

H-II ロケット 8号機 打上げ失敗の 原因究明及び今後の対策について

平成12年5月18日

宇宙開発委員会技術評価部会

Ｈ－Ⅱ ロケット 8 号機の打上げ失敗の原因究明及び今後の対策について

平成 12 年 5 月 18 日
技 術 評 価 部 会

宇宙開発委員会技術評価部会は、Ｈ－Ⅱ ロケット 8 号機打上げ失敗の原因究明及び今後の対策について、平成 11 年 11 月 15 日、宇宙開発委員会から調査審議の付託を受けた。

以来、本部会は、11 月 16 日の第 1 回会合を皮切りに、これまでに 12 回の会合を開催し、慎重かつ精力的に調査審議を進め、ここに報告書を取りまとめた。

今回の原因究明にあたっては、本部会の管理のもとに、宇宙開発事業団、航空宇宙技術研究所、金属材料技術研究所等が、協力して調査活動を実施するとともに、これまでに 12 回にわたるエンジンや材料の分野の有識者からなる専門家会合を開催し、技術的に詳細な検討を行った。

本部会では、打上げ失敗直後から、テレメトリデータの解析、製造・試験・検査等のエンジンに関する製造履歴の確認等を行い、これらをもとに、昨年末、エンジン停止に至った原因を 4 つに絞り込んだ。その後、本年 1 月、宇宙開発事業団及び海洋科学技術センターの協力を得て、小笠原沖の深さ約 3,000 メートルの海底から LE-7 エンジンを回収したことから、本部会では、回収したエンジンに関して、各部の破損状況に関する調査、破面に関する電子顕微鏡による分析、異物の成分分析等を行った。

さらに、回収した LE-7 エンジンの調査の結果として、液体水素ターボポンプのインデューサに疲労破壊による破面が発見されたことから、インデューサの水流し試験、LE-7 エンジン燃焼試験を実施し、エンジンの特性データを取得し、定量的な分析を行い、エンジンの停止に至った原因についての結論を出すに至った。

このため、本部会では、原因究明の活動を通して得られた知見を、疲労破壊を引き起こすに至った直接要因に関する対策のみならず、LE-7A の開発に向けての対策及び今後のロケット開発に向けての中長期的な対策として取りまとめた。

宇宙開発の関係者においては、今回の打上げ失敗によって得られた教訓を今後の宇宙開発に積極的に活かし、信頼性の高い宇宙開発が進められるよう一層の努力を傾注することを期待する。

なお、今回の原因究明において、海底からエンジンを回収し、調査を行ったことは、わが国における宇宙開発の歴史の中でも初めての試みであり、関係機関には多大なご協力を頂いた。ここに心から感謝の意を表するものである。

－ 目 次 －

I	ロケット及び衛星の目的と概要	1
1	目的	1
2	H-IIロケット8号機の概要	1
(1)	H-IIロケット8号機の概要	1
(2)	第1段システムの概要	2
(3)	LE-7の開発・製作	3
3	衛星の概要	5
II	打上げ失敗の原因	6
1	打上げの経過	6
2	テレメトリデータの解析	7
(1)	テレメトリデータの解析	7
(2)	故障の木解析 (F T A)	9
3	エンジンの調査解析	10
(1)	回収エンジンの分解調査	10
(2)	エンジンの破損状況	10
(3)	インデューサ破面の解析	12
(4)	液体水素ターボポンプに関するシミュレーション解析	13
(5)	液体水素ターボポンプの単体技術試験	13
(6)	エンジン急停止の原因推定	14
4	インデューサ羽根の疲労破壊の原因	15
(1)	インデューサ単体試験	15
(2)	7号機用LE-7エンジン燃焼試験	16

(3)	インデューサ羽根の振動の原因	16
(4)	流体力によって羽根に作用した変動応力の解析	17
(5)	疲労破壊に至る時間の解析	19
5	打上げ失敗の原因に関する考察	20
(1)	従来エンジンとの相違点	20
(2)	エンジン破損の過程	20
Ⅲ	今後の対策等	22
1	LE-7Aエンジンの概要	22
2	異常振動低減化のための対策	22
(1)	試験によるキャビテーション等の確認	22
(2)	加工痕等に関する設計基準の見直し	23
(3)	品質管理基準の向上	23
3	テレメトリデータの取得の充実	23
4	H-II Aロケットの開発に向けて対策を望む事項	24
(1)	H-II Aロケットの総点検の実施と評価	24
(2)	開発試験及び領収試験の充実	24
(3)	異物混入の防止対策の向上	25
(4)	情報技術の積極的な導入・活用	25
5	将来のロケット開発に向けて中長期的な観点から対策を望む事項	25
(1)	材料に関する基礎的研究の充実	25
(2)	故障診断システムの研究開発	26
(3)	計測技術の向上	26
(4)	再使用型ロケットに関する研究開発	26

IV 総合意見	27
(別添1) LE-7の開発状況	87
(別添2) 液体水素ターボポンプの開発状況	91
(別添3) H-IIロケット8号機第1段の製作経緯	93
(別添4) 運輸多目的衛星(MTSA T)の概要	96
(別添5) 打上げ延期について	100
(別添6) 液体水素配管の取り外し作業について	107
(別添7) インデューサ破面の解析	110
(別添8) LE-7Aエンジンについて	120
(参考1) H-IIロケット8号機打上げ失敗の原因究明及び今後の対策について	125
(参考2) 宇宙開発委員会技術評価部会構成員	126
(参考3) 専門家会合等において調査審議に協力いただいた有識者	127
(参考4) H-IIロケット8号機打上げ失敗の原因究明及び今後の対策に係る技術評価 部会開催状況	128
(参考5) H-IIロケット8号機事故原因究明作業実施体制	129

I ロケット及び衛星の目的と概要

1 目的

H-II ロケット8号機は、運輸多目的衛星（MTSAT）を遠地点高度約36,000 km、近地点高度約250 kmの静止トランスファ軌道に投入すること、及び、H-II ロケット上段の再々着火に係る基礎データを取得することを目的としている。

2 H-II ロケット8号機の概要

(1) H-II ロケット8号機の概要

H-II ロケットは、約4トンの衛星を静止トランスファ軌道に打ち上げる能力をもつ2段式ロケットであり、第1段及び第2段に液体酸素（LOX）と液体水素（LH₂）を推進薬としたエンジンを採用するとともに、第1段補助ロケットとして固体推進薬を使用した大型の固体ロケットブースタ（SRB）を採用している。

