H-I ロケット 第2段推進系の開発*1

望 月 昌*2・十 亀 英 司*2

Key Words: H-I Launch Vehicle, Propulsion System, Cryogenic Propulsion

1. ま え が き

気象衛星「ひまわり」、通信衛星「さくら」、放送衛星「ゆり」等の実用衛星は現在 N-II ロケットにより打ち上げているが、宇宙利用の発展にともない将来はより大型の衛星が要望されている。このため宇宙開発事業団は、N-II ロケットの後継機として H-I ロケットを開発した。昭和 61 年に 2 段式の、昭和 62 年に 3 段式の試験機を打ち上げて能力を実証した後、昭和 60 年代中期まで実用衛星の打上げに使用する予定である。

N-II ロケットにより打ち上げられる静止衛星の重量は約 350 kg であるが、H-I ロケットでは約 550 kg の衛星が打上げ可能になる。打上げ能力の向上は主として、第 2 段に液体酸素（液酸）と液体水素（液水）を推進薬とする高性能な推進薬を採用することにより達成した。四酸化二窒素と A-50 を推進薬とする N-

II ロケット第 2 段の比推力 314 秒に対し、H-I ロケット第 2 段の比推力は 449 秒で、この差が衛星打上げ能力の向上に寄与している。

第 2 段用液酸・液水推進系は、慣性誘導装置および第 3 段固体ロケット・モータと並んで、H-I ロケットの最重点項目として開発を進めてきた。液水の製造や取扱い等基礎的な技術の研究を積み重ねた後、昭和 52 年度に実機サイズ供試体の試作試験を含む本格的な開発に着手した。これに先立ち昭和 51 年に、宇宙開発委員会の指導により航空宇宙技術研究所、宇宙科学研究所と宇宙開発事業団の協力体制が整えられたが、このことが開発着手の重要な契機となった。その後開発は順調に進み、昭和 60 年度にはすべての開発試験を終了するとともに、地上総合試験用ロケット (GTV) を用いて発射整備作業の確認を行った。

H-I ロケットの第 2 段推進系について、その概要と開発経緯を紹介する。

2. H-I ロケット第2段推進系の概要

2.1 システム H-I ロケットの第 2 段推進系は真空中推力 10.5 ton、搭載推進薬重量 8.7 ton、液酸と液水を推進薬とするシステムで、再着火機能を備えている。第 1 図に H-I ロケット第 2 段の概要を示す。推進系を中心とし、前方には誘導装置や電波機器を搭載するガイダンス・セクションを結合し、後方には姿勢制御用のガスジェット装置を装備している。推進系は、推力を発生するためのエンジン (LE-5 エンジン) と、推進薬をエンジンに供給するためのタンク系とで構成される。推進系の主要諸元を第 1 表に、系統図を第 2 図に示す。

推進系の仕様は、500 kg 以上の静止衛星の打上げ能力を確保することを目標として設定した。主要な項目について以下に述べる。

(1) 推力：当初第 2 段の推力は、打上げ能力の面から最適値に近い値として 10 ton と設定した。その後推進系の開発が順調に進んだため、打上げ能力を極力向上させることとして推力を 10.5 ton に変更した。

著 者 紹 介

望 月 昌

昭和 5 年生。静岡県出身。昭和 29 年東京大学工学部応用化学科卒業。Göttingen 大学にて燃焼反応論の研究。航空宇宙技術研究所にて固体ロケットおよび推進薬の研究を行い、昭和 44 年宇宙開発事業団入社。飛行安全システム、H-I ロケットの開発等担当。現在 N-II・H-I ロケットグループ総括開発部員。工学博士。

十 亀 英 司 (正会員)

昭和 14 年生。愛媛県出身。昭和 37 年東京大学工学部航空学科卒業。同年石川島播磨重工業(株)入社。昭和 44 年 Brown 大学にて M.S. 取得。昭和 45 年宇宙開発事業団入社。現在 N-II・H-I ロケットグループ主任開発部員 (次長)。H-I ロケットおよびその第 2 段用エンジンの開発などに従事。

*1 昭和 60 年 10 月 31 日原稿受理 Development of H-I Second Stage Propulsion System

*2 宇宙開発事業団 Masashi MOCHIZUKI and Eiji SOGAME

第1図 H-I ロケット第2段の概要 (単位: mm)

