

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



پایان نامه دوره کارشناسی ارشد رشته مهندسی هوافضا- گرایش سازه های هوایی

عنوان:

طراحی و تحلیل سازه اتصال مکانیکی بین بال های دو پهنپاد متصل، تحت بارگذاری
های مختلف معادل

توسط:

مجید صالحی

استاد راهنما:

دکتر محمود ذبیح پور

استاد مشاور:

دکتر یوسف عباسی

اسفند ۱۴۰۴

به نام خدا

تأییدیه کمیته داوران پایان نامه

عنوان:

طراحی و تحلیل سازه اتصال مکانیکی بین بال‌های دو پهنپاد متصل،

تحت بارگذاری‌های مختلف معادل

توسط:

مجید صالحی

پایان‌نامه ارائه شده به تحصیلات تکمیلی دانشگاه صنعتی مالک اشتر به عنوان بخشی از فعالیت‌های

تحصیلی لازم برای اخذ درجه کارشناسی ارشد

در رشته‌ی:

مهندسی هوافضا- سازه‌های هوایی

دانشگاه صنعتی مالک اشتر

تهران- ایران

ارزیابی و تصویب شده توسط

- | | |
|-----------|---|
| محل امضاء | ۱- دکتر محمود ذبیح‌پور- دانشیار گروه هوافضا- سازه‌های هوایی |
| محل امضاء | ۲- دکتر یوسف عباسی- دانشیار گروه هوافضا- سازه‌های هوایی |
| محل امضاء | ۳- نام اساتید داور گروه و دانشگاه- رتبه علمی |
| محل امضاء | ۴- نام اساتید داور گروه و دانشگاه- رتبه علمی |
| محل امضاء | ۵- نام اساتید داور گروه و دانشگاه- رتبه علمی |

دی ۱۴۰۴

بشکر و تقدیر از:

استاد ارجمندم جناب آقای دکتر محمود فیچ پور که بارها بنیانی های ارزشمند خود، همواره و در
تمامی ساعات شبانه روز در انجام این رساله پشتیبان من بوده اند. همچنین از راهنمایی های
فروتنازه استاد ارجمند جناب آقای دکتر یوسف عباسی، کمال قدردانی و تشکر را دارم.

تمام حقوق مادی و معنوی مترتب بر نتایج مطالعات،
ابتکارات و نوآوری‌های حاصل از این تحقیق متعلق به
دانشگاه صنعتی مالک اشتر است.

بسمه تعالی

تعیین سطح طبقه بندی پایان نامه

عنوان پایان نامه:

طراحی و تحلیل سازه اتصال مکانیکی بین بالهای دو پهنپاد متصل، تحت بارگذاری های مختلف معادل

نام و نام خانوادگی دانشجو: مجید صالحی شماره دانشجویی: ۴۰۲۲۶۶۴۰۱۱
نام و نام خانوادگی استاد راهنما: دکتر محمود ذبیح پور رشته گرایش: مهندسی هوافضا- سازه های هوایی

این پایان نامه طبق نظر استاد راهنما: طبقه بندی دارد ☐ طبقه بندی ندارد ☒

تبصره: با توجه به طبقه بندی دار بودن پایان نامه تا تاریخ این پایان نامه، فقط با نظر این واحد دانشگاهی، در اختیار متقاضی قرار گیرد.

امضا رئیس مجتمع

امضا استاد راهنما

تأییدیه صحت و اصالت نتایج پایان نامه / رساله

اینجانب مجید صالحی به شماره دانشجویی ۴۰۲۲۶۶۴۰۱۱ مقطع تحصیلی کارشناسی ارشد، تأیید

می نمایم که کلیه نتایج این پایان نامه / رساله حاصل کار اینجانب و بدون هرگونه دخل و تصرف است و موارد نسخه برداری شده از آثار دیگران را با ذکر کامل مشخصات منبع آورده ام. در صورت اثبات خلاف مندرجات فوق، به تشخیص دانشگاه مطابق با ضوابط و مقررات حاکم (قانون حمایت از حقوق مؤلفان و مصنفان و قانون ترجمه و تکثیر کتب، نشریات و آثار صوتی، ضوابط و مقررات آموزشی، پژوهشی و انضباطی و ...) با اینجانب رفتار خواهد شد و حق هرگونه اعتراض در خصوص احقاق حقوق مکتسب و تشخیص و تعیین تخلف و مجازات را از خویش سلب می نمایم. در ضمن، مسئولیت هرگونه پاسخگویی به اشخاص اعم از حقیقی و حقوقی و مراجع ذیصلاح (اعم از اداری و قضایی) به عهده اینجانب خواهد بود و دانشگاه هیچگونه مسئولیتی در این خصوص نخواهد داشت.

نام و نام خانوادگی: مجید صالحی

امضاء و تاریخ:

تقدیم به

همسر مهربانم که با عشق، صبر، از خودگذشتگی و دعای خیرشان، در این مسیر

علم آموزی را برایم هموار نمودند.

به پاس تمام زحمات بی دریغشان، این پایان نامه را با نهایت احترام و عشق، به ایشان

تقدیم می کنم.

فهرست مطالب

عنوان	صفحه
فصل اول- مقدمه؛ بیان مسئله، اهمیت و ضرورت انجام تحقیق، اهداف و سوالات پژوهش	۲
۱-۱- مقدمه و معرفی موضوع	۳
۱-۲- بیان مسئله	۷
۱-۳- اهمیت و ضرورت انجام تحقیق	۹
۱-۴- اهداف تحقیق	۱۱
۱-۵- سوالات یا فرضیات تحقیق	۱۲
فصل دوم- مروری بر مطالعات و تحقیقات گذشته	۱۴
۲-۱- مقدمه	۱۵
۲-۲- مروری بر مطالعات و تحقیقات گذشته	۱۵
فصل سوم- روش‌شناسی تحقیق	۲۴
۳-۱- مقدمه	۲۵
۳-۲- تعریف هندسه سه بعدی بال، لولا، پین و چسب	۲۶
۳-۳- تعیین خواص مکانیکی مواد (کامپوزیت گلس- اپوکسی، آلیاژ فولاد QT-۴۱۳۰، آلیاژ آلومینیوم Al-1100	
H14 و چسب)	۳۱
۳-۴- مش‌بندی و تحلیل همگرایی شبکه	۴۴
۳-۵- اعمال شرایط مرزی و بارگذاری‌های واقعی	۴۷
۳-۵- تعریف استپ (Step) حل، مدل‌سازی تماس (Interaction) و اجرای مسئله (Run)	۵۳
۳-۶- تعریف معیارهای شکست و محاسبه ضریب اطمینان با استفاده از معیارهای هاشین، تنش مرتبه دو	
(QUADS) و فونمیسز	۵۷
نتایج	۶۰
۴-۱- مقدمه	۶۱
۴-۲- نتایج شبیه‌سازی تنش در بال‌های کامپوزیتی و لولا در ۴ حالت زاویه‌ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه در	
حالت اتصال بال به لولا با ۳ تا پیچ M4	۶۲
۴-۲-۱- حالت زاویه‌ای صفر درجه	۶۲

۶۶.....	۴-۲-۲- حالت زاویه‌ای ۱۰ درجه
۷۰.....	۴-۲-۳- حالت زاویه‌ای ۲۰ درجه
۷۴.....	۴-۲-۴- حالت زاویه‌ای ۳۰ درجه
۷۷.....	۴-۳- نتایج شبیه‌سازی تنش در بال‌های کامپوزیتی و لولا در ۴ حالت زاویه‌ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه در حالت اتصال بال به لولا با چسب سازهای اپوکسی
۷۷.....	۴-۳-۱- حالت زاویه‌ای صفر درجه
۷۹.....	۴-۳-۲- حالت زاویه‌ای ۱۰ درجه
۸۱.....	۴-۳-۳- حالت زاویه‌ای ۲۰ درجه
۸۳.....	۴-۳-۴- حالت زاویه‌ای ۳۰ درجه
۸۵.....	۴-۴- محاسبات تحلیلی پین، فنر و دمپر
۸۵.....	۴-۴-۱- محاسبات تحلیلی پین
۸۷.....	۴-۴-۲- محاسبات تحلیلی فنر
۹۰.....	۴-۵- صحنه‌سنجی کار اجزاء محدود انجام شده
۹۲.....	۴-۶- جمع بندی فصل چهارم
۹۶.....	فصل پنجم- بحث و نتیجه‌گیری
۹۷.....	۵-۱- بحث و نتیجه‌گیری
۹۹.....	۵-۲- جمع‌بندی نهایی فصل پنجم
۱۰۰.....	۵-۳- پیشنهادات برای تحقیقات آینده
۱۰۲.....	مراجع:

فهرست شکل‌ها

شماره شکل	عنوان شکل	صفحه
شکل ۱-۱:	طرح هواپیمای ترابری چند بدنه کمپانی مک دانل داگلاس [۱۲، ۱۳]	۵
شکل ۲-۱:	پهپاد خورشیدی Qimingxing50 ساخت چین [۱۴]	۵
شکل ۱-۳:	نمای سه بعدی از بال پهپاد و ایرفویل ریشه و نوک بال	۲۸
شکل ۲-۳:	نمای سه بعدی و ابعاد هندسی لولا (برحسب mm)	۲۹
شکل ۳-۳:	نمای سه بعدی مونتاژ شده بال‌های پهپاد با مکانیزم لولا و فنر در زاویه‌های الف- صفر و	۳۰
ب- ۳۰ درجه		۳۰
شکل ۴-۳:	تعریف خواص کامپوزیت گلس- اپوکسی	۳۴
شکل ۵-۳:	نحوه تعریف ۱۰ لایه کامپوزیت گلس- اپوکسی با ضخامت ۰,۲ mm در ناحیه پوسته‌های بالایی، پایینی، ریشه و نوک بال با لایه‌چینی مورد نظر	۳۸
شکل ۶-۳:	نحوه تعریف متریال AL-1100 H14 و ایجاد مقطع لولا و تخصیص متریال به هندسه لولا	۳۹
شکل ۷-۳:	نحوه تعریف متریال ST-4130 QT و ایجاد مقطع پین و تخصیص متریال به هندسه پین	۴۱
شکل ۸-۳:	نحوه تعریف متریال چسب سازهای و نیز تعریف مقطع مربوطه از نوع Cohesive و اختصاص دادن متریال به مقطع مورد نظر	۴۴
شکل ۱۰-۳:	نمودار همگرایی مش- ماکزیمم تنش اصلی S11 (مگاپاسکال) برحسب اندازه المان (mm)	۴۷
شکل ۱۱-۳:	اعمال نیروی لیفت در نقطه c.p. بال سمت راست در زاویه صفر درجه	۴۹
شکل ۱۲-۳:	اعمال نیروی متعادل‌کننده‌ی نیروی لیفت در قسمت مرکز ایرفویل ریشه بال سمت راست در زاویه صفر درجه	۵۰
شکل ۱۳-۳:	اعمال گشتاور متعادل‌کننده‌ی نیروی لیفت در قسمت مرکز ایرفویل ریشه بال سمت راست در زاویه صفر درجه	۵۱
شکل ۱۴-۳:	نحوه مقید کردن درجات آزادی U2 و U3 قسمت انتهایی پین	۵۱
شکل ۱۵-۳:	نحوه مقید کردن درجات آزادی U1، U2 و UR3 قسمت نقطه مرجع RP-Hinge	۵۲
شکل ۱۶-۳:	نحوه مقید کردن درجات آزادی U1، U2 و UR3 قسمت نقطه مرجع RP-3 (ایرفویل ریشه بال سمت راست)	۵۳
شکل ۱۷-۳:	نوع استپ حل به صورت Static, General	۵۴

شکل ۳-۱۸: کوپلینگ بین R.P-Hinge و لولا و نیز RP-1 و پوسته پایینی بال سمت راست و همچنین RP-2 و پوسته پایینی بال سمت چپ	۵۵
شکل ۳-۱۹: تعریف Rigid Body بین نقاط مرجع RP-3 و RP-4 به ترتیب با ایرفویل‌های ریشه.....	۵۶
بالهای راست و چپ	۵۶
شکل ۳-۲۰: اجرای تحلیلهای حالت اول در ۴ حالت زاویه‌های صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه	۵۷
بین بالهای دو پهناد	۵۷
شکل ۴-۱: کانتور تغییرشکل کلی مجموعه دو تا بال پهناد و مکانیزم لولا در حالت زاویه‌ای صفر درجه.....	۶۳
شکل ۴-۲: تنش S11 بیشینه در ریشه‌ی ایرفویل بال در اولین لایه‌ی صفر درجه از پایین	۶۳
(مقدار ۲۶۳,۱ MPa)	۶۳
شکل ۴-۳: تنش S11 بیشینه در ریشه‌ی ایرفویل بال در چهارمین لایه ۱۰+ درجه از پایین	۶۴
(مقدار ۲۱۲,۶ MPa)	۶۴
شکل ۴-۴: تنش S22 بیشینه در چهارمین لایه ۱۰+ درجه از پایین (مقدار ۱۷,۶ MPa)	۶۴
شکل ۴-۵: تنش S12 در چهارمین لایه ۱۰+ درجه از پایین (مقدار ۲۷,۸ MPa)	۶۵
شکل ۴-۶: تنش فون میسز در لولا در حالت زاویه صفر درجه (۹,۷ MPa)	۶۶
شکل ۴-۷: کانتور تغییرشکل کلی مجموعه دو تا بال پهناد و مکانیزم لولا در حالت زاویه‌ای ۱۰ درجه.....	۶۷
شکل ۴-۸: تنش S11 بیشینه در ریشه‌ی ایرفویل بال در اولین لایه‌ی صفر درجه از پایین	۶۸
(مقدار ۲۵۵,۴ MPa)	۶۸
شکل ۴-۹: تنش S11 بیشینه در چهارمین لایه ۱۰+ درجه از پایین (مقدار ۲۰۶,۳ MPa)	۶۸
شکل ۴-۱۰: تنش S22 بیشینه در چهارمین لایه ۱۰+ درجه از پایین (مقدار ۱۷,۱ MPa)	۶۹
شکل ۴-۱۱: تنش S12 در چهارمین لایه ۱۰+ درجه از پایین (مقدار ۲۶,۹ MPa)	۶۹
شکل ۴-۱۲: تنش فون میسز در لولا در حالت زاویه ۱۰ درجه (۹,۵ MPa)	۷۰
شکل ۴-۱۳: کانتور تغییرشکل کلی مجموعه دو تا بال پهناد و مکانیزم لولا در حالت زاویه‌ای ۲۰ درجه.....	۷۱
شکل ۴-۱۴: تنش S11 بیشینه در ریشه‌ی ایرفویل بال در اولین لایه‌ی صفر درجه از پایین	۷۱
(مقدار ۲۳۲,۷ MPa)	۷۱
شکل ۴-۱۵: تنش S11 بیشینه در ریشه‌ی ایرفویل بال در چهارمین لایه ۱۰+ درجه از پایین	۷۲
(مقدار ۱۸۸ MPa)	۷۲
شکل ۴-۱۶: تنش S22 بیشینه در چهارمین لایه ۱۰+ درجه از پایین (مقدار ۱۵,۵ MPa)	۷۲
شکل ۴-۱۷: تنش S12 در چهارمین لایه ۱۰+ درجه از پایین (مقدار ۲۴,۵ MPa)	۷۳

- شکل ۴-۱۸: تنش فون میسر در لولا در حالت زاویه ۲۰ درجه (۸,۸ MPa) ۷۳
- شکل ۴-۱۹: کانتور تغییرشکل کلی مجموعه دو تا بال پهباد و مکانیزم لولا در حالت زاویه‌ای ۳۰ درجه ۷۴
- شکل ۴-۲۰: تنش **S11** بیشینه در ریشه‌ی ایرفویل بال در اولین لایه‌ی صفر درجه از پایین ۷۵
- (مقدار ۱۹۷,۸ MPa) ۷۵
- شکل ۴-۲۱: تنش **S11** بیشینه در ریشه‌ی ایرفویل بال در چهارمین لایه ۱۰+ درجه از پایین ۷۵
- (مقدار ۱۵۹,۸ MPa) ۷۵
- شکل ۴-۲۲: تنش **S22** بیشینه در ریشه‌ی ایرفویل بال در چهارمین لایه ۱۰+ درجه از پایین ۷۶
- (مقدار ۱۳,۲ MPa) ۷۶
- شکل ۴-۲۳: تنش **S12** بیشینه در ریشه‌ی ایرفویل بال در چهارمین لایه ۱۰+ درجه از پایین ۷۶
- (مقدار ۲۰,۹ MPa) ۷۶
- شکل ۴-۲۴: تنش فون میسر در لولا در حالت زاویه ۳۰ درجه (۷,۸ MPa) ۷۷
- شکل ۴-۲۵: کانتور تغییرشکل کلی مجموعه دو تا بال پهباد و مکانیزم لولا در حالت زاویه‌ای صفر درجه ۷۸
- شکل ۴-۲۶: تنش فون میسر در لولا در حالت زاویه صفر درجه (۵,۱ MPa) ۷۸
- شکل ۴-۲۷: ماکزیمم تنش اصلی در چسب سازه‌ای در حالت زاویه‌ای صفر درجه (۳,۳۸ MPa) ۷۹
- شکل ۴-۲۸: کانتور تغییرشکل کلی مجموعه دو تا بال پهباد و مکانیزم لولا در حالت زاویه‌ای ۱۰ درجه ۸۰
- شکل ۴-۲۹: تنش فون میسر در لولا در حالت زاویه ۱۰ درجه (۴,۹ MPa) ۸۰
- شکل ۴-۳۰: ماکزیمم تنش اصلی در چسب سازه‌ای در حالت زاویه‌ای ۱۰ درجه (۳,۲۵ MPa) ۸۱
- شکل ۴-۳۱: کانتور تغییرشکل کلی مجموعه دو تا بال پهباد و مکانیزم لولا در حالت زاویه‌ای ۲۰ درجه ۸۲
- شکل ۴-۳۲: تنش فون میسر در لولا در حالت زاویه ۲۰ درجه (۴,۵ MPa) ۸۲
- شکل ۴-۳۳: ماکزیمم تنش اصلی در چسب سازه‌ای در حالت زاویه‌ای ۲۰ درجه (۲,۹۴ MPa) ۸۳
- شکل ۴-۳۴: کانتور تغییرشکل کلی مجموعه دو تا بال پهباد و مکانیزم لولا در حالت زاویه‌ای ۳۰ درجه ۸۴
- شکل ۴-۳۵: تنش فون میسر در لولا در حالت زاویه ۳۰ درجه (۳,۹۳ MPa) ۸۴
- شکل ۴-۳۶: ماکزیمم تنش اصلی در چسب سازه‌ای در حالت زاویه‌ای ۳۰ درجه (۲,۴۸ MPa) ۸۵

فهرست جداول

شماره جدول	عنوان جدول	صفحه
جدول ۳-۱:	مختصات سه بعدی ایرفویل نوک بال	۲۷
جدول ۳-۲:	مختصات سه بعدی ایرفویل ریشه بال	۲۷
جدول ۴-۱:	تطابق نتایج با نتایج رفرنس ها	۹۰
جدول ۴-۲:	مقایسه تغییر شکل ریشه بال کامپوزیتی در چهار حالت زاویه‌ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه	۹۴
جدول ۴-۳:	مقایسه تنش‌های جهتی در ریشه ی ایرفویل بال کامپوزیتی در چهارمین لایه ۱۰+ درجه از پایین در چهار حالت زاویه‌ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه	۹۴
جدول ۴-۴:	مقایسه تنش در لولا در چهار حالت زاویه‌ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه در حالت اتصال بال به مکانیزم لولا با سه تا پیچ M4	۹۴
جدول ۴-۵:	مقایسه تنش در لولا و چسب در چهار حالت زاویه‌ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه در حالت اتصال بال به مکانیزم لولا با چسب سازه‌ای	۹۵
جدول ۴-۶:	مقایسه ضریب اطمینان در ریشه‌ی ایرفویل بال کامپوزیتی در چهارمین لایه ۱۰+ درجه از پایین در چهار حالت زاویه‌ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه با استفاده از معیار هاشین	۹۵

چکیده

در این پژوهش، تحلیل عددی رفتار سازه‌ای اتصال دو بال کامپوزیتی در یک پهنپاد مرکب با مکانیزم لولایی غیرفعال مورد بررسی قرار گرفته است. هدف اصلی، ارزیابی پاسخ تنش-تغییر شکل، عملکرد اتصال لولا (در دو حالت اتصال پیچی و چسب سازه‌ای)، و بررسی ایمنی لایه‌های کامپوزیتی تحت زوایای مختلف بازشدگی بال‌ها (۰، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه) می‌باشد.

مدل‌سازی سه‌بعدی سازه با استفاده از نرم‌افزار Abaqus انجام شده و رفتار ارتوتروپیک لایه‌های کربن-اپوکسی با آرایش لایه‌چینی $[0, 0, 0, +10, -10, -10, +10, 0, 0, 0]$ در پوسته بالا و پایین بال در نظر گرفته شده است. معیار خرابی هاشین جهت ارزیابی آغاز تخریب لایه‌ها استفاده گردید. همچنین، تنش‌های بحرانی در لایه چهارم (+۱۰ درجه از پایین)، تنش فون میسز در لولا، و تنش اصلی در چسب سازه‌ای استخراج و مقایسه شدند.

نتایج نشان داد با افزایش زاویه نسبی بال‌ها، تغییر شکل ریشه بال از ۰٫۱۵۲ میلی‌متر در حالت صفر درجه به ۰٫۱۳۶ میلی‌متر در ۳۰ درجه کاهش یافته است که بیانگر کاهش بار خمشی مؤثر در این پیکربندی می‌باشد. همچنین تنش‌های جهتی در لایه بحرانی به‌طور پیوسته کاهش یافته و ضریب اطمینان بر اساس معیار هاشین از ۳٫۴۲ در زاویه صفر درجه به ۵٫۵۸ در زاویه ۳۰ درجه افزایش یافته است. در مقایسه دو نوع اتصال، استفاده از چسب سازه‌ای موجب کاهش حدود ۴۷ درصدی تنش فون میسز در لولا گردید و توزیع یکنواخت‌تری از تنش ایجاد کرد.

تحلیل مکانیزم لولا نشان داد طراحی پین فولادی با در نظر گرفتن بارهای خمشی و برشی دارای ضریب اطمینان مناسب بوده و فنر پیچشی و دمپر ویسکوز طراحی شده قادر به کنترل گشتاور بازگشت و نوسانات گذرا می‌باشند. در مجموع، نتایج نشان می‌دهد پیکربندی پیشنهادی ضمن حفظ ایمنی سازه‌ای، عملکرد مناسبی از نظر کاهش تمرکز تنش و افزایش پایداری دینامیکی فراهم می‌آورد.

کلمات کلیدی:

پهنپاد مرکب- مکانیزم لولا- بال کامپوزیتی- پین- فنر- دمپر

فصل اول

مقدمه؛ بیان مسئله، اهمیت و ضرورت انجام تحقیق، اهداف و سوالات پژوهش

۱-۱- مقدمه و معرفی موضوع

در دهه‌های اخیر، پهپادها^۱ به‌عنوان یکی از مهم‌ترین سامانه‌های پرنده بدون سرنشین، نقش کلیدی در کاربردهای نظامی، غیرنظامی، پایش محیطی، نقشه‌برداری، شناسایی و مأموریت‌های تحقیقاتی ایفا کرده‌اند. در میان پیکربندی‌های مختلف پهپاد، پهپادهای بال‌ثابت به دلیل بازده آیرودینامیکی بالا، مداومت پروازی مناسب و مصرف انرژی کمتر، توجه ویژه‌ای را به خود جلب کرده‌اند. در این نوع سامانه‌ها، طراحی سازه بال به‌عنوان اصلی‌ترین عضو باربر، تأثیر مستقیمی بر ایمنی پرواز، عملکرد آیرودینامیکی و عمر سازه دارد [۱].

پهپادهای چندبدنه یا پهپادهای متصل به هم،^۲ نوعی از سامانه‌های پرنده بدون سرنشین هستند که از چند بدنه یا ماژول مستقل تشکیل شده و به‌صورت سازه‌ای و عملکردی یکپارچه عمل می‌کنند. هدف اصلی از توسعه این پیکربندی‌ها، افزایش انعطاف‌پذیری عملیاتی، بهبود عملکرد آیرودینامیکی و سازه‌ای، و امکان انجام مأموریت‌های پیچیده و تطبیق‌پذیر است. در این پهپادها، بال‌ها یا بدنه‌ها می‌توانند به‌صورت مکانیکی، ماژولار یا هوشمند به یکدیگر متصل شده و بسته به مأموریت، به‌صورت هم‌زمان یا مستقل عمل نمایند [۲-۳].

ایده استفاده از سازه‌های چندبدنه در صنعت هوانوردی مسبوق به سابقه است. در طول جنگ جهانی دوم، نمونه‌هایی از هواپیماهای دو بدنه - به‌ویژه در بمب‌افکن‌ها و برخی طرح‌های خاص جنگنده توسعه یافتند که در بسیاری از آن‌ها، اتصال دو بدنه از طریق اتصال نوک بال‌ها یا سازه‌های میانی مشترک انجام می‌شد. این طرح‌ها عموماً با هدف افزایش ظرفیت حمل بار، پایداری و برد عملیاتی مورد بررسی قرار گرفتند [۴].

مفهوم پهپادهای چندبدنه به‌صورت جدی در اواخر قرن بیستم و اوایل قرن بیست‌ویکم مطرح شد؛ زمانی که پیشرفت‌های قابل‌توجه در حوزه‌های آیرودینامیک محاسباتی، مواد کامپوزیتی، سامانه‌های کنترلی و ارتباطی امکان پیاده‌سازی عملی این ایده‌ها را فراهم کرد. برخلاف نمونه‌های تاریخی، پهپادهای چندبدنه مدرن اغلب بر پایه طراحی ماژولار توسعه یافته‌اند و قابلیت اتصال و جداسازی سریع اجزا را دارا هستند [۵]. این پهپادها به‌گونه‌ای طراحی می‌شوند که توزیع بارهای آیرودینامیکی

^۱Unmanned Aerial Vehicles – UAVs

^۲Connected / Multi-Body UAVs

و سازه‌ای میان چند بدنه، موجب کاهش تمرکز تنش، افزایش پایداری پروازی و بهبود کارایی انرژی گردد. افزون بر این، استفاده از سامانه‌های کنترلی هوشمند و الگوریتم‌های هماهنگ‌سازی، امکان کنترل یکپارچه یا مستقل هر بدنه را فراهم می‌سازد [۶].

هدف اصلی این تحقیق، بررسی رفتار مکانیکی و پاسخ تنش-کرنش یک اتصال‌دهنده با یک درجه آزادی حول محور Z است که امکان حرکت نسبی بال‌ها تا زاویه حداکثر ۳۰ درجه را فراهم می‌سازد. بال‌های مورد مطالعه بر اساس ایرفویل Clark Y طراحی شده‌اند و طول هر بال برابر ۲۴۲۵ میلی‌متر است، در حالی که عرض بال از حدود ۳۰۰ میلی‌متر در ریشه به حدود ۲۵۰ میلی‌متر در نوک کاهش می‌یابد.

در این پژوهش، مدل سه‌بعدی بال‌ها و اتصال‌دهنده ابتدا در نرم‌افزار SolidWorks طراحی و مونتاژ شده و سپس به‌عنوان یک مدل یکپارچه به نرم‌افزار ABAQUS منتقل گردیده است. تحلیل‌های استاتیکی تحت بارگذاری‌های معادل آیرودینامیکی و ثقلی، در زوایای مختلف بازشدگی بال‌ها انجام شده است. جنس اتصال‌دهنده در تحلیل‌ها از آلومینیوم و فولاد ضدزنگ در نظر گرفته شده تا تأثیر خواص ماده بر پاسخ مکانیکی، تمرکز تنش و پایداری اتصال مورد بررسی قرار گیرد. در قسمت زیر به بررسی تاریخیچه توسعه پهپادهای چندبدنه پرداخته می‌شود:

۱- دهه ۱۹۶۰ تا ۱۹۸۰ - پایه‌گذاری فناوری پهپاد

در این دوره، پهپادها عمدتاً برای اهداف نظامی و تمرین‌های هدف‌گیری توسعه یافتند. سامانه‌های کنترلی ساده و سازه‌های ابتدایی، محدودیت‌هایی در عملکرد ایجاد می‌کردند، اما پیشرفت در طراحی بال ثابت و استفاده از مواد سبک‌تر، زمینه را برای مفاهیم پیشرفته‌تر فراهم نمود [۷].

۲- دهه ۱۹۹۰ - شکل‌گیری ایده پهپادهای چندبدنه

نیاز به انعطاف‌پذیری مأموریتی بیشتر، منجر به ظهور مفاهیمی مانند پهپادهای ماژولار و چندبدنه شد. پژوهش‌های دانشگاهی و صنعتی، به‌ویژه در حوزه نظامی، بر روی پهپادهایی با چند ماژول برای حمل بار یا نصب حسگرهای متنوع متمرکز گردید [۸].

۳- دهه ۲۰۰۰ - توسعه فناوری و نمونه‌های اولیه

با گسترش استفاده از مواد کامپوزیتی و سامانه‌های کنترلی پیشرفته، نمونه‌های اولیه پهپادهای چندبدنه توسعه یافتند که قابلیت عملکرد مستقل یا ترکیبی را دارا بودند [۹].

۴- دهه ۲۰۱۰ - ورود به فاز عملیاتی

در این دوره، نمونه‌هایی مانند X-55 (Northrop Grumman) به‌عنوان پهپاد چندبدنه ماژولار معرفی شدند. تمرکز اصلی بر توسعه سامانه‌های کنترلی هماهنگ و بهبود ارتباطات بین بدنه‌ها بود [۱۰].

۵- دهه ۲۰۲۰ تاکنون – گسترش کاربردها

پهپادهای چندبدنه به حوزه‌های غیرنظامی از جمله امداد و نجات، حمل و نقل بار و پایش محیط زیست وارد شده‌اند. همچنین، پژوهش‌ها در زمینه ترکیب مفاهیم پهپادهای گروهی^۳ با ساختارهای چندبدنه در حال گسترش است [۱۱]. در شکل ۱ طرح هواپیمای ترابری چند بدنه کمپانی مک دانل داگلاس نشان داده شده است. همچنین در شکل ۲ پهپاد خورشیدی Qimingxing50 ساخت چین نشان داده شده است.



شکل ۱-۱: طرح هواپیمای ترابری چند بدنه کمپانی مک دانل داگلاس [۱۲، ۱۳]



شکل ۱-۲: پهپاد خورشیدی Qimingxing50 ساخت چین [۱۴]

^۳Swarm UAVs

پهپادهای چندبدنه دارای ویژگی‌هایی نظیر طراحی ماژولار، انعطاف‌پذیری مأموریتی، توزیع بهینه بار و افزایش تحمل‌پذیری در برابر خرابی هستند. این ویژگی‌ها آن‌ها را برای کاربردهایی نظیر جست‌وجو و نجات، حمل بار، شناسایی، عملیات نظامی و تحقیقات علمی مناسب می‌سازد. در مقابل، چالش‌هایی نظیر پیچیدگی طراحی اتصال‌ها، هزینه ساخت بالا و نیاز به سامانه‌های کنترلی دقیق از معایب اصلی این پیکربندی‌ها محسوب می‌شوند که لزوم تحلیل سازه‌ای دقیق، به‌ویژه در ناحیه اتصال‌دهنده‌ها، را برجسته می‌سازد [۱۵].

با پیشرفت فناوری مواد، استفاده از کامپوزیت‌های پلیمری تقویت‌شده با الیاف (به‌ویژه Glass/Epoxy و Carbon/Epoxy) در طراحی بال پهپادها به‌طور گسترده رواج یافته است. این مواد به دلیل نسبت استحکام به وزن بالا، مقاومت مناسب در برابر خستگی و امکان طراحی خواص مکانیکی جهت‌دار، گزینه‌ای ایده‌آل برای سازه‌های هوایی سبک محسوب می‌شوند [۱۶]. با این حال، علی‌رغم مزایای قابل توجه کامپوزیت‌ها، نواحی اتصال و تمرکز تنش، به‌ویژه در محل اتصالات سازه‌ای همچنان از نقاط بحرانی در طراحی سازه بال به شمار می‌روند.

در پیکربندی‌های متعارف، بال از طریق اتصال بال به بدنه^{*} به سازه اصلی متصل می‌شود. این اتصال باید قادر باشد نیروهای آیرودینامیکی، بارهای اینرسی، ممان‌های خمشی و پیچشی و همچنین بارهای گذرا ناشی از مانورها و اغتشاشات پروازی را به‌صورت ایمن منتقل کند [۱۷]. مطالعات متعددی نشان داده‌اند که خرابی‌های سازه‌ای در پهپادها اغلب از نواحی اتصال آغاز می‌شوند و تحلیل دقیق این نواحی نقش تعیین‌کننده‌ای در افزایش قابلیت اطمینان سامانه دارد [۱۸].

در سال‌های اخیر، مفاهیم نوینی در طراحی سامانه‌های پروازی مطرح شده است که شامل پیکربندی‌های غیرمتعارف مانند بال‌های متصل (Joined Wing)، سامانه‌های چندبدنه و یا پهپادهای کوپل‌شده مکانیکی می‌باشند. در این مفاهیم، به‌جای اتصال بال به بدنه، دو بال متعلق به دو پهپاد مجزا از طریق یک سازه واسطه به یکدیگر متصل می‌شوند. چنین پیکربندی‌هایی می‌توانند اهدافی نظیر افزایش پایداری، بهبود توزیع بار، افزایش ظرفیت حمل بار یا ایجاد قابلیت‌های مأموریتی خاص را دنبال کنند [۱۹].

*Wing-Fuselage Joint

با وجود این، تحلیل سازه‌ای اتصال بال به بال به‌ویژه در حضور مکانیزم‌های حرکتی نظیر لولا، فنر پیچشی و دمپر، چالش‌های جدیدی را مطرح می‌کند. در این نوع اتصال، مسیر انتقال بار پیچیده‌تر از حالت متعارف بوده و نیروهای آیرودینامیکی هر بال، به‌صورت کوپل‌شده از طریق مکانیزم اتصال به بال مقابل منتقل می‌شوند. همچنین وجود درجات آزادی چرخشی (برای مثال دوران بال‌ها تا زاویه مشخص) سبب ایجاد بارهای اضافی در پین‌ها، لولاها و المان‌های الاستیک اتصال می‌شود که باید به‌دقت تحلیل شوند.

از سوی دیگر، در تحلیل عددی چنین سامانه‌هایی، اعمال بارهای آیرودینامیکی واقعی به‌صورت توزیع فشار پیچیده، مستلزم شبیه‌سازی‌های CFD-FSI پرهزینه است. به همین دلیل، در بسیاری از مطالعات مهندسی، از مفهوم بارگذاری‌های معادل (Equivalent Loadings) استفاده می‌شود که در آن اثر نیروهای آیرودینامیکی به‌صورت نیروها و ممان‌های معادل به سازه اعمال می‌گردد، بدون آن که جزئیات میدان جریان مدل‌سازی شود [۲۰]. این رویکرد امکان تمرکز بر پاسخ سازه‌ای، تنش‌ها و تغییرشکل‌ها را با دقت و کارایی مناسب فراهم می‌کند.

در این پایان‌نامه، هدف اصلی طراحی و تحلیل سازه اتصال‌دهنده بال به بال دو پهنپاد متصل تحت بارگذاری‌های مختلف معادل می‌باشد. در این راستا، یک مکانیزم اتصال شامل لولا و فنر پیچشی (و در صورت لزوم دمپر) مورد بررسی قرار می‌گیرد که امکان دوران نسبی بال‌ها تا زاویه مشخص را فراهم می‌کند. بارهای آیرودینامیکی متناظر با شرایط پرواز کروز به‌صورت معادل استخراج شده و اثر آن‌ها بر تنش‌های ایجادشده در بال، پین لولا و اجزای اتصال با استفاده از روش اجزاء محدود تحلیل می‌شود. نتایج این تحقیق می‌تواند مبنای مناسبی برای طراحی ایمن و بهینه سازه‌های اتصال در پیکربندی‌های نوین پهنپادی فراهم آورد.

۱-۲- بیان مسئله

رشد سریع سامانه‌های پرنده بدون سرنشین در سال‌های اخیر، موجب حرکت پژوهش‌ها از پیکربندی‌های کلاسیک به‌سوی سامانه‌های مرکب، ماژولار و چندبخشی شده است. در این میان، اتصال فیزیکی چند پرنده به یکدیگر به‌منظور ایجاد یک سامانه یکپارچه پروازی، به‌عنوان رویکردی نوین برای افزایش کارایی مأموریتی، بهبود پایداری و ارتقای ظرفیت حمل بار مطرح شده است [۲۱]. یکی از چالش‌برانگیزترین حالت‌های این رویکرد، اتصال مکانیکی بال‌های دو پهنپاد مستقل به یکدیگر است؛

حالتی که در آن مسیر انتقال بار، رفتار دینامیکی و پاسخ سازه‌ای سیستم به‌طور اساسی با پیکربندی‌های متعارف تفاوت دارد.

در اتصال بال‌به‌بال، نیروهای آیرودینامیکی تولیدشده توسط هر بال، علاوه بر ایجاد بارهای خمشی و پیچشی در همان بال، از طریق سازه اتصال‌دهنده به بال مقابل نیز منتقل می‌شوند. این انتقال بار کوپل‌شده، منجر به ایجاد تنش‌های موضعی بالا در اجزای اتصال نظیر لولا، پین و عناصر الاستیک می‌شود و می‌تواند رفتار کلی سازه را به‌شدت تحت تأثیر قرار دهد [۲۲]. از سوی دیگر، وجود درجات آزادی حرکتی، به‌ویژه دوران نسبی بال‌ها حول محور لولا سبب می‌شود که بارهای وارده تابعی از زاویه چرخش، مشخصات فنر پیچشی و میزان میرایی سیستم باشند.

بال پهلپاد، به‌خصوص در سامانه‌های سبک، معمولاً از مواد کامپوزیتی ساخته می‌شود تا نسبت استحکام به وزن بهینه گردد. با این حال، سازه‌های کامپوزیتی نسبت به تمرکز تنش، بارگذاری خارج از صفحه و تنش‌های برشی بین‌لایه‌ای حساس هستند. مطالعات نشان داده‌اند که در سازه‌های بال کامپوزیتی، نواحی اتصال مکانیکی از جمله ریشه بال و اتصالات لولایی، مستعد آغاز آسیب و خرابی می‌باشند [۲۳]. این مسئله در پیکربندی بال‌به‌بال تشدید می‌شود، زیرا مسیر بارگذاری به‌صورت نامتقارن و وابسته به رفتار مکانیزم اتصال شکل می‌گیرد.

از منظر تحلیل عددی، بررسی دقیق چنین سامانه‌ای مستلزم در نظر گرفتن هم‌زمان رفتار سازه‌ای بال، مکانیزم اتصال و اثر بارهای آیرودینامیکی است. اگرچه شبیه‌سازی کامل اندرکنش سیال-سازه (FSI) می‌تواند تصویر دقیقی از بارگذاری واقعی ارائه دهد، اما این روش از نظر محاسباتی پرهزینه بوده و برای بسیاری از مطالعات طراحی اولیه و پایان‌نامه‌ای عملی نیست. به همین دلیل، استفاده از بارگذاری‌های معادل آیرودینامیکی به‌عنوان جایگزینی مهندسی و متداول، در تحلیل سازه‌های هوایی رواج یافته است [۲۴]. با این وجود، تعیین نحوه صحیح اعمال این بارهای معادل، به‌ویژه در سازه‌هایی که ترکیبی از المان‌های صلب، پوسته‌ای و اتصال‌دهنده‌های مکانیکی هستند، همچنان یک چالش مهندسی محسوب می‌شود.

علاوه بر این، رفتار فنر پیچشی و دمپر مورد استفاده در مکانیزم اتصال، نقش کلیدی در توزیع نیروها، محدودسازی زاویه دوران و کاهش بارهای ضربه‌ای ایفا می‌کند. انتخاب نادرست سفتی فنر یا ضریب

^۵Fluid and Solid Interaction

میرایی می‌تواند منجر به افزایش بیش از حد تنش در پین لولا یا تغییرشکل نامطلوب بال شود. در حالی که مطالعات متعددی به مدلسازی اتصال‌های لولایی در سازه‌های مکانیکی پرداخته‌اند، کاربرد این مفاهیم در سازه‌های هوایی سبک و کامپوزیتی، به‌ویژه در اتصال بال‌به‌بال پهبادهای، به‌طور محدود بررسی شده است [۲۵].

بر این اساس، مسئله اصلی این پژوهش عبارت است از: طراحی و تحلیل سازه‌ای یک اتصال‌دهنده بال‌به‌بال شامل مکانیزم لولا و فنر پیچشی، به‌گونه‌ای که تحت بارگذاری‌های مختلف معادل آیرودینامیکی، انتقال بار به‌صورت ایمن انجام شده و تنش‌ها و تغییرشکل‌های ایجادشده در اجزای بال و اتصال در محدوده مجاز قرار گیرند. حل این مسئله مستلزم توسعه یک مدل اجزاء محدود دقیق، تعریف صحیح شرایط مرزی و بارگذاری‌های معادل، و بررسی اثر پارامترهای مکانیکی اتصال بر پاسخ سازه‌ای سیستم است. نتایج این تحقیق می‌تواند چارچوبی قابل اتکا برای طراحی اتصالات بال در پیکربندی‌های نوین پهبادی فراهم نموده و خلأ موجود در ادبیات فنی این حوزه را تا حدی پوشش دهد.

۳-۱- اهمیت و ضرورت انجام تحقیق

در سال‌های اخیر، توسعه سامانه‌های پرنده بدون سرنشین به‌طور چشمگیری افزایش یافته و این سامانه‌ها به‌عنوان ابزارهایی کلیدی در مأموریت‌های شناسایی، پایش، حمل بار و کاربردهای نظامی و غیرنظامی مورد استفاده قرار گرفته‌اند. یکی از رویکردهای نوین در افزایش کارایی و انعطاف‌پذیری پهبادهای، استفاده از پیکربندی‌های چندپهبادی متصل است که در آن دو یا چند پرنده از طریق سازه‌های مکانیکی به یکدیگر متصل می‌شوند تا مزایایی نظیر افزایش دهانه مؤثر، بهبود نسبت برآ به پسا، افزایش ظرفیت حمل بار و امکان تغییر پیکربندی در حین مأموریت حاصل شود [۲۶، ۲۷]. در این میان، سازه اتصال‌دهنده بال به بال نقشی کاملاً بحرانی در عملکرد، ایمنی و قابلیت اطمینان سامانه ایفا می‌کند. این سازه نه‌تنها باید قادر به انتقال صحیح نیروهای آیرودینامیکی، وزن و اینرسی بین دو پهباد باشد، بلکه باید تغییرات زاویه‌ای، ناهمراستایی‌ها و بارگذاری‌های دینامیکی ناشی از

^۲Coupled or Modular UAVs

آشفتگی جریان و مانورها را نیز تحمل کند. مطالعات نشان می‌دهد که بسیاری از خرابی‌های سازه‌ای در سامانه‌های پرنده ناشی از طراحی نامناسب اتصالات، لولاها و اجزای انتقال بار متمرکز است [۲۸]. استفاده از مکانیزم لولا-فنر (و در صورت لزوم دمپر) در اتصال بال‌ها، امکان تطبیق‌پذیری سازه با بارهای متغیر، کاهش تمرکز تنش و جذب انرژی ارتعاشی را فراهم می‌سازد. با این حال، طراحی چنین مکانیزمی مستلزم درک دقیق از مسیر انتقال بار آیرودینامیکی، ممان‌های خمشی و پیچشی، و تنش‌های وارد بر اجزای کلیدی مانند پین لولا و فنر پیچشی است. در بسیاری از مطالعات موجود، تمرکز اصلی بر تحلیل آیرودینامیکی یا کنترل پرواز پهپادها بوده و بررسی جامع سازه اتصال‌دهنده، به‌ویژه در پیکربندی‌های متصل، کمتر مورد توجه قرار گرفته است [۲۹].

