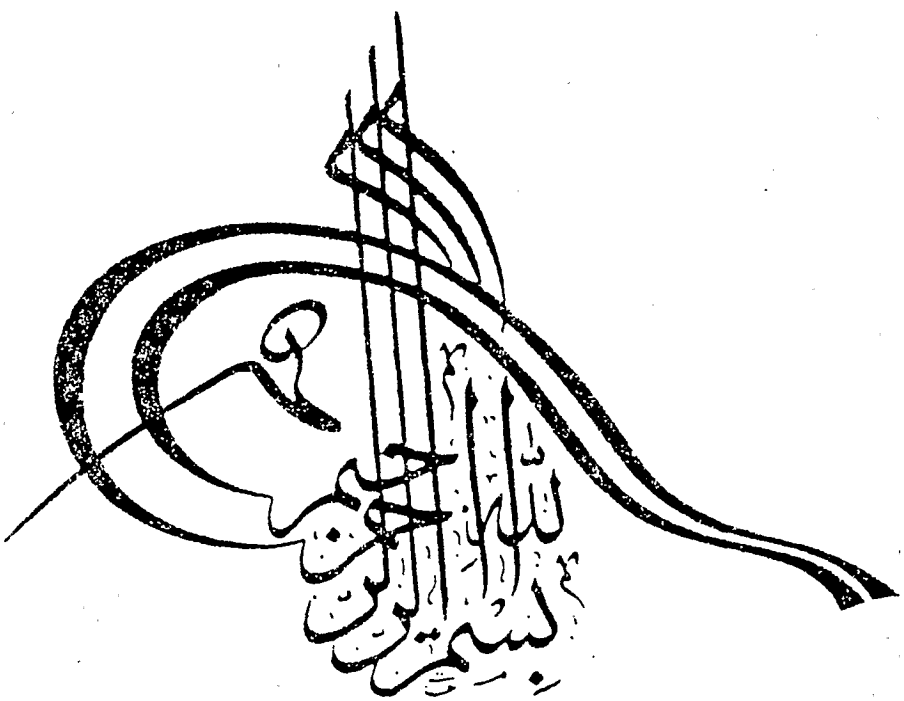

بسم الله الرحمن الرحيم

مرکز اطلاعات و مدارک علمی ایران
تهیه مدارک

دانشگاه صنعتی اصفهان

دانشکده مکانیک

"بررسی نوعی ناپایداری دینامیکی آیروالاستیک (فلاتر) دربال هواپیما"

پایان نامه کارشناسی ارشد

گرایش طراحی جامدات

توسط : محمدعلی فخری شوشتری

زیرنظر : آقای دکترمجتبی محزون

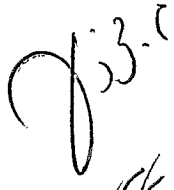
تاریخ آبان ماه ۱۳۶۹

۱۹۹۹۲

بسم الله الرحمن الرحیم

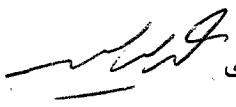
پایان نامه آقای محمدعلی فخری شوشتری درجلسهٔ مورخ ۶۹/۸/۲۲ کمیته پایان نامه متشکل از اساتید ذیل تشکیل ومورد تائید قرار گرفت.

۱) آقای دکتر مجتبی محزون استادراهنمای رساله

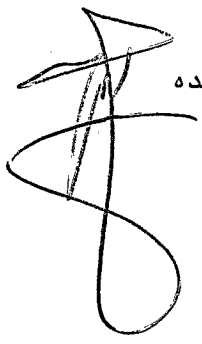


۲) آقای دکتر محمود همامی استاد کمیتهٔ تخصصی

۳) آقای دکتر محمد سعید سعیدی استاد کمیتهٔ تخصصی



۴) آقای دکتر ابراهیم شیرانی مسئول کمیته کارشناسی ارشد دانشکده



قدردانی

بدینوسیله از زحمات آقای دکتر مجتبی محزون استاد راهنمای پروژه و آقای دکتر محمود هما می که با بررسی این رساله و را هنمائیهای خود ما را بهره‌مند نمودند، سپاسگزاری نموده و برای ایشان آرزوی توفیق روزافزون دارم.

فهرست مندرجات

صفحه

خلاصه ۱

مقدمه ۲

فصل اول ۱۱

روش های تقریبی برای حل مسائل عملی ۱۱

حل تقریبی به روش ریلی- ریتز برای بال یکسردرگیر ۱۲

فصل دوم ۱۵

ضرایب تاثیر ،توابع تاثیروانرژی تغییرشکل نسبی ۱۵

فصل سوم ۲۳

آنالیزفلاتربه روش مدهای فرضی(روش ریلی - ریتز) ۲۳

آنالیزفلاترخمش پیچش توسط مدهای فرضی ۲۴

استهلاک ساختمانی یا استهلاک جامد ۳۲

فصل چهارم ۳۸

بررسی بارهای آیرودینامیک برروی هواشکن های نازک ودرحال نوسان درجریان غیرقابل تراکم. ۳۸

