

**第18号科学衛星(PLANET-B)「のぞみ」の火星周回軌道への
投入失敗に係る原因究明及び今後の対策について**

**平成16年5月26日
宇宙開発委員会**

第18号科学衛星（PLANET-B）「のぞみ」の火星周回軌道への 投入失敗の原因究明及び今後の対策について

平成16年5月26日
宇宙開発委員会

宇宙開発委員会では、調査部会に対し、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について、その原因究明及び今後の対策の調査審議を付託していたが、本日その報告（別添）を受け、委員会として了承した。

本報告書では、「のぞみ」で生じた2つの不具合の状況について、その原因究明及び今後とるべき対策が取りまとめられ、さらに科学衛星の設計思想へ反映すべき事項を取りまとめている。

特に、科学衛星の設計思想への反映として、①設計変更、②地上試験、③輸入品対策、④故障分離、⑤ソフトウェアによる対応が挙げられており、独立行政法人宇宙航空研究開発機構においては、今後、科学衛星のみならず人工衛星の開発に当たって、この助言を真摯に受け止め、点検活動や研究開発に活かしていくことを希望する。

なお、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各委員には、御多忙の中、現地調査も含め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。

別 添

**第18号科学衛星(PLANET-B)「のぞみ」の火星周回軌道への
投入失敗に係る原因究明及び今後の対策について**

**平成16年5月21日
宇宙開発委員会調査部会**

はじめに	1
I. 「のぞみ」の概要	
1. 衛星の概要	2
(1) 「のぞみ」の目的	2
(2) 衛星の概要	2
(3) 「のぞみ」の搭載機器等と火星周回軌道投入断念までに得られた知見の概要	2
2. 開発の経緯及びその背景	2
(1) 「のぞみ」の開発の経緯	3
(2) 「のぞみ」の科学的研究対象	3
(3) 「のぞみ」の開発の考え方	4
(4) 「のぞみ」の設計の考え方	5
(5) 「のぞみ」の打上げ延期に伴う更なる軽量化	6
3. 「のぞみ」の火星周回軌道への投入失敗に至る経緯の概要	6
(1) 燃料供給系の不具合の発生（平成10年12月20日）	6
(2) 通信系・熱制御系の不具合の発生（平成14年4月25日）	7
(3) 不具合回復のための運用	7
(4) 火星周回軌道投入の断念（平成15年12月9日）	7
II. 燃料供給系における不具合の原因究明について	
1. 不具合発生の状況	8
(1) 推進系の概要	8
(2) 火星遷移軌道投入時の運用について	8
(3) テレメトリデータの解析による現象の把握	9
(4) その後の運用及び LV2 の状況	10
2. 「のぞみ」におけるバルブ LV2 選定の経緯等	11
(1) LV2 選定の経緯	11
(2) LV2 の検証内容	13
3. 不具合の推定原因	15
(1) 故障の木解析 (FTA)	15

(2)不具合事象候補	15
(3)不具合原因の推定結果	17

III. 通信系・熱制御系における不具合について

1. 不具合発生状況	18
(1)電源系の概要	18
(2)不具合前日の消感時から不具合発生当日までの運用について	18
(3)不具合発生時の宇宙環境	19
(4)「1ビット通信」と自律化機能等による現象の把握	19
(5)不具合発生後の回復運用による現象の把握	20
2. 不具合の推定原因	22
(1)故障の木解析 (FTA)	22
(2)短絡故障の故障要因	23
(3)不具合原因の推定	25

IV. 今後の対策について

1. 燃料供給系の今後の対策について	27
(1)バルブ選定における対策	27
(2)衛星運用における対策	28
2. 通信系・熱制御系の今後の対策について	29
(1)故障分離による対応	29
(2)ラッチアップを起こさない部品の開発	29
3. 科学衛星の設計思想への反映	30
(1)設計変更	30
(2)地上試験	30
(3)輸入品対応	31
(4)故障分離	31
(5)ソフトウェアによる対応	31
(6)深宇宙探査ミッションにおける方策	32

V. 図表集	34
--------	----

VI. 用語・略語集……………78

- (参考1) 第18号科学衛星（PLANET-B）「のぞみ」の火星周回軌道への
投入失敗に係る原因究明及び今後の対策について……………82
- (参考2) 宇宙開発委員会調査部会構成員……………83
- (参考3) 第18号科学衛星（PLANET-B）「のぞみ」の火星周回軌道への
投入失敗に係る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……………84

はじめに

宇宙開発委員会調査部会は、第18号科学衛星(PLANET-B)「のぞみ」(以下「のぞみ」という。)の火星周回軌道への投入失敗に係る原因究明及び今後の対策について、平成15年12月10日、宇宙開発委員会より調査審議の付託を受けた。「のぞみ」の調査審議については、平成10年12月に燃料供給系に発生した不具合及び平成14年4月に通信系・熱制御系の一部に発生した不具合について行うこととされている。

本部会では、審議付託以来7回の会合を開催するとともに、独立行政法人宇宙航空研究開発機構(以下「機構」といい、旧宇宙科学研究所を含む。)の宇宙科学研究本部の視察を行い、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、機構が行った、テレメトリデータの解析、衛星の部品の試験記録等をもとに、調査審議を実施した。

また、宇宙科学研究本部の現地視察では、「のぞみ」の熱構造モデルや予備の搭載機器、振動試験の施設等を直接確認した。

なお、今回の調査審議に当たっては、衛星に搭載した部品の設計及び製造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、今回の火星周回軌道への投入失敗に係る原因と今後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-II)「みどり」の運用断念、H-IIAロケット6号機の打上げ失敗及び「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おり、科学衛星については、宇宙科学研究本部に科学衛星点検チームを設けたところである。

この報告書では、今回の事故原因究明の過程を通じ、設計から開発、運用に関する貴重な知見や経験が得られ、これらを整理した。この報告書が、機構における今後の科学衛星の点検活動や研究開発に活かされるよう希望する。

Ⅰ．「のぞみ」の概要

１．衛星の概要

(1)「のぞみ」の目的

「のぞみ」は、火星大気・電離層と太陽風との直接の相互作用の研究を主目的とし、合わせて、固体惑星に関する研究及び我が国初の惑星探査機として将来の深宇宙探査に必要な工学技術の習得に関する研究を目的としている。

(2)衛星の概要

「のぞみ」は、八角柱の上面に固定された高利得アンテナを持つスピン衛星である。対辺1.6m、全高2.4m（ノズル先端からアンテナ先端まで）、総重量540kg（うち燃料280kg）と小型軽量の衛星であり、15種類の科学観測機器（伸展物も含めて35kg）を搭載している。「のぞみ」の火星周回軌道における最終形状（想像図）は、図Ⅰ－１－１に示すとおりである。

(3)「のぞみ」の搭載機器等と火星周回軌道投入断念までに得られた知見の概要

「のぞみ」には、極端紫外光撮像器、紫外光撮像器、イオンエネルギー分析器など、15種類の観測機器を搭載している。

これらにより得られた理学上の主な知見としては、地球近傍において極端紫外光撮像器を用いて地球プラズマ圏をその外側から世界で初めて撮像したことや、恒星間物質の観測を行ったことなどがある。なお、15種類の観測機器のうち、10種類の観測機器で観測が行なわれた。

また、「のぞみ」については、精密軌道決定技術、自律化技術など、将来の深宇宙探査に必要な工学技術を習得するため、8つの工学技術の目標を設定しており、これらの目標のうち、火星周回軌道への投入を除く7つの工学技術の目標を軌道上で実証することに成功している。このことは、今後わが国が惑星探査を展開するための重要な基礎となるものである。

なお、搭載機器の一覧及び得られた成果の概要、達成した工学的技術一覧及び各観測機器の搭載位置は、それぞれ表Ⅰ－１－１、表Ⅰ－１－２及び図Ⅰ－１－２に示すとおりである。

２．開発の経緯及びその背景

(1) 「のぞみ」の開発の経緯

「のぞみ」計画実現の契機は、惑星探査を含む科学ミッションを念頭において、平成2年にM-V型ロケットの開発が決定され、従来のM-3S2型と比べ、打ち上げることのできる衛星の重量（低高度地球周回軌道への投入能力）が、約770kgから約1,800kgと2倍以上の打上げ能力となり、惑星探査ミッションの実現性が一気に高まったことによる。

また、惑星探査ミッションは、多大の打上げエネルギーを要するため、これを補って最大限の探査機重量を実現するために、「のぞみ」では、惑星スイングバイを駆使する方法を採用している。

なお、M-V型ロケットの開発により新たに可能となった探査対象を、表1-2-1に示す。

(2) 「のぞみ」の科学的研究対象

「のぞみ」の主目的は、惑星の上層大気と太陽風との直接の相互作用の研究であるが、そのターゲットを金星にするか、火星にするかについて、約1年間にわたり、関連のコミュニティにおける議論を踏まえつつ、当時の宇宙科学研究所が検討を行っている。

検討の結果、次のような点を重視し、得られるであろう科学的成果を考慮して、「のぞみ」の科学的研究対象を火星とすることに決定した。

①火星は観測結果が当時ほとんどなかったこと。

②バイキング着陸機(注1)の観測からは、火星の大気が、太陽風との圧力バランスだけでは説明できない高度まで存在しているという結果が得られたこと。

③フォボス2号(注2)の観測から火星大気の進化を考える上で無視できない程の大量の酸素イオンが惑星間空間に流出していることが示唆されたこと。

なお、「のぞみ」計画当時における諸外国の火星探査計画の状況を、表1-2-2に示す。

(注1) バイキング着陸機 (Viking Lander)

NASAの火星探査着陸機で、昭和51年に2機の着陸機が火星の観測を行い、火星大気・電離層の直接観測データを提供した。

(注2) フォボス2号 (Phobos2)

旧ソ連の火星探査機で、平成元年1月からの約2ヶ月間火星周辺における観測を行い、大量の酸素イオンの流出を発見した。

(3) 「のぞみ」の開発の考え方

「のぞみ」は、当初平成8年の打上げを目標とし、平成4年度から4年間の予定で衛星の開発・製作が始められたが、その開発は、次のような考え方に基づいて行われている。

- ①世界的に第一級の科学的成果を挙げることが期待できる機器を搭載すること。
- ②科学的成果を最大限とするために積極的に国際協力を行うこと。
- ③ミッション達成に必要な工学技術は最も確実なものを用いること。
- ④衛星の製作に当たっては、信頼性ある部品及び機器を調達すること。
- ⑤打ち上げロケットは、M-V型ロケットを使用することから、衛星の予定重量を530kg以内（後にロケットの能力向上により540kgに増加）とする必要があること。

上記①及び②の観点について、例えば、「のぞみ」計画では、海外のグループの提供による4つの観測機器、超高安定発振器、画像圧縮チップを搭載しているなど、世界のトップクラスの観測技術を持つ海外のグループとの協力を積極的に進めている。

また、「のぞみ」で得られたデータに関しては、最終的に世界中の全ての科学者に公開することとしている。

上記③の観点では、例えば、エアロキャプチャ（注3）及び電気推進（注4）は、技術的信頼性が不十分であると判断し、2液推進系を利用することとしている。

上記④に関しては、推進系で使用するバルブについて、「のぞみ」で必要とされる仕様を満たしているものを製造可能なメーカーは、国内には存在しないため、技術情報の開示に制限がある海外製品を使用しなければならないという問題があった。そのため、海外製品のバルブを使用するに当たっては、品質保証試験、受入検査等の試験で設計・製造の信頼性を十分確認した上で使用することとした。

上記⑤の観点では、後述する設計の考え方に位置づけ、具体的な軽量化を行っている。

(注3) エアロキャプチャ

大気圧力による抵抗を利用して減速し周回軌道投入を行う技術。周回軌道投入に必要な燃料を大幅に削減できるが、火星の場合、周回軌道投入時の許容高度幅が5 km程度と極めて限定される。また、目標高度がその時の火星の大気状態によって変化することや、大気との干渉による高温に耐える必要がある等の問題点がある。

(注4) 電気推進

人工的に生成したプラズマを高電圧で加速し放出することで推力を得る方法。

必要な燃料の重量に対して効率が高い。なお、平成15年5月に打ち上げられた第20号科学衛星「はやぶさ」における軌道上の実証目標の一つになっている。

(4) 「のぞみ」の設計の考え方

「のぞみ」の設計は、次のような考え方に基づいて行われている。

- ①衛星の軽量化を重視すること。
- ②表面電位の影響を受けやすい観測機器が搭載されていることから、通常の帯電・放電による事故を防ぐための接地策に比べ、さらに徹底した接地策をとること。
- ③観測機器に影響を与えないための電磁ノイズレベルの基準を持つこと。
- ④観測機器への汚染による性能劣化を防ぐため、ポッティング材を使用しないこと。

上記①の軽量化を実現するため、以下のような改良が行われた。

- ・科学衛星では、観測により世界のトップクラスの成果を挙げることが必須であるため、衛星総重量に対する観測機器の重量の割合が多いことが望ましい。このため、従来の科学衛星と同等の信頼性を確保しつつ、共通系機器の軽量化を進めるプロジェクト（STRAIGHT、注5）の成果（例えば、部品の表面実装、ニッケル水素電池を使用したバッテリー、大容量メモリーを使用した半導体データレコーダ等）が「のぞみ」に取り入れられた。
- ・軽量化を図りつつも信頼性は確保するために衛星の心臓部とも言えるデータ処理ユニット(DHU)、姿勢・軌道制御系(AOCE)のCPU周辺は待機冗長系が採用された。また、共通系の機器では可能な限りレジスターは三重冗長構成とし、信頼性を確保した。なお、バス系機器の設計は、宇宙仕様の部品や放射線環境に対して耐性がある部品を使用するため、故障の可能性が極めて低いと判断し、故障分離よりも重量軽減を優先する設計としている。
- ・従来までの集中電源方式に変わり、科学衛星としては初めて分散電源方式（17系統）を採用した。
- ・観測系では、複数の観測機器の制御を1つの統合エレクトロニクスで行うなど、信頼性、搭載重量等に関して慎重にその効果等を比較考量した上で、従来の衛星よりも踏み込んだ軽量化が行われた。

(注5) STRAIGHT: Study on the Reduction of Advanced Instrument Weight
次世代の探査機技術の開発をめざしているプロジェクト

上記②の観点からは、 100cm^2 を超えるサーマルブランケット(MLI)の全層接地、太陽電池表面のカバーガラスへの導電処理及び接地等の処置が取られている。

このほか、上記③及び④に掲げるような、観測機器の性能を維持するための設計基準が設けられている。

(5)「のぞみ」の打上げ延期に伴う更なる軽量化

「のぞみ」は、M-V型ロケットの開発スケジュールに遅れが生じたことから、平成10年に打上げを延期することを平成5年に決定した。衛星の重量面から最適な打上げ時期は平成8年であったが、平成10年に打ち上げるためには、所要燃料が30kg増加し当初設計より衛星の乾燥重量をさらに20kg軽量化（10kg分はロケットの能力の向上でカバーされた）しなければならなくなった。

その時点でほぼ決定していた「のぞみ」の形状及び機器配置の全面見直しはリスクが大きいと判断し、打上げ延期により生じた2年間は他部品とのインタフェースを変更せずに、個々の構成要素を軽量化する方向へ努力することとした。

軽量化の方策の例としては、当初ヒーター制御回路(HCE)とデータレコーダ(DR)への電力供給は、専用電源から行うこととしていたが、比較的消費電力が小さいため、共通系電源(CI-PSU)から電力供給を行うことに変更し、電源の数を17個から15個に削減したことが挙げられる。

この期間で達成された軽量化対策の一例とその効果は、表1-2-3に示すとおりである。

3.「のぞみ」の火星周回軌道への投入失敗に至る経緯の概要

(1)燃料供給系の不具合の発生（平成10年12月20日）

「のぞみ」は、平成10年7月4日に当時の宇宙科学研究所・鹿児島宇宙空間観測所（鹿児島県内之浦町）から、M-V型ロケット3号機で打ち上げられた。

その後、平成10年12月20日の地球重力圏離脱時に、燃料供給系に不具合が発生し、十分な推進力を発生できなかった。その結果、当初予定した平成11年10月中旬の火星周回軌道投入が不可能となった。その後、2回の地球スイングバイを経ることで、4年遅れの平成15年12月末から平成16年1月初頭に、火星周回軌道に投入することができる軌道計画を見出し、計画の変更を行っている。

なお、変更後の軌道計画は、図1-3-1に示すとおりである。

(2)通信系・熱制御系の不具合の発生（平成14年4月25日）

「のぞみ」は、その後順調に巡航していたが、平成14年4月25日に通信系・熱制御系機能に不具合が発生し、ビーコン電波しか受信することができなくなり、同時にヒータ制御ができなくなった。

また、ヒータ制御ができないため、燃料が凍結し、メインエンジン及び補助エンジンが使用できなくなった。

(3)不具合回復のための運用

このため、不具合回復のための運用を、平成14年5月15日から実施したが、回復には至らなかった。

なお、同年8月末には、観測機器の発熱を利用すること等により、燃料が解凍温度に達し、9月上旬に補助エンジンが使用できるようになったことから、平成14年12月20日には、第1回地球スウィングバイに成功、続いて、平成15年6月19日には、第2回地球スウィングバイに成功し、火星遷移軌道に衛星を投入した。ただし、メインエンジンに燃料を供給する配管の一部については解凍温度に達せず、メインエンジンは、依然使用不能となっていた。この7月下旬から9月下旬にかけての温度測定点の温度推移は、図1-3-2に示すとおりである。

(4)火星周回軌道投入の断念（平成15年12月9日）

火星遷移軌道投入前にヒータ制御機能が復活すれば、メインエンジンを噴射して火星周回軌道への投入が可能であった。

このため、平成15年7月5日から不具合回復のための運用を継続したが、同年12月9日までに同機能が回復しなかったことから火星周回軌道への投入を断念した。

なお、「のぞみ」の火星への衝突の可能性（約1%程度）を排除するための軌道変更を、同日9日夜に補助エンジンを用いて実施した。これによって、「のぞみ」は12月14日に火星表面から約1,000kmの地点を通過し、12月16日には火星の重力圏を脱出したと思われる。

II．燃料供給系における不具合の原因究明について

1．不具合発生状況

(1)推進系の概要

「のぞみ」の推進系は、火星に到達するまでの火星遷移軌道投入時・火星周回軌道投入時の軌道変換及び姿勢制御、火星軌道投入後にアンテナを地球に向け続ける姿勢制御で使用するために搭載されたものであり、軌道変換用の500N二液式スラスタ（OME：Orbit Maneuver Engine）及び姿勢・軌道制御用の一液式スラスタ（RCS：Reaction Control System）から構成されている。

「のぞみ」の推進系のシステム系統及び主要諸元は、それぞれ図II－1－1及び表II－1－1に示すとおりである。

「のぞみ」の配管系統は、衛星の推進系における標準的な構成をとっており、OMEエンジンは、燃料タンクのヒドラジンと酸化剤タンクの四酸化二窒素（NT0）により燃焼させて推力を発生するものである。その際、燃料・酸化剤は、ヘリウムガスの圧力により押し出されることでエンジンに供給される。ヒドラジンとNT0はともに液体であるが、反応性が高く混合するだけで燃焼を開始する自己着火特性を有しているため、エンジンに点火器などを特別に装備していない。

(2)火星遷移軌道投入時の運用について

「のぞみ」は、平成10年7月4日に、M－V型ロケット3号機で打ち上げられ、種々の軌道調整の後、同年12月20日の非可視中（地上追跡局が衛星と直接交信できない時間帯）に自動シーケンスで火星遷移軌道投入（TMI：Trans Mars Orbit Insertion）が実施された。その際に推進系のOMEによる軌道変換が所定の増速量を達成しないという事態が生じている。その状況を時系列に整理し、図II－1－2に示した。

1)TMI時の状況

平成10年12月20日12:00（協定世界時（UTC））頃の米国ジェット推進研究所（JPL）の速報によると、所定の増速量である423.22m/sに対して、約100m/sの増速量不足を生じている。

2)TMI直後の可視での運用

TMI直後の可視運用（12月20日17:00UTC頃）で、「のぞみ」の増速量の機上積分

値は327.1m/sとJPL報告値にほぼ近いものと確認している。また圧力センサP4により、推進系酸化剤タンクの圧力のみ8.3kgf/cm² (0.8MPa) と異常を示していることが観測されている（図II－1－3参照）。

そこで酸化剤タンクに押しガスを供給する配管に逆流防止弁として設置されている酸化剤ガス系ラッチングバルブLV2（図II－1－1参照）に、開のコマンドを送信（同日18:20UTC）した結果、次の事象を観測し、推進系は正常な状態に復帰したと判断している。

- ・ LV2は開のステータスを示したことを確認（図II－1－4参照）。
- ・ LV2作動及びガスの流れによるものと思われる振動を加速度計で検出（図II－1－5参照）。
- ・ 酸化剤タンク圧力が15.1kgf/cm² (1.48MPa) まで回復したことを確認（図II－1－4参照）。

(3)テレメトリデータの解析による現象の把握

1)テレメトリデータの解析

TMI直後の可視で取得された推進系関連のテレメトリデータの解析結果及びそれから判明した推進系の事象は、次のとおりである。

a)姿勢変更（ラッチングバルブ開時）

- ・ 増速方向にOMEを向けるための姿勢変更、OME作動時の姿勢安定のためのスピニング（10→25rpm）がいずれもRCSにより実施されている。
- ・ 液系・ガス系ラッチングバルブ（LV6、LV5、LV2）のインジケータのステータスが開状態になるまでの一連のシーケンスは正常に実行されている。

b)OME作動

- ・ 酸化剤タンクの圧力はOME噴射中一定に保持されることなく下降を続け、14.6kgf/cm² (1.43MPa) から作動終期には7.1kgf/cm² (0.70MPa) まで低下している（図II－1－6参照）。
- ・ 加速度も0.97m/s²から0.76m/s²に低下している（図II－1－7参照）。
- ・ 加速度の積分値は所定の増速量まで達しなかったが、OME噴射は安全のために設定した最大作動時間397.5sに達したため自動停止し、速度増分は所定の423.22m/sに対し327.1m/sと約100m/sの不足を生じている。

c)姿勢変更（ラッチングバルブ閉時）

- ・ OME作動終了後、シーケンスに従い液系・ガス系ラッチングバルブ（LV2、LV5、LV6）に閉コマンドが送出されインジケータのステータスが閉になっている。
- ・ その後、スピンドウン、姿勢変更と一連のシーケンスは問題なく実行されている。

2) 不具合の状況

以上のことから、増速量不足のメカニズムは、次のように推定されている。

- ① LV2のインジケータが開状態を示しているにもかかわらず、酸化剤タンクに押しガスが十分供給されていない。タンク空所容積変化推定値と圧力変化の関係から、供給量はLV2完全開時の2%であったと推定。
- ② 酸化剤タンク圧力が低下。
- ③ OMEに酸化剤が十分供給されずに効率の悪い作動をしたため、OMEの推力が低下。
- ④ 想定外の推力不足のため、所定の速度増分を達成する前にOME噴射が所定の時間経過により打ち切られる。

3) 不具合箇所

TMIでの増速量不足は、TMI時の酸化剤タンクへの押しガス供給能力低下によるものである。この押しガス供給能力低下の要因としては、推進系上のチェックバルブCV2とラッチングバルブLV2が考えられる。今回の場合は、流路が十分に開かない異常があったのはCV2ではなくLV2であることが、次に示すことから判明している。

- ① LV2を開く指令を地上より送出したことに對し、圧力の数値は正常に戻っている。
- ② 加速度計出力は、LV2が開く際の衝撃やその後ガスが流れたことに伴う振動を計測している。

(4) その後の運用及び LV2 の状況

1) 推進系の状況評価

TMIでの速度増分の不足を補うため、2回に分けて補正のOME噴射（TMI_C1、TMI_C2）を実施し、正常に行われている。

補正のOME噴射及びその後の推進系機能の健全性を確認するため、OME推力と供給系の評価を実施しており、推進系機能は健全な状態に復帰したと評価している。

a) OME推力評価

OME作動時の加速度、タンク圧力データからOMEの推力・比推力及び推薬流量を求め、その特性をレギュレータ調圧圧力（P2）で整理したところ、推進系サブシステム燃焼試験（SFT）及び打上げ初期、TMI_C1とTMI_C2はほぼ同様の特性を示しており、TMI_C

1、TMI_C2ともOMEの作動状況に問題はなかった（図Ⅱ－1－8参照）。

b) OME供給系評価

SFT及び打上げ後のOME作動におけるガス系／液系の圧力損失比をOME作動時間で整理したところ、TMI時の酸化剤系以外はほぼ同様の挙動を示しており、劣化等による特性変化は認められず、供給系は健全であると考えられる（図Ⅱ－1－9及び図Ⅱ－1－10参照）。

2) LV2 の運用

「のぞみ」の推進系においては、LV2とCV2により、逆流した蒸気がヒドラジンと混合・爆発することを防ぐ構造となっている。

実際に爆発的な現象が起きるのは、上流で蒸気が液化して一定以上留まる必要があるが、運用実績からの電力余裕確保及び推薬消費に伴うタンク許容温度範囲の緩和により、バルブモジュールA（VM-A）の部分（図Ⅱ－1－1参照）を、NT0タンクよりも10度以上高温に保つ運用が可能であることが確認され、LV2が開の状態でも、CV2と新たな温度制御の二重の安全処置により、上記の懸念は払拭できると判断された。

このことにより、LVの作動異常を生じさせないために、これ以降 LV1、LV2は常時開とする運用をしている。

2. 「のぞみ」におけるバルブLV2選定の経緯等

以上のように、テレメトリデータの解析結果により、酸化剤ガス系ラッチングバルブLV2に不具合が生じたことが明らかとなったが、このLV2は次に示すような経緯で選定され、検証が行われていたものである。

