宇宙開発と液体水素

荒 卓 哉

宇宙開発事業団エンジン開発グループ 東京都港区浜松町 2-4-1

(1977年 7 月15日受理)

Space Development and Liquid Hydrogen

Takuya ARA

Propulsion Engineering Group, National Space Development Agency
2-4-1 Hamamatsu-cho, Minato-ku, Tokyo

(Received July 15, 1977)

Synopsis :

With the advancement in space technology, the leading countries in this field are on the trend to rely more heavily on cryogenic propellants for upper stage propulsions for which storable propellants have been most commonly utilized.

Enhanced demands for the liquid oxygen and liquid hydrogen propellant combination in the space program of the U.S. that have been evident since 1957, have been a constant stimulus to induce rapid progress in its liquid hydrogen production technology.

The successful launch of the Engineering Test Sattelite (ETS-II) in February 1977, enabled Japan to become the world's third country capable of orbiting a geo-stationary satellite, demonstrating that the country had embarked on its space program in full earnest.

As the space program becomes more advanced and requires payloads of greater weight, the need to develop the propulsion system utilizing liquid oxygen and liquid hydrogen becomes urgently emphasized.

Currently the production of liquid hydrogen in this country is confined within laboratory scale. Therefore, in order to provide sufficient quantity of liquid hydrogen for rocket engine development testing, it is necessary to establish some substantial manufacturing plants in the beginning.

To realize efficient supply of liquid hydrogen, a comparative analysis was made whether to centralize manufacturing plants and to transport their products to local users, or to distribute the plants on user's sites.

It was concluded that for rocket applications the centralization of liquid hydrogen production plants would be superior in all respects covering facility cost, safety, and influence on other non-aerospace industries to utilize liquid hydrogen.

The Japanese liquid oxygen/liquid hydrogen rocket engine development will be programmed to be in line with the liquid hydrogen supply from the centralized production facilities.

The target is 1984 for completion of the first flight type engine.

1. はじめに

宇宙開発に対する要求の高度化に伴い、米国、フランス等では、人工衛星打上げ用ロケットの推進薬として「液体酸素／液体水素」の組合せを使用することが常識化しつつある。

日本の宇宙開発は、1970年東京大学のラムダ4S5号機による日本最初の人工衛星「おおすみ」打上げによりスタートを切り、1975年以来の宇宙開発事業団のNロケットによる3個の人工衛星打上げ、特に1977年2月の技術試験衛星Ⅱ型(ETS-Ⅱ)の打上げ成功によって、世界第3番目の静止衛星打上げ国となり、本格的開発の第一歩を踏み出した。

宇宙開発内容の多様化及び増大する衛星重量の要求に応ずるため、より強力なロケットの開発が必要となり、諸外国と同様に日本でも「液体酸素／液体水素」を使用した高性能ロケット・エンジンの開発が計画されている。

1975年までの日本に於ける液体水素工業は、実験室的規模のものを除き、皆無の状態にあった。「液体酸素／液体水素エンジン」を開発するためには、まず液体水素を必要量だけ供給する体系を確立する必要がある。

本稿では、諸外国における液体ロケット・エンジン開発の経過及び液体水素の供給状況を述べ、ついで日本の宇宙開発事情に適した液体水素供給体系の検討及び供給計画を示す。

2. 宇宙開発用ロケット・エンジン

2.1 液体ロケットと固体ロケット

ロケット・エンジンのシステムは、酸化剤と燃料を自ら携行し、これ等を燃焼室の中で混合、燃焼させ、発生した高温・高圧の燃焼ガスをノズルから噴出させ、その反作用によってロケット自体を前方に推進する機能を有している。ロケット・エンジンは、推進薬の化学エネルギーを運動エネルギーに変える変換機である。

ロケット・エンジンには、酸化剤と燃料をそれぞれ固体の形で使用する固体ロケット・モータと、液体の形で使用する液体ロケット・エンジンの2種類がある。

固体ロケット・モータは、酸化剤と燃料を混合成型した固体推進薬をモータ・ケースに充填し、点火・燃焼せしめる構造であり、機構が簡単で部品点数が少なく、可動部分が無いために取扱容易・即時使用性・高

信頼性等の多くの優れた面がある。しかし、推力の大きさ及び方向の制御が困難であり、推進薬自体の性能も比較的低く、複数回作動不可能という欠点もある。また、ロケット・モータを大型にするためには、高い燃焼圧力に耐えるモータ・ケース自体を大型化する必要があり、重量的に不利である。

