

第24号科学衛星(PLANET-C)「あかつき」の
金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24年2月1日

宇宙開発委員会

宇宙開発委員会では、調査部会に対して、第24号科学衛星（PLANET-C）「あかつき」（以下、「あかつき」という）の金星周回軌道への投入失敗について、その原因究明と今後の対策等について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、今回の「あかつき」の金星周回軌道への投入失敗の原因究明を通して得られた知見と、今後独立行政法人宇宙航空研究開発機構（JAXA）が取り組む継続的な改善事項に対しての助言をとりまとめている。JAXAにおいては、今回の経験を真摯に受け止め、今後の宇宙機システムの研究開発や点検活動に活かすよう強く希望する。

なお、今後の「あかつき」については、平成27（2015）年以降の金星周回軌道への投入を目指して、最大限の運用努力を継続することを期待する。

最後に、今回の調査審議に際して、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、ご多忙の中、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24号科学衛星(PLANET-C)「あかつき」の
金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24年1月31日

宇宙開発委員会 調査部会

－ 目 次 －

1. 調査審議の経緯	1
2. 調査審議の概要	2
3. プロジェクトの概要	3
3. 1 プロジェクトについて	
3. 2 探査機について	
4. 金星周回軌道投入失敗の状況	8
4. 1 打上げから金星周回軌道への投入開始まで	
4. 2 金星周回軌道への投入の前後	
4. 3 金星周回軌道への投入失敗の判明後	
5. 金星周回軌道投入失敗の原因究明	11
5. 1 金星周回軌道投入失敗のシナリオの推定	
5. 2 燃料側逆止弁閉塞の原因究明	
5. 2. 1 原因の推定	
5. 2. 2 原因の絞り込み	
5. 2. 3 CV-F閉塞の原因のまとめ	
5. 3 燃料側逆止弁の閉塞に起因してOMEに発生した事象	
5. 3. 1 発生事象の候補	
5. 3. 2 発生事象の絞り込み	
5. 3. 3 発生事象のまとめ	
5. 4 金星周回軌道投入失敗のシナリオのまとめ	

6. 今後の対策	20
6. 1 基本的な考え方	
6. 2 探査機に対する熱環境の影響の緩和	
6. 3 金星への再接近および金星周回軌道への再投入に向けての対策	
6. 3. 1 対策（案）	
6. 3. 2 破損したOMEの使用可否の確認	
6. 3. 3 RCSによって軌道制御する対策に関する検討	
6. 4 金星への再接近に向けての対策の実施の結果	
6. 5 今後の計画	
7. 今後への改善事項	25
7. 1 今後の推進系設計への反映事項	
7. 2 金星周回軌道投入失敗の背後要因の分析に基づく今後への改善事項	
8. まとめ	29

【補足および関連情報】

A. 1	国産衛星二液推進系における逆止弁冗長度について	76
A. 2	他衛星の推進系の状況	77
A. 3	破損した軌道制御エンジンの使用可否の検討	82
A. 4	JAXAによる背後要因の分析と今後への改善事項の検討結果	87
A. 5	略語集	91

【参考】

参考 1	第 2 4 号科学衛星 (PLANET-C) 「あかつき」の 金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	93
参考 2	宇宙開発委員会調査部会構成員	94
参考 3	第 2 4 号科学衛星 (PLANET-C) 「あかつき」の 金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	95

1. 調査審議の経緯

第24号科学衛星（PLANET-C）「あかつき」（以下「あかつき」という）は、宇宙開発における重要な研究開発として位置づけられ、平成18年8月に、宇宙開発委員会による事前評価を経て、「開発」に移行した。

「あかつき」は、平成22年5月21日（日本時間、以下同じ）に打ち上げられ、同年の12月7日に金星周回軌道へ投入するための軌道制御（VOI-1）が行われた。VOI-1では、軌道制御エンジン（OME）を噴射させ、所定の減速が行われる計画であったが、途中でOMEの噴射が中断したため、当初予定の約2割程度しか減速されなかった。そのため、「あかつき」は、金星周回軌道には投入されず、金星重力圏を脱出した。その後の軌道解析の結果から、「あかつき」は、公転周期約203日、近日点距離約9000万km、遠日点距離約1億1000万kmの太陽周回楕円軌道に入ったことが確認された。この軌道は、約6年後に「あかつき」が再び金星に接近する可能性がある軌道である。

この事態について、調査部会は、平成22年12月8日に宇宙開発委員会からの付託（参考1参照）を受け、「あかつき」の金星周回軌道への投入失敗の原因究明と今後の対策等について調査審議を実施した。

2. 調査審議の概要

調査部会では、合計5回の会合を開催し、調査審議を進めた。調査部会の構成員は、参考2のとおりであり、調査部会の開催状況は参考3のとおりである。

それぞれの会合における調査審議内容の概要は、以下のとおりである。

(1) 第1回会合

事実を整理して状況確認を行ったうえで、金星周回軌道への投入失敗の推定原因を洗い出すための故障の木解析（FTA）の検討状況について審議した。

(2) 第2回会合

事実の詳細について再度確認を行ったうえで、FTAによる推定原因のブレイクダウンと絞り込みの検討結果について審議した。また、候補として絞り込んだ推定原因の中から、最終的な原因を特定するための検証作業計画について審議し、検証作業に入ることを了承した。

(3) 第3回会合

検証作業の結果に基づいて、金星周回軌道への投入失敗の原因を特定した結果と、軌道上のOME状態を推定した結果について審議した。また、「あかつき」を金星に再接近させるための軌道制御計画の検討状況について審議し、軌道上のOME状態を把握するために、軌道上でOMEの試験噴射を行うことを了承した。

(4) 第4回会合

軌道上でのOMEの試験噴射の結果を踏まえて、今後の軌道制御計画について審議し、今後の軌道制御は姿勢制御用エンジン（RCS）を用いて行うことと、不要となる酸化剤を投棄して平成23年11月の近日点で金星に再接近させるための軌道制御を行うことを了承した。

(5) 第5回会合

今回の金星周回軌道への投入失敗が発生した背景要因の分析と今後の改善事項について審議し、再発防止に向けた助言を行った。また、「あかつき」を金星に再接近させるための軌道制御の結果と今後の運用計画について報告を受け、了承した。

最後に、全5回の調査審議の結果を報告書（案）としてとりまとめた。

3. プロジェクトの概要

3. 1 プロジェクトについて

(1) プロジェクトの目的

あかつきプロジェクトは、金星周回軌道上から、雲の下まで透視するリモートセンシングによって金星の大気現象を継続的に観測し、世界に先駆けて金星の大気力学を解明することを目指した金星探査計画である。

(2) プロジェクトの目標

あかつきプロジェクトでは、金星周回軌道上から2地球年にわたって継続的に気象観測を行うことを目標としており、その成功基準は、以下のとおり設定されている。

- ミニマムサクセス

雲が東西方向に1周する1週間にわたって、いずれかのカメラによって雲の画像を連続的に取得し、全球的な雲の構造をとらえる。

- フルサクセス

雲領域の大気構造が変動する時間スケールである2年間にわたって、全ての搭載機器による観測を行う。

- エクストラサクセス

以下のいずれかを達成する。

- 4地球年を超えて金星周回観測を行う。

- 金星の地表面物性あるいは火山活動に関するデータを得る。

- 地球軌道より内側での黄道光の分布を観測する。

(3) 開発方針

あかつきプロジェクトの開発方針は、以下のとおり設定されている。

- 我が国初の内惑星ミッションとして、十分に研究・設計検討及び試験を行い確実な開発を行う。

- 「はやぶさ」の開発資産・運用経験を継承し、必要な改善を加え、開発リスク・コストを低減し、信頼度を高める。

- 科学衛星においては、観測装置の性能を世界最高レベルに維持して、新たな知の地平を切り拓く。

- 「あかつき」では、機器開発にたずさわる研究者が実験室において自ら開発調整を行いつつ、メーカーと緊密な共同作業で開発するという宇宙科学研究所の伝統的な開発方式を維持発展する。さらに、3機関統合のメリットを生かし、JAXA内本部間協力により幅広い専門研究者・技術者が参加することで確実な開発を行う。JAXAはシステム開発等に対して責任を負い、メーカーは主として機器の製造

に対し責任を負う。

- 開発の節目（FM開発前、開発後）にプロジェクト総点検を実施し、より確実な開発を行う。
- End-to-End試験を実施し、設計の妥当性およびハードウェアの健全性を検証する。

(4) 開発スケジュール

「あかつき」の開発は、図3.1-1に示す日程で行われた。

(5) 開発体制

「あかつき」の開発は、図3.1-2に示す体制で行われた。

3. 2 探査機について

(1) 概要

金星探査機「あかつき」は、図3.2-1に示すとおり、二翼式太陽電池パドルを有する箱形（1.45m×1.04m×1.40m）をしており、打上げ時の質量は518kgであった。

OMEは-Z面に装備されており、+Z方向に推力を発生する。6種類の気象観測装置を搭載し、近金点高度550km×遠金点高度約8万km、軌道周期30時間、軌道傾斜角172度の金星周回楕円軌道に投入される計画であった。

(2) 通信系アンテナ

「あかつき」には、通信系アンテナとして、以下の3種類が装備されている。

- 高利得アンテナ（HGA）
地上局と高速で通信できる。（VOI時で32kbpsのテレメトリ速度）
通信範囲が $\phi 2.4^\circ$ と狭いため、厳しい地球指向性が必要である。
- 低利得アンテナ（LGA）
地上局との通信速度は非常に遅い。（VOI時で32bpsのテレメトリ速度）
通信範囲は全球をカバーしており、探査機の姿勢が確定していない状態でも地上局との通信が可能である。
- 中利得アンテナ（MGA）
地上局と中程度の速度で通信できる。（VOI時で512bpsのテレメトリ速度）
通信範囲は $18^\circ \times 25^\circ$ であり、HGAより緩やかではあるが一定幅の地球指向性が必要である。

(3) 推進系

「あかつき」の推進系配管系統図は、図3.2-2に示すとおりであり、スラスタは以下の構成となっている。

- 推力500N級 2液式（燃料+酸化剤）の軌道制御エンジン（OME）が1基
- 推力23N級 1液式（燃料のみ）の姿勢制御スラスタ（RCS）が8基
- 推力3N級 1液式（燃料のみ）の姿勢制御スラスタ（RCS）が4基

これらのスラスタのうち、OMEは金星周回軌道への投入を含む軌道変更で使用され、RCSは姿勢変更や細かい軌道制御に使用されるものとして設計されている。OMEの外観・形状は図3.2-3に示すとおりであり、その燃焼室とノズルは、一体構造の窒化ケイ素系モノリシックセラミックスで、新規に開発されたものである。

OMEおよびRCSの燃料はヒドラジン（ N_2H_4 ）であり、OMEのみで使用される酸化剤はMON-3（3%wtの一酸化窒素（NO）を添加した四酸化二窒素（ N_2O_4 ））である。

タンク内の燃料および酸化剤は、それぞれヘリウムガスによって加圧され、スラスタに供給される。燃料タンクは隔壁方式であり、加圧ガスと燃料を区分けるゴム膜が設けられているが、酸化剤タンクは表面張力方式であり、加圧ガスと酸化剤を区分ける膜は設けられていない。

タンクに加圧ガスを供給する配管には、燃料蒸気と酸化剤蒸気が混合して反応することを防止する目的で、燃料側には逆止弁が、酸化剤側には逆止弁と遮断弁が配置されている。

推進系各部の圧力計測については、ヘリウムガスのタンク圧力（P1）、燃料タンクおよび酸化剤タンクを加圧するよう圧力調節された後の加圧ガス圧力（P2）、燃料のスラスタへの供給圧力（P3）、酸化剤のスラスタへの供給圧力（P4）を計測するよう、4カ所に圧力センサが設けられている。

「あかつき」では、推進（燃料および酸化剤）タンク、および加圧ガス供給系は、以下の思想で設計されている。

- 燃料（ヒドラジン）と酸化剤（MON-3）は反応性が高く、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。このため、加圧ガス供給系配管内で、燃料蒸気と酸化剤蒸気が混合して反応することで「爆発的圧力上昇」が生じることが無いように、2重の蒸気混合防止策を施す。
- 燃料側については、2重の蒸気混合防止策として、タンクの中にゴム膜を設けて燃料と加圧ガスを分離し、さらに燃料蒸気を含んだ加圧ガスが逆流しないように、逆止弁（CV-F）を配置する。
- 酸化剤側については、2重の蒸気混合防止策として、酸化剤蒸気を含んだ加圧ガスが逆流しないように、遮断弁（GLV-1、2）と逆止弁（CV-0）を直列に配置する。

燃料側のようにタンク内にゴム膜を設けない理由は、酸化剤に耐性を有するゴム膜が無いためである。また、ゴム膜の代わりに酸化剤に耐性を有する金属膜を使用することも選択肢として考えられるが、酸化剤の排出効率が低くなることと、複数回作動が不可能で作動試験ができないこと等の短所があることから、「あかつき」では採用していない。

- 遮断弁は、閉故障に対して冗長性を有するように並列に2重化するが、逆止弁は、閉故障に対して冗長化しない。逆止弁を閉故障に対して冗長化しない理由は、他の宇宙機と比較しても一般的な設計であるためである。

【補足A. 1項参照】

- 高圧ガス用の調圧弁と遮断弁については、開故障・閉故障のいずれに対しても冗長化する。

(4) 姿勢軌道制御系

「あかつき」の姿勢軌道制御系は図3. 2-4に示すとおりであり、姿勢軌道制御装置からバルブドライバを経由して、OMEのバルブおよびRCSのバルブに駆動信号が送出される。

(5) 姿勢制御の方法

OMEを使用しない時は、定常制御モードに設定されて姿勢制御を行うよう設計されている。OMEを噴射させる場合には、定常制御モードから軌道制御モードに遷移するよう設計されている。そのほかに、姿勢維持モードと、セーフホールドモードが設定されている。軌道制御モード、姿勢維持モードと、セーフホールドモードの特性は以下のとおりである。

● 軌道制御モード

OMEの噴射中には、重心位置誤差等によって、若干の姿勢変動が生ずることが予想されている。軌道制御モードでは、この姿勢変動を、RCSによって制御するよう設計されている。使用されるスラスタは、推力方向がOMEと直行するT1～T4の4基と、OMEと同じ方向に推力を発生するAB1～AB4の4基である（スラスタの配置は、図3. 2-2参照）。VOI-1では、OME噴射の3秒前に軌道制御モードになり、OME噴射終了後10数分まで軌道制御モードが継続される計画であった。

軌道制御モードでは、OMEの噴射中に、姿勢角誤差・角速度誤差に基づいて算出される姿勢異常判定指標が所定の閾値を超える（X・Y軸まわりは5Nm、Z軸まわりは2.5Nmを連続5秒以間上回る）と姿勢保持を継続できないと判断され、姿勢維持モードに遷移するように設計されている。

- 姿勢維持モード
姿勢維持モードに遷移すると、OMEの噴射を中断するとともに、RCSを使用せずに、リアクションホイール（RW）のみで3軸姿勢制御を行うよう設計されている。姿勢維持モードでは、RWの回転数が所定の上限値を越えると、セーフホールドモードに遷移するよう設計されている。
- セーフホールドモード
セーフホールドモードに遷移すると、姿勢制御は行わず、+X太陽指向で探査機全体が回転する。

(6) 観測装置

「あかつき」には、以下の6種類の観測装置が搭載されている。

- 1 μ mカメラ（IR1）
地表面から発せられて宇宙空間にまで漏れ出す赤外線をとらえて、地表面や低層の雲や水蒸気を観測し、活火山の検出もねらう。
- 2 μ mカメラ（IR2）
雲層よりも下の大気から発せられて宇宙空間にまで漏れ出す赤外線をとらえて、雲や一酸化炭素の分布やそれらの動きを観測する。地球出発から金星到着までの間に黄道光（惑星間塵）の観測も行う。
- 中間赤外カメラ（LIR）
雲が発する赤外線をとらえて、雲の温度分布とその変動を観測する。
- 紫外線イメージャ（UVI）
太陽紫外線が雲で散乱されるのをとらえて、雲頂にある二酸化硫黄などの微量大気成分を観測する。
- 雷・大気光カメラ（LAC）
雷放電にともなう発光や大気の化学的発光を観測する。
- 超高安定発振器（USO）
電波掩蔽観測のために搭載。探査機と地上の受信局を結ぶ電波が金星大気をかすめる機会を利用して大気の層構造を調べる。

