

# 「あかつき」の金星周回軌道投入失敗 の状況について

宇宙航空研究開発機構

宇宙科学研究所

2010年12月17日

# 目次

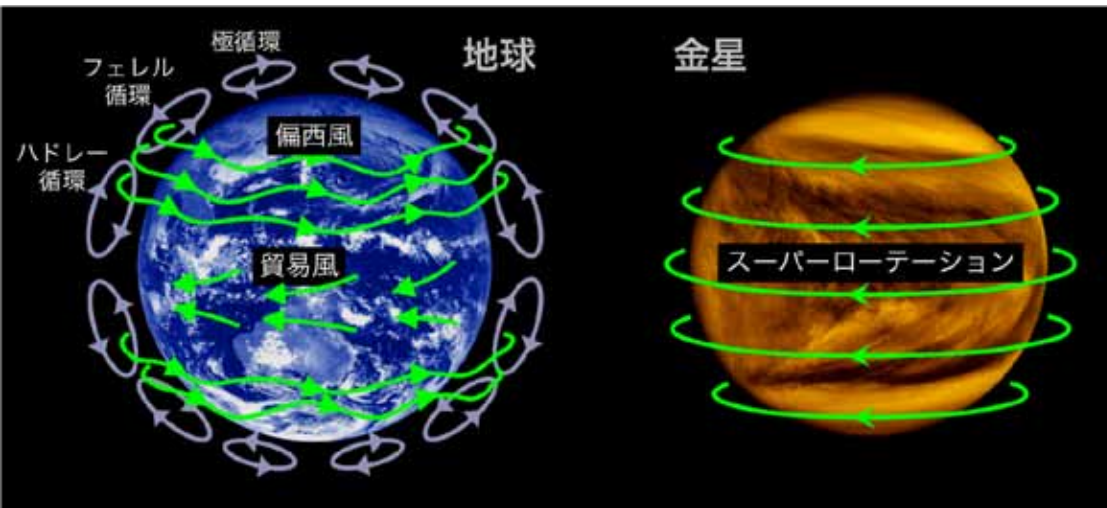
1. 「あかつき」ミッション概要
  - 1.1 ミッションの狙い
  - 1.2 プロジェクトの目標
  - 1.3 開発方針
2. 探査機概要
  - 2.1 通信系アンテナ配置図
  - 2.2 姿勢軌道制御系 系統図
  - 2.3 推進系配管系統図
  - 2.4 OME噴射中の姿勢制御方針
  - 2.5 軌道計画
  - 2.6 開発スケジュール
  - 2.7 開発体制-JAXA内での実施体制
  - 2.8 開発体制-国内・国際協力関係
3. 金星周回軌道投入失敗の状況概要
  - 3.1 打上後の主要イベント
  - 3.2 軌道投入マヌーバ(VOI-1)の運用計画・実際
  - 3.3 地上局追跡の状況
  - 3.4 地上局追跡の状況(時系列)
  - 3.5 VOI-1前後の想定外のテレメトリデータ
    - 3.5.1 VOI-1前後の制御モード、主要テレメトリ
    - 3.5.2 VOI-1前後の加速度履歴
    - 3.5.3 VOI-1前後の姿勢角履歴
    - 3.5.4 VOI-1前後の角速度履歴
    - 3.5.5 VOI-1後半の加速度・角速度履歴
    - 3.5.6 VOI-1前後の推進系圧力履歴
    - 3.5.7 VOI-1後の推進系圧力履歴
  - 3.6 VOI-1前後のイベント履歴
  - 3.7 テレメトリデータから特記される探査機挙動
4. 探査機の現在の状態について
  - 4.1 VOI-1制御後の軌道
  - 4.2 観測機器の機能確認

# 1. 「あかつき」ミッション概要

## 1.1 ミッションの狙い

### 科学目標

金星周回軌道から雲の下まで透視するリモートセンシングによって地球の双子星の気候のしくみに迫る



### 金星

古くから「明けの明星」「宵の明星」として親しまれてきたとともに、大きさ・質量は最も地球に近い惑星

しかし、その環境は地球と大きく異なり、二酸化炭素の厚い大気と硫酸の雲に覆われ、スーパーローテーション(超回転)と呼ばれる秒速100mの風が吹く

### 研究課題

- スーパーローテーションはなぜ起こるのか
- 子午面循環はどうなっているのか
- 雲はどう作られるのか
- 雷は起こるか
- 活火山はあるか

# 1.2 プロジェクトの目標

## 目標

金星大気力学を解明するために金星周回軌道上から2地球年にわたり継続的に気象観測を行う

## 成功基準

### ・ 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、金星周回軌道上からいずれかのカメラによって画像を連続的(数時間毎)に取得し、全球的な雲の構造を捉える。

### ・ 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年間にわたって以下の全ての観測を行う。
  - ・ 1  $\mu\text{m}$ カメラ(IR1)、2  $\mu\text{m}$ カメラ(IR2)、紫外イメージャ(UVI)、中間赤外カメラ(LIR)によって金星の画像を連続的(数時間毎)に取得し、3次元的な大気運動を明らかにする。
  - ・ 金星で雷放電が起こっているか否かを把握するために雷・大気光カメラ(LAC)を用いた観測を行う。
  - ・ 電波科学により金星大気の温度構造を観測する。

### ・ エクストラサクセス

- 以下のいずれかを達成する。
  - ・ 太陽活動度の変化に伴う大気構造の変化を捉えるために、4地球年を超えて金星周回観測を行う。
  - ・ 1  $\mu\text{m}$ カメラ(IR1)により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。
  - ・ 2  $\mu\text{m}$ カメラ(IR2)により地球軌道より内側での黄道光の分布を観測する。

# 1.3 開発方針

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

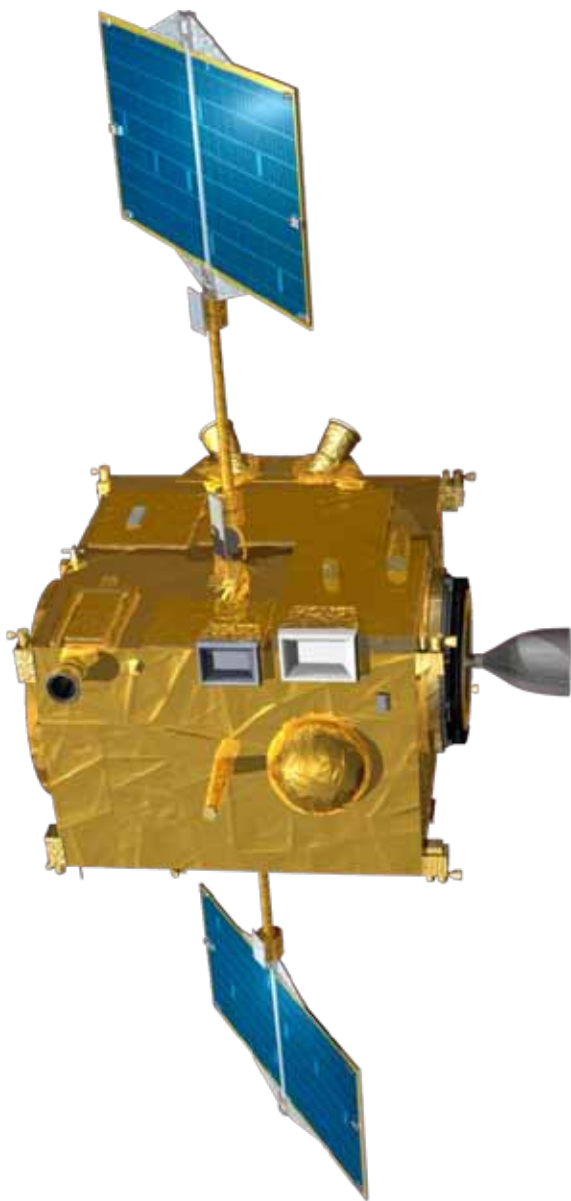
科学衛星においては、観測装置の性能を世界最高レベルに維持して、新たな知の地平を切り拓く

