

# ロケット燃料としての液化水素

藤田 真澄

宇宙開発事業団

〒105 東京都港区浜松町 2-4-1

## Liquid Hydrogen as Space Launch Vehicle Propellant

Masumi FUJITA

National Space Development Agency of Japan

2-4-1 Hamamatsu-cho, Minato-ku, Tokyo 105

The Japan large space launch vehicle H-II is propelled by the high performance propulsion systems (LE-7 and LE-5B), they are using liquid hydrogen as the fuel. The combination of liquid hydrogen and liquid oxygen is known as the excellent performance propellant for the space launch vehicle. The particular physical properties of liquid hydrogen, such as a low boiling point, the space launch vehicles using hydrogen generally have skillful systems to certainly perform the ground and in flight operations.

### 1. はじめに

現在の我が国の主力大型ロケットは宇宙開発事業団が開発したH-IIロケットである。

H-IIロケットは、高度約 36,000 km の静止軌道以上に、重量約 2 トンの通信、放送衛星等を打ち上げることが可能な、世界レベルの高性能ロケットである。

ロケットの構成は図1のとおり2段式で、第1段および第2段はそれぞれ推進薬タンクおよび液体ロケットエンジン (LE-7 および LE-5A) を1基ずつ搭載する。第1段、第2段エンジンともに燃料は液化水素、酸化剤として液化酸素が使用されている。

現在までに実用化された液体ロケットエンジン燃料としては、アルコールから始まり炭化水素系としてケロシン、メタン等や長期間安定に貯蔵可能な燃料としてヒドランジン等も使用されている。

推進薬 (燃料および酸化剤) として、液化水素および液化酸素の組み合わせは高性能として知られている。ロケットエンジンの性能を表す項目のひとつに、単位時間、単位重量あたりの推進薬が発生する推力を示す「比推力」が使われる。燃料と酸化剤の組み合わせ、燃焼ガ

ス温度および平均分子量等により決まるが、液化水素/液化酸素エンジンの比推力では化学量論比より低い混合比で最良となる。

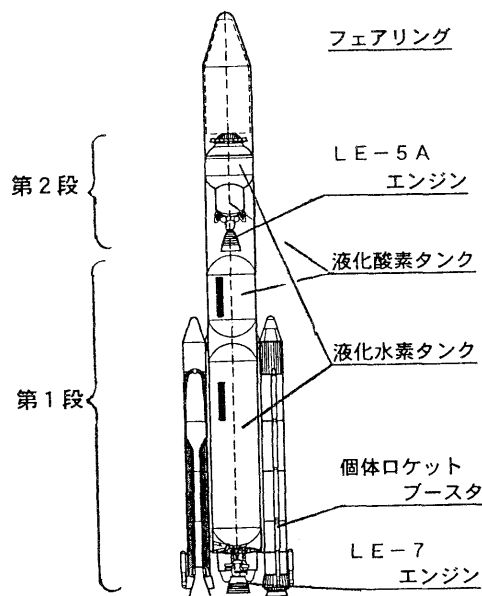


図1 H-IIロケットの概要

主要なロケット推進剤の理論性能を表1に示すが、添加物のない場合は液化水素と液化フッ素の組み合わせが最も優れるが、液化フッ素の保存や取扱いが難しく、実用化しているものとして液化水素と液化酸素が最も高い比推力を出しうる。

## 2. 液化水素のロケットにおける特徴

主要なロケット推進剤の比重を図2に示すが、液体水素を代表とする低密度燃料では、ロケットの燃料タンクが大型化し、構造重量の増大、打上げ能力低下につながるが、エンジン性能を若干犠牲にロケットシステムとして最適の混合比に設定する。特に液体水素/液体酸素は上段ロケットにおいてその高比推力で打上げ能力に寄与し、H-IIロケットのような高性能ロケットとなる。

## 3. ロケットにおける液化水素の取扱い

ロケットで液化水素を使用する場合、打上げ前の燃料タンクへの充填、地上および宇宙空間での貯蔵（飛行が数時間におよぶ場合もある）、エンジンの燃焼が高い信頼性のもとで行わなければならない。

液体水素の特性である低い飽和温度については、ロケットエンジンのターボポンプ内の吸い込み圧力で液状態を維持しポンプ翼のキャビテーションを防止するため、飽和温度以下の液体水素を2～3 kg/cm<sup>2</sup> a程度に加圧し供給している。特に第2段エンジンは宇宙空間での再着火が行われており、以上の条件を限られたスペースと重量で達成するシステムが必要となる。

