



دانشگاه تربیت مدرس
دانشکده فنی و مهندسی

پایان نامه کارشناسی ارشد رشته مهندسی هوافضا - ایرودینامیک

عنوان:

تحلیل ایروالاستیک ایرفویل دو درجه آزادی در جریان ما فوق صوت با استفاده از تئوری پیستون

دانشجو:

فرید حسین زاده اصفهانی

استاد راهنما:

دکتر بهزاد قدیری دهکردی

استاد مشاور:

دکتر میثم محمدی امین

زمستان ۹۲

تقدیم به :

پدر فداکارم

و

مادر عزیزم

و

همسر مهربانم

تقدیر و تشکر

با سپاس و قدردانی فراوان از استاد ارجمند جناب آقای دکتر بهزاد قدیری دهکردی که در مقطع کارشناسی ارشد توفیق شاگردی ایشان را داشتم و در تهیه این پایان‌نامه نیز به عنوان استاد راهنما مرا هدایت و راهنمایی نمودند. در اینجا بر خود لازم می‌دانم که از دکتر میثم محمدی امین تشکر ویژه‌ای نمایم چرا که بحق وجود ایشان سبب تقویت دیدگاه و روحیه کاربردی کردن علم در اینجانب گردید.

همچنین از دوستان و همکاران محترم جناب آقایان دکتر اصغر نجفی، مهندس حمیدرضا زارع، مهندس حمید موسی زاده، مهندس محمد ابراهیمی مهر، مهندس سعید جعفری پناه، مهندس سعید خضر پور، مهندس اسماعیل سلیم‌پور، مهندس ابوالفضل لوایی و محمدرضا نجاتی کمال تشکر را دارم.



بسمه تعالی

تاییدیه اعضای هیات داوران حاضر در جلسه دفاع از پایان نامه

آقای فرید حسین زاده اصفهانی پایان نامه ۶ واحدی خود را با عنوان تحلیل
ایروالاستیک ایرفویل با دو درجه آزادی در جریان مافوق صوت با استفاده از
تئوری پیستون در تاریخ ۱۳۹۲/۱۱/۸ ارائه کردند.
اعضای هیات داوران نسخه نهایی این پایان نامه را از نظر فرم و محتوا تایید کرده و
پذیرش آنرا برای تکمیل درجه کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک - هوافضا پیشنهاد می
کنند.

عضو هیات داوران	نام و نام خانوادگی	رتبه علمی	امضا
استاد راهنما	دکتر بهزاد قدیری دهکردی	استادیار	
استاد مشاور	دکتر میثم محمدی امین	استادیار	
استاد ناظر	دکتر سعید کریمیان علی آبادی	استادیار	 ۹۲/۱۱/۸
استاد ناظر	دکتر محمود مانی	استاد	
مدیر گروه (یا نماینده گروه تخصصی)	دکتر سعید کریمیان علی آبادی	استادیار	 ۹۲/۱۱/۸

دستورالعمل حق مالکیت مادی و معنوی در مورد نتایج پژوهشهای علمی دانشگاه تربیت مدرس

مقدمه: با عنایت به سیاست های پژوهشی دانشگاه در راستای تحقق عدالت و کرامت انسانها که لازمه شکوفایی علمی و فنی است و رعایت حقوق مادی و معنوی دانشگاه و پژوهشگران، لازم است اعضای هیات علمی، دانشجویان، دانش آموختگان و دیگر همکاران طرح، در مورد نتایج پژوهشهای علمی که تحت عناوین پایان نامه، رساله و طرحهای تحقیقاتی که با هماهنگی دانشگاه انجام شده است، موارد ذیل را رعایت نمایند:

ماده ۱- حقوق مادی و معنوی پایان نامه ها / رساله های مصوب دانشگاه متعلق به دانشگاه است و هرگونه بهره برداری از آن باید با ذکر نام دانشگاه و رعایت آیین نامه ها و دستورالعمل های مصوب دانشگاه باشد.

ماده ۲- انتشار مقاله یا مقالات مستخرج از پایان نامه / رساله به صورت چاپ در نشریات علمی و یا ارائه در مجامع علمی باید به نام دانشگاه بوده و استاد راهنما مسئول مکاتبات مقاله باشد.

تبصره: در مقالاتی که پس از دانش آموختگی بصورت ترکیبی از اطلاعات جدید و نتایج حاصل از پایان نامه / رساله نیز منتشر می شود نیز باید نام دانشگاه درج شود.

