

平成27年度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」

研究開発成果等報告書

平成28年 3月

委託者 関東経済産業局

委託先 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構

目 次

第1章	研究開発概要	2
1-1	研究開発の背景・研究目的及び目標	
1-2	研究体制	
1-3	成果概要	
1-4	当該研究開発の連絡窓口	
第2章	精密EBM積層造形技術の開発（実施：株式会社コイワイ、東北大学）	9
2-1	造形性の基礎検討	
2-2	造形性を考慮した造形方案の検討	
2-3	焼結紛体除去検討	
2-4	材料欠陥発生原因解明と対策	
第3章	積層造形品の切削補正技術の開発（実施：株式会社由紀精密）	
3-1	積層造形品の切削補正技術の開発	
3-2	3D インジェクタ	
3-3	120N スラスタ用のノズルスカート	
3-4	キャントノズル・スラスタ	
第4章	宇宙機器適用評価技術の開発（実施：（国研）宇宙航空研究開発機構）	
4-1	概要	
4-2	推薬適合性評価	
4-3	熱物性取得	
4-4	キャントノズル推力計測	
第5章	材料強度評価技術の開発（実施：国立大学法人東北大学）	
5-1	はじめに	
5-2	高温強度特性	
5-3	高温組織安定性	
5-4	疲労特性	
5-5	造形条件の最適化	
第6章	凝固・熱応力変形制御技術の開発（実施：学校法人早稲田大学）	
6-1	目的	
6-2	研究内容	
6-3	総括、次年度の課題	
第7章	全体総括	

第1章 研究開発の概要

人工衛星の軌道変換、姿勢制御に使用される二液式スラスタ用噴射器およびノズル（Ti-6Al-4V 製）について、溶接を排除した一体成形かつ低コストが実現できる製造技術に対し川下産業の強いニーズがある。当該研究開発では（株）コイワイの有する電子ビーム積層造形技術、（株）由紀精密の有する精密切削加工技術をベースに、JAXA、早大、東北大学の技術・知見を結集し、宇宙機器としての使用できる精度を有しかつ高機能部品を設計可能な製造技術を確立する。

1-1 研究開発の背景・研究目的及び目標

(1) 研究背景

今後アジア地域を中心に通信、放送、気象観測など宇宙利用の需要拡大が予測されることから、国内メーカーの商用衛星市場への参入が急務とされている。しかし現状は、米国および欧州企業が圧倒的シェアを獲得しており、国内メーカーが参入するためにはこれらを凌駕する技術開発が必要とされている。革新的な製造技術として現在、医療および航空宇宙業界で注目を集めているのが電子ビーム積層造形（EBM: Electron Beam Melting）法である。3Dデータから複雑形状を直接造形可能な技術であり、欧州では衛星用構造部材として利用しフライト実績を獲得している。EBM法を耐熱性、高精密度が要求されるスラスタに適用された例はこれまでにないため、この技術開発に成功すれば国内スラスタ性能を飛躍的に高めることが可能となり、スラスタ市場獲得に不可欠の技術となり得る。このように形状的に設計制約が払拭される一方、残留応力による歪み、積層時の自重等による変形が発生することが既に予備実験で判明している。したがって現状のEBM法だけでは、宇宙部品としての性能要求を満足し得ないため、新たな技術開発が必要となっている。

(2) 研究目的及び目標

特定ものづくり基盤技術高度化指針のうち、以下の項目に対応。

(十一) 鑄造に係る技術に関する事項

(3) 川下分野横断的な共通の事項

①川下製造業者等の共通の課題及びニーズ

イ. 高機能化、ウ. 複雑形状化、カ. 低コスト化

高機能化について、電子ビーム積層造形（Electron Beam Melting, 以下 EBM）法は、旧来の溶融凝固加工法では成し得なかった薄肉・複雑中空形状を成形し得るため、今後適用範囲の拡大が見込まれる新しい加工法である。この加工法により設計上の制約が払拭され、衛星のスラスタ部品の機能・性能が飛躍的に向上することが期待される。具体的には、従来は噴射器の断熱特性を確保するために噴射器長を長くすることで対応していたが、切削では実現不可能であったメッシュ等の断熱構造を適用することにより、推薬流路が短くなり、スラスタの機能である高速応答性および燃焼効率（特にパルス噴射時）向上が期待できる。

複雑形状化について、従来の鑄造法では中子を用いて複雑な中空形状の部品を製造してきた。今回開発ターゲットとしている衛星スラスタ部品の推進剤流路は、直径2mm前後で複雑に屈曲しており、なおかつ設計上、中子を支持する幅木を設けることも困難である。加えてノズルスカート部の肉厚は1mm程度であり1700℃を越える融点をもつチタン合金を鑄造してJAXAや海外宇宙機関（NASAおよびESA）さらに川下産業（海外を含む衛星システムメーカー）の要求する寸法精度保証、耐圧性能保証を前提に製造することは、関連重工業のアドバイザーによれば、コスト考慮外としても困難とのことである。近年発展途上にあるEBMは鑄型も中子も用いることなく、かつ高融点の合金を溶融凝固させて複雑中空形状を実現する

唯一の方法として期待されている。今回は JAXA が次世代の衛星スラスタとして設計している極めて複雑な推進剤流路を有する部品を EBM で試作し将来の市場化をめざす。

低コスト化について、チタン合金を鋳造する場合、溶融の温度と化学活性の観点からカルシア系などの特殊セラミックス鋳型、中子を用いる必要がある。これらのセラミックス部品は高価であるが EBM では必要がない。従ってスラスタ部品よりも中空部の形状が簡易な場合、かつ等軸多結晶組織を有することが許容される場合は、従来の Ni 基超合金も含めて EBM にて安価に製造しうる部品が存在し得ることが関連重工業とのこれまでの開発で分かっている。つまり一部の高温・高活性金属の成形においては、従来の鋳造技術に対して低コスト化を可能とする技術として期待できる。

(3) 実施内容

研究内容と実施機関を以下に示す。

① 精密 EBM 積層造形技術の開発 (実施：株式会社コイワイ、東北大学)

宇宙機推進系用噴射器およびノズルを製品ターゲットとし、EBM による試作を通して形状精度等、品質保証として重要なデータを取得する。品質上の課題については、プロセス要因と材料要因の切り分け、プロセスの変更や材料の規格を変更した場合の品質データも取得し、品質保証のために必要な検討を行う。データ取得には高精度 3 次元形状測定装置を最大限活用する。

② 積層造形品の切削補正技術の開発 (実施：株式会社由紀精密)

EBM により製造された部品に対し、精密切削加工技術による補正加工を実施する。造形品に対し精密切削加工を効率的に実施できる製造工程について検討を行う。最終的な製品の品質を定量的に評価し、品質向上に資する製造工程について検討する。

③ 最適プロセス評価技術の開発 (実施：学校法人早稲田大学)

①及び②の実施内容を踏まえ、EBM 法と切削補正の一連の工程を俯瞰・整理し、納期の短縮及びコストを低減させる評価手法を検討する。

④ 宇宙機器適用評価技術の開発 (実施：国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構)

宇宙機器適用評価として重要な推薬適合性評価、熱物性データ取得およびノズル推力評価を実施する。

⑤ 材料強度評価技術の開発 (実施：国立大学法人東北大学)

川下企業からの要望が大きい疲労試験等の各種材料機械特性試験を実施することで材料強度を保証し、要すれば熱処理等の手法で金属組織を制御することにより力学特性に優れた造形品を製造する技術を確立する。

⑥ 凝固・熱応力変形制御技術の開発 (実施：学校法人早稲田大学)

EBM 造形品の残留応力を系統的に調査し、これを低減もしくは定量把握する技術を確立する。

⑦ プロジェクトの管理・運営 (実施：国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構)

事業管理機関・国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構において、本プロジェクトの管理を行う。プロジェクトの研究経緯と成果について取りまとめ、成果報告書 1 部及び電子媒体 (CD-ROM) 一式を作成する。

(4) 技術的目標値

① 精密 EBM 積層造形技術の開発

最大寸法 15 cm 以上製造可能、寸法精度 $\pm 500 \mu\text{m}$ 以下 (追加工前製品)

