液体ロケットエンジン開発の技術課題

Technology Requirements for Liquid Rocket Engine Development

鈴木 昭夫*, 宮 島 博*

Akio SUZUKI

Hiroshi MIYAJIMA

Key Words: Space Engineering, Fluid Machine, Power Plant, Combustion, Convective Heat Transfer

1. はじめに

宇宙輸送システムには、液体ロケットおよび固体ロケットの両者が、互いに特徴を補完し合うように併用される例が多いが、液体ロケットは、高性能および運用の柔軟性等のため、平和目的の輸送システムの中では主役となっており、用いられているエンジンも多種多様である。

宇宙輸送システムの性能を決定づけるものは、主に、エンジンを含むシステム全体の構造質量とエンジンの性能（比推力）であり、それらによって、輸送能力ばかりでなく、輸送システムの形態なども大きく左右される。例えば、新材料等の技術革新による大幅な軽量化と、超高性能エンジン技術とが伴えば、単段シャトルや宇宙航行機などの完全再使用形高効率輸送システムの実現に近づくことにもなる。従って、システムの軽量化とエンジン性能の向上は、宇宙輸送システムの研究開発における基本的な課題である。

現在の使い捨てロケットの推進系技術の大部分は、主にアメリカにおいて、1960年代のアポロ計画時代までに開発、蓄積され、公開されてきたものであり、液体ロケットエンジンも、ほとんどアポロ時代の技術を超えないと言っても過言ではない程である。しかし、アポロ計画以後においても、史上初の再使用形高性能エンジンであるスペース

シャトル主エンジン(SSME)の実用化に集約される目覚ましい進歩があった。これらの進歩は、主として、高エネルギー推進薬である液体酸素・液体水素（以下、液酸液水と略す）系の実用化と、燃焼圧の高圧化による高性能化の二つによって達成されたと考えてもよい。しかし、液酸液水系は極低温かつ低密度のため、すべてに万能というわけではなく、他の推進薬の方が適している用途も多い。従って、技術課題もそれぞれ異なる面がある。しかしここでは、現在のわが国における研究開発の主要な対象でもある液酸液水エンジンの高性能化に絞って述べることにする。なお、固体ロケットを含む最近のロケットエンジン全般については、本誌にも五代の解説がある⁽¹⁾。

2. 液体ロケットエンジンの性能向上

2.1 比推力とその損失 液体ロケットエンジンの性能評価の最も重要な指標は、比推力 (Specific Impulse) I_{sp} であるが、SIでは、消費推進薬の単位質量当たりロケットに与える力積 (Impulse), あるいは、単位質量流量当たりの推力と定義され、有効排気速度に等しい。すなわち、

$$F = \dot{m}c$$

$$I_{sp} = dI/dm = Fdt/dm$$

$$= F/\dot{m} = c \quad (\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}) \text{ 又は } (\text{m}/\text{s})$$

ただし、 F : 推力 N , m : 推進薬質量 kg , c : 有効排気速度 m/s , I : 力積 $\text{N}\cdot\text{s}$ 。これに対して、従来用いられてきた I_{sp} は、推進薬の(地上における)重量に対して定義されていたため、数値的に

* 正員, 科学技術庁航空宇宙技術研究所 角田支所 (〒981-15 角田市君賀)。

は、 c を標準重力の加速度 g_0 ($=9.807 \text{ m/s}^2$) で割った値で、単位は s となる。すなわち、

$$I_{sp} = F / (\dot{m} g_0) = c / g_0 \quad (s)$$

本稿では、便宜上、後者を用いることにする。

また、外気圧力 p_a のもとでの推力は、真空中の推力 F_v より減少する。すなわち、

$$F = F_v - p_a A_e$$

ただし、 A_e はノズル出口面積。真空推力に対応する真空比推力は、エンジンの作動高度とは無関係にエンジン性能を表す基本的な指標となる。

ロケットエンジンで推力を発生するのは、燃焼器とノズルを合わせた推力室である。推力室における損失を模式的に図1に示す。一次元平衡流の真空比推力は、損失がない場合の理想値で、推進薬およびノズル開口比が決まればほぼ決まる。実効比推力を高めるためには、エネルギー発生損失(燃焼の不完全による損失) およびノズル損失を小さくする必要がある。これらの損失の低減には多くの因子が関係するが、なかでも燃焼圧の高圧化が有効である。すなわち、高圧化によって、ノズル

