

H- ロケット 5号機打ち上げ失敗 【1998年2月21日、種子島宇宙センター上空】

中尾政之（東京大学大学院 工学系研究科 総合研究機構）

H- ロケット 5号機（図1）は、通信放送技術衛星「かけはし」(COMETS)の打ち上げのため、種子島宇宙センターから発射された。

ロケットは第1段エンジンの燃焼、及び第2段エンジンの第1回目の燃焼を正常に終了したが、第2段エンジンの第2回目の燃焼が、当初の予定より早く停止してしまっ。燃焼ガスの漏洩が原因で、エンジンの制御系であるエンジンコントロールボックス(ECB)の電源配線が断線したためであった。

その後、H- ロケットは、計画された時刻に衛星を分離したが、近地点高度がほぼ目標どおりであったのに対し、遠地点高度が約1,900kmと低く、通信放送技術衛星を所定の軌道に投入する事に失敗した。

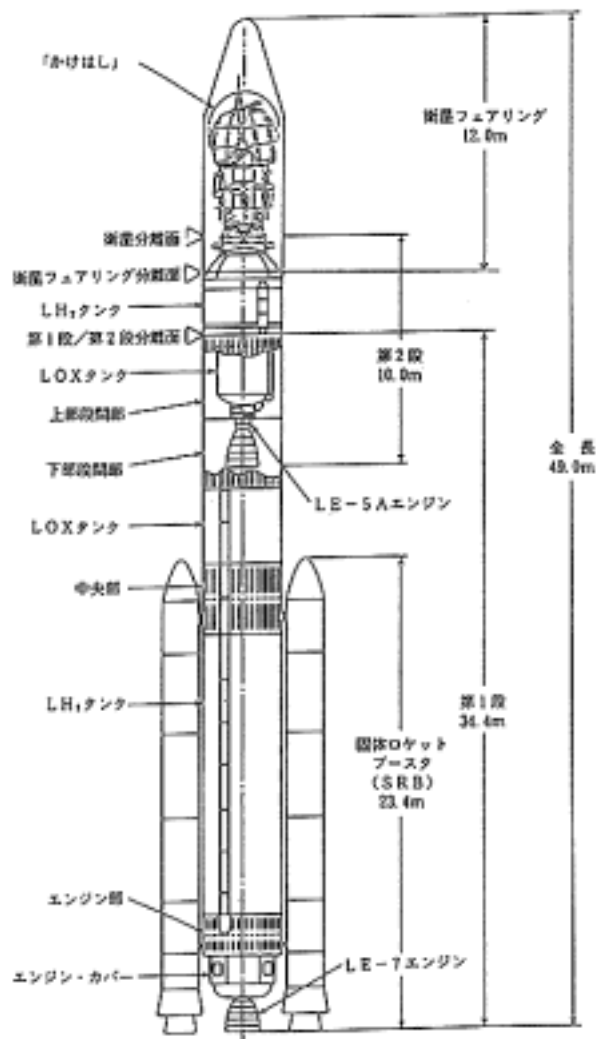


図1 H-IIロケット外観図(5号機) [1]

1. 事象

宇宙開発事業団は、通信放送技術衛星「かけはし」(COMETS)の打ち上げのため、1998年2月21日にH- ロケット5号機を種子島宇宙センターから発射した。

ロケットは第1段エンジンの燃焼、及び第2段エンジンの第1回目の燃焼を正常に終了したが、第2段エンジンの第2回目の燃焼が当初の予定より早く停止してしまった。

その後、H- ロケットは、計画された時刻に衛星を分離したが、近地点高度がほぼ目標どおりであったのに対し、遠地点高度が約1,900kmと低く、通信放送技術衛星を所定の軌道に投入する事に失敗した。

2. 経過

1998年2月21日、通信放送技術衛星「かけはし」(COMETS)の打ち上げのため、H- ロケット5号機は、16時55分00秒(日本時間)に、種子島宇宙センター大型ロケット発射場より垂直に打ち上げられた。そして、進行方向を初期飛行方位角 92.5度(真北を0度とし時計回りで92.5度、ほぼ東方向)に向けた後、太平洋上へ飛行を開始した。

