

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشگاه تربیت مدرس
دانشکده فنی - مهندسی

پایان نامه دوره کارشناسی ارشد
مهندسی هوافضا - آیرودینامیک

استخراج سرعت ناپایداری دینامیکی پره دوار بالگرد

میریوسف ضیابری

استاد راهنما:
دکتر بهزاد قدیری دهکردی

خرداد ۱۳۸۷

۹۸۹۶۸

کتابخانه مرکزی
موسسه عالی

۱۳۸۷ / ۷ / ۱۵



بسمه تعالی

تاییدیه اعضای هیات داوران حاضر در جلسه دفاع از پایان

آقای میریوسف ضیابری پایان نامه ۶ واحدی خود را با عنوان محاسبه مرز ناپایداری

دینامیکی بر پره های دوار بالگرد در تاریخ ۱۳۸۷/۳/۲۷ 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.

امضا	رتبه علمی	نام و نام خانوادگی	عضو هیات داوران
	استادیار	دکتر بهزاد قدیری دهکردی	استاد راهنما
	دانشیار	دکتر حسن خالقی	استاد ناظر
	دانشیار	دکتر قاسم حیدری نژاد	استاد ناظر
	دانشیار	دکتر مسعود میرزایی	استاد ناظر
	دانشیار	دکتر حسن خالقی	مدیر گروه (یا نماینده گروه تخصصی)

این نسخه به عنوان نسخه پایان نامه / رساله مورد تایید است.

امضای استاد راهنما:

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

مقدمه: با عنایت به سیاست‌های 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 پایان‌نامه، رساله و طرحهای تحقیقاتی که با هماهنگی دانشگاه انجام شده است، موارد ذیل را رعایت نمایند:

ماده ۱- حقوق مادی و معنوی پایان‌نامه‌ها / رساله‌های مصوب دانشگاه متعلق به دانشگاه است و هرگونه بهره‌برداری از آن باید با ذکر نام دانشگاه و رعایت آیین‌نامه‌ها و دستورالعمل‌های مصوب دانشگاه باشد.

ماده ۲- انتشار مقاله یا مقالات مستخرج از پایان‌نامه / 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 پایان‌نامه / رساله نیز منتشر می‌شود نیز باید نام دانشگاه درج شود.

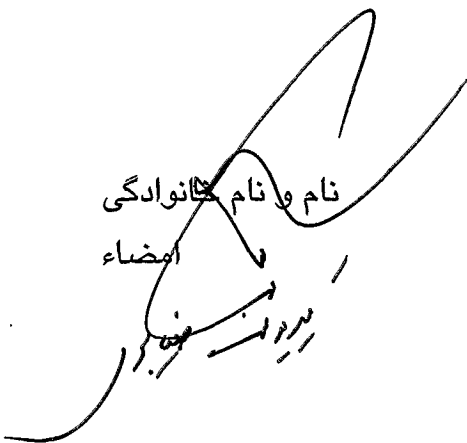
ماده ۳- انتشار کتاب حاصل از نتایج پایان‌نامه / رساله و تمامی طرحهای تحقیقاتی دانشگاه باید با مجوز کتبی صادره از طریق حوزه پژوهشی دانشگاه و بر اساس آئین‌نامه‌های مصوب انجام می‌شود.

ماده ۴- ثبت اختراع و تدوین دانش فنی و یا ارائه در جشنواره‌های ملی، منطقه‌ای و بین‌المللی که حاصل نتایج مستخرج از پایان‌نامه / رساله و تمامی طرحهای 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 لازم‌الاجرا است و هرگونه تخلف از مفاد این دستورالعمل، از طریق مراجع قانونی قابل پیگیری می‌شود.

نام و نام خانوادگی

امضاء



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/ رساله دکتری نگارنده در رشته _____ است که در سال _____ در دانشکده _____ دانشگاه تربیت مدرس به راهنمایی سرکار خانم/جناب آقای دکتر _____، مشاوره سرکار خانم/جناب آقای دکتر _____

و مشاوره سرکار خانم/جناب آقای دکتر _____ 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 مازاد 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 رابه 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 _____ دانشجوی رشته _____

مقطع _____

تعهد فوق و ضمانت اجرایی آن را قبول کرده، به آن ملتزم می شوم.

