

3D 積層造形法と表面改質を活かした小型ロケットエンジンの 低コスト化と耐久性向上

釧路工業高等専門学校 創造工学科 スマートメカニクスコース 機械工学分野
特任教授 高橋 剛

(2021 年度 一般研究開発助成 AF-2021227-B3)

キーワード：レーザー処理，ロケットエンジン，時効硬化，銅合金，熱亀裂

1. 緒 言

宇宙ビジネスが急速に発展している中、JAXA が主導する大型ロケット事業は打ち上げ頻度が少なく、コスト高のため顧客ニーズに応えることができていない。これの解決策は、低コストで製作できる民間小型商用ロケットを開発し、打ち上げ頻度を増やすことである。そのために、開発費用に占める割合の高いエンジンを製作費削減と再使用を可能にするための耐久性向上が重要になる。

本研究では、以下の 3 項目について検討した。(1)積層造形する際のレーザースキャン方向による機械特性の違いを明らかにする。(2)冷却性能に優れた新たな流路断面形状を構造解析で考案する。更に金属 3D プリンターによる積層造形で縮小した半割エンジンノズルを製作し、熱伝導実験により、その効果を確認する。(3)エンジンの繰り返し使用を可能にするためにエンジンノズルスロート内表面をレーザー局所熱処理によって耐久性を向上させる方法の構築を目指す。

結果として、(1)は、引張試験、熱伝導率試験、熱膨張試験結果から、レーザースキャン方向による影響が大きい材料特性と小さい材料特性があることが分かった。(2)は、新しい冷却溝断面形状として三角形を組み合わせた△▽パターンを提案できた。(3)はレーザー照射による局所時効処理装置を開発できた。そして、材料の時効硬化特性試験結果から得られた時効条件を用いて局所時効処理を試みた。レーザー照射部位の硬度は、完全回復までには達しなかったが、若干の改善効果は見られるのでエンジンを再使用できる可能性がある。

2. 研究背景と目的

民間の宇宙活動記録サイト Gunter's Space Page の記録によれば、2024/12/28 時点で世界の軌道上へのロケット打ち上げ総数は 259 回となっている¹⁾。順位は米国(141)、中国(68)、ロシア(17)、ニュージーランド(14)、日本(7)である。米国の 141 回中の 131 回が SpaceX の Falcon 9、4 回が Starship である。ロシアはウクライナへの侵攻によって欧米の衛星の打ち上げとは関係を絶っているものの、自国衛星と国際宇宙ステーションへの輸送ミッションで第 3 位を維持している。第 5 位の日本は、米国や中国に大きく離されているものの、基幹ロケット「H3」の運用を開始し、更に民間のカイロスロケットも

加え、明るい材料も見られる。

一方、内閣府の宇宙輸送小委員会による宇宙技術戦略（宇宙輸送）の方向性によると、今後、打上げコストを低減し、打上げ頻度を高くするためには①再使用型ロケット、②自律飛行や③安全技術など、新たな宇宙輸送技術のイノベーションが必要になってくる²⁾とされている。

その中でも、NASA のスペースシャトルのように①ロケットの再使用ができるようになれば、打上げ毎の機体製造コストが下がり、打上げの高頻度化が可能になる。実際、SpaceX が 2013 年に世界で初めて再使用を実用化して以来、これまで最大 17 回の再使用実績を積み上げており、世界中のロケット開発企業を、再使用化にむけて開発に着手している。例えば（米）Rocket Lab は、パラシュートで海上に着水させて回収し、2023 年 8 月に初めて、回収エンジンの再使用を実現させた。日本も、仏・独の宇宙機関と連携し、2025 年度に再使用化にむけた実証試験 (CALLISTO)を計画³⁾している。

ロケットを再使用するためには、全体コストに占める割合の高いエンジンを再使用できるようにする必要がある。エンジンのノズル部の内表面は 3000℃を超える燃焼に晒されるので、冷却流路を液体窒素で冷却するが厚さの薄いノズルは、内外表面で急激な温度勾配がつき、ノズルスロート部に高い熱応力が生じる。これが熱亀裂を生む要因^{4,5)}となっている。ロケットの再使用を常態化する上で、エンジンの強度耐久性は絶対必須条件となる。そのためには、ノズル内表面の温度を効率的に冷却できる構造が必要である。しかしながら、これまでの冷却流路断面構造は典型的な矩形のみであり、これ以外の断面形状に対する検討報告は見当たらない。これは、バルク材からの冷却溝加工として、矩形以外を切削するのが困難なためであり、矩形が冷却効率上、最良であるとは言い切れない。

