

# 宇宙機への金属 Additive Manufacturing の適用・研究事例

(国研) 宇宙航空研究開発機構 北本 和也 長田 泰一 内田 英樹  
住田 泰史 畠中 龍太

## Metal Additive Manufacturing Technology for Space Applications

Japan Aerospace Exploration Agency Kazuya KITAMOTO, Taiichi NAGATA, Hideki UCHIDA  
Taishi SUMITA and Ryuta HATAKENAKA

**キーワード** 金属積層技術, 品質保証, X線CT, 宇宙機器

### 1. はじめに

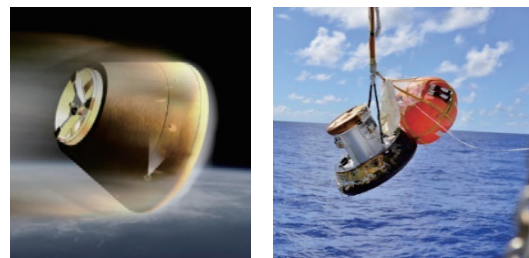
近年、三次元積層造形 (Additive Manufacturing: 以下, AM) に対する関心が急速に高まっており多くの造形手法が開発され, 使用材料も樹脂から金属, セラミックスなど幅広いラインナップに対応可能な装置が市販されている。また, 用途としては医療分野や多品種少量生産の部品が多いとされる航空宇宙分野への利用が拡大している。特に宇宙分野においてはロケット搭載のための限られた重量リソースの中で最大限の性能を発揮するために, 搭載機器やその構成部品には極限の軽量化や各部品の多機能化 (例えば断熱機能, 低熱膨張化など) が要求されており, 従来の製造方法ではコスト増加や長納期化の一因となっている。したがって, AM 技術を活用することで形状自由度の高い部品及びそれに伴う最適設計による軽量化や高機能化, 低コスト・短納期などが期待でき, その恩恵は非常に大きいと考えられる。本稿では, 金属 AM の宇宙機への適用に関して, 著者らが取り組んだ事例を紹介する。2章及び3章では実際のプロジェクトにおいて適用した事例の紹介を行い, 4章及び5章では将来ミッションへの適用を見据えた研究開発の取り組みについて紹介する。なお本稿では概要を紹介し, 詳細は参考文献等を参照されたい。

### 2. 小型回収カプセル推進系への適用事例

#### 2.1 小型回収カプセル推進系の概要

HTV 搭載小型回収カプセル (HTV Small Re-entry Capsule: 以下, HSRC) は, JAXA が開発した国際宇宙ステーション (ISS) からの物資回収カプセルである。2018年9月に宇宙ステーション補給機 HTV 「こうのとり」7号機との圧部搭載カーゴとして打ち上げられ, 同年11月に国際宇宙ステーション (ISS) から 「こうのとり」7号機と共に分離され, 実験試料サンプルを回収する実証ミッションを成功させた。図1 (a) に再突入中の HSRC イメージ, (b) に洋上にて回収された HSRC の写真を示す。大きさは, 直径 84cm, 高さ 66cm である。「こうのとり」から分離された後, 再突入時の HSRC 姿勢制御のための推力発生機能を担うため, 推進系が搭載されている。

HSRC の推進系は, 窒素を噴射することで推力を得るコールドガスジェット方式を採用している。高圧ガスタンクから供給される窒素ガスを, HSRC 側面パネルの 8カ所に設置されたノズルから噴射することで, HSRC のロール, ピッチ, ヨー



(a) 再突入イメージ (b) 洋上回収時の写真

図1 HSRC (直径 84cm, 高さ 66cm)

2018年9月「こうのとり」7号機とともに打上げ, 同年11月にサンプル回収ミッション完了

の姿勢を変化させる<sup>1), 2)</sup>。

#### 2.2 金属積層造形によるスラストノズル

推力を発生させるためのコールドガスジェットスラストは, 図2に示すように金属積層造形によるスカーフノズルと窒素ガス噴射を制御する推薬弁で主に構成されている。このスラストにより1個あたりおよそ 2.4N の推力を発生する。

図3 (a) にスカーフノズルの外観を, 図3 (b) にスカーフノズル断面を示す。ノズルは小型回収カプセルのアプレータ外周面に取り付けられるため, 円筒のプラグ形状をしており, スカーフノズルと呼ばれる斜めに切り取られた非対称な形状である。また再突入時の空力加熱からノズル上流の推薬弁を