ماده ۳- انتشار کتاب حاصل از نتایج پایان نامه / رساله و تمامی طرحهای تحقیقاتی دانشگاه باید با مجوز کتبی صادره از طریق حوزه پژوهشی دانشگاه و بر اساس آئین نامه های مصوب انجام می شود.

ماده ۴- ثبت اختراع و تدوین دانش فنی و یا ارائه در جشنواره های ملی، منطقه ای و بین المللی که حاصل نتایج مستخرج از پایان نامه / رساله و تمامی طرح های تحقیقاتی دانشگاه باید با هماهنگی استاد راهنما یا مجری طرح از طریق حوزه پژوهشی دانشگاه انجام گیرد.

ماده ۵- این دستورالعمل در ۵ ماده و یک تبصره در تاریخ ۱۳۸۴/۴/۲۵ در شورای پژوهشی دانشگاه به تصویب رسیده و از تاریخ تصویب لازم الاجرا است و هرگونه تخلف از مفاد این دستورالعمل، از طریق مراجع قانونی قابل پیگیری می شود.

نام و نام خانوادگی فرید حسین زاده اشرفی
امضاء


۱۴/۱۲/۸۴

آیین نامه چاپ پایان نامه (رساله) های دانشجویان دانشگاه تربیت مدرس

نظر به اینکه چاپ و انتشار پایان نامه (رساله) های تحصیلی دانشجویان دانشگاه تربیت مدرس، مبین بخشی از فعالیتهای علمی - پژوهشی دانشگاه است بنابراین به منظور آگاهی و رعایت حقوق دانشگاه، دانش آموختگان این دانشگاه نسبت به رعایت موارد ذیل متعهد می شوند:

ماده ۱: در صورت اقدام به چاپ پایان نامه (رساله) ی خود، مراتب را قبلاً به طور کتبی به «دفتر نشر آثار علمی» دانشگاه اطلاع دهد.

ماده ۲: در صفحه سوم کتاب (پس از برگ شناسنامه) عبارت ذیل را چاپ کند:

«کتاب حاضر، حاصل پایان نامه کارشناسی ارشد نگارنده در رشته مهندسی هوا فضا است که در سال ۱۳۹۲ در دانشکده فنی و مهندسی دانشگاه تربیت مدرس به راهنمایی جناب آقای دکتر بهزاد قدیری از آن دفاع شده است.»

ماده ۳: به منظور جبران بخشی از هزینه های انتشارات دانشگاه، تعداد یک درصد شمارگان کتاب (در هر نوبت چاپ) را به «دفتر نشر آثار علمی» دانشگاه اهدا کند. دانشگاه می تواند مزاد نیاز خود را به نفع مرکز نشر در معرض فروش قرار دهد.

ماده ۴: در صورت عدم رعایت ماده ۳، ۵۰٪ بهای شمارگان چاپ شده را به عنوان خسارت به دانشگاه تربیت مدرس، تأدیه کند.

ماده ۵: دانشجو تعهد و قبول می کند در صورت خودداری از پرداخت بهای خسارت، دانشگاه می تواند خسارت مذکور را از طریق مراجع قضایی مطالبه و وصول کند؛ به علاوه به دانشگاه حق می دهد به منظور استیفای حقوق خود، از طریق دادگاه، معادل وجه مذکور در ماده ۴ را از محل توقیف کتابهای عرضه شده نگارنده برای فروش، تامین نماید.

ماده ۶: اینجانب: فرید حسین زاده اصفهانی دانشجوی رشته: مهندسی هوافضا مقطع: کارشناسی ارشد تعهد فوق و ضمانت اجرایی آن را قبول کرده، به آن ملتزم می شوم

نام و نام خانوادگی: فرید حسین زاده اصفهانی

تاریخ و امضا:

۱۴/۱۲/۱۳۹۲

چکیده

در این پایان نامه ناپایداری ایرفویل دو درجه آزادی در جریان مافوق صوت بررسی می گردد. ابتدا مدل ایرودینامیکی پیستون مرتبه سوم با صرفنظر از ضخامت ایرفویل در حوزه زمان معرفی گردیده و سپس بر مبنای آن معادلات حاکم در این حوزه استخراج شده است. در ادامه به پاسخ دینامیکی ایرفویل با اثر غیر خطی سازه‌ای درجه سه با استفاده از روش مقیاس های زمانی چندگانه که از جمله روش های اغتشاشات تکین می باشد پرداخته شده است و پدیده دوشاخه ای شدن برای اعداد ماخ مختلف بررسی شده است. نوسانات سیکل محدود در سرعت های بالاتر از سرعت فلاتر خطی با اثر غیر خطی سازه‌ای درجه سه رخ می دهند. فرکانس و دامنه این نوسانات با استفاده از روش مقیاس های زمانی چندگانه برای چند حالت مختلف بدست آمده اند. نتایج حاصل با استفاده از نتایج عددی روش رانگ کوتا مورد مقایسه قرار گرفته‌اند. این مقایسه نشان دهنده تطابق مناسب بین نتایج حاصل از روش تحلیلی و عددی برای تحلیل نوسان سیکل محدود ایرفویل می باشد.

