

## H-IIロケット5号機による通信放送技術衛星（COMETS）の軌道投入失敗の原因究明及び今後の対策についての技術評価部会における審議状況概要

平成10年6月24日

技術評価部会

H-IIロケット5号機による通信放送技術衛星（COMETS）の軌道投入失敗の原因究明及び今後の対策については、2月22日付けで宇宙開発委員会から調査審議を付託されて以来、これまで9回の部会を開催するとともにメーカー工場視察を実施してきたところであるが、6月11日の第9回会合までに、概ね以下の方向で、審議が行われている。

— 今後は、6月29日に部会を開催し、これまでの調査審議を基に作成する報告書原案等について、調査審議を行う予定。

### 1 H-IIロケット第2段エンジン（LE-5A）の概要（図-1、2、3）

#### （1）LE-5Aの概要

- ・ H-IIロケットの第2段エンジン（LE-5）を高性能化・高信頼化した、液体水素・液体酸素を推進薬とするエンジン。
- ・ ターボポンプ、燃焼室（液体水素を液体酸素と混合して燃焼させ噴出する容器）、ノズルスカート（燃焼室からの燃焼ガスを効率良く膨張・加速させて推力を発生させる構造体）等から構成。
- ・ 第1段エンジン（LE-7）等と組み合わせ、約4トンの衛星を静止トランスファー軌道に投入する能力を保有。

#### （2）燃焼室の概要

- ・ 高温・高圧の燃焼ガスで溶融・破壊しないよう、補強用の外筒の内側に、約240本の冷却管（中を冷却水素が流れる管）を周上に配列したものをろう付けにより接合した構造で、高い耐熱性・耐圧性・気密性を保有。
- ・ スロート（直径が最も小さくなる部分で燃焼室中央部）下流部では、外筒に軽量化のための窓（長円形の穴）が多数存在。

#### （3）実績

- ・ 連続して5回（同じ燃焼室構造のLE-5を含めると連続14回）のフライト実績を保有。この内、静止トランスファー軌道への投入は3回。

・諸外国でも同様のエンジンが多数使用。

## 2 軌道投入失敗の状況（図－４）

平成１０年２月２１日、通信放送技術衛星（COMETS）を静止トランスファ軌道に投入することを目的として、Ｈ－Ⅱロケット５号機が打ち上げられたところ、第２段エンジン（LE-5A）が第２回燃焼中に予定より早期に燃焼を停止したため、COMETSは目標軌道より大幅に低い軌道に投入。

## 3 原因の推定（図－５、６）

（１）第２段ロケットのテレメトリデータの解析、プルーム加熱（噴出する高温ガスによる加熱）解析、熱応力解析、故障要因解析等から、第２段エンジンの早期燃焼停止の原因を次のとおり推定。

① 軌道上での第２回燃焼中に、燃焼室スロート下流部において、ろう付け部の一部破損により高温の燃焼ガスが漏洩したため、近傍の冷却管が異常に加熱されて熱応力により変形して、燃焼室が大きく開口。

② 燃焼室の外筒窓部から高温の燃焼ガスが噴出したため、エンジン制御系電源配線が溶損し、エンジンバルブが閉鎖して、予定より早くエンジンが燃焼を停止。

（２）熱応力解析、故障要因解析、燃焼室の切断検査、X線写真記録調査等から、ろう付け部の一部破損の原因は次の可能性が高いと推定。

① 燃焼室の製作段階において、ろう付けのばらつきによってスロート下流部で外筒・冷却管間や冷却管相互間の接合が構造的に弱い部分が生じた。

② さらに、地上の燃焼試験中の点検用治具外し忘れによる異常な低圧燃焼等の影響を受けて、その部分に微小な初期不整（ろう付け内部の微小な亀裂、冷却管の微小な変形等）が発生。

