

特集：ガスタービン・航空宇宙分野におけるAdditive Manufacturing適用の最前線

ガスタービン・航空宇宙分野におけるAdditive Manufacturing 適用の最前線特集

Special Issues on the Forefront of Additive Manufacturing in Gas-Turbine and Aerospace Fields



京極 秀樹*¹
KYOGOKU Hideki

アディティブ・マニュファクチャリング（以下、AMと記述）は、いわゆる3Dプリンタによる製造技術で、最近の急速な装置の高機能化ならびに造形方式の多様化に伴い、欧米では航空宇宙分野をはじめとしてガスタービンなどのエネルギー・産業機器や自動車分野においても急速な広がりを見せてきている。しかしながら、我が国においては、自動車分野が主要産業となっているため、金属AMで主要な粉末床溶融結合（PBF）や指向性エネルギー堆積（DED）方式の金属3Dプリンタの適用分野が少ないことから欧米に比べて伸び悩んでいるものと推察される。

本特集で扱うガスタービンや航空宇宙分野では、AM技術は、ガスタービンはもちろんのことジェットエンジンやロケットエンジンの製造においては欠かせない加工技術となってきている。2020年10月にGE Aviation社が開発しているBoeing777用のGE9XエンジンがFAAに認証され、このエンジンにはAMによる300以上の部品が使用されている。また、ロケットエンジンをはじめとする宇宙関連製品についても、NASAはもちろんのことESAやJAXAも積極的に本技術による製造を始めており、H3ロケットのLE-9エンジン開発にはPBF方式の金属3Dプリンタが使用されている。

しかしながら、金属AM技術においてはまだ課題も多く、主な方式である粉末床溶融結合（PBF）方式では造形速度が遅く、造形サイズにも制限があるとともに、品質安定化のための技術開発にも課題がある。高速化の課題を克服した例として、2020年11月に販売を開始した12本の1 kWファイバーレーザーを制御して、これまでの20倍で桁違いの造形速度1000 cc/hを有する大型装置が挙げられる。この他にも、各社とも大型化・高速化を目指して装置開発が行われている。また、電子ビームPBF方式の装置は、技術研究組合次世代3D積層造形技術総合開発機構（TRAFAM）のプロジェクトにおいて2機種開発され、レーザーより高速造形が可能であり、高融

点材料をはじめとする機能材料への展開が進むものと思われる。

指向性エネルギー堆積（DED）方式は、大型・単純形状の製品に向いており、従来のレーザーと粉末の組合せによる方式と併せて、アークなどの他の熱源と粉末あるいはワイヤーの組合せによる方式の装置開発が盛んに行われている。TRAFAMプロジェクトでは2社が、レーザーと粉末の組合せによる大型装置を開発した。切削加工も可能な大型複合機も開発され、モニタリング・フィードバック制御機能を搭載して品質の安定化を図っている。

適用材料についてみると、航空宇宙分野、エネルギー・産業機器分野に適用可能な材料も大幅に増えてきており、ステンレス鋼、工具鋼などの鉄系材料、ニッケル基合金、チタン合金、アルミニウム合金をはじめとして、これまで造形の難しかった高温強度と耐食性を備えたニッケル基超合金、高強度アルミニウム合金、純銅や高融点材料の造形も可能となってきている。

航空宇宙分野、エネルギー・産業機器分野においては、とりわけ品質保証が重要であるため、最近のPBF方式の装置にはモニタリング機能が搭載されているが、フィードバック機能はまだ開発途上である。このため、モニタリング・フィードバック機能の開発が急がれており、TRAFAMでもNEDOプロジェクトで実施している。

このように、金属AM技術はここ数年で急速な進歩を遂げてきており、装置の高機能化が進んでいるとともに設計技術の革新もあることから、製品の高機能化も急速に進んできている。加えて、シミュレーション技術の進歩によりAM技術におけるデジタルツインの開発も行われており、海外では将来の“ものづくり”への対応が着々と進んでいる。我が国においても、AM技術に関する基盤技術の開発と併せて、次世代の“ものづくり”を担うシステム開発を早急に行う必要があるとともに、欧米ではすでに行われているAM技術の人材育成の仕組みを構築することも、AM技術を広めていくためには重要な課題である。

本特集が、読者の皆様のAMに対する理解ならびに実践のための一助となれば幸いである。

原稿受付 2022年2月5日

* 1 近畿大学次世代基盤技術研究所
〒739-2116 東広島市高屋うめの辺1番
E-mail: kyogoku@hiro.kindai.ac.jp

特集：ガスタービン・航空宇宙分野におけるAdditive Manufacturing適用の最前線

Additive Manufacturing for Conformal Cooling Applications

Seetharaman Sankaranarayanan^{*1}, Fang Yongwei^{*1},
Choong Yue Hao^{*1}, Thaddie Natalaray^{*1}

Key words : Additive manufacturing, Gas turbine, Internal Cooling, Conformal Cooling

1. Introduction

Additive Manufacturing (AM) is a generic term used to identify a group of unconventional manufacturing methods capable of producing three-dimensional parts by polymerization, fusion or sintering of materials without the need for tools and absence of wasted material⁽¹⁾. The ISO/ASTM standard 52900 defines additive manufacturing as a process that joins materials to form objects, from digital data providing of three-dimension (3D) models⁽²⁾. AM methods fundamentally differ from machining and other cutting processes and are based on different principles compared to welding or casting processes. They are broadly classified into seven major types as shown in Figure 1. Among them, the powder bed and directed energy deposition methods involving either laser or electron beam source attract extensive interest in the fabrication of metallic parts⁽³⁾.

Figure 1 also shows the working principles of different AM methods applicable for metal materials^{(4), (5)}. Binder Jetting (BJ) technology involves the layer by layer spreading of powder materials which were subsequently joined by the selective application of glue using an inkjet head. The major advantage of this method is that the internal stresses are usually minimal as it does not involve the melting of metal powders. However, the need for post processing steps like oven sintering, isostatic pressing etc. is a major limitation. Selective laser melting (SLM) process uses a high energy laser source to selectively melt and join the powder materials spread on the powder bed platform. Electron Beam Melting (EBM) process also works on the similar principle except that the melting of powder materials was carried out in high vacuum using a focused electron beam emitted from a heated tungsten filament. While these methods are highly suitable to produce dense parts without the need for post-infiltration, the risk of uneven shrinkage and residual stresses are regarded as key limitations. Directed Energy Deposition (DED) methods

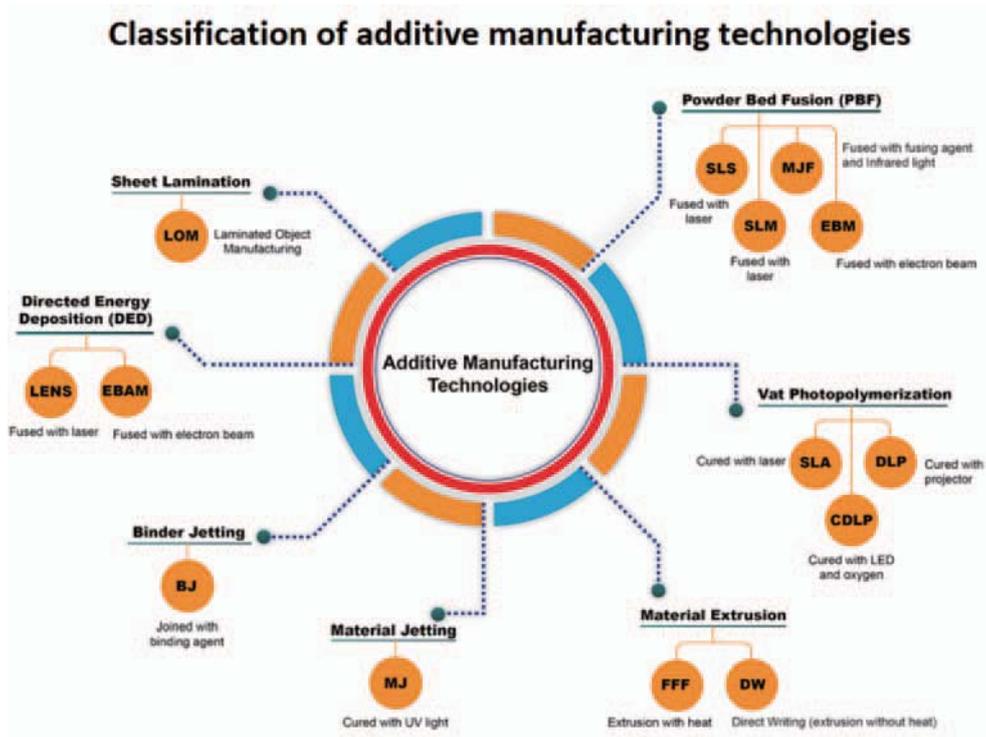
involve the localized melting and deposition of wire or powder materials using laser or electron beam. Advantages of DED methods include larger deposition rates and capability to integrate features to cast or forged parts for repair purposes. Poor surface finish and feature resolution are some of the major limitations associated with DED.

Figure 2 shows the schematic of AM workflow that involves five basic steps: (i) CAD design, (ii) STL file creation, (iii) Slicing, (iv) printing and (v) post-processing. While all AM methods follow this workflow, they essentially differ by means of: (1) materials that can be used and their initial properties, (2) how the layers are created, and (3) how the layers are bonded to each other. However, these differences eventually will affect the accuracy of build part, its properties and performance⁽⁶⁾.

AM enables the creation of complex internal structures to serve two major purposes - (i) structural light weighting through topology optimisation and lattice structures, and (ii) mass and energy transport through internal channels. Compared to structural light weighting, the mass and energy transport through internal channels is critical for achieving the desired performance. For example, the gas turbine blade consists of several serpentine cooling channels and geometric features (as shown in Figure 3) that are essential for its efficient thermal management⁽⁷⁾. The same also applies for other applications like heat exchangers, fluid power components, injection molds, etc. where the functional aspects of the product mainly depend on the internal features. Therefore, the design and optimisation of internal cooling channels in these applications pose rigorous design and manufacturing constraints. For example, the cooling performance of injection molding tool can be improved by more than 80% by designing them as conformal channels (carefully following the part geometry) which also reduces the cooling time/cycle time by 60-70%. Although conformal channels are very useful, their manufacturing pose unique challenges and therefore the designs optimised for cooling efficiency are difficult and even impossible to realize using conventional drilling techniques. In this regard, AM methods are remarkably useful as they allow the creation of organic

原稿受付 2022年1月18日

* 1 Additive Manufacturing Industrialisation Group,
Advanced Remanufacturing and Technology Centre,
Agency for Science Technology and Research (A*STAR),
3 Cleantech Loop, CleanTech Two, Singapore 637143



Metal AM Methods

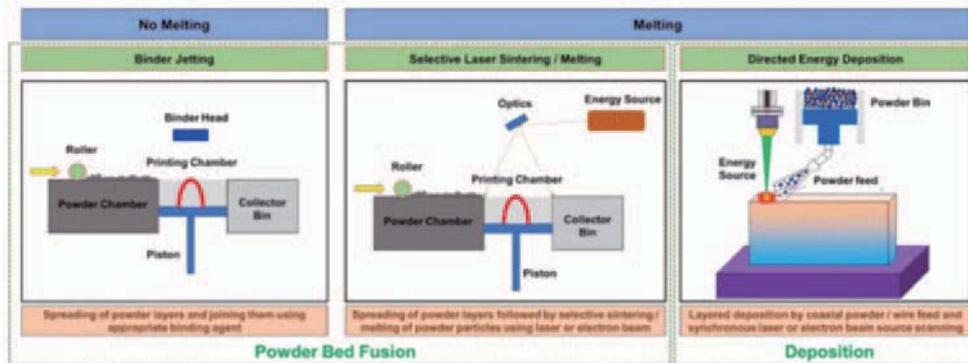


Fig. 1 Classification of additive manufacturing (AM) technologies and schematics showing the family tree and working principles of metal AM methods (Modified from References (4), (5))

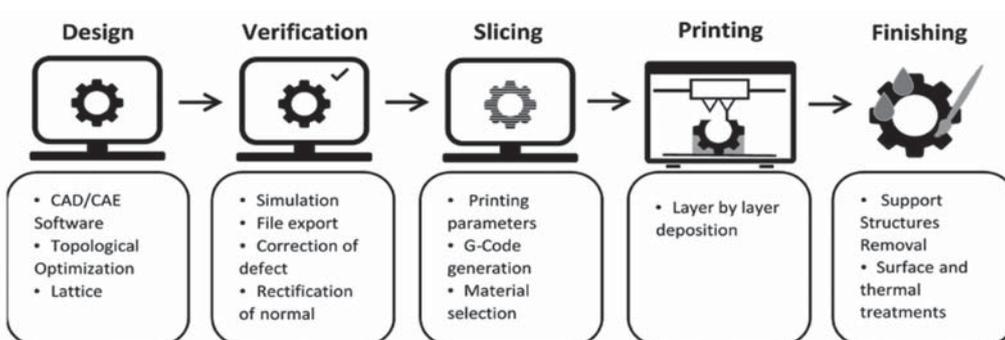


Fig. 2 General Additive Manufacturing Workflow (From (6))

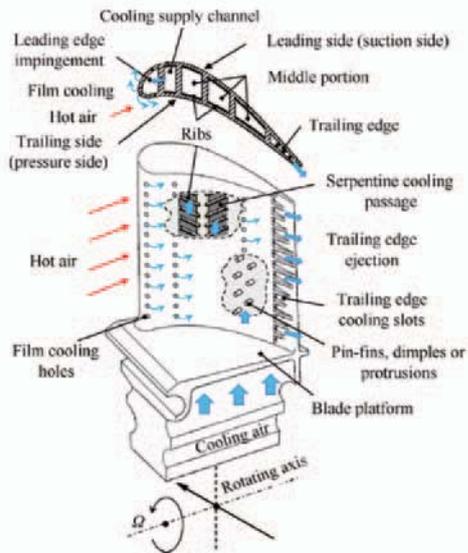


Fig. 3 Schematic showing gas turbine internal cooling (from Reference (7))

shapes and internal structures without significant impact on the manufacturing cost. In particular, the laser-based powder bed fusion methods that involves layer-by-layer addition and selective melting of powder materials are capable of producing high resolution features with good surface finish⁽⁸⁾.⁽⁹⁾ In view of the benefits as stated above, a case study on the design, optimisation, and performance of an injection molding tool with conformal cooling channels fabricated by laser powder bed fusion method is presented in this paper.

2. Additive Manufacturing and Optimisation of Conformal Cooling Channels

Additive manufacturing allows the integration of conformal cooling channels with multiple features of different size range through a range of build orientation. However, the technology readiness level of AM is low compared to conventional methods and the quality of AM built parts depend on multiple design and process parameters. For example, factors like build direction, build orientation, wall thickness, hatch strategies, etc. are known to affect the surface roughness which is a critical parameter for flow performance. Therefore, several studies in the past have explored the effects of process and design parameters on the surface roughness of internal channels⁽¹⁰⁾⁻⁽¹⁵⁾. As build direction and orientation are the most critical factors, several articles have compared the properties of internal channels built using three different build direction (X, Y, Z) and the results showed larger surface roughness on the external surface of channels built at an angle 0-30°. However, it started reducing for angles from 30-90°⁽¹⁶⁾. Snyder et al.⁽¹⁷⁾ reported a larger surface roughness and convection coefficient for 0.5 mm diameter channel built at 45° compared to 0 and 90°. With respect to internal channel surface, while circular channels had similar roughness

for angles between 0-45°, rectangular channels had better surface finish when fabricated at 45°⁽¹⁸⁾,⁽¹⁹⁾. In a related study, the roughness values were found to be similar for upward and downward facing surfaces between 60-90°, although the sample dimensions used in this study were relatively large for turbine heat transfer applications⁽¹⁰⁾. In another study, Mingear et al.⁽²⁰⁾ reported a reduction in the surface roughness when the channel axes were parallel to the build plate.

The published works also highlighted the benefits of AM built microchannels in terms of turbine cooling characteristics (e.g., heat transfer coefficients, pressure loss) and addressed the problems associated with uneven in-hole surface roughness such as poor flow of coolant medium and ineffective film cooling⁽⁹⁾,⁽²¹⁾⁻⁽²⁷⁾. Stimpson et al.⁽²²⁾ studied the cooling effectiveness of AM built high temperature nickel alloy coupons and highlighted the importance of build direction and hole dimension. This study also revealed the inadequacies of commercial AM processes to produce very fine holes with predictable behavior. In a similar study, Vinton et al.⁽²⁷⁾ reported reduced film effectiveness for an array of cylindrical holes due to the poor surface roughness achieved in AM process compared to an array of smooth holes. Similar results were also reported by other researchers⁽²⁸⁾,⁽²⁹⁾. However, they also highlighted the benefits of design freedom that allows the fabrication of difficult to make hole geometries. Schroeder and Thoe⁽³⁰⁾,⁽³¹⁾ attributed the increased turbulence and mixing of the coolant with the mainstream to the increase in velocity of the core flow due to in-hole roughness. These studies have reported a significantly poor film cooling effectiveness for larger relative roughness ($Ra/D \approx 0.018$) compared to smooth holes. Schroeder⁽³²⁾ also found that the use of spiral grooves have altered the flow patterns in microchannels by swirling and secondary flows. In another study, Krawciw et al.⁽³³⁾ evaluated the adiabatic effectiveness of an AM built panel with arrays of cooling holes of various shapes and the results from this study revealed roughness as non-influential on the performance for larger hole diameters. While these studies highlight the importance of in-hole surface roughness, the performance of AM built holes and the influence of AM process parameters are yet to be explored in detail.

A few articles have also quantified the impacts of geometric tolerances and deviation on pressure loss and convective cooling performance of internal channels. Snyder et al.⁽¹⁹⁾ reported that the reasons for geometric deviation for negative features like flow channels are similar to the poor surface finish of AM built parts⁽¹⁹⁾. Kamat and Pei⁽¹¹⁾ proposed an algorithm to predict the deviation of diamond, circular, and ellipsoid shapes built at 0°, with diameters ranging from

4 - 12 mm. In this study, the measured diameter was larger than the design intent for all the shapes. Similar results were also reported by Snyder et al. ⁽¹⁹⁾. In addition, this study also highlighted larger deviation in circular channels built at 0 and 45° compared to 90° which had the smallest geometric tolerances such as concentricity. Stimpson et al. ⁽¹⁸⁾ predicted the Nusselt number in AM produced rectangular shaped internal channels built at 45°. A reasonable agreement between the correlation and experimental results for rectangular channels built at 45° was also showed by Parbat et al. ⁽³⁴⁾, although the correlation was not thoroughly presented for non-rectangular shape channels. In another study, Bunker ⁽³⁵⁾ highlighted the importance of film hole dimensions on the boundary conditions and heat transfer capabilities and manufacturing tolerances on the resulting boundary. All these observations confirm the fact that it is critical for the designers to have a set of standardised design guidelines that are exclusively applied for the additive manufacturing of turbine blades with internal cooling channels. For example, the gravity effects during the printing of circular cooling channels are compensated by designing a teardrop shape.

In general, the optimal design of conformal cooling channels requires the implementation of basic design guidelines for key design factors such as cross-section shape, size, offset distance to cavity surface, pitch between adjacent channels etc. that are applicable for internal channels to meet the requirements on cooling performance, mechanical strength, coolant fluidity etc. ⁽⁸⁾. With respect to conformal channels, the layouts can be classified into: (i) basic spiral and linear, (ii) meshy, (iii) non-circular, (iv) bubbler, (v) modular, (vi) lattice, (vii) dual-materials, and (viii) combination types ⁽⁸⁾. While the basic design layouts like spiral and linear channels provide sufficient cooling capacity for simple part shapes, complex types such as meshy and non-circular cross-sections are used for complex-shaped parts. However, the local complex structures require the combination of multiple channels. Thanks to the design freedom offered by layer-by-layer construction, AM enables the creation of organic shapes and complex internal features without significant impact on the manufacturing cost. While this freedom previously existed in the digital design for animation, features like NURBS or editable polygonal mesh that allows the creation of more organic design are only available in the latest versions of the CAD tools ⁽⁶⁾. Another interesting benefit of layer-by-layer manufacturing is that the possibility to realize geometries from different optimisation schema viz. volume, shape, and topology. Some of the popular optimisation methods applicable for conformal cooling channels include (i) empirical method based on experiments or numerical simulation, (ii) design based on conformal cooling profiles,

(iii) modular design, (iv) algorithm based intelligent design, and (v) topology optimised design for the design of conformal cooling channels.

While a range of continuous and discrete optimisation tools based on SIMP or BESO algorithms (e.g., Altair Inspire Optistrut and other traditional finite element tools like ANSYS, ABAQUS, COMSOL etc.) are available, industries tend to embrace flexible rules taking into account of practical limitations with respect to geometric features, scale limitations, deposition rates, production time, build volume, support structures, part orientation, mechanical properties, and structural anisotropy ^{(6), (36)}. Since most of these factors are related to the execution of design, new design frameworks and guidelines are being developed specifically for AM and the general DfAM guidelines address data format, build envelope, part size, orientation, tolerance, wall thickness, pin sizes, holes, staircase effects, etc. ⁽³⁷⁾. While several research-works in the past highlighted the needs for design rules and guidelines for AM, only very few reports addressed on the design techniques such as feature based functional design (e.g., functional integration, design potential), design for tolerance (e.g., physical restrictions), design based on capabilities (e.g., speed, accuracy, material, repeatability) and attention to wall thickness ⁽³⁸⁾. Therefore, identification of the fundamental design philosophy and the development of specialized design rules for are gaining global attention. In addition, the prior identification of processing issues like deformation, warpage, and stress concentration points is also critical for the implementation of design rules. Although the complete control of AM process requires significant advancements with respect to design and materials properties, simulations help in the early detection of possible issues with remarkable material and time savings. They allow the optimisation of support structures and process parameters and also identify the most suitable printing orientation and location to overcome the bottlenecks in printing process for the broader adaption of AM processes. They also allow the integration with other finite element tools to predict the behavior of printed parts subjected to actual load and boundary conditions, taking into account the process induced stress and deformations. All these technological advancements in AM viz. material availability, AM-specific design and simulation tools, printer hardware, etc. are critical for the successful realization of customized AM products and the intensified production of both critical and non-critical spare parts ⁽³⁹⁾.

3. Case Study: Additive Manufacturing of Conformal Cooling Channel Inserts for Inject Mold Tools

At ARTC, the additive manufacturing industrialisation (AMI) group delivers end-to-end solutions for AM technologies.

The state-of-the-art facilities enable the printing of high value components, the test bedding of manufactured parts, and translation into protect-ready solutions. The list of major equipment includes powder bed and powder blown AM machines of different makes, heat treatment furnaces, and different metrological and materials characterisation tools for qualification. Some of the successful deployment include aerospace parts such as hinges, brackets, automotive manifolds, mold tools with conformal cooling channels, and medical implants, made possible through the group's deep expertise in design, AM process development, and materials qualification. More details can be found on the website, <https://www.a-star.edu.sg/artc/technology-themes>.

In this case study, the print feasibility of conformal cooling channels was evaluated for a plastic injection molding tool. The impacts were assessed in terms of production cycle data and cost. In the first stage, conformal cooling channels were designed based on a mold tool for a specific product. Figure 4 compares the design of conformal cooling insert with the conventional insert. The redesign was carried out based on the results of ANSYS Fluent simulation which identified the hot spots in conventional inserts. In the conformal cooling configuration, the cross-section shape was modified with an aim of overcoming the hot spots and to improve the cooling efficiency. However, the area of cross section was maintained due to flowrate requirements. In addition, the design rules specific for AM were also taken into account when designing

the channel shape to ensure that the cooling channels are self-supporting. The redesign was also verified using MoldFlow plastic injection molding simulation which confirmed a more uniform heat distribution and enhanced cooling effects. The finalized conformal cooling channel design was also reviewed for printability. Support structures were added for overhang regions in the slider and cavity inserts as shown in Figure 4c, while the geometry of core insert did not require any support structures. Necessary offsets were also included for post-processing tolerance.

The fabrication of conformal cooling inserts was then carried out using an EOS M290 machine based on laser powder bed fusion technology. Standard OEM recommended parameters were used. As the core insert consists of straight channels at the bottom and conformal channels only at the critical areas, a hybrid schema as shown in Figure 5 was proposed for manufacturing. While the critical areas alone were fabricated by AM, the rest of the channels were machined. After successful fabrication, the inserts were sent for heat treatment, wire-cutting from the build plate and further post processing. The inserts at the different stages of the fabrication are shown in Figure 6.

After post-processing, the functional performance of conformal cooling insert was evaluated in comparison with conventional inserts by injection molding trials after installation into the mold base. While the first trial conventional inserts had burnt marks due to insufficient

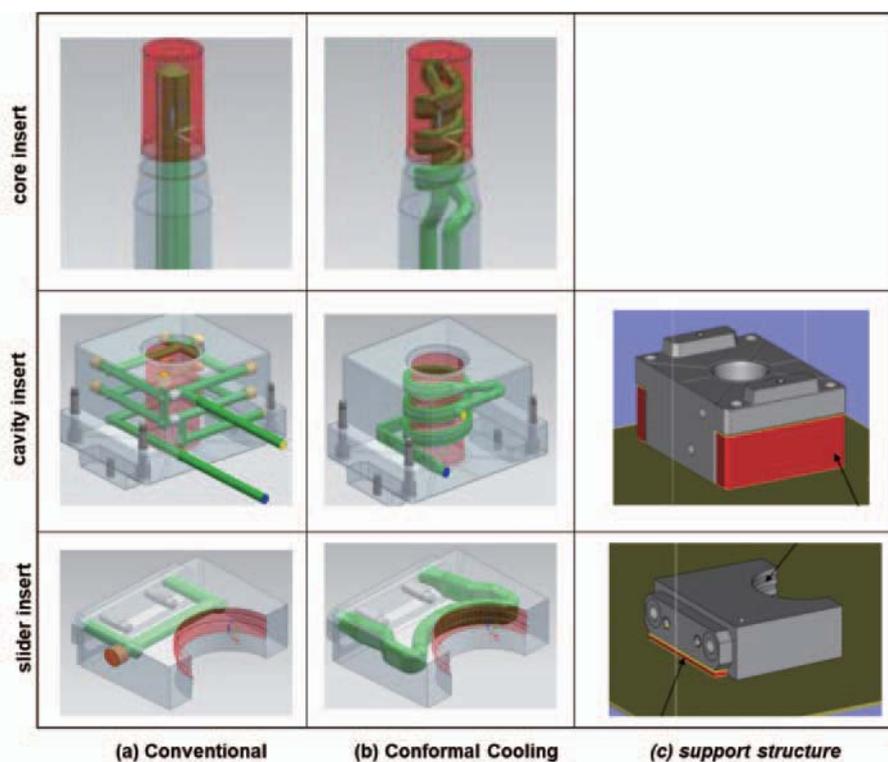


Fig. 4 (a-b) Design of conventional & conformal cooling channels for slider insert, and (c) overview of support structure generation

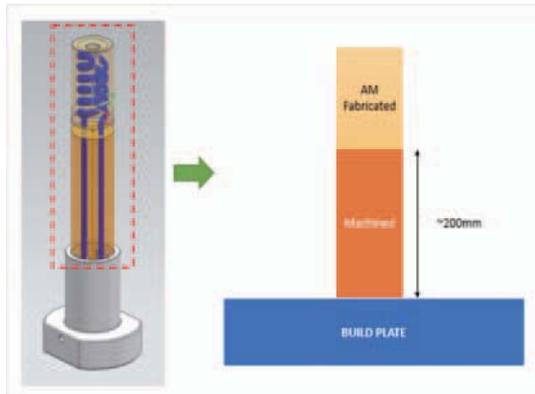


Fig. 5 Hybrid manufacturing schema for the manufacturing of core insert

cooling. This was sorted out in the optimised designs where the air trapped in the screw thread area was reduced through air vents. Further, it was observed that the injection molded products using the conventional inserts were relatively warm at the ends than the rest of the body. However, the injection mold products with conformal cooling inserts had better temperature distribution which reduced the cycle time and improved the cooling efficiency. The reduced cycle time is expected to translate into monetary gains due to increase machine availability with reduced cycle time (Figure 7). With regards to tooling cost, it was found that the conformal cooling inserts that were to be additively manufactured would cost more than conventionally manufactured inserts. While the part produced using conventional insert had a weight of 7.05 g, it was reduced to 7.103 g when using conformal cooling inserts, thus indicating better compactness for products produced using conformal cooling inserts. Similarly, the dimensional measurements also confirmed slightly better

dimensional conformance for the conformal insert compared to conventional insert although the visual examination of products produced using both the inserts did not exhibit any signs of distortion.

4. Summary

Additive manufacturing allows the integration of conformal cooling channels with multiple features of different size range through a range of build orientation. The successful implementation requires careful assessment of design and manufacturing guidelines as the quality of AM built parts depends on multiple design and process parameters. Therefore, the proper selection of design factors, method layout, and fabrication process is crucial to achieve the expected cooling performance using conformal channels.

The design factors include cross-sectional shape and size, surface area, distance to cavity surface, and pitch between two adjacent channels are critical as they affect the cooling rate and time, temperature gradient, mechanical strength of mold, and coolant pressure drop. With respect to design methods, five different classes are employed and the layouts for conformal cooling channels are classified into eight major types. While the basic design layouts like spiral and linear channels provide sufficient cooling capacity for simple part shapes, complex types such as meshy and non-circular cross-sections are used for complex-shaped parts. However, the local complex structures require the combination of multiple channel types.

Although conformal channels reduce the cycle time and geometric deviations, the manufacturing of more complex

	AM process	Heat Treatment	Wire-cutting
Core insert			
Cavity insert			
Slider insert			

Fig. 6 Inserts after different stages of manufacturing (AM fabrication, heat treatment, and wire-cutting)

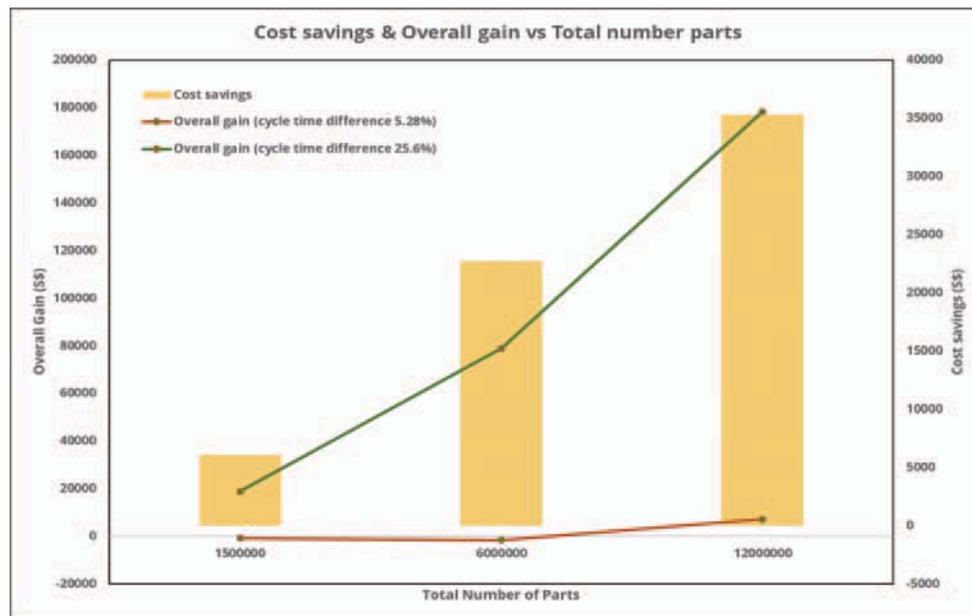


Fig. 7 Projected cost savings for part production using AM conformal inserts

designs pose unique challenges to realize using conventional drilling techniques. In this regard, additive manufacturing allows the integration of conformal cooling channels with multiple features of different size range through a range of build orientation. As the flow and cooling efficiencies of conformal cooling channels depend on the surface finish of internal channels, the role of key process and design parameters on the surface roughness were summarized. The benefits of AM built micro-channels in terms of turbine cooling characteristics were also discussed. Similarly, the impact of AM processes on the geometric tolerance and pressure loss or convective cooling performance were also highlighted. A case study demonstrating the print feasibility of conformal cooling channels was presented for a similar application, plastic injection molding tool in which the impacts were assessed in terms of production cycle data and cost.

5. References

- (1) J. Hart, "An Introduction to Additive Manufacturing - The AM industry today," pp. 1-20, 2014.
- (2) Standard ISO/ASTM 52900: Additive Manufacturing-General principles-terminology," 2012.
- (3) W. E. Frazier, "Metal additive manufacturing: A review," *Journal of Materials Engineering and Performance*, vol. 23, no. 6, pp. 1917-1928, 2014.
- (4) Rafiee et al., "Multi-Material 3D and 4D Printing: A Survey," *Adv. Sci.*, vol. 7, no. 12, p. 1902307, 2020.
- (5) S. Seetharaman and M. Gupta, "Additive Manufacturing of Metal Matrix Composites," In: D. Brabazon, *Encyclopaedia of Metal Matrix Composites*, pp. 209-229, 2021.
- (6) D. M. Nieto and D. M. Sánchez, "Design for Additive Manufacturing: Tool Review and a Case Study," *Appl. Sci.*, vol. 11, no. 4, p. 1571, 2021.
- (7) K. YERANEE and Y. RAO, "A review of recent studies on rotating internal cooling for gas turbine blades," *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 34, no. 7, pp. 85-113, 2021.
- (8) S. Feng et al., "Design and fabrication of conformal cooling channels in molds: Review and progress updates," *Int. J. Heat Mass Transf.*, vol. 171, p. 121082, 2021.
- (9) Dubebout et al., "Gas turbine engine combustors with effusion and impingement cooling and methods for manufacturing the same using additive manufacturing techniques." *Google Patents*, Aug. 09, 2016.
- (10) Pakkanen et al., "Study of internal channel surface roughnesses manufactured by selective laser melting in aluminum and titanium alloys," *Metall. Mater. Trans. A*, vol. 47, no. 8, pp. 3837-3844, 2016.
- (11) M. Kamat and Y. Pei, "An analytical method to predict and compensate for residual stress-induced deformation in overhanging regions of internal channels fabricated using powder bed fusion," *Addit. Manuf.*, vol. 29, p. 100796, 2019.
- (12) Zhang et al., "Additive manufacturing of products with functional fluid channels: A review," *Addit. Manuf.*, vol. 36, p. 101490, 2020.
- (13) Pietropaoli et al., "Design for additive manufacturing: Internal channel optimization," *J. Eng. Gas Turbines Power*, vol. 139, no. 10, 2017.
- (14) C. Tan et al., "Design and additive manufacturing of novel conformal cooling molds," *Mater. Des.*, vol. 196, p. 109147, 2020.
- (15) J. C. Snyder and K. A. Thole, "Tailoring Surface Roughness Using Additive Manufacturing to Improve Internal Cooling," *J. Turbomach.*, vol. 142, no. 7, p. 71004, 2020.
- (16) L. Ventola et al., "Rough surfaces with enhanced heat transfer for electronics cooling by direct metal laser sintering," *Int. J.*

- Heat Mass Transf., vol. 75, pp. 58-74, 2014.
- (17) Snyder et al., "Build direction effects on additively manufactured channels," *J. Turbomach.*, vol. 138, no. 5, p. 51006, 2016.
- (18) Stimpson et al. "Scaling roughness effects on pressure loss and heat transfer of additively manufactured channels," *J. Turbomach.*, vol. 139, no. 2, 2017.
- (19) Snyder et al., "Build direction effects on microchannel tolerance and surface roughness," *J. Mech. Des.*, vol. 137, no. 11, 2015.
- (20) Mingear et al., "Effect of process parameters and electropolishing on the surface roughness of interior channels in additively manufactured nickel-titanium shape memory alloy actuators," *Addit. Manuf.*, vol. 27, pp. 565-575, 2019.
- (21) Stimpson et al., "Roughness effects on flow and heat transfer for additively manufactured channels," *J. Turbomach.*, vol. 138, no. 5, p. 51008, 2016.
- (22) Stimpson et al., "Effectiveness measurements of additively manufactured film cooling holes," *J. Turbomach.*, vol. 140, no. 1, p. 11009, 2018.
- (23) R. B. Hanson, "Combustor component with cooling holes formed by additive manufacturing." Google Patents, Aug. 07, 2014.
- (24) Schurb et al., "Additive Manufacturing of Hot Gas Path Parts and Engine Validation in a Heavy Duty GT," in *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, 2016, vol. 49828.
- (25) J. Xu, "Gas Turbine Engine Shaped Film Cooling Hole," United Technol. Corp. Farmington, CT, US Pat. No. 20160003056 A, vol. 1, 2014.
- (26) Johnson et al. "Effusion plate using additive manufacturing methods." Google Patents, Apr. 12, 2016.
- (27) Vinton et al., "Full Coverage Film Cooling Performance for Combustor Cooling Manufactured Using DMLS," in *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, 2016, vol. 49798.
- (28) Jackowski et al., "Effusion cooled combustor liner tiles with modern cooling concepts: a comparative experimental study," in *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, 2016, vol. 49798.
- (29) B. Kirolos and T. Povey, "Laboratory Infra-Red Thermal Assessment of Laser-Sintered High-Pressure Nozzle Guide Vanes to De-Risk Engine Design Programmes," in *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, 2016, vol. 49781.
- (30) R. P. Schroeder and K. A. Thole, "Effect of In-Hole Roughness on Film Cooling From a Shaped Hole," *J. Turbomach.*, vol. 139, no. 3, p. 31004, 2017.
- (31) R. P. Schroeder and K. A. Thole, "Adiabatic Effectiveness Measurements for a Baseline Shaped Film Cooling Hole," *ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition*. Jun. 16, 2014.
- (32) R. P. Schroeder, "Influence of in-hole roughness and high freestream turbulence on film cooling from a shaped hole," 2015.
- (33) Krawciw et al., "Measurement and prediction of adiabatic film effectiveness of combustor representative effusion arrays," in *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, 2015, vol. 56727.
- (34) Parbat et al., "Experimental and Numerical Analysis of Additively Manufactured Coupons With Parallel Channels and Inline Wall Jets," *J. Turbomach.*, vol. 141, no. 6, p. 61004, 2019.
- (35) R. S. Bunker, "The Effects of Manufacturing Tolerances on Gas Turbine Cooling," *J. Turbomach.*, vol. 131, no. 4, 2009.
- (36) Guessasma et al., "Challenges of additive manufacturing technologies from an optimisation perspective," *Int. J. Simul. Multidiscip. Des. Optim.*, vol. 6, p. A9, 2015.
- (37) J. Plocher and A. Panesar, "Review on design and structural optimisation in additive manufacturing: Towards next-generation lightweight structures," *Mater. Des.*, vol. 183, p. 108164, 2019.
- (38) Mani et al., "Design rules for additive manufacturing: A categorization," in *International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference*, vol. 58110, 2017.
- (39) Jiang et al., "Predicting the future of additive manufacturing: A Delphi study on economic and societal implications of 3D printing for 2030," *Technol. Forecast. Soc. Change*, vol. 117, pp. 84-97, 2017.

特集：ガスタービン・航空宇宙分野におけるAdditive Manufacturing適用の最前線

異方性カスタム設計コンセプトに基づく金属付加製造 (AM) 研究 Metal Additive Manufacturing (AM) based on Anisotropic Custom-Design Concept



小泉 雄一郎*¹
KOIZUMI Yuichiro



奥川 将行*¹
OKUGAWA Masayuki



石本 卓也*^{1,2}
ISHIMOTO Takuya



趙 研*¹
CHO Ken



安田 弘行*¹
YASUDA Hiroyuki



中野 貴由*¹
NAKANO Takayoshi

キーワード：異方性, 付加製造, 高温構造材料, 生体材料, レーザ, 電子ビーム, 凝固, 結晶成長, 計算機シミュレーション, データ科学, 先端計測, 急速加熱, 急速冷却, 偏析, 超温度場, 絶対安定性

Key Words: anisotropy, additive manufacturing, high-temperature structural materials, biomaterials, solidification, crystal growth, laser, electron beam, computer simulation, data science, advanced analysis, rapid heating, rapid cooling, segregation, superthermal field, absolute stability

1. 緒言

大阪大学大学院工学研究科附属異方性カスタム設計・AM研究・開発センター（以下、阪大金属AMセンター）は、中野貴由センター長、安田弘行副センター長をはじめとするマテリアル生産科学専攻の教員を中心に、付加製造（Additive Manufacturing: AM）の活用、特に材料の結晶配向に注目した材料特性の三次元異方性制御や新材料創製を柱に、学術の発展、人材育成、社会貢献に資する研究・教育活動を行っている。その中には、ガスタービン・航空宇宙分野に密接に関わるものが多い。本センターは、内閣府第一期戦略的イノベーションプログラム（SIP）革新的設計生産技術分野に採択された「異方性カスタマイズ設計・付加製造拠点の構築と地域実証」プロジェクトにて2014年に設置された⁽¹⁾⁻⁽⁶⁾。現在は、第二期SIP「統合型材料開発システムによるマテリアル革命」に、3つのチームとして多角的に参画し、Ni基超合金製ガスタービン用部材のAMや、TiAl基合金製ジェットエンジン用タービン翼の製造へのAM、中でも粉末床溶融結合（Powder Bed Fusion: PBF）の適用に関する研究を推進している。特に、PBFが有するデジタル形状制御機能の活用に限らず、これまで積み上げてきた材質制御手法を駆使した研究を、実験と計算を融合

して展開している。すなわち、AM技術が得意とする自由成形能を活用した複雑形状部材の成形とPBF特有の原子配列形成を駆使した異方性科学に基づく材質制御を組み合わせて（Fig. 1）、新規医療デバイスや輸送機器用部材の製造から、原子配列の制御による力学的異方性制御による新材料創成までの多岐に渡る研究を展開している。これらの研究は加速的に発展している。2021年9月から、科学技術振興機構（JST）戦略的創造研究推進事業（CREST）の革新的力学機能材料の創出に向けたナノスケール動的挙動と力学特性機構の解明（ナノ力学）⁽⁷⁾に採択された課題「カスタム力学機能制御学の構築～階層化異方性骨組織に学ぶ～」(研究代表者：中野貴由)の研究を開始した。PBF法で形成される種々の界面からなる構造を、究極の天然複合材料である骨の階層的異方性構造に倣い階層的に制御することで、異方的力学特性をカスタム化する研究を展開している。さらに2021年10月から、日本学術振興会 科学研究費 学術変革領域研究（A）⁽⁸⁾に採択された研究領域「超温度場材料創成学：巨大ポテンシャル勾配による原子配列制御が拓くネオ3Dプリント」(領域代表：小泉雄一郎)⁽⁹⁾が発足した。本領域では、PBF式金属AMで見出された電子ビームやレーザーによる局所加熱で発生する大きな温度勾配、超温度場での溶融・凝固における特異な結晶成長を、高度なその場観察実験やモニタリングならびに先端的分析、計算機シミュレーションで解明するとともに、プロセス-構造-特性の相関データをAIにより解析し、プロセスを最適化し、高品質単結晶から微細結晶粒までを造り分けて新規材料創成する「超温度場材料創成学」の構築を目指し

原稿受付 2022年2月14日

*1 大阪大学大学院工学研究科・マテリアル生産科学専攻/附属異方性カスタム設計・AM研究開発センター
〒565-0871 吹田市山田丘2-1

*2 富山大学学術研究部都市デザイン学系先進アルミニウム国際研究センター
〒930-8555 富山市五福3190

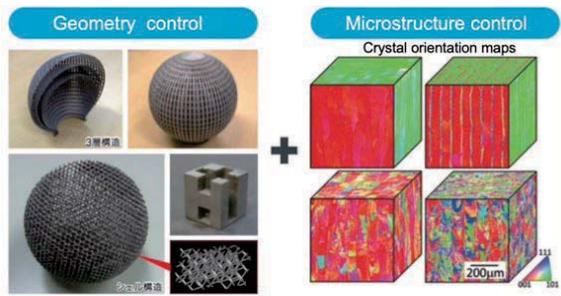


Fig. 1 Control of geometry and materials property by PBF

て研究を推進している。

本稿では、本センターの研究コンセプトである異方性カスタム設計の概念と、それに基づく研究活動として、これまでの研究プロジェクトの主な成果と現在進行中の研究のプロジェクトの概要も交えて、本センター独自のコンセプトによる金属AMの研究を紹介させていただく。

2. 異方性カスタム設計AM研究のコンセプト

自然界の創製物の多くは、ナノ～マクロレベルに至るまでの各スケールでの異方性構造を示し、それにより力学機能を発揮する。骨組織はその代表例である (Fig. 2)。中野はこれまでに、異方性の制御が、材料に力学機能を発現するために有用であることを実証してきた^(1,2)。工業部材は一般に、様々な方向に万遍なく機能を発揮するように、すなわち「等方性」を前提に設計・生産・製造されてきたのに対し、生物が進化の過程で環境に適応するように獲得してきた構造のほとんどはマイクロからマクロに至るまで異方性を有し、特定の方位に特化して優れ

た機能を発揮することで、等方的構造では実現不可能な機能を獲得している。工業部材においても、結晶異方性や組織異方性を巧みに利用することで、材料に最大限の機能発揮をさせることが可能である。

AM技術は、単純形状から複雑形状まで三次元形状を自由に制御できることを最大の特徴の一つとしている。その特徴を活かしてミリメートルオーダーの異方的構造を制御することが可能であり、トポロジー最適化などの形状最適化で設計した形状の部材を製造し、特定の方向への強度を最大化させることが可能である。しかしAM技術の可能性はそれだけには留まらない。レーザなどの熱源の走査により特定部位の粉末粒子を選択的に熔融凝固させて材料を結合して造形するPBFでは、凝固時の固液界面での温度勾配、凝固速度に依存して、優先方位を持つセルやデンドライト成長での凝固が生じる。さらに凝固後にもビームの往復及び積層の繰り返しにともなう昇温冷却の繰り返しによる熱履歴により微細組織が複雑に変化する。つまり、金属原料を直接熔融するPBFは、形状パラメーターを制御するだけではなく、材料組織や原子配列などの材質パラメーターをも制御可能な手段であるといえる。阪大金属AMセンターでは、こうしたPBFの特徴を積極的に利用して、形状と同時に材質を制御するAM技術として材料科学に基づいて開発し、材料の機能を最大限発揮させる部材を産み出すための学術的基盤構築に関する研究に注力している。その一例として、レーザビームを熱源としたPBF (PBF-LB) で造形したβ-Ti合金やステンレス鋼において、レーザ走査方法 (スキャンストラテジー) の最適化により、積層方向

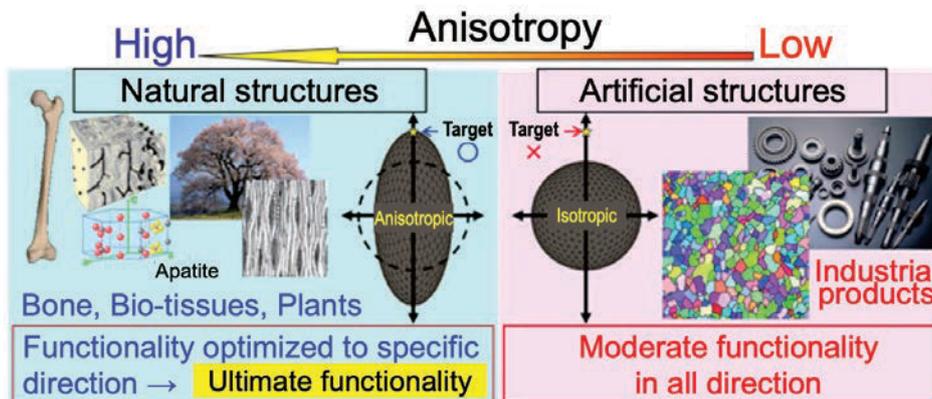


Fig. 2 Concept of high-performance functionalization of materials by anisotropic design of microstructure [after T. Nakano^{(1),(2)}]

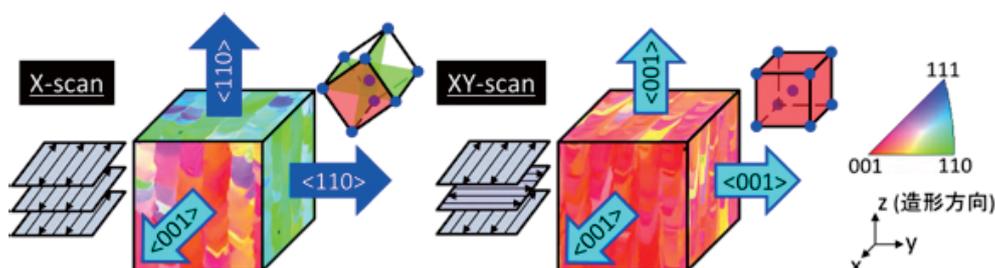


Fig. 3 Control of crystallographic orientation by laser beam scanning strategy

に<100>方位が強く配向した低ヤング率を示す単結晶様組織の製造に成功している (Fig. 3)。一方、セル格子多孔体の設計により、強度とヤング率を系統的に制御することにも成功している¹⁰⁾。

3. 研究プロジェクト

3.1 第1期SIP 革新的設計生産技術

2014年の設立時から2019年3月まで実施したSIP革新的設計生産技術の「三次元異方性カスタマイズ化設計・付加製造拠点の構築と地域実証」プロジェクトでは、デライトなものづくりを実現する技術や仕組みを開発して、わが国の産業を活性化し、競争力のある高付加価値製品や新市場を創出することを目標とした。阪大金属AMセンターを中心に、パナソニック、川崎重工業、帝人ナカシマメディカルなどの各分野を牽引する企業や大学の全9機関で開始し、最終年度には40を超える機関が参画した。同プロジェクトでは、難加工性材料、家電、生体・医療福祉関連の製造業が抱えている課題を打破することを目的に、デライト設計のリードタイムと製造リードタイムの同時短縮の実現、顧客起点での設計・生産製造の一气通貫モデルの構築・実証を行った。これらが日本の大学としては最高水準のハード・ソフトを備える阪大金属AMセンターの設立・運営の礎となった⁴⁾。3Dプリンタを使ったデジタルものづくりの研究として、3Dプリンタでなければ製造できない形状の制御と、結晶方位制御を重畳して、例えば骨代替材料となるTi合金の結晶方向を<100>方向に配向して骨との力学的な親和性を向上させること、具体的にはヤング率を骨のヤング率に近づけた材料の製造や、逆に剛性の高い方向の結晶を得ることに成功した。その成果を元に、それらを組み合わせることで自在に制御する、形状と材質の同時制御が主な研究対

