مرکز ... مدارک علمی ایران

بسم ا...الرحمن الرحیم

۱۳۸۰ /۳/ ۲۰

نظریهٔ غیر خطی فلاتر و پدیدهٔ دوشاخه‌ای شدن

بوسیلهٔ

پدرام شهرزاد

پایان نامه

ارائه شده به دانشکده تحصیلات تکمیلی به عنوان بخشی از فعالیتهای
تحصیلی لازم برای اخذ درجه کارشناسی ارشد

در رشتهٔ

مهندسی مکانیک-طراحی کاربردی

از

دانشگاه شیراز

شیراز ، ایران

012912

ارزیابی و تصویب شده توسط کمیته پایان نامه با درجه: عالی

امضاء اعضاء کمیتهٔ پایان‌نامه :

دکتر مجتبی محزون، استادیار مهندسی مکانیک(رئیس کمیته) .....

دکتر محمد مهدی علیشاهی، استاد مهندسی مکانیک .....

دکتر قدرت ا... کرمی، استاد مهندسی مکانیک .....

اسفندماه ۱۳۷۹

۳۶۲۰۹

تقدیم به:

پدر و مادر عزیزم

۳۶۳.۹

سپاسگزاری

با سپاس از خداوند متعال که همواره مرا مورد لطف و رحمت بیکران خود قرار داده و تا رسیدن به این مرحله از زندگی یاریم نموده است.
با قدردانی و سپاس از کلیهٔ اساتیدی که در مراحل مختلف تحصیلات اینجانب را یاری دادند خصوصاً استاد محترم جناب آقای دکتر محزون که سرپرستی این پایان‌نامه را به عهده داشته‌اند و با ارائهٔ راهنمایی‌های مدبرانهٔ خود در کلیه مراحل این تحقیق اینجانب را یاری نمودند. همچنین از اساتید دیگر کمیته پایان‌نامه آقایان دکتر علیشاهی و دکتر کرمی کمال تشکر را دارم.

پدرام شهرزاد

چکیده

نظریه غیر خطی فلاتر و پدیدهٔ دوشاخه‌ای شدن

توسط

پدرام شهرزاد

یکی از مسائل مطرح در علم ایروالاستیسیته فلاتر در بال هواپیما است. پدیدهٔ فلاتر در شاخهٔ هوافضا عبارت است از نوعی ناپایداری دینامیکی که در نتیجهٔ اثر متقابل سه نیروی اینرسی، الاستیک و ایرودینامیک بوجود می‌آید و در جریان آن ارتعاشات بال واگرا می‌شود. این پدیده با گذشتن سرعت هواپیما از مقدار خاصی به بعد اتفاق می‌افتد. هدف از تحقیق حاضر این است که ارتعاشات بال هواپیما را بعد از اتفاق افتادن فلاتر مورد بررسی قرار دهد و بعضی پارامترهای مؤثر بر سرعت فلاتر بال و نحوهٔ تأثیر آنها را بدست آورد. برای بررسی مسئله یک مدل ریاضی از ارتعاشات بال برای یک ایرفویل مشخص در نظر گرفته شده است که در آن ویژگی‌های الاستیک سازهٔ بال با فنر غیرخطی مدل شده است و برای بیان نیروهای ایرودینامیک اثر کننده بر روی بال از سه مدل خطی و غیرخطی دائم در جریان دو بعدی و مدل جریان غیر دائم دو بعدی حول بال استفاده شده است.

برای بدست آوردن سرعت فلاتر از روش بالانس هارمونیکی و پیش‌بینی دوشاخه‌ای شدن هوف(Hopf) استفاده شده است. همچنین نحوهٔ ارتعاشات بال بعد از اتفاق افتادن فلاتر با بکارگیری روش انتگرال عددی و روش‌های تحلیلی مورد بررسی قرار گرفته است.

نتایج حاصله نشان می‌دهد که روش بالانس هارمونیکی با دقت خوبی سرعت فلاتر را مشخص می‌کند. همچنین سرعت فلاتر محاسبه شده با استفاده از مدل خطی برای نیروهای ایرودینامیک و مدل غیرخطی به هم نزدیک می‌باشد. محاسبهٔ سرعت فلاتر برای نسبت فرکانس‌های پیچشی و خمشی مختلف نشان می‌دهد که سرعت فلاتر به ازای مقدار خاصی از این نسبت مینیمم می‌شود. اما با افزایش فرکانس طبیعی پیچشی، محدودهٔ پایداری بال بیشتر می‌شود.

