در سازه افزایش می‌یابد. عامل اصلی وقوع فلاتر کوپلینگ مودهای خمش و پیچش می‌باشد.

در شکل (۱۸) فرکانس دم افقی در لحظه وقوع فلاتر نشان داده شده است، مشاهده می‌شود که با افزایش سرعت سیال، فرکانس‌های سازه تغییرات چشم‌گیری داشته‌اند. میزان فرکانس سازه در سرعت صفر برابر با

برای انتخاب تعداد المان‌ها جهت بررسی مدل دم از آنالیز مودال استفاده شده است، نتایج تغییرات فرکانس‌های طبیعی بر حسب تعداد المان‌ها در شکل (۱۵) ارائه شده است.



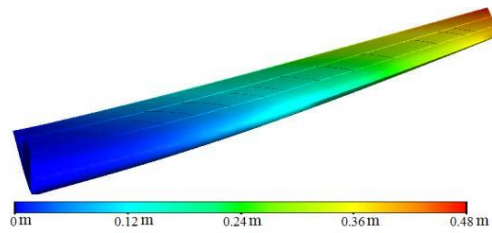
شکل (۱۵): تغییرات فرکانس‌های طبیعی نسبت به تعداد المان‌ها [۱۵]

با مقایسه نتایج حاصل از تحلیل فرکانسی در شکل (۶-۴) مشاهده می‌شود که، برای دم تعداد المان حالت چهارم نسبت به حالت‌های قبل وضعیت بهینه‌تری از لحاظ همگرایی در جواب‌ها دارد، و نسبت به حالت پنجم با وجود اختلاف اندک در همگرایی جواب‌ها زمان حل کوتاه‌تری دارد، بنابراین حالت چهارم برای ارائه نتایج در نظر گرفته می‌شود. مدل المان محدود بال برای حالت چهارم از  $30014$  المان چهار وجهی و  $55761$  گره تشکیل شده است. برای بال نیز با همین استدلال حالت المان بندی با  $28499$  المان و  $50940$  گره برای ارائه نتایج مورد استفاده قرار می‌گیرد. فرکانس‌های طبیعی سازه بال برابر با فرکانس بال در سرعت صفر می‌باشد. با تغییر سرعت سیال فرکانس‌های سازه نیز تغییر می‌کنند [۱۵].

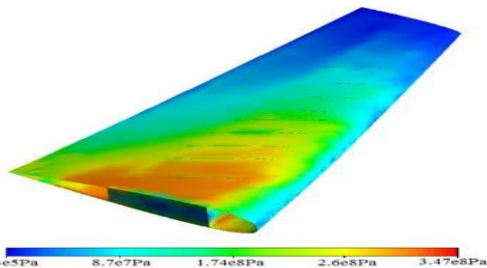
#### ۱۱-۶- شبیه سازی تونل باد

در این شبیه سازی از انتقال حرارت صرف نظر شده و نوع جریان گذرا می‌باشد. برای شبیه سازی جریان ماخ کمتر از  $3/0$  از جریان سیال تراکم‌ناپذیر استفاده شده است. با گذر از ماخ  $3/0$  و افزایش سرعت سیال برای پیدا کردن سرعت فلاتر، برای شبیه سازی جریان هوا از هوای ایده‌آل استفاده شده است، هدف از این کار منظور کردن تراکم پذیری در جریان سیال می‌باشد. با افزایش سرعت سیال در محدوده مافوق صوت، برای دم افقی هواپیما در سرعت  $m/s 555$  دامنه ارتعاشات سازه ثابت می‌شود. این سرعت به عنوان سرعت فلاتر برای بال افقی دم شناخته می‌شوند. در شکل‌های (۱۶) و (۱۷) به ترتیب تغییرات بیشینه جابه‌جایی و بیشینه تنش

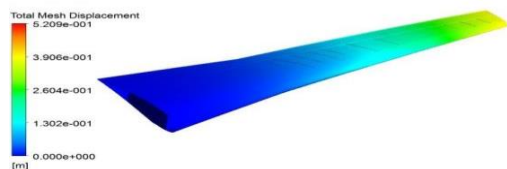
در نوک بال کمترین تنش را متحمل می‌شود. در شکل (۲۰) شماتیک جابجایی و در شکل (۱۰-۴) نحوه توزیع تنش در سازه دم برای سرعت  $m/s 550$  و در شکل (۱۱-۴) شماتیک جابجایی و در شکل (۱۲-۴) نحوه توزیع تنش در سازه بال هواپیما برای سرعت  $m/s 650$  نشان داده شده است. [۱۵]



