

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（報告）  
（案）

平成10年7月1日

宇宙開発委員会技術評価部会

## 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

平成１０年７月１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、平成１０年２月２２日、宇宙開発委員会より調査審議の付託を受けた。

以来、本部会は、２月２３日の第１回会合を初めとして、１０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。

今回の軌道投入失敗の原因究明にあたっては、宇宙開発事業団によるテレメトリデータの解析、製造・試験・検査等の履歴調査、開発モデルの切断検査、熱応力解析等の結果を検討しつつとり進めたが、必要に応じ、本部会より追加の確認試験を要請した。

また、宇宙開発事業団の事故原因に対する一次推論を踏まえ、液体酸素・液体水素エンジン、金属疲労、ろう接、品質管理等の専門家を本部会の構成員として追加するとともに、Ｈ－Ⅱロケット第２段エンジンの製造現場の調査を実施し、本部会での調査審議に万全を期した。

その結果、可能性が高いと推定される原因について、絞り込みができたものとする。

また、推定原因を踏まえ、燃焼室のろう付けの品質管理等について考察するとともに、今後のＨ－ⅡＡロケット等の打上げに向けて、冷却管・ろう付け構造に対して必要と考えられる対策の提言も行った。

宇宙開発の関係者においては、今回の軌道投入失敗に鑑み、その教訓を今後の我が国の宇宙開発に積極的に生かし、より適切に開発が進められるよう一層の努力を傾注されることを期待する。

## 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ロケットの概要      | 1  |
| (1) | H-IIロケットの概要      | 1  |
| (2) | 第2段システムの概要       | 1  |
| (3) | LE-5Aの開発・製作      | 6  |
| 3   | 衛星の概要            | 6  |
| II  | 軌道投入失敗について       | 8  |
| 1   | 軌道投入失敗の原因        | 8  |
| (1) | 打上げの経過           | 8  |
| (2) | テレメータデータの解析      | 9  |
| (3) | LE-5A早期燃焼停止の原因   | 11 |
| 2   | 燃焼ガス漏洩の原因の推定     | 12 |
| (1) | 漏洩箇所の推定          | 12 |
| (2) | 燃焼室再生冷却部破損の原因    | 14 |
| (3) | 燃焼室大開口モードの検討     | 16 |
| (4) | 燃焼ガス漏洩のメカニズム     | 17 |
| 3   | ろう付け部破損原因の可能性の検討 | 18 |
| (1) | FTA              | 18 |
| (2) | ろう付け状態の調査・検討     | 19 |
| (3) | ろう付け部破損の原因の可能性   | 20 |
| (4) | ろう付け部破損のメカニズム    | 24 |
| III | 今後の対策等           | 27 |
| 1   | LE-5系エンジンの開発予定等  | 27 |

|            |    |
|------------|----|
| 2 考察 ..... | 27 |
|------------|----|

|               |    |
|---------------|----|
| 3 今後の対策 ..... | 31 |
|---------------|----|

|               |    |
|---------------|----|
| IV 総合意見 ..... | 36 |
|---------------|----|

|                                   |     |
|-----------------------------------|-----|
| (別添1) H-II ロケット第2段エンジンの開発状況 ..... | 110 |
|-----------------------------------|-----|

|                      |     |
|----------------------|-----|
| (別添2) 燃焼室の開発状況 ..... | 113 |
|----------------------|-----|

|                         |     |
|-------------------------|-----|
| (別添3) 開発段階における不具合 ..... | 115 |
|-------------------------|-----|

|                    |     |
|--------------------|-----|
| (別添4) 実機製作経緯 ..... | 119 |
|--------------------|-----|

|                    |     |
|--------------------|-----|
| (別添5) 領収燃焼試験 ..... | 122 |
|--------------------|-----|

|                      |     |
|----------------------|-----|
| (別添6) 打上げ延期の経緯 ..... | 128 |
|----------------------|-----|

|                                   |     |
|-----------------------------------|-----|
| (別添7) 通信放送技術衛星 (COMETS) の状況 ..... | 129 |
|-----------------------------------|-----|

|                              |     |
|------------------------------|-----|
| (別添8) 燃焼室ろう付け部破損の原因の検討 ..... | 132 |
|------------------------------|-----|

|                                 |     |
|---------------------------------|-----|
| (別添9) H-I ロケット第2段エンジンの概要等 ..... | 136 |
|---------------------------------|-----|

|                                        |     |
|----------------------------------------|-----|
| (別添10) H-II A ロケット第1段・第2段エンジンの概要 ..... | 140 |
|----------------------------------------|-----|

|                                                                          |     |
|--------------------------------------------------------------------------|-----|
| (参考1) H-II ロケット5号機による通信放送技術衛星 (COMETS) の<br>軌道投入失敗の原因究明及び今後の対策について ..... | 150 |
|--------------------------------------------------------------------------|-----|

|                              |     |
|------------------------------|-----|
| (参考2) 宇宙開発委員会技術評価部会構成員 ..... | 151 |
|------------------------------|-----|

|                                                                                      |     |
|--------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| (参考3) H-II ロケット5号機による通信放送技術衛星 (COMETS) の<br>軌道投入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<br>..... | 152 |
|--------------------------------------------------------------------------------------|-----|

# 1 ロケット及び衛星の目的と概要

## 1 目的

H-II ロケット5号機は、通信放送技術衛星 (COMETS) を遠地点高度約36,000km、近地点高度約250kmの静止トランスファー軌道に打ち上げることを目的としている。

また、COMETSは、高度移動体衛星通信技術、衛星間通信技術及び高度衛星放送技術の通信放送分野の新技术、多周波数帯インテグレーション技術並びに大型静止衛星の高性能化技術の開発及びそれらの実験・実証を行うことを目的としている。

## 2 H-II ロケットの概要

### (1) H-II ロケットの概要

H-II ロケットは、約4トンの衛星を静止トランスファー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使用するとともに、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) を使用している。

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。また、第2段エンジン (LE-5A) は、LE-5を高性能化、高信頼化したもので、これらにより衛星を静止トランスファー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、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-II ロケット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 ロケットの標準飛行経路 (静止トランスファー軌道ミッション) は、図-2 に示すとおりである。

### (2) 第2段システムの概要

## ア 第2段システムの構成

第2段システムは、分離ナット方式を採用した衛星分離部、誘導制御機器、計測通信機器等の機器搭載部、液体水素タンク、液体酸素タンク、LE-5A等から構成される。

第2段は、静止トランスファー軌道にペイロードを投入する場合、打上げ後約355秒（高度約175km、慣性速度約5620m/s）の時点にて第1段から切り離される。

その後、第1回目のエンジン燃焼を約310秒間行うことによって、慣性速度約7720m/sまで増速を行うとともに、慣性飛行後、第2回目のエンジン燃焼を約190秒間行い、衛星を遠地点高度約36,000km、近地点高度約250kmの静止トランスファー軌道に投入する。

ペイロードを所定の軌道に投入するために、誘導制御機器が、センサーによって検知された加速度等をもとに現在の位置、速度、姿勢を計算し、目標の軌道に達した時点でエンジンの燃焼を終了させる。

その後、必要な姿勢制御を行い、衛星とロケットとの結合部を火工品により切断し、衛星を分離する。

第2段システム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-5Aの構造・機能

LE-5Aは、液体酸素ターボポンプ（注1）、液体水素ターボポンプ（注1）、燃焼室、ノズルスカート（注2）等から構成されており、推進剤として液体酸素と液体水素を使用し、真空中で推力（注3）12.4トン、比推力（注4）452秒を発生する高性能エンジンである。

（注1）タービンの回転を使用して、酸化剤や燃料を吸い込み、圧力を上げて燃焼室に送り出す装置。

（注2）燃焼室で燃焼したガスを効率良く膨張させ、推力を得るための部分。

（注3）ロケットの噴流の反作用として発生する力（単位：トン）。

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

LE-5A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-5が、ガスジェネレータ(タービン駆動用ガス発生器)を使用し、ターボポンプを駆動していたのに対して、LE-5Aは、燃焼室及びノズルスカートの壁面を冷却水素で冷却する過程で気化した水素ガスを使用してターボポンプを駆動するシステムを採用している(図-5)。

また、LE-5Aは、LE-5と同様に真空中で再着火を行うことができるとともに、アイドルモード燃焼という極めて低推力(約500kgf)の作動を行うことができる。

LE-5Aの起動・停止は、ニューマチック・パッケージ(PNP・注5)において開閉制御されたヘリウムガスで、液体酸素及び液体水素供給ラインの弁等を操作することにより行われる(図-6)。

(注5) ガス駆動弁を駆動するヘリウムガスを制御する電磁弁を集めた装置。

## ウ 燃焼室の構造

LE-5Aの燃焼室は、噴射器の下部に結合されるもので、周上に並べて接合(ろう付け)された約240本の冷却管(チューブ)を外筒で補強した構造である(図-7)。

また、燃焼室は、高温の燃焼ガスを音速まで加速し、さらに超音速まで膨張加速するため、スロート部を有している(図-8)。

燃焼室の形状は、直径が上流部24.0cm、スロート部14.3cm、下流部41.5cm、高さ55.2cmの概ね回転対称体である。

燃焼室内の定常燃焼時の温度・圧力分布は、図-9に示すとおりであり、スロート部から下流にかけて燃焼ガス温度及び圧力とも急激に低下(約3000~1500K、約40~1ata)する。

冷却管の内部には液体水素が流れており、燃焼ガスの熱から燃焼室が保

護されている。

冷却管の断面は、スロート上流部において円形（直径3mm）であり、スロート部からスロート下流部にかけて長円形状（寸法については図-8参照）となっている。

冷却管の材質には、冷却水素と燃焼ガスとの間で効率よく熱交換を行うために、熱伝導性に優れるニッケルが採用されている（表-4）。

外筒は一体加工品であり、燃焼室内圧を外筒のみで保持できるような肉厚（2.4mm）に設計されている。

また、外筒は、スロート下流部に軽量化のための大小32個の窓部（小判状、開口面積10cm<sup>2</sup>及び21cm<sup>2</sup>、図-10）を有しており、これによって約0.8kgの軽量化が達成されている。

外筒の材質には、強度が高く、熱膨張率が冷却管の材質であるニッケルに近い、ニッケル合金（インコネル）が採用されている（表-4）。

冷却管と外筒の間は、冷却水素入口部、出口部及びスロート上流部からスロート部にかけてろう付けにより接合されている（図-8）。

## エ ろう付け工程

燃焼室のろう付け工程は、融点の高い順に次のとおり3段階に分かれており、ろう材の塗布は手作業で行われるが、加熱・冷却は炉中で行われる。

- ① 外筒・冷却管間の接合（第1段ろう付け）
- ② 冷却管相互間の接合、燃焼室内面の形成（第2段ろう付け）
- ③ 燃焼圧力の高いスロート上流部における外筒・冷却管間の隙間の充填（第3段ろう付け）

各ろう材の材質及び特性は、表-4に示すとおりである。

ろう付け時の温度については、各ろう付け段階で規定された温度での保持時間（高温保持時間）が規定されている。

また、炉中での昇温及び降温の過程において、燃焼室に温度分布が生じないように、炉内に取り付けられたヒータの電力が手動で制御されている。

ろう付け完了後、燃焼室及び冷却管の漏洩検査が行われるとともに、漏洩が発見された場合には、補修ろう付けが施される。

なお、スロート下流部については、スロート上流部に比べ燃焼圧力が低く、圧力に対する強度余裕が大きいことから、製造の過程で外筒・冷却管間のろう付けが十分にできなくとも支障のないものと考えられていた。

また、冷却管相互間の隙間については、冷却管配列後、0.05mm以内に調整が行われる。

#### オ 燃焼室の検査工程

燃焼室の検査は、開発段階で設定された検査項目に基づき、製造から打上げまでの各段階で実施されている。

燃焼室の組立て段階における検査は、図-11、12、13及び14並びに表-5に示すとおりであり、燃焼室内外面、冷却管等に対して気密試験（リークテスト又は漏れ試験、注1）、耐圧試験（注2）等が実施される。

（注1）容器等の気密性を確認するために、気体等の流体を用いて漏洩（リーク）箇所の有無を検査する試験。

（注2）タンク等の圧力容器の設計及び製作の妥当性を確認するために、水を用いて設計圧まで加圧する試験。冷却管系統に対してのみ実施される。

さらに、X線検査（注3）により外筒・冷却管間のろうの充填率（90%）の確認が行われるとともに、燃焼室内面側の目視検査により、冷却管のろう付けフィレット（接合箇所の隙間に凝固したろうの表面形状）状態の確認が行われる。

（注3）X線検査は、LE-5の開発時に導入されたものである。なお、LE-5は、LE-5Aと同様に、冷却管を一体の外筒内に並べて炉中でろう付けする構造である。

燃焼室組み立て後、エンジンへの艀装、領収燃焼試験、機体組立後の機能試験、発射整備作業等の各段階において、燃焼室内面及び冷却管に対し

て気密試験が行われる。

### (3) LE-5Aの開発・製作

#### ア 開発

LE-5Aの開発は、昭和60年～平成3年にかけて行われ、その間、合計166回16,205秒の燃焼試験が実施された（LE-5Aの開発状況、燃焼室の開発状況及び開発段階における不具合については、それぞれ別添1、別添2及び別添3を参照）。

#### イ 実機製作

H-IIロケット5号機のLE-5Aについては、平成6年3月から製作が開始され、平成7年10月に組立が完了した。

その後、平成7年11月～12月にかけて、高空燃焼試験設備を用いて4回の領収燃焼試験（注）が実施された。

（注）フライト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。

再整備の後、平成8年10月に機体組立工場において、第2段機体への搭載が行われた（機体の製作については別添4を参照）。

領収燃焼試験の2回目において、点検用ジグの外し忘れにより、タンク圧のみで液体水素及び液体酸素を燃焼室に供給する低圧燃焼となった。

低圧燃焼後に実施された通常点検及び特別点検、その後の燃焼試験結果等からエンジンの健全性が評価され、問題ないと判断された（別添5参照）。

領収燃焼試験の結果は、表-6に示すとおりである。

なお、領収燃焼試験を除いた一連の作業及び保管期間において、燃焼室に関する異常や不具合は発生していない。

### 3 衛星の概要

COMETSは、約 $2\text{ m} \times 3\text{ m} \times 3\text{ m}$ の直方体の本体に、進行方向の両側面に展開時約 $3\text{ m} \times 14\text{ m}$ の2翼式太陽電池パドルを、また、地球指向面上に衛星マルチメディア通信用、高度衛星放送用及びフィーダリンク用の3基の大型アンテナを搭載した三軸姿勢制御方式の衛星であり、静止軌道初期重量は約2トンである。

COMETSの形状及び主要諸元は、それぞれ図-15及び表-7に示しておりである。

## II 軌道投入失敗について

### 1 軌道投入失敗の原因

#### (1) 打上げの経過

##### ア 軌道投入失敗の状況

今回の打上げは、平成10年2月20日16時55分に予定されていたが、天候不良のため、翌21日に変更された(注1)。

(注1) 2月20日以前の打上げ日延期の経緯については、別添6を参照。

2月21日の打上げ状況は、以下のとおりである。

打上げ時刻：平成10年2月21日 16時55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：92.5度

発射時の天候：雨、北東の風8.7m/s、気温15.0℃

第1段エンジン及び固体ロケットブースタの燃焼は正常で、打上げ後約1分36秒に固体ロケットブースタの切り離し、同約4分3秒に衛星フェアリングの切り離し、同約5分56秒に第1段ロケットの切り離しが行われた。

引き続いて、同約6分2秒にLE-5Aの第1回燃焼開始が行われ、同約11分12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。

この後、同約23分30秒にLE-5Aの第2回燃焼開始が行われたが、同約24分17秒に燃焼が停止した。燃焼時間が予定の192秒より短い47秒であったために、ほぼ予定の同27分18秒に第2段とCOMETSの分離が行われたものの(表-8)、COMETSの投入軌道は、予定の静止トランスファー軌道(遠地点高度約36,000km)より大幅に低い軌道(遠地点高度約1900km)となった(図-16、図-17及び表-9)(注2)。

(注2) COMETSの状況については、別添7を参照。

## (2) テレメータデータの解析

クリスマス・ダウンレンジ局（位置については図-2参照）で取得されたテレメータデータの解析結果及びそれにより推定された第2段ロケットの異常事象は、次のとおりである（表-10）。

### ① 液体酸素タンク加圧ガス温度上昇開始

第2段エンジン第2回燃焼開始後40.8秒に、液体酸素タンク加圧ガス温度が約100Kから上昇を開始し、約183Kに達した（図-18）。

この事象は、液体酸素タンク加圧系配管が加熱された結果、タンク加圧ガスが温度上昇に至ったものと推定される。

### ② 液体酸素ターボポンプ表面温度上昇開始

同41.6秒に、液体酸素ターボポンプ表面入口温度が約92Kから上昇を開始し、同42.2秒以降急上昇し、220K以上に達した。

また、液体酸素ターボポンプ表面出口温度についても、同様の傾向で約94Kから約104Kまで上昇した（図-19）。

この事象は、エンジン周辺が加熱された結果、温度上昇に至ったものと推定される。

なお、温度計測位置は、図-20に示すとおりである。

### ③ エンジン作動点降下開始

同42.0秒に、エンジン作動点（メイン燃焼室圧力）が下降（42.1kgf/cm<sup>2</sup>Aから41.4kgf/cm<sup>2</sup>A：約2%弱）を開始し、同43.0秒から同45.5秒まで安定した（図-21）。

この事象は、エンジン燃焼ガスの外部漏洩が発生した結果、何らかの理由によりエンジン作動点降下に至ったものと推定される。

### ④ エンジン舵角変動開始

同42.1秒から同44.5秒にかけて、ピッチ・ヨー姿勢角速度が負方向にシフトするとともに、これに対応して姿勢角速度を収める方向に舵角コマンドが変化した（図-22）。

このことから、横推力が発生したものと推定される。

⑤ エンジン用電池電流変動開始

同42. 7秒に、エンジン用電池電流が瞬時増大（約89A）した（図-23）。

このことから、同電池に接続するワイヤハーネス（電線を束ねたケーブル）が損傷を受け、短絡状態が発生したものと推定される（注）。

（注）エンジン用電池は、PNPに電源を供給しており（図-24）、損傷を受けたと推定されるエンジン電源供給ライン（ワイヤハーネス）は燃焼ガスが漏洩した方向と一致している（図-25及び図-26）。

⑥ 常温ヘリウム気蓄器圧力降下開始

同43. 6秒に、常温ヘリウム気蓄器圧力（注1）が降下を開始した（図-27）。

常温ヘリウム系（図-28）に外部漏洩が発生したものと推定され、この外部漏洩は、燃焼ガスの漏洩と関連している可能性が考えられる（注2）。

（注1）液体酸素・液体水素タンクの加圧、バルブ駆動等に用いるヘリウムのタンク圧力。

（注2）外部漏洩が発生したと推定されるPNP近傍の配管は、エンジン周辺温度上昇の付近に設置されている（図-25及び図-26）。

⑦ 計測用電池電流変動開始

同45. 3秒に、計測用電池電流が瞬時増大（約29A）した（図-23）。

このことから、同電池に接続するワイヤハーネスが損傷を受け、短絡状態が発生したものと推定される（注）。

（注）計測用電池は、エンジンコントロールボックス（ECB）に計測用電源を供給しており（図-24）、損傷を受けたと推定されるテレメータモニタ・ライン（ワイヤハーネス）は燃焼ガスが漏洩した方向と一致している（図-25及び図-26）。

⑧ エンジン系計測データ変動開始

同45. 5秒に、メイン燃焼室圧力等のエンジン系データの計測値が発散を開始した（図-21）。

計測用電池電流の変動により、エンジン系データが異常になったものと推定される。

⑨ コントロール用電池電流・エンジン用電池電流低下

同 4 5. 8 秒に、コントロール用電池電流が 0. 4 2 A、エンジン用電池電流が 2. 1 A、それぞれ低下した（図-23）。

コントロール用電池電流低下量 0. 4 2 A は E C B の消費電流に、エンジン用電池電流低下量 2. 1 A は P N P バルブ駆動電磁弁の消費電流に、それぞれ相当することから、E C B への電力供給が遮断された結果、P N P バルブ駆動電磁弁の励磁がオフとなり、エンジン電池電流が低下したものと推定される。

⑩ 機軸方向加速度低下

同 4 7. 5 秒に、機軸方向加速度が急低下するとともに（図-29）、液体酸素ターボポンプ入口圧力の変動及び液体酸素ターボポンプ入口温度の上昇が開始した（図-30）。

このことから、エンジンが停止したものと推定される。

(3) L E - 5 A 早期燃焼停止の原因

ア 故障の木解析 (F T A)

L E - 5 A 早期燃焼停止を頂上現象とする F T A を行った結果は、図-31 のとおりであり、燃焼ガスの漏洩によるエンジン制御系電源配線の焼損が原因である可能性が高い。

イ 早期燃焼停止の原因の推定

テレメトリデータ及び F T A の結果から、L E - 5 A 早期燃焼停止の原因は燃焼ガスの漏洩であり、燃焼ガス漏洩から早期燃焼停止に至るまでの事象は次のとおりと推定される（図-32）。

- ① 第 2 段エンジン第 2 回燃焼開始後 4 0. 8 秒に、高温の燃焼ガスが側方に漏洩・噴出し、液体酸素タンク加圧系配管、液体酸素ターボポンプ等を加熱した。

② 同 4 2. 0 秒に、冷却水素の漏洩によってエンジン作動点が降下するとともに、燃焼ガスの漏洩が拡大した結果、ほぼ同時に推力方向がわずかに偏向したことを誘導制御系が検知して、エンジン舵角が変動を開始した。

③ その後、エンジン制御系電源配線を含むエンジン周囲の配管や配線が溶損されることにより、ECBへの電源供給が遮断され、エンジンバルブが閉となり、同 4 7. 5 秒にエンジンが停止した。

なお、この燃焼ガス漏洩においては、次の特徴が見られる。

- a) 漏洩の初期段階（同 4 1 ～ 4 2 秒の約 1 秒間）には、燃焼圧力（エンジン推力）は、ほぼ一定で低下していない。
- b) 漏洩の後期段階（同 4 2 ～ 4 7 秒の約 5 秒間）には、燃焼圧力（エンジン推力）は、約 2 % 弱低下した後、その状態で安定した。
- c) 後期段階の燃焼ガス漏洩により発生した横推力の大きさは約 4 0 kgf 程度であり、噴出方向はⅡ軸－Ⅲ軸方向である（図－2 6）。

## 2 燃焼ガス漏洩の原因の推定

### （1）漏洩箇所の推定

#### ア F T A

漏洩箇所を検討するために、燃焼ガスの漏洩を頂上事象とする F T A を行った結果は、図－3 3 のとおりである。

燃焼ガスの漏洩が発生する可能性のある箇所としては、次が考えられる。

- a) 点火器
- b) 噴射器
- c) 噴射器と燃焼室の溶接部
- d) 燃焼室
- e) ノズルスカート
- f) 燃焼室周辺配管

これらについて検討した結果、a)、b)、c) 及び f) については、1 (3)

イの特記事項に掲げる横推力の発生、漏洩後期段階の特徴である約2%弱の推力低下等の実現象と矛盾するため、可能性はないと推定されることから、残るd)及びe)について、以下に検討する。

#### イ ノズルスカートからの漏洩の可能性についての検討

ノズルスカートにおいて、燃焼ガスの漏洩が発生する可能性のある箇所としては、再生冷却部が考えられる。

再生冷却部は、冷却水素の通路としてのステンレス製冷却管をろう付けした構造であり、内側を流れる燃焼ガスの温度は1500~1000K、圧力は1~0.04ataである。

このろう付け部が破損し、冷却管相互間に隙間が生じた場合には、外部に燃焼ガスが漏洩するとともに、同時に破損した冷却管の開口部から冷却水素が噴出し、燃焼圧が約2%弱低下する可能性も考えられる。

しかしながら、今回観察されている40kgfの横推力を発生するためのノズルスカートの開口面積は、約32cm<sup>2</sup>以上と大きく、また、約2%弱の推力低下を生じるための冷却管の開口面積は、約0.018cm<sup>2</sup>とわずかであり、2つの現象を発生させるためのノズルスカートの損傷の程度が大きく食い違うことが確認された。

さらに、ニューマティック配管及びワイヤハーネスの溶断時間は、実現象ではそれぞれ1.5秒、3.7秒であったが、プルーム加熱解析（注）を行った結果（表-11）、ノズルスカートからの燃焼ガス噴出では溶断までの時間は、それぞれ37.8~97.0秒、76.4~87.9秒であり、実現象に合わないことが判明した。

（注）プルーム（エンジンから噴出される高温ガス）の近くにある物体が受ける熱量の解析（図-34）。

以上のことから、漏洩箇所がノズルスカートである可能性はないと推定される。

#### ウ 燃焼室からの漏洩の可能性についての検討

燃焼室において、燃焼ガスの漏洩が発生する可能性のある箇所としては、再生冷却部（図－７）が考えられる。

再生冷却部のろう付け部が破損し、冷却管相互間に隙間が生じた場合は、そこから外部に燃焼ガスが漏洩する。

この場合、冷却管も同時に破損して、冷却管の開口部から冷却水素が噴出し、冷却管の溶損は拡大しない可能性が高い。

この点から、燃焼圧が約２％弱の低下で留まり、安定した可能性がある。

そこで、プルーム加熱解析を行った結果（表－１１）、燃焼室からの燃焼ガス噴出の場合、ニューマティック配管及びワイヤハーネス溶断までの時間は、それぞれ０．２３～１１．８秒、０．４３～３．５３秒であり、実現象に合うことが判明した。

したがって、漏洩箇所は、燃焼室再生冷却部である可能性が高いと推定される。

## （２）燃焼室再生冷却部破損の原因

### ア F T A

燃焼室再生冷却部の破損を頂上現象とするF T Aを行った結果は、図－３５のとおりであり、破損の要因としては、次の場合が考えられる。

- a) 冷却管の破損
- b) ろう付け部の破損
- c) 外部要因による再生冷却部の破損

これらについて検討した結果、a)については、以下の理由により、その可能性はないものと推定される。

- ① 冷却管が燃焼室の内外を貫通する程度に大規模な破損をした場合には、燃焼圧力の低下に至り（冷却管１本が開口した場合は数％の低下）、燃焼圧力がほぼ一定である初期漏洩の実現象に合わない。
- ② 冷却管が作動点の低下を伴わない程度に小規模な破損をした場合には、

冷却不足には至らず、下流部の冷却管やろう付け部は焼損しない。

- ③ 冷却管が中規模に破損し、下流の冷却が不十分になった場合には、まず、下流の冷却管がフープ応力（注）で破断する温度まで上昇して破損して、燃焼圧力の低下を伴い、初期漏洩の実現象に合わない。

（注）冷却管の内圧により、冷却管壁の周方向にかかる応力。

また、c)については、「作為的な行為」は要因として否定することはできないが可能性は小さく、また、「脱落品や宇宙デブリの衝突」は冷却水素が最初に漏洩することになり実現象と矛盾することなどから、その可能性はないと推定される。

このため、次項においては、b)ろう付け部の破損を原因として燃焼室が開口するに至ったメカニズムについて検討する。

#### イ 燃焼室再生冷却部における漏洩箇所の検討

燃焼室再生冷却部は、直径が最小となるスロート部を境として、燃焼ガス圧力が約40ataと高く、全て外筒に覆われているスロート上流部と、外筒に軽量化窓部のあるスロート下流部に大別される。

##### （ア）スロート上流部

スロート上流部の再生冷却部は、一体削出しの堅固な外筒で全面が覆われているが、設計上、外筒とのろう付けが冷却管全面に行われていない部分（部分ろう付け部）がある。

漏洩量が大きい場合、燃焼ガスがろう付け部のき裂（クラック）を通過して、外筒・冷却管間を通り、外筒が溶融して燃焼ガスが噴出する可能性がある。

燃焼ガスがき裂を通過する際の、外筒の燃焼ガス温度と冷却管の温度について、き裂幅をパラメータとして熱解析を行った結果（図-36）、冷却管がフープ応力で破断する温度（約1200K）になるき裂幅（約7μm）において、冷却管相互間のき裂を通過した燃焼ガス温度は、外筒の溶融温度（1644K）以下であった。

このケースでは、外筒が溶損する前に冷却管が破断して冷却水素が流

出する（推力低下を伴う）こととなり、実現象と矛盾することが判明した。

以上のことから、漏洩箇所が燃焼室スロート上流部である可能性はないと推定される。

#### （イ）スロート下流部

スロート下流部の再生冷却部は、堅固な外筒で覆われていない箇所（外筒窓部に相当する箇所）がある。

ここの再生冷却部のろう付け部が破損し、冷却管相互間に隙間が生じた場合は、そこから外部に燃焼ガスが漏洩する。

冷却管も同時に溶損したと仮定したとしても、冷却管の開口部から冷却水素が噴出し、冷却管の溶損は拡大せず、燃焼圧が約2%弱の低下で留まり、安定した可能性がある。

冷却管が溶損する可能性を検討するために、冷却管相互間のろう付け部のき裂をモデル化し、燃焼ガスがき裂を通過する際の冷却管の温度について、き裂幅をパラメータとして熱解析を行った結果（図-37）、冷却管の温度は1030Kまでしか上昇せず、冷却管がフープ応力で破断する温度（約1150K）を下回った。

このケースでは、燃焼ガスがき裂を通過する際にも冷却管は破断しないこととなり、フライト時の初期漏洩の実現象に合うことが判明した。

さらに、ワイヤハーネス溶融の再現試験を行った結果（図-38及び表-12）、フライト時に見られた、ワイヤハーネスの短絡及び断線現象が生じるためには、ワイヤハーネス表面温度が1500℃（1773K）程度に加熱される必要があることが明らかとなり、燃焼室スロート下流部から漏洩した燃焼ガス（1500～2000K）がワイヤハーネスの短絡及び断線現象を引き起こした可能性は十分考えられる。

以上のことから、燃焼ガス漏洩箇所は、燃焼室スロート下流部であると推定される。

#### （3）燃焼室大開口モードの検討

第2回燃焼開始後42秒以降に発生した最大横推力(40kgf程度)に対応する開口モードを検討した結果は、図-39に示すとおりである。

大開口モードとしては、次の場合が考えられる。

a) 冷却管相互間開口モード

- ① 一箇所のろう付け部破損(パターン1a)
- ② 複数箇所のろう付け部破損(パターン1b)
- ③ 大規模座屈(パターン1c)

b) 冷却管破損による開口モード(パターン2)

これらについて検討した結果、a)の①及び②については、ほとんど開口しないため、また、b)については、冷却管2本が破損し開口面積が $5\text{cm}^2$ (注)となった場合の水素漏洩量(0.22kg/秒)と燃焼圧低下量(2%弱)から計算される水素漏洩量(0.04kg/秒)とが大きく異なるため、可能性はないと推定されることから、可能性として残る開口モードは、a)の③大規模座屈(図-40)である。

(注) 燃焼室スロート下流部において、最大横推力約40kgfから計算されたものである。

#### (4) 燃焼ガス漏洩のメカニズム

以上のことから、今回のLE-5Aの早期燃焼停止に至った、燃焼ガス漏洩のメカニズムは、以下のとおりと推定される(図-41)。

- ① 第2回燃焼開始後41秒(注)以前に、燃焼室スロート下流部の冷却管間ろう付け部が破損・開口し、開口部から燃焼ガスが微小漏洩した。

(注) 第2回燃焼開始後41秒の時点は、燃焼室全体の温度がほぼ平衡に達する時期である(図-42)。

- ② 微小漏洩した燃焼ガスにより、冷却管相互間(側面)及び窓部側(背面)が加熱された。

- ③ 同42秒に、局部的に冷却管群が大きく座屈し(図-40)、燃焼室の開口部が拡大し、燃焼ガス漏洩量の急増により横推力が発生するとともに、

冷却管の一部が破損し、冷却水素漏洩により燃焼圧が2%弱低下した。

④ その後、漏洩した冷却水素により開口は進展せず、燃焼圧は安定した。

### 3 ろう付け部破損原因の可能性の検討

これまでの検討により、燃焼ガス漏洩は、燃焼室スロート下流部の冷却管相互間のろう付け部破損を要因として、燃焼室の大開口を伴う座屈により引き起こされたものであると推定された。そこで、ろう付け部破損の原因の可能性について検討する。

#### (1) F T A

ろう付け部破損を頂上事象とするF T Aを行った結果は、図-35のとおりである。この結果から、第2段ろう付け部の破損原因については、次の4つが可能性として残った（詳細については別添8参照）。

- a) ろう付けの形状異常（フィレット、外筒・冷却管間の隙間、ボイド(注)）
- b) 領収燃焼試験での低圧燃焼
- c) 飛行時における冷却管内への異物混入（コンタミネーション）
- d) 取扱時のろう付け部の損傷

（注）凝固収縮、変形等に伴って生成する空洞。形態、大きさ等の違いにより、ポア、キャビティ等と呼ばれることもある。

これらについて検討した結果、c)飛行時の異物混入については、1mm以上の異物により冷却管が部分的に閉塞し、熱的に厳しいスロート部の冷却管が、フープ応力過大で破損する限界近くまで加熱された場合には、冷却管群の変形やろう付け部の損傷が生じる可能性はある。

しかし、異物の大きさ・形状の偶然性や、閉塞した冷却管付近のろう付け部に弱い部分が存在することが必要であり、その可能性は小さいと推定される。

また、d)取扱時のろう付け部の損傷については、保管状況の調査結果の範囲では問題はなく、サンプルチューブの検査結果も良好なことから、可能性は小さいと推定される。

## (2) ろう付け状態の調査・検討

### ア X線記録の調査

ろう付け終了後に撮影された、H-IIロケット5号機の燃焼室スロート下流部のX線記録は、図-43に示すとおりであり、X線記録調査の結果、以下のことが確認された。

- ① 冷却管・外筒間の接合状態については、他号機（注）と比較して、ろう付け部分の割合が少なく、かつ、接合箇所の分布に片寄りがあること。
- ② 燃焼ガスの噴出が推定される方向に、外筒・冷却管間のろう付けがされていない範囲が広いこと。
- ③ 冷却管相互間の燃焼室内面側にのみ第2段ろうが存在するろう付け部（以下、「内面のみろう付け部」という。）があった可能性を示す陰影が存在すること。

（注）H-IIロケット6号機を除く。

### イ 認定試験用燃焼室の切断検査

25回合計約1時間の燃焼試験を行った、認定試験用燃焼室（S/N006）について、製造時と同じ方法でX線撮影を行い、冷却管相互間ろう付け部に陰影指示が認められた箇所の切断検査を行った結果、以下のことが確認された（図-44）。

- ① 冷却管相互間に隙間（ろうのない空隙）が存在すること。
- ② 第1段ろう材と第2段ろう材の共存している箇所が存在すること。

また、10回合計約8分の燃焼試験を行った、認定試験用燃焼室（S/N004）について、冷却管相互間ろう付け補修部の切断検査を行った結果、以下のことが確認された（図-45）。

- ① 冷却管相互間のろう材の厚さは大きいところで0.3mm程度であること。
- ② 冷却管相互間のろう材にボイドが存在すること。

③ ろう付け界面に密集したボイドが存在すること。

さらに、認定試験用燃焼室（S/N004）について切断検査を行った結果、この供試体だけに内面のみのろう付け部が一箇所存在することが確認された（図－46）。

#### ウ 第2段ろう材（金ろう材）特性試験

ろう付け部形状を模擬した試験片（図－47）及び丸棒の金ろう材を用いて、引張試験を実施した結果、高温域（527℃（800K）近辺）で延性特性が低下することが確認された（図－48）。

また、ニッケル材を金ろう材でろう付けしたコンパクト引張試験片（図－49）を用いて、破壊靱性試験を実施した結果、527℃（800K）の試験片（き裂先端中央部に約1.5mmのボイドあり）の $K_{Ic}$ 値（注1）は、90kgf/mm<sup>3/2</sup>と低い値であった。

（注1）引張荷重に対し、き裂が進展する臨界応力拡大係数（破壊抵抗の度合いを表す値）。

ただし、室温から400℃（673K）までのシャルピー衝撃試験（図－50及び表－13、注2）の結果、試験片のろう付け部は極めて高い破壊靱性を有していることが確認されている。

（注2）材料の靱性を評価するための小型衝撃曲げ試験。

#### （3）ろう付け部破損の原因の可能性

ろう付け部破損を頂上事象とするFTAを行った結果、ろう付けの形状異常及び領収燃焼試験での低圧燃焼の可能性が残った。

一方、ろう付け部の調査・検討から、H-IIロケット5号機の燃焼室スロート下流部において、外筒・冷却管間の第1段ろう付けがされていない範囲が広いこと及び燃焼室内面側にのみろうが存在するろう付け部が存在した可能性があることなどが判明した。

以上のことから、ろう付け部破損の要因については、次の3つであると推定される。

- ① 内面のみのろう付け部が存在すること。
- ② 外筒・冷却管間のろう付けがされていない範囲が広いこと。
- ③ 領収燃焼試験で低圧燃焼を行ったこと。

これら3つの要因については、スロート下流部の応力解析の結果、それぞれ単独ではろう付け部破損の原因とはなり得ないことが判明したが、これらが重なり複合的に作用したとすれば、ろう付け部が破損する可能性があると考えられる。

そこで、ろう付け部の調査・検討で得られたろう付けに関する知見及びH-IIロケット5号機のLE-5Aの燃焼実績を勘案し、第2回燃焼開始後41秒の時点でろう付け部が破損し、燃焼ガスの小漏洩に至った原因について検討した結果、ろう付け部の破損モードとしては、熱による溶融の可能性がないことから、ろう付け部が破損する可能性としては、以下に示す、引張り（き裂）、せん断（面を平行にずらす作用）、座屈（長い棒等を軸方向に圧縮した時湾曲する現象）の3つのケースのみが考えられる（図-51）。

- ア 内面のみのろう付け部のき裂の発生・進展（内面ろう付けき裂進展）
- イ 内面のみのろう付け部のせん断破壊（内面ろう付けせん断破壊）
- ウ 冷却管群の小座屈（小座屈）

これらの3つのケースについて、応力解析等により現象の可能性の検討を行った結果は、以下のとおりである。

#### ア 内面のみのろう付け部のき裂の発生・進展

窓部中央付近に内面のみのろう付け部がある場合、低圧燃焼時に当該ろう付け部にき裂が発生するとともに、その後の定常燃焼の繰り返しによりき裂が進展し、エンジン停止時にろう付け部が開口する可能性が考えられる（図-52）。

#### （ア）解析

内面のみのもろう付け部（フィレット深さ0.6mm）を仮定して、もろう付け部の応力解析を実施したところ、低圧燃焼時のもろう付け部のき裂先端応力は、 $28\text{ kgf/mm}^2$ であった（図-53）。

この時の応力拡大係数（注）は、約 $20\text{ kgf/mm}^{3/2}$ であり、もろう材の破壊靱性値 $90\text{ kgf/mm}^{3/2}$ （800K）よりも小さいことが明らかとなった。

この時のき裂の進展も微小（ $10^{-4}\text{ mm/cycle}$ 程度）である。

（注）き裂先端近傍の応力状態を代表するパラメータ。

また、エンジン停止時のもろう付け部（温度500K以下）の応力解析を実施したところ、定常燃焼停止時の応力は、 $30\sim40\text{ kgf/mm}^2$ であり（図-54）、もろう材の引張強度 $70\text{ kgf/mm}^2$ （500～600K）よりも小さいことが明らかとなった。

したがって、もろう付け部がエンジン停止時に破断する可能性は小さいと推定される。

#### （イ）可能性の検討

解析結果では、低圧燃焼時のき裂の進展及びその後の定常燃焼停止時のき裂の開口の可能性は小さいが、以下の理由により、内面のみのもろう付け部のき裂発生・進展の可能性は否定できないものと推定される。

- ① フィレット深さが仮定（0.6mm）より浅い可能性があること。
- ② フィレット内部にボイドが存在する可能性があること。
- ③ 低圧燃焼時に局所的に800K以上の高温になり、もろう材の引張強度が低下するとともに、靱性値が大きくばらつく可能性があること。
- ④ 外筒・冷却管間の隙間の存在により、き裂先端応力が大きくなる可能性があること。
- ⑤ 第1段もろう材の混入により材料特性が低下する可能性があること。

#### イ 内面のみのもろう付け部のせん断破壊

窓部付近に小さなブリッジ状の内面のみのもろう付け部があり、冷却管相互間に段差と隙間が存在する場合、定常燃焼等における応力の繰返しにより、このもろう付け部がせん断破壊し、微小開口する可能性が考えられる（図-51）。

#### (ア) 解析

小さなブリッジ状のろう付け部（ブリッジ部、冷却管相互間隙間0.3mm、冷却管不整量1.2mm、厚さ0.3mm）を仮定して、ブリッジ部の応力解析を実施したところ、ブリッジ部のせん断応力は、最大16kgf/mm<sup>2</sup>程度であり（図-55）、ろう材の引張強度70kgf/mm<sup>2</sup>（500～600K）から推定したせん断強度（約40kgf/mm<sup>2</sup>）よりも小さいことが明らかとなった。

#### (イ) 可能性の検討

応力解析結果及び製造工程（第2段ろう材は手作業により冷却管相互間に塗り込まれ、ろう付け部に小さなブリッジが形成される可能性は小さい）を勘案すると、内面のみのろう付け部のせん断破壊の可能性は小さいと推定される。

#### ウ 冷却管群の小座屈

外筒・冷却管間がろう付けされていない範囲が存在し、この範囲に内面のみのろう付け部が存在する場合、定常燃焼等の繰り返しによる冷却管形状の不整量（冷却管やその並び方のゆがみ）の増加により、冷却管群が小座屈し、内面のみのろう付け部が破損して開口する可能性が考えられる（図-51）。

#### (ア) 解析

上部窓部に3mm及び下部窓部に5mmの冷却管の強制変位（小座屈）を仮定して（窓部の位置については図-10参照）、ろう付け部の応力解析を実施したところ、曲げにより内面のみのろう付け部に70kgf/mm<sup>2</sup>以上の引張応力が生じ、冷却管相互間が開いた状態でろう付け部に大きなせん断応力が発生する。内面のみのろう付け部のせん断応力は、上部窓部強制変位3mmの場合、約80～100kgf/mm<sup>2</sup>（図-56）、下部窓部強制変位5mmの場合、約100～120kgf/mm<sup>2</sup>となり、ろう材の引張強度70kgf/mm<sup>2</sup>（500～600K）から推定したせん断強度（約40kgf/mm<sup>2</sup>）を超えることが明らかとなった。

この結果から、冷却管群の小座屈が発生すると内面のみのろう付け部が破断する可能性があるとして推定される。

また、H-IIロケット5号機とH-IIロケット7号機の外筒・冷却管の接合状態を模擬したモデル（注1）を用いて、座屈解析を行った結果（図-57）、5号機モデルの定常燃焼時のロードファクタ（注2）は、完全拘束で2.8、ピン支持で1.5であり、7号機モデルの結果（完全拘束で3.8、ピン支持で2.7）と比較して5号機モデルの座屈余裕が小さいことが明らかとなった（表-14）。

（注1）5号機モデルは、外筒と冷却管が全周の180度接合されたものであり、7号機モデルは、外筒と冷却管が全周の314度接合されたものである。

（注2）座屈余裕を表す値であり、ロードファクタ1は最小座屈荷重を表し、例えば、ロードファクタ1.0のものは、最小座屈荷重に対して900%の余裕があることを示す。

#### （イ）可能性の検討

地上での領収燃焼試験時及びフライト時の最初の燃焼時には座屈現象は生じておらず、また、解析においても、座屈現象を再現することはできなかったが、以下の理由により、小座屈発生の可能性は否定できないものと推定される。

- ① モデルを用いた座屈解析の結果、H-IIロケット5号機の最小座屈荷重に対する座屈余裕は、小さい状況にあると推定されること。
- ② 低圧燃焼下の厳しい熱的条件により、冷却管不整量がより増加する可能性があること。
- ③ フライト時の第2回燃焼開始後40秒頃の熱環境（外筒と冷却管との温度差）が、座屈を引き起こし易いものであること。

#### （4）ろう付け部破損のメカニズム

（3）での検討の結果、内面ろう付けき裂進展及び小座屈のケースについては、局所的なろう付けの異常や低圧燃焼下の不整量の増加等の特異な条件の影響を考慮すると可能性があること、及びこれらのケースの他にろう付け

部の破損モードは想定しにくいことから、ろう付け部破損のメカニズムは、以下の2つの態様のいずれか又はその複合である可能性が高いものと考えられる。

- a) 窓部中央付近に内面のみのろう付け部が存在し、領収燃焼試験での低圧燃焼により、内面のみのろう付け部の外側にき裂が発生した。

その後の定常燃焼の繰り返しによりき裂が進展し、フライトでの第1回燃焼停止時にき裂が開口した。

第2回燃焼開始以降、開口部から微小漏洩が発生するとともに、第2回燃焼開始後約41秒に開口部が拡大した。

- b) 外筒・冷却管間にろう付けされていない範囲が存在し、この範囲に内面のみのろう付け部が存在した。

このろう付けされてない範囲において、定常燃焼、低圧燃焼等の繰り返しにより、外筒・冷却管間に隙間が生じるとともに、冷却管形状の不整量が増加した。

この不整量の増加により、第2回燃焼開始後約41秒に冷却管群が内面側に座屈し、内面のみのろう付け部が破損して開口した。

なお、H-IIロケット5号機のLE-5A自体は、現在宇宙空間にあるため実機の破損状況の確認ができないこと、地上の燃焼試験、フライトでの燃焼停止・再着火で発生した一連の負荷を同種のエンジンに与え今回の異常を再現・評価することは不可能であることなどから、ろう付け部破損の現象をさらに特定することは困難である。

以上を考え併せると、ろう付け部破損に至るメカニズムは、次の可能性が高いものと考えられる。

燃焼室スロート下流部にろう付けによる接合が構造的に弱い部分（広い範囲にわたり第1段ろうで外筒・冷却管間が接合されておらず、第2段ろうが燃焼室内面のみ接合している状態）が存在した。

その接合が構造的に弱い部分において、低圧燃焼時の熱負荷が加わることなどによって微小な初期不整（注）が生じ、その後エンジン燃焼・停止を繰り返す度に熱応力（圧縮、引張り）を受けて微小な初期不整（ろう付け内部の微小なき裂、冷却管の微小な変形等）が拡大していき、遂に軌道上での燃焼停止・再着火以降、熱応力がろう付け部の強度の限界に達して、破損・開

口に至った。

(注) ・本報告書においては、「微小な初期不整」とは、通常の新破壊検査では発見が極めて困難な、ろう付け内部の微小なき裂又は冷却管の微小な変形などを言うこととする。

・以下、「微小な初期不整(ろう付け内部の微小なき裂、冷却管の微小な変形等)」と表す。

### Ⅲ 今後の対策等

これまでの検討の結果、今回の軌道投入失敗は、ろう付け部の破損が契機となって引き起こされたものであると推定された。本章では、この結果に基づき、燃焼室のろう付けの品質管理等について考察するとともに、LE-5系エンジンの開発予定等を踏まえ、今後に必要なと考えられる対策について検討を行った。

#### 1 LE-5系エンジンの開発予定等（別添9及び別添10参照）

LE-5Aは、H-IIロケット5号機によるCOMETSの打上げにおいて、静止トランスファー軌道に向けての第2回燃焼中に燃焼停止したが、平成6年2月以来平成9年11月まで、5回のフライトの成功に寄与してきたエンジンである。

LE-5Aの燃焼室の基本的構造はH-IロケットのLE-5のものと同一であり、この型の燃焼室は、昭和61年8月以降連続して14回のフライト実績を有する。

また、LE-5Aは、この間、3度、静止トランスファー軌道投入のための飛行中再着火を行い所期の性能を発揮してきた。

今後、LE-5Aは、平成11年度に打上げ予定のH-IIロケット7号機に搭載される予定であり、当該エンジンは既に製作済みである。

H-IIロケットの後継機であるH-IIAロケットの第2段エンジン（LE-5B）には、冷却管・ろう付け構造に比べ重量は増加するものの強度・熱伝導性に優る銅電鍍構造の燃焼室が使用される。

LE-5Bは、平成7年9月より開発が開始され、現在、開発試験中であり、平成11年に打上げ予定のH-IIロケット8号機より搭載される予定である。

なお、このLE-5Bのほか、H-IIAロケットの第1段エンジン（LE-7A）においては、ノズルスカート上部は、LE-5Aの燃焼室と同様、冷却管・ろう付け構造を採用している。

#### 2 考察

今回のLE-5Aの燃焼室スロート下流部窓部からの燃焼ガス噴出は、燃焼ガスの小漏洩に引き続く冷却管の異常加熱の結果発生した、冷却管群座屈・大

開口によるものと推定される。

その契機となった燃焼室のろう付け部破損については、ろう付け部の材質は健全であったが、主に、ろう付けの工程で接合が構造的に弱い部分が生じ、そこに燃焼試験中の低圧燃焼による熱負荷が加わることなどによって微小な初期不整（ろう付け内部の微小なき裂、冷却管の微小な変形等）が発生し、その後、エンジン燃焼・停止の度に熱応力を受けてそれが拡大して、最終的に軌道上での再着火以降破損したものと考えられる。

宇宙開発事業団は、H-IIロケットの開発において、LE-5Aの燃焼室には、我が国でH-Iロケット第2段で9回の宇宙実証を重ねた、冷却管・ろう付け構造を引き続き採用した。

この構造は、燃焼室が比較的軽量で製作できるため機体全体として高い打上げ能力が得られることから、この規模のエンジンとしては世界的に広く採用されている。一方、この構造の破壊モードとしては、冷却管やろう付け部の開口、熱応力による冷却管の座屈・破損、外筒に軽量化窓部を採用したときには外部への燃焼ガス噴出が考えられる。

このため、開発段階において、燃焼室について発生した不具合に対して、ろう付け工程、検査方法、補修方法の改良が進められるとともに、LE-5A実機型及び認定型エンジンについて166回合計4時間30分（フライト約33回分のエンジン燃焼時間に相当）の燃焼試験が行われた。

その成果を踏まえ、実機の燃焼室について、気密性を確認するための燃焼室内面（第2段ろう付けによるフィレット）及び冷却管の気密試験、燃焼室内面のろう付け部の目視検査等が行われるとともに、X線検査が導入され主に燃焼圧力の高いスロート上流部の外筒・冷却管間の第1段及び第3段ろう付けの充填率などが確認され、必要な補修が実施された後、3回の燃焼試験で最終的に機能・性能が評価されていた。

このように、燃焼室の機能に直ちに障害となるろう付け不良、冷却管の破損の発見については、慎重な対応がとられており、特に、低圧燃焼後の再確認検査においては、当時の開発体制におけるろう付けに関する技術的知見の範囲内で、十分に手順を尽くしたものと考えられる。

一方、今回のろう付け部破損に係る接合が構造的に弱い部分は、スロート下

流部において、第1段ろう付けが外筒・冷却管間に広範囲にわたり存在せず、第2段ろう付けも燃焼室内面のみの状態であるが、上記検査体制においては、ろう付けの良否の判断の対象とされていなかった（注）。

（注）・外筒・冷却管間の第1段ろう付けは、X線写真で確認可能であり、スロート下流部も含めて撮影されているが、スロート下流部は第1段ろう付け良否判断の対象とされていなかった。なお、X線写真は、H-IIロケット1号機以降、各号機のものが保存されている。

・燃焼室内面のみの第2段ろう付けは、窓部においては、燃焼室外面から冷却管相互間の空隙に隙間ゲージを挿入して計測することにより、その浅さを確認可能である。しかし、その必要はないと考えられ、実施されていなかった。

これは、LE-5Aの開発段階において、ろう付け状態の良否について次のとおり考えられており、接合が構造的に弱い部分が微小な初期不整（ろう付け内部の微小なき裂、冷却管の微小な変形等）の影響を受けて熱応力により破損に至る潜在的な可能性について十分認識されていなかったためである。

#### ① 第1段ろう付け

第1段ろう付けは、冷却水素の出入り口である上下のマニフォールド・冷却管間を十分接合するとともに、第3段ろうを加えて、燃焼圧の高いスロート上流部の外筒・冷却管間の90%を接合・充填していることが必要十分条件である（X線撮影で確認）。

一方、燃焼圧の低いスロート下流部の外筒・冷却管間は、全面的に接合していなくとも燃焼室の基本的な構造・機能は確保される。

#### ② 第2段ろう付け

第2段ろう付けは、燃焼ガスが直接漏洩することないように、冷却管相互間の燃焼室内側の面を接合しフィレットを形成していれば燃焼室の気密性は確保される。

気密試験等で漏洩、即ちろう付け不良を確認した場合には、ろう付け又は溶接によって補修することで対応する。

#### ③ その他（第1段・第2段ろう付け共通）

ろう付けの前に冷却管相互間の隙間は0.05mm程度以下に調整するが、ろう付け後の隙間のばらつきについては明確な基準はない。

さらに、ろう付けによる冷却管相互間の接合のばらつきについて明確な基準はない。

実際には、平成2年12月から平成4年10月の間に製作されたH-IIロケット1号機から4号機までの燃焼室は、上記考え方にかかわらず、結果としてスロート下流部の外筒・冷却管間の第1段ろう付けの状態は全体的に密であった。

しかし、平成4年9月から平成7年2月の間に製作されたH-IIロケット5号機及び6号機については、ろう付けのばらつきが発生し、広い範囲にわたり、外筒・冷却管間が接合されない部分が生じた（注）。

（注）第2段ろう付けが内面のみである部分については、撮影・保存されたX線写真では明確に確認できない。

このうちH-IIロケット5号機は、一般にエンジンにとって温度変化サイクルが多くより厳しい条件とされる軌道上燃焼停止・再着火を伴う静止トランスファー軌道へのフライトに供されており、ろう付け部の破損は燃焼室が熱的に厳しい条件（ろう付け部熱応力がほぼ最大）に達する再着火後41秒の時点で発生したと推定されている。

今回の燃焼室大開口の契機が内面のみのもろう付け部の破損であることを鑑みれば、第1段ろうが外筒・冷却管間を十分接合していれば、冷却管が強固な外筒によって拘束されることにより、熱応力を受けても冷却管及び第2段ろうが大きく変形しにくい構造、即ち微小な初期不整（ろう付け内部の微小なき裂、冷却管の微小な変形等）が進展しにくい構造となることから、破損に至らなかった可能性も考えられる。

また、第2段ろうが内面のみでなく冷却管相互間を十分接合していれば、隣接する冷却管が相互に拘束し合うため、熱応力を受けても局所的にろう付け部が大きく変形して微小な初期不整（ろう付け内部の微小なき裂、冷却管の微小な変形等）が大きく進展するような構造とはならないことから、一部のろう付け部が破損に至るようなことはなかった可能性が高い。

以上を勘案すると、開発段階において、宇宙開発事業団が、ろう付けのばらつきによって冷却管・ろう付け構造が熱応力により破損する可能性について十分留意して、貴金属ろうの特性等について十分研究を進め、ろう付けのばらつきを押さえる製造工程、ばらつきを十分に確認できる検査手法等を検討・導入するとともに、その検査記録を保管していれば、今回の異常発生に至らない対応ができた可能性が高いものと思われる。

今後は、冷却管・ろう付け構造のような、貴金属ろうの特性に依存する専門性の高い領域においては、専門分野の学識経験者や試験研究機関等との共同研究等を幅広く進めることなどにより、ろう付け工程の品質管理手法、検査手法を高度化するとともに、検査記録の保管を一層徹底して、品質・信頼性の高いシステムを安定的に製作しうる体制の確立を図っていくことが必要である。

さらに、宇宙開発事業団は、過去のH系ロケットの成功実績に満足することなく、内外の大学や試験研究機関等の有識者の協力も得ながら、ろう付けの分野に限らず製造・加工法、品質管理全般について技術的知見の蓄積を進め、今後年間打上げ回数増加も見込まれる我が国のH系ロケットのフライトにおける信頼性・安全性を一層高めていく努力を継続的に行うことが望まれる。

### 3 今後の対策

#### (1) 対策を要する不具合要因の整理

今回のH-IIロケット5号機のLE-5A早期燃焼停止の推定原因は、異常の進展に応じた①～③の各段階毎に次の要因から構成されており、各要因が複合的に重畳することによって燃焼停止に至ったものと考えられる。

#### ① 製造・試験からろう付け部破損までの段階の要因

##### ア ろう付け部に弱い部分が存在

- a 第1段ろうがスロート下部の広い範囲にわたり外筒・冷却管間を接続していない部分が存在
- b 第2段ろうが燃焼室内面のみ部分が存在

##### イ 微小な初期不整（ろう付け内部の微小なき裂、冷却管の微小な変形等）の発生

- ・領収燃焼試験中の低圧燃焼等により微小な初期不整（ろう付け内部の微小なき裂、冷却管の微小な変形等）が発生

② 燃焼ガス微小漏洩から冷却管群座屈・燃焼室大開口までの段階の要因

- ・①アと同じ

③ 燃焼ガス噴出からエンジン制御系電源配線溶損等までの段階の要因

- ・燃焼室外筒軽量化窓部の存在

以下、現在開発中であるH-II Aロケット等について、これらの要因に対する対策の検討を行う。

(2) H-II ロケット7号機のLE-5A燃焼室への対策

H-II ロケット7号機のLE-5Aについては、平成8年12月までに燃焼室を製作し、平成9年3月までに燃焼室の各種検査・組立て・燃焼試験等を終了して、現在保管中であり、平成11年度にフライトに供される予定となっている。

低圧燃焼については、H-II ロケット7号機では燃焼試験時に事故は発生していないが、その他の微小な初期不整（ろう付け内部の微小なき裂、冷却管の微小な変形等）を発生させた可能性についても幅広く調査・検討することが適当である。

