

**H - Aロケット6号機打上げ失敗の原因究明
及び今後の対策について**

**平成16年6月9日
宇宙開発委員会**

H - A ロケット 6 号機 打上げ失敗の原因究明及び今後の対策について

平成 16 年 6 月 9 日
宇宙開発委員会

宇宙開発委員会では、H - A ロケット 6 号機の打上げ失敗に関し、河村文部科学大臣から「専門的見地から徹底的な原因究明をするように」との指示を受け、これまで調査部会及び特別会合において調査審議を行ってきたが、本日その報告を受け、委員会として了承した。

本委員会としては、今回示された技術・体制の両面での改善事項を踏まえ、宇宙航空研究開発機構（JAXA）における信頼性向上の取組みが確固たるものとなるよう、今後の調査審議の一層の充実に努めてまいりたい。

（H - A ロケットに係る取組みについて）

H - A ロケットの打上げ再開に向けて、JAXA では、ロケット全体の再点検を行っているが、設計の基本にまで遡り、疑わしい事項についてはそのリスクを評価し、必要な対策を講じるとともに、発生機構（メカニズム）が解明されていない要因は極力取り除くとの方針の下で、万全の措置を講じる必要がある。

また、固体ロケットブースタについては、地上燃焼試験により十分なデータを取得した上で設計変更を行うとともに、今回の事故の原因となったと考えられる局所エロージョンについては、データの取得など基礎的な実験等を継続して行うことにより、定量的な評価が可能となるように努める必要がある。

(責任分担体制等について)

技術的な課題だけでなく、失敗の背後にある体制・システムの問題にも対処し、総合的に信頼性を向上させていくことが必要である。

現状のJAXA・製造企業の責任分担体制には、信頼性確保に潜在的な弱さがあり、JAXAの能力・資源を開発に関する役割・業務へ集中するとともに、製造企業が能力に見合った役割・責任を負うため、プライム制へ移行することによって、この弱さを克服していく必要がある。また、JAXAにおいて広く外部専門家の能力を活用して、第三者的な冷静な目で信頼性を確保する組織を設置することにより、JAXAの体制を強化する必要がある。

この特別会合報告書での提言及び助言は、JAXAと製造企業の体制の具体的な改革事項について述べられており、速やかに実行される必要がある。

宇宙開発委員会としても、JAXAにおける提言の実施状況をフォローアップしてまいりたい。

(今後の開発の進め方について)

宇宙開発は、先進的で高度な技術開発が求められる分野である。挑戦的な新技術開発には、当初予見し得ない事象による失敗のリスクが常に内在していることを、改めて十分に認識し、そのリスクを徹底して下げる努力を継続し、信頼性を向上させなければならない。

このため、開発の企画構想段階から、官民が連携・協働体制を構築し、イコール・パートナーシップの下で宇宙開発を進めることが重要である。また、JAXAと製造企業の間だけでなく、製造企業相互間においても情報共有をより一層進めるとともに、徹底した問題解決志向でオープンに問題点を議論する風土が形成されることを強く期待する。

これまでの我が国の宇宙開発では、新たな技術の採用による高性能の追求に偏りがちな側面が見られた。今後は、各プロジェクトの要求条件(ミッション)について、意義・目標と技術上のリスクとのトレードオ

フを一層厳密に評価するとともに、性能と品質・信頼性を両立させることを第一義として開発を進めていく必要がある。

さらに、宇宙開発では、地上と違い修理が困難であることから、一部の部品等の不具合が全システムの機能喪失につながらないようにするために、重要なサブシステムは冗長化したりするなど、重要な機能を最後まで維持できるような高信頼性システム設計の構築に努める必要がある。

我が国においては、打上げ機会が少ないからこそ、より高い信頼性が求められる。このため、地上試験や解析を充実させ、飛行実証によるデータを含めた基礎データを蓄積し、確固たる基盤技術の獲得を進めるとともに、信頼性を高めるための手法等の充実に努める必要がある。

なお、このような取組みを進めていくに際しても、何よりも重要なのは、宇宙開発に対する国民の支持である。この点については、宇宙開発に携わる関係者の一人一人が、社会に対する説明責任を果たし、国民の十分な理解を得るよう引き続き努力していくことが求められる。

(J A X A の取組みについて)

J A X A においては、原因究明及び業務の進め方等の調査審議を通じて指摘された点について、確実に実行することを求めたい。J A X A 設立の原点に立ち返り、旧 3 機関統合による総合力を発揮するとともに、国内外の関係者の協力を得つつ、一日も早く、我が国の宇宙開発の中核機関として前進する姿が明らかにされるように希望する。

最後になるが、今回の調査審議に当たっては、関係機関に多大の協力をいただくとともに、調査審議に当たられた調査部会及び特別会合の各委員には、御多忙にもかかわらず精力的に活動していただいた。ここに心から感謝の意を表したい。

**H - A ロケット 6 号機 打上げ失敗の原因究明
及び今後の対策について**

**平成 1 6 年 5 月 2 8 日
宇宙開発委員会調査部会**

- 目次 -

はじめに	1
. H - Aロケットの概要	2
1 . H - Aロケット6号機の概要	2
1 - 1 H - Aロケット6号機の目的	2
1 - 2 H - Aロケット6号機の概要	2
2 . H - Aロケットの概要	2
2 - 1 H - Aロケットの概要	2
2 - 2 H - Aロケットの開発	3
3 . 固体ロケットブースタの概要	3
3 - 1 固体ロケットブースタの概要	3
3 - 2 固体ロケットブースタの構造	4
(1) 固体ロケットブースタの構造	4
(2) 固体ロケットブースタの取付及び分離方法	4
(3) ノズル部の構造	4
(4) 製作・検査	5
3 - 3 固体ロケットブースタの開発経緯	5
(1) 基本仕様の決定	5
(2) 固体ロケットブースタの開発経緯	5
(3) 固体ロケットブースタのノズル部分の開発経緯	6
. H - Aロケット6号機の打上げ失敗の原因究明	11
1 . H - Aロケット6号機の打上げ経緯	11
2 . H - Aロケット6号機の飛行状況	11
2 - 1 テレメトリデータ等の取得	11
2 - 2 H - Aロケット6号機の飛行状況	11

(1) 打上げ時の状況	11
(2) 飛行経路及び飛行姿勢の全体像	12
(3) 打上げ後約 6 2 秒以降に発生した異常事象の詳細	13
3 . H - A ロケット 6 号機の打上げ失敗の原因究明	15
3 - 1 右側の固体ロケットブースタ未分離の原因の推定	15
(1) 故障の木解析 (F T A)	15
(2) 搭載カメラ等の分析	16
(3) S R B - A 未分離の原因の推定 (まとめ)	16
3 - 2 前方プレスの未切断の原因の推定	16
(1) 故障の木解析 (F T A)	16
(2) 分離シーケンスにおける異常発生の可能性についての検討	16
(3) 分離機構における異常発生の可能性についての検討	16
(4) 前方プレスの未切断の原因の推定 (まとめ)	19
3 - 3 燃焼ガス漏洩の原因の推定	19
3 - 3 - 1 燃焼ガスの漏洩箇所についての検討	19
(1) 故障の木解析 (F T A)	19
(2) 温度センサの加熱試験及びシミュレーション解析等	20
(3) 燃焼ガスの漏洩時間についての検討	21
(4) 燃焼ガスの漏洩箇所についての検討 (まとめ)	21
3 - 3 - 2 燃焼ガスの漏洩経路についての検討	21
(1) 故障の木解析 (F T A)	21
(2) 想定事象についての検討	22
(3) ホルダ B / アウタパネルの損傷による漏れについての検討	22
(4) ホルダ A / ホルダ B の結合部からの漏れの検討	23
(5) 燃焼ガスの漏洩経路についての検討 (まとめ)	24
3 - 4 導爆線の機能喪失の可能性についての検討	24
(1) 導爆線の加熱試験	24
(2) 後部アダプタ内の三次元ガス拡散解析	24

(3) 導爆線の機能喪失の可能性についての検討（まとめ）	25
3 - 5 ノズル部の断熱材の表面後退についての検討	25
3 - 5 - 1 ノズル部の断熱材の表面後退についてのメカニズム	25
(1) 炭素繊維強化プラスチック（CFRP）の表面後退について	25
(2) ノズル部の断熱材の表面後退が発生する要因についての検討	26
(3) 地上燃焼試験等における断熱材の表面後退現象について	26
3 - 5 - 2 ノズル部の断熱材の表面後退に影響を与える要因	26
(1) ライナアフト B 2 前端部における表面後退についての検討	27
(2) 推進薬の形状による表面後退への影響についての検討	27
(3) ライナアフト B 2 前端部における欠け等についての検討	27
(4) 局所エロージョンが発生するメカニズムについて（まとめ）	28
3 - 6 局所エロージョンを加速させる要因についての検討	28
3 - 6 - 1 断熱材の層間剥離の影響についての検討	28
(1) 断熱材の層間剥離について	28
(2) 断熱材の層間剥離の評価試験	29
(3) 層間剥離を伴う表面後退の評価試験	30
(4) 層間剥離のメカニズム（まとめ）	30
(5) 地上燃焼試験結果の再検証	30
3 - 6 - 2 深い溝における燃焼ガスの流れの影響についての検討	31
(1) 燃焼ガスの流れに関する数値流体解析	31
(2) 燃焼ガスの流れの影響についての検討（まとめ）	31
3 - 7 サブサイズ及び実機サイズモータの地上燃焼試験	31
(1) サブサイズモータによる地上燃焼試験	31
(2) 実機サイズモータによる地上燃焼試験	32
3 - 8 固体ロケットブースタの探索	32
3 - 9 まとめ	32

. 今後の対策等	35
1 . 固体ロケットブースタに係る今後の対策	35
1 - 1 ノズル部の設計変更に対する基本的考え方	36
(1) ノズル部の対策についての考え方	36
(2) 設計変更等についての検討	36
1 - 2 その他の対策	38
2 . H - Aロケット打ち上げ再開に当たって考慮すべき事項	38
(1) H - Aロケット全体の再点検	39
(2) H - Aロケット全体の再点検に当たって考慮すべき事項	39
3 . M - Vロケットの信頼性向上に当たって考慮すべき事項	40
4 . 固体ロケットブースタの開発過程の検証	40
4 - 1 固体ロケットブースタの開発の進め方	40
4 - 2 原因究明の過程で新たに得られた知見	41
(1) 地上燃焼試験（QM）における対応について	41
(2) 地上燃焼試験（QM3）における対応について	41
4 - 3 固体ロケットブースタの開発過程の検証	42
5 . 宇宙開発技術の信頼性の確立に向けて	43
. 図表集	45
. 用語・略語集	98
（参考1）H - Aロケット6号機の打上げ失敗の原因究明及び今後の対策について	100
（参考2）宇宙開発委員会調査部会構成員	101
（参考3）H - Aロケット6号機打上げ失敗の原因究明及び今後の対策に係る宇宙 開発委員会調査部会開催状況	102
（参考4）H - Aロケット6号機 固体ロケットブースタ探索結果について	103

はじめに

宇宙開発委員会調査部会は、H - A ロケット6号機の打上げ失敗の原因究明及びその対策について、平成15年11月29日、宇宙開発委員会より調査審議の付託を受けた。

本部会では、審議付託以来15回の会合を開催するとともに、製造現場等の視察を行い、慎重かつ精力的に調査審議を進め、ここに本報告書を取りまとめた。

今回の原因究明に当たっては、独立行政法人宇宙航空研究開発機構（以下「機構」といい、旧宇宙開発事業団を含む。）が行った、打上げ時のテレメトリデータの解析、製造時の記録確認、実証試験及びシミュレーション解析等をもとに、調査審議を実施した。また、今回の事故の原因となった固体ロケットブースタ（SRB - A）を製造したメーカーの現地調査では、SRB - Aの開発段階での地上燃焼試験後の状況等を直接確認した。

なお、今回の調査審議に当たっては、ロケットの設計及び製造に係る商業上の秘密並びにロケットに係る機微な技術及び情報に該当するものが含まれたため、該当部分については、「宇宙開発委員会の運営等について」第13条ただし書に基づき、非公開で審議を行った。

こうした調査審議の結果、今回の打上げ失敗の直接の原因とその対策について結論を取りまとめたものである。

また、機構は、環境観測技術衛星（ADEOS - ）「みどり」の運用断念、H - A ロケット6号機の打上げ失敗、及び第18号科学衛星（PLANET - B）「のぞみ」の火星周回軌道への投入失敗と事故・トラブルが続いたことから、ロケット及び衛星の確実な開発、打上げ及び運用に向け、機構の内部のみならずメーカーを含めた総点検を実施している。特に、H - A ロケット全体の再点検に当たっては、ロケット全体にわたり内在するリスクを抽出、評価し、的確に反映することとしている。

今回の事故原因究明の過程を通じ、設計から開発、製造に関する貴重な知見や経験が得られ、整理されたことから、この報告書のとりまとめに当たっては、今後のH - A ロケットの再点検活動や我が国の宇宙開発活動の信頼性の向上に活かされるように留意したところである。

・ H - A ロケットの概要

1 . H - A ロケット 6 号機の概要

1 - 1 H - A ロケット 6 号機の目的

H - A ロケット 6 号機は、情報収集衛星 2 号機を所定の軌道に投入することを目的としている。

情報収集衛星は、閣議決定に基づき、我が国の自然災害への備えや安全の確保に必要な情報収集能力を強化することを目的とする衛星である。情報収集衛星 1 号機は、平成 1 5 年 3 月 2 8 日に H - A ロケット 5 号機により成功裏に打ち上げられた。

1 - 2 H - A ロケット 6 号機の概要

H - A ロケット 6 号機は、機構により、情報収集衛星 2 号機を所定の軌道に投入するため、5 号機と同様に、固体補助ロケット (S S B) 4 本を備えて、平成 1 5 年 1 1 月 2 9 日に打ち上げられた。

2 . H - A ロケットの概要

2 - 1 H - A ロケットの概要

H - A 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持つ 2 段式ロケットであり、第 1 段及び第 2 段に液体酸素と液体水素を推進薬としたエンジンを使用している。また、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 (S R B - A) 及び固体補助ロケット (S S B) を採用している。

第 1 段エンジン (L E - 7 A) は、H - A ロケットの第 1 段エンジン (L E - 7) を改良し、低コストと高信頼性を目指した 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 (L E - 5 B) は、それまでの第 2 段エンジン (L E - 5 A) を信頼性及び安全性向上等を目的に一部改良したものである。S R B - A は、ポリブタジエン系推進薬を使用した大型の固体ロケットブースタである。

また、S S B は、ポリブタジエン系推進薬を使用した固体補助ロケットであり、打ち上げる衛星の要求に応じて、2 本または 4 本が備えられる。

H - A ロケットの形状及び主要性能諸元は、それぞれ図 1 - 2 - 1 及び表 1 - 2 - 1 に示すとおりである。

2 - 2 H - A ロケットの開発

H - A ロケットは、H - ロケットの成果を的確に反映し、宇宙ステーションへの補給等、21世紀に向けて多様な需要に応えられる輸送手段として、低軌道に10トン（静止トランスファー軌道に4トン）までの打上げ能力を持ち、大幅なコストの低減を目標（「宇宙開発政策大綱」（平成8年1月 宇宙開発委員会））に、機構が平成8年度に開発に着手した。

この目標を実現するため、H - A ロケットでは、大幅な部品点数の削減等による信頼性の向上及び作業効率の向上、製造作業の効率化、打上げ作業の効率化などを行い、大幅な打上げコストの低減を図っている。

H - A ロケットの開発中に、H - ロケット5号機（平成10年2月）及び8号機（平成11年11月）の打上げ失敗を受け、H - A ロケットの打上げに万全を期すため、H - A ロケットの打上げ前段階における技術評価を行い、技術的事項に関する一般的な助言を与えることを目的に、宇宙開発委員会技術評価部会において調査審議を行った。また、ロケット関連技術の専門家から構成される技術評価部会H - A ロケット評価専門家会合（以下「専門家会合」という。）において、エンジン推進系、機体構造系及び誘導制御系の3つの分野について、調査審議を行った。これらの調査審議の結果は、技術評価部会において、「H - A ロケットの打上げ前段階における技術評価について（報告）」（平成12年12月）としてとりまとめている。

さらに、H - A ロケットの機能及び性能を評価するため、試験機1号機及び2号機の打上げ結果について、宇宙開発委員会計画・評価部会H - A ロケット試験機評価小委員会において調査審議を行い、「H - A ロケット標準型試験機プロジェクトの評価報告書」（平成14年5月）としてとりまとめている。

3 . 固体ロケットブースタの概要

3 - 1 固体ロケットブースタの概要

S R B - A は、H - ロケットの固体ロケットブースタ（S R B）の技術をもとに、信頼性を確保しつつ、S R Bの半分以下の低コスト化を目標として開発された。

S R B - A は、全長15.2m、代表径2.5mの大型固体ロケットであり、真空中で2本合わせて推力4,520kN（約461トン）、比推力280秒を発生する。S R B - A は、打上げ後約100秒間燃焼した後、それぞれ第1段機体から分離される。

3 - 2 固体ロケットブースタの構造

(1) 固体ロケットブースタの構造

S R B - A は、高燃焼圧力化に対応するため、炭素繊維強化プラスチック（CFRP）フィラメントワインディング一体型構造のモータケースを採用している。さらに、高燃焼圧力化によって可能となったノズルの小型化に対応して、ノズルスロートには3次元カーボン/カーボン（3DC/C）複合材を採用している。また、推力方向制御として、整備性と運用性の高い電動アクチュエータシステムを採用している（図1 - 3 - 1、表1 - 3 - 1）。

S R B - A は、ノーズコーン、前部アダプタ、モータケース、後部アダプタ、ノズル部等から構成される。

(2) 固体ロケットブースタの取付及び分離方法

S R B - A の第1段機体への取付方法は、運用性及び信頼性の向上のため、火工品により射座との切離しが必要な、S R B で採用したホールドダウン方式から、射座との切離しが不要なストラップ・オン方式に変更された。

また、打上げ後の第1段機体との分離は、S R B - A の燃焼圧力低下を検知後、信号により起爆装置で起爆し、導爆線を経由して、分離モータ点火、前方プレスと後方プレス切断、スラストストラット切断の順に行われる（図1 - 3 - 2）。

導爆線は、H - ロケット開発時に開発されたもので、起爆管等で発生させた爆轟波を、機体各部で分離モータ点火・衛星分離・指令破壊等の作動を行う火工品まで伝えるためのものである（図1 - 3 - 3）。

S R B - A の後方プレス及びスラストストラットの分離に係る導爆線は、第1段機体から直接分離ナットまたは切断用爆破線に接続されている。一方、前方プレスの分離に係る導爆線は、第1段機体から、2本の後方プレスをそれぞれ経由してS R B - A の後部アダプタ内に入り、システムトンネル及び前部アダプタを通り、前方プレスの分離ナットに接続されている（図1 - 3 - 4）。

(3) ノズル部の構造

ノズル部の形状は、第1段エンジンに対する噴射ガスの影響を低減するため、円錐型ノズルを採用している。ノズル部は、スロートインサート、ライナアフト、ホルダ等から構成されている。スロートインサートには、強度の観点から信頼性の高い3DC/C複合材を採用している。ライナアフトには、CFRP及びシリカ繊維強化プラスチック（SF RP）を採用している。また、ホルダには、ニッケル・クロム・モリブデン鋼、

アルミニウム合金等を採用している（図 1 - 3 - 5）。

(4) 製作・検査

H - A ロケット 6 号機の S R B - A は、平成 1 3 年 1 0 月より製作に着手し、平成 1 5 年 1 月までにモータケースの成形、耐圧検査、非破壊検査を実施し、同年 4 月までの間に、推進薬の充填及び所定の検査を実施している。

その他、ノズル等の構造体及び搭載機器等は、平成 1 5 年 4 月までに加工・艤装を完了し、平成 1 5 年 6 月に全体の組立及び艤装作業を実施した後、電気系・制御系等の機能点検を平成 1 5 年 7 月までに実施した。

3 - 3 固体ロケットブースタの開発経緯

(1) 基本仕様の決定

機構は、S R B - A の開発方針を、信頼性を確保しつつ、S R B の半分以下の低コスト化を図ることとし、H - A ロケットから求められるシステム要求（最大推力、第 1 段機体とのインターフェース条件等）に基づき、トレードオフを行い、基本仕様を設定している（表 1 - 3 - 2）。

(2) 固体ロケットブースタの開発経緯

S R B - A の開発は、平成 8 年度から開始され、各システム・コンポーネントの設計、コンポーネント・サブシステムの試作試験、実機サイズモータ地上燃焼試験等を経ていく。

特に、S R B - A は国内初の大型高燃焼圧力の固体ロケットであることから、技術データの取得を目的として、開発の早い段階から実機サイズモータを使用した地上燃焼試験を行っている。この地上燃焼試験は、次の目的で行われている。

地上燃焼試験（E M）：実機サイズモータでの推進特性等設計妥当性の確認及びインシュレーション、ノズル部の繊維強化プラスチック（F R P）耐熱データの取得

地上燃焼試験（P M）：実機仕様モータ（インシュレーション薄肉化）による推進特性及び推力方向制御系機能等の設計・製造工程の妥当性確認

地上燃焼試験（Q M）：実機仕様モータの推進特性の再現性の確認及び設計・製造工程を確立

また、これらの実機サイズモータの地上燃焼試験の他に、SRB-Aの設計に必要な基礎データの取得及び表面後退に対する影響要因の調査を目的に、「H-Aロケットの打上げ前段階における技術評価」までに、サブサイズモータの地上燃焼試験（28回）を行っている。

(3) 固体ロケットブースタのノズル部分の開発経緯

SRB-Aの開発過程における経緯を、ノズル部での不具合及びその対策を中心にまとめると、次のとおりである（表1-3-3）。

1)開発当初における設計の考え方

機構は、SRB-Aの開発に当たって、信頼性を確保しつつ、H-Aロケットで採用していたSRBの半分以下の低コスト化を実現するため、高燃焼圧力化に伴うノズル部の小型化を採用した。

ノズル部の設計は、高燃焼圧力化によるノズル部の小型化に対応して、ノズルスロットには、SRBで採用していたグラファイトに代わり、我が国で初めて国産の3DC/C複合材を採用した。また、ライナアフトは、SRBと同様に、CFRPとSF RPを採用した。そのうち、ノズルスロット下流のCFRP製ライナアフトは、開発当初は2部品構成とし、国内大型固体ロケットでの実績を踏まえ、開発リスクとコストを考慮して設計を行った。

また、ノズル部の形状は、第1段エンジンに対する噴射ガス流の影響を低減するとともに、国内大型固体ロケットでの実績を踏まえ、円錐型ノズルを採用した。

2)地上燃焼試験（QM）の結果及びその後の対応

平成11年8月に行った地上燃焼試験（QM）において、ライナアフトBで、周囲に比べて広い範囲で表面後退が顕著に増大する現象（過大エロージョン）が発生した（図1-3-6）。

機構は、原因究明を行い、ライナアフトBと組み合わされていたライナアフトAの一部が欠落したことにより、ライナアフトBの加熱面と平行な積層面にフェノール樹脂の熱分解ガスによる層間剥離が発生し、近傍のCFRPが脱落したことが原因であると推定した（図1-3-7）。

この過大エロージョン対策のため、ライナアフトを当初の分割型から一体型に設計を変更するとともに、CFRPの材料を変更した。

これに合わせて、機構は、過大エロージョンに対しては、ライナアフトの板厚設定に

より対応することを設計方針とし、それまでのサブサイズ及び実機サイズモータの地上燃焼試験結果を基に、ライナアフトの板厚を増加した。

CFRPの材料変更に当たっては、当時使用可能であった数種類のCFRPについて、試験片を用いた加熱試験、サブサイズモータによる地上燃焼試験等を実施し、層間剥離に対する検討を行った。その結果及び従来の実績等を踏まえ、機構は、地上燃焼試験(QM)まで採用していたCFRPに替えて、SRBで採用していたCFRPを採用した。また、この設計変更にあわせ、製造工程における検査項目を拡充した。

機構は、これらの対策の妥当性を確認するとともに、技術データを充実するため、実機サイズモータの地上燃焼試験(QM)を新たに2回追加することとした。

3)地上燃焼試験(QM2)の結果及びその後の対応

平成12年6月に行った地上燃焼試験(QM2)において、燃焼末期にスロートインサートがモータケース内に脱落し、CFRPの破片が飛散する不具合が発生した。

機構は、原因究明を行い、燃焼終了とほぼ同時期にスロートインサートがノズル上流側に移動したことにより、ラジエーションシールドの一部を破損し、これが破片となってノズルから排出されたと推定した。さらに、スロートインサートがノズルから脱落したことにより、その背面のライナーインサートが露出し、熱影響を受けて強度が低下している部位が脱落し、ノズルから排出されたと推定した。

スロートインサートの脱落対策のため、スロートインサートとラジエーションシールドの接合面に傾斜角を設けるとともに、ノズルを移動させる力となるガスの閉塞を防止するため、スロートインサートとライナアフトB2との間の隙間寸法を増加する設計変更を行った(図1-3-8)。

なお、機構は、地上燃焼試験(QM)後に取った対策については、地上燃焼試験(QM2)後のノズル部を確認することで、その対策が妥当であると判断した。

4)宇宙開発委員会における対応(地上燃焼試験(QM2)後)

宇宙開発委員会では、平成12年6月7日の宇宙開発委員会定例会及び同年6月9日の第10回技術評価部会において、地上燃焼試験(QM2)の試験結果概要(速報)として機構から報告を受け、調査審議を行った。

また、その後、平成12年7月26日の第3回専門家会合エンジン推進系分科会において、それまでのSRB-Aの開発状況及び総点検結果の調査審議を行った。ノズル部に関しては、地上燃焼試験(QM)で発生した過大エロージョンの原因とその対策、及び地上燃焼試験(QM2)で発生したノズルインサートの脱落の原因とその対策等につ

いて機構から報告を受け、調査審議を行った。

平成12年7月28日の第12回技術評価部会において、地上燃焼試験(QM2)の対策について機構から報告を受け、調査審議を行った。

平成12年9月14日の第3回専門家会合において、それまでの調査審議を「H-Aロケットの打上げ前段階における技術評価について(中間報告)」としてとりまとめた。専門家会合では、専門家の経験に基づいて、効率的な評価を実施するため、H-ロケットから大きな設計変更等が行われた部分等の観点から評価項目を抽出し、調査審議を行った。その結果、その多くについては、H-ロケットの開発の成果を踏まえて概ね妥当な開発が行われていると考えとし、特に早期に助言することが望ましい事項に関して中間報告としてまとめている。なお、早急に助言することが望ましい事項に、ノズル部に関するものは含まれていない。

さらに、平成12年9月27日の第13回技術評価部会において、専門家会合での調査審議の報告を受け、「H-Aロケットの打上げ前段階における技術評価について(中間報告)」としてとりまとめた。

5) 地上燃焼試験(QM3)の結果及びその後の対応

平成12年10月に行った地上燃焼試験(QM3)において、ライナアフトB2で、周囲に比べて比較的狭い範囲で表面後退が顕著に増大する現象(局所エロージョン)が発生した(図1-3-9)。

機構は、当初、この局所エロージョンの原因は、ノズル操舵等の影響に加え、ノズルスロート上流にて発生した渦及びノズル開口部流れの偏向等の影響により局所的にアルミナの濃度の大きい流れが誘起され、ノズル開口部CFRP内表面に接触して発生させたと考え、また、サブサイズモータの地上燃焼試験も追加実施したが、局所エロージョンのメカニズムについて、十分な解明までには至らなかった。

機構は、局所エロージョンの対策として、メカニズムの十分な解明には至らなかったが、余裕のある板厚設計により対応する方針とし、ライナアフトB2の板厚を増加した。さらに、安全余裕を確保するため、ノズル外周にCFRP製のアウトパネルを追加することとした(図1-3-10)。

なお、機構は、地上燃焼試験(QM2)後に取った対策については、地上燃焼試験(QM3)後のノズル部を確認することで、その対策が妥当であると判断した。

6) 宇宙開発委員会における対応(地上燃焼試験(QM3)後)

平成12年11月6日の第8回専門家会合エンジン推進系分科会において、地上燃焼

試験（QM3）の結果、並びに局所エロージョンの原因究明及びその対策について機構から報告を受け、調査審議を行った。さらに、同年11月24日の第4回専門家会合において、「H-Aロケットの打上げ前段階における技術評価について（報告）」をとりまとめた。この報告の中で、SRB-Aのノズルについて、予測を上回る局所侵食が見られることから、侵食の深さの実測値から得られる確率分布を基にして、侵食が外壁に達する確率を評価するとともに、機器の保護のために外周に取り付ける予定であるCFRPパネルの接着剤強度の再吟味を行うことを助言した。さらに、侵食について、アルミナと炭素繊維との化学反応が過大な局所侵食をもたらしている可能性があることから、中長期的には、アルミ含有量の少ない推進薬組成の検討や、地上燃焼試験における計測技術の高度化やSRB-Aの飛行後の回収による侵食の詳細データの取得を行うことを助言した。

平成12年11月30日の第14回技術評価部会において、専門家会合の報告を受け、調査審議を行い、「H-Aロケットの打上げ前段階における技術評価について（報告）」をとりまとめ、平成12年12月20日の宇宙開発委員会定例会に報告し、了承された。

7) H-Aロケット試験機1号機打上げ前における対応

機構は、上述の侵食の深さの実測値から得られる確率分布を基にして、侵食が外壁に達する確率を評価するべきという技術評価部会での助言を踏まえ、局所エロージョンがノズルホルダの外壁に達する確率について試算した。具体的には、機構が行ったサブサイズ（地上燃焼試験（QM3）後に実施した2回を含めた5回）及び実機サイズ（過大エロージョンが発生したQMを除く4回）モータの地上燃焼試験後の侵食の深さの実測データを基に、局所エロージョンがノズルホルダの外壁に達する場合と、CFRP製のアウトパネルを取りつけた場合の確率について、統計処理を行った。

8) 中長期的課題への対応

宇宙開発委員会から中長期的な課題を示されたことを受け、機構では、H-Aロケット試験機1号機の打ち上げ以降、次のとおり対応してきている。

局所エロージョンに関する詳細なメカニズムの解明については、平成13年度から、3機関連携事業融合プロジェクトの信頼性向上共同研究プロジェクト（3年計画）として取り組み、サブサイズモータ地上燃焼試験、顕微鏡観察等により、局所エロージョンの発現に寄与する要因及び低減の方策等に関する研究を実施してきた。また、同共同研究プロジェクトにおいて、アルミ含有量の少ない推進薬組成の検討については、第一段

階として、局所エロージョンのメカニズムの解明及びアルミナによる影響の定量的評価について、取り組んできている。

これらの成果を踏まえ、SRB - Aを4本備えるH - Aロケット204型の開発を機会に、アウトパネルを廃止するとともに、局所エロージョンの低減を図るため、新しいノズルの開発を進めている。

また、飛行後の回収については、試験機1号機で探索を行ったが、落下海域が水深約4500mであり、一部部品を発見し、画像の取得はできたが、本体の発見には至らなかった。一方、機構は、試験機1号機において取得された飛行データから、ノズルの断熱性能は良好であったとの評価を行った。このため、機構は、探索の困難さ及び費用（探索のみで数億円）の観点から、試験機2号機以降の回収は試みていない。

・ H - A ロケット 6 号機の打上げ失敗の原因究明

1 . H - A ロケット 6 号機の打上げ経緯

H - A ロケット 6 号機は、平成 1 5 年 1 1 月 2 9 日（土）1 3 時 3 3 分、種子島宇宙センターから打ち上げられた。打上げ時の天候は、小雨、北西の風 5 . 8 m / s、気温 1 9 . 5 であった。

打上げ後から S R B - A 分離までの間は、ほぼ計画どおりの経路を飛行している。打上げ後約 1 0 5 秒に第 1 段機体に搭載された計算機から S R B - A の分離信号が送出されたが、2 本ある S R B - A のうち右側 1 本の分離に失敗した。

その後、徐々に慣性速度が不足し始め、S S B、上部衛星フェアリング、第 1 段機体を順に分離後、第 2 段エンジンが燃焼を開始したが、そのままでは衛星の軌道投入に必要な高度及び速度が不足することから、1 3 時 4 3 分 5 3 秒（打上げ後約 1 0 分 5 3 秒）に指令破壊信号をロケットに送信した。このため、ロケット及び情報収集衛星は太平洋上に落下した（図 2 - 1 - 1、表 2 - 1 - 1）。

なお、H - A ロケット 6 号機の打上げは、当初の打上げ予定（平成 1 5 年 9 月 1 0 日）から 3 回延期されている。この延期期間中についても、打上げ準備作業及び所定の検査等から、延期の原因となったもの以外に異常は発見されなかった（表 2 - 1 - 2）。

2 . H - A ロケット 6 号機の飛行状況

2 - 1 テレメトリデータ等の取得

H - A ロケット 6 号機の打上げ時には、種子島宇宙センター内に設置されている光学局 / 射点高速度カメラ及び射点ビデオにおいて、打上げ時の画像が取得されている。

また、飛行中のテレメトリデータは、地上局でほぼ正常に受信されている。受信データについては、打上げ直後において、エンジンの噴煙等の影響で通信が不安定になり、一部のデータに受信途絶が発生している。しかしながら、今回異常の見られた打上げ後 6 0 秒から 7 0 秒前後においては、すべてのデータが取得されている。

2 - 2 H - A ロケット 6 号機の飛行状況

(1) 打上げ時の状況

射場付近及び上空の気象データから、打上げ時及び飛行中の天候について、問題となる点は確認されていない。

また、撮影された画像及びテレメトリデータの解析結果から、打上げ時の機体環境（機械的環境、熱的環境）、並びに地上設備との接触及び脱落物等の異常は認められない。

(2) 飛行経路及び飛行姿勢の全体像

H - A ロケットの第1段エンジンは、打上げ後、正常に燃焼し、停止シーケンスも正常であり、機能及び性能に異常は認められない。

打上げ後約68秒付近で、第1段エンジンの舵角量が増加するとともに、左側のSRB - Aの舵角量も増加している。また、補助エンジンが、従来号機と異なり、SRB - A分離前に作動し、機体の姿勢制御を行っている。この間のロケットの姿勢は、概ね正常の範囲に制御されている。また、SRB - A燃焼終了までの間のロケットの加速度は、ほぼ計画どおりであることから、第1段エンジン及び2本のSRB - Aが発生した推力は正常であったと考えられる。一方、右側のSRB - Aのノズルの向きのデータは、打上げ後約68秒以降、一瞬、計測範囲の上下限值に振れた後、計測範囲の下限値を示していることから、ノズルの向きを計測する信号に異常が発生したものと考えられる（図2-2-1）。

4本のSSBは、58秒間正常に燃焼し、第1段機体から正常に分離している。

打上げ後約105秒から107秒にかけて、SRB - Aの分離に係る信号が第1段機体に搭載された計算機から順次送信され、左側のSRB - Aは正常に分離したが、右側のSRB - Aの分離は失敗した。

左側のSRB - A分離以降は、右側のSRB - A分離失敗による高度及び速度の不足を補うため、第1段機体に搭載された計算機により飛行経路の修正が試みられ、SRB - Aが分離していないものの安定した姿勢制御が行われている。なお、この間の飛行経路は、右側のSRB - Aが分離しなかった場合の飛行経路解析結果とほぼ一致している。

上部衛星フェアリングの分離については、SRB - Aが分離しなかったことによる高度及び速度の不足から、シーケンス開始時刻の補正が行われ、計画より遅れているものの、分離信号が送信され正常に分離している。

また、第2段エンジン着火前予冷の開始についても、高度及び速度不足から、シーケンス開始時刻の補正が行われた。一方、第2段エンジンの着火については、第1段エンジンの燃焼終了をもって行われ、第1段エンジンが計画通り燃焼終了したため、結果として第2段エンジンは着火前予冷不足で始動することとなった。このため、酸素流入遅れによるエンジン始動遅れ及び混合比低下等のため、第2段エンジンは始動時の振動等が従来号機より大きく、かつその持続時間が長くなっている。これらを除いて、指令破

壊信号送信時まで、第2段エンジンは、ほぼ安定して作動している。

第1段機体と第2段機体の分離時には、右側のSRB-Aの分離失敗による重心のずれの影響で、機体どうしが2回接触していると思われる衝撃が検知されている。

第1段機体の分離後の第2段機体の姿勢制御に、異常は認められない。

(3) 打上げ後約62秒以降に発生した異常事象の詳細

H-Aロケットの打上げ後約62秒以降に、右側のSRB-Aの温度センサ等に異常が見られている。これらの異常事象を整理すると次のとおりである。

1) 固体ロケットブースタの温度センサ等の取付位置

SRB-Aノズル部周辺の拡大図は、図2-2-2に示すとおりである。SRB-A内の温度センサ等の取付場所は、図2-2-2、図2-2-3に示すとおりである。

2) テレメトリデータの解析

テレメトリデータの解析結果より、打上げ後約62.2秒以降、右側のSRB-Aに発生した異常に起因して影響を受けたと見られるデータが取得されている。

ノズル温度の上昇

打上げ後約62.2秒に180度の位置に設置されているノズル温度センサ（以下「ノズル温度センサ」という。）の温度（以下「ノズル温度」という。）が上昇している。さらに、打上げ後約62.9秒に計測範囲の上限値を示し、その後約64.2秒に計測範囲の下限値を示している（図2-2-4）。

ノズル温度センサは、設計上、センサまたはその信号線が断線した場合に計測範囲の上限値を示す。実現象か断線かの直接的な判別は困難ではあるが、ノズル温度は、打上げ後62.2秒から62.7秒まで温度が上昇し、その後、約64.2秒にはセンサまたはその信号線が短絡したものと考えられる。

サーマルカーテン温度の上昇

打上げ後約63.0秒に0度付近に設置されているサーマルカーテン温度センサ（1及び2）の温度が共に上昇している。その後、打上げ後約64秒に、両センサとも計測範囲の下限値を示している（図2-2-5）。

計測範囲の下限値の出力は、サーマルカーテン温度センサの設計上、センサまたはその信号線が短絡した場合に発生することから、サーマルカーテン温度は、打上げ後約6

3.0秒から約64.7秒まで温度が上昇し、その後、センサまたはその信号線が短絡したものと考えられる。

ノズル歪データの異常

打上げ後約63.7秒に0度の位置に設置されているノズル歪センサ（1及び2）のデータが共に0となっている。

0出力は、ノズル歪センサの設計上、センサまたはその信号線が短絡した場合に発生することから、ノズル歪センサまたはその信号線が短絡したものと考えられる。

なお、ノズル歪センサの信号線は、ノズル上180度の位置で1ヶ所に集まっている。

ノズル温度データの異常

打上げ後約64.6秒に45度、270度、279度の位置にそれぞれ設置されている温度センサのデータが計測範囲の下限值を示している。

計測範囲の下限値の出力は、ノズル温度センサの設計上、センサまたはその信号線が短絡した場合に発生することから、これらの温度センサまたはその信号線が短絡したものと考えられる。

なお、これらの温度センサの信号線は、ノズル上180度の位置で1ヶ所に集まっている。

ノズル駆動用電池データの異常

打上げ後約66.2秒にアクチュエータ駆動用電源電圧のデータが280Vから0Vを示している（図2-2-6）。さらに、アクチュエータ駆動用電池起動確認のデータがHigh（起動信号ON）からLow（同OFF）になっている。

0V及びLowの出力は、設計上、機器またはその信号線が短絡した場合に発生することから、機器内または機器間の配線が短絡したものと考えられる。

アクチュエータ系データ及び燃焼圧力センサデータの異常

打上げ後約67.6秒に1アクチュエータ駆動用パワートランジスタ温度が上昇し始め、その約1秒後に計測範囲の下限值を示している（図2-2-7）。

また、これと前後して、アクチュエータ関係信号（消費電流モニタ、操舵信号モニタ、ポジションフィードバック・モニタ等）のデータが連続して0となっている。

さらに、3つある燃焼圧力センサのデータが相次いで0となっている（図2-2-8）。

計測範囲の下限値の出力及び0出力は、設計上、センサまたはその信号線が短絡した場合に発生することから、センサまたはその信号線が短絡したものと考えられる。

電力分配装置系データの異常

打上げ後約69.3秒から約69.9秒にかけて、電力分配装置系に異常が発生している。これらの異常は、設計上、機器またはその信号線が短絡した場合に発生することから、いずれもセンサまたはモニタ信号線の短絡と考えられる。

なお、この段階で右側のSRB-Aの全てのテレメトリデータが異常となっている。

第1段機体での事象

打上げ後約63.7秒に第1段エンジン部及びエンジンカバー外部圧力のデータが0となっている。これは、同一の電源であるノズル歪の出力が0となった事象と同時刻であることから、これらの相関は強いと考えられる。

打上げ後約68.4秒に、第1段コントロール電池の電圧が低下するとともに、電流が計測範囲の上限値となっている(図2-2-9)。第1段コントロール電池は、電力分配器により、右側のSRB-A内の一部の機器に電力を供給していること、さらに、右側のSRB-Aの電動アクチュエータ制御装置のオフ及び圧力センサのオフに伴って、同電池の電圧は段階的に復帰し、正常に戻っている。このことから、第1段コントロール電池の異常は、右側のSRB-Aの機器の配線が短絡したことによる影響と考えられる。

3. H-A ロケット6号機の打上げ失敗の原因究明

3-1 右側の固体ロケットブースタ未分離の原因の推定

(1) 故障の木解析(FTA)

テレメトリデータ等の解析を基に、右側のSRB-Aが分離しなかったことを頂上現象とする故障の木解析(FTA)を行った結果は、図2-3-1に示すとおりである。

右側のSRB-Aが分離しなかった要因として、SRB-AとH-Aロケット第1段機体とを結合している前後方プレス及びスラストストラットの引っかかり等による分離異常、または、各部分の未分離が考えられる。

- a) 分離異常(引っかかり等)
- b) スラストストラットの未分離
- c) 後方プレスの未分離

d) 前方プレスの未分離

(2) 搭載カメラ等の分析

第1段機体に搭載されているカメラの画像により、後方プレスは正常に切断されたが、前方プレスが切断されていないことが確認できる（図2-3-2）。

また、スラストストラットが切断される時間に、第1段機体の加速度に従来号機と同様な加速度が記録されている。これは、スラストストラットの切断用爆破線が正常に作動し、スラストストラットが正常に分離されたことによる衝撃が計測されたものと考えられる。

(3) S R B - A 未分離の原因の推定（まとめ）

以上の分析結果から推定すると、S R B - A が分離しなかった原因は、前方プレスが正常に切断されなかったことによるものである。

3 - 2 前方プレスの未切断の原因の推定

(1) 故障の木解析（F T A）

右側のS R B - Aの前方プレスの未切断を頂上現象とするF T Aを行った結果は、図2-3-3に示すとおりである。

前方プレスの未切断が発生する要因としては、次の2つの異常の発生が考えられる。

- a) 分離シーケンスにおける異常
- b) 分離機構における異常

(2) 分離シーケンスにおける異常発生の可能性についての検討

分離シーケンスは、第3章3-2のとおり、左右のS R B - Aの分離ナット等を点火するための導爆線は、起爆装置から左右のS R B - Aに分岐する分岐管まで同一系統である。

左側のS R B - Aが正常に分離されたことから、分離信号は正常に発出され、分岐管まで伝爆されていると考えられる。

このことから、分離シーケンスにおける異常発生の可能性はないと推定する。

(3) 分離機構における異常発生の可能性についての検討

分離機構に異常が発生する要因としては、伝爆における異常と分離部の異常が考えら

れる。

1)機器の異常発生の可能性についての検討

伝爆に係る機器は、導爆線分岐箱、分岐管及び導爆線である。これらの製造記録、射場整備記録を確認した結果、異常は認められないことから、整備不良等に伴う異常発生の可能性は非常に少ないと推定する。