このため、宇宙開発用ロケットでは、1回のみの作動が要求され推力の制御等を必要としない「打上げ初期段階の補助ロケット」、「上段ロケットの加速ロケット」等に使用されることが多い。Nロケットの第1段に使用されている「固体補助ロケット・モータ」を図1に示す。

液体ロケット・エンジンは、液状の酸化剤と燃料をそれぞれ別の推進薬タンクに入れておき、ガスの圧力またはポンプによって燃焼室内に供給し、燃焼させる構造である。機構が複雑で部品点数も多く、製品の信頼性を確保するためには多くの開発試験が必要である。しかし、推力の方向・大きさの制御が容易であり、必要に応じて複数回の作動を行うこともできる。また、ロケット・エンジンを大型化する場合でも、エンジン燃焼室はそのまま、推進薬タンクだけを大きくすれば良い。推進薬タンクは、固体ロケット・モータの場合と違って燃焼圧力に耐える必要がないので重量的に有利である。

このため、液体ロケット・エンジンは、大きい推力を必要とする「第1段ロケット」、打上げ軌道の精密な制御を必要とする「中段ロケット」、多数回の作動によってロケットの姿勢を制御する「ガスジェット装置」等に多く使用されている。

宇宙開発事業団がNロケット第2段用として開発したLE-3型液体ロケット・エンジンと推進薬タンク系を図2に示す。

2.2 液体ロケット・エンジンの推進薬

液体ロケット・エンジンの性能は、エンジンの構造、燃焼圧力等によって変化するが、基本的には使用する推進薬(酸化剤と燃料)の組合せによって定まる。液

図1 固体補助ロケット (SOB) の概観

図 2 LE-3 型液体ロケット・エンジン及びタンク系

表 1 代表的推進薬の組合せと燃焼性能*

酸化剤	燃 料	混 合 比 (O/F)**	比推力***
赤煙硝酸 (HNO ₃)	モノメチル・ヒ ドラジン (N ₂ H ₃ CH ₃)	2.57	275.5
四酸化二 窒素 (N ₂ O ₄)	ヒドラジン (N ₂ H ₄)	1.30	292.2
	エアロジン50 (50% ヒドラジ ン+50%非対称 ジメチルヒドラ ジン)	2.00	289.2
	モノメチル・ヒ ドラジン (N ₂ H ₃ CH ₃)	2.15	288.7
液体酸素 (O ₂)	ヒドラジン (N ₂ H ₄)	0.91	312.8
	液体水素 (H ₂)	4.00	391.2
	RP-1	2.60	300.0

*燃焼性能は燃焼圧力 1,000 psia, 外気圧 14.7 psia の条件で計算

**混合比 = (酸化剤の重量流量) / (燃料の重量流量)

***比推力 (s) = (発生推力 (kg)) × (作動時間 (s)) / (推進薬重量 (kg))

体ロケット・エンジンに使用される推進薬の代表的組合せと、燃焼性能を表1に示す。

推進薬の燃焼性能を示す尺度として「比推力」を用いている。比推力とは、エンジンが発生する推力 (kg) と作動時間 (s) の積を、使用した推進薬重量 (kg) で割ったもので、秒の単位で表わされる。比推力の大きい推進薬を使用したエンジンは、同じ量の推進薬を用いて、より大きい質量を宇宙空間に打上げる能力を持つことになる。比推力は推進薬固有の値ではなく、使用するエンジン及び、燃焼条件により変化する値である。表1では、これ等の条件を同一にして推進薬の性能を比較してある。

表1の推進薬組合せの中で、酸化剤に赤煙硝酸を用いたものと、四酸化二窒素を使用したものは、常温で液体状態にあるので「貯蔵可能型推進薬」(STORABLE PROPELLANTS)と呼ばれている。これに対して、酸化剤に液体酸素を用いた推進薬組合せは、常温で気体である。これを液体に保つには、極低温状態にする必要があるので「極低温型推進薬」(CRYOGENIC PROPELLANTS)と呼ばれる。一般的に「極低温型推進薬」の方が「貯蔵可能型推進薬」より高性能であり、中でも「液体酸素／液体水素」推進薬は「貯蔵可能型推進薬」に較べて 30～40% 高い性能を有している。