第1段エンジン（LE-7）は、H-I ロケットの第2段エンジン（LE-5）の技術を基に開発された2段燃焼サイクル式の大型エンジンである。

H-II ロケット1～6号機では、第2段エンジンとして、LE-5を高性能化、高信頼化したLE-5Aが採用されたが、H-II ロケット8号機ではLE-5Aを改良したLE-5Bが採用されている。LE-5Bは、燃焼室に冷却溝を持つ構造を電鑄により一体成形し、部品点数の削減及び燃焼試験の効率化を行い、コストの削減を図った高度化エンジンである。H-II ロケット8号機は、LE-5Bの再着火機能を利用して、衛星を静止トランスファ軌道に投入することができる。

SRBは、H-I ロケットまでの固体補助ロケット（SOB）と異なり、姿勢制御のための可動ノズルを持つ、大型固体ロケットである。

衛星フェアリングは、H-II ロケット1～6号機に採用されたフェアリングをベースとし、コストダウンのために構造体の設計変更を行った、直径5mの高度化フェアリングを採用した。

H-II ロケット8号機の形状及び主要諸元は、それぞれ図-1及び表-1に示すとおりである。

また、H-II ロケット8号機の飛行経路（計画）は、図-2に示すとおりである。

(2) 第1段システムの概要

ア 第1段システムの構成

第1段システムは、搭載機器部、液体水素タンク、液体酸素タンク、LE-7エンジン等から構成される。

第1段は、静止トランスファ軌道にペイロードを投入する場合、打上げ後約346秒間燃焼し、第2段から切り離される（高度約173km、慣性速度5,280m/s）。

第1段機体の形状及び主要構成品の機能は、それぞれ図-3及び表-2に示すとおりである。

イ LE-7の構造・機能

LE-7エンジンは、液体水素ターボポンプ（注1）、液体酸素ターボポンプ（注1）、プリバーナ、燃焼室、ノズルスカート（注2）等から構成されており、推進薬として液体酸素と液体水素を使用し、真空中で推力（注3）約1,078kN、比推力（注4）445秒を発生する高性能エンジンである。

（注1）羽根車を回転させて燃料や酸化剤を吸い込み、圧力を上げる形式のポンプ。

（注2）燃焼室で燃焼したガスを効率よく膨張させ、推力を得るための部品。

（注3）ロケットの噴流の反作用として発生する推進力。

（注4）単位時間に消費される推進薬質量によって、どれだけの推力を発生し得るかを示す数値（単位：秒）。

LE-7エンジンの形状及び主要諸元は、それぞれ図-4及び表-3に示すとおりである。

LE-7エンジンは、液体水素のほぼ全量と液体酸素の一部をまずプリバーナで燃焼させ、ここで発生させた水素過多の高温・高圧ガスでターボポンプを駆動し、その後に残りの液体酸素と合わせて燃焼室で再度燃焼させて効率良く推力を得る2段燃焼サイクルを採用している（図-5、表-4参照）。

LE-7エンジンは、液体水素の加圧用ガスを利用して駆動されるタービンで油圧ポンプを回転させ、発生した油圧によりアクチュエータを駆動させてジンバリング（注1）を行う。その結果、燃焼ガスの噴射方向は最大7.5度まで傾けることができ、機体のピッチ軸及びヨー軸まわりの姿勢制御が行われる（機体座標軸については、図-6参照）。

機体のロール軸まわりの姿勢制御は、主エンジンから供給される低温燃焼ガスに水素ガスを混合したガスを補助エンジンのノズルから噴射させて、推力を発生することにより行われる。

（注1）エンジン取り付け部を可動にすることによりエンジンの向きを変え、機体に掛かる力の方向を変化させること。

ウ 液体水素ターボポンプの構造

構造断面図を図-7に示す。タンクから液体水素を吸い込み、所定圧力に昇圧するポンプ部と、これを駆動するために必要な動力を発生するタービン部に区分され、両者は、シャフト（主軸）で直接結合されている。

ポンプ部は、液体水素の通過する順に、①インデューサ、②第1段インペラ、③第2段インペラから構成される。吸い込まれた液体水素は、第1段及び第2段のインペラ（遠心ポンプ）により、約27.0MPa（約276気圧）まで昇圧される。なお、インデューサにおいては、タンクから供給される液体水素が約2.0MPa（約20気圧）程度まで昇圧されている。

一方、タービン部は1段式の構成となっており、ポンプ駆動に必要な18.6MW（約25,000馬力）を発生する。プリバーナで発生した約20.6MPa（約210気圧）の燃焼ガスは、タービン固定翼で加速され、58枚の回転翼に衝突して回転力となる。

回転体全系は、ポンプ側／タービン側それぞれ2個のボールベアリングで支持されている。また、回転体周りの圧力分布によって発生する軸方向の推力を打ち消すために、第2段インペラ外周部にバランスピストン機構が設けられている。

（3）LE-7の開発・製作

ア 開発

LE-7については、昭和58年度から開発研究に着手し、昭和61年度に本格的な開発を開始し、平成6年度に開発を終了した。その間、合計276回、14,990秒の燃焼試験が実施された（LE-7の開発状況、液体水素ターボポンプの開発状況については、それぞれ別添1及び別添2を参照）。

イ 実機製作

H-IIロケット8号機のLE-7エンジンについては、平成7年12月から製作が開始され、平成10年7月に組立が完了した。

その後、平成10年8月に4回の領収燃焼試験（注1）を実施した。領収燃焼試験の結果は、表-5に示すとおりである。

領収試験の1回目においては、燃焼室への水素供給圧力が設定下限値を下回ったため、スタート後21秒に計測コンピュータにより自動停止している。

燃焼試験後に整備が行われた上で、平成11年4月に機体組立工場において、第1段機体への搭載が行われた（第1段の製作経緯については別添3を参照）。

コンポーネントの製作時には、各工程の加工・サブ組立毎に必要な寸法検査、非破壊検査（浸透探傷検査、X線検査、超音波検査等）、機能試験、耐圧試験、漏洩試験等が、従来号機と同様に実施され、異常は発見されなかった。

エンジン組立後には、漏洩試験、エンジンシーケンス点検、バルブ作動点検等の試験・検査が、従来号機と同様に実施され、異常は発見されなかった。

射場整備作業においては、推進系統点検（エンジンシーケンス点検、ターボポンプ・トルク点検、漏洩点検等）、推進系最終点検（圧カトランスデューサ点検、圧カスイッチ点検等）、エンジンシーケンス点検及び点火器スパークプラグ点検等が従来号機と同様に行われ、結果は良好であった。

また、H-IIロケット8号機においては、1/2段極低温点検が実施され、LE-7に関して良好な結果が得られている。

（注1）飛行用エンジンとして受け入れるため、性能確認、推力調整及び混合比調整を行うための燃焼試験。

3 衛星の概要

MTSAT（注1）は、次世代の航空保安システムの中核となる航空管制等の機能（航空ミッション）と、気象衛星「ひまわり」の後継機としての気象観測等の機能（気象ミッション）を有する衛星である。