損失、特に化学非平衡損失をほとんど零にすることができると、主に推力室が小形化することのために、境界層損失がかなり減少し、熱損失も減少する。また、超臨界状態では液滴の蒸発損失もなくなる。

なお、ポンプ式エンジンでは、あとで述べるように、ターボポンプの駆動に伴う損失がある。

2.2 燃焼圧とノズル開口比 比推力は、一般に燃焼圧が高いほど、またノズル開口比が大きいほど大きくなる。また、同一推力のエンジンでは、燃焼圧が高くなればノズルスロートは小さくなるため、ノズル開口比を大きくとりやすい。従って燃焼圧の高圧化は、ノズル開口比の増加を伴って、比推力を向上させる。図2および図3には、実際の液酸液水エンジン(開発研究段階および検討段階のものを含む)の例を示した。外気圧の高い地上付近での離や外径の制約などから、ノズル開口比を大きくとりにくい大形エンジンでは、比推力を向上させるには燃焼圧を非常に高くする必要があることがわかる。

2.3 エンジンサイクル 推進薬を燃焼室に送り込むのにターボポンプを用いる一般のポンプ式エンジンでは、タービンを駆動する方式によって種々のエンジンサイクルがあるが、代表的な四つの例を図4に示す。これらは、タービン駆動ガスの行き先によって、開サイクルと閉サイクルとに分けられるが、一方、タービン駆動エネルギーの発生方法によって、熱交換形と燃焼形とに分けることもできる。燃焼圧の高圧化には、著しいポンプの高圧化と、タービン駆動動力の増加を伴う。開サイクルは、システムの自由度が大きいが、比較的低温のタービン駆動ガスの放出(低比推力)による損失と、これに伴う推力室混合比のシフトによる比推力低下があり、高圧化につれてこの損失も増大するのに対して、閉サイクルでは、タービン駆動ガスは推力室に送り込まれるので、その損失がなく効率は良いが、燃焼系と推進薬供給系が密接に結合し、システムの設計や改良の自由度があまりなくなる。また、熱交換形は、液水を燃料とする中小形エンジンに適した優れた方式であるが、タービン動力を大きくすることが困難なため、大推力エンジンには用い難い。また、大推力の高圧エンジンまで適用できる二段燃焼サイクル

図1 液体ロケット推力室の比推力損失

は, SSME で初めて実用になったもので, 技術的難度は最も高い。このように, これらのエンジンサイクルにはそれぞれ特徴があり, 作動条件や, 要求性能, 既存技術, 開発期間およびコストなどを考慮して選定される。実際のエンジンの例は図 2, 3 および表 1 に示した。

2.4 ターボポンプおよび推力室 燃焼圧の高圧化のためには, まずタービンとポンプを一体とした高速回転機械であるターボポンプが非常に

重要な要素となる。例えば表 1 に示すように, ポンプに必要な動力は, 1 000 kN 級の二段燃焼サイクルエンジンで 23.5 MW (32 000 PS) にも達し, 小形軽量化をはかるために, 回転数は数万 rpm となる。また, 極低温, 低密度, 低粘度の特殊な液体又は二相流の流体に伴う厳しさもある。このようなターボポンプに関しては, ポンプの吸込みと昇圧等の基本性能の確保, 軸推力のバランス機構, 高い回転数と負荷に耐える軸受, および高圧高温ガスと極低温流体を高速回転軸に沿ってシールする機構等の高度な技術が必要となり, わが国でも多くの研究開発が行われている。なお, 詳細については上條の解説等がある^{(2)~(4)}。

