

構造最適化と付加製造による機械部品設計・製作プロセスの構築

宮内 宏 哉*¹前田 一 輝*²後藤 卓 三*²

【要 旨】

構造最適化を用い、無人飛行機の電池保持部品の剛性を保ったまま質量を約4割削減することができた。この計算結果を3Dデータに出力し、データ変換及び修正を行い、付加製造で製作することができた。また、構造最適化結果を付加製造で製作するための3Dデータ処理プロセスを構築した。

1 はじめに

構造最適化とは、力学的境界条件を設定した構造モデルを用いて、数理的な方法により、あらかじめ決められた設計・境界条件から、所望の性能を最大限得られる構造・形状を求める方法であり、寸法最適化、形状最適化、トポロジー最適化の三つに大別できる¹⁾。これらのうちトポロジー最適化はもっとも自由度が高く、大幅な軽量化など機械部品の性能改善に寄与することが期待できる。しかしながら、トポロジー最適化により得られる数理計算結果は、プレスや型成形など生産技術では加工困難な三次元構造を示すことが多い。そのため、トポロジー最適化は主に構想設計において利用されている。

付加製造とは、3Dデータに基づき、材料を付着させて物体を作製するプロセスの総称であり、3Dプリンタの造形技術として広く知られている。付加製造の特徴の一つが、三次元構造を比較的容易に形成できる点である²⁾。前述のトポロジー最適化により得られた三次元構造を付加製造で生産することで、構造最適化と詳細設計及び生産技術が直結した、新たなものづくりプロセスの構築が

期待できる。

トポロジー最適化の数理計算結果を3Dプリンタで造形するためには、STL形式の3Dデータに変換する必要がある。しかしデータ変換に伴う再メッシュ処理により、メッシュの境界における隙間や重なり、メッシュの法線方向が揃わない等のデータエラーが生じることがある。このデータエラーは数万か所に及ぶこともあり、効率的にデータエラーを修正する必要がある。

そこで本調査では、無人飛行機部品を題材とし、構造(トポロジー)最適化による数理計算を行い、その結果を付加製造で製作するプロセスの構築を試みた。また、構造最適化の数理計算結果を直接付加製造で造形するための3Dデータ変換及び修正の手順と方法について調査を行った。

2 実験方法

2.1 構造最適化ソフトウェア

構造最適化の数理計算には、solidThinking Inspire 2016 (アルテア・エンジニアリング製)を用いた。本ソフトウェアは密度法によるトポロジー最適化と、有限要素法による強度解析が行える³⁾。トポロジー最適化の数理計算結果はそのままSTL形式で出力できる他、メッシュを作成して3D-CADの中間ファイル(IGES形式)で出力する

*1 基盤技術課 主任研究員

*2 基盤技術課 副主査

ことができる。

2. 2 無人飛行機部品

今回の調査対象の機械部品には、無人飛行機の電池保持部品とした。無人飛行機は、クアトロックス ULTRA (京商製) を用いた。図1の無人飛行機中央部にある青色の部品が電池であり、その上の白色部が電池保持部品である。電池保持部品の中央部に、電池及び外付けカメラの荷重がかかる構造となっている。

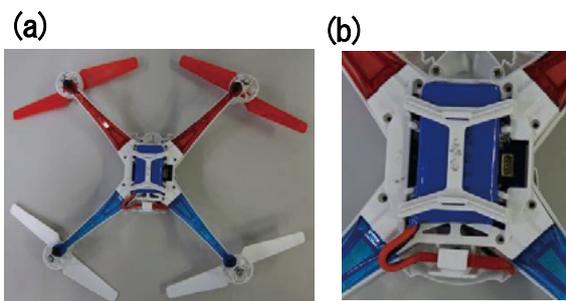


図1 無人飛行機 写真

- (a) 全体写真 (電池保持面)
- (b) 電池保持部拡大写真

3 結果及び考察

3. 1 3Dデータ作成

構造最適化による数値計算を行うには、元となる3Dデータが必要となる。今回用いた構造最適化ソフトウェアでは、当該ソフトウェア内で3Dデータを作成する他、別のソフトウェアで作成した3D-CAD中間ファイルを読み込むことができる。本調査では、別に作成した3D-CAD中間ファイル(STEP形式)を読み込むこととした。