4. 金星周回軌道投入失敗の状況

4. 1 打上げから金星周回軌道への投入開始まで

「あかつき」は平成22年5月21日に打ち上げられ、所定の金星遷移軌道に投入された。金星に向けての飛行中、6月に搭載機器初期チェックが実施された後に、OMEの試験燃焼が行われた。

OMEの試験燃焼は、OMEの健全性・運用手順・推力誤差を確認する目的で行われた。試験燃焼では、OMEが13秒間噴射され、12.1m/s（計画値11.7m/sに対して+4.2%）の速度修正がなされた。この結果、OMEは、計画通り推力を発生していることが確認された。OMEの試験燃焼前後の取得データは、図4.1-1に示すとおりである。加速度・角速度・姿勢角の履歴は8Hzで取得されているが、推進系の圧力履歴は1/64Hzで取得されているため、OME噴射中の圧力履歴は取得できていない。また、OME噴射中のRCS噴射の履歴と推進系各部温度の履歴については、探査機では1/2Hzで記録したものの、ダウンロード手順に不備があり、ダウンロードする前に翌日のデータによって上書きされ、取得できていない。

8月には通信機器の性能評価が行われ、9月から10月にかけてはミッション機器（赤外カメラ等）の性能評価や黄道光観測が行われた。

11月8日、22日、12月1日には、軌道微調整のため、それぞれ21秒、2.1秒、0.4秒のRCS噴射が行われた。

4. 2 金星周回軌道への投入の前後

(1) 概要

「あかつき」は、平成22年12月7日8時49分にOME噴射を開始し、噴射開始後1分43秒で不可視帯（地球から見たときに金星の陰を飛行するため地上局との通信が中断する領域）に入った。その後、不可視帯を飛行中（計画ではOME噴射開始後約12分）にOME噴射を終了し、不可視帯通過後（計画ではOME噴射開始後約23分）に地上局との通信を再開する計画としていた。しかしながら、不可視帯通過予定時刻後も地上との通信が再開せず、探査機を追跡した結果、VOI-1翌日になって、テレメトリデータの取得とリプロデータの再生を行うことができた。

上記の運用計画と実際の状況を図4.2-1に、地上局による追跡状況を図4.2-2に示す。

(2) テレメトリデータの解析による現象の分析

再生したテレメトリデータによるVOI-1前後の制御モードの履歴を図4.2-3に、主要項目の履歴を図4.2-4～図4.2-8に示す。これらを分析した結果、当初の計画とは異なる挙動を示した項目と時間は以下のとおりであった。

① 制御モード（図4. 2-3参照）

軌道制御モードで飛行していたが、OME噴射開始後158秒で姿勢維持モードに移行しており、さらに、OME噴射開始後375秒でセーフホールドモードに移行していたことが確認された。

このことから、OME噴射開始後158秒の時点で、RCS噴射による姿勢制御とOME噴射が中断したと推定された。また、OME噴射開始後375秒には、リアクションホイールによる姿勢制御が中断したと推定された。

② Z軸方向の加速度（図4. 2-4参照）

OMEが正常に噴射するときの発生推力は、ほぼ一定となるように設計されている。一方、OMEの噴射開始後は、燃料と酸化剤が消費されるため、探査機の質量は軽くなる。そのため、OMEの噴射時間が経過するにつれて発生加速度は漸増すると予想されたが、その予想に反して、テレメトリデータの加速度は緩やかに減少しており、OME噴射開始後152秒に急激に低下していることが確認された。その後、OME噴射開始後152秒から156秒の間は増加に転じており、その後はほぼ安定していることが確認された。

③ 探査機の姿勢（図4. 2-5、図4. 2-6参照）

姿勢角については、OME噴射開始後152秒まではほぼ目標方向を向いているが、OME噴射開始後152秒で急激な姿勢変化を起こしていることが確認された。角速度についても、OME噴射開始後152秒で急激に変化しているが、OME噴射開始後155. 5秒以降は、増加から減少に転じていることが確認された。

④ 推進系圧力（図4. 2-7、図4. 2-8参照）

OME噴射開始後、推薬タンクの加圧ガス圧力（P2）は一定に調圧されており、酸化剤の供給圧力（P4）も同様にほぼ一定に調圧されていることが確認された。その一方で、OME噴射開始後の燃料の供給圧力（P3）は下がり続けており、OME噴射開始後158秒以降、徐々に増加に転じていることが確認された。

(3) 異常事象のまとめ

「あかつき」では、VOI-1でのOME噴射開始直後から、本来一定に調圧される筈の燃料供給圧力（P3）が緩やかに下降を続けるなかで、OME噴射開始後152秒の時点で、何らかの理由で急激な加速度低下と姿勢変動が生じた。「あかつき」では、その姿勢変動を制御することが試みられたが、OME噴射開始後158秒の時点で、姿勢保持を継続することができないと判断されたため、自律的にOME噴射が停止された。「あかつき」では、引き続きリアクションホイールを用いて姿勢変動を制御することが試みられたが、OME噴射後375秒の時点で、リアクションの回転数が上限に達したと判断され、自律的に姿勢制御が中断された。

4. 3 金星周回軌道への投入失敗の判明後

(1) 探査機の状態

テレメトリデータをもとに調査した結果、太陽電池発生電力、電池電圧、各機器消費電力、各機器温度、リアクションホイール回転数等、すべてのサブシステムが正常値を示していることが確認された。

燃料の供給圧力（P3）も正常値に戻っていることが確認された。

観測機器については、12月9日にLIR、UVI、IR1の3台のカメラを用いて約60万kmの距離から金星を撮影することで、これら3台のカメラの健全性が確認された。また、平成23年3月にはLIR、UVI、IR1、IR2の4台のカメラを用いて1000万km以上の距離から金星を複数回撮影することで、IR2の健全性が確認された。

(2) 探査機の軌道

「あかつき」は、図4.3-1に示すような、公転周期約203日、近日点距離約9000万km、遠日点距離約1億1000万kmの太陽周回楕円軌道を周回していることが確認された。

5. 金星周回軌道投入失敗の原因究明

5. 1 金星周回軌道投入失敗のシナリオの推定

(1) 故障の木解析 (FTA)

4章に示したとおり、「あかつき」は、V0I-1時に姿勢異常を検知することで自律的にOME噴射を停止したと推定された。このことを受けて、「姿勢異常検知によるOME燃焼停止」を頂上事象として、図5.1-1に示すとおり故障の木解析 (FTA) が行われた。FTAの結果、OMEに発生した可能性がある事象は、以下の5つに絞り込まれた。(図5.1-2参照)

- D-1) 熱流束過大 (推薬混合比異常) によるスラスタノズルの破損
- D-2) フィルムクーリング噴射方向異常によるスラスタノズルの破損
- D-3) スロート後方後燃え
- D-4) 不安定燃焼
- D-5) インジェクタ噴射方向異常

さらに、上記の5つの事象のそれぞれを頂上事象として、根本原因となる基本事象を抽出するためのFTAが行われた。その結果、図5.1-3に示すとおり、5つの頂上事象全てで燃料側逆止弁 (CV-F) の閉塞が原因となりうることと、CV-Fの閉塞以外に原因の可能性がある事象が見いだせないことが明らかにされた。(注:ここで「閉塞」とは、完全に流路を遮断する場合だけでなく、流路が狭まり流れが予定より少なくなる状態を含むものとされている。)

また、V0I-1の際には、燃料の供給圧力 (P3) の計測値が緩やかに低下していたことも記録されていることから、この事象を頂上事象とするFTAも行われた。FTAの結果は図5.1-4に示すとおりであり、CV-Fの閉塞が、燃料の供給圧力の緩やかな低下の原因となりうることが明らかにされた。

以上の検討の結果を総合し、「姿勢異常検知によるOME燃焼停止」の原因として、「燃料側逆止弁 (CV-F) の閉塞」が抽出された。

次に、CV-Fがほぼ閉塞していると仮定して、V0I-1時に計測された事象を説明できるかについて、以下のとおり検証された。検証の結果、OME燃焼開始後152秒までの事象については、矛盾無く説明できることが確認された。

① 燃料の供給圧力のプロファイル

OME噴射中の加速度テレメトリに基づいて、OMEの燃焼圧、推薬消費量変化、タンク空所容積変化、燃料タンク圧力 (P3) が逐次的に推定された。推定されたP3の履歴は、図5.1-5に示すとおり、テレメトリデータと概ね一致しており、CV-Fがほぼ閉塞していたと仮定することで、燃料の供給圧力が低下した事象は、定量的に説明で

きると判断された。

② 加速度のプロファイル

OME噴射中の燃料の供給圧力（P3）および酸化剤の供給圧力（P4）に基づいて、OMEの発生推力と燃料消費量が算出され、加速度が逐次的に推定された。推定された加速度の履歴は、図5.1-6に示すとおり、テレメトリデータと概ね一致しており、燃料の供給圧力が低下したことで、加速度が低下した事象は、定量的に説明できると判断された。

(2) OMEの燃焼状態の推定

CV-Fが閉塞したことで、OMEに対する燃料供給が異常な状況となったと考えられるため、OMEの燃焼状態の推定が試みられた。

まず、OME噴射中の燃料の供給圧力（P3）、酸化剤の供給圧力（P4）、および加速度データを用いて、OMEの発生推力と燃焼圧が推定された。さらに、推定された燃焼圧と、燃料および酸化剤のそれぞれの供給圧力の差から、燃料および酸化剤のそれぞれの供給量が推定された。推定の結果は図5.1-7に示すとおりであり、燃料の供給量はOMEの燃焼時間の経過とともに減少する一方で、酸化剤の供給量はほぼ一定もしくは微増傾向であるとされた。これは、OMEに供給された酸化剤と燃料の混合比率（O/F）が、ノミナル値（0.80）から燃焼開始152秒時点で1.13程度まで上昇したことを意味している。このことから、OMEは、図5.1-8に示すとおり、設計条件（計画作動範囲）および事前に確認した範囲を逸脱した状態で運転されたと考えられた。このような異常な燃焼状態が、探査機に外乱トルクを発生させたと推定された。

(3) 金星周回軌道投入失敗の推定シナリオ

以上の検討に基づき、CV-Fの閉塞からOME燃焼停止に至るシナリオは、図5.1-9に示すとおりと推定された。

5. 2 燃料側逆止弁閉塞の原因究明

5. 2. 1 原因の推定

(1) 逆止弁の概要

逆止弁は、流体が逆流することを防止するために受動的に動作するバルブであり、その動作の原理は、図5.2-1に示すとおりである。

- 通常時は、バネ力によって弁体がシールに押しつけられて閉状態（図5.2-1の右図）となっている。
- 流れの方向（上流側から下流側）の圧力差が一定値以上になると、バネ力を越える力で弁体が動いて開状態（図5.2-1の左図）となり、上流から下流へ流体が流

れる。この弁体が動いて開状態となる時の圧力差をクラッキング圧力と言い、CV-Fの仕様値は0.117MPaD以下である。

- 開状態で、流れの方向の圧力差が一定値を下回ると、バネ力によって弁体が動いてシールに押しつけられ、閉状態に戻る。この弁体が動いて閉状態となる時の圧力差をリシート圧力と言い、CV-Fの仕様値は0.014MPaD以下である。

(2) CV-Fの軌道上状態の推定

「あかつき」の推進系の軌道上運用の履歴は図5.2-2に示すとおりであり、CV-Fに負荷された圧力と温度の履歴は図5.2-3に示すとおりである。

CV-Fが開状態となった(加圧ガスが流れた)可能性があると考えられるイベントは、図5.2-3に○印で示されており、運用状態と圧力・温度の挙動から、CV-Fの作動状態は、以下のとおりと推定された。

- 5/21 (打上げ直後) : 正常に機能した
- 9/8~11/22 : 正常/異常の判断不能
- 12/7 (VOI-1) : 閉塞状態であったと推定される
(図5.2-4に示すように、圧力履歴データ等から、CV-Fの閉塞量は、等価オリフィス面積で正常状態の1/10以下であると推定された)

(3) CV-Fの閉塞の原因推定

CV-Fの閉塞の原因を推定するために、FTAが行われた。FTAの結果は図5.2-5に示すとおりであり、棄却できない原因の候補として、16個の事象(E-1~E-16)が抽出された。

5.2.2 原因の絞り込み

(1) 原因候補に対する調査・検討

図5.2-5に示すFTAで抽出された16個の事象について、それらがCV-Fの閉塞を引き起こした原因となる可能性について検証するため、図5.2-6に示すように、調査・検討および試験を行うよう計画された。(注:事象E-16の検証作業は明記されていないが、調査・検討は実施された)

検証作業の結果は、図5.2-7に示すとおりであり、その概略は以下のとおりである。

① 逆止弁の設計・製造が関係する事象 (E-1、4、5、6、7、10)

原因候補とされた事象は、設計面もしくは製造面での材料適合不良、クリアランス不良、アライメント不良等である。

これらの事象を検証するため、バルブメーカーの設計情報・製造記録の確認、およびそれをもとにしたクリアランス解析が行われた。その結果、逆止弁の設計・製造が関係する事象が閉塞の原因であった可能性は十分に小さいと判断された。

② 弁体の動的な挙動が関係する事象（E-12、14、15）

原因候補とされた事象は、しゅう動生成物の噛み混み、部品の破損・脱落等である。これらの事象を検証するため、運用中の圧力状態を模擬した条件で、弁体の動的な挙動の解析および試験が行われた。その結果、弁体の動的な挙動が関係する事象が閉塞の原因であった可能性は十分に小さいと判断された。

③ 弁体の過挿入が関係する事象（E-2、3）

原因候補とされた事象は、弁体が正規の位置以上に閉側に入り込んで、シールを過剰に押し込んだというものである。

これらの事象を検証するため、軌道上で35日間（打上げ直後の燃料タンク加圧から6月28日のOME試験燃焼まで）続いた逆圧状態を、軌道上データの1.5倍の圧力を21日間で負荷することで模擬した長期逆圧印加試験が実施された。試験の結果、試験前後において計測されたクラッキング圧およびリシート圧に大きな変動は無く、f体の過挿入は観測されなかったことから、弁体の過挿入が関係する事象は閉塞の原因にはならないと判断された。

④ 摩耗が関係する事象（E-8、9、11）

事象としては、推薬雰囲気で摩耗・摩擦特性が悪化する、推薬との化合生成物が発生する等である。

これらの事象を検証するため、ヘリウムガス環境もしくは推薬蒸気環境に浸漬させた供試体のしゅう動試験が行われた。試験で観察された摩擦係数、摩耗量、摩耗粉は、推薬蒸気環境に比べてむしろヘリウムガス環境の方が顕著に大きく、推薬雰囲気による悪化は観測されなかった。また、推薬との化合生成物も認められなかった。これらの結果から、摩耗が関係する事象は閉塞の原因にはならないと判断された。

⑤ コンタミが関係する事象（E-16）

組立および試験の作業手順および検査記録を調査し、原因候補である可能性は小さいが、完全には排除できないと判断された。

⑥ 燃料と酸化剤の反応生成物（塩）が関係する事象（E-13）

酸化剤蒸気のバルブの上下流移動量が実測され、この事象（固体の塩が生成してバルブの動作を阻害したこと）が閉塞の原因であった可能性が大きいことが確認された。この詳細は、次項（2）に示す。

(2) 事象E-13によるCV-Fの閉塞のメカニズムの検証

CV-Fが、燃料と酸化剤の反応生成物（塩）によって閉塞する事象として、次のメカ

ニズムが想定された。(図5.2-8参照)