③ その後、繰り返しエンジン燃焼・停止による熱応力を受けて不整が進展し、軌道上第１回燃焼停止・再着火以降、限界に達してろう付け部の一部が破損。

#### 4 今後の対策等（図－7）

- （1）H－II ロケット7号機の第2段エンジン（LE－5A、製作・検査・燃焼試験済み）については、今回の異常の要因となつたろう付けによる接合のばらつき等に関して、詳細に燃焼室を再検査し、フライト実績のあるエンジンの燃焼室のデータと比較して、接合が構造的に弱い可能性のある部分に関して解析を行うことなどにより、健全性を十分確認することが必要。
- （2）H－II A ロケット（H－II ロケット後継機として開発中）の第2段エンジン（LE－5B）については、燃焼室（冷却管やろう付け部のない強固な一体成形品）は、最初に本体から燃焼ガスが漏洩して加熱され開口するような破壊モードはない構造となっているため、今回と同種の原因による異常が発生する可能性はない。

一方、ノズルスカート（上部が冷却管・ろう付け構造）については、今後、ろう付けのばらつきを十分押さえるための、ろう付け工程の品質管理の充実強化、品質を評価するための検査技術の高度化、検査記録保管の徹底等を図ることが重要。
- （3）実機の燃焼試験において、再度、低圧燃焼等の異常を発生させることのないよう、今後、手順確認を徹底して行うことが重要。
- （4）今後は、H－II A ロケット等の打上げに向けて、内外の学識経験者等の協力も得ながら、ロケットの品質管理全般について技術的知見の蓄積を進め、フライトの信頼性・安全性を一層高めていくための不断の努力が行なわれることを期待。