構造最適化に用いる3Dデータは、数値計算により構造最適化される設計領域と、構造最適化の対象外となる非設計領域から構成される。構造最適化の数値計算では、設計領域からデータを削減して最適構造を求める。そのため、既存部品の軽量化を行う場合にも、既存部品の外形をそのまま

設計領域とはせず、設計可能な最大外形を設計領域として用いる。今回、設計領域の3Dデータは、電池保持部品の最大寸法に沿った直方体を作成し、そこから電池設置部分を除去して作成した。

非設計領域には、荷重や拘束等の制約条件が追加される。非設計領域の形状及び設計領域との位置関係は構造最適化の数値計算結果に影響するため、部品の使用態様と合致した非設計領域の作成が重要となる。また、設計領域と非設計領域は通常、面接触していることが求められる。設計領域と非設計領域の間に大きな重なりや隙間が存在している場合には、構造最適化の数値計算時にエラーが発生する。しかし今回、わずかな重なりや隙間が存在する場合に、エラーが生じることなく構造最適化の計算が実施され、誤った結果が出力されることがあった。3Dデータ作成時に、設計領域と非設計領域が面で接触するよう注意を払う必要がある。

設計領域と非設計領域の3Dデータは、別パーツとしたまま、一つの3D-CADデータに保存することで、後で述べる設計領域の定義が容易になる。今回作成した、無人飛行機の電池保持部の3Dデータを図2に示す。茶色部分が設計領域、灰色部分が非設計領域に対応した3Dデータである。

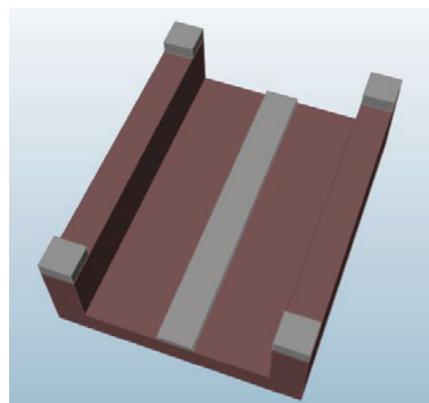


図2 作成した3Dデータ

- 茶色：設計領域
- 灰色：非設計領域

3. 2 構造最適化

構造最適化ソフトウェア上で 3D-CAD 中間ファイルを読み込んだ後、まず設計領域の定義と制約条件の設定を行った。

設計領域の定義では、データ削減させる領域を指定し、各パーツの材質を設定した。今回は設計領域と非設計領域を別パーツで作成していたので、各パーツを選択して設計領域を指定し、材質を設定することで設計領域が定義できた。

制約条件の設定は、結合・接触の定義、拘束・荷重条件の設定を行った。

結合・接触の定義では、各パーツの結合・接触を定義した。設計領域と非設計領域の位置関係が不適切な場合には、前述のとおり誤った計算結果が得られることがあるので、この段階で全てのパーツの位置関係が適切であることを確認し、もし面の重なりや隙間が発見された場合は 3D-CAD データを修正することが必要である。

制約条件の設定では、構造最適化を行う部品に負荷される荷重と、他部材との接続・接触による拘束条件を入力した。まず荷重の設定では、主たる荷重は容易に設定できるが、荷重のばらつきをどのように表現して設定するか検討が必要となる。主な方法としては、荷重ケースを用いる方法と、代替え荷重を印加する方法がある。荷重ケースとは、複数の荷重に対する構造最適化を計算する際に利用する機能であり、同時に負荷される荷重は同じ荷重ケース内に、異なる時に負荷される荷重は別の荷重ケースに設定する。これを用いて、荷重のばらつきを複数の荷重ケースに設定することで、荷重のばらつきを考慮した構造最適化が行える。ただし、荷重ケースを増やすほど荷重のばらつきに対する解析精度は高まるが、荷重ケース毎に構造最適化の数理計算を行うので、計算に要する時間が長くなる。次に代替え荷重を印加する方法では、荷重をトルク等の別の力で代替えするこ