この課題を解決する手段は、3D 積層技術、すなわち 3D プリンターの活用である。これを用いれば材料の無駄なく、複雑な断面形状のエンジンノズルを自在に製作することができる。エンジンノズルだけではなく、多くのロケット部品を 3D プリンターで製造することにより、機体構造の軽量化や製造期間の短縮が可能になるため、小型部品を主にフル活用することが目的達成の鍵を握る。

以上のことから、本研究のテーマは大きく 3 つある。

(1)積層造形の際、レーザースキャン方向が異なる 2 種類

の試験片を製作し、熱伝導試験及び引張試験により熱的・機械的特性に及ぼす影響について明らかにする。

(2)矩形断面以外の新しい冷却流路断面形状を熱伝導解析により提案する。更に、その流路形状を有する縮小版の半割エンジンノズルを3Dプリンターで製作し、伝熱実験により冷却流路の熱伝導特性の優位性を明らかにする。

(3)熱亀裂発生箇所が、内径が最も小さいスロート部内表面に集中するので、ノズル全体を加熱するのではなく、最弱部位のみを局所的にレーザー照射を施し、時効硬化回復できる装置を開発し、その効果を検証する。

3. 実験条件及び実験方法

3.1 形状材料粉末組成及び材料積層方向

表1に積層造形材として用いたCr-Zr-Cu合金の化学組成を示す。この材料は、耐熱性高伝導用銅合金として開発されたものであり、特にZrを添加することで時効硬化性を向上させることができるが、多量過ぎると導電性が低下するので、強度とのバランスが重要である。図1にガスアトマイズ法により製造された金属粉末写真を示す。粉末形状は球状に近く、直径45 μ m以下の粉末が全体の9割弱を占めている。

使用した金属3DプリンターはShareLab製SLM280（造形方式パウダーベッド方式／レーザー溶融法:SLM方式(Selective Laser Melting)）である。3Dプリンターによる積層方向が機械特性に影響を及ぼすことが知られているので、積層方向の異なる2種類の円柱試験片を製作した。具体的には、図2(a)は、図中の試験片内の矢印で示すスキャン方向を水平にした横置き試験片(Horizontal)である。一方、図2(b)は立方向に積層し、立置き試験片(Vertical)と標記する。また、両試験片端部の塗り潰し領域は、熱伝導率測定用試験片として切り出した部分である。

表1 Cr-Zr-Cu合金の化学組成 [wt%]

Element	Cr	Zr	Fe	O	Cu
wt (%)	1.07	0.2	0.04	0.04	Bal.
Apparent density (g/cm ³)	Particle size distribution (μ m(%))				
	-45	+45	+53		
4.67	88.3	8.8	2.9		

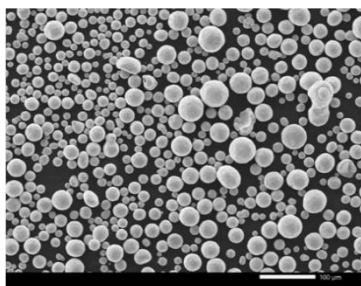


図1 Cr-Zr-Cu合金粉末

Go-tech 事業：経済産業省 成長型中小企業等開発支援事業 JP005698 ティーケーエンジニアリング(株)提供（試験機関：あいち産業科学技術総合センター）