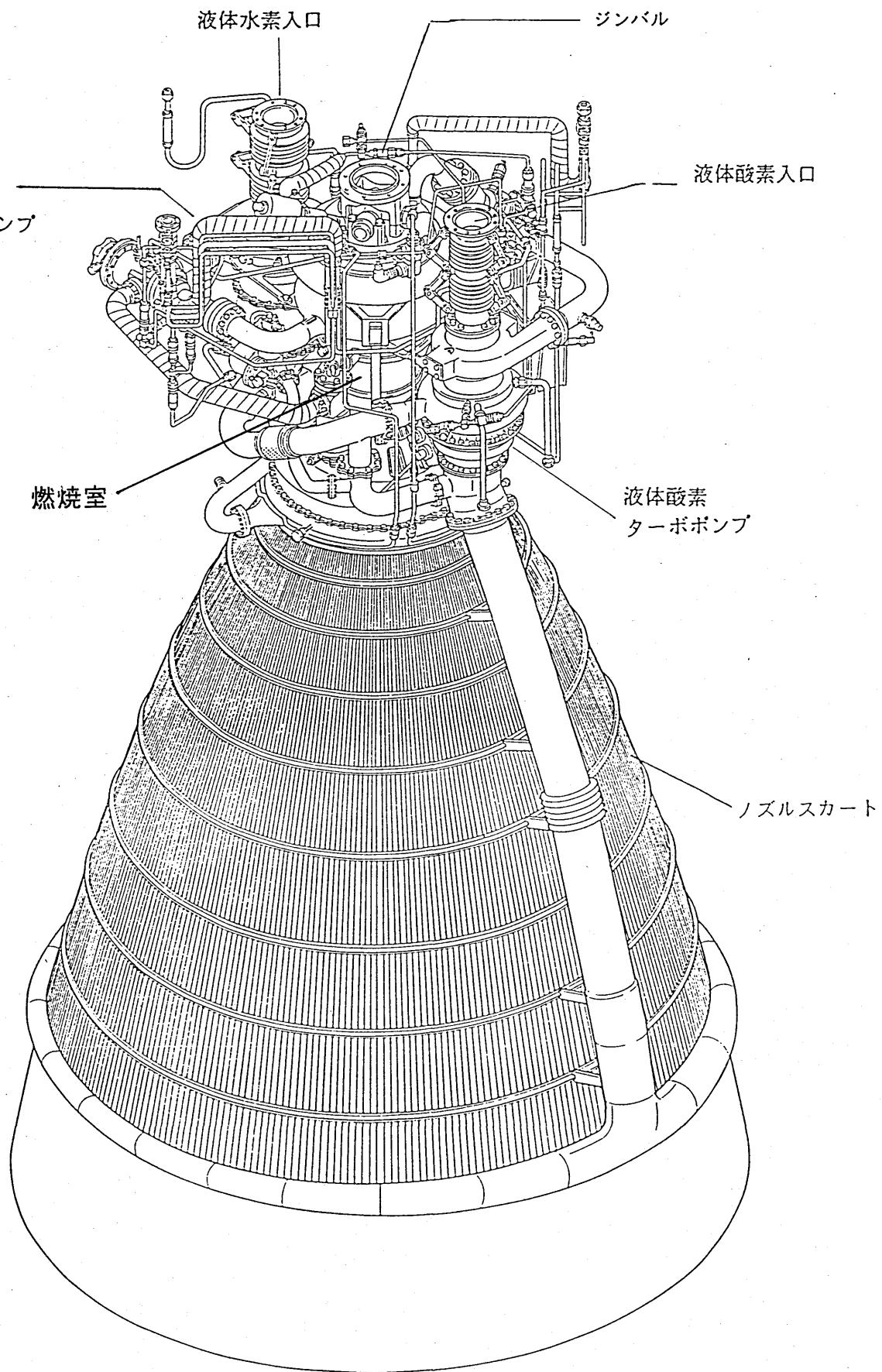


図-1 LE-5Aエンジン外観図