（注1）MTSATの概要については、別添4を参照。

II 打上げ失敗の原因

1 打上げの経過

H-II ロケット8号機は、MTSATの電子機器ユニットの不具合、衛星フェアリング空調ダクトの脱落、液体水素枯渇検知センサーの非作動等の不具合が発生したために、打上げが延期された結果、平成11年11月15日16時29分に打上げられた（注1）。

（注1）11月15日以前の打上げ延期については、別添5を参照。

11月15日の打上げ状況は、以下のとおりである。

打上げ時刻：平成11年11月15日 16時29分

打上げ場所：宇宙開発事業団 種子島宇宙センター

発射方位角：97.5度

発射時の天候：晴れ、北北東の風7.7m/s、気温22.5℃

SRBの燃焼は正常で、リフトオフ後約96秒にSRBの切り離しが行われた。

第1段エンジン（LE-7）も正常に燃焼を行っていたが、同約239秒に計画より約107秒早く燃焼を急停止し、同時に姿勢制御不能となり、姿勢異常状態となった。

ロケットはそのまま慣性飛行を続け、同約288秒に衛星フェアリングの切り離しが行われ、高度約130kmに到達後は徐々に高度が低下した。同約322秒に第1段・第2段分離が行われ、同約328秒に第2段エンジン（LE-5B）第1回燃焼開始が行われたが、姿勢異常状態で高度は低下し続け、同約437秒にテレメトリデータの受信が完全に不能に、また同約439秒にレーダ追尾が完全に不能となり、それ以降ロケットからのデータは地上において受信不能となり、安全処置として、同約459秒に指令破壊コマンドが送信された。

H-II ロケット8号機の飛行結果概要は、表-6、図-8、図-9、及び図-10

に示すとおりである。

2 テレメトリデータの解析

(1) テレメトリデータの解析

種子島に設置されている中之山、増田両テレメータ局、小笠原テレメータ局で取得されたテレメトリデータを解析し、計測系の計測時間遅れ、応答特性等の諸特性を考慮して整理した結果は、図-11に示すとおりである。

打上げ後約238.5秒までは、テレメトリデータは正常であり、エンジンは正常に動作していたものと推定される。

テレメトリデータ等の解析・整理結果から、打上げ後約238.5秒以降に次の異常事象が発生したと推定される（図-12参照）。

① 加速度の微小変動

機軸方向加速度が微小変動している（図-13）。

このことから、加速度の変動を起こすような何らかの異常があったものと推定される。

② 液体水素ターボポンプが早期にストール（注1）

液体水素インターフェース圧力が早期に上昇し、ほぼ同時に液体水素インターフェース温度が上昇している（図-14、図-15）。また、液体水素ターボポンプ回転速度が降下する前にプリバーナ燃料噴射圧力が急低下し、プリバーナ燃焼圧力は緩やかに低下した後、プリバーナ燃料噴射圧力との圧力差が無くなり急低下している（図-16）。

これらのことから、液体水素ターボポンプが早期にストールしたものと推定される。

（注1） 本報告書においては、ポンプが出口圧力を発生しなくなり、ポンプ下流から高圧流体が吸込み側へ逆流する現象を指す。

③ 低温流体の外部漏洩

エンジンカバー内気温が下降している（図-17）。

このことから、低温流体がエンジン外部に漏洩したものと推定される。

④ プリバーナ燃焼温度の上昇

プリバーナ燃焼ガス温度が上昇している（図－１８）。また、プリバーナ燃料噴射圧力が急低下し、プリバーナ燃焼圧力は緩やかに低下している（図－１６）。

このことから、液体水素の供給が停止して、プリバーナの酸化剤／燃料混合比がずれたものと推定される。

⑤ 低温流体に引き続く高温流体の外部漏洩

エンジンカバー内気温は、一度低下した後に上昇している（図－１７）。

このことから、低温流体に引き続き、高温流体がエンジン外部に漏洩したものと推定される。

⑥ エンジン全系が急激にパワーダウン

メイン燃焼圧力、各ターボポンプの出口圧力が急低下している（図－１６）。このことから、エンジン全系が急激にパワーダウンしたものと推定される。

⑦ 多量の液体水素が漏洩

液体水素インターフェース圧力と液体水素タンク圧力の差圧が増大している。また、光学データでは、ロケットから白煙が噴出されているのが確認されている（図－１９、図－２０）。

これらのことから、多量の液体水素が漏洩しているものと推定される。

⑧ 機体の回転運動

光学データでは、ロケットから白煙が噴出されているのが確認されている（図－１９）。また、慣性センサユニット（IMU）姿勢角レートが変動している（図－２１）。

これらのことから、機体が回転運動しているものと推定される。

⑨ プリバーナ、主燃焼室において低圧燃焼が継続

プリバーナ燃焼ガス温度の高温状態が継続している（図－２２）。また、油圧系データ（図－２３）、タンク加圧系データ等（図－２４、図－２５）に異

常が発生している。

これらのことから、プリバーナ、主燃焼室において低圧燃焼が継続しているものと推定される。

(2) 故障の木解析 (F T A)

テレメトリデータの解析を基に、液体水素ターボポンプのストールによる第1段エンジンの急停止を頂上現象とするF T Aを行った結果は、図-26に示すとおりである。

このF T Aから、第1段エンジンの急停止の原因として、次の4つが考えられる。

- ① 液体水素ターボポンプ上流部の閉塞
- ② 主噴射器水素ドーム内の閉塞
- ③ 液体水素ターボポンプ下流配管系（再生冷却部を除く）の部分開口
- ④ 液体水素ターボポンプ内部での異常発生

3 エンジンの調査解析

(1) 回収エンジンの分解調査

宇宙開発事業団と海洋科学技術センターの共同による3回の調査航海の結果、平成12年1月、小笠原沖の海底からサルベージ作業によりL E-7エンジンの部品が回収された。エンジンの回収された部分は、表-7に示すとおりである。また、回収された主要な部品は、図-27、図-28、図-29、及び図-30に示すとおりである。

回収されたL E-7エンジンの主要部品については、外観調査が行われ、詳細調査が必要な破損箇所が抽出された後、以下の調査解析作業が実施された。

- ① エンジン分解
- ② 破面解析試料切り出し及び寸法確認等の分解点検に係る詳細調査
- ③ 大型走査型電子顕微鏡、高分解能走査型電子顕微鏡等による破面解析
- ④ 表面及び破面の成分分析
- ⑤ 残留物の調査・分析
- ⑥ 溶接部の調査・分析

