

図6.4-1 酸化剤投棄中の機体の加速度

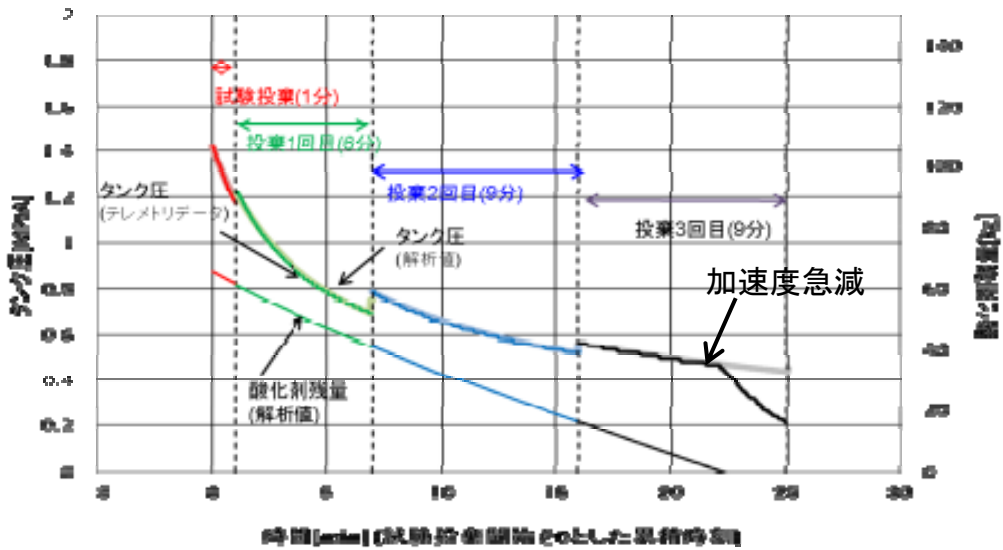


図6.4-2 酸化剤投棄中のタンク圧力

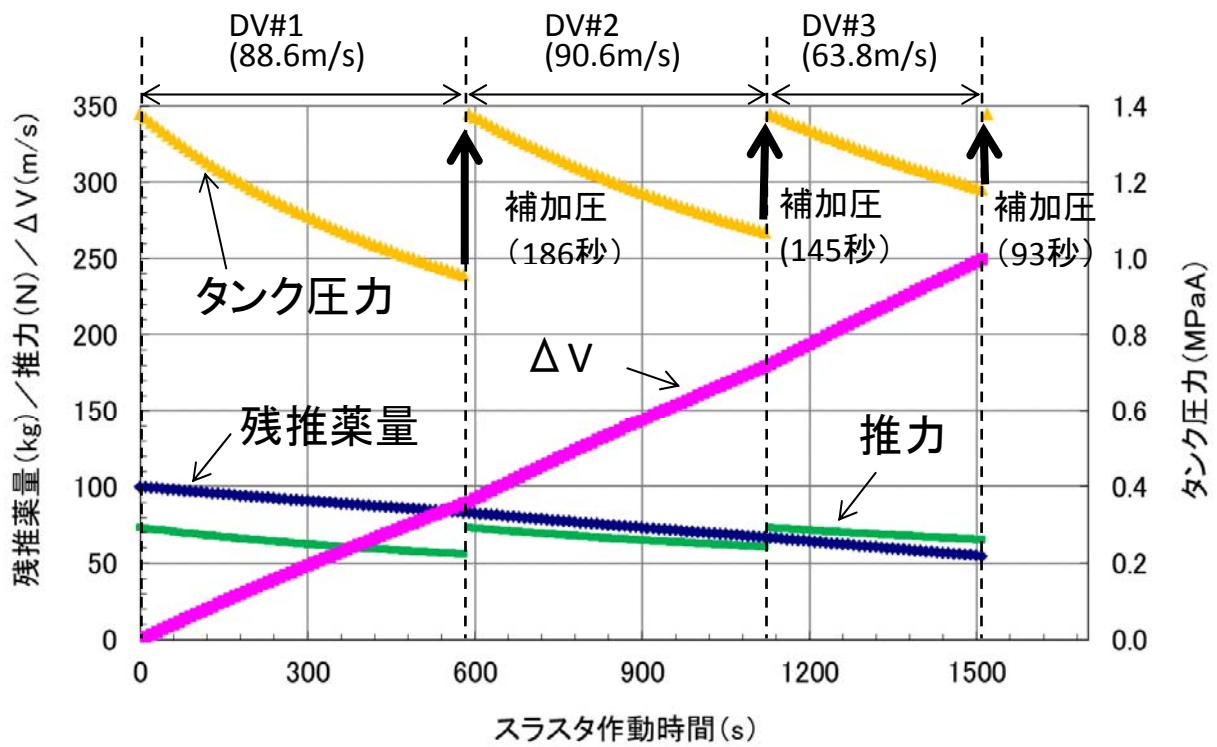


図6.4-3 RCSによる軌道制御中の燃料タンク圧力

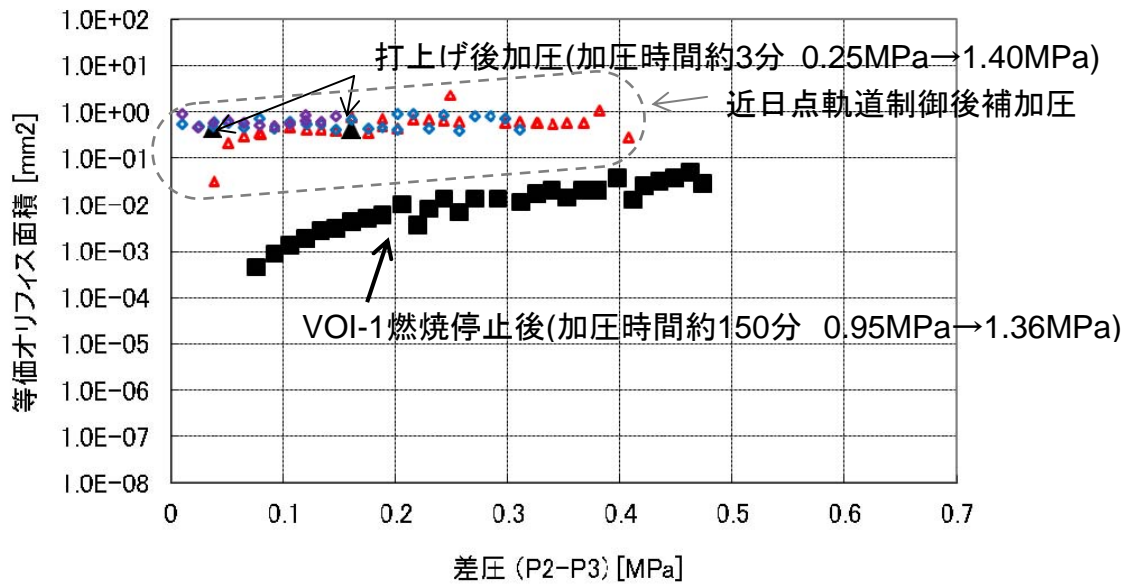
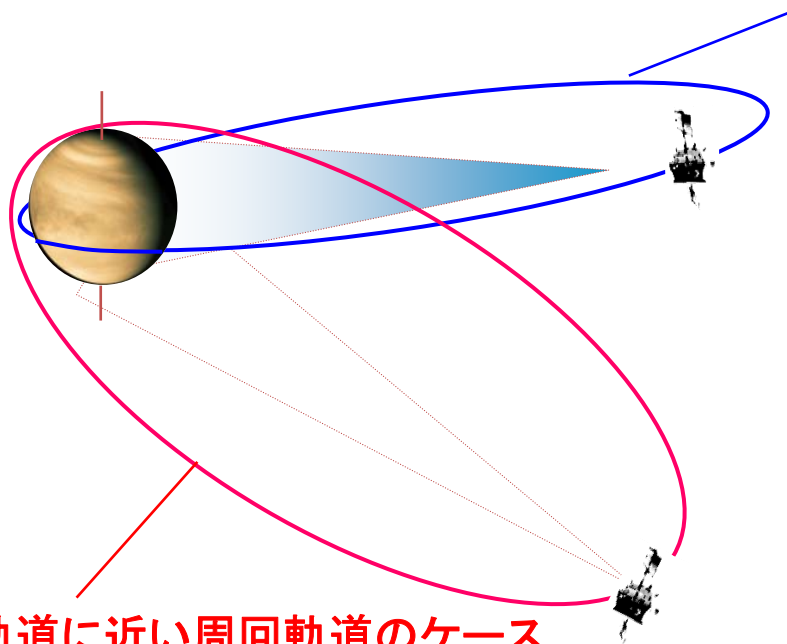