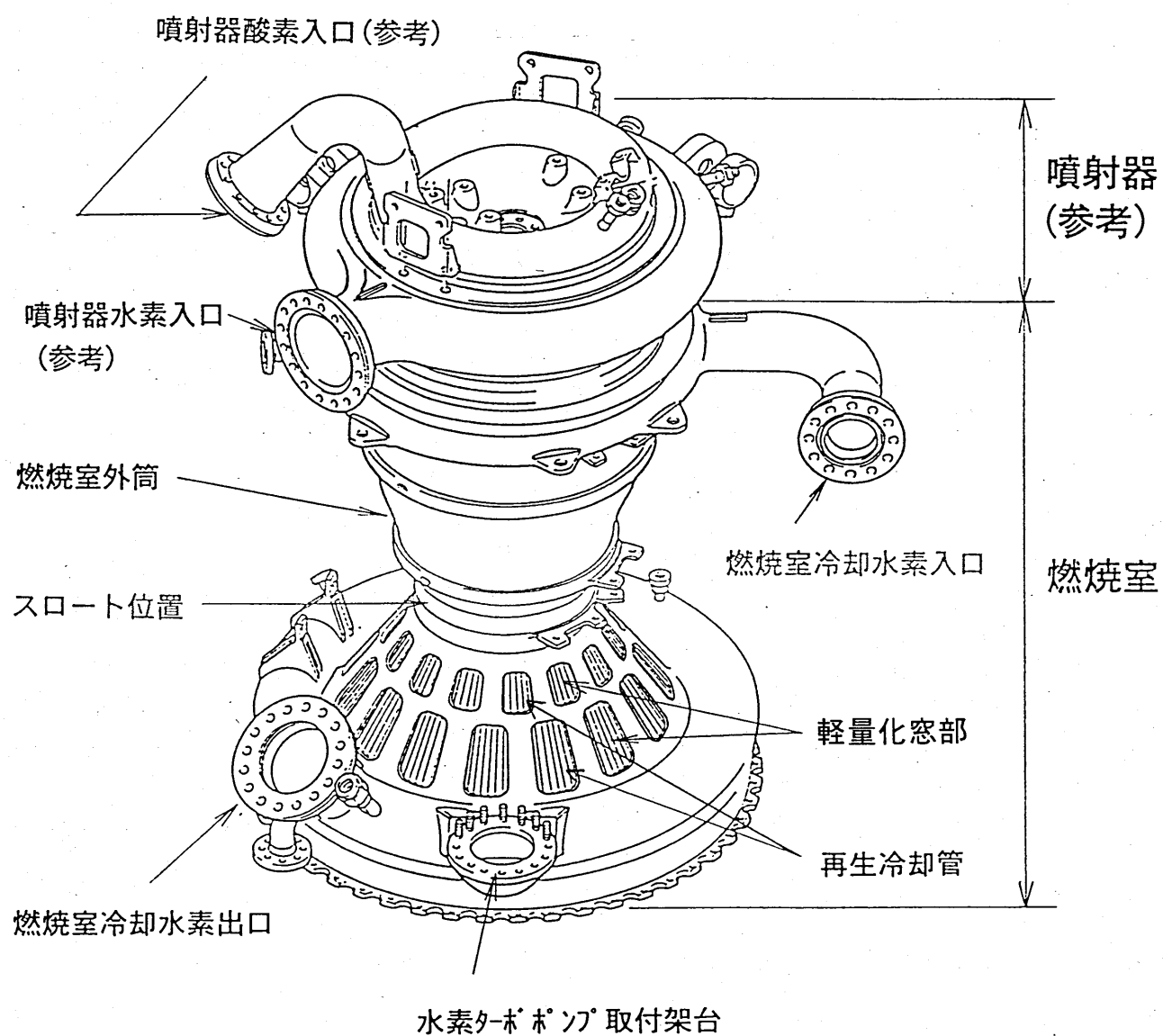


図-2 燃烧室外観図

