ロケットエンジン用液水ターボポンプの開発

青木 宏, 太田豊彦*

宇宙開発事業団エンジン開発グループ 港区浜松町2-4-1

*石川島播磨重工業(株)宇宙開発事業部 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

(1985年8月29日受理)

Development of LH₂ Turbopump for Rocket Engine

Hiroshi AOKI and Toyohiko OTA*

Propulsion Engineering Group, National Space Development Agency of Japan

2-4-1 Hamamatsu-chō, Minato-ku, Tokyo

Space Development Division, Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.

229 Tonogaya, Mizuho-machi, Nishitama-gun, Tokyo

(Received August 29, 1985)

Synopsis :

At present, National Space Development Agency of Japan (NASDA) is moving ahead of the development tests of the cryogenic engine LE-5, and setting further about the development of the second-generation, high-performance rocket engine LE-7.

Combination of liquid oxygen (LOX) and liquid hydrogen (LH₂) was chosen as propellants through the technological experiences of LE-5, to minimize the total vehicle weight for certain launching capacity into geostationary orbit.

The most critical point to realize this high-performance engine is in the high pressure level, especially the turbopump discharge pressure must be increased remarkably.

This paper concentrates on LE-7 LH₂ turbopump and introduce followings.

- 1) Required performance and Restraints for LH₂ turbopump
- 2) Description of design
- 3) Technical problems

1. まえがき

現在、この原稿を執筆している間にも片通話の無線電話を経由して秋田県の人里離れた燃焼試験場から LE-5 エンジン燃焼試験結果の連絡がはいってくる。

この LE-5 エンジンは真空中推力10.5ton^fの国産初の cryogenic ロケットエンジンであり、昭和61年度には H-I ロケットの第2段エンジンとして初回試験飛行を行う予定になっている。この結果、日本は静止軌道に550kg のペイロードを投入する能力を獲得し、同時に米、仏、中に次いで4番目に LOX/LH₂ 推進系の実用化に成功した国となる。

一方、衛星打上げの国際市場への参入を目的として

さらに大型の衛星を軌道に投入する能力を獲得すべく、また将来的には我国が自主性を持って宇宙空間を往来かつ利用できる技術基盤を確保すべく、H-II ロケットの開発に着手している。このロケットは2ton^f級静止衛星打上げ能力を有し、かつ全段を国産開発しようとするもので、その開発上の最大の難関は第1段大推力 cryogenic エンジンにあると考えられている。

このエンジン LE-7 は真空中推力120ton^fを発生するもので、LOX/LH₂エンジンとしては、米SSME(スペースシャトルメインエンジン)に次ぐ規模となる。

2. 推進薬の選定

LE-5 エンジンの開発は、昭和52年度に着手した

が、この初期においてまず LH_2 を大量に入手する方法、公道を用いた輸送の可能性といった基本的問題から解決せねばならなかった。また開発段階に至っても、予冷不足、脈動現象、熱膨張率の差によるリークの発生、水分の凍結、計測の困難さなど cryogenic に関わる諸問題が次々に発生した。

にも拘らず、今なぜ cryogenic か。LE-7 エンジンの推進薬に LOX/LH_2 を選定した理由を振り返り、併せて我々が次世代推進薬に望む要件を紹介したい。

ロケットエンジンとは空間に物質を放出するための機械であり、その反作用として推力 ($F=\dot{m}c$) を得ていることは周知のとおりである。現在の宇宙輸送系の宿命として放り出せる質量の総和は有限であるから、結局エンジンの性能の差はいかに速く放り出せるかということに帰結する。概略、この排気速度は、化学推進系の場合、推進薬単位重量当たりの発生熱量が大きい程、また反応生成ガスの分子量が小さい程向上する。

この傾向を表わすパラメータとしては一般に比推力 I_{sp} が用いられる。

$$I_{sp} = c/g \cdots (1) \quad \text{あるいは} \quad = F/\dot{w} \cdots (2)$$

ここで c : 有効排気速度 (m/s), g : 重力加速度 (m/s²), F : 推力 (kg), $\dot{w}$: 推進薬流量 (kg/s)。②から、単位推進薬重量で単位推力を維持できる秒数を表わしているとも解釈できる。