②積層造形品の切削補正技術の開発

板厚精度±100μm以下、穴径精度±10μm以下、加工後表面粗度3.2Ra

③最適プロセス評価技術の開発

現行製造法に対しコストおよび納期を1/2

④宇宙機器適用評価技術の開発

宇宙機器としての性能保証

⑤材料強度評価技術の開発

材料強度（高温環境を含む）を保証

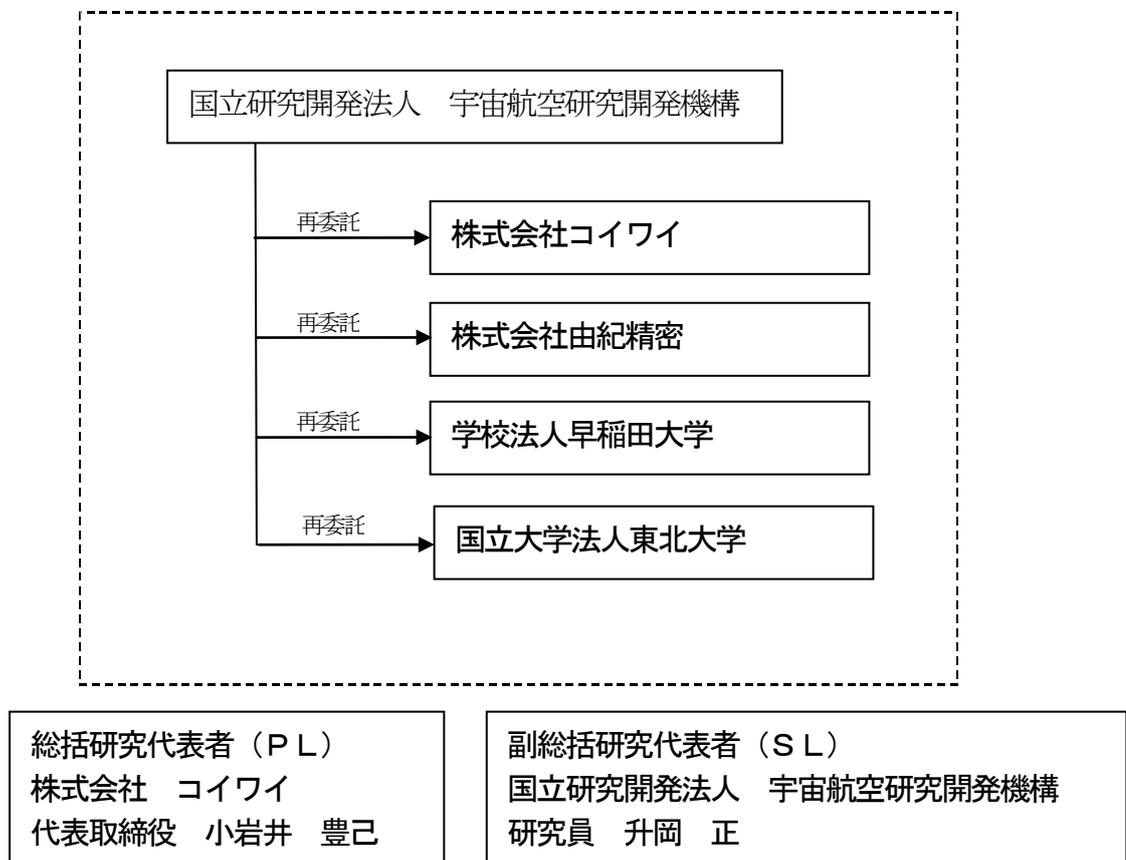
⑥凝固・熱応力変形制御技術の開発

ゆがみ、変形の低減、目標値の長期保証

1-2 研究体制

(1) 研究組織及び管理体制

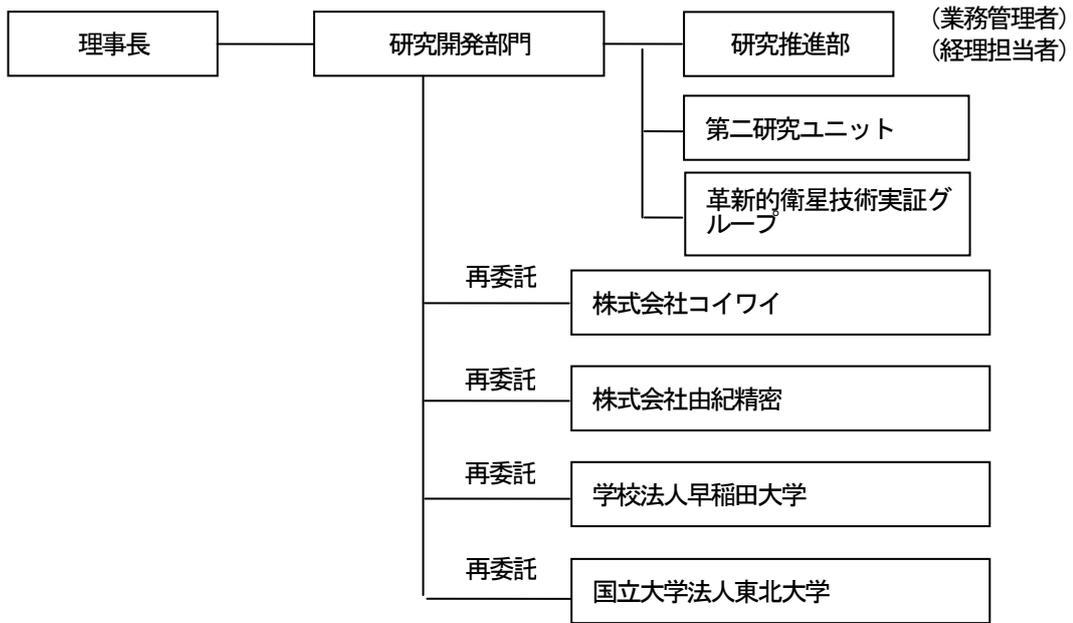
1) 研究組織（全体）



2) 管理体制

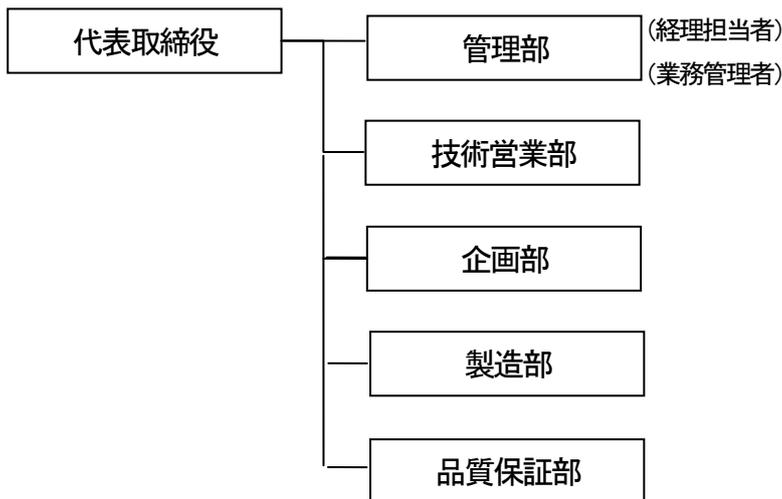
①事業管理機関

[国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構]

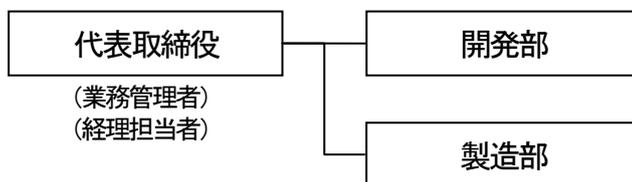


② 再委託先

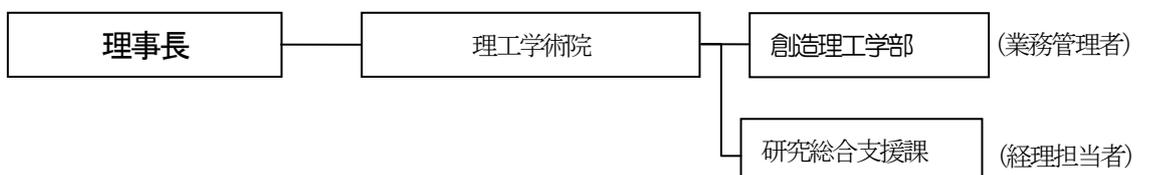
[株式会社コイワイ]



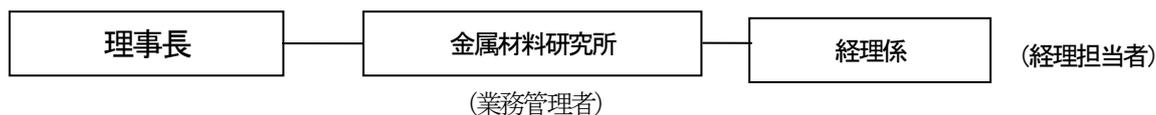
[株式会社由紀精密]



[学校法人早稲田大学]



[国立大学法人東北大学]



(2) 管理員及び研究員

【事業管理機関】 独立行政法人宇宙航空研究開発機構

① 管理員

氏名	所属・役職	実施内容 (番号)
上ヶ平 有紀	研究開発部門 研究推進部 主査	⑦

② 研究員

氏名	所属・役職	実施内容 (番号)
池田 博英	研究開発部門 第二研究ユニット 研究領域リーダー	④
小林 秀之	研究開発部門 第二研究ユニット 研究領域リーダー	④
香河 英史	研究開発部門 革新的衛星技術実 証グループ グループ長	④
升岡 正	研究開発部門 第二研究ユニット 研究員	④
藤井 剛	研究開発部門 第二研究ユニット 研究員	④

【再委託先】

(研究員)

株式会社コイワイ

氏名	所属・役職	実施内容 (番号)
小岩井 豊己	代表取締役社長	①
栗田 健也	技術営業部 研究員	①
小岩井 もれあ	企画部 研究員	①
宮崎 正美	製造部 研究員	①
永田 佳彦	技術営業部 研究員	①

株式会社由紀精密

氏名	所属・役職	実施内容 (番号)
大坪 正人	代表取締役社長	②
上野 雅弘	開発部 主査	②
高田 翔丸	開発部 開発員	②
八木 大三	製造部 開発員	②
永松 純	開発部 プロジェクトマネージャー	②

学校法人早稲田大学

氏名	所属・役職	実施内容(番号)
吉田 誠	理工学術院 創造理工学部 教授	②

国立大学法人東北大学

氏名	所属・役職	実施内容(番号)
千葉 晶彦	金属材料研究所 教授	①⑤
山中 謙太	金属材料研究所 助教	①⑤

(3) 経理担当者及び業務管理者の所属、氏名

(事業管理機関)

国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構
 (経理担当者) 研究開発本部 研究推進部 上ヶ平 有紀
 (業務管理者) 研究開発本部 研究推進部 上ヶ平 有紀

(再委託先)

株式会社コイワイ
 (経理担当者) 常務取締役 小岩井愛子
 (業務管理者) 常務取締役 小岩井愛子

株式会社由紀精密
 (経理担当者) 代表取締役会長 大坪 由男
 (業務管理者) 代表取締役会長 大坪 由男

学校法人早稲田大学
 (経理担当者) 理工学術院 研究総合支援課 松木 崇
 (業務管理者) 理工学術院 創造理工学部 吉田 誠

国立大学法人東北大学
 (経理担当者) 金属材料研究所 経理係 井澤 郁美
 (業務管理者) 金属材料研究所 千葉 晶彦

(4) 他からの指導・協力者

研究開発推進委員会 委員

氏名	所属・役職	備考
小岩井 豊己	株式会社コイワイ 代表取締役	PL
升岡 正	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 研究開発部門 第二研究ユニット 研究員	SL
栗田 健也	株式会社コイワイ 技術営業部 研究員	委
小岩井 もれあ	株式会社コイワイ 企画部 研究員	委
大坪 正人	株式会社由紀精密 代表取締役	委
上野 雅弘	株式会社由紀精密 開発部 主査	委
高田 翔丸	株式会社由紀精密 開発部 開発員	委
八木 大三	株式会社由紀精密 製造部 開発員	委
吉田 誠	学校法人早稲田大学 理工学術院 創造理工学部 教授	