فهرست مطالب

عنوان	صفحه
فهرست جداول	ح
فهرست اشکال	ط
فهرست علائم اختصاری	ل
فصل اول: مقدمه	۱
(۱-۱) مقدمه	۱
(۱-۲) فلاتر کلاسیک	۲
(۱-۳) فلاتر غیر کلاسیک	۳
(۱-۳-۱) فلاتر شهپر	۴
(۱-۳-۲) فلاتر دم	۴
(۱-۳-۳) فلاتر در شرایط واماندگی جریان	۶
(۱-۴) کوپل نیروئی	۶
(۱-۴-۱) کوپل اینرسی	۷
(۱-۴-۲) کوپل الاستیک	۸
(۱-۴-۳) کوپل ایرودینامیکی	۹
(۱-۵) تاریخچه	۹
(۱-۶) دوشاخه‌ای شدن	۱۳
(۱-۶-۱) دو شاخه‌ای شدن هوف	۱۶
(۱-۷) ارتعاشات خود محرک	۲۱
(۱-۸) هدف	۲۴

فصل دوم: بررسی مسیرهای پریودیک به روش تحلیلی ۲۶
(۲-۱) مقدمه ۲۶
(۲-۲) منیفولد مرکزی ۲۶
(۲-۲-۱) تئوری منیفولد مرکزی ۲۷
(۲-۲-۲) بدست آوردن تابع تبدیل $h(x)$ ۲۹
(۲-۳) شکل نرمال ۳۳
(۲-۳-۱) بدست آوردن شکل نرمال برای یک دستگاه معادلات ۳۴
فصل سوم: نیروهای آیرودینامیک وارده به بال ۴۰
(۳-۱) مقدمه ۴۰
(۳-۲) نیروهای ایرودینامیک در اثر جریان دو بعدی دائم ۴۱
(۳-۲-۱) مدل خطی برای نیروی ایرودینامیک ۴۲
(۳-۲-۲) مدل غیر خطی برای نیروی ایرودینامیک ۴۳
(۳-۳) نیروهای ایرودینامیک در اثر جریان دو بعدی غیر دائم اطراف بال مرتعش ۴۸
فصل چهارم: بررسی معادلات حرکت برای بال یکسر درگیر در جریان هوا ۵۲
(۴-۱) مقدمه ۵۲
(۴-۲) معادلات حرکت برای بال در جریان دو بعدی ۵۲
(۴-۳) معادلات حرکت برای مدل خطی نیروهای ایرودینامیک ۵۷
(۴-۴) معادلات حرکت برای مدل غیر خطی نیروهای ایرودینامیک ۵۷
(۴-۵) معادلات حرکت برای مدل جریان غیردائم اطراف بال ۵۸
فصل پنجم: محاسبه سرعت فلاتر ۵۹
(۵-۱) مقدمه ۵۹
(۵-۲) روش بالانس هارمونیکی ۵۹
(۵-۳) محاسبهٔ سرعت فلاتر با استفاده از دو شاخه‌ای شدن هوف ۶۵
(۵-۴) بررسی ارتعاشات بال بعد از اتفاق افتادن فلاتر به روش تحلیلی ۶۷

فصل ششم: نتیجه‌گیری ۷۳
(۶-۱) مقدمه ۷۳
(۶-۲) نتیجه‌گیری ۷۳
(۶-۳) پیشنهادات ۸۲
پیوستها ۹۸
پیوست(الف) محور الاستیک و مرکز برش ۹۹
(الف-۱) مقدمه ۹۹
(الف-۲) مرکز برش ۹۹
پیوست(ب) انتگرال عددی به روش رانگ-کوتا ۱۰۳
(ب-۱) مقدمه ۱۰۳
(ب-۲) روش رانگ-کوتا برای معادلات مرتبهٔ اول ۱۰۴
منابع ۱۰۶
چکیده و صفحهٔ عنوان به زبان انگلیسی

فهرست جداول

جدول **صفحه**

جدول(۴-۱) مقادیر پارامترهای بکار رفته در معادلهٔ ۴-۱۱ ۵۶

جدول(۶-۱) دامنهٔ ارتعاشات پیچشی محاسبه شده از روش عددی و روش تحلیلی با فرض تابع تبدیل درجهٔ ۲ ۷۹

جدول(۶-۲) دامنهٔ ارتعاشات پیچشی محاسبه شده از روش عددی و روش تحلیلی با فرض تابع تبدیل درجهٔ ۳ ۸۰