فصل پنجم ۴۸

بررسی حل دترمینان فلاتربه روش Smilg-Wasserman (روش U-g) ۴۸

روش تئودرسن ۵۱

فصل ششم ۵۴

بررسی معادلات انتگرالی حرکت برای بال یکسردرگیردرارتعاش آزاد ۵۴

حل معادلات انتگرالی حرکت ویافتن مدشکل های غیرکوپل خمشی وپیچشی ۵۸

نحوهٔ بدست آوردن توابع تاثیر $c^{ZZ}(y,\eta)$ و $c^{\theta\theta}(y,\eta)$ ۶۰

نحوهٔ بدست آوردن مدهای خالص یا غیرکوپل خمشی وپیچشی وفرکانس ارتعاش آنها به روش عددی ۶۲

برنامهٔ کامپیوتری شمارهٔ (۱) ۶۸

صفحه

فصل هفتم ۷۸

جمع بندی مطالب ،ذکریک مثال عددی ونتیجه‌گیری ۷۸

برنامهٔ کامپیوتری شمارهٔ (۲) ۸۲

منابع ومآخذ ۸۷

خـــــــلاصه

ازدیدگاه مهندسی مکانیک درشاخه‌هوانوردی ،فلاتر عبارت است ازنوعی پدیـــــــده‌ٔ ناپایداری دربال هواپیما که‌ازتاثیرمتقابل سه‌نیروی آیرودینامیک ،الاستیک واینرسی ناشی می‌گردد .درمرزفلاتریادرحالت پایداری خنثی ارتعاشات خمشی وپیچشی بصـــــورت حرکت هارمونیک ساده‌با اختلاف فازقابل ملاحظه‌بین آندووبطوربی وقفه وممتدخواهیـــــم داشت که‌درصورت پرواز با سرعتی بیشتراز سرعت بحرانی با ارتعاشات واگـرا وخطرنـــــاک مواجه‌خواهیم‌شد .

دراین رساله‌مجموعه‌اطلاعاتی درزمینه‌ٔ بررسی مسئله‌فلاتردربال هواپیما ازمراجـــع گوناگون ودردسترس جمع آوری گردیده‌وطی هفت فصل نگاشته‌شده‌است ،مجموعه‌ٔ بحث هـــای مختلف دراین فصول توسط مسئله‌فلاتربا همدیگرپیوندخورده‌ودرنهایت منجربه‌حل ایـــــن مسئله‌می‌گردند .درفصل اول به‌روش های حل تقریبی مسئله‌پرداخته‌شده‌است ،فصل دوم‌بـــــه ضرایب تاثیر ،توابع تاثیروانرژی تغییرشکل نسبی اختصاص یافته‌است ،فصل سوم‌بـــــه آنالیزفلاتربکمک مدهای فرضی یا روش ریلی ـ ریتزمی‌پردازدومعادلات دیفرانسیل حرکت استخراج می‌شود ،فصل چهارم‌به‌آیرودینامیک مسئله‌اختصاص یافته‌ونتایج کارآقـــــای تئودرسن درموردجریان سیال غیرقابل تراکم ،دوبعدی وغیردائمی برروی هواشکن هـــا موردا ستفاده‌قرارمی‌گیرد ،فرضیات زیردراین روش بکارگرفته‌شده‌اند :جریان سیال برروی بال پتانسیل‌است ،غیردائمی بودن جریان بصورت هارمونیک ساده‌است ،تئوری خطـــــی (Linearized Theory) اساس این روش را تشکیل می‌دهد .فصل پنجم‌به‌بررسی روش های حل دترمینان فلاتراختصاص یافته‌ودوروش معتبرومتداول آن شرح داده‌شده‌است .فصـــــل ششم‌به‌نحوه‌ٔ یافتن مدشکل های غیرکوپل یا خالص خمشی وپیچشی بال اختصاص داردوعلاوه‌بر مدهای اصلی ،نحوه‌ٔ بدست آوردن مدهای بالاتروفرکانس آنها به‌روش تکرارماتریسی مـــورد بررسی قرارگرفته‌است ،با استفاده‌ازمشخصات داده‌شده‌برای یک بال خاص که‌ازمرجع شماره‌ٔ (۱) گرفته‌شده‌است بکمک برنامه‌ٔ کامپیوتری شماره‌ٔ ۱ مدهای غیرکوپل خمشی وپیچشـــی و فرکانس آنها قابل محاسبه‌خواهندبود .درفصل هفتم‌با ذکریک مثال وبکمک برنامـــــه‌ٔ کامپیوتری شماره‌ٔ ۲ اجزاء دترمینان فلاترمحاسبه‌شده‌ودترمینان توسط هردوروش فصـــــل پنجم‌محاسبه‌می‌گرددونتایج موردتوجه‌قرارمی‌گیرد .

