

## تحلیل استحکام جعبه گشتاور پایدار گر افقی هواپیما فرسوده جهت تخمین عمر باقیمانده و عمردهی آن به روش اجزای محدود

سعید سلگی<sup>۱</sup>، علی جهانگیری<sup>۲\*</sup>

اطلاعات مقاله	چکیده
دریافت مقاله: ۱۳۹۷/۰۳/۰۵ پذیرش مقاله: ۱۳۹۷/۰۶/۱۲	از آنجا که توزیع تنش واقعی در اجزای هواپیما یکی از مهم‌ترین شاخص‌های ورودی برای انجام پژوهش‌های طراحی و عمردهی هواپیما است، در پژوهش حاضر به تحلیل استحکام سازه جعبه گشتاور پایدار گر افقی هواپیما پرداخته شده است. برای این منظور، مدل هندسی دقیق اجزای سازه‌های جعبه گشتاور طبق نقشه‌های ساخت هواپیما با استفاده از نرم‌افزار CATIA تولید شده و برای تحلیل استاتیکی به محیط نرم‌افزار ABAQUS انتقال یافته و مونتاژ گردیده است. پس از انجام اصلاحات در مدل هندسی و استخراج بار آیرودینامیکی با استفاده از منحنی‌های بارگذاری هواپیما، مدل اجزای محدود سازه، تولید شده است. سپس شرایط مرزی مناسب و خواص مواد اجزای تخصیص داده شده و در نهایت، تنش اجزای سازه‌ای و باربر پایدار گر افقی به دست آمده است. سازه جعبه گشتاور، بخش زیادی از نیروهای وارد بر دم هواپیما را که تماماً یک سطح کنترلی بوده و در زوایای حمله مختلف تغییر موقعیت می‌دهد، تحمل کرده، از این حیث، سازه‌ای بحرانی است. پس از ارائه نتایج حاصل از تحلیل‌های استاتیکی، قطعات بحرانی سازه جعبه گشتاور تحت نیروهای آیرودینامیکی، به‌منظور ارزیابی و تخمین عمر باقیمانده، تعیین و مورد بررسی واقع شده است. با توجه به یکسان نبودن جنس قطعات، معیار بحرانی بودن بر مبنای نسبت تنش وارد بر قطعه، بر تنش تحمل قطعه قرار گرفته است. بر این اساس با توجه به پایین‌تر بودن تنش تسلیم در ریب اصلی دوم، این قطعه به‌عنوان قطعه بحرانی معرفی شد.

### ۱- مقدمه

بار و نه تحمل بخش عمده‌ای از آن در راستای کاهش وزن سازه است. بارهای آیرودینامیک و وزن سازه جعبه گشتاور پایدار گر افقی بر روی زمین، عمدتاً توسط تقویت‌کننده‌های طولی (اسپارها) تحمل شده، تقویت‌کننده‌های عرضی (ریب‌ها) باعث به اشتراک گذاشته شدن و توزیع مناسب بار بین تقویت‌های طولی می‌شوند [۱ و ۲].

تحلیل دقیق استحکامی سازه جعبه گشتاور پایدار گر افقی برای رصد مناطق تمرکز تنش و تعدیل سطح تنش با اتخاذ تمهیدات مناسب، نیازمند انجام تست‌های تجربی است. با توجه به تنوع انواع دم افقی و ابعاد و اندازه‌های آن‌ها برای تست تجربی استحکام سازه دم نیاز به طراحی ساز و کار

به‌طور کلی سازه هواپیما شامل چهار بخش اصلی است که عبارت‌اند از: ۱. بدنه؛ ۲. بال؛ ۳. بخش دم؛ ۴. ارابه فرود. اجزای اصلی که طی پرواز، متحمل شدیدترین بارها می‌شوند، عموماً در بخش بال‌های هواپیما موجود هستند [۱]. دم پایدار گر افقی هواپیماهای متعارف امروزه دارای ساختار نیمه‌تخم‌مرغی شامل پوسته و تقویت‌کننده‌های طولی و عرضی است. ساختار نیمه‌تخم‌مرغی عموماً برای رسیدن به وزن کمتر سازه در وسایل نقلیه پرنده، مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این نوع سازه، اساس کار بر مبنای انتخاب پوسته با کمترین ضخامت ممکن، صرفاً جهت انتقال

\* پست الکترونیک نویسنده مسئول: a\_jahangiri@sbu.ac.ir

۱. کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف  
۲. استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک و انرژی، دانشگاه شهید بهشتی

است. روش تحلیل با استفاده از این کد اجزای محدود تجاری شامل مدل‌سازی یا انتقال مدل هندسی سازه به نرم‌افزار، تخصیص ویژگی‌های مواد مناسب، مونتاژ اجزای سازه، مش‌بندی، اعمال قیود و شرایط مرزی و سپس حل معادلات جهت تعیین جابه‌جایی گره‌ها و نتیجتاً جابه‌جایی سازه و مقادیر کرنش و تنش در سازه است که گروه‌های دیگری از محققان نیز از آن استفاده کرده‌اند [۲۳-۲۰].

## ۲- معادلات ساختاری

روش اجزای محدود یا روش المان‌های محدود که به اختصار FEM نامیده می‌شود، روشی است عددی برای حل تقریبی معادلات دیفرانسیل جزئی و نیز حل انتگرال‌ها. اساس کار این روش، حذف کامل معادلات دیفرانسیل یا ساده‌سازی آن‌ها به معادلات دیفرانسیل معمولی است که با روش‌های عددی مثل اویلر حل می‌شوند. در حل معادلات دیفرانسیل جزئی، مسئله مهم این است که معادله ساده‌ای که از نظر عددی پایدار است (به این معنا که خطا در داده‌های اولیه و در حین حل آن قدر نباشد که به نتایج نامفهوم منتهی شود) به دست آید. روش‌هایی با مزایا و معایب مختلف برای این امر وجود دارد که روش اجزای محدود، یکی از بهترین آن‌هاست. این روش در حل معادلات دیفرانسیل جزئی روی دامنه‌های پیچیده، هنگامی که دامنه متغیر است، وقتی که دقت بالا در همه جای دامنه الزامی نیست یا هنگامی که نتایج، همبستگی و یکنواختی کافی را ندارند، بسیار مفید است. روش اجزای محدود خطی، کرنش را در کل سیستم به کرنش در نقاط خاص وابسته می‌کند؛ به طوری که بتوان رابطه برآیند نیروهای وارد بر سازه و جابه‌جایی آن را مطابق رابطه (۱) نشان داد؛ در حالی که سختی سازه در هر جزء دامنه، مطابق رابطه (۲) بیان می‌شود. پس از محاسبه جابه‌جایی، با استفاده از رابطه (۳) میزان کرنش‌ها و از رابطه (۴) تنش به دست می‌آید. باید توجه داشت تنش‌ها و کرنش‌ها برای جزء دامنه‌ها و پس از برهم‌نهی آن‌ها مقادیر متناظر برای سازه به دست می‌آید. توابع شکل در مسئله حاضر، طبق مراجع [۱ و ۲] انتخاب و اعمال شده‌اند.

$$F = KU \quad (1)$$

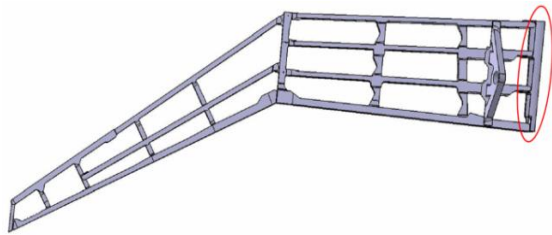
$$k_e = \int_V \mathbf{B}^T \mathbf{D} \mathbf{B} dV \quad (2)$$

$$\varepsilon = LU \quad (3)$$

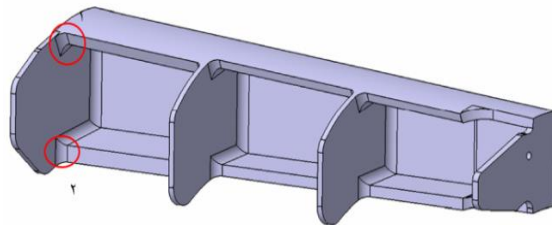
$$\sigma = D\varepsilon \quad (4)$$

مهاربندی سازه و نیز طراحی سیستم توزیع بار برای آن است. یکی دیگر از روش‌های تحلیل دقیق سطح تنش در سازه پایدارگر افقی، استفاده از روش‌های عددی است. با توجه به پیشرفت فناوری پردازنده‌های عددی، روش اجزای محدود یکی از روش‌های عددی مناسب برای تحلیل سازه تحت شرایط بارگذاری استاتیکی برای تعیین نقاط تمرکز تنش است. از آنجا که تئوری‌های تغییر شکل برشی به‌عنوان مبنای مدل‌سازی اجزای محدود سازه‌های چندلایه مناسب‌تر هستند [۳]، تعداد زیادی المان محدود برای پوسته چندلایه که با تئوری تغییر شکل مرتبه اول فرمول‌بندی شده است، وجود دارد. سان و چین [۴] مدل لایه‌ای کلاسیک برای تحلیل غیرخطی هندسی ورق مرکب چندلایه را ارائه کردند و فرمول‌بندی مشابهی برای جابه‌جایی‌های بزرگ پوسته‌های مرکب توسط سیگال و همکارانش تولید شد [۵]. تحلیل اجزای محدود جابه‌جایی‌های بزرگ مبتنی بر تغییر شکل برشی نیز توسط ردی [۶ و ۷] ارائه شده است. مدل اجزای محدود متناظر برای پوسته مرکب چندلایه نیز توسط چاندراشتک‌هارا [۸] به دست آمد. پالمیرو [۹] به تشریح المان پوسته ۹ گرهی برای چرخش‌های متوسط در پوسته چندلایه بر مبنای تئوری تغییر شکل برشی مرتبه اول پرداخت. همچنین مثال‌های بسیاری از تحلیل اجزای محدود مبتنی بر این تئوری در پوسته‌های چندلایه را در تحقیقات مشابه دیگر می‌توان یافت [۱۰-۱۳]. رور و همکارانش [۱۴] خواص الاستیک سازه‌های چندلایه مرکب با در نظرگیری کمانش تک‌محوره و سیلورمن و همکارانش [۱۵] خواص آن‌ها را تحت بارهای خارج صفحه‌ای با ارائه معادلات تحلیلی بررسی کردند. آکتای و همکارانش [۱۶ و ۱۷] و فو و همکارانش [۱۸] رفتار خرابی در نمونه‌های سازه چندلایه آلومینیومی و نئومکس را در مدل المان محدود تحت بار استاتیکی مورد مطالعه قرار دادند. وال و همکارانش [۱۹] روشی برای تعیین استحکام خرابی در سلول‌های شش‌ضلعی سازه‌های چندلایه تحت بار محوری ارائه کردند. این روش بر مبنای اصل انرژی کرنشی واپیچشی بیشینه (فن مایرز) است. به همین دلیل، این روش برای برآورد سطح تنش در سازه جعبه گشتاور پایدارگر افقی هواپیما استفاده می‌شود. در این زمینه برای حل از نرم‌افزار قدرتمند اجزای محدود ABAQUS استفاده می‌کردند که توان انجام کلیه مراحل حل و نیز فعالیت‌های پیش‌پردازش و پس‌پردازش را دارا

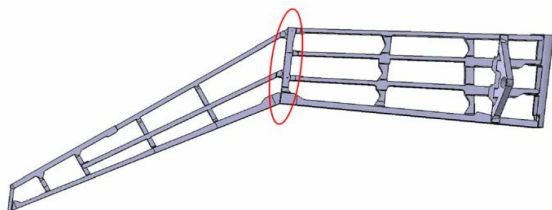
موقعیت قرارگیری ریب اصلی شماره ۲ بر روی سازه پایدارگر در شکل (۳) نشان داده شده است.