性能上からだけ見ると、フッ素系、ホウ素系の推進

薬も考えられるが、これ等の推進薬は毒性が強く、公害等の問題から実用化されていない。

2.3 宇宙開発用液体ロケット・エンジン性能向上の傾向

1943年にドイツが V-2 号ロケット弾用として液体ロケット・エンジンを実用化して以来、「米・ソの人工衛星打上げ競走」、「月面着陸」、「深宇宙探査」と、わずか30年間の宇宙開発の進歩は目覚ましいものがある。この急速な進歩は、液体ロケット・エンジンの性能向上に支えられて始めて可能になったものである。この間の液体ロケット・エンジンの性能向上の経過を図3に示す。

液体酸素／アルコール系、液体酸素／RP-1 (灯油系燃料) 系の、いわゆる第1世代のエンジンに較べて、液体酸素／液体水素系の第2世代のエンジンは、倍近い性能を有している。この高性能は、推進薬自体が高性能であることにエンジン自体の効率向上が加ったものであり、表1に示した「推進薬の性能比較」より大きい違いとなっている。

現在の技術水準では、「液体酸素／液体水素エンジン」が、実用できる最高性能のエンジンであると考えられている。

米国等における近い将来の宇宙開発計画には、全てこの第2世代のエンジンの使用が計画されている。

第2世代エンジンの代表例として、J-2 エンジンを写真1に示す。J-2 エンジンは1966年に米国で開発された「液体酸素／液体水素エンジン」であり、サターン IB 型、同V型ロケットに使用された。

3. 諸外国における宇宙開発ロケット用液体水素の供給状況

液体酸素／液体水素エンジンの推進薬中、液体酸素については、各国とも一般工業の需要に支えられているので、供給には問題がない。

液体水素については、宇宙開発の需要が出るまでは研究用としての少量の用途しか無かった。宇宙開発用に大量供給する必要が生じてから、工業的規模の生産が開始され、製造・輸送・貯蔵等の問題が発生した。表2に米国及びフランスに於ける液体水素供給の現状を示す¹⁾²⁾。

米国における液体水素の需要は、1957年のソ連によるスプートニク打上げに刺激された宇宙開発競走により急激に増加した。初期段階の需要はほとんど全量が宇宙開発用であったが、現在では一般需要が全体の約

図3 液体ロケット・エンジン性能向上の傾向

50%に達している。一般需要がこのように伸びたのは、水素ガスの輸送手段として液体水素が使用されたためである。同量のガス水素を運ぶのに、液体水素として輸送すれば、高圧ガス水素容器を用いる場合に較べて約 1/20 の車両数で済むことになる。米国では、水素ガス源と水素ガスを使用する工場が離れている場合が多いという地理的条件と、開発初期段階に米国政府が液体水素製造装置の製作費用を全額補助した等の好条件が重なったことが、液体水素の供給価格をガス水素と大差ない値にしたものと考えられる。

フランスにおける液体水素の需要は、米国から約10年遅れて発足した ELDO 計画 (EUROPEAN SPACE LAUNCH DEVELOPMENT ORGANIZATION) に対する必要から生じたものであり、1966年から1976年の11年間に、製造能力で約60%の伸びを示している。米国の場合と違って、宇宙開発以外の一般需要はほとんど伸びて

いない。この差は、立地条件・工業的背景が米国と異なるためと考えられる。フランス以外の欧州各国は、本格的な液体水素製造設備を持たず、フランスから液体水素の供給を受けている。ガス水素を液体にするための経費は、米国のように相当大規模の製造装置を使用しないと高いものになり、宇宙開発のように液体水素そのものを必要とする用途以外には、経済的に引合わないことを意味している。

4. 日本における液体ロケット・エンジンの開発

4.1 Nロケット及びNロケットの性能向上

宇宙開発事業団が、日本で初めての静止衛星打上げに使用したNロケットの概要を図4に示す。Nロケットは全長約 32.6 m、直径約 2.4 m、重量約90トンの3段式ロケットであり、重量約 130 kg の人工衛星を高度約 36,000 km の静止軌道に打上げる能力を有している。Nロ

ケットの主要諸元を表3に示す。

Nロケットの第1段には液体酸素/RJ-1 (灯油系燃料) を用いた液体ロケット・エンジンが使用されている。このエンジンは、2.3 項に述べた第1世代のエンジンに属するものである。第1段ロケットの下部には3本の固体補助ロケット・モータが取り付けられており、打上げ初期の推力を補っている。第2段には四酸化二窒素/A-50 (ヒドラジン系燃料) を用いた LE-3 型液体ロケット・エンジンが使用されている。(図2参照) 第3段には固体ロケット・モータが使用されている。