- 酸化剤タンク内の酸化剤の蒸気が、酸化剤側逆止弁(CV-0)および遮断弁(GLV-1、2)を越えて上流へ移動し、CV-Fに到達した。
- CV-Fの近傍で、燃料蒸気と酸化剤蒸気が反応し、塩が生成した。
- 生成した塩が、CV-Fの動作を阻害した。

上記のメカニズムの可能性については、4つの観点で調査・試験が行われ、可能性があることが検証された。

① バルブを越えての推薬蒸気の移動速度

設計時には、バルブを越えて推薬蒸気が移動する速度の想定値は、バルブを越えての推薬蒸気の移動は弁体とシールの隙間を通過することにより生じるとの考え方(以下「リークモデル」という)に基づいて、算出されていた。

しかし、実推薬を用いてバルブの上下流間の推薬蒸気の移動速度を測定したところ、推薬蒸気が逆止弁を通過する速度は、リークモデルに基づいて算出した想定値より大きい値が計測された。このことから、推薬蒸気がバルブのシール材(高分子材料)を透過する事象が、推薬蒸気の移動速度に関係している可能性があるかと推測された。

このため、バルブを越えての推薬蒸気の移動はシール材を透過することにより生じるとの考え方(以下「透過モデル」という)に基づき、推薬蒸気の移動速度が再解析された。文献調査した推薬蒸気の透過係数を用いた再解析の結果は下表のとおりであり、酸化剤蒸気の移動速度は、実測値と同程度のオーダーとなると判断された。

逆止弁	リークモデル	透過モデル	実測
酸化剤 @飽和蒸気圧	2×10^{-8} mg/s	3×10^{-5} mg/s	0.8×10^{-5} mg/s
燃料 @飽和蒸気圧	2×10^{-10} mg/s	1×10^{-10} mg/s	$(7 \times 10^{-8}$ mg/s) ※

※括弧内は類似のバルブを用いた実測値であり参考用である。

透過モデルのポイントとしては、シール材(高分子材料)を通過する気体分子の透過係数は、分子量だけでなく分子種(極性等の性質)にも依存するということが挙げられており、結果としてヘリウムガスの透過係数よりも推薬蒸気の透過係数の方が大きくなる場合があると説明されている。また、透過係数の絶対値は高分子材料の結晶度(プロセスに依存)に強く依存することも、ポイントとして挙げられている。

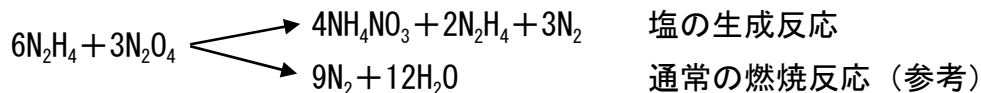
以上のとおり、「あかつき」の逆止弁については、酸化剤蒸気の移動はリークよりも透過の効果が支配的であり、その移動速度は、設計時にリークモデルで想定した値より大きいと判断された。

② 加圧ガス供給配管における酸化剤蒸気の移動量

逆止弁および遮断弁における酸化剤蒸気の移動速度の実測値を用いて、加圧ガス供給配管を移動する酸化剤蒸気の量が、再推算された。再推算の結果は、図5.2-9に示すとおりであり、推薬充填後からV0I-1までの時間（約6000時間）に、CV-Fと燃料タンクの間配管（図5.2-9における区間D）に移動した酸化剤蒸気の量は、設計予想値に比べて2桁多い値であると推算された。

③ 塩生成の可能性

「あかつき」の燃料であるヒドラジン（ N_2H_4 ）と酸化剤であるMON-3（一酸化窒素添加四酸化二窒素）は反応性が高く、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。今回、①および②の検討により、CV-Fの近傍で燃料蒸気と酸化剤蒸気が混合する可能性があることが明らかにされたが、ヘリウムガス中で燃料蒸気と酸化剤蒸気が混合した場合に、燃焼反応ではなく、反応生成物として固体の塩が生成する可能性について、実機と類似形状の透明な逆止弁モデルを用いて試験が行われた。試験の結果、図5.2-10に示すとおり、シール部付近としゅう動部近傍に固体の塩が生成したことが観察され、塩生成の可能性があることが確認された。なお、生成した塩は硝酸アンモニウムであり、その生成反応は以下のとおりである。



④ 塩の生成による逆止弁閉塞の可能性

図5.2-11に示すように、実機と類似形状の透明な逆止弁モデルの上下流に、軌道上経過時間における酸化剤移動量に相当するヘリウムガス+酸化剤蒸気、およびヘリウムガス+燃料蒸気を供給し、目視で塩が生成していることを確認したうえで、弁体の動作状態を確認する試験が行われた。試験の結果、10回のうち3回で、クラッキング圧力の2.5倍に相当する押し込み力で弁体が動かずに閉塞状態となることが確認され、塩の生成によって逆止弁が閉塞する可能性があることが確認された。

5. 2. 3 CV-F閉塞の原因のまとめ

「あかつき」だけでなく従来の日本の衛星推進系では、推薬蒸気が逆流防止のために設けられている逆止弁等を越えて移動する速度と量は、リークモデルを仮定して算出されていた。他の衛星のバルブにおいて酸化剤の透過係数を計測し、透過モデルが支配的でないことが確認された事例もあるが、今回の調査では、バルブの構造や蒸気

の種類によっては透過モデルが支配的になる場合があることが明らかにされた。

「あかつき」推進系の燃料と酸化剤の蒸気は、混合すると塩を生成する可能性があることも明らかにされており、「あかつき」では、設計時にリークモデルで想定した量より多い酸化剤蒸気が移動した可能性があり、生成した塩によってCV-Fに動作不良・閉塞が生じた可能性がある」と推定された。【関連情報：A. 2項参照】

5. 3 燃料側逆止弁の閉塞に起因してOMEに発生した事象

5. 3. 1 発生事象の候補

VOI-1では、CV-Fが閉塞したことによって、OMEにおける燃料・酸化剤混合比が設計条件を逸脱し、OMEに以下のいずれかの異常が発生したと推定された。（5.1（1）項参照）

- D-1) 熱流束過大（推薬混合比異常）によるスラストノズルの破損
- D-2) フィルムクーリング噴射方向異常によるスラストノズルの破損
- D-3) スロート後方後燃え
- D-4) 不安定燃焼
- D-5) インジェクタ噴射方向異常

これらの事象が発生した可能性を検証するため、図5.3-1に示すように、検証作業が計画された。

5. 3. 2 発生事象の絞り込み

(1) インジェクタ水流し試験

VOI-1では、CV-Fが閉塞したことにより、燃料の供給圧力が設計値と比較して大幅に低下したと推定された。そのような燃料の供給圧力が低い条件では、インジェクタから噴射される推薬の状態（図5.3-2参照）が設計どおりとならず、フィルムクーリング噴射方向異常（事象D-2）やインジェクタ噴射方向異常（事象D-5）が発生する可能性を否定できないとされた。

そのため、推薬の噴射状態に起因する異常（事象D-2、5）が発生した可能性を検証することを目的として、インジェクタ水流し試験（噴射状態確認試験）が実施された。試験の結果、燃料の供給圧力が低い条件においても、フィルムクーリングの噴射方向角、コア推薬の噴射方向角、コア推薬が衝突した後のファン角のいずれもほぼ設計値どおりであることが確認された。このことから、推薬の噴射状態に起因する異常が発生した可能性は小さいと判断された。

(2) 地上燃焼試験

設計条件を超えた燃焼状態（事象D-1、3、4）が発生した可能性を検証することを

目的として、V0I-1時の推薬の供給状態を再現した地上燃焼試験が実施された。V0I-1時の推薬の供給状態は、図5.3-3に示すとおり、フライト計画作動範囲（設計点）で燃焼を開始した後、酸化剤の供給圧力はほぼ一定圧力に調圧したまま、燃料の供給圧力を燃焼時間の経過とともに徐々に低下させる（時間の経過とともにO/Fを徐々に大きくする）ことで再現された。

燃焼試験は、2つの供試体に対して実施され、その結果は以下のとおりであった。

① 燃焼試験（その1）

燃焼試験（その1）では、設計条件を逸脱した燃焼条件で、燃焼器の破損（事象D-1、2）が生じた。破損の状況は図5.3-4に示すとおりであり、着火直後の急激な温度上昇が終わり、O/Fの変化に伴って準静的に温度が上昇していく過程で破損が生じた。燃焼試験後の破面観察では、破壊の起点が確認され、起点近傍に明確な材料欠陥が観察されなかったことから、単純な製造・製品不良が破損の原因ではないと判断された。この試験により、熱流束過大によるスラストノズルの破損（事象D-1）が発生した可能性があることが確認された。

② 燃焼試験（その2）

燃焼試験（その2）は、燃焼試験（その1）とは異なる燃焼器を用いて試験が行われた。試験における燃焼器外壁の最高温度の履歴は図5.3-5に示すとおりであり、V0I-1で急激な姿勢変動が発生した時点の推定条件（O/F=1.13、5.1（2）項参照）を超えても、燃焼器の破損（事象D-1、5）は発生しなかった。また、燃焼状態は安定しており、不安定燃焼（事象D-4）やインジェクタ噴射方向異常（事象D-5）が発生した可能性は小さいと判断された。さらに、燃焼効率の低下も認められなかったことから、スロート後方での後燃え（事象D-3）が発生した可能性も小さいと判断された。

燃焼器が破損しなかった理由としては、燃焼器の個体差によるものと推定された。

5.3.3 発生事象のまとめ

(1) 検証結果

検証試験の結果は以下のとおりであり、OMEで発生した事象は、熱流束過大によってノズルが破損した（事象D-1）可能性が大きいと結論された。

	D-1	D-2	D-3	D-4	D-5	
水流し試験	N/A	×	N/A	N/A	×	×：発生せず
燃焼試験（その1）	○	○	N/A	N/A	N/A	○：発生の可能性あり
燃焼試験（その2）	× ^{注1}	× ^{注1}	×	×	×	N/A：判定材料なし
総合評価	◎	—	—	—	—	◎：可能性大 —：可能性低

注1：燃焼器の個体差により破損しなかった可能性がある

(2) OMEの破損状態の推定

図5.3-6に示すとおり、燃焼試験（その1）で燃焼器が破損した際には、ステップ状の推力低下が見られており、この挙動は、VOI-1で急激な姿勢変動が生じた際に記録された急激な推力低下に類似している。

また、燃焼試験（その1）で破損した後の燃焼器の推力特性と、VOI-1におけるOME噴射開始後152秒以降のOMEの推力特性は、図5.3-7に示すとおり、発生推力・横推力ともに、概ね一致している。（注：燃焼試験（その1）で破損した燃焼器が発生する横推力はCFDによる推定値であり、VOI-1における横推力はOME噴射開始後152～158秒で計測された角速度履歴から推定された値である）

以上の対比から、「あかつき」のOMEは、燃焼試験（その1）で破損した燃焼器と同様に、ノズルスロートでほぼ円周方向に破損していると推定された。

5. 4 金星周回軌道投入失敗のシナリオのまとめ

検討・調査・検証試験の結果、「あかつき」の金星周回軌道への投入失敗の状況は、以下のとおりと推定された。

「あかつき」では、金星へ向けての飛行中に、設計時の想定値を超える量の酸化剤の蒸気が、加圧ガス配管における酸化剤側の逆止弁（CV-0）および遮断弁（GLV-1、2）のシール材（高分子材料）を透過し、燃料側逆止弁（CV-F）に逆流した。CV-Fに到達した酸化剤の蒸気は、燃料の蒸気と反応することで塩を生成し、CV-Fの動作を阻害し流路をほぼ閉塞させた。このため、燃料タンクに、設計どおりの加圧ガスが供給されない状態となった。

VOI-1では、上記の状態にOMEを噴射させたため、噴射時間が経過するとともに燃料タンクの加圧ガス圧力が低下し、OMEへの燃料供給量が減少した。そのため、OMEは、酸化剤・燃料混合比（O/F）が設計条件を逸脱した状態で燃焼を続け、熱流束が過大となってノズルがスロート部でほぼ円周方向に破損した。

ノズルが破損した結果、OMEの発生推力が急激に低下するとともに、姿勢外乱トルクが生じ、探査機の姿勢は大きく乱れた。探査機では、RCSによる姿勢制御が試みられたが、姿勢が安定する前に姿勢異常判定指標の閾値を超えたため、自律制御により姿勢維持モードに移行し、OMEの噴射を中断するに至った。

6. 今後の対策

6. 1 基本的な考え方

「あかつき」は、平成27（2015）年頃以降に再び金星に接近する可能性がある太陽周回軌道を飛行しており、観測機器はいずれも正常であることから、再度、金星へ接近させて金星周回軌道へ投入することを目指す対策を講ずることを基本として、今後の対策が検討された。

6. 2 探査機に対する熱環境の影響の緩和

「あかつき」は、金星周回軌道投入失敗後、当初想定していない太陽周回軌道を飛行することとなったため、近日点近傍では、図6.2-1に示すとおり、設計条件を上回る熱環境に曝される。そのため、想定外の高温に曝される表面熱制御材が劣化し、探査機内部の温度が上昇することが懸念される。

平成23年4月17日の第1回の近日点では、熱環境の緩和を図るための運用として、探査機の+Z面を太陽指向とするように姿勢を変更し、機器温度を許容温度範囲内に維持する対策がとられた。

6. 3 金星への再接近および金星周回軌道への再投入に向けての対策

6. 3. 1 対策（案）

(1) 対策（案）の候補

金星周回軌道への投入失敗の原因究明の検討・調査（5章参照）を通して、推進系の加圧ガス供給配管では、CV-Fは閉塞しているが、微小なガス供給量は維持されている状態であると推定された。また、OMEは、ノズルスロート部でほぼ円周方向に破損していると推定された。

これらを前提として、金星への再接近に向けた軌道制御の方法として、2つの方法が挙げられた。

- 案1：破損したOMEを用いて、軌道制御を行う
- 案2：OMEを使用せずに、姿勢制御エンジン（RCS）によって軌道制御を行う
（23N級スラスタを4基噴射する）

また、軌道制御の時期については、合計 ΔV を抑制する（推進剤の消費量を最小限とする）観点から、第2回もしくは第3回の近日点通過周辺が候補として挙げられた。

(2) 対策（案）の選定方法

軌道制御の2つの方法のうち、OMEがノズルスロート部でほぼ円周方向に破損している状態であれば、OMEの方がRCSよりも比推力が大きい（推進剤を効率よく消費することができる）と推定されるため、金星を観測するうえで、より望ましい金星周回軌道へ

投入できると期待された。その一方で、CV-Fが閉塞した状況でのOME連続噴射では、設計条件を逸脱した燃焼となること、OMEが再着火の衝撃に耐えられない恐れがあること、スロートの破損状況によっては横推力が発生してOME噴射中の姿勢保持が困難となることが懸念された。

以上を勘案して、図6.3-1に示すとおり、OMEの使用可否を確認したうえで、いずれの案を選ぶかを決定するという計画が立てられた。

6.3.2 破損したOMEの使用可否の確認

(1) OMEの試験噴射

OMEの使用可否について、設計条件を逸脱したOME連続噴射の実現可能性と、着火衝撃を緩和するための事前検討および地上試験が行われた。【詳細：A.3項参照】

その結果を踏まえて、OMEの状態を把握することを目的とした軌道上試験噴射が行われた。

OMEの試験噴射は、平成23年9月7日に姿勢外乱（横推力等）を定量的に把握することを目的として2秒間噴射し、9月14日に姿勢制御ロジックを検証することを目的として20秒間噴射するというように、合計2回実施することが計画された。

1回目の試験噴射では、計画どおり2秒程度の噴射が行われた。取得されたデータの解析が進められたところ、噴射による加速度が想定よりも小さな値を示していることが明らかとなった。このことは、2回目の試験噴射の前提として当初予測していた状況と異なるため、2回目の試験噴射は、OMEの噴射状況を再確認することを目的として、噴射時間は5秒とするように計画が見直された。