第1表 H-I ロケット第2段推進系主要諸元

エンジン	推力 (真空中)	10.5 ton	(液水ターボポンプ)
	比推力 (真空中)	449 s	回転数 50,600 rpm
	混合比	5.5	吐出圧 61.5 kgf/cm ² a
	(再着火ミッション 5.65)		(液酸ターボポンプ)
	重量	255 kg	回転数 16,500 rpm
	最大径	1.65 m	吐出圧 53 kgf/cm ² a
	全長	2.7 m	(ガス発生器)
タンク系	ノズル開口比	140	燃焼圧力 26 kgf/cm ² a
	燃焼圧力	37 kgf/cm ² a	混合比 0.85
	タンク容積	(液酸)6.8 m ³ , (液水)21 m ³	
	タンク圧力	(液酸)3.2 kgf/cm ² a, (液水)2.5 kgf/cm ² a	
	重量	1,100 kg	
	直径	2.5 m	
長	長さ	5.7 m (シリンダー部)	

これ以上推力を上げても打上げ能力の大幅な向上は期待できない。ただし第2段推進系は、H-I ロケットの後継機である H-II ロケットにも使用するが、この場合は推力増強の効果が大きい。

(2) 推進薬重量: 推進薬重量は、推力に対応して打上げ能力が最大になるよう選定した。H-I ロケット第2段の推力を変更しないで推進薬重量を増加しても打上げ能力の向上は見込めない。H-II ロケットでは、大型の第1段を使用し2段式で静止衛星を打ち上げるが、この場合には同一の推力でも推進薬重量を大幅に増加する必要がある。

(3) 混合比: 液酸・液水推進系の比推力は酸素と水素の混合比 (O/F) が5以下のところで最大となるが、O/F が小さくなると水素の割合が増え構造重量

が増加するため、ロケットとしての最適値は5以上となる。H-I ロケットではO/Fを、非再着火ミッションで5.5、再着火ミッションで5.65と設定している。静止衛星の打上げは再着火なしで実施するが、この場合、打上げ能力の面から5.5が最適な値である。再着火ミッションでは、再着火前のエンジンの予冷に水素を多く消費するが、この分燃焼中の水素の消費量を少なくするためO/Fを上げ5.65としている。

(4) 再着火能力: 第2段推進系が再着火能力を備えていれば、2段式ロケットによる衛星の打上げが可能で、ロケット構成の自由度、多様なミッションへの対応等多くの面で有利となる。一方、液酸・液水推進系の再着火は、エンジンの予冷等熱的な問題が加わって、四酸化二窒素・A-50 推進系と比較して技術的に格段にむずかしくなる。H-I ロケット第2段推進系は、上段ロケット用として長期間使用することを考慮して、当初から再着火能力をもたせることとした。再着火能力を利用するミッションは試験機を除き現在のところ地球資源衛星 (ERS-1) のみであるが、H-II ロケットは再着火能力を生かして、静止衛星の打上げも含めてすべて2段式とする計画である。

H-I ロケット第2段推進系以前に日本で開発した本格的液体推進系は、N-I ロケット第2段がほとんど唯一のものであるが、これは四酸化二窒素とA-50を推進薬とする加圧式の比較的簡単なシステムである。H-I ロケット第2段は極低温推進薬を用いるポンプ式の複雑なシステムで、その開発には相当な困難が予想

第2図 第2段推進系統図

された。このためシステムの設計に当たっては、開発上の問題点を極力少なくすることを最重点として方式等を選定した。

推進系は当初、液酸と液水を過不足なく利用するためのPU (Propellant Utilization) 制御機能を備えることとしていた。タンク内の推進薬量を連続レベル・センサーで計測し、残量に応じてエンジンの混合比を制御する。PU制御の有効性に関し最も影響の大きい誤差要因はエンジンの混合比再現性である。混合比の再現性がよければ、PU制御を実施しなくても液酸と液水の残量はそれほど不均一とはならない。連続レベル・センサーやエンジンの混合比制御弁の試作を通じPU制御実用化の目途は得られていたが、エンジン燃焼試験のデータに基づき効果を見直した結果、システムを簡潔化するためPU制御機構は採用しないこととした。