واژه های کلیدی : ایروالاستیسیته - اثر غیرخطی سازه‌ای درجه سه - روش مقیاس زمانی چندگانه - روش رانگ کوتا- دوشاخه ای شدن - نوسانات سیکل محدود.

فصل اول: مقدمه‌ای بر ایروالاستیسیته غیر خطی

۱ - ۱	مقدمه	۱۱
۲-۱	تعریف ایروالاستیسیته	۱۳
۳-۱	پدیده های مهم در ایروالاستیسیته	۱۵
۴-۱	اثرات غیر خطی در ایروالاستیسیته	۱۸
۵-۱	تعریف ایروالاستیسیته غیر خطی	۱۹
۶-۱	رفتار ایروالاستیک غیر خطی عمومی	۲۰
۷-۱	اثرات غیر خطی سازه ای	۲۴
۸-۱	تعریف مسئله و هدف تحقیق	۳۶

فصل دوم: مروری بر مطالعات پیشین

۱-۲	پیشینه پژوهش	۴۱
۱-۱-۲	تئوری پیستون	۴۲
۲-۱-۲	ایروالاستیسیته غیر خطی در جریان مافوق صوت	۴۵
۳-۱-۲	روش اغتشاشات تکین	۴۷

فصل سوم: معادلات حاکم

۱-۳	معادلات حاکم بر ایروالاستیک مافوق صوت دو بعدی	۵۰
۲-۳	معرفی الگوی سازه	۵۴
۳-۳	معادلات لاگرانژ	۵۴
۴-۳	معادلات حاکم بر ایروالاستیسیته مقطع دو بعدی	۵۵
۱-۴-۳	مدل غیر خطی سازه‌ای درجه سه	۵۷

فصل چهارم: روش حل معادلات کوپل ایروالاستیک

۱-۴	محاسبه سرعت فلاتر	۵۷
۲-۴	معادلات حاکم بی بعد شده در حوزه زمان با مدل ایروالاستیک پیستون غیر خطی	۵۸
۳-۴	روش راث	۶۰
۴-۴	محاسبه سرعت ناپایداری با استفاده از دو شاخه ای شدن هاپ	۶۳
۵-۴	دو شاخه ای شدن	۶۴
۶-۴	دو شاخه ای شدن هاپ	۶۷
۱-۶-۴	تئوری هاپ	۶۸
۲-۶-۴	انواع دو شاخه ای شدن هاپ	۶۹
۷-۴	روش مقیاس های چندگانه زمانی	۷۰

۸-۴ روش عددی رانگ کوتا ۷۸.....

فصل پنجم : نتایج و بحث

- ۵-۱ مقدمه ۸۳.....
- ۵-۲ بررسی پدیده دوشاخه ای شدن ۸۳.....
- ۵-۳ مقایسه حل عددی و تحلیلی ۱۰۵.....
- ۵-۴ بررسی اثر شرایط اولیه بر روی نتایج عددی ۱۰۶.....
- ۵-۵ اعتبار سنجی نتایج عددی ۱۰۸.....
- ۵-۶ مطالعه پارامتری ۱۰۵.....

فصل ششم : نتیجه گیری

- ۶-۱ جمع بندی تحقیق ۱۱۳.....
- ۶-۲ دستاوردها و محدودیت ها ۱۱۴.....
- ۶-۳ پیشنهادات ۱۱۶.....

