わが国の液体水素ロケット・エンジンの開発に関する私見*

長 友 信 人**

1. ま え が き

Mロケットによる衛星打上げは回を重ね、Nロケットの開発も順調と伝えられる昨今、液体水素・液体酸素を推進剤とするロケット・エンジン (LH₂-LOX エンジン) を、わが国のロケットの新たな研究開発目標の一つとすることは、時宜を得たものであろう。

しかし、わが国のこの開発をめぐる周辺事情は複雑である。未だに、水素そのものに対する素朴な警戒心が強い一方、アメリカの最新の技術情報は入ってくるという状況。また、手持ちの打上げロケットは将来をえてもMとNだけなのに、近々スペース・シャトルというオールマイティが登場するという背景等々である。

これらの点は、水素エンジンの技術的問題点以上に難かしいが、“早急に”“十分な”検討をし、水素エンジン開発について結論をだすべきものと思われる。このような観点から、以下に水素エンジン実現上の問題点の整理と方向づけを試みた。

2. 基本的問題点

ロケットの推進剤としての液体水素には、いくつかの欠点がある。その中でも

1. 水素の危険性。
2. 比重が小さいこと (約 0.07)。
3. 極低温 (約 20°K) であること。
4. 入手にくいこと。

などが、よく指摘される。しかし、いずれにせよ、ロケット燃料としては、普通の水のように安全で無害なものは求めがたく、致命的でないかぎり、欠点というものの比較の問題であらう。そういう見地から、これらを検討してみよう。

2.1 危険性 水素ガスは、他のガスと比べて特に“危い”として、不安がる傾向があるようだが、実際に危険はどこにあるのだろうか。簡単に結論だけを言えば、

- 1) 空気中の酸素と反応して、燃焼あるいは爆発をおこす危険性
- 2) 極低温断熱の破損による圧力上昇に伴う爆発だけである。つまり、過酸化水素のように、その物質自体が分解するおそれがあるとか、ヒドラジンのように、毒性があるといったような危険性はないのである。ここでは、主として、燃焼を伴う爆発に関する危険性を検討する。

第1表は、水素を他のガスと比べている。たしかに、発火エネルギーは小さいし、爆発限界も広範囲である。しかし、実際の爆発がおこる状況を考えると、貯蔵中の水素の洩れなどによる放出、空気との混合、点火、エネルギーの付加というプロセスをたどるわけである。したがって、一般に、洩れたガスの爆発は混合範囲の下限で起こることが多いと予想される。実際に、ガソリンやプロパン (LPG) と比べてもわかるように、水素の爆発限界はガソリンやプロパンより高い下限をもっているので爆発性ガスの形成にはより多いガス量が必要とされる。また、このさい拡散速度が大きいために、洩れた場合に薄められやすいので、さらに爆発限界に達しにくい。安全性の点では、大きな事故のきっかけになるガス洩れによる引火や爆発が起こりやすいかどうかということが重要だと思われるが、このような理由から、常識的な取扱い基準に従っていれば水素がとくに危険であるという不安はあたらないういってよい。

ケネディ基地における危険物取扱い基準¹⁾によれば、ロケット推進剤としての液体水素は、危険物グループⅠ～Ⅳまでのうち2番目に危険なグループⅢに分類されている。第1図にはグループⅢの推奨重量および保安距離がグラフに示されている。われわれが取扱う量は、1トン前後の量であるから、保安距離は200～300mぐらいになる。これは、普通他のグループの危険物をより大量に扱うことを考えれば、液体水素だけが特別な基準を設けなければならないというほどのものではない。なお、この保安距離はスペース・シャトルの運航に先だって、緩和される方向で変更の動きがあるようである²⁾。この点からも明らかなように、この保安基準は絶対的なものではなく、発射基地の一つの秩序を与えるものといつてよいと思われる。ま

* 昭和49年5月7日原稿受理 A Personal Opinion on the Development of Cryogenic Rocket Engine in Japan

** 東京大学宇宙航空研究所 Makoto NAGATOMO

第1表 各種ガスの物理化学的特性の比較

(ガソリン以外は文献 2) による)

性 質	ガ ス の 種 類			
	水 素	メ タ ン	プロパン	ガソリン
液 体 温 度* (°K)	20.27	111.7	230.8	—
蒸 発 熱* (cal/gmol)	215	1950	4490	—
液 体 密 度* (g/l)	70.9	425	593	—
密 度 比* (液/気300°K)	865	650	340	—
飽和気体密度* (g/l)	1.34	1.76	2.1	—
拡 散 係 数 (cm²/sec)	0.63	0.2	0.1	—
爆 発 限 界* (空気中)	4~75	5.3~15	2.2~9.5	—
爆 燃 限 界* (空気中)	18~59	6.3~13.5	—	—
着 火 温 度 (°C)	585	537	466	530
着火エネルギー (mJ)	0.02	0.45	0.25	0.25
燃 焼 発 熱 量 (kcal/mol)	68	213	530	—
火 焰 温 度 (°C)	2045	1875	1925	水素× $\frac{0.8}{6}$
火 焰 輻 射 係 数	0.1	—	1.0	大
消 焰 間 隔 (1気圧cm)	0.06	0.25	0.20	—
火 焰 伝 播 速 度 (cm/sec)	270	37	41	—