2.2 LE-5 エンジン LE-5エンジンはガス発生器サイクルのターボポンプ式エンジンである。タンク系より供給された推進薬をターボポンプで昇圧し、推力室内で燃焼して推力を発生する。ターボポンプ駆動用のガスは、推進薬の一部をガス発生器で燃焼して発生させる。外観を第3図に、構成要素を第2表に示す。

エンジンの中心をなすのは低膨張部組立と呼んでいる部分で、推力室、ターボポンプ、ガス発生器、コントロール・ボックス、ニューマチック・パッケージ、弁類および配管等で構成される。低膨張部組立は大気開放型の通常のスタンドで燃焼試験が可能で、約8 tonの推力を発生する。低膨張部組立に高膨張ノズルを装着してエンジンが完成する。エンジン全体の燃焼試験を行うには、高膨張ノズル部における燃焼ガスの剝離を避けるために、高空燃焼試験設備を用いて周囲雰囲気真空に近い状態にする必要がある。

エンジンは真空中で10.5 tonの推力を発生する他、液水タンク加圧用水素ガスの供給、液酸タンク加圧用ヘリウム・ガスの加温、補助タービンによる油圧ポンプの駆動、の各機能を備えている。以下にシステムの選定において考慮した主要な事項を述べる。

(1) ターボポンプ駆動方式：LE-5エンジンの開発を開始した時期には、すでにスペース・シャトルの主エンジン(SSME)の開発が進められており、高燃焼圧高性能な2段燃焼サイクル・エンジンが実現しようとしていた。また、古くからセントール・ロケットに使われているRL-10エンジンは、液酸・液水エンジン特有のエキスパンダ・サイクルを用いている。これに対しLE-5エンジンでは、開発の容易さを重視して伝統的なガス発生器サイクルを採用した。この方式は、

第3図 LE-5 エンジン

第2表 LE-5エンジンの構成

タービン排気の推力に対する寄与が小さいため性能には若干劣るが、各構成要素の性能が当初予測からずれた場合でもエンジンとしての調整が容易で、開発上のリスクが小さい。

(2) ターボポンプの構成：液水ポンプは、比重の小さな液体を昇圧するため液酸ポンプよりも高速で回転させねばならない。このためターボポンプの構成として、二つのポンプを独立型としそれぞれのタービンと直結する方式と、タービンは共通としギアで回転数を変える方式がよく用いられる。独立型の場合、混合比が変動しやすく、特に始動・停止時に注意が必要である。一方、ギア方式は、特に液酸・液水エンジンではギアの潤滑が困難で、アリアン・ロケットの第3段で問題を起こしている。H-I ロケットでは、バルブの駆動タイミングを適切に設定することにより確実な始動・停止が可能との見通しのもとに独立方式を選定した。

(3) 始動方式：ガス発生器サイクルのエンジンでは、ポンプ出口から分岐した推進薬を燃焼してタービンの駆動ガスを発生するため、始動時には何らかの方法で強制的にターボポンプの回転を立ち上げてやる必要がある。このため通常は、固体推進薬を用いたガス発生器や小型の高圧スタート・タンクを使用する。LE-5 エンジンでは水素ブリード方式と呼ぶ独自の方法

を採用した。タンク圧力により推進薬を推力室に流してまず点火するとともに、推力室冷却通路出口からガス化した水素を分岐してタービンを駆動し回転を立ち上げる。回転数が上昇し燃焼圧力が定格の約50%に達した時点でガス発生器に点火する。その後燃焼圧力は急速に定格点まで上昇する。この方式は固体ガス発生器等が不要で、システムが簡単になる利点がある。

システムの概要を以下に示す。液酸と液水を燃焼して高温ガスを発生する推力室は噴射器、燃焼室、点火器等で構成される。推力室の概要(噴射器と燃焼室)を第4図に示す。噴射器は同軸型で208個のエレメントを有している。燃焼室はニッケル製薄肉テーパ・チューブ240本を環状に配列してろう付けした構造である。液酸は、ターボポンプを出た後液酸弁を通して直接噴射器に導かれ燃焼室内に噴射される。液水は、噴射器に入る前に燃焼室のチューブ内を通してこれを冷却する。この間に水素の温度は上昇してガス状となる。水素ガスは燃焼室後方マニホールドから始動弁を通して噴射器に導かれる。水素ガスの一部は、液水タンクの加圧および高膨張ノズルの冷却のため抽出される。始動時には、水素ガスの一部でターボポンプを駆動し回転を立ち上げるために始動弁を開にする。