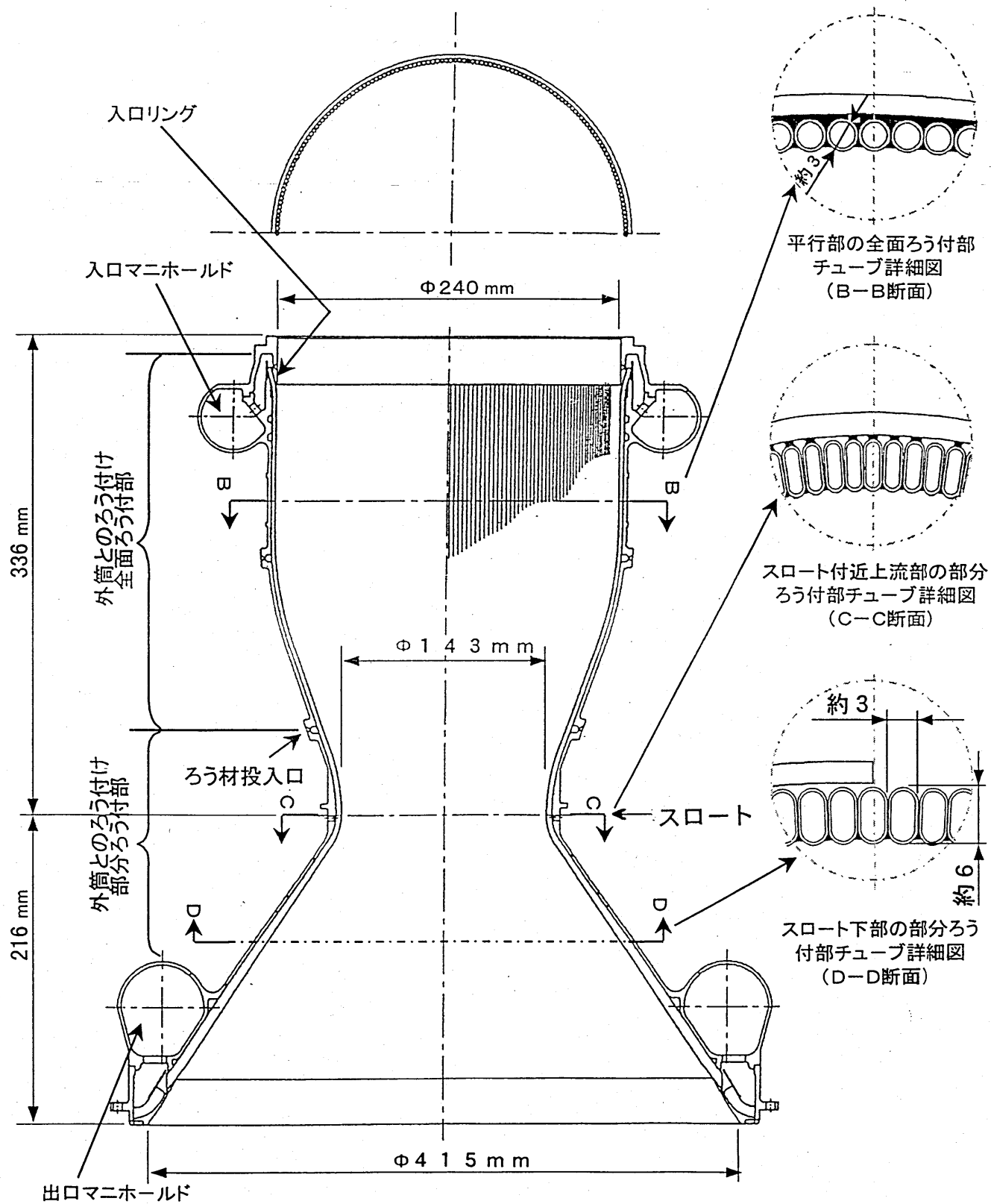
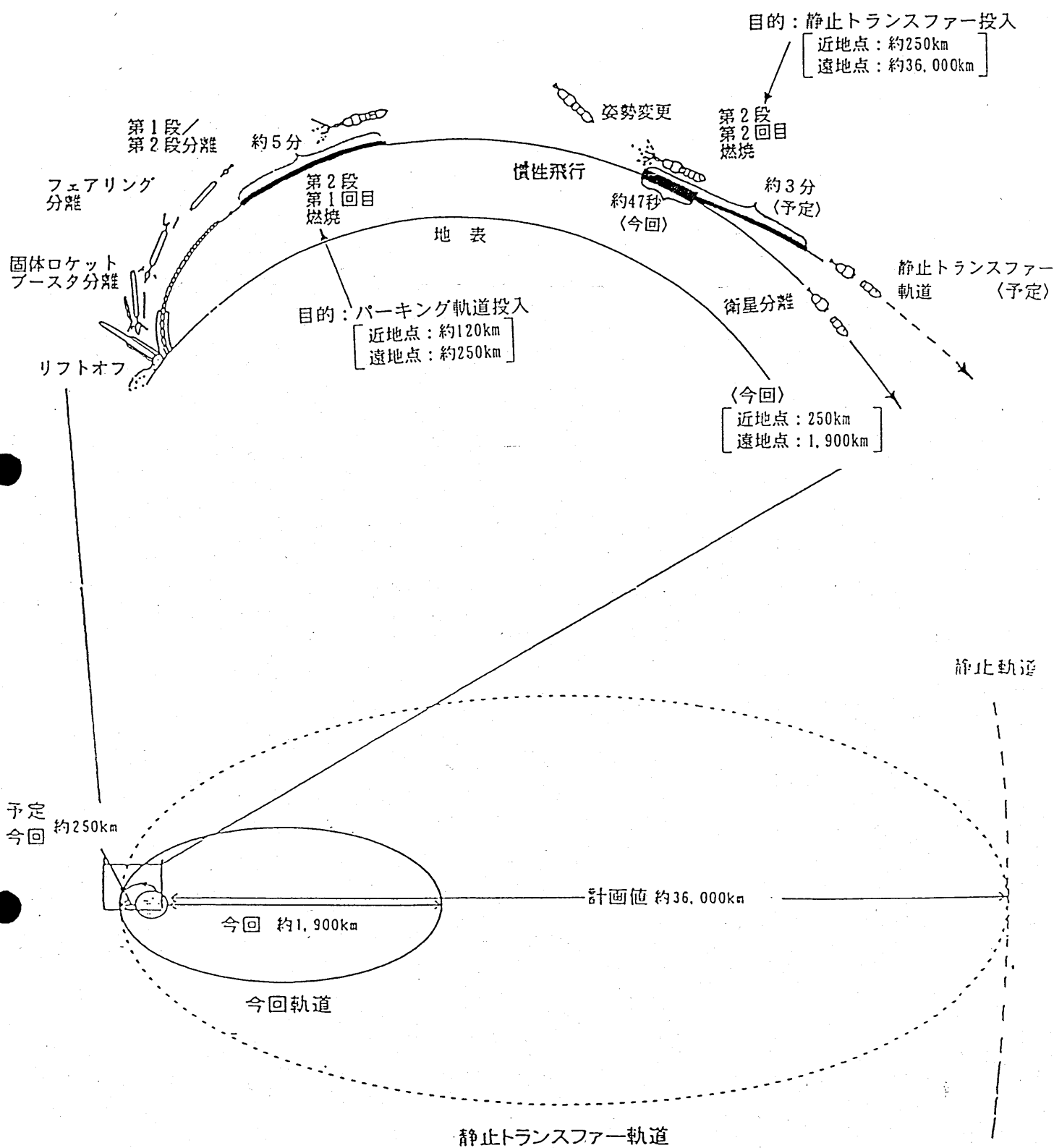