千葉 晶彦	国立大学法人東北大学 金属材料研究所 教授	
山中 謙太	国立大学法人東北大学 金属材料研究所 助教	
池田 博英	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 研究開発部門 第二研究ユニット 研究領域リーダー	
小林 秀之	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 研究開発部門 第二研究ユニット 研究領域リーダー	
香河 英史	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 研究開発部門 革新的衛星技術実証グループ グループ長	
藤井 剛	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 研究開発部門 第二研究ユニット 研究員	
松田 奈緒己	株式会社IHIエアロスペース 宇宙技術部液体推進技術室 課長	アドバイザー（謝金、旅費）
稲田 卓	三菱重工業株式会社 航空宇宙事業本部 特殊機械部 生産管理課 主席技師	アドバイザー（謝金、旅費）
五十嵐 巖	三菱重工業株式会社 航空宇宙事業本部 宇宙事業部 宇宙システム技術部 装備設計課 課長	アドバイザー（謝金、旅費）
岡根 利光	国立研究開発法人産業技術総合研究所 先進製造プロセス研究部門 基盤的加工研究グループグループ長	アドバイザー（謝金、旅費）

1-3 成果概要

(株) コイワイの有する電子ビーム積層造形技術、(株) 由紀精密の有する精密切削加工技術をベースに、各種基礎試験片（引張試験片等）および実機形状模擬供試体（噴射器、ノズル）製造した。また、基礎試験片を用いた推薬材料適合性評価、材料強度評価および凝固・熱応力変形評価を実施した。

ノズルについて、本開発により技術の大幅な向上を達成し製品化の目途を得るに至った。今後は実際の開発を通じて、品質保証技術のさらなる向上により受注拡大が見込まれる。

噴射器については、技術課題が多く残るため製品化に向けては内部研磨技術等のあらたな研究が必要となる。

基礎データ取得については、噴射試験、材料の疲労試験および残留応力計測試験を通して本技術のスラストへの適合性を示すデータが取得できた。

1-4 当該研究開発の連絡窓口

国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構
 研究開発部門 第二研究ユニット 升岡 正
 Tel: 050-3362-3317 Fax: 029-868-2966
 E-mail: masuoka.tadashi@jaxa.jp

第2章 精密EBM積層造形技術の開発 (成果報告実施：株式会社コイワイ)

本開発では以下の試作、検討を実施した。

- ① 造形性の基礎検討
- ② 造形性を考慮した造形方案の検討
- ③ 焼結紛体除去検討
- ④ 材料欠陥発生原因解明と対策

本工法を噴射器、ノズルへ適用する際に、必要とされるコスト、品質達成のための検討を行った。詳細を以下に報告する。

2-1 造形性の基礎検討

(1) 目的

当社でEBM装置の導入と軌を一にして本開発が開始した。そのため、初年度はEBM工法の基本的なポテンシャルを把握する必要があった。本工法では、熱による歪が懸念され、その抑制のために製品以外の造形物(サポート)を配置して造形することが特徴的である。そのため、サポート密度の多寡による歪量の評価を中心に検討を行った。

(2) 精薄板造形

190x190x0.5mmの平板を造形した際の歪を評価した。光学式非接触測定器にて面の歪を評価した(図2-1)。その結果、大面積の板を水平にレイアウトして造形すると、相当量の歪が生じることが判明した。

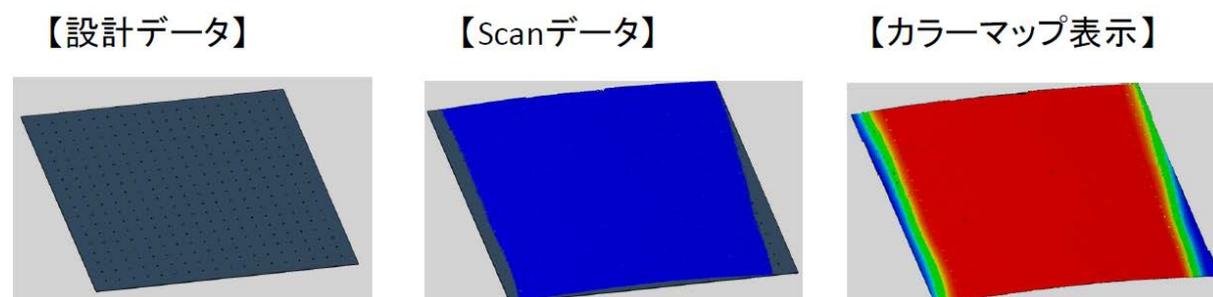


図2-1

測定値	
平面度	5.448
肉厚(0.5)	0.74

表2-1

(3) サポート密度による歪量の検証

平板形状にサポートの接触点のピッチを 2mm、5mm、10mm、100mmの間隔で付けたものを各 1 個造形しサポート接点の変動による形状の変形を検証した。光学式非接触測定器にて歪量を評価した。

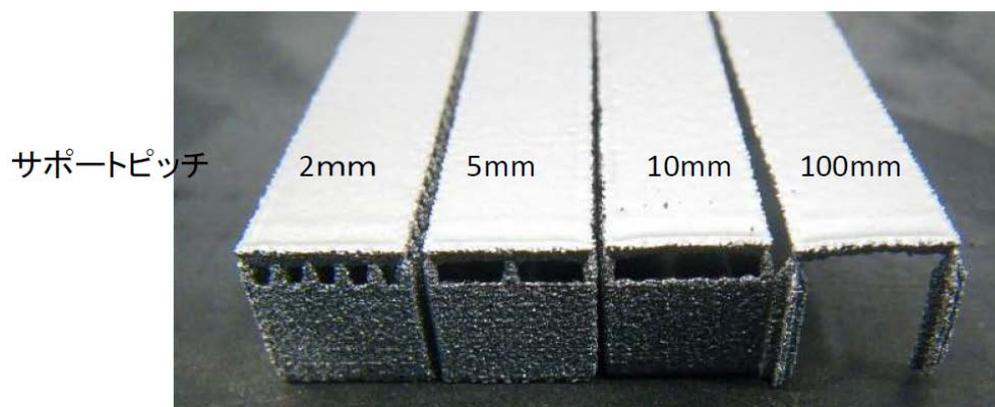


図2-2

	2mm	5mm	10mm	100mm
変形量	-0.318	-0.512	-0.700	-0.932
平面度	0.231	0.223	0.326	0.512

表2-2

測定結果からサポートの接触点の間隔が広がるほど変形が大きくなっていった。

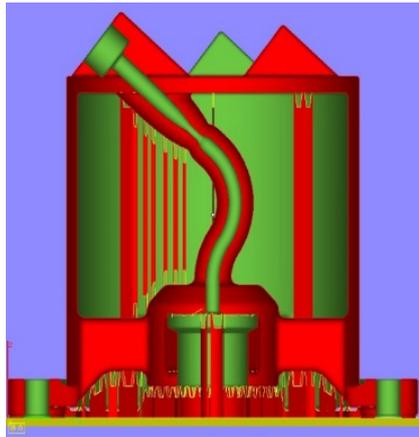
2-2 造形性を考慮した造形方案の検討

(1) 目的

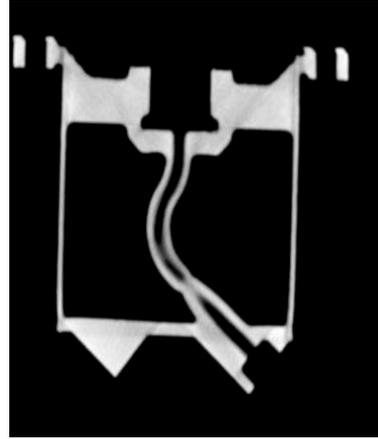
本開発では EBM 工法の長所が活かせる各種製品への適用を検討した。複雑構造の一体造形による部品点数、溶接工程の削減や、ニアネットシェイプ造形による切削コスト削減など、それぞれの製品において異なった狙いを持ち、最適な造形方案を個別に検討した。

(2) キヤントノズルの造形方案検討

本部品は、断熱外殻の中に、屈曲したパイプを持つものであり、このような複雑な構造を一体造形が出来る EBM 工法の長所が活かせる製品である。正常に造形するためには、レイアウトやサポートの配置に工夫が求められる。図2-3(a)に示す方案で造形することで、内部構造を含め、正常に造形することが可能となった。



(a) 造形レイアウト



(b) X線CT

図2-3

(3) 120N ノズルの造形方案検討

本部品は、従来は無垢材から切削していたものを、EBM 工法でニアネットシェイプに造形し、最小限の切削とすることで、コスト削減を狙ったものである。1 回の造形で可能な限り多くの数量を造形することでコスト低減を目指した。図2-4に示すレイアウトで造形することで、1 回に 26 個を造形することが可能となり、従来工法からのコストメリットが得られることを実証した。

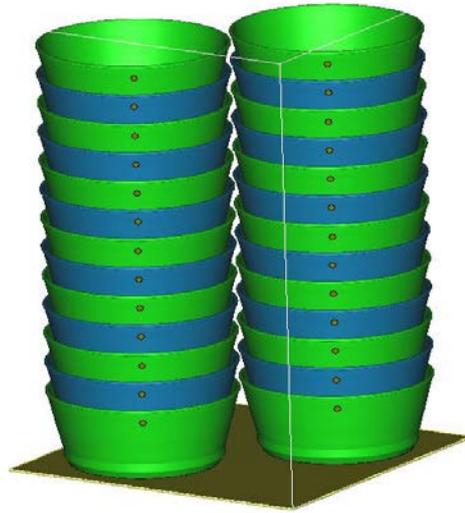


図2-4

(4) インジェクタの造形方案検討

本品は内部に中空の流路を持ち、従来は多数のパーツを溶接することで製造していた。EBM 工法により、一体で造形することが可能となり、コスト削減が見込まれる。また、従来工法では不可能な形状が造形できることから、流路の体積を必要最小限とすることが可能となり、応答性の良いインジェクタを設計することができた(形状は開示せず)。