点火器を第5図に示す。ポンプ出口から分岐した少量の酸素と水素に電気スパークでまず点火し、主流の

第4図 推力室の概要

第6図 ガス発生器の概要

点火に必要な火炎を作り出す。ガス発生器用の点火器も同一の方式で、エキサイタ・プラグは共通である。

第6図にガス発生器を示す。噴射器は12エレメントの同軸型である。燃焼室は円筒型で、周囲のジャケットには水素ガスを流して冷却効果をもたせている。推力室の燃焼ガス温度が約3,300 Kであるのに対し、ガス発生器では混合比を下げて燃焼ガス温度を約850

Kとしている。

液水ターボポンプはインデューサ付1段遠心ポンプと2列速度複式衝動タービンを結合した構造である(第7図)。軸受は自己潤滑玉軸受で液水で冷却する。軸受にかかる軸推力は、ポンプのインペラ背面に設けた2カ所のオリフィスにより自動的に調節される。液酸ターボポンプは液水ターボポンプとほぼ同じ構成であるが、軸推力の調整はバランス・ホールにより行う。また、水素を含むタービン駆動ガスと液酸を完全に遮断するため、ポンプ部とタービン部の中間にヘリウム・パージ式のセグメント・シールを設けている。

コントロール・ボックスは8ビット・マイクロ・コンピュータ方式のシーケンサで、誘導装置から始動・停止信号を受けてバルブの駆動信号を発生する。ニューマチック・パッケージは電磁弁とその駆動回路をまとめたものである。

高膨張ノズルは、ノズル開口比を9から140まで拡張することにより燃焼ガスを加速し推力を増加するためのものである。A-286製薄肉テーパ・チューブ650本をろう付けした構造で、燃焼室を冷却した水素の約1%をチューブ内に流して冷却する。

2.3 タンク系 タンク系の基本的な機能は所定の圧力、温度条件で推進薬をエンジンに供給することであるが、その他にパージおよびバルブ操作のヘリウム・ガスをエンジンに供給する等の機能を備えている。主な構成要素は推進系タンク、ヘリウム気蓄器、各種

第7図 液水ターボポンプの概要

のセンサー、弁類および配管等である。

推進薬タンクはアルミ合金製の一体型タンクで、中間部に隔壁を設けてその上部に液水を下部に液酸を充填する。シリンダ部は内面を三角格子状に削り出して軽量化を図っている。外面には断熱のため発泡ポリウレタンを吹きつける。隔壁はFRP製ハニカムの両側にアルミ板を接着したサンドイッチ構造で、内部を真空に引いて断熱効果をもたせている。

液水および液酸はタンク底部のスクリーンを通して配管によりエンジンに導かれる。エンジンの燃焼中タンク内の圧力を一定の値に保つために、液水タンクにはエンジンから水素ガスを分岐して用い、液酸タンクにはヘリウム・ガスを使用する。ヘリウム・ガスは、小型軽量化するため液水タンク内に装備した極低温気蓄器内に貯え、調圧弁で減圧後エンジン部の熱交換器で加温して液酸タンク内に導く。エンジン着火前の予備加圧には、液水タンク、液酸タンク共に常温ヘリウム気蓄器内に貯えたガスを減圧して用いる。この常温ヘリウム・ガスは、各種バルブの駆動や各部のパージにも使用する。再着火ミッションでは、慣性飛行中に液水の温度が上昇するのを避けるために、第1回燃焼終了後にいったんタンクの圧力を下げ、再着火直前に再加圧する。このため常温ヘリウム気蓄器を増設する。

タンク圧力は加圧弁のオン・オフ操作により制御する。センサーにより検知したタンク圧力に基づき、誘導装置が加圧弁のオン・オフ指令を出す。圧力センサー、加圧弁および極低温調圧弁は冗長系になっており、誘導装置が故障判定を行った場合には予備系に切り換わる。