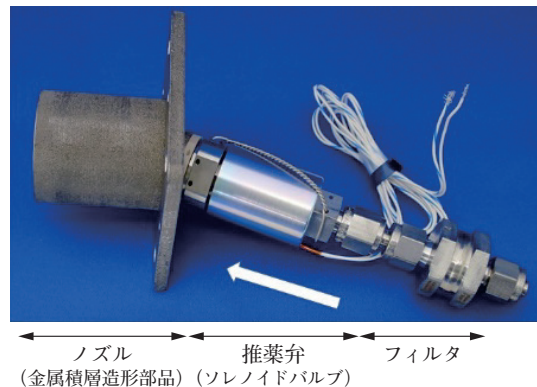


図2 スラスト外観写真

窒素ガスはフィルタ入り口から推薬弁を経て, ノズルから噴射される

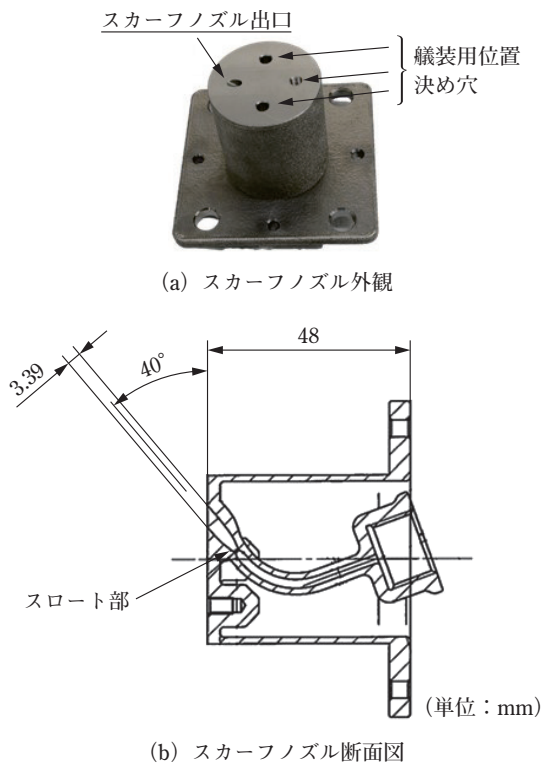


図3 スカーフノズルの外観と断面図

保護するため、ガスの流路を湾曲させた構造としている。内部構造が複雑であり、一般的な機械加工による製作が困難であることから、チタン合金 (Ti-6Al-4V) のパウダーを用いた電子ビーム積層造形法により製作された。装置は Arcam 社製 A2X である。中空構造とすることで、質量を中実構造と比較して 65% 程度低減することができた。

本ノズルの製造においては、造形後に切削加工を行っている。スカーフノズル内面及びスロート部の寸法精度を出すために必要な精密加工である。この後加工を行う際に、加工原点を決める必要があり、造形時に加工原点が出しやすいような突起を設けるなど工夫している。この原点出し用の構造は、精密加工後に削り落とす。

このような後加工における精密加工を実現するための試作は、経済産業省関東経済産業局が実施する戦略的基盤技術高度化支援事業「電子ビーム積層造形法と精密切削加工技術の融合による衛星用スラスタ部品の開発」の取り組みの一つとして実施された<sup>3), 4)</sup>。この取り組みにより、金属積層造形物の強度物性データ取得や機械加工による追加工精度等の、種々の課題を事前に洗い出しを行うことで、本製品の設計・製作の信頼度の向上を図った。

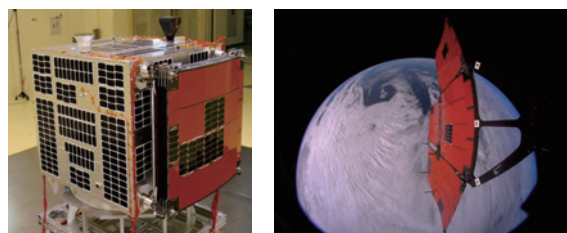
### 3. 太陽電池パドル展開機構への適用事例

#### 3.1 軽量太陽電池パドルの概要

人工衛星に搭載される太陽電池パドルの多くは展開型であり、リジッドな太陽電池セル (変換効率約 29%) が厚み 1 インチ程度のアルミハニカム構造のサブストレートに貼り付けられ、展開機構であるヒンジの部品もアルミでできている。JAXA は高出力かつ軽量コンパクトの新しい太陽電池パドルの開発を目指し、シャープ (株) と高効率薄膜太陽電池セル (変換効率約 32%) を共同開発し、薄膜太陽電池セルの柔軟性

を最大限に利用してサブストレートと展開機構を極限まで軽量化した新しい構造を日本電気 (株) と開発した<sup>5)</sup>。その際に、展開機構の金具は材質を従来のアルミからチタンへ変更し、かつ三次元金属積層造形で製作することで小型軽量化と低コスト化を目指した。

このようにして開発された太陽電池パドルは TMSAP (Thin Membrane Solar Array Paddle) と称し、革新的衛星技術実証 1 号機の実証テーマに選定され、小型実証衛星 1 号機 (RAPIS-1: RAPid Innovative payload demonstration Satellite 1) に搭載されて、イプシロンロケット 4 号機で 2019 年 1 月に打ち上げられた (図 4)。この軌道上実証実験では、高度 500km の太陽同期軌道で太陽電池パドルの展開実験と、薄膜太陽電池セルの発電実験を行い、2020 年 6 月の運用終了まで正常に機能した<sup>6)</sup>。