از سوی دیگر، به‌کارگیری مواد کامپوزیتی نظیر Glass/Epoxy در ساخت بال پهپادها، اگرچه منجر به کاهش وزن و افزایش نسبت استحکام به وزن می‌شود، اما رفتار مکانیکی متفاوت این مواد نسبت به فلزات، تحلیل دقیق‌تری را در نواحی اتصال ضروری می‌سازد. تنش‌های موضعی، تمرکز تنش در محل پین و اثرات خستگی در اتصالات کامپوزیتی از جمله چالش‌هایی هستند که بدون تحلیل عددی دقیق قابل ارزیابی نیستند [۳۰].

در این راستا، استفاده از روش اجزاء محدود و نرم‌افزارهایی مانند ABAQUS امکان مدلسازی واقع‌گرایانه تماس‌ها، اتصالات لولایی، فنرهای پیچشی و دمپرها را فراهم می‌کند. ترکیب محاسبات دستی مبتنی بر اصول مکانیک جامدات و آیرودینامیک با تحلیل عددی، رویکردی قابل اعتماد برای طراحی و اعتبارسنجی سازه اتصال‌دهنده ارائه می‌دهد. بنابراین، انجام این تحقیق با تمرکز بر طراحی مدل‌سازی و تحلیل سازه‌ای اتصال بال به بال دو پهپاد متصل تحت بارگذاری‌های معادل آیرودینامیکی و وزنی، از یک‌سو خلأ موجود در ادبیات پژوهش را پوشش می‌دهد و از سوی دیگر، می‌تواند مبنایی کاربردی برای طراحی سامانه‌های پهپادی ماژولار و چندبخشی در آینده فراهم سازد. نتایج این پژوهش قابلیت استفاده مستقیم در طراحی صنعتی، بهبود ایمنی سازه‌ای و افزایش قابلیت اطمینان سامانه‌های پرنده بدون سرنشین را خواهد داشت.

۴-۱- اهداف تحقیق

اهداف تحقیق در این پایان نامه عبارتند از:

هدف اصلی این پژوهش، طراحی، مدل سازی و تحلیل سازه‌ای مکانیزم اتصال دهنده بال به بال دو پهنپاد متصل به منظور اطمینان از انتقال ایمن و کارای بارهای آیرودینامیکی و وزنی تحت شرایط مختلف پروازی و بارگذاری معادل می‌باشد.

اهداف اختصاصی در این پایان نامه عبارتند از:

- ۱- تعیین و مدل سازی بارهای معادل آیرودینامیکی وارد بر بال پهنپاد به منظور برآورد نیروی لیفت و ممان‌های ناشی از آن در شرایط پروازی کروز و اعمال این بارها به صورت معادل در مدل سازه‌ای.
- ۲- تخمین محل مرکز فشار آیرودینامیکی بال و بررسی اثر آن بر انتقال بار به اتصال با هدف محاسبه دقیق ممان‌های خمشی و پیچشی وارد بر مکانیزم لولا-فدر.
- ۳- طراحی هندسی مکانیزم اتصال بال به بال شامل لولا، پین و فدر پیچشی به گونه‌ای که امکان دوران نسبی بال‌ها تا زاویه مشخص (۳۰ درجه) فراهم شده و هم‌زمان پایداری سازه‌ای حفظ گردد.
- ۴- محاسبه تحلیلی تنش‌های وارد بر پین لولا تحت بارگذاری‌های ترکیبی شامل تنش‌های برشی، خمشی و پیچشی ناشی از نیروی لیفت، وزن پهنپاد و ممان‌های انتقالی.
- ۵- تعیین مشخصات مکانیکی مناسب فدر پیچشی و دمپر (در صورت استفاده) شامل سفتی پیچشی و ضریب میرایی مورد نیاز برای کنترل دوران بال‌ها و کاهش نوسانات.
- ۶- مدلسازی عددی اتصال بال به بال در نرم‌افزار ABAQUS با استفاده از المان‌های جامد، پوسته و کانکتور جهت شبیه‌سازی رفتار واقعی لولا، پین و فدر.
- ۷- بررسی توزیع تنش و کرنش در نواحی بحرانی اتصال به‌ویژه در اطراف پین لولا و محل اتصال بال به مکانیزم، و شناسایی نقاط مستعد تمرکز تنش.
- ۸- اعتبارسنجی نتایج عددی با محاسبات دستی و روابط تحلیلی به منظور اطمینان از صحت مدل سازی و قابل اعتماد بودن نتایج به دست آمده.
- ۹- ارائه معیارهای طراحی سازه‌ای برای اتصالات بال در پهنپادهای متصل یا ماژولار با هدف استفاده از نتایج پژوهش در طراحی‌های آینده و کاربردهای صنعتی.

۵-۱- سوالات یا فرضیات تحقیق

سوالات تحقیق عبارتند از:

۱- نیروها و ممان‌های معادل آیرودینامیکی وارد بر بال پهناد در شرایط پروازی کروز چگونه قابل تخمین هستند؟ و این بارها چگونه به صورت معادل و قابل اعتماد در تحلیل سازه‌ای اتصال بال به بال به کار گرفته می‌شوند؟

۲- محل مرکز فشار آیرودینامیکی بال چه تأثیری بر مقدار ممان‌های خمشی و پیچشی منتقل شده به مکانیزم اتصال دارد؟ و حساسیت تنش‌های پین و لولا نسبت به تغییر این محل چگونه است؟
۳- مکانیزم لولا-فنر تا چه حد می‌تواند تمرکز تنش و انتقال ناگهانی بار را در اتصال بال به بال کاهش دهد؟

۴- تنش‌های حداکثر ایجادشده در پین لولا تحت بارگذاری‌های ترکیبی لیفت، وزن و ممان پیچشی چه مقدار است؟ و آیا این تنش‌ها در محدوده مجاز مواد انتخابی قرار دارند؟
۵- سفتی پیچشی فنر چه تأثیری بر پاسخ سازه‌ای و پایداری مکانیزم اتصال در دوران بال‌ها تا زاویه ۳۰ درجه دارد؟

۶- افزودن دمپر به مکانیزم اتصال چه نقشی در کاهش نوسانات و پاسخ دینامیکی سیستم ایفا می‌کند؟
۷- نتایج حاصل از مدلسازی عددی در نرم‌افزار ABAQUS تا چه میزان با محاسبات تحلیلی تطابق دارند؟

همچنین فرضیات تحقیق عبارتند از:

۱- بارهای آیرودینامیکی وارد بر بال را می‌توان در شرایط پروازی کروز به صورت نیروها و ممان‌های معادل متمرکز در مرکز فشار بال مدل‌سازی کرد.

۲- توزیع لیفت در راستای دهانه بال تقریباً بیضوی فرض شده و مرکز فشار آیرودینامیکی کل بال در حدود ۴۲ تا ۴۵ درصد نیم‌دهانه از ریشه بال قرار دارد.

۳- رفتار سازه‌ای بال و مکانیزم اتصال در محدوده تغییرشکل‌های کوچک و ناحیه الاستیک مواد قرار دارد.

۴- اتصال بال به بال از نظر سازه‌ای به صورت یک سیستم لولا-فنر-دمپر خطی قابل مدل‌سازی است.
۵- تأثیرات آیرواستاتیکی پیچیده و اندرکنش سیال-سازه در این پژوهش ناچیز فرض شده و لحاظ نمی‌گردد.

۶- مواد به کاررفته در بال و اجزای اتصال همگن و ایزوتروپ (برای اجزای فلزی) و ارتوتروپ خطی (برای بال کامپوزیتی) فرض می‌شوند.

۷- اتصالات و تماس‌ها در مدل عددی بدون لقی اولیه و با انتقال کامل نیرو بین اجزا در نظر گرفته می‌شوند.

سوالات و فرضیات فوق چارچوب نظری لازم برای تحلیل سازه‌ای اتصال بال به بال دو پهپاد متصل را فراهم کرده و مبنای انجام محاسبات تحلیلی و مدلسازی عددی در این پژوهش قرار می‌گیرند.

فصل دوم

مروری بر مطالعات و تحقیقات گذشته

۱-۲- مقدمه

در این فصل، به بررسی و تحلیل مطالعات و تحقیقات پیشین مرتبط با موضوع این پایان‌نامه پرداخته می‌شود تا چارچوب علمی و پژوهشی مسئله به‌صورت نظام‌مند تبیین گردد. مرور ادبیات تحقیق، ضمن آشنایی با دستاوردهای علمی موجود، امکان شناسایی خلأهای پژوهشی و ضرورت انجام تحقیق حاضر را فراهم می‌سازد و مبنایی برای انتخاب رویکردها و روش‌های مورد استفاده در ادامه پژوهش ایجاد می‌کند.

با توجه به ماهیت بین‌رشته‌ای موضوع این پایان‌نامه، مطالعات انجام‌شده در حوزه‌های مختلفی از جمله تحلیل سازه‌ای بال و اتصالات آن، مکانیزم‌های لولایی و فنردار در سازه‌های پروازی، بارگذاری‌های آیرودینامیکی و معادل‌سازی آن‌ها در تحلیل‌های اجزاء محدود، و نیز کاربرد پهنادهای متصل و مازولار مورد بررسی قرار گرفته‌اند. در این راستا، پژوهش‌های داخلی و خارجی مرتبط به‌صورت تفکیک‌شده و با رویکردی تحلیلی مرور شده‌اند.

هدف از این فصل صرفاً گردآوری نتایج تحقیقات گذشته نیست، بلکه تلاش شده است با مقایسه روش‌ها، فرضیات، مدل‌های تحلیلی و نتایج ارائه‌شده در مطالعات پیشین، نقاط قوت و ضعف آن‌ها مشخص گردد. این امر زمینه را برای تعریف دقیق مسئله پژوهش، انتخاب روش تحلیل مناسب و ارائه نوآوری‌های مطرح‌شده در فصل‌های بعدی فراهم می‌کند. در پایان این فصل، جمع‌بندی انجام‌شده نشان می‌دهد که چگونه پژوهش حاضر می‌تواند به توسعه دانش موجود در زمینه طراحی و تحلیل سازه‌ای اتصالات بال در پهنادهای متصل کمک نماید.

۲-۲- مروری بر مطالعات و تحقیقات گذشته

تحلیل و طراحی سازه‌ای بال پهنادهای یکی از محورهای اصلی پژوهش در حوزه هوافضا، به‌ویژه در سامانه‌های پروازی سبک و بدون سرنشین، محسوب می‌شود. در سال‌های اخیر، استفاده از مواد کامپوزیتی و سازه‌های متحرک مانند بال‌های تاشو، اهمیت تحلیل دقیق مسیر انتقال بار و رفتار اتصالات را دوچندان کرده است. در قسمت زیر، زمینه‌های تحقیقاتی مهم بررسی و مرور شده است.

۱- تحلیل سازه‌ای بال‌های کامپوزیتی پهناد:

فدلا و همکاران [۳۱] با استفاده از تحلیل اجزاء محدود، رفتار سازه‌ای بال‌های کامپوزیتی پهناد را تحت بارهای آیرودینامیکی بررسی کرده و نشان دادند که تمرکز تنش عمدتاً در نواحی ریشه بال و

اتصالات سازه‌ای رخ می‌دهد. نتایج این تحقیق بیانگر آن است که فرض یکپارچگی کامل بال بدون در نظر گرفتن جزئیات اتصال می‌تواند منجر به کم‌برآوردی تنش‌ها شود. اوزون و همکاران [۳۲] نیز با ترکیب تحلیل عددی و آزمایش خستگی، نشان دادند که بیشترین آسیب‌های سازه‌ای در بال پهناد در نواحی اتصال و تمرکز بار اتفاق می‌افتد. این موضوع ضرورت تحلیل موضعی پین‌ها و لولاها را به‌عنوان عناصر بحرانی سازه‌ای برجسته می‌کند. تحلیل انتقال بار در بال‌های کامپوزیتی سبک، به‌ویژه در پهناده‌ها، نیازمند درک دقیق رفتار خمشی و پیچشی سازه است. مطالعات کلاسیک نشان می‌دهد که کوپل خمش-پیچش در بال‌های نازک می‌تواند منجر به افزایش قابل توجه تنش در نواحی اتصال شود [۳۳، ۳۴، ۳۵]. این موضوع در بال‌هایی که دارای مفصل یا لولا هستند، اهمیت دوچندان پیدا می‌کند.

تحلیل سازه‌ای بال به‌عنوان المان باربر اصلی پهناده‌ها مورد توجه گسترده‌ای بوده است. ترکیب تحلیل خستگی و پاسخ سازه‌ای تحت بارگذاری‌های متفاوت توسط آزون و همکاران مورد بررسی قرار گرفت که تأثیر توزیع اسپار و ریب‌ها روی پاسخ سازه‌ای نشان داده شد [۳۶]. همچنین مطالعات مدرن به بررسی پاسخ آیرودینامیک و آیروالستیک بال‌ها تحت حرکت بارها (نیرو، ممان و گشتاور) پرداخته‌اند تا تأثیرات دینامیکی بر رفتار سازه و کنترل شکل پرواز پیش‌بینی شود [۳۷].

پژوهشی در سال ۲۰۲۵ [۳۸] مطالعه عددی رفتار سازه‌ای بال‌های tandem wing یا «دو بال پشت‌سرهم» در حضور بارهای گاست (gust) انجام شده است. این کار از روش «تعاملی سیال-سازه» برای بررسی پاسخ ساختار تحت اثر جریان استفاده کرده و نقش جریان بین دو بال را تحلیل کرده است. تحقیقاتی در زمینه تحلیل سازه‌ای بال‌های پهناد با زوایای پیچشی مختلف انجام شده است که در آن‌ها پاسخ سازه‌ای بال تحت بارگذاری‌های گوناگون مورد بررسی قرار گرفته و نحوه تغییر شکل بال و تأثیر آن بر عملکرد کلی سامانه پروازی تحلیل شده است [۳۹].

۲- بارگذاری آیرودینامیکی و مرکز فشار:

کتاب مرجع Katz و Plotkin [۲۸] به‌عنوان یکی از منابع بنیادین آیرودینامیک سرعت پایین، مفهوم مرکز فشار و نحوه توزیع نیروی لیفت روی بال را تشریح می‌کند. بر اساس این مرجع، در زوایای حمله متعارف، مرکز فشار ایرفویل دوبعدی تقریباً در ۲۵٪ وتر قرار دارد که مبنای بسیاری از تحلیل‌های سازه‌ای بال است.

رایمر [۴۰] و راسکم [۴۱] نیز نشان داده‌اند که برای تحلیل سازه‌ای بال در مراحل مفهومی و اولیه، می‌توان نیروی لیفت کل بال را به‌صورت یک نیروی متمرکز معادل در مرکز فشار آیرودینامیکی کل بال اعمال کرد، بدون آنکه دقت مهندسی به‌طور معناداری کاهش یابد.

از دیدگاه آیرودینامیکی، مرکز فشار ایرفویل و بال محدود، تابعی از توزیع لیفت در دهانه و وتر است و معمولاً در طراحی‌های مهندسی در بازه ۲۵٪ تا ۳۵٪ وتر و حدود ۶۰٪ تا ۷۵٪ نیم‌دهانه بال تخمین زده می‌شود [۴۲، ۴۳]. این تخمین‌ها مبنای محاسبه ممان‌های منتقل‌شده به لولا و پین هستند. مطالعاتی در مورد پیکربندی‌های غیرمتداول، از جمله بدنه‌های یکپارچه و Blended Wing Body، نشان داده‌اند که طراحی ساختارهای نوآورانه می‌تواند بهره‌وری آیرودینامیکی را افزایش دهد، در حالی که پیچیدگی سازه‌ای را نیز افزایش می‌دهد [۴۴]. تحلیل عددی سازه و آیرودینامیک BWB UAVها با استفاده از مدل‌های CFD و FEM نیز به منظور ارزیابی توزیع فشار و تنش در ساختار بال و بدنه گزارش شده است. در پیکربندی (BWB)، بدنه و بال به صورت یکپارچه و پیوسته طراحی می‌شوند، به طوری که مرز مشخص و تیزی بین بال و بدنه وجود ندارد. برخلاف هواپیماهای متعارف که بدنه استوانه‌ای و بال‌های مجزا دارند، در BWB بخش قابل توجهی از نیروی برآ و حجم مفید مستقیماً توسط خود بال تولید می‌شود [۴۵].

۳- بال‌های تاشو و مکانیزم‌های لولایی:

با گسترش کاربرد پهپادهای قابل حمل و پرتاب‌شونده، بال‌های تاشو مورد توجه پژوهشگران قرار گرفته‌اند. وانگ و همکاران [۴۶] تحلیل عددی یک مکانیزم بال تاشو را ارائه کرده و نشان دادند که وجود لولا باعث ایجاد مسیر انتقال بار پیچیده و افزایش تنش در پین لولا می‌شود. کارآتزازس و همکاران [۴۷] نیز در طراحی یک پهپاد با بال تاشو، نتیجه گرفتند که سفت‌پیچشی لولا و فنر نقش تعیین‌کننده‌ای در پایداری سازه و جلوگیری از نوسانات ناخواسته دارد. این موضوع مستقیماً با طراحی فنر پیچشی در مکانیزم مورد بررسی در این پایان‌نامه مرتبط است. مطالعات متعددی به تحلیل بال‌های تاشو و مکانیزم‌های لولایی در پهپادها پرداخته‌اند و نشان داده‌اند که وجود لولا باعث تمرکز تنش و ایجاد ممان پیچشی قابل توجه در پین می‌شود. در این سازه‌ها، پین لولا معمولاً تحت ترکیبی از تنش برشی مستقیم و تنش خمشی ناشی از انتقال لنگر قرار می‌گیرد [۴۸، ۴۹].

^۱Blended Wing Body

در بال‌های تاشو و سازه‌های مفصلی، نقش فنرهای پیچشی در کنترل مسیر حرکت و کاهش بارهای ضربه‌ای بسیار حائز اهمیت است. مطالعات تحلیلی و تجربی نشان داده‌اند که انتخاب نادرست سفتی پیچشی فنر می‌تواند باعث افزایش تنش پین و کاهش عمر خستگی اتصال شود [۵۰، ۵۱].

۴- تحلیل پین، لولا و اتصالات سازه‌ای:

مطالعه کلاسیک Tsai و Chou [۵۲] در زمینه تحمل بار یاتاقانی و تنش‌های موضعی در کامپوزیت‌ها، یکی از منابع کلیدی برای تحلیل تنش در نواحی اتصال و پین‌ها محسوب می‌شود. این پژوهش نشان می‌دهد که تنش‌های برشی و موضعی در اطراف پین می‌توانند عامل اصلی گسیختگی سازه باشند. Megson [۴۸] و Bruhn [۱۷] نیز در کتب مرجع سازه‌های هوافضایی، تحلیل ترکیبی تنش‌های خمشی، برشی و پیچشی در پین‌ها و اتصالات لولایی را تشریح کرده‌اند. بر اساس این منابع، در سازه‌های دارای لولا، پین معمولاً تحت ترکیبی از تنش برشی مستقیم و تنش خمشی ناشی از لنگرهای انتقالی قرار می‌گیرد. پژوهش‌های انجام‌شده در زمینه سازه‌های متحرک هوافضایی نشان می‌دهد که پین‌های لولایی غالباً تحت تنش ترکیبی شامل برش مستقیم، خمش و پیچش قرار می‌گیرند و تحلیل صرف بر اساس یک مؤلفه تنش می‌تواند غیرمحافظة کارانه باشد [۵۳، ۵۴].

۵- تعامل آیرودینامیک-سازه و پاسخ دینامیکی:

شاهانی و حبیبی [۵۵] پاسخ دینامیکی بال‌های لولایی کامپوزیتی را تحت بارگذاری آیرودینامیکی بررسی کرده و نشان داده‌اند که نیروی لیفت می‌تواند ممان پیچشی قابل توجهی حول محور لولا ایجاد کند. این ممان پیچشی مستقیماً به پین و فنر منتقل می‌شود و در طراحی آن‌ها باید لحاظ گردد. مطالعات تیموشنکو و گری [۳۱] و Doyle [۵۶] نیز چارچوب تئوریک تحلیل پایداری و پاسخ غیرخطی سازه‌های نازک و متحرک را فراهم می‌کنند که برای تحلیل دقیق رفتار لولا و بال متصل کاربرد دارد.

۶- مدل‌سازی عددی و کنترل حرکت لولا:

در حوزه مدل‌سازی عددی، مستندات رسمی ABAQUS [۵۷] امکان تعریف Connectorهای دورانی همراه با فنر و دمپر پیچشی را برای شبیه‌سازی دقیق مکانیزم‌های لولایی فراهم می‌کند. این قابلیت، پایه اصلی مدل‌سازی عددی مکانیزم اتصال بال‌به‌بال در این پایان‌نامه است.

از دیدگاه طراحی مکانیکی، Norton [۵۸] و Kuo و Golnaraghi [۵۹] اصول طراحی فنرها و دمپرهای پیچشی و اثر آن‌ها بر پاسخ دینامیکی سیستم‌های مکانیکی را تشریح کرده‌اند که در محاسبه سفتیو میرایی فنر مورد استفاده قرار می‌گیرد.

۷- پیکربندی‌های چندبدنه یا اتصال مکانیکی بال:

پیکربندی‌های چندبدنه، به‌ویژه پهپادهایی که در آن‌ها بال‌ها از طریق مکانیزم‌های اتصال‌دهنده و مفصل‌های متحرک به یکدیگر متصل می‌شوند، در سال‌های اخیر مورد توجه پژوهشگران قرار گرفته‌اند. به‌عنوان نمونه، در یک مطالعه، پهپادی با پیکربندی اتصال نوک‌بال به نوک‌بال (wingtip-hinged multi-body combined UAV) طراحی شده و رفتار دینامیکی آن با استفاده از روش شبکه ورتکس مورد تحلیل قرار گرفته است. نتایج این پژوهش نشان می‌دهد که پارامترهای طراحی اتصال نقش مهمی در پایداری و رفتار پروازی سامانه ایفا می‌کنند [۶۰].

در حوزه طرح‌های موسوم به بال پیوسته (joined wing) یا بال پشت‌سره (tandem wing)، مطالعات مفهومی متعددی به طراحی هواپیماهای چندبدنه پرداخته‌اند که این پیکربندی‌ها به دلیل ویژگی‌های خاص آیرودینامیکی و سازه‌ای، قابلیت‌های عملکردی متفاوتی نسبت به طرح‌های متعارف ارائه می‌دهند [۶۱].

همچنین در پژوهشی دیگر، تحلیل مودال و کنترل پرواز مبتنی بر تغییر شکل برای پهپادهایی با پیکربندی چندبدنه و بال کامل (full-wing multi-body) مورد بررسی قرار گرفته است. در این مطالعه، گشتاورهای وارد بر سازه، پاسخ دینامیکی سیستم و نحوه کنترل تغییر شکل بال‌ها در حضور اتصالات پیچیده تحلیل شده است [۶۲].

۸- ترکیب سازه و کنترل:

در بسیاری از پژوهش‌ها، تکامل طراحی سازه با کنترل دینامیک پرواز ارتباط داده شده است. برای مثال، در طراحی UAVهایی که بال یا روتورها حول مفاصل یا لولا حرکت می‌کنند، دینامیک کنترل با پاسخ سازه‌ای ترکیب می‌شود تا عملکرد و پایداری سامانه ارتقا یابد [۶۳].

نمونه‌هایی مانند UAV با لینک‌های مکانیکی بین روتورها و بدنه نیز به بررسی کنترل و دینامیک چنین سامانه‌هایی می‌پردازد، اگرچه تمرکز آن بیشتر روی کنترل زاویه و عدم استفاده از محرک‌های اضافی است [۶۴].

۹- دیگر حوزه‌های مرتبط

تحقیقات جامع در زمینه کلاس‌بندی UAVها و کاربردهای آن‌ها توضیح می‌دهند که پیکربندی‌های مختلف هواپیماها، از multicopter (در پهپادها به یک پیکربندی پروازی اطلاق می‌شود که در آن پهپاد برای تولید نیروی برآ و کنترل حرکت خود از چندین روتور (ملخ) استفاده می‌کند که همگی حول محورهای عمودی یا نزدیک به عمودی می‌چرخند) تا بال ثابت و ترکیبات آن‌ها، تأثیر زیادی روی طراحی سازه، سیستم کنترل و مأموریت‌های عملیاتی دارند [۶۵]. در سال ۲۰۲۵، مطالعه‌ای منتشر

شد که به بررسی پاسخ آیروالاستیک بال UAV تحت حرکت نیرو، ممان و گشتاور در امتداد وتر (spanwise moving loads) می‌پردازد؛ رویکردی که برای تحلیل رفتار سازه بال‌های بهینه مفید است [۶۶].

در طراحی پهپادهای پیشرفته، ترکیب قابلیت برخاست عمودی (VTOL) با پرواز بال‌ثابت، موضوع تحقیقات زیادی بوده است. Mazarakos و همکاران، چارچوب طراحی یک پهپاد ترکیبی VTOL با بال ثابت را ارائه داده‌اند که راهکارهای سازه‌ای و آیرودینامیکی را همزمان در نظر گرفته است [۶۷]. تحقیقی دیگر نشان داده است که ادغام بال‌های ثابت با سیستم روتوری می‌تواند طراحی سازه را به چالش بکشد، اما در عین حال سبب بهبود برد و کارایی انرژی پهپاد می‌شود [۶۸]. این مطالعات نشان می‌دهند که طرح‌های هیبریدی نیازمند تحلیل دقیق سازه و کنترل هستند. تحلیل مواد پیشرفته کامپوزیتی برای بال‌های UAV یکی از حوزه‌های رو به رشد است. مطالعاتی مانند کار Ismail و Alaiwi به بررسی رفتار سازه‌ای کامپوزیت‌ها تحت بارهای سازه‌ای و آیرودینامیکی پرداخته‌اند و نشان داده‌اند که انتخاب ماده می‌تواند اثر قابل‌توجهی بر سختی، مقاومت و پاسخ ارتعاشی بال داشته باشد [۶۹]. در همین راستا، Sivanandi و همکاران رفتار بال‌های آیروالاستیک فعال را با مواد مختلف تحلیل کرده‌اند که برای طراحی بال‌های پیچشی و ارتعاشی UAV بسیار کاربردی است [۷۰].

پیکربندی‌های multicopter UAV به‌طور گسترده برای مأموریت‌های نزدیک سطح و برد کوتاه مورد استفاده قرار می‌گیرند. Aydın و Çelebi، تحلیل جامعی از معماری‌های چندروتور ارائه داده‌اند که برای درک بهتر پیکربندی‌های ساده تا پیچیده غواص گونه مفید است [۷۱]. همچنین Mousaei و همکاران طراحی و کنترل UAVهای tilt-rotor (که روتورها می‌توانند در حین پرواز تغییر زاویه دهند) را در حضور خرابی عملکرد بررسی کرده‌اند که برای تحلیل سیستم‌های پیچیده و پیکربندی‌های ترکیبی مفید است [۷۲].

تحقیقی در سال ۲۰۲۵ نشان داده است که توزیع بار آیرودینامیکی واقعی روی بال پهپاد تأثیر زیادی بر رفتار سازه دارد و باید در تحلیل‌ها مدنظر قرار گیرد. این کار از مدل‌های CFD همراه با FEM برای تحلیل استفاده کرده است [۷۳]. بررسی طول عمر خستگی بال تحت بارهای چرخه‌ای عملیاتی امری

^vVertical Take-Off and Landing

ضروری است. تحقیقات نشان داده‌اند که در پهپادهای با پرواز طولانی، خستگی می‌تواند مؤثرترین عامل خرابی باشد [۷۴].

در رفرنس [۷۵]، بهینه‌سازی سازه بال UAV با هدف کاهش وزن و حفظ سفتی‌مورد توجه قرار گرفته است. این پژوهش به صورت مستقیم به یکی از چالش‌های کلیدی طراحی سازه‌ای پهپادها می‌پردازد: کاهش وزن سازه بال بدون افت سفتی‌خمش و پیچشی مورد نیاز برای پایداری پروازی. در این تحقیق، نویسندگان از بهینه‌سازی توپولوژی (Topology Optimization) مبتنی بر روش SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization) استفاده کرده‌اند. در این روش حجم ماده به عنوان تابع هدف (Objective Function) کاهش داده می‌شود و قیود سفتیو تغییرمکان (Compliance Constraints) حفظ می‌گردند. هندسه بال شامل spar، rib و پوسته بوده است. بارگذاری نیز شامل نیروی برا (Lift distribution)، ممان خمشی و پیچشی بوده است. شرایط مرزی نیز به صورت گیردار در محل اتصال بال به بدنه تعریف شده است. تحلیل‌ها با روش اجزای محدود انجام شده و نتایج بهینه‌سازی مستقیماً به مدل سازه‌ای اعمال شده‌اند. از نتایج این تحقیق می‌توان به کاهش وزن سازه بال تا حدود ۲۵-۳۵٪، افت سفتیکمتر از ۵٪ و تمرکز ماده در نواحی بحرانی تنش (Load paths) نام برد. این نتیجه نشان می‌دهد که بخش بزرگی از جرم بال در طراحی‌های کلاسیک، از دید سازه‌ای غیرضروری است.

پژوهش [۷۶] به بررسی پیکربندی‌های غیرمتعارف بال می‌پردازد که به طور خاص برای پهپادهای برد بلند و چندبدنه مطرح هستند. تمرکز اصلی مطالعه بر روی مقایسه پیکربندی بال متعارف یا بال کلاسیک (پیکربندی معمول با یک بال اصلی متصل به بدنه) (Conventional wing)، بال دوتایی پشت‌سرهم یا بال پشت‌سرهم (تاندم) (دارای دو بال اصلی در امتداد طولی بدنه، یکی جلو و دیگری عقب) (Tandem wing) و بال‌های به هم پیوسته یا بال اتصال یافته (دو بال جلو و عقب که در نوک‌ها یا نواحی خاص به یکدیگر متصل شده‌اند) (Joined wing) می‌باشد. پیکربندی بال‌های به هم پیوسته (Joined Wing) به دلیل کاهش ممان خمشی ریشه بال مورد توجه قرار گرفته است. پیکربندی بال‌های به هم پیوسته (Joined Wing) باعث کاهش ممان خمشی در ریشه بال، افزایش سفتی‌پیچشی کلی سازه می‌شوند که در نتیجه بارها بین دو بال توزیع می‌شوند و تمرکز تنش در اتصال کاهش می‌یابد. این مقاله نشان می‌دهد که بهینه‌سازی تنها محدود به شکل مقطع یا ضخامت نیست، بلکه انتخاب پیکربندی هندسی بال خود نوعی بهینه‌سازی سازه‌ای است. در واقع با کاهش وزن، نیاز به ماده کاهش می‌یابد و در نتیجه بار مؤثر کاهش و در نهایت منجر به تغییر پیکربندی می‌شود.

رفرنس [۷۷] اثر بارگذاری نامتقارن بر تنش خمشی و پیچشی بال را در نظر می‌گیرد. موارد بررسی شده

شامل مانورهای رول، وزش باد جانبی و خرابی یا تفاوت عملکرد روتورها می‌باشد. افزایش شدید تنش پیچشی در نیم‌بال تحت بار بیشتر تمرکز تنش در ریشه بال و اتصال بال به بدنه یا پیلون می‌باشد. افزایش خطر کمانش موضعی پوسته بال نیز نتیجه تحلیل سازه‌ای بوده است. این مطالعه نشان می‌دهد که اگر بهینه‌سازی فقط بر اساس بار متقارن انجام شود، سازه در شرایط واقعی می‌تواند ناکافی باشد. بنابراین بهینه‌سازی باید مبتنی بر بدترین سناریوی بارگذاری همراه با ضریب ایمنی مناسب باشد. می‌توان نتیجه گرفت که بهینه‌سازی سازه بال پهن‌پد یک فرآیند چندلایه است که شامل بهینه‌سازی توپولوژی سازه‌ای برای کاهش وزن (رفرنس [۷۵])، انتخاب پیکربندی مناسب بال جهت کاهش بارهای خمشی (رفرنس [۷۶])، در نظر گرفتن بارگذاری‌های نامتقارن واقعی جهت حفظ ایمنی و سفتی (رفرنس [۷۷]) می‌شود. ترکیب این سه رویکرد منجر به طراحی بال‌هایی با وزن کمتر، سفتیکافی و رفتار سازه‌ای قابل اعتماد در شرایط پروازی واقعی می‌شود.

در مرجع [۷۸]، اثر توزیع لیفت و پیکربندی بال بر کاهش درگ القایی بررسی شده است. نتایج این تحقیق مبنای نظری مهمی برای پیکربندی‌هایی نظیر joined wing و multi-body wing فراهم می‌کند، زیرا نشان می‌دهد اتصال بال‌ها می‌تواند منجر به بهبود بازده آیرودینامیکی و کاهش بارهای خمشی ریشه شود. مقاله [۷۹] یکی از منابع کلاسیک در زمینه هواپیماهای بال به‌هم‌پیوسته است که هم‌زمان جنبه‌های آیرودینامیکی و سازه‌ای را بررسی می‌کند. نویسندگان نشان می‌دهند که اتصال بال جلو و عقب موجب کاهش ممان خمشی، توزیع مناسب تنش و افزایش سفتیکالی سازه بال می‌شود. در این پژوهش [۸۰]، تحلیل عددی پیکربندی‌های چندبدنه و متصل با استفاده از روش‌های CFD انجام شده است. نتایج نشان می‌دهد که برهم‌کنش آیرودینامیکی بین بدنه‌ها و بال‌های متصل نقش تعیین‌کننده‌ای در بارگذاری سازه‌ای و طراحی اتصال‌ها دارد. در مقاله مروری [۸۱]، فناوری‌های بال‌های تغییرپذیر شکل و اتصال‌های متحرک بررسی شده‌اند. بسیاری از مفاهیم مطرح‌شده در این مرجع به‌طور مستقیم با پهن‌پدهای چندبدنه و بال‌های متصل با درجه آزادی محدود هم‌پوشانی دارند. مرجع [۸۲] برای تحلیل پاسخ دینامیکی سازه‌ها تحت بارگذاری‌های متغیر بسیار مهم است و در طراحی اتصال‌دهنده‌ها و پین‌های درگیر در پهن‌پدهای چندبدنه، به‌ویژه از منظر کنترل ارتعاش و افزایش دوام سازه‌ای کاربرد دارد. در پژوهش [۸۳]، رفتار آیرواستاتیکی پیکربندی‌های غیرمتعارف از جمله بال‌های متصل و چندبدنه بررسی شده است. نتایج نشان می‌دهد که محل اتصال بال‌ها و سفتیمفصل‌ها نقش کلیدی در پاسخ سازه‌ای و پایداری پروازی دارند.

۱۰- مقالات مراجع کلیدی و نقش آنها در پژوهش حاضر:

در این پژوهش سه مقاله به عنوان مراجع اصلی و بنیادین انتخاب شده اند که هریک جنبه ای از کار را پوشش می دهند

۱. مقاله An و همکاران [۶۰] (مرتبط با دینامیک پرواز و کنترل): این مقاله اثبات می‌کند که در پیکربندی متصل از نوک بال، کنترل جداگانه دو هواپیما غیرممکن است و نیاز به استراتژی ترم ترکیبی (با انحراف آلرون دیفرانسیلی) وجود دارد. همچنین، تأثیر پارامترهای اتصال بر پایداری سامانه را نشان می‌دهد. نقش در تحقیق حاضر: تأیید کننده منطق پیکربندی و منشأ بارهای داخلی.

۲. مقاله Gaspari و همکاران [۸۳] (مرتبط با آیروداستیسیته): این مقاله نشان می‌دهد که در پیکربندی‌های غیرمتعارف، سفتی مفصل و میرایی سازه، دو پارامتر حیاتی در جلوگیری از فلاتر هستند. نقش در تحقیق حاضر: توجیه کننده علمی ضرورت طراحی فنر پیچشی و دمپر در مکانیزم اتصال.

۳. مقاله Liu و همکاران [۹۲] (مرتبط با مدلسازی دینامیک چندجسمی و بهینه‌سازی آیرودینامیک): این مقاله با استفاده از روش جسم افزوده، معادلات ۷ درجه آزادی سامانه متصل را استخراج کرده و با روش PCHIP، نسبت برآ به پسا را بهینه‌سازی می‌کند. نقش در تحقیق حاضر: ارائه دهنده چارچوب فیزیکی و منطق بارگذاری شبه‌استاتیک (Quasi-Steady) که در تحلیل سازه‌ای ما به کار رفته است.

فصل سوم

روش‌شناسی تحقیق

۱-۳- مقدمه

در این فصل، تمرکز اصلی بر تحلیل مکانیکی و طراحی سازه‌ای سامانه لولا-پین مربوط به مکانیزم مورد نظر قرار دارد. هدف از این فصل، ارائه یک چارچوب جامع برای بررسی تعادل نیروها و گشتاورها، محاسبه تنش‌ها، انرژی‌های وارد بر سیستم و ارزیابی ایمنی اتصال در بازه کاری تعریف‌شده است.

ابتدا، تحلیل تحلیلی نیروها و گشتاورهای وارد بر سیستم بر اساس بار لیفت اعمالی، موقعیت مرکز فشار بال و شرایط تعادل استاتیکی حول محور دوران پین انجام می‌شود. این تحلیل، مبنای اصلی برای تعیین بارهای منتقل‌شده به اجزای مکانیکی از جمله پین، لولا و اتصالات پیچی بوده و امکان بررسی رفتار سیستم در زوایای مختلف دوران، از وضعیت بحرانی صفر درجه تا زاویه ۳۰ درجه، را فراهم می‌سازد. همچنین، تغییرات انرژی پتانسیل، کار نیروها و نقش عناصر الاستیک و میرایی در پایداری سیستم مورد توجه قرار می‌گیرد.

در ادامه، طراحی و انتخاب اجزای سازه‌ای کلیدی شامل بال، پین، لولا، اتصالات پیچی (یا چسب) بر اساس معیارهای مقاومت، وزن، قابلیت ساخت و دوام عملکردی انجام می‌شود. در این راستا، تنش‌های بحرانی نظیر تنش برشی، تنش فون میسز، تنش لهیدگی^۳ و تنش خالص مقطع در نواحی اتصال محاسبه شده و با مقادیر مجاز مواد مختلف مقایسه می‌گردد. همچنین، تأثیر انتخاب جنس قطعات، به‌ویژه آلیاژهای آلومینیوم و کامپوزیت گلس‌اپوکسی^۴، بر عملکرد سازه‌ای و طول عمر اتصال بررسی می‌شود. بخش بعدی فصل به مدل‌سازی عددی سیستم در نرم‌افزار Abaqus اختصاص دارد. در این بخش، مراحل روش تحقیق به‌گونه‌ای طراحی شده‌اند که هم اعتبار علمی نتایج تضمین شود و هم امکان مقایسه با پژوهش‌های پیشین فراهم گردد. در ابتدا، مروری بر هندسه‌ی بال کامپوزیتی و مکانیزم لولا و فنر ارائه می‌شود. سپس، خواص مکانیکی مواد مورد استفاده - شامل آلیاژهای فلزی (فولاد ۴۱۳۰- QT و Al-1100-H14) و کامپوزیت گلس-اپوکسی معرفی و نحوه تخصیص آن‌ها به مدل توضیح داده می‌شود.

^۳Bearing Stress^۴Glass-Epoxy

پس از تعریف مواد، فرآیند مدل‌سازی هندسی و مش‌بندی تشریح می‌گردد. انتخاب نوع المان‌ها، اندازه شبکه‌بندی و بررسی همگرایی مش، نقش مهمی در صحت نتایج ایفا می‌کند. در ادامه، شرایط مرزی (Boundary Conditions) و بارگذاری‌های اعمال‌شده شامل نیروهای آیرودینامیکی، بارهای مکانیکی و اثرات تماس بین اجزاء اتصال بیان می‌شوند.

بخش دیگری از این روش‌شناسی به تعریف معیارهای شکست اختصاص دارد. معیارهای هاشین و ماکزیمم تنش اصلی برای لایه‌های کامپوزیتی، معیار تنش فون میسز برای لولا و پین و معیار ماکزیمم تنش اصلی برای چسب در نظر گرفته می‌شوند. در نهایت، روند تحلیل نتایج و مقایسه‌ی آنها با داده‌های موجود در مقالات مرجع جهت صحت‌گذاری مدل (Validation) مورد بحث قرار خواهد گرفت.

به طور کلی، روش تحقیق در این پژوهش شامل مراحل اصلی زیر است:

۱. تعریف هندسه بال، لولا، پین، چسب و ایجاد مدل سه‌بعدی.
 ۲. تعیین خواص مکانیکی مواد (فلزی و کامپوزیتی).
 ۳. مش‌بندی و تحلیل همگرایی شبکه.
 ۴. اعمال شرایط مرزی و بارگذاری‌های واقعی.
 ۵. مدل‌سازی تماس (Interaction) و اجرای مسئله (Run).
 ۶. تعریف معیارهای شکست و محاسبه ضریب اطمینان با استفاده از معیارهای هاشین، ماکزیمم تنش اصلی و فون میسز.
 ۷. تحلیل نتایج، استخراج نقاط بحرانی و مقایسه با مطالعات پیشین جهت صحت‌گذاری مدل.
- در نهایت، این فصل با ارائه جمع‌بندی مهندسی و نتیجه‌گیری طراحی به پایان می‌رسد که در آن، کفایت سازه‌ای سیستم، ضرایب اطمینان حاصل‌شده و پیشنهادهای بهینه‌سازی برای انتخاب مواد، هندسه اتصال و روش‌های ساخت مطرح می‌شود. نتایج این فصل، پایه اصلی تصمیم‌گیری‌های نهایی طراحی بوده و مسیر ورود به فصل‌های بعدی را هموار می‌سازد.

۳-۲- تعریف هندسه سه بعدی بال، لولا، پین و چسب

بال‌های پهباد با استفاده از ایمپورت نقاط سه بعدی مقاطع ایرفویل ریشه و نوک بال به کمک دستور Lofted Boss/Base در نرم افزار Solidworks ایجاد شده‌اند. مختصات سه بعدی ایرفویل نوک بال مطابق جدول (۳-۱) می‌باشد که با دستور Insert → Curve → Curve through XYZ Points در نرم افزار سالیدورک شده‌اند. همچنین مختصات سه بعدی ایرفویل ریشه بال مطابق جدول

(۳-۲) می‌باشد. مطابق جداول (۱-۳) و (۲-۳) مشاهده می‌شود که طول کورد ایرفویل نوک بال ۲۵۰ mm، طول کورد ایرفویل ریشه بال ۳۰۰ mm و طول بال ۲۴۲۵ mm می‌باشد. در نهایت بال پهن‌پاد مطابق شکل (۱-۳) ترسیم می‌شود. همچنین نمای سه بعدی و ابعاد هندسی لولا (Hinge) برحسب mm در شکل (۲-۳) نشان داده شده است. لازم به ذکر است که قطر پین ۱۵ mm و طول آن ۴۱۷ mm می‌باشد.