もうひとつの主要な要素は推力室, すなわち燃焼器とノズルである。高圧化には, 燃焼室の小形軽量化をもたらす大きな利点があるが, 冷却や構造の面では厳しい条件となる。すなわち, 燃焼ガス温度は普通 3 000°C 以上であり, 壁面への熱流束は燃焼圧のほぼ 0.8 乗に比例して増加するため, 燃焼圧約 15 MPa の LE-7 エンジンのスコート部の熱流束は 11 kW/cm² (10⁸ kcal/m²h) にも達し, 冷却設計が非常に厳しくなる。燃焼室の構

図 2 液酸液水エンジンの比推力と燃焼圧の関係 (記号は図 3 と表 1 を参照)

図 3 液酸液水エンジンの比推力とノズル開口比の関係

F: 燃料, O: 酸化剤, T: タービン, P: ポンプ
TC: 推力室, GG: ガス発生器, PB: プリバーナ

図 4 代表的なエンジンサイクル

造も、高熱伝導率、高強度の銅合金によるみぞ構造(図5)が一般に用いられるが、この種の燃焼室の材料や構造、強度、寿命、製作法、および冷却剤通路の熱伝達特性⁽⁵⁾なども重要な課題になってくる。粉末冶金技術を応用したわが国独自の製作法も開発され、高圧燃焼試験も進められているが⁽⁶⁾、この方法による外殻は低剛性のため内筒の熱応力が減少し、SSME等で用いられているニッケル電鍍の外殻をもつ構造に比べて2倍以上の長寿命化が期待できる。わが国ではこのほかにも、電鍍法や、ろう付けおよび拡散接合を応用した製作法なども試みられており、これらが互いに影響し合って、優れた製作法に育つことが期待される。なお、燃焼室用耐熱材料(表面処理技術を含む)の開発なども今後いっそう重要になると思われる。また、推進薬を燃焼室内に噴射する噴射器は、燃焼性能等を決定的に左右するため、高い性能を得る噴射条件や⁽⁷⁾、不安定燃焼や焼損を起こさな

い構造や設計法などが重要である。開口比の大きな高膨張ノズルについては、軽量ノズルの構造と製作法も重要であり、エンジンの作動高度に合わせて開口比を変化させることができる伸展ノズル

(a) 内筒 (b) 冷却みぞ
(c) 外殻 (d) 補強外筒

図5 みぞ構造燃焼室

表1 液酸液水エンジンの諸元

項 目	大推力エンジン				中推力エンジン						
	J-2	SSME	HM-60 (計画)	LE-7 (計画)	RL-10A -3-3	HM-7B	LE-5	Advanced Expander Engine (概念)			
								Aerojet	P & W	Rocket- dyne	
エンジンサイクル	ガ ス 発生器	二段燃焼	ガ ス 発生器	二段燃焼	エキス パンダ	ガ ス 発生器	ガ ス 発生器	エキスパンダ			
海面高度推力 kN	—	1700	759	912							
真 空 推 力 kN	1024	2090	1007	1177	66.7	62.7	103	13.3	66.7	66.7	
混 合 比(O/F)	5.5	6.0		6.0	5.0	4.8	5.5	6.0	6.0	6.0	
燃 焼 圧MPa	5.0	20.7	10	14.7	2.76	3.5	3.63	13.8	10.4	13.8	
ノズル開口比	27.5	77.5	45	60	57	82.5	140	1200	640	1300	
真 空 比 推 力 s	425	455.2	439	449	444	445.9	448	482	486	492	
推 進 薬 流 量 kg/s	246	468		267	15.3	14.3	23.4	2.82	14.0	13.8	
ポンプ吐出し圧MPa	7.69	(注1) 31.9(52.8)		(注1) 21.3(32.8)	4.12		5.2	33.1	18.4	23.5	
(LO ₂ 側/LH ₂ 側)	8.54	42.6		31.7	6.83		6.1	33.1	26.9	55.2	
回 転 数 rpm	8753	27500		20000	12100		16500	75000	67400	56200	
(LO ₂ 側/LH ₂ 側)	27130	34700		46000	30250		50800	200000	150000	178000	
タービン動力MW	1.76	18.6		6.33	0.07		0.13				
(LO ₂ 側/LH ₂ 側)	5.95	45.5		23.5	0.44		0.50				
エンジン質量 kg	1542	3000		1560	132	155	255		204		
開 発 年	1960～ 1966	1972～ 1981	(注2) 1984～	(注2) 1985～	1958～ 1963	1973～ 1983	1977～ 1986	1991(?)～			
使用ビークル(段)	サターンV (2,3段)	スペース シャトル	アリアン5 (1段)	H-II (1段)	アトラス・ セントール (2段) シャトル OTV	アリアン (3段)	H-I (2段)	次期軌道間輸送機			