一方、推進系全体としての性能は I_{sp} だけでは決まらず、推進系構造重量などを考慮する必要がある。具体的には、推進薬平均密度が低い程、タンク系重量がかさみ、結局最終目的の衛星重量を削るはめになりかねない。推進薬の組合せによる比推力及びその平均密度を Fig. 1 に示す。一般に推進薬を選択した瞬間にロケットの性能レベルは決まると考えてよい。

一定の衛星重量に対するロケット総重量を評価関数としてこれら推進薬のトレードオフを行った結果、

Fig. 1 Propellant comparison. ¹⁾

H-II ロケットでは補助ロケットを除き、全段 LOX/LH_2 を採用した。実際、1段に石油系燃料を用いた場合、ロケット総重量は4割程度増となり、これを持ち上げ得る大推力エンジンの開発が必要となる。

しかしながら、我国でもプロパン、メタンなど高性能炭化水素系燃料を用いた推進系の研究に着手する動きがあり、将来これらと極低温推進薬を併用する混合モード推進系に発展する可能性をも予見させる。

3. ロケットエンジン用 LH_2 ターボポンプに対する性能要求

ロケットエンジンが一定圧力で燃焼を継続するためには、推進薬を燃焼室内に連続的に加圧供給してやる必要がある。この最も簡単な方法は、推進薬タンク自体を加圧（タンク加圧方式）することであるが構造重量がかさみ、高性能化、高燃焼圧化は期待できない。

このため、昨今の大型ロケットの主流はポンプ加圧方式となっている。このポンプを駆動するエネルギーをどこから確保するかによって様々なエンジンサイクルが考えられる。電動モータで駆動してもよいわけであるが、一般的には推進薬の2~3%を副燃焼室で反応させ、比較的低温の発生ガスでタービンを駆動し、この出力をポンプに伝達する方法をとっている。タービン駆動後のガスは圧力が低下しているため、主燃焼室に送り返すことは不可能で、十分加速されることなく空間に放出される（ガス発生器サイクル）。

これに対し、SSME, LE-7 など高性能を狙ったエンジンでは、副燃焼室圧力をより高く設定し、この結果タービン駆動後のガスを主燃焼室に供給、再反応させ十分な加速を行うことが可能になっている。この時、副燃焼室圧力を必要最小限に抑えるためには、タービン圧力比を小さくとり、そのかわりにタービン駆動ガス流量を極力大とすることが望ましい。このため、一般に、全燃料及び一部酸化剤を副燃焼室で反応させタービンを駆動する設計を用いることが多い（二段燃焼方式）。この両方式の比較を Fig. 2 に示す。

Fig. 2 Comparison of Engine Cycle.

また、昨今の趨勢としてエンジンの高性能化、小型化を図るためにより一層の高燃焼圧化がすすんでおり、これらの効果が相乗してターボポンプの必要吐出圧はますます増大する傾向にある。LE-5、LE-7、SSME の各部圧力を Fig. 3 に示す。

ロケットエンジン用ポンプの特殊性は、圧力レベル自体、一般に例が少ないうえ、これらの要求が厳しい小型・軽量化を伴っているところにある。この結果として高速化を余儀なくされ、特に推進薬密度の低い LH_2 ターボポンプでは材料強度の限界まで周速をあげることになる。これらは参考文献 2) に詳しい。

一方、高速化はエンジンの大推力化（大流量化）に伴い、さらにポンプ吸込性能の低下を招き、この結果推進系全体としてはかえって重量増となりかねない。このため、LE-7 では推進系全体重を極小とするようなターボポンプ回転数 N を選定した。その手法を紹介しておく。