* 沸 点

+ 体積パーセント

第1図 ケープ・ケネディ基地における各種危険物の貯蔵あるいは実験設備に必要な保安距離^{1),2)}

してや、これを基準にして、ロケットの推進剤の選択をするなどは論外というべきであろう。

2.2 比重が小さいこと 液体水素の比重は、約0.07で、他のロケット推進剤と比べると、はるかに小さい。比重の小さなものは、より大きなタンクが必要となり、不利になる。しかし、ロケットの推進剤全体として酸化剤も含めると、それほど不利とはならないことが示される。つまり、ケロシンの比重が0.8に対して液体水素が0.07であるから約10倍のタンク容積が必要となるという単純な計算ではなく、酸化剤も含めた平均比重によって計算するという考え方であ

る。第2図には o/f 比に対する平均比重が示されている。これで見ると、液体酸素と液体水素の推進剤の場合、平均比重は0.3である。比密度と密度とを考慮した推進剤の性能評価に関しては、 $(\rho/\rho_0)^{1/4} I_{sp}$ (ρ : 推進剤, ρ_0 =(ステージ構造重量)/(推進剤搭載体積)) という近似量で比較できるが、 ρ_0 が等しいとおいた場合でも LH_2 -LOX はケロシン-LOX の10%以上高い値となる。このことは軽量化の努力をしなくてもいいということを意味しないが、少なくとも LH_2 -LOX エンジンにおけるタンク容積の増加は致命的ではないことを保証する。

第2図 ロケット推進剤としての液体水素と液体酸素の平均比重

平均比重の点からいえば、液体水素と液体フッ素の推進剤の組合わせは、非常に有利になることがわかっており、一時、ロッキード社がスターレット打上げロケット・プロジェクトでこれを強調したものであった。しかし、液体水素だけでも問題が大きいのに、本質的に公害の危険性がありしかも使用する材料に難点のあるフッ素を新しくあわせて採用するには、研究段階ならともかく、打上げロケットの開発という点からは、問題が多い。

2.3 極低温 水素の沸点温度は、ヘリウムに次いで低く、約 20°K である。これは、通常よく使われる液体窒素や液体酸素に比べるとかなり低く、実験室においては、液体ヘリウムと同様に、液体窒素冷却の輻射シールドのついた魔法瓶（デュアール瓶）を容器としている。しかし、液体ヘリウムに比べると、液体水素は蒸発の潜熱が大きく、また臨界圧力が高いなどのために取扱いは、はるかに容易である。ともかく、ロケットの開発に必要な液体水素の大量、長期の保存に関しては技術的に新しい大きな問題がでてくるとは予想されない。

低温貯蔵に関しては、しばしば、オルソパラ変換が問題とされるが、ロケットや地上燃焼実験に用いるものでは製造して使用する期間が短いので、オルソ成分が多くても支障はない。液体水素の製造にあたって、常にオルソパラの成分比が重要であるかのようにいわれるが、これは大量に製造する場合や、長期間にわたって保存する場合のように、ともにエネルギー効率が問題とされる場合である。われわれが取扱う初期の水素エンジンで使用する量はごくわずかであり、また、普通、オルソパラ変換のできる装置をつけると、液化能力が 1/2 程度になることを考えにいれると、地上燃焼実験用では、これをつけず、オルソパラ変換によって損失した分は、新たに製造補給する方が簡単であり、コスト的に有利であるといえよう。

2.4 入手にくいこと わが国では、液体水素は入手にくい。逆にいえば、水素の需要が少なく、せいぜい、製鉄鋼における還元性雰囲気を作るぐらいが大口需要である。最近のエネルギーの危機や、公害問題と関連して、新しいきれいな燃料として水素の良さが論じられるようになったが、このような一般用の液体水素供給源を利用できる状態は、現在のエネルギー関係者の熱心さからいって、早急に、実現するとは考えられない。したがって、ロケット用液体水素を作るために専用の液化プラントを持たなければならないであろう。しかも、国内の液体水素の法規は不備であるから、液体水素の形で実験場まで運搬することは難しく、液化プラントをロケット実験場に付設し、ガスを運搬してくるか、あるいは、水素ガス製造装置も設置する必要がある。以下に論ずる程度の大きさのエンジンならば、この方法で十分な量の液体水素が確保できる。このような液化プラントは従来必要性がなかったために実現された例は少ないが、原子核研究用の泡箱として立方メートル単位で液体水素を使用する装置は数年前に完成し、使用しており、この程度のは、むしろ製作者の側から見るとまだ小型で容易な部類に属するといわれる。

3. エンジン計画上の技術的要素

ロケット・エンジンの基本構想は、燃焼室圧力、燃焼室冷却方式、エンジン・サイクル、タンク構造などのエンジン諸要素をいかに決めるかによってはっきりする。しかし、これらは、お互いに関係しあっており、これを用いる飛翔体からの基本的要求にも左右されるものである。ここでは、その点を念頭において基礎的な知識を、1) エンジン・サイクル、2) 燃焼室圧力、3) タンク構造などに分けて整理しておく。