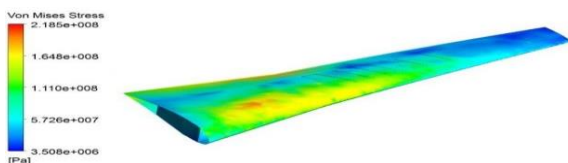
شکل (۲۰): تغییر شکل دم در سرعت  $m/s 550$



شکل (۲۱): نحوه توزیع تنش در دم برای سرعت  $m/s 550$



شکل (۲۲): تغییر شکل سازه بال در سرعت  $m/s 550$



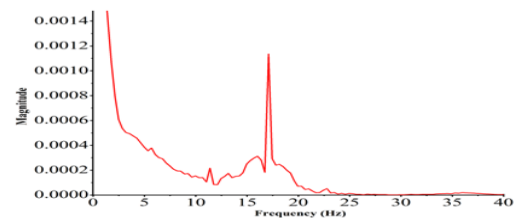
شکل (۲۳): نحوه توزیع تنش در سازه بال برای سرعت  $m/s 550$

سرعت فلاتر برای سازه‌های دم و بال به سختی پیچشی، فاصله مرکز پیچش تا مرکز آیرودینامیکی و مکان مرکز ثقل وابسته است. جنس سازه و نحوه قرارگیری اجزاء داخلی مکان مرکز ثقل را جابجا می‌کند که می‌تواند خصوصیات فلاتر را بهبود بخشد. افزایش ضخامت پوسته موجب افزایش سختی پیچشی شده اما از سوی دیگر باعث ازدیاد وزن به علاوه پسا می‌شود. به منظور جلوگیری از راندن مرکز ثقل می‌توان از اجزاء خارجی مانند موتورها و یا مخازن خارجی استفاده کرد. افزایش زاویه عقبگرد نیز سبب افزایش سرعت فلاتر می‌شود [۱۵]

فرکانس‌های طبیعی سازه می‌باشد. برای این میزان فرکانس‌های طبیعی اول و دوم سازه برابر با  $6/10$  و  $4/40$  هرتز می‌باشد و در لحظه وقوع فلاتر همانطور که در شکل و مشاهده می‌شود، بیشینه شدت فرکانس در  $2/17$  هرتز می‌باشد. در جدول (۶) سرعت فلاتر دم افقی به روش برهمکنش سیال جامد و روش گالریکین و محاسبه مقادیر ویژه ارائه شده است.

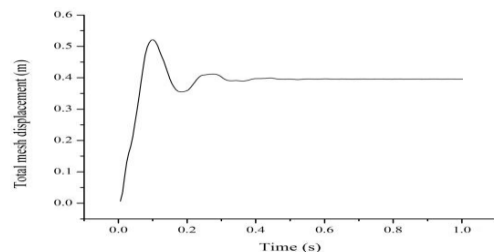
جدول (۶): مقایسه فلاتر برای دم به FSI گالریکین [۱۵]

سرعت فلاتر m/s	FSI	گالریکین
۵۵۵	۵۵۵	۶۶۸



شکل (۱۸): فرکانس دم افقی در لحظه وقوع فلاتر [۱۵]

با شبیه سازی تونل باد برای بال هواپیما تا سرعت شود که ارتعاشات بال با گذشت زمان میرا می‌شود. در شکل (۱۹) تغییرات بیشینه جابجایی بر حسب زمان برای بال ارائه شده است.



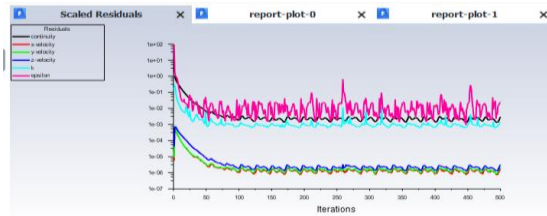
شکل (۱۹): تغییرات بیشینه جابجایی در سازه‌ی بال بر حسب زمان [۱۵]

۱۲-۶- بررسی سازه دم و بال هواپیما در بیشترین سرعت پایداری در سرعت پایین تر از سرعت فلاتر، انرژی دریافتی در اثر برهمکنش با سیال به صورت انرژی کرنشی پتانسیل در سازه ذخیره می‌شود. با افزایش سرعت سیال انرژی ذخیره شده در سازه نیز افزایش می‌یابد، طبق رابطه [۱۷]