まず、国内の研究実績、米 NASA の設計基準を参考に、

LH_2 ポンプ入口必要 NPSH $\geq 2.0 \times \text{Cm}^2/2g \dots (1)$ と設定した。ここで

ポンプ入口軸方向流速 (m/s)

$$C_m = \frac{Q}{\frac{\pi}{4} D_i^2 (1 - \xi^2)} \dots (2)$$

インデューサ直径 (m)

$$D_i = \left\{ \frac{240 Q}{\pi^2 N \phi (1 - \xi^2)} \right\}^{1/3} \dots (3)$$

ϕ : インデューサ流量係数

ξ : インデューサボス比

以上のとおり必要 NPSH は同じ体積流量 $Q (\text{m}^3/\text{s})$ に対し、ポンプ回転数 $N (\text{rpm})$ が低いほど低減できるがターボポンプは大型化する。

一方、ポンプ入口有効 NPSH は推進薬タンク圧力 P_T から以下のように与えられる。

$$\text{有効NPSH} = \frac{1}{\rho} (P_T - P_f - P_v - P_I) + \frac{h\alpha}{g} \dots (4)$$

ここで P_f : 配管圧損, P_v : 飽和蒸気圧, P_I : 流体慣性項, h : タンク液面高さ, α : 機体軸方向加速度, ρ : 推進薬密度

以上を満たす推進系の全体重の増減 ΔW_s はポンプ回転数 N をパラメータに以下のように表せる。

$$\Delta W_s = \left(\frac{\partial W_T}{\partial P_T} \frac{\partial P_T}{\partial N} + \frac{\partial W_G}{\partial P_T} \frac{\partial P_T}{\partial N} + \frac{\partial W_E}{\partial N} \right) \Delta N + \Delta W_P \dots (5)$$

ここで W_T : 推進薬タンク重量, W_G : 加圧ガス系

重量, W_E : エンジン重量, W_P : 残留推進薬重量, N を低くするほど W_T, W_G は減少するが、ターボポンプの大型化により W_E は増大する。重量に対する影響係数は各系の一次設計結果から推定している。

これらの関係を Fig. 4 に示す。これらに高回転ゆえのインデューサの強度設計などを勘案し、流量係数 ϕ の下限値を決め、この結果、回転数 46,000rpm, ポンプ入口必要 NPSH 136m と規定したわけである。これらは決してターボポンプのみの限界から決まったものではない。このほか SSME のように低回転のブーストポンプを設ける方法もあるが、部品点数の増加による信頼性の低下, コストの上昇, またエンジン起動

Fig. 3 Press. Level of Each Rocket Engine.

Fig. 4 Stage Weight ΔW_s vs. LH_2 Turbopump Shaftspeed

時の制御の複雑さを考慮し採用しなかった。
以上をまとめて、LH₂ターボポンプに対する性能要求を Table 1 に示す。また、LE-7 エンジンのモックアップ写真を Fig.5 に示す。

4. LH₂ ターボポンプ設計の展開

以下、LE-7 エンジン LH₂ ターボポンプに例をとり、設計パラメータのトレードオフの過程を追ってみることにする。

4-1 ポンプ設計

まず選択肢として、遠心ポンプ、軸流ポンプの2通りが考えられる。後者はポンプ比速度の高い領域に適しており、サターンV 2段及び3段用エンジン J-2 に使用されたが、最近では高压化に伴い必然的に遠心ポンプが採用される例が多くなってきた。構造の単純さ、構成部品点数が少ないゆえの高信頼性といった長所もある。実際、J-2 の改良型 J-2S では遠心ポンプへの変更が行われている。

遠心ポンプの段数は、揚程係数 $\phi = \frac{\Delta H}{u^2/g}$ 及びインペラ周速 u から決まる。 u を極力大きくとるため、インペラ材料には比強度の大きいチタニウム合金を用