射場における推進薬の充填は発射当日に遠隔操作に

より行う。まず96%まで液酸および液水を充填し、一定時間大気開放状態で放置して温度を安定させた後、発射直前に100%まで充填する。充填量はタンク内に装備したポイント・レベル・センサーで検知する。発射前に水素を大気中に放出するのは危険であるため、推進薬の充填ラインだけでなく液水タンクの排気ライン等も発射直前まで地上設備と結合しておく必要がある。フレキシブル・ホースを用い、発射と同時にランヤードによりロケットから引き抜く。

3. 開発スケジュール

液酸・液水推進系に関する小規模な研究は昭和40年代後半から日本でも各所で実施されていたが、宇宙開発事業団がH-I ロケット第2段推進系の開発に本格的に着手したのは昭和52年度である。当時、試験機1号機の打上げ時期は昭和50年代末を目標としていたが、その後若干延期され現在は昭和61年8・9月期を予定している。開発スケジュールを第8図に示す。LE-5エンジン、タンク系、およびそれらを組み合わせた推進系の3項目につき、開発研究と実機開発の二つのフェーズに分け開発を進めた。

開発研究フェーズは、実機の原型となるシステムをまとめて試験を行い、その成果に基づき実機の設計を確立することを目的として実施した。エンジンに関しては、液水および液酸ターボポンプ、推力室等のコンポーネントの試作試験から始めて、供給系総合試験、原型エンジン予備試験を経て原型エンジンを完成した。供給系総合試験は二つのターボポンプとガス発生器を組み合わせた試験であり、原型エンジン予備試験は各コンポーネントを配管で結合して燃焼試験を行

第8図 第2段推進系開発スケジュール

第9図 実機型タンク燃焼試験

い、エンジンとしての機能を確認したものである。

タンク系については、要素基礎試験、厚肉の小型タンクを用いたシステム試験を経て、原型タンクを試作し極低温強度試験、システム試験等を実施した。原型タンクは長さが実機の約1/2のタンクである。原型タンク・システム試験では、各コンポーネントを犠牲したタンク系を真空槽内に設置して熱的環境を模擬し、液酸の代りに液体窒素を用いてデータを取得した。さらに、原型エンジンと小型タンクを組合せて小型タンク燃焼試験を行い、エンジンとタンク系の整合を確認した。開発研究フェーズは昭和56年度に完了する予定であったが、タンク系については輸入材料の遅れ等により昭和58年度までずれ込んだ。

実機開発フェーズでは、開発研究フェーズで定めた設計に基づき実機型のシステムを試作し、種々の条件下で試験を行って、設計および製作工程が飛行用としての要求を満たすものであることを確認した。

実機開発フェーズには昭和56年度に着手し、実機型エンジン試作試験および認定試験を実施するとともに、実機型タンクを試作し常温破壊試験、システム試験等を行った。さらに、厚肉分離型の試験用タンクを用いた厚肉タンク燃焼試験、実機型タンクを用いた実機型タンク燃焼試験（第9図）によって推進系としての機能、性能を確認した。昭和60年度にはすべての開発試験を完了した。また、地上総合試験用ロケット（GTV）を用いて、打上げ時と同等の作業を種子島宇宙センターで実施し、地上設備や作業手順を合せた総合的なシステムとしての確認を行った。

4. 開発試験の概要

4.1 開発成果 昭和52年度に開発に着手して以来、作業の進捗状況に応じてさまざまな試験を積み重ねてきた。試験規模を表す代表的な値として、エンジンおよび推進系の累積燃焼秒時を第3表に示す。宇宙

第3表 累積燃焼秒時

試験の種類		回数	累積秒時
開発研究フェーズ	常圧燃焼試験	38回	2,264秒
	高空燃焼試験	5回	108秒
	小型タンク燃焼試験	6回	113秒
実機開発フェーズ	(実機型フェーズ)		
	常圧燃焼試験	76回	5,324秒
	高空燃焼試験	69回	6,608秒
	厚肉タンク燃焼試験	25回	1,447秒
	(認定フェーズ)		
	常圧燃焼試験	40回	5,013秒
	高空燃焼試験	50回	8,416秒
	実機型タンク燃焼試験	7回	1,866秒
計		316回	31,159秒