3.1 エンジン・サイクル エンジンとはごく小型なもの以外は、推進剤のタンクの構造重量を減らすために、タンクの圧力を低くして、より高圧の燃焼室へポンプで推進剤を送りこむ、いわゆるポンプ式が採用される。この場合、ターボ・ポンプの駆動方式によって、種々のエンジン・サイクルが考えられ、それらの優劣に関する議論も数多い。しかし、要約していえば、ブリード方式とトッピング方式との比較が問題になっているといえよう。ブリード・サイクルは燃焼室に送りこむ推進剤の一部をガス・ジェネレータにおいて燃焼させ、タービン駆動のために利用するものである。この場合、ガス・ジェネレータは推進剤の主流から比較的独立しているので、タービン・ポンプ部と燃焼室を別々に開発して組合わせるのが容易であるのが特長である。タービンを駆動した燃焼ガスは、そのまま排出

第3図 エンジン・サイクルに関する多くの議論の基本的なサイクルはブリード・サイクルとトッピング・サイクルである

するので、この分だけ比推力が低くなり、全体としてのエンジンの効率を下げるのが欠点である。

トッピング・サイクルにおいては、ポンプを出た水素は燃焼室を冷却することによって加熱され、あるいは、その後で、酸化剤の一部によって燃焼され、エネルギーを得て、このエネルギーでタービンを駆動した後、燃焼室に送りこまれるのが特長である。したがって、ブリードサイクルのように、ガスは二つの経路に分かれず、すべて燃焼室を通じて、推力として利用できるのが利点である。ただし、この場合は、タービンを駆動するガスと燃焼室において燃焼される推進剤は同じものであるために、サイクルとして両者は密接な関係をもっており、ブリード・サイクルのように別々に開発するのが難しいという点が指摘される。トッピング・サイクルがブリード・サイクルにまさっているといわれる比推力の比較の例が第4図⁴⁾に示されている。ブリード・サイクルは、タービン駆動用に用いたガスがどのくらい有効に推力として利用できるかによって全体の比推力が決まっている。ここにあげた例は、タービン駆動ガスの比推力が主燃焼室のそれより低い場合燃焼室圧力を高めるとポンプのパワーは圧力(p_c)に比例して増加し、これに応じてタービン出力

第4図 トッピング・サイクルとブリード・サイクルの比推力の圧力依存性⁴⁾
圧力が低ければ両者の差は小さい

をふやせば、タービン側に流れる推進剤の割合がふえる結果、エンジンの比推力はさがってくることを示している。

エンジン・サイクルに関連して、アブレーション燃焼室の可能性についてふれておこう。この場合は再生冷却式に比べて管路の圧力損失が少ないので、ガス圧送式のエンジンに通している。しかし、ポンプ式では圧力は十分高くとりうるのでその利点は少なく、一方、後で述べるように液体水素の特性からいって一般にインジェクターに入る前に温度を上げた方が流れが安定になるので、再生冷却を用いる方が都合が良い。したがって、このようなエンジンは今のところ、実験的な役割しか果たしえないと思われる。

3.2 燃焼室圧力 ロケット・エンジンの燃焼室圧力は、常識的には10～数10気圧であったが、最近、スペース・シャトル用エンジンの開発に際して、200気圧という高圧のものが実現しつつある。ここで、実際のエンジンで燃焼室圧力を高くする目的を原点にかえて考えてみよう。

i) **比推力** ロケット・エンジンの原理は圧力をもった燃焼ガスを、それより低い外圧に有効に噴射することであって、ガスの持つ熱エネルギーを流れの運動エネルギーに変えようとするものである。このエネルギー変換は、周知のとおり、エンジン内圧と周囲圧力の比で決まってくるので、地表におけるように周囲圧力が高い場合は、エンジン内圧をあげるのが有効であるが、真空中で作動する2段目に使う場合はとくに必要とは言えない。ただ、内圧が低いとエンジン全体が大

きくなるので、この点は別に考慮しなければならない。

ii) 大きさと重量 一定量の推進剤を流すとき、エンジン・スロートの面積は燃焼室圧力に反比例する。また、前に述べた出口圧力と燃焼室圧力の比 p_e/p_c は出口面積とスロート面積の比 A_e/A_t に依存するから、同一圧力比にまで膨張させようとするとき、ノズル出口面積も燃焼室圧力に反比例する。これが、燃焼室圧力の高いほどエンジンは小型にできるという原理である。

2 段目エンジンは段間におさまるように小さいほうがいいというが、実際に圧力をふやして、どのくらい小型にできるか、あるいは圧力をふやしてまで小型にする必要があるかどうかを具体例でチェックしてみる。第 5 図のように推力 10 トンのエンジンに対して、 2 m^2 にノズル出口面積がおさまるようにしたとき、10, 30, 100 気圧のエンジン内圧をもった各エンジンのノズル面積比は、36, 120, 400。これに相当する比推力はおおよそ、450, 480, 495 ($\sigma/f=5.5$ 理論値) である。これから判断するかぎり、100 気圧以上にするメリットはあまりない。高圧化によって、小型になっても、エンジン燃焼室の壁の厚さ等はふえるので重量は小さくならず、むしろポンプ系の重量増加により重量的には不利になる傾向である。

