

## تدوین فرآیندی بر مبنای مهندسی معکوس برای بهبود و ساخت قطعات فرسوده مکانیکی و سازه‌های هوایی

علیرضا پورموید<sup>۱\*</sup>، فرهاد جاویدراد<sup>۲</sup>، حمیدرضا زارعی<sup>۳</sup> و مرتضی شهریاری<sup>۴</sup>

اطلاعات مقاله	چکیده
<p><b>واژگان کلیدی:</b> مهندسی مجدد، بهینه‌سازی قطعات مکانیکی، مهندسی معکوس، آنالیز شکست.</p>	<p>در این مقاله، به تشریح فرآیندی به منظور بهبود کارایی و ساخت قطعات ماشین-آلات و سازه‌های هوایی کارکرده پرداخته شده است. در این راستا یک متدولوژی بر مبنای مهندسی معکوس تدوین شده که شامل مراحل مهندسی مجدد و نمونه-سازی سریع معرفی نیز می‌باشد. با فرض عدم وجود اطلاعات و دانش طراحی قطعه مورد نظر، استفاده از این متدولوژی می‌تواند علاوه بر تولید دانش فنی، به ایجاد بستر لازم برای طراحی ابداعی و جدید نیز منجر شود. در این متدولوژی، ابتدا از نمونه اولیه مدل ابر نقاط تهیه شده و پس از ساخت مدل نمونه بر اساس مدل پارامتری و انجام آنالیزها و محاسبات، اطلاعات طراحی استخراج می‌شود. سپس، با تغییرات منطقی در مدل اولیه به مدل بهینه‌سازی شده دست یافته و در انتها روش تولید آن منطبق با معیارهای نمونه‌سازی سریع انتخاب می‌شود. در این روش به موضوع شکست و طراحی بر اساس تحمل آسیب، نگاه ویژه‌ای شده است. فرآیند مورد نظر به صورت تجربی روی یک قطعه هواپیما پیاده‌سازی شده است.</p>

### ۱- مقدمه

موجود، از آن‌ها به عنوان یک مینا و نقطه شروعی به منظور طراحی و ساخت سیستم‌های جدید بهره گیرند. در حال حاضر، توجه به نگهداری و تعمیرات سامانه‌های فنی که بعضاً طول عمر سرویس‌دهی آن‌ها به پایان رسیده و به اصطلاح پیری اجزا در آن به وقوع پیوسته است، و همچنین تامین قطعات مورد نیاز آن‌ها در مراکز پشتیبانی و لجستیکی به یک ضرورت تبدیل شده است [۱].

پدیده پیری در صنایع از مباحث روز در جامعه علمی و صنعتی است؛ این معضل نه تنها هزینه‌های بالایی را به صنایع تحمیل می‌کند بلکه موجب کاهش سطح ایمنی (خصوصاً ایمنی وسایل پرنده) نیز می‌گردد.

یکی از پیامدهای پیری هواپیماها، زمین‌گیر شدن بی‌برنامه و زودتر از موعد آن‌ها به دلیل تعمیرات یا انجام برنامه‌های پیشگیرانه است؛ با افزایش زمان زمین‌گیری

توسعه سیستم‌های جدید و عمده در صنایع مختلف از جمله صنایع هواپیمایی (نظامی و غیرنظامی) معمولاً با صرف هزینه‌های سنگین میسر می‌باشد. لذا اغلب تولید کنندگان سعی می‌کنند علاوه بر تمدید عمر سیستم‌های

\* پست الکترونیک نویسنده مسئول:

pourmoayed@gmail.com

۱. دانش‌آموخته کارشناس ارشد مهندسی هوافضا، عضو هیئت علمی داخلی دانشکده هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی، تهران
۲. دانشیار مهندسی هوافضا، مرکز تحصیلات تکمیلی، دانشگاه علوم و فنون هوایی، تهران
۳. استادیار مهندسی هوافضا، مرکز تحصیلات تکمیلی، دانشگاه علوم و فنون هوایی، تهران
۴. دانشجوی کارشناسی ارشد هوافضا، مرکز تحصیلات تکمیلی، دانشگاه علوم و فنون هوایی، تهران

دستگاه‌های ابعاد برداری (ابر نقاط<sup>۲</sup>) به منحنی، سطوح و دیگر فرم‌های هندسی مفید<sup>۳</sup> در محیط طراحی با کمک کامپیوتر<sup>۴</sup>، مشکلاتی وجود دارد؛ و عملاً دستیابی به دقت بالا مستلزم تلاش‌های زیادی است.

از دیگر مشکلات، مسئله طراحی و آنالیز استحکامی، به طور خاص بحث خستگی و شکست است که اغلب بحرانی‌ترین اثر را در تحمل بار و شرایط کاری زیرمجموعه‌ها دارد. خصوصاً شکست و خستگی در اجزایی مانند ارابه فرود، اتصالات اصلی هواپیما و محل نصب موتور و ... که موجب خطر و کاهش ایمنی نیز می‌شود. لازم به ذکر است که معمولاً بهبود و بهسازی قطعات بحرانی برای ارتقای آستانه تحمل در مقابل شکست و خستگی نیاز به دقت زیاد و تلاش‌های محاسباتی و تجربی دارد.

در فرآیند تمدید عمر سازه‌های هوایی و قطعات صنعتی اغلب از مباحثی از جمله خوردگی، تنش‌های پسماند، شبیه‌سازی بارهای وارده، آنالیز ترک ناشی از خستگی در اجزای فرسوده، به عنوان موارد کلیدی و حائز اهمیت نام برده می‌شود [۳].

لازم به توجه است که در سامانه‌های قدیمی که بیش از سی سال از عمر آن‌ها می‌گذرد، آنالیزهای شکست و خستگی ندرتاً انجام شده است؛ و عمده طراحی‌ها صرفاً بر اساس معیارهای تنش یا تغییرشکل بوده است. لذا، برای بهسازی قطعات و اطمینان از عملکرد مناسب آن‌ها آنالیز و آزمایش‌های شکست و خستگی به همراه سایر آنالیزهای متداول از جمله تحلیل تنش، ارتعاش، کماتش و ... بسیار ضروری است.

در فرآیند ساخت بعضی از قطعات موجود در سامانه‌های قدیمی و کارکرده نیز از فناوری‌هایی استفاده شده که در حال حاضر بعضاً منسوخ شده‌اند، لذا در حال حاضر، تأمین قطعات با تعداد کم (تیراژ پایین) و استفاده از فناوری‌های

هواپیما یا یک سامانه هوایی، توان عملیاتی مجموعه کاهش یافته و هزینه نگهداری افزایش می‌یابد. برای تمدید عمر قطعات و سامانه‌های هواپیماهای پیر و کارکرده باید به سه مقوله توجه کرد:

۱- این قطعات و سامانه‌ها با فناوری‌های دهه‌های گذشته طراحی شده‌اند و در بسیاری موارد داده‌های فنی اصلی، شامل نقشه‌های مهندسی و معیارهای طراحی در آن‌ها روشن نیست.

۲- در طراحی و شبیه‌سازی‌های مهندسی این قطعات و سامانه‌ها از روش‌های نسبتاً قدیمی استفاده شده که بعضاً از دقت کافی برخوردار نبوده‌اند و لذا، بهینه بودن این قطعات گاهاً زیر سوال است.

۳- در استفاده از مواد و یا فرایندهای تولید در این قطعات و سامانه‌ها از محصولات قدیمی استفاده شده که بعضاً در حال حاضر موجود نبوده و یا استفاده از آن‌ها غیر اقتصادی است. خصوصاً در بحث نگهداری و تعمیر و ارتقای عمر، تعداد و تیراژ قطعات مورد نیاز در اقتصاد تولید نقش اساسی دارد.