「あかつき」(PLANET-C)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

## 2. 探査機概要

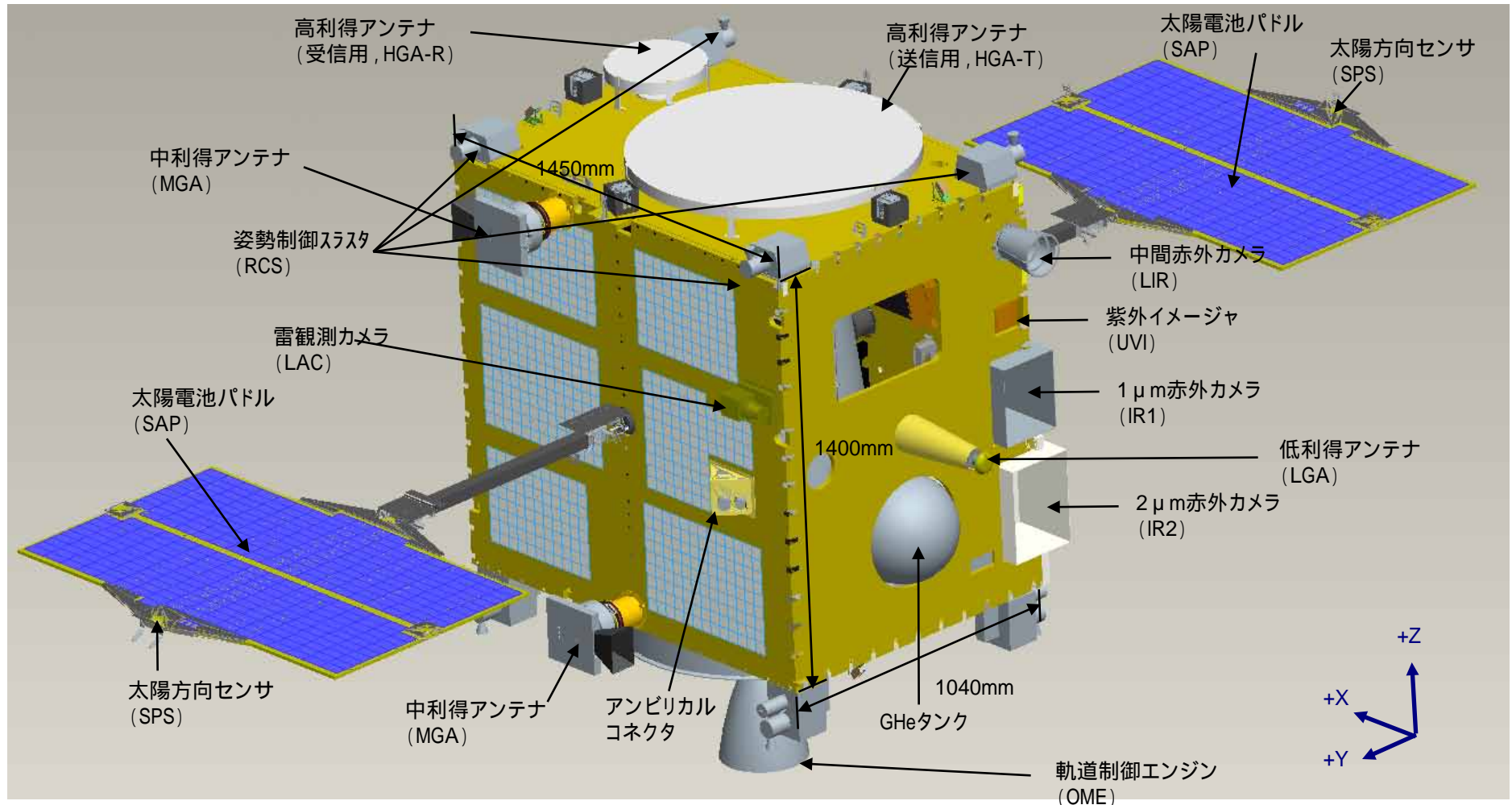


### 「あかつき」主要諸元

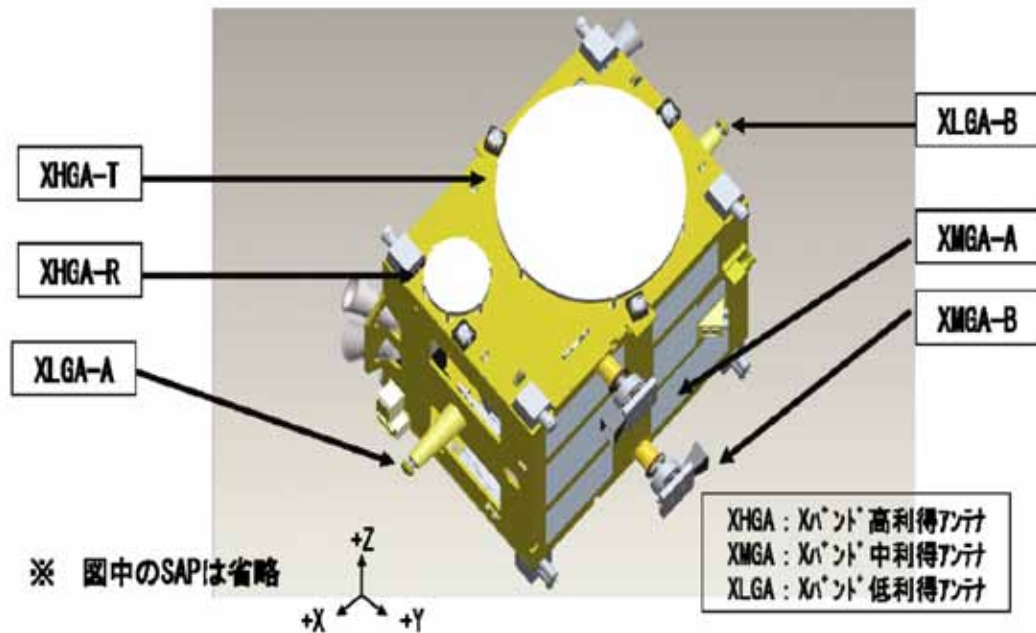
形状・寸法	2翼式太陽電池パドルを有する箱形 (1.04m × 1.45m × 1.40m)
観測装置	1 $\mu$ mカメラ IR1 2 $\mu$ mカメラ IR2 中間赤外カメラ LIR 紫外線イメージャ UVI 雷・大気光カメラ LAC 超高安定発振器 USO
予定軌道	金星周回楕円軌道 近金点高度: 550km 遠金点高度: 約8万km 軌道周期: 30時間 軌道傾斜角: 172度
ミッション期間	金星到着後 約2地球年
質量	518kg (打ち上げ時)
発生電力	金星軌道にて約500W (ミッション終了時)

## 2. 探査機概要(つづき)

探査機の座標系は、以下の通り。軌道制御エンジン(OME)は-Z面についており、+Z方向に推力を発生する。太陽電池パドルは±Y方向、低利得アンテナ(LGA)は±X面についている。



## 2.1 通信系アンテナ配置図



機体へのアンテナ配置図

### 高利得アンテナ(HGA)

地上局と高速で通信するためのアンテナで、通信範囲( $2.4^\circ$ )が狭く、探査機の姿勢が確定し、正しく地球を指向している時に有効。

V01時で32kbpsのテレメトリ速度

### 中利得アンテナ(MGA)

通信範囲( $18^\circ \times 25^\circ$ )はHGAより広いが、探査機の姿勢が確定し、正しく地球を指向している必要がある。

V01時で512bpsのテレメトリ速度

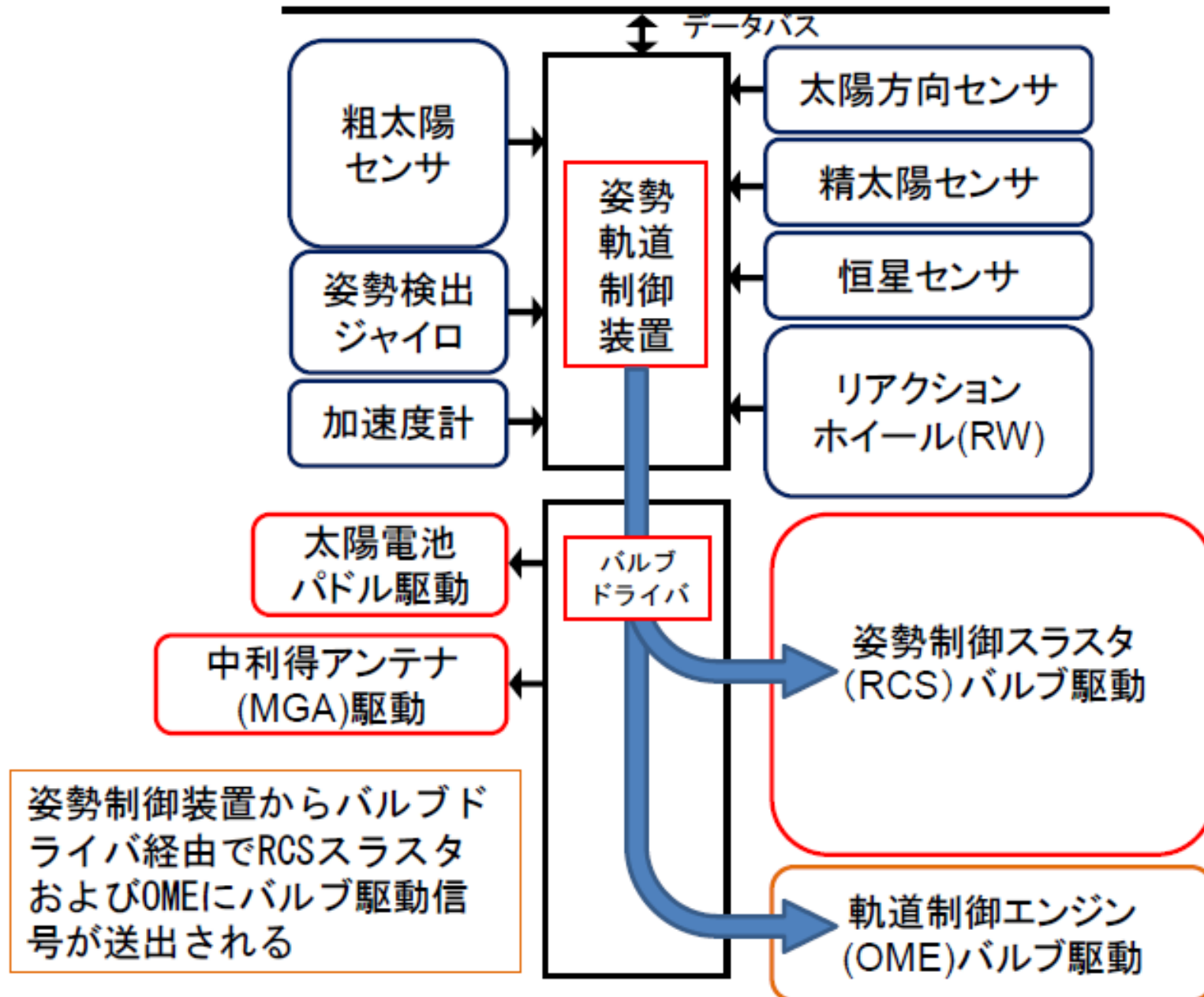
### 低利得アンテナ(LGA)

2つのLGAで全球の通信範囲をカバーしているため、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が、通信速度が非常に遅い。