(注1) フリバーナ供給用ポンプ吐出し圧, (注2) コンポーネント試作試験開始

の開発も、ブースタエンジン用には特にメリットがある。

3. 大推力エンジンの現状と課題

表1にみられるように、大推力エンジンでは、損失の少ない二段燃焼サイクルによる高圧化が高比推力をもたらしているが、ポンプの吐出し圧は燃焼圧の2倍以上に達し、高圧、高速、高負荷のターボポンプに関する技術課題が多い⁽²⁾⁽³⁾。わが国でも、高圧二段燃焼サイクルエンジン LE-7 の開発研究が開始された。LE-7 は、SSME に比べてシステム圧力は低く設定されており、当面は再使用の要求はないが、わが国としては未経験の技術要素も多い。しかしここでは、先駆者である SSME の開発上問題となり、現在にいたるまで完全な解決をみていない項目をあげるにとどめる。詳細については冠らの調査検討結果がある⁽⁸⁾。

- ・ターボポンプベアリングの負荷の不均一
- ・ターボポンプの動的シールの耐久性
- ・タービン羽根の疲労限界
- ・高温ガス配管および酸素インジェクタに対する動的負荷

これらは、まだ計画寿命(55回, 7.5時間)を達成していない SSME の長寿命化に関連したものであり、アメリカでは当面の液体推進の研究開発の最重点課題とされている。また、二段燃焼サイクルでは、各要素の相互干渉が大きく、エンジン要素の単体試験は限られたものとなり、要素の設計変更に伴う試験は、エンジンアセンブリ(テストベッドと呼ぶ)の形で行わざるを得ない等の問題がある。なお、エンジンの内部の環境をより詳細に把握するための基礎的な研究も並行して進められており、数値計算と実機大のモデル試験による高温ガス配管の流れの解析およびその改良⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾はその一例である。

今後の課題としては、ターボポンプの耐久性の改善が第一にあげられており、具体的には、タービン温度を低くすること、タービン強度を上げること、軸受とシールを総合的に考えて耐久性を増すことなどが考えられている。次の目標としては、定格推力の104% パワーレベルの時と同じ温度、圧力レベルで最大推力(109%)を達成することで

ある。このためには燃焼器のスロート径を大きくすることのほかに、振動燃焼の見直しによるインジェクタバップルの除去なども検討されているようである。

4. 中小推力エンジンの現状と課題

RL-10 は、世界最初の、しかも優れた液酸液水エンジンで、現在も運用中である。LE-5 はわが国初のポンプ式エンジンで、クーラントブリードサイクルによるスタート方式を実用化し、再着火を容易としたほか、140:1 という大きな開口比のノズルを用いている。図6に高空性能試験結果を示したが、欧州の HM-7 と同じ混合比 4.8 では 451 s 以上の性能が得られている⁽¹¹⁾。

このように、中推力エンジンについては、わが国の技術も世界の既存エンジンのレベルにはほぼ追いついたといえるかもしれない。しかし、世界をリードしてきたアメリカでは、シャトルの軌道からより高い軌道への軌道間輸送機(OTV)用として、SSME の技術レベルと歩調を合わせた先進的な、高性能、再使用形エンジンの研究開発を進めている。表1に示した Advanced Expander Engine は、NASA が先進エンジン技術を明確にするために、エンジンメーカ3社に委託して概念