図6.4-4 CV-Fの等価オリフィス径の評価結果

北
↑
↓
南



赤道面に近い周回軌道のケース

・高速大気循環メカニズム

放熱面を南北に向けた基本姿勢のまま、あかつきの観測機器を金星に向けることができ、概ね当初の計画通りに大気の運動を連続モニタすることができる。ただし遠近点距離が大きくなることによる観測精度への影響がある(空間分解能の低下)。

・雲の近接撮影や雷の観測

観測頻度が計画よりも低下するものの、雲の形成プロセスを調べるという目的は概ね達せられることが期待される。

極軌道に近い周回軌道のケース

・高速大気循環のメカニズム

あかつき探査機の熱設計上の関係で、軌道上のどの範囲から、搭載観測機器を金星に向けることができるかには制限があり、これを熱や迷光の観点から詳細に検討する必要があるが、観測時間に制約が生じる可能性が高い

・雲の近接撮影や雷の観測

観測頻度が計画よりも低下するものの、雲の形成プロセスを調べるという目的は概ね達せられる。

図6.5-1 再投入で目指す金星周回軌道の候補

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

【関連項番：3.2項】

逆止弁の冗長度について、実績を、以下に示す。

(1) 単系（シングル）

あかつきと同じ思想で、冗長をとらない。

- 技術試験衛星Ⅷ型「きく8号」（ETS-Ⅷ）
- 月周回衛星「かぐや」（SELENE）
- 超高速インターネット衛星「きずな」（WINDS）
- 火星探査機「のぞみ」（PLANET-B）
- 小惑星探査機「はやぶさ」（MUSES-C）
- 赤外線天文衛星「あかり」（ASTRO-F）

(2) 直列冗長（シリーズ）

蒸気混合防止に対する信頼度は増すが、閉塞故障のリスクは高まる。

- 通信放送技術衛星「かけはし」（COMETS）
- データ中継技術衛星「こだま」（DRTS）
- 運輸多目的衛星2号機「ひまわり2号」（MTSAS-2）
- 準天頂衛星初号期「みちびき」

(3) 直並列冗長（シリーズ・パラレル）

蒸気混合防止と、閉塞故障の両方に対して、冗長構成とする。

- 宇宙ステーション補給機「こうのとり」1号機（HTV技術実証機）

A. 2 他衛星の推進系の状況

【関連項番：5.2.3項】

(1) 事例の調査結果

従来、「あかつき」を含めて日本の衛星では、配管内のバルブの上下流を移動する酸化剤蒸気の量は、リークモデル（バルブを越えての推進剤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）を仮定して推定してきた。しかし、今回の調査を通じて、バルブの構造や蒸気の種類によっては透過モデル（バルブを越えての推進剤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）が支配的になる場合があることが明らかにされた。

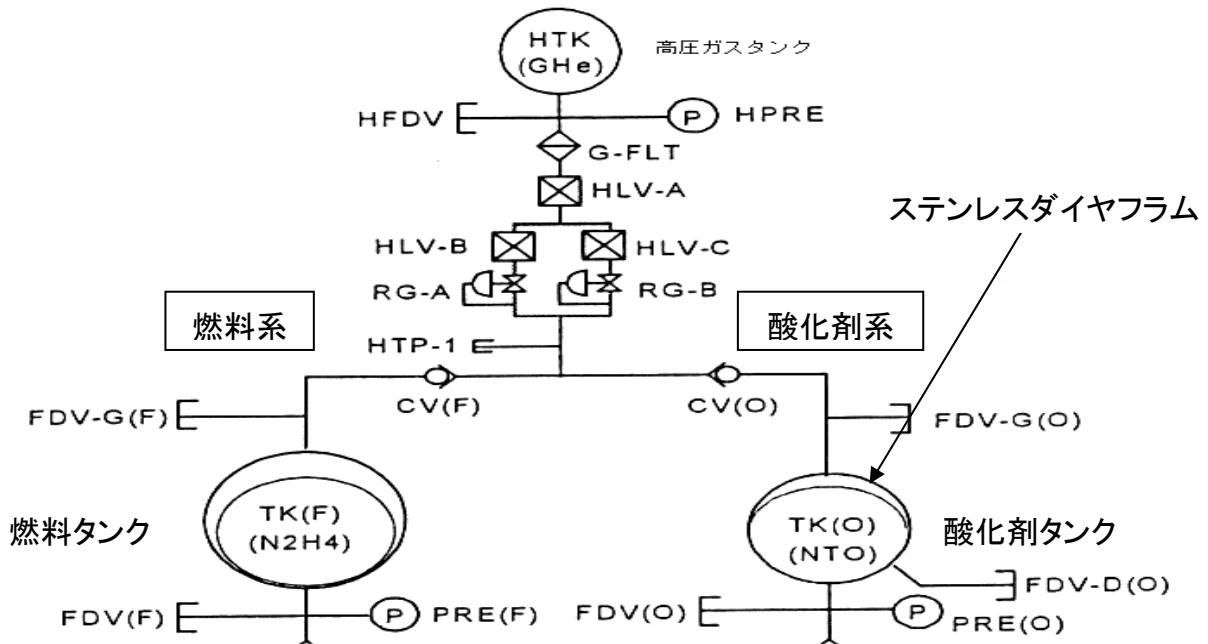
この知見をもとに、2液推進系を搭載したJAXAの各衛星で、2液推進系使用期間中に塩が生成してバルブの閉塞が起こり得たかを、改めて定量的に概算した。その結果、以下の理由により、第18号科学衛星（PLANET-B）「のぞみ」を除く他の衛星では、バルブの閉塞が生じる可能性は無かったと判断された。