جدول(۶-۳) مقادیر سرعت فلاتر برای مکانهای مختلف مرکز جرم بال ۸۰

جدول(ب-۱) ضرائب روش رانگ-کوتا برای مرتبه‌های مختلف ۱۰۵

فهرست اشکال

شکل **صفحه**

(شکل ۱-۱) مقطع بال با شتاب $\ddot{y}$ به پائین ۷

(شکل ۱-۲) مقطع ایرفویل با جابجائی جانبی و پیچشی ۸

(شکل ۱-۳) دیاگرام دو شاخه‌ای شدن ۱۶

(شکل ۱-۴) مکان هندسی مقادیر ویژه با تغییر پارامتر کنترلی ۱۸

(شکل ۱-۵) دیاگرام فاز به ازای مقادیر λ مختلف ۲۰

(شکل ۱-۶) انواع دو شاخه‌ای شدن هوف ۲۰

(شکل ۱-۷) ارتعاشات خود محرک در اثر اصطکاک خشک ۲۳

(شکل ۲-۱) منیفولدهای پایدار و ناپایدار و مرکزی ۲۸

(شکل ۳-۱) مقطع بال در جریان دوبعدی ۴۲

(شکل ۳-۲) ضرایب نیروی بالابر و ممان نیروی بالابر برای ایرفویل غیر متقارن $NACA\,23024$ ۴۴

(شکل ۳-۳.الف) ضریب نیروی بالابر برای مدل خطی ۴۵

(شکل ۳-۳.ب) ضریب ممان نیروی بالابر برای مدل خطی ۴۵

(شکل ۳-۴.الف) ضریب نیروی بالابر برای مدل غیرخطی ۴۶

(شکل ۳-۴.ب) ضریب ممان نیروی بالابر برای مدل غیرخطی ۴۶

(شکل ۳-۵)تغییرات ضریب c بر حسب $\frac{1}{k}$ ۵۱

(شکل ۴-۱) مقطع بال با جابجائی پیچشی و جانبی ۵۳

(شکل ۵-۱) دامنهٔ چرخهٔ حدی بر حسب سرعت جریان ۶۴

(شکل ۶-۱) تغییرات نرخ میرائی با افزایش سرعت جریان ۸۳

(شکل ۶-۲) تغییرات سرعت فلاتر با تغییر نسبت $\frac{\omega_h}{\omega_\alpha}$ ۸۳

(شکل ۶-۳) تغییرات سرعت فلاتر بر حسب $\frac{\omega_h}{\omega_\alpha}$ برای مقادیر فرکانس پیچشی مختلف ۸۴

(شکل ۶-۴) تغییرات سرعت فلاتر بر حسب $\frac{\omega_h}{\omega_\alpha}$ مدل نیروی ایرودینامیک دائم خطی و غیر دائم ۸۴

(شکل ۶-۵.الف) ارتعاشات زاویه‌ای α بر حسب زمان $v=8(m/s)$ ۸۵

(شکل ۶-۵.ب) ارتعاشات جانبی H بر حسب زمان $v=8(m/s)$ ۸۵

(شکل ۶-۵.ج) نمودار فاز $\dot{\alpha}$ بر حسب α $v=8(m/s)$ ۸۶

(شکل ۶-۵.د) نمودار فاز $\dot{H}$ بر حسب H $v=8(m/s)$ ۸۶

(شکل ۶-۶.الف) ارتعاشات زاویه‌ای α بر حسب زمان $v=15(m/s)$ ۸۷

(شکل ۶-۶.ب) ارتعاشات جانبی H بر حسب زمان $v=15(m/s)$ ۸۷

(شکل ۶-۶.ج) نمودار فاز $\dot{\alpha}$ بر حسب α $v=15(m/s)$ ۸۸

(شکل ۶-۶.د) نمودار فاز $\dot{H}$ بر حسب H $v=15(m/s)$ ۸۸

(شکل ۶-۷.الف) نمودار فاز $\dot{\alpha}$ بر حسب α $v=19.5(m/s)$ ۸۹

(شکل ۶-۷.ب) نمودار فاز $\dot{H}$ بر حسب H $v=19.5(m/s)$ ۸۹

(شکل ۶-۸.الف) ارتعاشات زاویه‌ای α بر حسب زمان $v=20(m/s)$ ۹۰

(شکل ۶-۸.ب) ارتعاشات جانبی H بر حسب زمان $v=20(m/s)$ ۹۰

(شکل ۶-۸.ج) نمودار فاز $\dot{\alpha}$ بر حسب α $v=20(m/s)$ ۹۱

(شکل ۶-۸.د) نمودار فاز $\dot{H}$ بر حسب H $v=20(m/s)$ ۹۱

(شکل ۶-۹.الف) ارتعاشات زاویه‌ای α بر حسب زمان شرایط اولیه خارج از چرخهٔ حدی $v=20(m/s)$ ۹۲