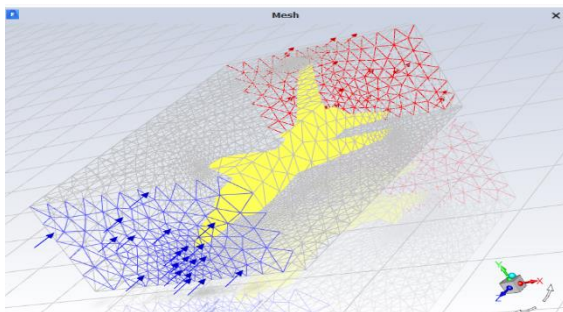
$$U = \frac{1}{2} \sigma \epsilon^2$$

با افزایش انرژی ذخیره شده در سازه میزان تغییر شکل و تنش وارد بر سازه افزایش می‌یابد. حداکثر تغییر شکل و تنش وارده بر سازه در سرعتی قبل از وقوع فلاتر است که در آن انرژی دریافتی از سیال فقط به صورت انرژی پتانسیل در سازه ذخیره می‌شود. بنابراین بیشترین جابجایی و تنش در سازه مربوط به بیشترین سرعتی است که سازه در آن پایدار است. حداکثر تنش وارده بر سازه در ریشه بال می‌باشد، با فاصله گرفتن از ریشه بال به تدریج از تنش وارده بر سازه کاسته می‌شود، به طوری که سازه

گزارش‌های نیروهای لیفت و درگ نیز تعریف می‌شود و در شکل (۲۶) نتایج این تحلیل پس از ده تکرار به صورت نمودار مشاهده می‌شود.



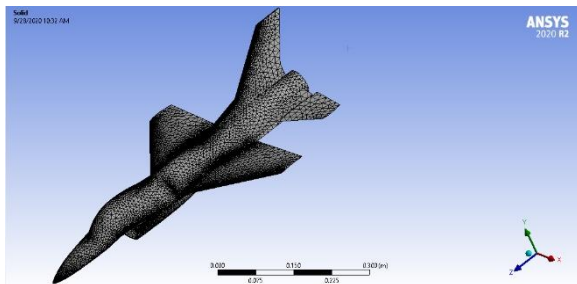
شکل (۲۶): نتایج تحلیل ۱۶-F



شکل (۲۷): نمایی از محیط setup

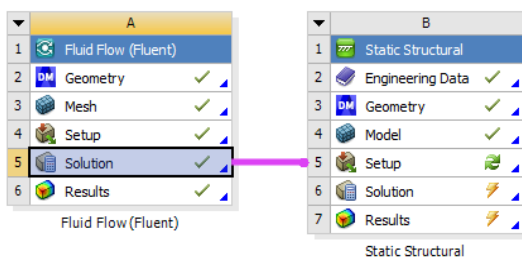
#### ۷-۵- تحلیل ساختاری

حالا به سراغ static structural و دوباره مراحل هندسه و مش را انجام می‌دهیم اما اینبار بدون در نظر گرفتن جعبه‌ی مکعبی که در شکل (۲۸) قابل مشاهده است.



شکل (۲۸): هندسه مش‌بندی شده ۱۶-F

حالا نتایج fluent را به static structural متصل کرده که در شکل (۲۹) مشاهده می‌شود و سپس فشار ناشی از نیروهای لیفت و درگ روی بال را اعمال و تغییر شکل بال آن در شکل (۳۰) نمایان است.



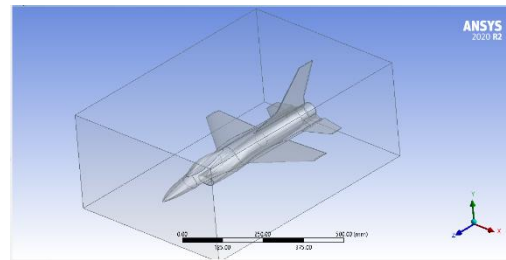
#### ۷- شیبه سازی فلاتر در جنگنده ۱۶-F

جنگنده ۱۶-F یک جنگنده چالاک است و به هنگام مانورهای پیچیده نیروهای زیادی به بال آن وارد می‌شود، و از آنجا که وقوع فلاتر برای این جنگنده می‌تواند پیامدهای بسیار خطرناک را به وجود آورد شیبه سازی فلاتر بال آن حائز اهمیت می‌باشد.