とで、荷重のばらつきを表現する。解析精度は劣るが、計算時間は荷重ケースを用いる場合よりも大幅に短くなる。また代替え荷重の設定が不適切な場合には、誤った結果が得られることとなる。今回、実用的な時間で計算できることを重視し、代替え荷重を設定する方法を選択した。代替え荷重にはトルクを用い、トルク回転方向へ変形が偏らないよう面対称の変形拘束を付加することで、荷重のばらつきを代替えすることとした。設定した荷重及び拘束条件を図3に示す。

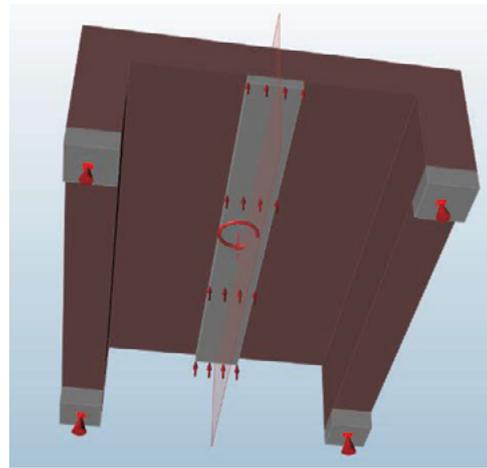


図3 荷重及び拘束条件

赤色細矢印：面荷重

赤色回転矢印：トルク

赤色太矢印（4箇所）：拘束

赤色長方形：変形拘束（対称）

今回使用した構造最適化ソフトウェアでは、質量目標値（最適化前の質量に対する最適化後の質量の割合、%）を設定し、その質量目標値において剛性が最大となる三次元構造を数理計算する。計算終了後、有限要素法による応力解析を行って、剛性の確認を行う。今回、図3に示す面荷重を負荷した際の最大変位量が同じになる三次元構造の最適化を目指したところ、質量目標値を 60%とした時に、構造最適化前後で変位量がほぼ一致した。

今回の構造最適化により得られた三次元構造を図4に示す。

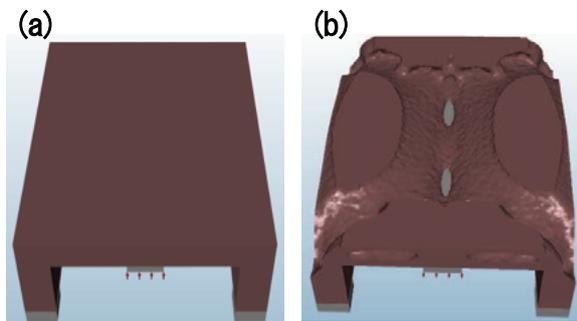


図4 構造最適化により得られた三次元構造

- (a) 構造最適化前
- (b) 構造最適化後

構造最適化の数理計算終了後、数値計算により得られた3DデータをSTL及びIGES形式で出力した。STL形式の場合、得られた3D構造をそのままSTL形式に変換して出力するため、処理時間は短くデータ容量は小さいが、得られたSTLデータは粗く、修正困難と思われる大きな穴・隙間等のエラーが多数存在していた。一方、IGES形式の場合、得られた3D構造に細かいメッシュを貼り、その後にIGES形式に変換して出力するため処理時間がかかり、データ容量が大きくなったが、得られたデータは精細で、STL形式での出力時に見られた大きな穴・隙間等は無かった。今回、後の3Dデータ修正の作業工数を考えて、IGES形式で出力した3Dデータを用いることとした。

3.3 3Dデータの変換

IGES形式の3Dデータを、3Dプリンタの造形に用いられるSTL形式へ変換した。データ変換にはサーフェス系3D-CADであるRhinoceros5を用いた。IGES形式の3Dデータは198MBの容量であったが、STL形式に変換することにより39MBに削減された。データ変換前後のメッシュ形状の拡大図を図5に示す。多角形のIGES形式のメッ