(2) エンジンの破損状況

調査解析に基づき整理したL E-7エンジンの破損状況は、図-31に示すとおりである。特に重要であると考えられる破損箇所とその破面観察等による原因推定結果は、以下のとおりである。

① 液体水素メインバルブ（MFV）上流・下流配管の破断

上流・下流配管（ニッケル基耐熱合金）の破面には、ディンプル（注1）と破面同志が擦れたときに生じる形状のみが観察された。

よって、液体水素メインバルブ上流・下流配管の破断は延性破壊（注2）によるものであり、落下中又は着水時に破損した可能性が高いと推定できる。

② 液体水素ターボポンプの入口部ケーシングの破断（図-32、図-33）

入口部ケーシング（チタン合金、針状組織（注3））の破面の内側と外側の一部分にはディンプル領域が形成されているが、全般的には平坦な破面が形成されていた。液体ヘリウム温度での再現試験でも同様の破面が形成された。

よって、入口部ケーシングは、液体水素温度付近で衝撃的荷重負荷により急速に破壊したと推定できる。

③ 液体水素ターボポンプのインペラ接続部の破断

インペラ接続部（チタン合金、等軸粒組織（注4））の破面は円周面内、軸方向面内と45°の角度を形成する斜め方向となっていた。また、破面の様子は溝状模様が支配的であり一部にディンプルが形成されていた。溝状模様は液体ヘリウム温度での再現試験でも形成された。

よって、インペラ接続部は、液体水素温度付近でねじり荷重負荷により、急速に破壊したと推定できる。

④ 液体水素ターボポンプのベアリング内外輪の破断

ベアリング内外輪（ステンレス鋼）の破面は擬似脆性的（注5）であった。一方、室温の圧縮試験で破壊した破面にはディンプルが形成されていた。

よって、ベアリング内外輪は、液体水素温度付近で過大横方向の荷重により、急速に破壊したと推定できる。

⑤ 液体水素ターボポンプのインデューサ（注6）羽根の破断（図-34、図-35）

インデューサ羽根（チタン合金、等軸粒組織）の1枚が大きく欠損しており、その大きな部分（a破面）に疲労破壊が起こった証拠であるストライエーション（注7）が観察された。また、疲労破壊に続いて起こる急速破壊の領域には、液体ヘリウム温度での再現試験で形成された溝状模様が観察された。

よって、インデューサ羽根は、液体水素温度付近で繰り返し荷重により、疲労破壊したと推定できる。

⑥ 液体水素ターボポンプ内部における異物の残留及び付着（図-36）

銀、銅合金、アルミニウム合金、ニッケル基耐熱合金、アルミテープ等が

ターボポンプ内部に残留しているとともに、インデューサ表面等に付着していた。銀はケーシング内側ライナー、銅合金は燃焼室、アルミニウム合金は配管のクランプ、ニッケル基耐熱合金はエンジン各部で使用されている。

これらの異物が侵入した時期としては、整備時、タンクスクリーン（注 8）破損時、及びエンジン破損後が考えられる。

整備時については、機体を工場から出荷する際には機体を回転させて異音のないことを確認していること、また 8 号機の射場作業においては水素系配管の一部取り外しを行ったが、十分な監視の下で異物の置忘れや微小粒子の混入がないこと、清浄度を確保していたことを確認している（水素系配管の一部取り外し作業については別添 6 を参照）。また、タンクスクリーンの強度余裕は 1.5 倍程度と大きく、ここが破損する可能性は低い。

これらの理由から、異物はエンジン破損後に侵入したものと推定される。

（注 1）金属が延性破壊するとき破面に形成される球状のくぼみ。

（注 2）材料に静荷重を負荷したときの、大きな変形を伴う破壊。

（注 3）破壊に対する抵抗を向上させるため、針のように伸びた結晶粒が入り込んだ組織。

（注 4）伸びを向上させるため、球状の結晶粒から成る組織。

（注 5）高強度鋼の低温破壊を特徴付ける破面様相。

（注 6）液体水素ターボポンプの入口において、低圧の液体水素を吸い込みやすいように設計された回転羽根。

（注 7）繰り返し応力に対応した縞状の破面様相。

（注 8）タンク出口において、異物が下流に流れないように取り付けられている金網。

（3）インデューサ破面の解析

液体水素ターボポンプのインデューサ羽根の a 破面に疲労破壊が起こった証拠であるストライエーションが観察された。a 破面の最終疲労き裂形状を図-37 に示す。

このストライエーションと最終疲労破壊き裂形状を基に、曲げ応力範囲と疲労き裂発生寿命と疲労き裂進展寿命を解析した。（詳細は別添 7 を参照）

解析結果は以下のとおりである。

曲げ応力範囲：

$$\Delta \sigma_f = \underline{650 \text{ MPa (66 kgf/mm}^2)} \quad (\text{別添7で} \Delta \sigma_2 \text{に対応})$$

疲労き裂発生寿命：

$$N_i = \underline{5.5 \times 10^4 \sim 1.1 \times 10^5 \text{回}}$$

疲労き裂進展寿命：

$$N_p = \underline{2.2 \times 10^4 \text{回}}$$

(4) 液体水素ターボポンプに関するシミュレーション解析

回収されたエンジンにおいて、液水メインバルブ（MFV）上流・下流配管（燃焼器上流配管）が破損していた。

このため、この部分が初期に開口し、大量の液体水素が漏洩した場合の液体水素ターボポンプの動的挙動について、シミュレーション解析を実施した。

その結果、液体水素ターボポンプ下流部において燃焼器上流部から定常流量の60%程度の液体水素が漏洩したとしても、液体水素ターボポンプにストールが発生する可能性は低いことが判明した。

(5) 液体水素ターボポンプの単体技術試験

テレメトリデータの解析・整理結果から、液体水素ターボポンプが早期にストールしたと推定された。

このため、液体水素ターボポンプの単体試験（液体窒素を使用した試験6回、液体水素を使用した試験10回）を行い、ストールに関連するデータの取得を行った。

試験結果の概要は、以下のとおりである。

- ① 液体水素ターボポンプ下流の開口等により流量比（注1）を急速に増大させた場合、液体水素ターボポンプにストールは発生しない。
- ② 液体水素ターボポンプ上流の閉塞等により流量比を急速に低下させた場合、液体水素ターボポンプにストールが発生するとともに、回転数が急増する。

(注1) ポンプ流量の設計ポンプ流量に対する比。

(6) エンジン急停止の原因推定

回収されたエンジンの破損状況の調査解析から、液体水素ターボポンプのインデューサ羽根の1枚に疲労破壊による破面が観測されている。これらのことから、「液体水素ターボポンプ内部での異常発生」に至った原因は、液体水素ターボポンプのインデューサ羽根の一部が疲労により大きく欠損したことであると考えられる。