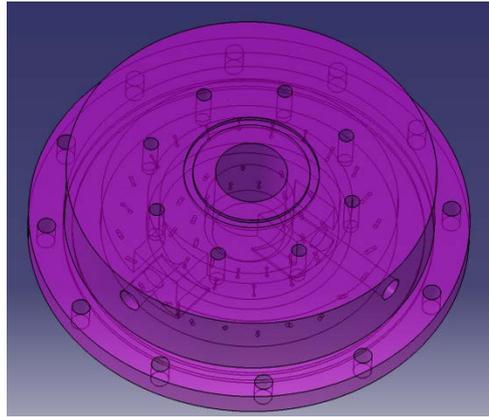
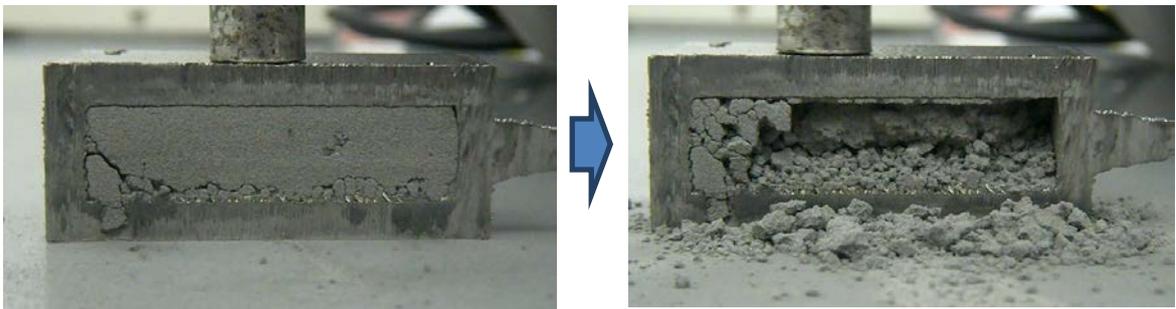


図2-5

本品を造形するうえで問題となったことは、内部に残留した焼結粉末の除去と、微細な欠陥が発生したことである。造形レイアウトを工夫することで、この問題を解決することができた。粉末除去については2-3項にて、欠陥の詳細については2-4項で述べる。

2-3 焼結粉体除去検討

造形物の内部空間に、焼結した粉体が残留し、その除去が問題となった。超音波を印加することで、焼結体が解砕され、小径の穴から除去することが可能となった。



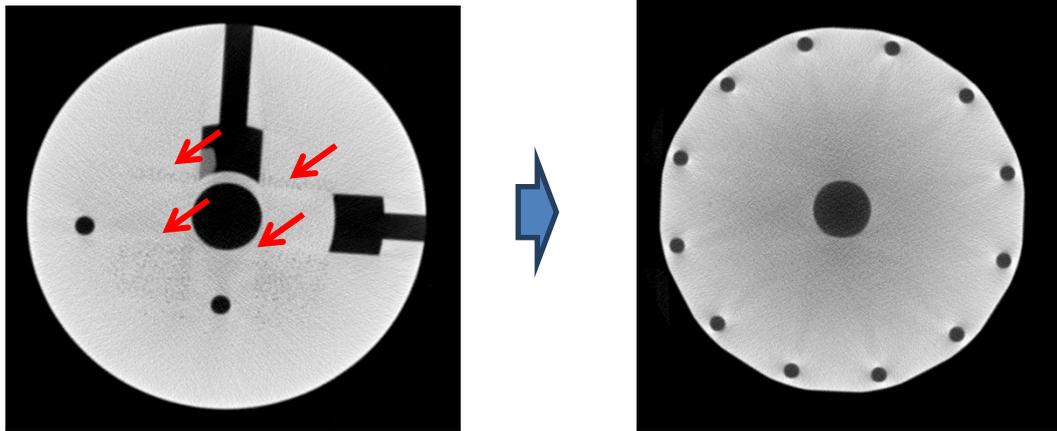
(a)超音波印加前

(b) 超音波印加後

図2-6

2-4 材料欠陥発生原因解明と対策

造形物の大面積の領域にビームを照射すると、入熱不足による未溶融に起因する欠陥が発生することが判明した。レイアウト上の工夫により、この欠陥発生を抑制することが可能となった。



(a)欠陥発生品

(b)欠陥抑制品

図2-7

上記とは別の原因で、同じものを同じ条件で造形しても、管理しきれていない要因により、図2-8に示すような欠陥が発生することが判明した。装置および材料の管理によりこのような欠陥が抑制されることが判明し、工程管理のためのデータを取得した。

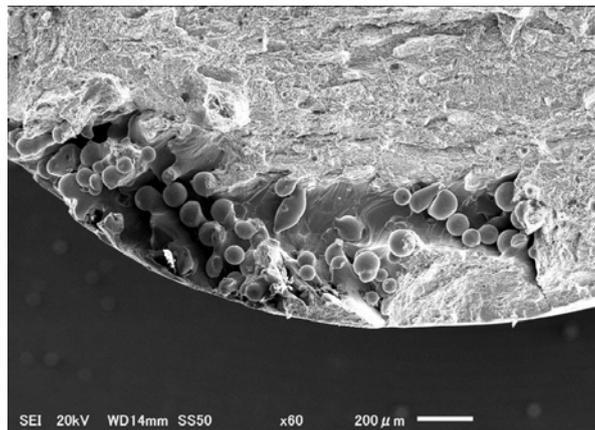


図2-8

第3章 積層造形品の切削補正技術の開発（実施：株式会社由紀精密）

3-1 積層造形品の切削補正技術の開発

衛星用スラスタ部品の開発に必要な積層造形品の切削補正技術の開発成果と課題を開発で試作を重ねた3種のスラスタ部品を通して報告する。

3-2 3D インジェクタ

本研究には複雑中空形状を実現できる方法としての期待があり、従来の研究用インジェクタが9部品からなるものを1体で造形、精密な加工が必要な部分を最小限にして、軽量化、性能向上、低コスト化の要素を取り込んだ設計を行った。結果、EBM 造形の特徴を生かし切削のみでは実現できない複雑形状を持ったインジェクタが実現できた。

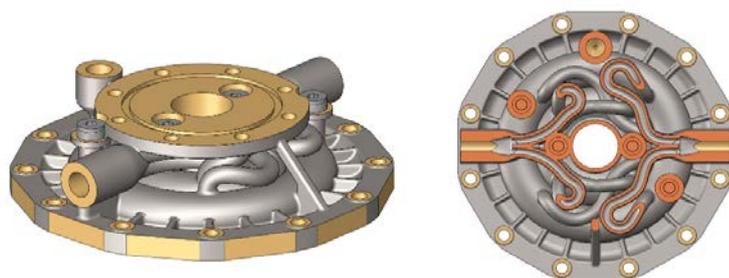


図 3-1 インジェクタのCADモデル、断面図

図 3-1 では灰色部が造形肌面を残し、黄色が切削面であり、立体的に流路が干渉を避けて配管できている。一方、EBM 造形の制約として未溶融の残粉が内部に固まりとして残存する現象があり、これを破碎できたとして除去する穴が必要となる。製品の性質上チェンバからのリークを最小限にするために粉抜き穴を設けるのは不利になるが、シール製を持ったプラグの配置の工夫によって粉抜き穴を設計に取り入れることが出来た。

切削が必要な部位は機上で位置を個別に捕捉して加工を行った。例えばネジ穴では造形穴を機上捕捉しネジ加工を行うことによって、造形穴位置のずれを補正できた。

研究インジェクタの重量 920g に対して、本インジェクタは加工後 472 g とほぼ半分の重量でできた。造形物の重量が 513g に対して、加工にて除去した量は 41 g であり、わずかな加工量で機械加工が必要な部分を減らすこともできたことで低コスト化の効果があることが確認できた。



碌々産業 CEGA + RENISHAW OMP
機上測定プローブによる補正加工

- 穴位置捕捉、幅等測定などがマクロプログラムで作動、数値を位置決めや工具補正に反映される。
- NC 加工プログラム中に組み込むことが可能で、自動位置補正・寸法補正も可能。
- 繰り返し実測性能 1 μ 以下。

図 3-2 補正加工のポイントになる機上測定の例とプローブの概要



造形

座面、下穴仕上げ

ネジ加工後

図3-3 ネジ穴位置捕捉加工の例

造形前の設計として、パイプ形状や変形を予測した仕上げ代の取り方も本インジェクタでEBM造形を利用する上での技術開発として認識できた。切削工具の選定として通常の超硬工具類が十分利用でき、通常の64チタンと条件が同じで良いことも確認できている。加工代が0.5mmという点ではほとんどの形状で粗加工など重切削が不要である点でも時間と工具代での低コスト化の効果があつたと言える。

3-3 120N スラスタ用のノズルスカート

EBM造形品で薄肉形状の真円加工方法の研究として、120Nスラスタのノズルスカートの製造をテストケースとして行った。研究対象にしたノズルは、開口Φ112、長さ50mmで肉厚を1mm、0.5mmの二通り、加工を内外両面加工と、内側だけの加工で結果を比較した。

EBM造形法の特徴として、加工時の把持方法を設計段階で検討することによって、治具締結部製品と一体に造形できることが挙げられる。特に本ノズルでは形状が薄肉であるため、従来の旋盤チャックの把持では制度に悪影響を与える。本ノズルではノズル内側に固定用フランジを設け、造形時には複数個をスタッキングして造形領域の縮小と効率化を見込んだ設計が実現できた。

ノズルの外壁を造形表面として残し、内面加工のみのノズルでは、造形時の肉厚のバラつきと真円度0.4mm分の歪みを取りきれず、0.3mm程度の真円度となった。内外加工両面を加工したノズルは真円度が内面で0.13mmと良い結果が得られ、造形品のばらつきを補正加工で出来た結果になった。表面品質ではT1mmとT0.5mmでは薄い方が切削加工面のビビリが大きくなる現象が観察されたが、解決には至らなかった。