ろう付け部の状態については、第1段ろう付けによる外筒・冷却管間の接合のばらつき、第2段ろう付けによる燃焼室内面及び冷却管相互間の接合のばらつき（内面のみろう付けの有無、程度）等に関して、十分詳細に実機を検査し、接合が構造的に弱い可能性のある部分を検出し、熱応力解析を行うとともに、これまでフライト成功実績のあるもののX線写真・目視等保存記録との比較（注）を行うなどによって、十分に健全性を検討・確認することが必要である。

（注）特に熱的に厳しい条件の静止トランスファー軌道へのフライトに供する場合には、同じフライトの実績のあるH-II ロケット1～3号機との比較。

外筒窓部については、万一、ろう付け部の破損や冷却管の座屈が発生した場合にも燃焼ガス漏洩を防止するため、閉塞するなどの改修も考えられるが、そのための溶接品質、剛性変化等を考慮し、燃焼室改修における利害・得失を慎重に比較検討することが適当である。

なお、上記各検討の結果、改修が必要であると認められるときには、H-II ロケット7号機が既に3回合計240秒の領収燃焼試験済みであることに配意し、燃焼室に過大な負荷・損傷を与えない改修方法について総合的に検討・確認することが必要である。

### (3) LE-5B 燃焼室等への対策

H-II A ロケットの第2段エンジンであるLE-5Bの燃焼室は、内部に冷却溝を持ち電鍍で成形した銅の一体構造をとっている。

したがって、破損するろう付け部や座屈する冷却管が存在せず、外壁が厚く強固なため、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ことから、今回の異常の主な要因に対する対策の必要はないものと認められる。

なお、H-II ロケット第1段エンジンのLE-7、H-II A ロケット第1段エンジンのLE-7Aの燃焼室についても、同様である。

### (4) LE-5B ノズルスカート上部等への対策

LE-5Bのノズルスカート上部は、冷却管・ろう付け構造を採用している。

冷却管はニッケル合金（インコネル）製で、第1段ろう材の高温パラジウムろう及び第2段ろう材の低温パラジウムろうによるろう付けを採用し、外周を複数の細いインコネル製の帯（バンド）で拘束・補強している。

ノズルスカート上部は、下部に強く拘束するものがないことから冷却管を長手方向に圧縮する力は加わりにくく、熱応力による冷却管の座屈は発生しない構造になっている。

一方、ろう付け部が破損した場合には、圧力は低いものの燃焼ガスが噴出して横推力を発生し、ジンバル制御（注）の限界を超えてロケットの軌道制御が困難になる可能性はある。

(注) エンジン舵角を変化させて行う、ロケットの姿勢制御。

ノズルスカート上部は、LE-5A 燃焼室に比べ構造が単純であるため、ろう付け工程上、冷却管相互間の隙間の調整・検査を多数回実施できること、ろう付けのフィレットの状態を目視により内面からだけでなく外面からも確実に評価できることなどの特長があることから、ろう付けの品質のばらつき管理が比較的容易に導入できるものと期待される。

今後は、ろう付けの対策として、フィレット形状について品質を保証するための検査ツールの検討、一層解像度の高い画像の撮影・記録・保存、開発段階での各部の切断検査による内部の微小空洞等状態調査・ろう付け品質評価のほか、ろう付け炉の温度管理の自動化等を図ることが適当である。

なお、LE-7A のノズルスカート上部についても、同様である。

このほか、LE-7, LE-5A のノズルスカート全体の構造も、基本的に同じ冷却管・ろう付け構造であるが、これらは既に製作済みであり、品質記録の再評価及び再検査を行い、成功実績をもつもののデータと比較することなどにより、信頼性を確認することが適当である。

## (5) その他

可能性は低いが否定できない要因として、冷却管への異物の混入、取扱異常による損傷及び作為的な行為による損傷が挙げられる。

これらの要因に対する各ロケット共通の対策として、今後とも、異物の混入については、清浄度の保証、目視・X線CT検査等を、取扱い異常による損傷については、作業者の注意徹底を、作為的な行為による損傷については、セキュリティの充実・強化などを確実に実施していく必要がある。

また、領収燃焼試験中の低圧燃焼については、同試験を行う作業者が他の作業者による点検用ジグの外し忘れを確認できなかったことにより引き起こされたものである。

その後、ジグ取付時には対応する赤タグをエンジンに取り付け、ジグ取り外し時にはジグと共に赤タグを保管するよう試験手順が改められている。し

たがって、この点については、既に作業確認の信頼性向上が図られているものと認められるが、実機エンジンの燃焼試験において、再度、低圧燃焼等の異常を発生させ、エンジンに過大な負荷を与え、フライトに影響を及ぼすことのないよう、今後とも、試験における手順確認を一層徹底して行うことが重要である。

さらに、製造・試験の段階において異常が発生した場合、その異常の影響が一つの要因となり他の要因と複合して引き起こされる不具合のモードを可能な限り想定して、幅広く追加の検査を行うとともに、適切な対策を講じる必要がある。

#### IV 総合意見

我が国のＨ－Ⅰロケット及びＨ－Ⅱロケットの第２段機体に搭載されてきた液体酸素・液体水素エンジンであるＬＥ－５及びＬＥ－５Ａは、昭和６１年８月以来平成９年１１月まで連続して１４回のフライトに成功した実績を有していた。

しかし、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ー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、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された。

今回のＬＥ－５Ａの早期燃焼停止は、第２回燃焼開始後に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たことによるものと推定される。

この燃焼ガス噴出の原因は、多数の冷却管を接合して気密性の高い燃焼室を形成するためのろう付け部において、その一部が破損して燃焼ガスが漏洩したことから、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したことによるものと推定される。

また、ろう付け部は、燃焼室の製作・試験段階における、外筒・冷却管間及び冷却管相互間の接合のばらつき、点検用ジグの外し忘れによる低圧燃焼等の影響による微小な初期不整（ろう付け内部の微小なき裂、冷却管の微小な変形等）の要因が複合し、繰り返しエンジン燃焼・停止による熱応力の影響を受けた結果、破損に至った可能性が高いものと考えられる。

Ｈ－Ⅱロケット７号機のＬＥ－５Ａは、既に製作・燃焼試験等を終えているところであるが、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ついて、詳細に実機を再検査し、熱応力解析を行うとともに、予定する軌道のフライトに実績のあるもののデータと比較することなどにより、健全性を十分確認することが必要である。

Ｈ－Ⅱロケット後継機のＨ－ⅡＡロケットの第２段エンジン（ＬＥ－５Ｂ）は、燃焼室については、ろう付け部のない強固な一体成形品を採用しているため、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ことから、今回と同種の原因による異常が発生する可能性はない。

また、LE-5Bのノズルスカートについては、上部が冷却管・ろう付け構造となっていることから、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、検査記録保管の一層の徹底等を図ることが重要である。

なお、実機エンジンの燃焼試験において、再度、低圧燃焼等の異常が発生させることのないよう、今後とも、試験における手順確認を一層徹底して行うことが重要である。

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する。

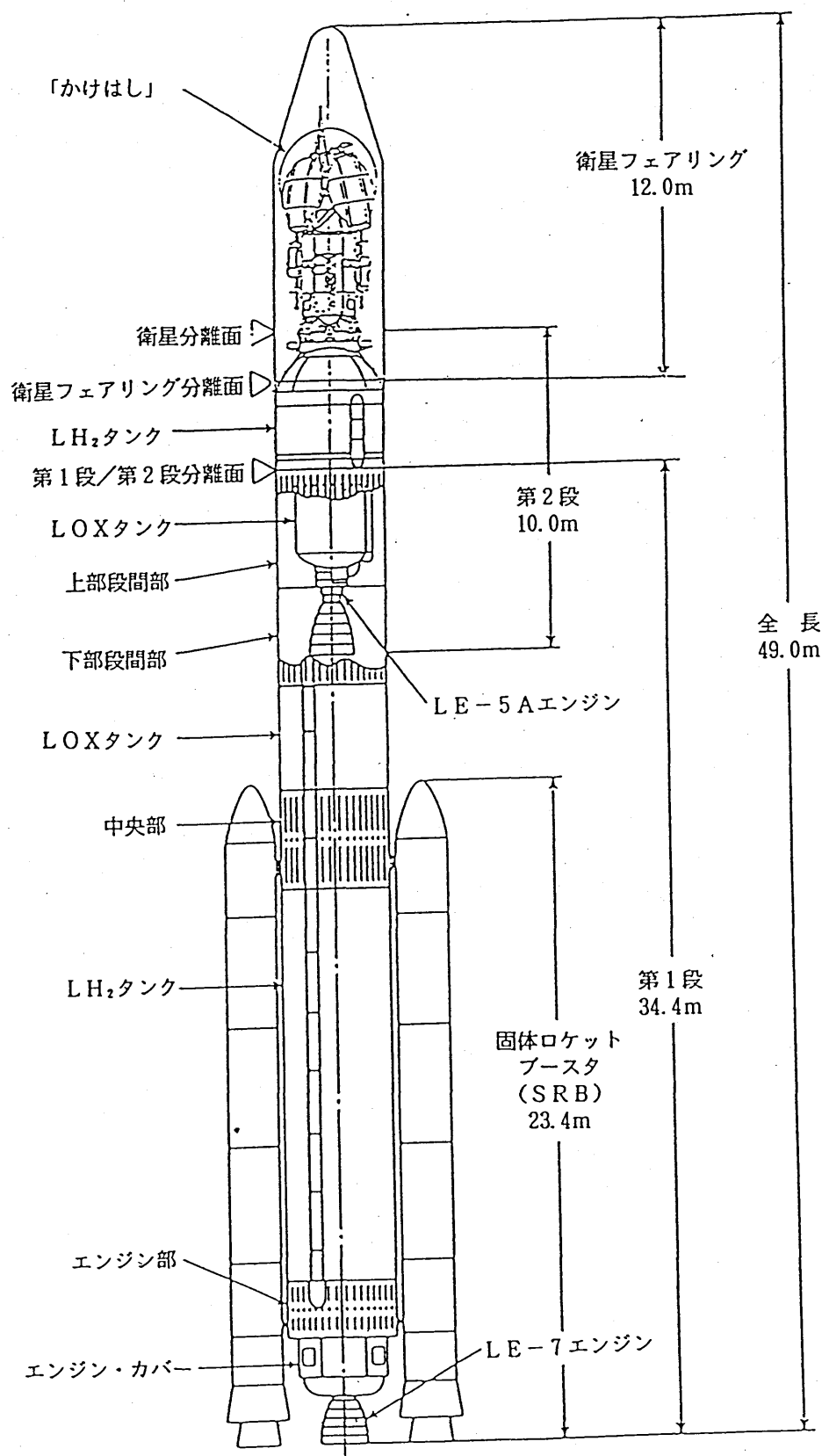


図-1 H-IIロケット外観図 (5号機)

表-1 H-IIロケットの主要諸元

| 全           |                            | 段                           |                                                                            |               |
|-------------|----------------------------|-----------------------------|----------------------------------------------------------------------------|---------------|
| 名 称         | H-IIロケット5号機 (H-II・5F)      |                             |                                                                            |               |
| 全 長 (m)     | 49.0                       |                             |                                                                            |               |
| 外 径 (m)     | 4.0                        |                             |                                                                            |               |
| 全備質量 (t)    | 256.7 (リフト・オフ時。衛星の質量は含まず。) |                             |                                                                            |               |
| 誘 導 方 式     | 慣 性 誘 導 方 式                |                             |                                                                            |               |
| 各           |                            | 段                           |                                                                            |               |
|             | 第 1 段 <sup>*1</sup>        | 固体ロケット<br>ブ ー ス タ           | 第 2 段 <sup>*2</sup>                                                        | 衛 星<br>フェアリング |
| 全 長 (m)     | 34.4                       | 23.4                        | 10.0                                                                       | 12.0          |
| 外 径 (m)     | 4.0                        | 1.8                         | 4.0                                                                        | 4.1           |
| 質 量 (t)     | 97.9                       | 140.7(2本分)                  | 16.7                                                                       | 1.4           |
| 推進薬質量 (t)   | 86.3                       | 118.3(2本分)                  | 14.0                                                                       |               |
| 平均推力 (t)    | 86.0 <sup>*3</sup>         | 318.0(2本分) <sup>*3</sup>    | 12.4 <sup>*4</sup>                                                         |               |
| 燃 焼 時 間 (s) | 主エンジン 346                  | 93                          | 495                                                                        |               |
| 推 進 薬 種 類   | 液体酸素/液体水素                  | ポリブタジェン系<br>コンポジット固体<br>推進薬 | 液体酸素/液体水素                                                                  |               |
| 推進薬供給方式     | ターボポンプ                     | ——                          | ターボポンプ                                                                     |               |
| 比 推 力 (s)   | 445 <sup>*4</sup>          | 273 <sup>*4</sup>           | 452 <sup>*4</sup>                                                          |               |
| 姿 勢<br>制 御  | ピッチ・ヨー                     | 主エンジンジンバル                   | ジンバル <sup>*5</sup><br>ガスジェット <sup>*6</sup>                                 |               |
|             | ロ ー ル                      | 補助エンジン                      | ガスジェット                                                                     |               |
| 搭 載 電 子 装 置 | 誘導制御系機器                    |                             | 誘導制御系機器<br>レーダトランスポンダ<br>: 2 台<br>テレメータ送信機<br>(UHF) : 1 台<br>指令破壊受信機 : 2 台 |               |

\* 1 : 段間部を含む。 \* 2 : 衛星分離部を含む。 \* 3 : 海面上 \* 4 : 真空中  
\* 5 : 推力飛行中 \* 6 : 慣性飛行中

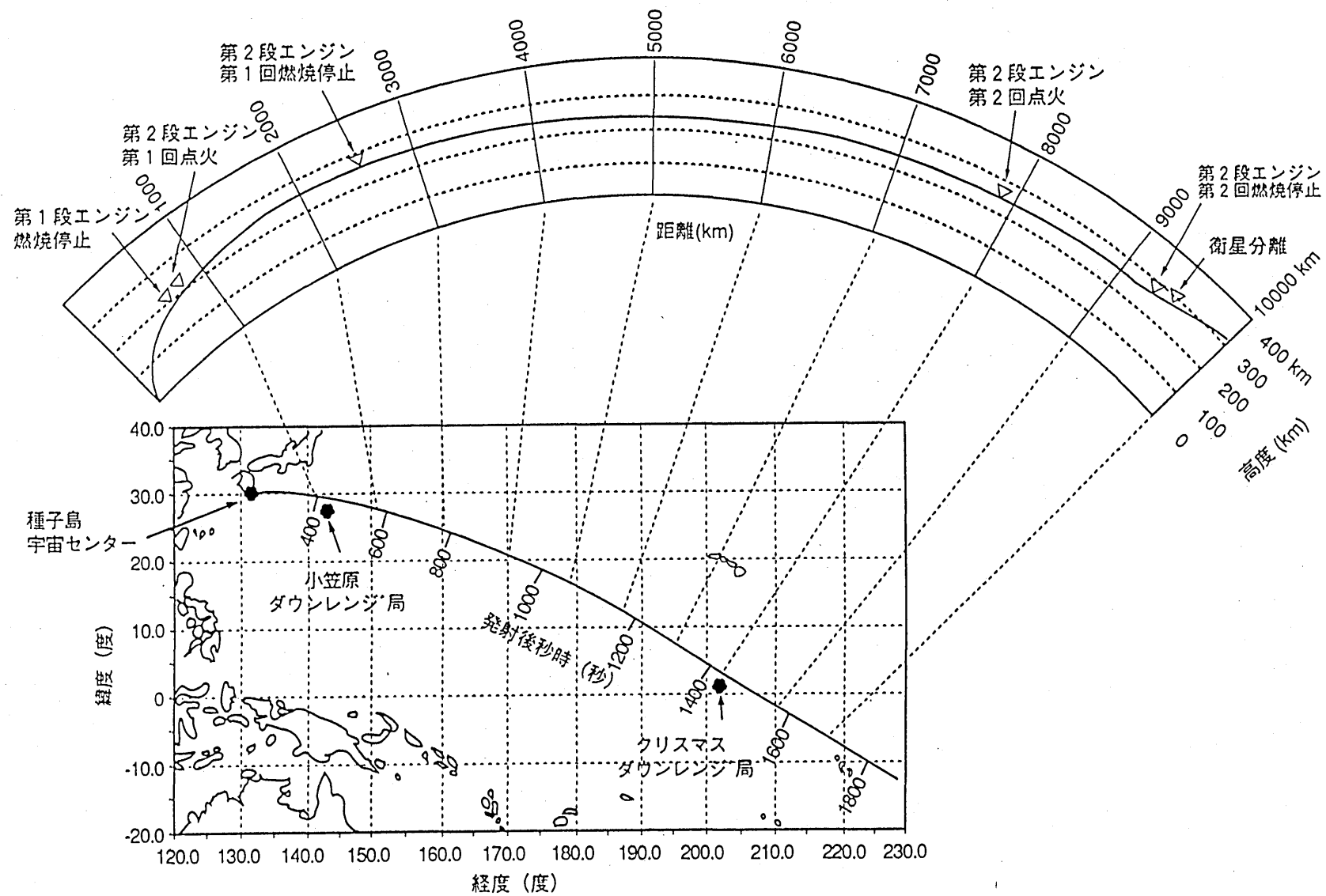


図-2 静止トランスファ軌道ミッション 標準飛行経路

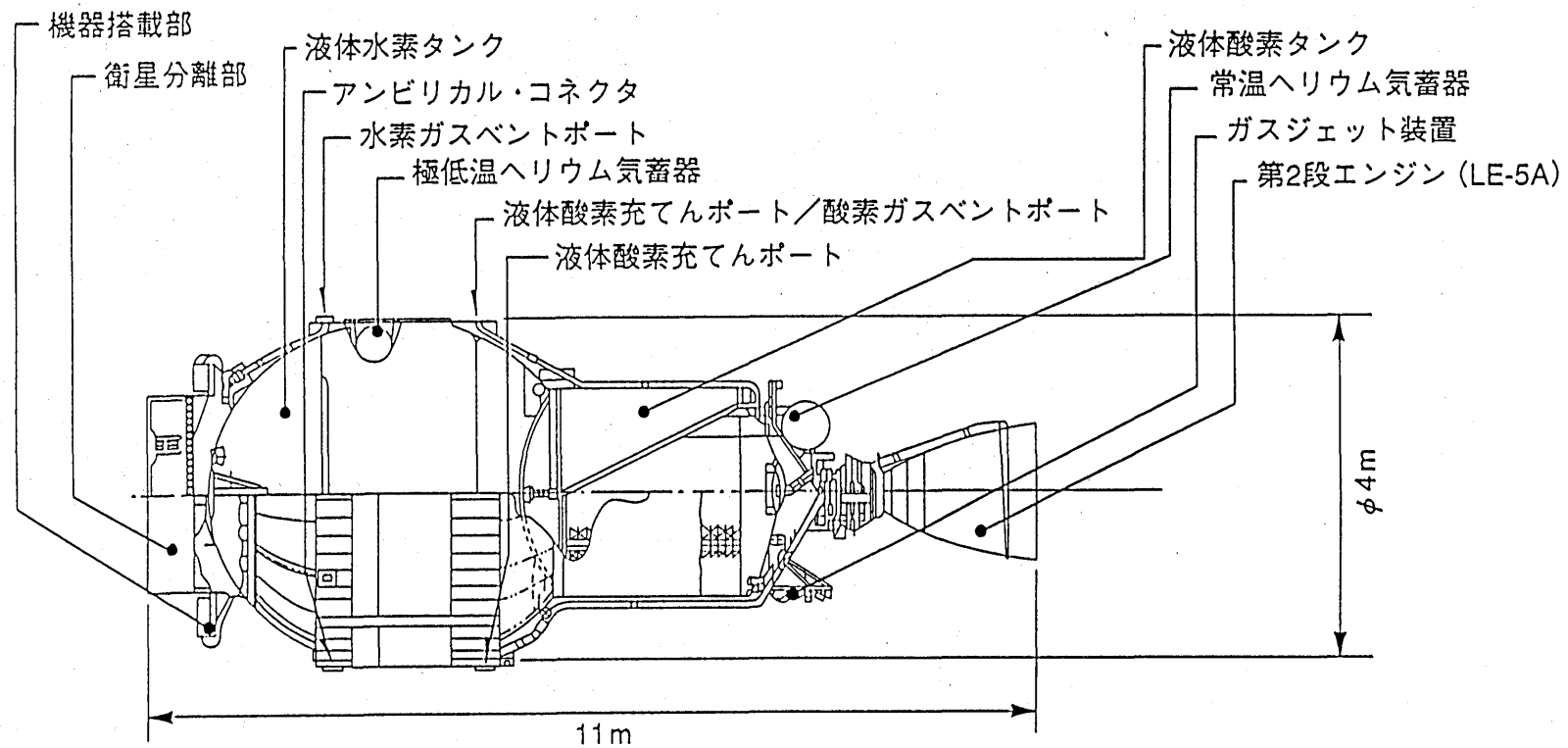


図-3 第2段外観図

表-2 H-II ロケット第2段主要構成品と主な機能

| 主 要 構 成 品           |              | 重 量          | 主 な 機 能                       |
|---------------------|--------------|--------------|-------------------------------|
| 衛星分離部               | 2 3 6 0 S    | 4 0 [kg]     | 衛星とロケットを結合、分離する。              |
| 搭載機器                | 誘導制御、計測通信、電装 | 4 3 0 [kg]   | ロケットの誘導制御、データの計測と地上への伝送等を行う。  |
| 構造体                 |              | 1 8 0 [kg]   | 搭載機器の艀装構造体、エンジンの取付構造体等        |
| 推進系                 | 液体水素タンク      | 1 2 6 0 [kg] | LE-5Aエンジンの燃料として必要な液体水素を貯蔵する。  |
|                     | 液体酸素タンク      |              | LE-5Aエンジンの酸化剤として必要な液体酸素を貯蔵する。 |
|                     | 配管・弁類等       | 3 4 0 [kg]   | LE-5Aへの推進剤の供給、タンクの加圧制御等を行う。   |
|                     | 姿勢制御用ガスジェット  | 5 0 [kg]     | LE-5A燃焼中のロール制御、停止時の姿勢制御用噴射機   |
| 第2段エンジン (LE-5Aエンジン) |              | 2 5 0 [kg]   | 第2段の加速を行う。                    |
| その他 (火工品、油圧系等)      |              | 5 0 [kg]     |                               |
| 小 計 (推進薬以外の重量)      |              | 2 6 0 0 [kg] |                               |

|               |       |                |                           |
|---------------|-------|----------------|---------------------------|
| 推進薬           | 液体水素  | 2 4 0 0 [kg]   | LE-5Aエンジンの燃料 (21~22[°K])  |
|               | 液体酸素  | 1 1 6 0 0 [kg] | LE-5Aエンジンの酸化剤 (90~91[°K]) |
|               | ヒドラジン | 6 0 [kg]       | ガスジェット用の燃料 (常温、1液式)       |
| ヘリウムガス        |       | 4 0 [kg]       | タンクの加圧、弁の駆動等に使用           |
| 小 計 (推進薬等の重量) |       | 1 4 1 0 0 [kg] |                           |

|     |  |                |  |
|-----|--|----------------|--|
| 合 計 |  | 1 6 7 0 0 [kg] |  |
|-----|--|----------------|--|

(注) 上記数値は標準的な数値であり、各号機によって異なる。

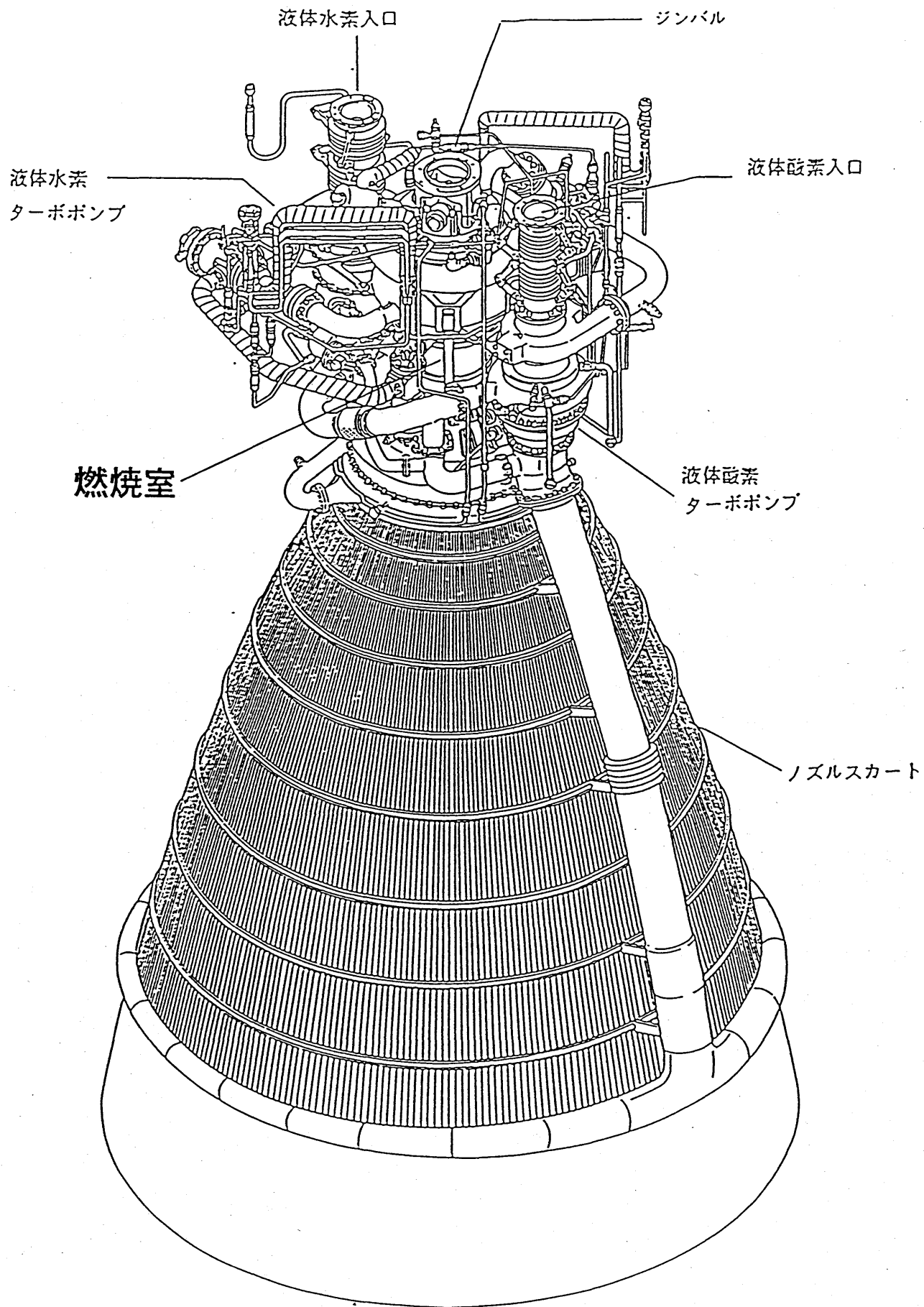


図-4 LE-5Aエンジン外観図

表-3 LE-5Aエンジンの主要諸元（標準作動点）

|          |                             |
|----------|-----------------------------|
| エンジン     |                             |
| 真空中推力    | 1 2 4 0 0 [kgf]             |
| エンジン混合比  | 5. 0                        |
| 燃焼器系     |                             |
| 比推力      | 4 5 2 [sec]                 |
| 燃焼室混合比   | 5. 5                        |
| 燃焼圧力     | 4 1 [kgf/cm <sup>2</sup> A] |
| 水素流量     | 4. 2 [kg/s]                 |
| 酸素流量     | 2 2. 8 [kg/s]               |
| 水素ターボポンプ |                             |
| 回転数      | 5 1, 4 0 0 [rpm]            |
| ポンプ出口圧力  | 6 6 [kgf/cm <sup>2</sup> A] |
| タービン流量   | 0. 4 2 [kg/s]               |
| 酸素ターボポンプ |                             |
| 回転数      | 1 7, 4 0 0 [rpm]            |
| ポンプ出口圧力  | 6 0 [kgf/cm <sup>2</sup> A] |
| タービン流量   | 0. 3 4 [kg/s]               |

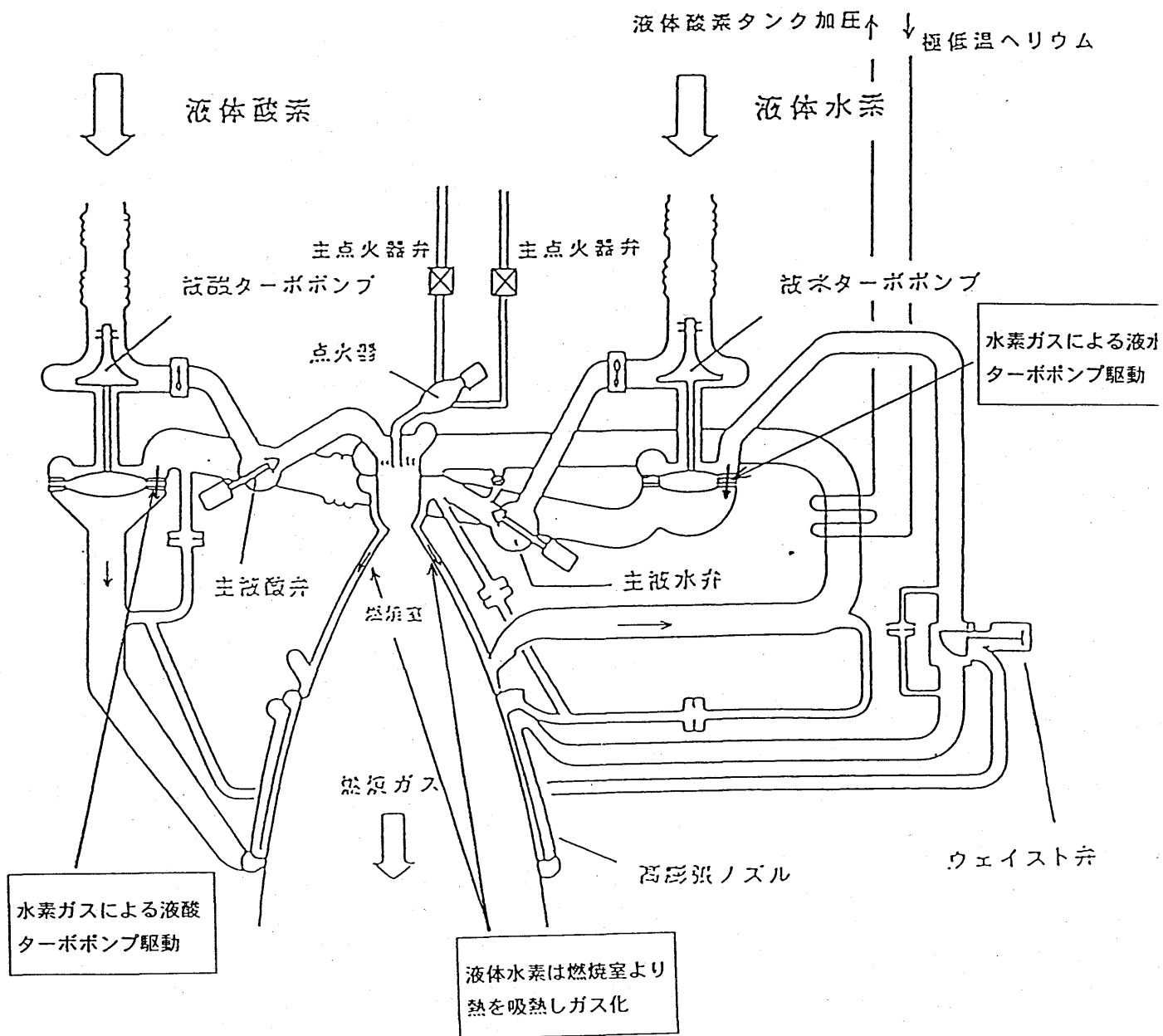
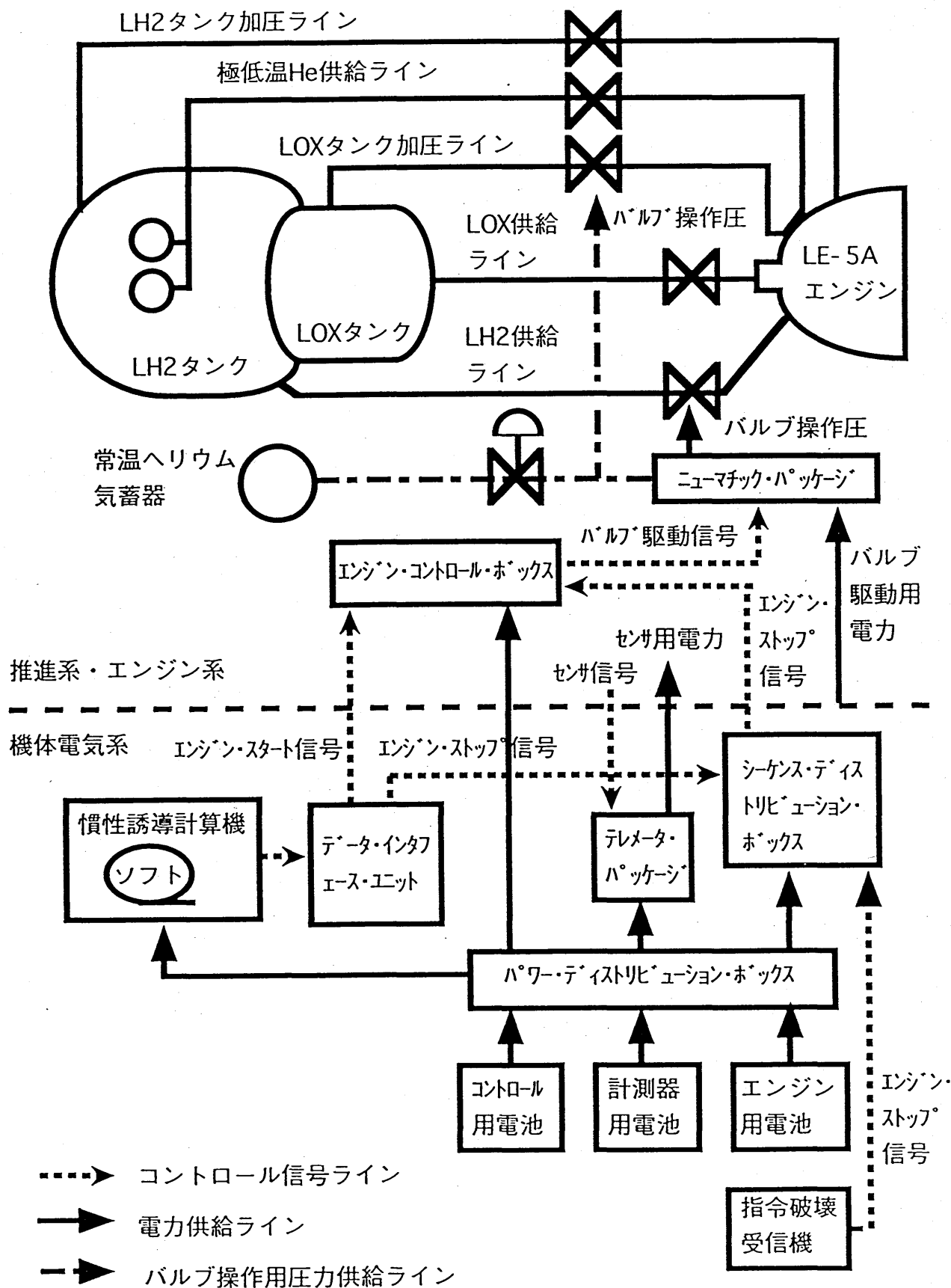


図-5 第2段エンジン (LE-5A) 系統図



(注) ジンバル制御系、ガスジェット系、通信系は含まず

図-6 第2段全体系統図 (推進系・エンジン系・電気系)

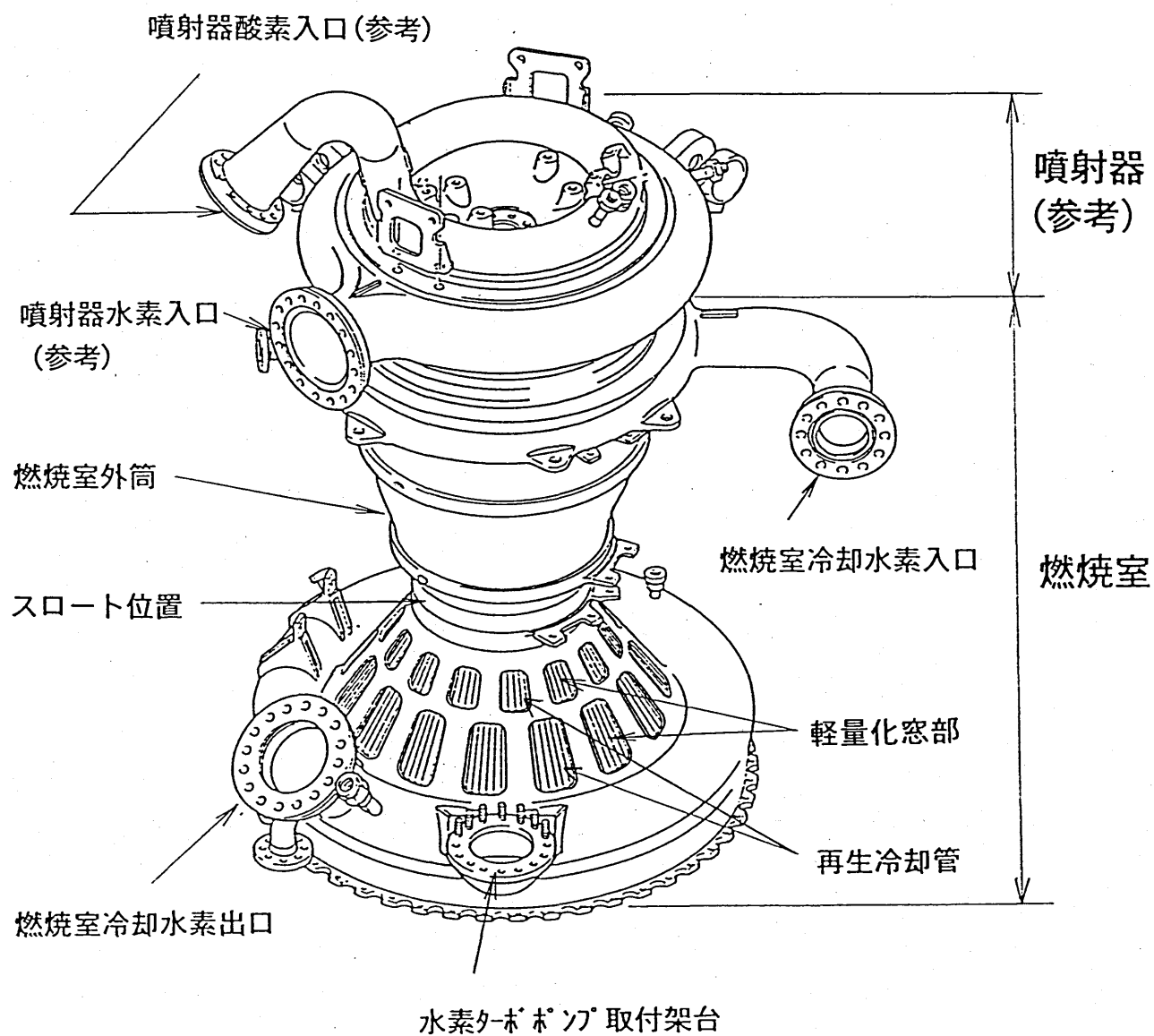
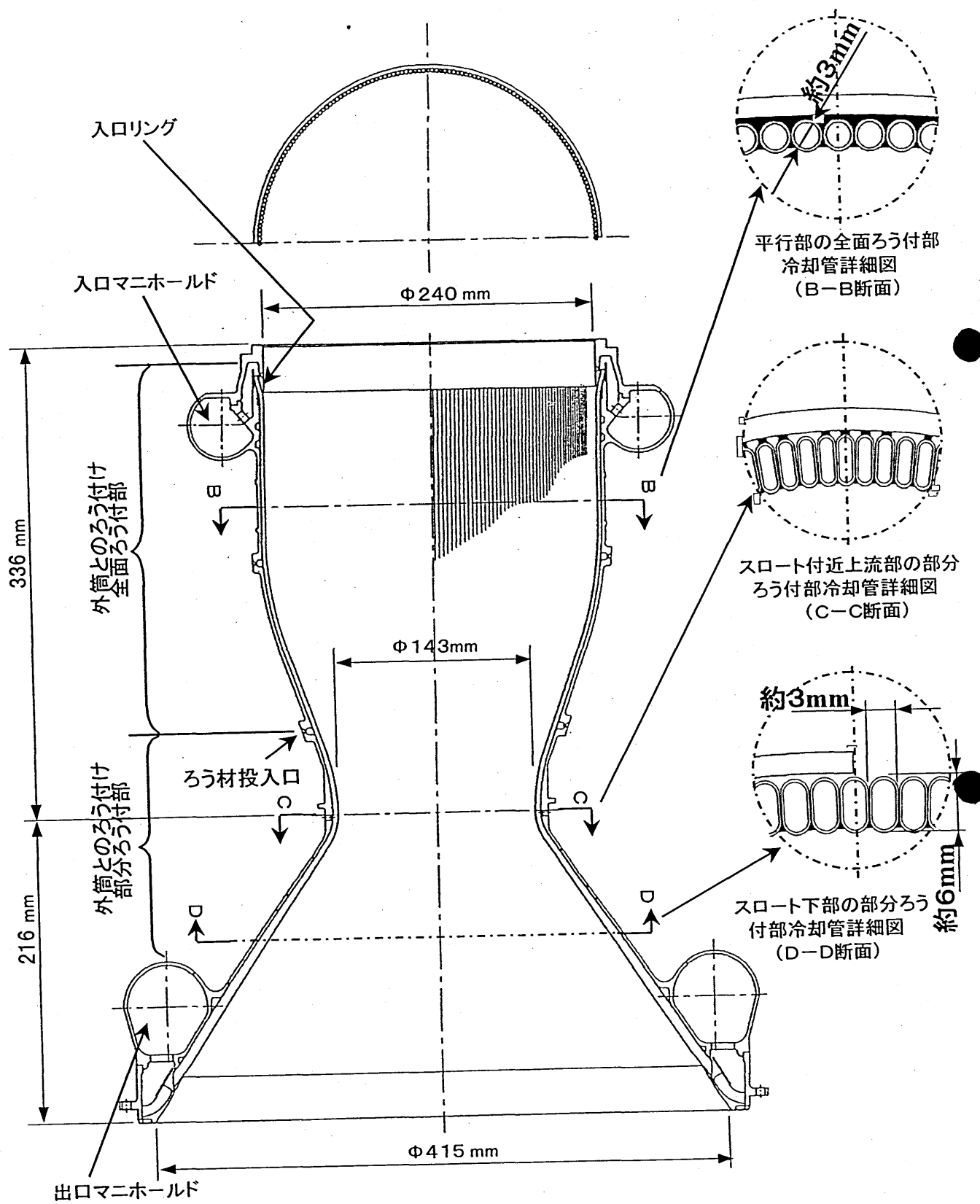


図-7 燃燒室外観図



図一 8 燃焼室断面図

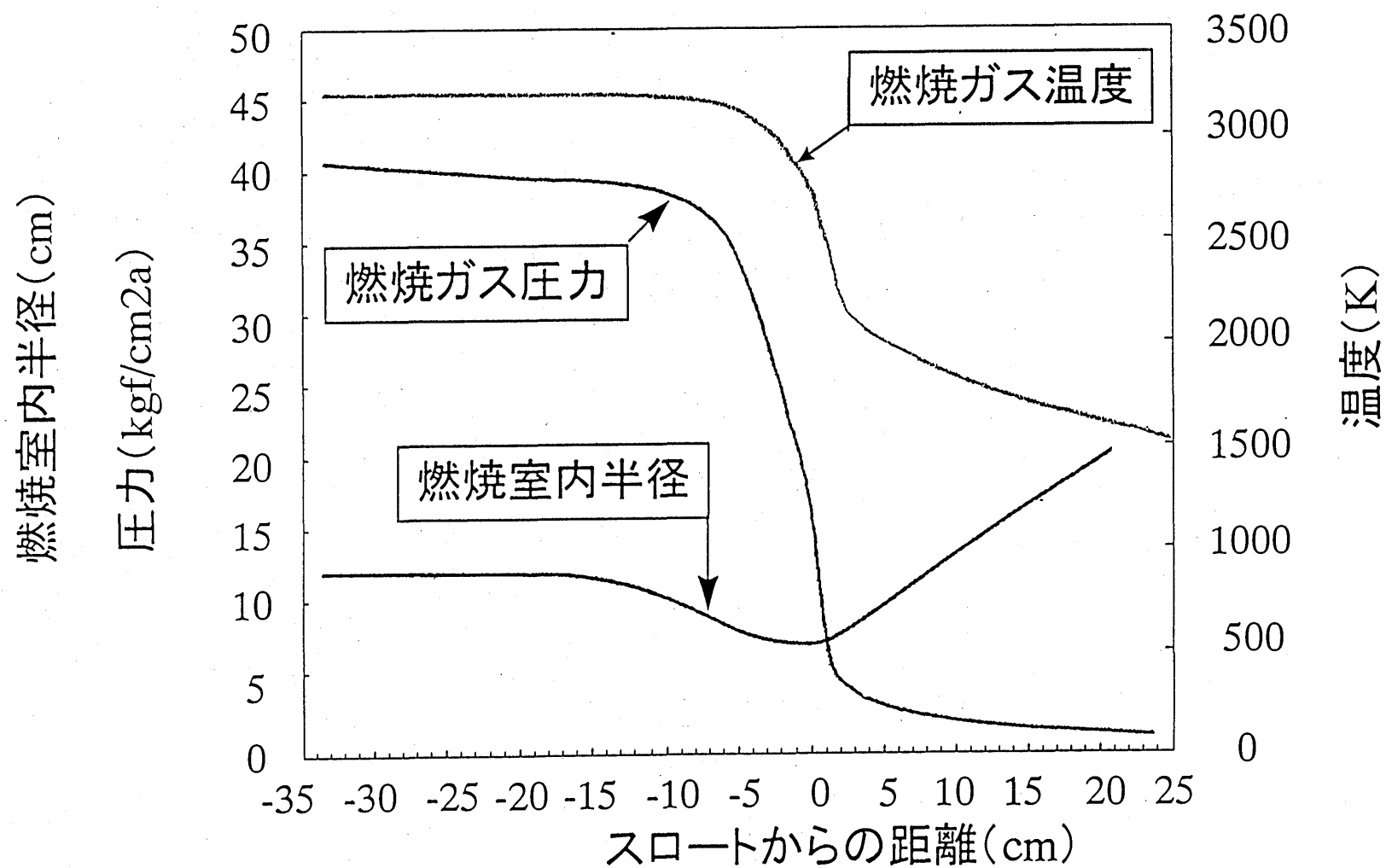


図-9 定常燃焼時の燃焼室内温度・圧力分布図 (解析値)

表－４ 燃焼室及びノズルスカートの材質、特性、選定理由

|                                                 | 部位          | 材質                                | 特性                                                                      | 選定理由                                                           | 融点 (°C)   |
|-------------------------------------------------|-------------|-----------------------------------|-------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------|-----------|
| 燃<br>焼<br>室                                     | 冷却管         | ニッケル                              | ・ 熱伝導性に優れる（鉄系<br>やNi系合金に比べ）<br>・ ろう付け性に優れる                              | 管構造再生冷却燃焼室の冷却管<br>材として有利であるため                                  | 1 4 4 0   |
|                                                 | 外筒          | インコネル                             | ・ 強度が高いNi系合金<br><br>・ 線膨張率がNiに近い                                        | 外筒として必要な強度を有する<br>とともに、ろう付け時の冷却管<br>（Ni）との隙間のコントロール<br>がしやすいため | 1 3 8 0   |
|                                                 | ろ<br>う<br>材 | 1 段ろう材 パラジウム<br>ろう                | ・ 溶融温度が非常に高く多<br>段階ろう付けに適する<br>・ Ni系母材に対してろう<br>付けの特性が良い<br>・ 母材の浸食が少ない | 冷却管間ろう付け前の冷却管/<br>外筒間接合材として適する                                 | 約 1 1 0 0 |
|                                                 |             | 2 段ろう材 金ろう                        | ・ 高温強度、耐酸化、耐食<br>性が良い<br>・ 伝熱性がよい                                       | 冷却管間接合に適する                                                     | 約 1 0 0 0 |
|                                                 |             | 3 段ろう材 銀ろう<br><br>(含むハステロイ<br>粉末) | ・ 銅混合により融点が下が<br>り、ろう流れ性が良い<br>・ ハステロイ粉末は入手性<br>に優れるNi系合金               | 外筒と冷却管間の隙間を埋める<br>のに適する                                        | 約 8 0 0   |
| ノ<br>ズ<br>ル<br>ス<br>カ<br>ー<br>ト<br><br>(参<br>考) | 冷却管         | ステンレス                             | ・ 高温強度に優れる                                                              | タービン駆動に必要な吸熱を行<br>うノズルスカート冷却管材とし<br>て有利                        | 約 1 4 0 0 |
|                                                 | ろう材         | パラジウム<br>ろう                       | ・ 鉄系母材とのぬれ性が良<br>好                                                      | ステンレス冷却管の接合用とし<br>て適する                                         | 約 1 1 0 0 |

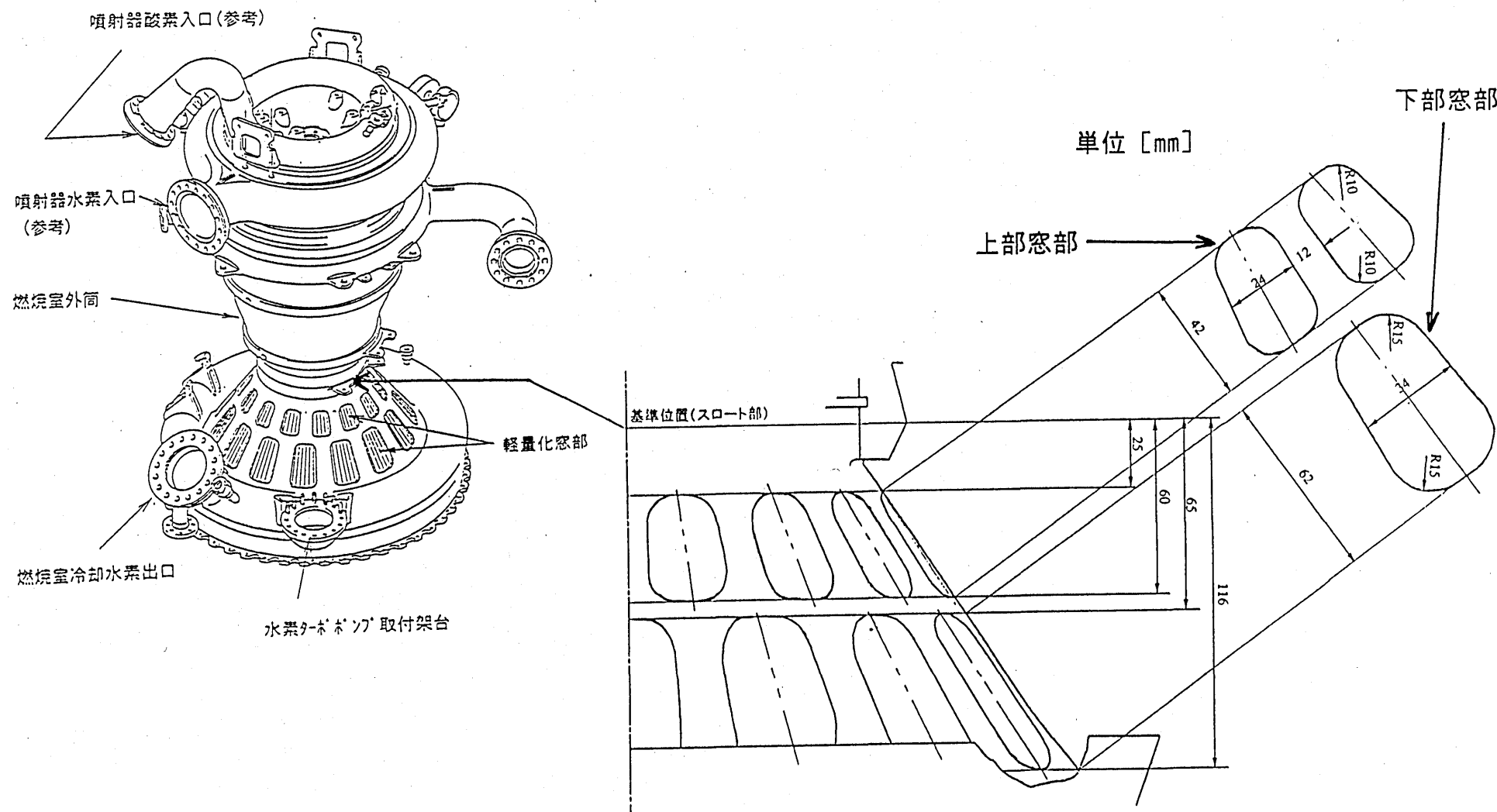


図-10 窓部の形状

表-5 LE-5Aエンジン燃焼室検査内容(1/2)

| 検査実施時期           | 検査項目              | 検査内容                                                                                                               | 結果                                                                             |
|------------------|-------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------|
| チューブのろう付け<br>完了後 | リークテスト<br>(吹き付け法) | 外筒(アウターシェル)の軽量化穴部にリーク試験液を塗り、燃焼室内面より工場用エア(元圧3~8[kgf/cm <sup>2</sup> G])を吹き付け、リーク試験液の泡が出ないことを確認する。<br>(図-11参照)       | 合格                                                                             |
|                  | X線検査              | 燃焼室外側より半径方向にX線撮影を全周にわたって行い、チューブと外筒間のろうの充填率を確認する。あわせて、チューブ間のろう付けの状況を参考として評価する。                                      | 合格                                                                             |
|                  | フローテスト            | 各チューブにGN2を流し、圧損が正常であることを確認する。                                                                                      | 合格                                                                             |
|                  | リークテスト<br>(真空法)   | 燃焼室内面を真空引きし、外面からHeを吹き付け、Heリークディテクタを使用して、冷却通路及びチューブ間からの洩れのないことを確認する。また、同様に外面を真空引きして内面からHeを吹き付ける検査も実施する。<br>(図-12参照) | 5号機では、チューブ間 <sup>注1</sup> 及びチューブ <sup>注2</sup> に漏洩が発見され、補修を行った。補修後、再検査を行い、合格した |
|                  | 耐圧試験(水圧)          | チューブ内を水にて66~70[kgf/cm <sup>2</sup> G]に加圧し、圧力降下や割れ、変形、ろう材の剥がれ等の異常が無いことを確認する。<br>(図-13参照)                            | 合格                                                                             |
|                  | リークテスト<br>(加圧法)   | チューブ内をHeにて43~45[kgf/cm <sup>2</sup> G]に加圧し、リーク試験液にて洩れのないことを確認する。<br>(図-13参照)                                       | 合格                                                                             |

(注1)チューブ間の漏洩箇所：スロートより下部で、Ⅲ軸及びⅣ軸側に各1ヶ所

(注2)チューブの漏洩箇所：スロートより上部で、Ⅲ軸側に1ヶ所

表-5 LE-5Aエンジン燃焼室検査内容 (2/2)

| 検査実施時期          | 検査項目      | 検査内容                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                           | 結果                                                                 |
|-----------------|-----------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------|
| マニホールド等を溶接にて取付後 | 耐圧試験 (水圧) | 冷却剤通路 (チューブ及びマニホールド) を $7.0 \sim 7.2$ [kgf/cm <sup>2</sup> G] に加圧し、水洩れ、変形等の異常が無いことを確認する                                                                                                                                                                                                                                                        | 合格                                                                 |
|                 | 洩れ試験 (空圧) | <ul style="list-style-type: none"> <li>・冷却剤通路 (チューブ及びマニホールド)<br/>He にて <math>6.6 \sim 6.8</math> [kgf/cm<sup>2</sup>G] に加圧し、リーク試験液により洩れの無いことを確認する。また、供試体に変形、割れ等の異常が無いことを確認する。<br/>(図-13 参照)</li> <li>・燃焼室内面側<br/><math>1.5 \pm 0.5</math> [kgf/cm<sup>2</sup>G] に加圧し、リーク試験液により洩れの無いことを確認する。また、漏れによる加圧圧力の降下が無いことを確認する。<br/>(図-14 参照)</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>・合格</li> <li>・合格</li> </ul> |