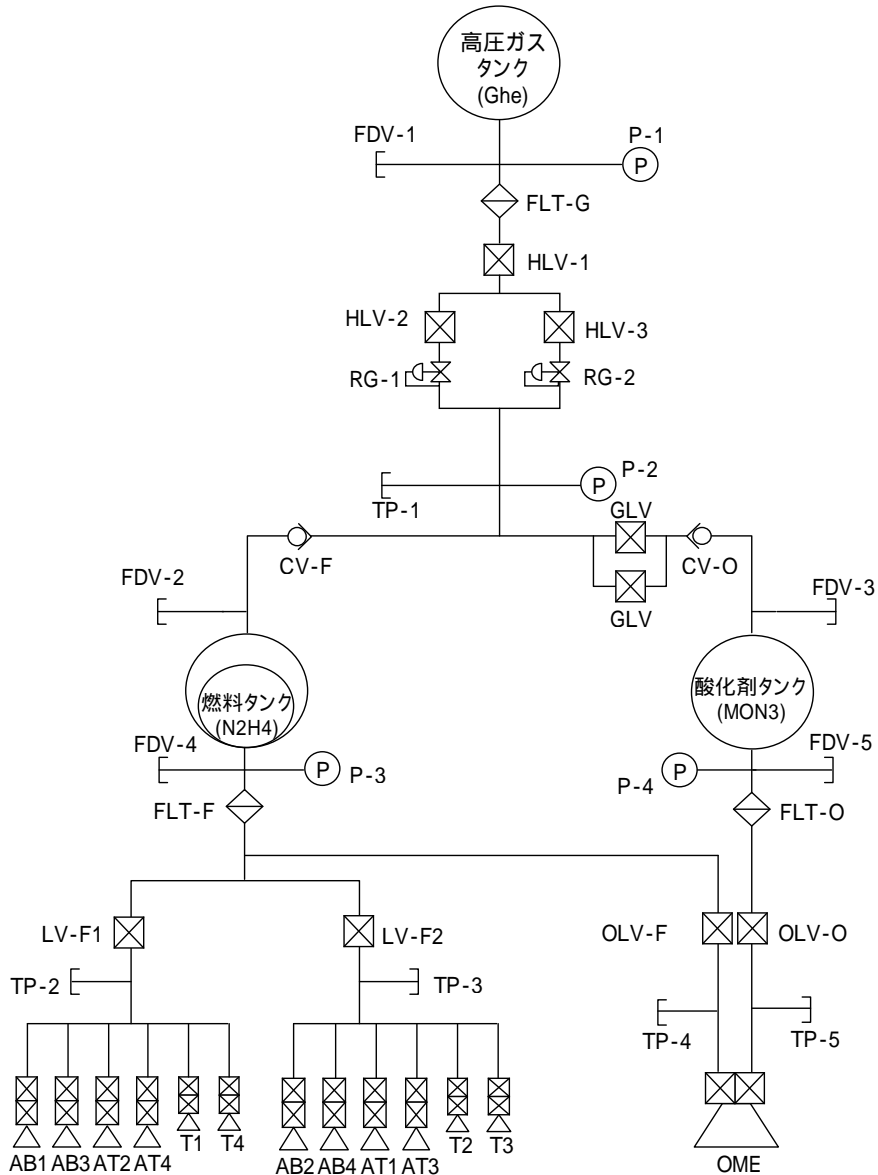
V01時で32bpsのテレメトリ速度



## 2.2 姿勢軌道制御系 系統図



# 2.3 推進系配管系統図

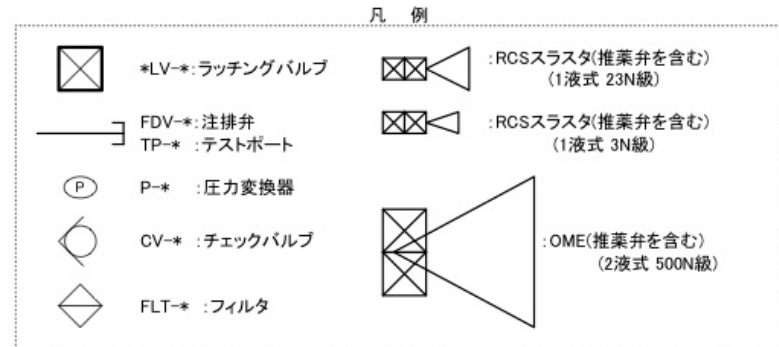


## 推進系のスラスト構成

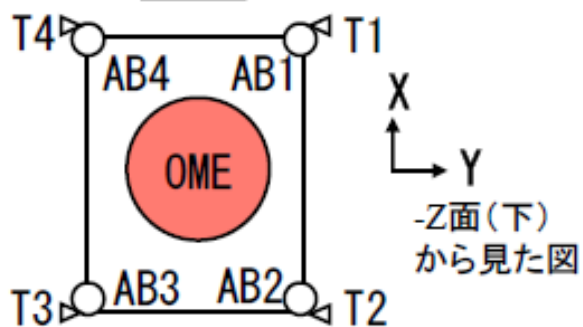
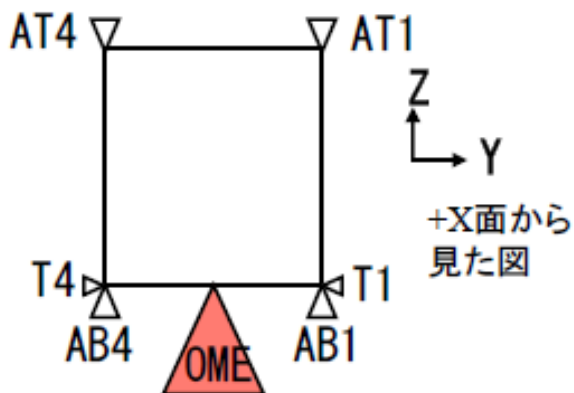
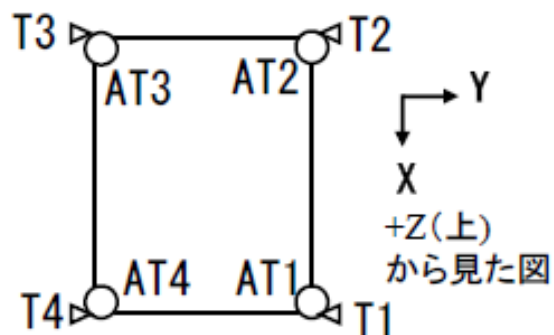
- ・推力500N級2液式の軌道制御エンジン(OME)が1基
  - ・推力23N級1液式の姿勢制御スラスタ(RCS)が8基
  - ・推力3N級1液式の姿勢制御スラスタ(RCS)が4基
  - ・OMEは金星周回軌道投入(VOI)を含む軌道変更に使用
  - ・RCSは、姿勢変更や、細かい軌道制御などに使用
- 実際の推力は、推薬加圧圧力を含む諸条件で変化する

## 配管

- ・He押しガスにより、燃料(N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>)、酸化剤(MON<sub>3</sub>)を加圧
- ・OMEには、加圧された燃料、酸化剤が供給され、また、RCSには、加圧された燃料が供給される
- ・燃料、酸化剤の蒸気が加圧ガス系で混合・反応することを防止する目的で、逆止弁などを配置している



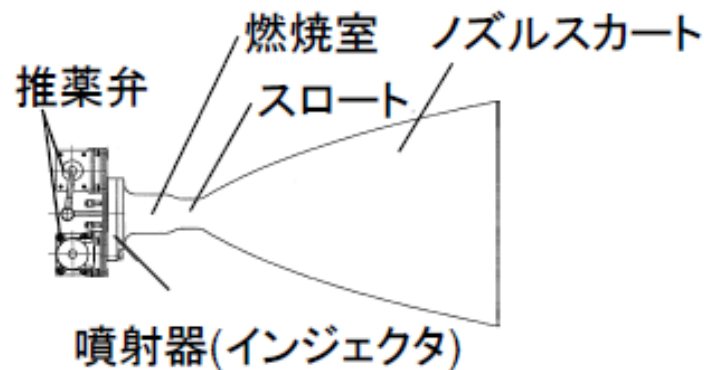
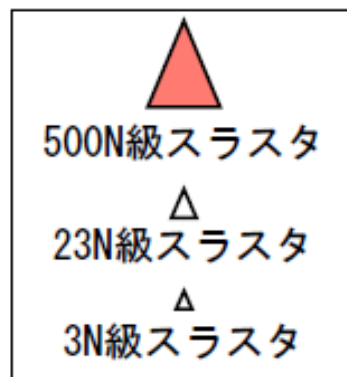
## 2.4 OME噴射中の姿勢制御方針



探査機上のスラスタ配置(模式図)

- ・OME噴射中、重心位置誤差などにより、若干の姿勢変動が予想される
- ・そのため、OME噴射中の探査機姿勢擾乱をRCSで制御する
- ・制御に使用するのは、推力方向がOMEと直交するT1～T4の4基のRCSの他、OMEと同じ方向に推力を発生するAB1～AB4の4基のRCSである
- ・OME噴射中、姿勢保持を継続できないと判断した場合<sup>(\*)</sup>、噴射を中断し、姿勢維持モードに移行する

(\*)姿勢角誤差、角速度誤差を元に算出される制御トルクが既定値(X, Y軸まわりは5Nm、Z軸まわりは2.5Nm)を連続で5秒間上回った場合で、角加速度に換算するとX軸まわりで $1.5^{\circ}/s^2$ 、Y軸まわりで $1.7^{\circ}/s^2$ 、Z軸まわりで $0.9^{\circ}/s^2$ に相当する。