図3-4 3Dインジェクタ加工後裏表

内面加工のみで真円度向上ができれば、切削の省力化につながるが、こちらは造形時の真円度と肉厚のバラつきを製品に求められる真円度に近い値に抑えることが課題となる。



肉厚 t0.5mm 内面のみ加工
 真円度: 0.23~0.26mm (内面)
 厚み: 0.515~0.613mm (下流側)
 0.371~0.521mm (上流側)
 重量 31.86g (設計 43.00g)



肉厚 t0.5mm 内外両面を加工
 真円度: 0.08~0.13mm (内面)
 0.1~0.18mm (外面)
 厚み: 0.444~0.544mm (下流側)
 0.324~0.350mm (上流側)
 重量 32.38g (設計 43.00g)

図 3-5 120N t0.5mm ノズル部品結果

3-4 キャントノズル・スラスト

コールドガス・スラスタとしてキャントノズルの開発を行った。想定部品は小型帰還カプセル用で、耐熱体壁面から出る部品であるため、中空の断熱構造となっており、バルブの締結部からキャント角がついたノズルへ曲がった流路を持つのが特徴である。これら構造が複雑な角度と位相関係を持ち、取り付け台は円錐面に傾斜した取り付け穴を持つなど、従来の加工では出来ない、3D造形の機能を活用する設計になった。

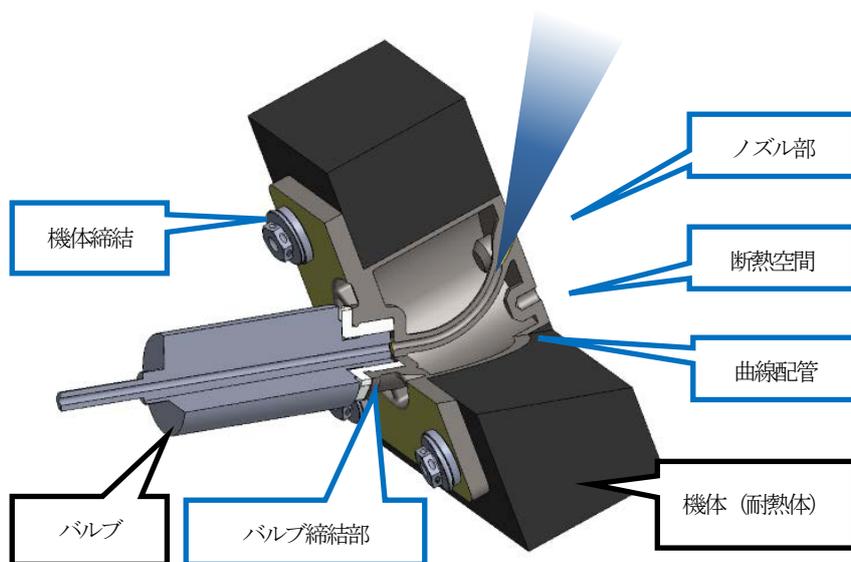


図 1-6 Ver3 キャントノズル機体搭載予想図

積層造形品の切削補正技術として、造形品と機械加工を合わせる位置決めが一つ大きなポイントとなる。位置決め用の“原点検知塔”を造形品に戦略的に配置することによって、造形品の加工する位置近辺で加工原点を機内測定し、造形品の造形精度や歪みの影響を最小限に抑える補正加工の手法を用いた。

キャントノズルの特徴は、ノズルの上流側流路は造形をそのまま利用して、ノズル部は精密切削加工を施し、造形面側とノズル側が交わる最も細い部分があることである。これをスロートと呼ぶ。スロートの上下共に円錐形状なので、理論上のスロート位置でのズレは許容されない。

しかし、試作の中では、下流の切削面と上流の造形面とのズレが原因で $\phi 1.1\text{mm}$ 径のスロート一部が $+0.1\text{mm}$ 程、楕円になる欠けが生じる現象があり、これを解消するために試作を繰り返し、改良を行った。

最終的には将来のフライト品の要求仕様を JAXA で整理して設計に反映して、複数のノズルを生産した際に生じるバラつきや精度を検証するために、4体同じ物を加工した最終試作を行った。結果開発当初見られたスロートの欠け問題が再発しない良好な結果が得られた。以下は本研究から得られたキャントノズルスペックの一例である：

- ノズルスロート $\phi 1.1 -0/+0.1$ (実測 0.02 以内) ・ ノズルスカート部 $\phi 3.39 \pm 0.1$
- ノズル傾斜角精度 $40^\circ \pm 1^\circ$

造形品の精度が $\pm 0.3\text{mm}$ というオーダーから、加工の段取りや位置の捕捉、補正技術を利用することで、上記のような精度を狙う加工が可能と分かった。衛星に必要なスラスト部品のスペックとして満たす数字と評価があり、実際にフライト品としての利用に向けた事業としてスタートが見込めた。今後の課題として、由紀精密の製造部QMSの経験と研究の成果を活用して品質保証及び安定した製造の構築に取り組んでいく。

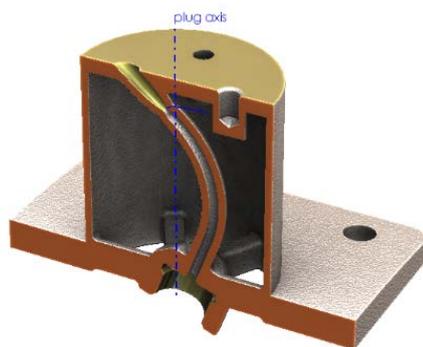


図 3-7 キャントノズル断面図

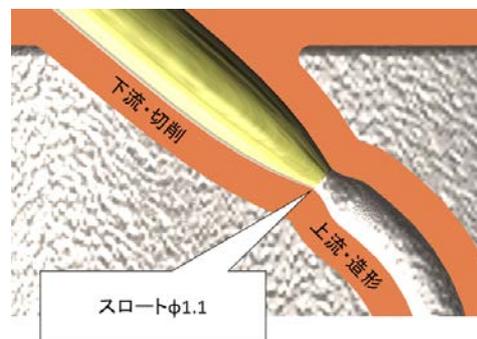


図 3-8 スロート部断面図



図 3-9 キャントノズル ノズル側



図 3-10 キャントノズル バルブ側

第4章 宇宙機器適用評価技術の開発（実施：国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構）

4-1 概要

宇宙用部品を開発するためには、製造した部品の宇宙機器としての適用性を評価することが重要である。本章では、宇宙機用スラスタ部品への適用評価として、推薬適合性評価、熱物性取得およびキャントノズル推力計測を実施した結果結果について示す。

4-2 推薬適合性評価

宇宙機用スラスタへの適用評価項目として重要な推薬（ヒドラジン、モノメチルヒドラジン、MON-3）への材料適合性について評価した。常温推薬にEBM試験片（Ti-6Al-4V）を2時間程度浸すスクリーニング試験（図4-1）は推薬の種類について、ヒドラジン、MMH、MON-3の3種類について実施した。さらに、75℃推薬に試験片を48時間浸す浸漬試験については推薬の種類について、ヒドラジン、MMHの2種類について実施した。いずれの試験についても試験片に変化は見られず、同材料の推薬への適合性が確認された。

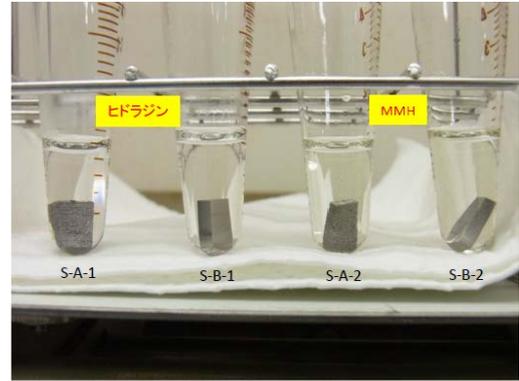


図4-1 スクリーニング試験

4-3 熱物性取得

宇宙機用スラスタ噴射器およびノズルの設計に際し、熱膨張および熱伝導率に関するデータが必要となる。積層方向の依存性を確認するためにそれぞれ造形ステージに対し、0°、45°、90°方向の試験片を製作し熱膨張および熱伝導率（図4-2および3）を取得した。従来材データはMetals handbook（prepared under the direction of the ASM Handbook Committee；v. 1 8th ed. American Society for Metals, 1961）を参照した。

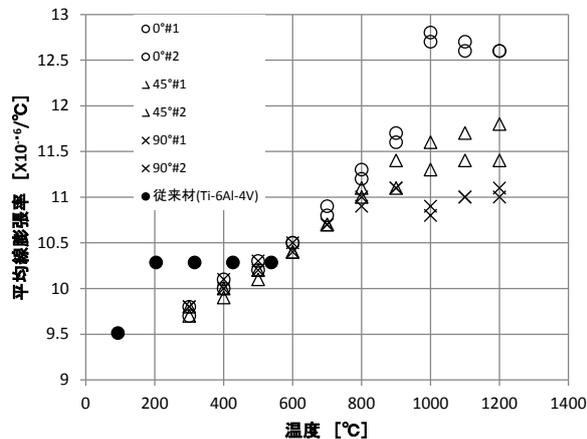


図4-2 熱膨張率計測結果

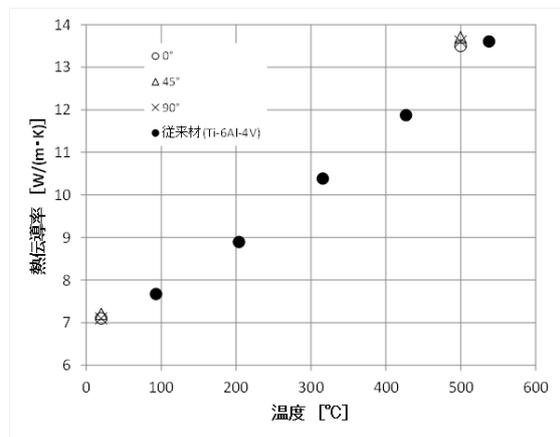


図4-3 熱伝導率計測結果

4-4 キャントノズル推力計測

JAXA で開発する HTV 搭載用小型回収カプセル推進系用として設計されたキャントノズルの推力特性を評価することを目的に窒素ガス噴射試験を実施した。供試体として噴射角を取付面に対し40°キャントさせたノズル（図4-4）を用いた。試験セットアップを図4-5に示す。噴射試験は真空チャンバ内で実施され、外気環境として真空およびカプセル再突入時の低気圧を模擬した。推薬弁およびキャントノズルを組合せたスラスタは回転台の上に取り付けられており、噴射角度を変更することが可能である。試験条件および噴射試験結