فهرست مراجع

فهرست علائم و نشانه ها

نشانه	عنوان
α	زاویه سطح نسبت به زاویه جریان
h	تغییر مکان عمودی ایرفویل.....
c	طول وتر ایرفویل.....
x	بردار حالت.....
\dot{x}	مشتق بردار حالت.....
L	نیروی بالابر.....
M	ممان پیچشی.....
b	نصف طول وتر ایرفویل.....
v	سرعت جریان هوا.....
ρ	چگالی هوا.....
ω	فرکانس ارتعاشات ایرفویل.....
Δp	اختلاف فشار بین سطح بالایی و پایینی ایرفویل.....
I_{α}	ممان اینرسی ایرفویل حول محور الاستیک.....
s	ممان استاتیکی ایرفویل حول محور الاستیک.....
c_h	ضریب میرایی ایرفویل در برابر حرکت عمودی.....
c_{α}	ضریب میرایی ایرفویل در برابر حرکت پیچشی.....
$x_{\alpha} b$	فاصله مرکز جرم ایرفویل از محور الاستیک.....
ξ	تغییر مکان عمودی بی بعد شده ایرفویل.....
τ	زمان بدون بعد.....
ω_{α}	فرکانس ارتعاشات آزاد در برابر حرکت پیچشی.....
ω_h	فرکانس ارتعاشات آزاد در برابر حرکت عمودی.....
v_f	سرعت فلاتر.....
γ	نسبت گرمایی ویژه.....
φ	تابع پتانسیل.....
M_{∞}	عدد ماخ.....
KE	انرژی جنبشی.....
q	فشار دینامیکی.....
k_{α}	سختی پیچشی سازه.....
k_h	سختی خمشی سازه.....
σ	نقطه ناپایداری.....
λ	ضریب تراکم پذیری.....

l_{CO}	نوسانات سیکل محدود.....
q_i	مختصات تعمیم یافته.....
W_{NC}	کار ناشی از نیروهای غیر پایستار.....
Z	عنوان جابه جایی سطح الاستیک.....
J_0	تابع بسط نوع اول از مرتبه صفر.....
u_{CG}	سرعت مرکز جرم.....
M	ماتریس جرم.....
C	ماتریس میرایی.....
K	ماتریس سختی.....
$\bar{\omega}$	نسبت فرکانس طبیعی.....
r_α	شعاع ژیراسیون بدون بعد.....
ζ_h	استهلاک لزج به ترتیب خمشی.....
ζ_α	استهلاک لزج به ترتیب پیچشی.....
μ	نسبت جرم ایرفویل به هوا.....

فهرست جداول

صفحه	عنوان
۳۱.....	جدول (۱-۲) تنظیمات فلپ در آزمایش لی و ترون.....
۵۹.....	جدول (۱-۴) مقادیر پارامترهای بی بعد.....
۸۴.....	جدول (۱-۵) مقادیر دامنه نوسانات در عدد ماخ ۵ با استفاده از روش عددی.....
۸۵.....	جدول (۲-۵) مقادیر فرکانس ناپایداری، فرکانس و دوره تناوب سیکل محدود برای محدوده‌ای از اعداد ماخ.....
۱۱۱.....	جدول (۳-۵) مقایسه سرعت ناپایداری با استفاده از روش راث و هاپ.....

فهرست شکل ها

صفحه

عنوان

- شکل (۱-۱) شماتیک دانش چندوجهی ایروالاستیسیته و پدیده های مهم آن ۱۴
- شکل (۲-۱) شماتیک پاسخ نوسان سیکل محدود مخرب و غیرمخرب ۲۳
- شکل (۳-۱) منحنی نیرو در برابر جابجایی برای (الف) فنر سخت شونده کیوبیک، (ب) فنر نرم شونده کیوبیک ۲۶
- شکل (۴-۱) منحنی نیرو در برابر جابجایی برای (الف) نقطه تخت بدون پیش بار، (ب) فنر دو خطی معمولی ۲۷
- شکل (۵-۱) ممان مفصل شهپر یک گلايدر در برابر زاویه مفصل ۲۸
- شکل (۶-۱) شماتیک یک سیستم فنر - باریکه با پیش - کشش دیاگرام نیرو - جابجایی آن ۲۹
- شکل (۷-۱) تصویر هواپیما CF-18 و شماتیک محل تا شدن بال و مفاصل فلپ لبه حمله روی بال آن ۳۰
- شکل (۸-۱) ممان در برابر دوران مفصل تاکننده بال هواپیما CF-18 ۳۰
- شکل (۹-۱) ممان در برابر دوران فلپ لبه حمله بال هواپیمای CF-18 ۳۱
- شکل (۱۰-۱) سختی معادل بال - تاشو در برابر نسبت دامنه در تنظیمات فلپ - شهپر ۳۲
- شکل (۱۱-۱) شماتیک نیرو در برابر سرعت برای اثر غیرخطی اصطکاک جامد (الف) ایده آل، (ب) عملی ۳۳
- شکل (۱۲-۱) نمادگذاری مورد استفاده در اثر غیرخطی هیستریسیس ۳۳
- شکل (۱۳-۱) نمای شماتیک سیستم مکانیکی هم ترازوی مخازن زیر بال پسرگراشونده ۳۵
- شکل (۱۴-۱) ایده آل سازی سیستم شکل (۲-۱۲) برای حرکت گشت بال و مخزن ۳۵
- شکل (۱۵-۱) منحنی هیستریسیس اندازه گیری شده انحراف های گشت مخزن نزدیک بدنه ۳۶
- شکل (۱-۳) نوسانات صفحه تخت در اثر عبور جریان مافوق صوت ۴۷
- شکل (۲-۳) سرعت القایی در داخل یک پیستون فرضی ۴۸
- شکل (۳-۳) مدل برای حرکت معادل پیستون فرضی ۵۰
- شکل (۴-۳) نمای شماتیک از مقطع بال با مدل جرم و فنر ۵۳
- شکل (۱-۴) شماتیک مرز ناپایداری دینامیکی ۶۲
- شکل (۲-۴) الگوریتم راث ۶۳
- شکل (۳-۴) دیاگرام دو شاخه ای شدن ۶۷

