

宇宙用ロケットにおける水素利用と将来展望

堀秀輔

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構（JAXA）

第一宇宙技術部門H3プロジェクトチーム

〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1

The Utilization of Hydrogen in Japanese Space Launch Vehicles

Shusuke HORI

Japan Aerospace Exploration Agency

2-1-1 Sengen, Tsukuba-shi, Ibaraki 305-8505

Abstract: H3 rocket is the Japanese next flagship launch vehicle for large satellites succeeding the currently operated H2A and H2B. It is developed with the first flight scheduled in fiscal year 2020 in order to guarantee the autonomy of our nation in access-to-space and to realize its competitiveness in the 2020s. Since hydrogen is known as the propellant of excellent performance for the space launch vehicle, Japanese rockets have been utilizing liquid hydrogen for the fuel of first stage and the second stage. Making the most of this core competence, H3 is the largest hydrogen-oxygen rocket optimised for the future global launch market. Thus space industry will stay as the large market of liquid hydrogen in Japan and can also contribute to the realization of the hydrogen society as the technology innovator.

Keywords: H3 rocket、engine、cryogenic、liquid hydrogen

1. 要旨

わが国の大型ロケットの開発、運用に当たっては、大量の液体水素を使用している。国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構（以下JAXA）の種子島宇宙センターから打上げる現行基幹ロケット（H-IIAおよびH-IIB）の運用に使用している液体水素は、年間平均5000m³程度である。また、H-IIA/H-IIBの後継機として2020年代以降のわが国の宇宙へのアクセスを担うH3ロケットでは、次世代の打上げ市場分析に基づき、サイズ、打上げ頻度共に倍程度に増加することから、今後の使用量はその数倍になると予想される。

本稿では、ロケットの開発／運用に使用される技術について、液体水素の観点から概説する。これらの技術を今後も高め、性能・信頼性・コスト面で競争力のある宇宙輸送を実現していくと共に、成果の積極的な展開を図るなど、研究開発機関として水素社会の発展にも貢献したい。

2. H3ロケット

図1. H3ロケット及びLE-9エンジン



H3は、現行の基幹ロケットH-IIAおよびH-IIBの後継機として次世代の宇宙へのアクセスを担うため、JAXAが総合システムの開発を行っている、新しい基幹ロケットである。①宇宙輸送の自立性を確保することおよび、②国際競争力のある宇宙輸送サービスを実現することを目的として政策的に位置付けられ、2020年度に初打上げを目指し、2014年度に開発着手した[1,2,3]。

表1. H3ロケットの主要諸元

	H-IIAロケット	H3ロケット
全長	53m	63m
打上げ能力 (静止トランスファ軌道)	約4トン	6.5トン
第1段		
タンク直径	4m	5.2m
液体水素燃料	約200m ³	約450m ³
エンジン	LE-7A	LE-9
装着台数	1台	2~3台
推力	112トン	150トン
第2段		
タンク直径	4m	5.2m
液体水素燃料	約40m ³	約55m ³
エンジン	LE-5B	LE-5B
推力	14トン	14トン
固体ロケット		
装着本数	2~4本	0~4本

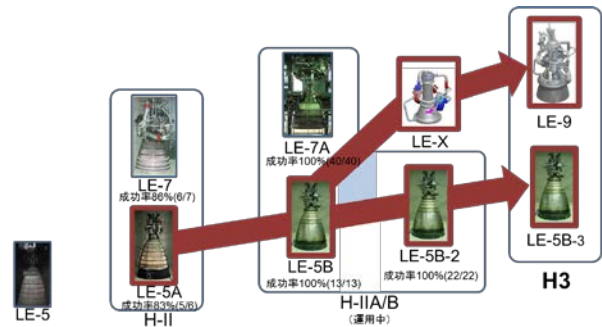
H3ロケットは2020年代における国際競争力を実現するため、入念な市場分析に基づき、静止トランスファー軌道に65トン以上の打上げ能力（H-IIAでは約4トン）、H-IIAの半分の打上げ価格、トップクラスの信頼性、年間6機の打上げ頻度など、極めて高い目標を設定している。その実現のため、これまで培われた技術を集大成するとともに、特に、コストを極限まで低減する努力を行っているところである[3]。

高い信頼性/性能/価格競争力を有するエンジンは、その要である。H3では、1段用として新型の大型エンジンLE-9（推力約150トン）を新規開発し、2段用として従来の2段エンジンを改良したLE-5B-3（推力約14トン）を用いる計画である[4]。