- 地球周回衛星等のように、2液推進系の使用期間が短い衛星では、酸化剤の移動がバルブ等に影響する前に、2液推進系の使用時期を終了している。
- 2液推進系の使用期間が長い衛星では、バルブの個数、配置、配管構成によって、燃料蒸気と酸化剤蒸気の混合の影響が十分小さくなるよう設計されている。2液推進系の使用期間が長いJAXA衛星、および海外衛星の加圧ガス供給配管の例は、次ページ以降に示すとおりである。

(a) はやぶさ

小惑星へのタッチダウンの際に確実に推薬をエンジンに供給するためにステンレスダイヤフラムを配置した設計。

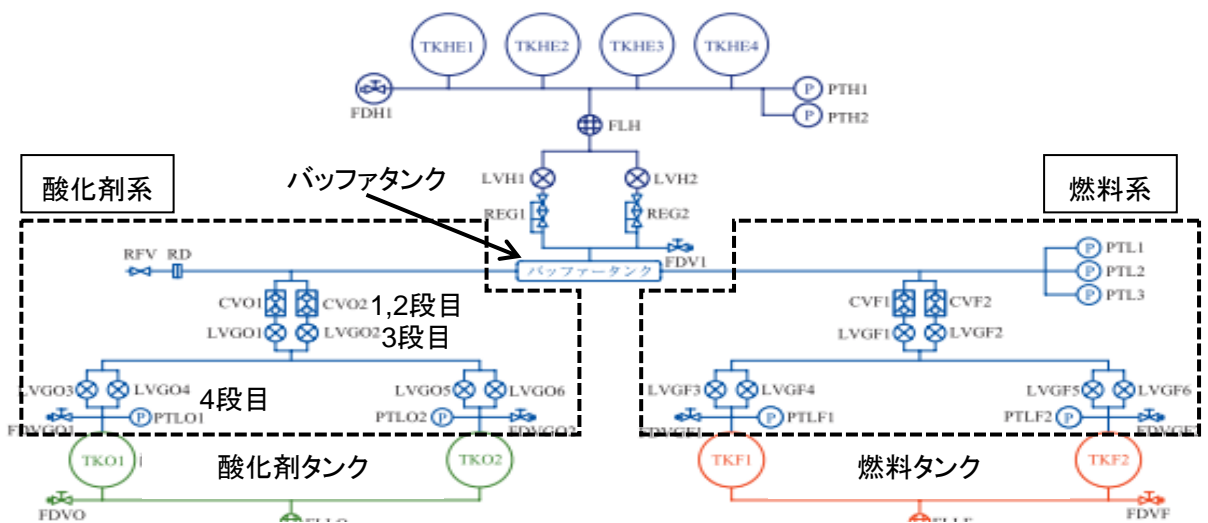
結果として、配管内での酸化剤蒸気の移動を遮断できている。



(b) HTV

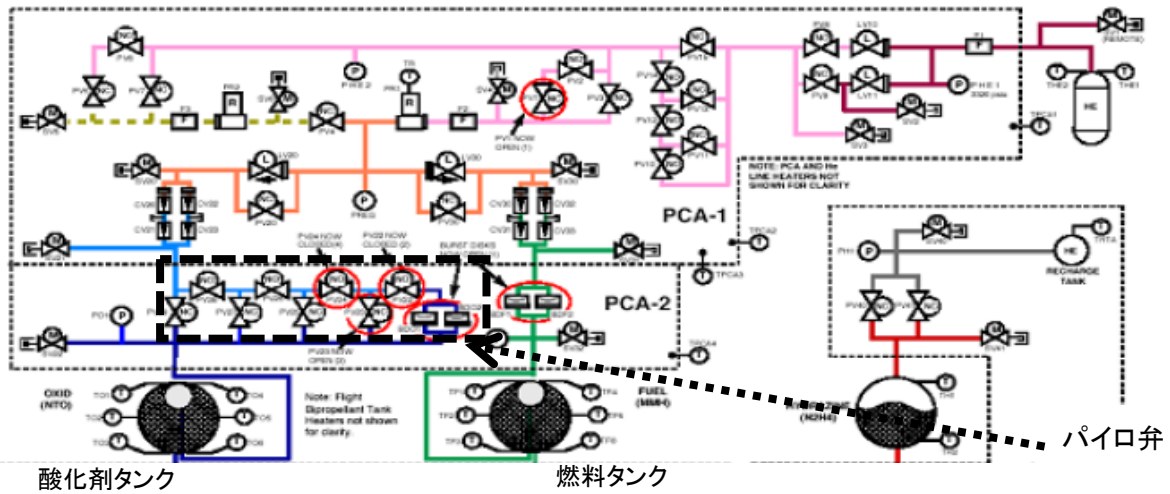
有人ミッションの信頼性要求からバルブを多段に配置し、また、ガス供給系配管の圧力上昇を緩和するためにバッファタンクを配置した設計である。

その結果、配管内での推薬蒸気の移動を抑制できている。



(c) Cassini (NASA土星探査機)

酸化剤蒸気の配管内での移動を抑止するために、多数のパイロ弁を配置した設計例

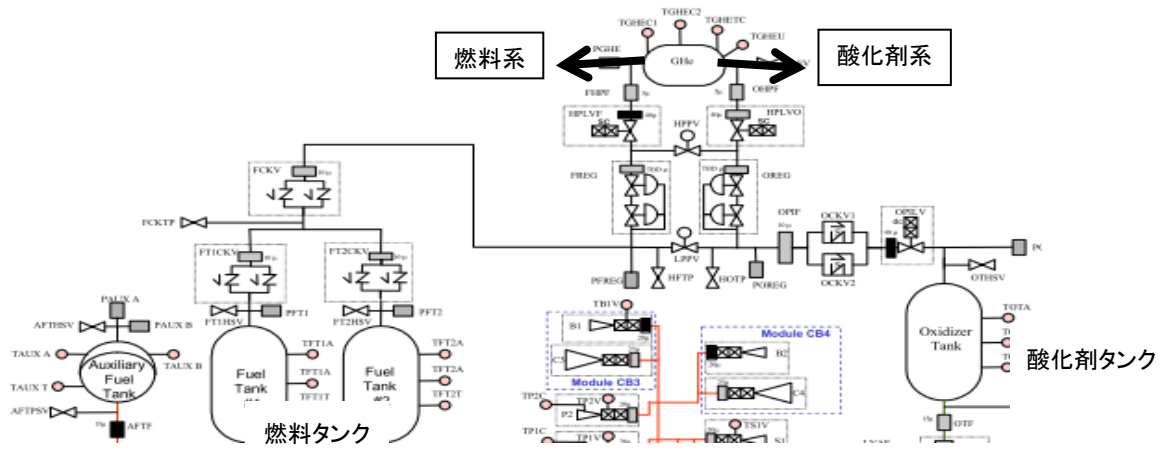


出典 : T. J. Barber, R. T. Cowley,

“Initial Cassini Propulsion System IN- Flight Characterization”, AIAA 2002-4152

(d) Messenger (NASA水星探査機)