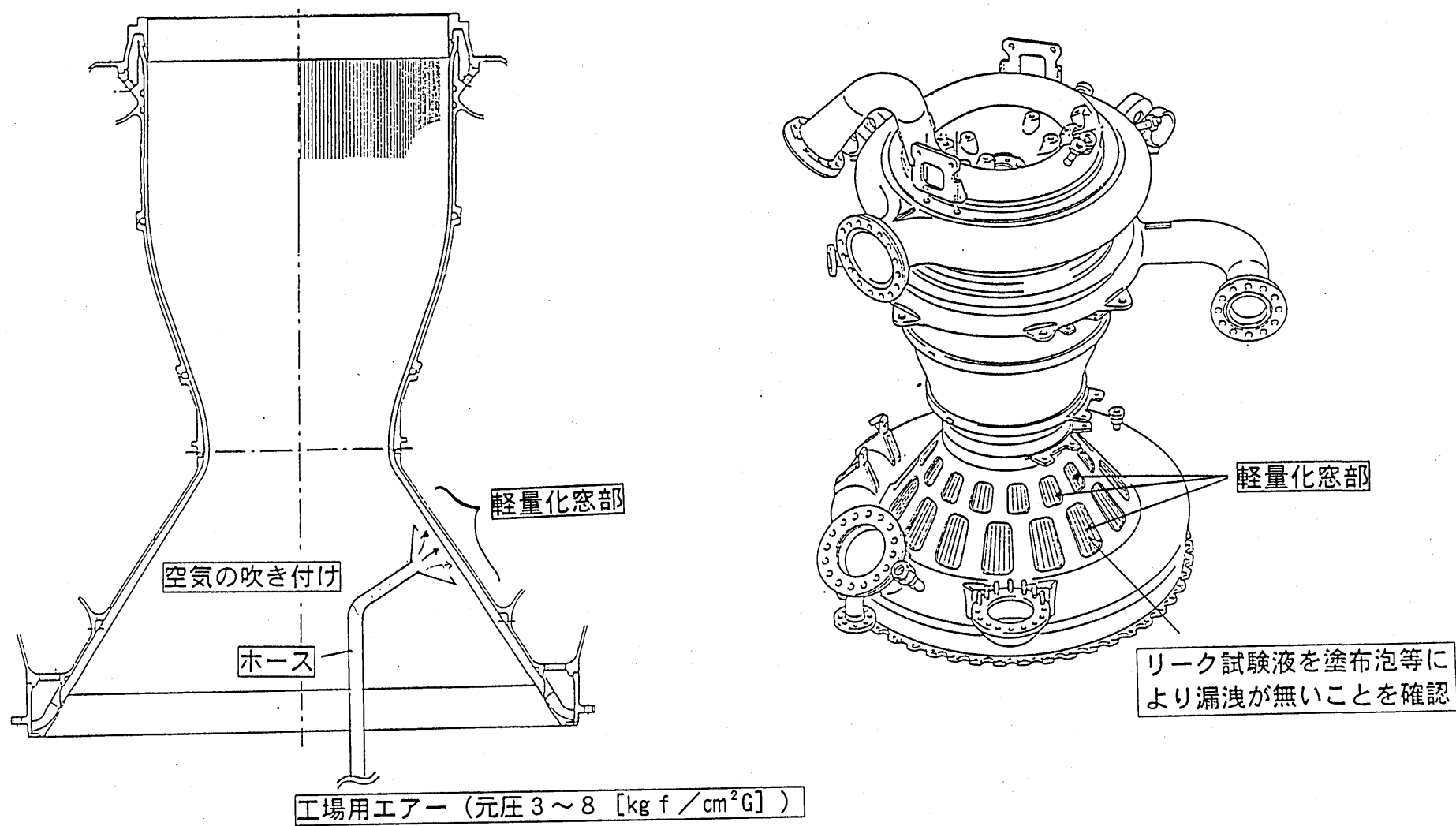


図-11 リークテスト（吹き付け法）の方法

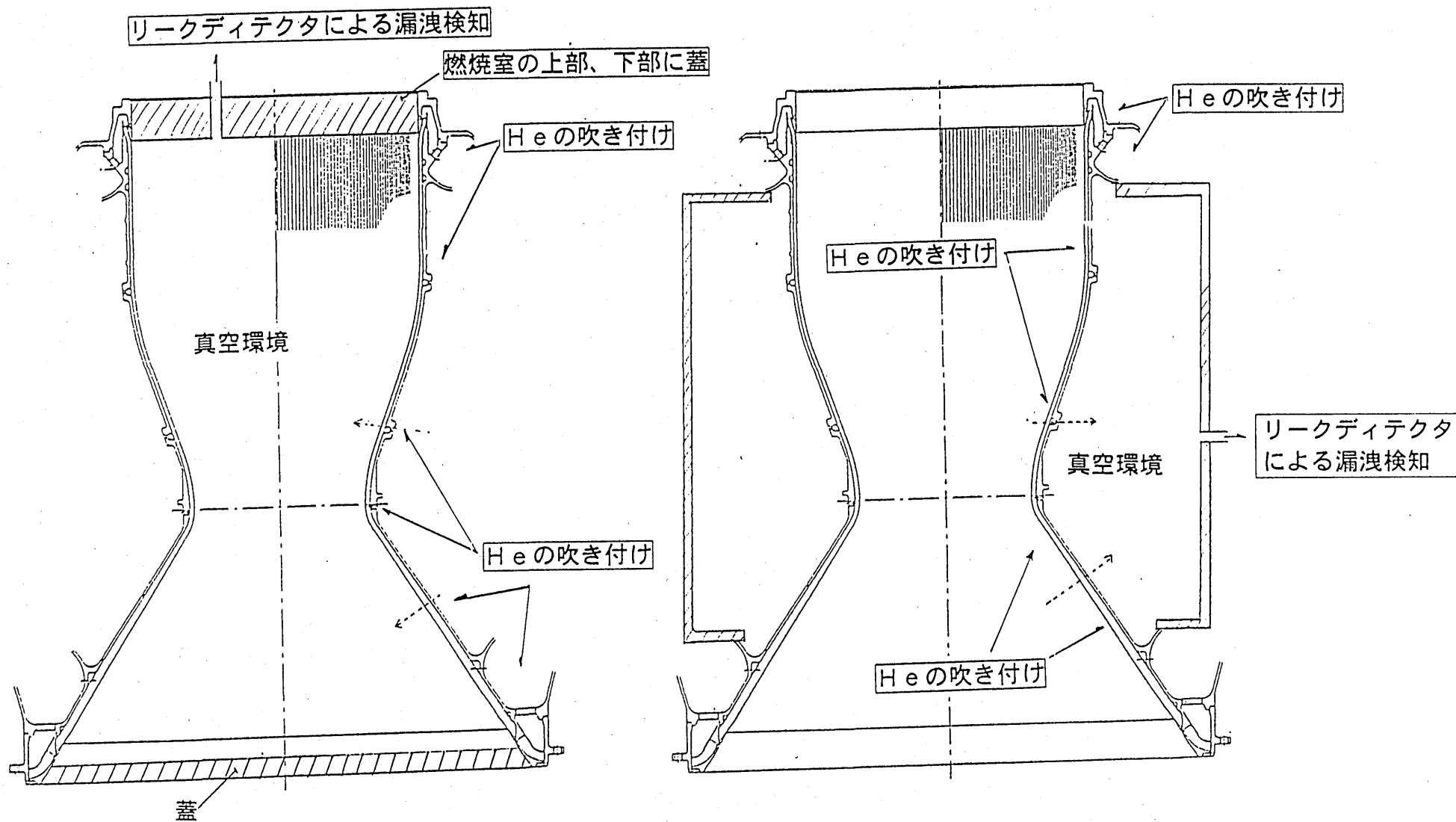


図-12 リークテスト（真空法）の方法

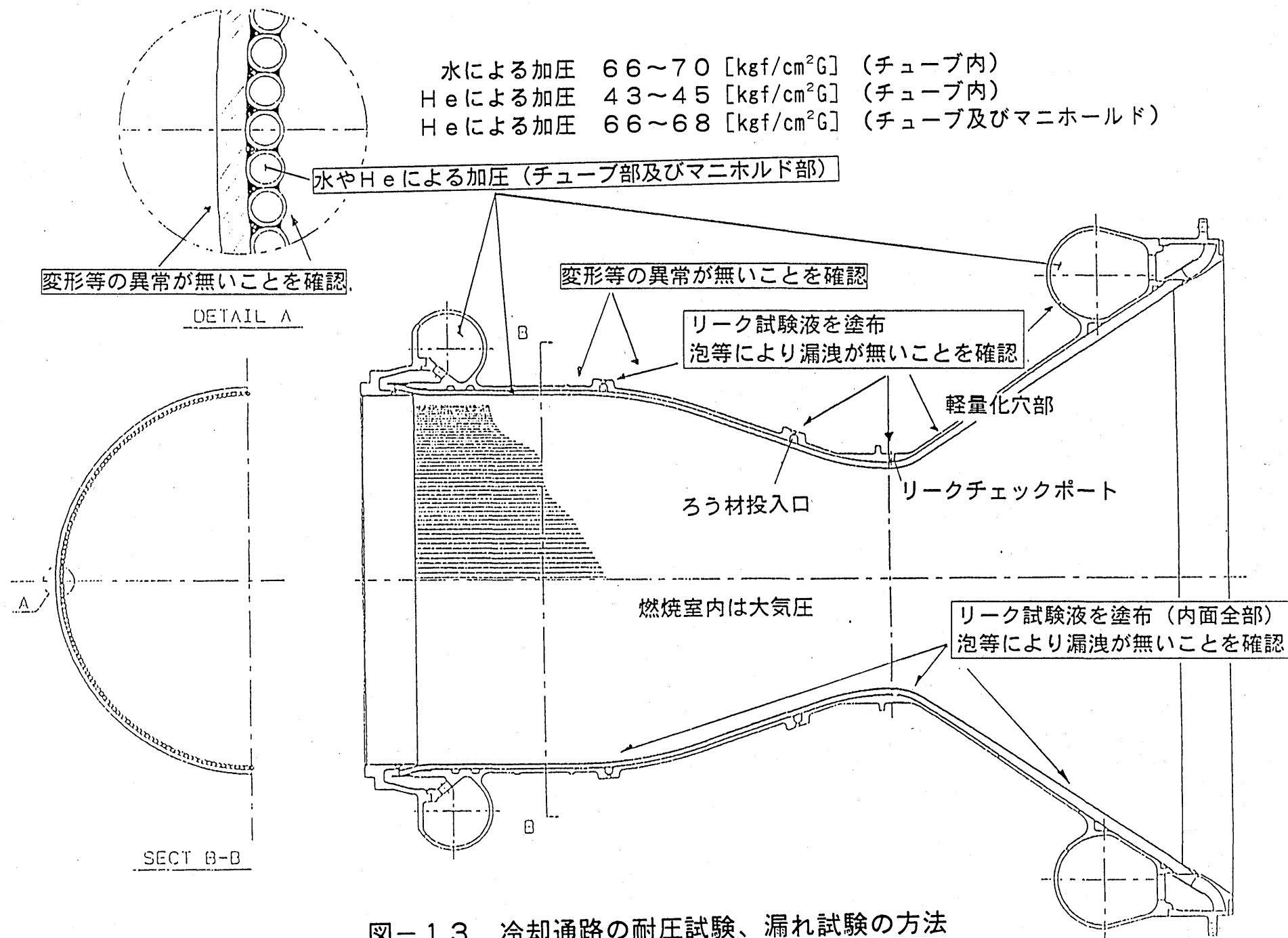


図-13 冷却通路の耐圧試験、漏れ試験の方法

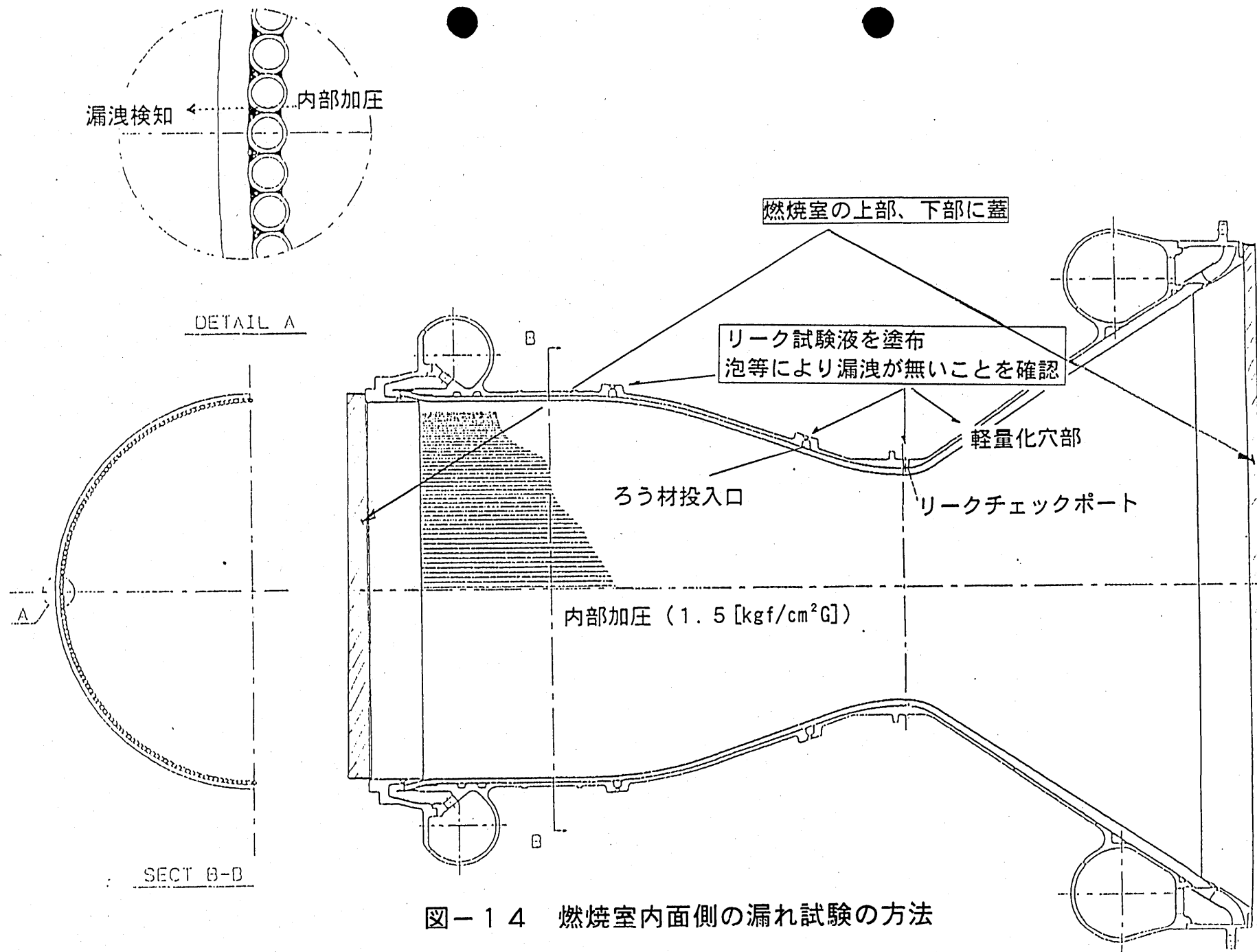


図-14 燃焼室内面側の漏れ試験の方法

表-6 5号機用LE-5Aエンジン燃焼試験結果

| 試験番号<br>(試験年月日)      | 燃焼時間<br>(秒)   | 推力<br>(kg)    | 混合比<br>(-)  | 比推力<br>(秒) | 燃焼圧力<br>(ata) | ターボポンプ回転数<br>液水/液酸 (rpm) | 特記事項                                                       |
|----------------------|---------------|---------------|-------------|------------|---------------|--------------------------|------------------------------------------------------------|
| 規定値                  | 結果<br>(計画)    | 12400<br>±350 | 5.0<br>±0.1 | 448<br>以上  | -             | 54500<br>/18500 以下       | -                                                          |
| 作動確認試験<br>(H7.11.24) | 40<br>(40)    | 12274         | 5.090       | 452.7      | 40.4          | 50427<br>/17313          | 結果良好                                                       |
| 性能確認試験<br>(H7.12.1)  | 22.4<br>(100) | 686           | 36.8        | -          | 3.69          | 0<br>/0                  | 燃焼圧力が上昇しなかったため、手動で緊急停止した。ウエストバルブに漏洩点検治具が装着されていたことが原因と判明した。 |
| 性能確認試験<br>(H7.12.6)  | 100<br>(100)  | 12158         | 5.019       | 453.1      | 40.0          | 50279<br>/17165          | 結果良好                                                       |
| 再現性確認試験<br>(H7.12.8) | 100<br>(100)  | 12189         | 5.013       | 452.9      | 40.1          | 50345<br>/17198          | 結果良好                                                       |

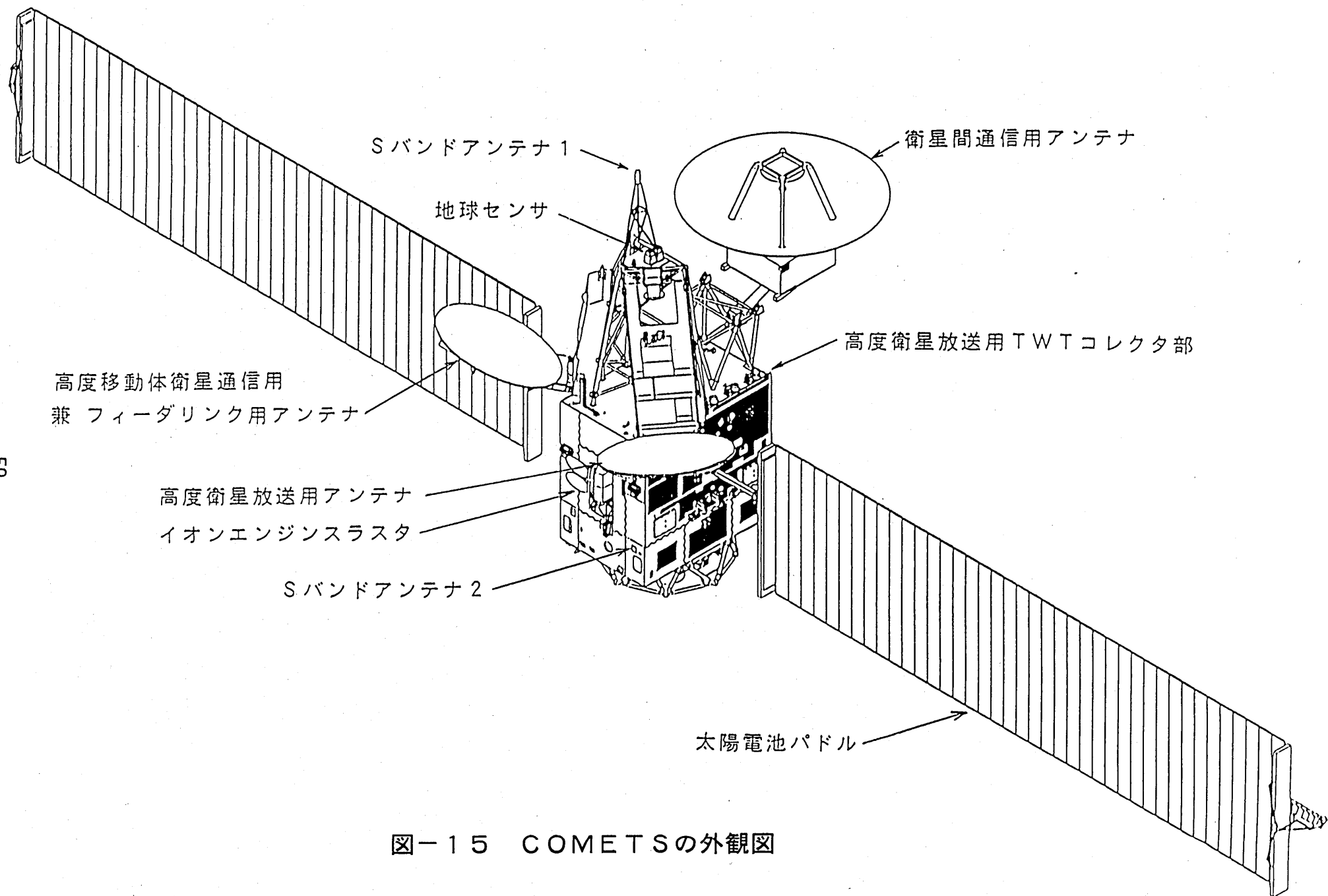


図-15 COMETSの外観図

表-7 COMETSの主要諸元

|         |                                                                                                                                                                                                                                                                        |
|---------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 打 上 げ   | H-IIロケット5号機 平成10年2月13日 16:50 (予定)                                                                                                                                                                                                                                      |
| ミッション期間 | 3年                                                                                                                                                                                                                                                                     |
| 静 止 位 置 | 東経 121度 保持精度 $\pm 0.1$ 度 (南北、東西)                                                                                                                                                                                                                                       |
| 形状・寸法   | <p>衛星本体：直方体 約2m×3m×3m</p> <p>太陽電池パドル：再収納可能のフレキシブルパドルにGaAsセル貼り付け<br/>片翼 約14.5m</p> <p>アンテナを含む全高 約8m</p> <p>パドルを含む 約31m</p> <p>アンテナ：衛星間通信用 <math>\phi</math> 3.6m</p> <p>高度衛星放送用 <math>\phi</math> 2.3m</p> <p>高度移動体衛星通信用 <math>\phi</math> 2.0m</p> <p>(フィーダリンクを兼用)</p> |
| 重 量     | 打上げ時： 3,960kg                                                                                                                                                                                                                                                          |
| 電 力     | 3年後夏至： 5,230W以上                                                                                                                                                                                                                                                        |
| 周 波 数   | <p>衛星間通信 : Kaバンド/Sバンド</p> <p>高度衛星放送 : Kaバンド</p> <p>高度移動体衛星通信：Kaバンド/ミリ波帯</p>                                                                                                                                                                                            |
| 姿勢安定方式  | <p>コントールドバイアスモーメント三軸姿勢制御</p> <p>姿勢精度 ロール、ピッチ軸：<math>\pm 0.05</math>度以内</p> <p>ヨー軸 : <math>\pm 0.15</math>度以内</p> <p>IOLアンテナ駆動時フィードフォワード補償</p>                                                                                                                          |

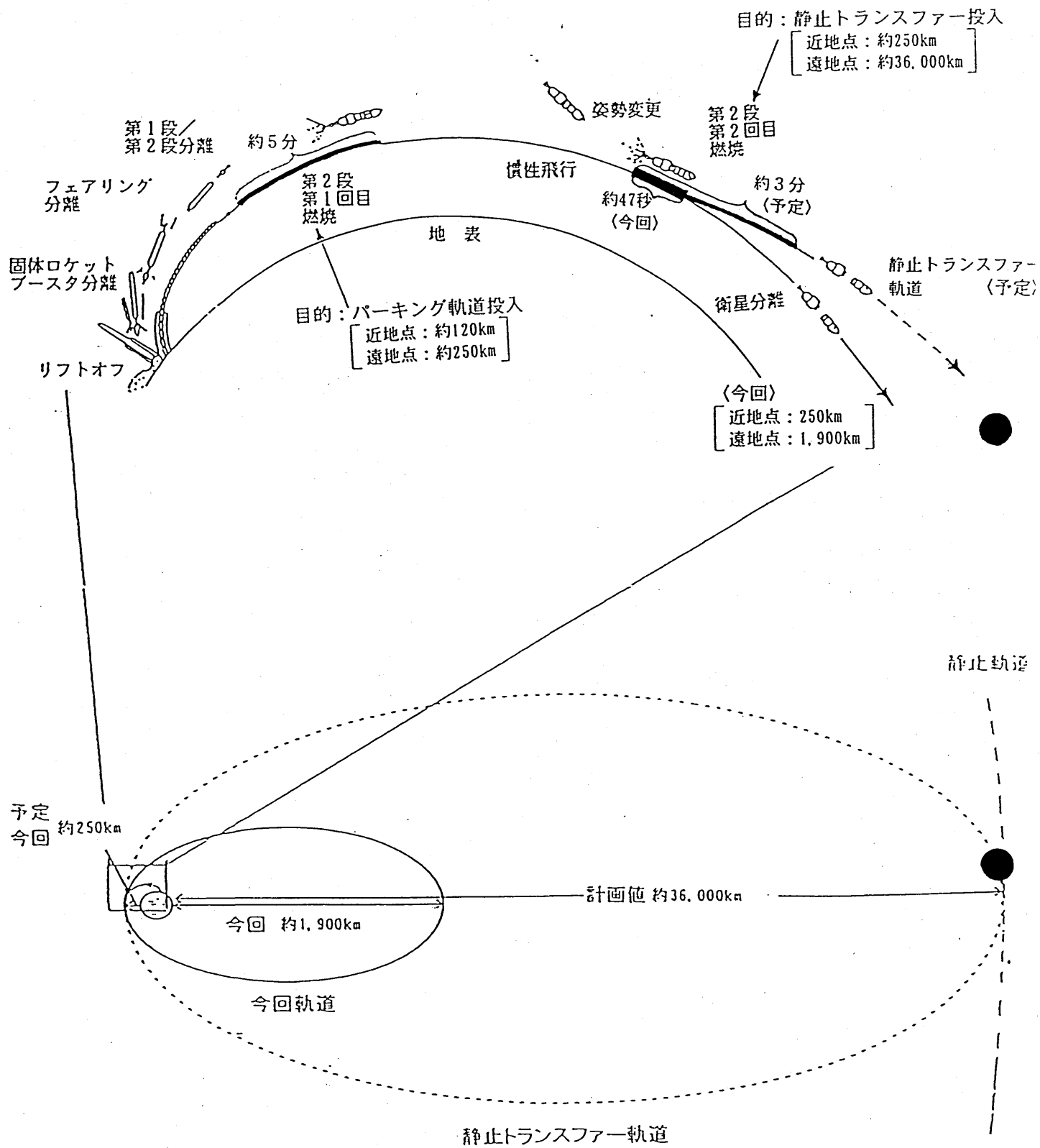
表－８ 主要シーケンス・オブ・イベント

|                  | 飛行結果(秒)  | 計画値(秒) |
|------------------|----------|--------|
| ① リフトオフ          | 0        | 0      |
| ② 固体ロケットブースタ燃焼終了 | 95       | 94     |
| ③ 固体ロケットブースタ分離   | 96       | 97     |
| ④ 衛星フェアリング分離     | 243      | 241    |
| ⑤ 第１段エンジン燃焼停止    | 348      | 346    |
| ⑥ 第１段・第２段分離      | 356      | 354    |
| ⑦ 第２段エンジン第１回燃焼開始 | 362      | 360    |
| ⑧ 第２段エンジン第１回燃焼停止 | 672      | 664    |
| ⑨ 第２段エンジン第２回燃焼開始 | 1410     | 1406   |
| ⑩ データ異常発生        | 1450     | －      |
| ⑪ 第２段エンジン第２回燃焼停止 | (1457) * | 1598   |
| ⑫ COMETS分離       | 1638     | 1633   |

\* : 加速度計データから推定

表－９ COMETS分離時軌道要素

| 軌道要素           | 計画値     | 飛行結果   |
|----------------|---------|--------|
| 軌道傾斜角<br>(deg) | 28.50   | 30.06  |
| 近地点引数<br>(deg) | 179.00  | 176.11 |
| 遠地点高度<br>(km)  | 35975.0 | 1902.0 |
| 近地点高度<br>(km)  | 250.0   | 246.2  |



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-16 COMETS軌道投入シーケンス

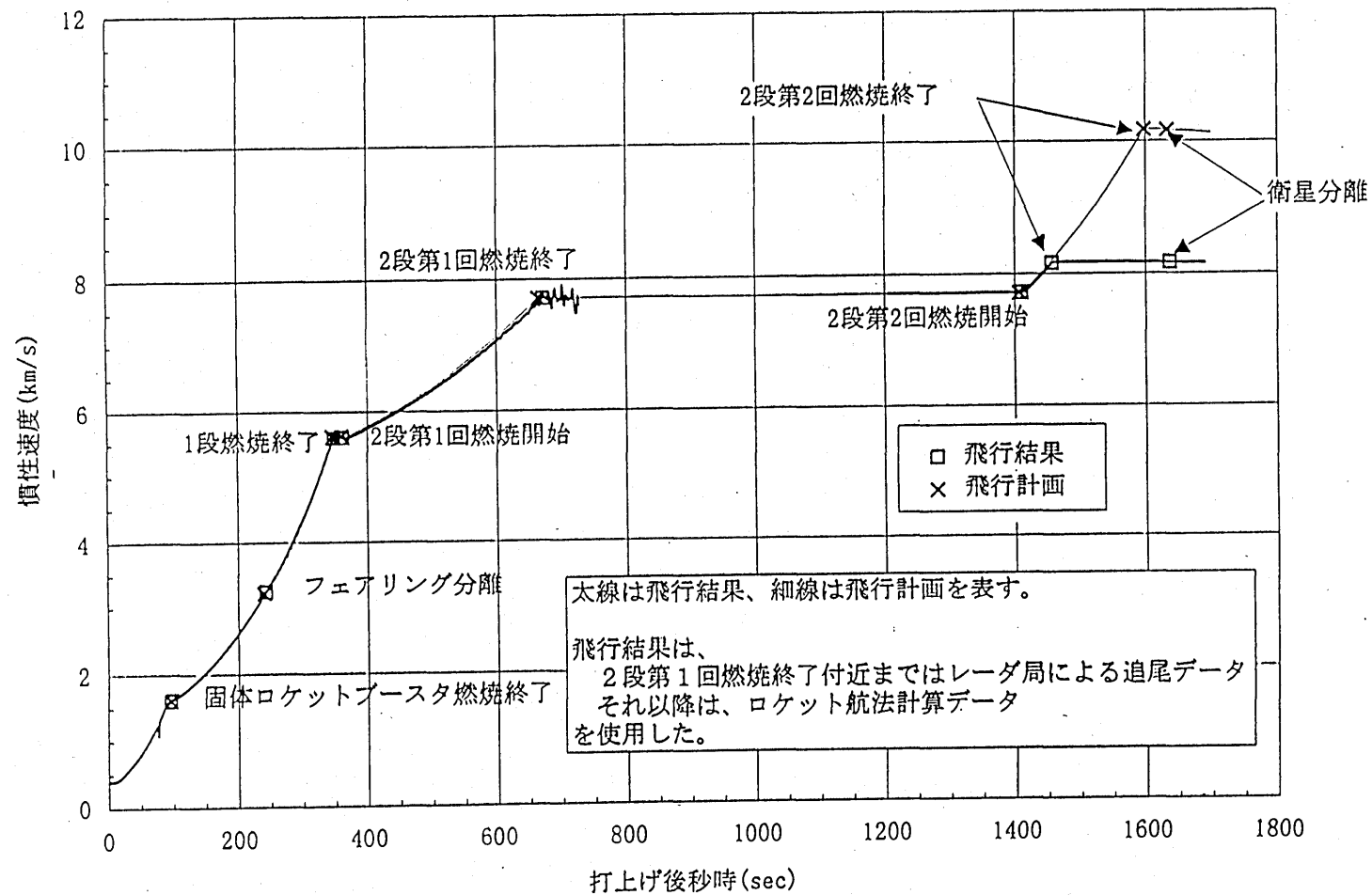
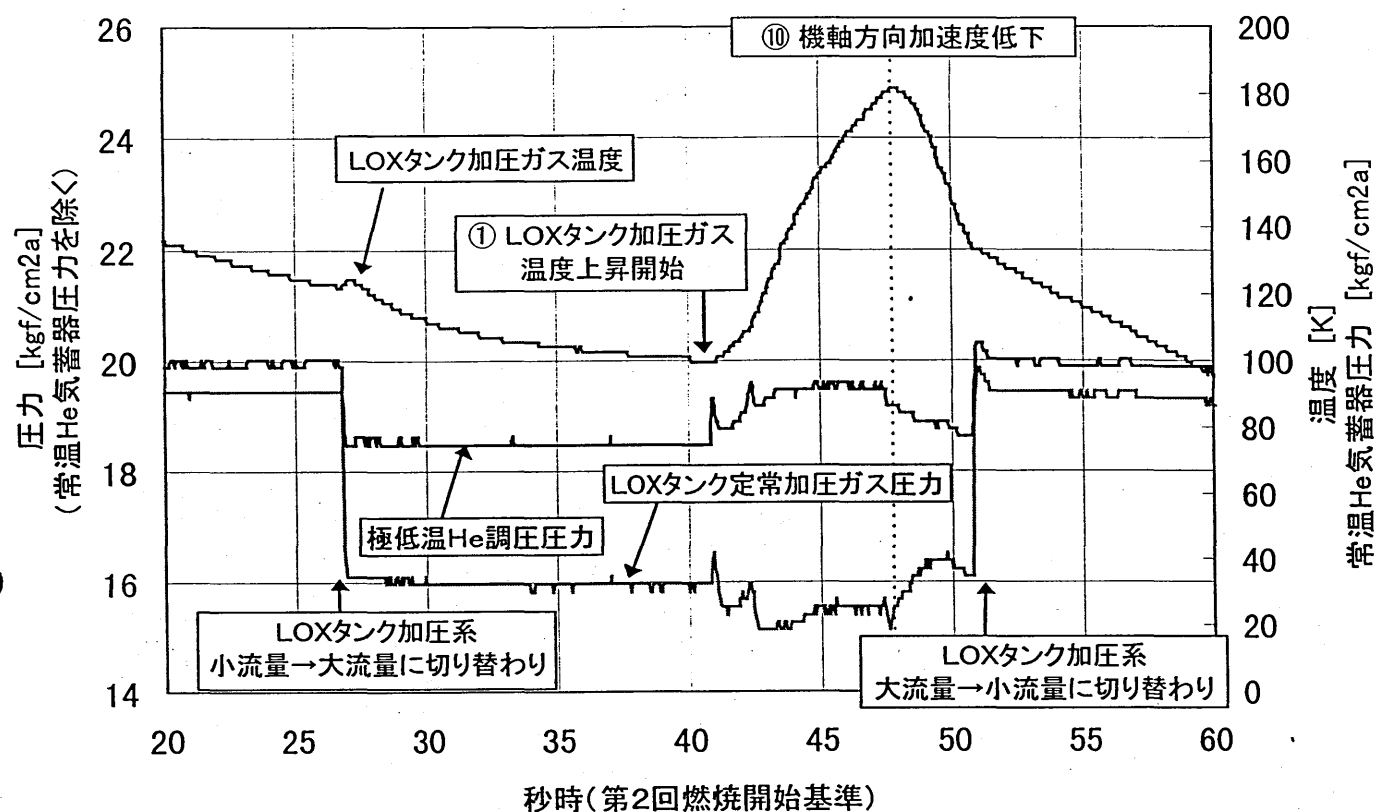


図-17 H-II ロケット 5号機 慣性速度履歴

表-10 主な異常事象の時系列整理

| JST<br>リフトオフ基準時刻<br>秒時<br>(第2回燃焼開始基準) | 16:54:59.938<br>0.0 | 17:18:29.449<br>1409.5 | 17:19:10.2<br>1450.3 | 40 | 41                                     | 42                           | 43                              | 44                           | 45 | 46                            | 47                                  | 48                                       | 49 |
|---------------------------------------|---------------------|------------------------|----------------------|----|----------------------------------------|------------------------------|---------------------------------|------------------------------|----|-------------------------------|-------------------------------------|------------------------------------------|----|
| 推進系                                   |                     |                        |                      |    | ▼ ①LOXタンク加圧ガス温度上昇<br>(最初の異常徴候)<br>40.8 | ▼ ②エンジン系表面温<br>度上昇開始<br>41.6 | ▼ ③エンジン作動点<br>降下開始<br>42.0      | ▼ ⑥常温He気蓄器<br>圧力降下開始<br>43.6 |    | ▼ ⑧エンジン系デー<br>タ全系変動<br>45.5   |                                     |                                          |    |
| 姿勢・制御系                                |                     |                        |                      |    |                                        |                              | ▼ ④エンジン舵角変動開始<br>42.1           |                              |    |                               | ▼ エンジン舵角急増<br>46.5                  | ▼ ⑩機体機軸加速度<br>低下(1G→0)<br>エンジン停止<br>47.5 |    |
| 電源系                                   |                     |                        |                      |    |                                        |                              | ▼ ⑤エンジン用電池電<br>流・電圧変動開始<br>42.7 |                              |    | ▼ ⑦計測用電池電流・<br>電圧変動開始<br>45.3 | ▼ ⑨エンジン用電池・コン<br>ロール用電池電流低下<br>45.8 |                                          |    |

# LOX(液体酸素側)系



# LH2(液体水素側)系

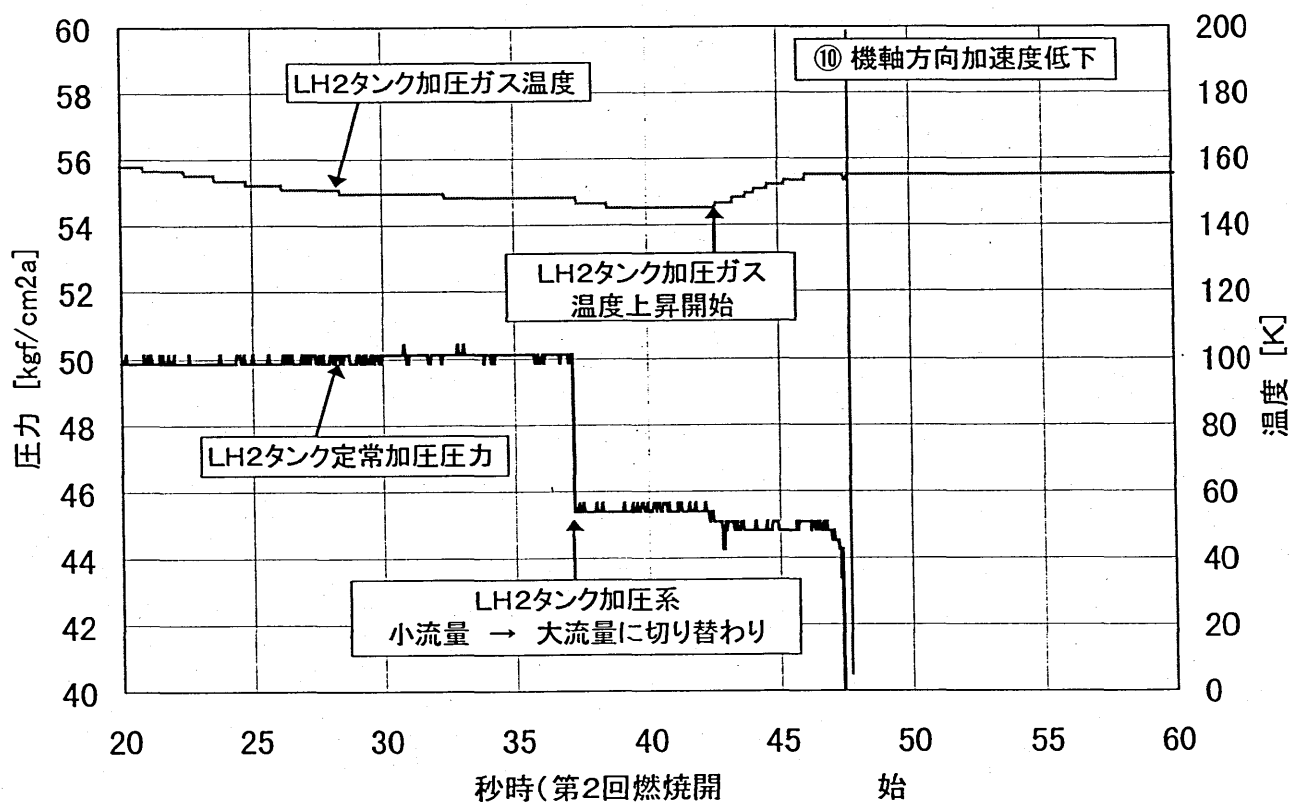
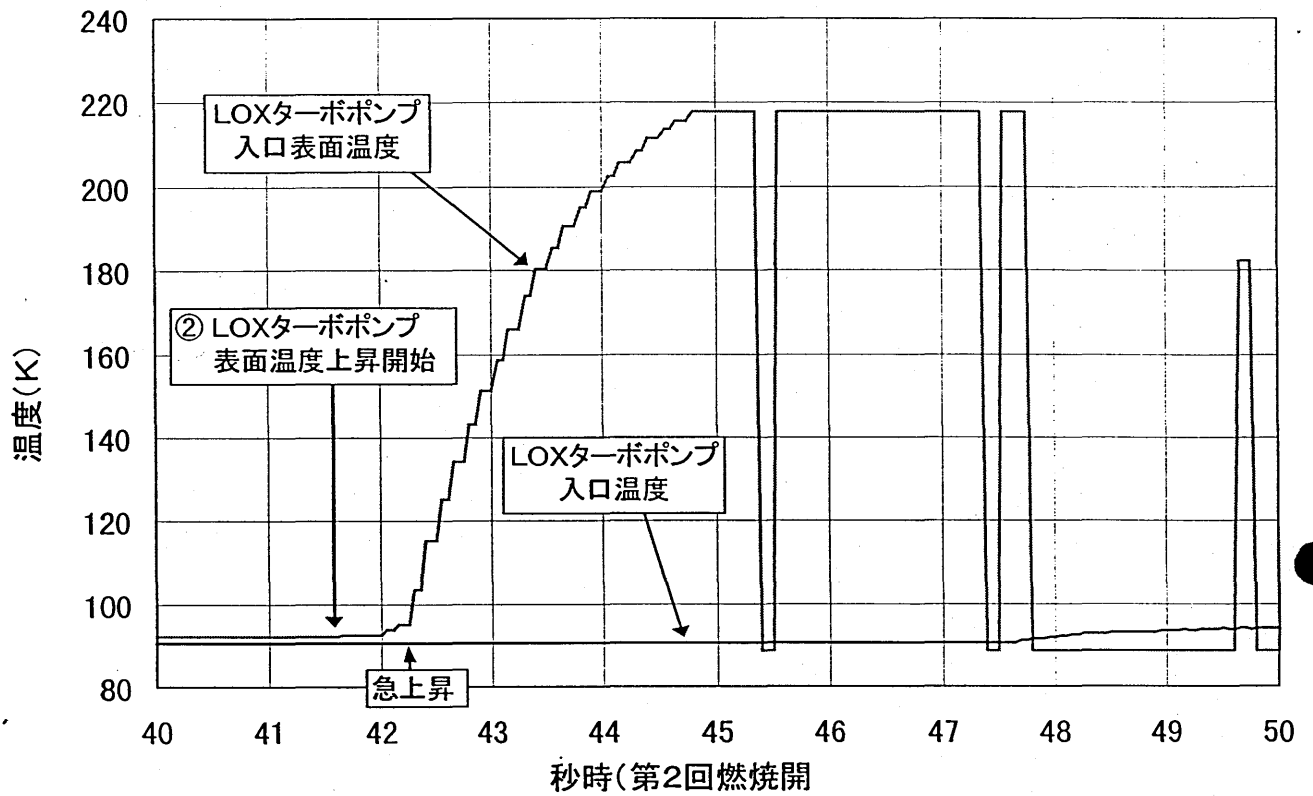


図-18 タンク加压系データ

## LOX(液体酸素)ターボポンプ入口側の温度変化



## LOX(液体酸素)ターボポンプ出口側の温度変化

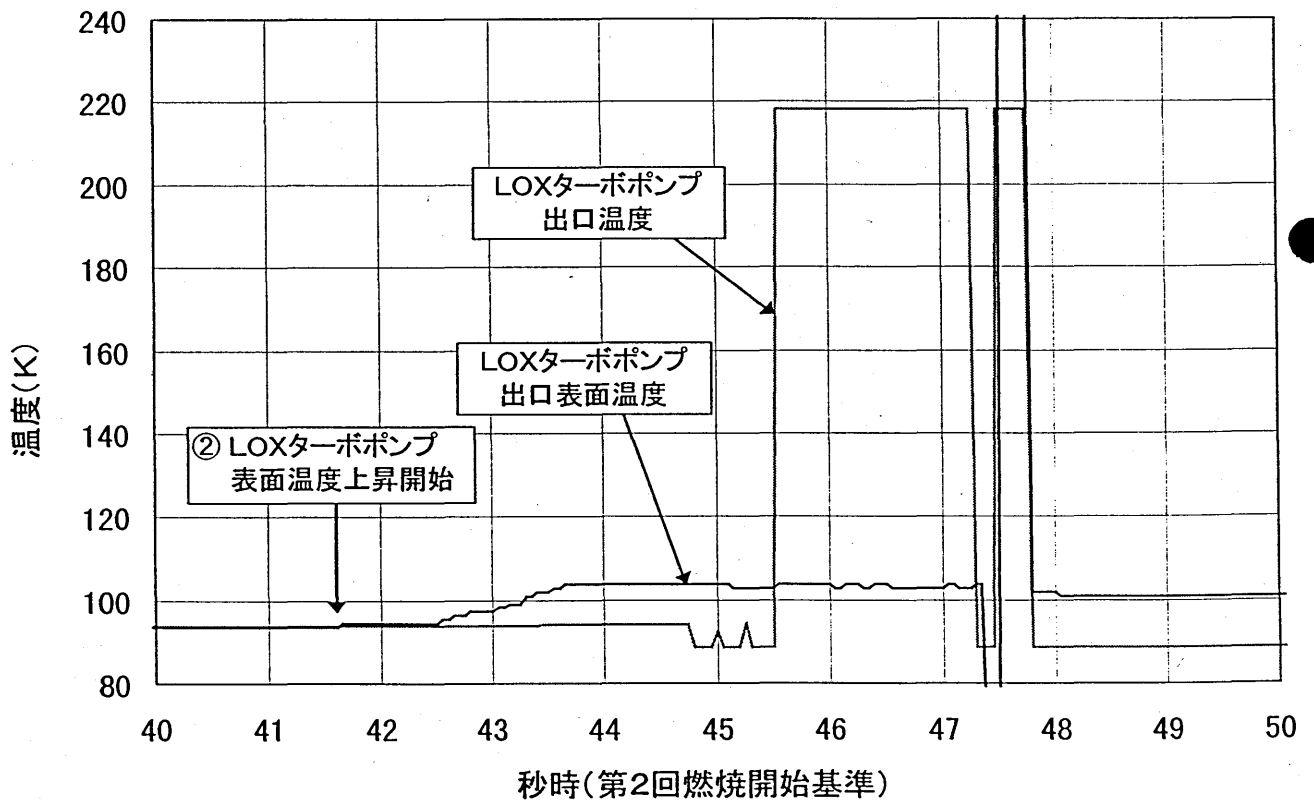


図-19 温度関連データ

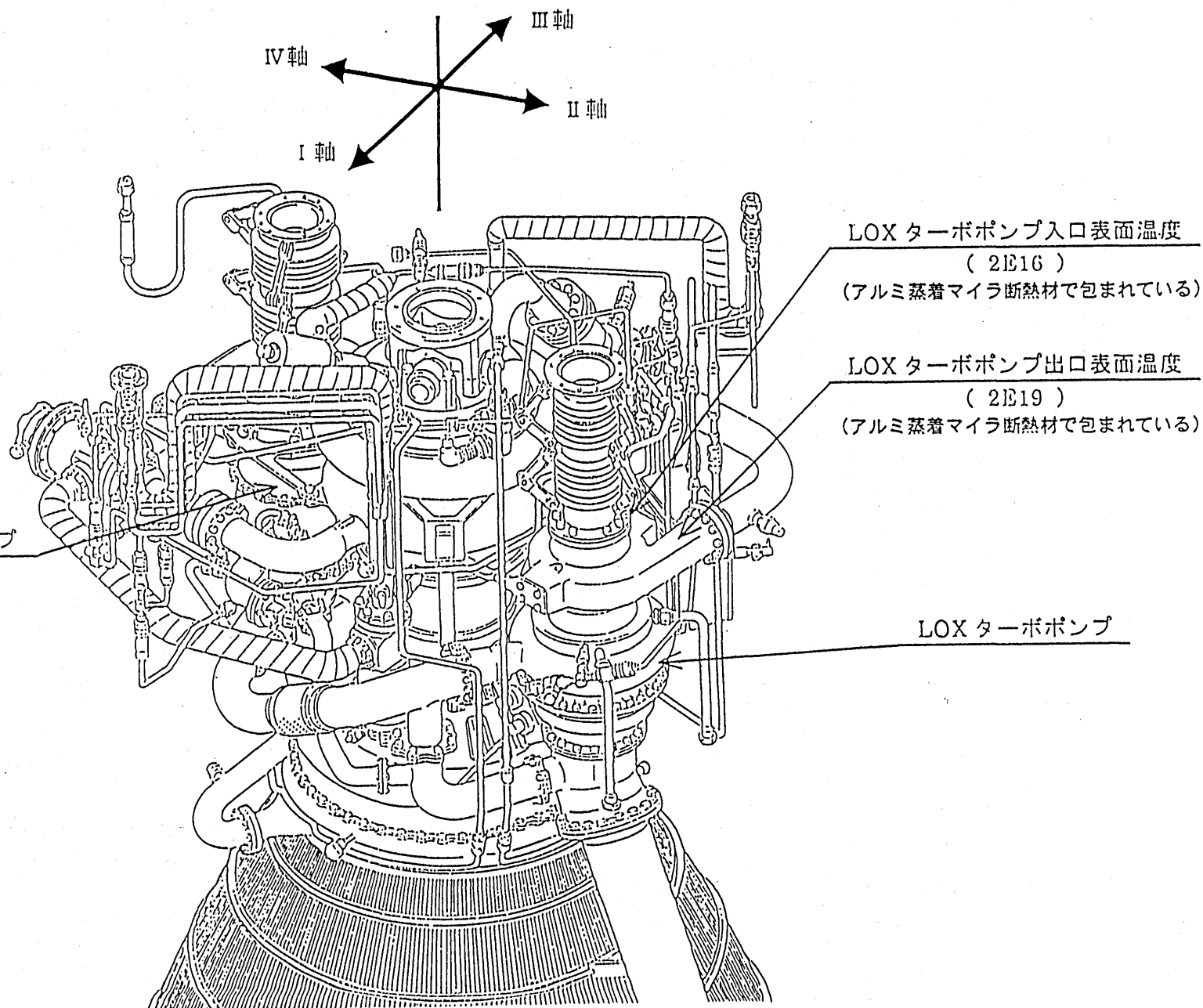
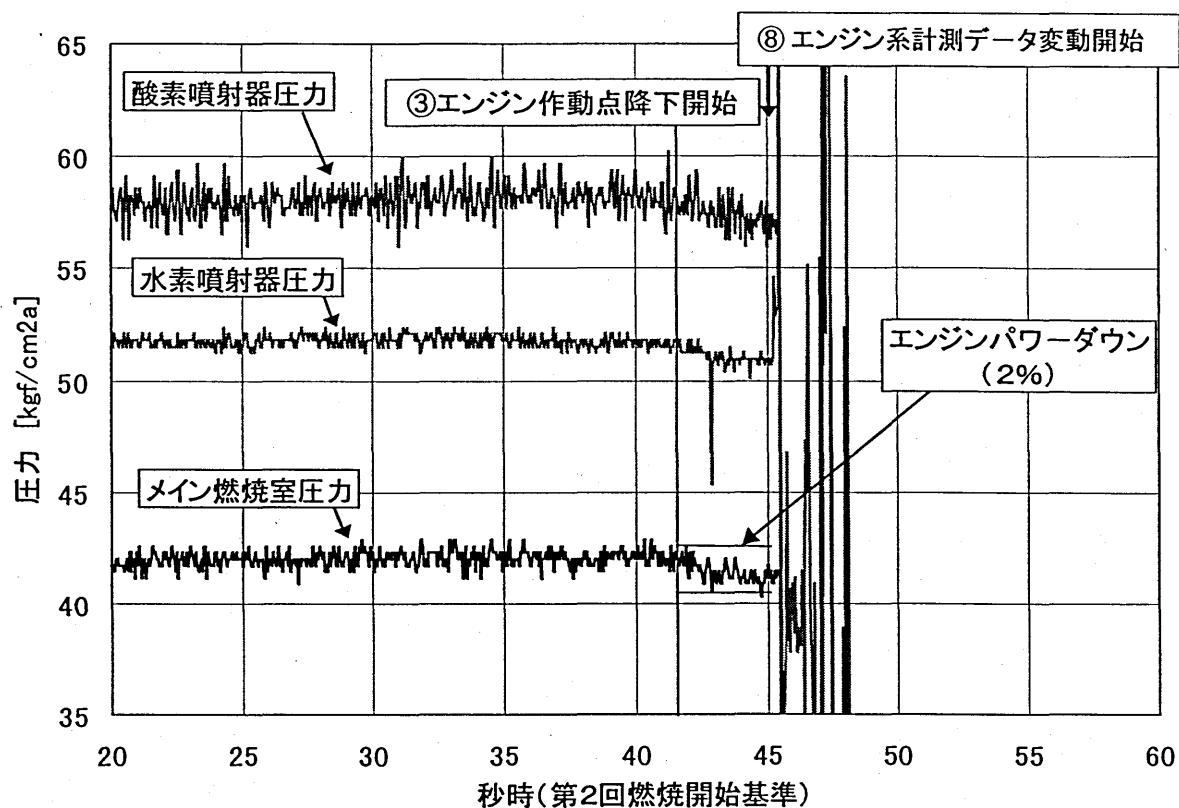


