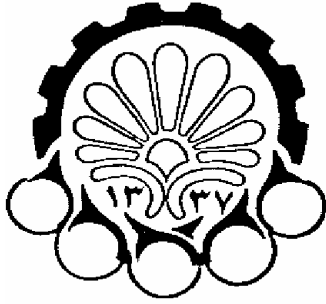


بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشگاه صنعتی امیرکبیر

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا

**رساله جهت دریافت مدرک دکترای هوافضا
گرایش سازه‌های هوایی**

«بررسی رفتار آیرودالاستیک بالهای کامپوزیتی انعطاف پذیر با نسبت منطری بالا

بار رفتار غیرخطی مهندسی در جریان تراکم ناپذیر»

تهیه کننده: شاهرخ شمس

استاد راهنما: دکتر محمد باولون صدر

استاد مشاور: دکتر حسن حدادپور

تاریخ: آبان ماه ۱۳۸۷



دانشگاه صنعتی امیرکبیر
(پلی تکنیک تهران)

بسمه تعالی

تاریخ:
شماره:

فرم اطلاعات پایان نامه
کارشناسی - ارشد و دکترا

معاونت پژوهشی
فرم پروژه تحصیلات تکمیلی ۷

مشخصات دانشجو:

نام و نام خانوادگی: شاهرخ شمس
شماره دانشجویی: ۸۱۱۲۹۹۴۷
دانشجوی آزاد / دانشکده: مهندسی هوافضا
بورسیه / رشته تحصیلی: هوافضا
معادل / گروه: سازه

مشخصات استاد راهنما:

نام و نام خانوادگی: محمد همایون صدر
نام و نام خانوادگی:
درجه و رتبه: دانشیار
درجه و رتبه:

مشخصات استاد مشاور:

نام و نام خانوادگی: حسن حدادپور
نام و نام خانوادگی:
درجه و رتبه: دانشیار
درجه و رتبه:

عنوان پایان نامه به فارسی:

بررسی رفتار آیروالاستیک بالهای کامپوزیتی انعطاف پذیر با نسبت منظری بالا با رفتار غیرخطی هندسی در جریان تراکم ناپذیر

عنوان پایان نامه به انگلیسی:

Investigation of Aeroelastic Behavior of High Aspect Ratio Flexible Composite Wings Undergoing Geometrical Nonlinearity in Incompressible Flow

نوع پروژه: کارشناسی / ارشد / دکترا
کاربردی / بنیادی / توسعه‌ای / نظری
سال تحصیلی: ۱۳۸۷

تاریخ شروع: مهر ۱۳۸۱ / تاریخ خاتمه: آبانماه ۱۳۸۷ / تعداد واحد: ۲۴ / سازمان تأمین کننده اعتبار:

واژه‌های کلیدی به فارسی: رفتار آیروالاستیک، تیر نازک، غیر خطی هندسی درجه ۳، تغییر مکانهای بزرگ، مواد مرکب، آیرودینامیک و گتر، جریان تراکم ناپذیر، نوسانات با دامنه محدود

واژه‌های کلیدی به انگلیسی: Aeroelastic Behaviour, Slender Beam, Geometrical Nonlinearity, Large Deflections, Composite Material, Unsteady Wagner's Aerodynamics, Incompressible Flow, Limit Cycle Oscillations

مشخصات ظاهری	تعداد صفحات	تصویر <input checked="" type="radio"/> / جدول <input checked="" type="radio"/> / نمودار <input checked="" type="radio"/> / نقشه <input type="radio"/> / واژه‌نامه <input checked="" type="radio"/>	تعداد مراجع	تعداد صفحات ضمیمه
زبان متن	فارسی <input checked="" type="radio"/> / انگلیسی <input type="radio"/>	چکیده	فارسی <input checked="" type="radio"/> / انگلیسی <input type="radio"/>	۱۸
یادداشت				

نظرها و پیشنهادهای به منظور بهبود فعالیت‌های پژوهشی دانشگاه

استاد:

دانشجو:

امضاء استاد راهنما: / تاریخ:

۱: ارائه به معاونت پژوهشی به همراه یک نسخه الکترونیکی از پایان نامه و فرم اطلاعات پایان نامه بصورت PDF همراه چاپ چکیده (فارسی انگلیسی) و فرم اطلاعات پایان نامه
۲: ارائه به کتابخانه دانشکده (شامل دو جلد پایان نامه به همراه نسخه الکترونیکی فرم در لوح فشرده طبق نمونه اعلام شده در صفحه خانگی کتابخانه مرکزی)

چوموسی به سینای مولارید	جهان را به نور علی تازه دید	بنام خداوند نور رسول	بنام خداوند نور بتول
که از بند بندگیان و طور	نوای علی یا علی بود و نور	بنام خداوند نور نبی	که گفت در کفش بود نور و صی
سپاس خداوند در حر خوشی	سپاس خداوند در ناخوشی	بنام خداوند نور علی	به خم غدیرش، به نور ولی
سپاس به عرش که مذکور بود	سپاس به فخرش که مشهور بود	خدیری که مصداق آن آیه شد ^۱	خدیری که نورش غیبناز شد
که ذکر حسن عزت کبریاست	و فخر حسین شهره ی اولیاست	بنام خدا، نور بالای نور	که نام خدا، فوق کل امور
درد خداوند بر جان دین	رسول کرامی، نبی یاسین	که شد فاطمه نور نور نبی	و نور علی نور هم شد علی
و بر آل او صد خزاران درد	که آتش بجز آل یاسین نبود	بنام خدایی که نور آفرید	که از نور، نور شعور آفرید
الاکردگار عظیم رحیم	به نور دل آن رسول کریم	بنام خدا، خالق نورها	ز نور نبی منشاء نور ما
بتابان به کل زمان و زمین	تمنای نور دل مومنین	سپاس خدا خالق نور نور	ز نوری امامی، امامی ز نور
جهان پر از ظلمت و درد را	به نور دل عشق خود کن دوا	فرستاده او نور بر کوه طور	نوشته کتابی، به خطی ز نور
جهان را پر از نور عدالت ما	به نور رخ همدی مصطفی (ﷺ)	در اوراق آن نور مشور بود	به جان رسولی که محبوب بود
به همدی بگویند ناخورکن	جهان را پر از پر تو نور کن	فرستاده او، بر پیام آوری	که از نور او یافت هر کوهری

۱۳۸۵/۶/۲۷ - بهمنی آخر شعبان ۱۴۲۷

تقدیم

به بزرگترین نام خدا، الله، حمد فقط مخصوص الله؛ خداست که ماجر چه حمدش کویم اورا نسزد و فقط حمد او در خورشان اوست. خداوند بی نیاز که رحمانیت و بخشندگیش تمام مخلوقات را شامل شده است و چه بخششی بالاتر از اینکه مخلوقی را از عدم شرف وجود بخشیده و رزق او را خود به عهده گرفته است. خداوند یگانه که رحیمیت و مهربانیش را به تمام مومنان از مخلوقاتش نازل می کند و چه رحمتی بالاتر از اینکه راه رستگاری را در قالب کتابهای آسمانی و ادیان الهی بواسطه پیامبران و رسولانش برای انسانها روشن ساخته و ما را به بهترین و آخرین کتاب آسمانیش، قرآن و آخرین و برترین دینش، اسلام و بهترین و برترین و آخرین فرستاده اش حضرت محمد صلی الله علیه و آله و امامان هدایتگر از نسل او هدایت کرده است. خداوند، آنقدر که دوست می داری و راضی می شوی، بر فرستاده ات محمد مصطفی صلی الله علیه و آله و اهل بیت او علی و فاطمه و حسن و حسین و زینب و از نسل حسین و آخرین نور، مهدی صاحب الزمان سلام الله علیهم، در دو برکتی بهتر و برتر و با فضیلت تر از آنچه بر تمام انبیاء و رسولان فرستاده ای، فرست.