果の一覧を表4-1に示す。外気圧環境について、真空、大気圏再突入時圧力を模擬した6kPa および中間圧力3kPa の3条件で試験を行った。噴射角については、回転ステージを用いて-15° ~90° の9条件で試験を行った。試験の結果、本ノズルにより設計要求を満たす推力を得られることが分かった。また、外気圧の推力への影響について、①~③のデータを比較したが優位な差は見られなかった。さらに、噴射角と推力の関係性を分析した結果(図4-6)、本ノズルの推力軸は設計噴射角に対し-2.58°の角度を持つことが分かった。

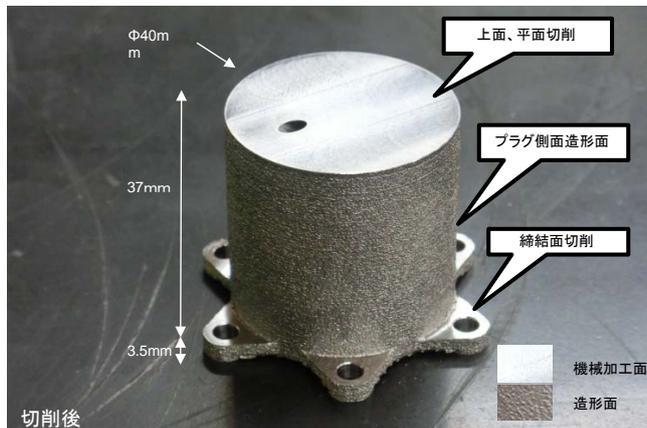


図4-4 キヤントノズル

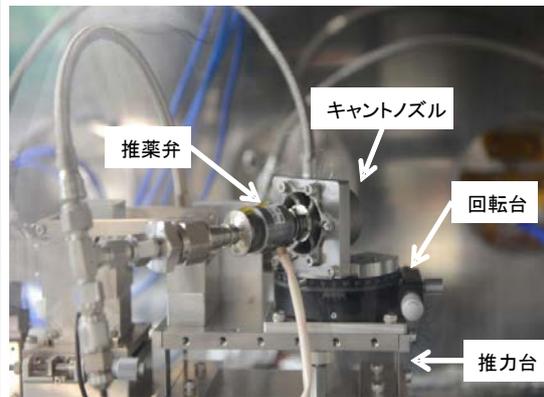


図4-5 試験セットアップ

表4-1 試験条件および試験結果一覧

試験条件	試験番号		①	②	③	④	⑤	⑥	⑦	⑧	⑨	⑩	⑪	⑫
	噴射角	°	0	0	0	15	30	-15	-5	5	10	-10	45	90
	外気圧	kPa	0	3	6	0	0	0	0	0	0	0	0	0
試験結果	PI	[MPaG]	1.28	1.24	1.28	1.23	1.23	1.22	1.22	1.21	1.22	1.22	1.21	1.22
	Q	[NL/min]	143.64	139.12	143.05	138.16	138.21	138.48	137.68	137.17	136.86	136.68	136.54	138.46
	F	[N]	2.07	2.01	2.03	1.90	1.67	1.94	2.00	1.95	1.92	1.95	1.31	-0.11
	PE	[kPaG]	0.66	2.85	5.92	0.71	0.84	0.70	0.61	0.67	0.70	0.68	0.84	0.80
	Pc(予測)	[MPaG]	1.05	1.02	1.05	1.01	1.01	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	0.99	1.00
	TN	[°C]	26.88	29.60	27.09	27.79	28.26	26.19	26.63	27.21	27.70	28.11	27.86	26.22
	Isp	[sec]	76.80	77.25	75.66	73.68	64.85	75.07	77.92	76.16	75.20	76.46	51.48	-4.28

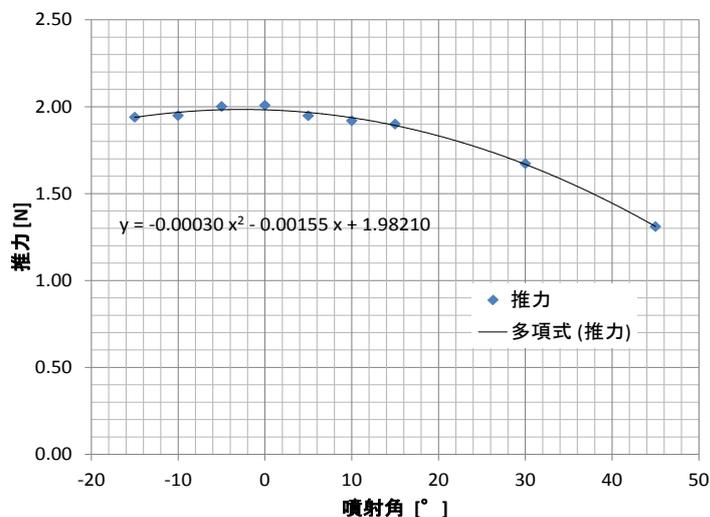


図4-6 噴射角と推力の関係

第5章 材料強度評価技術の開発 (実施：国立大学法人東北大学)

5-1 はじめに

衛星用スラスタは高温環境かつ高応力負荷環境で使用されるため、そこに用いられる材料には過酷な使用環境に耐えうる十分な材料強度が必要である。当グループでは電子ビーム積層造形 (EBM) を用いて作製した Ti-6Al-4V 合金造形物について、スラスタの使用環境を模擬した高温下 (~800°C) における強度特性と組織安定性を調査するとともに、実用上重要な室温疲労特性の評価および造形条件の最適化に取り組んだ。

5-2 高温強度特性

図5-1にTi-6Al-4V合金EBM造形材の引張特性の温度依存性を示す。0.2%耐力および最大引張強度は試験温度の上昇とともに大きく低下し、特に800°Cでは流動応力が約100MPaと低い値となった。一方、破断伸びは室温と400°Cではほとんど変わらないが、800°Cでは大きく増加した。ただし、EBM造形材の引張特性は鍛造材とほぼ同程度であり、力学特性の観点からはスラスタ材料として適用可能であると考えられる。また、引張軸を造形方向に対して平行(0°)、45°、垂直(90°)として評価したところ、材料強度の異方向性はほとんど観察されなかった。破断伸びについては800°Cにおいて90°サンプルが大きな値を示した。

5-3 高温組織安定性

図5-2にスラスタ使用環境の上限温度である800°Cにて熱処理を行ったEBM材のEBSD測定結果を示す。上段はImage quality (IQ) map、下段は結晶方位を表すInverse pole figure (IPF) mapである。これより、熱処理時間が増加しても組織の著しい粗大化は起こらず、微細な針状組織が維持されることがわかった。等軸 $\alpha+\beta$ 組織を有する鍛造材では同温度においても粗大化が観察されたため、EBM材は高温域において従来材よりも高い組織安定性を有していることが明らかとなった。針状の α 相の界面には微細な β 相が析出しており、これらが結晶粒成長を抑制していると考えられる。

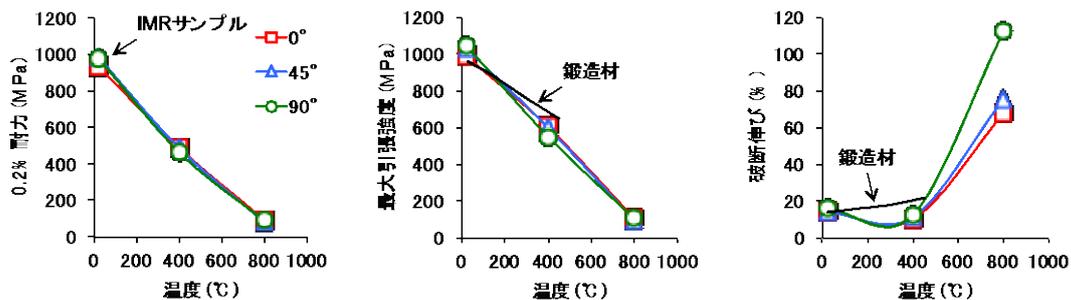


図5-1 Ti-6Al-4V合金EBM造形材の引張特性の温度依存性

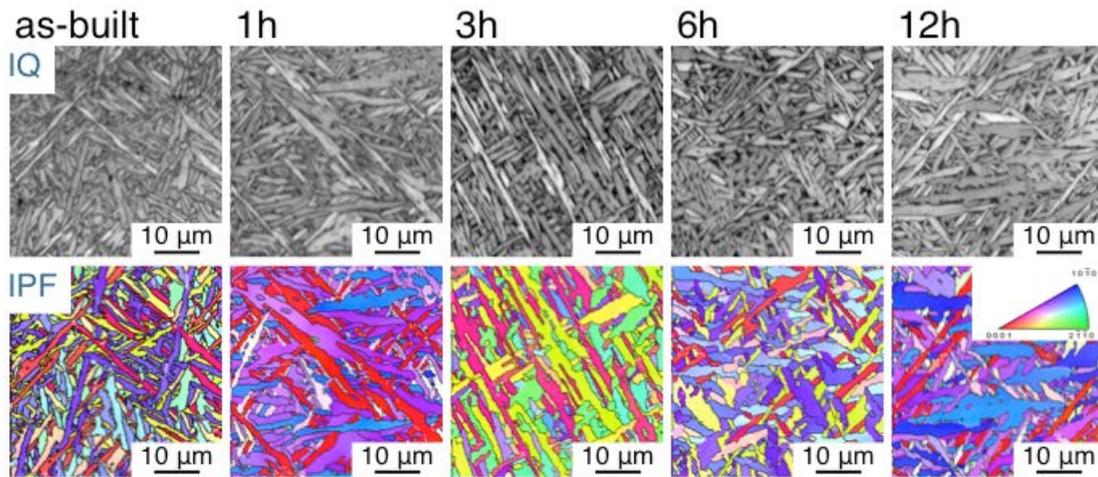


図5-2 800°Cに保持したTi-6Al-4V合金EBM造形材のEBSD観察結果

5-4 疲労特性

図5-3に室温疲労試験により得られたS-N曲線を示す。as-built材および920°C×2hrの熱処理を行ったサンプル（HT）のS-N曲線は互いに重なっており、熱処理による疲労特性の改善は見られなかった。一方、同温度・保持時間にて100MPa加圧を行ったHIP（熱間等方圧加圧法）材の疲労特性は他の2種類のサンプルに比べて有意に優れており、 10^7 サイクルにおいて100MPa以上高い疲労限が得られた。as-built材およびHT材についてはいずれもporeが破壊の起点となっているのに対し、HIP材ではpore数密度が明らかに減少していたことから、EBM造形材の疲労特性については造形欠陥が最も影響すると考えられる。