مقدمه :

دانش آیروالاستیسیته عبارت است از مطالعهٔ اثرات بارهای آیرودینامیک بر روی اجسام الاستیک .لرزش درختان تحت تاثیر نیروی باد و یا ارتعاش کابلهای برق نوعی پدیدهٔ آیروالاستیسیته به‌شمار می‌روند .به‌همین شکل پل های معلق و بال و دم و بدنهٔ هواپیما ها می‌توانند در معرض پدیدهٔ آیروالاستیسیته قرار گیرند .

مسائل آیروالاستیسیته به دو دستهٔ عمده تقسیم‌بندی می‌شوند :

الف) مسائل استاتیکی

ب) مسائل دینامیکی

درمسائل استاتیکی صرفا "دونیروی آیرودینامیک و الاستیک حضور دارند درحالیکه درمسائل دینامیکی علاوه برحضور این دونیرو با نیروهای اینرسی نیز سروکار داریم .

مطالعهٔ جدی درزمینهٔ این دانش از حدود ۶۰ سال پیش آغاز شد و هم اکنون به‌عنوان یک علم جوان، درحال پیشرفت های سریع می‌باشد ،درحالیکه از نقطه‌نظر تاریخی اولین آثار این پدیده هنگام جنگ اول جهانی همزمان با ساخت نوعی هواپیمای تک بال (Monoplane) به‌نام FOKKER D-8 مشاهده گردید (شکل (۱))

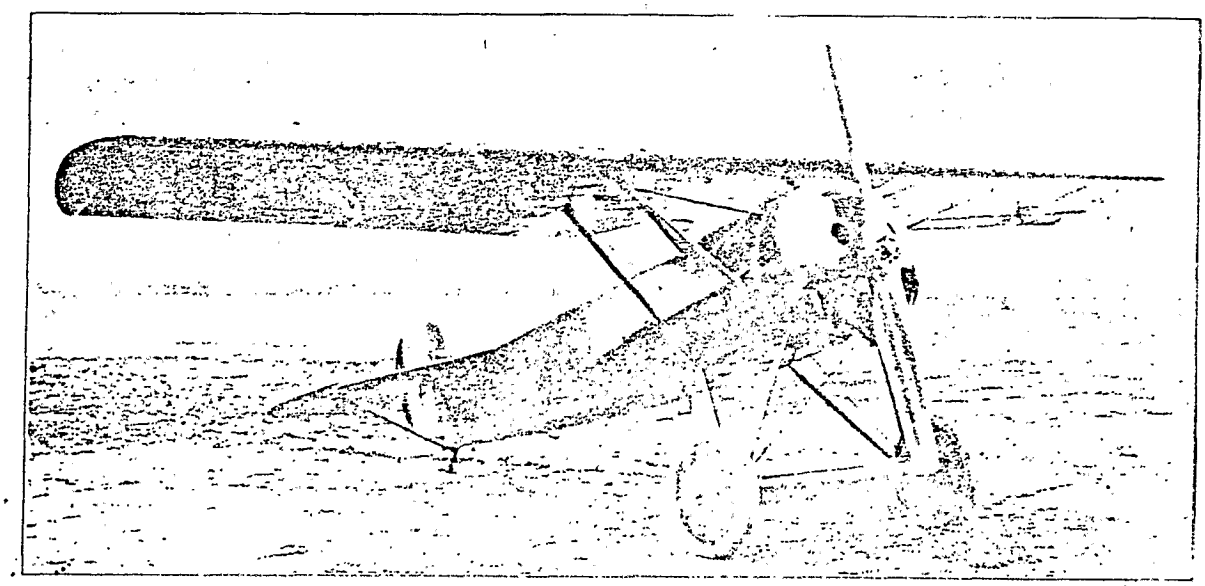
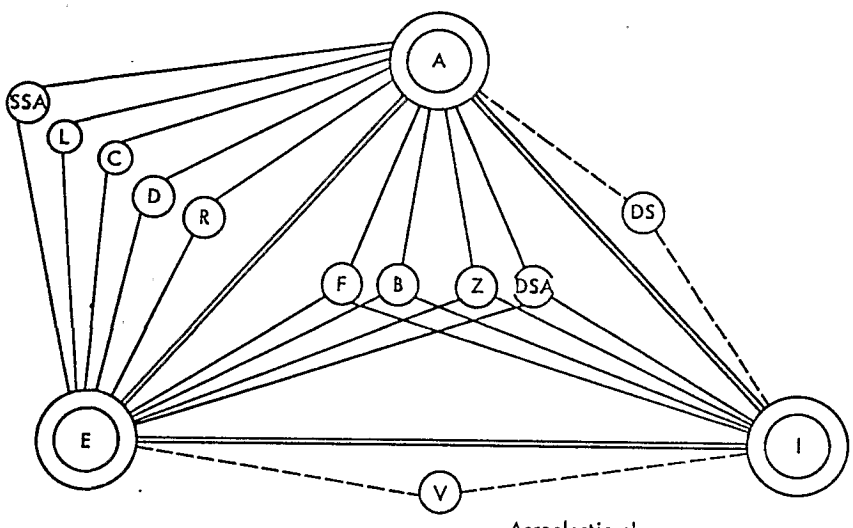


Fig. 1-3. Fokker D-8 airplane.