図-20 温度計測位置

## 燃焼器 圧力変化



## ターボポンプ 圧力・温度 変化

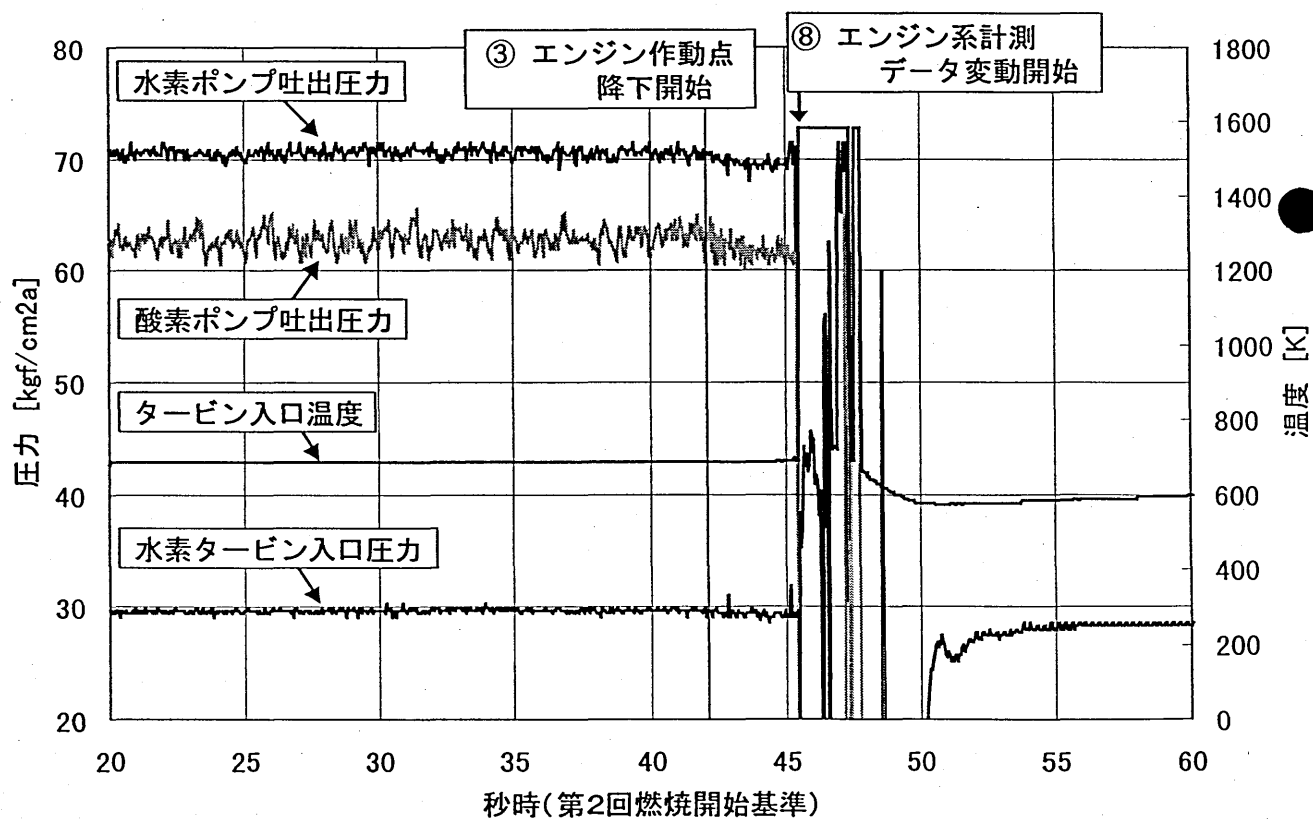


図-21 エンジン系データ

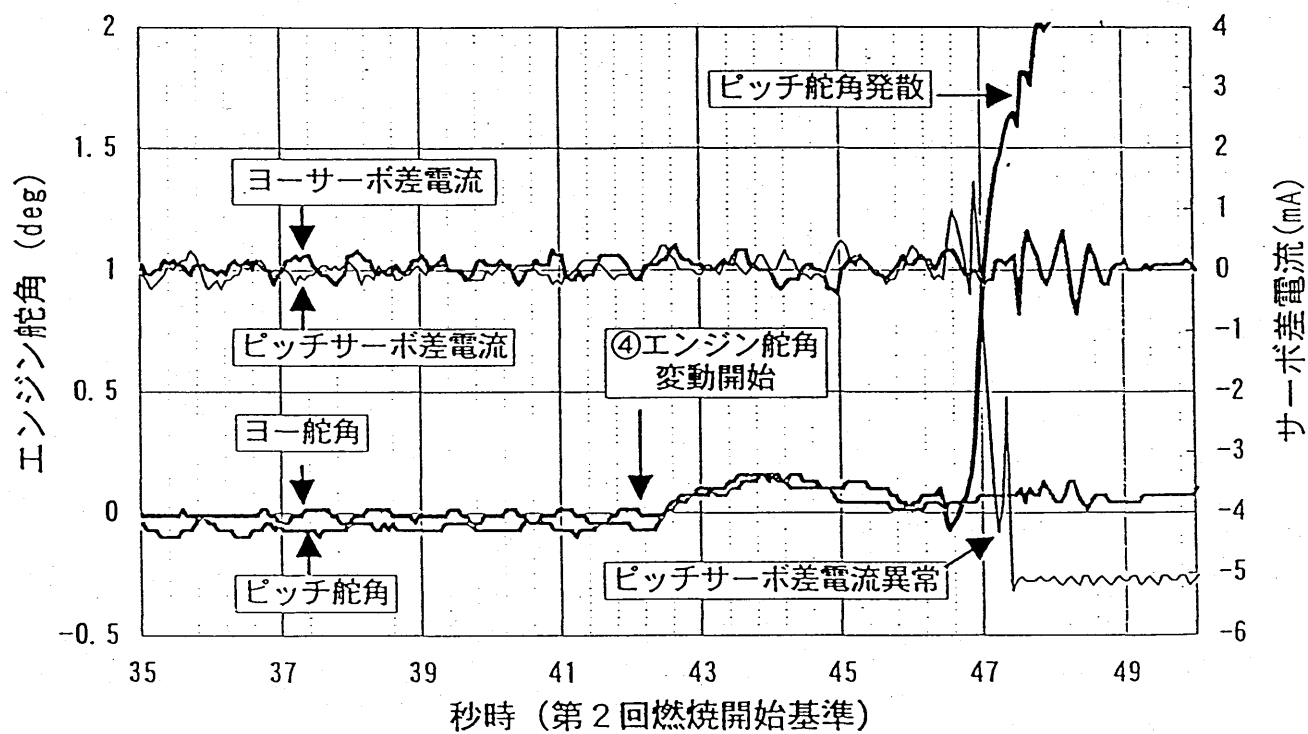
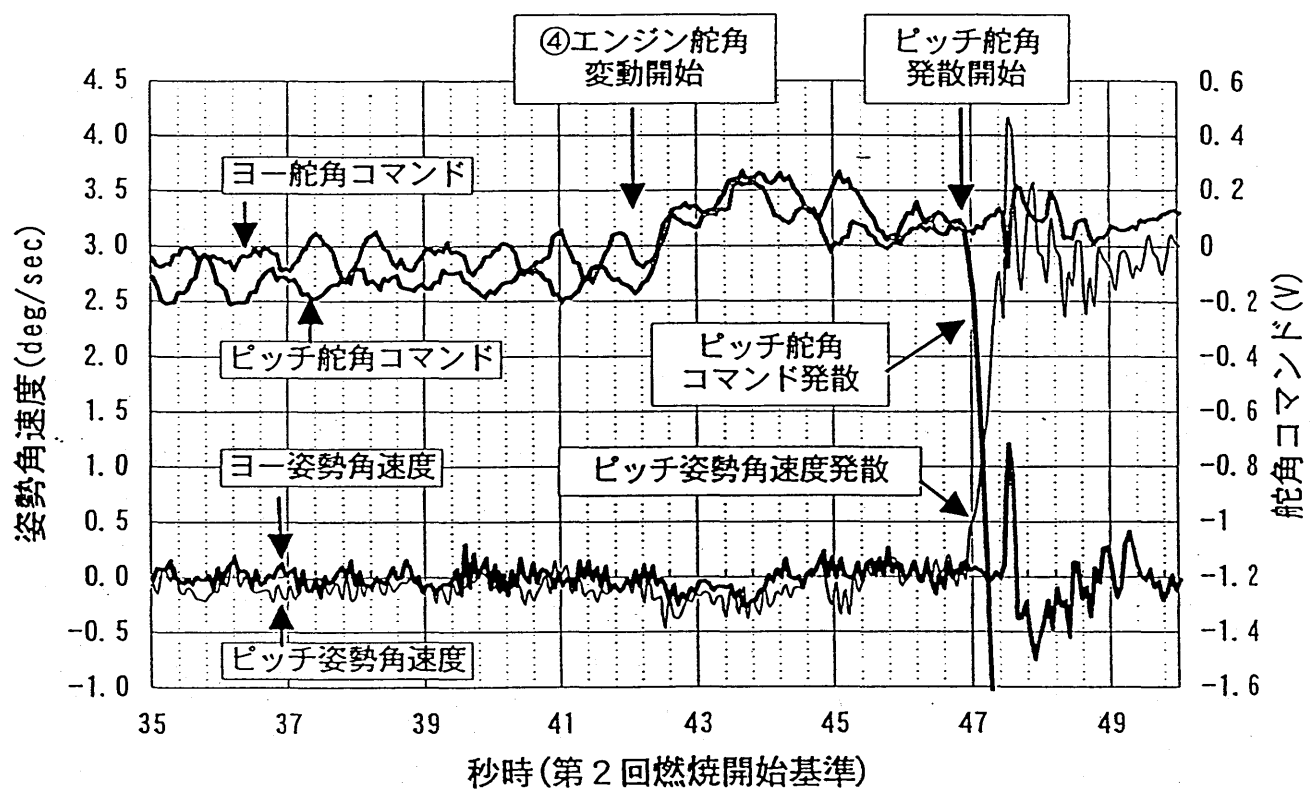
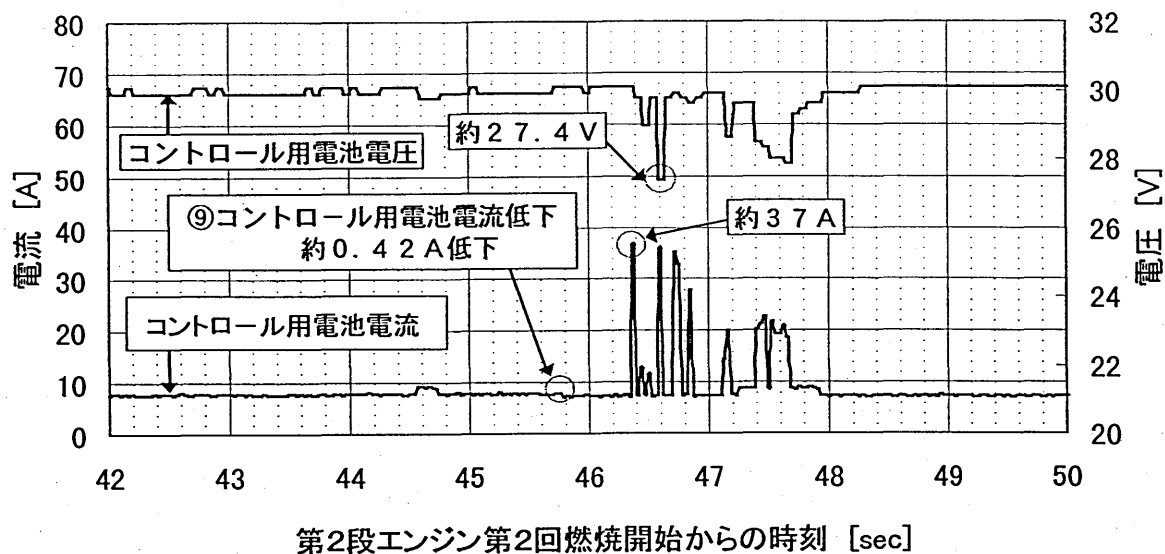
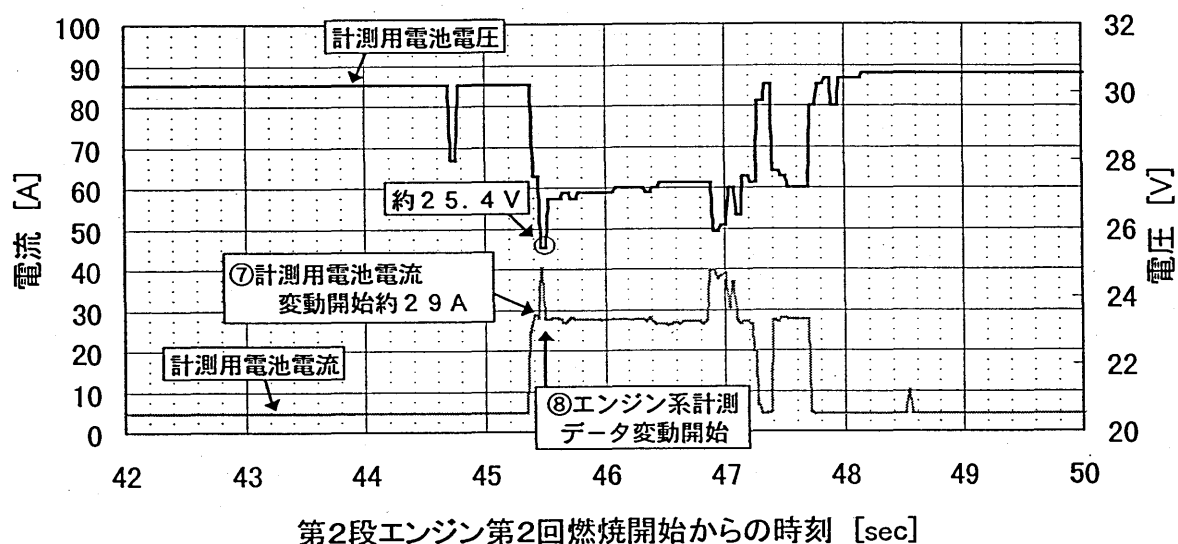


図-22 エンジン舵角関連データ

(コントロール用電池の電圧・電流変化)



(計測用電池の電圧・電流変化)



(エンジン用電池の電圧・電流変化)

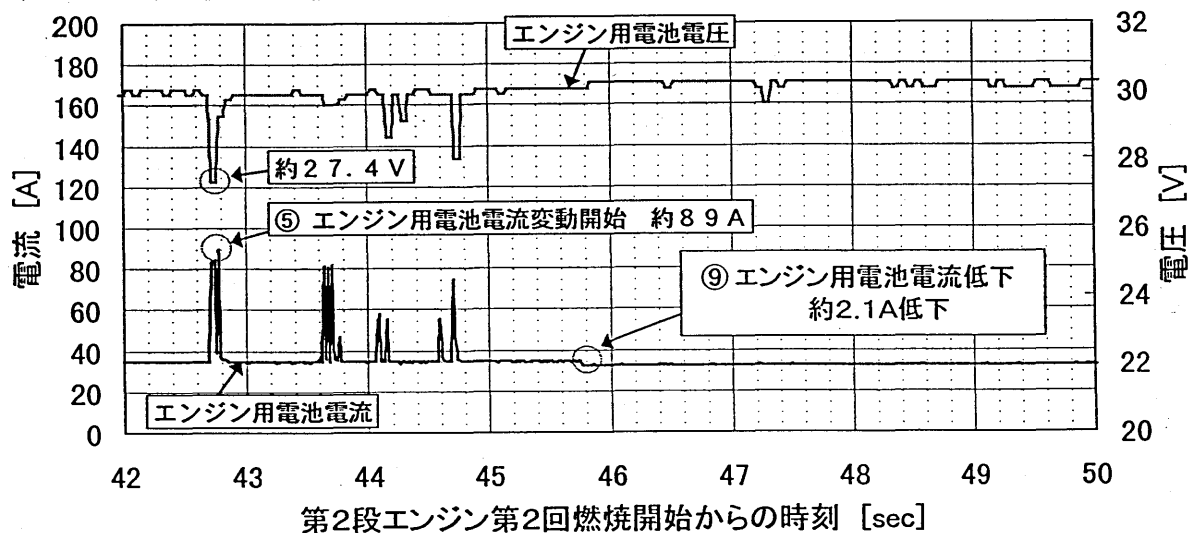


図-23 2段搭載電池・電圧の異常現象

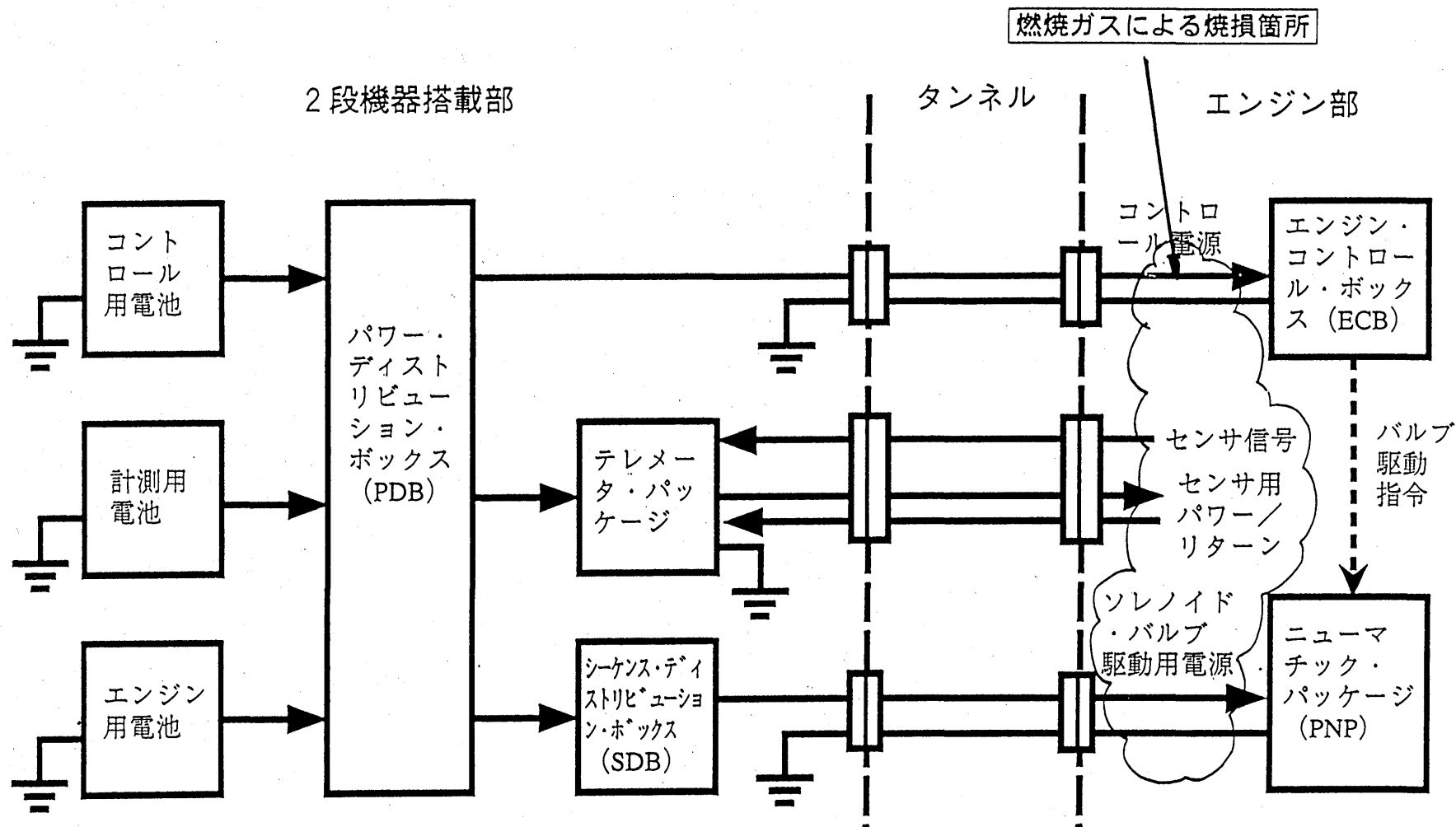


図-24 電力系スキマティック・ダイヤグラム

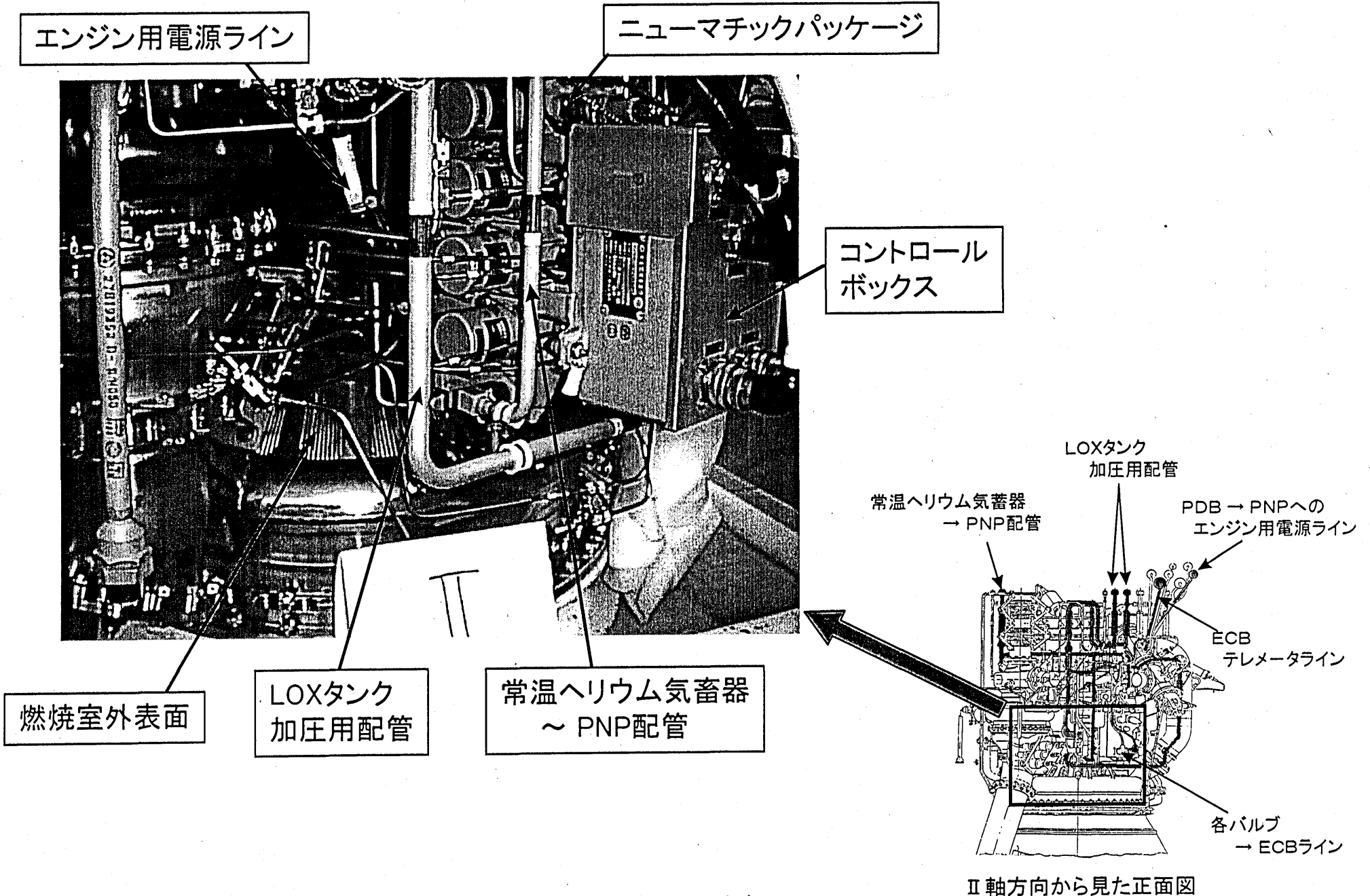


図-25 エンジン用電源ラインまわり

Ⅱ軸方向から見た正面図

ECB : エンジン・コントロール・ボックス  
 LOX : 液体酸素  
 PNP : ニューマチック・パッケージ  
 PDB : パワー・ディストリビューション・ボックス

常温ヘリウム気蓄器  
 → PNP配管

上方より見た図

I 軸

IV 軸

III 軸

燃焼ガス噴射方向(推定)

LOXタンク  
 加圧用配管

II 軸

ECB  
 テレメータライン

PDB → PNPへの  
 エンジン用電源ライン

常温ヘリウム気蓄器  
 → PNP配管

PNP

ECB

各バルブ → ECBライン

II 軸方向から見た正面図 図-26 燃焼ガス噴射方向

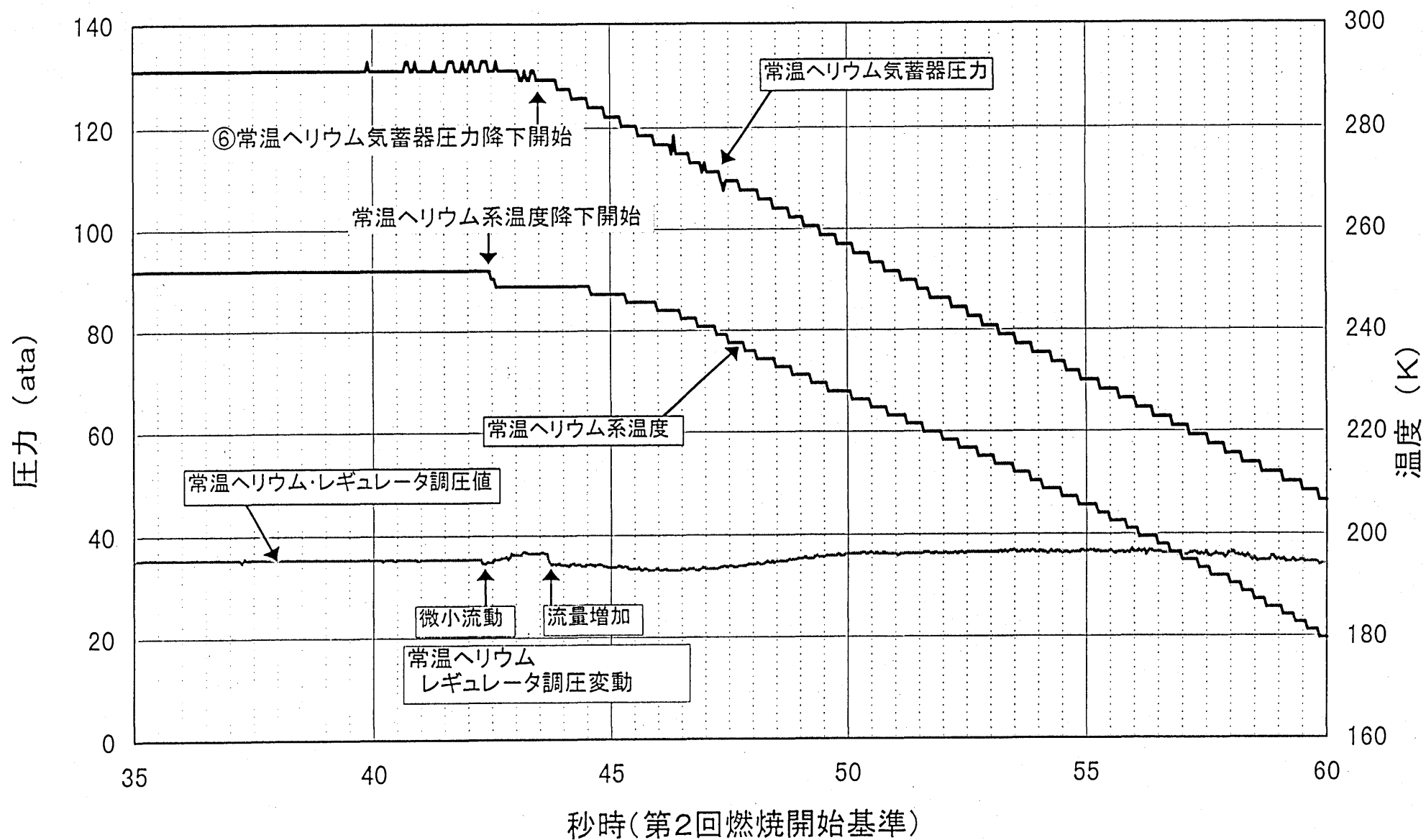


図-27 常温ヘリウム系データ

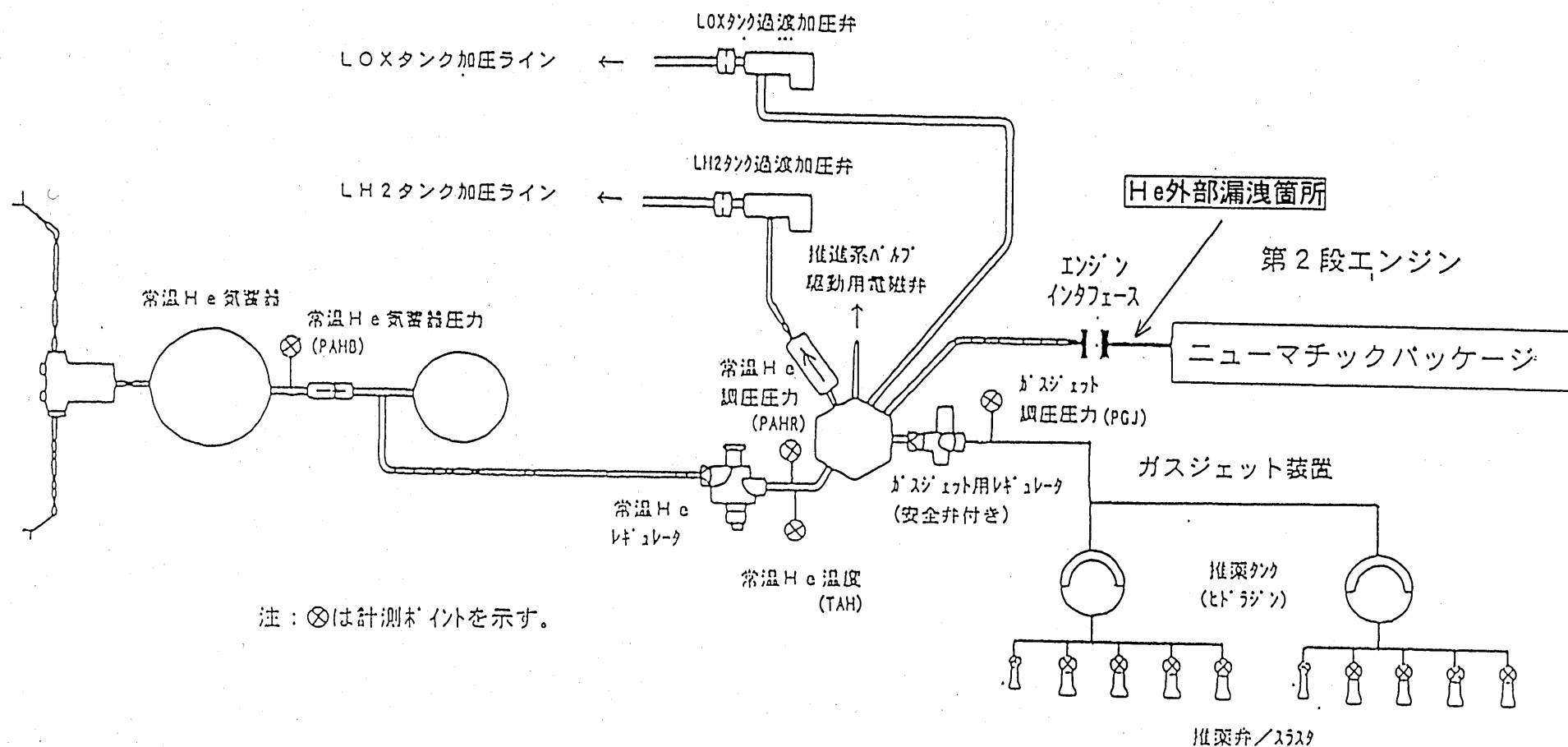


図-28 常温ヘリウム系系統図

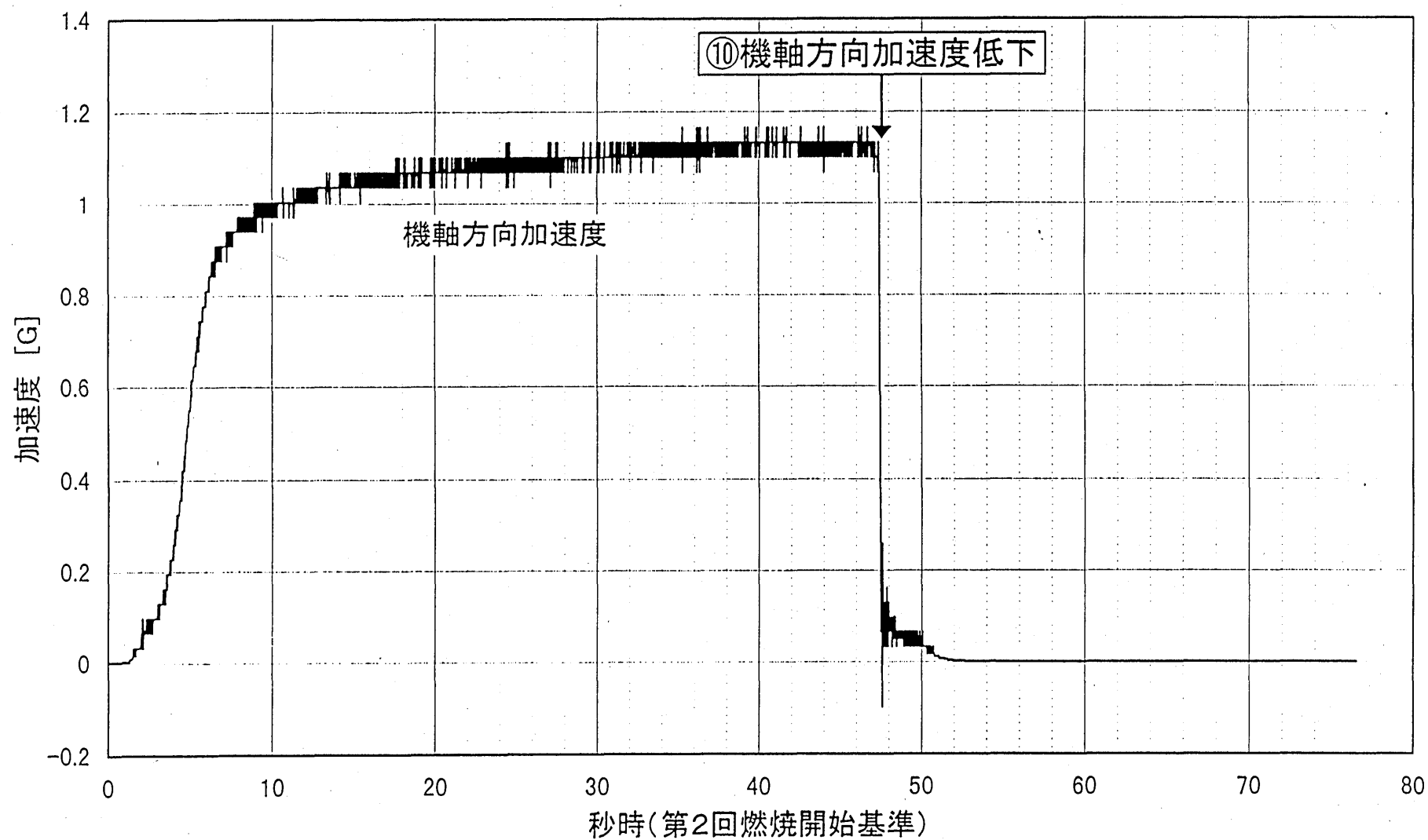
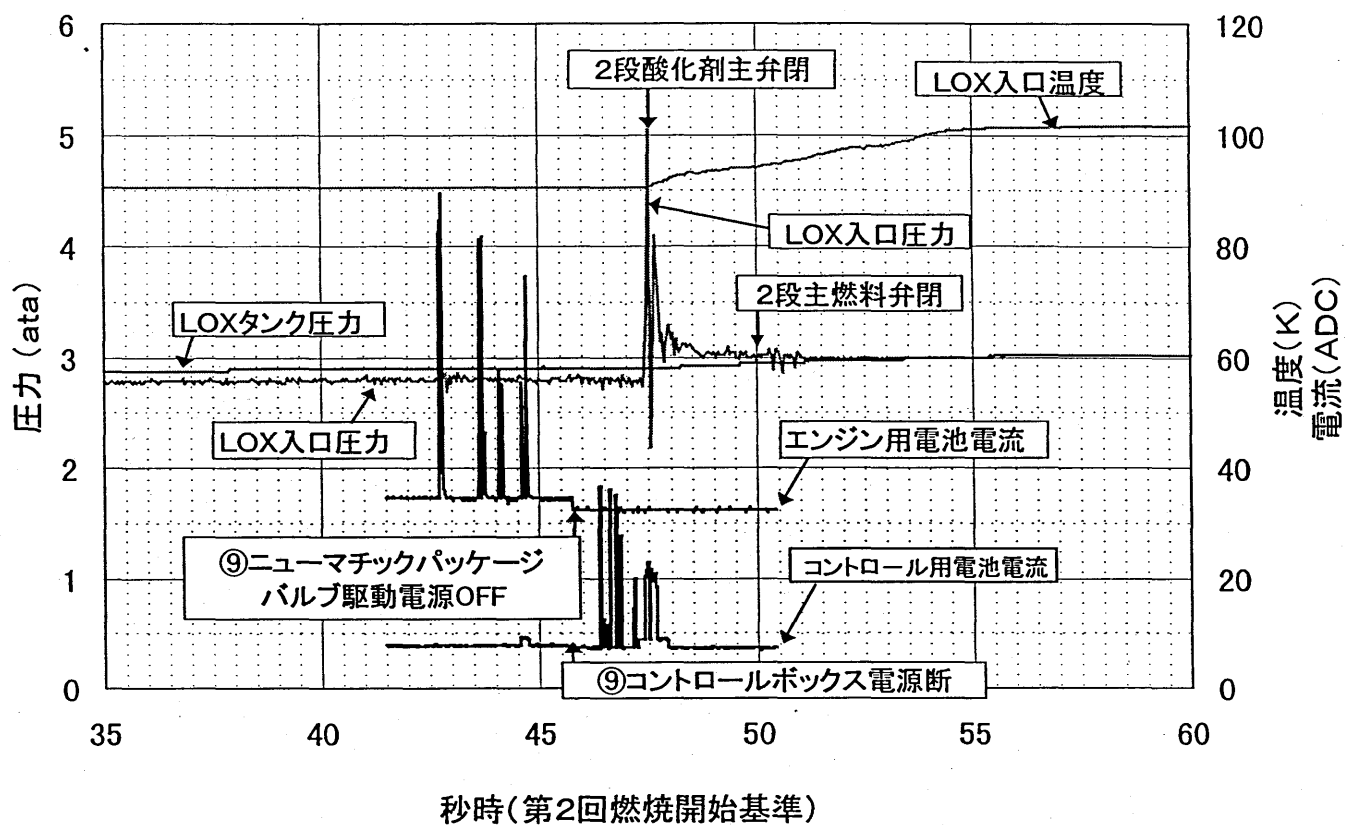


図-29 機体加速度

# LOX(液体酸素側)関連データ



# LH2(液体水素側)関連データ

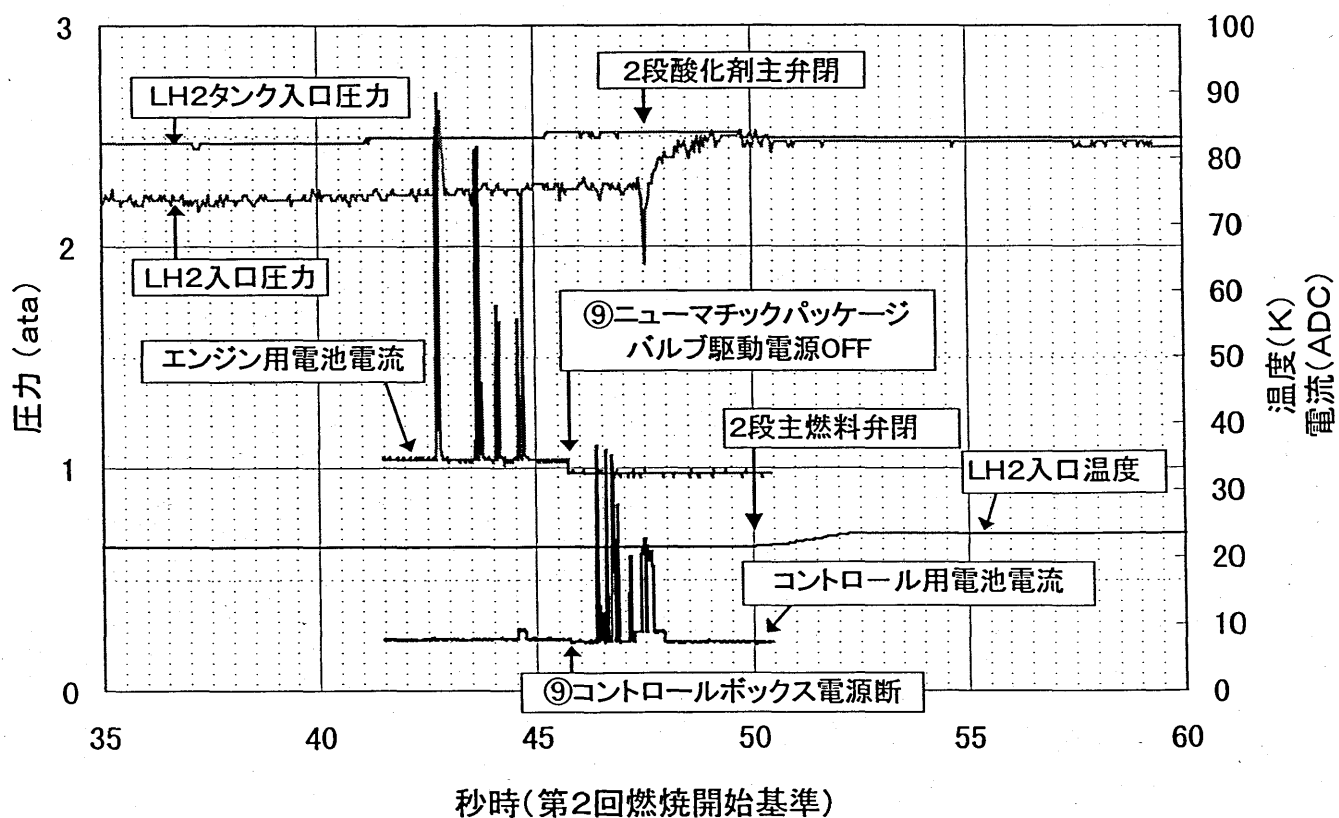
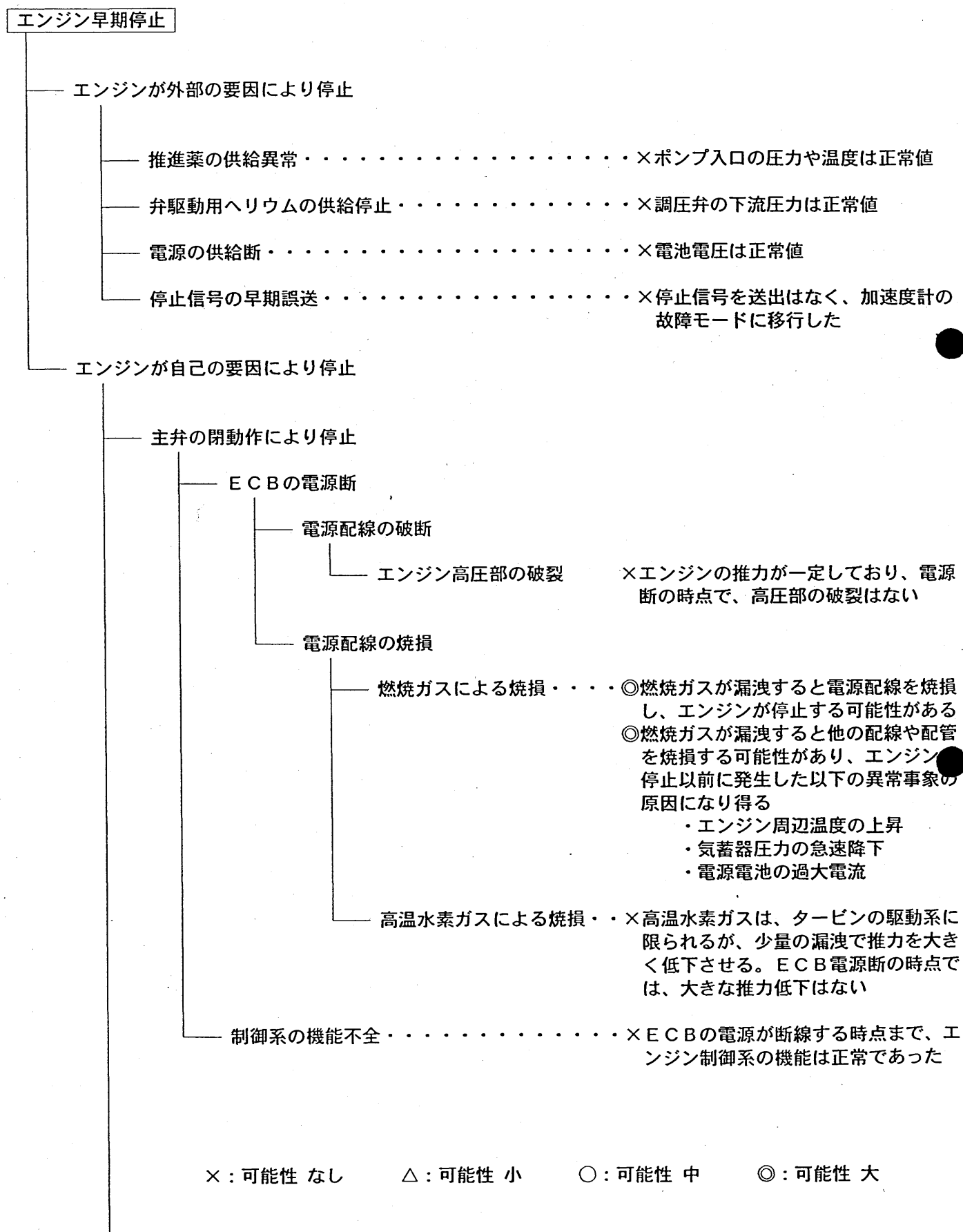


図-30 エンジン停止関連データ

図-31 エンジン早期停止故障要因



続き (エンジンが自己の要因により停止)

主弁の開動作以外の要因により停止

推進薬入口配管の破損・・・・・・・・・・×エンジン停止後も、ポンプ入口圧力は正常であり、配管の破損はない

- 液水入口配管の破損
- 液酸入口配管の破損

ターボポンプ系の破損

液水ターボポンプの破損

ポンプの破損・・・・・・・・・・×エンジン停止後も、ポンプ入口圧力は正常であり、ポンプの破損はない

タービンの破損・・・・・・・・・・×タービンの破損でエンジンが停止する場合は、エンジンは急速に停止しない

液酸ターボポンプの破損

ポンプの破損・・・・・・・・・・×エンジン停止後も、ポンプ入口圧力は正常であり、ポンプの破損はない

タービンの破損・・・・・・・・・・×タービンの破損でエンジンが停止する場合は、エンジンは急速に停止しない

連結管の破損・・・・・・・・・・×連結管の破損で、エンジンが停止する場合は、エンジンは急速に停止しない

弁の破損

主液酸弁の破損・・・・・・・・・・×エンジン停止後も、ポンプ入口圧力は正常であり、主液酸弁の破損はない

主液水弁の破損・・・・・・・・・・×エンジン停止後も、ポンプ入口圧力は正常であり、主液水弁の破損はない

停止弁の破損・・・・・・・・・・×停止弁の破損で、エンジンが停止する場合は、エンジンは急速に停止しない

燃焼器系の破損

点火器の破損

噴射器の破損

燃焼室の破損

ノズルスカーットの破損

配管の破損

×燃焼器系の小破損で、エンジンが停止する場合は、エンジンは急速に停止しない

×燃焼器系の大破損で、エンジンが急速に停止するのは、燃焼室の大破損に限られ、エンジン全体の破損に直結するが、ポンプ入口のベローズ配管は正常を維持

×：可能性 なし

△：可能性 小

○：可能性 中

◎：可能性 大

## 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等が上昇した。

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。

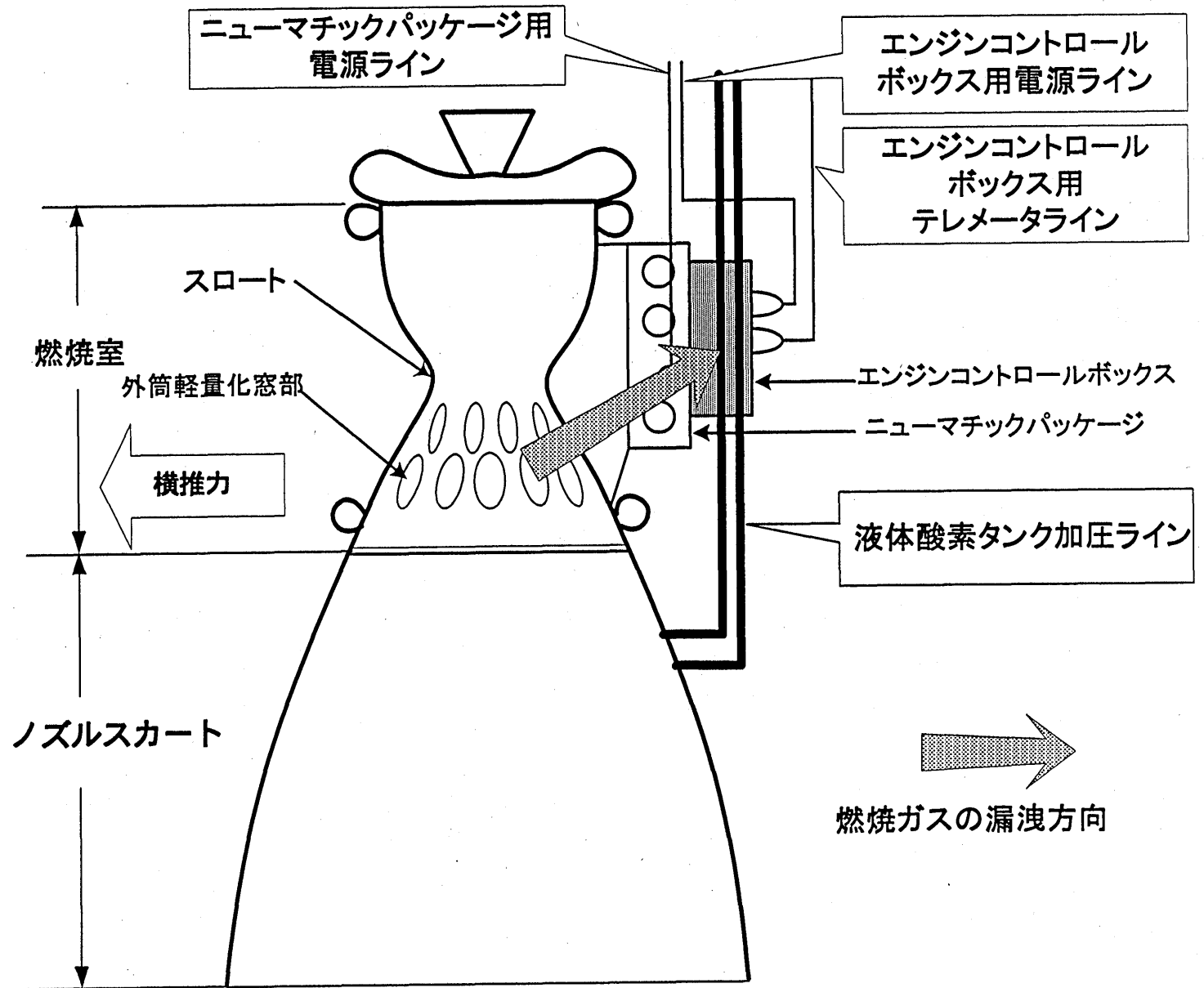


図-32 エンジン早期停止の原因

図-33 燃焼ガスの漏洩故障要因

燃焼ガスの漏洩

- 点火器の破損・・・・・・・・・・×横推力の発生方向の説明がつかない  
点火器内の圧力計測は異常がない  
点火器上方の加速度センサは正常値
  - 点火器本体の破損
  - 点火器配管の破損
  - 点火器弁の破損
- 噴射器の破損・・・・・・・・・・×小破壊で、低温ガスが噴出  
大破壊で、急激な燃焼反応・燃焼圧の低下
  - 液水ドームの破損
  - 液酸ドームの破損
  - 噴射エレメント部の破損
- 噴射器と燃焼室の溶接部破損・・・・・・・・・・×破損すると開口部が時間とともに拡大し、燃焼圧が連続的に降下
- 燃焼室の破損
  - 入口マニホールドの破損・・・・・・・・・・×破損で、低温ガスが噴出
  - 再生冷却部（スロート上流部）の破損
    - 外筒全面ろう付け部の破損・×再生冷却部は堅固な外筒にろう付けされており、ここからの破損の可能性はない
    - 外筒部分ろう付け部の破損
      - 冷却管のみ破損・・・・・・・・・・×低温水素ガスが噴出
      - ろう付け部のみ破損・・・・×破損で燃焼ガスが、燃焼圧低下を伴ない噴出  
開口部は時間と共に拡大
      - 冷却管とろう付け部の・・△冷却管とろう付け部が共に破損すれば、燃焼ガスが漏洩し、パワーダウンする  
外筒が溶融すれば横推力が発生し、かつ漏洩燃焼ガスにより配管・電線類を焼損しうる  
冷却管開口部は冷却水素の噴出で拡大しない
  - 再生冷却部（スロート下流部）の破損
    - 冷却管のみ破損・・・・・・・・・・×低温水素ガスが噴出
    - ろう付け部のみ破損・・・・・・・・×破損で燃焼ガスが噴出、しかし燃焼圧低下はない
    - 冷却管とろう付け部の・・・・◎冷却管とろう付け部が共に破損すれば、横推力に見合う燃焼ガスが小さな開口面積で漏洩し、パワーダウンする  
冷却管開口部は冷却水素の噴出で拡大しない  
漏洩燃焼ガスにより配管・電線類を焼損しうる
  - 出口マニホールドの破損・・・・・・・・・・×破損で、低温ガスが噴出

×：可能性 なし    △：可能性 小    ○：可能性 中    ◎：可能性 大

続き（燃焼ガスの漏洩）

ノズルスカートの破損

- 燃焼室との結合部の破損・・・・・・・・×燃焼圧に変化を与えない  
破損すると開口部が時間とともに拡大し、それによる横  
推力は連続的に変化する
- 入口マニホールドの破損・・・・・・・・×破損で、低温ガスが噴出  
燃焼圧が大きく低下
- 再生冷却部の破損
  - 冷却管のみ破損・・・・・・・・×破損で、低温ガスが噴出
  - ろう付け部のみ破損・・・・・・・・×破損で燃焼ガスが噴出、燃焼圧は低下しない
  - 冷却管とろう付け部の・・・・・・・・×冷却管とろう付け部が共に破損すれば、横推力に見合う  
同時破損  
燃焼ガスが漏洩する可能性があるが、大きなパワーダウ  
ンを伴い現実的ではない  
漏洩燃焼ガスによる配管、電線類焼損に時間を要する
- 出口マニホールドの破損・・・・・・・・×破損で、高温水素ガスが噴出するが燃焼圧が大きく低下
- 下部スカートの破損・・・・・・・・×燃焼圧は低下しない

燃焼室周辺配管の破損

- 高温水素ガス配管（タービン駆動）の破損・・・・・・・・×小流量の漏洩で、燃焼圧が大きく低下
- 圧力計測導管の破損・・・・・・・・×高温ガス系で横推力を発生する大口径配管はない

×：可能性 なし    △：可能性 小    ○：可能性 中    ◎：可能性 大

表-11 プルーム解析結果

|           | ニューマティック配管溶断時間 | ワイヤハーネス溶断時間  |
|-----------|----------------|--------------|
| フライト      | 横推力発生から1.5秒後   | 横推力発生から3.7秒後 |
| 燃焼室スロート上流 | 0.23～11.8 秒    | 0.48～ 0.77秒  |
| 燃焼室スロート下流 | 0.44～ 1.79秒    | 0.43～ 3.53秒  |
| ノズルスカート   | 37.8 ～97.0 秒   | 76.4 ～87.9 秒 |

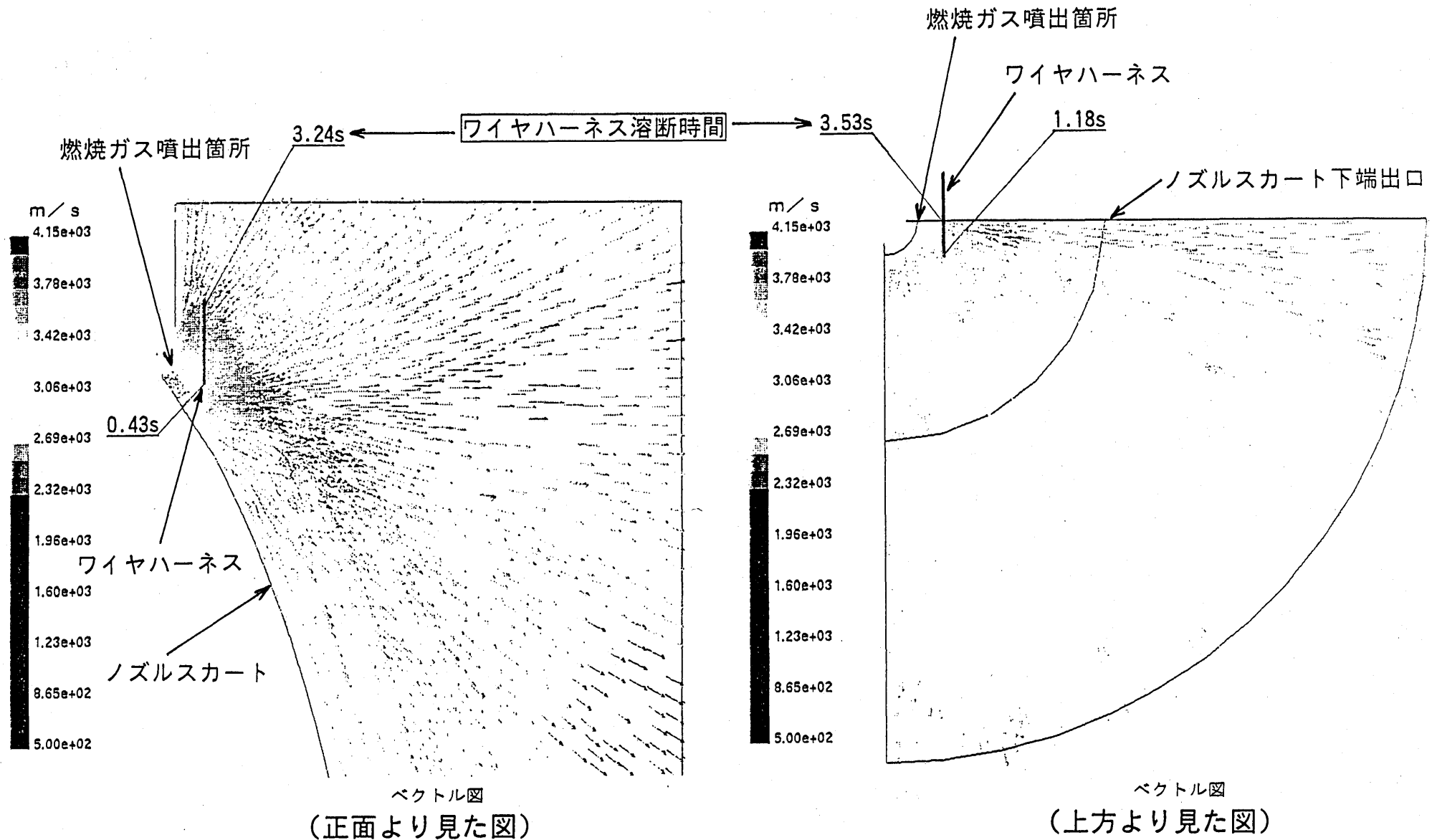
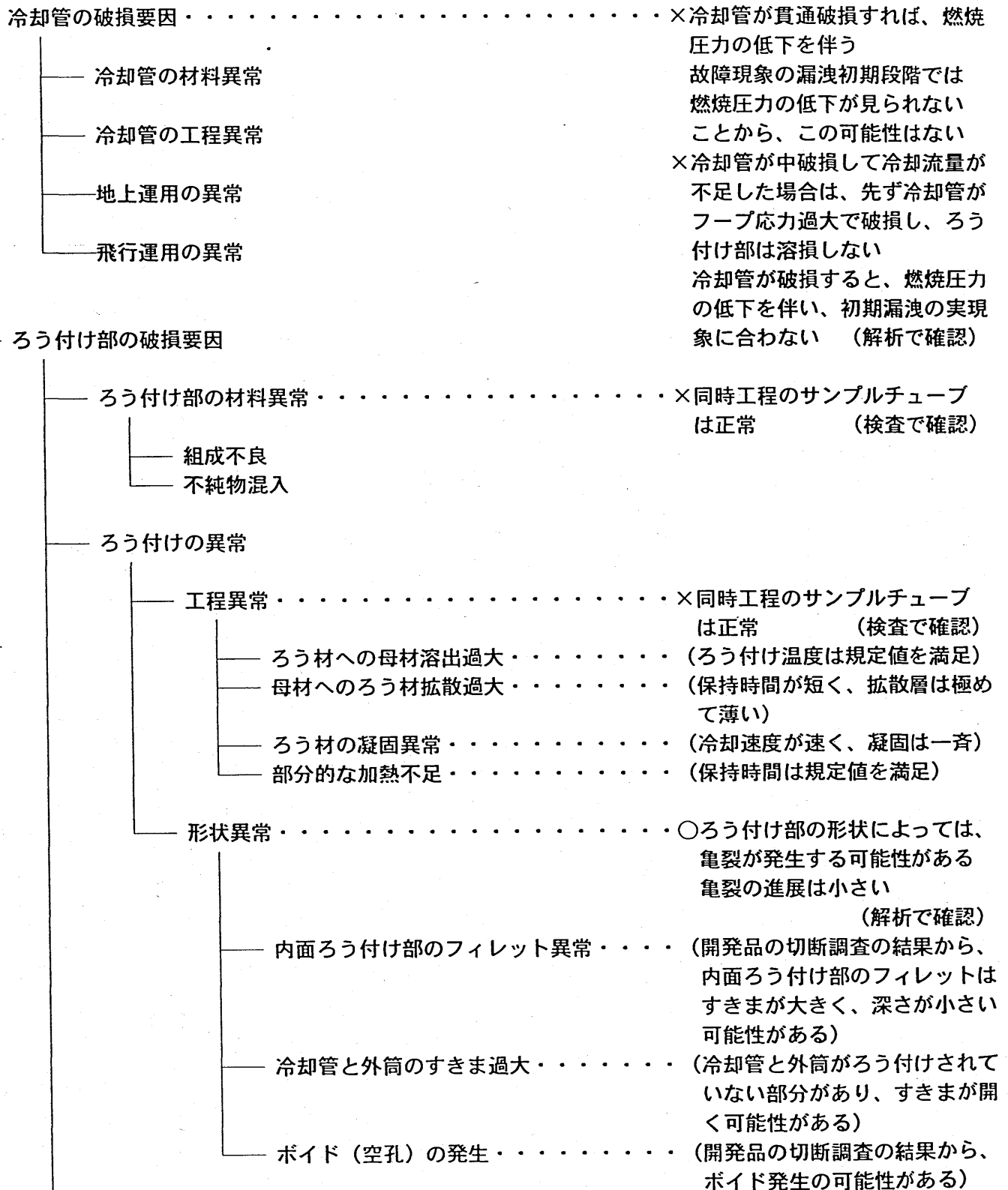