図-3 燃焼室断面図



(注) イメージを分かりやすくするため、縮尺を変えてある。

図-4 COMETS軌道投入シーケンス

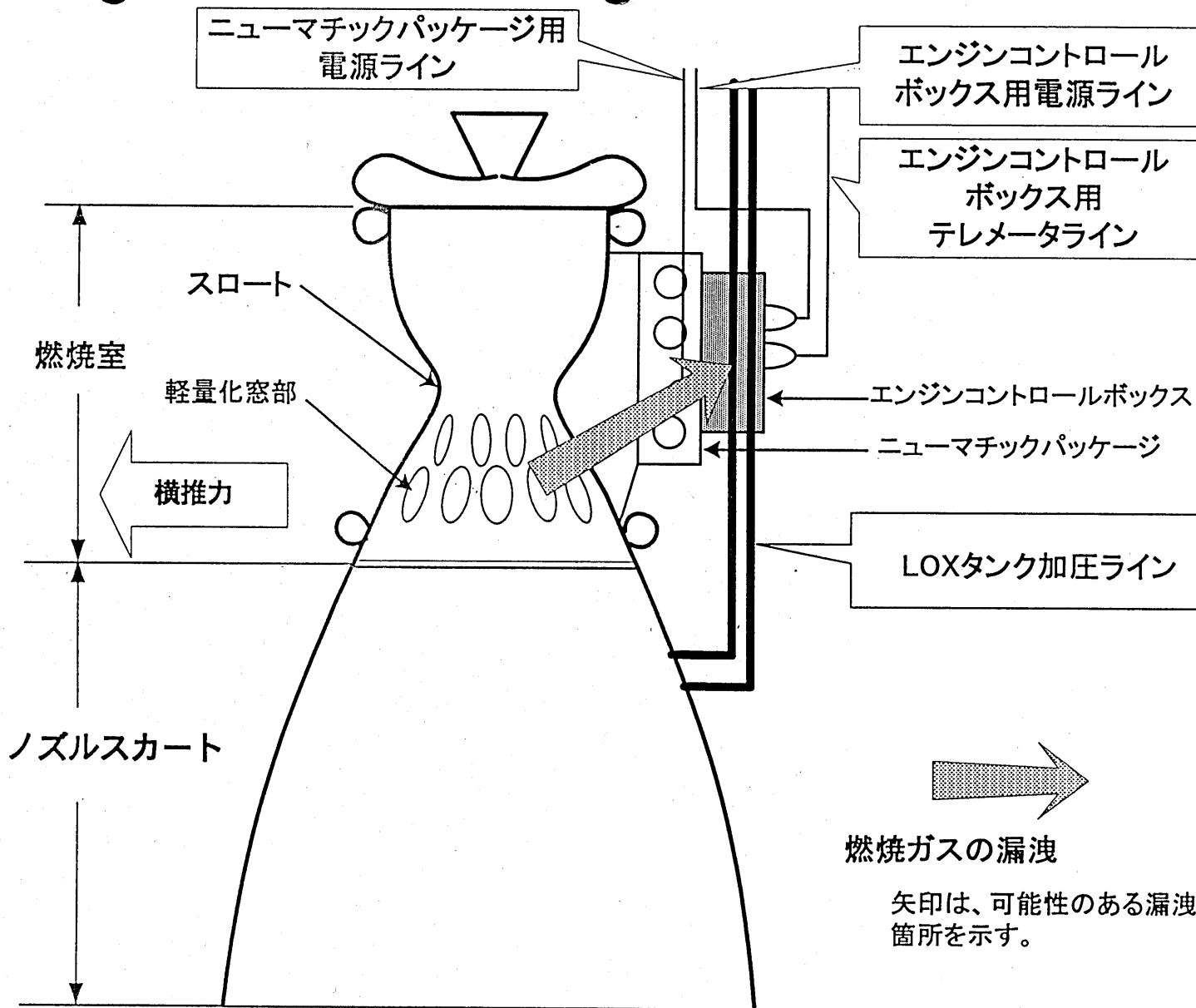
## 事故発生経過

1. 燃焼ガスが燃焼室から漏れ始めた。これにより、酸素タンク加圧ラインのヘリウムガス温度が上昇した。

2. 漏洩量は増加し、ほぼ一定となった。以下の現象が発生した。

- 1) 燃焼圧の僅かな低下
- 2) 横推力の発生
- 3) 電源ラインの断続的な短絡
- 4) エンジンの状態計測の障害

3. エンジンコントロールボックスへの電源供給が最終的に遮断され、エンジン主弁が突然閉となった。このため、エンジンは急速に停止した。



矢印は、可能性のある漏洩箇所を示す。

図-5 エンジン早期停止の原因

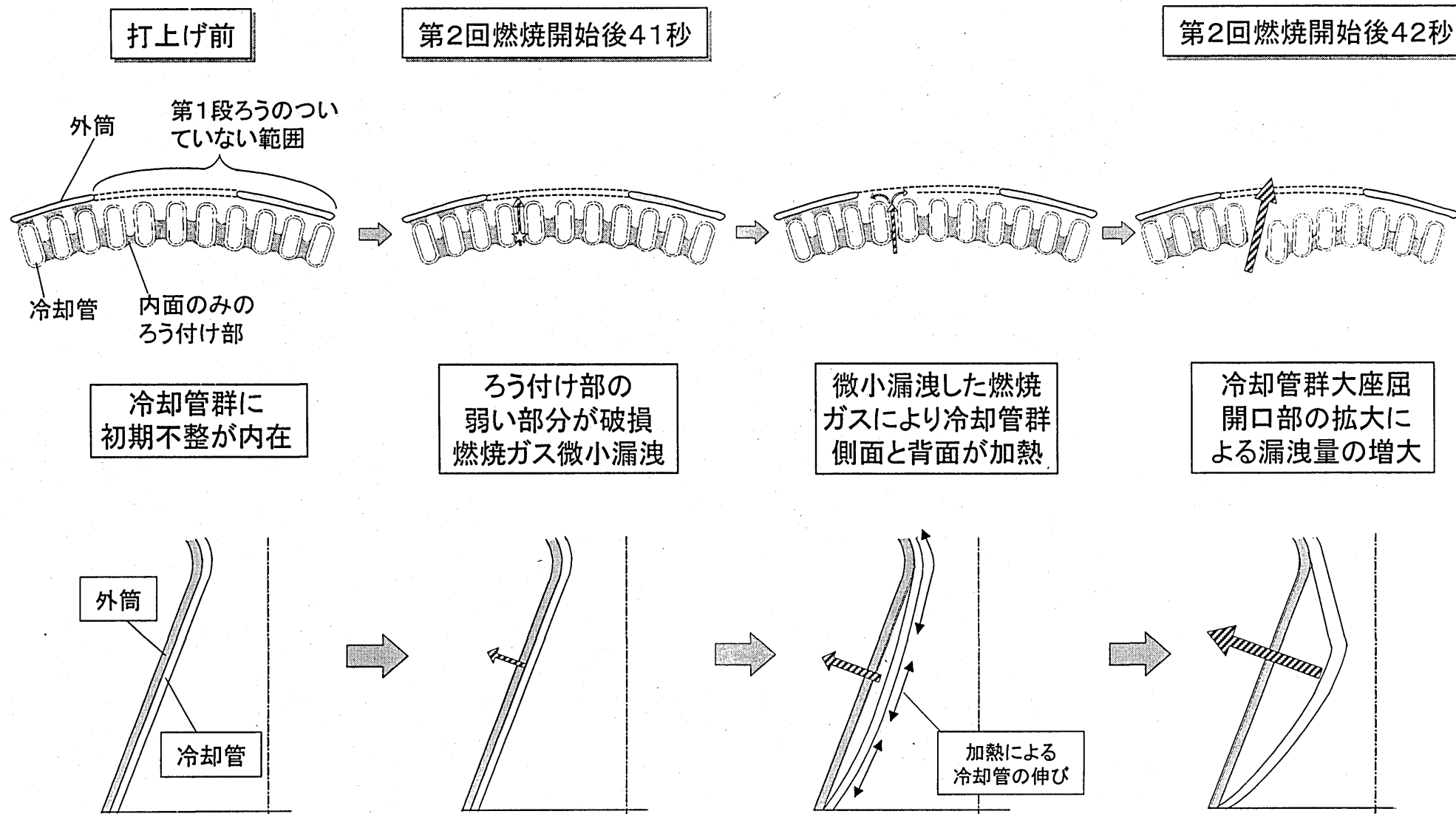


図-6 高温燃焼ガス漏洩のメカニズム

| 燃焼室構造様式 | チューブ＋外筒                                                                     | 銅電鋳溝構造                                          | 銅電鋳溝構造＋外筒                                                 |
|---------|-----------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------|