خداوند، از تومی خواهیم به تعداد تمام علومی که علم توبه آن احاطه دارد، این درود را نشان این پکان تمامی دهر از ازل تا ابد بفرمائی. همانا که پیش از اینکه زمان و عرش و جهان را بیافرینی و پیش از اینکه به اماتشان برگزینی، به مقام عبد و بندگی خودت سرفرازشان نمودی و با خلق انوار پاکشان، عدم را بهم کردی و ازل را آغاز نمودی و زمان را پس از خلقت ایشان خلق کردی. همانا که نور ما را از نور ایشان خلق کردی و فرشتگان را از چکیده ی شعاع نور ایشان آفریدی و با بجان الله و لاله الا الله گفتن ایشان، به فرشتگان تسبیح و تهلیل را آموختی و به واسطه ی ایشان، به تمامی هستی خدایت را شناساندی.

این برک سبز را پیشکش می‌کنم به جان جهان، هستی، اسم اعظم خداوند و ارث علم انبیای الهی و صالحان، راسخ در علم، عالم به علم، دانای سر کتاب، حامل وحی الهی، آخرین باقی‌مانده‌ی خدا از سلسله‌ی انبیاء و اولیاء بر روی زمین، سلاله‌ی پاکبها، برزنده‌ی قاموس باطل، حق بین حق کوی حق‌گذار، پناه مظلومان و ستم‌کشیدگان، صاحب عصر و زمان، برپاکننده‌ی آخرین و پاینده‌ترین حکومت الهی در جهان هستی، عالمی که خداوند و پیامبر معینش بوده‌اند، رهبری که در زمان حکومتش، توانایی سفر به اعماق این جهان که اولین آسمان از آسمانهای همگانه است میسر می‌شود، امامی که به ایت جهانهای آدیمیان زمین و نور فرشتگان آسمانی به کف باکیافت و مقدر را نهاده شده است، بمنزله خضر فرخ‌پی در روزگارانی دراز به‌نشینش بوده، آن ذخیره‌ی الهی که اولین و آخرین امتها به دست او صلح می‌کنند، مهدی امته و منظریم تا در مبارک شب قدری، جبرئیل امین وحی الهی نداد و دهد که الای اهل عالم، حکومت از آن مهدی آل احمد صلوات علیه‌اس است و او در عاشورایی بهاری تکیه به دیوار کعبه زند و صلاد دهد:

"الای اهل العالم، انابتی الیه، ان جدی الحسین قتلوه عشاننا، ان جدی الحسین سلوه عریان"

"ای اهل عالم بشدارید، که منم ذخیره‌ی باقی خدا در روی زمین، بدانید که جدم حسین را تیشه کشتند، بدانید که جدم حسین را در بیابان، عریان را کرفند"

و می‌طلبیم از دادار یگانه، رسیدن زمان ظهورش را در این عصر و زمان و این روزگار که نشانه‌های ظهورش در جای‌جای زمین بسیار نمایان و هویدا شده است تا باید و پس از هجوم قندها و ظلم و ستمی که سر تا سر زمین را فرا گرفته، زمین را پر از عدل و داد کند و آرزویم این است که مادر آن زمان در رکابش باشیم تا یکی از دو نیکویی؛ یا شهادت در رکاب منجی موعود در راه حق یا رسیدن به زندگی بهشتی گونه‌ای بر روی زمین، دست یابیم.

به امید آرزو

آمین

شکر و قدردانی

مهربان خدایا، حمد و سپاس بیکران تو را سزااست به تعداد آنچه که علمت بدان احاطه دارد. چگونه می توانم شکر تو گویم که هر شکر تو نیز شکر تو واجب دارد.

انجام این پروژه، بدون توفیقات الهی کردگار بزرگ و عنایات ولایی آل الله و هدایت و راهنمایی اساتید بزرگوارم جناب آقایان دکتر محمد بایون صدر و دکتر حسن حداد پور میسر نبود. شکر از زحمات این عزیزان در پیچ و اژده و زبانی نمی گنجد و در این مجال فقط قادم به قدر بضاعت ناخیزم از این دو عزیز شکر و قدردانی کنم. امیدوارم که اجر زحمات ایشان نزد خدای متعال، محفوظ باشد.

بهمین از تمام دوستان عزیزم که در طی مراحل کار، گامهای گزینی و معنوی و وقت گرانهای خود را در راستای پیشبرد این کار در اختیار من نهادند، شکر می کنم. بویژه از آقای دکتر سید اصغر حسینی بنحاطر تیبیدی تعدادی از مقالات مرجم و انجام بحثها و مشورت های بی دریغش در بخشهای نرم افزاری و مفهومی کار و بهمین از آقایان دکتر محمد نوازی و دکتر حسین شایوردی و به سرم خانم شهروانی قدردانی می کنم.

از کلیدی اساتید محترم دانشگاه صنعتی امیرکبیر و به خصوص اساتید محترم و عزیزم در دانشکده می مهندسی هوافضا که در این دوازده سال تحصیل و به خصوص این شش سال دوره ای دکتر از شماره ای علمشان استفاده کرده و در محضرشان تلمذ نمودم و نیز اساتید محترم ممنحن جامع و رساله، آقایان دکتر حمیدرضا اویسی، دکتر علی صلاح زاده، دکتر حسین حسینی تودسلی، دکتر رضا خداری سعادت، دکتر بهزاد قدیری و دکتر دی و دکتر فیروز ختیار که این کار را بر روی و با دقت نظر خود موارد قابل رفع را مشخص کردند و بهمین ریاست محترم دانشکده جناب آقای دکتر محمودمانی، شکر می کنم.