(1) LV2選定の経緯

1) バルブの選定方法

宇宙用のバルブは、国内ではほとんど製造されておらず、「のぞみ」においても、必要とされる性能・機能を充たしているバルブを選定し、輸入により調達している。このバルブについては、設計及び製造に係る機微な技術及び情報に該当するものが含まれるため、詳細な構造等が開示されず、また日本において分解することなどは禁じられていた。

LV2は、フライト実績がある米国メーカーのバルブを、当時の宇宙科学研究所の要求に基づき、「のぞみ」の構造に合うように、メーカー側でバルブ開閉のステータスマニター（LVDT）を付加した構造に改造したものである。LV2はフライト実績がある

二つの部品を組み合わせで設計変更されたものであるが、その詳細な内部構造等については、前述した理由により開示されていない。

「のぞみ」の開発当時、LV2の選定に当たっては、想定されるリスクの検討を行っている。その検討状況は、表Ⅱ－２－１に示すとおりである。

2) LV2 の搭載

「のぞみ」にLV2を搭載すべきかについては、酸化剤蒸気の大規模な逆流を防止するという観点から、LV2を搭載すべきであるとの結論に達している。

LV2は推進系系統上において、レギュレータ下流で、燃料と酸化剤に分岐した後の配管でチェックバルブCV2と酸化剤タンクとの間に配置され（図Ⅱ－１－１参照）、その機能は、燃料と酸化剤がガス側で混合することを防ぐための抑止手段の一つである。本推進系においては、上流に設置しているCV2と併せて二重の抑止手段を確保しているが、このように、LV2とCV2を二重にする構成としたのは、個々のバルブに信頼性がないからではなく、衛星に大きな損害を与える事故につながる恐れがある蒸気の逆流に対して、さらに信頼性を確保するためである。

「のぞみ」開発中の平成５年に、米国の火星探査衛星マーズ オブザーバー（Mars Observer）の消失事故が起きているが、その原因が、酸化剤・推進剤の蒸気がガス系配管で混合したことによると推定されており、蒸気の逆流は衛星の全損につながる可能性が極めて大きく、その点も考慮された。

3) LVDT の付加

搭載するLV2にバルブ開閉のステータスマニターとしてLVDTを付加するかについては、LVDTがLV2の確実な運用のための情報源となるものであり、ヒューマンエラーの可能性や運用者への負担等を考慮し、LVDTを付加すべきであるとの結論に達している。

一方で「のぞみ」の場合には、バルブ選定期間における米国バルブメーカーの合併・買収等の影響があり、バルブとしては搭載実績があるがステータスマニターは装備されていないバルブに、後からLVDTを付加する構造に改造せざるを得ないという事情が生じている。搭載実績品と異なり、設計が変更された場合の信頼性の評価は、新規設計品と同様に一般には確定していないが、「のぞみ」の場合には、搭載実績品をベースにした米国専門メーカーによる設計変更であることから、この改造のリスクは小さいと判断され、LVDTが付加されたLV2が選定されている。表Ⅱ－２－１に示すように、バルブ開閉ができなくなるリスクでは、改造品といえども、そのリスクは搭載実績品と同様であると判断されていた。

4) LV2の構造

LV2の構造の概略は、図Ⅱ－２－１に示すとおりであり、バルブ内に２つの電磁石があり（図の左右に各１個）、それにより中子を動かしている。閉側の電磁石（左側）に電気を流すことにより、中子は栓を押し込み流れが止まり（図の状態）、開側の電磁石（右側）に電気を流すことにより中子は栓から離れる。この状態で上流と下流の圧力に差ができると、その差圧によって栓が押され、流れ始めるという機構になっている。

また、図Ⅱ－２－１に示す右端のLVDTにより、中子の位置を検出しバルブの開閉状態をモニターできる構造になっている。衛星への搭載実績のあるオリジナルのバルブには、LVDTは付いていなかったが、このLVDTを付加するという設計変更により、栓と中子が分離構造となっている。

分離構造としたのは、LVDTの付加により中子が長くなることから、僅かな軸ずれにより、開閉の動作に影響が出ることが確認されたためであり、米国バルブメーカーから分離の提案があったものである。

(2) LV2 の検証内容

1) LV2の検証方法

科学衛星へ搭載するバルブを始め、日本においては、宇宙用のバルブはほとんどが海外からの輸入品であり、そのため選定したバルブの検証は海外バルブメーカー及び日本国内の調達側の双方で実施している。

「のぞみ」においても、次に示すように、米国バルブメーカー及び日本において確認試験を行っている。

a) LV2の検証方法

①米国バルブメーカーに対し日本側から要求していた検証内容

- ・設計の妥当性の検証
- ・納品されたフライト品に対する製造妥当性の検証
- ・フライト実績の有無

フライト実績については、可能であれば具体的なミッション名・使用方法等を含む。過去のプログラムにおけるミッション期間や環境などが異なれば実績と判断できない場合もあるため、使用方法が明らかになることは重要である。

②日本側において実施した検証内容

- ・設計・製造の妥当性の検証に関わる各項目に対してその検証方法の正当性の確認

- ・衛星に組み込んだ状態での総合的なシステム試験の実施
- ・フライト実績が確認できない部分や検証方法の詳細が開示されない部分などについての独自の追加試験の検討

b) LV2の試験履歴

LV2の確認試験は、フライト品とは別の供試体を製作して設計の妥当性を確認する設計品質確認試験と、フライト品に対して実施するFM品製造妥当性確認試験に大別されて行われている。その概要は次に示すとおりであり、LV2の地上試験履歴は、表Ⅱ－２－２に示すとおりである。

①設計品質確認試験

設計の妥当性を確認する試験。米国バルブメーカーが実施した試験の他に、日本においても確認試験をしている。

バルブメーカーにおいては、LV2及びほぼ同一の設計のLV1さらにHLVを併せて、全体で２個の個体を使用して試験が行われている。日本においては、LV1、LV2共通予備品の１個を使用して、酸化剤（NT0）雰囲気への適合性確認試験を独自に実施している。バルブメーカー側からは、当該バルブはNT0に対して耐性があると報告を受けていたが、念のためにNT0に対するバルブの健全性について、バルブの実物による検証を行ったものである。当該試験におけるバルブの動作回数は、表Ⅱ－２－３に示すとおりである。

②FM品製造妥当性確認試験

フライト品として納品された製品に対して実施した試験。衛星システムに組み込んだ状態で健全性を確認している。

以下に、納入されたバルブの個体数を示す。

- ・ LV1、LV2搭載品 各１個
- ・ LV1、LV2共通予備品 ２個
- ・ HLV搭載品、予備品 各１個

2) LV2の動作履歴

不具合の生じたTMIにおけるLV2の動作は、納入から４２回目、打ち上げ後６回目であり、それ以前は正常に動作していることが確認されている。LV2の動作履歴は、表Ⅱ－２－４に示すとおりである。

3. 不具合の推定原因

(1)故障の本解析 (FTA)

LV2が作動異常を起こした箇所を推定するために、次に示す事象を頂上現象とする FTA を行った。

- ・ LV2を開く指令を地上より送出したことに對し、LVDTも開のステータスを示していたが、実際のLV2の流路はわずかしかなかったこと。

この FTA の結果は、表 II - 2 - 5 に示すとおりである。

機構では、事故後に米国バルブメーカーと事故原因を検討するため情報交換を行っているが、前述したように LV2 の構造等については、開示される情報は制限されている。

FTAを元にした解析によって可能性がある不具合事象候補について、以下の(2)に整理した。

(2)不具合事象候補

1)栓のしゅう動不良

不具合を起こしたバルブ LV2 は栓と中子が分離されているという構造に問題があり、またバルブの作動により、バルブ内部のしゅう動部の材料表面がフレッチング摩耗を起こし、これによりバルブ材料の酸化剤耐性の問題が顕在化した可能性がある。この二つの要因が相乗してしゅう動不良が起きることが考えられる。

(注 6)フレッチング摩耗

部材の接合部が繰り返し擦れることなどにより生じる表面損傷。

a)バルブの構造

過去の搭載実績の再評価を実施し、この材料を用いたバルブは過去にも多数の例があることを確認しているが、それらは栓と中子は一体構造であり、電磁力で強制的に動かすものであった。

本バルブでは、開に対してはいわゆるチェック弁と同じように栓の前後に差圧が生じた時に受動的に開となる構造となっており、その差圧による駆動力は、原設計である電磁石による駆動力と比較して小さいものであった。すなわち、栓のしゅう動抵抗 (注 7) が増大した場合、その影響を受けやすい構造となっていた。

(注 7) しゅう動抵抗

二つの物体が接触している面での滑りに対する抵抗。しゅう動抵抗が大き

くなると物体は滑りにくくなり、動かすために大きな力が必要となる。

b) 材料の酸化剤耐性

しゅう動部の組合せは、栓のしゅう動部分がオーステナイト系ステンレス、バルブ本体がフェライト系ステンレスとなっている。磁性体であるフェライト系ステンレスは電磁弁では不可欠な素材であり使用実績も多いが、一方酸化剤（NT0）に対する耐性については、非磁性体であるオーステナイト系ステンレスと比較すると若干劣っている。フレッチング摩耗を起こした場合、NT0充填後にバルブ本体の当該部分が酸化剤雰囲気により腐食を生じることが想定され、このことにより、しゅう動抵抗が増大したことが考えられる。

2) 栓の開口部への食い込み

栓が長期間開口部に押しつけられていたことにより、栓の先端が開口部に食い込み、栓が動きにくくなることが考えられる。酸化剤タンク圧力の低下の状況から、酸化剤タンクへはわずかにヘリウムガスが供給されていたと考えられており、また栓の食い込みが発生した場合には、完全にシールされる可能性が高いと考えられる。

LV2はTMI直前のバルブ閉期間が他の打上げ後のLV2開運用と比べて特別に長期間ではなく、本事象が生じた可能性は極めて低いと考えられる。なおLV2の使用履歴は、表Ⅱ－２－６に示すとおりである。

3) 栓のミスアライメント

バルブは認定試験（QT）時に、ヘリウムガス加圧下で 1,000 回以上の開閉を行い、LVDT でのモニター及び加圧したヘリウムガスの流れを確認することによりバルブの作動を確認している。また、定量的な流量確認をこの開閉試験の前後に実施し、設計通りの流量であることを確認している。このことから、栓とバルブ本体とのクリアランス設計については、問題ないと考えられる。

本事象が生じるにはバルブの製造不良が考えられるが、不具合発生時までに、打上げ後を含めて 42 回の作動実績があり、その間には製造不良の兆候は発現しておらず、さらに本不具合発生後にも当該バルブは正常に動作している。このことから、本事象が生じた可能性は極めて低いと考えられる。

4) 異物等の噛み込み

栓とバルブ本体の直径クリアランスは、より大きい異物がバルブ内に入り込むと噛

み込むおそれがあるが、打上げ前の注気時において、栓とバルブ本体間のクリアランスより細かい目のフィルタを通して注気しており、栓の動作不良を引き起こすようなサイズの異物が配管内部に存在する可能性は低いと考えられ、不具合の原因として異物の噛み込みは考えられない。

また、一旦異物を噛み込み動作不良を起こした場合は、その後速やかに正常に復帰しない場合が多いが、今回の場合は、LV2は不具合を起こした後正常に動作しており、このことから本事象が生じた可能性は極めて低いと考えられる。

5)生成物による一時固着

推進系内部に水分が残留している場合、酸化剤及び燃料との反応により硝酸アンモニウムが生成される可能性が考えられるが、次に示す理由から、本事象が生じた可能性は極めて低いと考えられる。

- ・ 推薬充填時の乾燥度は良好であったこと（露点-55° C以下）。
- ・ 燃料との混合が生じていれば上流のチェックバルブも作動異常を生じること。
- ・ 比較的短期間（数日）で発現すること。

(3)不具合原因の推定結果

以上、検討結果をまとめると、LV2作動異常という不具合が生じた原因は、(2)の1)に示すように、バルブの構造として栓と中子が別構造で差圧により作動する型式であり、栓のしゅう動抵抗増大の影響を受けやすかったこと、及びしゅう動部の材料表面がフレッチング摩耗を起こしたことにより、当該部分が酸化剤雰囲気により腐食を生じしゅう動抵抗が増大したことにあり、この二つの要因の相乗効果による可能性が最も高いと考えられる。

III. 通信系・熱制御系における不具合について

1. 不具合発生状況

(1) 電源系の概要

「のぞみ」は、これまでの科学衛星が集中電源を採用していたのに対し、科学衛星としては初めて分散電源を採用した衛星である。「のぞみ」で採用した分散電源では、15台の電源が存在し、その中に複数のシステム共通機器に電源を供給するための共通系電源(CI-PSU : Common Instrument Power Supply Unit) (図III-1-1の「電源2」に相当)がある。このCI-PSUは、1次側にある太陽電池及びバッテリーからの電力を受け、Xバンド送信機(TMX)等へのテレメトリ・コマンドインターフェイス(TCI)、熱制御回路(HCE)など、2次側にある10台のサブシステムへ電力を供給している。

なお、共通系電源の構成等については、図III-1-2及び表III-1-1に示すとおりである。

(2) 不具合前日の消感時から不具合発生当日までの運用について

平成14年4月25日の運用時に不具合が発見されたが、その当時の「のぞみ」の位置は、図III-1-3に示すとおりである。また、不具合発見前日(4月24日)の消感時から不具合発見当日にかけての運用のシーケンスは、図III-1-4に示すとおりである。

これらの運用のシーケンスによって判明した不具合は次のとおりである。

- ① 4月25日18:05(協定世界時(UTC))の入感時は、予定していたテレメトリモード(注8)への切替は行われておらず、ビーコンモード(注9)で入感している。また、地上からの送信コマンドによってテレメトリモードに切り替えを行ったが成功しなかった。

以上から、ビーコンモードからテレメトリモードに変更できない状態になっていることが判明している。

(注8) テレメトリモード

衛星からの電波にテレメトリの情報を乗せている状態

(注9) ビーコンモード

衛星からの電波は出ているが、電波にテレメトリ情報を乗せていない状態

- ② 4月25日09:00UTCに姿勢変更(約1度)の実施を予定していたが、25日入感時の衛星電波の受信レベルから、この姿勢変更は行われていないと推測される(図

Ⅲ－１－５参照)。また、地上からのコマンドにより、姿勢変更を試みたが成功していないと推測される。

以上のことから、姿勢変更ができない状態となっていることが推測される。

(3)不具合発生時の宇宙環境

平成14年4月21日に、太陽表面西側でX1.5（地球近傍でのX線のフラックスが、 0.15mW/m^2 ）というXクラスの太陽フレアが発生し、「のぞみ」は、4月22日にこれに伴う高エネルギー粒子の直撃を受けた。高エネルギー粒子の強度としては、「のぞみ」打上げ後最大規模であり、それまで受けたものに比べ、一桁程度粒子の強度が上と推定されている。この規模は、惑星間空間では1太陽周期(11年)に1回から2回程度しか受けることのない規模と推測される。

なお、「のぞみ」に搭載されていた太陽プロトンモニターの時間変動は図Ⅲ－１－6に示すとおりであり、平成12年以降に「のぞみ」が受けた高エネルギー粒子の強度変動は図Ⅲ－１－7に示すとおりである。

(4)「1ビット通信」と自律化機能等による現象の把握

「のぞみ」の自律化機能(注10)を利用し、例えば、衛星内部の温度を測定する場合、地上からのコマンドで設定した温度よりも、上であるか否かに応じてビーコンをオン又はオフを行う測定法（以下「1ビット通信」という。）（図Ⅲ－１－8参照）を確立したことによって、その後、衛星の運用に必要なデータ（表Ⅲ－１－2参照）を取得することができるようになった。その結果、CI-PSUがオフ状態であることが判明している。また、1次側回路の故障の可能性は極めて低いことから、CI-PSUは過電流保護回路により定常的にオンにできない状態となったことが推定されている。

この状態では、次のような状況になることが推定されている。

- ①TCIがオフとなるため、TMXへコマンドを発行することができない。このため、ビーコンモードとテレメトリモードの変更が出来ない状況にある。
- ②熱制御回路(HCE)がオフとなるため、この機器が制御している探査機内ヒータが全てオフとなる。このため、衛星内部の温度は、太陽距離、太陽角、探査機内発生熱量で決まる温度まで急速に低下する。このため、取得データ（表Ⅲ－１－2参照）も示しているとおおり、衛星内部の温度が燃料の凍結温度以下に下がっており、姿勢変更ができない状況となった。

(注10) 自律化機能

衛星の内部状態に応じて、あらかじめ設定された特定のコマンドを発行する機

能（ここでは、Xバンド送信機のパワーアンプの電源をオフするコマンドを実行させることで情報を得た）。

(5) 不具合発生後の回復運用による現象の把握

不具合発生後における、衛星の状態把握、不具合原因の情報取得、並びに衛星の運用は次のように実施されている。

1) データ処理装置（DHU）及びコマンドデコーダー（CMD）の動作確認

平成14年4月28日に地上からコマンドを送信し、X帯送信機パワーアンプ（XPA）のオン・オフに成功した（XPAは、通常常時オンとなっている）。

このことから、DHU及びCMDは、正常に動作することを確認した。

2) 自律化機能を用いた「1ビット通信」による探査機のステータス把握

平成14年5月上旬に自律化機能を用いた「1ビット通信」により、探査機ステータスを把握した。(4)で示すとおり、共通系電源(CI-PSU)がオフ状態であり、かつ定期的にはオンに出来ないこと及び衛星の温度は燃料の凍結温度をはるかに下回っていることが判明した。

3) 短絡故障箇所の復旧運用に伴うビーコン電波の喪失

平成14年5月15日の運用、CI-PSUへの連続オンコマンド送出（約100回）により故障箇所を焼き切る復旧運用を試行したが、その過程でビーコン電波を喪失した。

ビーコン電波の喪失の原因究明のため、地上試験を実施したところ、TCI立ち上がり時に、同時に発行されてしまうTMXのオン及びオフのコマンドにより、TMXリレーが誤動作し、オフとなったものと推定された。また、CI-PSUへのオンコマンドに伴うTCIからの不正コマンド（TMXオン・オフなど）でTMXが再度オンになることも期待できなかったことが判明したため、単発オンコマンドの送信によるビーコン復活運用を行った。

4) ビーコン電波の回復

平成14年7月15日、CI-PSUへの単発オンコマンドの継続（約7,500回）によって、ビーコン電波を回復した。このことから、上記3)の推定が正しいことが検証できた。

また、衛星電源（CI-PSUへ供給される1次側電圧）の動作が正常であることと、CI-PSUは、少なくとも短時間、2次側電圧を供給できることが判明した。

したがって、CI-PSUそのものは健全である可能性が高く、CI-PSUの2次側機器の短

絡故障が原因で過電流保護機能により電源がオフされている可能性が高いと考えられる。

5)燃料タンク、姿勢制御用スラスタの解凍

平成14年8月末には、観測機器の発熱と太陽距離と姿勢の改善によって推進系の一部を解凍し、同年9月上旬には、姿勢制御及び小規模な軌道制御ができるようになった。それ以後、適切な姿勢維持で燃料タンク・姿勢・軌道制御用スラスタは凍結しないことを確認している。この姿勢・軌道制御用スラスタの回復により、平成14年12月20日に1度目の地球スイングバイに成功し、続く平成15年6月19日に2度目の地球スイングバイに成功した。ただし、常時日陰側に来るメインスラスタ（火星周回軌道投入時に必要）の解凍にはヒータ機能の回復が必須であることが確認された。

6)CI-PSU及びヒータ制御機能の回復運用

火星周回軌道投入のためにはCI-PSU及びヒータ制御機能の回復が必要であることから、地上試験により、スピードアップしたCI-PSUの連続オンコマンド発行により、CI-PSUに動作異常が起らないか確認した上で、平成15年7月5日からCI-PSUの連続オンによる2次側短絡個所の焼き切り運用を開始したが、このオペレーション中にビーコン電波を喪失した。回復運用は平成15年12月9日まで継続したが回復に至らず、火星周回軌道への投入を断念した。

7)不具合発生後の回復運用により確認できた事項

上記 1)から 6)までの回復運用を通じて、次のようなことが確認できた。

- ①DHU及びCMDは正常に動作する。
- ②CI-PSUを定常的にオン状態にできない。
- ③テレメトリモードとビーコンモードの切り替えができない。
- ④ヒーターが切れたことにより燃料が凍結し、姿勢変更ができない。
- ⑤CI-PSUへ供給される1次側電圧は正常である。
- ⑥CI-PSUは少なくとも短時間は2次側電圧を供給できる。

以上のことから、CI-PSUは健全である可能性が高く、CI-PSUの2次側機器の短絡故障が原因で過電流保護機能が働き、電源がオフされている可能性が高いことが推定される。

2. 不具合の推定原因

(1)故障の木解析 (FTA)

1)テレメトリモード (TLM_ON) で入感しなかったことをトップ事象としたFTA

不具合発生状況に従って故障の木解析 (FTA) を実施した。テレメトリモード (TLM_ON) で入感しなかったことをトップ事象としてFTAを行った結果は、図III-2-1に示すとおりである。

- ①データ処理装置の動作不良の可能性については、コマンドが正常に発行され、データの取得ができていることから考えられない。
- ②TMXの故障の可能性は、姿勢変更ができなかったことが説明できないこと及びTMXの消費電流に異常が見られないことから考えられない。
- ③TCIの電源断すなわちCI-PSUを定常的にオンとすることができなくなったことについては、姿勢変更ができないことと、テレメトリモードとビーコンモードの切り替えができないことを矛盾なく説明できる。

2) CI-PSUを定常的にオンとすることができなくなったことに対するFTA

上記 1)の③の結果から、CI-PSUを定常的にオンとすることができなくなったことに対するFTAを行った。

CI-PSUを定常的にオンとすることができないことをトップ事象とするFTAを行った結果は、図III-2-2に示すとおりである。

この解析により原因は次の三つの事項が考えられる。

- ①衛星主電源 (PCU) 内のCI-PSUをオン／オフにする機能に異常があり、CI-PSUに電源が供給できなくなっている。
- ②CI-PSUの1次側の故障により、CI-PSUに電源は供給されるが、過電流保護回路が働き、オンできなくなっている。
- ③CI-PSU2次側で短絡が起き、CI-PSUの動作に問題はないが、下流で過電流が流れることで過電流保護回路が働き、CI-PSUが短時間 (数msec) でオフとなってしまう。

3) 上記 2)のFTAの解析結果についての検討

上記 2)の事象についての検討結果は次のとおりである。

上記 2)の①については、PCU内の他機能の正常動作が確認されているため考えられ

ない。

上記 2)の②については、1次系パルス幅制御（PWM）用のIC、DC/AC変換用FETスイッチの故障が考えられるが、CI-PSU内部のトランスを経て、2次側に電圧が出ていることからいずれも考えられない。

上記 2)の③については、単一故障で短絡を起こし得る部品（輸入機器を除く）は、セラミックコンデンサ（24個）、抵抗（7個）、保護措置のないIC（43個）である。これらのいずれかで短絡故障を起こしたか又は輸入機器内部における短絡故障が今回の不具合の原因であると推定できる。

以上のことから、短絡故障原因として、FTAを元にした解析によって可能性が完全に否定できない故障要因について、以下の(2)に整理する。

(2)短絡故障の故障要因

1)太陽フレアに伴う高エネルギー粒子による影響

a)トータルドーズによる劣化効果

トータルドーズによる劣化は、高エネルギー粒子による蓄積効果で太陽電池の劣化などの原因としてよく見られ、消費電力の増大という形で具現する。「のぞみ」が稀な規模の高エネルギー粒子群に遭遇したことは確かであるが、高エネルギー粒子フラックスのピーク（平成14年4月22日）前後で消費電流増加などの大きな劣化は見られない（図III-2-3参照）。図III-1-7下段に示すデータにより推定されるドーズの蓄積量は、「のぞみ」の設計値（Al 1mm厚想定で10krad相当）と同程度であり、設計基準値程度である。このことから、トータルドーズによる劣化による故障の可能性は極めて低いと考えられる。

b)シングルイベントアップセットによる故障

今回の不具合では次の二つの条件がともに満たさないと再現できない。

- ①シングルイベントアップセット（注11）によって、予想外のスイッチ切替が起きた。
- ②上記①でオンにされうる機器が、ショート故障を既に起こしていた、またはその後起こした。

「のぞみ」で可能性があるのは、打上げ時のみに使用されるINS-SAであるが、打上げ時に使用するだけということから、リレーより後段では民生部品が使用されている。ただしこの機器は、打上げ後オフされており、平成14年4月24日の消感時までオフのままであることが確認されている。当該リレーがオンとなる可能性は、太陽プロトンモニターのカウント数（図III-1-6参照）から推定すると、24日の消感後よ

りも22日の方が1,000倍以上も高く、かつリレーがオンになるまでにリレーの後段で短絡故障が生じていたかまたはオン後数時間で短絡故障が生じなければ、今回の事象を説明できないことから可能性は極めて低いと考えられる。

(注11) シングルイベントアップセット

IC内部を高エネルギー粒子が通過することによりビットが反転すること。

c) ラッチアップによる故障

高エネルギー粒子によりICがラッチアップ(注12)故障を引き起こす可能性については、使用ICの線エネルギー付与(LET)は一つ(59MeV/(mg/cm²))を除き75MeV/(mg/cm²)以上であり、仮に59MeV/(mg/cm²)を想定したとしても、銀河宇宙線によるラッチアップ確率は1,000年に一度程度と考えられる。また、21日に発生した太陽フレアによる影響は、プロトンではラッチアップを起こすようなエネルギーに達することはない。鉄などの重粒子による影響を考えたとしても、重粒子はイベントの初期で発生するため、今回のようにイベントから数日経ってからの故障では原因とは考えられない。

