展望・解説

LE-5 ロケットエンジンの開発について*

藤村 威明**

Development of the LE-5 Rocket Engine

Takeaki FUJIMURA

1. まえがき

昭和61年8月に初号機が打上げられたH-Iロケットの第2段に使われているLE-5ロケットエンジンは、液体酸素、液体水素を推進薬とするものとしてはわが国最初のロケットエンジンである。このエンジンは昭和52年から60年の間に開発されたやや旧聞に属するエンジンであるが、あるいは何かのご参考になるかと思い、エンジン開発において燃焼系と全体とりまとめを担当した三菱重工の立場からみた開発経過をご紹介します。

2. エンジン概要

わが国の実用衛星打上げ用ロケットは、宇宙開発事業団を中心に図1に示すような機種が開発されてきた。N-I型ロケットは米国のDeltaロケ

ロケット名	N-I	N-II	H-I	H-II
総重量(t)	90	135	140	260
低軌道への打ち上げ能力(kg)	1,200	2,000	3,000	10,000
静止軌道への打ち上げ能力(kg)	130	350	550	2,000

図1 わが国の実用衛星打上げ用ロケット

*原稿受付 1989年1月9日，流れの可視化学会名古屋講演会特別講演より

**三菱重工工業(株)名古屋航空機製作所

ットを基にしたもので、第2段のLE-3エンジンは米国の技術支援を受けながらわが国で開発された最初の実用液体ロケットエンジンである。N-IIロケットの第2段には米国製のエンジンが使われたが、H-Iロケットはこの第2段を液体酸素、液体水素を推進薬とする高性能のLE-5エンジンで置き換えたものである。

液体酸素/液体水素ロケットエンジンとしては米国のJ-2, RL-10, SSME, 欧州のHM-7等があるが、これらエンジンの比推力は図2のようになり、LE-5はRL-10, HM-7等の上段用エンジンよりもひとまわり推力が大きく、高比推力となっている。

LE-5エンジンの諸元を表1、外観を図3、系統図を図4に示す。このエンジンはガスジェネレータサイクルのターボポンプ式ロケットエンジンで、ガスジェネレータで発生する約550°Cの燃焼ガスでターボポンプを駆動する。始動の際は、始めに、タンク圧によって液体酸素、液体水素が供給され、燃焼室の壁を冷却して約130Kまで温

図2 液体酸素/液体水素エンジンの性能

表1 LE-5 エンジン諸元

形式	ターボポンプ式再生冷却液口エンジン
推進薬	LOX/LH ₂
推力	10.5ton
比推力	450sec
混合比	5.5
燃焼圧	37kg/cm ² abs
ノズル膨張比	140
重量	255kg
全長	2574mm
最大径	(ジンバル点より) 1634mm

図3 LE-5 エンジン

図4 LE-5 エンジン系統図

度の上がった水素ガスによってターボポンプを駆動するエキスパンドブリードサイクルで燃焼室の圧力を約75%まで上げたあと、ガスジェネレータに点火してガスジェネレータサイクルに移行する。

3. 開発計画

三菱重工ではN-Ⅰ型ロケットの開発が始まった直後の昭和46年から、次の世代の高性能エンジンとしての液体酸素／液体水素エンジンに着目し

表2 LE-5 開発当初予想した技術的な諸問題

項目	内容	対応
液体水素取扱い 酸素／水素燃焼	設備（機器）、計測 点火、燃焼 燃焼冷却室 燃焼ガス側熱伝達 水素側熱伝達	液体水素試験設備と試験 点火器試験、サブスケールエンジン試験
ターボポンプ	水素冷却軸受、シール ポンプ性能、キャビテーション	（軸受、シール試験設備） 試作試験
システム	始動、停止シーケンス	

調査研究を開始した。この結果から LE-5 エンジンの開発に際して解決しなければならないと予想した技術的問題点を抽出して先行的な研究を行った。この主なものを表2に示すが、この中で社内で試験をしなかったのは燃焼室壁冷却のための管内熱伝達である。このため、開発段階に入ってから、後述するように、問題を起こすことになったといえなくもない。

社内に 20ℓ/H の水素液化機を含む液体水素試験設備を作ったのは昭和50年である。これを用いて液体水素の基礎的な試験や点火器の試験を開始した。

昭和51年には、秋田県田代町にロケット燃焼試験場を開設し、推力 400kg クラスの小型エンジンを用いた燃焼試験を開始した。この頃、これらの試験のための小型の液体水素試験装置を3基設計・製作し自ら使用するという経験ができたことは、それ以後の大型の試験設備を建設し、燃焼試験を大きな不具合なく進める上で有効であった。