2に述べたテレメトリデータの解析をもとにしたFTAの結果を、3のエンジン調査解析の結果をもとに再評価した結果は、表-8に示すとおりである。

テレメトリデータの解析をもとにしたFTAの結果の再評価から、第1段エンジン急停止の原因は、液体水素ターボポンプ内に異常が発生したことが原因であると考えられる。

4 インデューサ羽根の疲労破壊の原因

(1) インデューサ単体試験

液体水素ターボポンプのインデューサ羽根の破壊メカニズムを解明するために、開発試験で使用したインデューサを用いて水流し試験を実施し、旋回キャビテーション（注1）等による変動圧力（インデューサ近傍）、歪み（インデューサ表面）の計測（図-38）及び流れの可視化を行った。入口圧力は、吸込み比速度（注2）を合わせることによって飛行相当のNPSH（注3）となるように設定した。具体的には、液体水素使用時の設計回転数42,000回転/分に対し、水流し試験では4,000回転/分及び9,000回転/分付近で試験を行った。流量比は飛行時相当値を中心として、上下に変化させた。

疲労破壊に至る振動の原因を特定するために、①正常羽根、②欠損羽根（図-39）、③曲がり羽根（図-39）、④入口整流ベーン付（図-40）の4形態について試験を行った。

- (注1) インデューサの吸い込みにより圧力の下がった液体の一部がガス化して生じた気泡がインデューサの回転数近傍で旋回する現象。
- (注2) 流入速度を回転方向速度で除した値。
- (注3) Net Positive Suction Head（有効吸い込み揚程）の略称で、液体がガス化する限界圧力に対する余裕を示す指標として用いられる。

試験結果の概要は、以下のとおりである。

- ① 流れの可視化により、条件によっては逆流渦を伴う激しい旋回キャビテーションが生じ、その影響が入口整流ベーンに達していることが判明した（図-41）。
- ② インデューサ羽根に付加される変動応力は、旋回キャビテーション発生状態でも破面解析による推定値よりも低い。
- ③ 欠損羽根及び曲がり羽根においても、実験した形態ではインデューサ羽根に付加される変動応力が増大することはない。

- ④ 入口整流ベーンを装着してもインデューサ羽根に付加される変動応力が増大することは無かったが、整流ベーンの歪み解析結果から、実機において3.0 kHz 近傍で振動が起こり得ることが判明した。

(2) 7号機用LE-7エンジン燃焼試験

7号機用LE-7エンジンを用いて、液体水素インターフェース圧力を飛行時と同等まで低下させた燃焼試験を実施し、従来計測されていないインデューサ近傍の圧力、振動等のデータを取得した(図-42)。

試験においては、8号機飛行相当の液体水素インターフェース圧力とキャビテーション係数(注1)を再現した(図-43)。

(注1) キャビテーションの発生しやすさを示す指標。

試験結果の概要は、以下のとおりである。

- ① 液体水素ターボポンプにおいて、旋回キャビテーションの兆候と3.6 kHz 付近に10 μ mの軸方向変位のピークが計測された(図-44)。
- ② 整流ベーン入口において、整流ベーンの固有振動数に近い500 Hz 近傍に変動圧力のピークが計測された(図-45)。
- ③ インデューサ近傍下流において、3.2 kHz を中心とする20 kPa (0.2 kgf/cm²)の変動圧力ピークが計測された(図-46)。
- ④ 液体水素ターボポンプ入口部において、3.6 kHz の半径方向振動と3.2 kHz の周方向振動が計測された(図-47)。

(3) インデューサ羽根の振動の原因

インデューサー羽根が疲労破壊を生じた振動負荷としては、下記に示すような、流体力に起因する振動と、機械的な力に起因する振動及びこれらの合成が考えられる。

- ① 流体力に起因する振動
 - ・キャビテーション(逆流を含む)

- ・インデューサー羽根に発生するフラッター（自励振動）
- ・入口エルボ整流ベーンの損傷による流体振動
- ・異物衝突によるインデューサー羽根の一部欠損または変形に起因する流体振動

② 機械的な力に起因する振動

- ・ターボポンプ軸系の振動
- ・異物のかみ込みによるビビリ振動
- ・インデューサー羽根とケーシングとの接触による振動
- ・エンジン外部（固体ロケットブースタ）からの機械振動
- ・軸受けの異常に起因する振動

前述の解析・試験結果を反映して、これらの振動源に関する F T A を行った結果を図-48に示す。結論として、インデューサー羽根を疲労破壊に至らしめた要因としては、主として次の2つの流体振動に起因する複合的な応力であると考えられる。

- ① 液体水素タンクの減圧制御（大気圧の減少に合せ、液体水素タンクを減圧すること）によって引き起こされる旋回キャビテーションによる変動応力
- ② 液体水素ターボポンプ入口部の流体振動（逆流渦を伴う旋回キャビテーションと入口整流ベーンの干渉により発生）により、インデューサー羽根が共振して生じた変動応力

(4) 流体力によって羽根に作用した変動応力の解析

ア 疲労破壊を生じさせた変動応力の推定

インデューサー羽根に生ずる静的な応力は、遠心力による膜応力と曲げ応力の合計で、次の値となる。

$$\sigma_s = \underline{580 \sim 630 \text{ MPa}} \quad (59 \sim 64 \text{ kg f / mm}^2)$$

一方、羽根の疲労破面分析から、急速破壊に移行するときの応力は次の値となる。

$$\sigma_r = 904 \text{ MPa} \quad (92.3 \text{ kgf/mm}^2)$$

これらから、インデューサ羽根の破面に次の変動応力が負荷されたと推定される。

$$\Delta \sigma_f = \underline{550 \sim 650 \text{ MPa}} \quad (\underline{57 \sim 66 \text{ kgf/mm}^2})$$

(別添7で $\Delta \sigma_2$ に対応)

(インデューサ破面の解析は、 $\Delta \sigma_f$ の上限値と下限値について行ったが、疲労破壊の起こりやすい上限値に関する解析結果を別添7にまとめる)

イ 羽根に発生した応力の推定

- ① 水流し試験の結果から推定されるキャビテーションによる変動応力 (注1)

$$\Delta \sigma A1 = \underline{270 \text{ MPa}} \quad (\underline{28 \text{ kgf/mm}^2})$$

- ② 入口圧力変動に伴う羽根の共振による変動応力 (注2)

$$\Delta \sigma A2 = \underline{130 \text{ MPa}} \quad (\underline{13 \text{ kgf/mm}^2})$$

上記の2つの変動応力の合成として、インデューサー羽根に作用した変動応力は

$$\Delta \sigma A = \Delta \sigma A1 + \Delta \sigma A2 = \underline{400 \text{ MPa}} \quad (\underline{41 \text{ kgf/mm}^2})$$