シュが、三角形のみのSTL形式のメッシュに変換されている。

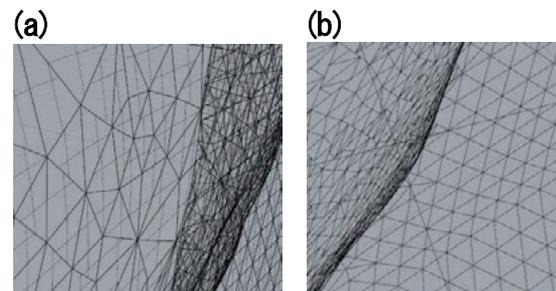


図5 3Dデータメッシュ形状拡大図

- (a) IGES形式データ
- (b) STL形式データ

3.4 3Dデータ修正

3Dデータの修正には、三次元スキャナで取得した3Dデータを修正・編集するリバースエンジニアリングソフトPolyWorks Modeler Premium (PolyWorks社製)を使用した。

まず、データ修正が円滑に行えるよう、メッシュサイズの最適化を行った。今回、付加製造を前提としているため、メッシュサイズは0.02mmとした。これにより、3Dデータの容量は約13MBまで削減された。

この時点で3Dデータのエラーの有無を確認したところ、エッジエラーが58,808箇所、法線エラーが172箇所あった。全てのエラーを手作業で修正すると膨大な時間がかかるため、リバースエンジニアリングソフトの自動修正機能を活用して修正することを試みた。今回の3Dデータは、密度法により構造最適化計算を行った後にメッシュ処理された設計領域と、3D-CADで作成された非設計領域が混在しており、これが自動修正を妨げる要因と考えられる。そこで、非設計領域の3Dデータを削除し、残った設計領域の3Dデータを自動修正した。ほとんどのエラーは自動修正できたが、約30箇所のエラーは修正できなかった

め、手作業でエラー箇所の削除及びメッシュ再作成を行い、全てのエラーを修正することができた。修正結果を図6に示す。エラー箇所は黄色で表示されており、修正後は黄色のエラー箇所全てが修正されていることがわかる。

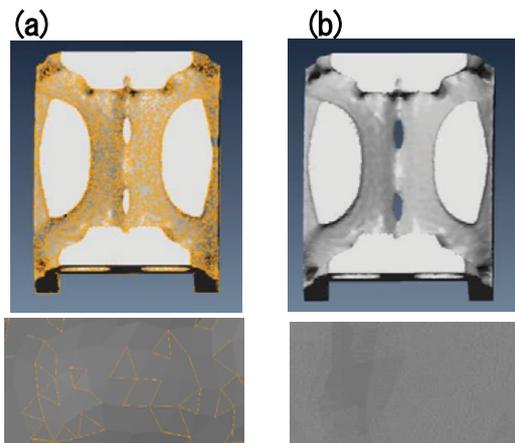


図6 3D データ修正結果

(a) 修正前

(b) 修正後

上段：全体図、下段：エラー部拡大図

表面の凹凸についてはスムージング機能を用いて改善した。図7に、スムージング前後の3Dデータ表面の拡大図を示す。曲面部の凹凸が改善された一方で、エッジ部分がわずかに変形した。エッジ部の変形量は付加製造時のレーザ走査幅(0.06 mm)よりも小さいため、付加製造に用いる上では問題ないと判断し、そのまま用いた。

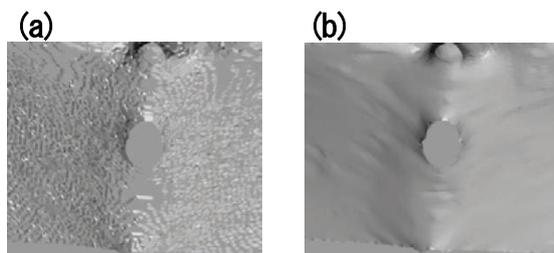


図7 スムージングによる修正結果

(a) スムージング前

(b) スムージング後

3.5 付加製造用データ作成

リバーシエンジニアリングソフトで修正した3Dデータは、そのままSTL形式で保存し、3Dプリント用データ編集ソフトMagics19(materialize社製)にデータを移行した。

