

# 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<sup>\*1</sup>

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<sup>(1)</sup>

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ーにおいても、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。既存のメーカーは、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）

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  
住所：鹿児島県熊毛郡南種子町荃永麻津  
E-mail: hori.syuusuke@jaxa.jp

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。

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。

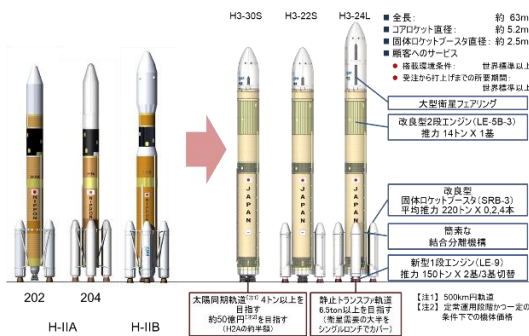


Fig. 2 Comparison between current rocket (H-IIA) and H3

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業株式会社（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。

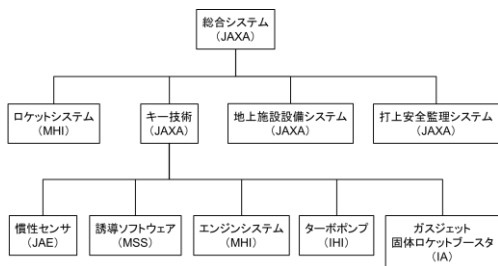


Fig. 3 Framework of H3 launch vehicle development

### 2.2 歴史的な位置づけ (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～0.3ton）、「H-Iロケット」（1986年～・静止軌道～0.5ton）、「H-IIロケット」（1994年～・静止遷移軌道～4ton・純国産）と、技術の国産化とともに高度化・高信頼性を進めてきた。

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～最大約6.0tonを輸送可能）及び、H-IIIBロケット（2009～・国際宇宙ステーション～16.5tonの宇宙ステーション補給機（こうのとり）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-IIIB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-IIIB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競争力のある打上げ能力と価格、②射場運用性の改善と希望打上げ時期への対応、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（静止化増速量 $\Delta V=1500\text{m/sec}$ ）に約2～7tonの打上げ能力を有する。幅広い打上げ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、機体に搭載されたアビオニ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。

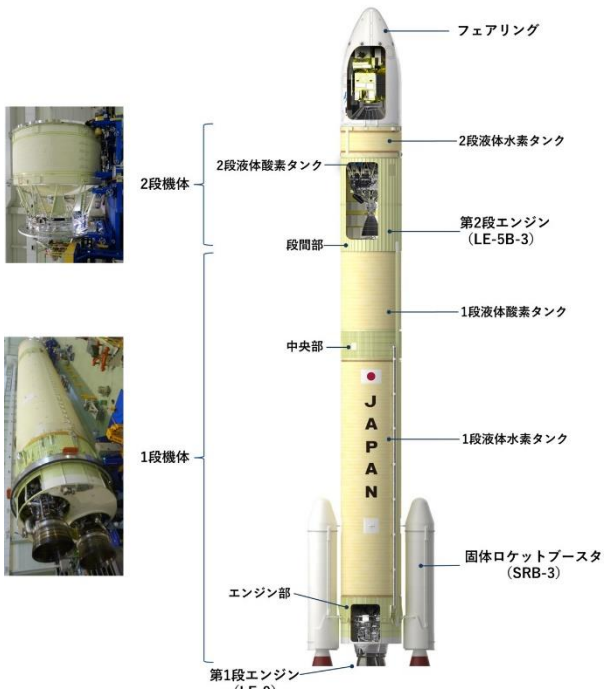


Fig. 4 H3 launch vehicle



Fig. 5 SRB-3 Firing Test



Fig. 6 Fairing separation test

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

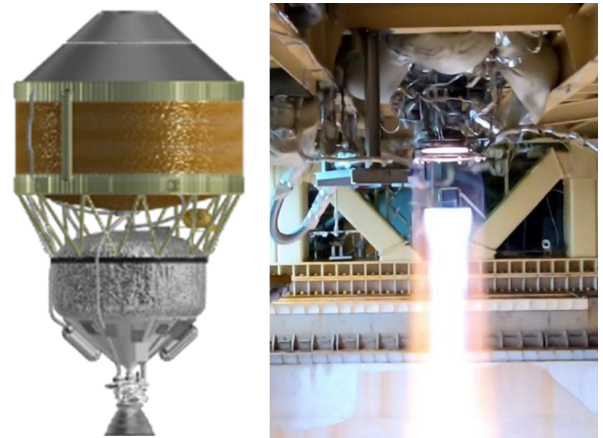


Fig. 7 Second stage captive firing test

## 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. 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)エキ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。