(注12) ラッチアップ

IC内部で回路が短絡状態となってしまう状態。

2) 放電に伴う破壊・電磁干渉

放電により衛星構体に電流が流れ、その影響でラッチアップなど、他機器へ影響を及ぼすことがある。この放電の発生については、次のような可能性が考えられる。

a) 高エネルギー粒子に起因する帯電・放電

接地されていない導電層に大きな電荷が蓄積されることにより、放電を起こす可能性がある。しかし「のぞみ」は観測要求上、帯電・放電処理を徹底した探査機であり、次に示すとおり大きな帯電が可能な場所が存在しないため、可能性は極めて低いと考えられる。

・ 全ての衛星外表面

原則として1MΩ以下で衛星構体に接地されており、例外は太陽電池パネルの裏面に数箇所存在するのみである。

・ サーマルブランケット (MLI)

100cm²以上の面積を持つものは全層接地されている。また、表面素材は「ブラックカプトン」(カーボンコーティング)で亀裂は入らないため、接地が切断される可能性はないと考えられる。

・ 衛星内部

導電体は電気計装用のシールド層まで接地されており、未接地の回路グラウンドパターンも設計上存在せず、放電に至るような帯電が起きる可能性は考えられない。

b) 高圧機器の放電に伴う破壊・電磁干渉

「のぞみ」の高圧機器は次に示すように他機器へ影響を与えないよう徹底した設計をとっており、CI-PSUの二次側に影響を与える可能性は考えられない。

①ダストカウンタ(MDC) (±200V)、高エネルギー粒子計測器 (EIS) (3kV)

高圧部分は機器の2次側グラウンドで包囲されており、例え放電が起きたとしても衛星構体には電流が直接流れないように設計されている。

②紫外光撮像器(UVS) (3kV)

高圧のかかるセンサー部は、真空封じしたガラスの中に収められており、また外部への露出部は高圧ケーブルの接続部のみで、それも衛星構体には放電をしないように設計されている。

(3) 不具合原因の推定

上記(2)の検討では、太陽フレアとの関連で、「のぞみ」が稀有な規模の高エネルギー粒子群に遭遇したことは確かであるが不具合との因果関係を立証するために必要なデータは得られていない。また、不具合の原因が放電に伴う破壊・電磁干渉である可能性も、設計上に徹底した対策を施していることから極めて低い。

したがって、不具合原因として残された可能性は、部品の偶発故障であるが、単一故障点となりうる原因候補部品群も、品質保証レベルはクラスS相当品(宇宙用部品)であり、故障率という観点から可能性は低いと考えられる。主なクラスS部品の偶発故障率は、表III-2-1に示すとおりである。

不具合現象を引き起こす可能性がある部品は、2次側回路に存在する部品であるが、原因候補部品及び特徴は次のとおりである。

①セラミックコンデンサ(24個)

偶発的故障率は大きい物でも1個当たり9万年に一回程度であり、単一故障原因箇所としての可能性は極めて低いと考えられる。なお、「のぞみ」では、セラミックコンデンサを耐圧・劣化を考慮したうえで採用している。

②抵抗(7個)

偶発的故障率は大きい物でも1個当たり2万年に一回程度であり、かつ断線故障の可能性のほうが高いため、単一故障原因箇所としての可能性は極めて低いと考

えられる。なお、「のぞみ」では、抵抗は電力劣化を考慮したうえで採用している。

③保護装置のないIC（43個）

偶発的故障率は大きい物でも1個当たり1万年に一回程度であり、偶発故障の可能性は極めて低いと考えられる。なお、最近の部品は、電流の変動幅が大きくかつ許容電圧幅が狭くなっていることから、保護抵抗を入れるのが難しくなっているため、候補IC数が増大している。

また、輸入品であるバルブ開閉のステータスマニター（LVDT）、超高安定発振器(US0)、圧力センサの内部における短絡故障も考えられるが、衛星への搭載実績はあるものの、輸入品であるため内部回路が明らかにされていないなどのブラックボックスの状態にあるため、不具合原因としての可能性についての評価は困難である。

以上のように、不具合現象を引き起こす可能性がある部品は絞り込むことはできたが、単一原因・単一部品を特定することは困難である。

IV. 今後の対策について

1. 燃料供給系の今後の対策について

(1)バルブ選定における対策

今回の事故から、「のぞみ」のバルブ選定について、搭載実績のあるバルブを設計変更したこと及びそのバルブについての検証試験の実施方法という二つの問題点が挙げられるが、その対策を次に示す。

1)設計変更への考え方

今回不具合を生じたバルブLV2は、フライト実績がある米国メーカーのバルブを、当時の宇宙科学研究所の要求に基づき、「のぞみ」の構造に合うように、メーカー側でバルブ開閉のステータスマニター（LVDT）を付加した構造に改造したものである。このLVDTを付加したのは、LV2の確実な運用のためであるが、バルブとしての搭載実績はあるがステータスマニターは装備されていないバルブに、後からLVDTを付加した構造に設計変更したものである。

LV2の設計変更については、搭載実績品をベースにした米国専門メーカーによる設計変更であることから、このリスクは小さいと判断しており、この検討が不十分であった。

今回の場合は、「のぞみ」の構造上、設計変更したバルブLV2を導入する必要があったが、設計変更されたものが潜在的に抱えるリスクを適切に判断することが重要である。

2)検証試験の実施方法

宇宙用のバルブは、ほとんどが海外メーカーからの輸入であり、詳細な構造や技術情報の開示が制限されている場合があり、そのような製品に対する信頼性の確保は重要である。「のぞみ」においては、次に示すとおりLV2の検証・評価を行っていたが、その検証・評価方法が不十分であったといえる。

「のぞみ」においては、表Ⅱ－２－２及び表Ⅱ－２－３に示すように確認試験を行っており、米国バルブメーカーに対して検証試験を求めている他、日本においても独自に酸化剤のNT0蒸気、さらに厳しい条件となるNT0液をバルブ内に封入して保管、作動する試験を行い、NT0雰囲気に対する耐性を検証し、健全性を確認している。

この試験は、LV2がNT0 に対して耐性があることを念のために確認する目的で行われたもので、2ヵ月程度の期間に相当する試験であり、「のぞみ」のOME使用期間（当

初1年間と想定していた)を厳密に考慮した加速試験とはなっていなかった。

加速試験中のバルブ動作回数は、その回数がしゅう動部の荒れに与える影響を検証する意味で重要であるが、今回の場合は、酸化剤雰囲気下において全体で10回に満たない開閉サイクルであり、フレッチング摩耗の可能性なども考慮すると、検証が不十分であった可能性は否定できない。

以上のことから、検証試験の条件については、十分に精査する必要があり、特にバルブは関係する分野が電気系、材料系、流体力学など広範囲にわたるため、機構内外の各専門家と密接に連携し、検証試験の方法が十分であるか、よく検討する必要がある。納入されたバルブに対する妥当性評価技術の一層の向上を図る取り組みとしては、バルブに印加する電流波形の変化から、バルブ劣化の兆候を早期に発見する方策などが考えられるが、このような取り組みの強化が重要である。

(2)衛星運用における対策

「のぞみ」は、打上げウィンドウの関係から、軌道設計上において火星遷移軌道投入(TMI)のためのOME噴射は、非可視時での運用とならざるを得なかった。この衛星運用における対策を次に示す。

TMI時の非可視運用の対案として、米国の深宇宙ネットワーク(DSN)や欧州宇宙機関(ESA)の支援を受け当該機関の地上局を利用することも考えられたが、「のぞみ」では、次に示す理由等により、DSN等への支援は要請しないという判断を行っている。

- ・「のぞみ」には、自動OME噴射機能が備わっている。
- ・自動OME噴射機能は、火星軌道投入でも使用するものであり、十分な地上検証が行われている。
- ・TMI以前の可視中に自動OME噴射機能を軌道実証する予定としている(実際にTMIの約4ヵ月前の $\Delta V5$ で自動OME噴射を検証済み)。
- ・「のぞみ」TMI時刻では、DSN及びESA地上局も非可視である。

この「のぞみ」のTMI時、可視運用によって実時間でテレメータが確認でき、起こった事象に対応してコマンドを打てれば、今回の事態についても早い対応が行われ、当初計画が実行できた可能性も否定できない。

このことは、可視性の確保は重要であると示唆しているが、そのための対策としては、海外局を利用することであり、その方法としては次のようなことが考えられる。

- ・国際協力によりDSNやESAの海外局からコマンドを打てるようにする。
- ・我が国独自で海外局を保有する(例えば南米に一カ所)。

平成15年に打ち上げられた第20号科学衛星「はやぶさ」では、「のぞみ」の事

故のように、日本で非可視の際に緊急の対応を要することが生じた場合などのため、DSN支援を要請している。

ただし、たとえ可視運用の場合でも、惑星ミッションのケースでは電波伝搬時間の遅延から衛星に自律性を持たせることは必要であり、自動化によるリスクを勘案しつつ運用していかざるを得ない。

2. 通信系・熱制御系の今後の対策について

通信系・熱制御系の不具合については、前述したとおり、太陽フレアとの因果関係を特定することが困難なことや、放電の可能性等についても「のぞみ」の設計上において徹底した対策を実施していることから、単一原因を特定することは困難となっている。

したがって、不具合原因として残された可能性は、部品の偶発故障であるが、この対策としては、以下のようなことが考えられる。

なお、「のぞみ」では事前に対策を講じており、今回不具合発生の可能性が極めて低いとされた原因候補に対する今後の対策を表Ⅳ－２－１に示す。

(1)故障分離による対応

「のぞみ」が行うような惑星探査では、前人未踏の空間に存在することだけでも、工学的にも理学的にも貴重な知見を得ることができる。したがって、たとえ搭載機器の一部に不具合が生じて、ミッションが継続できるような設計を重視すべきである。このためには、不具合要因の削減を計り、また仮に不具合が発生しても、その影響を局所に限定し、上位システムへの波及を抑止する故障分離策を一層重視することが必要である。

「のぞみ」の場合では、CI-PSUの2次側にある機器に不具合が発生した場合、上位のCI-PSUから分離し、不具合を上位に波及させない設計が不十分であった。

なお、故障分離の方法とその特徴及び故障分離手法の具体例については、表Ⅳ－２－２、表Ⅳ－２－３に示すとおりである。

(2)ラッチアップを起こさない部品の開発

最近の部品は、電流の変動幅が大きくかつ許容電圧幅が狭くなっていることから、保護抵抗を入れるのが難しくなっている。また、ラッチアップ耐性の高い部品においても、不具合を起こすのは確率現象であることから、絶対に故障しないとは考えられない。

そのため、構造的にラッチアップを起こさないSOI(Silicon on Insulator)素子な

どの半導体素子が開発されている。このSOI素子については、民生品として開発が進められているが、これを宇宙用部品として使用するための研究をさらに推進することが必要である。

3. 科学衛星の設計思想への反映

今回の「のぞみ」の二度にわたる事故について、衛星で生じた不具合の原因及びその対策については、燃料供給系及び通信系・熱制御系それぞれについて、前述したとおりである。

科学衛星は、ミッションによってその形状や内部構造等が異なるが、今回、「のぞみ」の事故において検討された対策について、共通的に取り入れられるべきことについては、今後の科学衛星の開発に当たって、その設計思想に反映していくことが重要である。

以下、今後の科学衛星の設計思想に取り入れていくべきと考えられる事項について示す。

(1) 設計変更

衛星に搭載する部品等を設計変更する場合は、搭載実績品をベースとする場合でも、新たに設計されたものと同等のリスクがあると考え、そのリスクを適切に判断する必要がある。したがって、その際は、原則として実績のあるものは変更しないという設計思想を踏まえつつ、設計変更の必要性、設計変更した場合の検証方法等について、幅広い専門家の知識を集約して十分検討することが必要である。

(2) 地上試験

科学衛星に搭載する部品や観測機器は、搭載実績があるなど、十分信頼性があることが前提であるが、ミッション内容や衛星の開発期間等の状況から、必ずしもこの要件を十分満足することができないことも想定される。

実際のフライト前において、搭載する部品等の性能・機能や信頼性等について、地上試験により十分検証し、評価を行うことが重要である。また地上試験の実施に際しては、供試体に過度の負荷を与えないかを考慮しつつ、現行の試験の内容が、評価しようとしている性能・機能に対して十分有効であるか、あるいは信頼性を確認できるようなデータが得られるのかなどについて、使用環境の影響も含めて、機構内外の専門家により検討する必要がある。

地上試験により信頼性が確保されないと考えられる場合には、設計段階の見直しも含めて、搭載する部品や機器の見直しについての検討が必要である。

(3)輸入品対応

科学衛星など宇宙で使われる部品や機器においては、日本国内では製造していないなどの理由から、輸入品を調達せざるを得ない場合がある。

輸入品に関しては、要求した性能・機能に対して、製造メーカーとの間で情報交換を行い試験結果やフライト実績の情報が得られたとしても、内部構造等が完全に判明しない場合も想定される。機器の内部構造や電氣的インターフェースについて、完全な情報が得られないような場合、まずユーザーとしての検証試験を行うことはもとより、故障分離についての対策を講ずることを優先的に検討する必要がある。

また、輸入品で不具合等が生じた場合に、製造メーカーも含め徹底的な原因究明を行い、適切な対応が図られるような方策を、機構のみならず関係機関の協力も得て、講ずるなどの努力が重要である。

(4)故障分離

宇宙システムは一般に不具合の起こる可能性は完全には排除できないし、軌道上での修復が困難であることから、たとえ搭載機器の一部に不具合が生じても、ミッションが継続できるよう故障分離策を一層重視することが必要である。故障分離を行うに当たって、留意すべきことを次に示す。

- ①不具合の影響度について、故障モード影響解析（FMEA）、故障モード影響致命度解析（FMECA）などの評価手法を用いて、そのシステムへの影響、その影響の重大さを適切に評価する。及ぼす影響が重大な機器に対しては、それに関係する機器の不具合が、当該機器に波及しないように優先的に故障分離策を採用する。
- ②上記 ①で設定された優先度に基づき、冗長系の採用、電源の分離設置、保護抵抗の設置、スイッチの設置などの故障分離策を、及ぼす影響の重大さと故障分離の実現性を評価の上選択をする。
- ③機能損失の致命度が低いもの、打上げ時のみに使用する機器など、副次的な故障を想定する必要のない機器については、可能な限り簡易な故障分離対策（保護抵抗の設置、スイッチの設置など）を選択する。

(5)ソフトウェアによる対応

「のぞみ」においては、平成14年の事故後においても、自律化機能の向上やデータ処理装置（DHU）のソフトウェアの書き換え等により、引き続き衛星の運用を行っており、このことが平成10年7月の打上げから平成15年12月までの5年余にわ

たる長期間の運用につながっている。

衛星の打上げ後、宇宙においてソフトウェアの書換えにより機器の動作を変更させ得ることは、様々な事象へ柔軟に対応でき、不具合が生じた場合には極めて有効な対策である。

今後打上げが予定されている科学衛星のソフトウェアについても、「のぞみ」と同等の機能を有しており、今後もハードウェア機能のソフトウェアによる置き換えは進んでいくものと思われる。

その一方で、十分な検証がなされていないソフトウェアの使用は極めて危険であり、搭載ソフトウェアに関しては全ての機能を予め地上で十分試験をしておき、信頼性を確保することが重要である。安易にソフトウェアの書換え機能に頼る事は慎むべきであり、また、搭載ソフトウェアの書換えが必要となった場合にはフライト品と電氣的に等価な性能を持つ装置により、十分な地上試験を行い、問題がないことを確認した後に搭載ソフトウェアの書換えを行う必要がある。

(6) 深宇宙探査ミッションにおける方策

以上のような対策に加え、「のぞみ」のような深宇宙探査をミッションとする衛星に対して、さらに講じておくことが有効であると考えられる方策を以下に示す。

- ・非常時用の低ビットレート通信機能の開発。
- ・第20号科学衛星「はやぶさ」に搭載され宇宙実証が行われる下記に示すような新たな機能を評価し、さらに改良・発展させたシステムの開発。

「のぞみ」に次ぐ深宇宙探査機として、平成15年に打ち上げられた「はやぶさ」では、「のぞみ」と同等の機能に加え、さらに次のような機能を備えている。

- ・レポートパケット機能
自律動作結果等をその都度専用のパケットで通知する機能。運用の省力化を図る場合はレポートパケットのみで運用することができる。
- ・HKテレメトリ再生時のサンプルレート選択
粗いレートのデータで注目点を探し、その後必要な部分だけ高サンプルレートデータを入手するといった運用を可能とする機能。
- ・システムタイマー機能
汎用タイマー機能。指定時間後にコマンドを実行する機能。

本章で述べられている「のぞみ」の事故を教訓とする今後の対策は、深宇宙探査を

目指す科学衛星特有の課題であるが、多くは宇宙用の機器やシステム開発に共通する課題を含んでおり、機構においては、この教訓と対策を共通の知的資産として、宇宙開発利用全般にわたる更なる信頼性の向上に努力することを、本部会として強く望みたい。

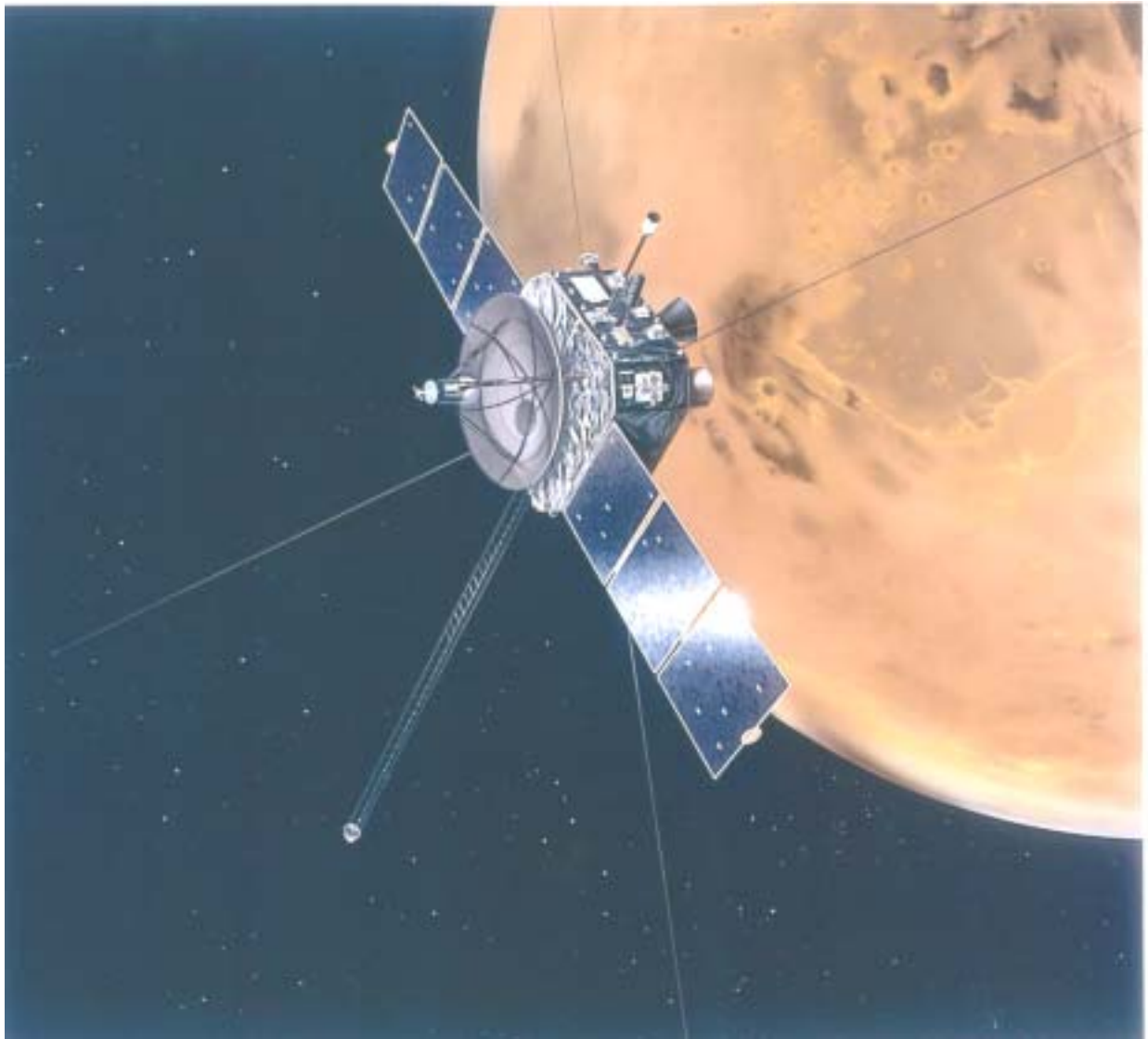


図 I - 1 - 1 火星周回軌道における最終形状(想像図)

表 I-1-1 「のぞみ」搭載観測機器一覧 (1/2)

観測機器	成果
【巡航期間中に観測を実施したもの】	
M I C : 火星撮像カメラ	月の裏を日本で初観測など
[神戸大・ISAS/JAXA・東大・京都学園大・京大・九州東海大・CNRS]	
U V S : 紫外光撮像器	太陽系外の星間風を観測など
[東北大・極地研・北大]	
X U V : 極端紫外光撮像器	地球プラズマ圏を初撮像など
[名大・立教大・通総研・ボストン大]	
M D C : ダストカウンター	恒星間ダストを検出など
[ミュンヘン工科大・東大・ISAS/JAXA・LFM・MPIK・STMS・神戸大・独協医大・東京海洋大・ESA]	
E I S : 高エネルギー粒子計測器	太陽フレア現象を観測など
[玉川大・早大・立教大・ISAS/JAXA・東工大・MPIA]	
E S A : 電子エネルギー分析器	月ウェイクの観測など
[京大・ISAS/JAXA・立教大・東大・通総研・東工大]	
I S A : イオンエネルギー分析器	星間風の観測など
[ISAS/JAXA・京大・立教大・東大・通総研・東工大]	
I M I : イオン質量分析器	太陽風の長期モニターなど
[IRF・立教大・ISAS/JAXA]	
M G F : 磁場計測器	太陽風の長期モニターなど
[ISAS/JAXA・名大STE研・岡山大・東海大・NASA/GSFC]	
R S : 電波科学観測	太陽のコロナの構造を観測など
[ISAS/JAXA]	

表 1-1-1 「のぞみ」搭載観測機器一覧（2／2）

観測機器	成果
【火星周回軌道投入後の観測を予定していたもの】	成果（予定）
PWS：プラズマ波動サウンダー	電離層をレーダー探査など
[東北大・福井工大・通総研・極地研・富山県立大・ISAS/JAXA]	
LFA：低周波波動観測器	電離層などの擾乱を探査など
[京大RASC・富山県立大・大阪工大・京大・金沢大・京産大・ISAS/JAXA・通総研・技研/JAXA]	
PET：電子温度プローブ	地球プラズマ圏を初撮像など
[ISAS/JAXA・通総研・群馬大・名大STE研・ミシガン大・MPIA・韓国宇航研]	
NMS：中性粒子質量分析器	恒星間ダストを検出など
[NASA/GSFC・ミシガン大・ゲラーツ大・アリゾナ大・ISAS/JAXA・東大・ハワイ大]	
TPA：熱プラズマ分析器	電離層の成分の観測など
[カルガリー大・ISAS/JAXA・NRC・CSA・ヒューストン大・通総研・西オンタリオ大・アルバータ大・名大STE研・北大]	

表 1－1－2 「のぞみ」で達成した工学的技術一覧

工学的目標	概要
ミッション解析	限られたリソース、時間の制約の下に工学技術を総合的にトレードオフして、最適なミッションシナリオを作成する技術。
軌道計画	月、地球などの天体のスイングバイ技術を中心とした惑星探査特有の軌道設計技術。
精密軌道決定	地上からの電波を用いて視線方向の距離、速度データを収集し、精密な力学モデルにより深宇宙探査機の軌道を高精度で決定する技術。
自律化技術	探査機の搭載コンピュータに一定の判断を任せる為の知能化技術。
超遠距離通信	最大 4 億キロメートル弱にも及ぶ超遠距離通信を実現する為の通信機器技術及び運用技術。
搭載機器軽量化	近地球に比して格段に大きな打上げエネルギーを必要とする深宇宙探査機の為に、エレクトロニクス、電池、アンテナ、太陽電池、推進系を含む全搭載機器を極度に軽量化する技術。
地上支援ソフト	長期の巡航フェーズを含みかつ複雑な制約条件下で安全な運用を続ける為に必要な地上ソフトウェアの人工知能化技術。



図 I - 1 - 2 科学観測装置の搭載位置

表 1-2-1 M-V 打上げ能力で可能となった探査対象

	研究対象
1)	惑星の内部構造 地震観測：月ペネトレータ →Lunar-A (1997→2004) (ペネトレータの開発)
2)	始原天体 近地球小惑星からのサンプルリターン →MUSES-C「はやぶさ」(2003年5月打上げ)
3)	惑星環境 金星・火星：PLANET-B (「のぞみ」1996→1998) (M-Vの開発)

表 1-2-2 「のぞみ」計画当時の諸外国の火星探査計画

打上げ年	衛星名	計画国
1988	Phobos1 & Phobos2	旧ソ連
1992	Mars Observer	米国
1996	Mars96	旧ソ連

表 1-2-3 軽量化対策とその効果の一例

対策	効果
ニッケル水素バッテリーの採用	2 k g
GHeタンクのCFRP化	6 k g
軽量高利得アンテナの開発	4 k g
共通系機器内配線における新規コネクタの採用	3 k g
S帯受信機の軽量化	1.5 k g
分散電源の採用 (集中電源との比較)	3.6 k g