5-5 造形条件の最適化

プロセスマップとは、照射電子線のLine energy（あるいはEnergy density）とScanning speedを関数として造形物上面の表面性状をマッピングしたもので、緻密な（相対密度の高い）造形物を得るための造形条件の最適化に用いられる手法である。図5-4に本研究で作成したプロセスマップを示す。本研究で作成したプロセスマップにおける”Process window”（Evenの領域）は高造形速度側では先行研究よりも狭いものの、低速側では比較的広い造形範囲が得られた。各造形条件と造形物の特性の関係については調べたところ、Porous領域では相対密度が低く、引張試験において弾性域での破断が起こり、低延性を示すことがわかった。一方、同じScanning speedでは高Line energy側に位置するUneven領域では機械的特性についてはEven領域と大きな差は見られなかったが、針状 α 組織が粗大化するとともに、造形中にメルトプールからAlが蒸発しやすくなり、造形物中のAl分布が不均一となることがわかった。したがって、Even領域となる条件のうち、低Line energyとなる高速造形条件が均質かつ微細な組織からなる力学特性に優れたTi-6Al-4V合金を得る上で適していると考えられる。

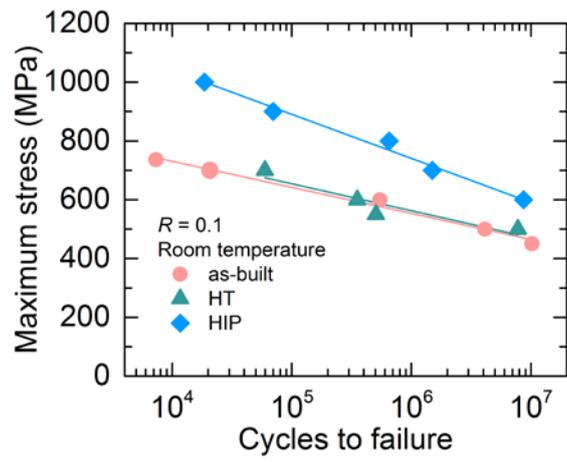


図 5-3 As-built 材、HT 材、HIP 材の S-N 曲線 ($R=0.1$ 、10 Hz)

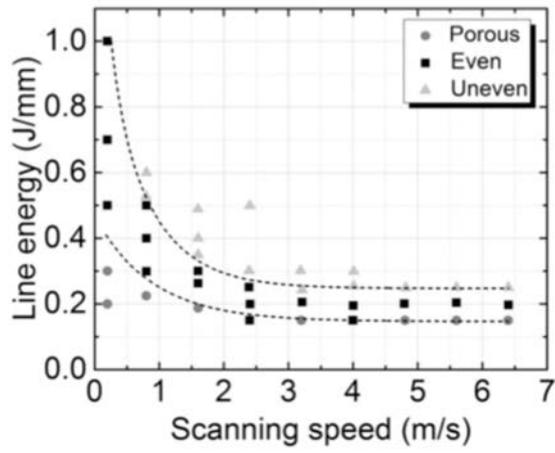


図 5-4 本研究で構築したプロセスマップ

第6章 凝固・熱応力変形制御技術の開発（実施：学校法人早稲田大学）

6-1 目的

電子ビーム積層造形より作製したノズル型供試材に残留応力が蓄積されている可能性があり、解放されることで加工や実使用時に影響を与えることが懸念されている。本研究では、ノズル型供試材にひずみゲージを貼付し、逐次破断させることにより残留応力の測定を行った。また、アニールなどの熱処理や切削加工が残留応力に影響を及ぼすかどうかを確認した。

6-2 研究内容

(1) 実験準備

電子ビーム積層造形法によりTi-6Al-4V合金を用いて作製した肉厚2mmの供試材を準備した。本実験では以下の5条件分の供試材を準備した。(i)未処理の供試材(図6-1参照)、(ii)熱処理のみを行った供試材、(iii)切削加工のみ行った供試材(図6-2参照)、(iv)熱処理後、切削加工を行った供試材、(v)切削加工後、熱処理を行った供試材。熱処理は真空炉を用い、ノズルの実使用時を想定して850°Cで行った。温度条件は2時間で昇温、850°Cで3時間維持、その後常温になるまで炉冷するよう設定した。



図 6-1 未処理供試材



図 6-2 加工した供試材

(2) 実験方法

本実験では、逐次破断による残留応力調査、及び3次元デジタイザによる非接触の形状測定を行う。逐次破断の方法は、1軸のひずみゲージ(共和電業:2線式防水型ひずみゲージ(KFWS-2N-120-C1-11 L3M2R))を供試材表面に貼り、切断する。その際に生じたひずみをひずみゲージで検出し、その値から残留応力を算出する。供試材の軸方向と周方向の2箇所の残留応力を測定するため、1条件につき供試材を2個準備した。また、電子ビームの照射方向による残留応力の差異を考慮するため、照射方向上にひずみゲージを貼り、残留応力を測定した。電子ビームの照射方向は図6-3に示しているx軸、y軸方向に交互に照射して供試材を積層造形している。本実験ではy軸の照射方向上にひずみゲージを貼付した。供試材の切断にはファインカッターを使用し、図6-4のように供試材を固定し切断した。切断の概略図を図6-5に示す。青矢印が引張方向を表す。軸方向、周方向いずれもひずみゲージの付近を切断し、かつひずみゲージのコードに干渉しないよう考慮した。軸方向の残留応力測定用個体は縦2回、横1回切断し、周方向の残留応力測定用個体は縦1回、横2回の計3箇所切断し、残留応力が解放されるよう考慮した。最終的な切断後の状態の例を図6-6に示す。供試材に残留応力が蓄積されていた場合、加工前後で寸法が変化する可能性がある。故に、デジタイザによる形状測定は条件(iii)~(v)の切削加工の前後で行い、寸法の変化を確認する。