iii) 推力の大きさと関係 直径との関係がでたところで、推力の大きさと内圧のとり方について、常識的な事柄を思いだしておこう。

相似な形状で、大きさの異なる二つのロケット（飛

第 5 図 ノズル出口面積に制限のあるロケット・エンジンの比推力のエンジン内圧への依存性
圧力を高くする効果は高圧になるほど小さくなる

第 6 図 ロケットは大型になれば高圧燃焼室が必要となる

しょう体) では、重量は長さの 3 乗に比例し、面積は 2 乗に比例する。そのさい、推力は面積に比例するので、ロケットが大型化すると加速度が小さくなっていく。この場合エンジンの燃焼室圧力を高くし、推力をふやせば、加速度が一致し、同じ運動の状態が得られる。実際には、ロケットが大型化するにつれて、ずんぐりとした形状にして、底面積を大きくとり、推力が相対的に減らないための工夫が加味される。その場合でも、数千トンに及ぶ大きなロケットでは燃焼室圧力を増加することは有効である。

iv) 液体水素の性質 液体水素を冷却剤として再生冷却をする場合には、その物性値の圧力による影響を無視できない。一般に、臨界状態付近での諸物性値の変化が大きいが、水素の臨界圧力は 12 気圧程度であって、容易にロケット・エンジンにおいて取扱う圧力範囲に入っているため、この点が問題となる。第 7 図から第 10 図にはこの付近における液体水素の熱伝導率、粘性、比熱および密度の変化が示されている。これらのグラフに示されるように、液体水素沸点温度か

第 7 図 水素の熱伝導率¹⁾

第8図 パラ水素の粘性⁵⁾

ら 100°K ぐらいまでの範囲では、諸物性値の状態による変化が激しい。また、エンジンの大きさとの関係でいえば、ごく小型のロケット・エンジンに再生冷却を採用する場合は、燃焼室の特性長を一定にするかぎり、冷却剤である水素のエンタルピー上昇が非常に大きいために、この変化の激しい部分は、冷却系統の中のごく一部にすぎないが、エンジンが大きくなるにつれて、再生冷却によるエンタルピー上昇が減少してくるために、これら諸特性の変化の激しい領域での熱伝達現象が主として発生する。これをさけるためには、圧力をあげて変化の小さい状態にすることが望ましく、したがって、推力が大きくなればなるほど、ここを流れる液体水素の圧力をあげることは好ましいといえる。このグラフなどから見ると 60 気圧以上あれば、この変動の影響はごく小さくなると推定される。なお、実際に、これら変動の激しい領域を使用した場合に生ずる不都合は、液体水素流における不安定現象であって、定性的には流れの条件が第 11 図

第9図 パラ水素の比熱⁵⁾

中のかかなり狭い領域に入る場合に生ずるものと予想されており、流路中にシボリ等何らかの方法によって防止することは可能であるとされている⁵⁾。あまり神経質に考えてためらうより、生じた結果に対して対策をとる方がよい性質のものかも知れない。

アブレーション・エンジンでは特に熱交換器をつけないかぎり、液体水素はタンク内とほとんど同じ状態でインジェクターから噴出されるのでエンジン始動のさい水素流の時間的変化が激しい。

▼) エンジン試験装置 燃焼室圧力の選定に際しては、エンジン開発上、必要な諸設備の整備計画との関連も考慮しておく必要がある。たとえば、タービン・ポンプの試験装置の場合は、圧力にはほぼ比例した出力の駆動モータを設備しなければならない。あるいは、タービンの試験設備においては、それだけ、大きい動力を吸収する動力装置を設けなければならない。およその見当は、第 12 図に示すとおりである。これらの点は、エンジン本体の特性とはいえないが、次に述べる開発計画全体としては、時間的資金的バランスを考える上で重要な要因となるものである。

3.3 タンク構造の一般論 飛翔体のタンク構造を考える際に、次の 2 点を考えるべきである。つまり、

- 1) タンク断熱材を着脱するかしないか。

2) 液体酸素タンクと液体酸素タンクを共用壁で区切るか、別々のタンクにするか。

これらの組合せで構造的には第13図に示すような種類がありうる。

まず、断熱方式について、タンク表面の断熱シール

第10図 パラ水素の密度⁶⁾

第11図 臨界温度以下の入口温度の流れの2つの作動点で生じた振動⁶⁾

第12図 推力10トンの場合タービン・ポンプ系のパワーの圧力依存性

第13図 LH₂-LOX ステージのタンク計画の基本は熱シールドとタンク構造である

ドの重量は、タンクの表面積に比例するから、大型になればなるほど、その構造重量に占める割合は小さくなっていくという特長がある。実際に使われている例でいえば、アメリカのセントール・ステージでは断熱シールドは、取りはずし式で飛行中のステージ作動前に、取りはずすことになっているが、それより、はるかに大型のサターンV型ロケットでは、断熱シールドは固定式である。したがって、小型のものでも性能をより向上させようとするならば、断熱シールドは取りはずしができる構造を考えた方がよい。ただし、このときは、構造自体が複雑になるだけでなく、飛行中の操作がふえる点は忘れてはならない。次に、タンクの構造についていえば、共通隔壁を用いる利点の一つは断熱の点である。すなわち、低温の推進剤が外気と接する表面積が共用部分だけ小さくなる。また、液体水素の大きくなりがちなタンク構造を酸素タンクと一体化することによって、全体として少しでも小さくすることができるという利点もある。