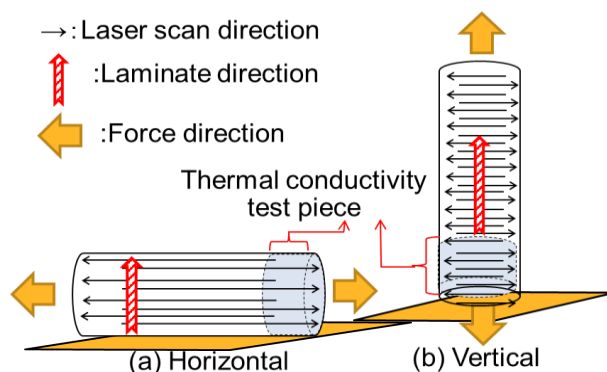


図2 試験片の縦置き・横置とレーザスキャン方向

3.2 積層方向違いによる温度依存性の機械的特性

図2に示した造形方向の異なる横置き及び立置き試験片に対する雰囲気温度別引張試験の結果を図3に示す。試験片本数は各1本である。試験片両端付近の矢印は、後述する高温引張試験における引張方向を示している。この図から分かるように(a)横置きはスキャン方向と荷重方向は一致し、(b)立置きはこれらが垂直方向に交わっている。

図3(a),(b)から、强度的にはスキャン方向と荷重方向が一致する横置き試験片のほうが、両方向が直角に交わる立置き試験片よりも若干高い。一方、図3(c)に示す伸びは、反対に横置きよりも立置きのほうが伸びは大きいことが分かる。これらの傾向は、横方向に造形した1層目の冷えた材料の上に、熱い状態の材料を次の層として造形し、それを繰り返して高さ方向に立置きとして積み上げていくため、層の境界部分は材料の結合が弱くなることが知られている^{6),7)}。そのため立方向の引張強度は、層の影響を受けづらい横方向よりも低くなり、逆に伸びは大きくなる。但し、伸びには、立置き、横置き共に200℃～300℃にかけて値が変化しない温度域が存在している。

このように、3Dプリンターのスキャン方向によって、造形物の物理的特性が異なる異方性を示している。これら異方性の強度的傾向は、Haofeng Xieらの文献⁸⁾のそれらと同じである。図3(d)の熱膨張係数に関しても上記の理由から僅かながら、立置き試験片のほうが横置きよりも大きい結果を示している。

図4は、代表的熱的特性である試験温度別熱伝導率の結果である。測定装置は、レーザーフラッシュ法を用いたLFA 457 MicroFlash(NETZSCH Co.ltd.)である。図4に示す熱伝導率は、補正值である。補正方法は、純銅（無酸素銅）の測定値と純銅の文献値⁹⁾(366W/mK,300℃)と本測定値の比を求め、それを立置き、横置き試験片の測定値に乘じ、図にプロットした。一連の測定用試験片に一律の不備があったためと思われるが、相対的な評価は可能と判断した。この結果によると、熱伝導率を測定用レーザー方向と積層造形のスキャン方向が一致する横置きが、立置きよりも熱伝導率が高いことが分かる。この傾向も文献⁸⁾のそ

