

金星探査計画提案書



金星探査計画ワーキンググループ

2001年 1月

目 次

序章

- 0.1 金星大気観測オービターが何故、今、提案されるに至ったか？
- 0.2 計画の概要：金星オービターの目的と機器構成
- 0.3 オービターの諸元
- 0.4 各国の金星探査計画との国際協力について
- 0.5 タイムテーブル
- 0.6 開発体制
- 0.7 本提案書の構成

第1章 ミッションの背景と方向性

- 1.1 太陽系科学における金星の重要性
- 1.2 惑星気象研究の意義
- 1.3 金星気象学におけるブレイクスルーのシナリオ

第2章 研究課題

- 2.1 スーパーローテーションのメカニズムの解明
- 2.2 子午面循環の構造の解明
- 2.3 メソスケール現象のサーベイ観測
- 2.4 雲生成と雷放電のメカニズムの解明
- 2.5 地表面放射率測定と活火山探索
- 2.6 大気散逸メカニズムの解明と流出量の観測

第3章 観測計画

- 3.1 撮像観測の対象と時間間隔
- 3.2 画像データの転送
- 3.3 撮像観測のローカルタイムの変遷
- 3.4 画像データの一次処理
- 3.5 風速ベクトルの導出
- 3.6 電波オカルテーション
- 3.7 地上観測との連携

第4章 観測装置

- 4.1 序
- 4.2 短波長赤外イメージャ S I R
- 4.3 中間赤外イメージャ M I R
- 4.4 長波長赤外イメージャ L I R

- 4.5 紫外カメラ UVI
- 4.6 雷・大気光カメラ LAC
- 4.7 遮光
- 4.8 機上較正
- 4.9 重量、消費電力、寸法
- 4.10 今後の検討課題

第5章 軌道計画

- 5.1 概要
- 5.2 フェージング (phasing) 軌道
- 5.3 地球並走軌道
- 5.4 地球 - 金星遷移軌道
- 5.5 金星投入軌道
- 5.6 金星周回軌道
- 5.7 探査機重量および軌道制御 / 姿勢制御量

第6章 衛星システム

- 6.1 システムへの要求
- 6.2 システム設計
- 6.3 熱設計
- 6.4 姿勢系
- 6.5 推進系
- 6.6 通信系
- 6.7 電源系

第7章 金星からの大気散逸に関する観測の可能性

- 7.1 大気散逸研究の重要性
- 7.2 金星からの大気散逸過程
- 7.3 散逸過程解明の方法と散逸量推定までのシナリオ
- 7.4 観測機器

付 録

- A1. 大気散逸研究に関連した科学観測機器の詳細
- A2. 金星探査計画ワーキンググループ名簿
- A3. 金星探査計画ワーキンググループ会議開催記録
- A4. COSPAR総会における惑星セッションの決議書
- A5. 海外研究者からの Letter of Support

序章

0.1 金星大気観測オービターが何故、今、提案されるに至ったか？

太陽系の中でなぜ地球だけが生命存在に適した海洋や大気を持つのか？ 地球の気候変動は如何なるメカニズムで生じるのか？ 地球環境が大きく変化したとき、どのような物理が気象現象において支配的になるのか？ 我々が広く共有しているこれらの疑問に答えるひとつの手段として、金星の環境を研究することが挙げられる。金星は大きさや密度が地球とほぼ等しく、大気を地表に繋ぎ止める重力も等しいが、その地表、大気的环境は地球と大きく異なる。双子惑星とも呼ばれるこの二つの星がどのように分化し、如何にして現在の異なった状態に至ったかを解明することは、惑星科学における最大の課題のひとつであり、翻っては我々の住む地球の環境を理解する上で極めて重要である。

金星にはこれまで米国およびソ連によって Pioneer Venus、Venera、Magellan などの探査機が送り込まれてきた。その結果によると、金星は 90 気圧にも達する濃密な二酸化炭素大気をまとい、その温室効果のために地表は 740 K という灼熱環境となっている。海洋は存在せず、大気は極めて乾燥している。プレートテクトニクスは機能せず、時折惑星規模の火成活動で地表面が更新されると考えられている。大気には硫黄化合物が多く含まれるために、惑星全体が厚い濃硫酸の雲で覆われ、そのために太陽光入力が小さく抑えられている。

これら地球とは大きく異なる環境は我々の学問的興味の対象となるが、それにもまして地球と大きく異なる現象は大気の高速回転である。金星本体の自転速度が極めて遅いにも関わらず、大気圏全体が自転と同方向に高速で回転し、高度 70 km では自転の約 60 倍の速さに達する。このような高速回転は金星表層環境のエネルギーや物質の循環に大きな影響を与える。何らかのメカニズムが惑星本体から角運動量を大気に輸送している事が想像されるが、そのメカニズムの本質は現在でも理解されていない。それは、金星の大気の運動に関する詳細なデータが欠如していたからである。

金星大気の観測は地上の望遠鏡を使って多く試みられてきたが、厚い雲にさえぎられ、その大気の内層の様子を知ることは難しかった。しかし 1990 年前後、ひとつのブレークスルーが訪れる。それは 1-2.4 μm の近赤外域において幾つかの波長（ウィンドウ）で雲を透かして下層の大気、さらには金星地表面までを見通せる様になった事である。ここにおいて我々金星探査ワーキンググループは、これらの波長に感度を持ち、地表に設置された望遠鏡では達成不可能な高い空間分解能を有するカメラを探査機に搭載し、金星周回軌道上からその大気運動を詳細に調べる観測計画を立案するに至った。

今回の観測提案において我々は、近赤外ウィンドウを中心とする多波長の連続撮像により雲層以下の大気変動を立体的に可視化し、大気循環を駆動する素過程を明らかにすることを目指す。この計画は、宇宙科学研究所の有する M-V の能力を最大限に利用して金星の環境科学および気象力学に飛躍的な発展をもたらし、世界における「惑星気象学」の幕開けともなるものである。

0.2 計画の概要：金星オービターの目的と機器構成

本ワーキンググループは、2007年（2006年度冬期）の打ち上げを念頭において金星オービターによる金星探査計画を提案する。科学目標の大枠は以下の5つである。

- 1 大気の高速回転（スーパーローテーション）のメカニズムの解明
- 2 子午面循環の構造の解明
- 3 メソスケール現象の全球サーベイ
- 4 雲生成と雷放電のメカニズムの解明
- 5 地表面放射率測定と活火山探索

これらの目標を達成するために、金星における大気運動を地表面との関連を持たせながら全球かつ立体的に可視化する必要がある、そのために以下の撮像機器を搭載する。

- 1 近赤外カメラ（波長別に2台）：近赤外ウィンドウで大気構造を全球にわたって解像度 10-20 km で撮像し、下層雲の運動や微量気体分布を可視化する。地表面の光学観測も併せて行う。
- 2 中間赤外カメラ：雲頂温度分布を全球にわたって解像度 50-100 km で撮像
- 3 紫外カメラ：雲頂付近の SO₂ 分布を全球にわたって解像度 10-20 km で撮像
- 4 雷・大気光カメラ：高速撮像で雷発光を検出、また上層大気の大気光を撮像

これに電波オカルテーションによる大気鉛直構造モニターを加えて、初の本格的な惑星気象オービターを構成する。撮像は2時間程度の短いインターバルで連続的に行う。

さらに金星オービターによるサイエンスをより豊かにするオプションとしてプラズマ測定パッケージを搭載し、金星大気の変遷にとって重要な大気散逸のメカニズムを解明する事を考慮している。金星からの大気散逸過程については過去のミッションにおいても信頼性のあるデータは得られておらず、厳選されたプラズマ測定パッケージの搭載によって研究を大きく進展させることが可能である。

0.3 オービターの諸元

上記の研究のために、設定された軌道および探査機について表1にまとめた。

表 0 - 1

打上げ (M-V による)	2007年 2-4月
金星到着	2009年 9月
衛星姿勢	3軸制御 (バイアスモーメンタム方式)
探査機総重量 (Dry 質量)	約 647 kg (約 329 kg)
観測機器重量	約 34 kg
軌道	近金点 300 km, 遠金点 10 Rv (金星半径)
軌道傾斜角	172°
周期	約 21 地球時間

オービターは打ち上げ後地球をめぐり Phasing Orbit に投入され 2007 年 6 月に地球を離脱、2008 年の地球スイングバイを経て 2009 年 9 月に金星周回軌道に入る。打ち上げ後 HGA および太陽電池パドルの展開を行う。二液推進系による地球離脱、Mid-course Maneuver、金星への投入は RCS によってバランスをとりつつ、3 軸制御された姿勢で行う。

金星周回軌道投入後オービターは HGA で地球との通信リンクを保ちつつ、太陽電池パドルを太陽に正対させる姿勢で飛行を続ける（通常姿勢）。後述されるように、観測器（カメラ）は太陽電池パドルと直交する衛星の側面パネルに搭載され、観測時には衛星の姿勢を変更して観測器を金星に向ける（観測姿勢）。観測姿勢において HGA が地球を指向できない場合、MGA によって通信を確保する。観測姿勢へは 2 時間毎に移行するものとし、10 分間で姿勢変更、最大 10 分間の観測、さらに 10 分間で通常姿勢への復帰を行う。観測姿勢での姿勢安定性（許容できるドリフト量）は $0.005^\circ / \text{秒}$ 以内である。観測は遠金点付近を中心に行い、軌道傾斜角 172° および遠金点 $10 R_v$ は衛星軌道速度が遠金点付近で大気の高速回転と同期するように最適化した結果である。

0 . 4 各国の金星探査計画との国際協力について

2000 年 12 月現在、E S A の Lavoisier 計画、Venus Express 計画、Ishtar 計画、米国の Vesper 計画、Venus Multiprobe Mission 等 7 つ以上の計画が議論されている。

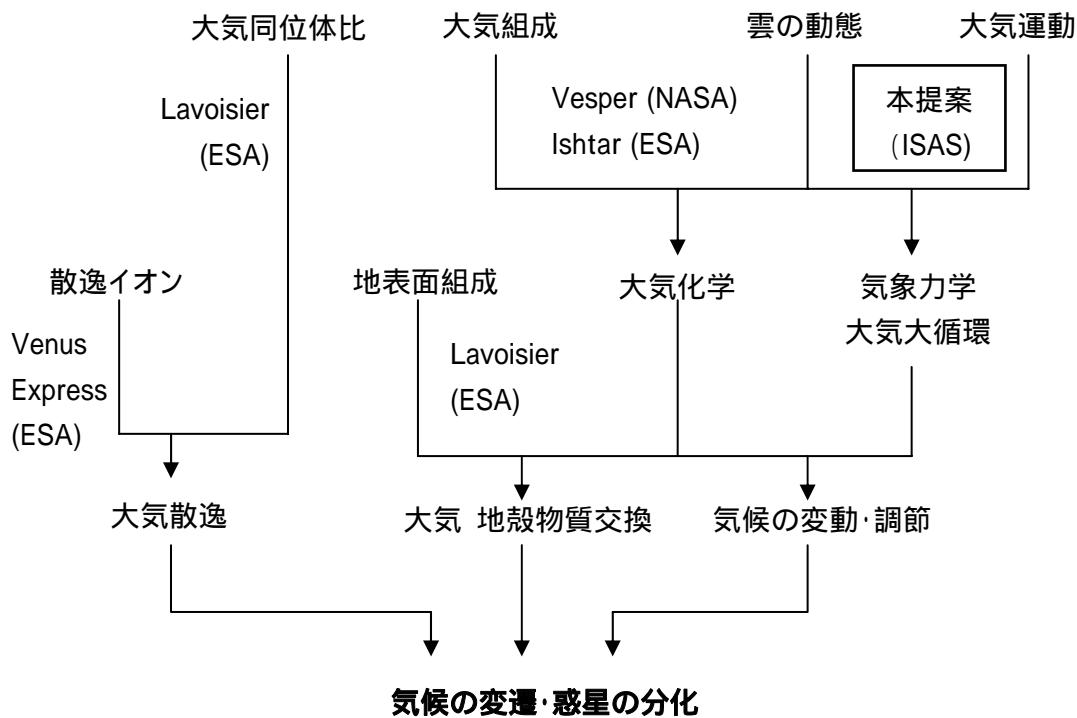


図 0 . 1

図0.1に世界の宇宙機関で検討されている金星ミッションの関係を示した。金星気候の変遷や惑星の分化という最終的な理解に到達するために、散逸イオンメカニズム、大気同位体比、大気組成、雲の動態、および大気運動の理解といった様々なアプローチが検討されている。本提案はこれの中で雲の動態および大気運動の把握という一翼を担う。この意味で世界で検討されている他の金星ミッションと本提案は排他的ではなく、極めて相補的である。

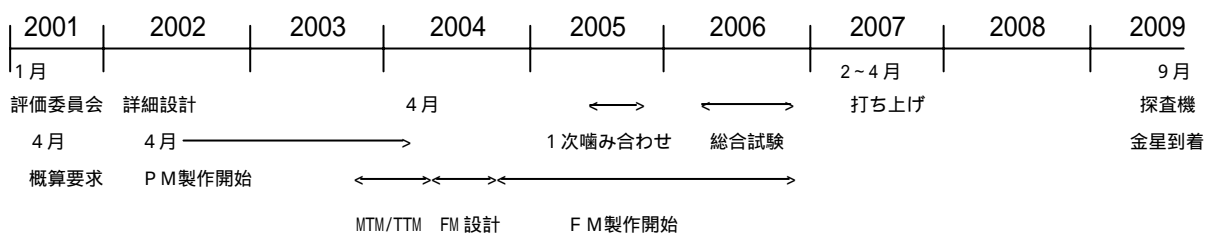
2000年7月、ポーランド、ワルシャワで開かれたCOSPAR総会での惑星大気セッションでは上記のように実行の機運が高まりつつある金星探査計画を世界規模で企画立案することが提案された。日本では2001年10月に国内外の研究者による国際ワークショップを開く予定である。このワークショップでは我々の金星大気探査計画に対する更なる助言を期待すると共に、各国の金星探査計画を効率良く進める為の議論の場としたい。

地上観測グループの組織化は探査機による研究とは相補的である。米国のDSNによる受信、ヨーロッパ、ロシアおよびウクライナ等での受信の可能性については、評価委員会の裁定を待って、交渉を開始する。

0.5 タイムテーブル

2007年2月の打ち上げを目指すためには表2に示すように、2002年度から予算措置により計画をスタートする必要がある。さらに2001年度は細部にわたる設計を続行すると共に観測機器の開発を進めることが肝要である。

表0-2 (暦年)



0.6 開発体制

開発は現在のワーキンググループを発展させたチームによって行う。コアとなるメンバー、機関は以下の通りであり、今後順次拡大していく。

プロジェクトマネジメント

リーダー	小山孝一郎	宇宙科学研究所
	中村正人	東京大学
	阿部琢美	宇宙科学研究所
	今村剛	宇宙科学研究所

観測機器開発グループ

岩上直幹	東京大学
中村正人	東京大学
渡部重十	北海道大学
佐藤毅彦	東京理科大学
岡野章一	東北大学
福西浩	東北大学
小野高幸	東北大学
高橋幸弘	東北大学
坂野井健	東北大学
田口真	国立極地研究所
町田忍	京都大学
阿部琢美	宇宙科学研究所
今村剛	宇宙科学研究所
山内正敏	スウェーデン I R F

理論支援グループ

松田佳久	東京大学
品川裕之	名古屋大学太陽地球環境研究所
山中大学	神戸大学
山本勝	和歌山大学
阿部豊	東京大学
高橋正明	東京大学
関華奈子	東京大学
高木征弘	東京大学
はしもとじょーじ	東京大学

0.7 本提案書の構成

本提案書ではこれまでの検討結果を以下のようにまとめた。結論として探査機の製作は既存の技術によって可能であり、大きな開発要素は無く、かつ観測機器の開発は我々の開発能力の範囲にあると考えている。また、観測機器に用いられる検出器は国内で入手可能である。

- 第1章 ミッションの背景と方向性
- 第2章 研究課題
- 第3章 観測計画
- 第4章 観測装置
- 第5章 軌道計画
- 第6章 衛星システム
- 第7章 金星からの大気散逸に関する観測の可能性

第1章では今回の提案に至った金星大気研究の歴史的経緯および今後の展望について述べる。第2章では今回のミッションにおける研究課題について、どこまでの物理を明らかにすべきかを記述する。第3章においては周回軌道上での具体的な観測計画、データ伝送量等について議論を進める。第4章においては前章に記された課題を達成するための観測装置について述べる。第5章においては打ち上げから金星到着、金星周回軌道への投入と2年間のミッション期間中の軌道計画を述べる。第6章では衛星のコンフィグレーション、機器構成および配置、重量電力、熱設計、回線設計、姿勢保持など、ミッションの工学的側面全般について記述する。第7章ではオプションとして考慮しているプラズマ観測パッケージによる大気散逸に関する研究計画の詳細と、観測器について述べる。本提案書の最後に、2000年にポーランドで開催された COSPAR 総会における惑星セッションの決議書と、本金星計画に対する国外研究者の"Letter of Support"を添付した。

第1章 ミッションの背景と方向性

1.1 太陽系科学における金星の重要性

地球環境は如何なる歴史のもとに現在の状態にたどり着いたのか？ また将来、地球環境はどう変わっていくのだろうか？ このような問いに答えるためには、各惑星で起こっている物理化学過程を互いに比較検討し、どのようなプロセスが現在見られる種々の状態への分化をもたらしたのか解明する必要がある。惑星環境の多様性の起源を読み解くことは、地球環境の起源を理解することと同一である。また、惑星環境を支配する物理について、我々の知識は現在の地球上で観察できるものに限られているが、地球環境の変遷や気候変動といった問題に答えるためにはそれでは不十分である。地球環境が現在の状態から大きく変化したときに如何なる物理が支配的になるのかを推測するために、地球と異なる状態にある他の惑星を支配する物理を調べる必要がある。

このような比較惑星学的見地から最も興味深い天体は、大きさや密度が地球とよく似ているにも関わらず地球と全く異なる環境を有する金星である（図 1.1-1、表 1.1-1）。双子惑星とも呼ばれる地球と金星がどのように分化し、如何にしてそれぞれが全く異なる状態でバランスするに至ったかを解明することは、惑星科学の最大の課題と言っても過言ではない。

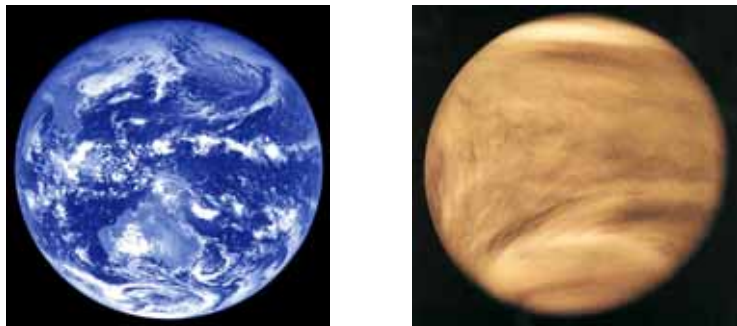


図 1.1-1 地球と金星は大きさや重さは似ているが、金星は地球と違って惑星全体が厚い濃硫酸の雲に覆われ、雲の下は乾燥した灼熱環境である。

これまでの金星探査によると、金星は 90 気圧にも達する厚い CO_2 大気で覆われ、その温室効果のために 740 K という灼熱環境である（図 1.1-2）。海洋は存在せず、大気は極めて乾燥している。金星にもかつて大量に水が存在したことが D/H 比から示唆されているが、その水がどのように失われたのかは判っていない。金星は地球のような強い固有磁場を持っていないために、太陽風との相互作用によって、上層大気中の水素が宇宙空間へ散逸することによって水が失われた可能性が指摘されている。地表面は比較的新しいと考えられているが、こ

れまで火成活動の直接的な証拠は得られていない。プレートテクトニクスが存在しないと考えられる金星において、マンツルの対流様式がいかなるものになっていて、固体惑星部分の化学分化がどのように進行するのかは、謎に包まれている。

惑星全体を覆う H_2SO_4 の雲のために太陽光入力が小さく抑えられているが、この雲の原料となる大気中の SO_2 がどのように調節されているのかについては諸説がある。 SO_2 が火山ガスとして供給され続けているか、あるいは地殻に含まれる硫黄化合物 (FeS_2) と化学平衡に達しているのかは、金星気候の安定性を左右する重大な問題である。高地が低放射率物質に覆われていることが電波観測から示唆されているが、この物質はまさに SO_2 と化学平衡にある硫黄化合物である可能性がある。また一方で、地表面の CO_2 分圧は地表面温度における炭酸塩との平衡値に極めて近いため、 CO_2 大気の量そのものが地殻との化学平衡で調節されている可能性もある。

大気運動は特異であり、自転が極めて遅いにも関わらず自転と同方向に高速で回転している。このような高速回転は物質やエネルギーの循環に大きな影響を与えると予想されるが、回転がどのように維持されているのかは惑星気象学の大きな謎である。このように金星は、現在の姿について大まかな描像は得られているものの、現在に至る過程や現在の状態が維持される理由についてはほとんど理解されていない。

表 1.1-1 金星と地球の基本パラメータの比較

	金星	地球
赤道半径 (km)	6050	6380
質量 (10^{24} kg)	4.87	5.97
平均密度 (g cm^{-3})	5.24	5.52
太陽からの距離 (10^8 km)	1.08	1.50
自転周期 (地球日)	243.0	1.00
公転周期 (地球年)	0.615	1.00
大気主成分	CO_2 (96.5%)	N_2 (78.1%), O_2 (20.9%)
地表気圧 (bar)	92.1	1.013
地表温度 (K)	735	290
アルベド	0.78	0.30
固有磁場 (nT)	未検出	5×10^4

過去に大きな成果を上げた金星ミッションとしては旧ソ連の Venera、米国の Pioneer Venus、そして Magellan がある。Venera は周回衛星と直接探査プローブを含む一連の探査機であり、地表の温度や圧力、高速東西風、地表での太陽光強度などを世界に先駆けて実測した。地表面や雲の物質科学的探査はほとんど全て Venera によるものである。Pioneer Venus は周回衛星と直接探査プローブから構成され、観測項目は Venera と共通する部分が多いが、大気や雲の光学観測や、惑星周辺プラズマのオービターからの長期観測で傑出している。とくに上層大気や惑星周辺プラズマの観測からは、大気と太陽風の相互作用の理解が大きく進展した。Magellan は周回軌道から合成開口レーダーで高空間分解能の地形図を作り、また重

力異常の分布を明らかにした。これらのデータは金星のテクトニクスを議論する際になくはならないものとなっている。これらのミッションがもたらした多くの本質的な謎は、その後数十年の精力的な研究にも関わらず、その多くが先に述べたように今も未解決のまま残されている。このことは、地球の成り立ちに対してすら未だ初歩的な理解しか得られていないことを考えれば至極当然とも言える。しかし金星探査は Magellan を最後に 10 年にわたって途絶えており、今後も、実施されることが確定している探査計画はない。この探査が途絶えていた 10 年のうちに、理論研究の進展や新しい観測手法の開発によって、新たにどのような観測をすれば金星の科学にブレイクスルーをもたらさうか判ってきた。21 世紀初頭の大きな目標として金星の科学を掲げるのは極めて自然な流れである。

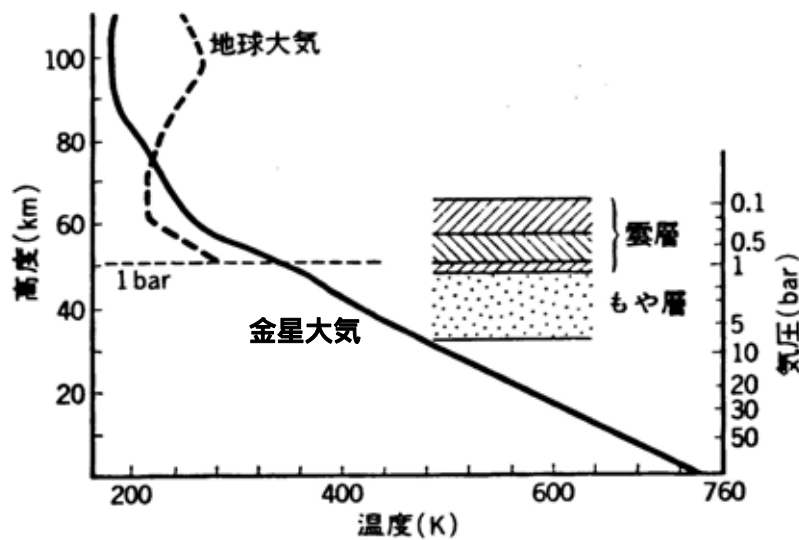


図 1.1-2 金星と地球の気温プロファイルを各気圧面について比較した。1 気圧は金星では高度 50 km に相当する。金星の雲は高度 45-70 km に位置する。(松田・松野, 1980)

1.2 惑星気象研究の意義

大気圏は、惑星表層環境の主要部分であると同時に、太陽光エネルギーを蓄積して再分配することで固体惑星の表面温度を決定する、あるいは固体惑星と化学物質を交換するなどして、惑星全体の熱進化や化学分化にも大きな影響を与えている。さらに大気圏は、地球においては生命圏の維持に直接的に関わっている。このような理由から惑星大気は太陽系科学における主要研究対象の一つとなっているが、その振舞いを任意の外的条件に応じて予言できるような学問体系は未だ確立されていない。その理由として、惑星大気物理においては放射輸送・光化学・熱化学・大気大循環・雲物理・大気-地殻物質交換・大気散逸など多くの素過程の相互作用が本質的に重要であり、そのために解明すべき問題が多岐にわたることが挙げられる(図 1.2-1)。ここで私達は、特に大気大循環の解明の重要性を主張したい。

これまでの惑星ミッションにおいて、気象観測は物質科学的探査に付随する形でしか行われておらず、大気大循環の研究は断片的な気象データに基づく極めて不確実性の多い議論を余儀なくされてきた。このことは問題の重要性から考えると甚だ遺憾である。大気圏の素過程は全て大気大循環の流れの中で起こっている。固体惑星科学におけるマントル対流と同様、大気大循環による化学物質・エネルギーの輸送は惑星表層環境が決定される上で極めて重要な役割を果たす。惑星の進化や分化の問題を解決するためには、様々な条件下でどのように大気が循環するのかを推測できなければならない。

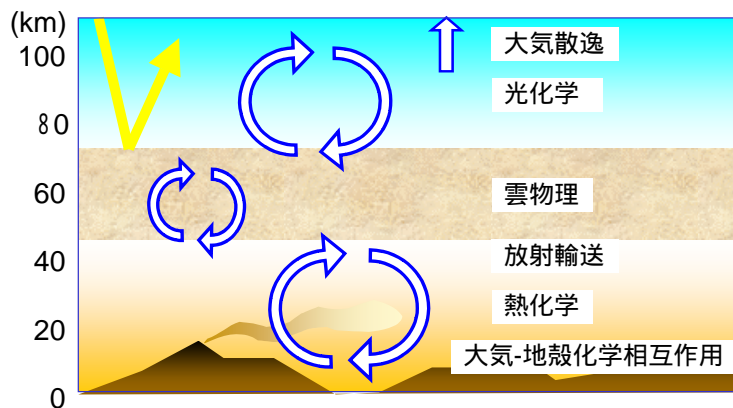


図 1.2-1 大気大循環によるエネルギーや化学物質の輸送が惑星大気構造を決定する。大気大循環はまた、異なる空間領域で起こる様々な素過程を互いに結び付け、表層環境の化学分化をコントロールする。

気象学、とくに惑星規模のスケールの現象を取り扱う大気大循環論は、惑星規模でどのような大気の循環（つまり風）が生じ、それが温度分布や圧力分布とどのような関係にあるかを力学的に論じるものである。例えば、地球の対流圏では風速場を長時間にわたって（オイラー的に）平均すると、北半球、南半球にそれぞれ3細胞の循環が卓越することが知られている（図 1.2-2）。なぜ1つの細胞の循環で半球を覆うことができないのか？ なぜ中緯度では低緯度と逆方向に回転する循環ができるのか？ こういった疑問に答えるのが惑星規模の気象学の課題である。現在の地球の大気大循環に関しては、今日では一応の基本的理解が得られている。それによると、1日で1回転する地球の自転の力学的効果が極めて重要である。また、地球とほぼ同じ自転周期をもつ火星においても、自転の力学的効果が重要であり、大砂嵐などを除くと、火星の気象学は地球の大循環論の枠組みでおおよそ理解できる。それに対して、自転速度の非常に遅い金星では、全く異なる大気大循環が支配していると考えられる。

ここで、大気大循環は古典的な流体力学を規模的に延長するだけでは理解できないことに注意する必要がある。大気力学は、惑星より遥かに小さいスケールの現象が相互作用することで惑星規模の運動を決定するという特徴がある（内部波動による平均流加速、渦拡散、対流の組織化など）。また運動に伴う雲アルベドの変化や凝結に伴う潜熱解放が大気運動に大き

な影響を与える。このように微視的プロセスや熱力学過程が重要な役割を果たす大気大循環の研究においては、あくまで観測をもとにして背後にある物理が解明されなければならない。地球の気象現象についてはこれまで、豊富な観測データをもとに、一応の説明が与えられてきた。しかし現段階における気象学は、現在の地球と異なる世界に適用できるような本質的理解に達したとは言いがたい。例えば、地球気象の基本概念である地衡風（圧力傾度とコリオリ力がバランス）という概念の適用範囲は他の世界では明確でなく、また内部波動による運動量輸送や渦拡散係数が別の世界でどのように決まるのかもわからない。さらに付け加えれば、現在の気象学は与えられた基本場の中で擾乱が如何に発達するかという問題には精度良く答えるが、様々な擾乱の存在下で平均状態が如何に決定されるかという問題には不向きである。すなわち、明日の天気予報はできても、平均的な鉛直気温減率は何によって決まるか、0.3 という惑星アルベドは何によって決まるか、あるいは低緯度のハドレー循環の緯度幅は何によって決まるか、といった問題には未だ明確な答えが見出されていない。

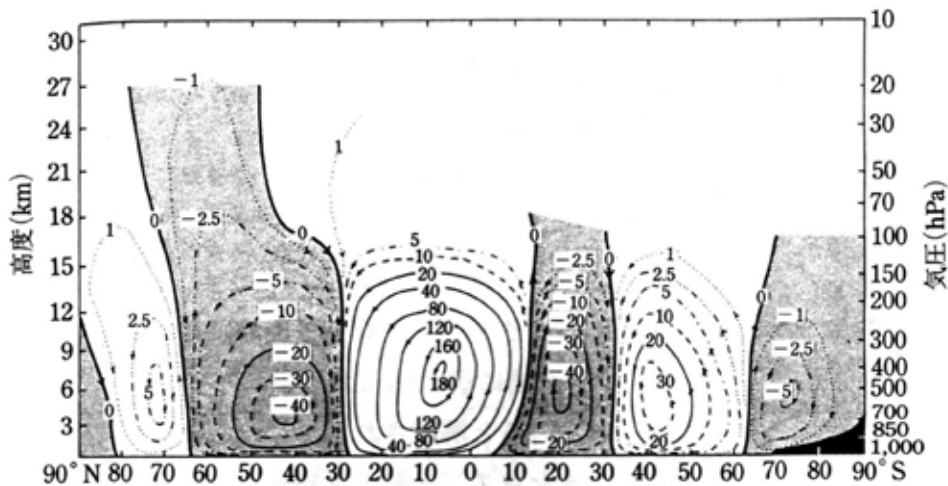


図 1.2-2 地球対流圏の子午面循環。北半球の冬における平均値。白地の領域は反時計周り、陰影の領域は時計周り。(Newell et al., 1972)

地球の過去の気象がどうなっていたか、あるいは将来の気象がどうなるかという気候学の問題について、現在、大気大循環モデル（General Circulation Model）を用いた研究が主流をなしている。GCMは、大気の運動を流体力学によって表現するだけでなく、雲物理や放射輸送など大気中のさまざまな過程を可能な限り取り込んでいる。従って、他の惑星の気象もこのGCMを用いれば比較的容易に再現できると考えられるかもしれない。しかし、現段階のGCMは、現在の地球の気象を再現するように多くの経験的パラメタリゼーションとチューニングを含んでおり、異なった状況において正しく振る舞うかどうかは極めて疑わしい。また、現在の地球大気に対するGCMのある程度の成功は、地球の大気大循環の原理的理解によって支えられていたことも事実である。自転の60倍にもおよぶ高速気流を持つ金星や、数百年も持続している大赤斑がある木星型惑星の大循環は、現在、まだ原理的に理解されていない段階である（図 1.2-3）。このことは、地球の気象学が現在の地球気象のケース・スタ

ディに終始していることと深く関係している。他の惑星の気象を理解することによって、気象学を現在の地球気象のケース・スタディから脱却させることは、惑星気象学という普遍的な枠組みの中で地球気象を捉えなおすことを意味し、地球の過去の気候や将来の気候予測にも道を開くものと思われる。

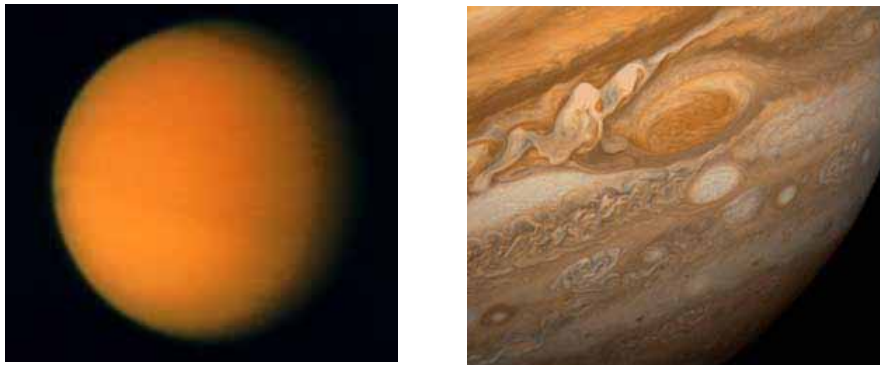


図 1.2-3 私達はまだ惑星気象を一般的に論ずる物理学を有していない。(左)土星の衛星タイタン。金星と同様に大気が自転より遥かに速く回転していることが示唆されている。(右)木星の縞模様と数百年も持続する大赤斑。

今回提案するミッションは金星の大気大循環の解明を目指している。大気大循環は金星の科学におけるキーパラメータの一つであり、そのしくみを理解することは太陽系科学における重要課題である。それと同時に、地球気象学の常識から逸脱した形態を維持し、未解明の問題が山積する金星気象を理解することは、あるゆる局面で適用できる普遍的な惑星気象学の構築に向けた重要なステップである。同じく地球型惑星である火星の気象が既にシミュレーションの段階であることに比べると、金星気象研究の遅れは際立っている。その大きな理由は、金星では火星と違って、惑星全体を覆う厚い雲と大気が大気深部のグローバルな気象観測を阻んできたことである。ところが近年、近赤外の幾つかの波長域（ウィンドウ）で下層大気や地表面まで大気圏外から透視できることが発見され、新たな観測の可能性が開かれた。ここで提案する金星オービターによる大気観測計画は、この近赤外ウィンドウにおけるリモートセンシングで金星気象研究に突破口を開こうとするものである。

1.3 金星気象学におけるブレイクスルーのシナリオ

前節で述べた背景のもとに本ミッションでは、金星大気圏で如何なる気象現象が起こっていて、その結果としてどのように大気大循環が駆動されるのかを明らかにする。大気大循環パターンを決定する様々な気象プロセスが予想されているが、観測はそれらを抽出し同定す

るとともに、想定外の未知の現象をも検出できるものでなければならない(図 1.3-1)。そのために重要なことは、幅広い時間スケール・空間スケールの観測領域をカバーすることである。観測機器を大気中に多数展開するのが最も素直な方法であるが、当面は実現が困難である。我々は、必要な気象観測は金星周回軌道からのリモートセンシングによってかなりの部分まで実行可能であると考えている。

観測の方針は「グローバルからメソスケールに至る階層構造を立体的に連続観測する」である。正攻法でありながら、このような観測はこれまで地球以外の惑星では実現されたことがない。実現の方策を以下に述べる。

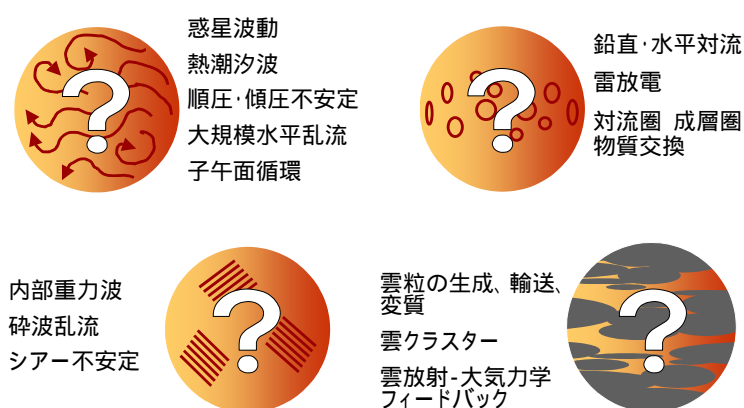


図 1.3-1 金星オービターからのグローバルな観測によって、果たしてどのような気象プロセスが姿を現すだろうか。

1.3.1 広視野連続撮像によるグローバル構造の把握

気象現象を同定するためにはその時空間構造を把握する必要がある。よって多地点で密に、しかも連続的に大気運動の情報を得なければならない。過去にいくつかプローブが降りて風速などを測定しているが、水平構造や時間変動の情報が得られないので、そのような鉛直プロファイルを散発的にこれ以上取得しても気象研究にはあまり役に立たない。そこでヒントになるのが、地球の気象予報や気象研究になくてはならないものとなっている気象衛星である(図 1.3-2)。気象衛星は高度 36000 km の地球静止軌道に滞在し、可視から赤外に至る多波長で連続的に撮像観測を行って、雲の水平分布や運動、雲頂高度、水蒸気、海面温度など多くの気象要素をグローバルに観測している。気象衛星の登場によって、それまで地上の限られた観測点の情報を拠り所としていた地球気象学は飛躍的な発展を遂げた。オービターからの撮像観測を中心とする本ミッションは、このような観測形態が金星気象解明のためにも有効であるという確信に基づいて立案されたものである。

グローバルな観測のために、近金点 300 km、遠金点 10 金星半径、軌道周期 21.3 時間で低緯度を大気の高速回転と同方向(西向き)に周回する長楕円軌道を採用する。気象観測は主

に、広範囲を見渡せる 3-10 金星半径の距離から行う。1 周回のうち 0-3 金星半径の距離にいる時間は極めて限られるので、グローバルな現象についてはミッション期間中ほとんど連続的に観測を行うことができる。また軌道計画は、水平スケール $10\text{-}10^3$ km のローカルな現象の観測にも配慮している。そのような現象は地球気象から類推すると数時間から数地球日の時間スケールを持つと予想される。よって 1 地球日以上にわたって大気圏の特定領域を継続的に観察することが望ましいが、この西向き周回軌道ではそのような観測が可能である(図 1.3-3)。遠金点付近では大気の高速回転と同期して静止衛星的であり、平均風に押し流される雲構造や微量気体分布の詳細な変動を追跡するのに都合が良い。

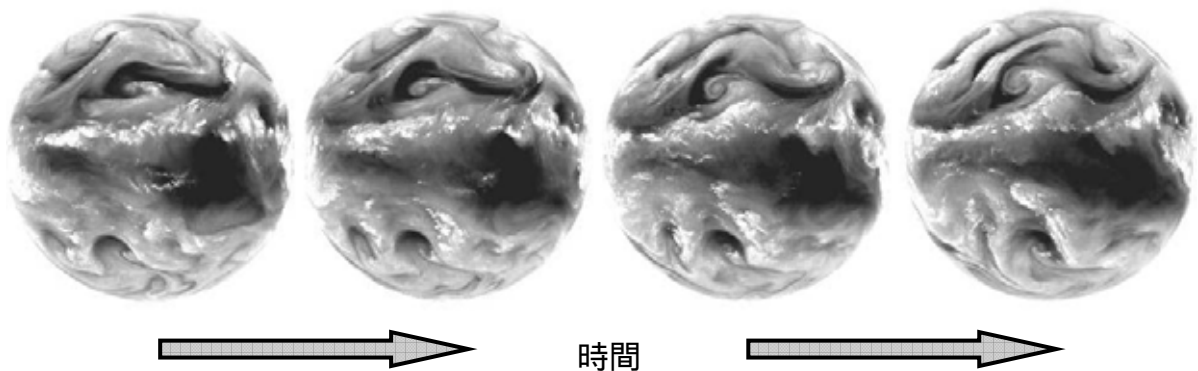


図 1.3-2 気象衛星 GOES-10 による 12 時間ごとの水蒸気画像(波長 $6.7\mu\text{m}$ の熱放射)。たとえばこのような連続画像から、地球においては東西非一様な擾乱(傾圧不安定)によって南北方向の大気交換が行われる様子が一目瞭然である。

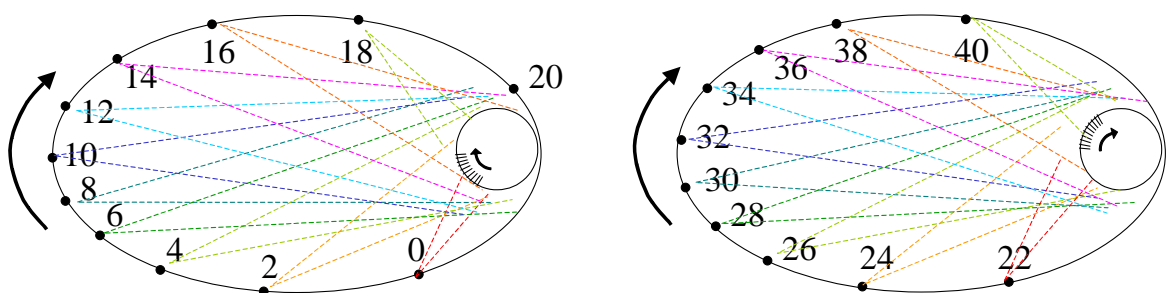


図 1.3-3 北極側から見た、連続した 2 周回の間、探査機と特定の空気塊(高度 50 km)の 2 時間ごとの位置。数字は時間を表す。破線は撮像の 16° の視野角。大気圏の特定の領域を 40 時間にわたってほぼ連続的に観察することができる。

1.3.2 多波長撮像による立体構造の把握

リモートセンシングで情報が得られる高度領域は光学観測を行う波長ごとに異なる（図 1.3-4）。本ミッションで中心的な役割を果たすのは 1990 年前後に発見された近赤外ウィンドウ（波長 1-1.2・1.7・2.3 μm ）である（図 1.3-5）。これらの波長の光は、 CO_2 や H_2O など赤外活性気体による吸収や大気分子によるレイリー散乱が弱く、また雲粒で散乱される際のエネルギー消散が極めて小さい。そのため下層大気や地面からの熱放射は大気圏外まで漏れ出し、太陽光は下層まで侵入する。過去の金星ミッションで観測に使われた紫外および中間赤外域の光は雲や下層大気を透過しないため、観測高度領域は雲頂（高度 70 km 付近）より高い場所に限られた。次章で述べるように、金星大気の高速回転の問題とは高度 0 km から 70 km まで角運動量を運び上げるメカニズムは何かということであり、それを解明するためには雲頂以下の情報を得なければならない。近赤外ウィンドウを使った観測はこのような問題点をクリアするものである。

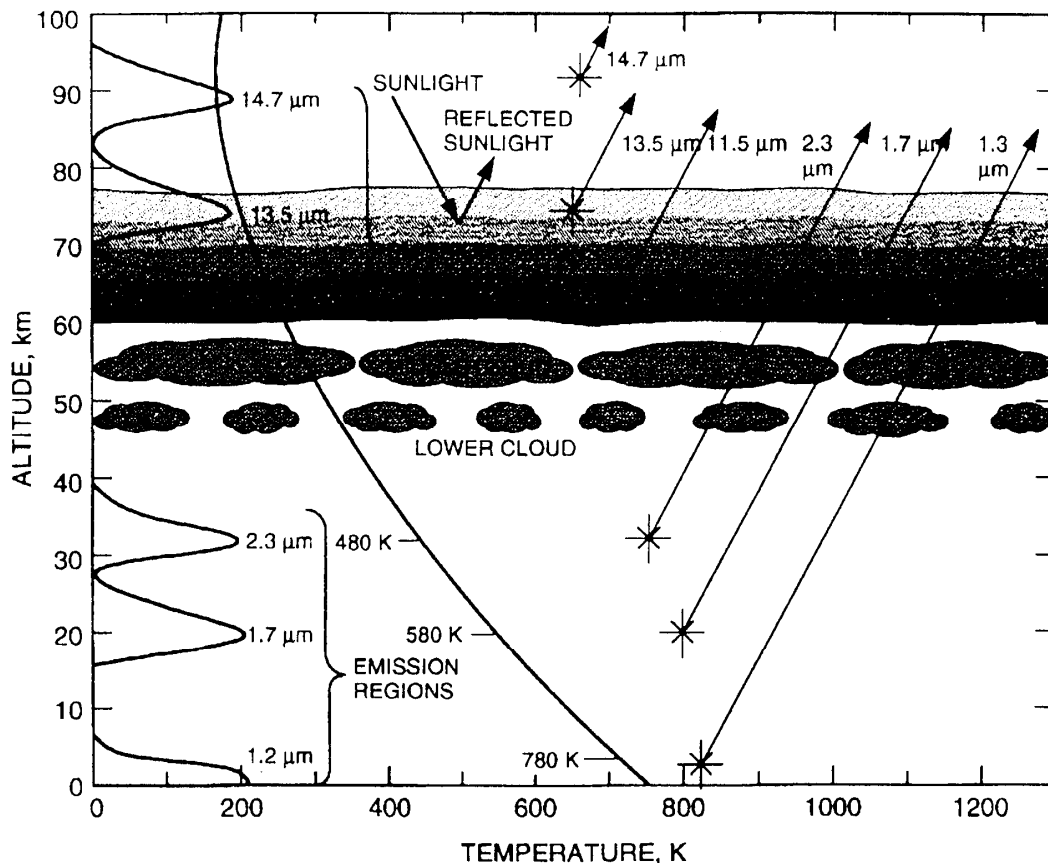


図 1.3-4 様々な波長域で観測される金星大気の高度領域 (Taylor, 1998)。図中の“EMISSION REGIONS”は、各波長域において大気上端からの光学的深さが 1 に近くなる場所で、大気圏外に漏れ出す放射はこれらの高度領域を発するものが多くを占める。

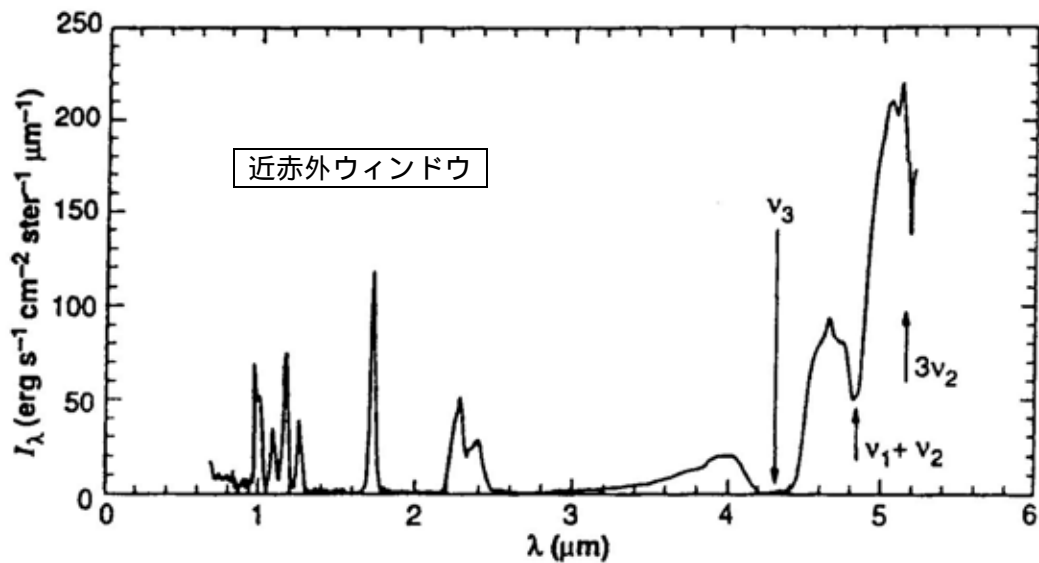


図 1.3-5 Galileo がフライバイの際に取得した金星夜側の放射スペクトル。波長 1-1.2 μm 、1.7 μm 、2.3 μm の近赤外ウィンドウで高温の下層大気から熱放射が漏れ出している。波長 3 μm 以上の放射は上層の冷たい雲からの熱放射。(Carlson et al., 1991)

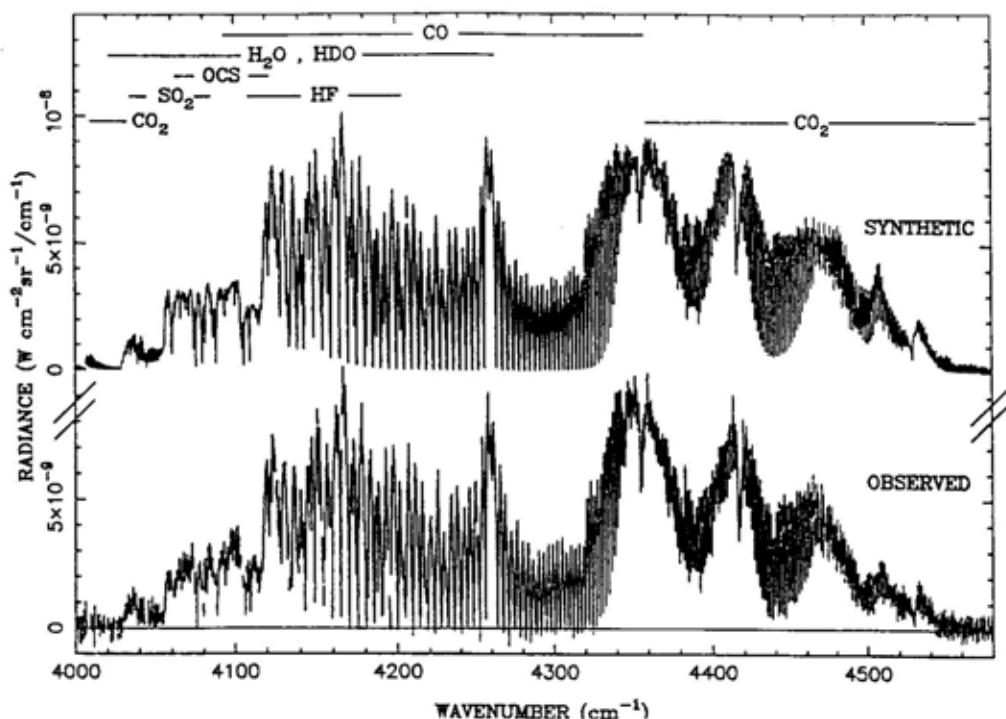


図 1.3-6 金星夜側の 2.3 μm ウィンドウの放射スペクトル(理論計算と地上観測)。様々な微量気体の吸収構造が見られる。特に CO は強い吸収を示すので周回機から容易にグローバルなマッピングを行える。(Bezard, 1994)

近赤外ウィンドウで少なくとも数十 km スケールまでの微細構造を観測できることが、Galileo が金星でフライバイした際に確認されている（図 1.3-7）。Galileo は金星夜側を近赤外ウィンドウにおいてピクセル解像度 20-50 km で撮像し、金星の雲が水平方向に複雑な構造を持つことを発見した。これらの画像では、高温の下層大気や地表面から放射される熱放射を背景として、相対的に冷たい雲が暗い影として可視化されている。水平スケール数百 km までの細かい構造は、主に高度 50 km 付近の雲層下部の構造を反映することが、間接的な証拠から示されている。時間的に隔たった 2 枚の画像（夜側ディスク全体を 1 枚、北半球の一部のクローズアップを 1 枚）を用いた小規模な雲の追跡から、この高度の東西風速が雲頂高度に比べて 40 m/s ほど弱いことや、北半球中緯度に強いジェットが存在することなどが見出されている。複数波長の画像データから、雲粒サイズが場所によって大きく異なることもわかった。多地点の放射スペクトルからは、雲より下（高度 35-50 km）の CO（一酸化炭素）の量が顕著な緯度依存性を持つことも報告されている。

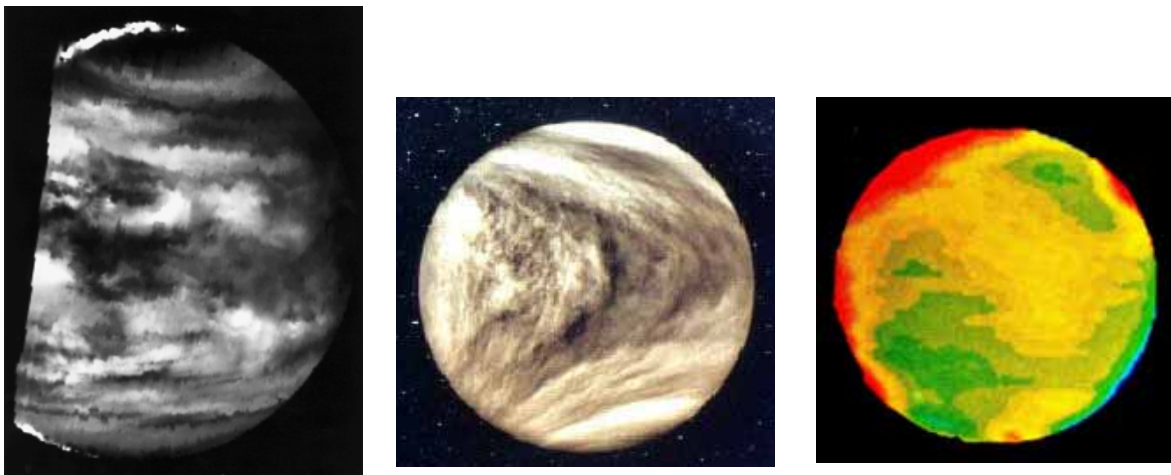


図 1.3-7 異なる波長で見た金星。本ミッションでは、このような多くの波長域で同時に、かつてない高い解像度で連続的な撮像観測を行う。（左）Galileo がフライバイの際に波長 2.3 μm で撮影した金星大気深部からの熱放射。（中）Pioneer Venus による波長 365 nm の雲頂付近のアルベド模様。（右）地上観測による波長 10-12 μm の雲頂からの熱放射（Apt & Goody, 1979）。

残念ながら Galileo の観測では、変動する大気の一瞬の姿を見ただけなので、金星気象を構成する波や渦を捉えるには至らなかった。新たに発見された複雑な雲の分布の由来もわかっていない。しかしながら Galileo の観測によって、近赤外ウィンドウにおける観測が今後の金星大気研究において主力となりうる事が明確に示された。今回提案するミッションでは、オービターからの継続的に観測によって時間変化を捉え、個々の気象擾乱を抽出する。撮像対象は、昼側では高度 45-70 km の雲層全体からの太陽散乱光（1.0 μm ）、夜側では雲より下の大気からの熱放射であり（1.0・1.7・2.3 μm ）いずれも雲層下部（高度約 50 km）に由来する微細構造の観測が主目的である。雲の生成消滅が鉛直運動の指標となるほか、雲を

トレーサーとして水平風速場も導出される。夜側の $2.3\ \mu\text{m}$ および $2.4\ \mu\text{m}$ 画像からは、CO が $2.4\ \mu\text{m}$ 付近にのみ強い吸収を示すことを利用して、高度 35-50 km で高い濃度を持つ CO の水平分布が可視化される。場所による CO 量の違い (20 - 50ppm) は S/N 比が 15 以上であれば検出可能である。

上記の近赤外ウィンドウに加え、中間赤外撮像 ($7\text{-}11\ \mu\text{m}$) により雲頂温度を、紫外撮像 (280nm) により雲頂付近の SO_2 分布を、それぞれ可視化する (図 1.3-7)。雲頂温度は、惑星スケールでは主に気温分布を、小さなスケールでは主に雲頂高度の分布を反映すると予想される。下層に起源を持つ SO_2 は、雲層を横切る大気運動の指標となるほか、水平運動のトレーサーとして下部成層圏の風速場導出にも使われる。このような複数高度面の情報から、様々な波や渦の鉛直構造や鉛直伝播の様子が明らかになり、波動や不安定モードの同定、さらには角運動量フラックスの評価が可能になる (図 1.3-8)。

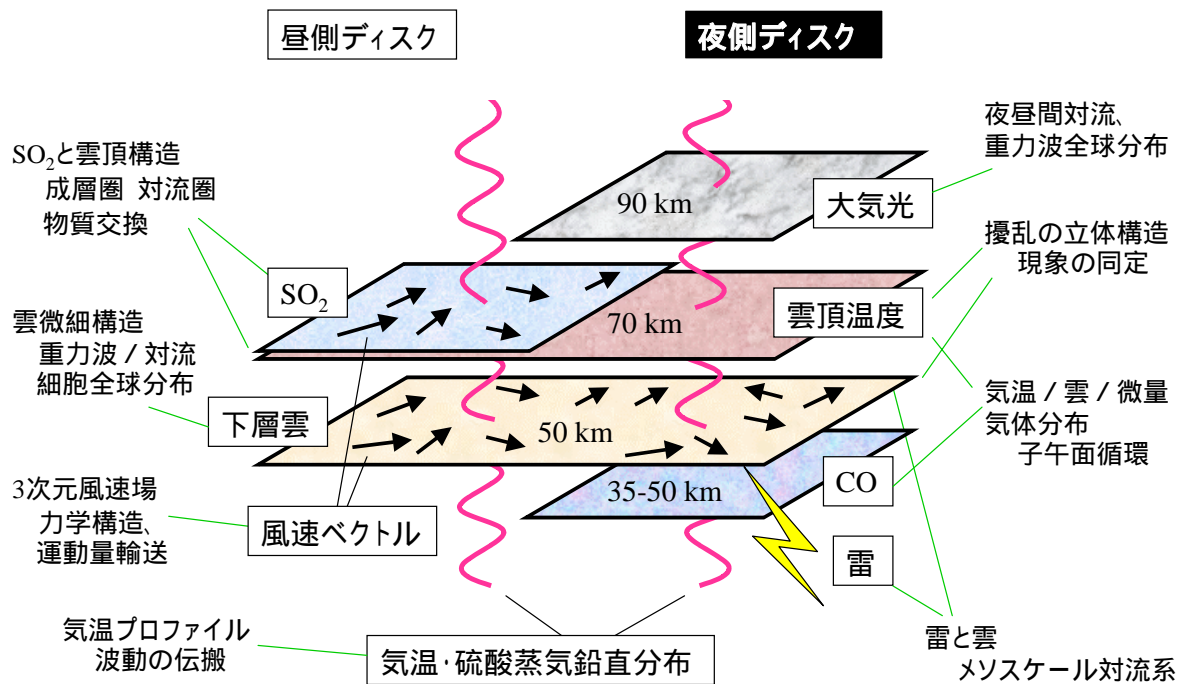


図 1.3-8 本ミッションにおける金星気象の立体的観測の概念図

1.3.3 電波オカルテーションによる鉛直微細構造の検出

上述の撮像観測に加え、撮像対象となる全高度面を縦に貫く形で、電波オカルテーションによって気温や硫酸蒸気の鉛直プロファイルを得る (図 1.3-8)。鉛直波長が短い (数 km) 波動の鉛直伝播を把握することは、撮像観測だけでは困難だが、電波オカルテーションの高い鉛直分解能 (0.5 - 1 km) をもってすれば可能である。電波オカルテーションそのものは古典的な手法だが、撮像による水平微細構造の観測と相補的に用いることによって、惑星気象解

明のために前例のない有効性を発揮する。

第2章で述べるように、金星の大気力学を理解するためには熱潮汐波やケルビン波など惑星スケールの波動の鉛直伝播を捉えることが重要である。電波オカルテーションで計測される鉛直気温分布には、このような波動に伴う気温変動だけでなく内部重力波などローカルな擾乱も混入しているので、一般に解釈が難しい。そこで本ミッションでは、低緯度を周回するオービターを用いて経度を180°隔てた2地点でデータを取得し、2地点間の相関を利用して惑星スケールの波動と局所的な擾乱を分離する。これまでの金星ミッションでは、測定精度が足りなかった、あるいは1地点でしかデータが得られなかったなどの理由により、惑星スケールの波動の抽出には成功していない。今回の観測ではそのような問題点がクリアされる。