また、分離ナットの製造記録、射場整備記録を確認した結果、異常は認められないことから、整備不良等に伴う異常発生の可能性は非常に少ないと推定する。

2)外部環境異常の可能性についての検討

分離機構に異常が発生する要因としては、機械的または熱的環境といった外部環境の異常が考えられる。

機械的環境については、実際の飛行データを評価した結果、外部圧力、飛行時の荷重、及び音響・振動加速度ともに従来号機と同等である。このことから、機械的環境による異常発生の可能性はないと推定する。

熱的環境については、実際の飛行データを評価した結果、第1段エンジン及びSSBの作動は良好であり、機体各部の加熱率及び温度のデータからプルーム加熱は過大ではなかったと判断できる。また、機体外板温度の上昇傾向から空力加熱が過大ではなかったと判断できる。このことから、熱的環境による異常発生の可能性はないと考えられる。

以上のことから、外部環境による異常が分離機構の異常発生につながった可能性はないと推定する。

3)内部環境異常の可能性についての検討

分離機構に異常が発生する要因としては、SRB-A内部における機械的または熱的な環境異常が考えられる。

機械的環境異常

SRB-Aの前方プレス用の導爆線は、後部アダプタの内面にクランプで艀装され、システムトンネルを經由して分離ナットに接続している。一方、後部アダプタ内の可動部分としては、電動アクチュエータ及びノズルがあるが、導爆線と十分離れており、干渉することは考えにくい。以上のことから、機械的環境による異常が分離機構の異常発生につながった可能性はないと推定する。

熱的環境異常

熱的環境異常が発生する要因としては、熱遮蔽構造の不良、搭載機器の発熱、燃焼ガスの漏れが考えられる。

）熱遮蔽構造の不良

S R B - Aでは、後部アダプタ下部に設置されているサーマルカーテンにより、S R B - A、第1段エンジン及びS S Bからの熱を遮蔽する構造となっており、このサーマルカーテンの破損により、プルーム熱が侵入した場合が考えられる。

温度センサの艤装状態から考えると、ノズル温度センサはシリコンゴムで覆われているが、サーマルカーテン温度センサは、サーマルカーテン内部に直接貼り付けられていることから、サーマルカーテンの温度センサの方が、ノズル温度センサより温度応答性が高い。このことから、サーマルカーテン温度センサの温度変化が、ノズル温度センサの温度変化より先となると考えられる。

しかしながら、実際のテレメトリデータでは、サーマルカーテンの温度変化が、ノズル温度 の温度変化より後となっており、温度センサの艤装状態から考えられる温度変化と一致しない。

以上のことから、サーマルカーテンの破損による異常発生の可能性はないと推定する。

）搭載機器の発熱

S R B - A内の搭載機器が発熱する要因としては、高電圧系の機器（熱電池及びパワートランジスタ）が発熱した場合が考えられる。

S R B - Aでは、電動アクチュエータ駆動用に熱電池を搭載しており、その短絡故障により異常な温度上昇が発生する可能性はある。実際のテレメトリデータでは、S R B - Aの異常が発生した時点（打上げ後約6.2秒）において、起動確認信号及び駆動電圧モニタに異常は見られないため、熱電池の短絡故障による発熱が発生した可能性はないと推定する。

また、アクチュエータ駆動用パワートランジスタの温度は、実際のテレメトリデータでは、S R B - Aの異常が発生した時点（打上げ後約6.2秒）において異常は見られないため、パワートランジスタが過熱した可能性はないと推定する。

以上のことから、S R B - A内の搭載機器の発熱による異常発生の可能性はないと推定する。

）燃焼ガスの漏れ

燃焼ガスの漏れが発生する可能性がある部位としては、モータケース及びノズル部（モータケースとの接合部を含む）が考えられる。

モータケースから後部アダプタ内に燃焼ガスが漏れる部位としては、後部ドームが考えられる。この場合、後部ドームの形状から、燃焼ガスはサーマルカーテン方向に漏れることとなる。燃焼ガス漏洩の拡散を解析した結果、燃焼ガスは、0.1秒のオーダーで後部アダプタ全域に拡がると考えられる。

解析結果から、モータケースから燃焼ガスが漏れた場合、サーマルカーテンの温度上昇が先に開始すると考えられる。

しかしながら、実際のテレメトリデータでは、サーマルカーテンの温度変化が、ノズル温度の温度変化より後となっており、解析結果から考えられる温度変化と一致しない。

以上のことから、モータケースからの燃焼ガスの漏れが発生した可能性はないと推定する。

(4) 前方プレスの未切断の原因の推定（まとめ）

実際のテレメトリデータの分析等の結果から推定すると、SRB-Aの前方プレスが切断しなかった原因は、ノズル部（モータケースとの接合部を含む）から後部アダプタ内に燃焼ガスが漏れ、分離機構に異常が発生したことによるものである。

3 - 3 燃焼ガス漏洩の原因の推定

3 - 3 - 1 燃焼ガスの漏洩箇所についての検討

(1) 故障の木解析（FTA）

燃焼ガスのノズル部からの漏れを頂上現象とするFTAを行った結果は、図2-3-4に示すとおりである。

ノズル部（モータケースとの接合部を含む）からの燃焼ガスの漏れが発生する部位としては、ノズル部を構成する部品（以下「構造部品」という。）と構造部品の結合部（Oリング部）が考えられる。

ノズル温度の温度上昇に着目すると、燃焼ガスが漏れる経路として9つの事象が考えられる。また、ノズル温度センサのノズルへの接着方法に着目すると、センサの外側から直接、水平または垂直方向から加熱される場合と、センサが設置されている部材側（内側）から加熱される場合が考えられる。

(2) 温度センサの加熱試験及びシミュレーション解析等

燃焼ガスの漏洩箇所を検証するため、加熱実験及び燃焼ガス拡散のシミュレーション解析を実施した。

1) 各種電気配線の加熱試験

後部アダプタ内の電気配線が燃焼ガスにさらされた場合、電気配線の絶縁劣化及び短絡までの時間を確認するため、加熱試験を実施した。

この結果、電気配線の短絡故障までの時間は、電気配線毎に数秒～数十秒でばらつくこと、電気配線の故障モードとして、最初に芯線とシールド間で短絡故障し、次に芯線間の短絡故障、そして最後に断線故障に至ることを確認した。

本章 2 - 2 (3) で示した温度センサ等の異常事象については、この加熱試験の結果を基にしている。

2) サーマルカーテン温度センサの加熱試験

サーマルカーテン温度センサの加熱率及び温度上昇開始までの時間を確認するため、サーマルカーテン温度センサの加熱試験を実施した。

この結果、実際のフライトデータより得られたサーマルカーテン温度センサの温度上昇率（約 6 度 / 秒）を与える加熱率は、約 13 kW / m² 程度であることを確認した。また、サーマルカーテン温度センサの温度上昇開始までの時間は、最大で 0.4 秒であることを確認した。

3) ノズル温度センサの加熱試験

加熱方向によるノズル温度センサの加熱率及び温度上昇開始までの時間を確認するため、ノズル温度センサの加熱試験を実施した。

この結果、加熱方向別に次のことを確認した。

- ・ 外側水平加熱：温度上昇開始までの時間は、約 1.1 秒。最大温度上昇率は、約 15 度 / 秒。
- ・ 外側垂直加熱：温度上昇開始までの時間は、約 0.8 秒。最大温度上昇率は、約 1,000 度 / 秒程度。
- ・ 内側加熱：温度上昇開始までの時間は、約 0.2 秒。数百度 / 秒程度の急激な温度上昇。

4) 燃焼ガス拡散のシミュレーション解析

後部アダプタ内への燃焼ガスの漏洩が発生してから、サーマルカーテンの温度上昇発生までの時間を評価するため、後部アダプタ内における燃焼ガス拡散のシミュレーション解析を実施した。

この解析結果から、燃焼ガスがノズル部から漏れた場合、2)の実験結果から確認されたサーマルカーテン温度センサの加熱率が約 $1.3 \text{ kW} / \text{m}^2$ となるのは、0.2秒以下であることを確認した。

(3) 燃焼ガスの漏洩時間についての検討

実際のテレメトリデータより、ノズル温度は、打上げ後約62.2秒から温度上昇を開始しており、サーマルカーテン温度は、打上げ後約63.0秒から温度上昇を開始している。その温度上昇を開始した時間の差は、約0.8秒である。

実験及びシミュレーション解析結果から、燃焼ガスが漏れてからサーマルカーテンの温度上昇が開始するまでの時間を考える。サーマルカーテンの温度上昇から推測される燃焼ガス漏洩の開始時間は、シミュレーション解析による燃焼ガスの拡散時間約0.2秒と実験結果による温度上昇時間約0.4秒を加えた、約0.6秒が必要であることから、遅くても打上げ後約62.4秒であると考えられる。

ノズル温度の外側から加熱された場合、実験及び解析結果から、少なくとも温度上昇より0.8秒前(打上げ後約61.4秒)に燃焼ガスが漏れ始める必要がある。

燃焼ガスの漏洩が発生する時間について、実際のテレメトリデータと実験及びシミュレーション解析結果からの推定を比較すると、少なくとも1秒以上の差があり一致しない。このことから、ノズル外側から加熱される可能性はないと推定する(図2-3-5)。

(4) 燃焼ガスの漏洩箇所についての検討(まとめ)

加熱実験及び解析結果等から推定すると、燃焼ガスの漏洩箇所は、ノズル部の内側である。

つまり、燃焼ガスがノズル内側からノズル温度センサを加熱し、その後、後部アダプタに漏洩・拡散したと推定する。

3-3-2 燃焼ガスの漏洩経路についての検討

(1) 故障の木解析(FTA)

ノズル内側からの加熱を頂上事象とするFTAを行った結果は、図2-3-6のとおり

りである。ノズル内側から燃焼ガスが漏洩する経路としては、次の2つの事象が考えられる。

- a) ホルダ B / アウタパネルの損傷による漏れ
- b) ホルダ A / ホルダ B の結合部からの漏れ

(2) 想定事象についての検討

ホルダ B / アウタパネルの損傷による漏れの想定事象としては、ライナアフト B 2 の表面後退、またはライナアフト B 2 とホルダ A / ホルダ B 間の接着層より燃焼ガスがホルダ B に到達し、ホルダ B が溶融・破孔し、燃焼ガスが後部アダプタ内に漏洩することが考えられる。

ホルダ A / ホルダ B の結合部からの漏れの想定事象としては、何らかの要因でライナアフト B 2 とホルダ A / ホルダ B 間の接着層及びホルダ A / ホルダ B 間の結合部に、燃焼ガスの漏れる経路が生成され、結合部のボルト孔、フランジ面から燃焼ガスが後部アダプタ内に漏洩することが考えられる。

(3) ホルダ B / アウタパネルの損傷による漏れについての検討

燃焼ガスがホルダ B に到達する経路についての検証を行うため、サブサイズモータより小型の固体のモータを使用した加熱試験を実施した。

1) ノズル温度センサ 近傍でホルダ B が加熱・破孔する場合

ノズル温度センサ 近傍において、ライナアフト B 2 に表面後退が発生し、燃焼ガスがホルダ B に到達し、ホルダ B が溶融・破孔することにより燃焼ガスが漏洩することが考えられる。

この事象を模擬した実験結果から、ホルダ B が溶融・破孔した場合の温度上昇は、実際のノズル温度 の挙動と一致しており、本事象が発生した可能性が高いと推定する。

2) ノズル温度センサ から離れた箇所でホルダ B が破孔する場合

ノズル温度センサ から離れた箇所で、ライナアフト B 2 に表面後退が発生し、ホルダ B が溶融するとともに、アウタパネル / ホルダ B 間の接着層が軟化し、燃焼ガスが漏洩する経路が生成され、アウタパネル端部から燃焼ガスが漏洩することが考えられる。

この事象を模擬した実験結果では、ノズル温度センサ から離れた箇所（65 mm 以上）では、アウタパネルの破孔及び接着層からの燃焼ガスの漏れは発生せず、ノズル温度の上昇もわずかであった。

このことから、本事象が発生した可能性はないと推定する。

なお、ホルダ B の溶融・破孔を模擬した熱伝導解析の結果から、ノズル温度センサから 40 mm 以内で加熱された場合、実際のノズル温度の挙動と一致することが確認された。

3) アウタパネルが破孔する場合

ノズル温度センサから離れた箇所で、ライナアフト B 2 に表面後退が発生し、ホルダ B が溶融・破孔するとともに、さらにその破孔した部分でアウタパネルも破孔し、燃焼ガスが漏洩することが考えられる。

この事象を模擬した実験結果では、約 2 秒間の燃焼ガスの噴射に対して、アウタパネルの破孔は発生しなかった。また、アウタパネルをあらかじめ破孔させた場合の実験でも、実際のノズル温度の挙動と一致しないことが確認された。

このことから、本事象が発生した可能性はないと推定する。

4) 接着層への燃焼ガス流入によりホルダ B が破孔する場合

ライナアフト B 2 とホルダ A / ホルダ B 間の接着層に何らかの要因で燃焼ガスが漏洩する経路が生成され、流入した燃焼ガスによりホルダ B が加熱され、ホルダ B が溶融・破孔することにより燃焼ガスが漏洩することが考えられる。

この事象を模擬した実験結果では、ノズル温度の上昇が小さく、実際のノズル温度の挙動と一致しないことが確認された。また、ホルダ A 及びホルダ B の熱伝導解析結果より、ホルダ B に比べてホルダ A が先に融点に達して破孔するため、ノズル温度の温度上昇よりサーマルカーテンの温度上昇が早くならなければならず、実際のテレメトリデータと一致しない。

このことから、本事象が発生した可能性はないと推定する。

(4) ホルダ A / ホルダ B の結合部からの漏れの検討

何らかの要因でライナアフト B 2 とホルダ A / ホルダ B 間の接着層及びホルダ A / ホルダ B 間の結合部に燃焼ガスが漏洩する経路が生成され、結合部のボルト孔、フランジ面から燃焼ガスが漏洩することが考えられる。

この事象を模擬（Oリングの欠損）した実験結果では、結合部からの燃焼ガスの漏れはなく、ノズル温度の上昇は微少であった。また、燃焼ガスが結合部から後部フランジ内に流入した場合の解析の結果から、想定される燃焼ガスの最大流量は、10 g / 秒程度であり、サーマルカーテンの温度上昇に必要な流量に比べ一桁小さいものである。

このことから、本事象が発生した可能性はないと推定する。

(5) 燃焼ガスの漏洩経路についての検討（まとめ）

燃焼ガスの漏洩を模擬した実験結果等から推定すると、燃焼ガスの漏洩経路は、ノズル開口部のライナアフト B 2 の表面後退により、ノズル温度センサ の近傍（数十mmの範囲）のホルダ B に燃焼ガスが到達し、その熱によりホルダ B が溶融・破孔し、その結果、後部アダプタにまで通じたことによるものである。

3 - 4 導爆線の機能喪失の可能性についての検討

これまでの検討結果から、ホルダ B が溶融・破孔したことにより燃焼ガスが後部アダプタ内に漏洩したと推定しているが、この現象により導爆線が機能喪失に至る可能性について検討する。

(1) 導爆線の加熱試験

導爆線が高温の燃焼ガス等の熱環境にさらされるケースを想定し、温度上昇時の挙動を確認するため、導爆線の加熱試験（加熱率 $300 \text{ kW} / \text{m}^2$ ）を実施した。

この結果、導爆線内部の爆薬が約 200 度を超えると、爆薬が分解反応を起こすことにより機能を喪失し、起爆されても爆薬により伝爆できなくなることを確認した（表 2 - 3 - 1）。

(2) 後部アダプタ内の三次元ガス拡散解析

ホルダ B の溶融・破孔による後部アダプタ内への三次元ガス拡散解析を行い、導爆線の加熱率及び加熱率に基づく温度上昇を検討した。

1) 破孔面積の推定

サーマルカーテンの加熱試験結果から、サーマルカーテンの温度上昇には、約 $13 \text{ kW} / \text{m}^2$ 程度の加熱率が必要であることを確認した。

この加熱率を与えるような燃焼ガスの漏洩量を推定するため、三次元ガス拡散解析を行った。この解析結果から、破孔面積を 25 mm^2 とした条件では、サーマルカーテンへの加熱率は、 $10 \text{ kW} / \text{m}^2$ 程度で安定することを確認した。

このことから、実際のサーマルカーテンの温度上昇が発生するためには、 25 mm^2 以上の破孔面積が必要であると推定する。

2) 導爆線の加熱率の推定

導爆線の加熱率を推定するため、3次元ガス拡散解析を行った。解析の条件としては、 25 mm^2 の破孔が維持された場合と破孔が拡大 (100 mm^2) した場合として解析を行った。

破孔面積が 25 mm^2 で維持された場合の解析結果から、後部アダプタ内の導爆線の位置によって加熱率は異なるが、システムトンネル近傍では1秒以内で数 100 kW/m^2 以上に上昇することを確認した。これは、システムトンネルを経由してSRB-Aの外に抜けるガスの流れが影響している。

また、破孔面積が 100 mm^2 まで拡大した場合、導爆線の位置にかかわらず、後部アダプタ内の導爆線の加熱率は、1秒以内で数 100 kW/m^2 程度に上昇することを確認した。

(3) 導爆線の機能喪失の可能性についての検討 (まとめ)

導爆線の実験結果及びガス拡散解析の結果から推定すると、ホルダBの破孔面積が 25 mm^2 で維持された場合でも、そこから漏洩する燃焼ガスにより、数秒で導爆線が機能を喪失する加熱率に至り、その結果、導爆線内部の爆薬が分解反応を起こし、伝爆できなくなる。

したがって、燃焼ガスの漏洩により、導爆線が機能を喪失したことからSRB-Aが分離できなかった可能性が高いと推定する。

3 - 5 ノズル部の断熱材の表面後退についての検討

3 - 5 - 1 ノズル部の断熱材の表面後退についてのメカニズム

(1) 炭素繊維強化プラスチック (CFRP) の表面後退について

固体ロケットのノズル部の熱防御については、冷媒による強制冷却は事実上不可能なため、ノズルスロートには耐熱材料を用いて高温での構造強度を維持し、ノズル開口部では内面に断熱材を使用して熱防御を行っている。

SRB-Aでは、ノズル開口部の断熱材として、炭素繊維とフェノール樹脂により構成される複合材料であるCFRPを採用している。ライナアフトB2はフェノール樹脂を染みこませた炭素繊維をテープ状に巻いて製造していることから、積層構造となっている。

ライナアフトB2のCFRPが燃焼ガスで加熱されると、フェノール樹脂が加熱分解

し、ガスが発生し、そのガスは積層の間を抜けて外に出て行く。フェノール樹脂の熱分解により、炭化層が形成されるに伴い、炭化層の保持力が低下し、表層から炭化層が剥離していく。これらの「熱・機械的侵食」に加え、水性ガス反応や高温アルミナと炭素の反応等による「化学的腐食」により、CFRPが表面後退していく。

(2) ノズル部の断熱材の表面後退が発生する要因についての検討

1) ノズル部の断熱材の表面後退の発生要因について

CFRPを用いた断熱材の表面後退が発生する主な要因は、表層から炭化層が剥離していく「熱・機械的侵食」と、水性ガス反応や高温アルミナと炭素の反応等による「化学的腐食」が考えられる。

2) 表面後退の感度解析

CFRPを用いた断熱材の表面後退の影響因子に対する感度の評価（感度解析）を実施した。表面後退の感度解析の流れは、図2-3-7のとおりである。

なお、機構では、解析に当たって、平成12年12月に宇宙開発委員会がとりまとめた「H-Aロケット専門家会合報告書」の助言を受けて行われてきた旧3機関（宇宙科学研究所、航空宇宙技術研究所、宇宙開発事業団）連携による研究の成果及び知見を活用している。

感度解析結果から、次の点について確認した。

- ・熱・機械的侵食及び化学的腐食による感度解析結果から、表面後退は、燃焼ガスの動圧及び加熱率の感度が高い。
- ・アルミナを含む燃焼ガスの影響に対する感度解析結果から、表面後退は、燃焼ガスとCFRPの積層面との衝突角の依存性が高い。

(3) 地上燃焼試験等における断熱材の表面後退現象について

SRB-A開発段階での実機サイズモータの地上燃焼試験において、表面後退が周囲に比べて増大する現象（過大及び局所エロージョン）が見られている。なお、この現象は、SRBや旧宇宙科学研究所が開発したM-Vロケットでは見られていないものである。

3-5-2 ノズル部の断熱材の表面後退に影響を与える要因

SRB-Aでは、SRBに比べて、高燃焼圧力とした固体ロケットブースタを採用し

たことから、断熱材の表面後退が大きい領域が見られるようになった。

断熱材の表面後退に与える要因について検討する。

(1) ライナアフト B 2 前端部における表面後退についての検討

1) 周方向に一様な段差の形成

CFRPを用いたライナアフト B 2 の表面後退は、3DC/C 複合材を用いたスロートインサートと比べて大きい。このため、ライナアフト B 2 前端部には、燃焼初期に周方向に一様な段差（以下「ステップエロージョン」という。）が生じる。

2) ステップエロージョンによる影響についての検討

ステップエロージョンが形成されると、この段差の下流では、燃焼ガスの膨張及び再圧縮の領域が発生し、加熱率が高くなるため、化学的腐食及び熱・機械的侵食による表面後退が、主にステップエロージョンよりも下流側に深く進行していくと考えられる。

(2) 推進薬の形状による表面後退への影響についての検討

SRB - A の推進薬には、星形のスリット（光芒）が切られており、燃焼ガスはこの光芒に沿って流れることとなる。

このため、燃焼ガスの気流特性の変動に対する表面後退への影響についての解析を実施した。

解析結果から、燃焼初期には、この光芒の影響により燃焼ガスの渦が形成されて表面後退の高い領域が発生し、この領域の中には、流れの揺らぎや CFRP の熱分解に伴う炭化層の保持力の低下等の影響が重畳されて、比較的深い溝に発達するものが現れる可能性が考えられる。

(3) ライナアフト B 2 前端部における欠け等についての検討

ライナアフト B 2 前端部付近の欠け等が発生することにより、燃焼ガスの気流特性等が変動し、表面後退の増大の要因となることが考えられる。このような欠け等が発生する箇所として、ライナアフト B 2 前端部の欠け等とスロートインサート後端部の欠けが考えられる。

1) ライナアフト B 2 前端部の欠け等の可能性についての検討

ライナアフト B 2 については、製造時の欠陥、熱膨張によるライナアフト B 2 とスロートインサートの干渉による欠損等が考えられる。

S R B - Aの開発段階で実施した実機サイズモータの地上燃焼試験(QM)において、過大エロージョンは発生したものの、材料及び形状の変更により、その後、欠け等は発生していない。また、製造時の寸法検査及び非破壊検査記録、並びに既存の実機ノズルの寸法検査を実施し、異常がないことを確認した。

以上のことから、ライナアフトB2前端部に欠け等が発生する可能性は低いと推定する。

2) スロートインサート後端部の欠け

S R B - Aの開発段階で実施した実機サイズモータの地上燃焼試験において、スロートインサートの欠けは発生していない。また、実際の飛行データにおいて、異常発生までのスロート背面の構造部材(ホルダA)の歪みに異常が認められないこと、熱構造解析上の強度余裕を有していることから、スロートインサート後端部の欠けが発生する可能性は低いと推定する。

(4) 局所エロージョンが発生するメカニズムについて(まとめ)

感度解析等の結果から推定すると、局所エロージョンが発生するメカニズムは次のとおりである。

ノズル部にあるCFRP製ライナアフトB2は、燃焼ガスの加熱により、表層から炭化層が剥離し、表面後退しながら熱防御を行っている。

ノズル部のノズルスロートとライナアフトの材質の違いによる表面後退の差で、ライナアフトB2前端部に周方向に一樣な段差(ステップエロージョン)が発生し、この段差の影響で、燃焼ガスの流れが乱れ、加熱率が高くなり、ステップエロージョンよりも下流側で表面後退の大きい領域が発生する。

また、燃焼初期には、推進薬の光芒の影響により、燃焼ガスの渦が形成されて表面後退の高い領域が発生する。この領域の中には、燃焼ガスの流れの揺らぎとCFRPの熱分解に伴う炭化層の保持力の低下等の影響が重畳されて、領域によっては、比較的深い溝に発達するものが現れる。

3 - 6 局所エロージョンを加速させる要因についての検討

3 - 6 - 1 断熱材の層間剥離の影響についての検討

(1) 断熱材の層間剥離について

CFRPが燃焼ガスで加熱されると、通常の表面後退では、3 - 5 - 1で示したとお

り、CFRPの表層部から表面後退が進んでいく。

しかしながら、CFRP断熱材の積層面と燃焼ガスによる加熱面のなす角が小さいと、フェノール樹脂が加熱分解されて発生したガスが抜けにくくなり、内側の積層間の内圧が高くなり、積層間で剥離が発生する。このことにより、中の炭化層から剥離が進むことから、表面後退が促進される。

(2) 断熱材の層間剥離の評価試験

ライナアフトB2の層間剥離に対する耐性を評価するため、加熱試験のために作製した試験片(テストピース)、並びに今回打上げ失敗の原因となった6号機及び他号機(3号機及び5号機)のSRB-Aを製造した際に残った端材(余長部)を用いた加熱試験を実施した(表2-3-2)。

1) 試験片を用いた加熱試験

ライナアフトB2に用いられるCFRPの層間剥離に対する耐性を評価するため、試験のために作製した試験片(テストピース)を用いた加熱試験を実施した。

この試験結果から、積層面と加熱面のなす角度が一定以上では、層間剥離は発生しないが、なす角度が小さいと層間剥離が発生しやすいことを確認した。また、層間剥離に至るには、一定以上の加熱幅が必要であることを確認した(図2-3-8, 図2-3-9)。

一方、上述の加熱試験で層間剥離が発生したことから、開発段階における地上燃焼試験(QM)の後に行った試験片を用いた加熱試験の再確認を行った。

この試験結果から、開発段階と同じ成形条件で作製した試験片を用いた加熱試験では層間剥離が発生しないことを確認した。

2) 端材を用いた加熱試験

6号機及び他号機におけるライナアフトB2の層間剥離に対する耐性の差を評価するため、SRB-Aを製造した際に残った端材を用いた加熱試験を実施した。

この試験結果から、6号機及び他号機では、層間剥離に関して有意な差がないことを確認した。また、層間剥離が起きやすい条件での実験結果から、6号機の端材は、他号機の端材と比較し層間剥離が起きやすく、また、6号機の左右では、層間剥離の状況は同程度であることを確認した。

なお、6号機及び他号機の製造工程では、異常は認められておらず、また、CFRP

の材料特性は、あらかじめ機構が設定した検査項目の規定値内であった。このことから、あらかじめ機構が設定した製造工程で製造され、また、材料特性が規定値内であっても、層間剥離のしやすさに差があることを確認した。

(3) 層間剥離を伴う表面後退の評価試験

層間剥離を伴うライナアフト B 2 の表面後退特性の評価するため、積層面と加熱面が平行となる条件で、サブサイズモータより小型のモータの燃焼試験を実施した（図 2 - 3 - 10）。

この実験結果から、層間剥離を伴う場合に、従来のサブサイズ及び実機サイズモータの地上燃焼試験での表面後退よりも、表面後退が増大する可能性があることを確認した。

(4) 層間剥離のメカニズム（まとめ）

以上の実験結果から、一定の条件下において、層間剥離が発生し、表面後退が加速される可能性が高いことが推定される（図 2 - 3 - 11）。

この加速される現象は、次のメカニズムであると考えられる。

断熱材の表面後退が不均一に増大することにより、部分的に積層面と加熱面のなす角度が小さくなる領域が発生する。

この領域では、分解ガスが積層面に沿って抜けにくくなり、一定の幅を持った領域が発生すれば、分解ガスによる層間の内圧が増加し、その部分の C F R P の積層間で剥離と脱落が発生する。また、炭化層の形成に伴う、炭化層の保持力の低下によっても剥離と脱落が助長される。

このような積層間での剥離と C F R P の積層の脱落が繰り返されることにより、ある程度加熱幅が狭くなるまで、連続的に表面後退が促進される。

(5) 地上燃焼試験結果の再検証

地上燃焼試験（Q M 3）における地上燃焼試験後のノズル部の表面後退を測定した。その分布データから、断熱材の積層面と加熱面のなす角度が小さい箇所が確認されたことから、燃焼中に積層面と加熱面のなす角度が小さい加熱面が生じている可能性があることを確認した。

また、地上燃焼試験（Q M 3）で発生した局所エロージョン表面の顕微鏡観察の結果から、炭化層には機械的侵食の痕跡が認められ、炭化層の剥離と脱落が発生していたものと推定される。

3 - 6 - 2 深い溝における燃焼ガスの流れの影響についての検討

深い溝（局所エロージョン）が発生した場合、さらにその表面後退を加速する要因として、燃焼ガスの流れの影響が考えられる。

(1) 燃焼ガスの流れに関する数値流体解析

深い溝において、燃焼ガスによる表面後退への影響を解析するため、数値流体解析（CFD）を実施した。

この解析結果から、ある程度以上の溝が形成された場合、燃焼ガスがその溝の中に向かって流れ込み、渦を形成し、加熱率が局所的に高くなることを確認した。溝内部への燃焼ガスの流れ込みが多くなると、燃焼ガスの膨張及び再圧縮の領域が発生し、加熱率が高くなるため、アルミナを含む燃焼ガスによる化学的腐食及び熱・機械的侵食が増大することが考えられる。

(2) 燃焼ガスの流れの影響についての検討（まとめ）

解析結果から、燃焼ガスの影響は連続的であるが、深い溝が形成された場合、燃焼ガスの流れ込みにより動圧及び熱負荷が高い環境となり、アルミナを含む燃焼ガスによる化学的腐食及び熱・機械的侵食で、表面後退がさらに加速される可能性が高いと推定される。

3 - 7 サブサイズ及び実機サイズモータの地上燃焼試験

3 - 5 から 3 - 6 で示したCFRPを用いた断熱材の表面後退についての評価を行うため、サブサイズ及び実機サイズモータを用いた地上燃焼試験を実施した。

(1) サブサイズモータによる地上燃焼試験

ノズル部の断熱材の表面後退が増大する要因を評価するため、サブサイズモータ（実機の5分の1サイズ）の地上燃焼試験を3回実施した。この地上燃焼試験の条件及び結果では、開発段階で行ったサブサイズモータの地上燃焼試験に比べ燃焼圧力を20%増加させた条件で、表面後退の要因を確認するため、あらかじめノズル部の形状を加工して試験を行った。

この試験結果から、次の要因が表面後退に影響を与えられ（表2 - 3 - 3、図2 - 3 - 12）。

- ・ 燃焼圧力の増加により、従来の地上燃焼試験から得られた表面後退の予測に比べ、予測との差が大きくなる。
- ・ ノズルスロート上流部の形状不均一（凹凸）は、表面後退の顕著な増大要因とはならない。
- ・ ライナアフト B 2 前端部付近の周方向に一様な段差（ステップエロージョン）により、溝の深さによっては、比較的深い溝に発達するものが現れる。
- ・ ライナアフト B 2 前端部に、表面後退の進展により、CFRPの積層面と加熱面のなす角度が小さくなっている場所が確認された。

(2) 実機サイズモータによる地上燃焼試験

ノズル部のCFRP製断熱材の表面後退現象に関する技術データ取得を目的とし、実機サイズモータを用いた地上燃焼試験を実施した。

地上燃焼試験結果から、固体ロケットの外観に異常はなく、燃焼ガスの後部アダプタ内への漏れは認められなかった。ノズル部には、これまでの地上燃焼試験で見られたような大きな表面後退は認められなかった。

熱分解層の進展に関する時間履歴のデータを取得し、燃焼中における表面後退の進展についての定量的な評価を行った。

また、ノズル内壁静圧の低減等を行うことにより、表面後退を低減できる見通しが得られている。

3 - 8 固体ロケットブースタの探索

今回の失敗の原因となった右側のSRB - Aの回収を行うため、機構は、独立行政法人海洋研究開発機構（旧海洋科学技術センター）の専門的助言及び技術的指導等の協力を得て、探索作業を実施した。

平成15年12月から平成16年3月まで、3次にわたり実施した（表2 - 3 - 4）が、SRB - Aの部品の発見には至らず、機構は、探索深度や海底地形の状況から技術的に判断すれば、ノズル部を発見できる可能性は極めて低いとして、探索作業を打ち切った。固体ロケットブースタの探索結果の詳細については、参考4に示すとおりである。

3 - 9 まとめ

これまでのテレメトリデータの分析、地上燃焼試験を含む各種実験及びシミュレーション解析結果等から推定すると、以下の過程で右側のSRB - Aが分離失敗に至った可

能性が高いと考えられる（図2 - 3 - 13）。

なお、SRB - Aは、SRBと比べて高燃焼圧力化したことによる流体力学的な環境の変化が、背景として以下の現象に大きな影響を与えていると考えられる。

SRB - Aのノズル部内面にはノズルスロットとライナアフトB2の材質の違いによる表面後退の差で、ライナアフトB2前端部に周方向に一様な段差が発生する。この段差の影響により燃焼ガスの流れが乱れ、加熱率が高くなり、表面後退が進行する。

加えて、燃焼初期には、推進薬の光芒の影響による燃焼ガスの渦が形成され、表面後退の大きい領域が発生する。

この領域のなかには、流れの揺らぎとCFRPにおける炭化層の形成に伴う、炭化層の保持力の低下等の影響が重畳されて、領域によっては、比較的深い溝に発達するものが現れる。

深い溝が進展し、CFRPの積層面と加熱面のなす角度が小さくなり、かつ、一定の幅を持った領域が形成されると、熱分解ガスの発生に伴う層間の圧力の増加や炭化層の保持力の低下等によって、層間剥離が発生し、CFRPの積層の脱落が起こる。この剥離と脱落が繰り返されることにより局所エロージョンが加速される。

また、燃焼ガスが深くなった溝に向かって流れ込み渦を形成し、一段と動圧及び熱負荷の高い環境下となり、局所エロージョンが一段と加速される。

ライナアフトB2の局所エロージョンの進行によって、ホルダBに燃焼ガスが到達し、その熱によりホルダBが溶融・破孔し、その結果、燃焼ガスが後部アダプタ内に漏洩した。

漏洩した燃焼ガスにより導爆線が加熱され、導爆線が機能を喪失したことから、右側のSRB - Aの分離に失敗した。

なお、SRB - Aの開発段階の地上燃焼試験から6号機の左側のSRB - Aまで、燃焼ガスの漏洩の発生を示唆する現象はない。一方、6号機の右側のSRB - Aに、特につながる製造上の特異性も発見されていない。

CFRP製のノズル部に発生する局所エロージョンは、微細なメカニズムに起因する確率的な現象であることから、その位置とその深さは、確定的に求められるものではない。高燃焼圧力化に伴い流体力学的環境が当該の部位では苛酷となり、新たな知見として得られたCFRPの層間剥離の進行とあわせ、より深い局所エロージョンが発生し破孔に至る可能性が、現在のノズル設計では、潜在していたと考えられる。

局所エロージョンが、ライナアフトB2のどこに発生するかを予測することは困難であり、また、一度表面後退の加速が始まると、そのメカニズムの特性上、集中的に進行し続けるものである。それが6号機の右側のSRB-Aにおいて、初めて破孔に至るまでに顕在化したものとする。

．今後の対策等

本章では、第 3 章で示した原因究明結果に基づき、機構が今後予定しているサブサイズ及び実機サイズモータの地上燃焼試験の実施等を考慮し、SRB - Aに係る対策についてまとめている。その際、対策の方針として、今回の原因究明の過程において可能性が否定できなかった要因については幅広く対策を検討すること、現象として十分に解明されていない事象については、その発生を極力排除するよう努めるとともに、所要の基礎的な研究を継続的に行うことを基本とした。

また、機構は、これまでの一連の事故を受け、事故の直接の対策のみならず、現在開発中の衛星及びロケットについて、品質及び信頼性の向上の観点から、設計の基本にまで遡った全体の総点検を実施している。このため、今回の事故原因究明の過程を通じて得られた、設計から開発、製造に関する貴重な知見や経験が、H - A ロケット全体の再点検や我が国の宇宙開発技術の信頼性の確立の一助となるよう整理した。

1．固体ロケットブースタに係る今後の対策

SRB - Aのライナアフト B 2 で起こった表面後退の増大を引き起こした要因についての対策を行い、再発を防止する必要がある。

これまでの原因究明から、局所エロージョンにおける層間剥離等の重畳的な影響のメカニズムが新たな知見として得られたが、この現象が発生する条件、あるいは当該局所エロージョンの進行速度については十分に解明されていない。このため、局所エロージョンについてのデータ取得を継続して行い、定量的な評価が可能となるよう努める必要がある。

ノズル部の対策については、集中的に進行する局所エロージョンを抑えるため、高燃焼圧力化が局所エロージョン発生背景要因となっていることを踏まえ、信頼性の高い設計変更を行わなくてはならない。

したがって、機構は、具体的な設計の決定に当たって、十分な検討の上で、サブサイズ及び実機サイズモータの地上燃焼試験によりデータを取得し、設計変更の妥当性を確認した後に、設計を確定する必要がある。また、宇宙開発委員会の「H - A ロケットの打上げ前段階における技術評価について（報告）」の中で、SRB - Aに関する助言が含まれており、機構は、残されている課題について、早急に取り組んだ上で、順次設

計等に反映させる必要がある。

これらの設計変更の詳細内容及び試験結果については、本調査部会の下に設置したH - Aロケット再点検専門委員会において、H - Aロケットの再点検と併せて機構から報告を受け、調査審議を行っており、その妥当性について確認することとする。

1 - 1 ノズル部の設計変更に対する基本的考え方

(1) ノズル部の対策についての考え方

これまでの原因究明の結果を踏まえ、SRB - AのライナアフトB2で起こった表面後退の増大は、次の現象が継起することで生じていると考えられる。

ライナアフト前端部に発生する周方向に一様な段差
推進薬の光芒の影響による燃焼ガスの渦による表面後退
表面後退をさらに加速させる現象

- ・CFRPの層間剥離
- ・深い溝に向かって流れ込む燃焼ガスによる表面後退

(2) 設計変更等についての検討

(1)を踏まえた具体的な設計変更等については、図3 - 1 - 1のとおりである。SRB - Aの設計変更等の実施に当たっては、当然のことながら、各設計項目のトレードオフを行い、設計を決定しなければならない。

1)燃焼パターンの見直し

現設計の基本的考え方

SRB - Aは、高燃焼圧力化し、その燃焼パターン（燃焼圧の時間履歴）を、H - Aロケットのシステム要求に対して最適化している。また、燃焼パターンは、推進薬の形状と密接に関係している。

設計変更等の目的及び方向性

高燃焼圧力化したことが、局所エロージョン発生の背景要因となっていることを踏まえ、今後予定されているミッション要求への適合性を勘案した上で、燃焼圧力の低減等、局所エロージョンの発生の低減効果をもたらすような燃焼パターンを検討する。

2)ノズル形状の見直し

現設計の基本的考え方

SRB - Aは、第1段エンジンに対するSRB - A噴射ガス流の影響を低減するため、

ノズル出口をできるだけ後方にすることとした。このため、機構は、H - ロケットの実績を踏まえ、SRBと同様の円錐型ノズルを採用した。

設計変更等の目的及び方向性

ノズル開口部の初期立ち上がり角を増加することにより、内壁静圧等流体力学的環境を早期に緩和する。またこの場合、CFRP積層面と加熱面のなす角度の増加が、層間剥離と脱落の防止に有効に寄与する。

テレメトリデータ等に基づくSRB - Aの噴流ガス流の影響評価等を踏まえ、SRB - Aのノズル長を評価し、ノズル開口部の初期立ち上がり角を決定する必要がある。

3)スロートインサート(3DC/C複合材)範囲の拡大

現設計の基本的考え方

SRB - Aのスロートインサートは、3DC/C複合材を初めて適用した。3DC/C複合材の範囲を下流側に広げた場合、端部が薄くなることで欠損のリスクが高くなることから、欠損のリスクを低減する設計とした。

設計変更等の目的及び方向性

3DC/C複合材の範囲を下流側に広げることにより、ライナアフトB2を熱による負荷がより低い下流側に配置でき、ライナアフトB2における表面後退を低減することが可能である。

スロートインサートを下流側に広げることにより、3DC/C複合材の端部が薄くなることから、欠損のリスクを評価する必要がある。

4)ライナアフトB2の板厚設計の見直し

現設計の基本的考え方

開発段階でのサブサイズ及び実機サイズモータの地上燃焼試験結果等から、局所的な表面後退の発生を考慮して板厚を設定した。

設計変更等の目的及び方向性

サブサイズ及び実機サイズモータの地上燃焼試験により、データをさらに蓄積し、解析による評価を踏まえ、必要な板厚余裕も含む新たな板厚設計基準を設定し、ライナアフトB2の板厚を設定する。なお、サブサイズモータについては、高温混相流において実機サイズモータとの間に如何なる相似則が成立しているのか、注意する必要がある。

5)製造・検査の改善

現設計の基本的考え方

CFRPの製造・検査では、作業標準書、検査実施要領書等に従い、CFRPの材料特性、機械強度等を確認し、CFRPが設計要求を満たしていることを確認している。

設計変更等の目的及び方向性

CFRPの材料特性を安定化させるため、その材料特性を十分に把握・特定するとともに、性能等の合否判定基準等に関してもその妥当性を確認する。また、ライナアフトB2及びスロートインサートの欠け等の可能性を一層低減するため、製造・検査の改善につき検討する。

1 - 2 その他の対策

今回のH - Aロケット6号機の打上げ失敗では、SRB - Aの分離機構が冗長構成としていたにも拘わらず、結果的に燃焼ガスの漏洩により、導爆線の機能が喪失し、SRB - Aの分離に失敗している。

機構は、SRB - Aのノズル部分での、燃焼ガスの漏洩を想定していなかった。各種機器等を後部アダプタに集中的に配置しているが、燃焼ガスの漏洩を前提とした対応を行うことが不可欠であったとは言い切れない。しかしながら、今回の事故に鑑み、導爆線を含む艀装について、冗長構成の視点から適切な配置であったかどうかについて再検証を行う必要がある。

機構では、H - Aロケット全体の再点検において、一つの故障、不具合では致命的でない初期の異常からミッションの不達成に繋がる連鎖事象を検討するため、リスク評価と対策の検討を行っている。

したがって、導爆線を含む艀装についての再検証結果については、宇宙開発委員会への再点検結果の報告の中で確認する。

また、SRB - Aの回収については、宇宙開発委員会技術評価部会「H - Aロケットの打上げ前段階における技術評価について（報告）」（平成12年12月）において中長期的課題としてあげられており、機構においては、今回の探索結果等を勘案しつつ、回収の目的・必要性及び費用対効果等を総合的に考慮して、今後の対応を検討する必要がある。

2 . H - Aロケット打ち上げ再開に当たって考慮すべき事項

機構では、H - Aロケットの打上げ再開に向けて、信頼性向上に向けた取組みをさらに強化するとしている。今回の原因究明活動を通じて得られた知見をもとに、H - Aロケット全体の再点検に当たって考慮すべき事項は、以下のとおりである。

なお、機構が行うH - Aロケット全体の再点検については、本調査部会の下に設置した、H - Aロケット再点検専門委員会において調査審議を行っており、技術的な助言を与えることとする。