شکل(۴-۴) مکان هندسی مقادیر ویژه با تغییر پارامتر کنترلی.....۶۹

شکل(۵-۴) انواع دوشاخه‌ای شدن هاپ (الف: مافوق بحرانی ، ب: مادون بحرانی).....۷۰

شکل(۱-۵) بررسی دو شاخه ای شدن در نقطه ناپایداری با استفاده از روش های تحلیلی و عددی در شرایط زیر.....۸۶

$$M = 3, v_f = 8.83$$

شکل(۲-۵) بررسی دو شاخه ای شدن در نقطه ناپایداری با استفاده از روش های تحلیلی و عددی در شرایط زیر.....۸۶

$$M = 4, v_f = 10.54$$

شکل(۳-۵) بررسی دو شاخه ای شدن در سرعت ناپایداری با استفاده از روش های تحلیلی و عددی در شرایط زیر.....۸۷

$$M = 5, v_f = 11.62$$

شکل(۴-۵) بررسی دو شاخه ای شدن در سرعت ناپایداری با استفاده از روش های تحلیلی و عددی در شرایط زیر.....۸۷

$$M = 20, v_f = 23.3$$

شکل(۵-۵) مقایسه دامنه خمش و پیچش در شرایط نوسان سیکل محدود با روش های تحلیلی و عددی در شرایط زیر.....۹۱

$$M = 5, \sigma = 0.1, x_0^T = 1.0e - 004 (-0.1033 - 0.9173 0.0673 0.2785)$$

شکل(۶-۵) مقایسه دامنه خمش و پیچش در شرایط نوسان سیکل محدود با روش های تحلیلی و عددی در شرایط زیر.....۹۱

$$M = 5, \sigma = 0.2, x_0^T = 1.0e - 004 (-0.1033 - 0.9173 0.0673 0.2785)$$

شکل(۷-۵) مقایسه دامنه خمش و پیچش در شرایط نوسان سیکل محدود با روش های تحلیلی و عددی در شرایط زیر.....۹۲

$$M = 5, \sigma = 0.3, x_0^T = 1.0e - 004 (-0.1033 - 0.9173 0.0673 0.2785)$$

شکل(۸-۵) مقایسه دامنه خمش و پیچش در شرایط نوسان سیکل محدود با روش های تحلیلی و عددی در شرایط زیر.....۹۲

$$M = 5, \sigma = 0.5, x_0^T = 1.0e - 004 (-0.1033 - 0.9173 0.0673 0.2785)$$

شکل(۹-۵) مقایسه دامنه خمش و پیچش در شرایط نوسان سیکل محدود با روش های تحلیلی و عددی در شرایط زیر.....۹۳

$$M = 5, \sigma = 0.7, x_0^T = 1.0e - 004 (-0.1033 - 0.9173 0.0673 0.2785)$$

شکل(۱۰-۵) مقایسه دامنه خمش و پیچش در شرایط نوسان سیکل محدود با روش های تحلیلی و عددی در شرایط زیر.....۹۳