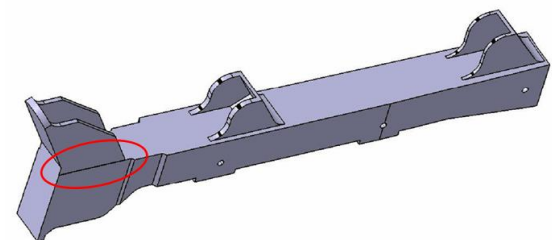
شکل ۱: موقعیت ریب اصلی شماره ۱ بر روی سازه پایدارگر



شکل ۲: هندسه ریب اصلی شماره ۱ و محل نواقص آن

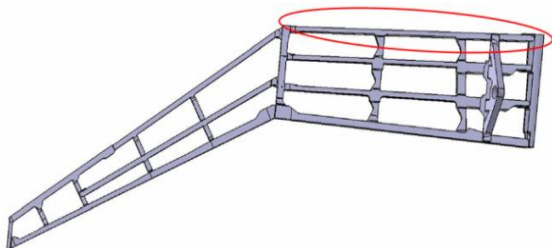


شکل ۳: موقعیت ریب اصلی شماره ۲ بر روی سازه پایدارگر



شکل ۴: هندسه ریب اصلی شماره ۲ و محل نواقص آن

شکل (۴) نقص هندسی این قطعه را نشان می‌دهد. این نقص سبب تمرکز تنش و افزایش ناگهانی تنش می‌شود. نقص این قطعه، پله موجود روی آن است که ارتفاع بسیار کمی دارد. این ناپیوستگی هندسی، با افزایش ضخامت قسمت بالایی اصلاح شد.



شکل ۵: موقعیت اسپار شماره ۵ بر روی سازه پایدارگر

F مقدار نیروی اعمال شده بر سازه، K ماتریس سختی سازه، U ماتریس جابه‌جایی سازه،  $k_e$  ماتریس سختی المان، D ماتریس الاستیک، L عملگر گرادیان،  $\varepsilon$  ماتریس کرنش و  $\sigma$  ماتریس تنش سازه است.

### ۳- مدل‌سازی هندسی

برای از بین بردن آثار تمرکز تنش و محاسبه صحیح توزیع تنش در سازه، تصمیم گرفته شد پیش از انجام تحلیل اجزای محدود، مدل‌های هندسی موجود، به کمک نرم‌افزار CATIA اصلاح شود. بیشتر ایرادات موجود در مدل‌ها به دلیل عدم رعایت تطابق خطوط ترسیم‌شده در محیط Sketch با لبه‌های Feature های از قبل ایجاد شده و همچنین عدم انتخاب جهت صحیح هنگام استفاده از دستور Pad یا Pocket ایجاد شده‌اند. طی فرایند اصلاح مدل‌ها سعی شد با اصلاح جزئی Sketch ها، ایرادات برطرف شوند و تا حد امکان از افزودن Feature جدید خودداری گردد. در ادامه، برخی از اصلاحات انجام‌شده بر روی هندسه تعدادی از قطعات سازه پایدارگر به همراه شکل توضیح داده شده است. شایان ذکر است برخی از قطعات از حیث مدل‌سازی دارای مشکلاتی بودند که هرچند در ظاهر قابل چشم‌پوشی به نظر می‌رسند، در تحلیل تنش باعث بهم‌خوردگی مش‌بندی، بالا رفتن خطا و در نهایت، نتیجه دادن خروجی‌های اشتباه می‌شوند. قطعات اصلاح‌شده عبارت‌اند از: ریب اصلی شماره ۱ و ۲، ریب فرعی شماره ۲ و ۱۲ و اسپار شماره ۵ و ۹. شرح اشکالات هر یک از قطعات به تفصیل در ادامه آمده است.

موقعیت قرارگیری ریب اصلی شماره ۱ بر روی سازه پایدارگر و محل نواقص هندسه ریب اصلی شماره به ترتیب در شکل‌های (۱) و (۲) نشان داده شده است.

شکل ریب اصلی شماره ۲ و محل دو نقص هندسی این قطعه در شکل (۳) نشان داده شده است. این نواقص، سبب تمرکز تنش و افزایش آن تا حد غیرقابل قبولی می‌شود.

نقص اول این قطعه، لبه نوک‌تیز یکی از گوشه‌ها است که به علت ناقص بودن Fillet استفاده شده، به وجود آمده است. این ایراد با حذف Fillet مذکور برطرف شد. نقص دوم این قطعه، پله موجود روی آن است که به دلیل زاویه‌دار بودن دو سطح مجاور نسبت به هم ایجاد شده است. این ناپیوستگی هندسی نیز با حذف قسمت اضافی برطرف گردید.

مجاور نسبت به هم ایجاد شده بود که برطرف گردید. پس از اصلاح هندسه تمامی اجزای سازه پایدارگر (که برخی از آن‌ها در اینجا ذکر شد و به‌منظور اختصار، از بیان دیگر ایرادات صرف‌نظر گردید) و انجام تحلیل اجزای محدود، مشاهده شد که سطح تنش ماکزیمم در سازه تا حد زیادی کاهش پیدا کرده و توزیع تنش در قطعات یکنواخت‌تر شده است.

#### ۴- خواص قطعات

خواص مکانیکی برای قطعات به‌کاررفته در سازه تمامی قطعات مشابه با آنچه در گزارش‌های شرکت سازنده هواپیما درج شده، مطابق جدول ۱ ارائه شده است.

جدول ۱: خواص مکانیکی قطعات به‌کاررفته در سازه

جنس	چگالی (Kg/m <sup>3</sup> )	مدول یانگ (Gpa)	ضریب پواسون
AMS ۴۹۱۱	۴۴۳۰	۱۱۳/۸۰	۰/۲۴۰
AMS ۴۹۲۸	۴۴۳۰	۱۱۳/۸۰	۰/۲۴۰
AMS ۵۶۴۳	۷۷۸۰	۱۹۷/۰۰	۰/۲۷۲
AMS ۶۴۲۷	۷۸۳۳	۱۹۹/۹۵	۰/۳۲۰
Al ۷۰۷۵-T۶	۲۸۱۰	۷۱/۷۰	۰/۳۳۰
Al ۷۰۷۵-T۶	۲۸۱۰	۷۲/۰۰	۰/۳۳۰
Al ۷۱۷۸-T۶	۲۸۳۰	۷۱/۷۰	۰/۳۳۰
MIL-S-۸۶۷ کلاس ۲	۸۰۰۰	۱۹۷/۰۰	۰/۲۵۰

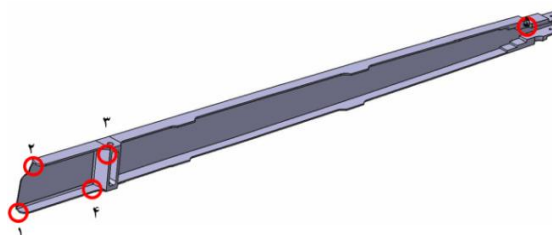
#### ۵- مونتاژ مدل و شیوه تحلیل

با توجه به قرارگیری درست مدل در نرم‌افزار CATIA، مونتاژ مدل در نرم‌افزار ABAQUS به‌راحتی امکان‌پذیر است و تنها با وارد کردن قطعات در ماژول Assembly موقعیت قرارگیری آن‌ها همان‌گونه که در نرم‌افزار CATIA مونتاژ شده‌اند، به‌درستی انجام خواهد شد.

#### ۵-۱- اندرکنش‌های مدل

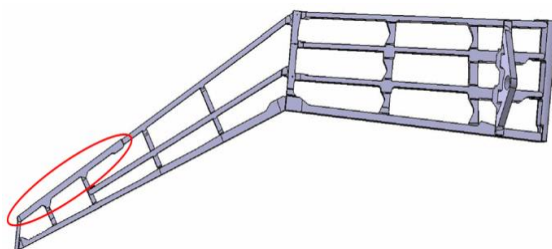
پس از مونتاژ مدل در نرم‌افزار لازم است اندرکنش‌های بین قطعات تعریف شود تا سازه به‌صورت یکپارچه بارگذاری گردد. بدین منظور با توجه به تعداد بالای پرچ‌ها و اتصالات در سازه اصلی از قید Tie برای کنار هم نگاه داشتن قطعات بهره گرفته شده است. شایان ذکر است استفاده از قیود تماسی و تعریف خواص عمودی و مماسی برای سطوح، گوشه‌ها و نقاط در تماس با یکدیگر نیز راه دیگری است که در پیش روی طراح قرار دارد. تعریف قیود تماسی از نوع Contact، مدل را از حالت خطی به غیرخطی تبدیل کرده،

شکل ۵ موقعیت قرارگیری اسپار شماره ۵ را بر روی سازه پایدارگر نشان می‌دهد.

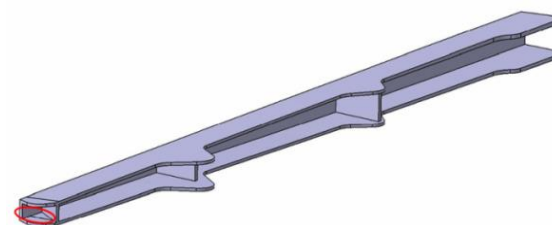


شکل ۶: هندسه اسپار شماره ۵ و محل برخی از نواقص آن هندسه این قطعه نیز به همراه تعدادی از نواقص هندسی آن در شکل (۶) نشان داده شده است. این نواقص، سبب تمرکز تنش و افزایش آن تا حد غیرقابل قبولی می‌شود. دو ایراد اول به دلیل انتخاب جهت نامناسب در هنگام استفاده از دستور Pocket ایجاد شده بودند و با اصلاح جهت انتخابی، برطرف شدند. نقص سوم و پنجم به علت عدم تطابق خطوط ترسیم‌شده در Sketch با لبه جسم، ایجاد شده بود و نقص چهارم نیز به دلیل تلاقی دو لبه Fillet دار به یک لبه تیز ایجاد شده بود که با اضافه کردن Fillet به لبه سوم، برطرف گردید.