نام و نام خانوادگی: _____
تاریخ و امضا: _____

تقدیم به

خانواده دلسوزم که در همه مراحل زندگی مرا

همراهی و پشتیبانی نموده‌اند.

با سپاس و تشکر فراوان از
تمامی کسانی که مرا در انجام این پایان نامه یاری کردند.

استاد محترم:

دکتر بهزاد قدیری دهکردی

چکیده:

در این تحقیق هدف بررسی ناپایداری دینامیکی پره دوار بالگرد و در نتیجه استخراج سرعت ناپایداری دینامیکی آن در زوایای کلکتیو و سرعت‌های دوران مختلف برای پره می‌باشد. برای این منظور پاسخ ارتعاشی پره دوار در مودهای حرکتی درون صفحه، بیرون صفحه و حرکت پیچشی حول محور الاستیک پره مورد بررسی و تحلیل قرار گرفته و پاسخ نوسانات پره دوار در حوزه زمان رسم شده است.

برای این منظور مدل سازی سازه‌ای برای پره مورد بررسی با استفاده از فرضیات اعمال شده برای تیر اولر-برنولی با فرض کوچک بودن جابجایی تیر صورت گرفته است. مدل سازی آیرودینامیکی نیز با استفاده از روش استخراج معادلات واگنر برای استخراج معادلات در حوزه زمان، با اعمال دو فرض آیرودینامیک شبه پایا و ناپایا انجام شده است.

معادلات استخراج شده با استفاده از مدل سازی‌های مذکور به صورت سه معادله پیوسته به یکدیگر در اختیار قرار گرفته و با استفاده از روش گلرکین به معادلات غیر دیفرانسیلی تبدیل گردیده و بدین وسیله ترمهای مربوط به زمان و مکان موجود در معادلات از یکدیگر جدا شده‌اند. در انتها معادلات غیر دیفرانسیلی نیز با استفاده از روش رانج-کوتای مرتبه چهارم حل گردیده‌اند. با رسم نمودارهای نوسانی پره در سه مود مذکور به تحلیل دینامیکی پره و استخراج سرعت ناپایداری دینامیکی آن در زوایای کلکتیو و سرعت‌های دوران گوناگون پرداخته شده است.

کلید واژه ها:

آیروالاستیسیته، پره دوار، بالگرد، ناپایداری دینامیکی، تئوری واگنر، تیر اولر-برنولی، روش گلرکین، خطی سازی، آیرودینامیک شبه پایا، آیرودینامیک ناپایا.

فهرست مطالب

صفحه

عنوان

فصل اول

۱	مقدمه و تاریخچه
۲	۱-۱: مقدمه
۳	۲-۱: تاریخچه
۴	۱-۲-۱: امکانات
۶	۲-۲-۱: دستگاهها و روشها
۸	۳-۲-۱: دستورالعمل های ناپایداری دینامیکی
۸	۴-۲-۱: استخراج برنامه
۹	۵-۲-۱: نتیجه گیری از نکات مهم

فصل دوم

۹	روشها و فرضیات مدل سازی آیرودینامیک و سازه ای
۱۱	۱-۲: آشنایی با روشهای مدل سازی آیرودینامیک و سازه ای
۱۱	۲-۲: آشنایی با روشها و فرضیات استفاده شده برای مدل سازی سازه ای
۱۲	۱-۲-۲: استفاده از تئوری تغییر شکل کوچک تیر
۱۳	۲-۲-۲: استفاده از فرض کلاسیک در محاسبه تنشهای تولید شده
۱۴	۳-۲-۲: استفاده از روابط و روشهای حل تحلیلی
۱۵	۴-۲-۲: استفاده از شرایط حاکم بر پره های هم سان
۱۶	۳-۲: آشنایی با روشها و فرضیات استفاده شده برای مدل سازی آیرودینامیکی
۱۷	۱-۳-۲: آشنایی با تئوریهای آیرودینامیکی پایا
۱۷	۲-۳-۲: آشنایی با تئوریهای آیرودینامیکی شبه پایا
۱۸	۱-۲-۳-۲: استفاده از تئوری گرینبرگ
۱۹	۳-۳-۲: تئوریهای آیرودینامیکی ناپایا
۲۰	۱-۳-۳-۲: آیرودینامیک هارمونیک پره دوار
۲۷	۲-۳-۳-۲: روشهای حل نوین
۲۷	۳-۳-۳-۲: روشهای جریانهای پیچشی مجزا
۲۹	۴-۳-۳-۲: روش CFD
۳۰	۵-۳-۳-۲: برهم کنشهای دنباله