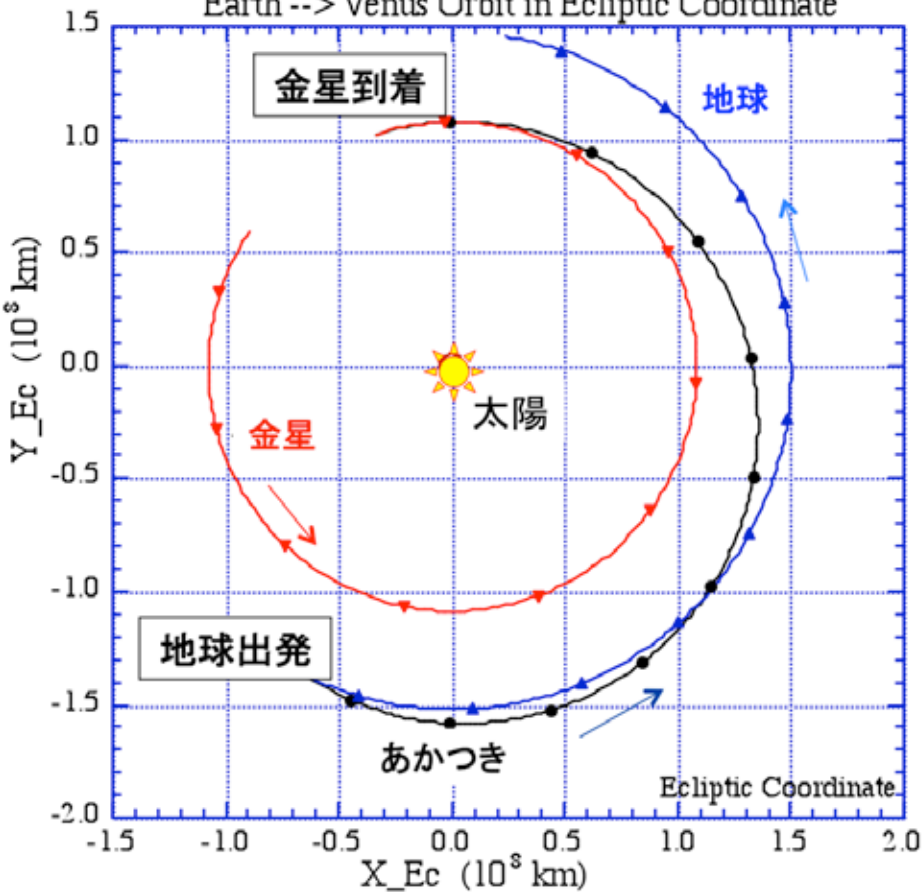


OMEスラスタを構成する主要コンポーネント

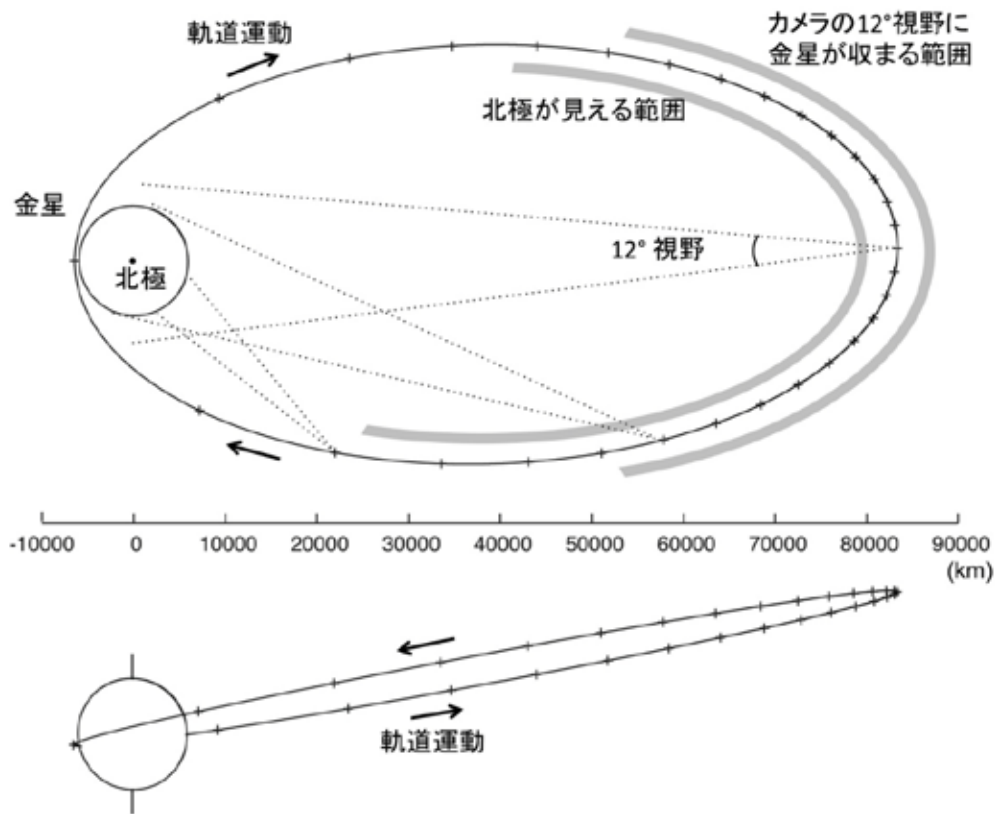
# 2.5 軌道計画

## 遷移軌道

Earth --> Venus Orbit in Ecliptic Coordinate



## 金星周回軌道

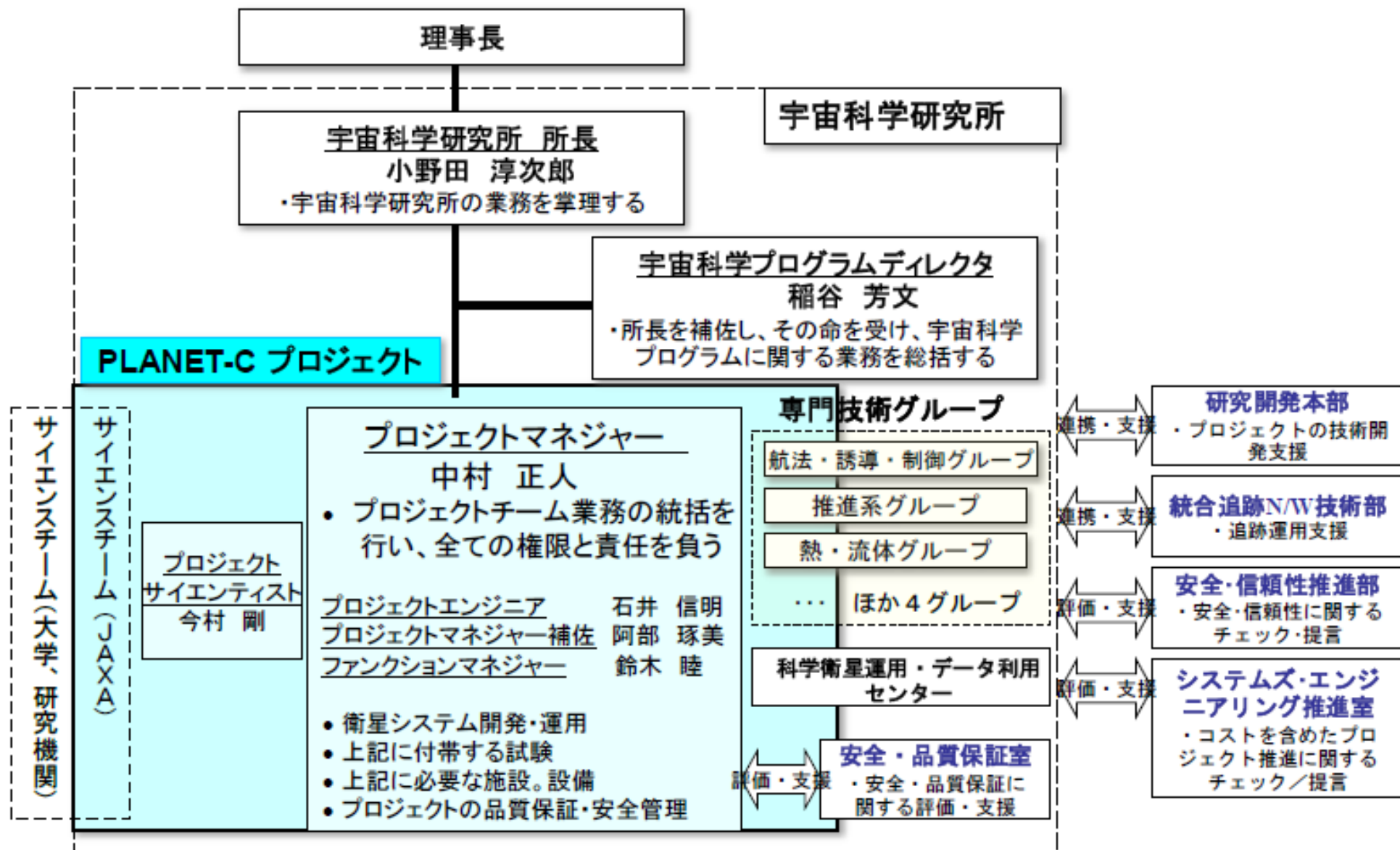


✓ 当初予定  
2010年5月21日打ち上げ

2010年12月7日金星到着

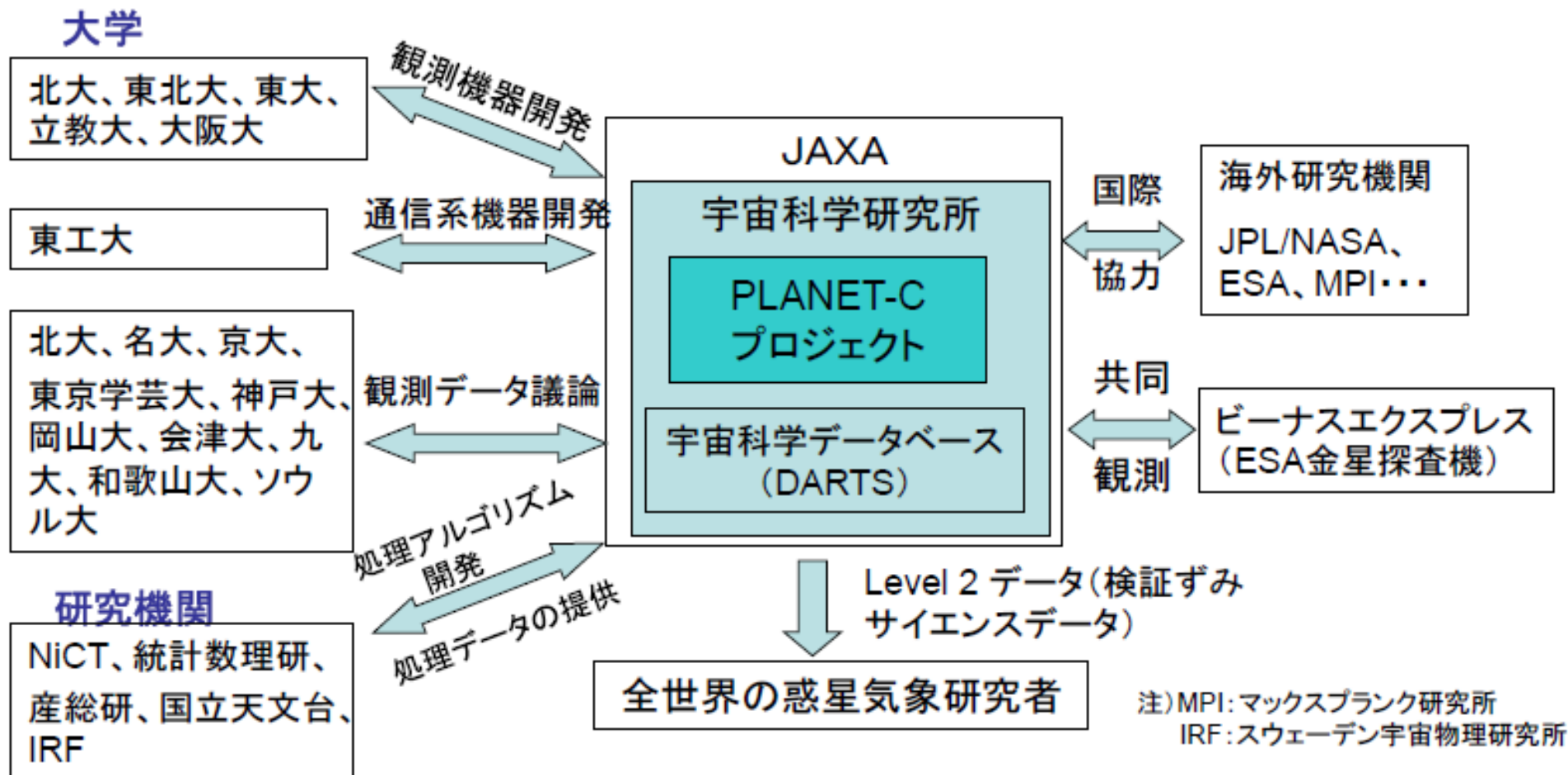
## 2.6 開発スケジュール

# 2.7 開発体制 - JAXA内での実施体制



## 2.8 開発体制 - 国内・国際協力関係

**PLANET-C**プロジェクトは宇宙科学研究所と国内の大学・研究機関との協力を中心に、更にESAの金星探査計画(Venus Express)と堅固な協同推進関係を保ちつつ進められている。



### 3. 金星周回軌道投入失敗の状況概要

「あかつき」は2010年12月7日に、軌道制御エンジン(OME)の逆噴射による金星周回軌道への軌道投入マヌーバ(VOI-1)を試みた。

しかしながら、後述するようにOME噴射が中断されたことで当初予定の約2割程度の減速しか達成されなかったため、探査機は金星周回軌道には投入されず、金星重力圏を脱出して太陽周回軌道に入った。

その後の軌道追跡結果から、探査機は公転周期約200日、近日点距離約9000万km、遠日点距離約1億1000万kmの楕円軌道に入ったことが確認された。この軌道は、約6年後に再び金星と接近する可能性がある。

以下で、VOI-1前後の様子をまとめる。



# 3.1 打上後の主要イベント

5月 21日	打上・金星遷移軌道投入
6月	搭載機器初期チェック
6月 28日	OMEテストマヌーバ <sup>1)</sup> (燃焼時間は13秒、計画値11.7m/sに対し、実際は12.1m/s(+4.2%))
7月	精密軌道決定のための力学モデル推定(NASA/JPLとの共同観測)
8月	再生測距方式 <sup>2)</sup> の通信機器の性能評価
9月 } 10月 }	ミッション機器(赤外カメラ他)の性能評価、黄道光観測
11月 8日	軌道微調整のためのRCS噴射(その1) 21秒
22日	軌道微調整のためのRCS噴射(その2) 2.1秒
12月 1日	軌道微調整のためのRCS噴射(その3) 0.4秒
12月 7日	金星周回軌道への軌道投入マヌーバ(VOI-1)を予定 → 予定されていた十分な減速ができず

テストマヌーバ : OMEの軌道上健全性/運用手順/推力アライメント確認のための噴射。トータルの推進性能は確認できるが、短時間噴射のため、推進剤供給系特性取得は困難。ただし、OME噴射中の探査機の時系列データの一部は得られなかった。