(1) H - Aロケット全体の再点検

機構は、事故・トラブルが続いたことから、現在開発中のロケット及び衛星について、品質及び信頼性の向上の観点から、設計の基本にまで遡った全体の総点検を行っている。

機構は、H - Aロケットの打上げをより確実に行的っていくため、直接原因に対する対策を確実に実施して行くだけではなく、信頼性向上に向けた取組みをさらに強化して行くとしている。このため、機構は、信頼性向上を最優先課題と位置付け、ロケット全体にわたり内在するリスクを抽出、評価し、的確に反映することを目的として、H - Aロケット全体の再点検を実施し、早期かつ確実な打上げ再開を目指している。

(2) H - Aロケット全体の再点検に当たって考慮すべき事項

機構は、H - Aロケット全体の再点検に当たっては、開発当時に設定された基本方針等との整合性が図られることを第一に、一部の改良によって全体システムへ悪影響がないように評価した上で対応する必要がある。なお、基本方針等が現状に即しているかの検討も必要に応じて行ふことが求められる。

今回の打上げ失敗を貴重な教訓として考えると、開発過程で課題とされた事項及び過去の不具合について、それぞれに対策を講じてきているが、未だに潜在的な問題を秘めているものがないかどうか、過去の処置や予断にとられることなく再検証することが適当である。特に、H - Aロケットから大きく設計変更を行ったシステムや、地上試験やこれまでの打上げによるデータの蓄積が十分でないものは、弱点になると認識して取り組まなければならない。また、最新の知見に照らして、これまでにとってきた対策が妥当であったかどうかの確認を行うことが重要である。

従来と同様の手法で取り組んでも、これまでに見逃したものを発見することは難しい。手法等が現在の最新の知見を活かしたものであるかどうかの確認が必要である。また、これまでと全く違った視点（例えば、熱、振動などの現象面からの横断的なアプローチ）から再点検することによって、新たに見えてくるものがあり得る。

また、メーカー関係者、特に現場で作業に当たっている関係者が課題であると考えている事項が抽出されているかどうかについて確認することは、再点検に当たって、重要な

示唆を与えるものと考えられることから、メーカーとの緊密な協同体制を取ることが重要である。

H - A ロケット試験機の打上げ前及び打上げ後に、宇宙開発委員会において技術的な評価を実施している。機構では、中長期的な課題として対策に取り組んできているが、残された課題について、その優先順位、実施時期等を明確に定めた上で取り組まなければならない。

3 . M - V ロケットの信頼性向上に当たって考慮すべき事項

我が国の大型固体ロケットであるM - V ロケットは、全段ロケットのノズルに3 D C / C 複合材及びC F R P を採用している。

今回の原因究明の過程で得られた知見をもとに、M - V ロケットのより一層の信頼性向上に努めることが重要である。また、今回S R B - A の製造及び検査で検討する予定の改善方策は、固体ロケットエンジンに共通のものが多いことから、M - V ロケットの製造及び組立て段階での検査についても、再確認を行い、必要に応じて改善方策を検討するものとする。

4 . 固体ロケットブースタの開発過程の検証

H - A ロケット6号機の打上げに際して、開発過程を通じて留意すべき事項とされた部分でトラブルが発生したことを、宇宙開発に携わる関係者全員は謙虚に受け止め、今後の宇宙開発の推進に役立てなければならない。

このため、今回の事故の原因となったS R B - A について、ノズルの設計段階から、地上燃焼試験への対応に至るまでの開発過程の検証を行い、今後教訓とすべき事項を抽出する。

4 - 1 固体ロケットブースタの開発の進め方

S R B - A の開発では、第 章で示したとおり、S R B の技術をもとにしているが、低コスト化を実現するため、これまでになく高燃焼圧力化など、多くの新技術が採用されている。このため、機構では、地上燃焼試験を実施し、発生した不具合については原因究明を行い、対策を実施している。

また、H - A ロケットの開発過程においてH - ロケットの打上げ失敗が起こった

ことから、機構は、H - A ロケットの総点検を実施している。

宇宙開発委員会では、機構が行った総点検について、調査審議を行い、技術的評価及び助言を行った。

機構では、この報告への対応を含めて、信頼性のより一層の向上を図るため、必要な開発を実施してきた。

4 - 2 原因究明の過程で新たに得られた知見

今回の原因究明の過程を通じ、高燃焼圧力化を背景としてSRB - Aの局所エロージョンが加速されるメカニズムについての検討を行ってきた。

この中で、材料・構造的には層間剥離という開発当時に考えたものと違う表面後退のメカニズムの存在が分かってきている。SRB - Aの開発時において発生した過大エロージョン及び局所エロージョンについては、以下のように考えていた。

(1) 地上燃焼試験(QM)における対応について

機構では、ライナアフトで使用するCFRPについて、それまでの国内大型固体ロケットでの実績等を勘案し、CFRPの材料、ライナアフトの製造方法等を決定している。

最終的にライナアフトに採用したCFRP材料の層間剥離に関して、機構は、過大エロージョンが発生した地上燃焼試験(QM)後に、試験片(テストピース)を用いた加熱試験を実施し、層間剥離が発生しないことを確認している。しかしながら、今回の原因究明の過程で、実機に使用されたライナアフトの端材(余長部)を用いた加熱試験を実施したところ、層間剥離が発生することを確認した。両者では、CFRPの製造過程の条件が一部で違うが、材料特性は、あらかじめ機構が設定した検査項目の規定値内であり、現時点でも、層間剥離の発生に影響する要因は、把握できていない。

機構は、開発当時、構成や製造方法等を変えたCFRPでは、層間剥離の発生の可能性に差異があることを認識していたが、機構が定めた検査項目の規定値内であれば、層間剥離のしやすさに差がないと考えていたとしている。

(2) 地上燃焼試験(QM3)における対応について

SRB - Aは、SRBに比べて高燃焼圧力化したことに伴い、SRBで発生していなかったような深いエロージョンが開発当初の地上燃焼試験から見られていた。特に、5回目の地上燃焼試験(QM3)において、それまでの予測を上回る深さの局所エロージョンが発生した。

機構では、地上燃焼試験(QM3)の局所エロージョンの原因について検討を行った。

メカニズムの十分な解明までには至らなかったが、余裕のある板厚設計により対応することとし、ライナアフト B 2 の板厚を増加させるとともに、アウトパネルを設置する対策をとることとした。

なお、機構は、これらの対策により局所エロージョンに対する対応は十分にできていると考え、また、これらの設計変更により影響を受ける項目（ノズルの強度や質量の増加等）については、ノズル部の熱環境を踏まえた応力解析及び実機の工場試験等で設計変更の妥当性を確認し、地上燃焼試験に要する費用も踏まえて、実機サイズの地上燃焼試験を更に行う必要はないと判断した。

また、この局所エロージョンと層間剥離との関係については、機構は、それまでの試験片を用いた加熱試験で層間剥離が発生していないことから、層間剥離の影響の可能性については検討しなかったとしている。このため、地上燃焼試験（QM3）直後には、局所エロージョンが発生した部分の顕微鏡観察等の詳細な分析は行っていない。

一方、流体力学的には、燃焼ガスの流れの3次元解析を行うなど、これまで機構が行ってきた流れ場解析技術の高度化の成果が見られている。高温混相流の解析等、今後の進展の契機となることが望まれる。

4 - 3 固体ロケットブースタの開発過程の検証

これまで行ってきた今回の打上げ失敗に係る原因究明と今後の対策の検討結果から判断すれば、結果的にノズル部の設計上、十分な配慮がなかったと考える。

機構は、開発過程で発生した表面後退に対し、所要の解析、実験等を行い、原因を究明し、対応策を講じてきたと考えるが、旧宇宙開発事業団をはじめとする宇宙開発関係者の当時の経験や知見からは、今回の事故原因と考えられる局所エロージョンにおける層間剥離等の重畳的な影響を予見することはできなかつたものである。

この点について、今回の事故を貴重な教訓として受け止めるため、SRB - Aの開発過程において、局所エロージョン等について一層注意深い対応ができなかつたか、という観点から、以下の点を指摘しておきたい。

起こった事象を謙虚に受け止める姿勢

この領域は世界最先端の研究開発分野であり、宇宙開発委員会の専門家会合でも指摘されているとおり、「専門家が予測しがたい要素を含む」ものである。

地上燃焼試験（QM3）で局所エロージョンが発生した際に、それ以前のエロージョンとの差の大きさから、発生メカニズムが異なるのではないか、といった観点を持ち得ていれば、詳細に分析を行い、今回説明されたようなレベルまで到達し得たかどうかは別にしても、メカニズムの解明に繋がった可能性があったと考える。

また、確定的に予測しがたい現象に対して、どのように想定をするのが適切か、さらに検討を進める必要がある。

また、機構は、局所エロージョンの原因究明に際して、過去の試験結果等をもとに層間剥離は発生しないと考えたが、過去の知見にとらわれることなく、事象を謙虚に受け止め、外部の専門家を活用するなど、幅広い観点から検討しなければならない。

あらゆる可能性を追求する真摯な姿勢

設計の基本に関連する問題に関しては、必要な検討を尽くすことは当然として、限界条件での検討を行うなど、拡がりをもった検討を行うことが望ましい。このためにも、基礎的な研究を継続し、基盤技術の確立に努めなければならない。

地上燃焼試験（QM）で発生した層間剥離の問題への対応において、機構は、CFRP材料の加熱試験を実施し、層間剥離が発生しないことを確認している。更に厳しい条件で試験を行うなど、更にデータを増やし、できる限りその材料特性を把握する、といった観点を持ち得ていれば、層間剥離のしやすさ、あるいはその差異といった事項に関して知見が深まっていたものと考えられる。

5．宇宙開発技術の信頼性の確立に向けて

宇宙開発プロジェクトの推進は、スケジュールや予算等の制約の下で、ミッションの確定及びロケットや衛星全体のシステム設計が行われていくこととなる。その過程で、対立する要求を、調整し、選択する技術的な判断が求められ、それに相応しい判断のメカニズムが求められる。また、宇宙開発といった大規模プロジェクトを成功に導くには、この技術的な判断を行う場合に、何をどこまで考えた上での判断であったのか、判断根拠とその判断の過程を明確にし、検証可能となるようにする必要がある。

我が国の宇宙開発は、元々打上げ頻度が少なく、運用体験を踏めず、技術を育てにくい環境にある。さらに、限られたリソース（予算、人材、時間）の中で、技術基盤の維持が求められる。このため、いかに良質な人材を確保し、その技術を継承するか、また、

その人材が力を発揮できる環境を整えるか、が第一義的に重要である。その上でも、技術力、いわば眼力を持った人材を育てる努力を継続していかなければならない。

また、厳しい宇宙環境の下で着実に宇宙開発を推進していくためには、地上での各種試験を充実させることにより、打上げ前に不具合を発見し、適切な対策を講じ、確実なミッションの遂行が必要である。

我が国の宇宙開発は、これまで様々な事故・トラブルを経験し、その対策を取ってきたところである。平成6年のきく6号（ETS-）以降の連続した事故・トラブルを受け、宇宙開発委員会では、様々な角度からの提言を行ってきた。特に、H-ロケットの打上げ失敗等を踏まえ、旧宇宙開発事業団（現機構）の業務、体制面での改善策等について、宇宙開発委員会で調査審議を行い、「基本問題懇談会報告書」（平成11年5月）及び「特別会合報告書」（平成12年5月）としてとりまとめている。

本調査部会での指摘を含め、これまで行ってきた提言等を適切にフォローアップし、常に潜在的な問題が残っていないかを確認する必要がある。この点に関しては、宇宙開発委員会特別会合での調査審議の結果をも踏まえて、機構において改善が図られることを期待するとともに、引き続きフォローアップすることが重要である。

通信・放送衛星、気象衛星、地球観測衛星は、国民生活に定着し、その質の向上等に欠かすことができなくなっている。宇宙開発が、実社会において利用されていることを考えると、「宇宙開発に関する長期的な計画」でも示したとおり、信頼性の向上を第一にした開発を行い、国民の期待に応えていかなければならない。

新たな技術開発には、常に開発であるが故のリスクが伴うものであることに留意しつつ、今回の原因究明から得られた知見と経験も活かして、宇宙開発に携わる関係者が一丸となって、宇宙開発技術の信頼性の確立に取り組んでいくことを重ねて期待したい。

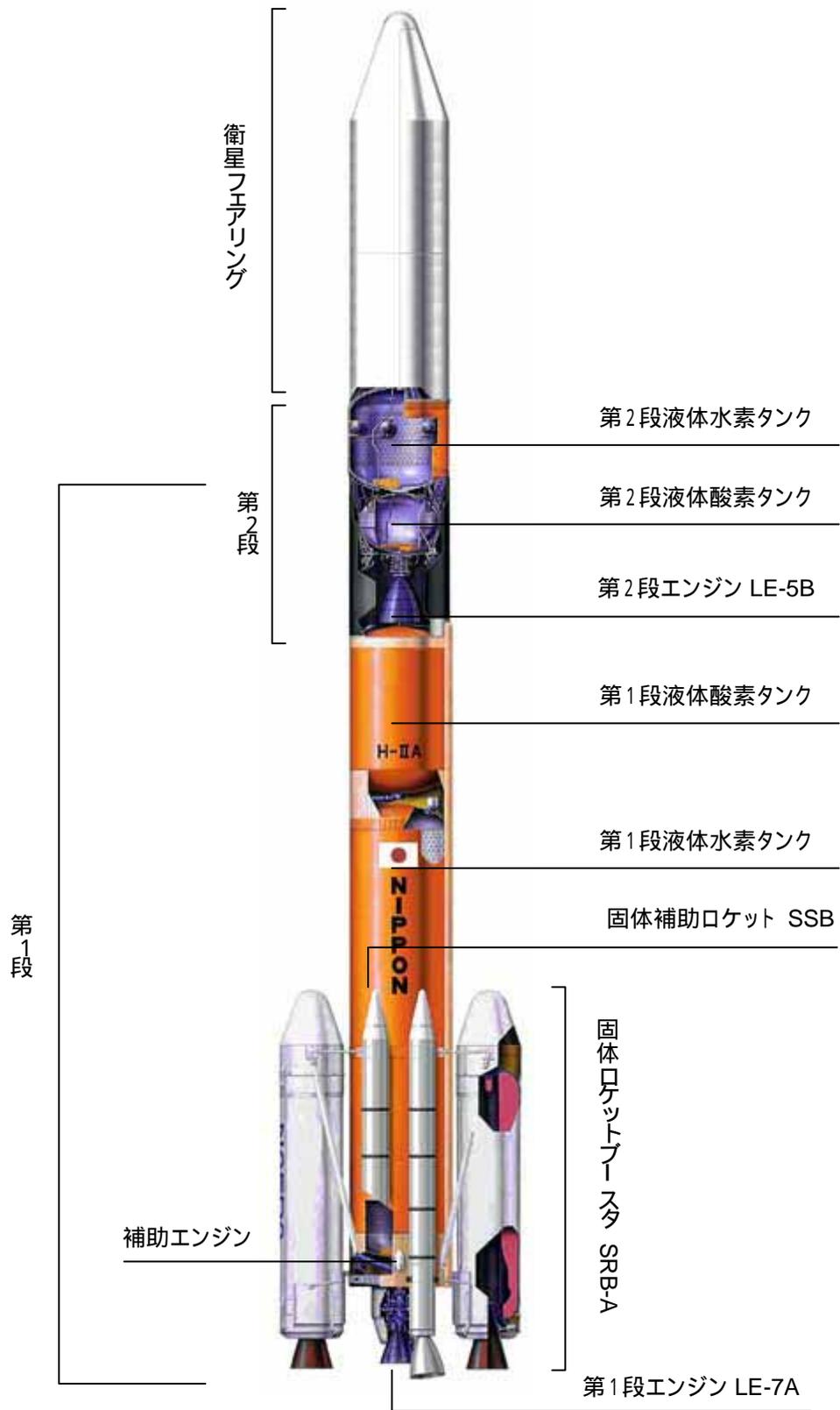


図1 - 2 - 1 H - Aロケット6号機

	第1段	固体ロケットブースタ SRB - A	固体補助ロケット	第2段	衛星フェアリング(4S型)
全長 [m]	37.2	15.2	14.9	9.2	12
外形 [m]	4	2.5	1	4	4.07
質量 [ton]	114	150 (2本)	31 (2本)	20	1.4
推進薬質量 [ton]	101	130 (2本)	26	17	-
推力 [kN]	1100	4520 (2本)	1490 (2本)	137	-
燃焼時間 [s]	390	100	60	530	-
推進薬種類	液体酸素 / 液体水素	ポリブタジエン系 コンポジット固体推進薬	ポリブタジエン系 コンポジット固体推進薬	液体酸素 / 液体水素	-
比推力 [s]	440	280	282	447	-
姿勢制御方式	ジンバル 補助エンジン	ジンバル	-	ジンバル ガスジェット装置	-
主要搭載電子装置	誘導制御系機器 テレメトリ送信機	-	-	誘導制御機器 レーダトランスポンダ テレメトリ送信機 指令破壊装置	-

表1 - 2 - 1 H - Aロケットの主要性能諸元

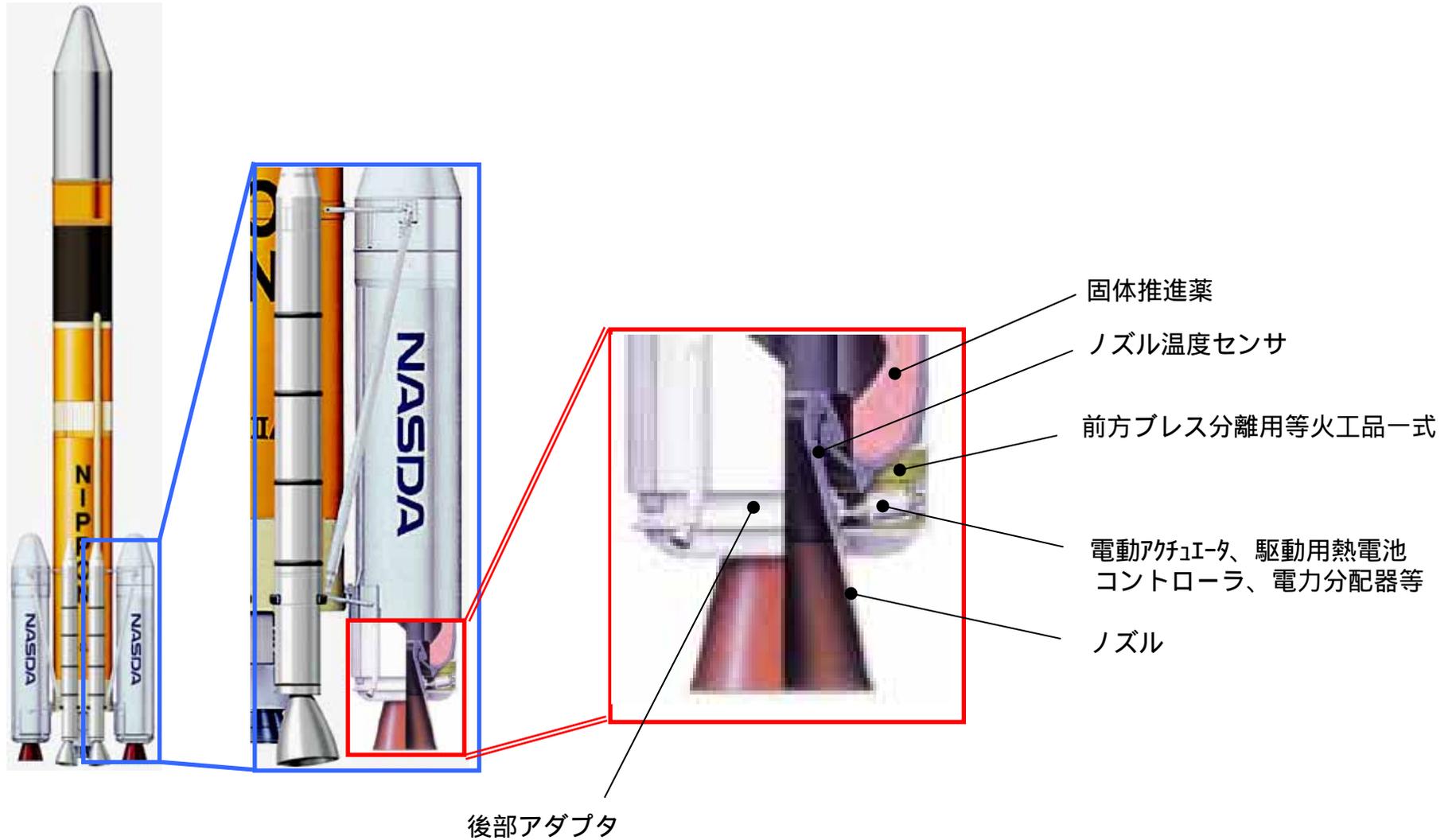


図1 - 3 - 1 (1 / 4) H - A ロケットSRB - A の構造 (搭載機器概要図)

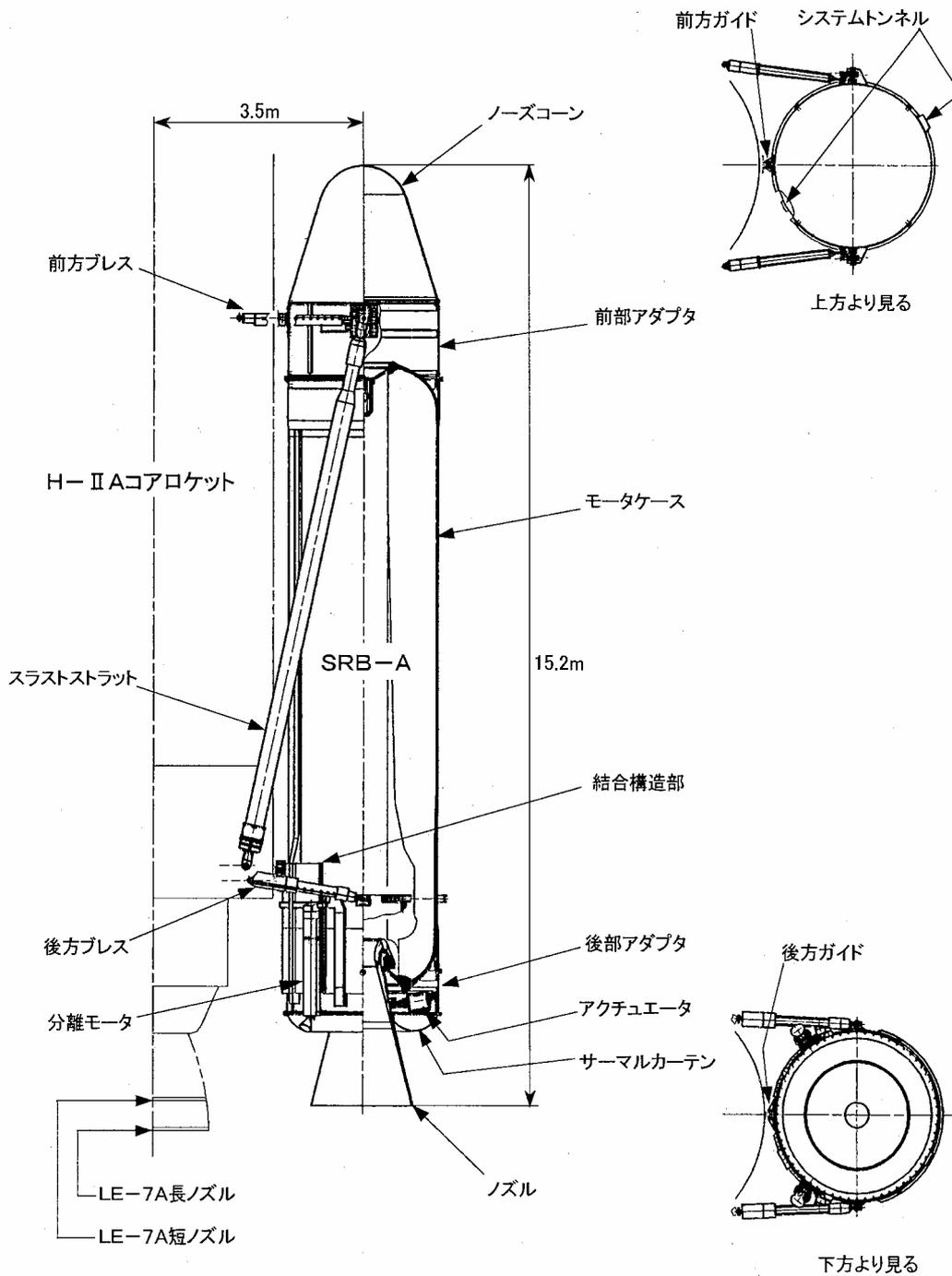


図1-3-1(2/4) H-II AロケットSRB-Aの構造(全体概要図)

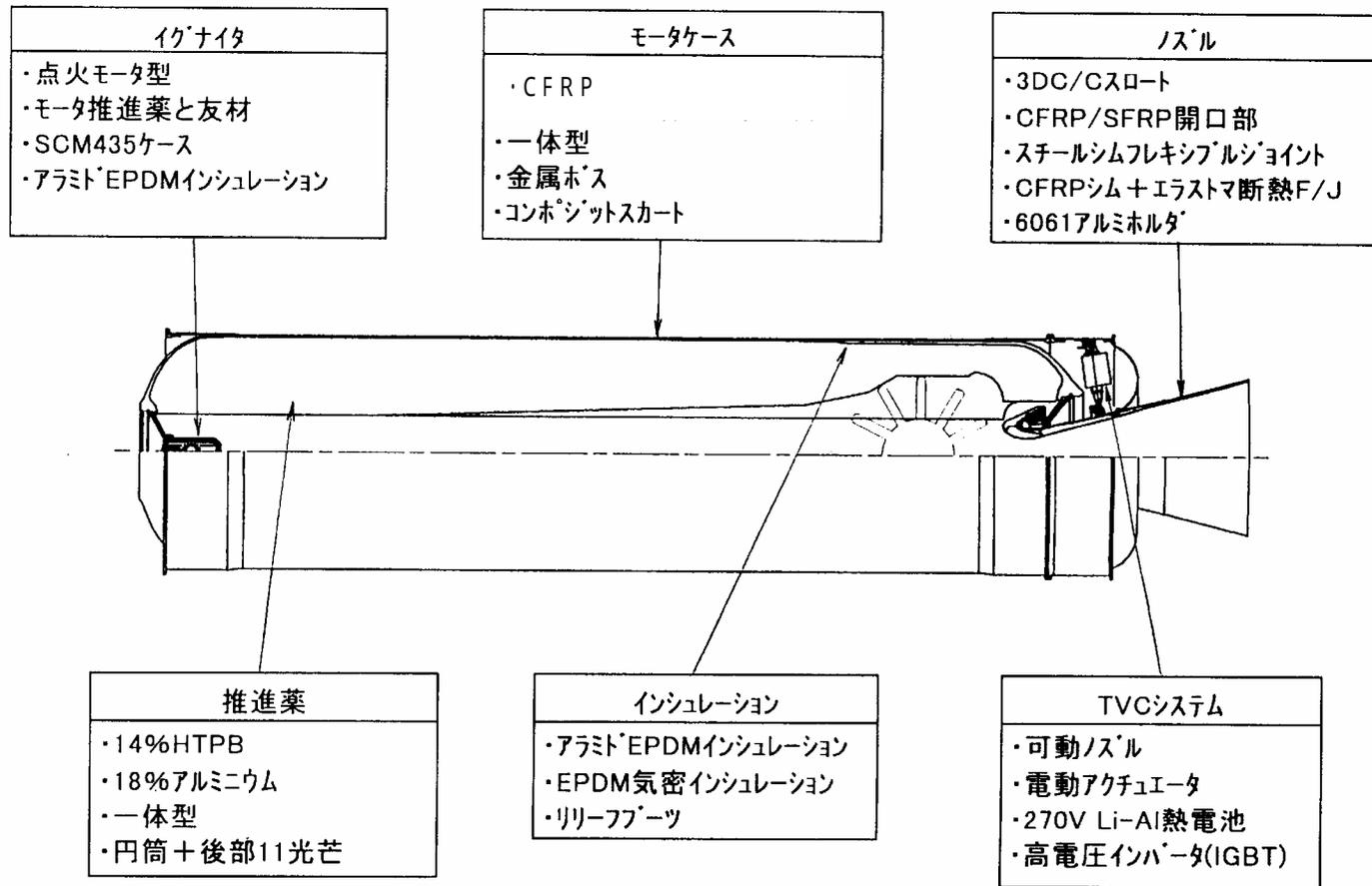


図1 - 3 - 1 (3 / 4) H - AロケットSRB - Aの構造(SRB-Aモータ概要)

[H-II A SRB-A]

[H-II SRB]

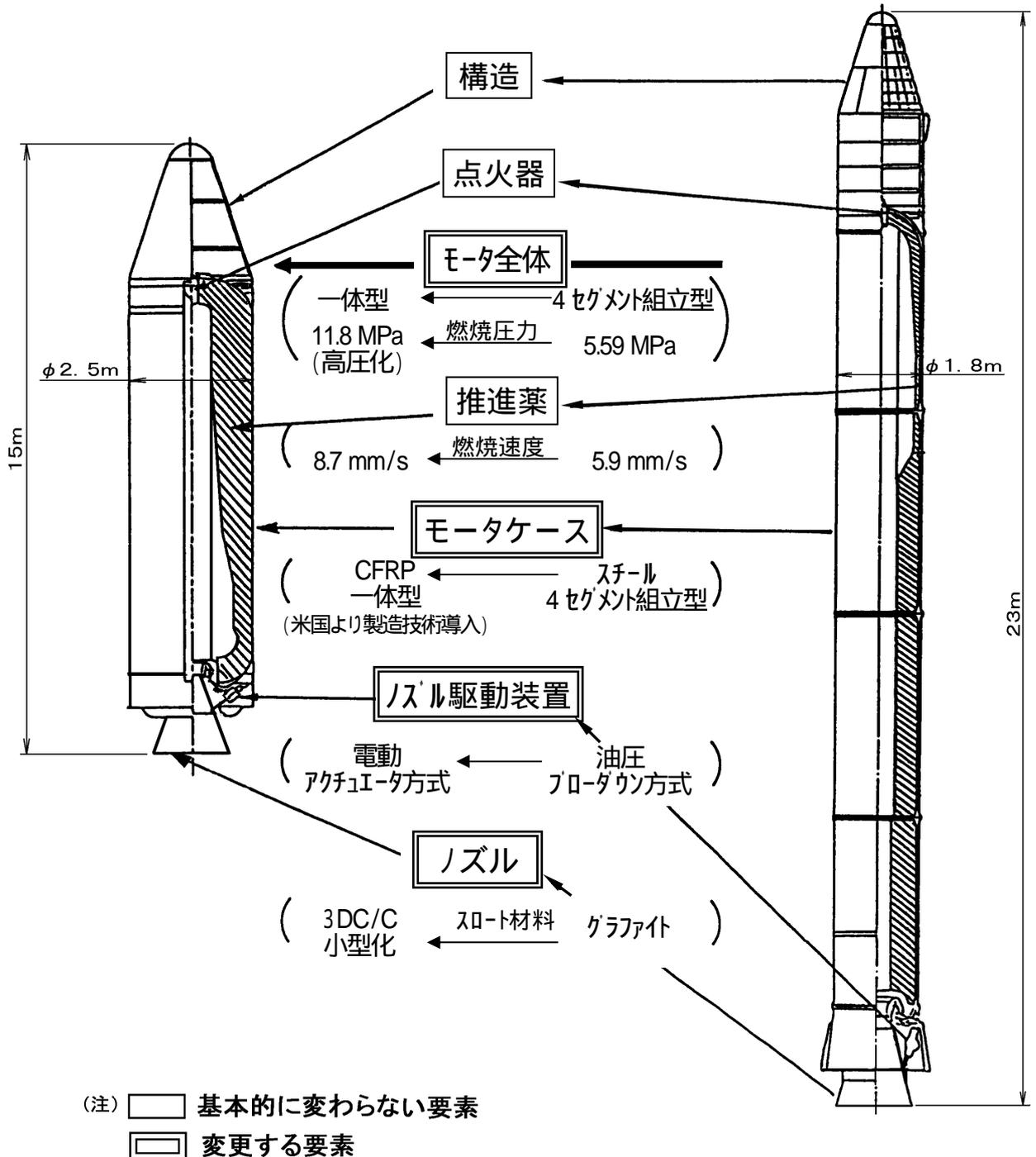


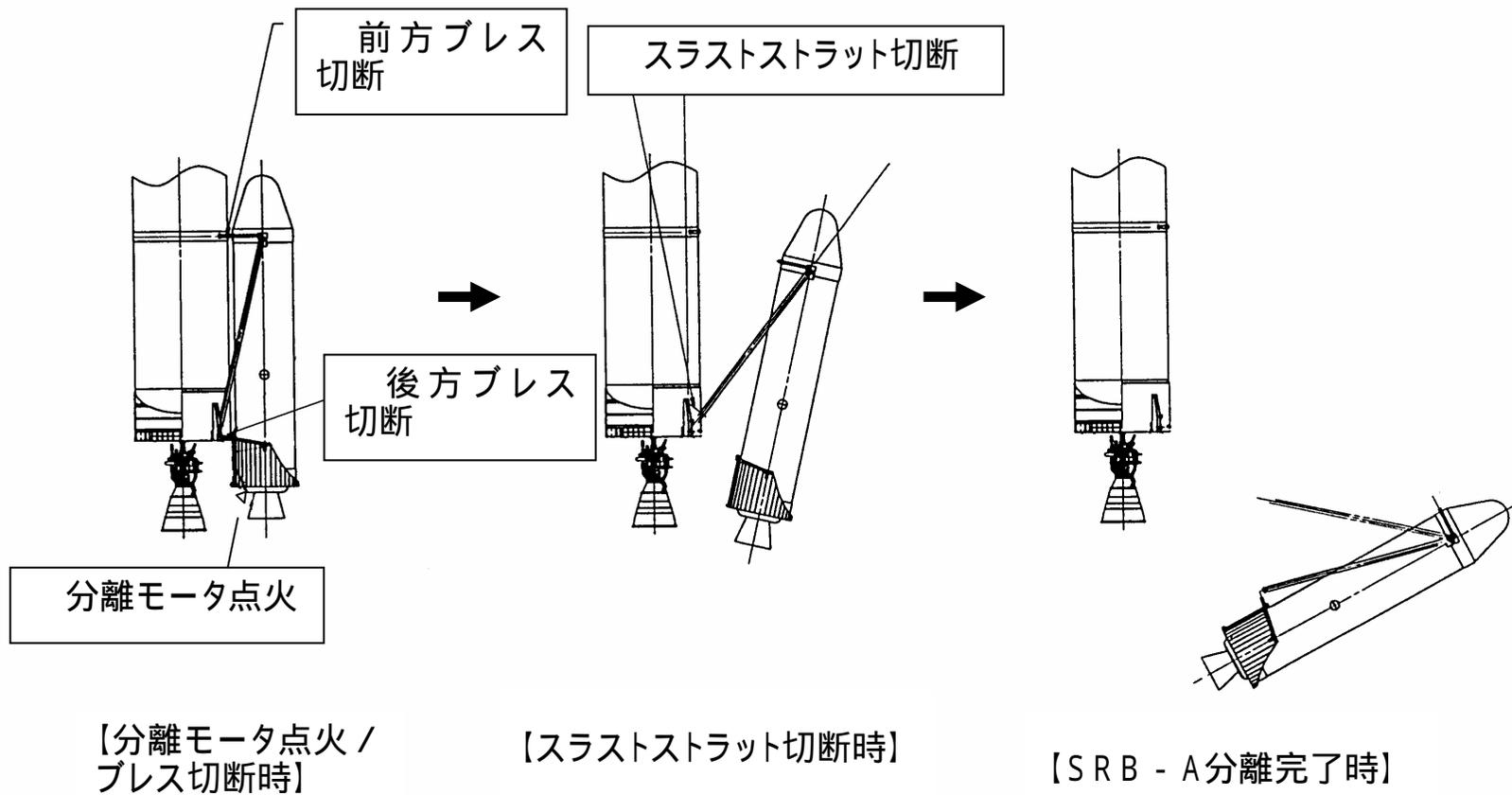
図1 - 3 - 1 (4 / 4) H - AロケットSRB - Aの構造(H - IIロケットSRBとの比較)

SRB-AとSRBの特性比較

	SRB-A	SRB
全長(m)	15.2	23.4
代表径(m)	2.5	1.8
全備質量(ton)	76.4	70.4
モータ質量(ton) *	71.1	68.8
推進薬質量(ton)	65.0	59.2
ブースタ質量比	0.85	0.84
モータ質量比	0.91	0.86
作動時間(s)	100	94
真空中比推力(s)	280	273
平均真空中推力(kN)	1780	1690
最大予測作動圧力(MPa)	11.8	5.59

* 後部アダプタ及びTVCシステム含む

表1 - 3 - 1 H - ロケットSRBとH - AロケットSRB - Aとの特性比較



イベント	時間差
分離モータ点火	- 0.1秒
前方 / 後方プレス分離	0秒
スラストストラット切断	1.4秒

図1 - 3 - 2 SRB-A 分離概念図

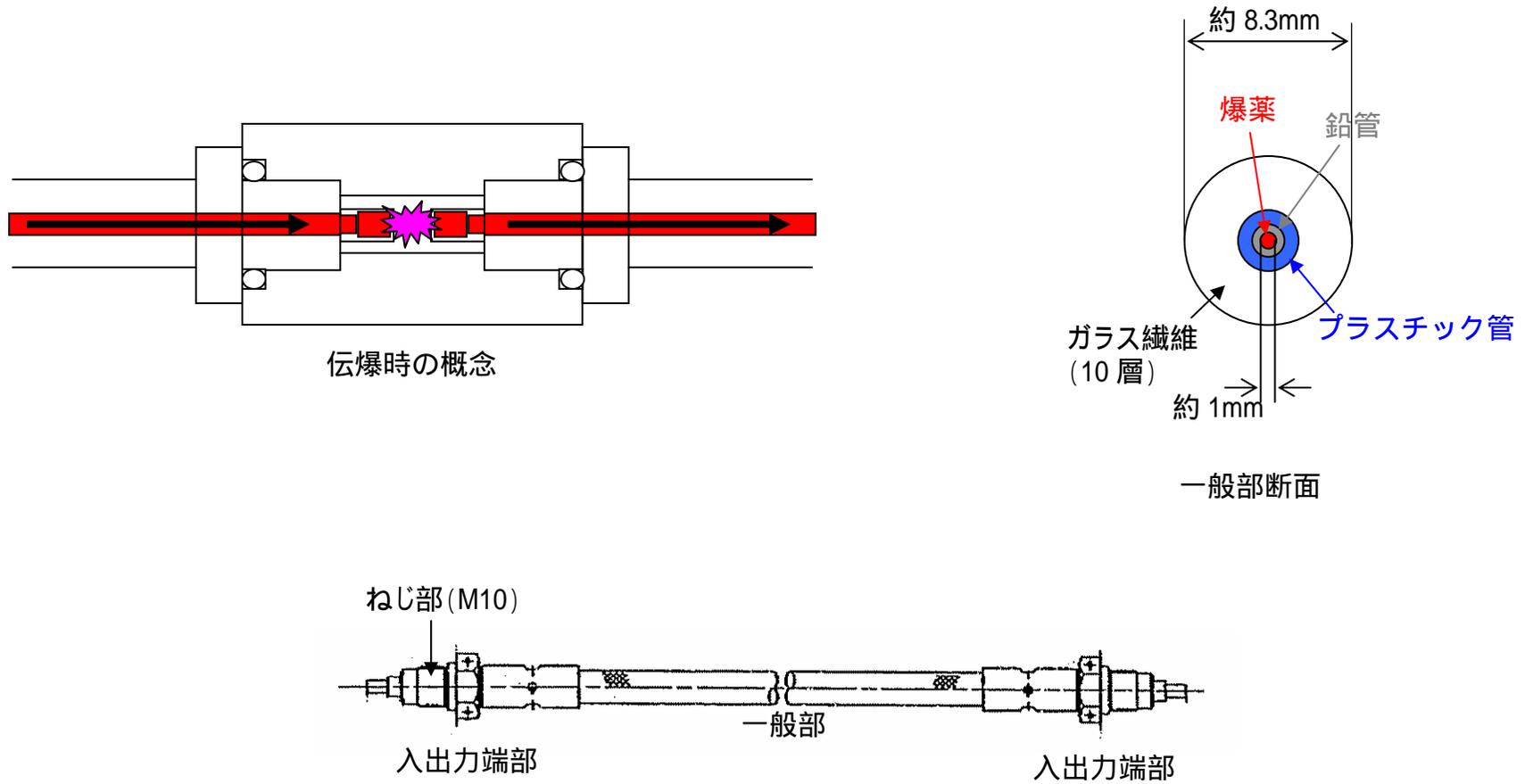


図 1 - 3 - 3 導爆線の構造概要

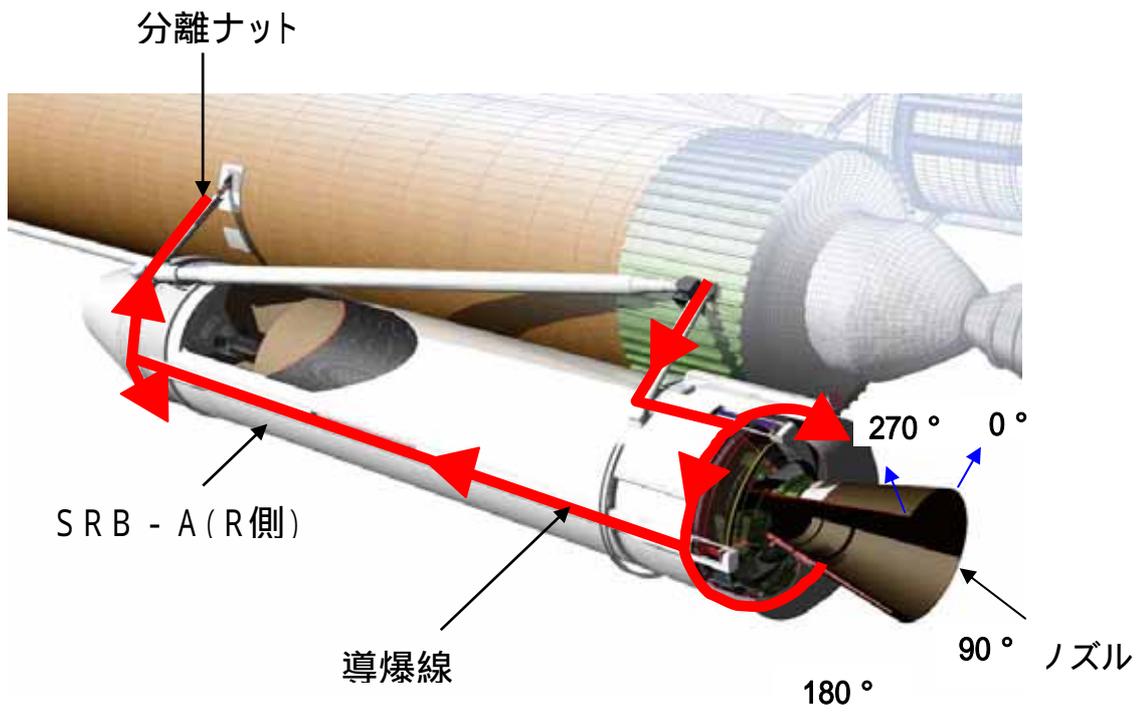


図1 - 3 - 4 (1 / 2) 導爆線の艤装状況 (SRB - A全体)