| エンジン    | LE-5、LE-5A                                                                  | LE-5B                                           | LE-7、LE-7A                                                |
| 概念図     | <p>(ただし軽量化窓部あり)</p> <p>外面</p> <p>外筒</p> <p>チューブ</p> <p>冷却水素流路</p> <p>内面</p> | <p>外面</p> <p>銅電鋳溝構造</p> <p>内面</p> <p>冷却水素流路</p> | <p>外面</p> <p>外筒</p> <p>内面</p> <p>冷却水素流路</p> <p>銅電鋳溝構造</p> |

図-7 燃焼室構造様式の比較

## 宇宙開発委員会技術評価部会構成員

## (部会長)

井口 雅一

(財)日本自動車研究所長、東京大学名誉教授

## (部会長代理)

原島 文雄

東京都立科学技術大学学長

青柳 公男

日本放送協会技術局送信センター長

上杉 邦憲

文部省宇宙科学研究所教授

遠藤 怜 \*

日本航空(株)整備本部技術部部長

恩澤 忠男 \*

東京工業大学工学部教授

木村 好次

香川大学工学部教授

久保田弘敏

東京大学大学院工学系研究科教授

小林 康德

文部省宇宙科学研究所教授

鮫島 秀一 \*

NTTサテライトコミュニケーションズ(株)

代表取締役社長

塩野 登

(財)日本電子部品信頼性センター調査研究部長

下河 利行 \*

科学技術庁航空宇宙技術研究所

構造研究部疲労強度研究室長

鈴木 洋夫