فصل سوم

۳۲	استخراج معادلات سازه ای
۳۳	۱-۳: استخراج معادلات سازه ای

- ۳۶ ۱-۱-۳: بدست آوردن معادلات حاکم بر کرنش طولی
- ۳۷ ۲-۱-۳: استخراج ممان‌های الاستیک داخلی
- ۴۰ ۲-۳: تبدیل ممان‌های M_1, M_2, Q برای دستگاه مختصات $x-y-z$
- ۴۲ ۳-۳: استخراج ممان‌ها و نیروهای مؤثر بر روی مقطع پره
- ۴۳ ۴-۳: استخراج ممان‌ها و نیروهای خارجی
- ۴۴ ۵-۳: استخراج معادلات دیفرانسیل نهایی
- ۴۷ ۶-۳: شرایط مرزی

فصل چهارم

- ۴۹ استخراج نیروهای آیرودینامیکی
- ۵۰ ۱-۴: استخراج نیروهای آیرودینامیکی
- ۵۰ ۲-۴: بارگذاری آیرودینامیکی برای مقطع معمولی
- ۵۳ ۳-۴: بارگذاری آیرودینامیکی برای مقطع پره
- ۵۳ ۱-۳-۴: استخراج معادلات حاکم بر نیروهای اعمالی بر ایرفویل
- ۵۹ ۲-۳-۴: استخراج معادلات حاکم بر ممان‌های آیرودینامیکی اعمالی بر ایرفویل

فصل پنجم

- ۶۱ بررسی روابط در حالت آیرودینامیک شبه‌پایا
- ۶۲ ۱-۵: بررسی روابط در حالت آیرودینامیک شبه‌پایا
- ۶۲ ۲-۵: آشنایی با معادلات دیفرانسیل اولیه حاکم بر سیستم با شرایط آیرودینامیک شبه‌پایا
- ۶۷ ۳-۵: حل معادلات در حوزه‌ی زمان
- ۷۰ ۴-۵: روش محاسبه‌ی سرعت القایی \bar{V}_i
- ۷۲ ۵-۵: استخراج تغییر شکل استاتیکی
- ۷۵ ۶-۵: خطی‌سازی روابط و بررسی پایداری

فصل ششم

- ۸۰ بررسی روابط در حالت آیرودینامیک ناپایا
- ۸۱ ۱-۶: بررسی روابط در حالت آیرودینامیک ناپایا
- ۸۱ ۲-۶: آشنایی با معادلات دیفرانسیل اولیه حاکم بر سیستم با شرایط آیرودینامیک ناپایا
- ۸۹ ۳-۶: حل معادلات در حوزه‌ی زمان

فصل هفتم

- ۹۵ پاسخها و نتیجه‌گیری
- ۹۶ ۱-۷: پاسخها و نتیجه‌گیری
- ۹۶ ۲-۷: آشنایی با شرایط پره‌های مورد بررسی
- ۹۷ ۱-۳-۷: بررسی نتایج برای پره‌ی اول
- ۱۰۴ ۲-۳-۷: بررسی نتایج برای پره‌ی دوم
- ۱۰۹ ۳-۳-۷: بررسی نتایج برای پره‌ی سوم
- ۱۱۳ ۴-۳-۷: بررسی نتایج برای پره‌ی چهارم

۱۱۷ ۴-۷: بررسی نتایج با توجه به تغییرات سرعت دوران
۱۱۸ ۴-۷:۱: بررسی نتایج برای پره اول
۱۲۵ ۴-۷:۲: بررسی نتایج برای پره سوم
۱۳۰ ۵-۷: مقایسه نتایج با مراجع
۱۳۳ ۶-۷: نوآوری آورده شده در مقایسه با دیگر مراجع
۱۳۳ ۷-۷: بررسی خطای نتایج استخراج شده با در نظر گرفتن روشهای مدل سازی
۱۳۴ ۶-۷: جمع بندی و نتیجه گیری
۱۳۵ ۷-۷: پیشنهادات
۱۳۷ فهرست منابع

پیوست الف

۱۳۹ استخراج معادلات کرنش
۱۴۰ الف-۱: استخراج معادلات کرنش
۱۴۲ الف-۲: کرنش به بیان دیگر