سپاس‌گذاری

پدر و مادر عزیزم،

صبر و تحمل و گذشت و مهربانی شاد به بار نشستن این ثمره‌ی زندگیتان را در لحظه‌ی لحظه‌ی زندگیم سپاس می‌گویم و می‌دانم باز هم فرزندی ناسپاس هستم که نمی‌توانم این همه فداکاری و محبت را نه تنها ذره‌ای جبران کنم که حتی تمامی سپاس من ذره‌ای از آنها را پاسخگو نیست. سی سال زندگیم را، با همه‌ی سختی‌ها و خوشی‌هایم بانوردهای شما سپری کردم و اگر نبود این دعاها و پرشور و حال و مستجاب‌شما، شاید اکنون دست سرنوشت مرا از رسیدن به این جایگاه، بازمی‌داشت. البته می‌دانم که هنوز در ابتدای مسیر هستم. مسیری که انتهایش را فقط خود خدا می‌داند و در ادامه‌ی راه، هم واقعا دعا و خیر شما محتاجم. از خداوند منان می‌خواهم که بر من بیش از پیش منت بگذارد و اجر و ثواب شما را خود بدهد و مراد این دنیا و آن دنیا شرمندگی‌های زحمات شما ننماید.

همسر مهربانم، دختر نازنینم،

بی‌تردید سختی‌های بسیاری را در این مدت بردوش شما وارد ساخته‌ام و زمانهای زیادی از وقت زندگیم را که باید با شما سپری می‌کردم، برای به انجام رساندن این کار صرف کرده‌ام. اگر نبود صبر و شکیبایی شما در تحمل سختی‌ها و مهر و محبت شما در ایجاد روحیه و انگیزه به من، گمان نمی‌کردم این کار به سرانجام مطلوبی ختم می‌شد. لیکن شامنت را بر من تمام و همدوش من در روزها و شبها، این کار را دنبال کردید تا نتیجه‌ی مطلوبی از کار حاصل شود. از دادار گیانه خواستار پاداشی بهشتی در حق و مشرتقتان، آسپنجان که شمارا تا ابد خوشنود نماید، ستم و آرزوی سعادت و بهروزی شمارا دارم.

حکیده

طراحی و ساخت و به‌کارگیری پهپادهای (پرنده‌های هدایت‌پذیر از دور و از درون) نسل جدید، که به‌عنوان سکوه‌های استراتوسفری معروفند، از مباحث روز دنیا به‌شمار می‌رود. مهمترین مشخصه این پهپادها، وجود بالهای بلند و دارای نسبت منظری زیاد، سرعت پروازی کم و همچنین استفاده از مواد مرکب در ساختار سازه آنهاست. این دو موضوع باعث شده که رفتار آیرولاستیک این نوع پرنده‌ها بسیار مهمتر از رفتار دیگر هواپیماها باشد. تأثیر رفتار آیرولاستیک اینگونه هواپیماها بر هدایت و کنترل آنها بسیار موثر و تأثیرگذار است. تا جایی که در طراحی سیستمهای کنترل و هدایت آنها باید مسایل آیرولاستیسیته را در نظر گرفت. با توجه به اهمیت رفتار آیرولاستیک این پرنده‌ها، جهتگیری این رساله به سمت بررسی رفتار غیرخطی آیرولاستیک بال کامپوزیت این نوع هواپیماها در نظر گرفته شده است. در این فعالیت، نخست روابط حاکم بر سازه بال این پهپادها بر اساس فرضیه تیرهای نازک استخراج شده و سپس با اعمال معادلات آیرودینامیک تراکم ناپذیر، معادلات آیرولاستیک حاکم بر این سیستم به‌دست آمده است. همچنین چند روش برای حل این معادلات ارائه شده است. سپس با تهیه برنامه‌ای کامپیوتری، رفتار غیرخطی آیرولاستیک بال این پهپادها مورد بررسی قرار گرفته است. در این خصوص، نخست برای اطمینان از صحت معادلات سازه، نتایج الگوی سازه‌ای غیرخطی تیر با نتایج مراجع و نرم‌افزارهای تحلیل سازه مقایسه و صحت روابط و برنامه کامپیوتری در این بخش اثبات و آنگاه، درستی برنامه تهیه شده برای بررسی رفتار آیرولاستیک بال ایزوتروپ و کامپوزیت و روش حل آن، نشان داده شده است. سپس برای بال نمونه، با خصوصیات مواد ایزوتروپ، رفتار آیرولاستیک خطی و غیرخطی بال مقایسه و برای الگوی غیرخطی نشان داده شده است که سرعت وقوع ناپایداری در بال براساس بزرگی تغییر مکان اولیه بال تغییر می‌کند و همچنین بال در سرعت‌های پس از سرعت ناپایداری دچار پدیده نوسانات با دامنه محدود می‌شود. در انتها نیز رفتار آیرولاستیک غیرخطی بال ارتوتروپ به‌ازای تغییر زاویه الیاف بررسی و نشان داده شده است، تغییرات سرعت و فرکانس ناپایداری بسیار مشابه و وابسته به تغییرات خصوصیات سختی سازه در اثر تغییر زاویه الیاف است و همچنین به ازای زوایای مختلف الیاف، رفتار نوسانی متفاوتی از بال مشاهده می‌شود.

کلمات کلیدی:

رفتار آیرولاستیک، تیر نازک، غیر خطی هندسی، تغییر مکانهای بزرگ، مواد مرکب، آیرودینامیک ناپایای و گنر، جریان تراکم ناپذیر، نوسانات با دامنه محدود

Keywords:

Aeroelastic Behaviour, Slender Beam, Geometrical Nonlinearity, Large Deflections, Composite Material, Unsteady Wagner's Aerodynamics, Incompressible Flow, Limit Cycle Oscillations



فهرست مطالب

ب	تقدیم
ب	تشکر و قدردانی
ب	سپاس گذاری
ب	چکیده
ب	فهرست مطالب
ب	فهرست اشکال
ب	فهرست جداول
ب	فهرست علائم
۲	۱ فصل ۱ - مقدمه، هدف از انجام رساله
۲	۱-۱ مقدمه
۲	۲-۱ مروری بر کارهای گذشته در زمینه آبرو الاستیسیته غیرخطی
۲	۳-۱ هدف از انجام رساله
۲	۴-۱ فرضیات پایه در این رساله
۲	۵-۱ مراحل انجام کار
۲	۶-۱ نوآوری های رساله
۲	۷-۱ جمع بندی کارهای مرتبط با موضوع رساله
۲	۸-۱ ساختار مطالب ارائه شده در رساله
۲	۲ فصل ۲ - روابط حاکم بر تیرهای نازک
۲	۱-۲ مقدمه
۲	۱-۱-۲ تاریخچه ارتعاشات تیرهای کامپوزیتی
۲	۲-۲ معادلات سینماتیک تیر
۲	۱-۲-۲ فرضیات اساسی تئوری تیر به کار رفته
۲	۲-۲-۲ تئوری مواد مرکب چندلایه
۲	۳-۲-۲ استخراج رابطه تنش - کرنش برای تیر به کار رفته
۲	۴-۲-۲ معادلات میدان؛ رابطه کرنش - شعاع انحناء، رابطه کرنش - جابجایی
۲	۵-۲-۲ معادلات بردار سرعت
۲	۶-۲-۲ فرض ثابت ماندن طول محور اصلی تیر
۲	۳-۲ اصل همپلتون
۲	۱-۳-۲ انرژی پتانسیل