図 6 LE-5 の性能

図 7 Aerojet 社の推力室と LO₂ ターボポンプの概念⁽¹²⁾

設計を行ったものである⁽¹²⁾。3社ともにエキスパンダサイクルを採用しているのは、これが比較的単純な高効率サイクルであり、高温タービンをもたないため、これによって要求の 500 回、20 時間の寿命を達成し、高い燃焼効率と非常に大きな開口比のノズルによって 480 s 以上の高比推力を得ようとしている。高燃焼圧を達成するには、タービン駆動エネルギーとして燃焼室からできるだけ多量の熱を取り出さなければならない。また、ターボポンプは技術的に大きな飛躍を必要とするほどの超高速回転となるが、静水圧軸受の使用等も検討されている。なお Aerojet 社のエンジンでは、酸素ポンプは暖められた酸素によって駆動する方式であり (図 7)、酸素ポンプの吐出し圧も高い。これは、軸シールの設計を単純化することと、燃焼室からより多くの熱を得ることをねらったものである。このようなシステムを実用化するためには、高圧下での高速酸素タービンの発火の危険性を評価しなければならないが、最近の研究⁽¹³⁾によれば、ニッケルおよび銅合金が発火しにくいことが明らかになってきている。わが国でも、燃焼室へ挿入した熱交換器によって水素温度を上げるエキスパンダサイクルの概念が検討されている⁽¹⁴⁾。

低高度で組立てられた大構造物をより高い軌道へ軌道間輸送するためには、より小推力 (2~4 kN) のエンジンが必要となり、燃焼圧 3.5 MPa 程度のものが考えられている。このクラスのエンジンは、信頼性が確立されれば、静止衛星用のアポロエンジンにも、さらに、長期間のミッションに

伴う推進薬管理技術が確立されれば、宇宙探査機にも使用できる⁽¹⁵⁾。しかし、このような小形エンジンではノズル損失が大きく、今までのところ、開口比 300:1 のノズルで比推力約 460 s というわが国の研究がある⁽¹⁶⁾。また、小形ターボポンプは、推力 10 kN レベルのものがわが国で試作、試験されているが⁽¹⁷⁾、より小推力用に、高性能化を含めた検討が必要である。小径の羽根車をもつターボポンプの性能特性や、すき間の大きさの影響等については、十分には調べられていない。

5. おわりに

以上、液酸液水エンジンの高圧高性能化を中心に述べたが、このほかの課題としては、姿勢制御用や衛星用の貯蔵性推進薬エンジン、および将来の大形エンジンとして有望視されている高圧液酸・炭化水素エンジンに伴う問題、また、ソフト的なものとして、エンジン性能や動特性の予測等のための信頼性の高い計算法の整備、あるいは再使用形エンジンの作動状態の診断技術、フライト間の検査技術等が考えられる。

今後、世界のロケットエンジン技術は、完全再使用形宇宙輸送システムを目指して発達するものと思われる。わが国も、いずれはその方向に進むことになるであろうが、国産技術が世界に貢献して行くためには、自前の基礎技術に裏づけられた高い技術開発力の保有が条件であり、その育成は、技術課題にも増して大きな課題である。

(原稿受付 昭和 60 年 7 月 1 日)

文 献

- (1) 五代, 機誌, 87-786 (昭 59), 467.
- (2) 上條, ターボ機械, 11-7 (昭 58), 407.
- (3) 上條, 機誌, 88-804 (昭 60), 掲載予定.
- (4) Kamijo, K. and Hirata, K., *Trans. ASME, J. Fluids Eng.*, 107-2 (1985), 197.
- (5) Niino, M., ほか 3 名, *AIAA Paper*, 82-1107 (1982).
- (6) Niino, M., ほか 3 名, *AIAA, J. Propul. Power*, 1-6 (1985), 掲載予定.
- (7) Yatsuyanagi, N., ほか 2 名, *AIAA Paper*, 85-1387 (1985).
- (8) 冠・ほか 2 名, 航空宇宙技術研究所資料, NAL TM-523 (昭 58).
- (9) Rosen, R., ほか 4 名, *AIAA Paper*, 84-1462 (1984).
- (10) Pelaccio, D.G., ほか 5 名, *AIAA Paper*, 84-1463 (1984).