جدول ۱-۳: مختصات سه بعدی ایرفویل نوک بال

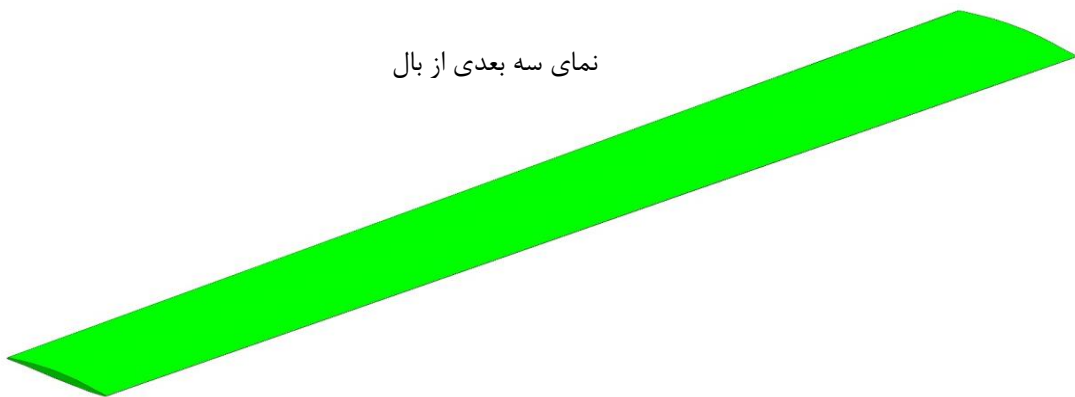
X	Y	Z
250mm	0mm	0mm
237.5mm	3mm	0mm
225mm	4.75mm	0mm
200mm	8.5mm	0mm
175mm	11.5mm	0mm
150mm	13.25mm	0mm
125mm	14mm	0mm
100mm	13.5mm	0mm
75mm	11.75mm	0mm
50mm	8.5mm	0mm
25mm	4.25mm	0mm
0mm	0mm	0mm
12.5mm	-1.25mm	0mm
25mm	-2.5mm	0mm
50mm	-3.75mm	0mm
75mm	-4.25mm	0mm
100mm	-4mm	0mm
125mm	-3.25mm	0mm
150mm	-2.25mm	0mm
175mm	-1mm	0mm
200mm	-0.25mm	0mm
225mm	-0.12mm	0mm
250mm	0mm	0mm

جدول ۲-۳: مختصات سه بعدی ایرفویل ریشه بال

X	Y	Z
300mm	0mm	2425mm
285mm	3.6mm	2425mm
270mm	5.7mm	2425mm

240mm	10.2mm	2425mm
210mm	13.8mm	2425mm
180mm	15.9mm	2425mm
150mm	16.8mm	2425mm
120mm	16.2mm	2425mm
90mm	14.1mm	2425mm
60mm	10.2mm	2425mm
30mm	5.1mm	2425mm
0mm	0 mm	2425mm
15mm	-1.5mm	2425mm
30mm	-3mm	2425mm
60mm	-4.5mm	2425mm
90mm	-5.1mm	2425mm
120mm	-4.8mm	2425mm
150mm	-3.9mm	2425mm
180mm	-2.7mm	2425mm
210mm	-1.2mm	2425mm
240mm	-0.3mm	2425mm
270mm	-0.15mm	2425mm
300mm	0mm	2425mm

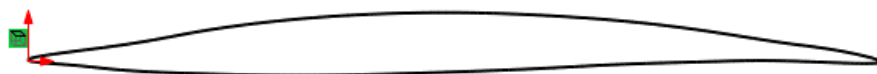
نمای سه بعدی از بال



ایرفویل ریشه بال

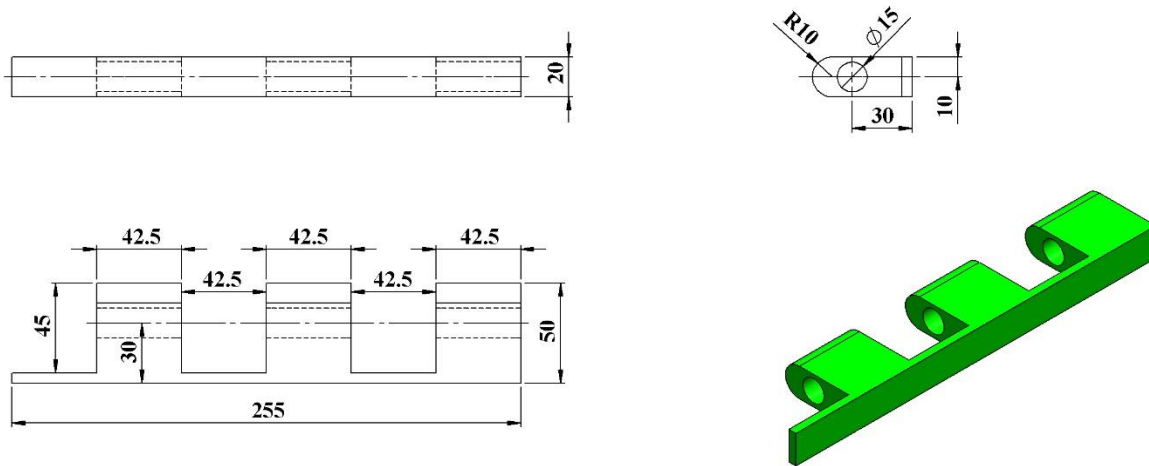


ایرفویل نوک بال

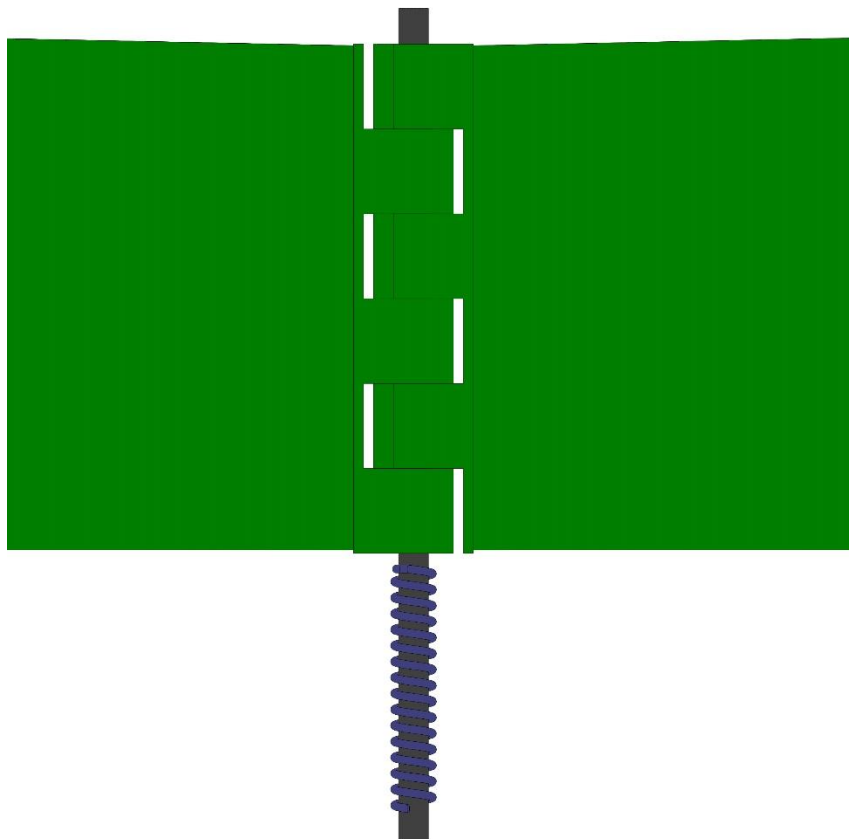


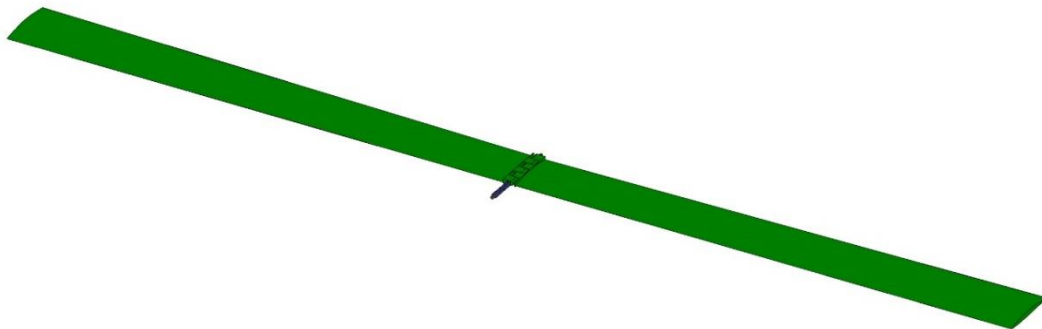
شکل ۳-۱: نمای سه بعدی از بال پهن‌پد و ایرفویل ریشه و نوک بال

نمای سه بعدی مونتاژ شده بال‌های پهن‌پای با مکانیزم لولا و فنر در زاویه‌های صفر و ۳۰ درجه در شکل (۳-۳) نشان داده شده است.

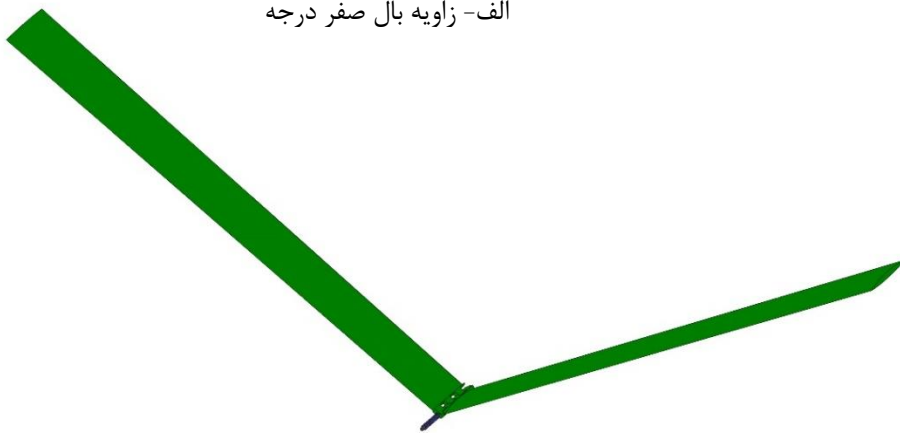


شکل ۳-۲: نمای سه بعدی و ابعاد هندسی لولا (برحسب mm)

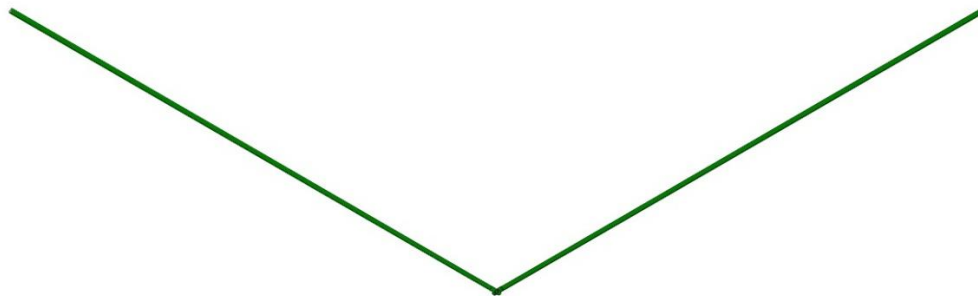




الف- زاویه بال صفر درجه



ب- زاویه بال ۳۰ درجه



شکل ۳-۳: نمای سه بعدی مونتاژ شده بال‌های پهن‌پایه با مکانیزم لولا و فنر در زاویه‌های الف- صفر و

ب- ۳۰ درجه

مدل هندسی اسمبل شده به صورت پاراسالید (.x_t) به محیط ABAQUS ایمپورت می‌شود. در محیط پارت آباکوس، هندسه سه بعدی و solid بال ایمپورت شده با استفاده از دستور Create Shell

From Solid (🏠) تبدیل به Shell (پوسته) جهت تعریف کامپوزیت گلس-اپوکسی و لایه‌چینی می‌شود.

۳-۳- تعیین خواص مکانیکی مواد (کامپوزیت گلس-اپوکسی، آلیاژ فولاد QT-۴۱۳۰، آلیاژ آلومینیوم Al-1100-H14 و چسب)

در ابتدا توضیحاتی در مورد نحوه تعریف متریال کامپوزیت گلس-اپوکسی برای پوسته بال ارائه می‌شود. در مدل‌سازی عددی بال هواپیماها و پهنپایها، به‌ویژه در مراحل طراحی مفهومی و مقدماتی، معمولاً از روش پوسته‌ی معادل^۵ استفاده می‌شود. در این روش، اجزای باربر داخلی نظیر اسپارها (Spars) و ریب‌ها (Ribs) به‌صورت صریح در مدل هندسی وارد نمی‌شوند، بلکه اثر سفتی آن‌ها به‌طور ضمنی در قالب یک ضخامت معادل پوسته لحاظ می‌گردد.

فرض می‌شود که سازه‌ی واقعی بال شامل:

۱- پوسته‌ی خارجی با ضخامت t_{eq}

۲- اسپارهای طولی،

۳- ریب‌های عرضی،

است. هدف آن است که این سازه‌ی ناهمگن به یک پوسته‌ی یکنواخت با ضخامت معادل t_{eq} تبدیل شود، به‌طوری‌که سفتی کلی سازه (خمشی و غشایی) حفظ گردد [۱۷، ۲۹، ۴۸، ۸۴]. ضخامت معادل باید به گونه‌ای انتخاب شود که سفتی خمشی و سفتی درون‌صفحه‌ای سازه‌ی واقعی و مدل معادل یکسان باشد. برای مواد همسان، شرط هم‌ارزی به صورت زیر بیان می‌شود:

$$D_{eq} = D_{skin} + D_{spar} + D_{rib} \quad (۳-۱)$$

که در آن D نشان‌دهنده‌ی سفتی خمشی به ازای واحد عرضی می‌باشد. برای پوسته نازک، سفتی خمشی به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$D = \frac{Et^3}{12(1-\nu^2)} \quad (۳-۲)$$

بنابراین، ضخامت پوسته‌ی معادل با رابطه‌ی زیر ارضاء می‌شود:

$$\frac{Et_{eq}^3}{12(1-\nu^2)} = \frac{Et_s^3}{12(1-\nu^2)} + \sum_i \frac{EI_{spar,i}}{b} + \sum_j \frac{EI_{rib,j}}{l} \quad (۳-۳)$$

^۵Equivalent or Smeared Shell Approach

که $I_{spar,i}$ ممان دوم سطح اسپار i -ام، $I_{rib,j}$ ممان دوم سطح ریب j -ام، b عرض مؤثر جعبه‌ی بال (در راستای کورد) و l فاصله‌ی ریب‌ها در راستای دهانه است. در عمل، برای سادگی و به‌ویژه در تحلیل اجزای محدود به جای رابطه (۳-۳)، ضخامت معادل معمولاً به‌صورت جمع جبری سهم اجزا در نظر گرفته می‌شود:

$$t_{eq} = t_s + \Delta t_{spar} + \Delta t_{rib} \quad (3-4)$$

که در آن:

$$\Delta t_{rib} = \frac{A_{rib}}{l}; \quad \Delta t_{spar} = \frac{A_{spar}}{b} \quad (3-5)$$

این روش سفتی‌نشایی را به‌طور دقیق و سفتی خمشی را با دقت مناسب برای تحلیل‌های کلی بال حفظ می‌کند. حال فرض می‌شود بال یک پهناد مستقیم با مشخصات زیر باشد:

$$c_{root} = 0.3 \text{ m} \quad \text{کورد ریشه}$$

$$c_{tip} = 0.25 \text{ m} \quad \text{کورد نوک}$$

کورد مؤثر (میانگین) به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$c_{eff} = \frac{c_{tip} + c_{root}}{2} = \frac{0.25 + 0.3}{2} = 0.275 \text{ m}$$

همچنین فاصله‌ی ریب‌ها برابر است با:

$$l = 0.25 \text{ m}$$

فرض می‌شود بال دارای یک اسپار اصلی با مشخصات زیر باشد:

$$h_{spar} = 20 \text{ mm} = 0.02 \text{ m} \quad \text{ارتفاع جان اسپار}$$

$$t_{spar} = 7 \text{ mm} = 0.007 \text{ m} \quad \text{ضخامت جان اسپار}$$

مساحت مقطع اسپار برابر است با:

$$A_{spar} = h_{spar} * t_{spar} = 0.02 * 0.007 = 0.00014 \text{ m}^2$$

برای به‌دست آوردن ضخامت معادل، این مساحت روی عرض مؤثر بال پخش می‌شود:

$$\Delta t_{spar} = \frac{A_{spar}}{c_{eff}} = \frac{0.00014}{0.275} = 0.00051 \text{ m} \approx 0.5 \text{ mm}$$

همچنین، ریب به‌صورت یک صفحه‌ی تخت با مشخصات زیر فرض می‌شود:

$$h_{rib} = 15 \text{ mm} = 0.015 \text{ m} \quad \text{ارتفاع ریب}$$

$$t_{rib} = 5.5 \text{ mm} = 0.0055 \text{ m} \quad \text{ضخامت ریب}$$

مساحت مقطع ریب برابر است با:

$$A_{rib} = h_{spar} * t_{spar} = 0.015 * 0.0055 = 0.0000825 \text{ m}^2$$

این مساحت روی فاصله‌ی بین ریب‌ها پخش می‌شود:

$$\Delta t_{rib} = \frac{A_{rib}}{l} = \frac{0.0000825}{0.25} = 0.00033 \text{ m} \approx 0.3 \text{ mm}$$

اگر ضخامت واقعی پوسته برابر با $t_s = 1.2 \text{ mm}$ باشد، آنگاه ضخامت معادل پوسته‌ی بال به صورت زیر خواهد بود:

$$t_{eq} = t_s + \Delta t_{spar} + \Delta t_{rib} = 1.3 + 0.5 + 0.3 = 2 \text{ mm}$$

یعنی در نهایت، ضخامت معادل پوسته برابر با $t_{eq} = 2 \text{ mm}$ در نظر گرفته می‌شود. لازم به ذکر است که سهم اسپار بیشترین مقدار را دارد، زیرا وظیفه‌ی اصلی تحمل بار خمشی بال را بر عهده دارد. سهم ریب کمتر است و بیشتر نقش پایداری پوسته و انتقال بارهای موضعی را ایفا می‌کند. این روش برای تحلیل تغییرشکل کلی، مودال و بارگذاری سراسری بال مناسب است، اما برای کمانش موضعی یا تحلیل شکست جزئی کافی نیست.

همچنین خواص کامپوزیت گلس-اپوکسی (Glass-Epoxy) که یک ماده ارتوتروپ محسوب می‌شود و دارای شش خاصیت مستقل در حالت دو بعدی و Lamina (پوسته) است، به شرح زیر می‌باشد [۸۵، ۸۶]:

$$E_1 = 38 \text{ GPa};$$

$$E_2 = 8.5 \text{ GPa};$$

$$\nu_{12} = 0.27;$$

$$G_{12} = 4.5 \text{ GPa};$$

$$G_{13} = 4.0 \text{ GPa};$$

$$G_{23} = 3.8 \text{ GPa};$$

ابتدا در محیط Property آباکوس، با استفاده از دستور Create Material، خواص ماده کامپوزیت گلس-اپوکسی لمینا ایجاد می‌شود. با توجه به اینکه نرم افزار آباکوس واحد خاصی ندارد، از واحد اندازه‌گیری mm به ازای واحد طول، Ton/mm^3 به ازای چگالی، N به ازای نیرو، MPa به ازای مدول یانگ و تنش و N.mm به ازای واحد ممان یا گشتاور استفاده می‌شود. چگالی گلس-اپوکسی ۱۹۰۰ $\text{kg/m}^3 = 1900\text{E-}12 \text{ Ton/mm}^3$ می‌باشد. همچنین تعریف خواص کامپوزیت گلس-اپوکسی مطابق شکل (۳-۴) می‌باشد. معیار آسیب هاشین که یکی از معیارهای مهم تخریب مواد کامپوزیتی است، از قسمت زیر در نرم افزار آباکوس آورده می‌شود:

Mechanical → Damage for Fiber-Reinforced Composites → Hashin Damage

در معیار آسیب هاشین، خواص استحکامی گلس-اپوکسی به شرح زیر است:

تنش کششی موازی الیاف $(X_T) \approx 1000 \text{ MPa}$ (Longitudinal Tensile Strength)

تنش فشاری موازی الیاف (X_C) ≈ 700 MPa (Longitudinal Compressive Strength)

تنش کششی عرضی (Y_T) ≈ 65 MPa (Transverse Tensile Strength)

تنش فشاری عرضی (Y_C) ≈ 200 MPa (Transverse Compressive Strength)

مقاومت برشی داخل صفحه‌ای (S_{12}) ≈ 85 MPa (Longitudinal Shear Strength)

مقاومت برشی خارج صفحه‌ای (معمولاً بطور مهندسی ۷۰ تا ۸۰ درصد مقاومت برشی داخل صفحه‌ای)

در نظر گرفته می‌شود) (S_{13} or S_{23}) ≈ 65 MPa (Transverse Shear Strength)

Top Screenshot: Elastic Material Behavior

Name: Glass-Epoxy-Lamina
Description:

Material Behaviors: Hashin Damage, Density, Elastic (selected)

General Mechanical Thermal Electrical/Magnetic Other

Elastic
Type: Lamina
☐ Use temperature-dependent data
Number of field variables: 0
Moduli time scale (for viscoelasticity): Long-term
☐ No compression
☐ No tension

	E1	E2	Nu12	G12	G13	G23
1	38000	8500	0.27	4500	4000	3800

Bottom Screenshot: Hashin Damage Material Behavior

Name: Glass-Epoxy-Lamina
Description:

Material Behaviors: Hashin Damage (selected), Density, Elastic

General Mechanical Thermal Electrical/Magnetic Other

Hashin Damage
Alpha: 0
☐ Use temperature-dependent data
Number of field variables: 0

	Longitudinal Tensile Strength	Longitudinal Compressive Strength	Transverse Tensile Strength	Transverse Compressive Strength	Longitudinal Shear Strength	Transverse Shear Strength
1	1000	700	65	200	85	65

شکل ۳-۴: تعریف خواص کامپوزیت گلس-اپوکسی

بال کامپوزیتی جهت مش‌بندی بهتر و اعمال بارگذاری در مراحل بعد، پارتیشن‌بندی می‌شود و به چهار قسمت پوسته بالا، پوسته پایین، پوسته ایرفویل ریشه و پوسته ایرفویل نوک تقسیم‌بندی می‌شود.

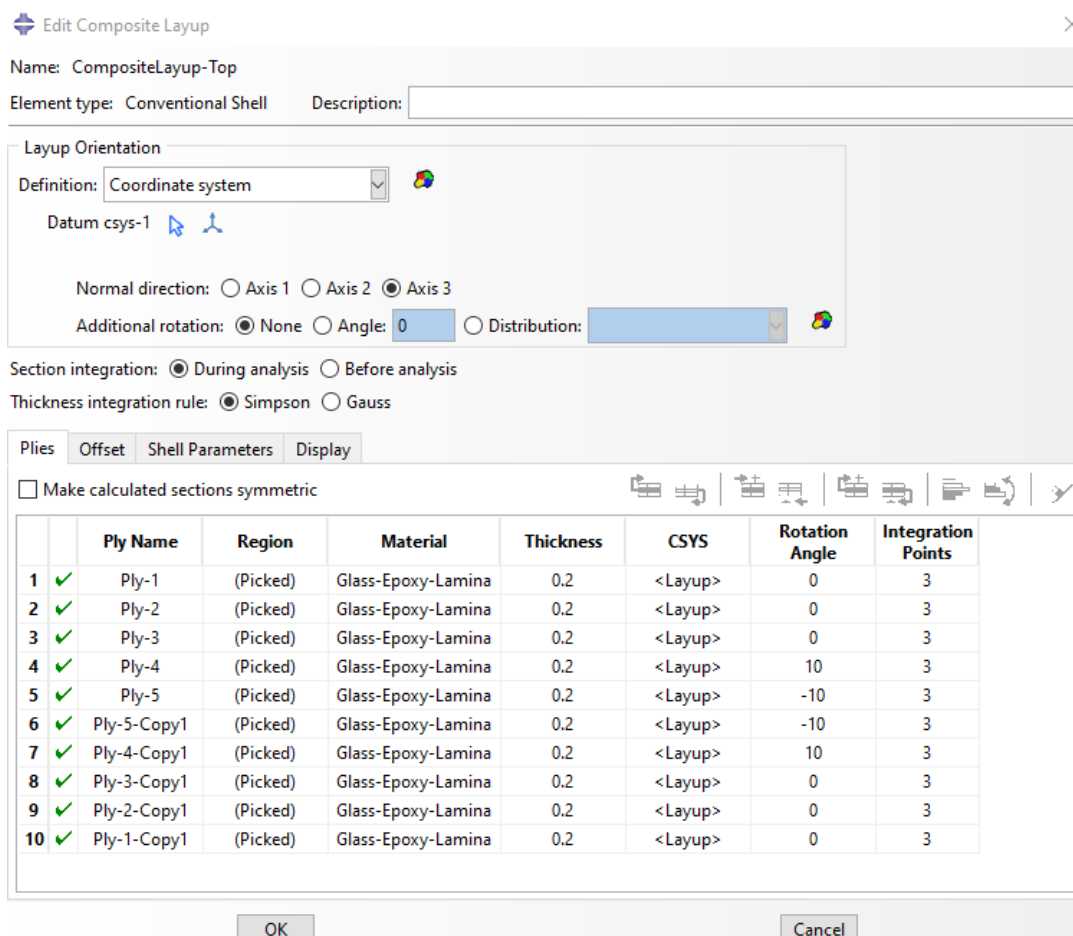
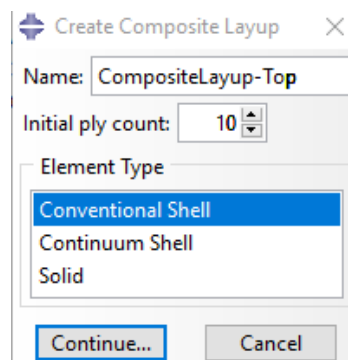
برای تعریف کامپوزیت گلس-اپوکسی در بال، ۱۰ لایه با ضخامت ۰/۲ میلی متر تعیین شده است. ۴ دستگاه مختصات برای تعریف ۴ ناحیه مختلف کامپوزیت در قسمت‌های پوسته‌ی بالایی بال، پوسته‌ی پایین بال، پوسته‌ی ایرفویل ریشه و پوسته‌ی ایرفویل نوک تعیین شده است. نحوه لایه‌چینی پوسته‌ی ناحیه بالایی بال به صورت $[0, 0, 0, +10, -10, -10, +10, 0, 0, 0]$ ، لایه‌چینی پوسته‌ی ناحیه‌ی پایین بال به دلیل تحمل خمش بیشتر در راستای طول بال $[0, 0, 0, +10, -10, -10, +10, 0, 0, 0]$ ، لایه‌چینی پوسته‌ی ریشه و نوک ایرفویل هم به صورت $[45, 45, -45, 0, 90, 0, 0, 90, 0, 0]$ می‌باشد.

در پرواز پایدار، لیفت رو به بالا هست و بال مانند یک تیر طره‌ای یا یک سرگیردار عمل می‌کند و در ریشه بال بیشترین ممان خمشی ایجاد می‌شود. در نتیجه طبق فرمول $\sigma_x = \frac{My}{I}$ حالت تنش غالب در پوسته بالایی به صورت فشاری و حالت تنش غالب در پوسته پایینی به صورت کششی است. الیاف با زاویه صفر درجه وظیفه‌ی تحمل تنش محوری (bending) و الیاف با زاویه ۹۰ درجه وظیفه‌ی پایداری عرضی به همراه جلوگیری از ترک ماتریسی را دارند. همچنین الیاف با زاویه $\pm 45^\circ$ وظیفه‌ی تحمل برش و کنترل پیچش را دارند. لازم به ذکر است که در کشش، الیاف با زاویه صفر درجه بیشترین کارایی را دارند. الیاف با زاویه $\pm 10^\circ$ نیز وظیفه‌ی تحمل کشش به همراه پایداری عرضی و کنترل پیچش را بر عهده دارند.

تعریف دستگاه مختصات در سطح بالایی پوسته بال به این صورت است که جهت X راستای طولی بال، جهت Y راستای کورد و جهت Z نیز عمود بر انحنای بال به سمت بیرون می‌باشد. به صورت مشابه یک دستگاه مختصات برای سطح پایینی پوسته بال تعریف می‌گردد، به طوری که جهت X راستای طولی بال، جهت Y راستای کورد و جهت Z نیز عمود بر انحنای بال به سمت بیرون باشد. دو دستگاه مختصات نیز در مقاطع ایرفویل ریشه و نوک تعریف می‌گردد، به طوری که جهت X آن در داخل صفحه مقطع ایرفویل در راستای Spanwise (دهانه یا ارتفاع)، جهت Y در راستای کورد و جهت Z نیز عمود بر سطح پوسته به سطح بیرون باشد.

برای تعریف کامپوزیت و ایجاد مقطع و اختصاص دادن متریال به مقطع، از قسمت Create Composite Layup مطابق شکل (۳-۵) استفاده می‌شود که در آن نام لایه، ناحیه‌ی انتخاب پوسته، متریال (گلس-اپوکسی)، ضخامت لایه، دستگاه مختصات، زاویه الیاف نسبت به محور X (صفر درجه) و تعداد نقاط انتگرال‌گیری مشخص شده است.

در نهایت لازم به ذکر است که با این چگالی ($\rho = 1900 \text{ kg/m}^3$) و لایه‌چینی مدنظر، وزن هر بال ۵٫۲ kg می‌باشد، در حالی که وزن هر پهباد ۲۰ kg است.



Edit Composite Layup

Name: CompositeLayup-Bottom

Element type: Conventional Shell Description:

Layup Orientation

Definition: Coordinate system

Datum csys-2

Normal direction: ☐ Axis 1 ☐ Axis 2 ☒ Axis 3

Additional rotation: ☒ None ☐ Angle: 0 ☐ Distribution:

Section integration: ☒ During analysis ☐ Before analysis

Thickness integration rule: ☒ Simpson ☐ Gauss

Plies Offset Shell Parameters Display

☐ Make calculated sections symmetric

	Ply Name	Region	Material	Thickness	CSYS	Rotation Angle	Integration Points
1	✓ Ply-1	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	0	3
2	✓ Ply-2	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	0	3
3	✓ Ply-3	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	0	3
4	✓ Ply-4	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	10	3
5	✓ Ply-5	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	-10	3
6	✓ Ply-5-Copy1	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	-10	3
7	✓ Ply-4-Copy1	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	10	3
8	✓ Ply-3-Copy1	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	0	3
9	✓ Ply-2-Copy1	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	0	3
10	✓ Ply-1-Copy1	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	0	3

OK Cancel

Edit Composite Layup

Name: CompositeLayup-Root

Element type: Conventional Shell Description:

Layup Orientation

Definition: Coordinate system

Datum csys-3

Normal direction: ☐ Axis 1 ☐ Axis 2 ☒ Axis 3

Additional rotation: ☒ None ☐ Angle: 0 ☐ Distribution:

Section integration: ☒ During analysis ☐ Before analysis

Thickness integration rule: ☒ Simpson ☐ Gauss

Plies Offset Shell Parameters Display

☐ Make calculated sections symmetric

	Ply Name	Region	Material	Thickness	CSYS	Rotation Angle	Integration Points
1	✓ Ply-1	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	45	3
2	✓ Ply-2	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	-45	3
3	✓ Ply-3	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	0	3
4	✓ Ply-4	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	90	3
5	✓ Ply-5	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	0	3
6	✓ Ply-5-Copy1	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	0	3
7	✓ Ply-4-Copy1	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	90	3
8	✓ Ply-3-Copy1	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	0	3
9	✓ Ply-2-Copy1	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	-45	3
10	✓ Ply-1-Copy1	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	45	3

OK Cancel

Edit Composite Layup

Name: CompositeLayup-Tip

Element type: Conventional Shell Description:

Layup Orientation

Definition: Coordinate system

Datum csys-4

Normal direction: ☐ Axis 1 ☐ Axis 2 ☒ Axis 3

Additional rotation: ☒ None ☐ Angle: 0 ☐ Distribution:

Section integration: ☒ During analysis ☐ Before analysis

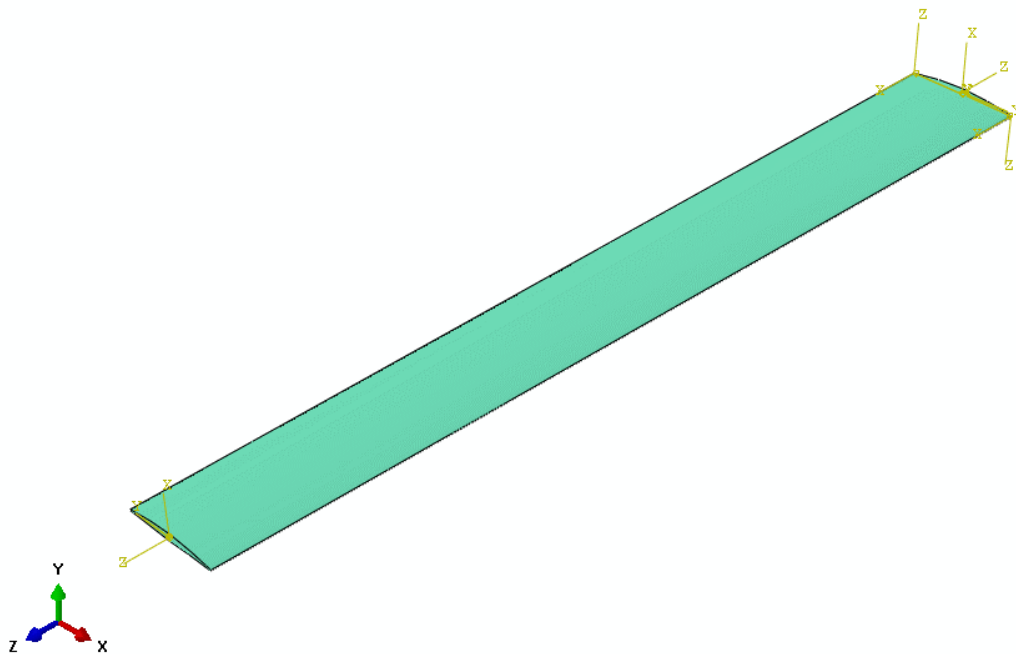
Thickness integration rule: ☒ Simpson ☐ Gauss

Plies Offset Shell Parameters Display

☐ Make calculated sections symmetric

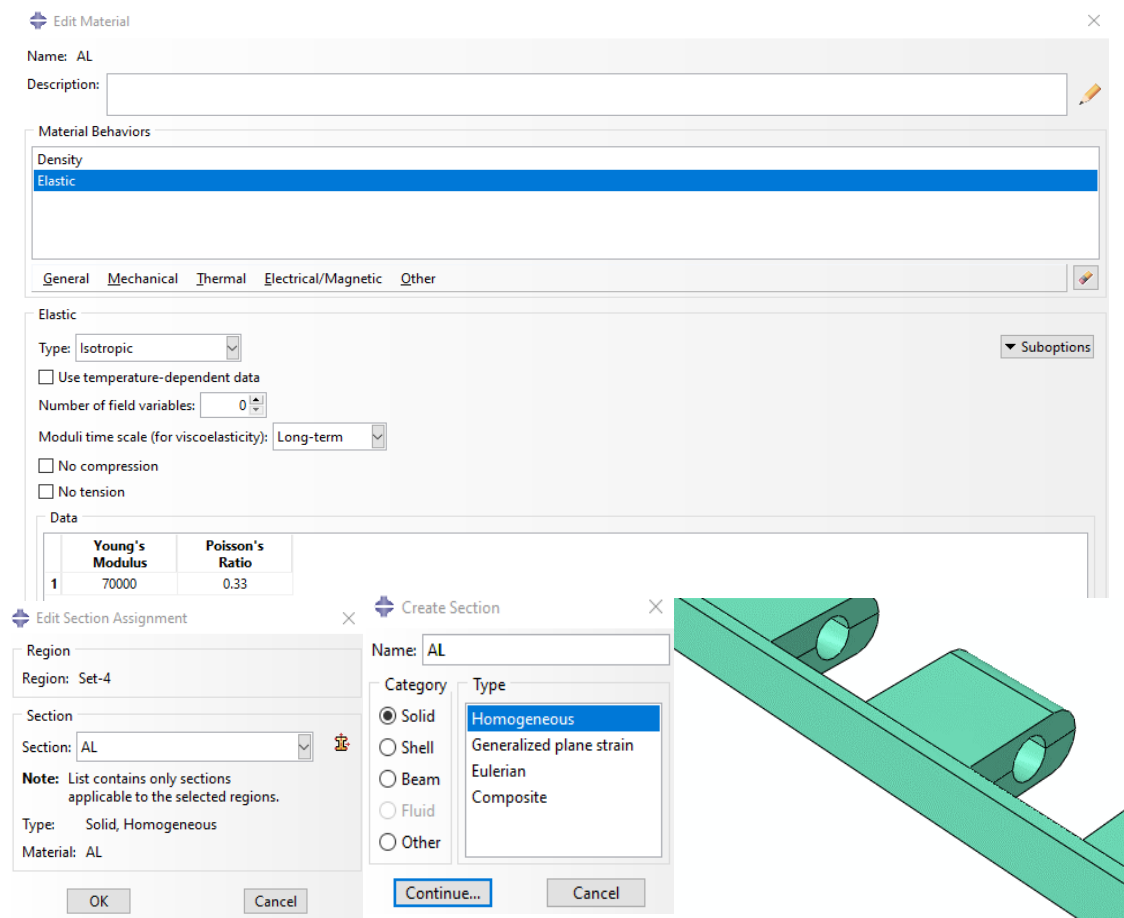
	Ply Name	Region	Material	Thickness	CSYS	Rotation Angle	Integration Points
1	✓ Ply-1	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	45	3
2	✓ Ply-2	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	-45	3
3	✓ Ply-3	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	0	3
4	✓ Ply-4	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	90	3
5	✓ Ply-5	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	0	3
6	✓ Ply-5-Copy1	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	0	3
7	✓ Ply-4-Copy1	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	90	3
8	✓ Ply-3-Copy1	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	0	3
9	✓ Ply-2-Copy1	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	-45	3
10	✓ Ply-1-Copy1	(Picked)	Glass-Epoxy-Lamina	0.2	<Layup>	45	3

OK Cancel



شکل ۳-۵: نحوه تعریف ۱۰ لایه کامپوزیت گلس- اپوکسی با ضخامت 0.2 mm در ناحیه پوسته‌های بالایی، پایینی، ریشه و نوک بال با لایه‌چینی مورد نظر

هندسه بعدی لولا (Hinge) است که به دلیل میزان تنش پایین در ناحیه لولا، جنس لولا به دلیل سبکی و استحکام منطقی، از آلایژ آلومینیوم AL-1100 H14 با استحکام تسلیم ۷۰ MPa در نظر گرفته شده است. مطابق شکل (۳-۶) با استفاده از دستور Create Material، خواص متریال آلایژ آلومینیوم AL-1100 H14 ($E = 70 \text{ GPa}$; $\nu = 0.33$) و سپس با استفاده از دستور Create Section مقطع هندسه لولا از نوع Solid, Homogeneous (همگن و توپر) تعریف می‌گردد و در نهایت با استفاده از دستور Assign Section متریال تعریف شده به مقطع هندسه لولا اختصاص می‌یابد.



شکل ۳-۶: نحوه تعریف متریال AL-1100 H14 و ایجاد مقطع لولا و تخصیص متریال به هندسه لولا

در اینجا ذکر این نکته ضروری است که لولای از جنس AL-1100 H14 حتماً نیاز به سخت‌کاری با لایه آندایز سخت با ضخامت پیشنهادی ۳۰ تا ۴۰ میکرومتر می‌باشد. آندایز سخت نوعی آندایزینگ است که در آن آلومینیوم به‌عنوان آند در یک الکترولیت اسیدی (معمولاً اسید سولفوریک غلیظ) قرار می‌گیرد و با جریان بالا و دمای پایین (نزدیک صفر درجه) لایه‌ای بسیار ضخیم، متراکم و سخت از اکسید آلومینیوم (Al_2O_3) روی سطح تشکیل می‌شود که البته این لایه بخشی از خود فلز پایه است (پوشش اضافه‌شده نیست). به عبارتی آندایز سخت یک فرآیند الکتروشیمیایی پیشرفته برای آلیاژهای آلومینیوم است که با هدف افزایش شدید سفتی‌سطح، مقاومت سایشی، مقاومت خوردگی و عمر خستگی تماس انجام می‌شود و در قطعاتی مانند لولا، پین، بوش و سطوح در تماس لغزشی کاربرد صنعتی و هوافضایی دارد. آلیاژهای سری ۱۰۰۰ به دلیل خلوص بالا و عناصر آلیاژی کم، قابلیت آندایز دارند. فلز پایه دارای سفتیتقریبی HV ۳۰-۴۰ همان Vickers Hardness یا سفتیویکرز است که آزمون ویکرز بر اساس فرو رفتگی یک الماس هرمی با زاویه رأس ۱۳۶ درجه تحت بار مشخص انجام می‌شود) و لایه آندایز سخت دارای سفتی ۴۰۰-۶۰۰ HV است، به عبارتی سفتیسطحی حدود ۱۰ تا ۱۵ برابر بیشتر می‌شود.

لایه آندایز سخت (Al_2O_3) ساختاری متخلخل (porous) دارد. ریزساختار آن شامل لایه سدّی (Barrier layer) در پایین و ستون‌های اکسیدی با حفرات عمودی در بالا می‌باشد. همچنین این تخلخل‌ها محل نفوذ رطوبت و یون‌های خورنده هستند و می‌توانند محل شروع ترک‌های ریز شوند و ضریب اصطکاک را بالا نگه دارند. بنابراین پس از آندایز باید منافذ بسته یا پر شوند. این فرآیند را سیلینگ (Sealing) می‌گویند. به عبارتی سیلینگ بستن یا پر کردن تخلخل‌های لایه آندایز به‌منظور افزایش مقاومت خوردگی و کاهش اصطکاک می‌باشد. در لولای بررسی شده، سیلینگ از نوع PTFE^۶ با نام تجاری تفلون به عنوان نفوذ پلیمر کم اصطکاک می‌تواند استفاده شود [۸۷-۸۹].

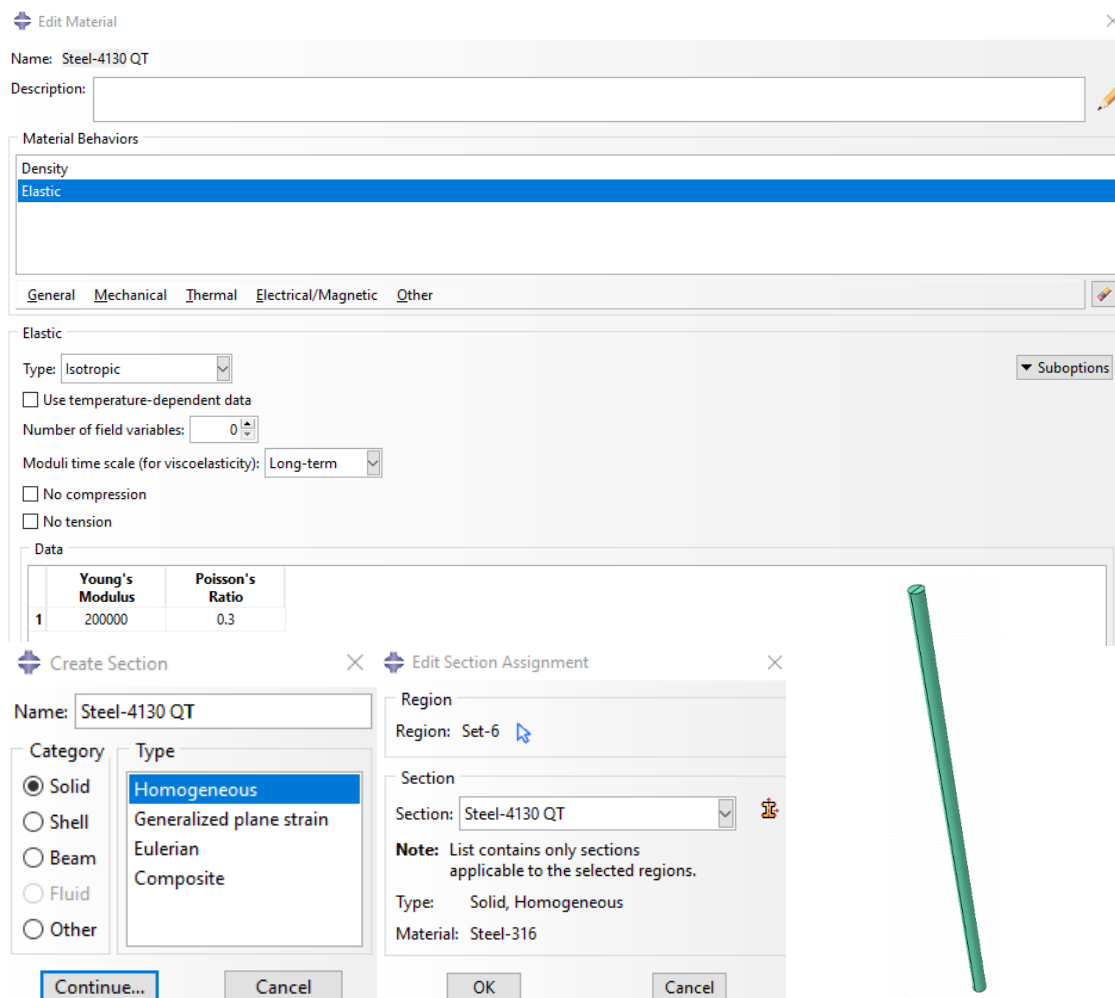
در نهایت سطح لولای در تماس با پین به عنوان یک سرامیک سخت به همراه اصطکاک پایین عمل می‌کند.