لازم به ذکر است که هم اکنون بسیاری قطعات فنی در مراکز ساخت تولید و پشتیبانی صنایع هوایی در ماموریت‌های (اورهال-تعمیر-نگهداری)<sup>۱</sup>، به روش مهندسی معکوس تولید می‌شوند؛ بدین صورت که قطعات اصلی با همان ویژگی‌های نمونه اولیه از نظر مشابهت ابعادی، جنس مواد و فرایند تولید تکثیر می‌شوند [۲]. در این مسیر، روش‌های علمی مبتنی بر فرایند مهندسی معکوس با بکارگیری دستگاه‌های نوین به همراه استفاده از روش‌های جدید ابعاد برداری (اسکن) و مدل‌سازی موجب شده است تا دقت قابل قبولی از نظر مشابهت هندسی نمونه تولیدی با نمونه اصلی بدست آید. البته مشکلات زیادی نیز در این حوزه وجود دارد. از جمله اینکه در اغلب موارد برای تبدیل توده نقاط اندازه‌گیری شده به کمک

<sup>2</sup> Cloud point

<sup>3</sup> CAD Features

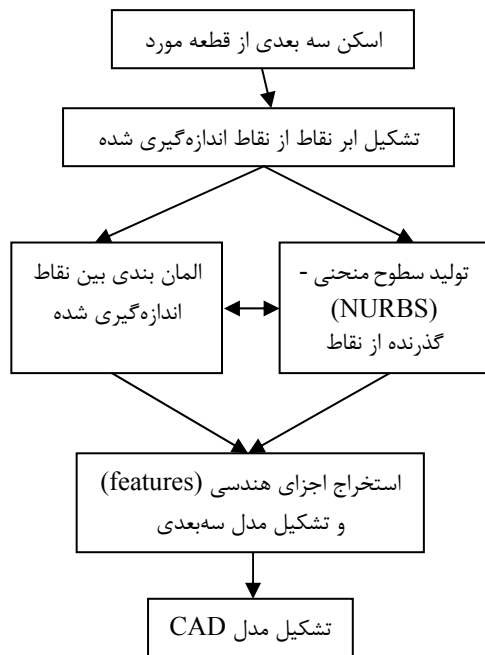
<sup>4</sup> Computer Aided Design

<sup>1</sup> Maintenance, Repair and Overhaul

از نو ساخته شود. فرآیند مهندسی معکوس مورد نظر در این مقاله در شکل ۱ داده شده است. لازم به تاکید است که خروجی این فرآیند مهندسی معکوس، مدل سه بعدی دیجیتال، که در محیط CAD به صورت پارامتری بیان شده است، می باشد.

## ۲-۲- مهندسی مجدد

مهندسی مجدد، یک فرایند برای بهینه‌سازی و تولید مجدد قطعاتی است که اغلب برای بهبود طراحی قبلی و یا به منظور بهینه‌سازی طرح موجود از لحاظ عملکرد، ساختار مواد، یا کل هزینه ساخت انجام می‌شود.



شکل ۱- الگوریتم عمومی مهندسی معکوس برای قطعات سامانه‌های مکانیکی

در این فرایند، باید مشخص شود که طراحی جدید و یا اصلاح شده، استقامت در برابر بارهای وارده را داشته و دارای عمر مطلوبی است. همچنین باید نشان داده شود که قطعه قابل ساخت بوده و از نظر هزینه و زمان مقرون به صرفه می‌باشد. یکی از مراحل این فرآیند، تجزیه و تحلیل ساختاری و قابلیت اطمینان و بهینه‌سازی شکل هندسی قطعه و شبیه‌سازی روش ساخت آن است [۶-۷].

قدیمی که عمدتاً هزینه بالایی از نظر زمان تولید و تجهیزات مورد استفاده در پی دارند مقرون به صرفه نیست. سامانه‌های جدید طراحی و فناوری‌های ساخت بر اساس کامپیوترهای پیشرفته که هم اکنون در دسترس است فرصت بزرگی را برای رویارویی و غلبه بر این چالش پیش روی خود دارند [۴].

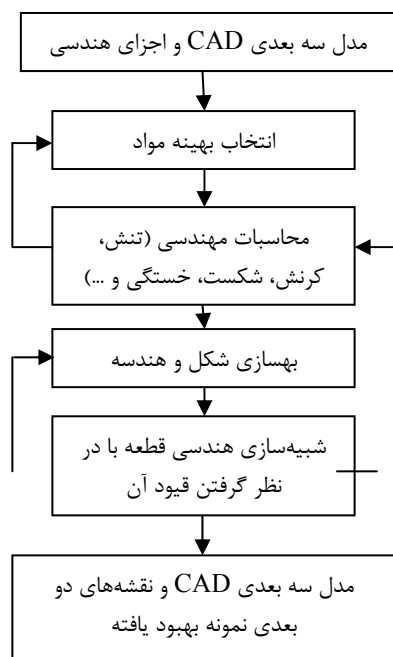
در این مقاله، علاوه بر ارائه الگوریتم پیشنهادی به منظور بهبود و بهسازی قطعات مکانیکی و سازه‌ها، پیاده‌سازی آن نیز با در نظر گرفتن عواملی چون مهندسی معکوس، مهندسی مجدد و نمونه‌سازی سریع انجام شده است. در این راستا، یک قطعه تکیه‌گاه مربوط به مکانیزم سطوح فرامین یک هواپیما در نظر گرفته شده و سعی گردیده تا با مهندسی مجدد آن، یک طرح بهبود یافته از نظر تولید، اقتصاد و کارایی ارائه شود.

## ۲- الگوریتم فرآیند

بستر فنی پیشنهادی در این مقاله، به سه فرآیند مهندسی معکوس، مهندسی مجدد و نمونه‌سازی سریع تفکیک شده است که هر فرآیند در زیر اجمالاً تشریح می‌شود.

### ۲-۱- مهندسی معکوس

مهندسی معکوس فرآیند خلق مجدد یک طراحی بوسیله تجزیه و تحلیل یک محصول نهایی و یا فرآیند تولید یک قطعه، زیر سیستم یا محصول موجود بدون کمک گرفتن از نقشه‌ها و مستندات یا مدل‌های کامپیوتری است [۵]. به طور کلی، مهندسی معکوس، فناوری برای تبدیل ابعاد هندسی نمونه به فایل دیجیتال (رایان‌های) برای دوباره ساختن مدل هندسی قطعه است. دقت مدل دوباره ساخته شده به درجه دقت فرآیند دیجیتالی کردن نمونه بستگی دارد. در مهندسی معکوس یک مدل از توده نقاط نمونه برداری شده متراکم (ابر نقاط)، از ابتدا ساخته می‌شود و نقاط در تراکم بالا نمونه برداری می‌گردد تا محصول دقیق



شکل ۲- الگوریتم مهندسی مجدد برای قطعات سامانه‌های مکانیکی

### ۲-۳- نمونه‌سازی سریع

در نمونه‌سازی سریع<sup>۵</sup>، معمولاً از فناوری ساخت سطوح سه بعدی جسم<sup>۶</sup> به منظور بازبینی طراحی انجام شده، و ساخت نمونه‌هایی فیزیکی از قطعاتی که مهندسی مجدد گردیده، انجام می‌شود [۸-۹]. به طور همزمان ماشین‌کاری و شکل‌دهی در محیط مجازی انجام می‌شود تا برنامه‌ریزی فرآیندهای ساخت نمونه کاربردی یا ساخت قطعات سخت و پیچیده قبل از ساخت نمونه اصلی انجام پذیرد.