再生型測距方式 : 受信した信号からノイズを除去し、成型した信号を地球に送り返すことで、超遠距離に適した通信測距方式

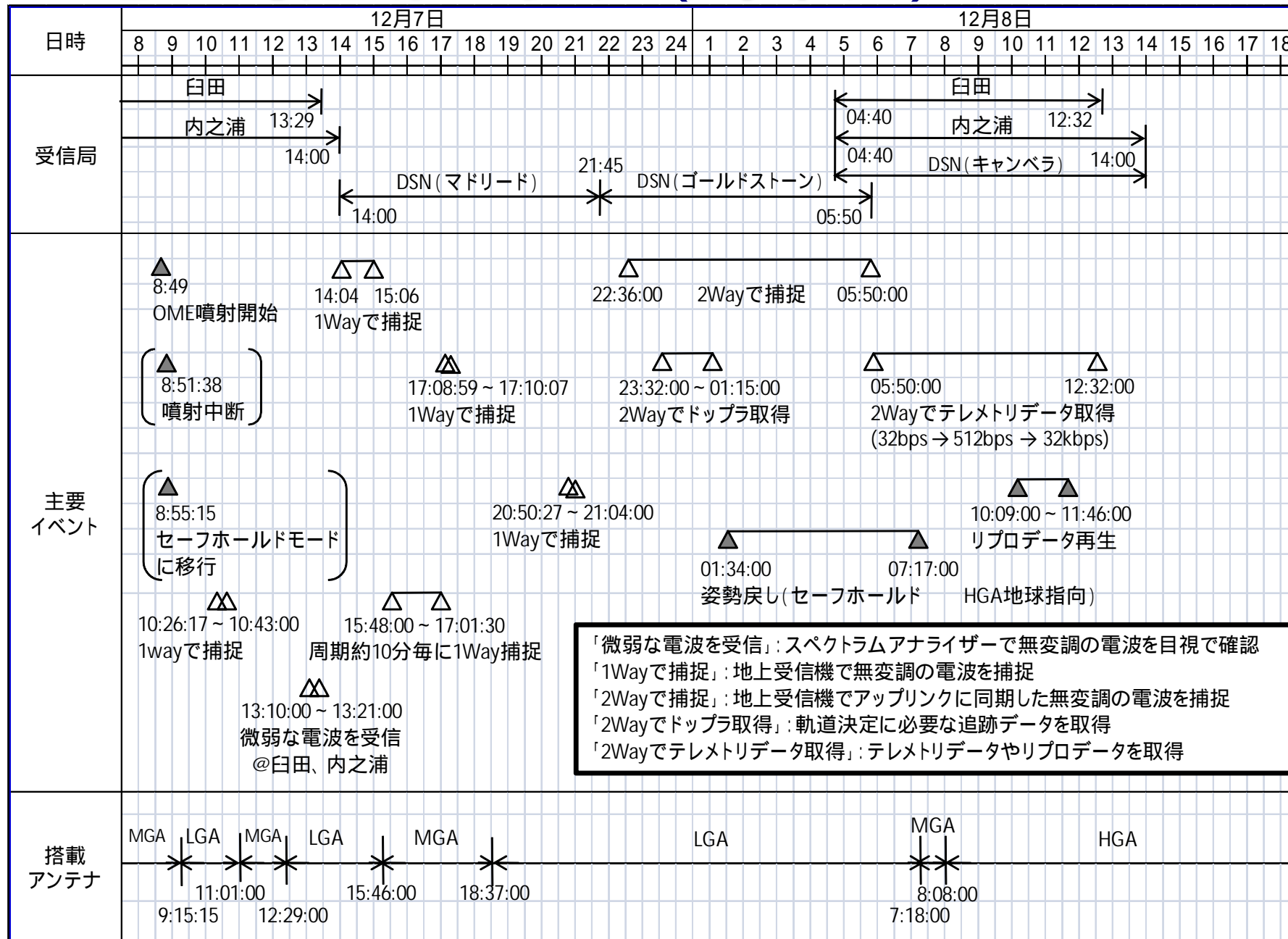
## 3.2 軌道投入マヌーバ(VOI-1)の運用計画・実際



## 3.3 地上局追跡の状況

1. VOI-1直後の臼田64m局で追跡を試みたがアンテナ予報値(周波数及びアンテナ方位角)が異なっていたため、捕捉できなかった。
2. その後、周波数にオフセットを設定し、探査機からの電波の受信を試みた。約1時間半後に微弱な電波を検知し、無変調で捕捉したが電波強度が弱かったため変調をかけることができず、テレメトリデータを取得することはできなかった。
3. その後NASA/DSN局に引継ぎ、アンテナ予報値の修正を繰り返した結果、マドリード局で探査機からの電波を受信したが、追跡及びテレメトリデータデータの受信には至らなかった。
4. その後、ゴールドストーン局に切り替え、探査機を追跡。
5. VOI-1の翌日の臼田64m局及びキャンベラ局にて探査機の追跡を実施すると同時にテレメトリデータの取得及びリプロデータの再生を行った。

# 3.4 地上局追跡の状況 (時系列)



## 3.5 VOI-1前後の想定外のテレメトリデータ

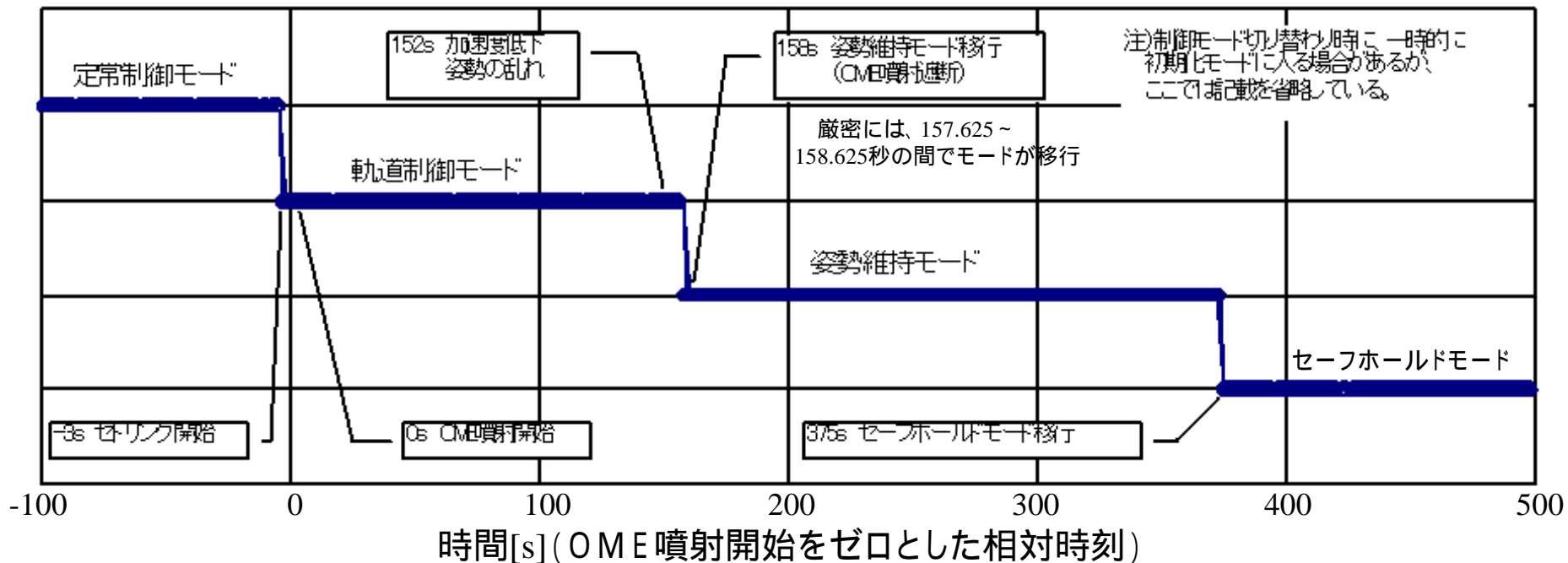
VOI-1後の姿勢維持モード・セーフホールドモードでは、機体姿勢に関する一部のテレメトリデータはデータレコーダに記録されない。(入手可能なデータの種別・時間帯は § 3.5.1を参照)

本節では、VOI-1前後において取得されたデータのうち、当初想定と異なる挙動を示した項目、時間帯のものを示す。

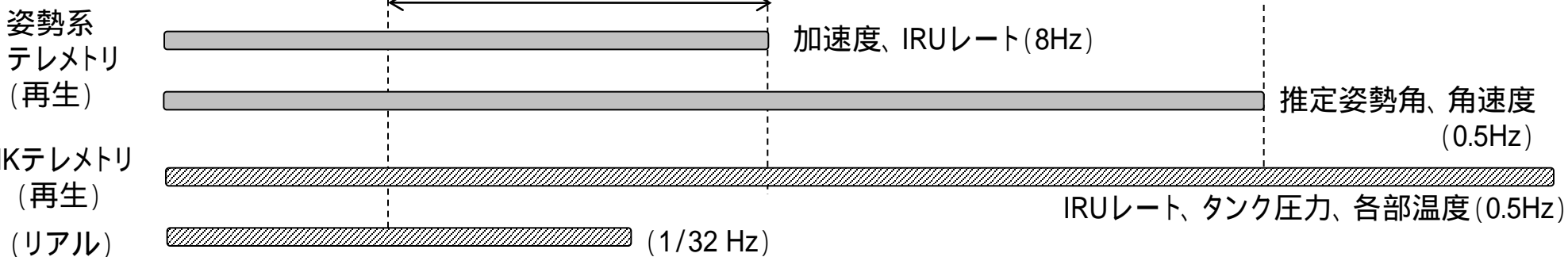
- ・探査機の制御モード履歴によると、OME噴射開始後158秒で姿勢維持モードに移行した後、375秒でセーフホールドモードになった( § 3.5.1を参照)
- ・加速度は、VOI-1でのOME噴射開始後、予想では(推薬消費と共に探査機重量が軽くなり)加速度が漸増していくのに対して、データでは緩やかに減少しており、また、152秒以降、急激に変化している( § 3.5.2を参照)
- ・姿勢角履歴は、OME噴射開始後152秒までほぼ目標方向を向いているのに対して、152秒に急激な変化を起こしており( § 3.5.3を参照)、角速度データの履歴とも符合している( § 3.5.4を参照)
- ・特に角速度データは、152秒以降、155.5秒を境に増加から減少に変化している( § 3.5.5を参照)
- ・推進系圧力履歴のうち、燃料タンク圧力が保持されておらず、OME噴射中、下がり続ける( § 3.5.6を参照)
- ・158秒のOME噴射終了後、燃料タンク圧力は緩やかに復帰する( § 3.5.7を参照)