۲	۲-۳-۲ انرژی جنبشی.....
۲	۳-۳-۲ کار مجازی نیروهای غیرپایستار.....
۲	۴-۳-۲ لاگراتژین و اصل همیلتون.....
۲	۳ فصل ۳- روابط حاکم بر بارگذاری آیرودینامیکی جریان.....
۲	۱-۳ مقدمه.....
۲	۲-۳ تئوری آیرودینامیک نواری.....
۲	۳-۳ الگوی نیروی برآ و گشتاور پیچشی آیرودینامیکی بر اساس تابع وگنر در جریان ناپایا.....
۲	۴-۳ محاسبه نیروی پسا.....
۲	۴ فصل ۴- روابط آیرودینامیک حاکم بر مسأله و روشهای حل آن.....
۲	۱-۴ مقدمه.....
۲	۲-۴ حل دستگاه معادلات دیفرانسیلی-انتگرالی؛ روش مشتق‌گیری.....
۲	۳-۴ حل دستگاه معادلات دیفرانسیلی-انتگرالی؛ روش فضای حالت.....
۲	۱-۳-۴ روش اول فضای حالت.....
۲	۲-۳-۴ روش دوم فضای حالت.....
۲	۴-۴ حل دستگاه معادلات دیفرانسیلی-انتگرالی؛ روش تاریخچه زمانی انتگرال.....
۲	۵-۴ تکنیک جداسازی متغیرها (روش جمع آثار مودها) و تکنیک باقیمانده وزنی (روش گالرکین).....
۲	۶-۴ معرفی شکل مودهای سیستم.....
۲	۵ فصل ۵- نتایج.....
۲	۱-۵ مقدمه.....
۲	۲-۵ اثبات صحت نتایج.....
۲	۱-۲-۵ بررسی صحت نتایج ناشی از الگوی سازه تیر غیرخطی.....
۲	۲-۲-۵ اثبات صحت نتایج ناشی از الگوی آیرودینامیک بال غیرخطی.....
۲	۳-۲-۵ اثبات همگرایی روش حل آیرودینامیک.....
۲	۳-۵ بررسی رفتار غیرخطی آیرودینامیک بال.....
۲	۱-۳-۵ بررسی رفتار غیرخطی آیرودینامیک بال ایزوتروپ.....
۲	۲-۳-۵ مثال ۱۳: بررسی رفتار غیرخطی آیرودینامیک بال ارتوتروپ.....
۲	۶ فصل ۶- جمع بندی، نتیجه گیری و پیشنهادات برای کارهای آینده.....
۲	۱-۶ جمع بندی.....
۲	۲-۶ نتیجه گیری.....
۲	۳-۶ ارائه پیشنهادات برای کارهای تکمیلی در آینده.....
۲	۴-۶ مقالات تهیه شده در طی انجام این کار.....
۲	پیوست ها.....
۲	۷ پیوست الف- نخستین پروازها.....
۲	۸ پیوست ب- بررسی الگوهای آیرودینامیکی.....
۲	ب-۱ جریان پایا.....



- ب-۲ جریان شبه پایا ۲
- ب-۳ جریان ناپایا ۲
- ب-۴ یک مثال؛ تغییر زاویه حمله به صورت تابع پله‌ای؛ استخراج تابع و گنر ۲
- ۹ پیوست ج- تعدادی از پایان‌نامه‌های داخلی در زمینه‌ی آبرو الاستیسیته‌ی بال ۲
- . فهرست مراجع ۲
- . *Abstract* ۲



فهرست اشکال

- شکل ۱-۱: پل تاکوما به طول $1810m$ که در اثر ناپایداری دینامیکی ناشی از بادی با سرعت $67Km/h$ در ۷ نوامبر ۱۹۴۰ دچار فلاتر پیچشی شد و فرو ریخت [۲]..... ۲
- شکل ۱-۲: تعدادی از هواپیماهای معروف دنیا با بالهای بلند کامپوزیتی [۴]..... ۲
- شکل ۱-۲: تیر انعطاف‌پذیر مرکب چند لایه ارتوتروپ..... ۲
- شکل ۲-۲: مقطع عمومی تیر با فرض لایه‌چینی ارتوتروپ متقارن..... ۲
- شکل ۳-۲: دستگاه مختصات اصلی (e_x, e_y, e_z) و دستگاه مختصات الیاف (e_x, e_y, e_z) صفحه ارتوتروپ..... ۲
- شکل ۴-۲: درجات آزادی تیر انعطاف‌پذیر..... ۲
- شکل ۵-۲: بردار جابجایی و دوران المان تیر در راستای محور اصلی تیر..... ۲
- شکل ۶-۲: لایه‌چینی متقارن مقطع ارتوتروپ تیر و تعریف شماره لایه (m) و موقعیت لایه از صفحه میانی $(h_{(m)a}, h_{(m)b})$ ۲
- شکل ۱-۳: مختصات آیرودینامیکی مقطع بال..... ۲
- شکل ۱-۴: مختصات بال انعطاف‌پذیر..... ۲
- شکل ۱-۵: مقایسه جابجایی خمشی عرضی تیر (مثال ۱) در بارگذاری استاتیکی $\vec{F} = 10N, 10N, 10N.m$ ۲
- شکل ۲-۵: مقایسه جابجایی خمشی عمودی تیر (مثال ۱) در بارگذاری استاتیکی $\vec{F} = 10N, 10N, 10N.m$ ۲
- شکل ۳-۵: مقایسه زاویه پیچشی تیر (مثال ۱) در بارگذاری استاتیکی $\vec{F} = 10N, 10N, 10N.m$ ۲
- شکل ۴-۵: مقایسه جابجایی خمشی عرضی تیر (مثال ۱) در بارگذاری استاتیکی $\vec{F} = 30N, 30N, 30N.m$ ۲
- شکل ۵-۵: مقایسه جابجایی خمشی عمودی تیر (مثال ۱) در بارگذاری استاتیکی $\vec{F} = 30N, 30N, 30N.m$ ۲
- شکل ۶-۵: مقایسه زاویه پیچشی تیر (مثال ۱) در بارگذاری استاتیکی $\vec{F} = 30N, 30N, 30N.m$ ۲
- شکل ۷-۵: مقایسه جابجایی خمشی عرضی تیر (مثال ۱) در بارگذاری استاتیکی $\vec{F} = 50N, 50N, 50N.m$ ۲
- شکل ۸-۵: مقایسه جابجایی خمشی عمودی تیر (مثال ۱) در بارگذاری استاتیکی $\vec{F} = 50N, 50N, 50N.m$ ۲
- شکل ۹-۵: مقایسه زاویه پیچشی تیر (مثال ۱) در بارگذاری استاتیکی $\vec{F} = 50N, 50N, 50N.m$ ۲
- شکل ۱۰-۵: پاسخ زمانی ارتعاشات آزاد انتهای تیر (مثال ۲)..... ۲
- شکل ۱۱-۵: مقایسه جابجایی خمشی عرضی انتهای آزاد تیر (مثال ۲) در بارگذاری دینامیک $\vec{F} = 1N, 50N, 0N.m$, $\omega = 2\pi (rad/s)$ ۲
- شکل ۱۲-۵: مقایسه جابجایی خمشی عمودی انتهای آزاد تیر (مثال ۲) در بارگذاری دینامیک $\vec{F} = 1N, 50N, 0N.m$, $\omega = 2\pi (rad/s)$ ۲
- شکل ۱۳-۵: مقایسه زاویه پیچشی انتهای آزاد تیر (مثال ۲) در بارگذاری دینامیک $\vec{F} = 1N, 50N, 0N.m$, $\omega = 2\pi (rad/s)$ ۲
- شکل ۱۴-۵: مقایسه جابجایی خمشی عرضی انتهای آزاد تیر (مثال ۲) در بارگذاری دینامیک $\vec{F} = 1N, 100N, 0N.m$, $\omega = 2\pi (rad/s)$ ۲
- شکل ۱۵-۵: مقایسه جابجایی خمشی عمودی انتهای آزاد تیر (مثال ۲) در بارگذاری دینامیک $\vec{F} = 1N, 100N, 0N.m$, $\omega = 2\pi (rad/s)$ ۲
- شکل ۱۶-۵: مقایسه زاویه پیچشی انتهای آزاد تیر (مثال ۲) در بارگذاری دینامیک $\vec{F} = 1N, 100N, 0N.m$, $\omega = 2\pi (rad/s)$ ۲