نمونه‌سازی سریع اشاره به ساخت مدل یا نمونه سه بعدی فیزیکی به طور مستقیم از اطلاعات طراحی با کمک کامپیوتر (CAD) دارد. این فرآیند، در واقع، یک مورد خاص از فناوری ماشین‌کاری است که به سرعت به تولید مدل و نمونه قطعات براساس اطلاعات (سه بعدی) موجود می‌پردازد که با استفاده از این روش، تولید شکل‌های مختلف مدل‌های فیزیکی امکان پذیر است. امروزه به

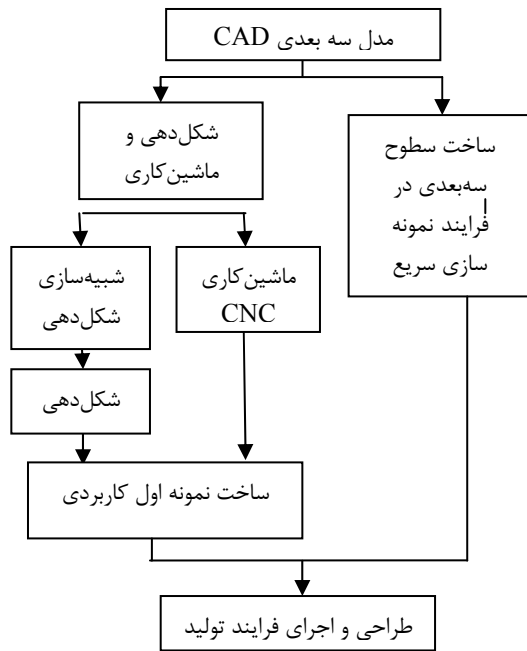
مهندسی مجدد، شامل محاسبات طراحی از جمله محاسبات خستگی و شکست و بهینه‌سازی شکل نیز می‌باشد. برای انجام این محاسبات، معمولاً مدل سه بعدی پارامتری نمونه مورد نظر به عنوان ورودی انتخاب شده و با استفاده از نرم‌افزارهای مهندسی، آنالیزهای طراحی از جمله محاسبات تنش، کرنش و تغییرشکل، محاسبات دینامیکی، آنالیز شکست و خستگی حساسیت‌های نمونه آشکار می‌شود. تجهیزات شبیه‌سازی و مدل‌سازی کامپیوتری از قبیل شبیه‌سازی‌های دینامیکی، آنالیز المان محدود<sup>۱</sup> و روش‌های پیش‌بینی شکست و خستگی برای شبیه‌سازی رفتار شکست و خستگی قطعات می‌توانند بکار گرفته شوند. نتایج شبیه‌سازی روی هندسه قطعه و مواد برای دستیابی به کارایی بهتر با حداقل هزینه (یا دستیابی به حداقل وزن قطعه که در اکثر شرایط عامل تعیین کننده می‌باشد) صورت می‌پذیرد. بر این اساس، انتخاب مواد و بهسازی شکل و هندسه نمونه انجام می‌شود. در انتخاب مواد به ارزیابی، در دسترس بودن و خواص مهم ماده از جمله استحکام مکانیکی، صلابت، چقرمگی و استحکام در مقابل خوردگی باید توجه ویژه داشت.

در طراحی شکل و هندسه، قیدهای قطعه از جمله محل‌های نصب و اتصالات ثابت می‌ماند تا از نظر مونتاژ مشکلی ایجاد نشود. نهایتاً مدل بدست آمده در فضای مجازی، در مجموعه نصب شده و کارایی آن از نظر عدم تداخل با سایر قطعات، خصوصاً برای قطعات متحرک آزمایش می‌شود. در فرآیند مهندسی مجدد، طراحی با نگاه فراگیر به فرآیند تولید اقتصادی انجام می‌شود. در نهایت، مدل بهبود یافته به صورت نقشه‌های دو بعدی CAD بیان می‌شود. این فرآیند در شکل ۲ نشان داده شده است.

<sup>5</sup> Rapid Prototyping

<sup>6</sup> Solid Freeform Fabrication

<sup>4</sup> Finite Element Analysis



شکل ۳- الگوریتم ساخت سریع نمونه برای قطعات سامانه های سازه ای و مکانیکی

### ۳- پیاده سازی الگوریتم

برای پیاده سازی الگوریتم پیشنهادی، یک قطعه تکیه گاه اتصال مربوط به بال یک هواپیما در نظر گرفته شده است (شکل ۴). هیچ گونه مدارک فنی شامل استانداردهای قطعه، نوع مواد و نقشه های فنی در مورد این قطعه موجود نمی باشد. ولیکن می دانیم که این قطعه از مواد با استاندارد روسی توسط فرایند ریخته گری با قالب گیری سرامیکی ساخته شده است. این قطعه عملاً تحت بار خستگی از نوع یاتاقانی بوده و ایجاد ترک در آن محتمل است. ولیکن به علت عدم وجود اطلاعات طراحی، برآورد عمر واقعی این قطعه قابل انجام نمی باشد.



فناوری نمونه سازی سریع به عنوان یک روش تولیدی نگرسته می شود [۱۰-۱۱].

از نمونه سازی سریع گاهی به عنوان یک انقلاب صنعتی در روش های ساخت و تولید یاد می شود که از مشخص ترین ویژگی های این فناوری، ایجاد مدل و طراحی قطعات ماشین آلات فنی به روش مهندسی معکوس است؛ که قطعه مورد نظر با یک ابزار به سرعت تبدیل به یک ایده طراحی مفهومی می شود. و مدل فیزیکی، که تصور ذهنی طراحان بوده از این طریق تولید می شود. فرآیند نمونه سازی سریع کمک می کند تا طراح به تجسم نقشه های طراحی و مدل سازی قطعات طراحی شده بپردازد. معمولاً نمونه ساخته شده از این طریق، برای تایید هندسه مجدداً در سامانه نصب می شوند. علاوه بر این، نمونه های فیزیکی می توانند به عنوان نمونه های مومی یا پلاستیکی برای تولید قطعات اصلی از طریق فرآیندهایی مانند ریخته گری با قالب گیری سرامیکی<sup>۱</sup> (ریخته گری دقیق) نیز به خدمت گرفته شوند. کلیات فرایند نمونه سازی سریع در شکل ۳ ترسیم شده است.

در الگوی معرفی شده در این مقاله، مفهوم نمونه سازی سریع به تولید نمونه اصلی و یا تولید در حجم بسیار کم نیز تعمیم داده شده است. بدین معنا که ساخت نمونه اصلی با استفاده از فرآیندهایی مانند ماشین کاری CNC نیز در مقوله نمونه سازی سریع قرار گرفته است.

<sup>1</sup> Investment Casting

شکل ۴- نمایی از قطعه اتصال نگهدارنده مکانیزم حرکتی سطوح فرامین بال یک هواپیمای جت



۳-۱- فرایند مهندسی معکوس قطعه مورد نظر

۳-۱-۱- اسکن سه بعدی قطعه

برای اسکن و ابعادبرداری قطعات مکانیکی، معمولاً در عمل از دو سامانه اسکن تماسی و اسکن غیرتماسی استفاده می‌شود. دستگاه اسکن غیر تماسی نسبت به دستگاه‌های تماسی که در آن‌ها یک حسگر روی سطح قطعه حرکت کرده و ابعاد برداری می‌نماید، بسیار سریعتر و ارزانتر است. همچنین دستگاه‌های اسکن غیرتماسی بهتر می‌توانند گوشه‌ها و محل‌های تیز قطعات را اسکن نمایند. ولیکن، ضعف عمومی آن‌ها در داده‌برداری در حجم بالا به صورت غیرمنظم است که بعضاً موجب دشواری در پردازش اطلاعات و تولید المان و سطوح می‌گردد [۱۲-۱۳].

در این تحقیق، برای اسکن قطعه مورد نظر از دستگاه اسکن غیر تماسی (لیزری) Rexcan III ساخت کشور کره جنوبی استفاده شده است. این سامانه، متشکل از یک دیجیتالیزر نوری با سرعت بسیار بالا در داده برداری نقاط، تجهیزات منبع لیزر و لنزهای اشنايدر بوده و از فناوری فرینج نوری در لنز میانی استفاده می‌کند [۱۴]. تصویری از دستگاه در حال اسکن نمونه مورد نظر در شکل ۵ نشان داده شده است.