لازم به ذکر است که پین با قطر ۱۵ mm و طول ۴۱۷ mm از متریال آلیاژ فولاد ST-4130 QT (منظور از QT همان Quenched & Tempered است که نوعی عملیات حرارتی برای افزایش استحکام و ازدیاد

^۶Hard Anodizing

^۷Polytetrafluoroethylene

طول مناسب فولاد است) انتخاب شده است. مطابق شکل (۳-۷) با استفاده از دستور Create Material، خواص متریال آلیاژ فولاد ST-4130 QT ($E = 200 \text{ GPa}$; $\nu = 0.3$) و سپس با استفاده از دستور Create Section مقطع هندسه پین از نوع Solid, Homogeneous (همگن و توپر) تعریف می‌گردد و در نهایت با استفاده از دستور Assign Section متریال تعریف شده به مقطع هندسه پین اختصاص می‌یابد.



شکل ۳-۷: نحوه تعریف متریال ST-4130 QT و ایجاد مقطع پین و تخصیص متریال به هندسه پین

چسب مورد استفاده، از نوع چسب سازه‌ای اپوکسی (Epoxy structural adhesive) نظیر FM300، Araldite 2015 و Scotch-Weld می‌باشد که به دلایل ساختار آمورف پلیمری و عدم جهت‌گیری الیاف به صورت ایزوتروپ در نظر گرفته می‌شود. چسب مورد استفاده جهت اتصال بال پهنپاد با سطح مکانیزم لولا و فنر مورد استفاده قرار می‌گیرد. در شبیه‌سازی مدنظر از روش Cohesive Elements (المان‌های چسبناک) استفاده شده است. ضخامت واقعی چسب در سازه‌های هوافضایی معمولاً t_{adh}

۰.۲ mm در نظر گرفته می‌شود. هندسه چسب با استفاده از مقطع ایرفویل نوک بال پهناد با ضخامت ۰.۲ mm ایجاد شده است. خواص الاستیک چسب به صورت $E = 2 \text{ GPa}$ & $\nu = 0.35$ می‌باشد. برای مدل‌سازی چسب از روش ناحیه چسبناک (CZM)^۴ استفاده می‌شود. در ابتدا بر روی قسمت Elasticity → Mechanical → Create Material کلیک می‌شود و نوع حالت الاستیک به صورت Traction انتخاب می‌شود و نام Epoxy Structural Adhesive برای چسب تعیین می‌شود.

در Abaqus، مدل CZM شامل سه بخش اصلی است [۵۷]:

۱- سفتی الاستیک (سفتی اولویه)

$$G = \frac{E}{2(1+\nu)} = \frac{2000 \text{ MPa}}{2(1+0.35)} \approx 740 \text{ MPa}$$

$$K_n = \frac{E}{t_{adh}} = \frac{2000 \text{ MPa}}{0.2 \text{ mm}} = 10000 \text{ N/mm}^2$$

سفتی نرمال

$$K_s = K_t = \frac{G}{t_{adh}} = \frac{740 \text{ MPa}}{0.2 \text{ mm}} = 3700 \text{ N/mm}^2$$

سفتی برشی (۳-۶)

۲- سپس معیار ماکزیمم تنش اصلی (MAXS) به عنوان معیار شروع آسیب برای چسب در نظر گرفته می‌شود:

$$\max\left(\frac{t_n}{t_n^*}, \frac{t_s}{t_s^*}, \frac{t_t}{t_t^*}\right) = 1 \quad (3-7)$$

مقادیر متداول به صورت زیر است:

$$t_n^* = 30 \text{ MPa}$$

استحکام کششی جهت نرمال

$$t_s^* = t_t^* = 25 \text{ MPa}$$

استحکام برشی

۳- معیار رسیدن به انهدام کامل ماده با پیشرفت آسیب (که از نوع انرژی شکست است) (Damage Evolution):

قانون Benzeggagh-Kenane (BK):

$$G_c = G_I^c + (G_{II}^c - G_I^c) \left(\frac{G_{II}}{G_I + G_{II}} \right)^\eta \quad (3-8)$$

مقادیر مرجع انرژی شکست به ازای واحد سطح مقطع در موده‌های I و II:

$$G_I^c = 0.35 \frac{\text{kJ}}{\text{m}^2} = 0.35 \frac{\text{N} \cdot \text{mm}}{\text{mm}^2}$$

$$G_{II}^c = 0.9 \frac{\text{kJ}}{\text{m}^2} = 0.9 \frac{\text{N} \cdot \text{mm}}{\text{mm}^2}$$

^۴Cohesive Zone Method (CZM)

$$\eta = 1.75$$

همچنین برای همگرایی بهتر مسئله، از Viscus Regularization (تنظیم ویسکوز) استفاده می‌شود.

$$\mu = 10^{-5} \sim 10^{-4} \rightarrow 5.5 * 10^{-5}$$

این پارامتر به عنوان Damage Stabilization Cohesive و Visscosity coefficient در تعریف متریال استفاده می‌شود. نحوه تعریف متریال چسب سازه‌ای و نیز تعریف مقطع مربوطه از نوع Cohesive و اختصاص دادن متریال به مقطع مورد نظر در شکل (۳-۸) نشان داده شده است.

Edit Material

Name: Epoxy Structural Adhesive

Description:

Material Behaviors

- Maxs Damage
- Damage Evolution
- Damage Stabilization Cohesive
- Elastic**

General Mechanical Thermal Electrical/Magnetic Other

Elastic

Type: Traction

☐ Use temperature-dependent data

Number of field variables: 0

Moduli time scale (for viscoelasticity): Long-term

☐ No compression

☐ No tension

Data

	E/Enn	G1/Ess	G2/Ett
1	10000	3700	3700

Suboption Editor

Damage Evolution

Type: Energy

Softening: Linear

Degradation: Maximum

Mixed mode behavior: BK

Mode mix ratio: Energy

☒ Power: 1.75

☐ Use temperature-dependent data

Number of field variables: 0

Data

	Normal Mode Fracture Energy	Shear Mode Fracture Energy First Direction	Shear Mode Fracture Energy Second Direction
1	0.35	0.9	1.75

Edit Material

Name: Epoxy Structural Adhesive

Description:

Material Behaviors

- Maxs Damage**
- Damage Evolution
- Damage Stabilization Cohesive
- Elastic

General Mechanical Thermal Electrical/Magnetic Other

Maxs Damage

Direction relative to local 1-direction (for XFEM): ☒ Normal ☐ Parallel

Tolerance: 0.05

Position: Centroid

☐ Use temperature-dependent data

Number of field variables: 0

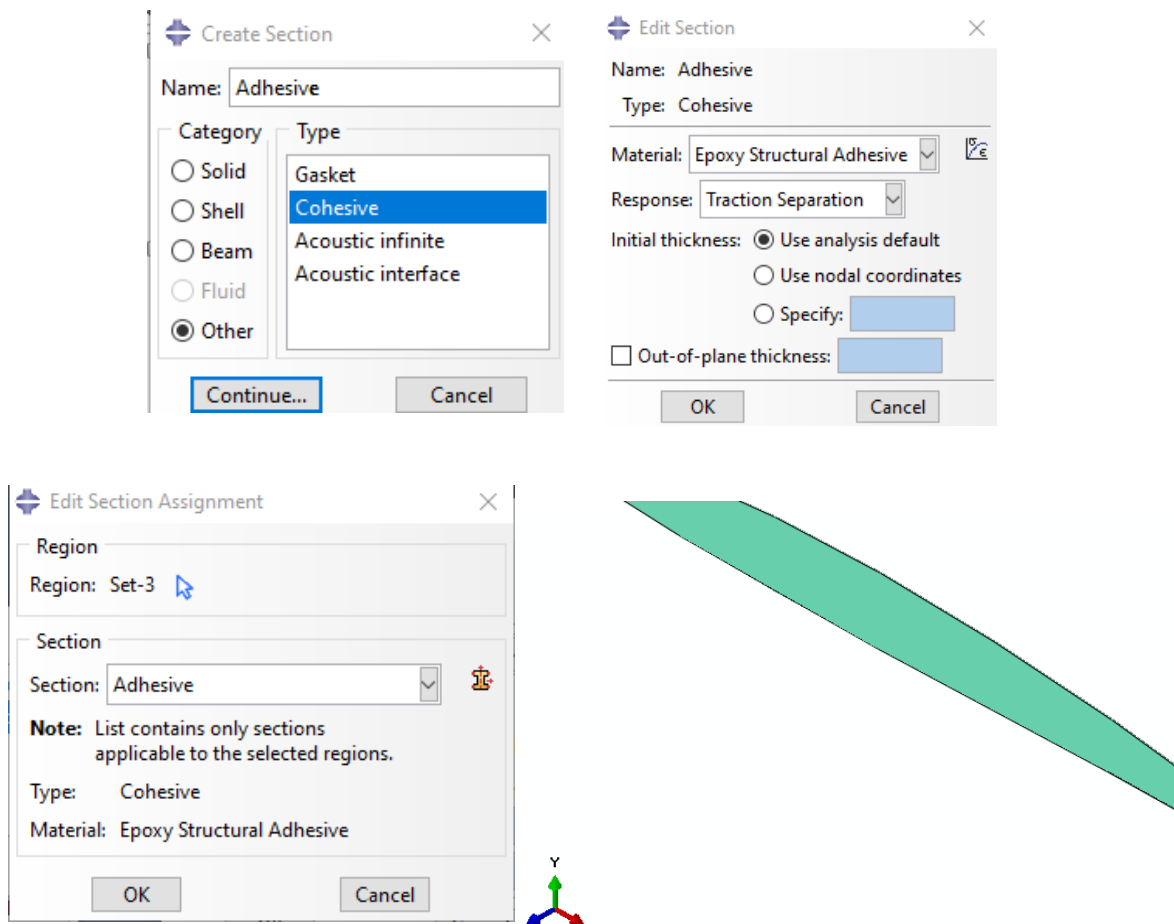
Data

	Nominal Stress Normal-only Mode	Nominal Stress First Direction	Nominal Stress Second Direction
1	30	25	25

Suboption Editor

Damage Stabilization Cohesive

Viscosity coefficient: 5.5E-005



شکل ۳-۸: نحوه تعریف متریال چسب سازه‌ای و نیز تعریف مقطع مربوطه از نوع **Cohesive** و اختصاص دادن متریال به مقطع مورد نظر

همچنین جنس فنر مورد استفاده و پیشنهادی (ASTM A228 (MusicWire می‌باشد که دارای مدول برشی $G \approx 79 \text{ GPa}$ و تنش مجاز پیچشی تا 700 MPa می‌باشد که البته دارای مقاومت خستگی بالا و در دسترس و اقتصادی است [۹۰].

۴-۳- مش‌بندی و تحلیل همگرایی شبکه

در تحلیل اجزاء محدود سازه بال کامپوزیتی، دقت نتایج عددی به کیفیت و اندازه شبکه وابسته است. انتخاب اندازه المان باید به گونه‌ای باشد که ضمن حفظ دقت پاسخ تنش و تغییر مکان، هزینه محاسباتی نیز در سطح قابل قبول باقی بماند. به همین منظور، فرآیند تحلیل همگرایی شبکه

(Mesh Convergence Study) به منظور اطمینان از استقلال نتایج نسبت به اندازه المان انجام شد. در این مدل، با توجه به تفاوت رفتار مکانیکی اجزاء، برای هر بخش نوع المان و اندازه شبکه به صورت هدفمند انتخاب گردید:

۱- چسب (Adhesive Layer)

- نوع کنترل المان Hex, Sweep, Advancing front و نوع المان COH3D8 یا المان cohesive سه‌بعدی هشت‌گرهی
- اندازه المان ۳ mm
- دلیل انتخاب: ناحیه چسب دارای گرادیان تنش بالا و احتمال تمرکز تنش و شروع جدایش است، لذا شبکه ریزتری نسبت به سایر اجزاء در نظر گرفته شد.

۲- پوسته بال کامپوزیتی

- نوع کنترل المان Quad, Sweep و نوع المان S8R یا المان پوسته درجه دوم با انتگرال‌گیری کاهش‌یافته
- اندازه عمومی ۱۲ mm
- در نواحی حساس (ریشه و نوک ایرفویل) ۸ mm
- دلیل انتخاب:
 - در ریشه بال بیشترین ممان خمشی ایجاد می‌شود.
 - در نوک بال تغییرات گرادیان تنش و اثرات پیچشی وجود دارد.
 - استفاده از المان درجه دوم باعث افزایش دقت توزیع تنش در لایه‌های کامپوزیتی شد.

۳- پین اتصال

- نوع کنترل المان Hex, Sweep, Medial axis و نوع المان C3D20R یا المان سالیید درجه دوم بیست‌گرهی
- اندازه المان ۶ mm
- دلیل انتخاب: وجود تمرکز تنش تماسی و برشی در محل اتصال

۴- لولا

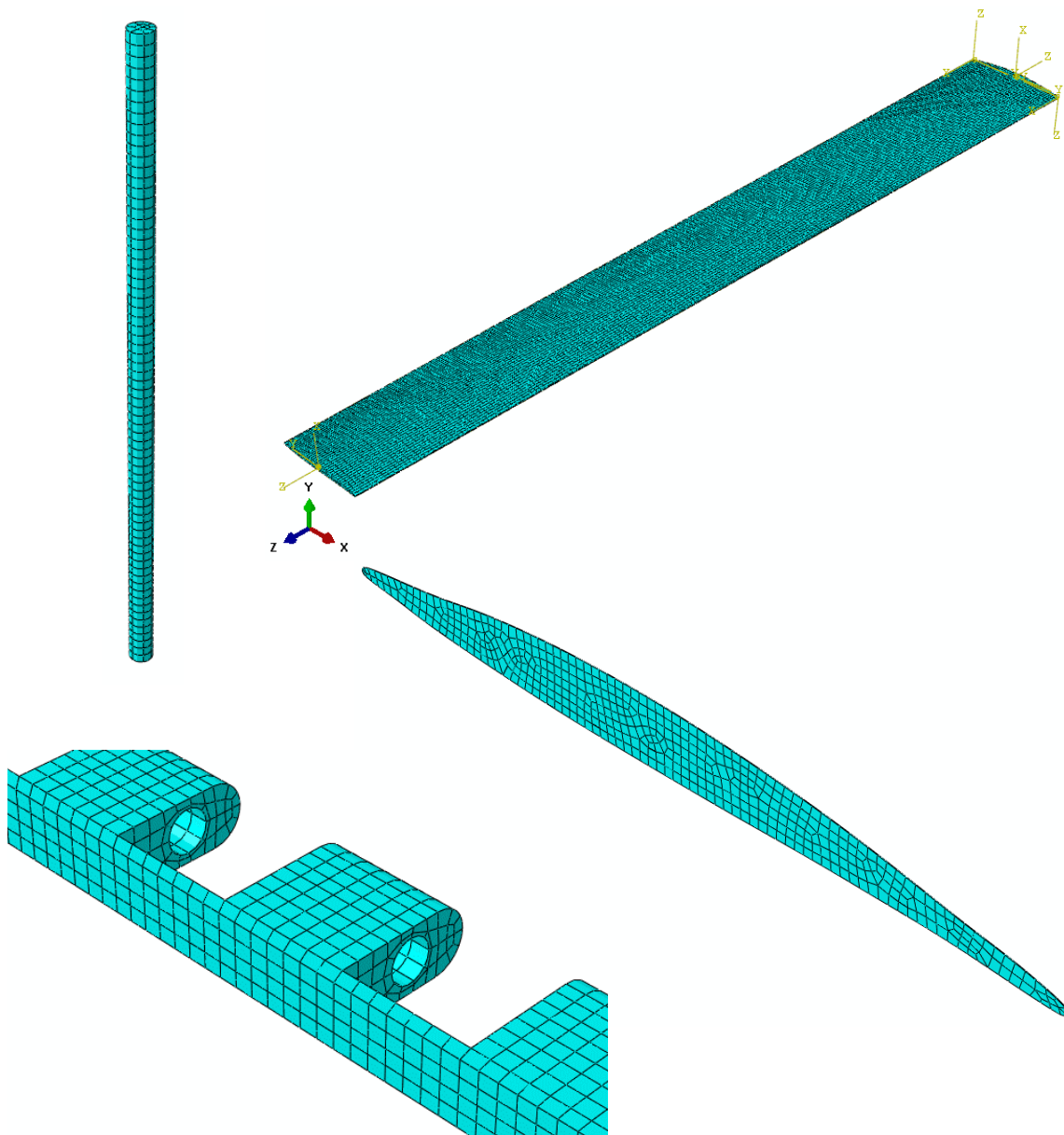
- نوع کنترل المان Hex, Sweep, Medial axis و نوع المان C3D20R یا المان سالیید درجه دوم بیست‌گرهی
- اندازه المان ۶ mm
- دلیل انتخاب: تحلیل دقیق توزیع تنش حجمی در ناحیه انتقال بار.

مش‌بندی به صورت ساختاریافته (Structured Mesh) و در نواحی حجمی با روش Sweep انجام شد.

این رویکرد مزایای زیر را فراهم نمود:

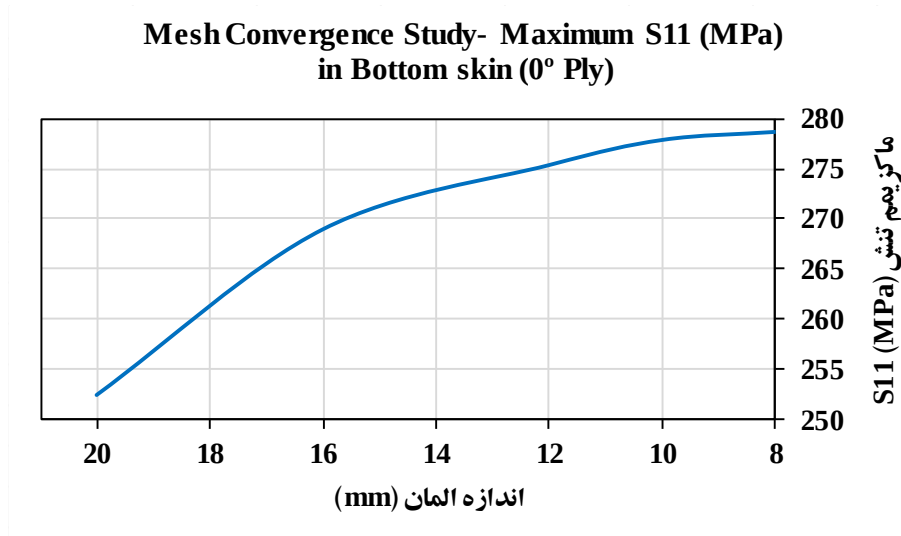
- کاهش اعوجاج المان‌ها
- بهبود دقت نتایج تنش
- همگرایی سریع‌تر نسبت به مش تصادفی (Free mesh)
- کنترل بهتر جهت‌گیری المان‌ها در راستای الیاف کامپوزیت

نحوه‌ی مش‌بندی بال کامپوزیتی، لولا، لایه‌ی چسب و پین در شکل (۳-۹) نشان داده شده است.



شکل ۳-۹: مش‌بندی کلی بال کامپوزیتی، لایه‌ی چسب، لولا و پین

به‌منظور بررسی استقلال پاسخ تنش نسبت به اندازه المان، بیشینه تنش طولی S_{11} در پوسته پایینی بال (لایه صفر درجه از پایین) به‌عنوان شاخص کنترلی انتخاب شد. نتایج همگرایی مطابق شکل (۳-۱۰) می‌باشد. همان‌طور که در شکل (۳-۱۰) مشاهده می‌شود، با کاهش اندازه المان، مقدار تنش به مقدار حدی (۲۷۸٫۶ MPa) همگرا گردید و تغییرات از ۱۰ mm به ۸ mm کمتر از ۰٫۳٪ بود که نشان‌دهنده رسیدن به ناحیه همگرایی عددی است. بنابراین اندازه ۱۲ mm برای بخش عمده بال و ۸ mm در نواحی بحرانی انتخاب شد.



شکل ۳-۱۰: نمودار همگرایی مش - ماکزیمم تنش اصلی S11 (مگاپاسکال) بر حسب اندازه المان (mm)

۵-۳- اعمال شرایط مرزی و بارگذاری‌های واقعی

در تحلیل اجزاء محدود سازه‌های هوافضایی، شرایط مرزی باید:

- انتقال واقعی نیرو و گشتاور را بازتولید کند.
- از over-constraint جلوگیری نماید.
- رفتار خمشی-پیچشی بال را مخدوش نکند.
- توزیع تنش غیرواقعی ایجاد نکند.

بر اساس مرجع [۹۲] که در آن از فرض شبه‌استاتیک (Quasi-Steady) برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی استفاده شده است، در تحقیق حاضر نیز بار لیفت به صورت یک نیروی متمرکز معادل در مرکز فشار بال اعمال می‌گردد. مقاله [۹۲] نشان داده است که این ساده‌سازی، برای تحلیل‌های مفهومی و طراحی اولیه، خطای قابل قبولی (کمتر از ۵ درصد در تغییر مکان کلی) ایجاد می‌کند.

در مدل حاضر، بال تحت نیروی لیفت یکنواخت معادل $N \ 160$ تحلیل شده است و سیستم قیود به‌گونه‌ای تعریف شده که رفتار تیر طره‌ای بال با امکان دوران در ناحیه لولا بازسازی شود. در تحلیل حاضر، نیروی لیفت در نقطه مرکز فشار (Center of Pressure) اعمال شده است. مختصات تعریف‌شده:

- فاصله طولی از نوک بال (طول بال 2425 mm):

$$Xc.p. = 35\% (Wing Length) = 0.35 * 2425 \approx 850 \text{ mm}$$

- فاصله روی کورد ایرفویل نوک (طول کورد 250 mm):

$$Yc.p. = 25\% (Chord Length) = 0.25 * 250 \approx 62.5 \text{ mm}$$

برای ایرفویل‌های متعارف زیرصوت، در محدوده زوایای حمله خطی، $C_p \approx 0.25$ یعنی مرکز فشار نزدیک به 25% طول کورد قرار می‌گیرد. این موضوع در مراجع کلاسیک آیرودینامیک ذکر شده است [۲۸، ۴۲]. در واقعیت، مرکز فشار با زاویه حمله تغییر می‌کند، اما نقطه 25% کورد به‌عنوان Aerodynamic Center (AC) تقریب ثابت‌تری دارد. در تحلیل‌های سازه‌ای معمولاً بار لیفت در 0.25 اعمال می‌شود.

جهت اعمال نیروی لیفت بر روی بال سمت راست، یک Reference Point در محل C.P. مطابق شکل (۱۱-۳) ایجاد شده است. نیروی لیفت بر روی بال سمت چپ نیز به طور مشابه اعمال می‌شود. این نقطه با Coupling 6 DOF (Kinematic Coupling) به سطح مربوطه متصل شده است. نیروی $N \ 161.4$ در راستای لیفت به R.P. اعمال شده است. این روش باعث می‌شود:

۱- بار به‌صورت توزیع‌شده به سطح منتقل شود.

۲- تمرکز تنش غیرواقعی ایجاد نشود.

۳- گشتاور پیچشی ناشی از فاصله C.P. تا محور الاستیک ایجاد گردد.

لازم به ذکر است که برای بدست آوردن نیروی لیفت، مختصات Z گلوبال (همان $Xc.p.$ در زاویه مورد نظر)، مختصات Y گلوبال (همان ارتفاع نقطه c.p. در زاویه مورد نظر) و ممان خمشی بازگرداننده و متعادل‌کننده نیروی لیفت، (M)، یک کد Mathematica به صورت زیر نوشته شده است:

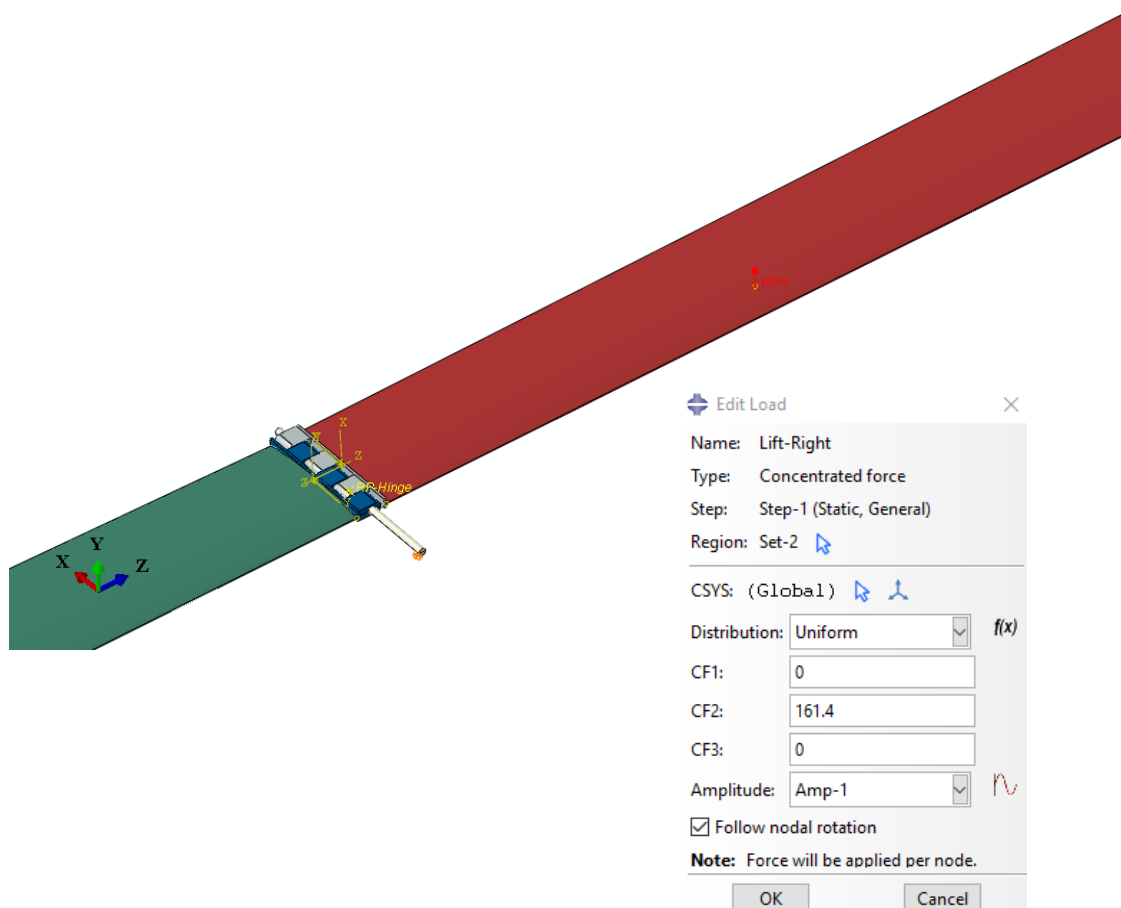
$$\theta = 0; A0 = \frac{0.3 + 0.25}{2} * 2.425; A1 = A0 * \cos[\theta * \pi / 180]; \rho = 1.225;$$

$$V = 80 / 3.6; CL = 0.8; L = 0.5 * A1 * \rho * CL * V^2;$$

$$Z = N[850 * \cos[\theta * \pi / 180]]; Y = N[850 * \sin[\theta * \pi / 180]];$$

$$M = L * (2425 * \cos[\theta * \pi / 180] - Z);$$

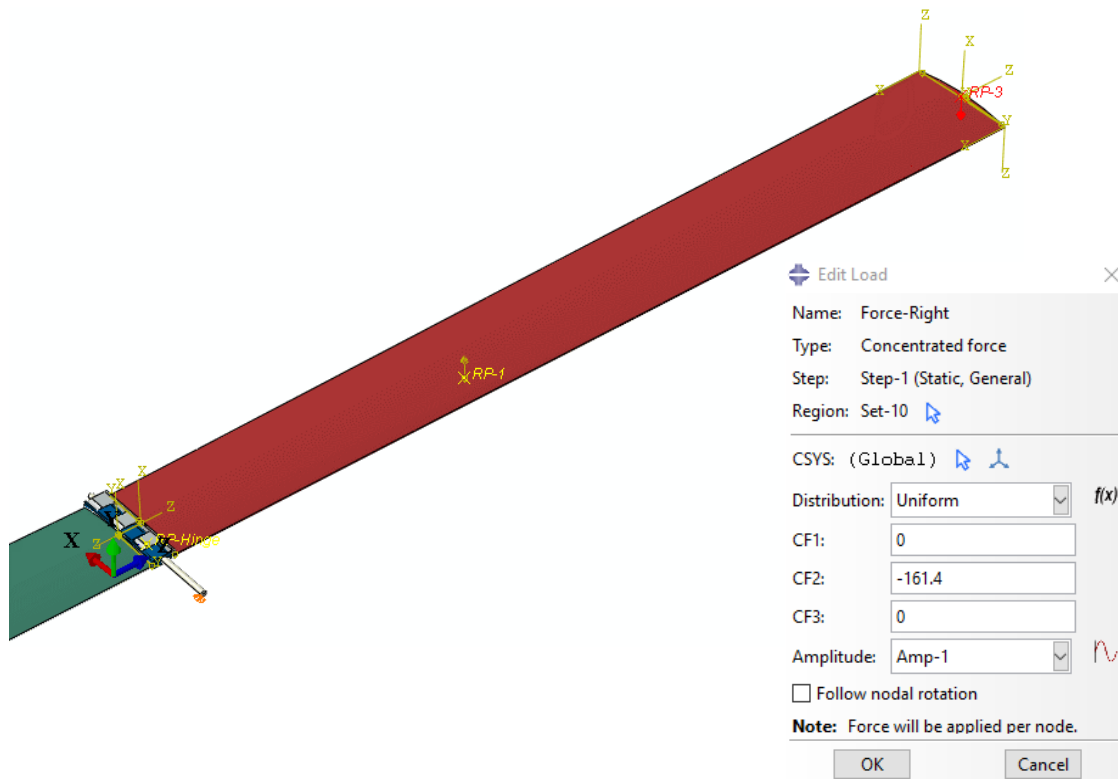
$$\{L, Z, Y, M\} = \{161.4 \text{ N}, 850 \text{ mm}, 0 \text{ mm}, 254153.5 \text{ N.mm}\}$$



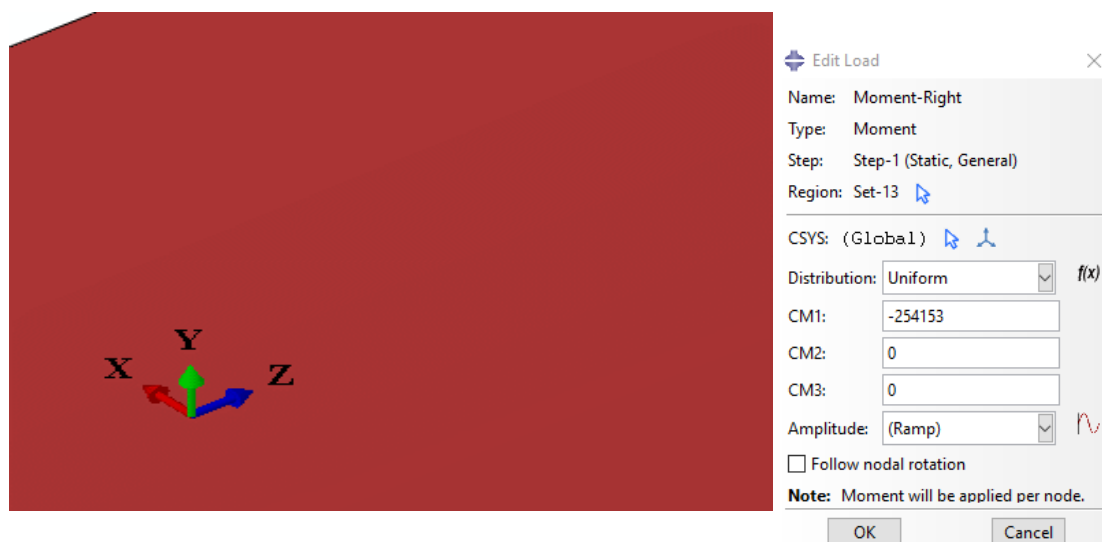
شکل ۳-۱۱: اعمال نیروی لیفت در نقطه c.p. بال سمت راست در زاویه صفر درجه

جهت تعادل مکانیزم لولا و فنر و همچنین تعادل بال‌های دو پهنپاد، باید تعادل نیرویی و گشتاوری حول محور لولا برقرار باشد ($\sum F_y = 0$ & $\sum M_x = 0$). نیروی متعادل‌کننده‌ی نیروی لیفت در قسمت مرکز ایرفویل ریشه بال سمت راست در زاویه صفر درجه بر روی R.P.3 (نقطه مرجع ۳) مطابق شکل (۳-۱۲) اعمال می‌شود. همچنین گشتاور خمشی متعادل‌کننده‌ی نیروی لیفت در قسمت مرکز ایرفویل ریشه بال سمت راست در زاویه صفر درجه بر روی R.P.3 (نقطه مرجع ۳) مطابق شکل (۳-۱۳) اعمال

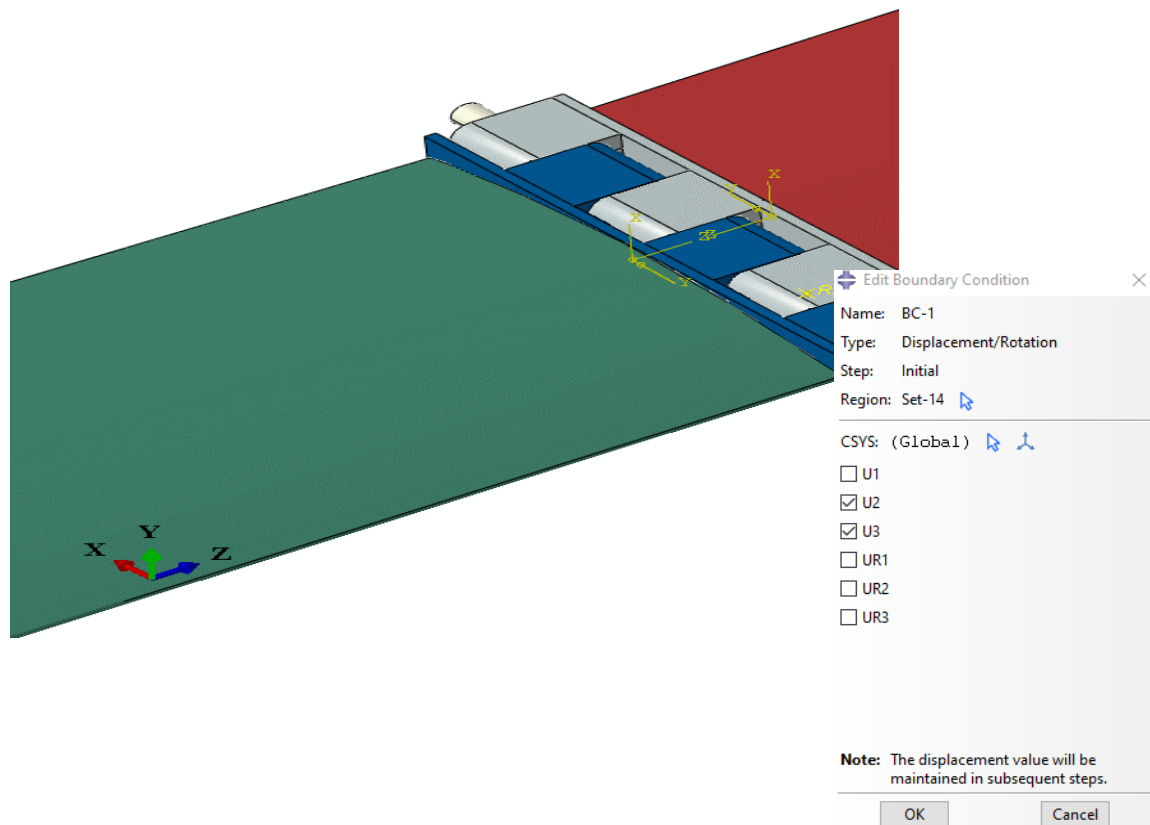
می‌شود. لازم به ذکر است این نیرو و گشتاور متعادل کننده دقیقاً در قسمت ایرفویل ریشه بال سمت چپ هم وارد می‌شوند.



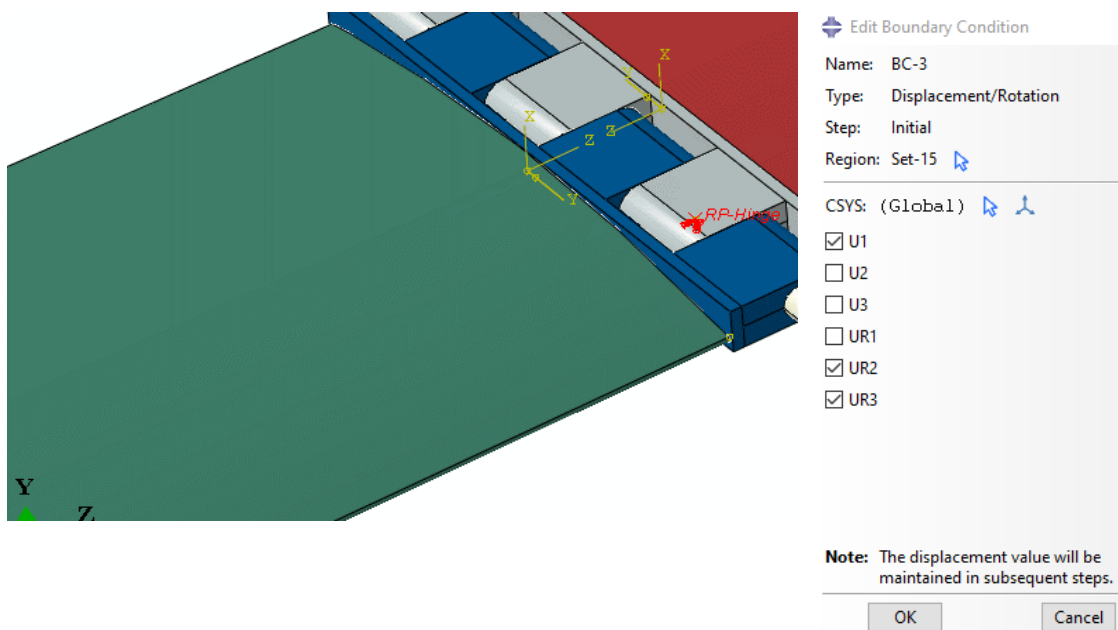
شکل ۳-۱۲: اعمال نیروی متعادل کننده‌ی نیروی لیفت در قسمت مرکز ایرفویل ریشه بال سمت راست در زاویه صفر درجه



شکل ۳-۱۳: اعمال گشتاور متعادل کننده‌ی نیروی لیفت در قسمت مرکز ایرفویل ریشه بال سمت راست در زاویه صفر درجه



شکل ۳-۱۴: نحوه مقید کردن درجات آزادی U_2 و U_3 قسمت انتهایی پین



شکل ۳-۱۵: نحوه مقید کردن درجات آزادی $U1$ ، $UR2$ و $UR3$ قسمت نقطه مرجع RP-Hinge

شکل (۳-۱۴) نحوه مقید کردن درجات آزادی $U2$ و $U3$ قسمت انتهای پین را نشان می‌دهد. همچنین شکل (۳-۱۵) نحوه مقید کردن درجات آزادی $U1$ ، $UR2$ و $UR3$ قسمت نقطه مرجع RP-Hinge را نشان می‌دهد. شکل (۳-۱۶) نیز نحوه مقید کردن درجات آزادی $U1$ ، $UR2$ و $UR3$ قسمت نقطه مرجع RP-3 (ایرفویل ریشه بال سمت راست) را نشان می‌دهد. بطور مشابه همین درجات آزادی ($U1$ ، $UR2$ و $UR3$) قسمت نقطه مرجع RP-4 (ایرفویل ریشه بال سمت چپ) نیز مقید شده است. شرایط مرزی در ناحیه لولا در نقطه R.P.Hinge لولا به گونه‌ای است که:

- امکان دوران آزاد حول محور مفصل داده شده است.
 - سایر درجات آزادی مطابق رفتار واقعی مکانیزم مقید شده‌اند.
- این تنظیم باعث می‌شود:

- بال بتواند تحت لیفت خم شود.
 - دوران واقعی حول لولا شبیه‌سازی شود.
 - انتقال گشتاور به ریشه به‌درستی شکل گیرد.
- قیود در انتهای پین به نحوی هست که:
- جابجایی‌های Y و Z مقید شده‌اند.
 - محور طولی بال آزاد گذاشته شده است.

این تنظیم:

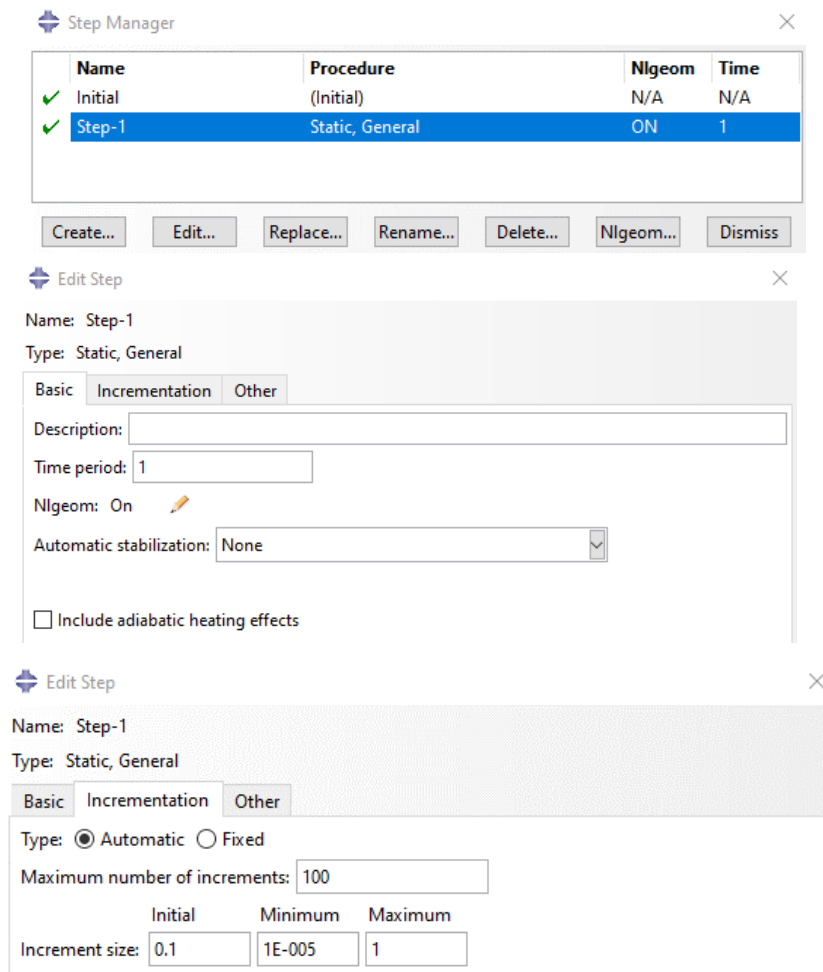
- از حرکت صلب سازه جلوگیری می‌کند.
- اما از over-stiff شدن سیستم جلوگیری می‌کند.
- اجازه می‌دهد بار خمشی به‌صورت طبیعی توزیع شود.