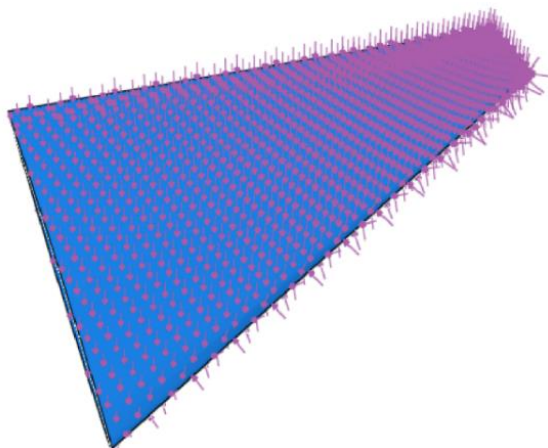
شکل (۷) موقعیت قرارگیری اسپار شماره ۹ را بر روی سازه پایدارگر نشان می‌دهد.



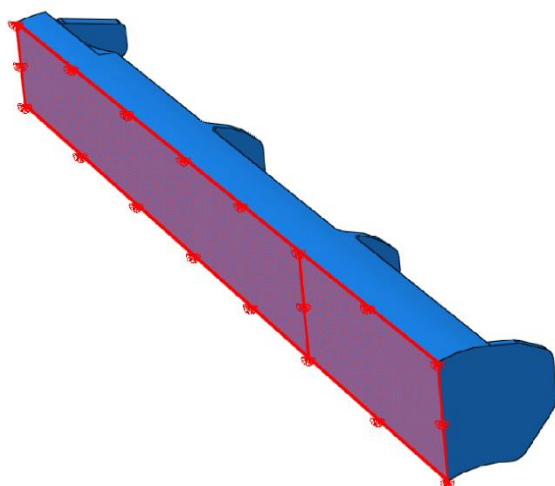
شکل ۷: موقعیت اسپار شماره ۹ بر روی سازه پایدارگر



شکل ۸: نقص هندسی اسپار شماره ۹ و شکل آن پس از اصلاح شکل (۸) هندسه اسپار شماره ۹ و محل یک نقص هندسی آن را نشان می‌دهد. این نقص، سبب تمرکز تنش و افزایش آن تا حد غیرقابل قبولی می‌شود. نقص هندسی این قطعه به دلیل زاویه‌دار بودن دو سطح



شکل ۹: نمایی از پوسته دم بعد از اعمال بارگذاری



شکل ۱۰: نمایی از ریب اصلی شماره ۱ به همراه سطح مقید شده در شرایط مرزی

با توجه به اینکه بارهای آیرودینامیکی روی سطوح کنترلی در مقاطع لبه حمله بیشترین مقدار را دارند و با وارد کردن تنها آن بخش از پوسته که روی سازه جعبه گشتاور دم قرار دارد، عملاً این بارهای بحرانی حذف می‌شوند، کل مدل پوسته در نرم‌افزار وارد شده، تمام بارهای فشاری روی پوسته توسط سازه جعبه گشتاور تحمل می‌گردد. طبقاً چنین فرضی طراحی محافظه‌کارانه‌تری را نتیجه خواهد داد.

گفتنی است از آنجایی که هدف از این تحلیل، یافتن قطعه بحرانی در سازه جعبه گشتاور است و نیازی به تحلیل پوسته و تغییر شکل‌های آن احساس نمی‌شود، کل مدل پوسته به صورت جسم صلب مدل می‌گردد. توجه به این نکته ضروری است که طبق شکل (۱۰) شرط مرزی کاملاً مقید تنها به ریب اصلی شماره ۱ وارد می‌شود؛ بنابراین بارهای اعمالی به پوسته صلب تماماً به سازه جعبه گشتاور منتقل

هزینه محاسبات را به شدت بالا می‌برد. برای ساده‌تر شدن مدل تحلیلی و کم کردن هزینه محاسباتی، از قید Tie استفاده شده است.

## ۶- بارگذاری و شرایط مرزی

در نرم‌افزار ABAQUS قابلیت وجود دارد که امکان تعریف پارامترهای متغیر نسبت به فضا را میسر ساخته است. به کمک نگاشت (Mapped Field) می‌توان مقادیر مختلف نیرو، اندرکنش‌ها و حتی خواص ماده را در نقاط متعددی از فضا تعریف کرد. در نگاشت مقادیر، کمیتی خاص در فضا با توجه به هندسه و موقعیت مدل در یک فایل مرجع به نرم‌افزار داده می‌شود و نرم‌افزار مقادیر گرفته‌شده را به روی مدل هدف نگاشت می‌کند. توجه به این نکته ضروری است که تنها می‌توان مقادیر اسکالر را از طریق نگاشت برای نرم‌افزار تعریف کرد. بدیهی است برای تعریف هر نگاشت می‌توان نقاط ورودی مرجع را نسبت به یک دستگاه مختصات محلی تعریف‌شده برای نرم‌افزار که می‌تواند کارترین، استوانه‌ای یا کروی باشد، وارد کرد. شایان ذکر است، الگوریتم نگاشت به کاررفته در ABAQUS کاملاً بر پایه هندسه مدل بوده و ملاحظات فیزیکی همچون نگاشت‌های پایستار (Conservative Mapping) لحاظ نشده است.

شکل (۹) نمایی از پوسته را پس از بارگذاری برای ماخ ۲ در زاویه حمله صفر نشان می‌دهد. گفتنی است مقادیر بارهای آیرودینامیکی در تمام حالات مورد بحث از مقاله تحلیل استحکام بال هواپیما به روش اجزای محدود و مقایسه با تست تجربی [۲۴] استخراج و مورد استفاده قرار گرفته است.

در اعمال شرایط مرزی با توجه به اطلاعات دریافت‌شده از طراح و سازنده، اتصال ثابت برای ریب اصلی شماره ۱ در نظر گرفته شده است. با توجه به اینکه دم هواپیما در هر زاویه حمله و شرایط پروازی مشخص، ثابت بوده، قابلیت چرخش ندارد و هدف از این تحلیل نیز بررسی رفتار ایستایی سازه در شرایط مختلف پروازی است و تحلیل حالات گذرای دینامیکی از حیث تغییر موقعیت اجزای سازه مد نظر نیست، باید سازه در محل‌های اعمال شرایط مرزی کاملاً مقید شده، هیچ گونه چرخش و جابه‌جایی در آن وجود نداشته باشد. شکل (۱۰) نمایی از شرط مرزی تعریف‌شده برای ریب اصلی شماره ۱ را نشان می‌دهد.

شبکه حل تطبیق پذیر و پیچیدگی های آن نبود، به منظور تعیین حداکثر تنش مایز و نیز تعیین میزان پلاستیک شدن جسم و عبور از حد تحمل ماده، استفاده از این روش اجتناب ناپذیر می نمود.

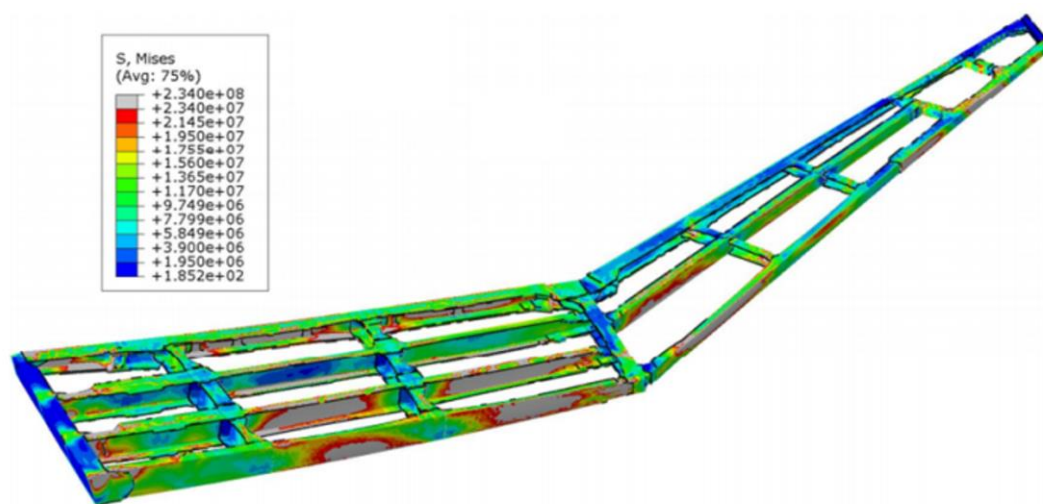
#### ۸- بحث و بررسی نتایج

در این بخش به بررسی نتایج به دست آمده در ماخ ۲ با توجه به شرایط مرزی، بارگذاری و اندرکنش های تعریف شده در مدل پرداخته می شود. ابتدا نتایج مربوط به مدل با در نظر گرفتن پوسته غیرصلب و برش خورده بررسی می گردد. با بیان اشکالات این مدل سازی، مدل با پوسته کامل با قابلیت تغییر شکل مورد بحث قرار گرفته، در نهایت، مدل سازه جعبه گشتاور به همراه پوسته کامل و صلب مطرح خواهد شد.

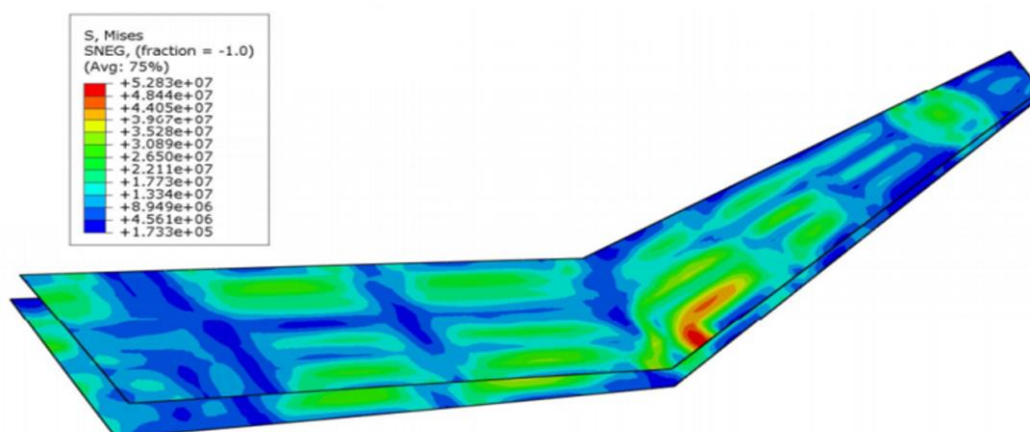
شده، سازه وظیفه تحمل بارهای روی پوسته را خواهد داشت. در اعمال شرایط مرزی باید توجه داشت که امکان اعمال نیرو از طریق ابر نقاط و به کمک نگاشت در ABAQUS برای المان های صلب امکان پذیر نیست. بدین منظور نمی توان پوسته را به عنوان جسم صلب در نرم افزار وارد کرد؛ به همین دلیل باید به کمک قید جسم صلب در مازول اندرکنش ها در نرم افزار ABAQUS پوسته فوقانی و تحتانی را قید صلبیت بخشید.