این سامانه مجهز به نرم افزار AICON 3D STUDIO می‌باشد که فایل‌های ابر نقاط را حتی در عمق‌ها، شکاف‌ها و قسمت‌های پیچیده قطعات صنعتی با بررسی تیرانس و ابعاد هندسی ارائه داده و دارای خروجی مستقیم تحت فایل با فرمت STL است. خروجی فایل STL موجب تسهیل در انتقال اطلاعات به سایر سامانه‌های CAD/CAM از جمله دستگاه‌های نمونه‌سازی سریع، چاپ سه بعدی<sup>۱</sup>، CNC و ... می‌گردد.

شکل ۵- دستگاه اسکن غیر تماسی لیزری Rexcan III استفاده شده در این تحقیق

### ۳-۱-۲- تشکیل ابر نقاط و مدل سطوح قطعه مورد نظر

ابتدا فایل خروجی ثبت شده از دستگاه ابعاد برداری غیرتماسی با قالب STL به نرم افزار GeoMagic Studio12 وارد می‌شود؛ که توده مترامی از ابر نقاط شامل ۴۴۴۱۵۶ نقطه تشکیل می‌شود. در مهندسی معکوس تعداد نقاط موجود در ابر نقاط تابعی از شکل قطعه اولیه و همچنین دقت برداشت نقاط است. اصولاً وجود چگالی بالا در نقاط، تشخیص اطلاعات اولیه را قدری با مشکل مواجه می‌سازد. بنابراین به منظور درک بهتر هندسه و توپولوژی قطعه، نیاز است که تعداد نقاط در ابر تا میزان لازم کاهش داده شود. این امر به دقت و ظرافت کاری طراح وابسته است به طوری که بتواند با استفاده از قابلیت‌های نرم‌افزارهای طراحی، نقاط نامرتب روی مرز منحنی‌ها و سطوح را تشخیص و آن‌ها را حذف یا اصلاح کند. شکل ۶ مدل ابر نقاط را پس از کاهش تعداد نقاط و رفع نویز و اغتشاش، نشان می‌دهد.

<sup>1</sup> 3D Printing Machines

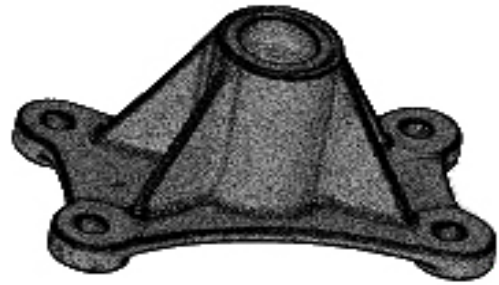
اساساً قطعات در سامانه‌های کارکرده و یا پیر و فرسوده، مهندسی مجدد می‌شوند. لذا برای حداقل نمودن زمان و هزینه طراحی و سادگی در ساخت با استفاده از سامانه‌های ساخت به کمک کامپیوتر<sup>۲</sup> نیاز به مدل‌های سه‌بعدی پارامتری با دقت بالا از ضروریات است [۱۵].

به طور کلی هیچ کدام از ابزارها و نرم افزارهای رایج، قادر نیستند به طور خودکار ابر نقاط را به مدل‌های سطح کامل با دقت بالا تبدیل کنند. علاوه بر این، تشخیص کلیه اجزای هندسی با استفاده از سامانه‌های نرم‌افزاری رایج (از جمله نرم‌افزار FeatureWorks) بدون دانستن مفاهیم مناسب طراحی با انجام کار دستی توسط طراح، از روی مدل استخراج شده، عملاً امکان‌پذیر نیست. اساساً شیوه‌های مدل‌سازی بر اساس ابر نقاط به چهار دسته مطابق زیر تقسیم‌بندی می‌شوند:

الف) روش DCA<sup>۳</sup>: در این روش برای اخذ حداکثر دقت در تشخیص اجزای هندسی، ابتدا المان‌های مثلثی با استفاده از ابر نقاط تولید شده و سپس، محل تقاطع این المان‌ها با صفحات موازی نزدیک به هم در جهت اسکن، محاسبه می‌شوند. این نقاط برای تولید منحنی‌های کانتور استفاده شده و با کشیدن (اکستروود) این منحنی‌ها، سطح هندسی بدست می‌آید [۱۶]. این روش دارای دقت بالا بوده ولیکن حجم محاسباتی آن قدری زیاد است. ضمناً برخی اطلاعات اخذ شده در این روش از جمله عیوب سطحی قطعه و .... در کیفیت نتایج تاثیرگذار می‌باشد.

ب) روش SSM<sup>۴</sup>: در این روش صرفاً بخشی از ابر نقاط که در محدوده اجزای هندسی قرار دارند استخراج شده و منحنی‌های کانتور هموار با استفاده از منحنی‌های بی-اسپلاین تولید می‌شوند. سپس، با این منحنی‌ها سطح هندسی ایجاد می‌شود [۱۷].

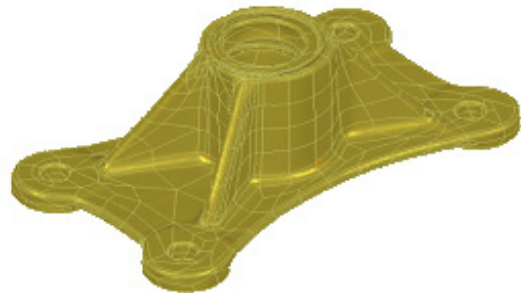
ج) روش DSM<sup>۵</sup>: در این روش ابتدا نقاط مقطع اجزای هندسی برش خورده و به محیط CAD وارد می‌شود. با



شکل ۶- مدل ابر نقاط پس از کاهش و رفع نویز (تعداد نقاط به حدود ۴۰۰۰۰ نقطه کاهش یافته است.)

### ۳-۱-۳- تشکیل مدل سطوح قطعه مورد نظر

برای ایجاد سطح نهایی، از گزینه تطبیق سطوح<sup>۱</sup> موجود در نرم‌افزار GeoMagic Studio12 استفاده می‌شود. مقدار گزینه تolerانس را بر اساس دقت مدل می‌توان در محدوده ۰/۰۱ تا ۰/۰۰۱ میلی‌متر قرار داده، تا با فعال کردن گزینه محاسبه خطا، سطح صافی ایجاد شود. همچنین با قراردادن میانگین خطاها حدود ۰/۰۰۲۵ میلی‌متر که پیش فرض نرم‌افزار در مدل‌سازی CAD می‌باشد، می‌توان این سطح را پذیرفت. شکل ۷ مدل سطوح قطعه را پس از ویرایش و رفع عیوب، نشان می‌دهد.



شکل ۷- مدل سطوح قطعه با استفاده از ابر نقاط کاهش یافته

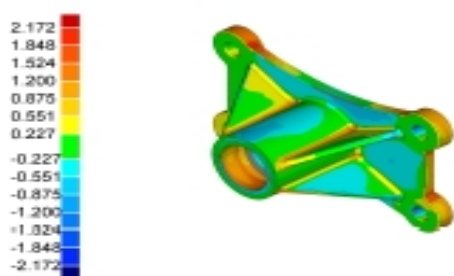
### ۳-۱-۴- استخراج اجزای هندسی و ساخت مدل سه‌بعدی در محیط CAD

<sup>۲</sup> Computer Aided Manufacturing

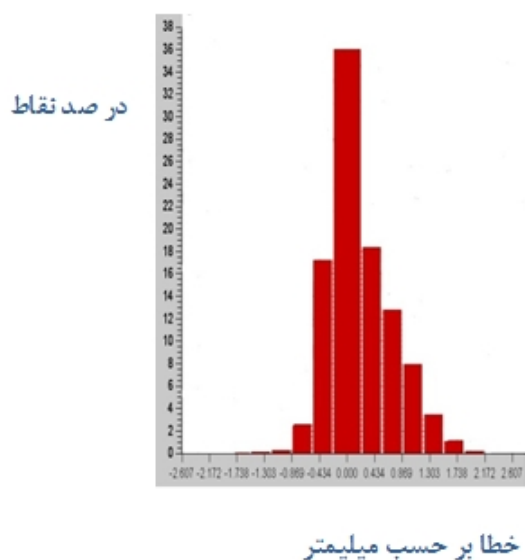
<sup>۳</sup> Direct Capturing Approach

<sup>۴</sup> Surface Skelton Model

<sup>۵</sup> Direct Surface Modeling



شکل ۹- مقایسه مدل سه بعدی بر اساس بازیابی اجزای هندسی با مدل ابر نقاط قطعه (داده‌ها برحسب میلی‌متر است).