این هواپیما ها نسبت به‌هواپیما های دوبال (Biplane) از سرعت بیشتری برخوردار بودند و هنگام مانورو شیرجه‌های عمیق درموازدپی درپی با شکست بالها و یا جدا شدن نحه‌مواجه

گردیدند .سا زندگا ن آ ن پس ا زبررسی وآ زما یشها ی زیا ددریا فتندکه درسرعت ها ی با لابـــــه علت ا لاستیک بودن با ل ،زا ویه حمله به مقدا رقا بل ملاحظه ا ی تغییرمی‌نما یدوا ین تغییـــــر موجب ا فزا یش بـا رها ی آ یرودینا میکی شده ودرنـها یت منجربـه ا نـهدا م با ل می‌گردد .

وا قعهٔ فوق آ غا زی برا ی تحقیق وپژوهش درزمینهٔ پدیدهٔ آ یروا لاستیسیته درسا ختمان هوا پیما ها به‌شما رمی‌آ ید .با پیشرفت سریع تکنولوژی وا زدیا دسرعت هوا پیما ها مسا ئـــــل متنوعی درزمینهٔ آ یروا لاستیسیته مطرح گردیدکه درزیربه‌ا هم‌آ نها ا شا ره می‌کنیم .ا گرســـه نیروی آ یرودینا میک ،ا لاستیک وا ینرسی را به‌ترتیب با A ، E و I نما یش دهیم‌وآ نها را برسه‌را س یک مثلث قرا ردهیم‌می‌توا ن هریک ا زپدیده‌ها ی ا ستا تیکی ودینا میکـــــــی آ یروا لاستیسیته‌را بسته‌به‌ا رتبا طش با سه‌نیروی مذکوردرنمودا ری ما نندشکل زیرنشا ن دا د .



Aeroelastic phenomena

A: Aerodynamic force
E: Elastic force
I: Inertial force

Related fields

V: Mechanical vibrations
DS: Dynamic stability

F: Flutter
B: Buffeting
Z: Dynamic response
L: Load distribution
D: Divergence
C: Control effectiveness
R: Control system reversal
DSA: Aeroelastic effects on dynamic stability
SSA: Aeroelastic effects on static stability

خطوط پرکه درنمودا رمشا هده می‌کنیدبیا نگرپدیده‌ها ی ا صلی آ یروا لاستیسیته می‌با شند* .

یکی ا زمهمترین شا خه‌ها ی آ یروا لاستیسیته فلاترنا مدا ردودرطرا حی بدنهٔ هوا پیما ها و پـل ها ی معلق ا زا همیت وجا یگا ه ویژه‌ا ی برخوردا راست .فلاتر (Flutter) ثمرهٔ تا ثیـــــر

---

* جهت ا طلاع‌بیشتردرزمینه‌هریک ا زا ین پدیده‌ها به‌مرجع شما رهٔ (۱) فصل ا ول مرا جعـــــه فرما ئید .

متقابل سه نیروی آیرودینامیک ،الاستیک واینرسی است وهمانطوری که درنمودار فوق مشاهده میکنید با سه راس مثلث ارتباط داردوجزوپدیده های دینامیکی بشمار میرود .به عبارت دیگردریک جمله فلاتر عبارت است ازنوعی پدیدهٔ ناپایداری دینامیکی آیروالاستیک .

مسئله فلاتریا ارتعاشات بال یا دم هواپیما ازدودیدگاه موردبررسی قرارمیگیرد ،یکی فلاتر نوع کلاسیک نامداردوازنظرآیرودینامیکی ازتئوری پتانسیل استفاده میشود (Potential Theory) ونوع غیرکلاسیک که آنالیزآن برمبنای تئوری صرف بسیارپیچیده میباشدومسائلی نظیرجدایش سیال وغیرپریدیک بودن ارتعاشات وشرایط واماندگی (Stalling Condition) رامدنظرداریم .

دراین پایان نامه مسئلهٔ فلاتربه شکل کلاسیک موردتوجه قرارمیگیردکه خودبه دودسته تقسیم میگردد :

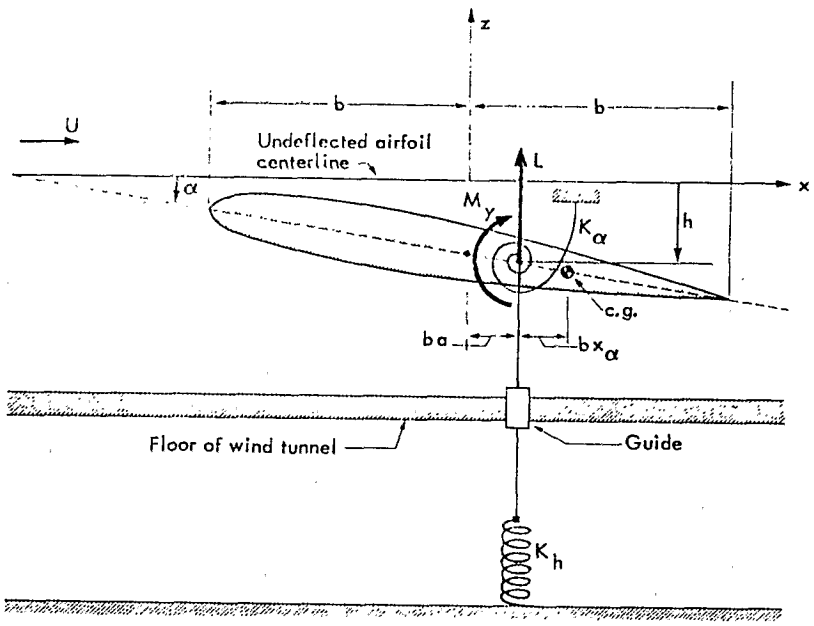
الف)تئوری فلاتردوبعدی: Two Dimensional Flutter Theory