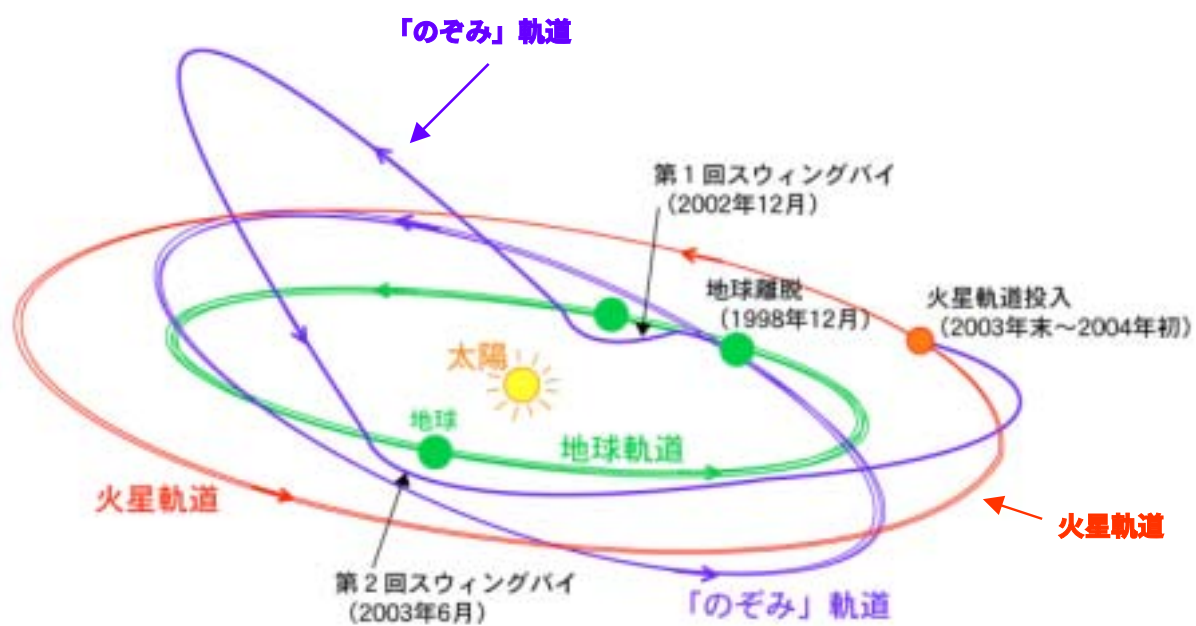
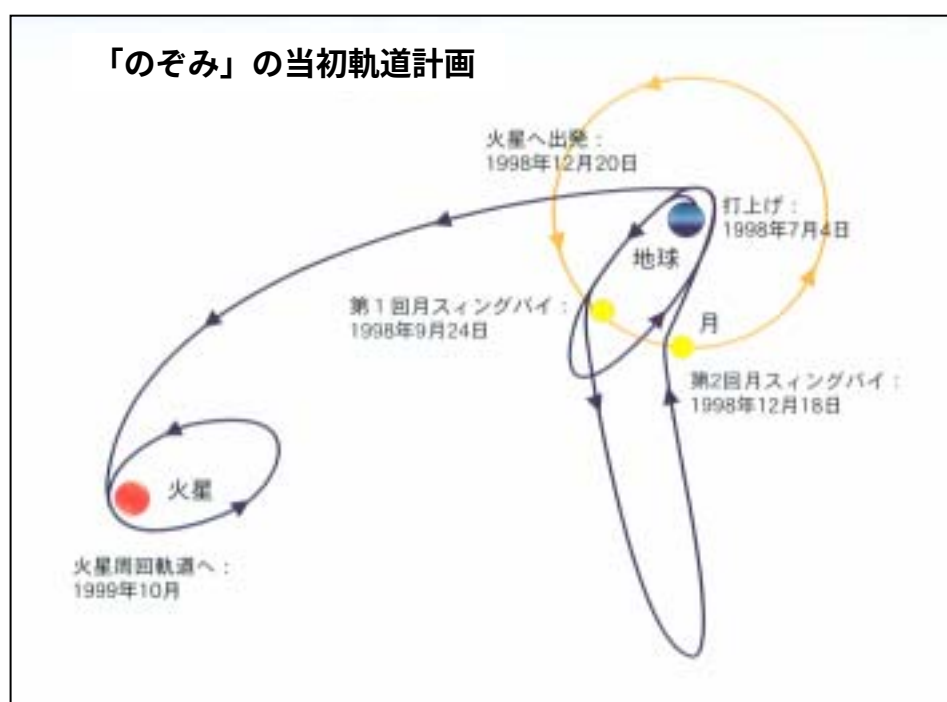


図 I - 3 - 1 「のぞみ」の新軌道計画

(参 考)



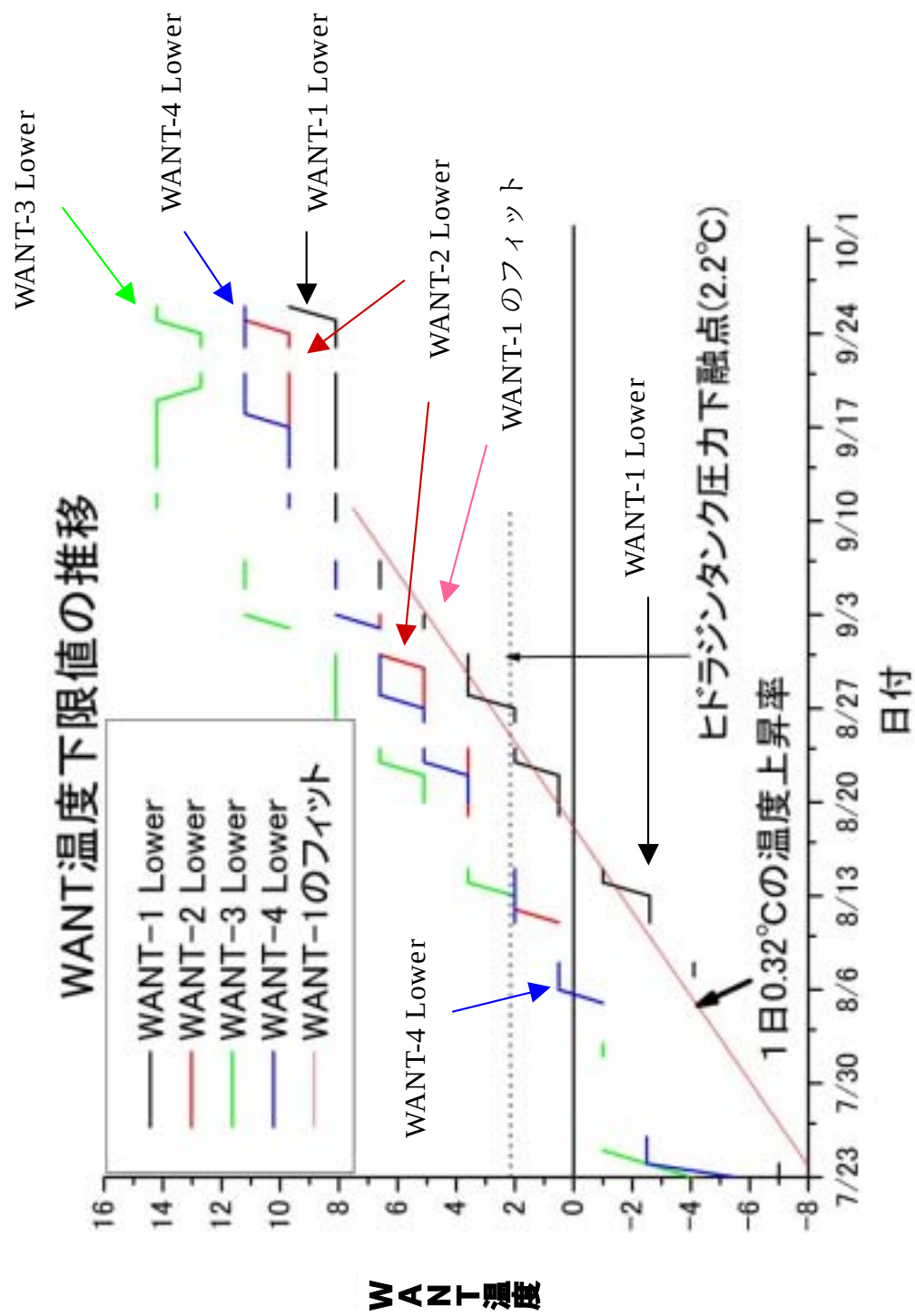


図1-3-2 1ビット通信による温度測定点の温度推移

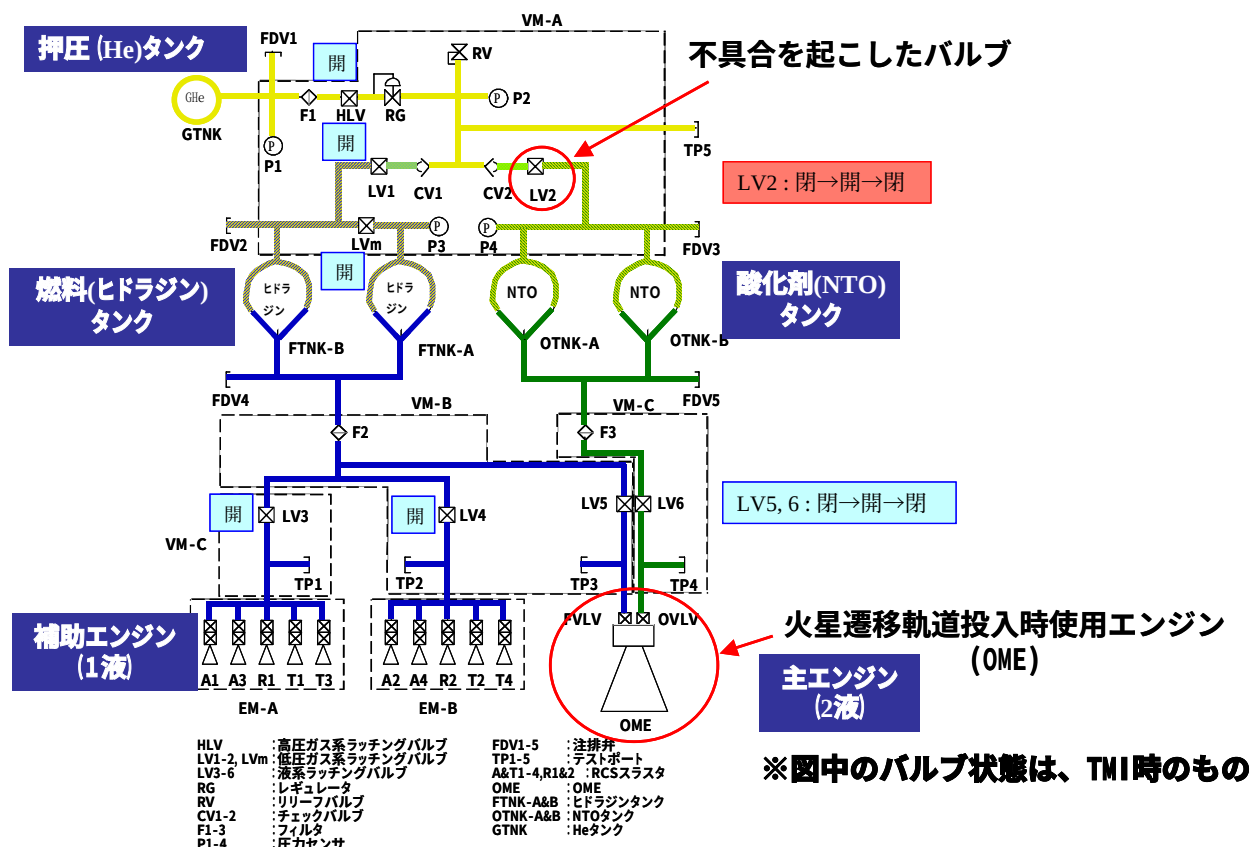


図 II - 1 - 1 「のぞみ」推進系システム系統

表 II - 1 - 1 推進系主要諸元

No.	項目	ノミナル仕様	備考
1	圧力	一次圧系初期圧力	250 kgf/cm ² A (=24.5MPa)
2		二次圧系調圧圧力	14 kgf/cm ² A (=1.37MPa)
3	スラスタ推力	アキシャル (× 4)	2.3 N/基
4		ラジアル (× 2)	2.3 N/基
5		タンジェンシャル (× 4)	2.3 N/基
6		OME (× 1)	500 N
7	スラスタ比推力	RCS	150 s
8		OME	310.0 s
9	トルク	プリセッション	4.3 Nm
10		スピン	4.6 Nm
11	気蓄器	内容積	27.8 リットル
12		MDP	276 kgf/cm ² (=27.1MPa)
13		破壊安全率	1.5
14	燃料タンク (× 2)	内容積	98 リットル/個
15		MDP	20.5 kgf/cm ² (=2.01MPa)
16		破壊安全率	2
17	酸化剤タンク (× 2)	内容積	40 リットル/個
18		MDP	20.5 kgf/cm ² (=2.01MPa)
19		破壊安全率	2
20	搭載推薬量	燃料 (ヒドラジン)	177.3 kg
21		酸化剤 (四酸化二窒素)	106.9 kg
22	有効推薬量	RCS用	32.6 kg
23		OME用	243.5 kg
24	推進系DRY質量		61.9 kg
25	推進系WET質量		346.5 kg

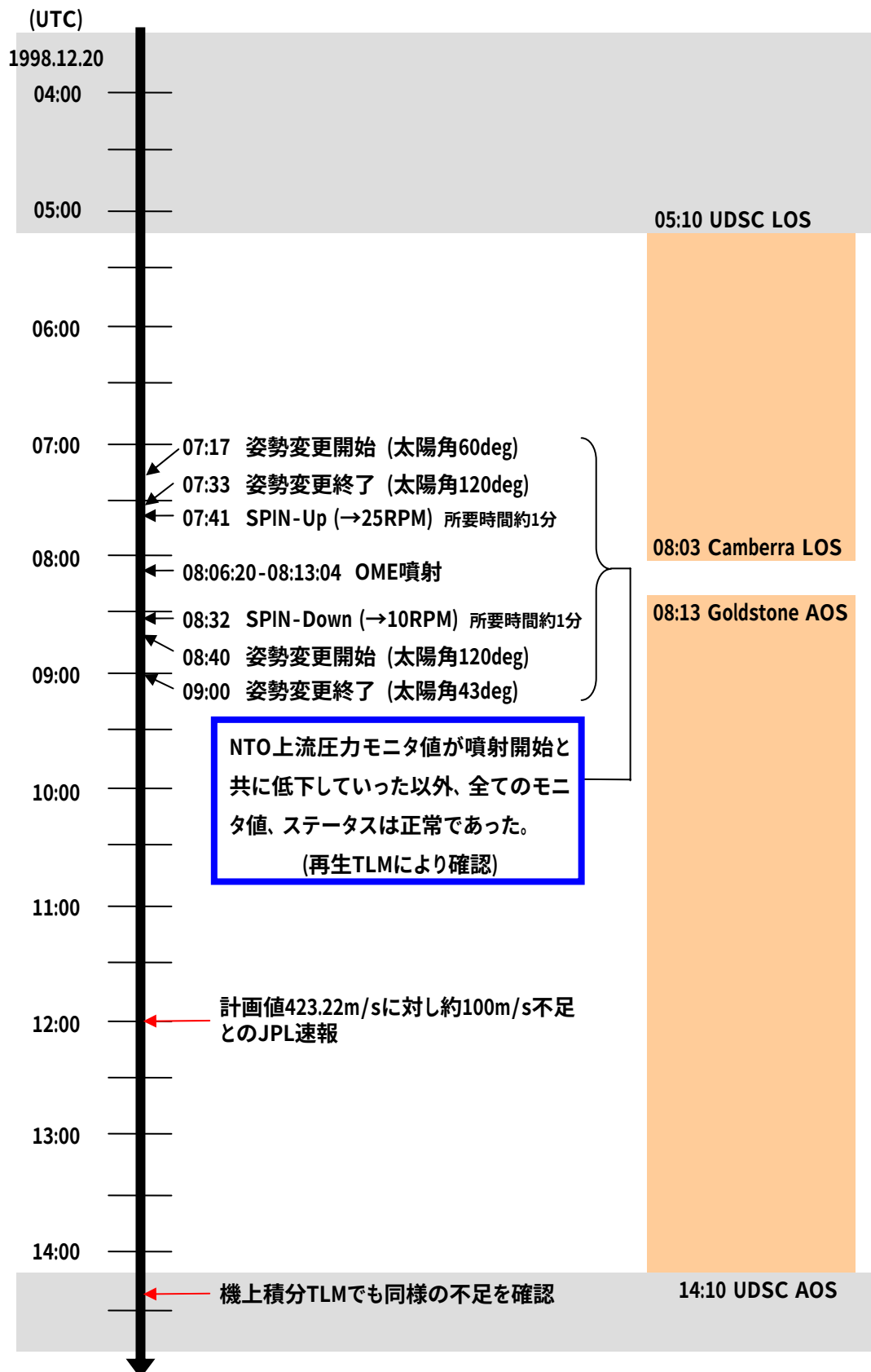


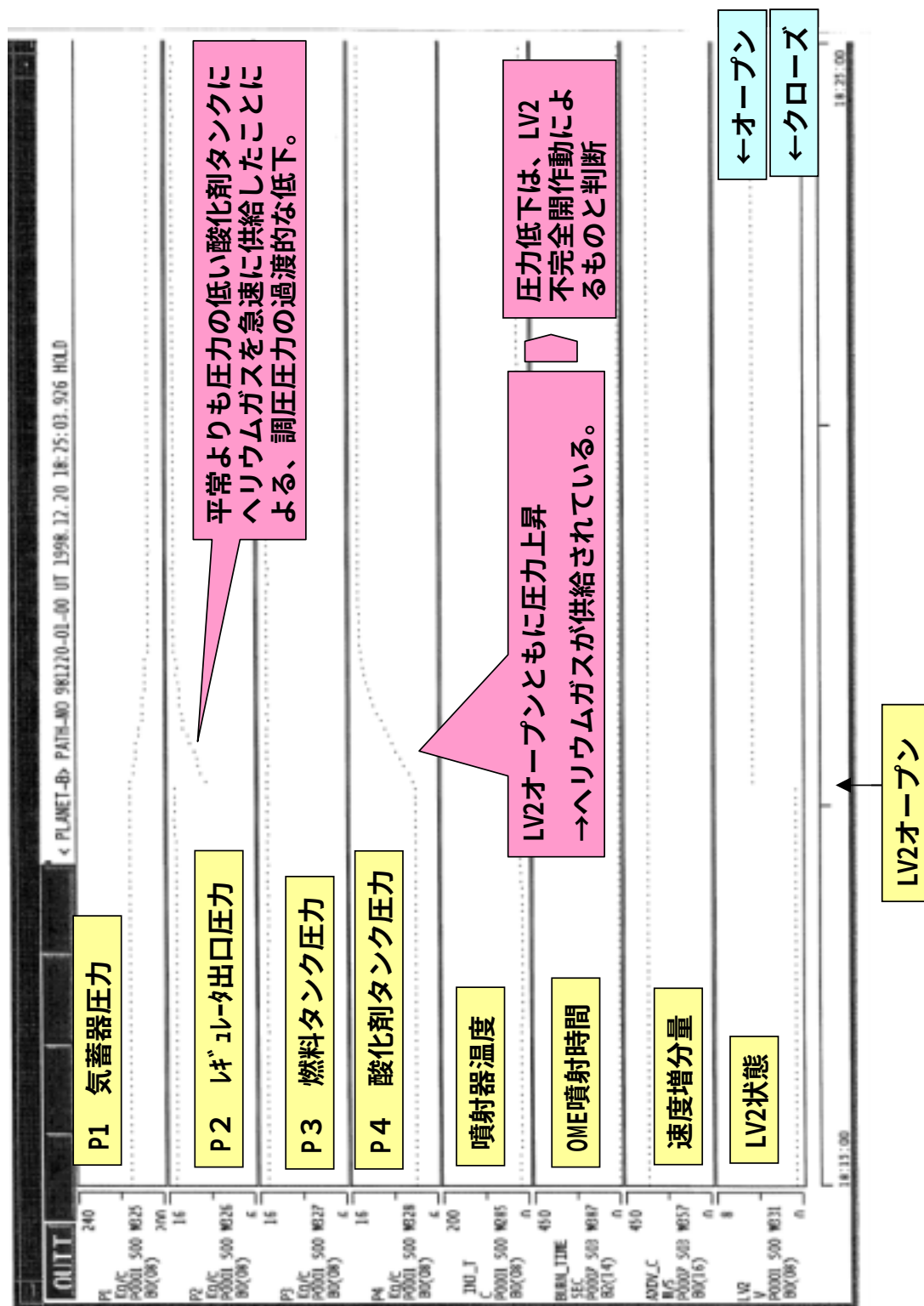
図 II - 1 - 2 平成 10 年 12 月事故発生時の状況 (時刻は UTC)

<PLANET-B > RCS PATH 981220-01-00 DATE 1998.12.20(354)
 UT 17:02:44.682 FMT 02 BR-E 1K X 1K S 1K X REL S REL TI 1COA827F

LV STATUS		HTR	MODE	TEMP (C)		HTR	MODE	TEMP (C)
HLV : OPEN 4.5	TANK-O	PRI: OF	AT	31.5	A-THR	:OF	AT	1: 104.9
LV1 : CLOSE 0.4		NGT: OF	AT	33.1				2: 98.0
LV2 : CLOSE 0.4	TANK-F	PRI: OF	AT	29.5				3: 111.9
LV3 : OPEN		NGT: OF	AT	30.5				4: 111.9
LV4 : OPEN	TANK-G	PRI: OF	AT	24.8	R-THR	:OF	MN	1: 60.1
LV5 : CLOSE		NGT: OF	AT	24.2				2: 60.1
LV6 : CLOSE	PIPE-1	PRI: OF	AT	28.4	T-THR	:ON	AT	1: 94.5
	2	PRI: OF	AT	36.2				2: 94.5
	3	PRI: OF	AT	27.7				3: 98.0
	4	PRI: OF	AT	24.8				4: 98.0
	4	BU : OF	AT	28.5	OME INJ	:OF	AT	12.9
PRESSURE (KGF/CM2)								
TANK-G P1 : 214.8	VLVM-A	PRI: OF	AT	45.0				
G-2ND P2 : 15.2	B	: OF	AT	29.6				
TANK-F P3 : 14.8	C	: OF	AT	25.3				
TANK-O P4 : 8.3	ENGM-A	PRI: OF	AT	57.6				
	BU	: OF	AT	58.3				
	ENGM-B	PRI: OF	AT	54.1				
	BU	: OF	AT	53.3				
	OMEVLV	PRI: OF	AT	24.8				
	BU	: OF	AT	27.0				

酸化剤タンク圧力P4が低い

図 II - 1 - 3 火星遷移軌道投入 (TMI) 後可視のテレメトリデータ



図II-1-4 LV2 開指令の送出時の「のぞみ」の様子 (その1)