3. LE-9エンジン

わが国では、1980年代のHIロケット以来、液体水素/液体酸素エンジンの開発が実施されてきた。現行基幹ロケット（H-IIAおよびH-IIB）の1段エンジン（LE-7A：推力約112トン）、2段エンジン（LE-5B：推力約14トン）は、これまでの打上げで一度も故障せずに成功実績を積み重ねている（図2）。

図2. わが国の液体水素/液体酸素エンジン

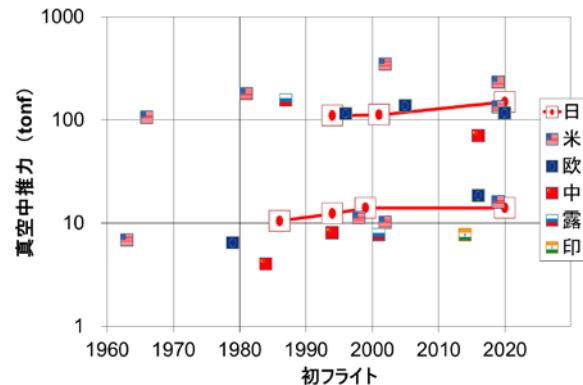


液体水素/液体酸素エンジンを保有する国が数少ない宇宙先進国に限られ、現在も様々な国が実現を目指している中で（図3）、高い信頼性を有するわが国の液体水素/液体酸素エンジン技術は、コア・コンピタンスと言える。

JAXAにおいては、LE-7AやLE-5Bの確実な運用を行う一方、次世代の宇宙輸送システムを見据え、低コスト・高信頼性を両立させた液体水素/液体酸素エンジンの技術開発を行ってきた[4]。

液体水素/液体酸素エンジンの着実な実績の蓄積と、戦略的な技術開発の両輪を進めてきたことがLE-9エンジンの背景となっている。

図3. 世界の液体水素/液体酸素エンジン



LE-9の仕様を表2に示す。主な特徴は、①エキスパンダーブリードサイクルを採用している点、②約150トンという過去最大の推力を有する点、③電動バルブにより推力等を制御できる点である。それぞれH3ロケットシステム上の要求に対応して設定した[4]。

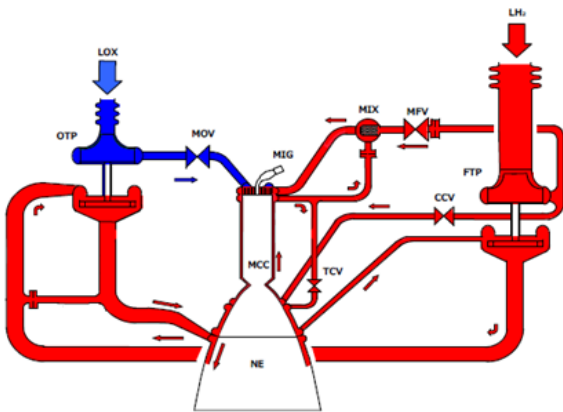
エキスパンダーブリードサイクル（図4）とは、燃焼室を冷却しエネルギーを得た高温・高圧水素ガスでターボポンプのタービンを駆動し、駆動後の低圧水素ガスは外部に捨

てるサイクルで、わが国独自のシステムである。ロケットエンジンサイクルの中で最もシンプルで、予備燃焼室がなく、部品点数が少ないこと等から、高い信頼性と低コストの両立を図れる利点がある。従来、推力の比較的小さい2段エンジンに使用されてきたが、信頼性・コストのキーとなる1段エンジンを大幅にシンプル化する革新的技術として研究を行った結果、150トン級の大型エンジンにも使用できる見通しが得られた。また、同じエンジンサイクルである2段エンジン(LE-5B)の開発実績や知見を活用し、開発リスクの低減を図れることもメリットの一つである[4]。

表2. LE-9エンジン仕様

	LE-7Aエンジン (H-2A/B用1段エンジン)	LE-9エンジン (H-3用1段エンジン)
推進剤	液酸/液水	
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	112tonf	150tonf
真空中比推力	440s	425s
クラスタ数	1基(H-2A)または 2基(H-2B)	2基または3基
混合比	5.9	5.9
スロットリング	なし	あり
バルブ駆動方式	空圧	電動