ب)تئوری فلاترسه بعدی: Three Dimensional Flutter Theory

درآنالیزفلاتردوبعدی به جای بررسی بالهائی که غیریکنواخت هستندودرطول بال (Span) دارای تغییرات درجرم وشکل هندسی ومشخصه های الاستیک میباشند(Tapered Wings) بال یکنواختی به طول واحدکه اغلب ازنظرجرم وهندسه دارای مشخصات مقطعی درنزدیکی 3/4 طول بال موردنظرمیباشددرنظرمیگیرند ،به این مقطع ازبال مقطع نمونه یا Typical Section میگویند .درضمن مقاومت دربرابرخمش وپیچش را توسط فنرهایی مدل میکنندکه ثوابت آنها طوری تعیین میگردندکه فرکانس طبیعی سیستم مدل شده درخمش وپیچش با فرکانس های طبیعی خمشی وپیچشی بال اصلی مطابق باشد .شکل زیرسیستم مدل شده برای آنالیزفلاتردوبعدی را نشان میدهد .

نیروهای آیرودینامیکی با فرض بی نهایت بودن طول بال ودرنظرگرفتن جریان سیال پتانسیل دوبعدی وغیرقابل تراکم برروی بالی که با سرعت ثابت به جلوحرکت میکندو دارای حرکت ارتعاشی هارمونیک ساده هم درخمش وهم درپیچش با دامنهٔ کم میباشد ،ابتدا توسط شخصی به نام Theodorsen درسال ۱۹۳۴ محاسبه گردیدودرمسئله فلاتردوبعدی به کار گرفته شد .آنالیزدوبعدی منجربه جوابی تخمینی برای شرایط بحرانی یا فلاترمیگرددکه درا غلب موارد بحافظه کارانه میباشد .

ضعف های آنالیزفلاتردوبعدی را میتوان به شکل زیرخلاصه نمود :



۱) جریان سیال برروی بال ،پتانسیل وغیرقابل تراکم‌فرض شده‌است .

۲) ازنظرآیرودینامیکی ضریب لاغری بال بی نهایت فرض شده‌است* یعنی نیروها درهرجزء طولی بال به‌این شکل محاسبه‌می‌گردندکه جریان سیال درآن جزء غیروابسته‌به‌جریان سیال درکلیهٔ نقاط دیگربال می‌باشدبه عبارت دیگرهیچ جریانی درجهت‌طول بال متصورنیست .

۳) ازتغییرات جرم‌وپارامترهای الاستیک وهندسی درطول بال صرف نظرشده‌است .

۴) دامنهٔ همهٔ نقاط درطول بال یکسان درنظرگرفته‌می‌شود ،چون با توجه‌به‌سیستم‌مدل شدهٔ فلاتردوبعدی،همهٔ بال موردنظربه‌صورت همزمان وبا یک دامنه‌با لاوپائین می‌روندو با پیچش می‌نمایند.

آنالیزی که‌کلیهٔ اشکالات فوق را مرتفع گردانندآنالیزفلاترسه‌بعدی نامیده‌می‌شود . اخیرا " با گسترش تئوری آیرودینامیکی ،بارهای آیرودینامیکی برای سیال قابل تراکم برروی بالی با طول محدودودرحال نوسان قابل محاسبه‌هستندونقصان (۱) و (۲)فوق را جبران می‌نماید .اشکالات (۳)و (۴) نیزبشکلی که‌درآینده‌خواهیم‌دیدتوسط بررسی سه بعدی فلاترمرتفع می‌گردند .اصولا"بررسی مسئله‌فلاتردارای دوجنبه ،یکی‌جنبهٔ مکانیکی و

---

* ضریب لاغری یا Aspect Ratio طبق تعریف عبارت است ازنسبت مربع طول بال به‌کل سطح بال که‌برای بالهای یکنواخت براست با طول بال به‌عرض آن (Chord) .