4. 開発計画について

4.1 二つの目標 実際のエンジンの開発目標は、それを装備するロケット計画、そして、その基本となる宇宙計画によって決まってくるものである。したがって、現実のわが国の計画と国際的な宇宙計画の動きを考慮にいれておかなければならない。国内的にみると、Mロケット、Nロケットなどの従来型の打上げロケットが存在すること。国際的にはアトラスあるいはタイタンのセントール・ステージがアメリカにおいて、すでに実用化されており、1980年までにはアメリ

カのスペース・シャトルとヨーロッパのアリアン打上げロケットが実用化される予定になっていることなどが全体的な見通しである。これらを中心にして、いくつかのプロジェクトの案などをもちこんだ衛星重量の推移を第14図に示してみた。第14図には、通信、気象、科学観測などの代表的ミッションごとに衛星重量が増加していく様子が示されているが、この増加傾向はほかでもなく、打上げロケットの能力向上を一般的に表わしたものとええよう。この図の中のわが国の例については、Nロケットの初めの目標ペイロードと昨年打上げが決定された3実用衛星の重量をもって実用衛星関係の増加傾向を、また“おおすみ”以降から将来計画として期待されている衛星重量とで科学衛星関係の増加傾向をそれぞれ表わした。これから見ると、わが国の打上げロケットのあり方としては、M、Nロケットの性能を向上することは緊急に必要であり、一方で世界の水準との格差を縮めるために、やや長期的見通しで、より大型のロケットを実現することも必要であると思われる。

これら二つの目標に対して、液体水素エンジンをもってアプローチすべきであるということに特に異論はないと思われる。というのはM、N各ロケットについては、水素以外の推進剤を用いる場合の研究はかなり行なわれ、これによって飛躍的改善がなされる見込みはほとんどないと判断されるようであるし、第2の目標についていえば、第1の目標が液体水素エンジンを用いて達成されたとすれば、これを同時に積極的に利用するのが最も有効だからである。

さて今日、液体水素エンジンの最先端をいくのは何

第14図 ミッション別に見た人工衛星重量の増加傾向

ロケットの計画はこの増加を見込んでおくべきである。(最高の成長率は通信衛星であるが使用期間が長くなるのでこのペースは続くまい。)

といってもスペース・シャトル用主エンジン (SSME) であろう。このエンジンは 200 気圧の超高圧燃焼室を有し、推力可変機構などを備え、地上から宇宙空間にいたる広い範囲の条件の下で使用できるものである。どうせ開発するなら、わが国でもこの種のものをという気概はもちろんよく理解できるが、アメリカがこのエンジンに到るまでに、液体水素エンジンだけで RL-10 および J-2 という成功したステップを経ていることを思い出しておくことも必要であろう。一方、M、N ロケットの性能向上を急務とする現在、わが国でこの種のエンジンでなければならないという理由はないことが、前に検討した技術的問題からもうなづけるであろう。この点については次項、第一世代のエンジンにおいて検討している。

このような点を考慮に入れて、筆者はわが国における液体水素エンジン開発のステップについて、以下のように想定してみた。まず、はじめから SSME 型のエンジン計画を立てた場合で、研究も基礎からはじめて、問題点の一つずつ解決し、部品要素や単体を試作し試験して、これを積重ねていってエンジン・システムとして完成するケースが考えられる。しかし、これは現在のわが国の液体水素エンジンの研究開発に参加する経験者がきわめて少ないことなど、一口に言って知識量が乏しく、組織的に研究開発する段階にいたっていないので、問題解決の手順が小グループに集中し直列的となり、時間を要することが懸念される。一方、飛しょう体としてはエンジン本体のほかに、タンク構造や地上供給設備、および液体水素ステージの飛行操作 (フライト・オペレーション) についての技術開発と修得が重要な課題である。ところが、この方法によると後者の技術分野にはエンジン完成後でなければ本格的な段階を開始できない、逆に、飛行条件の知識をエンジン設計段階にフィードバックすることができないのも難点の一つである。

これらの点を予想すると、SSME 型の理想的なエンジンの開発と並行して、より容易な技術で完成する、しかも従来のエンジンよりは性能の高い液体水素エンジンを早期に開発して使用することにより、液体水素エンジンの開発、試験、飛行運用の全フェイズを含んだ基本システムを修得することが中間ステップとしてぜひ必要になると思われる。

ここではこの中間ステップの液体水素エンジンを第 1 世代のもの、ここで仮に SSME 型といったものを第 2 世代の液体水素エンジンと呼んでおく。第 1 世代のエンジンは、当然、M や N ロケットを基本とするであろうから、具体的にいかなるものかをはっきりさせることが必要であり、一方、第 2 世代のものについ

ては、目標とする打上げロケットをどのようなものとするか、つまり、ビジョンを明らかにすることが重要ではないかと思う。このように両者はそれぞれ異なった見方が必要であるが、以下は、このような観点から筆者らが行った予備的検討を中心として各事項をまとめたものである。