شکل ۱۰- خطای میانگین مدل سه‌بعدی بر اساس بازیابی فیچرها با مدل ابر نقاط قطعه

نتایج نشان می‌دهند که بیش از ۷۰ درصد نقاط دارای حداکثر جابجایی ۰/۵ میلی‌متر نسبت به مدل می‌باشند که با توجه به کیفیت نسبتاً پایین ساخت قطعه اصلی منطقی به نظر می‌رسد. پس از تایید نهایی مدل، با ورود مدل سه بعدی به نرم‌افزار CAD، نقشه‌های دوبعدی برای ساخت نمونه یا مدل آماده می‌شود.

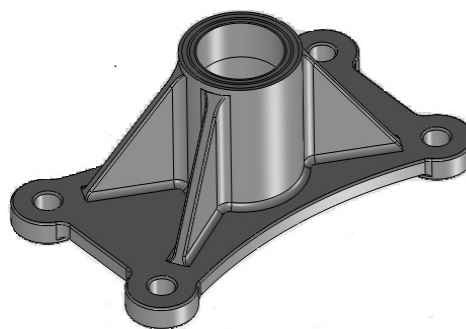
### ۳-۲- فرایند مهندسی مجدد قطعه مورد نظر

#### ۳-۲-۱- انتخاب مواد مورد نظر

در راستای تعیین ترکیب شیمیایی برحسب درصد وزنی عناصر و استاندارد ماده مورد نظر، آزمون کوانتومتری صورت پذیرفت؛ تا با بدست آوردن نزدیک‌ترین

استفاده از این نقاط نقشه‌های اولیه پارامتری شده<sup>۱</sup> تهیه می‌شوند [۱۸]. اجزای هندسی که به این روش تولید می‌شوند بر اساس میانگین نقاط مربوط به سطح مقطع آن جزء هندسی بوده و با تغییر پارامتر می‌توان به دقت بالاتری دست یافت.

روش CMA<sup>۲</sup> در این روش به طور دستی، اجزای هندسی در محیط CAD ایجاد و با تغییر اندازه و ابعاد آن‌ها (با توجه به اطلاعات در دسترس در مورد اجزای هندسی محتمل قطعه)، به ابر نقاط برازش می‌شوند. این اجزاء نهایتاً در تولید مدل پارامتری شده سه بعدی مورد استفاده قرار می‌گیرند. استفاده از این روش نسبتاً آسان بوده ولیکن به تجربه طراح وابسته است. با توجه به سادگی نسبی مدل مورد نظر در این تحقیق، این روش در اینجا مورد استفاده قرار گرفته است.



شکل ۸- مدل قطعه با استفاده از بازیابی اجزای هندسی مدل سه بعدی ساخته شده شکل ۸ بر اساس بازیابی اجزای هندسی با مدل ابر نقاط (که در حقیقت معادل مدل ساخته شده بر مبنای تولید المان و برازش سطوح<sup>۳</sup> می‌باشد). در نرم‌افزار GeoMagic با یکدیگر مقایسه شده است. نتایج به صورت کانتور در شکل ۹ و به صورت دیاگرام در شکل ۱۰ نشان داده شده است.

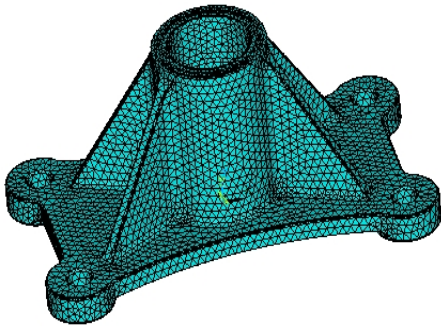
<sup>۱</sup> Parametric Sketches

<sup>۲</sup> Component Modeling Approach

<sup>۳</sup> Non-uniform Rational B-spline



المان‌های هرمی چهار گرهی انجام شده است. نمای المان‌های تولید شده در شکل ۱۱ نشان داده شده است.



شکل ۱۱- مدل اجزاء محدود ایجاد شده

نحوه اعمال بارگذاری به صورت نسبتاً واقعی و یافتن حداکثر تنش در این شرایط، از بخش‌های مهم آنالیز استاتیکی است. با توجه به گردش قطعه بین اعمال کننده بار به قطعه مورد نظر و مشابهت نحوه اعمال بار به بارگذاری یاتاقانی، در اینجا از شیوه‌های بارگذاری یاتاقانی استفاده شده است. در بارگذاری یاتاقانی، هنگام اعمال بار به یک طرف، نیم سطح دیگر آزاد فرض می‌شود و توزیع بار در نیم دایره درگیر نیز از توزیع متغیر (سه‌می شکل) تبعیت می‌کند. برای نیل به این منظور، بار متمرکز به جرم بسیار کوچک متمرکز در مرکز دایره استوانه اعمال و انتقال آن بار به نیم دایره، با استفاده از میله‌های صلب انجام شده است (شکل ۱۲). راستای توزیع بار نیز که به واسطه دوران بین اعمال بار متغیر است، در راستاهای مختلف قرار داده شده تا بحرانی‌ترین حالت تنش بدست آید.

با بررسی توزیع تنش بدست آمده تمامی محل‌های پرتنش قطعه را که احتمالاً در آستانه تشکیل ترک قرار دارند، مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته است. قبل از اجرای این مرحله لازم است مقدار حداکثر بار تحملی قطعه بصورت دقیق مشخص شود؛ تا حد امکان از تکرار مراحل بارگذاری خودداری شود.

استانداردها به آلیاژ مورد استفاده، بستر برای ساخت اقتصادی قطعه فراهم شود. با استفاده از نتایج آزمون کوآنومتری، نزدیک‌ترین استاندارد روسی به این ماده GOST 977 Grade 35CHML تعیین شد که در حال حاضر دسترسی به آن به سادگی و با هزینه قابل قبول میسر نیست. نزدیک‌ترین استاندارد معادل آلمانی (DIN 1.7220) و نزدیک‌ترین استاندارد معادل (SAE) به ماده مذکور، فولاد (AISI 4130) می‌باشد. فولاد AISI 4130 از مواد پرکاربرد در صنایع هوافضا، نفت و گاز، انرژی هسته‌ای و ... است و از قابلیت تهیه و هزینه نسبت به ماده اصلی ارجحیت دارد. لذا، این فولاد به عنوان جایگزین ماده اصلی انتخاب می‌شود. مقایسه ترکیب عناصر شیمیایی ماده اصلی و ماده جایگزین در جدول ۱ درج شده است.