$$M = 5, \sigma = 0.9, x_0^T = 1.0e - 004 (-0.1033 - 0.9173 0.0673 0.2785)$$

شکل(۱۱-۵) نوسانات خمشی و پیچشی ایرفویل در سرعت $v = 11.30$ قبل از فلاتر.....۹۴

$$x_0^T = (0,0.01,0,0)$$

شکل(۱۲-۵) نوسانات خمشی و پیچشی ایرفویل در سرعت $v = 11.30$ قبل از فلاتر.....۹۵

$$x_0^T = (0,0.1,0,0)$$

شکل(۱۳-۵) نوسانات خمشی و پیچشی ایرفویل در سرعت $v = 11.30$ قبل از فلاتر.....۹۵

$$x_0^T = (0.01,0,0,0)$$

شکل(۱۴-۵) نوسانات خمشی و پیچشی ایرفویل در سرعت $v = 14.40$ بعد از فلاتر.....۹۶

$$x_0^T = (0,0.1,0,0)$$

شکل(۱۵-۵) نوسانات خمشی و پیچشی ایرفویل در سرعت $v = 14.40$ بعد از فلاتر.....۹۶

$$x_0^T = (0,0.01,0,0)$$

شکل(۱۶-۵) نوسانات خمشی و پیچشی ایرفویل در سرعت $v = 14.40$ بعد از فلاتر.....۹۷

$$x_0^T = (0,0.001,0,0)$$

شکل(۱۷-۵) نوسانات خمشی و پیچشی ایرفویل در سرعت $v = 14.40$ بعد از فلاتر.....۹۷

$$x_0^T = (0.01,0,0,0)$$

- شکل (۱۸-۵) مقایسه نوسانات پیچشی ایرفوویل در سرعت $v = 11.53$ بعد از فلاتر..... ۹۸
و شرایط اولیه $x_0^T = (0, 0.001, 0, 0)$ با مرجع [۴۳].
- شکل (۱۹-۵) مقایسه نوسانات پیچشی ایرفوویل در سرعت $v = 11.53$ بعد از فلاتر..... ۹۸
و شرایط اولیه $x_0^T = (0, 0.1, 0, 0)$ با مرجع [۴۳].
- شکل (۲۰-۵) مقایسه نمودار فاز پیچشی ایرفوویل در سرعت $v = 12.54$ بعد از فلاتر..... ۹۹
و شرایط اولیه $x_0^T = (0, 0.1, 0, 0)$ با مرجع [۴۳].
- شکل (۲۱-۵) مقایسه نمودار فاز پیچشی ایرفوویل در سرعت $v = 12.54$ بعد از فلاتر..... ۹۹
و شرایط اولیه $x_0^T = (0, 0.001, 0, 0)$ با مرجع [۴۳].
- شکل (۲۲-۵) نوسانات خمشی و پیچشی ایرفوویل در سرعت $v = 11.53$ بعد از فلاتر..... ۱۰۰
و شرایط اولیه $x_0^T = (0, 0.1, 0, 0)$ با مرجع [۴۳].
- شکل (۲۳-۵) تغییرات نوسان خمشی و پیچشی ایرفوویل در سرعت $v = 11.53$ بعد از فلاتر..... ۱۰۰
و شرایط اولیه $x_0^T = (0, 0.1, 0, 0)$ با مرجع [۴۳].
- شکل (۲۴-۵) نوسانات خمشی و پیچشی ایرفوویل در سرعت $v = 11.53$ بعد از فلاتر..... ۱۰۱
و شرایط اولیه $x_0^T = (0, 0.001, 0, 0)$ با مرجع [۴۳].
- شکل (۲۵-۵) تغییرات نوسان خمشی و پیچشی ایرفوویل در سرعت $v = 11.53$ بعد از فلاتر..... ۱۰۱
و شرایط اولیه $x_0^T = (0, 0.001, 0, 0)$ با مرجع [۴۳].
- شکل (۲۶-۵) نوسانات خمشی و پیچشی ایرفوویل در سرعت $v = 12.54$ بعد از فلاتر..... ۱۰۲
و شرایط اولیه $x_0^T = (0, 0.001, 0, 0)$ با مرجع [۴۳].
- شکل (۲۷-۵) تغییرات نوسان خمشی و پیچشی ایرفوویل در سرعت $v = 12.54$ بعد از فلاتر..... ۱۰۲
و شرایط اولیه $x_0^T = (0, 0.001, 0, 0)$ با مرجع [۴۳].
- شکل (۲۸-۵) نوسانات خمشی و پیچشی ایرفوویل در سرعت $v = 12.54$ بعد از فلاتر..... ۱۰۳
و شرایط اولیه $x_0^T = (0, -0.001, 0, 0)$ با مرجع [۴۳].
- شکل (۲۹-۵) تغییرات نوسان خمشی و پیچشی ایرفوویل در سرعت $v = 12.54$ بعد از فلاتر..... ۱۰۳
و شرایط اولیه $x_0^T = (0, -0.001, 0, 0)$ با مرجع [۴۳].
- شکل (۳۰-۵) نوسانات خمشی و پیچشی ایرفوویل در سرعت $v = 12.54$ بعد از فلاتر..... ۱۰۴
و شرایط اولیه $x_0^T = (0, 0.1, 0, 0)$ با مرجع [۴۳].
- شکل (۳۱-۵) تغییرات نوسان خمشی و پیچشی ایرفوویل در سرعت $v = 12.54$ بعد از فلاتر..... ۱۰۴
و شرایط اولیه $x_0^T = (0, 0.1, 0, 0)$ با مرجع [۴۳].
- شکل (۳۲-۵) نوسانات خمشی و پیچشی ایرفوویل در سرعت $v = 6$ قبل از فلاتر..... ۱۰۵
و شرایط اولیه $x_0^T = (0, 0.1, 0, 0)$ با مرجع [۴۳].
- شکل (۳۳-۵) نوسانات خمشی و پیچشی ایرفوویل در سرعت $v = 7$ قبل از فلاتر..... ۱۰۵
و شرایط اولیه $x_0^T = (0, 0.1, 0, 0)$ با مرجع [۴۳].
- شکل (۳۴-۵) نوسانات خمشی و پیچشی ایرفوویل در سرعت $v = 7.3$ در مرز ناپایداری..... ۱۰۶
و شرایط اولیه $x_0^T = (0, 0.001, 0, 0)$ با مرجع [۴۳].
- شکل (۳۵-۵) تغییرات نوسان خمشی و پیچشی ایرفوویل در سرعت $v = 7.3$ در مرز ناپایداری..... ۱۰۶
و شرایط اولیه $x_0^T = (0, 0.001, 0, 0)$ با مرجع [۴۳].