4.2 第 1 世代の液体水素エンジン・ステージ ここでは M 用液体水素ステージを考える。実際には、M より N ロケットの性能向上の方が意義は大きく、かつ緊急であろう。ただ、M ロケット開発は最盛期を過ぎてここ 2~3 年間の開発スケジュールにはゆとりが見られるようであり、また費用が少なくてすむことなどの点で、M を液体水素エンジンステージの試験機として考えられないことでもないので検討してみた。

i) **ステージング** M ロケットに水素エンジンを装備するときの特長は、

- 1) 全体は 2 段式とし、1 段目には M-3H など M ロケットの 1 段目の最も進んだ (advanced) 型式のものを転用すること。
- 2) 2 段目はここで論じる液体水素エンジンを装備したステージとする。

このような基本構成の飛しょう体について、2 段目が一定推力連続作動とした場合、最適化した打上げ軌道によって 200 km 高度の円軌道に投入しうるペイロ

第15図 M-X の性能計算^{a)}

ードを計算したのが第15図⁶⁾に示されている。このグラフの横軸はペイロードも含めた2段目の全装備重量(いわゆる total 2nd stage weight)で、たて軸はペイロード重量である。図中の曲線は、2段目の大きさのとり方によってペイロードがどのように増減するかを示すものである。 β で示されているパラメータは、構造重量比であって水素エンジン・ステージの空のときの重量と推進剤を充填したときの重量の比、いいかえれば推進剤を充填した水素ステージにおいて構造重量の占める割合を表わしたものである。したがって、 β が小さいほどすぐれているが、現在の時点では、この値がどのくらいになるかははっきりしないので、いくつかの値について計算を行った。また、二種類の曲線は、エンジンの推力の大きさが異なった2つのケース示している。ここで与えた数値は数多くの計算結果から抜きとってきたものであるが、図に見るようにステージの大きさに変わりなく、ペイロードが一定になるという特長がある。この点は2段目の大きさを設定するさいに、ペイロードへの影響を考慮せずに、1段目との構成上の都合だけを考えればよいということを示している。第16図には、このステージをつけたMロケット(仮にM-Xと称する)の全体図が2つ目下計画中のM-3Hとともに示されている。M-3HはM-3Cロケットの次に用いることが提案されているもので、1段目がM-3Cのものより1セグメント長い。M-X-1の方は2段目全備重量が、ペイロードを含んで5トンであり、M-X-2の方は同じく4トンというものであるが、この図から見るかぎり、1段目とのバランスの点からいって、2段目のステージ・ウェイトは5トン以内が好ましいと推測される。

この場合、ペイロードの重量は構造重量の増減に直

接左右されるので、はっきりとは決めにくいが、さきに述べた構造重量比の場合、ペイロードは300kg程度としておけば無理がないであろう。構造重量が減った場合、それだけペイロードは増えてくるが、これは“儲け”ということにする。

次にエンジンの推力をどのくらいにとるのかについて考察してみよう。さきに述べたとおり第15図のグラフの中で、実線は推力6トンの場合、破線は推力4トンの場合をそれぞれ示したものである。これによると一見、6トンの推力の方が性能的にすぐれているように見える。しかし、ここでは既にステージ重量の方にあまり自由度がないことを考えると、むしろ全体の重量を一定として推力と構造重量の関係で最適な推力レベルを決める方がよいようである。ただ全段重量を4トンに固定したとき、推力のちがいによるペイロード最大化の効果は、ここで展開してきた議論と比べると二次オーダのものである。したがって、技術的な問題として、推力を最適化する意義はあまりない。むしろ、推力レベルの決定は、このエンジンを、他の、例えばNロケットの将来計画用に利用しようものとするか否かというような基本方針にしたがって決定した方がよい性質のものであろう。

以上を整理してみると、M用2段目の水素ステージについて以下のような目安をつけることができる。

- 1) 推進剤の重量は3トン付近である。
- 2) 推力は5～6トンが最適であるが、この変化による性能劣化の程度は極めて小さい。
- 3) ペイロードの目標値は、構造重量比が0.17とした場合、約300kgであり、構造重量減少分はそのままペイロード増になりうる。

ii) エンジン 現存するエンジンで、Mの2段目に

第16図 M-X 打上げロケット用2段目外観図

上はTVC付Mロケット概案図。M-Xはこれと同じ1段目を用いる

用いうる推力レベルのエンジンといえば、すぐにアメリカの RL-10 が念頭にうかんでくる。このエンジンはトッピング・サイクルを用い、技術的に非常に洗練されたエレガンスを漂わせており、実に素晴らしいものである。液体水素エンジン計画というこのエンジンが固定観念のように前に立ちはかかるような気がする。しかし、われわれの飛しょう体システムとしての技術の将来をも考えたとき、このエンジンにこだわって時間をむだにするのは、必ずしも得策とは思えない。前に述べた趣旨からいって、この第1世代の液体水素エンジンは、現実の打上げロケットの液体水素エンジン・ステージを早急に完成するためのものであって、ここで、じっくり高性能の水素エンジンを追及することではないと割り切っていると思われるからである。

この段階では、水素エンジンの中のいろいろな形式の細かな優劣の比較よりもむしろ、従来型エンジンの比推力に比べて、はるかに高い比推力が水素エンジンによって実現することを当面の目標とすべきである。つまりこの場合は、真空中で作動する上段用エンジンであり、また、早急に実現する必要性からいって、比較的技術的困難さの少ない、