現在のNロケットによる静止衛星打上げ能力は約 130kg であるが、第1段の固体補助ロケット・モータを3本から6本に増すことによって、約 250 kg まで増大させることが可能である。今年人工衛星打上げ重量に対する要求が急速に増大し、近い将来 500 kg 以上の静止衛星打上げ能力を必要とする状況にある。

表 2 諸外国における液体水素供給状況

	ア メ リ カ	フ ラ ンス
製 造 及 び 需 要	(1) 1957年以前はLH ₂ の需要は少なく、最大の製造設備でも約 6,000l/日であった。 (2) 1957年に米空軍の発注により約 46,000l/日の製造設備が完成した。 (3) 1966年までに NASA の発注により約 230,000l/日の製造設備 3 基が完成した。 (4) LH ₂ の需要量は不明だが政府は 430 kl/日 の政府納入権を有している。宇宙開発用の需要は全 LH ₂ の約50 %と推定される。	(1) 1966年に約10,000 l/日, 1975年に約 230,000l/日 の製造設備が完成した。 (2) 欧州における LH ₂ の需要は1975年で 2,000kl, 1976 年には約 3,400kl であり、大半が宇宙開発用である。
輸 送	(1) 道路輸送は 49kl のトレーラによる。輸送費140円/km (2) 鉄道輸送は 130kl のタンク車による。 (3) 海上(河川)輸送は 910kl のはしけによる。輸送費26円/時	(1) 欧州各地に 40kl のタンク・ローリで輸送。 (2) 主要輸送先及び距離はつぎの通り。MBB社 ミュンヘン(1,000km) AL社 ブルノーブル(800km) SEP パリ(300km)
貯 蔵	(1) 貯蔵タンクとしては 17kl, 34kl, 68kl のものが使用されている。	(1) 貯蔵タンクとしては 1.1kl~472kl のものが使用されている。蒸発量は 0.15~3 %/日である。

Nロケットの打上げ能力を向上させる方法には、つぎの2通りがある。

- (1) 第1段ロケットの性能向上
- (2) 第2段ロケットの性能向上

第1段ロケットについては、現在、機体(推進薬タ

ンク)とエンジンのライセンス生産が進められており、生産体系も確立している。従って、部分的改修は別として、根本的変更には多額の費用を必要とする。

第2段ロケットは、機体(推進薬タンク)、エンジン共に国内で開発し生産している。1段ロケットに較べて小型であるため、性能向上に対する費用も、それ程大きくならない。(液体水素を使用することによる技術的困難は存在する)衛星打上げ能力向上に対する効果も、1段ロケットより2段ロケットの改良の方が大きい。

日本における液体酸素/液体水素エンジンの開発研究は、東京大学宇宙航空研究所、科学技術庁航空宇宙技術研究所、及び宇宙開発事業団の3者がそれぞれの立場で進めて来たが、52年度の宇宙開発委員会で「大型人工衛星打上げ用ロケット用の液体酸素/液体水素エンジンについては、宇宙開発事業団が一元的に開発する方針」が示された。

宇宙開発事業団は、この方針に沿って、東京大学航空宇宙技術研究所と協力して、Nロケットの第2段エンジンを高性能の「液体酸素/液体水素エンジン」に変更するための開発研究を進めている。

4.2 液体酸素/液体水素エンジンの開発計画

宇宙開発事業団が現在検討している「液体酸素/液体水素エンジン」の概要を図5に、主要諸元を表3に示す。

1976年に開発基礎試験を開始し、1979年以後実機エンジンの開発段階に入り、認定試験等を実施して、1984年からロケットの打上げに使用する計画である。これ等の開発スケジュールを図6に示す。

4.3 液体酸素/液体水素エンジンの開発と液体水素

液体酸素/液体水素エンジンの開発を行うためには、各種の開発試験が必要である。液体水素を使用する主要開発試験を表5に示す。開発試験に使用する液体水素量の推定は、試験内容の不確定性と試験に対する液体水素の使用歩上り量不明等の理由により、相当大的な誤差を含んだものになる。ある仮定に基づく試算では、1980年~1984年の開発試験最盛期で、年間約 1,500kl を必要とする。日本の液体酸素/液体水素エンジンと同規模のエンジンを開発しているフランスの液体水素使用量が、年間約 3,000kl であることから見て、日本における使用予測量を約 1,500 kl と見るのは妥当であろう。