2回目の試験噴射では、見直された計画どおり5秒程度の噴射が行われ、データが取得された。

2度の試験噴射では、図6.3-2に示すとおり、加速度とドップラモニタともにほぼ同じ事象が観察された。取得されたデータ分析の結果、以下の理由により、OMEの発生推力は当初想定よりも有意に小さいと判断された。

- OME噴射に先だって、3秒間、RCSスラスタ4基（合計約70N）を噴射することでタンク内推薬を排出ポート側に寄せるRCSセトリングは、正常に実施されたことが観測された。
- RCSセトリングの後のOME噴射で得られた加速度は、想定約1/9であり、推力は約40Nであった。
- ドップラモニタから得られた視線方向増速量は、加速度データと整合していた。

(2) OMEの試験噴射結果に対する分析

OMEの発生推力が当初想定よりも有意に小さい理由について、試験噴射時の推薬供

給量が異常であったケースと、OMEの破損が進行したケースの2つの可能性が考えられ、それぞれについて分析が行われた。

① 試験噴射時の推薬供給量が異常であったケースについての分析

テレメトリによって、試験噴射中のバルブは正常に作動していたことが確認された。また、図6.3-3に示す推進系各部の温度変化の履歴から、2度の噴射試験ともに推薬が流れることによる温度低下を検知していることと、図6.3-4に示す温度低下の推薬流量感度解析の結果から、推進系各部の温度変化履歴は定常流量が流れた場合に概ね一致していることが確認された。

これらのことから、試験噴射時の推薬供給量は正常であったと判断された。

② OMEの破損が進行したケースについての分析

ノズルスロート部で破損している状態のOMEで発生すると想定される推力は、約350Nと想定された。これに対して、破損が進行して燃焼器が完全に消失した状態を図6.3-5(右図)に示すとおりと想定し、インジェクタから噴出した推薬が自由空間で燃焼し、そのガスが「あかつき」の底面(平面を仮定)を押す力は、50N程度と推算された。

このことから、試験噴射で得られた推力は、OME破損が進行して燃焼器として機能していない状態にあると考えることで説明できると判断された。

(3) 破損したOMEの使用可否の結論

前項までの検討および試験検証の結果、OMEよりもRCSを用いた方が、燃料の使用効率(比推力)が良いと判断された。そのため、図6.3-1における案1(破損したOMEを用いて軌道制御する)は採用せず、案2(OMEを使用せずにRCSによって軌道制御する)を、今後の対策とすると結論された。

6. 3. 3 RCSによって軌道制御する対策に関する検討

(1) 酸化剤の投棄に関する検討

RCSによる軌道制御を有効に実施するためには、今後使用する予定が無い酸化剤を投棄し、探査機質量を軽くすることが必須であるとされた。

酸化剤の投棄に際しては、真空中へ液体(酸化剤)を噴射することで、インジェクタが凍結する可能性や、推薬弁を含めた探査機各部の温度が許容温度範囲を逸脱する可能性が懸念された。また、酸化剤を放出することで、光学系等の機器にコンタミネーションとして付着する可能性や、姿勢制御への影響に対する懸念が指摘された。

温度に関する懸念については、地上試験と熱解析による検討の結果、酸化剤投棄を分割して実施することで安全に実施できると判断された。光学系等の機器については、機器の温度を予め上げておくことにより、コンタミネーションの付着は避けるこ

とができると判断され、平成23年9月30日に実施された1分間の試験投棄によって、その有効性が確認された。姿勢制御への影響に対する懸念については、OME試験噴射時に計測された横推力が十分に小さかったことから、問題になる可能性は小さいと判断された。

(2) RCSの長時間噴射に関する検討

RCSは1液式スラスタであり、燃料を触媒分解でガス化して推力を得ている。そのため、RCSを長時間噴射させた場合、触媒の破損や劣化、あるいは触媒保持機構の焼損等による推力低下や不安定化が懸念された。

このため、RCSの実力が調査された。「あかつき」に搭載されているRCSは、科学衛星でフライト実績のある製品であり、その認定試験(QT)では累積23000秒、連続では6000秒の地上燃焼試験実績がある。QTでは、噴射中の燃焼圧は安定しており、触媒劣化などの兆候は観測されていない。一方、「あかつき」では、金星へ再接近させるための軌道制御に、累積4000秒程度、連続では最大2000秒程度の噴射が必要と見込まれた。これらのことから、「あかつき」で必要とされる長秒時噴射は可能と判断された。

また、噴射終了後のヒートソークバックについても検討された。RCSでは、特に推薬弁について、ヒートソークバックによる温度上昇が懸念されたが、熱解析により、熱的に厳しい太陽側推薬弁についても許容温度範囲内にとどまることが確認された。

6. 4 金星への再接近に向けての対策の実施の結果

(1) 酸化剤の投棄

本格的な酸化剤の投棄は、平成23年の10月6日、12日、13日の3回に分けて実施され、それぞれの投棄時間は、6分、9分、9分であった。

試験投棄および3回の投棄運用中、機体の加速度は図6. 4-1に示すとおりであり、タンクの圧力は図6. 4-2に示すとおりであった。機体の加速度データから、投棄運用初期では12N程度、終期では6N程度の推力が安定して得られたことが確認された。また、累積投棄時間が21分55秒～22分5秒を経過後、探査機に加わる加速度の急減とタンク圧力の急減が見られたことから、加圧用ヘリウムガスが吹き抜け、酸化剤投棄運用は計画通り終了したと判断された。また、探査機のタンク圧力プロファイル等が詳細に解析され、搭載量の99%に相当する約65kgの酸化剤が投棄されたと判断された。

(2) 金星への再接近に向けた軌道制御

RCSを用いた金星への再接近に向けた軌道制御は、第2回の近日点（平成23年11月6日）の近傍である平成23年11月1日、10日、21日に実施された。噴射時間は、それぞれ

れ、約10分間、544秒、342秒であった。3回の噴射の結果、探査機は、平成27（2015）年に金星に再び接近できる軌道を飛行していることが確認された。

それぞれの噴射は、燃料側逆止弁の動作に不定性があるため、比推力を正確に見積もることができるように、加圧ガス側の供給を遮断したブローダウン運用で行われた。また、それぞれの噴射後には遮断弁が開放され、燃料タンクの補加圧が行われた。軌道制御中の燃料タンクの圧力は図6.4-3に示すとおりであり、噴射後は、調圧圧力まで補加圧できていることが確認された。また、このデータを基に、補加圧時のCV-Fの等価オリフィス径を評価した結果は図6.4-4に示すとおりであり、CV-Fの閉塞状態は改善されていると推定された。今後は、酸化剤タンク内に若干の酸化剤残留分があるため、CV-Fにおいて塩が生成し続ける可能性もあるが、燃料タンクをある程度の空所容積をもって調圧圧力まで補加圧できていることから、燃料タンクを全く補加圧できない場合であっても、金星周回軌道への再投入を含めて、RCS運用が可能な状態であると判断された。

6.5 今後の計画

今後とも、熱環境の影響を最大限に緩和するように考慮しつつ運用を実施する予定とされている。再投入で目指す金星周回軌道は、現時点では確定しておらず、図6.5-1に示すように、大きく分けて2つの候補が考えられている。いずれの候補の軌道とも、当初計画とは異なり遠金点高度が高いものとなるため、投入時期（探査機の寿命リスク）、その軌道での滞在期間（残燃料量の制約）、および観測計画（想定される観測成果）を勘案して、科学的観測成果が最大となるように、科学コミュニティにおける検討も踏まえて、引き続き検討するとされている。

7. 今後への改善事項

7. 1 今後の推進系設計への反映事項

(1) 燃料／酸化剤蒸気混合に対する設計について

2液推進系を搭載した「あかつき」が金星周回軌道への投入に失敗した原因は、以下の2つの事象が複合して発生し、その結果として生成した塩が燃料側逆止弁の動作を阻害し、OMEが異常燃焼状態となって破損したためと判断された。

- 推薬蒸気がバルブのシールの上下流を移動するメカニズムには「リーク」と「透過」の2種類があるが、バルブの構造（シール形状・材質等）によっては、透過量がリーク量に比べて桁の違う程度に大きい場合がある。
- バルブのシールの上下流を移動してきた希薄な酸化剤蒸気と燃料蒸気が混合する場合は、低温の緩やかな反応となり、自己着火性の燃焼反応には至らず、塩が生成される場合がある。

2液推進系を搭載するミッションでは、従来から、加圧ガス供給配管で酸化剤蒸気と燃料蒸気が混合・反応を防止するための設計を行ってきたが、今般の原因究明の結果を受けて、JAXAは、新たに留意すべき事項として以下を挙げており、宇宙機用推進系設計標準（JERG-2-340）に反映して共有化を図るとしている。

- 推薬蒸気の移動については、リークと透過の両方の効果を考慮する。
- 特に、酸化剤蒸気の移動については、実液・実バルブ等による実測に基づいた定量化が必須である。
- 塩の生成によって、バルブの動作不具合が引き起こされる可能性があることを考慮して、採用するバルブの特性・個数・配置・配管構成等を、運用期間に対して適切に設定する。

上記のJAXAが挙げた留意事項に対しては、以下の意見が述べられており、JAXAにおいては、継続的な改善活動の一環として検討するよう期待する。

- 今後ともバルブや推薬タンク内の気液分離膜は変わっていくと思われるため、加速試験等によって、ある程度のサブシステムの単位で検証していくことを考えていくべきである。
- 塩が生成する律速条件（配管系のコンフィギュレーション、使用環境、運用期間等）の問題を緻密に分析し、設計のスペックに結びつけていくことが望まれる。
- 非金属材料・有機材料を使用する場合は、何が起きるか判らないとの前提に立ってチェックできるように、専門家の隙間のない布陣をそろえる、あるいは、より詳しい意見を求めることができるように専門家のネットワークを構築していくことが大事である。

- バルブの受入検査において、ヘリウムガスと実ガスのいずれを使うべきかについては、実ガスを用いた検査を製造メーカーで実施することが現実的でない場合も多いため、上位システムのどこかで実施することも含めて、ケースバイケースで状況に応じて検討すべきである。

(2) コンタミネーション対策

今般の原因究明においては、コンタミネーションの噛み込みが原因であった可能性は低いが、原因として完全には排除できないとされた。

コンタミネーションの噛み込みは、偶発的に発生する可能性を否定できず、また完全に排除できる性質のものでもないため、JAXAは、今後の開発において、以下に示すようなコンタミネーション噛み込みの可能性の低減について継続的に取り組むとしている。

- 設計段階でフィルタ配置をより慎重に検討する。
- 配管洗浄方法の更なる改善の可能性を検討する。

上記のJAXAの取り組みに際しては、スペックで洗浄方法・検査方法をどこまで細かく指定するかがポイントであり、再発防止効果に係わるので、きめ細かさに留意して取り組んで欲しいとの意見が述べられており、JAXAにおいては、継続的な改善活動の一環として検討するよう期待する。

7. 2 金星周回軌道投入失敗の背後要因の分析に基づく今後への改善事項

JAXAでは、JAXA内外の専門家を招聘した有識者会合の場を含めて、「あかつき」の金星周回軌道への投入失敗の原因であると結論された事象を開発段階で予測・検出することができなかった理由についての分析に基づき、今後の改善事項についての検討が行われた。 【詳細：A.4項参照】

その結果、今後への改善事項として、以下の4項目が取りまとめられた。

① 推進系の技術力向上、および技術情報の共有

JAXAは、推進系システム、およびバルブ等の部品に関する基礎的データや知見の蓄積を推し進めるに際して、より体系的で、知見の普遍化と情報の共有が容易な形でデータベース化するように努めるとしている。そのための具体的な対応として、以下が挙げられている。

- 宇宙機用推進系設計標準（JERG-2-340）に新たな知見を随時反映する。
- JAXA主導で、基礎的な技術データの更なる蓄積、および国内の製造メーカーの技術・ノウハウについて集約・整理し、今後の開発に活用できるように、推進系デー

データベースを充実させる。

② 部品選定・調達の信頼性向上

JAXAは、バルブベンダの経験や実績を含めた技術力に関する情報収集を改善している。そのための具体的な対応として、以下が挙げられている

- コンポーネントの選定時にベンダの実績、能力の精査を徹底すること。
- 現地コンサルタントの活用等により、ブラックボックスの範囲を最少化すること。
- 今回の事例に基づく具体的な実行施策を、衛星開発における海外部品・コンポーネント品質向上ガイドライン（JERG-2-022）へ反映すること。

③ 実使用環境を指向した試験検証

JAXAは、「実績」を過大に評価して試験検証計画を過度に簡略化することがないように、実使用環境を指向した試験検証を基本とするとしている。具体的な取り組みとして、以下が挙げられている。

- 過去の実績については、システムに組み込まれた状態における機器の運用条件を十分に精査し、信頼性を評価する。
- 地上検証においては、可能な限り、実使用環境に近い条件での試験を指向する。
- 要求仕様の検証条件と機器の実使用環境に差異がある場合には、この差異に起因するリスクについて、解析や要素試験等を組合せによる検証を徹底する。

④ 人材に関する改善事項

JAXAは、潜在的な不具合事象の洗い出しについては、技術者・研究者の経験や想像力および技術の継承に負うところが大きいとの観点から、起きうる事象に想像力の限りを尽くして事にあたる人材の充実とその育成を図るとしている。そのための具体的な方策として、以下が挙げられている。

- JAXAのインハウスの実験による研究のおよび実践的経験機会を充実させる。
- 様々なバックグラウンドを有するメンバーが一体となって推進する研究活動やプロジェクトへの参加機会の増加を図る。

上記のJAXAによる今後への改善活動に対しては、以下の助言が述べられた。JAXAにおいては、継続的な改善活動の一環として検討するよう期待する。

- バルブは、高圧ガスシステムのキーとなる部品であり、その基礎技術を蓄積していくことは、日本の宇宙開発において重要なポイントである。JAXAにおいては、バルブを研究テーマとして取り上げ、技術の蓄積と人材の育成に取り組むことを

望みたい。

- リスク管理やFMEA検討において、事象を可視化して理解できるようにすることが重要である。
- 試験検証については、試験技術の向上と効率化が重要である。
- 受動的な弁の動作の確認・評価は、特に注意深く検討し、可能な限りフライト形態で行うことを指向すべきである。

8. まとめ

今般の調査審議を通して、「あかつき」の金星周回軌道への投入失敗の直接的な原因のメカニズムが明らかにされた。宇宙探査機および科学衛星の推進系は、ミッションによって、そのシステム構成や使用部品が異なるが、今回の「あかつき」の金星周回軌道への投入失敗の原因究明において得られた知見と今後の改善事項については、設計、部品選定、検証試験計画立案等の各開発段階で、推進系システム設計に共通的に取り入れ反映していくことが重要である。

また、新たなトラブルを未然に防ぐためにも、基礎的データ・知見の蓄積と活用をより一層推し進めるとともに、「類似性」や「実績」という概念に捕らわれることなくミッションごとに使用環境や運用方法の相違等によって起きうる事象を想像する能力を有する人材を育成することが重要である。

JAXAにおいては、今回得られた知見と今後の改善事項を共通の知的資産として、宇宙開発業務全般にわたって更なる信頼性および技術力の向上に努力することを、本部会として強く望みたい。

なお、「あかつき」には、平成27（2015）年以降に金星へ再接近し金星を観測するための周回軌道へ投入できるチャンスがあることから、観測成果が最大となる金星周回軌道への投入を目指して運用を継続することを、本部会としても期待する。