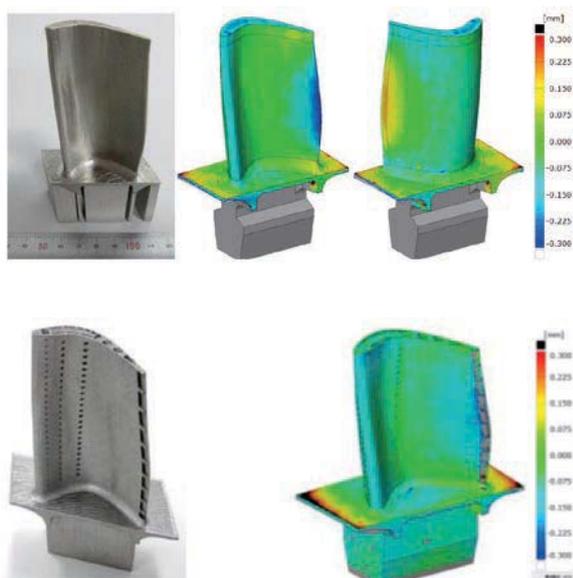


Fig. 4 Ni-based superalloy turbine blades fabricated by selective laser melting (PBF-LB). (source: final report for the SIP Innovative Design/Manufacturing Technologies¹¹⁾)

象となった。さらに本プロジェクトでは、PBF-LBにてγ析出強化型Ni基超合金製タービン翼模擬形状を試作し (Fig. 4)、中実・中空形状ともに±0.3 mmの精度で製造可能なことを実証し¹¹⁾、Ni基合金でも異方性制御が可能であることを示した¹²⁾。

3.2 第1期SIP 革新的構造材料 (センター合流前)

左記の第1期SIP革新的設計生産プロジェクトとは別に、現在AMセンター副センター長である安田弘行らの研究グループは、2014年～2019年にAMセンターでの研究活動とは別に、SIP革新的構造材料「方向制御層状TiAlタービン翼の製造技術開発」(研究代表者：安田弘行)にて、金属技研(株)、物質材料研究機構(NIMS)との共同研究として、PBF-EBによるTiAl基合金製タービンブレードの試作に成功していた (Fig. 5)。本研究は、当時はAMセンターの研究活動とは別であったが、2018年に開始し現在実施中の第2期SIP「統合型材料開発システムによるマテリアル革命」の1チームとして、AMセンターにて研究を実施することに繋がっている。

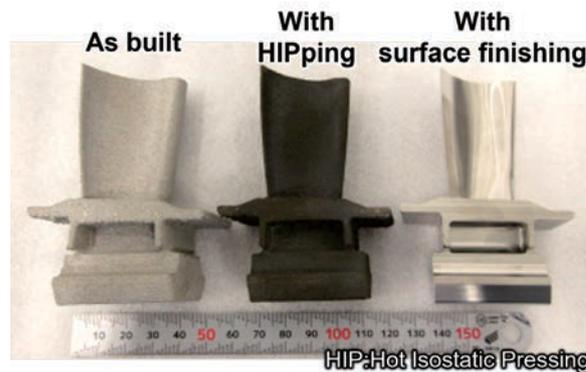


Fig. 5 TiAl-based turbine blades fabricated by electron beam melting (PBF-EB)

3.3 第2期SIP 統合型材料開発システムによるマテリアル革命

第2期SIP 統合型材料開発システムによるマテリアル革命は、マテリアルズインテグレーション (MI) 技術で、要求性能から材料・プロセスをデザインする逆問題MIに対応した統合型材料開発システムの開発を目的として、材料科学・工学と情報工学を融合した逆問題MIによる材料開発の期間と費用を大幅に低減するマテリアル革命に取り組んでいる。産学官44機関からなる13のチームが3つの領域、A領域「先端的構造材料・プロセスに対応した逆問題MI基盤の構築」、B領域「逆問題MIの実構造材料への適用 (CFRP)」, C領域「逆問題MIの実構造材料への適用 (粉末・3D積層)」を構成している。阪大金属AMセンターは、13のうちの3チーム、すなわちA2「プロセスデザイン」、C1「Ni基合金の3D積層造形プロセスの開発」、C4「高性能TiAl基合金動翼の粉末造形プロセス開発と基盤技術構築」に所属する。

中でも、C1チーム (代表機関：川崎重工) は、中野

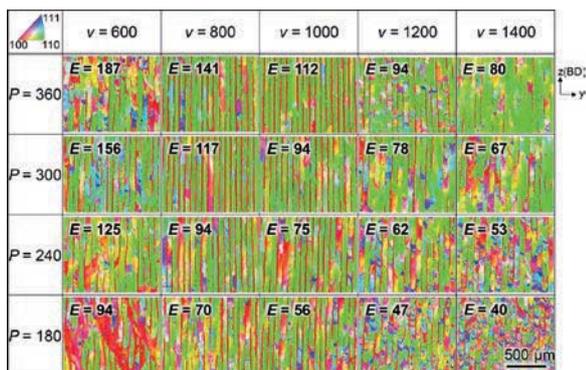


Fig. 6 Orientation maps of IN718 Ni-based superalloy fabricated by SLM (PBF-LB) under various conditions. [after Gokcekaya O. et al.¹²⁾

が領域長を務めているC領域の筆頭チームであり、Ni合金のPBFプロセスの最適化と新合金開発を課題としている。ガスタービン燃焼バーナーへの適用がはじまり用途拡大が期待されるPBFの高機能部材製造への適用においては、多数の造形パラメータの最適化とプロセスに適した新合金の開発を必要とする。3D積層造形プロセスMIにより設計される新規Ni基合金のフィジカル空間での製造実証を通じた燃焼バーナーの高耐久化を目的とする。

C4チーム(代表機関:東工大)では、需要が急増しているTiAl製低圧タービン動翼を設計自由度が高い粉末プロセスにより開発している。材料工学と情報工学の融合により、その開発に資するMI基盤の構築(順問題)と検証(逆問題)を産学連携にて実施している。大学が設計し企業が製造する無二の「カスタマイズ粉末」を、金属粉末射出成形法(MIM)とAMの両方に適用し、逆問題MI基盤の適用と検証により得られる知見を将来の産業力強化に活かす。

A2チーム(代表機関:NIMS)では、材料の組成およびプロセスからの性能予測に必要なモジュールを開発し、それらをつなぎ合わせたワークフローを構築するとともに、要求性能からの材料の組成やプロセスの最適化を可能とする逆問題解析技術構築の一翼を担う。具体的にはNi基合金を対象として、プロセス最適化のワークフローに組み込まれる組織予測モジュールの要素となる計算機シミュレーション手法を開発している。

このように、阪大金属AMセンターは、MI基盤により開発される3D造形プロセス向けMIと連携し、サイバー空間にて最適化されたプロセス条件をフィジカル空間にて検証し、新規Ni基合金の開発も含めて実証を行い、MI基盤の構築のための基礎データベースの構築とPBFプロセスの最適化、さらには耐熱性新合金の開発にまで深く関わっている。

3.3 JST-CRESTナノ力学「カスタム力学機能制御学の構築～階層化異方性骨組織に学ぶ～」

本研究は、異方性カスタム設計のコンセプトに基づ

き、力学機能をナノ～マクロまで人為的にカスタム化するための基礎指針となる「カスタム力学機能制御学」ともいべきサイエンスを構築し、旧来の機器設計手法に革新を引き起こすものである。この背景には、一部のBCC・FCC立方晶系合金において、PBFによる局所溶解/凝固が、異方的に優れた強度・延性バランスを発揮することの発見¹²⁾がある。FCC構造を有するNi基超合金IN718を、PBF-LBにて独自に設計したプロセス条件で製造し、広範囲な条件において特徴的な層状構造を実現し(Fig. 6)、引張方位に依存した顕著な強度異方性を発現させ、結果として、10%を超える破断伸びを維持しつつ最大応力1,300 MPaに迫る高強度化を実現することを見出した。これは、時効熱処理材のASTM規格を上回る値であり、強化相析出のための時効熱処理をすることなく達成されたことに重要な意味がある。この力学機能の発現は、人為的に多階層で導入可能な3DP特異界面に由来することが期待されるが、そのメカニズムは未解明である。加えて、β型Ti基BCC合金ならびにNi基FCC合金において、スキャンストラテジーの最適化により、ミリメートルオーダーのマクロレベルでの結晶方位、さらには弾性率の任意制御の可能性を世界に先駆けて見出している⁽¹³⁻¹⁵⁾。一方、異方性カスタム設計のコンセプトに記すように、自然界の創製物の多くは、原子・分子といったナノ～マクロレベルに至るまで階層化異方性構造を示し、最適な力学機能を発揮する。骨組織はその代表例であり、適材適所で力学機能を発現するための階層化異方性構造を有する。代表者:中野は、こうした骨組織のナノ構造に注目し、骨組織そのもののコラーゲン線維/アパタイト結晶の異方性配向化構造と構造形成機構の解明¹⁶⁾を推進してきた。これらの研究により燃焼器内や生体内といった極限環境下で使用する材料の高機能化のためには、必要な方向に集約した異方的力学機能化を発現させることが重要であるものと確信し、「異方性材料学」ともいべき概念を提唱してきた。

こうした背景のもと本研究では、階層化異方性骨組織に学びつつ、3DP特異界面によるナノ～メソ～マクロにわたる力学機能発現機構の解明とそれに基づく力学機能のカスタム制御を目的としている。

医療用β型Ti基BCC合金を初期モデル材料とし、航空機エンジン部品用Ni基FCC合金へと展開する。結晶構造の違いによる、強化機構の差異にも注目しつつ、自在なカスタム力学機能デザイン・制御の概念を世界に先駆けて提唱する。最終的には、医療機器メーカーとともにβ型Ti基骨代替インプラントとして実証するとともに、重工業企業とNi基静止翼部品としての検討を進める。研究方針としては、転位を中心とした変形媒体の動的挙動を、ナノ～マクロの3DP特異界面での実験と計算にて相補的に理解し、力学機構解明とカスタム力学機能制御を行う。分野を超えた3グループが有機的に連携し、以下の3つの目標:(1)3DP特異界面でのナノ構造評価・

力学機構の解明, (2)異方性カスタム力学機能化のための3 DP特異界面設計, (3)カスタムデザインによる革新的力学機能材料の創出, の達成を目指す。

将来的には, (1)材料種に依らない一般化された, 「カスタム力学機能制御学」ともいべき学理の構築と, (2)設計の要素として形状に加えて局所的材料物性までをも入力する革新的力学機能化設計への抜本的変革につながることを視野に入れている。

3.4 学術変革領域研究 (A) 超温度場材料創成学: 巨大ポテンシャル勾配による原子配列制御が拓くネオ3Dプリント (略称: 超温度場3DP)

本領域は, PBFプロセスの研究で見出された電子ビームやレーザーによる局所加熱で発生する超温度場での溶解・凝固 (Fig. 7) における「超高速エピタキシャル成長」などの特異な結晶成長のメカニズムを, 絶対安定性の存在などに注目して, 高速度光学温度場解析, 放射光X線透過イメージング, 透過電子顕微鏡内レーザー照射実験などの高度なその場観察実験と, それらと高精度に整合させた, 熱流体力学計算, フェーズフィールド計算, 分子動力学計算による数値シミュレーションで解明する。さらにそれらが生むプロセス-組織-構造の相関のビッグデータをデータ科学により解析し, 3DPによる高品質単結晶化などを通じた新規材料創成に資する超温度場材料創成学を構築することを目的としている。

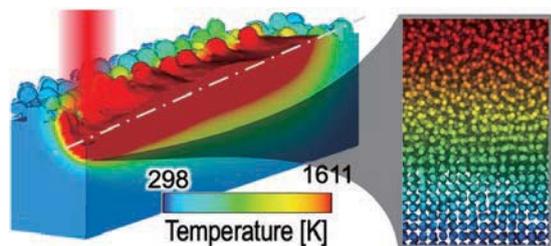


Fig. 7 Schematic illustration of crystal growth under superthermal field. (source: Web page of the project area, Creation of Materials by Superthermal Field⁽⁹⁾)

本領域では下記の研究項目A01～A03を推進する計画研究の有機的連携により, 超温度場に関わる未知現象を解明し, 超温度場での原子配列形成を軸に, 未踏領域での結晶成長の学術を展開するとともに, 新材料創成に資する学術的基盤となる超温度場材料創成学を構築し, 基礎, 応用の両面での, 発展と飛躍的な展開を目指す。

研究項目A01『超温度場材料創成学デジタル研究基盤構築』

計画研究A01-a 超温度場デジタルツイン科学 (研究代表者:小泉雄一郎) では, PBFのプロセスのモニタリングおよびそれと整合させた計算機シミュレーションを実施し, 実測困難な超温度場の動的変化を評価する⁽¹⁰⁾。

計画研究A01-b 超温度場材料インフォマティクス (研究代表者:足立吉隆 [名大]) では, データ科学を用いて, プロセス-温度場, 温度場-結晶組織, 結晶組織-材料特性の各関係における法則を見出すとともにシミュレ-

ーションで用いるパラメーターを導出する。

研究項目A02『超温度場下の結晶成長のその場・精密分析』

計画研究A02-a 超温度場結晶成長マイクロダイナミクス (研究代表者:森下浩平 [九大]) では, 超温度場による3 DP用金属材料の急速溶解, 急速凝固・結晶成長挙動の放射光X線イメージングによるその場観察を行う。

計画研究A02-b 超温度場格子欠陥アナリシス (研究代表者:佐藤和久 [阪大]) では, 電子顕微鏡法, 中性子回折法, 陽電子消滅法などの先端分析手法を駆使した組織, 組成, 応力場, ひずみ場, 格子欠陥濃度分布を評価し, 3 DP材料組織学ともいべき学術を構築する。

研究項目A03『超温度場を活用した超越的材料創成』

計画研究A03-a超温度場スーパーチタン創成科学 (研究代表者:戸田佳明 [NIMS]) では, 超温度場を用いたTi合金の単結晶化や微細組織の適材適所の制御により, 軽量かつ耐熱性に優れたスーパーチタンを創出する。

計画研究A03-b 超温度場バイオマテリアル創成科学 (研究代表者:石本卓也 [富山大]) では, 超温度場による生体用金属材料の単結晶化や結晶方位制御による力学的生体親和性の制御, 超温度場を用いた表面創成による金属インプラントデバイスの高性能化を行う。

計画研究A03-c 超温度場セラミックス材料創成科学 (研究代表者:木村禎一 [JFCC]) では, セラミックスにおける超温度場の生成と, 結晶の融液成長, 気相成長, 固体微粒子堆積などへの適用による革新的プロセスの構築, 界面の直接観察による結晶成長機構解明による新材料創製のための学術的基盤の創出を行う。

これらの計画研究が有機的に連携し, 電子ビームやレーザーなどの量子ビームと物質・材料との相互作用による超温度場の発生と超温度場での原子配列すなわち結晶成長における法則を導き出し, それに基づき新材料を創成する超温度場材料創成学を構築し, 高機能材料創成の新たな指針を示すことを目指す。

4. おわりに

以上示してきたように, 世界のAM研究が形状設計自由度の活用, 大型化, 高精度化, 従来のものづくりの代替を目指す研究などに留まっているのに対し, 本センターは, 異方性カスタム設計のコンセプトに基づく材料の設計とプロセス最適化の研究を, 金属AMにおける局所な加熱による急速昇温/冷却で生成する特殊環境での結晶成長を駆使した結晶配向すなわち原子配列の制御という視点で, 材料科学の発展に貢献している。さらに, 金属AMによる原子配列制御による力学機能制御研究の先駆的研究を展開している。将来に渡りこのような研究成果の社会実装を進めるべく, AM活用の企業支援, 啓蒙活動, 教育活動を推進している。

謝辞

本稿で紹介した取り組みは、内閣府 第一期SIP (戦略的イノベーション創造プログラム) 革新的設計生産技術 (PD: 佐々木直哉) (管理法人: NEDO), 第一期SIP 革新的構造材料 (PD: 岸輝雄) (管理法人: JST) 第二期SIP / 統合型材料開発システムによるマテリアル革命 (PD: 三島良直) (管理法人: JST), JST-CREST 革新的力学機能材料の創出に向けたナノスケール動的挙動と力学特性機構の解明 (ナノ力学) (研究総括: 伊藤耕三), 科研費 学術変革領域研究 (A) などをはじめとする研究費支援によるものです。ここに謝意を表します。

参考文献

- (1) 田中敏宏, 中野貴由, 中本将嗣, 井手拓哉, 異方性カスタム設計・AM研究開発センターについて, までりあ, Vol. 54 (2015) pp. 498-499.
- (2) 中野貴由, 石本卓也, 萩原幸司, 井手拓哉, 中本将嗣, 蘇亜拉図, 孫世海, 荒木秀樹, 玉岡秀房, 異方性カスタム材質・形状制御について, までりあ, Vol. 54 (2015) pp. 502-504.
- (3) 小泉雄一郎, 中野貴由, 異方性カスタム設計・金属AM (3Dプリンタ) 研究開発センターでの研究・教育, スマートプロセス学会誌, Vol. 10 (2021) pp. 192-201.
- (4) 中野貴由, SIP 第1期・SIP 第2期・経産省地域新成長産業創出促進事業: レーザ金属Additive Manufacturingによる材料組織ならびに原子配列制御*, 溶接学会誌, Vol. 89 (2020) pp. 27-37.
- (5) 掛下知行, 田中敏宏, 中野貴由, 三次元異方性カスタマイズ化設計・付加製造拠点の構築と地域実証プロジェクトの背景と趣旨, までりあ, Vol. 54 (2015) pp. 496-497.
- (6) 大阪大学異方性カスタム設計AM研究開発センター, 大阪大学異方性カスタム設計AM研究開発センター Webページ, <http://www.mat.eng.osaka-u.ac.jp/sipk/am/>.
- (7) 科学技術振興機構Webページ, 革新的力学機能材料の創出に向けたナノスケール動的挙動と力学特性機構の解明, https://www.jst.go.jp/kisoken/crest/research_area/ongoing/bunya2019-2.html.
- (8) 日本学術振興会 学術変革領域研究 Webページ, https://www.jsps.go.jp/j-grantsinaid/39_transformative/index.html.
- (9) 学術変革領域研究 (A) 超温度場材料創成学 Webページ, <http://www.mat.eng.osaka-u.ac.jp/super3dp/>.
- (10) Ikeo, N., Fukuda, H., Matsugaki, A., Inoue, T., Serizawa, A., Matsuzaka, T., Ishimoto, T., Ozasa, R., Gokcekaya, O., Nakano, T., 3D Puzzle in cube pattern for anisotropic/isotropic mechanical control of structure fabricated by metal additive manufacturing, *Crystals*, Vol. 11 (2021) pp. 959. DOI:10.3390/cryst11080959.
- (11) 平成26年度～平成30年度成果報告書 SIP (戦略的イノベーション創造プログラム) 革新的設計生産技術 三次元異方性カスタマイズ化設計・付加製造拠点の構築と地域実証.
- (12) Gokcekaya, O., Ishimoto, T., Hibino, S., Yasutomi, J., Narushima, T., Nakano, T., Unique crystallographic texture formation in Inconel 718 by laser powder bed fusion and its effect on mechanical anisotropy, *Acta Mater.* Vol. 212 (2021) pp. 116876. DOI:10.1016/j.actamat.2021.116876.
- (13) Ishimoto, T., Hagihara, K., Hisamoto, K., Sun, S.H., Nakano, T., Crystallographic texture control of beta-type Ti-15Mo-5Zr-3Al alloy by selective laser melting for the development of novel implants with a biocompatible low Young's modulus, *Scr. Mater.* Vol. 132 (2017) pp. 34-38. DOI:10.1016/j.scriptamat.2016.12.038.
- (14) Todo, T., Ishimoto, T., Gokcekaya, O., Oh, J., Nakano, T., Single crystalline-like crystallographic texture formation of pure tungsten through laser powder bed fusion, *Scr. Mater.* Vol. 206 (2022) pp. 114252. DOI:10.1016/j.scriptamat.2021.114252.
- (15) Nagase, T., Hori, T., Todai, M., Sun, S.H., Nakano, T., Additive manufacturing of dense components in beta-titanium alloys with crystallographic texture from a mixture of pure metallic element powders, *Mater. Des.* Vol. 173 (2019) pp. 107771. DOI:10.1016/j.matdes.2019.107771.
- (16) Nakano, T., Kaibara, K., Tabata, Y., Nagata, N., Enomoto, S., Marukawa, E., Umakoshi, Y., Unique alignment and texture of biological apatite crystallites in typical calcified tissues analyzed by microbeam x-ray diffractometer system, *Bone*, Vol. 31 (2002) pp. 479-487. DOI:10.1016/S8756-3282(02)00850-5.
- (17) Miyata, Y., Okugawa, M., Koizumi, Y., Nakano, T., Inverse columnar-equiaxed transition (CET) in 304 and 316L stainless steels melt by electron beam for additive manufacturing (AM), *Crystals*, Vol. 11 (2021) pp. 856. DOI:10.3390/cryst11080856.

特集：ガスタービン・航空宇宙分野におけるAdditive Manufacturing適用の最前線

レーザ造形プロセスのマテリアルズインテグレーション技術開発

Materials Integration for Laser Powder Bed Fusion Process



渡邊 誠*¹
WATANABE Makoto



野本 祐春*¹
NOMOTO Sukeharu



北野 萌一*¹
KITANO Houichi



草野 正大*¹
KUSANO Masahiro



伊藤 海太*¹
ITO Kaita

キーワード：三次元積層造形、マテリアルズインテグレーション、選択的レーザ溶融法

Key Words：Additive Manufacturing, Materials Integration, Selective Laser Melting

1. 緒言

2014年より開始された第1期戦略的イノベーション創造プログラム（SIP）「革新的構造材料」プロジェクトでは、計算科学やデータ科学を活用することで、材料のプロセス、組織構造、特性、性能のつながりを予測するマテリアルズインテグレーション（MI）技術の開発が取り組まれた。ここでは、鉄鋼材料溶接部を例題として開発が行われ、疲労寿命の予測や脆性破壊特性の予測、溶接の連続冷却変態曲線（CCT曲線）の予測など、様々な予測技術開発が実施され、開発されたプログラムはモジュールあるいは、それらを接続したワークフローとして、同プロジェクトで開発された統合型材料システム（MIシステム）上に搭載された。

2018年より開始された第2期SIPにおける「統合型材料開発システムによるマテリアル革命」プロジェクトでは、1期で開発されたMI技術を、より多様な材料開発、部材開発へ展開し、材料開発に掛かる時間の短縮やコスト低減の事例を創出することが掲げられている。具体的には、鉄鋼材料以外にも、Al合金、Ni基超合金、Ti合金、炭素繊維強化複合材料（CFRP）、セラミックス基複合材料（CMC）が対象となり、出口としてジェットエンジンや航空機体用の部材実現が目標となっている。マテリアルズインテグレーションの概念図をFig. 1に示す。第2期では材料種毎にシステム構築が進められており、第1期のシステムをベースに、物質・材料研究機構（NIMS）が中心となって開発しているMIシステムは、Materials Integration by network technology（通称：MIInt）と名付けられている。プロジェクトにおけるNi基超合金やTi合金に関する取り組みでは、航空宇

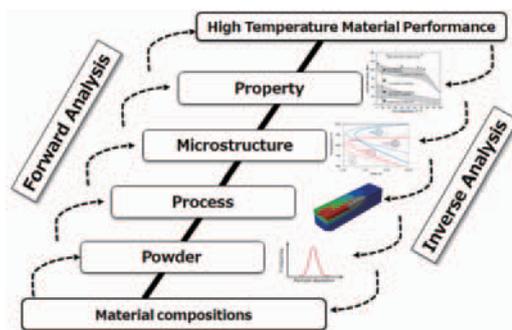


Fig. 1 Concept of Materials Integration.

宙分野において国際的に産業利用が広がっている三次元積層造形プロセスを重要な研究開発分野として位置づけ、産学官の連携のもと取り組みが進められている。本稿では第2期SIPプロジェクトの中で、NIMSが実施している選択的レーザ溶融法（Selective Laser Melting, SLM）に関する取り組みを紹介する。

2. 三次元積層造形プロセス

三次元データを基に目的の形状を直接造形できる積層造形法は、切削加工を要さず、また金型を要さず、従来技術では不可能な複雑内部構造を有する部材を作製できることから、近年注目を集めている。また、従来、複数部品で構成されていた部材を、単一の部材として製造することが可能で、製造期間の短縮や製造コスト、管理コストの低減にも大きな効果があることが見込まれている。切削くず排出による資源の無駄を抑制できることや、プロセスとしてはCO₂を排出しないことから、国が掲げる2050年の実質CO₂排出量ゼロ、いわゆる脱炭素社会実現に向けても、製造プロセスとしてさらに一層普及していくと考えられている。レーザメタルデポジションなどに代表される指向性エネルギー堆積法（Directed Energy Deposition, DED）をはじめ様々なプロセスがあるが、

原稿受付 2022年2月10日

* 1 物質・材料研究機構 構造材料研究拠点
〒305-0031 つくば市千現1-2-1
E-mail: watanabe.makoto@nims.go.jp

NIMSでは造形精度に優れるパウダーベッド方式のSLMプロセスについて、技術開発に取り組んでいる。

SLMプロセスは、金属粉末を敷き詰めたパウダーベッド粉末層に対し、レーザーを照射して粉末を熔融凝固させることで、造形していく。PC上で構築した三次元モデルを積層方向にスライスし、その断面形状に応じたレーザースキャンを行うことで、各層が形成される。前述したように様々な特長を有するプロセスであるが、レーザーの出力やスキャン速度、スキャンパターン、パウダーベッドの厚さ、原料粉末の粒度分布や流動性など、多くのプロセスパラメータが存在し、不適切な条件では造形材料内にき裂や欠陥が生じることとなる。Fig. 2は、Ni基合金Hastelloy XのSLM材を対象に、レーザー出力とスキャン速度に対して、高さ10 mmの円柱試料作製の可否、およびそれらの断面組織との相関をまとめた結果である。造形の可否については、試料表面凹凸によりパウダーベッドが正常に引けなくなった場合に、否と判断し

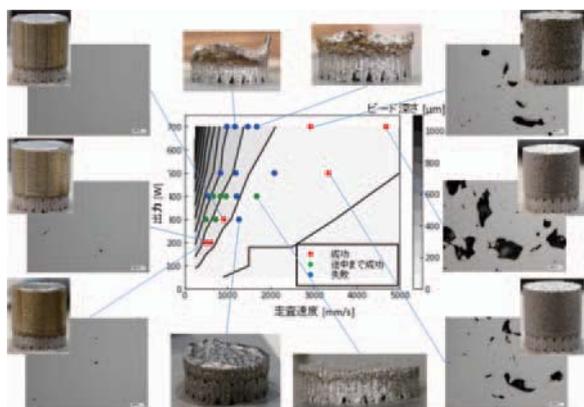


Fig. 2 Effect of laser power and scan velocity on manufacturability and defects for SLM Hastelloy X.

ている。図から明らかなように、レーザー条件は形状精度や内部欠陥状態に大きな影響を与えることが理解できる。さらにいえば、試料の形状によっても温度場や応力場が変化することで、適切な条件が変化するであろうことが容易に想像できる。加えて、実応用において必要性能を発現させるためには、組織や形状の最適化が必要となるとともに、場合によってはSLMプロセスに適した新しい合金の選択や開発も必要となってくる。このため、非常に多くの試行錯誤が必要となるが、多くの場合、時間やコスト、人的リソースなどの制約により、試行回数には自ずと限界が生じる。MIにより可能な限り、少ない試行回数で、最適解を見出したいという大きなニーズが存在する。

このような積層造形プロセスのためのMI技術として、NIMSではNi基合金を対象に、Fig. 3に示すような、パウダーベッドの形成シミュレーション、レーザー照射あるいはレーザースキャンに伴う温度場予測や熔融挙動のシミュレーション、凝固による組織形成の予測、 γ' 相の析出予測、組織情報に基づいた力学特性予測、凝固割れ予測、マクロな造形中の温度場予測や残留応力場の予測など、各プロセス工程のシミュレーション技術の開発を進めている。また、これら以外にも、ベイズ最適化の活用による最適条件探索など、必要な組織や特性を得るのに適したプロセス条件や材料組成を逆に探索する技術についても研究を行っている。一方で、このような数値解析やデータによる予測に対し、その検証を目的に熔融プール温度の測定やアコースティックエミッション (AE) 法によるプロセスモニタリングの構築も進めている。モニタリングデータとの比較検証による解析手法の修正や改良により、予測精度の向上を図っている。また、開発したプログラムやワークフローについて、Mintへの実

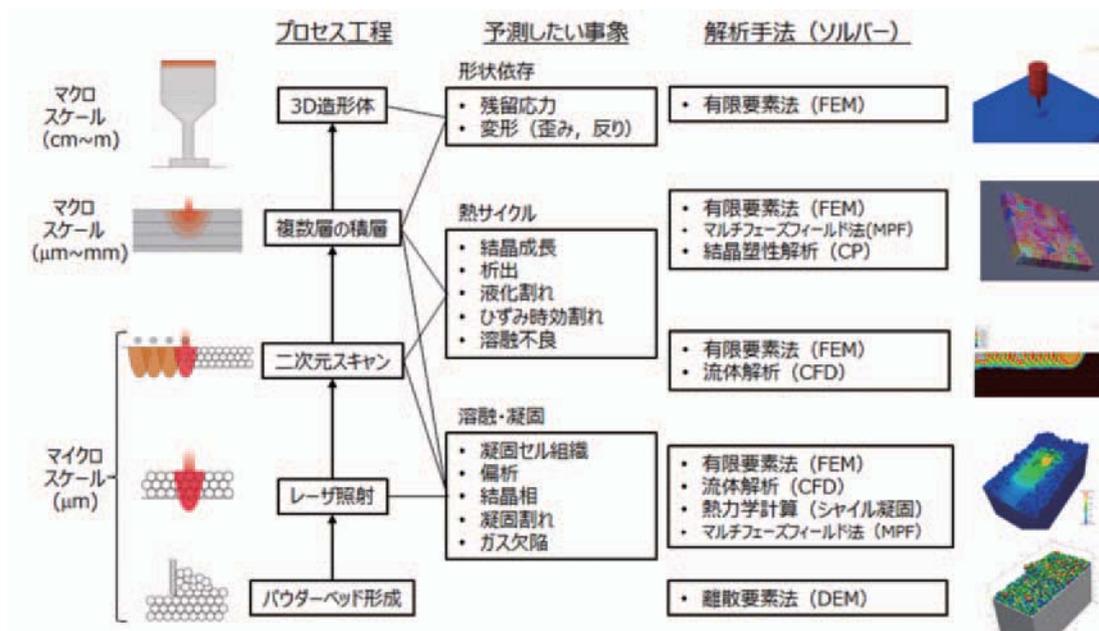


Fig. 3 Schematic of multi-scale and multi-physics simulations for SLM process.

装も進め、システム上での動作検証を進めている段階である。本稿ではこれらの取り組みのいくつかについて紹介する。

3. 熱力データベース連携マルチフェーズフィールド法によるSLM Ni基超合金の組織予測⁽¹⁾

SLMプロセスの特徴である高温度勾配・高冷却速度によるミクروسケールの凝固組織形成は、欠陥の形成や造形後の力学特性に大きな影響を与える。そこで数値シミュレーションによるマクロ-ミクروسケール連成による凝固組織形成予測の開発が近年進められている⁽²⁾⁻⁽⁴⁾。冷却速度が 10^5 K/sオーダー以下では、凝固界面での擬平衡仮定が成立するが、冷却速度 10^6 K/s以上かつ温度勾配 10^7 K/m以上では非平衡溶質分配となるとの報告がされている⁽⁵⁾。NIMSでは野本が非平衡マルチフェーズフィールド法 (Non-equilibrium Multi-phase field method, NEMPFM) の開発を進めている⁽¹⁾。開発プログラムでは、実用Ni基超合金の組織予測へ適用可能とするために、世界的に広く用いられている計算状態図ソフトウェアThermo-Calc⁽⁶⁾の熱力学データベースと連携し、合金組織を形成する全ての相に柔軟に対応できるように開発した。また、高温度勾配、高冷却速度による非平衡凝固に対応できる手法としても開発している。Steinbachらにより提案された非平衡フェーズフィールド法⁽⁷⁾に基づき、熱力学データベースとの連携へ拡張し⁽⁸⁾、さらに計算安定性を向上させている⁽⁹⁾。また、Ni基超合金における γ' 析出予測のような造形後熱処理プロセスの組織形成予測へも対応可能なプログラムとして構築した。最終的には、Fig. 2で模式的に示したように、積層造形プロセスはマルチスケール連成プロセスであることから、熱伝導解析や、流体解析、弾塑性解析などによるマクロスケールの温度・流れ・応力ひずみ場予測との連成解析を可能とするマルチフィジクス・マルチスケール解析システムとして開発を進めており、それを可能とするために大型計算機上での解析が可能な計算ツールとしての拡張も進めている。

Fig. 4に非平衡および擬平衡仮定のもと、冷却速度 10^5 K/sの条件下で9元系Ni基超合金 (Ni-Al-Co-Cr- Mo-Ta-Ti-W-C (Inconel 738LC)) の等軸粒凝固過程を計算した結果を示す⁽¹⁾。それぞれ、Mo, Ta, Ti, Wの濃度分布を表しており、白色領域は液相である。凝固界面での溶質元素の拡散と偏析が、全ての元素について適切に計算されている。非平衡と擬平衡の結果を比較すると、後者の方が凝固界面の移動が速く進んでいることが理解できる。Fig. 5は、異なる冷却速度 10^4 , 10^5 , 10^6 , 10^7 K/s に対して、 γ 相面積率 (凝固率) と温度の関係を、非平衡と擬平衡計算で比較したものである⁽¹⁾。また、比較のため、Scheil凝固計算での予測結果も示している。冷却速度が 10^5 K/sよりも小さい場合には、非平衡と擬平衡条件での計算結果はほぼ一致している。冷却速度が 10^6

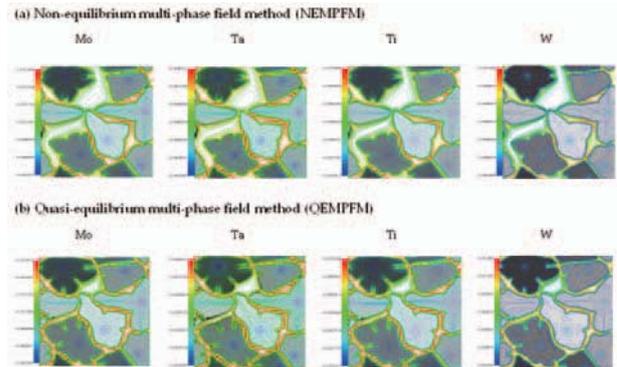


Fig. 4 Equiaxed microstructure evolution showing the solute concentration (Mo, Ta, Ti, and W) and γ grain distributions, obtained by (a) the non-equilibrium multi-phase field method and (b) the quasi-equilibrium multi-phase field method at 0.06 ms at a cooling rate of 10^5 K/s⁽¹⁾.

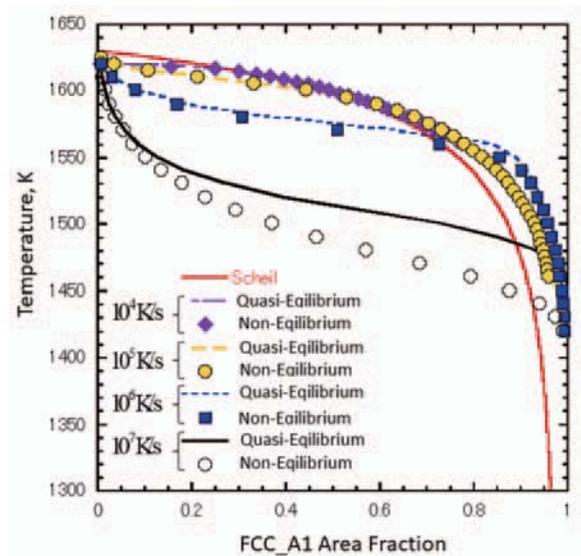


Fig. 5 Temperature variations versus FCC area fraction at various cooling rates (10^4 , 10^5 , 10^6 , 10^7 K/s) for non- and quasi-equilibrium MPFMs and the Scheil model⁽¹⁾.

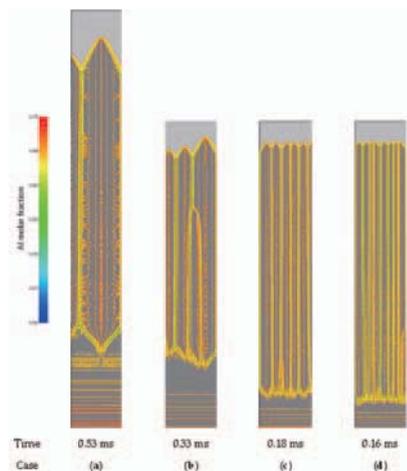


Fig. 6 Snapshots of solidification microstructure distributions obtained by the non-equilibrium MPFM at Al concentration (molar fraction) at (a) 5×10^5 K/s and 5×10^6 K/m, (b) 1×10^6 K/s and 1×10^7 K/m, (c) 5×10^6 K/s and 5×10^7 K/m and (d) 1×10^7 K/s and 1×10^8 K/m⁽¹⁾.

K/sになると、両者の差が大きくなり、擬平衡条件の場合の方が、凝固速度が速くなる。さらに冷却速度が大きくなると、両者の差はさらに大きくなることが確認された。Fig. 6は柱状組織の凝固過程について、一定の界面速度 (0.1 m / s) の下で、さまざまな温度勾配値および冷却速度の元、解析した結果である⁽¹⁾。冷却速度が増加するにつれて、セル幅は(a) 1.43 μm から(d) 0.31 μm へと減少が認められた。実際にInconel 738LCのSLM造形材にて観察されるセル幅は約1 μm 程度であり、非平衡MPFMの計算と良く一致していた。非平衡MPFMは、SLMでの凝固微細構造推定のためのより正確なツールであるといえる。これら計算手法や結果の詳細については文献(1)を参照されたい。

4. レーザ照射による温度場および溶融挙動予測のための熱源モデルの最適化⁽¹⁰⁾

SLMプロセスでは、レーザー照射による急激な昇温および冷却が周期的に繰り返される。このような複雑な温度場を正確に予測することは、前節で見たような凝固組織や析出組織の予測、また材料特性や、残留応力、き裂発生などの予測にとって非常に重要である。数値シミュレーションでは、流体解析がより物理現象を正確に表すことができると考えられ、本プロジェクトでも取り組みを行っている。一方で、非常に計算コストが大きく、レーザーのスキャンパターンの影響や、マクロな形状を考慮した解析への展開は難しいのが現状である。これに対

し、有限要素法 (FEM) による熱伝導解析が、より現実的なアプローチとして用いられている。しかし、溶融金属の流れやレーザーの多重反射による潜り込みを、直接表現できないために、これらの現象を代替すると仮定した、体積熱源を与え計算が行われる。代表的な熱源モデルにはゴルダックモデル (二重楕円モデル) が、溶接分野での研究などから発展し幅広く利用されている。したがって、レーザースキャンによる温度場を適切に計算可能とするためには、この熱源モデルを最適化することが重要となる。また、様々なレーザー出力 p やスキャン速度 v などについて計算を行おうとすると、その (p, v) の影響を反映できる熱源モデルを構築することが必要となる。これは非常に手間のかかる手順となることから、本プロジェクトでは、ここにデータ科学の手法であるベイズ最適化を適用し、効率化を図りつつも精度の高い熱源モデルの開発を行っている。

Fig. 7にその手順について模式図を示している⁽¹⁰⁾。詳細は文献(10)を参照されたい。(a)はNi合金Hastelloy X基板上のHastelloy Xパウダーベッド (厚さ30 μm) に対し、シングルトラックのレーザースキャン (p_i, v_i) を行った後、スキャン方向に対する垂直断面での組織を観察したものである。この画像に対し、(b, c) 画像処理により溶融凝固領域の抽出を行い、さらに(d)複数断面での抽出像を平均化し、このレーザー条件での溶融プール形状データとした。一方で、FEM計算では、熱源モデルとして二重楕円モデルを用いて、(e)シングルトラックの熱伝導

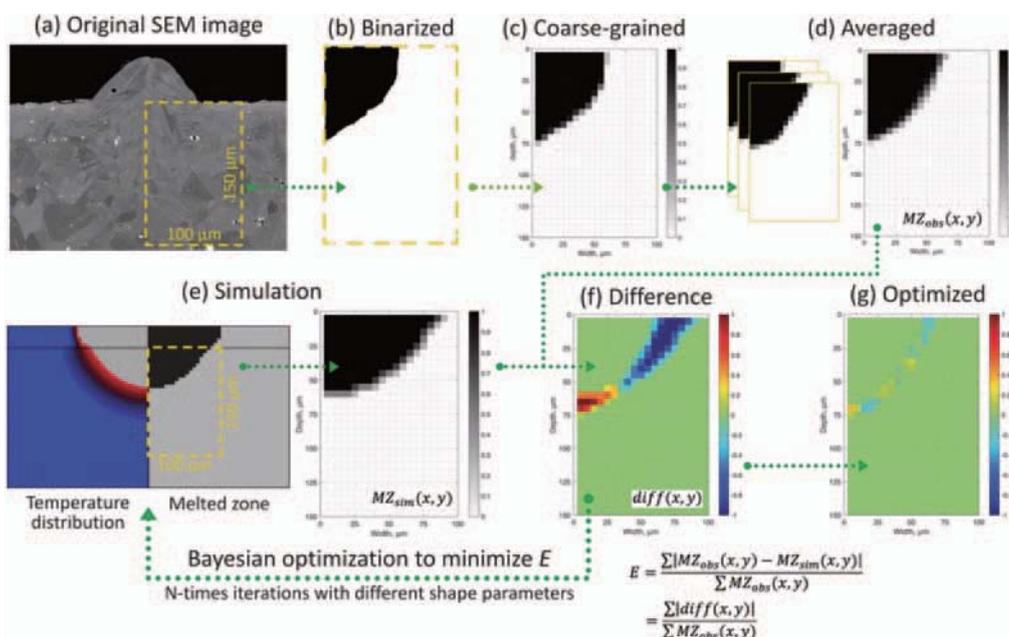


Fig. 7 The procedure to evaluate the simulation error E . (a) Cross-sectional SEM image of the single bead with laser scanning, (b) binary image, and (c) coarse-grained image of the bead. (d) The visualization of the melted zone matrix $[[MZ]]_{obs}(x, y)$ averaged from three different cross sections. (e) The simulated melted zone $[[MZ]]_{sim}(x, y)$ (right) defined as the part exceeded T_s during the thermal simulation (left). (f) Difference in bead shapes between the observation and simulation to evaluate the error E . (g) The optimized difference by iterative simulations with different parameters to minimize E with Bayesian optimization. The Black and white pixels with binary values correspond to the bead and baseplate, respectively⁽¹⁰⁾.

計算を行った。レーザスキャン中、固相線温度を超えた領域を溶融域としてその形状を抽出し、(f)先ほど(d)で求めた実験での溶融プール形状との形状誤差をエラー値として定量化した。(g)二重楕円モデルの形状パラメータの組み合わせを変化させ、FEM計算を行い、このエラー値が最小となる組み合わせを求めた。この際、50回の試行回数に対し最適解を導出するために、ベイズ最適化を適用した。さらに、この手順を各レーザ条件で実施することで各 (p_i, v_i) に対して、熱源形状パラメーターセットとの対応付けが可能となる。Fig. 8には、Fig. 7 (f)の誤差を最小化するためにベイズ最適化 (Fig. 8 (b))を用いた探索結果と、網羅的にグリッド計算 (Fig. 8 (a))を実施して得られた解との比較を示している⁽¹⁰⁾。ここでは熱源形状パラメータ a, b について、誤差を最小とする組み合わせを探索している。Fig. 8 (a)中の格子点の各 (a, b) 毎にFEM計算を行い、赤丸で示す最適な (a, b) 値が、 $(55.0 \mu\text{m}, 170.0 \mu\text{m})$ と求められた。Grid計算では、540回計算を行っている。一方で、Fig. 8 (b)のベイズ最適化を用いた探索では50回だけ計算を行っている。各計算毎に次の候補条件を選定し、計算を行い、誤差を評価するという過程となっている。白い点が解析を行った点となっており、Grid計算で決定された最適な (a, b) の組み合わせがベイズ最適化の場合でも見出されている。コンターは誤差値の分布マップとなっており、最適解を効率良く探索するという特性上、ベイズ最適化の場合、全体を網羅的に計算するグリッド計算の場合と比べれば、当然ながら探索領域全体でのコンター図は粗くなっている。しかし、およそ1/10の計算試行回数で、最適解を得られたという点はこのようなデータ科学的アプローチの有用性を明確に示している。プロジェクトではさらに予測精度を高めるために、レーザの潜り込みをより適切に表現可能な台形柱型の独自モデルを開発しており、ベ

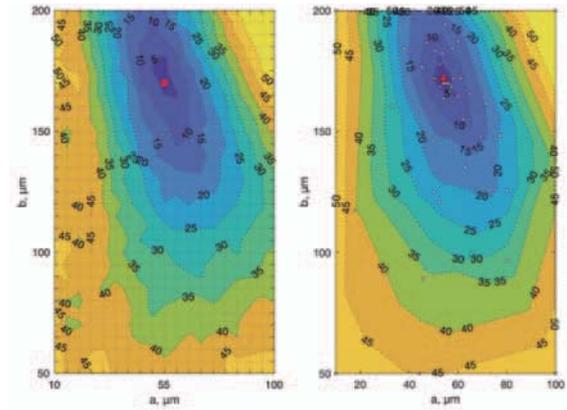


Fig. 8 Contour map of error E simulated by (a) Grid search and (b) Bayesian optimization⁽¹⁰⁾.

ズ最適化を活用することで、レーザ出力とスキャン速度の関数として定式化を完了している。また機会があれば紹介したい。

5. 欠陥および凝固割れ予測に基づくプロセス最適化手法の構築⁽¹¹⁾

最適なレーザ条件範囲を予測可能な手法を構築することは、本プロジェクトでの重要なゴールの一つである。Fig. 2に示したように様々な物理シミュレーション手法の開発や試行を行っているが、現状、全てをこのような順方向のシミュレーションだけで行うことは難しい。それに対し、比較的容易な実験と、機械学習、数値解析を組み合わせることで、欠陥が無く、凝固割れが生じないレーザ出力とスキャン速度領域を推定する手法を構築した。Fig. 9に開発したフローの模式図を示す。欠陥有無の判定はレーザのシングルトラック試験での溶融プール形状に基づいて行う (図中上側フロー)。ここで欠陥とは、入熱過多によるキーホール状の溶融プール形成に

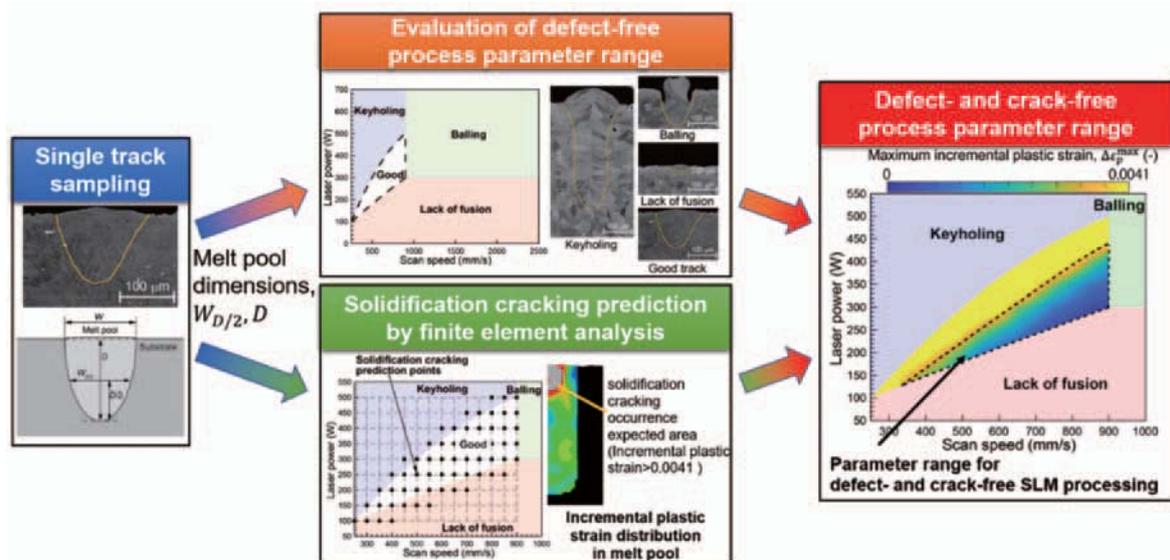


Fig. 9 Outline of the proposed framework for determining appropriate selective laser melting (SLM) process parameter range considering defects and crack occurrence⁽¹¹⁾.