4.4 開発試験用液体水素の供給

写真 1 J-2 エ ン ジ ン

(1) 供給方法の検討

前項で述べた開発試験に対して液体水素を供給する方式を検討した経過と検討内容を述べる。

1972年から、宇宙開発事業団は、液体水素供給に関する海外の実情調査及び国内の極低温工業技術の検討を開始した。液体水素の供給には、つぎの2方式がある。

A 集中製造（輸送供給）方式

B 分散製造（自家使用）方式

両方式の特質比較を表6に示す。

エンジンの定格作動時間は約360秒と計画されており、毎秒約50lの液体水素を消費する。従って1回の燃焼試験に約18klを必要とする。試験の液体水素歩止りを約4倍と仮定すると、1回当たり約70klの液体水素が必要となる。燃焼試験を10日に1回実施するとすれば、集中製造でも分散製造でも、500l/時以上の製造能力を有する製造設備を準備する必要がある。全体の液体水素使用量は、ほぼ定まっているので、分散製

造方式にした場合には、個々の製造設備の稼働率は低下する。稼働率と製造設備費用を考慮した液体水素製造単価は、集中製造方式を1.0とした場合、分散製造では1.46となる。

分散製造方式では、試験場内に設置した液体水素製造装置までガス水素を輸送する必要がある。12トン車1台で輸送できる液体水素は約10klであり、これに相当するガス水素は8,500m³となる。このガス水素を1本80kgの10m³高圧容器で輸送すると、12トン車6台を必要とする。米国の場合に較べてトラック台数比率が小さいのは、道路交通法規が異なり、使用できる車両の大きさが違うためである。

ガス水素の輸送は高圧ガス輸送であるため、液体水素の輸送に較べ、安全面では劣ることになる。

以上の検討により、集中製造方式の方が経済面と安全面が共に優れていることが判った。よって、宇宙開発事業団関係の液体水素は「集中製造方式」で供給することとした。これ等の検討及び製造装置の稼働開始

図 4 Nロケットの全体図

時期が遅れたため、1976年以前に発足した液体水素関係試験場は、それぞれ独自の液体水素製造装置を所有する「分散製造方式」になっている。しかし、これ等の分散製造方式による供給でスタートした試験場も、経済的理由から逐次集中製造方式による供給に切替えられている。以下、集中製造方式による供給を開始す

るまでの経過の概要を述べる。
(2) 輸送・取扱に関する検討
液体水素の輸送・取扱は日本で初めての作業なので、各種の予備の実験を行い技術資料を蓄積すると共に、関係官庁の御理解を頂くよう努めた。
A 輸送実験 (1976年 1月)

表 3 N ロ ケ ッ ト 主 要 諸 元

	第 1 段	補助ロケット	第 2 段	第 3 段	衛星 フェアリング
全 段 全 長(m)	32.57				
全 長(m)	21.44	7.25	5.44***	1.74	5.69
全段最大外径(m)	2.44				
外 径(m)	2.44	0.79	1.62	1.18	1.65
全段全備重量(t)	90.88				
全 備 重 量(t) (推 薬 重 量 t)	70.42 (66.35)	13.42(3本) (11.24 ")	5.86*** (4.74)	0.92 (0.56)	0.25
平 均 推 力(t)	メインエンジン* 77.11 バーニアエンジン 0.485×2	70.97 *	5.44 **	3.95 **	
全 燃 焼 時 間(s)	メインエンジン 225.1 バーニアエンジン 231.1	39	248.7	40.9	
推 進 薬 種	液化酸素/RJ-1	ポリプタジエン系	四酸化二窒素/A-50	ポリプタジエン系	
推進薬供給方式	ターボポンプ		He ガス押し		
比 推 力(s)	249 *	239 *	285 **	291 **	
制 御 シ ス テ ム	ピッチ, ヨー	ジンバル	ジンバル (推力飛行中) ガスジェット (慣性飛行中) ガスジェット	スピン安定	
	ロー ル	バーニアエンジン			
発射上下角(°)	90				
発射方位角(°)	115 (パッド方位角は105°)				
主 要 搭 載 機 器	1) 推進系機器 2) 姿勢制御機器 3) 電源装置 4) テレメータ送信装置 5) 指令破壊装置		1) 推進系機器 2) 姿勢制御機器及びガスジェット装置 3) 誘導装置 4) 電源装置 5) テレメータ送信装置 6) レーダ・トランスポンダ 7) 指令破壊装置	1) 推進系機器 2) スピンモータ 3) 電源機器 4) テレメータ送信装置 5) 破壊装置	
*海上面 **真空中 ***第2段アダプタを含む					