第10図 比推力

開発においてつねに世界の最先端を行っている米国の計画（たとえばRL-10, SSME等）と比較すれば燃焼秒時ははるかに短い、結果的にみてほぼ妥当な規模の試験を実施できたものと考えられる。供試体、試験条件等を変えた新しい試験では必ずといっていいほど問題が発生したが、そのつど対策を施し、最終的には実機と同一の設計、製作工程の供試体を用いて、飛行時と同等またはそれ以上に苛酷な条件で試験を行い、問題のないことを確認することができた。推進系としての特性は良好で、ロケットとして550 kg以上の静止衛星打上げ能力を確保できるものと見込まれる。代表例として比推力を第10図に示す。

4.2 主要な問題点とその対策 開発試験において予期せぬデータや不具合が発生することは避けられない。開発初期にまず基本的な問題点を解決し、さらに試験を積み重ねることにより特定の条件下でしか発生しない潜在的な不備も取り除いていく。不具合発生、

原因の究明、対策という過程を繰り返すことにより信頼性の高いシステムが完成する。H-I ロケット第2段推進系の開発において経験した主要な問題とその対策を下記に示す。

(1) 始動および停止：始動および停止時には各部の作動条件が急激に変化しており、バルブの作動タイミング等が適切でないと不着火、ハード・スタート、溶損、熱変形等の問題を起こす。初期の例はガス発生器点火器の作動状態に関するもので、ガス状で流入すると想定した水素が配管の熱容量の不足のため予想より早く液状となり、ガス発生器のハード・スタートを引き起こした。再着火を行わない場合には対策として単に配管を長くすればよいが、再着火を考慮して高膨張ノズル部に熱交換器を設けることとした。

LE-5 エンジンに採用した水素ブリード始動方式では、立上り速度が液水入口部やタービン排気部の圧力により変化する。エンジンとタンク系を組み合わせた最初の試験である小型タンク燃焼試験では、始動時の液水入口圧力がエンジン単体燃焼試験と異なるため立上りが遅れ、ガス発生器の点火時期が早過ぎてハード・スタートを起こした。このため、ガス発生器の点火を前もって設定した時刻に行う方式から、燃焼圧力の立上りを検知して行う方式に変更した。さらに、試験設備にタービン排気ガスのエジェクタを追加して、始動状況を飛行時と合わせることであった。

液酸および液水ターボポンプの予冷は始動時の重要な問題である。とくに液水ターボポンプの予冷が不足した状態でエンジンを始動すると、ポンプ内部で水素がガス化して吸込み不良となり、水素ブリード方式ではターボポンプの回転数が急激に低下する。予冷状況はポンプ出口部の液水温度だけでは判定できず、ハードウェア各部の温度も関係することが明らかになった。とくに再着火時における予冷シーケンスを確立するために、厚肉タンク燃焼試験を中心とする多くの試験を必要とした。

始動、停止時には以上のほか、点火器の溶損や燃焼室の熱変形等の問題を経験したが、最終的には確実な始動・停止手順を確立することができた。

(2) 漏洩：推進薬等の外部漏れはどのような推進系でも問題となるが、とくに水素は少量の漏れでも外部で燃焼する場合が多く損傷が大きい。試験前の検査で常温状態では漏れないことを確認しても、推進薬が流れ温度が下がると漏れが発生する場合がある。試験後の検査でも漏れ箇所が発見できないことが多い。数多くの試験を積み重ねることにより弱点をつぶし信頼性の高いシステムを完成した。

バルブ等の内部漏洩も問題で、開発初期の不具合の

例として、パージ配管の逆止弁の漏れにより液酸と液水がガス発生器の噴射器内で混合し、これを溶損させたことがある。この場合には逆止弁を二重にする等の対策を施した。内部漏洩は通常試験前の検査で発見され交換等の処置がとられる。不具合を起こしたバルブの分解点検の結果では、固体粒子によりシール部に傷がついていることが多い。金属片等の侵入だけでなく、極低温推進薬の場合には水分や潤滑用のクライトックス等も氷結して傷の原因となるので、組立ておよび試験手順には細心の注意が必要である。

タンク共通隔壁の当初の設計では、加工性を考慮してサンドイッチ構造の上側のアルミ板は分割式とし、継ぎ目にダブラを接着してシールすることとしていた。推進薬の充填を繰り返すと接着剤に微細なクラックが発生し、水素が共通隔壁内に侵入して真空度が悪化する例がみられた。真空ポンプによる吸引を継続すれば実用上差しつかえない程度の漏れであるが、確実を期するために上側アルミ板を一体型とする設計変更を進めている。