まず読み込んだ3Dデータのエラーを確認したところ、エッジエラー67箇所、法線エラー112箇所が残っていた。これらは、3Dデータの表面から飛び出たノイズデータに起因するものであった。そこでMagics19の自動データ修正機能を用いて修正したところ、全てのエラーを解消することができた。図8にノイズデータ部の拡大図及び修正結果を示す。ノイズ部が消去され、三角メッシュが貼り直されている。

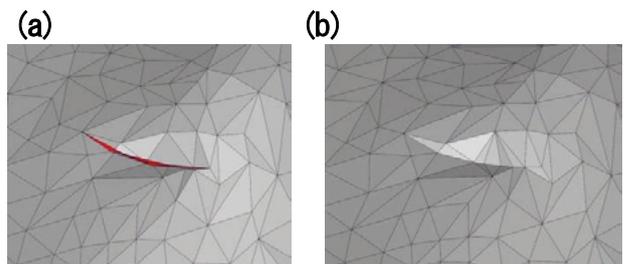


図8 ノイズ修正結果

(a) ノイズ修正前 (赤色：ノイズ部)

(b) ノイズ修正後

修正した設計領域のデータに、データ修正前に削除した非設計領域と、X線CTにより取得した無人飛行機の電池保持部品の取り付け部の3Dデータを読み込み、一体化した。3種類のデータを一体化する際、法線の方向が揃わず、法線エラーが生じることがある。今回も一体化処理により法線エラーが生じたため、3Dプリント用データ編集ソフト上で法線方向の自動修正を行い、エラーを解消することができた。完成した造形用3Dデータを図9に示す。

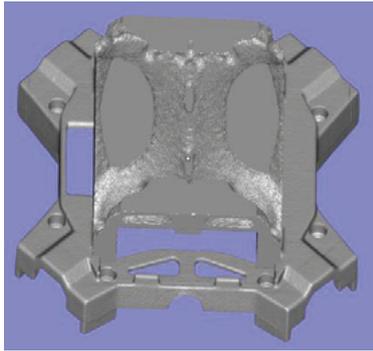


図9 造形用3Dデータ

この3Dデータを使って、付加製造により造形を行った。付加製造装置には RaFaE1300F (アスペクト製) を用い、樹脂床溶融結合法により造形した。また、構造最適化前の3Dデータと、比較品として構造最適化を用いずに質量を約6割とした3Dデータも同様に造形した。造形品の外観写真を図10に示す。

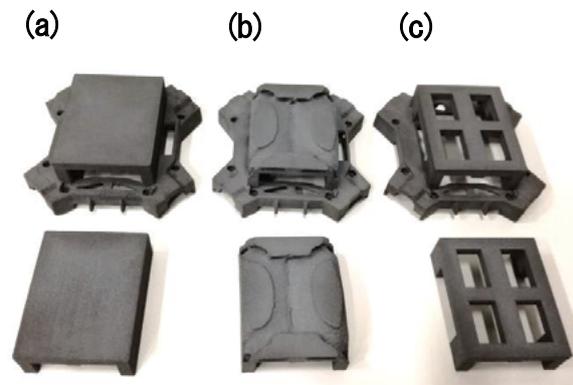


図10 造形結果

- (a) 構造最適化前
- (b) 構造最適化後
- (c) 比較品

上段：取り付け部有り 下段：電池保持部のみ

3. 6 剛性評価

構造最適化前後と比較品の3Dデータを用いて、電池保持部品中央部に面荷重を荷重した際の変位量を有限要素法により解析した。その結果のカラーマッピングを図11に示す。構造最適化前と