(شکل ۶-۹.ب) ارتعاشات زاویه‌ای H بر حسب زمان شرایط اولیه خارج از چرخهٔ حدی $v=20(m/s)$ ۹۲

(شکل ۶-۹.ج) نمودار فاز $\dot{\alpha}$ بر حسب α شرایط اولیه خارج از چرخهٔ حدی $v=20(m/s)$ ۹۳

(شکل ۶-۹.د) نمودار فاز $\dot{H}$ بر حسب H شرایط اولیه خارج از چرخهٔ حدی $v=20(m/s)$ ۹۳
(شکل ۶-۱۰.الف) ارتعاشات زاویه‌ای α بر حسب زمان $v=22(m/s)$ ۹۴
(شکل ۶-۱۰.ب) ارتعاشات جانبی H بر حسب زمان $v=22(m/s)$ ۹۴
(شکل ۶-۱۰.ج) نمودار فاز $\dot{\alpha}$ بر حسب α $v=22(m/s)$ ۹۵
(شکل ۶-۱۰.د) نمودار فاز $\dot{H}$ بر حسب H $v=22(m/s)$ ۹۵
(شکل ۶-۱۱) نمودار فاز $\dot{\alpha}$ بر حسب α $v=30(m/s)$ ۹۶
(شکل ۶-۱۲) تغییر فرکانس ارتعاش پیچشی و جانبی با افزایش سرعت جریان ۹۶
(شکل ۶-۱۳) نمودار فاز $\dot{\alpha}$ بر حسب α برای مدل فنر خطی $v=8(m/s)$ ۹۷
(شکل ۶-۱۴) نمودار فاز $\dot{\alpha}$ بر حسب α برای مدل فنر خطی $v=20(m/s)$ ۹۷
(شکل الف-۱) تیر یکسر در گیر با مقطع مستطیل تحت تأثیر نیروی جانبی ۱۰۱
(شکل الف-۲) مرکز برش برای مقطع مشخص ۱۰۱
(شکل الف-۳) بال تحت اثر نیروی جانبی ۱۰۲

فهرست علائم اختصاری

α	زاویهٔ حملهٔ ایرفویل
h	تغییر مکان جانبی ایرفویل
c	طول وتر بال
gc	فاصلهٔ مرکز جرم بال تا محور الاستیک
X	بردار حالت
$\dot{X}$	مشتق بردار حالت
W^s	منیفولد پایدار
W^u	منیفولد ناپایدار
W^c	منیفولد مرکزی
Q_L	نیروی بالابر
Q_α	ممان نیروی بالابر حول محور الاستیک
b	نصف طول وتر ایرفویل
ab	فاصلهٔ بین محور الاستیک و وسط ایرفویل
v	سرعت جریان هوا
ρ	چگالی هوا
$C_{M\frac{c}{4}}$	ضریب ممان نیروی بالابر حول $\frac{1}{4}$ طول وتر
C_L	ضریب نیروی بالابر
Γ	چرخش حول ایرفویل
k	فرکانس تقلیل یافته
ω	فرکانس ارتعاشات بال
ΔP_a	اختلاف فشار بین سطوح بالا و پائین ایرفویل

I_α	ممان اینرسی بال حول محور الاستیک
S	ممان استاتیکی بال حول محور الاستیک
C_h	ضریب میرائی بال در برابر حرکت جانبی
C_α	ضریب میرائی بال در برابر حرکت پیچشی
m_h	جرم بال بر واحد طول دهانه
$x_\alpha b$	فاصلهٔ مرکز جرم بال از محور الاستیک
H	تغییر مکان بدون بعد جانبی
τ	زمان بدون بعد
ω_α	فرکانس ارتعاشات آزاد بال در برابر حرکت پیچشی
ω_h	فرکانس ارتعاشات آزاد بال در برابر حرکت جانبی
e	ضریب جملهٔ غیر خطی در مدل ویژگی الاستیک بال در پیچش
ω_f	فرکانس فلاتر
v_f	سرعت فلاتر
v_D	سرعت واگرائی استاتیکی
q	جریان برش متوسط در مقطع یک تیر