伴って生じる気孔や、逆に溶融不十分により生じる未接合欠陥、また、溶融プールが長く形状不安定となることで生じるボーリング、これら三つを指している。凝固割れ有無の判定は、機械学習による溶融プール形状予測と数値解析を併用して行う（図中下側フロー）。最終的な欠陥および凝固割れが発生しない範囲を表すプロセスマップは、両方の判定結果を併せて構築する。

Fig. 9の中央上段（欠陥未発生条件の探索）には、SLM Hastelloy X造形材を対象に構築された、欠陥の予測マップが示されている^[11]。左上、紫色で示す領域がキーホール状溶融プール形成に伴う気孔が発生すると判定された領域となる。この判定は、溶融プールの深さと、深さ中央部での幅から、Roehlingら^[12]の判定方法を用いている。また、図中ピンク色で示される溶融不足による未接合欠陥の判定については、二つの基準で行っている。一つ目は、溶融プール深さがパウダーベッドの厚さよりも小さい場合である。また、Seedeら^[13]が提案したモデルを元に、未接合欠陥が生じないであろう最大のハッチング間隔 h_{max} と、溶融プールの深さ D 、幅 W 、パウダーベッド厚さ t の関係を以下のように表した。

$$h_{max} = W \sqrt{1 - \frac{t}{D}} \quad (1)$$

ハッチング間隔とは、レーザーのマルチスキャン時に隣り合うレーザースキャンの距離のことである。この h_{max} がプロセス時に設定しているハッチング間隔より小さくなる場合、未接合欠陥が生じると推定した。図中、薄緑色で示すボーリング欠陥については、実験での溶融プールの表面および、断面状態から実験的に判定を行っている。この点については、三次元の溶融プール形状計算に基づく推定手法の開発を行っているところである。ここまでの欠陥プロセスマップ構築に関する詳細は文献[11]を参照されたい。

さらに、シングルトラックに対する熱伝導解析と弾塑性解析を連成させることにより、凝固割れを予測する手法を開発した^[14]。凝固割れは、材料の凝固過程で柱状晶境界面に残留する液膜が収縮ひずみに抵抗しきれず発生する割れであり、SLMプロセスでの割れ発生メカニズムの一つとして良く知られている。Fig. 9の中央下段（FEMによる凝固割れ発生予測）に示す様に、欠陥未発生条件を含む複数のレーザー照射条件を凝固割れ発生予測条件として、レーザー照射に伴う温度場を熱伝導FEMにより解析した。熱伝導FEMにおけるレーザー加熱は、 (p, v) に対応する推定溶融プール形状内が、均一な入熱密度により加熱されると仮定して再現した。 (p, v) から溶融プール形状を予測するための予測器はFig. 10に示すニューラルネットワークにより構築した^[11]。その後、熱弾塑性FEMにより温度が液相線温度以上となり溶融したと考えられた節点について、その冷却過程において液相線から固相線へと温度が低下する間に蓄積される塑性ひずみ増分を算出した。この塑性ひずみ増分値が

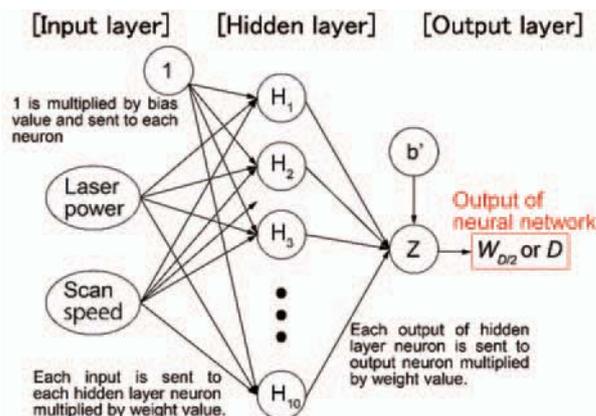


Fig. 10 Neural network for predicting melt pool dimensions used in this study^[11].

ある臨界値を超えると凝固割れが生じることとした。以上の解析により、Fig. 9右図の中央付近に青色から黄色で示されるマップ図を得ることができる。臨界ひずみ増分値を0.0041とした場合、図中の点線で示す領域が凝固割れを抑制できると推定できた。この臨界値については、実験との比較により得られている^[14]。さらにこの点線の条件範囲内で、ベイズ最適化を活用することで、3種類の欠陥発生と凝固割れを抑制した中で、最も高いレーザー出力を適用できる条件という観点で、最適条件を導出した。計算により推定された最適条件について、実際に円柱試料の造形を行ったところ、端部を除いてほぼ欠陥の無い試料を作製することができ、このようなプロセス最適化手法の有用性を明確に示すことができた。

6. SLM中の欠陥発生モニタリング^[15]

ここまでSLMに関する計算手法について見てきたが、一方で、このような予測の実験的な検証も常に重要である。特にき裂発生の予測では、き裂がどのタイミングで生じたかという動的な情報を得ることは、仮定しているき裂メカニズムが適切かどうかを判断する上で重要である。そこで本プロジェクトでは、アコースティック・エミッション（AE）法をSLMプロセス中に適用することで、In-situに欠陥発生をモニタリングする手法を開発した。Fig. 11は実験の模式図であるが^[15]、 $100 \times 100 \text{ mm}^2$ の造形ステージ上に、s1 ~ s9で示すシングルトラック試験と、M1 ~ M6で黒い四角で示すマルチトラック試験を実施し、ステージ上左右に設置したAEセンサにて、AE波の検出を試みた。ここでは、粉末を敷いたHastelloy X板材へレーザースキャンを行うことで造形中のAE計測を模擬した。s1 ~ s9, M1 ~ M6では、それぞれ異なるレーザー条件でスキャンを行い、レーザー条件がAE挙動および欠陥発生に対しどのような影響があるかを調査した。本計測を可能とするために、AEセンサから連続的にサンプリングした波形データを、無線により送信できるバッテリー駆動のセンサノードを開発した。波形解析には、チャンバ外に設置した独自開発の“無線

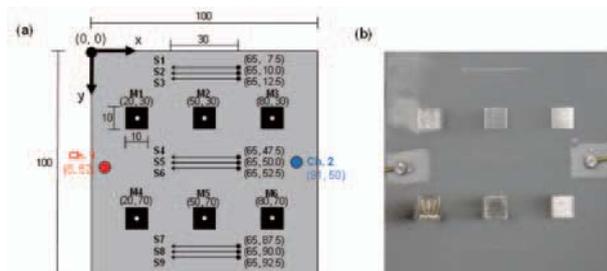


Fig. 11 (a) Position of processed items on the substrate and (b) Photograph of the substrate after processing^[5].

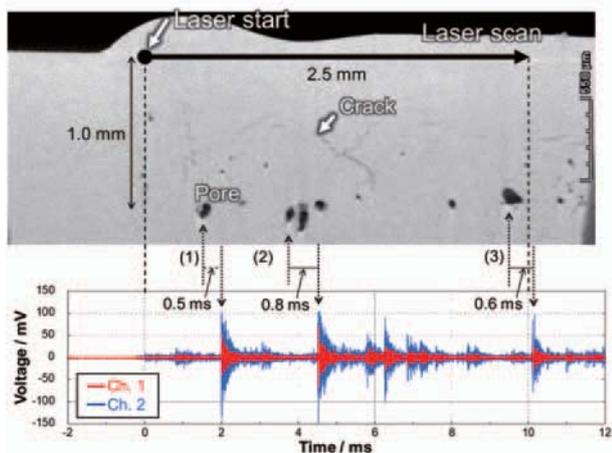


Fig. 12 (a) X-ray CT image after single-track test S4 and AE continuous waveform corresponding to the laser scanning speed^[5].

Continuous Wave Memory”装置を用いた。

シングルトラックテストでは、処理中にバーストタイプのAEイベントが検出され、その原因は微小なき裂あるいは気孔の発生であることが確認された。レーザ照射とほぼ同時かつ同位置でAEが発生しており、レーザ照射の通過によって粉末と基材が短時間だけ熔融する過程で発生したものと推定された。Fig. 12は、試験s4のレーザスキャン開始点付近の、X線CT断層像である^[5]。レーザは図中のstart点から右方向へ移動した。初期の実験であったことから、レーザ出力700 W、スキャン速度250 mm/sと非常に大きなエネルギー条件で実験しており、キーホール状の熔融プールが形成され、深さは最大で1 mmとなっていた。熔融プール先端には、気孔が発生していることが認められる。また、試料表層から気孔が並んでいる深さ1.0 mmまでの間に、多数のき裂の存在も認められる。Fig. 12には、s4のレーザスキャン開始直後に検出された連続AE波形も示している。強いAE信号は、図中の(1)~(3)の大きな気孔の生成後、1 msの間に検出されており、さらに多数のAE信号が認められることから、これらのAE信号は凝固直後に熔融プールおよびその周辺での、き裂や気孔の発生あるいは進展に伴った信号であると考えられた。

また、マルチトラックテストではレーザ条件により、多数のAE信号が検出されたものや、逆に全くAE信号が

検出されなかったものなどがあり、レーザエネルギー密度の高い条件ほど多数のAE波が検出され、欠陥が生じていたことに対応していた。現在、モニタリング技術としての開発をさらに進めており、実際の三次元造形中の欠陥発生を検出することにすでに成功している。こちらについても、また機会があれば報告したい。

7. 結言

本稿では、第2期SIP「統合型材料開発システムによるマテリアル革命」プロジェクトにおける、計算科学やデータ科学の活用による材料開発の加速を目指す、マテリアルズインテグレーションの取り組みについて、物質・材料研究機構(NIMS)での、レーザ積層造形プロセスを対象とした成果について、いくつか紹介した。プロセスの最適化あるいは、最適な材料選択、さらにはプロセスに適した新しい合金開発に資する技術として、開発に取り組んでいる。国際的にみても最先端の取り組みが行われており、このような技術開発を継続的に発展させていくことで、産業応用の加速と産業競争力強化へ貢献するとともに、次の技術革新へと繋げていきたい。

謝辞

本研究は、戦略的イノベーション創造プログラム(SIP)「統合型材料開発システムによるマテリアル革命」(管理法人：国立研究開発法人 科学技術振興機構(JST))の支援のもと実施された。

参考文献

- (1) S. Nomoto, M. Segawa, M. Watanabe: Non- and Quasi-Equilibrium Multi-Phase Field Methods Coupled with CALPHAD Database for Rapid-Solidification Microstructural Evolution in Laser Powder Bed Additive Manufacturing Condition, *Metals*, Vol. 11, No. 4 (2021), p. 626.
- (2) Y. Yang, O. Ragnvaldsen, Y. Bai, M. Yi, B.-X. Xu: 3D non-isothermal phase-field simulation of microstructure evolution during selective laser sintering, *NPJ Comput. Mater.*, Vol. 5 (2019), p.81.
- (3) P. Jiang, S. Gao, S. Geng, C. Han, G. Mi: Multi-physics multi-scale simulation of the solidification process in the molten pool during laser welding of aluminum alloys, *Int. J. Heat Mass Transf.*, Vol. 161 (2020), p. 120316.
- (4) L.-X. Lu, N. Sridhar, Y.-W. Zhang: Phase field simulation of powder bed-based additive manufacturing, *Acta Mater.*, Vol. 144 (2018), pp. 801-809.
- (5) K. Karayagiz, L. Johnson, R. Seede, V. Attari, B. Zhang, X. Huang, S. Ghosh, T. Duong, I. Karaman, A. Elwany, R. Arróyave: Finite interface dissipation phase field modeling of Ni-Nb under additive manufacturing conditions, *Acta Mater.*, 185 (2020), pp. 320-339.
- (6) Thermo-Calc Software
<<https://thermocalc.com/>>
(accessed on 10 February, 2022)

- (7) I. Steinbach, L. Zhang, M. Plapp: Phase-field model with finite interface dissipation, *Acta Mater.*, Vol. 60 (2012), pp. 2689-2701.
- (8) L. Zhang, M. Stratmann, Y. Du, B. Sundman, I. Steinbach: Incorporating the CALPHAD sublattice approach of ordering into the phase-field model with finite interface dissipation, *Acta Mater.*, Vol. 88 (2015), pp. 156-169.
- (9) S. Borrmann, C. Kratzsch, L. Halbauer, A. Buchwalder, H. Biermann, I. Saenko, K. Chattopadhyay, R. Schwarze, *Int. J. Heat Mass Transf.*, 139 (2019) pp. 442-455.
- (10) M. Kusano, H. Kitano, M. Watanabe: Novel Calibration Strategy for Validation of Finite Element Thermal Analysis of Selective Laser Melting Process Using Bayesian Optimization, *Materials*, Vol. 14, No. 17 (2021), p. 4948.
- (11) H. Kitano, M. Kusano, M. Tsujii, A. Yumoto, M. Watanabe: Process Parameter Optimization Framework for the Selective Laser Melting of Hastelloy X Alloy Considering Defects and Solidification Crack Occurrence, *Crystals*, Vol. 11, No. 6 (2021), p. 578.
- (12) J.D.Roehling, A. Perron, J. L. Fattebert, T. Haxhimali, G. Guss, T. T. Li, D. Bober, A. W. Stokes, A. J. Clarke, P.E.A. Turchi, M. J. Matthews, J. T. McKeown: Rapid solidification in bulk Ti-Nb alloys by single-track laser melting, *JOM*, Vol. 70 (2018), pp. 1589-1597.
- (13) R. Seede, D. Shoukr, B. Zhang, A. Whitt, S. Gibbons, P. Flater, A. Elwany, R. Arroyave, I. Karaman: An ultra-high strength martensitic steel fabricated using selective laser melting additive manufacturing: Densification, microstructure, and mechanical properties, *Acta Mater.*, Vol. 86 (2020), pp. 199-214.
- (14) H. Kitano, M. Tsujii, M. Kusano, A. Yumoto, M. Watanabe: Effect of plastic strain on the solidification cracking of Hastelloy-X in the selective laser melting process, *Addit. Manuf.*, Vol. 37 (2021), p. 101742.
- (15) K. Ito, M. Kusano, M. Demura, M. Watanabe: Detection and location of microdefects during selective laser melting by wireless acoustic emission measurement, *Addit. Manuf.*, Vol. 40 (2021), p. 101915.

特集：ガスタービン・航空宇宙分野におけるAdditive Manufacturing適用の最前線

TiAlの選択的レーザー溶融 Selective Laser Melting of TiAl



笥 幸次*¹
KAKEHI Koji



水田 和裕*¹
MIZUTA Kazuhiro



藤井 達也*¹
FUJII Tatsuya



後閑 一洋*¹
GOKAN Kazuhiro

キーワード：付加製造, 選択的レーザー溶融, ガスタービン, ジェットエンジン, Ti-48Al-2Cr-2Nb

Key Words: Additive Manufacturing, Selective Laser Melting, Gas Turbine, Jet Engine, Ti-48Al-2Cr-2Nb

1. 緒言

耐熱合金の付加造形 (AM) は、航空宇宙、自動車、エネルギー等様々な分野での適用が検討され、一部は既実現されている。特に、Ni合金、Ti合金は使用環境が厳しいジェットエンジン等の部品に使用されているが、そのような部品においても、AMの適用が検討されている。密度が約3.9 g/cm³であり、非常に軽量な耐熱合金であるTi-48Al-2Cr-2Nb (TiAl4822) は、クリープ特性にも優れ、民間航空機エンジンの低圧タービンブレードに採用されている⁽¹⁾⁻⁽⁴⁾。しかしながら、これらは、鋳造で製造されており、鋳塊から非常に薄肉また複雑形状を有するブレード最終形状に加工するために、最終後加工として高度な切削加工や研削加工が必要である。このため、ブレードのトータル製造コストは、非常に高いのが現状である。さらに、機械加工の工程において、製品表面にクラックやむしれといった欠陥が生じやすいことが知られており、機械加工には極めて高い生産技術、加工条件最適化が求められる。また、そもそも活性であるTiAl4822の鋳造は炉壁との反応を生じやすく、鋳造自体にも高い技術やノウハウを要する。こうした背景から、TiAl4822のAMに関する研究開発が、検討されている。TiAl4822のAMにおいては、電子ビーム溶融法 (EBM) が従来の主なプロセスとして研究されている⁽²⁾。Arcam社によって開発され、販売されているEBM造形装置は、スタートプレートが予備加熱され、急速冷却を抑制する機構が設けられている。また、造形室内は真空を維持するように管理され、酸化リスクを抑制する設備仕様となっている。現在知られているAMプロセスにおいて、TiAlを造形する際にはEBMによるプロセスが標

準的に選択されているのが現状である。本研究では、新たに開発された、選択的レーザー溶融法 (SLM) によるAM装置を用いてTiAl4822の造形試験と造形材の評価を行った。前述のように、TiAl4822は既に商用化されている民間ジェットエンジンのタービンブレードに採用されるなど実績がある合金であるが、SLMによる造形評価を実施し、組織や機械的特性評価したという報告例は極めて少ない^{(5),(6)}。本稿では、EBMおよびSLMで造形した微視組織および機械的特性について比較を通し、新たなSLM装置で造形した材料の特性について解説した。

2. 実験方法

一般に、SLMは造形過程において造形材の冷却速度が非常に速く、10⁵-10⁸ K/s程度とされ、クラック等欠陥の発生につながると言われている。一方、EBMは比較的冷却速度は遅く、10³-10⁵ K/sと言われている⁽⁷⁾⁻⁽⁹⁾。本研究では、AM Metals GmbHによって新たに開発されたSLM造形設備 (Fig. 1) を用いた。当該設備は、EOS社の標準設備M290をベースにAM Metalsが高温予備加熱ユニット (Fig. 1の下図は詳細図)、造形室の温度制御、不活性ガス濃度最適化システム、造形プロセスモニタリング機能を設計し、新たに追加したものである。造形室内の酸素濃度が高い場合、疲労き裂進展を促進する等各種機械的特性における問題を生じるため、酸素濃度はなるべく低く維持されることが好ましい⁽¹⁰⁾。造形中の酸素濃度はセンサーによってモニタリングされ、本実験においても200 ppm以下であることが確認された。本実験で使用した設備には、ベースプレートおよび造形材の予備加熱機構が装備され、これにより残留応力の発生と造形中のクラック発生をなるべく抑制することが可能となる。本実験で適用した予備加熱温度 (Heating 1) は750 °Cであり、これは100 °C程度の予備加熱機能を有する一般的な他のSLM造形設備と比較しても、十分に

原稿受付 2022年1月17日

* 1 東京都立大学大学院 機械システム工学域
〒192-0397 八王子市南大沢1-1
E-mail: kakehi@tmu.ac.jp

Table 1 Chemical composition of TiAl4822 used in SLM and EBM processes in at.% and mass%

		Al	Cr	Nb	Fe	C	O	N	H	Ti
at.%	EBM	49.1	1.92	1.95	0.03	0.03	0.24	<0.03	0.04	Bal.
	SLM	49.6	1.82	2.20	0.03	0.02	0.17	0.003	-	Bal.
mass%	EBM	34.4	2.60	4.70	0.04	0.008	0.10	<0.01	0.001	Bal.
	SLM	34.7	2.46	5.31	0.05	0.007	0.07	0.001	-	Bal.

高い温度である。さらに、半導体面レーザー（VCSEL）により上部から加熱（Heating 2）を行った。なお、今回造形したas-built材の密度は、99.97%であり、十分な充填率を実現できた。一方、比較に用いたEBM材は、Arcam社製A2Xにて造形を実施した。A2XはTiAl4822におけるAMを実現するために、これまで標準的に用いられている。A2XはSLM同様にパウダーベッド溶融法を採用しており、造形室内が真空であること、高温でのベースプレートの予備加熱機能を備えているため、高融点や活性な合金に対応することが可能とされている。SLMに用いるTiAl4822粉末はガスアトマイズ法によって製作した。ガスアトマイズ法は他の一般的な工法より生産性と品質に優れ、パウダーベッド法に求められる十分な真球度を有する粉末を効率よく得ることができる。Table 1に、本実験で用いた粉末の化学組成を示す。粒径においても、SLMではEBMよりも細かな粒径がTiAlに限らず一般に用いられるため、粒径50 μ m以下のものを試験に供した。これに対し、EBMでは、Arcam社の推奨でもある粒径45～150 μ mの粉末を用いた。SLMとEBMにおいて、異なる粒径の粉末を使用する理由として、EBMでは造形プロセス中に予備加熱され、仮焼結された粉末を製品から除去する工程において、材料同士の摩擦に伴う粉末爆発を回避するため、より大きな粒径の粉末がメーカーからも推奨されている¹⁰⁾。試験片は縦6 mm×横9 mm×高さ45 mmを有する短冊材を造形し、その後ワイヤ放電加工により引張試験片に加工を行った。EBMの評価には、40×40×57 mmのブロック形状を有する造形材から同様にワイヤ放電加工により試験片を作製した。SLMおよびEBMにおいて、引張試験片の標点間は、標点間距離が19.6 mm、断面積は縦2.8 mm、横3.0 mmとした。今回、初めてSLMのas-built材の特性を評価するため、ジェットエンジン部品等で一般的に実施される等方圧加圧（HIP）処理や熱処理は一切実施していない。なお、引張方向は造形時の積層方向と同じとした。SLMおよびEBMにおいてそれぞれ引張特性および微視組織の観察を行い、比較した。引張試験はSHIMADZU AG-10TE万能試験機を用い、750 $^{\circ}$ Cにおいて初期ひずみ速度 $4.2 \times 10^{-4} \text{ s}^{-1}$ で実施した。さらに、超塑性の発現を調べるため、ブロック（46×12×49 mm）と短冊（6×9×45 mm）を造形後、ドックボーン形の引張試験片をワイヤカットにより切り出した。積層方向に対して0 $^{\circ}$ の方向に短冊状ブロックを作製し試験片を切り出した材（短冊材）、および積層方向に対し

て90 $^{\circ}$ の方向から切り出した材（ブロック材）を用いて、950 $^{\circ}$ C、初期ひずみ速度 $1.0 \times 10^{-4} \text{ s}^{-1}$ で引張試験を行った。疲労試験は750 $^{\circ}$ C、応力制御で片振試験（ $R=0.1$ ）を行った。試験前の造形材の微視組織を走査型電子顕微鏡（HITACHI High-Tech S3700N）にて実施し、機械的特性との関係について考察した。EBSD（Electron Back Scatter Diffraction, TSL Solutions, OIM）を結晶粒径および構成相の分析のために実施した。

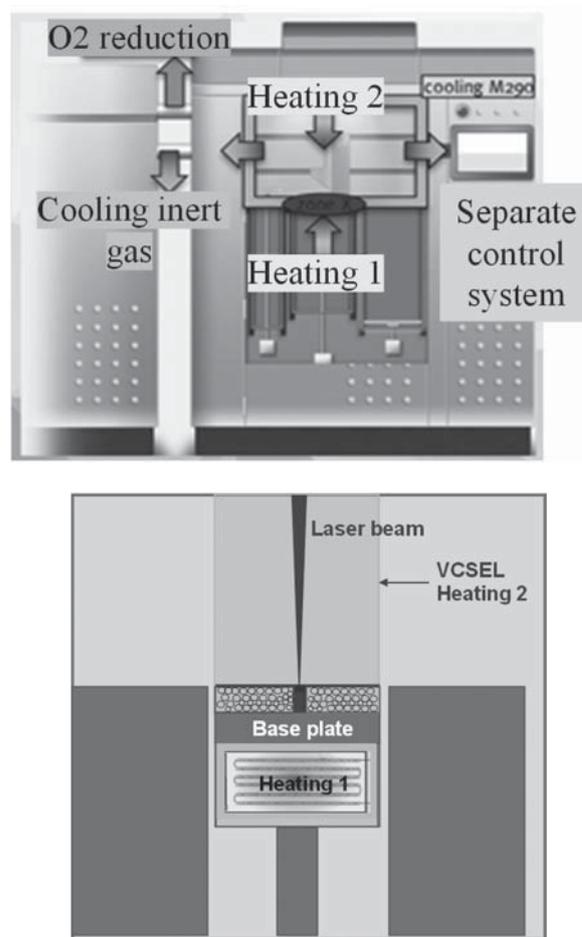


Fig. 1 The machine was designed by modifying M290 (EOS GmbH Electro Optical Systems) and was equipped with a high-temperature modification unit that features cooling of the process chamber, an inert gas purification system, and process monitoring. The illustration below is a detailed view of the heating system. VCSEL: Vertical Cavity Surface Emitting Laser. Courtesy AM Metals GmbH.

3. 実験結果および考察⁽¹²⁾

3.1 組織

Fig. 2 にSLM材とEBM材で組織と結晶粒径分布を示した。EBM材は比較的粗大な γ 粒とduplex相(γ 相とlamellar相で構成される)が交互に形成される層状組織であるのに対し、SLM材の結晶粒は総じて、より小さくまた均質であり、EBM材で確認されるような層も明確には観察されない。Table 2にSLM材およびEBM材における γ 相と α_2 相の面積分率、平均結晶粒径を示す⁽¹²⁾。平均粒径はSLM材で6.9 μm 、EBM材で18.7 μm で、SLM材の平均粒径はEBM材のそれに比べ40%以下であった (Table 2)。Todaiら⁽¹³⁾はEBM材において見られる層状組織の形成メカニズムについて、造形中に一層ごとに繰り返される加熱の影響により、結果として層状組織となることを説明し、EBM材で見られる特に粗大な γ 相の層^(14,15)を γ バンドと呼んでいる。SLM材においては、こうした γ バンドは見られず、EBM材のような層組織も明確には確認されなかった。このような差は、主に積層ごとに繰り返される熱処理の条件が異なるためであると考えられる。EBMにおいては造形プロセス中に与えられる溶融加熱の影響は、表面から少なくとも500 μm ほどの深さまで及ぶと思われる。一方で、SLMでは表層の粉末を溶融する加熱の影響は比

較的表層近傍で、EBMほど深部に及ばないと考えられる。Doubenskaiaら⁽¹⁶⁾は、TiAl4822のSLMにおける加熱冷却サイクルのシミュレーションを行い、表層からわずか3層、すなわち深さ約120 μm の位置における温度は約800 $^{\circ}\text{C}$ であるとしている。状態図から、 α_2 の規則化は変態温度である1120 $^{\circ}\text{C}$ で生じ、800 $^{\circ}\text{C}$ はlamellarやduplexを形成するために十分高い温度とは言えない。本実験では、実際にその場での材料温度測定は実施していないが、これらのシミュレーション結果やSLMにおける材料の冷却速度が比較的大きいことから、SLMにおいては、材料が変態温度を超える温度領域で十分予備加熱されることがなく、したがって、lamellarおよびduplex組織を形成するに至る条件ではなかったと考えられる。Kuoら⁽¹⁷⁾は、SLMにおける急速加熱冷却のサイクルは、より顕著な熱勾配を生じ、結果、粒径が小さくなるとしている。また、Huら⁽¹⁸⁾は、冷却速度が大きい場合では γ 相の形成が支配的となり、冷却速度が小さい場合ではlamellar相の形成が進むとしている。本研究において、新たに開発されたSLM造形装置は急冷を回避するための高温予備加熱機構を有していることから、材料の冷却速度は、冷却速度が比較的小さいEBMと、冷却速度が大きい従来のSLMの間に位置すると考えられる。透過電子顕微鏡 (TEM) 観察において、SLMにて造形したas-built材にはサブミクロンオーダーのクラックが確認された。また、クラック位置には、酸素の濃化が確認された⁽¹²⁾。これらの解析結果より、酸素がサブミクロンオーダーのクラック発生に寄与した可能性が示唆された。しかし、SLMプロセス中の加熱冷却過程において、サブミクロンオーダーのクラックが生じたものの、溶融不良における大規模なクラックや欠陥は確認されなかったため、本研究で適用したSLMはTiAl4822の造形において十分に今後の選択肢として考え得る。図示していないが、SLM材のTEM観察ではTi₃Al (α_2)の粒径が観察されたが、 γ 結晶粒の大きさよりも非常に小さいことが明らかになった⁽¹²⁾。 γ 結晶粒内においては、高密度な転位が確認された。Kuoら⁽¹⁷⁾は、SLMにおいて、局所的にレーザーによる急速加熱と冷却固化が繰り返される過程において、材料が膨張収縮を繰り返すことが高密度な転位の発生要因となり得ると指摘している。SLMにおけるベースプレートの予備加熱温度は50 $^{\circ}\text{C}$ であり、EBMの1060 $^{\circ}\text{C}$ と比較し、材料内部の温度勾配がより大きくなるため、転位が高密度となりやすい可能性がある。

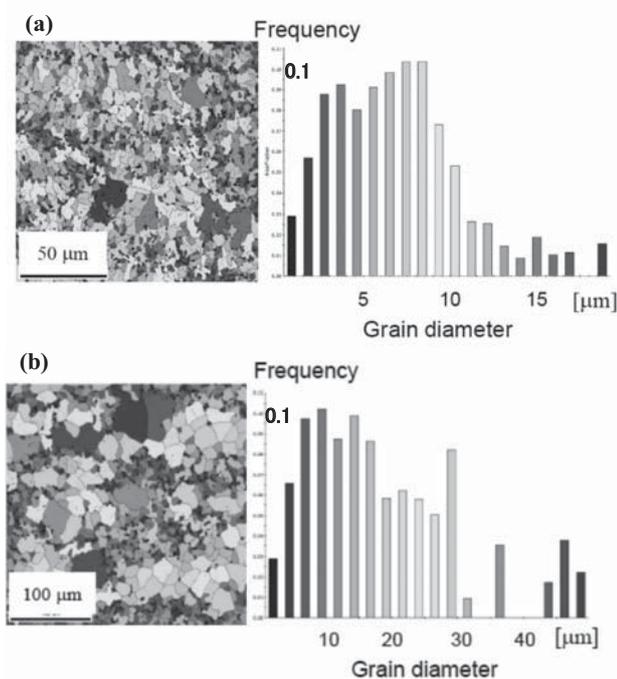


Fig. 2 Crystal grain size distribution of (a) SLM and (b) EBM specimens.

Table 2 Area fraction of main phases, γ and α_2 , and average grain diameters in SLM and EBM

		SLM	EBM
面積分率 [%]	TiAl (γ)	99.9	99.2
	Ti ₃ Al (α_2)	0.1	0.8
平均結晶粒径 [μm]		6.9	18.7

3.2 機械的特性

Table 3に引張特性一覧を示す¹²⁾。降伏応力は0.2 %耐力として算出した。比較のため、EBMのas-built材にHIP処理を施した材料 (HIPed材) のデータ¹⁹⁾も参考値として示した。HIP処理は、1200 °C、140 MPaで4時間とした。水田ら¹⁹⁾は、EBMのas-built材において、約40 μm の空孔が生じることがあるが、HIP処理により、こうした空孔が閉口し、機械的特性への影響が軽減されることを確認している。また、HIP処理により、平均結晶粒径が25 %増加することも指摘している。造形後のHIPおよび熱処理については種々の研究報告がある^{19)–22)}。HIP処理を施す主な理由は、従来の鋳造工程で残存する空孔の閉口である。AMにおいても、HIP処理による造形時の欠陥の低減および機械的特性の改善が可能であることを水田らは報告している。SLM材の引張強度は、EBMによるHIPed材を上回る610 MPaを示し、AMの大きな課題であった伸びについても極めて大きな改善を示した。特に伸びについて、SLM材は、EBM材の8.3倍となり、非常に延性に富む特性を有した。SEMを用いた破断面の観察から、SLM材はEBMに比較してより延性破壊となることが分かった。EBM材はへき開破壊と γ 粒における粒界破壊が見られる一方、SLM材の破断面は均質であり、微細結晶粒の延性破壊を示した¹²⁾。SLM材の引張強度がEBM材よりも優れる理由として、Hall-Petch則、すなわち、多結晶金属材料における結晶粒径が小さいほど強度が大きくなるという相関関係に起因することが挙げられる。平均結晶粒径が6.9 μm と比較的小さいSLM材は、強度および伸びが大きくなったと言える。また、EBM材が一定割合で α_2 相が存在するのに対し、SLM材は γ 粒が支配的であることが分かる。合金を構成する γ (TiAl)、 α_2 (Ti₃Al)、lamellar相において、 α_2 は六方晶系D019を有し、比較的強度と剛性に優れる。これに対し、 γ は正方晶系L10構造を有するため、 α_2 よりも延性があるとされる²³⁾。SLM材は、 γ 粒が支配的であり、 α_2 相の面積分率はEBM材に比べてもさらに小さい。したがって、相組成もSLM材がEBM材に比較して大きな伸びを示した理由の一つであると考えられる。MercerとSoboyejo²⁴⁾は、Ti-48AlについてHall-Petch則への適合を実験的に明らかにしている。報告によれば、降伏応力や極限強さだけでなく、伸びについても高温において、法則が成立することを確かめている。すなわち、平均粒径がより小さい場合において、伸びが大きくなる傾向を示している。さらに、SLM材で

は、EBM材で見られるような、 γ バンドとduplex相の不連続な層間の境界が少なく、層間に起因する破壊が生じにくい。したがって、これらの要因から、SLM材はEBM材に比べ強度、伸びともに優れた特性を示したものと考えられる。また、750 °Cにおいて、SLM材はHIPを施していないにもかかわらず、HIPを施したCast材およびEBM材より優れた高サイクル疲労強度を示した (Fig. 3)。これは、主としてSLM材が微細な均一粒からなるためと考えられる。

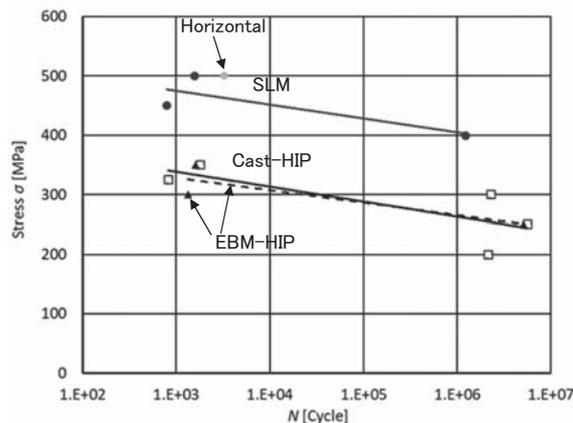


Fig. 3 S-N diagram at 750°C, $R = 0.1$. SLM specimens include one horizontal specimen, others are the vertical specimen.

Fig. 4に950 °Cにおける真応力-真ひずみ曲線を示す。真ひずみが0.4以下の時、流動応力は短冊材 (strip) の方が高くなった。一方で、真ひずみが0.4以上の時、流動応力はブロックから切り出した試験片の方が高くなった。短冊材は破断した際の公称ひずみが219 %であった。一方で、ブロック材は420 %以上の公称ひずみを示したが、伸び計の上限値に達し破断まで至らず (Fig. 4 (b)), 超塑性が発現することが明らかになった。本実験で使用したSLM装置の性能評価のため、不活性ガス搬送融解-赤外線吸収法にて、SLM材の酸素含有量について分析を行った。その結果、酸素含有量は0.08 mass%であり、原料粉末とほぼ同等であり (Table 1)、本研究で使用したSLM造形設備は、造形材料の酸化を十分抑制し得ることが確認された。理論的には、SLM造形装置では、不活性ガスの雰囲気中で造形を実施し、完全な真空室内での造形ではないため、真空室内で造形を行うEBMに比べ酸素含有量が多くなる可能性があるが、それでも、実用に十分耐え得る酸素混入の抑制が可能であると言える。

Table 3 Comparison of tensile properties between SLM and EBM

	SLM (As-built)	EBM (As-built)	EBM (HIPed)
0.2%耐力 [MPa]	554	357	327
伸び [%]	5.75	0.69	1.76
引張強度 [MPa]	610	434	408
全伸び [%]	6.06	0.89	1.95

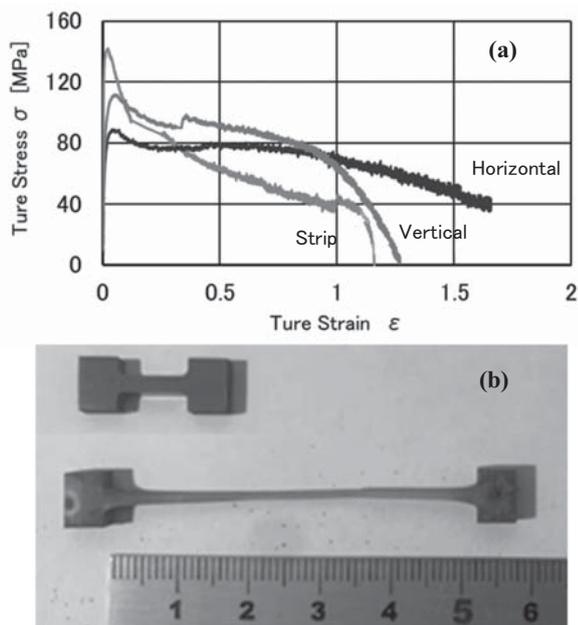


Fig. 4 (a) True stress-true strain curves at 950 °C and (b) the interrupted horizontal specimen. The horizontal and vertical specimens were cut from the block.

4. 結言

本研究では、SLMをTiAl4822に適用し、積層造形材の組織および機械的特性を評価した。TiAl4822の主な積層造形プロセスであるEBMとの比較を行い、組織と機械的特性の違いについて明らかにした。今回実験で使用した、予備加熱機能や酸素濃度制御装置を強化した新たなSLM造形設備は、TiAl4822の引張強度および伸びは従来のEBM材に比較し大幅に改善した。すなわち、SLM材の組織は、より微細で均質な γ 粒が支配的な組織が得られたため、より高強度で延性に富む材料となり、疲労強度も向上した。さらに、超塑性が発現することが明らかになった。SLMのTiAl4822への適用可能性を示唆する意義のある結果を得た。熱処理等による組織最適制御に関する研究が重要となる。

謝辞

本研究は、中小企業経営支援等対策費補助金、戦略的基盤技術高度化支援事業（サポイン事業）、科学技術振興機構（JST）先端的低炭素化技術開発（JST-ALCA JPMJAL1605）の助成を受けたものである。SLM造形に関してAM Metals GmbHのDr. Tobias Maiwald-Immerにご協力頂いた。ここに深謝の意を表す。

参考文献

- (1) B. Lin, W. Chen, Y. Yang, F. Wu and Z. Li, Anisotropy of microstructure and tensile properties of Ti-48Al-2Cr-2Nb fabricated by electron beam melting, *Journal of Alloys and Compounds*, Vol. 830 (2020), 154684.
- (2) S. Biamino, A. Penna, U. Ackelid, S. Sabbadini,

- O. Tassa, P. Fino, M. Pavese, P. Gennaro and C. Badini, Electron beam melting of Ti-48Al-2Cr-2Nb alloy: Microstructure and mechanical properties investigation, *Intermetallics*, Vol. 19, No. 6 (2011), pp. 776-781.
- (3) V. Guthier, M. Allen, J. Klose and H. Clemens, Metallurgical processing of titanium aluminides on industrial scale, *Intermetallics*, Vol. 103 (2018), pp. 12-22.
- (4) Y-K. Kim, S-J. Youn, S-W. Kim, J. Hong and K-A. Lee, High-temperature creep behavior of gamma Ti-48Al-2Cr-2Nb alloy additively manufactured by electron beam melting, *Materials Science & Engineering A*, Vol. 736 (2019), 138138.
- (5) X. Shi, H. Wang, W. Feng, Y. Zhang, S. Ma and J. Wei, The crack and pore formation mechanism of Ti-47Al-2Cr-2Nb alloy fabricated by selective laser melting, *International Journal of Refractory Metals & Hard Materials*, Vol. 91 (2020), 105247.
- (6) W. Li, J. Liu, Y. Zhou, S. Li, S. Wen, Q. Wei, C. Yan and Y. Shi, Effect of laser scanning speed on a Ti-45Al-2Cr-5Nb alloy processed by selective laser melting: Microstructure, phase and mechanical properties, *Journal of Alloys and Compounds*, Vol. 688 (2016), pp. 626-636.
- (7) Y. Kim, J. K. Hong and K. Lee, Enhancing the creep resistance of electron beam melted gamma Ti-48Al-2Cr-2Nb alloy by using two-step heat treatment, *Intermetallics*, Vol.121 (2020), 106771.
- (8) D. Gu, Y-C. Hagedorn, W. Meiners, G. Meng, R.J.S. Batista, K. Wissenbach and R. Poprawe, Densification behavior, microstructure evolution, and wear performance of selective laser melting processed commercially pure titanium, *Acta Materialia*, Vol. 60, No. 9 (2012), pp. 3849-3860.
- (9) S.S Al-bermani, M.L. Blackmore, W. Zhang and I. Todd, The Origin of Microstructural Diversity, Texture, and Mechanical Properties in Electron Beam Melted Ti-6Al-4V, *Metallurgical and Materials Transactions A*, Vol.41A (2010), pp. 3422-3434.
- (10) M.R. Bache, W.J. Evans and M. McElhone, The effects of environment and internal oxygen on fatigue crack propagation in Ti-6Al-4V, *Materials Science and Engineering*, Vol. A234-236 (1997), pp. 918-922.
- (11) 小泉雄一郎, 千葉晶彦, 野村直之, 中野貴由, 金属系材料の3次元積層造形技術の基礎, *まてりあ*, Vol. 56, No. 12 (2017), pp. 686-690.
- (12) K. Mizuta, Y. Hijikata, T. Fujii, K. Gokan and K. Takehi, Characterization of Ti-48Al-2Cr-2Nb built by selective laser melting, *Scripta Materialia*, Vol. 203 (2021), 114107.
- (13) M. Todai, T. Nakano, T. Liu, H. Yasuda, K. Hagihara, K. Chu, M. Ueda and M. Takeyama, Effect of building direction on the microstructure and tensile properties of Ti-48Al-2Cr-2Nb alloy additively manufactured by

- electron beam melting, *Additive Manufacturing*, Vol. 13 (2017), pp. 61-70.
- (14) A. Denquin and S. Naka, Phase transformation mechanisms involved in two-phase TiAl-based alloys-II. discontinuous coarsening and massive-type transformation, *Acta Materialia*, Vol. 44, No. 1 (1996), pp. 353-365.
- (15) J. Yang, J.N. Wang, Y. Wang and Q. Xia, Refining grain size of a TiAl alloy by cyclic heat treatment through discontinuous coarsening, *Intermetallics*, Vol.11, No.9 (2003), pp. 971-974.
- (16) M. Doubenskaia, A. Domashenkov, I. Smurov and P. Petrovskiy, Study of selective laser melting of intermetallic TiAl powder using integral analysis, *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, Vol.129 (2018), pp. 1-14.
- (17) Y-L. Kuo, A. Kamigaichi and K. Kakehi, Characterization of Ni-Based Superalloy Built by Selective Laser Melting and Electron Beam Melting, *Metallurgical and Materials Transactions A*, Vol.49A (2018) , pp. 3831-3837.
- (18) D. Hu, A. J. Huang and X. Wu, On the massive phase transformation regime in TiAl alloys: The alloying effect on massive/lamellar competition, *Intermetallics*, Vol. 15 No. 3 (2007), pp. 327-332.
- (19) 水田和裕, 井上佳奈, 後閑一洋, 笥 幸次, 電子ビーム積層造形で作製したTiAl4822合金の機械的特性へ及ぼすHIP処理の影響, *日本機械学会論文集*, Vol. 87, No. 893 (2021).
- (20) E. Cakmak, P. Nandwana, D. Shin, Y. Yamamoto, M. N. Gussev, I. Sen, M. H. Seren, T. R. Watkins and J. A. Haynes, A comprehensive study on the fabrication and characterization of Ti-48Al-2Cr-2Nb preforms manufactured using electron beam melting, *Materialia*, Vol. 6 (2019), 100284.
- (21) M. Seifi, A.A. Salem, D.P. Satko, U. Ackelid, S. L. Semiatin and J.J. Lewandowski, Effect of HIP on microstructural heterogeneity, defect distribution and mechanical properties of additively manufactured EBM Ti-48Al-2Cr-2Nb, *Journal of Alloys and Compounds*, Vol. 729 (2017), pp. 1118-1135.
- (22) J. Benzing, N. Hrabe, T. Quinn, R. White, R. Rentz and M. Ahlfors, Hot isostatic pressing (HIP) to achieve isotropic microstructure and retain as-build strength in an additive manufacturing titanium alloy (Ti-6Al-4V) , *Materials Letters*, Vol. 257 (2019), 126690.
- (23) 小柳禎彦, 軽量耐熱材料チタンアルミ合金の実用化に向けた技術発展, *大同特殊鋼技報電気製鋼*, Vol.88, No.2 (2017), pp. 77-84.
- (24) C. Mercer and W.O. Soboyejo, Hall-Petch relationships in gamma titanium aluminides, *Scripta Materialia*, Vol. 35, No. 1 (1996), pp. 17-22.

特集：ガスタービン・航空宇宙分野におけるAdditive Manufacturing適用の最前線

Advances in Build Plate Design to Reduce Additive Manufacturing Cost and Development Time

Lucas M. Morand^{*1}, Max Miller^{*2}, Garrett J. Pataky^{*1}, Scott Johnson^{*2}
Joshua D. Summers^{*3}

Key words : DMLM, Additive Manufacturing, Support Structures, Gas Turbines

1. Introduction

GE Gas Power is committed to creating world class, lower-carbon solutions for the energy transition. Additive manufacturing (AM) enables the delivery of affordable, reliable, flexible, and sustainable products for power providers around the world⁽¹⁾. GE Gas Power has over thirty Direct Metal Laser Melting (DMLM) printers for development and production at our campus in Greenville, South Carolina (USA) and is in volume production of over fifteen combustion and hot gas path components to reduce emissions, lower fuel consumption, and increase power output⁽²⁾. The value of AM is achieved through increased component performance, reduced cost through parts combination and process elimination, and faster speed-to-market product introduction. For example, GE recently introduced the AM produced 9HA.02 DLN2.6e advanced pre-mixer combustion system that expands fuel flexibility on both rich and lean fuels, accommodates 50 % hydrogen capability, and extends turndown, the load range possible while in low emissions mode, to a park mode below 15 % load⁽³⁾. On the 7HA.02, GE introduced an additively produced, high performing stage 2 turbine shroud that helped achieve world class 64 % combined cycle plant output and efficiency⁽⁴⁾. These are high



Fig. 1 Additively produced 9HA.02 DLN2.6e advanced pre-mixer and 7HA.02 stage 2 turbine shroud for superior gas turbine emissions and performance.

原稿受付 2022年1月12日

- * 1 Department of Mechanical Engineering, Clemson University, Clemson, SC 29634
E-mail: gpataky@clemson.edu
- * 2 GE Gas Power, 301 Feaster Rd, Greenville, SC 29615
- * 3 Department of Mechanical Engineering, University of Texas at Dallas, Richardson, TX 75080-3021

impact, high customer value driven applications that will positively impact gas turbine power production for the next twenty years.

To strengthen the value proposition for future products, GE Gas Power partnered with the Mechanical Engineering department at Clemson University to innovate new and creative AM build plate techniques. The ability to improve support structures to reduce residual stress deformation drives increased yield and decreases product cost. Traditionally, support structures were minimized to save material and print time. However, applying support structures with an understanding of geometric feature behavior allows them to decrease build-induced part deformation, thereby reducing cost and development time while increasing the overall quality of the component.

2. Materials and Methods

2.1 Study Objective

In a short initial trial, two ad hoc support strategies were applied to a small, concave component with thick-to-thin transitions and the resulting effect on displacement was measured⁽⁵⁾. The resulting reductions in distortion served as the basis for the current study. Four common part features were identified through employee interviews and support structure guidelines were generated to support the part features regardless of their position in components. Rather than basing design decisions on purely process-driven limitations, the design of the novel supports instead took into account the mechanical requirements of the part and the need to prevent distortion arising from repeated thermal expansion and compression that is known to occur as layers are printed during the build process⁽⁶⁾. The design guidelines were generated to help standardize the application of supports to reduce development time and costs while delivering consistent and successful prints.

2.2 Features of Interest

While AM enables many complex geometric opportunities, four common geometries were initially selected for study of displacement behavior and for design of support solutions. Interviews with eight engineers and technicians at GE Gas

Power identified the most challenging part features to print. This pool of interviewees provided a holistic understanding of DMLM challenges from both the design and manufacturing points of view. Analysis of the interviews allowed for the selection of four features based on number of times identified and for the naming scheme based on the language used by the interviewees.

The selected features were modeled into testable geometries that allowed for lightweight simulation and effective test prints while remaining representative of feature behavior in end-use parts. The first feature, the bottom surface (Fig. 2a), was created as a 72 x 12 x 9 mm part based on an existing geometry commonly used to calibrate part simulation software. The roof feature (Fig. 2b) was defined as having an opening surrounded by three vertical walls. Its dimensions were 45 x 43 x 27.5 mm with a 25 mm deep recess surrounded by 1.5 mm thick side walls and a 2.5 mm rear wall. The overhang feature (Fig. 2c) was built with 5 mm thick horizontal surfaces but with only one 1.5 mm thick vertical wall. The overall size was 40 x 25 x 30 mm. The build of the hole feature (Fig. 2d) produced a 15 mm hole with 3.5 mm of material at the horizontal edges and 7.5 mm of thickness at the top, for a total envelope of 26.25 x 22.5 x 15 mm.

Support structures were leveraged to reduce part displacement. First, a process-limit defined support strategy was used as a baseline. This was based on the traditional approach to supporting parts for print, addressing DMLM process restrictions while using the minimum amount of volume to reduce print time and costs⁽⁷⁾. This baseline was constant across all four geometries and is shown in orange in Fig. 2. All supports used in this strategy were thin plates with toothed attachments to the part. The dimensions of the plates were based on machine capabilities, and the toothed ends maximized ease of removability of the supports.

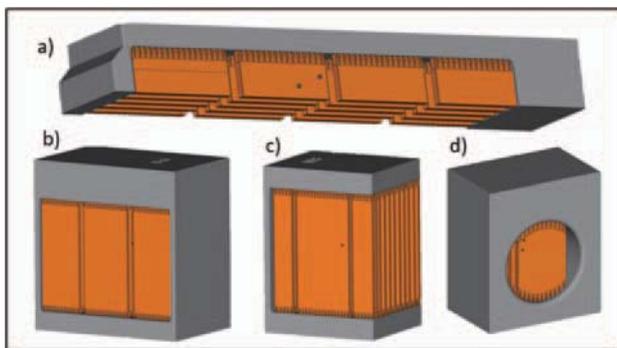


Fig. 2 The four geometries with their baseline supports shown in orange: a) Bottom Surface; b) Roof; c) Overhang; d) Hole

2.3 Hardware Solutions

Commercial dual-laser, high-volume DMLM machines with customizations were used to print the test geometries. Print parameters defined by GE Gas Power were held constant during the prints, and all parts were printed on the same build plate. The operating requirements of power generation parts demand unique properties, so a high γ' , nickel-based superalloy was used. The use of DMLM allows for components to be made with the design freedoms associated with AM while also creating very low porosity parts that, after heat treatment, rival the density of wrought parts⁽⁸⁾.

In order to quantitatively compare the printed parts to the nominal CAD models, a blue-light scanning method was employed. Rather than making contact with the part like in many traditional tribology approaches, this process uses light reflected back to the camera from the part to create a 3-dimensional surface representative of the printed parts⁽⁹⁾. The measured point-cloud was then overlaid onto the original CAD file used in the print to evaluate distortion at specific points on the printed part. This direct comparison between support approaches determined their effectiveness in reducing undesirable shape change.