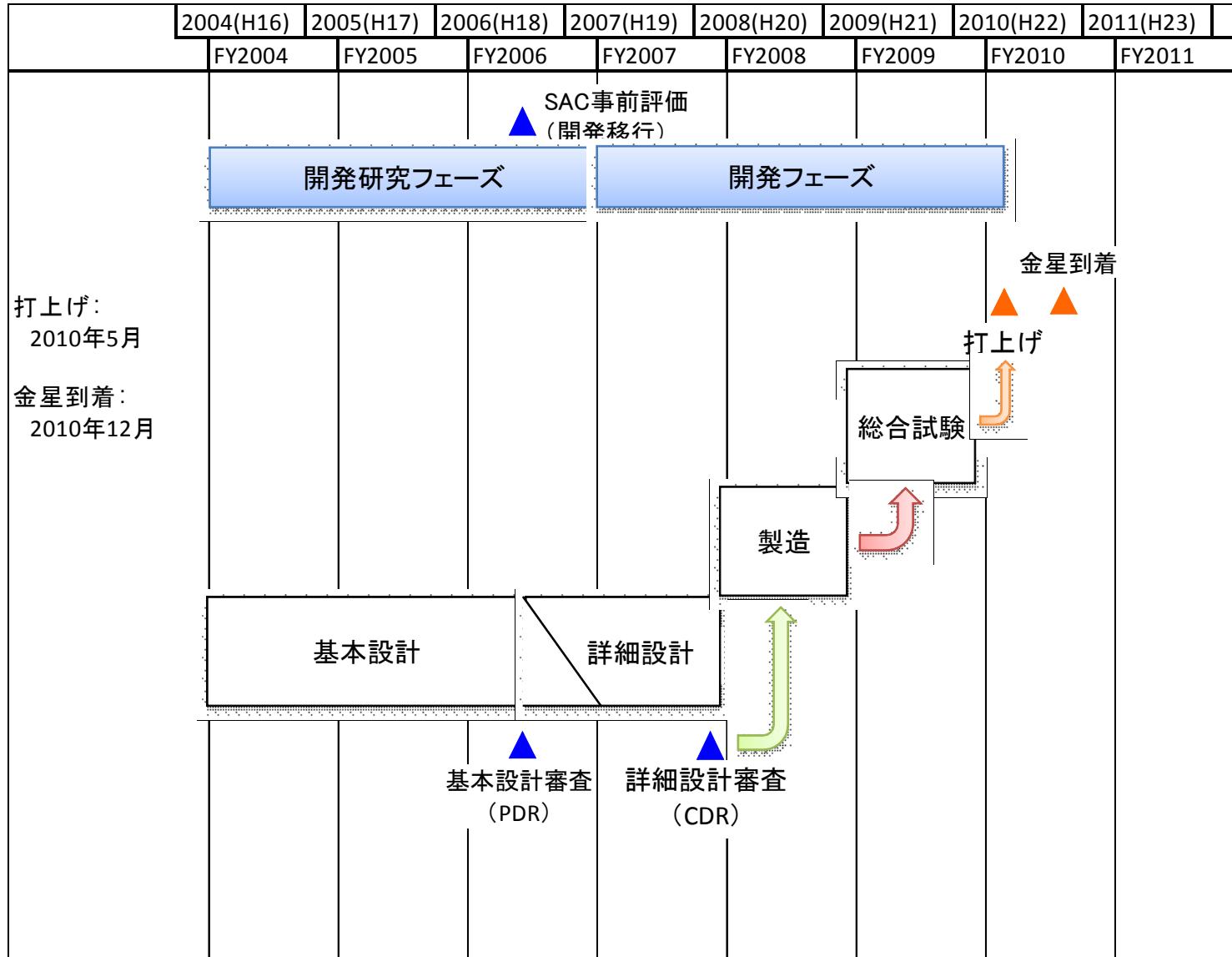


図3.1-1 開発スケジュール

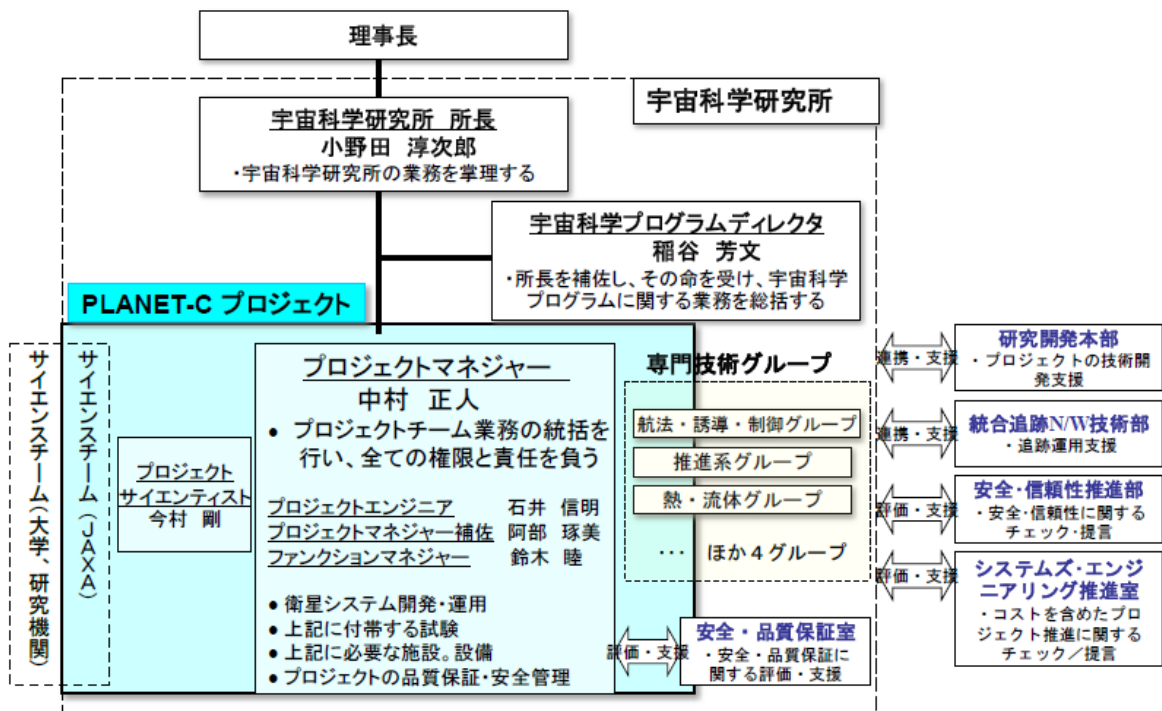


図3.1-2(1/2) 開発体制 (JAXA内での実施体制)

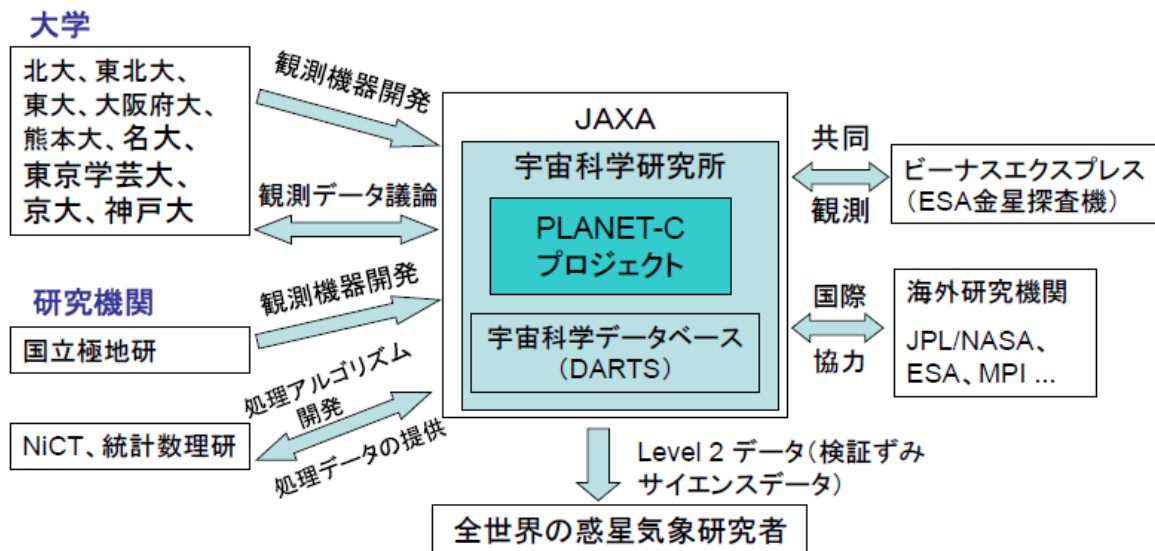


図3.1-2(2/2) 開発体制 (国内・国際協力体制)

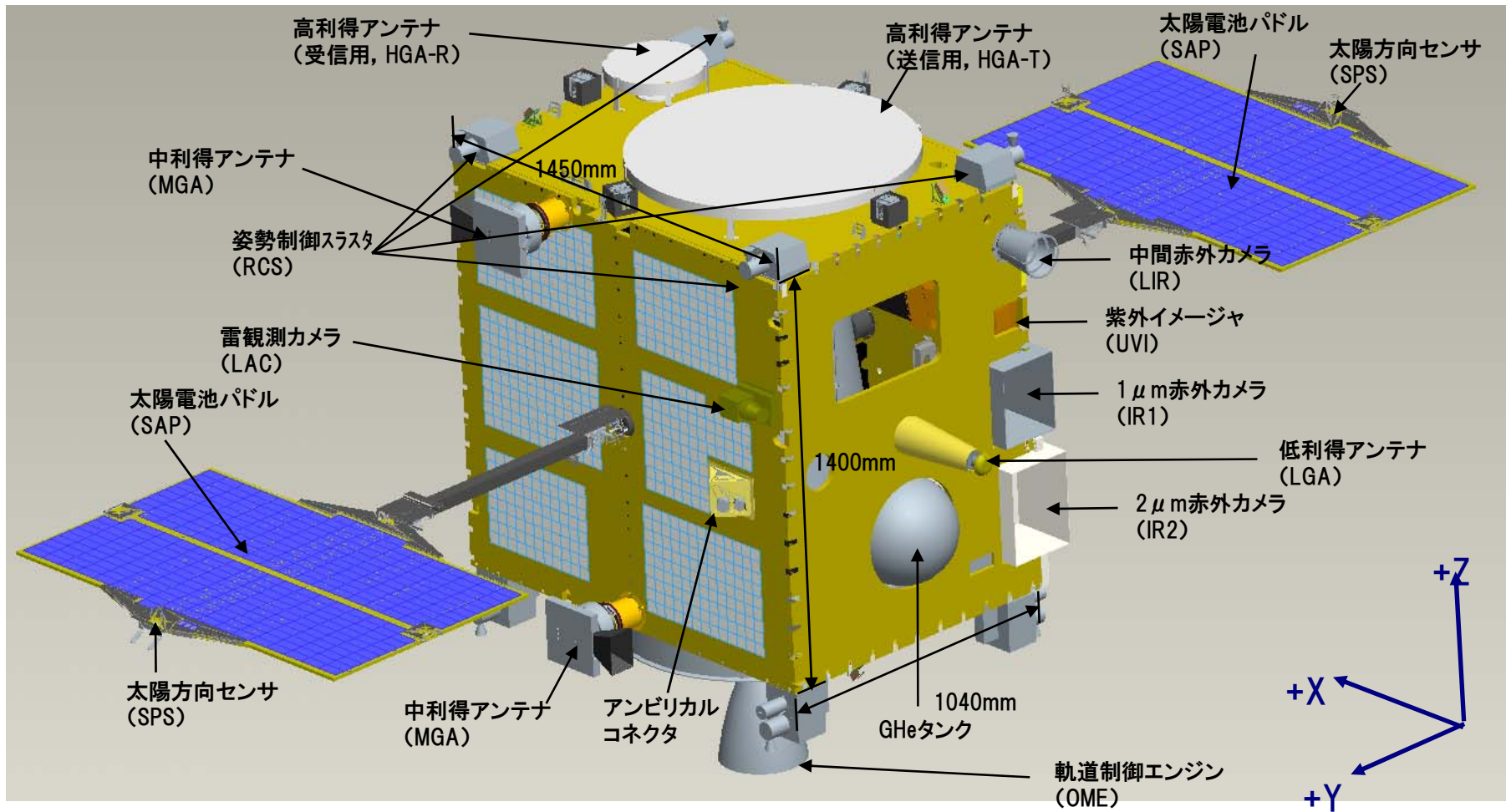
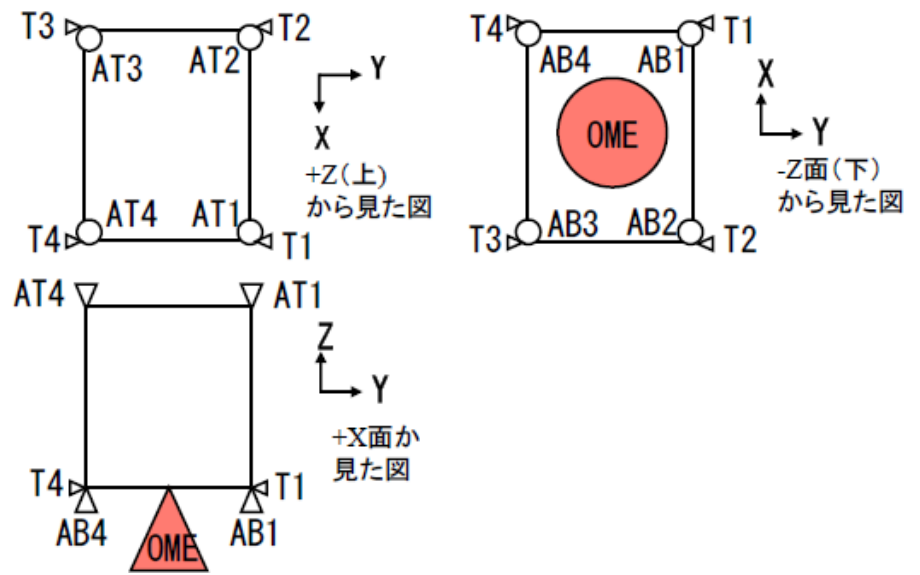
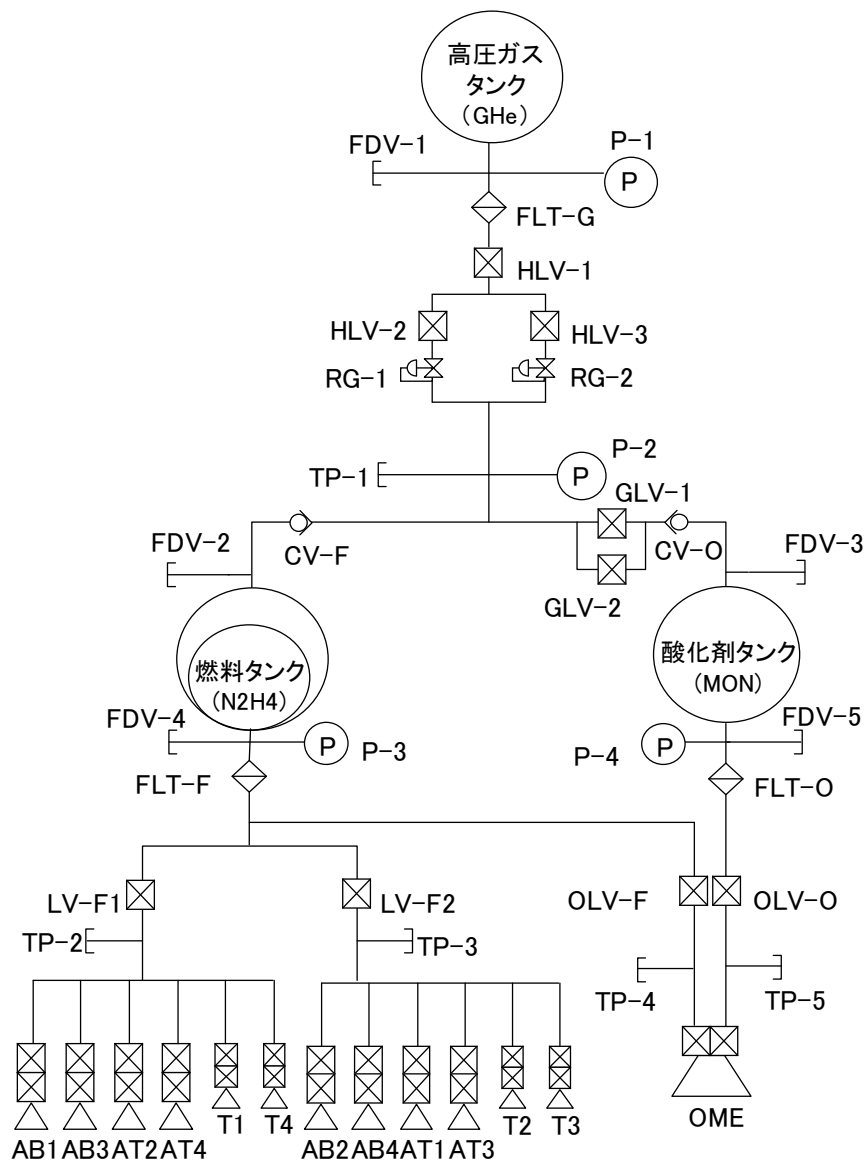