پیوست ب

۱۴۴ استخراج معادلات نیروهای خارجی
۱۴۵ ب-۱: استخراج معادلات نیروهای خارجی

پیوست پ

۱۴۹ استخراج نیروهای آیرودینامیکی
۱۵۰ پ-۱: استخراج نیروهای آیرودینامیکی

فهرست علائم و نشانه‌ها

علامت

تعریف علامت

A	سطح مقطع پره
a	منحنی برای ایرفویل برابر 2π
b	تعداد پره‌ها
[c]	ماتریس مودال میرایی
c	طول وتر مقطع پره
cd_0	ضریب پسا برای مقطع پره
D	نیروی پسا برای واحد طول پره
E	مدول یانگ
G	مدول برشی
I_1, I_2	ممان اینرسی مقطع برشی حول محورهای Z و Y
J	ثابت سختی پیچشی
K	پارامتر بی‌بعد
[k]	ماتریس سختی
k	فرکانس بی‌بعد شده
k_A	شعاع ژیراسیون قطبی برای سطح مقطع پره
k_m	شعاع ژیراسیون جرمی برای سطح مقطع پره
k_{m_1}, k_{m_2}	مجموع شعاع ژیراسیون جرمی اصلی
L	برآ در واحد طول پره
M	ممان پیچشی در واحد طول پره
[M]	ماتریس جرم
m	جرم واحد حجم
R	طول پره
S	نیروی آیرودینامیکی موازی وتر مقطع پره در واحد طول
T	تنش وارد بر پره
T	نیروی آیرودینامیکی عمود بر وتر مقطع پره
t	زمان
T	انرژی دینامیکی
[T]	ماتریس انتقال
U	انرژی تغییر شکل پره
V	سرعت جریان آزاد
V_j, W_j	خمش داخلی و خارج صفحه‌ای

V_i	سرعت القای
$\alpha_j, \beta_j, \gamma_j$	ثابت‌هایی برای توابع شکل
β_{pc}	زاویه پریکن
γ	عدد بستگی برابر $3\rho_{\infty}acR/m$
δ_{ij}	دلتا
θ	زاویه پیچشی پره
θ_{cr}	زاویه پیچشی پره که پره تا آن زاویه پایدار است
κ	سختی بی‌بعد شده پیچشی
Λ_1, Λ_2	سختی بی‌بعد شده خمشی
μ_1, μ_2, μ	ژیراسیون بی‌بعد
ρ	چگالی سازه
ρ_{∞}	چگالی هوا
σ	صلبیت و بخش حقیقی مقدار ویژه
ψ	زمان بی‌بعد
$\omega_v, \omega_w, \omega\phi$	فرکانس طبیعی بی‌بعد با Ω برای حرکت درون / برون صفحه‌ای و پیچش
ω	بخش مجازی مقدار ویژه
Ω	سرعت زاویه‌ای دوران پره
$()'$	علامت پریم، مشتق مکانی
$()^*$	علامت دات، مشتق زمانی
$()_c$	ترم آیرودینامیکی چرخشی
$()_{NC}$	ترم آیرودینامیکی غیرچرخشی

فهرست جداول

صفحه	عنوان
۶۴	جدول (۱-۵): پارامترهای بی‌بعد سازی استفاده شده در معادلات
۶۵	جدول (۲-۵): مقادیر α_{1-6} و β_{1-6}
۷۸	جدول (۳-۵): متغیرهای استفاده شده برای بررسی و حل نتایج
۷۹	جدول (۴-۵): گردآوری پارامترهای استفاده شده در روابط استخراج شده
۷۹	جدول (۵-۵): جمع آوری پارامترهای انتگرالی برای ماتریسهای M, K, C, F
۹۱	جدول (۱-۶): نمایش نحوه استفاده از روش راج-کوتای مرتبه چهارم