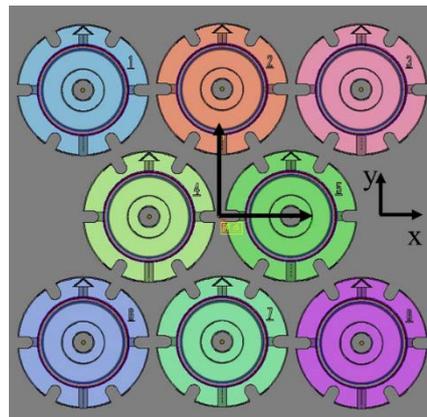


図6-3 電子ビームの照射方向

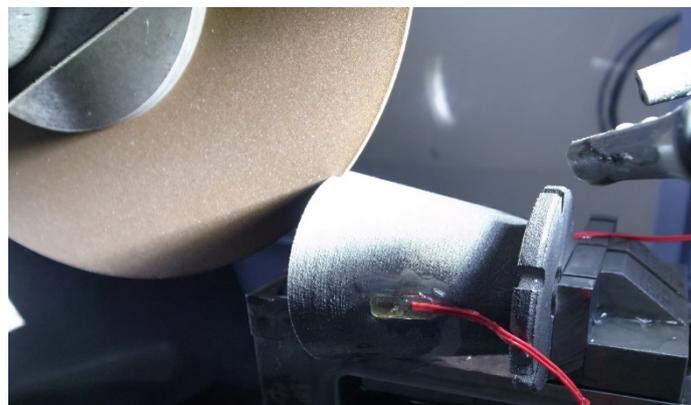


図6-4 ノズル切断の様子

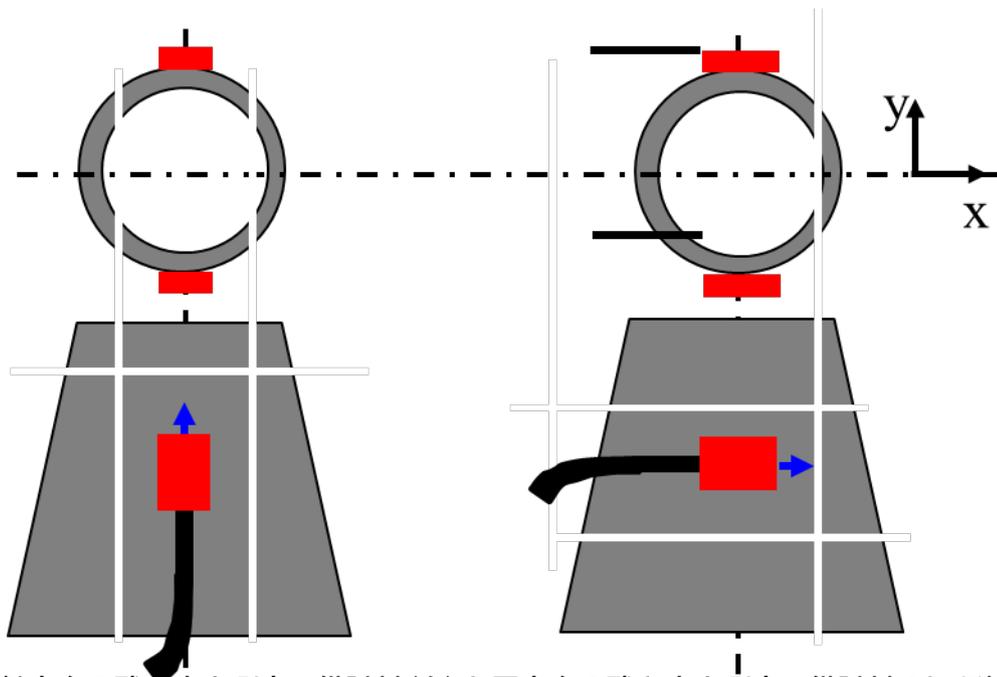


図 6-5 軸方向の残留応力測定用供試材(左)と周方向の残留応力測定用供試材の切断例



図 6-6 周方向の残留応力測定用供試材の切断後

(3) 実験結果

図 6-7~図 6-11 に各条件の逐次破断後の残留ひずみ及び残留応力の結果 ($n=1$ もしくは $n=2$) を示す。+が引張、-が圧縮の残留応力を表す(方向は図 6-5 参照)。ひずみゲージによって計測した残留ひずみから、フックの法則を用いて残留応力を算出する。尚、Ti-6Al-4V の弾性率を 113GPa として計算した。未処理供試材の残留応力の値は最大でも 13.2MPa であり、ある種の鑄放し材と比較して小さい値のため、加工への影響は小さいと考えられる。熱処理や切削加工を行った供試材でも残留応力の値にあまり差はみられない。しかし、熱処理後加工した供試材に関しては残留応力の最大値が -55.6MPa と、他の条件よりも高くなっている。これは、熱処理時に大気条件管理が不十分であったため供試材表面に酸化スケールが付着し、それを切削加工で除去しようとしたため、供試材に過剰な負荷が加えられたからであると考えられる。

また、形状計測結果の一部を図 6-12、及び図 6-13 に示す。寸法の変化はさほど確認できないため、加工時の影響は小さいと思われる。

個 数	ひずみ, μst				残留応力, MPa			
	矢印先端方向		矢印末尾方向		矢印先端方向		矢印末尾方向	
	軸方向	円周方向	軸方向	円周方向	軸方向	円周方向	軸方向	円周方向
n=1	117	33.0	78.0	-27.0	13.2	-3.70	8.81	3.10

図 6-7 未処理供試材の残留ひずみ及び残留応力測定結果

個 数	ひずみ, μst				残留応力, MPa			
	矢印先端方向		矢印末尾方向		矢印先端方向		矢印末尾方向	
	軸方向	円周方向	軸方向	円周方向	軸方向	円周方向	軸方向	円周方向
n=1	141	-39.6	83.3	-74.7	15.9	-4.47	9.41	-8.44
n=2	119	65.7	138	-46.0	13.5	7.42	15.6	-5.19

図 6-8 熱処理を行った供試材の残留ひずみ及び残留応力測定結果

個 数	ひずみ, μst				残留応力, MPa			
	矢印先端方向		矢印末尾方向		矢印先端方向		矢印末尾方向	
	軸方向	円周方向	軸方向	円周方向	軸方向	円周方向	軸方向	円周方向
n=1	87.0	9.97	60.2	32.5	9.83	1.13	6.80	3.67
n=2	-	110	-	-45.3	-	12.4	-	-5.12

図 6-9 切削加工を行った供試材の残留ひずみ及び残留応力測定結果

個 数	ひずみ, μst				残留応力, MPa			
	矢印先端方向		矢印末尾方向		矢印先端方向		矢印末尾方向	
	軸方向	円周方向	軸方向	円周方向	軸方向	円周方向	軸方向	円周方向
n=1	661	-370	469	-420	74.7	-41.8	53.0	-47.5
n=2	461	-492	393	-453	52.1	-55.6	44.4	-51.1

図 6-10 熱処理後、切削加工を行った供試材の残留ひずみ及び残留応力測定結果

個 数	ひずみ, μst				残留応力, MPa			
	矢印先端方向		矢印末尾方向		矢印先端方向		矢印末尾方向	
	軸方向	円周方向	軸方向	円周方向	軸方向	円周方向	軸方向	円周方向
n=1	36.7	0.51	48.3	16.1	4.14	0.06	5.46	1.82
n=2	-5.55	-	4.4	-	-0.63	-	0.50	-

図 6-11 切削加工後、熱処理を行った供試材の残留ひずみ及び残留応力測定結果

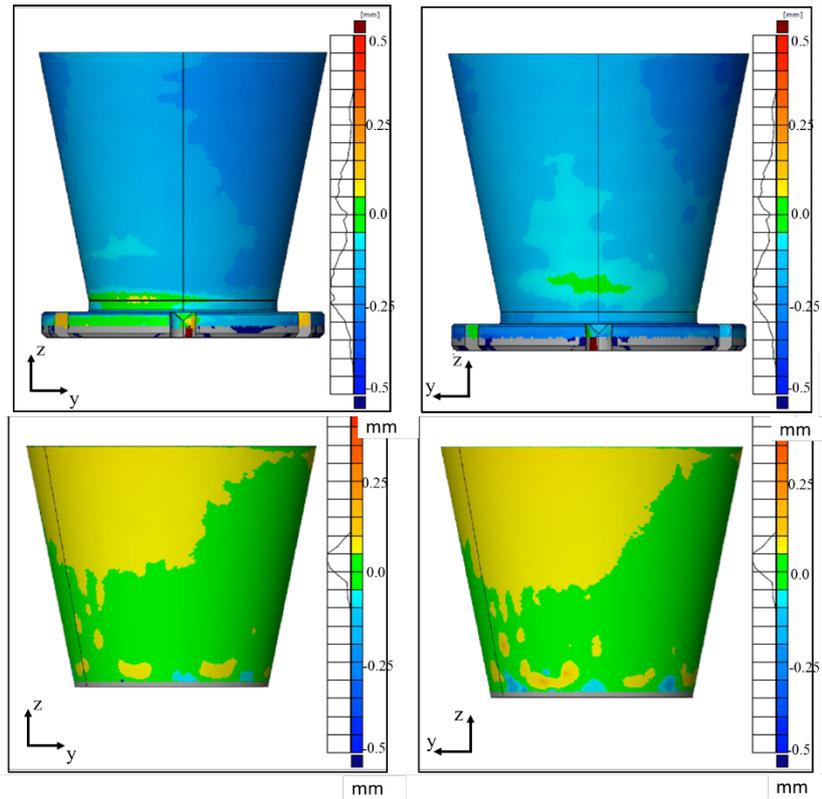


図 6-12 未処理供試材(上)と、その後加工を行った供試材(下)の形状測定

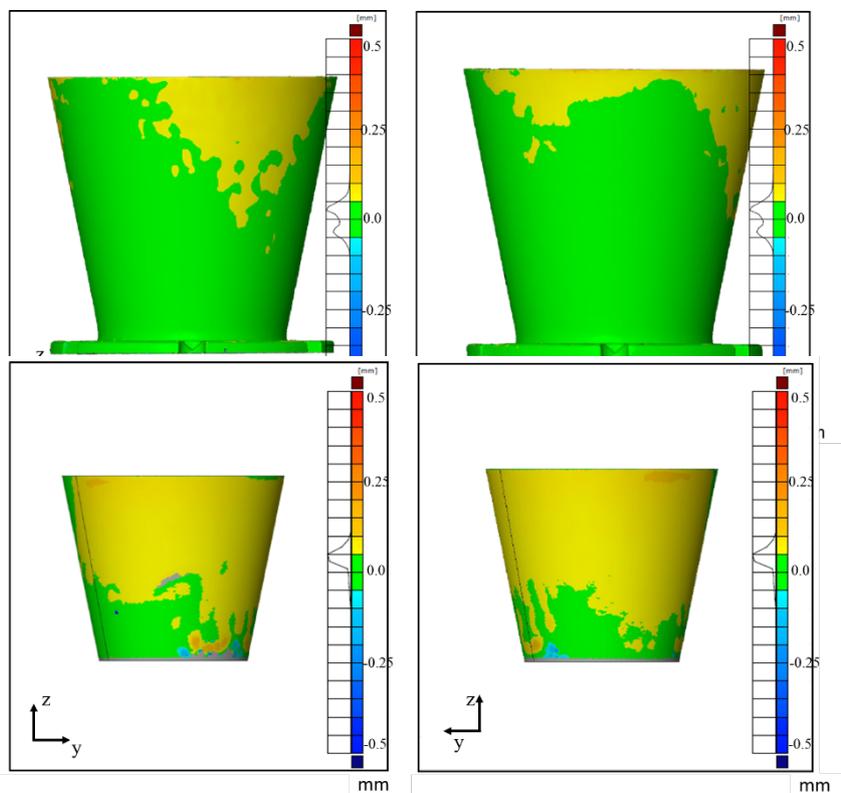


図 6-13 熱処理を行った供試材(上)と、その後加工を行った供試材(下)の形状測定

6-3 総括、次年度の課題

電子ビーム積層造形により作製する造形品には残留応力の蓄積が懸念されていた。本研究にて逐次破断による測定を行ったところ、未処理材でも残留応力はあまり確認できなかった。そのため、切削加工や熱処理を行っても寸法変化等の影響は大きくないと考えられる。次年度は、非破壊検査を中心とした残留応力調査を行うことを検討している。

第7章 全体総括

宇宙機スラスタ用噴射器およびノズル（Ti-6Al-4V 製）について、溶接を排除した一体成形かつ低コストが実現できる製造技術を目指し、（株）コイワイの有する電子ビーム積層造形技術、（株）由紀精密の有する精密切削加工技術をベースに、各種基礎試験片（疲労試験片等）および実機形状模擬供試体（噴射器、ノズル）製造した。試作を通して製造技術を改善するとともに、噴射器およびノズルの製品化に向け重要な各種の品質保証データを取得することができた。

ノズルについて、本開発により技術の大幅な向上を達成し製品化の目途を得るに至った。今後は実際の開発を通じて、品質保証技術のさらなる向上により受注拡大が見込まれる。

噴射器については、技術課題が多く残るため製品化に向けては内部研磨技術等の新たな研究が必要となる。

基礎データ取得については、性能確認試験、材料の疲労試験および残留応力計測試験を通して本技術のスラスタへの適合性を示す品質保証データが取得できた。