- شکل (۳۶-۵) نوسانات خمشی و پیچشی ایرفویل در سرعت $v = 7.3$ در مرز ناپایداری..... ۱۰۷
و شرایط اولیه $x_0^T = (0, 0.1, 0, 0)$ [۴۳].
- شکل (۳۷-۵) تغییرات نوسان خمشی و پیچشی ایرفویل در سرعت $v = 7.3$ در مرز ناپایداری..... ۱۰۷
و شرایط اولیه $x_0^T = (0, 0.1, 0, 0)$ [۴۳].
- شکل (۳۸-۵) بررسی تغییر سرعت فلاتر در اثر تغییرات نسبت فرکانس..... ۱۰۹
- شکل (۳۹-۵) بررسی تغییر سرعت فلاتر در اثر تغییرات مکان محور الاستیک از لبه حمله..... ۱۱۰
- شکل (۴۰-۵) بررسی تغییر سرعت فلاتر در اثر تغییرات جرم هوای عبوری..... ۱۱۰
- شکل (۴۱-۵) بررسی تغییر سرعت فلاتر در اثر تغییرات عدد ماخ..... ۱۱۱

فصل اول:

مقدمه ای بر ایروالاستیسیته

بیش از یک قرن از پرواز اولین هواپیمای ساخت بشر توسط برادران رایت^۱ می گذرد و در این مدت صنعت هواپیمایی پیشرفت های چشمگیری داشته است. منشأ بسیاری از این پیشرفت ها مطالعه علل سوانحی بوده است که وسایل پرنده با آنها روبرو شده اند. یکی از این موارد، سانحه ای بود که برای ماشین پرنده ساموئل لانگلی^۲ رخ داد و به همین دلیل طرح او، اولین هواپیما نام نگرفت. در سال ۱۹۰۳ و پیش از پرواز هواپیمای برادران رایت، لانگلی دوبار تلاش کرد ماشین پرنده خود را از سقف یک خانه قایقی به پرواز درآورد شکل (۱-۱). اما تلاش های وی بر اثر پدیده واگرایی ایروالاستیک^۳ ناشی از ناکافی بودن سختی پیچشی^۴ بال به سقوط پرنده او منجر شد [۱]. در واقع می توان پرنده لانگلی را اولین طرح متأثر از پدیده های ایروالاستیک^۵ دانست. شاید همین موفقیت هواپیمای دوباله^۶ برادران رایت و سقوط پرنده تکبال لانگلی دلیل اصلی تمایل شدید به هواپیماهای دوباله در سال های آغازین عصر پرواز بوده است [۲]. علت ظهور پدیده ایروالاستیک در هواپیماهای این دوره حتی در سرعت های کم، منعطف بودن سازه این هواپیماها بود [۳]. در سال ۱۹۱۷ تولید اولین هواپیمای جنگی تکباله^۷ آغاز شد ولی این نوع هواپیماها تا اواسط دهه ۱۹۳۰ که پیکربندی سازه ای فلزی با سختی پیچشی کافی برای هواپیماهای تکبال وارد شدند، بازدهی خوبی نداشتند [۱]. در حقیقت اشکالات، ناشی از عدم شناخت و تحلیل درست از رفتار ایروالاستیک وسایل پرنده بود. مسایل ایروالاستیسیته^۸ تا قبل از جنگ جهانی دوم چندان مورد توجه قرار نگرفت. در آن زمان سرعت هواپیماها بسیار کم بود و انعطاف پذیری هواپیما با قویتر کردن سازه تا حد امکان کم اثر می شد اما ازدیاد بیش از حد وزن در اثر استفاده از قیود و تقویت کننده های سازه ای به صرفه نبود و همزمان تلاشها بر کاهش وزن سازه و افزایش سرعت هواپیما استوار گردید [۲].