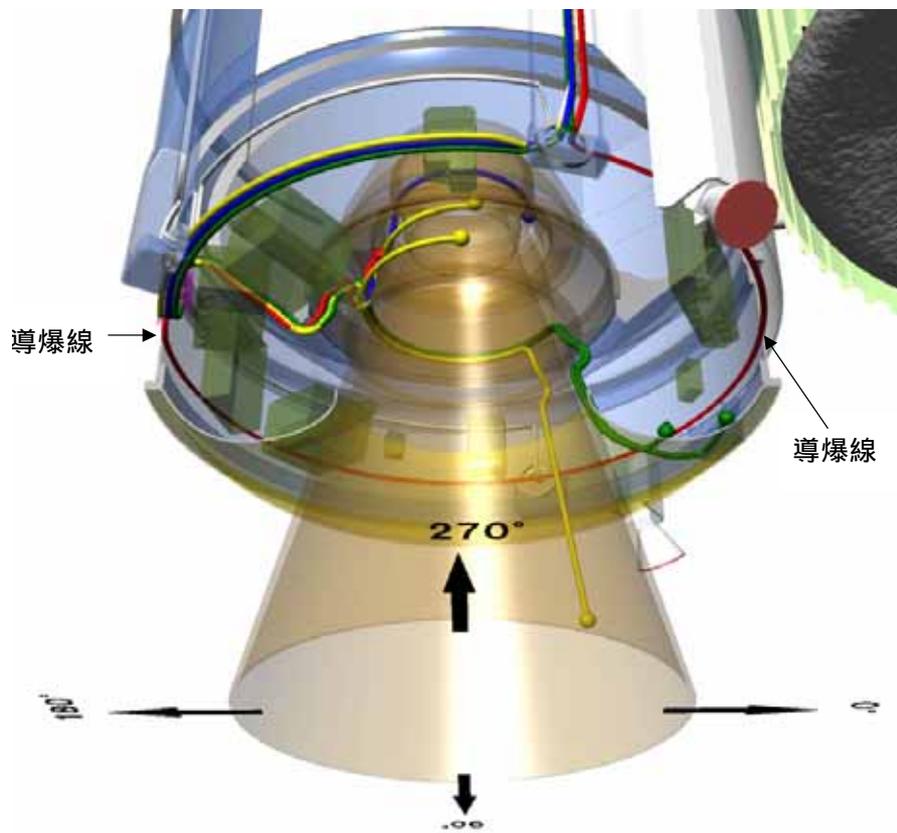


図1 - 3 - 4 (2 / 2) 導爆線の艤装状況 (ノズル部)

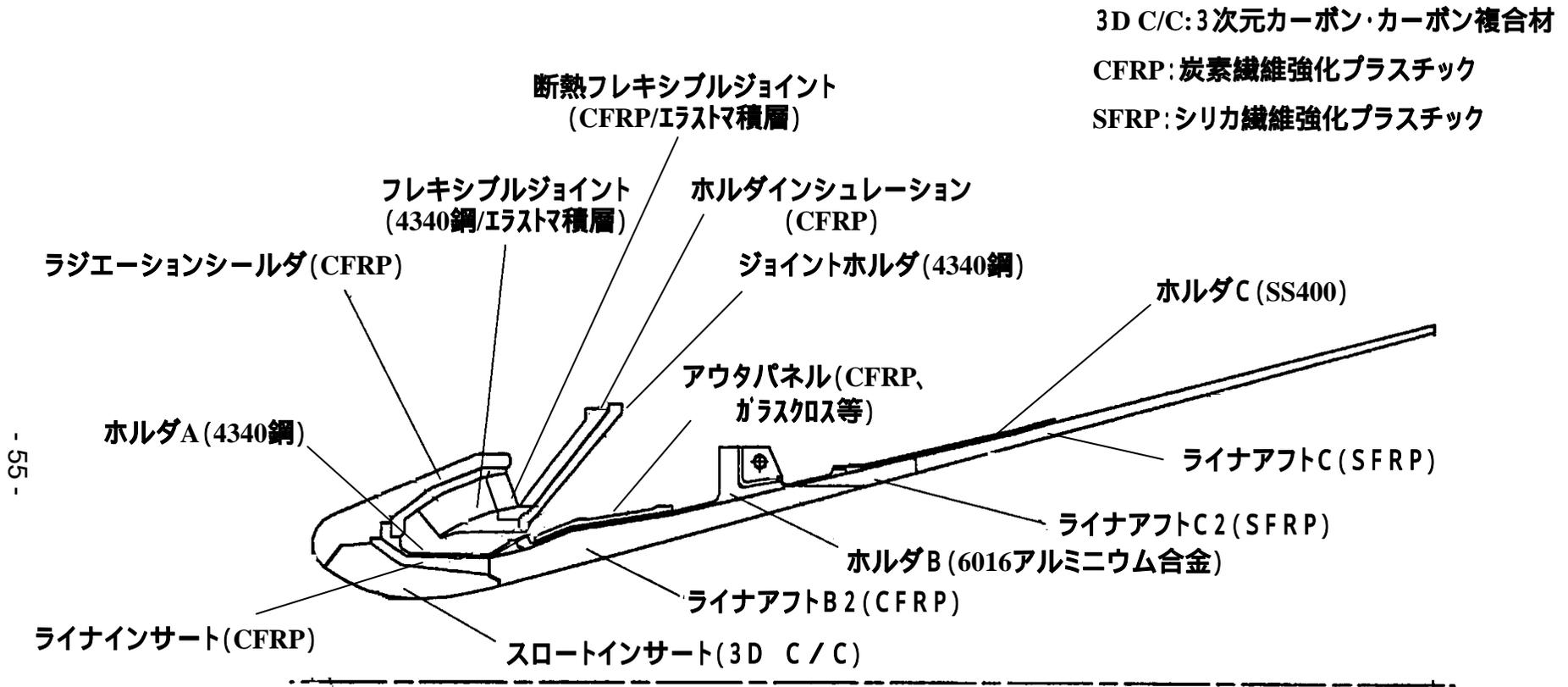


図 1 - 3 - 5 SRB - Aノズル部の構造

1. SRB - Aの基本仕様の設定

	一体型CFRP製モータケースの採用により、セグメント結合部を削除し、信頼性及び性能向上を図る。
	ノズルスロート材に3DC/Cを採用し、信頼性向上を図る。
	電動アクチュエータを採用し、整備性及び運用性の向上、さらに低コスト化を図る。
	実績のあるモータケース生業技術を米国より導入する。
	第1段機体への取付方法をH - SRBのホールドダウン方式からストラップオン方式に変更し、信頼性向上を図る。
	一体型モータケースと射場の推進薬充填設備により、推進薬充填に係る工程を簡素化し、低コスト化及び信頼性向上を図る。

2. H - Aロケットのシステム要求

	最大推力2,157kN以上
	第1段機体とのインタフェース

3. ノズルに対する要求要件

項目	主要な要求条件
推進特性	推力、比推力
形状、寸法、重量	スロート径、全長、ケース結合部外径、ノズル出口外径、ノズル出口位置、可動ノズル包絡域、重量
制御特性	推力偏向角、トルク、ノズル剛性
荷重条件	燃焼内圧、アクチュエータ力
熱条件	燃焼ガス温度、組成、燃焼時間
環境条件	温度
その他	シール性、寿命

表1 - 3 - 2 SRB - Aの基本仕様の設定

	試験日時	目的	結果	対策
EM	1998年7月	実機サイズモータでの推進特性等設計妥当性の確認及びインシュレーション、ノズル繊維強化プラスチック(FRP)耐熱データの取得	<ul style="list-style-type: none"> ・燃焼初期圧力が予測よりも低い ・スロートインサートは表面後退量が少なく、十分に耐荷 ・モーターケース内インシュレーションは実機仕様で問題ないことを確認 ・ノズル開口部断熱材の一部に局所エロージョン発生 	<ul style="list-style-type: none"> ・モーターケース内インシュレーションの厚みの余裕を最適化 ・ノズル開口部のCFRP断熱材の板厚を増加
PM	1999年3月	実機仕様モータ(インシュレーションの薄肉化)による推進特性及び推進方向制御系機能等の設計・製造工程の妥当性確認	<ul style="list-style-type: none"> ・推力カーブはEM時を良好に再現 ・スロートインサートのエロージョン特性は予想どおり ・モーターケース内インシュレーション断熱は予想どおり ・ノズル開口部断熱材の一部に予測より大きな局所エロージョン発生 	<ul style="list-style-type: none"> ・スロートインサート下流側の断熱材接合部形状を変更
QM	1999年8月	実機仕様モータの再現性確認、推進特性のばらつき・推力アンバランスの確認	ノズル開口部に過大エロージョン発生	<ul style="list-style-type: none"> ・ノズル開口部断熱材を、SRB実績品へ変更するとともに、形状を分割方式から一体方式へ変更 ・ノズル開口部のCFRP断熱材の板厚を増加 ・製造時の非破壊検査を追加 ・製品の特性データに関する検査項目の追加 ・技術データ取得項目を追加 ・実機大モータ燃焼試験の追加(2回)し、層間剥離が起きていないことの確認。
QM2	2000年6月	過大エロージョン対策の妥当性、推進特性等の再現性確認	燃焼末期にスロートインサート脱落	<ul style="list-style-type: none"> ・スロートインサート周囲の断熱材との接合面角度の見直し ・断熱材が熱で炭化する際のガスの閉塞を防止を目的に、ノズル構成部材の隙間間隔を調整
QM3	2000年10月	スロートインサート脱落対策の妥当性、機能・性能の最終確認	ノズル開口部に局所エロージョン発生	<ul style="list-style-type: none"> ・ノズル開口部のCFRP断熱材の板厚を増加 ・ノズル外周をCFRP製アウターパネルで補強

表1 - 3 - 3 地上燃焼試験で発生した不具合及びその対策

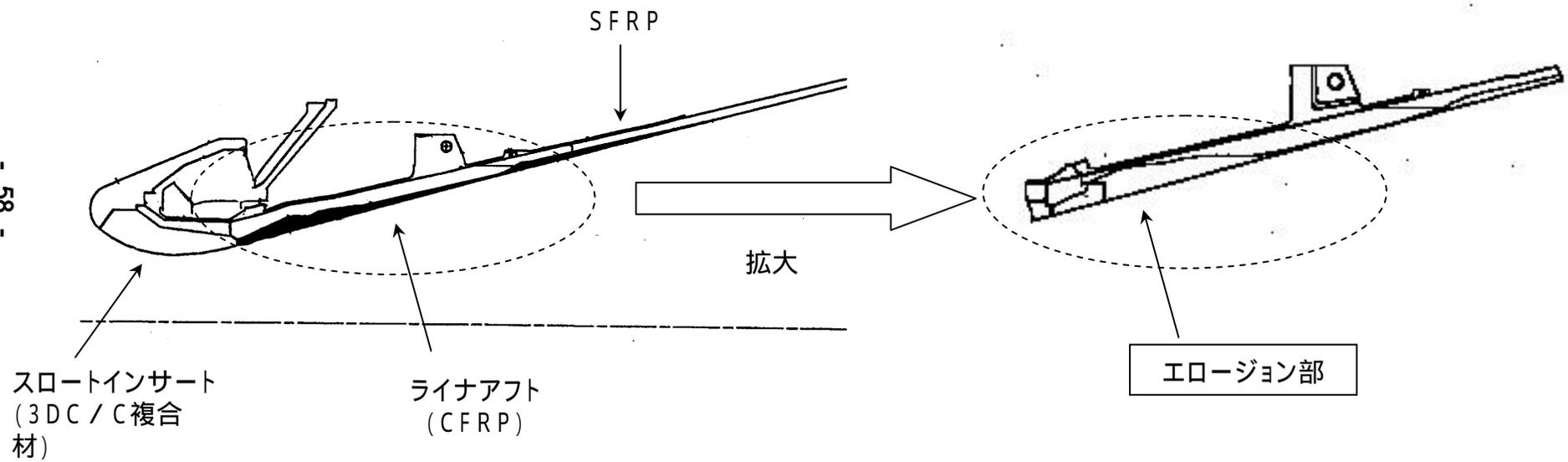


図1 - 3 - 6 地上燃焼試験(QM)における過大エロージョンの状況

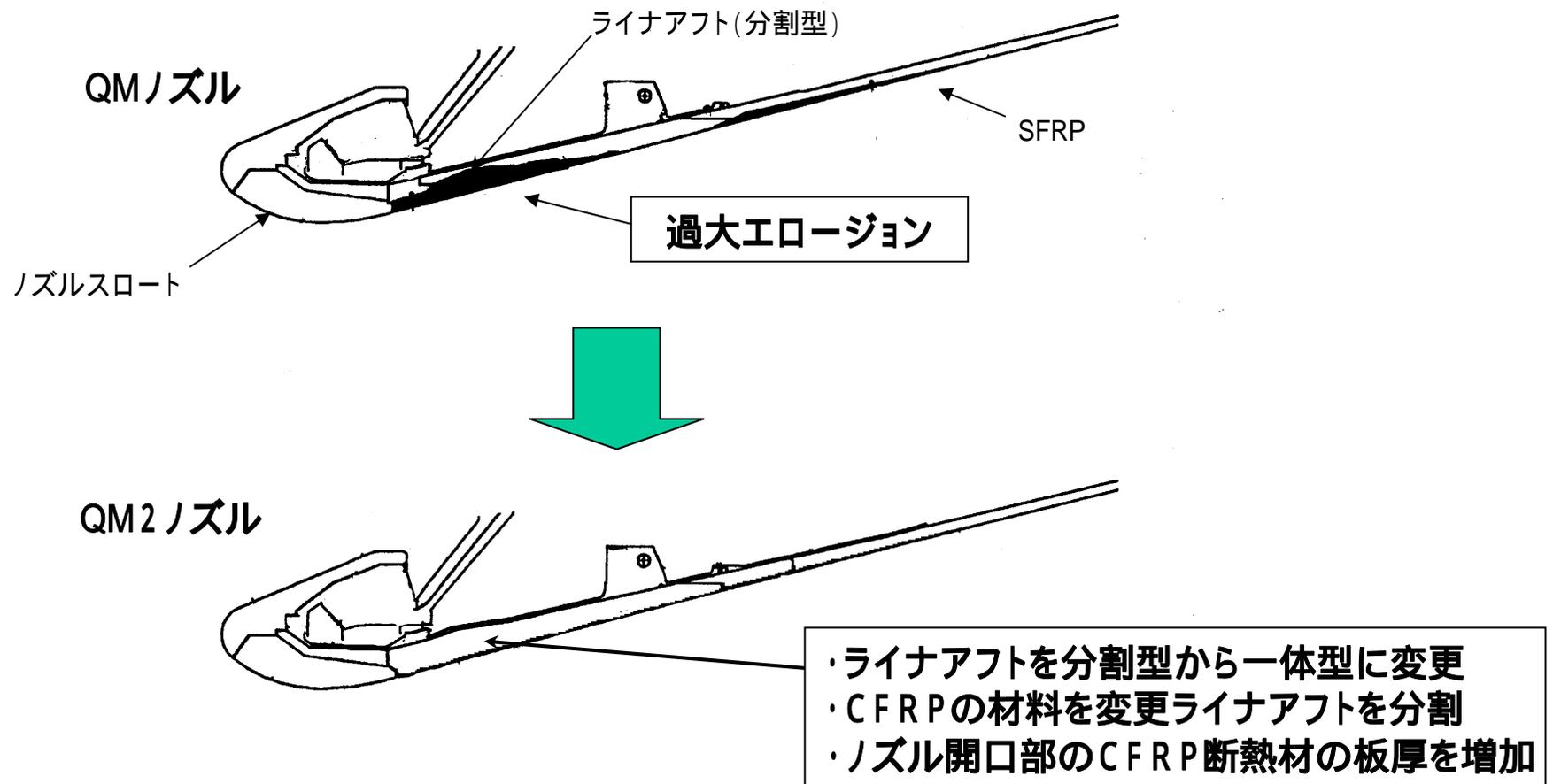
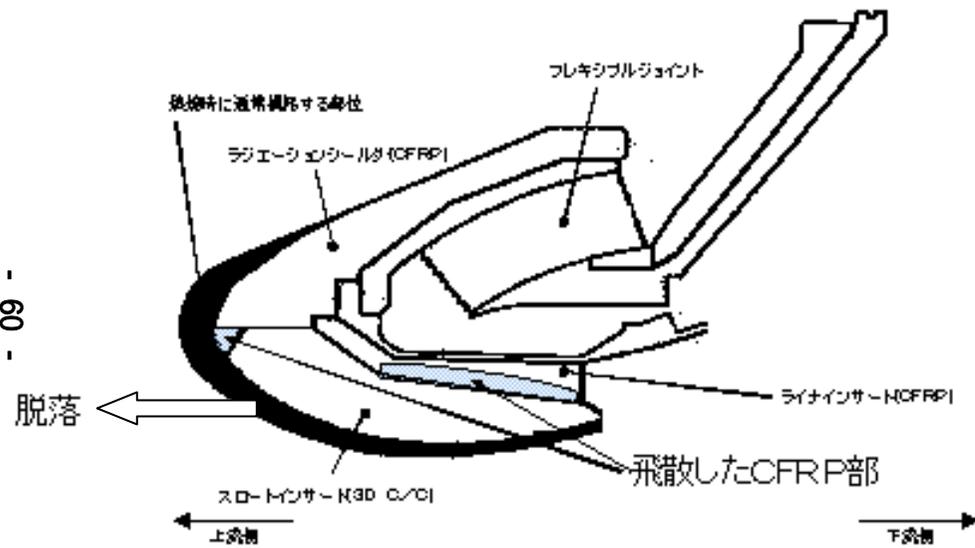
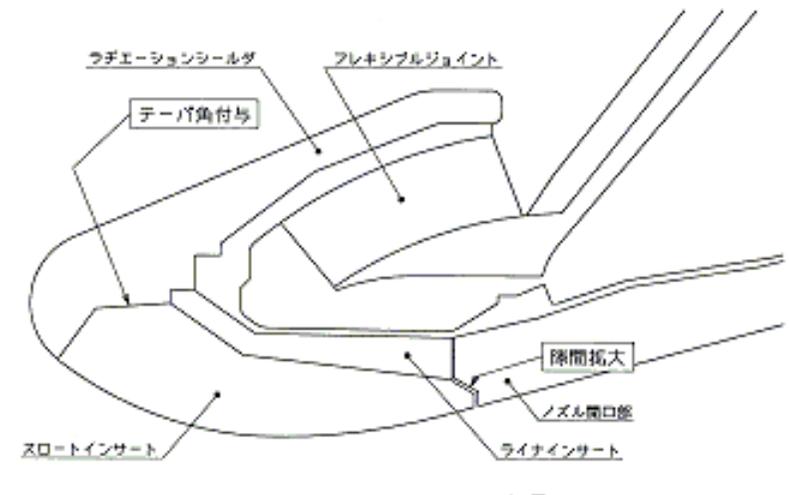


図1 - 3 - 7 地上燃焼試験(QM)における過大エロージョンへの対策



スロットインサート脱落の状況



スロットインサート脱落に対する対策

図1 - 3 - 8 地上燃焼試験(QM2)におけるスロットインサート脱落の状況及び対策

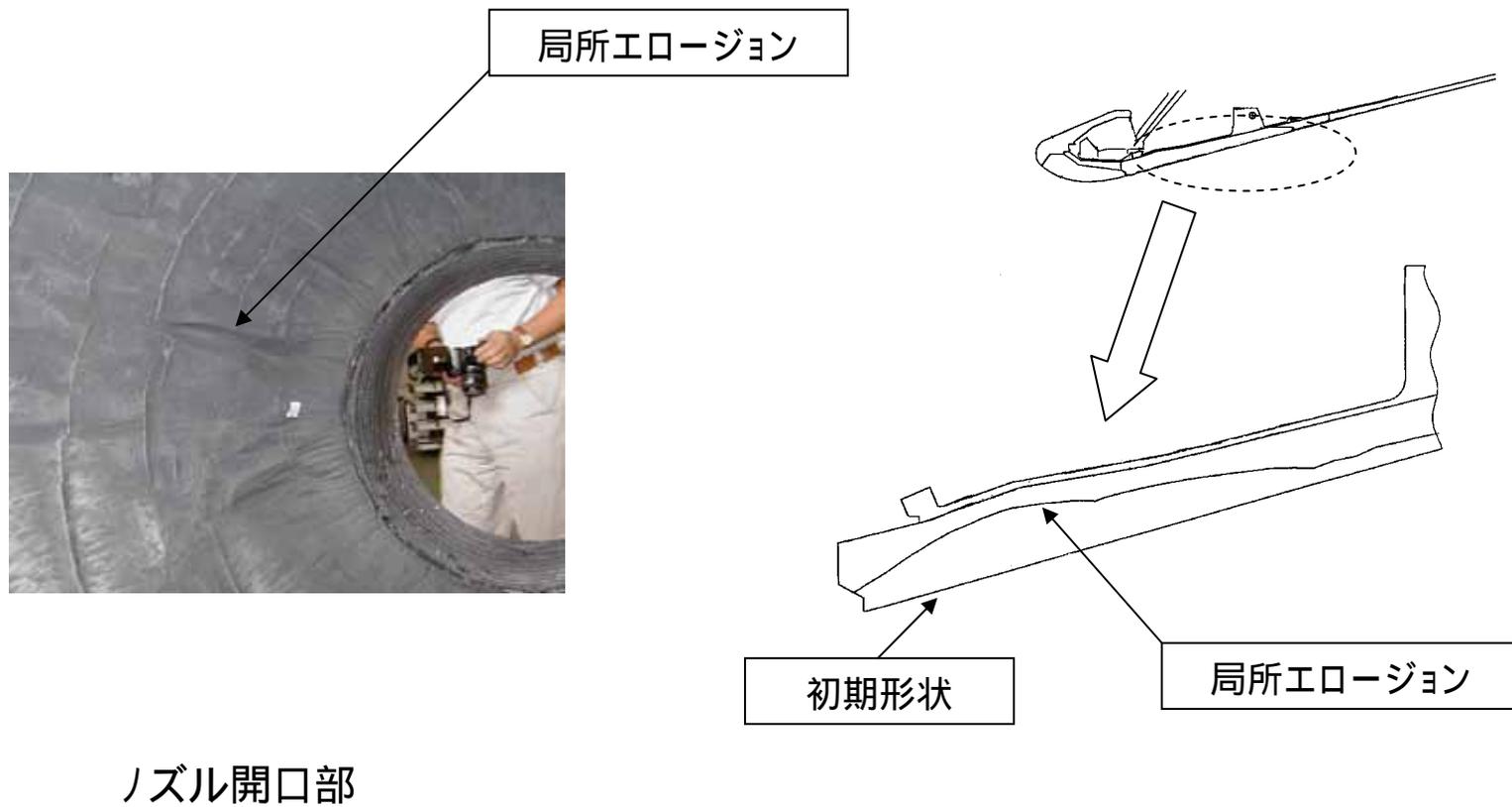
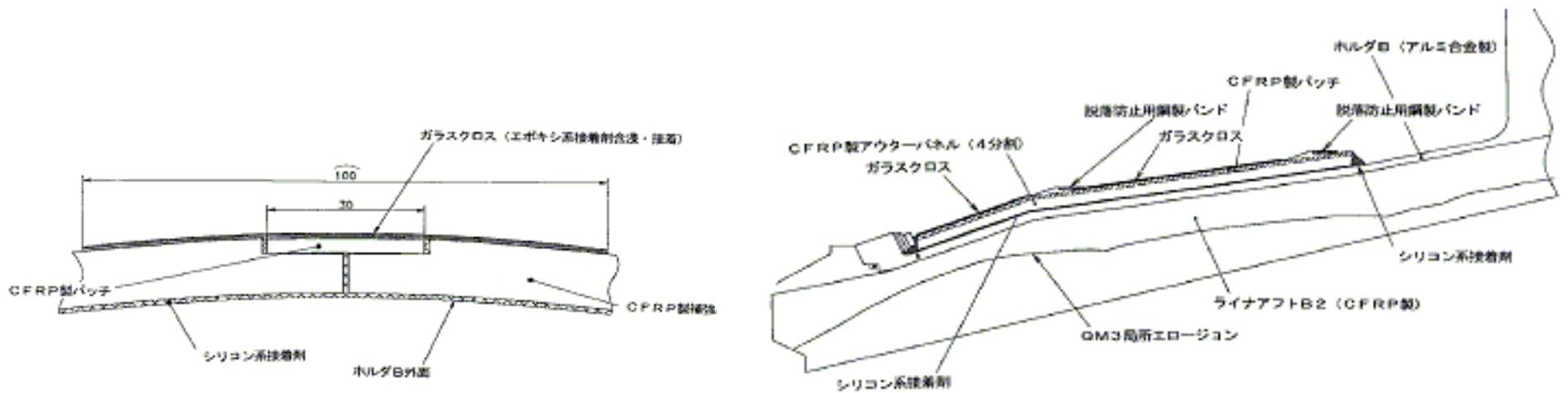


図1 - 3 - 9 地上燃焼試験(QM3)における局所エロージョンの状況



CFRP製のアウターパネル接合部詳細

CFRP製のアウターパネル

図1 - 3 - 10 地上燃焼試験(QM3)における局所エロージョンに対する対策

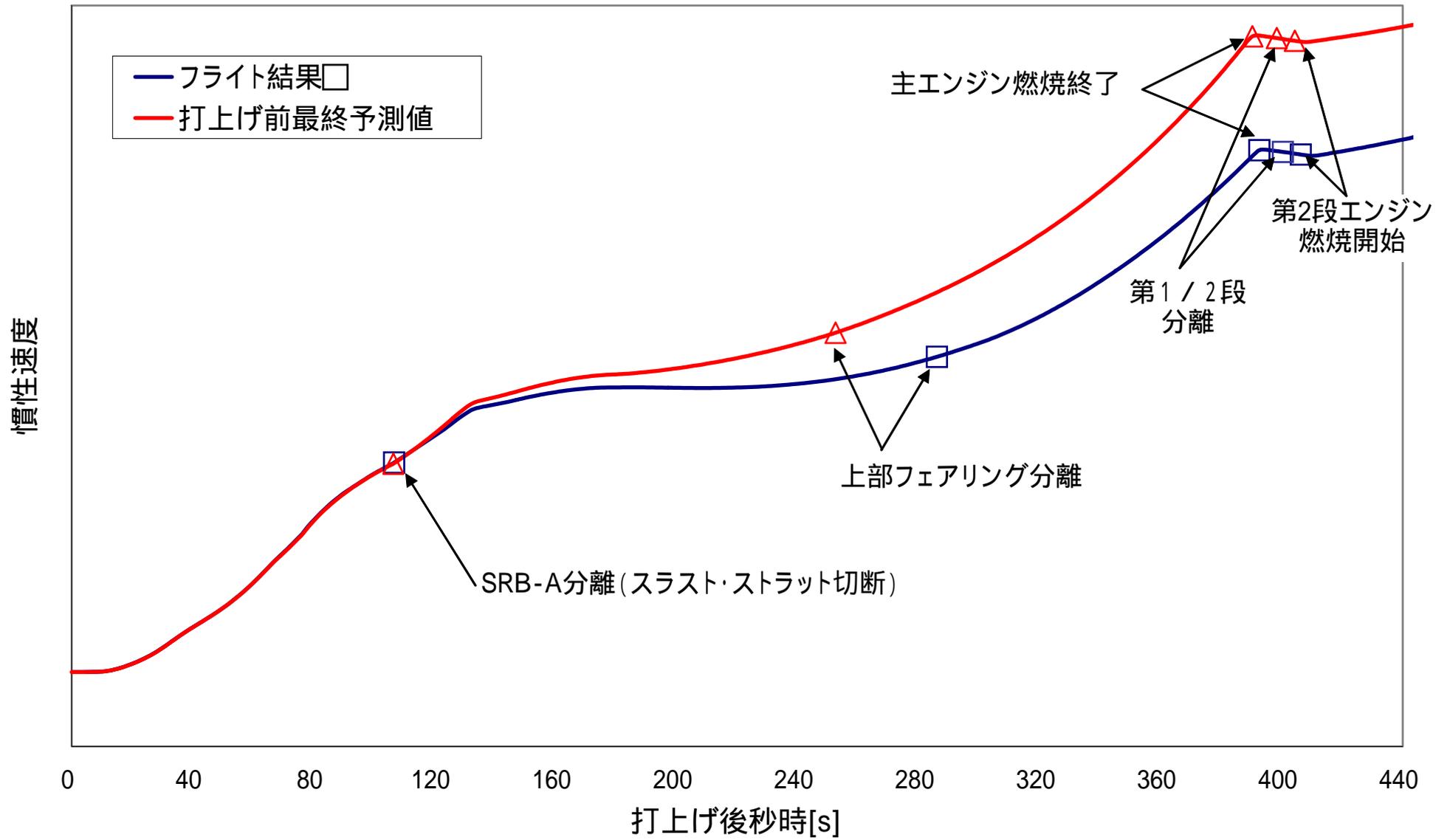


図 2 - 1 - 1 慣性速度

No	主なイベント	実測値	計画値	備考
	固体ロケットブースタ(SRB - A)点火 リフトオフ(13時33分)	0秒	0秒	
	固体補助ロケット(SSB)第1ペア点火	10秒	10秒	
	固体補助ロケット(SSB)第1ペア燃焼終了	1分 8秒	1分 9秒	
	固体補助ロケット(SSB)第2ペア点火	1分 16秒	1分 16秒	
	固体ロケットブースタ(SRB - A)燃焼終了	1分 38秒 (*1)	1分 39秒	
	固体ロケットブースタ(SRB - A)分離 (2本中1本については分離できなかった)	1分 45秒 1分 47秒	1分 45秒 1分 46秒	(*2) (*3)
	固体補助ロケット(SSB)第1ペア分離	1分 48秒	1分 47秒	
	固体補助ロケット(SSB)第2ペア燃焼終了	2分 14秒	2分 15秒	
	固体補助ロケット(SSB)第2ペア分離	2分 24秒	2分 24秒	
	上部衛星フェアリング分離	4分 46秒	4分 10秒	
	第1段エンジン燃焼停止	6分 33秒	6分 28秒	
	第1 / 2段分離	6分 40秒	6分 36秒	
	第2段エンジン点火	6分 46秒	6分 42秒	
	指令破壊コマンド送信	10分 53秒	-	

(*1) 実測値(L側)の最大燃焼圧力(ノミナル値)の2%到達時点

なお、10%到達時点は1分31秒

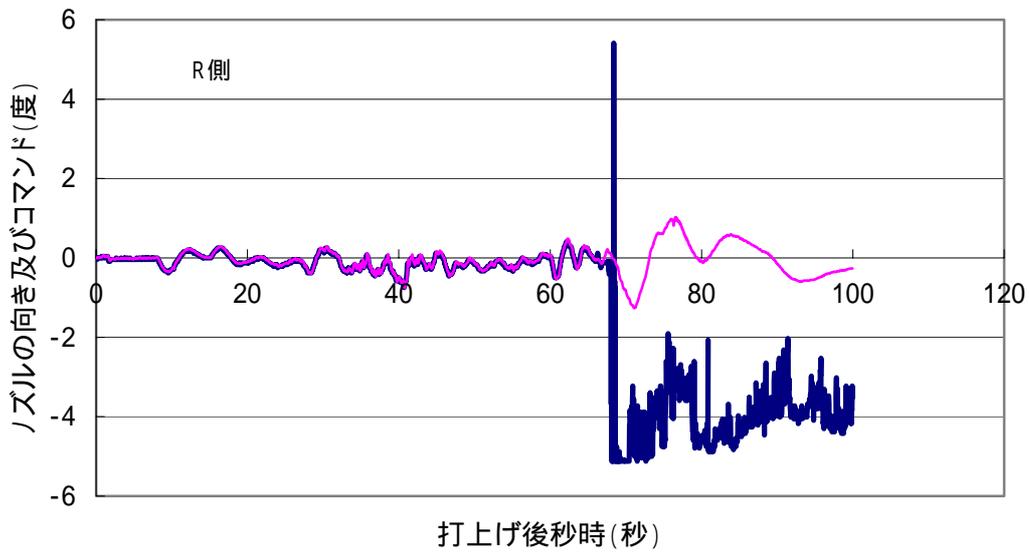
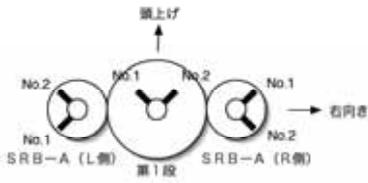
(*2) 前/後方プレス分離時刻

(*3) スラスト・ストラット分離信号送出時刻

表2 - 1 - 1 H - Aロケット6号機主要イベント(打上げ後の時間)

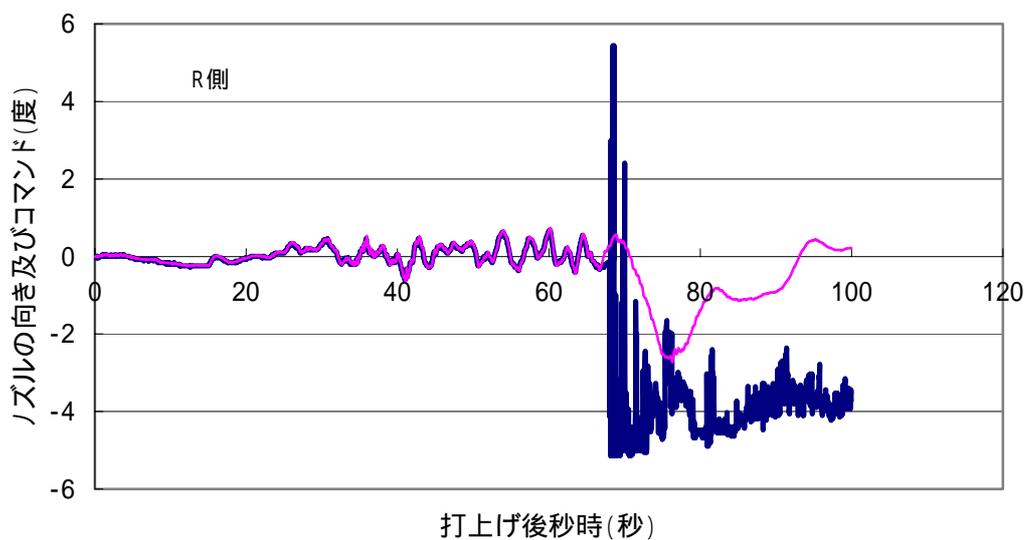
	打上げ予定日	延期理由
1	平成15年9月10日	ロケット打上げ準備作業中に、固体ロケットブースタの準備に追加作業が必要となったため。
2	平成15年9月22日	ロケット打上げ準備作業中に、第1段エンジン(LE-7A)のバルブ駆動装置の交換が必要となったため。
3	平成15年9月27日	ロケット打上げ当日の最終準備作業中に、ロケットの姿勢や加速度を計測する慣性センサユニットに不具合が発生し、追加作業が必要となったため。

表2-1-2 打上げ延期の経緯



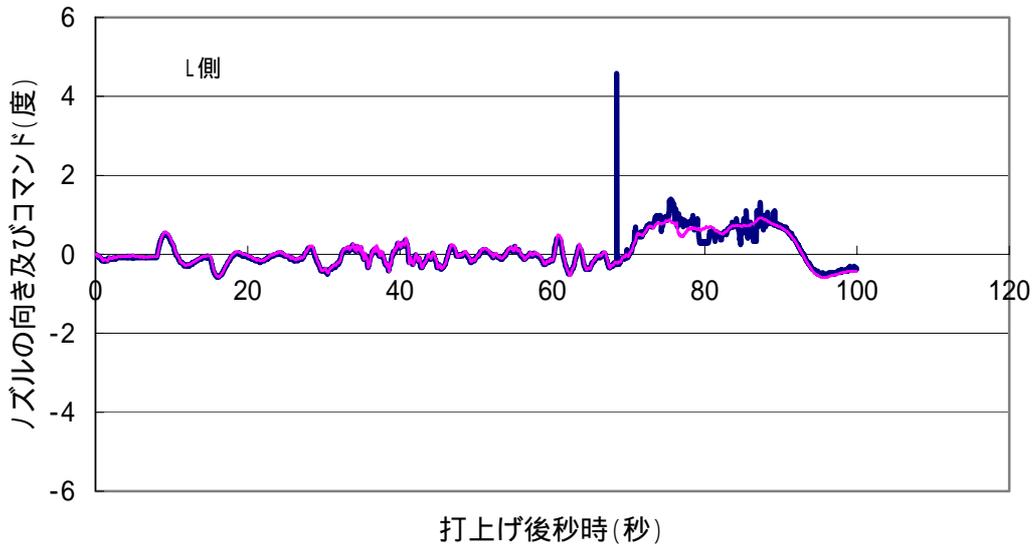
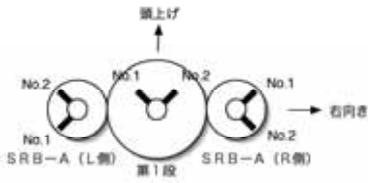
— No.1アクチュエータによるノズルの向き — No.1アクチュエータコマンド

図2-2-1(1/4) SRB Aのノズルの向き(R側、No.1アクチュエータ)



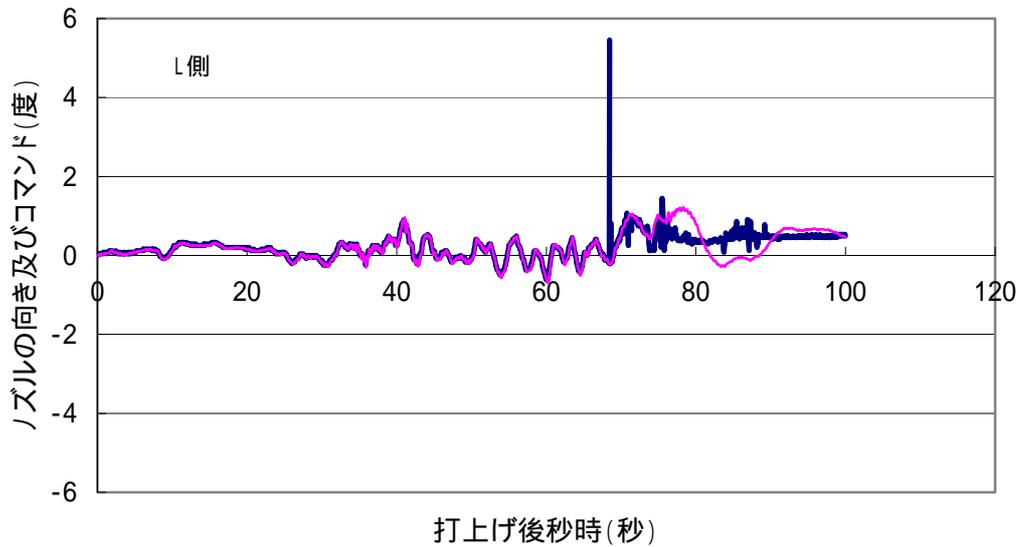
— No.2アクチュエータによるノズルの向き — No.2アクチュエータコマンド

図2-2-1(2/4) SRB A(R側)のノズルの向き(R側、No.2アクチュエータ)



— No.1アクチュエータによるノズルの向き — No.1アクチュエータコマンド

図2 - 2 - 1 (3 / 4) SRB Aのノズルの向き(L側、No.1 アクチュエータ)



— No.2アクチュエータによるノズルの向き — No.2アクチュエータコマンド

図2 - 2 - 1 (4 / 4) SRB Aのノズルの向き(L側、No.2 アクチュエータ)

	No.	名称
構造 部品		モータケース
		ジョイントホルダ
		フレキシブルジョイント
		ホルダ A
		ホルダ B
		ホルダ C
		アウトパネル
断熱 部品		ホルダインシュレーション
		ラジエーションシールド
		スロットインサート
		ライナインサート
		ライナアフト B 2
		ライナアフト C 2
その 他	●	Oリング位置
	■	センサ位置

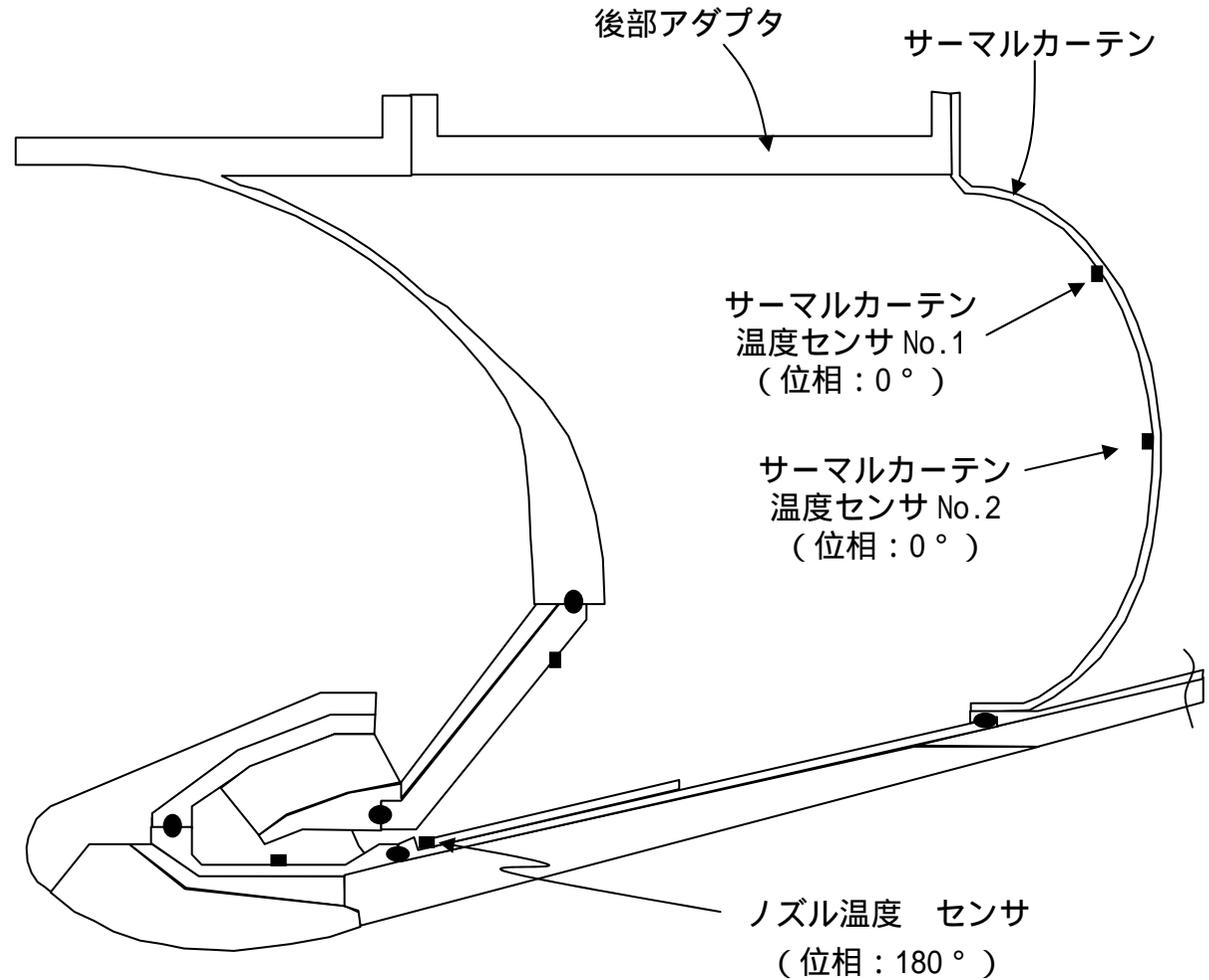
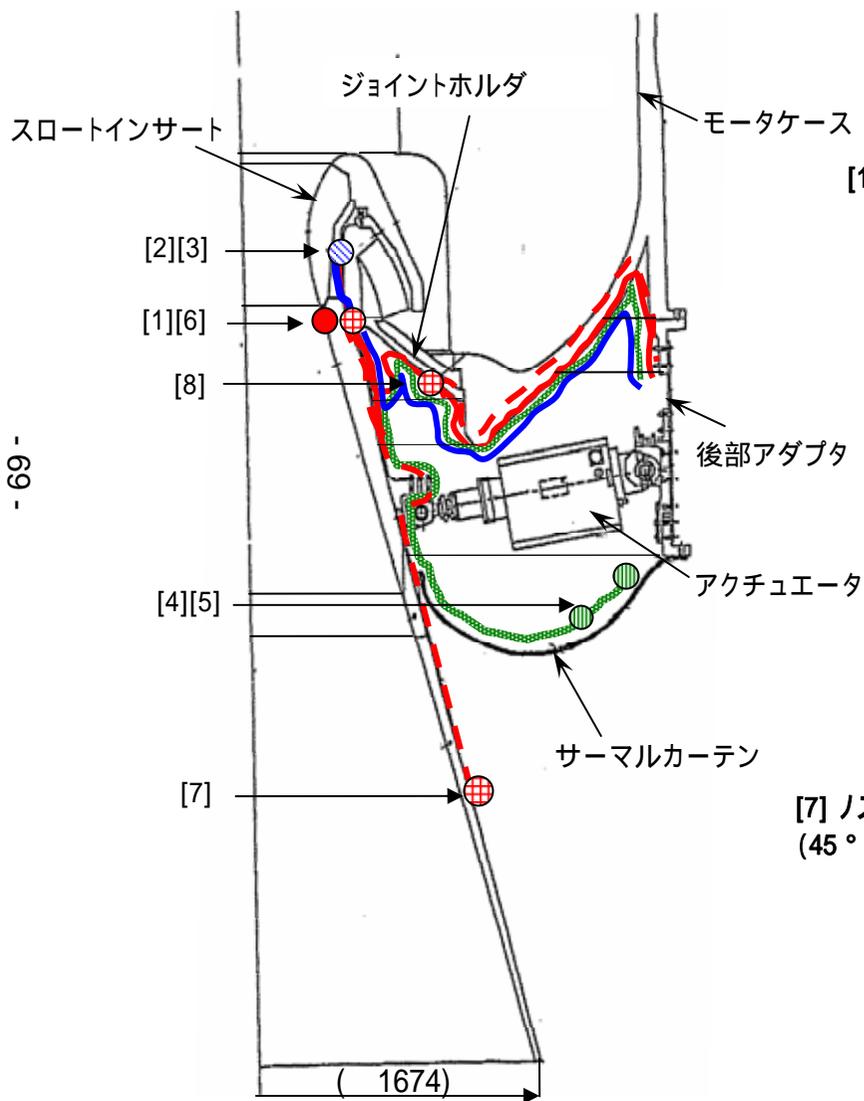