図-34 プルーム解析結果の例 (燃烧室スロート下流・ワイヤハーネス)

図-35 燃焼室再生冷却部の破損故障要因

燃焼室再生冷却部の破損



× : 可能性 なし      △ : 可能性 小      ○ : 可能性 中      ◎ : 可能性 大

燃焼室外筒の工程異常

外力過大

外筒変形過大

- 部分的なろう付け . . . . . × 外筒と冷却管は同じ熱膨張率であり、過大な応力は発生しない
- 艤装品の取付異常 . . . . . × 取付異常では過大な応力は発生しない

集中応力

- 角部加工不良 . . . . . × 外筒窓部は、すみR加工を実施

地上運用の異常

- 気密試験 . . . . . × 疲労寿命に比べ、気密試験回数は極めて少ない (解析で確認)

- 耐圧試験 . . . . . × 疲労寿命に比べ、耐圧試験回数は極めて少ない (解析で確認)

燃焼試験

- 過大作動 . . . . . × 試験は、認定実績の範囲内

- 高推力作動
- 高混合比作動
- 燃焼時間 / 燃焼回数

低圧燃焼

- 局部応力過大 . . . . . ○ ろう付け部の形状によっては初期亀裂が発生する可能性がある  
亀裂の進展は小さい (解析で確認)
- 高温劣化 . . . . . × ろう材が変質する温度まで上しない (解析で確認)
- 熱衝撃割れ . . . . . × 起動～停止に渡り、圧縮応力  
× 応力振幅が通常燃焼に比べて小さい (解析で確認)
- 冷却流量の不均等 . . . . . × 流量の不均等は2割程度であり  
温度差で発生する応力は小さい (流量試験で確認)

取扱異常

- 損傷 . . . . . △ 記録や聞き取り調査結果の範囲では損傷の付与はない  
取扱による損傷は否定できないが、その可能性は小さい

保管異常

- 経年劣化 . . . . . × 保管状況に問題はなくサンプルチューブの検査結果も良好

× : 可能性 なし

△ : 可能性 小

○ : 可能性 中

◎ : 可能性 大

飛行運用の異常

- 1回目燃焼の熱衝撃 . . . . . × 1回目燃焼の停止過渡は正常であり、過大な応力ではない
- 過大作動 . . . . . × 推力・混合は認定実績の範囲内  
× 推力はフライト実績の範囲内
  - 高推力作動
  - 高混合比作動
- 冷却異常
  - 局所的な流量不足 . . . . . × 異物混入により流路が閉塞し、冷却流量が不足した場合は、先ず冷却管がフープ応力過大で破損する。この場合は燃焼圧力の低下を伴い、初期漏洩の実現象に合わない (解析で確認)  
△ 異物が丁度特異な大きさの場合は、温度上昇に起因するろう付け部の破断は、否定できないがその可能性は小さい
- 燃焼異常
  - 局所的な加熱増大 . . . . . × 噴射エレメントの氷着による再生冷却管の破損した場合は、先ず冷却管がフープ応力過大で破損しろう付け部は溶損しない  
冷却管が破損すると、燃焼圧力の低下を伴い、初期漏洩の実現象に合わない (解析で確認)
- ジンバル力過大 . . . . . × ジンバル速度は正常値
- 振動力過大 . . . . . × 振動加速度は正常値  
× 艤装品の振動で発生する応力は小さく、破損しない

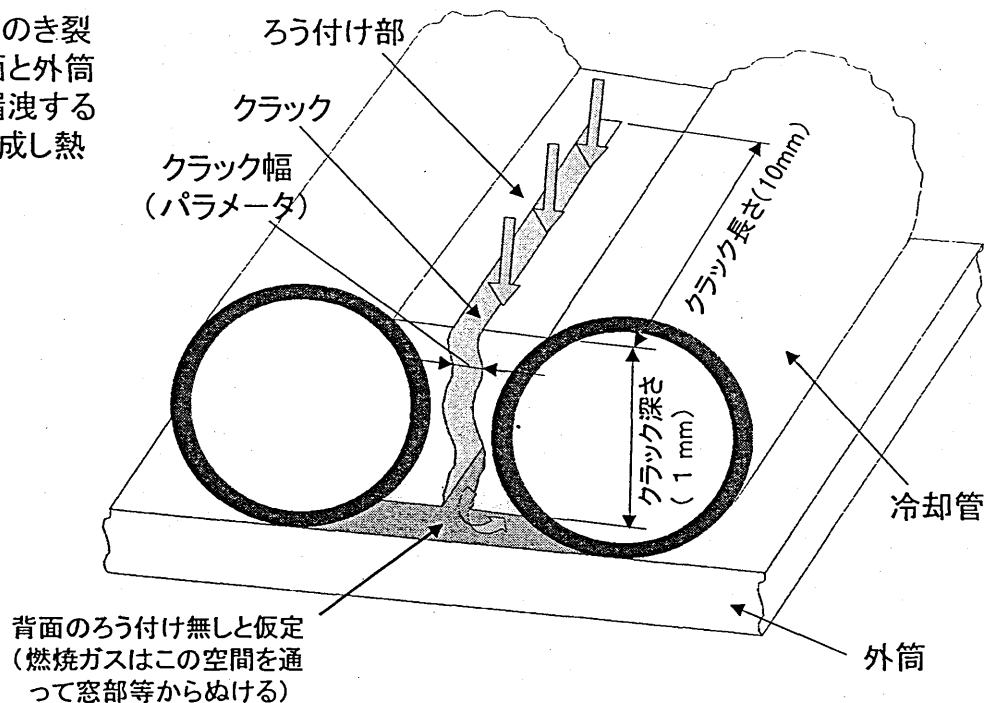
再生冷却部の外部要因による破損

- 脱落部品の衝突 . . . . . × 外側から再生冷却部を破損させた場合は、低温の水素ガスが、先ず漏洩する
- 作為的な行為 . . . . . △ 作為的な損傷は否定できないが以下からその可能性は小さい  
\* 機体はアクセス管理を実施  
\* 損傷の付与は実行上困難
- 宇宙デブリの衝突 . . . . . × 外側から再生冷却部を小破損させた場合は、低温の水素ガスが先ず漏洩する 大破損させた場合は、燃焼圧力が低下する

× : 可能性 なし      △ : 可能性 小      ○ : 可能性 中      ◎ : 可能性 大

(解析の概要)

燃焼ガスがろう付け部のき裂を通過して冷却管背面と外筒の間を通過して外側に漏洩するような解析モデルを作成し熱解析を実施した。



解析モデル

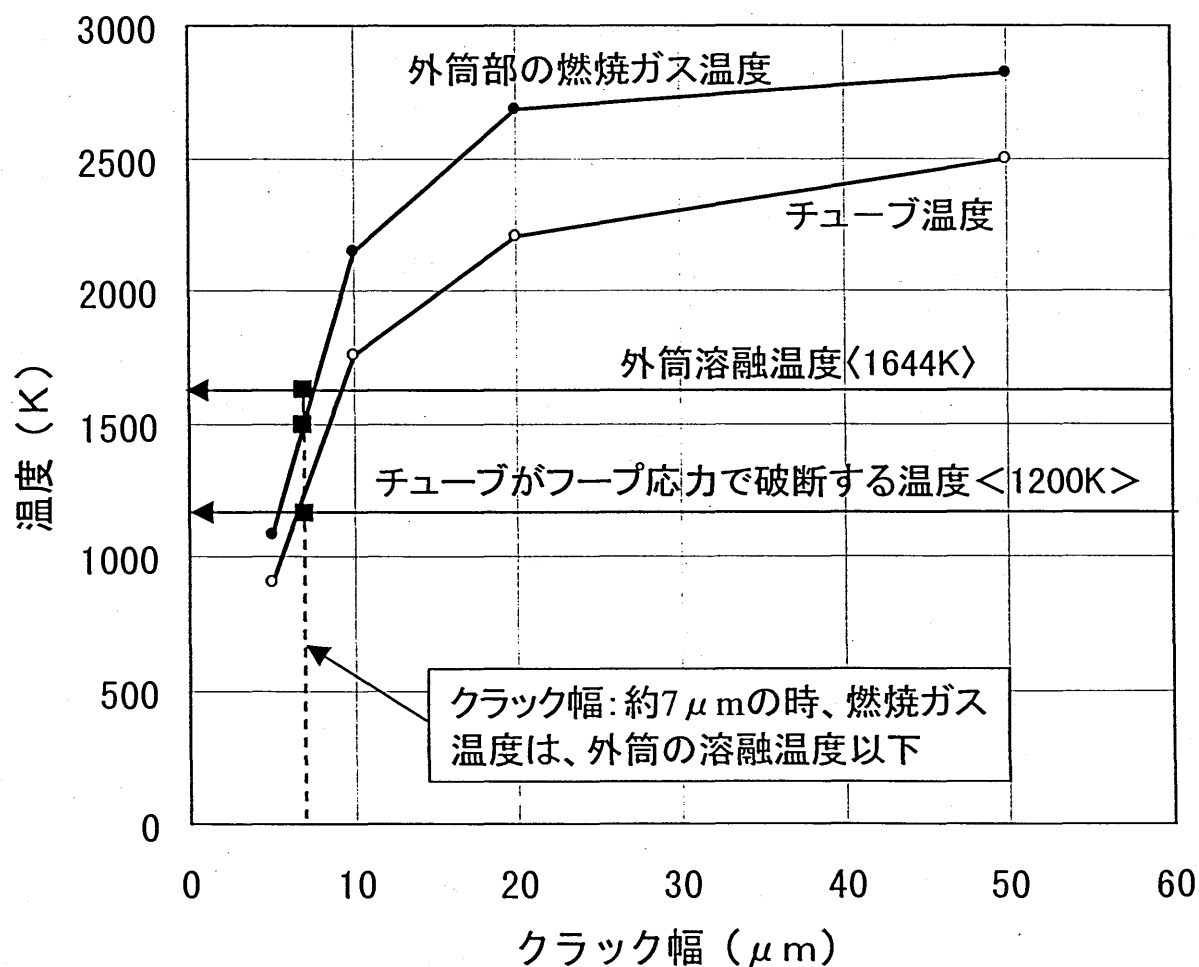
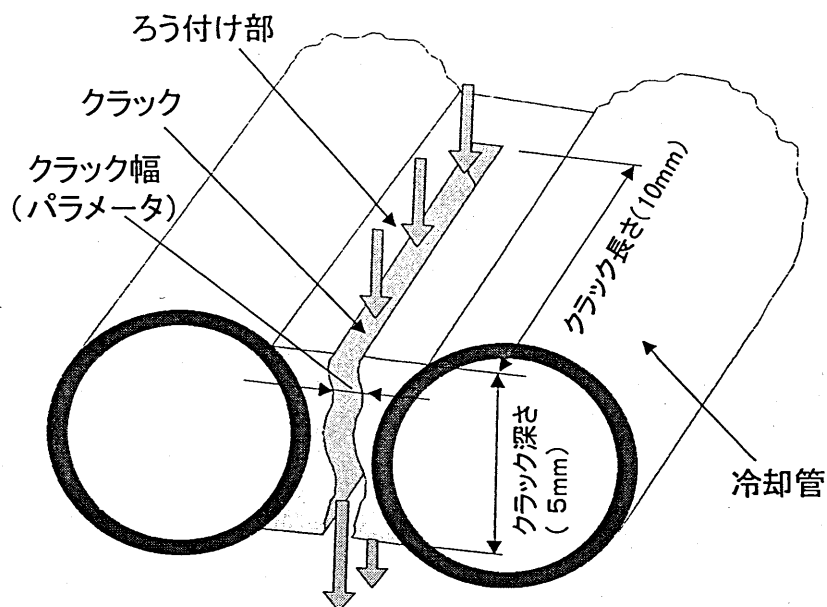


図-36 冷却細管の温度解析(スロート上流部)

(解析の概要)

燃焼室スロート下流の冷却管ろう付け部から燃焼ガスが漏洩するような解析モデルを作成し熱解析を実施した。



解析モデル

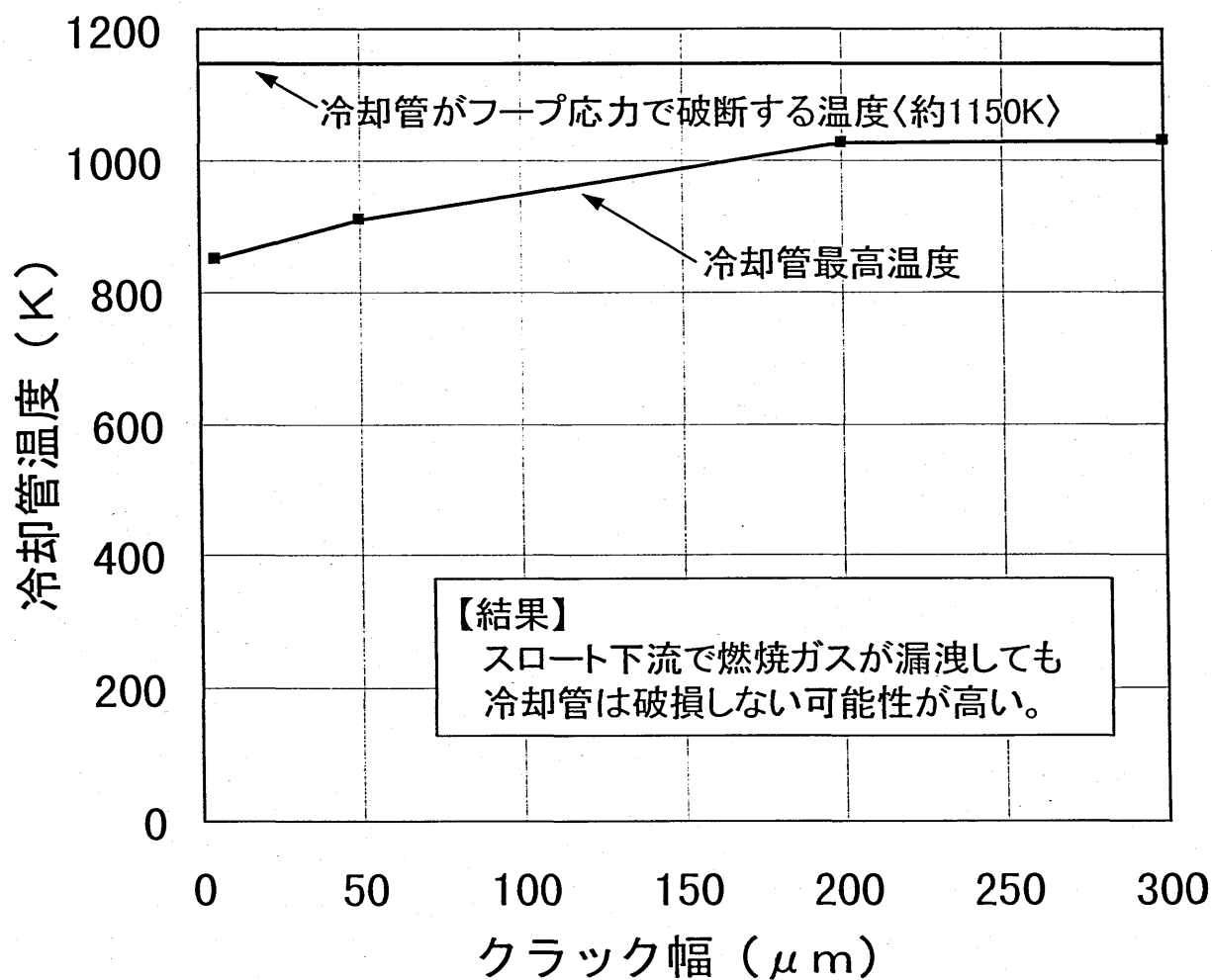
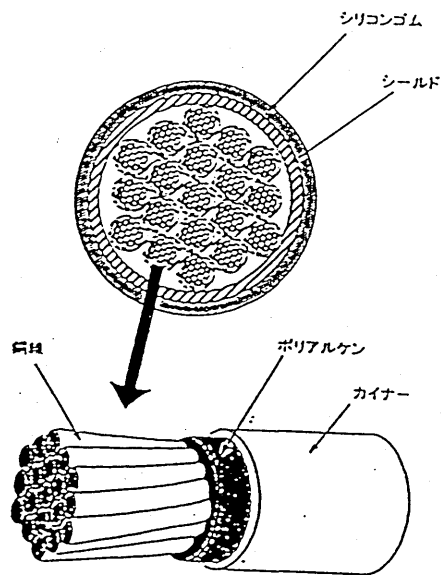


図-37 冷却細管の温度解析(スロート下流部)



図－３８ ワイヤハーネス概念図

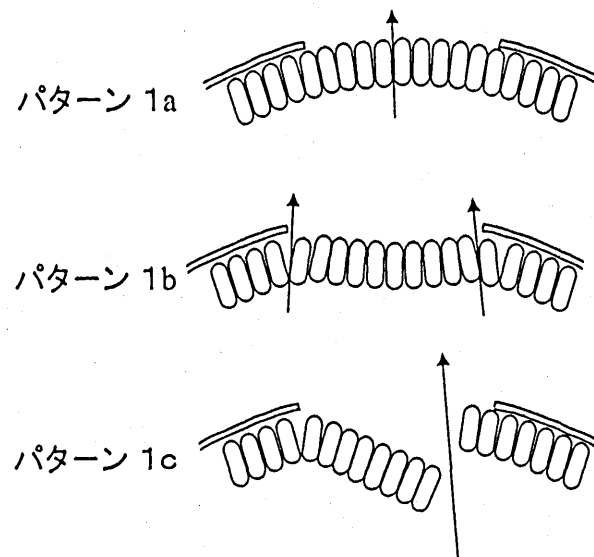
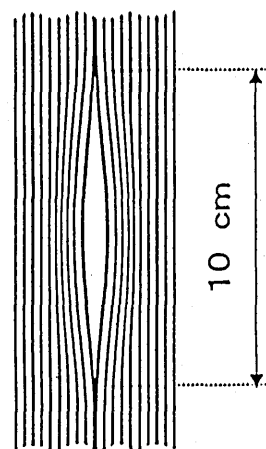
表－１２ ワイヤハーネス損傷試験結果

| No | 表面温度                     | 結 果                 |
|----|--------------------------|---------------------|
| 1  | 1500℃以上を 5 秒保持、最高1600℃程度 | 損傷大、銅線の一部溶融         |
| 2  | 900℃以上を 5 秒保持、最高約1500℃   | シリコンゴム焼損、銅線被覆一部炭化   |
| 3  | 約240℃を 5 秒以上保持           | シリコンゴム表面炭化、銅線被覆変化なし |

# 開口モード

# 可能性

[パターン1]  
冷却管間開口モード

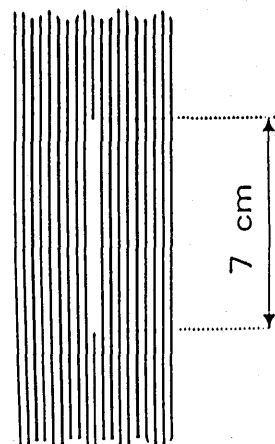


× ほとんど開口しない

× ほとんど開口しない

○ 大規模なバックリング + 冷却管一部破損

[パターン2]  
冷却管破損による開口モード



冷却管2本、約7cm 破損の場合の開口面積 :  $5\text{cm}^2$

冷却管2本破損  
の水素漏洩量 >> 燃焼圧低下量から  
計算される漏洩量

× (0.22 kgf/sec) (0.04 kgf/sec)

開口部面積と燃焼圧低下量の  
つじつまがあわない

図-39 最大横推力発生時の開口モードの検討

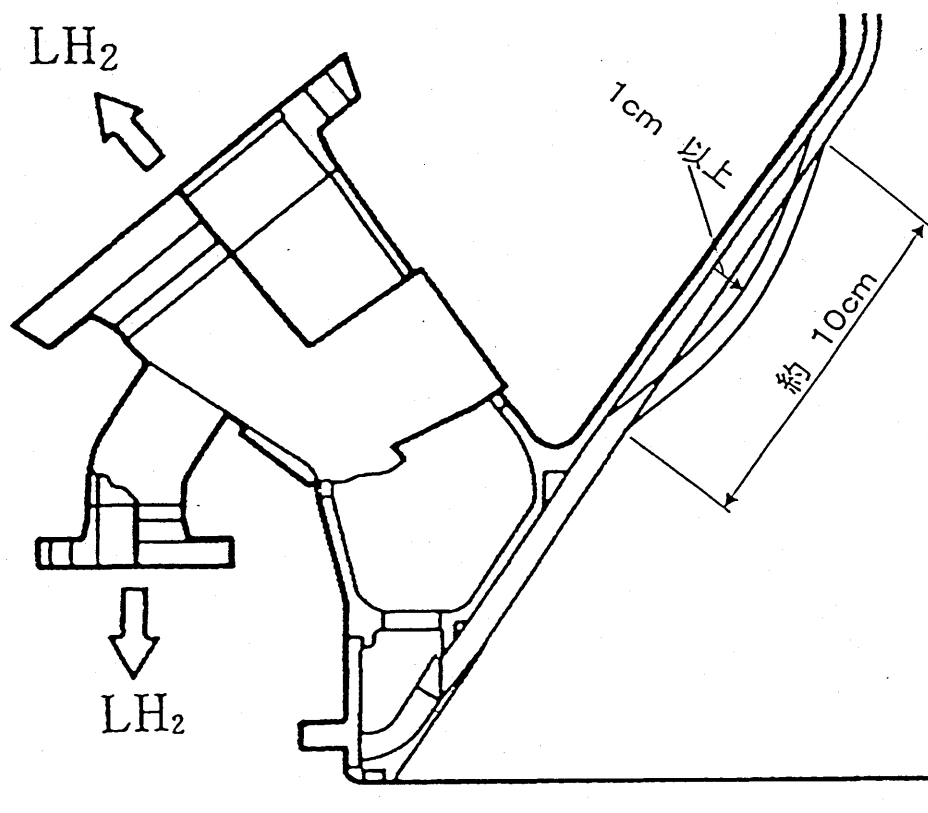
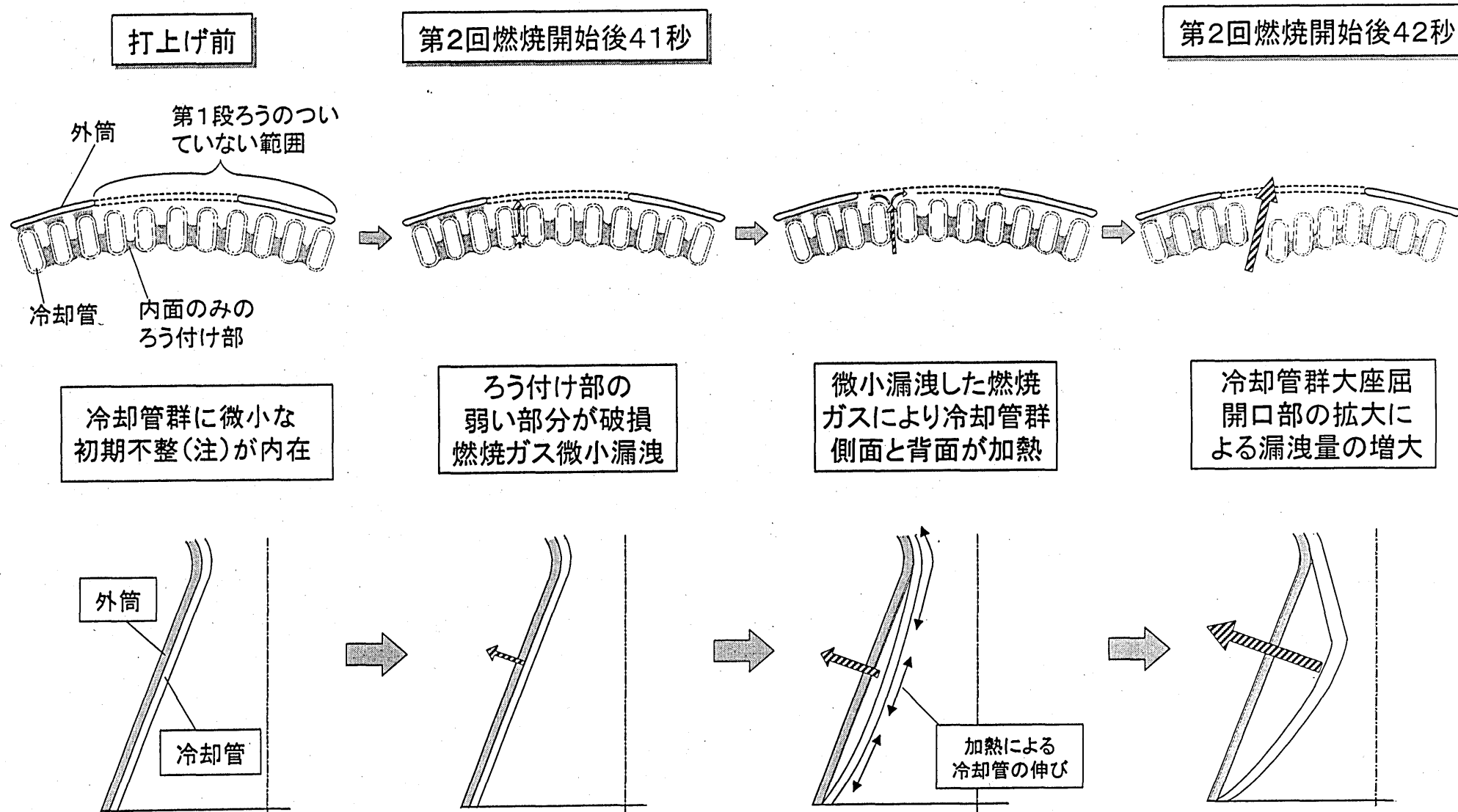
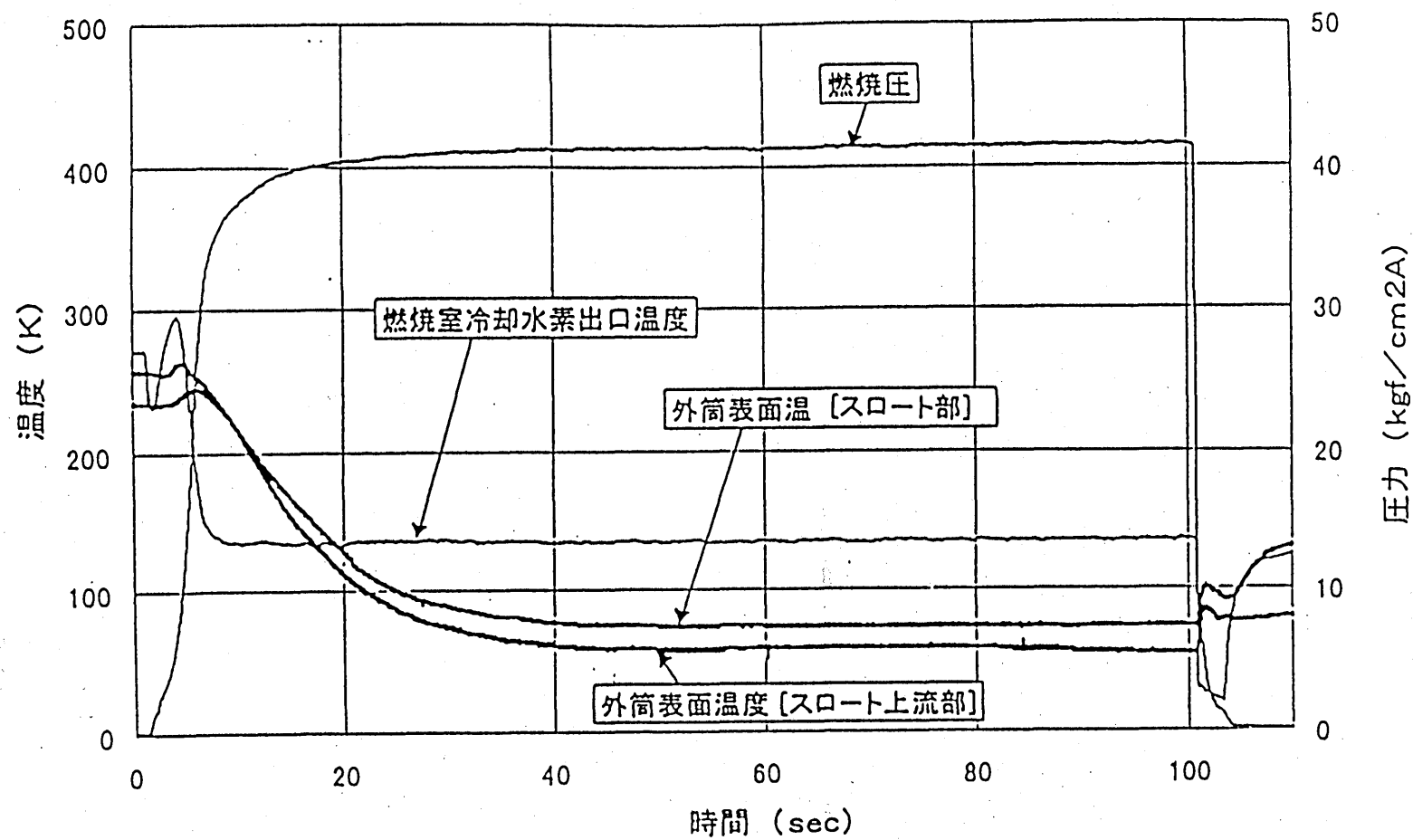


図-40 予測される開口モードの例



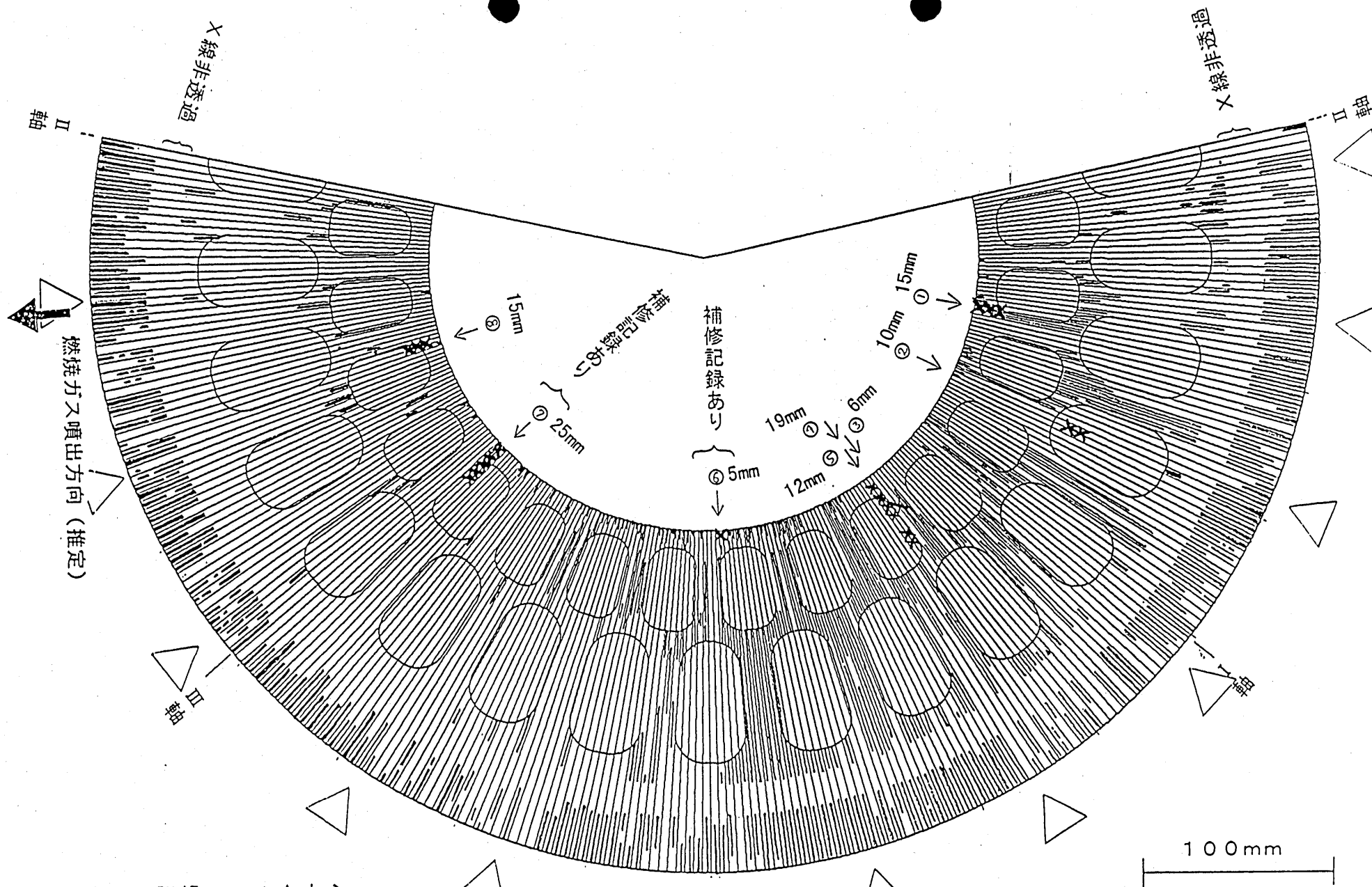
(注) ろう付け内部の微小なき裂、冷却管の微小な変形等

図-41 高温燃焼ガス漏洩のメカニズム



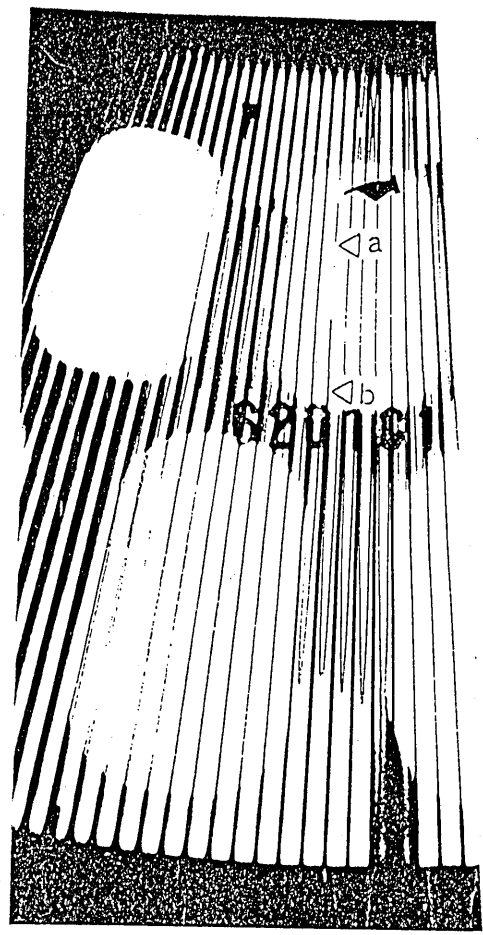
定格燃烧時

図-42 燃烧室外筒温度の計測例 (開発時の地上燃烧試験)

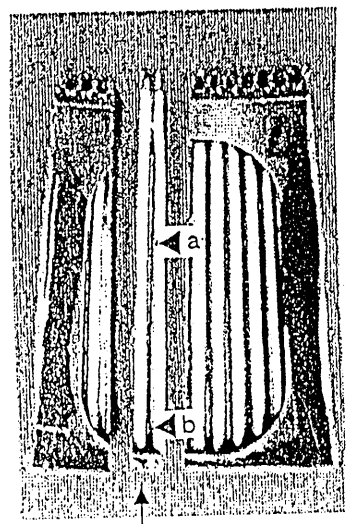


- △ : 記録フィルム中心
- ①～⑧ : 陰影指示位相 (長さを付記)
- ×-× : 陰影指示箇所
- : 冷却管と外筒間にろう材が存在する箇所

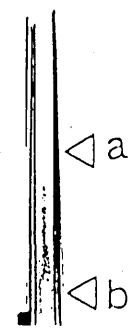
図-43 H-IIロケット5号機用燃烧室X線観察結果



X線写真

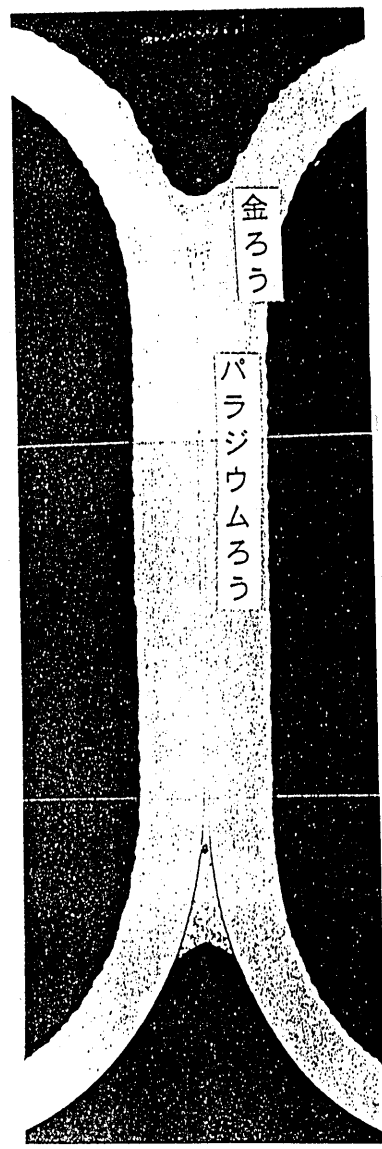


断面観察供試体

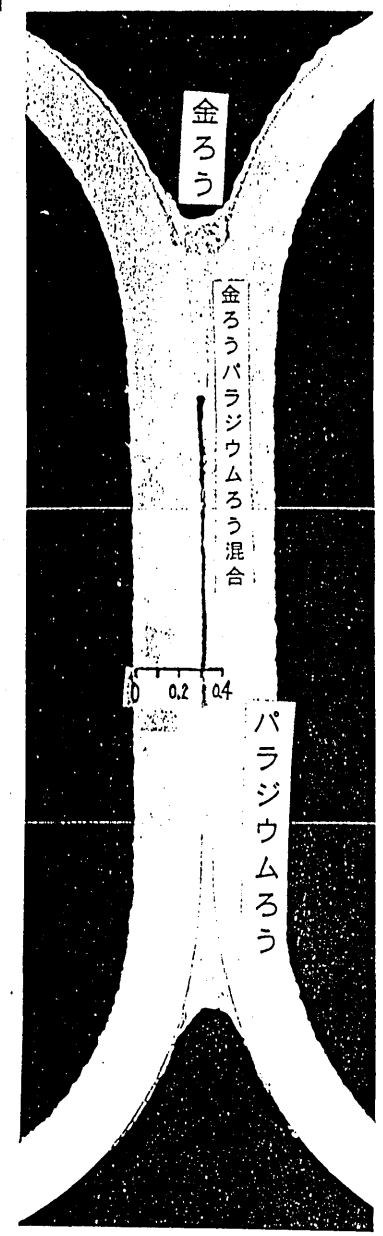


横からのX線写真

【内面側】

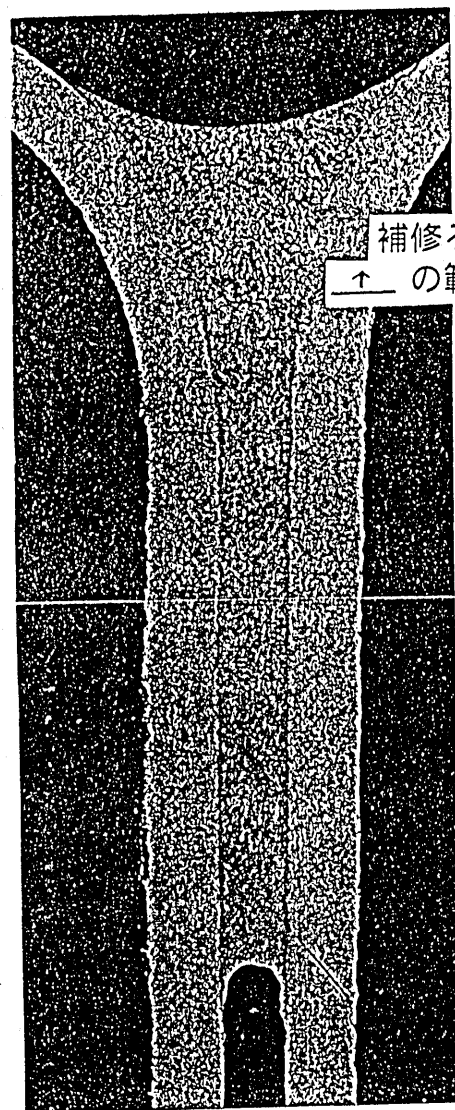


a 断面 (チューブ間すきま狭い)

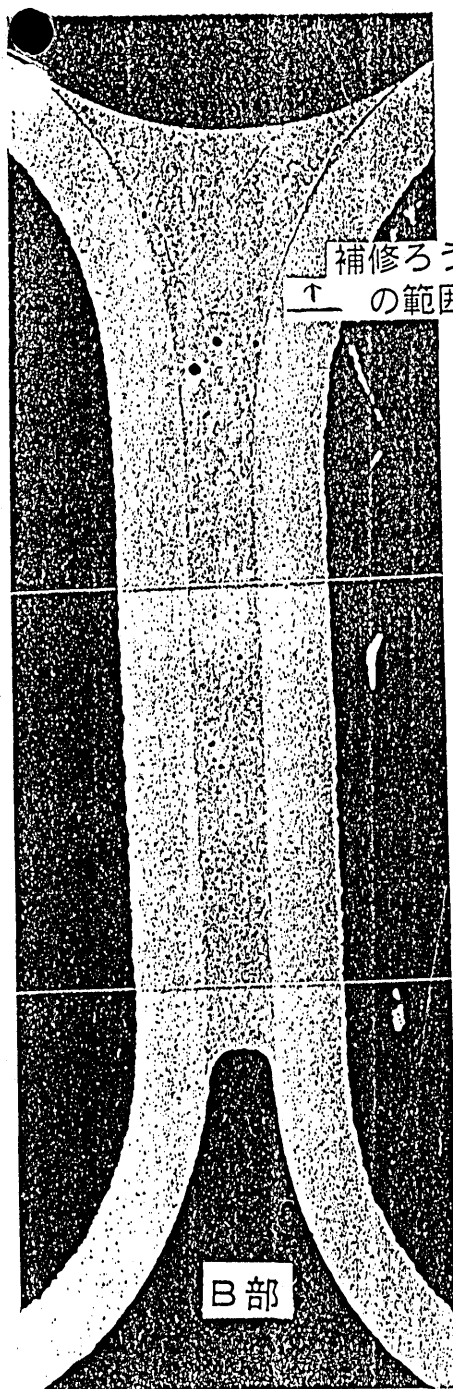


b 断面 (チューブ間すきま広め)

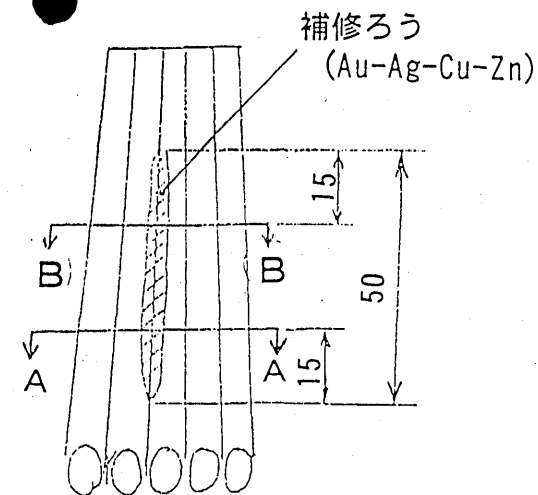
図-44 認定試験品切断調査状況 (S/N006)



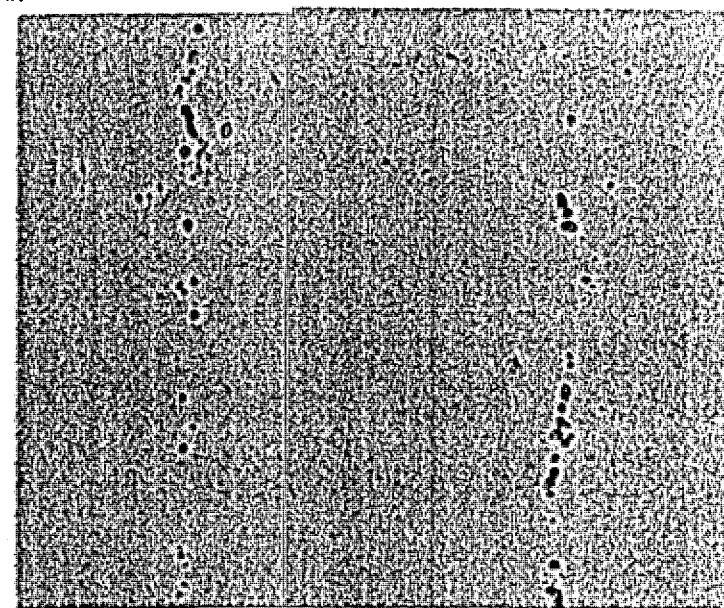
A 部



B 部

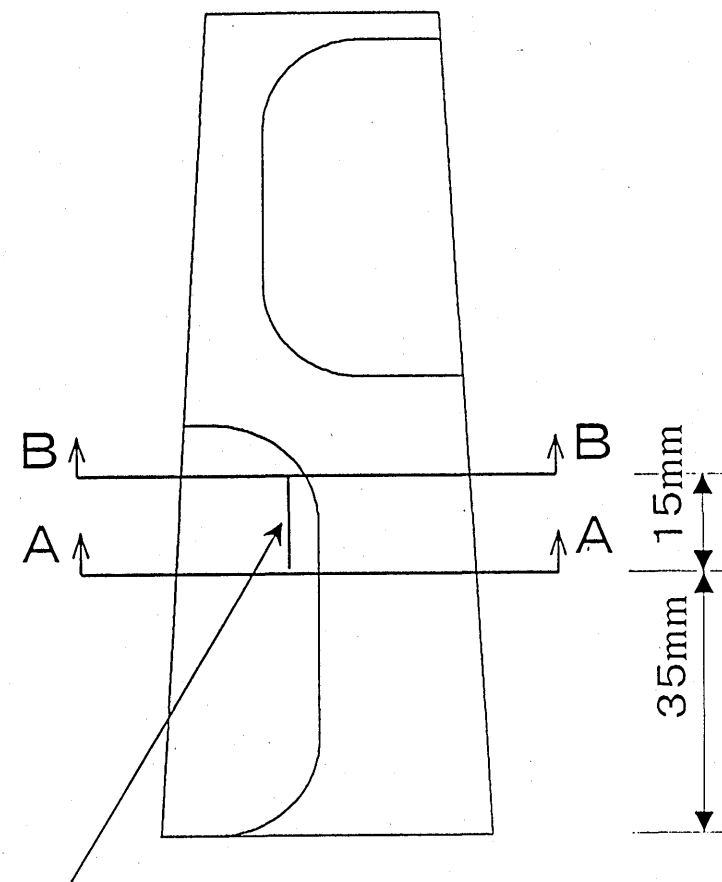
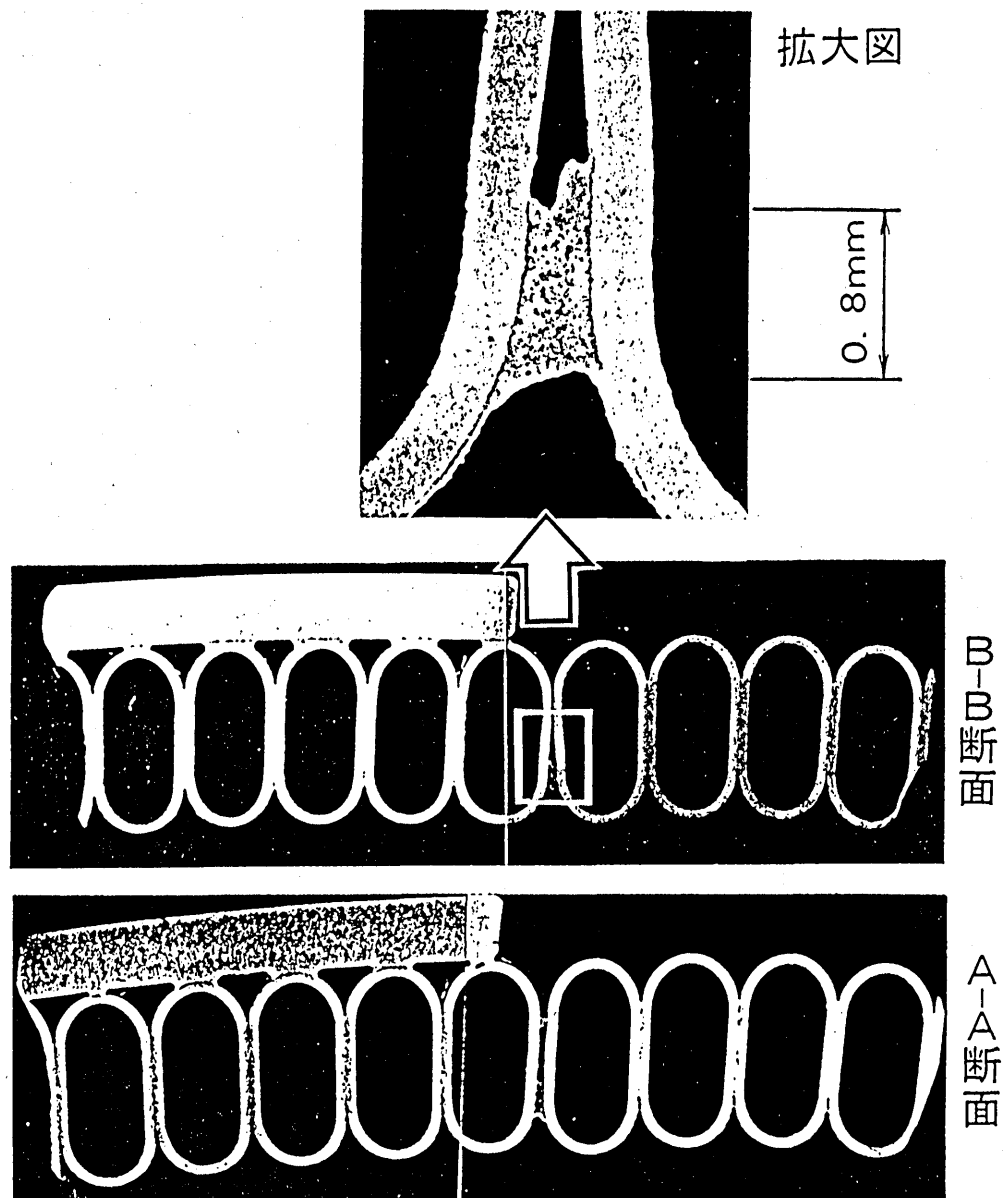


調査試料の状況



母材 (Niチーブ)      ろう材 (金ろう)      母材 (Niチーブ)

図-45 認定試験品切断調査状況 (S/N004) B部近辺のろう付け界面微小空洞状況  
(注: エッチング処理無し)



外側にフィレットが  
出ていないヶ所

窓部切断箇所

図- 6 内面のみのもろう付け例

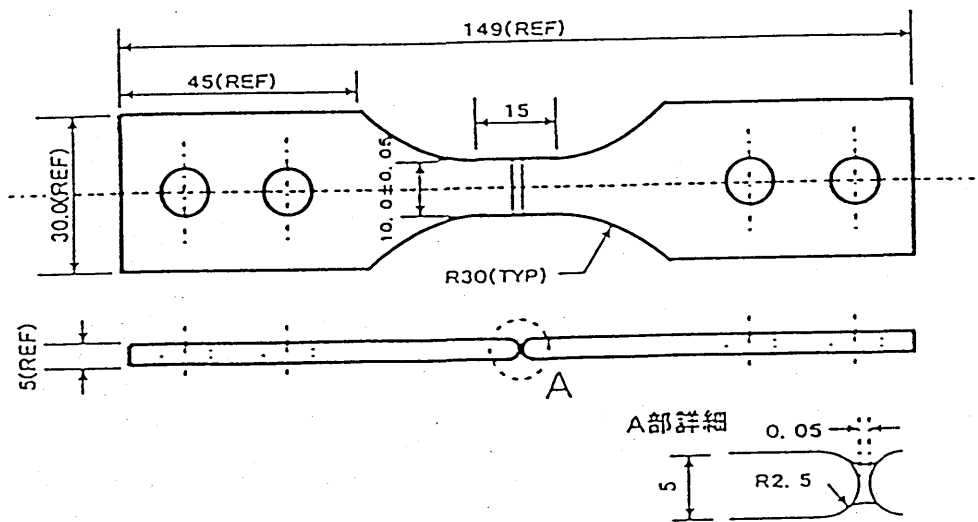


図-47 ろう付け部形状模擬試験片

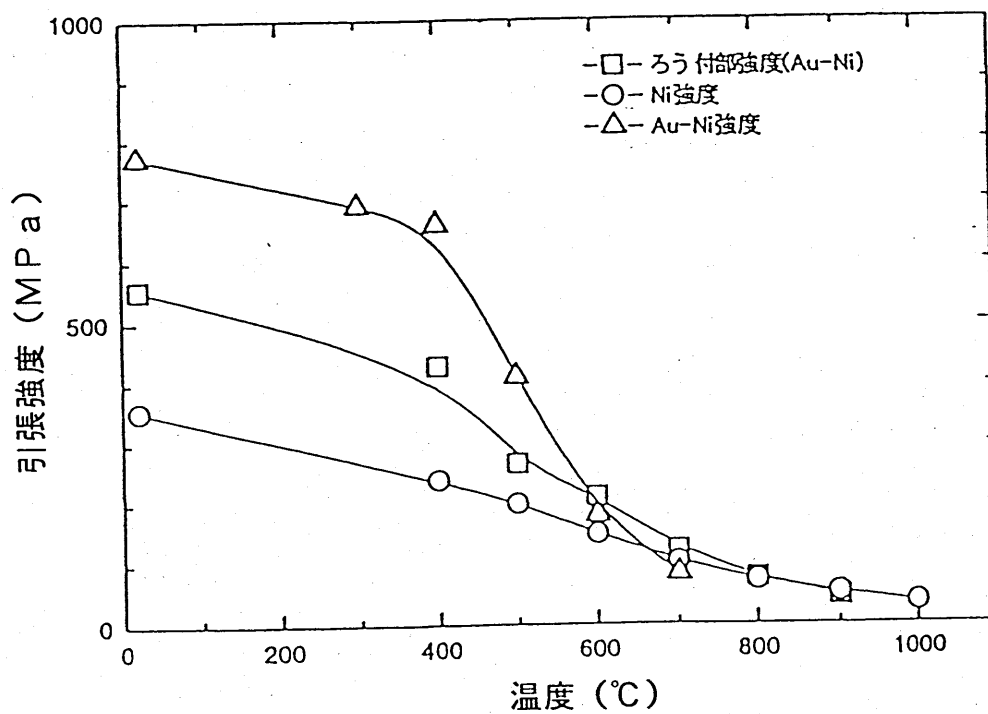


図-48 ニッケルとろう材の引張強さの比較

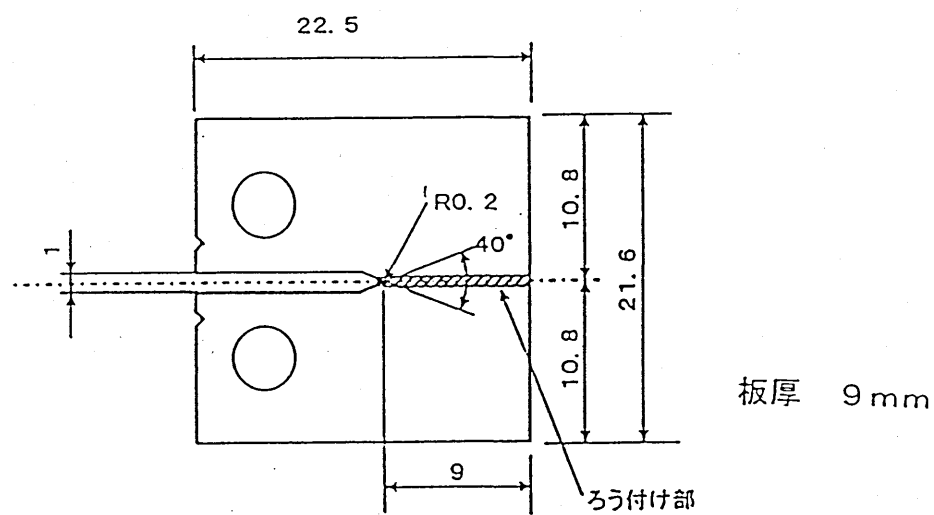


図-49 コンパクト引張試験片

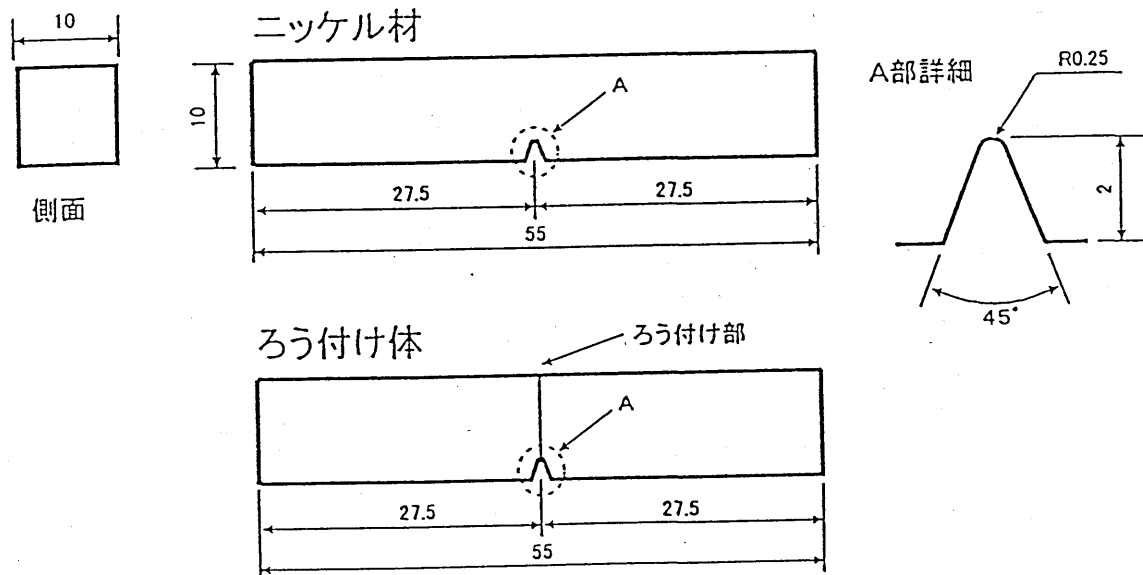
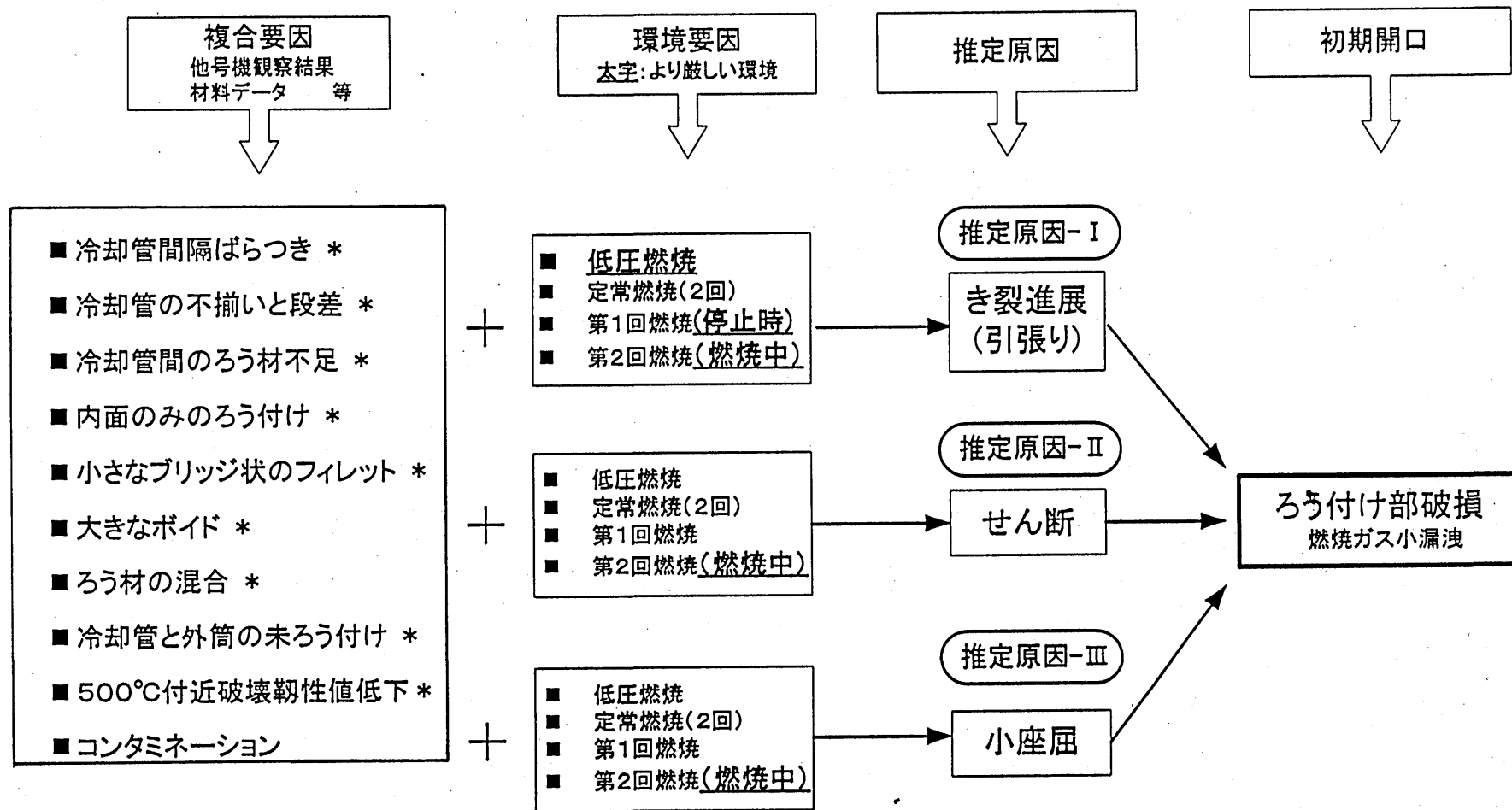