شکل ۳-۱۶: نحوه مقید کردن درجات آزادی $U1$ ، $UR2$ و $UR3$ قسمت نقطه مرجع RP-3 (ایرفویل ریشه بال سمت راست)

۵-۳- تعریف استپ (Step) حل، مدل‌سازی تماس (Interaction) و اجرای مسئله (Run)

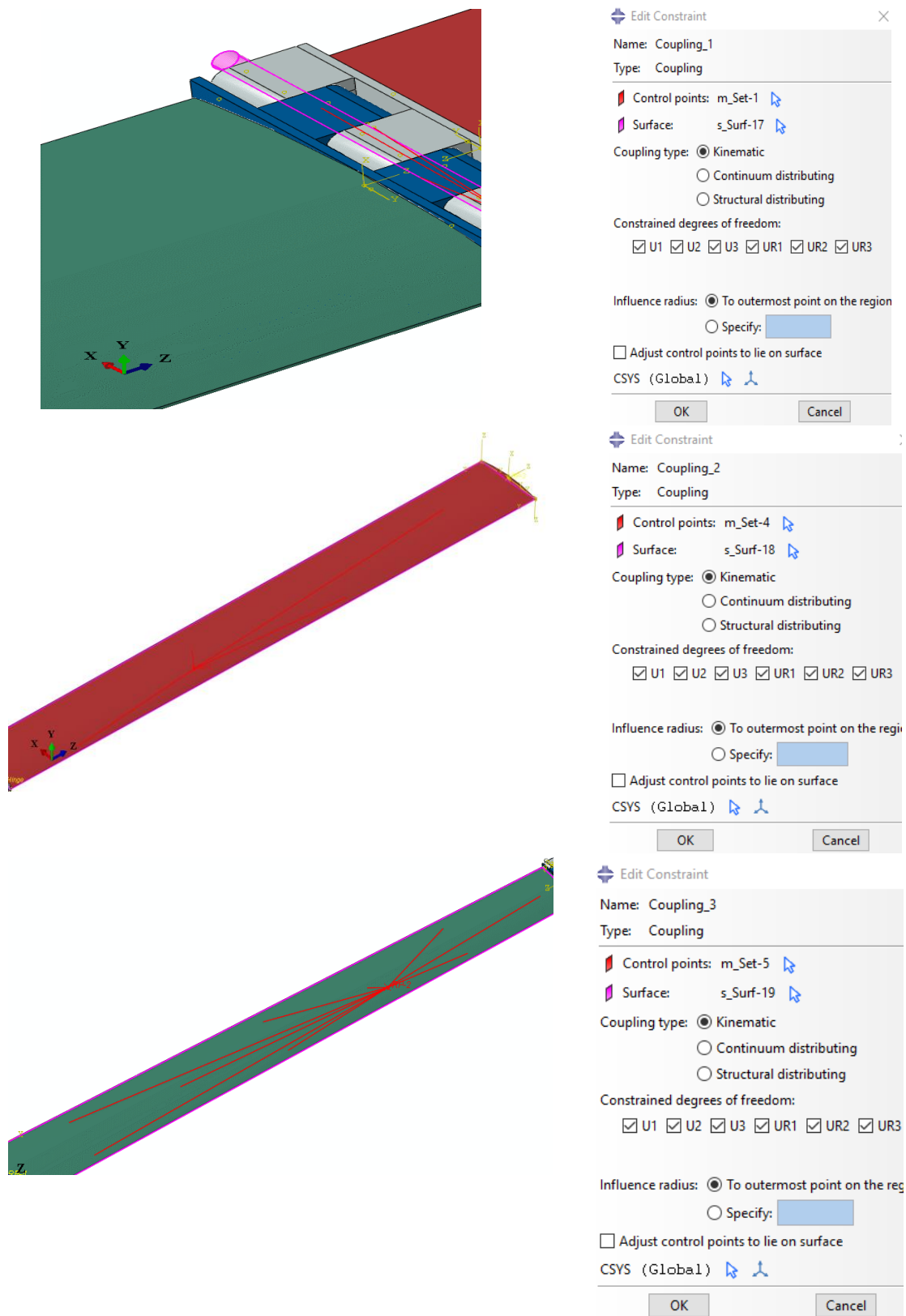
نوع استپ حل به صورت Static, General مطابق شکل (۳-۱۷) تعریف شده است. نوع غیرخطی بودن هندسی (Nonlinear) در این تحلیل On (فعال) در نظر گرفته شده است. دلیل انتخاب این نوع استپ این است که ۱- بارگذاری شبه استاتیکی است (لیفت ثابت ۱۶۱,۴ N)، ۲- رفتار ماده خطی/ غیرخطی هندسی ممکن است مهم باشد. ۳- رفتار Cohesive (چسب) نیازمند حل غیرخطی هست. اگر خمش بال قابل توجه باشد (نسبت تغییرشکل به دهانه محسوس باشد)، فعال‌سازی غیرخطی هندسی اثر ناشی از تغییرشکل‌های بزرگ را لحاظ می‌کند و برای سازه‌های بال نازک توصیه می‌شود. در نتیجه، مدل از نظر عددی پایدار و از نظر مکانیکی سازگار با رفتار واقعی بال طره‌ای تحت لیفت می‌باشد.



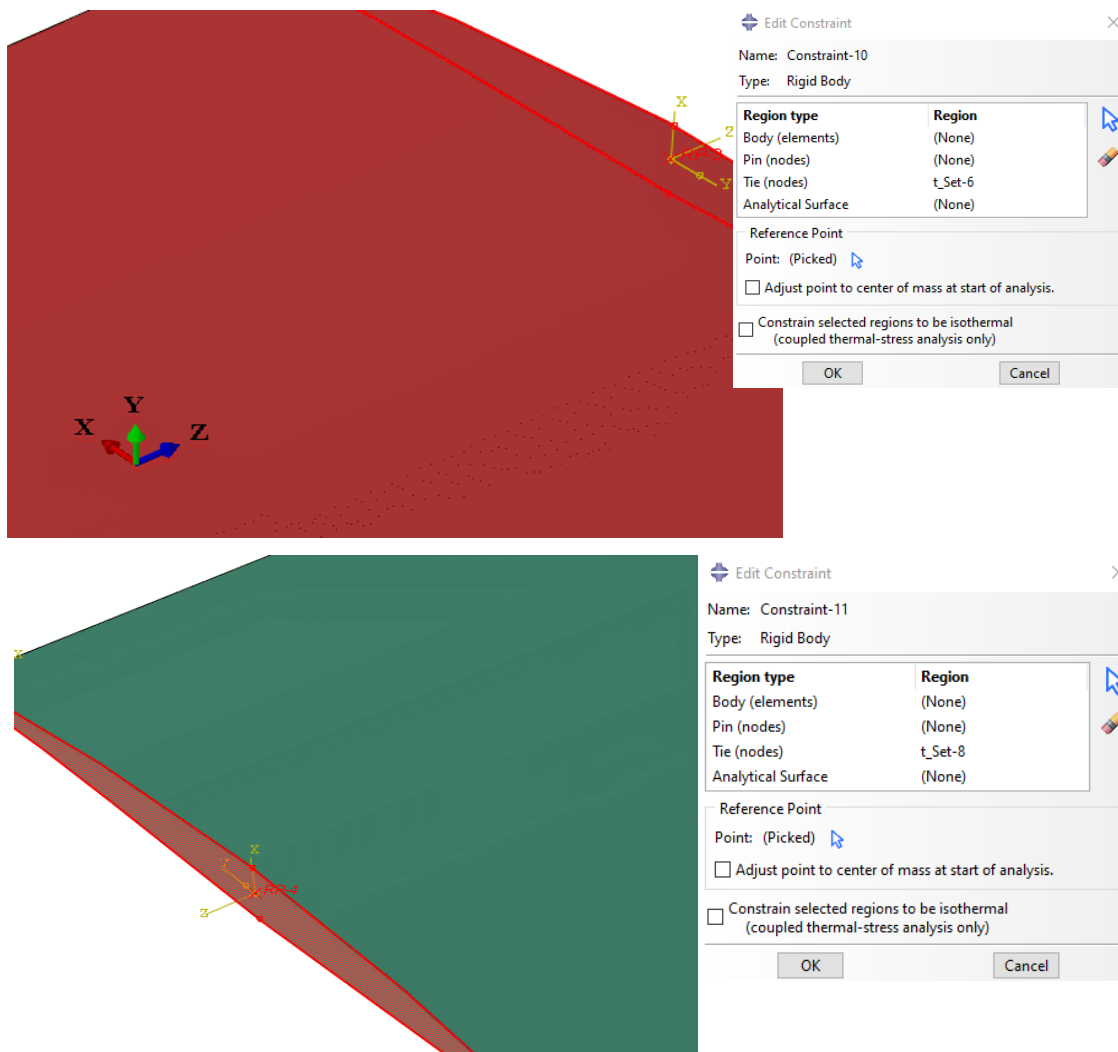
شکل ۳-۱۷: نوع استپ حل به صورت Static, General

کوپلینگ بین R.P-Hinge و لولا و نیز RP-1 و پوسته پایینی بال سمت راست و همچنین RP-2 و پوسته پایینی بال سمت چپ در شکل (۳-۱۸) نشان داده شده است. استفاده از Rigid Body در ریشه بال مطابق شکل (۳-۱۹) باعث:

۱. حذف تنش‌های تکین ناشی از قیود سخت موضعی
 ۲. توزیع یکنواخت‌تر ممان خمشی
 ۳. جلوگیری از over-constraint
 ۴. بهبود همگرایی عددی
 ۵. نزدیک‌تر شدن مدل به اتصال واقعی سازه‌ای می‌شود.
- این تصمیم کاملاً مطابق اصول تئوری الاستیسیته و اجزاء محدود است و در تحلیل سازه‌های هوافضایی رایج می‌باشد.



شکل ۳-۱۸: کوپلینگ بین R.P-Hinge و لولا و نیز RP-1 و پوسته پایینی بال سمت راست و همچنین RP-2 و پوسته پایینی بال سمت چپ



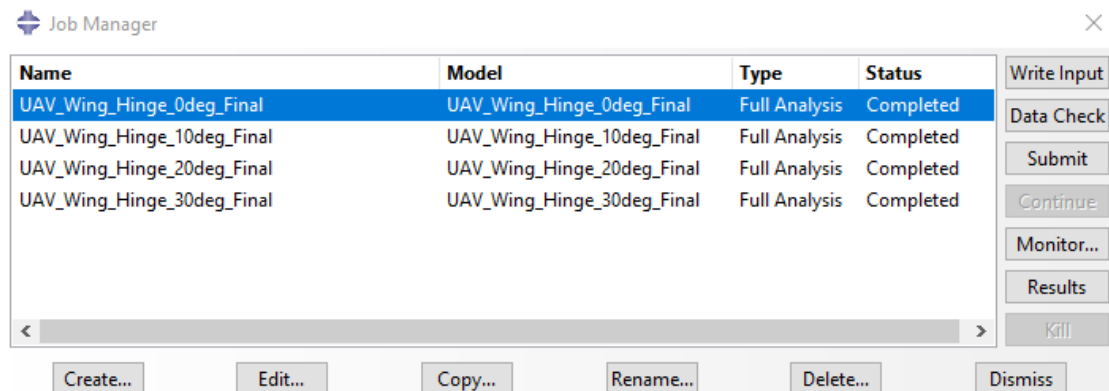
شکل ۳-۱۹: تعریف Rigid Body بین نقاط مرجع RP-3 و RP-4 به ترتیب با ایرفویل‌های ریشه بال‌های راست و چپ

در نهایت اتصال بین بال‌های راست و چپ با لولا و اتصال بین پین با لولاهای سمت راست و چپ با دستور Tie انجام شده است. این پایان نامه در دو حالت کلی بررسی می‌شود:

- ۱- اتصال بین بال‌های پهنپاد با مکانیزم لولا و فنر توسط ۳ تا پیچ M4 باشد.
- ۲- اتصال بین بال‌های پهنپاد با مکانیزم لولا و فنر توسط چسب سازه‌ای باشد.

هر کدام از دو حالت بالا در ۴ حالت زاویه‌ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه بین بال‌های دو پهنپاد بررسی می‌شود.

تحلیل‌های حالت اول مطابق شکل (۳-۲۰) اجرا (Run) شده‌اند.



Name	Model	Type	Status
UAV_Wing_Hinge_0deg_Final	UAV_Wing_Hinge_0deg_Final	Full Analysis	Completed
UAV_Wing_Hinge_10deg_Final	UAV_Wing_Hinge_10deg_Final	Full Analysis	Completed
UAV_Wing_Hinge_20deg_Final	UAV_Wing_Hinge_20deg_Final	Full Analysis	Completed
UAV_Wing_Hinge_30deg_Final	UAV_Wing_Hinge_30deg_Final	Full Analysis	Completed

شکل ۳-۲۰: اجرای تحلیل‌های حالت اول در ۴ حالت زاویه‌ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه

بین بال‌های دو پهپاد

۳-۶- تعریف معیارهای شکست و محاسبه ضریب اطمینان با استفاده از معیارهای هاشین، تنش مرتبه دو (QUADS) و فون میسرز

معمولاً دو معیار Tsai-Wu و Hashin به عنوان معیارهای شکست معروف‌تر در بحث تخریب کامپوزیت‌ها مطرح هستند.

معیار شکست Tsai-Wu معیار کلی تانسوری، بر پایه انرژی کرنشی می‌باشد، این معیار یک سطح تسلیم یا شکست هموار در فضای تنش‌ها تعریف می‌کند و دارای ویژگی‌های زیر است:

- برای مواد کامپوزیتی همسانگرد-ناهمسانگرد مناسب است.
- قادر به در نظر گرفتن تنش‌های ترکیبی (interaction terms) است.
- می‌تواند حالت کشش و فشار را در راستاهای مختلف متمایز کند (در صورت تعریف ضرایب صحیح).

این معیار تنها نشان می‌دهد "شکست رخ داده یا نه" اما مکانیزم شکست (مثلاً گسیختگی الیاف یا ماتریس) را مشخص نمی‌کند.

معیار شکست هاشین معیار پدیده‌شناختی^۱ است که برای کامپوزیت‌های الیافی طراحی شده است و دارای ویژگی‌های زیر است:

^۱Quadratic Stress
phenomenological

➤ مکانیزم شکست را تفکیک می‌کند:

✓ شکست الیاف در کشش (Fiber tension failure)

✓ شکست الیاف در فشار (Fiber compression failure)

✓ شکست ماتریس در کشش (Matrix tension failure)

✓ شکست ماتریس در فشار (Matrix compression failure)

➤ قابلیت مدل‌سازی رشد آسیب و افت تدریجی خواص (Stiffness Degradation) را دارد.

➤ مناسب برای شبیه‌سازی پیشرفت ترک، افت مدول یانگ، و تحلیل آسیب نامتناسب.

➤ در نرم‌افزارهایی مثل Abaqus، به راحتی با مدل آسیب ترکیب می‌شود.

لازم به ذکر است در این پایان‌نامه از معیارهای تخریب هاشین و Tsai-Wu در بال‌های پهنپاد استفاده می‌شود. معیار تخریب Hashin مطابق معادلات (۳-۱) می‌باشد:

$$\left(\frac{\sigma_x}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_s}{S}\right)^2 \leq 1 \rightarrow \text{Fiber Tension Mode} \quad (\text{الف})$$

$$\left(\frac{\sigma_x}{X_C}\right)^2 \leq 1 \rightarrow \text{Fiber Compression Mode} \quad (\text{ب})$$

$$\left(\frac{\sigma_y}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_s}{S}\right)^2 \leq 1 \rightarrow \text{Matrix Tension Mode} \quad (\text{ج})$$

$$\left(\frac{\sigma_y}{Y_C}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_s}{S}\right)^2 \leq 1 \rightarrow \text{Matrix Compression Mode} \quad (\text{د})$$

$$\left(\frac{\sigma_x}{X_C}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_s}{S}\right)^2 \leq 1 \rightarrow \text{Fiber Matrix Shearing Mode} \quad (\text{و}) \quad (3-9)$$

محاسبه ضریب اطمینان از معادلات بالا به صورت تقسیم یک بر مقادیر محاسبه شده از قسمت سمت چپ معادلات است.

همچنین معیار تخریب Tsai-Wu به شرح ذیل است:

$$F_{xx} \cdot \sigma_x^2 + F_{yy} \cdot \sigma_y^2 + 2F_{xy} \cdot \sigma_x \cdot \sigma_y + F_{ss} \cdot \sigma_s^2 + F_x \cdot \sigma_x + F_y \cdot \sigma_y \leq 1$$

$$F_{xx} = \frac{1}{X_C \cdot X_T}; F_{yy} = \frac{1}{Y_C \cdot Y_T}; F_x = \frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C}; F_y = \frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C};$$

$$F_{ss} = \frac{1}{S^2}; F_{xy} = -\frac{1}{2} \sqrt{F_{xx} \cdot F_{yy}}; \quad (3-10)$$

مزیت معیار تخریب Tsai-Wu، به فرم معادله درجه دو آن برمی‌گردد، اما عیب این معیار، عدم تشخیص مود تخریب می‌باشد. چون در این پایان‌نامه به‌طور خاص به آسیب موادی (افت نامتناسب مدول یانگ) و معایب هندسی پرداخته می‌شود، و رفتار موضعی اتصال (پین، سوراخ‌ها، تمرکز تنش) و مود تخریب مهم است، معیار Hashin دقیق‌تر و مناسب‌تر است که هم از طریق شاخص خرابی (Index of Failure) در نرم‌افزار Abaqus و هم به صورت دستی قابل محاسبه است.

در مدل‌های Cohesive به‌ویژه در Abaqus، شروع خرابی (Damage Initiation) معمولاً بر اساس یکی از معیارهای زیر تعریف می‌شود [۵۷]:

- Maximum Nominal Stress (MAXS)
- Maximum Nominal Strain (MAXE)
- Quadratic Stress (QUADS)
- Quadratic Strain (QUADE)

در المان Cohesive سه مؤلفه تنش اسمی داریم:

$$\sigma_n, \tau_s, \tau_t$$

که:

- σ_n تنش نرمال عمود بر سطح چسب-مود I (Opening – Mode I)
- τ_s تنش برشی در راستای اول (Mode II)
- τ_t تنش برشی در راستای دوم (Mode III)

در Abaqus برای المان‌های Cohesive:

- محور Local-3 همیشه عمود بر سطح چسب است (Normal direction)، یعنی مود بازشوندگی ترک در مود I در راستای σ_{33} است. اما این فقط زمانی صحیح است که جهت‌ها درست تعریف شده باشد.
- محوره‌های Local-1 و Local-2 در صفحه چسب قرار دارند (Shear directions)، محور X یا ۱ در راستای کورد ایرفویل و محور Y یا ۲ در راستای عمود بر آن در داخل صفحه ایرفویل تعریف شود.

با این تعریف $\sigma_n = S_{33}$; $\tau_s = S_{11}$; $\tau_t = S_{22}$. با توجه به دیتاشیت چسب اپوکسی سازه‌ای - Henkel (Loctite) [۹۱]، مقدار استحکام کششی اپوکسی‌های سازه‌ای معمولاً بطور متوسط ۲۷٫۵ MPa و استحکام برشی (Lap Shear) بطور متوسط حدود ۲۴ MPa می‌باشد.

در نهایت ضریب اطمینان (Factor of Safety یا FoS) از رابطه‌ی (۳-۱۱) بدست می‌آید:

$$\frac{1}{FoS} = \left(\frac{\sigma_n}{\sigma_n^*}\right)^2 + \left(\frac{\tau_s}{\tau_s^*}\right)^2 + \left(\frac{\tau_t}{\tau_t^*}\right)^2 \quad (3-11)$$

در نهایت، در معیار فون میسز در فلزات هم ضریب اطمینان به صورت $FoS = \frac{\sigma_{yield}}{\sigma_{max}}$ تعریف می‌شود.

فصل چهارم

نتایج

۱-۴- مقدمه

فصل چهارم به ارائه، تفسیر و ارزیابی نتایج تحلیل‌های عددی انجام‌شده در نرم‌افزار Abaqus اختصاص دارد. در این فصل، پاسخ سازه‌ای سامانه اتصال بال‌های پهن‌مردم در بازه‌ی زاویه‌ای ۰ تا ۳۰ درجه، تحت اثر نیروی برآ و قیود مکانیزم لولا-پین-فتر-دمپر بررسی و تحلیل می‌شود. هدف اصلی این فصل، ارزیابی صحت طراحی اتصال از نظر تنش، تغییرشکل، ایمنی سازه‌ای و عملکرد مکانیزم در شرایط تعادل استاتیکی می‌باشد.

با توجه به ماهیت سازه‌ای مسئله، تحلیل‌ها در چهار وضعیت مجزا (صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه) انجام شده‌اند تا رفتار سیستم در کل دامنه عملکرد مکانیزم بررسی گردد. این رویکرد امکان شناسایی حالت بحرانی، تعیین بیشینه تنش‌ها و تحلیل روند تغییرات پاسخ سازه‌ای را فراهم می‌کند. تمرکز اصلی تحلیل بر موارد زیر است:

۱. توزیع تنش در پوسته کامپوزیتی بال (Glass/Epoxy laminate)
 ۲. تنش و تغییرشکل در لولا و پین مرکزی
 ۳. تنش‌های نرمال و برشی در لایه چسب اتصال نوک بال به لولا (Cohesive Model)
 ۴. پاسخ گشتاوری و تعادل نیرو و ممان حول محور لولا
 ۵. بررسی پایداری عددی و همگرایی مدل اجزاء محدود
- در این فصل، نتایج به‌صورت کانتور تنش، نمودار تغییرمکان، توزیع تنش چسب، و نمودار تغییرات تنش نسبت به زاویه ارائه شده‌اند. همچنین مقایسه‌ای میان رفتار سیستم در زوایای مختلف انجام می‌شود تا مشخص گردد آیا زاویه صفر درجه حالت بحرانی محسوب می‌شود یا خیر.
- از آنجا که بال از جنس کامپوزیت لایه‌ای مدل شده است، تحلیل تنش‌ها بر اساس تنش‌های اصلی، تنش فون میسز (برای قطعات فلزی)، و معیار خرابی چسب (Quadratic Stress) تفسیر می‌گردد. برای بخش چسب، تمرکز بر تنش نرمال کششی (مود I) و تنش‌های برشی مود II و مود III بوده و نسبت تنش‌های حاصل به مقاومت اسمی ماده بررسی شده است. این موضوع امکان ارزیابی ایمنی اتصال چسبی را فراهم می‌کند.

همچنین در این فصل، نقش پارامترهای مکانیزم (سفتی‌فتر پیچشی و ضریب میرایی دمپر) در کنترل رفتار زاویه‌ای بال مورد بحث قرار می‌گیرد. اگرچه تحلیل‌ها به‌صورت استاتیکی انجام شده‌اند، اما از طریق بررسی تعادل گشتاوری و انرژی ذخیره‌شده در فتر، امکان تحلیل غیرمستقیم رفتار بازگشت بال به وضعیت اولیه فراهم شده است.

در ادامه، نتایج به صورت ساختاریافته ارائه می شوند:

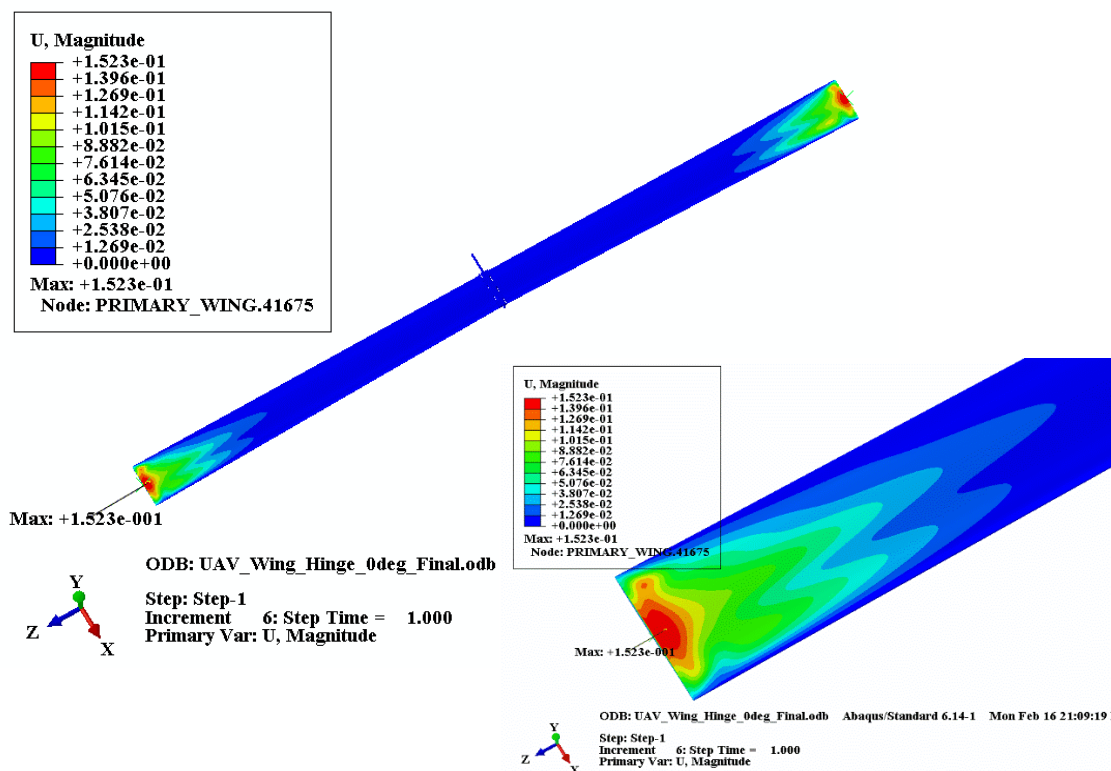
- ابتدا نتایج مربوط به تغییر مکان کلی بال
 - سپس تنش در پوسته کامپوزیتی
 - بعد تنش در لولا و پین
 - سپس تحلیل تنش چسب
 - و در نهایت جمع بندی مهندسی و تعیین حالت بحرانی
- تفسیر نتایج بر مبنای اصول تعادل نیرو و ممان، تئوری تیرها، مکانیک مواد کامپوزیتی و معیارهای خرابی انجام شده و تلاش شده است تا نتایج عددی با تحلیل های تحلیلی فصل قبل تطبیق داده شوند. این مقایسه نقش مهمی در اعتبارسنجی مدل اجزاء محدود ایفا می کند.
- در نهایت، این فصل مبنایی برای نتیجه گیری نهایی و ارائه پیشنهاد های طراحی در فصل پنجم فراهم می آورد، به ویژه در زمینه انتخاب جنس لولا، قطر پین، پارامترهای فنر پیچشی و طراحی اتصال چسبی.

۲-۴- نتایج شبیه سازی تنش در بال های کامپوزیتی و لولا در ۴ حالت زاویه ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه در حالت اتصال بال به لولا با ۳ تا پیچ M4

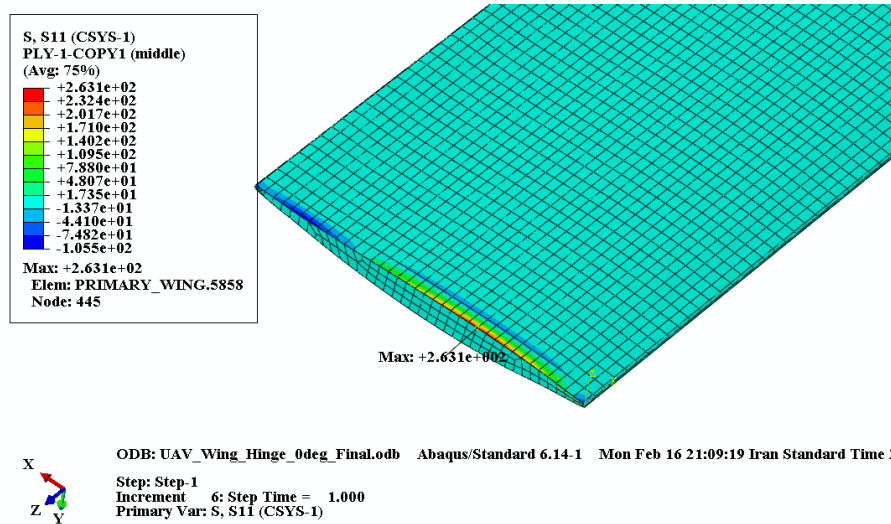
در این حالت، یعنی با فرض اتصال پوسته ایرفویل نوک بال به لولا با سه تا پیچ M4، در چهار حالت زاویه ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه بال های دو پهپاد نسبت به هم، نتایج شبیه سازی تنش در بال های کامپوزیتی و لولا ارائه می شود. با توجه به تعداد زیاد لایه های کامپوزیتی (۱۰ لایه) و جهات مختلف تنش، صرفاً تنش بیشینه و غالب جهتی مورد نظر در نتایج تحلیل آورده می شود. لازم به ذکر است به دلیل ایجاد خطاهای عددی در تحلیل اجزاء محدود، صرفاً محاسبات مربوط به پین، فنر و دمپر به صورت تحلیلی و با استفاده از روابط انجام می شود.

۱-۲-۴- حالت زاویه ای صفر درجه

کانتور تغییر شکل کلی مجموعه دو تا بال پهپاد و مکانیزم لولا در حالت زاویه ای صفر درجه در شکل (۴-۱) نشان داده شده است که بیشترین تغییر شکل مربوط به ریشه ی بال پهپاد است که مقدار آن تقریباً ۰,۱۵۲ mm می باشد.

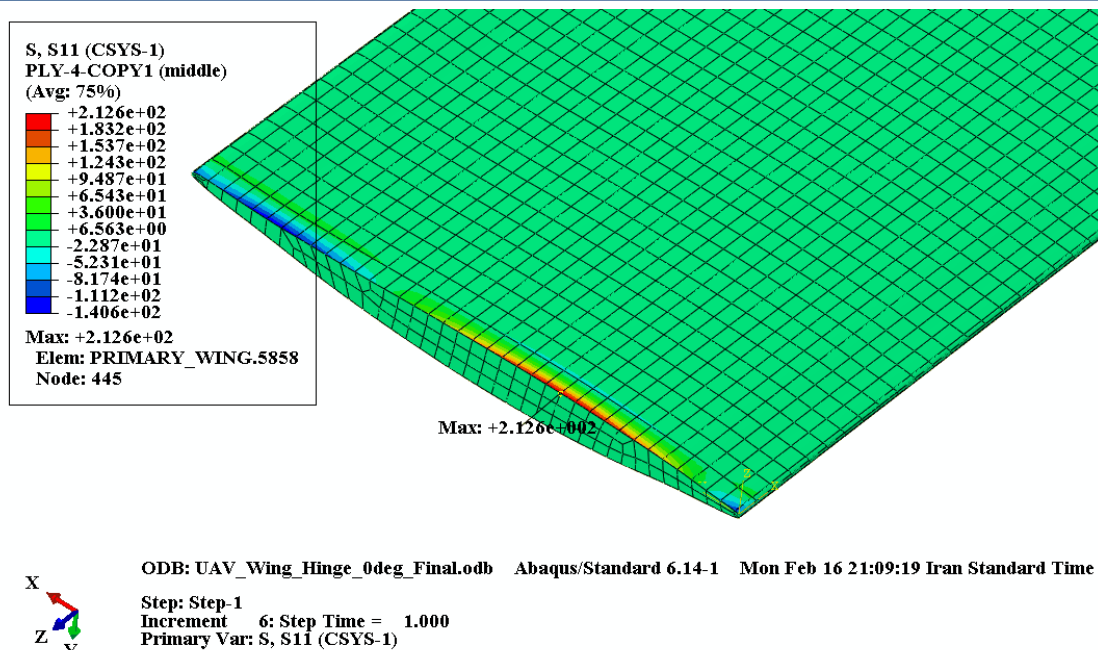


شکل ۴-۱: کانتور تغییر شکل کلی مجموعه دو تا بال پهناد و مکانیزم لولا در حالت زاویه‌ای صفر درجه



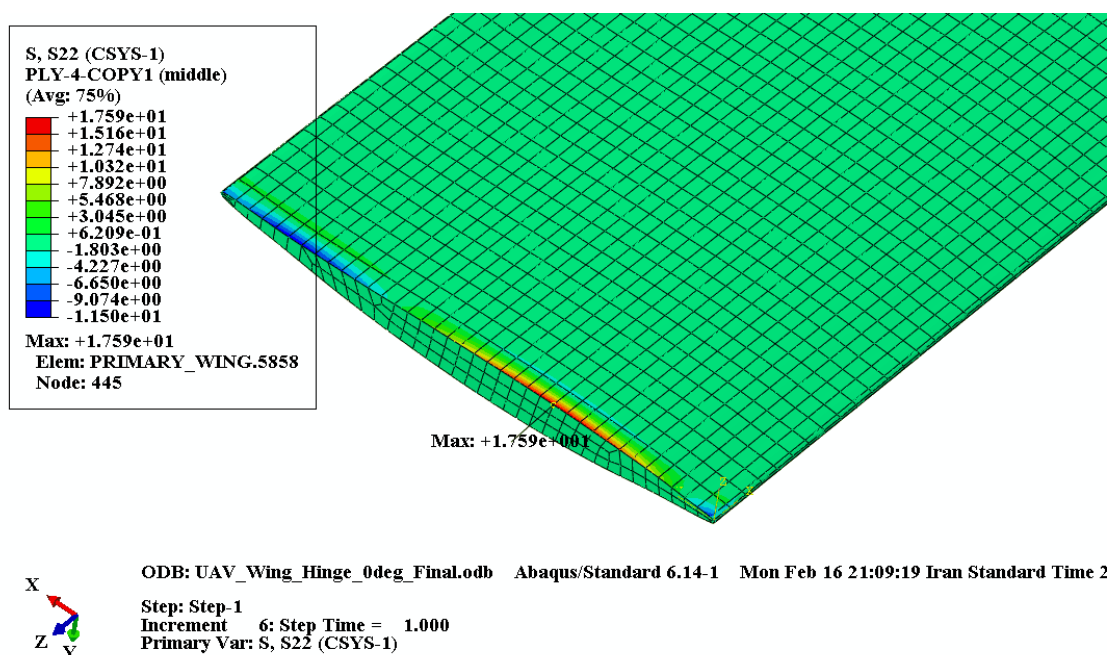
شکل ۴-۲: تنش S_{11} بیشینه در ریشه‌ی ایرفویل بال در اولین لایه‌ی صفر درجه از پایین

(مقدار ۲۶۳,۱ MPa)

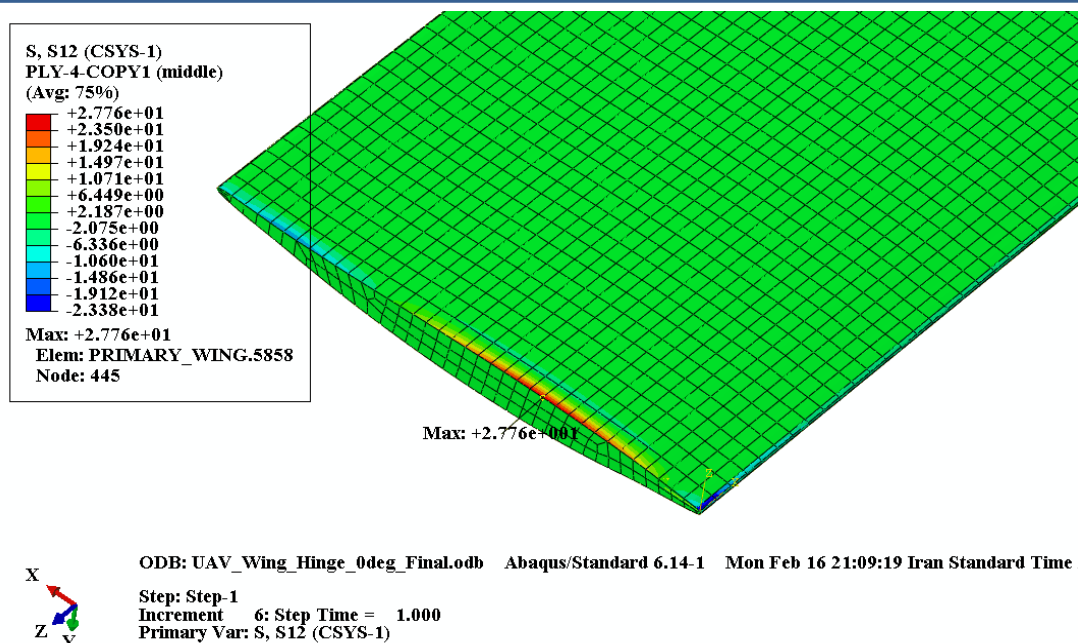


شکل ۳-۴: تنش S_{11} بیشینه در ریشه‌ی ایرفویل بال در چهارمین لایه +۱۰ درجه از پایین

(مقدار ۲۱۲,۶ MPa)



شکل ۴-۴: تنش S_{22} بیشینه در چهارمین لایه +۱۰ درجه از پایین (مقدار ۱۷,۶ MPa)



شکل ۴-۵: تنش S_{12} در چهارمین لایه ۱۰+ درجه از پایین (مقدار ۲۷٫۸ MPa)

در معیار آسیب هاشین، خواص استحکامی گلس-اپوکسی به شرح زیر است:

تنش کششی موازی الیاف $(X_T) \approx 1000 \text{ MPa}$ (Longitudinal Tensile Strength)

تنش فشاری موازی الیاف $(X_C) \approx 700 \text{ MPa}$ (Longitudinal Compressive Strength)

تنش کششی عرضی $(Y_T) \approx 65 \text{ MPa}$ (Transverse Tensile Strength)

تنش فشاری عرضی $(Y_C) \approx 200 \text{ MPa}$ (Transverse Compressive Strength)

مقاومت برشی داخل صفحه‌ای $(S_{12}) \approx 85 \text{ MPa}$ (Longitudinal Shear Strength)

لازم به ذکر است طبق رابطه‌ی (۴-۱)، خواص استحکامی در زوایای مختلف الیاف تبدیل می‌شوند [۱۶]:

$$\begin{aligned} \theta &= \pi/18; \theta' = \theta + \frac{\pi}{2}; X_T = 1000; Y_T = 65; S = 85; \\ X_T' &= \frac{1}{\sqrt{\frac{\sin^2[\theta] \cos^2[\theta]}{S^2} + \frac{\sin^2[\theta]}{Y_T^2} - \frac{\sin[\theta] \cos[\theta]}{X_T^2} + \frac{\cos^2[\theta]}{X_T^2}}}}; \\ Y_T' &= \frac{1}{\sqrt{\frac{\sin^2[\theta'] \cos^2[\theta']}{S^2} + \frac{\sin^2[\theta']}{Y_T^2} - \frac{\sin[\theta'] \cos[\theta']}{X_T^2} + \frac{\cos^2[\theta']}{X_T^2}}}}; \\ S' &= \frac{1}{\sqrt{\frac{\sin^2[\theta] \cos^2[\theta]}{Y_T^2} + \frac{\sin^2[\theta] \cos^2[\theta]}{X_T^2} + \frac{(\cos^2[\theta] - \sin^2[\theta])}{S^2}}}}; \end{aligned} \quad (4-1)$$

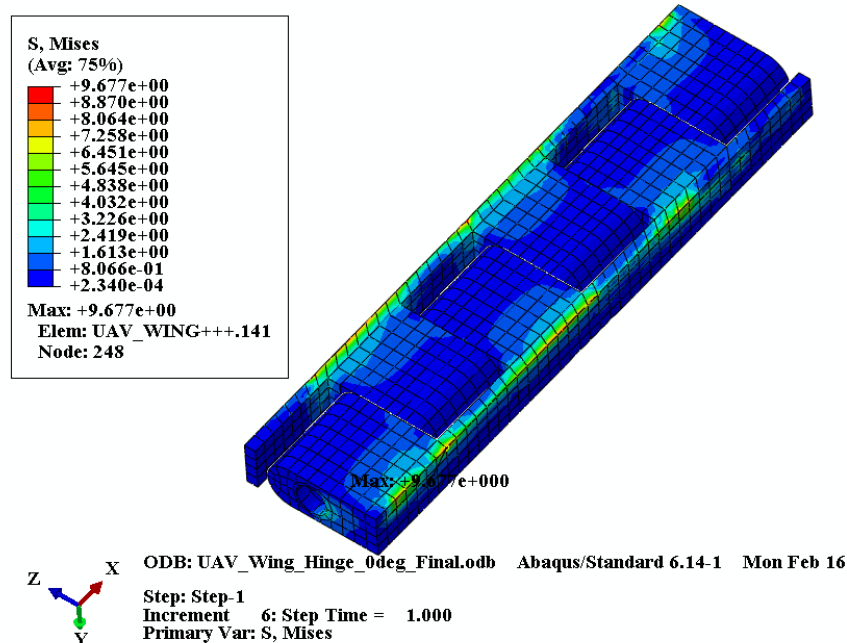
که در زاویه الیاف ۱۰ درجه بدست می‌آید:

$$X_T' = 465.2 \text{ MPa}; Y_T' = 65.8 \text{ MPa}; S' = 84.2 \text{ MPa}$$

لذا با توجه به شکل‌های (۳-۴) تا (۵-۴) و مقایسه $\left(\frac{S_{11}}{X_T}\right) = \frac{212.6}{439.6} = 0.48$ و $\left(\frac{S_{22}}{Y_T}\right) = \frac{17.6}{66.4} = 0.27$ ، نتیجه می‌شود که بیشترین وزن تنش نسبت به استحکام در جهت‌های نرمال X (راستای صفر الیاف) و برشی XY می‌باشد و لذا لایه‌ی با زاویه‌ی 10° درجه (چهارمین لایه از پایین) بحرانی‌ترین وضعیت تنش را دارد که با توجه به رابطه‌ی هاشین، ضریب اطمینان (FoS) در آن بدست می‌آید:

$$\left(\frac{\sigma_y}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_s}{S}\right)^2 \leq 1 \rightarrow FoS = \frac{1}{\left(\frac{\sigma_X}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_S}{S}\right)^2} = \frac{1}{\left(\frac{212.6}{439.6}\right)^2 + \left(\frac{27.8}{11.6}\right)^2} \approx 3.42$$

تنش فون میسز لولا نیز در حالت زاویه صفر درجه مطابق شکل (۶-۴) است که مقدار آن 9.7 MPa است. لذا با استحکام تسلیم آلومینیوم AL-1100 H14 که 70 MPa است، ضریب اطمینان معادل $FoS = \frac{70}{9.7} = 7.2$ می‌باشد.



شکل ۶-۴: تنش فون میسز در لولا در حالت زاویه صفر درجه (9.7 MPa)

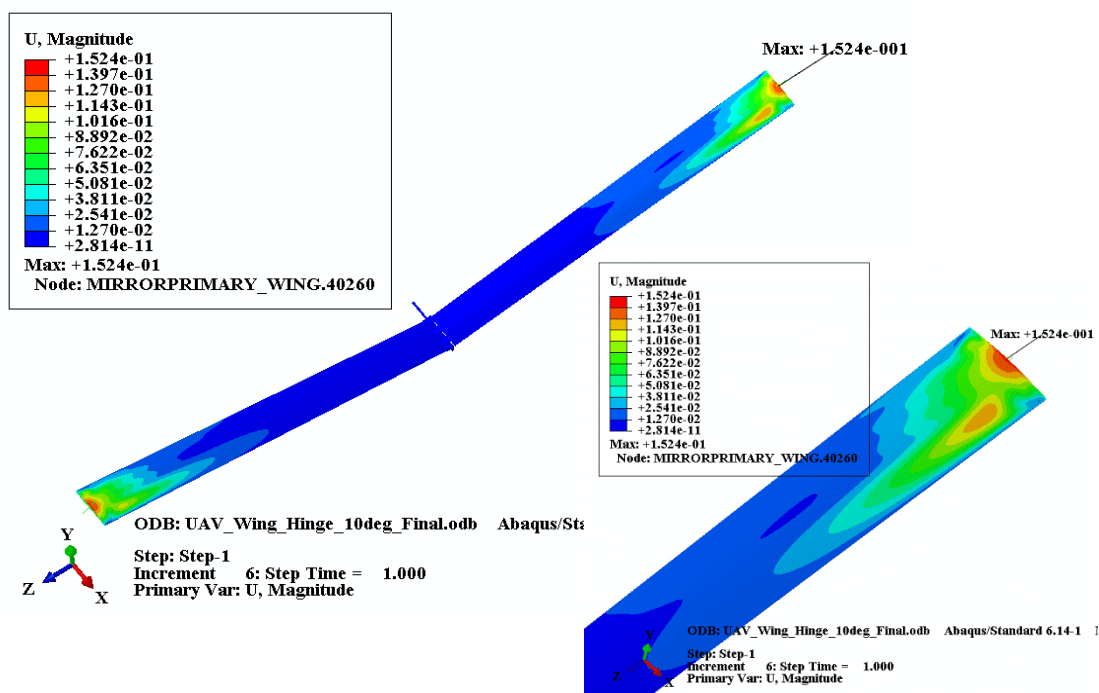
۲-۲-۴- حالت زاویه‌ای 10° درجه

کانتور تغییرشکل کلی مجموعه دو تا بال پهناد و مکانیزم لولا در حالت زاویه‌ای 10° درجه در شکل (۷-۴) نشان داده شده است که بیشترین تغییرشکل مربوط به ریشه‌ی بال پهناد است که مقدار آن تقریباً 0.152 mm می‌باشد.