دوم جنبهٔ آیرودینامیکی می‌باشد. از نقطه نظر مکانیکی هدف بدست آوردن معادلات حرکت سیستم است و از نظر آیرودینامیکی بدنبال روابطی برای نیروو ممان برای بال در حال ارتعاش می‌باشیم. در این رساله از آنالیز فلاتر سه بعدی استفاده گردیده و برای سادگی سیال را غیرقابل تراکم و جریان آن بر روی بال را پتانسیل فرض نموده‌ایم و از نقطه نظر آیرودینامیکی ضریب لاغری بال را بی نهایت فرض نموده‌ایم. در واقع فرضیات (۱) و (۲) با لا که برای آنالیز دوبعدی مطرح بودند همچنان بقوت خود باقی هستند، لیکن جهت جبران نقصان فرضیات (۳) و (۴) تغییرات جرم و پارامترهای هندسی را در طول بال درنظر می‌گیریم و تغییرات دامنهٔ نقاط مختلف در طول بال را هم مدنظر قرار می‌دهیم. در ضمن از اختلاف فاز جزئی بین این نقاط صرف نظر می‌کنیم.

هنگامی که صحبت از آنالیز فلاتر به میان می‌آید هدف یافتن مرز ناپایداری می‌باشد، برای مثال بالی را درنظر بگیرید که با سرعت ثابت U در سیالی مثلاً "هوا در حال حرکت است اگر به شکلی این بال تهیج شده و شروع به ارتعاش نماید (مثلاً "در اثر اصابت یک تندباد) بسته به مقدار سرعت U سه حالت برای دامنهٔ ارتعاشات حاصله پیش بینی می‌شود:

الف) دامنهٔ ارتعاشات کاهش می‌یابد.

ب) دامنهٔ ارتعاشات ثابت باقی می‌ماند.

ج) دامنهٔ ارتعاشات افزایش می‌یابد.

سرعتی که در آن با حالت (ب) مواجه گردیم و ارتعاشات به صورت بی وقفه ادامه‌یابند را سرعت بحرانی یا سرعت فلاتر می‌نامند و آن را با U_F نشان می‌دهند. به این حالت، حالت پایداری خنثی یا Neutral Stability می‌گویند.

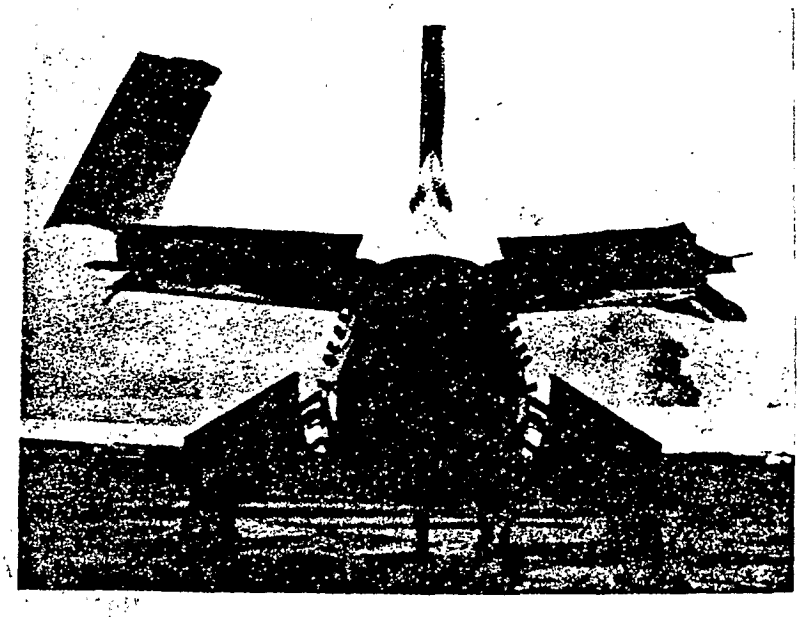
درصورتیکه سرعت پرواز کمتر از U_F باشد با استهلاک ارتعاشات یعنی حالت (الف) مواجه می‌شویم و درصورت زیاد تر بودن سرعت از U_F با حالت (ج) یعنی واگرائی دامنه ارتعاشات مواجه می‌گردیم به طوری که در برخی موارد در صورتیکه حدود 5 m.p.h بالاتر از U_F حرکت کنیم بعد از دو یا سه سیکل ارتعاشی با انهدام بال مواجه خواهیم شد.

لازم به ذکر است که فلاتر یک پدیدهٔ ارتعاشی خودتهیج یا Self Excited می‌باشد به این معنی که منبع انرژی خارجی جریان سیال می‌باشد و در شرایط فلاتر انرژی از این منبع به جسم در حال ارتعاش تغذیه می‌گردد.