図 2 - 2 - 2 ノズル部周辺拡大図

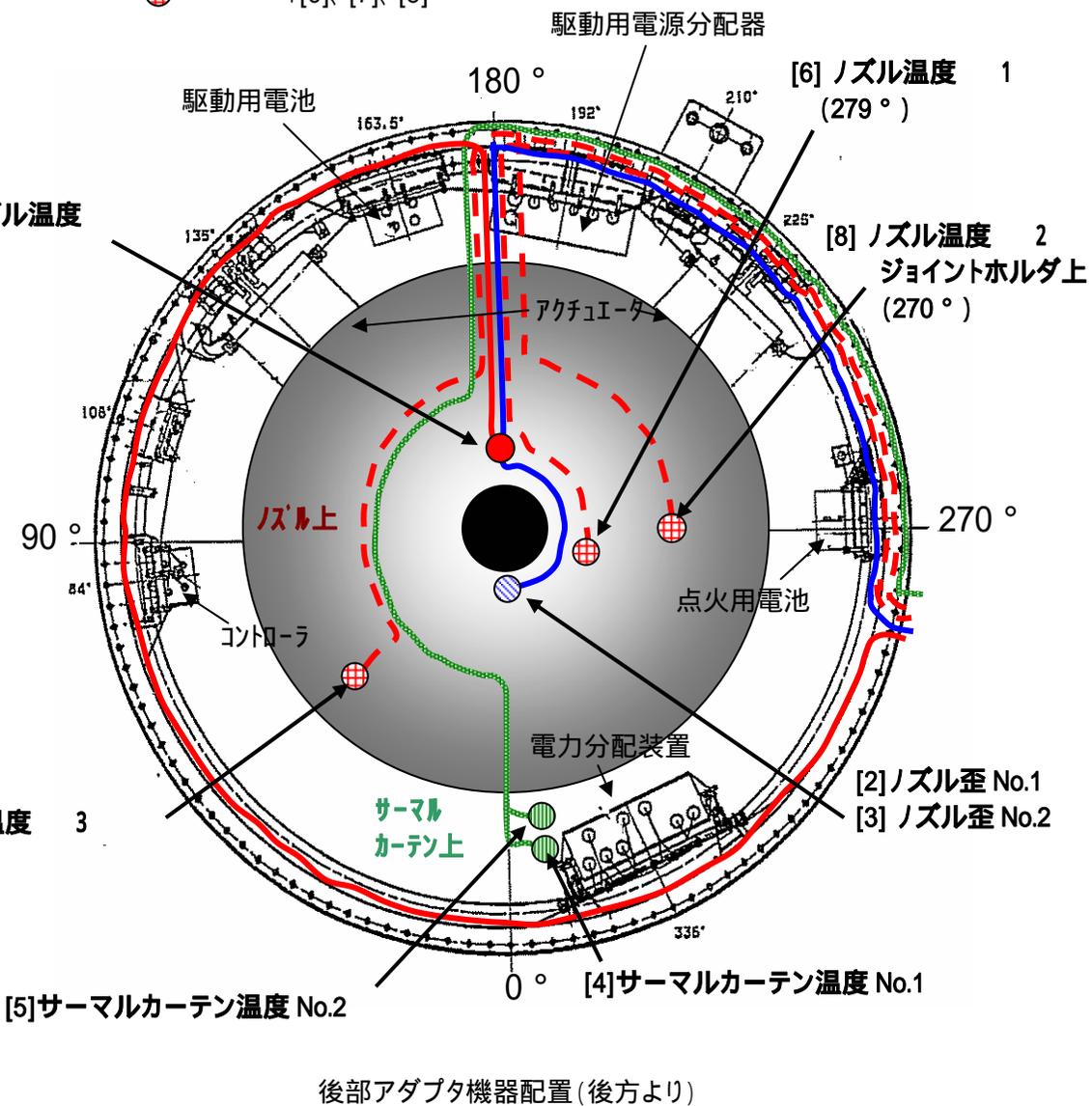
センサ・ケーブル識別

- — : [1]
- — : [2]、[3]
- — : [4]、[5]
- ⊕ - - - : [6]、[7]、[8]

注) 下図は、センサ・ケーブルの機軸方向の位置を示すためにすべてを同一位相で示したものである。



SRB - Aノズル概要



後部アダプタ機器配置(後方より)

図2 - 2 - 3 SRB - A (R側)ノズル周辺センサ電気配線等艤装状況

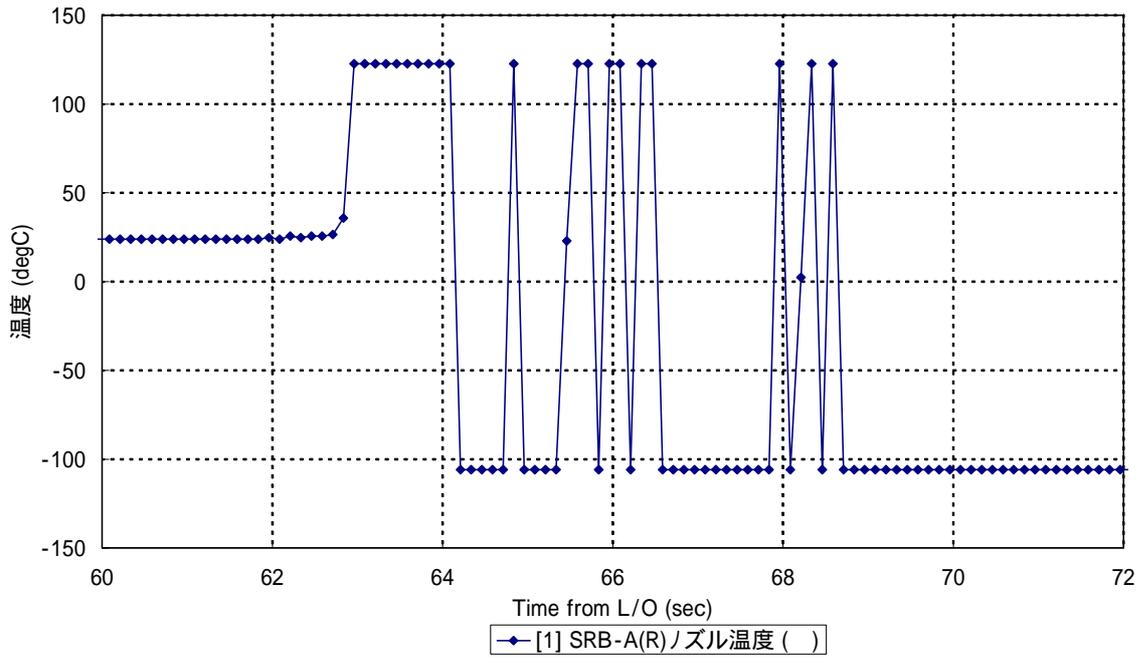


図2 - 2 - 4 (1/5) SRB - A (R側)ノズル温度

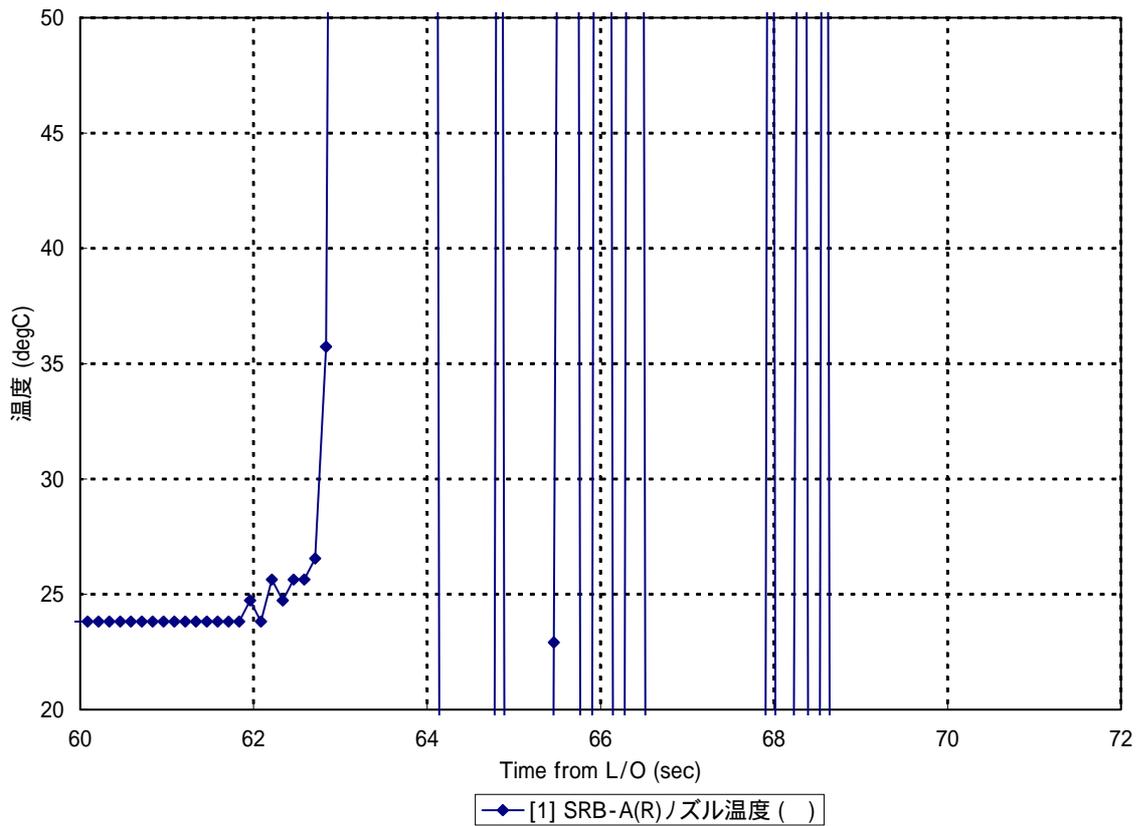


図2 - 2 - 4 (2/5) SRB - A (R側)ノズル温度 (拡大)

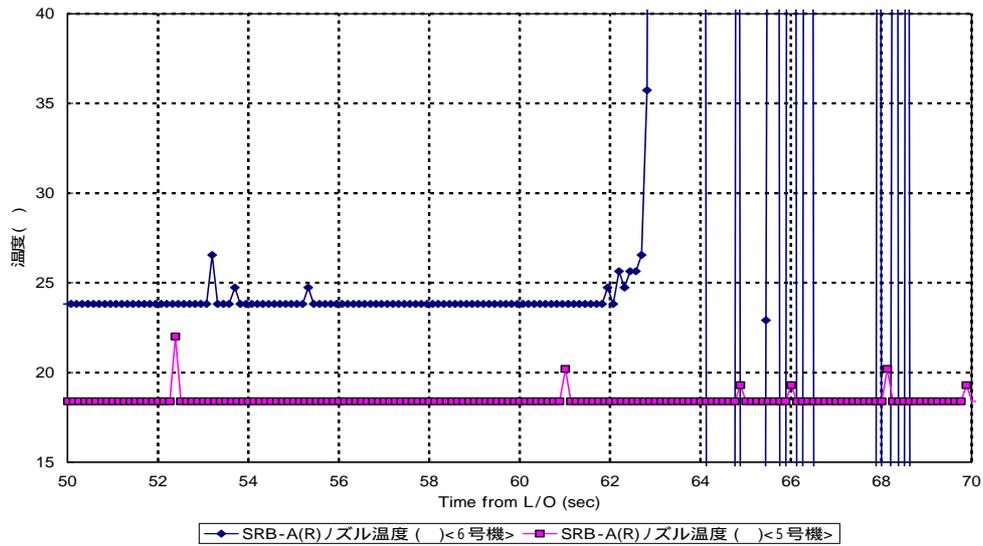


図2 - 2 - 4 (3/5) SRB - A (R側) ノズル温度(50 ~ 70秒、定常温度付近拡大)(6号機及び5号機)

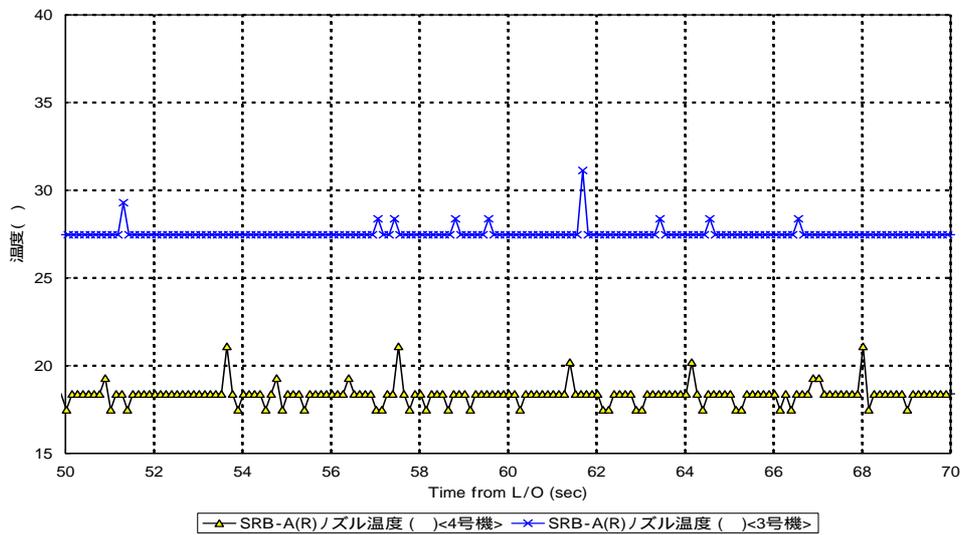


図2 - 2 - 4 (4/5) SRB - A (R側) ノズル温度(50 ~ 70秒、定常温度付近拡大)(4号機及び3号機)

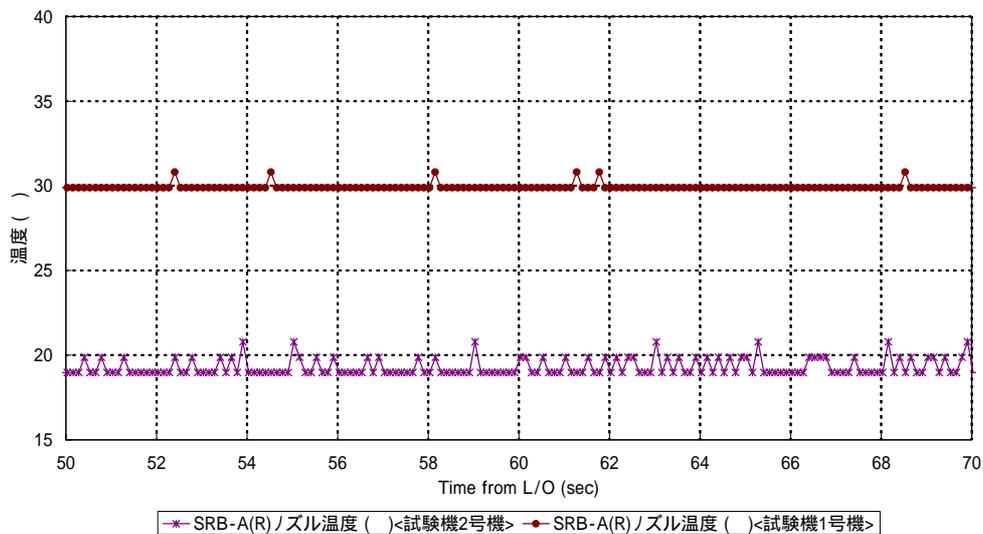


図2 - 2 - 4 (5/5) SRB - A (R側) ノズル温度(50 ~ 70秒、定常温度付近拡大)(試験機2号機及び1号機)

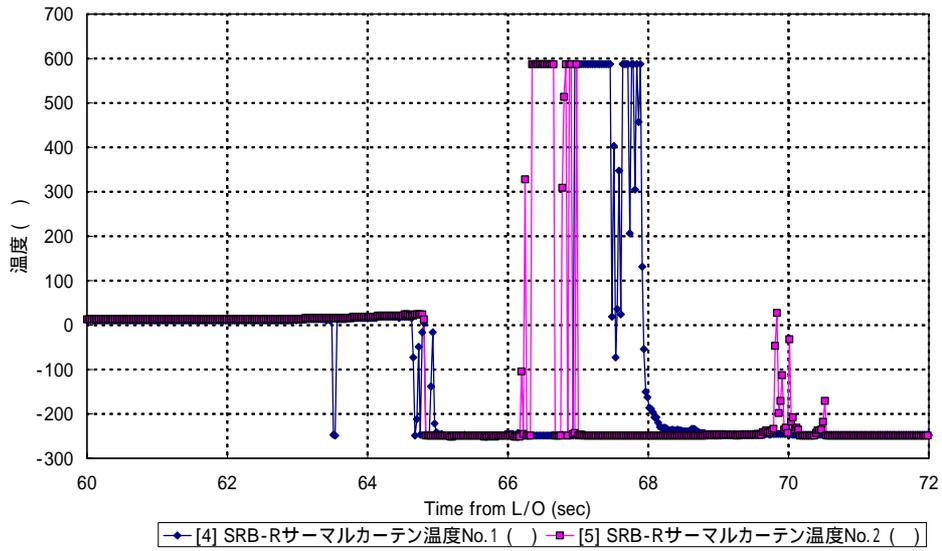


図 2 - 2 - 5(1/3) SRB - A (R側) サーマルカーテン温度

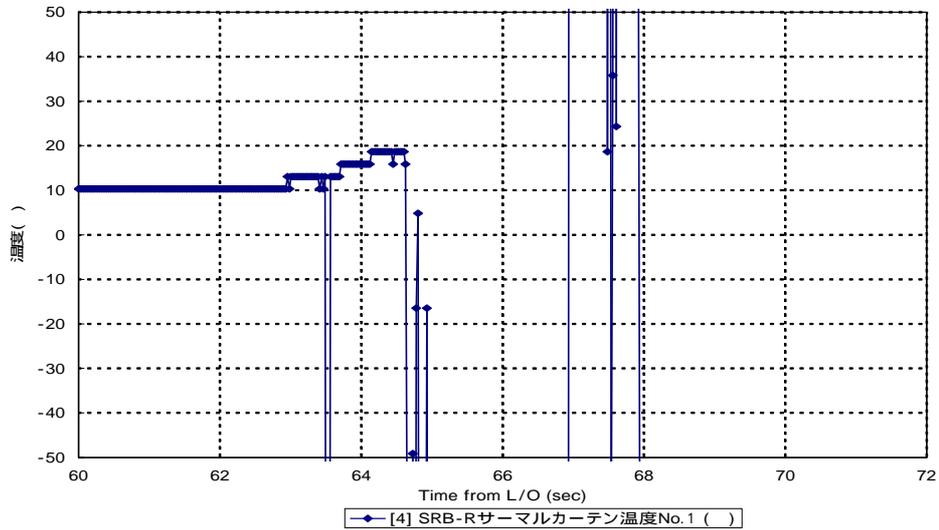


図 2 - 2 - 5(2/3) SRB - A (R側) サーマルカーテン温度 No. 1 (拡大)

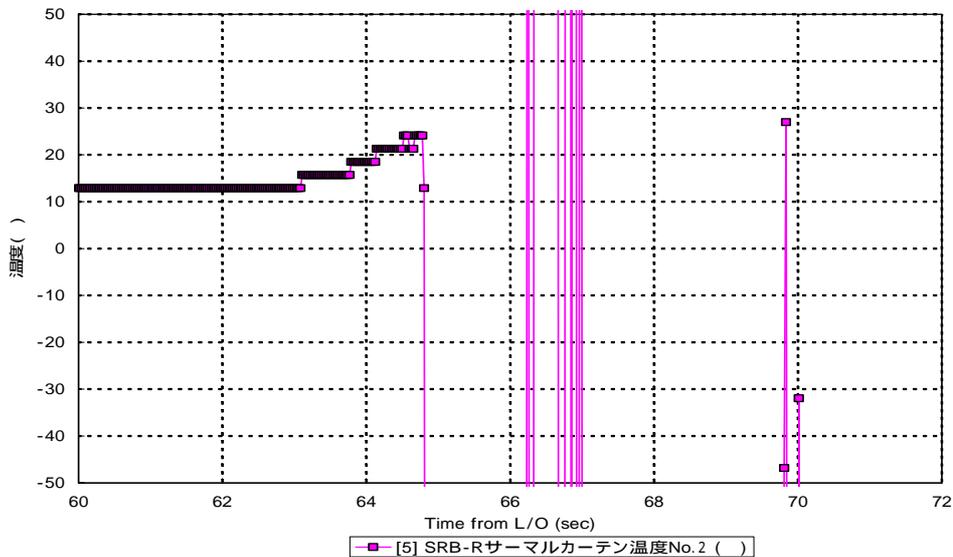


図 2 - 2 - 5(3/3) SRB - A (R側) サーマルカーテン温度 No. 2 (拡大)

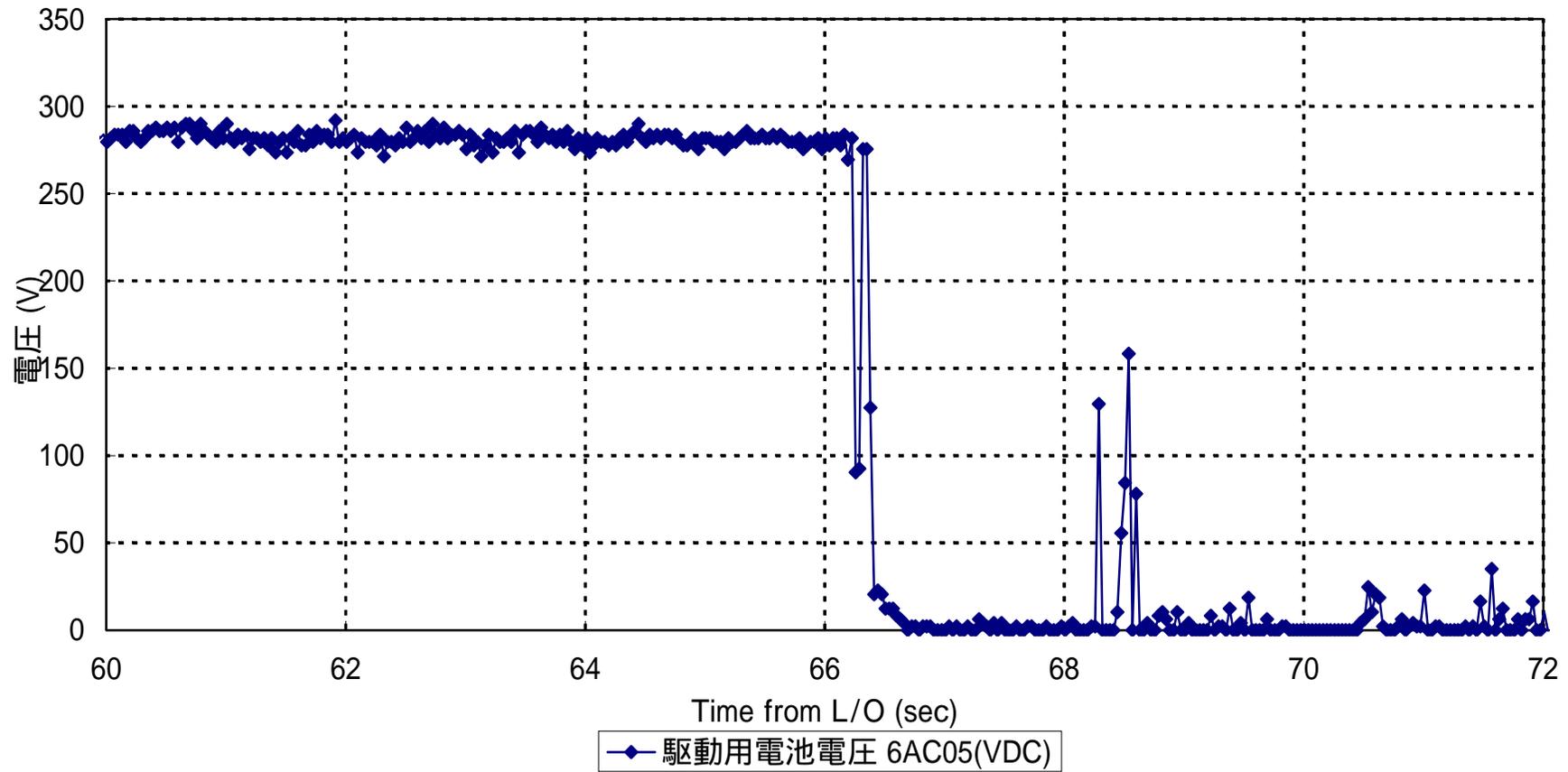


図2 - 2 - 6 アクチュエータ駆動用電源電圧

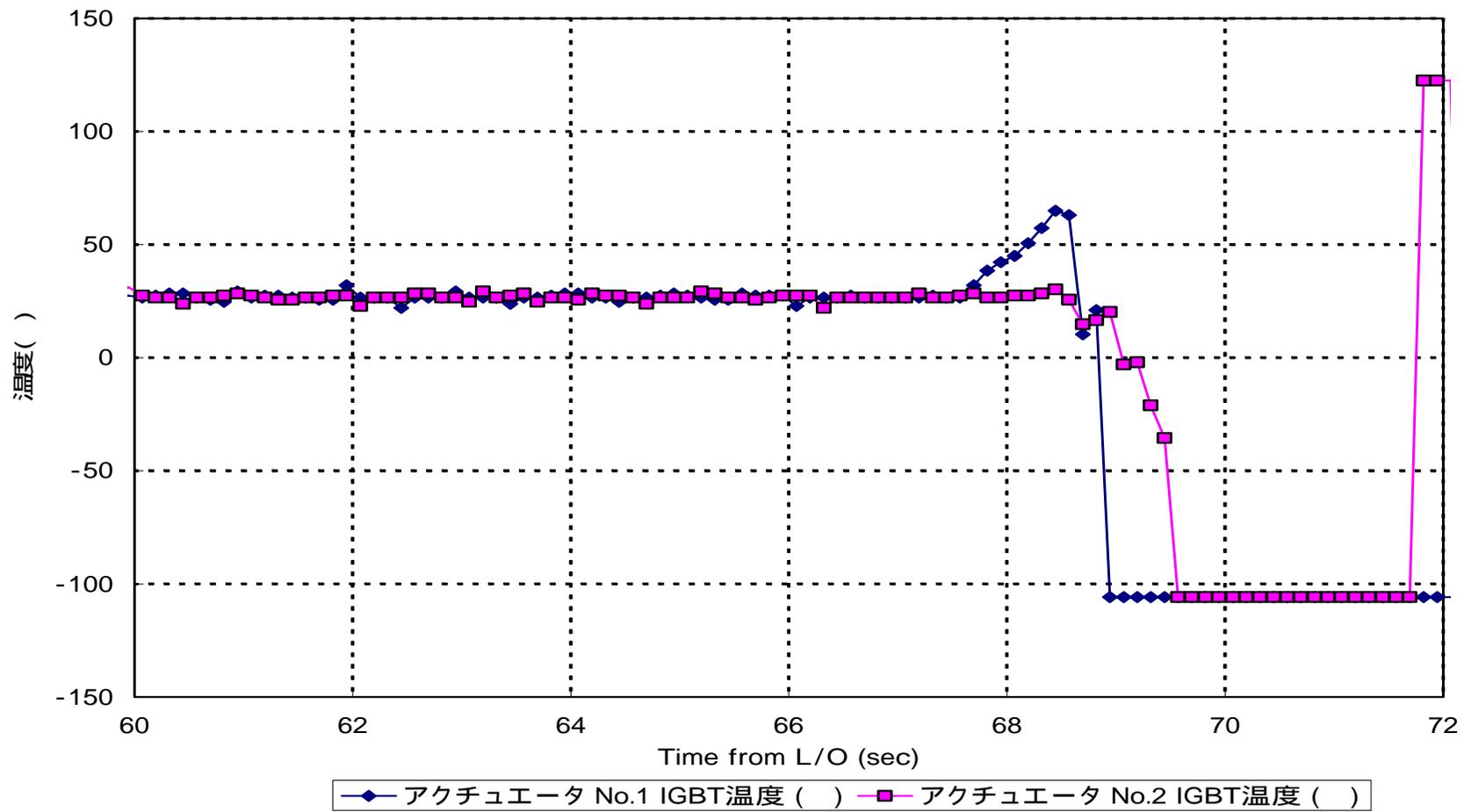


図2 - 2 - 7 SRB - A (R側) アクチュエータ駆動用パワートランジスタ温度

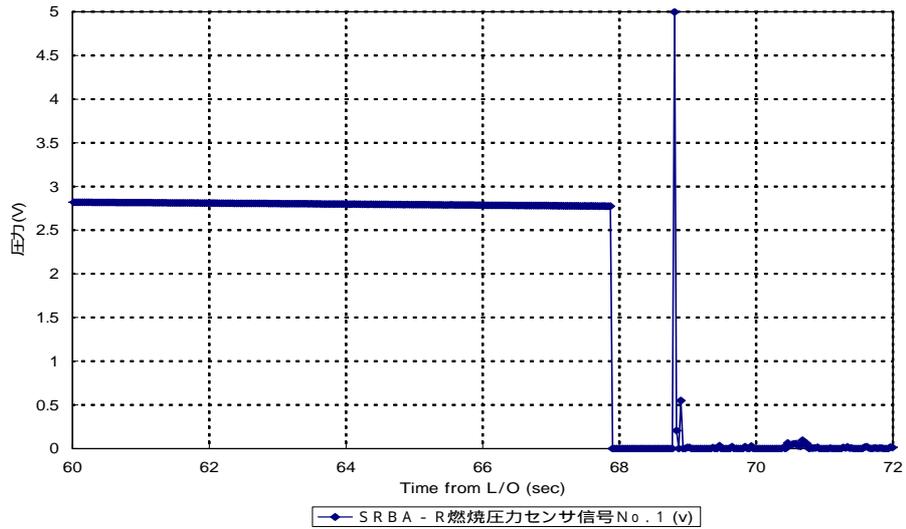


図2 - 2 - 8 (1/3) SRB - A (R側) 燃烧压力センサ信号No. 1

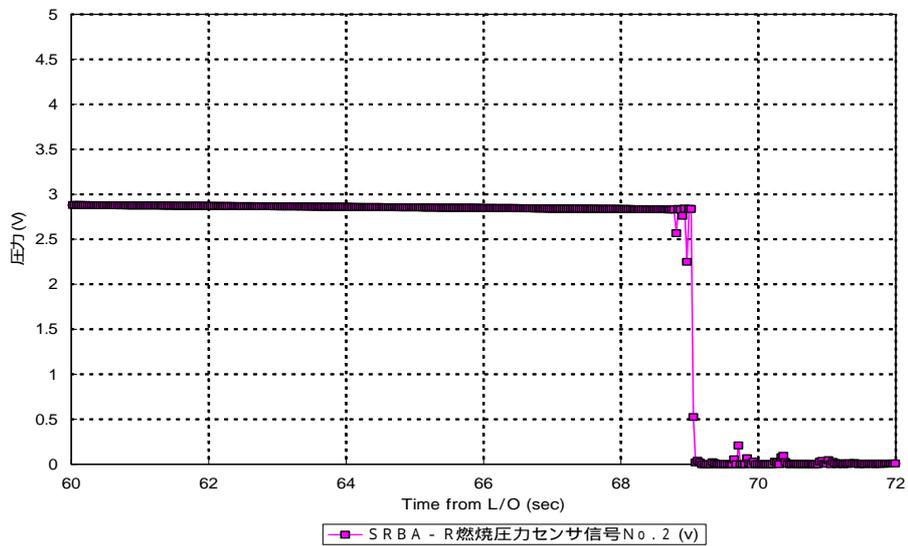


図2 - 2 - 8 (2/3) SRB - A (R側) 燃烧压力センサ信号No. 2

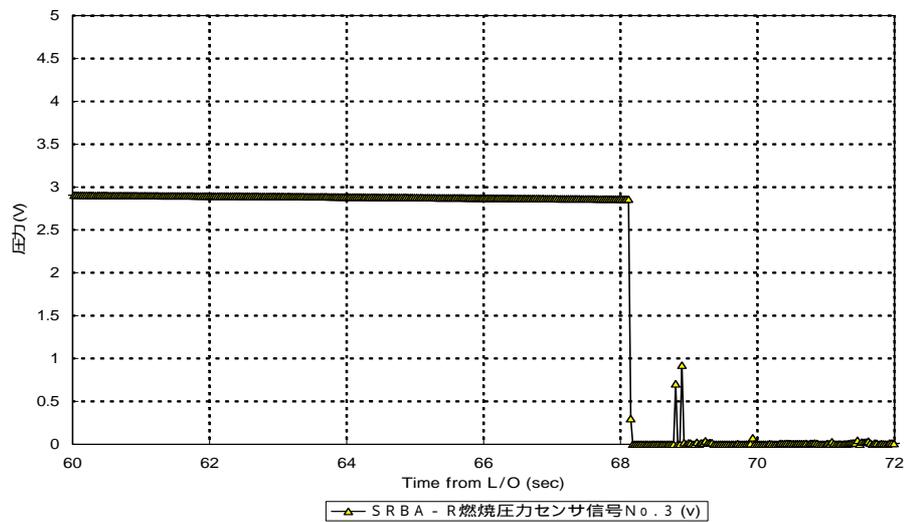


図2 - 2 - 8 (3/3) SRB - A (R側) 燃烧压力センサ信号No. 3

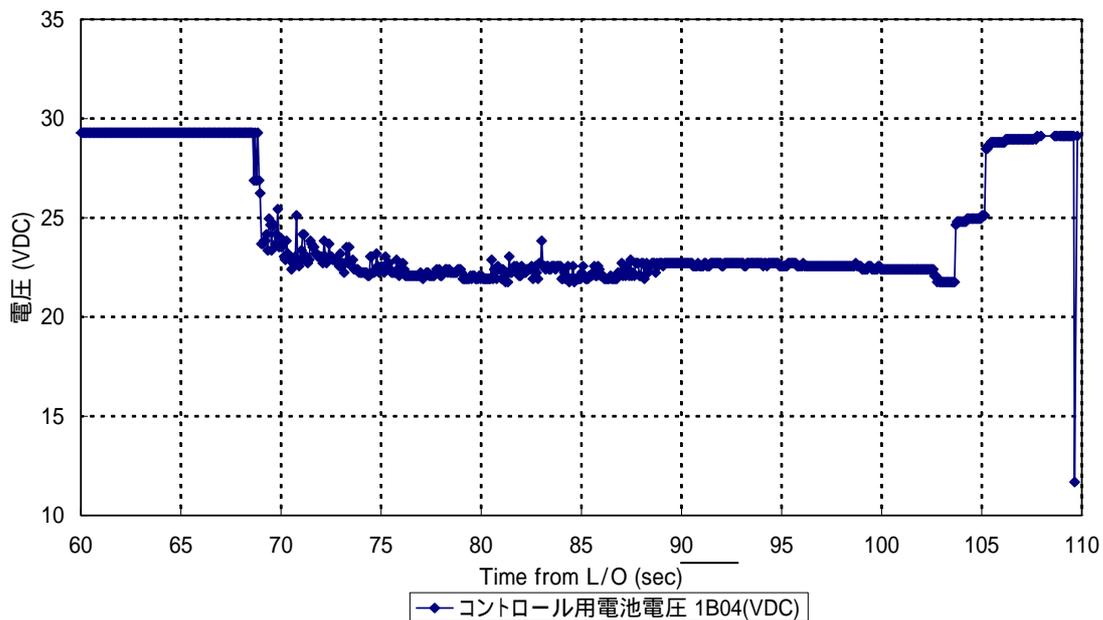


図2 - 2 - 9 (1/2) 1段コントロール電池電圧

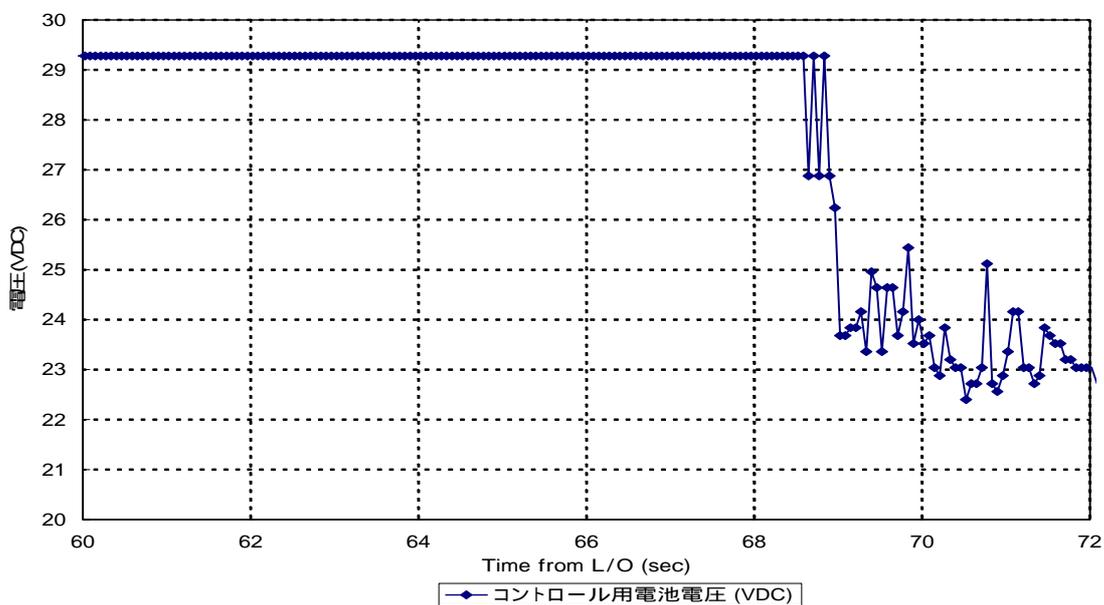


図2 - 2 - 9 (2/2) 1段コントロール電池電圧(拡大)

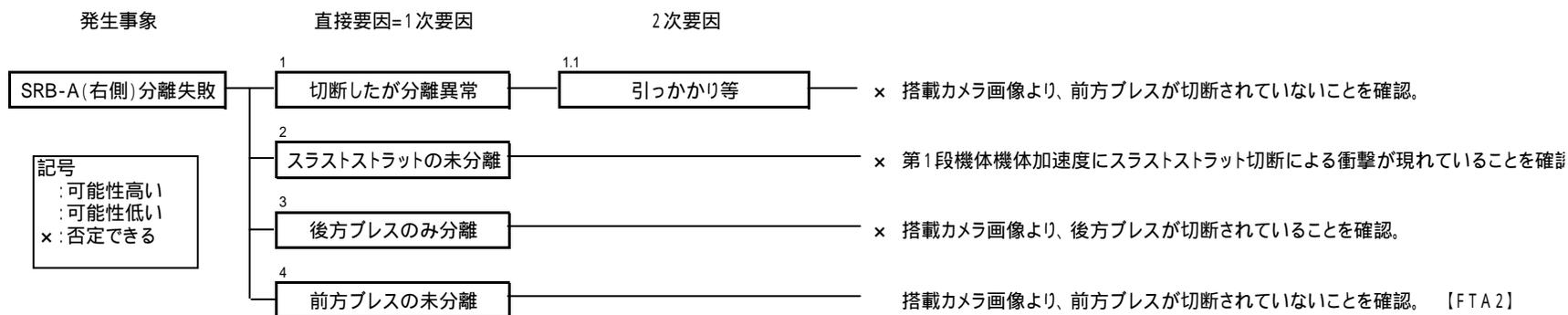


図2 - 3 - 1 SRB - A (R側)未分離に関する故障の木解析

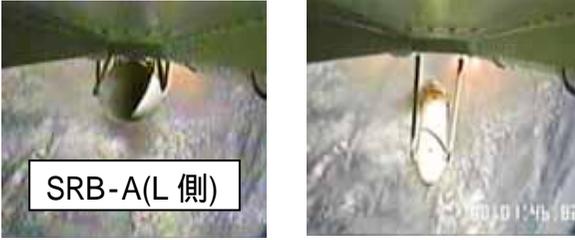
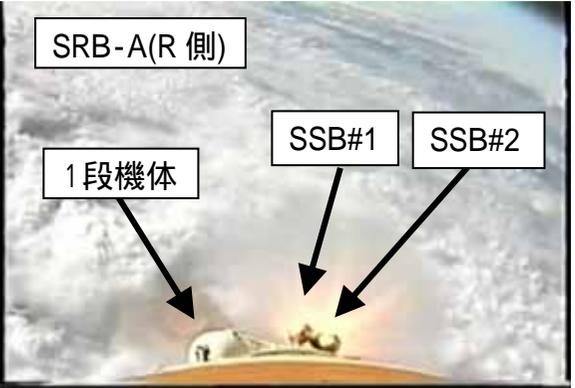
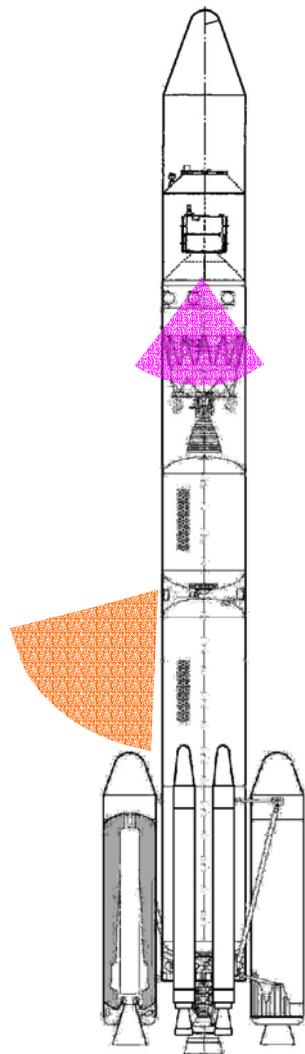
取得カメラ	5号機 取得画像	6号機 取得画像
CCD0 打上げ約106秒後 SRB - A(L側)分離		
CCD1 打上げ約98秒後 SRB - A 燃焼末期		
CCD1 打上げ約106秒後 SRB - A(R側)分離 SSB # 1分離		