ロケット打上げ時の天候は雨、北東の風、8.7m/s、気温15.0°Cであった。

第1段主エンジン及び固体ロケットブースタの燃焼は正常で、固体ロケットブースタは打上げ後96秒に、衛星フェアリングは243秒に、又、第1段・第2段ロケットは356秒に切り離しが行われた。

引き続き、打上げ後362秒に第2段エンジンの第1回燃焼が開始され、打上げ後672秒の燃焼停止までの間正常に燃焼し、誘導制御も正常に行われた。

打上げ後1,410秒には第2段エンジンの第2回燃焼が開始されたが、1,598秒頃まで燃焼する計画に対し、1,450秒(燃焼開始後40秒)頃から計測データに異常が発生し、1,457秒(燃焼開始後47秒)には推力を完全に失った。

その後、第2段機体はCOMETSと結合した状態で慣性飛行を続けた後、当初計画されていた秒時に近い1,638秒にCOMETSを分離した。

COMETS分離時の軌道は、近地点高度が246.2kmと計画値(250km)通りであったが、遠地点高度が計画値の35,975kmに対して1,902kmと低く、所定の静止トランスファー軌道への投入に失敗した。

3. 原因

図2は第2段エンジンLE-5の燃焼室外観図、図3は燃焼室断面図である。

エンジン推力停止の原因

第2段エンジン(LE-5)の燃焼ガスの図2の軽量化穴部からの漏洩が原因となってエンジンの制御系であるエンジンコントロールボックス(ECB、これが図2の軽量化穴部の外側近傍に配されていた)の電源配線が断線して主弁が閉まりエンジン停止に至ったものと推定される。

燃焼ガス漏洩の原因

第2段エンジン始動後約41秒で燃焼室再生冷却部スロート下流のチューブ間ろう付け部のき裂により燃焼ガスがある程度漏洩して近辺の管群を加熱した後、約42秒以降にその管群の座屈によってチューブ間ろう付け部が大きく開口して大量の燃焼ガスの漏

洩(洩れ量 0.17kg/s、洩れ面積 5cm²)した。また、冷却管の破れによる燃焼圧低下に見合う水素ガスの漏洩(洩れ量 0.04kg/s)が発生し、この漏洩した燃焼ガスがエンジンの制御系であるエンジンコントロールボックス(ECB)の電源配線を 1,500 以上に加熱して、約 46 秒に断線して電力供給を遮断したと推定される。

チューブ間ろう付け部き裂の原因として以下の 2 つのケースが考えられる。

- (a) 窓部中央に内面のみのろう付け部があり、領収燃焼試験(2 回目)での低圧燃焼で、き裂が外側から進展し、フライトでの初回燃焼の停止時にき裂が開口し、第 2 回燃焼中に微小漏洩が発生し、これが燃焼中に拡大した。(推定原因)
- (b) 外筒とチューブ背面間にろう付けがされていない箇所において、燃焼の繰り返しによりチューブ形状の不整量が増えてゆき、第 2 回燃焼中に管群の座屈が発生し、内面のみのろう付け部が開口した。(推定原因)