2.4 Software Solutions

Because of the expensive nature of a print-and-check approach to DMLM, simulation software has become an increasingly popular solution⁽¹⁰⁾. With the ability to tune the software to match both machine parameters and material properties, the use of these software solutions can output a variety of results including stress experienced during the build and the resulting distortion amounts. For this work, the stress output was analyzed to design supports capable of addressing specific stress concentrations, and the distortion output was used to gain a better understanding of the effects the supports had on the resulting part. The displacement output is shown in Fig. 3 for the baseline hole feature in comparison with the printed part.

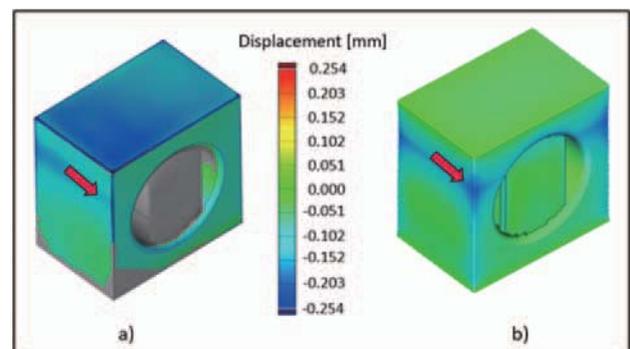


Fig. 3 Comparison between a) the blue-light scan of the baseline hole and b) the simulation prediction with their area of major disagreement shown with the red arrow.

3. Results

3.1 Support Design Guidelines

The design of support structures for each geometry needed to balance process limitations and mechanical strength. The traditional approach to applying support structures to parts was driven solely by process limitations and production objectives, including minimizing material and build time and maximizing removability^{(11),(12)}. The spacing of the supports at the maximum bridging distance allowed by the machine complemented these goals. However, this study introduced a novel approach to supporting, which was based on a need for mechanical reinforcement. Leveraging the results of simulations and an increased understanding of feature behavior, supports could be placed strategically to directly address movement by the part during build (e.g., from thermal growth). Fig. 4 shows supports placed in a roof geometry to balance the mechanical and the process needs according to anticipated deformation, shown by the dotted white lines.

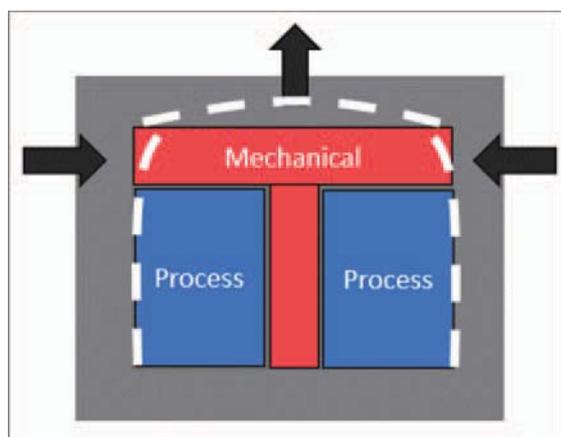


Fig. 4 Behavior of the print addressed by mechanical supports, with the remaining part supported by process-based supports.

The two different approaches were explored for each of the four geometries in order to create support design guidelines that would minimize the amount of costly print-and-check steps needed and that would eliminate subjective understanding of part displacement based on engineer experience. Instead, the guidelines would standardize the practice of support design, regardless of engineer's experience level.

3.1.1 Bottom Surface The bottom surface featured a geometry often used to stress-test materials and machines in order to calibrate simulation software. Its long horizontal surface was susceptible to the uneven cooling of thick-thin transitions leading to tension in the top layer creating a bowing of the part. For guideline design, the bottom surface was described as having two vertical walls connected by a raised horizontal surface. For support design, the entirety

of the part was susceptible to curling, making mechanically driven supports necessary along the entire length. The supports span from the part to the build plate (Fig. 5a). Based on these needs, two example supports were created. They alternated checkered columns and plates along the length of the bottom surface in order to have one of the shapes in tension and one in compression. Initial simulations showed that only the plate-majority supports improved part displacement, so the column-majority support was not further utilized.

3.1.2 Roof The roof geometry had a horizontal member supported by three vertical walls. As the horizontal portion was deposited on top of the vertical members, the vertical walls pulled inward, and the least restricted end furthest from all three vertical walls curled upwards. This was a result of the cooling of the top of the geometry creating inward movement of the lower portions. Supports spanned within the cavity created (Fig. 5b). Because of the inward movement of the top of the vertical walls, a mechanical support was needed to bridge between them and provide resistance to the inward compression. The lifting of the center of the upper horizontal portion was also to be mechanically addressed with a support conducive to bracing tensile loads. Remaining areas of the geometry could be supported based on process limits as those were areas of low mechanical need (Fig. 4).

Two approaches were taken for example supports. A first configuration with solid material in the shape of a Y was employed to brace the inward compression and vertical tension. In a second approach, a beam was added across the top of the roof cavity to resist the compression orthogonally and to keep the upper horizontal member from curling. The remaining volumes were supported based on process limits to minimize print time and material use. In a similar effort, both the "Y" and beam approaches were modified and attempted with volume reducing holes and/or plates. This would not only reduce the volume of material needed to print the supports but also aid in the removability of the supports after print. Only the "Y" configuration is depicted in Fig. 4b.

3.1.3 Overhang Overhangs were described as a single vertical wall connecting bottom and top horizontal members at or near a 90° angle. In a manner similar to the bottom surface, the top unrestricted member of the overhang was susceptible to curl as the uneven cooling rate of the part created a top surface in tension. To combat the curling phenomenon, supports spanning part-to-part were needed to address the tensile mechanical need at the free end of the overhang and a process limit need closest to the vertical wall. In attempting to satisfy these needs, two examples were developed (Fig. 5c). In the process limit half of the support design space, thin plates similar to the baseline were used.

At the free end, one approach used a checkerboard pattern of circular cross-section columns (named “cylinder”) and the other used a square cross-section (named “box”). Both were equal in volume and spaced according to process limits.

3.1.4 Hole Finally, the hole geometry was simplified as Kirsch’s solution⁽¹³⁾. The hole geometry was defined as a circular cavity extending completely through the body. This shape resulted in an alternating tension-compression pattern around the 90° marks of the circle. The shrinking of the top layer of the geometry as it cooled conflicted with the bottom of the hole constrained by the build plate. This created tension at the horizontal 0- and 180-degree areas and compression at the vertical 90- and 270-degree areas. It was determined that mechanical supports were needed at the vertical and horizontal edges of the hole. In the central portion, the large volume could be filled with process-limit based supports instead. As an example, a box and a cross approach were taken (Fig. 5d). The box connected the vertical and horizontal portions of the circle through vertical and horizontal members, with plates in the middle. The cross instead connected them through diagonal members joining in the center, with empty space allowed by process limits at the diagonal portions of the hole.

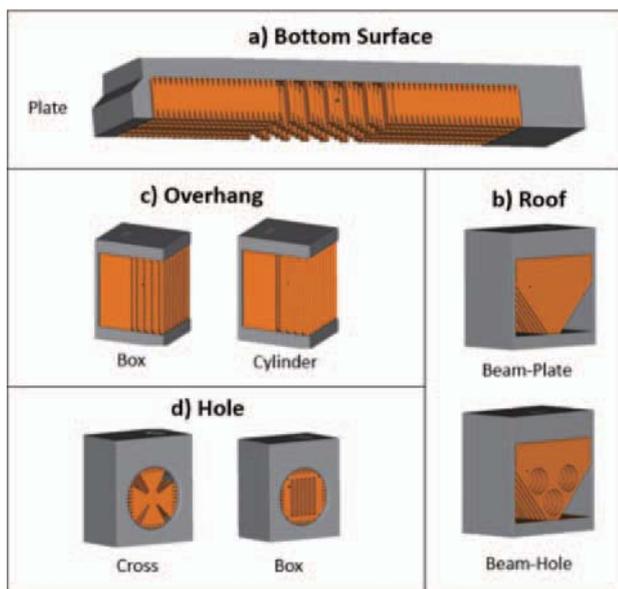


Fig. 5 Successful, innovative support strategies (in orange) of the four geometries.

3.2 Deformation Reduction The parts were all printed and measured to assess the impact of the support structures on the distortion. For the bottom surface geometries, the parts were partially cut from the build plate using wire electrical discharge machining (EDM). The resulting vertical displacement was measured from the build plate with a vertical gauge. The support strategy using a plate-majority

approach with columns in compression in the middle reduced the vertical curl compared to the baseline by 0.95 %.

Subsequently, the remaining parts were all removed from the build plate using wire EDM, and the supports were removed by hand. Blue light scanning was used to quantitatively measure the distortion of each printed part compared to the baseline and to yield maximum and average values. Each part was printed twice, and the average of the maximum distortion for each pair was compared to the baseline. These results are summarized in Table 1.

The average distortion was lower than the baseline for all advanced support strategies. The maximum distortion was reduced in all cases except one - the boxed overhang supports. The bottom surface showed a 6.06 % reduction in maximum distortion with an 11.10% increase in support volume. In the roof geometry, the beam support with holes reduced maximum distortion by 58.59 % while only increasing material volume by 23.90 %. The cylinder overhang support reduced average distortion by 11.21 % and increased support volume by only 10.90%. The best hole support result was a 24.59 % reduction in average distortion but with a 51.50 % increase in material use. The removability of the supports was also compared, and the results are summarized in Table 1. Supports without an entry for a change in distortion were not able to be removed, emphasizing the importance of manufacturability in support design.

Table 1 Summary of results for the printed parts in comparison with the baseline support strategies.

Geometry	Support	MAX	AVG	Volume Change	Removability
Bottom Surface	Baseline			-	●●●
	Plate	-6.06%		11.10%	●●●
	Block			-13.40%	●●●
Hole	Baseline	-	-	-	●●●
	Box	-15.15%	-24.59%	51.50%	■
	Cross	-24.24%	-21.31%	96.40%	■
Overhang	Baseline	-	-	-	●●●
	Box	11.93%	-5.71%	9.50%	●●●
	Cylinder	-3.67%	-11.21%	10.90%	●●●
Roof	Baseline	-	-	-	●●●
	Y			37.30%	■
	Y-Plate			-23.30%	■
	Beam			52.40%	■
	Beam-Plate	-49.49%	-13.65%	3.60%	●●●
	Beam-Hole	-58.59%	-32.10%	23.90%	■

4. Discussion

4.1 Implications of Reducing Distortion in Parts

Recent advancements in materials, methods, and machines have put AM on a pathway to directly compete on cost with traditional manufacturing methods. Build plate design and improved support structure techniques enable novel part combination for reduced assembly operations as seen in Fig. 6, and the reduced distortion directly improves yield and reduces cost. While each component has unique geometry requiring specific support geometry, the fundamental strategic approaches to design for bottom surfaces, roofs, overhangs, and holes combined with advancements in compensation modeling provide the AM engineer the tools necessary to quickly design initial build plate strategies. This increases dimensional quality earlier in the design-build phase of a development program and reduces the total development cost. Fast and effective dimensional control early in the design-build phase provides the AM engineer more time to focus on total part quality, throughput, and downstream finishing processes. High quality dimensional AM components that meet or exceed traditional forging and casting processes allow AM to directly leverage traditional downstream supply

chain machining and tooling methods, thereby reducing development time and cost. Although the results from this study showed a net increase in the support structure material used for each build, the elimination of part-altering distortion results in a higher yield of AM components capable of service.

4.2 Implications of Creating Standardized AM Guidelines

Standardized AM support structure guidelines will result in long-term quality and consistency by implementing proven strategies to create high quality build-to-build and machine-to-machine dimensional results. Standards and design practices drive higher part quality in volume AM production and are important to drive consistency in AM development processes. This removes reliance on individual AM engineer expertise but does not fully eliminate it. Guidelines give the AM engineers a knowledge management-based foundation to enable them to quickly make necessary adjustments based on the component geometry and build plate requirements^{(14),(15)}. Design practices reduce the build plate design time for early career AM engineers and provide structure and consistency for new talent to enter the industry and make an impact as soon as possible⁽¹⁶⁾. An example guideline generated in this research is shown in Fig. 7.



Fig. 6 GT26 lance injector demonstrating assembly reduction.

5. Conclusion

GE Gas Power is industrializing additive manufacturing to create a new generation of lower carbon, high efficiency gas turbine products. Fundamental AM research and process improvements such as the build plate design example are small but important steps for the continued growth and industrialization of AM components such as the 9HA.02

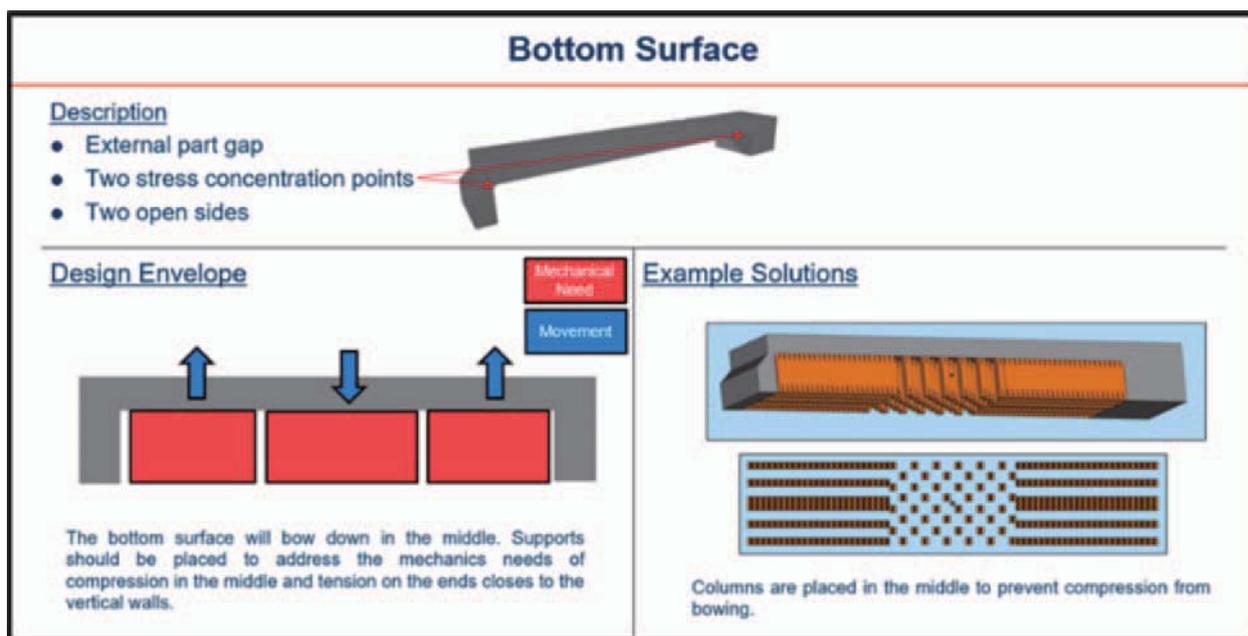


Fig. 7 Example guideline generated for the bottom surface.

DLN2.6e advanced combustor and the 7HA.02 stage 2 turbine shroud. AM is also opening new pathways in research and design for engineers to create novel components capable of burning very high levels of hydrogen while managing the risk of burning such highly reactive fuels. The combination of highly efficient and low carbon burning gas turbine components enables GE Gas Power to create a new generation of lower carbon power generation products and allows power producers to adapt to a future decarbonized world.

References

- (1) Ford, S., and Despeisse, M., 2016, Additive Manufacturing and Sustainability: An Exploratory Study of the Advantages and Challenges, *J. Clean. Prod.*, 137, pp. 1573-1587.
- (2) 2016, GE Power Opens First Advanced Manufacturing Facility, a \$400 Million Digital Industrial Investment for South Carolina, *Gen. Electr.*
- (3) Vandervort, C., Leach, D., and Scholz, M., 2016, Advancements in H Class Gas Turbines for Combined Cycle Power Plants for High Efficiency, Enhanced Operational Capability and Broad Fuel Flexibility, *The Future of Gas Turbine Technology*, 8th International Gas Turbine Congress.
- (4) 2017, HA Technology Now Available at Industry-First 64 Percent Efficiency, *Gen. Electr.*
- (5) Morand, L., Summers, J. D., and Pataky, G. J., 2021, Exploration of Support Structure Design for Additive Manufacturing at a Major OEM: A Case Study, *ASME 2021 International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference*, American Society of Mechanical Engineers Digital Collection.
- (6) Ding, J., Colegrove, P., Mehnen, J., Ganguly, S., Almeida, P. M. S., Wang, F., and Williams, S., 2011, Thermo-Mechanical Analysis of Wire and Arc Additive Layer Manufacturing Process on Large Multi-Layer Parts, *Comput. Mater. Sci.*, 50(12), pp. 3315-3322.
- (7) Strano, G., Hao, L., Everson, R. M., and Evans, K. E., 2013, A New Approach to the Design and Optimisation of Support Structures in Additive Manufacturing, *Int. J. Adv. Manuf. Technol.*, 66(9), pp. 1247-1254.
- (8) Yap, C. Y., Chua, C. K., Dong, Z. L., Liu, Z. H., Zhang, D. Q., Loh, L. E., and Sing, S. L., 2015, Review of Selective Laser Melting: Materials and Applications, *Appl. Phys. Rev.*, 2(4), p. 41101.
- (9) Xiao, G., Liu, S., Zhang, Y., Wu, Y., Chen, B., and Song, S., 2021, A Measurement Method of the Belt Grinding Allowance of Hollow Blades Based on Blue Light Scanning, *Int. J. Adv. Manuf. Technol.*, 116, pp. 3295-3303.
- (10) Peter, N., Pitts, Z., Thompson, S., and Saharan, A., 2020, Benchmarking Build Simulation Software for Laser Powder Bed Fusion of Metals, *Addit. Manuf.*, 36(October 2019), p. 101531.
- (11) Seepersad, C. C., Govett, T., Kim, K., Lundin, M., and Pinero, D., 2012, A Designer's Guide for Dimensioning and Tolerancing SLS Parts, *Solid Freeform Fabrication Symposium*, Austin, TX, pp. 921-931.
- (12) Thompson, M. K., Moroni, G., Vaneker, T., Fadel, G., Campbell, R. I., Gibson, I., Bernard, A., Schulz, J., Graf, P., Ahuja, B., and Martina, F., 2016, Design for Additive Manufacturing: Trends, Opportunities, Considerations, and Constraints, *CIRP Ann.*, 65(2), pp. 737-760.
- (13) Kirsch, C., 1898, The Theory of Elasticity and the Needs of Strength Theory, *J. Assoc. Ger. Eng.*, 42, pp. 797-807.
- (14) Huang, G. Q., Shi, J., and Mak, K. L., 2000, Synchronized System for 'Design for X' Guidelines over the WWW, *J. Mater. Process. Technol.*, 107(1), pp. 71-78.
- (15) Edwards, K. L., 2002, Towards More Strategic Product Design for Manufacture and Assembly: Priorities for Concurrent Engineering, *Mater. Des.*, 23(7), pp. 651-656.
- (16) Fazelpour, M., Patel, A., Shankar, P., and Summers, J. D., 2019, Design Guidelines as Ideation Tools-a User Study on Exploring the Subjectivity of Unit-Cell Design Guidelines, *Int. J. Des. Creat. Innov.*, 7(1-2), pp. 50-69.

特集：ガスタービン・航空宇宙分野におけるAdditive Manufacturing適用の最前線

日本電産マシントールのDED方式金属3Dプリンタ紹介 Introduction of Nidec Machine Tool DED Metal 3D Printer



倉本 博久*1
KURAMOTO Hirohisa

キーワード：3D Printer, DED, Metal 3D Printer, Large parts

Key Words：3Dプリンター, 金属3Dプリンター, 大型部品

1. はじめに

金属積層造形を用いることにより、除去加工や成型加工では実現できなかった形状の実現による軽量化や部品の一体化、高機能化、デザイン性の向上などが可能になる。そのため、金属3D積層造形は次世代の加工技術として注目されており、新材料や造形部品の適用アプリケーション、品質評価手法などの開発が日進月歩で進んでいる。本稿では、当社装置が採用しているDED方式の積層原理を説明し、パウダDED方式金属積層造形機LAMDA®（ラムダ）の特徴と積層造形事例について紹介する。

2. 金属積層造形の種類

金属粉末を用いた積層造形には主としてパウダベッド方式（Powder Bed Fusion（略称PBF））、バインダージェット方式（Binder Jetting（略称BJT））、デポジション方式（Directed Energy Deposition（略称DED））がある。Fig. 1に各方式の比較を示す。

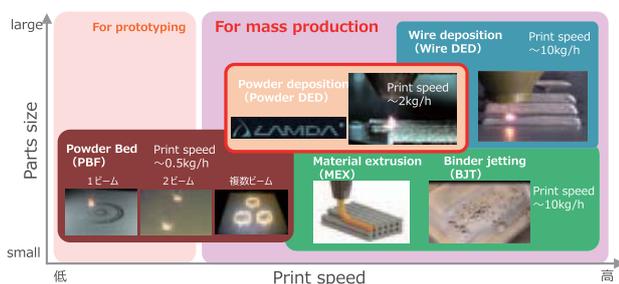


Fig. 1 Comparison of metal AM methods

原稿受付 2022年1月14日

* 1 日本電産マシントール(株) 開発4部
〒520-3080 栗東市六地藏130
E-mail: kuramoto.hirohisa@nidec.com

2.1 PBF

PBFは金属粉末を敷き詰めたパウダベッドにレーザや電子ビームなどのエネルギーを照射することで、厚さ数十 μm ずつ溶融・凝固させながら造形していく方法のことであり、従来型の鑄造や除去加工では実現できなかった複雑な形状を造形できる。その特徴から、複雑部品の一体造形や多品種少量生産部品、試作部品の造形に用いられることが多い。

2.2 BJT

BJTはPBFと同じくパウダベッドを用いるが金属を固める方法が異なっており、インクジェットノズルで液状の結合剤を金属粉末上に選択的に供給することで粉末を固め、これを厚さ数十 μm ずつ繰り返していくことで目標の形状に仕上げていく。造形時点で金属粉末はバインダーで結合されているだけの状態（グリーン体）である。後工程のバインダーを取り除く脱脂工程と、金属を焼き固める焼結工程を経ることで金属部品として完成する。脱脂以降の後工程は金属射出成型（MIM：Metal Injection Molding）の工程と同じであり、既に実用化されているやり方である。粉末を形にするやり方がMIMの射出成型から積層造形に変わったものと考えれば分かり易い。積層造形にすることで実現できる形状の自由度が増し、かつ射出成型金型も不要となる。PBFと比較して造形速度が速く、造形物へのサポート形状の付加が必要ないという利点がある。一方で、後工程用の熱処理炉が必要になる。

2.3 DED

DEDは金属粉末を敷き詰めるPBFやBJTとは異なり、造形箇所に金属材料を直接供給するやり方である。積層ノズルが造形形状に応じた積層経路上を移動するように位置制御を行いながら、金属粉末やワイヤ等の材料を局所的に供給してレーザやアークなどの熱源により基材（ベースとなる金属）とともに溶融・凝固させることで、任意の位置に肉盛溶接して3次元形状を造形していく方法である（Fig. 2）。

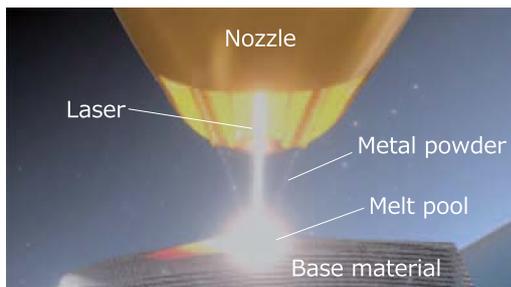


Fig. 2 Principle of metal DED

3. DED方式の特徴

- DEDはその積層原理から次の特徴を持っている。
- ① 造形速度がPBFと比較して約10倍程度と速い。
- ② ノズル移動方式であるためPBFやBJTのように造形サイズの制限を受けにくく、移動ストロークを拡大することで大型部品を造形することができる。
- ③ 既存部品に形状を付加することができる。
- ④ 造形途中に供給する金属粉末の種類を切り換えることで、異種金属を複層造形することができる。

一般的に金属積層造形を用いて部品を直接製造することにより、加工治具レスや部品の一体化等による大幅な納期短縮や、部品自体の高機能化が期待できる。さらにDED方式を用いることで、大型部品にも対応が可能になるだけでなく、既存部品の補修や形状付加による部品強度の向上、表面コーティングによる機能向上、複雑形状で高機能な大型部品の造形等、様々な用途への適用が期待できる技術である。

4. LAMDA®の積層技術

LAMDA®は熱源にレーザー光を、材料に金属粉末を用

いるパウダDED方式の金属積層造形機であり、造形サイズに応じて機種展開している (Fig. 3)。DED方式では金属粉末とレーザー光の正確な供給と照射、金属の溶融・凝固プロセスのコントロールが、高精度・高品質な金属積層造形の実現に不可欠となる。これらを実現するLAMDA®の積層造形技術について以下に紹介する。

4.1 積層ヘッド

積層ヘッドの役割は熱エネルギーであるレーザー光と金属粉末を正確に造形箇所へ供給することである。正確な供給により目論見通りの造形ビード形状を得ることが可能になるとともに、金属粉末の歩留まりも向上できる。また、金属の溶融・凝固プロセスを監視する手段を提供する役割も担っている。Fig. 4に積層ヘッドの構成を示す。レーザー光は積層ヘッドを通してノズル中心から照

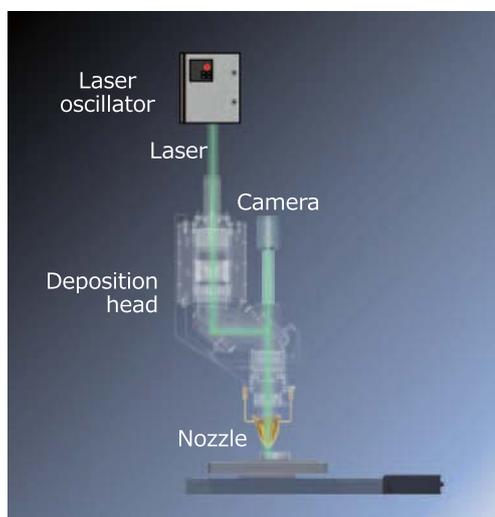


Fig. 4 Deposition head



	LAMDA 200	LAMDA 500	LAMDA 2000	
Max print size [mm]	200 x 200 x 200	500 x 500 x 500	2,000 x 1,500 x 1,600	2,500 x 900 x 1,000
Laser output [kW]	1, 2, 4, 6			
Number of powder supply pots	1 (Opt. max 2 pots)			
Inert gas shield	Available			
Spindle	Available			N/A
NC axis table	1-axis・2-axis table available			
Machine size (Install space) [mm]	4,000 x 2,600	4,100 x 5,000	12,000 x 6,500	7,000 x 5,500
Machine weight [kg]	2,500	7,500	44,000	12,000
Material	Titanium alloy, Inconel, Stainless steel, Maraging steel, Cobalt chrome alloy, Invar			

Fig. 3 LAMDA series

射され、正確に基材上に集光される。金属粉末はレーザー光の焦点位置で収束するように、ノズルを通じてレーザー光の周辺から供給される。また、レーザー光と同軸上にカメラを設置することにより、造形方向によらず金属の溶融・凝固部の真上からの観察が可能となっている。

4.2 ローカルシールド

大気環境下で造形すると、金属材料によっては溶融・凝固する過程で大気中の酸素と結合（酸化）することにより、機械特性が劣化してしまう場合がある。これを防止するには装置自体をチャンバー構造とし、チャンバー内を不活性ガス雰囲気や真空とすることで酸素を排出してやれば良い。ところがチャンバー方式だと、特に大型部品の造形開始までの酸素排出に時間を要するだけでなく、更に造形の進捗確認や干渉チェック等の作業の利便性も低下してしまう。これらの課題を解決するため、LAMDA®では大気環境下での造形中に溶融部への大気流入を抑制するローカルシールドノズルを開発・搭載している。

① ローカルシールドノズルの構造

ローカルシールドノズルは粉末供給部の外周から不活性ガスを噴射する構造としており、噴射ガスにより局所シールドを形成することで溶融・凝固位置に空気が入り込むことを防止している。

② ローカルシールドノズルの効果

Fig. 5にTi-6Al-4V造形時の様子を示す。ローカルシールド有り無し以外のレーザー出力や粉末供給量などの造形条件は同じである。ローカルシールド無しの場合（左写真）は造形中にスパッタが発生したが、ローカルシールド有りの場合（右写真）はスパッタの発生が低減している。Fig. 6はInconel718の造形結果の外観である。ローカルシールド無し（左写真）と比較して、ローカルシールド有りの場合（右写真）の方は積層面粗さが向上していることが分かる。



Fig. 5 Differences during Ti-6Al-4V printing with and without local shield

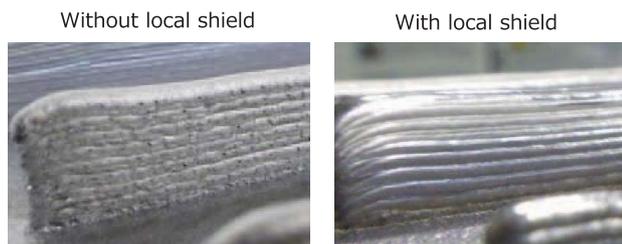


Fig. 6 Inconel 718 printing results with and without local shield

4.3 モニタリングフィードバック

DED方式ではレーザーで基材を溶融させながら造形するが、金属粉末の種類や供給量、造形物の形状、造形中の放熱による基材の冷却の程度などにより、レーザー出力が一定でも金属が溶融する程度が変化する（Fig. 7）。例えば、造形中の放熱冷却よりもレーザーによる入熱が大きい場合、基材温度は徐々に上昇し入熱過大で過溶融となり造形に失敗する場合がある。DED方式での高精度造形には、溶融・凝固の適切なコントロールが装置に求められる。LAMDA®はこの課題を解決するためにモニタリングフィードバック機能を有している。

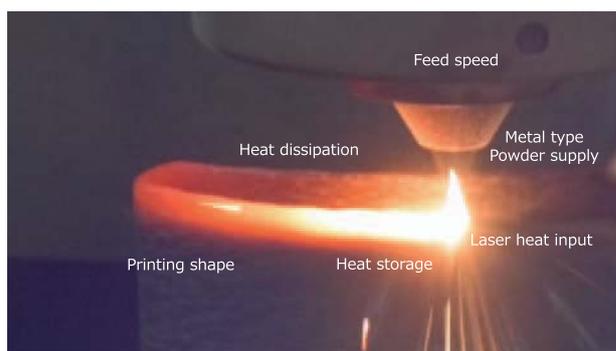


Fig. 7 Disturbance elements of DED printing

① フィードバックの仕組み

フィードバック機能の仕組みをFig. 8に示す。レーザー光と同軸上にカメラを設け、造形中にメルトプール（溶融池）を真上から観察できるようにしている。撮影したメルトプール画像から当社独自の画像処理アルゴリズムを用いて特徴量を造形中にリアルタイムに算出し、レーザーパワー制御と送り速度制御により入熱量と造形高さをコントロールする。

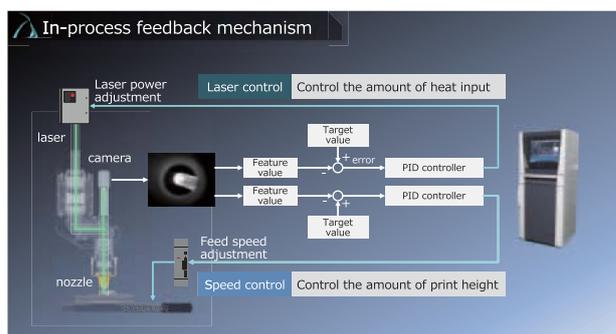


Fig. 8 Mechanism of monitoring feedback

② フィードバックの効果

SS400のベースプレート上に、造形中に入熱による金属の温度変化が大きくなり易い薄肉円筒形状（材料：SUS316L）をヘリカルパスで造形した結果と、造形中のメルトプール明るさをFig. 9に示す。フィードバック無しの場合、造形途中でメルトプールが過溶融となっ

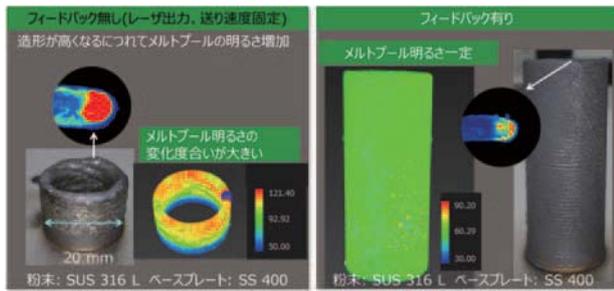


Fig. 9 Effect of monitoring feedback (change in melt pool brightness)

ため造形を停止した。一方で、フィードバックを有効とすることで、メルトプールの溶融状態を安定化させることにより形状崩れを発生せずに造形を完了できた。Fig. 9中の3Dグラフィックはフィードバック有効時と無効時のメルトプール明るさの比較である。造形終了直前のメルトプール明るさの数値が造形開始直後と比較して高いことから、フィードバック無効時は徐々に過溶融に変化していったことがわかる。一方で、フィードバック有効時は造形中のメルトプール明るさは一定で安定している。Fig. 10に造形中のレーザー出力変化を示す。Fig. 10中の3Dグラフィックはフィードバック有効時と無効時のレーザー出力の比較である。フィードバック無効時は造形中のレーザー出力が常に一定であり、時々刻々と変化する基材の温度に対して、メルトプールを形成するのに最適な入熱量となっていない。一方で、フィードバック有効時は基材の温度に応じた最適な入熱量となるように、造形開始直後からレーザー出力が適切にコントロールされていることがわかる。

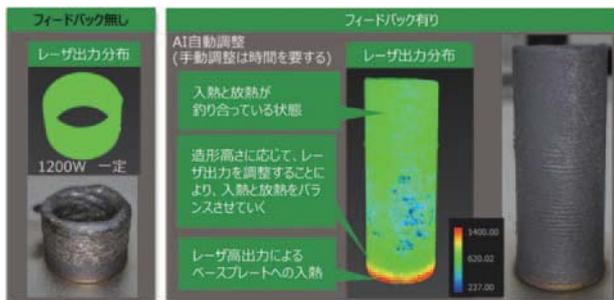


Fig. 10 Effect of monitoring feedback (change in laser output)

4.4 AI異常検知

① 長時間造形の過程で発生する異常

DED方式で長時間の安定造形を行うには、メルトプールのコントロール以外にも注意すべき点がある。例えば、シールドガス切れや条件不良に起因するスパッタの過剰な発生、ノズルへの異物付着、金属ヒュームによるノズル内保護ガラスの汚れなどの外乱である (Fig. 11)。スパッタの過剰な発生による造形部周辺やノズルへの付着は、造形品質の悪化やノズルの損傷を引き起こす場合がある。保護ガラス汚れも同様である。これらを造形中に

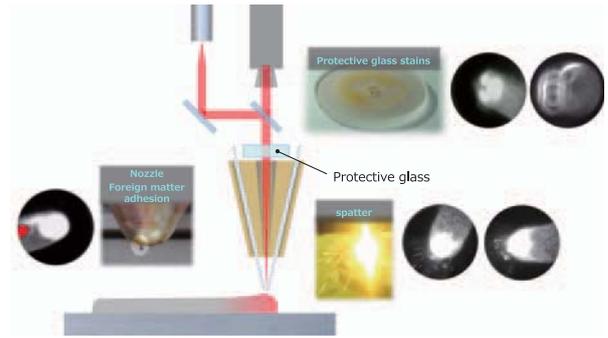


Fig. 11 Abnormalities that occur in the process of long-term printing

検知し、安全に装置を停止させる仕組みが必要である。

② 異常検知の方法

これまでの経験から、異常発生時はモニタリング画像に何らかの変化が現れやすいことがわかっている。ところがその変化パターンは千差万別であるため、一定のルールに基づいた検知アルゴリズムを用いても検出率を上げることは困難である。これに対応するため、LAMDA®のモニタリング機能には、AIを用いて造形中に発生したNGパターン画像を学習させることで、より高い精度での異常検知と異常種類の識別を可能にする仕組みを搭載している。

③ 学習の仕組み

異常発生時の画像は金属材料や形状、レーザー出力などの造形条件により千差万別であるため、常に学習しながら認識精度を向上させていくことが望ましい。LAMDA®のAI学習の仕組みをFig. 12に示す。モニタリング機能により異常時の画像データが記録され、それを学習用データとして蓄積できるようになっている。このデータを用いた学習によりAIモデルを発展させること

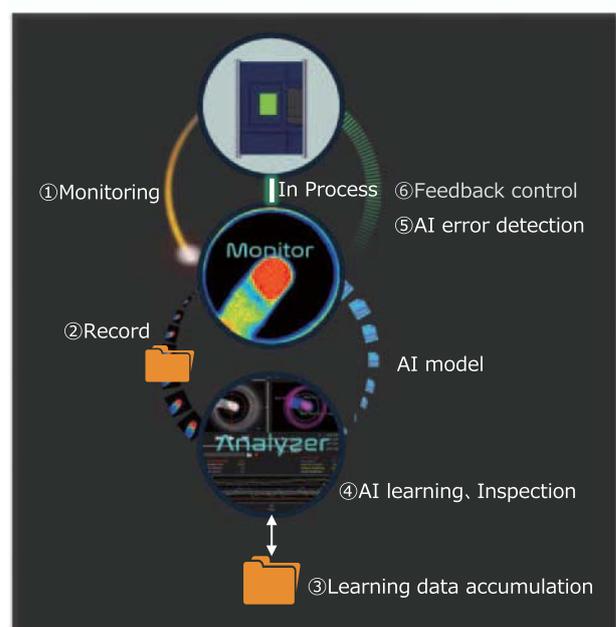


Fig. 12 AI learning mechanism

ができるため、造形異常データを蓄積すればするほど、装置の異常検知率が高まっていくという仕組みである。造形の更なる安定化を目標に、識別可能な異常の種類を増やすと同時に、認識率の向上に努めていく。

5. DED造形事例

DED方式では異種金属の複層造形や、補修造形、自由形状の造形など様々な造形が可能であるが、本稿ではLAMDA[®]2000プロトタイプ機で造形した最新の大型サンプルを紹介する。Fig. 13はLAMDA[®]2000プロトタイプ機でローカルシールドノズルを用いて大気環境下で造形したTi-6Al-4Vの大型ロケットサンプルである。造形高さは1430mm、内部は中空構造となっている。このような大型のチタン合金部品でも大気環境下で造形が可能であることを示したサンプルである。

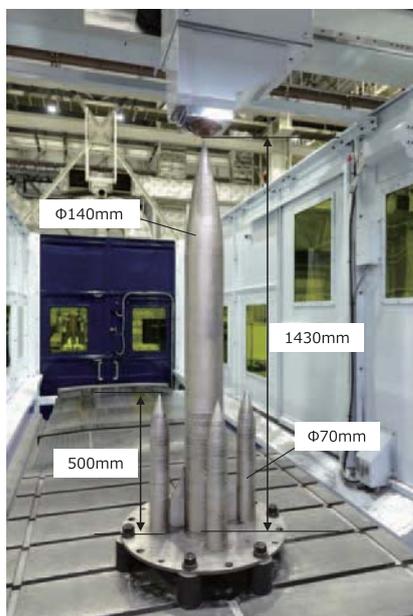


Fig. 13 Large sample of Ti-6Al-4V

6. まとめ

本稿では、DEDの積層原理と、LAMDA[®]の特徴である大気雰囲気下でチタン合金造形を可能とするローカルシールドノズル、長時間の安定造形に貢献するモニタリングフィードバック機能、およびAIによる異常検知機能について説明した。また、LAMDA[®]の造形サンプルについても紹介した。

DED方式の金属積層造形は従来の加工方法では実現できなかった形状の実現や、異種金属の複層造形など従来製品の性能を大きく向上させる可能性を秘めており、産業界からの技術に対する期待が大きい。当社は今後も様々な産業分野に向けたアプリケーション開発と造形性能の向上に取り組んでいく。

本研究開発は、経済産業省の委託事業“三次元造形技術を核としたものづくり革命プログラム（次世代型産業用3Dプリンタ技術開発及び超精密三次元造形システム開発）”，及び国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）の助成事業の成果を活用している。

特集：ガスタービン・航空宇宙分野におけるAdditive Manufacturing適用の最前線

ガスタービン部品へのAM技術実用化について

Practical Applications of AM Technology for Gas Turbine Parts

吉野公太^{*1}
YOSHINO Kota

小牧孝直^{*1}
KOMAKI Takanao

本山宜彦^{*1}
MOTOYAMA Norihiko

片岡正人^{*1}
KATAOKA Masahito

谷川秀次^{*2}
TANIGAWA Shuji

種池正樹^{*2}
TANEIKE Masaki

伊藤竜太^{*2}
ITO Ryuta

キーワード：3D積層造形, レーザー粉末床溶融法, ガスタービン, 高温部品, 金属AM適用例

Key Words：AM, LPBF, Gas Turbine, Hot Section Components, AM Application

1. 緒言

LPBF (Laser Powder Bed Fusion) 方式の金属3D積層造形プロセス(以降, 金属AM)は, 基板上に敷き詰めた金属粉末をレーザーで溶融して積層造形する方式であり, 複雑内部構造の造形が可能で, 革新的な構造設計部材への適用が期待される。近年, LPBF装置の造形サイズ大型化, マルチレーザーキャニングによる高速化, 装置の低価格化が進んでいることから, 金属AM適用対象部材の更なる拡大が予想される。

当社でも, 2014年から各種製品への金属AMの適用検討を進めている。例えば, 発電用大型ガスタービンでは, 高温部品の冷却空気量削減による性能向上を狙いとし, 従来工法では不可能な金属AMならではの複雑内部冷却構造の採用を検討している⁽¹⁾。

一方, 金属AMは造形装置に3D CADデータを入力すれば直ちに部品が作れて実用化できるものではなく, 高い充填率を実現する積層造形条件や, 高精度に造形する技術, 材料組織制御などの要素技術に加え, 造形物の特性や制約を踏まえた革新的な設計思想や, 品質・コスト・製造期間に対する要求を満足する必要がある。

本稿では, 発電用大型ガスタービンを対象とし, 金属AMの要素技術開発と製品への適用状況について記載する。

2. AM造形技術

金属AM適用に際して製造技術として適正な造形条件の選定と造形精度の確保が重要である。本章では条件選定と精度向上の取り組み事例について紹介する。

2.1 積層造形条件の適正化(充填率確保)

装置メーカー指定の汎用材料(INCONEL718やSUS316L等)に対しては, 装置メーカーから積層造形条件が提供されるが, ガスタービン用耐熱合金のような特殊材料を使用する場合は, ユーザー側で自ら積層造形条件を選定する必要がある。当社では, Table 1の積層条件選定フローに従って, 材料毎に適正な積層条件を選定している。はじめに1ビードで安定したビードが得られるレーザー出力, 走査速度範囲を選定し, その条件範囲内から適切なハッチ間隔を選定することで単層の適正条件範囲を選定する(STEP 1)。次に, 所定の積層厚さとハッチ間隔においてレーザー出力, 走査速度及び基本セルのパターン・重ね代・回転角度を変化させ施工条件範囲を絞り込みながら, Cube(立方体)形状の部材を用いて充填率を評価し, 充填率が高い条件範囲を絞り込む(STEP 2)。最後に充填率が確保される条件範囲において, 各種形状での積層評価を行い, 形状や面粗度要求に応じて適正な積層造形条件を選定する(STEP 3)。

上記選定フローに基づいて, ガスタービン用耐熱合金の積層条件を選定した。Fig. 1にレーザー出力・走査速度・充填率の関係の一例を示す。入熱不足では融合不良が, 入熱過大ではポロシティの発生が認められるが, 適正な入熱条件を選定することで充填率99.9%を確保できた。

発電用大型ガスタービン部品は, 造形品のサイズが大きいため, 造形エリア全域で高い造形品質が求められる。また, 空力及び冷却の観点から, ガス流路面や内部冷却通路の表面粗さの低減, 及びロバスト性の向上, スパッタ付着の抑制が要求される。

前者に対する打ち手の一つとして, 造形チャンパ内のガスフロー適正化が挙げられる。Fig. 2に造形チャンパ内のArガス流量の違いによる造形中に発生するヒュームの除去状況の差異, 及び, ベースプレート(基板)上の造形位置による各造形物の充填率を示す。ガス流量が不足すると, 造形中に発生するヒュームが滞留し, レー

原稿受付 2022年2月1日

*1 三菱重工業(株) GTCC事業部
〒676-8686 高砂市荒井町新浜2丁目1-1

*2 三菱重工業(株) 総合研究所
〒676-8686 高砂市荒井町新浜2丁目1-1

Table 1 Selection flow of building condition

[STEP1] 一層施工による施工条件の絞り込み (積層厚さ毎に設定)	
① ビード安定性 & 断面形状評価 (1ビード)	② ビード重ね形状評価 (1層多パス重ねビード)
安定ビード形成条件 適正溶け込み形状条件を選定 安定ビード 溶け込み深さ (d_0) $1.5t \leq d_0 \leq 2t$ 不安定ビード	適正ビード重ね条件を選定 ・重ねビード凹凸 ・重ね部溶け込み深さ (d_1) $d_1 > t$ 重ね ($W_0/2$)
1500 100 走査速度 (mm/s) 溶け込み不足領域 適正範囲 溶け込み過剰領域 レーザー出力 (W) 50 400	1500 100 走査速度 (mm/s) ビード不揃い領域 適正範囲 入熱過剰でビード不安定 レーザー出力 (W) 50 400
レーザー照射 (レーザー出力: P) レーザー照射 走査方向 (走査速度: V) 走査方向 積層厚: t 金属粉末 1パスビード造形	ハッチ間隔: H 1層 (スライス断面) 積層造形
[STEP2] 積層条件選定	
③ 充填率評価 (多層多パスビード: Cube形状)	
1層の積層適正条件範囲をベースに造形品質を均質化させる適正パターンを選定 <パターン> ・基本セル (単位塗り潰し領域) のパターン (ストライプ、チェス) ・基本セル重ね代 ・基本セル回転角度 (θ)	
1500 100 走査速度 (mm/s) 充填率低い 適正範囲 レーザー出力 (W) 50 400	
[STEP3] 部材形状に応じた条件選定	
④ 積層可能形状、表面状態評価 (各種形状積層)	
STEP2の充填率が確保されている適正条件範囲内の条件において、部材の形状に応じて適正な入熱条件を選定 <部材形状> <評価項目> ・穴 (横穴/縦穴) ・充填率 ・スリット ・表面粗さ ・板厚 ・造形角度	
低入熱ほど表面粗さは小さい傾向 最大断面粗さ Rt (μm) 400 300 200 100 0 入熱 (W/mm) 0.00 0.20 0.40 0.60 0.80 1.00 レーザー出力 (W) 50 400	
Cube形状 積層造形	各種形状積層造形

	遅 ← 走査速度 → 速								
レーザー出力 ↑	低	97.2	98.7	98.6	94.6	85.5	75.2	67.7	59.8
		96.7	98.7	99.0	98.2	93.9	85.3	76.3	73.2
		97.5	99.7	99.9	99.8	97.7	91.8	82.3	74.8
		95.7	99.4	99.9	99.9	99.6	98.2	89.4	78.2
		96.3	99.7	99.9	99.9	99.8	99.4	97.3	87.9
レーザー出力 ↓		96.5	99.7	99.9	99.9	99.8	99.7	92.7	89.0
	高	96.2	99.8	99.9	99.9	99.8	99.5	98.3	94.7

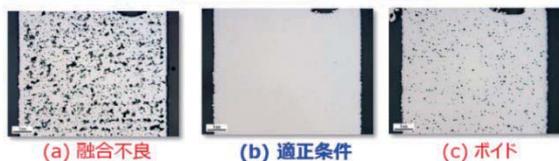
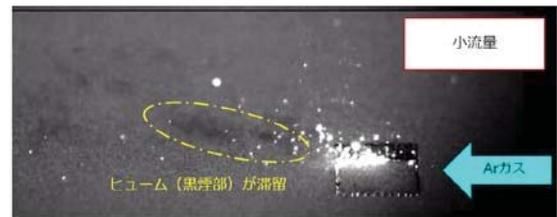


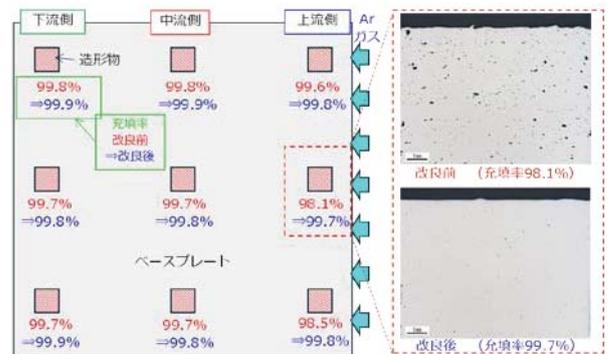
Fig. 1 Relation between laser power, scanning speed, and density (Material: Ni-base alloy)

ザビームの散乱が生じ、造形品質に悪影響を与える可能性がある。そのため、ベースプレート上の全領域においてヒュームが十分に除去されるガス流量が求められることから、ガスフローの適正化に取り組んだ。

その結果、ベースプレート上の全領域で99.7%以上の充填率を確保することができた。スパッタに関しては、ビームシェイパ (屈折型、回折型) によるドーナツ型やリング型のビームプロファイル形状を用いて、溶込み深さを最小限に抑えつつ溶融池内の温度差を低減させることで、スパッタの発生量及びサイズを低減できる可能性があり、今後 金属AMへの適用検討を進めていく予定である。



(a) Arガス流量によるヒューム除去性の差異



(b) 造形エリア内の充填率 (c) 断面組織

Fig. 2 Densities of test pieces built at several positions on base plate

2.2 高精度造形技術

金属AMでは、造形中に熱変形が発生するため、設計モデル通りの形状で造形する技術が必要である。円筒等の単純形状であれば、熱変形による収縮分だけモデルを一律でオフセット (収縮率調整) して造形すれば、造形精度を向上させることができる。しかし、3次元形状の複雑構造部材では、各種変形モード (収縮, 反り, 曲げ) が多方向に局所で発生するため (Fig. 3), 前述の一律での収縮率調整では対処できない。そこで、積層造形シミュレーションで造形変形を予測し、変形を打ち消す方向に造形モデルをオフセット補正する手法と変形抑