(a) RAPI-1 搭載形態 (b) RAPI-1 搭載カメラからの画像

図 4 TMSAP

#### 3.2 金属積層造形部品

TMSAP の展開機構の金具としては図 5 に示すパネル保持点金具 (16 点)、ヨーク部金具 (1 点)、サイドパネルヒンジ金具 (4 点) を造形した。

#### 3.3 品質保証

金具の製造には電子ビーム方式の造形装置 (Arcam 社製 Q20) を用い、Ti-6Al-4V の粉末を用いた。製造品の品質保証

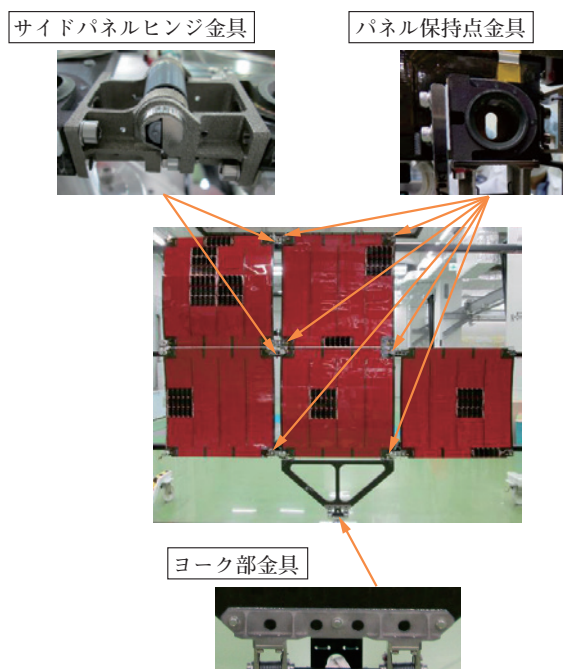


図 5 積層造形した金具

解説

は以下の工程と内容で行った。

### 3.3.1 製造前素材レベル

製造前に粉末の化学成分の分析を行い、MIL-HDBKで規定された材料と同一成分であることを確認した上で、製造に使用することを決定した。

### 3.3.2 造形後材料レベル

成形したテストピースを用いて引張試験を行い、引張強度がチタン合金材と同等であることを確認した。

### 3.3.3 造形後部品レベル

造形品には内部欠陥が内在しており、試作した金具（図6）でもX線CT検査より確認されたので、造形後にHIP（Hot Isostatic Pressing）処理を行うことで、粗大な内部欠陥が消失する効果を確認した。図7にHIP処理前後の1.5mm程度の内部欠損の様子を示す。TMSAPに搭載した部品はすべてHIP処理を施し、加工精度や公差についても確認をしている。なお、HIP処理を施すことによって部品の形状が変化するため、この変形分を見込んだ形状を3Dプリンタで成形している。また、X線CT検査の事前には、既知形状の欠陥を有する複数サンプルを用いて撮影条件の適正化と欠陥サイズの同定を行っている。

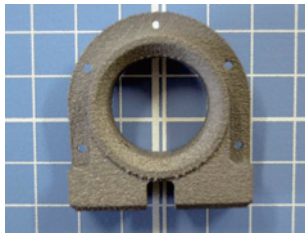
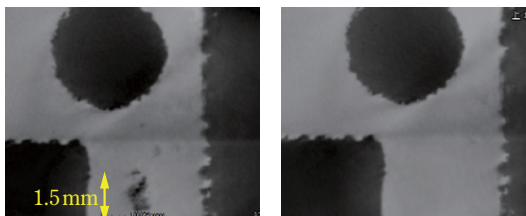


図6 試作品



(a) HIP 処理前

(b) HIP 処理後

図7 X線CT撮像結果

### 3.3.4 ヒンジ組立レベル

ヒンジの部品として組み立て、従来の切削加工による製品と同等の性能であることを確認するために、剛性試験、ブルーフ荷重試験を行い、展開時の摺動抵抗を測定した。

## 3.4 まとめ

TMSAPでは積層造形ならではの形状最適化は設計検討で留めており、実際に積層造形で製造した金具に対しては、切削加工の置き換えの観点に留まるが、次の知見を得た。

コストは仕上げ加工が少なく形状が複雑で切削量が多い部品ほど積層造形で製作する方が有利である。切削加工品をそのまま積層造形で製造するだけではメリットは出でず、メリットを最大限に引き出すにはトポロジー最適化等のツールを用いた最適設計等が重要となってくる。また、TMSAPの部品は全数HIP処理を施したが、コストやリードタイムという