推進剤蒸気の配管内での移動を抑止するために、高圧ガスタンクから燃料・酸化剤の配管を分けた設計例

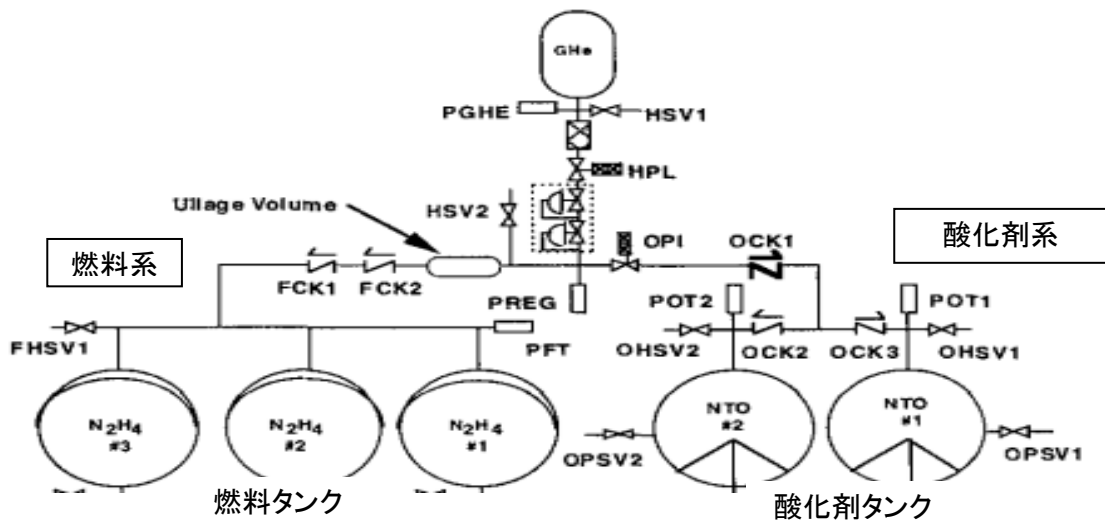


出典 : San Wiley, Katie Domer,

“Design and Development of the Messenger Propulsion System”, AIAA 2003-5078

(e) NEAR (NASA小惑星探査機)

酸化剤蒸気の配管内での移動を抑止するために、逆止弁および遮断弁を配置した設計例



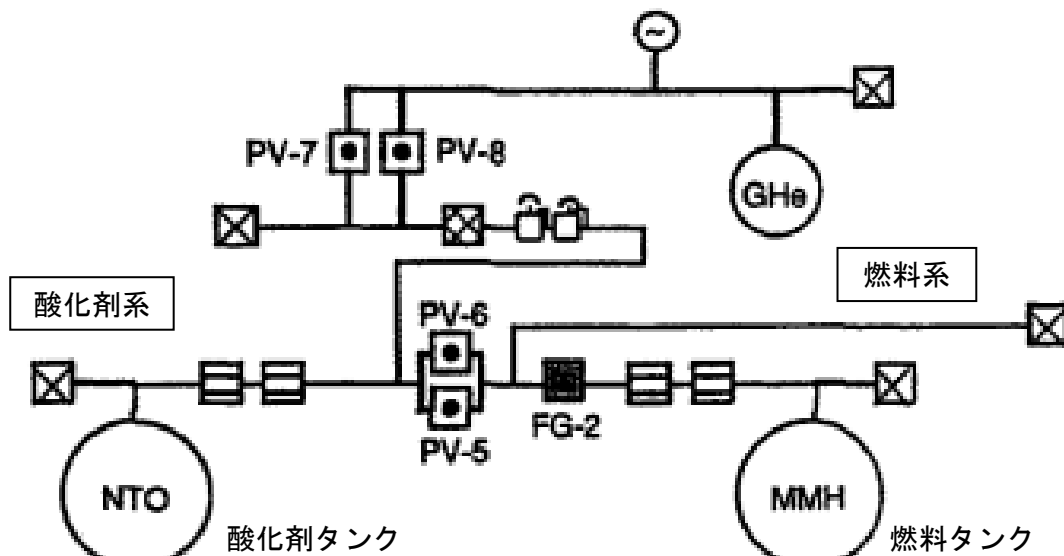
出典 : S. Wiley, G. Herbert, L. Mosner,

“Design and Development of the NEAR Propulsion System”, AIAA 95-2977

(f) Mars Observer (NASA 火星探査機)

酸化剤蒸気の配管内での移動を抑止するために、逆止弁およびパイロ弁を配置した設計例

探査機喪失につながった最も確からしい不具合原因として、ガス系配管の冷えた箇所凝縮・液化した酸化剤が、パイロ弁を開いた時に燃料側に流れ、反応・爆発したと推定されている。



出典 : Carl S. Guernsey,

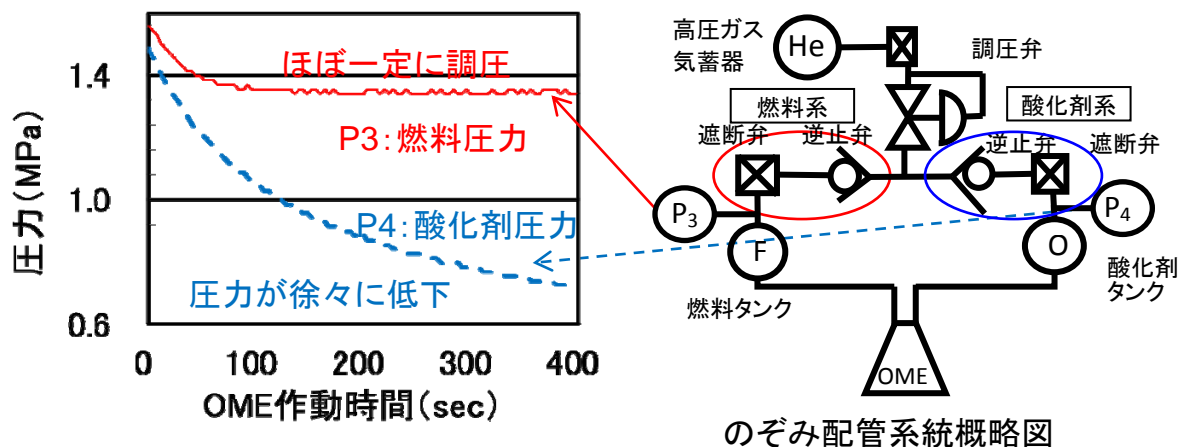
“Propulsion Lessons Learned from the Loss of Mars Observer”, AIAA 2001-3630