1.3.4 高空間分解能観測によるメソスケール現象の検出

惑星大気中にはマイクロスケール(10⁻⁵~1 km)からメソスケール(1~10³ km)、マクロスケール(10³~10⁵ km)に至る様々な規模の現象が存在し、それらが階層を越えて相互作用することがグローバルな大気大循環にとって決定的に重要である(図1.3-9)。たとえば水平スケール数十kmの内部重力波(安定成層を復元力とする波)の砕波や熱対流(図1.3-10)が、エネルギーや化学物質の拡散輸送や乱流粘性をもたらす、あるいは内部重力波が運動量を遠隔輸送して平均風の加速や減速を引き起こす。このような惑星より遥かに小さい現象の効果は、地球の大気大循環研究においては簡略化した経験的なパラメタリゼーションで扱われる。地球でこのような扱いが可能なのは、豊富な観測によってマイクロ~メソスケール現象の統計的性質がよくわかっているからである。ところが地球以外の惑星では、このような現象の性質は全くわかっていない。このことは、惑星大気を巨視的に見たときの流体の物性値(粘性など)がわからないことに等しい。本ミッションでは、広視野と高解像度を両立した撮像観測によって、グローバルな観測と同時に水平スケール10 kmまでのメソスケール現象を捉え、階層間の相互作用を明らかにする。

メソスケール現象まで捉えうる解像度は、同時に、雲の運動を追跡して風速ベクトルを求めることも可能にする。この手法で風速ベクトルを決定するためには、時間的に隣り合う画像間でトレーサーの形が大きく変化せず、また受動的に背景風に流されると見なせる必要がある。そのため、雲をトレーサーとするには、個々の熱対流セルに伴う雲構造を捉えなければならない。より大きな構造の動きは波動の伝播などを反映する可能性があるため風速ベクトル導出には適さない。このようなスケールの現象を捉えるには少なくとも10 km程度の空間分解能が必要である。

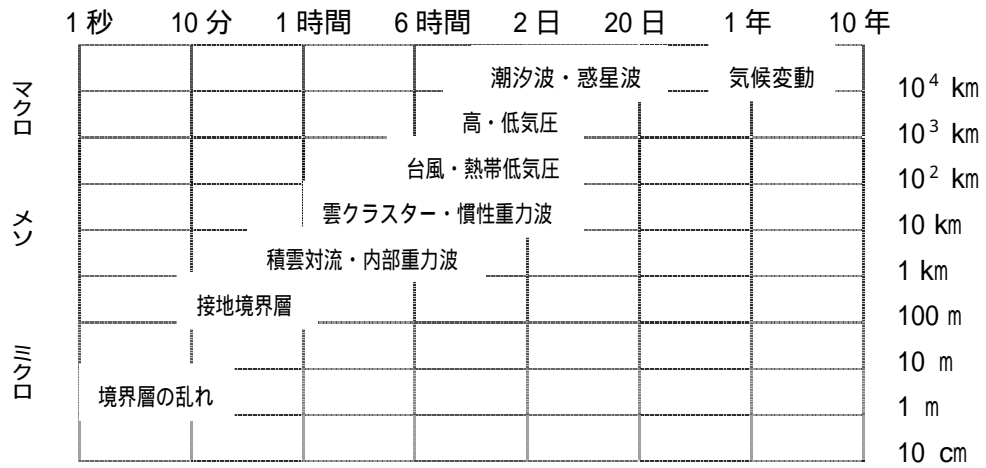


図 1.3-9 地球大気中の運動の時間および空間スケール

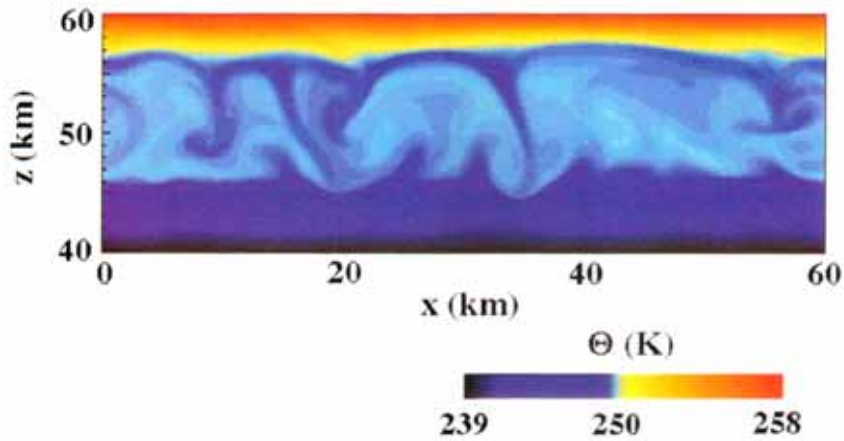


図 1.3-10 Baker et al.(1999)の数値モデルによる、金星の雲層下部の熱対流の構造(水平×鉛直)。色は温位を表す。本ミッションでは、このような水平スケール数十kmの熱対流に伴う雲塊を追跡することによってグローバルな風速ベクトル場を導出する。

第2章 研究課題

金星大気大循環の全体像を把握することを目指す本ミッションでは、これまでに金星に送られた探査機による基礎的な観測によって得られた知識を土台として、特に優先的に解明されるべき幾つかの研究課題を掲げている。本章では、それらのうち「スーパーローテーション」「子午面循環」「メソスケール現象」「雲と雷放電」「地表面放射率と活火山」について背景と問題解決へのアプローチを述べる。また 現時点では重量リソースの観点から機器搭載が難しいが、依然として重要な研究課題である「大気散逸のメカニズム」についても述べる。

2. 1 スーパーローテーションのメカニズムの解明

2. 1. 1 スーパーローテーションとは何か

金星の風系は「スーパーローテーション」と呼ばれる西向き的高速帯状流で特徴づけられる。赤道域から高緯度に至るまで、風速は地表面から高度 **70 km** の雲頂レベルまで単調に増大し、最大 **100 m/s** に達する (図 2.1-1)。この高速流のために雲頂のアルベド模様が約 **4** 地球日で **1** 周することから、この風系は四日循環とも呼ばれる。固体部分の自転は西向きで周期 **243** 地球日なので、大気は自転と同方向に地面の **60** 倍の速さで回転していることになる。約 **40** 年前に地上観測によってアルベド模様の変化が見出され、その後探査機による近接撮影やプローブによる風速測定によって、大気が実際に高速で回転していることが確認された。金星同様に自転が遅い (周期 **16** 地球日) 土星の衛星タイタンにも同じような高速流が存在することが示唆されている。自転が速くても遅くても慣性系から見て大気が速く回転するという傾向がありそうである。

固体部分の自転が西向きに周期 **243** 日、公転周期が **224.7** 日であるから、金星の1太陽日は **117** 日となる。このように加熱源の移動が遅い場合の大気循環は、昼側で上昇、夜側で下降という夜昼間対流になると予想される (図 2.1-2)。ところが実際の観測では、自転の **60** 倍という高速で流れる東西風が存在する。しかも、風向は自転の向きと一致し、金星面上での太陽光加熱の動きとは逆向きである。その非常識さ故に、地上観測による風系発見の報は当初信用を得られなかった。スーパーローテーションの問題点は

- なぜ予想されるような夜昼間対流が存在しないのか？
- 高速帯状流の持つ巨大な角運動量は一体どこからもたらされているのか？

という2点に集約される。地球の場合にも数十 **m/s** の偏西風があるが、地球の赤道帯の自転速度 **460 m/s** より遥かに遅く、しかも局所的であることを考えると、金星のスーパーローテーションの不思議さは明白である。たとえ初期状態として高速帯状流が与えられたとしても、大気の粘性の働きによって、やがてスーパーローテーションは消滅してしまうはずである。つまり、角運動量を絶えず雲層レベルに送り込む特別なメカニズムがないと、大気内部の鉛

直方向の粘性により 70 km 付近にピークを持つ風速分布は均されてしまい、また地面との摩擦により大気全体が運動量を失うことになる。

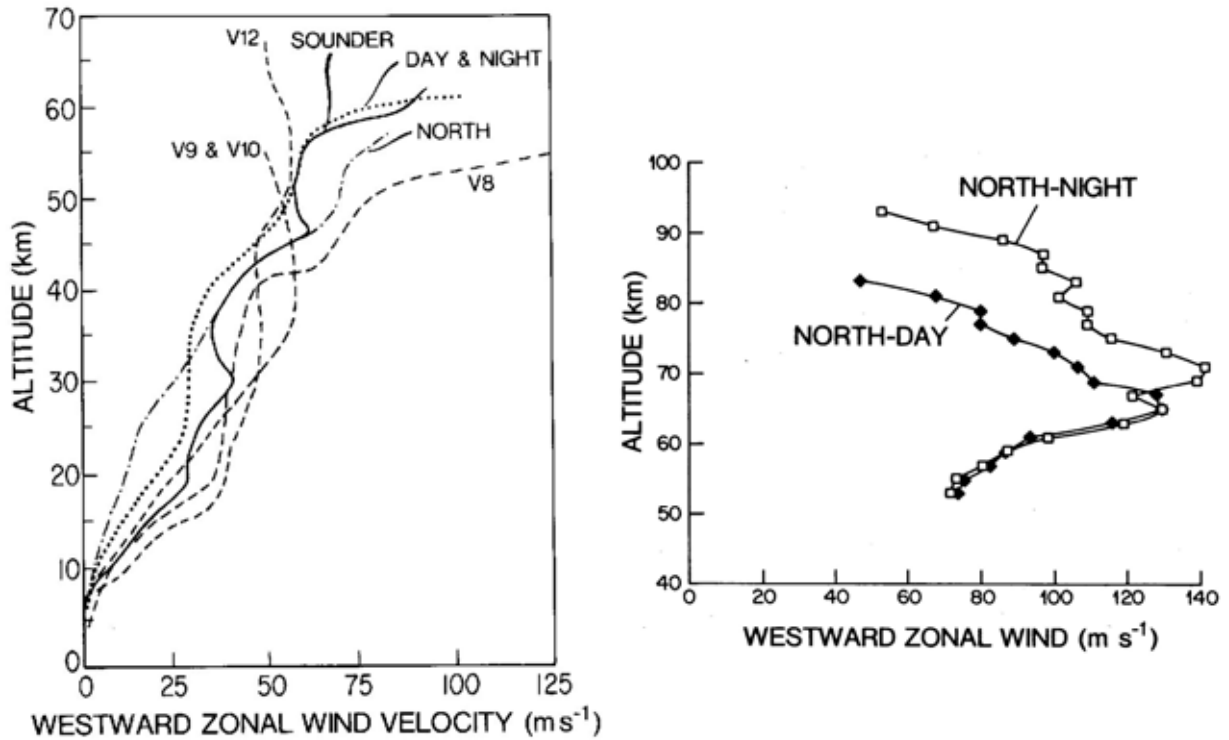


図 2.1-1 米国とロシアのプローブ投下により測られた金星大気の東西風プロファイル (左) と、遠心力-気圧傾度力バランスを仮定して気温分布から推定した東西風プロファイル (右)。風向は自転と同じ方向で、高度 70 km では角速度は自転の 60 倍に達する。(Schubert et al., 1980)

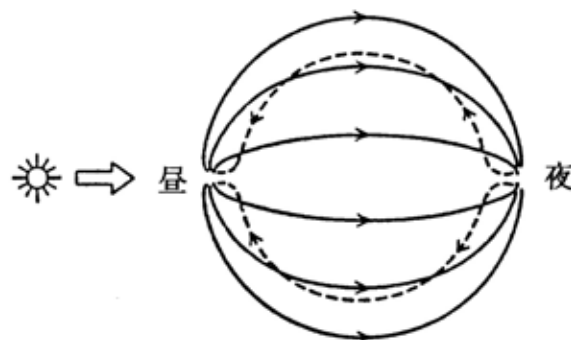


図 2.1-2 自転が遅い惑星で起こりそうな夜昼間対流。なぜ金星ではこのような循環が卓越しないのだろうか。(松田, 2000)

2. 1. 2 鉛直大気構造への影響

スーパーローテーションは、大気を東西方向に均質化するばかりでなく、化学物質や熱エネルギーの鉛直輸送にも大きな影響を与えると予想される。たとえば、大気が高速回転していると遠心力が南北圧力傾度によるモーメントとバランスするため、子午面循環が抑制される（図 2.1-3）。また大気が高速回転することにより、励起される大気波動のモードや伝播特性が大きく変わるので、そのような波の砕波による鉛直混合（渦拡散）が影響を受ける。このようにスーパーローテーションは 2 次的にあらゆる輸送過程に関わることから、金星の大気構造を理解するためにはスーパーローテーションの力学効果を解明することが必須である。地球では 1 日で 1 回転する自転の効果（コリオリ力）が大気構造を支配しているが、金星では大気自身の自発的な回転がそのような役割を果たしている。

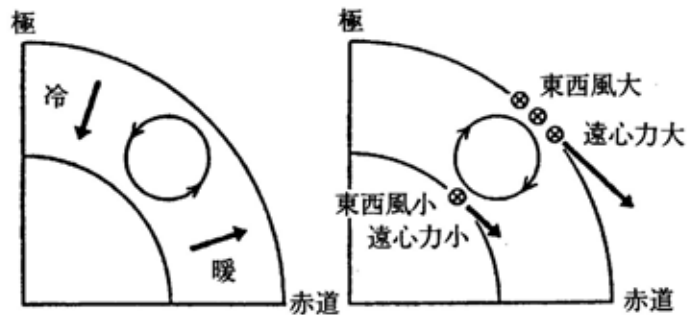


図 2.1-3 子午面内の力学バランス。(左) 南北温度差（気圧傾度）によるモーメント。(右) 鉛直シアアを持つ東西風によるモーメント。金星では両者が釣り合う旋向風バランスの状態にあると思われる。(松田・余田, 1985)

金星では雲アルベドが微量気体の鉛直輸送に支配されるため（図 2.2-2 参照）、上述のような鉛直輸送への影響は惑星全体のエネルギー収支の観点からも無視できない。たとえば、雲を構成する H_2SO_4 や硫黄粒子の量は、下層大気に輸送されることによる熱分解、あるいはこれらの光化学原料である SO_2 の雲頂レベルへの供給に支配される。また金星では、雲アルベドによる熱入力の調節と大気-地殻間の熱化学反応の働きで気候が安定化される可能性が指摘されている（図 2.1-4）。このような重大なシナリオの是非を詳細に検討するためにも、大気の高速度回転が如何に輸送過程をコントロールするのかを解明する必要がある。

宇宙空間へ散逸する大気の種類や組成も、子午面循環や砕波乱流による鉛直輸送に影響を受けるはずである。たとえば乱流圏界面高度の変化が散逸する大気種を変えるであろうことは容易に想像される。Pioneer Venus が捉えた熱圏の突然消滅現象などは、まさに下層気象と上層大気の強い結び付きを示唆している。

このようにスーパーローテーションの影響は、長い時間スケールの気候変動や惑星進化にまで及んでいることは疑いない。よって風系の安定性も解明されるべき重要な問題である。果たして金星大気は、誕生から現在に至るまで高速で回転し続けていたのだろうか？

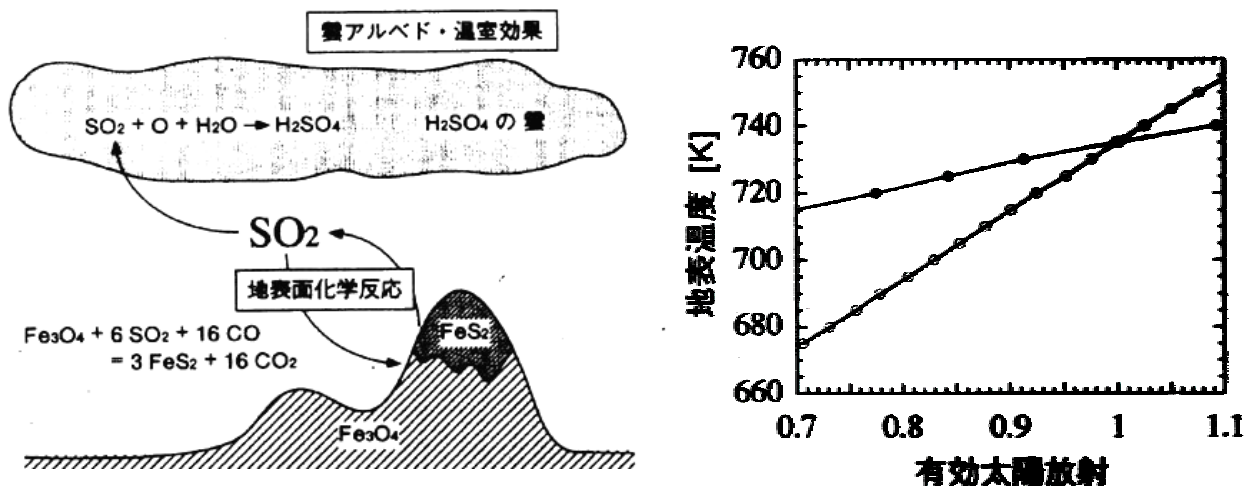


図 2.1-4 (左) SO_2 を介した地表温度＝大気組成＝雲アルベドのフィードバックの概念図。たとえば気温が上がると、地殻に含まれる FeS_2 (パイライト) から SO_2 が大気に放出され、 SO_2 を原料とする H_2SO_4 の雲が厚くなり、太陽光エネルギーの入力が減少するので、気温の上昇が抑えられる。(右) 太陽放射の変化に対する地表温度の応答。横軸は現在の太陽放射定数で規格化した太陽放射の強さ。●はフィードバックが働いた場合、○は働かなかった場合。(はしもと, 1998)

2. 1. 3 提案されているメカニズム

高速風がどのように維持されるのかという問題は、風系の発見から 40 年経つ今も未解決である。この大問題に対してはこれまで多くの仮説が提案されてきたが、長年の研究の結果として最近は次の 3 種に絞られてきている。

(1) 子午面循環と水平粘性

このメカニズムでは、低緯度で上昇し高緯度で下降する子午面循環が存在することと、角運動量が低緯度の方で大きいように東西風速が分布していることが前提である (図 2.1-5)。雲層上部の南北循環や東西風速分布はこの条件を満たしている可能性が高いが、より低い高度でははっきりしない。

低緯度では上昇流により東西風に伴う角運動量が上方に輸送 (移流) され、高緯度では下降流により角運動量が下方に輸送される。低緯度の角運動量の方が大きいと、差し引き角運動量は上方に輸送される。但し、子午面循環は鉛直流だけではなく、上層で極向きの流れを持つので、それにより東西流が極方向に移流され、角運動量の緯度分布は初めに仮定した分布からずれていく。従って、このメカニズムにより角運動量が上方に輸送され続けるためには、角運動量が低緯度で大きくなるように水平面内で再配分する補助的なメカニズム (角速度を一様にする水平粘性) が働く必要がある。例えば、順圧

不安定と呼ばれる不安定によって水平スケールの大きな渦が生じ、それが水平面内で運動量を混合し、低緯度の方で角運動量が大きいような分布を維持するというモデルが提案されている。

水平粘性をもたらす補助的メカニズムについては不確定なところがあるが、数値モデルに人為的に大きな水平粘性を導入すると、このメカニズムにより角運動量が上方に輸送される。下層では角運動量が地表面から摩擦により供給される。このようにして大気全体の角運動量が増加し、最終的には、子午面循環による角運動量の上方輸送と速度差を無くそうとする鉛直粘性による下方輸送とが釣り合って定常状態に達する。

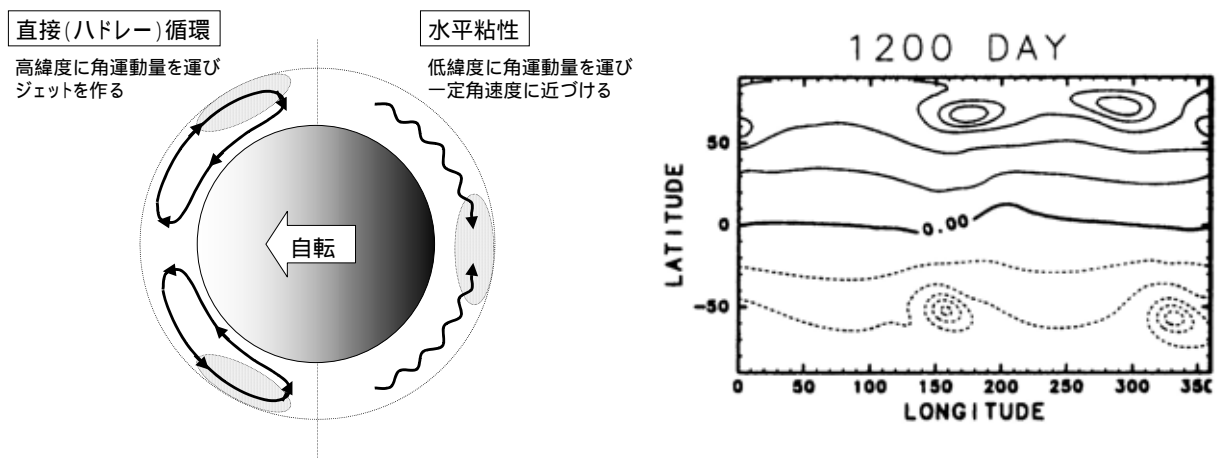


図 2.1-5 (左) 子午面循環と水平粘性によって角運動量が汲み上げられる概念図。(右) 数値モデルによる金星大気中の大規模な擾乱。このような擾乱が水平粘性として働くかもしれない。等高線はジオポテンシャル。(伊賀, 1999)

(2) 雲層で励起されて鉛直伝播する熱潮汐波

金星表面上で、太陽光により加熱される場所は東向き（自転と逆方向）に移動する。すると、太陽光で強く加熱される雲層上部では、加熱源の移動と同方向（東向き）の位相速度を持つ熱潮汐波が励起され、上下に伝播する。潮汐波と称するが熱的に励起されるもので、引力とは関係ない。この波は本質的には大気安定成層を復元力とする重力波と考えてもよい。重力波は位相速度と同方向の運動量を持っていることが知られている。従って、太陽の動きと同じ方向の運動量が潮汐波によって上下に運び去られるならば、雲層では運動量保存により逆向き（西向き）の流れが作られるはずである。この流れをスーパーローテーションとして理解しようというのが熱潮汐波によるメカニズムである。

このメカニズムで問題なのは、上下に運ばれたスーパーローテーションと反対方向の

運動量である。下向きに伝播する波が地面近くまで到達して地面に運動量を渡さない限り、大気全体で正味の運動量は生じないが、最近の計算によると、このように地面に運動量を渡して大気を加速する可能性が示唆されている。一方、上に伝播した波に伴う逆方向きの運動量には、雲層で形成されたスーパーローテーションに引きずられて流れる東西流を止める働きが期待される。このような働きがなければ雲層より上では風速一定となるはずだが、観測によると雲層より上では風速が高さと共に減少していて、波が上向きに伝播している可能性を示唆している。

熱潮汐波と考えられるローカルタイムに位相が固定された惑星スケールの擾乱は、中間赤外域の地上観測による雲頂付近の温度場に、また Pioneer Venus の紫外撮像による雲頂風速場に、東西波数 1（一日潮）および 2（半日潮）の構造として検出されている。しかし、鉛直構造の情報が得られていないために、励起された波が実際に鉛直伝播しているかどうかは明らかでない。熱潮汐波の寄与を判断するためには波の鉛直構造を把握する必要がある。

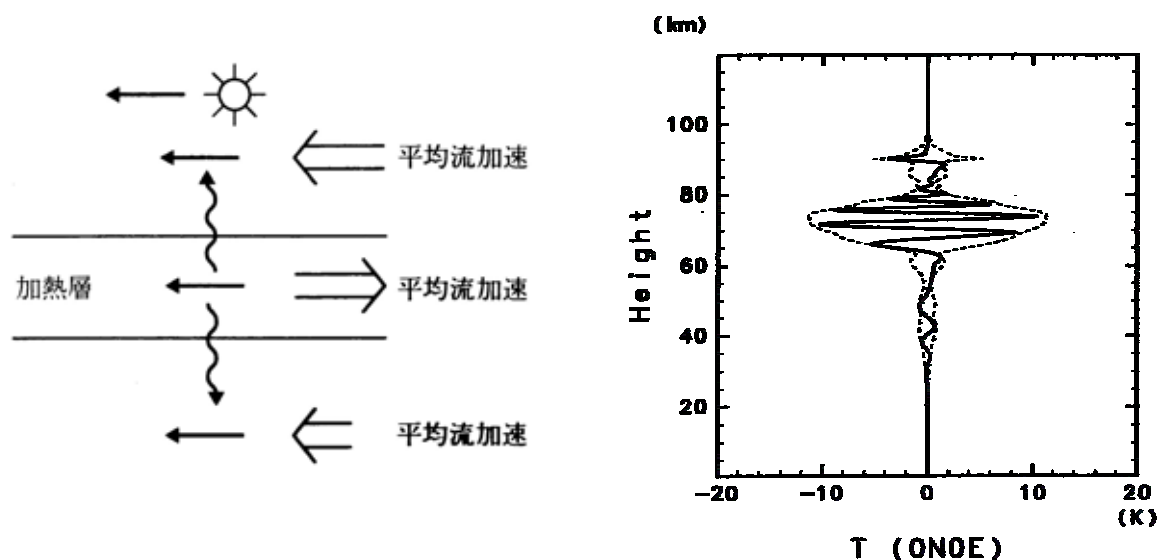


図 2.1-7 (左) 熱潮汐波が大気を加速する概念図。(右) 線形理論による、金星の熱潮汐波（一日潮）の気温鉛直構造。(高木, 2000)

(3) 下層で励起され鉛直伝播するケルビン波

何らかのメカニズムで西向き運動量を持つ大気波動だけが選択的に地表面近くで励起されて（あるいは伝播途中で選択的にフィルタリングされて）上方に伝播して散逸すると、上層の大気は西向きに加速される。運動量を運ぶ大気波動の候補としては東西波数 1 のケルビン波が提案されている。

ケルビン波は鉛直方向には内部重力波の構造を持ち、大気圏の回転効果により赤道域に捕捉される。水平位相速度はスーパーローテーションの東風をわずかに追い越し、ス

スーパーローテーションと同方向の角運動量を持っている。紫外光で見た雲頂付近の「水平 Y 字模様」はケルビン波が作り出すと考えられている。この波動がスーパーローテーションを生成しうるかどうかは、波動が下層大気で励起されて上方に伝播できるかどうかにかかっている。下層では東西風が弱いので、波動が回転効果で赤道域に捕捉されることは難しいと予想される。また東西風の弱い下層では、内部位相速度が 100 m/s 近くになるが、そのような速い波動を励起するメカニズムもわかっていない。とはいえ、波動の存在が既に確認されていることから、ケルビン波仮説は有力な候補と考えられている。熱潮汐波によるメカニズムと同様、検証のためには鉛直構造を把握する必要がある。

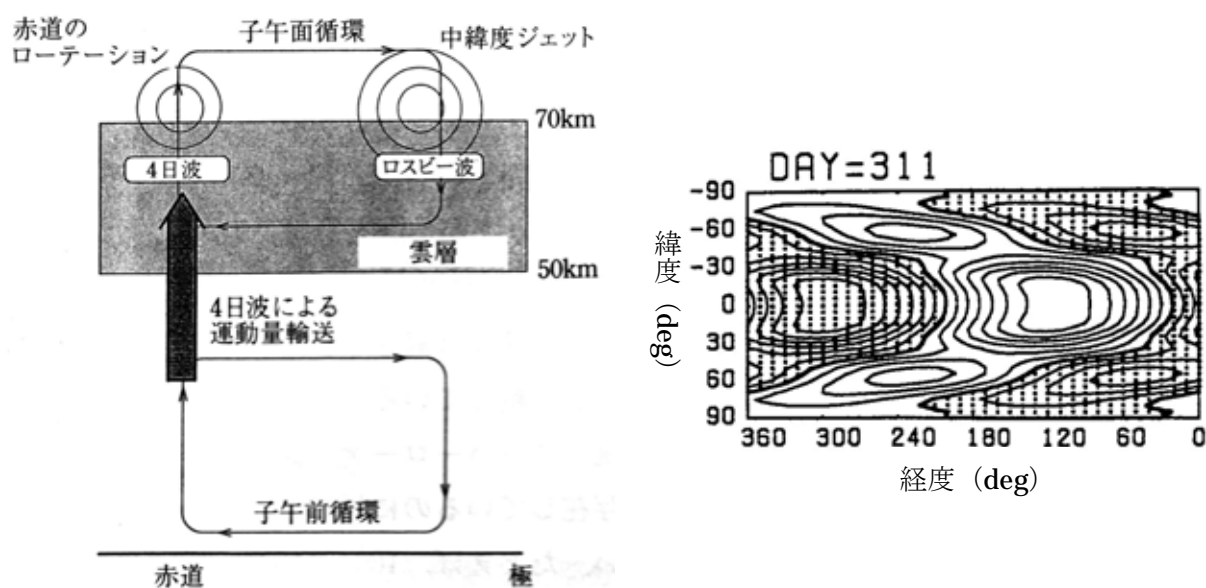


図 2.1-6 (左)赤道ケルビン波が角運動量を汲み上げる概念図(山本, 1998)。(右)数値モデルによる、金星の高度 63 km における温位変動(等高線は 2.5K 間隔)。低緯度の東西波数 1 の構造が赤道ケルビン波。高緯度にはロスビー波も励起されている。(山本, 1998)

2. 1. 4 問題解明のシナリオ

スーパーローテーションを説明する以上の仮説のうち、一体どれが正しいのだろうか？あるいはメソスケール擾乱など全く別のプロセスが関与しているのだろうか？疑問を解決するためには、大気運動を 3 次元的に観測して波動や子午面循環の立体構造を明らかにし、それぞれのメカニズムについて角運動量輸送を評価する必要がある。これまでの観測には次に挙げるような問題点があった。

- ・ プローブや電波オカルテーションによる鉛直プロファイル取得は、散発的だったために、観測された微細構造から特定の擾乱を分離することができなかった。
- ・ リモートセンシングは対象高度が雲頂以上であり、地表面と角運動量をやりとりしているはずの高度 70 km 以下の領域を見ることができなかった。
- ・ 大気力学観測の主力となってきた紫外撮像は、観測ローカルタイムが昼側に限られたため、熱潮汐波の特定の位相だけを検出することになり、熱潮汐波・子午面循環・水平粘性を明確に分離することができなかった。

本計画では高度 35 –90 km のグローバルな立体的観測により問題点をクリアする(図 2.1-7)。

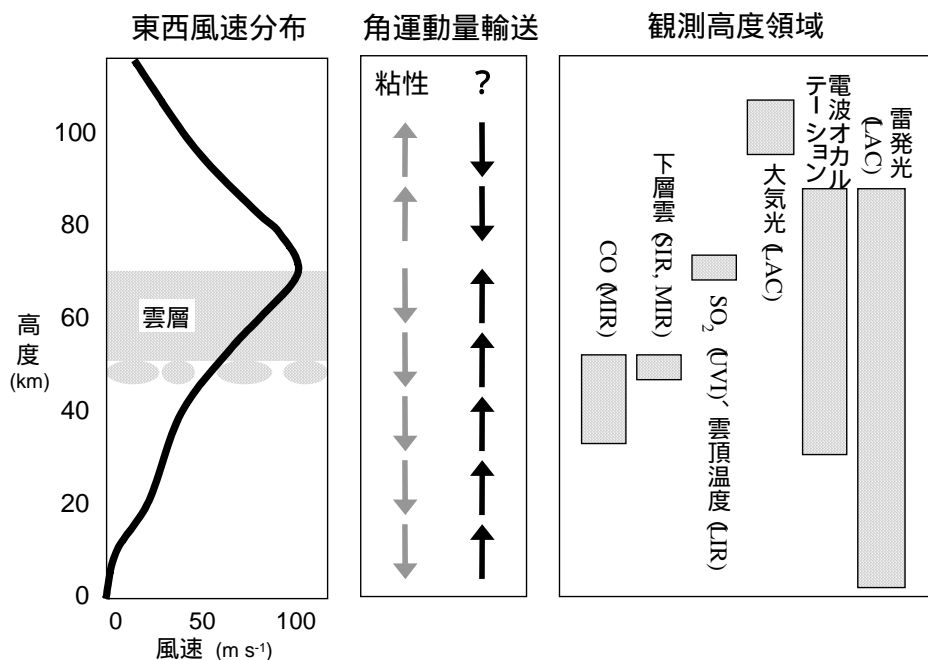


図 2.1-7 東西風プロファイル、解明されるべき角運動量輸送、各観測機器の観測高度領域の関係。

観測のポイントを表 2.1-1 にまとめた。子午面循環と水平粘性によるメカニズムが有効だとすれば、近赤外撮像 ($1.0 \cdot 1.7 \cdot 2.3\mu\text{m}$) による高度 50 km 付近の雲追跡ベクトルの時間発展から、たとえば順圧不安定の発達、渦の生成、低緯度向き角運動量輸送、赤道東西風の加速、といった過程が観測されるだろう。渦の性質を同定するためには立体構造を知る必要があるが、そのような情報は、近赤外撮像 ($2.3 \cdot 2.4\mu\text{m}$) による高度 35-50 km の CO 分布や、紫外撮像 (280nm) と中間赤外撮像 ($7\text{-}11\mu\text{m}$) による高度 70 km の風速場や気温場から得られる。熱潮汐波やケルビン波など惑星スケールの波動によるメカニズムの有効性は、撮像

観測に加え、鉛直分解能の高い電波オカルテーションで波動の鉛直伝播を捉えることにより評価される。ケルビン波は本当に下層から伝播してくるのか、潮汐波は雲頂付近を境に上方伝播と下方伝播の入れ替わりが見えるか、などを確認する。

表 2.1-1 検証されるべきスーパーローテーション維持機構

	過去の観測	必要とされる情報	ミッションで得る情報
子午面循環 + 水平粘性	紫外観測による雲頂の平均南北風は熱潮汐との分離に信頼性がない 雲頂以下では CO 分布が高緯度での下降流を示唆 水平粘性の情報はない	子午面循環 擾乱による水平方向の角運動量再分配 ($u v$) 擾乱の盛衰と帯状流の変動の関係	子午面循環 ← 雲/SO ₂ /CO 追跡、H ₂ SO ₄ 蒸気の子午面分布 擾乱の性質、 $\langle u v \rangle$ ← 雲/SO ₂ /CO 追跡
熱潮汐波	雲頂で波の存在は確認されているが鉛直伝播の情報がない	立体構造 振幅	鉛直構造 ← 鉛直気温分布 振幅 ← 雲/SO ₂ /CO 追跡、 気温/H ₂ SO ₄ 蒸気の鉛直分布
ケルビン波	雲頂で波の存在は確認されているが鉛直伝播の情報がない	立体構造 雲層下部以下での振幅	鉛直構造 ← 鉛直気温分布 振幅 ← 雲/SO ₂ /CO 追跡、 気温/H ₂ SO ₄ 蒸気の鉛直分布

以下では、得られる気象データ（雲量、微量気体、雲頂温度、風速場など）を用いてメカニズムを解明する具体的な手順を述べる。気象データを得る観測計画については第 3 章で述べる。

(1) 平均場の把握

擾乱の構造や伝播特性は背景の温度場や東西風速で決まるので、研究の出発点としてこれらを確認する必要がある。平均風速の緯度依存性はよくわかっておらず、また金星大気には数年以上の時間スケールの変動が存在することが過去の観測から示唆されているので、2009 年の風系や温度場はこれまでと違っている可能性がある。ミッション期間中の背景場の変動も重要な情報であり、継続的にモニターする必要がある。

子午面循環はほとんど未知と言ってよいが、これは近赤外雲追跡や CO および H₂SO₄ 蒸気の分布から推定される (2.2 節を参照)。子午面循環は様々な擾乱の寄与を足し合わせた僅かな残差として現れてくる循環であり、その評価のためには長期間のデータが欠かせない。風速の長期観測は唯一 Pioneer Venus の紫外撮像によるものであるが、観測が昼側に限られたために、潮汐成分と平均子午面循環を明確に見分けることができなかった。本ミッションでは近赤外ウィンドウを使って全ローカルタイムで雲を追跡すること

により、この問題をクリアする。直接循環型セルがどの高度範囲で確認されるかが大きな問題である。

(2) 時空間フィルタリングによる現象のサーベイ

まず時間的に連続した複数の画像を並べて比較することにより、たとえば波動が卓越するのがあるいは乱流的か、雲の生成域はどこか、異なる高度間の相関など、大気運動の基本的な性質を把握する（図 2.1-8）。さらに詳細な解析には時間的・空間的フィルタリングを行う。すなわち、様々な周波数の大気変動がどの緯度帯で大きな振幅を持つか、東西波数は幾つか、南北対称か非対称か、背景東西風に対してどのような伝播速度を持つか、などを調査する。安定した位相構造を持たない擾乱に対しては、空間スケールごとに特徴的な時間スケールを調べるというアプローチが考えられる。これらの結果をもとに金星気象を基本的な構成要素に分解し、それぞれについて波動や不安定のモードを同定する。

現象を同定する際には、水平構造や伝播速度の他に、複数高度面の撮像や電波オカルテーションによる鉛直構造の情報が決め手になる。異なる高度面で位相が異なるかどうか、気温や H_2SO_4 蒸気の鉛直分布に移動する波状構造が存在するか、などが重要である。これらの位相関係や鉛直波長から波のモードが決定される。

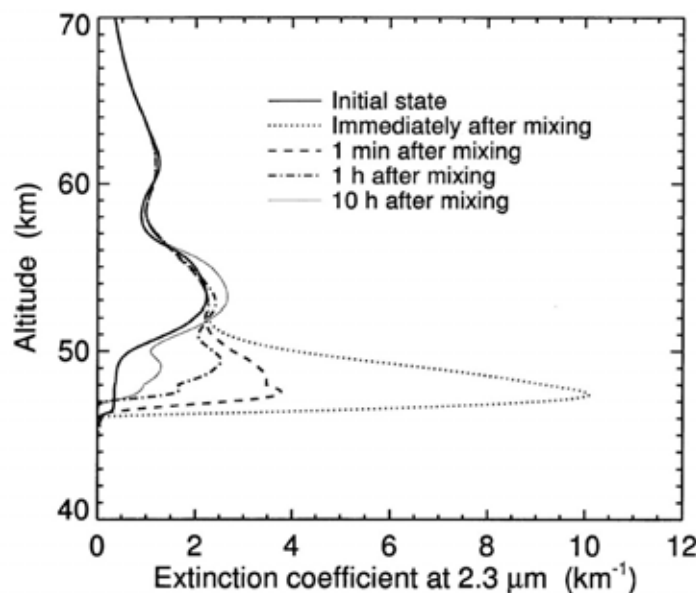


図 2.1-8 金星雲モデルによる、局所的な大気運動に伴う $2.3 \mu\text{m}$ 消散係数の応答。全高度に一樣に鉛直混合を与えたが、応答は H_2SO_4 蒸気が濃集している雲底付近に局在する。このような理論的背景をもとにして雲画像の変動と大気運動が結び付けられる。（今村・はしもと，2000）

(3) 風速場の統計による角運動量輸送の推定

子午面循環と水平粘性によるメカニズムの検証には、主に近赤外雲追跡による風速情報を用いる。直接循環による極向き角運動量輸送と、擾乱による赤道向き角運動量輸送が存在するかどうか、メカニズムの鍵である。すなわち、東西風 u と南北風 v を

$$\begin{aligned}u &= \langle u \rangle + u' \\v &= \langle v \rangle + v'\end{aligned}$$

のように平均成分と擾乱成分に分けた時に、北半球では $\langle v \rangle$ が正で $\langle u v \rangle$ が負であればメカニズムが支持される（南半球では逆）。

肯定的な結果が得られた場合にはさらに定量的な検討を行う。定常状態の角運動量バランス（角運動量汲み上げ＝鉛直粘性による角運動量の散逸）を評価することが第一に重要である。また背景東西風の変動も決め手になる。擾乱の発達により角運動量輸送イベントが起こると、それに伴って東西風の加速が引き起こされるはずであり、そのような擾乱と背景風の変動の相関が確認できればこのメカニズムの強い根拠となる。

(4) 波動解を援用した角運動量輸送の推定

熱潮汐波やケルビン波など鉛直伝播する波動の寄与を評価するには波の立体構造を知る必要がある。そのために、撮像観測による限られた高度面での水平構造と、電波オカルテーションによる 2 地点の鉛直プロファイルという断片的な情報から、球面の線形波動解を援用して 3 次元構造を推定するという方法を取る。これは実質的には、観測データに解析解をフィッティングすることに等しい。現状では波動解は多くの未知パラメータを前提としており（加熱率、放射減衰率、渦粘性、大気安定度など）極めて不確定が大きい、新たに取得するデータによって確実性を劇的に向上させることができる。

立体構造が決まれば、波動解を用いて角運動量輸送が評価される。先の水平擾乱の場合と同様に、定常状態の角運動量バランスを評価するとともに、波動擾乱の盛衰と背景場の変動の相関も決め手になるだろう。

(5) 数値モデルを用いた観測結果の解釈

惑星気象の全体像を描き出すには、観測データの直接的な解釈だけでなく、大気大循環モデルを用いた研究とのフィードバックが必要である。擾乱の詳細な力学構造はどうなっているのか？ 観測されないパラメータ（雲や大気の放射特性、ミクروسケールの運動、接地境界層の構造、地表近くの大気循環など）がどのような条件を満たしていれば現象が再現されるのか？ 大気の循環形態を決める根本的な惑星パラメータは何か？ スーパーローテーションは安定か？ タイタン大気の高速回転も同じメカニズムで理解できるか？ 大気圏全体の力学構造と微量気体分布を基本的な物理法則で統一的に理解できるか？ これらの問題は、観測をもとに数値モデルを改良する、あるいは数値モデルの結果をデータの解釈に用いる、といったプロセスの反復によって理解される。

2. 2 子午面循環の構造の解明

2. 2. 1 直接循環、間接循環、多重セル

金星の大気循環は、東西方向にはスーパーローテーションが卓越しているが、子午面循環は存在そのものが謎に包まれている。紫外撮像により雲頂付近で極向きの循環が示唆されているが定量的には大きな不確定があり、さらに低い高度領域に至っては全く未知である。子午面循環は、大気の大気熱構造や雲分布を決めると同時に、スーパーローテーション維持に関与する可能性もあり、その実態を把握することが必須である。

惑星の子午面循環は外的条件に応じて様々である。子午面循環の形態は、低緯度側で上昇して高緯度側で下降するような直接循環がセル内部の熱バランスを考えると自然である。しかし、例えば地球の中緯度では、自転の影響により東西非一様な構造を持つ傾圧不安定（高・低気圧）が発達することで熱や物質の交換が行われる。この場合の平均風速場は見かけ上、高緯度側で上昇し低緯度側で下降する間接循環になる。金星における傾圧不安定は、鉛直シアが大きく成層度が急激に変化する中・高緯度の雲層レベルで発達する可能性が指摘されている。また金星では、加熱層が雲頂と地表面に分離していることから、雲層レベルの循環が雲層内で閉じていて、その下に複数のセルが積み重なっている可能性もある（図 2.2-1）。

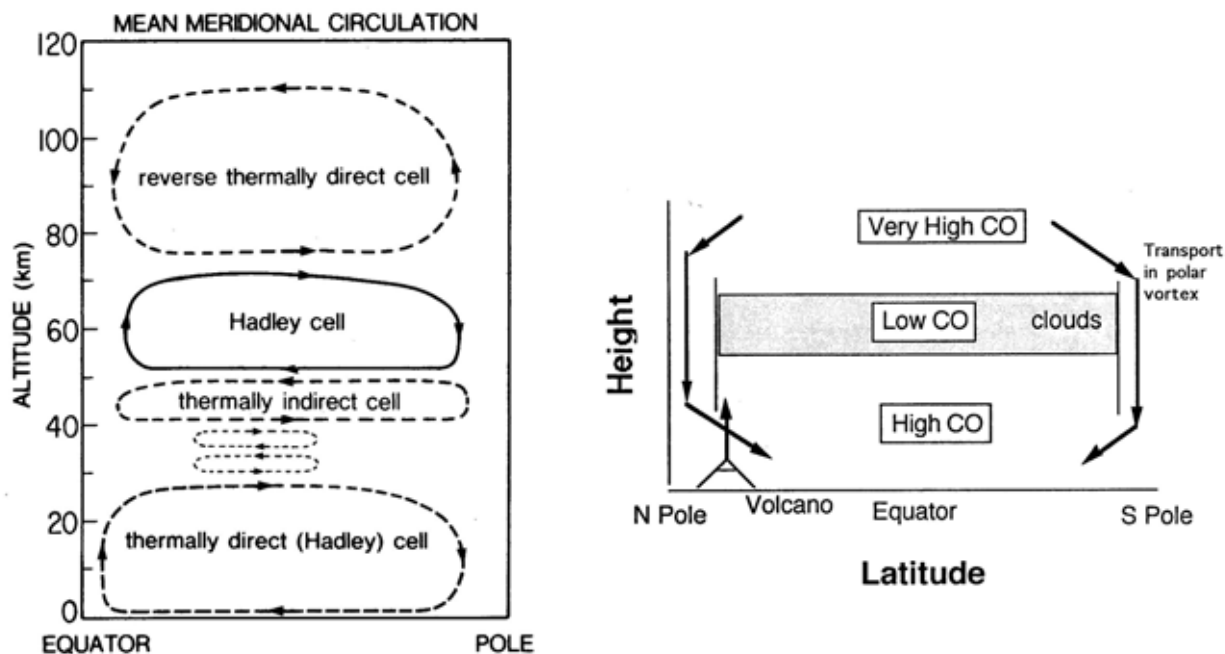


図 2.2-1 金星の子午面循環の異なる描像。(左) Schubert による、鉛直方向に積み重なった直接および間接循環セル。Pioneer Venus プローブの南北風速測定からの推定。(右) Taylor による、雲層を貫く直接循環セル。リモートセンシングによるCOの緯度分布からの推定。

2. 2. 2 雲層レベル循環の構造の解明

本ミッションでは、雲層レベルの循環が雲層内で閉じているか否かを明らかにする。そのためには雲底付近の大気運動を全ローカルタイムで知る必要があるが、南北成分の情報は近赤外撮像 ($1.0 \cdot 1.7 \cdot 2.3 \mu\text{m}$) による高度 50 km の雲追跡の統計から得られる。鉛直成分については、下層の雲の凝結・蒸発が鉛直風の影響を強く受けると予想されるので、雲塊の生成消滅を観察することで上昇域と下降域を判別できる。また、近赤外分光 ($2.3 \cdot 2.4 \mu\text{m}$) でマッピングされる高度 $35\text{-}50 \text{ km}$ の CO は、雲より上で光化学的に生成されたあと大気循環で下層大気に供給されると考えられるので、さらに下層の鉛直循環の指標になる。電波オカルテーションで観測可能な H_2SO_4 蒸気の分布が子午面循環の良い指標になることも理論的に予想されている (図 2.2-2)。これらの観測により子午面循環の構造が解明される。

循環を駆動する力学の解明もまた重要な課題である。子午面循環の流線に沿って角運動量が一定でない場合、循環が生じるためには平均東西風に対して何らかの加速や減速が起こらなければならない。たとえばロスビー波や内部重力波による運動量輸送 (EP flux) がそのような役割を担う可能性があり、これらの波動の実態を明らかにする必要がある。

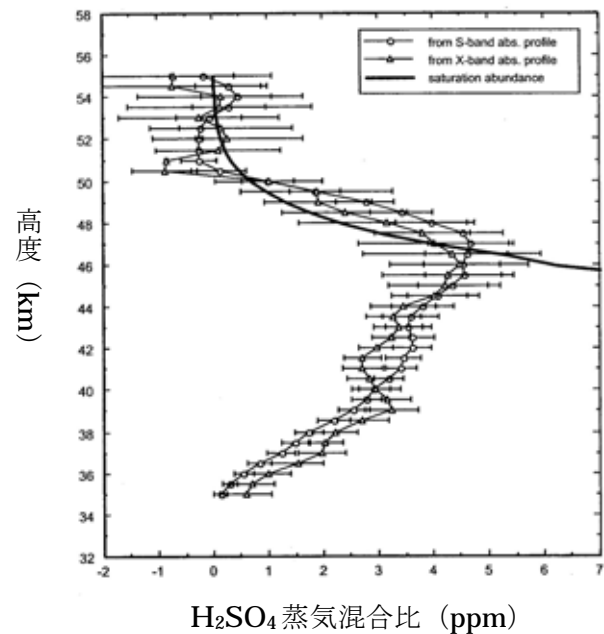
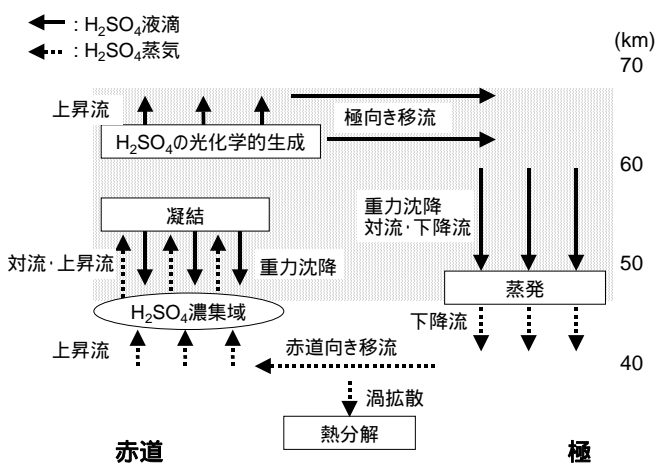


図 2.2-2 (左) 金星の雲層レベルの直接循環が下層にまで広がっている場合の H_2SO_4 の子午面循環 (今村・はしもと, 1998)。(右) Magellan の電波オカルテーションによる金星の高緯度の H_2SO_4 蒸気分布。実線は飽和蒸気圧。高度 47 km 以上では H_2SO_4 が凝結して雲になっている。

本ミッションではまた、傾圧不安定による循環も明らかにしたい。複数高度面の撮像観測から、発達中の傾圧波の指標となる高度方向の位相の傾きを確認する、あるいは雲頂高度や下層雲の変動から鉛直風を推定して傾圧波に伴う 2 次循環を検出する、などの方法が考えられる。中緯度ジェット気流の強化に傾圧不安定が関与している可能性についても調査する。

2. 3 メソスケール現象のサーベイ観測

前節までの研究課題は主にマクロスケール ($10^3 \sim 10^5$ km) の物理に含まれるが、メソスケール ($1 \sim 10^3$ km) 以下の現象も惑星スケールの大気運動を決定する上で重要な役割を果たしており無視できない。過去の金星探査はメソスケール現象についても以下に述べるような重大な問題を提起している。本計画では高解像度のカメラ群により、このようなスケールの現象についてサーベイ観測を行う。

2. 3. 1 内部重力波の励起と伝播

金星の紫外画像には数百 km スケールの波状構造がしばしば見られ、内部重力波（安定成層を復元力とする大気波動）によるものと考えられている。地球において内部重力波は、平均流の加速や減速、あるいは碎波乱流の生成により、大気大循環に大きな影響を及ぼしている。金星の内部重力波は高度 150 km にまで伝播していることが上層大気の直接観測から示唆されており、大気圏全体が内部重力波の影響下にあることは疑いない。波の励起源としては雲層内の対流、シア不安定、山岳波などが考えられるが、実態は不明である（図 2.3-1）。内部重力波はスーパーローテーション生成に関わっている可能性があり、また上層大気の夜側でしばしば見られる大気消失現象（密度が短時間のうちに 1 桁低下）に内部重力波が関係している可能性も指摘されている。この為、内部重力波の励起メカニズムとグローバルな分布を把握する必要がある。

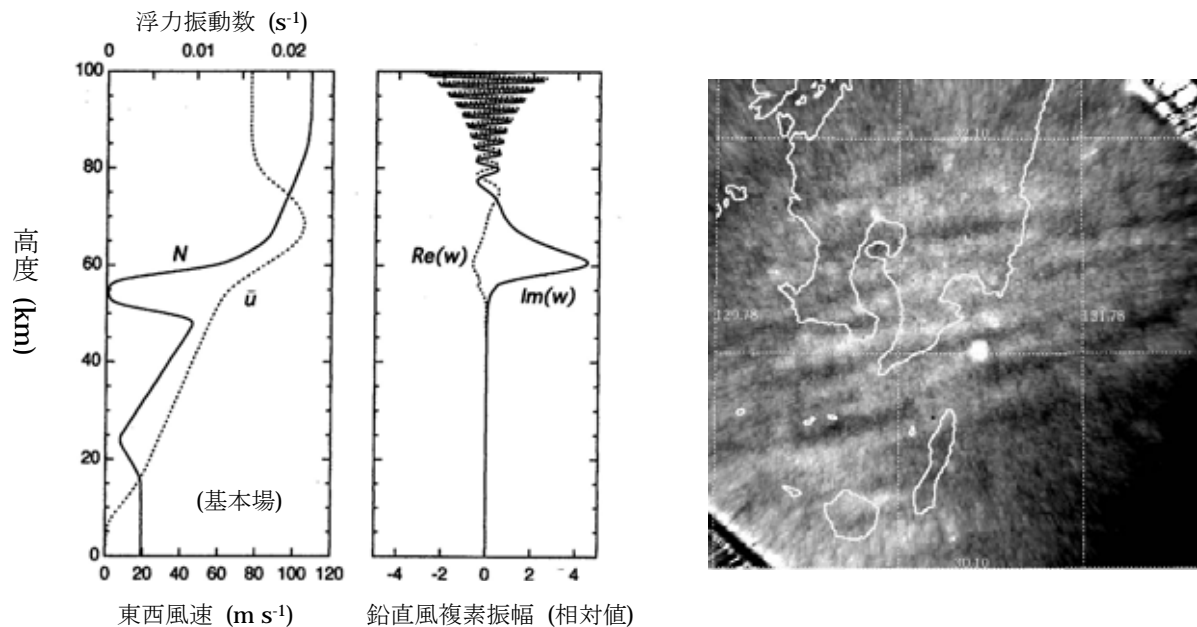


図 2.3-1 (左) 線形論による、金星の雲層内のシア不安定により励起されて伝播する内部重力波（今村, 1997）。（右）東北大グループが鹿児島宇宙空間観測所で観測した OH 大気光の波状構造。上層の内部重力波が可視化されている。

惑星全体が雲で覆われた金星では、内部重力波のグローバルなリモートセンシングという、地球では望むべくもない画期的な観測が可能である。試算によると、大気運動に伴う雲の凝結蒸発は近赤外ウィンドウにおいて高感度で検出可能であり、近赤外撮像観測によって惑星全体の内部重力波分布が明らかになると期待される。また連続的に撮像して水平伝播を捉えられれば、その位相速度から励起過程を推定できる（たとえば山岳波励起や対流励起など）。雲層レベルへ上方伝播してくる内部重力波を捉えることによって、地表面近くの大気運動についても有力な情報が得られる。

上層大気の内重力波は大気光撮像により検出される。昼側で光電離された酸素原子などが夜側に輸送されて反太陽側で合流し、下降流の中で再結合して発光すると思われるが、そのような発光は内部重力波により変調を受ける。大気消失現象の一つのシナリオは、通常時の昼側から夜側への上層大気の流入が内部重力波の運動量輸送による制動でせき止められるというものである。このような仮説を検証するには、大気光による内部重力波観測に加えて夜側合流域全体の発光強度をモニターし、これらの変動の間関係を調べるのが有効である。電波オカルテーションの気温プロファイルから波動の鉛直伝播を検出できれば、トリガーとなる可能性のある下層気象との関連についても手がかりが得られる。



図 2.3-2 Galileo が金星フライバイの際に紫外光で撮影したサブソーラー領域のセル状構造。セルの大きさは 1000 km にも及ぶ。

2. 3. 2 大規模セル状構造

金星を紫外光で撮像すると、雲頂付近（高度 70 km）の紫外吸収物質の分布を反映して、微細な濃淡模様が観測される。この濃淡がどのような雲構造と対応するのかがわかっていないために、様々な模様の成因はほとんど理解されていない。そのような謎の模様のひとつに、サブソーラー領域（赤道域の真昼）に多数分布する水平スケール 300-1000 km のセル状構造がある（図 2.3-2）。雲層上部は安定成層と考えられているので、セル構造が鉛直対流による

ものとは考えにくい。10 km 以上も下方の雲層下部（高度 47–55 km）に対流層が存在すると考えられているが、サブソーラー領域に限って雲層全体を縦に貫く深さ 20 km もの鉛直対流が発達するのだろうか？ 水平スケールが極端に大きいことも謎を深めている。潜熱の効果が小さい金星において地球の雲クラスターのような組織化が起こるかどうかはわかっていない。水平方向の温度不均一が駆動する水平対流の可能性もあるが、温度の不均一を作り出すプロセスは不明である。

この問題は、雲層を上下に横切る物質輸送（対流圏-成層圏物質交換）の問題と密接に関連する。何故なら、紫外模様を作り出す SO₂ など紫外吸収物質は下層大気から運び上げられてくると考えられるからである。輸送が惑星スケールの層流的な循環（移流）によって行われるのか、あるいは熱対流などによって拡散的に行われるのかは、大気化学や雲物理にとって大きな問題である。SO₂ は硫黄など可視吸収物質に光化学的に変換されてアルベドに影響すると考えられるので、この問題は惑星全体のエネルギー収支にとっても重要である。

これらの謎には多波長の撮像観測で迫る。雲頂高度の水平構造を中間赤外（7-11μm）でマッピングし、紫外画像（280nm）と見比べることにより、紫外模様と雲構造がどのように対応するのかがただちに判明する。近赤外撮像（1.0μm）による雲層下部の構造と見比べることで、セル状構造の鉛直スケールにも制約を与えられる。紫外模様の生成消滅と様々な気象擾乱との対応関係から、SO₂ を雲頂に運び上げるプロセスについても情報が得られる。

2. 4 雲生成と雷放電のメカニズムの解明

2. 4. 1 雲の動態と雲粒のライフサイクル

大気運動が雲の生成消滅と強く結び付いていることは、地球に限ったことではなく、金星においても同様であろう。金星の H₂SO₄ 雲の生成消滅は、雲頂付近では主に光化学に支配されるが、下部では大気運動に支配されると予想されている。地球と違って潜熱の効果は小さいと考えられるが、雲によるアルベド効果や温室効果は大気運動に大きな影響を与える。その一方で大気運動は、雲を運んでその分布を変え、あるいは雲の凝結や蒸発を引き起こす。このような相互作用は、惑星スケールの循環から小規模な熱対流に至るまで様々なスケールで起こっていると予想される（図 2.4-1）。

雲の役割を理解するための最初のステップは、雲粒の性質が大気運動によって如何に決定されるのかを明らかにすることである。直接探査プローブによる雲粒の光学特性や化学組成の観測結果はまちまちであり、このことは雲の性質が空気塊の力学的・化学的履歴によって多様であることを示唆する。大気運動に伴って作られた雲粒の物性（粒径）は気象擾乱ごとにどのように異なるのか？ 雲粒はどのように惑星スケールで輸送され、変質していくのか？ 雷放電はどのような性質を持つ雲塊で生じるのか？ このような問いに答えるために、近赤外ウィンドウの 1.0・1.7・2.3 μm の 3 波長で撮像し、各ピクセルの放射強度の相対比から雲粒の物性の空間不均一を可視化する。Galileo 探査機が 1.7・2.3 μm の 2 波長から場所により粒径が大きく異なることを示したが、ここでは手法をさらに発展させる。このような観測に

よって、大気運動が雲粒のライフサイクルをいかにコントロールするのかを理解することができる。

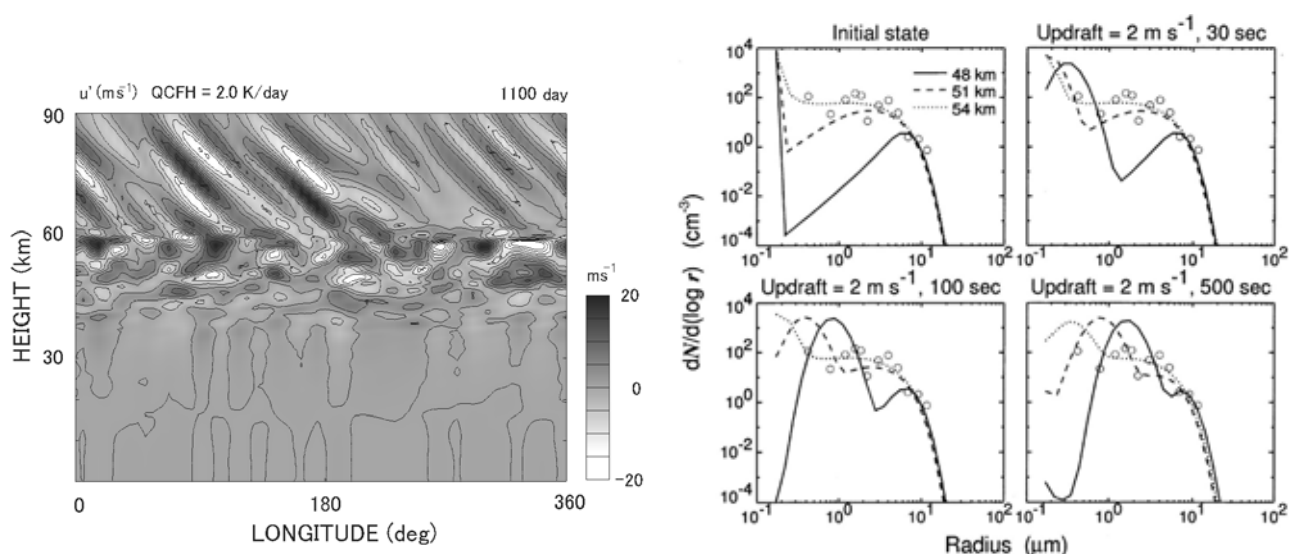


図 2.4-1 (左) 数値モデルによる、金星の惑星波動と雲層の相互作用に起因する気象擾乱。(山本, 2000)。(右) 数値モデルによる、金星大気中における局所的な大気運動に対する雲粒サイズ分布の応答。○は Pioneer Venus プロブによる測定 (今村・はしもと, 2000)