- 1) ガス・ジェネレーター式
- 2) 低燃焼室圧エンジン

を目標とするのが妥当だと思われる。

この目標に最も近いものは開発中止になった HM-4 エンジンである。これは元来、ダイヤモンド打上げロケットの上段用に計画されたものであるが、ダイヤモンドを安価なロケットとして使用し、水素エンジンを欧州国際協力計画の一環として開発することとなったために、計画は中止され、エンジン本体は一応完成して、燃焼実験は行なわれたものの資格認定試験を行なうにはいたらなかった。同時に、別にレール・リキッド社で担当して進行しつつあった飛行用タンクも開発中止となり、ステージとして実験するにいたらなかった。現在、HM-4 の技術を基礎にして HM-7 と呼ばれるエンジンを開発し、アリアンの上段に用いる計画が進行中である。いずれにせよ、筆者は HM シリーズを見聞して、われわれは独自ででもそのレベルに達するという具体的な実感がわいてくる。それゆえに、早期実現を目指す水素ステージ用エンジンとして目標とすべきイメージを HM シリーズは与えていると思うのだが、いかがなものだろうか？

iii) タンク 前述の断熱材とタンク構造の組合わせのうち、大型化に伴ってサターン方式の固定断熱材、共通隔壁一体タンク構造が最良と予想されるので、比較的小型の M-X ではこの方式は重量的に不利となる

第17図 M 用 LH₂-LOX エンジン・ステージの概案図 (装備したエンジンは HM7TM)

第18図 液体水素・液体酸素エンジン試験設備計画案

かも知れないが、実験的にこの構造を採用すべきであろう。

試設計段階で予想された困難さは次の点である。

- 1) 共通隔壁構造の断熱構造とタンク壁の結合構造
- 2) LH₂ タンク壁断熱材の密封構造
- 3) 固体ロケットとの組み合わせによる荷重条件

未だ大量の液体水素を取り扱えないため、細部に関しては未知な部分もあるが、前述の HM-7 を装備したステージについて試設計した一例を第17図に示す。

iii) 地上設備 エンジンの試験に必要な地上設備としては、第18図に示すようなものが基本的なものと考えられる。この設備は、ターボポンプ・システム、燃焼室、総合地上試験など液体水素エンジン・ステージのサブアセンブリ・レベルのいくつかの試験をなるべくコンパクトな設備で行えるように計画されたものである。これは、国内技術で現在直ちに完成する見通しがある。このほか、必要に応じて、軸受け、タービン、ポンプなどといった単体の試験設備も設置する必要があるかも知れないが、これは第2世代のエンジン要素の試験設備の整備とともに考えればよいだろう。

4.3 第2世代の LOX-LH₂ エンジンの性格 現在まだ着手されていない長期の宇宙開発計画に用いられる第2世代の液体水素エンジンの場合には、とくに高度なものを目指して、完成した時点で世界的にひけをとらないものとする可能性がある。その場合、第1世代のエンジンを基準とすると一般的には下記のような方向にいくものと考えられることができる。

- 1) 大型化

- 2) 燃焼室の高圧化

- 3) これらに適したエンジン・サイクルの選定

これを具体的な形でいい表わしたのが、前述のように、スペース・シャトル主エンジン級の技術をもった SSME 型エンジンである。このようなエンジンを目標として今すぐに研究開発に着手することは、基礎的な研究テーマを得意とする研究者やグループをプロジェクトの中を含むことができる点で好ましいといえよう。第1世代のエンジンで物足りなかった人々は、ここに極低温超高压ターボ機械の問題（材料、シール、軸受等々）、超高压容器配管の軽量化設計、高熱負荷の燃焼室に関する研究など一寸思いついただけでも数多いテーマについて、他の分野に先行する研究を行うことができると予想される。一方、第1世代のエンジンの研究開発を担当した人々はこのエンジンにより高度な技術段階を見出し、第1世代プロジェクトの進行とともに余ってくる開発陣は新たな仕事をここに与えられるので、研究開発に必要な組織的体制はより完備したものとなると期待される。

このさい、研究開発を組織的に進める上で必要なのは明確な仕様をもつエンジン計画であろう。これはとりもなおさず、第14図に示した将来の動向の中で、わが国が世界の水準に追いつくことのできる大型ロケットの実現を目指すことと深い関係がある。というのはこれによって推力レベルのはっきりした SSME 型エンジンの開発目標が決まってくるからである。

今のところ、この目標となるわが国の大型ロケットの計画案は、故玉木章夫教授らが宇宙開発委員会の長期ビジョン懇談会に提出した“10 トン・ペイロード・ロ

ケット (通称 A シリーズロケット)” の構想が唯一のものではないかと思われる。この構想は元来、早期に低高度軌道に 10 トンのペイロードを打上げることのできるロケットはいかなるものか、という点を強調した計画理念に基づいているので、必ずしもここでいう第 2 世代の液体水素エンジンの登場を待つ必要はないけれども、完成の時期と将来の衛星重量の増加傾向を合わせ見ると、ここで目標とすべき将来の大型ロケットとして最も適したスケールのものである。その外観図の一つを N ロケットと比較して第 19 図に示す。ここ