Fig.5 LE-7 Engine

Table 1 Required Performance for LH2 Turbopump

ITEM		LE-5	LE-7	SSEM
Vacuum Thrust	tonf	10.5	120	214
Combustion Press.	kg ^f /cm ² a	37	150	208
Shaftspeed N	rpm	50,600	46,000	37,000
Shaft Power	PS	600	32,500	80,000
Weight	kg	25	190	330
Life		24 start 2,960 sec	20 start 2,000 sec	55 flight 7.5 Hour
PUMP PERFORMANCE				
Liquid		LH2	LH2	LH2
Discharge Press.	kg ^f /cm ² a	62	325	440
NPSH	m	43	136	***
Flow rate	l/s	52	560	960
TURBINE PERFORMANCE				
Gas		H2 burnt gas	H2 burnt gas	H2 burnt gas
Inlet Press.	kg ^f /cm ² a	25	240	360
Inlet Temp.	K	850	970	1,050
Press. Ratio		5.2	1.46	1.52
Flow rate	kg/s	0.46	41.2	65

*** with Boost Pump

い、この結果、ポンプ段数を2段に抑えることができた。インペラには高効率を達成するため、シュラウドつき三次元翼を採用し、また翼表面の滑らかな仕上げを可能とするため、機械加工後、シュラウドを接合する方法をとった。またインペラ出口には LE-5 のダブルボリュート方式に換えて静翼ディフューザを配しており、圧力回復の効率化を図るとともに周方向の圧力分布を均一化し、軸系にかかるラジアルスラストを軽減している。

4-2 インデューサの設計

前述のとおり、ポンプ吸込性能はエンジンのみならず機体タンクをも含めた推進系の全体重量に大きく影響する。この影響を踏まえ、インデューサ設計パラメータの最適化を行った。高強度ステンレス鋼製のヘリカルタイプインデューサを用いている。

4-3 タービンの設計

性能要求からタービン駆動ガス物性、タービン圧力比が与えられているため、熱力学的設計パラメータとしてはタービン $P \cdot C \cdot D$ 周速 u とタービン段数に依存するノズル流速 c_0 を選択することになる。 u はタービン効率向上のため極力高くすることが望ましく、このためタービン材料には高温強度、耐クリープ性に優れた Ni 系耐熱合金を選定した。タービン速度比 u/c_0 とタービン効率の関係を Fig.6 に示す。2段反動タービンを選定した場合、数%のタービン効率の向上が見込まれるが、軸系重量増大による振動問題、構造の複雑化、コスト上昇などを勘案し1段衝動タービンを採用している。

4-4 軸受

軸受は極低温環境下で、軸方向及び半径方向の両スラストを受けるため、また高速、大トルク化による高 DN 値 (DN 値=軸受内径 (mm)×回転数 (rpm)) に耐えるため、例外なく玉軸受が採用されており、LE-7 でも組合せアンギュラ玉軸受2組を使用する。この

Fig. 6 Velocity Ratio vs. Efficiency for Impulse and Reaction Staging.

時、 LH_2 による潤滑はほとんど期待できないため、リテーナによる固体潤滑方式が用いられる。リテーナ材料には、LE-5 で実績のあるアーマロン相当の国産材料 (ガラス織布にテフロンを含浸させた複合材料) を用いている。また、軸受の冷却のためにポンプ吐出 LH_2 がポンプ内部を循環する構造になっている。

4-5 軸シール

ポンプ流体とタービン駆動熱ガスを遮断するために LE-5 ではメカニカルシールを使用した。今回高回転ゆえに接触型シールの採用は不適と判断した。非接触型シールではある程度のリークを覚悟しなければならないが、ポンプ側からタービン側への若干のリークは許容できることを勘案し、2段のフロティングリングシールを設けている。また、ロケットエンジンの運用上、起動前の予冷中、タービン側への LH_2 のリークは許容されない。リークした LH_2 はタービン下流の主燃焼器回りで大気と混合し、可燃混合気を滞留させることになる。このため、SSME と同様フロティングリングシールの下流にリフトオフシールを設けエンジン起動と同時にシール開となる構造を採用した。

4-6 軸推力調整方法

高圧化の結果、軸に配置するインペラ及びディスクには表裏の圧力差により 10tonf オーダの軸方向推力が作用することになる。この推力を軸受に負荷しないため、バランスピストンによる推力調整方式を採用した。軸系は軸方向に数百ミクロン移動可能であり、この時軸受接触角の逆転などが発生しないよう各軸受には皿パネにより軸方向プリロードが負荷されている。

LE-5, LE-7, SSME の各 LH_2 ターボポンプの構造を Fig. 7~9 に示す。

5. LH_2 ターボポンプの技術的問題点

5-1 圧縮性の影響

Fig. 7 LE-5 LH_2 Turbopump.