疲労破面の分析から推定した変動応力に対する羽根に発生した変動応力の推定値の比 α は、

$$\alpha = \Delta \sigma A / \Delta \sigma_f = \underline{0.62 \sim 0.73}$$

となり、インデューサー羽根に作用した変動応力は破面の分析から推定した疲労破壊の応力よりも低いですが、5(1)に示す特異な現象が生じたことにより、H-IIロケット8号機においては、 $\Delta \sigma_f$ を超える応力が発生したものと考えられる。

(注1) 水流し試験の測定値から液体水素運転値への換算方法は下記のとおりである。

500Hz以下の成分は、インデューサーの圧力上昇に対する成分とし、オーバーオール値に対して回転数の自乗に比例すると仮定した。

500～5000 Hzの成分はキャビテーションの崩壊による成分とし、オーバーオール値に対して回転数に比例すると仮定した。

(注2) エンジン燃焼試験で得られたデータ、変動圧力39 kPa (0.4 kgf/cm²) (ピーク値)に基づき、羽根の変動応力を解析した。

(5) 疲労破壊に至る時間の解析

破面解析結果から、小さな応力と平均しておよそ10回に1回の大きな応力が認められ(別添7参照)、小さな変動応力の周波数は、羽根の固有振動数に相当する約3,200 Hzであると考えられる。

疲労き裂の発生に至らしめたのは大きな応力が支配的であるとし、推定された疲労き裂発生寿命を用いて疲労き裂発生に要する時間を求めると171～342秒間と推定できる。また、疲労き裂発生後の疲労き裂進展は3,200 Hz程度の小さな変動応力で進むとして、推定された疲労き裂進展寿命を用いて疲労進展に要する時間を求めると6.9秒間と推定できる。

この両者を加算すると、疲労破壊に要する時間は178～349秒間となり、打ち上げから事故に至るまでの時間238.5秒はこの範囲に入る。よって、打ち上げ後から異常振動による変動荷重が生じて疲労破壊に至ったと推定すれば、妥当な数値であると考えられる。

5 打上げ失敗の原因に関する考察

(1) 従来エンジンとの相違点

LE-7エンジンは、同じ設計をもとに製造されたエンジンであっても、微妙な形状の違い等により、キャビテーション特性が大きく変わる性質を持っている。このため、個体による性能のバラツキにより、インデューサに発生するキャビテーションの激しさが異なっていると考えられる。今回の事故につながったと推測される従来エンジンとの相違点は下記のとおりである。

- ① キャビテーションが通常のものに比べて激しく、飛行中に行ったタンクの減圧制御によってポンプ入口部に逆流渦を伴う旋回キャビテーションが発生した。さらに、旋回キャビテーションが入口整流ベーンに達して損傷を与え、液体水素ターボポンプ入口部の流体振動を増幅させた可能性も考えられる。
- ② 疲労き裂の生成については、大きな応力が発生する場所に、深さ15 μ mの加工痕（設計基準の範囲内のもの）があったことも影響したものと推定される。

(2) エンジン破損の過程

以上の検討を踏まえて推測されたエンジン破損の過程は下記のとおりである。

- ① 飛行中の減圧制御時に旋回キャビテーションが発生し、変動圧力によりインデューサ羽根に変動応力が作用した。
- ② 逆流渦を伴う旋回キャビテーションと入口整流ベーンの干渉により、3,200Hz近傍の流体振動が発生した。
- ③ 3,200Hz近傍の流体振動がインデューサ羽根の固有振動数と合致して共振し、インデューサ羽根に大きな変動応力が作用した。
- ④ 深さ15 μ mの加工痕に①と③の複合した大きな応力が作用し、インデューサ羽根に疲労き裂が発生した。
- ⑤ 疲労き裂が進展し、深さ4.6mm、幅32.5mmに達した時点でインデューサ羽根が不安定破壊した。

- ⑥ インデューサ羽根の一部が破損したことによるアンバランスからインデューサ羽根がケーシングに接触し、流体がガス化して液体水素ターボポンプがストールした。また、過大な横方向の力がかかることでベアリングが破損して液体水素ターボポンプが急停止した。
- ⑦ 並行して、破断したインデューサ羽根の衝突及びインデューサ羽根の接触による温度上昇、液体水素の逆流による圧力上昇及び急激な冷却による熱衝撃によりケーシングが破損し、液体水素が外部に漏洩した。
- ⑧ 液体水素漏洩により、エンジン周囲気温が下がった。
- ⑨ 液体水素の供給停止によりプリバーナ及び主燃焼室の酸化剤／燃料混合比がずれて燃焼温度が上がるとともに、液体水素による冷却効果がなくなったことにより、エンジン各部が焼損した。
- ⑩ 焼損部からの高温ガス噴出により、エンジン周囲温度が急上昇した。
- ⑪ 着水時の衝撃でノズルスカート取付け部、及び配管類が破断した。

なお、上で述べた過程のうち、⑤のインデューサ羽根の不安定破壊、⑥の水素ターボポンプの急停止及び⑦のケーシングの破損から液体水素の外部漏洩までの事象が、200ミリ秒という短い時間に発生している。

Ⅲ 今後の対策等

これまでの検討の結果、今回の打上げ失敗は、旋回キャビテーション等に起因する複合的な流体振動により、液体水素ターボポンプのインデューサ羽根に疲労破壊が生じたために起こったものであると推定された。本章では、この結果に基づき、液体水素ターボポンプのインデューサにおいてこうした異常振動を発生させないための対策をまとめた。

さらに、今回の原因究明の調査を踏まえて、H-II A ロケットの開発において適切な対応がとられることを望む事項や、将来のロケットシステムの開発に向けて中長期的な観点から対策がとられることを望む事項についても検討を行った。

1 LE-7Aエンジンの概要

LE-7Aエンジンは、LE-7エンジンの高信頼化を目的として、システムの簡素化、部品点数の削減、溶接箇所的大幅削減等が図られたエンジンである。（LE-7Aエンジンの詳細については、別添8を参照。）

2 異常振動低減化のための対策

(1) 試験によるキャビテーション等の確認

LE-7Aエンジンでは、旋回キャビテーションが発生しないように、液体水素ターボポンプの入口配管、インデューサ等の形状が変更されており、これまでのところ、減圧制御時の旋回キャビテーションは発生していない。

しかし、今回の原因究明で実施された詳細な変動圧力や振動データの取得は未だ実施されていないことから、

- ① LE-7Aエンジン燃焼試験による実作動状態を含む広い範囲での変動圧力データの取得
- ② インデューサの水流し試験による変動圧力及び歪応力データの取得

等のデータの評価を行い、基本的に旋回キャビテーション等による問題のないことを早期に確認する必要がある。

なお、LE-7Aエンジンにおいても、同じ設計をもとに製造されたエンジンの中で、個体差によるキャビテーション等の特性にバラツキがあると考えられる。このため、バラツキの影響についても評価の対象とするため、開発段階における試験の中で、実際の飛行条件を含む広い範囲の条件において実施することが重要である。