なお、これらの場合、500 付近における金ろう材の脆性的な特性やろう付け部のばらつき(ボイド、フィレット等)が寄与していると考えられる。

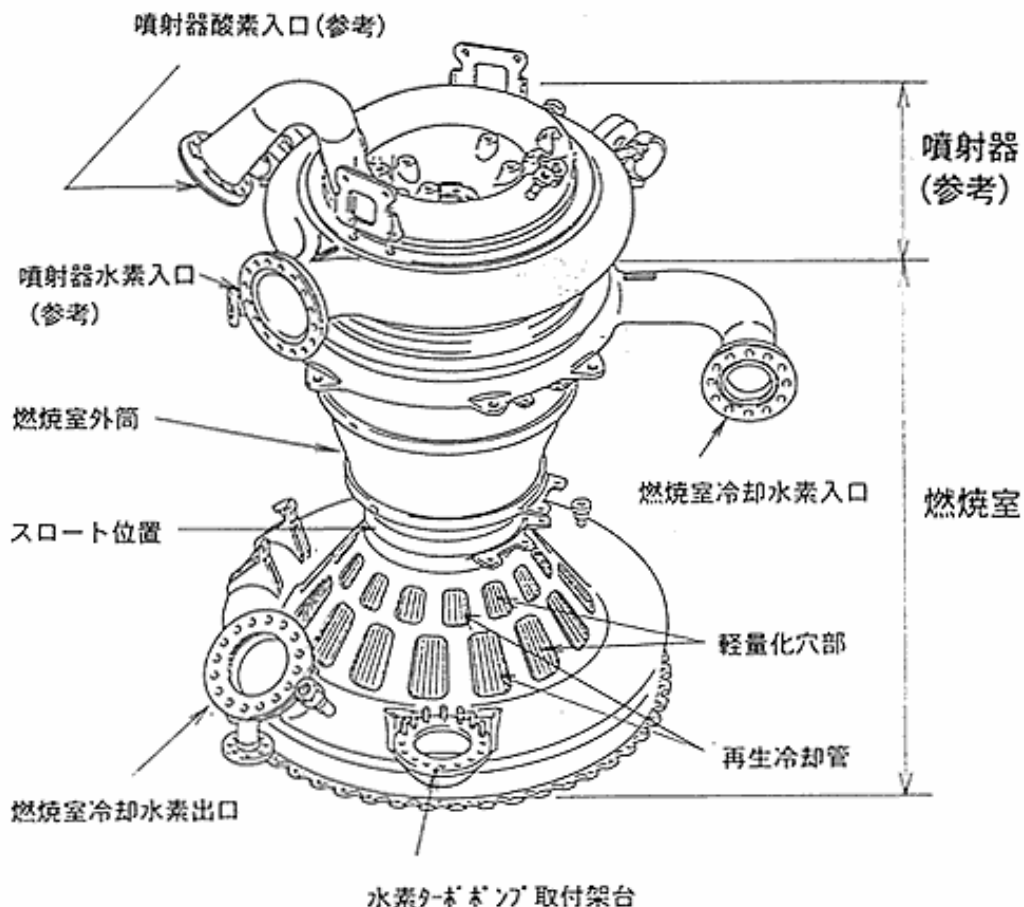


図 2 燃焼室外観図 [1]