(2) 第18号科学衛星 (PLANET-B) 「のぞみ」の発生推力異常との関係

「のぞみ」の発生推力異常との関係については、以下のとおり検討された。

「のぞみ」は、平成10年7月4日に打上げられ、平成10年12月20日の地球重力圏離脱時に燃料供給系に異常が生じ、十分な推力を発生できなくなった。「のぞみ」は、「あかつき」と同様、調圧式の推進供給系を有しており、その配管系統の概略は、下図に示すとおりであった。「のぞみ」におけるOME噴射中の異常発生時には、燃料タンク側圧力 (P3) の圧力は保持されていたが、酸化剤タンク圧力 (P4) は下降を続けていた。その原因として、ガス供給配管の酸化剤側遮断弁で閉塞が生じたと結論された。

今回の「あかつき」における知見から、「のぞみ」配管内部にも塩が生成していた可能性はあると考えられたが、塩が生成するのは燃料側のバルブであることから、塩の生成は「のぞみ」の発生推力異常とは直接の関係は無いと判断された。



「のぞみ」の配管系統とOME噴射異常時のタンク圧力履歴

A. 3 破損した軌道制御エンジンの使用可否の検討

【関連項番：6.3.2項】

金星周回軌道への投入（VOI-1）時に、軌道制御エンジン（OME）は、ノズルスロート部でほぼ円周方向に破損したと推定された。そのOMEを、金星への再接近に向けた軌道制御に使用する場合に懸念される以下の2項目について、検討および地上確認試験が実施された。

- 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

(1) OME連続噴射の実現可能性の検討

VOI-1では、燃料側逆止弁（CV-F）が閉塞したことによって燃料・酸化剤の混合比が設計条件を逸脱し、OMEに影響を与えたと推定された。そのため、CV-Fが閉塞している状態であっても設計混合比を維持してエンジンを運転する手法として、燃料・酸化剤の両方のタンクへの加圧ガス供給を止めた状態で運転するブローダウン運用について、予備試験による確認が行われた。

予備試験では、図A.3-1に示すとおり、今後の軌道上運用で推定される作動範囲に即した燃焼が行われた。試験の結果、OMEで計画された作動範囲外での運用ではあるが、燃焼器に変化は見られず燃焼は正常に行われたため、一定の実現可能性の目処が得られた。

(2) 着火衝撃に関する検討

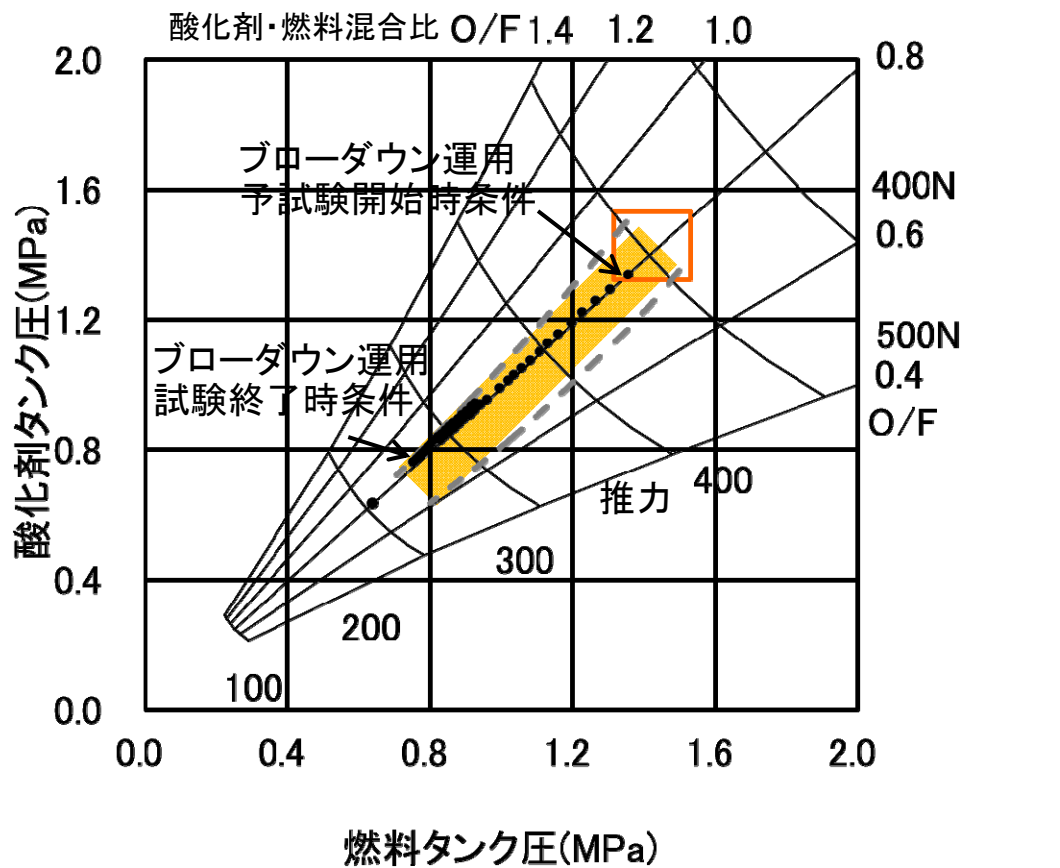
破損した状態のOMEを再度噴射させる場合の挙動を理解するために、破損の状況を再現したOME燃焼器を用いて、地上試験が実施された。その結果、図A.3-2に示すように、再着火の衝撃により破損が進行する可能性があることが判明した。

そのため、着火衝撃を緩和する方法について、検討が行われた。着火衝撃は、定性的には、燃料よりも酸化剤を若干先行させて噴射させ、かつ推薬を予めある程度高温にしておくことで緩和できるとされている。このことから、軌道上の「あかつき」で実現可能な範囲で、着火衝撃を緩和する最良の条件を探索するための地上燃焼試験が行われた。地上燃焼試験では、金属製のスラスタを用いて、着火条件（酸化剤を先行噴射する時間差、OMEのインジェクタ・推薬弁・配管の温度）をパラメトリックに変えて着火衝撃が計測された。合計で195回の試験の結果、最良と考えられる着火衝撃緩和条件が見出された。

地上燃焼試験で得られた着火衝撃緩和条件の効果を確認するため、窒化ケイ素製の複数の破損燃焼器で、着火衝撃緩和条件を用いた燃焼試験が実施された。燃焼試験では、今後の運用を考慮して、短秒時の着火が繰り返された。試験の結果、図A.3-3に

示すように、着火衝撃緩和条件を用いても、燃焼器の破損が進行する場合があることが明らかにされた。

また、地上試験で得られた着火衝撃緩和条件を軌道上で実現するために、ヒータと探査機の姿勢変更（太陽熱入射変更）を用いた温度制御が試みられた。このリハーサルの結果、図A. 3-4に示すとおり、着火衝撃緩和のための温度条件を満足する温度制御が可能であることが確認された。