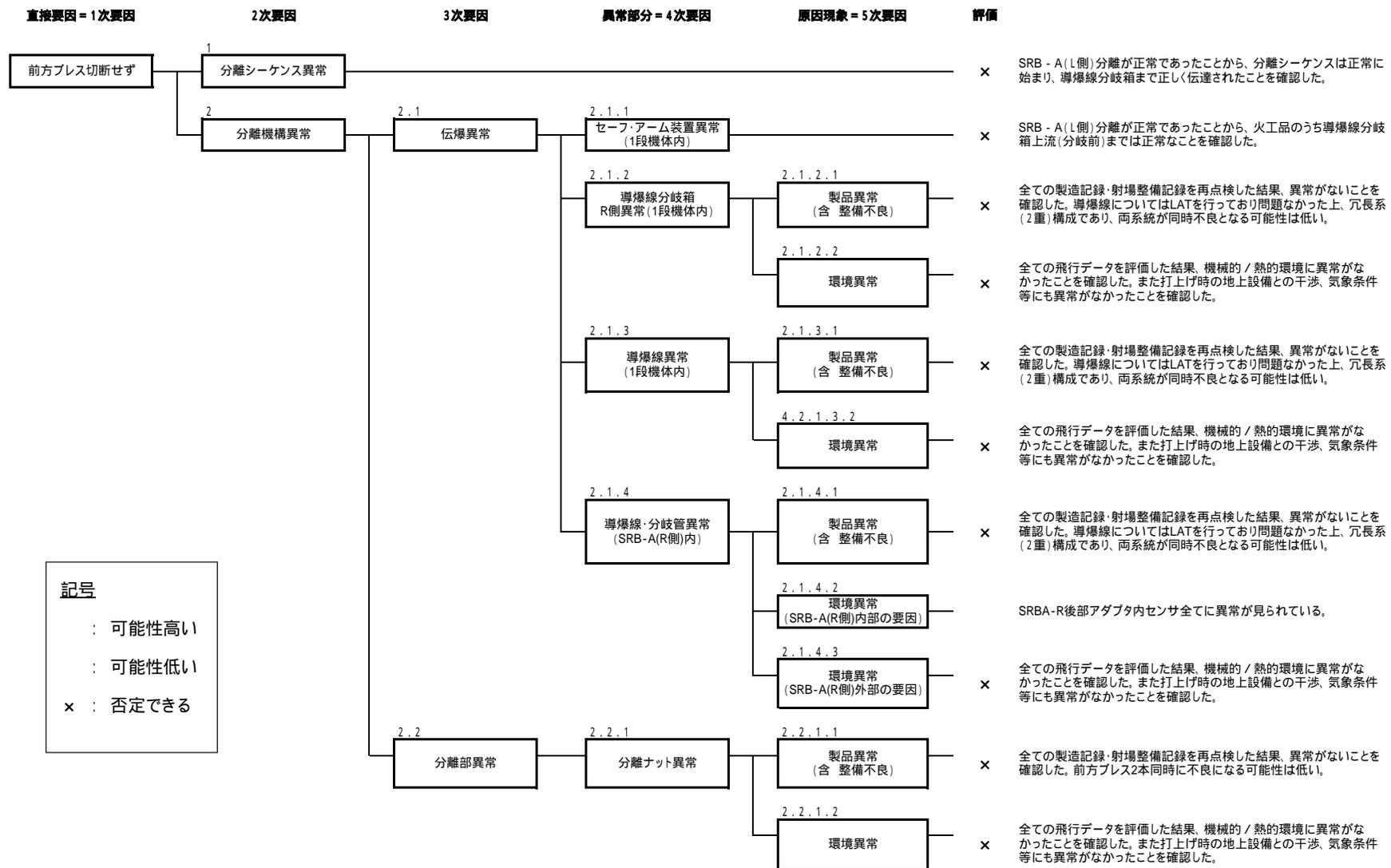
図 2 - 3 - 2 (1 / 2) H - A ロケット機体搭載 CCD カメラの取得画像



■機体搭載のCCDカメラによる画像

打上げ後 (計画値)	取得画像	カメラNo.		画像取得時間
110秒	SRB - A(L)分離	CCD0	実績	98 ~ 125秒
107秒	SSB分離	CCD1	実績	87 ~ 154秒

図2 - 3 - 2 (2 / 2) CCDカメラの機体搭載位置 / 画像取得時間



記号
 ○ : 可能性高い
 △ : 可能性低い
 × : 否定できる

図2 - 3 - 3(1 / 3) SRB - A(R側)未分離に関する故障の木解析
(前方プレス切断せず)

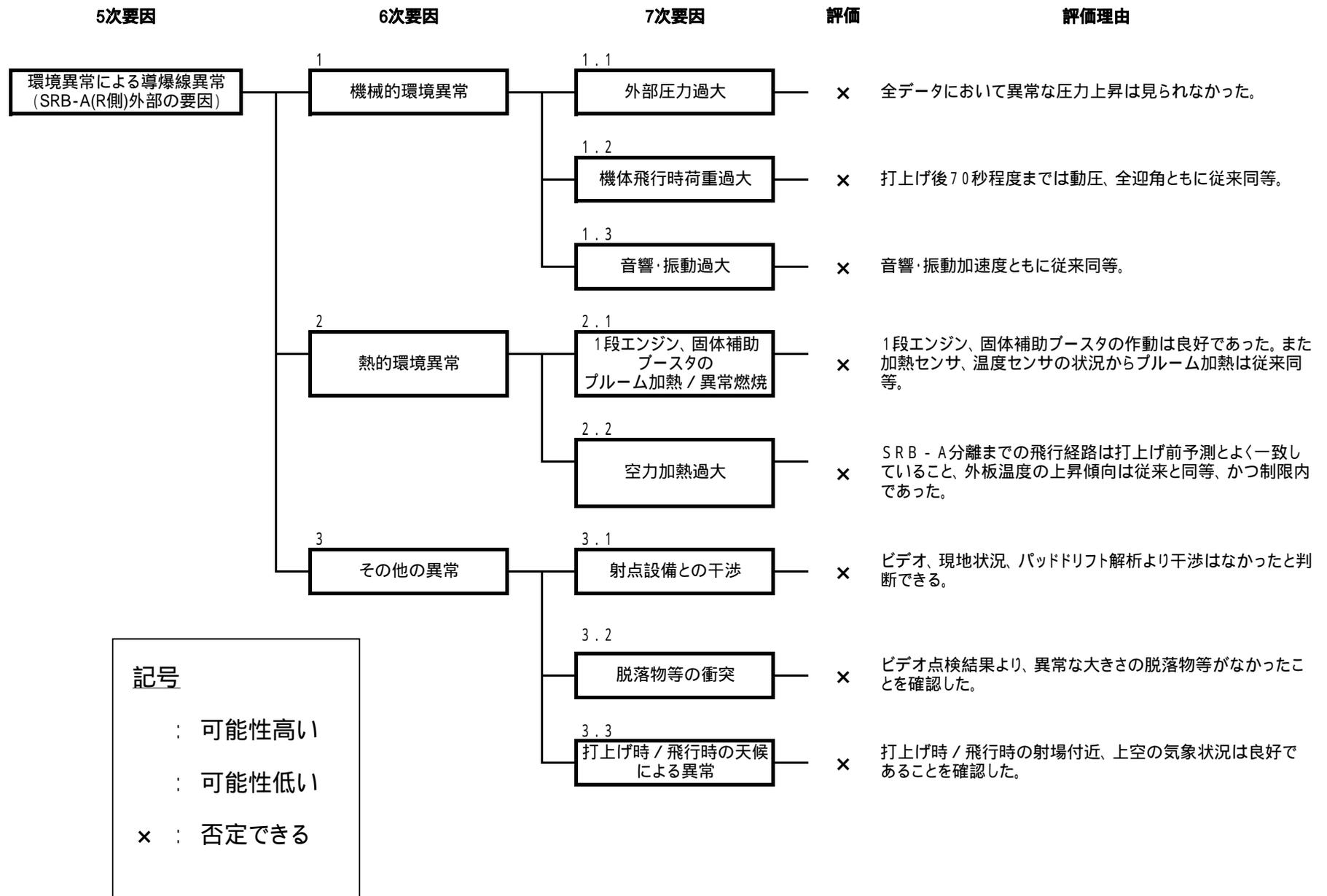


図2 - 3 - 3 (2 / 3) SRB - A (R側) 未分離に関する故障の木解析
(環境異常による導爆線異常 (SRB - A (R側) 外部の要因))

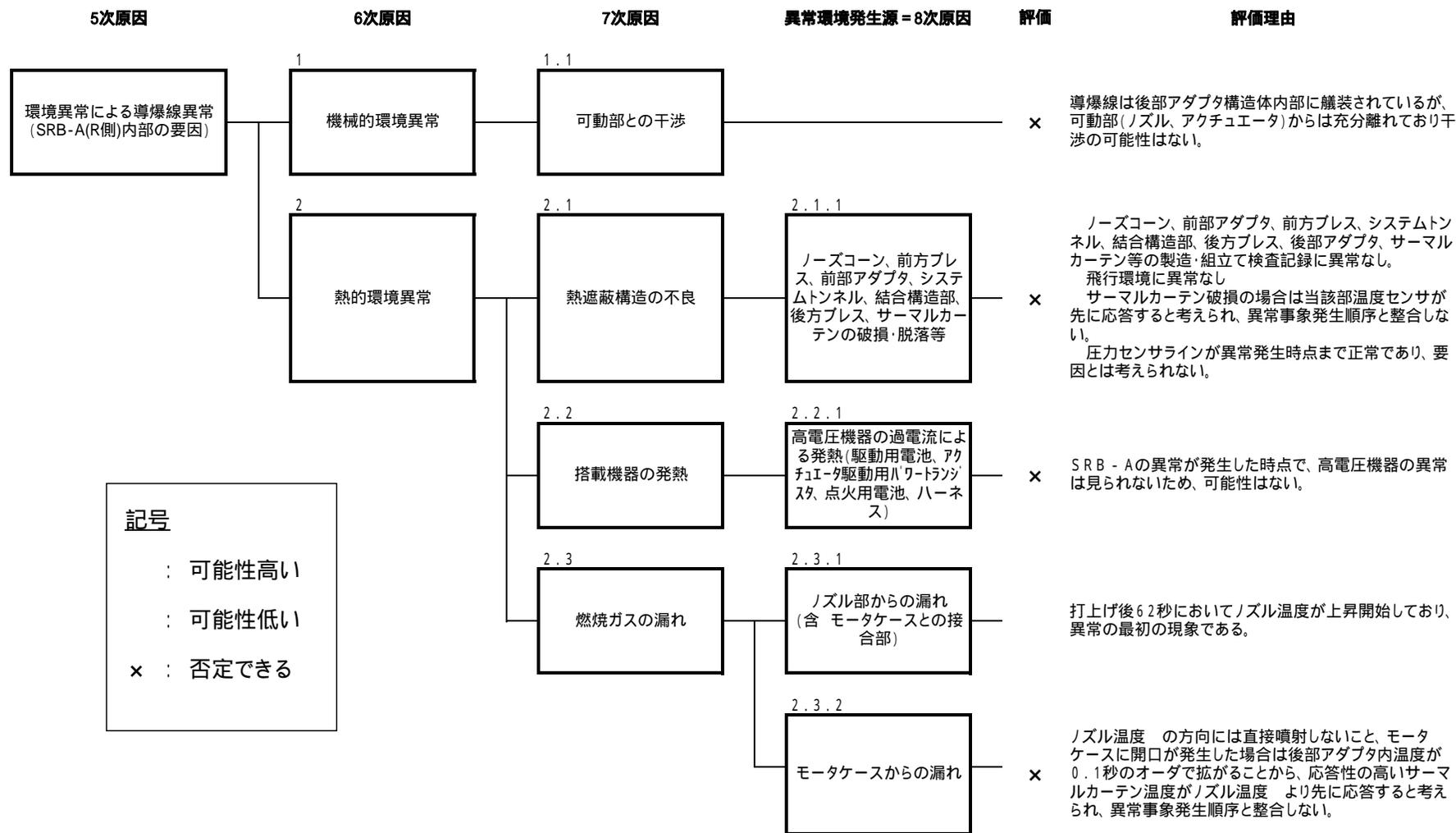


図2 - 3 - 3 (3 / 3) SRB - A (R側) 未分離に関する故障の木解析
(環境異常による導爆線異常(SRB - A (R側)内部の要因))

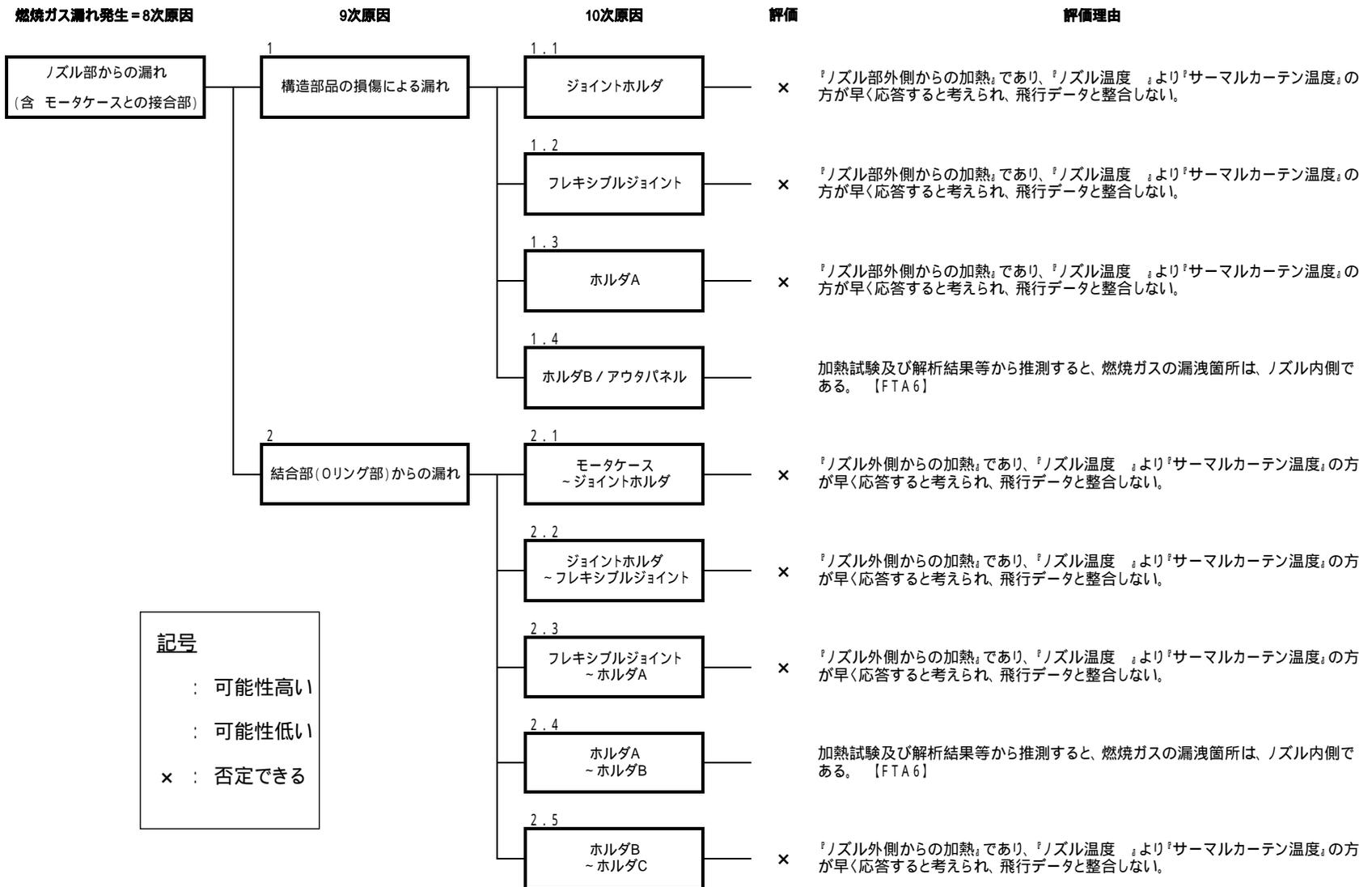
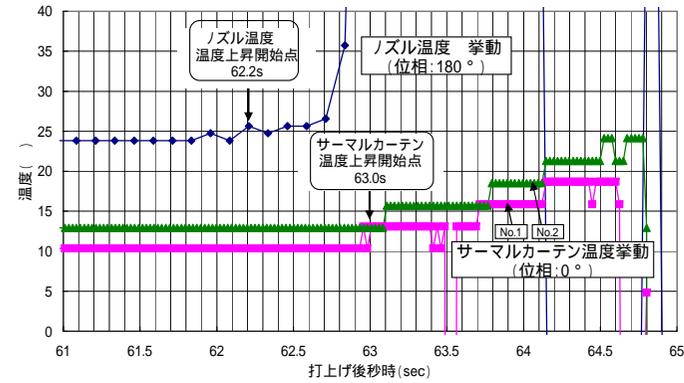


図2 - 3 - 4 SRB - A (R側) 未分離に関する故障の木解析
(ノズル部からの漏れ(含 モータケースとの接合部))

飛行データ

: 飛行データに基づく実時間
 : 試験/解析に基づく推定時間



- 84 -

試験/解析に基づく推定

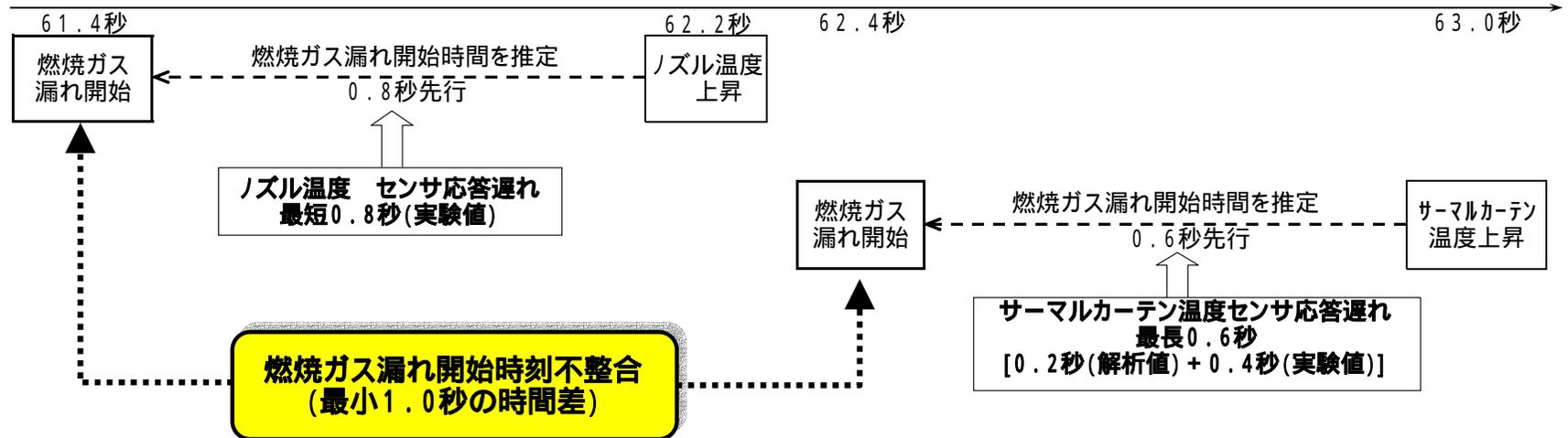


図2-3-5 『ノズル外側からの加熱』により漏れた場合の時系列

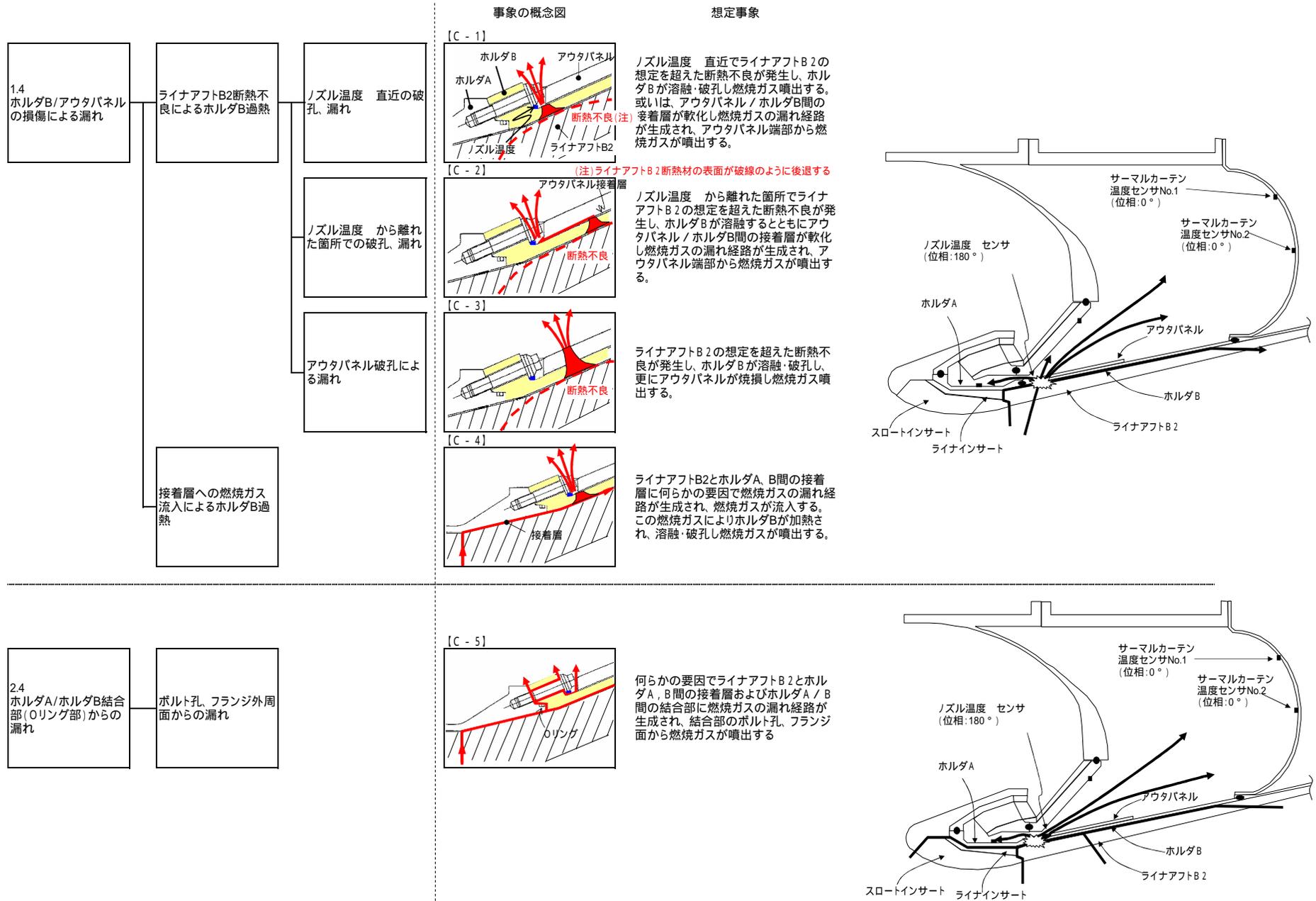


図2-3-6 SRB-A(R側)未分離に関する故障の木解析 (ノズル内側からの加熱)

導爆線の温度上昇時の挙動

SRB - Aの後部アダプタ内で、導爆線が高温の燃焼ガス等の熱環境にさらされるケースを想定して、導爆線の加熱試験を実施した。ハロゲンランプ(約300kW/m²)にて導爆線を加熱した後、伝爆性能を確認した。

結果概要を下表に示す。

	導爆線内部温度	挙動
1	常温～約200	加熱による爆轟は起こらない。 導爆線は正常に機能する。
2	約200～約270	加熱による爆轟は起こらないが、 導爆線は爆薬が分解反応を起こすことにより機能喪失し、伝爆不能となる。
3	約270以上	加熱による爆轟は起こらないが、 270付近で内部の爆薬の分解ガスにより導爆線が破裂し、機能喪失する。

以上より、内部の爆薬が約200を超えると、爆薬が分解反応を起こすことにより機能を喪失し、起爆されても爆轟を伝達できなくなる。



表2 - 3 - 1 導爆線の加熱試験結果

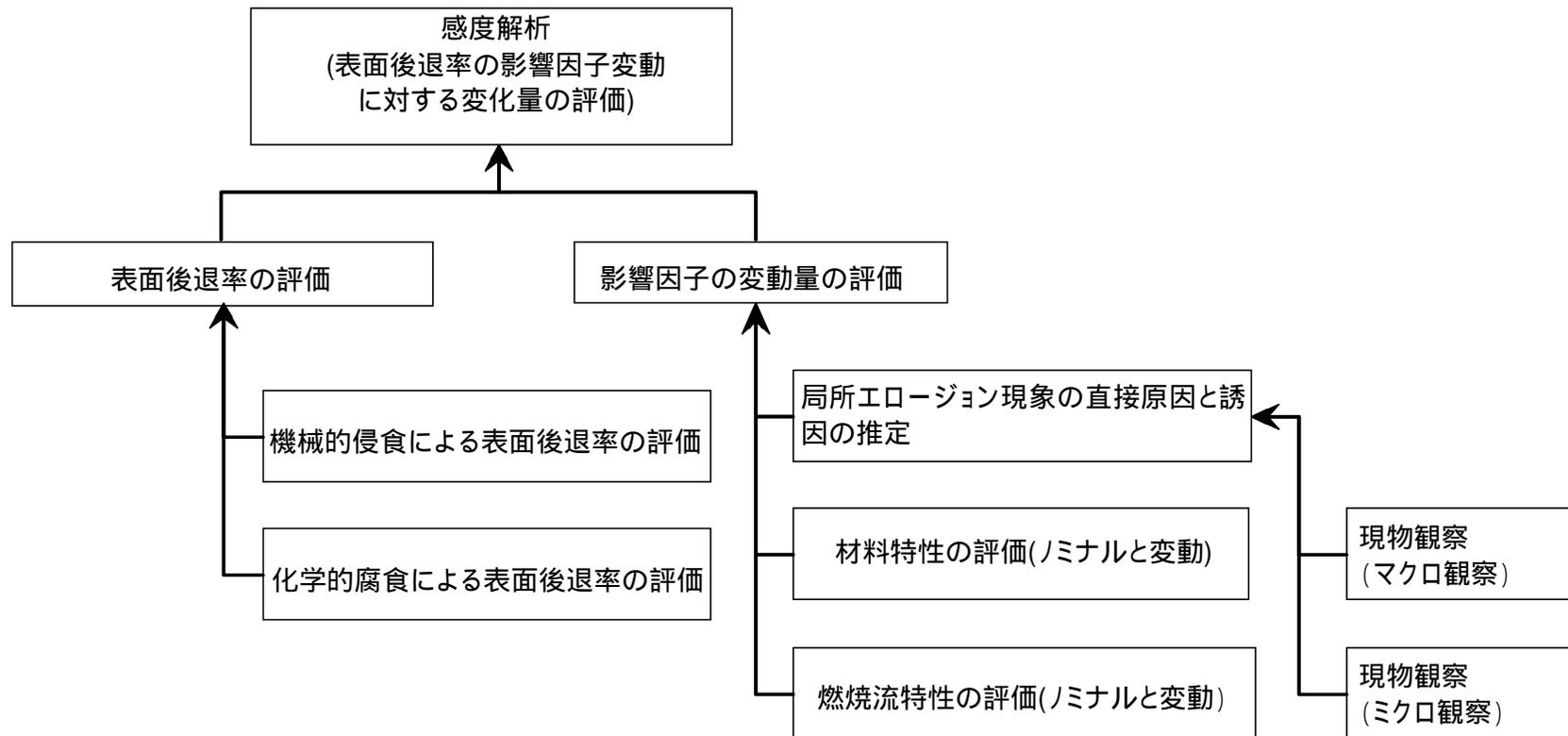


図2 - 3 - 7 表面後退の感度解析

試験名	目的	結果
試験片(テストピース)を用いた加熱試験	<p>ライナアフトB2の層間剥離に対する耐性を評価するため、加熱試験のために作製した試験片を用いた加熱試験を実施した。</p> <p>積層面と加熱面のなす角度の影響評価試験 加熱面の受ける面の幅の影響評価試験 試験片を用いた加熱試験の検証</p> <p>* 開発段階における地上燃焼試験(QM)の後に行った試験片を用いた加熱試験では、層間剥離が発生していなかった。一方、上述の加熱試験で試験片の層間剥離が発生したことから、開発時の試験片による加熱試験をあらためて検証するため、当時と同じ成形条件で作製した試験片を用いた加熱試験を実施した。</p>	<p>積層面と加熱面のなす角度が一定以上では、層間剥離は発生しないが、なす角度が小さいと層間剥離が発生しやすいことを確認した。</p> <p>層間剥離が発生しやすい条件(なす角度が小さい場合)においても、層間剥離に至るには、一定以上の加熱幅が必要であることを確認した。</p> <p>開発当時と同じ成形条件で作製した試験片を用いた加熱試験では層間剥離は発生せず、開発段階での試験片を用いた加熱試験と同様の結果を確認した。</p>
端材(余長部)を用いた加熱試験	<p>6号機及び他号機におけるライナアフトB2の層間剥離に対する耐性の差を評価するため、SRB-Aを製造した際に残った端材を用いた加熱試験を実施した。</p> <p>断熱材の層間剥離試験 積層面と加熱面のなす角度の影響評価試験</p>	<p>6号機及び他号機の端材とも、積層面と加熱面のなす角度をつけた条件では層間剥離は発生せず、層間剥離に関して有意な差がないことを確認した。</p> <p>層間剥離が発生しやすい条件(なす角度が小さい場合)において、6号機の端材は、他号機の端材と比較し層間剥離が起きやすいことを確認した。また、6号機の右側と左側での比較では、層間剥離の状況は同程度であることを確認した。なお、6号機及び他号機の製造工程で異常は認められておらず、また、CFRPの材料特性は、あらかじめ機構が設定した検査項目の規定値内であった。</p> <p>以上のことから、あらかじめ機構が設定した製造工程で製造され、また、材料特性が規定値内であっても、層間剥離のしやすさに差があることを確認した。</p>

表2 - 3 - 2 断熱材の層間剥離の評価試験

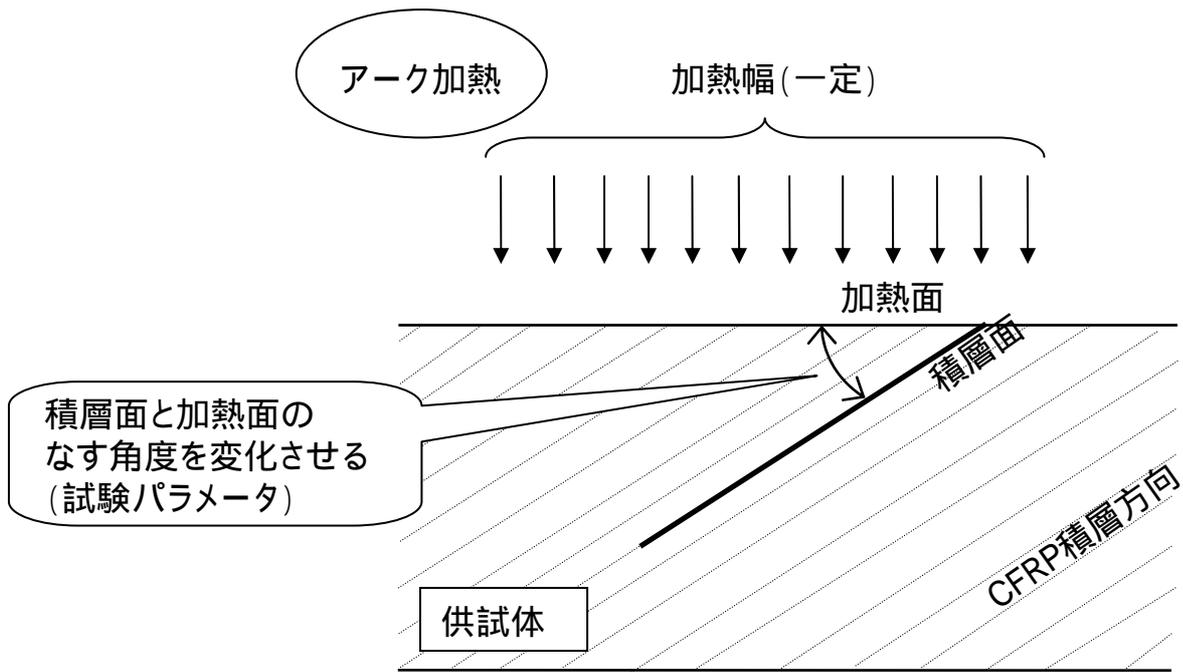


図2 - 3 - 8 積層面と加熱面のなす角度の層間剥離に対する影響評価試験(概念図)

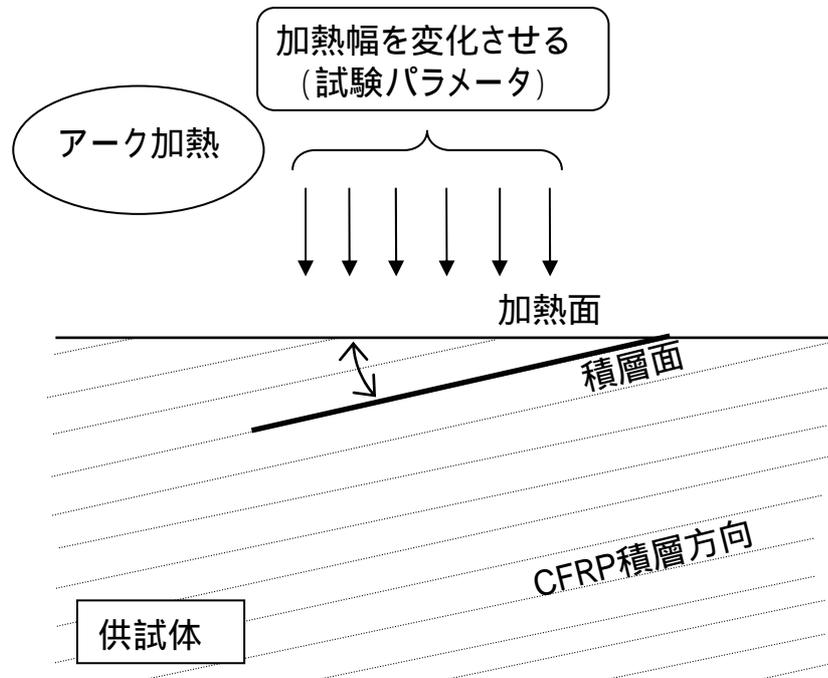


図2 - 3 - 9 加熱幅の層間剥離に対する影響評価試験(概念図)

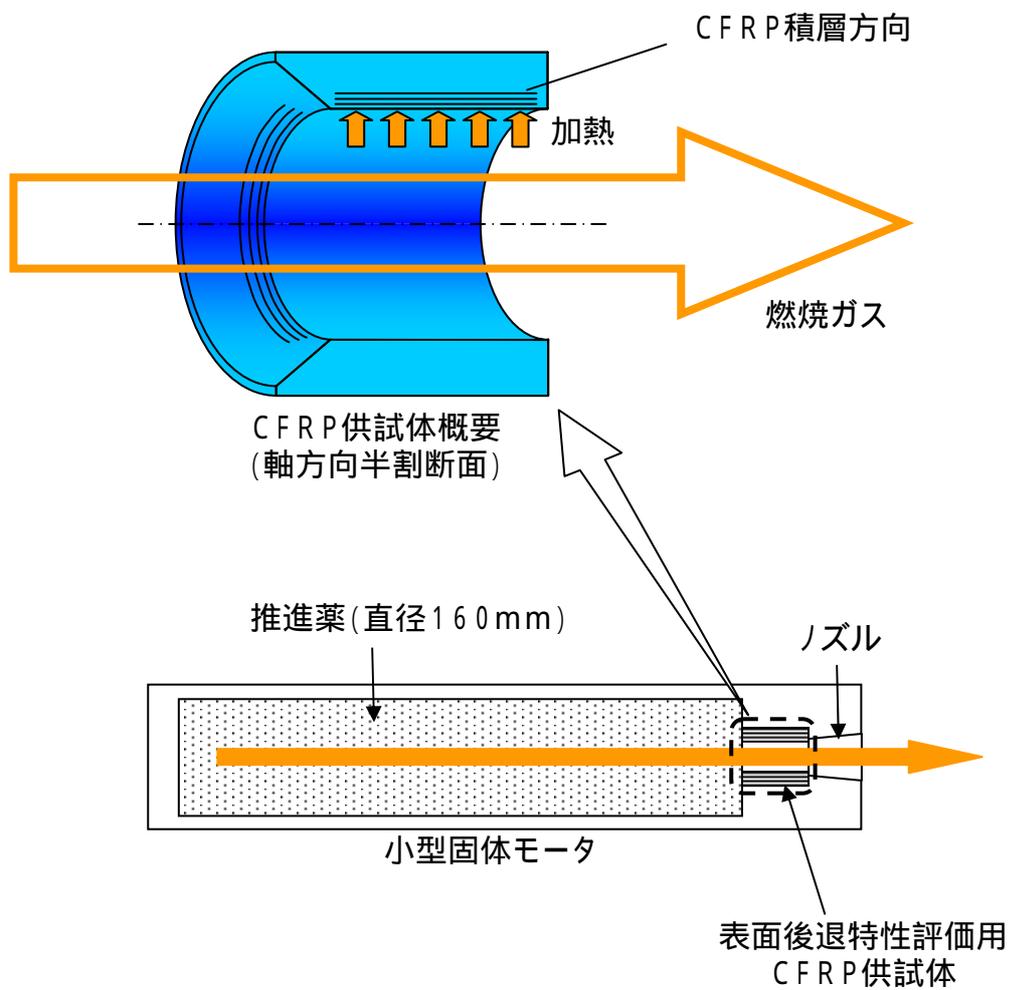
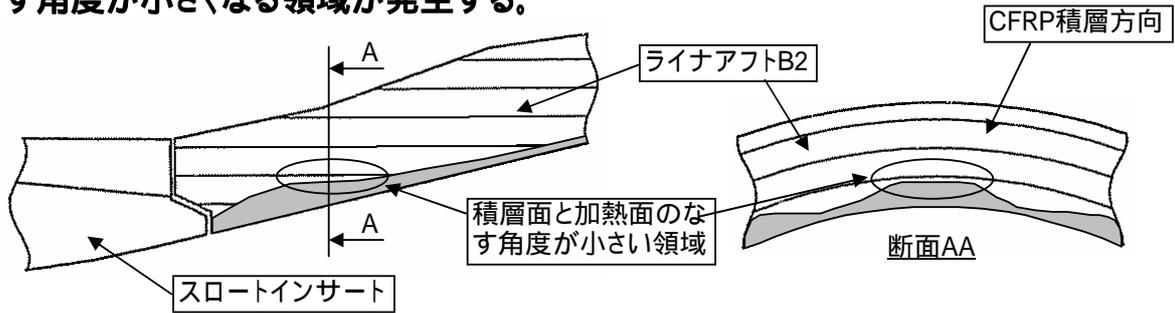
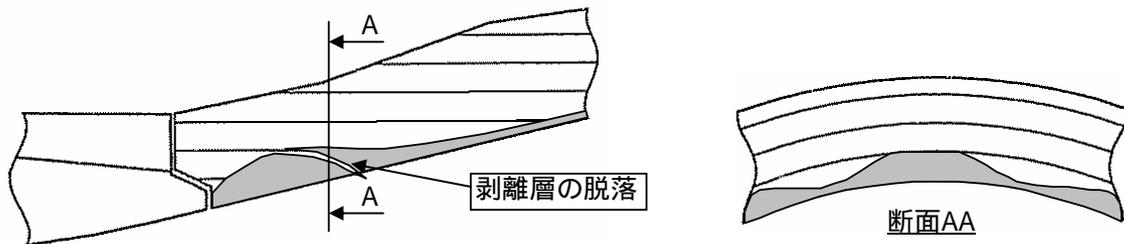
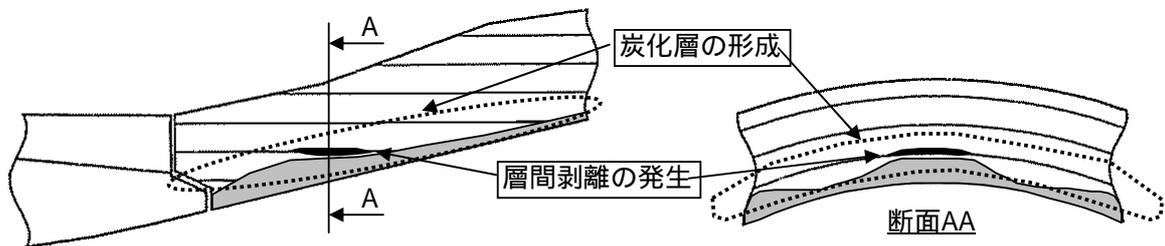


図2 - 3 - 10 層間剥離を伴う表面後退の評価試験

断熱材の表面後退が不均一に増大することにより、部分的に積層面と加熱面のなす角度が小さくなる領域が発生する。



この領域では、分解ガスが積層面に沿って抜けにくくなり、一定の幅を持った領域が発生すれば、分解ガスによる層間の内圧が増加し、その部分のCFRPの積層間で剥離と脱落が発生する。また、炭化層の形成に伴う、炭化層の保持力の低下によっても剥離と脱落が助長される。