制用サポートを設置する手法を構築した (Fig. 4)。具体的には、造形部のサイズや材質に合わせて、市販の積層造形シミュレーションの計算式や入力値をカスタマイズして解析精度を向上させるとともに、造形解析での予測が困難な造形物同士の合流部における急峻な変形部に対しては、変形方向に対して高剛性となる形状のサポートを設置している (Fig. 5)。本手法を適用し、後述のガスタービン部品を含め、各種部材の高精度造形を実現している (Fig. 6)。

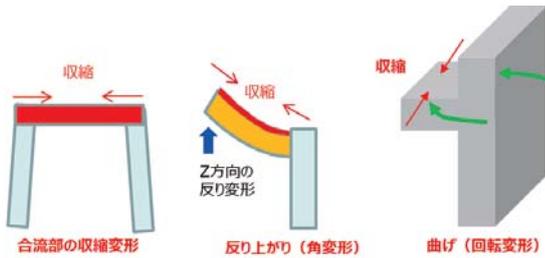


Fig. 3 Deformation mode

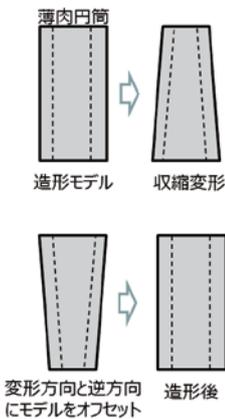


Fig. 4 Offset calibration of building model

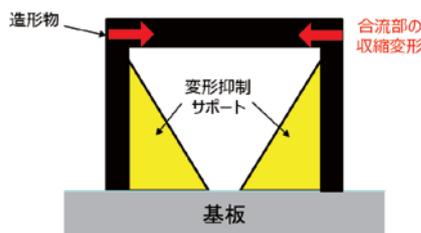


Fig. 5 Deformation suppressing support

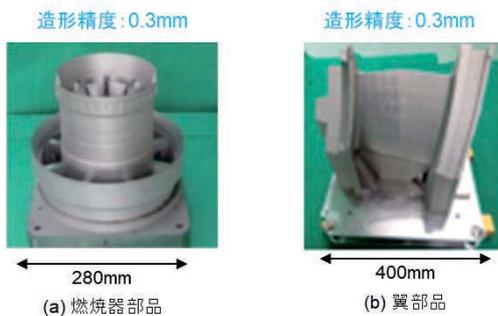


Fig. 6 Examples of high accuracy building

3. AM造形物の材料特性改良

ガスタービン高温部品では主に高温強度の高いニッケル基超合金の鍛造・圧延材や鋳造材が使用されている⁽²⁾。これら合金の粉末を用いてLPBFプロセスで造形したAM材料は、造形時の熔融・凝固における冷却速度が、従来製造法に比べ極めて大きいために、材料組織が従来材とは大きく異なり、結晶粒や析出物が微細化する傾向にある (Fig. 7)。高温で使用される部材については、微細すぎる結晶粒径は高温クリープ等の材料強度に悪影響を及ぼす場合が多い。また造形後の材料組織は造形方向に伸ばした微細な柱状晶となるため、材料特性に強い異方性が生じ、応力負荷方向によっては強度特性が著しく低下する場合がある⁽³⁾。よってこれらAM材料の特性を理解した材料組織制御が重要になる。

これまでの鋳造、圧延材についての材料特性の知見を踏まえ、AM材特有の急冷凝固の影響を考慮し、材料計

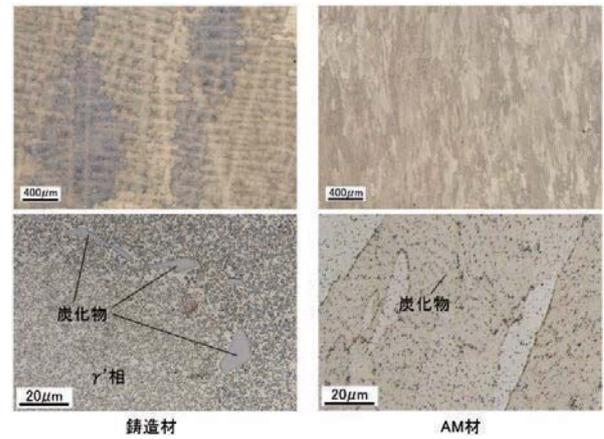
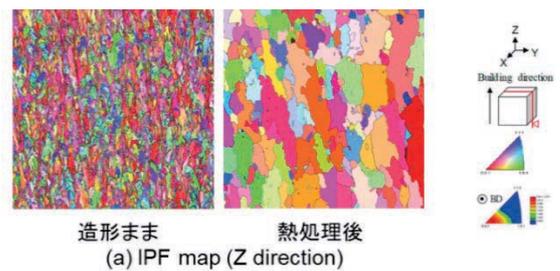
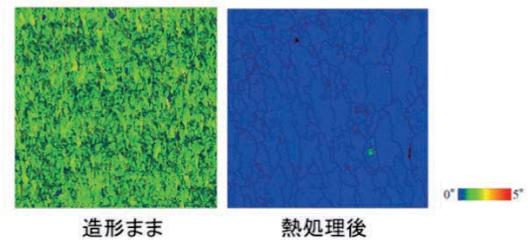


Fig. 7 Grain structure and precipitation differences between forging and AM material



* EBSD (電子線後方散乱解析) で結晶粒の成長方向を計測



* Kernel Average Misorientation 残留ひずみの程度を示す

Fig. 8 Texture anisotropy and residual strain due to heat treatment

算技術も活用しながら、材料成分、造形条件、熱処理条件等のパラメータ調整を進めてきた。一例として、熱処理前後での結晶形態変化及び残留歪（Kernel Average Misorientation, KAM値）をEBSD分析（電子線後方散乱解析）にて調査した結果をFig. 8に示す。造形後の微細な柱状晶及び高い残留歪を解消すべく熱処理条件等の調整を行うことで、比較的等軸な結晶粒を得ることができ、強度特性の異方性を大きく低減した。合わせて高温クリープ寿命についても従来の鍛造材と同等の特性を得ることができた（Fig. 9）。本知見は実証試験に供した分割環だけでなく、各種ニッケル基AM材へも展開し、順次材料強度データ整備を進めている⁽⁴⁾。

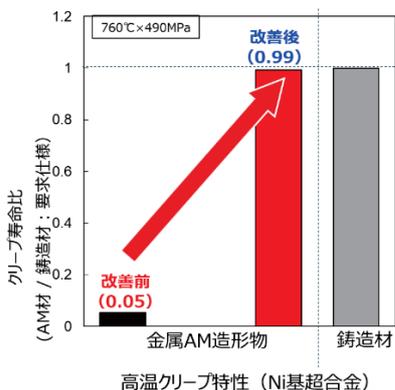


Fig. 9 Improvement of high temperature creep characteristic as the result of change of building condition and heat treatment

4. 品質モニタリング技術

金属積層造形は、造形完了までの積層時間が数十時間にも及ぶが、施工後の品質検査で不合格となると大きな手戻りとなる。そこで手戻り防止及びトレーサビリティ確保を目的とし、造形中の施工状況としてレーザー照射部の状態（溶融池からの発光）を対象としたモニタリング技術と品質判定手法の開発を進めている⁽⁵⁾。本項では、造形プロセス監視手法として、OT（Optical Tomography）の適用検討状況について述べる。

OTは、造形中のレーザー照射部の溶融池からの発光強度をCMOSカメラで露光時間を一定時間設けて捉え、その積算値及び最大値より、プロセスの異常（レーザー出力の変動や保護ガラスの汚れによるレーザービームの散乱等）や造形面近傍の開口欠陥を検知する技術である。

エネルギー密度（レーザー出力、走査速度、ハッチ間隔をパラメータとして変更）を各種変化させた際にOTで捉えた発光の検出画像及び発光強度の積算平均をFig. 10に示す。Fig. 10より、エネルギー密度に対応して発光強度の積算平均が変化していることがわかる。発光強度の積算平均はエネルギー密度だけでなく、造形物の温度や形状によっても変わる。今後、取得データを増やし、プロセス異常の検出精度を高めることで、造形物の品質（充填率）を保証するための発光強度のクライテリアを

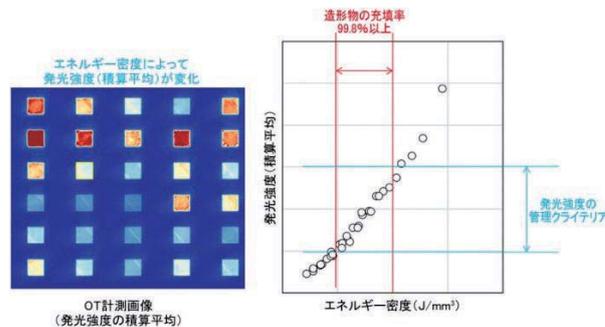


Fig. 10 Relation between energy density and emission intensity (Cumulative average)

求める等、AMの品質管理としてモニタリング技術を活用していく予定である。

5. ガスタービン部材への適用状況

ガスタービン複合発電は、再生可能エネルギーと共存する最もクリーンで経済的な火力発電所を提供できるシステムで、今後も発電市場をリードすると予想されており⁽⁶⁾、当社でも機種開発を進めている。本項では、大形ガスタービン部品へのAM適用例の中から（Fig. 11）、AMならではの複雑冷却構造による性能向上、ラピッドプロトタイピングによる開発期間の短縮、溶組部材の一体造形によるコスト低減技術の開発状況について述べる。



Fig. 11 AM applications of Large flame Gas Turbine

5.1 ガスタービン分割環の性能向上

高温部品の一つである分割環に対して、AMならではの内部冷却通路を設計し、ガスパス面の温度分布のばらつきを減らし、従来よりも冷却性能を向上させた。造形側では、変形シミュレーション、材料組成改良、熱処理条件の適正化に取り組み、要求品質（強度、形状精度）を確保することができたため、当社高砂地区の実証発電設備で実機環境下での信頼性評価を行っている（Fig. 12）。

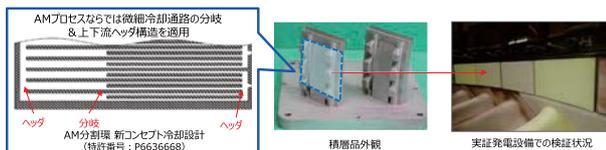


Fig. 12 Ring segment with advanced cooling channel by AM

5.2 ガスタービン燃焼器のラピッドプロトタイピング

ガスタービン燃焼器は、多数の板金加工や溶接を要している部材が多く、新形状の燃焼器を検証するには、製作に時間を要する。当社では、Fig. 13に示すような構成部品の一部をAMでいち早く製作し、試験用燃焼器のラピッドプロトタイピング化を図ることで、燃焼器の開発期間の大幅な短縮を実現している。



Fig. 13 Combustor rapid prototyping by AM

5.3 溶接組立部品のコスト低減

AMは複雑構造を得意としており、従来工法ではコスト高だった複雑形状の部材に対しては、AM適用によるコスト効果が期待できる。

一例として、薄板の板金部材10pcで構成された溶接組立品をAM一体造形化し、更に1バッチあたりの造形数量を増やす等のコスト低減対策にも取り組むことで60%のコスト低減に成功した (Fig. 14)。



Fig. 14 Cost reduction by parts integration using AM

この様に、当社では金属AMの要素技術を開発し、ガスタービンの開発、量産部品製作で金属AMを活用している。量産適用では、2017年から金属AMによる量産を

開始し、年間10,000個のAM部品を製作し、これまでに累計35,000個のAM部品を出荷済みである (Fig. 15)。



Fig. 15 Number of AM parts shipment for Gas Turbine

6. 纏め

当社グループにおける金属AM技術開発の取り組みとして、発電用大型ガスタービン部品を対象とした要素技術の開発状況を紹介した。引き続き、AMプロセスを活用し、当社製品のQuality, Cost, Delivery を向上させ、お客様のニーズに応えるべく技術開発を進めていく所存である。

謝辞

本成果の一部は、国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) の助成事業の結果から得られたものである。

参考文献

- (1) 渥美秀勝ほか、電力用ガスタービンの開発と最新要素技術について、日本機械学会、第24回動力・エネルギー技術シンポジウム講演論文集、2019、No. 19-16.
- (2) 小熊英隆ほか、高効率ガスタービン実現のための先進材料・製造技術開発、三菱重工技報、Vol. 52 No. 4、pp. 5-14.
- (3) 種池正樹ほか、Ni基積層造形材の高温強度特性に及ぼす材料組織の影響、日本金属学会2021年秋期 (第169回) 講演大会概要集、2021、p. 227.
- (4) 赤間大地ほか、高温部品用Ni基 AM材の材料特性に及ぼす造形および熱処理条件の影響、第49回日本ガスタービン学会定期講演会論文集、B-26 (2021).
- (5) 石出孝ほか、3次元金属積層造形技術実用化に向けた施工技術開発、三菱重工技報、Vol. 55 No. 2、pp. 1-8.
- (6) 小森豊明ほか、低炭素化発電技術の最新動向と将来展望、GTSJガスタービンセミナー (第41回) 資料集、2013、pp. 57-64.

特集：ガスタービン・航空宇宙分野におけるAdditive Manufacturing適用の最前線

わが国の基幹ロケットにおける金属3Dプリンタの適用計画と将来展望 Additive Manufacturing in Japanese Flagship Launch Vehicles



堀 秀輔*¹
HORI Shusuke

キーワード：金属3Dプリンタ，ロケット，ロケットエンジン，H3，LE-9，競争力，材料特性，品質

Key Words：Additive Manufacturing, Launch Vehicle, Rocket Engine, H3, LE-9, Competitiveness, Material Property, Quality

1. 緒言⁽¹⁾

ロケットによる宇宙輸送事業は、世界的に供給過多の状況にあり、競争力を確保するためには、工期短縮や低コスト化の努力が欠かせない。しかし、航空宇宙分野のものづくりは、「少量多品種生産」「極限までの軽量化要求」「高い信頼性要求」で特徴づけられる通り、一般的な大量生産手法を使うだけでは、必ずしも低コスト化や納期短縮などの効果が得られない難しさがある。各国の航空宇宙メーカにおいても、プロセスの工夫による低コスト化は限界に近づいている。

この様な流れの中、Additive Manufacturing（以下、AMまたは金属3Dプリンタと呼ぶ）が2000年代に登場し、2010年代には質の高い三次元造形が行えるようになり、現在ではほぼ汎用工作機械とよべるほどの技術になった。この結果、航空宇宙産業のもの作りに変革が起きている。

AMによる変革には、大きく以下の三つの段階がある。既存のメーカは、主に(1)(2)により既存製品のコスト・納期・性能等の課題を克服することにAMを活用する一方、スタートアップ企業の中にはAMによって一足飛びに(2)(3)を実現することで、それを武器とした新規参入を図るケースも見られる。

- (1) 短納期化・低コスト化
- (2) 従来の製造方法ではできなかった設計の実現
- (3) サプライチェーンへの依存からの脱却（参入障壁の大幅な低下）

AMは、製品の納期，コスト，重量などを低減し，付加価値を高めるだけでなく，サプライチェーンやコスト

構造を含む製造業全体の基本構造を変革する技術であり、単なる製造方法の改善というような捉え方をしてはならない。グローバル環境の中でわが国が競争力を持続していくためには、①AMの実用化、②装置開発、③Design for Additive Manufacturing (DFAM) に関する研究開発を三位一体で進め、新たな産業構造への対応を図ることが不可欠である。また、インパクトの高いプロジェクトにおいて成功例や信頼性を示し牽引することも必要である。



Fig. 1 An artist's illustration of H3 launch vehicle launched from Tanegashima Space Center

現在JAXAにおいて、現行のH-IIAの後継機として、新たな基幹ロケットH3を開発している（Fig. 1）。H3ロケットは、国際的な衛星打上げ市場における競争力確保を目指しており、それを達成するための手段の一つとして、AMが挙げられる。H3はわが国の基幹ロケットで初めて、AMを使用したロケットとなる。ロケットの競争力の最大の源泉となるのは、性能／価格／信頼性に優れた第1段エンジンであるが、H3ロケットでは第1段エンジン（LE-9エンジン）の重要コンポーネントにAMを使用する。大型ロケットの心臓部である第1段エンジンにAMを使用して打上げを行った実績は世界的にもまだ少ない。

原稿受付 2022年2月1日

* 1 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構（JAXA）
宇宙輸送技術部門鹿児島宇宙センター
射場技術開発ユニット／H3プロジェクトチーム
技術領域主幹
〒891-3793 熊毛郡南種子町荃永麻津
E-mail: hori.syuusuke@jaxa.jp

本稿では、新型基幹ロケットH3の開発の概要を紹介した上で、AMの適用計画、及び、世界の情勢を踏まえた将来展望について述べる。

2. H3ロケット

2.1 プロジェクト概要⁽²⁾

H3ロケットは、①わが国の宇宙活動の自律性を確保すること、および、②2020年代の国際的な打上げ市場における競争力を確保することの2つを目的として開発している最新の大型ロケットである。2013年、宇宙政策委員会の審議に基づき開発着手が決定された。

現行の主力ロケットH-IIAをベースとした液体酸素／液体水素ロケットで、H-IIAと比べ全高を53mから63m、直径を4mから5.2mへと大型化すると共に、従来の1段エンジン（LE-7A）よりも更に推力の高い新型1段エンジン（LE-9）を新規開発し、最大3基クラスタ化することで打上げ能力を高める。H-IIAとH3の比較をFig. 2に示す。

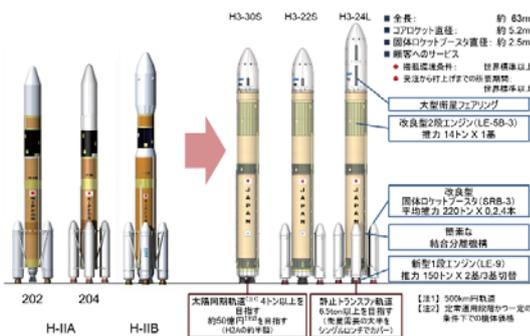


Fig. 2 Comparison between current rocket (H-IIA) and H3

国の要求（宇宙活動の自律性の確保）、民の要求（国際市場における競争力の確保）の両面を実現するため、官民共同で開発を進めている。全体の「総合システム」を宇宙航空研究開発機構（JAXA）が取りまとめ、そのうちロケットシステムを三菱重工株式会社（MHI）がプライムコントラクターとして開発する。サブシステムのうちキー技術に該当するものは国（JAXA）が責任を持ち、担当企業と開発を行う。実施体制をFig. 3に示す。

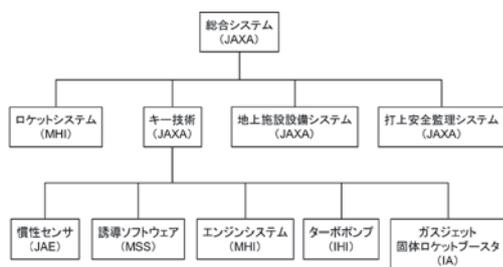


Fig. 3 Framework of H3 launch vehicle development

2.2 歴史的位置づけ⁽²⁾⁽³⁾

1970年に日本最初の人工衛星「おおすみ」がラムダロ

ケットにより近地点高度350kmの楕円軌道に打上げられてから、50年が経過した。

この間日本は、アメリカからの技術導入により開発した「N-Iロケット」で人工衛星「きく2号」を打上げ（1977年）、アメリカ・ソ連につぐ世界3番目の静止衛星打上げ国となった。その後も当時の宇宙開発事業団（現JAXA）が中心となって、「N-IIロケット」（1981年～・静止軌道へ0.3ton）、「H-Iロケット」（1986年～・静止軌道へ0.5ton）、「H-IIロケット」（1994年～・静止遷移軌道へ4 ton・純国産）と、技術の国産化とともに高度化・高信頼性化を進めてきた。

この結果到達した現行システム、H-IIAロケット（2001年～・静止遷移軌道へ最大約6.0tonを輸送可能）及び、H-IIBロケット（2009～・国際宇宙ステーションへ16.5tonの宇宙ステーション補給機（こうのとりの）を輸送可能）は、高い信頼性と低コストを両立した実用ロケットである。すでに合計54回の打上げが行われ、「ひまわり」「みちびき」など生活に欠かせない実用衛星をはじめ、政府衛星、小惑星探査機「はやぶさ2」、海外衛星「Inmarsat-6 F1」の打上げなど、多様な需要に応え活躍している。H-IIA、H-IIB合わせた合計の成功率は98%を超え世界最高水準である。また、予定通りの日程で打ち上げる「オンタイム打上げ率」は80%以上と他国（60%代以下）の群を抜き、日本らしい特徴として評価され始めている。なお2007年の13号機からは、民間の力により競争力を確保することを目的としMHIが「打上げサービス」を提供している。

H3ロケットは、これら日本の大型ロケットの集大成に位置付けられる。H-IIA/H-IIBの強みである高い信頼性を引継ぎつつ、2020年代以降のニーズに合わせ、①競争力のある打上能力と価格、②射場運用性の改善と希望打上時期への対応、③振動の少ない乗り心地の良い機体などが開発仕様に反映されている。⁽⁴⁾

2.3 H3システム概要⁽²⁾⁽⁴⁾

H3ロケットは2020年代のニーズに対応し、静止遷移軌道（静止化増速度量 $\Delta V=1500\text{m/sec}$ ）に約2～7 tonの打上能力を有する。幅広い打上能力要求にシームレスに対応するため、固体ロケットブースタ本数を0本、2本、4本、第1段エンジンの数を2基、3基から選択できる仕様としている。また海外顧客が利用しやすい様、標準的な衛星搭載構造としている。Fig. 4、Table 1にH3の概要を示す。

H3ロケットは、液体酸素と液体水素を推進剤とする2段式液体ロケットで、SRB-3、フェアリング、第1段ロケット、第2段ロケットを順次作動させ、役目が終わったものを切り離すことにより加速を続け最終的に要求軌道及び速度に達し、ペイロードを分離する。ロケットの飛行は、機体に搭載されたナビオンクスシステムにあらかじめプログラムされ、自動的に誘導・制御される。

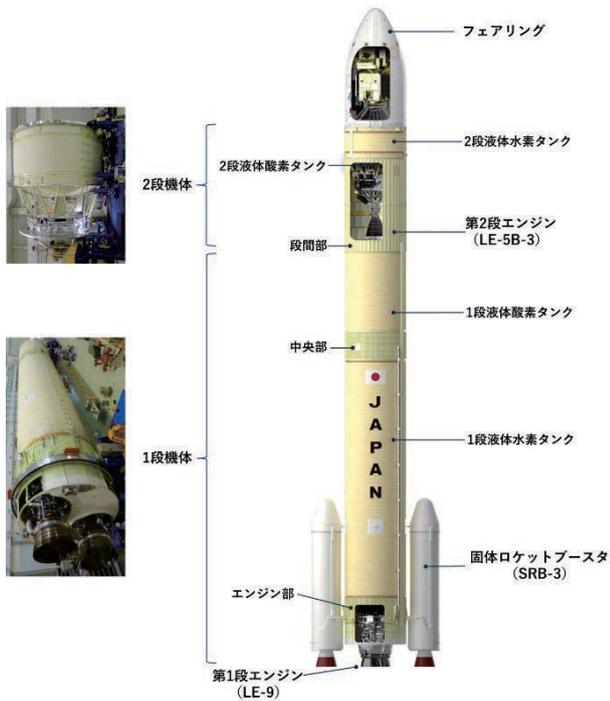


Fig. 4 H3 launch vehicle

Table 1 Specification of H3 launch vehicle

	H-IIAロケット (参考)	H3ロケット	備考
全長	53 m	56 m	
総質量	443 ton (204形態)	574 ton (24形態)	ペイロード質量 含まず
打上げ能力	6.0 ton	6.5 ton	静止遷移軌道
フェアリング			
名称	5S型 / 4S型	S / L / W	
直径	5.1 m / 4 m	5.2 m / 5.4 m	
長さ	12 m	10.4 m / 16.4 m	
第2段機体			
タンク直径	4 m	5.2 m	
推進薬質量	16.6 ton	23 ton	
エンジン	LE-5B	LE-5B-3	
装着基数	1基	1基	
推力	137 kN	137 kN	真空中
比推力	448 s	448 s	真空中
第1段機体			
タンク直径	4 m	5.2 m	
推進薬質量	100 ton	210 ton	
エンジン	LE-7A	LE-9	
装着基数	1基	2基 / 3基	
推力	1098 kN	1471 kN(100%) 971 kN(66%)	真空中
比推力	440 s	425 s	真空中
固体ロケットブースタ			
名称	SRB-A	SRB-3	
装着基数	2本 / 4本	0本 / 2本 / 4本	
推進薬質量	65 ton(1本分)	67 ton(1本分)	
推力	2520 kN(1本分)	2158 kN(1本分)	真空中
比推力	283 s	283.6 s	真空中

2.4 開発試験^{2),(4)}

ロケット開発では、部品、コンポーネント、サブシステム、総合システムへと、段階を踏んで検証が進められていく。H3でもこれまでに、主要なサブシステムごとに、SRB-3燃焼試験 (Fig. 5)、フェアリング分離試験 (Fig. 6)、2段機体試験 (captive firing test) (Fig. 7)、1段機体試験 (battleship firing test) (Fig. 8)、電気系サブシステム試験など、サブシステムごとの最終的な検証を順次進めてきた。



Fig. 5 SRB-3 firing Test



Fig. 6 Fairing separation test

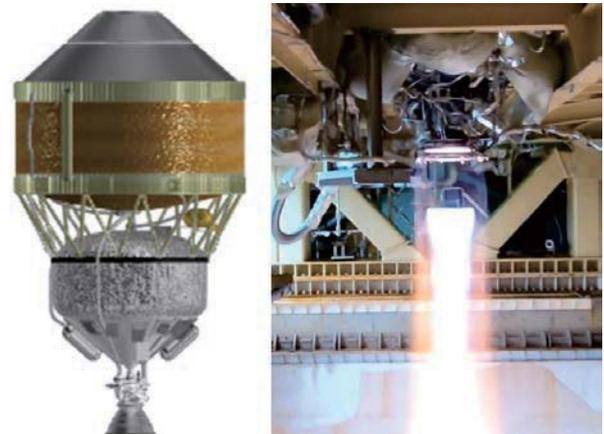


Fig. 7 Second stage captive firing test



Fig. 8 First stage battleship firing test

この結果、ロケットシステム全体として最終段階の直前にきており、検証された各サブシステムを種子島宇宙センターに順次集結させ機体全体を組立てた状態にある。今後、すべてのサブシステムを装着したのち、種子島宇宙センターの射点 (Fig. 9) において、地上設備からロケットに至る全コンフィギュレーションを打上げ時と同じ状態とした燃焼試験 (captive firing test) を行い、打上げ作業のリハーサルを兼ねた最終確認を行う。



Fig. 9 Tanegashima Space Center launch complex

3. LE-9エンジン

3.1 LE-9概要⁽⁵⁾

国際競争力を目的とするH3ロケットにおいて、高い信頼性と低コストを両立する第1段エンジン (LE-9) は、その鍵となる技術であり、H3最大の新規開発項目である。LE-9は、推力150 tonfの液体酸素/液体水素エンジンである。100%フル作動と66%スロットリング作動の二つの作動点の切り替えが可能で、H3の飛行中、フルとスロットリングの合計で約300秒間燃焼する。Fig. 10及びTable 2にLE-9の概要を示す。



Fig. 10 LE-9 engine

Table 2 LE-9 engine specification

	LE-7A (参考)	LE-9 (H3用第1段エンジン)
推進剤	液体酸素/液体水素	
エンジンサイクル	二段燃焼サイクル	エキスパンダブリードサイクル
真空中推力	112 tonf	150 tonf
真空中比推力	440s	425s
クラスタ数	1基(H-IIA)	2~3基
混合比	5.9	5.9
スロットリング	なし	66%スロットリング有り
バルブ駆動方式	空圧	電動

3.2 コンセプト⁽⁵⁾

高信頼性と低コストを両立させるためのLE-9の設計コンセプトについて説明する。

(1) エクスパンダブリードサイクル

ガスタービンなど他の熱機関と同様に、液体ロケットエンジンも熱力学的サイクルを利用している。LE-9は、ロケットエンジンサイクルの中で最もシンプルで部品点数が少なく、LE-7Aの二段燃焼サイクル等と比べてプリバーナなどの高温・高圧部が無く安全な、エキスパンダブリードサイクルを採用し、高信頼性と低コストの両立を図る。エキスパンダブリードサイクルをFig. 11に示す。

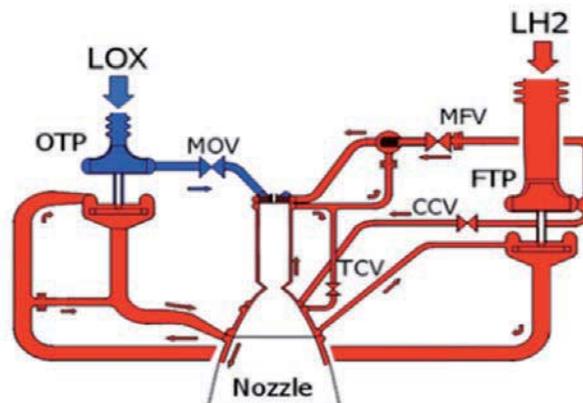


Fig. 11 LE-9 engine system (expander bleed cycle)

機体のタンクからは、毎秒約 0.7m^3 の液体水素と毎秒約 0.3m^3 の液体酸素が、それぞれの配管を通じてLE-9エンジンに供給される。これらの推進剤はそれぞれ、液体水素ターボポンプ (約42,000 rpmで回転) 及び、液体酸素ターボポンプ (約18,000 rpmで回転) で、約18 MPaまで昇圧される。その後、バルブ、噴射器等のコンポーネントを通して燃焼室に噴射され、約10 MPaで燃焼が行われる。この結果3500Kを超える高温・高圧の燃焼ガスが生成され、超音速ノズルにより秒速4 km以上まで加速して噴射することで、約150 tonfの真空中推力を得る。液体水素の一部は燃焼室冷却通路に導入され、そこで燃焼室壁面を冷却すると共に、自らは高温高圧の水素ガスとなり、ターボポンプを駆動するためのタービンを通り最終的に外部に排気される。推進剤が燃焼室を再生冷却する過程でガス化し膨張する (expand) 力を利用してタービンを駆動するとともに、少流量でパワーを得

るために、タービン二次圧をほぼ大気圧としてタービン圧力落差を大きくし、ガスを外部に排気する (bleed) サイクルであることから、エキスパンダブリードサイクルと呼ばれる。タービン駆動ガスを捨てる分、相対的に効率は低下するが、二段燃焼サイクルに比べエンジンシステム全体の圧力を低くでき、安全でシンプルな構成になる。

当サイクルは従来、LE-5Bなど推力が小さい上段エンジンに使用してきたが、これを1段エンジンに適用するための研究開発を行い、約150トン級のエンジンにも使用できる見通しを得た。LE-9は、LE-5Bで実績のあるエキスパンダブリードサイクルと、LE-7Aで培ってきた大型エンジン技術の両者を受け継ぐ、わが国の液体ロケットエンジンの集大成である。

(2) 低コスト技術

LE-9エンジンでは、目標とする製品価格を達成するため、第一に、シンプルなエキスパンダブリードサイクルを採用し部品点数を大幅に削減した。

第二に、製造から打上げに至る製品のライフサイクルを見渡し、全工程を通じて作業コストを削減できる効果の高い技術仕様を盛り込んだ。一例として、従来LE-7Aのエンジンバルブには、駆動方式として空圧アクチュエータを用いていたが、LE-9では、電動アクチュエータを採用している。空圧アクチュエータでは開閉制御するのみであったのに対し、電動アクチュエータでは開度の自動制御が可能となる。この機能により、例えば、従来はフライト前の領収燃焼試験は2回実施し、1回目の試験で初期の特性を確認し、その結果からオリフィス交換を行い、2回目の試験を実施して最終的なフライト作動点 (推力、混合比) に調整するのが通常であった。これに対し、LE-9では1回の燃焼試験で目的の作動点に自己調整し、試験回数を削減できる。また、射場における作動点検の自動化等、全工程を通じて作業コストの低減効果が得られる。電動化は電源の設置が必要など一見高コストだが、上述のように打上げまでの作業工数は大幅に低減され、結果としてエンジン全体の製品価格を下げることができる。

3.3 金属3Dプリンタ⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾⁽⁴⁾⁽⁵⁾⁽⁶⁾

1章に、AMによるものづくりの変革には三段階あると述べたが、LE-9では1段階目として、金属3Dプリンタ (AM) を活用することで、従来金型を用いたり複数素材を接合したりすることで製造していた複雑形状部品の工程をAMに置き換え、製造リードタイムの短縮と低コスト化に取り組んでいる。対象部品として、噴射器本体、噴射器エレメント、燃焼室マニホールド、ターボポンプケーシング、曲がり配管・バルブケーシングを選定した。これらはいずれも耐圧殻としてエンジンの構造強度を受け持つクリティカルな部品である。中でも噴射器エレメントは、ロケットエンジンの安定燃焼や性能を左右する最重要部品であるが、従来は数百個の素材をロウ

付けして製造していた高コスト部品であり、AMを適用する効果は極めて大きい。



Fig. 12 Critical components of LE-9 using additive manufacturing technology

製造プロセスの確立に向けては、①フィージビリティ確認、②条件出し試験、③試作造形、④材料試験、⑤実機大試作、⑦確性試験などを行う。この過程で、個々の部品ごとに、装置・粉末・レシピ・ポストプロセスについて、最適な条件を設定していく必要がある。確性試験において、寸法精度・材料特性・表面性状・欠陥等内部品質・品質保証方法等を評価し、実機製作に移行する。

この様にして製造されたAM部品をFig. 12に示す。部品レベルで確性されたものは順次、LE-9エンジンに搭載し、燃焼試験を行って検証を進めている。エンジン燃焼試験は、実環境試験として流体・温度・圧力・振動環境など、エンジン作動中の実負荷下において、機能・性能、強度・耐久性に問題なく、打上げに使えることの実証を行う最も重要な試験である (Fig. 13)。

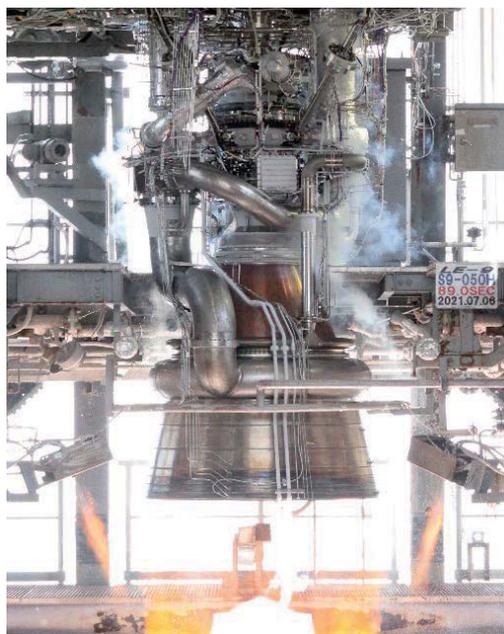


Fig. 13 LE-9 engine firing test using AM components

4. 世界情勢と今後の展望

世界のロケットにおける、ロケットエンジンなどの重要コンポーネントへのAMの適用状況をTable 3に示す。New Spaceと呼ばれる新興企業群が、AMを武器とした特徴あるロケットで市場への新規参入を図る一方、既存のロケット企業は、2017年頃からAMコンポーネントを使用したエンジンの燃焼試験を開始していることが分かる。

Table 3 World's 3D-printed rocket engines⁽⁷⁾⁽⁸⁾⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾

	ロケット	エンジン	打上げ事業者	AM適用状況
New Space	Falcon9	Merlin	SpaceX	2014～、AMコンポーネント（メイン燃料バルブのケーシング等）を使用したエンジンで打上げ実施。
	Electron	Rutherford	Rocket Lab	2017～、ほぼすべてAMで製造したエンジンで打上げ実施。
	Terran	Aeon	Relativity Space	2017～、燃焼試験実施。ロケット全体をAMで60日以内で製造するコンセプト。打上げ実績無し。
既存企業	SLS	RS-25	NASA	2017～、AMコンポーネント使用し燃焼試験実施。打上げ実績無し。
	Ariane 6	Vulcain 2.1	Ariane Space	2018～、AMコンポーネント使用し燃焼試験実施。打上げ実績無し。
	Vulcan	RL10C-X	ULA	2019～、AMコンポーネント使用し燃焼試験実施。打上げ実績無し。

わが国のLE-9エンジンの取組状況は、世界とほぼ同期した動きとなっている。H3の競争力を確保していくためには、AMを重要コンポーネントに適用したLE-9による打上げを確実に成功させ、世界に遅れず成功実績を作ることが不可欠である。その一方で、さらに先を見据え、AMによるものづくり変革の2段階目である「従来の製造方法ではできなかった設計の実現」に向けて歩を進める必要がある。すなわち、トポロジ最適化、マルチスケール構造（ラティス等）、部品統合、マスカスタマイゼーション、損傷許容設計など、Design for Additive Manufacturing (DFAM) と呼ばれる研究開発を進め、新たな産業構造の中での競争力の源泉を構築し続けなければ、持続的な競争力を実現することはできない。

打上げの成功を積み上げ、新たな技術を磨いていく不断の努力の先に、国際市場での活躍、国際的な探査計画における貢献、革新的将来輸送システムの実現など、基幹ロケットが目指す未来が開けるであろう（Fig. 14）。

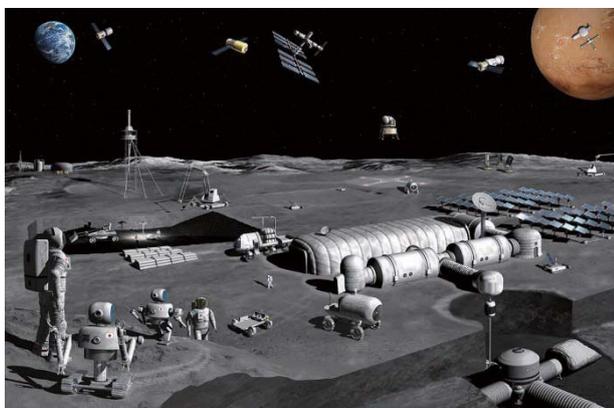


Fig. 14 An artist's illustration of future international activity on lunar surface¹²⁾

5. まとめ

グローバルな市場の中でわが国のものづくりが競争力を持続していくためには、AMの実用化を進め、新たな産業構造への対応を図ることが不可欠である。JAXAにおいては、開発中の新型基幹ロケットH3の競争力を高めるため、低コスト化を目的として第1段エンジンLE-9の重要コンポーネントにAMを適用し、エンジン燃焼試験を実施した。研究開発を継続すると共に、プロジェクトの成功を通じ信頼性を示すことで、わが国のものづくりの発展にも貢献していきたい。

参考文献

- (1) 堀秀輔ほか、「新たなものづくり」3Dプリンタ活用最前線, (2015), p.221-227, NTS.
- (2) 奈良登喜雄ほか, H3ロケットの開発, 三菱重工技報, Vol54, No.4 (2017), pp.30-37.
- (3) 堀秀輔, H-IIBロケットの開発及びそれを支える技術, 混相流, Vol24, No.2 (2010), pp.132-137.
- (4) 奈良登喜雄ほか, 基幹ロケットH3の開発状況と今後の展望, 三菱重工技報, Vol.58, No.4 (2021), pp.1-7.
- (5) 堀秀輔ほか, H3ロケット第1段エンジンの開発計画, 第59回宇宙科学技術連合講演会講演集, (2015), 2A12.
- (6) Mihara, R., Rocket Engine Made by Additive Manufacturing, IHI Engineering Review, Vol51, No.2 (2018), pp.20-23.
- (7) Rocket Lab
<<https://www.rocketlabusa.com/updates/rutherford-engine-qualified-for-flight>> (accessed on 15 January, 2022).
- (8) Relativity Space
<<https://www.relativityspace.com/rockets>> (accessed on 15 January, 2022).
- (9) NASA
<<https://www.nasa.gov/exploration/systems/sls/nasa-tests-3-d-printed-rocket-part-to-reduce-future-sls-engine-costs>> (accessed on 15 January, 2022).
- (10) ESA
<https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Ariane/First_hot_firing_of_Ariane_6_s_Vulcain_engine> (accessed on 15 January, 2022).
- (11) Aerojet Rocketdyne
<<https://www.rocket.com/article/3-d-printed-rl10c-x-prototype-rocket-engine-soars-through-initial-round-testing>> (accessed on 15 January, 2022).
- (12) 革新的将来宇宙輸送システム実現に向けたロードマップ検討会中間取りまとめについて
<https://www.mext.go.jp/b_menu/shingi/chousa/kaihatu/024/toushin/mext_00823.html> (参照日2022年1月15日)

特集：ガスタービン・航空宇宙分野におけるAdditive Manufacturing適用の最前線

エネルギー分野における金属積層造形技術の適用事例

- DEDの開発を中心に -

Application of Additive Manufacturing in the Energy Industry

: focusing on Directed Energy Deposition -



坂根 雄斗^{*1} 佐藤 貴克^{*1} 岩崎 勇人^{*1}
SAKANE Yuto SATO Yoshikatsu IWASAKI Hayato

キーワード：ガスタービン，レシプロエンジン，金属積層造形，指向性エネルギー堆積法

Key Words：Gas Turbine, Reciprocating Engine, Additive Manufacturing, Directed Energy Deposition

1. 緒言

近年，世界的な人口増加や目覚ましい経済成長を続ける一方で，資源・エネルギーの枯渇化や地球温暖化に代表される環境問題が非常に深刻な問題となっている。こうした中，従来の大量生産・大量消費・大量廃棄の経済（線形経済）から，あらゆる段階で資源の効率的・循環的な利用を図りつつ，付加価値の最大化を図る経済（循環経済）への転換が強く求められている⁽¹⁾。

ものづくりにおいても設計，生産，利用，廃棄といったあらゆる段階において循環性を考慮することが求められ，循環経済の実現は今後の製造業における競争力の源泉となっていくと考えられる。

このような背景に対し，金属積層造形技術，すなわち Additive Manufacturing（以降，AM）は，従来のものづくりを刷新し，循環経済の実現に大きく寄与する技術の一つであると期待される。AMの適用により，製造段階の素材の無駄の最小化や，製品の高性能化，長寿命化の実現，さらには復元補修といった新たな価値の提供が可能になる。AMプロセスについては古くから提唱されていたが，昨今のデジタル技術の革新も相まって多様な産業界で注目を浴び，徐々に実用化が進んできている⁽²⁾。

本報では，当社のエネルギー産業におけるAM技術の適用事例について紹介する。なお，金属材料を用いるAMには，「粉末床溶融結合（Powder Bed Fusion：PBF）法」や「指向性エネルギー堆積（Directed Energy Deposition：DED）法」といった手法等がある。PBFにおける当社の開発事例は以前に本学会誌にて紹介した⁽³⁾ため，今回は循環経済の実現に資するDED法にお

ける開発事例について示す。

2. AM技術の概要と適用事例

DED法の一つであるLaser Metal Deposition：LMD法を活用した開発状況について示す。LMDは，熱源であるレーザを母材に照射することで母材表面を溶融し，その領域に金属粉末等の溶加材を供給することで肉盛造形するものである（Fig. 1）。レーザを熱源とするため，一般的な肉盛技術と比較して入熱制御が容易なプロセスであり，次のような特長を有する。

- ・母材成分の肉盛部への希釈の影響が小さく，少量の肉盛層でも高機能/高品質な特性を発揮する。
- ・母材の熱影響が小さい。
- ・ひずみが小さく，形状精度が高い。
- ・レーザの集光サイズを調節することで，肉盛形状を容易に制御することができる。

当社では，産業用ガスタービンのラビリンスシール部を対象とした耐摩耗補修技術を確立⁽⁴⁾して以降，積層造形，補修，表面改質といった切り口で開発を進めている。

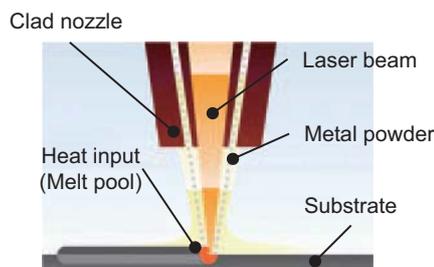


Fig. 1 Schematic image of LMD

原稿受付 2022年1月11日

*1 川崎重工業(株) 技術開発本部 技術研究所
〒673-8666 明石市川崎町1-1

2.1 チタン合金部材の積層造形技術

航空機エンジン部品等に多用されるチタン合金は比強度が高く、耐熱性、耐食性に優れた特長を有する反面、素材コストが高く、また、塑性加工、機械加工ともに難しい金属である。従来は機械加工を前提とした製造プロセスが採られているが、上述の理由からチタン合金部品の製造コストは極めて高く、また、素材の大半を切削屑として廃却せざるを得なかった。そこで当社では、素材のニアネットシェイプ化を目指し、チタン合金のAM技術の開発を推進している。

2.1.1 プロセス条件の適正化 肉盛り品質にはレーザーの出力 P [W]、スポット径 D [mm]、送り速度 V [mm/s]、粉末投入量 m [g/s] といったプロセス条件が関係している。単位面積あたりの出力 (P/DV [J/mm²]) が過大な場合は積層高さが稼げず生産性が低下する、母材が変形する等の問題が生ずる。一方、単位面積あたりの粉末投入量 (m/DV [g/mm²]) が過大な場合は未溶着が発生する。そこで、1ビードにて入熱量、粉末投入量等の諸条件を変えた試験により、良好な品質を得る施工条件範囲を明確にした (Fig. 2)。なお、使用した材料は母材、粉末ともにTi-6Al-4Vである。

また、チタン合金は、酸素親和性が高い材料であり、施工に際しては不活性な雰囲気が必要とする。そのため、肉盛り施工は航空宇宙材料規格 (Aerospace Material Specification : AMS) のAMS4999 (Titanium Alloy Direct Deposited Products 6Al - 4V Annealed) が規定する酸素濃度1200 ppm以下の雰囲気で行った。

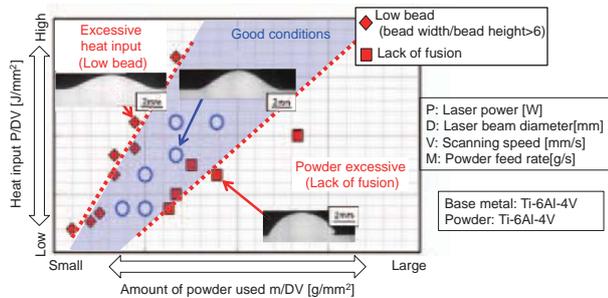


Fig. 2 Optimization of LMD processing conditions

2.1.2 肉盛り品質の評価 良好な施工条件範囲内で試作した肉盛り品について、応力除去焼鈍後の機械的特性の評価結果をFig. 3に示す。引張試験の結果、耐力、引張強さに関しては肉盛り方向に対し、いずれの方向でも鍛造材の規格AMS4928 (Titanium Alloy Bars, Wire, Forgings, Rings, and Drawn Shapes 6Al - 4V Annealed) を満たした (Fig. 3 (a))。なお、Y方向 (肉盛り平行方向) において延性が最も低い結果となった。金属組織観察の結果、この試験片では、旧 β 粒界に沿って低延性な α 相の存在が認められ、これが延性低下の要因であったと考えられる。Y方向試験片では、造形時のパス間隔が短く、十分な冷却速度が得られなかったことが

要因として挙げられ、適切な冷却管理によって解決できると考えられる。

また、良好な施工条件範囲内の3条件で肉盛り品を作製し、疲労試験によって肉盛り内に内包される欠陥サイズと疲労強度との相関性を評価した。試験片は予めX線CT検査により、欠陥サイズを把握した上で試験に供し、鍛造材 (AMS4928準拠) と同等の疲労強度が得られる施工条件を把握した (Fig. 3 (b))。プロセスの適正化により最大欠陥を制御することで、鍛造材以上の疲労強度が得られたのは、肉盛り組織が高強度な針状組織 (Fig. 4) となっていたためと推定される。

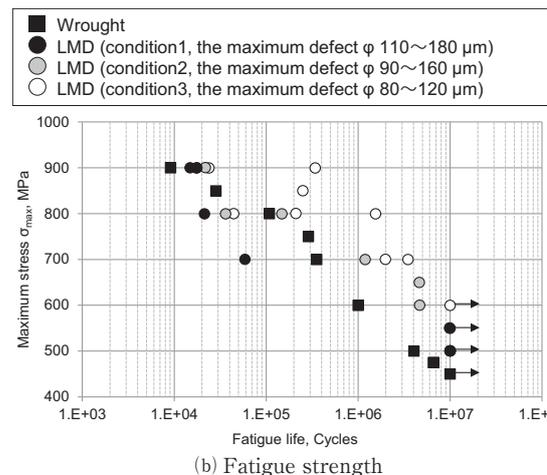
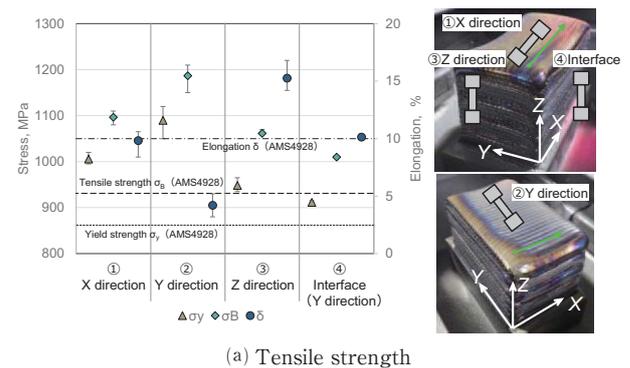


Fig. 3 Evaluation of mechanical property about LMD

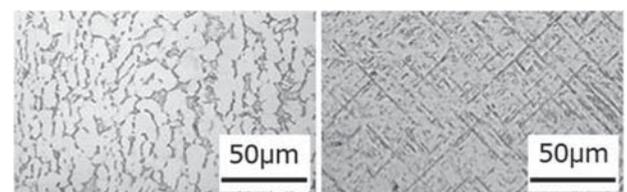


Fig. 4 Comparison of microstructure

2.1.3 部品試作 チタン合金製の航空機エンジン部品を対象に造形試作を実施した (Fig. 5)。本部品は同心円状に突起部があるため、現状の製法では突起を包含するような肉厚の鍛造素材から削り出す必要があり、無駄が多い。そこで、突起部をLMDで積層造形することで