点ではデメリットの要素である。品質保証の観点では必須だが、X線CT検査等も含めて製造後のポストプロセスをできるだけ必要としない製造管理方法が必要となる。

## 4. 次世代の観測衛星に向けた低熱膨張合金の研究事例

### 4.1 低熱膨張合金の適用

地球・宇宙観測を目的とした宇宙機では搭載される望遠鏡は高い寸法安定性が要求される。特に軌道上では、温度変化により支持構造に熱変形が生じることによって、望遠鏡の主鏡や副鏡といった光学機器の位置アライメントが劣化し、光学性能が低下してしまう可能性がある。そのため、支持構造には低熱膨張率に優れた材料を適用することで熱変形を低減している。インバー合金（Fe-36wt% Ni合金）、スーパーインバー合金（Fe-Ni-Co合金）は室温近傍で非常に小さな熱膨張率（ $< 1\text{ppm}/^\circ\text{C}$ ）を有する金属材料であり、半導体分野の露光装置や精密部品に広く利用されている。しかしながら、これらのインバー合金・スーパーインバー合金など低熱膨張合金はいずれもFe基合金であり比重が大きく、宇宙機に適用するには重量増の観点から課題となっている。

JAXAでは金属積層造形技術について、低熱膨張合金への適用を実用化した日本鑄造（株）と共同研究を実施し宇宙機構造の軽量化を目指した検討を進めている<sup>7)</sup>。

本章では金属積層造形の低熱膨張合金の基礎物性（熱膨張特性や機械的性質）について、従来の製造手法との比較や積層造形で懸念される異方性について、材料試験結果を示すとともに金属積層造形技術を活用した造形事例（精密部品や軽量構造）についても紹介する。

### 4.2 造形方法

造形装置はパウダーベッド方式（Powder bed fusion）のレーザー溶融法（Selective laser melting）を採用しているEOS社製のEOS M290を利用した。また、実験で使用した造形粉末は、日本鑄造にて開発された低熱膨張合金「LEX-ZERO®」（熱膨張率 $0.00 \pm 0.19\text{ppm}/^\circ\text{C}$ ）<sup>8)</sup>をベースに調整された粉末を用いた。粉末の粒度は $10 \sim 45\mu\text{m}$ の円形度0.8とした。

### 4.3 材料特性評価

積層造形により製作した材料試験片（以下、AM品）について、その材料特性を従来の製造手法（鑄造品、鍛造品）と比較評価を行った。結果の概要を図8に示す。図中のMs温度は材料組織がマルテンサイト変態を生じる温度を示しており、変態により低熱膨張特性を喪失することから、使用の下限温度を意味するものである。図8より、AM品は鍛造品と同程度以上の材料特性を示しており、特にMs温度については、AM品は極低温近い温度まで低下しており、使用温度域が広がることが分かった。これは積層造形時の急速な溶融凝固現象によって組織が微細化したことによる影響と考えられる（図9）。

次にAM品の造形方向による材料特性の影響評価を行った。本試験では粉末を積み上げていく積層方向をZ方向（面外方向）とし積層方向に直交するXY方向（面内方向）とした。結果の概要を図10に示す。図10よりZ方向において、引張強度がわずかに低下しているものの、その他の機械特性については顕著な異方性は認められなかった。