このような積層間での剥離とCFRPの積層の脱落が繰り返されることにより、ある程度加熱幅が狭くなるまで、連続的に表面後退が促進される。

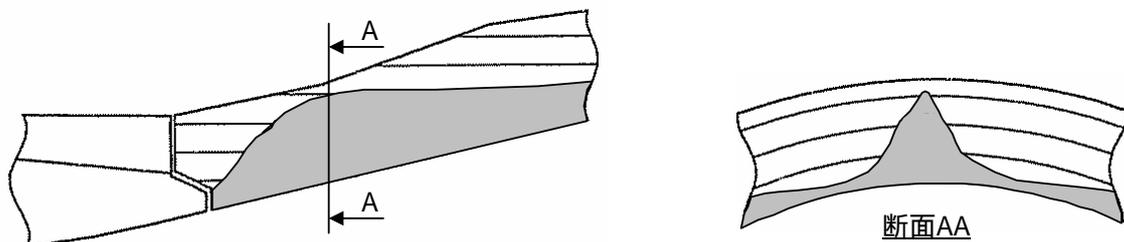


図2 - 3 - 11 層間剥離のメカニズム

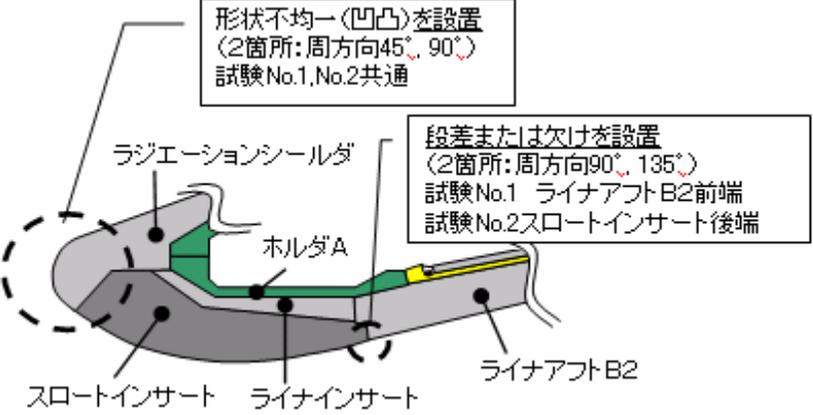
試験名	目的	ノズル付加形状	結果												
<p>試験(その1): 表面後退の増大に寄与する要因の確認</p>	<p>次に示す要因、の重畳による表面後退率の増大に関するデータを取得する。 なお、ノズルについては、SRB-Aと同形状とし、表面後退への影響を顕在化させるため、燃焼圧力をSRB-Aに比べ20%程度高く設定する。 ノズルスロート上流部の形状不均一(凹凸)から生ずる燃焼ガス流れの擾乱(渦)が招く加熱率の増大によるライナアフトB2表面後退率の増大。 ライナアフトB2前端部付近の欠け等による過大な段差から生ずる加熱率増大が招く表面後退率の増大。</p>	<p>ノズルスロート上流部に凹凸を設け、下流の加熱率を増大させるとともに、 ライナアフトB2前端部付近に欠けを設け、後流の加熱率を増大させる。</p>	<p>ノズルスロート上流部の形状不均一(凹凸)は、表面後退の顕著な増大の要因とならない。 ライナアフト前端部付近の欠けは、地上燃焼試験(QM3)で見られた局所エロージョンまで進展する要因となり得る。 燃焼圧力の増加により、従来の地上燃焼試験から得られる表面後退の予測に比べて、予測との差が大きくなる。 ライナアフトB2前端部に、表面後退の進展により、CFRPの積層面と加熱面のなす角度が小さくなっている場所が確認された。</p>												
<table border="1" data-bbox="286 1062 943 1265"> <thead> <tr> <th>項目</th> <th>サブサイズ</th> <th>SRB-A</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>モータ代表直径(m)</td> <td>0.5(1/5サイズ)</td> <td>2.5</td> </tr> <tr> <td>平均燃焼圧力(MPa)</td> <td>11.8</td> <td>9.8</td> </tr> <tr> <td>燃焼時間(秒)</td> <td>16</td> <td>100</td> </tr> </tbody> </table>			項目	サブサイズ	SRB-A	モータ代表直径(m)	0.5(1/5サイズ)	2.5	平均燃焼圧力(MPa)	11.8	9.8	燃焼時間(秒)	16	100	
項目	サブサイズ	SRB-A													
モータ代表直径(m)	0.5(1/5サイズ)	2.5													
平均燃焼圧力(MPa)	11.8	9.8													
燃焼時間(秒)	16	100													

表2 - 3 - 3 (1 / 2) サブサイズモータによる地上燃焼試験

<p>試験(その2): ライナアフトB 2 前 端部の段差および ノズル内面の溝の 深さが表面後退率 に与える影響評価</p>	<p>ライナアフトB 2 前端部の段差および 光芒の影響により発生するノズル内 面の溝の深さが表面後退率に与える 影響を評価する。 なお、ノズルについては、SRB-A と同 形状とし、燃焼圧力については、SRB - A に比べ20%程度高く設定する。</p>	<p>ライナアフトB 2 前端部の周方向 に一樣な段差を設け、ステップエ ロージョンを模擬するとともに、 光芒山位置に対応して、地上燃 焼試験(QM3)で見られた局所エ ロージョンの約1/6相当の浅い 溝及び約1/3相当の深い溝を 模擬する。</p>	<p>ライナアフトB 2 前端部付近の周方向 に一樣な段差(ステップエロージョン) による影響は見られなかった。 光芒山位置の溝の深さによっては、 地上燃焼試験(QM3)で見られた局 所エロージョンまで進展する要因とな り得る。(浅い溝では、平均的な表面 後退と同程度であった。深い溝で は、溝が進行し、地上燃焼試験(QM 3)で見られた局所エロージョンと同 程度の表面後退であった。) 燃焼圧力の増加については、試験 (その1)と同様の傾向が見られた。</p>
---	---	---	---

項目	サブサイズ	SRB-A
モータ代表直径(m)	0.5(1/5サイズ)	2.5
平均燃焼圧力(MPa)	11.9	9.8
燃焼時間(秒)	18	100

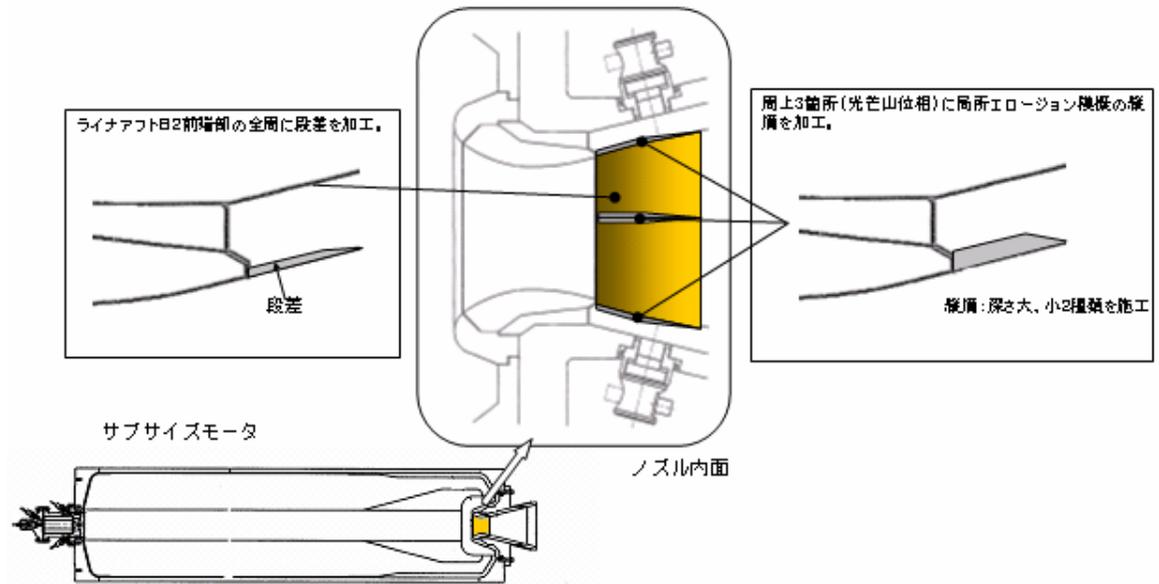


表2 - 3 - 3(2 / 2) サブサイズモータによる地上燃焼試験

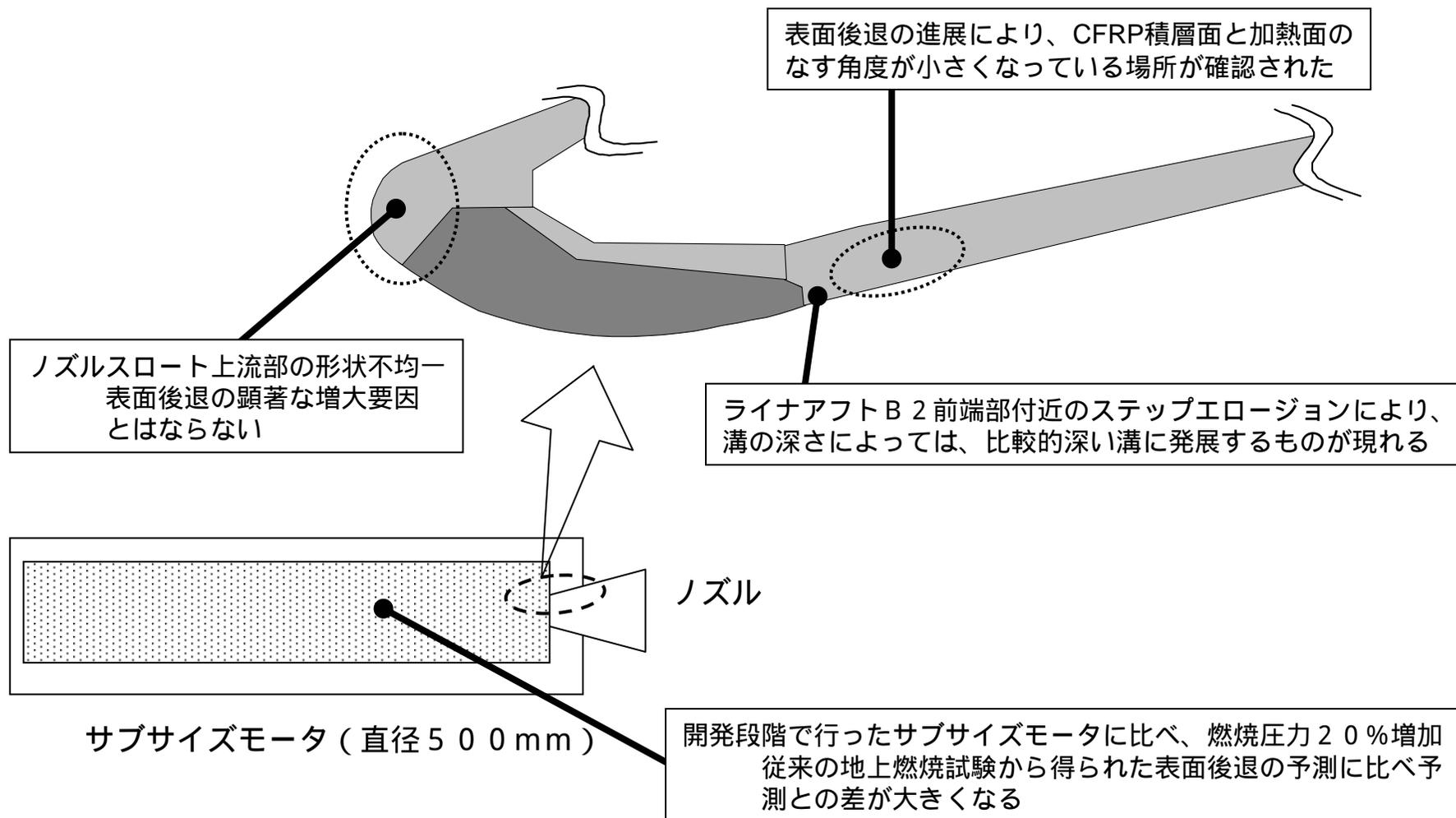
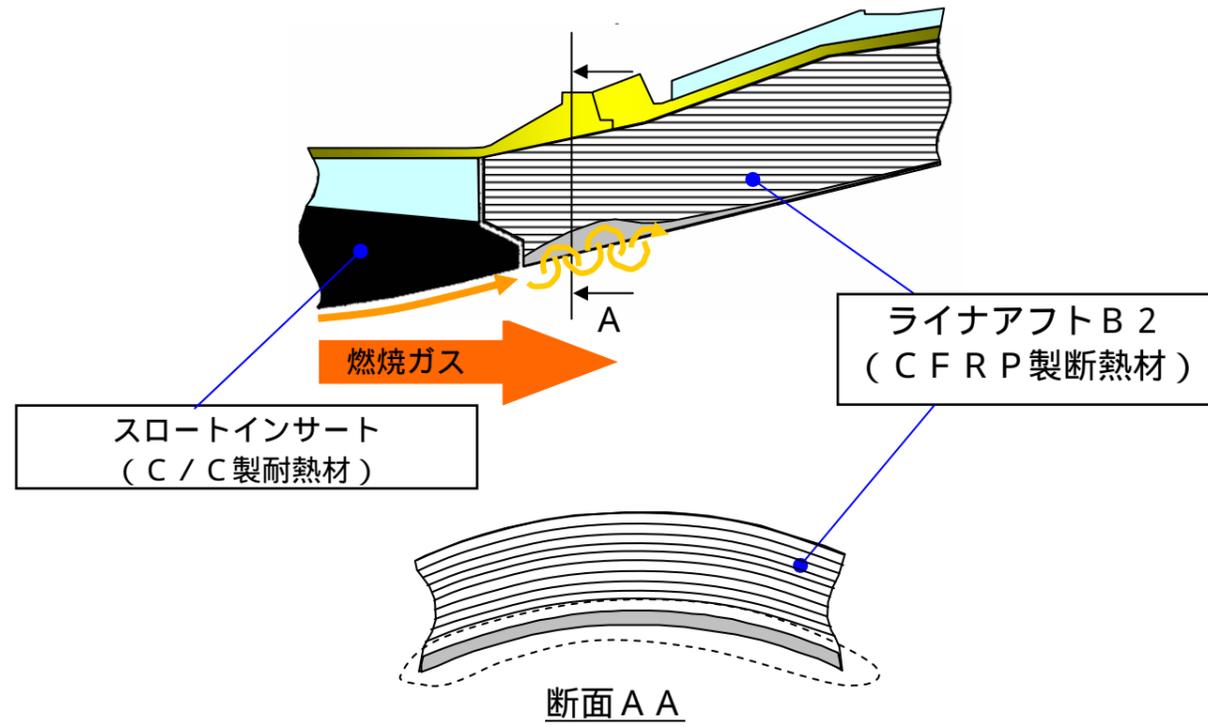


図 2 - 3 - 1 2 サブサイズモータによる地上燃焼試験結果概要

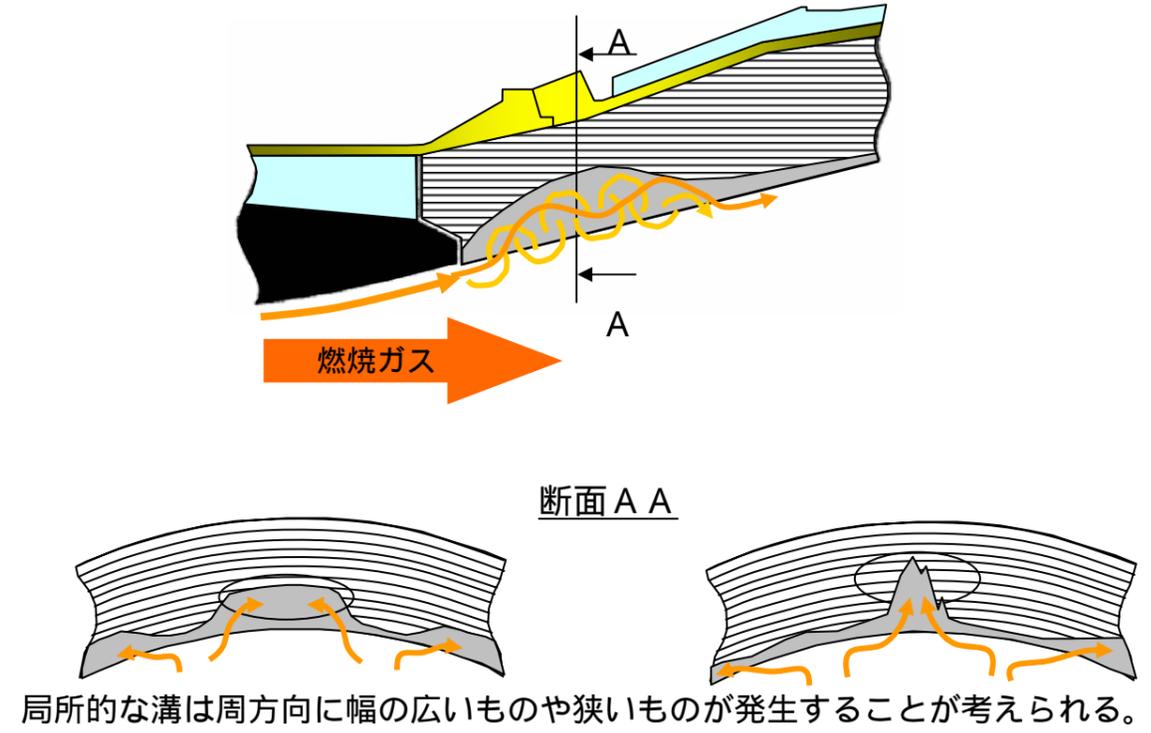
<p>第一次探索作業期間</p>	<p>平成15年12月31日～平成16年1月1日、 平成16年1月5日～7日、1月16日～1月21日</p>
<p>第二次探索作業期間</p>	<p>平成16年2月20日、21日、27日～3月2日</p>
<p>第三次探索作業期間</p>	<p>平成16年3月22日～3月26日</p>

表2 - 3 - 4 固体ロケットブースタ探索作業期間

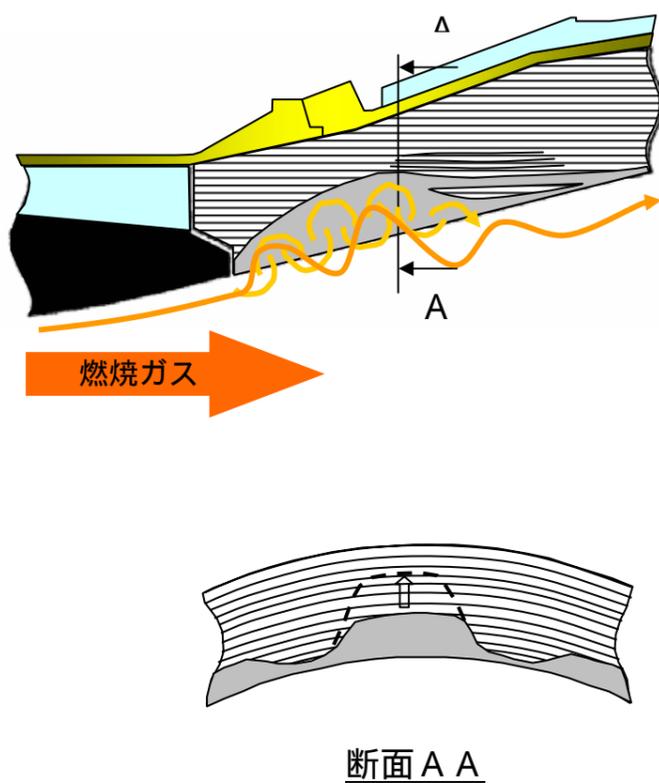
周方向に一様な表面後退現象



周方向に局所性をもった表面後退現象



CFRPの剥離・脱落により局所エロージョンが加速



燃焼ガスが溝に向かって流れ込み局所エロージョンが加速

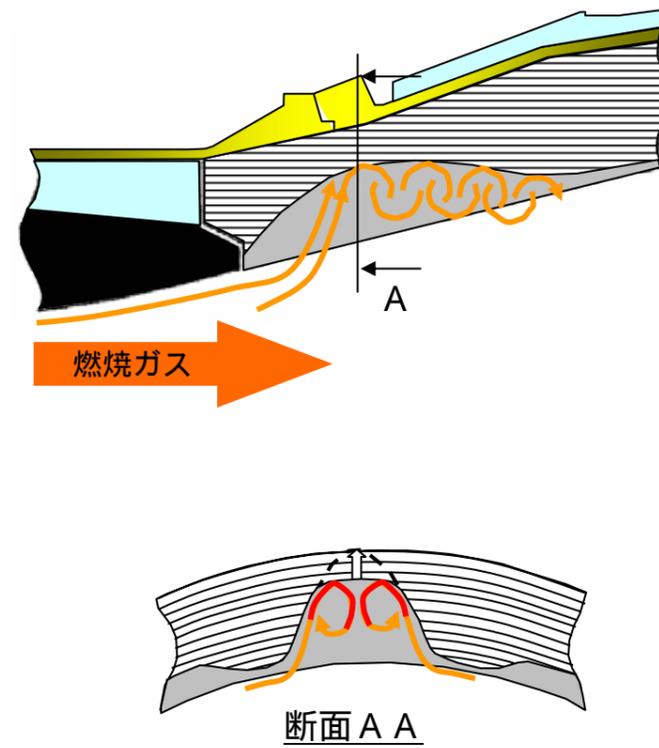


図2-3-13 局所エロージョンが加速するプロセス

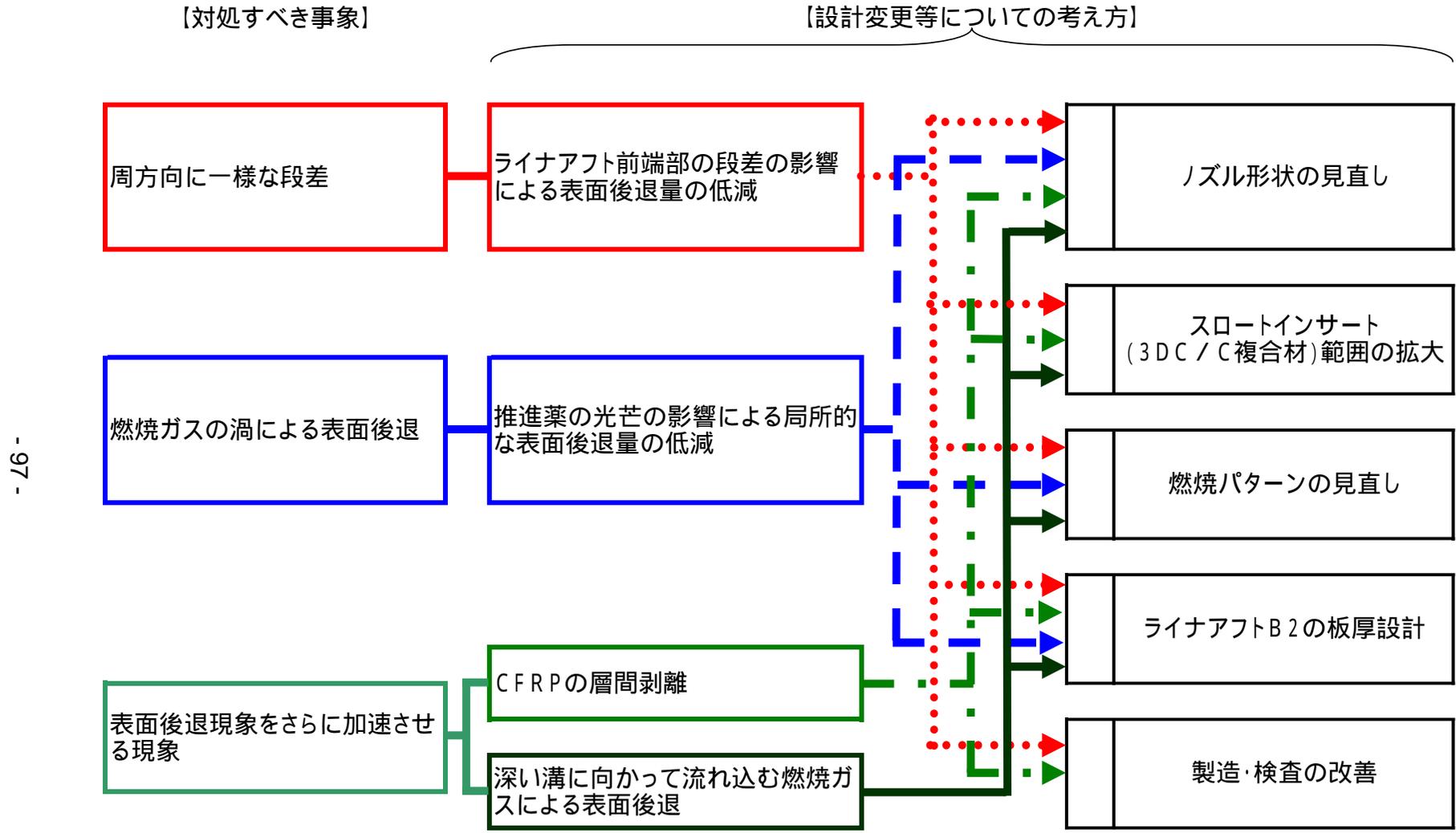


図3 - 1 - 1 設計変更等についての考え方

用語集

あ	アクチュエータ	H - Aロケットのノズルの向きを変えるための機器。ロケットの進行方向を制御するために使用される。
	アルミナ	酸化アルミニウム。固体推進薬に含まれているアルミニウムが燃焼することにより生成される。
い	インシュレーション	固体ロケットモータの推進薬とモータケースの間の熱絶縁層。高温の燃焼ガスが直接モータケースに接触しないように設ける。
	火工品	火薬または爆薬を使用して、目的に応じて加工したもの。導火線、導爆線などをいう。
	固体推進薬	固体ロケットエンジンに搭載される燃料と酸化剤の混合物。SRB - Aではポリブタジエン系推進薬が使用されている。
さ	サーマルカーテン	SRB-Aにおいて後部アダプタ搭載機器がノズルから噴出される燃焼ガスにより加熱されないように設けられている熱防護材。
	3次元カーボン/カーボン複合材(3DC/C)	炭素繊維を立体的に編んで作った耐熱材料。
し	システムトンネル	配線等を保護するために取り付ける半円形状のカバー。
し	指令破壊	ロケットの飛行に異常が発生した時、地上の安全を確保するため、ロケットを破壊するために地上より命令を送信して破壊すること。
	シリカ繊維強化プラスチック(SFRP)	シリカ(二酸化珪素)繊維を補強材として埋め込んだ合成樹脂複合材料。
す	推力	ロケットが噴射によって発生する力のこと。 [推力 = 毎秒噴射される燃焼ガスの量 × 燃焼ガスの噴射速度]という式で定義される。
	ストラップ・オン方式	SRB - AのH - Aロケット本体への接続方式のことで、射座に固定されたロケット本体に、ストラップを用いて、固体ロケットブースタを取り付ける方式。リフトオフ時に、火工品により、SRB - Aと射座とを切り離す必要がない。
せ	静止トランスファー軌道	静止トランスファー軌道とは、衛星を静止軌道に投入するための一時的な軌道であり、近地点高度約250km、遠地点高度約36,000kmの長楕円軌道。
た	炭素繊維強化プラスチック(CFRP)	炭素繊維を補強材として埋め込んだ合成樹脂複合材料
	炭化層	CFRP断熱材が加熱を受けて樹脂が熱分解した後の炭化した層。
だ	舵角	機体の中心軸とノズル中心軸のなす角度。
て	テレメトリデータ	遠方から電気信号として送られてきた測定量。
ね	熱電池	内部発熱材に点火し、発生熱で内部固体電解質を熔融させて液状とし、電力を発生する電池のこと。
	熱分解層	CFRP断熱材の樹脂が燃焼ガスにより熱分解した層。
の	ノズル	ロケットエンジンの燃焼室内の高圧ガスを膨張させ高速化することにより、ガスの圧力エネルギーを運動エネルギーに変換して推力を発生させる部分。
	ノズルスロート	ノズルの断面積が最小になる部分。
ば	爆轟波	起爆装置で起爆された爆発エネルギー波。
ひ	比推力	ロケットエンジンの燃費を表し、単位時間に消費される推進薬重量(質量 × 重力加速度)によって、どれだけの推力を発生し得るかを表す数値。推力を推進薬重量消費率で割った値で定義される。
	フィラメントワインディング方式	回転している型の上に、樹脂に浸した繊維を巻きつけ硬化させる方式。
ぷ	ブルーム	エンジン等から噴出される高温ガス。
	ホールドダウン方式	固体補助ロケットブースタのロケット本体への接続方式のことで、射座に固定された固体ロケットブースタにロケット本体が取り付けられる方式。この方式の場合、リフトオフ時に、火工品により、SRB - Aと射座とを切り離す必要がある。
も	モータケース	固体ロケットの燃焼室のことであり、推進薬の容器を兼ねている。
よ	予冷	極低温推進薬を用いるロケットにおいて、予め機器を当該推進薬の温度近くまで冷却すること。

略語集

C	3DC/C	Carbon Carbon Composite Materials	カーボンカーボン複合材
	CFRP	Carbon Fiber Reinforced Plastic	炭素繊維強化プラスチック
E	EM	Engineering Model	エンジニアリングモデル
	FTA	Fault Tree Analysis	故障の木解析
P	PM	Prototype Model	プロトタイプモデル
Q	QM	Qualification Model	認定型モデル
S	SFRP	Silica Fiber Reinforced Plastic	シリカ繊維強化プラスチック
	SRB	Solid Rocket Booster	固体ロケットブースタ
	SSB	Solid Strap-on Booster	固体補助ロケット

H - Aロケット6号機の打上げ失敗の原因究明 及び今後の対策について

平成15年11月29日

宇宙開発委員会決定

1. 調査審議の趣旨

独立行政法人宇宙航空研究開発機構(JAXA)が行ったH-Aロケット6号機の打上げが失敗し、所期の目的が達成されなかった事態を受け、今回の打上げ失敗の原因を究明し、併せて、今後の対策等について調査審議を行うものとする。

2. 調査審議を行う事項及び進め方

原因究明及びその対策等に必要な技術的事項について、調査部会において調査審議を行い、できる限り速やかに取りまとめるものとする。

なお、調査部会の構成員(別紙)については、必要に応じ追加するものとする。

3. その他

「第13条(会議の公開) 本委員会及び部会の議事、会議資料及び議事録は、公開する。ただし、特段の事情がある場合においては、事前に理由を公表した上で非公開とすることができる。」(宇宙開発委員会の運営等について 平成13年1月10日宇宙開発委員会決定)に従い、調査部会は、原則として公開とし、特段の事情がある場合には非公開とすることとする。

宇宙開発委員会調査部会構成員

(委員)

部会長 松尾 弘毅 宇宙開発委員会委員

部会長代理 川崎 雅弘 宇宙開発委員会委員

野本 陽代 宇宙開発委員会委員

(参与)

五代 富文 前宇宙開発委員会委員

(特別委員)

小川原 嘉明 宇宙科学研究所名誉教授

木田 隆 国立大学法人電気通信大学
電気通信学部教授

小林 英男 国立大学法人東京工業大学大学院
理工学研究科教授

茂原 正道 TechnoOffice Frontiers 代表

畑村 洋太郎 工学院大学工学部教授

雛田 元紀 宇宙科学研究所名誉教授

松岡 三郎 独立行政法人物質・材料研究機構材料基盤
情報ステーション副ステーション長

宮澤 政文 前静岡大学工学部教授

宮村 鐵夫 中央大学理工学部教授

八柳 信之 千葉科学大学危機管理学部教授

(平成16年5月現在)

H - Aロケット6号機打上げ失敗の原因究明及び今後の対策に係る

宇宙開発委員会調査部会開催状況

平成15年11月30日(日) 平成15年 第5回調査部会

平成15年12月9日(火) 平成15年 第6回調査部会

平成15年12月9日(火) 現地視察

(株式会社アイ・エイチ・アイ・エアロスペース
富岡事業所)

平成15年12月15日(月) 平成15年 第7回調査部会

平成15年12月24日(水) 平成15年 第8回調査部会

平成16年1月9日(水) 平成16年 第1回調査部会

平成16年1月19日(月) 平成16年 第2回調査部会

平成16年1月27日(火) 平成16年 第3回調査部会

平成16年2月5日(木) 平成16年 第4回調査部会

平成16年2月17日(火) 平成16年 第5回調査部会

平成16年2月18日(水) 現地視察

(宇宙航空研究開発機構 種子島宇宙センター)

平成16年2月24日(火) 平成16年 第6回調査部会

平成16年3月1日(月) 平成16年 第7回調査部会

平成16年3月8日(月) 平成16年 第8回調査部会

平成16年4月6日(火) 平成16年 第11回調査部会

平成16年4月22日(木) 平成16年 第12回調査部会

平成16年5月28日(金) 平成16年 第15回調査部会

H- Aロケット6号機固体ロケットブースタの探索結果について

平成16年 4月 6日
宇宙航空研究開発機構

1. 探索経緯

平成15年11月29日のH - Aロケット6号機打上げ失敗の原因究明の一環として、固体ロケットブースタ(SRB - A)の回収の可能性を検討するため、海洋科学技術センター(4月より独立行政法人海洋研究開発機構)から専門的助言及び技術指導(第一次から第三次探索作業の探索船への乗船を含む)等の協力を得て、次の通り探索作業を実施してきた。

(1) 第一次探索作業(平成15年12月31日～平成16年1月1日、

平成16年1月5日～7日、1月16日～1月21日)

SRB - Aには着水後から音波を発信するように設計された音響ビーコンが装着されており、当機構が準備したビーコン探査用音波受信機を6,000m級深海曳航カメラシステム(ディープ・トウ)に装着し、船舶にて曳航して音響ビーコンの探索を実施した。

2ヶ所(南側及び北側)の海域から音響ビーコンと思われる音波が確認され、当該海域にはSRB - Aと同様に音響ビーコンを搭載した第1段ロケットが水没しており、解析によりSRB - Aが第1段ロケットより遠くへ(南側へ)落下すると考えられることから、南側にSRB - Aが水没していると推定した。南側の海域について引き続き探索作業を実施し、以下の結果が得られた。

様々な位置で観測された音響ビーコンから発せられたと推定される音波の到来方向の角度から、それぞれ音源の位置を計算し、その位置をプロットしたところ、重複している範囲が認められた(音源の絞込み)。

音源が絞り込まれた範囲についてカメラによる探索を実施したところ、不鮮明ではあったがSRB - Aの関連部品らしき物体の画像を取得した(別添)。

同時に、ディーブ・トウに搭載した音波受信機から発した音波の反射波により海底の物体の大きさや位置を判別する探索を実施したところ、大きな物体の存在を示すような強い反射波の反応が見られたので、当該海域は解析によるSRB - Aの落下地点に近いこと、船の航行が殆ど無い場所でありSRB - A以外の部品が落ちている可能性が低いと予想されたことから、SRB - Aの主要部品の水没地点の範囲がほぼ100m四方に絞り込まれたと考えた(図1)。

上記の100m四方の範囲を更に絞込むためには、海面から約6,000m下のディーブ・トウの水中位置を正確に測定する必要があるが、第一次探索時に準備した測位システムの精度上、これ以上の絞り込みは困難であることから、海中を自力で航行できる水中ロボットを使用した探索に切り替えることとした。

(2) 第二次探索作業(平成16年2月20日、21日、27日～3月2日)

国内では深度6,000mにて使用可能な水中ロボットが無かったことから、米国フェニックス社所有の水中ロボットに当機構が準備した音波受信機及びルウェー製水中測位装置を追加装備して、第一次探索作業で絞り込んだ箇所を重点的に探索した。第二次探索では、2月20日からビーコン探査用音波受信機による探索を実施したが、音響ビーコンの音波を受信できず、音響ビーコンの寿命が切れたものと考えた。このため、音波の反射波による探索に切り替えたが、第一次探索時に見られた強い反射波の反応を再確認できなかった。また、カメラによる探索にて幾つかの人工物の画像を取得したが、第一次探索において画像を取得した物体は確認できなかった。ただし、第一次探索で取得した画像に類似した物体の至近距離からの画像を取得したが、ロケットの部品ではなかった(図2)。

使用した機材は、探索深度が仕様上のほぼ限界深度であったことから、通信装置、水中測位装置等に相次いで不具合が発生しており、水中ロボットの位置検出が不正確なために必要な搜索範囲を網羅できていない可能性が否定できなかった。当時、我が国で深度6,000m級の運用実績のある海洋科学技術センター所有の有人潜水調査船

「しんかい6500」の定期整備が完了する状況にあり、訓練潜航が計画されていたことから、その機会を利用して「しんかい6500」による探索に切り替えることとした。

(3) 第三次探索作業(平成16年3月22日～3月26日)

「しんかい6500」の訓練潜航機会を利用して、第一次探索作業で絞り込んだ箇所を中心に広い範囲について探索作業を実施した。

「しんかい6500」には音波送受信機が搭載されており、周囲約150mの範囲について音波の反射波による物体の探索を実施することができる。また、「しんかい6500」の搭乗員による目視探索及び搭載されたビデオカメラによる探索が可能である。さらに確実に探索範囲を網羅するために、海底に通信中継器(トランスポンダ)を設置し、水中測位精度の向上を図った。

「しんかい6500」による探索の結果、音波送受信機に物体らしき反射反応が幾つかあったものの、近付いて目視及びカメラにて確認すると海底の地形の起伏や小さな人工物(灯油缶等)であり、第一次探索時に確認された強い反射波の反応は見られなかった。

また、「しんかい6500」の目視及びカメラによる探索にて、直径70～80cm程度の半円状の生物が見つかり、その他にも人工物(箱、ロープ、袋等)や生物が見つかったが、第一次探索において画像を取得した物体やSRB-A関連部品は発見されなかった。また、取得データ(音波送受信機のデータ、動画、スチール写真)を詳細に解析したが、SRB-A関連部品は発見できなかった(図3)。

「しんかい6500」による探索のスケジュール実績を以下に示す。

3月15日	那覇港出港
16日～19日	熱帯低気圧による海況不良のため、迂回して回航
20日	測位精度向上のための通信中継器(トランスポンダ)設置
21日	海況不良により待機
22日	第1回潜航(探索)
23日	第2回潜航(探索)
24日	第3回潜航(探索)

25日	第4回潜航(探索)
26日	第5回潜航(探索)
27日	通信中継器(トランスポンダ)回収
28日～30日	回航
31日	横須賀 海洋科学技術センター岸壁に帰港

2. 探索結果の評価

第一次探索時に「音源を絞込んだ海域」について詳細な探索を行い、「SRB - Aの部品らしき画像が取得され」、かつ「音波受信機にて強い反射波の反応が見られたこと」等から、SRB - Aの主要部品の水没地点の範囲がほぼ100m四方の範囲に絞り込まれたと考えた。しかし、第二次及び第三次探索にてSRB - Aの部品の発見に至っておらず、その要因として、それぞれ次のことが考えられる。

音源を絞込んだ範囲が正確ではなく、本来の場所からはずれていた可能性が推定される。

- (a)第一次探索においては、海底が高さ400m～600mの山で囲まれた盆地状の地形であったため固体ロケットブースタに装着されている音響ビーコンからの音波が乱反射したこと等により音源の絞込みの誤差が大きくなった。また、第二次探索においては、大深度の探索のため機材の故障の頻発等により音響ビーコンの寿命が切れる前までに十分な計測を実施できなかった(図4)。
- (b)第一次探索時では、大深度に対応した外国製の水中測位装置がスケジュールの都合上準備できなかったため、船に装備されていた3,000m級の水中測位装置を曳航用のロープの途中に装着する代替の測位システムとしたが、水中のディープ・トウの位置を正確に検出できなかった。

第一次探索において、ソナーにより捉えた大きな物体の反応は、海底の地形の盛り上がりを検知したか、もしくは、曳航体(音波受信機)の姿勢のふらつきにより、実際より大きな物体として検知した可能性がある。

第一次探索において取得した固体ロケットブースタ関連部品らしき物体の画像は、曳航している探査機から撮影した不鮮明な画像を固体ロケットブースタ関連部品と推定していたが、第二次、第三次探索の状況から、実際は類似の人工物や生物であったり、あるいは陰影の違いが人工物に見えた等の可能性があり、再度確認することが困難であったと推定される。

3. 更なる探索についての考え方

調査対象海域の海底の地形、深度などの状況等を踏まえ、海洋研究開発機構(旧海洋科学技術センター)の専門家と協議した結果、以下の何れの方法についても技術的な問題等があり、これ以上探索しても固体ロケットブースタのノズル部を発見できる可能性は極めて低いため、JAXAとしては探索を打ち切ることとする。

音響ビーコンによる音波の探索

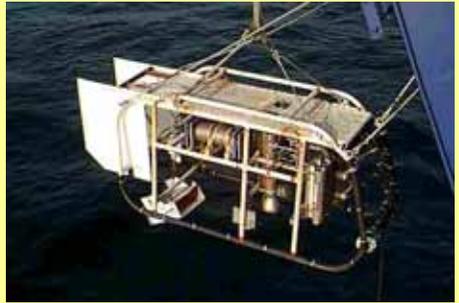
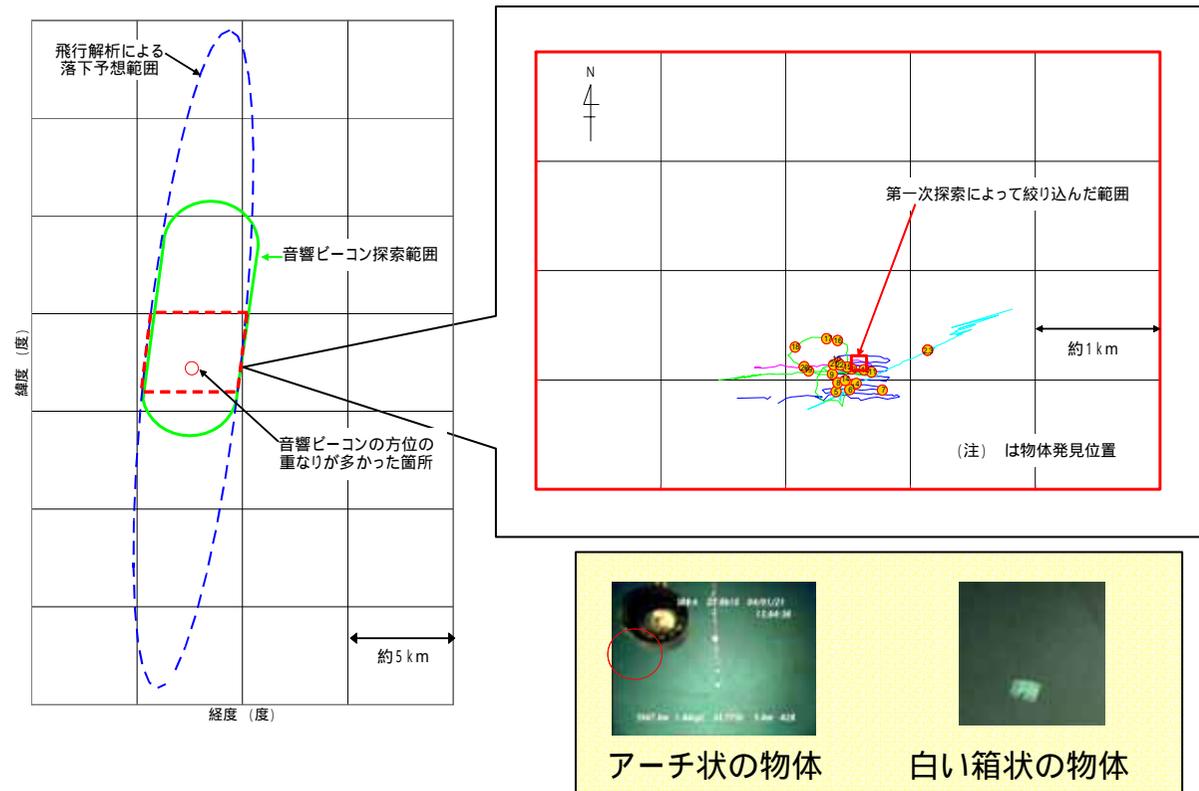
SRB - Aに装着された音響ビーコンの寿命(90日間)が平成16年2月末に切れているため、音響ビーコンによる探索はできない。

音波送受信機から発せられた音波の反射による探索

傾斜や100m程度以上の起伏がある所では音波が届かない範囲が増えるため、この海域の地底にある高さ400～600mの山及びその裾野の範囲をくまなく探索することができない。