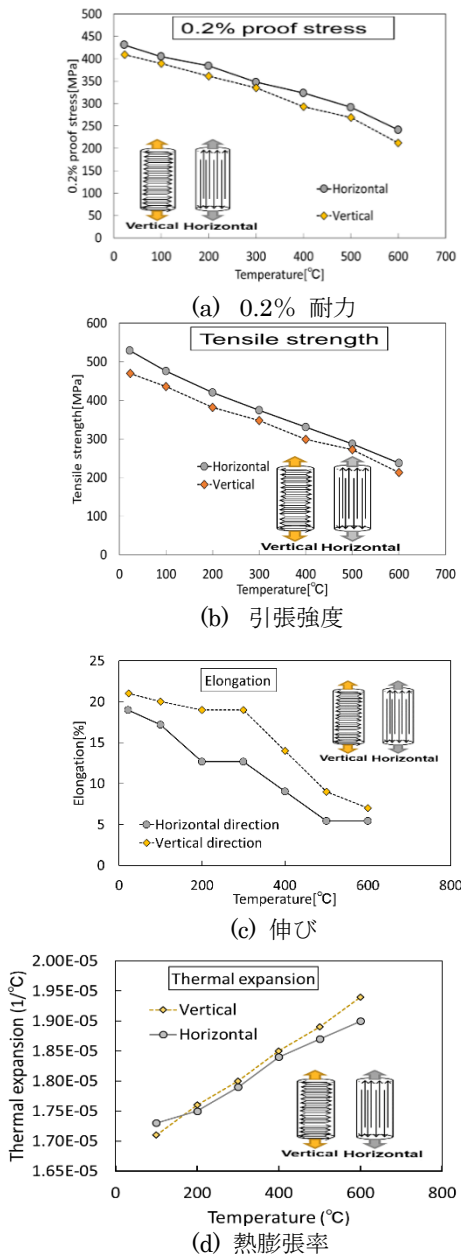


図3 温度依存性のある機械的特性

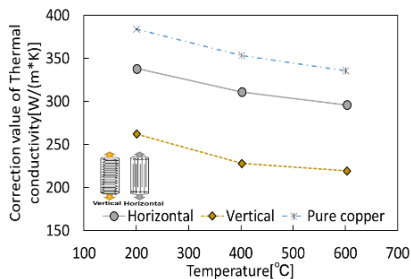


図4 温度依存性のある熱伝導率

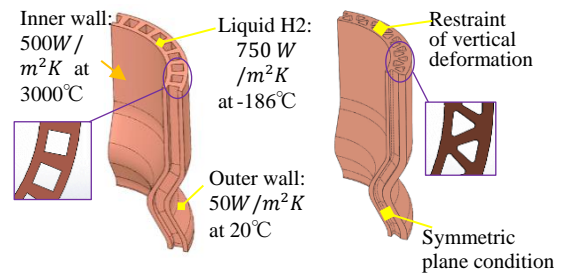
れと同じくしており、スキャン方向が熱伝導率に影響を及ぼすことも分かった。

後述するが、3Dプリンターで実際にエンジンノズルを製作することを考えた場合、ノズルの円周方向にスキャンして層を形成し、それを高さ方向に積み上げていく。すな

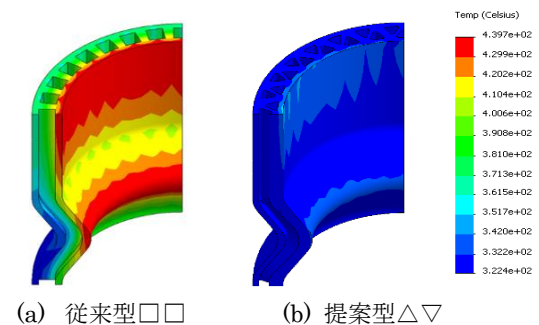
わちノズルの上下と同じ方向に成形していくことになるので、本材料試験で言えば横置きと同じになるので、特性としては好都合と言える。

3.3 新しい冷却流路断面形状の提案

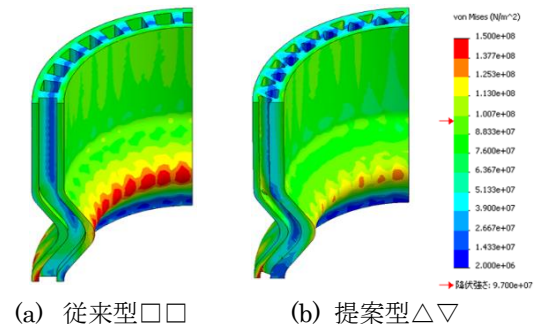
上述したようにエンジンの冷却性能に大きな役割を果たす冷却流路の断面形状は、切削加工の困難さから矩形のみであったと言っても過言ではない。しかし、積層造形を用いれば、任意の形状も製作可能になるので、まず構造解析により、矩形以外の冷却流路断面形状を比較検討した。但し、冷却流路体積は全て同じとなる条件を課した。解析ツールは Solid Works2023 である。解析モデルは、金属3Dプリンターのテーブルサイズの制約からノズルの外直径を80mm、高さ76mm、厚さ8mmの縮小モデルとし、対称条件を考慮し、全周の1/4分をモデル化した。図5に冷却流路断面形状及び境界条件を示す。図5(a)は従来の矩形形状断面図と定常熱伝導解析の熱境界条件である。あくまでも従来の矩形の流路断面の結果との比較評価のため、妥当な温度分布となるように条件値⁷⁾を調整した。一方、図5(b)は新提案形状と熱応力解析用の拘束条件であり、スロート部内表面の円周方向圧縮応力が最も大きくなるよ