#### ۷- شبکه بندی

با پیاده سازی شبکه تطبیق پذیر در مدل های تحلیل شده برای پروژه جاری، نتایج خوب و قابل توجهی به دست آمد که نشان دهند هم گرا شدن داده ها است. هر چند در محاسبه میزان تغییر شکل حداکثر، چندان نیازی به استفاده از

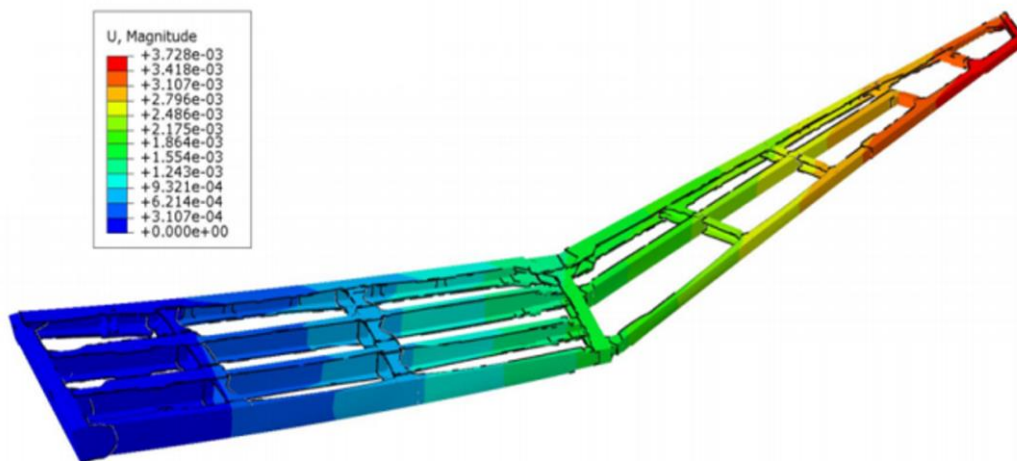


(الف)

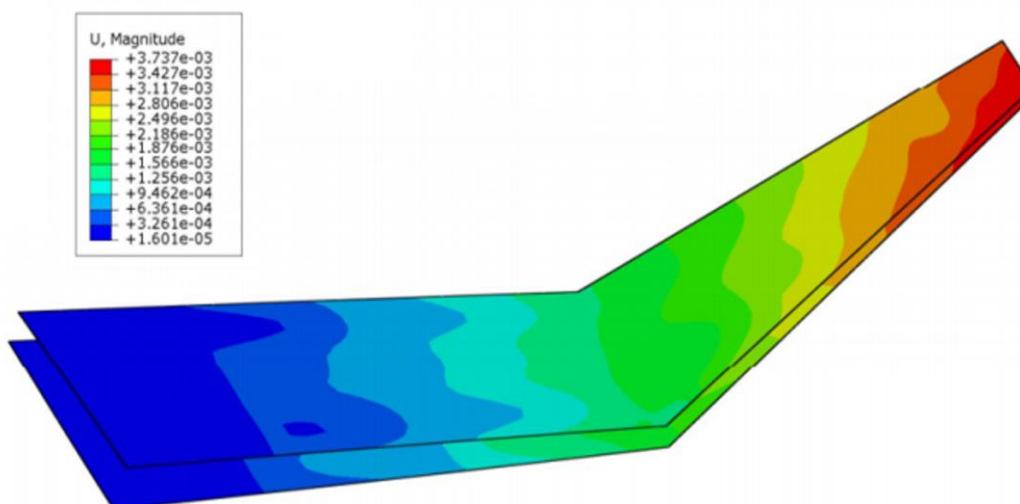


(ب)

شکل ۱۱: کانتور تنش فون مایز برای الف- سازه جعبه گشتاور، ب- پوسته برش خورده در محل سازه جعبه گشتاور



(الف)



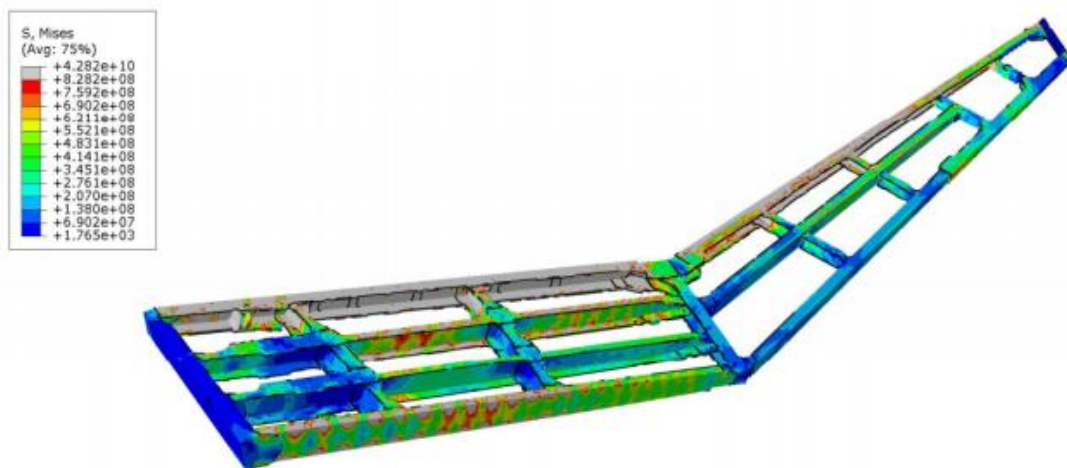
(ب)

شکل ۱۲: کانتور جابه‌جایی برای الف- سازه جعبه گشتاور، ب- پوسته برش خورده در محل سازه جعبه گشتاور

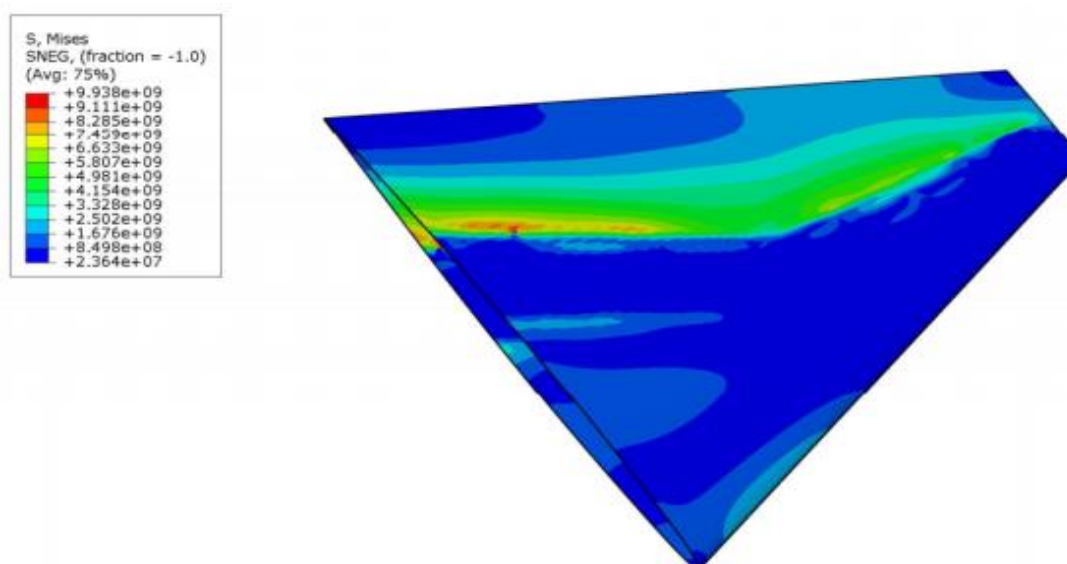
قسمت‌های دیگر (لبه حمله (Leading edge) و لبه فرار (Trailing edge)) ندارد. نتیجهٔ چنین فرضی، کمتر بودن سطح تنش‌ها در سازه جعبه گشتاور شده است. بدیهی است چنین مدلی فرض طراحی محافظه‌کارانه را با از بین بردن قسمت زیادی از نیروها که از نظر مقداری نیز قابل توجه هستند، نقض می‌کند. با توجه به اینکه سازه جعبه گشتاور نقشی عمده در تحمل نیروهای دم داشته و سازه‌های تقویت‌کننده دم در محل لبه حمله و لبه فرار، نسبت به سازه جعبه گشتاور، استحکام لازم را ندارند، بهتر است به منظور دست یافتن به مدلی نزدیک‌تر به واقعیت و علاوه بر آن، طراحی محافظه‌کارانه تمام سطح دم در محاسبات وارد شود.

شکل‌های (۱۱) و (۱۲) به ترتیب کانتور تنش، جابه‌جایی برای حالتی که پوسته در محل سازه جعبه گشتاور برش خورده و نیز قابلیت انعطاف و تغییر شکل را داراست، نشان می‌دهد.

در مدل فوق با بریدن پوسته در محل سازه جعبه گشتاور، نیروهای مربوط به سایر قسمت‌های پوسته حذف شده، تنها آن دسته از نقاطی که مختصات آن‌ها در محل پوسته فوقانی و تحتانی سازه جعبه گشتاور است، در بارگذاری وارد می‌شوند. به بیان دیگر در این مدل فرض می‌شود که هر قسمت از سازه دم، متحمل آن بخشی از بار است که مستقیماً به روی پوستهٔ فوقانی و تحتانی آن وارد می‌شوند و در نتیجه، سازه جعبه گشتاور، نقشی در تحمل بار



(الف)



(ب)

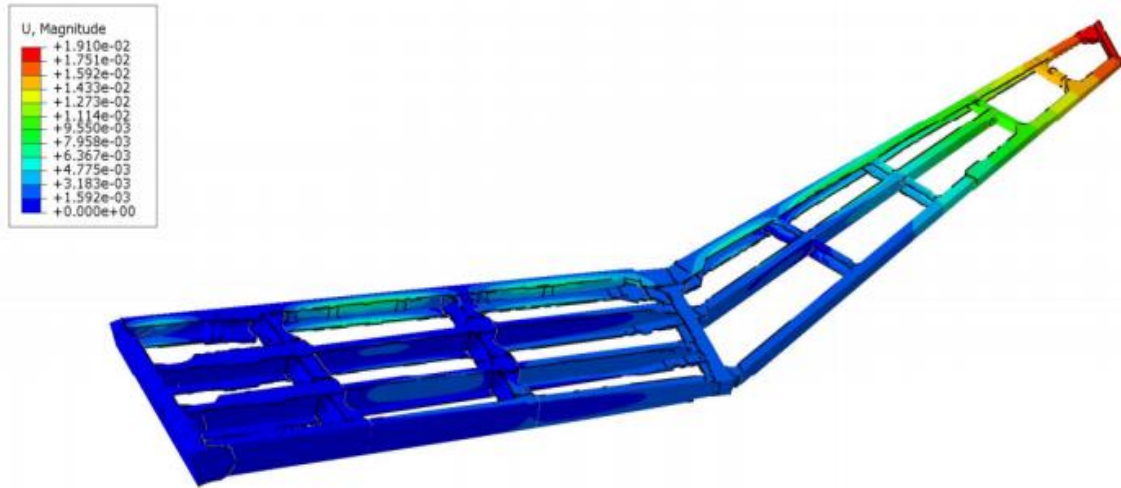
شکل ۱۳: کانتور تنش فون مایز برای الف- سازه جعبه گشتاور، ب- پوسته دم

دید می‌شود. علت این امر، فاصله زیاد سازه جعبه گشتاور از لبه پشتی دم و در نتیجه، وجود فضای خالی زیاد و عاری از سازه‌های تقویت‌کننده در این محل است. در نتیجه، تغییر شکل پوسته در این محل زیاد بوده، فشار بیش از اندازه‌ای به اسپار شماره ۲ وارد می‌شود. برای پرهیز از اشکالات این مدل‌سازی و با توجه به اینکه هدف اصلی بررسی سطح تنش در سازه جعبه گشتاور است، فرض صلب بودن پوسته می‌تواند راهگشا باشد. بدیهی است با این فرض، لزوم مدل‌سازی سازه‌های تقویت‌کننده در محل لبه حمله و لبه فرار دم از بین رفته، تمام نیرو به صورتی معقول به سازه جعبه گشتاور وارد می‌گردد. در ادامه، این شیوه مدل‌سازی به تفصیل شرح می‌شود.