### 4.4 試作品の造形

これまで機械加工で製造していた光学機器のマウントや支

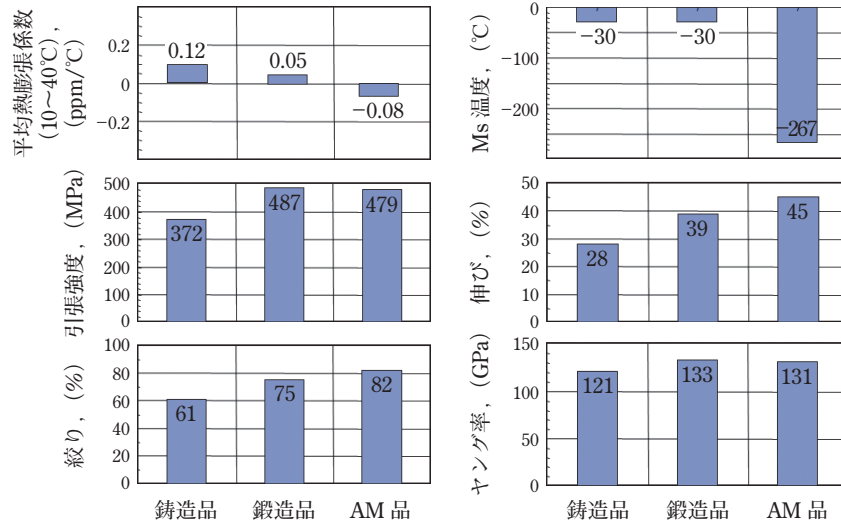


図8 従来造形品と積層造形品の機械的性質

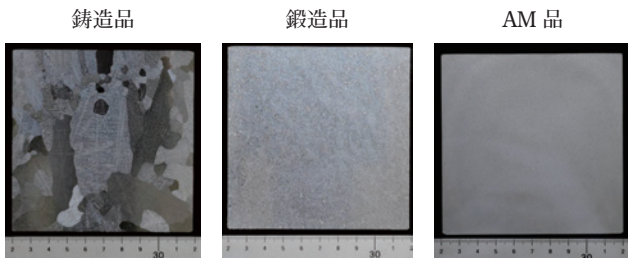


図9 従来造形品と積層造形品の金属組織の違い

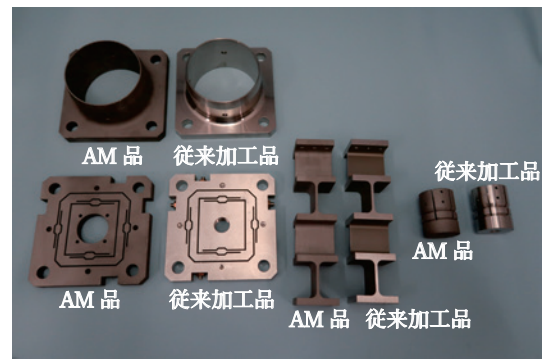


図11 精密部品の造形事例

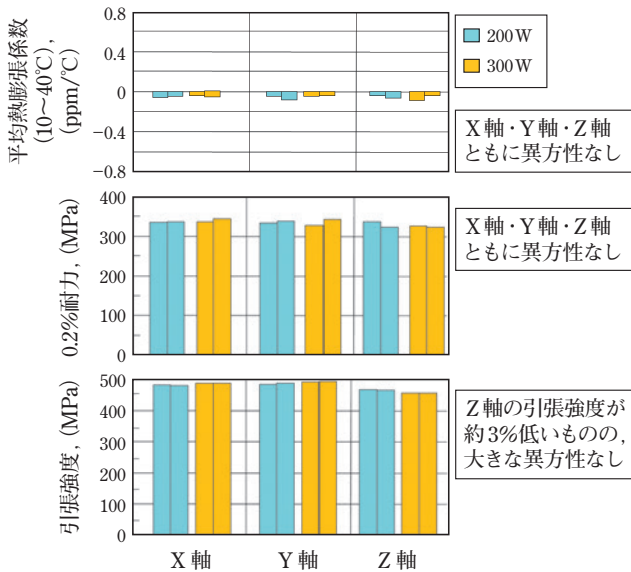


図10 積層造形品における機械的性質の異方性

持構造部品について、積層造形を適用した例を図11に示す。厚さ1mm程度の薄板パネ構造も造形可能であり、従来と同程度の機能を有する部品が短期間で製造可能であることが確認できた。一方でネジ形状の造形は困難であること、造形面には凹凸があり表面粗さは大きいため、はめ合い部やフランジ面として利用するためには仕上げ加工が必要となるなど、すべての部位を造形のまま製品に適用することには課題がある。また、軽量化に向けた検討として、トラス部材の従来の加工品と積層造形を活用したラティストラス部材の試作を図12に

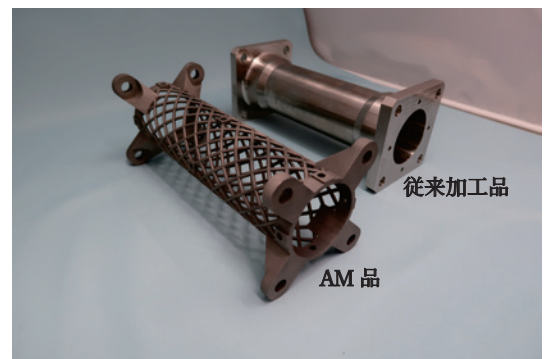


図12 軽量トラス部材の検討

示す。パイプ円筒部にラティス構造を採用することで、通常の機械加工では困難な肉抜き構造を容易に実現可能であり、40%以上の軽量化を達成できた。一方で形状が複雑になるほど、その健全性（形状精度や内部欠陥）の確認が難しく、形状ごとに適用可能な検査手法を試行錯誤的に取り組む必要があることも判明した。

#### 4.5 まとめ

観測衛星に要求される軽量で高い寸法安定性をもつ構造を実現するために、比重の重い低熱膨張合金に金属積層造形技術を適用することによって、従来の製造法では実現できなかった高い軽量化率を達成できる可能性が示された。また、材料特性は casting, forgingなどの既存の製造法と同程度以上の性能を

解説

示しており、金属組織の微細化に由来して使用下限温度の拡大も確認できた。また、造形性については通常の機械加工に近い形状を造形可能であることも確認された。一方で、これまでの加工では困難であった中空構造や網目形状も実現可能であるため、品質保証の観点から汎用的に適用可能な非破壊の検査手法の確立が望まれる。