فهرست اشکال

صفحه	عنوان
۳	شکل (۱-۱): نقاشی از بال طراحی شده بوسیله برادران رایت
۵	شکل (۲-۱): نمایی از تونل باد مرکز پژوهش‌های هوافضایی آمریکا
۱۲	شکل (۱-۲): نمایش جابجایی برای پره الاستیک بالگرد
۱۴	شکل (۲-۲): تغییر شکل پیچشی
۱۴	شکل (۳-۲): برش عرضی
۱۴	شکل (۴-۲): لهیدگی
۱۸	شکل (۵-۲): نمایش مقطع پره دوار در حرکت عمومی
۱۹	شکل (۶-۲): جریان پره دوار بالگرد
۱۹	شکل (۷-۲): جریان عبوری از یک بالگرد
۲۰	شکل (۸-۲): نمایش نحوه مدل سازی با استفاده از تابع تئودرسن
۲۲	شکل (۹-۲): نمایش نحوه مدل سازی با استفاده از تابع سی پرس
۲۲	شکل (۱۰-۲): نمایش نحوه مدل سازی با استفاده از تابع آیساک
۲۳	شکل (۱۱-۲): نمایش نحوه حرکت جریان در تئوری لویی
۲۴	شکل (۱۲-۲): نمایش دوبعدی گردابه‌ها برای استفاده در تابع لویی
۲۴	شکل (۱۳-۲): نمودار تابع نسبت کاهش برآ بر حسب h/b
۲۴	شکل (۱۴-۲): تابع لویی بر حسب نسبت فرکانس
۲۵	شکل (۱۵-۲): نمایش مدل هندسی تئوری آبشاری
۲۶	شکل (۱۶-۲): تابع نسبت کاهش برآ برای نسبت‌های مختلف صلیبیت
۲۷	شکل (۱۷-۲): نمایش هندسی روش پیزیالی
۲۸	شکل (۱۸-۲): گردابه‌های رو به پایین
۲۸	شکل (۱۹-۲): شبیه‌سازی صلب گردابه‌ها
۲۹	شکل (۲۰-۲): نتایج حل یک پره دوار پیشرو با روش CFD
۳۰	شکل (۲۱-۲): برهم کنشهای جریانهای پیچشی پره
۳۳	شکل (۱-۳): محور مرکز جرم، محور الاستیک و مکان وتر ایرفویل
۳۴	شکل (۲-۳): تیر در حال دوران و محورهای الاستیک، محور کششی و محور مرکز جرم
۳۵	شکل (۳-۳): چگونگی قرارگیری محورهای مختصات مرجع و متحرک بر روی پره دوار
۳۵	شکل (۴-۳): نمایش سیستم مختصات پره دوار و جابجایی پره
۳۶	شکل (۵-۳): نمایش مقطع پره و محورهای مختصات ثابت و محلی
۳۷	شکل (۶-۳): تغییر شکل‌هایی که برای پره مورد بررسی قرار گرفته است
۴۲	شکل (۷-۳): نیروها و ممان‌ها اعمالی بر مقطع پره