- شکل ۵-۱۷: مقایسه جابجایی خمشی عرضی انتهای آزاد تیر (مثال ۳) در بارگذاری دینامیک $\vec{F} = 10N, 10N, 10N.m$ ،
 $\omega = 2\pi (rad/s)$ ۲
- شکل ۵-۱۸: مقایسه جابجایی خمشی عمودی انتهای آزاد تیر (مثال ۳) در بارگذاری دینامیک $\vec{F} = 10N, 10N, 10N.m$ ،
 $\omega = 2\pi (rad/s)$ ۲
- شکل ۵-۱۹: مقایسه زاویه پیچشی انتهای آزاد تیر (مثال ۳) در بارگذاری دینامیک $\vec{F} = 10N, 10N, 10N.m$ ،
 $\omega = 2\pi (rad/s)$ ۲
- شکل ۵-۲۰: مقایسه جابجایی خمشی عرضی انتهای آزاد تیر (مثال ۳) در بارگذاری دینامیک $\vec{F} = 15N, 15N, 15N.m$ ،
 $\omega = 2\pi (rad/s)$ ۲
- شکل ۵-۲۱: مقایسه جابجایی خمشی عمودی انتهای آزاد تیر (مثال ۳) در بارگذاری دینامیک $\vec{F} = 15N, 15N, 15N.m$ ،
 $\omega = 2\pi (rad/s)$ ۲
- شکل ۵-۲۲: مقایسه جابجایی پیچشی انتهای آزاد تیر (مثال ۳) در بارگذاری دینامیک $\vec{F} = 15N, 15N, 15N.m$ ،
 $\omega = 2\pi (rad/s)$ ۲
- شکل ۵-۲۳: مقایسه جابجایی خمشی عرضی انتهای آزاد تیر (مثال ۳) در بارگذاری دینامیک $\vec{F} = 19N, 19N, 19N.m$ ،
 $\omega = 2\pi (rad/s)$ ۲
- شکل ۵-۲۴: مقایسه جابجایی خمشی عمودی انتهای آزاد تیر (مثال ۳) در بارگذاری دینامیک $\vec{F} = 19N, 19N, 19N.m$ ،
 $\omega = 2\pi (rad/s)$ ۲
- شکل ۵-۲۵: مقایسه زاویه پیچشی انتهای آزاد تیر (مثال ۳) در بارگذاری دینامیک $\vec{F} = 19N, 19N, 19N.m$ ،
 $\omega = 2\pi (rad/s)$ ۲
- شکل ۵-۲۶: مقایسه جابجایی خمشی عرضی انتهای آزاد تیر (مثال ۳) در بارگذاری دینامیک $\vec{F} = 20N, 20N, 20N.m$ ،
 $\omega = 2\pi (rad/s)$ ۲
- شکل ۵-۲۷: مقایسه جابجایی خمشی عمودی انتهای آزاد تیر (مثال ۳) در بارگذاری دینامیک $\vec{F} = 20N, 20N, 20N.m$ ،
 $\omega = 2\pi (rad/s)$ ۲
- شکل ۵-۲۸: مقایسه زاویه پیچشی انتهای آزاد تیر (مثال ۳) در بارگذاری دینامیک $\vec{F} = 20N, 20N, 20N.m$ ،
 $\omega = 2\pi (rad/s)$ ۲
- شکل ۵-۲۹: مقایسه جابجایی خمشی عرضی انتهای آزاد تیر (مثال ۳) در بارگذاری دینامیک $\vec{F} = 30N, 30N, 30N.m$ ،
 $\omega = 2\pi (rad/s)$ ۲
- شکل ۵-۳۰: مقایسه جابجایی خمشی عمودی انتهای آزاد تیر (مثال ۳) در بارگذاری دینامیک $\vec{F} = 30N, 30N, 30N.m$ ،
 $\omega = 2\pi (rad/s)$ ۲
- شکل ۵-۳۱: مقایسه زاویه پیچشی انتهای آزاد تیر (مثال ۳) در بارگذاری دینامیک $\vec{F} = 30N, 30N, 30N.m$ ،
 $\omega = 2\pi (rad/s)$ ۲
- شکل ۵-۳۲: مقایسه روشهای مختلف حل عددی برای بسط تیلور درجه دو معادلات در $\omega = 2\pi$ ، $M_\theta = 10N.m$ ، $F_w = 10N$ ، $F_v = 10N$ (مثال ۴) ۲
- شکل ۵-۳۳: مقایسه روشهای مختلف حل عددی برای بسط تیلور درجه دو معادلات در $\omega = 2\pi$ ، $M_\theta = 25N.m$ ، $F_w = 25N$ ، $F_v = 25N$ (مثال ۴) ۲
- شکل ۵-۳۴: مقایسه روشهای مختلف حل عددی برای بسط تیلور درجه دو معادلات در $\omega = 2\pi$ ، $M_\theta = 30N.m$ ، $F_w = 30N$ ، $F_v = 30N$ (مثال ۴) ۲
- شکل ۵-۳۵: مقایسه روشهای مختلف حل عددی برای بسط تیلور درجه دو معادلات (بزرگنمایی شکل ۵-۳۴) مقایسه روشهای مختلف حل عددی برای بسط تیلور درجه دو معادلات در $\omega = 2\pi$ ، $M_\theta = 30N.m$ ، $F_w = 30N$ ، $F_v = 30N$ (مثال ۴) ۲
- شکل ۵-۳۶: مقایسه پاسخ فرکانسی تیر کامپوزیت با دو روش حل مختلف (مثال ۵) از مرجع [۱۰۱] ۲
- شکل ۵-۳۷: مقایسه رفتار زمانی آبرو الاستیک تغییر مکان غیرخطی عمودی نوک بال، کار حاضر و مرجع [۶۴] با شرایط $U = 28.1 m/s$ ، $w_0 = 4m$ ۲