2. 4. 2 雷放電の謎の解明

雷放電は惑星大気の力学と物性を強く反映する現象である。地球の雷雲における電荷分離は主として積乱雲中の鉛直対流に伴う氷晶生成とあられ(あるいは雨滴)の落下の過程で起こると考えられており、大気運動と密接な関係がある。雷放電がグローバル電流系を駆動することで維持される鉛直電場が、全球平均気温と高い相関を示すことも見出されている。このことは、雷放電が対流活動を定量的に表す指標として優れていることを意味する。最近の Galileo 探査機による観測は、木星においても雷放電発光が積乱雲と推測される雲の領域と一致して起きていることを明らかにした。金星でも、雷放電は鉛直対流の活発な領域に発生していると推測される。地上に転送できる情報量が制限された惑星探査にあつて、雷放電の観測は、大気運動の活動度や雲粒の物性の指標として重要かつユニークな情報を提供する。とりわけ、メソスケールの気象現象の解析において威力を発揮すると期待される。

金星における雷放電現象については、光学および電波観測による報告が少なからずあるが、その有無をめぐる 20 年余に及ぶ論争は未だに続いている。電波観測では、Venera 11 号及び 12 号のランダーが高度 30 km 以下で、数分から 15 分以上継続する VLF バースト現象を捕らえている。Pioneer Venus Orbiter (PVO) も、金星の夜側で発生する 100Hz が卓越するバースト現象を観測した。プラズマ周波数以下の電波が衛星軌道上で観測されるためには、ホイッスラーモードの波として金星の電離圏を通過しなくてはならない。PVO による統計で

は、100Hz バースト現象は地方時で 0~3 時に頻度が高くなっている。この時間帯は太陽風磁場が束ねられ、数十 nT の鉛直磁場の存在が予想される領域であり、バースト現象の周波数帯をよく説明している。最近では、Galileo 探査機が金星をフライバイした際に、400kHz から 4MHz にかけて雷放電起源と思われるパルス状の電波を捕らえている。これらは電離圏のプラズマ周波数を越えているために軌道上まで到来したと考えられる。光学観測で初めて雷発光らしい現象を捕らえたのは、Venera 9 号に搭載されたスペクトロメータで、70 秒間に及ぶ発光からスペクトルが求められている。米国アリゾナ大学のグループは地上望遠鏡と高速 CCD カメラによる観測を試み、3 時間に 6 乃至 7 個の雷放電発光を捕らえたと報告している。彼らは、金星大気を模した室内での発光実験結果に基づき、特定の輝線 (酸素原子 777nm) を狭帯域フィルターを用いて撮像した。その雷放電発光のエネルギーは、地球での平均的な雷の数倍以上と推定されている。



図 2.4-2 東北大グループの観測による、雷雲から電離圏に伸びる雷放電発光。雲層から地表面までの距離が長い金星では、雷放電は雲間放電の他に、このような電離層への放電が卓越するかもしれない。

このように多くの観測が雷放電の存在を強く示唆しているにも関わらず論争に決着がつかないのには、いくつかの理由がある。電波観測は、衛星環境によって発生するコロナ放電などによるノイズや、他の *in situ* なプラズマ波動との区別が難しいことが挙げられる。実際、PVO や Galileo 探査機でも、それと思われる原因不明の電波も記録されている。光学観測では、PVO に搭載されたスタートラッカーのデータ解析や Vega 1 号と 2 号の気球観測からは、雷放電の存在を裏付ける有力な証拠が得られなかった。これらは、計測器が感度などの面で雷放電観測に対応していなかった、あるいは観測領域が極めて限られていたためと推測される。下層大気での雷発光は金星の厚い雲を透過できないのではないかという疑いは正しくない。モデル計算は、たとえ雲層の下で発光が起きていたとしても、可視光の 40% 近くが雲層を通り抜けるという結果を示している。金星での雷放電発生機構について理論的・実験的な研究が乏しいことも議論を滞らせている。高温で乾いた金星大気中では、地球の雷のような水の固相と液相による電荷分離プロセスを考えにくいからである。しかし、金星雲の主成分と考えられている H_2SO_4 が、雲高度で固相になって電荷分離を引き起こしている可能性はある。また地球に比べて雲層が厚いために、地球では支配的ではないと思われる液相での

電荷誘導過程などが効いているかもしれない。金星では雲粒の粒径が小さく、数密度が小さいことも、電荷分離を難しくするようと思われるかもしれない。しかし、計算機シミュレーションによれば、金星の雲でも絶縁破壊に十分な電圧を生成することが可能である。一方で火山噴火が放電を引き起こす可能性も指摘されているが、もしそうであれば、未だ検出されていない金星の火山活動をモニターできることになる。いずれにしても放電の存在が実証された場合のインパクトは非常に大きい。

本計画では、曖昧さのない方法で雷放電現象を抽出することにより論争に終止符を打つ。光学観測は、高速変動に対応した検出器を用いることで現象とノイズを分離し、地球における平均的規模の $1/100$ の雷放電が雲の下で発生した場合でも検出できる性能を達成する。地球を周回する人工衛星では、既に昼間でも雷放電発光を検出する技術が確立しており、同様の手法を応用する本計画では、問題となる技術的課題は残されていない。さらに、今後の詳細検討で重量の余裕を確保できた場合、雷放電から放射される電波を 100Hz-MHz 帯でモニターし、光学観測と共通のトリガ信号でデータサンプルを開始することも検討する。雷電波の波形と発光のタイミングからは放電過程の手がかりが得られる。雷放電の頻度・強度の時空間変動を明らかにし、その結果を雲画像と比較解析することで、金星気象、特にメソスケール現象の解明に役立てることを、最重要課題と位置付ける。

2. 5 地表面放射率測定と活火山探索

2. 5. 1 放射率測定による大気-地表面相互作用の解明

地質学的な時間スケールの気候形成においては、大気と固体惑星の間の物質交換が重要な役割を果たすことが地球の古気候の研究から示唆されている。このことは金星においても同様であると考えられ、特に高温高压の金星においては大気と地殻が直接化学反応する過程が重要であると考えられている。したがって地表面の化学組成を観測的に制約することは、惑星気候の形成を考える上での重要な境界条件を与えるものである。

本計画では、近赤外ウィンドウの波長 $1.0\ \mu\text{m}$ における地表面からの熱放射を測定することで、この波長における金星地表物質の放射率を面的に観測する計画である (図 2.5-1)。これまでに行われてきた Magellan などによる電波の観測は、金星の高地と低地の地表物質には放射率に大きな違いがあることを明らかにしている。この観測結果は、大気と地表物質の化学反応の温度依存性のため、低温の高地と高温の低地で地表物質に違いが生じていることを示唆するものと考えられている。しかし、これまでに得られた情報だけからでは、地表物質を制約するには至らず、放射率の違いの原因も解明されていない。ここに今までと全く異なる波長である近赤外の観測データを加えることは、金星の地表を構成する物質をより確かに制約し、惑星気候において重要な大気と地殻の化学相互作用に関わる理解を大きく前進させる。

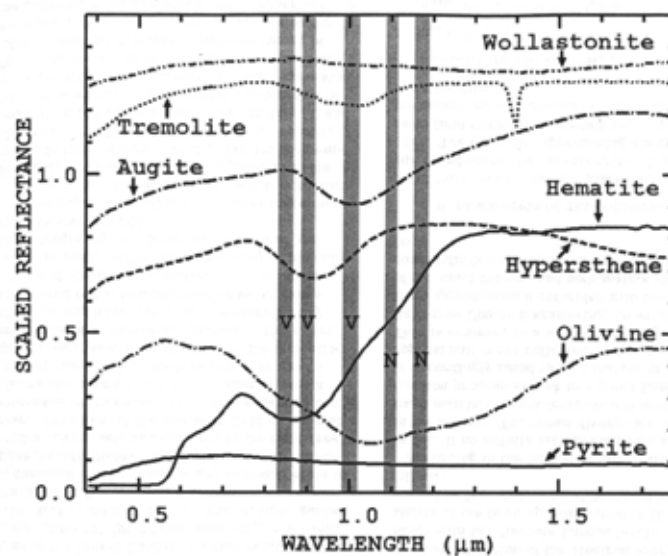


図2.5-1 金星地表面に存在する可能性のある鉱物の反射スペクトル。影をつけた部分は近赤外ウィンドウにあたる。(Baines et al., 2000)。

2. 5. 2 活火山検出による火成活動度制約

火成活動は惑星内部の熱輸送や化学分化に関係し、惑星の進化を規定する主要な過程のひとつである。また火成活動に伴う脱ガスは、大気組成を変えることで惑星表層環境・気候にも大きな影響を与える。例えば、脱ガスによる水蒸気や SO_2 の大気への放出は、温室効果や惑星アルベドを変えることで大きな気候変動を引き起こす可能性が指摘されている。また水蒸気は上層大気から水素が宇宙空間へと散逸することで、 SO_2 は地表物質と反応することで、それぞれ大気中の存在量が増減する。したがって現在の金星の気候状態がどのようなバランスの上にあるのかを理解するためにも、現在の火成活動度を知ることが重要である。

金星に火山地形が存在していることは、これまで行われてきた合成開口レーダーによる観測で明らかにされている。しかし現在の火成活動度については、その活動レベルはおろか活火山のあるなしさえ、観測的には何も制約されていない。これは金星の全面を覆う分厚い雲が地表面の観測を妨げているためである。唯一、上層大気の SO_2 濃度が経年変化しているとする観測の結果をもって火山噴火があるとする見方があるが、これは噴火を直接捉えたわけではなく決定的とは言えない。より直接的な観測で火成活動度を制約することが必要である。

本計画では、近赤外ウィンドウで地表面から射出される熱放射を測定し、熔岩噴出イベントを検出することで、現在の金星の火成活動度に制約を与えることを目指す。撮像に用いる波長 (1.0 μm) は大気による吸収が小さいため、分厚い雲を透かして地表面を見ることが可能で、従来の観測と違って火山噴火を直接捉えることができるという利点を持つ。またこの波長では地表温度の上昇に対して熱放射が急激に大きくなるという性質もあり、このことは熔岩噴出イベントの検出可能性を高めるものである。放射計算の結果によれば、金星に典型的に見られる 100 km^2 程度の大きさの溶岩流では、表面温度が 890K 以上のときバックグラウンド

に比べて 10%以上の過剰な放射が観測される (図 2.5-2)。また 1 km²程度の場合であっても、表面温度が 1200K 以上であれば 10%以上の過剰な放射が観測される。検出に際しては雲の不均一による明暗の効果を取り除く必要があるが、それは 1.7・2.3 μ m の雲画像と見比べることで可能である。

熔岩噴出イベントが発見された場合には、同時に行う紫外撮像の観測結果からも、火成活動に関わる情報が得られる。たとえば、上層大気中の SO₂ 濃度の増加が観測された場合、それは上層大気中の SO₂ 濃度の経年変化が火成活動と関係しているとする先の仮説を支持すると同時に、金星で対流圏界面にまで達するプリュームを生成する噴火があることを示す。噴火様式は主に熔岩に含まれる揮発性物質の性質や量によって規定されるので、金星内部の熱構造や化学組成といった情報が得られることになる。また脱ガスの成分や量についても情報が得られることになり、このことは金星の大気組成や気候についても示唆を与えるものである。

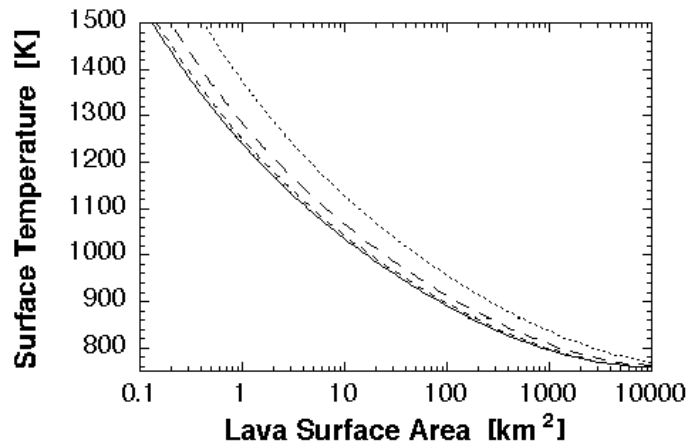


図 2.5-2 放射輸送計算により評価した、金星表面の様々な面積の熱い溶岩に対する波長 1 μ m での検出下限温度。曲線はそれぞれ、撮像の解像度が 20 km (実線)、50 km (短破線)、100 km (長破線)、200 km (点線) のとき。(はしもと・今村, 2000)

2. 6 大気散逸メカニズムの解明と流出量の観測

前節までに述べた研究課題は金星下層大気(≤ 100 km)の力学・構造に関連した事項であったが、よりグローバルなスケールの金星大気力学を理解するためには上層および外圏大気(>100 km)の粒子の運動を解明することが必要不可欠である。この領域における中性大気および電離大気の粒子の運動を真に理解することは、宇宙空間へと開いた系である惑星大気の変遷を議論する上で必須であり、特に金星大気の進化・組成の長期的な変遷といった観点からは上層大気から惑星間空間へと流出する中性大気・電離大気の散逸過程を理解する事と散逸量を正確に把握する事が重要な課題である。ここでは下層大気の観測に加えて強く望まれる上層大気に関する研究課題である大気散逸の問題について述べる。この研究課題に関連する

観測器は重量リソースの観点から本提案書からは除外してある。しかしながらその重要性に鑑み、ここにおいて大要を述べるとともに、第7章に詳しい研究計画と、これを実現するための機器について記述した。

2. 6. 1 科学的背景

「金星と地球では大気をつなぎとめる重力がほとんど等しいにも関わらず、大気環境は何故こんなに違うのだろうか?」、という疑問は惑星大気を研究する者にとって最も単純で最も難解な課題ではないだろうか。表2. 6-1に示すように、例えば地表面付近の大気圧は金星が地球の約2桁大きく、大気組成に関しては地球では窒素と酸素が主な構成要素で水を豊富に含むのに対し、金星では二酸化炭素が96%を占め水蒸気も僅かに含まれるのみである。また、DとHの同位対比に関してもおよそ2桁の差が見られる。質量や大きさ、太陽からの距離がかなり似通った二つの惑星がこのように極端に異なる大気組成をもつのは如何なる惑星の歴史に起因するのであろうか。

表 2.6-1 惑星の大気圧と組成 (単位: %以外は全て ppm)

惑星	気圧 (bars)	CO ₂ (%)	N ₂ (%)	He	Ne	Ar	³⁶ Ar	Kr	Xe	H ₂ O	D/H
金星	92	96.5	3.5	~12	7	70	35	0.05	<0.04	~120	0.022
地球	1.013	0.033	78	5.2	18.2	9340	31	1.14	0.087	≤ 3%	1.5×10 ⁻⁴

惑星形成の初期の段階で二つの惑星が同じような大気組成で成り立っていたと仮定すると、現在の組成の違いは惑星形成後の長期的変遷の結果として生じたものと考えられる。大気組成の変遷に対し、惑星大気上層部からの粒子の散逸がひとつの重要な影響をもっているであろう事は既に数多くの理論的な論文で推測されている通りである。惑星進化の初期的段階で高温の大気を所有していた地球と金星に大規模な熱的大気散逸が存在したことはほぼ間違いないが、惑星固有の磁場をもたず濃い大気とプラズマを有する金星では光化学反応に起因する非熱的散逸と太陽風との直接相互作用による大気散逸が現在も顕著であると考えられる。金星は惑星大気進化の過程を我々に提供してくれる研究に最適の惑星であり、比較惑星学的な見地からも絶好のターゲットである。

2. 6. 2 観測の目的および科学的意義

このような背景のもと、我々は金星から流出する中性大気および電離大気の散逸過程の解明、およびこれらの流出量の観測的な実証が、上の疑問に答えるための最も確実な方法であると考えられる。金星上層大気における粒子のダイナミクスを詳しく理解することは、固有磁場をもたず自転の遅い惑星の上層大気におけるプラズマ粒子の運動を普遍的に理解する上でも極めて重要である。金星電離圏のプラズマの運動に関しては **Pioneer Venus Orbiter (PVO)** が長期にわたって観測を行なったため、既に解明されているとの印象が強い。しかし、**PVO**

はプラズマの基本的パラメータである温度と密度については定常的な観測を実施したものの、粒子散逸量の推定に有効な速度ベクトルに関してはほとんど情報を与えていない。また、上層大気の最も重要な構成要素である中性粒子に関しては、その組成と密度について測定を行ったにも関わらず運動を特徴づける風向風速に関する観測を行わなかったがために、中性大気の運動について詳細な議論を展開する事が出来ない。金星上層大気における中性・電離大気の流出や質量・運動量輸送過程についての重要かつ基本的な問題は全く未解明の状態にある。

2. 6. 3 散逸プロセスと定量的観測の重要性

一般に惑星大気から外部へ流出する粒子の散逸現象は中性大気、電離大気、それぞれに特有の流出過程があり、流出エネルギーに関してもジーンズが唱えた古典的な熱的散逸モデルからチェンバレンやハンテンによる非熱的散逸モデルまで千差万別である。惑星大気の変遷を理解するための重要なプロセスとしての大気散逸過程は理論的に研究されてはいるが、惑星大気の変化・変遷や惑星環境の変化さらに太陽系生成過程の研究を目的とした探査は未だ実施されていない。

金星大気粒子の散逸プロセスについての真の理解のためには、熱圏、電離圏の高度において中性大気と電離大気の運動を粒子・波動・光学計測手法を用いて多角的に観測することが必要である。中性および荷電粒子計測からは局所的な空間での粒子散逸量を直接推定する事が可能である。さらにプラズマ波動や磁場計測のデータを加味すると粒子散逸を引き起こすための加速過程の本質に迫ることが出来る。また、光学的リモートセンシングの手法は金星上層部における中性・電離大気の全球的な密度分布を瞬時に測定することを可能にし、その時間的な変化からグローバルスケールでの粒子散逸の様子を把握することが出来る。

粒子散逸量は太陽輻射量や太陽風プラズマ等の外部の条件に強く依存する。一方で惑星大気進化に用いられるような時間スケール（ $\sim 10^8$ 年）の中では太陽活動度は大きく変化することが予想される。したがってここで提案する観測を通して、粒子散逸過程と流出量について、太陽輻射、太陽風等の外部条件に対する依存性についての理解が得られれば、より長い時間スケールでの粒子散逸量の推定にとってそれらは非常に貴重な情報になるとともに、惑星大気の進化と変遷に関する議論について極めて重要なデータを提供することになる。

第3章 観測計画

3.1 撮像観測の対象と時間間隔

各機器の観測の対象と時間間隔を表3.1-1に、各研究課題との関連を表3.1-2にまとめる。
機器の詳細は第4章にまとめた。

表3.1-1 各機器の観測対象と観測の時間間隔

観測モード			観測対象	得られる主な物理量	観測の時間 間隔
機器名	波長	昼夜			
S I R	1.0 μm		雲層による太陽散乱光	下層雲構造、風速場	2時間
			地面からの熱放射	地面温度・放射率、下層雲構造	6-12時間
M I R	1.7 μm		下層大気からの熱放射	下層雲構造、1.0・2.3μm 輝度 と合わせて雲粒サイズ	6-12時間
	2.3 μm		同上	下層雲構造、風速場	2時間
	2.4 μm		同上	下層雲構造、2.3μm 輝度と合 わせて雲層以下のCO濃度	6-12時間
L I R	7-11 μm		雲頂からの熱放射	雲頂温度（高度）分布	2-4時間
U V I	280 nm		雲頂による太陽散乱光	SO ₂ 分布、風速場	2-4時間
L A C	777 nm		雷放電発光	雷活動の頻度、分布	イベントリガ
	551 nm		O ₂ 大気光	発光強度分布	6-12時間
	558 nm		O大気光	発光強度分布	6-12時間
電波オカルテーション			屈折率・減衰率プロファイ ル、シンチレーション	気温・気圧・硫酸蒸気・渦拡散 係数・電子密度プロファイル	軌道周期ご とに2地点

表3.1-2 主な研究課題への各機器の寄与

観測モード			スーパーロー テーション	子午面循環	メソスケ ール現象	雲と雷	地面放射率 と活火山
機器名	波長	昼夜					
S I R	1.0 μm						
M I R	1.7 μm						
	2.3 μm						
	2.4 μm						
L I R	7-11 μm						
U V I	280 nm						
L A C	777 nm						
	551 nm						
	558 nm						
電波オカルテーション							

観測の時間間隔は観測対象により異なる。雲追跡による風ベクトル導出を行うS I Rの昼側1.0 μm とM I Rの2.3 μm の観測は、個々の雲塊の寿命が数時間(以下)と予想されることから、2時間隔てた2枚の画像をペアとする。ペアとペアの間は2時間以上隔たっていても構わない。紫外吸収物質分布のパターン追跡により風ベクトル導出を行うU V Iについては、紫外模様は4時間隔てても良く保存されていて追跡可能であることがPioneer Venusの観測から経験的にわかっているので、2-4時間をノミナルとする。他の撮像については、高度35-70kmの総観規模(高・低気圧スケール)の現象が大気力学理論から1日~数日の時間スケールを持つと予想されることから、そのような現象を追跡できる時間間隔(数時間~半日)とする。ただしこれらは観測の最低ラインであり、データ転送量に余裕がある時期にはより頻繁に観測して詳細な変動を調べることとする。

3.2 画像データの転送

金星の大気運動の時間スケールは数秒から数年以上に至る幅広いスペクトルを持つと予想される。よって金星気象の全貌を把握するためには観測の継続期間は長ければ長いほど良く、観測計画の基本思想は「短期間の集中観測」よりも「データ取得頻度は疎らでも長期観測」ということになる。この方針に基づき、1周回(~1地球日)のうちに取得したデータはなるべく1-2日以内に地上に転送して、探査機のデータレコーダには貯めこまないようにする。ハイゲインアンテナによる通信ビットレートは金星-地球間の距離が長いときの最悪値が2kbps程度と見積もられており、このとき1日あたり4時間データ転送すると約4MBytesのデータを転送することができる。よって1周回あたりのデータ量が全体で4MBytes程度に収まるように基本的な運用計画を立てる。一般にはビットレートはもっと高いので、以下に述べる計画以上の撮像頻度や解像度でデータを得ることが可能である。

1周回あたりのデータ量を4MBytes程度に収めるためには、各カメラの16°視野に含まれるデータを全てそのまま地上局へ転送することは現実的でない。よって以下の方針に基づいて機上でデータ量を減らす。

- 金星ディスクが含まれていない宇宙空間の部分は捨てる。
- 探査機-金星間の距離が短いときには解像度が要求値を上回るので、ビニングにより解像度を落とす。また、同じカメラでも波長ごとに要求に応じて解像度を調節する。基本的に、雲追跡を目的としたS I Rの昼側1.0 μm とM I Rの2.3 μm は要求解像度が高い。(ただしビットレートが高い時期にはビニングなしで転送)

撮像モードごとの要求解像度と画像1枚あたりのデータ量を表3.2-1にまとめた。A/D変換は8bitとする。

このようにデータ量を減らした画像を地上局に転送する。各撮像モードの撮像枚数は遠金点ローカルタイムの移動に伴ってミッション期間中に変化する。遠金点付近からの観測が中心になるので、表3.2-2に示すように、遠金点が真昼にあるときは昼面撮像を中心に、遠金点が真夜中にあるときは夜面撮像を中心に、それ以外のときは昼夜両面の撮像を行う。周回

軌道投入直後は昼面と夜面がほぼ 1:2 の割合で観測される。

宇宙空間を見ることによる背景ノイズ較正は基本的にオンボードで行う方針なので、宇宙空間画像のデータ量は上表には含まれていないが、適宜、宇宙空間画像を地上に転送してオンボード処理の妥当性をチェックする。マスク面裏に隠されたピクセルデータ、またフィルターホイールのブラインド面のデータも較正のために適宜降ろす。

A/D 変換は 8bit を基本とするが、微細構造を抽出するのに最適な階調で画像を転送するために、軌道投入直後に 12bit A/D の画像を何度か転送して輝度のヒストグラムを作成する。そのヒストグラムに基づき、その後の観測における量子化の関数を決定する。ヒストグラム作成は、2 年間のミッション期間中に適宜行う。

表 3.2-1 画像 1 枚あたりのデータ量 (8bit A/D)

撮像モード			要求解像度	1 枚あたりデータ量	
機器名	波長	昼夜		全領域、ビニング前	必要領域をビニング後
S I R	1.0 μm		15 km	1K \times 1K 画素 = 1 MBytes	500 KBytes
			30 km	1K \times 1K 画素 = 1 MBytes	125 KBytes
M I R	1.7 μm		30 km	1K \times 1K 画素 = 1 MBytes	125 KBytes
			15 km	1K \times 1K 画素 = 1 MBytes	500 KBytes
			30 km	1K \times 1K 画素 = 1 MBytes	125 KBytes
L I R	7-11 μm		100 km	160 \times 160 画素 = 25 KBytes	12 KBytes
			30 km	1K \times 1K 画素 = 1 MBytes	125 KBytes
U V I	280 nm		30 km	1K \times 1K 画素 = 1 MBytes	125 KBytes
L A C	777 nm			1 画素 = 1 KBytes / event	1 KBytes / event
	551 nm			8 \times 8 画素 = 64 Bytes	64 Bytes
	558 nm			8 \times 8 画素 = 64 Bytes	64 Bytes

* L A C の 777 nm は、雷発光が検出されたピクセルに対して 10kHz で 0.1 秒間のサンプリング

表 3.2-2 各カメラの 1 周回あたりデータ生成量 (外合時、最低ライン)

撮像モード			遠金点が真昼		遠金点が真夜中		到着直後 (昼:夜 = 1:2)	
機器名	波長	昼夜	枚数	データ量	枚数	データ量	枚数	データ量
S I R	1.0 μm		6	3 MBytes	0	-	2	1 MBytes
			0	-	2	250 KBytes	1	120 KBytes
M I R	1.7 μm		0	-	2	250 KBytes	2	250 KBytes
			0	-	6	3 MBytes	4	2 MBytes
			0	-	2	250 KBytes	2	250 KBytes
L I R	7-11 μm		4	50 KBytes	4	50 KBytes	4	50 KBytes
			4	500 KBytes	0	-	2	250 KBytes
U V I	280 nm		4	500 KBytes	0	-	2	250 KBytes
L A C	777 nm		100	100 KBytes	100	100 KBytes	100	100 KBytes
	551 nm		10	1 KBytes	10	1 KBytes	10	1 KBytes
	558 nm		10	1 KBytes	10	1 KBytes	10	1 KBytes
データ総計				4 MBytes		4 MBytes		4 MBytes

3.3 撮像観測のローカルタイムの変遷

観測は主に3-10金星半径の距離から行うが、観測しやすいローカルタイムはミッション期間中に変化する。軌道投入直後は遠金点（アペロヘリオン）が明け方にあるため真夜中から朝にかけての観測に適している。この時期は夜側の撮像に重点を置き、昼側の画像も若干取得する。

- : 探査機。+Z面に寄った位置にパドル取付け。太陽指向の定常姿勢を图示。
- ◀... : カメラ視野方向。撮像時は姿勢変更によりカメラ視野を金星に志向。
- ⇐ : 地球方向。数字は地球までの距離。

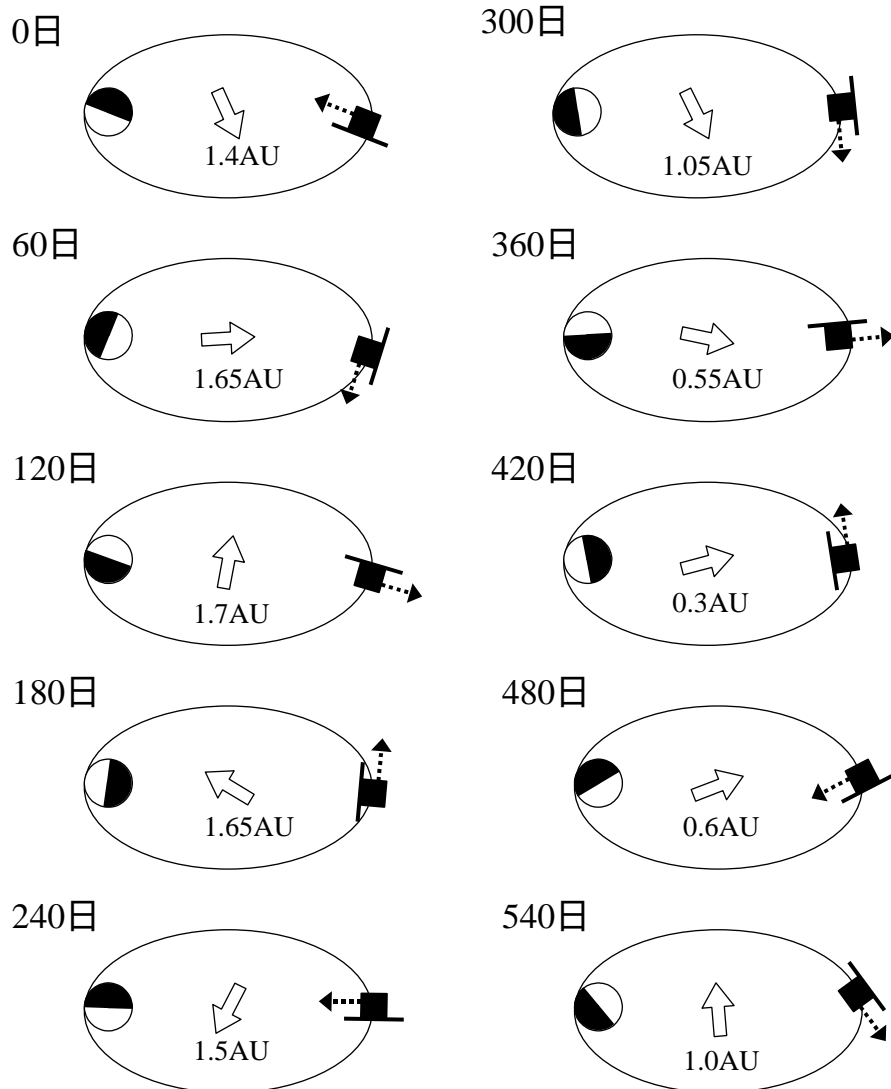


図 3.3-1 周回軌道に固定した座標系で見た、太陽方向と地球方向の時間発展。遠金点側から見渡せるローカルタイムは約7ヵ月で1周する。

3.4 画像データの一次処理

地上に転送されたデータは以下の手順により気象研究に適した形式に変換される。

- (1) 地上に転送されたデータに対してはまず、実質的なダイナミックレンジや背景放射レベルについて品質チェックを行い、品質が確認されたデータに対しては地上あるいは機上の較正データをもとに各ピクセルにおける放射輝度を算出する。
- (2) 画像の各ピクセルを金星の緯度経度に投影する。1ピクセルの精度で位置を決定するには衛星搭載の姿勢センサ（精度 $\sim 0.1^\circ$ 以上）では精度が足りないことから、カメラ視野に入っている金星ディスクの縁を基準として各ピクセルの金星表面上での位置を決める。このような手法は過去の惑星探査で採用されてきたものである。この場合には衛星と金星中心方向を結ぶ軸回りの回転角の誤差が残るが、この回転角誤差によって 1000×1000 画素のうち1画素がずれないためには 0.1° の角度精度があればよく、これは衛星の姿勢センサで十分である。
- (3) 観測される輝度は金星表面から衛星を見る天頂角や太陽との位相角に依存するので、惑星上の構造のみを可視化したい場合にはこれらの角度依存性を取り除くことが望ましい。これらの効果は次のように補正される。補正に際しては平均大気モデルを仮定した放射輸送計算を援用する。
 - 散乱光の画像（昼側 SIR と UVI）については反射率マップに変換
 - 下層からの熱放射の観測（夜側 SIR と MIR）については透過率マップもしくは天頂方向換算の輝度マップに変換
 - 雲頂放射（LIR）については雲頂温度マップに変換
- (4) 電波オカルテーションの時刻・位置との対応関係を明らかにし、共通のデータベースに格納する。また LIR による雲頂温度を電波オカルテーションによる気温プロファイルと比較し、双方の結果が整合的であることを確認する。

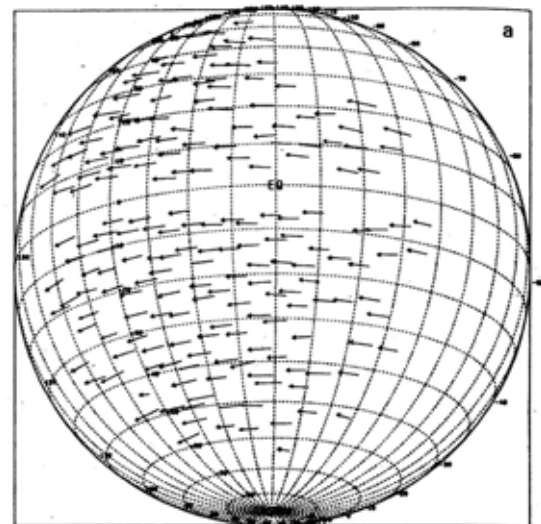
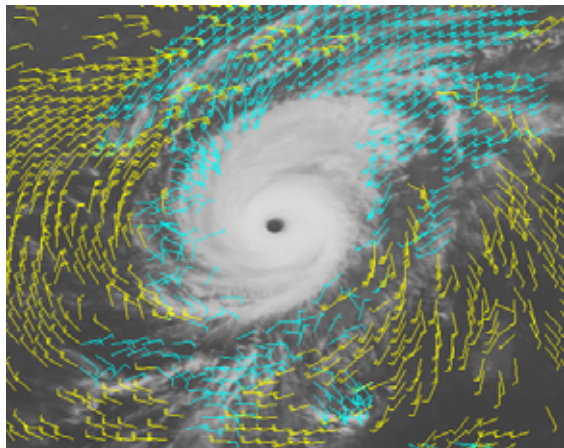
3.5 風速ベクトルの導出

SIR・MIRの雲画像、UVIの SO_2 分布、MIRのCO分布の微細構造追跡から、複数高度面の風速ベクトル分布を導出する。トレーサーが受動的に背景風に流されると見なせる必要があるため、雲をトレーサーとする場合には個々の対流セルに伴う構造を捉えなければならない。数値シミュレーションによる予想では対流セルの寿命は4-5時間、水平スケールは10-30 kmであり（図 1.3-10）、撮像の時間間隔と解像度がそれぞれこの程度より細かければ十分である。解像度は雲画像については15 km程度を標準とする。金星表面で15 kmという解像度を要求すると、衛星の姿勢揺らぎによって画像がぶれないために、姿勢安定性が実

現可能な 0.003 deg/sec であれば、10 金星半径の距離では数秒以内に露光を完了しなければならない。CO や SO₂ をトレーサーとする場合には、背景風に流される構造は比較的安定と考えられるので、解像度はもっと粗くてもよい。

追跡手法としては、気象庁や各国の気象機関の通常業務において運用されている「相互相関法」を採用することにする(図 3.5-1)。この手法では観測時刻の異なる 2 枚の画像 A、B を使用する。A 画像にある雲指定点を中心に大きさ $M \times M$ 画素のテンプレートを切り出し ($M = 20 \sim 30$)、このテンプレート内のパターンは背景風に流されて B 画像では別の位置に移動していると考え、B 画像には $N \times N$ 画素のサーチエリアを設定し ($N > M$)、このサーチエリア内で全ての $M \times M$ 画素領域を選び出し、A 画像のテンプレートとの相関値が最大になる場所(マッチング点)を探す。この場所に A 画素のテンプレートが移動したと見なし、風速ベクトルが算出される。

この手法を解像度 15 km の SIR, MIR の画像に適用する場合、 $M = 30$ のテンプレートを $N/2$ ずつずらして金星ディスク全体に配置すると、時間的に隣り合う 2 枚の画像から約 2000 個の風速ベクトルが得られる。ただし実際には全てのテンプレートが追跡に適するわけではないので、マッチングの品質から優良ベクトルのみ採用すると数百個になると思われる。総観規模(数千 km)の現象に伴う風速振幅が 10 m/s オーダーと予想されることから、風速決定精度はそのような現象について 1 m/s 程度が要求される。個々のベクトルの精度は解像度の制限や姿勢決定の不確定から 3 - 5 m/s 程度になると予想されるが、長波長成分についてはフィルタリングによる平均操作の結果として 1 m/s の精度が達成可能と考えられる。



UV FEATURE MOTIONS..MARINER 10 OBSERVATIONS

図 3.5-1 (左)気象衛星ひまわりの雲/水蒸気画像から相互相関法により導出された台風周辺の風速ベクトル(右)Mariner 10 の紫外画像から算出された金星の雲頂付近の風速ベクトル (Limaye and Suomi, 1981)。

3.6 電波オカルテーション

前述の撮像観測と平行して、電波オカルテーションによる大気鉛直構造の観測も行う。電波オカルテーションとは、探査機が惑星の背後に隠れようとする時に、探査機から送信されて地上局へ届く電波の周波数や強度の変動を調べて、惑星大気や太陽風や惑星を取り巻くリングの構造を探る研究手法である。宇宙科学研究所ではこの観測に適した受信局を臼田宇宙空間観測所に持っており、惑星探査機「さきがけ」「すいせい」「のぞみ」を用いた太陽風の観測や Voyager2 を用いた海王星大気の観測を行ってきた。「のぞみ」の火星到着後は火星大気の観測が行われる予定である。

本ミッションにおいて、この手法で導出される物理量は次の4つである。

- (1) 気温の高度分布（気圧の高度分布と静水圧平衡の関係で一対一に対応）
- (2) H_2SO_4 蒸気の高度分布
- (3) 乱流強度の高度分布
- (4) 電離圏プラズマの高度分布

これらのうち、(1)(4)は受信周波数の変動から、(2)(3)は受信電波強度の変動から導出される。以下ではそれぞれについて手法を概観したあと、観測計画について述べる。

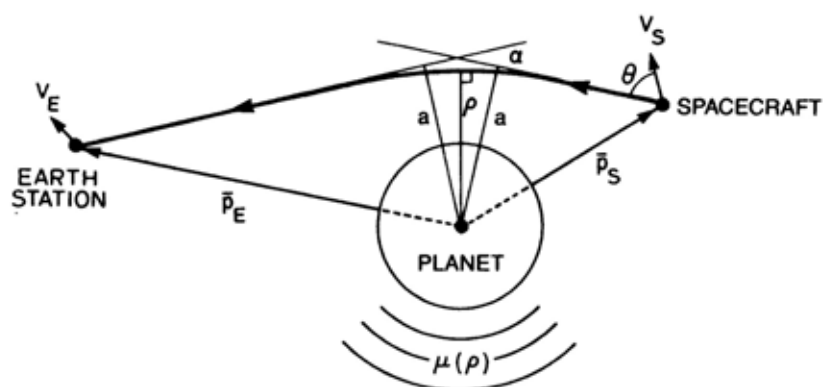


図 3.6-1 電波オカルテーション観測における、惑星大気による電波の屈曲の概念図。(Tyler, 1987)

3.6.1 周波数変動から鉛直気温分布を導出

探査機を發して地上局で受け取る電波は、探査機と地上局の運動に伴うドップラーシフトを受けている(図 3.6-1)。地上局から見て探査機が惑星の背後に隠れようとする時(Ingress)と背後から出てくる時(Egress)、探査機と地上局を結ぶ電波は惑星大気を通過する。このとき電波は惑星大気の影響で屈曲するので、探査機を發する電波が探査機 velocity ベクトルとなす角 θ は、惑星大気が無い場合とは異なっている。この角 θ の違いはドップラーシフトの違

いに反映され、地上局における受信周波数の変化として観測される。軌道決定グループによる探査機および地上局の運動の情報を用いると、受信周波数から角 θ を算出し、さらには屈曲角 χ とインパクトパラメータ b を算出できる。探査機の移動に伴って電波の経路は移動して惑星大気を上から下まで走査するが、このときの連続的な周波数データを用いると、 χ と b の関係を求めることができる。ここで、電波が通過する領域で惑星大気が球対称であると仮定して逆問題を解くことにより、 χ と b の関係から、大気の屈折率 μ と惑星中心からの距離 r の関係が得られる（図 3.6-2）。

屈折率 μ に影響を及ぼすものは惑星の中性大気および電離圏プラズマである。電波が 1 周波だけの場合には一般には両者を分離できないが、実際には両者の高度領域が隔たっているので問題なく分離できる。ここではとくに中性大気に注目する。金星中性大気の成分はおおよそ分かっているので、屈折率から大気密度がわかる。静水圧平衡の関係を用いると、大気密度の高度分布から気圧の高度分布が得られる。各高度で密度と気圧がわかると、状態方程式から気温が得られる。鉛直分解能は、回折効果によって第 1 フレネルゾーンの直径程度となり、典型的には 0.5~1 km である。大気の情報 は水平方向に積分されるため、検出される構造は水平スケールが数百 km 以上のものに限られる。金星大気では、この方法によって高度 35-90 km の気温分布が観測可能である。（それ以下では大気による減衰の影響が大きい）

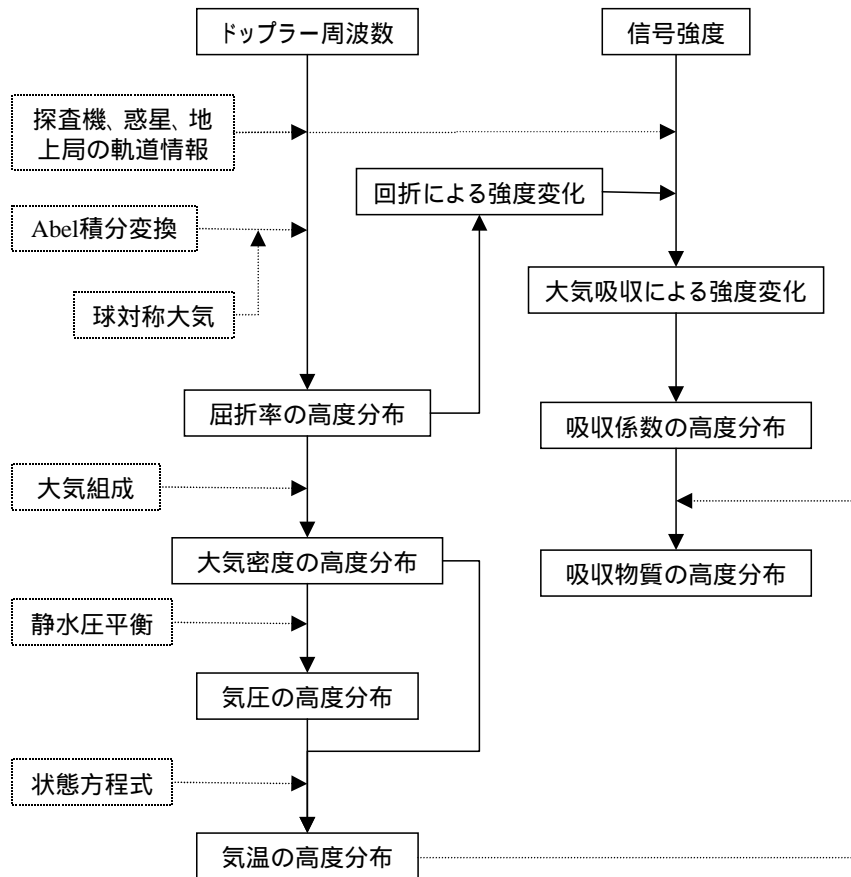


図 3.6-2 受信電波による大気構造導出の手順

この手法による気温観測の精度を決めるのは、探査機に搭載される発振器 (Ultra Stable Oscillator) の短期安定度 (1 ~ 100 秒) である。金星大気のカリテーション観測は Pioneer Venus で精力的に行われたが、当時の USO の安定度 ($\sim 10^{-10}$) では気温決定の誤差は 2 K 程度となり、大気波動など振幅が数 K の擾乱成分を抽出することはできなかった。このため Pioneer Venus の電波カリテーション観測では大気の平均的な構造を導出するにとどまった。今回のミッションでは、平均構造よりもむしろ擾乱成分に興味がある。擾乱成分を検出するには気温決定誤差を 1 K 以下にする必要があるが、このような精度は「のぞみ」に搭載されたものと同程度の安定度 ($\sim 10^{-13}$) の USO を搭載することで達成可能である。ただし、上述のように探査機の発振器を使う方法 (1-WAY) に対して、地上局の高安定なアップリンクを使って必要な周波数安定度を達成する方法 (2-WAY) も可能である。実際、たとえば Magellan では、地上から送信される電波をリファレンスとして探査機でダウンリンク信号を生成し、地上局に送信することで、金星大気の気温分布を 0.2 K という精度で求めている。しかしこの方法には次のような致命的な欠点がある。

本ミッションにおける電波カリテーションの主な目的は、熱潮汐波やケルビン波など惑星スケールの波動の鉛直構造を検出することである。計測される鉛直気温分布には、このような波動に伴う気温変動だけでなく、内部重力波など局地的な擾乱も混入している。ここでもし低緯度を周回するオービターを用いて低緯度の Ingress と Egress でデータを取得できれば、2 地点間の相関を利用して、惑星スケールの波動と局所的な擾乱を分離できる (図 3.6-3)。すなわち、Ingress と Egress は経度がほぼ 180° 隔たっているため、経度方向に 1 波長あるいは 2 波長の惑星スケールの波動は、2 地点間で同位相あるいは逆位相となる。2-WAY 観測の場合には、Egress で衛星-地上間のリンクを速やかに確保するのが難しいため、観測は Ingress に限られる。そのため、このような 2 地点間の相関を利用して惑星スケールの波動を抽出することはできない。

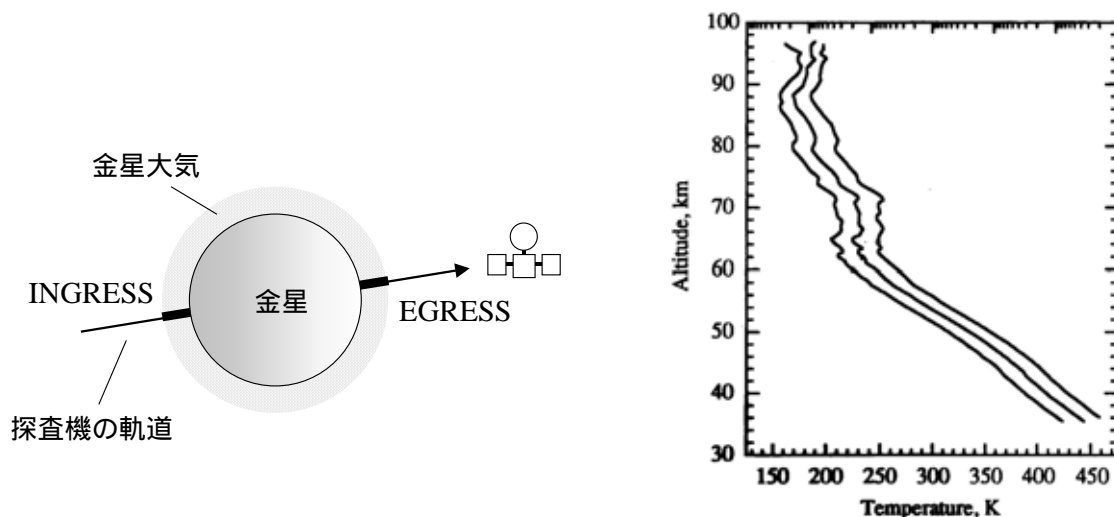


図 3.6-3 (左) 電波カリテーション実験時の、地球から見た探査機の動き。惑星の背後に隠れるときと背後から出てくるときにデータを取得する。(右) Magellan の電波カリテーションによる、連続した 3 パスの鉛直気温分布。大気波動によると思われる擾乱が見られる。(Hinson & Jenkins, 1995)

3.6.2 強度変動から H₂SO₄ 蒸気および乱流強度の分布を導出

探査機を發して惑星大氣を通過してくる電波は、惑星大氣中の電波吸収物質により減衰を受ける。よって、受信電波強度が探査機の移動とともに変化の様子から、惑星大氣中の電波吸収物質の高度分布を求めることができる。金星大氣においては、H₂SO₄ 蒸気が GHz 帯の電波に対して強い吸収を持つことが 1980 年代後半に発見された。この電波吸収を用いて、その後の Magellan の電波オカルテーションや以前の探査機の受信電波データの再解析から、雲底付近（高度 35-50 km）に H₂SO₄ 蒸気が濃集していることが確認された（図 2.2-2）。金星において雲の主要成分は H₂SO₄ であり、H₂SO₄ 蒸気は地球気象における水蒸気と似た意味を持つ。H₂SO₄ 蒸気の分布は、雲の凝結や蒸発のほか、高温の下層大氣における熱分解で決まると考えられている。よって H₂SO₄ 蒸気の分布は、雲の生成過程を理解するために必要不可欠な情報であるだけでなく、大氣運動を推定するためのトレーサーとしても有用である。たとえば H₂SO₄ 蒸気の子午面分布が子午面循環の良い指標になることが理論的に予想されており（図 2.2-2）また鉛直伝播する波動による波状構造が H₂SO₄ 蒸気の鉛直分布に現れる可能性もある。

惑星大氣中に微細な乱流に伴う密度の不均一が存在すると、惑星大氣を通過する電波は回折効果によりシンチレーションを生じる。このような細かい強度変動のスペクトル解析から、コルモゴロフ則の仮定のもとに、密度の不均一をもたらす乱流の強度を推定することも可能である。この手法で惑星大氣中の渦拡散係数を決定しようとする試みがこれまで多くの惑星探査において行われている。内部重力波のような小規模な波の影響と分離することが困難であるなど問題点もあるが、他の手法では検出しえない微細構造をグローバルに観測するユニークな手法と言える。金星においては Pioneer Venus の観測から、低緯度より高緯度のほうがシンチレーションが強いという、直感に反する結果が報告されている。結果の追試とともに、他の気象データと合わせて微細構造の成因を探ることが求められる。探査機の軌道は低緯度周回だが、軌道が約 8 度傾いているので、高緯度のオカルテーション観測を行う機会も存在する。

3.6.3 観測計画

トラッキング中に臼田宇宙空間観測所から Ingress または Egress が見えるときは、HGA を地球指向して電波オカルテーション観測を行う（観測頻度を増やすためにミッション承認後は海外局との連携についても交渉を開始する）。詳細な周波数や強度の変動を検出するために、探査機から送信する電波は観測時には無変調キャリアとする。この間は撮像観測もデータ転送も行えないが、データを取得する時間は 5-10 分なので計画全体への影響は小さい。受信装置は、周波数や振幅フィードバック追尾系を解除した open loop で運用する。X 帯（8.4GHz）の受信波は、多段ダウンコンバーターを通して 20kHz のビデオ信号とし、A/D 変換器を用いて 80kHz でサンプリングされる。記録データは実験終了後にオフラインで解析される。これらのハードウェアおよびソフトウェアは既に宇宙研に完備されている。

本ミッションの主要な目的ではないが、地球出発後、金星に到達するまでの間は、太陽風の電波オカルテーション観測を精力的に行う。とくに、探査機が地球から見て太陽の背後に隠れるときの観測は、太陽風中の乱流構造や加速機構について貴重な情報をもたらす。

3.7 地上観測との連携

本ミッションでは、探査機による調査に時期を合わせて、地上望遠鏡を用いた以下のようなバックアップ観測を行う(図3.7-1)。

- 厳密に校正した高い分光分解能の分光器を使って、微量気体の空間分布をモニターする。このような観測は惑星スケールの大気循環を推定する上で重要な手がかりを提供し、探査機による高空間分解能の撮像観測と相補的である。
- ミッション前後の長期間にわたって地上から観測することによって、探査機が検出できない数年以上の時間スケールでの大気変動を検出する。ミッション期間がそのような長周期変動の中のどのフェイズにあたるのかを把握することは重要である。
- 厳密に校正された機器で探査機搭載カメラと同じ場所を見ることにより、搭載カメラの感度ドリフトをモニターする。

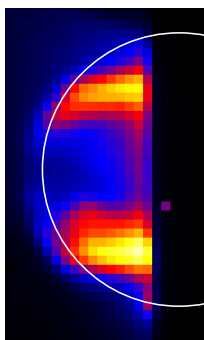


図 3.7-1 岡山天体物理観測所の 188cm 望遠鏡による、金星夜側の 2.3 μ m 画像。中緯度で特に強く下層大気からの熱放射が漏れ出ている。

使用する望遠鏡として候補に挙がっているのは、国内では東北大学の惑星望遠鏡(飯館)やぐんま天文台などである。計画承認後は海外の天文台との連携についても交渉を開始する。

このように地上観測は探査機と相補的であるが、本ミッションの研究課題は地上観測のみによって遂行することはできない。電波オカルテーションなど探査機でしか実行しえない観測項目が重要な役割を果たすことは言うまでもないが、観測の中心となる近赤外撮像に限っても、雲追跡のために必要な 10-20 km という解像度は「すばる」のような大型望遠鏡でも達成できない。金星のような視直径 1 分もの面光源には補償光学は適用できないので、金星が内合前後のときでも、大気の揺らぎのために解像度は 60 km が限界である。内合でないときはさらに解像度が落ちるため、観測ローカルタイムも限られる。また、低緯度に接地された地上望遠鏡で内惑星の夜面を観測できるのは日没後または日出前の短時間に限られるので、数時間～数日の時間スケールの運動を連続的に追跡する必要がある本ミッションには不足である。

第4章 観測装置

4.1 序

4.1.1 観測対象

観測機器は観測波長の異なる5つのカメラからなる。短波長赤外イメージャ(Short-wave InfraRed camera: S I R)、中間波長赤外イメージャ(Medium-wave InfraRed camera: M I R)、長波長赤外イメージャ(Long-wave InfraRed camera: L I R)、紫外イメージャ(Ultra Violet Imager: U V I)、雷・大気光カメラ(Lightning and Airglow Camera: L A C)である。

各機器の主な観測対象を表4.1.1にまとめる。本ミッションの中心機器であるS I RとM I Rは近赤外の窓を利用して主として下層雲(高度約50km)の構造を観測し、一方U V IとL I Rは雲頂高度付近(高度約70km)の大気現象を観測する。またM I Rの2.3 μm と2.4 μm の2波長のデータから、雲より下(高度35-50km)の一酸化炭素の水平分布を得る。L A Cで観測する雷放電は雲内の対流活動の指標となるだろう。L A Cはまた上層大気(高度約90km)の大気光の撮像を行う。

以上の撮像観測の全高度面を縦に貫く形で、電波オカルテーションにより每周回2地点で詳細な鉛直プロファイルを得る。これらの観測により金星気象の3次元構造が明らかになる。S I Rの1 μm 撮像からは火山活動など地表面の情報も得られる。

表4.1.1 各機器の観測対象

観測モード			観測対象	得られる主な物理量
機器名	波長	昼夜		
S I R	1 μm		雲層による太陽散乱光	下層雲構造、風速場
M I R	1.7 μm		地面からの熱放射 下層大気からの熱放射	地面温度・放射率、下層雲構造 下層雲構造、1 μm ・2.3 μm 輝度と合わせて雲粒サイズ
	2.3 μm		同上	下層雲構造、風速場
	2.4 μm		同上	下層雲構造、2.3 μm 輝度と合わせて雲下のCO濃度
L I R	7-11 μm		雲頂からの熱放射	雲頂温度(高度)分布
U V I	290 nm		雲頂による太陽散乱光	SO ₂ 分布、風速場
	380 nm		同上	未知吸収物質、風速場
L A C	777 nm		雷放電発光	雷活動の頻度、分布
	551 nm		O ₂ 大気光	発光強度分布
	558 nm		O大気光(オーロラ)	同上
電波オカルテーション			屈折率・減衰率プロファイル、シンチレーション	気温・気圧・硫酸蒸気・渦拡散係数・電子密度プロファイル

4.1.2 観測器へ混入するノイズの見積もり

表4.1.2

	0.3μm 昼	0.5μm 夜	1.0μm 昼	1.0μm 夜	1.7μm 夜	2.3μm 夜	7-11μm 昼夜	
略称	UVI	LAC	SIR	SIR	MIR	MIR	LIR	
対象	SO ₂ 吸収	大気光	雲反射	地表放射	大気放射	大気放射	雲頂放射	
検出子	SiCCD	PMT	SiCCD		PtSi		IRFPA	
フィルタ波長幅 Δλ(μm)	0.03	0.005	0.04		0.1	0.1	-	
検出子波長幅 δλ(μm)	0.5	0.5	0.5		3		4	
全フィルタ透過率 T _f	0.2	0.7	0.5x0.01	0.5	0.5x0.8	0.5x0.8	-	
冷フィルタ透過率 T _{fc}	-	-	-	-	0.8	0.8	-	
全レンズ透過率 T _L	0.92	0.96	0.90		0.88	0.88	0.91	
量子効率 η	0.3	0.15	0.2		0.07	0.04	-	
受光面積 S(cm ²)	0.17	16.6	2.5		8.0		4.7	
ピクセル面積 σ(cm ²)	1e-6	0.04	1e-6		2.9e-6		1.6e-5	
開口率 ξ	0.80	0.78	0.80		0.53		0.9	
ピクセル立体角 ω(str)	7.3e-8	1.2e-3	7.3e-8		7.3e-8		1.3e-6	
レンズ立体角 ω _L (str)	-	-	-	-	0.20(F2)		0.40(F1.4)	
光子エネルギー ζ(J)	6.6e-19	4.0e-19	2.0e-19		1.2e-19	8.7e-20		
F	8	1.4	2		2		1.4	
fullwell(e ⁻ /pix)	3e5	-	3e5		1e6		-	
金星夜面放射温度 T ^v (K)	-	-	-	700	470	380	230	
太陽面輝度 B ^s (W/cm ² /str/μm)	1660	3180	1190		271	101	0.662	6000K 仮定
金星夜面輝度 B ^v (W/cm ² /str/μm)	-	2.0e-9	-	1.4e-5	1.3e-5	1.3e-5	1.9e-4	
B _{大気光} =(10 ⁹ /4π)I _{大気} ζ/Δλ		大気光 I _{大気} =300 R						
総光量比 r ₁ =β B ^s /(α B ^v)	-	3.7e9	-	2.0e5	5.0e4	1.8e4	8.0	β=1.4e-4str(太陽) α=0.061str(16°円)
		パドル陰利用						
金星昼面輝度 R ^v =B ^s A(β/π)	0.059	0.11	0.042	-	4.8e-3	1.8e-3	1.2e-5	
(W/cm ² /str/μm)		反射能 A=0.8 仮定(1.0μm 以短)			反射能 A=0.4 仮定(1.7μm 以長)			
昼夜比 r ₂ =R ^v /B ^v	-	5.5e7	-	3000	370	140	0.063	
信号 N(e ⁻ /pix/s)								
N _昼 =R ^v ΔληSωξT _f T _L /ζ	1.5e6	-	1.1e6	-	-	-	F1、300K でΔT=0.12K の時	
N _夜 =B ^v ΔληSωξT _f T _L /ζ	-	-	-	3.7e4	8.3e4	6.5e4	B ³⁰⁰ /B ²³⁰ 比 5.2、バンド幅比 1	
N _{大気光} =(10 ⁹ /4π)I _{大気} GηSωξT _f T _L	-	1.1e10	-	-	-	-	F ² 比 2、1/T _f =1 よりΔT=1.2K	
		G(利得)=3e5					これを 0.3K にするには (1.2/0.3) ² =16 積算必要	
熱雑音 N _d (e ⁻ /pix/s)	4000@300K	1.3e9@300K	4000@300K	200@270K	250@65K	250@65K		
熱 S/N 比 1 =N/N _d ^{1/2} τ=1ms	750	-	550	-	-	-		
τ=1s	-	3.1e5	-	2600	5200	4100		
熱 S/N 比 2 =N/N _d	380	8.5	280	190	330	260		
ゆらぎ S/N 比 =(Nτ) ^{1/2} τ=1ms	39	-	33	-	-	-		
τ=1s	-	190	-	190	290	250		
必要積分時間τ ^v (s)	0.059	2.5	0.083	2.2	0.77	1.0	30 画/s なら 0.53s	
目標総合 S/N 比	300	300	300	300	300	300	ΔT=0.3K	
(300K 壁/信号)比 r ₃	-	-	-	6.0e-10	410	700	49	
r ₃ =πσ・積分[ηB ³⁰⁰ dλ/(ηB ^v ΔλSωT _f T _L): PtSi								
r ₃ =B ³⁰⁰ δλσπ/(B ^v ΔλSωT _f T _L): CCD およびポロメタ								
(120K 壁/信号)比 r ₅	-	-	-	-	5.5e-5	9.0e-5	0.017	LIR も冷却有効
(冷フィルタ透過 250K 壁/信号)比 r ₆	-	-	-	-	0.0031	0.0055		冷フィルタ 2.5μm カット仮定
r ₆ =σω _L ・積分[ηB ²⁵⁰ T _{fc} dλ/(ηB ^v ΔλSωT _f T _L)								