後での最大変位量はほぼ一致していた。一方、比較品の変位量は、構造最適化前と比較して、エッジ部で約2.2倍、中央部で約1.8倍になった。

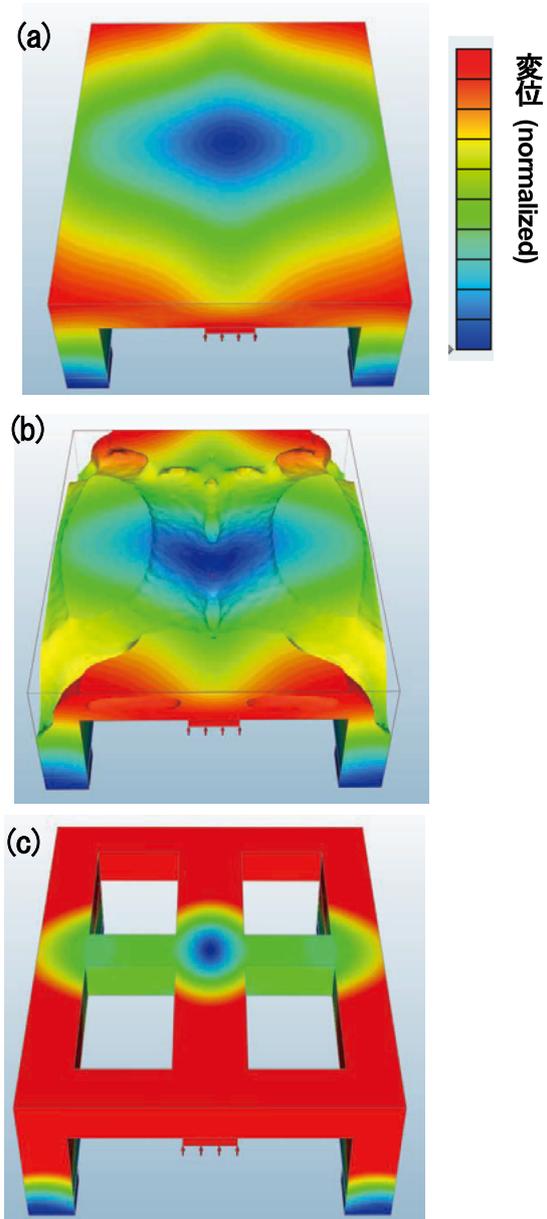


図11 剛性解析結果

- (a) 構造最適化前
- (b) 構造最適化後
- (c) 比較品

次に、これら3種類の3Dデータを元に付加製造で製作した電池保持部品の圧縮試験を行った。万能材料試験機1122型(インストロン製)を用

い、圧縮箇所は各造形品の電池保持部品中央部として、圧縮した中央部の変位量を測定した。その結果を図 12 に示す。構造最適化の前と後では、ほぼ同じ変位量であった。一方、比較品は約 1.6 倍の変位量であり、図 11 に示した有限要素法による解析結果と近い値であった。

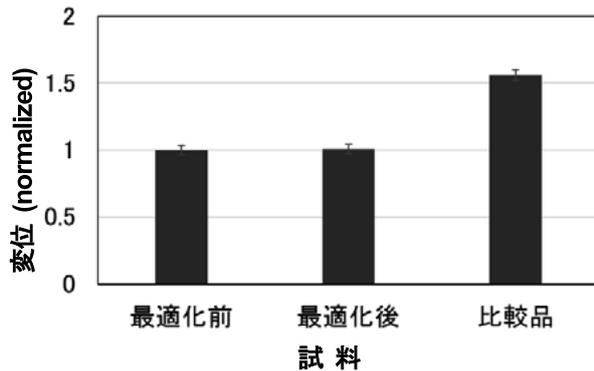


図 12 圧縮試験結果

4 まとめ

無人飛行機の電池保持部品を対象に、構造最適

化による数値計算を行い、剛性を保ったまま質量を約 4 割削減することができた。その計算結果を 3D データで出力し、データ変換及び修正を行って、付加製造で製作することができた。

また、構造最適化による数値計算結果を有限要素法で解析し、更に付加製造で製作した部品の圧縮試験を行って、剛性が保たれていることを確認した。

この取り組みを通じて、構造最適化の数値計算結果を直接付加製造で造形するための 3D データ作成、構造最適化、データ変換、データ修正の各プロセスを構築することができた。

(参考文献)

- 1) 西脇眞二, 泉井一浩, 菊池昇: トポロジー最適化, 丸善出版 (2013)
- 2) 丸谷洋二, 早野誠治: 解説 3D プリンター, オプトロニクス社 (2014)
- 3) 由潤稔: 機械設計, vol. 60, No. 7, p. 12 (2016)