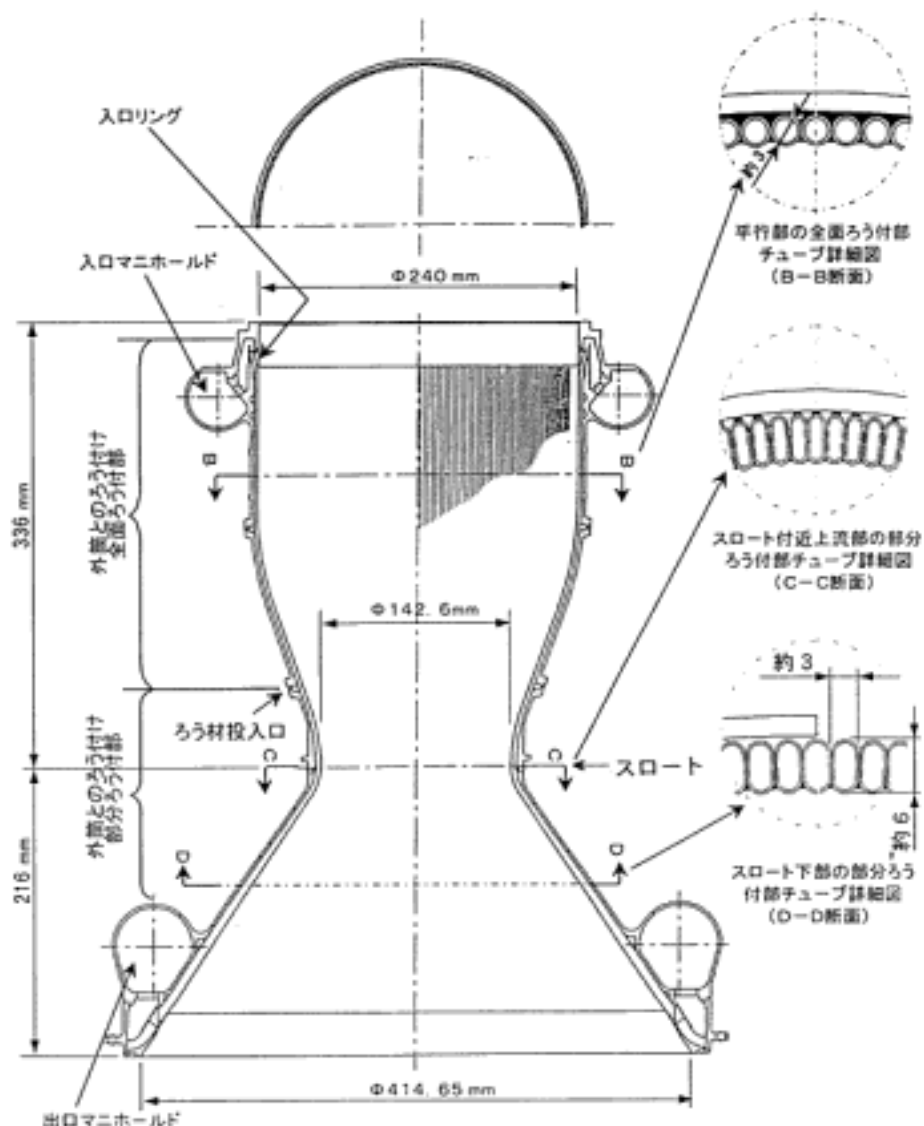


図3 燃焼室断面図 [1]

4. 対処

事故後、宇宙開発事業団は、エンジンが早期停止した原因を特定するために、テレメータデータ等による分析、故障要因分析(FTA)や確認試験などを行った。

その結果、下記が判明した。

まず、エンジンが停止した原因の検討を行い、エンジンから燃焼ガスが漏洩したことが、停止の原因であることを特定した。

次に、燃焼ガスが漏洩した原因の検討を行い、燃焼室の再生冷却部が破損したことが、燃焼ガス漏洩の原因であることを特定した。

燃焼室再生冷却部の破損場所が、スロート下流のチューブ間ろう付け部であること、および破損の原因を推定した。

その後、次回打ち上げ予定の7号機用燃焼室のろう付け状態の再評価のために、以下の作業を実施した。

- ・ 陰影指示評価のための再 X 線検査
- ・ 燃焼室内面側の冷却管のろう付けフィレット状態の再目視検査
- ・ 燃焼室外側の窓部冷却管のろう付けフィレット状態の目視検査
- ・ 燃焼室の X 線 CT 検査

その結果、ろう付け部の再検査・再評価した結果、損傷の要因となるようなろう付け状態は認められなかった。

5 . 対策

燃焼室下部の冷却管相互間にろう付け構造をもつ7号機用 LE-7A エンジン及び H- A (H- ロケットの後継機)LE-5B エンジンのノズルについては、ろう付けの品質に影響を及ぼす因子の管理を更に確実に実施することとした。

ろう付け以外の要因として、エンジン領収燃焼試験(2回目)で燃料圧力が規定まで上がらなかった低圧燃焼があるが、低圧燃焼の根本的な原因は、エンジンの漏洩点検治具の取り外し忘れであり、この結果、それを付けたバルブを通して流れるはずのタービン駆動ガスが流れず、タンク圧力のみで推進薬を供給するしかなく、燃焼圧力が低い低圧燃焼を起こしていた。それに対しては試験手順書を改訂し、治具取り付け時に「赤色タグ」をエンジンに取り付け、「赤色タグ」は外した治具と共に保管することにより、作業と確認をより確実にした。

6 . 総括

H- ロケットは、静止トランスファー軌道に約 4ton の衛星を打上げる能力を有する。その基本構成は、液体酸素と液体水素を推進薬とした高性能な液体ロケットエンジンを搭載した2段式ロケットであり、2本の大型の固体ロケットブースター(SRB)で第1段の推力を補っている。