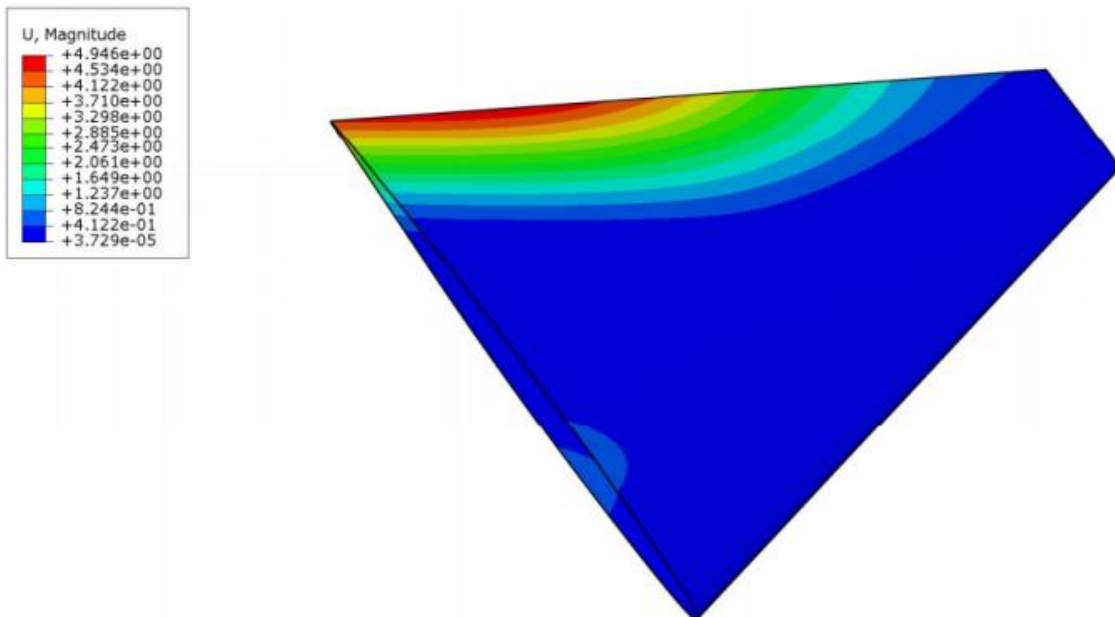
شکل‌های (۱۳) و (۱۴) به ترتیب کانتور تنش و جابه‌جایی را برای حالتی با داشتن پوسته کامل با قابلیت انعطاف نشان می‌دهد.

همان‌طور که در کانتورهای تنش و جابه‌جایی قابل مشاهده است، صلب فرض نکردن پوسته، سبب ایجاد تغییر شکل‌های زیاد در پوسته و سازه جعبه گشتاور شده است. دلیل این امر، عدم وجود تقویت‌کننده‌هایی در محل لبه حمله و لبه فرار دم است که فقدان این سازه‌های تقویت‌کننده، باعث ایجاد تغییر شکل بالا در پوسته و در نتیجه، اعمال نیروی زیاد به سازه جعبه گشتاور و بالا رفتن بیش از اندازه سطح تنش می‌شود. افزایش غیرمتعارف تنش به‌ویژه در محل اسپار لبه فرار (اسپار شماره ۲) به‌وضوح



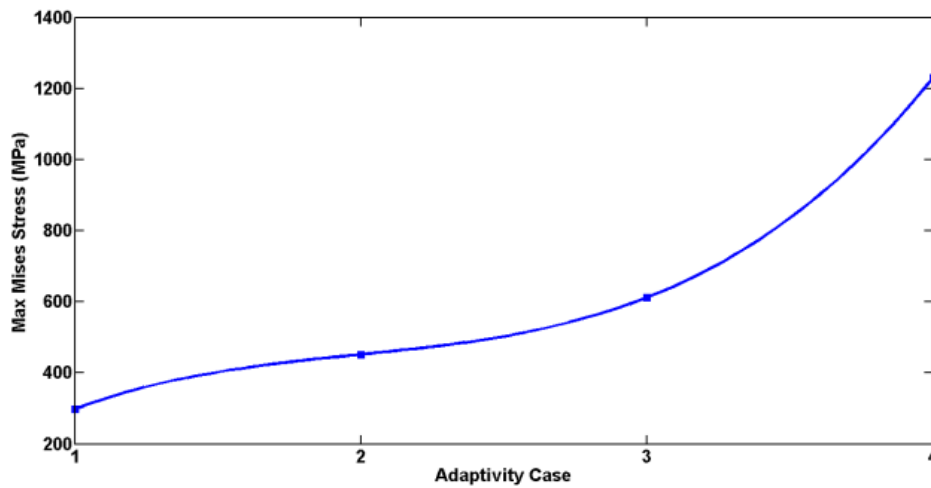


(الف)

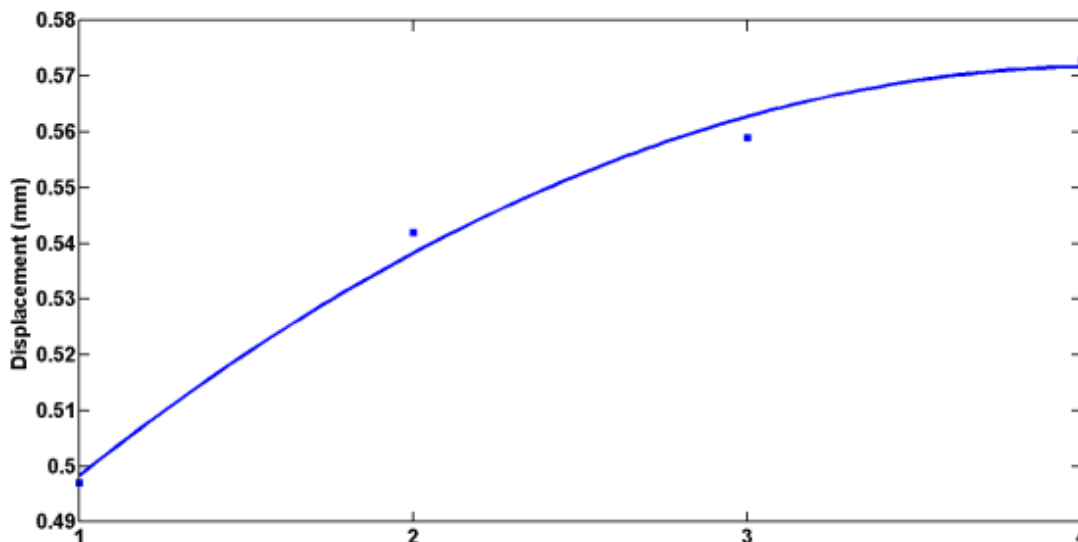


(ب)

شکل ۱۴: کانتور جابه‌جایی برای الف- سازه جعبه گشتاور، ب- پوسته دم



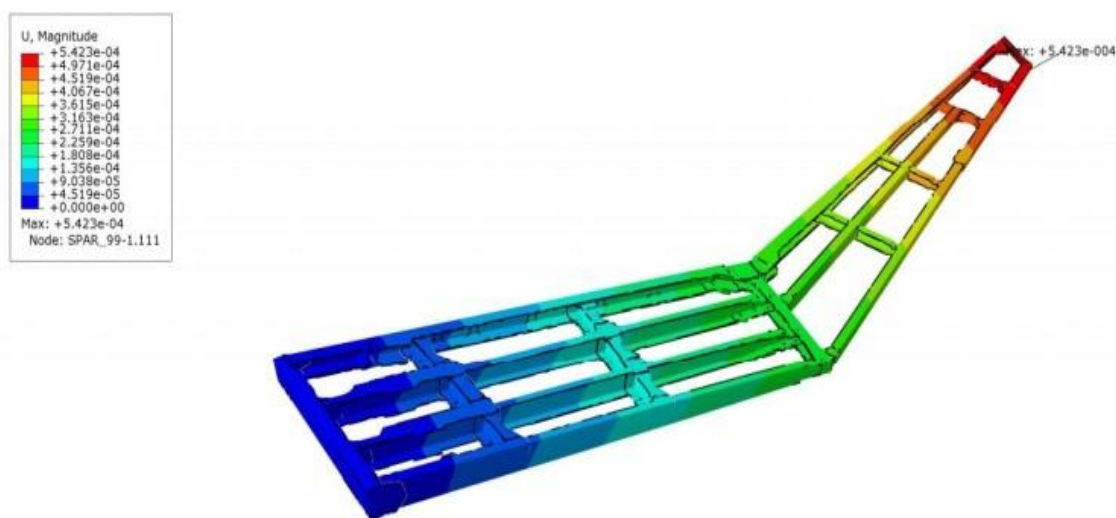
شکل ۱۵: تنش فون مایز حداکثری در چهار مرحله مش‌بندی نرم‌افزار