جدول ۱- مقایسه درصد عناصر شیمیایی نمونه اصلی با ماده

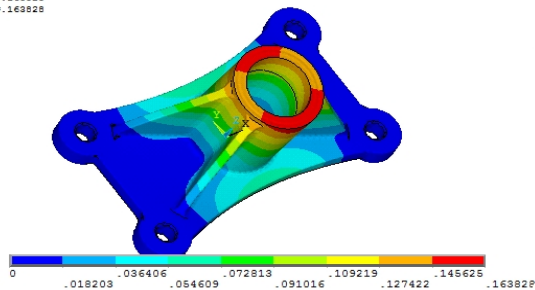
#### انتخابی جایگزین

ترکیب شیمیایی	نمونه اصلی	نزدیکترین نمونه به نمونه اصلی فولاد (AISI 4130)
کربن	۰/۳	۰/۳۲
سیلیسیوم	۰/۷۹	۰/۲۵
منگنز	۱/۰۱	۰/۵
مولیبدن	۰/۱۷	۰/۲۲
نیکل	۰/۱۵	۰/۱۷
کروم	۰/۷۷	۱
فسفر	۰/۰۱۵	خیلی جزئی
گوگرد	۰/۰۰۸	خیلی جزئی
مس	۰/۱۲	خیلی جزئی
آهن	باقیمانده	باقیمانده

#### ۳-۲-۲- محاسبات تنش و استحکام

مدل سه‌بعدی تهیه شده با فرمت IGS در نرم‌افزار GeoMagic ذخیره شده و به نرم‌افزار SolidWorks وارد می‌شود. پس از ذخیره سازی با فرمت ACIS\*(SAT) مستقیماً به داخل نرم افزار Ansys (ویرایش ۱۳) وارد شده و المان‌بندی آن با استفاده از

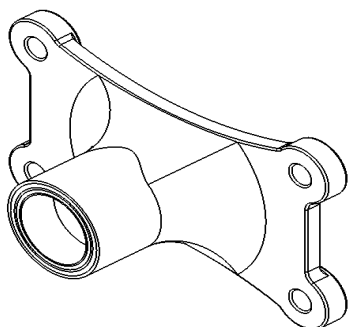
NODAL SOLUTION  
STEP=1  
SUB =1  
TIME=1  
TYPE (AVG)  
RSYS=0  
SMX =.163828  
SMN =.163828



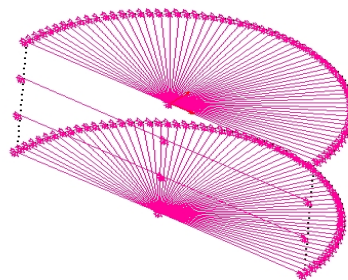
شکل ۱۴- توزیع برآیند جابجایی‌ها در حالت بار بحرانی (جابجایی‌ها برحسب میلی‌متر می‌باشد).

### ۳-۲-۳- بهینه‌سازی شکل و هندسه

روش ساخت قطعه اصلی، ریخته‌گری با قالب‌گیری سرامیکی است. اگرچه این فرآیند ریخته‌گری، سریع‌ترین روش برای تولید نمونه‌های فلزی از قطعات پیچیده است، اما این فرآیند برای تولید به تعداد کم به دلیل هزینه بالای قالب آن اقتصادی نمی‌باشد. لذا طراحی مجدد این قطعه با استفاده از روش ماشین‌کاری مورد توجه قرار گرفت. با پیاده‌سازی چند طرح، این نتیجه حاصل شد که بهترین طرح که بتواند کارایی قطعه، کیفیت و قابلیت اطمینان آن را حفظ کند، حذف تیغه‌های لچکی شکل قطعه و قراردادن فیلت جایگزین با شعاع مناسب در پای استوانه است؛ که منجر به سهولت روش ساخت می‌شود (شکل ۱۵). بنابراین با انتخاب روش ساخت با ماشین‌کاری CNC (از فناوری نمونه‌سازی سریع) می‌توان به تولید اقتصادی قطعه برای تولید به تعداد کم مبادرت نمود.



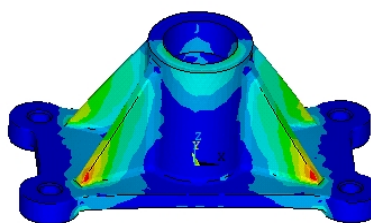
شکل ۱۵- مدل بهینه‌سازی شده برای تیراژ تولید کم



شکل ۱۲- نحوه استفاده از میله‌های صلب برای مدل‌سازی توزیع بار یاتاقانی در قطعه

برای یافتن حداکثر بار قابل تحمل در حالت استاتیک برای قطعه اصلی با ضریب اطمینان ۲ و استفاده از آن در تحلیل ترک، در هر دو مدل اصلی و بهینه شده، از روابط استوانه‌های جدار ضخیم استفاده شده است [۱۹]. با در نظر گرفتن تنش تسلیم ۵۶۰ مگاپاسکال برای ماده تشکیل دهنده قطعه و با اعمال بارگذاری یاتاقانی به نیمه استوانه داخلی (بدون تیغه‌های تقویت)، حداکثر بار معادل ۱۴۱۴۲ نیوتن (حدود ۱/۵ تن) بدست می‌آید. با در نظر گرفتن بیش از ۲۰ حالت بارگذاری، حالت بحرانی تعیین و توزیع تنش‌ها و جابجایی در آن حالت مطابق شکل‌های ۱۳ و ۱۴ بدست آمده است.

ELEMENT SOLUTION  
E=1  
SUB =1  
TIME=1  
TYPE (AVG)  
SMX =.967428  
SMN =480.823

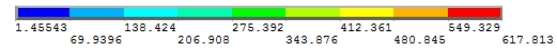
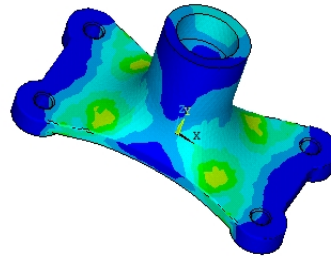


شکل ۱۳- توزیع تنش فون میسوز در حالت بار بحرانی (تنش‌ها برحسب مگاپاسکال می‌باشد).

## ۳-۲-۴- شبیه‌سازی و محاسبات استحکام و عمر

محاسبات تنش برای نمونه جدید طراحی شده، با استفاده از روش اجزاء محدود در محیط نرم‌افزار ANSYS همانند قسمت قبل انجام شده است. همانطوری که در شکل ۱۶ مشاهده می‌شود، با حذف تیغه‌های لچکی شکل، تمرکز تنش بیشتر بر روی انحنای فیلت‌ها ظاهر می‌شود. که نشان‌دهنده‌ی موقعیت ایجاد ترک احتمالی بر روی منحنی فیلت‌ها می‌باشد. در این راستا از اطلاعات بدست آمده از کانتور تنش فون میسز و مقایسه با حالت اصلی، می‌توان دریافت که حداکثر تنش‌های ایجاد شده با شرایط مرزی یکسان از لحاظ مقدار بارگذاری و محل قیدگذاری، تقریباً در یک محدوده از تنش طراحی قرار دارند. اگرچه مدل طراحی شده نسبت به مدل اصلی از نظر تنش امتیاز خاصی دارد ولیکن با توجه به شکل هندسی مدل فیلت‌دار، پیش‌بینی می‌شود که استحکام در برابر رشد ترک مدل فیلت‌دار بیشتر از مدل اصلی باشد.

AVG ELEMENT SOLUTION  
STEP=1  
SUB =1  
TIME=1  
SEQV (AVG)  
ENX = 322885  
SMN =1.45543  
SMX =617.813



شکل ۱۶- توزیع تنش فون میسوز در حالت بار بحرانی (تنش‌ها برحسب مگاپاسکال می‌باشد).

برای بررسی عمر و میزان تحمل آسیب توسط قطعه از نظر رشد ترک در نمونه و مقایسه دو مدل با یکدیگر، از روشی با عنوان روش تنش هم ارزی<sup>۱</sup> استفاده شده است. در این روش بار معادل در مدل دو بعدی کرنش مسطح به

منظور ایجاد تنش مشابه حالت سه بعدی محاسبه شده و نهایتاً مدل دو بعدی جایگزین رشد ترک در مدل سه‌بعدی می‌شود.