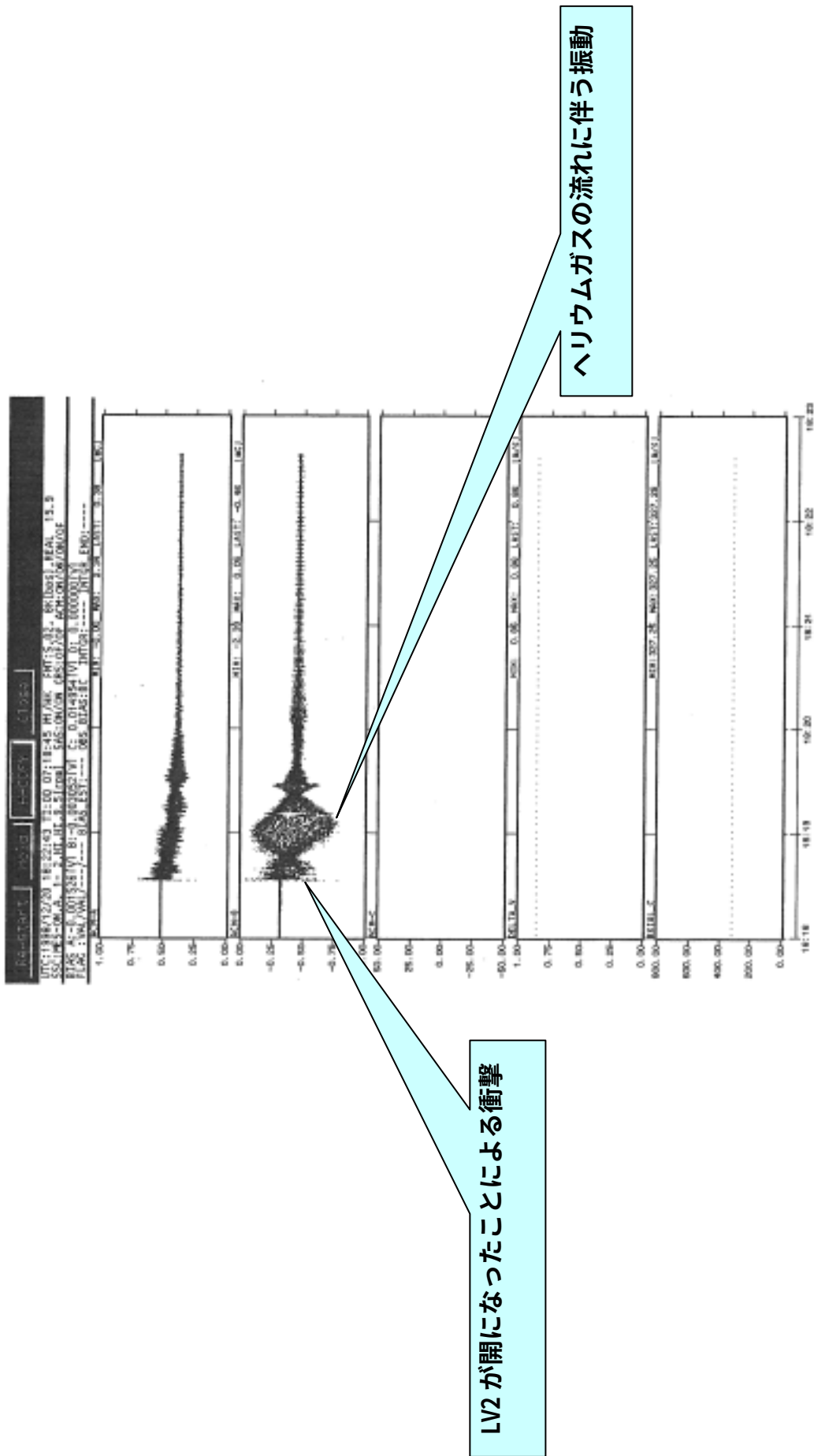
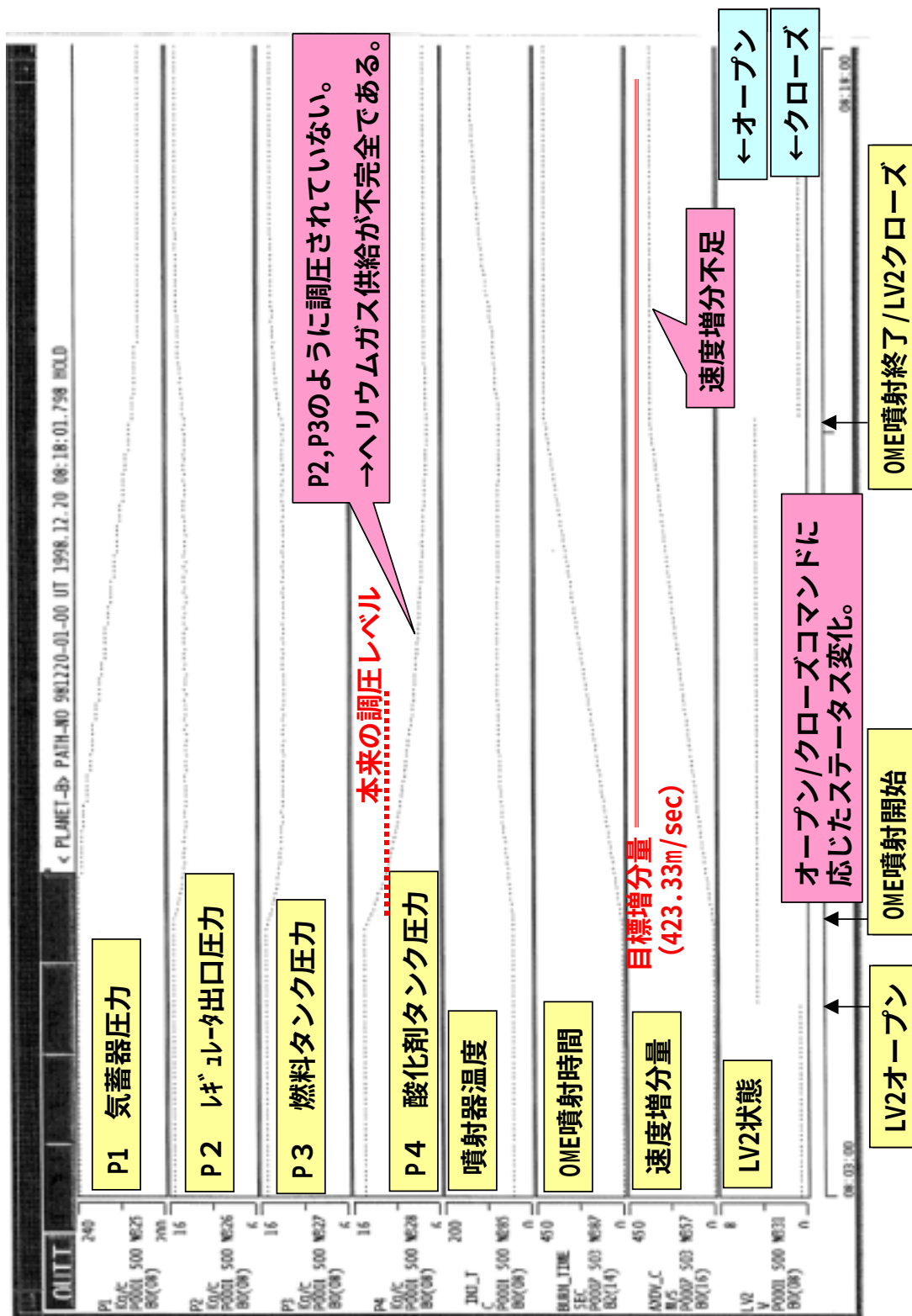


図 II-1-5 LV2 開指令の送出時の「のぞみ」の様子 (その2)



図II-1-6 火星遷移軌道投入 (TMI) 時の OME 噴射の様子

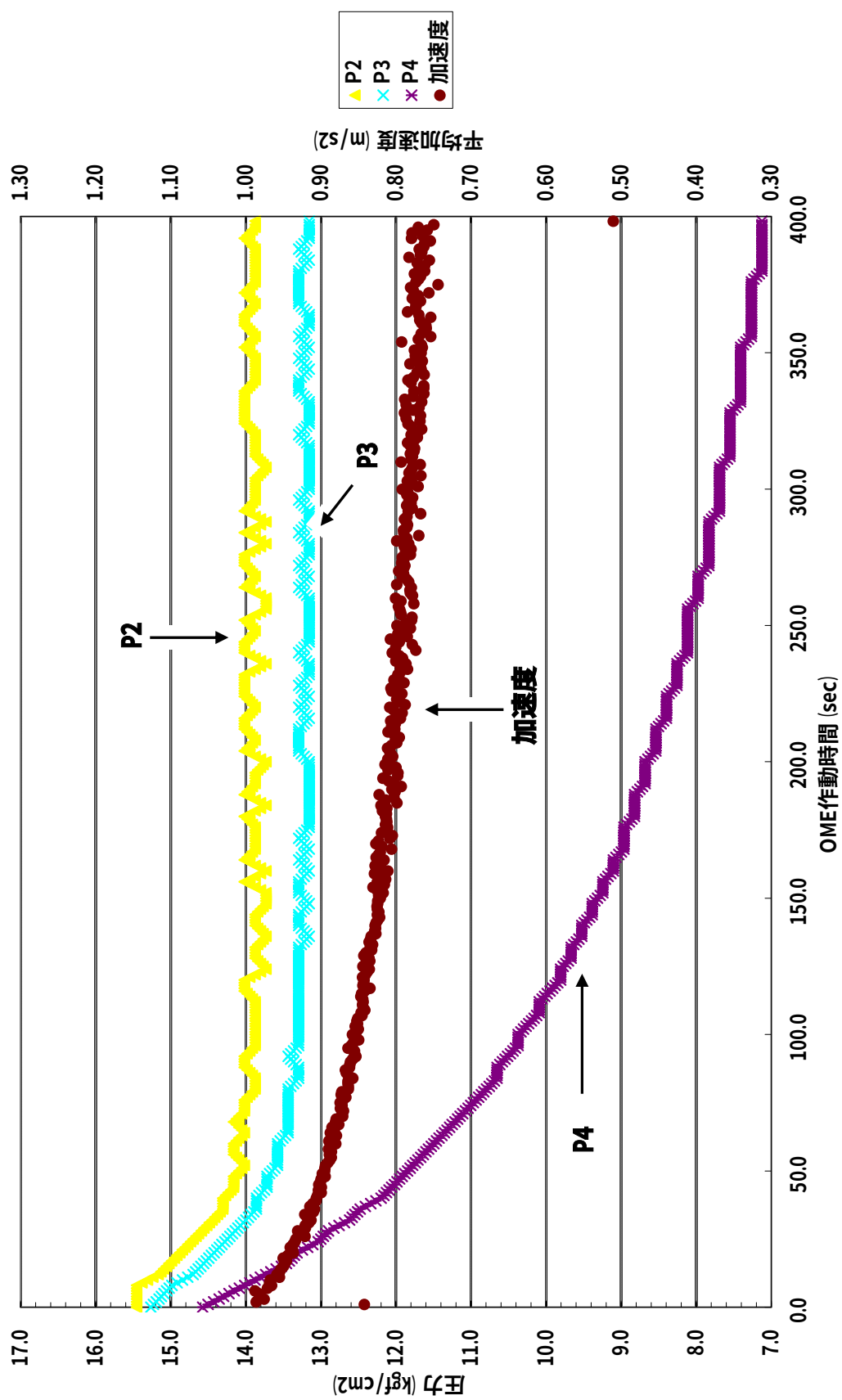
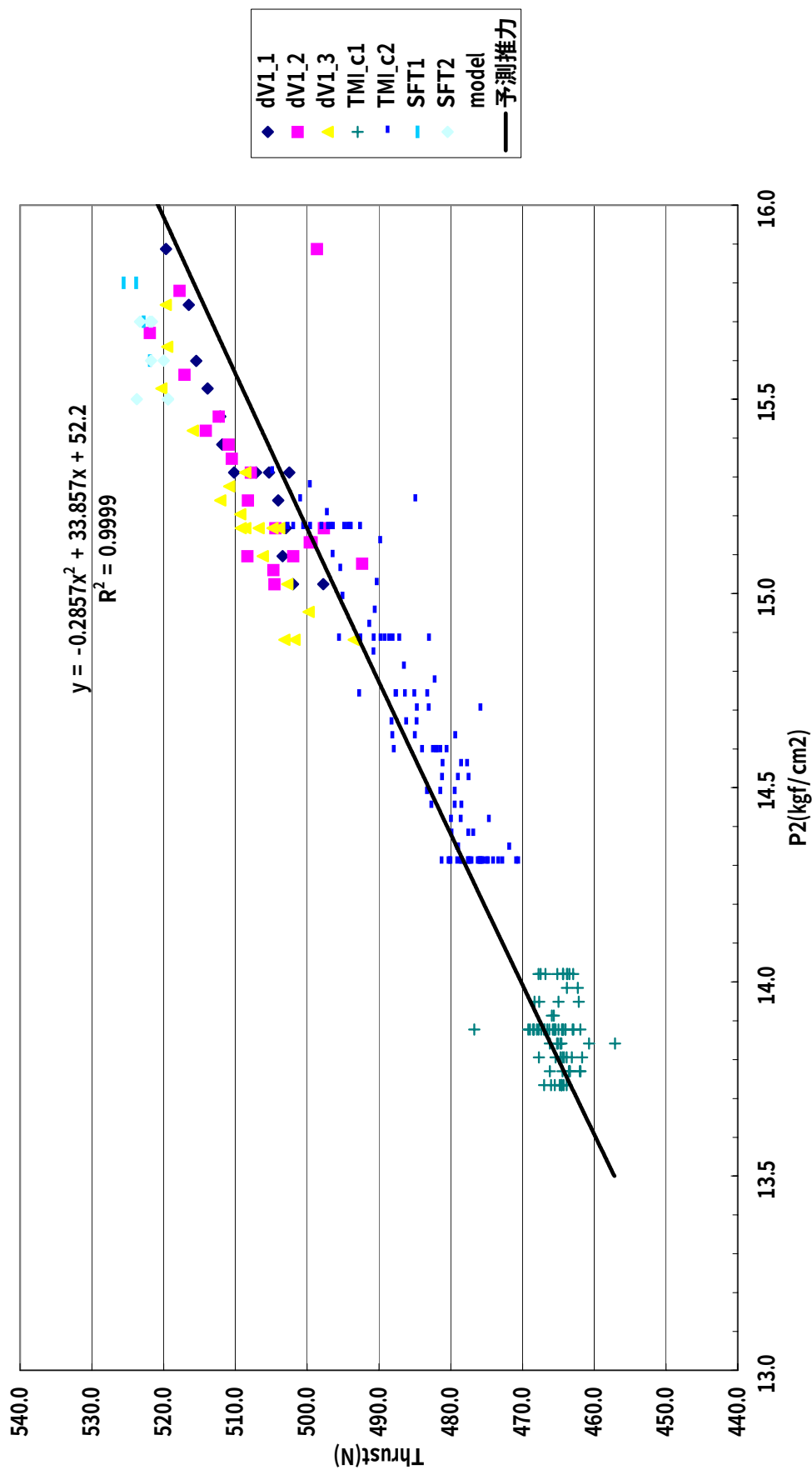


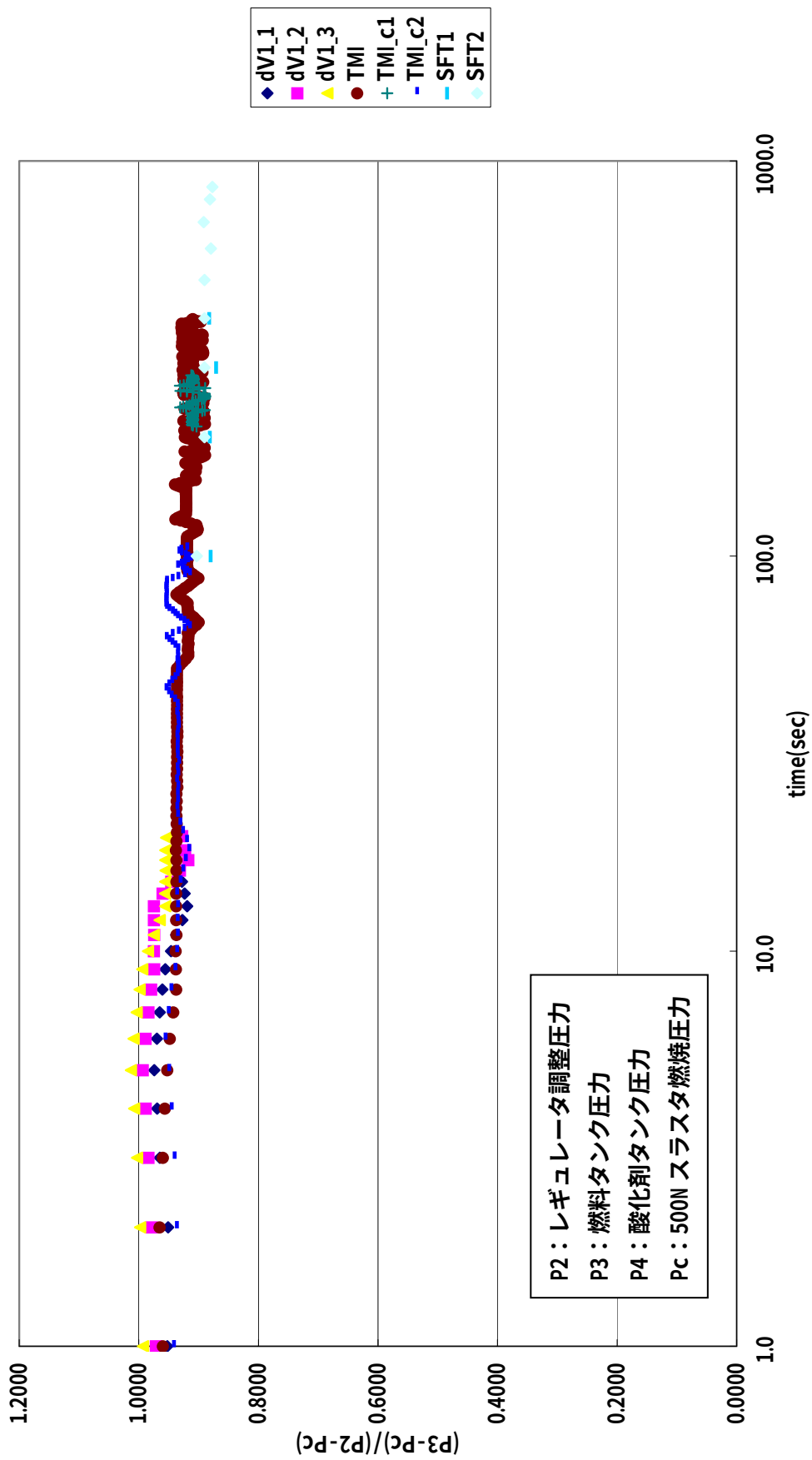
図 II - 1 - 7 TMI 時の圧力・加速度変化

P2 - F

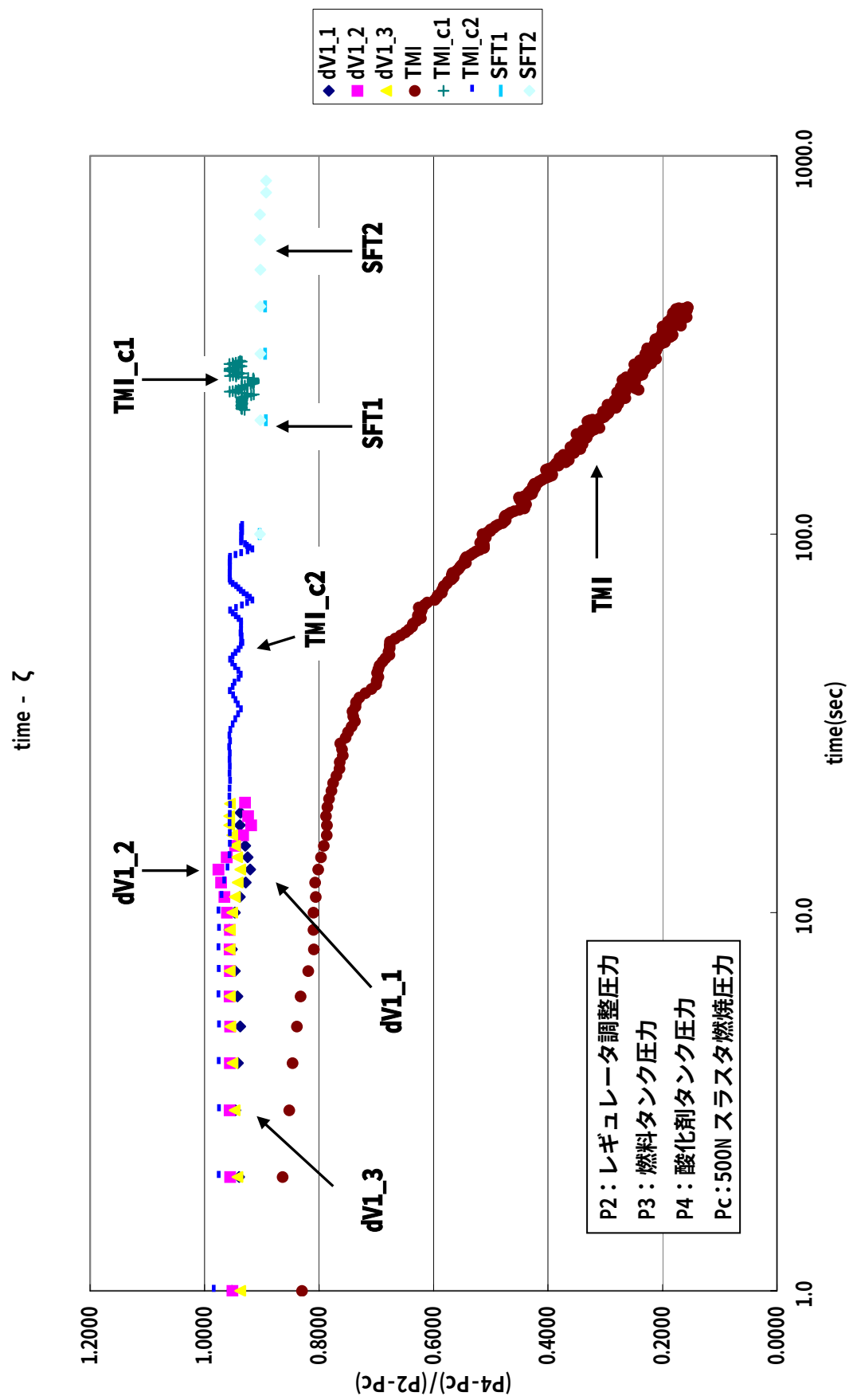


図II-1-8 調圧圧力－推力比較

time - ζ



図II-1-9 燃料系圧力トレンド



図II-1-10 酸化剤系圧力比トレンド

表Ⅱ－２－１ LV2選定におけるリスクの検討状況

LV2に関する選択		想定されるリスク			備考
		ヒドラジン・NTOの蒸気混合	LV2が開閉できない（バルブの信頼性）	LV2の開閉状態をモニターできない	
	リスクの影響度	破局	重大	局所的	
LV2搭載	開閉指示：有	○	○	○	改造品
	開閉指示：無	○	○	△	実績品
LV2非搭載		△	◎	◎	バルブ使用せず

◎：原理的に発生しない
○：リスク小（ミッションにとって許容可能）
△：リスク中（ミッションにとって許容可能か詳細な検討が必要）
×：リスク大（ミッションにとって許容不可）

※リスクの検討結果

下記の検討結果から、「のぞみ」へのLV2を搭載すること及びLV2にLVDTを付加することを判断している。

・ヒドラジン・NTOの蒸気混合

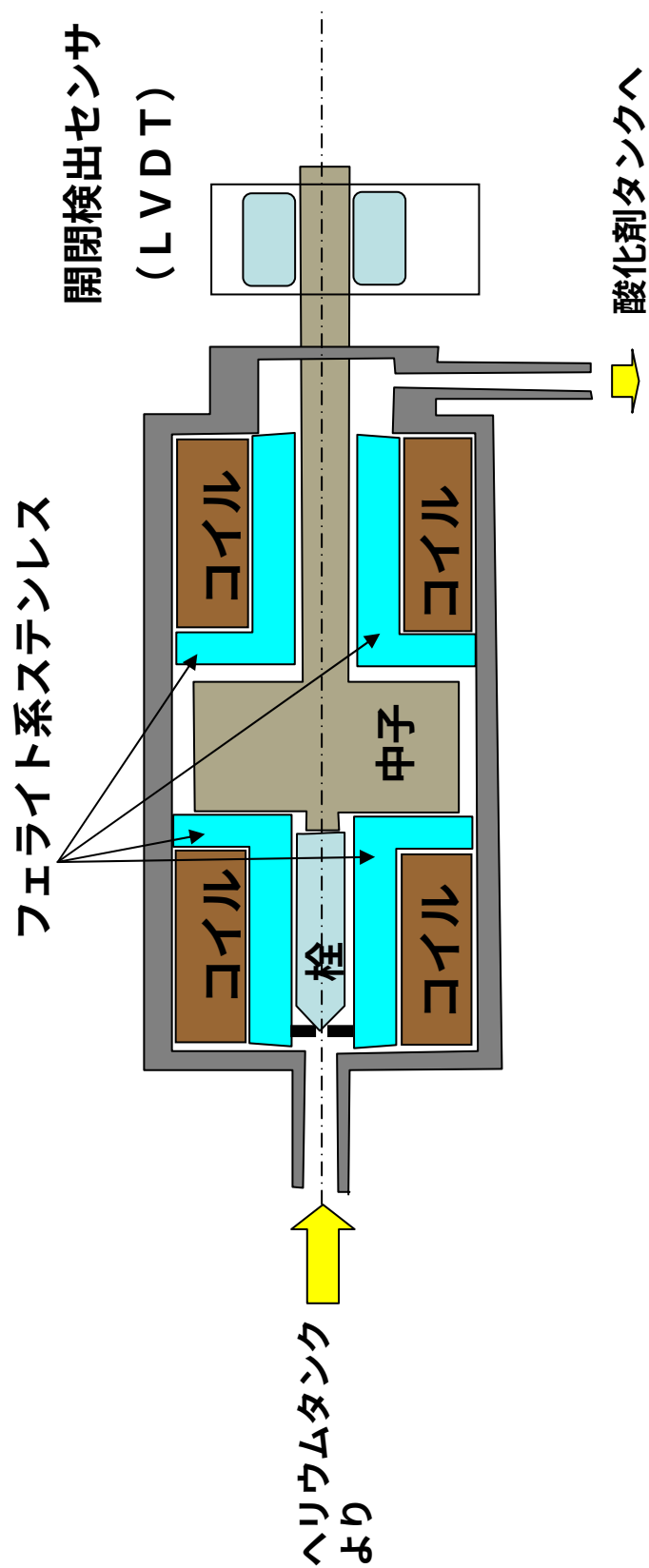
蒸気混合が生じた場合はミッションにとってリスクの影響度は大きい。LV2を搭載した場合は、CV2と二重の安全措置が図られるためリスク小と判断。LV2を搭載しない場合は、CV2のみによる安全措置となるためリスク中と判断。

・LV2が開閉できない

TMI以前にLV2が開かなくなるのはミッションにとってリスクの影響度は重大。LV2に対する事前検証等を行うことで、開閉できなくなる可能性は極めて小さいと考え、リスク小と判断。

・LV2の開閉状態をモニターできない

LV2のモニターができないことはミッションにとってリスクの影響度は局所的。運用面で、運用者の負担、ヒューマンエラー発生の可能性を考慮し、LV2の開閉指示モニター有の場合リスク小と判断。モニター無の場合リスク中と判断。