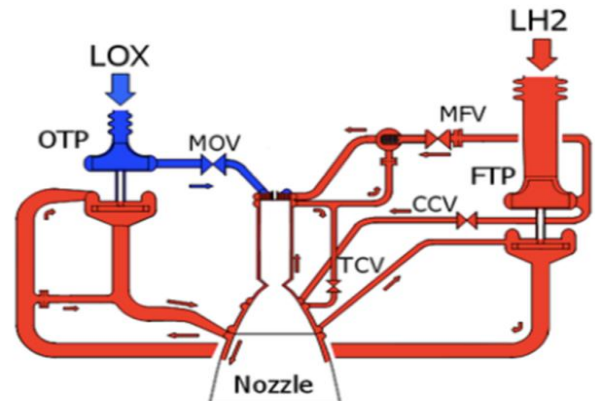


Fig. 11 LE-9 engine system (expander bleed cycle)

機体のタンクからは、毎秒約0.7m<sup>3</sup>の液体水素と毎秒約0.3m<sup>3</sup>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4km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きたが、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。

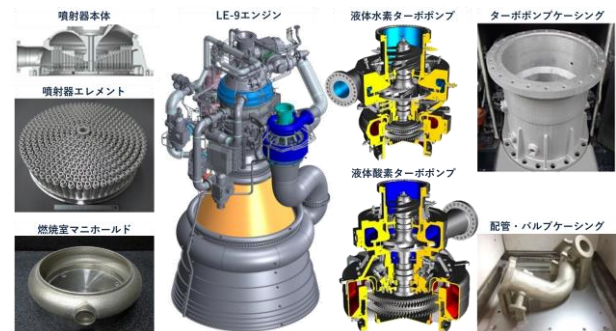


Fig. 12 Critical components of LE-9 using additive manufacturing technology

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）。

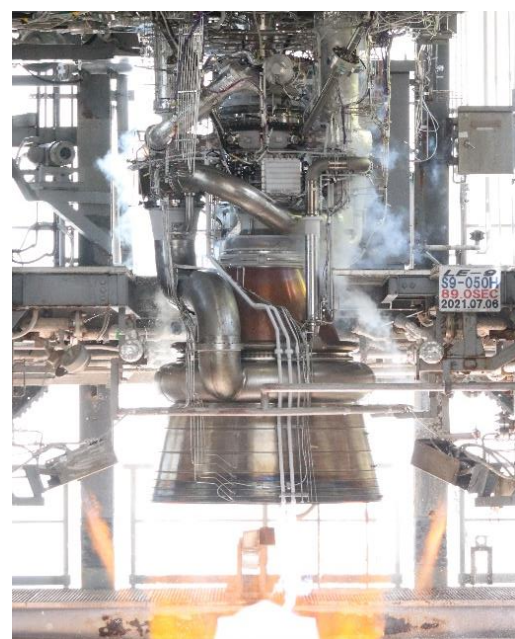


Fig. 13 LE-9 engine firing test using AM components

#### 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 <sup>(7)(8)(9)(10)(11)</sup>

	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（メイン酸素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」に向けて歩み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。

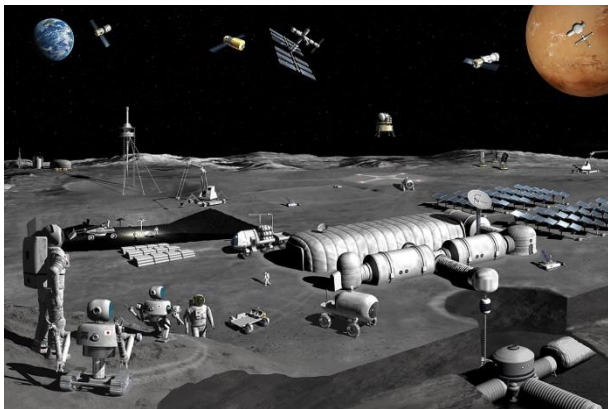


Fig. 14 An artist's illustration of future international activity on lunar surface <sup>(12)</sup>

打上げの成功を積み上げ、新たな技術を磨いていく不撓の努力の先に、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）。

#### 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) 桐原慎也, 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-e-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-cost>> (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](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](https://www.mext.go.jp/b_menu/shingi/chousa/kaihatu/024/toushin/mext_00823.html)> (参照日2022年1月15日)