برای شیبه سازی فلاتر ۱۶-F از نرم‌افزارهای static و Fluent structural انسیس استفاده خواهیم کرد.

#### ۷-۲- ایجاد هندسه

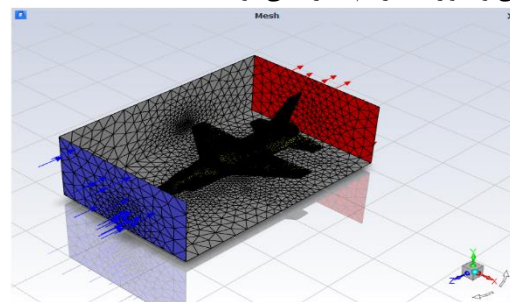
در ابتدا در Fluent هندسه ۱۶-F را ایجاد و در داخل یک محیط مکعب شکل به منظور شناختن مرزهای پیرامون جنگنده قرار می‌دهیم که در شکل (۲۴) قابل مشاهده می‌باشد.



شکل (۲۴): هندسه جنگنده ۱۶-F

#### ۷-۳- مش

پس از ایجاد هندسه نوبت به ایجاد مش می‌رسد. از آنجا که نحوه‌ی محاسبه این نرم‌افزار بر پایه روش‌های المان محدود، حجم محدود و اختلاف محدود می‌باشد برای تجزیه و تحلیل جریان سیال، دامنه‌های جریان به زیر مجموعه‌های کوچکتر تقسیم می‌شوند. سپس معادلات حاکم در هر یک از این زیر مجموعه‌ها گسسته سازی و حل می‌شوند که هندسه مش‌بندی شده ما در شکل (۲۵) نمایان است. همچنین در این بخش مرزها و ورودی، خروجی و دیواره‌ها نیز نام گذاری می‌شوند.



شکل (۲۵): هندسه مش‌بندی شده ۱۶-F

#### ۷-۴- تنظیمات و نتیجه‌گیری

در این بخش تنظیمات حلگر نوع بر پایه فشار و سرعت آن مطلق و از لحاظ زمانی پایا در نظر گرفته می‌شود، و مدل لزجت  $(k-\epsilon)$  قرار داده می‌شود و سرعت ورودی هوا را  $100 \text{ m/s}$  و همچنین محاسبه

مجموع آن چه می تواند باعث موفقیت یک تست پروازی فلاتر باشد شامل تحریک مناسب، تجهیزات خوب، روش های مناسب و دقیق آنالیز داده ها و از همه مهمتر وجود تجربه کافی در این زمینه است.

#### ۹- پیشنهادها

استفاده از اجزاء خارجی مانند موتورها و یا مخازن خارجی می تواند به بهبود شرایط پایداری هواپیما منجر شوند و در نظر نگرفتن این شرایط سبب ایجاد حالت بحرانی تری می شود، بنابراین نتایج به دست آمده بیانگر حالت بدبینانه تری برای دم و بال هواپیما می باشد.

با استفاده از روش اتصال قوی می توان اطلاعات گسترده ای از دیدگاه دینامیک سازه و دینامیک سیالات را به دست آورد، حالت های بحرانی را شناخت و جهت جلوگیری از بروز پدیده ی فلاتر اقدامات لازم را جهت اصلاح سازه و پیشگیری از فلاتر انجام داد. انجام آنالیز با استفاده از روش اتصال قوی می تواند مکمل قابل اعتمادی برای انجام آزمایش های تجربی باشد و با کمک تحلیل های نرم افزاری قبل از انجام آزمایش تجربی سرعت های بحرانی را شناخت و به کمک آن زمان و هزینه حاصل از آزمایش های تجربی را پایین آورد، همچنین در مواقعی که امکان انجام آزمایش فلاتر وجود ندارد به تکیه بر دقت بالای این روش می توان به نتایج حاصل از این روش اعتماد و از آن استفاده کرد.

#### ۱۰- واژه نامه

##### Aileron:

یک از سطوح کنترلی بر روی بال هواپیما که حرکت رول هواپیما را کنترل می کند.

##### Flight envelop:

نموداریست برحسب سرعت و ارتفاع که نشان دهنده ی توانایی های هواپیما بوده و مشخص کننده سرعت در یک ارتفاع معین برای آن هواپیما می باشد.

##### Fuselage:

قسمت اصلی بدنه هواپیما می باشد که خدمه و بار در آن قرار گرفته و قسمت های دیگر مثل بال به آن متصل می شوند.