شکل ۱۶: جابه‌جایی حداکثری در چهار مرحله مش‌بندی نرم‌افزار



شکل ۱۷: کانتور تنش فون مایز در سازه جعبه گشتاور



شکل ۱۸: کانتور جابه‌جایی در سازه جعبه گشتاور

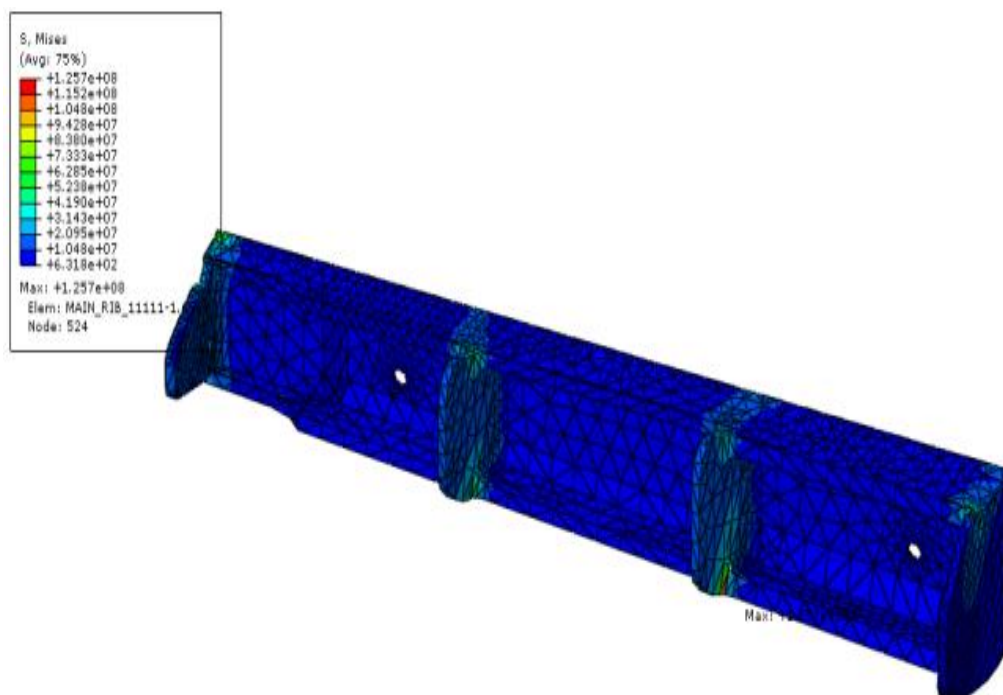
همان‌طور که شکل (۱۶) نشان می‌دهد، روند مش‌بندی به سمت عددی مشخص هم‌گرا می‌شود. شکل‌های (۱۷) و (۱۸) به ترتیب، تنش فون مایز، مقدار جابه‌جایی و کرنش اصلی ماکزیمم را در سازه جعبه گشتاور نشان می‌دهند. شایان ذکر است در این مدل‌سازی به علت صلب فرض کردن پوسته و عدم امکان به وجود آمدن تغییر شکل متناسب با سازه جعبه گشتاور در پوسته، صلبیت مدل، افزایش و تغییر شکل‌ها در مدل کاهش خواهد یافت.

همان‌طور که انتظار می‌رفت، بیشترین تنش مایز در سازه جعبه گشتاور در محل اتصال ریب اصلی به سازه داخلی بدنه است. این سازه در چهار قسمت به اسپارهای قسمت داخلی سازه متصل می‌شود. از آنجایی که در محل اتصال ریب اصلی به اسپارها، تغییر ناگهانی سطح مقطع وجود دارد، در این نواحی به اضافه سطحی از ریب که شرط مرزی به آن اعمال شده است، حداکثر مقدار تنش در سازه مشاهده خواهد شد.

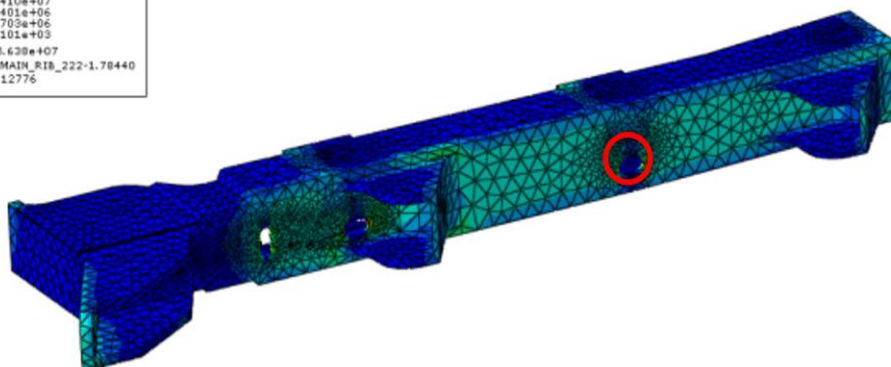
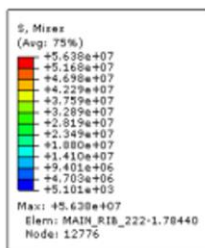
در مرحله بعد اسپار شماره ۵ که در قسمت پیشین سازه قرار دارد متحمل بیشترین سطح تنش خواهد بود. علت این امر، بیشتر بودن نیروهای لبه حمله نسبت به نیروهای لبه فرار دم است که در نتیجه، اسپار نزدیک به لبه حمله، سهم بیشتری در تحمل این نیروها خواهد داشت.

همان‌طور که شکل (۱۵) نشان می‌دهد، تنش مایز حداکثری در تحلیل با سازه‌های مختلف با افزایش تعداد المان‌ها بیشتر شده، با ریزتر کردن مش‌بندی به افزایش خود ادامه خواهد داد.

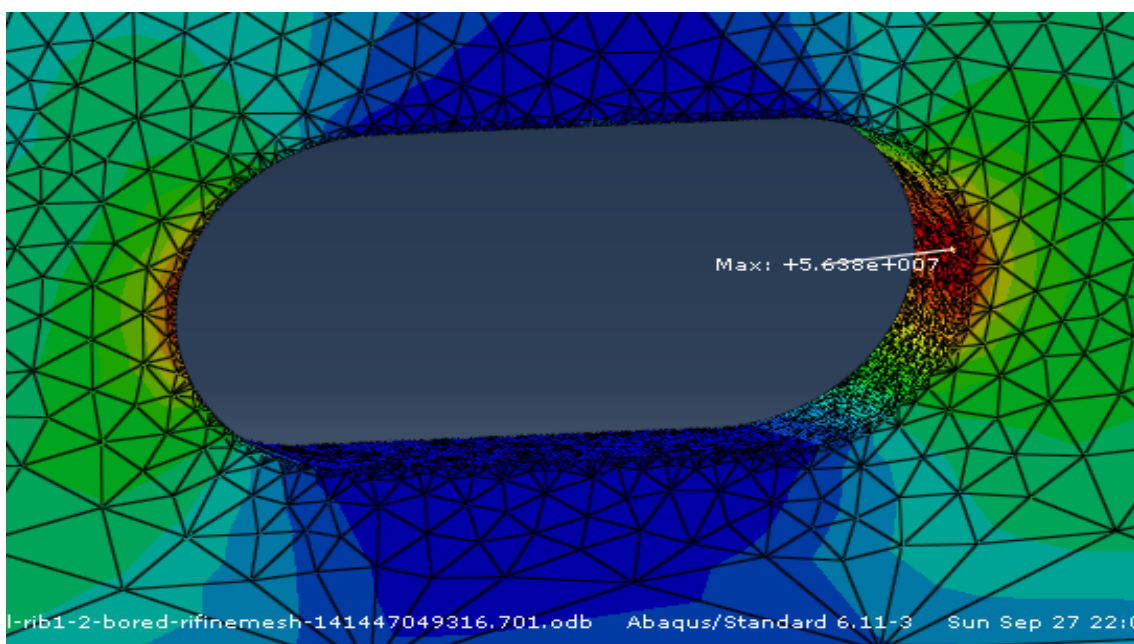
معیاری که برای مقایسه نتایج تحلیل‌ها با المان‌بندی متفاوت در نظر گرفته می‌شود، بسیار حائز اهمیت است؛ به این معنی که برای مثال، معیار تنش فون مایز برای مقایسه نتایج تحلیل‌ها نمی‌تواند معیار مناسبی باشد؛ چراکه در روش اجزای محدود، نتایج به دست آمده برای این معیار بسیار حساس است و با کوچک‌ترین تغییری در شرایط مسئله ممکن است تلورانس‌های زیادی داشته باشد، مخصوصاً اگر این نتایج در اطراف شرایط مرزی مدل استخراج شود. در نقطه مقابل، جابه‌جایی معیار بسیار مناسب‌تری برای این مسائل خواهد بود و پایدار شدن نتایج تحلیل برای این خروجی‌ها به معنی دست یافتن به تحلیلی با دقت مناسب است. در پژوهش حاضر، کرنش در سازه جعبه گشتاور، میان تحلیل‌هایی با مش‌بندی‌های مختلف می‌تواند معیاری مناسب برای حصول اطمینان از دست یافتن به مش‌بندی بهینه مدل باشد. به همین منظور، شکل (۱۶) مقدار جابه‌جایی حداکثری را در سازه جعبه گشتاور در مراحل مختلف مش‌بندی نشان می‌دهد.



شکل ۱۹: کانتور تنش مایز در ریب اصلی شماره ۱ به همراه مش‌بندی

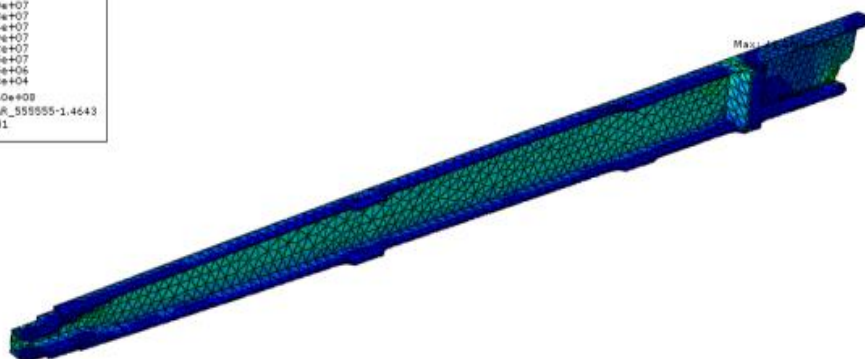
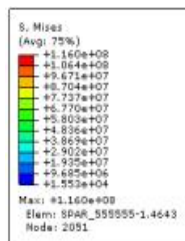


(الف)



(ب)

شکل ۲۰: کانتور تنش میز ریج اصلی شماره ۲ به همراه مش بندی، الف- نمای دور، ب- نمای نزدیک



شکل ۲۱: کانتور تنش میز به همراه مش بندی در اسپار شماره ۵ به همراه مش بندی

در این حالت پوسته به همان صورتی که وارد نرم‌افزار شده است شبکه‌بندی و قید جسم صلب برای آن در نظر گرفته شد. در حالتی که پوسته کامل باشد، حتماً باید برای آن قید جسم صلب را تعریف کرد، در غیر این صورت چون سازه زیر آن فقط بخشی از سازه کلی است، پوسته‌ها در حین تحلیل دچار تغییر شکل‌های زیاد و نادرست می‌شوند. نتایج تنش برای این حالت در سه قطعه حساس در شکل (۱۹) نشان داده شده است.

همان‌طور که در شکل (۱۹) دیده می‌شود، محل اتصال اسپارها به ریب به علت باربرداری سازه در این قسمت‌ها و همچنین تغییرات هندسه قطعه و ایجاد تمرکز تنش در محل‌های فوق تنش مقادیر بسیار بالاتری را نسبت به سایر قسمت‌های قطعه به خود اختصاص داده است. تنش حداکثری ۱۲۶ مگا پاسکال برآورد شده است.