همان طور که از مقایسه بین دو مدل اصلی و فیلت‌دار مشاهده می‌شود در اثر اعمال بار حدوداً ۱/۵ تنی به قطعه، با ضریب اطمینان ۲ حداکثر تنش بدست آمده در حالت طرح لچکی، برابر ۳۱۸ مگاپاسکال و در طرح فیلت‌دار برابر ۳۰۹ مگاپاسکال می‌باشد. در نهایت با استفاده از روش تنش هم ارز مشاهده شده در کانتور تنش بین مدل دو بعدی و سه بعدی قطعه اصلی، این نتیجه حاصل شد که با تقریب قابل اغماضی می‌توان از همین مقدار بارگذاری در مراحل بعدی بر روی مدل دوبعدی با وجود ترک اولیه، استفاده کرد.

محاسبه عمر و رشد ترک به طور مستقیم به محاسبه فاکتور شدت تنش<sup>۲</sup> وابسته است. با توجه به پیچیدگی حل تحلیلی برای محاسبه فاکتور شدت تنش، عموماً این کمیت با استفاده از آنالیز اجزای محدود محاسبه می‌شود. در این راستا نیاز به یک المان‌بندی نسبتاً ریز و مناسب در نزدیکی نوک ترک با استفاده از المان‌های ویژه با تکینگی<sup>۳</sup> تنش شکل ۱۶ تعبیه شده در نزدیکی نوک ترک است [۲۰]. در المان‌های تکین با انتقال گره جانبی یک المان مثلثی ایزوپارامتریک ۶ گره‌ای، به نقطه یک چهارم از گره نوک ترک، تغییرات تنش متناسب با  $1/\sqrt{r}$  حاکم در اطراف ترک (که در آن  $r$  فاصله شعاعی از نوک ترک است) ایجاد می‌گردد.

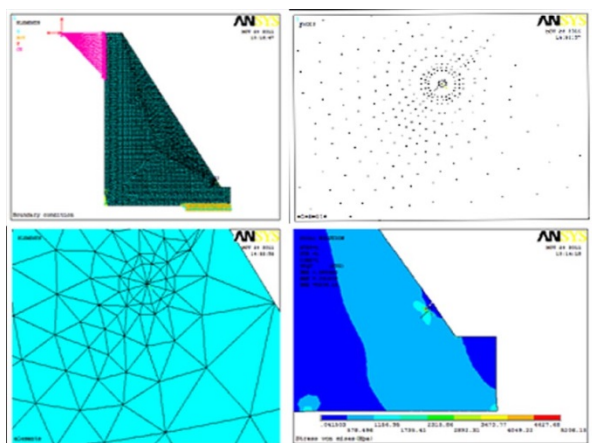
$$K_I = G \sqrt{\frac{2\pi}{r_0}} \left( \frac{u_y(r_0, \theta = \pi) - u_y(r_0, \theta = -\pi)}{(\kappa + 1)} \right) \quad (1)$$

$$K_{II} = G \sqrt{\frac{2\pi}{r_0}} \left( \frac{u_x(r_0, \theta = \pi) - u_x(r_0, \theta = -\pi)}{(\kappa + 1)} \right)$$

که در آن  $K_I$  و  $K_{II}$  به ترتیب فاکتورهای شدت تنش برای موده‌های ۱ و ۲ شکست و  $r_0$  فاصله از نوک ترک تا اولین گره جانبی پشت نوک ترک است که معمولاً بین ۰.۱ تا ۰.۲ طول ترک اولیه در نظر گرفته می‌شود (شکل ۱۷).  $\theta$

<sup>2</sup> -Stress Intensity Factor  
<sup>20</sup> - Singularity

18- Equivalence Stress



شکل ۱۸- مدل سازی ترک در نمونه اصلی در محل بحرانی

فرایند مشابه برای نمونه بهسازی شده نیز انجام شده است؛ تنها تفاوت تحلیل بین دو نمونه حالت تنش بوده که در نمونه بهسازی شده کرنش مسطح در نظر گرفته شده است. علت فرض وجود حالت کرنش مسطح در نمونه بهسازی شده، هندسه نمونه و مدور بودن فیلت است. نتایج فاکتورهای شدت تنش برای مودهای ۱ و ۲ در دو حالت، و مقدار فاکتور شدت تنش معادل مود ترکیبی (رابطه ۲) در جدول ۲ داده شده است.

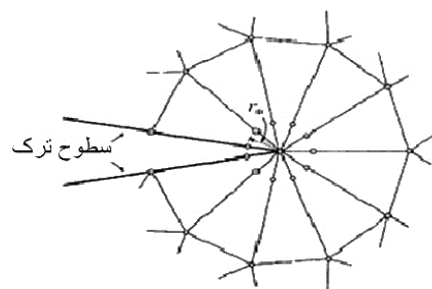
$$K_c = \sqrt{K_I^2 + K_{II}^2} \quad (2)$$

جدول ۲- مقایسه فاکتورهای شدت تنش محاسبه شده در دو مدل.

فاکتور شدت تنش	مدل اصلی	مدل بهسازی شده
$K_I (MPa(m)^{1/2})$	۱۷۸/۷۴	۶۴/۴۷
$K_{II} (MPa(m)^{1/2})$	۲۰/۱۸	۲۲/۷۲
$K_c (MPa(m)^{1/2})$	۱۷۹/۸۷	۶۸/۳۵

در محاسبه فاکتورهای شدت تنش، مقدار بار برابر ۱/۵ تن در نظر گرفته شده است. با توجه به اینکه استحکام ماده اصلی در شکست مود ترکیبی حدود  $(56 MPa(m)^{1/2})$  می‌باشد، می‌توان دید که در صورت وقوع ترک کوچک در نقطه بحرانی در نمونه اصلی، مقدار بار مجاز به ۱/۳ یعنی  $500 kgf$  کاهش می‌یابد. این در حالی است که فولاد ۴۱۳۰ به علت نرمی نسبی دارای استحکام شکستی برابر  $(110 MPa(m)^{1/2})$  می‌باشد که قادر به تحمل بار وارده حتی در صورت وقوع ترک کوچک است.

زاویه خط شعاعی از نوک ترک است که در جهت مثلثاتی مثبت در نظر گرفته می‌شود.  $G$  نیز مدول برشی ماده و پارامتر  $\kappa$  برای حالت تنش مسطح به صورت  $\kappa = (3-\nu)/(1+\nu)$  و برای حالت کرنش مسطح به صورت  $\kappa = 3-4\nu$  که در آن  $\nu$  نسبت پواسون است، تعریف می‌شود. محورهای  $x$  و  $y$  نیز مختصات در دستگاه موضعی بوده که به ترتیب در راستا و عمود بر سطوح ترک می‌باشد.

شکل ۱۷- المان‌های تکین در نوک ترک و تعریف  $r_0$ 

به منظور مقایسه دو مدل از نظر شکست، باید ضرایب شدت تنش در حالت حداکثر بار در نقطه تمرکز تنش برای دو مدل بدست آمده و با یکدیگر مقایسه شوند. برای سادگی، مقطع تنش حداکثر در دو مدل بدست آمده و از مدل دو بعدی برای محاسبه فاکتور شدت تنش استفاده شده است. در مدل اصلی، شرایط بحرانی روی بازوی تقویت مثلثی شکل مشاهده شده است؛ لذا این جزء به صورت تنش مسطح محاسبه و با اعمال بار معادل به آن (به گونه‌ای که حداکثر تنش و موقعیت وقوع آن به مدل اصلی نزدیک باشد)، تحلیل شکست شده است. در محل تمرکز تنش، عمود بر جهت حداکثر تنش اصلی کششی، ترکی کوچک (به طول ۱ میلی‌متر) در مدل ایجاد شده و فاکتورهای شدت تنش مودهای ۱ و ۲ محاسبه شده است (شکل ۱۸).