前ページの表 4 . 1 . 2 は撮像に悪影響を与える可能性のある(1)太陽直達光混入、(2)検出器上での金星昼間面光の夜間面への混入、(3)熱雑音、(4)光子数ゆらぎ、および(5)光学系内放射、の大きさを見積もる為のものである。表中の 1.0, 1.7, 2.3 μm におけるフィルター波長幅は金星大気中の CO_2 、 H_2O による吸収窓幅に対応している(図 1 . 3 . 5)。

まず金星夜間面観測では視野中心からさほど遠くない方向に太陽があることが避けられないため(1)の太陽直達光混入が問題となる。表中段の総光量比は「太陽面輝度/測定対象輝度」比とそれらの立体角比の積、つまり放射束比で、最重要項目である観測波長 1.0 μm 、1.7 μm 、2.3 μm の測定ではそれぞれ 2×10^5 、 5×10^4 、 1.8×10^4 となる。例えば地球地表において眺めた太陽と青空・雲ではこの比は 1,000 程度であり、カメラで雲を撮影する場合太陽直達光を結像系初段に当てなければゴーストやフレアは起きない。上記の波長では比が 1-2 桁大きい、この類推から、同様にバツフルを用意すれば影響は防げると考えられる。この問題は今後、模型実験あるいはシミュレーション(フレア解析)による確認を必要とする。この比は観測波長 7-11 μm 域では 8 と問題ではないが、観測波長 0.5 μm の大気光では非常に大きな値となりバツフルでは防ぎきれない。そのため雷・大気光カメラ(LAC)は太陽電池パドルの陰に隠れた時のみに測定を行なう事としたい。このような状況でも撮影チャンスの半分は生かすことが出来る。

夜面全球撮像においては必ず一部には昼面が入ることにより(2)光学系内部における金星昼間面光の夜間面への混入が生ずる。「太陽散乱光輝度/測定対象輝度」比を表中段の昼夜比で示す。観測波長 1.0 μm 、1.7 μm 、2.3 μm ではそれぞれ 3000、370、140 と見積もられる。これには焦点面近くに置いた 16 度円形のマスクと散乱光トラップによって対処する事としたい。地球地表から眺めた月の「昼面/夜面」輝度比が 10,000 程度であり、三日月時の地球照の撮影容易さを考えると、このようなマスクを使えばこの問題の解決は困難とは考えられないが、前項同様に模型実験あるいはシミュレーションが必要であることは当然である。観測波長 7-11 μm 域ではこの比は 0.063 となって問題ではないが、観測波長 0.5 μm の雷・大気光では非常に大きな値となるため、同一画面には昼面がはいらないような状況(近金点付近)でのみ測定が可能である。

(3)の熱雑音に関しては 2 種の S/N 比を計算した。表中下段の熱 S/N 比 は「信号/(熱雑音)^{1/2}」、つまり熱雑音の統計ゆらぎが重要な場合に対応し、熱 S/N 比 は「信号/熱雑音」、つまり温度変化などによる熱雑音の大きさそのものの変化が重要な場合に対応している。これらは熱雑音により決まる S/N 比のそれぞれ上限および下限とみなせる。しかし、熱雑音が S/N 比において支配的とならないように冷却温度を設定しているため、総合 S/N 比は統計ゆらぎによって決まる。

(4)の光子数統計ゆらぎによる S/N 比を表下段に示す。必要積分時間はこれらによって決まり、金星夜面測定に関しては 0.5 から 2.5 秒となる。

(5)の光学系内放射は常温熱放射の強い観測波長 1.7 μm 、2.3 μm および 7-11 μm における観測でのみ問題になる。表下段に検出素子が 300K および 120K の壁を直接眺めた場合の

(壁/信号)比を示す。120K まで検出素子周辺を冷やせば、いずれの場合も問題ではなくなる。LIR(観測波長 7-11 μm)では非冷却 IRFPA を検出素子とするが、期待される S/N に達しない場合には検出素子付近の冷却が有効なことを示している。(バックグラウンドの温度揺らぎは絶対値が下がると相対的に低下し雑音を低減できる。)光学系内放射の影響が深刻な MIR(観測波長 1.7 μm 、2.3 μm)では、検出器前面で開口整合をとって正規の視野外からの放射を防ぎ、整合部から検出素子側を<120K の冷室として冷却フィルタで検出素子を守る。しかし、冷室外にあるレンズなどからの放射のうち冷却フィルタを透過するものは検出素子に達する。この成分の信号に対する比を表最下段にしめす。整合部の対物側の 250K に冷却した場合(4.3.2 参照) 250K の黒体レンズからの熱放射信号は、観測波長 1.7 μm 、2.3 μm でそれぞれ 0.0031、0.0055 と小さくなり、問題とはならない。

4.1.3 光学系の設計

光学系設計指針は、

- (1) 軌道運動中の 2/3 以上の時間において全球同時撮像できること(観測計画からの要請)
- (2) 主要観測項目である 1 μm -2 μm 領域(SIR・MIR)および紫外(UVI)において金星表面で 20km 程度、SIR・MIR に次ぐ主要項目である 7-11 μm 領域(LIR)において 100km 程度より良い空間分解能を持つこと(観測精度からの要請)
- (3) 連続 3 秒程度以下の露光時間で必要 S/N が得られること(衛星姿勢安定精度からの要請)そして
- (4) 多波長にわたる観測項目をなるべく少数・簡潔・軽量のカメラにまとめること(衛星重量からの要請)

とした。

指針(1)と軌道要素から 6.4Rv(金星半径)より遠くで金星ディスクを視野に納められる画角を採用し、視野全角 16 度を 2 次元素子で撮像する事とする。(予定遠金点距離 10Rv での金星ディスク全角は 10.4 度となり、遠金点付近の滞在時間は近金点付近のそれに比べて長いため、金星周回軌道上の 2/3 以上の時間でディスク全角は 16 度より小さい。)全球同時観測は気象力学パラメタを定量的に解析し解釈するうえで重要な条件であり、本ミッションの特色といえる。また全球観測には衛星の姿勢情報に頼らずに観測方向をディスクの縁を使って決定するという目的もある。

次に指針(2)と使用可能な検出素子サイズから各カメラの焦点距離を決定する。SIR・MIR および UVI の場合、1 ピクセルあたりの視野は 0.016° となり、これは遠金点 10Rv から見た金星面上の距離では 16km に相当する。LIR ではそれぞれ 0.067° および 70km になる。

最後に指針(3)から検出素子および光学系の冷却方法および光学系口径比が決まる。MIR

は検出素子を 65K にし、さらに開口整合部より検出器側を<120K に（現在の検討ではここも 65K まで冷却可能）SIR は検出素子を 270K に冷却することにより暗電流を無視する事ができる。金星夜面観測用光学系を明るくするために F 値は 1.4 乃至 2 が必要となり、これにより最長 2.2 秒の露光時間で必要十分な S/N を与えられる。

指針(4)に関してはいまだ検討中の要素が多いが、現案では紫外 290nm から赤外 7-11 μ m の 10 波長において昼夜にわたる測定項目を 5 つのカメラに組む事とする。

以上の要求を満たす様に 5 つのカメラの設計目標を表 4 . 1 . 3 にまとめ、光学系の検討を行った。

表 4 . 1 . 3 設計目標

	SIR	MIR	LIR	UVI	LAC
観測波長	1.0 μ m	1.7・2.3・2.4 μ m	7-11 μ m	290・380nm	777・551・558nm
波長幅	0.04 μ m	0.1 μ m	4 μ m	30nm	5nm
画素サイズ	10 μ m	17 μ m	40 μ m	10 μ m	2mm
撮像素子	1024 × 1024 SiCCD	1040 × 1040 PtSi	240 × 360 IRFPA	1024 × 1024 SiCCD	8 × 8 PMT
焦点距離	36.4mm	62.9mm	34.2mm	36.4mm	64.4mm
視野角	16° 円	16° 円	16° 角	16° 角	16° 円
角度分解能	0.016°	0.015°	0.067°	0.016°	2°
空間分解能	12km	11km	50km	12km	NA (近金点運用)
MTF	0.8 以上	0.8 以上	0.8 以上	0.8 以上	0.8 以上
F 値	2 程度以下	2 程度以下	1.4 程度以下	8 程度以下	1.4 程度以下
開口整合	不要	要	不要	不要	不要

ここで空間分解能は探査機が 7 Rv（金星半径）に位置する場合の金星表面上での分解能である。

なお、本章であつかう MTF（変調伝達関数）値はすべてナイキスト周波数で評価したものである。

4.1.4 光学系搭載位置

5つの光学系のうちMIR、SIRは温度を下げる必要があるため、衛星の-Y面(放熱面)に接して置かねばならない。+X面あるいは-X面からカメラの開口部がのぞき、なるべく-Y面に近い位置が望ましいが、運用に余裕がない可能性のある金星周回軌道投入直後に衛星姿勢の変更をなるべく小さくする為には-X面への搭載がより良いと考えられる(図4.1.4)。金星を撮像するためには必然的に他の光学系もMIR、SIRの近くに設置する必要がある。

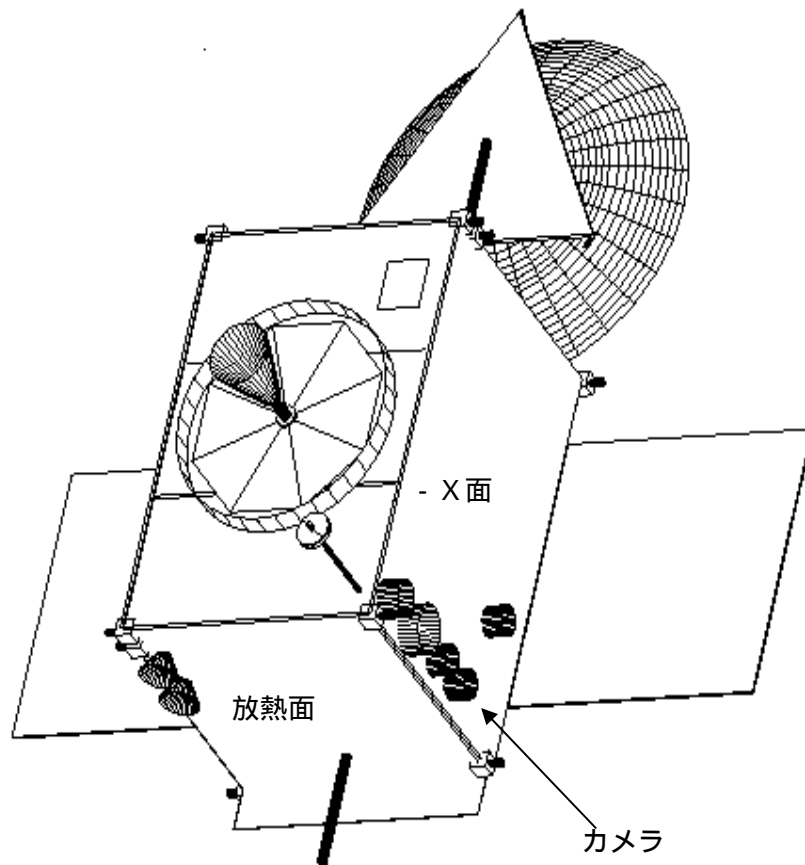


図4.1.4

4.1.5 撮像のシーケンス

金星撮像は下図に示した方法で行う。通常衛星は太陽電池パドルを太陽に正対させた姿勢を保つ(運用モード STNBY 2 : 4.9節を参照)。2時間に一回撮像姿勢に入るが、このときまず地球とのHGAによる通信リンクを保ちつつY軸周りに回転し、続いてZ軸周りに回転する。この時点で通信リンクはHGAからMGAに移る。約3分間の撮像姿勢(運用モード、MeasureIR&UVIあるいはMeasure LAC)を保って金星を撮影した後、逆のシーケンス(Z軸周り回転、Y軸周り回転)を経て太陽電池パドル太陽指向の姿勢に戻る。

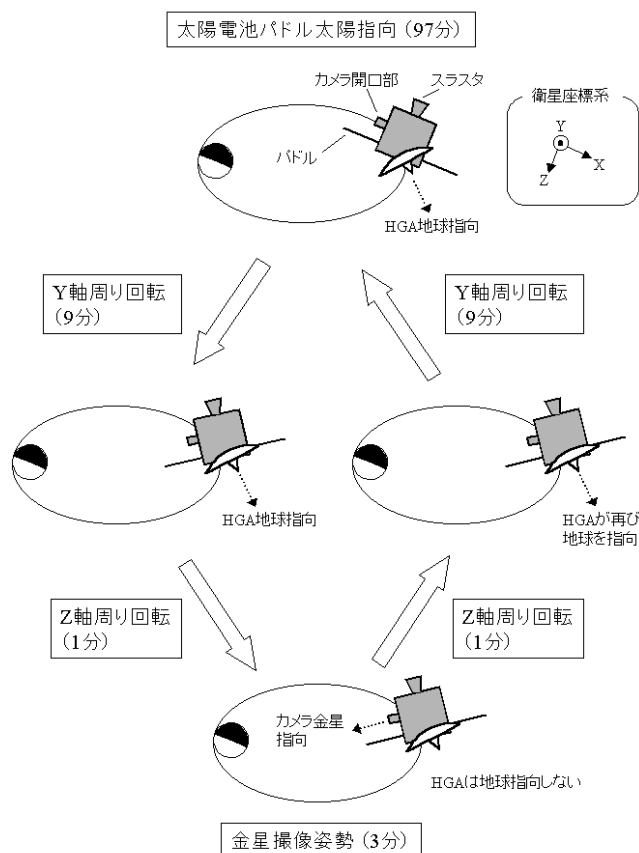


図 4.1.5

4.1.6 本章の構成

本章では序(4.1)に述べた方針をもとに SIR(4.2)、MIR(4.3)、LIR(4.4)、UVI(4.5)、LAC(4.6)、遮光(4.7)、較正(4.8)、重量電力(4.9)、今後の検討課題(4.10)を順次述べる。

4.2 短波長赤外イメージャ SIR

4.2.1 検出器

中間波長赤外カメラと並んで最重要観測項目を担う SIR の検出素子には性能が安定し、感度が高く、かつ空間分解能に優れる FT 方式の CCD を用いる。

表 4.1.2 によればこの波長における金星の昼夜輝度比は 3,000 と推定される。ND フィルタを波長選択フィルタと共に用い、昼間を撮影するときこれをを用いれば CCD のダイナミックレンジが大きく取れる事と併せて昼夜両領域に同一の検出素子で対応可能である。

1%ND フィルタを使用し、昼の 1ms 積分の場合、「信号 / (熱雑音)^{1/2}」比は 550 であるから、総合 S/N はこれより値の小さい光子数ゆらぎ S/N=33 で決まる。83ms の積分で総合 S/N=300 が得られる。

夜側の領域に対しては検出面を放熱面温度 (270K) とし、1 秒積分で「信号 / (熱雑音)^{1/2}」比 2,600、光子数ゆらぎ S/N は 190 となり、後者が支配的である。2.2 秒の積分で総合 S/N=300 が得られる。昼夜いずれの場合も「信号 / 熱雑音」比はそれぞれ 280、190 と目標 S/N 比と同等あるいはより大きいため、総合 S/N 比は温度管理に敏感ではない。

この観測波長域 (1.0 μm) ではカメラ内面熱放射の影響は無視でき、検出素子以外は冷却の必要はない。夜面の観測では同じ視野内に昼面が入る場合があり、焦点面に昼面光を遮るマスクを配置することで対処する。さらに、夜面の観測では視野中心からさして遠くない方向に総光量比で 20 万倍明るい太陽があることになる。これに対しては視野中心から 18 度以内に入った場合には観測を行わず、それより外にある場合の観測では大型バツフルによる遮光で対処する事としたい (4.7 参照)。

4.2.2 光学系

観測は波長 1.0 μm の単波長であるが、フィルタの波長幅が 0.04 μm あるため、単一硝材を用いた屈折系では色収差が発生し、十分な性能が得られない。従って、2 種の硝材 (ZnS、S-LAH65 相当品) を使用し、5 枚構成の色消し系を採用する (表 4.2.1, 図 4.2.1、図 4.3.2)。

表 4.2.1 SIR 光学系の硝材

	G1	G2	G3	G3	G5
硝材	S-LAH65 相当品	S-LAH65 相当品	ZnS	S-LAH65 相当品	ZnS

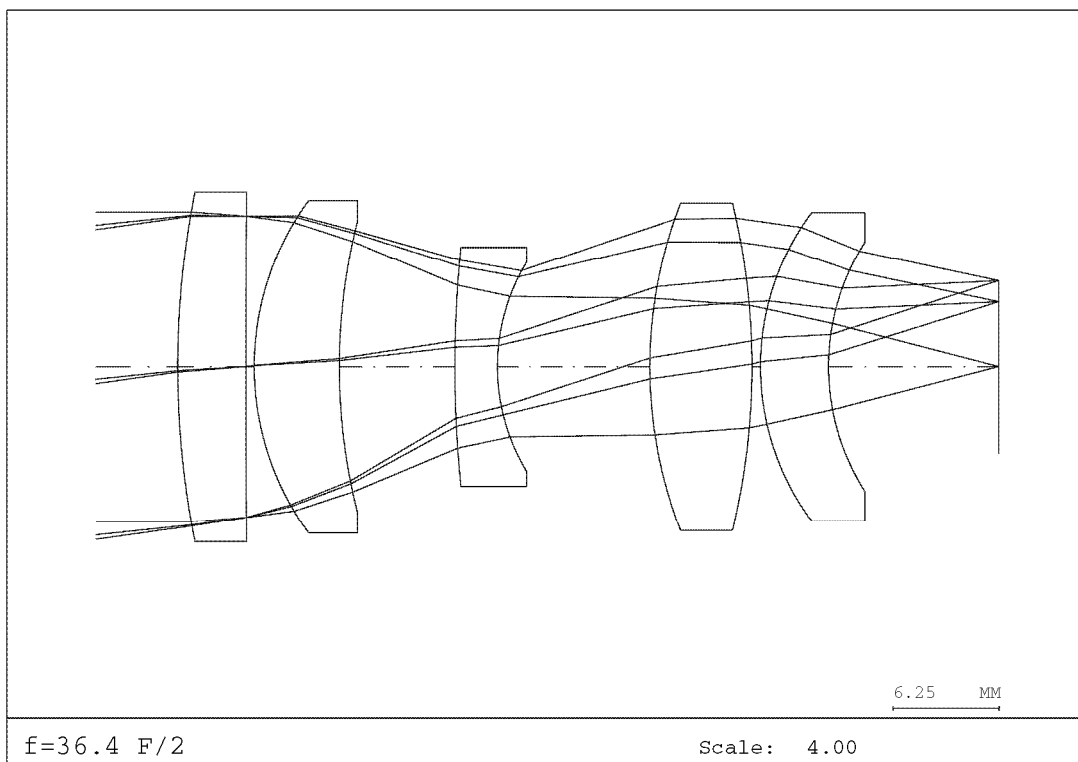


图 4 . 2 . 1 SIR 光学系光路图

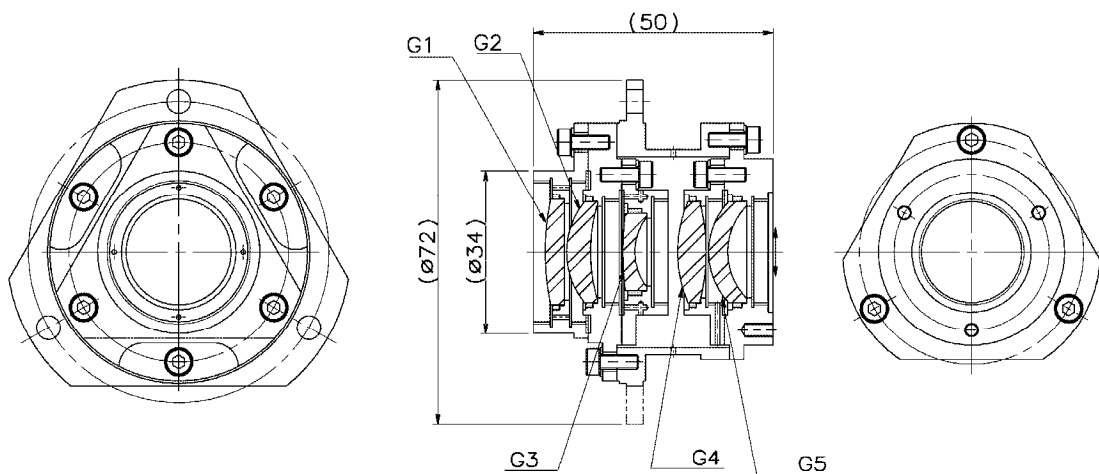


图 4 . 2 . 2 SIR 断面图

MTF (ナイキスト周波数 50 本/mm 図 4.2.3) 値は、視野中心で 0.83、視野端で 0.74 と十分な性能を得る。スポットダイアグラム (図 4.2.4) による検討でも、全ての光線が視野中心で径 $7\mu\text{m}$ 、視野端で $10\mu\text{m}$ と検出素子サイズ ($10\mu\text{m}$) に収まっており、設計目標を満たしている。また湾曲収差も目立たない。

SIR 対象波長における予想される金星昼面 / 夜面輝度比は 3,000 程度であり、夜面観測時に昼面光混入の恐れがある。内面反射によるゴーストを軽減するためには、波長選択のための干渉フィルタは対物側ではなく、レンズ系の中間の収束光束部に置くことが望ましい。しかし、図 4.2.1 に示された光学系では波長シフトを許容限度以内に納める適当な収束光部 (半角 16.4 度以内) がなく、厚みが 6mm 程度ある干渉フィルタを納める空間もない。止むを得ず現案ではフィルタ位置を対物側と想定するが、今後波長幅を現案の $0.04\mu\text{m}$ から $0.06\mu\text{m}$ 程度に広げ、フィルタへの入射角の制限を緩和した上で、フィルタを第 3・第 4 レンズ間へ挿入することも検討する。

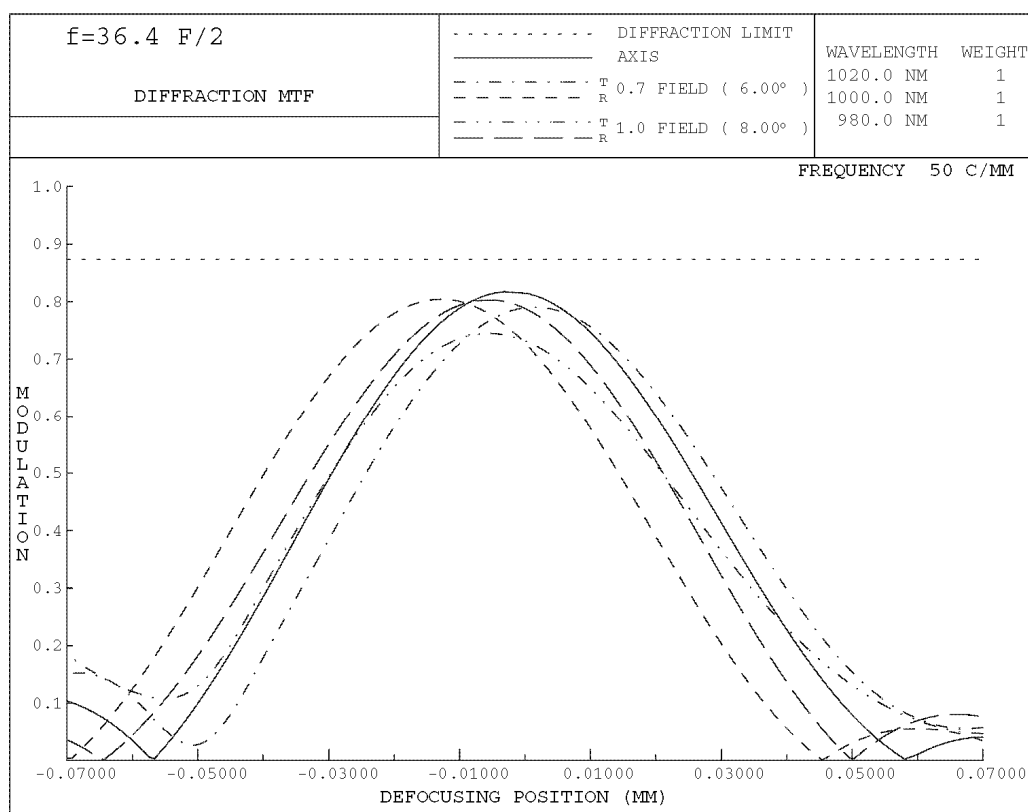


図 4 . 2 . 3 SIR 光学系 MTF

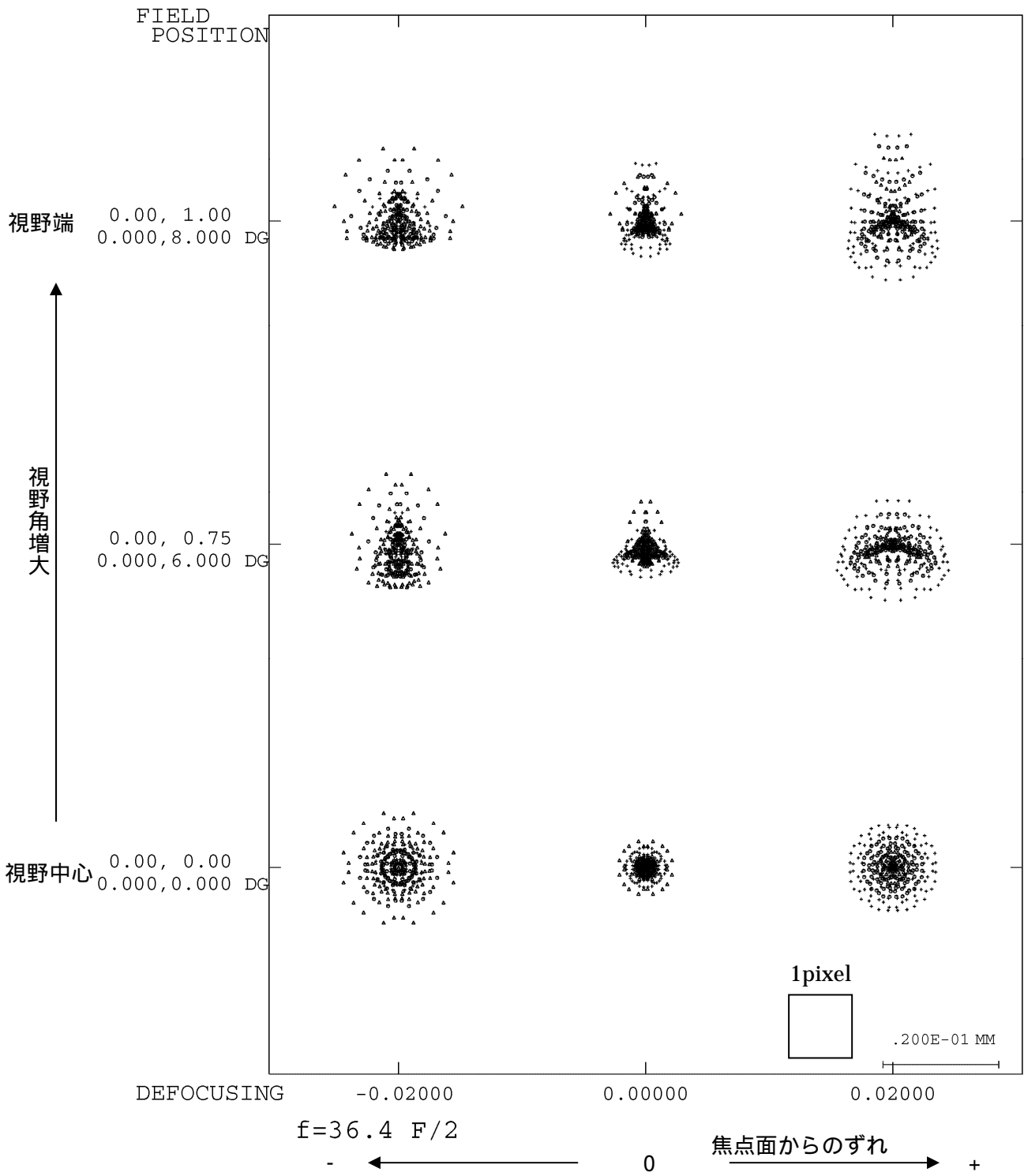


図 4 . 2 . 4 SIR 光学系スポットダイアグラム

以下に SIR の取り付け概念図を示す。

SIR

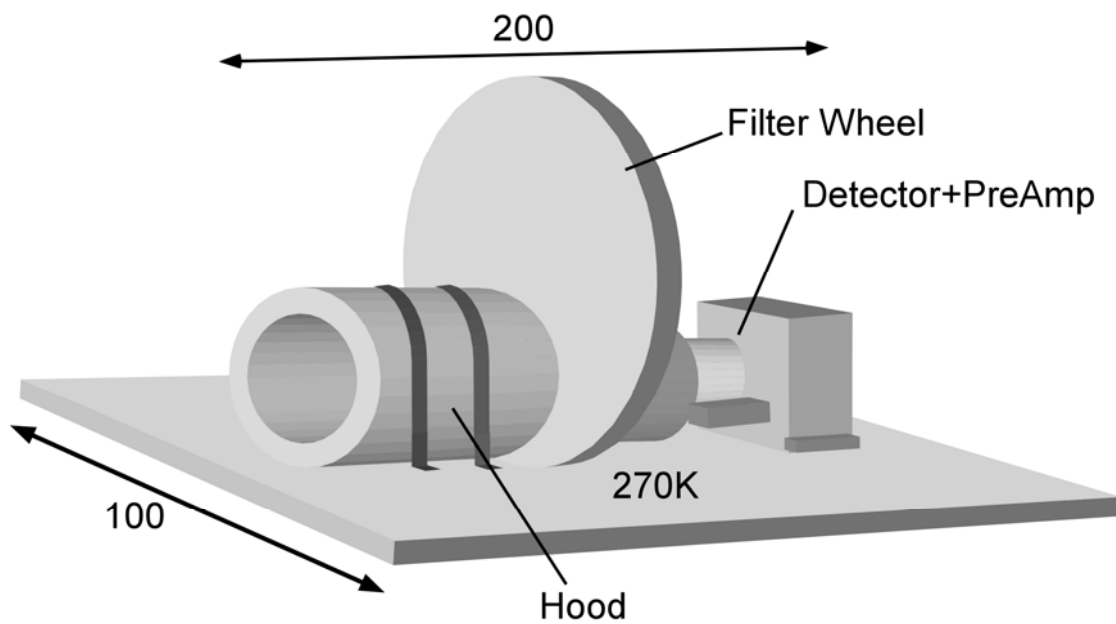


図 4 . 2 . 5

4.3 中間赤外イメージャ MIR

4.3.1 検出器

MIRの検出素子には天文観測や宇宙での実績もあるショットキーバリアフォトダイオードアレイ (PtSi 三菱電機製) を用いる (参考文献 1、2)。この素子はモノリシック製法により作られるため均質性が高い。さらに経年変化も少ないため、打ち上げ前に較正を行えば、フライト中の較正は必要最低限に抑えられる。量子効率が 5%程度と他の量子検出素子に比べて一桁低いが、機械式冷凍機を用いて 65K まで冷やす (4.3.2) ことにより「信号 / (熱雑音)^{1/2}」比は 1.7 μ m および 2.3 μ m における 1 秒積分でそれぞれ 5,200 および 4,100 となる。この温度では総合 S/N は光子数ゆらぎ 290 および 250 で決まり、それぞれ 0.77 秒、1.0 秒の積分で総合 S/N=300 が得られる。いずれの場合でも「信号 / 熱雑音」比はそれぞれ 330、260 と目標 S/N 比より大きい。PtSi 検出素子の熱雑音変化率が 2.5 倍/K と大きいので 65K を上限とする温度管理が重要である。

MIRの観測波長域 (1.7-2.4 μ m) ではカメラ内面やレンズ・フィルタからの熱放射が重大な雑音成分となるが、開口整合位置に置いた冷却フィルタから検出器側を <120K の冷室とすることで解決できる。この場合、<120K の壁はもはや雑音源とはならない。4.3.2 に述べるように現在検討している冷凍機の能力はこれを実現するに十分である。

整合部から対物側を冷却しない場合は <120K まで冷やしたフィルタの長波長端を透過してくる 300K 放射が信号のそれぞれ 0.11 倍、0.19 倍の主要雑音源として残る。そこで、整合部から対物側 (レンズ、鏡筒) を 250K に冷却する事により、これらはそれぞれ 0.0031 倍、0.0055 倍と小さくなり、問題とはならなくなる。長波長カットの窓材をレンズ部の再前面に入れ、これをフードと結合して放射冷却してやることにより、レンズ、鏡筒部を冷凍機により 250K まで冷却可能である (4.3.2)。

夜間撮像面への昼面光の混入の問題は SIR に比べ緩く、それぞれ 370 倍 (1.7 μ m)、140 倍 (2.3-2.4 μ m) となり、焦点面マスクによって対処する事が出来る。太陽直達光の問題も SIR に比べ深刻ではなく、それぞれ 5×10^4 倍 (1.7 μ m)、 1.8×10^4 倍 (2.3-2.4 μ m) となる。これには大型バツフルによって対処する。

4.3.2 冷凍機

4.3.2.1 概要

素子を 65K、検出器周りを <120K に、さらに開講整合部から対物側を 250K に冷やすためには冷凍機が必要となる。スターリング冷凍機は宇宙用として小型、高効率の長所をも

ち、今回の目的に適していると考えられる。ここでは住友重機が宇宙用として開発を進めている1段スターリング冷凍機を検討の対象とした。

本冷凍機はコールドヘッド(0.85kg)とコンプレッサ(3.35kg)からなり(図4.3.1、図4.3.2)最低到達温度は30K以下である。図4.3.3に冷却能力のグラフを示す(80K冷却時)。長寿命化と高効率化の為にコンプレッサ、コールドヘッドともに板ばねによるクリアランスシールを用いている。寿命試験が現在進行中であり2000年9月現在13,500時間を経過している。2地球年の観測期間中常時冷凍機を運転しつづけると17,500時間であるから、十分有望な冷凍機であると考えられる。

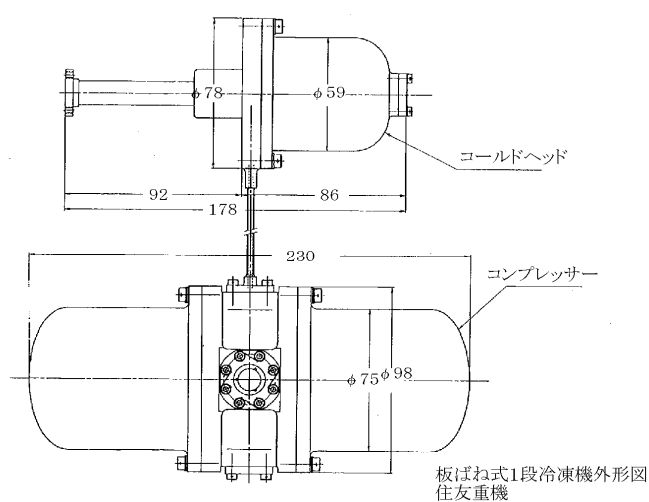


図4.3.1



コンプレッサ

図4.3.2

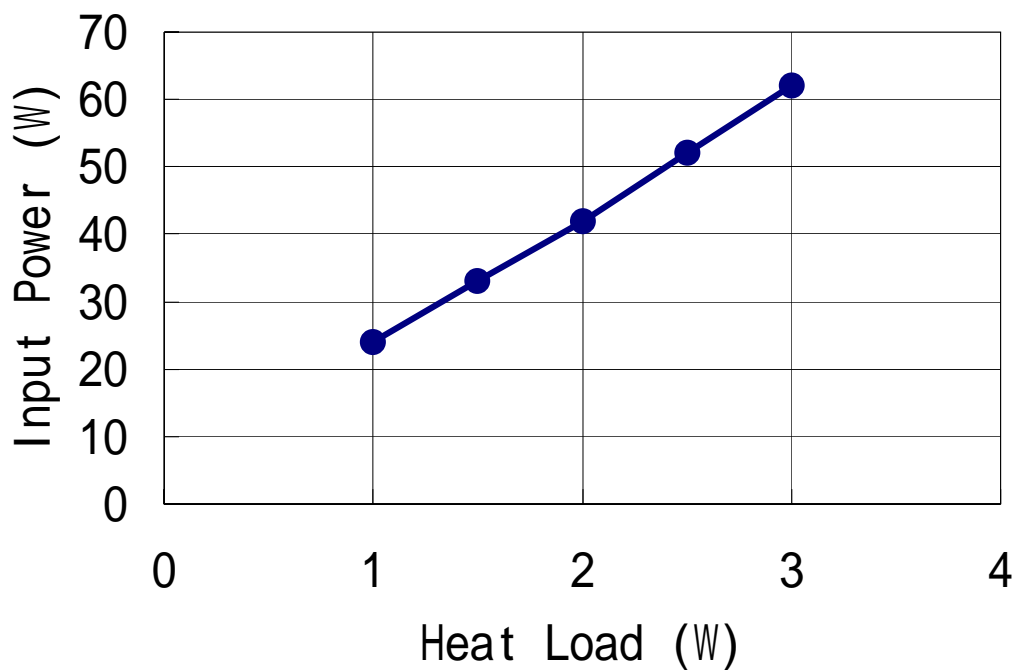


図 4 . 3 . 3

4 . 3 . 2 . 2 冷却性能の検討

本冷凍機で MIR を必要な温度に下げる事が可能かどうか検討を行った。検討のコンフィグレーションを図 4 . 3 . 3 . 1 に示す。

120K 冷室 : $\phi 180 \times L115$ 970g 内表面黒色塗装 ($\epsilon = 1.0$)
 外表面 MLI ($\epsilon = 0.05$, MLI 内外面間の $\epsilon_{ij} = 0.04$)

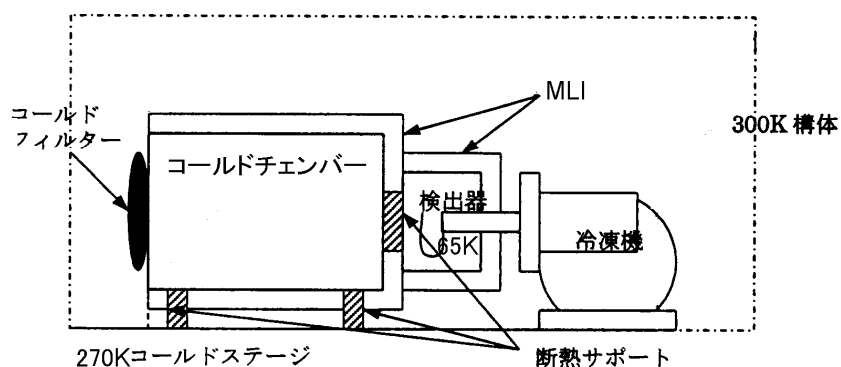


図 4 . 3 . 3 . 1

検討の前提として幾つかの境界条件を設定した。検出器とその周りの冷室は 65K、MIR の衛星への取り付け面は 270K、MIR は MLI で覆われており、衛星内部 (300K) に露出している。コールドチェンバーとされている部分はレンズ・鏡筒部であり前面にコールドフィルタを置き、この温度を解析のパラメタとしてコールドチェンバーの温度および冷凍機の運転に必要な電力を見積もった。コールドフィルタは衛星外壁から宇宙に露出しているフードに結合されており、放射冷却される。6.3 に述べるように、システムの解析ではフードは 250K になり、本解析のケース (c) に近い。各部の断熱には GFRP を使用している。詳細は以下である。

i) 温度境界

伝導境界：270K (取り付け面にコールドステージを仮定)

放射境界：300K (衛星構体内部)

低温側境界：65K (検出器および冷室)

ii) 各コンポーネント寸法、質量、表面熱光学特性

検出器：120 × L35 300g

コールドチェンバー：180 × L115 970g

両者共に

内表面：黒色塗装 ($\epsilon = 1.0$)

外表面：MLI ($\epsilon = 0.05$ 、MLI 内外面間の $F_{ij} = 0.04$)

iii) 支持部材

検出器 / コールドチェンバー：GFRP 50 × t1 × L20 チューブ

コールドチェンバー / コールドステージ間：GFRP 6 L10 断熱サポート × 4ヶ所 (M3 × 4 本でコールドステージに固定)

iv) 検出器配線

0.1mm マンガン線 30本

検出器 / コールドステージ間：L = 50mm

v) 放射入熱

300K 構体内部から MLI へ放射入熱

コールドフィルタからコールドチェンバーへの放射入熱

vi) 冷凍機冷却能力

冷却能力を図4.3.3.2に示す。(冷凍機高温取り付け点は300Kの時の値)
30W運転時で300mW@65Kである。

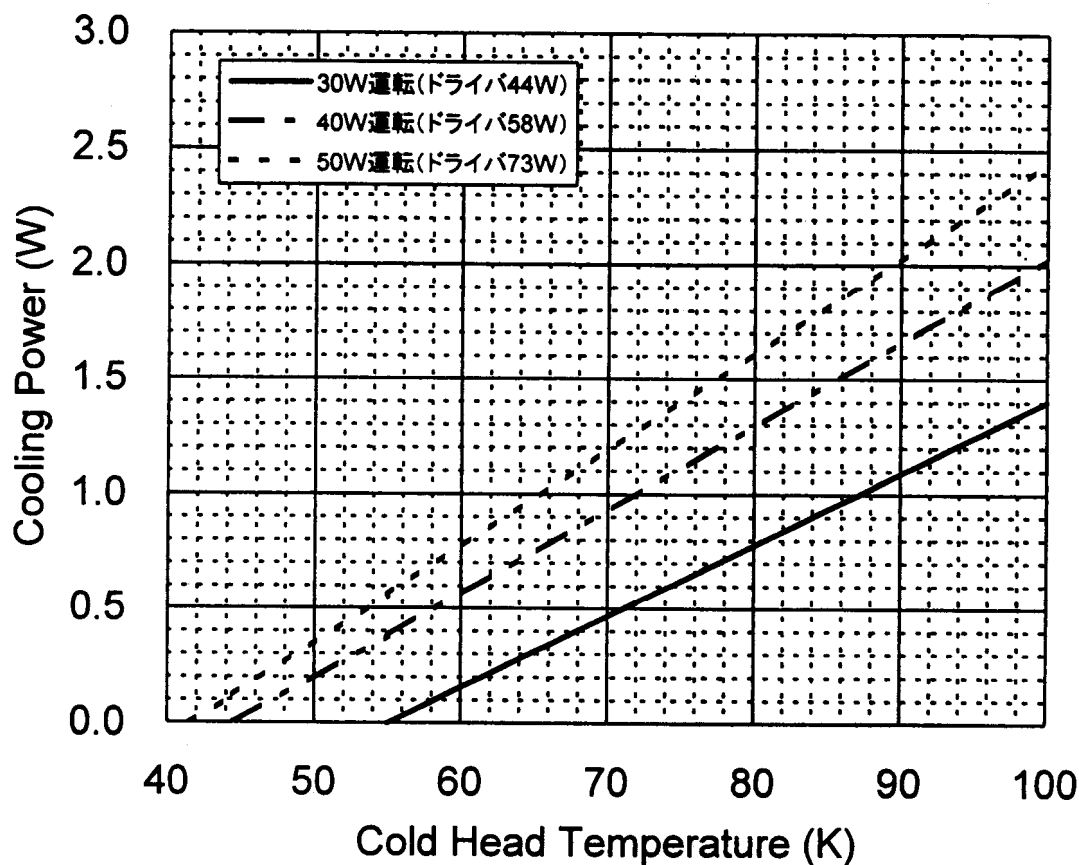
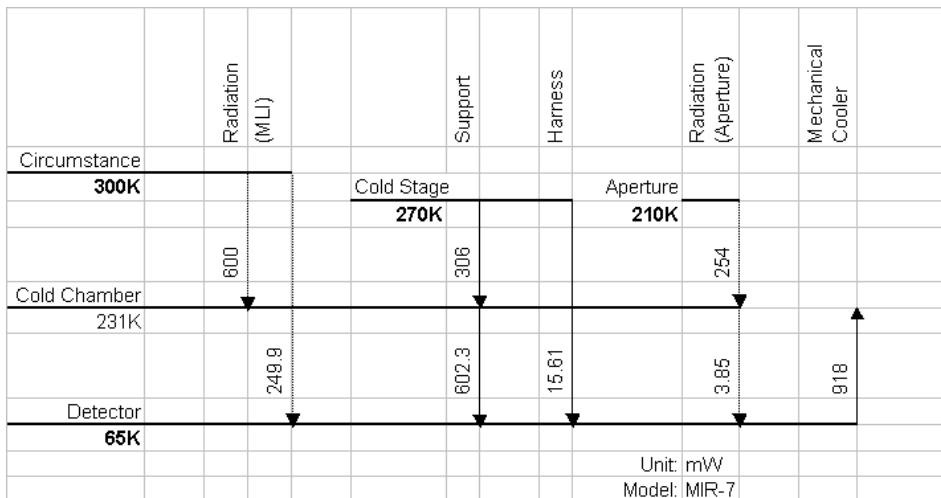


図4.3.3.2 冷凍機冷凍能力曲線

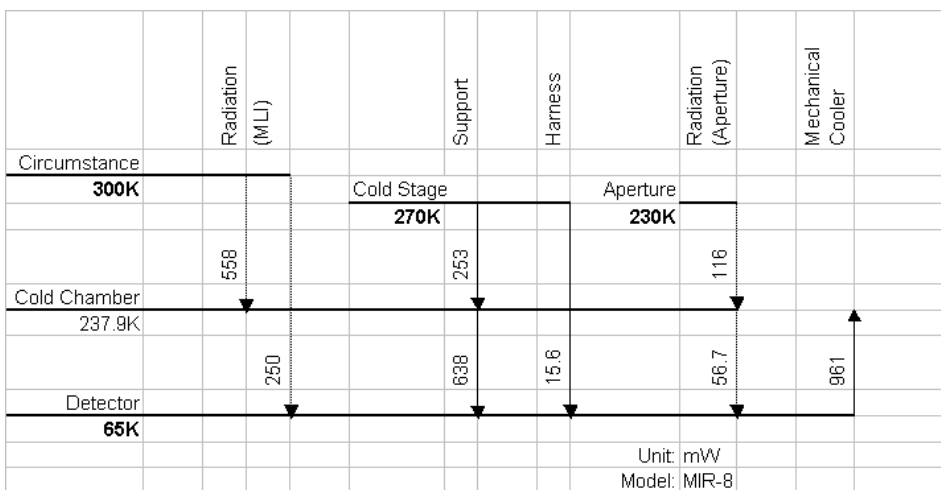
4.3.2.3 解析結果

開口部の放射境界温度(フードに結合されたコールドフィルタの温度)を変化させた3ケース(ケース(a):210K, ケース(b):230K, ケース(c):250K)について行った。前節で述べた温度境界条件(コールドプレート、構体、検出器の温度)を固定しコールドチェンバーを何度まで冷却できるか、および運転に必要な電力を調べた。熱収支は以下ようになる。

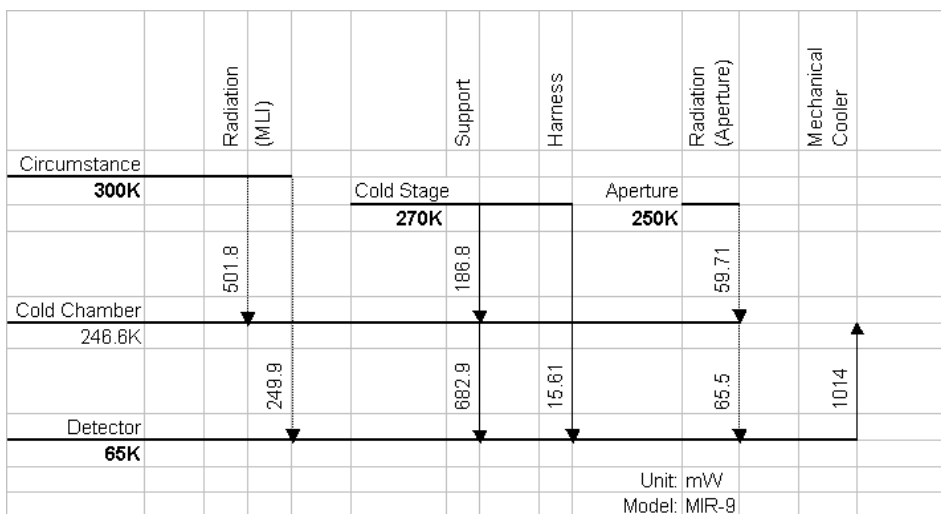
ケース (a)



ケース (b)



ケース (c)



結果を要約すると

	コールドフィルタ 温度（開口部）	Cold Chamber 温度	必要冷却能力
ケース（a）	210K	231 K	918 mW
ケース（b）	230K	238 K	961 mW
ケース（c）	250K	247 K	1014 mW

となりコールドチェンバーはいずれのケースでも 250K 以下に冷却可能である。システム検討（6.3 参照）ではコールドフィルタ温度(MIR HOOD 温度)は 250K であり、このときコールドチェンバーは 247K であるから、4.1.2 における考察によればレンズ部からの熱放射は問題とならない事になる。

4.3.3 光学系

3 種の硝材（ZnS、Si、石英、表 4.3.3）を使った 5 枚構成の色消し光学系を採用する（図 4.3.4、4.3.5）。1.7 μ m より長波長側では光学系内部からの熱放射がノイズとして無視できなくなる。この影響を低減する為、第 5 レンズと検出素子の間で開口整合をとり、フィルタおよび検出素子側を<120K の冷室、対物側を 250K とする。これにより光学系内部から 65K に冷却した検出素子への熱放射流入が低減される。

この波長域では使用できる硝材が限定されており、色収差を無くすことは難しい。色消しのために石英を使用しているが、赤外用石英でも、2.3 μ m 付近から長波長側で吸収がある。また石英は一般的に放射線に対して安定だが、赤外用石英は放射線に対して多少弱いようであり、今後の検討課題である。

表 4.3.3 MIR 光学系の硝材

	G1	G2	G3	G31	G5	G6 窓
硝材	ZnS	Si	石英	ZnS	Si	ZnS

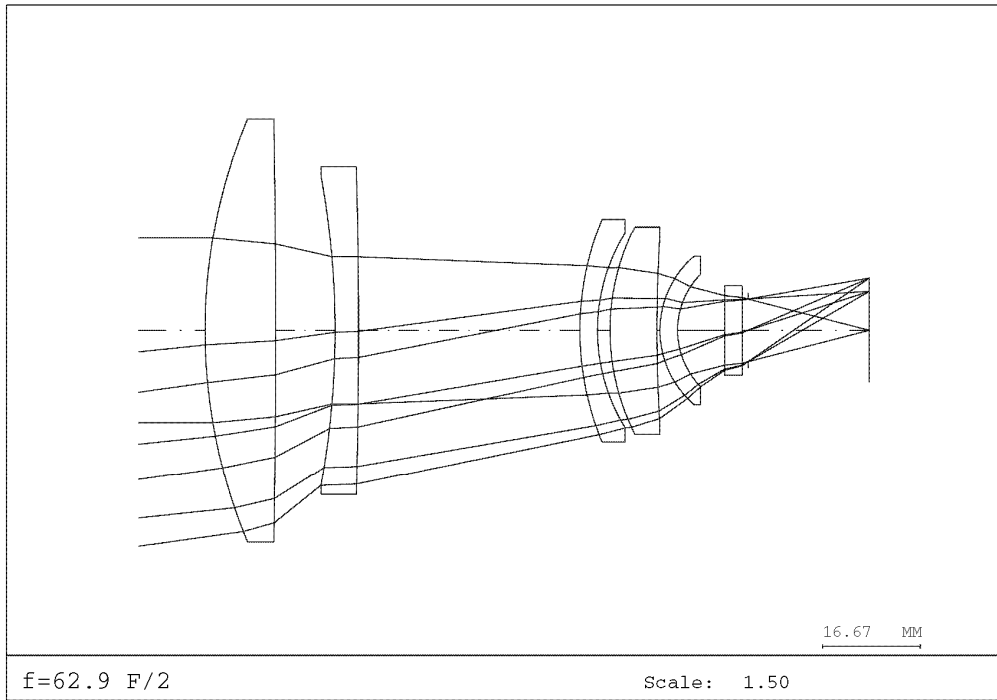


图 4 . 3 . 4 MIR 光学系光路图

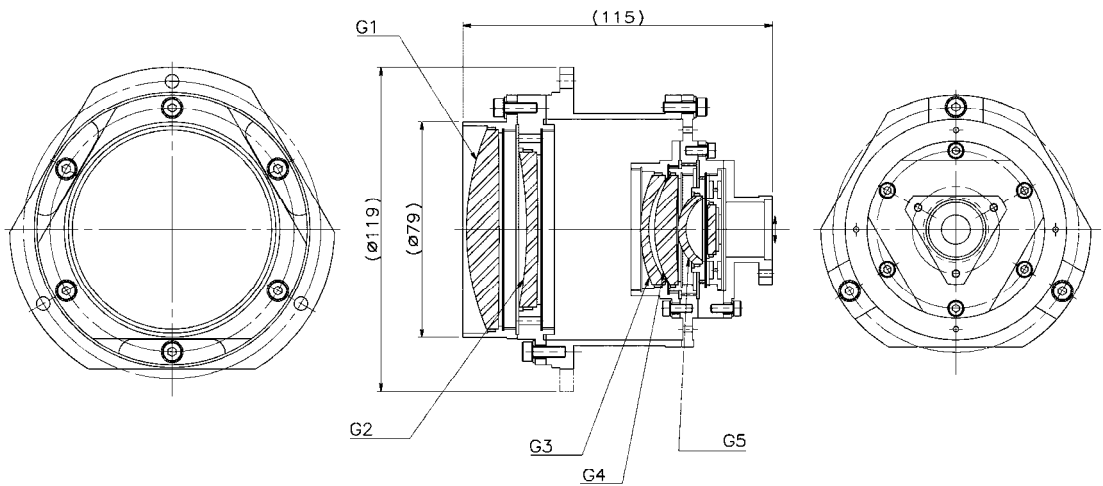


图 4 . 3 . 5 MIR 断面图

MTF 値(ナイキスト周波数 30 本/mm 図 4.3.6-8)は、視野中心で 0.86(波長 1.7 μm)、0.82 (波長 2.3 μm)、視野端でも 0.83 (波長 1.7 μm)、0.77 (波長 2.3 μm) と十分な性能を有する。スポットダイアグラム(図 4.3.9-11)による解析でも視野中心で径 7 μm (波長 1.7 μm)、5 μm (波長 2.3 μm)、視野端でも 7 μm (波長 1.7 μm)、7 μm (波長 2.3 μm) と検出素子サイズ (17 μm) 以内に収まっており、設計目標を満足している。それぞれの波長帯の MTF とスポットダイアグラムはデフォーカス方向に関して、同じ位置を零点としているが、波長帯による焦点位置のずれは十分小さいことがわかる。

4 . 3 . 1 でも述べたように MIR の観測対象波長では昼面 / 夜面輝度比は 370 (波長 1.7 μm) および約 140 (2.3-2.4 μm) と予想される。この値は前節で述べた SIR ほど大きくは無く、夜面観測時の昼面光混入は問題とならない。波長選択のための干渉フィルタのレンズ中間点への挿入は可能で、第 2・第 3 レンズ間で光束がフィルタへ垂直入射しない事による透過波長のずれを考慮した許容波長シフト条件 (収束半角 18.4 度以内) を満たすことができる。