図3.2-1 金星探査機「あかつき」の外観



探査機上のスラスト配置 (模式図)

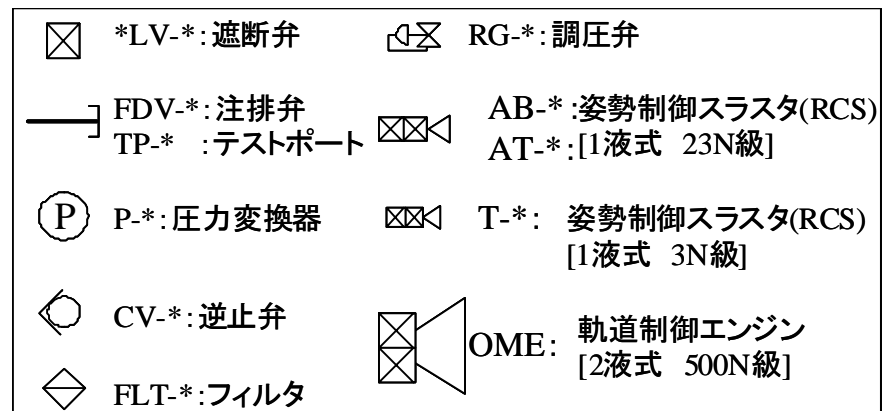


図3.2-2 推進系配管系統図

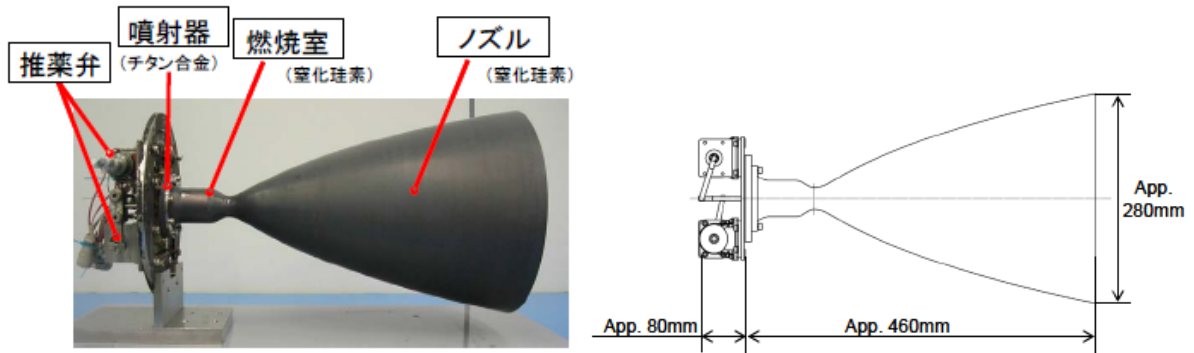


図3.2-3 軌道制御エンジン (OME) の外観・形状

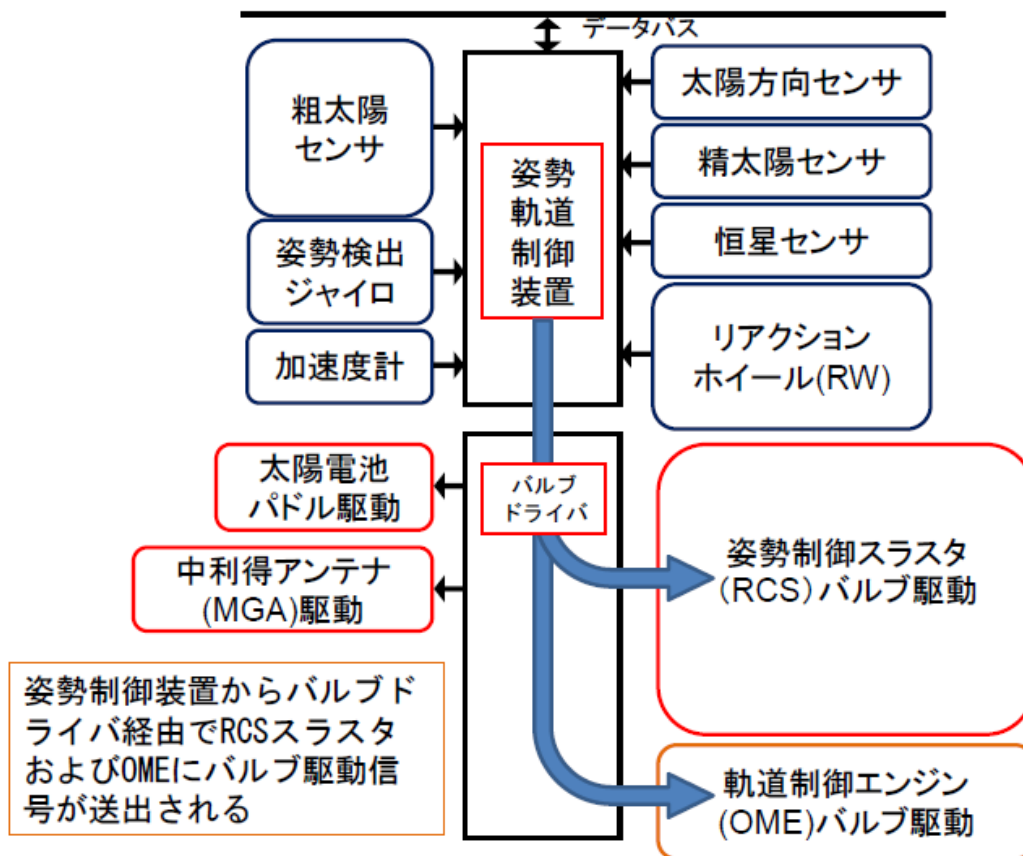


図3.2-4 姿勢軌道制御系 系統図

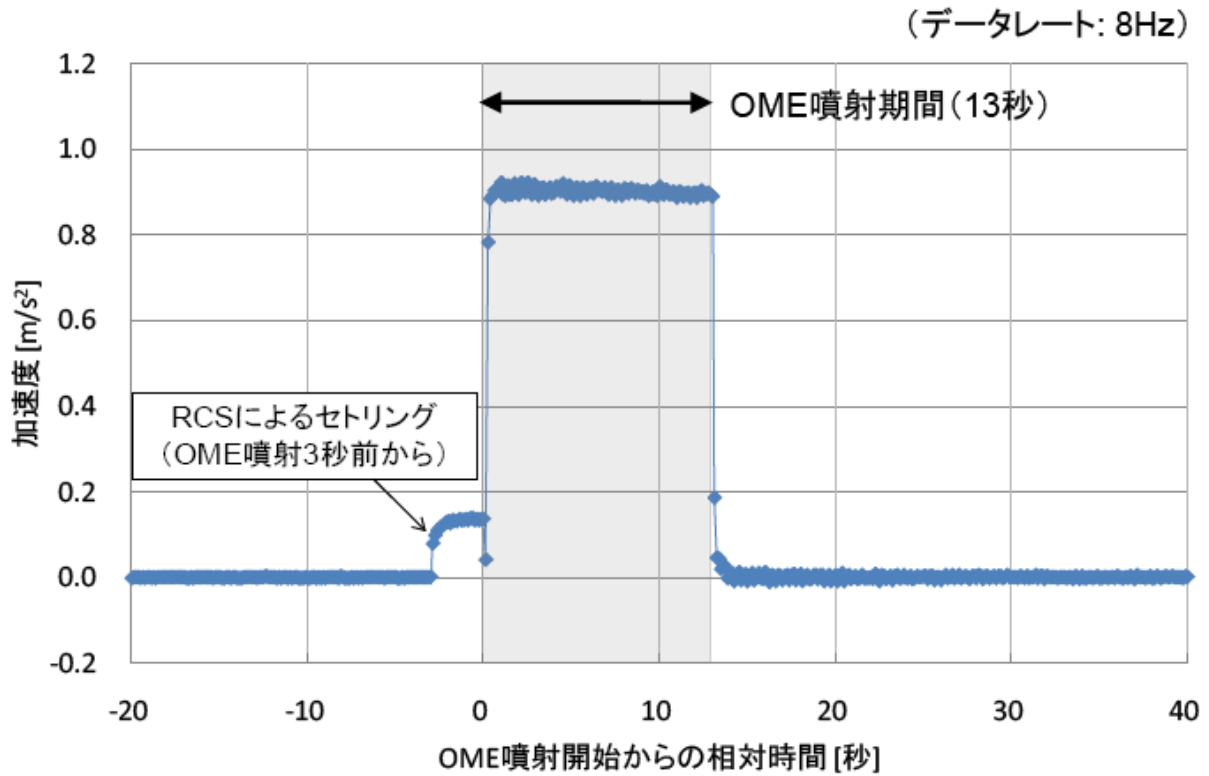


図4. 1-1 (1/4) OME試験噴射前後の取得データ (加速度履歴)

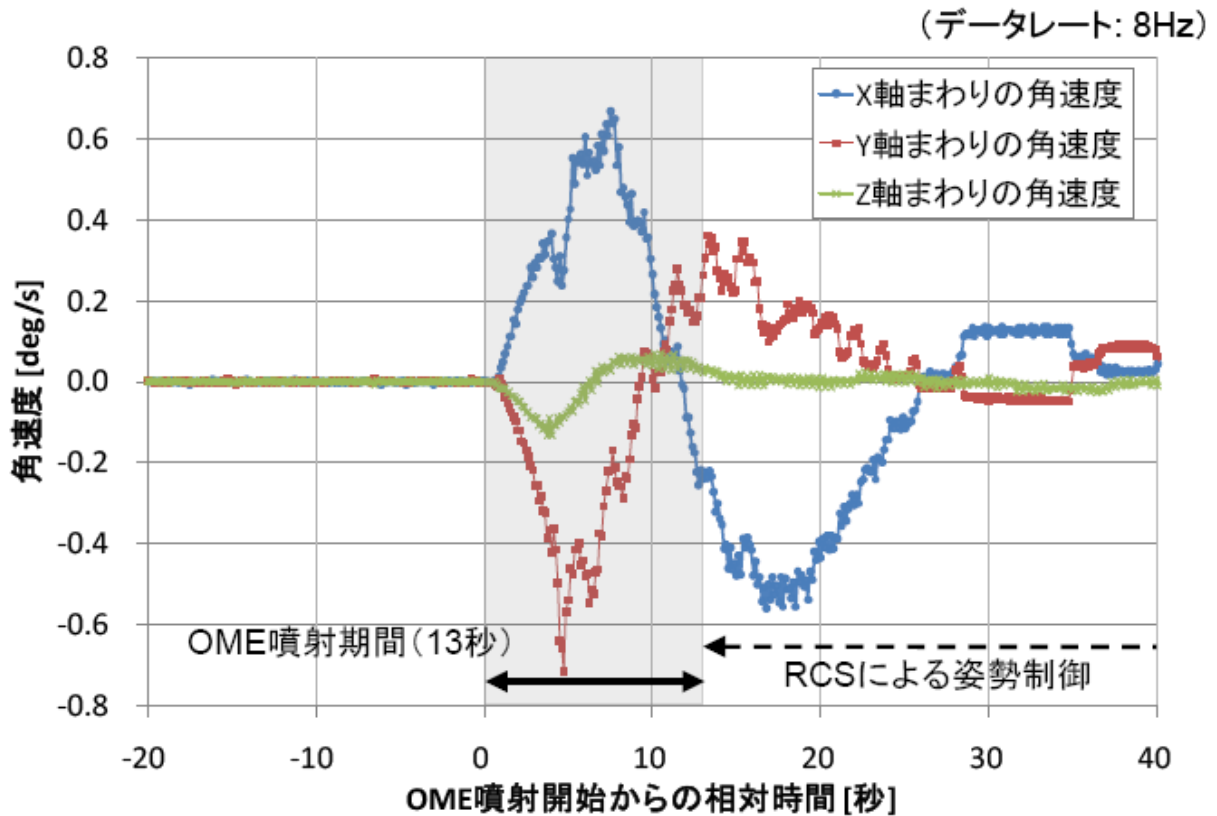


図4. 1-1 (2/4) OME試験噴射前後の取得データ (角速度履歴)

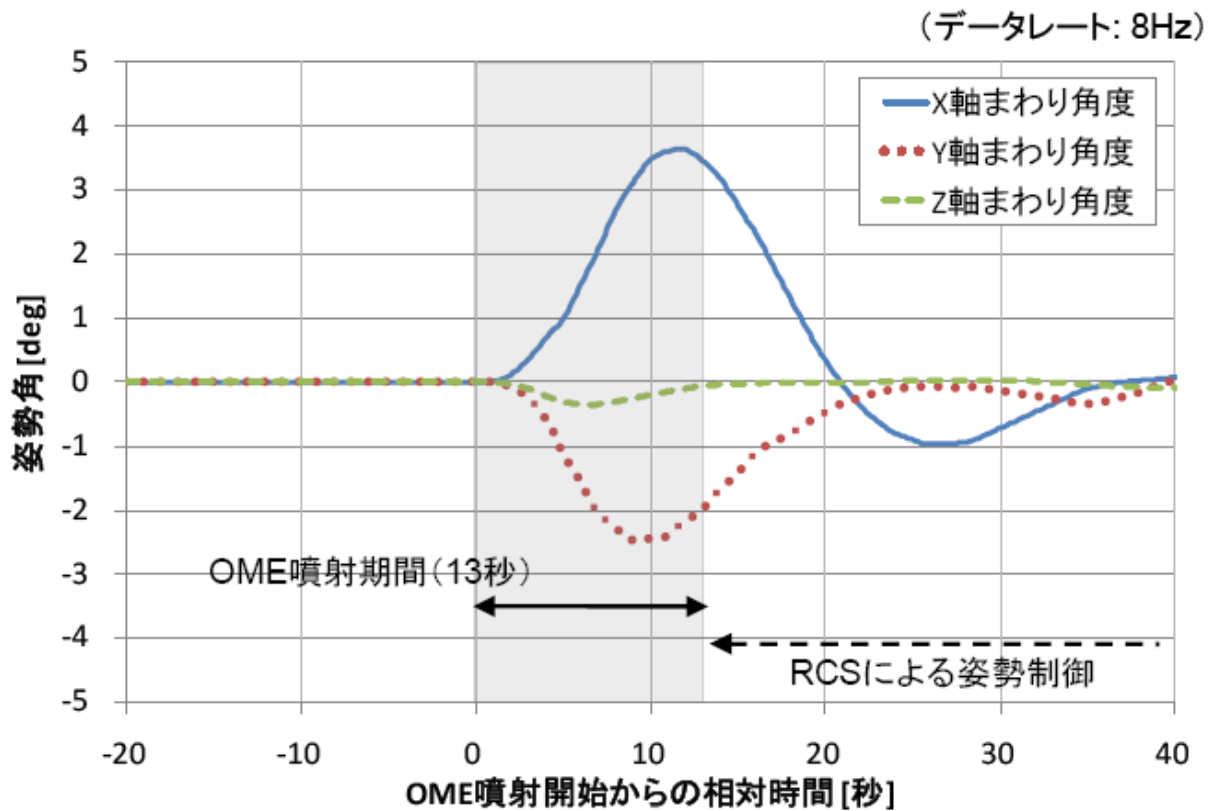


図4. 1-1 (3/4) OME試験噴射前後の取得データ (姿勢角履歴)