また、LE-7Aエンジンでは、液体水素ターボポンプの入口整流ベーンは装着されていないが、ポンプ入口上流にはジンバリング用のベローズ配管が配置されており、インデューサ出口にはガイドベーン等がある。これらによる流体振動に関しても、インデューサ水流し試験やLE-7Aエンジン燃焼試験によって、共振問題のないことを確認する必要がある。

(2) 加工痕等に関する設計基準の見直し

疲労き裂の生成に関しては、大きな応力が発生する場所に存在した、深さ15 μ mの加工痕（設計基準の範囲内のもの）が影響したと推定されたことから、インデューサのみならず他の重要な部品に関して、新たな検査方法の導入も含めて、その加工精度や加工痕を改善する方向で、設計基準を見直す必要がある。

(3) 品質管理基準の向上

インデューサの性能のバラツキが今回の事故に影響したと考えられることから、重要な部品に関しては、性能のバラツキを少なくするように、品質管理基準の向上を図る必要がある。

3 テレメトリデータ取得の充実

今回の原因究明に時間がかかった原因の理由のひとつとして、液体水素ターボポンプ系の計測データの計測項目と、サンプリング頻度が十分でなかったことが挙げられる。

このため、液体水素ターボポンプのインデューサのみならず、H-II Aロケット全体のテレメトリデータについて、その計測項目、サンプリング頻度を充実させ、テレビカメラによる画像情報の取得を含め、飛行状態を適切に把握することが必要である。

また、これまでのH-IIロケットにおいては、初めの2つの試験機打上げ終了後は、テレメトリデータの量が削減されていた。しかし、打上げそのものが、ロケットの信

頼性を向上させるための知見を得るための機会であり、こうした対応は必ずしも適切であったとは言えない。このため、H-II A ロケットでは、試験機の打上げ終了後も、ロケットの信頼性を向上させる観点から、基礎的なデータを、引き続いて取得していくことが必要である。

4 H-II A ロケットの開発に向けて対策を望む事項

打上げ失敗の直接原因とはならなかったが、H-II A ロケットの開発を確実に行うために、宇宙開発事業団が適切に対応することを望む事項についても検討を行った。これらの検討結果を整理すると、次のとおりである。

(1) H-II A ロケットの総点検の実施と評価

H-II A ロケットについては、H-II ロケットの開発で得られた知見をもとに改良が行われているが、H-II A に関する総点検を行い、H-II からH-II A への変更点に限らず、H-II A 全体の要求、設計、製造、開発等に関する再点検、再評価を実施し、それらの結果を速やかに反映させることが必要である。

特に、LE-7 A エンジンにおいては、ロケットの信頼性を向上させるために、ろう付けや溶接等の特殊工程が大幅に削減されている。こうした状況下でも、特殊工程に頼らざるを得ない箇所については、自動溶接の導入、表裏ビードの形状の適正化や溶接部のずれの低減等によって、溶接品質の向上を図るとともに、例えば、マイクロフォーカスX線検査の導入等により、ろう付け等の接合部を定量的に判定する必要がある。

(2) 開発試験及び領収試験の充実

個体による性能のバラツキによる影響を適切に評価するためには、広い範囲の条件下で各種試験を実施し、必要な設計余裕を確保することが重要である。

また、ロケットの信頼性の向上を図るためには、解析結果のみで信頼性の検証を行うのではなく、できる限り試験で確認を行う必要がある。

このため、H-II A ロケットの開発段階において、LE-7 A エンジン燃焼試験、LE-5 B エンジン燃焼試験、固体ロケットブースタの燃焼試験等、これまで以上の充実を図っていく必要がある。

さらに、開発段階のみならず、エンジン領収試験においても、エンジン性能及び機能の健全性を確認するために、できる限り実際の飛行と同じ条件でデータを取得する必要がある。

(3) 異物混入の防止対策の向上

地上試験や射場の作業中に異物混入となる可能性のある場合は、今後とも一層の注意を払うとともに、作業員の身体に付着した異物が混入しないように、作業員の教育や、工具部品等の管理方法について再検討する必要がある。

(4) 情報技術の積極的な導入・活用

宇宙開発事業団では、H-II A ロケットの開発及び運用の効率化を目的として、データ管理システムや射場システムの高度化を進めている。

これにより、次の機能が実現されることが期待されている。

- ① 手順書及び検査記録等の電子化管理機能（射場整備情報管理機能）
- ② 解析・評価結果の半自動処理機能（ロケット系情報管理機能）
- ③ 射場整備作業データ及びフライトデータのデータベース管理機能
- ④ 不具合情報管理機能（品質保証情報管理機能）
- ⑤ 信頼性管理品目情報管理機能（品質保証情報管理機能）

これらのシステムを早期に構築するとともに、開発段階で得られたデータの共有化や、シミュレーション機能の充実を図り、その目的を達成することが必要である。

5 将来のロケット開発に向けて中長期的な観点から対策を望む事項

今回の打上げ失敗を踏まえて、今後のロケット開発において、中長期的な観点から充実を図るべき事項としては、次の4つが挙げられる。

(1) 材料に関する基礎的研究の充実

H-II A ロケットで用いられている主たる材料データについては、ある部分をN

A S Aの研究開発によって得られた成果に依存する形で、我が国の宇宙開発は進められてきた。

しかし、今回の事故の原因究明を通して、我が国が十分な材料データを持たないことに関する問題が指摘されるとともに、大学、国立研究機関及びメーカー等が協力して、材料に関する基礎的なデータの充実を図っていくことの重要性が強く認識された。

このため、我が国においても、中長期的な観点から宇宙輸送システムに向けた材料の研究が継続的に実施されることを期待する。

(2) 故障診断システムの研究開発

将来のロケットシステムにおいては、エンジンの不具合の特徴をデータベース化しておき、特定の箇所に不具合があった場合に、どのような現象が発生するかをシミュレーションすることができる、いわゆる故障診断システムの開発が不可欠である。

今後、こうした故障診断システムの開発を目指して、故障に関するデータベースの構築、高度シミュレーション技術の確立、検査技術の向上等、長期的な検討を行っていく必要がある。