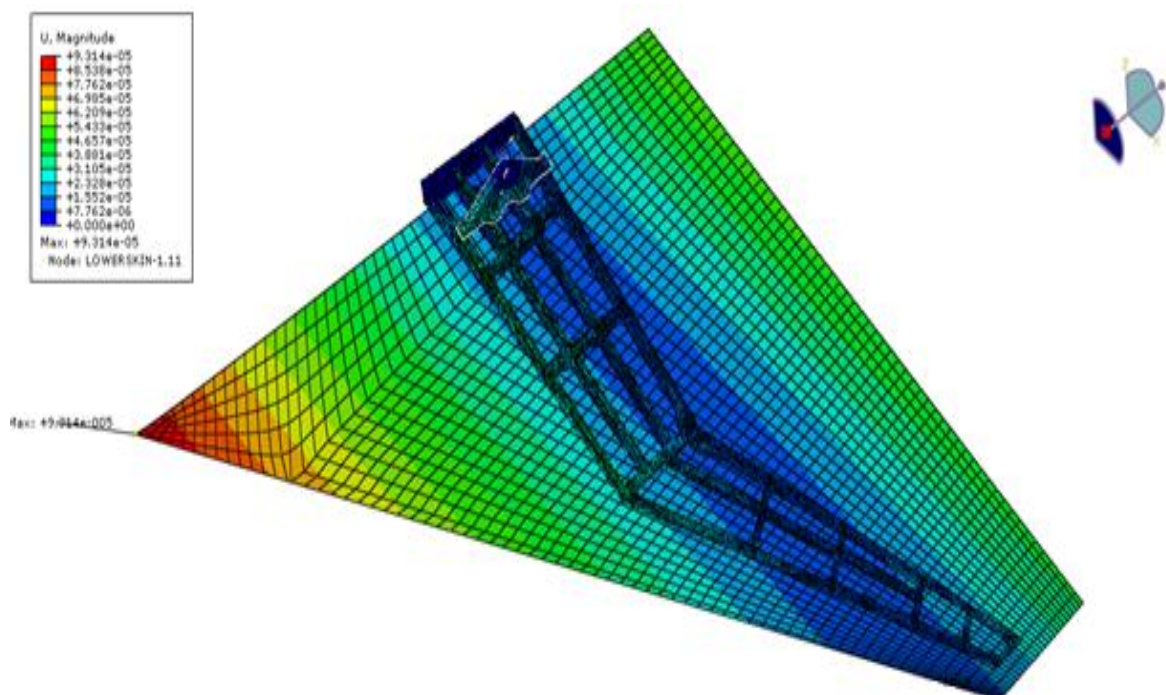
در شکل (۲۰) به خوبی مشخص است که در محل سوراخ به علت تمرکز تنش به وجود آمده، تنش به مقدار حداکثر خود رسیده که طبق مدل المان محدود، مقدار آن ۵۶ مگاپاسکال به دست آمده است.

به علت تمرکز تنش حداکثری در اسپار جلو مقدار ۱۱۶ مگاپاسکال به دست آمده است (شکل (۲۱)).

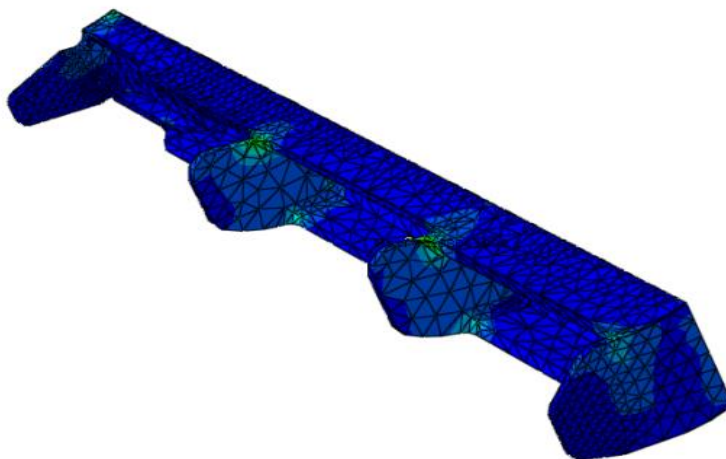
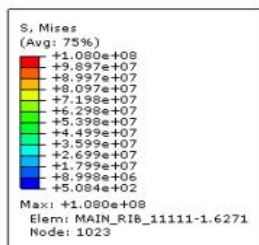
ریب اصلی شماره ۲ نیز که وظیفه اتصال اسپارهای قسمت داخلی سازه را به اسپارهای قسمت خارجی بر عهده دارد، به علت نقش حائز اهمیت آن در سازه جعبه گشتاور و همچنین جنس نسبتاً ضعیف‌تر آن نسبت به اسپارها، سازه بحرانی شماره سوم معرفی می‌شود.

همان‌گونه که پیش‌تر اشاره شد، تحلیل ایستایی در ابتدا برای ماخ ۲، نهایی و نتایج آن گزارش شد سپس - به سفارش کارفرما - آنالیز ایستایی در ماخ ۱/۱۴ انجام گرفت. شایان ذکر است به دلیل بحرانی بودن سه قطعه‌ای که پیش‌تر به آن اشاره شد، این قطعات از سوی کارفرما - برای انجام ادامه کار - در اختیار قرار گرفت. با توجه به تغییرات جزئی هندسه قطعات در اختیار قرار گرفته شده با مدل کتیای آن‌ها، مدل‌سازی بازبینی و اصلاح شد. گفتنی است اصلاح مدل‌ها ضمن تغییر شرایط بارگذاری آیرودینامیکی، سبب تغییرات جزئی در نتایج حاصل از آنالیز شد. در ادامه به بررسی مدل در ماخ ۱/۱۴ پرداخته می‌شود. در این تحلیل نیز همانند تحلیل پیشین، نتایج برای دو حالت پوسته صلب و کامل و پوسته برش‌خورده و انعطاف‌پذیر، بررسی می‌شود.

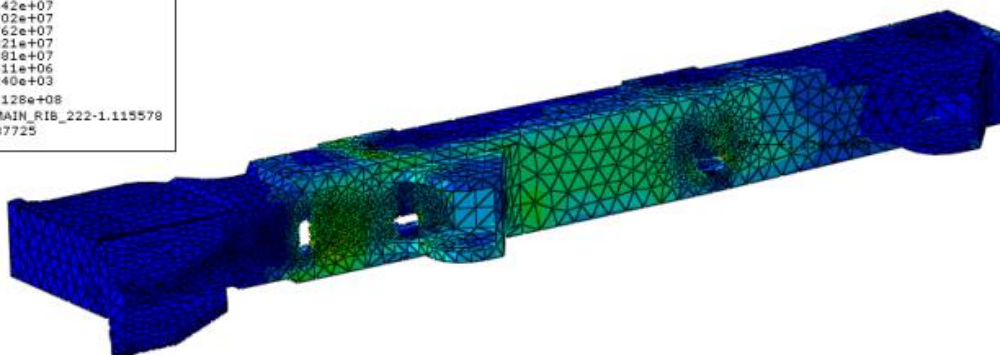
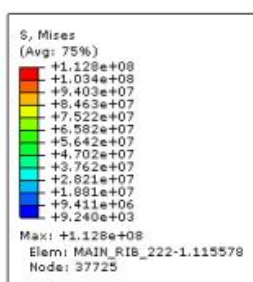
#### ۸-۱- پوسته صلب و بدون برش



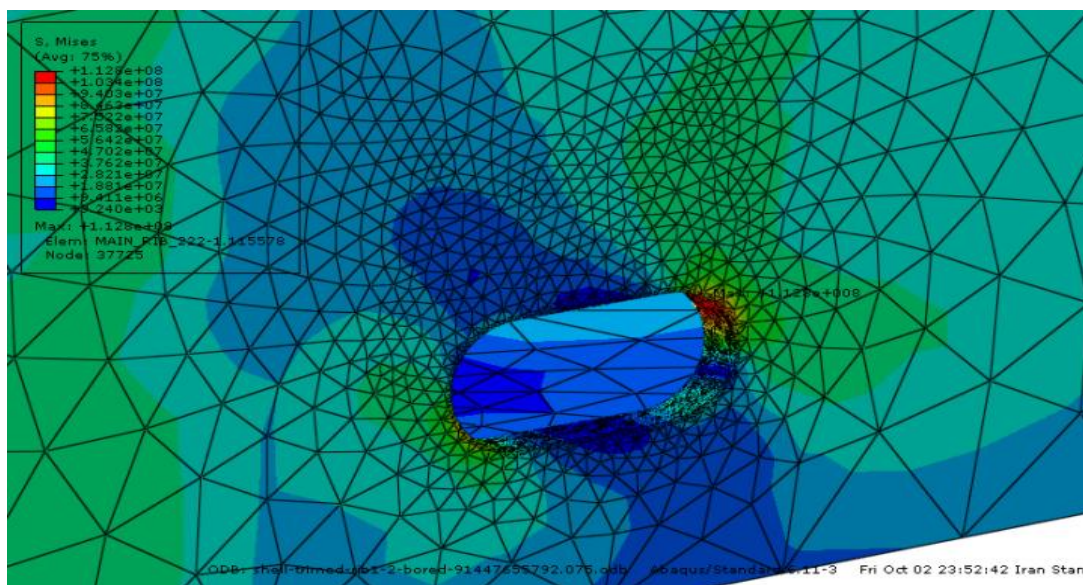
شکل ۲۲: مقدار جابه‌جایی در مدل پوسته کامل و صلب



شکل ۲۳: کانتور تنش میزز به همراه مش‌بندی در ریب اصلی شماره ۱ در مدل پوسته منعطف و برش خورده



(الف)



(ب)

شکل ۲۴: کانتور تنش میزز به همراه مش‌بندی در ریب اصلی شماره ۲ مدل پوسته منعطف، الف- نمای دور، ب- نمای نزدیک

تنش میزز حداکثری ۱۶۰ مگا پاسکال به دست آمده که تا حدی بیش از مقدار مورد انتظار است. با این حال همان طور که در شکل (۲۵) دیده می‌شود، کانتور تنش به صورت تقریباً یکنواخت و تک‌رنگ به دست آمده است. شایان ذکر است علت این امر را باید در بالا بودن تنش‌های ماکزیمم در اسپار جلو به دلیل آثار انتهایی (End effect) دانست که اگر از تعداد محدودی از این المان‌های انتهایی صرف‌نظر شود، مقدار تنش در این قطعه بسیار پایین‌تر مشاهده شده، کانتور دقیق‌تری به دست خواهد آمد. در شکل (۲۶) نتایج تنش با حذف بعضی المان‌ها در انتهای مدل، قابل مشاهده است.

همان‌طور که در شکل (۲۶) دیده می‌شود، کانتور دقیق‌تری با حذف برخی المان‌های انتهایی به دست آمده، مقدار تنش به ۷۷ مگا پاسکال تقلیل می‌یابد. جدول ۲ به‌طور خلاصه، نتایج تحلیل فوق را نمایش می‌دهد.