図-50 シャルピー衝撃試験片

表-13 シャルピー衝撃試験結果

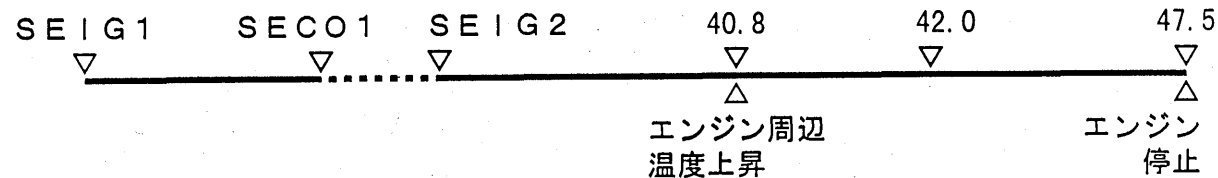
| 材質    | 試験温度<br>(°C) | 吸収エネルギー<br>(kg・m) | 衝撃値 (kg・m<br>/cm <sup>2</sup> ) | 備考   |
|-------|--------------|-------------------|---------------------------------|------|
| Ni    | 室温           | 23.28             | 29.1以上                          | 破断せず |
|       | 200          | 21.11             | 26.4以上                          | 破断せず |
|       | 400          | 20.77             | 26.0以上                          | 破断せず |
| 金ろう付体 | 室温           | 20.93             | 26.8以上                          | 破断せず |
|       | 200          | 20.64             | 26.1以上                          | 破断せず |
|       | 400          | 19.19             | 24.2以上                          | 破断せず |



\* : 微小な初期不整（ろう付け内部の微小なき裂、冷却管の微小な変形等）の契機となる要因

図-51 ろう付け部破損の推定原因

★ ☆ ★ ★  
 定常 低圧 定常 定常



推定原因Ⅰ  
 内面のみの  
 ろう付け  
 き裂進展

き裂進展  
 ◎ ○ ○

き裂開口  
 ◎

燃焼ガス微少漏洩 ○ 漏洩量増加 燃焼ガス過大漏洩

水素漏洩

推定原因Ⅱ  
 内面のみの  
 ろう付け  
 せん断破壊

繰返し応力  
 ○ ○ ○ ○

○

せん断破壊

◎ 燃焼ガス漏洩 燃焼ガス過大漏洩

水素漏洩

推定原因Ⅲ  
 小座屈

変形（不整量）  
 ○ ○ ○ ○

○

小座屈

◎ 燃焼ガス漏洩 燃焼ガス過大漏洩

水素漏洩

○ 影響したもの  
 ◎ 大きく影響したもの

図-52 各パターンに対する現象の流れ

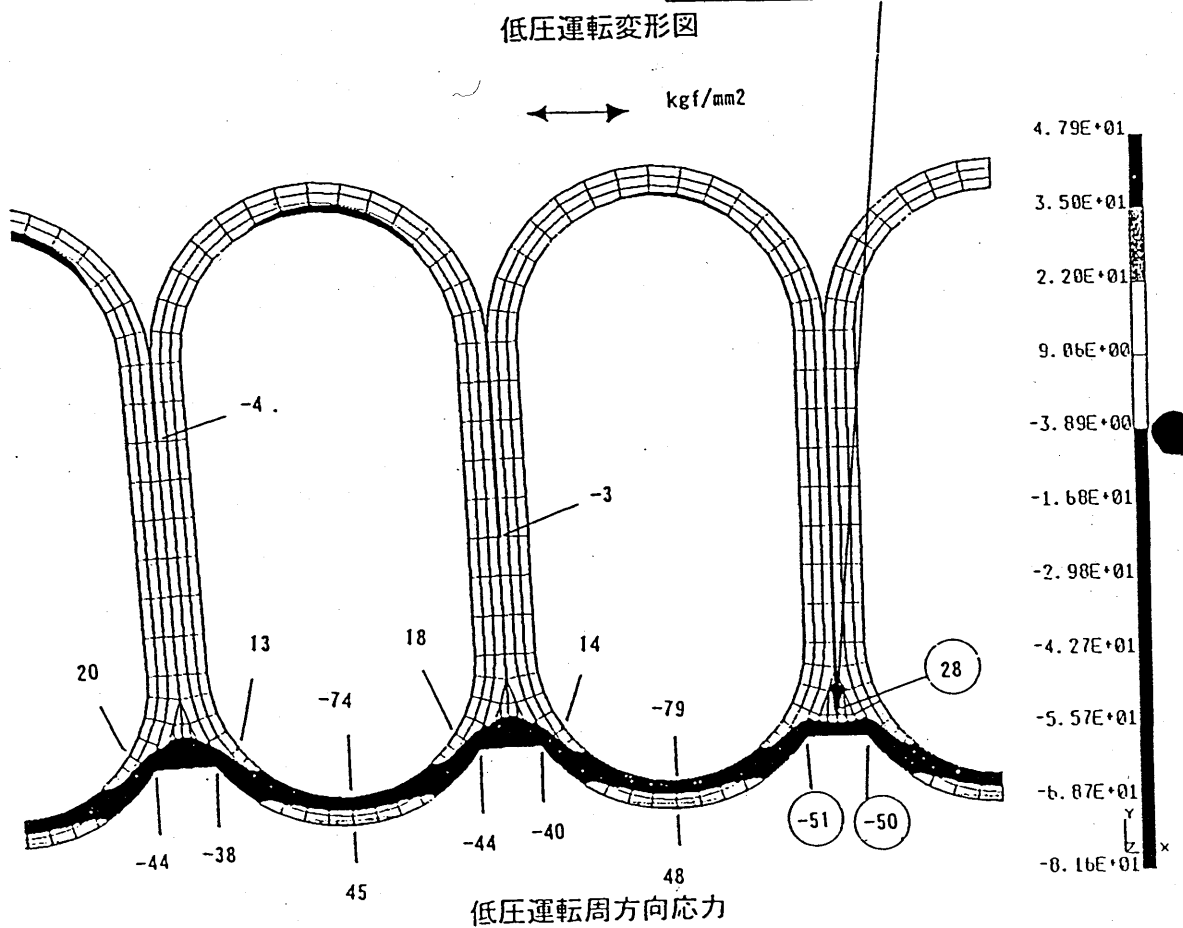
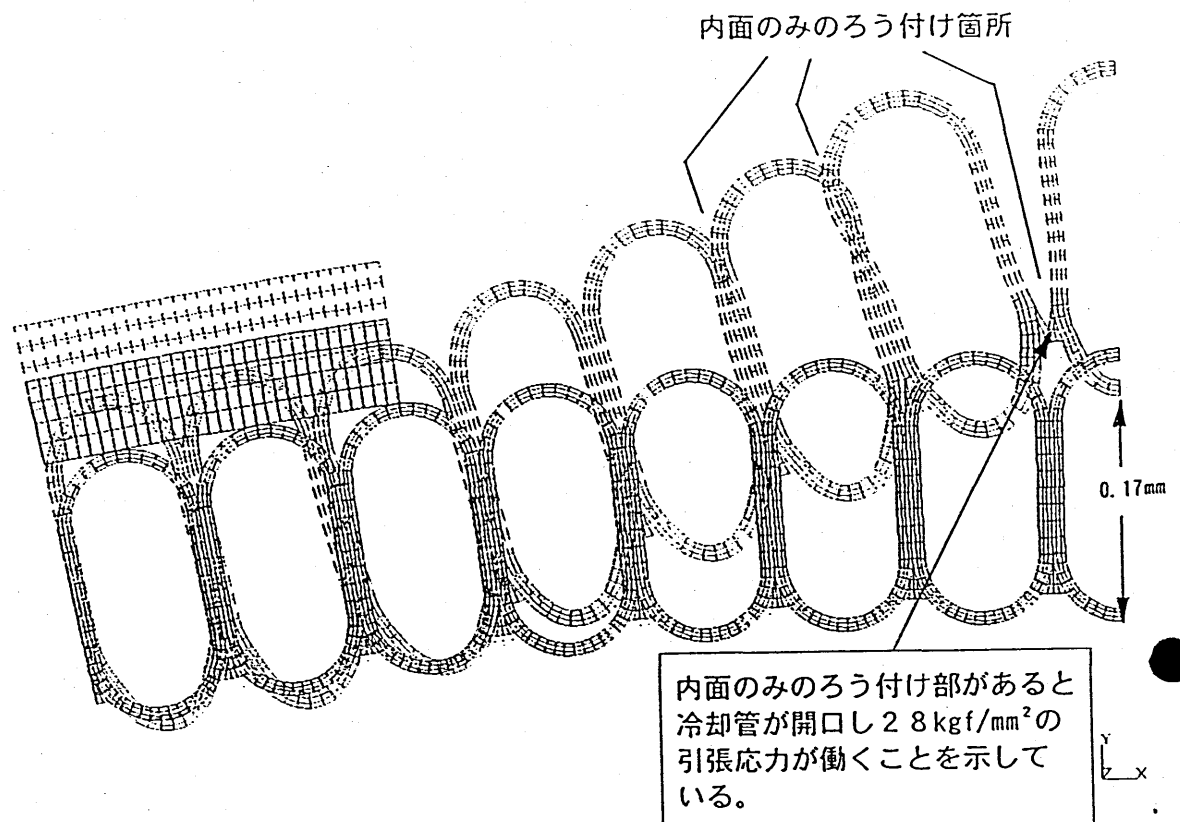


図-53 応力解析結果（内面のみのろう付けき裂進展）

スタート

定常

ストップ

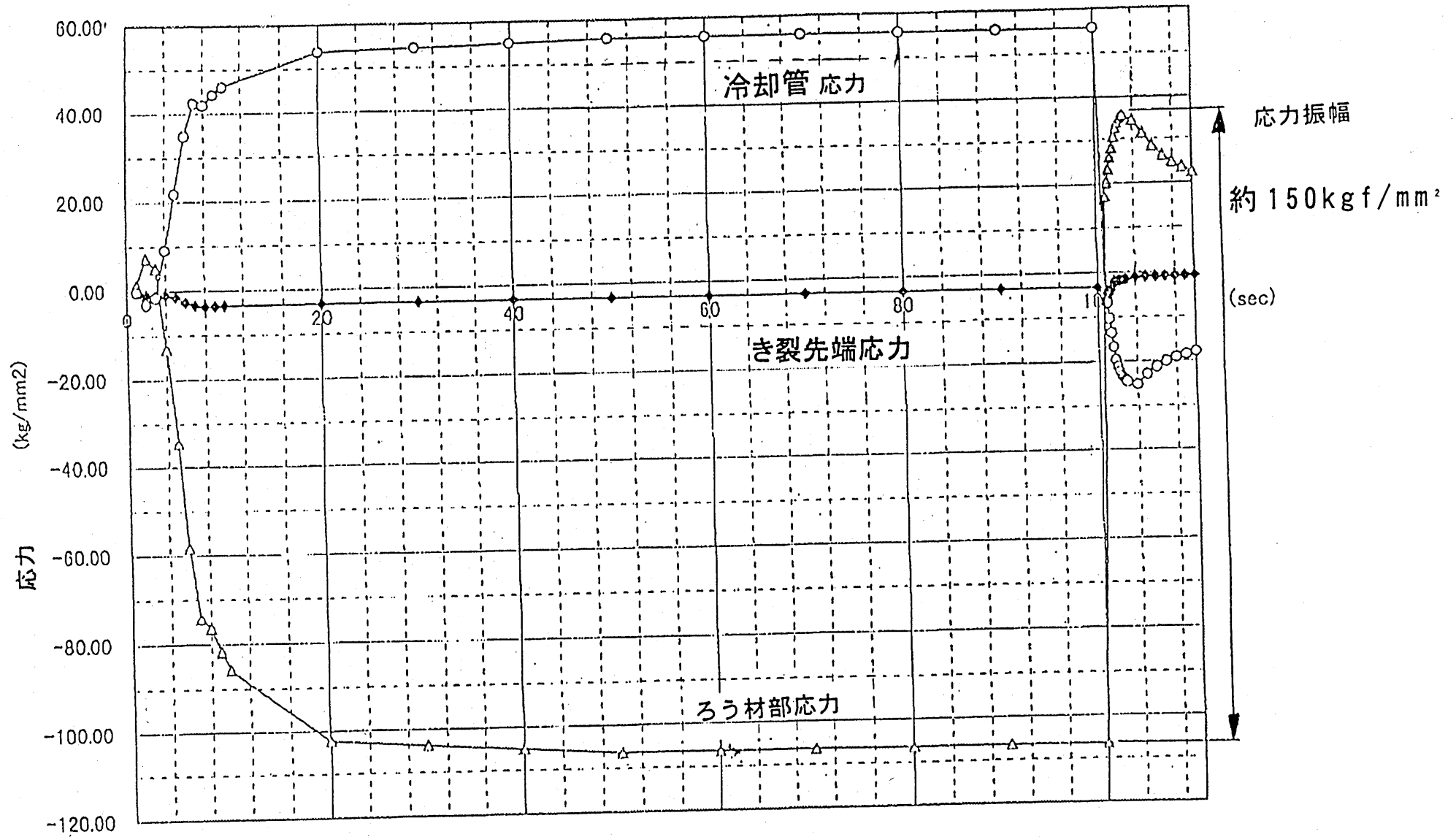


図-54 定常燃焼時の周方向応力履歴（内面のみのろう付けき裂進展）

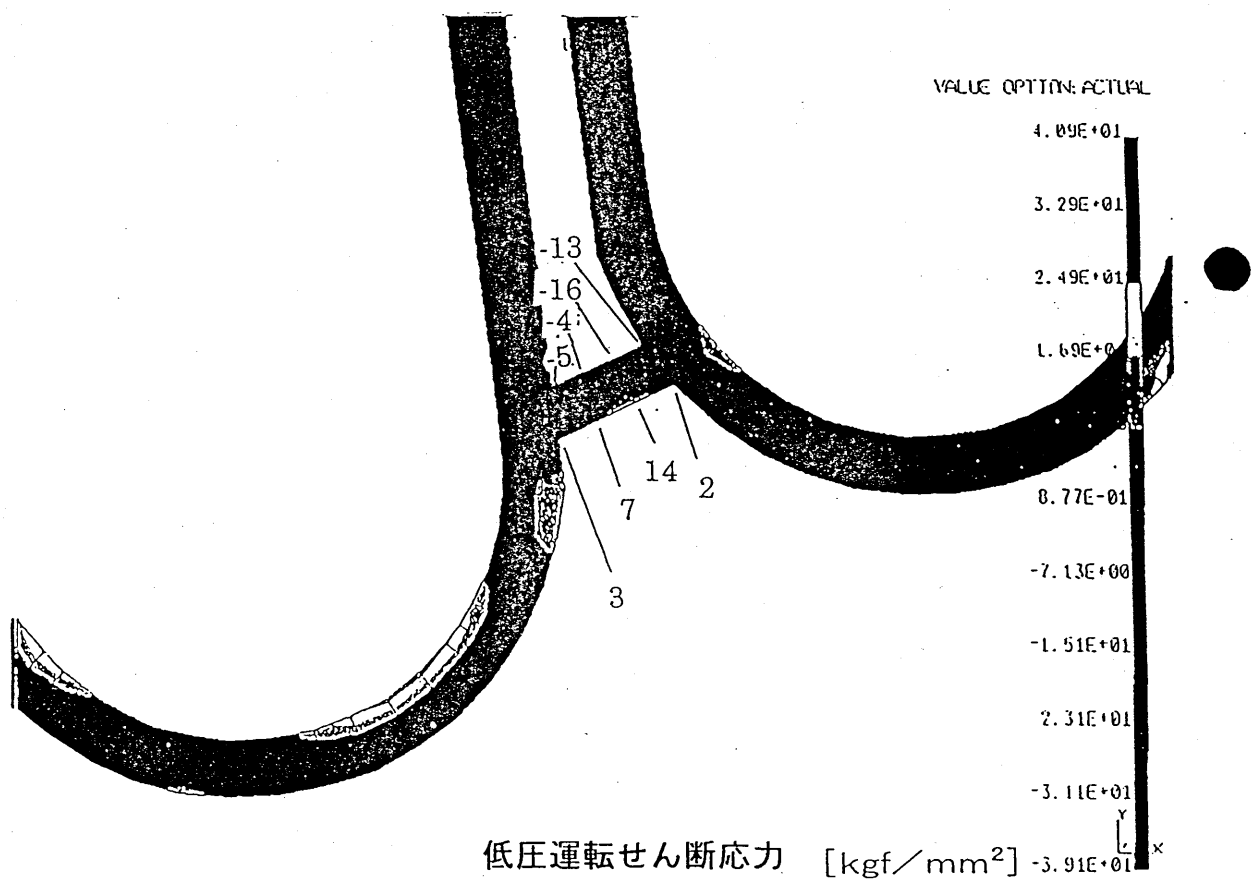
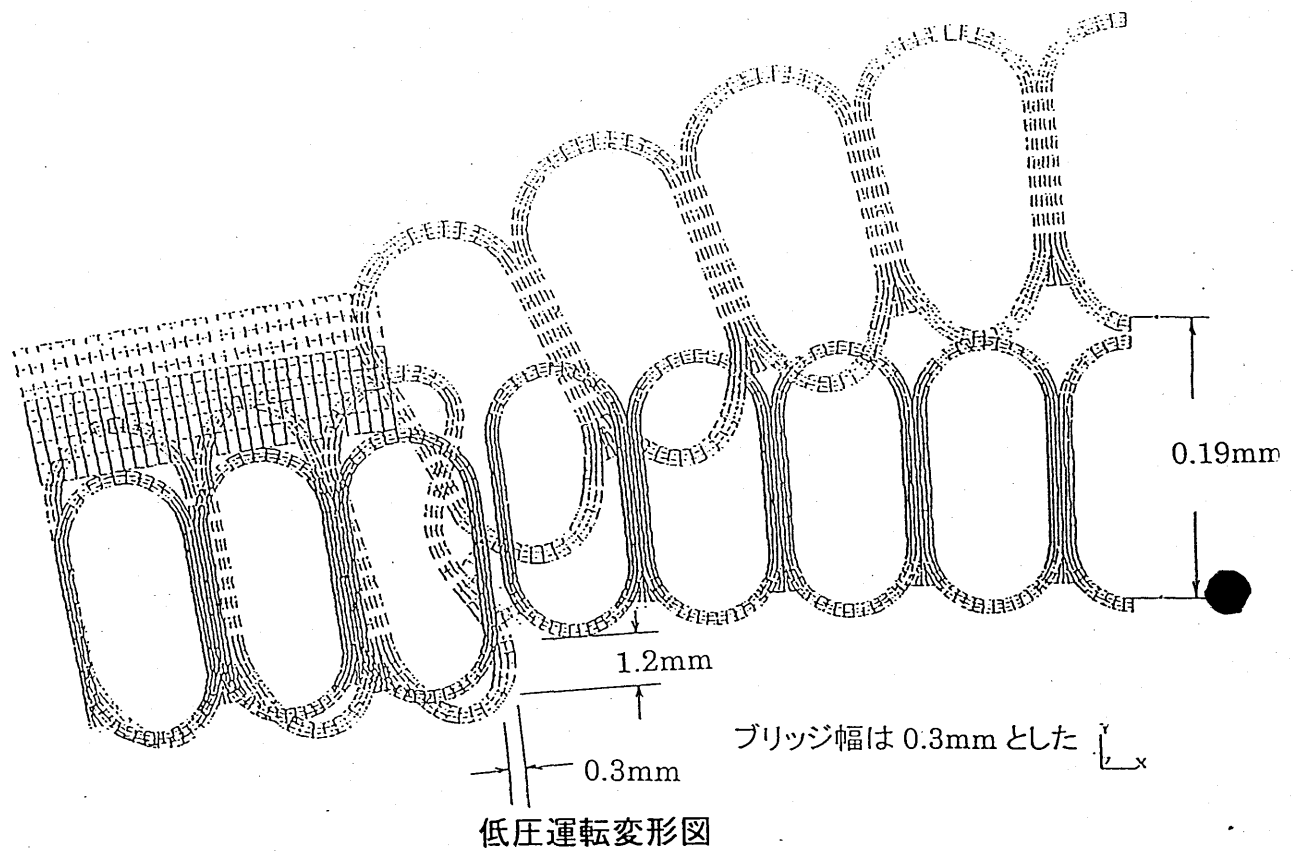


図-55 応力解析結果（内面のみのろう付けせん断破壊）

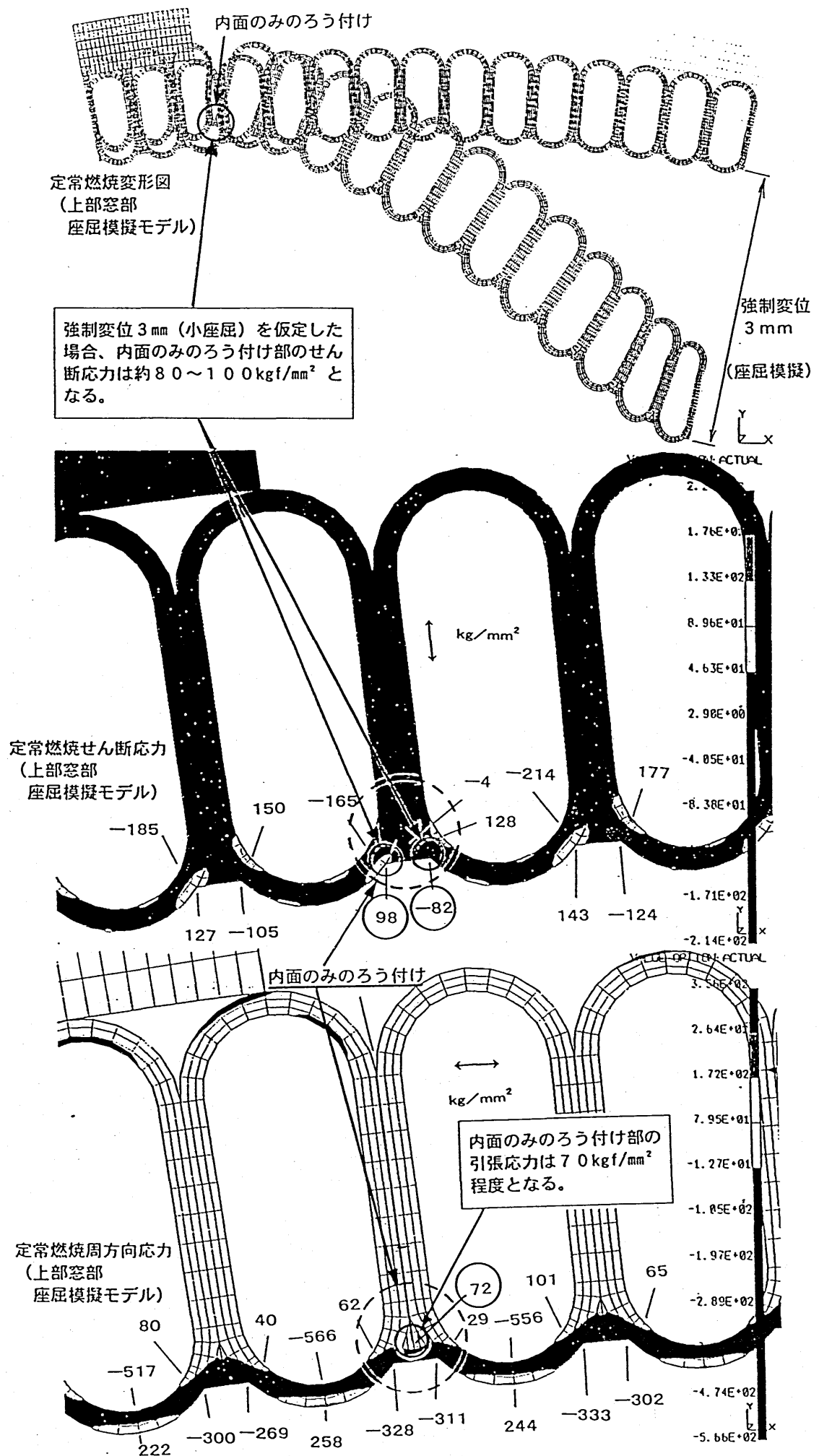
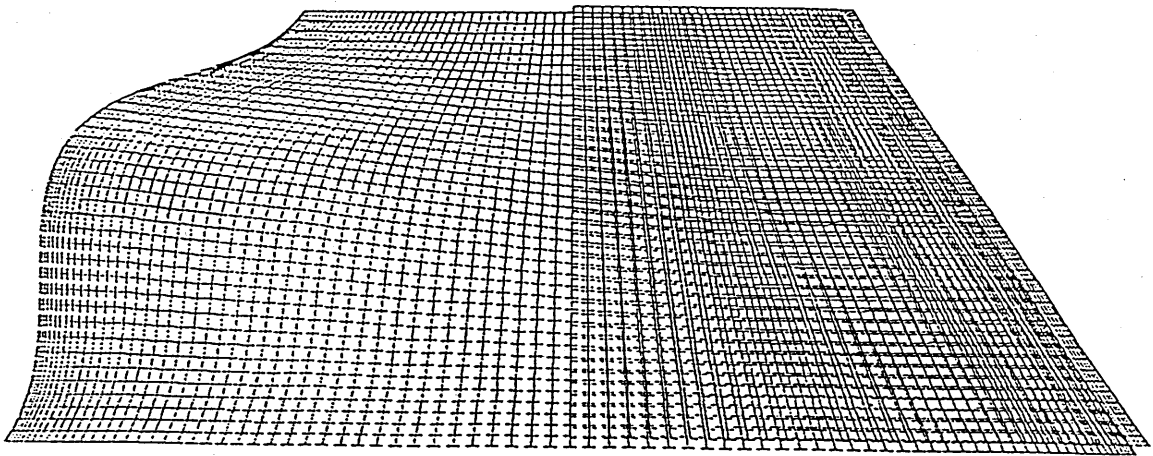
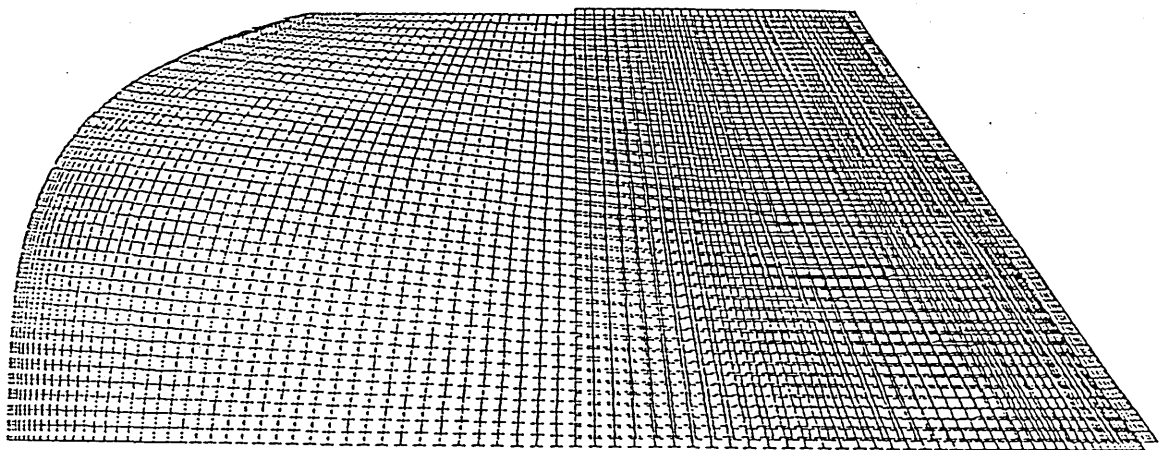


図-56 応力解析結果 (小座屈)



定常燃焼・完全拘束 ロードファクタ2.8



定常燃焼・ピン支持 ロードファクタ1.5

図-57 座屈解析結果(5号機モデル)

表-14 座屈解析結果(ロードファクター)

|            | 荷重条件 | A: 冷却管<br>完全拘束 | B: 冷却管<br>ピン支持 | (A+B)/2<br>(参考) |
|------------|------|----------------|----------------|-----------------|
| 5号機<br>モデル | 定常燃焼 | 2. 8           | 1. 5           | 2. 2            |
|            | 低圧燃焼 | 11. 0          | 5. 7           | 8. 4            |
| 7号機<br>モデル | 定常燃焼 | 3. 8           | 2. 7           | 3. 3            |

(別添1) H-II ロケット第2段エンジンの開発状況

H-II ロケット第2段エンジン (LE-5A) の開発は、昭和60年のエンジンシステムの予備検討に着手に始まり、その後、昭和62年3月の第1回詳細設計審査 (CDR1)、翌年7月の第2回詳細設計審査 (CDR2) を経て、平成3年6月の認定試験後審査 (PQR) をもって完了した (別添図-1)。

LE-5Aの開発における燃焼試験は、宇宙開発事業団角田ロケット開発センターの高空燃焼試験設備 (注1) を用い、実機型エンジン (注2) 2台、認定型エンジン (注3) 2台について行われた。

実機型エンジンを使用した燃焼試験は、昭和63年1月に開始された。燃焼試験の結果、実機型エンジンに対して必要な改良が施され、認定型エンジンの設計・製作に反映された。

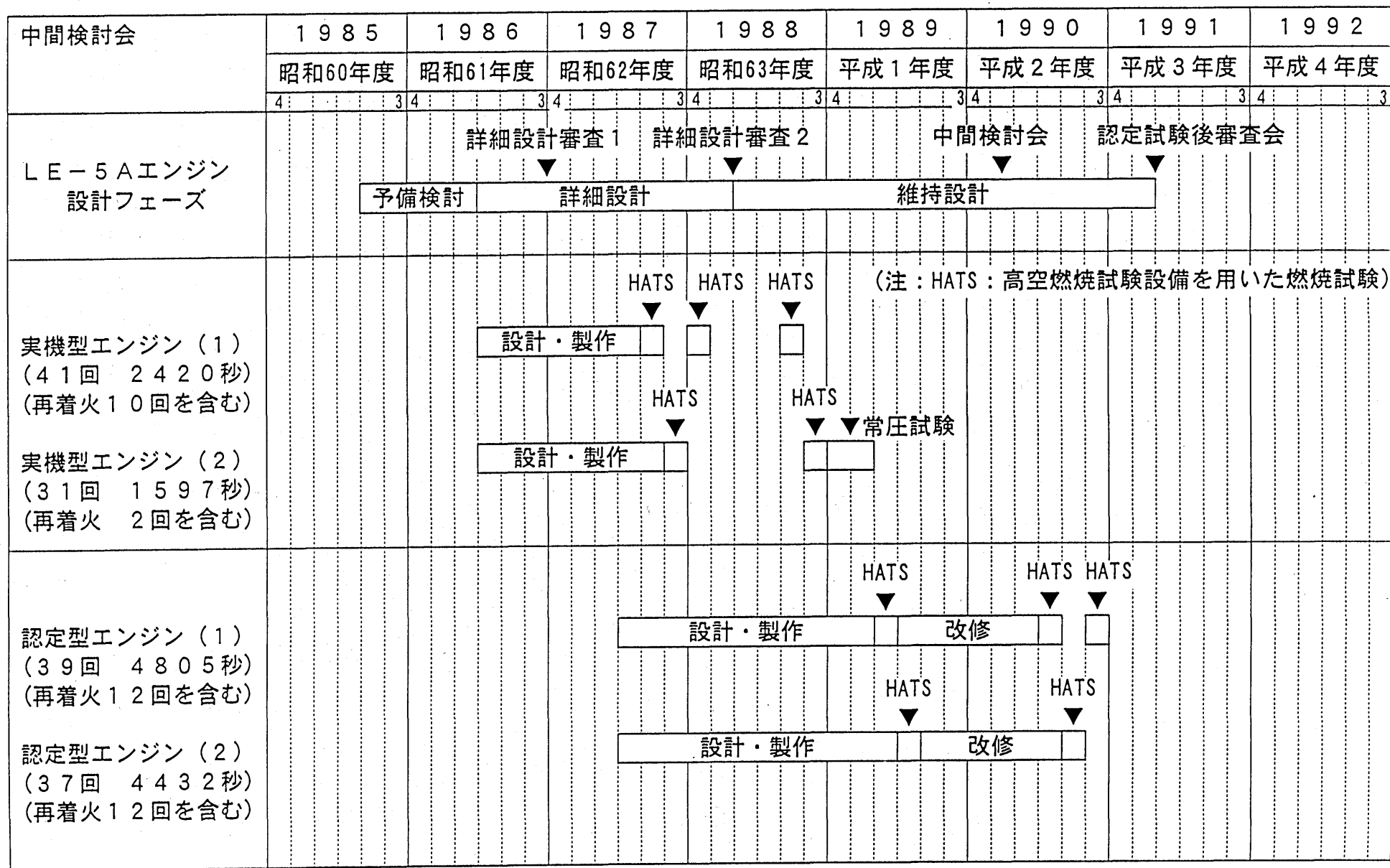
認定型エンジンを使用した燃焼試験は、平成元年7月に開始された。その後、高空燃焼試験設備の不具合によりエンジンが損傷を受けたため、その改修を経て、平成3年3月に終了した。

燃焼実績 (燃焼回数及び燃焼時間) については、実機型エンジン (1) は41回2420秒、実機型エンジン (2) は31回1597秒、認定型エンジン (1) は39回4805秒、認定型エンジン (2) は37回4432秒である (別添表-1)。

(注1) 高真空状態を模擬して行う第2段エンジン燃焼試験のための設備。

(注2) 基本設計が終了した段階で製作し、設計確認試験に用いられる試験用エンジン。

(注3) 型式認定のため製作した、フライト用エンジンと全く同じ試験用エンジン。



(注)アイドルモード燃焼含む

別添図-1 LE-5Aエンジン 開発スケジュール

別添表－１　ＬＥ－５Ａエンジン燃焼試験実績

|            | 試験内容            | 燃焼回数 |      | 試験秒時　[秒] |                     |         |
|------------|-----------------|------|------|----------|---------------------|---------|
|            |                 | 全数   | 再着火数 | 定常燃焼     | アイドル燃焼 <sup>注</sup> | 合計      |
| 実機型エンジン（１） | 高空燃焼試験          | ４１   | １０   | ２０７４．７   | ３４５．０               | ２４１９．７  |
| 実機型エンジン（２） | 高空燃焼試験          | １１   | ２    | ８９１．６    | ０                   | ８９１．６   |
|            | 常圧燃焼試験（ダミースル使用） | ２０   | ０    | ７０５．３    | ０                   | ７０５．３   |
| 認定型エンジン（１） | 高空燃焼試験          | ３９   | １２   | ４６７４．９   | １３０．０               | ４８０４．９  |
| 認定型エンジン（２） | 高空燃焼試験          | ３７   | １２   | ４２９２．２   | １４０．０               | ４４３２．２  |
| 厚肉タンク燃焼試験  | 常圧燃焼試験（ダミースル使用） | １１   | ０    | ５４８．９    | ９０．０                | ６３８．９   |
| 実機型タンク燃焼試験 | 常圧燃焼試験（ダミースル使用） | ７    | ０    | ２３１２．０   | ０                   | ２３１２．０  |
| 合　　計       |                 | １６６  | ３６   | １５４９９．６  | ７０５．０               | １６２０４．６ |

（注）アイドルモード燃焼：推進薬タンクの揚程（ヘッド）で推進薬を供給して燃焼する極めて低推力の作動モード

今までに、以下のようなミッション等に使用

- ・ Ｈ－Ⅰ ６号機：海洋観測衛星 １号ｂ 分離後、進展展開機能実験ペイロード 及び アマチュア衛星 ２号 分離までの軌道変換
- ・ Ｈ－Ⅱ ４号機：地球観測プラットフォーム技術衛星 分離後、アマチュア衛星 ３号 分離までの軌道変換
- ・ Ｈ－Ⅱ ６号機：熱帯降雨観測衛星 分離後、技術試験衛星Ⅶ型 分離までの軌道変換

## (別添2) 燃焼室の開発状況

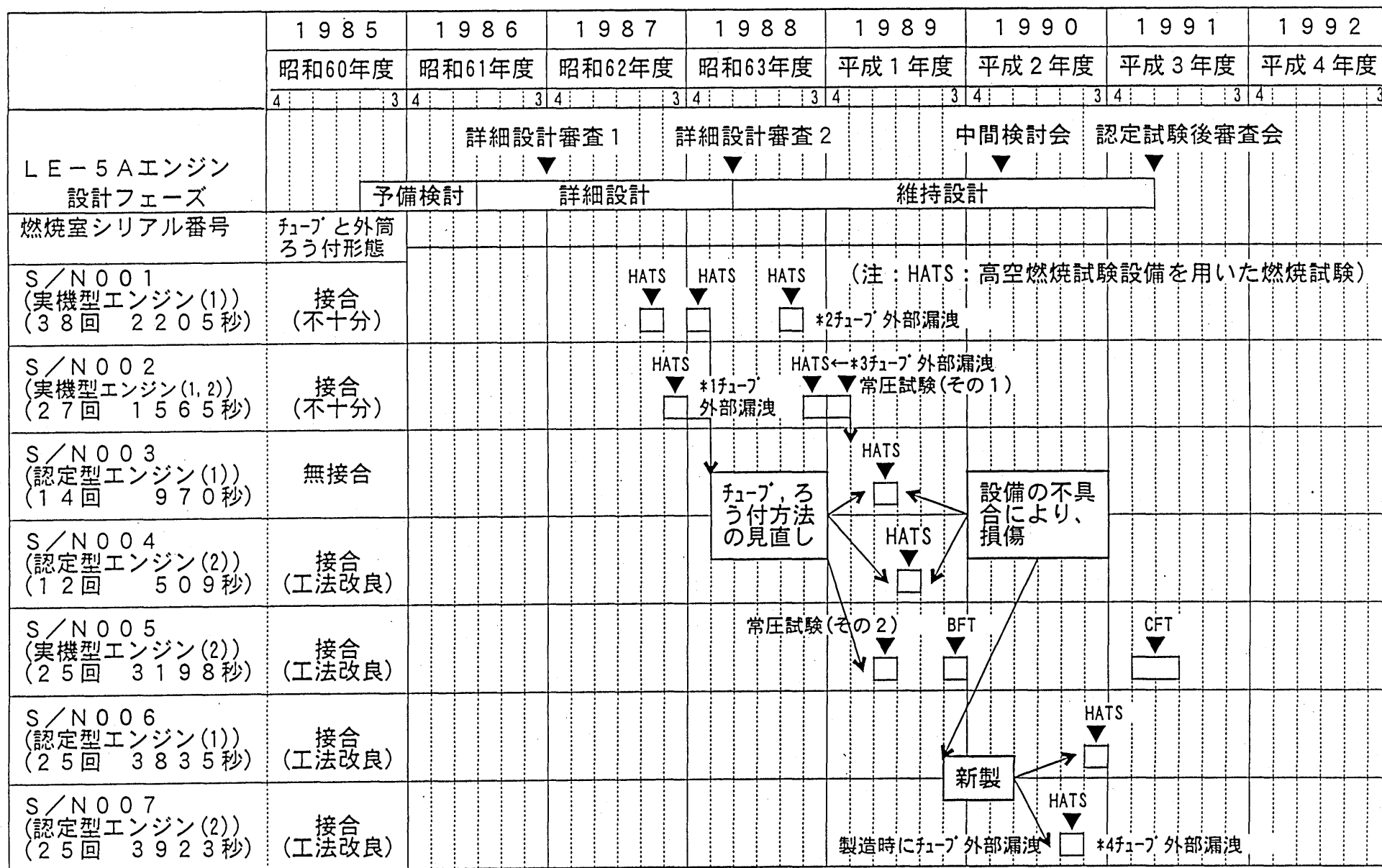
H-Ⅱロケット第2段エンジン(LE-5A)の開発において、エンジン組立は実機型2式、認定型2式の合計4式製作されたが、燃焼室組立としては、合計7式製作され、燃焼試験に使用された(別添図-2)。

開発当初の実機型エンジン用燃焼室(S/N001及びS/N002、注1)は、外筒と冷却管のろう付けが部分的なものであり、スロート上流部でろう付け不良に起因する冷却管漏洩が発生した(注2)。このため、一旦、外筒と冷却管のろう付けは断念され、無接合方式の燃焼室(S/N003)が製作された。その後、ろう付け工法が見直された結果、S/N004以降の4式の燃焼室スロート上流部については、冷却管と外筒の間に3段ろう付けによる全面ろう付けが施された。

最終形態として製作された4式の燃焼室のうち3式(S/N005～S/N007)については、要求寿命以上の燃焼試験が実施され、機能・性能が確認された。また、S/N004の燃焼室については、高空燃焼試験設備の不具合により損傷を受け、試験の続行が不可能となった。

(注1) S/Nは、燃焼室シリアル番号を示す。

(注2) 冷却管漏洩については、「(別添3) 開発段階における不具合」を参照。



(注) アイドルモード燃焼含む、 BFT : 厚肉タンクステージ燃焼試験、 CFT 実機型タンクステージ燃焼試験

別添図-2 LE-5Aエンジン 燃焼室の開発スケジュール

### (別添3) 開発段階における不具合

H-II ロケット第2段エンジン (LE-5A) の開発段階における燃焼試験中には、燃焼室冷却管から水素が漏洩する不具合が燃焼室S/N (シリアル番号) 001、S/N002及びS/N007について発生した。不具合の状況は、以下のとおりである。

#### ① 燃焼室S/N001

36、37及び38回目の燃焼試験終了後、燃焼室冷却管の外筒側から漏洩が発生した (注1)。

#### ② 燃焼室S/N002

12回目の燃焼試験終了後、燃焼室冷却管の外筒側から漏洩が発生した。欠陥部を穴埋め補修し、2回の燃焼試験が実施された。13及び14回目の燃焼試験終了後、再び、冷却管の外筒側から漏洩が発生した。漏洩箇所は補修部分とは異なる場所であった。14回目の燃焼試験後にろう付け補修し、その後、13回の燃焼試験が行われた。

#### ③ 燃焼室S/N007

13回目の燃焼試験終了後、燃焼室冷却管の漏洩点検を実施した結果、燃焼室冷却管の燃焼ガス側から漏洩が発見された (注2)。

応急対策として漏洩部の補修を実施し、燃焼室冷却管の耐圧試験実施後、高圧漏洩点検時に冷却管間ろう付け部から燃焼ガス側に微小漏洩が確認された (注3)。その際、補修部からの漏洩は発生しなかった。

その後、12回の燃焼試験が実施された。この間、冷却管の燃焼ガス側からの漏洩は再発したため、補修をしつつ燃焼試験が実施されたが、冷却管間ろう付け部からの漏洩については、量の増加等はなかった。

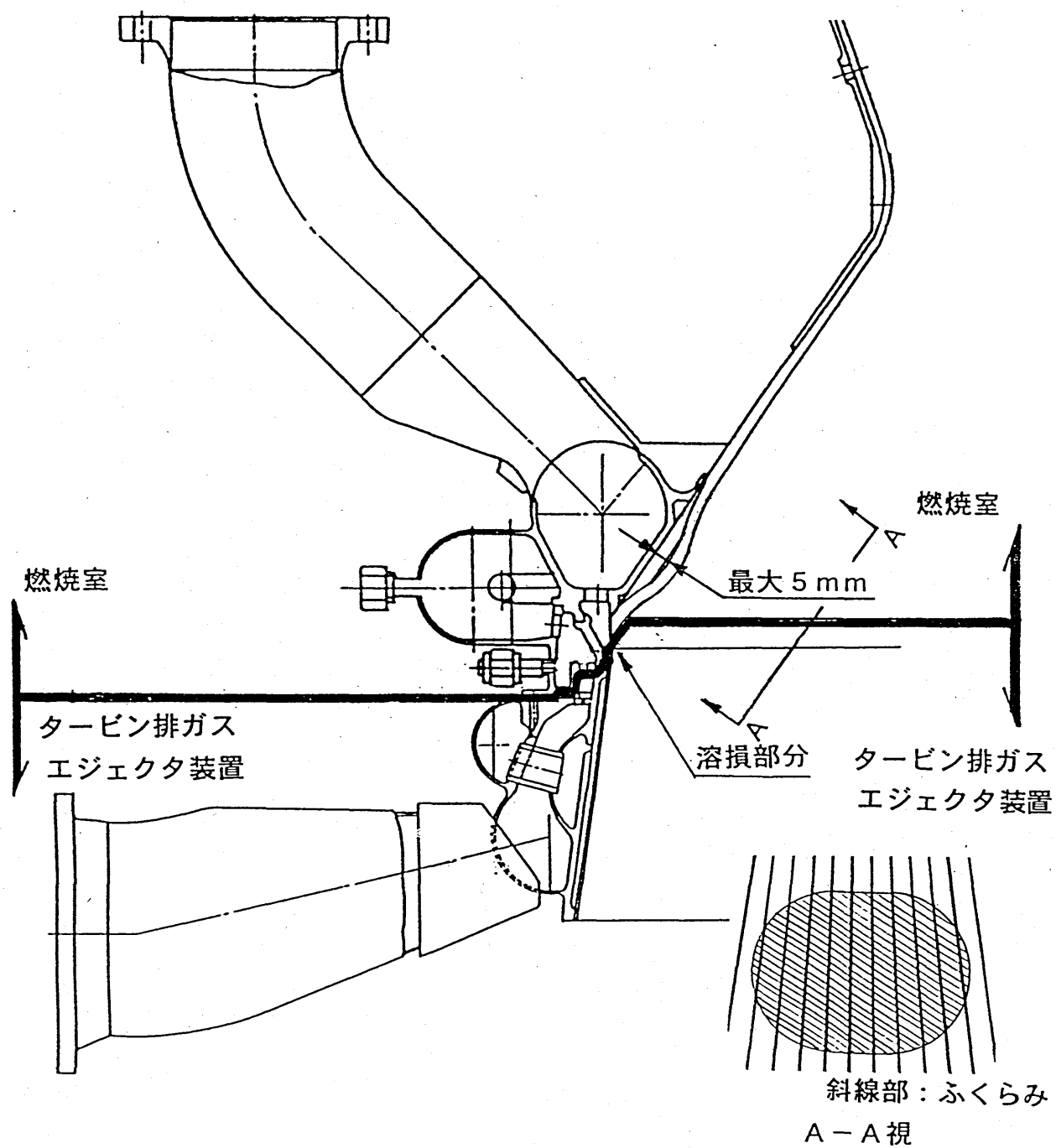
なお、H-I ロケット第2段エンジン (LE-5) の開発時においては、大気圧下の燃焼試験で、燃焼室の出口に装着されたタービン排ガスエジェクタ装置に冷却不良による溶損が発生した。この時の加熱により、燃焼室の出口近くの冷却管に内面側へのふくらみ (最大5mm) が発生した (別添図-3a)。

(注1) スロート上流部の冷却管が外筒に一部点状に接合されていたため (別添図-3b)、燃焼ガス圧力により外筒側のろうに接する部分に応力が集中し、冷却管が破損したためである。この漏洩は、LE-5の頃

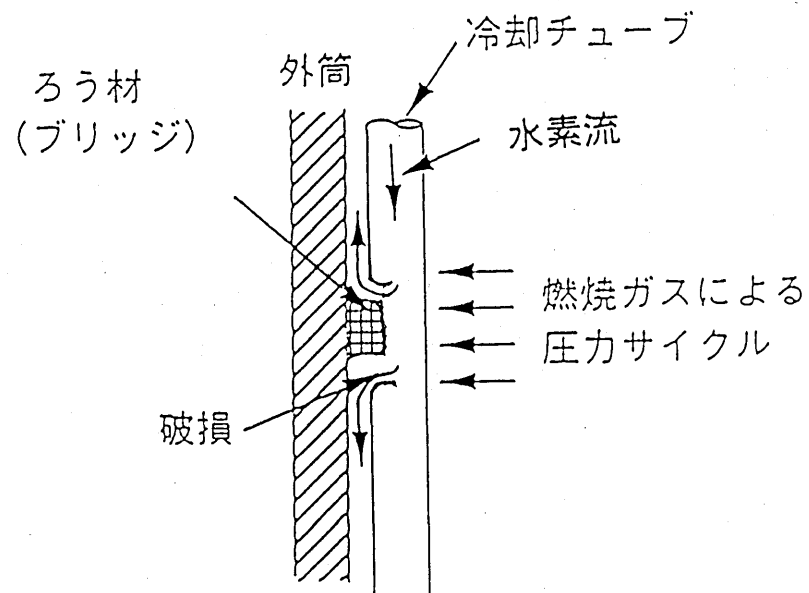
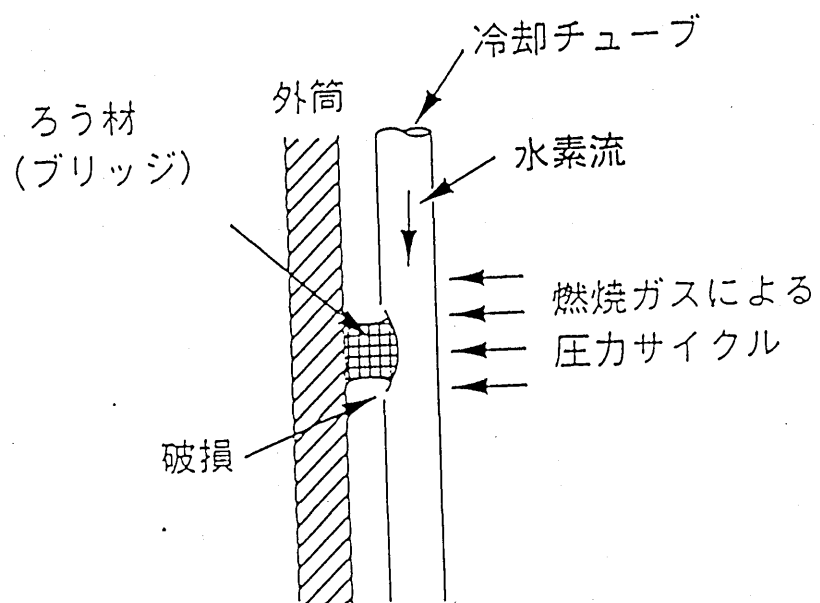
から経験のある「ブリッジ」と呼ばれる不具合モードであり、全面ろう付け方式の採用後は発生していない。

(注2) 燃焼室製造工程の中で、冷却管と冷却管を押さえるジグを誤って接合したため、接合されたジグを除去する際に冷却管の肉厚が薄くなり、この肉厚の薄い部分が燃焼試験の繰り返しにより開口したものと推定される。ジグ表面に貼っていたろう流れ防止布が剥がれ易くなっていたため、冷却管とジグを接合しないように製造工程が改善された。

(注3) 製造工程で確認されていた冷却管から外筒側への漏洩が、ろう付け不十分な隙間を伝わり、冷却管間ろう付け部から燃焼ガス側への漏洩に至ったもの推定される。この漏洩の原因は、製造工程において、ろう付け時に入口側の冷却管内面にろう材が誤って侵入していたため、ろう材を除去する際に冷却管の肉厚が薄くなり、この部分が製造時の点検で開口したためであると推定される。その後、製造工程が見直され、ろう付け時に冷却管内面にろう材が侵入しないように、冷却管端面のマスキング処置が強化された。なお、製造の時点では、漏洩が微小であること及びエンジン燃焼中に漏洩があっても冷却が促進されることから、問題ないと判断された。



別添図-3 a 開発段階における不具合例 (LE-5)



燃焼ガスによる圧力によって冷却管が  
外筒方向に歪み、ブリッジ状のろう材が  
冷却管を突き破り、そこから水素の  
高温ガスが漏洩

別添図-3b 開発段階における不具合例 (LE-5A)

#### (別添4) 実機製作経緯

H-Ⅱロケット5号機機体は、当初、通信放送技術衛星(COMETS)を平成8年度冬期に打ち上げることを目標として、平成6年3月より製作が開始された(別添図-4a)。その後、平成7年に入って、COMETSの打上げ時期が平成9年度夏期に変更されたため、製作スケジュールもそれに対応したものに直された。