- شکل ۳۸-۵:** مقایسه رفتار زمانی آبرو الاستیک (الف) تغییر مکان غیرخطی عمودی (ب) تغییر زاویه پیچشی نوک بال با فرضیات ایزوتروپ و معادلسازی شبه کامپوزیت با شرایط $U = 31 \text{ m/s}, w_0 = 2m$ ۲
- شکل ۳۹-۵:** بررسی اثر تغییر گام زمانی (dt) بر پاسخ آبرو الاستیک نوک بال برای جابجایی عمودی اولیه ($w_0 = 4m$) و سرعت جریان (الف) $U = 28.7 \text{ m/s}$ و (ب) $U = 30.5 \text{ m/s}$ ۲
- شکل ۴۰-۵:** مقایسه رفتار آبرو الاستیک خطی و غیرخطی تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال در طی زمان در شرایط $U = 32.0 \text{ m/s}, w_0 = 0.02m$ ۲
- شکل ۴۱-۵:** مقایسه رفتار آبرو الاستیک خطی و غیرخطی تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال در طی زمان در شرایط وقوع پدیده فلاتر $(U_f = 32.71 \text{ m/s}, w_0 = 0.02m)$ ۲
- شکل ۴۲-۵:** رفتار آبرو الاستیک خطی تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال در طی زمان در شرایط وقوع پدیده فلاتر $(U_f = 32.71 \text{ m/s}, w_0 = 0.02m)$ - تصویر سمت راست فوق بزرگنمایی شده تصویر سمت چپ است. ۲
- شکل ۴۳-۵:** مقایسه رفتار آبرو الاستیک خطی و غیرخطی تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال در طی زمان در شرایط $U = 33.5 \text{ m/s}, w_0 = 0.02m$ ۲
- شکل ۴۴-۵:** مقایسه رفتار آبرو الاستیک خطی و غیرخطی تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال در طی زمان در شرایط $U = 35.0 \text{ m/s}, w_0 = 0.02m$ ۲
- شکل ۴۵-۵:** فضای فاز رفتار آبرو الاستیک تغییر مکانهای خمشی و پیچشی غیرخطی نوک بال در شرایط $U = 33.5 \text{ m/s}, w_0 = 0.02m$ ۲
- شکل ۴۶-۵:** فضای فاز رفتار آبرو الاستیک تغییر مکانهای خمشی و پیچشی غیرخطی نوک بال در شرایط $U = 35.0 \text{ m/s}, w_0 = 0.02m$ ۲
- شکل ۴۷-۵:** مقایسه رفتار آبرو الاستیک جابجایی خمشی عرضی غیرخطی نوک بال در مرز $LCOs$ با تغییر جابجایی خمشی عمودی اولیه (w_0) در طی زمان ۲
- شکل ۴۸-۵:** مقایسه رفتار زمانی آبرو الاستیک جابجایی خمشی عمودی غیرخطی نوک بال در مرز $LCOs$ با تغییر جابجایی خمشی عمودی اولیه (w_0) در طی زمان ۲
- شکل ۴۹-۵:** مقایسه رفتار زمانی آبرو الاستیک تغییر مکان پیچشی غیرخطی نوک بال در مرز $LCOs$ با تغییر جابجایی خمشی عمودی اولیه (w_0) در طی زمان ۲
- شکل ۵۰-۵:** اثر تغییر جابجایی خمشی عمودی اولیه (w_0) بر روی نقطه تعادل و دامنه $LCOs$ (الف) در جهت v ، (ب) در جهت w ، (ج) در جهت θ ۲
- شکل ۵۱-۵:** مقایسه پاسخ فرکانسی (الف) تغییر مکان خمشی عمودی و (ب) پیچشی غیرخطی نوک بال در مرز $LCOs$ با تغییر جابجایی خمشی عمودی اولیه (w_0) ۲
- شکل ۵۲-۵:** اثر تغییر جابجایی خمشی عمودی اولیه (w_0) بر روی (الف) سرعت $LCOs$ ، (ب) فرکانس $LCOs$ ، (ج) دامنه $LCOs$ در سه جهت v ، w و θ ، (د) زمان آغاز $LCOs$ ۲
- شکل ۵۳-۵:** اثر تغییر سرعت پس از مرز $LCOs$ ($w_0=4m$) بر روی رفتار زمانی نوک بال ۲
- شکل ۵۴-۵:** اثر تغییر سرعت پس از مرز $LCOs$ ($w_0=4m$) بر روی پاسخ فرکانسی (الف) جابجایی خمشی عرضی، (ب) تغییر مکان پیچشی، (ج) جابجایی خمشی عمودی ۲
- شکل ۵۵-۵:** مقایسه اثر تغییر سرعت پس از مرز $LCOs$ ($w_0=4m$) بر روی (الف) رفتار زمانی، (ب) پاسخ فرکانسی جابجایی خمشی عمودی ۲
- شکل ۵۶-۵:** اثر تغییر سرعت پس از مرز $LCOs$ ($w_0=4m$) بر روی (الف) فرکانس $LCOs$ ، (ب) دامنه $LCOs$ در سه جهت، (ج) زمان آغاز $LCOs$ ۲