(a) 従来矩形□□&熱伝導 (b) 新提案△▽&熱応力
図5 冷却流路断面形状及び構造解析用境界条件



(a) 従来型□□ (b) 提案型△▽
図6 熱伝導解析による構造別温度分布の比較



(a) 従来型□□ (b) 提案型△▽
図7 熱応力解析による構造別ミゼス応力の比較

う最も安全側の評価ができる境界条件とした。従って、燃焼圧の負荷を除外した。これらの境界条件は両モデルに同じく適用した。

冷却流路断面形状を複数検討した結果、従来の矩形断面（以後、□□と称する）と比して、最も冷却効果が高かった新断面形状は三角形の組み合わせ（以後、△▽と称する）であった。図 6 はこの熱境界条件を適用した□□と△▽の定常熱伝導解析による温度分布を比較したものである。温度レベルが比較しやすいよう温度レンジを同じにした。結果は図 6(a)従来の□□に対して図(b)の△▽は明らかに温度が低いことが分かる。モデル内の最高と最低の温度差も小さいことから、提案構造△▽は従来構造□□と比較して大幅な冷却効果の向上が期待できると言える。これは、△▽のように組み合わせることで流路内表面積が増えたことが要因である。尚、亀裂が発生するスロート部は構造上、内径が最も小さいため、冷却流路面積も小さく、十分に冷却できないスロート内表面は、温度が最も高くなっている。

図 7 は、図 6 の温度分布を適用した熱応力解析の結果としてのミゼス応力分布を比較している。これも優劣を比較しやすいよう応力レンジを同じにした。図 7(a)の従来型□□の内表面フロート部に高い熱応力が発生しているのが分かる。この位置は亀裂箇所と一致している。一方、提案型△▽も従来型□□と同じく内表面フロート部の応力が高いことには変わらないが、従来型□□の応力レベルに対し

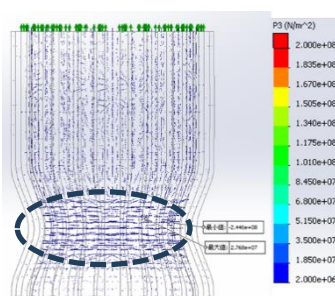


図 8 ノズル内表面の最小主応力分布

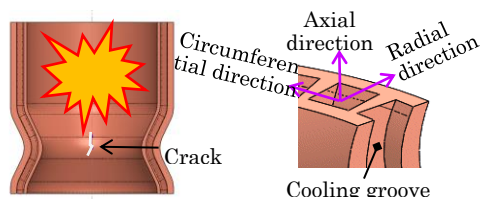


図 9 スロート部内表面に生じる亀裂の模式図

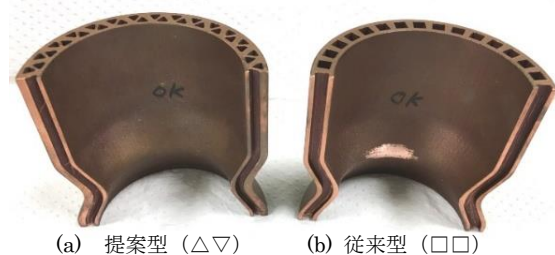


図 10 金属 3D プリンターによる縮小した半割エンジンノズ（直径 80mm×高さ 76mm）

で数 10%も低いことが分かる。これは図 6 に示したように提案型△▽の温度レベルが従来型（□□）よりも低いことによる。

次に図 8 は最小主応力ベクトルを示したものである。ベクトルが構造上、最弱部位といえるスロート部の円周方向を向いていることから、図 9 に示すように熱疲労亀裂は円周方向の圧縮応力によって降伏し、クリープ変形も加わり、大気温度に戻ったときの引張応力がエンジン軸方向亀裂の原因であると思われる。エンジンを再使用するためには、この残留応力を除去する必要がある。