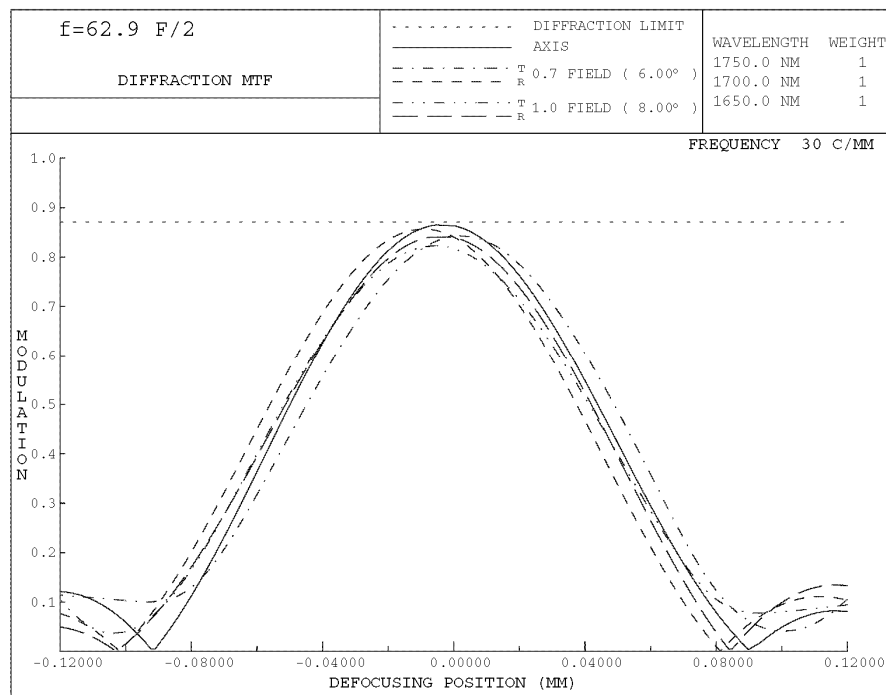


図 4 . 3 . 6 MIR 光学系 MTF 1.7 μm 帯

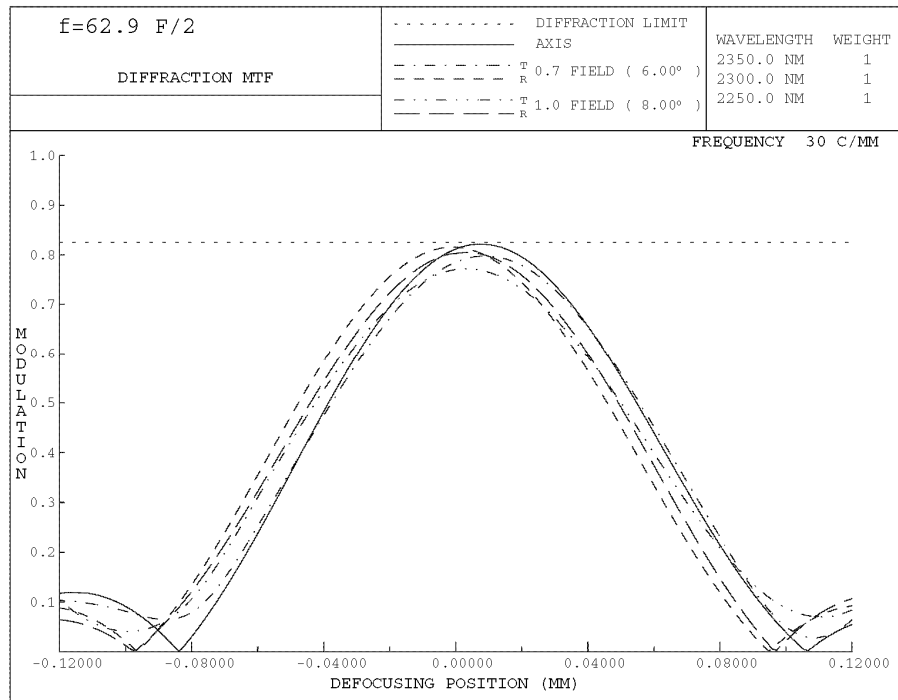


图 4 . 3 . 7 MIR 光学系 MTF 2.3 μm 带

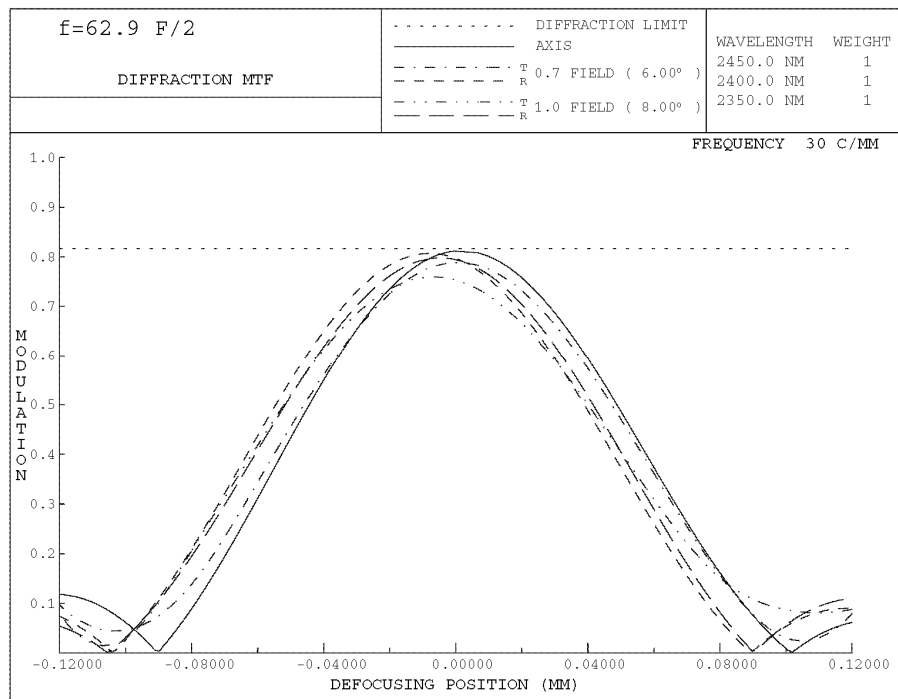


图 4 . 3 . 8 MIR 光学系 MTF 2.4 μm 带

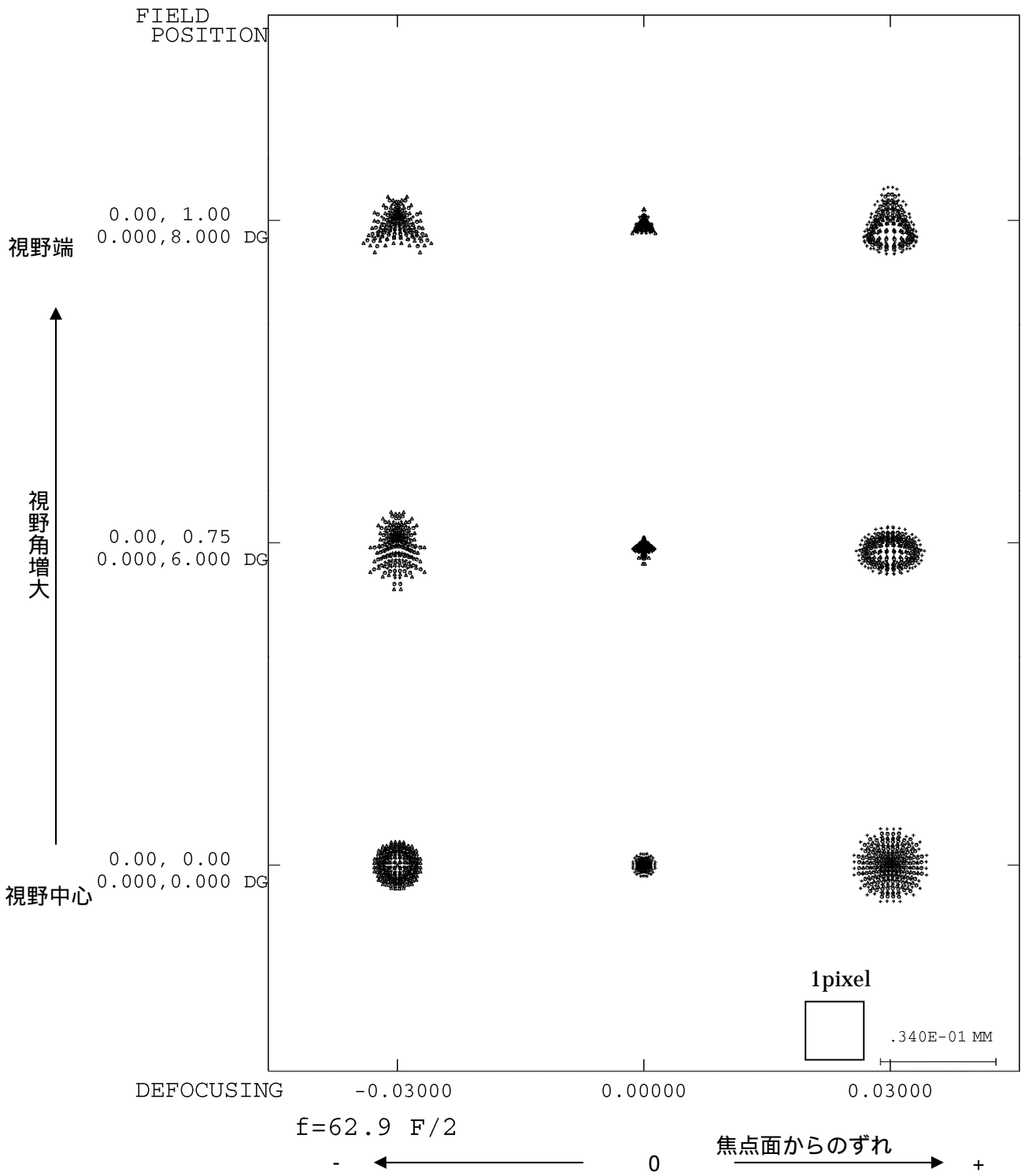


図4.3.9 MIR光学系スポットダイアグラム 1.7 μm帯

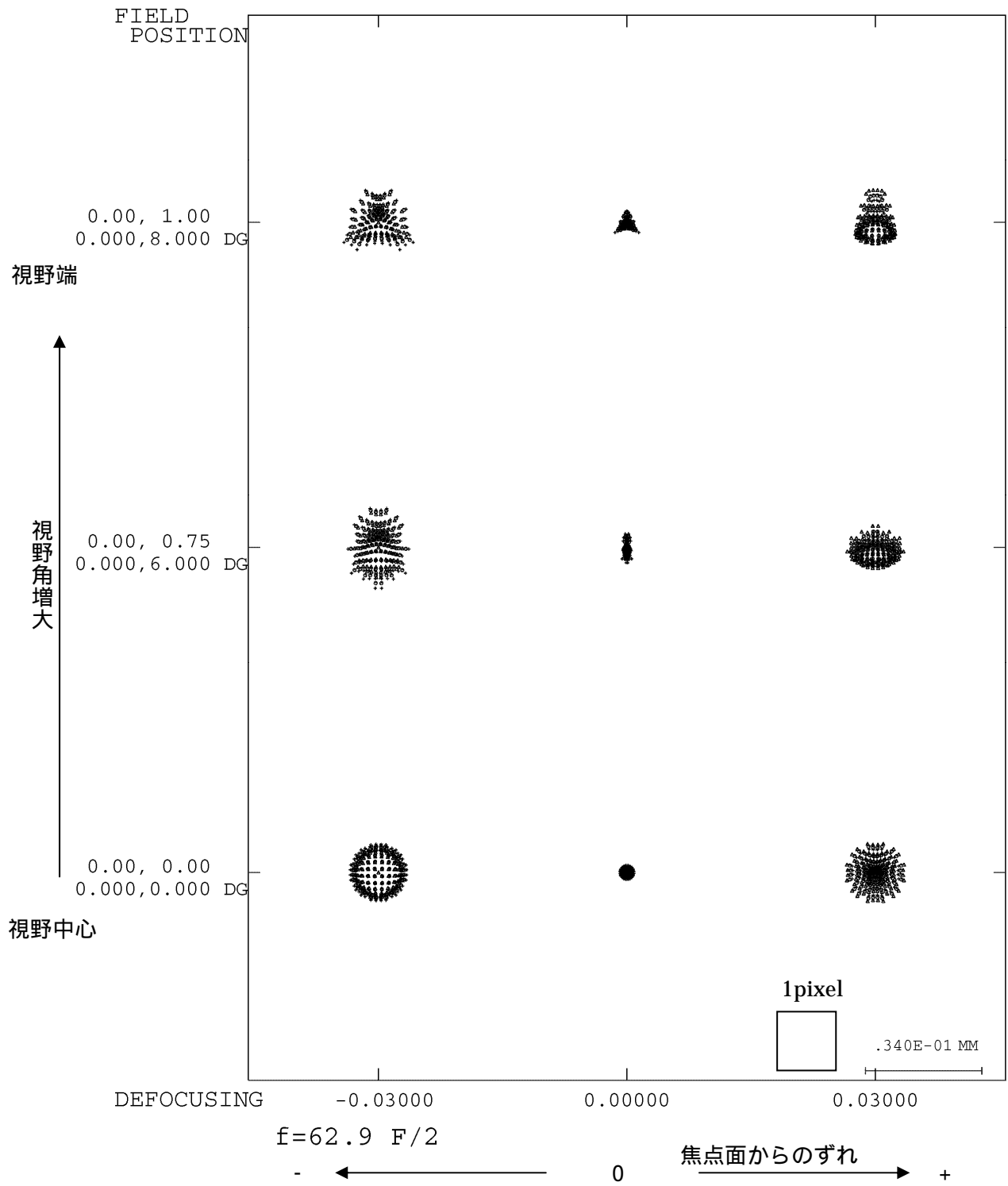


図4.3.10 MIR光学系スポットダイアグラム 2.3μm帯

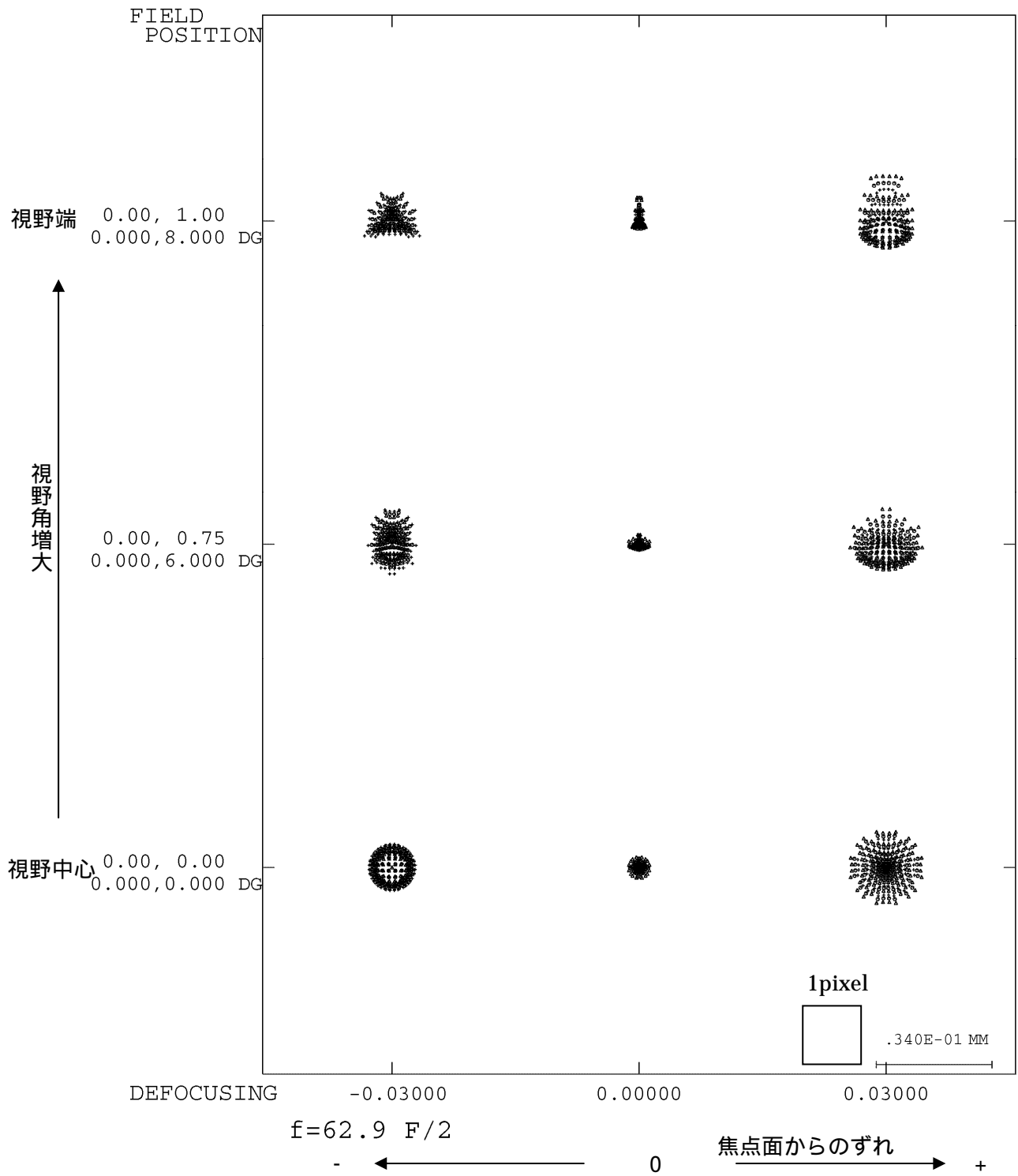


図4.3.11 MIR光学系スポットダイアグラム 2.4 μm帯

以下に MIR の設置の概念図 (図 4 . 3 . 1 2) を示す。コンプレッサは < 2 7 0 K のコールドプレート (衛星外部に放熱部をもつ) に直付けし、運転のためのパワーを減らす。現状の衛星システム検討では 260K 以下とする事が可能である。鏡筒、検出器、フィルターは MLI で覆い、前述のように検出器周りは 6 5 K、開口整合部より対物側 (レンズ、鏡筒部) は 2 5 0 K におかれる。フードは望遠鏡本体とは断熱し、衛星本体に結合され放射冷却される (6 . 3 参照)。

MIR

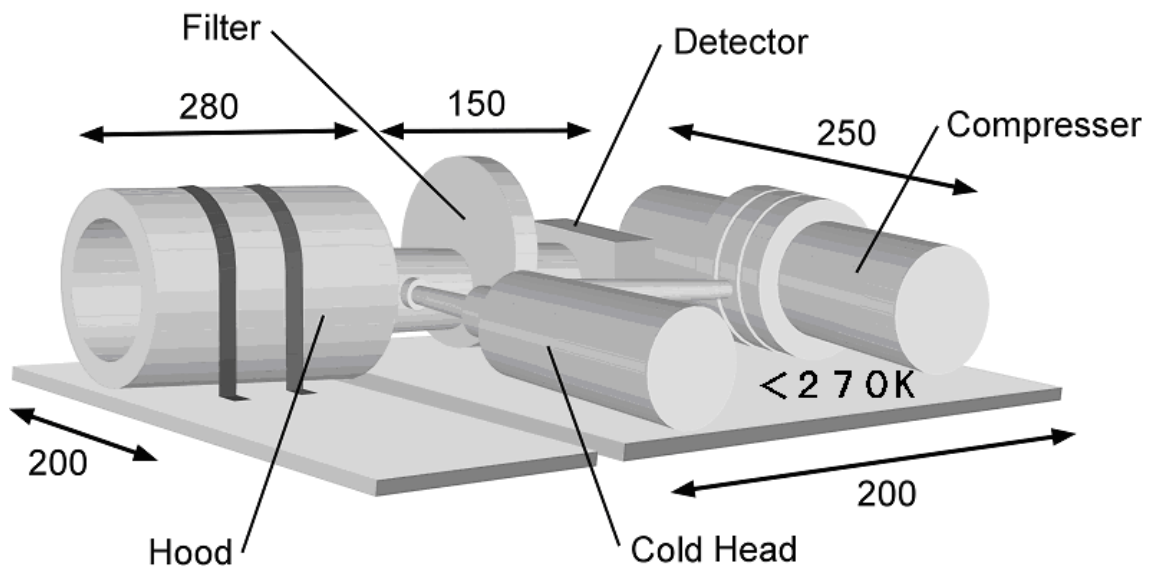


図 4 . 3 . 1 2

4.4 長波長赤外イメージャ L I R

4.4.1 検出器

MIR・SIR に次いで重要なこのカメラには非冷却赤外アレイ (I R F P A) を検出素子として用いる (三菱電機製、参考文献 3、4)。S/N 向上の要求とレンズ材料からの要求により、感度を上げるために波長域を 7-11 μm に設定する。この帯域は検出素子自身の帯域に近いので、フィルタを省略して光学系を明るくすることができる。

この検出素子は F1、300K で雑音等価温度 0.12K の性能をもつ。F1.4 の結像系を用いて 230K の対象を観測した場合、雑音等価温度は 1.2K となり、目標温度分解能 0.3K を得るには 16 画像を積算する必要がある。通常 30 フレーム / 秒のフレームレートで使用するため、この積算には約 0.5 秒が必要である。

この波長においては、金星表面からの太陽反射光は同表面からの熱放射の 3% と小さいため、昼夜同じモードで測定でき、同質のデータを得ることができる。太陽直接光も総光量比が 8 倍と小さいため、大型バツフルは必要ない。

I R F P A は一般に冷却を必要としないが、周囲からの熱放射入力 は 300K で信号の 49 倍あるので、検出素子周辺の温度安定化が望ましい

4.4.2 光学系

この波長域で使用でき、比較的実績のある硝材は Ge と ZnSe のみである。Ge は分散が小さく、4 μm の波長幅における軸上色収差は十分に小さく無視できる。しかしながら、ZnSe では分散が大きく軸上色収差が大きいため、十分な性能が得られない。よって、L I R 光学系では Ge のレンズを使った 3 枚構成の光学系を採用する (図 4.4.1、図 4.4.2)。

この観測器の観測対象 (7 ~ 11 μm) は熱赤外波長であるが、非冷却検出素子であるポロメタを用いるため、開口整合はとらない。

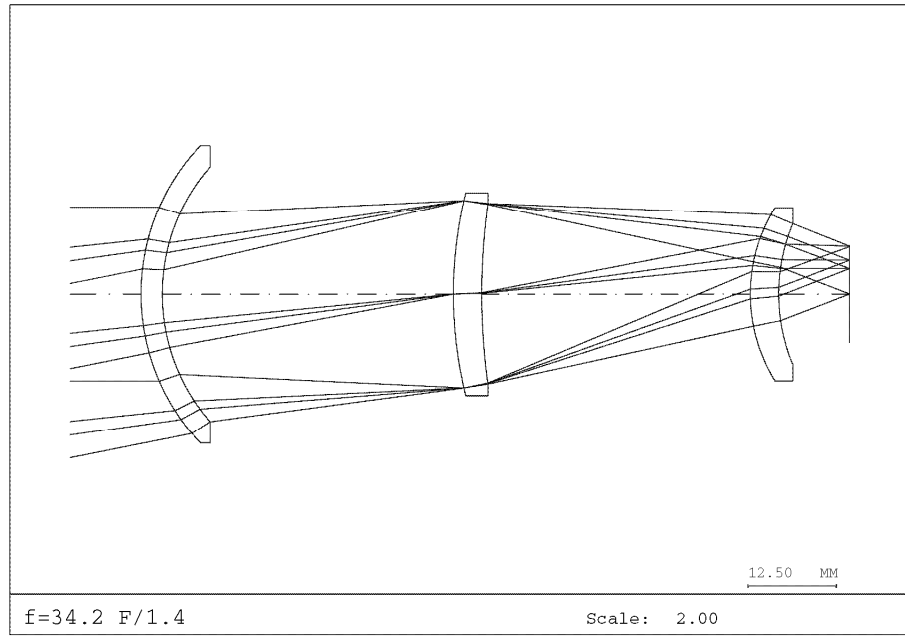


图 4 . 4 . 1 LIR 光学系光路图

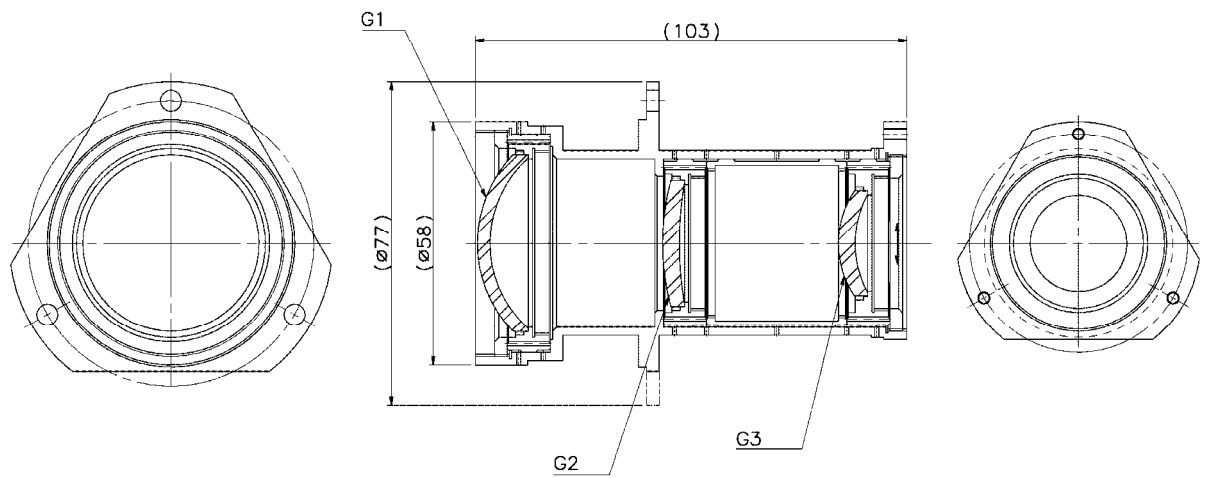


图 4 . 4 . 2 LIR 断面图

MTF (ナイキスト周波数 12.5 本/mm 図 4.4.3) は視野中心で 0.77、視野端でも 0.74 と目標に近い値をとる。スポットダイアグラム (図 4.4.4) による解析でも、光束は視野中心で 30 μ m、視野端でも 30 μ m に収まり素子サイズ (40 μ m) より小さいので設計目標を満足している。

波長幅が 4 μ m と広いためフィルタの許容波長シフト条件は緩く、レンズ間へのフィルタの挿入は容易だが、現案ではフィルタを使わない方向で検討している。

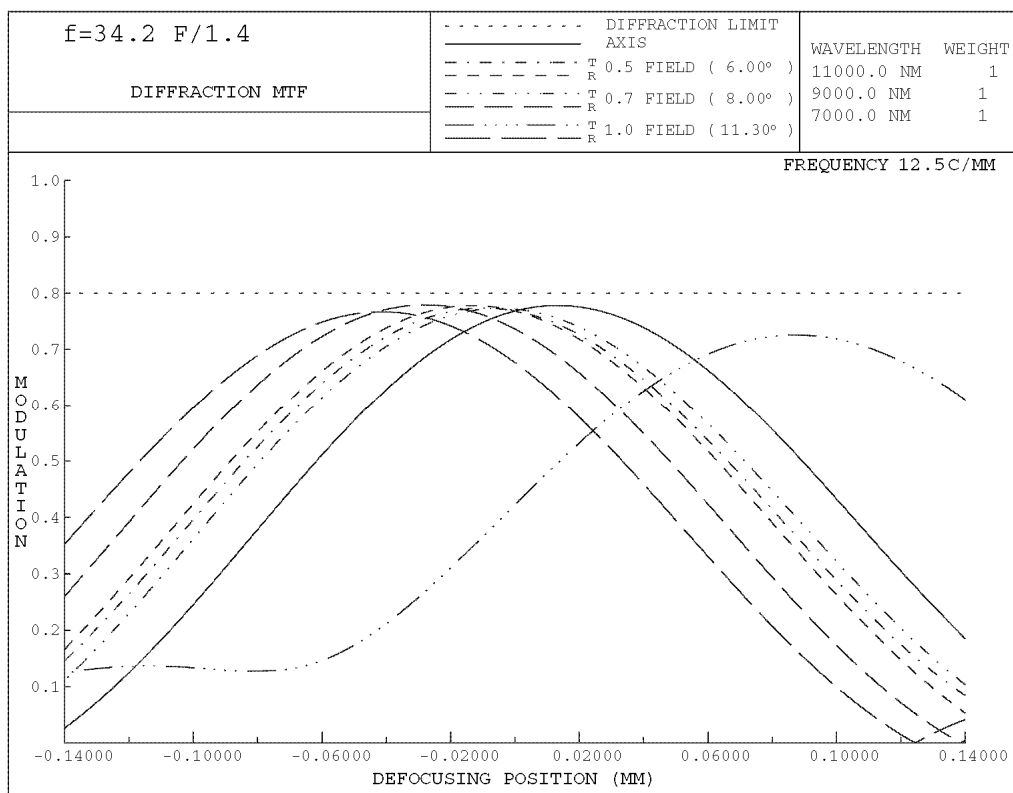


図 4 . 4 . 3 LIR 光学系 MTF

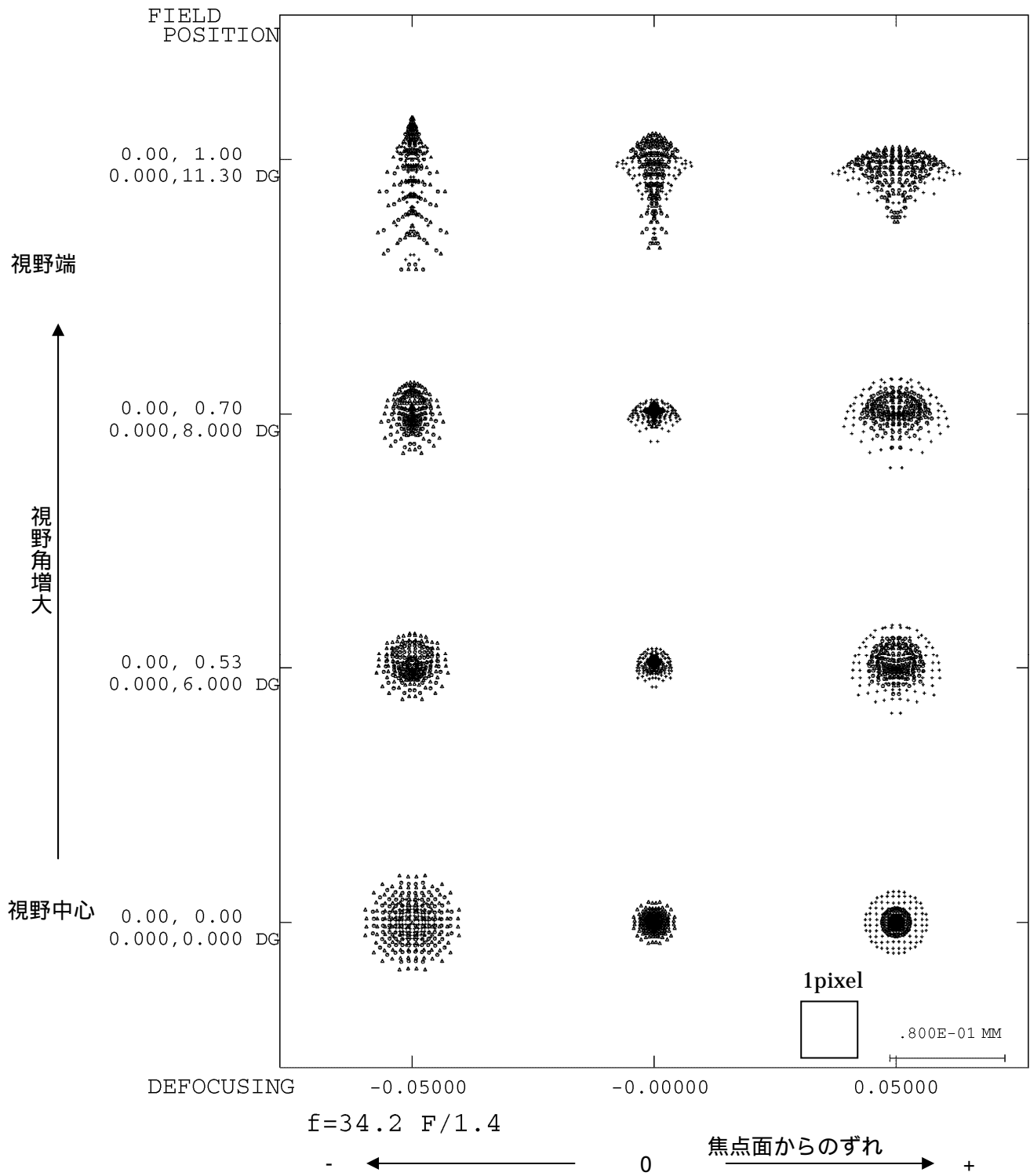


図4.4.4 LIR 光学系スポットダイアグラム

以下に LIR の設置概念図(図 4 . 4 . 5)を示す。270K のコールドプレートに設置し、検出器、カメラ本体にはヒーターを巻くことにより、温度の安定をはかる。これは非冷却の IRFPA への雑音はバックグラウンドの温度揺らぎが大きな影響を持つからである。

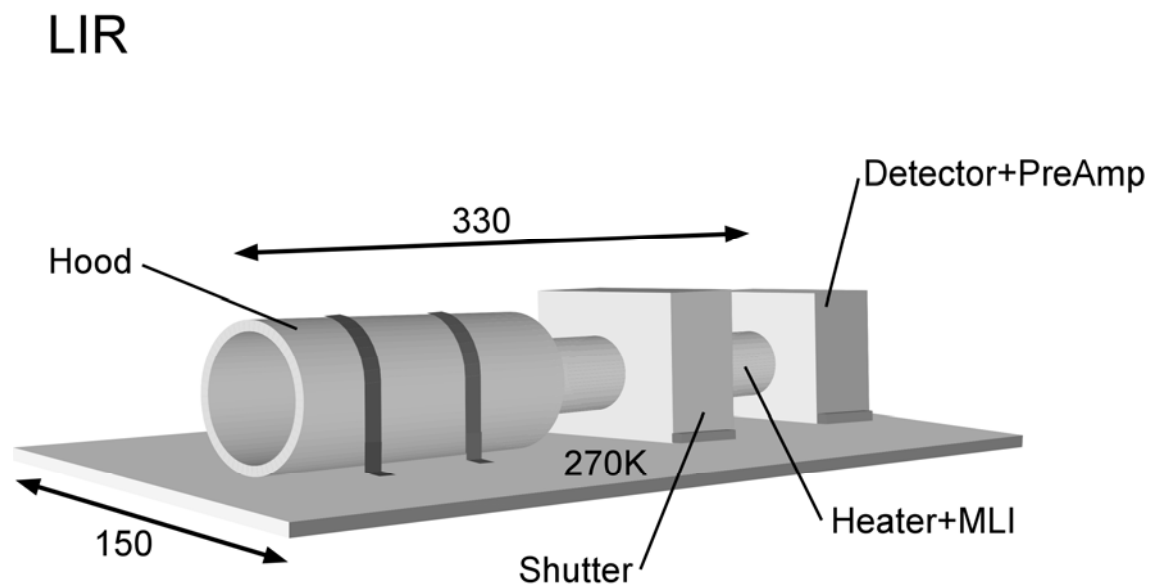


図 4 . 4 . 5

4.5 紫外カメラ UVI

4.5.1 検出器

SiCCD を検出素子として金星昼間面のみを測定する。1ms 露光の場合、「信号/(熱雑音)^{1/2}」比は 750 であり、総合 S/N は光子数ゆらぎ S/N=39 で決まる。59ms の積分で総合 S/N=300 が得られる。「信号/熱雑音」比は 380 と目標 S/N 値に近く、温度管理は重要ではない。

4.5.2 光学系

金星の昼面撮像に特化して使用されるため、F8 と比較的暗い光学系を反射系と屈折系の両方で検討した。この波長域では硝材種が乏しいため屈折系では色収差を充分押さえられないおそれがあり、一方反射系では歪曲収差が残るおそれがあったことによる。遮光(4.7節)および重量(4.9節)における記述では製造・維持管理が容易な屈折系を選択している。

4.5.2.1 反射系

反射系は湾曲収差を抑えかつ中心遮蔽が無いように、2面の軸はずし系(軸はずしシュヴァルツシルト光学系)を採用している(図 4.5.1-3)。MTF(ナイキスト周波数 50 本/mm 図 4.5.4)は視野中心で 0.82、視野端でも 0.80 と十分な値を示す。スポットダイアグラム(図 4.5.5)で見ると、視野中心および端で径 1 μ m 程度と検出素子サイズ(10 μ m)よりはるかに小さく仕様を満足している。反射系は色収差が発生しないので、波長帯をわけた表示はしていない。

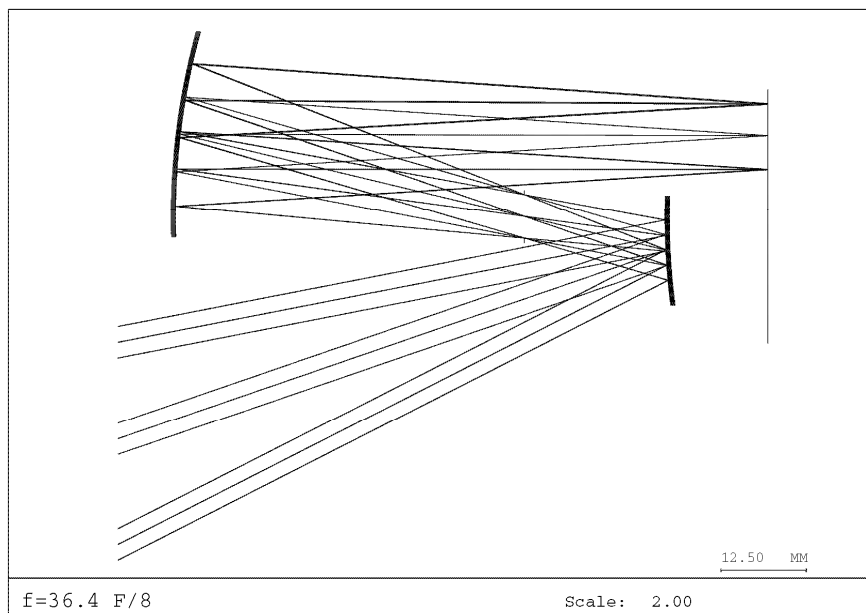


图 4 . 5 . 1 UV I 反射光学系光路图

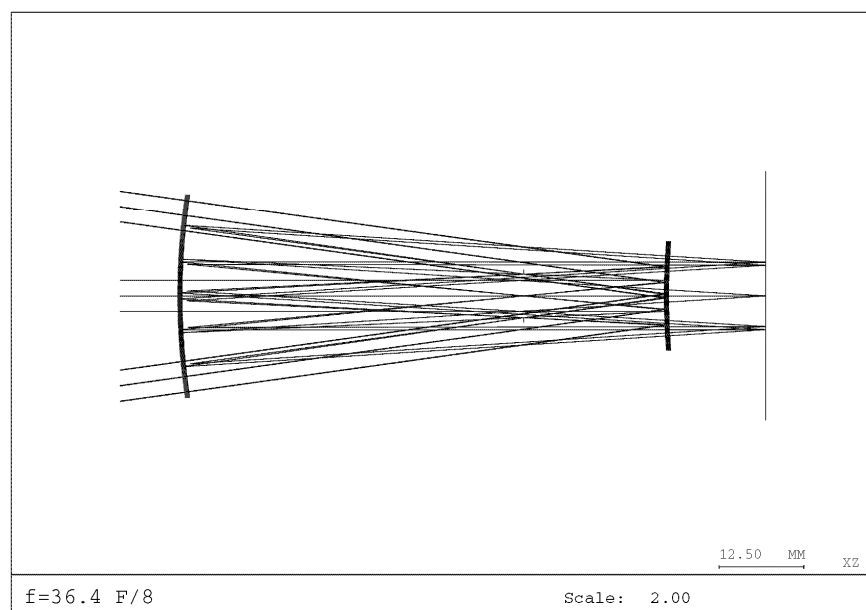


图 4 . 5 . 2 UV I 反射光学系光路图

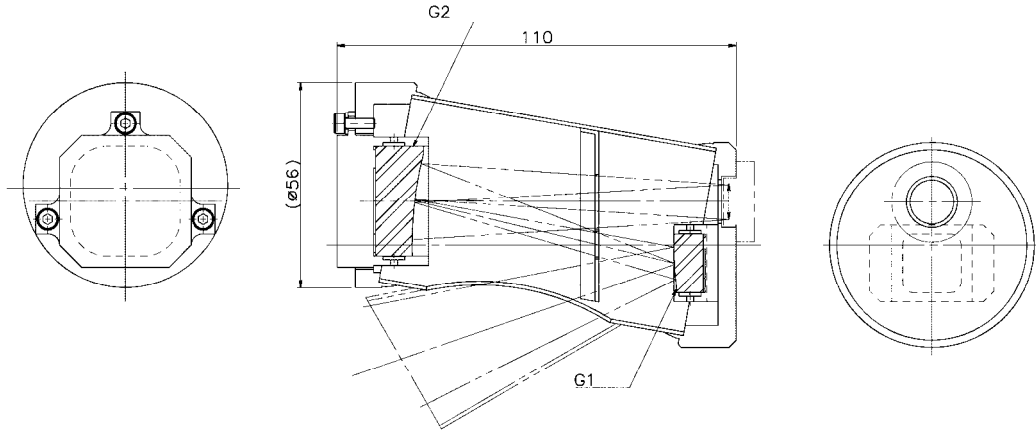


图 4 . 5 . 3 UV I 反射光学系断面图

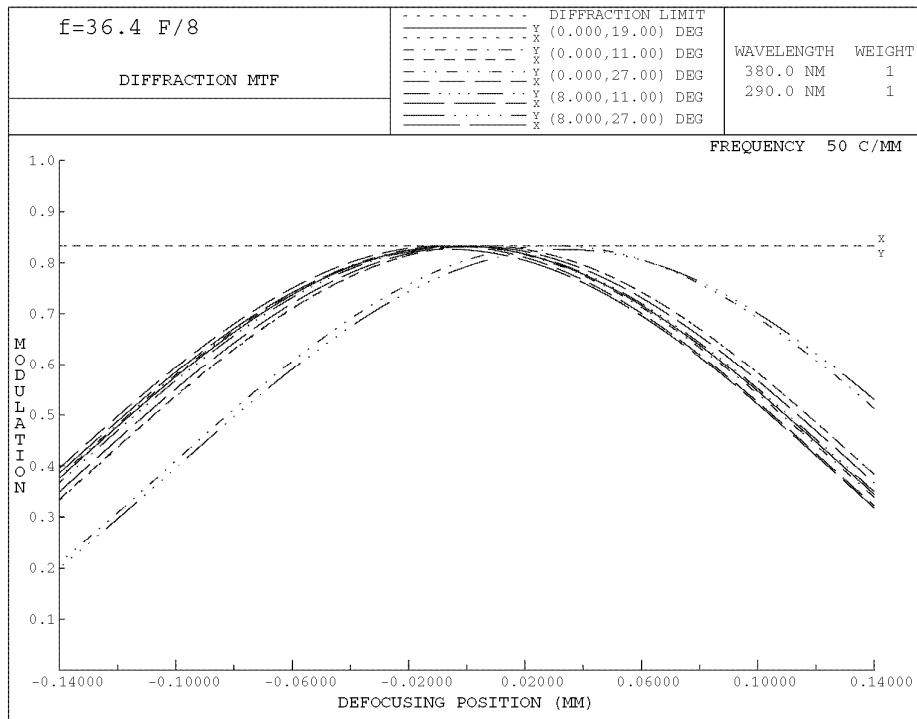


图 4 . 5 . 4 UV I 反射光学系 MTF

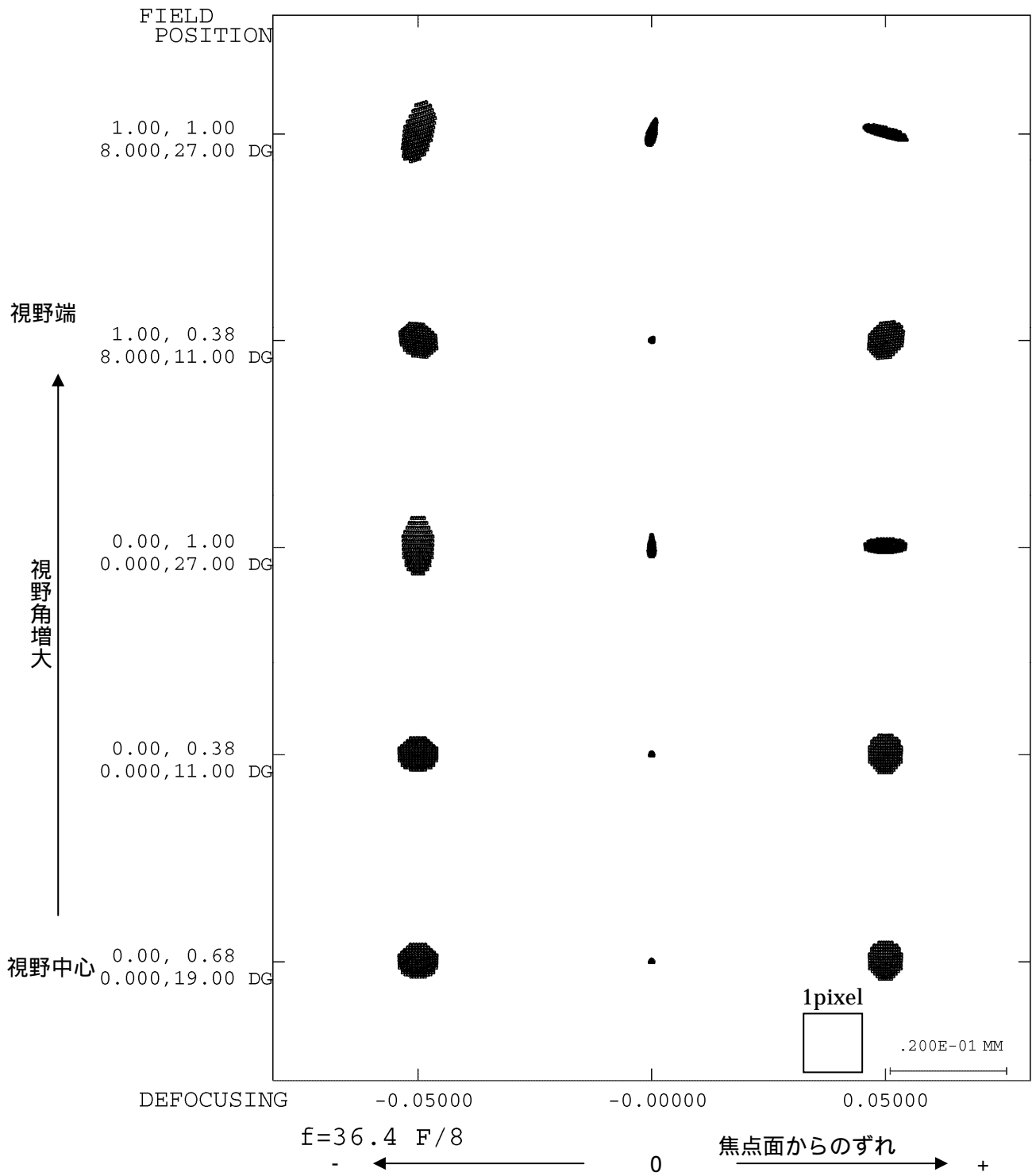


図4.5.5 UV-I反射光学系スポットダイアグラム

反射系は湾曲収差を抑えたため、大きな歪曲収差（図 4.5.6）が残っている。軸はずしの方向の入射角は 19 度を中心に ± 8 度で 11 度から 27 度になっている。このように光学系への入射角が大きくなっており、-12% 程度の負の歪曲がでている。撮像という目的からは望ましくないが、補正は難しくない。

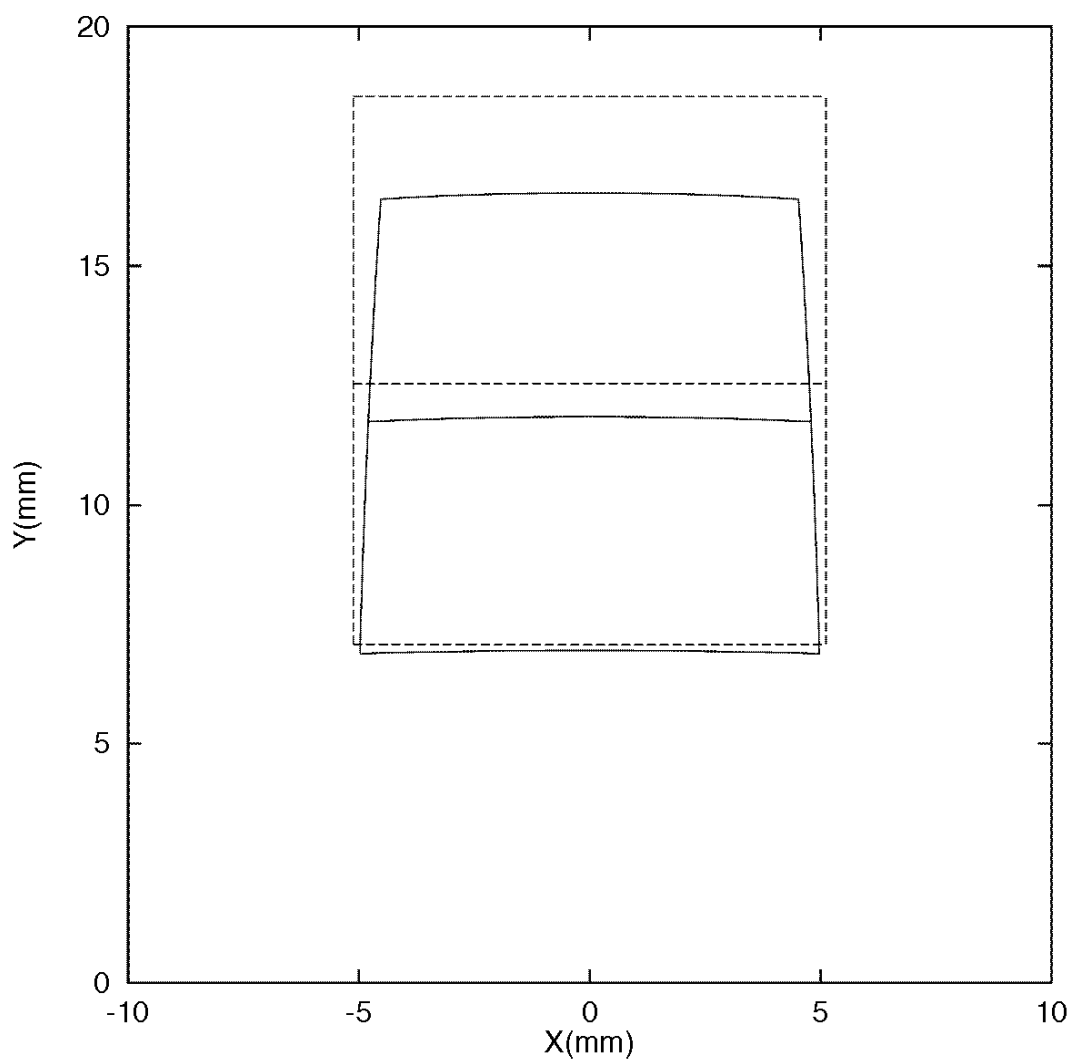


図 4 . 5 . 6 U V I 反射光学系歪曲

実線 . . . 本光学系

破線 . . . 歪曲 0 % の光学系

入射角が軸外し方向 (Y 方向) に 11 度、19 度、27 度、軸外しと垂直な方向 (X 方向) に ± 8 度の線が像面上のどこに結像するかを示している。破線は歪曲が 0% の場合、実線は本軸外し光学系の場合である。座標 (X, Y) が (0, 0) の位置は 0 度入射に対応しており、仮想光軸の位置となっている。さらに、歪曲の影響で 16 度 \times 16 度の実際の形状は歪んでいる。

4.5.2.2 屈折系

UVIでは観測波長幅が30nmあり、石英の単一硝材では波長275nmと305nmでの焦点位置のずれが約1mmとなる。この為波長の違いによるスポットの拡がりが増える危険がある。これを避けるため、屈折系は2種の硝材（石英・蛍石 表4.5.1）を用いた5枚構成の色消し系を検討した（図4.5.7-8）（波長290nmで透明な他の硝材としてはMgF₂、Al₂O₃、LiF、BaF₂などがあるが、いずれも複屈折性を持っていたり、水に対する溶解度が高かったり、硬度が低いなどの欠点があり、また、レンズとしての実績が乏しい。蛍石も硬度が低く、衛星搭載用の光学系としてさらに検討が必要である。）

MTF（ナイキスト周波数 50本/mm 図4.5.9-10）は視野中心で0.84（波長290nm）および0.80（波長380nm）視野端でも0.77（波長290nm）および0.71（波長380nm）と目標に近い値をとる。スポットダイアグラム（図4.5.11-12）による解析では光束は視野中心で5μm（波長290nm）および7μm（波長380nm）視野端で10μm（波長290nm）および10μm（波長380nm）と反射系ほど小さくないが、やはり検出素子サイズ以内に入っている。つまり、全系の解像度の点では屈折系は反射系に劣らない。（それぞれの波長帯のMTFとスポットダイアグラムの図はデフォーカス方向に関して、同じ位置を零点としている。290nm帯と380nm帯の焦点位置ずれは20μm程度である。）

UVIは昼間面のみ測定に特化するため、ゴーストの心配はない。したがってフィルタは対物側に置く。

表4.5.1 UVI屈折光学系の硝材

	G1窓	G2	G3	G4	G5
硝材	石英	蛍石	石英	蛍石	石英

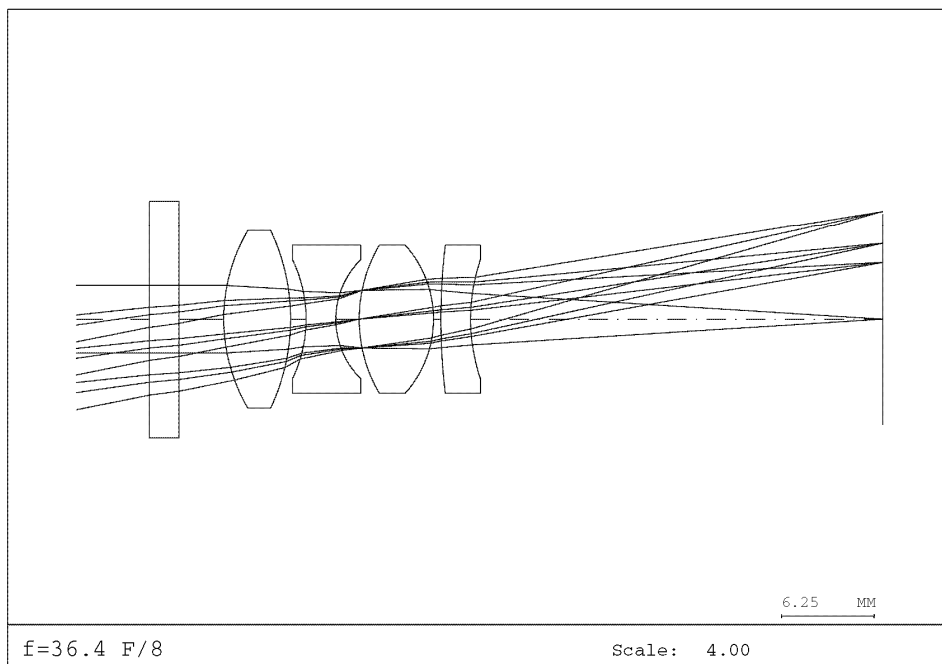


图 4 . 5 . 7 UV I 屈折光学系光路图

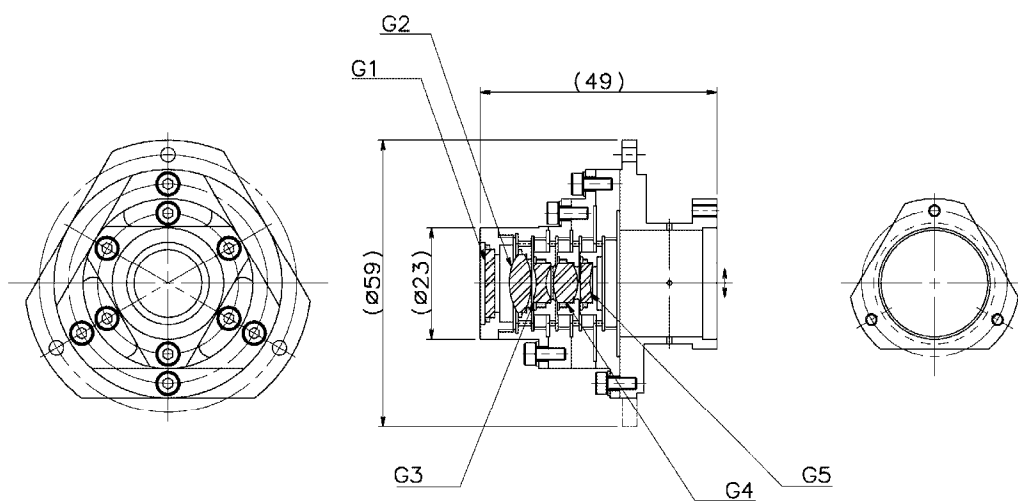


图 4 . 5 . 8 UV I 屈折光学系断面图

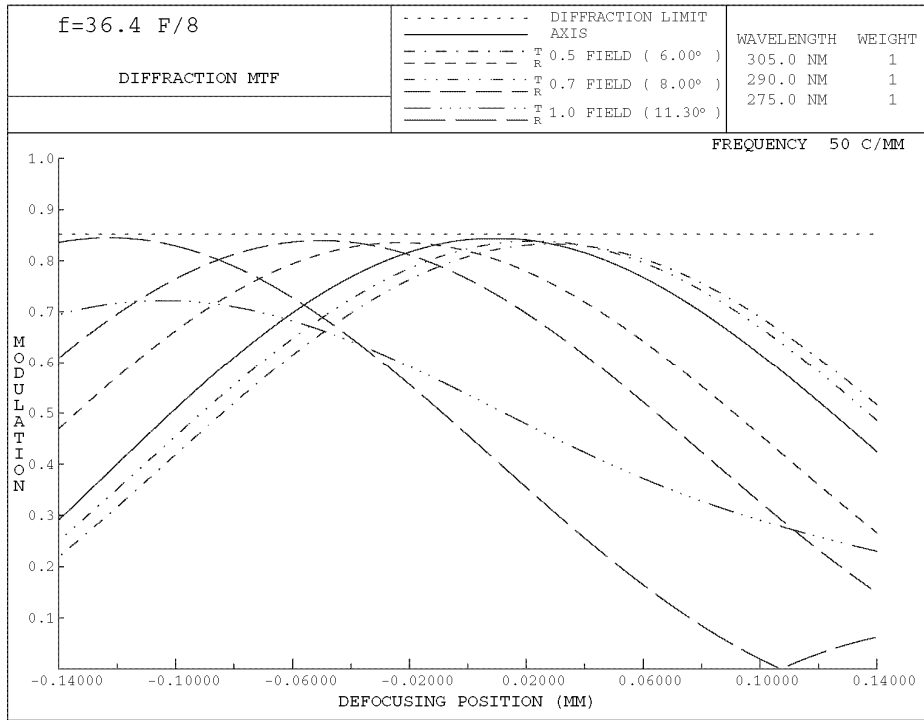


图 4 . 5 . 9 U V I 屈折光学系 MTF 290nm 带

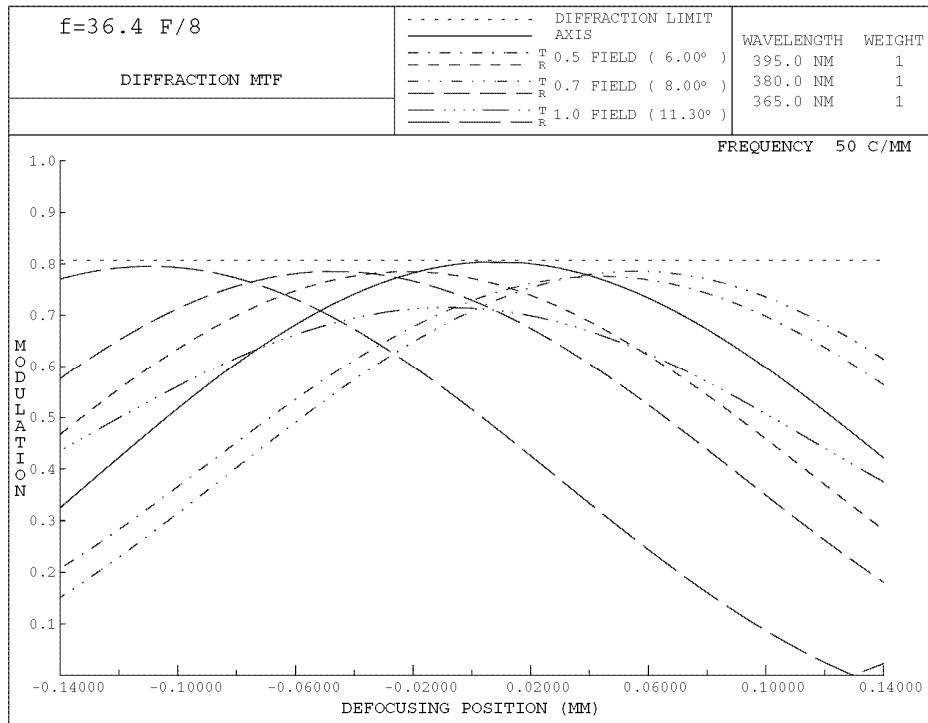


图 4 . 5 . 1 0 U V I 屈折光学系 MTF 380nm 带

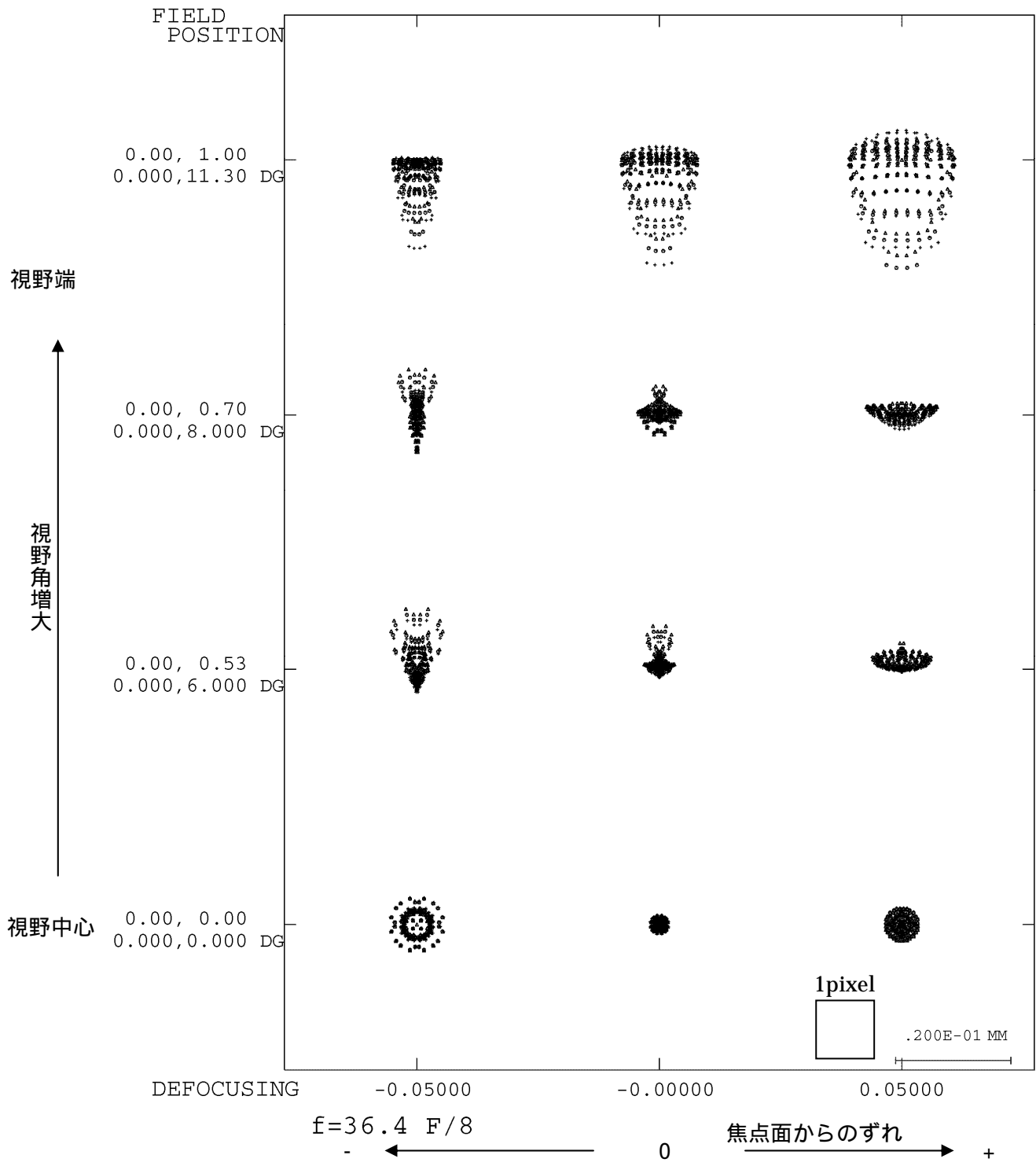


図4.5.11 UV I 屈折光学系スポットダイアグラム 290nm 帯

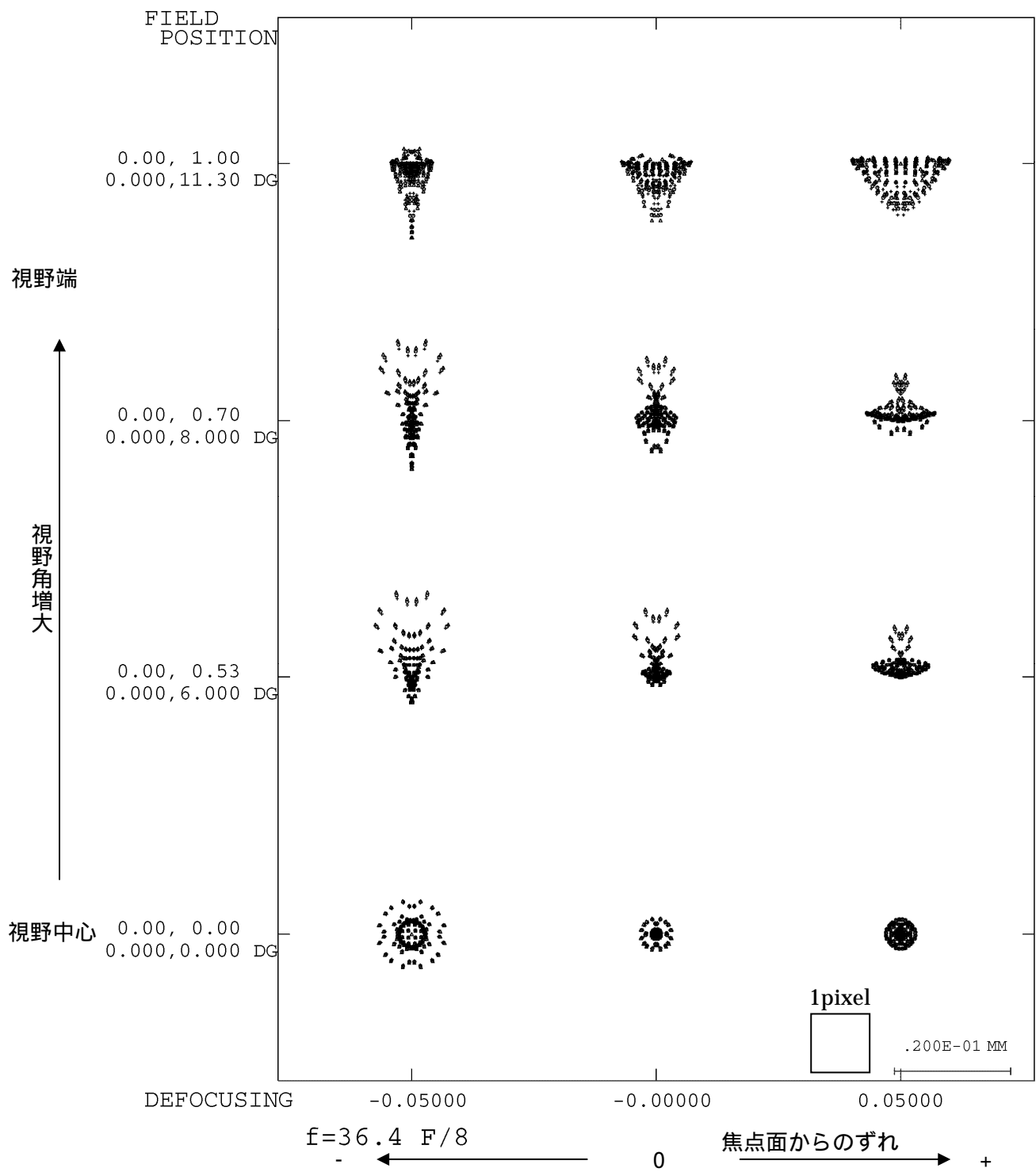


図 4 . 5 . 1 2 U V I 屈折光学系スポットダイアグラム 380nm 帯

以下にUVI屈折系の設置概念図(図4.5.13)を示す。

UVI

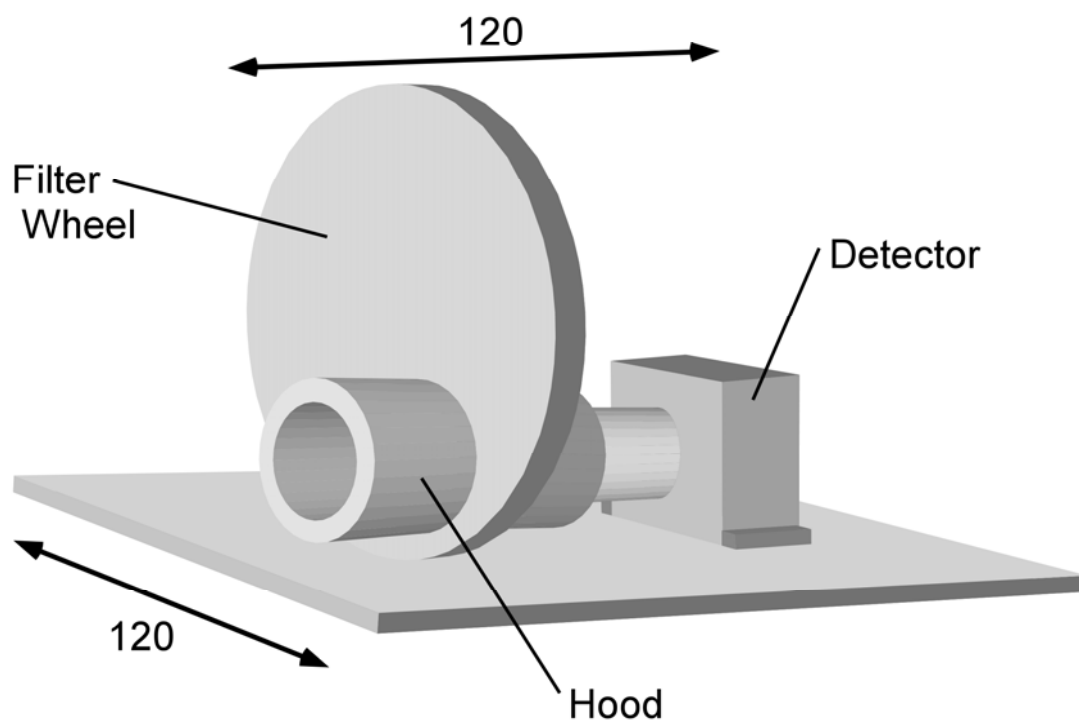


図4.5.13

4.6 雷・大気光カメラ LAC

4.6.1 検出器

マルチアノード(8 × 8)光電子像倍管を検出素子とした低解像度・高感度検出系を用いる。面輝度 300 レーリーの Hertzberg II (0,10) 551nm 帯大気光を 1 秒積分で測定すると「信号 / (熱雑音)^{1/2}」比は 3.1e5、ゆらぎ S/N 比 190 となり、後者が支配的である。要求総合 S/N = 300 を満たすためには 2.5 秒の積分が必要である。ただし、「信号 / 熱雑音」比は 8.5 と目標 S/N 比より小さいため、検出素子が想定温度 25 で大きく変動しないような温度管理が必要となる。雷は出現信号でトリガーをかけて出現瞬間前後 10ms (時間分解能 0.1ms) 程度の測定をするため、大気光にくらべ 3 桁大きな S/N が期待できる。