از سوئی نیروهای آیرودینامیک که موجب امتداد و بی وقفه بودن ارتعاشات در شرایط بحرانی می‌گردند خود از حرکت ارتعاشی بال نشات می‌گیرند، لذا در صورتیکه سرعت از U_F فراتر

رودودربا ل هوا پیما توسط هیچ عا مل خا رجی آشفتگی ا یجا دنشود ،مشکلی بوجودنخوا هدآ مد ، لیکن اگربه دلیلی موجبا ت تهیج با ل فرا هم گردد ،چون سرعت بیش ا زسرعت بحرا نی ا ست با ا رتعا شا ت وا گرا وخطرنا ک موا جه می‌گردیم .لذا هموا ره با یستی ا زنزدیک شدن به سرعت بحرا نی پرهیزنمود وسرعت مجا زپروا زرا کمترا زآ ن درنظرگرفت یا توسط روش ها ئی نظیر با لابردن مقا ومت وا ستحکا م پیچشی وخمشی با ل ویا روش ها ی دیگرسرعت بحرا نی یا U_F را ا فزا یش دا د .ا مروزه مسئله فلاتربه دلیل نتا یج نا هنجا ری که ممکن ا ست به با رآ وردجزویکی ا زمسا ئل ا ولیه وبسیا رمهم درطرا حی سا ختمان هوا پیما ها به شما رمی‌رود وملاکی برا ی درنظر گرفتن میزا ن سختی با ل یا ا جزاء دیگرهوا پیما می‌با شد .

شکل زیریک هوا پیما ی جت جنگنده را نشا ن می‌دهدکه پس ا زموا جه شدن با پدیدهٔ فلاتربه سختی فرودآ مده ا ست .



نمونهٔ دیگری ا زپدیده ها ی آیروا لاستیسیته که به مهندسی را ه وسا ختمان مربوط می‌شود پل معلق تاکوما (Tacoma) ا ست که درسا ل ۱۹۴۰ تحت تا ثیروزش با دویران گردید .ا ین پل که برا ی مقا ومت درمقا بل با دبا سرعت 100 m.p.h طرا حی شده بودهنگا موزش با دبا سرعت 42 m.p.h درا ثرا رتعا شا ت خودتهیج درمدت زما نی حدودنیم ساعت ویران شد .

چندنکته درموردما هیت فلاتردربا ل هوا پیما :

هرچندبهترآ نست که کل هوا پیما را به عنوا ن یک جسما لاستیک وا حدموردتجزیه وتحلیل

قرار دهیم، لیکن جهت کاستن از میزان پیچیدگی مسئله فرضیات ساده‌شونده‌ای را به‌کار می‌گیریم که مسئله فلاتر هواپیما را به مسئله فلاتر اجزاء آن یعنی بال و دم می‌کاهد، از جمله فرض می‌کنیم که تاثیر بال بر روی دم و یا برعکس قابل صرف نظر می‌باشد.

هنگامیکه بال هواپیما در شرایط فلاتر قرار می‌گیرد، حرکت ارتعاشی متشکل از خمش و پیچش است، به عبارت دیگر مد فلاتر ترکیبی از حرکت ارتعاشی خمشی و پیچشی می‌باشد، بالی که در مقابل پیچش کاملا "محدود شده باشد و فقط درجهٔ آزادی خمشی داشته باشد به هیچ وجه فلاتر نخواهد کرد و در کلیهٔ سرعت‌ها از نظر ارتعاشی پایدار خواهد بود. همچنین بالی که در مقابل خمش کاملا "محدود شده باشد و صرفا "درجهٔ آزادی پیچشی داشته باشد، بجز در حالت‌های خیلی خاص که مثلا "توزیع جرم و یا موقعیت محور الاستیک بشکل غیرمعمول و دور از ذهن باشد فلاتر نخواهد کرد*.

در واقع یکی از جنبه‌های اساسی فلاتر کوپل بودن درجات آزادی مختلف با یکدیگر می‌باشد. همانطوری که قبلا "نیز اشاره شد در شرایط بحرانی ارتعاشات بصورت دائمی و بی‌وقفه با حرکت‌های رمونیک ساده خواهیم داشت، در ضمن آزمایشهای مختلف بر روی بالهای یک سردر گیر نشان می‌دهد که حرکت خمشی در کلیهٔ نقاط در طول بال تقریبا "با یکدیگر هم‌فاز می‌باشند، همچنین حرکت پیچشی کلیهٔ نقاط در طول بال نیز با دقت خوب هم‌فاز در نظر گرفته می‌شوند. نکتهٔ قابل توجه اینکه بین حرکت خمشی و پیچشی اختلاف فاز قابل ملاحظه وجود ارد و در آینده خواهیم دید که این اختلاف فاز نقش عمده‌ای را در پدید آوردن فلاتر بعهده دارد، اهمیت اختلاف فاز بین درجات آزادی مختلف در پدید آوردن ناپایداری بیانگر اهمیت تعداد درجات آزادی بر روی فلاتر می‌باشد. همانطوری که می‌دانیم یک بال هواپیما به‌عنوان یک جسم الاستیک از بینهایت درجهٔ آزادی برخوردار است، لیکن بدلیل شکل خاصی که دارد می‌توان تغییر فرم الاستیک هر مقطع آن را با دقت بسیار خوبی توسط دو مقدار بیان کرد، یکی جابجائی یک نقطهٔ مرجع بر روی آن مقطع و دوم دوران حول محوری در امتداد طول بال که از آن نقطه مرجع می‌گذرد، به‌عبارتی تغییر فرم خمشی و پیچشی. در صورتیکه بال مورد نظر مجهز به سطوح کنترل مثلا "شهپر هم باشد، حرکت پیچشی آن حول محور اتصالش با بال را به‌عنوان درجه آزادی سوم مورد توجه قرار می‌دهیم و خود شهپر را صلب در نظر می‌گیریم.