(注) LV2においては、中子がセンタリングされるよう、ガイドが装備されている。

図II-2-1 ガス系ラッチングバルブLV2概略図

表II-2-2 バルブLV2の地上試験履歴

検査/印加環境項目	設計品質確認試験				F M品製造妥当性確認試験				備考				
	バルブメーカー 実施項目 (Q T)				国内独自 実施項目	A T	サブシ ステム (国内)	システムレベル (国内)					
性能確認検査 振動環境 衝撃環境 温度環境 寿命サイクル 酸化剤雰囲気 1 酸化剤雰囲気 2	機能試験		◎		浸漬試験	(バルブメーカー実施項目)	モジュール試験	システム組込直後試験	温度試験	機械環境	熱真空	打ち上げ場搬入後試験	
	機械環境試験	◎	○	○	◎		◎	○	○	○	○	○	◎：詳細検査 ○：簡易検査
	温度試験						—			○			
	寿命試験						—						
	酸化剤雰囲気 1				○		—						バルブ単体（蒸気曝露約 16 時間）
	酸化剤雰囲気 2												バルブ単体（ NT0液流し試験約 5 時間）

表II-2-3 検証試験におけるバルブ開閉サイクル数

区 分	状 態	サイクル数
酸化剤蒸気曝露試験	(1)蒸気曝露前	4
	(2)蒸気曝露(0.3MPa)直後	1
	(3)蒸気曝露16.5H後	1
	(4)蒸気減圧後 (大気圧)	1
	(5)ガスパージ後	1
酸化剤液浸漬試験	(6)液流し状態 (差圧0.35MPa、5H継続) 中	3
	(7)液パージ後	1
	(8)洗浄・乾燥後	1

表II-2-4 LV2の動作履歴

実施時期	作動回数		運用状態		判定	備考
	閉→開	開→閉	可視性	自律性		
地上試験	97.10.21~22	5	4		正常	国内受入検査
	97.10.24	1	1		正常	配管溶接後機能確認試験
	97.10.27	1	1		正常	推進系全体気密試験 1
	97.11.10	2	3		正常	推進系全体気密試験 2
	97.11.12	2	1		正常	機能確認試験
	98.2.14	2	2		正常	総合試験：推進系機能確認試験
	98.2.27~3.4	14	15		正常	総合試験：環境試験前準備
	98.3.14~20	4	3		正常	総合試験：環境試験
	98.4.16	2	2		正常	総合試験：機能気密確認試験
	98.6.6	2	3		正常	フライトオペ：気密試験
	98.6.19	1	1		正常	フライトオペ：注液、一次加圧
	98.7.4					(打ち上げ)
	98.7.4	3	3		正常	ΔV1
	98.8.15~16	1	1		正常	ΔV5
打ち上げ後	98.11.4	1	1		正常	ΔV8
	98.12.20	1	1	非可視	異常	ΔV9 (TMI)
	98.12.21	1	0	可視	正常	

凡例 ○：自動コマンド(注1)により、バルブ開閉
□：リアルタイムに、マニキュアルでコマンドを送出することで、バルブを開閉

※問題のTMIにおけるバルブ動作は、納入から42回目（打ち上げ後6回目）であり、その前までは正常に動作していた。
※OME噴射に関わる自動コマンド機能は、地上試験で確認済み。打上げ後のΔV5においても軌道上実証を行っている。

表II-2-5 LV2作動異常FTA

故障原因		判定	判定理由	運用方針	
モニタ部の異常		×	開／閉信号により中子が動いたのと同じ方向にセンサ用ロッドが動いたことを示すステータスを開閉検出センサが示している。モニタ部は健全である。		
機構部の異常	中子の作動不良	×	開閉検出モニタのステータスに変化するほどのストロークがあり、且つラッチさされているので、中子は正常に作動している。		
	栓の作動不良	×	シール部には、NTO材料適合性のある金属製シャケットを装着しているのに膨潤による作動不良は生じない。		
		栓のしゅう動性不良	◎	栓は中子とは別構造で、差圧により動くため、バルブボディ表面がフレッチング磨耗により荒れ、NTO蒸気下で腐食することにより、しゅう動阻害を起こすと考えられる。	時間の経過とともに、しゅう動性が悪くなると考えられるので、LV2は開けたままとする。
		栓の開口部への食い込み	△	TM中はわずかに開いた状態と思われるがこの故障モードではわずかに開くという状態は起きにくい。	閉じると再発の可能性が高いので、LV2は開けたままとする。
	栓のミスアライメントによるスタック	△	製造不良に起因するが、地上試験では、その兆候が見られていない。	再発の可能性があるので、開のままが望ましい。	
	異物等の噛み込み	△	直径クリアランス最小値より細かい目のフィルタを介して注気しているため、可能性は低いと考えられる。	偶発的故障であること、および今回の作動で異物は下流に流されていると思われるので（直下流にフィルタ有り）、異常の再発は生じにくいと考える。	
	バルブ温度変化によるしゅう動部クリアランス変化によるスタック	×	フライト後、ほぼ同様の温度環境で作動している実績がある。		
	生成物（硝酸アンモニウム等）による一時固着	△	乾燥度を確認した上で推奨充填を行っている。また、本現象は比較的短時間（数日）で発現する。	閉じると再発の可能性が高いので、LV2は開けたままとする。	

不具合事象候補 1

不具合事象候補 2

不具合事象候補 3

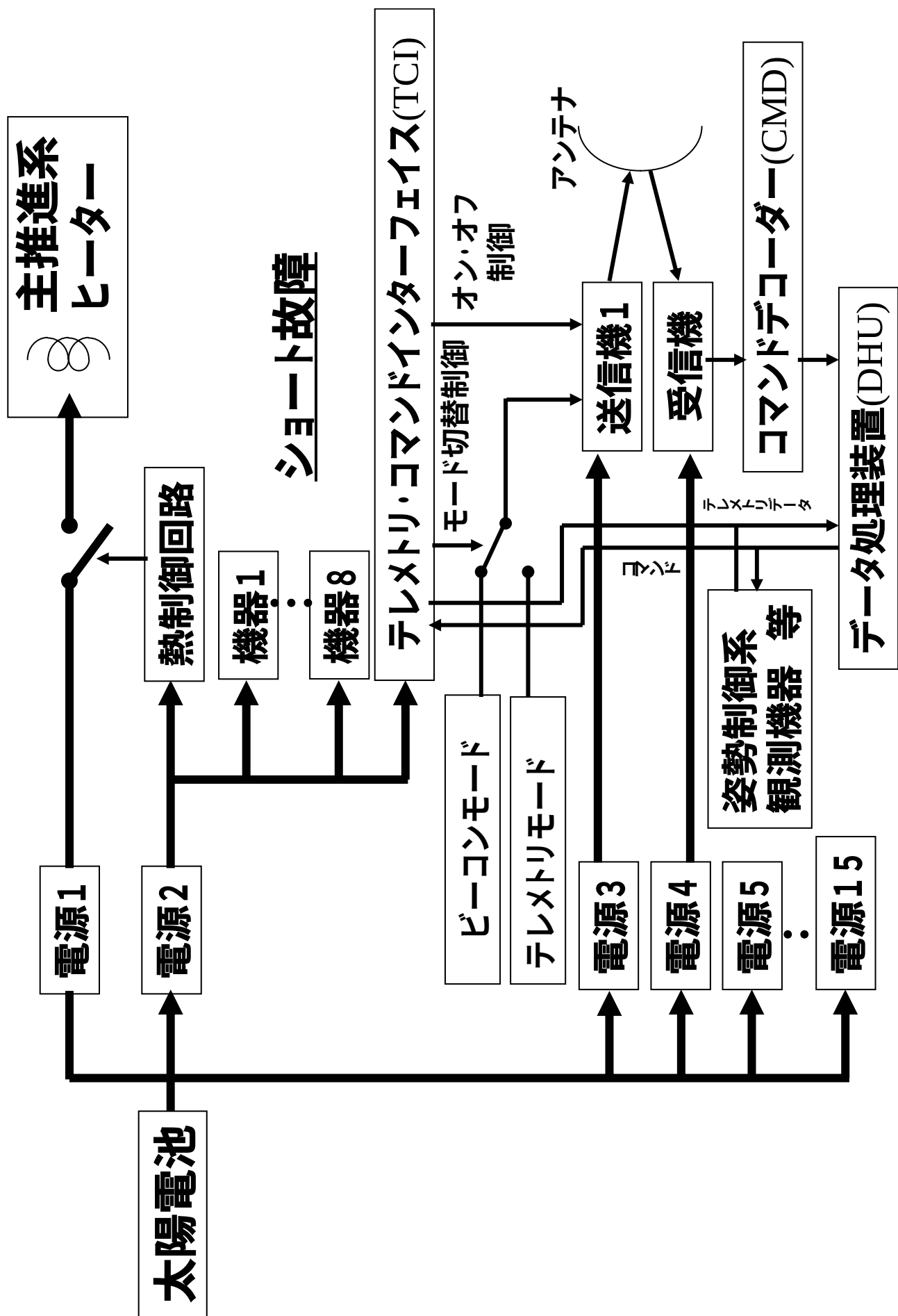
不具合事象候補 4

不具合事象候補 5

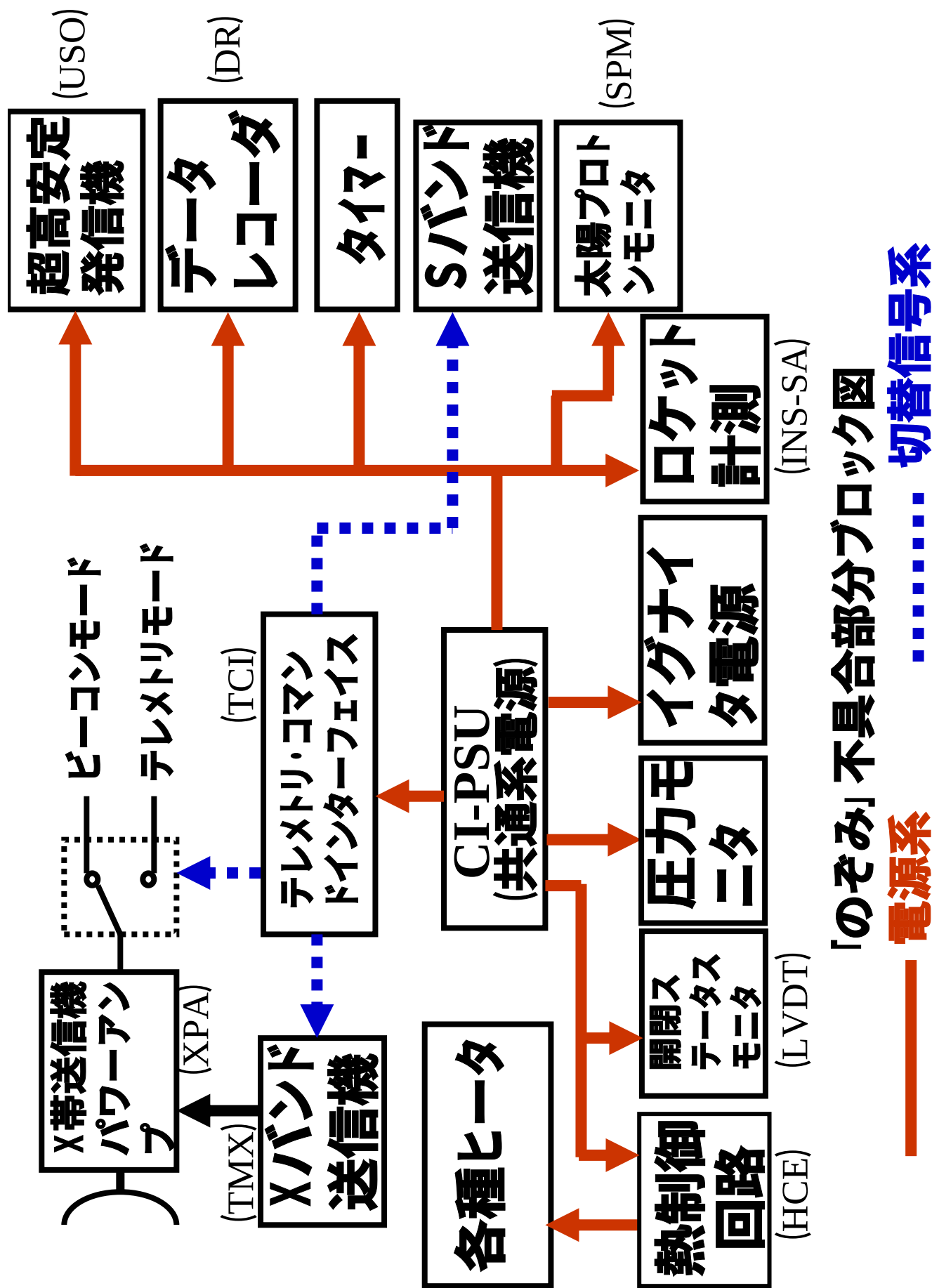
×：可能性 なし △：可能性 小 ○：可能性 中 ◎：可能性大

表II-2-6 LV2の使用履歴

実 施 時 期	バルブ閉期間
打ち上げ前のLV2閉 ($\Delta V1$) の使用まで	約15日
$\Delta V1 \sim \Delta V5$ での使用まで	約42日
$\Delta V5 \sim \Delta V8$ での使用まで	約80日
$\Delta V8 \sim \Delta V9$ (TMI)での使用まで	約40日



図III-1-1-1 「のぞみ」電源系 系統図

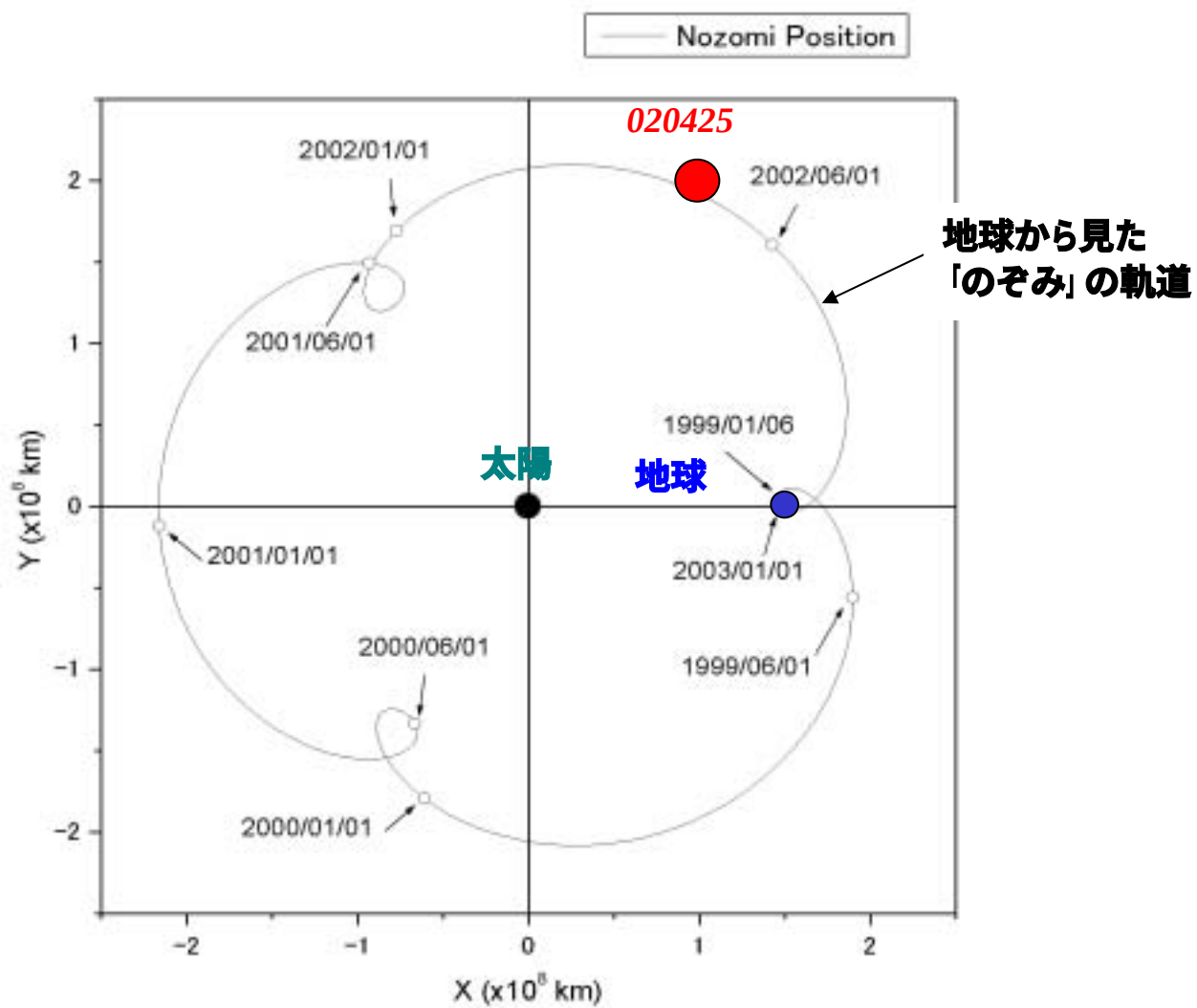


「のぞみ」不具合部分ブロック図

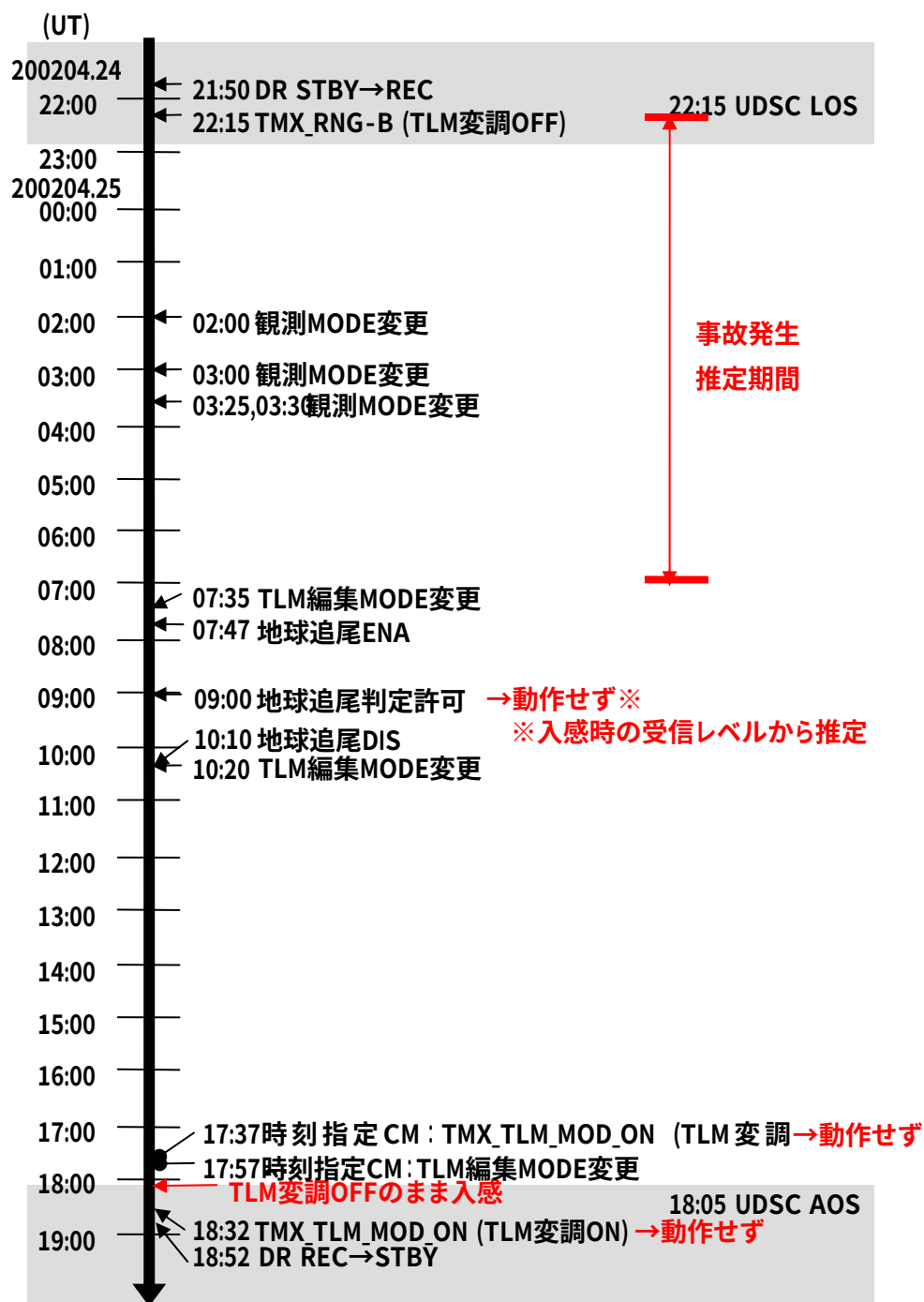
図III-1-2 共通系電源 (CI-PSU) 及び配下の機器の系統図

表III－1－1 CI-PSU 及び配下の機器一覧

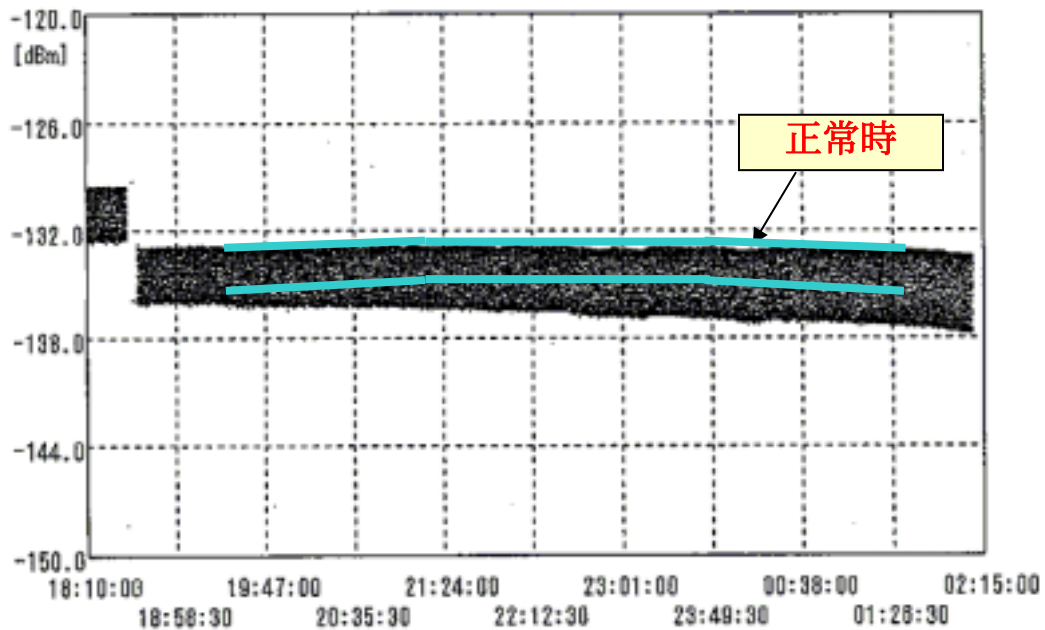
略称	名称	機能、他
CI-PSU	共通系電源 (Common Instrument Power Supply Unit)	以下の10の共通機器に対して、2次電圧 (+29V, +12V, -12V, +5V) を供給
TCI	テレメ・コマンドインターフェース (Telemetry Command Interface)	複数の共通機器に対して、テレメトリ・コマンドインターフェースとして機能
HCE	熱制御回路 (Heater Control Electronics)	ヒーターON／OFF制御および温度計測を実施。 (ヒーター電力はバス電圧から直接供給)
DR	データレコーダ (Data Recorder)	テレメトリに出すデータを保持
SPM	太陽プロトンモニタ (Solar Proton Monitor)	太陽プロトン (通例1MeV～数十MeV) を計測
IG-PS	イグナイタ電源 (IGNiter Power Supply)	火工品に電力を供給するコンデンサバンク型電源
INS-SA	ロケット計測 (INstrument-Satellite)	打ち上げ時のみ機能するセンサ。打ち上げ後Off。
EPT-SA	タイマー (Electrical Programmable Time-Satellite)	打ち上げ時のみ機能するタイマー回路。打ち上げ後Off。
P-Mon	圧力モニタ (Pressure Monitor)	推進系の圧力モニタ (輸入品)
LVDT	リニア可変作動変圧器 (Linear Variable Differential Transformer)	推進系のラッチングバルブモニタ (輸入品)
USO	超高安定発振機 (Ultra Stable Oscillator)	電波科学計測用の超高安定発振機 (輸入品)