Fig. 8 LE-7 LH₂ Turbopump.

Fig. 9 SSME High Pressure Fuel Turbopump (HPFTP).

吐出圧 $60\text{kgf/cm}^2\text{a}$ 程度の LE-5 LH₂ ターボポンプでは圧縮性の影響を無視できた。しかるに吐出圧が $300\text{kgf/cm}^2\text{a}$ を超える LE-7 では入口出口の密度差が20%近くにもなり、エンジン設計上、ポンプ出口物性の予測またポンプ効率の算出にかなりの誤差を与え得ることが指摘されていた。これに関し、上條らは小型高圧 LH₂ ターボポンプでの試験実績を通じ、旧来用いられたポンプ効率と熱力学的断熱効率の理論的關係を示し、後者が理論上補正を要しない真の効率でありこれを用いてエンジンシステムの設計を行うべきであると提唱した。これらについては参考文献4)を参照されたい。

5-2 インペラ強度

一般に材料強度は低温で向上する傾向にあるが、逆に破壊靱性値は低下する。このため、インペラ常温スピンドル時では母材の延性破壊、LH₂ 温度では脆性破壊と破壊モードが異ってくる。現在、LN₂ 温度付近までのインペラ強度を確認しているが、早い機会に LH₂ 温度での実証を行う予定である。

5-3 軸系の高速安定の問題

軸系の安定性については、加工組立上不可避なマスアンバランスを入力して、固有振動数及びそのモードと振れ量を求めている。しかしながら、支持バネ定

数、減衰係数など未知のパラメータが多く、今後実証していかねばならない。実際、SSME においても回転非同期の軸振動が多発し、シールなどの設計変更を行ってきたが、まだ高負荷運転時では完全解決に至っていないようである。

5-4 水素脆性

特に高圧常温付近では、H₂ 分子の浸入により材料脆化の著しいものがある。一般に Cu あるいは Au の表面メッキにより回避できるようなのであるが、現在、実証すべく基礎試験を計画している。

5-5 リーク

高圧化による最大の問題点はリークの防止にあると考えている。圧力による変形とともに熱変形にも留意し、構造設計を行っている。1 段エンジンにおける外部リークは大気との可燃混合気を滞留させることになり危険である。シールの信頼性の向上には努力が必要である。また、SSME ではエンジン回りに GN₂ を封入し危険を避けている。

6. まとめ

現在、LE-7 LH₂ ターボポンプの部分負荷試験に着手しているが、今後 LE-5 と同様幾多の試行錯誤を繰返していかねばならない。折につけ専門の皆様の助言を願いたいところである。

なお、本稿で紹介した成果は、昭和52年以来の LE-5 開発の経験・実績に基づくものである。多くの開発担当者、特に石川島播磨重工業株式会社の設計製作担当者、航空宇宙技術研究所の共同研究担当者各位に敬意を表したい。

参 考 文 献

- 1) R. Beichel: 79-IAF-01, 30th Congress of IAF (1979)
- 2) 大橋秀雄: 日本機械学会誌 71-591 (昭43~4) 77
- 3) 上條謙二郎: ターボ機械 6-5 (1978) 36
- 4) 上條謙二郎: 日本機械学会 63期通常総会講演会 85-0025A (1985)
- 5) Liquid Rocket Engine Turbines. NASA SP-8110 (1974)
- 6) Liquid Rocket Engine Centrifugal Flow Turbopumps. NASA SP-8109 (1979)
- 7) T. Makino et al.: IAF-82-352, 33th Congress of IAF (1982)