図4. エクスパンダブリードサイクル



4. ロケットにおける液体水素の使用法

燃料としての液体水素の使用は、次の手順で行われる。

- ①地上の貯蔵設備への受け入れ
- ②打上げ前のロケット燃料タンクへの充填
- ③飛行中のタンク内の推進剤マネジメント
- ④エンジンの始動・燃焼・停止

(1)地上オペレーション

このうち地上で行われる①②のオペレーションについては、コンプライアンスを順守し安全・確実に実施している。液体水素等の高圧ガスを貯蔵・供給する「種子島宇宙センター射点系設備」は「高圧ガス保安法」をはじめとした法令等に基づき運用する。またロケットの液体水素タンクは「宇宙用高圧ガス容器」として「高圧ガス特別充てん許可申請」を行った上で打上げ前に充填する。

(2)飛行中の作動

一方、③④については法令や基準等はなく、ミッション成功のために高い信頼性のもと行われなければならない。LE-9は、毎秒約0.8m³の液体水素と毎秒0.3m³の液体酸素を燃焼させ、約150tonfの真空中推力(真空中比推力約425s)を生み出すエンジンであるが、内部では次の様なプロセスが行われている。

推進剤である液体水素(約-250℃)は、機体の液体水素タンクから配管を通してエンジンに入り、毎秒約700回転の速度で回転するターボポンプにより約20MPaまで昇圧される。その後、バルブ・燃焼室冷却通路・ミキサ等のコンポーネントで温度・圧力が調整され、噴射器を通じて燃焼室に噴射・酸素と混合され、約10MPaで燃焼する。この結果3000℃を超える高温・高圧の燃焼ガス(水素と水蒸気の混合ガス)が生成され、超音速ノズルにより秒速4kmを超える流速まで加速膨張して後方に噴射される。その反力がロケットエンジンの推力となる。

表3. エンジン内部での水素の状態変化

	温度	圧力	状態(相変化、反応等)
タンク内	極低温 (約-250℃)	低圧 (約0.5MPa)	極低温液体状態
ターボポンプ入口	極低温	低圧	極低温キャビテーション (気液2相状態)
ターボポンプ	極低温	低圧→高圧 (約20MPa)	液体から超臨界状態への昇圧
燃焼室冷却通路	極低温→高温	高圧	超臨界状態での吸熱
タービン入口	高温 (約200℃)	高圧 (約9MPa)	高温ガス状態
ミキサー	低温	高圧	極低温超臨界流体と高温ガスの混合
噴射器	低温	高圧	超臨界状態での微粒化・混合
燃焼室内部	高温 (約3000℃)	高圧 (約10MPa)	水素/酸素の高圧燃焼
ノズル	高温	高圧→真空付近	燃焼ガス(水素+水蒸気)の 超音速膨張

エンジン内部は、毎秒1m³を超える大流量の液体水素と液体酸素、-250℃から3000℃の温度範囲、0MPaから20MPaまでの圧力範囲等が壁一つを境に共存しているだけでなく、上述の様に、流体として極端な相変化および化学反応

が行われているマルチフィジックス環境である（表3）。すべての過程を設計の意図通りに制御しなければ安定作動は得られない。その上で、要求に応じ1%レベルの精度で性能（推力・混合比等）をコントロールする必要がある。

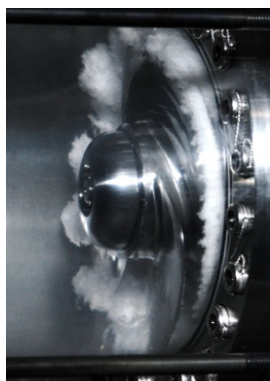
また構造面では、極限までの軽量化が求められ、構造部材の破断や、継手等からの外部漏洩等が発生してはならない。材料には、極低温から高温、水素雰囲気への耐性も求められる。

5. 期待される研究開発

前項に述べた要求を満足し、信頼性の高いロケットを実現するためには、基礎的な研究から、設計データやばらつきを確認するような製品開発よりの研究に至るまで、各段階の研究開発が不可欠である。

水素に関連し、ロケットにおいて特に必要であり、他の産業界と比較して特有のものとして、次の様な技術が挙げられる。①水素/酸素の高圧燃焼技術、②超臨界水素による燃焼室冷却予測解析、③極低温キャビテーション制御技術、④高効率超音速タービン技術、⑤高効率低比速度ポンプ技術、⑥水素中のトライボロジ、⑦極低温材料特性データ、⑧Ni基超合金やステンレス材料の水素脆性データ。