素材量と機械加工費の低減を狙った。なお、素材は弊社独自の熱間スピニング成形法⁽⁵⁾で製作したものであり、LMDと熱間スピニングの組合せにより、従来の削り出しに比べて大幅な素材使用量の低減、製造コスト低減が期待できる。

未溶着部がない所定の高さの突起を、生産性を考慮した速度で形成するためには、ある程度の入熱量、肉盛量が必要であるため、造形時の熱変形が課題となる。そこで、FEM解析にてLMD施工時の変形量を予測することで、肉盛施工前の部品形状（熱間スピニング加工形状）を決定した。積層造形後の部品では、未溶着部がない良好な品質の肉盛が得られていること、仕上げ加工後に製品が採取可能な形状を得られていることが確認された。なお、本造形品の肉盛部について応力除去焼鈍後に引張試験を実施した結果、耐力、引張強さは鍛造材の規格（AMS4928）を満足することが確認された。

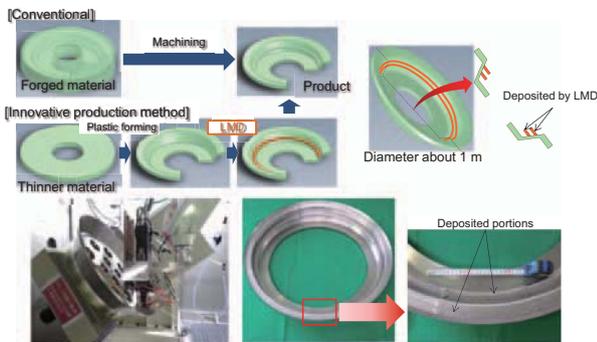


Fig. 5 Trial manufacturing of aero engine component

2.2 ガスタービン圧縮機インペラの補修技術

2.2.1 背景

産業用ガスタービンは定期メンテナンス時にオーバーホールを実施しており、その際、設計寿命到達前に損傷が見られる部品については、部品交換または補修を行い、ガスタービンを復旧する。補修技術はライフサイクル全体で製品やサービスといった価値の高度化を実現できるが、既に完成された部品の復元補修は、要求される寸法精度や強度特性等の観点から難易度が高く、従来技術では困難であるケースが少なくない。

当社では、LMDの低入熱、高制御性といった優れた特長から、従来技術では困難な高度な補修技術の開発に取り組んでおり、本項ではその内容の一部を紹介する。

Fig. 6に当社のM1A-13型ガスタービン断面図を示す。M1A-13型ガスタービンは1988年に販売開始され、これまで累計400台以上の納入実績を誇っている。オーバーホールでは圧縮機、燃焼器、タービン等の各種部品にて補修を行っている。

M1A-13型ガスタービンのチタン合金製圧縮機インペラは運用中に相手側の静止体（シュラウド）と擦れ、インペラ側の摩耗が生じることで翼高が許容値を下回る場合がある。インペラは翼幅が非常に狭く、また3次元的に湾曲した形状を有すること、また、要求される寸法精

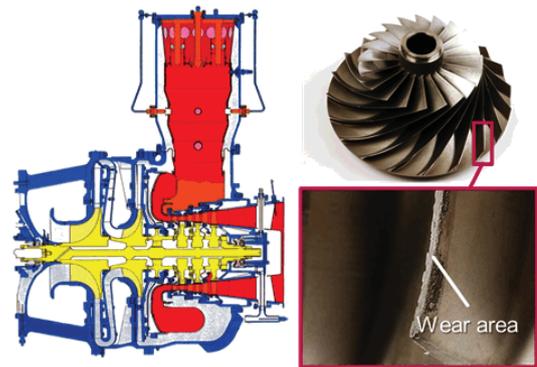


Fig. 6 M1A-13 gas turbine and compressor impeller

度が非常に厳しいことから、TIG等の従来溶接法での復元補修には高度な技能が求められる。

そこで、当社ではLMDを活用したインペラの補修技術の開発に取り組んだ。

2.2.2 FEM解析を活用した最適施工条件の検討

本開発における主な課題は下記の2点である。

- ① 肉盛補修時の入熱によるインペラ最外周部の変形を許容値内に抑制すること（Fig. 7）
- ② 元形状を復元可能な肉盛形状を確保し、後加工後に未溶着等の欠陥が無いこと

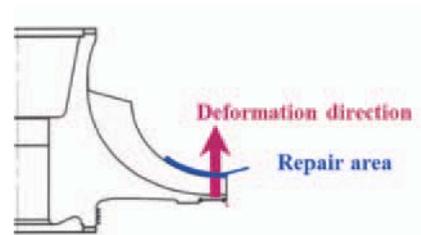


Fig. 7 Cross section of impeller and repair area

入熱不足では母材と肉盛部境界に未溶着欠陥が発生し、入熱過大では変形が許容値オーバーとなる可能性がある。この相反する課題を両立する適切な入熱条件を策定するため、FEM解析を活用し、仮想空間上で入熱や変形挙動を再現することで実現の解明に取り組んだ。

高精度な解析を実現するために、まずはテストピースを用いたLMD要素試験を実施し、母材の溶け込み範囲

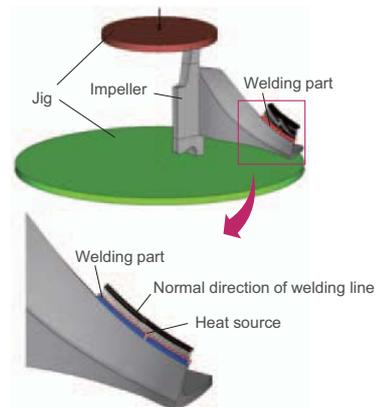


Fig. 8 FEM simulation model

や冷却速度が要素試験結果と一致するように解析パラメータ（熱源モデル，熱的境界条件等）の最適化を行った。

次に，インペラ実機を対象とした解析モデル（Fig. 8, 周期境界条件を考慮）に対し，得られた解析パラメータを用いて変形挙動や欠陥に対する評価を実施した。

試験結果とFEM解析結果の一例をFig. 9に示す。FEM解析結果では，母材の溶け込み範囲が試験結果とよく一致しており，高精度な解析モデルが構築できていることを確認した。

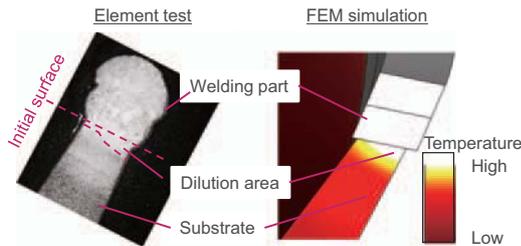
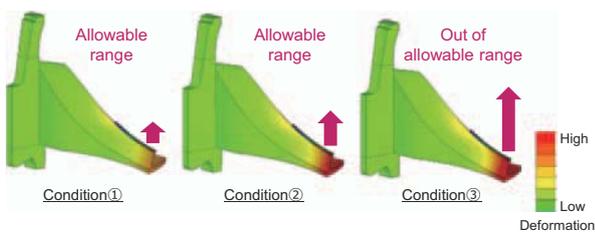
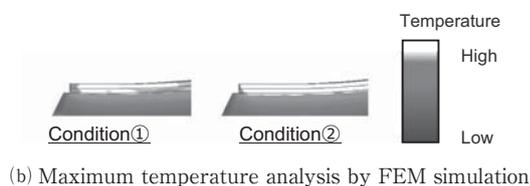


Fig. 9 Heat input analysis by FEM simulation

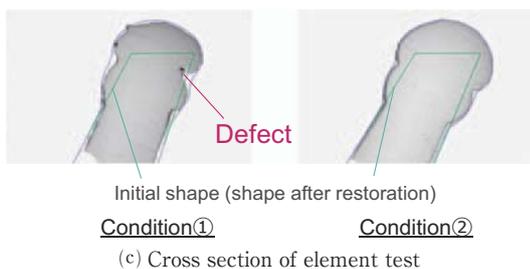
本解析モデルを用いて補修時の入熱量の大小が変形量および品質に及ぼす影響を検証した結果をFig. 10に示す（入熱量が小さい順にCondition①～③）。Fig. 10 (a)より，入熱量の増加に伴いインペラ最外周部の変形量が増加し，一定入熱量以上の条件（Condition③）で変形許容値をオーバーする結果が得られた。また，施工中のピーク温度解析結果（Fig. 10 (b)）から，一定入熱量以下の条件（Condition①）では，変形量は許容値内であ



(a) Deformation analysis by FEM simulation



(b) Maximum temperature analysis by FEM simulation



(c) Cross section of element test

Fig. 10 Comparison of FEM simulation and element test

るものの未溶着（肉盛部が融点に達していない領域）が生じる結果が得られ，実際の要素試験でも後加工後に欠陥となる未溶着が生じることを確認した（Fig. 10 (c)）。

以上の結果から，変形および品質を満足すると想定される施工条件としてCondition②を採用し，実機インペラへの施工試験を実施した。

2.2.3 実機インペラへの施工試験 インペラへのLMD施工の様子をFig. 11に示す。レーザ加工ヘッドをロボットに，ワークを2軸ポジションに固定し，それらを同期させることでレーザ照射角が施工面に対して常に一定となるように制御した。



Fig. 11 Repairing of impeller by LMD

LMDによる変形量はFEM解析結果と良く一致しており（Fig. 12），変形許容値を満足するとともに要求精度が厳しい部品でも検討可能な高精度な変形予測解析技術を確認した。

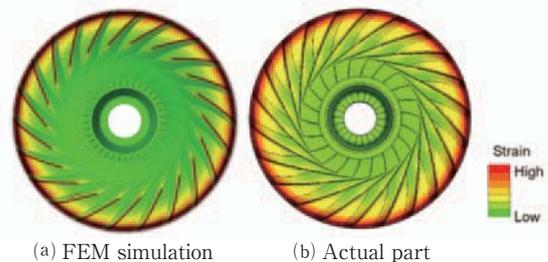


Fig. 12 Comparison of deformation of FEM and actual part

Fig. 13に肉盛部の断面様相および硬度分布を示す。幅約1mmの翼先端に形状復元が可能な球状の肉盛層が形成され，かつ未溶着は認められなかった。また，肉盛部は，母材とほぼ同等の硬度を有することを確認した。

形状復元のための後加工，および非破壊検査を実施した結果，内部欠陥・割れ等は認められなかったことを受け，実機エンジン試験へ移行した。

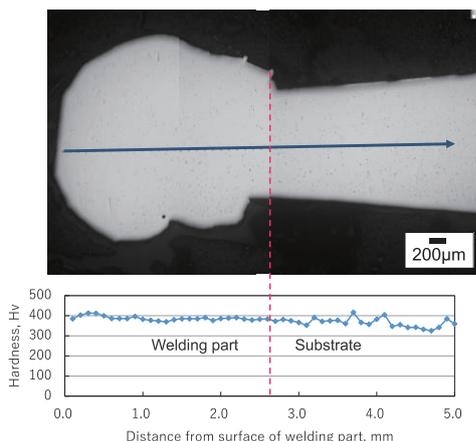


Fig. 13 Cross section of welding part and hardness test result

2.2.4 実機エンジン試験 本試験では強制的に相手材と摺動させることにより肉盛部の耐久性を評価した。試験後の検査において割れや欠け等の異常は認められず (Fig. 14), 問題なく試験をクリアした。

以上より, FEM解析を活用した変形および品質予測技術を構築するとともに, 補修難易度の高いインペラのLMD補修技術を確立した。

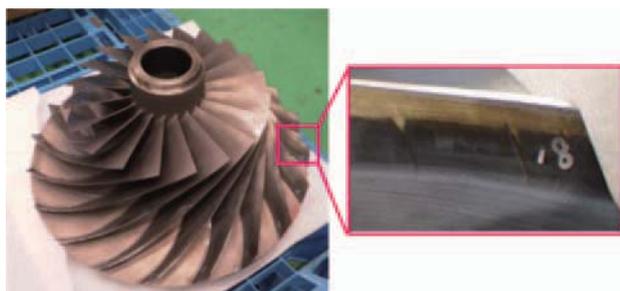


Fig. 14 Appearance of impeller after engine test

2.3 レシプロエンジンシリンダカバーの表面処理技術

2.3.1 背景 大型のレシプロエンジンにおけるシリンダカバーでは, 給/排気弁の着座部において高い耐熱性, 耐摩耗性が求められる。そこで, 当該部には弁座リングを圧入し, シリンダカバー母材と弁座リングとの間に形成される空間に冷却水流路を設け, 弁座リングを直接的に冷却させる手法が採用される (Fig. 15)。

しかしながら, 当該部はシリンダカバーと弁座リングの異種金属接触部や隙間部を有することから, 長期運転

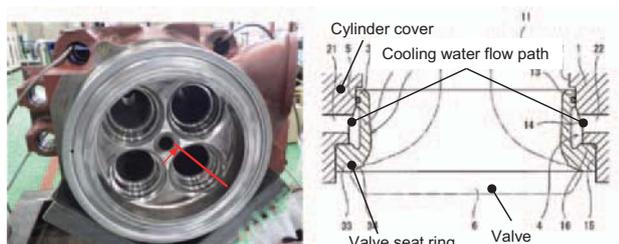


Fig. 15 Cylinder cover and cross section of the port

によってシリンダカバー側が腐食損傷することがあり, 従来は定期メンテナンス時に腐食部を除去加工し, そのサイズに併せた弁座リングを圧入し再生する工法が一般的であった。

そこで当該部におけるメンテナンス性向上を目的とした高耐食性肉盛技術の構築に取り組んだ。

なお, 本開発では, シリンダカバー母材である球状黒鉛鋳鉄への肉盛性および, 運転中の腐食環境を考慮してNi基合金を肉盛材に選定した。

2.3.2 内面施工用LMDノズルの開発 弁座リングが圧入されるポート内面への肉盛を実現すべく, 円筒内面のLMD施工を可能とするノズルを開発したので, 以下に概要を示す。なお, 一般的なLMDノズルとは異なり, 先端にレーザを反射して折り返すミラーを配置した特殊構造となっており, これによりノズル先端を小型化し, 狭隘部へのアクセスを可能とした (Fig. 16)。

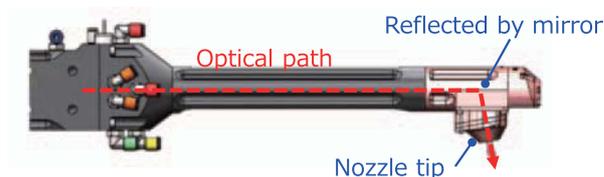


Fig. 16 LMD nozzle for inner surface cladding

内面施工用LMDノズルでは, 粉末を供給するキャリアガスや, 施工雰囲気制御するシールドガス流路が先端で急激に折れ曲げられることから, 流れが乱れやすく, 1) シールド性不良, 2) 粉末やスパッタの飛散による光学系の汚染が課題となる。特に内面施工用LMDノズルでは, 光学系やミラーが加工点に近接する構造を有するため, 一般的なLMDノズルに比べて課題2) への対応は不可欠である。

そこで, これらの課題を解決すべく, ガス流れの適正化を検討した。CFD解析を活用し, ガス流路の急激な折れ曲がりによってノズルチップ内に旋回流や逆流が生じていることを明らかにし, それらを整流化させることで課題1) を解決した (Fig. 17)。さらに, ノズルチップ内のガス流速を大きくすることで侵入する粉末による汚染を抑制するような新たなノズルチップデザインを構築することで, 課題2) の解決を両立できる見込みが得られた。なお, 今回開発したノズルでは, 約 $\phi 100$ mmの円筒内面へのLMD施工を実現した。

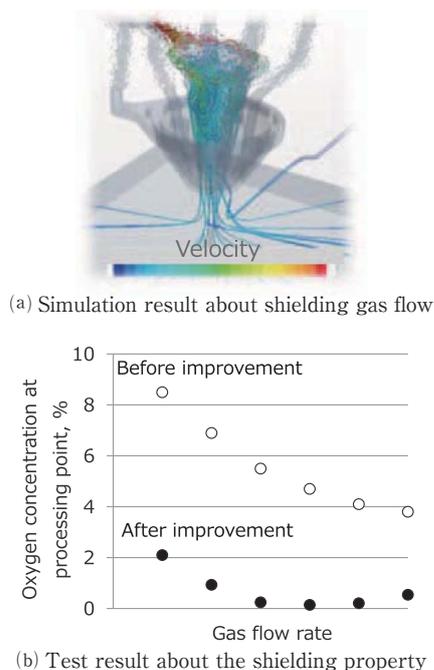


Fig. 17 Nozzle tip design utilizing CFD analysis

2.3.3 シリンダカバー実体への施工 開発されたノズルを用いてシリンダカバー実体への施工評価を実施した (Fig. 18)。シリンダカバー母材である球状黒鉛鋳鉄への肉盛はチル化に伴う割れ等の品質低下が懸念されるが、LMDでは入熱量を高度に制御することによって高い肉盛品質を確保できた。

さらに、母材による希釈を最小化することで、Ni基金本来の高耐食性を発揮させることができるため、製品としての耐久性の改善に寄与できる。

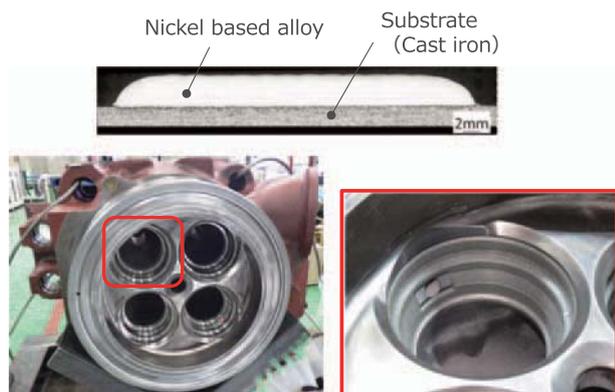


Fig. 18 Surface treatment of cylinder cover by LMD

3. AM技術への期待

AM技術はこれまで欧米を中心に開発が加速化し、実用化が進んできているが、日本国内での適用事例は欧米諸国や中国と比べてまだ少なく、国際競争力の低下が危惧される状況にある。こうした状況を打破すべく、日本溶接協会の中に2020年度より3D積層造形技術委員会が発足²⁾し、AM技術に関する意見交換の場が持たれた。

また、今後は国内のAM技術力の向上を目的とした共同研究をスタートする計画で、当社はワーキンググループ (以下、WG) の主査として、チタン合金ワイヤを用いたDEDの研究を推進していく予定である。

DEDでは、溶加材の種類 (パウダ、ワイヤ等) と熱源 (レーザー、アーク、電子ビーム等) との組合せによってさまざまなプロセスが存在し、これらの選択によって実現しうる造形精度や造形速度が概ね定まる。したがって、アプリケーションに応じた適切なプロセスの選定が重要である。本WGでは、熱源としてレーザー (LMD-wire)、アーク (WAAM; Wire Arc Additive Manufacturing) を用いたプロセスにおける造形性や品質管理項目の策定に向けた研究を進めていく計画である。

4. まとめ

DEDを中心に当社における開発状況について述べてきた。当社では設計・製造の変革や、新たな価値の付与を切り口にAM技術の開発に取り組んでおり、徐々に実用化が進んできている。AM技術は昨今のデジタル化との親和性も高く、今後ますます注目を集めると期待されるが、重要なのはAM技術の特性を理解したうえで如何に効果的に活用するか、といった点である。

今後も上記の視点を念頭に置き開発を推進し、AM技術の普及拡大に努め、循環経済社会の実現に向けて貢献していきたい。

謝辞

第2.1項のLMDによる積層造形技術の開発は、内閣府による戦略的イノベーション創造プログラム (SIP 第1期) において国立研究開発法人科学技術振興機構 (JST) が担当する「革新的構造材料: 耐熱材料創製技術」の一環として取り組んだものです。この場を借りて深く御礼申し上げます。

参考文献

- (1) 循環経済ビジョン2020, 経済産業省
- (2) 平田好則, 溶接技術, 69-9 (2021-9), p. 106
- (3) 野村嘉道, 中山健太郎, 堀川敦史, 藤光利茂, 日本ガスタービン学会誌, 46-3 (2018-5), p. 216
- (4) 細川恭史, 坂根雄斗, 日本ガスタービン学会誌, 47-2 (2019-3), p. 78
- (5) Yoshihide Imamura, Ken Ikawa, Kojiro Motoyama, Hayato Iwasaki, Takeo Hirakawa, Hiroshi Utsunomiya, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 141-3 (2019), 032501

特集：ガスタービン・航空宇宙分野におけるAdditive Manufacturing適用の最前線

航空エンジン補機部品への金属積層造形の適用検討

Study to Adopt Additive Manufacturing to Accessory & Control Components of Aircraft Engines



吉川 尚孝*¹ 杉原 晶雄*²

YOSHIKAWA Hisataka SUGIHARA Akio

キーワード：積層造形, アルミニウム合金, 補機, ガスタービン, ジェットエンジン

Key Words: Additive Manufacturing, Aluminum Alloy, Accessory & Control, Gas Turbine, Jet Engine

1. 緒言

近年、金属積層造形（Additive Manufacturing, 略称AM）と呼ばれる金属加工技術が注目されている。これは3D-CADの3次元形状データから多層に積み重ねた2次元断面データを生成し、各層を金属粉末等で一層ずつ造形して積み重ねていくことにより、3次元の造形物を得る製造技術である。本技術を使うと、切削や鍛造など従来の加工法では難しい3次元複雑形状品の製造が可能となり、IoT（Internet of Things）との親和性も高いため、次世代の加工技術として注目されている⁽¹⁾。

一方、航空エンジンではエンジン本体へ供給する燃料もしくは潤滑油の加圧や計量をおこなうための補機が本体周りに複数搭載されている。これら補機はその内部に多くの油路を持ち、軽量コンパクトが求められる航空エンジンにあって、補機の寸法の肥大化や重量増加を招いていた。Fig. 1にエンジン本体の周辺に補機が搭載された様子を示す。このような背景から、従来の加工法よりも形状自由度の高いAMを用いて、軽量コンパクトな補機が実現されることが期待されている。

本稿では、AM適用効果が期待できる補機で軽量化効果を見積もり、試作検証を行った結果を紹介したい。

2. 対象部品とAM適用効果の検討

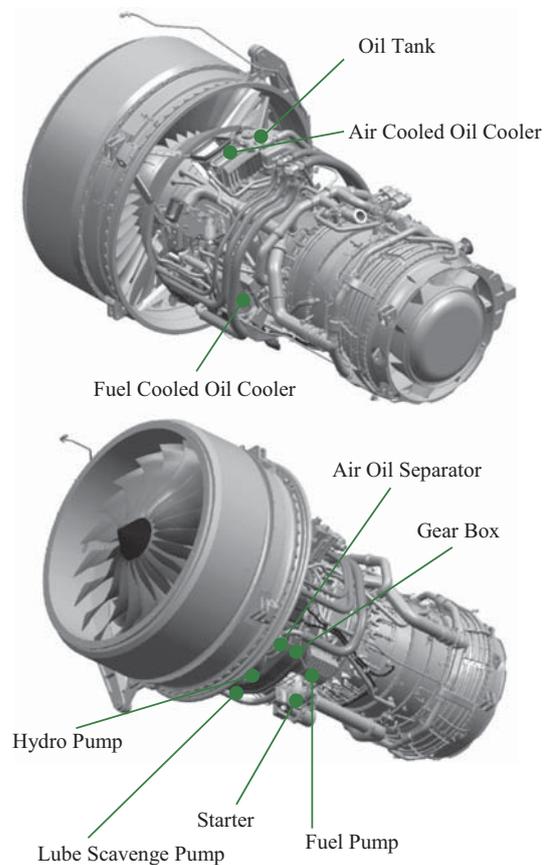
2.1 対象部品の選定

今回は、補機の中でも重量が比較的大きい燃料ポンプを検討対象とし、そのハウジング部のAM化を検討した。このハウジング部には多数の油路が必要で、従来は中子を用いた鋳抜きで油路がつけられる鋳造で製造されてきた。

原稿受付 2022年1月10日

*1 (株)IHI 航空・宇宙・防衛事業領域
技術開発センター 制御技術部 油圧技術グループ
〒196-8686 昭島市拝島町3975番地18

*2 (株)IHI 航空・宇宙・防衛事業領域
技術開発センター 技術管理部 企画グループ
〒196-8686 昭島市拝島町3975番地18



NEEDO助成事業：環境適応型小型航空機用エンジン研究開発

Fig. 1 Typical Accessory Components of Aircraft Engines

しかし、鋳造では、型組・型ばらしや溶湯流れなどの製造性を考える必要があって自由な肉抜きが難しかった。AMの場合はこれらの制約を受けず、より軽量となることが期待される。

2.2 造形方式と材料の選定

AMの方式には、面状に粉を敷いた後にビームを走査して凝固させるPowder Bed Fusion (PBF) 方式や、粉末を一点に吹き付けて肉盛していくDirect Energy

Deposition (DED) 方式などがある。今回検討対象とするハウジング部は、断面を切ったときに多くの仕切り壁が現れて断面当たりの造形時間が長くなる傾向にある。この場合、PBF方式が比較的生産性が良いとされているためPBF方式で試作評価を行うことにした。Fig. 2 にPBF方式の概要を示す。

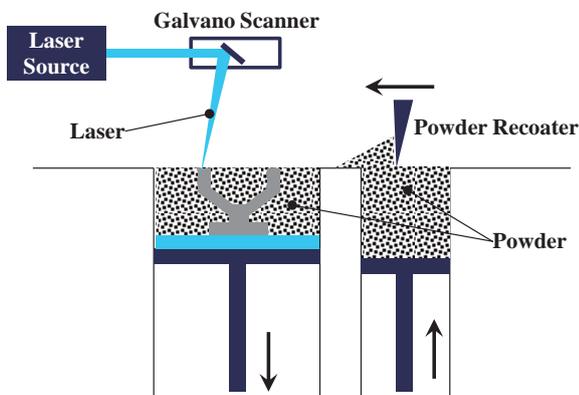


Fig. 2 Concept of Powder Bed Fusion

材種について、補機には一般的にアルミニウム合金が用いられている。金属3Dプリンター用のアルミニウム合金粉末としては、AlSi10Mgが流通しており、これを選定した。

2.3 AM適用効果の検討

2.3.1 検討対象の部品 典型的な燃料ポンプを例に、鋳造を適用した場合とAMを適用した場合の形状を検討し、外形寸法や重量を比較した。Fig. 3 に燃料ポンプの例を示す。本稿で例示しているポンプでは、取り込まれた燃料が、インペラで遠心圧縮された後、ハウジング内の油路を通して歯車に導かれ、さらに昇圧されてから吐出される。インペラと歯車は一本のドライブ・シャフトで接続されており、ドライブ・シャフトをエンジン本体のギア・ボックスに接続して駆動力を得ている。今回は、このポンプのハウジング部についてAM適用効果を検討した。

2.3.2 形状の検討結果 燃料ポンプのハウジング部を鋳物で製造する場合とAMで製造する場合の形状検討結果をFig. 4 および Fig. 5 に示す。

AM適用の形状検討で考慮した点の一つに積層積み上げ方向と造形物の壁面の向きがある。PBF方式では、積層積み上げ方向に沿う面では表面粗度が比較的良く、積み上げ方向に垂直（積層断面に平行）な面では悪くなる傾向にある。そのため、造形後の除去加工を避けたい壁面は、なるべく積層積み上げ方向と平行に、除去加工による仕上げが不可避な面は積層断面に平行となるよう配管・バルブ類との接続部の方向を調整した。Fig. 4 にその結果を示す。その上で、機能上もしくは構造強度上必要な壁厚を残して全体的に肉抜きを行った。

一方、ハウジング内部を横断する油路の形状について

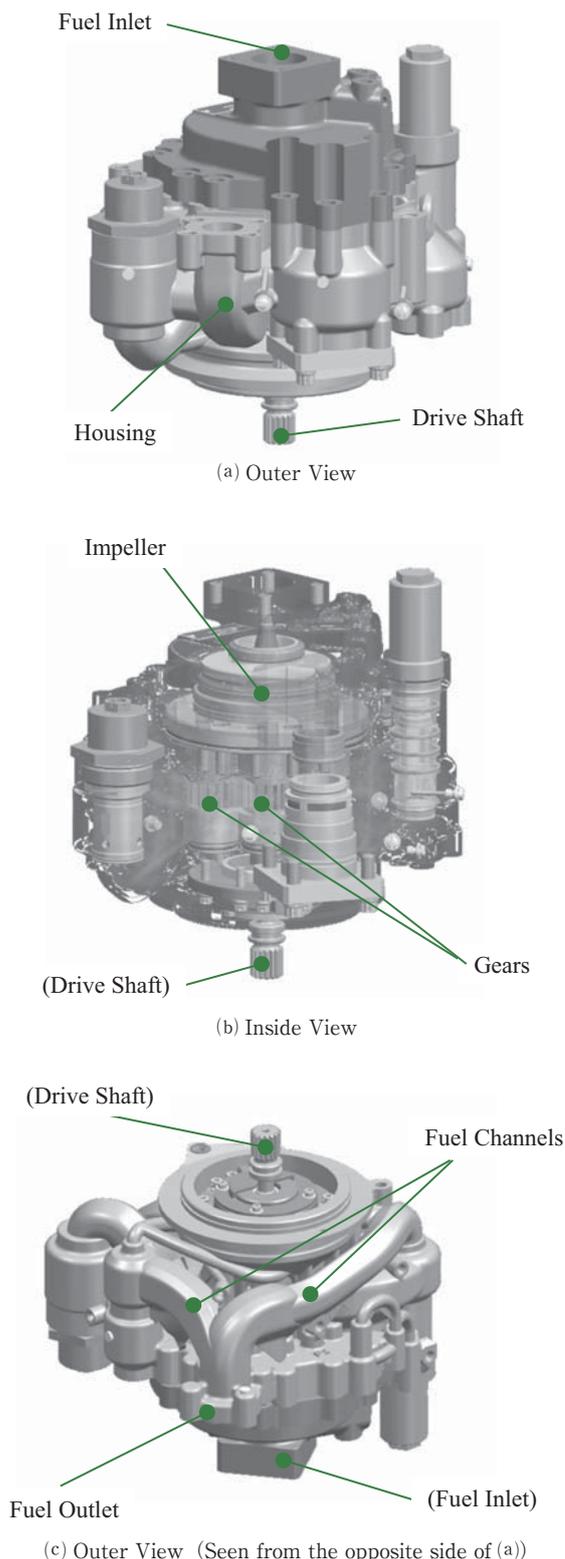
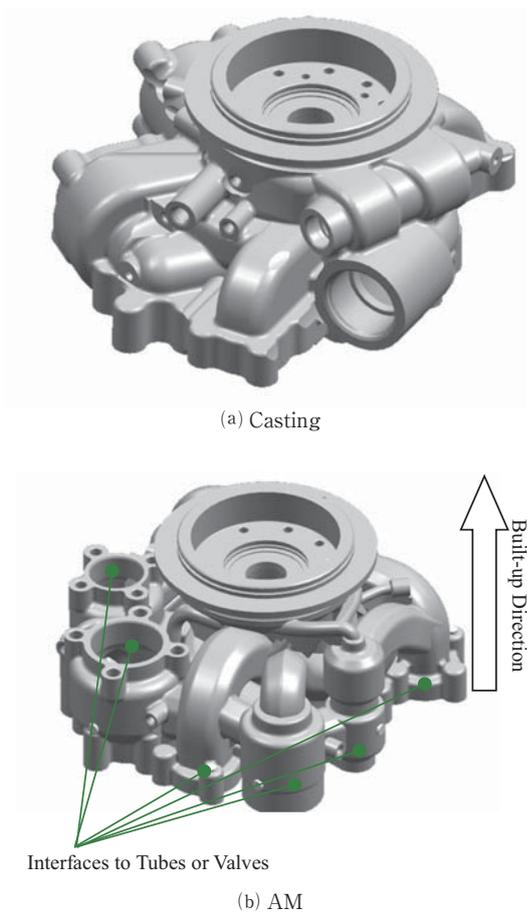


Fig. 3 Fuel Pump



(Approx. Height 150mm x Width 250mm)
Fig. 4 Overview of Fuel Pump Housing

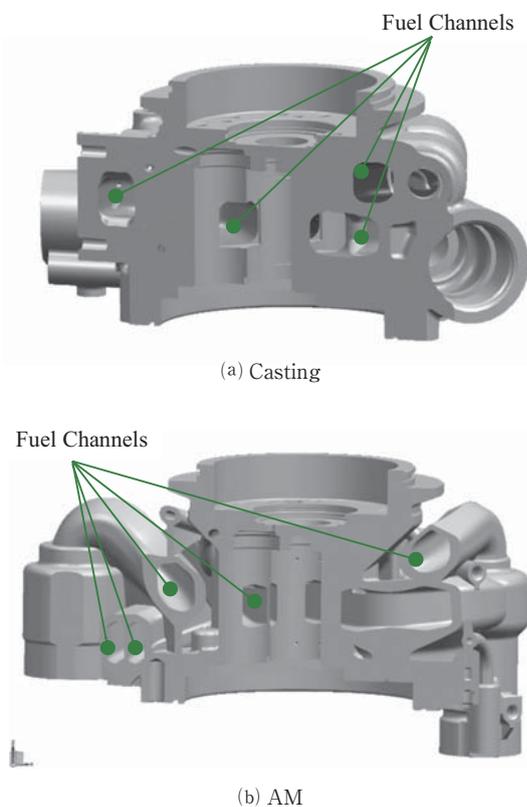


Fig. 5 Cut View of Housing Showing Fuel Channels

は積層断面に平行な面ができないように頂角をもったティア・ドロップ形状とし積層断面と完全に平行になることを避けた。Fig. 5 にその結果を示す。この油路の頂角を決めるにあたって試験片で壁面の頂角と表面性状の関係を確認している。詳細は3.1節で述べる。

また、横断する油路の外周側には、造形時の歪を抑えるために三角板のオーバーハング・サポートを設けた。Fig. 6 にその結果を示す。

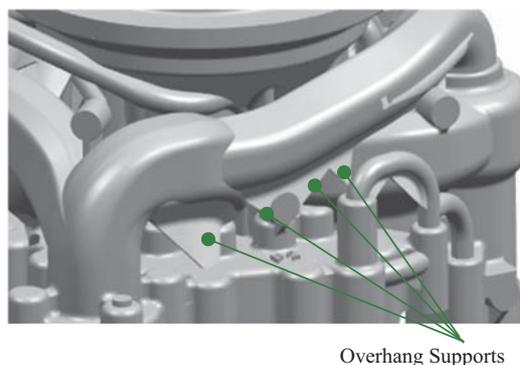


Fig. 6 Overhang Support

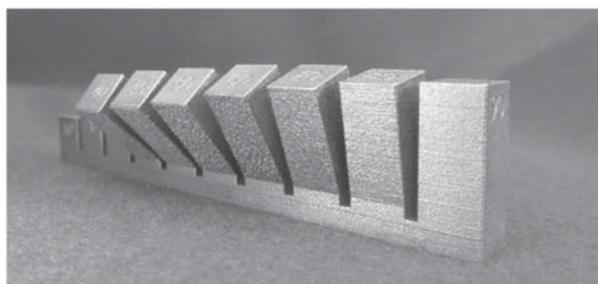
ハウジング部の計算重量を比較した結果、AMを適用した場合、鋳物の場合の重量の25%を削減できることが確認できた。

3. 試作検証

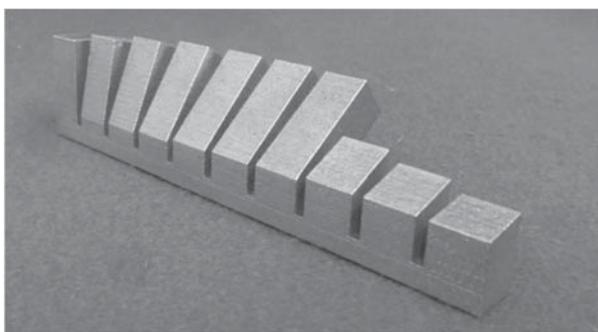
3.1 壁面の角度と表面性状の関係性把握

PBF方式で積層していく際、積層の下部に凝固した金属がある場合は表面性状が良好となるが、積層下部に凝固した金属が存在しない場合は表面性状が悪化する。下部に凝固金属がある場合の造形面をアップ・スキン、下部に凝固金属がない場合の造形面をダウン・スキンと呼んでいる⁽²⁾。Fig. 7 にアップ・スキン、ダウン・スキンの表面性状と角度の依存性を確認する試験片の例を示す。ダウン・スキン面を見ると、積層積み上げ方向に対して垂直(積層面に平行)に近づくと表面粗度が悪化している様子がみてとれる。また、アップ・スキン側は比較的良好的な表面粗度が得られることがわかる。

2.3節で述べたように、ハウジング内部を横断する油路は積層積み上げ方向と平行にできない面ができる。そのため、表面粗度が悪化し、疲労強度低下や亀裂進展の起点となることが懸念される。油路壁面の角度の設計指針を得るため、油路の流路面積を一定としながら流路の頂角を変化させた試験片を作成して、ダウン・スキンの角度と表面性状の関係を確認した。作成した試験片と表面性状をFig. 8 に示す。試験片を観察すると、角度を寝かせて積層面と平行に近づけるとビームを粉体に照射した際に飛び散るスパッタが造形物に付着し表面粗度が悪化することがわかる。これらの結果から積層面となす角度は45度以上にすべきと分かる。



(a) View of Down-Skin



(b) View of Up-Skin

Fig. 7 Test Piece to Check Surface Properties about Angle

3.2 燃料ポンプハウジング部の試作

3.2.1 試作の実施 2項で検討したハウジング部について造形試作を実施した。Fig. 9 に試作品の外観を示す。外観からは表面性状は良好で目視で欠陥は認められなかった。

また、切断して内部油路壁面の表面性状を確認した。Fig. 10 に内部流路の外観と壁面の拡大写真を示す。観察したところスパッタ付着などによる表面の荒れは見られず良好であった。

3.2.2 寸法精度の評価 造形物の寸法精度の評価のため、穴およびボスに関して直径および位置度の測定を行い、ノミナル寸法からのずれ量を確認した。測定結果のプロットをFig. 11 に示す。

穴およびボスの直径については、多くが設計要求公差内に収まっていることが確認できた。ただし、サイズが130mmを超えてくると公差を外れる傾向にある。また、基準からの位置に関しても多くが要求公差内にあるが、代表長さが80mmを超えてくると外れがみられる。

外れを引き起こした要因については残留応力による変形が考えられる。造形物を観察すると造形中に生じる残留応力の影響と思われる造形物全体の反りが確認された。対策としては、サポート部の強化などが考えられる。造形の際は土台のプレートからサポート材と呼ばれる中間物を造形した上で対象物を造形するが、このサポート部を強化して対象物の反りを抑えたうえで、残留応力除去の熱処理を行った後にプレートから切断することが考えられる。

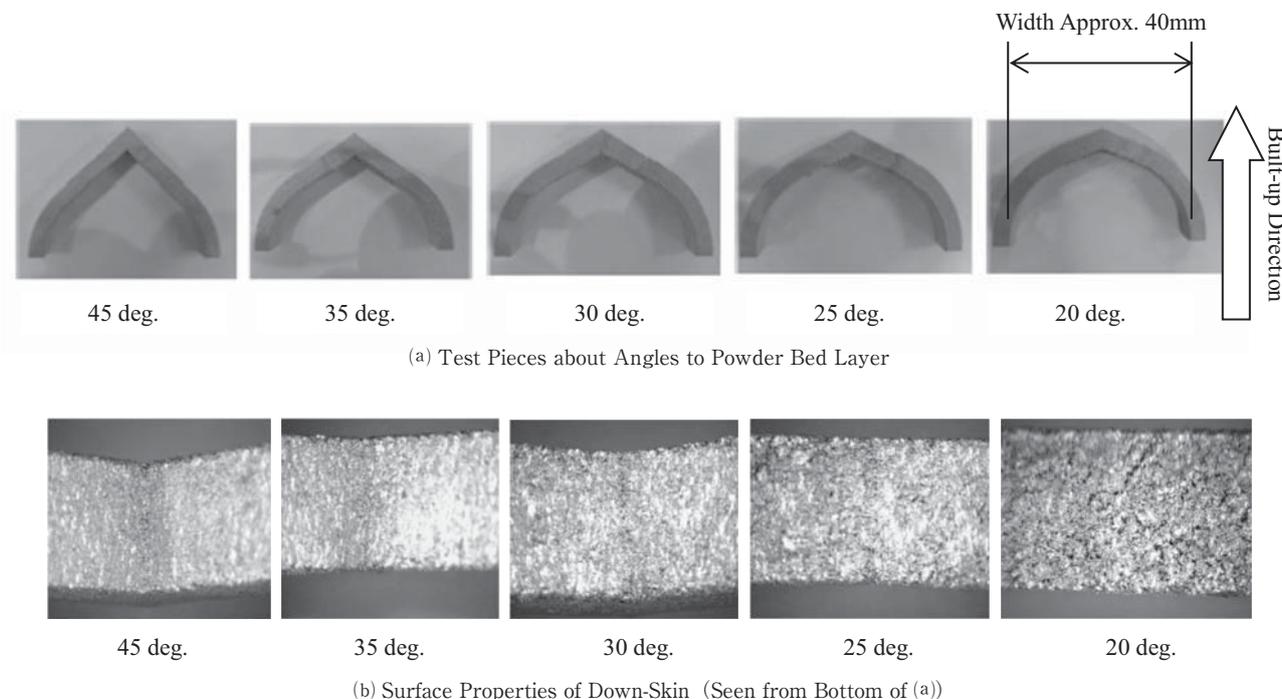
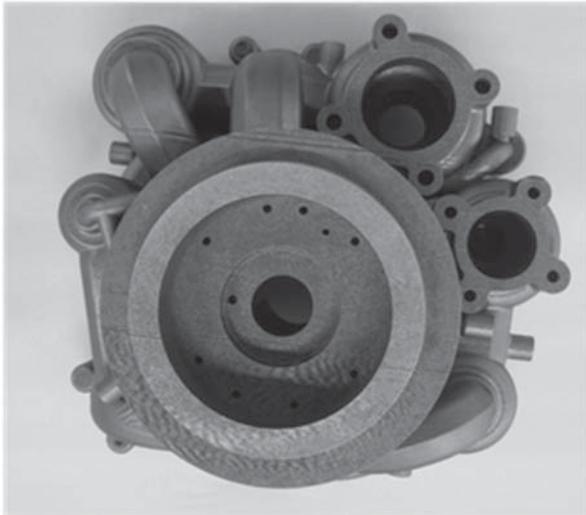
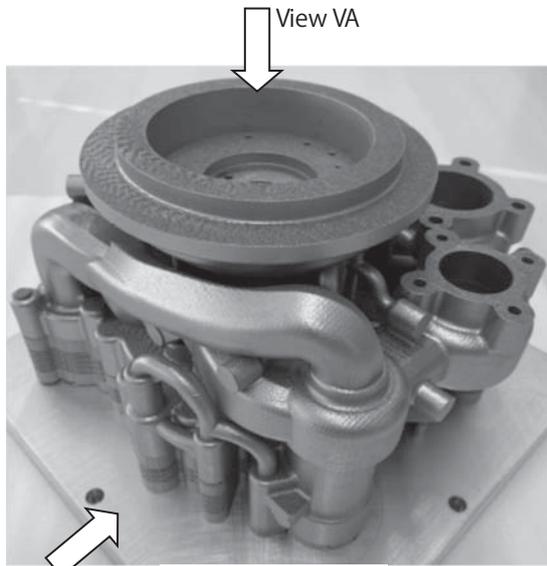


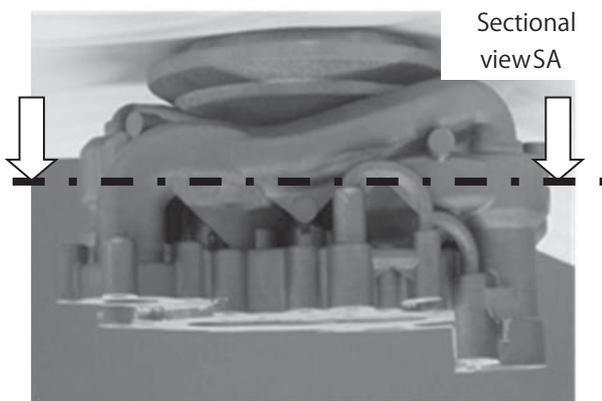
Fig. 8 Dependency of Under-Skin Surface Properties about Angle to Powder Bed Layer



(a) Outer View (from 'View VA' in (b))

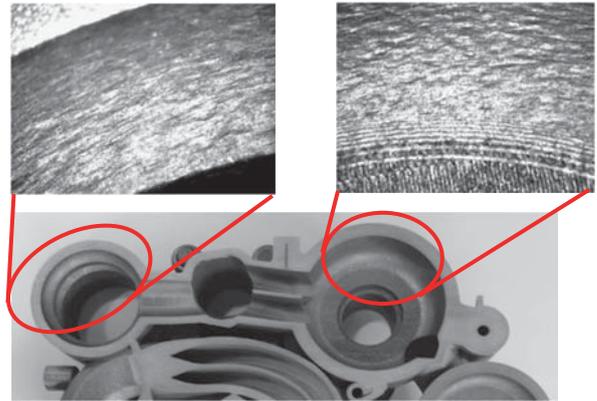


View VC (b) Outer View

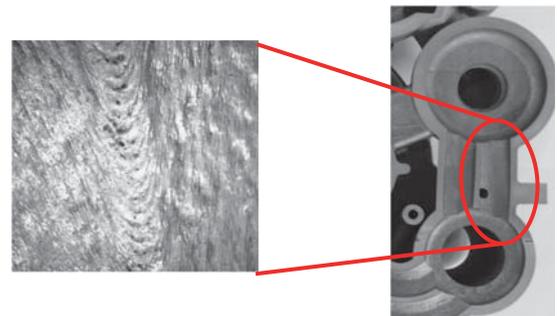


(c) Outer View (from 'View VC' in (b))

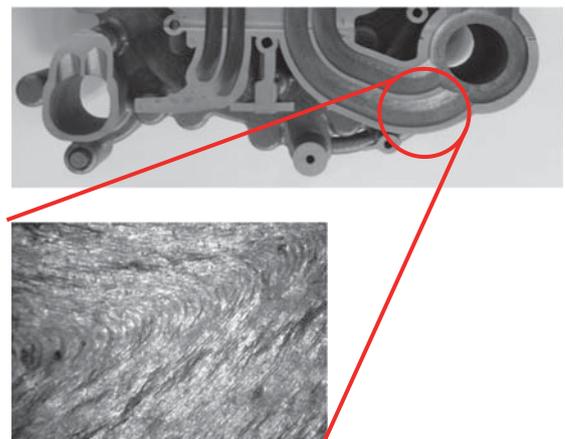
Fig. 9 Outer View of Trial Production



(a) Magnified View of Pads

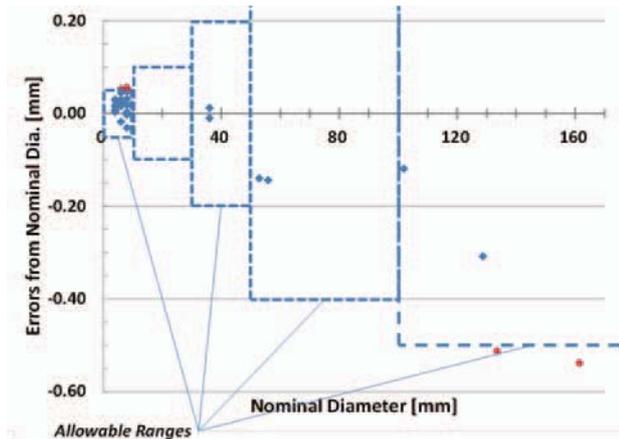


(b) Magnified View of Fuel Channel

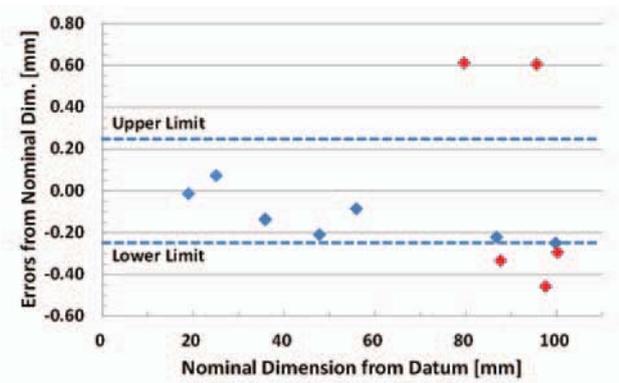


(c) Magnified View of Fuel Channel

Fig. 10 Cut View (from 'Sectional View SA' in Fig. 8 (c))



(a) Dimensional Errors about Diameters of Holes and Bosses



(b) Dimensional Errors about Positions of Holes and Bosses

Fig. 11 Dimensional Inspection Results of Trial Production

4. 結言

代表的な補機である燃料ポンプのハウジング部にAMを適用した場合の形状を検討し、鋳造で製造するよりも25%程度の軽量化ができることを確認した。また、内部油路形状の指針を試験片で得た上で、ハウジング部の試作を行い表面性状が良好な内部油路が得られること、寸法精度が設計要求を満足する可能性があることを確認できた。

今後、寸法精度を高めるための造形ノウハウの蓄積に加えて、材料特性や強度のデータ取得、製造の品質保証方法の整備をおこない、製品化につなげたい。

参考文献

- (1) 近畿大学 次世代基盤技術研究所
“次世代のものづくり” 金属3D積層造形
< <https://kuring.hiro.kindai.ac.jp/3d-printing/about.html> > (参照日 2021年12月1日).
- (2) Diego Manfredi, Flaviana Calignano, Manickavasagam Krishnan, Riccardo Canali, Elisa Paola Ambrosio, Sara Biamino, Daniele Ugues, Matteo Pavese and Paolo Fino, Additive Manufacturing of Al Alloys and Aluminium Matrix Composites (AMCs), Light Metal Alloys Applications (2014), DOI: 10.5772/58534.