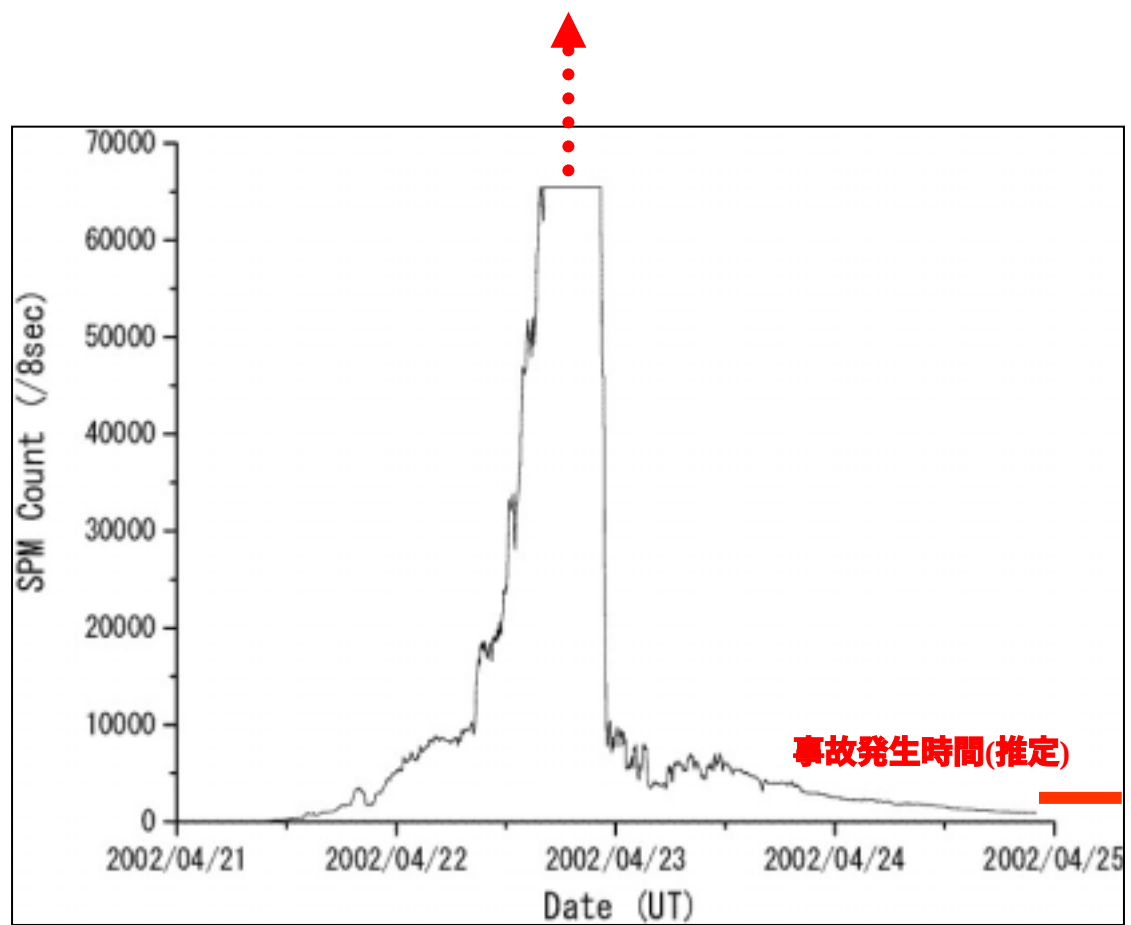
図III－１－３ 太陽と地球を固定した系で見た「のぞみ」の位置の軌跡



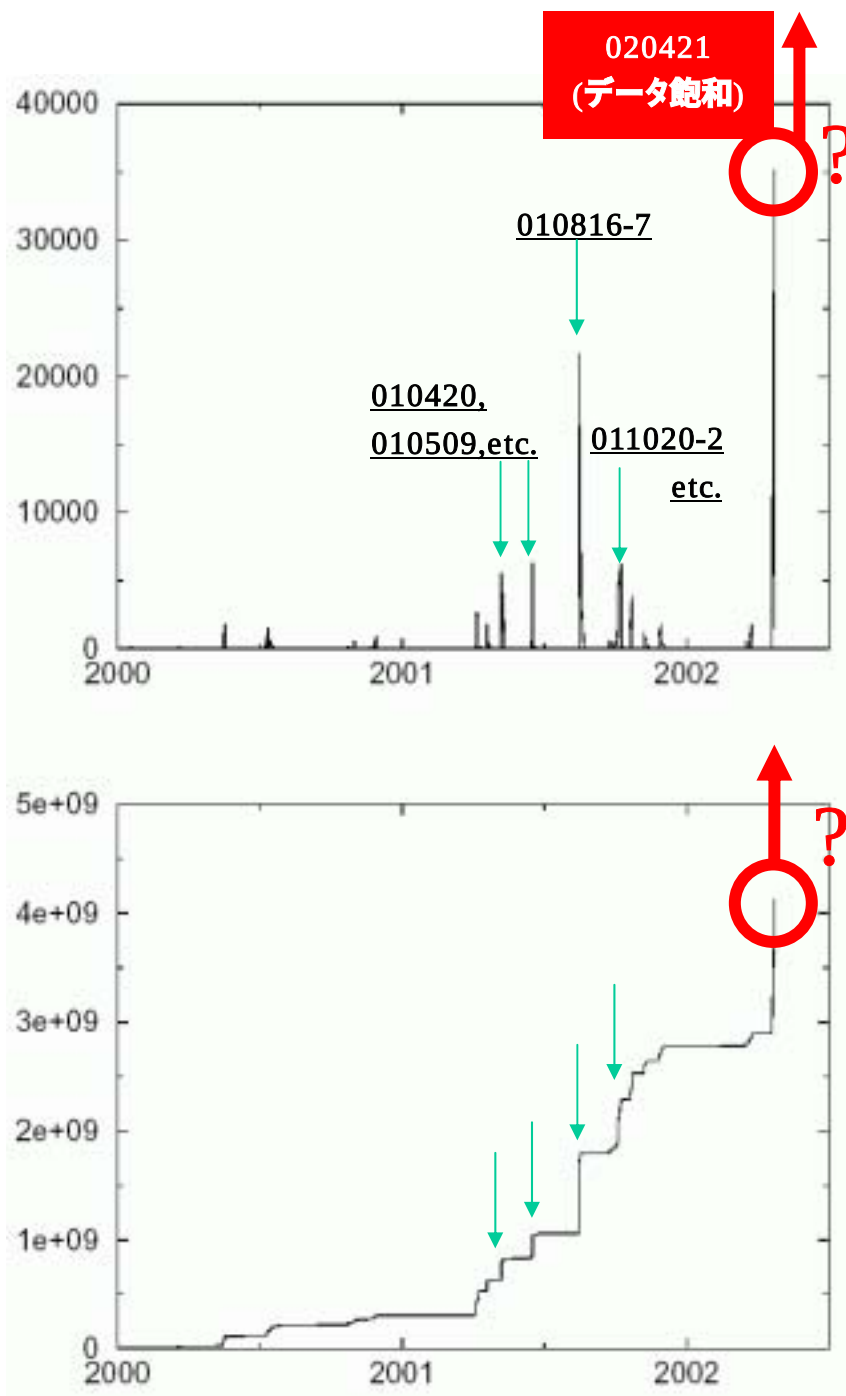
図III-1-4 4月24日から25日にかけての運用のシーケンス
網掛け部分が臼田局からの運用時間



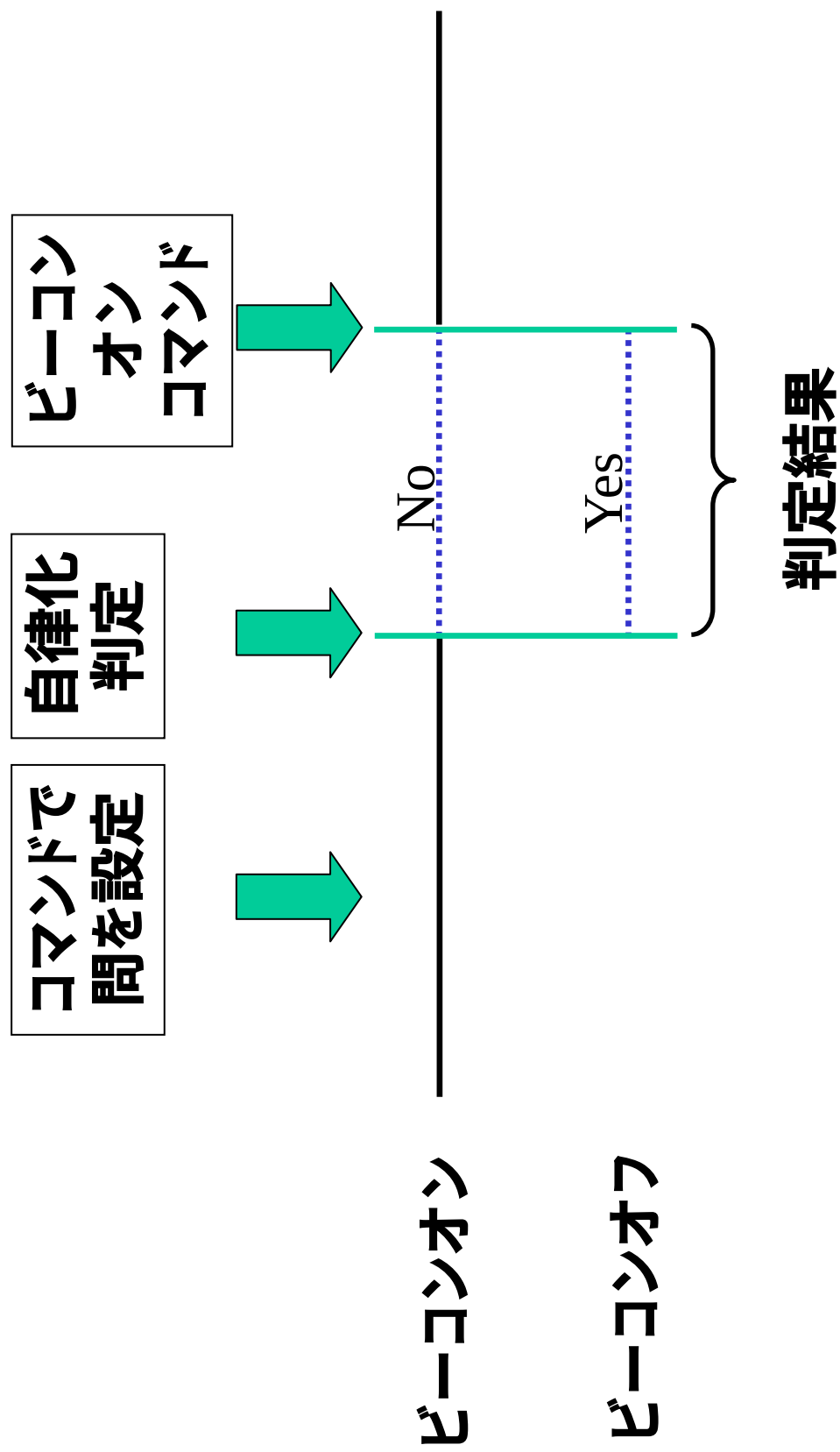
図III-1-5 4月25日の臼田局での「のぞみ」からの電波強度変化
 正常時の「強度：中央凸、振幅：中央極小」傾向とは異なり、25日は「強度：右下がり、振幅：単調増加」傾向である。これは自動地球追尾が実行されていない場合の特徴と一致する。



図III－１－６「のぞみ」に搭載されていた太陽プロトンモニターの時間変動



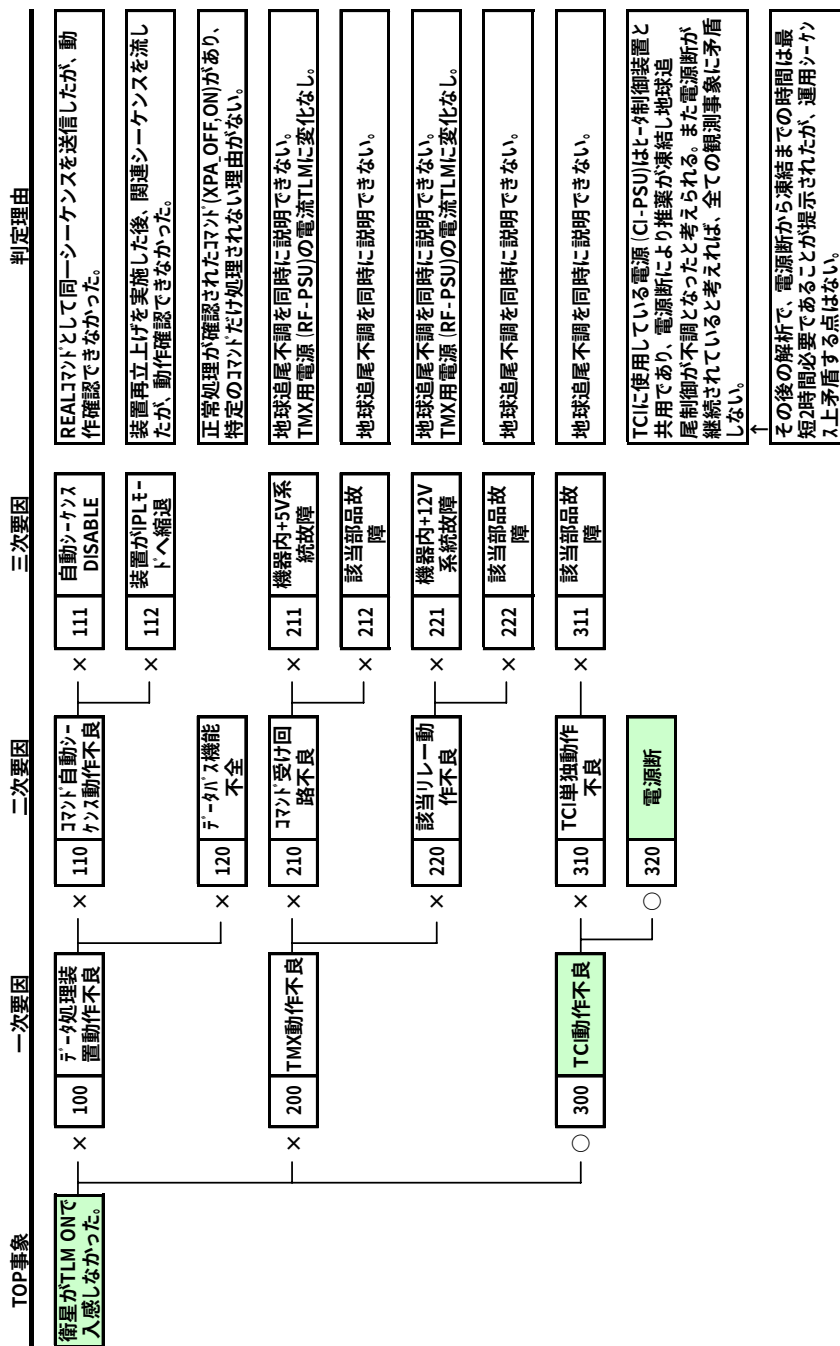
図III－１－７ 2000 年以降に「のぞみ」が受けた高エネルギー粒子の強度変動
 上段：一日あたりの衛星スピン(約 8 秒)毎の平均カウント数、
 下段：2000 年からの累積フラックス (cm²/str)



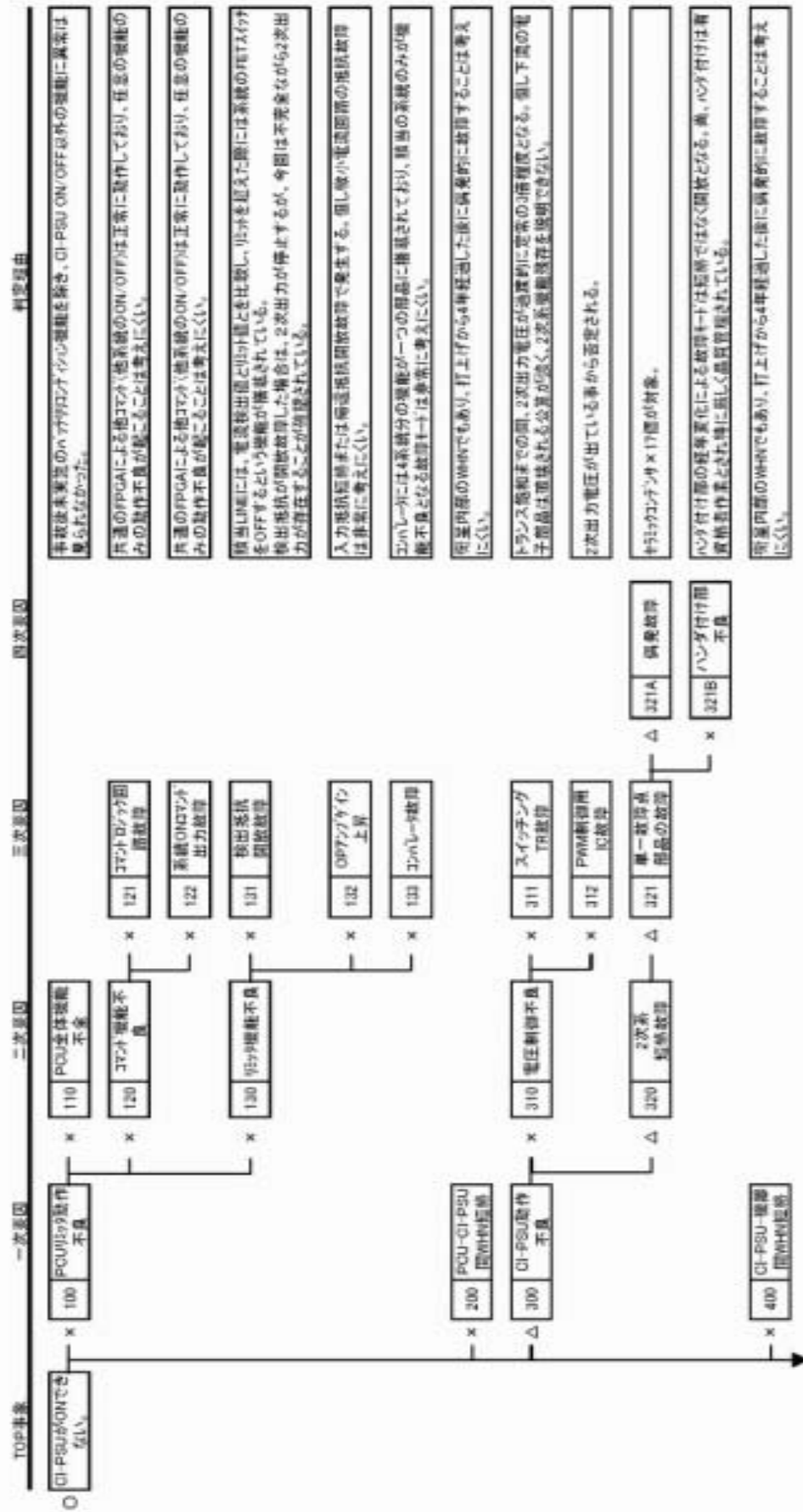
図III-1-8 1ビット通信（自律化機能を用いた通信方法）

表III-1-2 5/2のHKデータの予測値と1ビット通信（ビーコンオフ・オン運用）による実測値

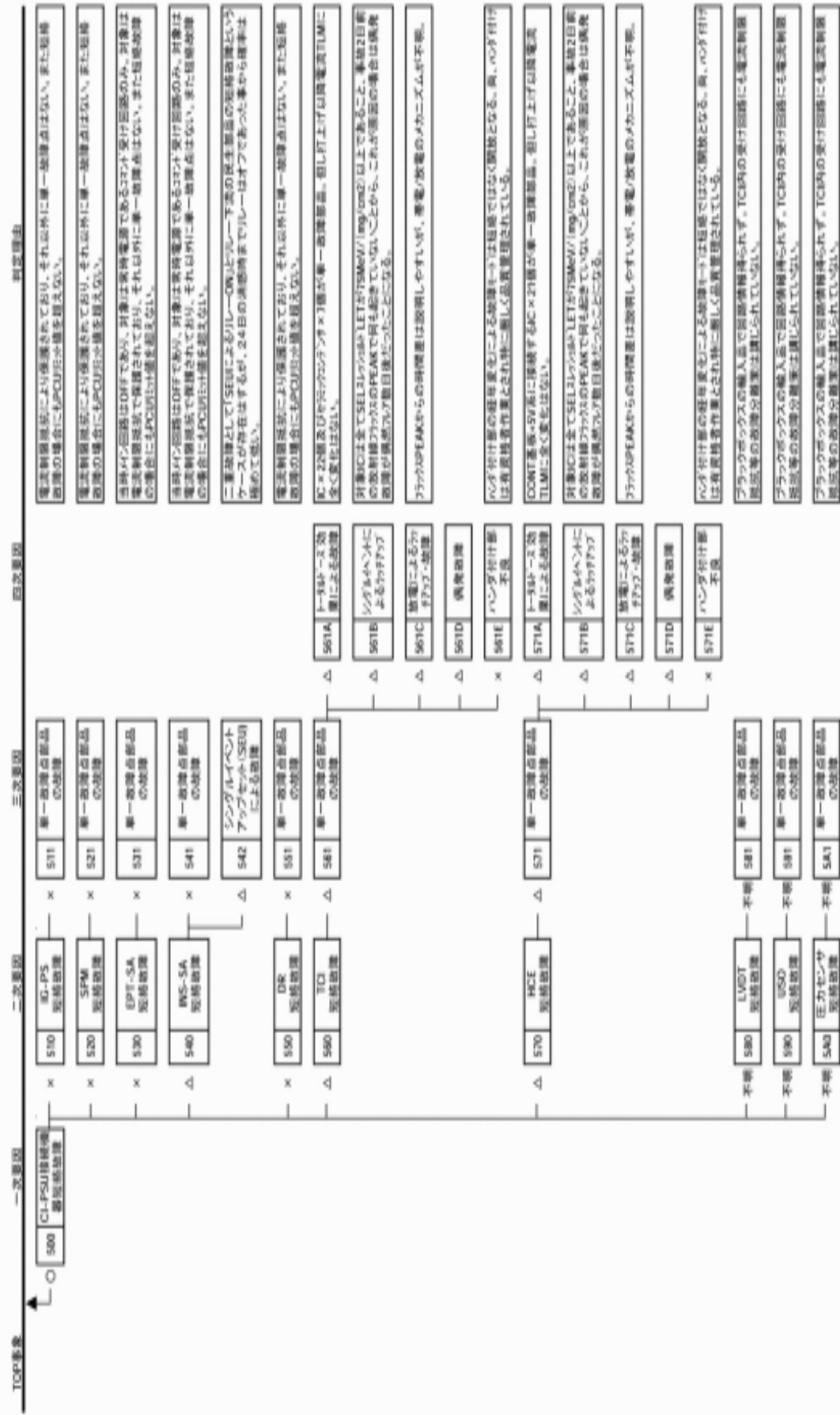
	4/24実績	5/2推定値	5/2実測値
BUS-V:	26.90V	26.90V	26.40 - 27.39V
SCP-I:	7.73A	7.73A<	8.10 - 8.59A
LOAD-I:	5.25A	3.27A	2.89 - 3.54A
PCD-I:	0.25A	0.25A	0.16 - 0.31A
RF-I:	0.73A	0.73A	0.65 - 0.80A
XPA-I:	1.06A	1.06A	0.98 - 1.14A
DHU-I:	0.33A	0.33A	0.24 - 0.39A
AOCE-I:	0.75A	0.75A	0.59 - 0.90A
CI-PSU-I:	0.55A	0A	< 0.08A
HTR-I:	0-2.67A	0A	< 0.08A
PSA-I:	0.71A	0.37A	0.27 - 0.43A
MPM-I:	0.41A	0.29A	0.20 - 0.35A
MIC-I:	0.29A	0.29A	0.20 - 0.35A
MDC-I:	0.14A	0.14A	0.06 - 0.22A
PWA-I:	0.00A	0.31A	0.22 - 0.37A
共通系電源とヒーターを除けば正常			
5/3実測値			
WANT-1-T:			-20 ~ -15°C
WANT-2-T:			-20 ~ -15°C
WANT-3-T:			-20 ~ -15°C
WANT-4-T:			-25 ~ -20°C
凍結温度以下に冷却			



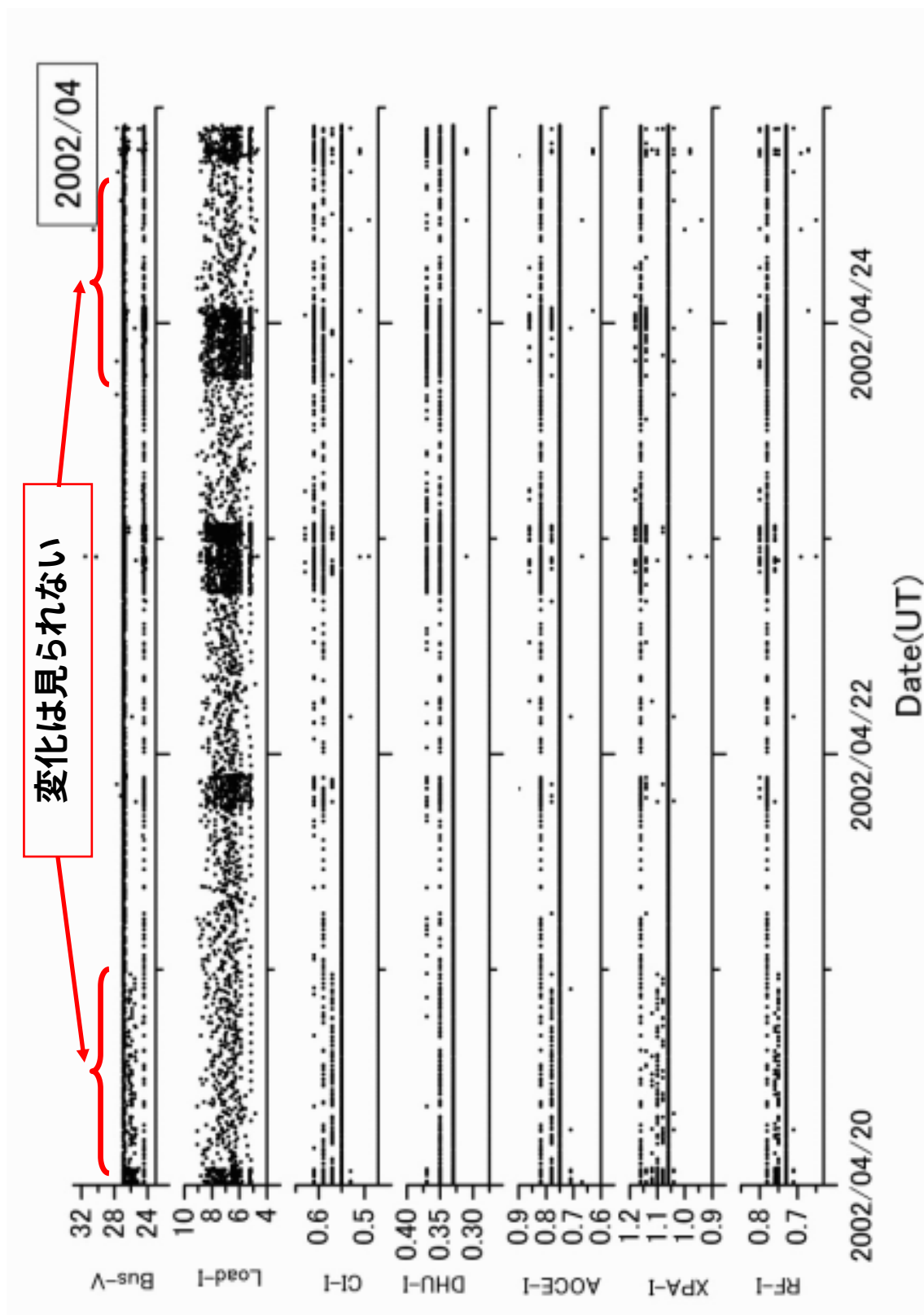
図III-2-1 「テレメモリモードへ変更できない」原因の候補に関する FTA



図III-2-2 「CI-PSU を定常的に ON とすることができない」原因の候補に関する FTA (1 / 2)