- شکل (۳-۸): نمایش زاویه تاب و پریکون در پره بالگرد ۴۶
- شکل (۴-۱): نمایش مقطع معمولی و مختصات اعمالی ۵۱
- شکل (۴-۲): نمایش دیاگرام آزاد سرعت مقطع پره بالگرد ۵۳
- شکل (۴-۳): دیاگرام آزاد نیروهای آیرودینامیکی ۵۶
- شکل (۵-۱): پاسخ زمانی نوسان پره در حالت آیرودینامیک شبه پایا ۶۹
- شکل (۵-۲): روش محاسبه سرعت القایی و جابجایی استاتیکی ۷۱
- شکل (۵-۳): چگونگی تغییرات مکانی استاتیکی به تغییرات زاویه حمله ۷۴
- شکل (۵-۴): تغییرات سرعت القایی با توجه به تغییرات زاویه حمله ۷۵
- شکل (۵-۵): نمودارهای استخراج شده در حالت آیرودینامیک شبه پایا ۷۸
- شکل (۶-۱): نمایش پاسخ زمانی نوسان پره در حالت آیرودینامیک ناپایا ۸۹
- شکل (۶-۲): الگوریتم حل پاسخ زمانی معادلات پره بالگرد با فرض آیرودینامیک ناپایا ۹۴
- شکل (۷-۱): نمودار در زاویه کلکتیو (۰،۳) رادیان در شرایط آیرودینامیک شبه پایا ۹۸
- شکل (۷-۲): نمودار در زاویه کلکتیو (۰،۳۵) رادیان در شرایط آیرودینامیک شبه پایا ۹۸
- شکل (۷-۳): نمودار در زاویه کلکتیو (۰،۴) رادیان در شرایط آیرودینامیک شبه پایا ۹۹
- شکل (۷-۴): نمایش روند استخراج زاویه کلکتیو برای ناپایداری دینامیکی ۱۰۰
- شکل (۷-۵): نمودار نوسانی برای زاویه کلکتیو (۰،۳) رادیان در شرایط آیرودینامیک ناپایا ۱۰۱
- شکل (۷-۶): نمودار نوسانی برای زاویه کلکتیو (۰،۱۵) رادیان در شرایط آیرودینامیک ناپایا ۱۰۲
- شکل (۷-۷): نمودار نوسانی برای زاویه کلکتیو (۰،۲۲۵) رادیان در شرایط آیرودینامیک ناپایا ۱۰۳
- شکل (۷-۸): نمودار در زاویه کلکتیو (۰،۲) رادیان در شرایط آیرودینامیک شبه پایا ۱۰۵
- شکل (۷-۹): نمودار در زاویه کلکتیو (۰،۵) رادیان در شرایط آیرودینامیک شبه پایا ۱۰۵
- شکل (۷-۱۰): نمودار در زاویه کلکتیو (۰،۳۲) رادیان در شرایط آیرودینامیک شبه پایا ۱۰۶
- شکل (۷-۱۱): نمودار نوسانی برای زاویه کلکتیو (۰،۲۵) رادیان در شرایط آیرودینامیک ناپایا ۱۰۷
- شکل (۷-۱۲): نمودار نوسانی برای زاویه کلکتیو (۰،۲) رادیان در شرایط آیرودینامیک ناپایا ۱۰۸
- شکل (۷-۱۳): نمودار در زاویه کلکتیو (۰،۴۲) رادیان در شرایط آیرودینامیک شبه پایا ۱۰۹
- شکل (۷-۱۴): نمودار در زاویه کلکتیو (۰،۴۸) رادیان در شرایط آیرودینامیک شبه پایا ۱۱۰
- شکل (۷-۱۵): نمودار نوسانی برای زاویه کلکتیو (۰،۲) رادیان در شرایط آیرودینامیک ناپایا ۱۱۱
- شکل (۷-۱۶): نمودار نوسانی برای زاویه کلکتیو (۰،۲۵) رادیان در شرایط آیرودینامیک ناپایا ۱۱۲
- شکل (۷-۱۷): نمودار در زاویه کلکتیو (۰،۱۵) رادیان در شرایط آیرودینامیک شبه پایا ۱۱۳
- شکل (۷-۱۸): نمودار در زاویه کلکتیو (۰،۱) رادیان در شرایط آیرودینامیک شبه پایا ۱۱۴
- شکل (۷-۱۹): نمودار نوسانی برای زاویه کلکتیو (۰،۰۰۱) رادیان در شرایط آیرودینامیک ناپایا ۱۱۵
- شکل (۷-۲۰): نمودار نوسانی برای زاویه کلکتیو (۰،۳) رادیان در شرایط آیرودینامیک ناپایا ۱۱۶
- شکل (۷-۲۱): نمودار نوسانی برای زاویه کلکتیو (۰،۰۱) رادیان در شرایط آیرودینامیک ناپایا ۱۱۷
- شکل (۷-۲۲): زاویه (۰،۳۵) و سرعت ۱،۵ برابر سرعت پایداری در آیرودینامیک شبه پایا ۱۱۹
- شکل (۷-۲۳): نمایش روند استخراج سرعت دورانی برای شروع ناپایداری دینامیکی ۱۲۰
- شکل (۷-۲۴): زاویه کلکتیو (۰،۱۵) و سرعت ۱،۵ برابر سرعت پایداری در آیرودینامیک ناپایا ۱۲۲