#### ۴- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

هدف از این تحقیق، ارائه مدلی برای مهندسی مجدد قطعات سامانه‌های هوایی با قدمت کاری بالا می‌باشد. در این فرایند، مهمترین هدف، دستیابی به یک نمونه جایگزین است که نسبت به نمونه اولیه حداقل از برخی جهات بهبود یافته باشد. مراحل بهسازی معمولاً از جنبه‌های مختلف مورد تجزیه و تحلیل قرار می‌گیرد؛ که از آن جمله می‌توان به تاثیر تغییر پارامترهای طراحی در مهندسی مجدد (حذف تمرکز تنش‌ها و نقاط بحرانی) جهت حفظ ضریب اطمینان قطعه، کاهش وزن و کاهش هزینه و زمان تولید اشاره کرد. در این راستا، بهبود زمان و هزینه تولید با استفاده از روش‌های مناسب (خصوصاً برای موارد تولید محدود) اولویت دارد.

به منظور پیاده‌سازی بستر فنی پیشنهادی، یک قطعه تکیه‌گاه یاتاقان مربوط به بال یک هواپیما در نظر گرفته شده است. این قطعه فاقد مدارک فنی معتبر بوده و با روش ریخته‌گری دقیق تولید شده است. ابتدا با استفاده از روش اسکن لیزری، مدل‌سازی قطعه انجام و نوع ماده آن با روش اسپکترومتری تعیین شده است. ضمن انجام تحلیل و محاسبات مهندسی برای قطعه مورد نظر، بهینه‌سازی قطعه برای تطبیق با روش تولید ماشین‌کاری انجام شده است. نتایج تحقیق نشان می‌دهد که الگوی پیشنهادی می‌تواند مبنای ایجاد یک بستر فنی برای مهندسی مجدد قطعات مکانیکی و ماشین‌آلات قرار گیرد.

#### ۳-۲-۵- مدل‌سازی CAD و نقشه‌های دوبعدی ساخت

پس از نهایی شدن مدل طراحی و تعیین دقیق ابعاد هندسی و پارامترهای مدل، از جمله شعاع انحنا فیلت و موقعیت سوراخ‌ها و سایر ابعاد قطعه، مدل سه‌بعدی نمونه بهینه شده از طریق نرم‌افزار SolidWorks به نقشه‌های دوبعدی CAD تبدیل می‌شوند. در برخی موارد، مدل سه‌بعدی به طور مستقیم به نرم‌افزارهای ساخت و تولید منتقل شده و نیازی به نقشه دوبعدی وجود ندارد.

#### ۳-۳- فرایند نمونه‌سازی سریع

همانطوری که در شکل ۳ آمده است، فرایند نمونه‌سازی سریع اصولاً به دو دسته ساخت نمونه فیزیکی و ساخت نمونه واقعی و قابل استفاده تقسیم‌بندی می‌شود. در این تحقیق، صرفاً ساخت نمونه واقعی مورد نظر بوده است. لذا ابتدا با استفاده از نرم‌افزار CATIA ماشین‌کاری در محیط مجازی انجام می‌شود. در عملیات ماشین‌کاری مجازی، سه مرحله ماشین‌کاری خشن (که در آن از ابزار خشن‌ترشی برای براده‌برداری استفاده می‌شود)، ماشین‌کاری نیمه خشن و ظریف تراشی تعریف می‌شود. نهایتاً، از شبیه‌سازی ماشین‌کاری مجازی، کد مورد نظر برای ماشین‌کاری CNC استخراج می‌شود.

#### مراجع

- [1] Gao., X., Harrison., D.K., Davies, B.J. (1989). "An approach to the low cost computer aided manufacture of components embodying free form surfaces". In: Proceedings of IMechE, J Eng Manuf, Vol. 203, No. B2, pp. 119-126.
- [2] Gao, J., Chen, X., Yilmaz, O., Gindy, N. (2008). "An Integrated adaptive repair solution for complex aerospace components through geometry reconstruction". Int. J. Adv. Manuf. Technol., Vol. 36, No. 11, pp. 1170-1179.

- [3] Francis, A., McCallum, M., Jandu, C., (2012). "Pipeline life extension and integrity management based on optimized use of the above ground survey data and inline inspection results". *Strength Mater.*, Vol. 41, No. 5, pp. 478-492.
- [4] Chang, K.H., Bryant, I. (2004). "Concurrent Design and Manufacturing for Aircraft Torque Tubes". *J. Mat. Process. Technol.*, Vol. 150, pp. 151-162.
- [5] Wang, W. (2011). "Reverse Engineering: Technology of Reinvention". CRC Press, Taylor and Francis Publishing Group, USA.
- [6] Javidrad, F., Rahmati, R. (2009). "An Integrated Re-engineering Plan for Manufacturing of Aerospace Components". *Mater. and Design*, Vol. 30, No. 5, pp.1524-1532.
- [7] Chang, K.H., Siddique, Z., Edke, M., Chen, Z. (2006). "An Integrated Testbed for Reverse Engineering of Aging Systems and Components". *Comput-Aided Design & App.*, Vol. 3, Nos. 1-4, pp. 21-30.
- [8] Chivate, P., Jablokow A. (2009). "Solid-model Generation from Measured Point Data". *Comput. Aided Des.*, Vol. 25, pp. 587-600.
- [9] Chakraborty, D. (2007). "A semi-analytical approach for direct slicing of free form surfaces for layered manufacturing". *Rapid Protot. J.*, Vol. 13, No. 4, pp. 256-264.
- [10] Cleveland, B., (2009). "Prototyping process overview". *Adv. Mater. Proc.*, Vol. 167, No. 7, pp. 21-23.
- [۱۱] صفائیان، د. (۱۳۸۸). "مروری بر مهندسی معکوس، روش‌های نمونه‌سازی سریع و ابزارسازی سریع". انتشارات جهاد دانشگاهی صنعتی شریف، تهران، ایران.
- "انتشارات Geomagic [۱۲] و کیلی، م.، یوسفی، س.، مسیح تهرانی، ب. (۱۳۸۷). "پردازش ابرنقاط و مهندسی معکوس در نرم افزار دانش نگار، تهران، ایران.
- [13] Li, J. (2011). "Triangular mesh establishment of 3D laser scanning data based on ellipsoidal projection". In: *Int. Symposium on Lidar and radar Mapping: Technologies and Applications*, Nanjing, China.
- [14] [www.psarta.com/High Speed Optic 3D Scanners/Rexcan III](http://www.psarta.com/High Speed Optic 3D Scanners/Rexcan III).
- [15] Chang, K.H. (2008). "Parametric surface modeling for engineering application". *Int. J. of Pure and Applied math.*, Vol. 49, No. 3, pp. 357-364.
- [16] Goyal, M., Murugappan, S., Piya, C., Benjamin, W., Fang, Y., Liu, M., Ramani, K. (2012). "Towards locally and globally shape-aware reverse 3D modeling". *Comput.-Aided Des.*, Vol. 44, No. 6, pp. 537-553.
- [17] Chowdary, B.V., De Noon, A.R., Ali, F., Lambert, C.A.C. (2011). "An investigation for improvement of 3D digitizing process: a reverse engineering approach". *J. of Manuf. Technol. Management*, Vol. 22, No. 1, pp. 131-147.
- [18] Nyirenda, P.J., Mulbgal, M., Bronsvort, W.F. (2006). "Definition of freeform surface feature classes". *Comput.-Aided Des. & Appl.*, Vol. 3, No. 5, pp. 665-674.
- [19] Boresi, A.P., Schmidt, R.J., Sidebottom, O.M. (1993). "Advanced mechanics of materials". Fifth edition, John Wiley and Sons Inc., USA, 1993.
- [۲۰] جاویدراد، ف. (۱۳۸۹). "مکانیک شکست در طراحی سازه‌ها". انتشارات گوتنبرگ، تهران، ایران.