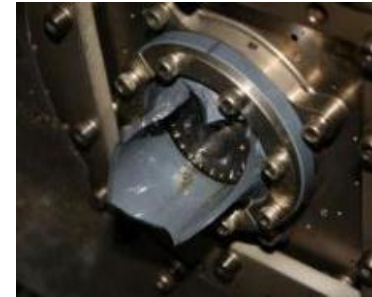
- フライト計画作動範囲(設計点)
- ブローダウン運用予備試験結果
- 今後の軌道上運用で推定される作動範囲

図A. 3-1 OME連続噴射に関する予備試験の結果



ノズル破損後の燃焼器
(浸透探傷検査にて貫通クラックの存在確認)

着火と同時にスラスタが
全損するケースが発生

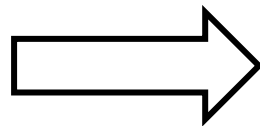


再着火後に破損が進行した燃焼器

図A.3-2 再着火の衝撃による破損の進行状況



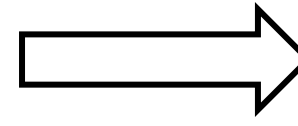
(初期状態)
スロート近傍で破損した
燃焼器



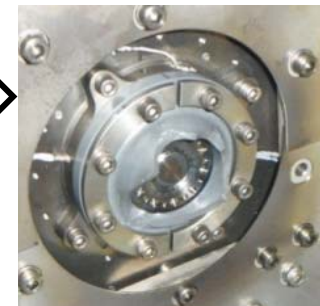
再着火
↓
破損進行する
ケースあり



破損進行した

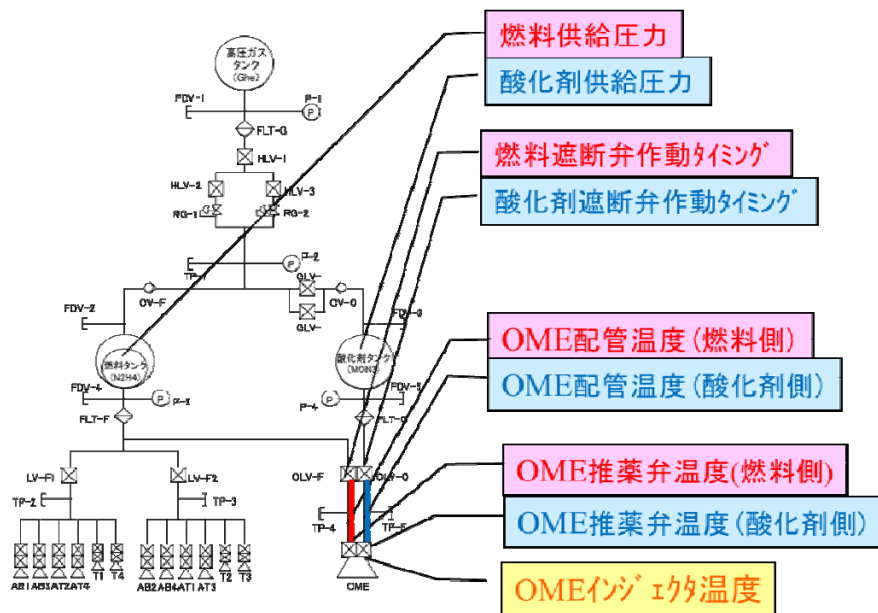


破損進行後
再着火
↓
全損に至る
ケースあり

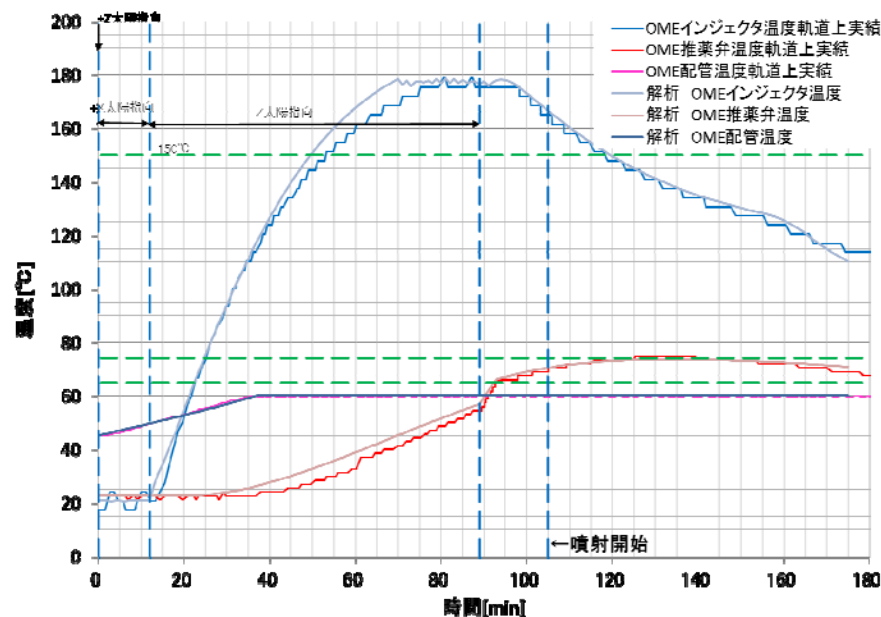


全損した燃焼器

図A.3-3 着火衝撃緩和条件を用いて繰り返して着火された燃焼器の例



探査機に要求される制御値



予測値及び軌道上リハーサルの比較

	要求値		軌道上リハーサル結果
OMEインジェクタ温度	150°C以上	⇒	164.9°C
OME推薬弁温度	65~74°C	⇒	70.4°C
OME配管温度	57~68°C	⇒	59.5°C

図A.3-4 OMEの試験噴射に向けたリハーサルの結果

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

【関連項番：7.2項】

JAXAでは、「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した事象（希薄な酸化剤蒸気と燃料蒸気の混合によって生成した塩が、燃料側逆止弁の動作を阻害した）を、開発における技術判断ポイント（設計段階、バルブの選定および調達段階、試験検証計画の立案段階）において予測・検出できなかった理由について、JAXA内外の専門家を招聘した有識者会合において、分析・検討が行われた。

分析・検討は、「なぜ燃料側逆止弁（CV-F）の閉塞を避けられなかったのか」を頂上事象として、いわゆる「なぜなぜ分析」の手法により行われ、最終的に類似要因を統合・整理することで背後要因が識別され、教訓が抽出された。