注：「うめ」打上げに用いたNロケット(3段式)第2号機の諸元である。

宇宙開発事業団の委託研究に関連し、帝国酸素(株)・大同酸素(株)・岩谷産業(株)の3社は共同して、尼崎―千葉間(610 km)の液体水素輸送実験を行った。輸送量は200lであったが、輸送安全技術・輸送容器・輸送中の蒸発量等についての基礎技術資料を得るこ

とができた。
B 放出拡散実験(1976年9月)
サンシャイン計画推進本部からの委託研究に基づき、岩谷産業(株)は液体水素の大気中拡散・燃焼等の実験を行った。この実験により、液体水素が大気中に

放出された場合及び地上に流出した場合の危険性についての基礎技術資料が得られた。

(3) 小規模実用段階 (1976～1977年)

宇宙開発事業団は、1976年9月～11月の間、三菱重

工(株)田代試験場(秋田県)に於て推力 500 kg 級の液体酸素／液体水素エンジンの燃焼試験を実施した。この試験に使用した液体水素約 3.5 kℓは、大坂水素(株)尼崎工場の液体水素製造装置(製造能力 10ℓ/時)で製造し、約 1,300 km の陸上輸送により供給された。

1977年には、液体水素を使用する試験が秋田県・長崎県・兵庫県 の 3 個所で実施される。(表 5 参照) これ等の液体水素需要に対して、上記の10ℓ/時級製造装置のみでは製造能力が不足するので、航空宇宙技術研究所角田支所の御協力により、35ℓ/時級製造装置を併用する計画を進めている。

(4) 中規模実用段階 (1978年9月から)

この段階では、液体酸素／液体水素エンジン関係の開発試験

図 5 液体酸素／液体水素エンジン概要図 (案)

開発内容		年	1975	1976	1977	1978	1979	1980	1981	1982	1983	1984
開発基礎試験段階	フェーズⅠ		設計、検討	設計、研究	燃焼器・ポンプ基礎試験							
	フェーズⅡ			水冷却燃焼室	試作	試験						
	フェーズⅢ				エンジン制御系試作試験		設計・製作・試験					
実機開発段階	実機型エンジンの開発				原型エンジン			設計・製作・試験				
	ステージ試験									試験		
	認定試験										製作試験	
実用段階	試験機用エンジン										製作	
	実機用エンジン										製作	
主要試験設備	基礎試験装置	▽										
	ターボポンプ試験装置					▽						
	エンジン試験装置			▽								
	ステージ試験装置						▽					

図 6 液体酸素／液体水素エンジン開発スケジュール

表 4 液体酸素/液体水素エンジン目標諸元

項	目 ⁵⁾	目標諸元または内容
(1)	推進薬	液体酸素/液体水素
(2)	エンジン・サイクル	ガス発生器・サイクル
(3)	ノズル形式	固定式ラバール・ノズル
(4)	ノズル膨張比	約 140
(5)	燃焼圧力	約 35 kg/cm ² ・a
(6)	推進薬混合比 (酸化剤/燃料)	約 5.5
(7)	ターボポンプ形式	独立2軸シリーズ方式
(8)	推進薬流量	LH ₂ 54.6 l/s LO ₂ 16.6 l/s
(9)	燃焼時間	約 370 s
(10)	推 力 (真空中)	約 10トン
(11)	比推力 (真空中)	約 440 s
(12)	エンジン重量	約 200 kg

表 5 宇宙開発事業団関係の液体水素を使用する開発試験及び試験実施場所

開 発 試 験	試験開始時期	試 験 場	備 考
ターボポンプ系試験 エンジン系長秒時試験 エンジン系高空試験	1978年 1980年 1981年	宇宙開発事業団 角田試験場 (仮称) 宮城県角田市	
エンジン系短秒時試験	1976年	三菱重工	
第2段ロケットステージ試験	1979年	田代試験場 秋田県田代町	
タンク系基礎試験 エンジン系基礎試験	1975年 1975年	三菱重工一 深堀試験場 長崎県長崎市	小型液体水素製造設備を所有
ターボポンプ系基礎試験	1976年	石川島播磨重工 相生工場 兵庫県相生市	小型液体水素製造設備を所有