- شکل ۵-۵۷:** اثر تغییر جابجایی خمشی اولیه (w_0) در سرعت $U = 30.5 \text{ m/s}$ (پس از مرز $LCOs$) بر روی رفتار زمانی نوک بال..... ۲
- شکل ۵-۵۸:** اثر تغییر جابجایی خمشی اولیه (w_0) در سرعت $U = 30.5 \text{ m/s}$ (پس از مرز $LCOs$) بر روی پاسخ نوک بال (الف) فضای فرکانسی (ب) فضای فاز..... ۲
- شکل ۵-۵۹:** اثر تغییر زاویه الیاف (θ_L) بر عبارات سختی بال کامپوزیت؛ (الف) D_{11} , D_{22} , D_{12} ، (ب) D_{33} ۲
- شکل ۵-۶۰:** اثر تغییر زاویه الیاف (θ_L) بر عبارات بی‌بعد سختی بال کامپوزیت (نرمال شده نسبت به بیشترین مقدار در هر جهت)..... ۲
- شکل ۵-۶۱:** اثر تغییر زاویه الیاف (θ_L) بر فرکانسهای طبیعی اول بال کامپوزیت در سه جهت w ، v و θ ۲
- شکل ۵-۶۲:** اثر تغییر زاویه الیاف (θ_L) بر فرکانسهای طبیعی اول بی‌بعد بال کامپوزیت (نرمال شده نسبت به بیشترین مقدار) در سه جهت w ، v و θ ۲
- شکل ۵-۶۳:** مقایسه چگونگی تغییر خصوصیات سختی و فرکانسهای طبیعی نرمال شده بال کامپوزیت در اثر تغییر زاویه الیاف (θ_L)..... ۲
- شکل ۵-۶۴:** قبل از وقوع ناپایداری آیرودالاستیک خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 10.20 \text{ m/s}$, $w_0 = 1\text{m}$, $\theta_L = -60^\circ$ ۲
- شکل ۵-۶۵:** آغاز وقوع ناپایداری آیرودالاستیک خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 10.21 \text{ m/s}$, $w_0 = 1\text{m}$, $\theta_L = -60^\circ$ ۲
- شکل ۵-۶۶:** قبل از وقوع ناپایداری آیرودالاستیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 10.22 \text{ m/s}$, $w_0 = 1\text{m}$, $\theta_L = -60^\circ$ ۲
- شکل ۵-۶۷:** آغاز وقوع ناپایداری آیرودالاستیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 10.23 \text{ m/s}$, $w_0 = 1\text{m}$, $\theta_L = -60^\circ$ ۲
- شکل ۵-۶۸:** قبل از وقوع ناپایداری آیرودالاستیک خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 35.04 \text{ m/s}$, $w_0 = 1\text{m}$, $\theta_L = -45^\circ$ ۲
- شکل ۵-۶۹:** آغاز وقوع ناپایداری آیرودالاستیک خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 35.041 \text{ m/s}$, $w_0 = 1\text{m}$, $\theta_L = -45^\circ$ ۲
- شکل ۵-۷۰:** قبل از وقوع ناپایداری آیرودالاستیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 35.05 \text{ m/s}$, $w_0 = 1\text{m}$, $\theta_L = -45^\circ$ ۲
- شکل ۵-۷۱:** آغاز وقوع ناپایداری آیرودالاستیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 35.051 \text{ m/s}$, $w_0 = 1\text{m}$, $\theta_L = -45^\circ$ ۲
- شکل ۵-۷۲:** قبل از وقوع ناپایداری آیرودالاستیک خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 35.26 \text{ m/s}$, $w_0 = 1\text{m}$, $\theta_L = -20^\circ$ ۲
- شکل ۵-۷۳:** آغاز وقوع ناپایداری آیرودالاستیک خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 35.27 \text{ m/s}$, $w_0 = 1\text{m}$, $\theta_L = -20^\circ$ ۲
- شکل ۵-۷۴:** قبل از وقوع ناپایداری آیرودالاستیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 35.33 \text{ m/s}$, $w_0 = 1\text{m}$, $\theta_L = -20^\circ$ ۲
- شکل ۵-۷۵:** آغاز وقوع ناپایداری آیرودالاستیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 35.34 \text{ m/s}$, $w_0 = 1\text{m}$, $\theta_L = -20^\circ$ ۲
- شکل ۵-۷۶:** قبل از وقوع ناپایداری آیرودالاستیک خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 34.16 \text{ m/s}$, $w_0 = 1\text{m}$, $\theta_L = 0^\circ$ ۲
- شکل ۵-۷۷:** آغاز وقوع ناپایداری آیرودالاستیک خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 34.17 \text{ m/s}$, $w_0 = 1\text{m}$, $\theta_L = 0^\circ$ ۲



- شکل ۵-۷۸:** قبل از وقوع ناپایداری آیرودینامیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 34.05 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 0^\circ$ ۲
- شکل ۵-۷۹:** آغاز وقوع ناپایداری آیرودینامیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 34.06 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 0^\circ$ ۲
- شکل ۵-۸۰:** قبل از وقوع ناپایداری آیرودینامیک خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 15.45 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 10^\circ$ ۲
- شکل ۵-۸۱:** آغاز وقوع ناپایداری آیرودینامیک خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 15.46 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 10^\circ$ ۲
- شکل ۵-۸۲:** قبل از وقوع ناپایداری آیرودینامیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 16.5 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 10^\circ$ ۲
- شکل ۵-۸۳:** آغاز وقوع ناپایداری آیرودینامیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 16.55 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 10^\circ$ ۲
- شکل ۵-۸۴:** قبل از وقوع ناپایداری دوم آیرودینامیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 31.17 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 10^\circ$ ۲
- شکل ۵-۸۵:** آغاز وقوع ناپایداری دوم آیرودینامیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 31.18 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 10^\circ$ ۲
- شکل ۵-۸۶:** قبل از وقوع ناپایداری آیرودینامیک خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 10.94 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 20^\circ$ ۲
- شکل ۵-۸۷:** آغاز وقوع ناپایداری آیرودینامیک خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 10.95 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 20^\circ$ ۲
- شکل ۵-۸۸:** قبل از وقوع ناپایداری آیرودینامیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 11.3 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 20^\circ$ ۲
- شکل ۵-۸۹:** آغاز وقوع ناپایداری آیرودینامیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 11.36 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 20^\circ$ ۲
- شکل ۵-۹۰:** قبل از وقوع ناپایداری دوم آیرودینامیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 24 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 20^\circ$ ۲
- شکل ۵-۹۱:** آغاز وقوع ناپایداری دوم آیرودینامیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 24.1 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 20^\circ$ ۲
- شکل ۵-۹۲:** قبل از وقوع ناپایداری آیرودینامیک خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 10.27 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 45^\circ$ ۲
- شکل ۵-۹۳:** آغاز وقوع ناپایداری آیرودینامیک خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 10.28 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 45^\circ$ ۲
- شکل ۵-۹۴:** قبل از وقوع ناپایداری آیرودینامیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 10.28 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 45^\circ$ ۲
- شکل ۵-۹۵:** آغاز وقوع ناپایداری آیرودینامیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 10.29 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 45^\circ$ ۲