JAXAによる背後要因の分析の結果と、そこから抽出された教訓は、以下のとおりである。

(1) 設計段階

設計段階における背後要因は、「酸化剤蒸気透過メカニズムの理解不足に起因する」として、以下のとおり分析された。

- 酸化剤蒸気の移動には、「リーク」と「透過」という2つのメカニズムがあることは認識していた。しかし、JAXAで実施した他バルブでの実液試験の結果、酸化剤蒸気のバルブの上下流移動量はリークモデルからの推算値と同等であったため、基準気体（ヘリウム）を用いて移動速度を管理できると考え、透過メカニズムの検討には至らなかった。
- 推薬蒸気のリークおよび透過による移動速度は、シール形状・材質等に依存するものであり、バルブの種類ごとに大きく異なる可能性に気付かなかった。あかつきに搭載したバルブは、過去にJAXAで実液試験を行ったものとは異なり、かつ海外調達品のため設計が”ブラックボックス”であったにも関わらず、他バルブの試験結果に基づいて、推薬蒸気の移動速度を基準気体の移動速度で管理した。
- 我が国におけるバルブの実液試験実績は少ない。推薬蒸気の移動といった現象に対する技術的知見が十分でなかったことこそが、今回のバルブ閉塞に至った根源的な要因である。これにより、物性取得をはじめとする基礎的な研究・データをバルブ仕様の技術データも含めて、より一層充実させる必要があると再認識された。

上記の背後要因を受けて、以下の教訓が抽出された。

● 教訓 1-1

将来ミッションの推進系システム設計において、推薬蒸気移動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・実バルブなどに

よる実測や解析に基づいた定量化が必須である。

● 教訓 1-2

搭載コンポーネントの基礎的なデータの蓄積が、ミッションの信頼性を確保する基盤となる。推進系においては、実液・実バルブなどの実測や解析のための基礎物理データを蓄積すべきである。

(2) バルブの選定および調達段階

バルブの選定および調達段階における背後要因は、「バルブベンダの事前調査および情報共有の不足によるもの」と、「要求仕様に関するもの」の2つに大別され、以下のとおり分析された。

① バルブベンダの事前調査および情報共有の不足によるもの

- 不具合原因究明の過程における調査の結果、当該バルブのベンダを含め、多くの海外バルブベンダは、実液を取り扱える設備並びに技術を有しておらず、推進系システムレベルの設計に必要な技術データや知見が十分に蓄積されていない可能性があることが判明した。今回の事例においては、バルブ選定時のベンダ能力や実績の調査が不十分であった。
- 一方で、バルブベンダは、製造実績の蓄積に加え、他ミッションへの供給経験を通して得られたノウハウを有している場合がある。特に海外調達の場合、ベンダ側の技術情報をより多く入手するという観点から現地コンサルタントの活用も重要である。また、バルブ調達にあたっては、最低限の仕様の提示にとどまらず、実際の運用におけるバルブの使用環境・条件などを含め、可能な範囲で情報共有を図ることが、ベンダ側のノウハウの最大限の活用につながると考えられる。

② 要求仕様に関するもの

- 一般に機器・部品の要求仕様を規定する際に、想定される故障モード分析の結果、リスクが低いと判断される事項に関しては、コスト・スケジュールの観点も踏まえ、直接的な仕様から、より簡易に検証可能な仕様への置き換えを行うことがある。
- 今回の事例においては、これまでの理解 (APPENDIX B-1) から、当該バルブに対し、ヘリウムを使用したリーク量要求、および、使用流体を仕様として規定していた。バルブベンダにおいても、それぞれの複合事象である今回の不具合について予見されず、現実には、前述の通りベンダにおいて実液の移動量の規定を試験において検証することは困難であったが、結果的に要求仕様の規定の仕方は問題を回避できるものとなっていなかった。

上記の背後要因を受けて、以下の教訓が抽出された。

- 教訓 2-1

類似の条件における実績が十分でない海外機器の調達においては、当該ベンダの実力調査（開発能力、実績、品質レベル、保有設備など）が重要である。ミッションや運用方針などコンポーネントの使用条件に関する情報をベンダにインプットすることで、発注側も気付かない不具合の発見に繋がる可能性がある。また、海外調達の場合、現地コンサルタントの活用も、より多くの技術情報を得るという観点から重要である。

- 教訓 2-2

実使用環境における評価・検証について、類似の評価方法に簡略化して要求仕様を設定した場合、簡略化した条件および、それに起因するリスクを明らかにすることが重要である。リスクが重大な場合は、別途解析や要素試験等で正しくリスク評価できるだけの基礎データを取得し、実使用環境において問題なく使用できることを確認することが必要である。

(3) 試験検証計画の立案段階

試験検証計画の立案段階における背後要因は、「試験検証計画の不十分さに起因する」として、以下のとおり分析された。

- 「あかつき」の推進系システムで実環境形態を再現した試験を行って、起こりうるすべての不具合事象を検証することは困難であった。そのため、技術リスク、スケジュール、コストの総合的な判断により、実液を用いたフライトコンフィグレーションでの実時間試験を省略した。
- 実環境模擬やend-to-end試験を省略しつつも、当時の知識・経験から不具合を未然に防止できる網羅的な試験検証計画の立案に努めた。しかし、結果的には今回の予想外の不具合事象・故障モードを洗い出すものとなっておらず、想像力の不足により検証計画の体系的・網羅的な検討やリスク管理が不十分であったと言わざるを得ない。
- 試験検証計画が不十分であったのは、本バルブが「のぞみ」でのフライト実績を有するものと認識していたことに起因する面が大きい。今回の不具合事例については、配管系の設計に依存するものであったが、「のぞみ」と「あかつき」では推進系コンフィグレーションに相違があり、実績として単純に参照すべきものではなかった。使用環境、期間、使用条件など、フライト実績の精査・考察が不足していたと言える。

上記の背後要因を受けて、以下の教訓が抽出された。

- 教訓 3-1

FMEA(Failure Mode and Effects Analysis), DRBFM(Design Review Based on Failure Mode), 仮想FTA(Fault Tree Analysis)などの手法を活用し、体系的・網羅的にリスクの識別とその対策を検討し、試験検証計画に反映する。さらに地上試験において検証できる範囲と実環境との差に起因するリスクが内在している可能性を十分に考慮した上で、要素試験や解析の組み合わせなどでリスクを最小化する検証計画を立案する。

- 教訓 3-2

フライト実績の調査にあたっては、使用環境や期間に加え、当該部品が使用されるシステムとしてのコンフィグレーションを含む使用条件についても十分に精査を行う。異なる環境や条件での使用が想定される場合には、他ミッションでの実績に過度に依存することなく、必要な評価が実施できる検証計画を策定する。