3.4 積層造形法による縮小型半割エンジンノズル製造と冷却性能試験

3D プリンターによるスキャン方向は、強度的に有利な図 2(a)水平方向であり、180°分の積層を高さ方向に積み上げていく。その写真を図 10 に示す。(a)は提案型（△▽）、(b)は従来型（□□）である。これらを用いて両形状の冷却性能を実験により明らかにする。但し、実際のロケットエンジン稼働時のように極低温状態を再現することは環境的に困難であるため、本実験では温水を用い、昇温傾向から冷却傾向を予測した。材料の物性的には昇温も降温も同様な特性を示すため温水を用いた。

実験方法は、図 11 に示すようにノズル内表面側スロート部に熱電対を設置し、冷却溝へ 100℃の温水を通す実験装置を製作し、熱電対により測定部温度の時間変化を測定するものである。温水を用いても冷却溝の効果は熱伝導性能として傾向を把握することはできるので、簡易実験としてこの実験方法を採用した。実験結果は図 12 のようになり、提案型（▽△）のほうが昇温速度も速く、定常状態と見なせる 20 秒以降も温度は高く、その差は有意である。

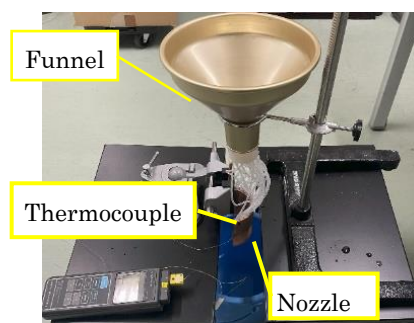


図 11 エンジンノズルの熱伝導特性実験

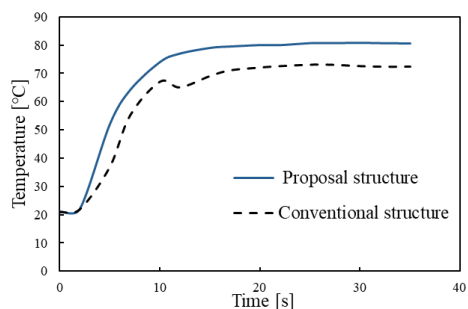


図 12 従来型□□と提案型△▽の熱電特性の比較

従って、冷水を用いた場合も、提案型（▽△）のほうが温度は低くなると容易に推察できる．すなわち、熱伝導解析結果の図 6 を裏付けるものとなり、簡易的実験結果から、冷却性能は、従来型（□□）よりも提案型（▽△）の断面形状が優位と考えられる．

4. レーザー熱処理による硬度回復

4.1 実験目的

液体ロケットエンジンは、稼働中に燃焼ガスと冷却液の温度差から生じる熱応力のほかに、起動停止ごとに大きな温度変化とそれに伴う過大な熱ひずみが生じる．これにより前述する図 9 のような軸方向の亀裂が発生すると言われている⁴⁾．本実験の目的はこれらスロート部熱亀裂発生防止のため、スロート部に対し、レーザーによる局所的熱処理を行うことで硬度回復を図るものである．

4.2 レーザー熱処理条件設定のための時効硬化実験

レーザー熱処理条件を設定するために、まず電気炉を用いた時効特性実験を実施した．試験片は、立造形された Cr-Zr-Cu 積層材を標点間 $\phi 10 \times 50\text{mm}$ の円盤試験片に対し、時効温度 200°C 、 400°C 、 600°C 、 800°C とし、更にそれぞれ 0.25h、1.0h、5.0h、18h の加熱時間で計 16 条件を実施した．そして、熱処理実施後にも自然時効として 10 日以上室温で時効させた後ビッカース硬さ試験機で硬度測定を行うことで時効硬化を確認した．その結果の硬度測定結果を図 15 に示す．この図より 800°C における 0.25h と 18h の 2 条件が同じ最高硬度であったので、加熱時間の短さを考慮して① $800^\circ\text{C} \times 0.25\text{hr}$ の条件、及び $400^\circ\text{C} \sim 600^\circ\text{C}$ の 1.0h は硬度変化が平坦であったことから、多少温度がずれても影響が少ない中間の② $500^\circ\text{C} \times 1\text{hr}$ 条件の 2 つが適切であり、局所レーザー時効処理条件として表 2 に示す．