この前後に、先行的に試作し試験したコンポーネントはつぎのようなものである。

- 1) 点火器
- 2) サブスケールエンジン（図5）

図5 サブスケールエンジン

図6 液体水素ターボポンプ（社内試作品）

図7 液体酸素ターボポンプ（社内試作品）

液体酸素／液体水素エンジンの燃焼は液体酸素とガス水素の燃焼である。酸素と水素を噴射するインジェクタには、多数の噴射エレメントがあり、それぞれ中央の穴から液体酸素を、それを包むように環状の口からガス水素を酸素の約20倍の速度で噴射し、その剪断流によって酸素を微粒化、混合し、燃焼させる。この燃焼特性を調べるために、実機の約1/25の推力のサブスケールエンジンを試作し、燃焼試験を実施した。なお、同時に燃焼室壁に伝わる熱量を測定するために、燃焼室は銅製の水冷式とした。

3) 液体水素ターボポンプ（図6）

4) 液体酸素ターボポンプ（図7）

これらの成果も取り入れて、開発が本格化した

昭和52年頃に作った開発スケジュールを図式化したものを図8に示す。なお、図中の供給系の開発は石川島播磨重工業が担当した。

4. 開発過程と主な技術的問題

4.1 水冷却燃焼室試験

燃焼系の特性を把握するために、図9に示すような水冷却エンジンを試作して、昭和53年から燃焼試験を実施した。水冷却燃焼室は、燃焼ガスから燃焼室壁面に伝わる熱量をはかるためのもので、無酸素銅製のリングに水の流れる溝を加工したものを23個軸方向に積み重ねてろう付けし、燃焼室を形成したものである。水は周方向の適当な位置からそれぞれの溝に入り、二つに分かれて周方向に流れたあと180°反対の位置から外に出る。

図9 水冷却エンジン

図11 燃焼室ヒートマーク

図10 燃焼室壁の熱流束

この水の入口、出口の温度差と流量から熱流束がわかる。熱流束の計算には Bartz の式と境界層計算によって求める式とがある。実測の結果は境界層計算とよく一致している。図10はフィルム冷却のない場合であり、フィルム冷却があるとこれよりも下がるが、それは設計上の余裕と考え、これを基に再生冷却燃焼室の設計を行った。

燃焼室の伝熱量の測定と同時に、2種類のインジェクタを用いて比較燃焼試験を行い、噴射エレメントの数の多い方が燃焼効率が高いことを確認してこれを採用した。

4.2 再生冷却燃焼室試験

再生冷却燃焼室は水素を冷却剤として壁面を冷却するもので、約240本の A286 製のチューブを燃焼室壁の形に成形して、ステンレス鋼製の内面に並べてろう付けして燃焼室を形成するものである。チューブは肉厚 0.3mm、インジェクタ端直径約 3.2mm、スロート付近で幅 1.8mm の長円

図12 燃焼室チューブ焼損部

形、ノズル出口部で直径約 5.2mm のダブルテーパー管である。水素はインジェクタ側から入ってノズル出口部に向かって流れる。この間に水素は熱を吸収して温度は 28K から約 130K に上昇する。

この再生冷却燃焼室を組み込んだエンジンの燃焼試験は昭和54年7月から始まったが、スロートの少し上流で図11に示すようにチューブの頂部が焼損し、その酸化物が下流部に付着して変色するという不具合が発生した。焼損部の断面を図12に示す。原因は冷却不足のためにチューブの温度が上がり頂部が材料の燃焼温度に達したためと推定されたので、局部的な高温を下げるために、チューブの頂部を平らにすることも試みたが解決しなかった。しかし、最終的にはチューブの材料を A-286 にくらべて熱伝導率が 4 倍の Ni に変更してチューブ外面温度を約 200°C 下げることによって解決することができた。

4.3 エンジンシステム

前項までの試験は、ターボポンプを使わず、液体酸素と液体水素を高圧のタンクから燃焼室に供給していた。実機ではターボポンプで酸素、水素を昇圧して燃焼室に供給するが、この燃焼系とターボポンプ系のマッチングはロケットエンジン開発の中で難関の一つである。2項で説明したように、LE-5 エンジンの始動は、最初、低圧のタンクから供給される液体水素をポンプを通ったあと

図13 原型エンジン予備試験

燃焼室壁で加熱してガス化させ、これでターボポンプを駆動するエキスパンダ・ブリードサイクルで定格出力の約75%まで上げたあと、ガスジェネレータに点火してガスジェネレータサイクルに移行する方式である。この技術的な問題としては、

- (1) ターボポンプの予冷
- (2) タンクヘッドスタート方式の実証
- (3) 高圧下でのガスジェネレータの点火
- (4) エキスパンダ・ブリードサイクルからガスジェネレータサイクルへの切換え

等がある。このため、図13に示すように燃焼系とターボポンプ系を別々に据え付けて、これらを配管でつないだ姿で原型エンジン予備試験と称してマッチング試験を実施した。この試験ではガスジェネレータへ供給する液体水素、液体酸素配管の断熱不足に起因する着火遅れや爆燃、ガスジェネレータ内部の氷結などを経験したが、