فصل اول

مقدمه

۱-۱) مقدمه

از روزهای نخست ساخته شدن بال نوعی ارتعاشات خاص در بال هواپیما و سطوح کنترلی مانند شهپر(Aileron) و سکان(Rudder) مشاهده گردید که به فلاتر(Flutter) معروف شد. پدیدهٔ فلاتر در واقع نوعی ناپایداری یک جسم الاستیک در جریان هوا است که بیشتر در قسمتهایی از سازهٔ هواپیما مانند بالها و سطوح کنترلی که نیروهای ایرودینامیکی زیادی به آنها وارد می‌شود مشاهده می‌شود و بررسی آن زیر مجموعه‌ای از علم ایروالاستیسیته(Aeroelasticity) است. این پدیده در سرعت خاصی که به سرعت فلاتر معروف است و با v_f نمایش داده می‌شود اتفاق می‌افتد و آن سرعتی است که در آن، سازهٔ مورد نظر در اثر نیروهای ایرودینامیک وارده ارتعاشات هارمونیک ساده بدون میرائی انجام می‌دهد. پرواز در سرعتهای کمتر و بیشتر از سرعت فلاتر به ترتیب نشان دهندهٔ ارتعاشات پایدار و ناپایدار برای سازهٔ بال هواپیما یا سطوح کنترلی آن است.

برای اینکه نحوهٔ ارتعاشات بال را قبل از وقوع فلاتر و بعد از اتفاق افتادن آن مورد بررسی قرار دهیم بالی را در نظر بگیرید که در تونل باد از یک طرف کاملاً به پایهٔ صلبی متصل شده است و در زاویهٔ حمله کم نسبت به جریان قرار گرفته است در هنگامی که سرعت جریان در تونل باد صفر است اگر با یک تحریک اولیه بال را به ارتعاش وا داریم ارتعاشات بال بعد از مدتی میرا می‌شود با افزایش سرعت جریان از روی بال سرعت میرا شدن ارتعاشات بال در اثر تحریک اولیه افزایش می‌یابد تا اینکه به

بیشترین مقدار خود برسد و بعد از آن سرعت میرا شدن ارتعاشات به شدت کاهش می‌یابد تا اینکه در یک سرعت مشخص(سرعت فلاتر) ارتعاشات بال دیگر میرا نمی‌شود و بال با دامنهٔ ثابت شروع به ارتعاش می‌کند. با افزایش سرعت جریان دامنهٔ ارتعاشات بال شروع به افزایش می‌کند و در نتیجه بال دچار ناپایداری می‌شود، [۱].

پدیدهٔ فلاتر در مهندسی ساختمان نیز از جایگاه ویژه‌ای برخوردار است درپل‌های معلق بدلیل اثرات ایرودینامیک جریان هوا احتمال اتفاق افتادن فلاتر وجود دارد. از جملهٔ این موارد می‌توان به فروپاشی پل تاکوما(Tacoma) در نوامبر سال ۱۹۴۰ در حالیکه ۴ ماه بیشتر از تاسیس آن نمی‌گذشت اشاره کرد این پل که برای استقامت در برابر باد با سرعت (Mph) ۱۰۰ طراحی شده بود با وزش باد با سرعت (Mph) ۴۲ در اثر ارتعاشات خود محرک بوجود آمده تخریب شد.

پدیدهٔ فلاتر در ایروالاستیسیته به دو نوع تقسیم می‌شود یکی فلاتر کلاسیک است که در آن برای بدست آوردن نیروهای ایرودینامیک وارده به بال معمولاً از فرض جریان پتانسیل استفاده می‌شود و دیگر فلاتر غیر کلاسیک است که بر پایهٔ جدایش جریان و ارتعاشات غیر پریودیک بال و شرایط واماندگی جریان(Stall Condition) می‌باشد.

۱-۲) فلاتر کلاسیک

در حالت کلی برای سیستمهای با یک درجهٔ آزادی ارتعاشات ناپایدار تنها در صورتی ممکن است که یکی از پارامترهای سیستم مانند سختی فنری یا ضریب میرائی منفی شود که این حالت در هواپیما با گذشتن از سرعت واگرایی استاتیکی (Static Divergence Speed) با منفی شدن ضریب سختی فنر پیچشی اتفاق می‌افتد اما در سیستمهای با دو درجهٔ آزادی یا بیشتر حالت ارتعاشات ناپایدار می‌تواند بدون منفی شدن ضرایب ذکر شده نیز اتفاق بیافتد. بدین ترتیب که در این سیستمها اثر متقابل نیروهای ایجاد شده ناشی از ارتعاشات در جهات مختلف بر روی یکدیگر می‌تواند حالت ناپایدار را در اختلاف فاز مشخص ایجاد کند. فلاتر بالهایی که در آنها خمش و پیچش از هم مستقل نمی‌باشند یک نمونه از این مسائل است این نوع فلاتر را