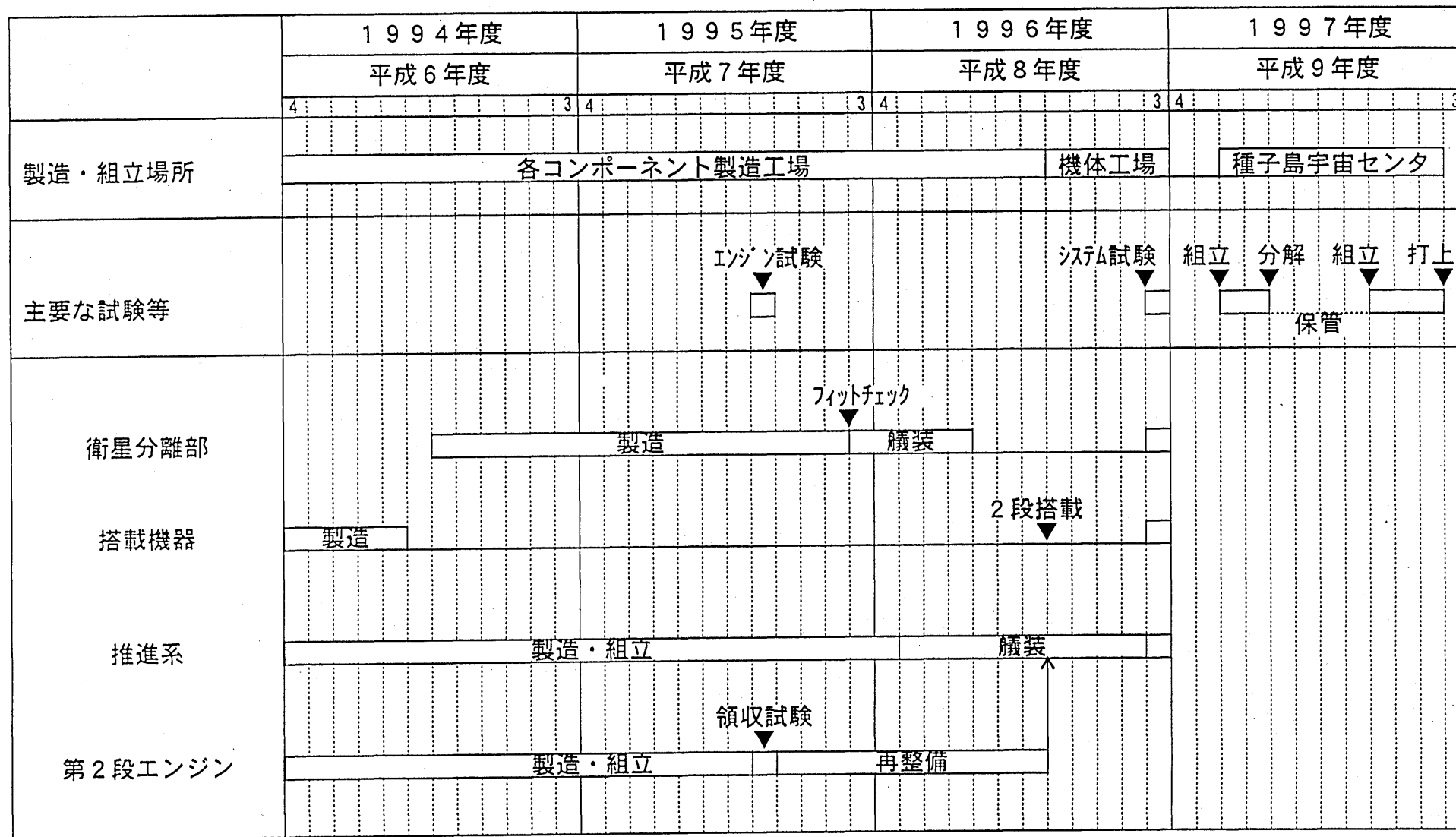
第2段機体の構造体については、平成6年3月より製作が開始され、平成8年5月までに加工・組立が完了した。その後、12月までの間に誘導制御系、計測通信系・電力系等の搭載機器、バルブ・配管類等の推進系機器、第2段エンジン(LE-5A)等の搭載・艤装が順次行われた。

艤装完了後、第2段機体としての推進系・誘導制御系等の機能点検及び第1段機体、衛星分離部、固体ロケットブースタ(SRB、シミュレータ)及び衛星フェアリング(シミュレータ)と組み合わせての総合システム試験(注)が、平成9年2～3月にかけて実施された。

機能点検、総合システム試験の結果、機能・性能が良好であることが確認されたため、第2段機体は、平成9年7月に種子島宇宙センターへ輸送された。

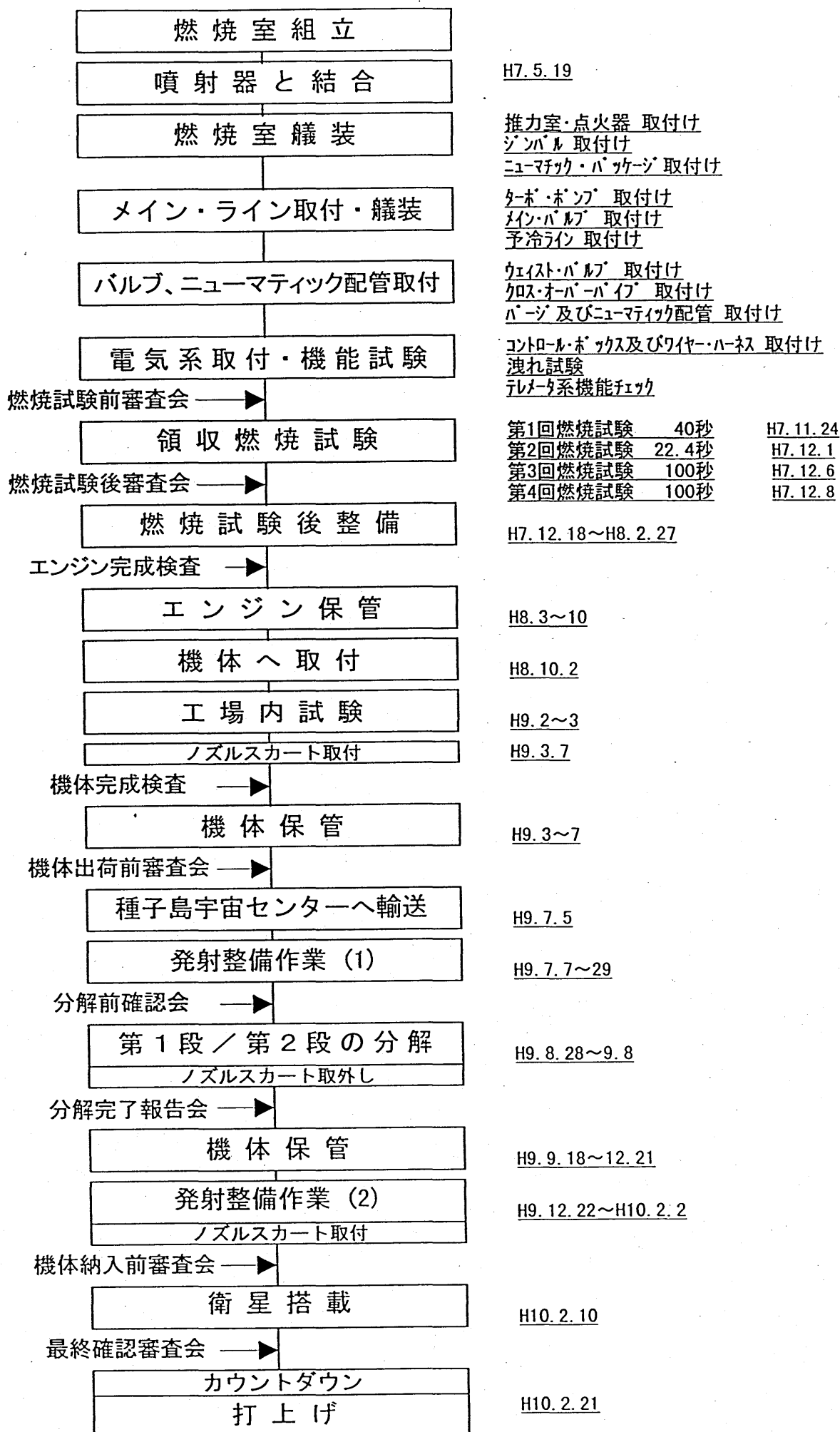
なお、H-Ⅱロケット5号機のLE-5Aの製造工程は、別添図-4bに示すとおりである。

(注) 機体の工場出荷前に行う、H-Ⅱロケットの機能(システム)の総合試験。



別添図-4a H-IIロケット5号機 第2段製作スケジュール

# 別添図-4b 製造工程(燃焼室組立～打上げ)



## (別添5) 領収燃焼試験

### 1. 領収燃焼試験の概要

機装・組立の完了したエンジンは、角田ロケット開発センターの高空燃焼試験設備において、以下の目的で領収燃焼試験を実施されることとなっている。

- ① 作動確認試験 40秒(1回)  
組立状態が良好であり、正常に作動することを確認する。
- ② 性能確認試験 100秒(1回以上、調整が完了するまで)  
定格作動範囲(注)内で作動するようオリフィス(絞り)を調整し、所定の性能が出ることを確認する。
- ③ 再現性確認試験 100秒(1回)  
性能調整が終わった状態で再度燃焼試験を実施し、性能の再現性を確認する。

(注) エンジン性能(作動点)の規定値を定めた範囲(別添図-5a参照)。

今回のエンジンについては、平成7年11月から12月にかけて燃焼試験が実施された。

1回目の作動確認試験では、計画どおり40秒の燃焼が行われ、組立状態が良好であることが確認された。取得されたデータに基づき、流量調整用オリフィスの交換により性能調整が行われた。

2回目の性能確認試験では、低圧燃焼となった(燃焼圧が上昇しなかった)ため、燃焼開始後22.4秒に手動により燃焼が停止された。

3回目の性能確認試験では、推力、混合比等の性能が要求を満足することが確認された。

4回目の再現性確認試験は、3回目と同一の条件で行われ、性能の再現性が確認された。

なお、今回のエンジンの領収燃焼試験時に発生した主要な不具合は、別添表-5に示すとおりである。

### 2. 第2回領収燃焼試験時の低圧燃焼の原因及びそれに対する対応

第2回領収燃焼試験時の低圧燃焼の原因は、ウェイストバルブ(排気弁)に漏洩点検ジグが装着されていたことにより、タービン駆動ガスが流れず、タン

ク圧のみで液体水素、液体酸素を燃焼室に供給する低燃焼圧燃焼となったためであることが判明した（別添図－５b）。

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（低圧燃焼時の温度・圧力環境は、別添図－５c 参照）、試験後に通常の点検に加え特別点検が実施されるとともに、その後の試験実績等からエンジンの健全性について評価を行い、問題ないと判断された。

なお、燃焼室に関連する当時の点検内容は、以下のとおりである。

#### ア) 通常点検

配管及び燃焼室の漏洩点検として、燃焼室を出口部で封止した状態でバルブ下流を窒素ガスにて加圧し、圧力降下を測定した。測定結果は、 $0.012 \text{ kgf/cm}^2/10\text{分}$ であり、規定値（ $0.02 \text{ kgf/cm}^2/10\text{分以下}$ ）を満足した。

#### イ) 特別点検

##### ① 燃焼室内面の目視点検

スロート上流の平行部の冷却管が僅かに変色したように見受けられたが、他の部分と比較して表面荒れ、光沢等の有意差は無く、問題ないと判断した。

##### ② 燃焼室内外径の計測

内径として軸方向に3箇所計測及び外径として軸方向に7箇所の計測（それぞれ90度おきに計測）を行い、拡大・収縮等の異常が無いことを確認した。

##### ③ 燃焼室冷却通路の耐圧・気密試験

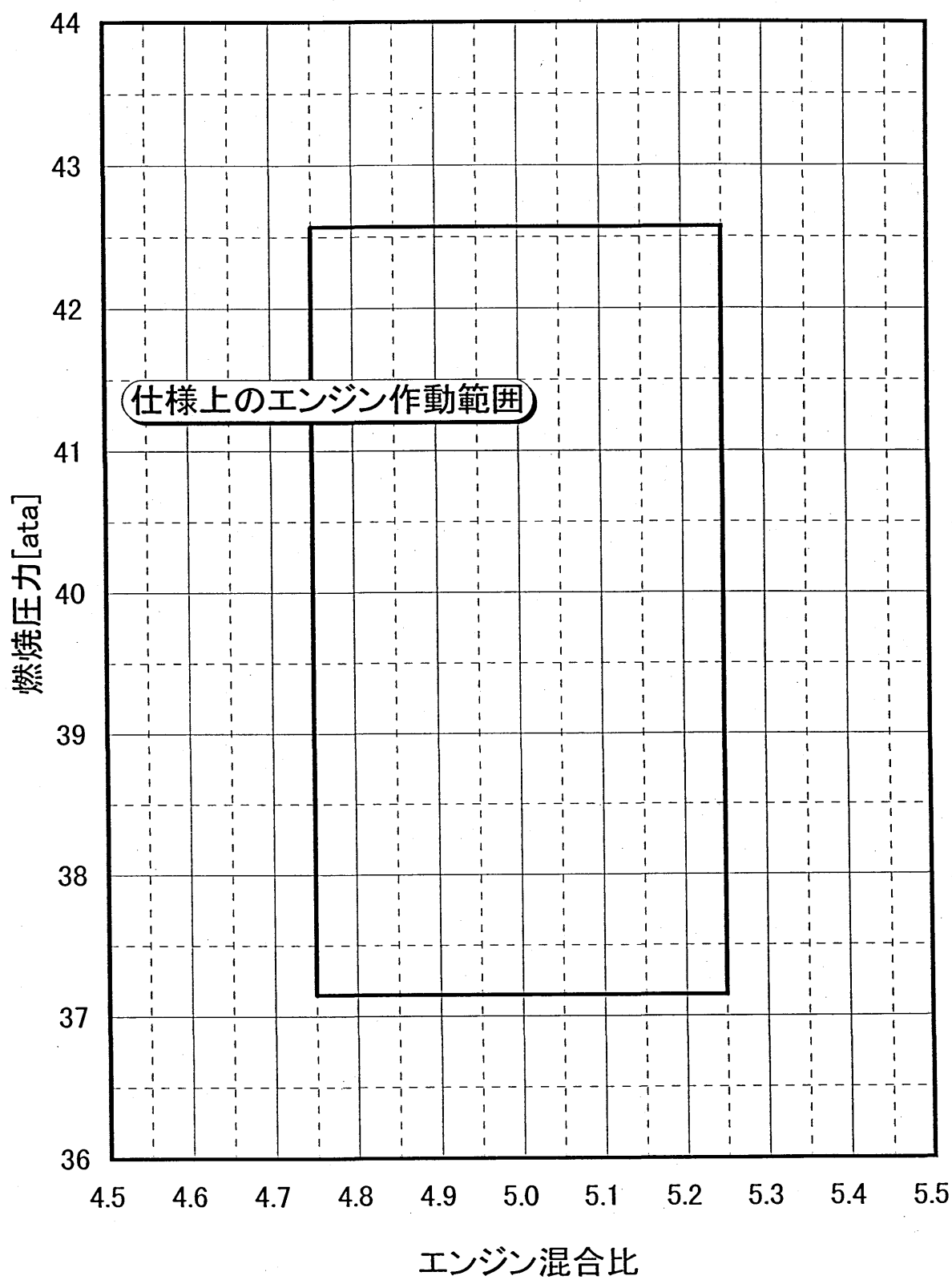
冷却通路について、約 $70 \text{ kgf/cm}^2\text{G}$ の耐圧試験（加圧流体を水からヘリウムガスに変更した以外は製造時と同じ方法）を実施し、変形の生じないことを確認した。

冷却通路について、約 $68 \text{ kgf/cm}^2\text{G}$ のヘリウムガスによる気密試験（製造時と同じ方法）を実施し、冷却管、各溶接部及びろう付け部から洩れないことを確認した。

##### ④ 燃焼室溶接箇所の浸透探傷検査

燃焼室の溶接箇所につき、蛍光浸透探傷検査（注）を実施し、異常の無いことを確認した。

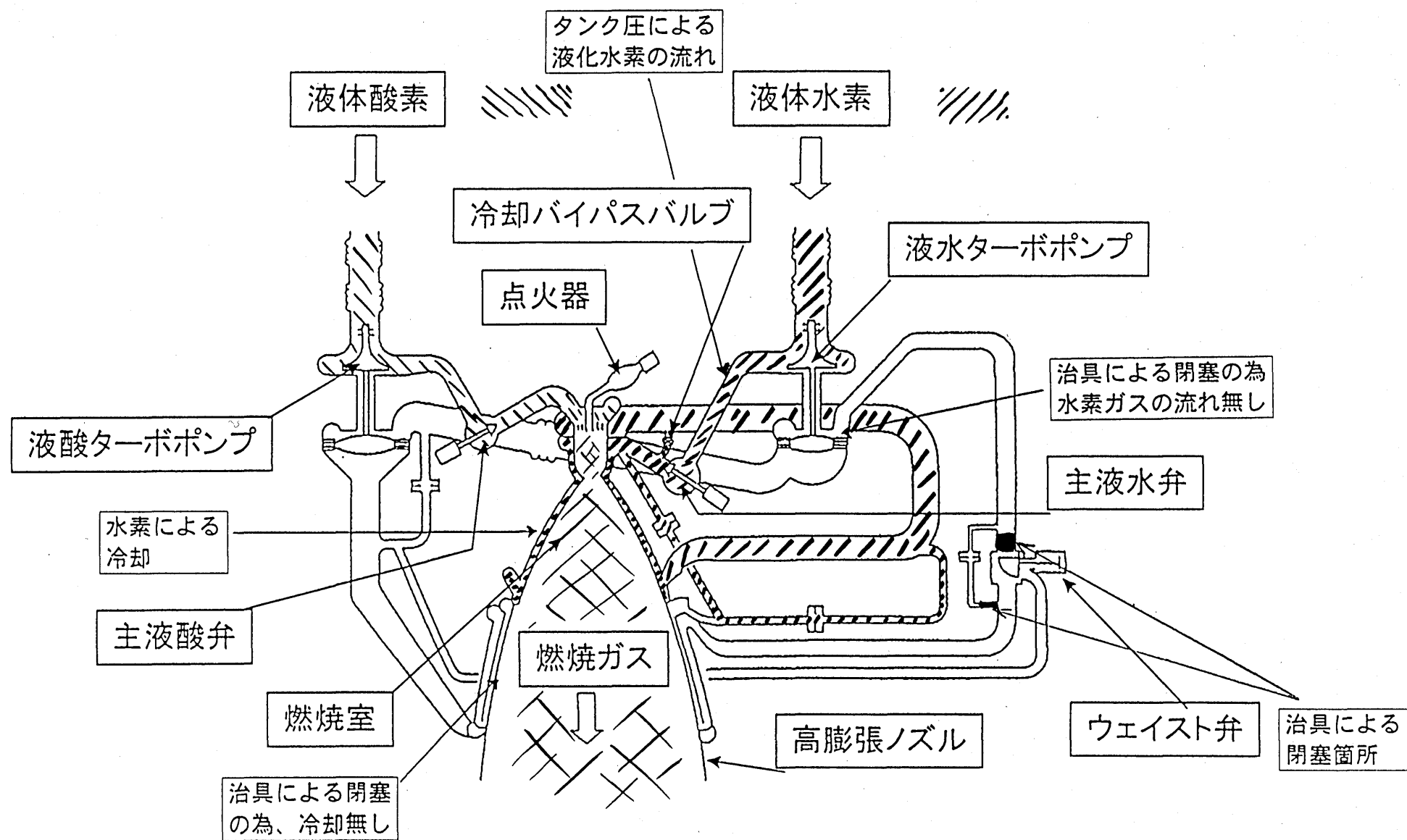
（注）金属、セラミック等の表面に開口した欠陥（割れ等）を検出する非破壊検査の一方法。蛍光物質を入れた浸透液を用いる。



別添図-5 a LE-5Aエンジン作動範囲

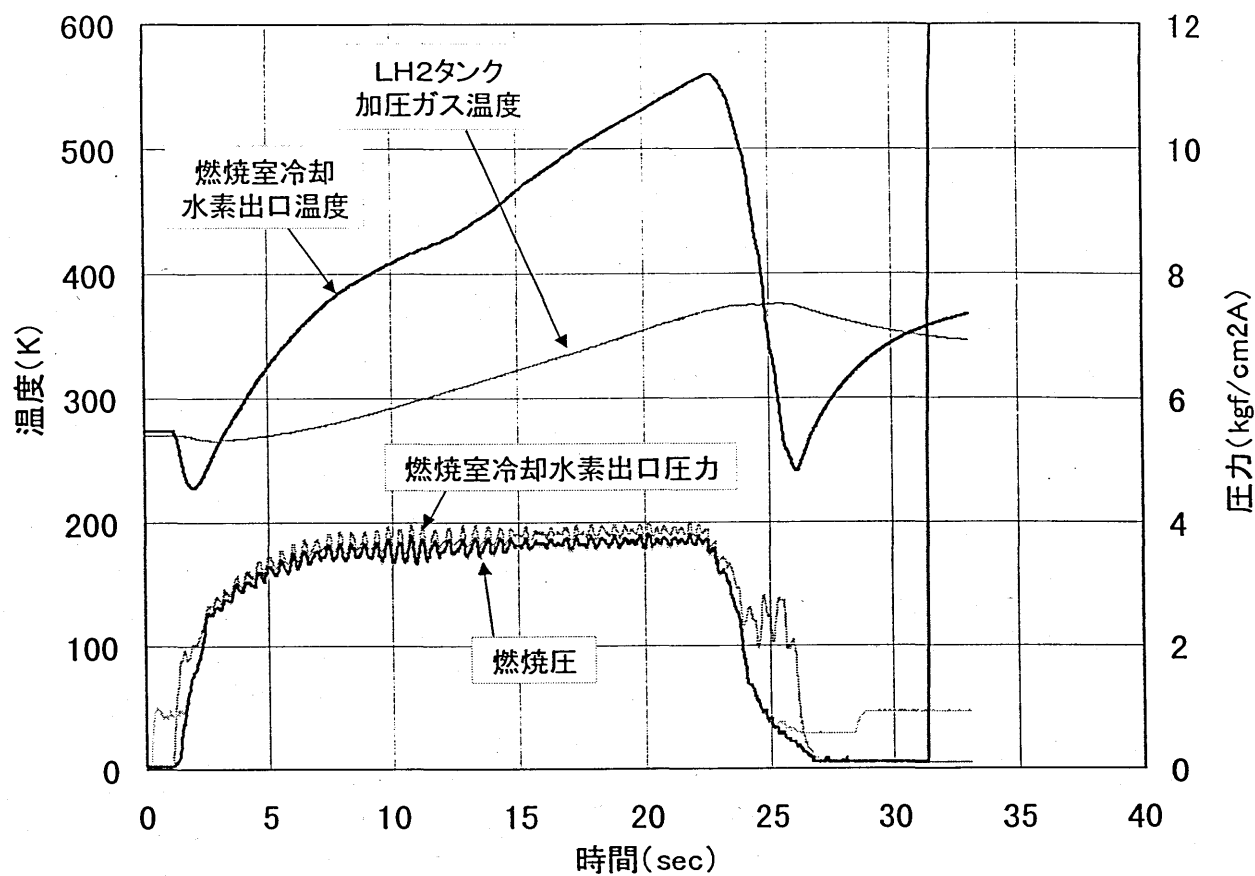
別添表－５ ５号機用ＬＥ－５Ａエンジン領収試験時の主要な不具合

| No | 現 象                                                                                 | 原 因                                                                                                                 | 処 置                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               |
|----|-------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 1  | <p>第１回目の燃焼試験後の漏洩点検において液体酸素主弁（ＭＬＶ）の内部漏洩量が規定を外れた。</p> <p>測定値：４４sccm<br/>規定値：５sccm</p> | <p>ＭＬＶ本体への接続ユニオンを装着する時に、ネジ部から発生した異物（コンタミネーション）が、バルブのシール部に噛み込んだ。</p>                                                 | <ul style="list-style-type: none"> <li>・バルブを分解しシール交換等の処置を行った。</li> <li>・目視及びボアスコープによるエンジンの内部点検を行い、他に異物が無いことを確認した。</li> <li>・復旧後、機能試験及び漏洩試験を行い問題ないことを確認した。</li> </ul>                                                                                                                                                              |
| 2  | <p>第２回目の燃焼試験の燃焼開始後に、燃焼圧力のモニタ値が上昇しなかったため、始動後２２．４秒にて手動停止した。</p>                       | <p>試験間の点検にて、ウエストバルブ（ＷＶ）のベントシール漏れ測定用治具をＷＶ内に残したまま組み立てていた。これにより、タービン駆動ガスが供給されず、ターボポンプが目標通り回転しなかったため、燃焼室圧力が上昇しなかった。</p> | <ul style="list-style-type: none"> <li>・解析検討及び過去の試験実績等からエンジンの健全性について評価を行い、問題ないことを確認した。</li> <li>・次の点検を行い、異常がないことを確認した。（以下、主要点検事項を記す） <ul style="list-style-type: none"> <li>・燃焼室平行部の内外径計測</li> <li>・燃焼室の冷却通路内の耐圧及び気密試験</li> <li>・推力室溶接組立／燃焼室溶接組立の各溶接箇所浸透探傷検査</li> <li>・各部（主弁上流・下流各系、タービン系、ノズルスカート系）の低圧気密点検</li> </ul> </li> </ul> |

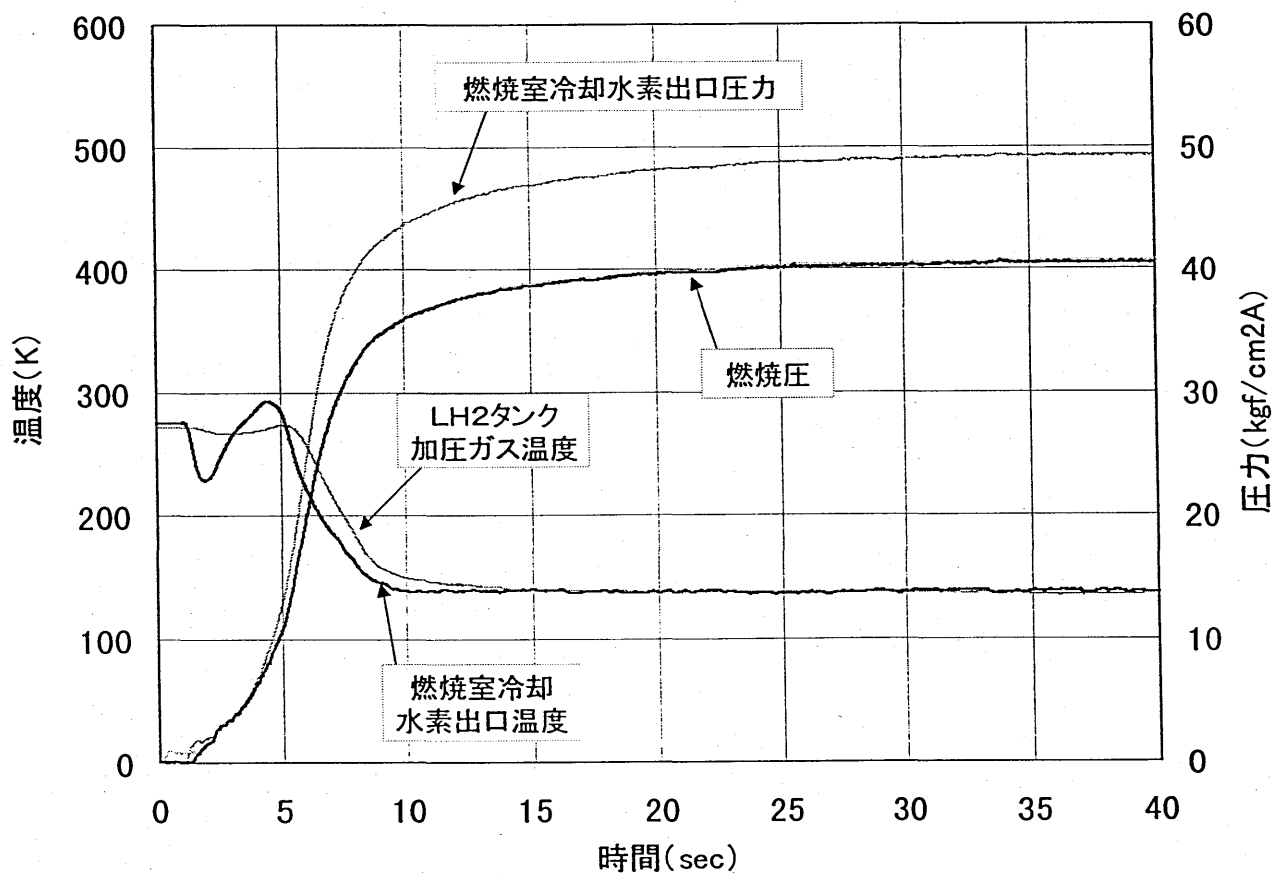


別添図-5 b 領収燃焼試験における不具合状況

# 低圧燃焼



# 定常燃焼



別添図-5 c 領収燃焼試験の温度・圧力データ

(別添6) 打上げ延期の経緯

今回のH-IIロケット5号機の打上げは、当初、平成9年8月18日15時50分に予定されていた。

しかしながら、平成9年6月30日に発生した地球観測プラットフォーム技術衛星(ADEOS)の機能停止に伴い、この事故原因究明結果に基づいた通信放送技術衛星(COMETS)への反映を図るため、打上げは、平成10年2月13日16時50分に変更された。

その後、平成10年1月19日に実施されたCOMETSの電気性能試験において、衛星間通信機器のアンテナ駆動制御装置の一部回路に電氣的過負荷を与えた可能性が生じた。製造工場内での点検及び修理に時間を要したため、打上げは、2月20日16時55分に再度変更された。

(別添7) 通信放送技術衛星 (COMETS) の状況

H-II ロケット5号機により投入された通信放送技術衛星 (COMETS) の軌道は、以下のとおりである (別添図-7)。

目標値

|                 |             |
|-----------------|-------------|
| 遠地点高度：約 1902 km | (約 36000km) |
| 近地点高度：約 247 km  | (約 250km)   |
| 軌道傾斜角：約 30.1度   | (約 30度)     |
| 周期：約 107 分      | (約 636分)    |

軌道投入後、太陽電池パドル、電源系等の衛星バス機器の機能・性能は正常であることが確認された。

その後、できるかぎり多くの通信実験を行うため、アポジエンジン噴射による軌道変更計画が検討され、以下のとおり、平成10年5月末までに計7回の軌道変更がほぼ計画どおりに行われた。

① 第1回軌道変更 (平成10年3月15日)

|         | 軌道変更後  | 目標値        |
|---------|--------|------------|
| 遠地点高度：約 | 1862km | (約 1863km) |
| 近地点高度：約 | 390km  | (約 391km)  |
| 軌道傾斜角：約 | 30度    | (約 30度)    |
| 周期：約    | 108分   | (約 108分)   |

② 第2回軌道変更 (平成10年3月20日)

|         | 軌道変更後  | 目標値        |
|---------|--------|------------|
| 遠地点高度：約 | 2492km | (約 2493km) |
| 近地点高度：約 | 394km  | (約 397km)  |
| 軌道傾斜角：約 | 30度    | (約 30度)    |
| 周期：約    | 115分   | (約 115分)   |

③ 第3回軌道変更 (平成10年5月6日)

|         | 軌道変更後  | 目標値        |
|---------|--------|------------|
| 遠地点高度：約 | 4008km | (約 4019km) |
| 近地点高度：約 | 436km  | (約 436km)  |
| 軌道傾斜角：約 | 30度    | (約 30度)    |

周 期：約 132分 (約 133分)

④ 第4回軌道変更 (平成10年5月21日)

|        | 軌道変更後    | 目標値        |
|--------|----------|------------|
| 遠地点高度： | 約 6210km | (約 6221km) |
| 近地点高度： | 約 448km  | (約 447km)  |
| 軌道傾斜角： | 約 30度    | (約 30度)    |
| 周 期：   | 約 159分   | (約 159分)   |

⑤ 第5回軌道変更 (平成10年5月24日)

|        | 軌道変更後    | 目標値        |
|--------|----------|------------|
| 遠地点高度： | 約 9535km | (約 9608km) |
| 近地点高度： | 約 458km  | (約 457km)  |
| 軌道傾斜角： | 約 30度    | (約 30度)    |
| 周 期：   | 約 201分   | (約 202分)   |

⑥ 第6回軌道変更 (平成10年5月27日)

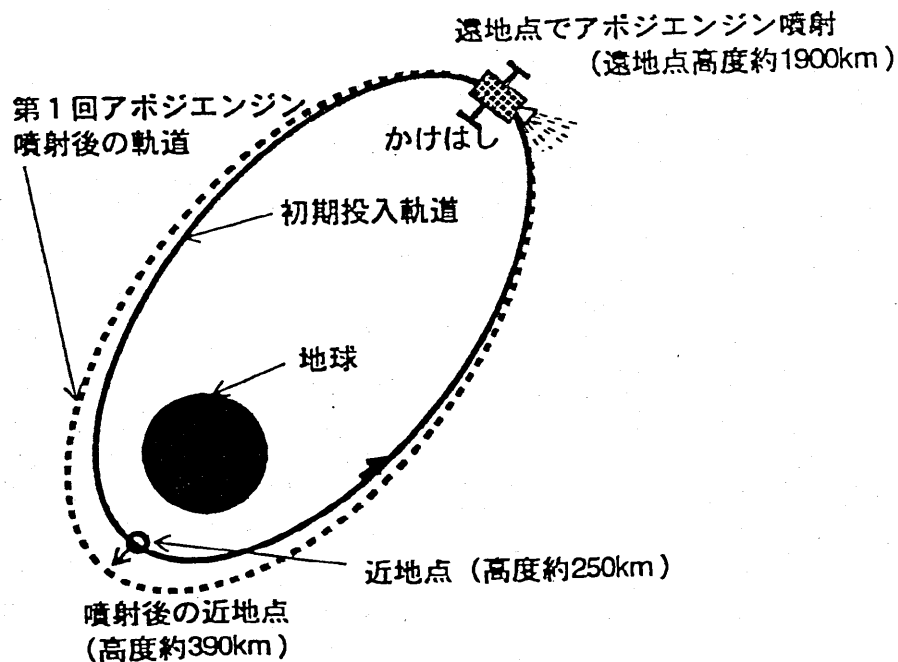
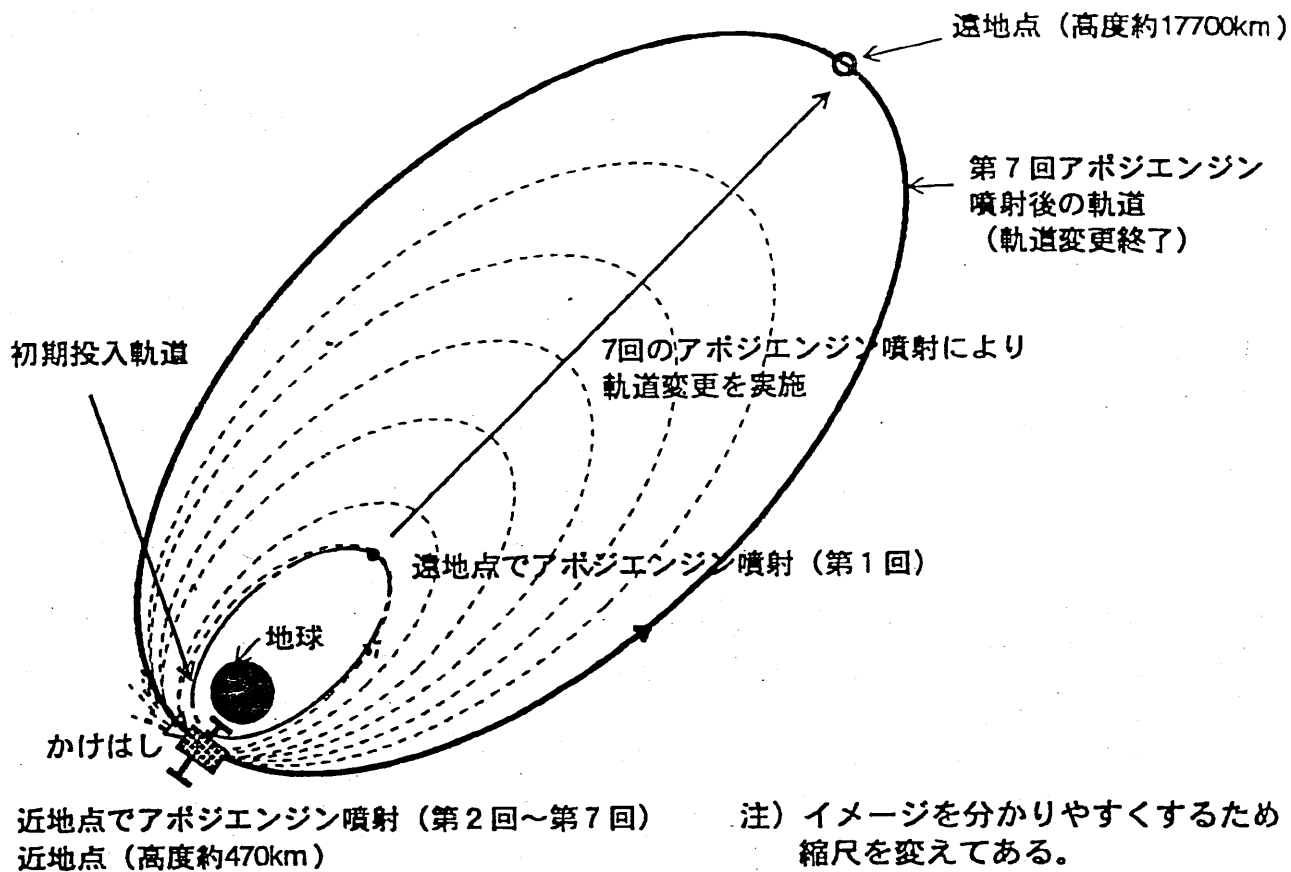
|        | 軌道変更後     | 目標値         |
|--------|-----------|-------------|
| 遠地点高度： | 約 15165km | (約 15144km) |
| 近地点高度： | 約 465km   | (約 465km)   |
| 軌道傾斜角： | 約 30度     | (約 30度)     |
| 周 期：   | 約 281分    | (約 280分)    |

⑦ 第7回軌道変更 (平成10年5月27日)

|        | 軌道変更後     | 目標値         |
|--------|-----------|-------------|
| 遠地点高度： | 約 17711km | (約 17714km) |
| 近地点高度： | 約 473km   | (約 473km)   |
| 軌道傾斜角： | 約 30度     | (約 30度)     |
| 周 期：   | 約 319分    | (約 319分)    |

COMETSは、平成10年6月現在、遠地点高度約17,700km、近地点高度約470kmの軌道を周回中である。

今後、可能な限り搭載機器の機能確認試験が実施される予定である。



別添図-7 COMETSの状況

## (別添8) 燃焼室ろう付け部破損の原因の検討

燃焼室ろう付け部破損の原因としては、次の場合が考えられる。

- a) ろう付け部の材料異常
- b) ろう付けの異常 (①工程異常・②形状異常)
- c) 外筒の工程異常
- d) 地上運用の異常 (①気密耐圧試験・②燃焼試験・③ろう付け部の取扱い異常)
- e) 飛行運用の異常

これらについて検討した結果は、以下のとおりである。

### a) ろう付け部の材料異常

開発モデル、H-IIロケット5号機を含めたフライト品のサンプルチューブのろう付け状態を点検(組織観察、硬さ試験等)した結果、組成不良や不純物の混合は見られないことから、可能性はないと推定される。

### b) ろう付けの異常

#### ① 工程異常

燃焼室のろう付け工程については、H-IIロケット5号機の工程記録に異常が認められないこと、及び、5号機のサンプルチューブのろう付け状態が正常(材料異常はない)なことから、可能性はないと推定される。

#### ② 形状異常

外筒・冷却管間の隙間、冷却管相互間の隙間、フィレット等のろう付けの形状によっては、ろう付け部に破損原因に繋がる応力が発生する可能性も考えられる。

### c) 外筒の工程異常

外筒が過大に変形してろう付け部に過大な外力が働いたり、角部の加工不良によりろう付け部に応力が集中し、ろう付け部が破損する場合については、外筒の形状及び材料の点検結果から可能性はないと推定される。

### d) 地上運用の異常 (①気密耐圧試験・②燃焼試験・③ろう付け部の取扱異常)

#### ① 気密耐圧試験

気密試験及び耐圧試験の回数がろう付け部の疲労寿命を下回っていることから、可能性はないと推定される。

## ② 燃焼試験

地上での燃焼試験については、低圧燃焼を除き、認定実績の範囲内で燃焼が行われたことから、過大作動が原因となっろう付け部が破損した可能性はないと推定される。

低圧燃焼については、ろう付け部の冷却不足により、ろう付け部に破損原因に繋がる応力が発生する可能性も考えられる。

## ③ 取扱異常

試験装置・機体への取付、輸送等のエンジンの取扱いについては、記録や聞き取り調査結果の範囲では問題は見当たらないが、ろう付け部破損の可能性を完全に否定することはできない。

また、保管状況については、経年劣化に関する調査結果の範囲では問題はなく、サンプルチューブの検査結果も良好であることから、保管状況が原因となっろう付け部が破損した可能性はないと推定される。

## e) 飛行運用の異常

### ① 停止熱衝撃

第1回燃焼の停止過渡は正常であることから、これ単一が原因となっろう付け部が破損した可能性はないと推定される。

### ② 過大作動

エンジン推力は認定実績やフライト実績の範囲内であることから、可能性はないと推定される。

### ③ 冷却異常

飛行時に、異物が冷却管を閉塞して冷却流量が著しく低下した場合は、再生冷却部が局所的な冷却異常に陥り、異物の下流部が溶損温度まで上昇して、燃焼ガスが溶損部から外部に漏洩する可能性が考えられる。

この場合、まず、冷却管頂部がフープ応力過大で破損し、燃焼圧力が低下することとなり、初期漏洩の実現象に合わないことから、可能性はないと推定される（別添図－8）。

しかしながら、異物が冷却管を部分的に閉塞し、フープ応力過大で破損する限界近くまで冷却管が加熱された場合には、局所的な冷却不足により、

ろう付け部の温度が上昇することから、ろう付け部の形状によっては可能性を否定することはできない。

#### ④ 燃焼異常

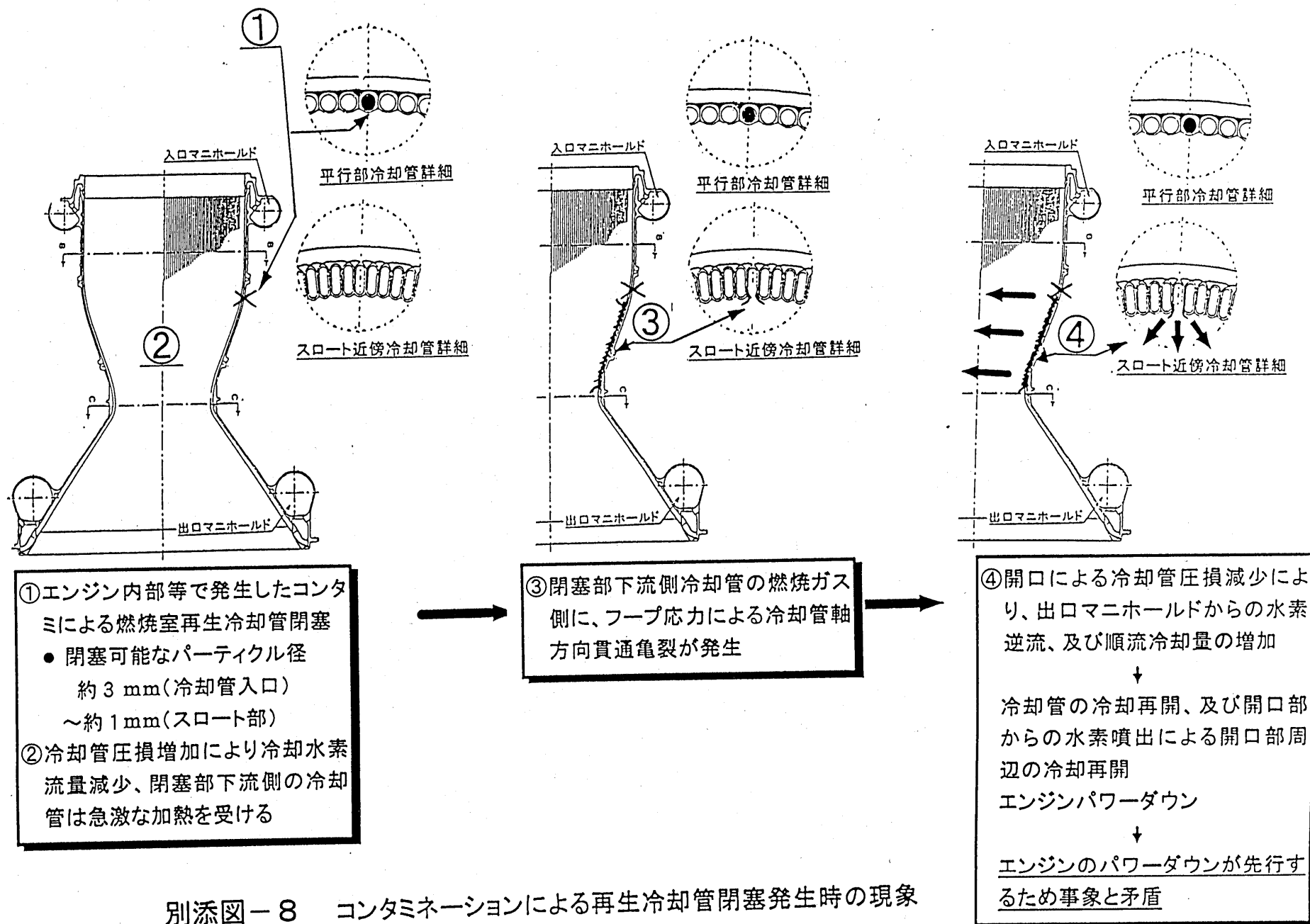
第1回燃焼で噴射面に付着した氷が噴射エレメントを部分的に閉塞し、燃焼ガスが燃焼室の内壁を直撃した場合は、再生冷却部が局所的な冷却異常に陥り、下流部が溶損温度まで上昇して、燃焼ガスが溶損部から外部に漏洩する可能性が考えられる。

この場合、まず、下流の冷却管がフープ応力過大で破損し、燃焼圧力の低下を伴い、初期漏洩の実現象に合わないことから、可能性はないと推定される。

#### ⑤ 外力過大

ジンバル速度や振動加速度は正常であることから、外力過大によりろう付け部が破損した可能性はないと推定される。

以上の検討の結果、a)、b)の①、c)、d)の①、e)の①、②、④及び⑤については可能性はないと判断され、b)の②形状異常、d)の②燃焼試験、③ろう付け部の取扱異常、及び、e)の③冷却異常が可能性として残る。



別添図－8 コンタミネーションによる再生冷却管閉塞発生時の現象

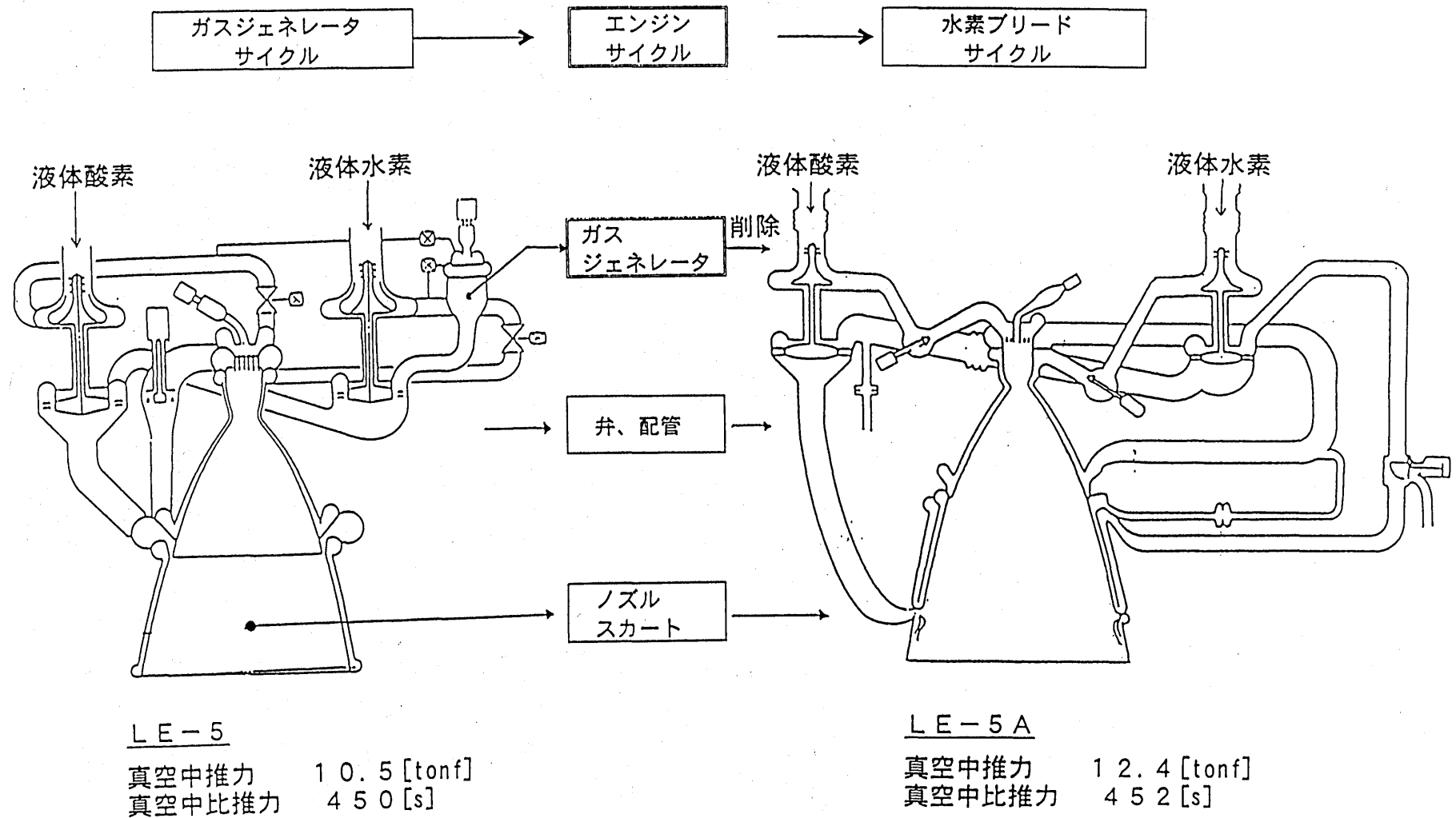
(別添9) H-1 ロケット第2段エンジンの概要等

H-1 ロケットの第2段エンジン (LE-5) は、推力10.5トン、比推力450秒を発生するエンジンであり、LE-5Aと同様に真空中で再着火を行う機能を有する (別添図-9a)。

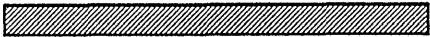
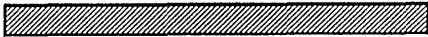
LE-5の燃焼室は、基本的には、LE-5Aと同様の冷却管ろう付け構造である。

LE-5の開発は、昭和52年～昭和60年にかけて行われ、その間、合計350回29,432秒の燃焼試験が実施された。また、フライトでの燃焼実績は、合計11回 (うち再着火2回) である (別添図-9b)。

なお、H-II ロケットを含めたH系ロケットの打上げ実績は、別添表-9に示すとおり、過去14回のフライトに成功している。



別添図-9a LE-5とLE-5Aエンジンの比較

| 年 度<br>項 目  | 5 2                                                                                                | 5 3 | 5 4 | 5 5 | 5 6 | 5 7 | 5 8 | 5 9 | 6 0 |
|-------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|
| コンポーネント試作試験 |  ( 含供給系総合試験 )    |     |     |     |     |     |     |     |     |
| 原型エンジン試作試験  |  ( 含原型エンジン予備試験 ) |     |     |     |     |     |     |     |     |
| 実機型エンジン試作試験 |                 |     |     |     |     |     |     |     |     |
| 認 定 試 験     |                 |     |     |     |     |     |     |     |     |

(参考)

|               | 台 数     | 累積燃焼回数            | 累積燃焼秒時         |
|---------------|---------|-------------------|----------------|
| 原 型 エ ン ジ ン   | 3 台     | 8 4 回             | 3, 1 3 1 秒     |
| 実 機 型 エ ン ジ ン | 5 台     | 1 4 6 回           | 1 2, 3 6 2 秒   |
| 認 定 エ ン ジ ン   | 3 台     | 1 2 0 回           | 1 3, 9 3 9 秒   |
| 総 計           | 計 1 1 台 | 計 3 5 0 回         | 計 2 9, 4 3 2 秒 |
|               |         |                   |                |
| 実機エンジンフライト    | 9 台     | 計 11 回(うち再着火 2 回) |                |

別添図－9b LE－5エンジン開発スケジュール

# 別添表－9 H－I／IIロケットの打上げ実績

| H－Iロケット         | 搭載衛星名称                                                | 軌道   | 打上げ年月日    | 備考         |
|-----------------|-------------------------------------------------------|------|-----------|------------|
| (2段式)試験機<br>1号機 | 性能確認ペイロード(測<br>地実験衛星、アマチュ<br>ア衛星、磁気軸受フライ<br>ホイール実験装置) | 円軌道  | S61年8月13日 | 打ち上げ成<br>功 |
| (3段式)試験機<br>2号機 | 技術試験衛星V型                                              | 静止軌道 | S62年8月27日 | 打上げ成功      |
| 3号機             | 通信衛星3号-a                                              | 静止軌道 | S63年2月19日 | 打上げ成功      |
| 4号機             | 通信衛星3号-b                                              | 静止軌道 | S63年9月16日 | 打上げ成功      |
| 5号機             | 静止気象衛星4号                                              | 静止軌道 | H1年 9月 6日 | 打上げ成功      |
| 6号機             | 海洋観測衛星1号-b、<br>伸展展開機能実験ペイ<br>ロード、アマチュア衛星<br>1号-b      | 円軌道  | H2年 2月 7日 | 打上げ成功      |
| 7号機             | 放送衛星3号-a                                              | 静止軌道 | H2年 8月28日 | 打上げ成功      |
| 8号機             | 放送衛星3号-b                                              | 静止軌道 | H3年 8月26日 | 打上げ成功      |
| 9号機             | 地球資源衛星1号                                              | 円軌道  | H4年 2月11日 | 打上げ成功      |

| H－IIロケット | 搭載衛星名称                             | 軌道                          | 打上げ年月日    | 備考    |
|----------|------------------------------------|-----------------------------|-----------|-------|
| 試験機1号機   | 性能確認用ペイロー<br>ド、軌道再突入実験機            | 静止トランスファ<br>ー軌道、低高度<br>周回軌道 | H6年 2月 4日 | 打上げ成功 |
| 試験機2号機   | 試験衛星VI型                            | 静止軌道                        | H6年 8月28日 | 打上げ成功 |
| 試験機3号機   | 宇宙実験観測フリーフ<br>ライ、静止気象衛星5号          | 低高度周回<br>軌道、静止軌<br>道        | H7年 3月18日 | 打上げ成功 |
| 4号機      | 地球観測プラットフォーム技<br>術衛星、アマチュア衛<br>星3号 | 太陽同期軌<br>道                  | H8年 8月17日 | 打上げ成功 |
| 5号機      | 通信放送技術衛星                           | 静止軌道                        | H10年2月21日 | 打上げ失敗 |
| 6号機      | 熱帯降雨観測衛星、試<br>験衛星VII型              | 低高度周回<br>軌道、静止軌<br>道        | H9年11月28日 | 打上げ成功 |
| 7号機      | 環境観測技術衛星                           | 太陽同期軌<br>道                  | H11年11月   | 計画    |
| 8号機      | 運輸多目的衛星                            | 静止軌道                        | H11年 8月   | 計画    |

## (別添10) H-II A ロケット第1段・第2段エンジンの概要

H-II A ロケットの第2段エンジン (LE-5B) は、LE-5A を構造的に簡素化したもので、推力14トン、比推力450秒を発生するエンジンである (別添図-10a 及び別添図-10b)。

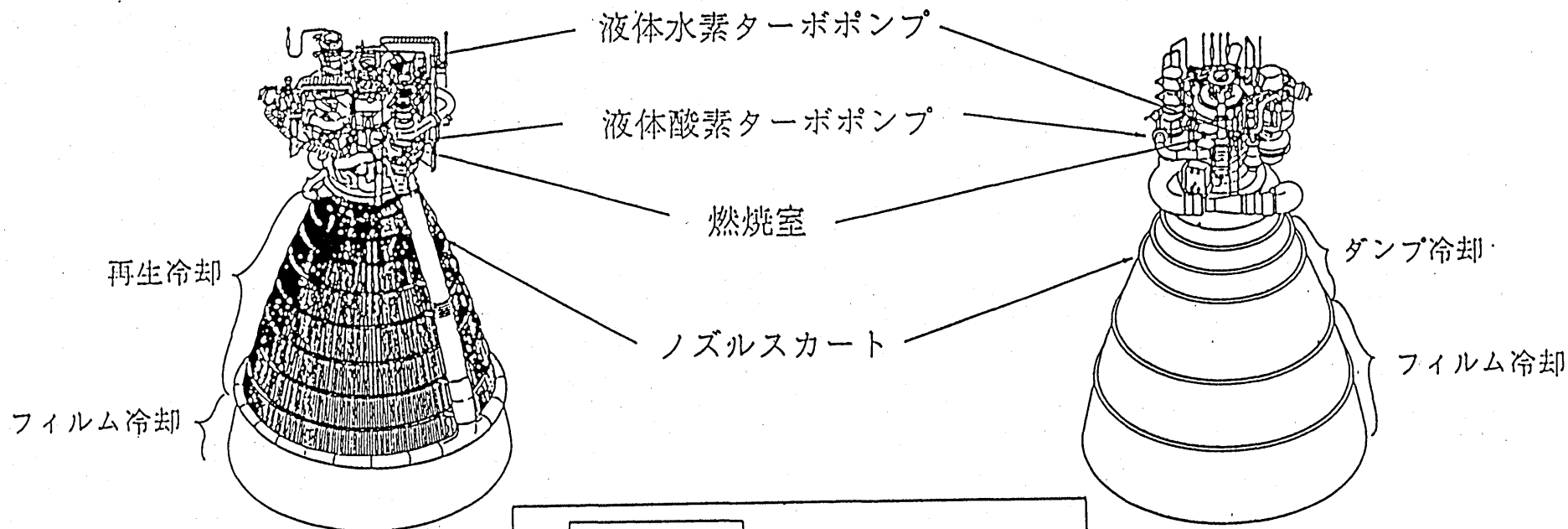
LE-5B の構造については、燃焼室には銅電鍍溝構造が、ノズルスカーツ上流部には冷却管ろう付け構造が、それぞれ採用されている (別添図-10c、別添図-10d 及び別添図-10e)。