カメラによる探索

カメラの視野が狭い(5m程度)ため、広範囲を探索することは現実的には不可能に近い。



第一次探索機器

深海曳航カメラシステム

- ・ 海上の船からの曳航により航走
- ・ 広範囲を探索し、画像をリアルタイムで観察可能
- ・ 音波受信機を装備

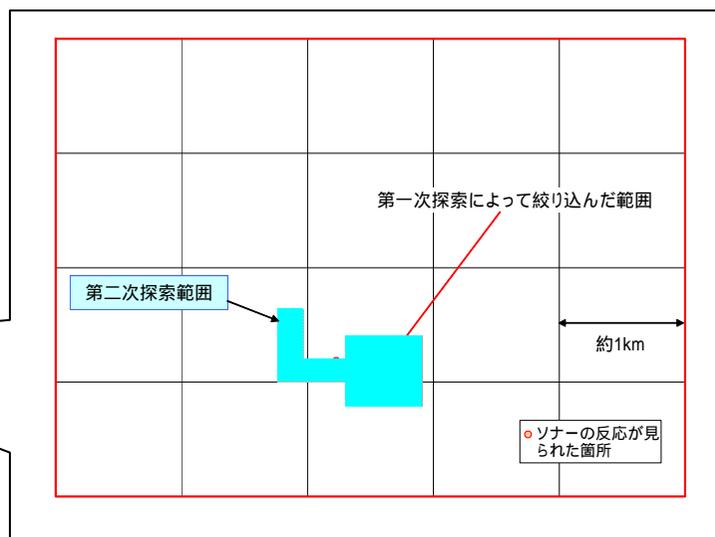
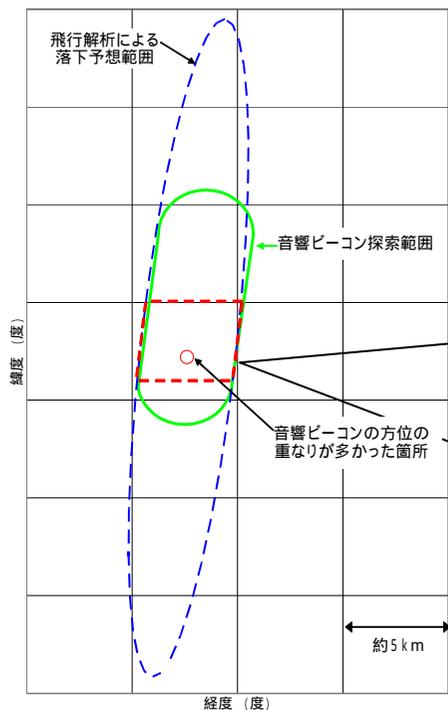
音響ビーコンの探索により、音波の到来方位の重なりが多かった箇所を抽出

音源を絞り込んだ場所にて、

- ・ SRB - Aらしき部品の画像を取得
- ・ 音波受信機に強い反射波の反応

SRB - Aの主要部品の水没地点をほぼ100m四方に絞り込んだと考えた

図1 第一次探索作業の結果



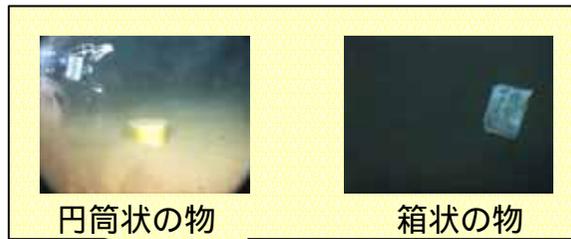
第二次探索機器

水中ロボット

- ・ 遠隔操作による自立航行
- ・ 狭い範囲の探索に適し、リアルタイムで画像観察可能
- ・ 音波受信機及び水中測位装置を装備

第一次探索にて絞り込まれた範囲を重点的に探索

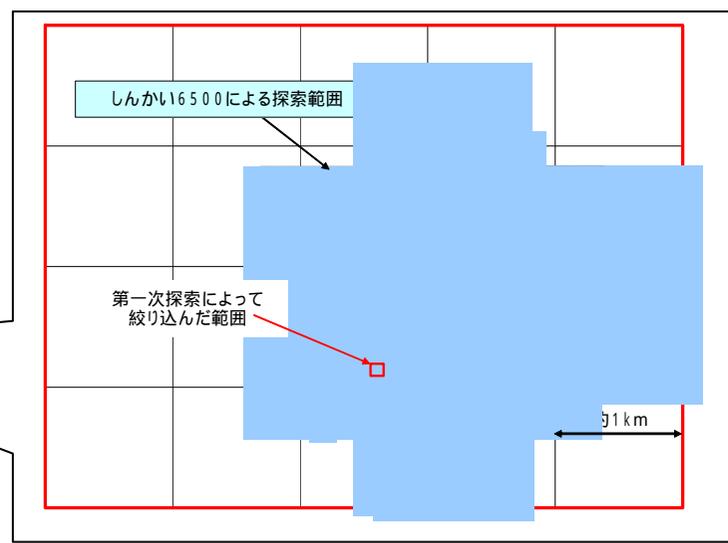
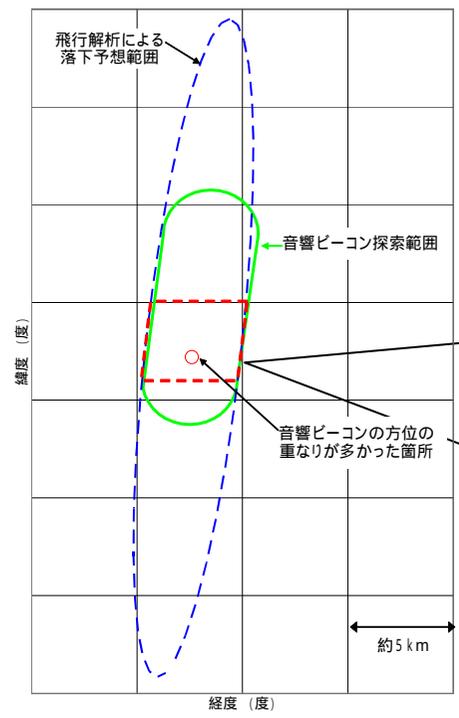
第一次探索にて見られた強い反射波の反応を確認できなかった。



人工物の画像を取得したが、SRB-Aの部品を発見できなかった。

水中ロボットの位置の測定精度が不十分なため、探索範囲を網羅できていない可能性があった

図2 第二次探索結果

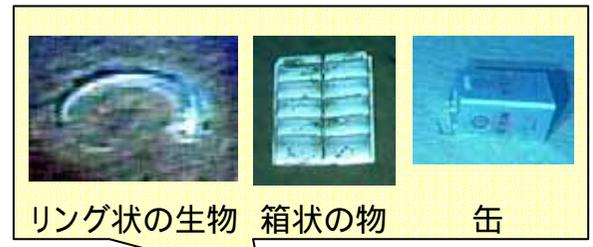


第三次探索機器

有人潜水調査船しんかい16500

- ・ 自立航行
- ・ リアルタイムで目視及び画像観察可能
- ・ 音波送受信機を標準装備

第一次探索にて絞り込まれた範囲を広く探索



第一次探索にて見られた強い反射波の反応を確認できなかった。

生物及び人工物の画像を取得したが、SRB-Aの部品を発見できなかった。

広範囲にわたって探索したが、SRB-Aの発見に至らなかった。

図3 第三次探索結果

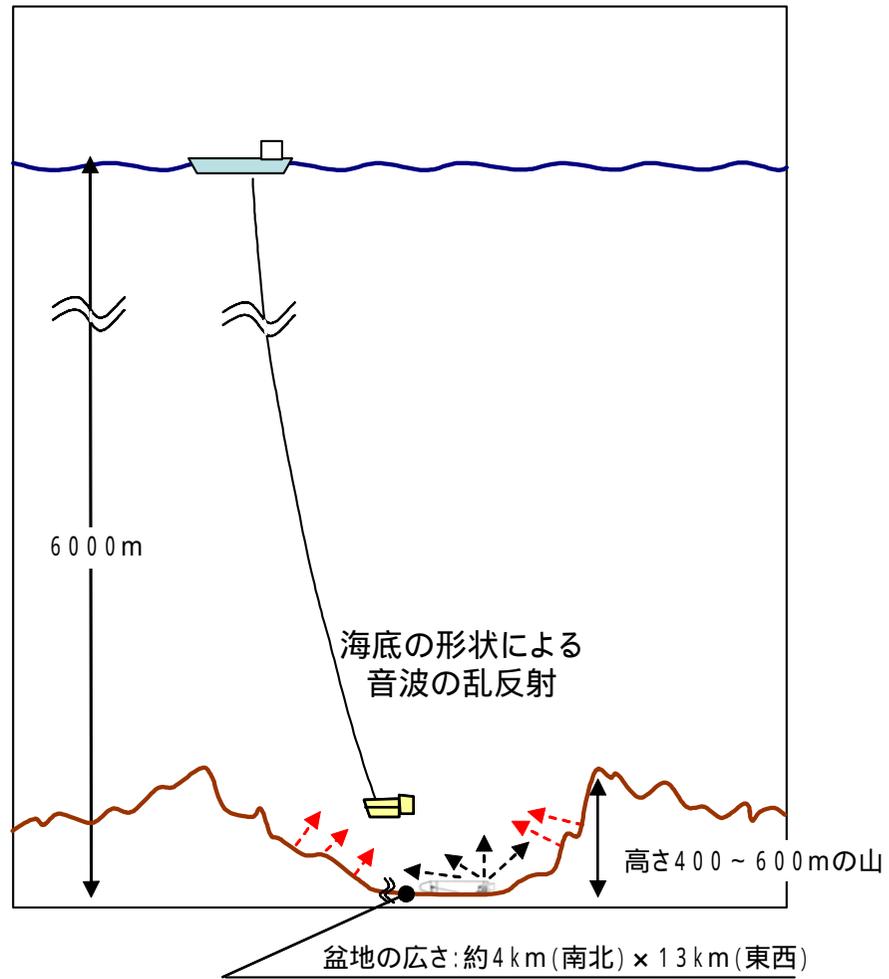


図4 SRB - Aの水没地点の概念図

宇宙開発委員会特別会合報告書

平成 1 6 年 6 月 7 日

宇宙開発委員会特別会合

目 次

はじめに	1
第 1 章 今後の改革に向けた基本的考え方	3
第 2 章 信頼性向上のために速やかに実施すべき改革	5
1 . JAXA 及び製造企業の間の開発（設計を含む）・製造の責任 分担体制の改革	5
2 . JAXA における信頼性確保体制の強化	12
第 3 章 国民から信頼される宇宙開発の実現に向けて	14
1 . 信頼性向上に重点を置いた開発の在り方	14
2 . 組織運営、組織文化、教育・訓練	16
3 . 宇宙開発に関する社会への説明責任と国民の理解	18

（参考 1）特別会合の設置について

（平成 16 年 3 月 10 日、宇宙開発委員会決定）

（別紙）宇宙開発委員会特別会合構成員

（参考 2）宇宙開発委員会特別会合開催経緯

はじめに

宇宙開発で用いるロケットや人工衛星は、高い性能の要求を実現すると同時に、打上げ時の大きな振動、音響、加速度、宇宙空間における過酷な熱・放射線環境に耐えることが求められ、打上げ後の修理は極めて困難であるなど、極めて厳しい条件を満足するものでなければならない。そのようなことから、宇宙開発は、一国の科学技術の総合力を象徴すると言うことができる。

我が国においては、糸川博士のペンシルロケットから始まった宇宙開発は、1970年に我が国初の人工衛星「おおすみ」の打上げに成功し、現在まで30年余りを経て、技術的に国際水準に比肩する大型ロケット H-II、H-IIA を打ち上げるまでに至った。他の宇宙開発先進国に比べ予算、人員において小規模な取組みにより短期間のうちにここまでの技術を獲得するに至ったことは、科学技術創造立国を掲げる我が国にとって誇りにできることである。しかしながら、その一方で、近年、相次いで事故・トラブルに見舞われたことは、信頼性の向上が我が国の宇宙開発にとって重大な課題として残っていることを示している。

宇宙開発委員会においては、平成6年のきく6号(ETS-VI)以降、連続して発生した事故・トラブルを踏まえ、宇宙開発基本問題懇談会を開催し、一連の事故・トラブルは、日本の宇宙開発システムが急激な環境の変化とそれに伴う方向転換に十分適応できなかったことに起因することを指摘し、人的資源、信頼性向上、産業界との適切な役割分担など様々な角度からの提言を盛り込んだ報告書を平成11年5月にとりまとめた。

しかしながら、平成11年11月、H-IIロケット8号機の打上げに失敗し、宇宙開発の基本的手段であるロケットの打上げに連続して失敗したことを重く受け止め、宇宙開発委員会は我が国の宇宙開発体制の立て直しに向け、特別会合を開催し、宇宙開発事業団(当時)の組織・体制のみならず、産業界の製造現場における品質保証、検査等の在り方にも踏み込んで、信頼性確保

の方策について様々な改革の具体的方策を示すとともに、宇宙開発関係者に対し、あらゆるプロセスにおいて、妥協なき真摯な取組みを不断に行うことを強く求める旨、平成 12 年 5 月、報告書としてとりまとめた。

上記 2 つの報告書の提言を踏まえ、宇宙関係機関は提言の実行に努め、H-IIA ロケットについては、平成 13 年 8 月に試験機 1 号機の打上げに成功して以来、5 機連続して打上げに成功するとともに、平成 15 年 10 月、宇宙 3 機関が統合して宇宙航空研究開発機構（以下「JAXA」という）が設立されるなど、我が国宇宙開発も再び軌道に乗り始めたかに見えた。

その矢先の平成 15 年 10 月、環境観測技術衛星「みどり 2」が打上げ後約 10 ヶ月で運用異常となり機能全損、翌月の H-IIA ロケット 6 号機による情報収集衛星 2 号機の打上げ失敗と、これまでの取組みについて、その成果が上がっていたのかどうか問われている。

こうした状況に鑑み、製造企業を含めた JAXA の業務の進め方について、これまでに宇宙開発委員会が行ってきた提言等をフォローアップし、潜在的な問題が残っていないか再検証をするため、本特別会合が設置された。

本特別会合では、これまでの提言等のフォローアップ、H-IIA ロケット 6 号機の打上げ失敗における背景的な要因分析等を行い、信頼性確保のためにさらに取り組むべきと考えられる課題について提言することとした。特に、信頼性向上のために速やかに実施すべき改革については、製造企業も含めた責任体制の潜在的弱さを克服するための方策、JAXA の体制強化の方向性の 2 点に絞り、具体的な方策を提言することとした。

第1章 今後の改革に向けた基本的考え方

宇宙開発は「はじめに」で述べたように極めて厳しい技術的条件を満足することが求められることから、そのプログラムの実施には相当のリスクが内在している。宇宙開発は困難な技術的課題への挑戦の連続であり、失敗が成功への最大の糧であるとも言える。しかしながら、我が国の宇宙開発が既に「開発」から「利用・実用」の時代へ入り始めている現在、信頼性の向上は従来にも増して重要な課題となっており、技術的な課題だけでなく、失敗の背後にある体制・システムの問題にも対処し、総合的に信頼性を向上していくことが強く求められている。

このため、本特別会合においては、宇宙開発委員会宇宙開発基本問題懇談会報告書（平成 11 年 5 月）及び宇宙開発委員会特別会合報告書（平成 12 年 5 月）の2つの報告書における提言についてのフォローアップを行うとともに、H-IIA ロケット6号機の打上げ失敗の原因である固体ロケットブースタの開発過程を事例として、事故・トラブルの背景的な要因分析を行い、次のとおり判断した。

- ・ 提言には重要な事項がよく網羅されているが、抽象的な指摘もかなり含まれている。これらについては、JAXA が独立行政法人化された現在においては、提言の精神を踏まえて JAXA が自らの裁量で実施していくことが期待できるもの、あるいは、産業界等において必要な措置を図っていくことが期待されるものが含まれている。
- ・ 提言の実施状況については、以下の例に見られるように、着実に実施に移されてきたもの、十分実施されていないものなど、程度の差があるとともに、現在の状況に鑑みれば、さらに充実すべき点があると考えられる。
- プライム契約化による製造企業責任の明確化について、H-IIA ロケット標準型の民間移管が決定され、その準備が着実に進められている等、

提言を受けた取組みがなされていると考えるが、H-IIA ロケット 6 号機の打上げ失敗をも踏まえれば、第 2 章 1 . で述べるように、JAXA と製造企業との責任体制について、信頼性の一層の向上に向けた最適な体制の構築のためさらに改革を進める必要がある。

- 研究開発活動の強化として、統合前の宇宙 3 機関が連携したエンジン中核研究開発体制の整備、H-IIA ロケット開発における体制や試験等の充実、独立評価体制の強化が図られてきた。しかしながら、H-IIA ロケット 6 号機の打上げ失敗の原因である固体ロケットブースタの開発過程を事例として、事故・トラブルの背景的な要因分析を行ってみると、第 2 章 2 . で述べるように、JAXA における取組みには十分でない側面があった。

こうした状況を踏まえ、本特別会合としては、信頼性向上のために速やかに実施すべき改革事項として、製造企業も含めた責任体制の潜在的弱さの克服のための方策、JAXA の体制強化の方向性を示すことが急務との認識に立ち、特に重要と考えられる事項として、できる限り具体的な対策を提言することとした。

さらに、本特別会合で出された指摘のうち、国民から信頼される宇宙開発の実現に向けて、今後、JAXA 及び関係機関に着実な取組みを求めるべき事項を助言として記述した。

本特別会合としては、提言の確実な実施を確認するため、その実施状況をフォローアップすることとし、本年秋頃を目途に会議を開催して、実施状況について関係者から報告を受けることとする。

第2章 信頼性向上のために速やかに実施すべき改革

1. JAXA 及び製造企業間の開発（設計を含む）・製造の責任分担体制の改革

(1) 問題意識

ロケットや人工衛星の信頼性が確保されるためには、それらの開発・製造を通して、JAXA と製造企業が持つ能力と資源が全体として最大限に活用され、開発（設計を含む）と製造が切れ目無くつながることが必要である。

宇宙開発の初期段階においては我が国の宇宙開発に関する経験が未熟であったため、宇宙開発事業団（当時）が主体となり、企業の協力を得て開発段階はもとより、一部製造段階にも関与して技術開発を進め、企業においてはそのような取組みの中で、技術やノウハウを蓄積してきた。しかしながら、宇宙開発を始めてから 30 年余りを経過した今日では、現状の体制は以下のような潜在的な弱さを抱えており、信頼性確保のためには最適なものとは言えず、改革を進める必要があると考える。

(開発（設計を含む）)(注1)

- ・ロケットや人工衛星の開発（設計を含む）においては、JAXA との契約により製造企業が分担して実施し、JAXA がとりまとめている。製造企業はいまや事実上の設計の提案者であるが、最終判断を行う JAXA が契約上の責任を負っている。
- ・しかしながら、JAXA は製造企業ではないため製造に直結することについて知見は限られており、JAXA に能力以上の責任が集中していると言える。また、各製造企業からの情報は、設計をとりまとめる JAXA を経由して各製造企業に提供されており、製造企業間での情報共有は十分に行われていない。
- ・このように、製造に直結する詳細設計段階を含め、開発の全段階を通し

て、JAXA だけが全体システムを見ており、製造の中心となる製造企業の観点で全体を見る者がおらず、開発（設計を含む）と製造との間に切れ目が存在していると言える。

〔（注1）ここでいう「開発」とは、システム基本仕様の設定、基本設計及び詳細設計の一連の過程を指し、詳細設計を固めるための試作品の製造を含む。〕

（製造）（注2）

- ・ ロケットや人工衛星の製造においては、民間が全体とりまとめを含め、中心となって行う体制となっているが、実態としては JAXA が相当程度関与している。
- ・ H-IIA ロケットの場合、宇宙関連企業の共同出資により設立された（株）ロケットシステム（以下「RSC」という）が製造とりまとめを行っている。しかしながら、RSC は出資各社からの出向者が多く、また、自ら製造現場を持っておらず、技術力、人材、経験において能力に限界があり、JAXA が不具合処置や審査等に関与している。
- ・ 人工衛星の場合、飛行用機体・部品の製造と設計活動が同時並行的に行われることから、設計に基づき製造を行う過程で得られた知見を随時設計にフィードバックして設計が固められるため、製造における体制は設計におけるそれと同様にならざるを得ず、全体とりまとめにおいて JAXA が一定の役割を果たしている。
- ・ このため、製造についての知見が限られている JAXA が実態的に製造に関与する反面、製造において重要な役割と責任を担うべき製造企業の経験と能力が十分に活かされていない。

〔（注2）ここでいう「製造」とは、詳細設計終了後に実際の飛行用機体〕

・部品を製造することを指す。

以上の開発と製造の現状の体制においては、JAXA の限られた能力と資源が分散投下されており、能力以上に過大な負担を JAXA が負っている。他方、製造企業は、過去約 30 年間に培ってきた能力を十分に活用しているとは言い難く、その能力に見合う責任を負っていない。また、製造企業間での情報共有は十分に行われていない。このような現状を改革し、我が国の宇宙開発の信頼性を一層向上できるような開発・製造体制の構築が必要である。

(2) 具体的な対策

- ・ JAXA と製造企業の間で役割・責任を応分かつ明確に分担するように見直し、JAXA は我が国における宇宙開発の中核機関として担うべき役割・業務に能力、資源を集中し、製造企業も能力に見合った役割と責任を負う体制に移行することが必要である。
- ・ そのため、今後のロケット及び人工衛星の開発・製造の体制については、JAXA が主体となり製造企業と協力して、それぞれの実状に即したプライム制（製造企業が一元的に全体をとりまとめる体制）の導入を進めることが適当である。具体的には、

プライム化の単位としては、サブシステムの単位と全体システムの単位が考えられるが、第 1 段階として、サブシステム単位でのプライム化を図るととともに、次の段階として、対象となるシステムの開発・製造過程の実状に応じ、全体システムについてプライム化するか、JAXA 自らとりまとめを行うかを判断していく必要がある。

プライム化における JAXA と製造企業の役割分担は、

- 開発の初期段階で具体的な仕様を決定する段階である基本設計までは JAXA が責任を負う体制とする。
- 基本設計に続く、製造に直結する開発段階である詳細設計（そのた

めの試作品の製造を含む)と製造段階(飛行用機体・部品の製造)においては、製造企業がプライム制により責任を負う体制とし、JAXA は詳細設計により実現される機能等が基本設計で設定した仕様を満たしているかどうかの十分な確認を行うにとどめることとする。

- 以上の JAXA と製造企業の責任分担は契約によって明確にする必要があるが、基本設計と詳細設計の各段階における現場の技術者の作業においては、両者間で設計思想を共有しながら、密接な協力によってこれを進めることが重要である。

- ・ プライム制を導入することにより、

- 開発段階において、製造に直結する詳細設計をプライム製造企業がとりまとめることにより、当事者としての責任意識が明確になるとともに、開発と製造の一体的な取組みが可能となり、一層の信頼性の向上が期待される。また、JAXA も限られた資源を主として基本設計までの開発段階に集中することができ、基本設計自体のシステム信頼性や技術水準の向上の実現が期待できる。
- 製造段階では、製造に関する技術力、人材、及び経験が豊富な製造企業に責任を一元化することにより、部品、サブシステム、そしてシステム全体の製造の一層の信頼性の確保が期待できる。

- ・ ここで示す対策は、上述のとおり、最終的には当事者間の契約において責任と権限が明確に定義される必要があり、そこに不明朗さを残さないように、関係者間での十分な調整を要請する。

- ・ H-IIA ロケットについては、プライム制導入に向けた取組みを現在進めているところであり、今回の6号機の打上げ失敗を踏まえて、その取組みを強化する必要があるため、今後の対策について以下に詳細に提言することとする。

- ・なお、ここで示す対策を実施するに当たり、製造企業にとっては、製造企業が負う役割と責任が事業として継続的に成り立つことが不可欠であり、政府及び JAXA は、製造企業において必要な体制、人材、技術を維持するという観点からも、打上げ機会の確保等に十分配慮する必要がある。

ア．H-IIA ロケット

(i) H-IIA ロケットの開発体制

今後の開発については、従来のように能力を超えて JAXA に責任が集中する形態ではなく、JAXA の責任の範囲を絞るとともに、製造企業もその能力に相応しい責任を分担する形態で進めることが適当である。

< プライム化の実現 >

- ・ H-IIA ロケット能力向上型の開発については、開発段階においてもプライム制を導入し、JAXA は基本設計に責任を負い、製造に直結する詳細設計はプライム製造企業が責任を負う体制とすることが適当である。

< プライム化までの補完的措置 >

- ・ 6号機の打上げ失敗を受けて JAXA が行う H-IIA 再点検や設計見直しについては、三菱重工業(株)(以下「MHI」という)が事実上のプライム製造企業として、これまでの設計・製造経験を基に主体的に参画し、H-IIA の設計(変更を含む)に関する信頼性を確認することが適当である。
- ・ 将来プライム製造企業として製造責任を一元的に負う MHI が設計の信頼性について確認を行うことから、再点検や設計見直し作業と製造との間を埋め、ロケット全体の信頼性の向上に寄与することが期待される。

(ii) H-IIA ロケットの製造体制

< プライム化の実現 >

- ・ 今後のロケットの製造については、RSC に代わって、MHI が製造責任

を一元的に負うプライム制へ移行することが適当である。これにより、JAXA は、製造への関与は限定し、その能力及び資源を開発の役割に集中することが可能となるとともに、技術力、人材、経験が豊富な MHI が製造に一元的に責任を負い、ロケットの一層の信頼性の確保を図ることが期待される。

- ・プライム化を適切に進めるためには、JAXA と MHI の責任分担、MHI と各企業間の情報開示ルール、関係者間の損害の負担等の重要な事項について整理し、契約に反映することが必要である。

< プライム化までの補完的措置 >

- ・既に RSC により製造が進められているロケットについても、現行の RSC による信頼性確認に加え、今後の製造工程については MHI が信頼性を確認する体制を構築することが適当である。
- ・技術力、人材、経験が豊富な MHI が信頼性確認に加わることにより、一層の信頼性向上が図られることが期待できる。

イ . H-IIA ロケット以外のロケット

- ・将来、H-IIA ロケットの後継となるロケットを開発する場合等、初期段階においてはサブシステム単位でリスクの高い開発が必要となると考えられる。その場合、JAXA と製造企業の責任分担についてはサブシステム単位でのプライム制の考え方のもとに進めることが適当である。
- ・さらに、サブシステム段階の開発を経て、ロケットの全体システムの開発を行う段階においては、全体システムでのプライム制に移行することが適当である。

ウ . 人工衛星

- ・人工衛星の場合、まず、搭載される観測センサや通信中継器等のミッシ

ミッション機器については、個々のミッションの要求に応じたものが必要であり、それに対応できる製造企業が担当することが必要となる。他方、ミッション機器を搭載するバスシステムについては、信頼性の高いものを開発し、継続して用いることが基本であるので、JAXA と製造企業の責任分担体制は、開発（設計を含む）段階から、ロケットと同様の考え方によることが基本と考える。

- ・この考え方を踏まえ、今後、JAXA の人工衛星開発に関し、ミッションの性格、人工衛星の規模に応じた JAXA / バスシステム担当製造企業 / ミッション機器担当製造企業の役割についてさらに検討を行い、適切なプライム制と JAXA の関与の在り方について考え方を整理し、平成 17 年度以降に開発に着手する人工衛星に適用していくことが適当であると考える。

2 . JAXA における信頼性確保体制の強化

(1) 問題意識

宇宙開発委員会調査部会における H-IIA ロケット 6 号機打上げ失敗の原因究明においては、固体ロケットブースタのノズル部の設計に問題があったことが原因であったと推定されている。

本特別会合において、固体ロケットブースタの開発過程について検討したところ、この開発過程、特に最後の地上燃焼試験で発生した技術的課題（局所エロージョン）への対処の仕方について、以下の問題が認識された。

- ・ H-II ロケット 5 号機及び 8 号機の打上げ失敗は H-IIA ロケットの開発中に発生したが、その原因がメインエンジンの不具合と推定されたため、関係者の関心が H-IIA ロケットのメインエンジンに集中し、固体ロケットブースタへ十分な注意が払われなかった。
- ・ 固体ロケットブースタの最後の地上燃焼試験で発生した技術的課題への対処において、徹底的にリスクを評価し、根本的な対策を指摘し、実施する機能が組織として十分に働かなかった。

これらのことは、信頼性確保に対する JAXA の組織としての取組みの構造の不十分さ等を示すものと考えられ、特に、技術的課題が完全に解明されない場合の処理が厳しく行われることを確保するための仕組みが不十分と言わざるを得ない。

宇宙開発委員会調査部会の報告書において、「過去の知見にとらわれることなく、事象を謙虚に受け止め、外部の専門家を活用するなど、幅広い観点から検討しなければならない。」と指摘されているが、これは上述の問題意識と共通するものとする。

(2) 具体的な対策

以下に示すように、JAXA 全体として信頼性確保に向けた体制の強化を図ることが必要である。

- ・ JAXA において、第三者的な冷静な目で信頼性を確保する組織をプロジェクト担当組織から独立して設置し、徹底的な信頼性確認が行われていることをチェックする機能を構築すべきである。構成員は外部から招くなど、広く外部専門家の能力を活用することが必要である。
- ・ この第三者的に信頼性を確保する組織は、開発における技術的課題への対応が十分かどうかをチェックするだけでなく、開発過程全般における信頼性向上のための取組みの状況についてもチェックすることが必要である。
- ・ 信頼性確保に関するこれら組織の役割分担等については、

まず、プロジェクト担当組織が関連する諸分野の専門家の協力も得て、あらゆるリスクを徹底的に洗い出し、信頼性の確認を行う第一義の責任を負うことが原則である。そのため、プロジェクト担当組織やそれを支える基礎基盤技術の研究開発組織においては、信頼性を高めるための手法の充実、リスク低減のための取組みの強化等、常に信頼性確保、品質保証等に関する研究及び職員の教育訓練等の取組みの継続・強化を忘れてはならない。

その上で、上記の第三者的に信頼性を確保する組織によるチェックは、プロジェクト担当組織における信頼性確認が適切な手順や基準に従って行われたか、判断や措置に重大な不備はないか、合理的な結論が出されているかどうか、信頼性確保等に関する研究や教育が適切に実施されているかといった観点から行われることが適当である。

第3章 国民から信頼される宇宙開発の実現に向けて

第2章において、本特別会合において議論された論点のうち、特に信頼性向上のために速やかに実施すべき改革について提言した。

他方、国民から信頼される宇宙開発を実現するためには、第2章の提言に限らず、JAXA、製造企業等は信頼性向上に向けた真摯な取組みを継続して実施するとともに、社会への説明責任を果たしながら宇宙開発に対する国民の理解を得ていく姿勢が強く求められる。

こうした点については、成果が一朝一夕に現れるものではないが、本特別会合としては、助言として提示し、関係者の着実な取組みを求めたい。

1. 信頼性向上に重点を置いた開発の在り方

宇宙開発は極めて厳しい技術的条件を満足することが求められることから、開発には相当のリスクが内在するものであり、JAXA、製造企業等にはこれを克服していく行動と手法の開発が必要であるとともに、人材、技術力、産業基盤を維持することが不可欠であるため、以下の点について留意することが必要であると考えます。また、これらの点について政府の適切な支援を期待したい。

< 信頼性を高めるための手法の充実 >

- ・ 打上げ機会が少なく、少数生産となり、実条件下での試験が困難であること等の固有の制約を有する宇宙分野においては、信頼性を確保するためには、地上の試験や解析を十分に行うことが必要不可欠であるなど、信頼性を高めていくための手法の成熟、データの集積の充実、試験設備の整備に努めるべきである。また、上記のような固有の制約にも対応できる信頼性管理手法等、新たな手法の研究も充実するべきである。
- ・ 同時に、信頼性の確立は最終的に飛行実証によらなければならないこと

から、打上げ機会の十分な確保に努めるとともに、飛行実証を通じてデータを集積することにも努めることが必要である。

< リスク低減のための取組み >

- ・設計においては、定量的にシステム信頼性を評価し、システム全体としての信頼性を管理していく技術を確立していくことが必要である。そのようなシステム信頼性管理技術のもとで、システム上の重要度に応じて冗長系を組むことや、当初は余裕を持たせた設計から始めて徐々に成熟させていくという考え方も重要である。
- ・また、人工衛星については、新規な技術、サブシステム等を多く搭載することにより人工衛星全体の機能についてのリスクが高まることのないよう、段階的に開発していくという考え方や、長期間の運用中に構成要素に故障が発生しうることを前提に、故障部位の切り離しや代替機能の組込み等、故障が発生しても要求ミッションができるだけ多く達成しうるような設計を行うという考え方も重要である。
- ・さらに、設計・製造を通じたチェックにおいては、定量的なリスク評価、チェック項目の体系化等の重要な視点を踏まえた仕組みを整備し、実践を通して継続的に充実させていくことが必要である。

< 信頼性確保に不可欠な産業基盤等の維持 >

- ・信頼性確保のためには、宇宙開発に携わる製造企業における体制、人材、技術の維持が不可欠であり、それには、製造企業における開発や製造の活動がある程度の規模で継続される必要がある。事故の対策等に取り組む際にも、開発や製造が長期間にわたって停滞することにより、これらの維持に支障が生じないように、十分留意すべきである。
- ・また、我が国の宇宙開発関係製造企業の事業においては、JAXA に関する事業が相当程度の比率を占めており、JAXA における継続的な取組

みが、我が国の宇宙開発の人材、技術力、産業基盤を維持し、信頼性の確保のためにも重要であることを認識すべきである。

2．組織運営、組織文化、教育・訓練

(1) JAXA における組織運営

< 宇宙3機関統合の相乗効果の実現と役割・目標の明確化 >

JAXA は、昨年10月、基礎的な科学研究から実用的な研究開発までを一貫して行う独立行政法人として発足し、これまで宇宙3機関（宇宙科学研究所、航空宇宙技術研究所、宇宙開発事業団）が培ってきた能力、経験、或いは特長を有機的かつ効果的に活かしながらプロジェクトを推進していくことが期待されている。

特に、発足からまだ半年余りと過渡的な期間であるこの時期こそ、宇宙3機関の統合効果を、信頼性向上も含め、いかに発揮していくかについて、また、組織の統合、ロケット事業の民間移管等により組織が流動的で不安定な状態にあるなか、現場が不安にならないように、JAXA の役割や目標を明確化することについて、経営者の理念と実行力が求められる。

目標設定、資源配分等の経営判断においては、現場の負担が過大になり必要な余裕がなくなっていないか、また、現場の能力が効率的かつ最大限に活かされているかという視点からも検討されることが必要である。

政府は、JAXA の活動の目標や役割が、変化する環境に適切に対応するものとなり、併せて、国民からよく理解されるものとなるよう支援することが重要であり、今後の目標の改定や設定に当たり、上記の状況をも踏まえて対応することが必要である。

< 新たな役割と組織体制の見直し >

第2章で提言したプライム化が導入された時点では、これまでの JAXA と製造企業との間の開発・製造の責任体制が改革され、JAXA はその能力と資源を開発の役割に集中することになる。その際、JAXA は、本来の我が国の

中核的宇宙開発機関として、個々の技術、個々の部品・サブシステムを超えて、宇宙開発プロジェクトの全体計画や全体設計にリーダーシップを発揮するとともに、プロジェクト遂行の管理能力を高め、それによって信頼性を総合的に確保することが期待される。また、JAXA は将来を見据えた新しい宇宙技術の研究及び開発に積極的に挑戦することも求められる。

このため、JAXA はプライム化時代に向けて、以上のような役割を的確に果たし、研究開発業務を一層、効果的かつ効率的に遂行できるように、それに相応しい組織体制を速やかに検討し、具体化すべきである。

< プロジェクトの実施体制の評価・改善 >

JAXA 及び JAXA と製造企業の間における責任体制の改革については、第2章において提言したところであるが、JAXA のプロジェクトにおける実施体制（本部長、プロジェクトマネージャの役割と責任の分担等）の在り方については、JAXA が信頼性向上を含め、その事業を適切に実施していく上での重要な課題である。JAXA はこの体制がどの程度有効に機能しているか、それが機能するために必要な条件（例えば、予算も含めた権限）が与えられているか、そして第2章2. で提言した「第三者的に信頼性を確保する組織」との関係はどうするか等について評価し、必要な改善を行っていくべきである。

（2）組織文化と教育・訓練

- ・信頼性向上の取組みが強化されるためには、JAXA を始めとする宇宙開発関係機関において全ての関係者が信頼性向上を最優先の課題ととらえ、そのための行動が奨励される組織文化を育むことが必要である。
- ・そのような信頼性重視の組織文化を我が国の宇宙開発コミュニティに醸成していくため、JAXA 内、各製造企業内、JAXA と製造企業の間、製造企業相互間において、個人の間信頼関係と組織の間の連帯を基盤とし、徹底した問題解決指向、アウトプット指向でオープンに問題点が議論できる風土を形成し、組織改革を進めることが期待される。

- ・また、個々の関係者が信頼性向上のために的確に行動していくようにするためには、そのために必要な知識・能力、行動規範を各人が身につけられるよう教育・訓練を行うことが必要である。

3．宇宙開発に関する社会への説明責任と国民の理解

(1) 問題意識

宇宙開発を進める上で、社会への説明責任を果たし、国民の理解を得ることは極めて重要である。このことは、これまで繰り返し議論されながらも、十分な成果を挙げることが困難であった課題であるが、今回の打上げ失敗を受けて今後の宇宙開発の進め方を考えるに当たって、改めて検討することが必要であると認識された。

宇宙開発について国民に説明すべき重要な事項としては、大きく分けて、宇宙開発の意義（何故、国費を投じて宇宙開発を進めるのか）、宇宙開発の現状（何が達成されているのか、何が課題なのか）の2点があると考えられる。

広大なフロンティアであり新たな可能性を秘めた宇宙への挑戦は、多くの人々、とりわけ次代を担う若い世代に夢を与えてきた。同時に、気象観測、地球観測、通信・放送等の広範な分野における宇宙の利用の拡大は、安全の確保、国民生活の利便の向上、産業の活性化等、経済社会の発展に大きく寄与している。宇宙開発は先端的な多くの科学技術を結集して初めて進められるものであり、科学技術創造立国を目指す我が国にとって、国として戦略的に重要な基幹技術の分野である。我が国は後発ながら、宇宙開発先進国の一角にようやく加わったところであるが、他の国が国威をかけた強力な取組みを続ける中、我が国としても宇宙開発によって何を達成しようとしているのか、国民によく理解されなければならない。したがって、上記、について、国民にわかりやすく説明し、国民に身近な問題として宇宙開発を考えて

もらえるように努力しなければならない。

我が国においては、宇宙開発の現状について、特に、宇宙開発においては一定のリスクが内在していることについて、これまで社会に十分に説明し、理解を得るには至っておらず、国民の理解を得ながら宇宙開発に挑戦するという状況になっていない。その結果、事故や失敗が起きた際に社会から厳しい非難を受け、現場が萎縮する結果を招いている。

また、宇宙開発に携わる側からの働きかけが成果を生むためには、国民の側に、宇宙開発に限らず科学技術や研究開発に対する理解や関心が十分あることが前提となるが、そこに課題があることを指摘したい。

(2) 具体的な対策

- ・宇宙開発に関する政策や目標が策定される段階から実際にプロジェクトが実施される段階までの過程において参画する全ての関係者、すなわち、国、JAXA、製造企業等が、それぞれの役割と立場から我が国の宇宙開発の意義と現状に関する説明を積極的に行う必要がある。

特に、宇宙開発における技術的挑戦やそれに伴うリスクについて十分に説明すべきである。具体的には、宇宙開発には技術的困難さもリスクもあるが、関係者が一丸となって技術開発に挑戦し、リスクを可能な限り低減するために徹底的な対策を講じていること、また、我が国においては十分な打上げ機会が確保されているとは言い難いが、その中で懸命の努力により技術の信頼性を向上すべく努力していること、等について、継続的に情報発信することが必要である。また、個々のプロジェクトについて、どのような技術的課題に取り組んでいるのか等について、わかりやすく情報発信することが必要である。

- ・宇宙開発関係者が情報発信に努めても、受け取る側がそれに関心を持たなければ、情報発信の目的は達せられない。そのため、我が国の宇宙開発の現状について、開発の成果、技術的な水準、利用の進展等の国際比較を行うなど、国民が関心を持って受け取れるような情報発信を行うことが有効

であろう。また、一方的な情報発信で満足するのではなく、国民が興味を持ってアクセスする情報チャンネルに載せるためにはどうすればよいか、具体的な試みを行っていくことが求められる。

- ・ 以上のような国民への情報発信や説明を実施するため、JAXA 及び関係機関の間で具体的方法を検討し、速やかに成案を得て実行に移すことを期待する。
- ・ さらに、国民の側においても、宇宙開発に限らず科学技術や研究開発に対する理解や関心を深めることが必要であり、初等中等教育における理科教育、科学技術に関する理解の増進等の取組みの充実が重要であると考え。

特別会合の設置について

平成16年3月10日
宇宙開発委員会決定

1. 趣旨

H-Aロケット6号機の打上げ失敗に関する原因究明とその対策についての調査部会の調査審議状況を受け、今後、我が国の宇宙開発の信頼を回復するためには、信頼性を第一に据えた研究開発を行い、H-Aロケットの打上げ再開に向けて、関係者が一丸となって取り組む必要がある。

このため、メーカーを含めた独立行政法人宇宙航空研究開発機構(JAXA)の業務の進め方について、これまでに宇宙開発委員会が行ってきた提言等を適切にフォローアップし、潜在的な問題が残っていないかを再検証するため、「特別会合」を設置する。

2. 調査審議を行う事項

我が国の宇宙開発の信頼性の向上に向け、メーカーを含めたJAXAの業務の進め方について、「基本問題懇談会報告書」(平成11年5月)及び「特別会合報告書」(平成12年5月)等に基づく再検証を行い、必要な改善措置をとりまとめる。

3. 構成員

別紙のとおり。

宇宙開発委員会特別会合構成員

井口雅一	宇宙開発委員会委員長
川崎雅弘	“ 委員長代理
松尾弘毅	“ 委員
立川敬二	“ 委員(非常勤)
野本陽代	“ 委員(非常勤)

座長	栗木恭一	宇宙科学研究所名誉教授
	桑原洋	日立マクセル株式会社取締役会長
	坂内正夫	国立情報学研究所副所長(平成16年3月31日まで) 大学共同利用機関法人情報・システム研究機構 国立情報学研究所副所長(平成16年4月1日から)
	白川保友	東日本旅客鉄道株式会社常務取締役 (平成16年5月9日まで) セントラル警備保障株式会社顧問 (平成16年5月10日から同年5月26日まで) セントラル警備保障株式会社専務取締役 (平成16年5月27日から)
	高橋朗	株式会社デンソー取締役会長
	畑村洋太郎	工学院大学工学部教授
	平野正雄	マッキンゼー・アンド・カンパニー日本支社長
	廣田陽吉	社団法人日本経済団体連合会 宇宙開発利用推進会議企画部会長
	山之内秀一郎	独立行政法人宇宙航空研究開発機構理事長

特別会合開催経緯

第 1 回：平成 1 6 年 3 月 1 6 日（火）

- ・特別会合の設置について
- ・H - A ロケット 6 号機の原因究明及び対策について
- ・これまでの提言等と取り組み状況について
- ・その他

第 2 回：平成 1 6 年 3 月 3 0 日（火）

- ・J A X A における検討状況
- ・今後の論点について
- ・その他

第 3 回：平成 1 6 年 4 月 1 2 日（月）

- ・J A X A における検討状況（その 2 ）
- ・その他

第 4 回：平成 1 6 年 4 月 1 9 日（月）

- ・今後の論点について
- ・J A X A における検討状況（その 3 ）
- ・民間から見た課題
- ・その他

第 5 回：平成 1 6 年 5 月 1 3 日（木）

- ・J A X A における検討状況（その 4 ）
- ・民間における検討状況
- ・欧州におけるアリアンロケットの開発・運用体制について
- ・報告書骨子案について
- ・その他

第 6 回：平成 1 6 年 5 月 2 6 日（水）

- ・報告書案について
- ・その他

第 7 回：平成 1 6 年 6 月 7 日（月）

- ・報告書案について
- ・その他