では液体水素ステージは中央の 2 段目に用いられ、エンジンは約 25 トンのものが 4 基装備されている。これに適した第 2 世代のエンジンを計画するにさいして、元来この打上げロケットが 3 段式とすることによってさらに大きなペイロードを上げられることと、第 2 世代のエンジンが超高压燃焼室であって 1 段目にも使用できることを考え合わせると 100 トンぐらいの推力レベルのものが好ましいといえるだろう。これを決めるには未だ時間があると思われるが、スペース・シャトルが登場すればわが国でも同程度のペイロード

第 19 図 10 トンペイロード・ロケット (A シリーズ・ロケット) の概観図⁹⁾
右は比較のために示した N ロケット¹⁰⁾

の要求が出てくるのは必至である。それは1980年代前半と予想されるのでそれほど遠い未来ではない、むしろ直ぐに来る現実である。

5. あとがき

以前から、ロケット屋は液体水素を用いたロケット・エンジンを化学ロケットの究極のものと感じ、いつの日か機会あらば、最高のロケット・エンジンを作ってやろうと夢みていたものである。しかし、現実にはこのような機会は、はなはだ落着かない状況の下で迫ってきているといつてよいだろう。アメリカのサターンV型やアトラス・セントールが液体水素エンジンの効用を遺憾なく発揮し、ロケットのユーザーはようやくその優れた点を認識するや否やこれに寄せる期待は大きく、性急なものとなったからである。

そういうわけで、ロケット屋としては理想的なエンジンへとやる研究心と、これを何とかおさえて、早急にユーザーの期待に応えるべきだという義務感との板ばさみになるが、以上の筆者の考え方は明らかに後者寄りである。この場合の技術的問題は今やすでにシステム・エンジニアリングに関するものであり、その中の最重要要素は時間であると判断したわけである。

本文中には、数多くの人々の発想と知識が含まれており、このように構成するにあたっては、多くの人々から忠告や助言をしていただいた。中でも、東大生研の斎藤成文教授、東大宇宙研の秋葉録二郎教授、そして宇宙開発事業団の樋口清司氏には本稿について率直な意見をいただいたが、本文中でなお意を尽せぬと思われる点は多く、また、意見の合わない点もあったことはお断りしておきたい。

末筆ながら、お世話になった方々にお礼申しあげるとともに、“私見”として当然のことであるが、内容

に不都合な点があれば、全く筆者個人の責任であることを明記しておきたい。

参考文献

- 1) 日本ロケット開発協議会訳：爆発物安全便覧 昭和48年3月 (原文は NASA John F. Kennedy Space Center: Explosives Safety Hand Book GP-469).
- 2) SCOTT, R. B., DENTON, W. H., and NICHOLIS, C. M.: Technology and Uses of Liquid Hydrogen, Pergamon Press, (1964).
- 3) NASA の文献抄録誌 (Scientific and Technical Aerospace Reports, Vol. 10, No. 2 (1972)) によれば、下記のレポートで研究されたとのことであるが、原文は未入手。
WOLFE, R. R.: TNT Equivalency Study for Space Shuttle, Vol. 1, 2, 3, NASA-CR-123370, 123371, 123373, Aerospace Corp.
- 4) KAUFMANN, M.: The Topping Cycle-Its Potentials and Its Limits, Proceedings of 17th International Astronautical Congress, Vol. 17, No. 3, (1967), pp. 29-38.
- 5) HENDRICKS, R. C., GRAHAM, R. W., Hsu, Y. Y. and FRIEDMAN, R.: Experimental Heat-Transfer Results for Cryogenic Hydrogen Flowing in Tubes at Subcritical and Supercritical Pressures to 800 Pounds per Square Inch Absolute, NASA-TN-D-3095, (1966).
- 6) 松尾弘毅：私信および東大宇宙研内部レポート (1972).
- 7) SEP 社：LO₂-LH₂ Rocket Engine (非公刊) (1972).
- 8) 橋本保成：宇宙研の小型液体水素エンジン実験設備および M-X エンジン設備計画案、49年度推進系シンポジウム、東大宇宙研、1974年4月。(講演集印刷準備中)
- 9) 玉木章夫ほか：固体ロケットの将来 (非公刊) (1972) が原典であるが、下記にはほぼ同じ内容のことが述べられている。
玉木章夫ほか：大型ロケットの構想、経団連、経済資料、No. 274, 1972年3月。
- 10) 高田茂俊、黒田泰弘：N計画の現況と将来の展望、日本航空宇宙学会誌、第21巻第233号、昭和48年6月。

第9回国際航空科学会議印象記*

重 見 孝**

第9回国際航空科学会議 (ICAS) が1974年8月25日 (日) より30日 (金) までイスラエルのハイファにおいて開かれた。ICAS は世界27国の航空科学関係の学会をメンバーとして組織された国際団体で、事務局

はアメリカの AIAA 事務局が代行している。ICAS の会議は隔年開催され、今回わが国から近藤教授 (東大) と筆者との2名が出席の機会を得たので、簡単な報告を行いたい。

今回の会議にはあらかじめテーマとして次の6項目が掲げられていた。

1. 在来分野 空気力学と Supercritical Aero-

* 昭和49年10月12日原稿受理

The 9th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences

** 航空宇宙技術研究所
Takashi SUGEMI