- ・26回目に370秒のエキスパンダ・ブリードサイクルでの燃焼試験
- ・36回目に40秒のガスジェネレータサイクルでの燃焼試験

にこぎつけることができた。

4.4 高膨張エンジン試験

LE-5エンジンは、H-Iロケットの第2段に搭載され、高度約100kmで作動を開始する。この状態での作動特性と性能を確認するための試験は昭和57年から宇宙開発事業団角田ロケット開発センタの高空燃焼試験設備を使って実施された。この設備は2段の蒸気エジェクタを使って、エンジン停止中は15Torr、エンジン作動中6Torrに減圧するもので、これによって、ノズルスカートを取り付けた高膨張エンジンの性能および耐久性を

図14 LE-5 エンジン性能

確認した。図14に高膨張エンジンの性能を示す。

4.5 再着火

H-Iロケットのミッションによっては、LE-5エンジンの再着火が必要になる。このときに予想される問題としては、

- (1) 第1回の燃焼終了後、ターボポンプのタービンからポンプ側への伝熱によるポンプの温度上昇（予冷不足）
- (2) ガスジェネレータや主燃焼室で、燃焼によって生成した水分が燃焼終了後インジェクタ等に氷結し、次の燃焼に支障を与える（地上の大気圧燃焼試験では、停止時に付着した氷は長時間窒素ガス等でパージをしないと除去できない）。
- (3) 酸素、水素が液状でエンジンに供給できるか等である。前2項については高空燃焼試験設備を用いて300～1800秒の間隔をおいて2回の燃焼試験を行い問題のないことを確認した。(3)は再着火のために数%しか残っていない液体酸素と液体酸素を無重力状態でタンクの底に集めて、ガスを吸込まずに液体だけをエンジンに供給するものである。これを地上で再現するのは難しいが、9mの落下タワーを利用して、タンク内の液面の低重力下での挙動を観測する実験を行った。図15はその一例で、落下0.84秒後に液出口付近の液面が大きく落ち込んだ状態を示しており、対策を講じなければガスを吸込むが、出口付近にキャピラリ・スクリーンを取付けて、ガスの吸込みを防止できることを確認した。

液体をタンク底部に集めるために、機体に推力

図15 低重力下での液吸込み実験

1.8kgのロケットを4個取付け、1回目の燃焼停止後100秒間4基を作動させて0.003Gの加速度をかけたあと、1基のみを連続作動、さらに再着火の前120秒間4基のロケットを作動させるようにした。これにより、H-1ロケットは初号機で再着火に成功した。

5. エンジン開発のまとめ

LE-5 エンジンの開発試験は昭和53年に始まり、昭和60年に完了した。この間484回、累計35,564秒の燃焼試験を実施した。エンジンの信頼度をこの燃焼試験の結果から算出するのは難しい。とくに開発過程のように、不具合を設計変更によって解決しながら試験を行う場合には、初期のエンジンと開発最終段階のエンジンが同一母集団に属するとして単純に試験成功率を計算しても意味はない。一つの試みとして

- (1) 1回1回の試験を不具合の有無で成功、失敗に分ける。
- (2) 燃焼時間が定格値より短い場合には、試験回数を1でなく、係数をかけて数える。
- (3) 試験で何かの不具合があった場合には、失敗として数えるが、対策をとって不具合が再発しないことが確認されれば、不具合要因が除去されたとして、不具合を起こした試験を除いて計算する。

等の考えで計算した結果を図16に示す。信頼度は信頼水準を60%として99.52%となった。

図16 エンジン信頼度

6. まとめ

LE-5 エンジンとは比較的順調に、ほぼ計画どおりに開発できたプロジェクトである。その理由はいろいろあるが、第1は着実に開発ステップを踏んで進めたことである。LE-5の前に開発したLE-3 エンジンでは構想確認試験、設計確認試験、認定試験の3段階で進めたが、LE-5 エンジンでは、この前に基礎試験を入れて4段階の開発プログラムとしたことである。第2は開発が始まる前に液体水素の試験設備を作り、秋田県に燃焼試験場を開発するなど、インフラストラクチャの整備をしたことである。第3は海外に実例があったことで、おかげでかなりの設計データも入手でき、確信をもって開発に当たることができた。

今、国内でも、将来のスペースプレーンをめざした研究が始まっているが、これは海外でもまだ実例がなく、どのような姿になるかもわかっていないプロジェクトである。このため、LE-5 エンジン以上に基礎的な研究を進め、そのためのインフラストラクチャの整備も行わなければならないと考えるので、とくに基礎的な研究に携っておられる皆様のご支援をお願いしたい。

さいごに、LE-5 エンジンとは宇宙開発事業団、航空宇宙技術研究所のご指導の下に石川島播磨重工業株式会社と三菱重工業株式会社が共同で開発したものであることを付記しておく。