4.6.2 光学系

石英を用いた 2 枚構成を採用する (図 4.6.1-2)。色消し光学系ではないので、波長により焦点位置は 0.8mm 異なっているが、検出素子サイズが 2mm と大きい問題にはならない。MTF (ナイキスト周波数 0.25 本/mm 図 4.6.3-4) もほとんど回折限界により決まり、波長 551nm および 777nm の視野中心・端のいずれにおいても 0.82 以上の値をとる。スポットダイアグラムによる解析 (図 4.6.5-6) でも、視野中心で径 0.5-0.8mm、視野端で径 1.0-1.5mm に光束は集まり検出素子サイズ以内に収まっている。

干渉フィルタの波長幅は 5nm と 5 種のカメラ中最も狭く、許容波長シフト条件をみえず位置は対物側にしかない。

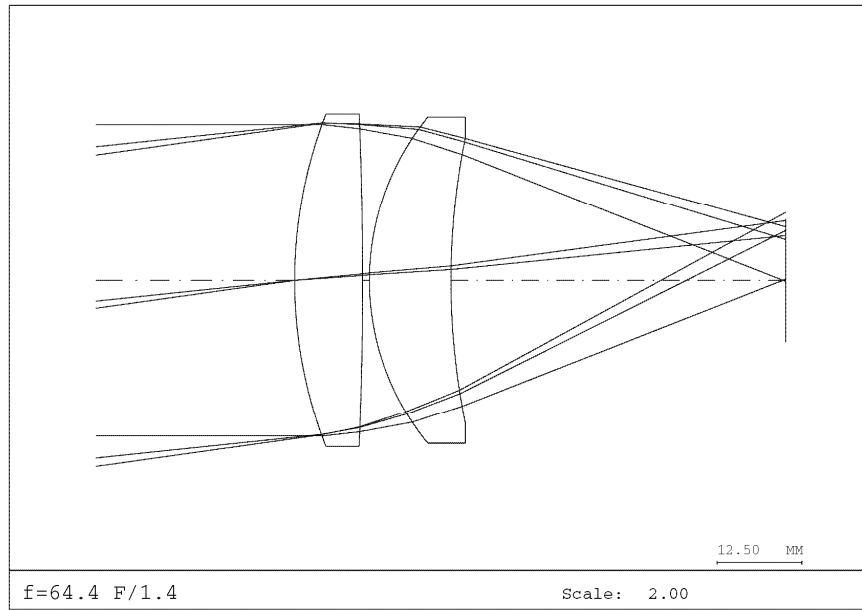


图 4 . 6 . 1 LAC 光学系光路图

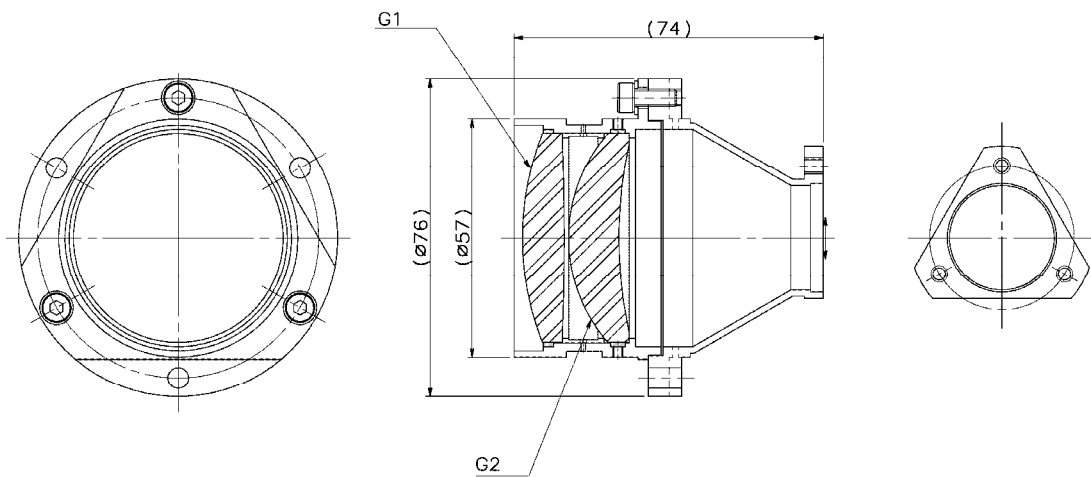


图 4 . 6 . 2 LAC 光学系断面图

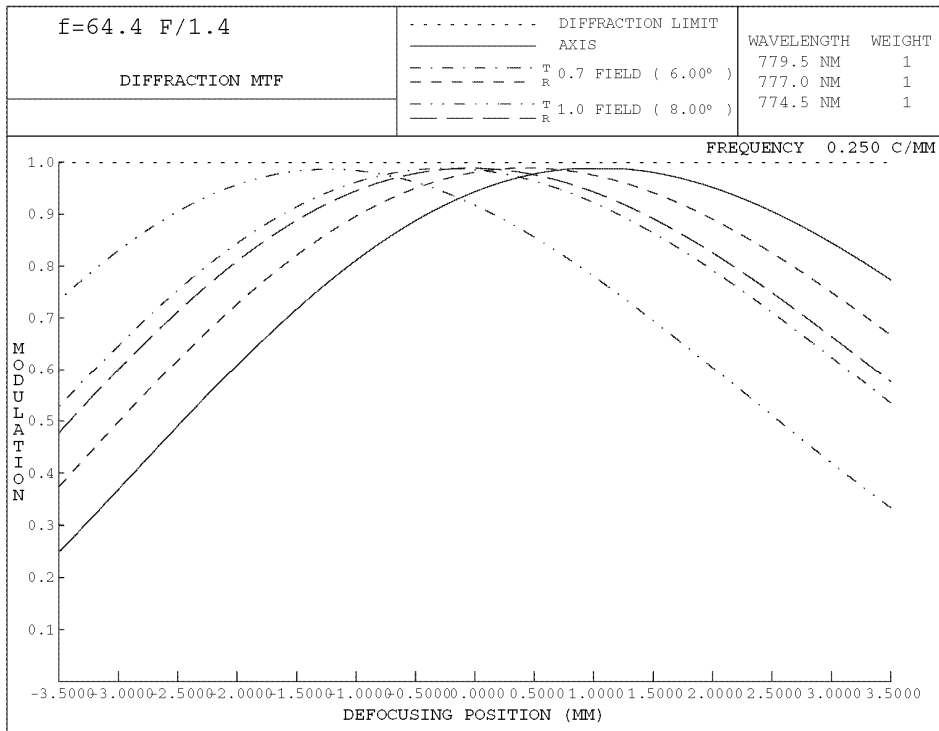


图 4 . 6 . 3 LAC 光学系 MTF 777nm 带

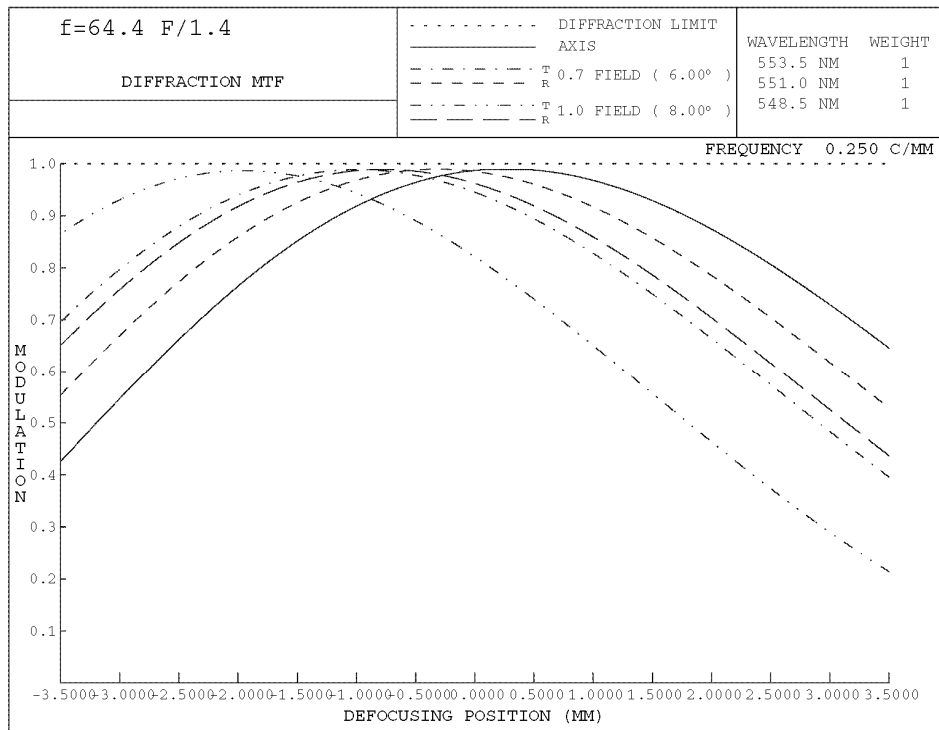


图 4 . 6 . 4 LAC 光学系 MTF 551nm 带

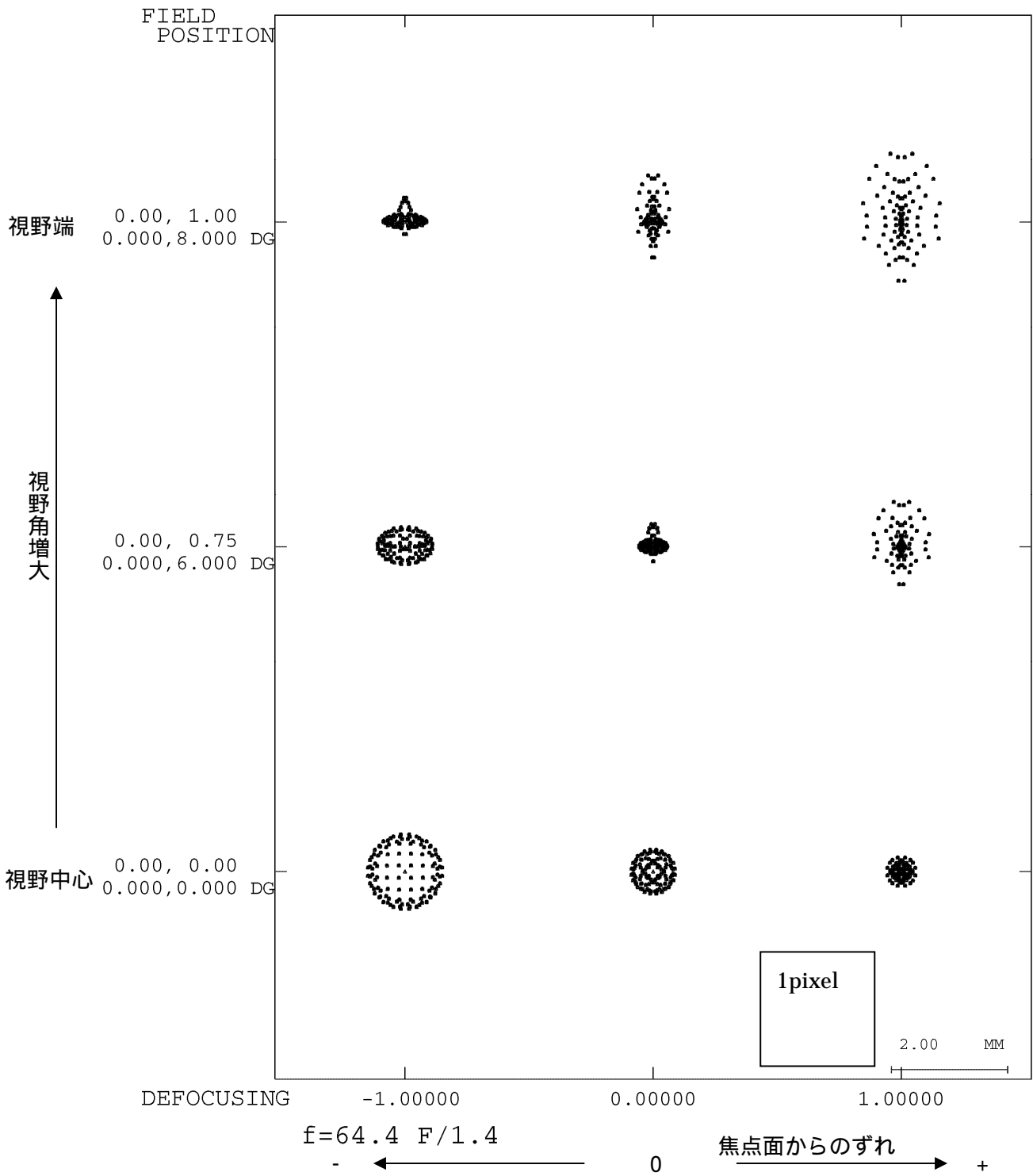


図4.6.5 LAC光学系スポットダイアグラム 777nm帯

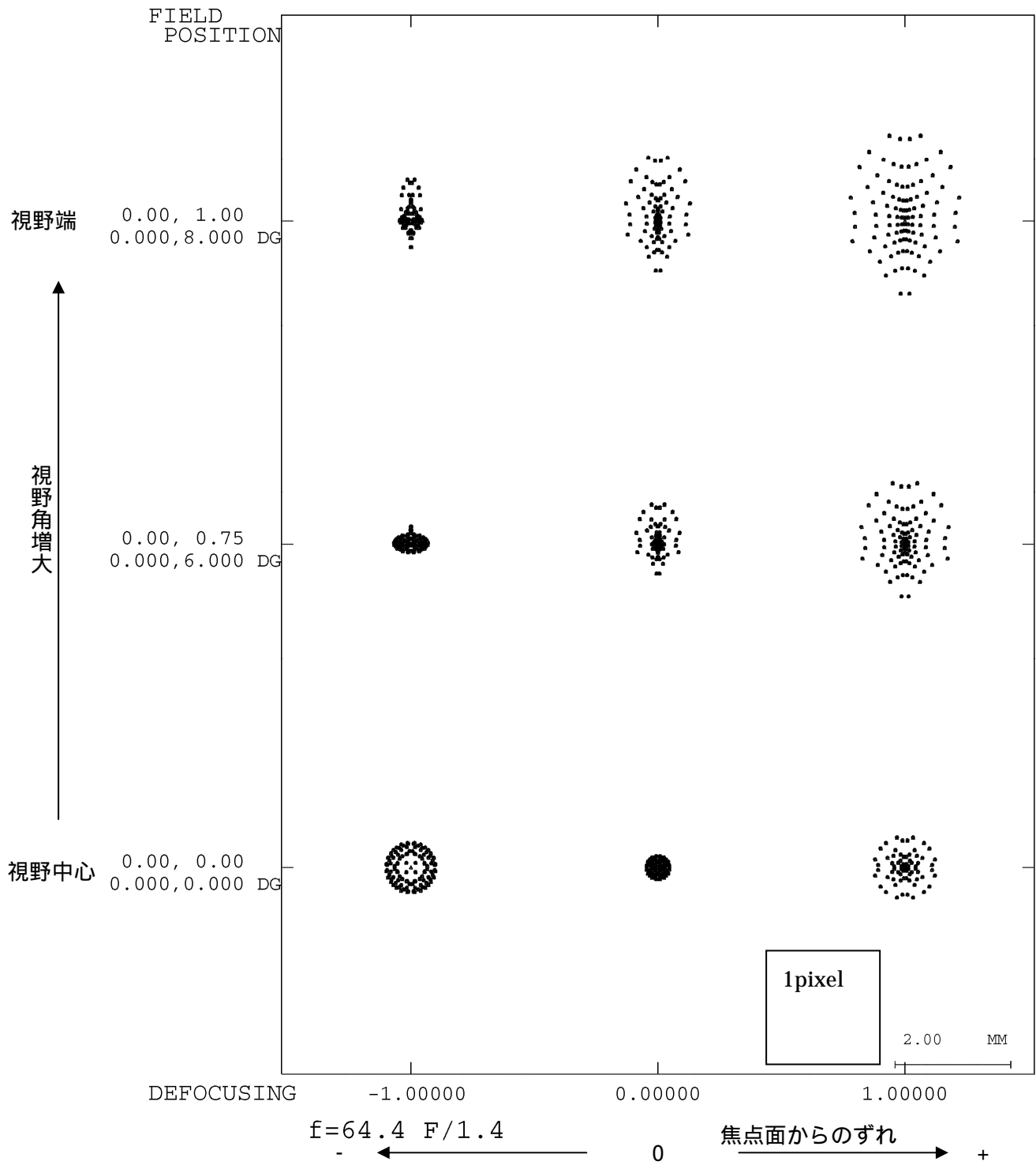


図4.6.6 LAC光学系スポットダイアグラム 551nm帯

4.7 遮光

夜面観測をするカメラのバッフルの形状は「全角 16 度の視野を持ち、かつ視野中心から 18 度より外側に太陽がある場合は直達光が光学系初段(レンズあるいはフィルタ)にあたらない」という条件の単円錐として決めている(図 4.7.1)。LIR は昼面散乱光輝度が夜面輝度に比べて小さいため大型バッフルは不要とも考えられるが、直達光によるレンズ物性の温度変化を避けるため他のカメラと同様にした。

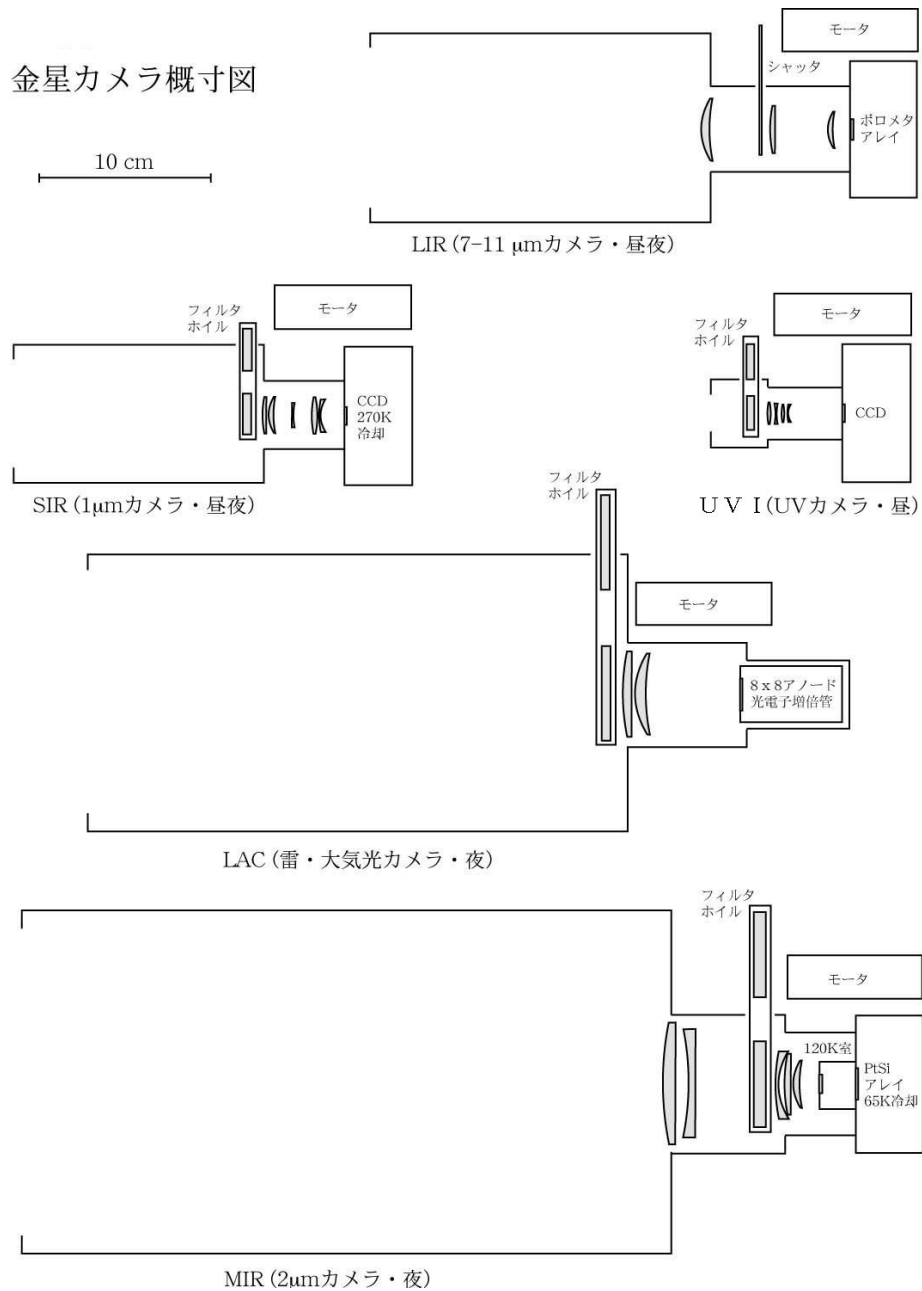


図 4.7.1

4.8 機上較正

赤外放射測定では一般に低温側・高温側両方での較正を必要とする。しかし、本ミッションにおける測定ではパターン認識が主目的であり、絶対値は厳密には要求されないため、高温側較正は重要ではなく、地上での較正結果を用いることで足りる。また、主要測器においては検出子熱雑音の問題とならなくなるまで検出子を冷却するため、低温側較正もさほど重要ではない場合が多い。

実際の金星面撮像においては、撮像の前後に適宜次の較正動作を行なう。

- (1) 衛星姿勢を制御して、宇宙（3K）をみる。
- (2) フィルタホイール上のシャッタを光軸上に置き、定温面をみる。

これらの情報を各カメラは以下のように用いる。

SIR：筒内放射は無視できるので、(1)(2)いずれもが検出子熱雑音を与える。高温側は地上較正の結果を用いる。

MIR：筒内放射が問題となるため、現案では結像系全体を 250K に冷却する。この場合、(1)(2)いずれもが筒内放射+検出子熱雑音を与える。高温側は地上較正結果を用いる。

LIR：ポロメタを検出子として用い、参照温度面からの温度差を検出するため、現案では(2)の温度情報および安定性が重要となる。1画面における予想雑音等価温度 1.2K 程度より高精度の温度情報および管理がシャッタに関して必要である。

UVI：SIR と同じく(1)(2)のいずれもが検出子熱雑音を与える。

LAC：熱雑音のゆらぎは問題ではないが、熱雑音自体の大きさの信号に対する比が他のカメラに比べて大きいため、(1)あるいは(2)による熱雑音レベルの較正が他に比べ重要となる。

さらにマスクに隠された検出器面の画素からの信号を打ち上げ直後より適宜取り出し、検出器の放射線等による劣化を見積もる。

本観測の主目的は雲パターンの撮像にあるため、上記の暗電流レベル確定、絶対値設定に加え、視野平坦化作業を行う必要がある。これは通常適当な一様光源で視野をふさぐことによっても行われるが、ここではフィルタホイール上に用意した散乱板を光軸上に置いて対象を見る事により遂行しようと考えている。

4.9 重量、消費電力、寸法

今回の概念設計に基づき各カメラの重量、消費電力、寸法を表4.9.1にまとめた。(詳細はこの節の後半に表とした。)

表4.9.1 重量、消費電力、寸法

カメラ		重量(kg)	消費電力(W; DC/DC 変換器 loss 含む)		寸法(mm) sensor 部は光軸方向をDとする		
			Measure	stand-by	W	D	H
SIR	回路部	3.2	15.7	6.2	270	250	110
	センサー部	1.1	5.1	1.1	130	240	130
MIR	回路部	3.6	18.9	6.4	270	250	130
	センサー部	10.9	48.1	1.1	200	540	200
LIR	回路部	3.1	15.7	6.2	270	250	90
	センサー部	1.1	5.1	1.1	125	330	125
UVI	回路部	3.1	15.7	6.2	270	250	110
	センサー部	0.9	5.1	1.1	120	120	120
LAC	回路部	3.1	16.0	6.2	270	250	110
	センサー部	2.0	6.0	1.5	205	450	205
合計		32.2					

なお、消費電力に関しては観測運用モード (STNBY1, STNBY2, Measure IR&UVI, Measure LAC) によって異なる。これを表4.9.2にまとめた。

表 4 . 9 . 2

		STNBY 1 (日陰)	STNBY 2	Measure IR&UVI	Measure LAC
SIR/LIR/UVI	回路部	stand by	stand by	measure	stand by
	センサー部	stand by	stand by	measure	stand by
MIR	回路部	stand by	stand by	measure	stand by
	センサー部	stand by	measure	measure	measure
LAC	回路部	stand by	stand by	stand by	measure
	センサー部	stand by	stand by	stand by	measure
電力(W)		37.1	84.1	137.1	98.4

回路部

		重量 (kg)	消費電力(W)	
			measure	stand-by
SIR	CCD 制御ボード	0.6	5.0	0.5
	データ処理ボード	0.6	5.0	3.0
	ホイール制御ボード	0.2	0.5	0.2
	電源	0.6	5.2	2.5
	筐体・計装	1.2		
	合計		3.2	15.7
MIR	PtSi 制御ボード	0.6	5.0	0.5
	データ処理ボード	0.6	5.0	3.0
	冷凍機・ホイール制御ボード	0.2	0.5	0.2
	電源	1.0	8.4	2.7
	筐体・計装	1.2		
	合計		3.6	18.9
LIR	アナログボード	0.6	5.0	0.5
	データ処理ボード	0.6	5.0	3.0
	ホイール制御ボード	0.2	0.5	0.2
	電源	0.5	5.2	2.5
	筐体・計装	1.2		
	合計		3.1	15.7

UVI	CCD 制御ボード	0.6	5.0	0.5
	データ処理ボード	0.6	5.0	3.0
	ホイール制御ボード	0.2	0.5	0.2
	電源	0.5	5.2	2.5
	筐体・計装	1.2		
	合計	3.1	15.7	6.2

LAC	アナログボード	0.6	5.0	0.5
	データ処理ボード	0.6	5.0	3.0
	ホイール制御ボード	0.2	0.5	0.2
	電源	0.5	5.5	2.5
	筐体・計装	1.2		
	合計	3.1	16.0	6.2

センサー部

	重量(kg)	消費電力(W)		
		Measure	stand-by	
SIR	Hood	0.06		
	Tube	0.05		
	Lens	0.02		
	Detector (CCD)	0.20	0.1	0.1
	Wheel+Filter+Motor	0.32	4.0	0.0
	Pre.Amp.	0.30	1.0	1.0
	Case	0.20		
	合計	1.15	5.1	1.1

MIR	Hood	0.32		
	Tube	0.22		
	Lens	0.31		
	Detector(PtSi)	0.30	0.1	0.1
	Cooler + COntroler	9.00	43.0	0.0
	Wheel+Filter+Motor	0.44	4.0	0.0
	Pre.Amp.	0.15	1.0	1.0
	Case	0.20		
	合計	10.94	48.1	1.1

LIR	Hood	0.09		
	Tube	0.10		
	Lens	0.07		
	Detector(IRFPA)	0.20	0.1	0.1
	Wheel+Filter+Motor	0.30	4.0	0.0
	Pre.Amp.	0.15	1.0	1.0
	Case	0.20		
	合計	1.11	5.1	1.1

UVI	Hood	0.01		
	Tube	0.03		
	Lens	0.01		
	Detector(CCD)	0.20	0.1	0.1
	Wheel+Filter+Motor	0.32	4.0	0.0
	Pre.Amp.	0.15	1.0	1.0
	Case	0.20		
	合計	0.92	5.1	1.1

LAC	Hood	0.22		
	Tube	0.11		
	Lens	0.15		
	Detector(PMT)	0.20	0.5	0.5
	Wheel+Filter+Motor	0.70	4.0	0.0
	Pre.Amp.	0.30	1.0	1.0
	Case	0.20		
	HV	0.10	0.5	0.0
	合計	1.98	6.0	1.5

4.10 今後の検討課題

- i) 太陽からの直達光、また昼間面の光がカメラ内部で夜間面にかぶる影響はバッフルおよびマスクで十分対応可能であると考えられるが、さらにフレア解析およびモデルによる実際の試験を行い、その有効性を確認する必要がある。
- ii) 屈折率の温度変動などに起因する性能劣化を評価する必要がある。赤外硝材は可視硝材に比べ、物性値の不確定性が大きい。例えば Ge の場合、屈折率の温度依存性

は可視硝材の 100 倍程度であり、光学系の温度管理が重要になる。

- iii) UVI の反射系は非球面鏡を用いているため、面精度要求・組み込み精度要求が厳しく、かつ検査方法には開発要素も含まれる。屈折系には蛍石を使用した。衛星搭載用の光学系に使用するには強度が足りない可能性があり検討を要する。
- iv) LIR に用いる検出器 (IRFPA) は画像の積算により等価雑音温度を 0.3K まで下げ使用する予定であり (積算しなければ 1.2K)、現在この積算により目標がクリアできるかどうか試験中である。
- v) MIR に用いる冷凍機は振動を検出器に伝えない様にコールドヘッドを結合するが、実際にこれが衛星搭載のコンフィグレーションで問題が無いかどうかを確認する必要がある。
- vi) 現状の計算では MIR をひとつの冷凍機で冷却し、冷凍機を含めた放熱を宇宙空間に捨てる事が可能であるが、さらに衛星の熱計算と MIR の熱計算をリンクさせ、問題が無いかどうかを確認する必要がある。また、モデルによる確認試験が必要である。

参考文献

- 1) Ueno, M., M. Itho, Y. Kasaba, and S. Sato, Astronomical Applications of 512 x 512 PtSi Infrared Image Sensor, SPIE proceedings, Vol., 1762, 1992.
- 2) Ueno, M., PtSi Infrared Camera for Astronomical Observations, Vol., 2744, 1996.
- 3) Ishikawa, T., et al., Low-cost 320x240 uncooled IRFPA using conventional silicon IC process, OPTO-ELECTRONICS REVIEW 7(4), 297-303, 1999.
- 4) Ishikawa, T., M. Ueno, Y. Nakaki, K. Endo, Y. Ohta, J. Nakanishi, Y. Kosasayama, H. Yagi, T. Sone, and M. Kimata, Performance of 320 x 240 Uncooled IRFPA with SOI diode Detectors, SPIE proceedings, Vol., 4130, in press, 2000.

第5章 軌道計画

5.1 概要

探査機は、M-Vロケットの直接投入により、遠地点高度が20万 km 程度の長楕円軌道に投入される。このフェーシング軌道上で数ヶ月の間地球を周回した後、2007年6月に衛星搭載推進系により加速され地球を脱出する。この方策により打ち上げウィンドウとしては2007年2月から4月まで連続的に確保可能である。探査機は地球を脱出した後、太陽を中心とする1年間の惑星間パーキングを行い再び2008年6月に地球に戻ってくる。この地球スイングバイにより絶好の地球-金星移行軌道に接続され、金星到着は太陽を1.5周回後の2009年9月となる。またバックアップウィンドウは2008年2月～4月に確保され、この場合は地球スイングバイを用いずに直接金星に向かうことになる(表5.1-1)。両ウィンドウで全く同一の衛星およびキックモータを想定してよい。金星周回軌道は、周期が21時間程度であり、傾斜角は173度の長楕円の逆行軌道である。

なお、地球から金星に移行するウィンドウのうち、2008年6月のチャンスは、M-Vロケットによる直接投入が可能であり、かつ金星に投入可能な探査機重量の観点から2005年から2013年の範囲では最良である。

表5.1-1 金星探査計画におけるウィンドウ

ノミナル	ウィンドウ:	2007年2月～4月
	シーケンス:	地球周回 phasing 軌道 - 地球発 - 地球スイングバイ - 金星着
バックアップウィンドウ:		2008年2月～4月
	シーケンス:	地球周回 phasing 軌道 - 地球発 - 金星着

5.2 フェーシング (phasing) 軌道

探査機はM-Vロケットの直接投入により、遠地点高度が20万 km 程度の長楕円軌道(周期4日)に投入される。ここで直接投入とは、M-Vロケット第3段に引き続き第4段キックモータを燃焼させる方法(第3段は燃焼終了後軌道に乗らずに大平洋に落下)であり、パーキング軌道投入法と比較して衛星重量換算で約50kg 投入能力の増加が可能である。この直接投入では日本の東側付近が近地点となるので地球脱出双曲線の漸近線方向が-26度付近の時に可能であり、MUSES-B(地球周回)あるいはMUSES-C(地球脱出)でも用いられる方法である。この周期調整のためのフェーシング (phasing) 軌道上で数ヶ月の間地球を周回した後、2007年6月に衛星搭載推進系により加速され地球を脱出する。この方策により打ち上げウィンドウとしては2007年2月から4月まで連続的に確保可能である。打ち上げ直後の探査機の ground plot を図5.2-1に、また可視時間帯を図5.2-2に示す。打ち上げ時刻は早朝から午前中であり、また、打ち上げ直後に

Goldstone、Santiago および Canberra から可視となる。図 5.2-3 は、打ち上げから金星到着までの軌道を模式的に表した図である。地球脱出までには、周期調整および近地点高度調整を行うことになる。図 5.2-4 に、探査機搭載推進系により地球を脱出する軌道を示す。

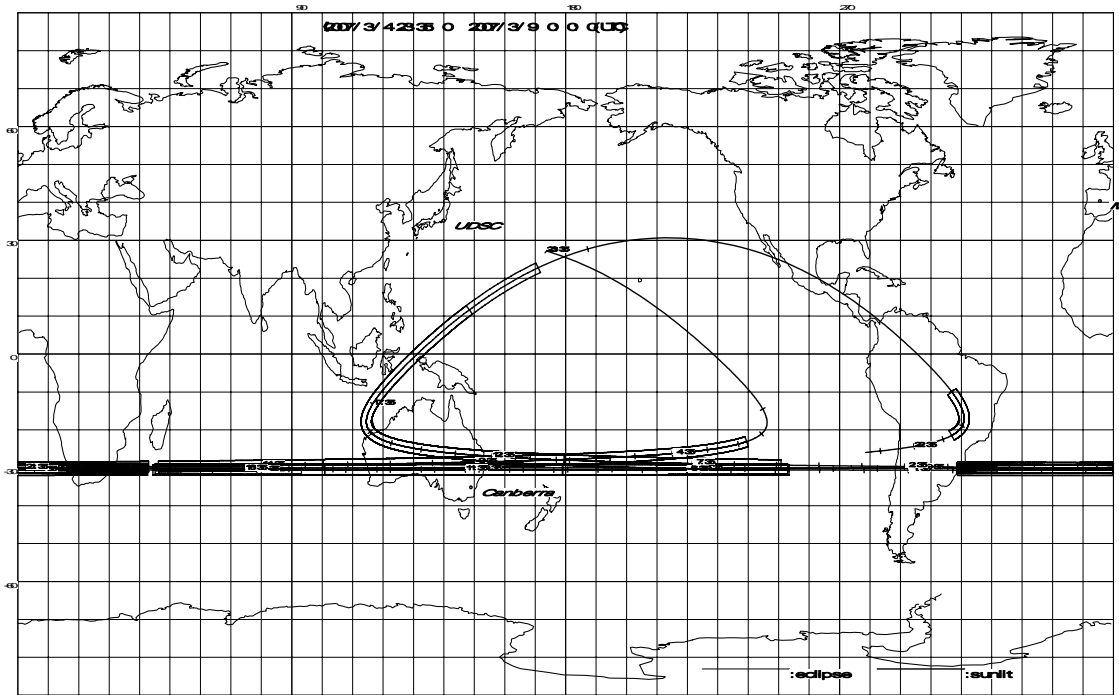


図 5.2-1 打ち上げ直後の探査機の ground plot

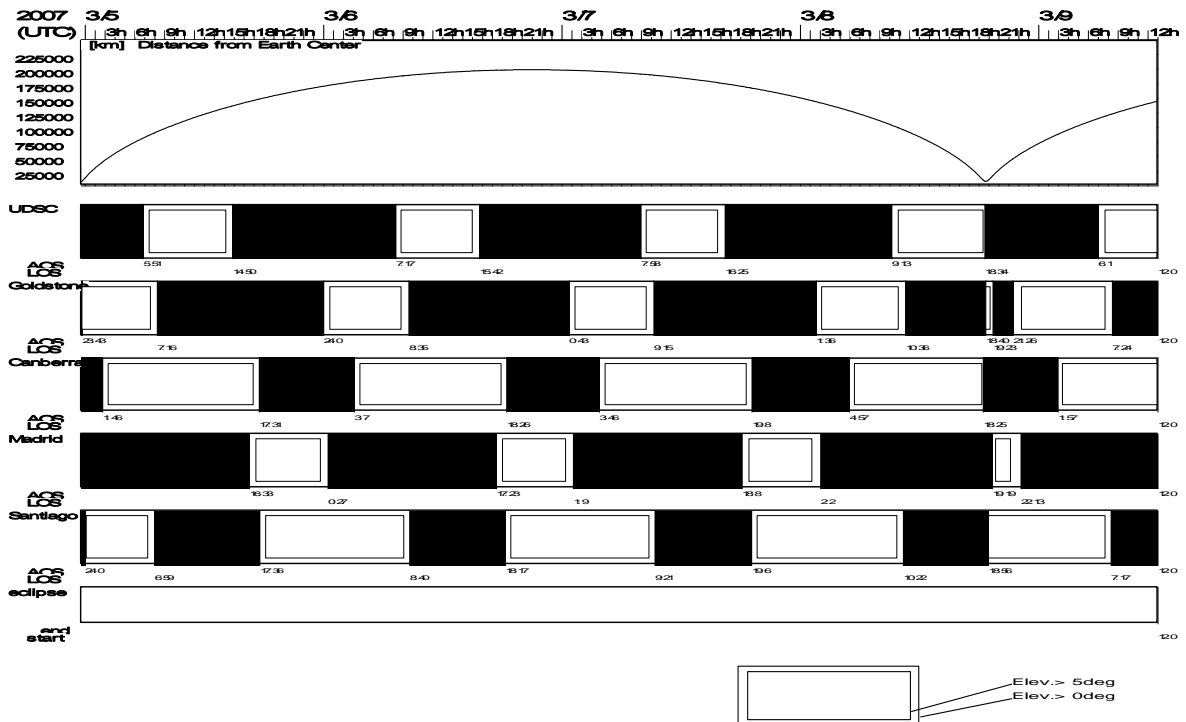


図 5.2-2 打ち上げ直後の可視時間帯

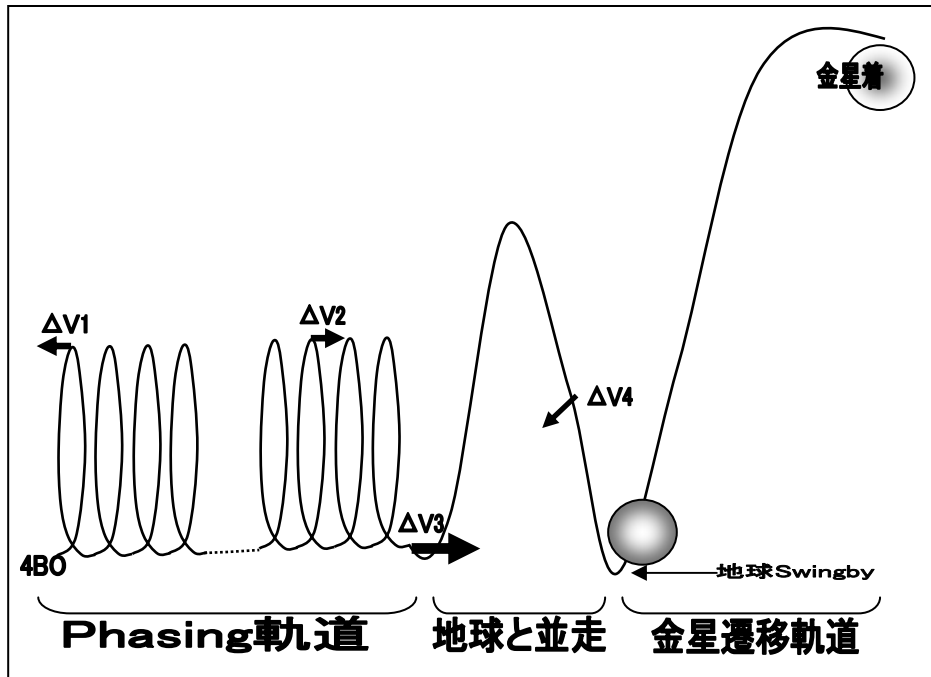


図 5.2-3 打ち上げから金星到着までの軌道シーケンス

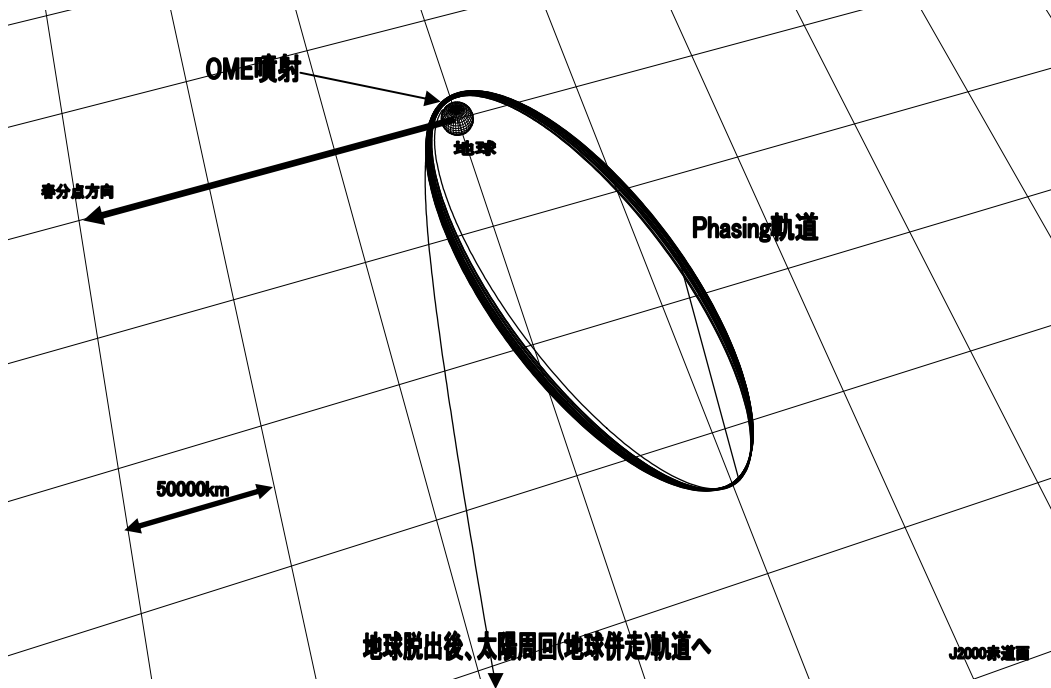


図 5.2-4 フェージング (phasing) 軌道から地球脱出までの軌道

5.3 地球並走軌道

2007年6月に地球重力圏から脱出した後、探査機は太陽周回軌道上を1周回して、2008年6月に地球スイングバイを行った後に金星に向う。本節では地球脱出から地球スイングバイまでの軌道について記す。

まず以下に地球スイングバイを利用するシーケンスが成立するための条件を列記する。

- 1) 2007年6月の地球脱出C3が2008年6月の金星移行のための脱出C3の値 $8.6\text{km}^2/\text{s}^2$ と同一であること(両windowで同一のキックモータである条件)。
- 2) 打ち上げ時の無限遠相対速度の脱出緯度方向が南緯26度付近であること(直接投入の条件)。
- 3) 打ち上げ後の太陽まわりの軌道周期が365日=1年であること(地球と再接近する条件)。
- 4) 地球スイングバイ時の高度が1000km以上であること(地球スイングバイ成立性)。

このような条件を満たす軌道は2つある。それぞれの軌道図(黄道面内、面外)および探査機-太陽、探査機-地球の距離情報を図5.3-1~図5.3-6に示す。1つは主に地球軌道面内にずれるタイプ(ケース1、図5.3-1、図5.3-3、図5.3-5)のもので、太陽からの最大距離は1.11AU、地球からの最大距離は0.40AUとなる。もう1つのタイプ(ケース2、図5.3-2、図5.3-4、図5.3-6)は「のぞみ」の2つの地球スイングバイ間と類似しているタイプで黄道面外から見ると、地球と探査機の軌道が重なって見え、主に軌道面外方向にずれている軌道となる。太陽からの最大距離は1.06AU、地球からの最大距離は0.26AUとなる。地球スイングバイ以降の地球-金星移行軌道が地球より内側に行くことを考えると、熱制御、電力等の観点から、太陽からおよび地球からの最大距離が小さいケース2が有利であるが、姿勢/通信マージンを考慮した運用の観点からの検討も必要である。ケース2の場合の地球を中心とした軌道図を図5.3-7に示す。

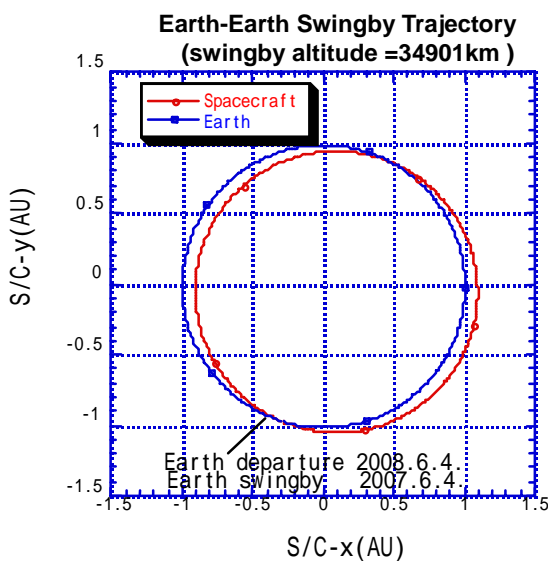


図5.3-1 地球-地球 swingby
(面内、ケース1)

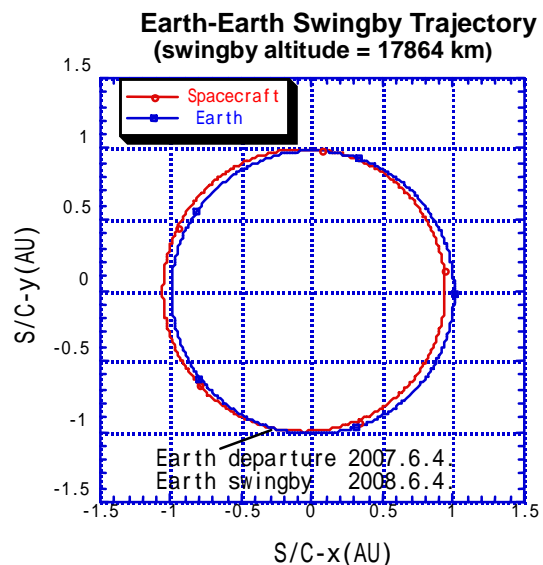


図5.3-2 地球-地球 swingby
(面内、ケース2)

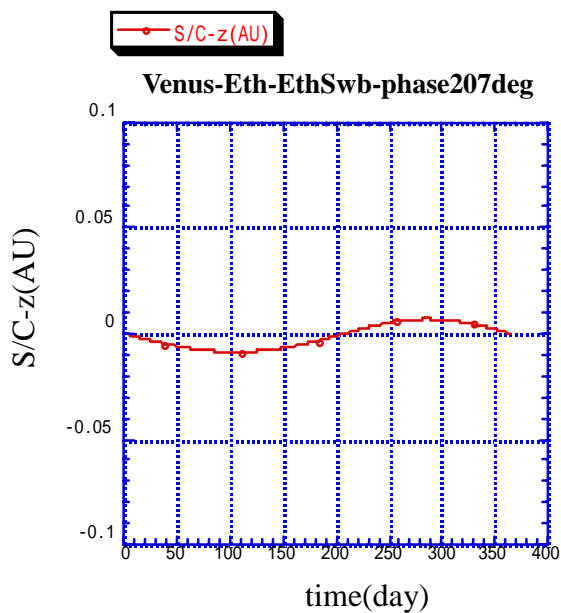


図 5.3-3 地球-地球 swingby 軌道図
(面外、ケース 1)

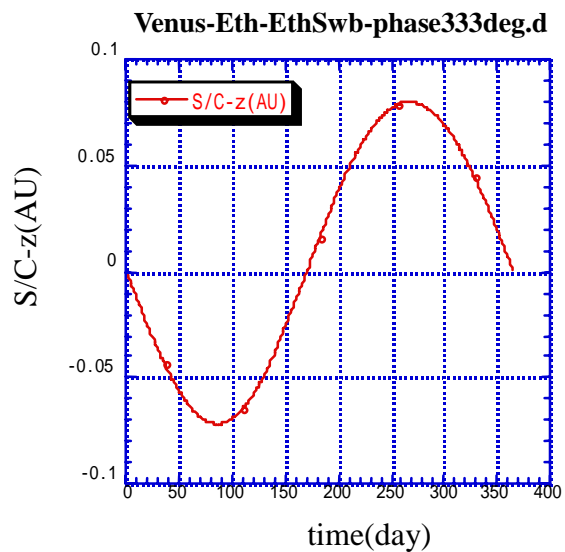


図 5.3-4 地球-地球 swingby 軌道図
(面外、ケース 2)

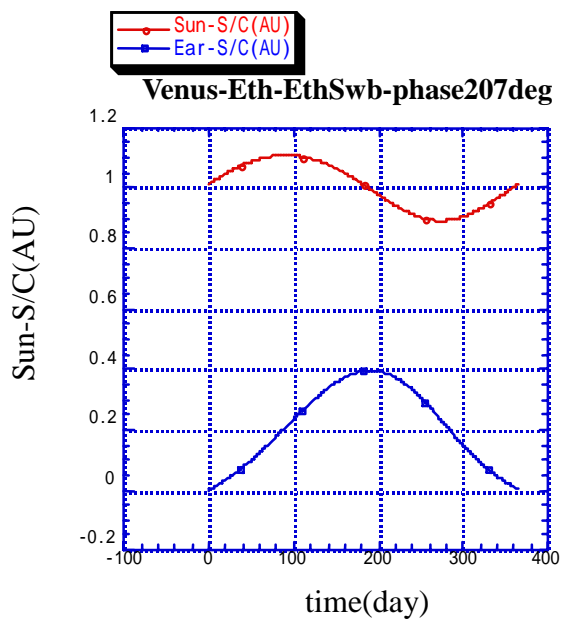


図 5.3-5 地球-地球 swingby 軌道図
(距離、ケース 1)

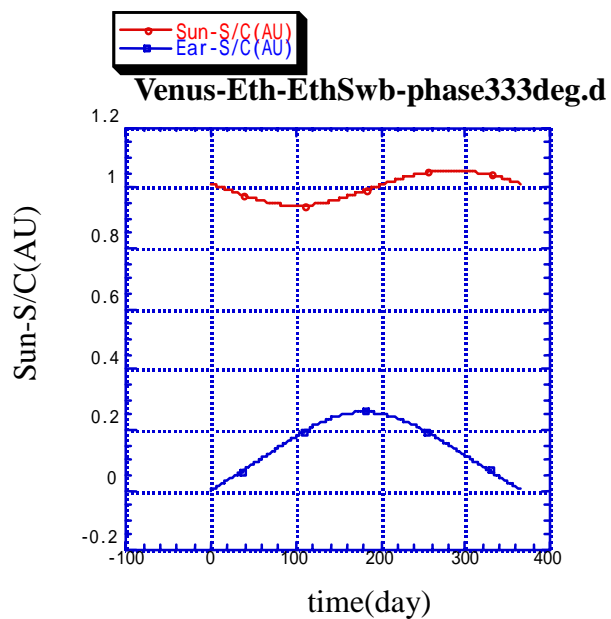


図 5.3-6 地球-地球 swingby 軌道図
(距離、ケース 2)

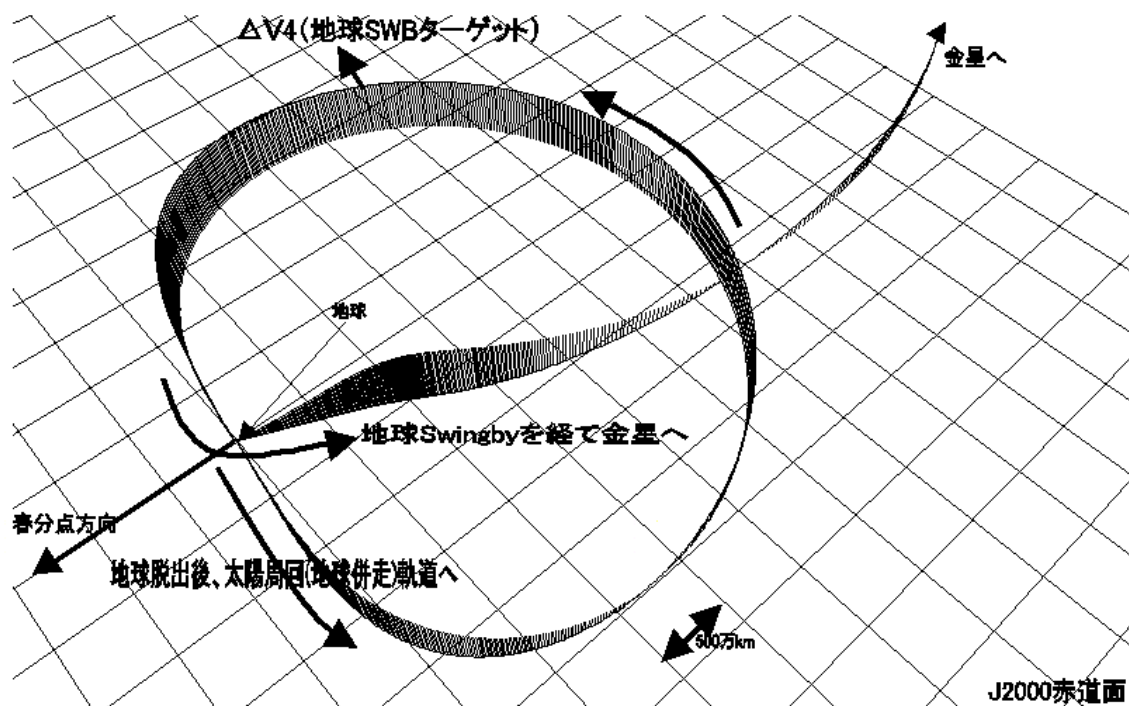


図 5.3-7 地球-地球 swingby 軌道図 (地球中心座標系、ケース 2)

5.4 地球 - 金星遷移軌道

表 5.4-1 に 2005 年から 2013 年までの地球-金星移行軌道のウインドウを、太陽周回数が 1 周以下の場合と 1 ~ 2 周の場合に分けて示す。一旦、M-V ロケットにより地球低高度周回軌道にキックモータ+探査機を投入させ、コースティングの後、キックモータにより加速脱出させるパーキング軌道投入を仮定している。一般には直接投入ではなく、このパーキング軌道投入を地球脱出時の方向が制限されないために用いる。ほぼ 1.5 年に一度ウインドウがあることがわかる。

このうち、2008 年 6 月のウインドウ(地球出発: 2008 年 6 月 4 日、金星到着: 2009 年 9 月 8 日、太陽周回数 1.5 周)は、金星到着時の探査機ドライ重量の観点から優れており、さらに脱出方向の緯度が南緯 26 度付近のため、直接投入による探査機重量の増加が見込まれる。そのために、基準シーケンスとして、この 2008 年 6 月打ち上げのケースを設定している(図 5.4-1 および図 5.4-2 参照)。

また、2009 年 9 月における金星投入時の軌道図を図 5.4-3 に示す。

表 5.4-1 地球-金星移行ウインドウ (2 0 0 5 ~ 2 0 1 3)

探査機重量は M - V ロケットによるパーキング軌道投入を想定

Earth-Venus 遷移軌道 (太陽周回数 0-1 rev)

departure	arrival	C3(km ² /s ²)	rel.vel(km/s)	Dec-EQ(deg)	dv_dep	dv_ret	wet(kg)	dry(kg)
2005 10 28	2006 04 07	7.76	4.61	-26.77	3571.71	1452.91	413.18	252.07
2007 05 31	2007 10 29	6.57	3.50	3.98	3519.04	1042.15	424.76	297.99
2008 12 01	2009 05 21	11.91	2.82	25.11	3753.06	836.34	374.88	282.07
2010 07 24	2010 12 02	8.04	5.14	-2.78	3583.97	1683.52	410.52	231.55
2012 04 04	2012 07 24	17.79	4.37	-11.91	4005.10	1357.92	325.50	205.09
2013 10 26	2014 04 05	7.87	4.68	-29.01	3576.26	1484.54	412.19	248.77

Earth-Venus 遷移軌道 (太陽周回数 1-2 rev)

departure	arrival	C3(km ² /s ²)	rel.vel(km/s)	Dec-EQ(deg)	dv_dep	dv_ret	wet(kg)	dry(kg)
2005 05 11	2006 08 05	6.98	4.42	15.55	3537.18	1374.53	420.75	263.62
2006 12 02	2008 02 16	7.13	3.34	-0.65	3543.97	987.75	419.25	299.62
2008 06 04	2009 09 08	8.59	2.87	-26.67	3608.16	851.88	405.29	303.34
2009 11 26	2011 04 01	19.00	3.04	25.66	4056.10	899.34	316.01	232.73
2010 05 25	2010 12 02	16.93	3.41	-22.57	3968.61	1011.64	332.38	235.61
2010 08 23	2010 12 12	10.44	4.61	9.53	3689.12	1454.23	388.11	236.67
2011 05 30	2012 10 12	17.96	3.21	-28.78	4012.34	947.88	324.14	234.81
2011 10 17	2013 01 10	8.38	4.99	-28.75	3598.80	1616.27	407.31	235.05
2013 05 09	2014 08 03	6.99	4.48	18.20	3537.42	1399.58	420.70	261.35

注) departure: Earth departure epoch. arrival: Venus arrival epoch.
 C3(km²/s²): Earth departure C3 (square of Earth relative velocity at infinity).
 rel.vel(km/s): Relative velocity at infinity at Venus arrival.
 Dec-EQ: Earth departure asymptote declination with respect to Earth equatorial plane.
 dv_dep: Delta-V at Earth departure at 200 km altitude.
 dv_ret: Delta-V at Venus orbit insertion (target orbit: 300 km x 10rV altitude).
 Venus gravity constant: 324859km³/s², Venus radius 6052 km.
 total(m/s): dv_dep + dv_ret.
 wet(kg): Spacecraft wet mass at Earth departure.
 dry(kg): Spacecraft dry mass at Venus arrival.