## 5. 形状自在な軽量蓄熱ユニットの研究事例

### 5.1 容器・フィン一体構造によるスペース型蓄熱デバイス

固液相変化蓄熱材（Phase Change Material：以下、PCM）を利用した高効率蓄熱技術は、短時間または周期的に厳しい熱環境に曝される場合（再突入機、有人ローバ等）に熱設計条件を緩和するために用いられる<sup>9)</sup>。PCMを宇宙機で使用するには高信頼性の気密容器と熱制御要求に応じた伝熱部材が必要であるため、PCM質量割合は10～20%程度に留まることが多い。

金属積層造形を用いて内部伝熱フィンと外殻を一体造形すると、強度を維持しながら構造部材の軽量化が可能であり、更にフィン太さやピッチを変化させることで伝熱特性を調整できる。電子機器筐体や周辺構造と一体成型すれば、接触熱抵抗の排除や省スペース化も期待できる。多様な用途に対応するためには、後加工を含めた一連の製造技術に加えて、設計技術、解析による性能予測技術、非破壊検査を活用した品質保証手法の確立が必要である。JAXAでは、最も単純な適用方法の一つとして熱源と宇宙機構体の間に挿入する「スペース型蓄熱デバイス<sup>10)</sup>（図13）」を題材とし、それらの技術の確立を目指している。

### 5.2 試作品の概要と非破壊検査

試作品は外形100mm×80mm×20mm高であり、厳しい伝熱性能要求（発熱密度1.0W/cm<sup>2</sup>、上下面温度差10K未満）を想定して、内部伝熱フィン（直径1.7mmの棒状、ピッチ3～4mm）をすべて面外方向に配向させた。ボルト締結部を6カ所設け、荷重支持のためのパイプ構造を内部に埋め込んだ（図13左）。側面には造形後の粉抜きとPCM充填のためのポートがあり、性能評価用供試体ではOリングを用いて封止した。真空環境向けには溶接封止を行うことが可能である。

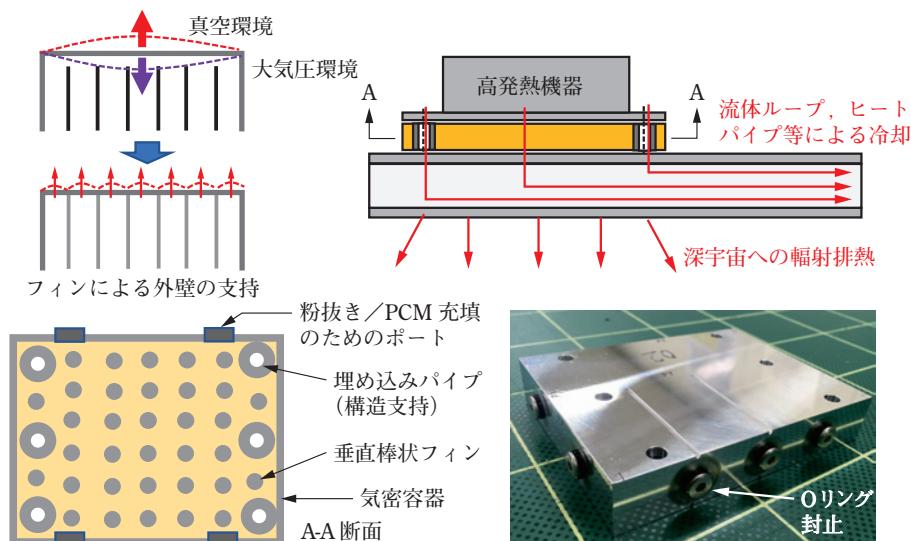


図13 容器フィン一体構造によるスペース型蓄熱デバイス<sup>2)</sup>

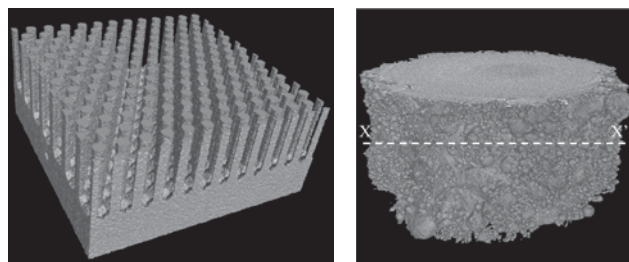


図14 X線CT画像の一例

造形にはEOS社の金属積層造形装置（EOSINT-M280）を用いた。造形には、アルミ合金粉末（Al-10Si-0.4Mg）を使用し、標準のレーザー照射パラメータを適用した。造形後にはX線CTを用いて造形結果とCADデータとの形状的な差異（歪み）と残留粉末の有無を確認した（図14）。粉末の除去しやすさは内部フィン仕様と粉抜きポートのサイズ/配置に大きく依存し、さらに造形時の歪みによって粉末が圧縮されることで除去できなくなるケースも確認された。