- شکل (۷-۲۵): زاویه کلکتیو (۰،۱۵) و $2/3$ سرعت پایداری در آیرودینامیک ناپایا ۱۲۳
- شکل (۷-۲۶): زاویه کلکتیو (۰،۱۵) و سرعت 2.5 برابر سرعت پایداری در آیرودینامیک ناپایا ۱۲۴
- شکل (۷-۲۷): زاویه کلکتیو (۰،۴۵) و سرعت دورانی 1.5 برابر سرعت پایداری در آیرودینامیک شبه پایا ۱۲۶
- شکل (۷-۲۸): زاویه کلکتیو (۰،۴۵) و سرعت دورانی 2.5 برابر سرعت پایداری در آیرودینامیک شبه پایا ۱۲۷
- شکل (۷-۲۹): زاویه کلکتیو (۰،۲) و سرعت دورانی 1.5 برابر سرعت پایداری در آیرودینامیک ناپایا ۱۲۸
- شکل (۷-۳۰): زاویه کلکتیو (۰،۲) و سرعت دورانی $2/3$ سرعت پایداری در آیرودینامیک ناپایا ۱۲۹
- شکل (۷-۳۱): نمایش اثر پذیری زاویه پریکون از ω_v و ω_w با توجه به [۱۷] ۱۳۰
- شکل (۷-۳۲): نمودار مکان هندسی با استفاده از مرجع [۱۳] ۱۳۱
- شکل (۷-۳۳): نمایش مرز زاویه ناپایداری با توجه به [۱۷] برای پره دوم ۱۳۲
- شکل (۷-۳۴): نمایش مرز زاویه ناپایداری با توجه به [۱۷] برای پره سوم ۱۳۲
- شکل (الف-۱): موقعیت فیبر قبل از تغییر شکل ۱۴۰
- شکل (الف-۲): موقعیت فیبر بعد از تغییر شکل ۱۴۰
- شکل (الف-۳): تغییر مکان های w و v ۱۴۲
- شکل (ب-۱): نمایش بردار موقعیت جزء جرم (\vec{F}) در دستگاه $x-y-z$ ۱۴۵

فصل اول

مقدمه و تاریخچه

۱-۱: مقدمه

امروزه یکی از مسائل مورد توجه محققین و طراحان ابزار پرنده، تولید و بهینه سازی بالگردها و ابزار مربوط به آنها می‌باشد، چرا که این وسیله پرنده به خودی خود دارای توانایی‌های منحصر به فردی در میان دیگر ابزار پرنده ساخته دست بشر می‌باشد. از جمله این امکانات می‌توان به توانایی پرواز درجا یا ایستا، اوجگیری آهسته بدون خروج گازهای داغ در انتها، داشتن تعادل بدون نیاز به پرواز روبه جلو، کنترل پذیری بالا، کمتر بودن هزینه‌های ساخت در مقایسه با دیگر ابزار پرنده دارای امکانات پروازی مشابه و دیگر موارد مشابه اشاره نمود.

در بالگردها نیروی مورد نیاز برای به پرواز در آمدن و حرکت رو به جلو توسط پره‌های دوار تولید می‌شود، لذا از آنجا که طراحی و ساخت ابزار تولید کننده نیروی برا و نیروی جلوبرندگی در ابزار پرنده بیش از دیگر مباحث مورد توجه طراحان و سازندگان می‌باشد، نمی‌توان منکر اهمیت بررسیها و تحقیقات اعمال شده بر روی پره‌های دوار بالگردها گردید.

از آنجا که این‌گونه از پره‌های دوار نیروی مورد نیاز برای به پرواز در آوردن و حرکت رو به جلوی حاصل را از تبدیل انرژی دورانی پره در حرکت نسبی پره و سیال به دیگر مولفه‌های نیرو و یا به بیان بهتر نیروهای برآ و جلوبرندگی بدست می‌آورند، لذا بسیاری از پدیده‌های پیش رو در طراحی ایرفویل و بال، از جمله یکی از مطرح ترین آنها که پدیده سرعت‌های ناپایداری دینامیکی و استاتیکی می‌باشد، با این ابزار نیز به هم آمیخته می‌نماید.

پدیده ناپایداری دینامیکی به دلیل وجود حرکت دورانی پره و به دنبال آن تغییر لحظه‌ای محور مختصات نسبت به محور مختصات لخت و تغییرات نحوه جریان سیال (هوا) نسبت به تحلیل‌های آیرودلاستیک مربوط به بال هواپیما دارای پیچیدگی‌های بیشتری می‌باشد. در نتیجه مدل‌سازی جریان سیال (آیرودینامیک سیستم) و مدل‌سازی سازه‌ای سیستم در مورد پره^۱ دوار بالگردها و بطور کلی تمامی پره‌های دوار، مشکلات بیشتری را شامل می‌شود. به این دلیل است که امروزه حل مسائل مربوط به بررسی آیرودلاستیک پره‌های دوار بالگردها و بطور کلی تمامی پره‌های دوار بیشتر مورد توجه محققین می‌باشد.