# 3.5.1 VOI-1前後の制御モード、主要テレメトリ

制御モード履歴



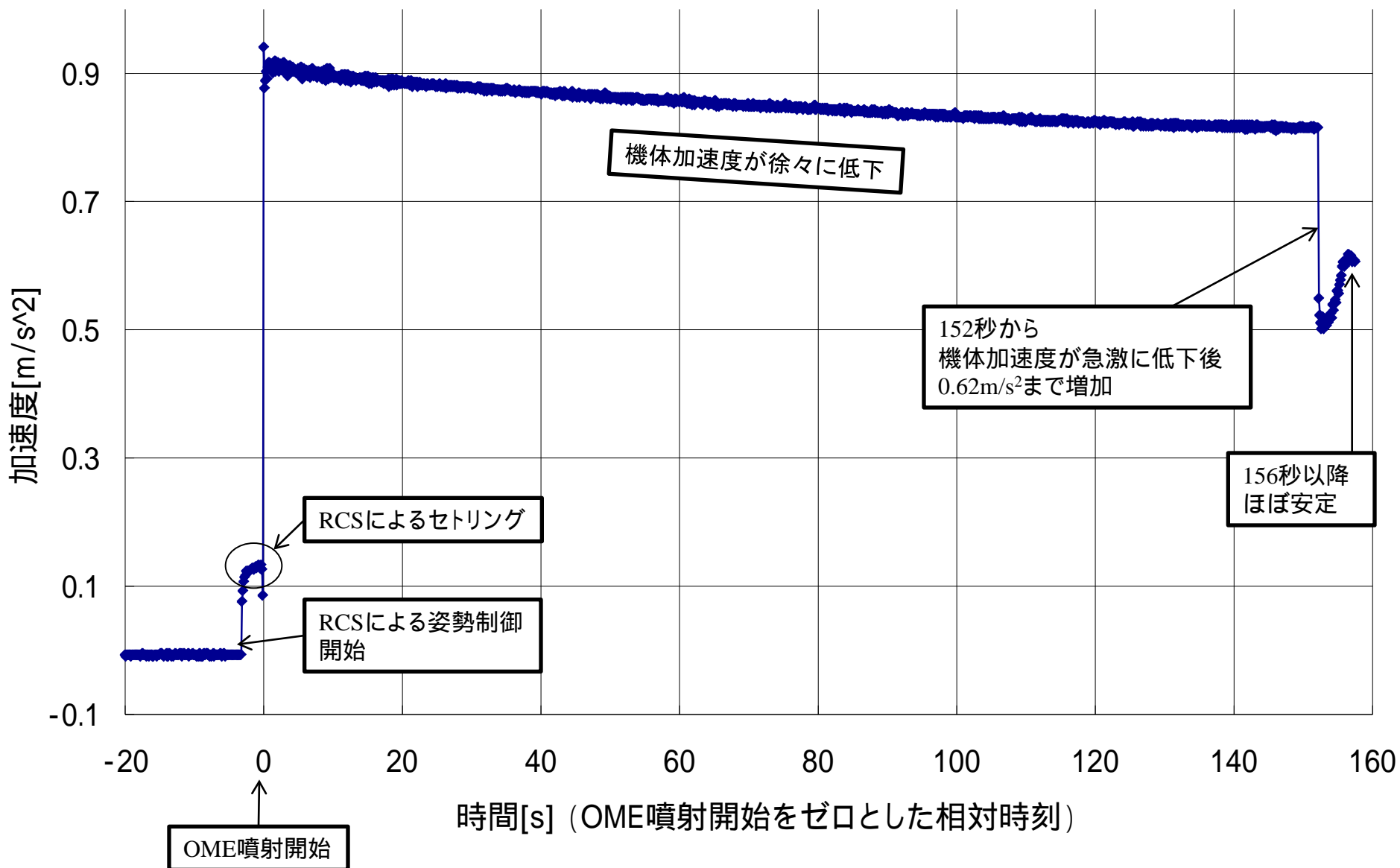
← 本報告で注目した時間帯 →



主要テレメトリの取得状況

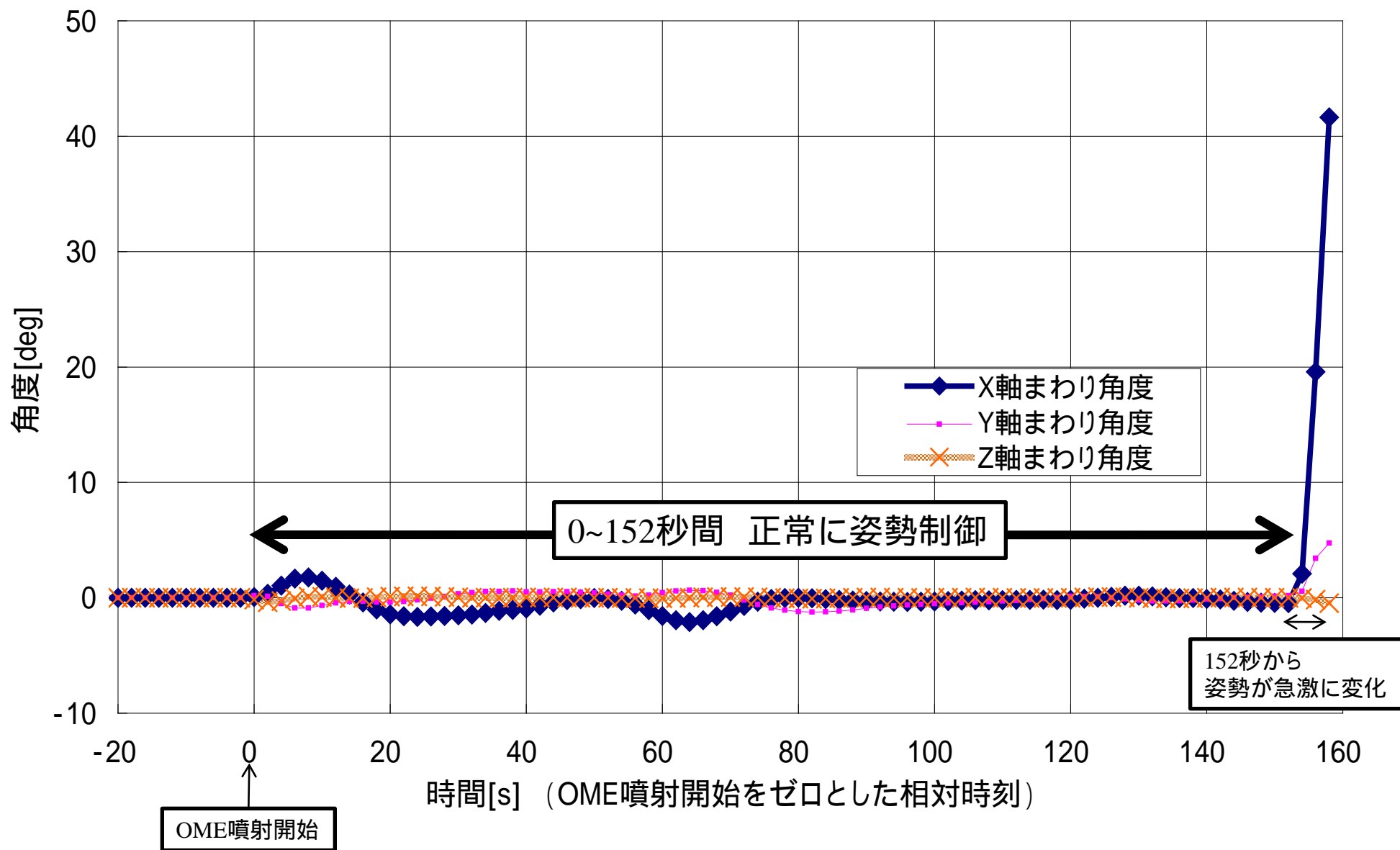
## 3.5.2 VOI-1前後の加速度履歴

(データレート:8Hz)



# 3.5.3 VOI-1前後の姿勢角履歴

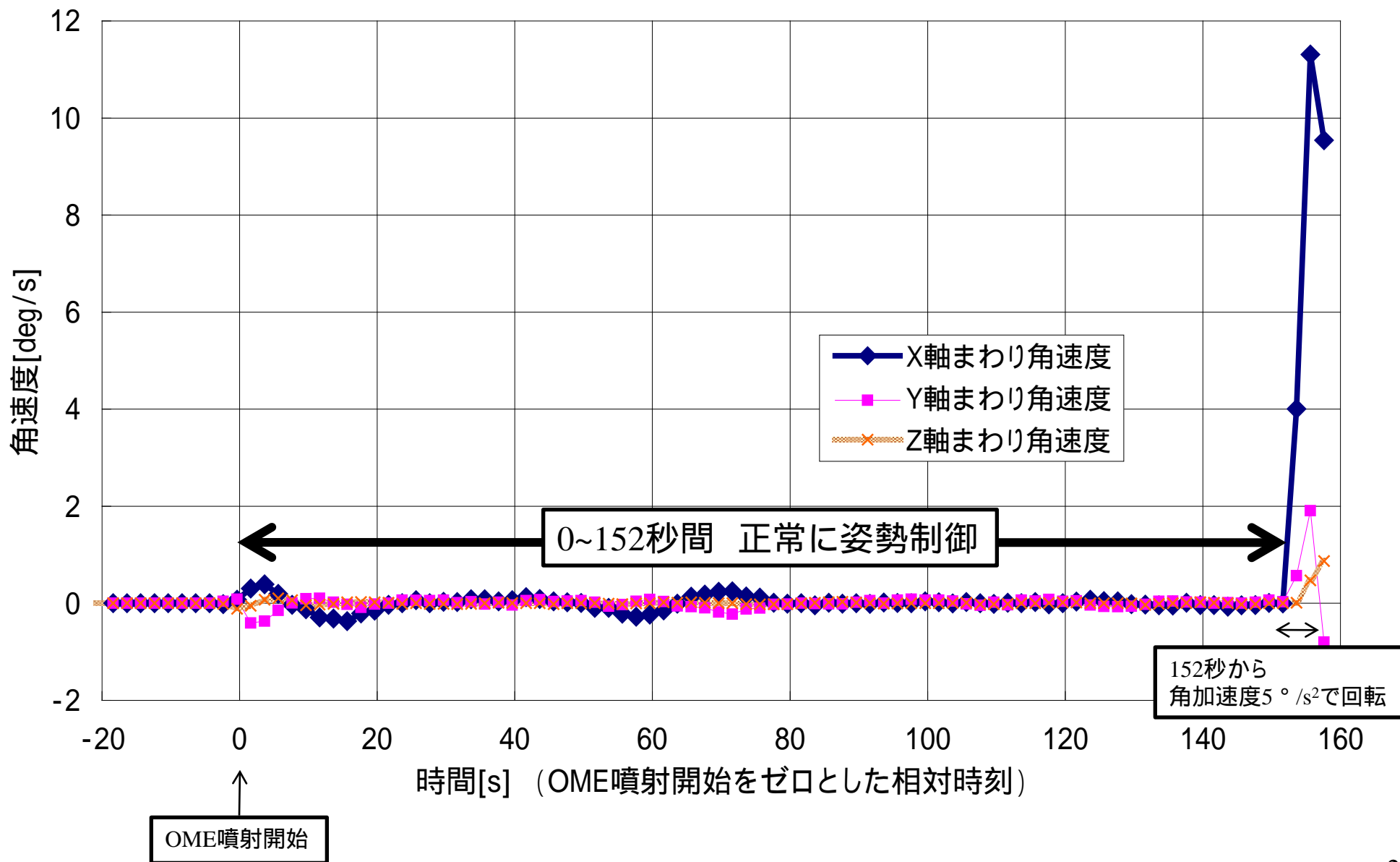
(データレート:0.5Hz)