¹ Wright Brothers

² Samuel Langley

³ Aeroelastic divergence

⁴ Torsional Stiffness

⁵ Aeroelastic phenomena

⁶ Biplane

⁷ Monoplane

⁸ Aeroelasticity

کاهش وزن سازه به معنی کاهش سختی و افزایش انعطاف پذیری سازه بود که در نهایت باعث شد تا مهندسان با مسایلی روبرو شوند که امروزه با نام پدیده های ایروالاستیک شناخته می شوند. سقوط بسیاری از هواپیماهای آن دوره محرکی بود که مهندسان را به بررسی پدیده های ایروالاستیک تشویق کرد. سقوط تعدادی از بمب افکن های آلمانی و فرانسوی در اثر پدیده فلاتر مانند هواپیمای Handley page O/400 در جریان جنگ جهانی اول و هواپیمای فوکر D-8 در سال ۱۹۳۱ از آن جمله اند [۲]. هواپیمای D-8 به علت اجرای فوق العاده عملیات های مختلف در مرحله تولید قرار گرفت. اما تولید این هواپیمای جنگی زیاد دوام نیافت؛ زیرا در چندین مورد، بال این هواپیما حین شیرجه با سرعت بالا در هم شکست. شرکت فوکر بر روی تعدادی از بال های این هواپیما تست مقاومت استاتیک انجام داد. در آن زمان بیسپیلینگوف^۱ دریافت که حین پرواز، زاویه حمله در نوک بال سریعتر از وسط بال افزایش می یابد که این افزایش زاویه حمله باعث پیچش بال و در هم شکستن آن در مانورهای جنگی می شود [۲]. دوره مدرن ایروالاستیسیته با طراحی و معرفی بمب افکن B-47 در اواخر دهه ۱۹۴۰ آغاز شد. در واقع تحول ایروالاستیسیته همزمان با نیاز به پیش بینی بارها و پایداری ایروالاستیک هواپیماهای حمل و نقل مدرن که دارای طرح بال بزرگ، با ضریب منطری بالا و پسگرا بودند، صورت گرفت. در واقع می توان ادعا کرد بمب افکن های B-47 و B-52 بیشترین تأثیر را بر ایروالاستیسیته داشته اند [۴]. پدیده های ایروالاستیک علاوه بر سازه های هوافضایی، سازه های دیگر را نیز دچار مشکل ساخت. در نوامبر ۱۹۴۰، پل تاکوما در آمریکا که تنها چهار ماه از ساخت آن می گذشت بر اثر ناپایداری دینامیکی ابتدا دچار نوسان شد و در نهایت پس از نیم ساعت فرو ریخت. تصویری از این سانحه در شکل (۱-۲) نشان داده شده است. سوانح مذکور و موارد بسیار دیگر که مجال ذکر آنها نیست، همگی سبب شدند مهندسان نگاه جدیدتری به اثرات متقابل جریان هوا و سازه و ارتعاشات ناشی از جریان هوا داشته باشند و برای شناخت بهتر این پدیده ها پژوهش های تجربی و تئوری متعددی را انجام دهند. به این ترتیب با این مطالعات شاخه ای جدید در علم ایجاد شد که ایروالاستیسیته نام گرفت.

¹ Bisplinghoff