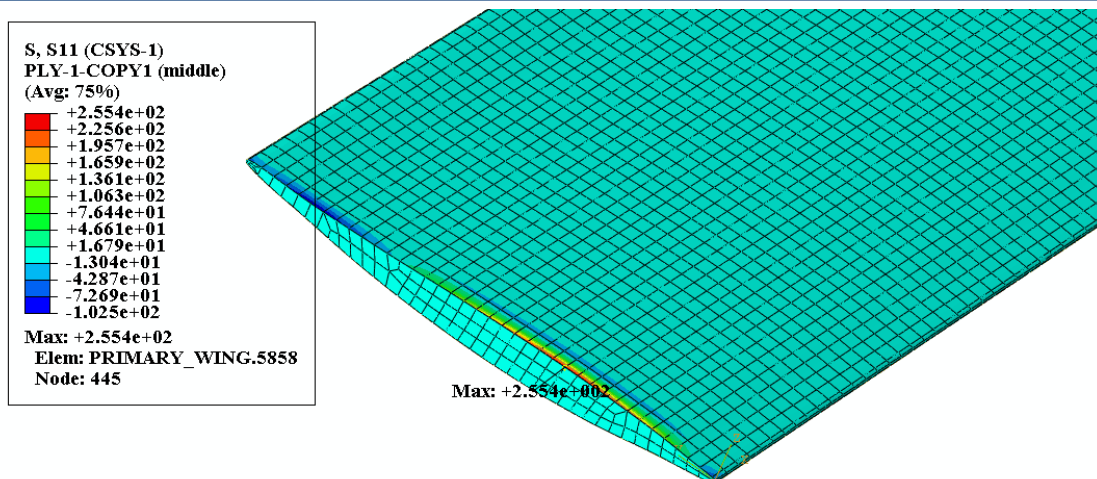
لذا با توجه به شکل‌های (۹-۴) تا (۱۱-۴) و مقایسه $\left(\frac{S_{11}}{X_T}\right) = \frac{206.3}{439.6} = 0.47$ ، $\left(\frac{S_{22}}{Y_T}\right) = \frac{17.1}{66.4} = 0.26$ و $\left(\frac{S_{12}}{S}\right) = \frac{26.9}{81.6} = 0.33$ نتیجه می‌شود که بیشترین وزن تنش نسبت به استحکام در جهت‌های نرمال X (راستای صفر الیاف) و برشی XY می‌باشد و لذا چهارمین لایه ۱۰ درجه از پایین، بحرانی‌ترین وضعیت تنش را دارد که با توجه به رابطه‌ی هاشین، ضریب اطمینان (FoS) در آن بدست می‌آید:

$$\left(\frac{\sigma_X}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_S}{S}\right)^2 \leq 1 \rightarrow FoS = \frac{1}{\left(\frac{\sigma_X}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_S}{S}\right)^2} = \frac{1}{\left(\frac{206.3}{439.6}\right)^2 + \left(\frac{26.9}{81.6}\right)^2} \approx 3.04$$

تنش فون میسر لولا نیز در حالت زاویه ۱۰ درجه مطابق شکل (۱۲-۴) است که مقدار آن ۹.۵ MPa است. لذا با استحکام تسلیم آلومینیوم AL-1100 H14 که ۷۰ MPa است، ضریب اطمینان معادل $FoS = \frac{70}{9.5} = 7.4$ می‌باشد.



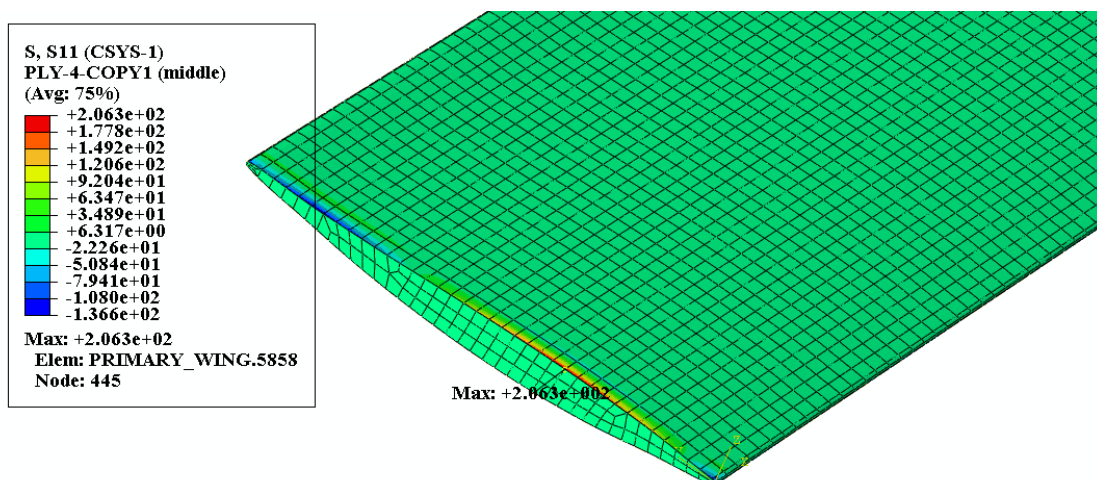
شکل ۴-۷: کانتور تغییر شکل کلی مجموعه دو تا بال پهناد و مکانیزم لولا در حالت زاویه‌ای ۱۰ درجه



ODB: UAV_Wing_Hinge_10deg_Final.odb Abaqus/Standard 6.14-1 Mon Feb 16 21:12:15 Iran Standard Time
Step: Step-1
Increment 6: Step Time = 1.000
Primary Var: S, S11 (CSYS-1)

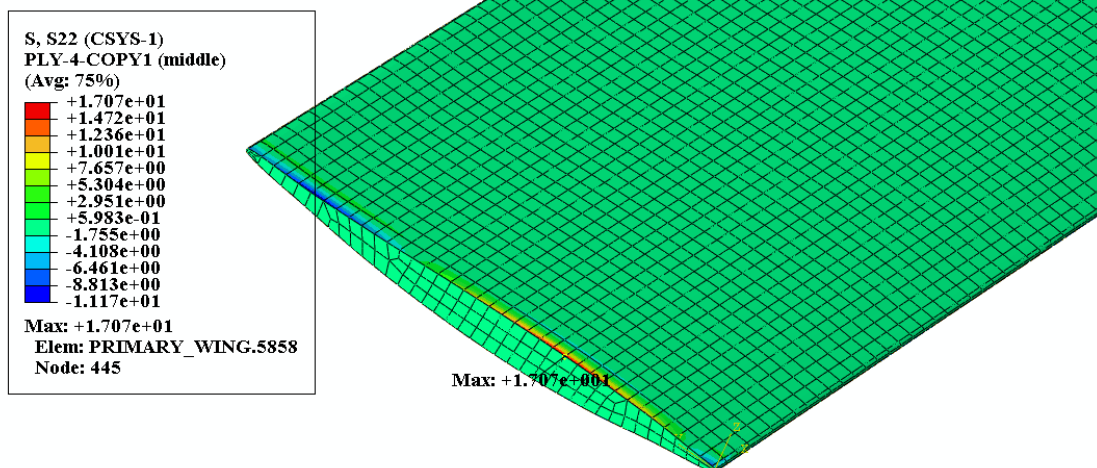
شکل ۴-۸: تنش S_{11} بیشینه در ریشه ی ایرفویل بال در اولین لایه ی صفر درجه از پایین

(مقدار ۲۵۵,۴ MPa)



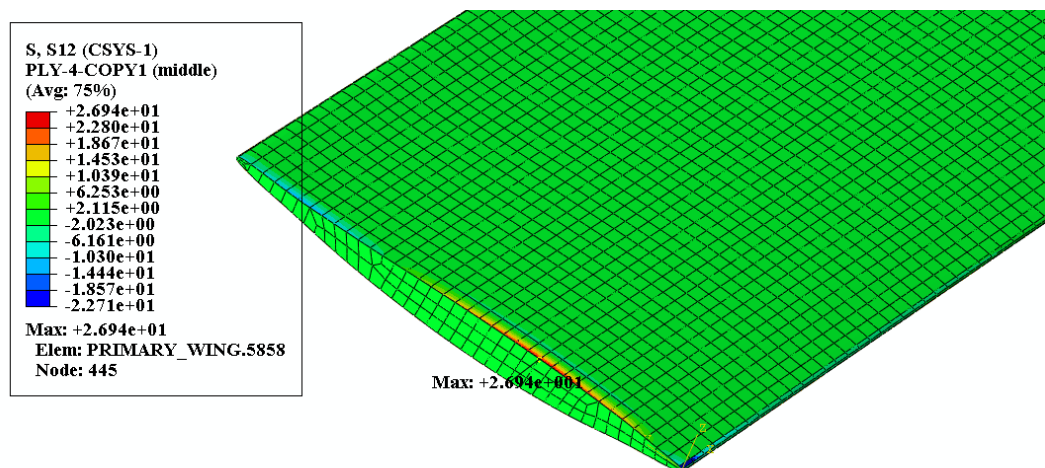
ODB: UAV_Wing_Hinge_10deg_Final.odb Abaqus/Standard 6.14-1 Mon Feb 16 21:12:15 Iran Standard Time
Step: Step-1
Increment 6: Step Time = 1.000
Primary Var: S, S11 (CSYS-1)

شکل ۴-۹: تنش S_{11} بیشینه در چهارمین لایه ۱۰+ درجه از پایین (مقدار ۲۰۶,۳ MPa)



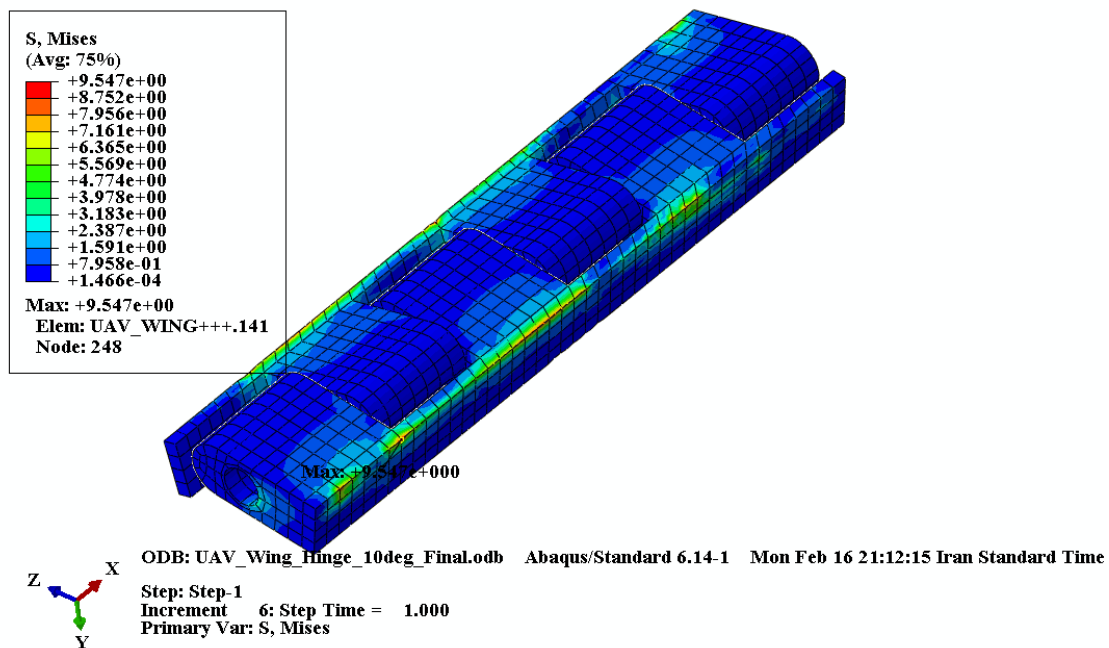
ODB: UAV_Wing_Hinge_10deg_Final.odb Abaqus/Standard 6.14-1 Mon Feb 16 21:12:15 Iran Standard Time
 Step: Step-1
 Increment 6: Step Time = 1.000
 Primary Var: S, S22 (CSYS-1)

شکل ۴-۱۰: تنش S_{22} بیشینه در چهارمین لایه +۱۰ درجه از پایین (مقدار ۱۷,۱ MPa)



ODB: UAV_Wing_Hinge_10deg_Final.odb Abaqus/Standard 6.14-1 Mon Feb 16 21:12:15 Iran Standard Time
 Step: Step-1
 Increment 6: Step Time = 1.000
 Primary Var: S, S12 (CSYS-1)

شکل ۴-۱۱: تنش S_{12} بیشینه در چهارمین لایه +۱۰ درجه از پایین (مقدار ۲۶,۹ MPa)



شکل ۴-۱۲: تنش فون میسز در لولا در حالت زاویه ۱۰ درجه (۹.۵ MPa)

۳-۲-۴- حالت زاویه‌ای ۲۰ درجه

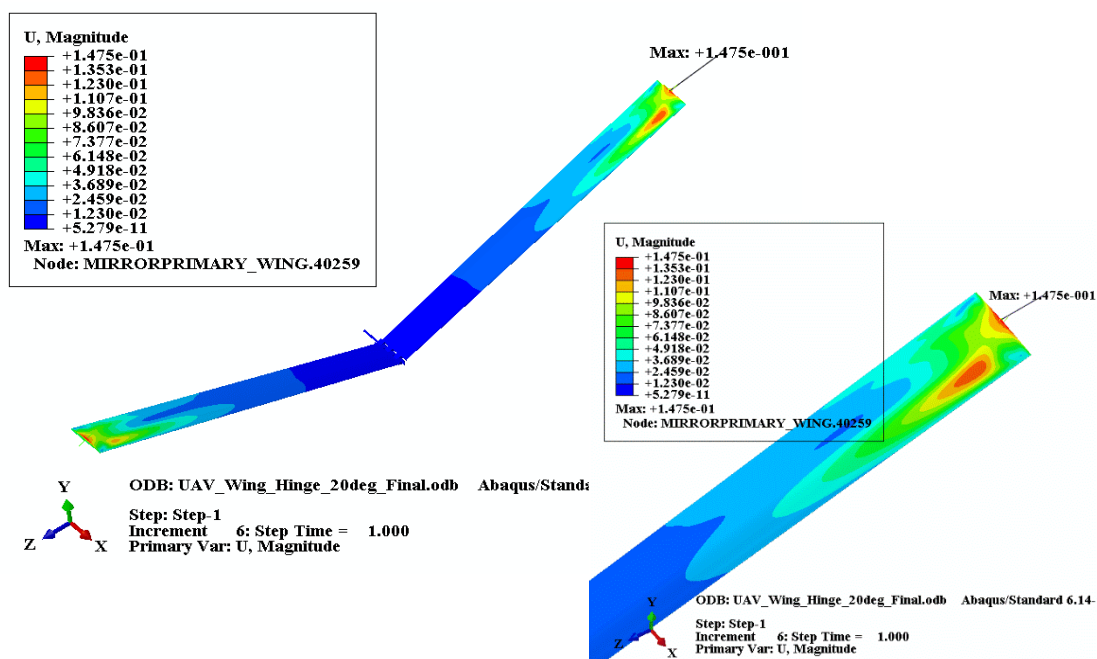
کانتور تغییرشکل کلی مجموعه دو تا بال پهلپاد و مکانیزم لولا در حالت زاویه‌ای ۲۰ درجه در شکل (۴-۱۳) نشان داده شده است که بیشترین تغییرشکل مربوط به ریشه‌ی بال پهلپاد است که مقدار آن تقریباً ۰.۱۴۷ mm می‌باشد.

لذا با توجه به شکل‌های (۴-۱۵) تا (۴-۱۷) و مقایسه $\left(\frac{S_{11}}{X_T}\right) = \frac{188}{439.6} = 0.43$ و $\left(\frac{S_{22}}{Y_T}\right) = \frac{15.5}{66.4} = 0.23$ و $\left(\frac{S_{12}}{S}\right) = \frac{24.5}{81.6} = 0.3$ نتیجه می‌شود که بیشترین وزن تنشی نسبت به استحکام در جهت‌های نرمال X (راستای صفر الیاف) و برشی XY می‌باشد و لذا چهارمین لایه ۱۰+ درجه از پایین، بحرانی‌ترین وضعیت تنشی را دارد که با توجه به رابطه‌ی هاشین، ضریب اطمینان (FoS) در آن بدست می‌آید:

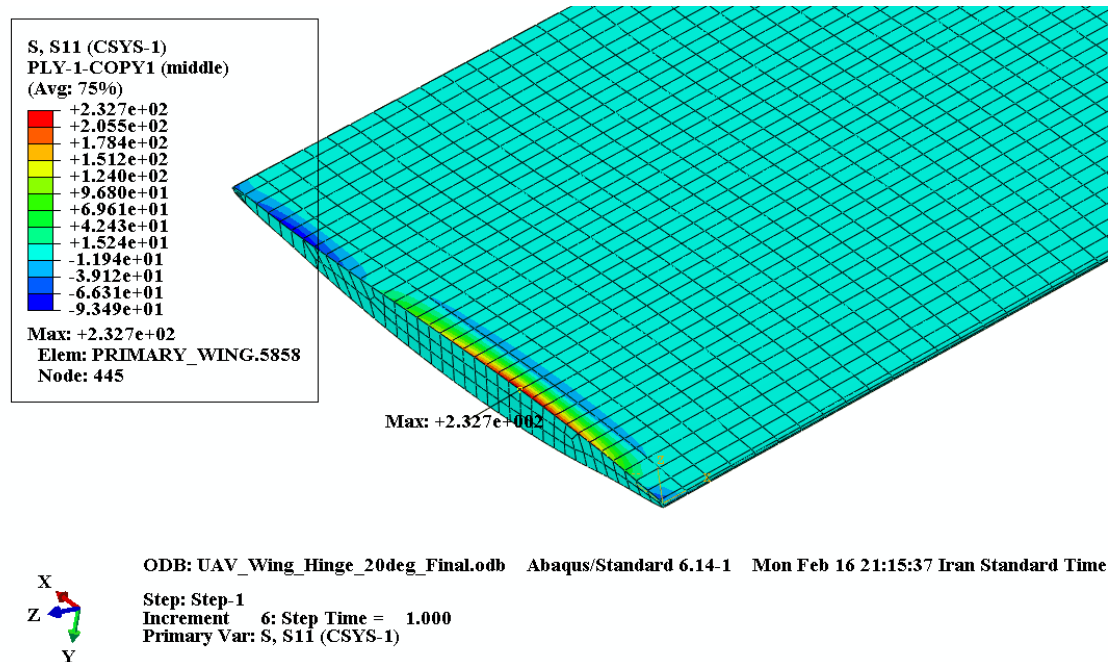
$$\left(\frac{\sigma_y}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_s}{S}\right)^2 \leq 1 \rightarrow FoS = \frac{1}{\left(\frac{\sigma_X}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_S}{S}\right)^2} = \frac{1}{\left(\frac{188}{439.6}\right)^2 + \left(\frac{24.5}{81.6}\right)^2} \approx 4.15$$

تنش فون میسز لولا نیز در حالت زاویه ۲۰ درجه مطابق شکل (۴-۱۵) است که مقدار آن ۸.۸ MPa است. لذا با استحکام تسلیم آلومینیوم AL-1100 H14 که ۷۰ MPa است، ضریب اطمینان معادل

$$FoS = \frac{70}{8.8} = 7.95 \text{ می‌باشد.}$$

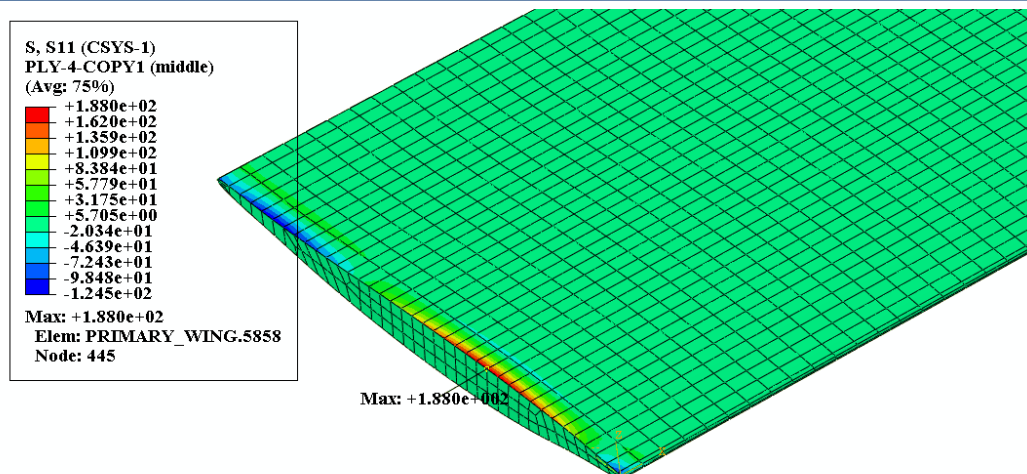


شکل ۴-۱۳: کانتور تغییر شکل کلی مجموعه دو تا بال پهپاد و مکانیزم لولا در حالت زاویه ای ۲۰ درجه



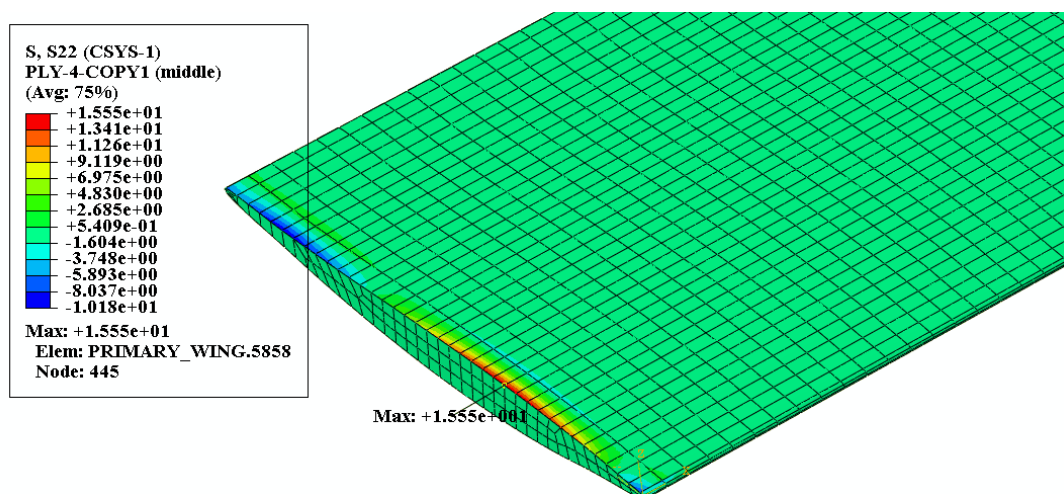
شکل ۴-۱۴: تنش S_{11} بیشینه در ریشه ی ایرفویل بال در اولین لایه ی صفر درجه از پایین

(مقدار ۲۳۲,۷ MPa)



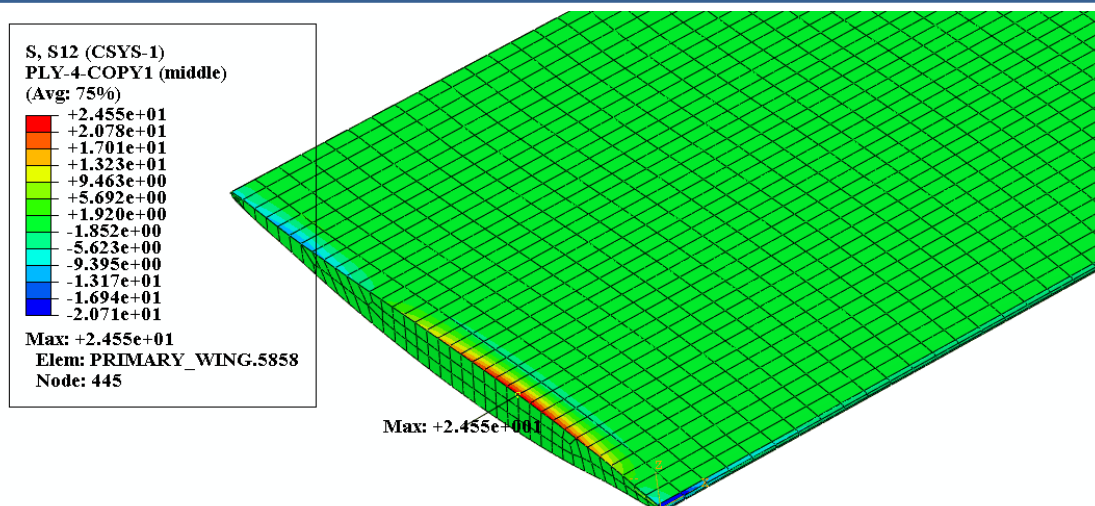
ODB: UAV_Wing_Hinge_20deg_Final.odb Abaqus/Standard 6.14-1 Mon Feb 16 21:15:37 Iran Standard Time
Step: Step-1
Increment 6: Step Time = 1.000
Primary Var: S, S11 (CSYS-1)

شکل ۴-۱۵: تنش S_{11} بیشینه در ریشه‌ی ایرفویل بال در چهارمین لایه +۱۰ درجه از پایین (مقدار ۱۸۸ MPa)



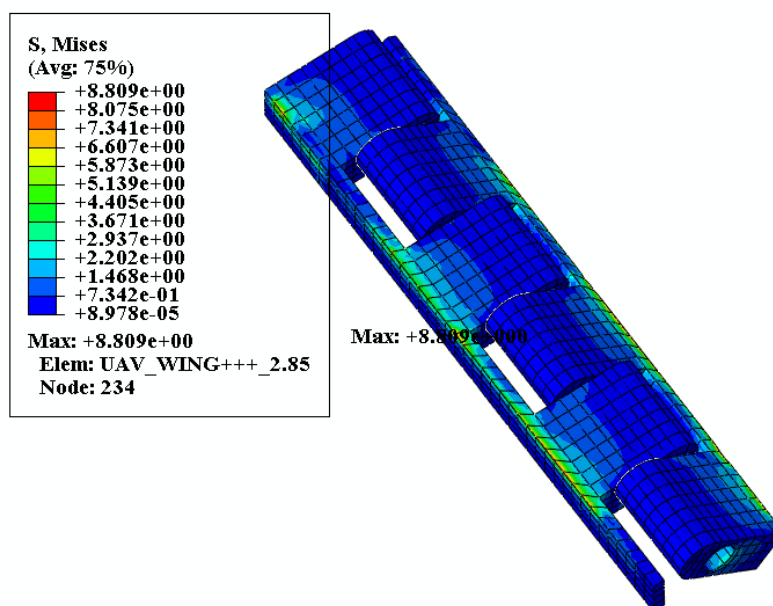
ODB: UAV_Wing_Hinge_20deg_Final.odb Abaqus/Standard 6.14-1 Mon Feb 16 21:15:37 Iran Standard Time
Step: Step-1
Increment 6: Step Time = 1.000
Primary Var: S, S22 (CSYS-1)

شکل ۴-۱۶: تنش S_{22} بیشینه در چهارمین لایه +۱۰ درجه از پایین (مقدار ۱۵.۵ MPa)



ODB: UAV_Wing_Hinge_20deg_Final.odb Abaqus/Standard 6.14-1 Mon Feb 16 21:15:37 Iran Standard Time
Step: Step-1
Increment 6: Step Time = 1.000
Primary Var: S, S12 (CSYS-1)

شکل ۴-۱۷: تنش S_{12} بیشینه در چهارمین لایه +۱۰ درجه از پایین (مقدار ۲۴,۵ MPa)



ODB: UAV_Wing_Hinge_20deg_Final.odb Abaqus/Standard 6.14-1 Mon
Step: Step-1
Increment 6: Step Time = 1.000
Primary Var: S, Mises

شکل ۴-۱۸: تنش فون میسز در لولا در حالت زاویه ۲۰ درجه (۸,۸ MPa)

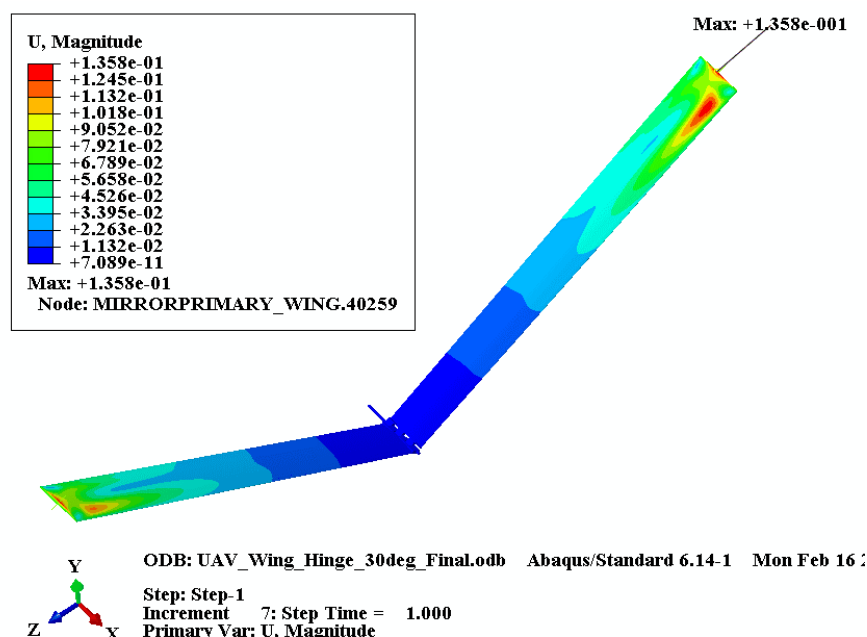
۴-۲-۴- حالت زاویه‌ای ۳۰ درجه

کانتور تغییرشکل کلی مجموعه دو تا بال پهپاد و مکانیزم لولا در حالت زاویه‌ای ۳۰ درجه در شکل (۴-۱۹) نشان داده شده است که بیشترین تغییرشکل مربوط به ریشه‌ی بال پهپاد است که مقدار آن تقریباً ۰,۱۳۶ mm می‌باشد.

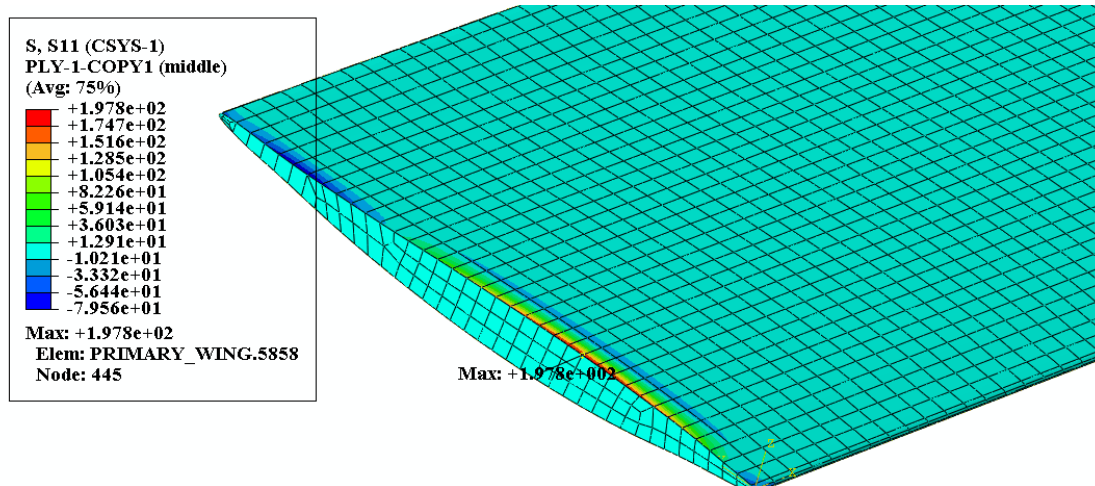
لذا با توجه به شکل‌های (۴-۲۱) تا (۴-۲۳) و مقایسه $\left(\frac{S_{11}}{X_T}\right) = \frac{۱۵۹.۸}{۴۳۹.۶} = ۰.۳۶$ و $\left(\frac{S_{22}}{Y_T}\right) = \frac{۱۳.۲}{۶۶.۴} = ۰.۲$ و $\left(\frac{S_{12}}{S}\right) = \frac{۲۰.۹}{۸۱.۶} = ۰.۲۶$ نتیجه می‌شود که بیشترین وزن تنشی نسبت به استحکام در جهت‌های نرمال X (راستای صفر الیاف) و برشی XY می‌باشد و لذا چهارمین لایه ۱۰+ درجه از پایین، بحرانی‌ترین وضعیت تنشی را دارد که با توجه به رابطه‌ی هاشین، ضریب اطمینان (FoS) در آن بدست می‌آید:

$$\left(\frac{\sigma_y}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_s}{S}\right)^2 \leq 1 \rightarrow FoS = \frac{1}{\left(\frac{\sigma_X}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_S}{S}\right)^2} = \frac{1}{\left(\frac{۱۵۹.۸}{۴۳۹.۶}\right)^2 + \left(\frac{۲۰.۹}{۸۱.۶}\right)^2} \approx 5.58$$

تنش فون میسز لولا نیز در حالت زاویه ۳۰ درجه مطابق شکل (۴-۲۴) است که مقدار آن ۷,۸ MPa است. لذا با استحکام تسلیم آلومینیوم AL-1100 H14 که ۷۰ MPa است، ضریب اطمینان معادل $FoS = \frac{۷۰}{۷.۸} = 9.0$ می‌باشد.



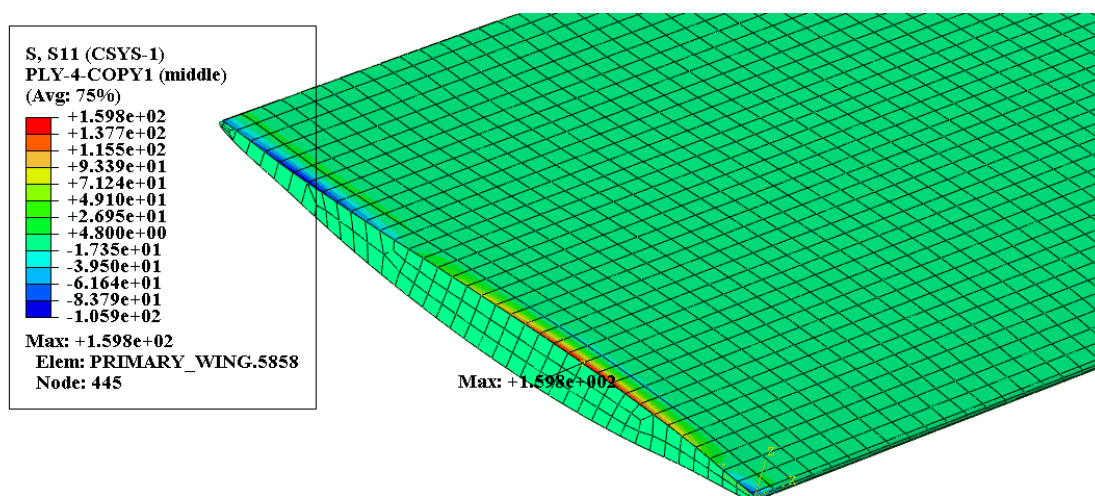
شکل ۴-۱۹: کانتور تغییرشکل کلی مجموعه دو تا بال پهپاد و مکانیزم لولا در حالت زاویه‌ای ۳۰ درجه



ODB: UAV_Wing_Hinge_30deg_Final.odb Abaqus/Standard 6.14-1 Mon Feb 16 21:18:02 Iran Standard Time
Step: Step-1
Increment 7: Step Time = 1.000
Primary Var: S, S11 (CSYS-1)

شکل ۴-۲۰: تنش S_{11} بیشینه در ریشه‌ی ایرفویل بال در اولین لایه‌ی صفر درجه از پایین

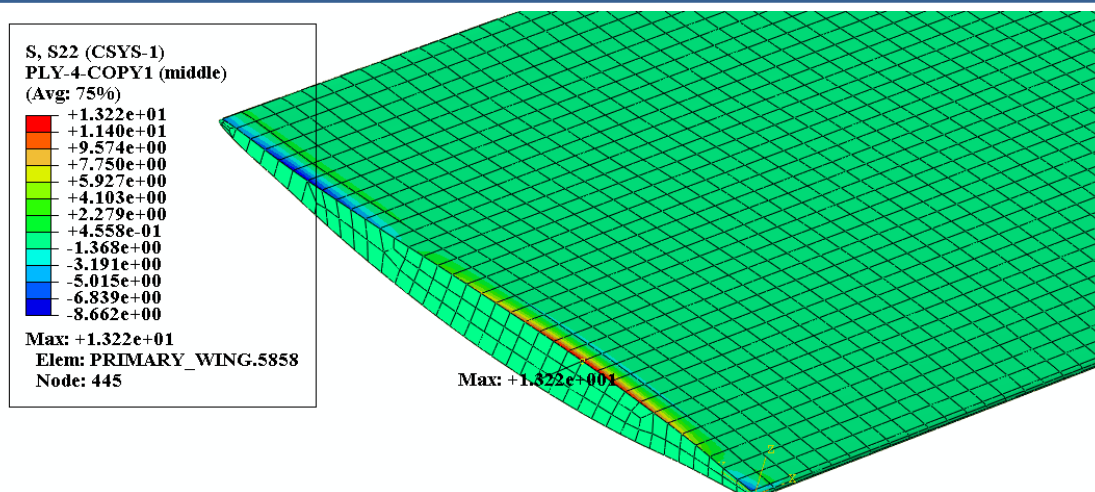
(مقدار ۱۹۷,۸ MPa)



ODB: UAV_Wing_Hinge_30deg_Final.odb Abaqus/Standard 6.14-1 Mon Feb 16 21:18:02 Iran Standard Time
Step: Step-1
Increment 7: Step Time = 1.000
Primary Var: S, S11 (CSYS-1)

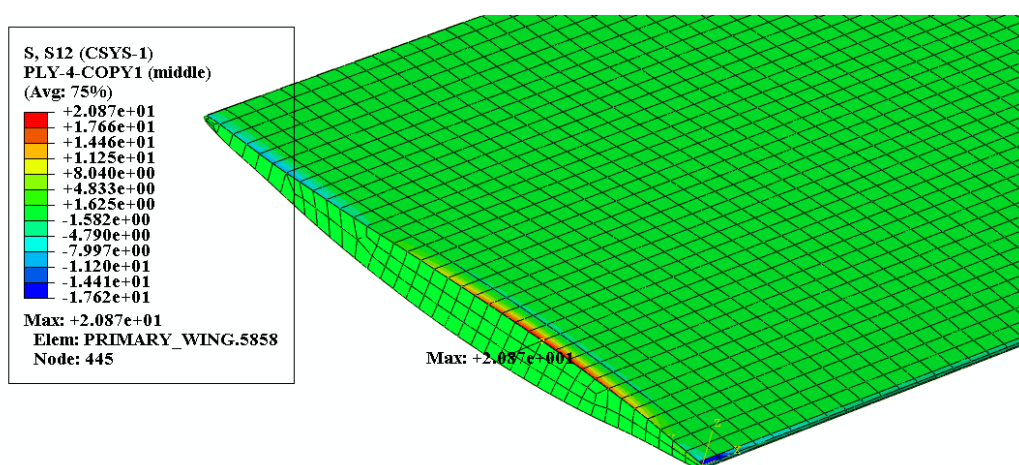
شکل ۴-۲۱: تنش S_{11} بیشینه در ریشه‌ی ایرفویل بال در چهارمین لایه +۱۰ درجه از پایین

(مقدار ۱۵۹,۸ MPa)



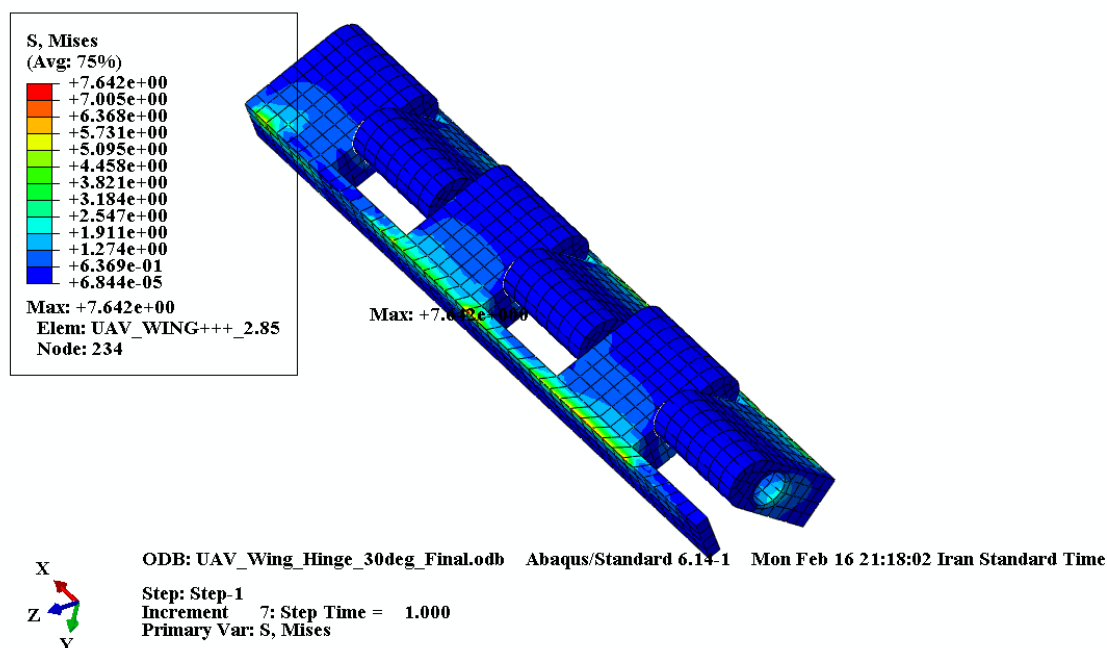
ODB: UAV_Wing_Hinge_30deg_Final.odb Abaqus/Standard 6.14-1 Mon Feb 16 21:18:02 Iran Standard Time
Step: Step-1
Increment 7: Step Time = 1.000
Primary Var: S, S22 (CSYS-1)

شکل ۴-۲۲: تنش S_{22} بیشینه در ریشه‌ی ایرفویل بال در چهارمین لایه +۱۰ درجه از پایین
(مقدار ۱۳٫۲ MPa)



ODB: UAV_Wing_Hinge_30deg_Final.odb Abaqus/Standard 6.14-1 Mon Feb 16 21:18:02 Iran Standard Time
Step: Step-1
Increment 7: Step Time = 1.000
Primary Var: S, S12 (CSYS-1)

شکل ۴-۲۳: تنش S_{12} بیشینه در ریشه‌ی ایرفویل بال در چهارمین لایه +۱۰ درجه از پایین
(مقدار ۲۰٫۹ MPa)



شکل ۴-۲: تنش فون میسز در لولا در حالت زاویه ۳۰ درجه (۷,۸ MPa)

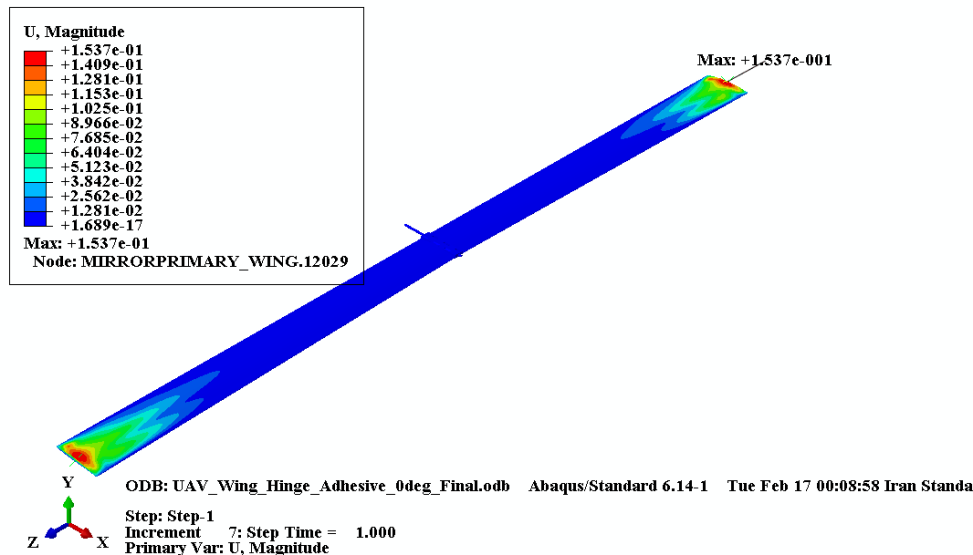
۴-۳- نتایج شبیه‌سازی تنش در بال‌های کامپوزیتی و لولا در ۴ حالت زاویه‌ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه در حالت اتصال بال به لولا با چسب سازه‌ای اپوکسی

چسب مورد استفاده، از نوع چسب سازه‌ای اپوکسی (Epoxy structural adhesive) نظیر FM300، Araldite 2015 و Scotch-Weld می‌باشد. در این حالت در چهار حالت زاویه‌ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه بال‌های دو پهناد نسبت به هم، نتایج شبیه‌سازی تنش در بال‌های کامپوزیتی، لولا و چسب ارائه می‌شود. با توجه به تعداد زیاد لایه‌های کامپوزیتی (۱۰ لایه) و جهات مختلف تنش، صرفاً تنش بیشینه و غالب جهتی مورد نظر در نتایج تحلیل آورده می‌شود. لازم به ذکر است به دلیل ایجاد خطاهای عددی در تحلیل اجزاء محدود، صرفاً محاسبات مربوط به پین، فنر و دمپر به صورت تحلیلی و با استفاده از روابط انجام می‌شود.