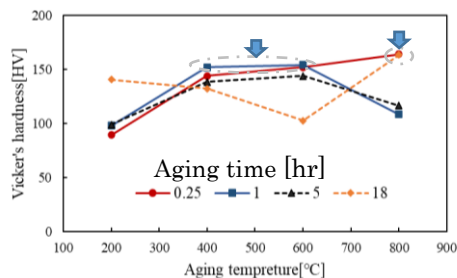


図 13 熱処理条件別の時効硬化曲線

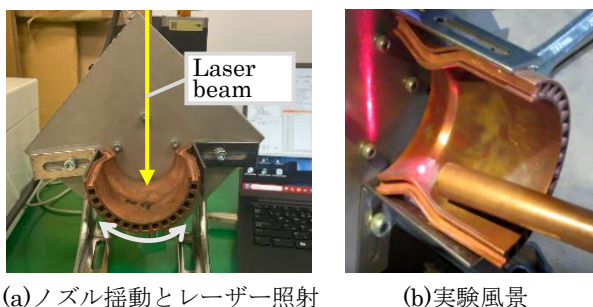


図 14 半割ノズルのスロート部内表面への局所時効硬化処理装置と実験風景

表 2 レーザーによる局所時効条件

	Aging temperature on the internal surface of the throat (°C)	Aging time (hr)	type
①	800	0.25	□□
②	500	1	△▽

4.3 レーザーによる局所時効硬化処理法

実稼働状態において、ノズル内表面の到達温度が不明のため、極端に厳しい条件としてエンジンノズル全体に溶体化処理（ $1000^\circ\text{C} \times 40\text{min}$ ）を課し、金属組織を固溶化し、10 日間養生した．その後で、ノズルスロート内表面のみ、図 14 に示した装置でレーザー時効処理を行った．図 14 の装置は、上方から真下にスロート部内をレーザー照射し、その点を中心にノズル $\pm 85^\circ$ 円周方向に回転揺動し、ほぼ半周分を時効処理できるが、目標温度に達していないことが判明し、ノズル $\pm 10^\circ$ ($\pm 10\text{mm}$) に照射領域を狭めた．回転揺動は一往復 1 分間でモーターをプログラム制御する．更に不活性ガスをレーザー照射部に吹き付け、照射部の酸化を抑制している．レーザー局所時効条件は、表 2 に示した 2 種類であり、図 14(a)の黄色矢印先端付近の硬度をロックウェルで測定し、硬度回復効果を確認する．尚、エンジンノズル個数が 1 つずつしかないため、冷却流路断面形状□□に①を、△▽に②を適用した．レーザーによる硬化は表面層に限定されるため、冷却流路断面形状の違いによる影響は少ないとした．なお、温度は放射温度計により測定し、目標温度になるように制御し、実際の内表面温度は、日油技研工業製サーモクレオン示温材（ 490°C 、 590°C ）を用いて確認した．

なお、使用したレーザーは以下の通りである．

- ・種類：ファイバーレーザー
- ・メーカー：住友重機械メカトロニクス(株)
- ・型式： YLS-2000-CT
（発振器）IPG Photonics Corp,（駆動系） FS020N
- ・仕様：最大出力：2kW, 発振波長：1070～1080nm
発振モード：連続 (CW) /パルス, 変調周波数：～5kHz
更に、内表面スロート部へのレーザー照射と不活性ガスの吹き付けが可能になるよう半割分とした．

4.4 レーザーによる局所時効硬化処理結果

図 15 は、ノズルスロート部内表面の円周中心点、すなわち、図 14(a)の黄色矢印先端付近のロックウェル (HRF) 硬度の変化を示したものである．受け入れ材は既に時効硬化処理がなされた状態にある．その後、極端に過酷な実稼働状態を想定し、溶体化処理を施した．そこから組織の安定化のため 10 日間置いた結果、硬度が低下しているのが分かる．その後、上述したように 2 種類の局所によって、上述したように照射領域を $\pm 10^\circ$ ($\pm 10\text{mm}$) に狭め、所定時間照射した．結果的に 490°C 、 590°C が溶融したため、目標温度以上に達したことが確認できた．溶体化処理後と同様に 10 日間養生したあと、これまでとほぼ同じ箇所の