感度解析を援用した超音速タービン段の高効率化に関する研究

A Study on Development of Supersonic Turbine Stages with High Efficiency Aided by Sensitivity Analysis

船崎 健一*¹
FUNAZAKI Ken-ichi小田島 達哉*²
ODASHIMA Tatsuya川崎 聡*³
KAWASAKI Satoshi

ABSTRACT

This study deals with an attempt to develop a new methodology for improving aerodynamic efficiency of supersonic turbine stages for rocket turbo-pump system. A key technology employed in this study is a sensitivity analysis based on ANOVA (Analysis of Variation) decomposition and Sobol' indices, which is applied to an analysis of the database formerly obtained by Namba et al. ⁽¹⁾ during the optimization process of turbine blade profiles in a rocket turbo-pump. In this case a surrogate model is constructed from the database using Radial Basis Function Network (RNFN) since a huge amount of data are necessary to calculate the Sobol' indices. It is found from the investigation based on the Sobol's indices that two parameters belonging to the 1st rotor and 2nd stator have dominant impacts on total-to-static turbine efficiency, which are the ones that control camber lines near the trailing edges. Two and three dimensional flow analyses using a commercial flow solver are then executed to elucidate the reason why those two parameters can bring about higher turbine efficiency. Furthermore, structural static analyses are made to confirm that there surely appears a trade-off relationship between the turbine efficiency and structural soundness.

キーワード：ロケット，超音速タービン，感度解析，Sobol' 感度指標，高効率化

Key words : Rocket, Supersonic Turbine, Sensitivity Analysis, Sobol' Index, High Efficiency

1. はじめに

現代文明を支える重要なインフラとして、気象衛星やGPS衛星など様々な人工衛星が挙げられる。これらの人工衛星を宇宙空間へ投入する唯一の輸送手段がロケットであるが、打ち上げ需要の高まりとともに、より大きなペイロードを高い信頼性と低コストで実現するためのロケット開発競争が展開されている。

我が国の基幹ロケットシステムとして、H-2Aの後継であるH3の開発が進められている。H3では、経済性及び信頼性の観点からロケットエンジンサイクルにエキスパンダーブリードサイクルが採用されている。このサイクルでは、ターボポンプから供給される液体燃料（水素）の一部を燃焼室やノズルスカート部の冷却用として分配し、そこでの熱交換によりガス化することでタービン駆動ガスを生成し、その後そのまま駆動ガスを外部に排出する。このサイクルは2段燃焼サイクルのような副

燃焼室を必要とせず、そのためシステムの簡素化や低圧化による高い信頼性を有するのが特徴である。その一方で、タービン駆動後のガスを外部に廃棄するため、推進薬の化学的エネルギーを十分に活用することができない。その難点を補うため、タービン段には一層の高効率化が要求されている。著者らのグループでは、Fig. 1に示す様な2段からなるJAXA試作ターボポンプ用タービン（初期タービン）の翼断面形状の最適化をサロゲートモデルベースの遺伝的手法に基づいて実施し、最適化前のタービンと比較して2次元モデルで5.5ポイント、3次元モデルでも3.7ポイントの効率向上を達成した⁽¹⁾。しかし、翼断面形状をMesh Morphing法で機械的に変更しているため、生成した翼断面形状とタービン段効率との関係の整理がなされておらず、得られた知見の高効率超音速タービン設計法への反映が十分ではなかった。

そこで、本研究では、Katoら⁽²⁾の研究手法を参考に、前回の研究⁽¹⁾で構築したデータベースからサロゲートモデルを構築し直し、分散に基づくグローバル感度解析手法の一つであるSobol'法を用いて、Sobol'感度指標（Sobol' index）により翼断面形状制御パラメータの中で効率改善への寄与度の高いものの抽出を試みた。得られた知見を基に2次元及び3次元流れ解析、さらに構造解析（静的解析）を実施し、ロケット用超音速タービン翼設計の改善に向けての新たな設計手法を検討した。

原稿受付 2021年8月21日

査読完了 2022年1月14日

- * 1 岩手大学理工学部
〒020-8551 盛岡市上田4丁目3-5
E-mail: funazaki@iwate-u.ac.jp
- * 2 シャープ㈱
〒590-8522 堺市堺区匠町1番町
- * 3 JAXA 角田宇宙センター
〒981-1525 角田市君萱字小金沢1
E-mail: kawasaki.satoshi@jaxa.jp

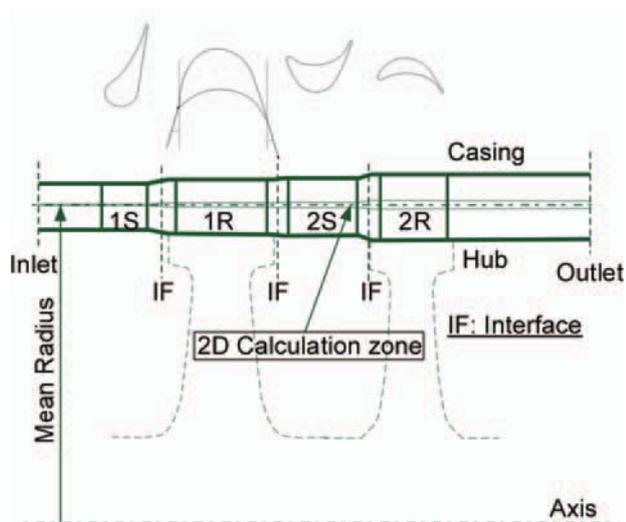


Fig. 1 A meridional view of the target 2-stage turbine with their cross-sectional profiles

2. Sobol' の感度指標^{(3),(4)}

Sobol' 法は、分散に基づくグローバル（大域）感度解析の一つである。この方法により、ある数理モデル f （ここではサロゲートモデル）の入力（複数個）、出力（1個）をそれぞれ確率変数と考えたとき、出力の分散に対する各入力変数の分散の影響度（Sobol' の感度指標）を知ることが可能となる。ただし、相当数の変数空間上でのモンテカルロ法に基づく多重積分を行うため、計算負荷が高いという難点はあるが、近年のコンピュータの性能向上やライブラリの整備により実用的になってきている。

Sobol' 法では k 次元の入力変数を有するモデル関数 f を次のように展開する。

$$f(\mathbf{x}) = f(x_1, \dots, x_k) \\ = f_0 + \sum_{i=1}^k f_i(x_i) + \sum_{1 \leq i < j \leq k} f_{i,j}(x_i, x_j) + \dots + f_{1,2,\dots,k}(x_1, \dots, x_k) \quad (1)$$

ここで入力変数は単位超立方体空間で定義されているものとする。 f_0 は f の平均値である。式(1)の分解項は直交性を有し、その結果それぞれの項は多重積分によって求められる。例えば、

$$f_i(x_i) = \int_0^1 \dots \int_0^1 f(\mathbf{x}) dx_{-i} - f_0 \quad (2)$$

ここで、上記の多重積分は x_i を除く全ての入力変数に関する積分である。これらの表現を踏まえて、モデル関数の総分散と式(1)の各項の偏分散を考える。

$$D = \int_{\Omega^k} f^2(\mathbf{x}) d\mathbf{x} - f_0^2 \quad (3)$$

$$D_{i_1, \dots, i_s} = \int_0^1 \dots \int_0^1 f_{i_1, \dots, i_s}^2(x_1, \dots, x_{i_s}) dx_1 \dots dx_{i_s} \quad (4)$$

式(3)に式(1)を代入し、直交性を用いると、総分散を次元の増加に従った偏分散の和に分解できる。これを元に、総分散に対する各入力変数の寄与を表す感度指数が次の

ように定義される。

$$D = \sum_{i=1}^k D_i + \sum_{1 \leq i < j \leq k} D_{i,j} + \dots + D_{1,2,\dots,k} \quad (5)$$

$$S_{i_1, \dots, i_s} = \frac{D_{i_1, \dots, i_s}}{D}, \quad i \leq i_1 < \dots < i_s \leq k \quad (6)$$

ここで、 S_i は入力変数 x_i に対する 1 次オーダの感度指標であり、主効果とも呼ばれる。 $S_{i,j} (i \neq j)$ は 2 次オーダの感度で、2 つの要因の交互効果を表す。感度指標の総和は以下のように 1 になる。

$$\sum_{i=1}^k S_i + \sum_{1 \leq i < j \leq k} S_{i,j} + \dots + S_{1,2,\dots,k} = 1 \quad (7)$$

3. サロゲートモデルによる感度解析

3.1 サロゲートモデルの構築

難波ら⁽¹⁾は、JAXAにより試作された 2 段の超音速タービン（初期タービン）を対象として翼断面形状の最適化を行っている。その際、Fig. 2 のような複数のパラメータで制御される格子上で翼断面形状を表現している。

- α, β : 翼前縁, 翼後縁での反り制御パラメータ
- L_{T1}, L_{T2} : 翼厚み制御パラメータ
- L_{LE}, L_{TE} : 翼前縁, 翼後縁くさび角制御パラメータ
- γ : スタガー角制御パラメータ

なお、 L_{LE}, L_{TE} は L_{T1}, L_{T2} と後者の中点で連結されている。これらのパラメータをランダムに動かすことで得られる 2 次元翼列群に対して汎用コード ANSYS CFX での RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 解析を実施して Total-to-Static 効率 η_{TS} を算出している。ここで、

$$\eta_{TS} = \frac{1 - T_{0,out}/T_{0,in}}{1 - (p_{out}/p_{0,in})^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \quad (6)$$

$p_{0,in}, T_{0,in}, p_{out}, T_{0,out}$ は、それぞれタービン段入口でのよどみ点圧力、温度、及びタービン段出口での静圧、よどみ点温度である。 κ は比熱比である。

計算対象となった翼列群の内、タービン段通過流量及びタービン出力が所定の範囲（流量変動、出力は初期タービンの流量、出力のそれぞれ $\pm 1\%$ 以内、99% 以上）に収まる全 531 パターンとそれぞれに付随する 19 個の制御パラメータ（1 段動翼 1R 7 個、2 段静翼 2S 7 個、2 段動翼 2R 5 個）のデータベースを得ている。なお、2 段動翼については、その形状的特徴（後縁部付近の厚み）から制御パラメータを減じている。このデータベースから、線形人工ニューラルネットワークの一種である放射基底関数ネットワーク (Radial Basis Function Network; RBFN) によってサロゲートモデルを構築した。

サロゲートモデルの予測性能評価には、1 個抜き交差検証 (Leave-one-out cross validation; LOOCV)^{(2),(5)} を用いた。Fig. 3 には評価結果を示す。低効率側での差異が目立つものの、相関係数 $R=0.8960$ (決定係数 $R^2=0.8028$) となり、比較的良好な予測精度を有していると判断できる。

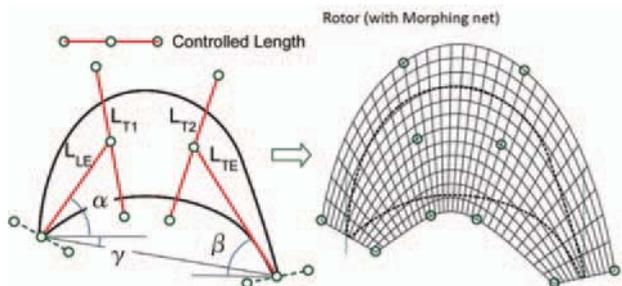


Fig. 2 Blade profile drawn on a deformable mesh by use of control parameters

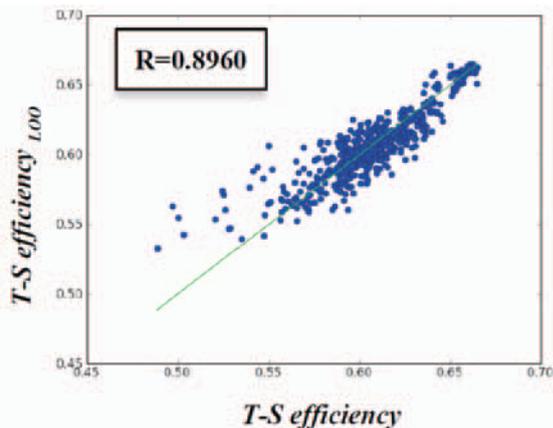


Fig. 3 Performance check of the surrogate model by use of LOOCV method

3.2 感度分析

3.2.1 モンテカルロ積分⁽⁶⁾ 式(2)や式(3)の多重積分の評価には次元サイズの点からモンテカルロ積分での評価が一般的である。モンテカルロ積分は、確率密度関数 $p(x)$ の導入により通常の積分を確率変数として扱い、積分値をその確率変数の期待値として算出するものである⁽⁷⁾。試行の回数を増やすことで、大数の法則により期待値は積分値に漸近する。実際には、モンテカルロ積分であっても計算時間が長くなることから、計算の高速化が必要となる。具体的な方法としては、分散減少法と準モンテカルロ法 (Quasi-Monte Carlo Method; QMC Method)⁽⁸⁾ などがあるが、本研究では前者の一つであるラテン超方格サンプリング (Latin Hypercube Sampling; LHS)⁽⁹⁾ と QMC法を併用している。

モンテカルロ積分をSobol'の感度指数 (式(4)) の評価に適用する場合、展開された関数 (式(2)) 推定や総分散 (式(3)) 推定の際の積分変数空間全体におけるサンプル数 n_{samp} の選定が重要である。Katoら⁽²⁾の研究では $n_{\text{samp}}=1,000 \sim 10,000$ が推奨値として紹介されている。本研究では計算負荷を考慮し、 $n_{\text{samp}}=1,000$ とした。なお、後述するように、QMC法でも評価しており、両者に大きな違いが生じないことを確認している。

実際の感度分析には、Pythonのライブラリー SALib⁽¹⁰⁾を用いた。

3.2.2 感度指標 前述したサロゲートモデルを用い、19個の制御パラメータ毎にその可動域を与えSobol'の感度指数を求めた。ここで各パラメータの可動域は、初期タービン翼での値を中央値として、次の様に設定している。

$$\alpha : -2.5^\circ \sim 2.5^\circ \quad \beta : -2.5^\circ \sim 2.5^\circ$$

$$L_{LE}, L_{TE}, L_{T1}, L_{T2} : \pm 10\%$$

$$\gamma : -5.0^\circ \sim 5.0^\circ$$

ただし、2段静翼については、前述の流量及び出力に関する要件を満たす個体数を十分に確保するため $\beta : -5.0^\circ \sim 2.5^\circ$ としている。

Fig. 4にSobol'の感度指数を示す (制御パラメータの表示方法としては、例えば1段動翼の翼前縁反り制御パラメータは $1R-\alpha$ としている)。式(6)から感度指数の総和は1となることから、円グラフで全ての感度指数を表示している。なお、本研究では1次オーダー (主効果) は全てを計算し、2次オーダー以上の効果 (Higher order項) の合計は式(6)から算出している。

この結果から、2S- β と1R- β の翼後縁での反り制御パラメータの感度指数が全体のそれぞれ30%程度を占め、続いてHigher order項が全体の25%程度となっていることがわかる。2S- β , 1R- β 以外の主効果の合計は16%程度に留まっているが、特に1段動翼に関するパラメータの効果の割合が大きい。これはタービン出力に対して1段での出力の割合が65%以上占めるパターンが大半であることが関係している⁽¹⁾。

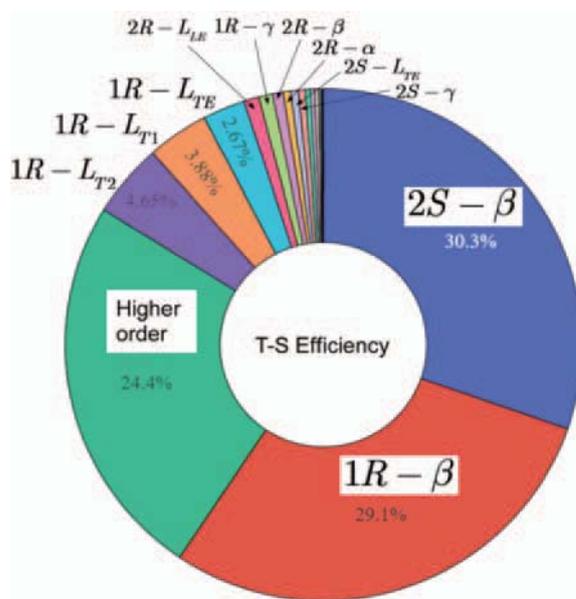


Fig. 4 Pie chart of Sobol' sensitivity indices

Table 1 Comparison of Sobol' first-order sensitivity indices obtained by LHS and QMC

Parameter	LHS	QMC
2S- β	30.3%	30.4%
1R- β	29.1%	29.0%
1R-L _{T2}	4.65%	4.66%
1R-L _{T1}	3.88%	3.68%
1R-L _{TE}	2.67%	2.63%

Table 2 Sobol' second-order sensitivity indices

Parameter	Sensitivity indices
1R-L _{TE} - 1R- γ	4.83%
1R-L _{T1} - 1R- γ	2.64%
1R-L _{TE} - 1R- α	1.25%
1R-L _{T2} - 1R-L _{TE}	1.10%
1R-L _{T2} - 1R- γ	1.04%
1R-L _{T1} - 1R-L _{TE}	1.02%

Table 1には、Sobol' の 1 次オーダ感度指標の算出の際に用いた手法の違いによる評価結果の比較を示す。これより、タービン段の効率に影響を与える主たる要因の抽出に対して、LHS法及びQMC法のいずれでもほぼ大差がないことが確認された。Table 2にはSobol' の 2 次オーダ感度指標を示す。ここでは、100000サンプルによるQMC法で評価した。この結果から、1 段動翼のスタガ角は単独では影響度は小さいが、1R-L_{TE}や1R-L_{T1}との相互作用により影響度が高まっていることが分かる。

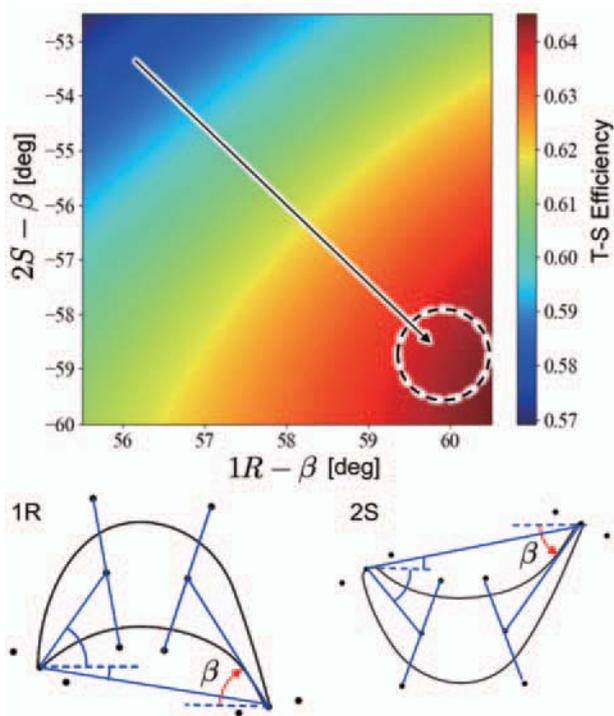


Fig. 5 Impacts of two dominant parameters on the turbine total-to-static efficiency

3.3 支配的な主効果の分析

ここまでの調査の結果、2S- β 及び1R- β がタービン段効率に大きく関与することが明らかになった。ただし、分散に基づく分析であるため良好な結果をもたらす方向性については明らかではない。そこで、19の制御パラメータのうちこの2つ以外を初期タービン翼の設計値(可動域の中央値)に固定し、上記の2つのパラメータがタービン段効率に与える影響についてサロゲートモデルを用いて調査した。その結果をFig. 5に示す。

この結果から、2S- β と1R- β の絶対値の増加とともに効率が上昇することが分かった。また、2S- β と1R- β の絶対値が相対的に小さい範囲では効率上昇は線形的であるが、次第に頭打ちになっている。

3.4 パラメータ可動域の影響

前述のように、本研究では2S- β の可動範囲を $-5.0^\circ \sim 2.5^\circ$ としているが、可動域の幅の違いがどのように感度指標の評価に影響しているかを検討する。Fig. 5から、タービン段効率は1R- β と2S- β が線形的に変化することが明らかになったことから、その他のパラメータの影響を無視し、タービン段効率を次のように近似する。

$$\eta_{ts} = A\beta_{r1} + B\beta_{s2} + C \tag{7}$$

ここで、1R- β を β_{r1} 、2S- β を β_{s2} としている。付録で求めた関係式から、1R- β 、2S- β のSobol'感度指標 S_1 、 S_2 は、それぞれのパラメータの可動域幅を a 、 b とすると、

$$S_1 = \frac{A^2 a^2}{A^2 a^2 + B^2 b^2}, \quad S_2 = \frac{B^2 b^2}{A^2 a^2 + B^2 b^2} \tag{8}$$

となる。Fig. 5から重回帰分析により係数 A 、 B を求め、本研究で用いた $a=5.0$ 、 $b=7.5$ の場合と、 $a=b=5.0$ の場合を算出した。その結果より、

$$a=5.0, \quad b=7.5 \quad S_1=0.471, \quad S_2=0.529$$

$$a=5.0, \quad b=5.0 \quad S_1=0.667, \quad S_2=0.333$$

を得た。即ち、可動域幅を揃えると1R- β の効果が優位となることがわかる。簡素化した式に基づく検討の結果ではあるが、本研究で2S- β のSobol'感度指標が最も大きくなった原因は可動域幅が影響しており、実際には1R- β のSobol'感度指標の方が大きいと推定される。

4. 流れの数値解析による効率変化の要因調査

4.1 調査手法

以上の感度指標の分析により、2S- β 及び1R- β がタービン段効率に大きな影響度を有することが判明した。これを踏まえて、この2つの制御パラメータ以外のパラメータを初期値に固定しつつ、2S- β 及び1R- β を3水準(1R- β : ①54.5 [deg] ②58.0 [deg] ③61.5 [deg], 2S- β : ①-51.5 [deg] ②-55.0 [deg] ③-58.5 [deg])で変化させることで、Fig. 6のような2次元翼形状を生成した。②②の場合がほぼ初期タービンの翼形状群である。なお、図中にはそれぞれの翼列基本データを併記している。さらにそれをmidspan断面形状としてスパン方

向に伸展し3次元翼形状を生成した。それぞれに対して2次元及び3次元流れ解析を実施した。流れ解析はほぼ既報⁽¹⁾に準じており詳細は省略するが、以下に概要を紹介する。

流れ解析には、汎用コードANSYS-CFX Ver.15.0を用い、mixing planeを用いたRANS解析を行った。乱流モデルはSST (Shear Stress Transfer) モデルである。格子生成にはNumeca AutoGrid5 Ver.14.1を用いた。Fig. 6には3次元翼まわりに生成された計算格子を示す(計算領域はFig. 1に示す)。非定常解析時の計算負荷軽減を念頭に、翼近傍などでの乱流解析には壁関数を使用している。それを踏まえて、壁に最接近する格子点の y^+ を50程度になるように調整している。総格子点数は約170万点である。

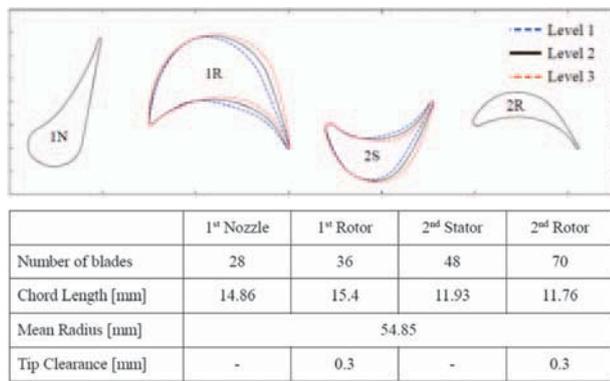


Fig. 6 Cross-sectional profiles of turbine blades and vanes to be calculated (top) and each cascade data (bottom)

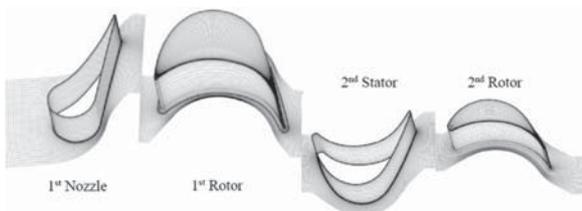


Fig. 7 Computational grids

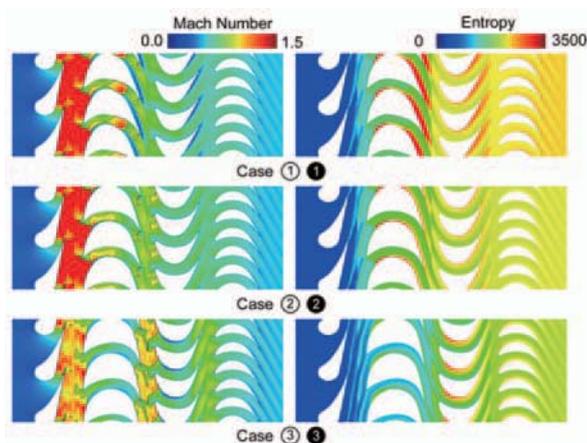


Fig. 8 Results of 2D flow analyses for three cases with different combinations of dominant control parameters (left: absolute Mach number, right: entropy)

4.2 2次元流れ解析結果

1R- β 及び2S- β をそれぞれ3通り変化させた合計9ケースの全てについて2次元RANS解析を行い、その中で水準を揃えた3ケースに関する解析結果をFig. 8に示す。Fig. 8左図は絶対マッハ数分布、右図はエントロピー分布である。また、Fig. 9には、軸方向への流量平均エントロピー増加を示す。なお、図中の Δs_a 、 Δs_b 、 Δs_c はmixing planeにおけるエントロピーの不連続増加である⁽¹⁾。

ケース①①では、1段静翼出口マッハ数が大きく、1段動翼前縁部に離脱衝撃波が発生している。さらにその翼間流路内(およそ40%コード長の位置)にスロートが生じ、その下流部で衝撃波が発生し境界層剥離を誘発している。そのため、Fig. 8右図のように1段動翼上流で広範囲にエントロピーの上昇が発生するとともに、翼負圧面で高エントロピー領域が発生している。その結果として、1段動翼流路で流量平均エントロピーが急激に増加し、タービン段出口での流量平均エントロピーは3ケースの中で最も大きくなっている。ケース②②でも引き続き1段動翼前縁での離脱衝撃波に関連したエントロピー生成量が多いが、その後の流量平均エントロピー増加は緩やかである。ケース③③では、スロートは1段動翼の後縁部に位置し、その後2段静翼で弱い衝撃波が発生しているが、それがエントロピー増加に与える効果は弱く、相当量のエントロピーは1段動翼と2段静翼間のmixing planeで発生している。ただし、タービン段出口での流量平均エントロピーは調査した範囲内で最も小さい。

初期タービン(ケース②②に相等)1段目出力は全体出力の75%程度であるが⁽¹⁾、この数値はロケット用タービンで多く用いられてきた速度複式衝動タービンの1段目出力比とほぼ一致している⁽²⁾。そして、1段静翼出口での高いマッハ数はそれを裏付けている。また、ケース

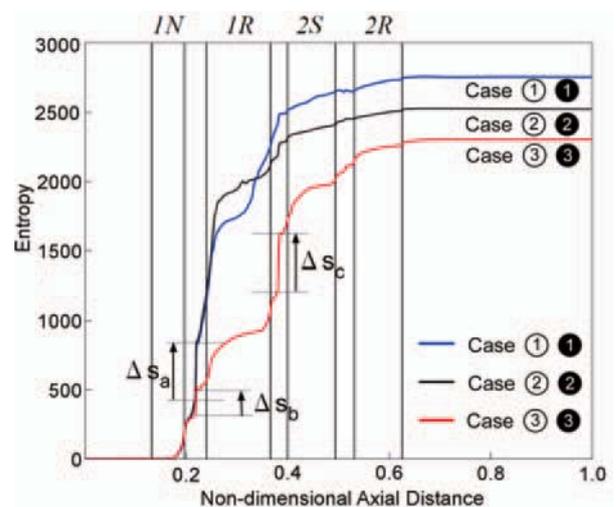


Fig. 9 Mass-averaged entropy increase obtained in 2D flow analyses for three cases with different combinations of dominant control parameters

Table 3 2D loss coefficients for all combinations (deeper shade means larger loss)

	①	②	③
①	0.4304	0.4151	0.3956
②	0.4060	0.3928	0.3838
③	0.4039	0.3875	0.3583

③③で高効率を得られた理由は、それが各段における反動度を上げる方向であると解釈することができる。

Table 3には、調査した9 ケース全てのタービン段効率から算出した2次元損失係数 ζ を示す。

$$\zeta = 1 - \eta_{TS} \tag{9}$$

この表からもケース③③の損失が最も少ないことが分かる。Denton(13)によれば、タービン段での損失はタービン段でのエントロピー上昇に比例することが示されているが、Fig. 9やTable 3の結果からも概ねその傾向が確認できる。

4.3 3次元流れ解析結果

前節と同様に、1R- β 及び2S- β を変化させた合計9 ケースの全てについて3次元RANS解析を行った。水準を揃えた3 ケースに関するmid-span絶対マッハ数及びエントロピーコンターをFig. 10に示す。Fig. 11には、流量平均エントロピーの軸方向変化を示す。Fig. 10に示す流れ場の全般的な特徴はFig. 8の二次元解析の結果と類似しているが、全体にエントロピーの生成量が増加し、マッハ数が低下していることが挙げられる。Fig. 11に示す流量平均エントロピーをFig. 9と比較してみると、1段動翼内での連続的なエントロピー上昇、タービン段全体のエントロピー生成量の増加（ケース①①で1.17倍、ケース②②で1.18倍、ケース③③で1.22倍）が確認される他、ケース①①、②②の場合ではタービン段全体でのエントロピー上昇に占める2段目の割合が3次元の場合で増加している（2次元の場合は約10%、3次元の場合

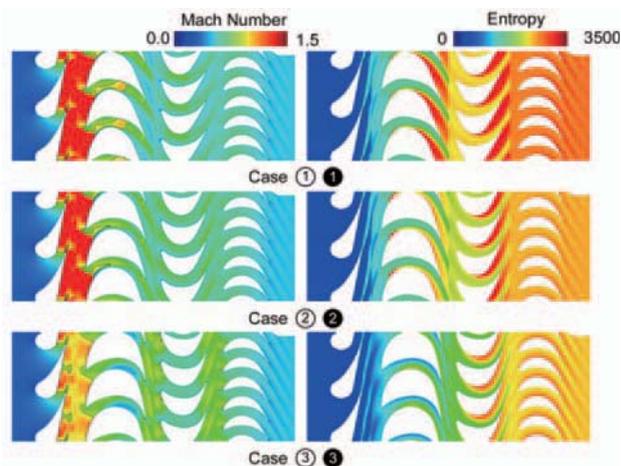


Fig. 10 Mid-span contours obtained by 3D flow analyses for three cases with different combinations of dominant control parameters (left: absolute Mach number, right: entropy)

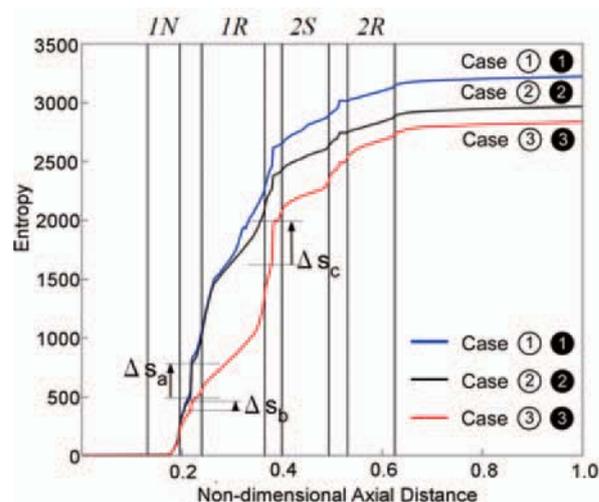


Fig. 11 Mass-averaged entropy increase obtained in 3D flow analyses for three cases with different combinations of dominant control parameters

は約20%)。なお、ケース③③の場合は、2次元、3次元ともに2段目での割合は30%程度である。

1段動翼及び2段静翼まわりの3次元的な損失発生状況を明らかにするため、それぞれの翼間流路における軸方向に垂直な面内での散逸関数 $\phi^{(4)}$ コンターをFig. 12に示す。この図では、流路渦や翼先端漏れ渦など2次流れによるエントロピー生成への寄与が大きいことが示されている。また、1R- β 及び2S- β の絶対値を増加することで1段動翼でのエントロピー生成が減少する一方、2段静翼での2次流れの寄与度が上がっていることが分かる。

Table 4にタービン段での3次元損失係数を示す。2次元の場合の損失係数は、サロゲートモデルの場合と同様に1R- β 及び2S- β に対して線形的な挙動を示していたが、3次元の場合の損失係数はS- β に対しては線形的に振る舞うが、1R- β に対しては水準③を除きそのような傾向にはなっていない。ただし、最小の損失係数はケース③③であり、これは2次元の場合と同じである。

Table 5には3次元損失係数と2次元損失係数との比を示す。ここで、Table 5中の損失係数比と前出の流量平均エントロピー比がほぼ符合している点に留意願いたい。この結果から、水準③での比が他の2水準の場合よりも大きく、損失に与える3次元性の効果が1段、2段ともに強まったと考えることができる。このことは、2次元流として得たデータでも高効率化をもたらす制御パラメータ探索はある程度可能であるものの、3次元性の効果把握の重要性を改めて示している。

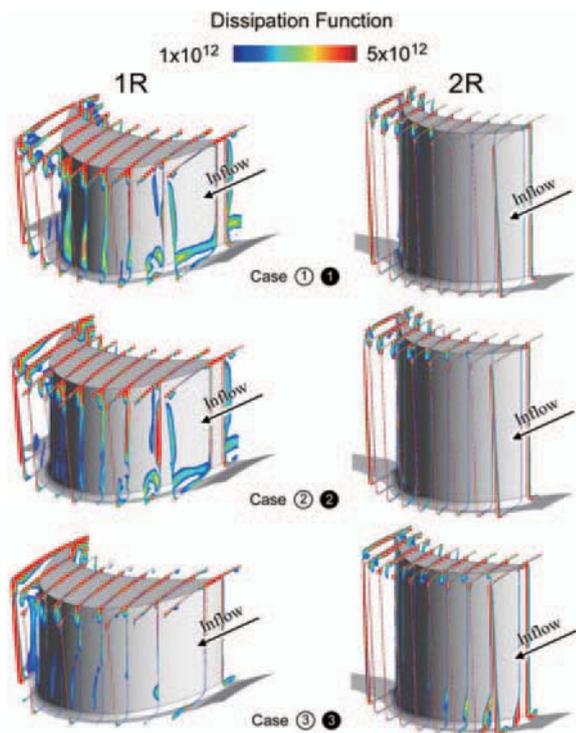


Fig. 12 Dissipation function contours for 1R (left) and 2R (right)

Table 4 3D loss coefficients for all combinations (deeper shade means larger loss)

	①	②	③
①	0.5053	0.4862	0.4611
②	0.4751	0.4617	0.4416
③	0.4861	0.4664	0.4384

Table 5 Ratios of 3D to 2D loss coefficients for all combinations

	①	②	③
①	1.174	1.171	1.166
②	1.17	1.175	1.151
③	1.204	1.204	1.224

5. 構造解析 (静的解析)

ロケット用ターボポンプには高い流体力学的効率に加えて構造的健全性が特に重視され、その駆動用タービンも例外ではない。ターボ機械の設計には流体力学的効率と構造的健全性の間にはトレードオフ関係の認識が必要であるが¹⁵⁾、ロケット用タービンでは雰囲気温度、回転数、翼枚数等の関係で高サイクル疲労寿命評価が重要である¹⁶⁾。この課題に取り組むためには大規模な非定常流解析、共振応答解析などの実施が必要であり¹⁷⁾、本研究の範囲を超えているが、高効率なタービンの構造的特徴を把握するため、前出の3種類のタービン翼についての有限要素モデルを基に、遠心力及び定常流体力が静的に作用する状態でのvon Mises応力を求め比較した。

Fig. 13にはケース②②翼の有限要素(Finite Element;FE)モデルと対象とした2種類の翼材料特性を示す。計算モデルには流れ解析で使用したFillet R付の1段動翼CADデータを用い、Bliskを想定してディスク円周部の一部を含めたモデルを作成した。それをPointwise V18.2R1で読み込み1次要素からなる有限要素モデルを作成し、さらにMSC Nastranで2次要素モデルに変換した。要素数は約14,000、ノード数は約23,000である。

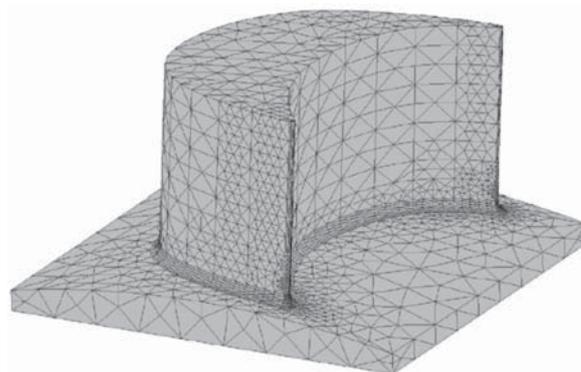


Fig. 13 Finite Element model of 1R (Case ②②)

応力解析(線形静解析)にはMSC Nastranを用いた。ここでは、FEモデルの底面、周方向側面を完全拘束した状態で、回転数60,600rpmでの遠心力及び3次元定常流解析で得た流体力をモデルに課した。なお、翼表面の圧力をFEモデルの翼表面ノードに荷重としてマッピングする際に、徳山¹⁸⁾が開発した手法を用いた。

Fig. 14に3ケースの応力解析に用いた翼面圧力分布を示す。既にFig. 10で見たように、ケース①①では翼前縁での離脱衝撃波に続き再加速後衝撃波が再度発生しているが、1R-βを増加させることで全体のマッハ数が低下するとともに翼後縁方向に流れが加速し、翼正負圧面間の圧力差が後縁近傍で増大している。Fig. 15に3ケースについてのvon Mises応力分布を示す。ここでの解析は、翼形状変化による流体力の効果の違いを明らかにするため、遠心力を課さずに実施された。この図から、1R-βを増加させることで1段動翼後縁近傍での正負圧面間の圧力差が増加し、結果として高von Mises応力領域が翼後縁近くでスパン方向帯状に発生する様子が確認できる。また、翼後縁根元部にも高von Mises応力領域が出現している。

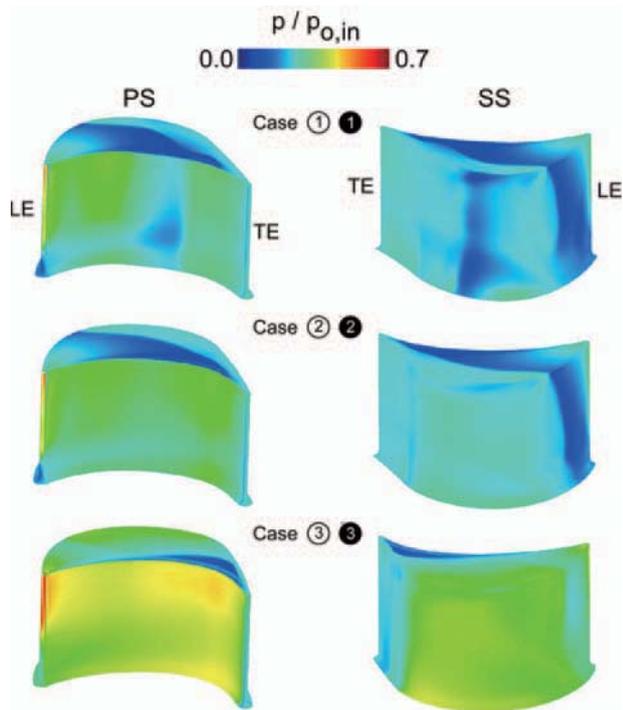


Fig. 14 Static pressure contours over IR entire surface for the three cases

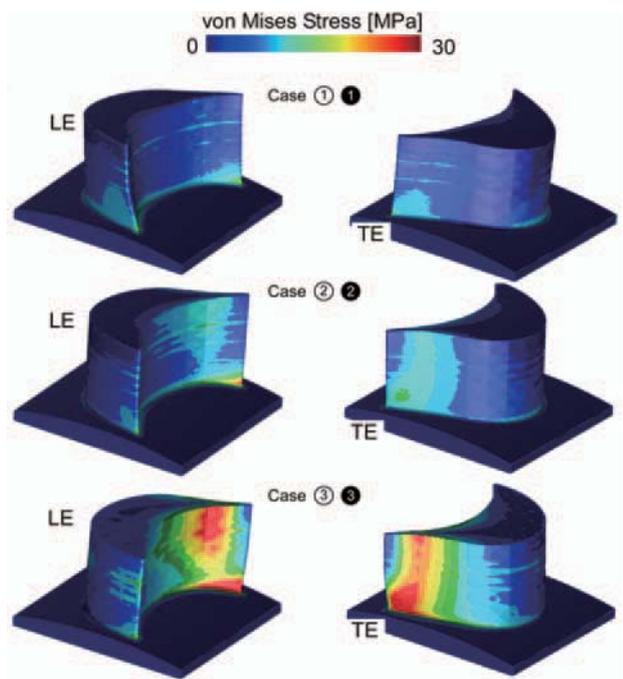


Fig. 15 Contours of von Mises stress over IR entire surface for the three cases (Inconel 718)

Fig. 16には遠心力を考慮した場合の最大von Mises応力値の比較を示す。遠心力による効果が大きく、翼形状の違いによる最大von Mises応力値の変化の傾向はこの図からは読み取れないが、Inconel 718の場合は、その降伏応力（約1,000 [Mpa]）の約60%の最大値が発生している。今回は線形静解析のみを行ったが、動静翼空力干渉等による非定常流体力が作用する場合、定常流の場

合と同様に翼形状の違いが非定常流体力、そして振動応力にも影響すると考えられる。

今後は、高サイクル疲労発生リスク低減など、構造的健全性を考慮した高効率タービン翼設計手法開発に取り組む予定である。

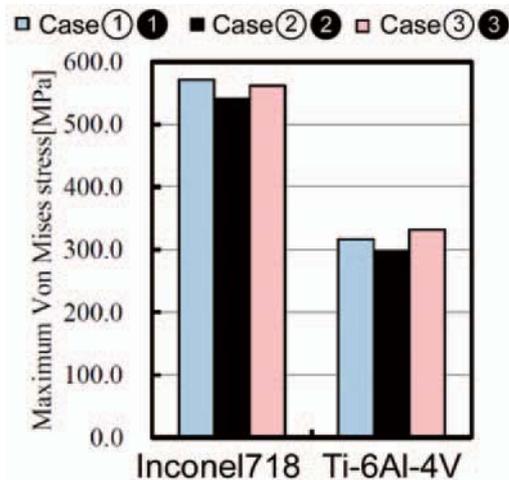


Fig. 16 Maximum von Mises stresses identified in IR FE model for Inconel 718 and Ti-6Al-4V

6. 結論

本研究で得られた知見等は以下のように整理できる。

(1) Sobol' 感度指標による調査結果

本研究では、前回の研究⁽¹⁾で構築したデータベースからサロゲートモデルを構築し、Sobol' 感度指標により19個の翼断面形状制御パラメータの中で効率改善への影響度の高いパラメータの抽出を行った。その結果として、1段動翼及び2段静翼の反り角制御パラメータ1R- β 及び2S- β の2つが、高効率化に向けて60%程度の影響度を有する支配的パラメータであることが明らかになった。

(2) 2次元及び3次元RANS解析

得られた結果を基に、1R- β 及び2S- β に対してそれぞれ3水準を設定し、残りの制御パラメータを固定して9個の翼断面形状を生成し、それに対して2次元及び3次元RANS解析を行った。

① 2次元RANS解析の結果から、1段動翼前縁での離脱衝撃波を制御しつつ、2段への流入マッハ数を上げることで高効率化が達成できていることが確認された。このことは難波ら⁽¹⁾の知見とも一致している。

② 3次元RANS解析からは、2次元の場合と同様に高効率化に向けて1R- β 及び2S- β が重要なパラメータであることが確認された。ただし、2次元の場合と異なり、3次元では1R- β 及び2S- β の絶対値に対し単調にはタービン段効率が增加せず、特に1R- β の効果に関して差異が生じていることが明らかになった。

(3) 構造解析（線形静解析）

特徴的な3ケースでの1段動翼に対する構造解析を実施し、空力効率と構造的健全性とのトレードオフが発生

しうることをvon Mises応力値で改めて確認した。

これ以降の更なる議論の深化には非定常流解析とそれを基にした翼振動応答解析や疲労寿命予測などが必要であり、同時にそれらの知見を設計法へ組込む作業が今後の課題である。

参考文献

- (1) 難波海, 船崎健一, 川崎聡, 矢田和之, ロケットエンジン (A.2) ターボポンプ用タービン段の翼形状最適化に関する研究, ターボ機械, Vol. 48, No. 1 (2019), pp. 53-60.
- (2) Kato, H., Ito K., and Lepot I., Sensitivity Analysis Based on High Fidelity Simulation: Application to Hypersonic Variable-Cycle Engine Intake Design, International Journal of Engineering Systems Modelling and Simulation, Vol. 2, Nos. 1/2 (2010), pp. 38-45.
- (3) Owen, A., Monte Carlo Theory, Methods and Examples, <https://statweb.stanford.edu/~owen/mc/> (2021/07/05閲覧).
- (4) 本間俊充, Global感度解析—Sobol' 法, オペレーションズ・リサーチ, Vol. 55 (10) (2010), pp. 727-631.
- (5) Raschka, S., Mirjalili, V., Python機械学習プログラミング (第3版, 福島真太郎監訳), インプレス (2020).
- (6) 横谷進弥, CDOプライシングの離散高速アプローチ (2) : ツリーを用いた準解析的プライシングのマルチ・ファクター・モデルの応用, 金融研究, 11 (2007), pp. 45-78.
- (7) <https://rayspace.xyz/CG/contents/montecarlo/> (2021/07/26).
- (8) 鈴木航介, 合田隆, 準モンテカルロ法の最前線, 日本応用数学会論文誌, Vol. 30, No. 4 (2020), pp. 320-374.
- (9) McKay, M.D., Conover W.J., and Beckman R.J., "A comparison of three methods for selecting input variables in the analysis of output from a computer code," Technometrics, Vol. 21, No. 2 (1979), pp. 239-245.
- (10) Herman, J. and Usher, W. SALib: An open-source Python library for sensitivity analysis. Journal of Open Source Software, 2 (9), (2017) doi:10.21105/joss.00097.
- (11) Denton, J.D., Some Limitations of Turbomachinery CFD, ASME TURBO EXPO, GT2010-22540 (2010).
- (12) Mohr, D., Turbomachines in Rocket Propulsion Systems, Handbook of Turbomachinery (2nd edition, Logan, E., Jr., Roy, R.), CRC Press (2003).
- (13) Denton, J.D., Loss Mechanisms in Turbomachines, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 115, No. 4 (1993), pp. 621-656.
- (14) Lakshiminarayana, B., Fluid Dynamics and Heat Transfer of Turbomachinery, Wiley (1995), p.17.
- (15) Martensson, H. and Groth, P., Methods for Aeroelasticity in Propulsion, Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines (Tran, T.H. ed.) (1997), pp. 565-582.
- (16) 川崎聡, 船崎健一, ロケット用ターボポンプのタービン技術と今後の展望, ターボ機械, Vol. 45, No. 5 (2017), pp. 285-292
- (17) Funazaki, K., Iwaguchi, N. and Kawasaki, S., Unsteady Flow Simulations in Two-Stage Turbines of a Rocket TurboPump to Estimate Blade Structural Soundness for Fatigue, accepted for publication in IOP Journal of Physics: Conference Series.
- (18) 徳山雄己, 流体-構造連成効果を考慮したロケットエンジン用高効率高信頼性タービン開発に関する研究, 岩手大学工学研究科, 博士学位論文 (2016)

付録 (線形関数のSobol' 感度指数)

式(1)のモデル関数を線形化した次の関数を考える。

$$\begin{aligned} f(x, y) &= Ax + By + C = Aa\frac{x}{a} + Bb\frac{y}{b} + C \\ &= X\bar{x} + Y\bar{y} + C, \quad X = Aa, \quad Y = Bb \end{aligned} \quad (\text{A.1})$$

この関数に対して, 領域 Ω^2 ($0 \leq \bar{x} \leq 1, 0 \leq \bar{y} \leq 1$) で Sobol' 感度指数を求める。 f_0 は f の平均値であり,

$$f_0 = \iint_{\Omega^2} f(\bar{x}, \bar{y}) d\bar{x} d\bar{y} = \frac{X}{2} + \frac{Y}{2} + C \quad (\text{A.2})$$

となる。式(2)から, 次の関係式を得る。

$$\begin{aligned} f_1(\bar{x}) &= \int_0^1 (X\bar{x} + Y\bar{y} + C) d\bar{y} - f_0 = X(\bar{x} - \frac{1}{2}) \\ f_2(\bar{y}) &= \int_0^1 (X\bar{x} + Y\bar{y} + C) d\bar{x} - f_0 = Y(\bar{y} - \frac{1}{2}) \end{aligned} \quad (\text{A.3})$$

を得る。総分散 D 及び偏分散 D_i ($i=1,2$) は

$$D = \iint_{\Omega^2} (X\bar{x} + Y\bar{y} + C)^2 d\bar{x} d\bar{y} - f_0^2 = \frac{X^2 + Y^2}{12} \quad (\text{A.4})$$

$$\begin{aligned} D_1 &= \int_0^1 f_1(\bar{x})^2 d\bar{x} = \int_0^1 (X(\bar{x} - \frac{1}{2}))^2 d\bar{x} = \frac{X^2}{12} \\ D_2 &= \int_0^1 f_2(\bar{y})^2 d\bar{y} = \int_0^1 (Y(\bar{y} - \frac{1}{2}))^2 d\bar{y} = \frac{Y^2}{12} \end{aligned} \quad (\text{A.5})$$

よって, Sobol' 感度指標 S_1, S_2 は次式で求められる。

$$\begin{aligned} S_1 &= \frac{X^2}{X^2 + Y^2} = \frac{A^2 a^2}{A^2 a^2 + B^2 b^2} \\ S_2 &= \frac{Y^2}{X^2 + Y^2} = \frac{B^2 b^2}{A^2 a^2 + B^2 b^2} \end{aligned} \quad (\text{A.6})$$