- شکل ۵-۹۶:** قبل از وقوع ناپایداری دوم آیرودلاستیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 14.85 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 45^\circ$ ۲
- شکل ۵-۹۷:** آغاز وقوع ناپایداری دوم آیرودلاستیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 14.876 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 45^\circ$ ۲
- شکل ۵-۹۸:** قبل از وقوع ناپایداری آیرودلاستیک خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 34.48 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 60^\circ$ ۲
- شکل ۵-۹۹:** آغاز وقوع ناپایداری آیرودلاستیک خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 34.49 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 60^\circ$ ۲
- شکل ۵-۱۰۰:** قبل از وقوع ناپایداری آیرودلاستیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 34.47 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 60^\circ$ ۲
- شکل ۵-۱۰۱:** آغاز وقوع ناپایداری آیرودلاستیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 34.48 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = 60^\circ$ ۲
- شکل ۵-۱۰۲:** قبل از وقوع ناپایداری آیرودلاستیک خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 34.25 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = \pm 90^\circ$ ۲
- شکل ۵-۱۰۳:** آغاز وقوع ناپایداری آیرودلاستیک خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 34.26 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = \pm 90^\circ$ ۲
- شکل ۵-۱۰۴:** قبل از وقوع ناپایداری آیرودلاستیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 34.25 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = \pm 90^\circ$ ۲
- شکل ۵-۱۰۵:** آغاز وقوع ناپایداری آیرودلاستیک غیر خطی؛ تغییر مکانهای خمشی و پیچشی نوک بال کامپوزیت در طی زمان، در شرایط $U = 34.26 \text{ m/s}, w_0 = 1\text{m}, \theta_L = \pm 90^\circ$ ۲
- شکل ۵-۱۰۶:** اثر تغییر زاویه الیاف (θ_L) بر سرعت ناپایداری بال کامپوزیت در هنگام وقوع ناپایداری‌های غیرخطی ($UI-LCO, U2-LCO$) آیرودلاستیک و مقایسه آن با نتایج حاصل از ناپایداری خطی آیرودلاستیک ($U-Flutter$) ۲
- شکل ۵-۱۰۷:** اثر تغییر زاویه الیاف (θ_L) بر فرکانسهای خمشی و پیچشی ($f_{1v}, f_{1w}, f_{1\theta}$) بال کامپوزیت در هنگام وقوع ناپایداری‌های غیرخطی آیرودلاستیک (LCO) و مقایسه آن با نتایج متناظر حاصل از ناپایداری خطی آیرودلاستیک ($Flutter$) ۲
- شکل ۵-۱۰۸:** مقایسه چگونگی تغییر فرکانسهای خمشی عرضی (f_{1v}) بال کامپوزیت در هنگام وقوع ناپایداری‌های خطی ($Flutter$) و غیرخطی (LCO) آیرودلاستیک با فرکانس طبیعی متناظر، در اثر تغییر زاویه الیاف (θ_L) ۲
- شکل ۵-۱۰۹:** مقایسه چگونگی تغییر فرکانسهای خمشی عمودی (f_{1w}) بال کامپوزیت در هنگام وقوع ناپایداری‌های خطی ($Flutter$) و غیرخطی (LCO) آیرودلاستیک با فرکانس طبیعی متناظر، در اثر تغییر زاویه الیاف (θ_L) ۲
- شکل ۵-۱۱۰:** مقایسه چگونگی تغییر فرکانسهای پیچشی ($f_{1\theta}$) بال کامپوزیت در هنگام وقوع ناپایداری‌های خطی ($Flutter$) و غیرخطی (LCO) آیرودلاستیک با فرکانس طبیعی متناظر، در اثر تغییر زاویه الیاف (θ_L) ۲
- شکل ۵-۱۱۱:** مقایسه چگونگی تغییر فرکانسهای خمشی عمودی و پیچشی ($f_{1w}, f_{1\theta}$) بال کامپوزیت در هنگام وقوع ناپایداری‌های خطی ($Flutter$) و غیرخطی (LCO) آیرودلاستیک با فرکانس طبیعی متناظر، در اثر تغییر زاویه الیاف (θ_L)؛ [در زمان وقوع ناپایداری فرکانسهای خمشی عمودی منطبق بر فرکانسهای پیچشی هستند ($f_{1w} = f_{1\theta}$)] ۲
- شکل ۵-۱۱۲:** مقایسه چگونگی تغییر سرعت و فرکانس نرمال شده بال کامپوزیتی در لحظه وقوع ناپایداری غیرخطی آیرودلاستیک در اثر تغییر زاویه الیاف (θ_L) ۲
- شکل ۵-۱۱۳:** مقایسه چگونگی تغییر سرعت جریان نرمال شده بال کامپوزیتی در لحظه وقوع ناپایداری غیرخطی آیرودلاستیک با تغییر خصوصیات سختی نرمال شده سازه در اثر تغییر زاویه الیاف (θ_L) ۲



- شکل ۵-۱۱۴:** مقایسه چگونگی تغییر فرکانس نرمال شده بال کامپوزیتی در لحظه وقوع ناپایداری غیرخطی آیرودالاستیک با تغییر خصوصیات سختی و فرکانسهای طبیعی نرمال شده سازه در اثر تغییر زاویه الیاف (θ_L)..... ۲
- شکل ۵-۱۱۵:** مقایسه چگونگی تغییر سرعت جریان و فرکانس نرمال شده بال کامپوزیتی در لحظه وقوع ناپایداری غیرخطی آیرودالاستیک با تغییر خصوصیات سختی و فرکانسهای طبیعی نرمال شده سازه در اثر تغییر زاویه الیاف (θ_L)..... ۲
- شکل ۷-۱:** ساموئل لانگلی (۱۸۳۴ تا ۱۹۰۶) [۱۶۴]..... ۲
- شکل ۷-۲:** اورویل رایت (راست) و ویلبر رایت (چپ) [۱۶۵]..... ۲
- شکل ۷-۳:** هواپیمای برادران رایت-۱۷ دسامبر ۱۹۰۳ اولین پرواز بشر با وسیله‌ای سنگینتر از هوا در طول تاریخ [۱۶۵]..... ۲
- شکل ۷-۴:** ماشین پرنده ساموئل لانگلی در اثر واگرایی پیچشی در حین پرواز در هم شکست [۱۶۴]..... ۲



فهرست جداول

- جدول ۱-۱: مروری بر کارهای گذشته در مقایسه با کار حاضر ۲
- جدول ۱-۴: مقادیر $\alpha_i l$ ، $\gamma_i l = (2i - 1) \frac{\pi}{2}$ و β_i برای تیر یکسرگیردار ۲
- جدول ۱-۵: اطلاعات هندسی و مواد اولین نمونه تیر* (نمونه ۱) ۲
- جدول ۲-۵: فرکانسهای طبیعی نمونه تیر ۱ به دست آمده از تحلیل مقدار ویژه (Rad/s) ۲
- جدول ۳-۵: مقایسه اولین فرکانسهای طبیعی (Rad/s) نمونه تیر ۱ در هر سه جهت (به دست آمده از FFT) با نتایج جدول ۲-۵ ۲
- جدول ۴-۵: مقایسه دامنه اولین مود طبیعی (به دست آمده از FFT) نمونه تیر ۱ در هر سه جهت ۲
- جدول ۵-۵: اطلاعات هندسی و مواد دومین نمونه تیر* (نمونه ۲) ۲
- جدول ۶-۵: اطلاعات هندسی و مواد سومین نمونه تیر* (نمونه ۳) ۲
- جدول ۷-۵: اطلاعات هندسی و مواد چهارمین نمونه تیر* [۱۰۱] (نمونه ۴) ۲
- جدول ۸-۵: اطلاعات هندسی و مواد نمونه بال ایزوتروپ از مرجع [۶۴]* ۲
- جدول ۹-۵: مقایسه نتایج کار حاضر و مرجع [۶۴] ۲
- جدول ۱۰-۵: اطلاعات هندسی و مواد نمونه بال کامپوزیت براساس مرجع [۶۴]* ۲
- جدول ۱۱-۵: اطلاعات هندسی و مواد نمونه بال کامپوزیت ۲