また液温の制御については、大気圧下で打上げ前の燃料タンクへの充填を行い液体水素はその飽和温度で静止させ、外部からの入熱による液温上昇を防ぐため打上げ直前に加圧、着火される。タンク等は充填中の外部入熱、打ち上げ時の大気飛行中の空力加熱および大気圏外では太陽光等の輻射入熱を考慮して断熱が施される。また、外部入熱によるタンク内液温の上昇は均一でなく成層化するため、液の攪拌やタンク圧力の減圧し飽和温度を下げ蒸発熱を奪い液温を下げることも行われている。

また、エンジン着火前には運転時の閉塞およびキャビテーションの発生を避けるためフィードラインからターボポンプまでのハードウェア温度を予冷するため、特に上段ロケットでは限られた燃料を使った予冷が行われる。

表1 主要な推進剤組み合わせの理論性能 [1, 2]

Oxidizer	Fuel	Mass Mixture Ratio (-)	Average Specific Gravity (g/cc)	Chamber Temperature (K)	Characteristic Exhaust Velocity (m/s)	Specific Impulse (s)
Oxygen	Hydrogen	3.40	0.26	2416	2428	388
		4.02	0.28	2724	2432	391
	75%Ethyl Alcohol	1.30	1.00	2904	1641	267
		1.43	1.01	2957	1670	279
	RP-1	2.24	1.01	3282	1773	286
		2.56	1.02	3399	1804	300
	Hydrazine	0.74	1.06	3027	1871	301
		0.90	1.07	3127	1992	313
	UDMH	1.39	0.96	3171	1835	295
		1.65	0.98	3321	1864	310
Fluorine	Hydrogen	4.54	0.33	2791	2534	398
		7.60	0.45	3596	2549	410
	Hydrazine	1.83	1.29	4218	2128	334
Nitrogen Tetroxide	Hydrazine	2.30	1.31	4408	2208	363
		1.08	1.20	2857	1765	283
		2.34	1.22	2977	1782	292
50%UDMH-50%Hydrazine	50%UDMH-50%Hydrazine	1.62	1.18	2957	1731	278
		2.00	1.21	3088	1745	288

Combustion chamber pressure 1000psia

Nozzle exit pressure 14.7psia

Optimum nozzle expansion ratio

Adiabatic combustion and isentropic expansion of ideal gas

The upper line refers to frozen equilibrium, lowerline to shifting equilibrium.



## 5. 飛行中の液化水素の挙動

ロケットにおける液化水素の特徴のひとつとして、宇宙空間における微小G下での液体の振る舞いがある。エンジン停止中の慣性飛行中のロケットでは、微小G状況下となり液体水素がタンク内で飛散拡大し、広範囲に内壁面に付着して外部からの入熱を多く受けることとなる。これを極力低減するため慣性飛行中においても小さな推進力により加速度を与えて液挙動を制御している。さらに、エンジン着火時の液化水素の流れと加速度の過渡的な挙動把握も課題で、落下塔を用いた微小G模擬試験等も実施している。また、液化水素の空間的な挙動を正確に計測することも課題で、ひとつの試みとして飛行中の液化水素のタンク内挙動をCCDカメラにて直接観測することも計画されている。

## 6. おわりに

液化水素を燃料とするロケットは月に人間を送り込んだサターンV型ロケットの第2段、第3段として使われた。さらに、スペースシャトルのメインエンジン燃料

としても利用されてきており、あの巨大な外部燃料タンクに液化水素が充填され、打ち上げられている。

H-IIで採用された2段式で全段ともに液化水素を使用した形態は、最近の高性能を狙うロケットの趨勢となっており、ヨーロッパのアリアン5なども開発されている。

現在、宇宙開発事業団では宇宙輸送の低コスト化および大型ペイロード打ち上げ需要の対応を目的に、次期主力ロケットH-IIA（同じく液化水素を燃料とするLE-7AおよびLE-5Bエンジン搭載）の開発を進めている。

全国各地にある事業団およびメーカーの試験場において、エンジンの地上燃焼試験等が日々行われており、我が国で生産した液化水素の大部分を消費している。

## 参考文献

- 1) G. P. Sutton, Rocket Propulsion Elements, A Wiley-Interscience Publication(1986)
- 2) D. K. Huzel, D. H. Huang, Design of Liquid-Propellant Rocket Engine, AIAA(1992)