(3) 計測技術の向上

ロケットエンジンの動作環境が厳しいことから、エンジンの作動状況を正確に把握するための計測技術については、必ずしも十分なものとはいえない。

今後は、極低温で高い周波数特性をもつ物理現象を把握する等、計測技術の向上に関する研究開発を行っていく必要がある。

(4) 再使用型ロケットに関する研究開発

ロケットの信頼性を向上させ打上げコストを低減化するためには、再使用型ロケットに関する研究開発が不可欠である。

再使用型ロケットは、今後の宇宙開発を支える基盤技術であり、これまでの宇宙活動に加えて、宇宙利用に関する新たな需要を創出する可能性があることから、我が国においても、積極的な研究開発が行われるべきである。

IV 総合意見

H-II ロケットの第1段機体に搭載されているLE-7エンジンについては、平成6年2月の試験機の打上げ以来、これまでに6回連続して成功してきた実績を有していた。

しかし、MTSATを所定の軌道に投入することを目的として打上げられたH-II ロケット8号機については、LE-7エンジンが打上げ後約240秒に急停止したため、打上げは失敗に終わった。

今回のLE-7エンジンの急停止は、液体水素ターボポンプのインデューサ羽根に疲労破壊が生じたために起こったものである。また、この疲労破壊を引き起こした異常な振動の主たる原因としては、

- ① 液体水素タンクの減圧制御（大気圧の減少に合せ、液体水素タンクを減圧すること）によって引き起こされるキャビテーション（旋回キャビテーション、アタッチドキャビテーション等に分類される）による異常な変動応力
- ② 液体水素ターボポンプ入口の流体振動（逆流渦を伴うキャビテーションと入口エルボの整流ベーンの干渉により発生）により、インデューサ羽根が共振して生じた変動応力

の2つの応力の複合によるものと考えられる。

これまでの6回の打上げ成功にもかかわらず、今回の打上げにおいて失敗に至ったLE-7エンジンは、同じ設計をもとに製造されたエンジンであっても、微妙な形状の違い等により、キャビテーション特性が大きく変わる性質を持っている。

H-II ロケット8号機で使用されたLE-7エンジンは、このキャビテーションが従来のものに比べて激しかったものと考えられる。さらに、大きな応力が発生した場所に、深さ15 μ mの加工痕（設計基準の範囲内のもの）があったことも、疲労き裂の生成に影響したものと考えられる。

LE-7エンジンは、インデューサ入口に近い位置でポンプ入口配管が直角に曲げられた構造になっているために、流れの状態を均一化するため、曲りの位置に整流ベーン

が配置されている。液体水素ターボポンプ入口近傍に整流ベーンを配置することは、逆流渦を伴うキャビテーションと整流ベーンとの干渉が生じることとなり、流体力学的な設計に関する観点から、問題であった。

今回の事故は、LE-7エンジンの異常なキャビテーション及びそれと入口エルボの整流ベーンの干渉が主たる原因として、引き起こされたものであり、原因究明で得られた新たな知見から判断すると、LE-7エンジンの設計上の問題と評価することができる。

旋回キャビテーションの発生については、開発段階において、その存在が認識され、液体酸素ターボポンプでは対策がとられた。（その時点では、液体水素ターボポンプにおいては、旋回キャビテーションの発生は認められなかった。）

その後、液体水素ターボポンプの認定試験段階において、旋回キャビテーションの発生が確認されたが、流体の密度が小さいので、旋回キャビテーションによる軸振動が小さく、性能低下も認められなかったこと、耐久寿命の確認で問題がなかったことから、対策がとられなかった。

また、1998年に、大阪大学の辻本教授により、特定の条件下でロケットエンジンのターボポンプ入口逆流渦が存在することが把握される等、ターボポンプで発生するキャビテーションに関する知見が得られていたが、逆流渦等に係る知見に留まっており、過大な変動応力に言及するものではなかった。

ところが、今回の原因究明において、各種試験データの解析を通して、水素ターボポンプにおいても、整流ベーンとの干渉を考慮すれば、逆流渦を伴う旋回キャビテーションの影響が想定以上に大きいことが判明した。

キャビテーション特性は、ターボポンプの開発において慎重に取り扱われるべき問題であり、開発段階において液体水素ターボポンプのキャビテーション特性を把握するための十分な試験が行われていれば、今回発生した異常なキャビテーションの現象を把握できた可能性があった。しかし、LE-7エンジン開発当初は、液体水素ターボポンプに係る異常なキャビテーションのような流体现象を詳細に解明できる体制が整っていなかった。また、これまで成功していた6回の打上げにおいても、いくつかの悪条件が重なった場合には、こうした事故に至った可能性を否定できない。

LE-7Aエンジンの開発では、激しいキャビテーションが発生しないように、入口

配管、インデューサの形状に関する設計変更が行われ、振動条件が改善されている。しかし、今回の原因究明を通じて得られた知見を踏まえて、キャビテーション等に伴う過大な応力が発生しないことを確認するため、インデューサ水流し試験、LE-7Aエンジンの燃焼試験等を実施する必要がある。

また、加工痕に関する設計基準の見直しや、個体による性能のバラツキを少なくするための品質管理基準の向上を図っていく必要がある。

最後に、今回の原因究明にかかわった観点から、今後の教訓という意味で、次の3点を指摘しておきたい。

宇宙開発においては、必ずしもすべての現象に関する知見が得られた上で開発が行われているわけではないことから、今後は、これまでに成功している技術であっても、新しい科学的な知見が得られた場合は、これまでの設計を再評価する等、積極的に活用しようとする姿勢が必要である。

次に、宇宙開発は、多くの技術を総合的に集大成して実現されるものであり、宇宙開発事業団のみで、すべての分野の研究開発を行うことは現実的には困難である。このため、今後の宇宙開発プロジェクトにおいては、幅広い分野の研究者に積極的な参加を求める体制の整備が必要である。

今回の打上げ失敗においては、事故原因究明チームを組織して究明作業にあたるとともに、12回にわたる専門家会合を開催し、ロケットエンジン、流体力学、構造力学、金属材料、破壊力学等の専門家の参加を得て、様々な観点からの調査分析が行われたことが、原因を絞り込む上で有益であったことを、今回の原因究明活動から得られた教訓として挙げるができる。

今後の宇宙開発においては、事故原因究明のみならず、研究開発の段階から、宇宙開発事業団、開発メーカーのみならず、学会、大学や関連研究機関の専門家に積極的な参加を求め、得られた科学的な知見を、宇宙開発事業団等のプロジェクトに有機的に反映していく体制の整備が必要である。

最後に、海底から引き上げられたLE-7エンジンは、ロケットの飛行に関する数多くのデータが含まれた貴重なサンプルであり、多くの分野の研究者から関心が寄せられている。本部会としては、今回の事故の原因究明にとどまらず、今後のロケット開発等

に必要となるデータを得るため、この回収エンジンが、広く研究者の利用に供せられ、必要な知見の取得に最大限に活用されることを期待する。