- (11) Yanagawa, K., ほか 3 名, *AIAA, J. Propul. Power*, 1-3 (1985), 180.
 (12) Cooper, L.P., *AIAA Paper*, 83-1243 ((1983)).
 (13) Schoenman, L., *AIAA Paper*, 84-1287 (1984).
 (14) Tanatsugu, N., ほか 4 名, *Proc. 14th Int. Symp. Space Tech. Sci., Tokyo*, (1984), 181, AGNE Pub.
 (15) Garrison, P.W. and Sigurdson, K.B., *AIAA Paper*, 83-1305 (1983).
 (16) Miyajima, H., ほか 3 名, *AIAA, J. Spacecraft Rockets*, 22-2 (1985), 188.
 (17) Okayasu, A., ほか 2 名, *AIAA Paper*, 83-1388 (1983).

行革新・科学技術行政で基礎研究重視提言

臨時行政改革推進審議会の科学技術分科会（主査山下勇氏）は、このほど21世紀を目指した「科学技術行政の在り方—先導的・基礎的研究開発の推進と総合調整機能の活性化方策—」と題する報告書をまとめ、行革審に提出した。

これは ① 応用・開発段階の迫いつき形の研究体制から創造的な基礎的研究を重視した体制への転換、② 国家目標を明らかにするための大綱の閣議決定と科学技術予算の創造的な基礎的研究への重点配分、③ 国立試験研究機関の整理合理化と重点機関の充実と大学の学部・学科等の内外の変化への積極的対応、④ 産学官連携と国際協力の制度上のあい路打破のための「研究交流促進法」の制定、⑤ 科学技術会議の機能強化と科学技術庁の内部組織の再編成の五つをポイントとした内容である。

これまでの応用・開発重視の研究体制から創造的な基礎研究重視の体制への転換を強く求めており、科学技術庁ばかりでなく、通産・文部など関係省庁を含めた行政のあり方に大胆な提言となっている。

分科会報告は「はじめに」の後「第一に科学技術政策の確立とその総合的推進体制の整備、第二に国の研究機関の活性化等、第三に産学官等の研究交流の促進、第四 研究開発の基礎・条件の整備等」という四部構成である。

「はじめに」で従来の科学技術における先進性は新しく展開される科学技術における優越性を保証するものではないとしたうえで、先導的に基礎的研究開発を推進するためには、わが国では各省庁分担で研究開発をしているので、基本的な方向を全政府的観点から明らかにすべきだとしている。

「第一」では科学技術行政の総合調整機能は必ずし

も十分に発揮されていないが、それを補うためにも同時に昨年11月の科学技術会議（議長 中曽根首相）がまとめた「新たな情勢変化に対応し、長期的展望に立った科学技術振興の総合的基本的方策について」の答申（十一号答申）を踏まえ、重要課題ごとに考え方と基本を明確にするものとして「科学技術政策大綱」を決定するよう提言している。また、科学技術会議の権限強化を要望している。

さらに科学技術庁の組織問題にふれ、計画、研究調整、振興の三局を廃止し、新たに ① 科学技術会議へ事務局に相当し、全体の企画調整を行う、② 研究交流、基盤整理、国立研究機関の活性化など条件整備を図る、③ 宇宙開発、海洋開発など特定分野の研究開発に当たる、の三局を設けること、内閣官房に科学技術担当官を置くことも指摘している。

「第二」は三年以内をめどとして国立研究機関の整理合理化計画の策定、実施を要求し、その基準に社会経済情勢の変化、公立機関や民間活用、同種類似や小規模機関の総合の三つをあげている。また、平均年齢が42.9歳と高齢化していることから、長期的人事計画を策定し、機関間、大学間、海外行政職などとの交流を打ち出している。

「第三」「第四」の産学官交流および基盤整備については、まず「研究交流促進法」（仮称）の制定を求め、研究組織の枠を越えた研究交流の積極化の重要性を指摘している。これには外国人研究者の採用、流動研究員制度の活用なども含まれている。また、基盤整備の計画的推進、民間における創造的、基礎的研究の推進、国際協力などの重要性も強調している。

（服部 敏夫）