۴-۳-۱- حالت زاویه‌ای صفر درجه

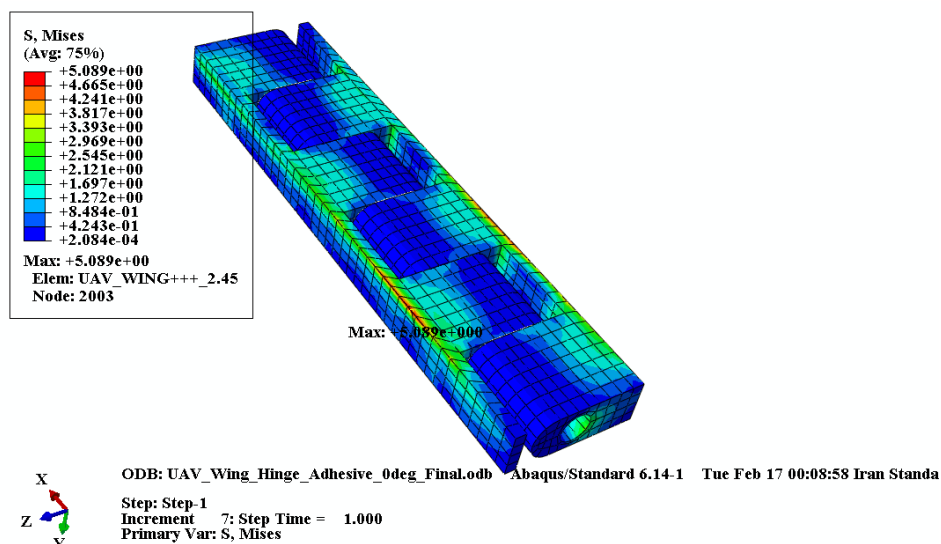
کانتور تغییرشکل کلی مجموعه دو تا بال پهناد و مکانیزم لولا در حالت زاویه‌ای صفر درجه در شکل (۴-۲۵) نشان داده شده است که بیشترین تغییرشکل مربوط به ریشه‌ی بال پهناد است که

مقدار آن تقریباً 0.154 mm می باشد. تنش های جهتی بال کامپوزیتی در این حالت تقریباً مشابه حالت اتصال بال به مکانیزم لولا از طریق سه تا پیچ هست.



شکل ۴-۲۵: کانتور تغییر شکل کلی مجموعه دو تا بال پهناد و مکانیزم لولا در حالت زاویه ای صفر درجه

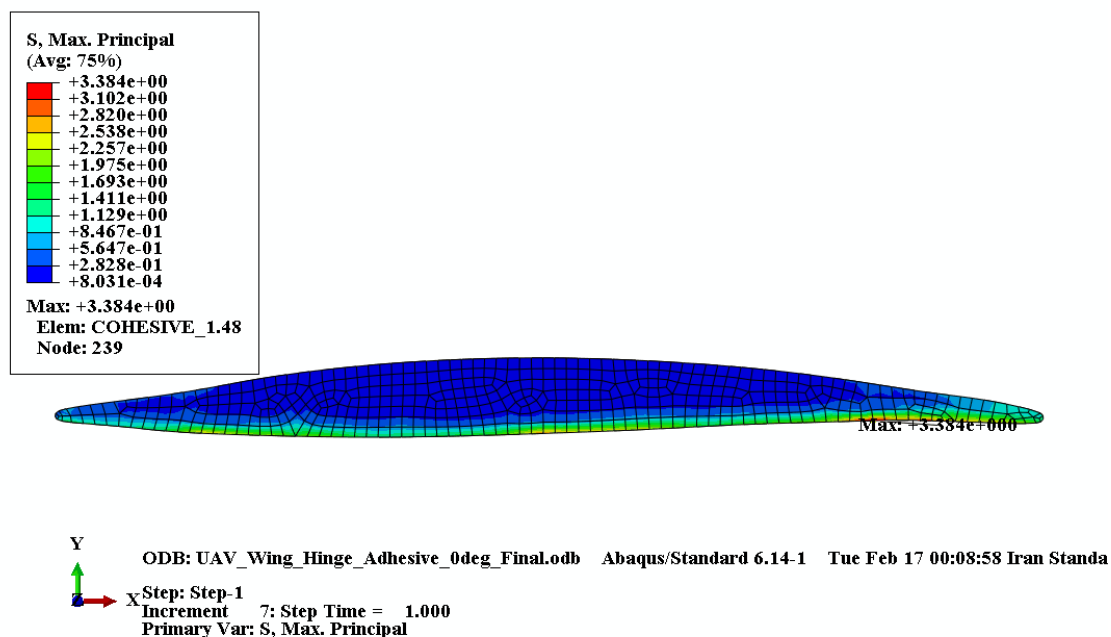
تنش فون میسز لولا نیز در حالت زاویه صفر درجه مطابق شکل (۴-۲۶) است که مقدار آن 5.1 MPa است. لذا با استحکام تسلیم آلومینیوم AL-1100 H14 که 70 MPa است، ضریب اطمینان معادل $FoS = \frac{70}{5.1} = 13.7$ می باشد.



شکل ۴-۲۶: تنش فون میسز در لولا در حالت زاویه صفر درجه (5.1 MPa)

از قبل تعریف شده است: $\sigma_n = S_{33}$; $\tau_s = S_{11}$; $\tau_t = S_{22}$. با توجه به دیتاشیت چسب اپوکسی سازه‌ای (Henkel (Loctite) - [۹۱]، مقدار استحکام کششی اپوکسی‌های سازه‌ای معمولاً بطور متوسط ۲۷,۵ MPa و استحکام برشی (Lap Shear) بطور متوسط حدود ۲۴ MPa می‌باشد. ماکزیمم تنش اصلی در چسب سازه‌ای در این حالت مطابق شکل (۴-۲۷) معادل ۳,۳۸ MPa می‌باشد. در نهایت ضریب اطمینان (Factor of Safety یا FoS) از رابطه‌ی معیار ماکزیمم تنش اصلی به صورت زیر بدست می‌آید:

$$FoS = \frac{\sigma_n}{\sigma_y} = \frac{27.5}{3.38} = 8.1$$



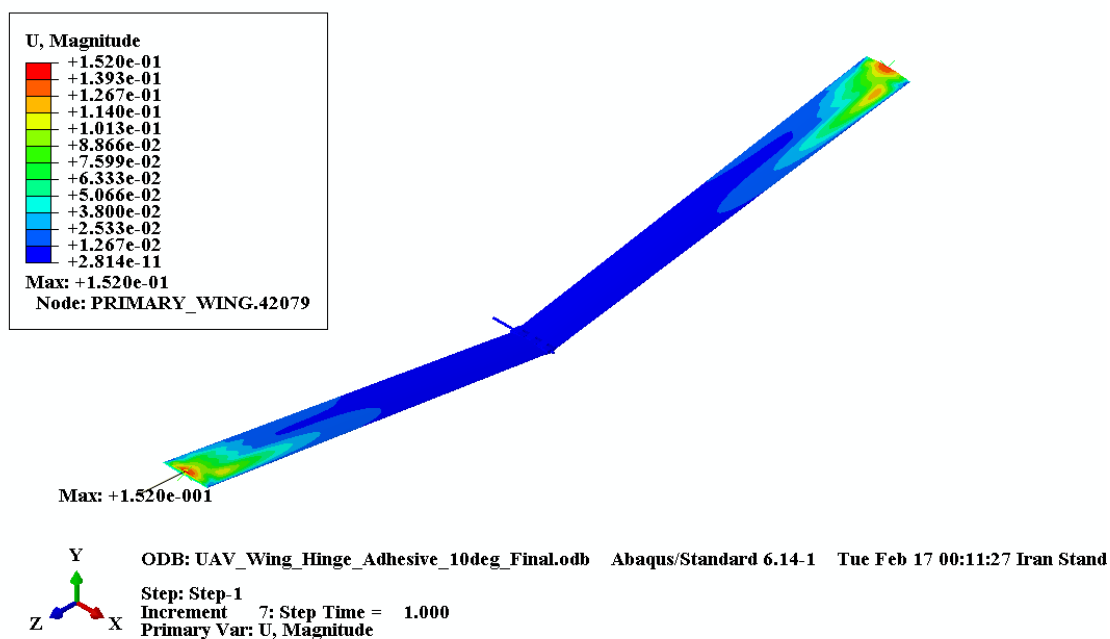
شکل ۴-۲۷: ماکزیمم تنش اصلی در چسب سازه‌ای در حالت زاویه‌ای صفر درجه (۳,۳۸ MPa)

۲-۳-۴ - حالت زاویه‌ای ۱۰ درجه

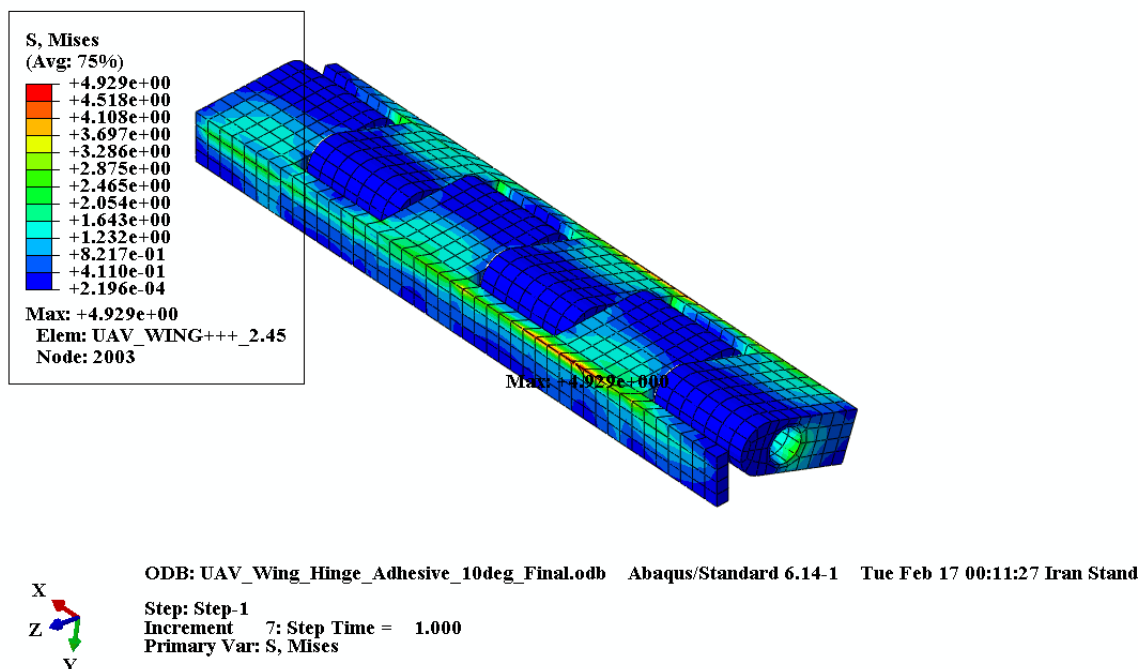
کانتور تغییرشکل کلی مجموعه دو تا بال پهناد و مکانیزم لولا در حالت زاویه‌ای ۱۰ درجه در شکل (۴-۲۸) نشان داده شده است که بیشترین تغییرشکل مربوط به ریشه‌ی بال پهناد است که مقدار آن تقریباً ۰,۱۵۲ mm می‌باشد. تنش‌های جهتی بال کامپوزیتی در این حالت تقریباً مشابه حالت اتصال بال به مکانیزم لولا از طریق سه تا پیچ هست.

تنش فون میسز لولا نیز در حالت زاویه ۱۰ درجه مطابق شکل (۴-۲۹) است که مقدار آن ۴,۹ MPa است. لذا با استحکام تسلیم آلومینیوم AL-1100 H14 که ۷۰ MPa است، ضریب اطمینان معادل

$$FoS = \frac{70}{4.9} = 14.3 \text{ می‌باشد.}$$



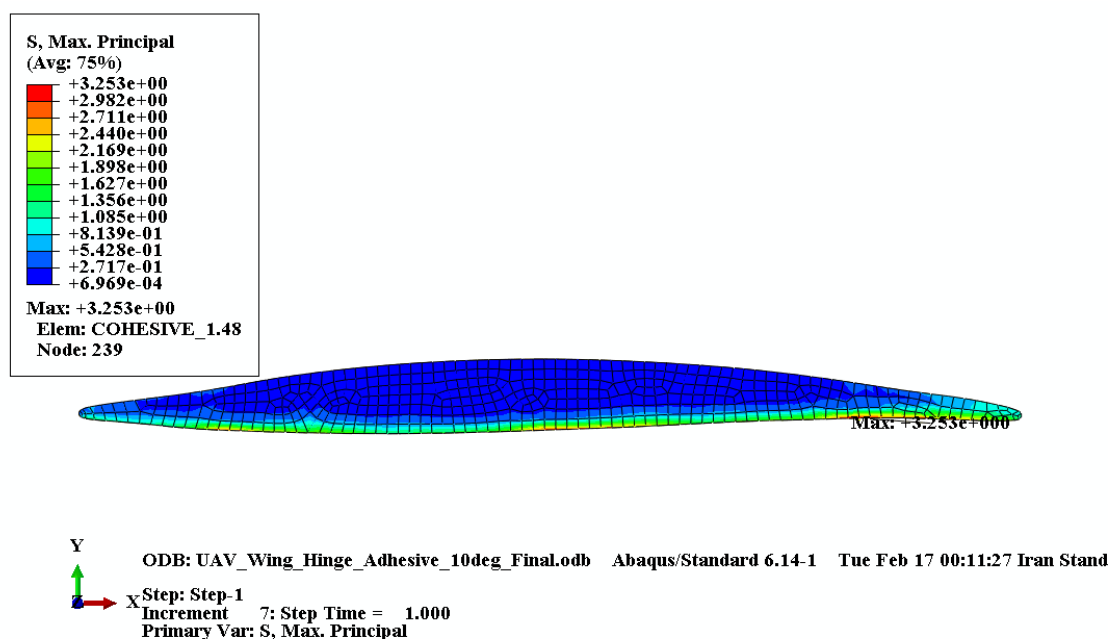
شکل ۴-۲۸: کانتور تغییر شکل کلی مجموعه دو تا بال پهناد و مکانیزم لولا در حالت زاویه‌ای ۱۰ درجه



شکل ۴-۲۹: تنش فون میسز در لولا در حالت زاویه ۱۰ درجه (۴,۹ MPa)

ماکزیمم تنش اصلی در چسب سازه‌ای در این حالت مطابق شکل (۴-۳۰) معادل ۳,۲۵ MPa می‌باشد. در نهایت ضریب اطمینان (Factor of Safety یا FoS) از رابطه‌ی معیار ماکزیمم تنش اصلی به صورت زیر بدست می‌آید:

$$FoS = \frac{\sigma_n}{\sigma_y} = \frac{27.5}{3.25} = 8.5$$



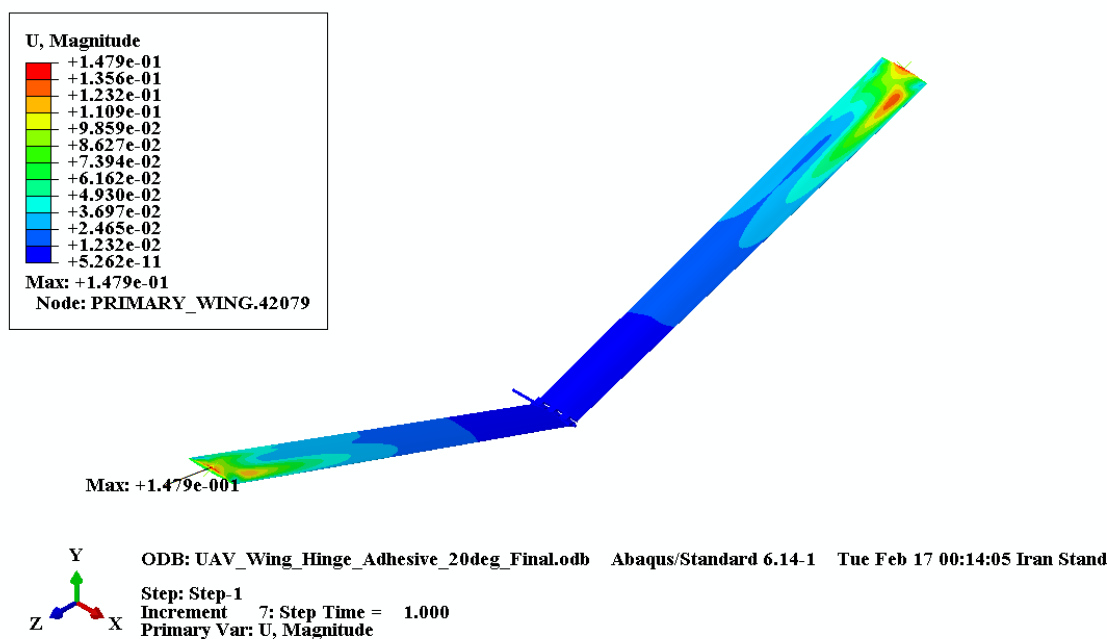
شکل ۴-۳۰: ماکزیمم تنش اصلی در چسب سازه‌ای در حالت زاویه‌ای ۱۰ درجه (۳,۲۵ MPa)

۴-۳-۳ - حالت زاویه‌ای ۲۰ درجه

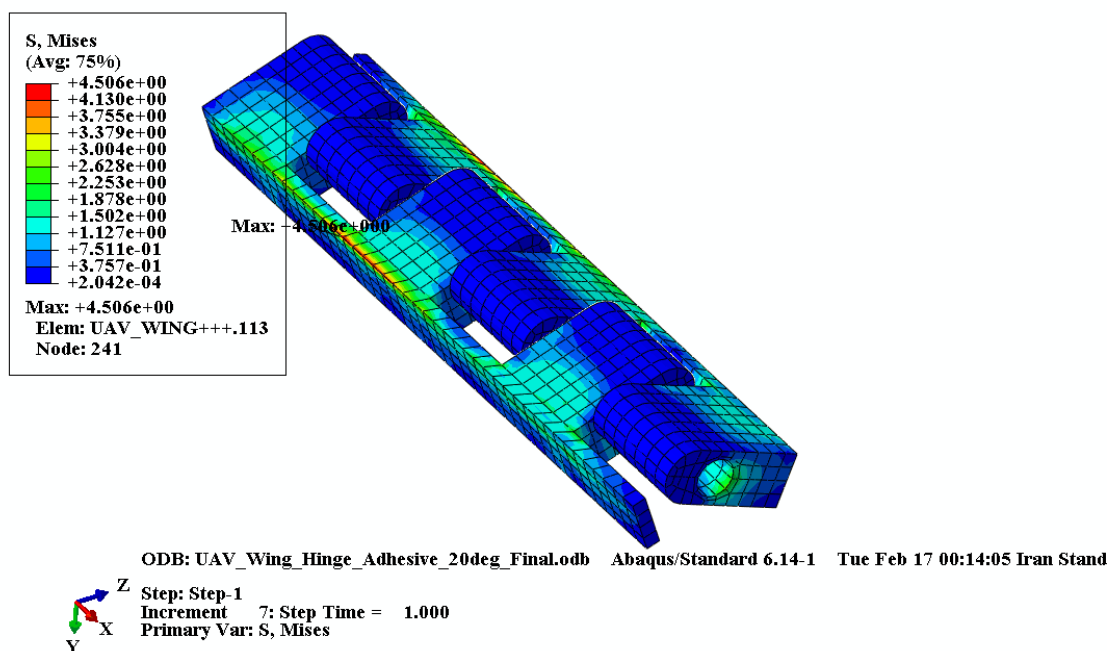
کانتور تغییرشکل کلی مجموعه دو تا بال پهباد و مکانیزم لولا در حالت زاویه‌ای ۲۰ درجه در شکل (۴-۳۱) نشان داده شده است که بیشترین تغییرشکل مربوط به ریشه‌ی بال پهباد است که مقدار آن تقریباً ۰,۱۴۸ mm می‌باشد. تنش‌های جهتی بال کامپوزیتی در این حالت تقریباً مشابه حالت اتصال بال به مکانیزم لولا از طریق سه تا پیچ هست.

تنش فون میسز لولا نیز در حالت زاویه ۲۰ درجه مطابق شکل (۴-۳۱) است که مقدار آن ۴,۵ MPa است. لذا با استحکام تسلیم آلومینیوم AL-1100 H14 که ۷۰ MPa است، ضریب اطمینان معادل

$$FoS = \frac{70}{4.5} = 15.5 \text{ می‌باشد.}$$



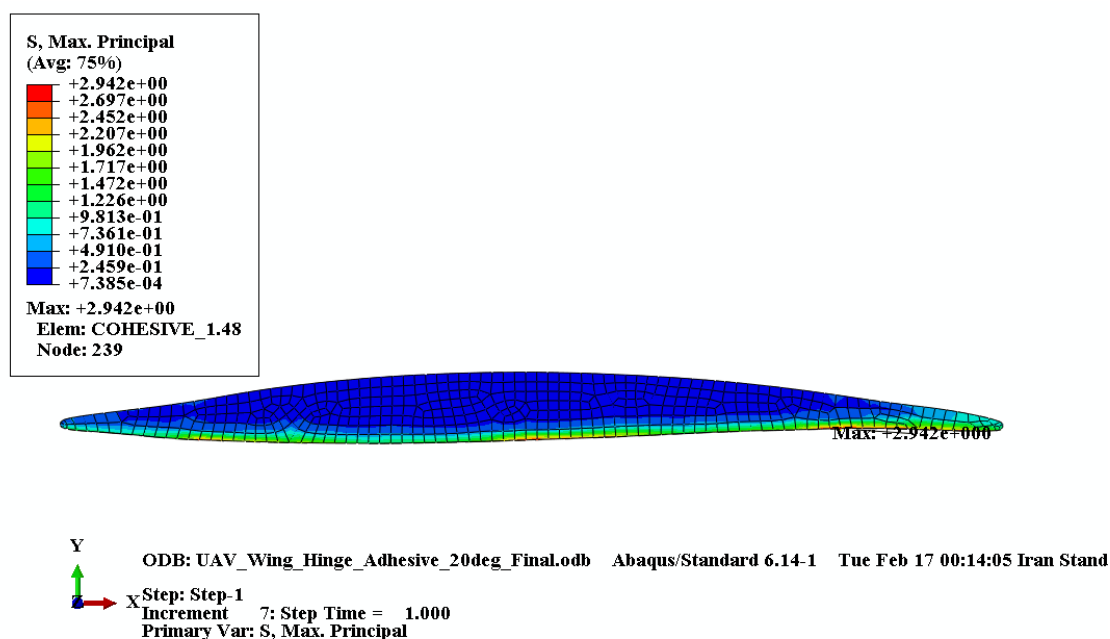
شکل ۴-۳۱: کانتور تغییر شکل کلی مجموعه دو تا بال پهناد و مکانیزم لولا در حالت زاویه ای ۲۰ درجه



شکل ۴-۳۲: تنش فون میسز در لولا در حالت زاویه ۲۰ درجه (۴.۵ MPa)

ماکزیمم تنش اصلی در چسب سازه‌ای در این حالت مطابق شکل (۴-۳۳) معادل ۲.۹۴ MPa می‌باشد. در نهایت ضریب اطمینان (Factor of Safety یا FoS) از رابطه‌ی معیار ماکزیمم تنش اصلی به صورت زیر بدست می‌آید:

$$FoS = \frac{\sigma_n}{\sigma_y} = \frac{27.5}{2.94} = 9.4$$



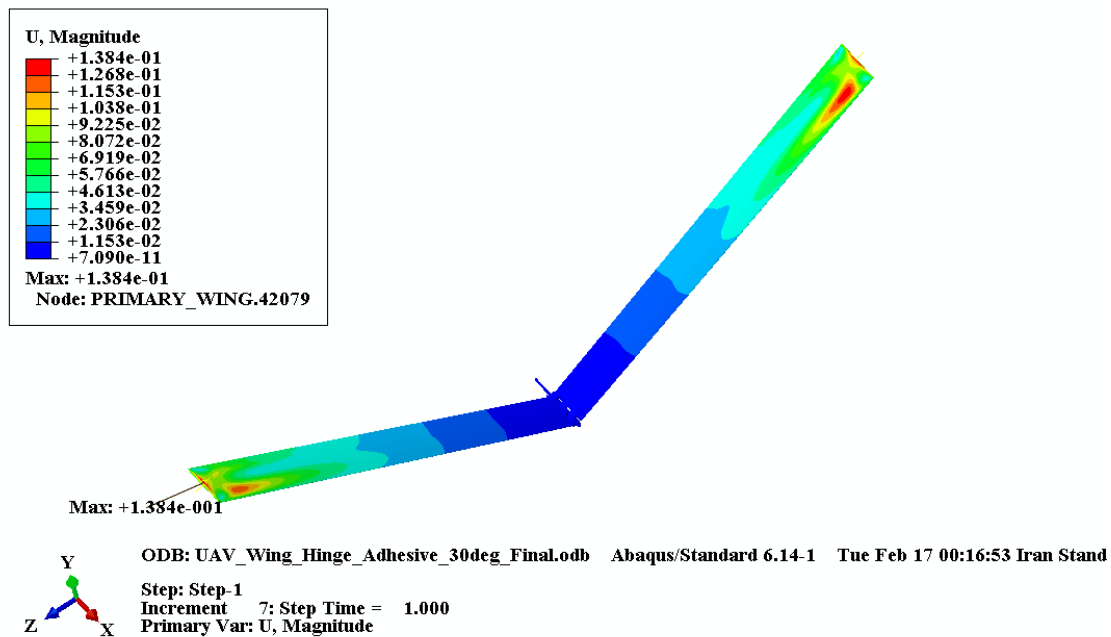
شکل ۴-۳۳: ماکزیمم تنش اصلی در چسب سازه‌ای در حالت زاویه‌ای ۲۰ درجه (۲,۹۴ MPa)

۴-۳-۴- حالت زاویه‌ای ۳۰ درجه

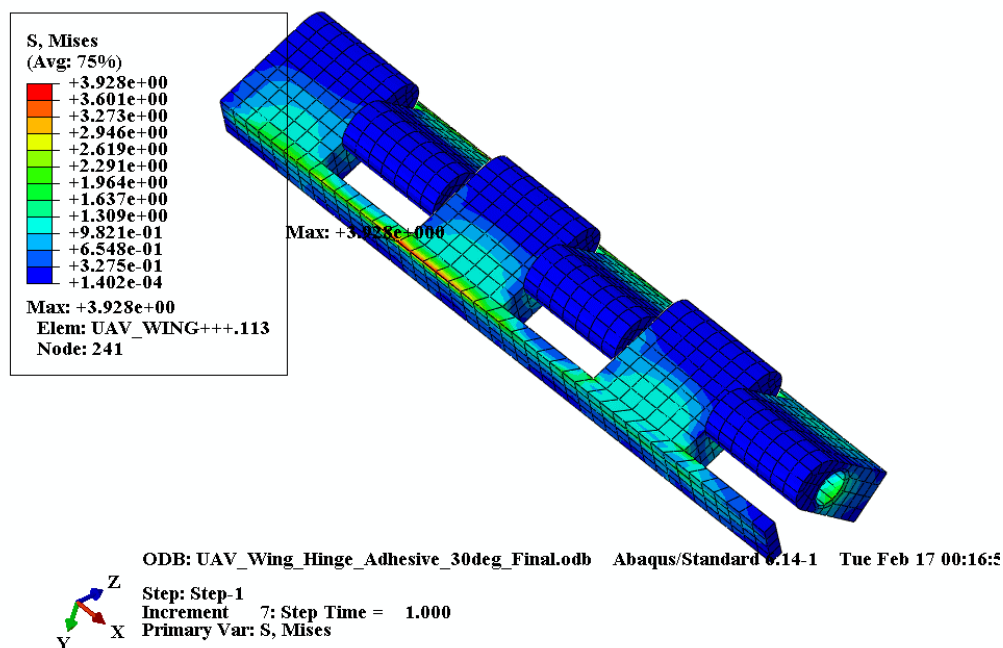
کانتور تغییرشکل کلی مجموعه دو تا بال پهباد و مکانیزم لولا در حالت زاویه‌ای ۳۰ درجه در شکل (۴-۳۴) نشان داده شده است که بیشترین تغییرشکل مربوط به ریشه‌ی بال پهباد است که مقدار آن تقریباً ۰,۱۳۸ mm می‌باشد. تنش‌های جهتی بال کامپوزیتی در این حالت تقریباً مشابه حالت اتصال بال به مکانیزم لولا از طریق سه تا پیچ هست.

تنش فون میسز لولا نیز در حالت زاویه ۳۰ درجه مطابق شکل (۴-۲۴) است که مقدار آن ۳,۹ MPa است. لذا با استحکام تسلیم آلومینیوم AL-1100 H14 که ۷۰ MPa است، ضریب اطمینان معادل

$$FoS = \frac{70}{3.9} = 17.9 \text{ می‌باشد.}$$



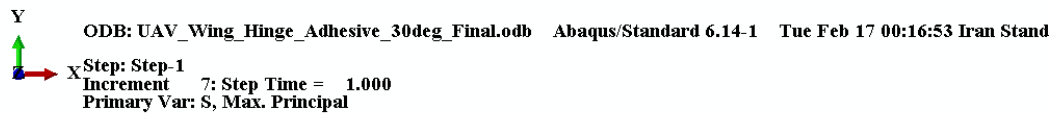
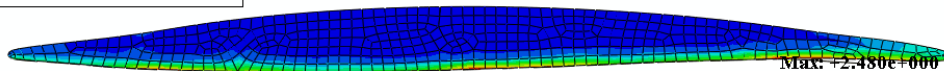
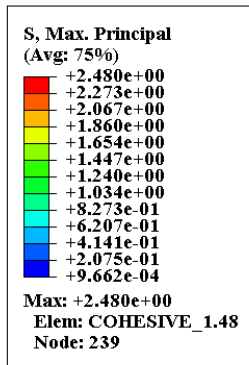
شکل ۴-۳۴: کانتور تغییر شکل کلی مجموعه دو تا بال پهناد و مکانیزم لولا در حالت زاویه ای ۳۰ درجه



شکل ۴-۳۵: تنش فون میسز در لولا در حالت زاویه ۳۰ درجه (۳,۹۳ MPa)

ماکزیمم تنش اصلی در چسب سازه‌ای در این حالت مطابق شکل (۴-۳۶) معادل ۲,۹۴ MPa می‌باشد. در نهایت ضریب اطمینان (Factor of Safety یا FoS) از رابطه‌ی معیار ماکزیمم تنش اصلی به صورت زیر بدست می‌آید:

$$FoS = \frac{\sigma_n}{\sigma_y} = \frac{27.5}{2.48} = 11.1$$



شکل ۴-۳۶: ماکزیمم تنش اصلی در چسب سازهای در حالت زاویه‌ای ۳۰ درجه (۲,۴۸ MPa)

۴-۴- محاسبات تحلیلی پین، فنر و دمپر

در این بخش محاسبات تحلیلی و استحکامی مربوط به پین، فنر و دمپر ارائه می‌شود.

۴-۴-۱- محاسبات تحلیلی پین

تنش برشی ناشی از گشتاور پیچشی برای پین با قطر $\phi 15 \text{ mm}$ به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$d = 15; r = d/2; A = \frac{\pi * d^2}{4}; J = \frac{\pi * d^4}{32};$$

$$\Delta = (850 + 31.6) \text{ mm}; T = 161.4 * \Delta \text{ (N.mm)}; \tau = \frac{T * r}{J};$$

$$\tau_{torsion} = 214.7 \text{ MPa}$$

در کد بالا، Δ فاصله عمودی مرکز فشار (c.p.) تا محور لولا می‌باشد.

تنش برشی ناشی از نیروی برشی مستقیم (دو برش):

$$\tau_{shear} = \frac{L}{2A} = \frac{161.4}{2 * 176.7} = 0.46 \text{ MPa}$$

این مقدار در مقایسه با پیچش کاملاً ناچیز است.

تنش فون میسز (برای تنش غالب برشی):

$$\sigma_{vm} = \sqrt{3} \tau_{torsion} = 371.9 \text{ MPa}$$

که با توجه به استحکام تسلیم آلیاژ فولاد QT-۴۱۳۰ (عملیات حرارتی کوئنچ-تمپر) با استحکام تسلیم ۹۵۰ MPa، ضریب اطمینان پین 2.6 = $\frac{950}{371.9}$ بدست می‌آید.

استفاده از فولادهای پر استحکام برای متریال پین ضروری است. فولاد AISI 4340 عملیات حرارتی شده به دلیل نسبت مناسب استحکام به چقرمگی، گزینه‌ای بهینه برای پین لولا محسوب می‌شود. در این شرایط، تنش‌های تماسی در مقطع لولا بسیار کمتر از حد مجاز بوده و لولا در ناحیه الاستیک باقی می‌ماند، مشروط بر آنکه تمهیدات لازم جهت جلوگیری از سایش و تمرکز تنش در تماس فولاد-آلومینیوم در نظر گرفته شود.

حالت اول: اتصال ایرفویل نوک بال به لولا با سه پیچ M4 فلزی:

قطر پیچ: $d = 4 \text{ mm}$

ضخامت قطعه:

لولای آلومینیومی: $t = 5 \text{ mm}$

ایرفویل کامپوزیتی: $t = 2 \text{ mm}$

بار کل منتقل شده از بال: $F = 161.4 \text{ N}$

توزیع بار یکنواخت روی ۳ تا پیچ:

$$F_{bolt} = \frac{F}{3} = \frac{161.4}{3} = 53.8 \text{ N}$$

تنش لهیدگی (Bearing Stress) در لیگامنت اتصال:

فرمول عمومی تنش لهیدگی:

$$\sigma_{bearing} = \frac{F_{bolt}}{d \cdot t}$$

در لولا آلومینیومی ($t = 5 \text{ mm}$)

$$\sigma_{bearing,AL} = \frac{53.8}{5 * 4} = 2.69 \text{ MPa}$$

در ایرفویل کامپوزیتی Glass/Epoxy ($t = 2 \text{ mm}$):

$$\sigma_{bearing,GFRP} = \frac{53.8}{2 * 4} = 6.7 \text{ MPa}$$

این مقدار برای Glass/Epoxy معمولی قابل قبول است.

مقادیر مرجع تنش لهیدگی برای گلس اپوکسی بطور محافظه کارانه ۸۰-۱۲۰ MPa می‌باشد که ضریب

اطمینان تقریباً $11.9 = \frac{80}{6.7}$ می‌باشد.

تنش برشی در پیچ‌ها:

$$A = \frac{\pi d^2}{4} = 12.57 \text{ mm}^2$$

البته سطح مقطع برشی مؤثر پیچ M4، حدود 8.78 mm^2 می باشد.

$$\tau_{bolt} = \frac{53.8}{8.78} = 6.1 \text{ MPa}$$

برای پیچ فولادی M4 (حتی کلاس ۸.۴):

تنش مجاز برشی:

$$S_y = 8 * 4 * 10 = 320 \text{ MPa}; S_p = S_y * 0.75 = 240 \text{ MPa}; \tau = \frac{S_p}{2} = 120 \text{ MPa}$$

تنش کششی خالص در لیگامنت (Net-Section Tension):

اگر فاصله لبه تا سوراخ حداقل باشد (حالت بحرانی): (عرض قطعه $w = 20 \text{ mm}$)

$$\sigma_{net, GFRP} = \frac{F_{bolt}}{t(w * d)} = \frac{53.8}{2 * (20 - 4)} = 1.7 \text{ MPa}$$

که بسیار کمتر از Tensile Strength گلس اپوکسی $200-400 \text{ MPa}$ است.

۲-۴-۴- محاسبات تحلیلی فنر

متریال مورد استفاده برای فنر مربوطه ASTM A228 (Music Wire) می باشد. همچنین

جرم بال کامپوزیتی در این شبیه سازی 5.2 kg و فاصله مرکز جرم تا محور لولا 1280 mm می باشد. با

توجه به مقادیر ذکر شده، ممان اینرسی مؤثر بال به صورت جرم متمرکز به صورت زیر محاسبه می شود:

$$m = 5.2 \text{ kg}; r = 1280 \text{ mm} = 1.28 \text{ m}; J_{wing} = mr^2 = 5.2 * (1.28)^2 = 8.5 \text{ kg.m}^2$$

این عدد ممان اینرسی مؤثر اصلی سیستم است. در مدل سازی دینامیکی، می توان ممان اینرسی اجزای

مکانیزم را کاملاً نادیده گرفت. دینامیک سیستم تقریباً به طور کامل توسط جرم بال، فاصله مرکز جرم،

سفتی فنر پیچشی و ضریب میرایی دمپر کنترل می شود.

نیروی لیفت نیز در زاویه صفر درجه معادل 161.4 N است. بازه چرخش بال توسط مکانیزم لولا، فنر و

دمپر از زاویه صفر تا 30° درجه (0.524 رادیان) تأمین می شود. فنر از نوع فنر پیچشی حول پین

(Helical Torsion Spring) است. در طراحی محافظه کارانه فرض می شود که فنر 60% درصد گشتاور

ماکزیمم را تأمین و در واقع بخشی از گشتاور آیرودینامیکی را ذخیره و متعادل می کند و در انتهای

باز شدن دارای مکانیزم قفل شدن است (به عبارتی مابقی گشتاور توسط قفل مکانیکی، استاپ و سازه

تحمل می شود).

محاسبه گشتاور آیرودینامیکی وارد بر پین (فاصله مرکز فشار c.p. تا محور پین 880 mm می باشد):

$$M_{aero} = r * F_L = 0.88 * 161.4 = 142 \text{ N.m}$$

در شرایطی که هر دو بال به یک شفت مرکزی مشترک متصل هستند و یک فنر پیچشی مرکزی وجود دارد، گشتاور مربوطه دو برابر می‌شود.

$$M_{Spring,max} = 142 * 2 = 284 \text{ N.m}$$

$$M_{Spring} = 284 * 0.6 = 170.4$$

ثابت فنر پیچشی (Spring Rate):

رابطه گشتاور و زاویه به صورت زیر است:

$$M = k_{\theta} \theta \rightarrow k_{\theta} = \frac{M_{Spring}}{\theta_{max}} = \frac{170.4}{0.524} = 325.2 \text{ N.m}$$

برای کاربرد مکانیکی - هوافضایی فنر فولادی از جنس ASTM A228 – Music Wire است که دارای مدول برشی ۷۹ GPa و تنش مجاز پیچشی ۷۰۰ MPa می‌باشد. رابطه کلاسیک ثابت فنر پیچشی جهت طراحی فنر مطابق رابطه (۴-۱) می‌باشد:

$$k_{\theta} = \frac{Ed^4}{10.8 * D * N_a} \quad (4-1)$$

که در آن d قطر سیم فنر، D قطر متوسط فنر، N تعداد دور فعال و $E = 210 \text{ GPa}$ مدول یانگ فنر فولادی می‌باشد. با توجه به پین با قطر ۱۵ mm، قطر داخلی فنر $D_i = 108 \text{ mm}$ ، انتخاب اولیه قطر سیم $d = 12 \text{ mm}$ و قطر متوسط $D = D_i + d = 120 \text{ mm}$ می‌باشد. با احتساب تعداد دور فعال ۱۰ تا، سفتی پیچشی فنر مطابق رابطه (۴-۱) می‌باشد:

$$N_a = \frac{Ed^4}{10.8 * k_{\theta}} = \frac{210 * 10^9 * 0.012^4}{10.8 * 0.12 * 325.2} = 10$$

که در نهایت تعداد دور فعال فنر به همراه قسمت ابتدایی و انتهای آن $N_a = 10$ دور انتخاب می‌گردد.

بررسی تنش در سیم فنر:

حداکثر گشتاور روی فنر با فرض محافظه کارانه:

$$M_{Spring} = 170.4 \text{ N.m}$$

تنش بیشینه:

$$\sigma = \frac{32M}{\pi d^3} = \frac{32 * 170.4}{\pi * 0.012^3} = 1004 \text{ MPa}$$

انرژی کرنشی ذخیره شده در فنر پیچشی نیز از زاویه صفر تا ۳۰ درجه به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$U = \frac{1}{2} k_{\theta} \theta^2 = \frac{1}{2} * 325.2 * 0.524^2 = 44.6 \text{ J}$$

نتیجه طراحی بهینه پیشنهادی برای متریال فنر با استحکام $\sigma_{UTS} = 1800 \text{ MPa}$:

برای حالت محافظه کارانه $M_{Spring,max} = 71 \text{ N.m}$

• Wire diameter: 12 mm

• Mean coil diameter: 120 mm

- Active coils: 10
- Material: Oil tempered spring steel (ASTM A229)
- $k \approx 325 \text{ N}\cdot\text{m/rad}$
- Safety factor ≈ 1.79

۳-۴-۴- محاسبات تحلیلی دمپر

هدف استفاده از دمپر چرخشی موارد زیر می باشد:

۱- جلوگیری از اضافه جهش (Overshoot) زاویه ای

۲- کاهش نوسانات گذرا

۳- کنترل پاسخ دینامیکی سیستم لولا- پین

ابتدا ممان اینرسی جرمی کل سیستم دینامیکی محاسبه می شود:

$$J_{wing} = mr^2 = 5.2 * (1.28)^2 = 8.5 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$$

این مقدار با تخمین جرم بال و فاصله مرکز جرم از محور پین به دست آمده و در Abaqus قابل استخراج دقیق تر است. در انتخاب نسبت میرایی (Damping Ratio) هم باید دقت کرد؛ برای مکانیزم های لولایی هوافضایی، میرایی بحرانی کامل منجر به پاسخ کند و میرایی کم منجر به نوسان خطرناک می شود. لذا انتخاب بهینه مقدار $\zeta = 0.7$ است.