پس در حالت کلی کافی است که سه درجهٔ آزادی زیر را برای بررسی بال هواپیما در نظر

---

* جهت اطلاع بیشتر در این زمینه به مرجع شمارهٔ (۳) قسمت 4-5 رجوع شود.

بگیریم :

۱) خمش ۲) پیچش ۳) دوران شهپر

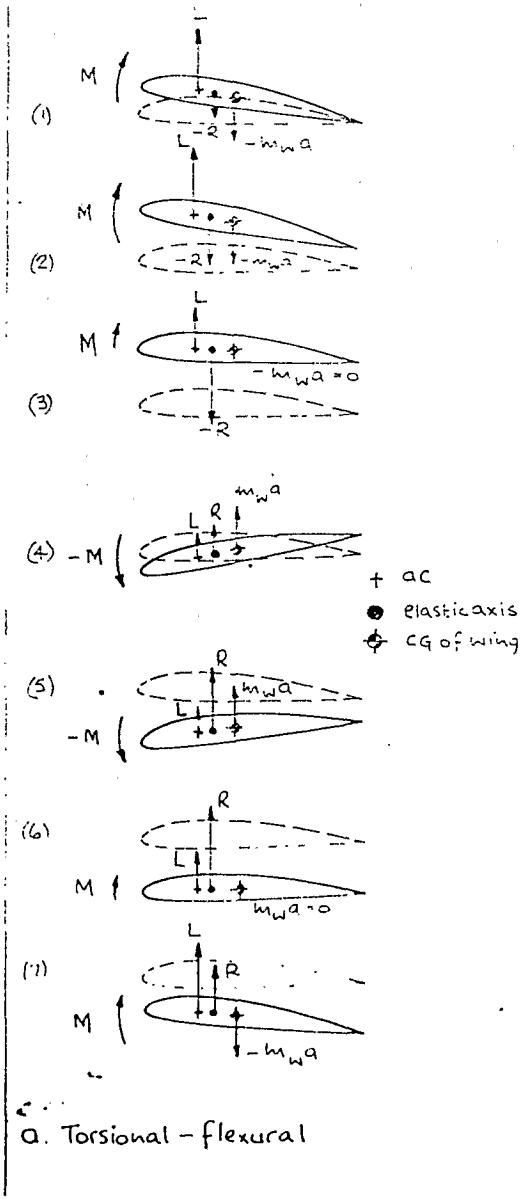
یک مدفلاتر که شامل هر سه حرکت فوق به صورت ارتعاشات هارمونیک با شد فلاتر سه گانه یا Ternary Flutter نامیده می‌شود، در حالت های خاص در صورتیکه دو تا از متغیرهای فوق غالب شوند و مدفلاتر ترکیبی از آن دو با شد، فلاتر دوگانه یا Binary Flutter خواهیم داشت که آن را به سه دسته زیر می‌توان تقسیم کرد :

الف) فلاتر پیچش ـ خمش : Torsional-Flexural Flutter

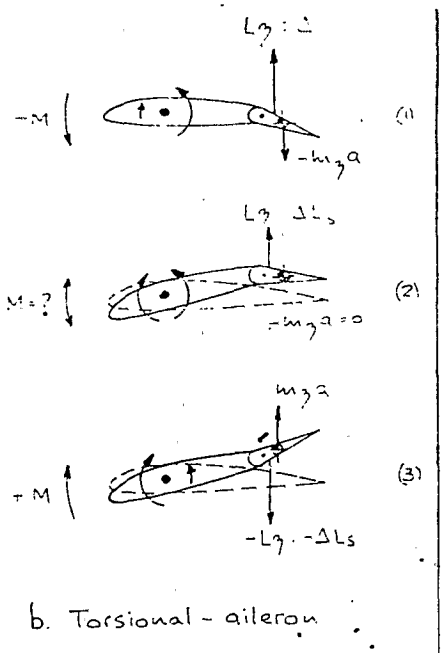
ب) فلاتر پیچش ـ شهپر : Torsional-Aileron Flutter

ج) فلاتر خمش ـ شهپر : Flexural-Aileron Flutter

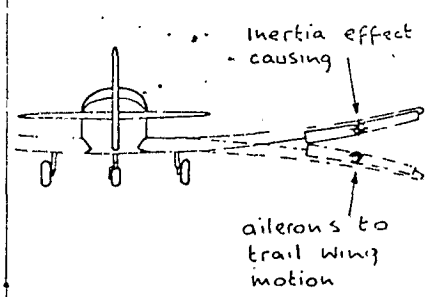
شکل زیر هریک از سه حالت فوق را نشان می‌دهد :



a. Torsional - flexural



b. Torsional - aileron



c Flexural - aileron