ロックウェル硬度を測定した。この結果から、レーザー照射による局所時効硬化処理後、10 日間経っても受け入れ時の硬度まで回復していないことが分かる。なお、僅かな差ではあるが $800^{\circ}\text{C}\times 0.25\text{hr}$ のほうが、 $500^{\circ}\text{C}\times 1\text{hr}$ よりも硬化している。更に時間が経てば硬度回復が期待できる。

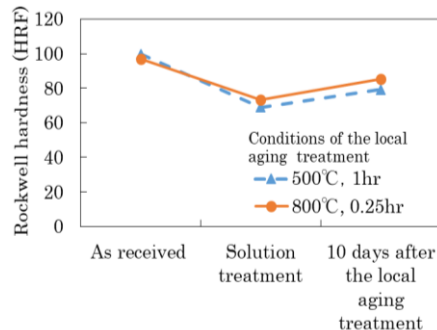


図 15 半割ノズルスロット部内表面中央部の硬度変化

5. 結 言

(1)積層造形品には材料異方性があるため、スキャン方向が異なる 2 種類の試験片を用いた引張試験、熱伝導率試験、熱膨張試験を実施した。結果的に、試験項目別にスキャン方向の影響を明らかにでき、実際にノズルを 3D プリンターで製作する場合に適した造形方向も確定できた。

(2)新冷却流路断面形状として、三角形を組み合わせた△▽パターンを構造解析により提案できた。冷却効果を確認するため、実際に金属 3D プリンターを用いて縮小した半割エンジンノズルを製作し、熱伝導実験を行った。結果的に、従来の流路断面形状□□パターンよりも提案形状△▽パターンのほうが熱伝導性能は高いことが確認できた。

(3)レーザー照射による局所時効処理装置を開発できた。そして、材料の時効硬化特性試験結果から得られた時効条件を用いて局所時効処理を試みた。レーザー照射部位の硬度は、完全回復までには達しなかったが、改善効果は確認できたのでエンジンノズルを再使用できる可能性が高まった。

謝 辞

本研究は、天田財団 2021 年度一般研究開発助成 AF-2021227-B3 の直接的な御支援によるものであり、ここに謝意を申し上げます。

研究内容において、熱伝導率試験は秋田県産業技術センター菅原様に協力頂いたことに対して感謝致します。

更に、本研究の実験や解析など、多くの作業を以下に挙げる当時の機械工学分野 5 学年の卒業研究学生(令和 4 年度専攻科寺澤旺祐君、同じく三浦瑠偉君、令和 5 年度目黒陽向君、令和 6 年度上代貴史君)が担当した。改めて感謝申し上げます。

参考文献

- 1) 秋山文野：UchuBiz, 2024 年の宇宙活動を振り返る【世界編】-スペース X とボーイングで明暗、中国はさらなる躍進, <https://uchubiz.com/article/fea56491/>
- 2) 内閣府宇宙開発戦略推進事務局：宇宙技術戦略（宇宙輸送）の方向性（宇宙輸送小委員会における議論のまとめ）(2024),<https://www8.cao.go.jp/space/committee/01-kihon/kihon-dai37/siryou3.pdf>
- 3) JAXA 研究開発部門：1 段再使用飛行実験 (CALLISTO)プロジェクト, <https://www.kenkai.jaxa.jp/research/callisto/callisto.html>
- 4) 佐藤英一:科学研究費助成事業 研究成果報告書 基盤 (A) 課題番号:16H02427, (2018)
- 5) Ned P,Hannum and Harold G.Price Jr.:NASA Technical Paper 1834, (1981)
- 6) 伊藤皓太, 佐藤 真, 増田幸男:研究ノート 長野県工技センター研報,54-58 (2022),17
- 7) 萩原幸司, 石本卓也, 中野貴由:まてりあ, 145-149(2018),57-4
- 8) Haofeng Xie, Xiangpeng Tang, Xiaohong Chen, Fujia Sun, Liyan Dong, Yinxun Tan, Hao Chu, Honglei Zhou, Ping Liu, Shaoli Fu, jmr&t, journal of materials research and technology,3322-3336(2023)23
- 9) 八光電機：各種物質の性質：金属（固体）の性質 <https://www.hakko.co.jp/library/qa/qakit/html/h01020.htm>