همان‌گونه که از کلمه آیرودلاستیسیته انتظار می‌رود، مباحث مربوط به این مقوله مجموعه‌ای از تحلیل‌های آیرودینامیکی و الاستیک (سازه‌ای) حاکم بر سیستم را شامل می‌شوند. به بیان دیگر این شاخه از علم در واقع پلی بین مباحث و روابط آیرودینامیکی و سازه‌ای حاکم بر سیستم می‌باشد. با توجه به بررسی مسائل درگیر با آیرودلاستیسیته مشاهده می‌گردد که تفاوت بین مسائل در واقع بیشتر در نوع مدل‌سازی آیرودینامیکی و سازه‌ای مسائل مطرح می‌باشد. مورد دیگری که در حل این‌گونه مسائل دخیل می‌نماید، دینامیک حاکم بر مساله می‌باشد. بطوری که تحلیل آیرودلاستیک پره^۱ دوار بالگردها در حالت ایستا و روبه‌جلو که دوگونه شناخته شده در مسائل مربوط به بالگردها می‌باشند، تنها در نحوه مدل‌سازی دینامیکی با یکدیگر متفاوت می‌باشند.

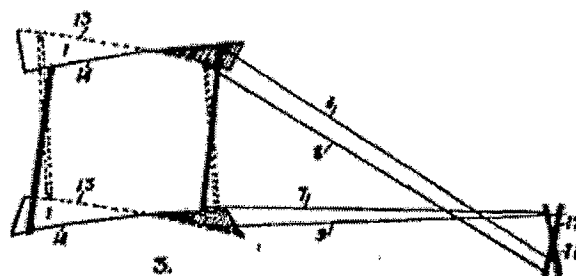
^۱ Rotor

با توجه به نکات فوق این پایان نامه بر آن است که به بررسی ناپایداری دینامیکی پره دوار بالگرد و در نتیجه استخراج سرعت ناپایداری دینامیکی آن در زوایای کلکتیو مختلف برای پره پرداخته و پاسخ ارتعاشی پره دوار را در مودهای حرکتی درون صفحه^۱، بیرون صفحه^۲ و حرکت پیچشی^۳ حول محور الاستیک پره مورد بررسی و تحلیل قرار دهد. لذا جهت نیل به این هدف نیاز به انجام مراحل زیر لازم می‌نماید:

- ابتدا کلیاتی در مورد چگونگی استخراج روابط حاکم بر سازه و در نتیجه استخراج مدل سازه‌ای سیستم ارائه می‌شود.
 - در مرحله بعد چگونگی استخراج روابط حاکم آیرودینامیکی سیستم مورد بررسی و در نتیجه استخراج مدل آیرودینامیکی سیستم مقدور می‌نماید.
 - قدم بعدی برای استخراج رفتار پره دوار ترکیب معادلات سازه و آیرودینامیکی و حل آنها می‌باشد.
 - در انتها نیز بعد از حل معادلات حاکم، نمودار نوسانی پره دوار برای سه مود حرکتی یاد شده در بالا رسم و استخراج شده و مرز سرعت ناپایداری دینامیکی آن معرفی می‌شود.
- در ادامه این فصل تاریخچه و روند رشد روشهای معمول برای تحلیل‌های آیروالاستیسیته موجود مورد بررسی گذرایی قرار گرفته است.

۱-۲: تاریخچه

همانگونه که در اکثر مراجع مربوط به علوم هوافضایی در دسترس می‌باشد، برای اولین بار برادران رایت با نام‌های ارویل و ویلبر در شهر کیتی هاید واقع در ایالت کارولینای شمالی در سال ۱۹۰۳، موفق به طراحی و پرواز با وسیله پرنده‌ای که از هوا سنگین‌تر باشد، شدند. با توجه به مراحل طراحی این وسیله پرنده، می‌توان آنها را اولین افرادی نیز دانست که علوم آیروالاستیسیته تجربی را مورد بررسی و آزمایش قرار داده‌اند. آنها برای بررسی آثار تغییر شکل بال بصورت پیچشی در حرکت پیچ یک بال مدل با طول اسپن برابر با ۵ فوت را مورد بررسی و آزمایش قرار دادند. نمایی از نقاشی کشیده شده از این بال در (شکل ۱-۱) ارائه شده است.



شکل (۱-۱): نقاشی از بال طراحی شده بوسیله برادران رایت [۱]

¹ Lead Lag

² Flap

³ Roll