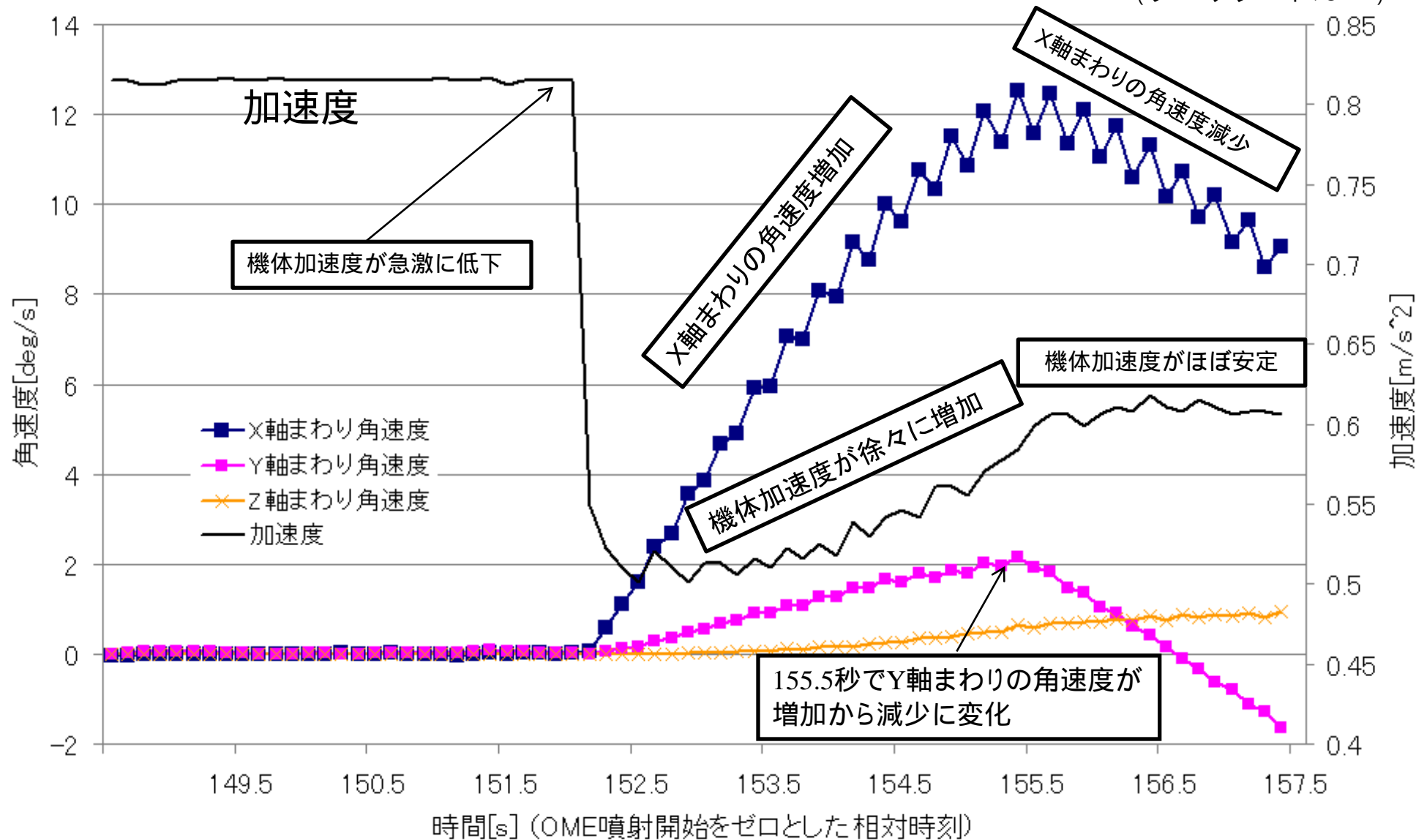
# 3.5.4 VOI-1前後の角速度履歴

(データレート:0.5Hz)



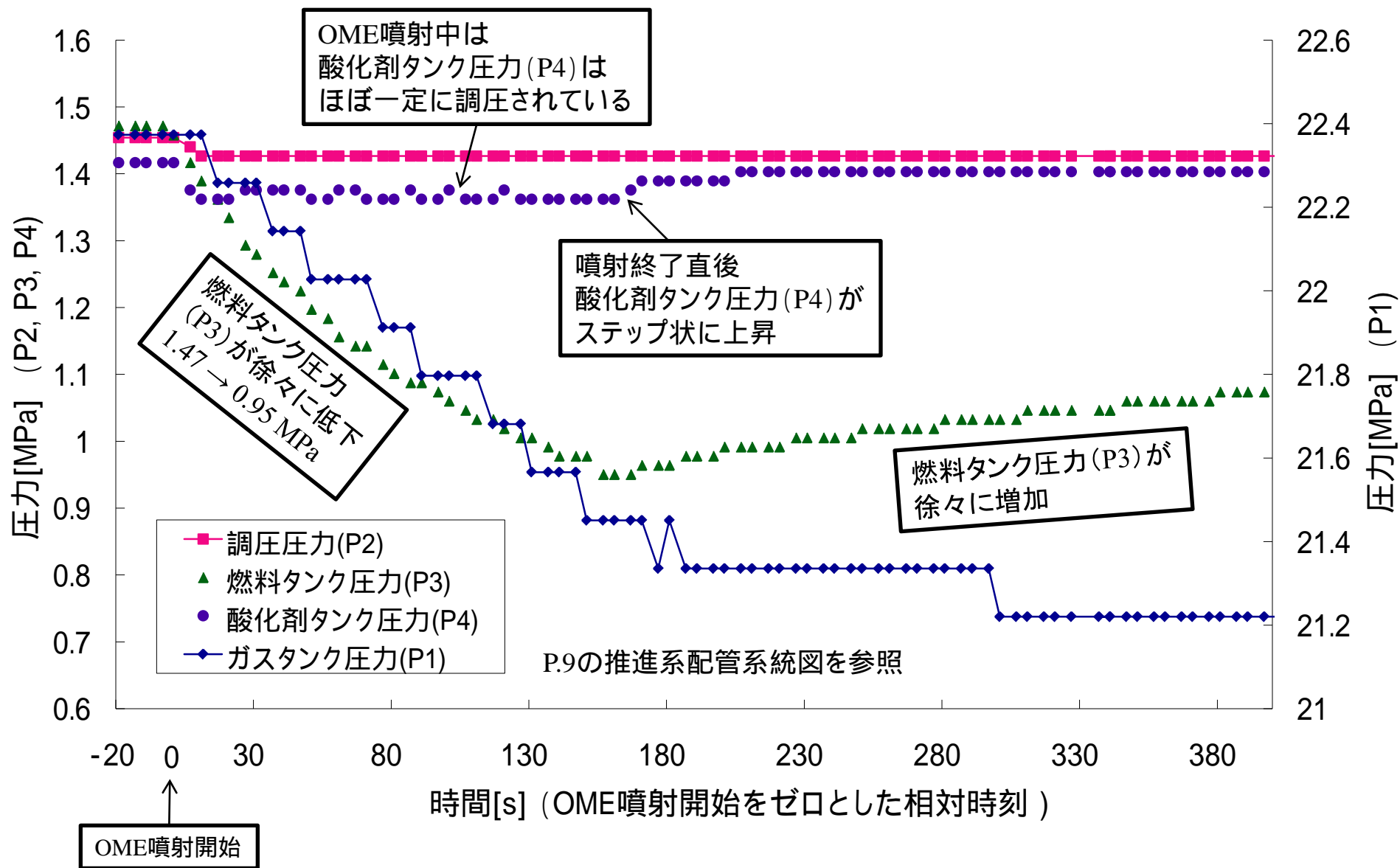
# 3.5.5 VOI-1後半の加速度・角速度履歴

(データレート:8Hz)



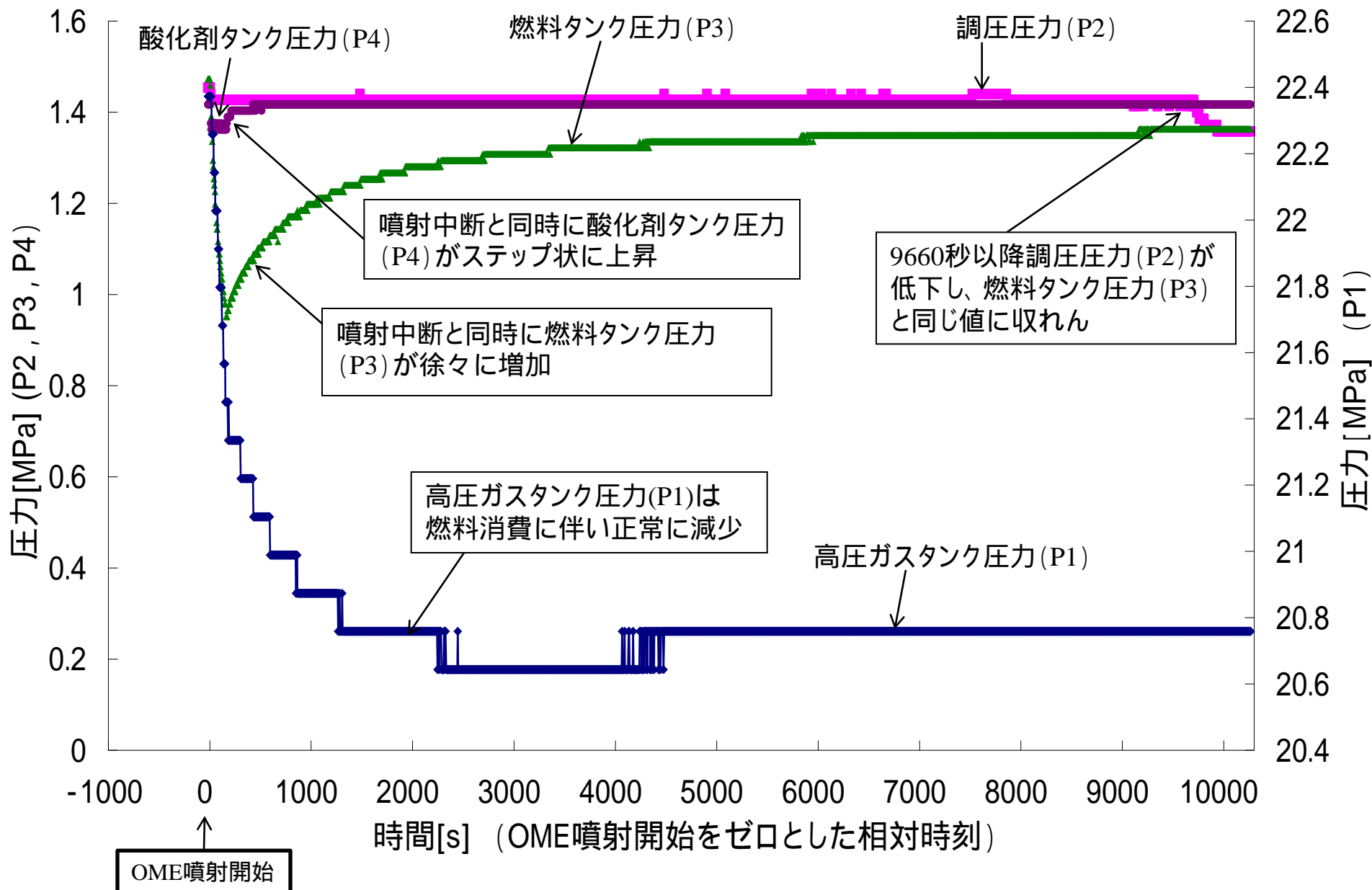
# 3.5.6 VOI-1前後の推進系圧力履歴

(データレート:0.5Hz)