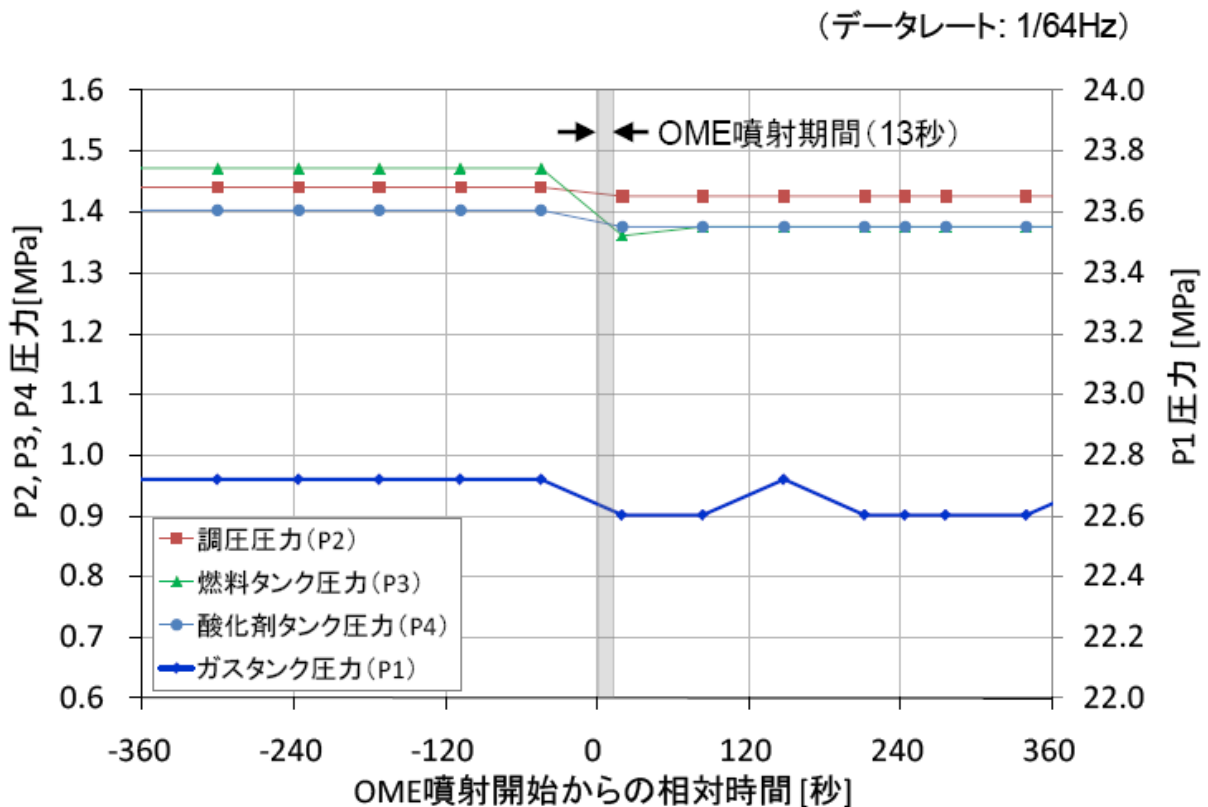


図4. 1-1 (4/4) OME試験噴射前後の取得データ (推進系圧力履歴)