(3) 着霜および氷結：大気開放状態で実施する低膨張部組立の燃焼試験では、大気中の水分により燃焼終了後短時間で燃焼室に着霜する。このため、当初予定していた再着火試験の実施は断念し、高空燃焼試験で確認することとした。ガス発生器において、噴射器エレメントの目詰まりにより液酸噴流が偏向し、燃焼室壁を溶損したことがある。この原因は外部から侵入した水分等が氷結したためと推定されており、パージの強化その他の処置をとった。GTV による地上総合試験では液水タンクのベント・ポート等の氷結が問題となり、ポリウレタン製のカバーを装着する等の対策を施した。

外部から侵入する水分だけでなく、燃焼ガス中の水分の氷結も問題となる。開発初期において液水ターボポンプの運転中に、駆動ガス中の水分が軸の凹み部で氷結し、バランスが狂って振動が発生したことがある。点火器や計測ライン等が氷結を起こしやすい部分で、再着火を行う場合にはとくに注意が必要である。氷結が起りやすいような形状を極力避けること、パージを十分に行うことが有効な対策となる。

(4) その他：液水ターボポンプにおいて回転振動、軸受の温度上昇、タービン動翼のクラック等の問題が発生したが、それぞれ軸の設計およびバランス調整の改善、軸受保持器の改良、動翼形状の変更等の対策で解決した。燃焼室については、冷却特性を向上するためにチューブの材質を A-286 から熱伝導性のよいニッケルに変更した。

極低温推進系においては、推進薬、構造部材および

機能部品等の温度がどうなるかが重要な問題である。解析により各部の温度を正確に求めることは困難で、また試験においても真空や無重力等温度に関係する条件を完全に模擬することはできない。各種の試験データを組み合わせて温度を推定し、必要な場合には断熱設計の改善、空調の強化等の対策を施す。液水を用いた試験に特有な問題として、試験設備に枝管が多く存在したりまた予冷が不十分であったりすると、運転開始時に供試体入口圧力が大きく振動することがある。このような場合には、試行錯誤を繰り返しながら設備や手順を改良してゆく必要がある。

H-I ロケット第2段推進系の開発においては、以上のようにさまざまな問題を経験したが、N-I ロケット第2段における燃焼振動のような問題はいっさい発生しなかった。大きな事故が起こることもなく、外国の例と比較しても開発はきわめて順調に進行した。最終的には試験飛行の結果を待たねばならないが、地上試験で可能な範囲で最大限問題点の洗い出しを行い、十分信頼性の高いシステムを完成することができたものと考えている。

5. あ と が き

液酸・液水推進系に関する技術基盤がきわめて限られた状況から出発して、比較的短期間でH-I ロケット第2段推進系の開発を完了した。このような成果を達成することができた大きな要因は、設計、製作およ

び試験等の各担当者が、それぞれの立場で最大限の努力を傾け創意工夫を重ねたことである。宇宙開発の分野では、米国で始められた種々の管理手法を適用して品質や信頼性の確保に効果をあげているが、開発試験においてこれらの手法を機械的に適用すると、早急な処置を困難にしたりあるいは担当者の創意工夫の意欲をそいだりすることがある。今後H-IIロケット第1段等の推進系の開発を進めるに当たり、現在までに蓄積された技術の活用を図ることはもちろん、創意工夫を生かせるような管理手法を整えることも重要である。

終わりに、開発にあたって技術的に支援していただいた航空宇宙技術研究所、宇宙科学研究所等の関連機関、ならびに早朝から夜遅くまでの作業をいとわず開発に努力された三菱重工業(株)、石川島播磨重工業(株)その他関係各位の方々に心から感謝の意を表する次第である。

参 考 文 献

- 1) 牧野鉄治ほか：H-I ロケット第2段エンジン(LE-5)の開発一原型エンジンの開発一，宇宙開発事業団技術報告TR-15，1983。
- 2) 宇宙科学研究所，航空宇宙技術研究所，宇宙開発事業団編：液酸/液水エンジン開発研究連絡会議報告書，1984。
- 3) 平田邦夫：液酸・液水エンジン(LE-5)の開発，宇宙開発事業団技術成果発表会(第1回)前刷集，1985，pp. 75-114。