##### Flying wing :

بال پرند یک هواپیمای بدون دم با بال ثابت میباشد که هیچ فینوسلاج مشخصی ندارد، و خدمه، محموله، سوخت و سایر تجهیزات در داخل ساختار اصلی آن واقع شده است به بیان ساده تر هواپیمایی با سازه ای به شکل بال میباشد.

##### Home-built:

هواپیمایی که در کارگاه های خانگی ساخته می شوند.

##### Naca:

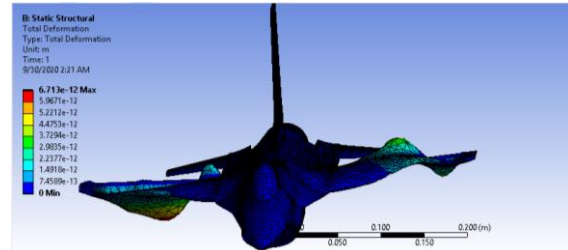
نام قدیم سازمان ناسا می باشد.

##### Rudder:

یکی از سطوح کنترلی که بر روی دم عمودی هواپیما می باشد و حرکت یا (به حرکتی که حول محور زد انجام می گیرد یا گفته میشود) را کنترل میکند .

##### Supersonic:

شکل (۲۹): انتقال تحلیل static structural به fluent



شکل (۳۰): فلاتر شبیه سازی شده F-۱۶

#### ۸- نتیجه گیری

فلاتر یک پدیده آبروالاستیک است که پتانسیل ایجاد حادثه را دارد و به خاطر برهم کنش بین نیروهای آیرودینامیک الاستیک و نیروی درون صفحه ای به وجود می آید در برخی از شرایط سرعت هوا و ارتفاع که به عنوان شرایط فلاتر شناخته میشود نیروهایی که بر هواپیما اثر میکنند ممکن است نتیجه نوسانات میرا نشده برخی قسمتهای سازه باشد. هرگونه افزایشی در سرعت پرواز به یک پاسخ میرا شده منفی منجر می گردد و اگر سرعت هوا سریعاً کاهش نیابد یا حالت های غیر خطی سازه پدید نیاید. نوسانات رشد می یابد تا سرانجام منجر به خرابی یک قسمت از چهارچوب هواپیما و خسارت به هواپیما گردد در حالت های فلاتر «سخت» این پروسه می تواند خیلی سریع اتفاق بیفتد که به خلبان هیچ شانسی برای فرود هواپیما و نجات آن نمی دهد.

نیروهای پدیده ناخواسته ناشی از برهم کنش فلاتر یک آیرودینامیک، الاستیک و ایررسی است که باعث به وجود آمدن نوسانات ناپایدار سازه های می شود که اغلب منجر به شکست سازه خواهد شد. اغلب هواپیماهای پرسرعت از نظر فلاتر حساسیت بالایی دارند.

با افزایش سرعت تا قبل از وقوع فلاتر بیشینه جابجایی و تنش در سازه بال افزایش می یابد، و این به دلیل ذخیره شدن انرژی پتانسیل کرنشی در سازه بال می باشد. با وقوع فلاتر این انرژی به انرژی جنبشی تغییر پیدا می کند و مقداری از انرژی پتانسیل ذخیره شده به وسیله ارتعاش به وجود آمده در بال آزاد می شود، بنابراین بیشینه ارتعاشات و تنش کاهش می یابد. تنش در وتر بال از لبه حمله به سمت لبه فرار ابتدا افزایش و سپس کاهش می یابد.

همچنین با افزایش ضخامت ورق بال مجموعه پایدارتر شده و فلاتر در سرعت بالاتری اتفاق می افتد.

در این پایان نامه، روش های گسترش یافته در چند دهه اخیر در زمینه آزمایش پروازی فلاتر مرور شد. در این راستا، تاریخچه فلاتر، پیشرفت در تکنیک های آزمایش پروازی فلاتر، سیستم های تحریک، تجهیزات آزمایش، تحلیل نتایج آزمایش، وضعیت فعلی آزمایش پروازی فلاتر بررسی شد. این پژوهش برای طراحان هواپیما می تواند بسیار ارزشمند باشد. حتی امروز نیز می توان ادعا نمود که اجرای تست های پروازی فلاتر بیشتر از دانش، بر پایه تجربه است. برای به دست آوردن دقیق ترین نتایج، بایستی هواپیما نزدیکترین سرعت به مقدار بحرانی فلاتر را داشته باشد که امروزه نیز یک پرواز بسیار پرخطر به شمار می رود. در