科学技術庁金属材料技術研究所プロセス制御研究部長

鈴木 良昭

郵政省通信総合研究所宇宙通信部長

棚次 亘弘 \*

文部省宇宙科学研究所教授

中島 厚

科学技術庁航空宇宙技術研究所革新宇宙プロジェクト推進センター

有人宇宙技術研究グループリーダー

野中 保雄

東京理科大学工学部教授

古田 勝久

東京工業大学大学院情報理工学研究科教授

松岡 三郎 \*

科学技術庁金属材料技術研究所

フロンティア構造材料研究センター評価ステーション第2ユニットリーダー

松崎 雄嗣

名古屋大学大学院工学研究科教授

三浦 秀一 ○

宇宙開発事業団理事

宮島 博

科学技術庁航空宇宙技術研究所

角田宇宙推進技術研究センター長

○印の専門委員は、今回の調査審議については説明者として参加。

\*印の専門委員は、今回の調査審議等について第3回技術評価部会以降参加。

(参考2)

H-IIロケット5号機による通信放送技術衛星(COMET S)の軌道投入失敗に係る技術評価部会等開催状況

平成10年2月23日(月) 第1回技術評価部会

平成10年3月5日(木) 第2回技術評価部会

平成10年3月17日(火) 第3回技術評価部会

平成10年3月31日(火) 第4回技術評価部会

平成10年4月3日(金) LE-5A製造現場調査

平成10年4月13日(月) 第5回技術評価部会

平成10年4月27日(月) 第6回技術評価部会

平成10年5月15日(金) 第7回技術評価部会

平成10年5月27日(水) 第8回技術評価部会

平成10年6月11日(木) 第9回技術評価部会

平成10年6月29日(月) 第10回技術評価部会(予定)

平成10年7月3日(金) 第11回技術評価部会(予備日)