図III-2-2 「CI-PSU を定常的に ON とすることができない」原因の候補に関する FTA (2/2)



図III-2-3 フレア前後のバス系電圧・電流

表III－２－１ 部品種別毎の宇宙空間における偶発故障確率
(品質保証レベル：クラスS相当の場合)

	FIT	故障が起きるの は何年に一度か	短絡モード発生 比率(参考値)
FPGA 8K 172pinQFP	9.72	11735	40%
16bit CPU 40pinDIP	10.98	10394	40%
128k EEPROM 32pinFP	1.74	65733	40%
Comparator QUAD 20pinLCCC	1.31	87084	40%
Diode (Switching)	0.47	242722	90%
Diode (Zener)	1.60	71300	90%
MOSFET	6.90	16533	50%
Resistor (Film Chip)	1.80	63378	10%
Resistor (Wire wound Power)	4.30	26530	10%
Capacitor (Ceramic General)	0.86	132651	60%
Capacitor (Ceramic Chip)	1.70	67106	60%
Capacitor (Tantalum Chip)	0.07	1677640	90%
Capacitor (Tantalum Solid)	0.70	162971	90%
Capacitor (Tantalum)	1.10	103709	90%

注) F I T は 1 0⁹時間当たりの故障個数である。

表Ⅳ－２－１ 今回可能性が低いとされた原因候補に対する今後の対策（「のぞみ」では対策済）

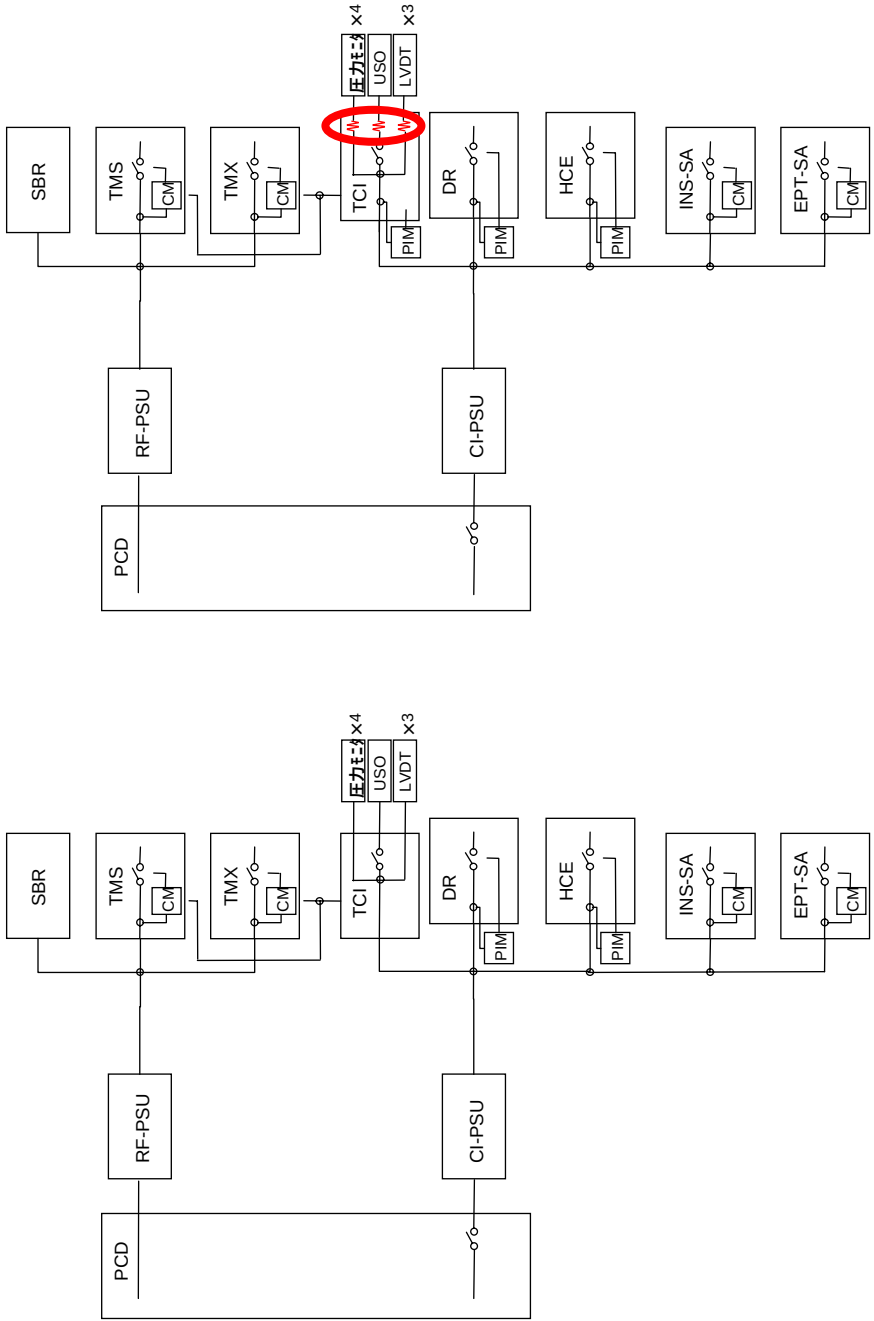
原因候補	対策
トータルドーズ	・環境に適合した部品選択 ※トータルドーズによる初期症状は、電流の微増であり、機能喪失まではなかなかならず至らない。初期段階で徒にカレントリミッタ等が動作してしまわぬ様な配慮も必要。
シングルイベント トアップセット (SEU)	・定期的なパトリール、リフレッシュ機能の具備 ・重要レジスタの3重冗長化 ・ロバストな制御ロジック（無効データの自動判別等）
ラッチアップ	・高耐性部品選択
帯電	・接地されていない導電層の排除
高圧放電	・放電影響のシステムからのアイソレーション施策 (2次グラウンドによる包囲、1次・2次のアイソレーション等) ・印加電圧可変機能の搭載

表IV－2－2 故障分離方法の手段とその特徴

故障分離手段	長所	短所
抵抗	構成が簡単。 繰返し動作可。	短絡時発熱に耐える必要あり。 電圧降下があるので負荷電流が変動する場合適用が困難な場合がある。
ヒューズ	構成が簡単。	一度動作したら開放のまま。 打上げ時の耐振性にも留意が必要。 突入電流等で誤動作せず、他機器に影響を与えない大きさの電流で動作する、という設定範囲は一般的にかなり狭い。
リレー＋ リミッタ回路	繰返し動作可。 ラッチアップ解除可。 一時的短絡から部品を救う可能性有。	構成が複雑。 リレー自身、機構部品としての耐故障管理が必要。回数制限もある。 リレーがラッチタイプで、下流に別のブレーカがあった場合、上流側の反応速度が遅いと影響に状況を改善できない場合がある。
FETスイッチ＋ リミッタ回路	繰返し動作可。 回数制限なし。 ラッチアップ解除可。 一時的短絡から部品を救う可能性有。 電源投入時に必ずOFF側にすることが容易。	構成が複雑。 ある程度の電圧降下、発熱を許容する必要がある。
完全冗長	全ての故障モードに対し一度は完全に許容可能。	重量リソースへのインパクトが最も大きい。 クロス冗長を構成する場合、本来の故障分離性を保つために機構が最も複雑化するので、設計、検証ともに細心の注意が必要。 故障に対する脆弱性が非常にローカルな場合、あるいは問題としている故障率がもともと非常に小さい場合は、冗長機能の故障率と比し、その有効性を検証することが重要。

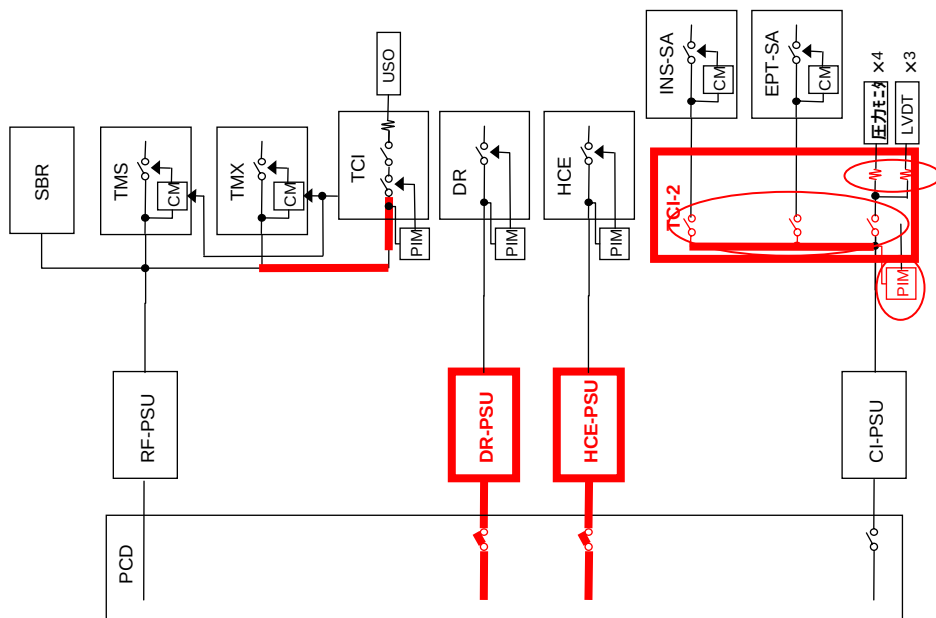
表Ⅳ－2－3 故障分離手法の具体例

太字及び精円で囲った箇所がのぞみでの改善箇所

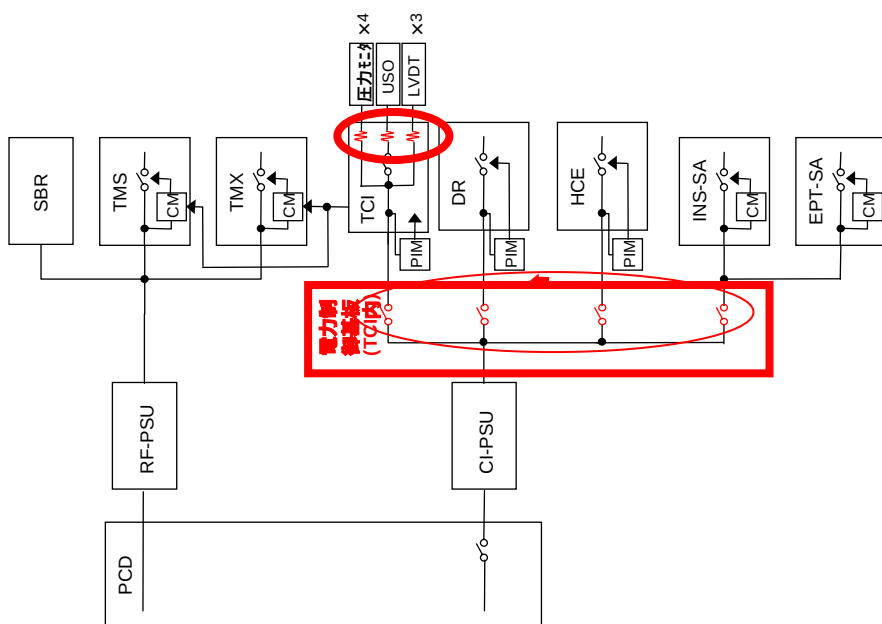


(1) のぞみ系統図：現状

(2) のぞみ系統図：改善案1
BLACK BOX故障時に備えた保護抵抗



(4) のぞみ系統図:改善案3
保護抵抗+機器毎に電源具備
(3.0kg増)



(3) のぞみ系統図:改善案2
保護抵抗+CI-PSU機器間分離SW
(1.0kg増)

第18号科学衛星（PLANET-B）「のぞみ」に関する用語集

用語	意味	説明
エフピージーエー (FPGA)	Field Programmable Gate Array	ゲート化した論理回路を、利用者側で電子的に書込むことができる部品。
エルイーティー (LET)	線エネルギー付与	荷電粒子が半導体部品通過時、単位長さあたりに失うエネルギー
可視	地上追跡局が衛星と電波で交信できる時間帯	
シングルイベント	1個の入射粒子が集積回路に一時的もしくは永久的損傷を引き起こす現象。	近年の高集積回路は内部に流れる電荷量が小さくなっており、荷電粒子 (例えば鉄イオン) である宇宙放射線がたとえ1個でも集積回路内を通過すると、その時に生じる電荷量が集積回路本来の電荷量と同程度になり、集積回路に損傷を引き起こす場合がある。 シングルイベント現象は、シングルイベントアップセット (SEU: Single Event Upset)、シングルイベントラッチアップ (SEL: Single Event Latchup)、シングルイベントバーンアウト (SEB: Single Event Burnout)、シングルイベントゲートラプチャー (SEGR: Single Event Gate Rupture) などに分類されている。
シングルイベントアップセット (SEU)	メモリ素子などでは、入射した単発の荷電粒子によって誤動作が起こり、記憶されていた情報が反転 ("1"→"0"あるいは"0"→"1") する	
シングルイベントラッチアップ (SEL)	放射線によりリークパスが生成されること	過大電流が流れて永久損傷になる可能性がある障害。但し、永久故障に至らなければ電源を一旦OFFすることで回復可能。またメモリスル以外の場合であっても、放射線が寄生サイリスタを生成させることで起こりうる。
スレッシュホールドLET	荷電粒子が電離で失ったエネルギーが臨界電荷と等しくなる点	この値が大きい程、より高いエネルギー粒子でしか現象が発生しない。＝現象が起こりにくい、ということになる。
デコード	復号	符号化された信号を復号し元のデータを出すこと。
テレメトリ	衛星から送信されるデータ	衛星内部状況に関するデータという意味で使用されることが多い。
トータルドーズ	積算吸収線量	人工衛星のミッション期間中に半導体部品に吸収される放射線のエネルギー量。
ハウスキーピング (HK) データ	衛星の安全運用に最低限必要なデータ	地上で使用しやすい様、衛星各機器からデータ処理装置が収集・編集し、パケットとしてまとめて地上へ送信される。
ビーコン	データが重畳されていない状態の電波	のぞみの場合、レンジングのために地上データを地上－衛星間でやりとりする際には、送信機をテレメトリデータを重畳しないモードすなわちビーコンモードに設定する必要がある。
非可視	地上追跡局が衛星と電波で交信できない時間帯	
臨界電荷	現象を起こすのに必要な最小電荷	
レンジング	地球局から衛星までの距離計測	のぞみで使用されているのは、電波伝播の時間差を測定し、距離に換算する方法。その為にデータや特殊な周波数の電波を地上－衛星間でやりとりする。
Mars96		旧ソ連の火星探査機(打ち上げに失敗)
Mars Observer		米国の火星探査機(火星周回軌道投入時に爆発したと推定されている)
Phobos 1		旧ソ連の火星探査機(火星に向かう途中で失敗)
Phobos 2		旧ソ連の火星探査機(火星で数ヶ月観測したが火星の衛星のフォボスの観測を行おうとした所で失敗)
レジスター		演算や状態の保持に用いる記憶素子
待機冗長		冗長構成の一種。同じ構成を二式以上もつが、一度には一つの構成のみが処理を行い他の構成は待機している方法
三重冗長		冗長構成の一種。同じ構成を三式持ち、同じ処理を行わせる。結果の多数決を行う事で誤り訂正を行う。

第18号科学衛星 (PLANET-B)「のぞみ」に関する略語集

略号	正式名 (=意味)	日本語名 (=意味)
A	Axial	スピン軸方向
AL	Aluminum	アルミニウム
AOCE	Attitude and Orbit Control Electronics	姿勢軌道制御装置
AOS	Acquisition Of Signal	信号受信開始
AT	Acceptance Test	受入試験
AU	Astronomical Unit	天文単位(=1.5億km=太陽と地球の距離)
bps	bit per second	ビット毎秒(通信速度を表す単位)
BUS-V	Bus-Voltage	バス電圧(=1次電圧)
CDR	Critical Design Review	詳細設計審査
CI-PSU	Common Instrument PSU	共通系機器用電源
CME	Coronal Mass Ejection	(=太陽表面からの大きなガス放出)
COSPAR	Committee on Space Research	宇宙空間研究委員会
CRES	Corrosion Residual Steel	ステンレスの一種
CV	Check Valve	チェック弁
DELTA-V	Delta-Velocity	速度変更 (=軌道制御)
DHU	Data Handling Unit	データ処理装置
DIS	DISable	動作不許可状態
DR	Data Recorder	データ記憶装置
DRY	(=weight without fuel)	燃料を除いた重量
DSN	Deep Space Network	深宇宙ネットワーク(=NASAの惑星探査用地上局ネットワーク)
DV	Delta-Velocity	速度変更 (=軌道制御)
ΔV	Delta-Velocity	速度変更 (=軌道制御)
DVc	DV collection	速度変更修正 (=補正軌道制御)
EIS	Electron and Ion Spectrometer	高エネルギー粒子計測器
EM	Engineering Model	開発評価モデル
EM-A	Engine Module A	エンジンモジュールA
EM-B	Engine Module B	エンジンモジュールB
ENA	ENable	動作許可状態
EPT-SA	Electrical Programmable Timer-Satellite	衛星プログラムタイマ
ESA	European Space Agency	欧州宇宙機関
ESA	Electron Spectrum Analyzer	電子エネルギー分析器
F	Fuel	燃料
FDV	Fuel Drain Valve	注排弁
FET	Field Effect Transistor	電解効果トランジスタ
FMEA	Failure Mode Effect Analysis	故障モード影響解析
FMECA	Failure Mode Effect Criticality Analysis	故障モード影響致命度解析
FPGA	Field Programmable Gate Array	プログラマブルなゲートアレイ
FTA	Fault Tree Analysis	故障の木解析
FTNK	Fuel TaNK	燃料タンク
FVLV	Fuel VaLVe	燃料弁
GTNK	Gas TaNK	気蓄タンク
HCE	Heater Control Electronics	ヒータ制御装置
HGA	High Gain Antenna	高利得アンテナ
HK	House Keeping data	衛星の安全運用に最低限必要なデータ
HLV	High pressure Latching Valve	高圧用ラッチングバルブ
I	current	電流
IC	Integrated Circuit	集積回路
I/F	InterFace	インターフェース
IG-PS	Igniter Power Supply	火工品用電源
IMI	Ion Mass Imager	イオン質量分析器
INS-SA	INstrument-Satellite	衛星環境計測装置

ISA	Ion Spectrum Analyzer	イオンエネルギー分析器
ISAS	Institute of Space and Astronautical Science	宇宙科学研究本部
JAXA	Japan Aerospace eXploration Agency	宇宙航空研究開発機構
JST	Japan Standard Time	日本標準時
kgf		キログラム重(圧力の工学単位、1kgf = 9.8N)
LASCO	Large Angle and Spectrometric Coronagraph Experiment	広視野角分光コロナグラフ
LET	Linear Energy Transfer	線エネルギー付与(=放射線が通過中に媒体に与えるエネルギー)
LFA	Low Frequency wave Analyzer	低周波波動観測器
LGA	Low Gain Antenna	低利得アンテナ
LOAD-I	LOAD-current	負荷電流
LOS	Loss Of Sight	可視終了
LV	Latching Valve	ラッチ弁
LVDT	Linear Variable Differential Transformer	電圧変位変換機
LVm	Latching Valve manual	手動式ラッチングバルブ
MDC	Mars Dust Counter	ダストカウンター
MDP	Maximum Destruction Pressure	最高破壊圧力
MeV	Mega electron Volt	メガ電子ボルト (=荷電粒子エネルギーを表す単位)
MEX	Mars Express	マーズイクスプレス(=ESAが打ち上げた火星探査機)
MGF	Magnetometer	磁場計測器
MIC	Mars Imaging Camera	火星撮像カメラ
MLI	Multi Layer Insulator	(=サーマルブランケット)
MOD	Modulation	変調
MPM	MGF/PET/MST/UVS	磁場計測器・電子温度計・伸展マスト・紫外分光器の統合エレクトロニクス
MTM	Mechanical and Thermal Model	熱構造モデル
M-V	Mu-V	ミュー5型ロケット
N	Newton	ニュートン(力の単位)
N2H4	Hydrazine	ヒドラジン
NASA	National Aeronautics and Space Administration	米航空宇宙局
nm	Nano Meter	ナノメートル (=10億分の1メートル単位)
NMS	Neutral Mass Spectrometer	中性粒子質量分析器
NTO	Nitrogen tetra Oxide	四酸化二窒素(=2液推進用酸化剤)
OME	Orbit Maneuver Engine	軌道制御装置(=2液推進装置)
OP	Onboard Program	(=衛星内自動コマンドシーケンス)
OTNK	Oxidizer TaNK	酸化剤タンク
OVLV	Oxidizer VaLV	酸化剤弁
P	Pressure	圧力
PCU	Power Control Unit	電力制御装置
PDL	PaDdLe	太陽電池パドル
PDR	Preliminary Design Review	基本設計審査
PET	Probe for Electron Temperature	電子温度プローブ
PSA	Particle Spectrum Analyzer	粒子分析器 (ESA,ISA,EIS,XUV)の統合エレクトロニクス
PSU	Power Supply Unit	電力供給装置(=電源装置)
PVO	Pioneer Venus Orbiter	パイオニアビーナスオービター(NASAの金星探査機)
PWA	Plasma Wave Analyzer	波動受信機 (LFA,PWS)の統合エレクトロニクス
PWS	Plasma Waves and Sounder experiment	プラズマ波動サウンダー
QT	Qualification Test	認定試験
R	Radial	半径方向
Rayleigh	Rayleigh	レイリー (=明るさの単位)
RCS	Reaction Control System	推進装置
RG	Regulator	レギュレータ
RNG	RaNGing	測距
ROM	Read Only Memory	読出専用メモリ
RPM	Round Per Minute	毎分回転数
RS	Radio Science	電波科学観測
RV	Relief Valve	リリーフ弁
S/N	Serial Number	一連番号
SFT	Subsystem Firing Test	サブシステム燃焼試験
SOHO	SOlar and Heliospheric Observatory	(=太陽観測衛星)

SOI	Silicon On Insulator	(=電子部品構造の種類)
SPF	Single Point Failure	単一点故障
SPM	Solar Proton Monitor	太陽プロトンモニタ
SSC	Star SScanner	星スキャナ
SUS	Stainless Steel	ステンレス
SW	Switch	切替器
T	Tangential	接線方向
TCI	Telemetry Command Interface	テレメトリコマンドインタフェース装置
TI-CM	TI CoMmand	時刻指定コマンド
TLM	TeLeMetry	テレメトリ
TMI	Trans Mars orbit Insertion	火星遷移軌道投入
TMS	S-band Transmitter	Sバンド送信器
TMX	X-band Transmitter	Xバンド送信器
TP	Test Port	試験弁
TPA	Thermal Plasma Analyzer	熱的プラズマ分析器
UDSC	Usuda Deep Space Center	臼田深宇宙センタ
USO	Ultra Stable Oscillator	超安定発振器
UTC	Coordinated Universal Time	協定世界時
UVS	Ultra Violet imaging Spectrometer	紫外光撮像器
V	Voltage	電圧
VM-A	Valve Module A	バルブモジュールA
VM-B	Valve Module B	バルブモジュールB
WANT	Wire Antenna	ワイヤーアンテナ
WET	(=weight including fuel)	(=燃料込の重量)
WHN	Wire HarNess	電気計装
XPA	X-band Power Amplifier	Xバンドパワーアンプ
XUV	eXtreme UltraViolet scanner	極端紫外光撮像器

(参考1)

第18号科学衛星（PLANET-B）「のぞみ」の火星周回軌道への 投入失敗に係る原因究明及び今後の対策について

平成15年12月10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）が第18号科学衛星（PLANET-B）「のぞみ」の火星周回軌道への投入を断念した事態を受け、今回の投入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

平成10年12月20日に燃料供給系に発生した不具合及び平成14年4月26日に電源系の一部に発生した不具合の原因究明並びにそれら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)

(参考 3)

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に係る
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 16 年 3 月 8 日 (月)	平成 16 年 第 8 回調査部会
平成 16 年 3 月 16 日 (火)	平成 16 年 第 9 回調査部会
平成 16 年 3 月 23 日 (火)	現地視察 (宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部)
平成 16 年 3 月 29 日 (月)	平成 16 年 第 10 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 10 日 (月)	平成 16 年 第 13 回調査部会
平成 16 年 5 月 21 日 (金)	平成 16 年 第 14 回調査部会