が本格化し、液体水素の使用量も増大する。現在の10～35l/時級製造装置では、この需要に应ぜられなくなるので、500～730l/時級の製造装置を使用する準備が液体水素製造業者側で進められている。1978年9月以後は、この装置により集中製造が行われ、商業ベースによる液体水素の供給が開始される予定である。

(5) 将来計画

液体酸素/液体水素エンジンの開発は1985年頃まで継続し、以後はロケットとして打上げる実用段階に入

表 6 液体水素供給方式の比較

	集中製造 (輸送供給方式)	分散製造 (自家使用方式)
製造設備費用	大型の製造設備を1個所に設置する。費用は少なくなる。	中型または小型製造設備を試験場毎に設置する。費用は大きくなる。
試験に伴う「不定期大量需要」に対する適合性	製造能力上の問題なし。輸送用車両を相当数準備する必要あり。数個所で実施される試験の時期を調整し、製造装置の運転休止期間を少なくすることが可能。	最大需要量に設備の規模を合わせると、装置が大型となり、試験休止期間が多いので製造装置の停止期間が長くなり、運用上不利となる。
原料水素供給	製造装置を水素供給源の近くに設置することにより解決できる。	試験場はガス水素源から離れているのでガス水素を輸送供給する必要がある。(年間12トン車約900台) ガス水素を自家製造する場合はこの製造設備費用が必要。
液体水素供給	製造場所から試験場へ輸送の要あり。(年間12トン車150台)	自家使用なので問題なし。
液体水素単価比率*	1.00	1.46

*試験場所は集中製造所から 1,000 km、ガス源から 100km とし、製造装置は集中製造 7,500 l/時、分散製造 500 l/時×2基、製造装置は 8 年償却として計算。

る。ロケットの打上げは種子島宇宙センターで実施されるが、これに必要な液体水素は、中規模実用段階で準備された製造装置で作られ、船舶輸送により供給されることになる。この段階での液体水素使用量は開発段階の約50%程度に減少する。ロケットの打上げ以外に、エンジンの領収燃焼試験・改良試験等が行われるが、量的には僅かである。新規の液体酸素/液体水素エンジンの開発が開始されぬ限り、宇宙開発用の液体水素需要は、この程度の量で横這状態になると考え

られる。

宇宙開発以外の一般需要の伸びは、日本の国情から見て当分大きな期待はかけられない。一般需要が伸びる可能性としては、つぎの場合が考えられる。

- A 使用量の増大と価格の低減
- B 輸送安全面からの高压ガス水素輸送制限
- C 高純度水素に対する需要増大
- D 都市ガスの水素ガス化

5. あとがき

諸外国における宇宙開発の進展に伴い、日本でも液体酸素／液体水素エンジンの開発が開始され、これに必要な液体水素を商業ベースで供給できる見通しが得られた。宇宙開発用液体水素の需要は一般工業の水準から見ると僅かな量だが、現在深刻化しつつあるエネルギー問題等を考えると、未来のエネルギー源として多くの可能性を含む液体水素の本格的供給が開始されることの意義は大きい。宇宙開発を通じて液体水素供給に関する技術的経験を積むことは、将来の液体水素

利用に対する糸口を掴む意味で極めて有意義であると考ええる。宇宙開発の波及効果の一つとして、液体水素供給計画の順調な進展を期待したい。

参 考 文 献

- 1) 帝国酸素(株)：「液酸／液水エンジン供給系の検討(その4)」宇宙開発事業団委託業務成果報告書、1975年6月
- 2) 大同酸素(株)：「液酸／液水エンジン供給系の検討(その1)」宇宙開発事業団委託業務成果報告書、1975年6月
- 3) 岩谷産業(株)：「水素の保安技術の研究」, サンシャイン計画推進本部委託研究報告書、1974年3月
- 4) D. P. Gregory : "The Hydrogen Economy" Scientific American, Jan. 1973
- 5) 日本航空宇宙学会：「航空宇宙工学便覧」丸善、1974
- 6) Army Material Comand : "Engineering Design Handbook-Elements of Aircraft and Missile Propulsion" AMC Pamphlet No., 706-285 July, 1969