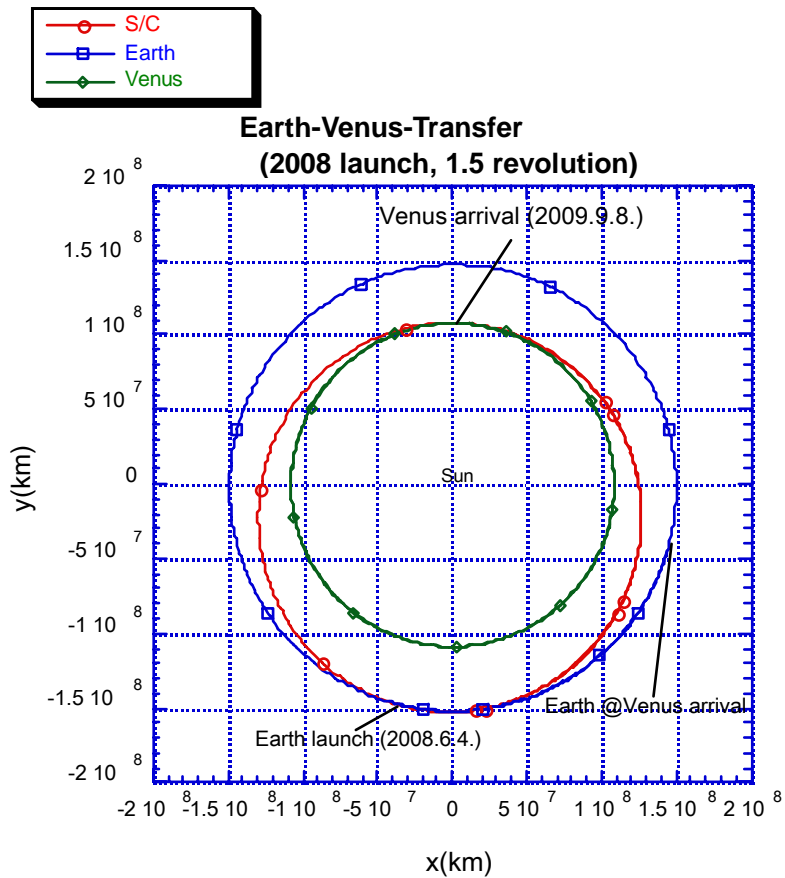


図 5.4-1 地球-金星惑星間軌道 (2008年6月地球~2009年9月金星)

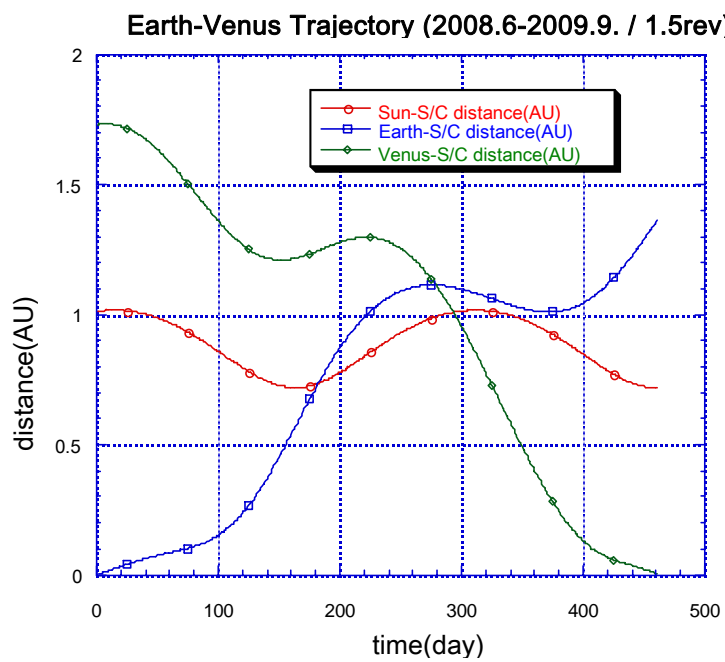


図 5.4-2 地球-金星惑星間軌道における距離の時間履歴

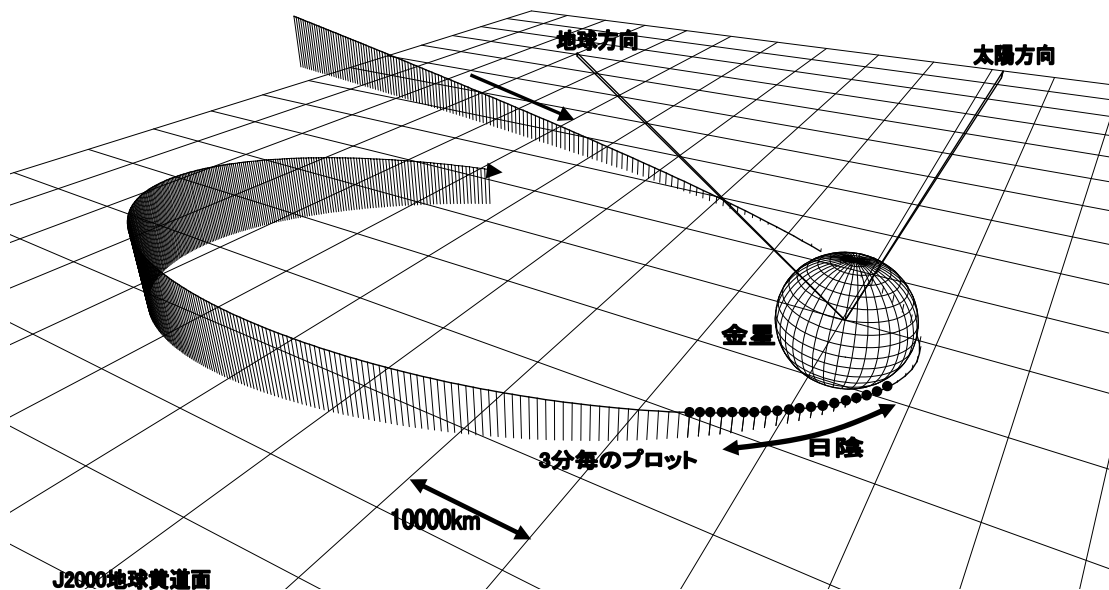


図 5.4-3 2009 年 9 月金星投入時の軌道図

5 . 5 金星投入軌道

地球 - 金星遷移軌道から決まる金星に接近する双曲線軌道の条件は次の表 5.5-1 の通りである。また、金星投入時のジオメトリについては、表 5.5-2 にまとめる。

表 5.5-1 金星接近双曲線軌道

epoch (UTC Calendar) 2009 9 8 0 0 0

v.infinity (km/s)	2.877482
right ascension (deg)	171.8819 (接近漸近線方向の経度、J2000 Earth Ecliptic Coordinate)
declination (deg)	-5.534100 (接近漸近線方向の緯度、J2000 Earth Ecliptic Coordinate)
periapsis altitude (km)	300.0000

表 5.5-2 金星投入時ジオメトリ

Sun-Earth distance (AU)	1.0074
Earth-Venus distance (AU)	1.3690
Sun-Venus distance (AU)	0.7197
Sun-Venus-Earth angle(deg)	45.658
Earth-Sun-Venus angle(deg)	103.61
Sun-Earth-Venus angle(deg)	30.722

惑星間軌道から金星接近双曲線の漸近線方向が決まるために、金星投入軌道の設計パラメタは、遠金点高度および投入時の軌道面（B-プレーン角）のみとなる。このうち遠金点高度は10金星半径とする。表 5.5-3 に投入軌道面をパラメタとして、各種の情報を列記する。なお、地球角（th-E）および太陽角（th-S）は近金点速度方向（逆スピン方向）からの角度であることに注意されたい。

この表 5.5-3 に基づいて投入軌道面の選択する必要があるが、以下の金星周回軌道の制約条件を考慮する必要がある。

- 1) 観測期間は金星投入から2地球年。
- 2) 金星大気回転方向（東 西）と同期した観測が可能なこと。つまり傾斜角が180度付近。
- 3) 1周回中の日陰時間は1.5時間以下であること。
- 4) 遠金点から金星の夜側を撮像できること。サブソーラー角が0度に近い期間があること。

表 5.5-3 投入軌道面と投入近金点における条件

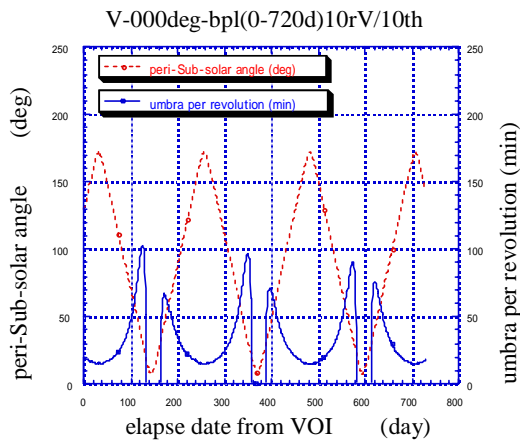
B-plane: B-plane_angle(deg) (90deg:north/270deg:south)	
sma: semi-major_axis(km)	ecc: eccentricity(-)
inc: inclination(deg)(J2000 Earth Ec.)	raan: ascending_node(deg) (J2000 Earth Ec.)
arg: arg_of_periaps(deg) (J2000 Earth Ec.)	peri: periapsis_altitude(km)
lat: peri_latitude(deg) (J2000 Earth Ec.)	th-E: Earth-velocity angle at periapsis(deg)
E-V: Earth-Venus distance(AU)	V-mean: Venus mean anomaly in heliocentric orbit(deg)
vis: S/C visibility from Earth(0:visible,1&2:not)	
vis2: Sub-periapsis visib.from Earth(0:visib.1&2:not)	
th-S: Sun-velocity angle at periapsis(deg)	sub-s: periapsis-Subsolar_angle(deg)
ecl: S/C eclipse(0:sunlit_1&2:shadow)	ecl2: Sub-peri point eclipse (0:sunlit_1&2:shadow)

表 5.5-3 投入軌道面と投入近金点における条件 (続き)

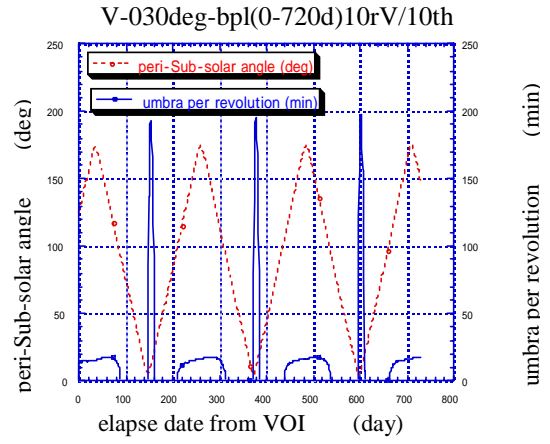
B-plane deg	sma km	ecc -	inc deg	raan deg	arg deg	peri km	lat deg	th-E deg	E-V AU	V-mean deg	vis -	vis2 -	th-S deg	sub.s deg	ecl -	ecl2 -
00.0	39235.1	1.16	05.53	261.88	239.38	300.0	-4.8	83.2	1.4	318.0	2	2	37.6	127.6	2	2
30.0	39235.1	1.16	30.46	342.40	160.35	300.0	+9.8	85.2	1.4	318.0	2	2	46.5	123.3	2	2
60.0	39235.1	1.16	60.15	348.70	155.77	300.0	20.9	94.6	1.4	318.0	2	2	67.5	111.6	2	2
90.0	39235.1	1.16	90.00	351.88	154.92	300.0	25.1	109.4	1.4	318.0	2	2	92.3	96.7	0	2
120.0	39235.1	1.16	119.85	355.07	155.77	300.0	20.9	127.0	1.4	318.0	2	2	118.1	82.1	0	0
150.0	39235.1	1.16	149.54	1.36	160.35	300.0	+9.8	144.9	1.4	318.0	2	2	142.3	70.9	0	0
180.0	39235.1	1.16	174.47	81.88	239.38	300.0	-4.8	157.5	1.4	318.0	2	2	156.3	66.4	0	0
210.0	39235.1	1.16	149.54	162.40	318.42	300.0	-19.7	152.9	1.4	318.0	2	2	144.3	70.2	0	0
240.0	39235.1	1.16	119.85	168.70	323.00	300.0	-31.5	136.5	1.4	318.0	2	2	120.5	80.9	0	0
270.0	39235.1	1.16	90.00	171.88	323.85	300.0	-36.2	118.4	1.4	318.0	2	2	94.8	95.3	0	2
300.0	39235.1	1.16	60.15	175.07	323.00	300.0	-31.5	101.8	1.4	318.0	2	2	69.7	110.3	2	2
330.0	39235.1	1.16	30.46	181.36	318.42	300.0	-19.7	89.3	1.4	318.0	2	2	48.2	122.4	2	2
360.0	39235.1	1.16	5.53	261.88	239.38	300.0	-4.8	83.2	1.4	318.0	2	2	37.6	127.6	2	2

図 5.5-1 から図 5.5-3 に投入軌道面をパラメタとして、日陰時間およびサブソーラー角 (近金点位置方向と太陽直下点方向のなす角) の 2 地球年にわたる時間履歴を示す。

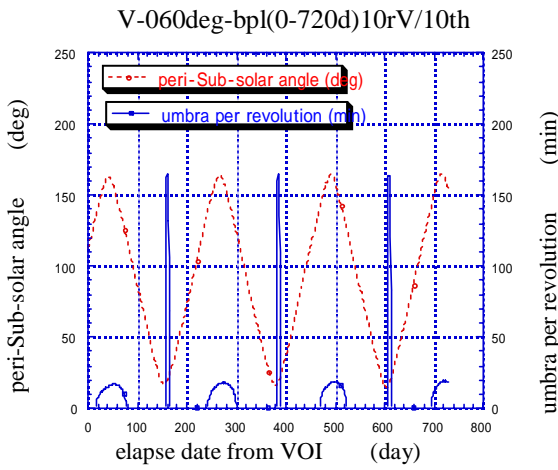
なお、軌道伝播は、惑星重力、金星高次重力項、金星大気抵抗、太陽光圧を考慮した数値積分による。日陰時間が短く、ある程度サブソーラー角が小さくなるのは B プレーン角が 185 度の時であり、これをノミナル投入条件とする。なお、投入後の楕円軸調整については考慮していない。このときの金星投入時の軌道要素を表 5.5-4 に列記する。



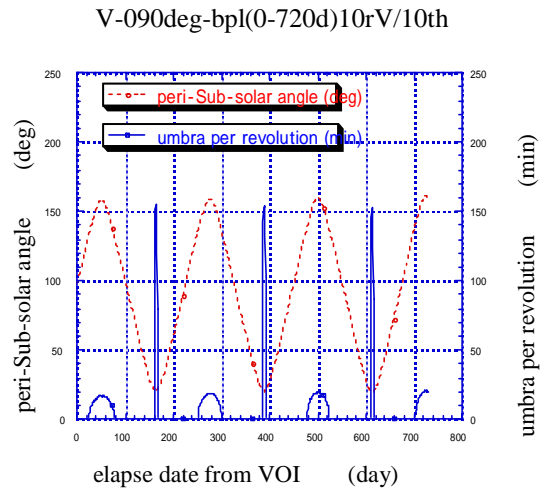
B-plane angle = 00 deg



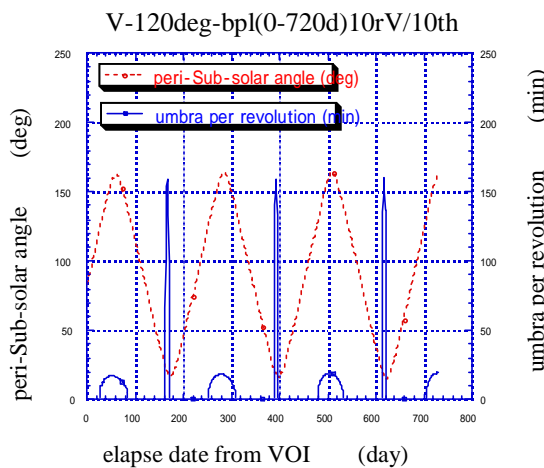
B-plane angle = 30 deg



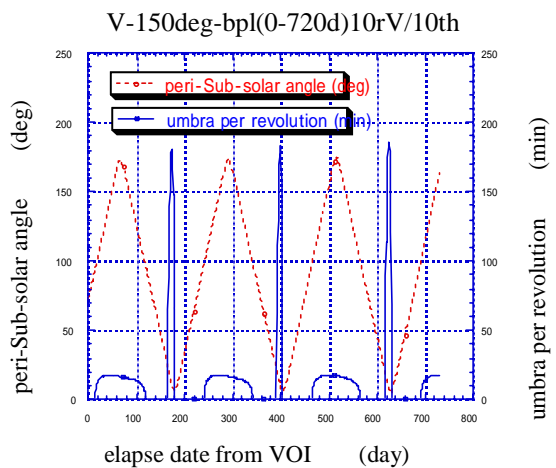
B-plane angle = 60 deg



B-plane angle = 90 deg



B-plane angle = 120 deg



B-plane angle = 150 deg

図 5.5-1 金星周回中の日陰時間およびサブソーラー角 (B-plane angle = 0 - 150 deg)

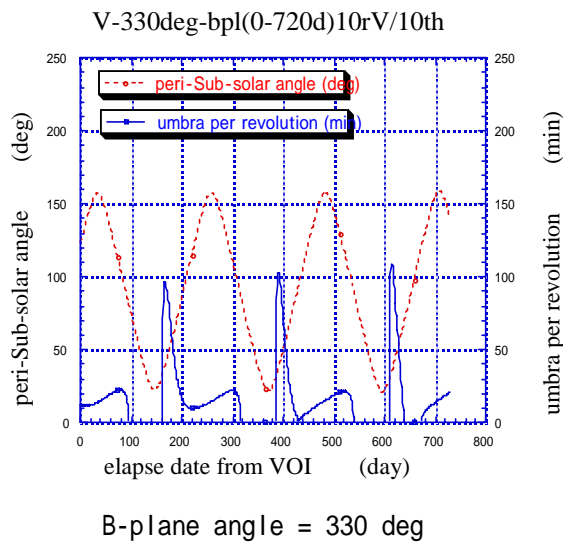
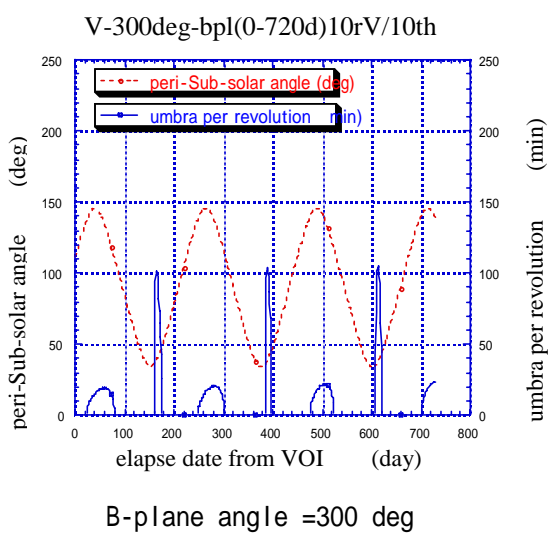
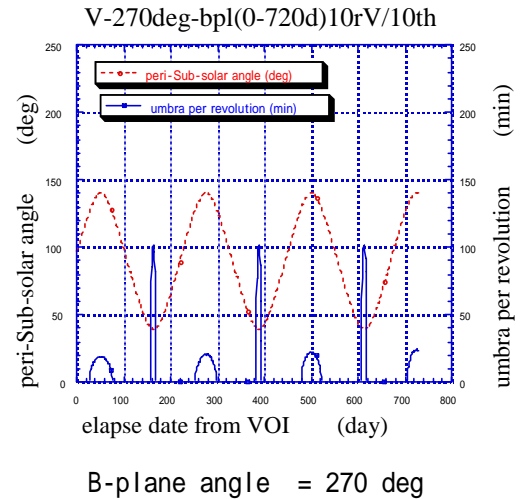
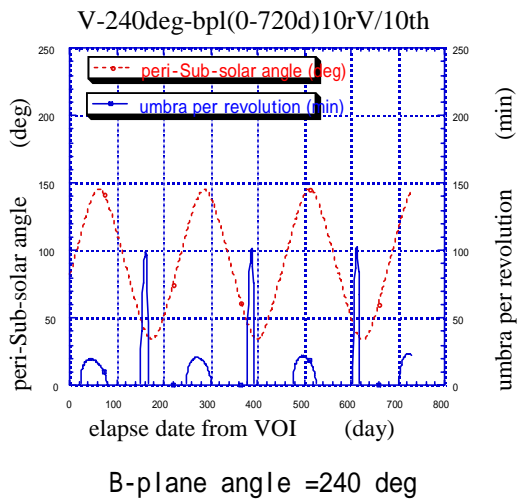
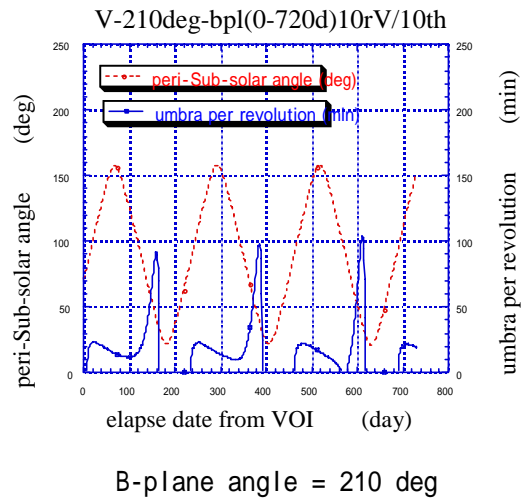
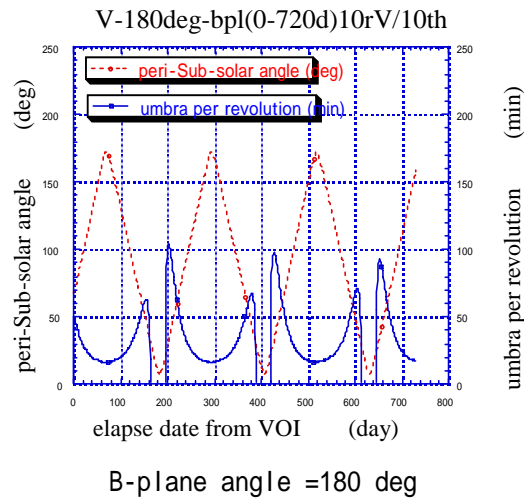


図 5.5-2 金星周回中の日陰時間およびサブソーラー角 (B-plane angle = 180 - 330 deg)

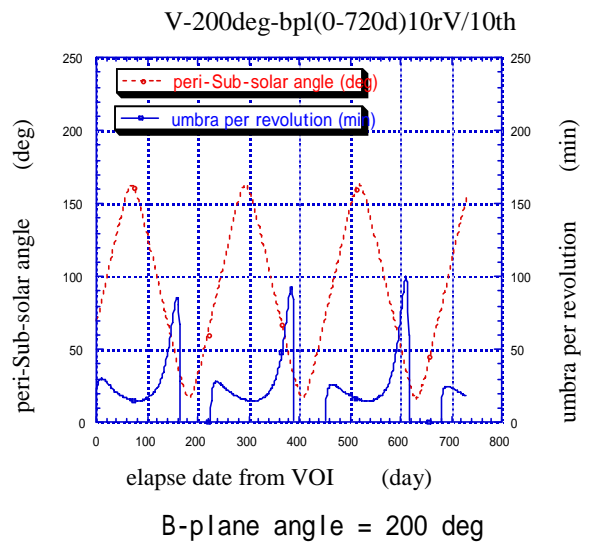
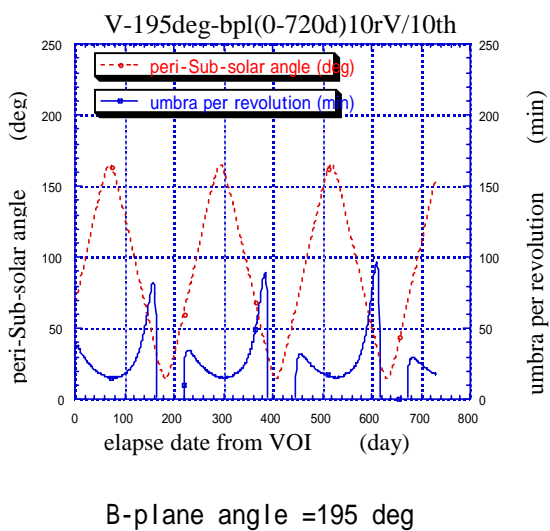
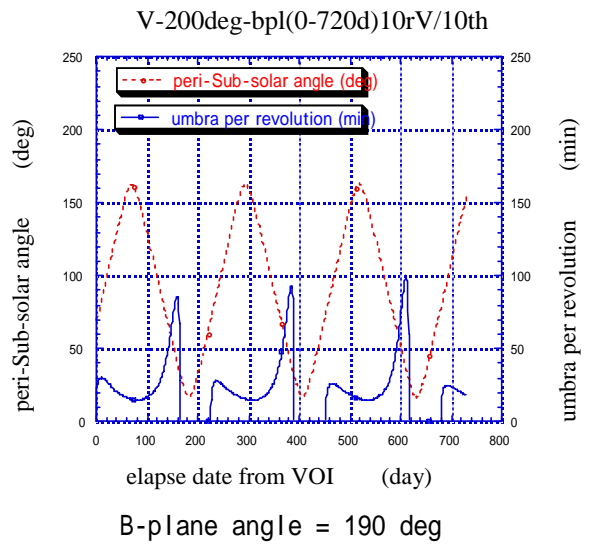
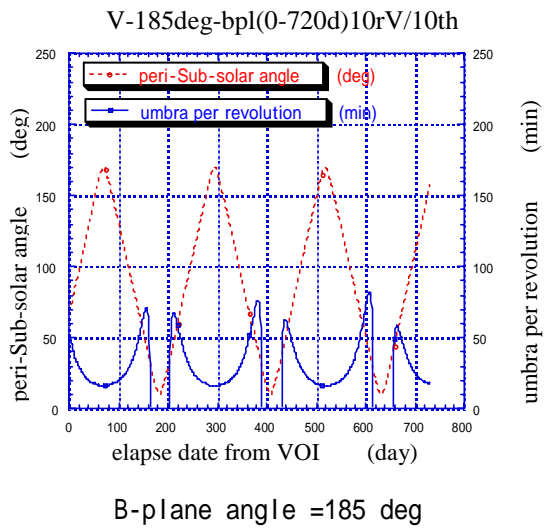
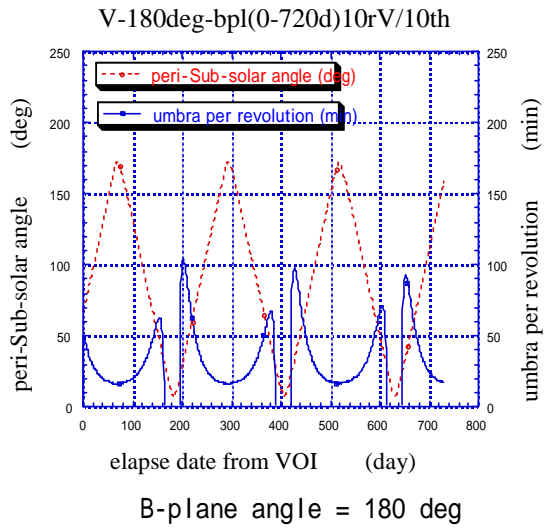
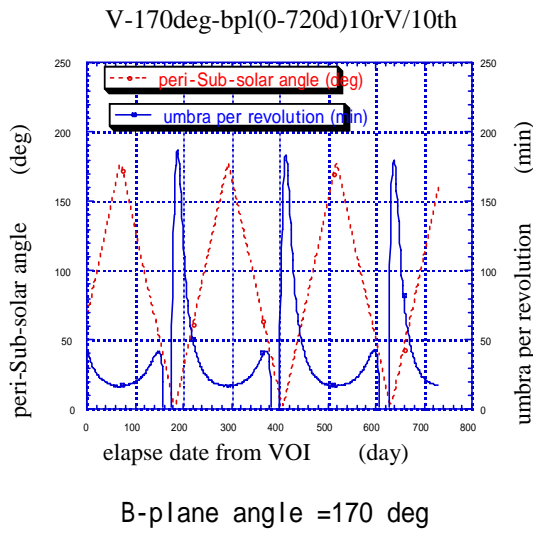


図 5.5-3 金星周回中の日陰時間およびサブソーラー角 (B-plane angle = 170 - 200 deg)

表 5.5-4 投入時軌道情報 (B プレーン角 185 度を仮定)

B プレーン角 : 185.0 deg (日陰、地蝕)
 地球角 : 158.2 deg (近金点速度方向 = 反スピン軸基準)
 太陽角 : 156.1 deg (近金点速度方向 = 反スピン軸基準)
 サブソーラー角 : 66.4 deg (近金点位置方向と太陽直下点方向のなす角)

Keplerian (J2000 Earth Ecliptic)

semi-major axis (km)	36421.00	eccentricity (--)	.8290547
inclination (deg)	172.5500	ascending node (deg)	124.1000
argument of per(deg)	281.3600	time from peri (sec)	.0000000
period (day)	0.886842		

Keplerian (Venus Prime Meridian-Equatorial)

semi-major axis (km)	36421.00	eccentricity (--)	.8290547
inclination (deg)	171.3135	ascending node (deg)	161.1508
argument of per(deg)	280.8002	time from peri (sec)	.0000000

Local (Venus Prime Meridian-Equatorial)

distance (km)	6226.000	velocity (km/s)	9.769132
peri-longitude (deg)	-119.7717	latitude (deg)	-8.531505 (近金点緯度)
flight path (deg)	-0.4522351E-14	azimuth (deg)	271.6399
dot(node)(deg/day)	0.1473768E-02	dot(arg)(deg/day)	0.7498101E-03

5 . 6 金星周回軌道

周回軌道上における軌道情報 (B プレーン角 1 8 5 度、遠金点高度 1 0 rV) を以下に示す。

- ・ 近金点、遠金点高度。金星投入直後の近金点高度は増加傾向にある。図 5.6-1 では初期高度として 150km を想定しているが、これはノミナル投入高度 300km に軌道決定精度誤差-150km を考慮した値であり、投入高度が低い側になってもすぐに金星表面と衝突しないことがわかる。

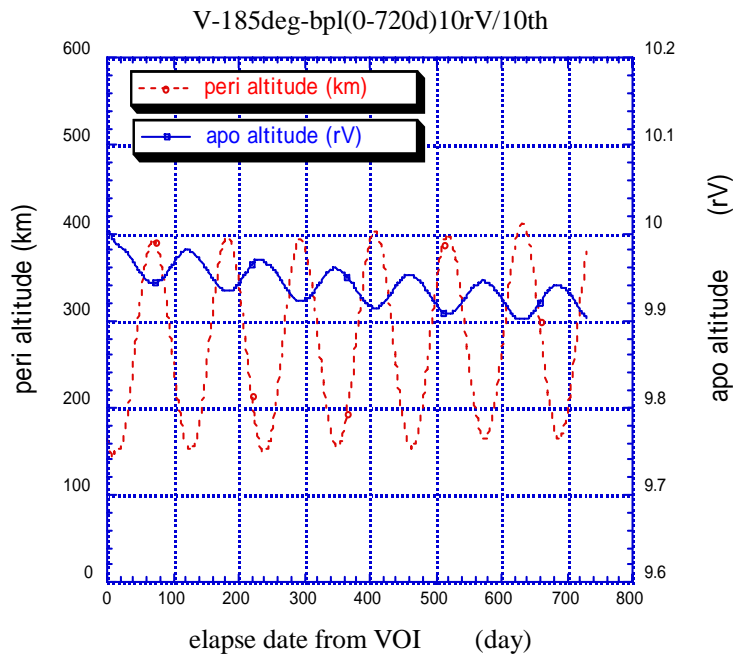


図 5.6-1 金星投入後の近金点、遠近金点高度の時間履歴

- ・ 軌道傾斜角、昇交点経度、近金点引き数。

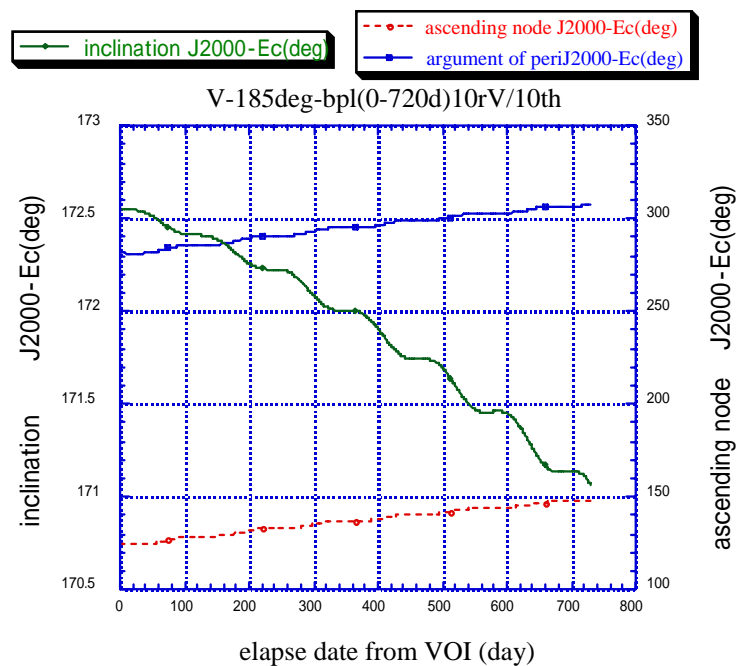


図 5.6-2 金星投入後の軌道傾斜角、昇交点経度、近金点引き数の時間履歴

- ・ 太陽 - 衛星 - 地球角および衛星 - 太陽 - 地球角。金星投入 120 日および 700 日後に"外合" (地球 - 太陽 - S / C = 金星 : uplink / downlink 双方不可)、420 日後に"内合" (地球 - S / C = 金星 - 太陽 : uplink のみ可能) が存在する。"衝" (太陽 - 地球 - S / C = 金星 : downlink のみ可能) は存在しない。

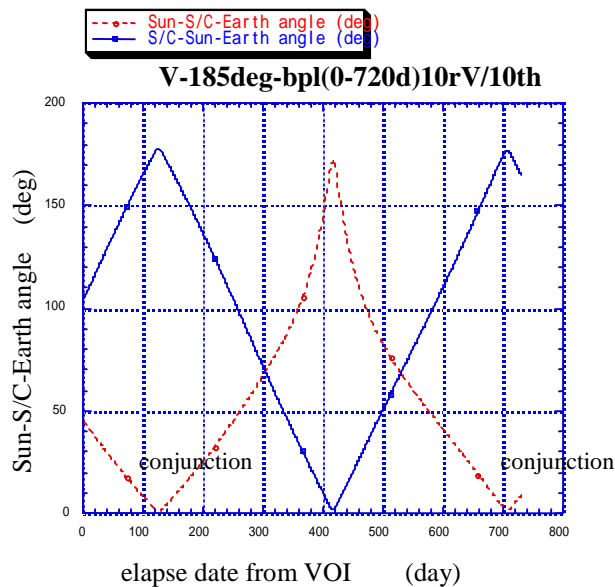


図 5.6-3 金星投入後の太陽 - 衛星 - 地球角および衛星 - 太陽 - 地球角の時間履歴

- ・ 金星-地球間距離は、投入時は 1.4 AU、120 日後に 1.7 AU (最大値)、420 日後に 0.3 AU (最小値) となる。太陽 - 探査機 - 地球角は、金星が内惑星であるので、大きく変化する。

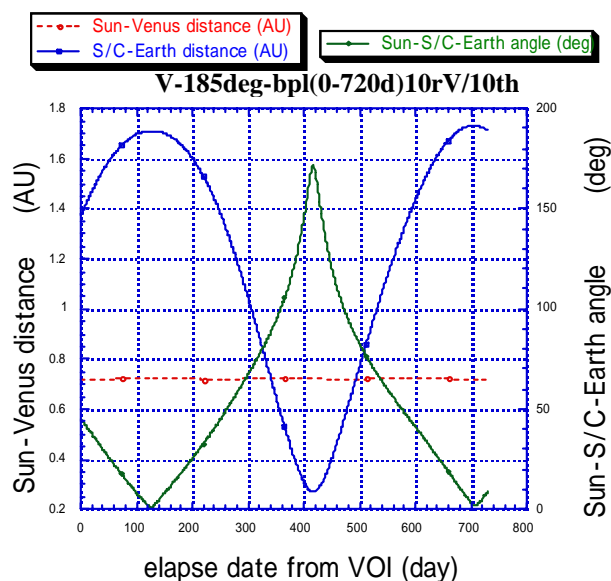


図 5.6-4 金星投入後の距離の時間履歴

- ・ 近金点の緯度（黄道面および金星赤道面基準）。

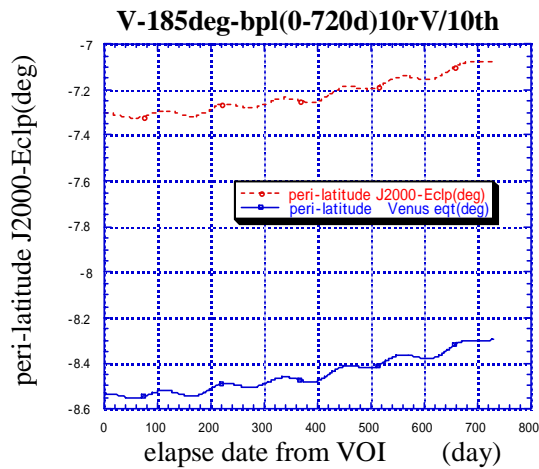


図 5.6-5 金星投入後の近金点緯度の時間履歴

- ・ 1 周回中の日陰時間および日陰の生じる平均金心距離を示す。観測期間を 2.0 年とした時の最長日陰時間は 90 分（遠金点高度を 10 r V）の条件を満たしている。なお、遠金点高度を 10 r V（金星半径）から 20 r V にした場合には、次のようになり、最長日陰時間を 90 分と制限するならば、観測可能期間は半減する。

観測期間：1.0 年 最長日陰時間 90 分（遠金点高度を 20 r V）
 観測期間：1.5 年 最長日陰時間 150 分（遠金点高度を 20 r V）
 観測期間：2.0 年 最長日陰時間 210 分（遠金点高度を 20 r V）

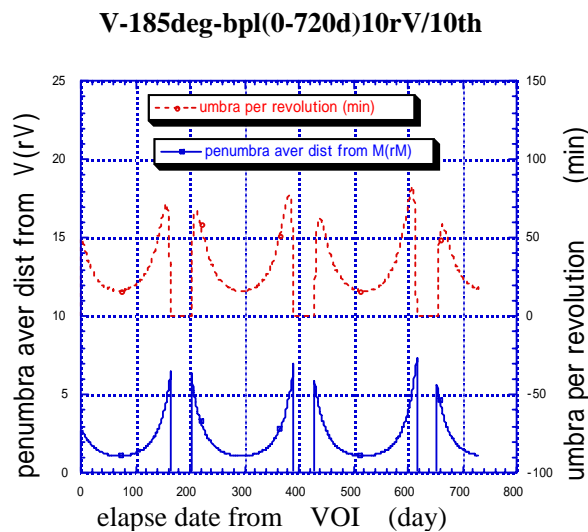


図 5.6-6 金星投入後の日陰時間の時間履歴

5.7 探査機重量および軌道制御 / 姿勢制御量

M - V ロケットの直接投入を想定した場合の、具体的なキックモータおよび探査機重量は表 5.7-1 のようになる。

表 5.7-1 M - V キックモータサイジングおよび探査機 wet 重量

前提：M - V 改第 3 段燃焼終了時に 150 km x -1500 km (落下) 軌道に 3 2 0 0 kg 投入。
M - V 改第 4 段燃焼終了時に遠地点高度 20 万 km の長楕円軌道に投入。

第 4 段 (キックモータ) 推進薬重量	2 2 9 7 kg (I s p = 3 0 0 秒、 V = 3 7 1 9 m / s)
第 4 段 (キックモータ) モータ重量	2 0 5 kg
衛星接手重量	5 1 kg
衛星重量	6 4 7 kg

合計	3 2 0 0 kg
----	------------

また、探査機機推進系に課せられる V および姿勢制御量については、表 5.7-2 にまとめる。具体的な必要燃料については、6.5 章推進系を参照されたい。

表 5.7-2 探査機機推進系に課せられる V および姿勢制御量

	2 液[m/s]	1 液[m/s]	1 液[Nms]	Spin[rpm]
SpinDown 軌道投入				60
アンロード ~ 金星着			200	
アンロード ~ EOL			300	
V 1 Perigee up		30		
V 2 投入誤差補正	30	1		
V 2 c 周期調整		20		
V 3 Perigee 高度調整		30		
V 4 地球脱出 OME	605	7		
V 4 c OME 補正	60	1		
V 4 c2 OME 補正		5		
V 5 SWB ターゲット	50	1		
V 5 c SWB ターゲット補正		10		
V 5 c2 トリム		1		
V 6 SWB 誤差補正	20	1		
V 6 c SWB 誤差補正		5		
V 6 c2 SWB 誤差補正		1		
V 7 ミッドコース V	25	1		
V 7 c ミドコース V補正		5		
V 8 金星ターゲット		5		
V 8 c トリム		1		
V 9 金星投入	882	10		
V 9 c 遠金点調整		20		
V 10 近金点調整		20		
V 11 周回中の各種調整		45		
計	1672	220	500	60

OME は Grav.Loss 込みの値

OME 時の 1 液欄は姿勢保持分。一律 1 % (1m/s 以下は切り上げ) で計上

第6章 衛星システム

6.1 システムへの要求

6.1.1 ミッション

惑星探査機は、打ち上げ年月日および惑星間軌道への投入方法（打ち上げロケットによるダイレクト投入 or Phasing Orbit(フェーzingオービット)を使用した投入)により打ち上げ可能な期間(Launch Window)と質量が大きく異なる。本金星探査機は、第5章でも述べられているように、打ち上げ期間の確保と最大限の打ち上げ質量確保を目的として、フェーzingオービットが採用されている。ミッションの概要を表6.1.1-1にまとめる。

表6.1.1-1 金星探査機ミッションの概要

主目的	金星大気循環の解明
惑星間軌道投入方法	Phasing Orbitを使用
打ち上げ可能期間	2007年2月～4月
地球発	2007年6月
Swing-by	2008年6月
金星到着	2009年9月
金星観測期間	2年(地球時間)
衛星打上質量	647kg(Wet)
打上ロケット	M-V改
金星観測軌道	近金点 300km、遠金点 10Rv(金星半径) 軌道傾斜角 172°、軌道周期 約22地球時間

6.1.2 観測系

観測の目的は第2章で詳細に記述されているように

- ・スーパーローテーションのメカニズムの解明
- ・子午面循環の構造の解明
- ・雲の動態と雷放電メカニズムの解明
- ・大気散逸メカニズムの解明
- ・地面放射率マッピングと活火山探索

等である。この目的達成のため、波長の違う5台のカメラ

- ・短波長赤外イメージャ(Short-wave InfraRed camera: S I R)
- ・中間波長赤外イメージャ(Medium-wave InfraRed camera: M I R)
- ・長波長赤外イメージャ(Long-wave InfraRed camera: L I R)
- ・紫外イメージャ(Ultra Violet Imager: U V I)

・雷・大気光カメラ(Lightning and Airglow Camera: L A C)
 が搭載される。この中でも、近赤外カメラであるS I R (Short-wave Infrared Camera, 短波長赤外イメージャ)とM I R (Medium-wave Infrared Camera, 中間波長赤外イメージャ)は最も重要な観測機器である。

金星探査機は軌道周期約22時間の長楕円軌道に投入され、観測カメラはノミナル2時間ごとに撮像される。撮像時の露光時間は姿勢系短期安定度に対する要求条件となるが、各観測カメラは、3秒以下の露光時間でS/N目標を達成すべく設計される。

気象力学パラメタを定量的に解析し解釈するうえで重要なのが、“全球同時観測”である。全球同時観測とは、“金星全球を搭載カメラで同時に撮像すること”である。このため、本探査機では、1周回中の2/3以上の時間においての全球同時撮像が要求条件となっている。各観測カメラの視野要求は、使用するCCDと“全球同時観測”を満たすべく設定されている。“全球同時観測”は、本ミッションの大きな特色である。

機器配置に対する要求としては、以下とする。

- ・上記にもとづき設定された視野角を確保すること
- ・金星軌道投入後に観測上有利な衛星面に全てのカメラを配置すること
- ・観測カメラの熱雑音抑制のため、観測時の温度が極力一定となる場所に配置すること

以上のシステムに対する観測系要求をまとめたものを表6.1.2-1に示す。また、今回のシステム構築にあたって、前提とした観測系システムI/F条件概要を表6.1.2-2に示す。

表6.1.2-1 観測系からのシステム要求概要

・金星観測軌道までの観測要求	特になし(軌道上試験除く)
・金星観測軌道での観測要求	
撮像周期(LAC以外)	2時間に1回
撮像周期(LAC)	1周回に1回
露光時間	3秒以内
撮像時安定度	0.01°
(姿勢系短期安定度)	0.01°/3秒
全球同時観測(LAC以外)	1周回中 2/3以上
・機器配置	
-金星軌道投入後に観測上有利な衛星面に全てのカメラを配置すること	
-観測カメラの熱雑音抑制のため、観測時の温度が極力一定となる場所に配置すること	

表 6.1.2-2 観測系システムI/F条件概要

カメラ		重量(kg)	消費電力(W; DC/DC 変換器 loss含む)		寸法(mm)			視野角	取り付け温 度要求
			Measure	stand-by	W	D(sens or部は	H		
SIR	回路部	3.2	15.7	6.2	270	250	110	N/A	-30 ~ 45
	センサー部	1.1	5.1	1.1	130	240	130	16°円	0±TBD
MIR	回路部	3.6	18.9	6.4	270	250	130	N/A	-30 ~ 45
	センサー部	10.9	48.1	1.1	200	540	200	16°円	0±TBD
LIR	回路部	3.1	15.7	6.2	270	250	90	N/A	-30 ~ 45
	センサー部	1.1	5.1	1.1	125	330	125	16°角	0±TBD
UVI	回路部	3.1	15.7	6.2	270	250	110	N/A	-30 ~ 45
	センサー部	0.9	5.1	1.1	120	120	120	16°角	0±TBD
LAC	回路部	3.1	16.0	6.2	270	250	110	N/A	-30 ~ 45
	センサー部	2.0	6.0	1.5	205	450	205	16°円	30±TBD
合計		32.2							

6.1.3 共通系

(1) 通信系

通信系に対する要求を表6.1.3-1に示す。なお、*印に関しては、システムを構築する上で、システムにて設定した値であり、今後の検討の中で見なおす可能性がある値である。

表6.1.3-1 通信系に対する要求

・通信リンク	<テレメトリ>
	*Launch : 32kbps (TBR)
	*Phasing Orbit : 32kbps (TBR)
	*地球並走 : 2kbps以上 (TBR)
	VOI : TBD
	金星Orbit(HGA使用時) : 2kbps以上
	*金星Orbit(MGA使用時) : 8bps 以上
	<コマンド>
	*Launch : 要求なし
	*Phasing Orbit : 1kbps (TBR)
	*地球並送 : 1kbps (TBR)
	VOI : TBD
	*金星Orbit(HGA使用時) : 1kbps
	*金星Orbit(MGA使用時) : 15.6bps 以上

(2) 電源系

電源系に対する要求事項を表6.1.3-2に示す。

表6.1.3-2 姿勢・軌道制御系に対する要求

・発生電力	500W以上 @1AU/BOL 500W以上 @0.7AU/EOL
・SAP許容入射角	45°(HGA展開後)
・バッテリー	軽量化のためにMUSES-Cにて搭載予定のLiイオンバッテリーを前提とするが、電力要求により他バッテリーも考慮のこと。

(3) 姿勢・軌道制御系

姿勢・軌道制御系に対する要求事項を表6.1.3-3に示す。

表6.1.3-3 姿勢・軌道制御系に対する要求

・惑星間軌道への投入方法	Phasing Orbitを経て投入
・金星観測軌道	近金点 300 km、遠金点 10 Rv (金星半径) 軌道傾斜角 172°、軌道周期 約21.3地球時間
・軌道傾斜角	約180度
・合	地球～金星会合周期が584日のため、合が発生し、通信リンクが途絶えても問題ないように設計すること
・姿勢制御方式	観測カメラからの要求より三軸制御とする
・蓄積角運動量のアンダーテイング	金星には磁場が存在しないためMMのアンダーテイングはMTQ以外のアクチュエータにて達成のこと。
・姿勢系要求精度	
- 指向精度	0.1 deg以下
- 短期安定度	0.01 deg/3 sec 以下
- 中期安定度	要求なし
- マヌーバ性能	180 degのマヌーバで静定まで15分以内
・運用要求	カメラ視野方向を2時間ごとに金星中心方向に向けること。HGAが2軸ジンバルで制御されない場合には、軌道面外への仰角方向制御を実施のこと。
・ANT駆動速度	HGA/MGA : 0.3 deg/sec以上@金星orbit (180 deg /10 min)

(4) データ処理系

データ処理系に対する要求事項を表6.1.3-4に示す。

表6.1.3-4 データ処理系に対する要求

・データ収集レート	65kbps max
・記録レート	65kbps max
・記録容量	64Mbytes以上

(5) 推進系

推進系に対する要求事項を表6.1.3-5に示す。

表6.1.3-5 推進系に対する要求

・打上質量	647kg
・要求Delta-V量	第5章 軌道計画参照
・OME噴射時の姿勢制御方式	三軸姿勢制御
・タンク個数	OME噴射時の衛星重心ズレを最小にするため、 推薬タンク1個、酸化剤タンク2個、ガス気蓄器1個のタンク構成とする。
・地球脱出時の軌道パラメータ	近地点高度：500km 遠地点距離：200,000km 近地点速度：10.2146km/sec (Pre-Delta_V) 軌道角速度：0.079324deg/sec

6.2 システム設計

6.2.1 衛星コンフィギュレーション

金星探査機の打上コンフィギュレーションを図6.2.1-1、形状概要を図6.2.1-2に、運用フェーズごとの基本コンフィギュレーションを図6.2.1-3に示す。探査機本体は1.2m×1.6m×1.38mの直方体であり、打上げ時には、本体の上方（衛星Z軸方向）に直径1.6mの高利得アンテナ（HGA）、下方に500Nスラスタ、側面2面に単段の太陽電池パドルが配置されている。また、地球発、金星周回軌道投入時の大Delta-Vを三軸姿勢制御にて実施可能とするため、XY面内のズレを最小とする推進系タンク個数と配置とした（推薬タンク1個、酸化剤タンク2個、ガス気蓄器1個）。軌道上想像図を図6.2.1-4に示す。

本探査機は、主にミッション観測機器設計上の要求から3軸制御方式を採用している。詳細にはミッションからの姿勢変更要求、セーフホールド時の安全性、通信確保性及び太陽光圧

トルク等への外乱への対処を鑑み、+Y軸周りの4スキューバイアスモーメント方式を採用している（詳細は6.3章参照のこと）。

地球との通信は、地球近傍や非定常姿勢時は2本の低利得アンテナ（LGA-A/B）で、定常姿勢時は、軌道面内にドーナツ型パターンを持つ中利得アンテナ（MGA-A）を使用する。

地球並走軌道投入後は、HGAを1軸ジンバル制御し、地球指向させる。撮像や異常時等HGA地球指向不可能な場合は、MGA-Aで地球とのコマンドリンク及び最低限（8bps）のテレメトリリンクを確保する。