# 3.5.7 VOI-1後の推進系圧力履歴

(データレート:0.5Hz)



## 3.6 VOI-1前後のイベント履歴

以下で取得されたテレメトリデータから確認されたVOI-1前後のイベント履歴を示す。

-3秒	VOI-1制御開始、RCS姿勢制御開始 [ § 3.5.2]
-3 ~ 0秒	RCSによるセtring [ § 3.5.2]
0秒 (12/7 8:49:00JST)	OME噴射開始 [ § 3.5.2]
0 ~ 152秒	± 2 ° 程度の範囲で姿勢制御 [ § 3.5.3] 燃料タンク圧力 ( P3 ) が徐々に低下 ( 1.47→0.95MPa ) [ § 3.5.6] 機体加速度が徐々に低下 ( 0.91→0.82m/s <sup>2</sup> ) [ § 3.5.2]
152秒	機体加速度が急激に低下 [ § 3.5.2 , 5]
152 ~ 156秒	機体加速後が最低値0.52m/s <sup>2</sup> を示した後0.62m/s <sup>2</sup> まで増加 [ § 3.5.2 , 5] X軸周り角加速度5°/s <sup>2</sup> で回転 最大姿勢角42°、最大姿勢レート11°/s [ § 3.5.3 , 4 , 5]
156 ~ 158秒	機体加速度が0.62m/s <sup>2</sup> でほぼ安定 [ § 3.5.4 , 5] X軸周り回転が減速 ( 11→8°/s ) [ § 3.5.5]
158秒	RCSによる軌道制御モードからリアクションホイール(RW)による 姿勢維持モードに移行 ( 同時にOME推薬弁閉→噴射中断 ) [ § 3.5.1] 酸化剤タンク圧力 ( P4 ) がステップ状に上昇 [ § 3.5.7]
158秒以降	OME噴射中断と同時に燃料タンク圧力 ( P3 ) が徐々に増加 ( 158s:0.95MPa→2000s:1.28MPa→6781s:1.36MPa ) [ § 3.5.7]
375秒	姿勢維持モードからセーフホールドモードに移行 [ § 3.5.1]
9660秒以降	調圧圧力 ( P2 ) が低下し、燃料タンク圧力 ( P3 ) と同じ値に収れん [ § 3.5.7]

## 3.7 テレメトリデータから特記される探査機挙動

VOI-1前後の概要を説明し、当初想定外の挙動を示したテレメトリデータを示した。

これ以外のテレメトリデータには、異常の兆候を示すものはない。  
想定外の挙動を示したデータの特徴的な点を以下に示す。

- OME噴射開始直後から、本来一定に調圧されるはずの燃料タンク圧力が緩やかに下降を続けた
- OME噴射開始から152秒で、急激な姿勢変動が起き、ほぼ同時刻に機体加速度も急激に変化した
- OME噴射開始から158秒で、OME噴射中断に対応する姿勢制御モード変更が記録されている。
- 同じくOME噴射開始から158秒で、酸化剤タンク圧力がステップ状に上昇すると共に、燃料タンク圧力が徐々に増加し始めた

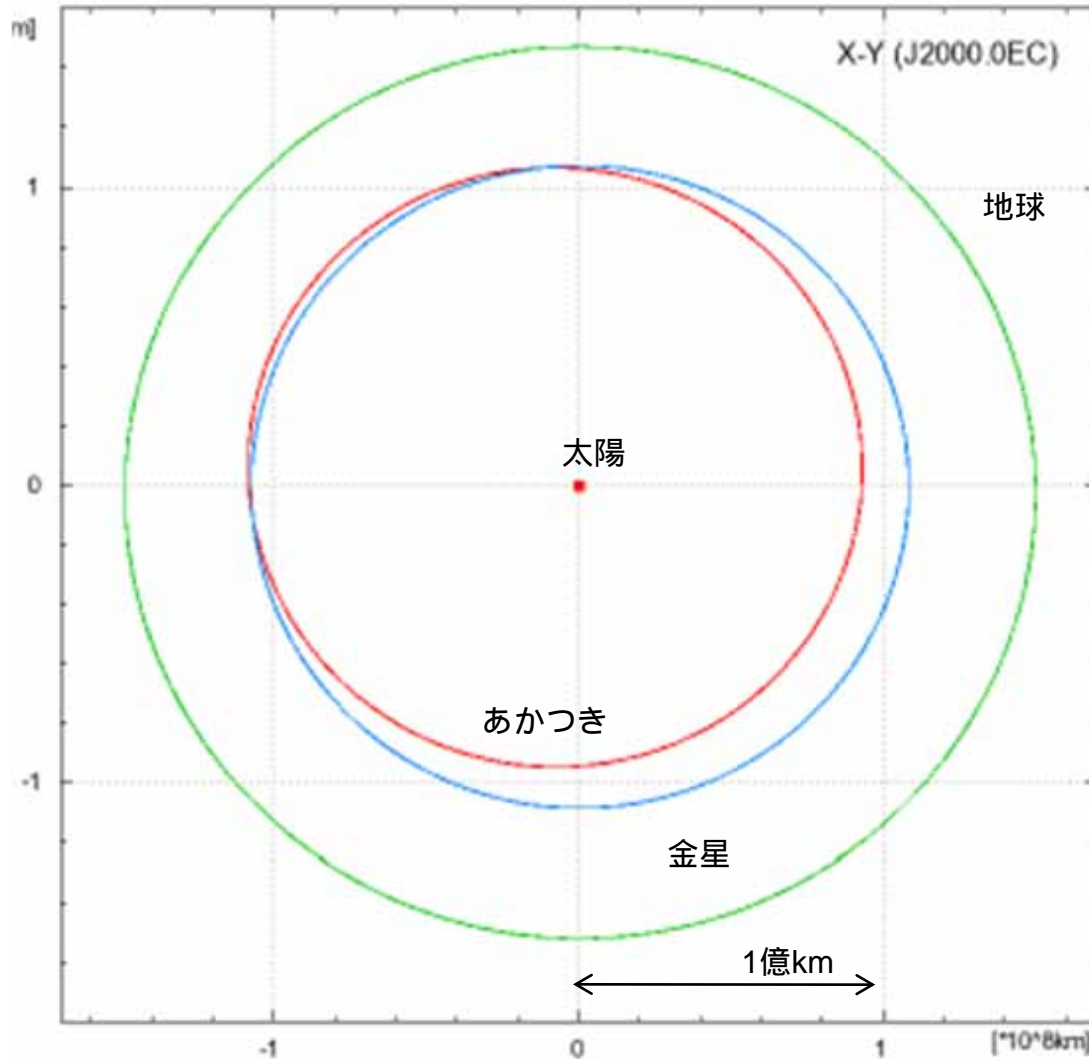
## 4. 探査機の現在の状態について

探査機から送られてくるテレメトリデータをもとに探査機の現在の状態について調べた結果、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など、すべてのサブシステムが正常値を示している。

姿勢系の制御モードおよび推進系の燃料タンク圧力計測値も正常値に戻っている。姿勢も安定し、高利得アンテナ（HGA）を地球に指向し、正常な運用を続けている。また、地上局との通信も正常に行われている。

観測機器の健全性を確かめるために、12/09（金星周回軌道投入制御を実施した日の翌々日）には約60万kmの距離から金星の撮像を行った。また、各搭載機器について、6年のミッションを想定した場合に問題になると考えられる課題の整理をし始めることとした。

# 4.1 VOI-1制御後の軌道



VOI-1制御で、計画の約2割の減速しか達成できなかったため、探査機は金星を周回する軌道に入ることができず、金星の重力圏を脱出し、太陽を周回する軌道に入った。

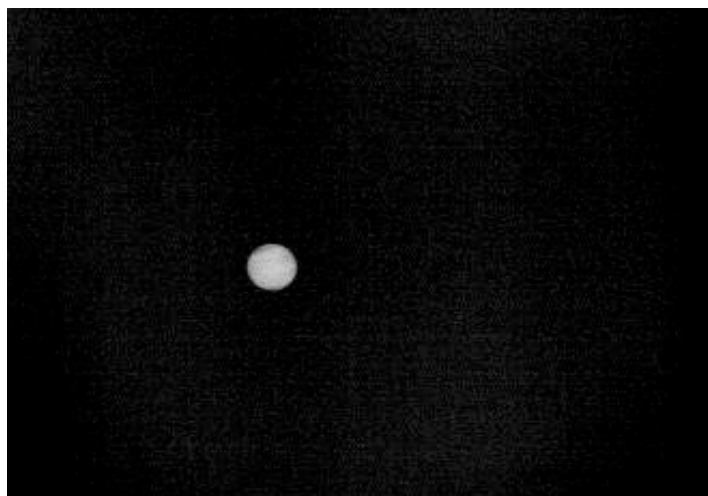
現在の「あかつき」の軌道は、近日点距離約9000万km、遠日点距離約11000万km、公転周期約203日である。

金星の公転周期は約225日であるため、「あかつき」は約6年後に再び金星と会合する可能性がある。

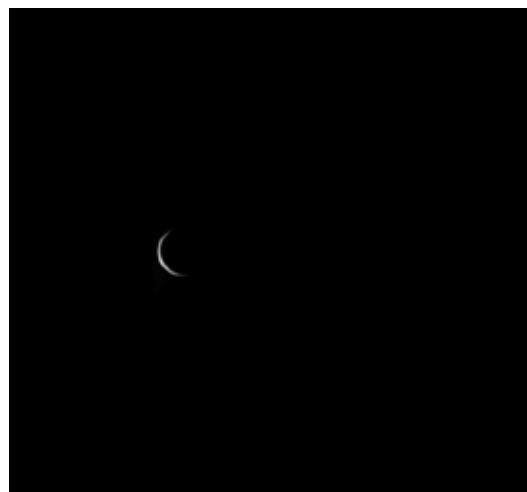


## 4.2 観測機器の機能確認

- VOI-1の後の観測機器の健全性を確認するために、12月9日の午前9時(日本時間)、中間赤外カメラ(LIR)、紫外線イメージャ(UVI)、1 $\mu$ mカメラ(IR1)の3台のカメラを立ち上げて金星を撮影した。LIRは恒星を写すことができないため、確認撮影対象としては金星が最も適当であると判断した。
- このとき「あかつき」と金星の距離は60万kmであった。「あかつき」から見た金星の視直径は約1.2度で、金星を夜の方角から見ている。LIRは金星大気から発せられる熱放射をとらえるため夜の部分も写っている。これらの観測結果からLIR、UVI、IR1の3台のカメラの健全性が確認された。
- 2 $\mu$ mカメラ(IR2)、雷・大気光カメラ(LAC)、超高安定発振器(USO)については立ち上げに時間を要するため、後日機能確認を行う。



LIR: 波長10 $\mu$ m



UVI: 波長365nm



IR1: 波長0.9 $\mu$ m