به علت صلب در نظر گرفتن سازه و عدم امکان ایجاد تغییر شکل و در نتیجه، مقید شدن سازه، سطح جابه‌جایی کاهش می‌یابد. مقدار حداکثری برای جابه‌جایی ۰/۰۹ میلی‌متر به دست آمده است که در نوک جلویی پوسته اتفاق می‌افتد (شکل (۲۲)).

#### ۸-۲- پوسته منعطف و برش خورده

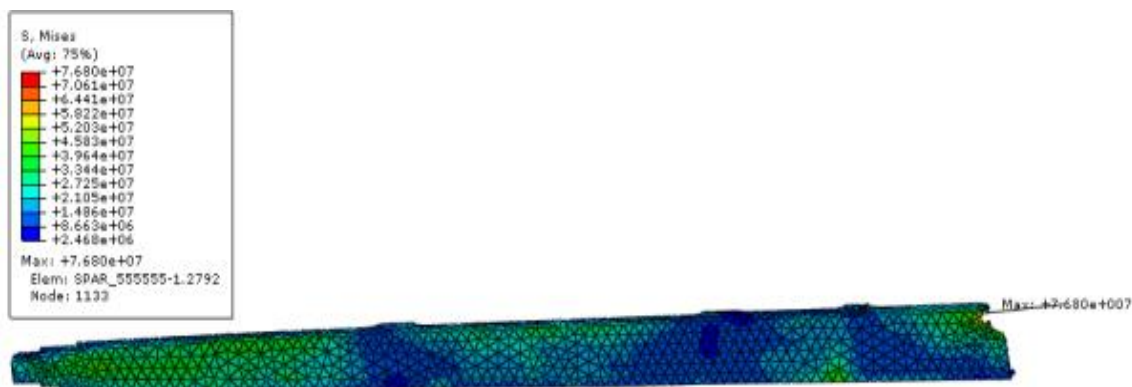
پوسته در ادامه نتایج به‌دست‌آمده برای سه عضو بحرانی در مدل سازه پوسته منعطف و برش خورده، مورد بررسی قرار می‌گیرد.

همانند تحلیل پیشین، تنش حداکثر در محل اتصال اسپار به ریب اصلی به دست آمده است. مقدار تنش حداکثری در این سازه ۱۰۸ مگا پاسکال تخمین زده شده است (شکل (۲۳)).

مقدار تنش میزز حداکثر ۱۱۳ مگا پاسکال بوده که همانند مدل پیشین در محل سوراخ تعبیه‌شده در جان ریب اصلی شماره ۲ به دست آمده است (شکل (۲۴)).



شکل ۲۵: کانتور تنش میزز به همراه مش‌بندی در مدل پوسته منعطف برای اسپار جلو



شکل ۲۶: کانتور تنش میزز در نمای جانبی از اسپار جلو به همراه مش‌بندی با حذف المان‌های انتهایی

جدول ۲: نتایج تحلیل ایستایی در دو حالت پوسته منعطف و صلب برای ماخ ۱/۱۴

پوسته کامل و صلب		پوسته برش خورده انعطاف پذیر		
محل وقوع تنش	تنش بیشینه [Mpa]	محل وقوع تنش بیشینه	تنش بیشینه [Mpa]	قطعه
محل اتصال ریب به یکی از اسپارهای وسط	۱۲۶	محل اتصال ریب به یکی از اسپارهای وسط	۱۰۸	ریب اصلی شماره ۱
دیواره سوراخ	۵۶/۳	دیواره سوراخ	۱۱۲/۸	ریب اصلی شماره ۲
وسط اسپار	۱۱۶	محل اتصال اسپار به ریب انتهایی	۷۶/۸	اسپار جلو

## ۹- نتیجه گیری

با توجه به یکسان نبودن جنس قطعات، معیار بحرانی بودن، بر مبنای نسبت تنش وارد بر قطعه بر تنش تحمل قطعه قرار گرفت. بر این اساس با توجه به پایین تر بودن تنش تسلیم در ریب اصلی شماره ۲ این قطعه به عنوان قطعه بحرانی معرفی می شود.

البته به طور کلی برای انجام تست تجربی استحکام سازه مکانیزم بارگذاری با این سطح از سادگی عموماً پاسخگو نیست و نیاز به طراحی مکانیزم توزیع بار پیچیده تر برای حصول توزیع بار مشابه تر با حالت واقعی پرواز است؛ اما با توجه به هندسه پایدارکننده افقی مورد مطالعه که دارای ضریب منظری پایینی بود، نتایج تجربی و عددی در محدوده مناسبی قرار گرفتند. در مطالعات آینده می توان رشد ترک خستگی را در ریب اصلی بررسی کرد که یکی از قطعات بحرانی هواپیما است و با تغییراتی در مکانیزم تست می توان از آن به عنوان مکانیزم تست خستگی و از نتایج آن برای تأیید صحت نتایج استفاده کرد.

## ۱۰- مراجع

- [1] D.J. Peery and J.J. Azar, Aircraft Structures, 2nd ed., McGraw-Hill, New York, USA, 2011.
- [2] T.H.G. Megson, Aircraft Structures for engineering students, 5th ed., Jordan Hill, Oxford, USA, 2012.
- [3] O. Zienkiewicz, R. Taylor and J. Zhu, The Finite Element Method: Its Basis and Fundamentals, 6th ed., Elsevier Butterworth-Heinemann, USA, 2010.
- [4] C. Sun and H. Chin, "Analysis of asymmetric composite laminates", AIAA journal, Vol. 26, No. 6, 1988, pp. 714-718.
- [5] S. Saigal, R. K. Kapania and T. Yang, "Geometrically nonlinear finite element analysis of imperfect laminated shells", Journal of Composite Materials, Vol. 20, No. 2, March 1986, pp. 197-214.



- [6] J.N. Reddy, *Mechanics of laminated composite plates and shells: theory and analysis*, 2nd ed., CRC press, USA, 2004.
- [7] J.N. Reddy, *An Introduction to Nonlinear Finite Element Analysis: with applications to heat transfer, fluid mechanics, and solid mechanics*, 2nd ed., OUP Oxford, UK, 2015.
- [8] K. Chandrashekara, *Theory of plates*, 1st ed., Universities press, India, 2001.
- [9] A.F. Palmerio, J. Reddy and R. Schmidt, "On a moderate rotation theory of laminated anisotropic shells—Part 2. Finite-element analysis", *International Journal of Non-Linear Mechanics*, Vol. 25, No. 6, August 2002, pp. 701-714.
- [۱۰] آیدین غزنوی اسگویی، محمدرضا خلیلی و امین غزنوی اسگویی، «تأثیر هندسه بر رفتار و مدهای شکست اتصال T شکل پانل‌های ساندویچی تحت بارگذاری عرضی»، *مجله مدل‌سازی در مهندسی*، دوره ۱۲، شماره ۳۶، بهار ۱۳۹۳، صفحه ۸۵-۱۰۱.
- [۱۱] محمود مهرداد شکریه، زهرا شکریه و مهرداد داورپناه، «بررسی تحلیلی، عددی و تجربی سازه‌ای با صفحات تا شده کامپوزیتی»، *مجله مدل‌سازی در مهندسی*، دوره ۱۳، شماره ۴۲، پاییز ۱۳۹۴، صفحه ۱-۱۵.
- [۱۲] حسین همتیان، عبدالحسین فریدون و مرتضی رجب‌پور، «بهینه‌سازی پانل ساندویچی هسته منشوری بر اساس الگوریتم گروه ذرات»، *مجله مدل‌سازی در مهندسی*، دوره ۸، شماره ۲۰، پاییز ۱۳۸۹، صفحه ۱۷-۲۶.
- [۱۳] علی قدوسیان، مجتبی شیخی و محمدرضا رستمی، «بهینه‌سازی شکل سطح تماس برای سازه‌ها تحت بارگذاری چندگانه به کمک روش تکاملی دوطرفه»، *مجله مدل‌سازی در مهندسی*، دوره ۱۰، شماره ۳۰، پاییز ۱۳۹۱، صفحه ۷۷-۸۶.
- [14] K. Rohwer, S. Friedrichs and C. Wehmeyer, "Analyzing laminated structures from fiber-reinforced composite material—an assessment", *Technische Mechanik*, Vol. 25, No. 1, 2005, pp. 59-79.
- [15] E. Silverman, M. Rhodes and M. Dyer, "Composite Isogrid Structures for Spacecraft Components", *Society for the Advancement of Materials and Process Engineering Journal*, Vol. 35, No. 1, 1999, pp. 51-58.
- [16] L. Aktay, A.F. Johnson and M. Holzapfel, "Prediction of impact damage on sandwich composite panels", *Computational Materials Science*, Vol. 32, No. 3-4, March 2005, pp. 252-260.
- [17] L. Aktay, A F. Johnson and B.H. Kroplin, "Numerical modeling of honeycomb core crush behavior", *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 75, No. 9, June 2008, pp. 2616-2630.
- [18] C.C. Foo, G.B. Chai and L.K. Seah, "A model to predict low-velocity impact response and damage in sandwich composites", *Composites Science and Technology*, Vol. 68, No. 6, May 2008, pp. 1348-1356.
- [19] L. Wahl, S. Maas, D. Waldmann, A. Zurbes and P. Freres, "Shear stresses in honeycomb sandwich plates: Analytical solution, finite element method and experimental verification", *Journal of Sandwich Structures and Materials*, Vol. 14, No. 4, July 2012, pp. 449-468.
- [20] A. Aghanajafi, D. Toghraie and B. Mehmandoust, "Numerical simulation of laminar forced convection of water-CuO nanofluid inside a triangular duct", *Physica E: Low-dimensional Systems and Nanostructures*, Vol. 85, January 2017, pp. 103-108.
- [21] M.R. Shamsi, O. AliAkbari, A. Marzban, D. Toghraie and R. Mashayekhi, "Increasing heat transfer of non-Newtonian nanofluid in rectangular microchannel with triangular ribs", *Physica E: Low-dimensional Systems and Nanostructures*, Vol. 93, September 2017, pp. 167-178.
- [22] O. Ali Akbari, H. Hassanzadeh Afrouzi, A. Marzban, D. Toghraie, H. Malekzade and A. Arabpour, "Investigation of volume fraction of nanoparticles effect and aspect ratio of the twisted tape in the tube", *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*, Vol. 129, No. 3, September 2017, pp. 1911-1922.
- [23] S. Oveissi, D. Toghraie and S.A. Eftekhari, "Longitudinal vibration and stability analysis of carbon nanotubes conveying viscous fluid", *Physica E: Low-dimensional Systems and Nanostructures*, Vol. 83, September 2016, pp. 275-283.
- [۲۴] سعید سلگی، علی جهانگیری و محسن نالایی، «تحلیل استحکام بال هواپیما به روش اجزای محدود و مقایسه با تست تجربی»، *چهاردهمین کنفرانس بین‌المللی انجمن هوافضای ایران*، تهران، ایران، ۱۲ تا ۱۴ اسفند، ۱۳۹۵.