金属積層造形は造形時にボイドが発生する可能性があり、また薄肉構造の場合は機械加工時にき裂等が発生するリスクがある。特に気密容器外壁の欠陥は致命的であるため、各工程で適宜X線CT検査を行い、さらにPCM充填直前にヘリウムリーク検査を行う想定である。特に複数業者にまたがる場合は受領後と出荷前の検査が極めて重要となるが、X線CTの解像度と撮影視野はトレードオフの関係にあり、「欠陥がないこと」を確認するには必要な透過能や分解能に応じてCT装置/撮影条件を選定する必要がある。今回の試作品では、リスク低減のために外殻の板厚を（強度上必要な値よりも）やや大きくする対策をとったが、それにより蓄熱効率が低下した面もある。最終製品の品質を確保しつつ、世界最先端の蓄熱効率とプロセス全体のコスト削減を両立することが今後の課題である。

### 5.3 伝熱設計・解析・評価技術

膨大な数のフィンを含むデバイス全体の熱解析は計算コストが高く、設計に使用するためには簡易的な性能予測手法の確立が必要である。本研究では、均一加熱条件を想定し、1) アルミ面積率によって決まる面外温度差と、2) フィンピッチとPCM熱伝導率によって決まる面内温度差、の二つに問題を分

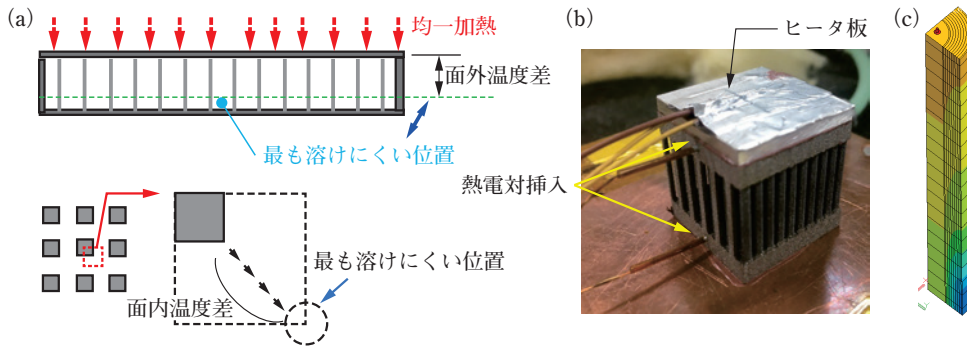


図 15 設計手法とその妥当性検証

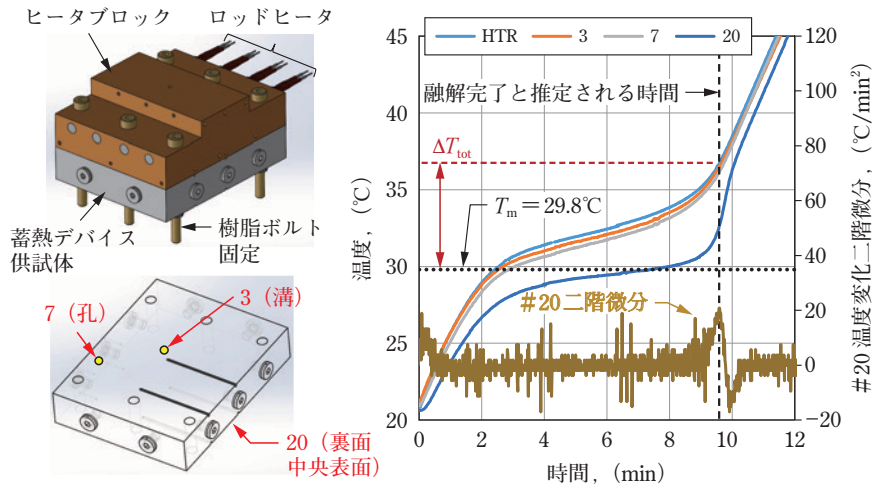


図 16 均一加熱実験の方法と結果一例

離した。前者は部分モデルを用いた定常試験 (図 15 (b)) によって、後者はフィン 1 本と周辺の PCM を対象とした部分熱解析 (図 15 (c)) によって計算手法の妥当性を検証した。

デバイス性能評価試験の例を図 16 に示す。フィンピッチは均一であるが、外縁では外壁等の効果で熱伝導が促進されるため、裏面中央部の温度上昇が最も遅くなる。位置によりフィン密度を変化させることで更なる性能向上が期待される。性能評価試験の結果と熱解析結果を定量的に比較するには、実験データから PCM 融解完了時間を推定する必要がある。本研究では部分熱解析を参考にして、壁面温度の 2 階微分を基にそれを判定した。フィン仕様 2 種類、PCM 2 種類に対して解析予測と試験結果の比較を行ったところ、融解完了時点でのヒータ温度と融点の差 ( $\Delta T_{tot}$ ) に関して最大 3 割の差異が見られた。特に PCM 熱伝導率の影響度に関して差異が大きく、熱解析手法の改善が必要である。