A. 5 略語集

略号	正式名(=意味)	日本語名(=意味)
AL	Aluminum	アルミニウム
AOCU	Attitude and Orbit Control Unit	姿勢軌道制御装置
AOCP	Attitude and Orbit Control Processor	姿勢軌道制御計算機
AOS	Acquisition Of Signal	信号受信開始
AT	Acceptance Test	受入試験
AU	Astronomical Unit	天文単位(=約1.5億km=太陽と地球の距離)
BAT	Battery	バッテリー(あかつきではLiイオン二次電池)
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)
CCSDS	Consultative Committee for Space DataSystem	科学衛星のテレメトリ方式
CDR	Critical Design Review	詳細設計審査
CFRP	Carbon Fiber Reinforced Plastic	炭素繊維強化プラスチック
COSPAR	Committee on Space Research	宇宙空間研究委員会
CSAS	Coarse Sun Aspect Sensor	粗太陽センサー
CV	Check Valve	チェック弁(逆止弁)
CV-F	Check Valve (Fuel)	燃料チェック弁(逆止弁)
CV-O	Check Valve (Oxidizer)	酸化剤チェック弁(逆止弁)
DELTA-V	Delta-Velocity	速度変更(=軌道制御)
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)
EDISON	Engineering Database for ISAS Spacecraft Operations Needs	衛星運用工学データベース
EM	Engineering Model	開発評価モデル
ENA	ENABle	動作許可状態
F	Fuel	燃料
FM	Flight Model	フライトモデル
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
FLT	FILTer	フィルター(推進系配管中で使用)
FSS	Fine Sun Sensor	精太陽センサー
FTA	Fault Tree Analysis	故障の木解析
FTNK	Fuel TaNK	燃料タンク
FVLV	Fuel VaLVe	燃料弁
GLV	Gas Latching Valve	押しガス用遮断弁(あかつきの場合は酸化剤タンク側のみ)
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	Helium Latching Valve	ヘリウム遮断弁
IC	Integrated Circuit	集積回路
I/F	InterFace	インターフェース
IR1	1 μ m Infrared Camera	1 μ mカメラ
IR2	2 μ m Infrared Camera	2 μ mカメラ
IRU	Inertial Reference Unit	慣性基準装置
ISAS	Institute of Space and AstronauticalScience	宇宙科学研究所
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	Kilogram force	キログラム重(圧力の工学単位、1kgf = 9.8N)
LAC	Lightning and Airglow Camera	雷・大気光カメラ
LGA	Low Gain Antenna	低利得アンテナ
LIR	Longwave Infrared Camera	中間赤外線カメラ
LOS	Loss Of Signal	消感(可視終了)
LV	Latching Valve	ラッチ弁
MDP	Maximum Destruction Pressure	最高破壊圧力
MGA	Middle Gain Antenna	中利得アンテナ
MLI	Multi Layer Insulator	多層断熱材(=サーマルブランケット)
MOD	Modulation or Modulator	変調 または 変調器
MPa	Mega Pascal	圧力単位:1MPa=10 ⁶ Pa
MTM	Mechanical Test Model	構造試験モデル

略号	正式名(=意味)	日本語名(=意味)
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)
NTO	Nitrogen tetra Oxide	四酸化二窒素(=2液推進用酸化剤)
O/F	(Oxidizer)/(Fuel)	燃料と酸化剤の混合比
OME	Orbit Maneuver Engine	軌道制御装置(=2液推進装置)
OLV	Output Latching Valve	出力側遮断弁(推進系OMEで使用)
P	Pressure	圧力
Pa	Pascal	圧力単位:1Pa=1m2につき1Nの圧力・応力に相当
PCU	Power Control Unit	電力制御器
PDL	PaDdLe	太陽電池パドル
PDR	Preliminary Design Review	基本設計審査
PM	Proto Model	プロトモデル
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)
QL	Quick Look	クイックルック
QT	Qualification Test	認定試験
RG	ReGulator valve	調圧弁
RNG	RaNGing	距離測距
RW	Reaction Wheel	姿勢制御用フライホイール
R	Radial	半径方向
Rayleigh	Rayleigh	レイリー(=明るさの単位)
RCS	Reaction Control System	補助推進機関
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
SADA	Solar Array Drive Assembly	太陽電池パドル回転機構
SAP	Solar Array Paddle	太陽電池パドル
SIB	Spacecraft Information Base	衛星情報ベース
SIRIUS	Sirius data base	シリウスデータベース
S/N	Signal to Noise ratio or Serial Number	信号/ノイズ比 または シリアル番号
SOI	Silicon On Insulator	(=電子部品構造の種類)
SPF	Single Point Failure	単一点故障
SPS	Sun Presence Sensor	太陽方向確認センサー
SSPA	Solid State Power Amplifier	固体電力増幅器(あかつきではX帯固体電力増幅器)
SSR	Series Switching Regulator	シリーズスイッチングレギュレーター
STT	Star Tracker	スタートラッカー
SUS	Stainless Steel	ステンレス
SW	Switch	切替器
T	Tangential	接線方向
TI-CM	TI CoMmand	時刻指定コマンド
TLM	TeLeMetry	テレメトリ
TTM	Thermal Test Model	熱試験モデル
TWTA	Travelling Wave Tube Amplifier	進行波管増幅器
TMX	X-band Transmitter	Xバンド送信器
TP	Test Port	試験弁
VOI	Venus Orbital Insertion	金星周回軌道投入
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
UVI	Ultra Violet Imager	紫外光撮像器
V	Voltage	電圧
VEX	Venus Express	ビーナススイクスプレス(=ESAが打ち上げた金星探査機)
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
XLGA	X-band Low Gain Antenna	X帯用 低利得アンテナ
XMGA	X-band Middle Gain Antenna	X帯用中利得アンテナ
XHGA	X-band High Gain Antenna	X帯用高利得アンテナ
XTRP	X-band Transponder	X帯応答装置(送受信機)
XTWTA	X-band Travelling Wave Tube Amplifier	X帯進行波管増幅器
WET	(=weight including fuel)	(=燃料込の重量)
WHN	Wire HarNess	電気計装

(参考 1)

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 22 年 12 月 8 日
宇宙開発委員会

1. 調査審議の趣旨

独立行政法人宇宙航空研究開発機構 (以下「JAXA」という。) が第 24 号科学衛星 (PLANET-C) 「あかつき」の金星周回軌道への投入に失敗した事態を受け、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および進め方

平成 22 年 12 月 7 日に実施した金星周回軌道投入に関連する、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。

以上

宇宙開発委員会調査部会構成員

(委員)

部会長	河内山治朗	宇宙開発委員会委員
部会長代理	井上 一	宇宙開発委員会委員

(特別委員)

上杉 邦憲	財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構顧問
折井 武	日本ロケット協会会長
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	国立大学法人横浜国立大学安心・安全の科学研究教育センター客員教授
酒井 信介	国立大学法人東京大学大学院工学系研究科教授
轟 章	国立大学法人東京工業大学理工学研究科教授
中島 俊	帝京大学理工学部航空宇宙工学科教授
中谷 一郎	愛知工科大学工学部教授
東野 和幸	国立大学法人室蘭工業大学大学院航空宇宙システム研究センター教授
松尾亜紀子	慶應義塾大学理工学部教授
松岡 三郎	国立大学法人九州大学大学院工学府准教授
宮村 鐵夫	中央大学理工学部教授

(平成24年1月時点)

(参考3)

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係る宇宙開発委員会調査部会開催状況

平成22年12月17日（金曜日）	平成22年	第1回調査部会
平成22年12月27日（月曜日）	平成22年	第2回調査部会
平成23年 6月30日（木曜日）	平成23年	第1回調査部会
平成23年 9月30日（火曜日）	平成23年	第2回調査部会
平成24年 1月31日（火曜日）	平成24年	第1回調査部会