[۱۵] م. ترابی و ک. ترابی (بررسی ارتعاشات و پدیده فلاتر در بال و دم افقی هواپیمای مسافربری) دانشگاه صنعتی خواجه نصیرطوسی، دانشکده مهندسی هوافضا

[۱۶] م. محمدی «مدلسازی و تحلیل سازه‌ای دم هواپیمای مسافربری» پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه شیراز ۱۳۹۲

[۱۷] E.C. Yates, "AGARD Standard Aero elastic Configurations for Dynamic Response I –Wing ۴۴۵، ۶" ۱۹۸۵، ۷۶۵.

[۱۸] K.Torabi, H. Afshari, and M.H. Torabi, "Supersonic Flutter Analysis of Cantilevered Thick Plates". ۲۴ th Annual International Conference on Mechanical Engineering-ISME ۲۰۱۶, April, ۲۰۱۶.

هنگامی که سرعت جسم از سرعت صوت بیشتر شود فراصوت نامیده میشود.

Transonic:

وقتی سرعت جریان و یا جسمی برابر سرعت صوت میشود به آن گذرصوت گفته میشود.

۱۰- منابع

[۱] ع. مزیدی، ب. میرجلالی، س. ا. فاضل زاده حقیقی «تحلیل فلاتر مدل سه بعدی بال هواپیما و سطح کنترلی نصب شده در طول آن» مجله مهندسی مکانیک، شماره پیاپی ۷۸، جلد ۴۷، شماره ۱، بهار، ۱۳۹۶، صفحه ۲۵۷-۲۶۴

[۲] VonSchlip (۲۰۰۲) The question of spontaneous Wing oscillations (Determination of critical velocity through flight-oscillation test). NACA TM-۸۰۶.

[۳] AltanKayran, "Flight Flutter Testing and Aeroelastic Stability of Aircraft", Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. ۷۹, No. ۲, ۲۰۰۷, pp. ۱۵۰ – ۱۶۲ <http://dx.doi.org/10.1108/00022660710732707>.

[۴] A. R. Timmins, R. E. Heuser, A study of first-day space malfunctions, NASA Technical Note, ۱۹۷۰.

[۵] Lancaster, F.W., Torsional Vibrations of the Tail

Of an Airplane, Reports and Memoranda, No. ۲۷۶, July ۱۹۱۶, in "AIAA Selected Reprint Series, Vol.

[۶] R. L. Bisplinghoff and H. Ashley., ۱۹۶۲ Principles of aero elasticity, New York: John Wiley and Sons.

[۷] Borst, R.G., and Strome, R.W., "E-۶ Flutter Investigation and Experience," AIAA-۹۲-۴۶۰۱-CP, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Hilton Head, South Carolina, August ۱۹۹۲.

[۸] Rosenbaum, R., "Survey of Aircraft Subcritical Flight Flutter Testing Methods," NASA CR-۱۳۲۴۷۹, ۱۹۷۴.

[۹] Kehoe, M. W., A Historical Overview of Flight Flutter Testing, NASA Technical Memorandum ۴۷۲۰, October ۱۹۹۵.

[۱۰] Mahaffey, P.T., "Flight Flutter Testing the B-۵۸" Testing Symposium," NASA SP-۳۸۵, ۱۹۵۸, pp. ۱۲۱-۱۲۵

[۱۱] Meany, J.J., "The Evolution of Flutter Excitation at McDonnell Aircraft," ۱۴ the Annual Symposium Proceedings," Society of Flight Test Engineers, August ۱۹۸۳, pp. ۴، ۶-۱-۴، ۶-۱۱.

[۱۲] Stringham, R.H., Jr., and Lenk, E.J., "Flight Flutter Testing Using Pulse Techniques," in "Proceedings of the ۱۹۵۸ Flight Flutter Testing Symposium," NASA SP-۳۸۵, ۱۹۵۸, pp. ۶۹-۷۲.

[۱۳] Dublin, M. and Peller, R., "Flight Flutter Testing of Supersonic Interceptors," in "Proceedings of the ۱۹۵۸ Flight Flutter Testing Symposium," NASA SP-۳۸۵, ۱۹۵۸, pp. ۱۱۱-۱۲۰.

[۱۴] Vernon, L., "In-Flight Investigation of a Rotating Cylinder-Based Structural Excitation System for Flutter Testing," NASA TM-۴۵۱۲, ۱۹۹۳.