#### 5.4 まとめ

本章では AM 技術を生かした蓄熱デバイスの設計・製造・試験の事例を紹介した。実用化に向けては、設計・解析・造形・後加工・検査・品質保証のあらゆる面で経験の蓄積が必要である。世界的にも流体を封入した AM 品の宇宙機搭載実績はないため、動作原理の単純な蓄熱デバイスで実績を積み、将来的にはより複雑な流体デバイスにも適用していきたい。

## 6. おわりに

本稿においては、著者らが取り組んできた金属 Additive

Manufacturing の宇宙機への適用について、実際に開発した事例及び研究事例についての概要をそれぞれ説明した。造形技術を適用することで従来では実現が難しい部品の製造や軽量化、多機能化を実現できることが分かった。一方で、品質保証や管理については課題も多く、健全性を確保するために、本来の最適形状からの設計変更を余儀なくされるケースやブループリント試験や製造管理などに想定以上のコスト・時間を要することもあり積層造形技術の利点を最大限に生かせていないのが現状である。今後は積層造形による多様な形状に汎用的に適用可能な品質保証技術、検査技術 (特に非破壊での検査技術) が積層造形技術の適用範囲を拡大するために重要となると考えられる。

## 参考文献

- 1) 田邊ほか 5 名：HTV 搭載小型回収カプセル実証機の開発とミッション結果概要, 日本航空宇宙学会 特集 HTV 搭載小型回収カプセルの挑戦 第 1 回, 68(5), pp.135-141, (2020)
- 2) 長田泰一：HTV 搭載小型回収カプセル推進系の開発と作動結果, 日本航空宇宙学会 特集 HTV 搭載小型回収カプセルの挑戦 第 7 回, 68(11), pp.135-141, (2020)
- 3) 升岡 正, 長田泰一, 香河英史, 池田博英：金属積層造形法のスラスタ部品への適用について, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演, JSASS-2015-1J13, (2015)
- 4) 戦略的基盤技術高度化支援事業研究開発成果事例集 平成 25 年度～平成 26 年度採択事業, pp.40-41
- 5) 小林ほか：革新的衛星技術実証プログラム小型実証衛星 1 号

機搭載軽量太陽電池パドルの構造・機構系設計と開発, 第61回構造強度に関する講演会講演集, 長野, JSASS-2019-3070, (2019)

- 6) H. Uchida, et al. : New Deployable Light-weight and High-power Solar Paddle System with Thin-film Cells and In-orbit Small-scale Experiments, Proceedings of the 16th European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Environmental Testing, Online, 23-25 March, (2021)
- 7) N. Oyama, et al. : Fundamental characteristics of three-dimensional additive manufacturing products of zero thermal expansion metal., Proc. SPIE 11451, 1145116, 1-8, (2020)

8) 半田ほか: 素形材, 55(12), (2014)

- 9) D G. Guilmore : Spacecraft thermal control handbook, 2nd ed., The Aerospace Press, volume 1, Chaps. 11, (2002)
- 10) R. Hatakenaka, et al. : Heat-transfer Characteristics of a Spacertype, Fin-integrated PCM Device by Additive Manufacturing, 50th International Conference of Environmental Systems, ICES-2021-247, (2021), (査読中)



**北本 和也** (国研) 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) (305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1) 研究開発部門 研究開発員  
2014年 同社に入社。専門は宇宙構造力学, 材料工学。修士 (工学)



**長田 泰一** (国研) 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) (305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1) 研究開発部門 主任研究開発員  
2003年 特殊法人 宇宙開発事業団 (現 JAXA) 入社。2010年 California State University, Long Beach 校客員研究員。専門は宇宙機推進系と流体工学。博士 (工学)



**内田 英樹** (国研) 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) (305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1) 研究開発部門 主任研究開発員  
2000年 特殊法人 宇宙開発事業団 (現 JAXA) に入社。2005年 ドイツ航空宇宙センター (DLR) 空力弾性研究所 客員研究員。専門は宇宙機構造と動力学。博士 (工学)



**住田 泰史** (国研) 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) (305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1) 研究開発部門 研究領域主幹  
2005年 同社に入社。専門は半導体工学。博士 (工学)



**畠中 龍太** (国研) 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) (305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1) 研究開発部門 主任研究開発員  
2008年 同社に入社。2018年 ダルムシュタット工科大学 流体工学・空気力学研究室 客員研究員。専門は宇宙機熱制御, 熱流体工学。修士 (工学)