LE-5B の開発は、平成7年度に着手され、平成10年度に終了する予定であり、LE-5B は、平成11年度に打上げが予定されているH-II ロケット8号機に搭載される予定である。

H-II A ロケットの第1段エンジン (LE-7A) は、H-II ロケットの第1段エンジン (LE-7) を構造的に簡素化したもので、推力112トン、比推力440秒を発生するエンジンである (別添図-10f 及び別添図-10g)。

LE-7A の構造については、燃焼室には銅電鍍溝構造が、ノズルスカーツ上流部には冷却管ろう付け構造が、それぞれ採用されている (別添図-10d 及び別添図-10h)。

なお、H-II A ロケットの開発スケジュールは、別添図-10i に示すとおりである。



### LE-5A エンジン

- 推力 12.4 トン
- 比推力 452 sec
- 水素ブリードサイクル  
(高膨張ノズル加熱)

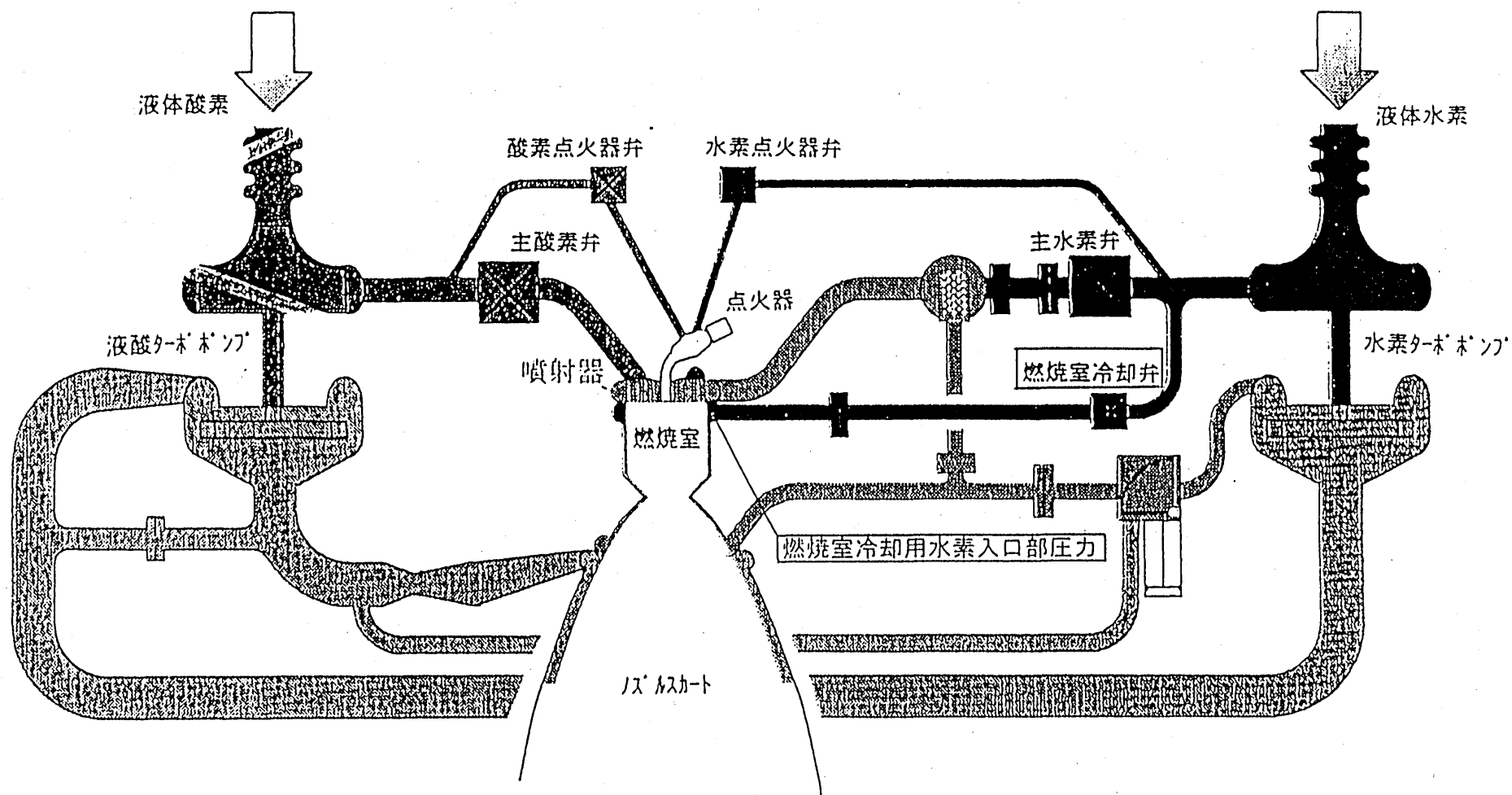
#### 主要変更点

- ☐ 燃焼室ブリードサイクル採用
  - \* 銅製構造燃焼室
  - \* 薄肉板金ダンプ冷却ノズルスカート
- ☐ 加工コスト削減
  - \* タービン動翼の加工方法 (電解加工)
  - \* 噴射エレメント削減
- ☐ 燃焼試験の効率化
  - \* 常圧燃焼試験設備で領収試験実施

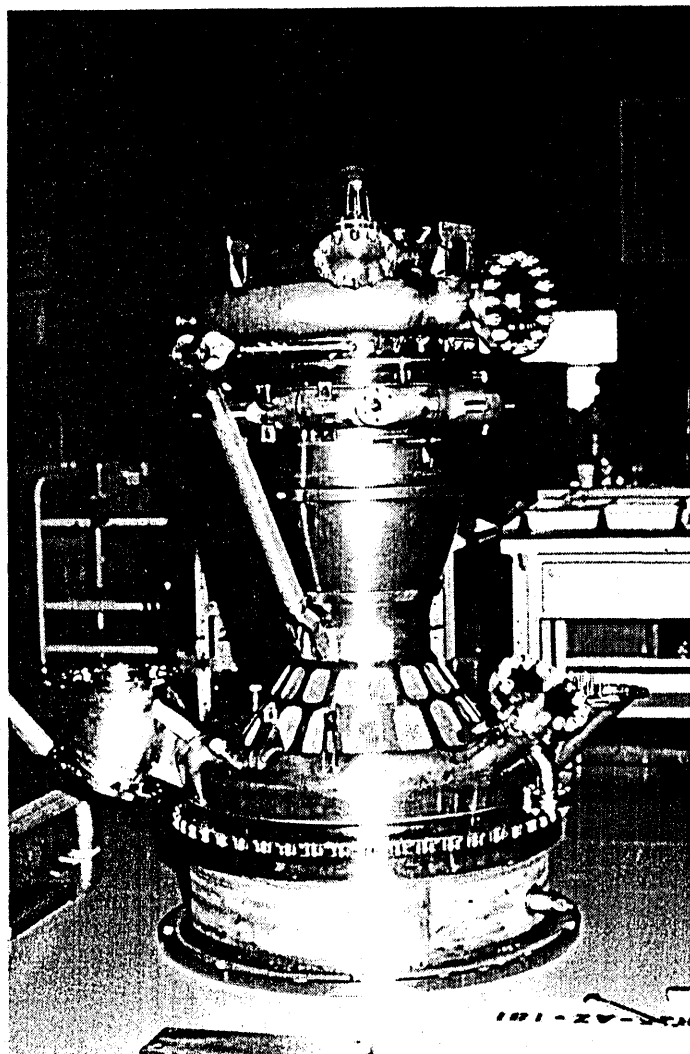
### LE-5B エンジン

- 推力 14 トン
- 比推力 450 sec
- 水素ブリードサイクル  
(燃焼室加熱)

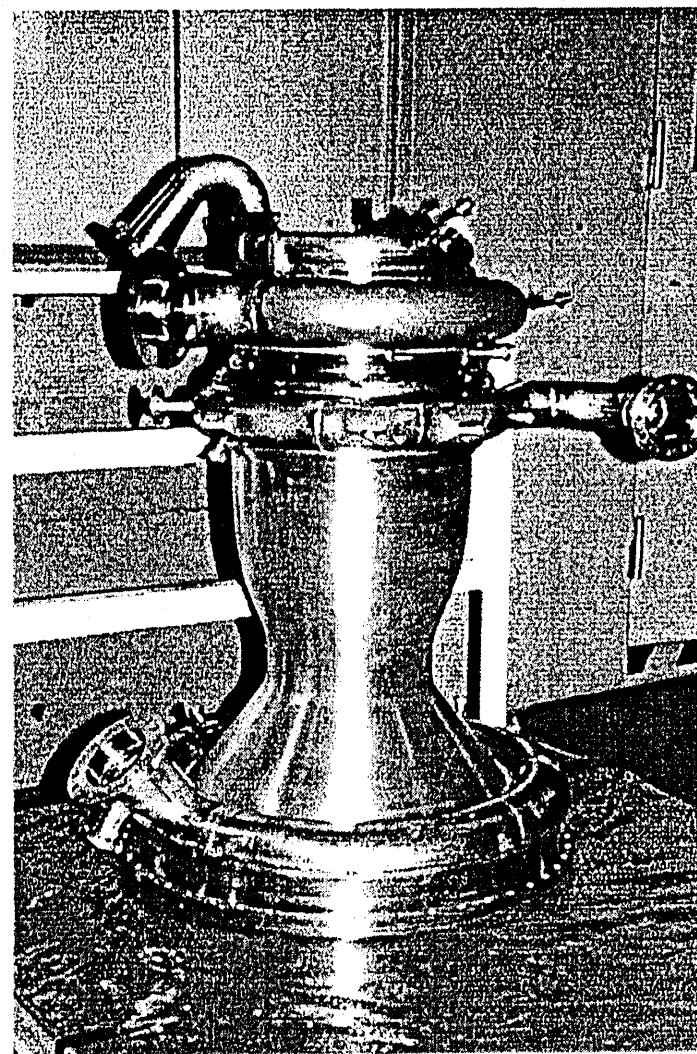
別添図-10a LE-5Aエンジン, LE-5Bエンジン外観



別添図-10b LE-5Bエンジン系統図



LE-5A推力室

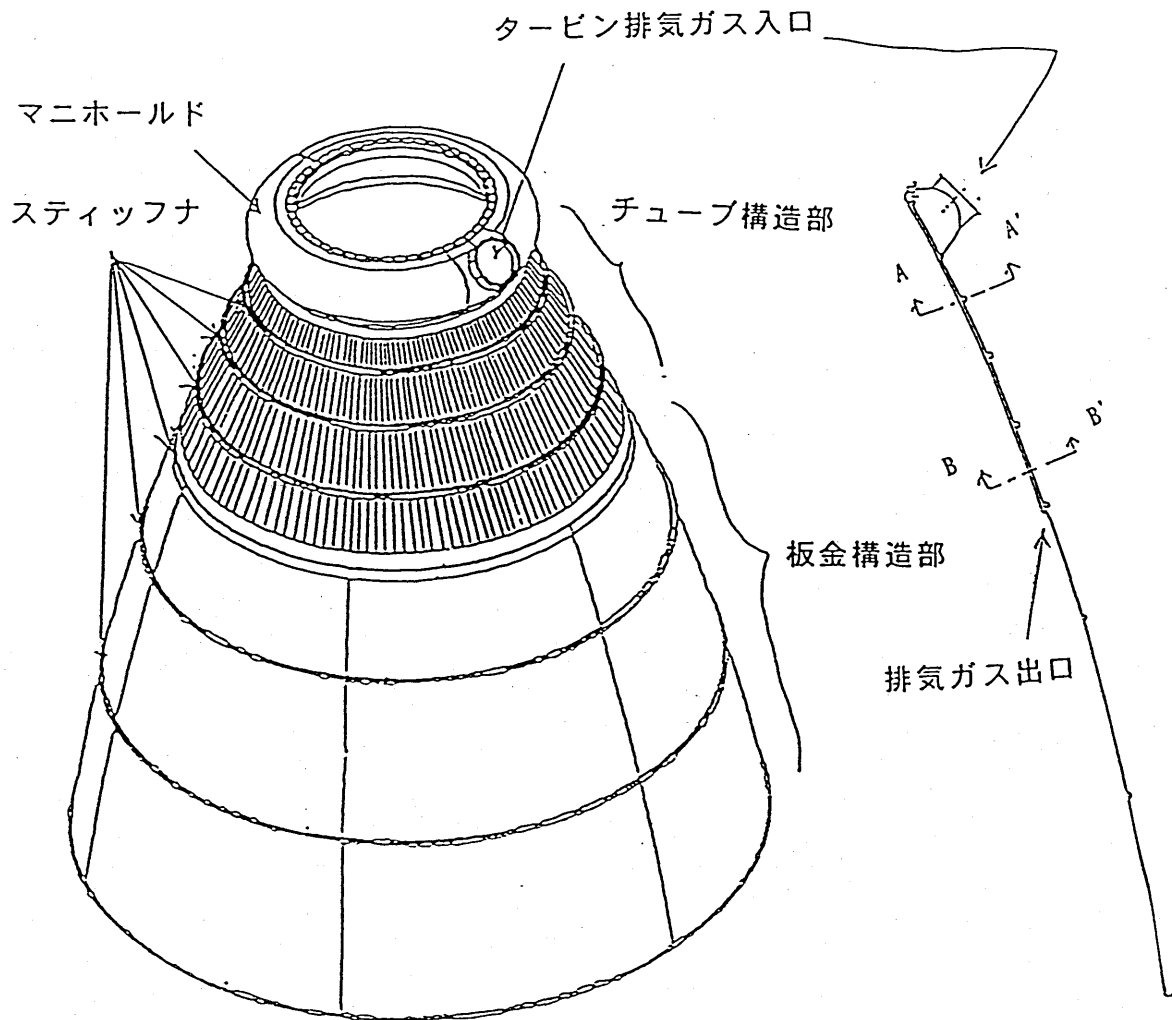


LE-5B推力室

別添図-10c LE-5Aエンジン・LE-5Bエンジン燃焼室

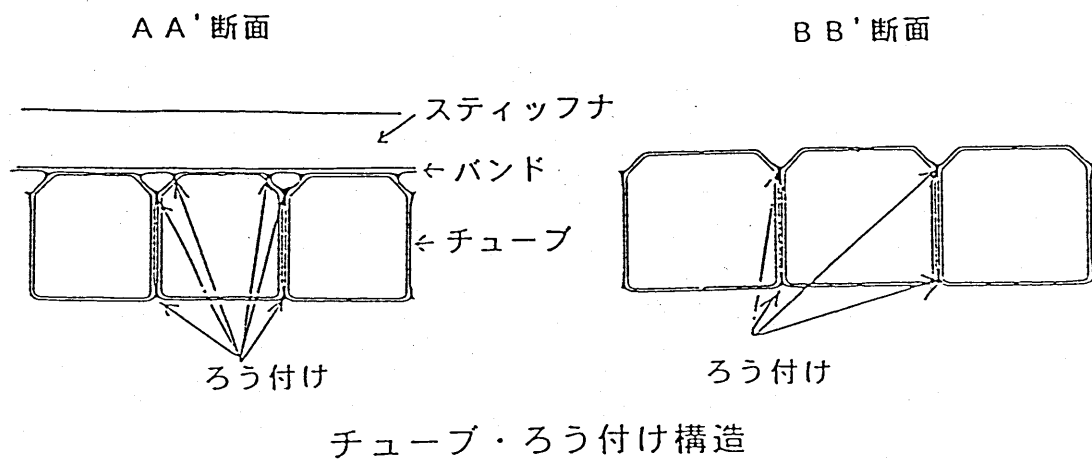
| 燃焼室構造様式 | チューブ＋外筒                                                                     | 銅電鋳溝構造                                          | 銅電鋳溝構造＋外筒                                                 |
|---------|-----------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------|
| 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>外筒</p> <p>チューブ</p> <p>冷却水素流路</p> <p>外面</p> <p>内面</p> | <p>銅電鋳溝構造</p> <p>外面</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> |

別添図-10d 燃焼室構造様式の比較



LE-5Bノズル外観図

ノズル断面図



別添図-10e LE-5Bエンジン・ノズル構造

● LE-7

● LE-7A

液酸ターボポンプ (OTP)

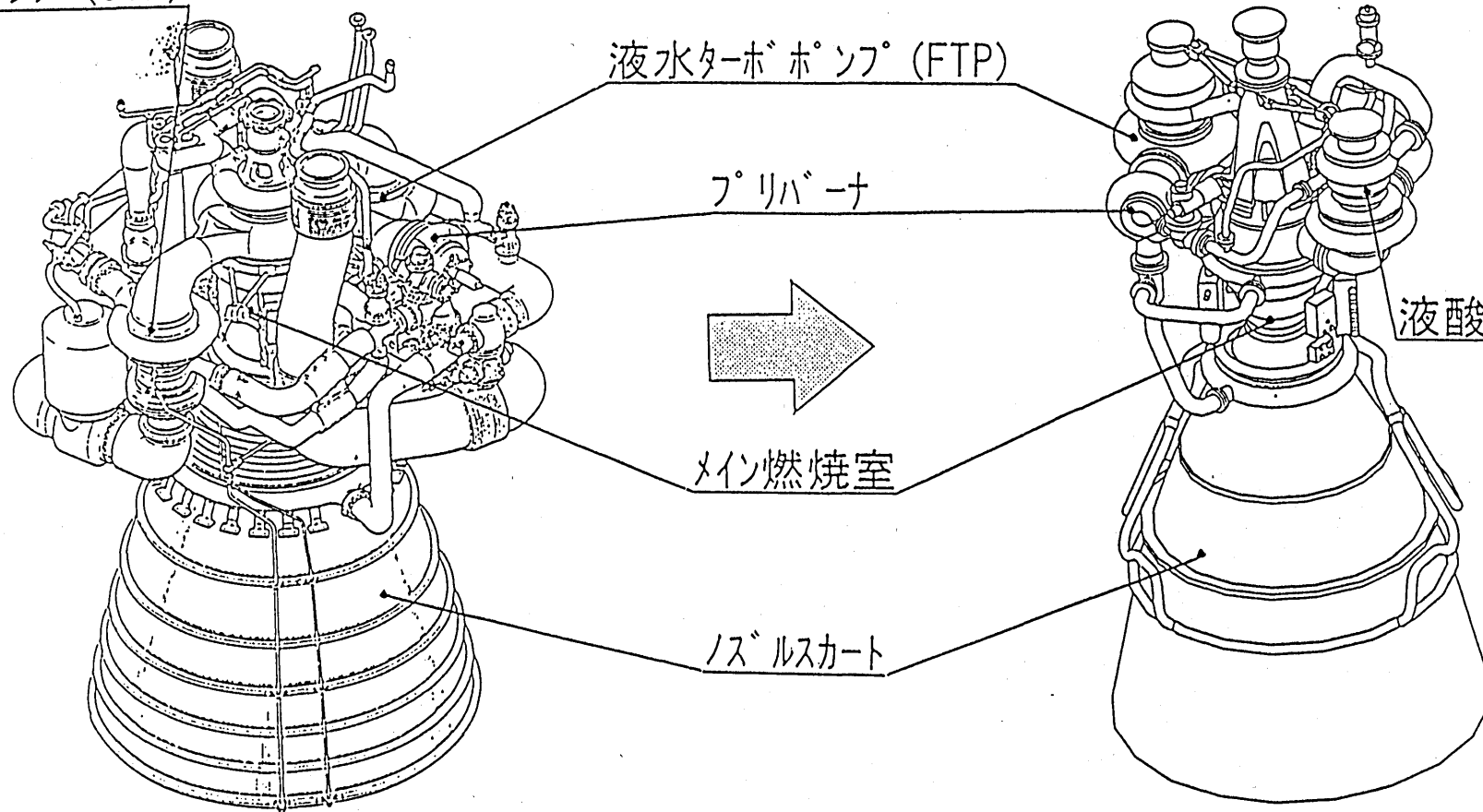
液水ターボポンプ (FTP)

フリバーナ

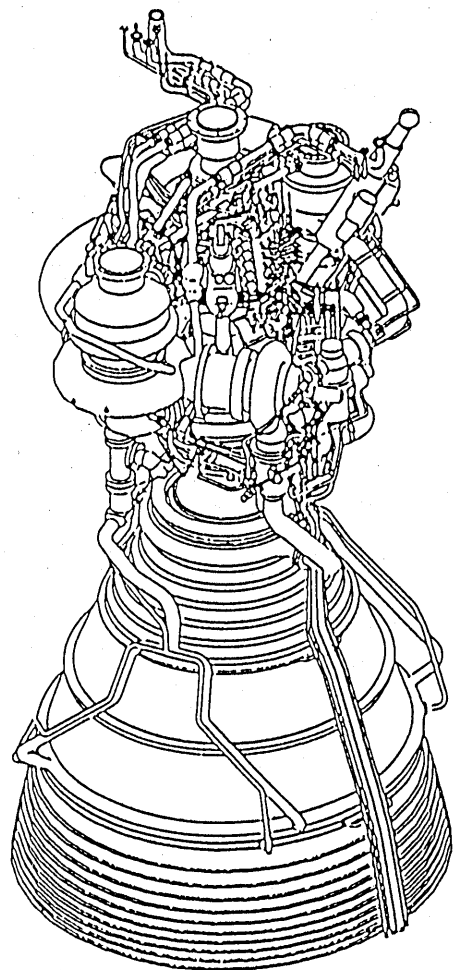
液酸ターボポンプ (OTP)

メイン燃焼室

ノズルスカート

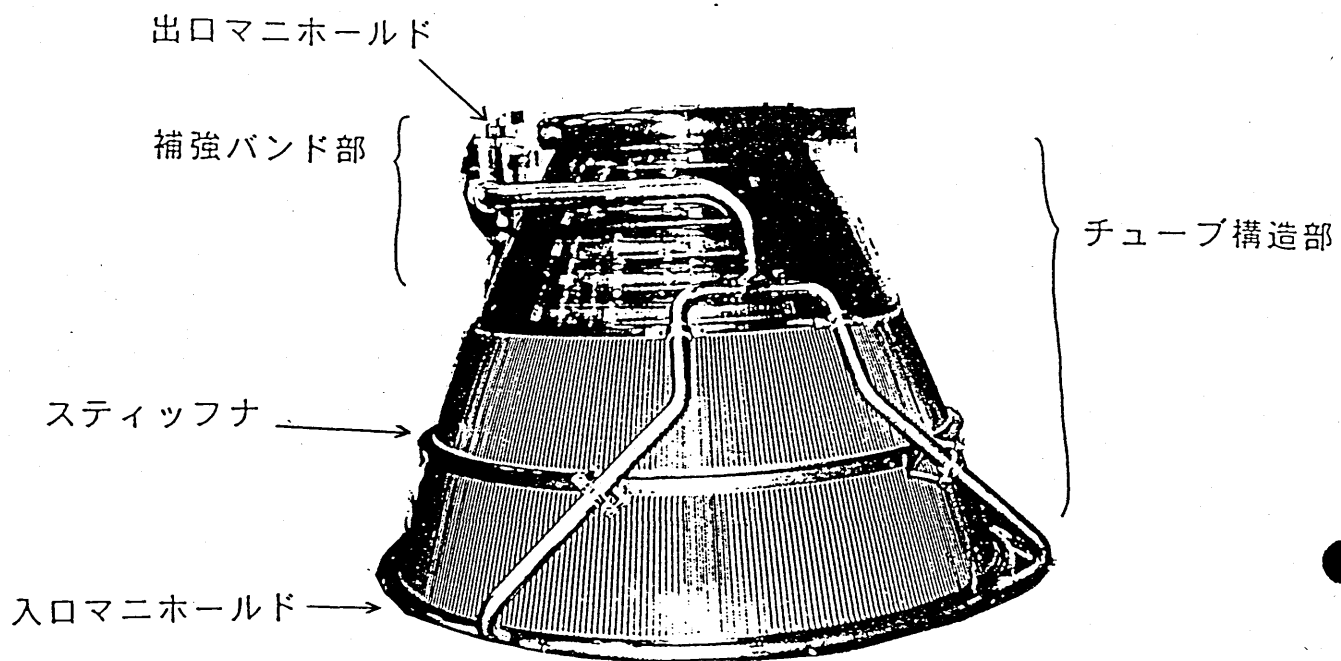


別添図-10f LE-7エンジン, LE-7Aエンジン外観



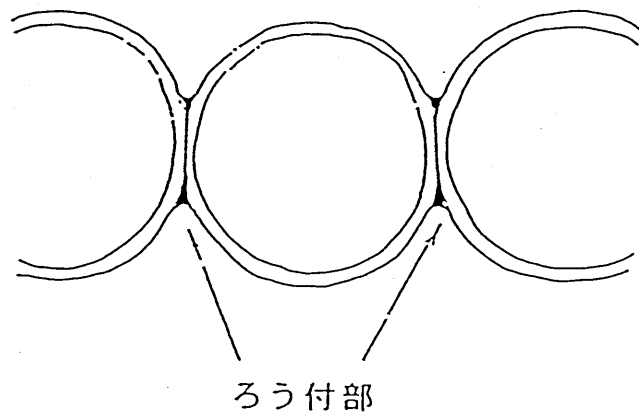
|                |             |                    |
|----------------|-------------|--------------------|
| 推力(真空中)        | 112         | ton                |
| エンジン混合比        | 5.9         |                    |
| 真空中比推力         | 440         | sec(TBD)           |
| メイン燃焼圧         | 125         | kg/cm <sup>2</sup> |
| ブリンカー燃焼圧       | 219         | kg/cm <sup>2</sup> |
| タービン入口温度       | 750         | K                  |
| 液水ポンプ回転数       | 42160       | rpm                |
| 液水ポンプ吐出圧       | 292         | kg/cm <sup>2</sup> |
| 液酸ポンプ回転数       | 18300       | rpm                |
| 液酸ポンプ吐出圧-メイン   | 183         | kg/cm <sup>2</sup> |
| 液酸ポンプ吐出圧-スプリット | 269         | kg/cm <sup>2</sup> |
| 重量             | < 1832.5kg  |                    |
| スロットリング        | 72%         |                    |
| 燃焼秒時           | 400sec      |                    |
| 寿命要求           | 10回、1900sec |                    |

別添図-10g LE-7Aエンジン主要諸元

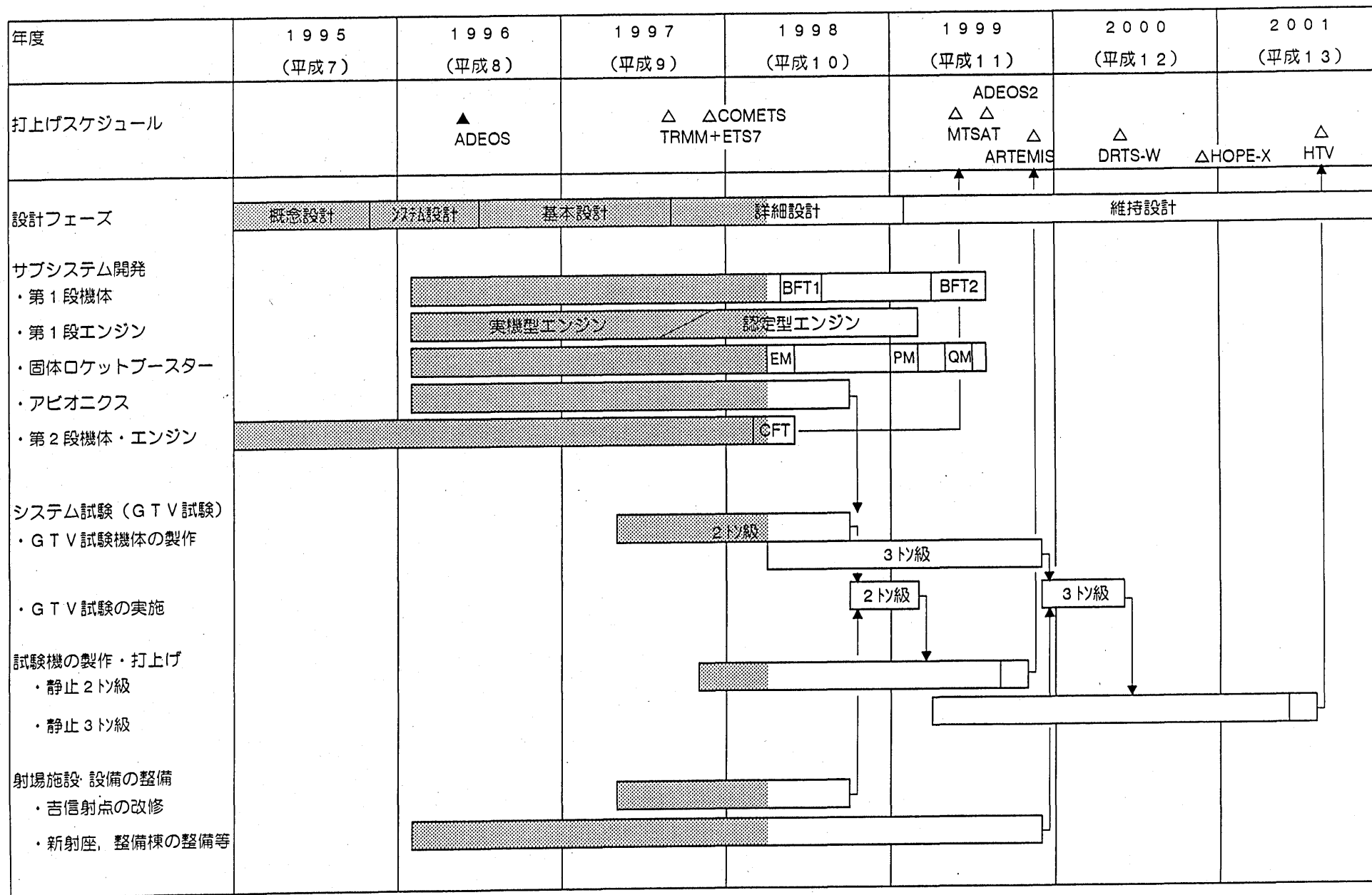


LE-7Aノズル外観図(上部ノズルのみ)※

※下部は板金ノズル



別添図-10h LE-7Aエンジン・ノズル上部外観



注) EM、PM、QM：原型、実機型、認定型モータ燃焼試験    BFT：厚肉タンク燃焼試験    CFT：実機型タンク燃焼試験    GTV：地上試験機

別添図-10 i H-IIA ロケット開発スケジュール

(参考1)

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

平成10年2月22日

宇宙開発委員会決定

## 1. 調査審議事項

このたび、宇宙開発事業団が行ったH-Ⅱロケット5号機による通信放送技術衛星（COMETS）の打上げにおいて、COMETSの所期の軌道への投入が達成されなかった事態を踏まえ、その原因を究明し、併せて、今後の対策について調査審議を行うものとする。

## 2. 調査審議の進め方

上記の原因究明に必要な技術的事項について、できる限り速やかに技術評価部会において調査審議を行うものとする。

## 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)運航本部運航技術部部長

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

鯨島 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エントリゲーター

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3)

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 |

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  
（宇宙開発委員会技術評価部会報告書（案）概要）

平成10年7月  
宇宙開発委員会  
技術評価部会事務局

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ー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ジグ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き裂、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ったら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、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とともに、フライト実績のあるエンジンの燃焼室のデータと比較することなどにより、健全性を十分確認することが必要。

(2) H-ⅡA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-ⅡA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。

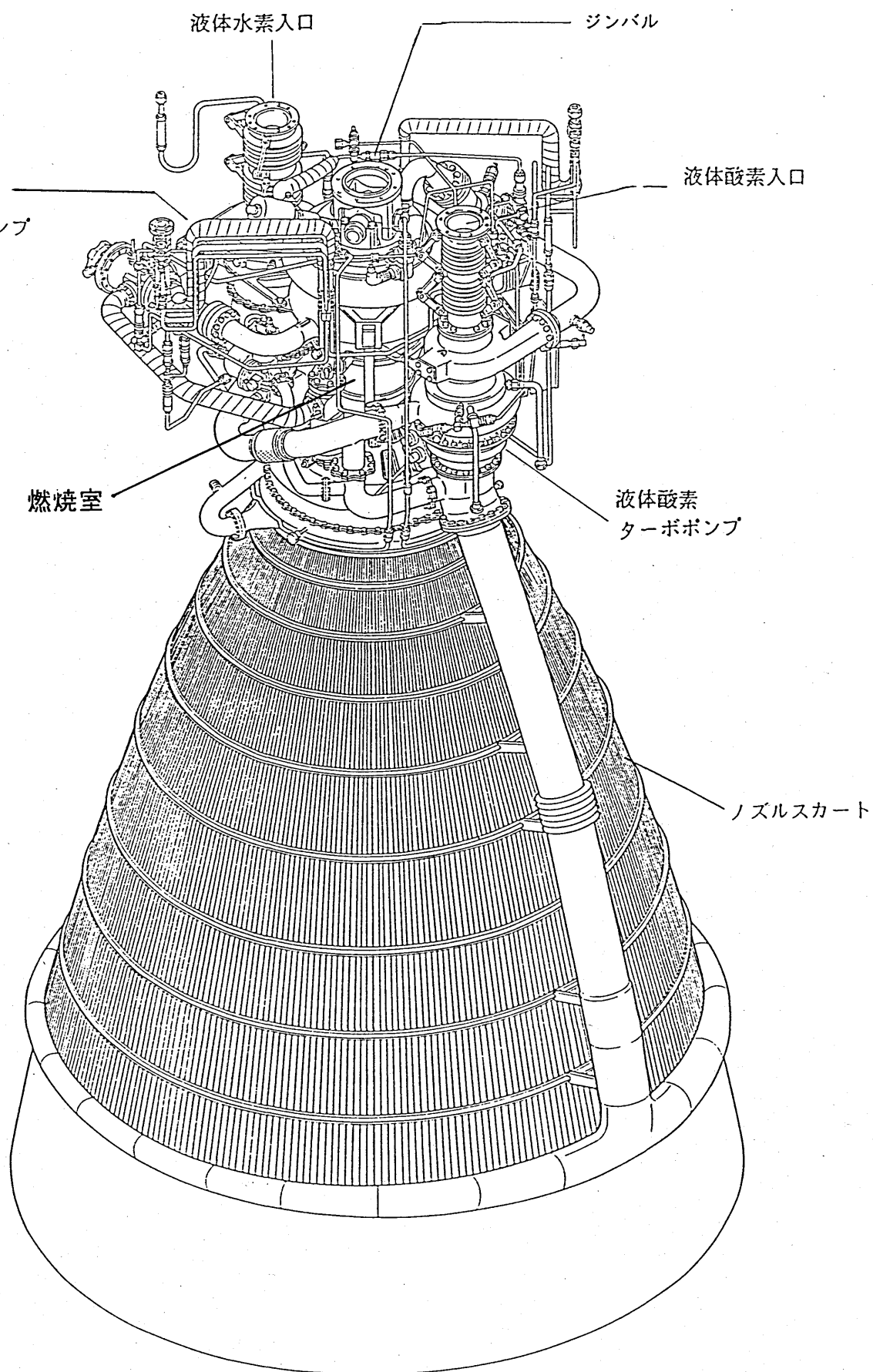


図-1 LE-5Aエンジン外観図

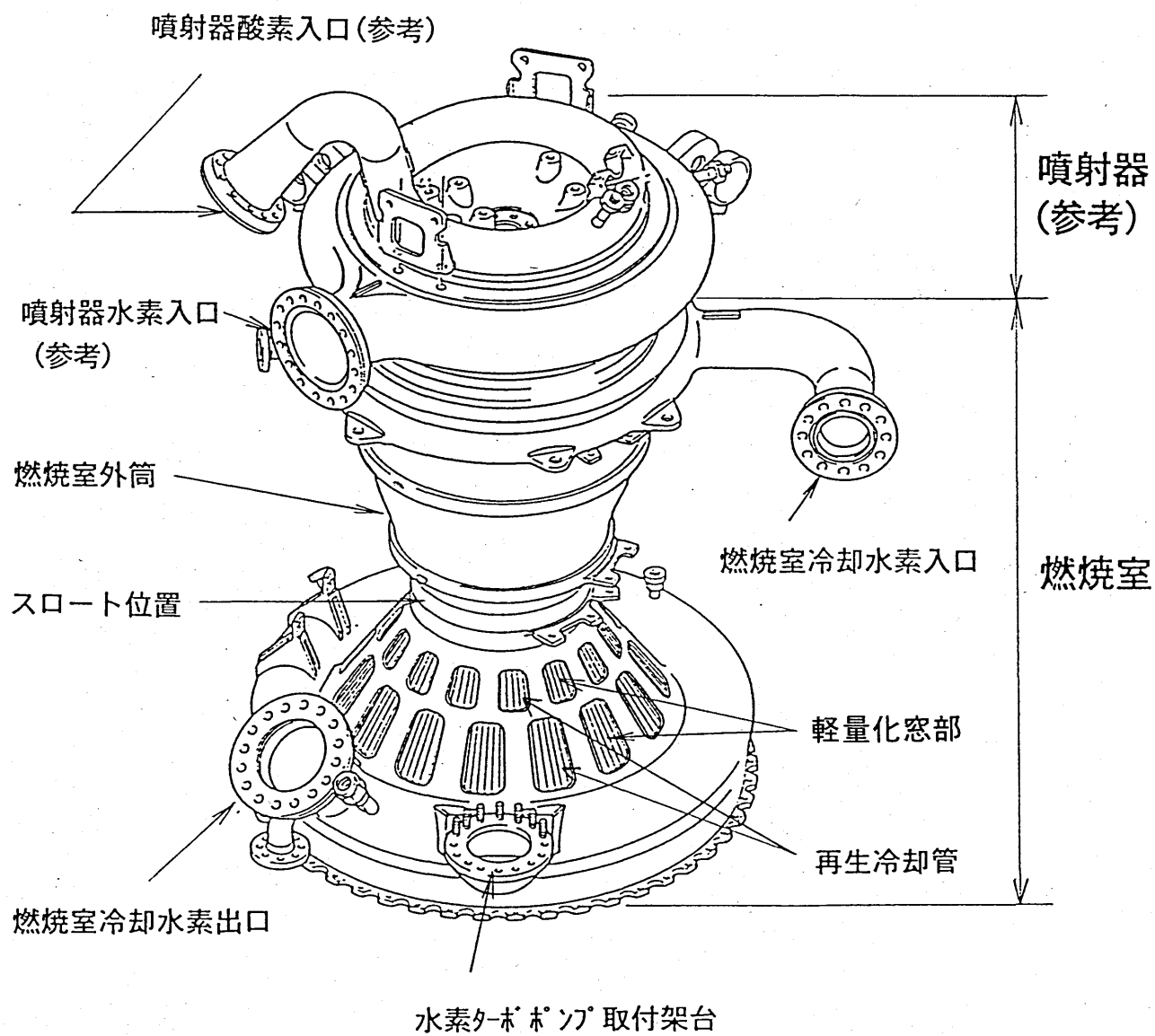


図-2 燃焼室外観図

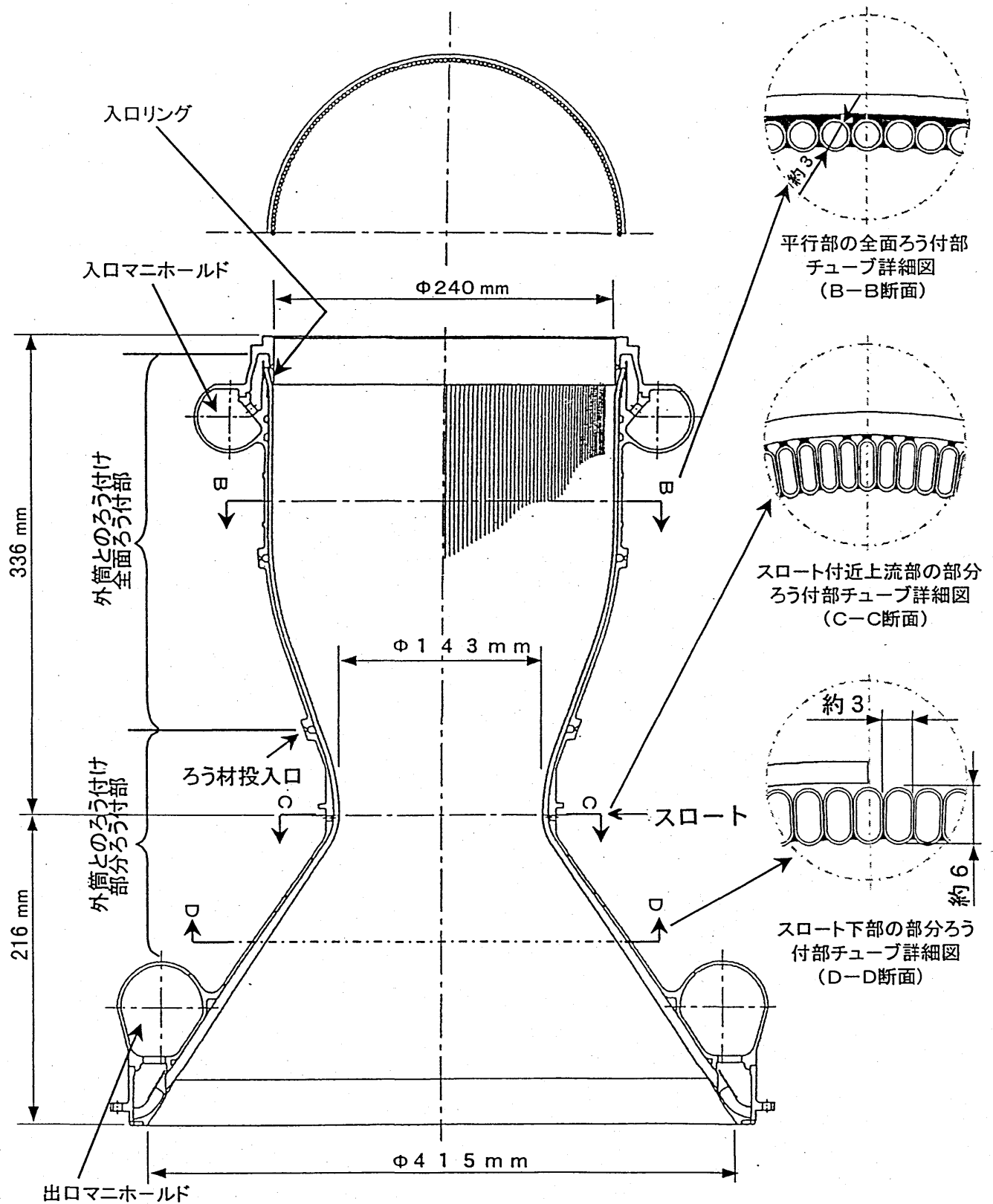
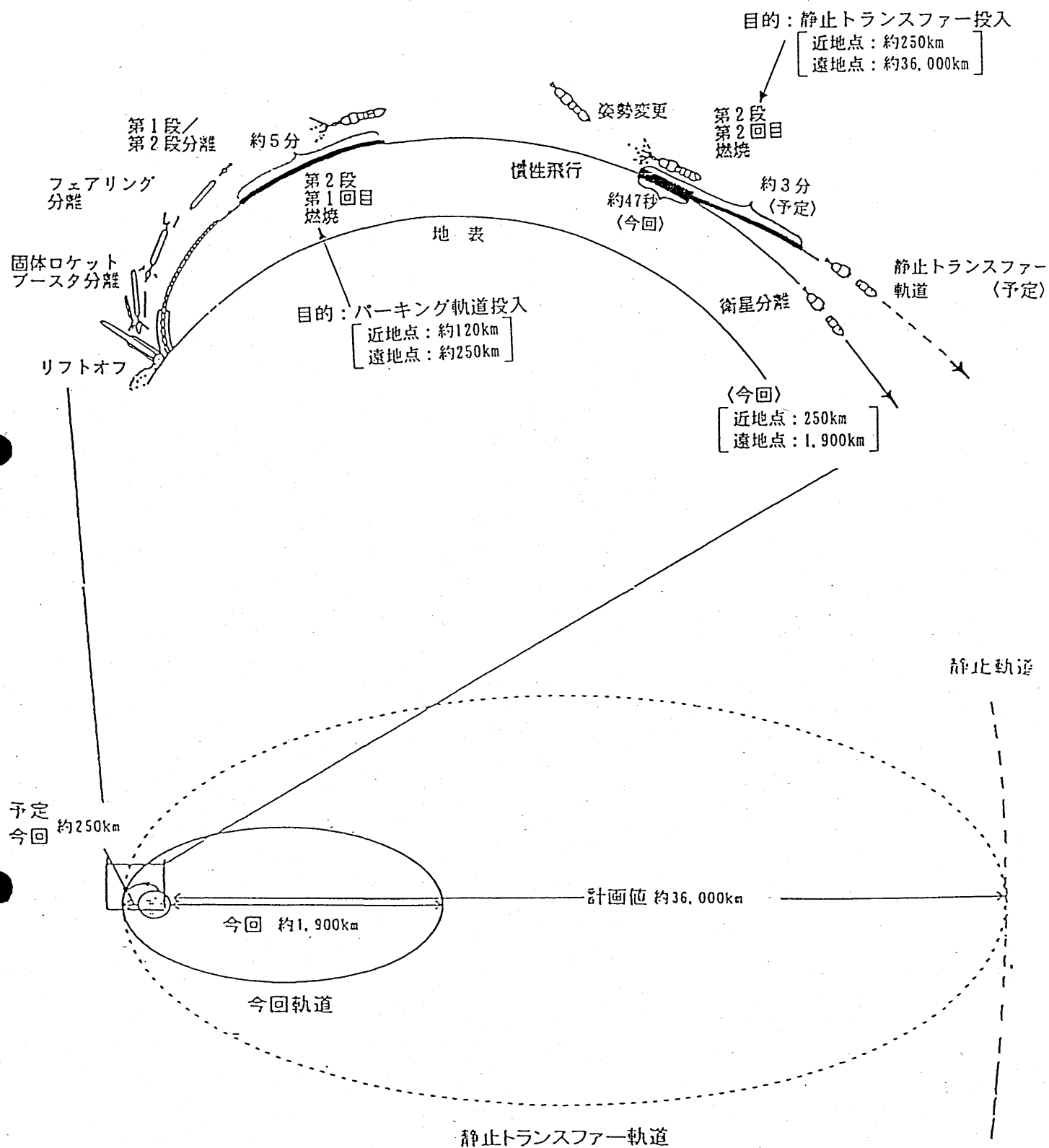


図-3 燃焼室断面図



(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等が上昇した。

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。

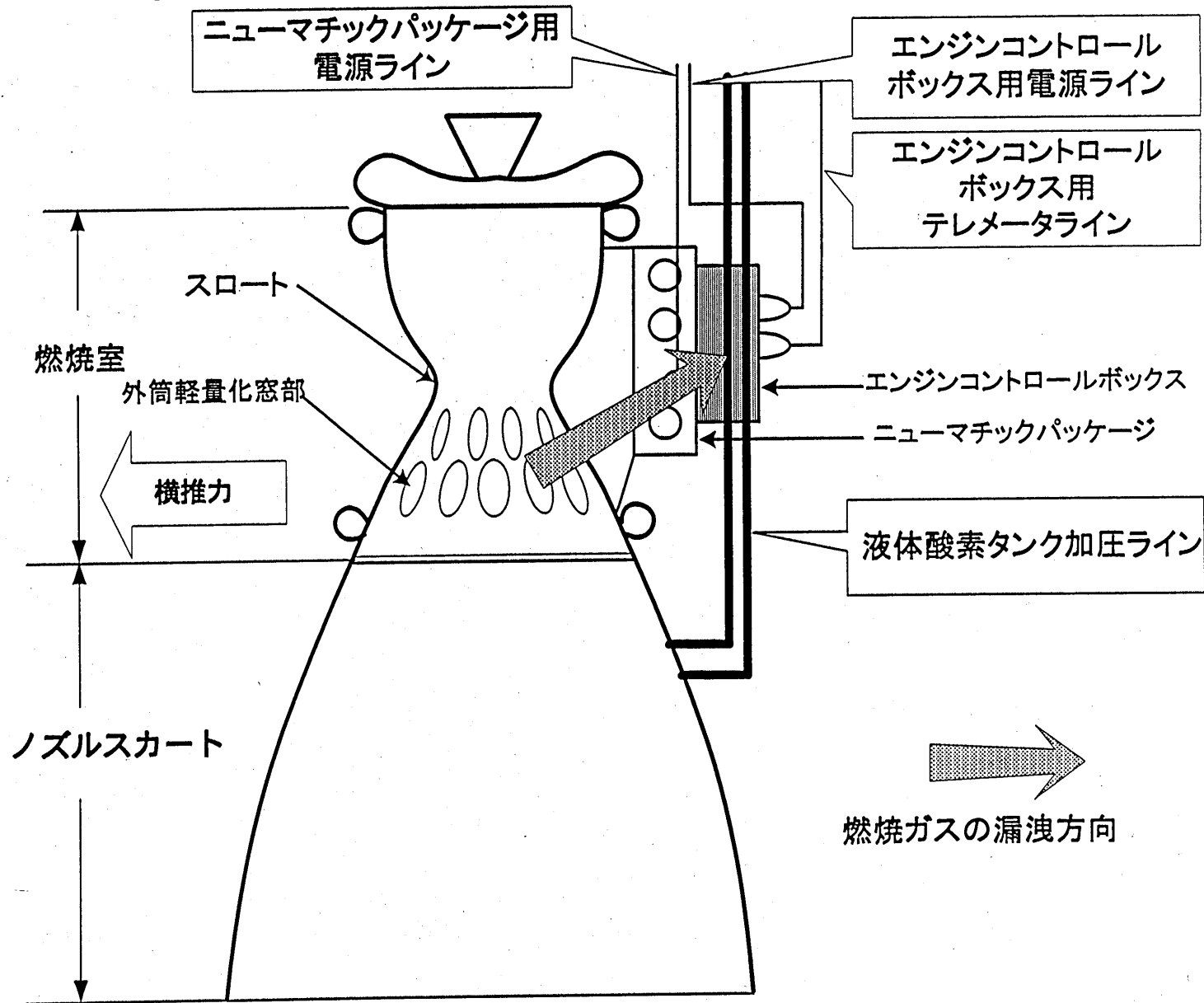
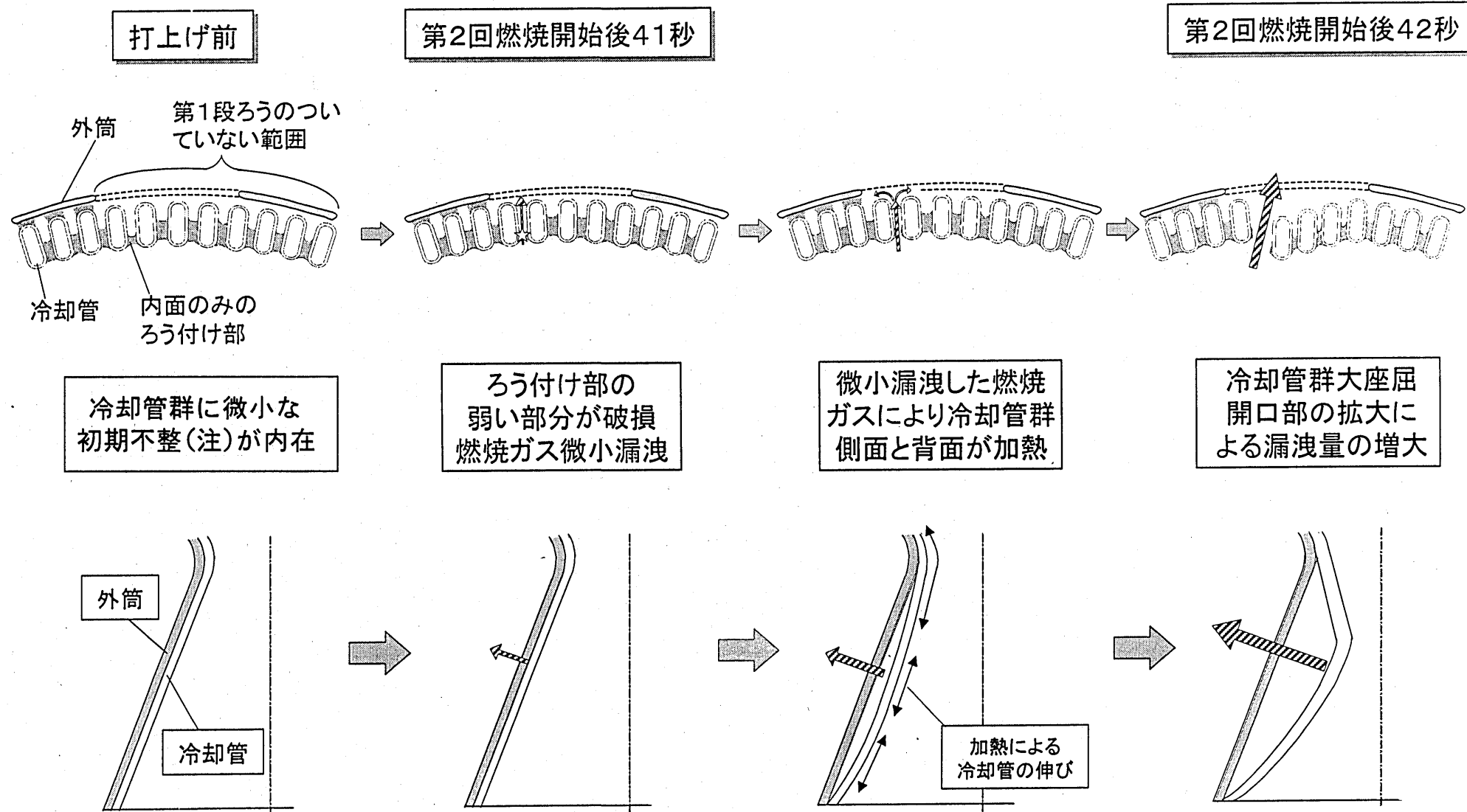


図-5 エンジン早期停止の原因



(注) ろう付け内部の微小なき裂、冷却管の微小な変形等

図-6 高温燃焼ガス漏洩のメカニズム

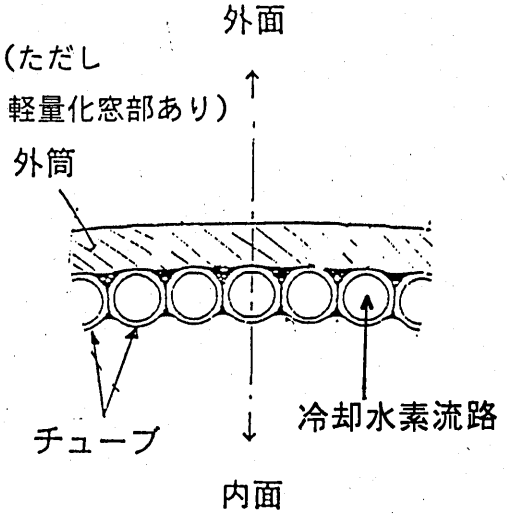
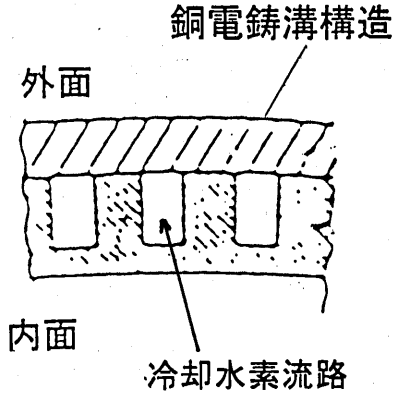
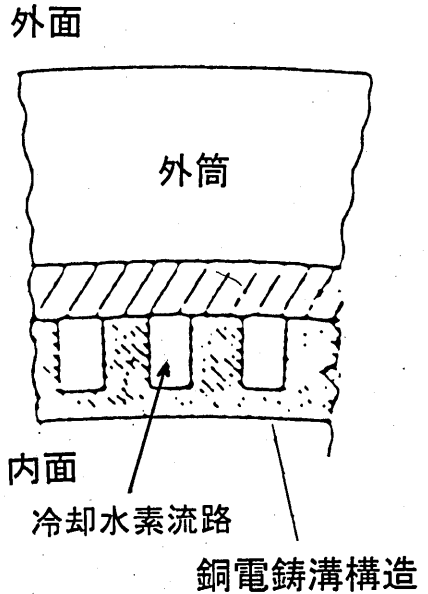
| 燃焼室構造様式 | チューブ＋外筒                                                                             | 銅電鋳溝構造                                                                               | 銅電鋳溝構造＋外筒                                                                            |
|---------|-------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------|
| エンジン    | LE-5、LE-5A                                                                          | LE-5B                                                                                | LE-7、LE-7A                                                                           |
| 概念図     |  |  |  |

図-7 燃焼室構造様式の比較