図5. ポンプ入口に生じる極低温キャビテーション[5]



例えば図5は、ターボポンプのインデューサに発生するキャビテーションを、JAXAの試験設備を用いて、液体窒素中で鮮明に捕らえた写真である。極低温流体特有の熱力学的効果が顕著に現れており、キャビテーション気泡の成長が抑制され非常に微細である。また、吸込み性能にも熱力学的効果が影響しており、写真の状態ではキャビテーション数がほぼ0であるが、ポンプとしての揚程低下に至っていない[5]。実際のエンジンは、相対的に潜熱の効果が高

い液体水素中で作動するため、気泡成長抑制効果がより顕著に現れ、キャビテーションの悪影響はより低減されていると考えられる。

この様な最先端の研究成果もすべて、現象のモデル化等を通じてLE-9に起こりうる故障モードの評価・検証に反映され、最終的にLE-9の信頼性設計や信頼度評価につながっている（高信頼性開発プロセス[6]）。

JAXAとしては、この様な研究開発を研究機関や大学等と連携して進めることで、ロケットの信頼性を確保すると同時に、成果の積極的な展開を図り水素社会の発展にも貢献したいと考えている。

6. 使用量

最後に、液体水素の大量消費者として、使用量について実績と展望を述べる。

図6. JAXA関連の液水使用量の推移



図6は、H-IIロケット開発が始まった1980年代以降、研究開発、打上げ、それらに係る設備運用等、大型ロケットに関連して使用した液体水素の年間使用量の推移を調査したものである。

H-IIの時代である2000年度以前は、ロケットの打上数が少ないため、開発試験計画に応じた変動が大きい。1994年のH-II 1号機打上げ前および、2001年のH-IIA 1号機打上げ前に、大規模なエンジン燃焼試験等に伴うピークが見られ、一時的に年間使用量が10000m³程度増加している。また、この時代は他産業での液体水素需要はほとんどなく、わが国の需要のほぼすべてをロケットが占めていた。

一方、H-IIAおよびH-IIIB合わせて年3機程度の打上げがコンスタントに続いている2000年代後半以降は、年間平均5000m³程度の液体水素を安定的に使用している。ただし、

近年の液化水素需要の急速な伸びに伴いロケットのシェアは年々低下しており、例えば2010年度の使用量は全国需要の約14%に相当する [7]。なお、年間3~4機程度の打上げで純粋に燃焼に使われる液体水素量をロケットタンク容量から算出すると約1000m³程度になるが、年間使用量がそれよりもはるかに多いのは、充填する前に設備や機体を冷却する「予冷」にその数倍の液体水素を消費するためである。

上記を踏まえ、H3ロケットの開発・運用が行われるこれからの液体水素使用量を試算すると、H3ではサイズ・打上げ頻度共に倍程度に増加することから、今後の使用量は現在の5倍程度になるであろう。

H3ロケットの確実な開発や競争力確保という面からも、液体水素の供給に関し、品質安定化、低価格化、製造・貯蔵・輸送能力や体制の拡充など、需要の拡大に応じた供給安定性の向上を期待している。

7. まとめ

H3を例に、ロケットに必要な水素関連技術について概説した。

今後も、水素関連の研究開発について、関連する機関と広く協力・連携して進めることで、競争力のある宇宙輸送を実現していくと同時に、水素社会の発展にも貢献していきたい。

謝辞

本稿をまとめるにあたり、福添森康氏、小川洋平氏に、データ提供等の多大なる協力をいただきました。お礼申し上げます。

参考文献

1. 宇宙開発戦略本部決定、「宇宙基本計画」、2015年1月9日
2. 宇宙航空研究開発機構、「新型基幹ロケットの開発状況について」、宇宙開発利用部会、2015年7月2日
3. 西平慎太郎、他、「新型基幹ロケットの目的・意義と総合システム構想について」、2015年9月
4. 堀秀輔、他、「H3ロケット第1段エンジンの開発計画」、第59回宇宙科学連合講演会、2015年9月
5. JAXA、「極低温インデューサで観察されたキャビテーション」、ターボ機械（表紙）、日本ターボ機械協会、2010年

6. 堀秀輔、「H3ロケット第1段エンジン開発における高信頼性確保に向けた取組み」、平成27年度宇宙航空安全・ミッション保証シンポジウム、2015年
7. 宮崎淳、「液化水素市場の現状とエネルギーとしての可能性」、水素エネルギーシステムVol.36、No.4特集、2011年