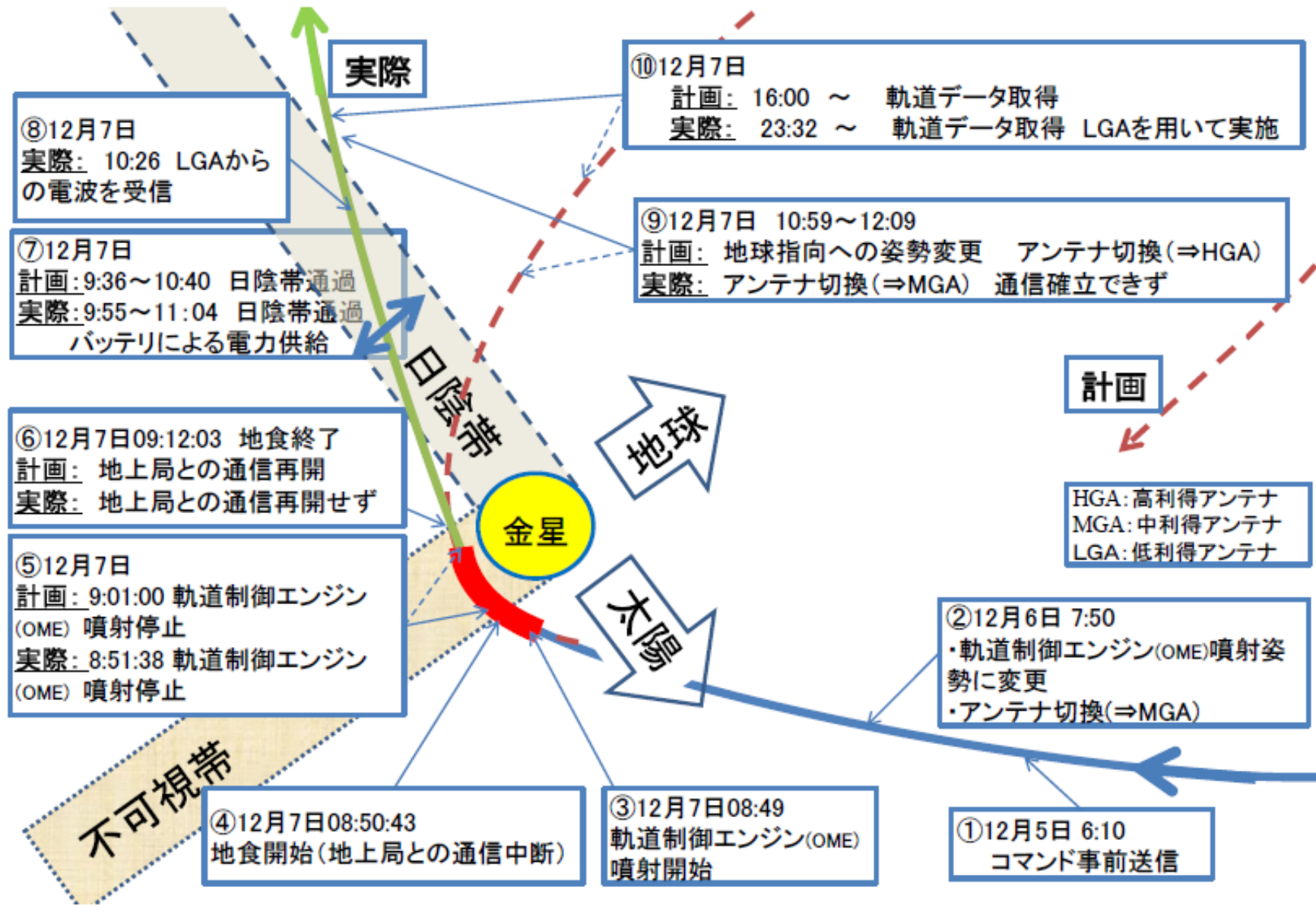


図4. 2-1 金星周回軌道へ投入するための軌道制御 (VOI-1) の運用計画と実際の状況

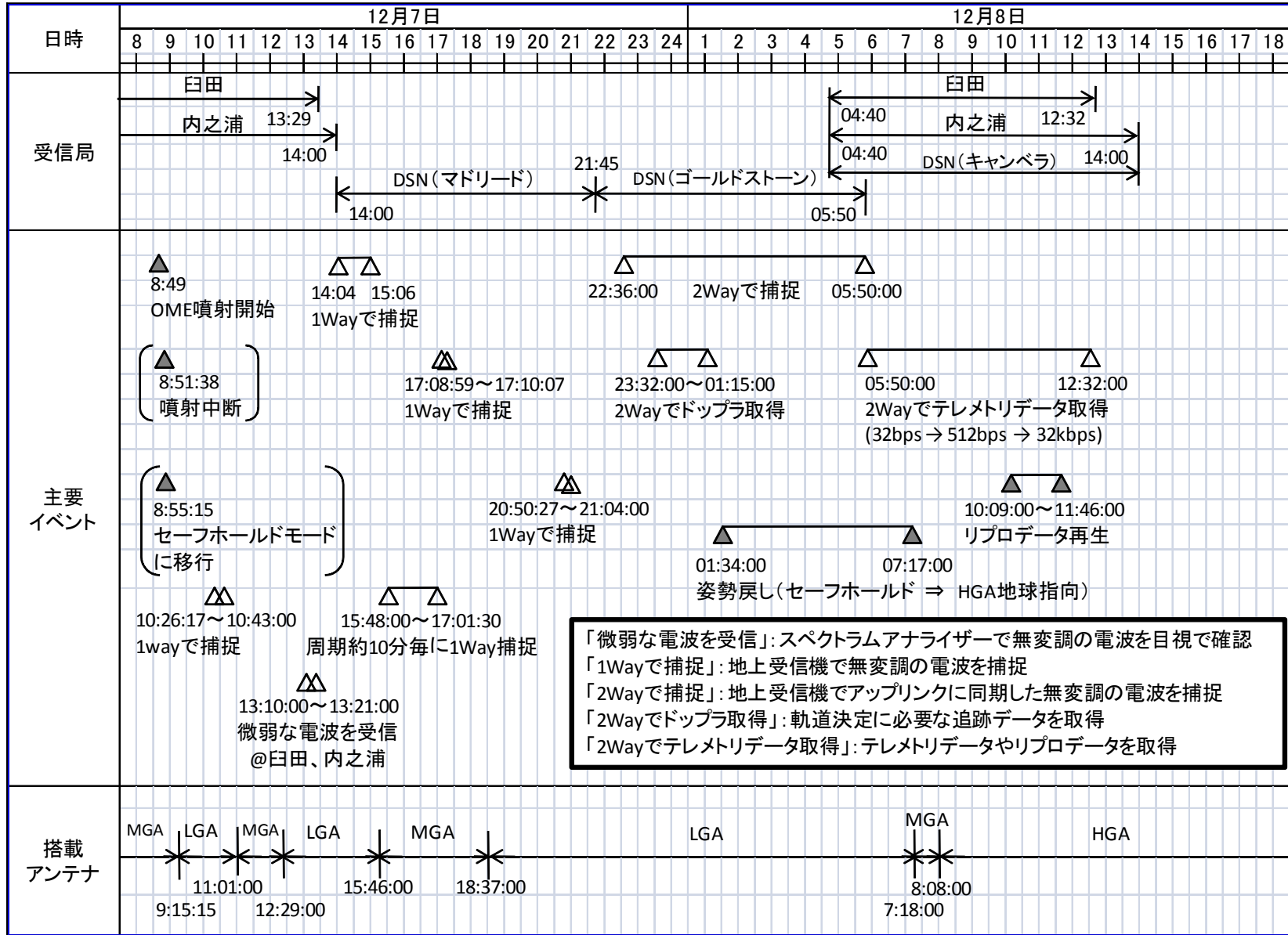


図4.2-2 地上局による探査機の追跡の状況

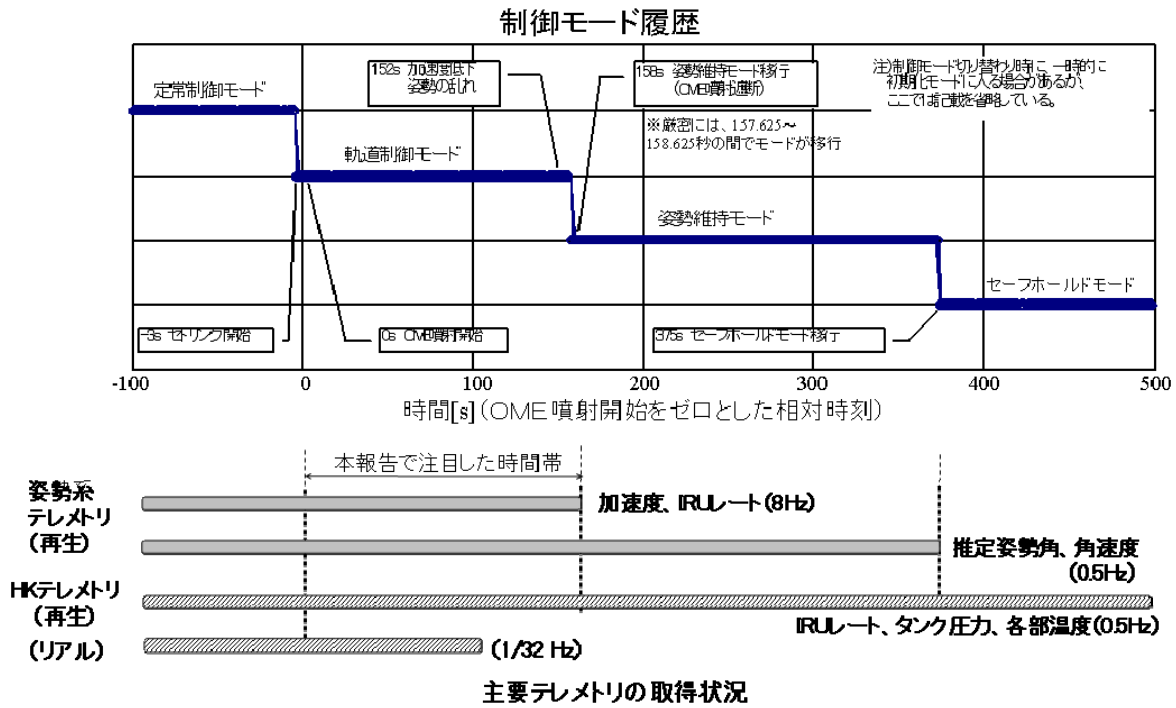


図4.2-3 VOI-1前後の制御モードの履歴

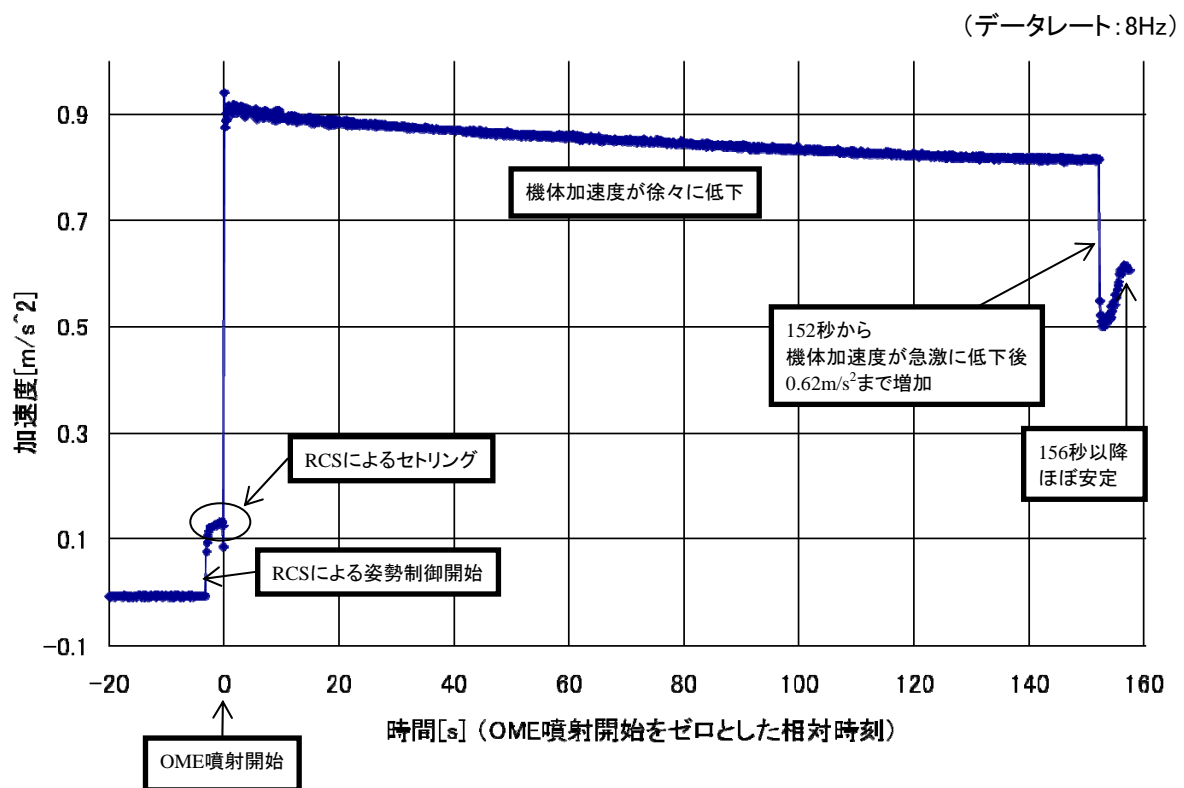


図4.2-4 VOI-1前後の加速度の履歴

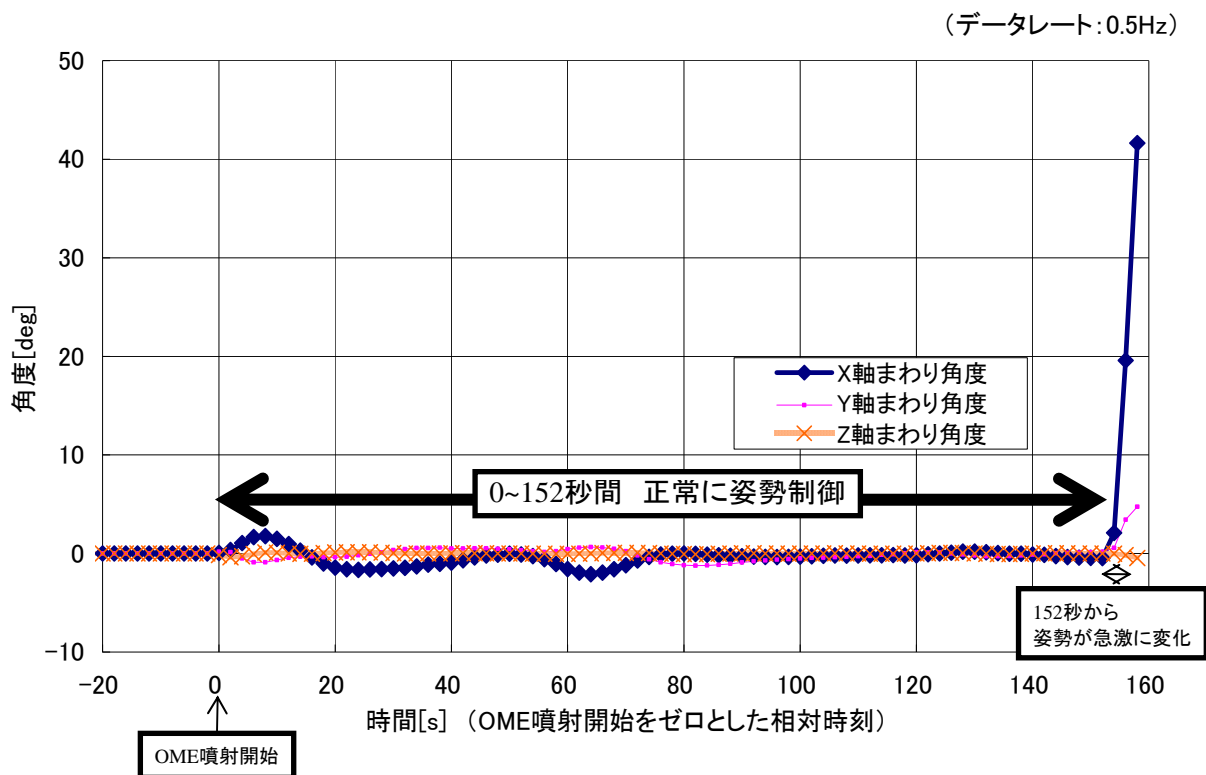


図4.2-5 (1/2) VOI-1前後の探査機姿勢の履歴 (姿勢角)

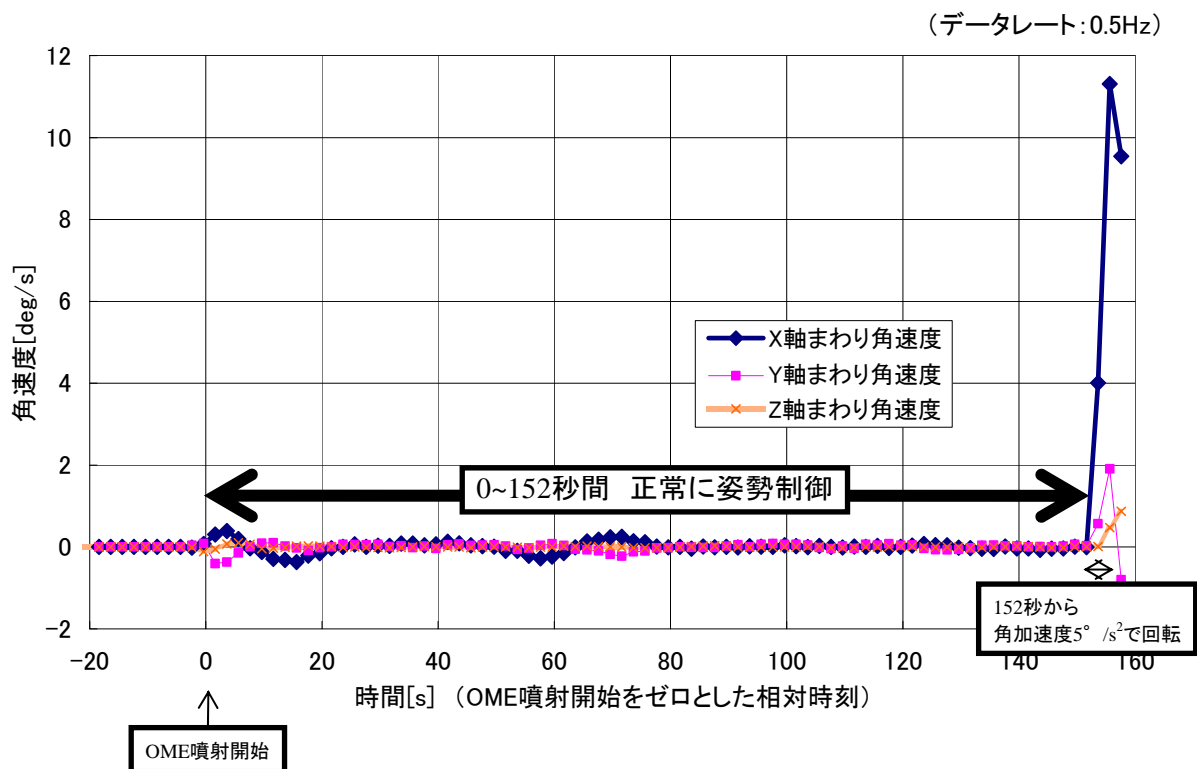


図4.2-5 (2/2) VOI-1前後の探査機姿勢の履歴 (角速度)

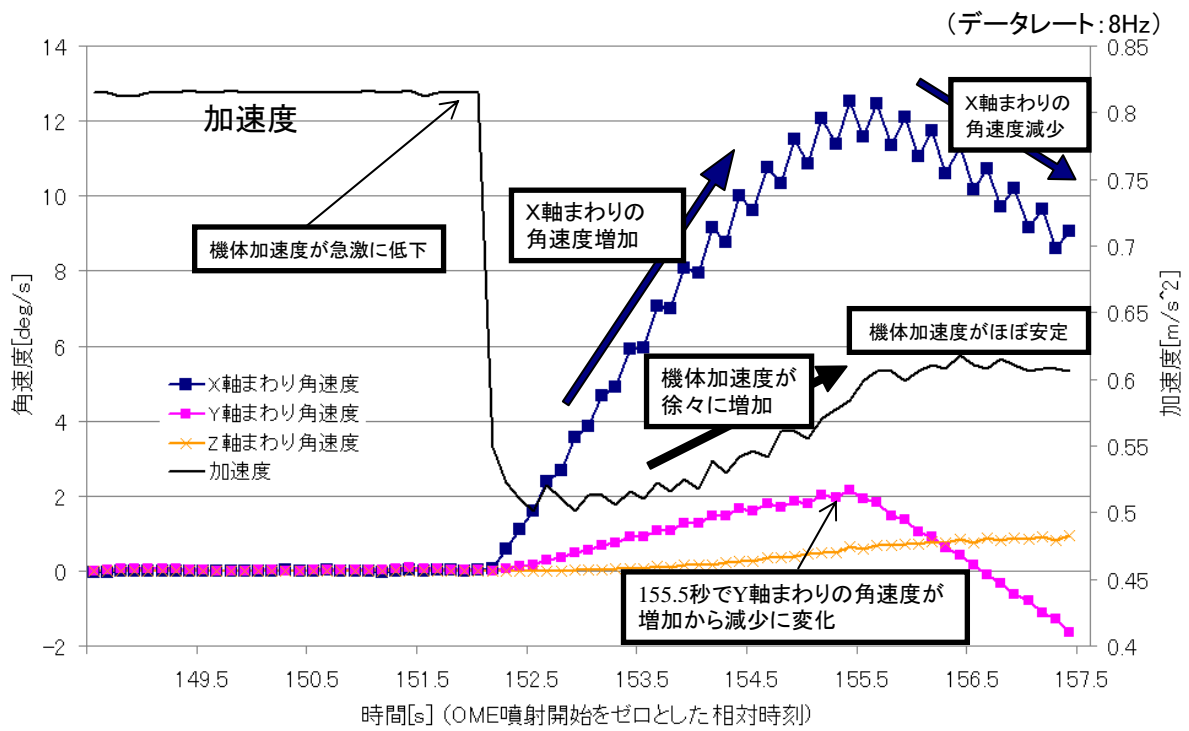


図4.2-6 VOI-1後半の加速度および探査機姿勢の履歴

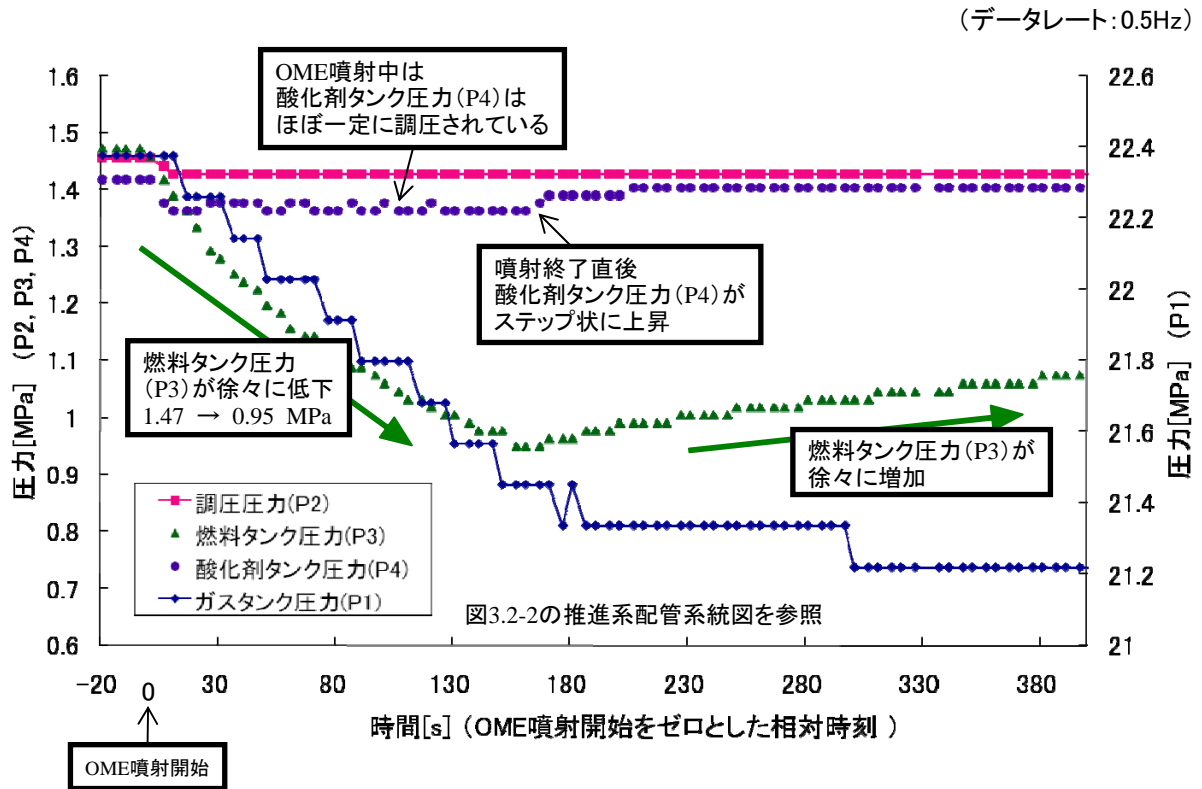


図4.2-7 V0I-1前後の推進系圧力の履歴

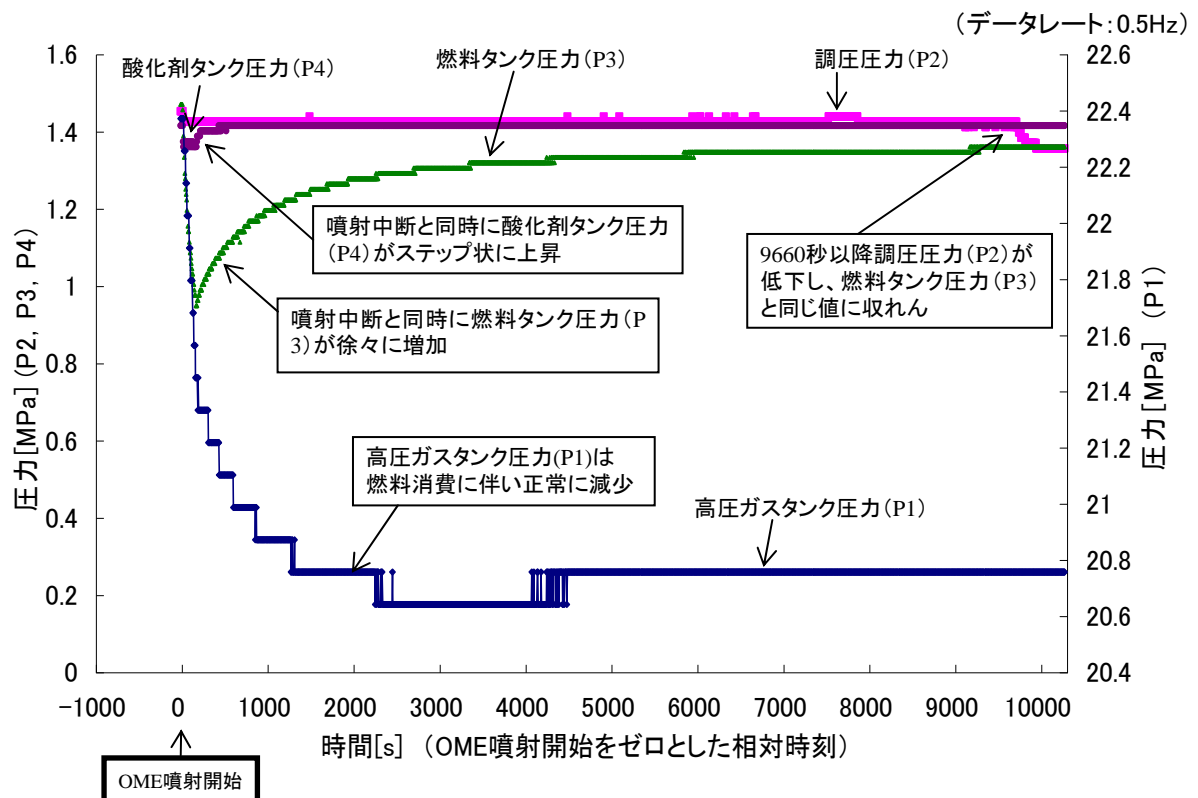


図4.2-8 V0I-1後の推進系圧力の履歴