第1段エンジンは、H-1 ロケット第2段エンジン(LE-5 エンジン)の技術を基にして開発された、大型の2段燃焼サイクル方式液体酸素/液体水素ロケットエンジン(LE-7 エンジン)である。

第2段エンジンは、LE-5 エンジンをより高性能化、高信頼性化した、液体酸素/液体水素ロケットエンジン(以下、LE-5A エンジンという)である。H- ロケットは、LE-5A エンジンの再着火機能を利用して第2段で衛星を静止軌道へのトランスファー軌道へ投入することができる。

固体ロケットブースター(SRB)は、コンポジット系固体推進薬を用いた新規開発の大型ロケットである。H-1 ロケットまでの固体補助ロケットと異なり、姿勢制御のための可動ノズルを持つ。

H- ロケットの打ち上げは、この5号機の発射以前は5機がいずれも成功していた。LE-5A と同様の燃焼室構造をもつ H- ロケットの第2段の LE-5 エンジンも併せると、それまで14回の飛行に連続して成功していた。この成功の連続が、今回の5号機失敗の背景にあるように思われる。その典型的な例が地上の領収燃焼試験(確認試験)でのポカミスである。

2回目の領収燃焼試験(性能確認試験)で、燃焼圧が上昇しなかったため、燃焼開始後

22.4 秒に手動で停止させた。

原因は、ウエストバルブに誤って漏洩点検治具が装着されていたため、タービン駆動ガスが流れず、タンク圧力のみによる推進薬供給となり、燃焼圧力が低い燃焼状態(低圧燃焼)となっていたためであることが判明した。漏洩点検治具の取り外し忘れという単純な作業ミスであった。もちろん、燃焼室及びノズルスカートの冷却が十分に行われなかった可能性があるため、試験後に通常の点検に加え、特別点検を実施し問題のないことを確認した、としているが、このことも打ち上げ失敗の推定原因の1つとされている。

また、もう1つの推定原因であるろう付けのばらつきも製造工程における落とし穴といえる。

7. 知識化

ろう付けは、機械加工に比べ、固定部品間の相対位置やろう付けフィレット長など製造工程でのばらつきが出るので、ろう付け作業に対する設計要求をより明確にして、ばらつきによる品質低下を防止する必要がある。溶接に関しても同様である。

性能確認試験といえども、性能劣化の危険性を秘めている。今回は漏洩点検治具の取り外し忘れというポカミスであったが、ポカミスでなくても、作業工程自体が性能劣化を起こすこともありえる。

成功の連続には、失敗する芽が宿る可能性がある。成功しているときほど、管理体制の強化が大切である。このことは、企業経営においても共通である。

8. 背景

H- ロケットは、H- ロケットまでの開発で得られた成果をもとに、1990年代における大型人工衛星の打上げ需要に応えるため、低コスト及び高い信頼性を目的として開発された純国産ロケットであった。

宇宙開発事業団は、1984年からH- ロケット及びその射場設備の本格的な開発に着手し、概念設計、システム設計、基本設計、詳細設計を経て、1991年9月から翌年、1992年3月にかけて地上試験機(GTV)を用いた射場システム試験を行った。

こうして開発されたH- ロケットは、1994年2月4日に試験機1号機の打上げに成功し、引き続き試験機の位置付けであった2号機(打上げ日:1994年8月28日)及び3号機(打上げ日:1995年3月18日)、実用機となった4号機(打上げ日:1996年8月17日)及び6号機(打上げ日:1997年11月28日)と連続して5機の打上げに成功していた。

なお、地球観測プラットフォーム技術衛星(ADEOS)の機能停止の影響により、COMETSの打上げが延期されたため、5号機と6号機の打上げ時期が前後していた。

<引用文献>

[1] 宇宙開発事業団 H- ロケット5号機による通信放送衛星(COMETS)の軌道投入失敗の原因究明および今後の対策について:

http://www.nasda.go.jp/press/1998/06/comets_980611_01_j.html#1