タンザニア連合共和国初のガスタービン複合火力発電所の建設 Construction of First Gas Turbine Combined Cycle Plant in Tanzania



鈴木 恒夫*¹
SUZUKI Tsuneo

キーワード：ガスタービン，コンバインドサイクル，アフリカ，タンザニア

Key Words：Gas Turbine, Combined Cycle, Africa, Tanzania

1. はじめに

1983年に東京芝浦電気株式会社（現 株式会社東芝）に入社して以来、一時期を除いて一貫してガスタービン・コンバインド・サイクル発電プラントに関わる業務に従事してきましたが、原点が排熱回収ボイラ（HRSG）の設計であった為か、本学会との接点はほとんどありませんでした。しかしながら今回本稿を執筆する機会をいただきましたので、直近に従事しましたタンザニア連合共和国向ガスタービン複合火力発電所新設工事案件に関して紹介させていただきます。

2. タンザニア連合共和国

タンザニア連合共和国はアフリカ大陸の東海岸でインド洋に面しており、ケニアの南隣に位置し、ケニアとの国境近くにはアフリカ大陸最高峰であるキリマンジャロがあります。首都は同国のほぼ中央に位置するドドマですが、最大都市はインド洋に面したダルエスサラームで、タンザニアの人口約6000万人の1割近くがここに集中しています。

日本からダルエスサラームへの直行便はなく、中東のドーハ、ドバイ、或いはアブダビなどを経由して約25時間（乗継時間を含む）掛かります。日本からの便にはかなりの数の日本人が搭乗していましたが、その多くは乗継地から欧州などに向われる観光客のようで、ダルエスサラームに向かう便に搭乗する日本人はほぼ本案件に関わる方のみであったと思います。

タンザニアはアフリカ大陸部のタンガニーカと、インド洋に浮かぶ島嶼部のザンジバルよりなり、各々が1961年12月、1963年12月にイギリスより独立した後、1964年4月に合併して連合共和国となりました。ただし、ザンジバルは合併後も強い自治権を保持しており、我々のような外国人はダルエスサラーム到着時に入国手続きを済

ませているザンジバルに渡る際にはパスポートの所持が必要でした。



Fig. 1 タンザニアとダルエスサラーム⁽¹⁾

人種構成はバントゥー系黒人が95%と圧倒的多数を占め、残り5%が欧州系、アラブ系、及びインド系などの国民より構成されています。尚、最強の戦士とも称されるマサイ族はタンザニア北部からケニア南部に掛けて住む先住民で主に遊牧を営んでいるようですが、ダルエスサラームの市内でも時折見かけました。

国語はスワヒリ語ですが、旧宗主国の言語である英語も併せて公用語になっており、我々のプロジェクト現場であり、生活の場となったダルエスサラームではほぼ完璧に英語が通じる為、言葉が通じずに困惑するという場面は殆どありませんでした。一方、スワヒリ語はディズニー映画「ライオンキング」などで聞いたことがある方もいらっしゃると思いますが、「ジャンボ（こんにちは）」、「アサンテ（ありがとう）」、「カリブ（どういたし

原稿受付 2022年1月27日

*1 東芝プラントシステム(株)

〒230-0045 横浜市鶴見区末広町2-4

まして)、「ハクナマタタ (問題ない)」など日本人にも親しみやすく、当社の建設現場担当者の中には日常生活での簡単な会話はほぼスワヒリ語でしていたものもいました。(日本をベースとし、月一回、一週間ほどしかタンザニアに渡航しなかった小職は上記の4つを覚えるのが精一杯でしたが。)

宗教はイスラム教徒、キリスト教が各々40%を占めています。早朝にスピーカから流れるコーランで目を覚ます一方、食材や飲酒の制約はなく、日本人の我々にとっては助かりました。

タンザニアの経済は圧倒的に農業がベースとなっており、次いで鉱業、観光となります。農業では「キリマンジャロ」の名で知られるコーヒーが主要な輸出品になっており、また、ザンジバルで栽培されているクローブも輸出されています。

鉱業では金の産出が世界第三位で、ニッケル、コバルト、銅や、青紫色の宝石タンザナイトも産出します。南部のインド洋沿岸にあるソングソング、及びムナジ湾には天然ガス田があり、ここで産出された天然ガスが本プロジェクトのガスタービンでも使用されています。

一方、タンザニアにはキリマンジャロ、セレンゲティなどの国立公園を始めとした世界遺産が7つあって外国人観光客の数が増加の一途を辿っており、観光が主要産業に育ってきているようです。

Table 1 タンザニアの一般事情¹⁾

1	国名	タンザニア連合共和国 (United Republic of Tanzania)
2	首都	ドドマ
3	面積	94.5万平方キロメートル (日本の約2.5倍)
4	人口	5,800万人 (2019年: 世銀)
5	民族	スクマ族、ニャクチャー族、ハヤ族、チャガ族、ザラモ族等 (約130)
6	言語	スワヒリ語 (国語)、英語 (公用語)
7	宗教	イスラム教 (約40%)、キリスト教 (約40%)、土着宗教 (約20%)
8	主要産業	農林水産: GDPの28.2% 鉱業・製造・建設等: GDPの26.9% サービス: GDPの37%
9	経済成長率	5.8% (2019年: 世銀)
10	物価上昇率	3.5% (2019年: 世銀)
11	主要貿易品目	(1) 輸出 金、カシューナッツ、タバコ、サイザル麻、コーヒー等 (2) 輸入 石油、機械類、運輸機材、建築資材等
12	主要貿易国	(1) 輸出 ルワンダ、ケニア、コンゴ (民)、ザンビア、ウガンダ (2) 輸入 中国、インド、アラブ首長国連邦、サウジアラビア、南ア、日本

3. タンザニアの発電事情

タンザニアで唯一の独占一貫電力供給事業者であるタ

ンザニア電力供給公社 (以下、TANESCO) が保有する発電設備による発電能力は2016年12月時点で1,343MWであり、その内の58%が火力発電、42%が水力発電となっていて²⁾、火力発電設備は全てガスタービン発電所でした。尚、これにIPP業者の保有する発電設備容量77.4MW (2016年12月時点)²⁾を加えたものがタンザニア全体での発電能力となります。

このように水力発電が全体の4割強を占めるタンザニアの電源構成ですが、同国の乾季 (6月~9月)の終わり頃には水源が枯渇して来ること、また経済の成長に伴い電力需要も増えていることから、今後、自国産天然ガスを燃料とする火力発電の新設によりその比率が増して行くことが予想されます。

一方、同国はその西部にケニアより続く東アフリカ地溝帯があり、地熱資源量として678MW²⁾と想定される、地熱発電のポテンシャルの高い国ですが、有望地域が都市部と離れている為、送電網整備の課題などもあって現時点で実用化されていません。

4. Kinyerezi IIガスタービン複合火力発電所

4.1 Kinyerezi発電所全体計画

本プロジェクトはダルエスサラーム中心部から36km、車で70分程西南西に行った所にあるKinyerezi地区に、TANESCOが計画する発電所コンプレックスの一つとして建設されました。同コンプレックスは4つのフェーズより構成され、Phase Iはガスタービン4基より構成されるガスタービン発電所で、当社が受注した時点で建設済み、Phase II~IVはガスタービン複合火力発電所で、Phase IIIは中国のEPCが受注しており、Phase IVについてはまだその詳細が決まっていませんでした。

前述したようにいずれのプロジェクトも自国産の天然ガスを燃料としており、同コンプレックスへ燃料を供給する燃料中継設備については2016年3月の本プロジェクト開始時点で国営石油開発公社がコンプレックス南側に建設を完了していました。

4.2 Kinyerezi Phase II発電所プロジェクト

東芝プラントシステム株式会社 (以下、TPSC) は2016年3月にKinyereziコンプレックスで2番目となるPhase IIであり、同国初となるガスタービン複合発電所を、本案件のプライムコントラクターである住友商事株式会社 (以下、住友商事) より受注しました。本プラントでは三菱日立パワーシステムズ (以下、MHPS) 現三菱重工業株式会社製H-25 (32MW) 型ガスタービン、及び発電機を住友商事が供給し、蒸気タービン、発電機、排熱回収ボイラを含むその他設備のエンジニアリング、調達、及び全ての機器の輸送、現地工事 (土木、据付、試運転) をTPSCにて実施しました。

Kinyerezi Phase IIは1ブロック当ガスタービン・発電機3基、排熱回収ボイラ3基、及び蒸気タービン発電機1基による3-3-1の発電システムを2ブロック有

する、総出力240MWの複合火力発電所として計画、建設されました。尚、建設資金の内、15%はTANESCOが準備し、残りに85%は国際協力銀行による融資が当てられました。

本プロジェクトは2016年3月に開始され、2019年3月に完工しましたが、その間のプロジェクト遂行はTANESCO、同社のコンサルタントであるLahmeyer International（以下、LI。現Tractabel Engineering）、住友商事、及びTPSCが月一回の定例打合せを開催して進捗状況、解決すべき問題点などを共有、議論することにより進められました。

4.3 プロジェクト遂行における難所

本プロジェクトはTPSCにとって初めてのタンザニアでの発電所建設となる為、見積時点から現地サーベイを行うなど事前準備を行い、リスクを低減する対策を打ちましたが、それでも実際のプロジェクト遂行においては様々な難所が待ち構えていました。

4.3.1 発電所用機器・材料の輸送 タンザニアでは発電所建設に必要な機器、材料の調達に困難な為、全て国外で調達してダルエスサラーム港に輸送するのですが、同港の荷揚げ設備の数、容量が非常に限られており、滞船時間が長くなるリスクがあることが事前調査で分かりました。この為、機器、材料サプライヤーとの契約は全てFOB輸出港とし、株式会社上組殿に現地輸送業者とタグを組んでいただき、海上輸送、タンザニアでの輸入通関、及び内陸輸送を一気通貫して行うことで上記リスクの低減を図りました。



Fig. 2 ダルエスサラーム港での荷役

4.3.2 建設用重機 本プロジェクトにおいては排熱回収ボイラを韓国メーカーより調達しました。排熱回収ボイラについては現地据付工事工数の低減、品質の向上を狙ってメーカー工場にてある程度組んで（モジュール化して）出荷するのが一般的ですが、タンザニア現地での大型重機手配の困難性を鑑み、最大吊上げ重量を20トンに制限し、現地にて組み上げる工法を採用しました。

4.3.3 Grid Code対応 住友商事がTANESCOと契約

準備を進めていた時点では未発効であったGrid CodeがNTP直前に発効となりました。同Codeの適用はTANESCOにとっても本プロジェクトが初めてとなり、かつ、プロジェクト開始後にその発効、及び遵守の必要性がTANESCOより知らされた為、TANESCO、LI、住友商事、TPSCに、発電機を供給するMHPSなども加って対応の可否や対応方法を検討することとなり、必要に応じて機器仕様の変更、設備の追加など実施することになりました。

4.3.4 燃料、用水 これらはTANESCOが発電所敷地境界まで持ってくるように各供給会社と調整することになっていたのですが、一向に話が進まなかった為、燃料や用水を供給する会社との打合せにも住友商事と共に出席して情報の収集や対策の検討を行い、仮設設備も使いながら何とか必要な時期までに供給を受けることができました。

4.3.5 脆弱な送電網 試運転段階で悩まされたのがタンザニアの送電網の脆弱性でした。他の発電所等で発生したトラブルが引き金となり、頻繁に周波数変動等によるブラックアウトが発生した為、試運転や性能試験の延期を余儀なくされました。

4.3.6 土木工事情質 事前調査の上に選定した土木工事業者を採用しましたが、その能力、品質は期待に沿うものではなく、ガスタービンの基礎台として打設したコンクリートが規定の強度に達せず、当該基礎を取り壊して再打設すると言った後戻り作業が発生しました。また、発電所内の道路はアスファルト舗装ですが、何度やり直しても表面に水溜りができてしまうような凸凹の仕上がりとなってしまい、なかなかTANESCOに受けれてもらえませんでした（マラリヤのせいか、TANESCOは蚊が発生する水溜りの存在を非常に気にしていました）。最終的には土木工事業者を変えて再舗装することで漸くTANESCOの承認を取得することができました。



Fig. 3 Kinyerezi IIガスタービン複合火力発電所全景

5. タンザニアでの生活

サブサハラのアフリカという土地にいても、日本人スタッフの宿泊、食事や安全も大きな難所の一つでした。また、皆さんも我々がどのような生活を送っていたかに

ついでに興味があると思いますので紹介させていただきます。

アフリカと言うと高温と言うイメージがありますが、我々の拠点となったダルエスサラームでは最高でも35℃程度で、日本の盛夏の気温よりも低いです。とは言え、一年中気温が20℃～35℃で推移する為、仕事を終えた後で飲む、キンキンに冷えたタンザニア・ビールは至福のひとつを与えてくれました。

ダルエスサラームの中心部には多くの中華料理店があり、また、我々が「半島」と呼んでいたダルエスサラーム港の北側にあり、外国人の多くが居住する地区には「本当にアフリカなの？」と思えるようなお洒落なフレンチ、イタリアン、韓国料理などのレストランも多くあり、決して安くはないものの、ビールやワインを飲みながら美味しい料理に舌鼓を打ち、リフレッシュすることができました。

しかしながら建設や試運転が佳境に入ると、建設現場から片道一時間ほどかかるこれらのレストランに毎晩通うことは現実的ではなくなり、我々の宿泊先も道路渋滞の影響が少ない、現場から20分程の所にあるローカルホテルに移りました。そんな折、我々は先に現地に進出していた日本企業の方から日本料理を作ることができるコック姉妹の紹介を受けました。この姉妹、5cm厚のA4ファイル2冊に綴じられたレシピを持っており、恐らくタンザニア一美味しく、バラエティに富んだ日本料理を一日三食、我々日本人スタッフの為に作ってくれました。朝6時過ぎにホテル最上階の特設専用食堂に上がっていくとご飯とみそ汁は出来上がっており、ハムエッグなどのおかずは我々の顔を見てから調理し、温かいものをを出してくれました。昼食は彼女たちが作ってくれた弁当をドライバーに運んでもらって現場の事務所で食べましたが、時には熱々の牛丼が供されることもありました。さすがに夕食は我々の帰宅時間も遅くてバラバラな為、食事は作り置きでしたが、それでも彼女たちが作ってくれた食事が我々日本人スタッフの健康とやる気を強力にサポートしてくれたのは間違いありません。

前述したようにタンザニアはTPSCにとって初めての国であり、サブサハラ地域であることもあって、マラリヤを始めとする疾病のリスクが懸念されました。この為、プロジェクト開始前に外務省のサイトなどから渡航前に受けることが望ましい予防接種をリスト化し、出張者の接種状況を管理することにしました。リストアップされた予防接種は黄熱病（必須）、A型肝炎、B型肝炎、破

傷風、狂犬病、腸チフスなどで、その多くが複数回の接種を必要とする為、一日4本、片腕に2本ずつ接種することもあり、一度にこんなに打って本当に大丈夫かなあと不安になることもありました。

一方、マラリヤについては予防接種がなく、経口薬の服用となる為、処方を受けてから乗り込みましたが、先行機EPC業者のプロマネから「マラリヤの経口薬は副作用があるので止めた方が良い。マラリヤは罹っても治るから。僕や妻はもう2回も罹っているけどちゃんと治ったよ、ほら。」と言われたことから途中で服用を止めました。幸いにしてマラリヤに罹ることはありませんでしたが、タンザニアで発症すれば現地の病院は手馴れているので適切な対応を期待できる一方、日本に帰国してから発症してしまうとマラリヤであることの特定に時間を要し、最悪手遅れになってしまうこともあるようですので、経口薬の副作用リスクと天秤にかけて自己リスクで選択する必要があるようです。

6. 最後に

TPSCにとって初めての国となるタンザニアにおいて、同国初のガスタービン複合火力発電所を建設する、しかも現在と異なってオンライン会議もままならず、打合せをするには片道24時間以上を掛けて飛ばなければならないという難しいプロジェクトでしたが、当初計画より半年ほど遅れたものの2019年3月に無事完工させることができました。

これもひとえに住友商事殿、MHPS殿、上組殿などの関係各社や、現地日本大使館、現地日本人会のご理解とご協力の賜物と考えております。

この場をお借りして心より感謝申し上げます。

参考文献

- (1) 外務省 タンザニア連合共和国基礎データ（令和3年4月13日付）
<https://www.mofa.go.jp/mofaj/area/tanzania/data.html#section1>（参照日2022年1月27日）
- (2) 独立行政法人国際協力機構 タンザニア連合共和国全国電力システムマスタープラン策定・更新支援プロジェクト（第3年次）全国電力システムマスタープランファイナルレポート
https://www.meti.go.jp/meti_lib/report/H28FY/000196.pdf（参照日2022年1月27日）



写真考

Thoughts on Photography



藤谷 康男*1
FUJITANI Yasuo

亡父が写真好きであったことの影響が大きいと思いますが、私も子供の頃から写真が好きで、被写体に変遷はありますが、数十年間写真を撮り続けてきています。

一眼レフと呼ばれるレンズ交換式のカメラを使って大好きだった飛行機の写真を撮っていたのは高校生の頃ですが、その頃のフィルムを使う写真は完成するまでに結構な手間を要しました。撮影後のフィルム（白黒36枚どり）をまずは現像し、その後プリントのため暗室で引き延ばしを行うプロセスを含めると長い時間も必要でした。（最近上映されたフォトジャーナリスト/ユージン・スミスを主人公とした映画‘MINAMATA’ではこのプロセスが描写されており、懐かしい思いで見ました。）

カメラも焦点合わせは手動、露出も内臓露出計を使うでの半手動、36枚ごとにフィルム交換と面倒で、レンズ、フィルム性能にも限界があったためシャッターチャンスは限られており、プリントが狙い通り仕上がった時には本当に嬉しかったものです。

私の就職前後（1980年代）に商用化された自動焦点合わせ（AF）は大きな技術進化だったと思います。一瞬のうちにピタリと焦点を合わせることができる機能により、様々な場面でのシャッターチャンスが大きく広がるとともに、目に課題が出てくるシニア世代まで幅広く写真が楽しめるようになりました。

写真の歴史の中で最大の革命は間違い無くデジタルカメラでしょう。平成時代の初頭に商用化、撮影結果がすぐに確認出来、満足できるまで枚数制限無く写真が撮れ、さらにPC上に作品を映し出し、多くの人も共有できる点は本当に大きな革新でした。初期のデジタルカメラは解像度や発色が不十分だったため、さまざまな写真構図の勉強に便利程度との評価もありましたが、カメラ本体、撮像素子などハード性能が短期間のうちに著しく向上し、長い歴史を持っていたフィルムカメラを瞬く間に駆逐してしまいました。

フィルム性能には限度があった（光）感度特性が、デジタルカメラ撮像素子では大幅に改善され、高感度設定を使うことにより相当に暗い場面でも高速シャッターでブレのない写真を撮ることができるようになりました。初めてデジタル一眼カメラで博物館の薄暗がりの展示を

撮影、その鮮明な仕上がりを見て驚いたことを覚えています。カメラ本体の改善も著しく、高級機では強力な手ぶれ補正機構と高速連写やシャッター前後での画像を記録する機能を活用することにより、フィルムカメラではままあった狙ったシャッターチャンスを外すということも少なくなりました。また小型化技術も進み、晴天など良い環境条件下では、スマホでも高級機に見劣りしない写真が撮れるようになり、コンパクトカメラの出番はほぼ無くなってしまいました。

面倒であった撮影後処理の現像、引き伸ばしもソフト化され、本当に簡単になりました。ソフト処理技術の進展も著しく、RAWと呼ばれる画像記録フォーマットで撮影しておけば、撮影後さまざまな後処理が可能になり、撮影者の意図に合わせてオリジナル画像とはかけ離れた作品仕上げも可能です。

デジタルカメラの登場により、SNSへの発信も含めて写真の扱いが簡単になり、アマでもプロに近いような出来栄で作品を仕上げる事が出来る様になったため、世の中には印象的な画像が溢れています。映像情報が限られていた時代に数枚で社会にインパクトを与えたユージン・スミスの水俣の作品のような写真はもう出て来ないのだらうと思います。各人が自分の感性で写真を撮り、好みのスタイルに仕上げ、そのイメージとストーリーを皆と共有して楽しむという方向にますます変わってゆくものと思います。

高校生の私には想像すらできなかったスマホやAI技術により、驚愕するほど世の中の変革が進む一方で、デジタルカメラが導入されたとはいえ写真関連技術が同等の変化をしているとは思えません。高機能カメラの基本構造に大きな変化はなく、重さも大して軽くなっていません。悪条件下では光や被写体の状況を考慮した撮影パラメータ設定が必要ですし、様々な後処理ができるようになったとはいえ、撮影時のピンボケや被写界深度（焦点の合う前後範囲）は、後では修正出来ません。撮影者の意図を容易にかつ自在に表現できるまでには、まだまだ技術ブレークスルーが必要と感じます。

デジタルカメラの商品化を始め、近年の写真技術の革新は全て日本発ですので、これからも日本メーカーの活躍を期待しています。日本技術を使ってイメージ通りの写真を海外旅行先で撮れる日を楽しみに、制約の多いコロナの時代を過ごしています。

原稿受付 2022年1月10日

*1 元日本ガスタービン学会会長
元三菱日立パワーシステムズ

第33回ガスタービン教育シンポジウム報告

吉田 征二
YOSHIDA Seiji

2021年12月21日(火)に第33回ガスタービン教育シンポジウムがオンラインで開催された。昨年度は、本シンポジウムは延期としたため、約2年ぶりの開催となる。

本シンポジウムは、学生や若手技術者などガスタービン初学者を対象に、ガスタービンに関する基礎知識を学んで頂くことを主目的に、講義、見学会、懇親会を組み合わせ、関東地区では毎年、関西地区では隔年で開催してきた。昨年度より世界中に拡大した新型コロナウイルス感染症の蔓延により、例年通りの対面での行事の開催が難しい状況となったため、本シンポジウムをどのように開催するか、集会行事委員会で検討してきた。そして、現在の状況では、対面での従来通りの開催は難しいと判断し、オンラインでの開催とすることにした。オンラインで開催するためには、講義用スライドをオンライン開催用に改訂する必要がある、この改定作業の見通しがつかなかったことから、昨年度は本シンポジウムを延期することになった。今年度も、すべての講義スライドをオンライン開催用に改訂することは、引き続き課題であったため、講義内容を縮小、変更し、半日のみの開催とした。講義は従来よりも初学者に向けた内容とし、教科書『ガスタービン工学』の「概論」部分を通常よりも時間を30分延長して120分の拡大版とし、産業用ガスタービンおよび航空用ジェットエンジンの実物と設計開発の具体例をそれぞれ紹介する60分の講義2件を行うこととした。

内容を大幅に変更したため、どれくらいの参加者が集まるのか心配されたが、最終的に大学、電力会社、メーカーなどから82名(学生:38名, 社会人:44名)の参加申し込みがあった。例年の対面での開催では、講義会場や見学場所の受け入れ可能な人数等により、参加者数を60名程度にすることが多かったが、今回はそれを上回る方々にご参加いただいた。

当日は、開会のあいさつの後、3件の講義が行われた。(1)「ガスタービン概論」の講義では、渡辺紀徳氏(東京

大学)が、従来は時間の都合により割愛していた部分も含めて講義を行った。(2)「ガスタービンの実際 発電分野」では、八田将佳氏(三菱重工業株)が、三菱重工におけるガスタービン発電所の高効率化の歴史を、材料、遮熱コーティング、冷却構造の変遷とともに説明した。また、脱炭素化に向けて水素やアンモニアを燃料としたガスタービンの技術開発と実証プロジェクトについても紹介した。(3)「ジェットエンジンへの要求と技術開発 -IHIの取り組み-」では、室岡武氏(株IHI)が、IHIにおけるジェットエンジンの開発の歴史を紹介するとともに、環境基準や安全基準などのジェットエンジンへの要求や、それに対応する技術を説明した。また、さらなる高性能化に向けて行われている、空力、燃焼、複合材、電動化などの広範囲にわたる研究開発を紹介した。各講義の終わりには質疑応答の時間が設けられ、時間の許す限り活発な質疑応答が行われた。ガスタービンの実際をご紹介いただいた2件の講義は従来教育シンポジウムには無かった講義であり、今回のシンポジウムのためにご準備いただいた。いずれも開催の趣旨を踏まえてガスタービンに関連する技術を幅広くご紹介いただき、内容の濃いものであった。

本シンポジウムでは本会が出版する「ガスタービン工学」を教材として用いているが、今回講義をしたのはこの中の概論のみであり、他の項目は実施しなかった。今回参加された方々には各々教材を読み進めていただき、ガスタービンの知識をさらに深めるのに役立てて頂ければ幸いである。参加者には今後の教育シンポジウムの運営および教材に関するオンラインでのアンケートの記入にご協力頂いた。アンケートの集計結果は次回以降の企画および教材の改訂に反映していく予定である。

最後に、講義や資料の作成・準備にご尽力して頂いた講師の方々、ガスタービン技術普及委員会、そしてご参加いただいた皆様に深く感謝いたします。

(集会行事委員会委員)

第9回日本ガスタービン学会男女共同参画推進イベント開催報告

山上 舞

YAMAGAMI Mai

日本ガスタービン学会「男女共同参画推進委員会」では、ガスタービンおよび関連技術に携わる女性技術者同士のネットワークと、共に成長していける場を提供することを主な目的として、2016年度から活動を続けています。今年度は「GT業界各社における仕事と働き方」というテーマで、主に学生を対象としたイベントを2021年12月22日(水)に開催いたしました。昨年度に引き続きオンラインでの開催でしたが、60名(学生36名、社会人24名)の方に参加いただきました。

今年度の委員会活動においては、今後社会での活躍が期待される学生に、ガスタービンを含む動力・エネルギー関連分野への関心を高めてもらうため、学生が楽しめるイベントを開催したいと考えました。そこでまず、現役の学生10名とのオンラインミーティングを行い、学会への要望などについてヒアリングしました。結果、学会の企画に関しては、「対面での会話や実物を見て実感できるものが良い」、「就職など学生が共通して持つテーマを前面にした方が多くの方が参加しやすい」、「分野の将来性があることを知りたい」などといった要望をいただきました。また業界のイメージについて、「ガスタービンが身近に感じられないためイメージが湧かない」といった意見もありました。そこで本イベントを12月21日に開催の教育シンポジウムの翌日に開催し、ガスタービン業界での実際に働く話や、懇親会で若手技術者との交流で生の声を聴くことで、コロナ禍で就職活動が制限される学生にガスタービン業界に興味を持ってもらう機会にしたいと考えました。

イベントの第一部では国立研究開発法人物質・材料研究機構 川岸氏、三菱重工業(株)高木氏、川崎重工業(株)都留氏、(株)III 谷本氏、(株)本田技術研究所 川澄氏に、各社の仕事と働き方についてご講演いただきました。講演では、業務内容や具体的な一日のスケジュールの紹介があり、ガスタービン業界で働くイメージを持つことが



(写真) オンラインイベントの様子

できました。また将来のカーボンニュートラルに向けて、各社の強みを活かした様々な取り組みを知ることができ、ガスタービンの将来について考える貴重な機会となりました。

第2部では各社の若手技術者を囲んで5～6名ずつのグループディスカッションの時間を設けました。学生中心のグループでは、働き方や配属、将来のガスタービンに関することなど若手技術者に多くの質問が寄せられました。また社会人中心のグループでは出産・育児と仕事の両立やコロナ禍での働き方に関する問題等が話題となりました。

イベント後のアンケート調査(図1)では、殆どの学生が今後の就職活動に大いに役に立つ、「自身の働き方に大いに参考になった」と回答くださいました。また「ガスタービン業界の固いイメージに反して、各社のコロナ禍をきっかけとした自由な働き方や女性の働き方改革が浸透していることがわかって良かった」といった意見もありました。学生に向けたイベントは今回初めての試みでしたが、業界の魅力を知ってもらう良い機会になったと感じました。一方社会人向けのグループディスカッションは具体的なテーマを決めていなかったため、フリートークになってしまったなど少し改善が必要といった意見もありました。いただいたご意見を振り返り、今後の企画に活かしていきたいと思えます。

男女共同参画推進イベントは、今後も会社の枠を超えた技術者のネットワークを作っていけるよう、委員会にて企画・検討してまいります。

最後に、ヒアリングをさせていただいた学生の皆様、講師の皆様およびイベント参加者の皆様に深く感謝いたします。(男女共同参画推進委員会委員)



図1 アンケート結果(一部)

第50回ガスタービンセミナー報告

泰中 一樹

TAINAKA Kazuki

第50回ガスタービンセミナーが、「持続可能社会の実現に向けたガスタービンの最新技術動向」をテーマとして、2022年1月27日(木)、28日(金)の2日間にわたり、オンライン開催された。95名(うち学生27名)の方々にご参加登録をいただき、活発な質疑応答が行われ、盛況のもとに無事終了した。講師には、産業用ガスタービン、航空用ジェットエンジンに関わるメーカー、ユーザー、大学、研究機関の第一線でご活躍されている方々を迎え、10件のご講演をいただいた。以下に概略を報告する。

1日目午前は、日本ガスタービン学会太田有会長の開会挨拶に続き、「セッションⅠ：発電用ガスタービンの最新技術動向①」が開催され、2件の講演が行われた。1.「脱炭素社会に向けた水素・アンモニア焼きガスタービンの開発」では、齊藤圭司郎氏(三菱重工業株)が、三菱重工業株の行っている水素・アンモニアを利用した発電用ガスタービンの開発状況、および水素に関連する海外プロジェクトの状況を説明した。2.「CO₂回収型次世代IGCC(クローズドIGCC)の要素技術開発」では、梶谷史朗氏((一財)電力中央研究所)が、(一財)電力中央研究所が行ったクローズドIGCCに関する要素技術開発の成果を説明した。1日目午後は、「セッションⅡ：発電用ガスタービンの最新技術動向②」が開催され、3件の講演が行われた。3.「中小型ガスタービン発電装置における水素対応について」では、松本匡史氏(川崎重工業株)が、川崎重工業株が開発した小型ガスタービン発電装置を例に、水素燃焼における課題と対応について説明した。4.「液体アンモニア直接噴霧燃焼ガスタービンの開発」では、内田正宏氏(株IHI)が、ガスタービンにおける液体アンモニア直接噴霧燃焼の技術課題に対する開発状況について説明した。5.「地熱発電所 基礎知識と富士電機の取り組み」では、豊田宏之氏(富士電機株)が、地熱発電所の基礎知識および富士電機株が納入した海外地熱発電所の詳細について説明した。

2日目午前は、「セッションⅢ：キーテクノロジーの最新研究動向」が開催され、2件の講演が行われた。6.「ガスタービン材料開発の最新動向」では、川岸京

子氏((国研)物質・材料研究機構)が、Ni基超合金の開発に至るまでの経緯、Ni基超合金を超える次世代材料として期待される金属間化合物、複合材料等について説明した。7.「燃焼数値シミュレーションの基礎と最新動向 - 如何に使いこなすか -」では、黒瀬良一氏(京都大学)が、燃焼数値シミュレーションの基礎と産業への活用方法について説明した。2日目午後は、「セッションⅣ：航空分野のカーボンニュートラル推進動向」が開催され、3件の講演が行われた。8.「航空業界の気候変動対策とJALグループの取組み ~ SAFの活用について ~」では、星次郎氏(日本航空株)が、航空業界の気候変動対策とそれに対するJALグループ取組みと共に、持続可能な航空燃料(SAF; Sustainable Aviation Fuel)の導入について説明した。9.「エンジンサイクル解析と重量推算に基づく電動化航空エンジンの性能評価」では、姫野武洋氏(東京大学)が、ターボ電動分散推進システム(TeDP)を搭載した航空機についてサイクル解析に基づくエンジン性能推算、ならびに電動化推進システムの特性と要求される軽量化レベルについて説明した。10.「水素航空機技術の研究」では、田口秀之氏((国研)宇宙航空研究開発機構)が、水素航空機技術に関する研究動向、研究開発の現状、および将来の展望について説明した。最後に、日本ガスタービン学会桂田健理事による総評と挨拶により、無事に閉会となった。

工夫された図表や説明からは、講師の皆様が、開催趣旨を踏まえ、多くの時間を割いてご準備されたことが伺え、参加者は大いに刺激を受けた。また今回は、学生参加費を無料としたこともあり、全国から多くの学生に参加いただいた。依然として、ガスタービンに関連する学理を体系的に学ぶ機会は限られているが、本セミナーが、ガスタービンやエネルギー分野の魅力を若い世代へ伝えると共に、最新動向を把握する機会となった。貴重な内容をご発表いただいた講師の方々、ならびに、参加いただいた皆様に、厚く御礼を申し上げる。

(集會行事委員会委員)

Asian Congress on Gas Turbines 2022 (ACGT2022) 開催のお知らせ

国際委員会

Asian Congress on Gas Turbines (ACGT) は、アジア地域におけるガスタービン関連技術の情報交換の場として2005年から開催されています。日韓の共同開催でスタートしましたが、その後中国およびインドから参加希望があり、2012年からは日本、韓国、中国、インドの4か国が1年おきに持ち回り開催する共催行事となっています。

第8回となるACGT2022は韓国流体機械学会 (Korean Society for Fluid Machinery, KSFM) が中心となって2022年8月に韓国のGangneung (カンヌン) で開催されます。

今回は4か国の合意により、Extended abstract (1~2ページ) のみで口頭発表を行うこととし、会議後に論文誌 (GTSJではJGPP) への投稿を希望する場合のみFull paperを提出する、という形式を試行することになりました。より参加しやすい会議を目指す意図です。

アジア地域におけるガスタービン・エネルギー関連分野の情報交換の場として貴重な機会ですので、皆様奮ってご参加下さいますよう、よろしくお願い致します。

なお会議の詳細につきましては下記ウェブサイトをご覧ください。

記

会議名： Asian Congress on Gas Turbines 2022 (ACGT2022)

会 期： 2022年8月24日(水)~26日(金)

場 所： Gangneung-Wonju National University 江陵原州 (カンヌンウォンジュ) 大学校
Gangneung (カンヌン), 韓国

スケジュール： Extended abstract締切 4月1日
Extended abstract採否通知 5月1日
Full paper締切 6月1日
発表スライド締切 8月12日

共催団体： 韓国流体機械学会 Korean Society for Fluid Machinery (KSFM)

日本ガスタービン学会 (GTSJ)

中国工程熱物理学会 Chinese Society of Engineering Thermophysics (CSET)

インド工科大学ボンベイ校 Indian Institute of Technology Bombay (IIT Bombay)

会議ウェブサイト： <https://www.acgt2022.org/> (本会ホームページにもリンクしています。)

以上

第50回日本ガスタービン学会定期講演会・見学会のお知らせ

第50回日本ガスタービン学会定期講演会を以下の要領で開催いたします。なお、開催場所については現時点の予定であり、オンライン開催、またはハイブリッド開催となる場合がありますことをご了承ください。

講演会開催日 2022年10月12日(水)、13日(木)
 講演会開催場所 九州大学医学部百年講堂
 〒812-0054 福岡県福岡市東区馬出3-1-1
 見学会 2022年10月14日(金)

講演申込要領は、学会誌5月号、学会ホームページ (<https://www.gtsj.or.jp>) に掲載いたします。奮ってご応募くださいますようお願い申し上げます。

講演申込締切 2022年6月17日(金)予定
 講演採否連絡 2022年7月15日(金)予定
 論文原稿締切 2022年8月26日(金)予定

参加申込方法は、学会誌7月号、学会ホームページに掲載する予定です。



◇2022年度会費納入のお願い◇

2022年度会費(2022年3月1日～2023年2月末日)の納入をお願いいたします。会費は、下記の通りとなっておりますので、2022年4月30日までにお納め下さいますようお願い申し上げます。

なお、口座自動振替をご利用の方は、2022年3月23日にご指定の口座よりお引き落としさせていただきます。

<2022年度会費(不課税)>

正会員	8,000円
正会員(65歳以上*)	5,000円
学生会員	2,500円
賛助会員 1口	70,000円

(*2022年3月1日現在)

【納入先】

郵便振替： 00170-9-179578
 銀行振込： みずほ銀行 新宿西口支店
 普通預金口座 1703707

いずれも口座名は、
 シャ) ニホンガスタービンガックイ です。
 振込手数料は貴方にてご負担願います。

※会費の納入には、簡単・便利な口座自動振替をお勧め致します。自動振替をご利用されますと、振込手数料は学会負担となります。ご希望の方は巻末の「預金口座振替依頼書」にご記入の上、学会事務局までお送りください。

○ 本会協賛行事 ○

主催学協会	会合名	協賛	開催日	詳細問合せ先
日本機械学会 関西支部	第379回講習会「破壊力学の基礎と最新応用（計算演習付き）」	協賛	2022/5/24-25	URL : https://jsmekansai.org/
日本機械学会	No.22-10講演会「第26回動力・エネルギー技術シンポジウム」	協賛	2022/7/13-14	URL : https://www.ioes.saga-u.ac.jp/ex-event/PES26/index.html
日本実験力学学会	日本実験力学学会2022年度年次講演会	協賛	2022/8/24-26	新潟大学医学部保健学科内 日本実験力学学会事務局 TEL : 025-368-9310



▷ 入 会 者 名 簿 ◁

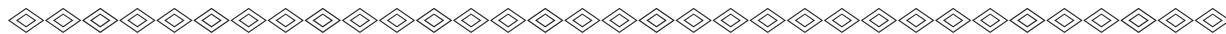
〔正会員〕

庄司 烈(宇宙航空研究開発機構)

三玉 一郎(住友重機械工業)

紺野 雅英(東北特殊鋼)

柳内 秀之(本田技術研究所)



次号予告 日本ガスタービン学会誌2022年5月号 (Vol. 50 No. 3)

特集 ガスタービンを取り巻くデータ活用の広がり -データ同化・機械学習・デジタルツイン-
論説・解説

巻頭言 黒瀬 良一 (京都大学)

フィルム冷却流れ解析を高度化するデータ同化 三坂 孝志, 久保 世志, 浅海 典男, 出田 武臣, 大林 茂 (産業技術総合研究所)

ターボ機械の内部流動解析におけるデータ同化の活用 古川 雅人 (九州大学)

CFD+機械学習 (仮) 深淵 康二 (慶應義塾大学)

機械学習, 燃焼振動と翼列フラッタの検知 後藤田 浩 (東京理科大学)

ガスタービンのデジタルツインを目指して 黒瀬 良一 (京都大学)

火力発電システムを対象とした1Dシミュレーション技術と活用事例 渡邊 泰 (電力中央研究所)

生産加工分野でのデジタルツインと計測技術 河野 大輔 (京都大学)

※タイトル, 執筆者は変更する可能性があります。

日本ガスタービン学会入会のご案内

日本ガスタービン学会は、「エネルギー」をいかにして効率よく運用し、地球規模の環境要請に応えるかを、ガスタービンおよびエネルギー関連分野において追求する産学官民連携のコミュニティです。

会員の皆様からは、「ガスタービン学会に入会してよかったと思えること」の具体例として次の様な声が寄せられています：

- タテ（世代）とヨコ（大学、研究機関、産業界）の交流・人脈が広がった。
- 学会誌が充実しており、学会・業界・国外の専門分野の研究動向や技術情報が効率的に得られた。
- ガスタービンに熱い思いを持った人達と、家族的雰囲気や階層を意識せず自由な議論ができ、専門家の指導を得られた。

学会の概要（2021年3月現在）

会員数：1,826名（正会員 1,811名，学生会員 15名） 賛助会員：108社
 会員の出身母体数：企業・研究機関・官公庁等 約300，学校 約100

会員のメリット

個人会員（正・学生会員）：

学会誌無料配布（年6回）、学術講演会の論文発表・学会誌への投稿資格、本会主催の行事の参加資格と会員参加費の特典、本会刊行物の購入資格と会員価格の特典、調査研究委員会等への参加
 賛助会員：

学会誌の無料配布、学会誌広告・会告掲載（有料）、新製品・新設備紹介欄への投稿、本会主催行事参加および出版物購入について個人会員と同等の特典

入会金と会費

会員別	入会金	会費（年額）	後期入会時 会費（初年度のみ）
正 会 員	500円	8,000円	4,000円
正 会 員（65才以上※）	500円	5,000円	2,500円
学生会員	500円	2,500円	1,250円
賛助会員	1,000円	一口 70,000円とし、一口以上	一口 35,000円

※当該年度3月1日現在

後期・・・9月1日～翌2月末まで

入会方法

学会ホームページにて入会手続きができます（<https://www.gtsj.or.jp/index.html>）。

学会事務局にお電話いただいても結構です。申込書を送付致します。



公益社団法人

日本ガスタービン学会

Gas Turbine Society of Japan

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402

電話番号：03-3365-0095

E-mail: gtsj-office@gtsj.or.jp

編集 後記

本号ではガスタービン・航空宇宙分野における「Additive Manufacturing適用の最前線」と題して、Additive Manufacturing (AM) に関する最新の技術研究動向、製造装置の発展動向を取り上げ、ガスタービン・航空宇宙分野への適用動向、適用事例を紹介させていただきました。

今回の特集ではAMの世界的な研究開発の動向を紹介する目的で、シンガポールにおける最大の研究開発・科学技術開発振興機関シンガポール科学技術研究庁 (A*STAR)、また、GE Gas Power、(Clemson UniversityならびにUniversity of Texas at Dallasと共著)の海外2機関から記事を提供いただきました。AMの特徴として複雑形状の造形が可能となることが挙げられますが、この特長を利用してタービン翼の内部冷却管構造の最適化による冷却効率向上が期待されています。A*STARからはAMの発展状況に関する基本的な解説とともに3次元形状に沿ったコンフォーマルな内部冷却管構造による冷却効率最適化のケーススタディの解説をご提供いただきました。GE Gas PowerからはAM造形プロセスにおける積層部品の繰り返し熱膨張による変形を抑制するためのサポート構造のガイドライン策定に関する基盤的調査について解説いただきました。

世界的なAM技術の研究開発進展とともに、わが国においても大学や公共研究機関による基盤研究や、産業界での実用化研究、技術開発が進展しています。基盤研究としてはAM特有の積層プロセスによって材料組織や原子配列制御する新しい力学機能制御研究、AMの組織や機械的特性の評価、材料開発における計算科学やデータ科学の活用について解説いただいております。実用化としては軽量コンパクトなエンジン周りの補機製造の検証、ガスタービン圧縮機インペラ補修への適用、ロケットエンジンの高コストな複雑形状部品製作への適用や、また

製造装置の開発についても取り上げさせていただきました。

AMは3D設計やシミュレーションを含めたデジタルエンジニアリングとの親和性も高いと思います。今回の特集を通じ、デジタル技術の進展にも合わせて、ものづくりの変革が進行していることを実感しています。最後に、本号を企画・編集するにあたり、Eメールでの突然の執筆依頼にもかかわらず、快くご執筆いただきました執筆者の皆さまに厚く御礼申し上げます。(渡邊 啓悦)

● 3月号アソシエイトエディタ

渡邊 啓悦 (荏原製作所)

● 3月号担当委員

野原 弘康 (ダイハツディーゼル)

八田 直樹 (三井E&Sマシナリー)

村上 秀之 (物質・材料研究機構)

山下 一憲 (荏原製作所)

(表紙写真)

今回の表紙については、【論説・解説】の著者より流用およびお借りしています。

詳細については、下記記事をご参照ください。

- ・「Advances in Build Plate Design to Reduce Additive Manufacturing Cost and Development Time」
..... (P.104 ~ 109)
- ・「わが国の基幹ロケットにおける金属3Dプリンタの適用計画と将来展望」..... (P.120 ~ 125)
- ・「エネルギー分野における金属積層造形技術の適用事例 - DEDの開発を中心に -」..... (P.126 ~ 131)
- ・「航空エンジン補機部品への金属積層造形の適用検討」
..... (P.132 ~ 137)

だより

♣事務局

ご近所の梅が咲き始めたなあと思っていたら、いつの間にか暖かくなってきました。コロナ禍での生活も2年となり、以前よりはコロナ対策も見えてきたとはいえ、まだどこかで緊張している感じがします。

先日、10年使っていたヘアドライヤの調子が悪くなり買い替えました。家電量販店やインターネットで事前に価格を調べ、お店の人にも「どこでもこの金額ですよ」と言われて購入。音も静かで風量も強く満足していたのですが、購入2日後、パソコンのブラウザ画面で、ドライヤ値下げの広告記事が表示されました。しかもブラウザを開くたびに出てきます。知らなくていい情報が目に入り、楽しい気分も半減。急いで

ブラウザの閲覧データをクリアしました。便利なんだか不便なんだかよくわかりません。

さて、日本ガスタービン学会は3月から新年度となりました。3月下旬にはE-mailあるいは郵送により4月開催の通常総会招集通知をお送りします。正会員の皆様にはWeb会員ページあるいは葉書にて議決権を行使していただきたくよろしく願いいたします。

この2年間はすべてのイベントがオンライン開催でしたが、今年度こそは対面でのイベントも開催できるように願っております。

(中村 優美)

学会誌編集および発行要領（抜粋）

2018年7月13日改定

1. 本会誌の原稿はつぎの3区分とする。
 - A. 依頼原稿：学会誌編集委員会（以下、編集委員会）がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は本学会会員（以下、会員）外でもよい。
 - B. 投稿原稿：会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
 - C. 学会原稿：本学会の運営・活動に関する記事（報告、会告等）および会員による調査・研究活動の成果等の報告。
- 1.2. 技術論文の投稿については、「技術論文投稿要領」による。
- 1.3. 英文技術論文の投稿については、Instruction to Authors, JGPP (International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems) による。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、論説・解説、講義、技術論文、寄書（研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介）、随筆、書評、情報欄記事の掲載欄に掲載することとし、刷り上がりページ数は原則として以下のとおりとする。

論説・解説、講義	6ページ以内
技術論文	「技術論文投稿要領」による
寄書、随筆	3ページ以内
書評	1ページ以内
情報欄記事	1/2ページ以内
3. 原稿の執筆者は、本会誌の「学会誌原稿執筆要領」に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局（以下、編集事務局）まで原稿を提出する。編集事務局の所在は付記1に示す。
4. 依頼原稿は、編集委員会の担当委員が、原稿の構成、理解の容易さ等の観点および図表や参考文献の書式の観点から査読を行う。編集事務局は査読結果に基づいて、執筆者への照会、修正依頼を行う。
5. 投稿原稿のうち技術論文以外のものは、編集委員会が審査し、本会誌への掲載可否を決定する。
6. 投稿原稿のうち技術論文の審査、掲載については、「技術論文投稿要領」に従う。
7. 依頼原稿の執筆者には、学会事務局から原則として「学会誌の執筆謝礼に関する内規」第2条に定めた謝礼を贈呈する。
8. 非会員の第一著者には掲載号学会誌1部を贈呈する。
9. 本会誌に掲載された著作物の著作権は原則として本学会に帰属する。本学会での著作権の取扱いについては別途定める「日本ガスタービン学会著作権規程」による。
10. 他者論文から引用を行う場合、本会誌に掲載するために必要な事務処理及び費用分担は著者に負うところとする。

付記1 原稿提出先および原稿執筆要領請求先（編集事務局）
 ニッセイエプロ(株) 企画制作部
 学会誌担当：高橋 邦和
 〒105-0003 東京都港区西新橋1-18-17 明産西新橋ビル
 TEL：03-5157-1277
 E-mail：eblo_h3@eblo.co.jp

技術論文投稿要領（抜粋）

2021年7月11日改定

1. 本学会誌に投稿する和文技術論文（以下和文技術論文）およびJGPPに投稿する英文技術論文（以下英文技術論文）は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 和文技術論文の責任著者は、論文投稿時および論文掲載時に、本学会の正会員または学生会員であること。英文技術論文についてはこの限りではない。
 - 2) ガスタービン及びエネルギー関連技術に関連するものであること。
 - 3) 和文技術論文は「学会誌原稿執筆要領」に従って執筆された日本語原稿、英文技術論文は「Instruction to Authors」に従って執筆された英語原稿であること。
 - 4) 一般に公表されている刊行物に未投稿であること。ただし、以下に掲載されたものは未投稿と認め技術論文に投稿することができる。
 - 本学会主催の学術講演会・国際会議のプロシーディングス
 - 特許および実用新案の公報、科学研究費補助金等にかかわる成果報告書
 - 他学協会の講演要旨前刷、社内報・技報、官公庁の紀要等の要旨または抄録
2. 技術論文のページ数は、和文技術論文は原則として刷り上がり8ページ以内とする。ただし、「学会誌の掲載料に関する内規」第2条に定めた金額の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。英文技術論文は「Instruction to Authors」に定める。
3. 和文技術論文のカラー図は電子版と本学会ホームページ上の「技術論文掲載欄」に掲載し、冊子体にはモノクロ変換した図を掲載する。著者が「学会誌の掲載料に関する内規」第3条に定めた金額を負担する場合には、冊子体もカラー印刷とすることができる。
4. 投稿者は、「学会誌原稿執筆要領」「Instruction to Authors」に従って作成された原稿電子データを、「技術論文原稿表紙」とともに技術論文投稿システム(Editorial Manager)から提出する。
5. 投稿された論文は、論文委員会が「論文査読に関する内規」に従って査読を行い、掲載可否を決定する。
6. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
7. 和文技術論文の著作権に関しては、別途定める「日本ガスタービン学会著作権規程」、および「学会誌編集および発行要領」第5章第16条を適用する。英文技術論文の著作権に関しては、別途定める「日本ガスタービン学会著作権規程(Copyright Regulations of the Gas Turbine Society of Japan)」, および「英文論文集発行要領」第6章を適用する。

日本ガスタービン学会誌
Vol. 50 No. 2 2022.3

発行日 2022年3月25日
 発行所 公益社団法人日本ガスタービン学会
 編集者 新関 良樹
 発行者 太田 有
 〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
 第3工新ビル402
 Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
 郵便振替 00170-9-179578
 銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店
 (普) 1703707
 印刷所 ニッセイエプロ(株)
 〒105-0003 東京都港区西新橋1-18-17
 明産西新橋ビル
 Tel. 03-5157-1277

©2022. 公益社団法人日本ガスタービン学会

複写複製をご希望の方へ

公益社団法人日本ガスタービン学会では、複写複製に係る著作権を一般社団法人学術著作権協会に委託しています。当該利用をご希望の方は、学術著作権協会 (<https://www.jaaccc.org/>) が提供している複製利用許諾システムを通じて申請ください。