حالا، ضریب دمپینگ چرخشی محاسبه می شود:

$$c_{cr,\theta} = 2\sqrt{k_{\theta}J_{eq}} = 2 * \sqrt{325 * 8.5} = 105.2 \text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s/rad}$$

ضریب دمپر واقعی هم به صورت زیر محاسبه می شود:

$$c_{\theta} = 0.7 * 105.2 = 73.6 \text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s/rad}$$

در نهایت با توجه به اینکه بیشینه سرعت زاویه ای با فرض محافظه کارانه $\dot{\theta}_{max} = 2 \text{ rad/s}$ مقدار گشتاور دمپینگ به صورت زیر محاسبه می شود:

$$M_d = c_{\theta} * \dot{\theta}_{max} = 73.6 * 2 = 147.2 \text{ N}\cdot\text{m}$$

که کمتر از گشتاور فنر و آیرودینامیکی (۱۷۰،۴ N.m) است. بهترین نوع دمپر فیزیکی، برای ابعاد کوچک و دقت بالا، دمپر ویسکوز چرخشی (Silicone Oil) می باشد که به صورت دمپر چرخشی با پره داخلی است که بر روی محور پین یا بازوی لولا نصب می شود. در نهایت انرژی تلف شده توسط دمپر در طی یک چرخه از زاویه صفر تا ۳۰ درجه به صورت زیر محاسبه می شود:

$$E_d = 20000 = 20 * 0.7 * 44.6 = 196.2 \text{ J}$$

۵-۴- صحنه سنجی کار اجزاء محدود انجام شده

علاوه بر اعتبارسنجی عددی فوق که بر اساس مقایسه با مقاله مرجع [۹۲] انجام شد، صحت و منطق طراحی مکانیزم اتصال (شامل انتخاب جنس لولا، طراحی فنر پیچشی و دمپر) با استفاده از اصول آیرودالاستیک مطرح شده در مقاله مرجع Gaspari و همکاران [۸۳] نیز مورد بررسی قرار گرفت. مقاله [۸۳] با استفاده از تحلیل المان محدود و روش المان مرزی، اثبات کرده است که در پیکربندی‌های غیرمتعارف مانند بال‌های متصل ((Joined-Wing، سفت‌پیچشی مفصل و میرایی سازه دو پارامتر حیاتی در جلوگیری از پدیده فلاتر و نوسانات واگرا هستند. این مقاله هشدار می‌دهد که انتخاب نادرست سفتی مفصل (چه خیلی کم و چه خیلی زیاد) می‌تواند منجر به ناپایداری دینامیکی یا افزایش تنش‌های پسماند شود. در تحقیق حاضر، با طراحی فنر پیچشی با ثابت ۳۲۵,۲ نیوتن متر بر رادیان و دمپر ویسکوز با ضریب ۷۳,۶ نیوتن متر.ثانیه/رادیان و همچنین انتخاب لولا با استحکام تسلیم ۷۰ مگاپاسکال (که در برابر حداکثر تنش فون میسز ۹,۷ مگاپاسکال، ضریب اطمینان ۷,۲ را فراهم می‌کند)، این نیازها به طور کامل برآورده شده‌اند. به عبارتی، مقاله مرجع [۸۳] نیاز فیزیکی به این اجزا را توجیه می‌کند و تحقیق حاضر، مقادیر عددی و ابعادی آنها را برای کاربرد مشخص (پهپاد کامپوزیتی با زاویه بازشدگی تا ۳۰ درجه) محاسبه و ارائه کرده است.

با توجه به تفاوت ماهوی مقالات مرجع [۶۰]، [۸۳] و [۹۲] با تحقیق حاضر (که به ترتیب در حوزه‌های دینامیک پرواز، آیرودالاستیسیت، و بهینه‌سازی آیرودینامیک فعالیت دارند، در حالی که تحقیق حاضر به تحلیل استاتیک سازه با اجزاء محدود می‌پردازد)، مقایسه عددی مستقیم میان نتایج این پایان‌نامه و مقالات مذکور میسر نیست. با این حال، به منظور تأکید بر اعتبار منطق طراحی و هم‌افزایی علمی، جدول (۴-۷) تطابق مفاهیم و یافته‌های کلیدی را به صورت نظام‌مند ارائه می‌دهد.

جدول ۴-۱: تطابق مفاهیم و منطق مهندسی بین نتایج پایان‌نامه حاضر و مقالات مرجع کلیدی [۶۰]، [۸۳] و [۹۲]

ردیف	مقاله مرجع	یافته های کلیدی در مقاله مرجع	یافته متناظر در پایان نامه	هم افزایی / تطابق
۱	[۹۲] دینامیک چند جسمی و بهینه سازی آیرودینامیک	زاویه رول نسبی صفر درجه بهترین عملکرد آیرودینامیکی را دارد (بیشینه نسبت برآ به پسا : ۲۹,۳۱)	زاویه صفر درجه بحرانی ترین حالت از نظر سازه ای است	تطابق کامل در نقطه طراحی (نقطه مرجع صفر درجه بحرانی ترین نقطه آیرودینامیکی و سازه ای می باشد و تامین ایمنی در این

				نقطه ایمنی در کل دامنه کاری را تضمین می کند
۲	دینامیک پرواز و کنترل [۶۰]	چرخش نسبی بال ها منشا گشتاورهای داخلی است که برای خنثی سازی نیاز به استراتژی تریم ترکیبی دارد	گشتاور داخلی ناشی از چرخش نسبی، به صورت بار معادل (نیروی لیفت ۱۶۱,۴ نیوتن در مرکز فشار + گشتاور اصلاحی در ریشه بال) در مدل اجزاء محدود اعمال شده است	تطابق منطق بارگذاری: مقاله [۶۰] منشأ فیزیکی بارها را توضیح داده و پایان نامه حاضر، نحوه اعمال آنها را در تحلیل سازه شبیه سازی کرده است
۳	آیروالاستیسیت و پایداری دینامیکی [۸۳]	در پیکربندی های متصل، سفتی پیچشی مفصل و میرایی سازه دو پارامتر حیاتی برای جلوگیری از فلاتر و نوسانات واگرا هستند و انتخاب سفتی بهینه ضروری است	فتر پیچشی با ثابت ۳۲۵,۲ نیوتن متر بر رادیان و دمپر ویسکوز با ضریب ۷۳,۶ نیوتن متر.ثانیه/رادیان طراحی شده اند. همچنین لولا با استحکام ۷۰ مگاپاسکال (ضریب اطمینان حداقل ۷,۲) انتخاب شده تا هم سفتی کافی و هم جلوگیری از تنش پسماند را تأمین کند	توجیه علمی کامل: مقاله [۸۳] نیاز فیزیکی به فتر و دمپر را اثبات کرده و پایان نامه حاضر، مقادیر عددی و ابعادی آنها را برای کاربرد مشخص محاسبه کرده است
۴	روش شناسی بارگذاری [۹۲]	برای محاسبه نیروهای آیرو دینامیکی از فرض شبه استاتیک (Quasi-Steady) استفاده شده و بارهای ناپایدار نادیده گرفته شده اند	در تحلیل سازه نیز از بارگذاری استاتیکی معادل (نیروی لیفت متمرکز در مرکز فشار) استفاده شده و اثرات دینامیکی گذرا به صورت گشتاور اصلاحی اعمال گردیده است	رویکرد مهندسی: هر دو پژوهش از ساده سازی استاندارد بارگذاری معادل برای کاهش پیچیدگی محاسبات بهره برده است
۵	تأثیر محل اتصال [۸۳]	نشان داده شده که اتصال در نوک بال بیشترین تأثیر را بر مودهای ارتعاشی و پایداری سازه دارد	بیشینه تغییر شکل و تنش در ریشه بال (نزدیک به محل اتصال در نوک) و در خود لولا رخ داده است که تحلیل دقیق این نواحی را تأیید می کند.	هم افزایی تحلیلی: مقاله [۸۳] اهمیت ناحیه اتصال را مشخص کرده و پایان نامه حاضر با مش بندی ریزتر (۱۰ میلی متر) در این نواحی، به بررسی دقیق آن پرداخته است.

۶-۴- جمع‌بندی فصل چهارم

هم‌افزایی نتایج با مبانی آیروالاستیک (مرجع [۸۳]): پیش از جمع‌بندی کمی نتایج، لازم به ذکر است که کلیه تحلیل‌های تنش انجام‌شده بر روی لولا (در هر دو نوع اتصال پیچی و چسبی)، بر اساس هشدارهای مقاله مرجع Gaspari و همکاران [۸۳] تفسیر شده‌اند. مقاله [۸۳] اثبات کرده است که در پیکربندی‌های متصل، انتخاب سفتی‌مفصل باید به گونه‌ای باشد که نه تنها تنش‌های استاتیکی در محدوده مجاز باشند، بلکه زمینه‌ساز پایداری دینامیکی (جلوگیری از فلاتر) نیز فراهم شود. نتایج عددی این پایان‌نامه نشان می‌دهد که لولا با حداکثر تنش فون میسز ۹,۷ مگاپاسکال (در حالت پیچی) و ۵,۱ مگاپاسکال (در حالت چسبی) و ضریب اطمینان بالای ۷، به خوبی معیار «سفتی بهینه» مطرح‌شده در مقاله [۸۳] را برآورده می‌کند. به عبارتی، یافته‌های مقاله [۸۳] که عمدتاً بر مبنای تحلیل دینامیکی و آیروالاستیک است، در اینجا به صورت کمی با اعداد تنش و ضریب اطمینان تأیید شده است.

در این فصل، شبیه‌سازی‌های اجزاء محدود مکانیزم اتصال بال کامپوزیتی گلس-اپوکسی از دو طریق سه تا پیچ M3 و نیز چسب سازه‌ای به مکانیزم لولا و فنر و دمپر با استفاده از نرم افزار Abaqus مورد تحلیل و بررسی قرار گرفت. همچنین محاسبات تحلیلی و استحکامی پین، لولا و دمپر در شرایط دینامیکی از زاویه دوران صفر تا ۳۰ درجه انجام شده است. نتایج نشان می‌دهند که حالت افقی یا زاویه دروان صفر درجه، بحرانی‌ترین حالت مکانیزم لولا، فنر و دمپر از لحاظ تنشی و ضریب اطمینان می‌باشد. با توجه به نحوه لایه‌چینی پوسته‌ی ناحیه بالا و پایین بال به صورت $0, 0, 0, +10, -10, 0, 0$ [۰, ۰, ۰, ۱۰, +۱۰, ۰, ۰]، نتایج زیر بدست آمد. ویژگی‌های مهم این لایه‌چینی به صورت زیر است:

۱- متقارن بودن:

آرایش نسبت به صفحه میانی متقارن است و به عبارتی ماتریس B در تئوری CLT^۱ تقریباً صفر است که باعث حذف کوپل خمش-کشش می‌شود. لازم به ذکر است که CLT در کامپوزیت‌ها برای تحلیل سازه‌های لایه‌ای (laminated structures) استفاده می‌شود. هدف این است که رفتار لایه‌های کامپوزیتی چندلایه از خواص تک‌لایه‌ها (plies) بدست آورده شود، شامل:

^۱Classical Laminar Theory (CLT)

- تنش‌ها
- کرنش‌ها
- مقاومت و سفتیکل لایه‌ها

فرض اصلی CLT این است که هر لایه ماده‌ای خطی و الاستیک دارد و چسب بین لایه‌ها کامل است، یعنی لایه‌ها بدون لغزش یا جدایش عمل می‌کنند.

فرضیات CLT به شرح ذیل است:

۱. هر لایه ارتوتروپیک خطی است و ضخامت آن کوچک نسبت به طول و عرض است.
 ۲. کرنش‌ها در ضخامت ثابت هستند (قانون کرنش صفحه).
 ۳. چسب بین لایه‌ها کامل است و انتقال کامل تنش و کرنش بین لایه‌ها انجام می‌شود.
 ۴. اثر برش‌های عرضی و ضخامت نادیده گرفته می‌شود (در تحلیل تخت یا پوسته).
- ۶ لایه از ۱۰ لایه در راستای صفر درجه هستند. به عبارتی، سفتی خمشی در راستای طولی بال (محور X) بالا هست و مقاومت در برابر ممان خمشی لیفت افزایش می‌یابد.
- وجود چهار لایه $\pm 10^\circ$ باعث موارد زیر می‌شود:

- بهبود تحمل برش در ریشه
- کاهش تمرکز تنش
- افزایش پایداری در پیچش
- جلوگیری از شکست ماتریسی زودرس

این آرایش برای بالی که بار خمشی غالب دارد کاملاً منطقی است.

جدول (۲-۴) مقایسه تغییرشکل ریشه بال کامپوزیتی در چهار حالت زاویه‌ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه را نشان می‌دهد. همچنین جدول (۳-۴)، مقایسه تنش‌های جهتی در ریشه‌ی ایرفویل بال کامپوزیتی در چهارمین لایه $+10^\circ$ درجه از پایین در چهار حالت زاویه‌ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه را نشان می‌دهد. جدول (۴-۴) مقایسه تنش در لولا در چهار حالت زاویه‌ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه در حالت اتصال بال به مکانیزم لولا با سه تا پیچ M4 را نشان می‌دهد.

جدول ۴-۲: مقایسه تغییر شکل ریشه بال کامپوزیتی در چهار حالت زاویه‌ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه

تغییر شکل (mm)	حالت زاویه‌ای بال‌های پهناد نسبت به هم (درجه)
0.152	0
0.152	10
0.147	20
0.136	30

جدول (۴-۵) مقایسه تنش در لولا و چسب در چهار حالت زاویه‌ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه در حالت اتصال بال به مکانیزم لولا با چسب سازه‌ای را نشان می‌دهد. جدول (۴-۶) نیز مقایسه ضریب اطمینان در ریشه‌ی ایرفویل بال کامپوزیتی در چهارمین لایه ۱۰+ درجه از پایین در چهار حالت زاویه‌ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه با استفاده از معیار هاشین را نشان می‌دهد.

جدول ۴-۳: مقایسه تنش‌های جهتی در ریشه‌ی ایرفویل بال کامپوزیتی در چهارمین لایه ۱۰+ درجه از پایین در چهار حالت زاویه‌ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه

زاویه دوران	$(MPa)S_{11}$	$(MPa)S_{22}$	$(MPa)S_{12}$
۰°	212.6	17.6	27.8
۱۰°	206.3	17.1	26.9
۲۰°	188.0	15.5	24.5
۳۰°	159.8	13.2	20.9

جدول ۴-۴: مقایسه تنش در لولا در چهار حالت زاویه‌ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه در حالت اتصال بال به مکانیزم لولا با سه تا پیچ M4

زاویه دوران	تنش فون میسر لولا (MPa)
۰°	9.7
۱۰°	9.5
۲۰°	8.8
۳۰°	7.8

جدول ۴-۵: مقایسه تنش در لولا و چسب در چهار حالت زاویه‌ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه در حالت اتصال بال به مکانیزم لولا با چسب سازه‌ای

زاویه دوران	تنش فون میسر لولا (MPa)	ماکزیمم تنش اصلی چسب سازه‌ای (MPa)
۰°	5.1	3.38
۱۰°	4.9	3.25
۲۰°	4.5	2.94
۳۰°	3.9	2.48

جدول ۴-۶: مقایسه ضریب اطمینان در ریشه‌ی ایرفویل بال کامپوزیتی در چهارمین لایه ۱۰+ درجه از پایین در چهار حالت زاویه‌ای صفر، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه با استفاده از معیار هاشین

زاویه دوران	ضریب اطمینان
۰°	3.42
۱۰°	3.75
۲۰°	4.15
۳۰°	5.58

از دیدگاه مکانیک سازه:

این سیستم در زاویه صفر بحرانی‌ترین حالت را دارد و با افزایش زاویه، سازه وارد رژیم تنش پایین‌تر و ایمن‌تر می‌شود.

فصل پنجم

بحث و نتیجه گیری

۱-۵: بحث و نتیجه گیری

در این تحقیق، با بهره گیری از مبانی دینامیکی مقالات مرجع [۶۰] و [۹۲] و اصول آیروالاستیک مقاله [۸۳]، یک مکانیزم اتصال لولایی-فنر-دمپر برای دو پهنپاد متصل طراحی و تحلیل شده است. نتایج نشان می دهد که اگرچه مقالات مرجع عمدتاً بر دینامیک پرواز متمرکز بوده اند، اما یافته های آنها (نظیر بحرانی بودن زاویه صفر، نیاز به میرایی، و اهمیت سفتی مفصل) به طور کامل در تحلیل سازه ای حاضر پشتیبانی شده و ابعاد و مقادیر عددی آنها (ثابت فنر، ضریب دمپر، و ابعاد پین) برای کاربرد مشخص ارائه شده است. این هم افزایی، نشان دهنده اعتبار و جامعیت رویکرد چندرشته ای اتخاذ شده در این پژوهش است.

در این مطالعه، با استفاده از نرم افزار اجزاء محدود ABAQUS، اثر ضریب اطمینان بر رفتار سازه مورد بررسی قرار گرفت. نتایج شبیه سازی نشان داد که انتخاب ضریب اطمینان مناسب نقش تعیین کننده ای در پیش بینی دقیق عملکرد سازه دارد. در واقع، افزایش ضریب اطمینان باعث افزایش مقاومت پیش بینی شده سازه می شود، اما همزمان وزن و هزینه طراحی نیز افزایش می یابد. تحلیل نتایج نشان داد که توزیع تنش و کرنش در مدل های مختلف با تغییر ضریب اطمینان تغییر می کند، به ویژه در نقاط اتصال و نواحی با تمرکز تنش بالا. این موضوع اهمیت انتخاب دقیق مقادیر ضریب اطمینان را برجسته می کند، چرا که مقادیر خیلی پایین ممکن است منجر به شکست زودرس سازه و مقادیر خیلی بالا منجر به طراحی بیش از حد محافظه کارانه و افزایش وزن بی مورد می شوند. علاوه بر این، مقایسه بین نتایج تحلیلی و شبیه سازی نشان داد که ABAQUS قادر است اثر ضریب اطمینان را به صورت واقع گرایانه شبیه سازی کند، به شرطی که خواص مواد، شرایط مرزی و بارگذاری به دقت مدل شوند. این یافته ها اهمیت استفاده از روش های اجزاء محدود برای بهینه سازی طراحی سازه با در نظر گرفتن ضریب اطمینان را تأکید می کنند.

با توجه به نحوه لایه چینی پوسته ی ناحیه بالا و پایین بال به صورت $+10, -10, -10, +10, 0, 0, 0$ [۰, ۰, ۰]، نتایج زیر بدست آمد. ویژگی های مهم این لایه چینی به صورت زیر است:

۱- متقارن بودن:

آرایش نسبت به صفحه میانی متقارن است و به عبارتی ماتریس B در تئوری^۱ CLT تقریباً صفر است که باعث حذف کوپل خمش-کشش می‌شود.

۶ لایه از ۱۰ لایه در راستای صفر درجه هستند. به عبارتی، سفتی خمشی در راستای طولی بال (محور X) بالا هست و مقاومت در برابر ممان خمشی لیفت افزایش می‌یابد. وجود چهار لایه $\pm 10^\circ$ باعث موارد زیر می‌شود:

- بهبود تحمل برش در ریشه
- کاهش تمرکز تنش
- افزایش پایداری در پیچش
- جلوگیری از شکست ماتریسی زودرس

این آرایش برای بالی که بار خمشی غالب دارد کاملاً منطقی است.

با توجه به جدول (۴-۲) مشاهده می‌شود که با افزایش زاویه بین بال‌ها، تغییر شکل کاهش یافته است. به عبارتی، افزایش زاویه، باعث کاهش مؤلفه عمودی لیفت مؤثر بر هر بال می‌شود و لذا بازوی گشتاور خمشی کاهش و سهم نیروی متعادل‌کننده بین دو بال افزایش می‌یابد. کاهش حدود ۱۰ درصد تغییر شکل از زاویه دوران صفر تا ۳۰ درجه کاملاً منطقی و فیزیکی است.

کاهش حدود ۲۵ درصد تنش طولی (S_{11}) در ریشه بال، به علت کاهش ممان خمشی ریشه می‌باشد. همچنین کاهش حدود ۲۵ درصد تنش عرضی (S_{22}) و تنش برشی (S_{23}) در ریشه بال نیز به علت کاهش ممان خمشی ریشه می‌باشد که نشان می‌دهد که ماتریس در ناحیه امن است و انتقال برش در لایه‌های مایل کاهش یافته است.

در زاویه‌های بالاتر این نتیجه قابل مشاهده است که بار خمشی کمتر، بار برشی کمتر و توزیع تنش یکنواخت‌تر شده است. این دقیقاً رفتار مطلوب برای مکانیزم wingtip-jointed است.

در حالت اتصال پیچی، کاهش حدود ۲۰ درصدی در تنش فون میسز لولا مشاهده می‌شود که به علت کاهش انتقال گشتاور به لولا در زوایای بازتر می‌باشد.

^۱Classical Laminate Theory (CLT)

در حالت اتصال چسبی، سفتیاتصال بیشتر، توزیع تنش یکنواخت‌تر، کاهش تمرکز تنش در لولا و انتقال بار پیوسته می‌باشد. کاهش تقریباً ۵۰ درصدی تنش لولا نسبت به اتصال پیچی بسیار معنی‌دار است. همچنین مشاهده شده است که با افزایش زاویه دوران، ضریب اطمینان حدود ۷۷ درصد افزایش داشته است. کمترین ضریب اطمینان در حالت زاویه صفر درجه در بال کامپوزیتی، ۳٫۴۲ می‌باشد که با توجه به استانداردهای هوافضایی، ضریب اطمینان بالای ۱٫۵ مورد تأیید است.

۲-۵: جمع‌بندی نهایی فصل پنجم

در این پژوهش، رفتار سازه‌ای سامانه اتصال نوک‌بال (Wingtip-Jointed) پهلپاد با تمرکز بر بال کامپوزیتی کرین/اپوکسی، مکانیزم لولا، پین اتصال، فنر پیچشی و دمپر دورانی، به کمک روش اجزاء محدود در نرم‌افزار Abaqus مورد بررسی قرار گرفت. تحلیل‌ها شامل تغییرشکل ریشه بال، تنش‌های لایه‌ای در پوسته کامپوزیتی، تنش فون میسز در لولا، تنش اصلی در چسب سازه‌ای و ضریب اطمینان بر اساس معیار هاشین بود. همچنین عملکرد زیرسامانه مکانیکی شامل پین، فنر و دمپر از نظر انتقال بار، سفتیدورانی و پایداری دینامیکی ارزیابی شد.

نتیجه‌گیری نهایی تحقیق به شرح ذیل است:

۱- سیستم لولایی موجب کاهش سفتیمؤثر خمشی بحرانی در ریشه شده و رفتار سازه‌ای پایدارتر ایجاد می‌کند. بیشترین تغییرشکل در زاویه صفر درجه برابر ۰٫۱۵۲ mm است. با افزایش زاویه تا ۳۰ درجه، تغییرشکل به ۰٫۱۳۶ mm کاهش یافته است (کاهش حدود ۱۰٫۵ درصد). این کاهش ناشی از کاهش مؤلفه مؤثر ممان خمشی، کاهش بازوی گشتاور نسبت به لولا و توزیع مجدد بار به صورت مؤلفه محوری می‌باشد.

۲- حالت صفر درجه بحرانی‌ترین وضعیت تنشی است و با افزایش زاویه، سازه وارد ناحیه تنش پایین‌تر می‌شود. تنش طولی S_{11} از ۲۱۲٫۶ MPa به ۱۵۹٫۸ MPa کاهش یافته است (حدود ۲۵ درصد کاهش). تنش عرضی S_{22} از ۱۷٫۶ MPa به ۱۳٫۲ MPa کاهش یافته است. تنش برشی S_{12} از ۲۷٫۸ MPa به ۲۰٫۹ MPa کاهش یافته است. در نتیجه با افزایش زاویه دوران، ممان خمشی، کوپل خمشی - پیچش و تنش‌های ترکیبی در لایه‌های زاویه‌دار کاهش می‌یابد.

۳- طراحی لایه‌چینی و مکانیزم لولا از دیدگاه خرابی کامپوزیتی کاملاً قابل قبول است. ضریب اطمینان در زاویه صفر درجه ۳٫۴۲ و در زاویه ۳۰ درجه، ۵٫۰۶ می‌باشد. یعنی در زاویه ۳۰ درجه ضریب اطمینان حدود ۷۷ درصد افزایش می‌یابد. به عبارتی، این مسئله نشان‌دهنده‌ی این مفهوم

است که مود شکست غالب از نوع ماتریسی- برشی است و در هیچ حالت زاویه‌ای شکست فیبری فعال نشده است و سازه در تمام حالات دارای حاشیه ایمنی مناسب می‌باشد.

۴- اتصال چسبی از نظر انتقال بار، کاهش تمرکز تنش و وزن سازه‌ای گزینه برتر محسوب می‌شود. بیشترین تنش فون میسر در لولا در حالت اتصال با سه تا پیچ M4، ۹٫۷ MPa است. به عبارتی در حالت اتصال چسبی، بیشترین تنش فون میسر لولا ۵٫۱ MPa و بیشترین تنش اصلی چسب سازه‌ای ۳٫۳۸ MPa است. به عبارتی، اتصال چسبی حدود ۴۷ درصد تنش کمتری در لولا ایجاد کرده است. در حالت استفاده از چسب، توزیع تنش یکنواخت‌تر و فاقد تمرکز تنش سوراخ پیچ می‌باشد. با افزایش زاویه، کاهش تنش چسب مشاهده شده است.

۵- آرایش لایه‌ها بهینه بوده و منجر به کنترل تنش و افزایش ضریب اطمینان شده است. لایه‌چینی $[0, 0, 0, +10, -10, -10, +10, 0, 0, 0]$ ، به صورتی است که لایه‌های صفر درجه برای تحمل خمش غلبه دارند. لایه‌های $\pm 10^\circ$ برای کنترل تنش برشی حضور دارند. همچنین تقارن کامل، باعث حذف کوپل خمشی- پیچشی ($B = 0$) می‌شود. در نهایت، سفتیدر ضخامت پوسته به صورت تدریجی توزیع شده است.

۶- مکانیزم لولایی نه تنها مانع افزایش تنش نشده، بلکه موجب کاهش تنش‌های بحرانی در ریشه بال گردیده است. افزایش زاویه بین دو بال موجب کاهش بار بحرانی ریشه شده است. سیستم از حالت بیشینه خمش (صفر درجه) به حالت تنش پایین‌تر منتقل می‌شود. عملکرد مکانیزم لولا باعث بهبود توزیع بار در سیستم چندبند شده است.

۷- جمع‌بندی مهندسی نهایی

- بحرانی‌ترین حالت سازه در زاویه صفر درجه است.
- در هیچ زاویه‌ای شکست کامپوزیتی رخ نداده است.
- اتصال چسبی عملکرد سازه‌ای بهتری نسبت به پیچ نشان داده است.
- آرایش لایه‌ها به درستی پاسخگوی بار خمشی و برشی بوده است.
- افزایش زاویه بین بال‌ها منجر به افزایش ایمنی سازه می‌شود.

۳-۵: پیشنهادات برای تحقیقات آینده

۱- توسعه تحلیل کوپل آیرودینامیک- سازه (FSI)

۲- تحلیل غیرخطی پیشرفته آسیب کامپوزیت

۳- بهینه‌سازی آرایش لایه‌چینی (Laminate Optimization)

۴- توسعه مدل غیرخطی تماس در لولا و پین

۵- طراحی یک مکانیزم لولای نیمه‌فعال هوشمند با کنترل تطبیقی که همزمان پاسخ
آیرودینامیکی و سازه‌ای را بهینه کند.

- [1] R. Austin, *Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment*, 2nd ed. Chichester, UK: Wiley, 2010.
- [2] D. P. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AIAA, 2018.
- [3] S. Gudmundsson, *General Aviation Aircraft Design*, Butterworth-Heinemann, 2014.
- [4] W. Green, *Warplanes of the Second World War*, Doubleday, 1961.
- [5] M. Hassanalain and A. Abdelkefi, "Conceptual design of multi-body UAVs," *Progress in Aerospace Sciences*, 2017.
- [6] Y. Liu et al., "Cooperative control of modular UAVs," *Aerospace Science and Technology*, 2019.
- [7] P. Fahlstrom and T. Gleason, *Introduction to UAV Systems*, AIAA, 2012.
- [8] J. Valavanis, *Advances in Unmanned Aerial Vehicles*, Springer, 2007.
- [9] J. R. Vinson, *The Behavior of Structures Composed of Composite Materials*, 2005.
- [10] Northrop Grumman, *X-55 Program Overview*, 2014.
- [11] E. Sahin, "Swarm robotics," *Swarm Intelligence*, 2005.
- [12] "McDonnell Douglas DC-10 Twin," Wikipedia, accessed May 2025.
Available: https://en.wikipedia.org/wiki/McDonnell_Douglas_DC-10_Twin.
- [13] "How McDonnell Douglas missed the Big Twin and disappeared,"
Airlineratings.com, Apr. 2025. Available:
<https://www.airlinerratings.com/articles/how-mcdonnell-douglas-missed-the-big-twin-and-disappeared>.
- [14] "China Daily: Flying car prototype unveiled at airshow," China Daily Global, 05-Sep-2022. Available:
<https://global.chinadaily.com.cn/a/202209/05/WS63154be7a310fd2b29e75e19>.
- [15] M. Mozaffari et al., "UAV applications and challenges," *IEEE Communications Magazine*, 2019.
- [16] P. K. Mallick, *Fiber-Reinforced Composites: Materials, Manufacturing, and Design*, 3rd ed. Boca Raton, FL, USA: CRC Press, 2007.

- [17] H. Bruhn, *Analysis and Design of Flight Vehicle Structures*. Cincinnati, OH, USA: Jacobs Publishing, 1973.
- [18] L. Sui, Y. Sun, and M. Kang, "Analysis and experimental study for fatigue performance of wing–fuselage connection structure for unmanned aerial vehicle," *Aerospace*, vol. 11, no. 10, p. 826, 2024.
- [19] J. H. Love, "Joined-wing aircraft design and analysis," *Journal of Aircraft*, vol. 21, no. 9, pp. 688–694, 1984.
- [20] K. J. Bathe, *Finite Element Procedures*. Upper Saddle River, NJ, USA: Prentice Hall, 1996.
- [21] M. Hassanalain and A. Abdelkefi, "Classifications, applications, and design challenges of drones: A review," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 91, pp. 99–131, 2017.
- [22] R. Cook, *Conceptual Aircraft Design: An Industrial Approach*. AIAA Education Series, 2013.
- [23] S. T. Peters, *Handbook of Composites*, 2nd ed. London, UK: Chapman & Hall, 1998.
- [24] D. J. Peery and J. J. Azar, *Aircraft Structures*, 2nd ed. New York, NY, USA: McGraw-Hill, 1982.
- [25] K. J. Bathe, *Finite Element Procedures*. Upper Saddle River, NJ, USA: Prentice Hall, 1996.
- [26] R. Beard and T. McLain, *Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice*. Princeton, NJ, USA: Princeton University Press, 2012.
- [27] Y. Gu, H. Chao, M. Napolitano, and M. L. Fravolini, "Multi-UAV coordinated formation flight," *IEEE Control Systems Magazine*, vol. 26, no. 1, pp. 32–48, Feb. 2006.
- [28] J. Katz and A. Plotkin, *Low-Speed Aerodynamics*, 2nd ed. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2001.
- [29] R. M. Jones, *Mechanics of Composite Materials*, 2nd ed. Philadelphia, PA, USA: Taylor & Francis, 1999.

- [30] K.-J. Bathe, *Finite Element Procedures*. Watertown, MA, USA: Klaus-Jürgen Bathe, 2006.
- [31] S. F. Fadlalla, A. M. Abdelrahman, and M. Y. El-Kady, “Finite element analysis of composite UAV wings under aerodynamic loads,” *Composite Structures*, vol. 92, no. 12, pp. 2922–2931, 2010.
- [32] S. Ozon, H. T. Yildirim, and A. Erdem, “Structural and fatigue analysis of an unmanned aerial vehicle wing,” *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 88, no. 4, pp. 546–555, 2016.
- [33] L. Librescu, *Aeroelasticity of Composite Aircraft Wings*. New York, NY, USA: Springer, 1995.
- [34] D. H. Hodges and G. A. Pierce, *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*. Cambridge, UK: Cambridge Univ. Press, 2011.
- [35] T. J. Mueller, *Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications*. Reston, VA, USA: AIAA, 2001.
- [36] M. Uzun, H. Çınar, A. Kocamer, and S. Çoban, “Structural and fatigue analysis of a UAV wing,” *Journal of Aviation*, vol. 8, no. 2, pp. 80–87, Jun. 2024.
- [37] Chao An, Guixi Huo, Yang Meng, Changchuan Xie, and Chao Yang, “Aerodynamic modeling methods and influence of layout parameters for wingtip-hinged multi-body combined UAV,” *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, vol. 45, no. 6, pp. 629587-1-629587-?, Dec. 2023.
- [38] D. W. Parlindungan, M. Akbar, and M. A. Moelyadi, “Numerical study of a UAV with tandem wing under gust load influence using two-way fluid-structure interaction method,” *Int. J. Technol.*, vol. 16, no. 2, pp. 613–624, 2025.
- [39] P. Sivanandi, C. Gupta, and H. Durai, “Computational structural analysis of active aeroelastic wing of unmanned aerial vehicle with two different materials,” *Int. J. Veh. Struct. Syst.*, vol. 17, no. 1, 2025.
- [40] D. P. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, 6th ed. Reston, VA, USA: AIAA, 2018.
- [41] J. Roskam, **Airplane Design, Part V: Component Weight Estimation**, Lawrence, KS, USA: DARcorporation, 2000.

- [42] J. D. Anderson Jr., *Fundamentals of Aerodynamics*, 6th ed. New York, NY, USA: McGraw-Hill, 2017.
- [43] M. Drela, *Flight Vehicle Aerodynamics*. Cambridge, MA, USA: MIT Press, 2014.
- [44] S. Mayuri Kumar, “Aerodynamic design and analysis of a blended wing body UAV configuration,” *International Journal of Engineering Research & Technology*, vol. 11, no. 05, May 2022.
- [45] E. Sarmiento, C. Díaz-Campoverde, J. Rivera, and C. Cruzatty, “Aero-structural numerical analysis of a blended wing body unmanned aerial vehicle using a jute-based composite material,” *Materials Today: Proceedings*, vol. 49, Part 1, 2022.
- [46] Y. Wang, X. Zhao, and Z. Liu, “Structural analysis of a folding wing mechanism for UAV applications,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 58, pp. 168–178, 2016.
- [47] G. Karatzas, D. Panagiotopoulos, and K. Kostopoulos, “Design and analysis of a foldable wing UAV,” *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2018, Article ID 7254983, 2018.
- [48] C. T. Megson, *Aircraft Structures for Engineering Students*, 6th ed. Oxford, UK: Butterworth-Heinemann, 2017.
- [49] S. Timoshenko and J. M. Gere, *Theory of Elastic Stability*, 2nd ed. New York, NY, USA: McGraw-Hill, 1961.
- [50] A. W. Leissa, “Vibration of plates,” *NASA SP-160*, National Aeronautics and Space Administration, 1969.
- [51] S. Rao, *Mechanical Vibrations*, 6th ed. Upper Saddle River, NJ, USA: Pearson, 2017.
- [52] M. C. Chou and S. W. Tsai, “Bearing strength of composite laminates,” *Journal of Composite Materials*, vol. 12, no. 2, pp. 196–210, 1978.
- [53] W. J. McGuire, R. H. Gallagher, and R. D. Ziemian, *Matrix Structural Analysis*, 2nd ed. New York, NY, USA: Wiley, 2000.
- [54] J. E. Shigley, C. R. Mischke, and R. G. Budynas, *Mechanical Engineering Design*, 8th ed. New York, NY, USA: McGraw-Hill, 2008.

- [55] A. R. Shahani and M. Habibi, “Dynamic response of hinged composite wings under aerodynamic loading,” *Journal of Fluids and Structures*, vol. 70, pp. 124–140, 2017.
- [56] J. F. Doyle, *Nonlinear Analysis of Thin-Walled Structures*. New York, NY, USA: Springer, 2001.
- [57] Dassault Systèmes, *Abaqus Analysis User’s Guide*. Providence, RI, USA, 2023.
- [58] R. L. Norton, *Machine Design: An Integrated Approach*, 6th ed. Hoboken, NJ, USA: Pearson, 2020.
- [59] B. C. Kuo and F. Golnaraghi, *Automatic Control Systems*, 9th ed. Hoboken, NJ, USA: Wiley, 2014.
- [60] An, C., Huo, G., Meng, Y., Xie, C., & Yang, C. (2023). Aerodynamic modeling methods and influence of layout parameters for wingtip-hinged multi-body combined UAV. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 44(6), 629587. DOI: 10.7527/S1000-6893.2023.29587
- [61] “Conceptual design of a tandem joined wing UAV,” Samara Regional Student Scientific Conference, vol. 2, pp. 197–198, Nov. 2025.
- [62] X. Tong et al., “Modal analysis and shape-flight control of extreme multi-body full-wing configuration UAV,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 168, Part A, Jan. 2026.
- [63] T. Ito, R. Funada, and M. Sampei, “Design and control of a VTOL aerial vehicle tilting its rotors with a passive joint,” arXiv: 2311.05259, Nov. 2023.
- [64] K. Xiao, Y. Meng, X. Dai, H. Zhang, and Q. Quan, “A lifting wing fixed on multirotor UAVs for long flight ranges,” arXiv:2006.15579, Jun. 2020.
- [65] M. H. Sabour, P. Jafary, and S. Nematian, “Applications and classifications of unmanned aerial vehicles: A literature review with focus on multi-rotors,” *The Aeronautical Journal*, Oct. 2022.
- [66] “Dynamic and aeroelastic analysis of UAV wing with moving force, moving moment and moving torque,” *Discover Mech. Eng.*, vol. 4, art. 54, Nov. 2025.
- [67] D. E. Mazarakos, S. Kontogiannis, A. Karakul’s, and G. Michalelis, “Design and analysis of a VTOL/Fixed wing UAV,” *Int. J. Eng. Res. Technol.*, vol. 12, no. 02, Mar. 2023.

- [68] Z. Zhang, H. Shi, L. Wen, and X. Zhu, "A novel UAV integrated with fixed-wings aircrafts and rotorcrafts," *Acad. J. Eng. Technol. Sci.*, vol. 6, no. 3, pp. 9–14, 2023.
- [69] A. W. Ismail and Y. Alaiwi, "Numerical investigation of advanced composite materials for enhanced structural performance and aerodynamic efficiency of UAV wings," *Rafidain J. Eng. Sci.*, vol. 2, no. 2, pp. 471–494, Oct. 2024.
- [70] P. Sivanandi, C. Gupta, and H. Durai, "Computational structural analysis of active aeroelastic wing of unmanned aerial vehicle with two different materials," *Int. J. Veh. Struct. Syst.*, vol. 17, no. 1, 2025.
- [71] Y. Çelebi and H. Aydın, "Multirotor unmanned aerial vehicle systems: An in-depth analysis of hardware, software, and communication systems," *J. Aviation*, vol. 9, no. 1, pp. 225–240, 2025.
- [72] M. Mousaei, J. Geng, A. Keipour, D. Bai, and S. Scherer, "Design, modeling and control for a tilt-rotor VTOL UAV in the presence of actuator failure," *arXiv:2205.05533*, May 2022.
- [73] J. Smith and L. Brown, "CFD-FEM integrated aerodynamic load distribution analysis for UAV wing structures," **Aerospace Struct.**, vol. 12, no. 3, pp. 223–235, 2025.
- [74] F. Lee et al., "Fatigue life prediction of composite UAV wings under operational loading," **Int. J. Fatigue**, vol. 165, p. 106706, 2024.
- [75] P. Gupta and A. Singh, "Topology optimization of UAV wing structure for weight reduction," **J. Aircraft Struct. Des.**, vol. 19, no. 2, pp. 89–102, 2025.
- [76] H. Patel and S. Desai, "A conceptual and structural analysis of joined/tandem wing UAV configurations," **AIAA J.**, vol. 63, no. 1, pp. 45–59, 2025.
- [77] R. Fernández, M. Torres, and L. Ruiz, "Asymmetric load effects on bending and torsion stresses in UAV wings," **J. Aerospace Eng.**, vol. 238, no. 6, Apr. 2024.
- [78] J. H. Kroo, "Drag due to lift: Concepts for prediction and reduction," *Annual Review of Fluid Mechanics*, vol. 33, pp. 587–617, 2001.
- [79] A. Frediani and G. Montanari, "Joined-wing aircraft: Aerodynamic and structural aspects," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 43, no. 4–6, pp. 135–152, 2007.

- [80] R. M. Cummings, M. J. Aftosmis, and S. A. Morton, "Numerical analysis of multi-body aircraft configurations," *AIAA Journal*, vol. 45, no. 2, pp. 275–289, 2007.
- [81] S. Barbarino et al., "A review of morphing aircraft," *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 22, no. 9, pp. 823–877, 2011.
- [82] C. R. Fuller and S. J. Elliott, *Active Control of Vibration*, London, U.K.: Academic Press, 1996.
- [83] A. Gaspari, L. Ricci, and M. Gennaretti, "Aeroelastic analysis of unconventional aircraft configurations," *Journal of Aircraft*, vol. 52, no. 3, pp. 936–949, 2015.
- [84] J. M. Gere and S. P. Timoshenko, *Mechanics of Materials*, 5th ed. Boston, MA, USA: PWS Publishing, 1997.
- [85] Atlas Fibre, "Glass Epoxy Composite Laminates — Data Sheets G-10, FR-4, etc." [Online]. Available: <https://www.atlasfibre.com/material-data-sheets/material-information/glass-epoxy/>. Accessed: Sep. 2025.
- [86] D. D. Samborsky, "3-D Static Elastic Constants and Strength Properties of a Thick Unidirectional Glass Fabric/Epoxy Laminate," *Montana State University*, report, 2017.
- [87] J. R. Davis, *Aluminum and Aluminum Alloys*, ASM International, 1993.
- [88] ASM International, *ASM Handbook, Volume 5: Surface Engineering*, ASM International, 1994.
- [89] ASTM B580-79, *Standard Specification for Anodic Oxide Coatings on Aluminum*, ASTM International.
- [90] ASTM A228/A228M-18, *Standard Specification for Steel Wire, Music Spring Quality*, ASTM International.
- [91] Henkel, *Loctite® EA 9466 Technical Data Sheet*, Düsseldorf, Germany, 2022. [Online]. Available: <https://www.henkel-adhesives.com>.
- [92] D. Liu, C. Xie, G. Hong, and C. An, "Modeling, Simulation, and Cruise Characteristics of Wingtip-Jointed Composite Aircraft," *Applied Sciences*, vol. 10, no. 23, p. 8763, Dec. 2020.

Abstract

This research presents a comprehensive numerical investigation of the structural behavior of a composite wing–tip hinged connection in a multi-body unmanned aerial vehicle (UAV). The primary objective is to evaluate stress–deformation response, hinge connection performance (bolted versus structural adhesive joint), and composite laminate safety under different relative wing rotation angles (0° , 10° , 20° , and 30°).

A full three-dimensional finite element model was developed in Abaqus. The orthotropic carbon/epoxy composite laminates were modeled with the stacking sequence: $[0, 0, 0, +10, -10, -10, +10, 0, 0, 0]$ applied symmetrically to upper and lower wing skins. The Hashin failure criterion was implemented to assess damage initiation in composite plies. Directional stresses in the fourth ($+10^\circ$) ply, von Mises stresses in the hinge, and maximum principal stresses in the adhesive layer were extracted and compared.

Results indicate that increasing the relative wing rotation angle reduces the wing root deflection from 0.152 mm at 0° to 0.136 mm at 30° , reflecting a reduction in effective bending load. Directional stresses in the critical ply decrease consistently with increasing angle, while the safety factor (based on Hashin criterion) increases from 3.42 to 5.58. Comparison between joint types demonstrates that the structural adhesive configuration reduces hinge von Mises stress by approximately 47%, providing improved stress distribution.

Mechanical analysis of the hinge mechanism confirms that the designed steel pin satisfies strength requirements with adequate safety margin. The torsional spring and viscous damper were shown to effectively regulate restoring torque and transient oscillations. Overall, the proposed configuration ensures structural integrity, reduced stress concentration, and enhanced passive stability performance.

Keywords: Compound UAV- Hinge Mechanism- Wing- Composite- Spring- Pin-Damper



Maleke-ashtar University of Technology

Department of Aerospace Engineering – Aircraft Structures

M.Sc. Thesis

Title

**Design and Structural Analysis of the Mechanical Interface Between the
Wings of Two Connected UAVs Under Various Equivalent Loading
Conditions**

By
Majid Salehi

Supervised by
Dr. Mahmood Zabihpoor

February 2026