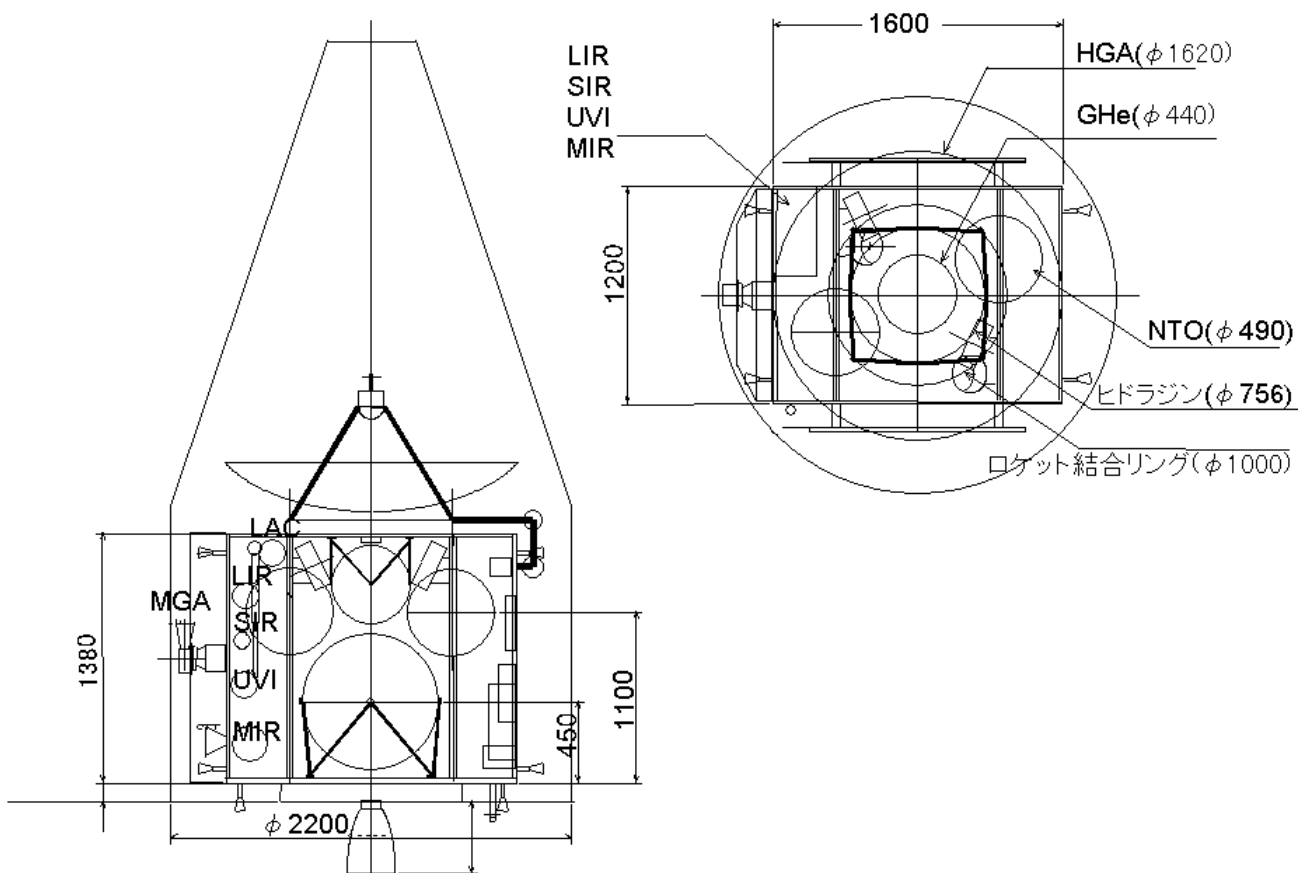


図6.2.1-1 打ち上げコンフィギュレーション

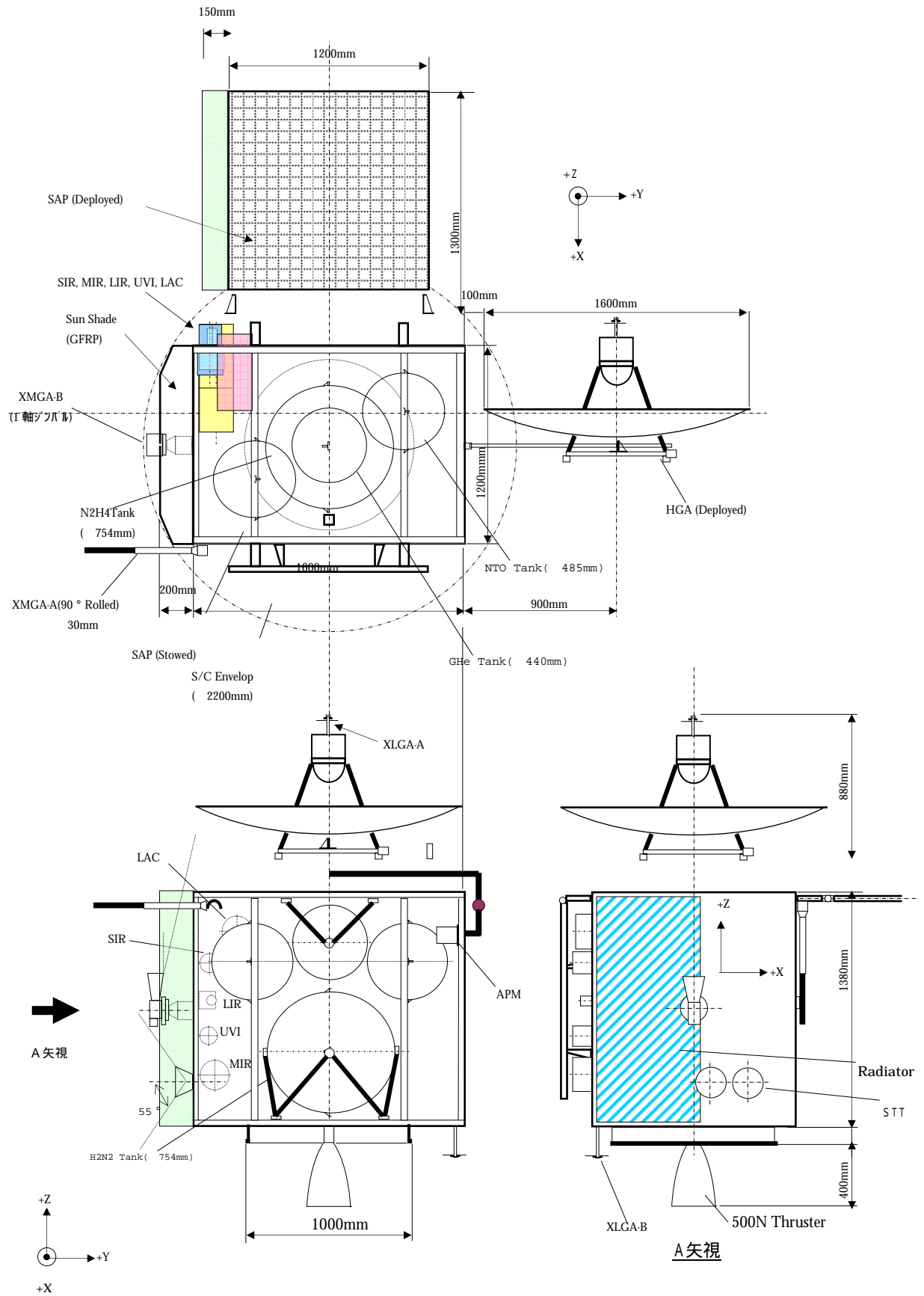
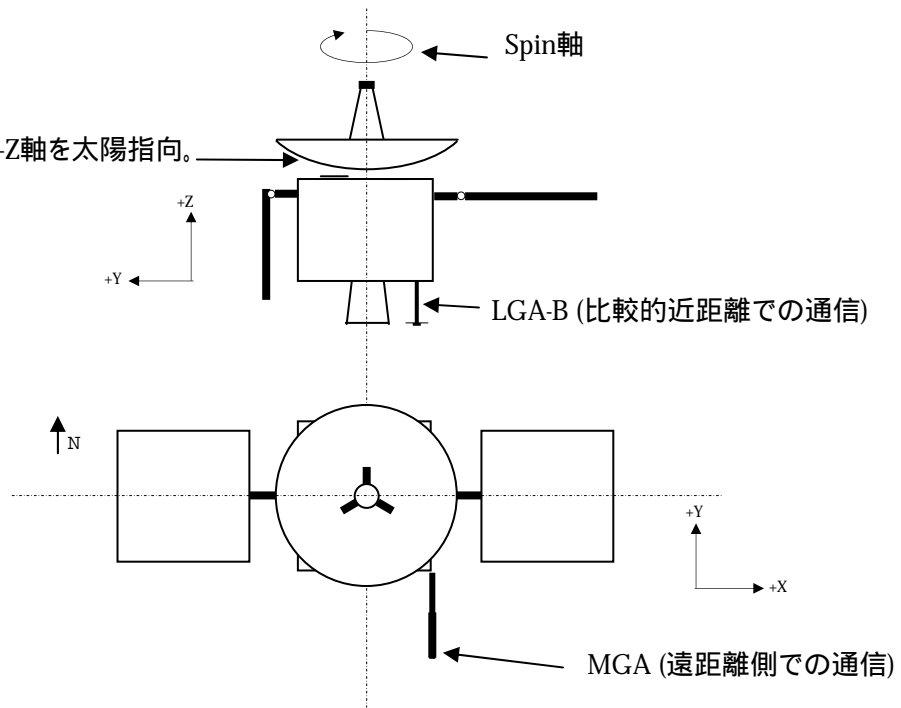


図 6.2.1-2 衛星 Configuration

A: Transfer Orbit

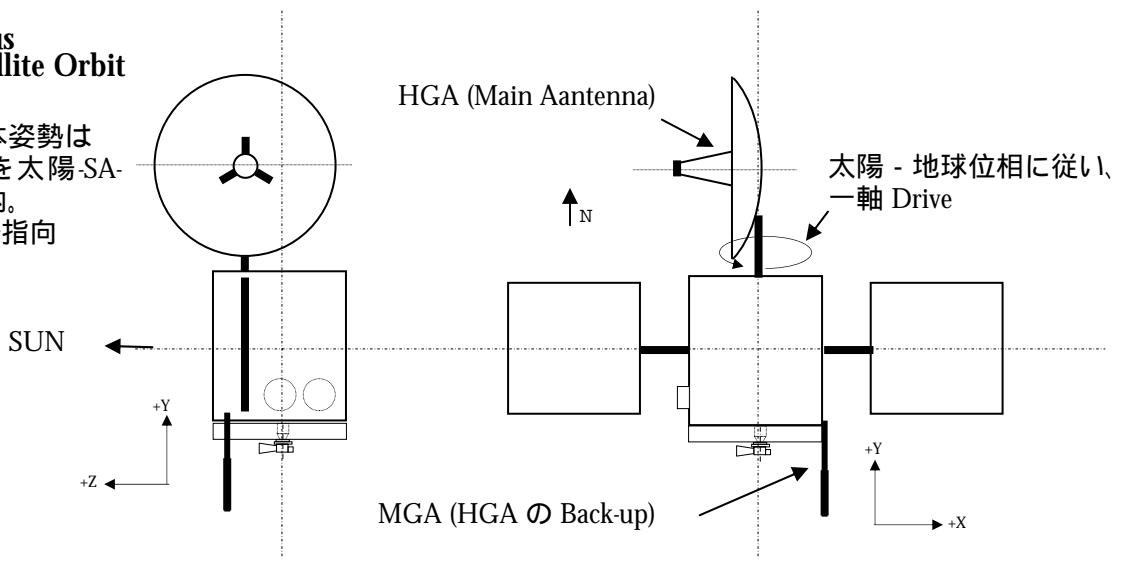
(HGA展開まで)

衛星基本姿勢は+Z軸を太陽指向。



B: Venus Satellite Orbit

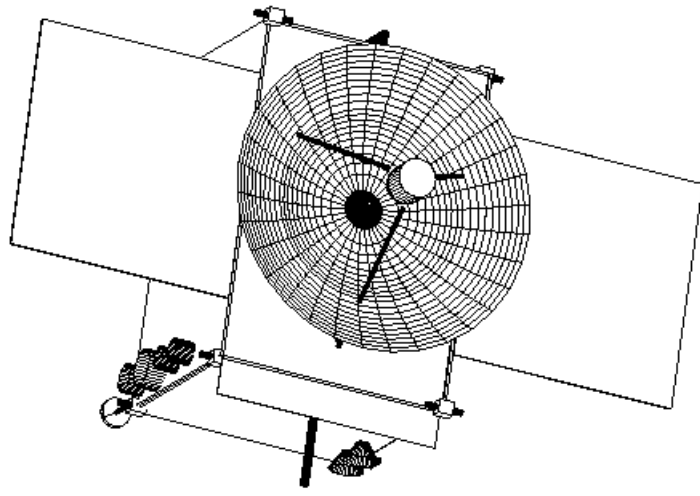
衛星基本姿勢は
+ZX 面を太陽-SA-
地球面内。
Z 軸太陽指向



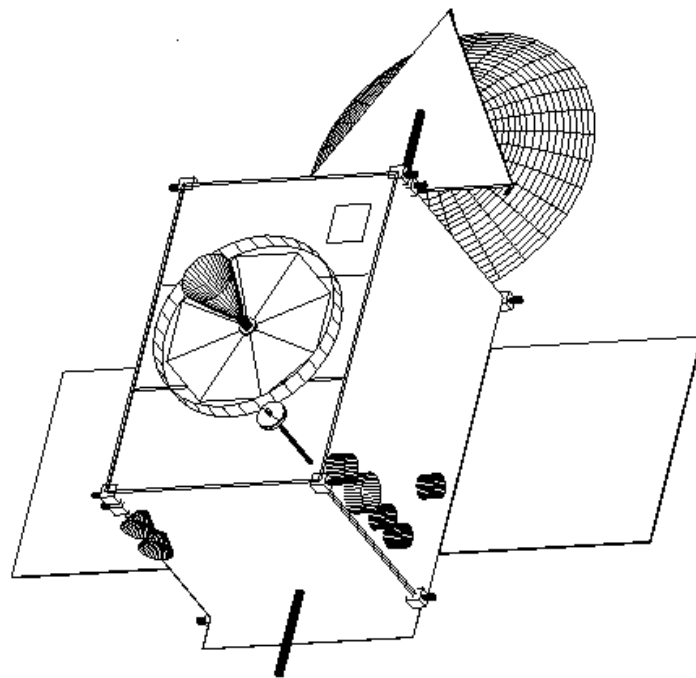
C: Imaging (30 分間/回)

B:の姿勢のまま、+Y/Z軸回りに回転。
Z軸回りが小さければHGA通信を続けながらの撮像が可能。HGAが途切れる場合には、MGAに切り替え

図 6.2.1-3 運用 Configuration



<HGA展開前>



<HGA展開後>

図6.2.1-4 軌道上想像図

6.2.2 衛星運用概要

衛星の運用フェーズは軌道に即し大きく以下の5つのフェーズに分類できる。本報告書の衛星コンフィギュレーションを採用した場合の各フェーズごとにおける衛星運用概要を以下に記述する(図6.2.2-1, 図6.2.2-2参照)。

- Phase-1 Launch ~ 三軸姿勢確立
- Phase-2 Phasing Orbit
- Phase-3 地球並走 Orbit
- Phase-4 クルージング Orbit
- Phase-5 金星観測Orbit

Phase-1 Launch ~ 三軸姿勢確立

金星探査機は、M-V改ロケットにより、近地点高度 約150km × 約20万kmの楕円軌道に投入される。打上後、ロケット3段目において約60(TBR)rpmにスピニングアップされる。その後第4段キックモータ点火 => キックモータ燃焼終了 => 探査機分離を実施する。探査機はロケット分離後、必要電力確保、通信リンク確保のため、オンボード制御にてRCSスピニングダウン => 太陽指向 => 三軸姿勢確立 => 太陽電池パドル展開 => 定常運用姿勢(慣性空間固定)へと自動移行する(TBR: To Be Revised)。

打上後の第1可視は約8時間、第2可視は約8.5時間(Nominal)で、第2可視において、Perigee up Maneuverを実施し、近地点高度を約1000kmに上昇させる予定である。なお、投入軌道の遠地点が15万kmと低くなった場合には、第1可視にて約10m/secのDelta-Vを実施する必要がある。

通信リンク用アンテナは、打上時は衛星下面に取りついているLow Gain Antenna(LGA)、定常運用姿勢(慣性空間固定)確立後はLGAもしくはMedium Gain Antenna(MGA-A)を使用する。

Phase-2 Phasing Orbit

定常運用姿勢(慣性空間固定)確立後、衛星の初期動作確認を実施する。High Gain Antenna(HGA)は初期動作確認の中で展開・通信の確認を行う。Phasing Orbitでの姿勢は、運用を簡易にするために、定常運用姿勢(慣性空間固定)をノミナルとする。なお、MGA-Aによる通信リンク確保の観点より衛星Y軸を軌道面垂直とする(TBR)。

Phase-3 地球並走

探査機は、2007年6月に500Nスラストを用いて地球脱出のDelta-V(三軸姿勢制御下)を実施し、Phasing Orbitから地球並走Orbitに投入される。地球を脱出した探査機は(2007年2~4月期打上の場合)、地球並走Orbitと定義した軌道を約1年かけて航行することになる。

探査機 地球距離は最大で約3500万km離れるため、姿勢制御は、定常運用姿勢(慣性空間固定)から定常運用姿勢(太陽指向)に移行する。定常運用姿勢(太陽指向)はZX面を太陽 探査機 地球を含む面内にいれ、Z軸(太陽電池法線方向)を太陽指向となるような姿勢である。この姿勢により、Y軸回りにHGAを回転すれば常にHGAにて通信リンクを確立することが可能である。なお、HGAでリンクがとれないContingency時でも、LGAとMGA-Aの併用にて通信可能である(図6.2.2-3参照)。

Phase-4 クルージング Orbit

探査機は、2008年6月に地球swing-byを行い、地球 金星間軌道であるクルージングOrbit

に投入される。クルージングOrbitに投入された探査機は、1年3カ月かけて金星に向け航行する。姿勢は定常運用姿勢（太陽指向）である。

Phase-5 金星観測Orbit

非観測時（約1.5時間）の姿勢は定常運用姿勢（太陽指向）である。カメラ撮像時（約0.5時間）はY軸回りに衛星ボディを回転させた後、Z軸回りに回転させ、カメラ視野方向（-X軸）を金星中心にむける姿勢制御を行う（詳細は、姿勢系6.4項参照）。このため、ZX面は太陽 探査機 地球面から仰角±10°程度もつことになる。よって、カメラ撮像時は、季節により予めHGAからMGA-Bに切り替えて運用を行う。

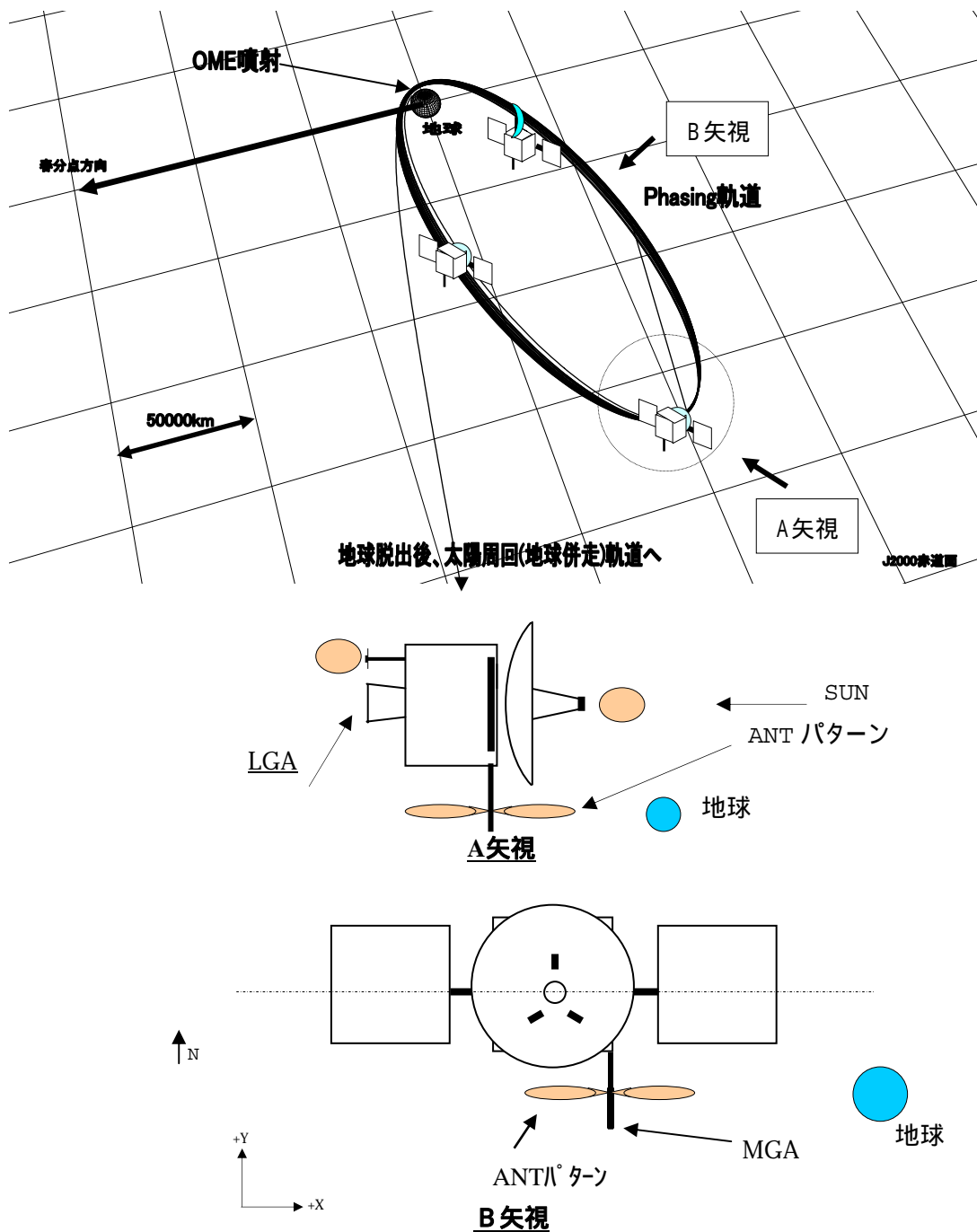
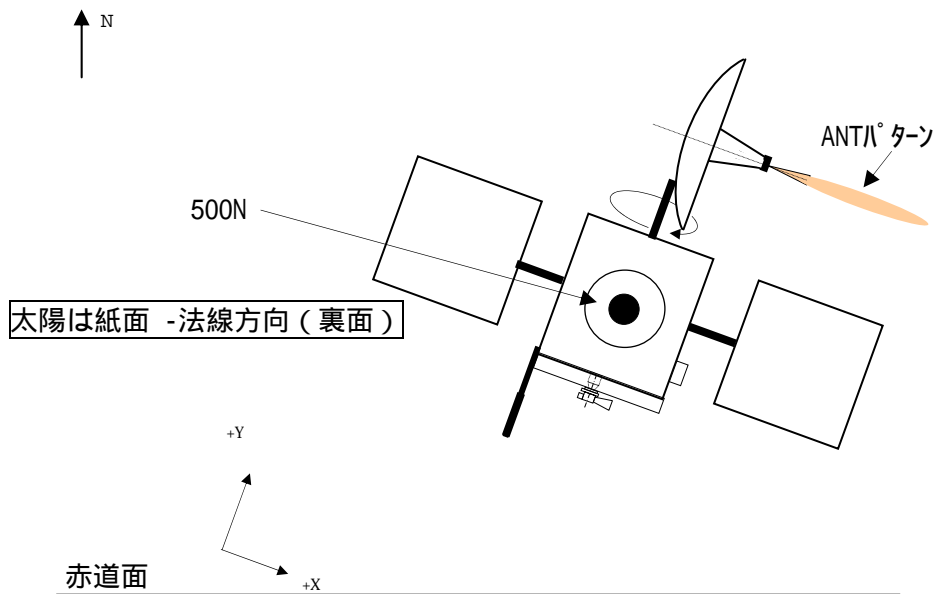
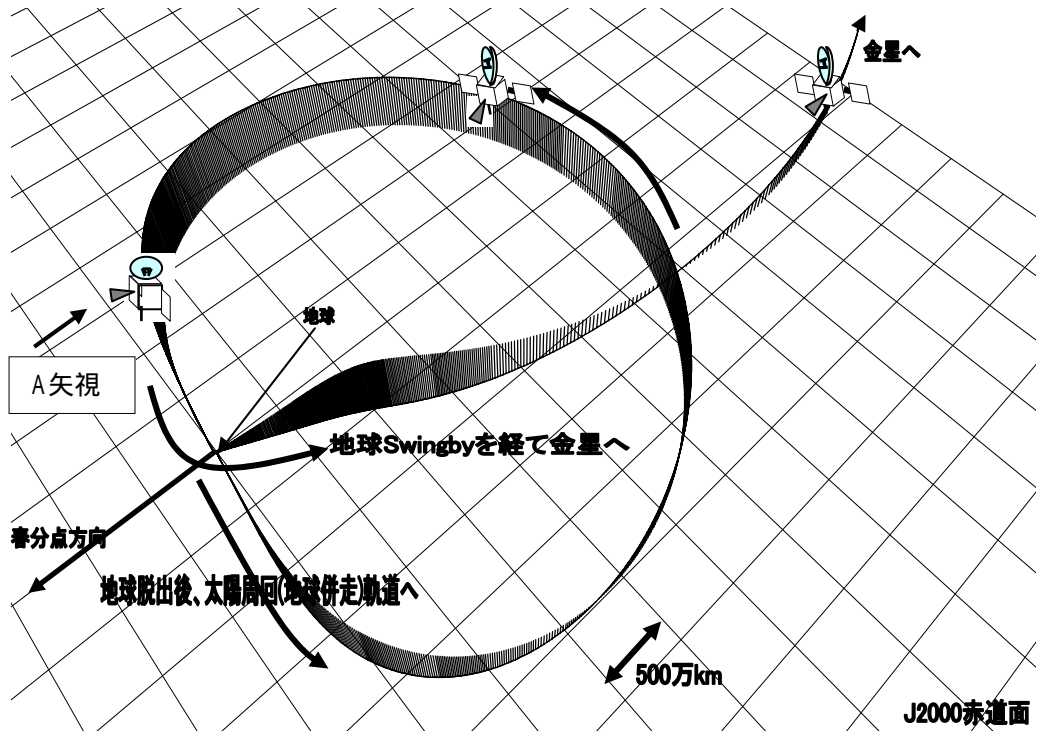


図6.2.2-1 Phasing Orbit上での衛星Configurationイメージ図



A矢視

図6.2.2-2 地球並走、クルージング上での衛星Configurationイメージ図

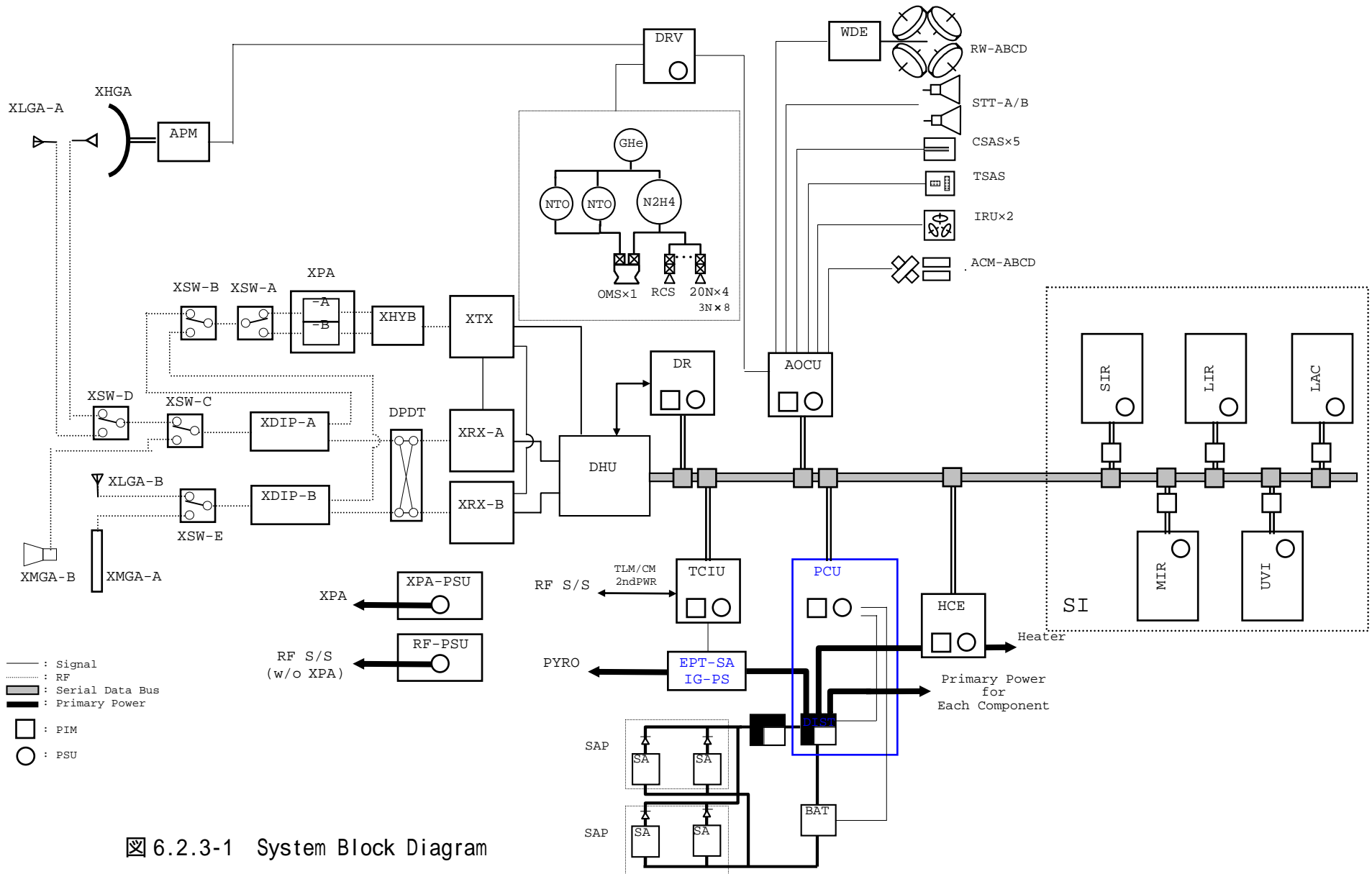
6.2.3 機器構成・機器配置・構造様式

探査機のシステムブロック図を図6.2.3-1に示す（機器略号は6.2.4項で記述した）。これらの機器は、MUSES-Cと類似な機器が多い。また、三軸姿勢制御、中心に燃料、酸化剤タンクを搭載する類似性から、探査機構造としては、MUSES-Cと同様の箱型＋バルクヘッド構造を採用した。

主要な配置要求と配置結果を表6.2.3-1にまとめる。また、各部の機器配置を図6.2.2-2に示す。

表6.2.3-1 機器配置に対する重要課題と配置結果

配置要求事項	配置結果
観測系 <ul style="list-style-type: none"> ・冷却設計の簡易性より放熱性の優れる面に搭載のこと ・観測カメラの熱雑音抑制のため、観測時の温度が極力一定となること ・取りつけ温度を0°以下とする 	<ul style="list-style-type: none"> ・ - Y面を南面として冷却を要するカメラ4台全てを搭載した。また、観測系専用ラジエータを - Y面に設ける設計とした ・ - Y面周囲にSun Shadeを設け、太陽光が直接入射しないようにした ・上記設計により、約 10 を達成可能。
通信系 <ul style="list-style-type: none"> ・ HGAはカメラ撮像時以外は常に地球とリンクを確保すること ・ HGA contingencyでも通信リンクを確保のこと ・通信リンクが厳しいため、衛星内伝送lossを極力最小となる配置とすること 	<ul style="list-style-type: none"> ・ HGAを1軸ジンバル/展開式として、Y軸回りに、±180°回転可能とした ・ MGA-BをHGAと反対の - Y面に1軸ジンバル上に配置した。また、ドーナツタンクを有するMGA-Aを打上時は、+X面に搭載し、打上後は90°回転する方式として常にコマンドリンクを確保可能な位置に搭載した。 ・通信リンクの制約より、MGA-A/B近傍にX-Band Power Ampを配置した。このため、HGA側のlossが大きくなった。今後の検討課題とする。
姿勢・軌道制御系 <ul style="list-style-type: none"> ・地球発、金星着時の大きなDelta-V実施時に重心ズレを最小にするようタンクを配置のこと ・太陽光輻射圧による蓄積角運動量を0.2Nms/day以下となるようなSAP, HGAの配置とすること。 ・姿勢系センサは視野要求を満足のこと 	<ul style="list-style-type: none"> ・燃料、酸化剤タンクをZ軸まわりに対象となるよう配置した。Delta-V時のXY面内の重心ズレは最小となる。 ・SAPに太陽光輻射圧キャンセラを配置した。これにより約0.1Nms/dayを達成可能な見込みである。 ・STTとMGA-Bが多少干渉する今後の検討課題とする。



6.2.3-1 System Block Diagram

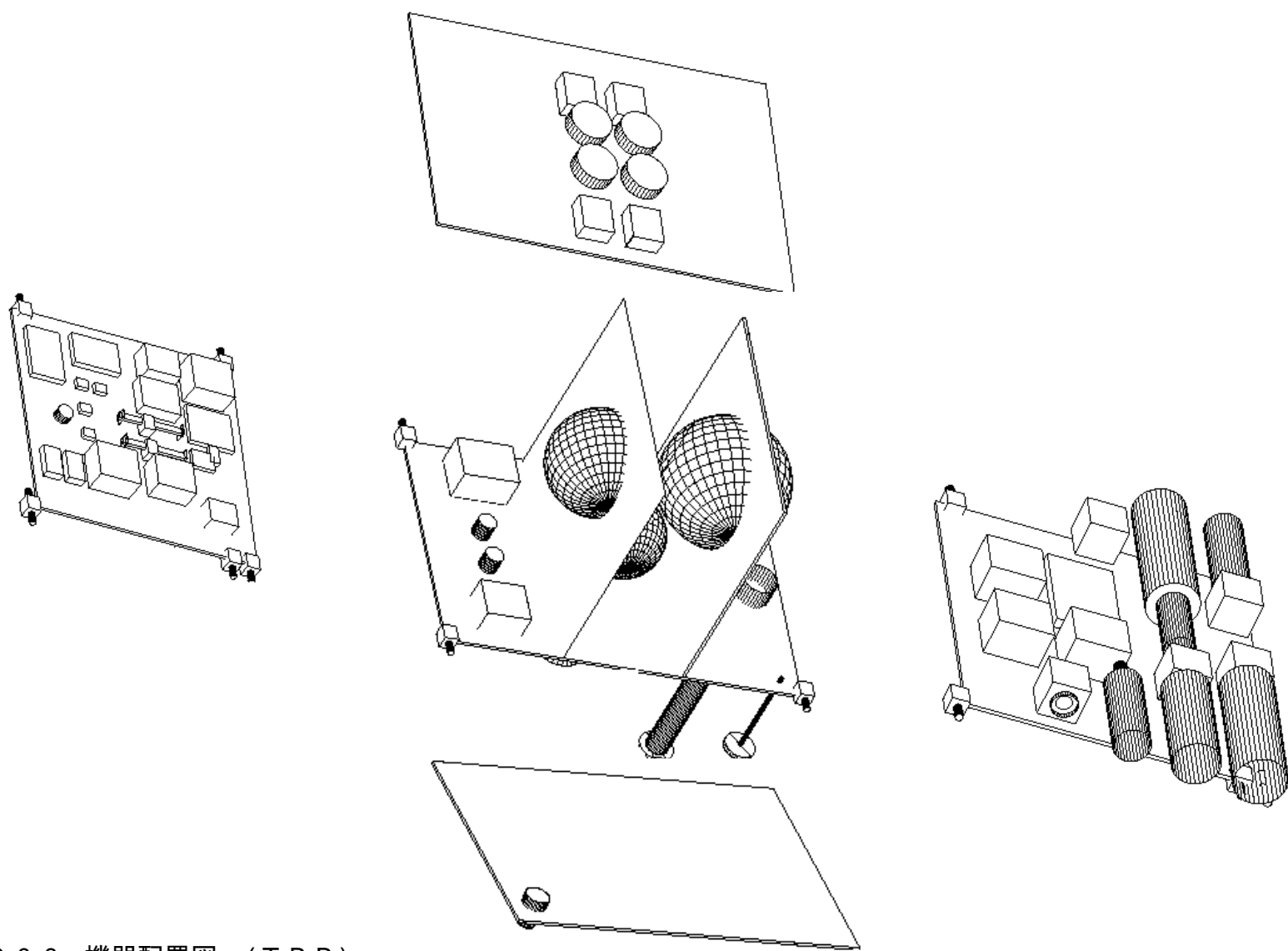


图6.2.3-2 機器配置图 (TBR)

6.2.4 質量、電力

6.2.3項の機器構成に従って集計した探査機重量を、機器略号とともに表6.2.4-1に、電力集計表を表6.2.4-2に示す。

質量に関しては、熱・構造関連を中心に詳細な検討が必要では有るが、現状マージンがない状況となっている。今後、質量見積もりの精度を向上させると共に、将来軽量化計画を踏まえた値に適宜改訂して行く予定である。なお、主要な質量対策を下記に示す。質量問題解決策としてはミッション軌道の遠金点高度を現状の10Rvから高くする案も存在する。

質量軽減対策（案）

対策項目	軽減効果見積もり(数値は参考)
・ H G A口径の変更 (1.3m)	数百g
・ S A P太陽入射角の緩和	1 ~ 2 kg
・ 観測系エレキ部統合	2 kg
・ D RとD H Uの統合	5 0 0 g
・ A O C U見直し	5 0 0 g ~ 1 k g
・ P C U / S S R見直し	2 0 0 g
・ S T R A I G H T結果取り込み	3 kg(主要エレキ10%削減)
・ ミッション軌道の遠金点高度 u p	T B D

表6.2.4-1 重量集計表

ITEM		Mass (kg)	台数	Size(mm)			REMARKS
				W	D	H	
SCIENCE INSTRUMENT		33.7					
SIR-E	Short wave IR Imager	3.2	1	270	250	110	▲ 金星が7重量電力表 V1_4参照
SIR-S		1.1	1	130	240	130	
MIR-E	Midium wave IR Imager	3.6	1	270	250	130	
MIR-S		10.9	1	200	540	200	
LIR-E	Long wave IR Imager	3.1	1	270	250	90	
LIR-S		1.1	1	125	330	125	
UVI-E	UV Imager	3.1	1	270	250	110	
UVI-S		0.9	1	120	120	120	
LAC-E	Lightning & Airglow Camera	3.1	1	270	250	110	
LAC-S		2.0	1	205	450	205	
USO		0.5	1				▼
PIM for SI		1.0	5	120	96	21	MUSES-C
COMMON INSTRUMENT		294.4					
POWER S/S		36.8					
SAP	Solar Array Paddle	13.2	2	1200	1200		1.2[m]×1.2[m]×2翼, Solar Sail含む
BAT-A/B	Battery	15.3	2	188	215	153	MUSES-C×2台 + 300g
PCU	Power Control Unit	5.6	1	220	176	149	MUSES-C
SSR	Series Switching Regulator	2.7	1	384	254	50	MUSES-C (効率90%)
COMUNICATION S/S		32.3					
APE	Antenna Pointing Electronics	DRV	1				include in DRV
HGA	High Gain Antenna assembly	16.2	1	1629		897	APM.保持機構,フ-ム,白色塗料含む
XLGA-A	X-band Low Gain Antenna A	0.3	1				MUSES-C, HGAに搭載
XLGA-B	X-band Low Gain Antenna B	0.2	1	100		150	M-C S-ANT base
MGA-A	Middle Gain Antenna A	1.1	1	30		300	
MGA-B	Middle Gain Antenna B	2.3	1				MUSES-C MGA-A, 展開機構 300g
XPA	X-band Power Amplifier	3.8	1	370	310	35	MUSES-C(冗長), 20w
XPA-PSU	XPA-Power Supply Unit	1.2	1	266	176	27	MUSES-C(冗長), 20w
XTX	X-band Transmitter	1.5	1	195	183	92	MUSES-C
XDIP-A/B	X-band Diplexer	1.1	2	380	94	60	MUSES-C×2
XRX-A	X-band Receiver A	2.0	1	305	190	103	MUSES-C
XRX-B	X-band Receiver B	1.8	1	234	182	88	MUSES-C
XSW-A/B/C/D	X-band Switch A/B/C/D/E	0.8	5	100	55	35	MUSES-C
XHYB	X-band Hybrid	0.1	1	77	68	15	MUSES-C
DPDT		0.1	1	108	55	35	MUSES-C XSW2
C&DH S/S		8.4					
TCIU	Telemetry/Command Interface Unit	3.4	1	220	202	100	MUSES-C
DHU	Data Handling Unit	4.1	1	220	202	120	MUSES-C
DR	Data Recorder	0.8	1	215	241	25	MUSES-C 512 Mbits
LAUNCH S/S		1.2					
EPT-SA		1.2	1	225	121	91	PLANET-B × 0.7, IG-PS含む
A/O CONTROL S/S		36.1					
AOCU	Attitude Orbit Control Unit	6.0	1	218	278	164	MUSES-C
TSAS	Two-dimensional Sun Aspect Sensor	0.9	1	155	90	70	A-E(NSAS), M-C
CSAS	Coarse Sun Aspect Sensor	0.4	5	73	50	23	MUSES-C
IRU-A/B	Inertial Reference Unit	1.5	2	90		99	MUSES-C
ACM-A/B/C/D	Accelerometer	0.4	4				MUSES-C
STT	Star Tracker	2.8	2	150	130	85	MUSES-C × 2, サイズは衛星に搭載される領域
RW-A/B	Reaction Wheel A/B	10.2	2	255		93	19.5Nms
RW-C/D	Reaction Wheel C/D	5.2	2	205		64	MUSES-C 4Nms
WDE	Wheel Drive Electronics	3.9	1	183	166	152	
DRV	Driver	4.8	1	260	202	130	MUSES-C
PROPULSION S/S		70.5					MHI case-3 (IHI 1液+2液 61.2kg)
RCS	Reaction Control System	70.5	1	754			749
OMS	Orbit Maneuvring System		2	485			491,Ghe TNK 440(431)
MINT/TINT							
WIRE HARNESS		17.0					
WHN	Wire Harness	17.0					通信系低lossケーブル含む
STRUCTURE		74.0					
STR	Structure	67.0					
MINT		4.0					
BALANCE WT		3.0					
THERMAL		18.2					
HCE	Heater Control Electronics	4.4	1	184	250	220	MUSES-C × 0.75
TINT		13.8					MUSES-C×80%+Sun Shade (GFRP 1.5mm, 3 kg)
CONTINGENCY		0.4					
TOTAL							
DRY		328.5					
FUEL		318.5					500N:85m/sec, 小推力スラスラ 85m/sec margin
WET		647.0					

表6.2.4-2 電力集計表

ITEM	PWR(W)	巡航軌道	投入時	日照観測	日陰観測	通信時
SCIENCE INSTRUMENT	165.5	30.0	30.0	165.5	42.0	30.0
SI without Follows PIM for SI USO	165.5					
COMMON INSTRUMENT		222.0	127.4	215.0	125.0	222.0
POWER S/S						
SAP		0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
BAT-A/B		0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
PCU	6.0	6.0	6.0	6.0	6.0	6.0
SSR	10.0	10.0	10.0	10.0	10.0	10.0
COMMUNICATION S/S						
APM		0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
APE	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0
		0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
XPA	90.0	90.0	0.0	90.0	0.0	90.0
XTX	7.0	7.0	0.0	0.0	0.0	7.0
XRX-A/B	17.0	17.0	17.0	17.0	17.0	17.0
C&DH S/S						
TCIU	3.0	3.0	3.0	3.0	3.0	3.0
DHU	9.0	9.0	9.0	9.0	9.0	9.0
PIM	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0
DR	3.3	3.3	3.3	3.3	3.3	3.3
LAUNCH S/S						
EPT-SA	1.4	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
A/O CONTROL S/S						
AOCU	9.4	9.4	9.4	9.4	9.4	9.4
TSAS	0.6	0.6	0.6	0.6	0.6	0.6
CSAS	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
IRU	12.5	12.5	12.5	12.5	12.5	12.5
ACM-A/B/C/D	2.4	0.0	2.4	0.0	0.0	0.0
STT	8.0	8.0	8.0	8.0	8.0	8.0
RW-A-D		0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
WDE	34.4	34.4	34.4	34.4	34.4	34.4
DRV	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0
THERMAL						
HCE	5.8	5.8	5.8	5.8	5.8	5.8

電力TABLE	巡航軌道	投入時	日照観測	日陰観測	通信時
(太陽距離)	1AU	0.7AU	0.7AU	0.7AU	0.7AU
Bus Instrument	222	127	215	125	222
Mission Instrument	30	30	166	42	30
Heater	140	60	60	100	60
RCS	80	40	40	60	40
Others	60	20	20	40	20
SSR Loss (10%)	39	22	44	27	31
TOTAL	431	239	484	294	343
BAT Charge	-	-	-	-	50
SAP Power (*1)	509	495	495	-	495
Margin (Power)	78	256	11	-	102
Margin (Sun Angle)	32	61	61	-	72

*1-SAP Power at 0.7AU is the value with the sun angle 45de

6.3 熱設計

6.3.1 概要

(1) 熱的特徴

金星ミッション探査機における熱的特徴を以下に示す。

- (a) 金星近傍の太陽光強度は地球近傍のそれに比べ約 2 倍となる。
- (b) +Z 面太陽指向 90 分、-X 面金星指向 30 分（うち撮像 3 分）を繰り返す。
- (c) 搭載カメラの動作時温度上限が 0（MIR、SIR、LIR、UVI）、+30（LAC）となり、他のバス機器と大きく温度範囲が異なる。
- (d) 軌道上で展開する直径 1.6m の HGA が搭載される。

(2) 技術的課題

(1) 項から考えられる技術的課題は次の通りである。

- (a) MLI 外表面の高温化とその対策
- (b) 地球近傍、及び遷移軌道でのヒータ電力量
- (c) 姿勢変更の際、太陽光入射面変動
- (d) 搭載カメラの熱制御方式
- (e) HGA アンテナの高温化とその対策
- (f) HGA アンテナが展開不可能となった場合における HGA 固定案での熱的成立性

(3) 対策と検討結果概要

技術的課題への対策と検討結果概要を以下に示す。

- (a) MLI 外表面材料については太陽光吸収率の少ない銀蒸着テフロンフィルムを使用するか従来型の材料（ユーピレックス）を使用する。
- (b) 解析の結果、地球近傍でのヒータ電力量はシステム配分値内（60W 以下）で約-40（カメラ搭載面）、0（バス系機器）迄の保温が可能である。
- (c) 太陽光入射がほとんど無い±Y 面を主放熱面とし、主放熱面から搭載機器の発熱を宇宙空間に放熱する。主放熱面以外は MLI で覆い宇宙空間とは極力断熱する。
- (d) 搭載カメラは LAC を除き全て-Y 面に搭載し、-Y 放熱面より直接宇宙空間へ放熱する。各機器とも探査機内部とは輻射断熱するために MLI で覆う。これにより各搭載カメラは LAC（目標温度+30）を除き、0 以下に維持できる見込みである。また-X 面搭載の LAC についても+30 以下を維持できる見通しを得た。
- (e) HGA 高温化対策
高温化対策のために白色塗装とすることで HGA 固定時においても許容温度上限である 130 以下を維持できる見込みである。
- (f) HGA 固定時の熱的成立性
上記(e)にも示すように固定時でも+130 以下を維持できることから、HGA が

展開できなかった場合でも熱的には成立する。

(4) 今後の課題

(a) 搭載カメラの非動作時の保存温度が明確になり次第、ヒータ量の再見積を行う必要がある。保存温度によってはヒータ電力量が大幅に変動するが、サーマルルーバ、放射率可変素子等を使用することによりヒータ電力量を抑えることは可能である。

(b) HGA に施す白色塗料の選定（劣化小、太陽光吸収率小）を行う。

(c) MLI 外表面材の検討

高温に耐え、しかも熱特性劣化が少ないものを選定する必要がある。

6.3.2 熱設計基本方針

(1) 使用材料の検討

(a) MLI 外表面材料

従来の衛星に使用している MLI の表面材料アルミ蒸着ユーピレックスフィルム-R、及び今回使用する可能性のある材料の表面特性、金星近傍での最高温度を表 6.3.2-1 に示す。

表 6.3.2-1 MLI 表面材料の表面特性および予測最高温度

MLI 表面材料	S	H	予測最高温度()
アルミ蒸着ユーピレックス-R	0.33	0.54	136
アルミ蒸着ユーピレックス-S	0.40	0.50	165
銀蒸着テフロン	0.10	0.74	61
ブラックカプトン	0.93	0.74	216

(b) HGA 表面処理

黒色(CFRP 素地または塗装)にした場合、金星近傍での予測最高温度は 175 であるのに対して白色塗装では 115 (収納状態)となる。

(2) 探査機本体の熱制御

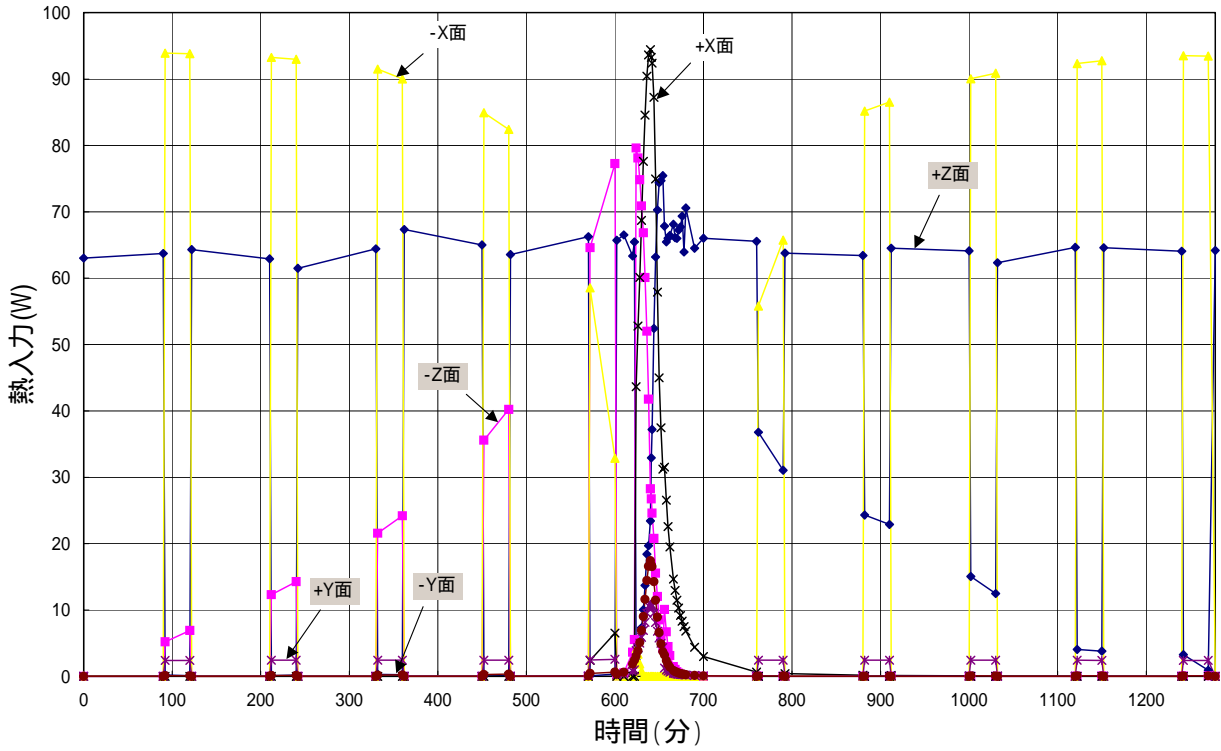
探査機本体は図 6.3.2-2 に示すように+Z 面太陽指向 90 分、Y 軸周りに回転後、-X 面を金星指向し 30 分(うち撮像時間 3 分)を繰り返す。

軌道熱入力の変動が大きい±X、±Z 面は放熱面として適さないために、MLI で覆い外部とは断熱する。比較的熱入力の少ない±Y 面を主放熱面とする。

(3) 金星撮像カメラの熱制御

搭載カメラにおける熱設計の基本を図 6.3.2-3 に示す。本体および冷凍機の排熱は-Y 面から行うこととする。またフードについては探査機と熱結合させることにより低温、かつ温度安定が期待できる。

探査機構体軌道熱入力プロファイル



HGA、SAP軌道熱入力プロファイル

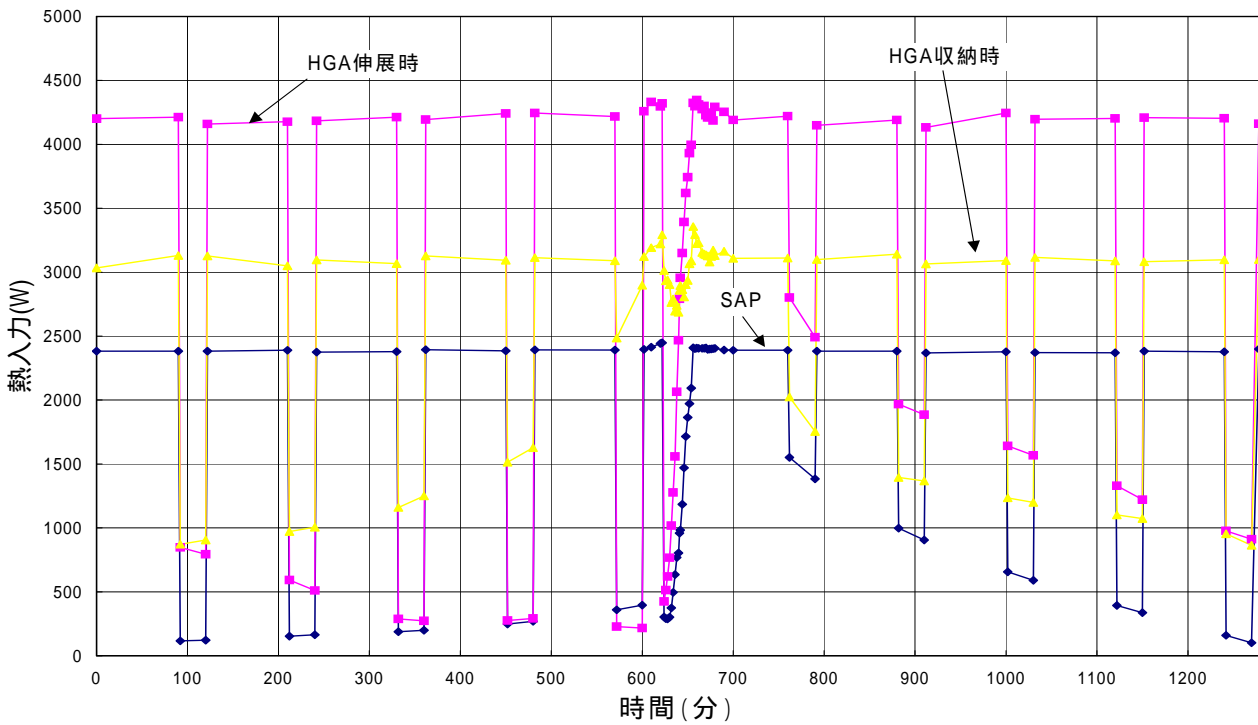


図 6.3.2-2(1/2) 各部への軌道熱入力プロファイル
(1 軌道周期中の 600 ~ 700 分の間に近金点がある)

観測カメラフード軌道熱入力プロファイル

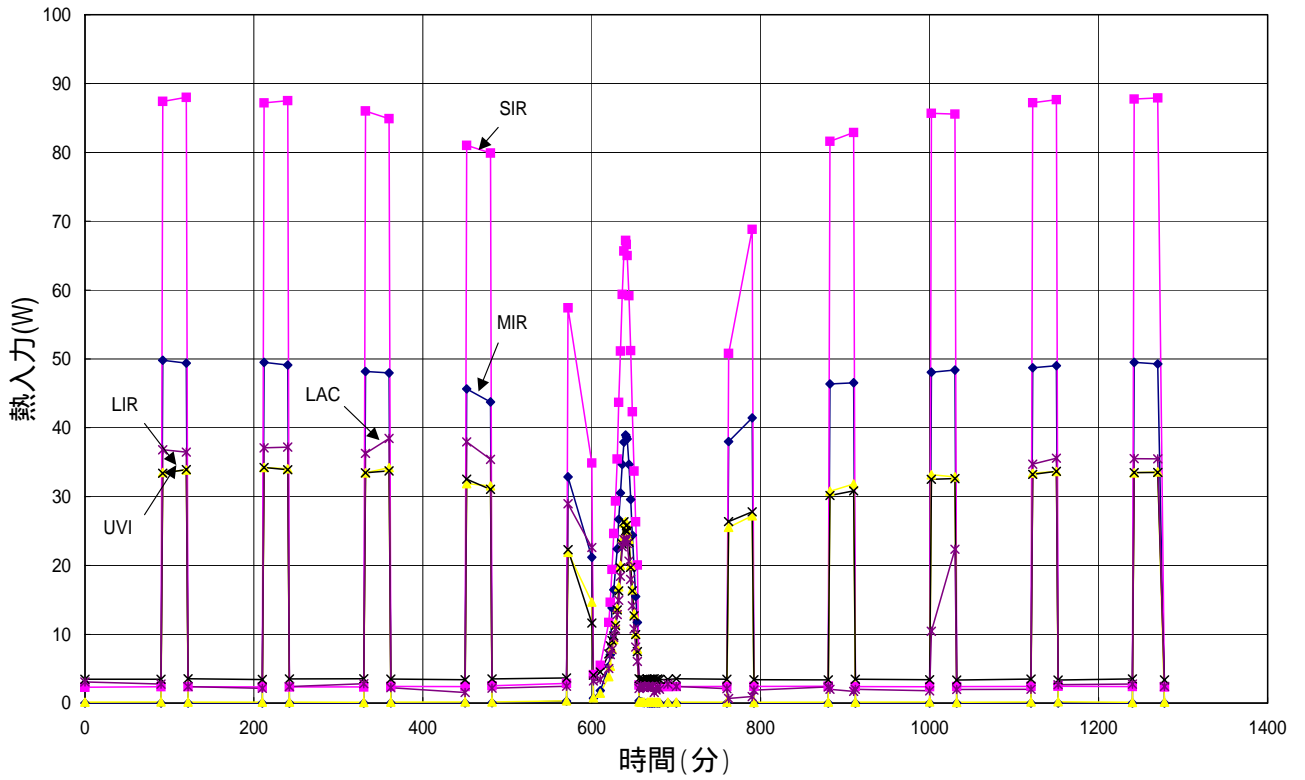


図 6.3.2-2(2/2) 各部への軌道熱入力プロファイル

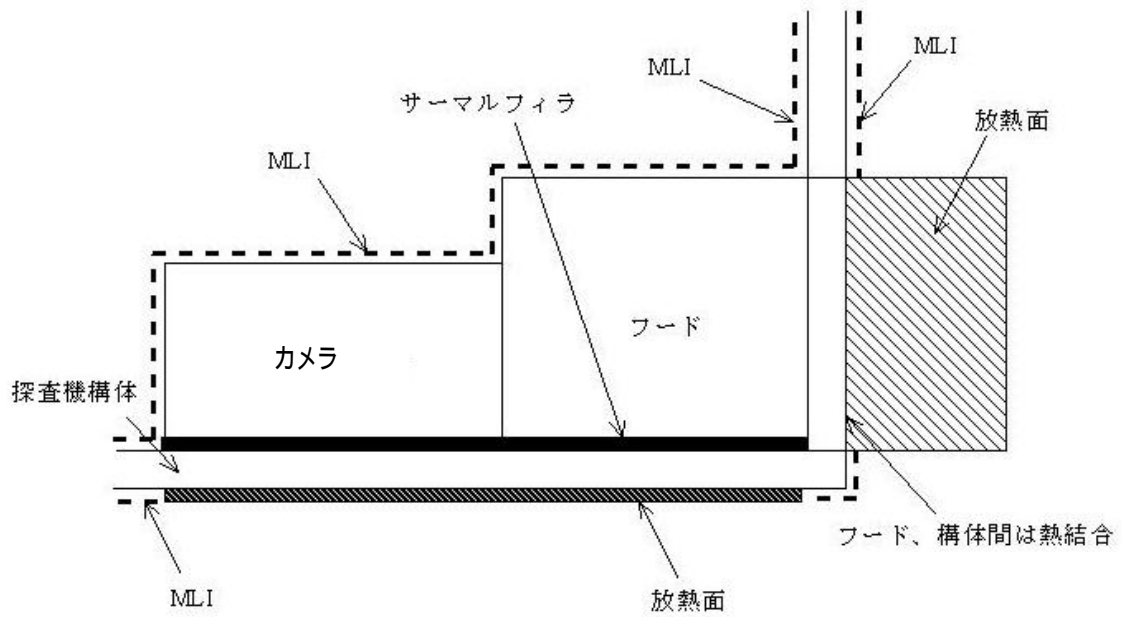


図 6.3.2-3 搭載カメラ熱設計の基本 Configuration

6.3.3 熱解析

(1) 熱環境条件

(a) 外部熱環境条件

表 6.3.3-1 に金星周回での熱環境条件を地球周回軌道と比較して示す。

表 6.3.3-1 金星周回時の熱環境条件

		地球周回	金星周回	備考
太陽光強度	最大	1421W/m ²	2639.5W/m ²	地球周回の 1.911 倍
	最小	1289W/m ²	2604.7W/m ²	
アルベド	率	0.25 ~ 0.35	0.75	
	強度	322 ~ 497W/m ²	1953.5 ~ 1987.1W/m ²	
惑星赤外放射強度		237W/m ²	163.4W/m ²	

(b) 探査機運用条件

- ・ 軌道周期 1280 分
- ・ 姿勢 +Z 面太陽指向 90 分、+X 面金星指向 30 分の繰り返し
- ・ 機器発熱 バス機器 200W、搭載カメラの発熱条件は表 6.3.3-2 に示すとおりである。

表 6.3.3-2 搭載カメラの発熱条件

近金点以外で以下のシーケンスを繰り返す（2 時間で 1 サイクル）

衛星姿勢	+Z 面太陽指向		衛星回転	金星撮像姿勢	衛星回転
時間(分)	62	35	10	3	10
電力	37.4	84.4		141.6	37.4

近金点付近で以下のシーケンスを 1 回

衛星姿勢	+Z 面太陽指向	衛星回転	金星撮像姿勢	衛星回転	+Z 面太陽指向
時間(分)	-	10	10	10	-
電力	37.4		51.7	37.4	

(2) 熱数学モデル

約 120 節点の熱数学モデルを作成した。モデル外観図を図 6.3.3-3 に示す。

(3) 熱解析ケース

熱解析ケースを表 6.3.3-4 に示す。

表 6.3.3-4 熱解析ケース

	巡航軌道				金星周回	
	地球近傍		金星近傍		収納	展開
HGA 展開/収納	収納	展開	収納	展開		
太陽光強度	1289W/m ²		2604.7W/m ²		2639.5W/m ²	
アルベド強度	N/A		N/A		1987.1W/m ²	
惑星赤外放射強度	N/A		N/A		163.4W/m ²	
探査機姿勢	+Z 面太陽指向				表 6.3.3-5 に示す	
機器運用	バス機器動作、ミッション機器スタンバイ				表 6.3.3-5 に示す	

表 6.3.3-5 観測時の探査機姿勢、機器運用

近金点以外

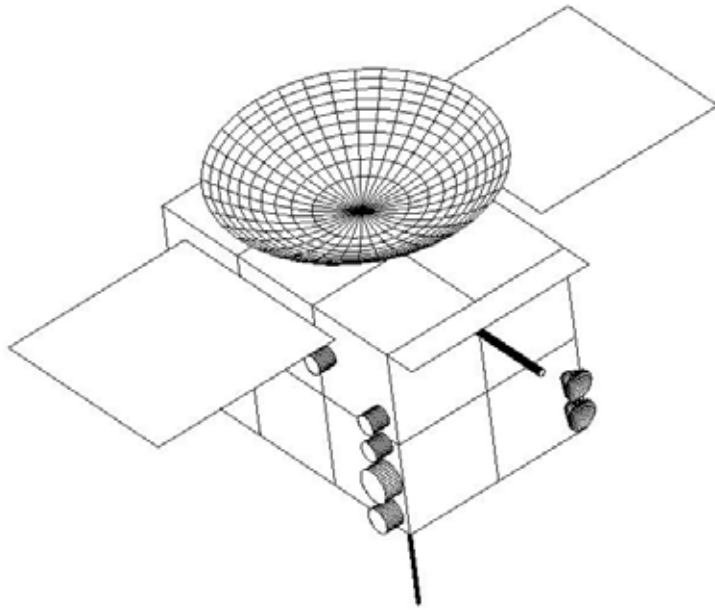
衛星姿勢	+Z 面太陽指向		衛星回転	金星撮像	衛星回転
時間(分)	62	35	10	3	10
運用	STNBY1	STNBY2		IR&UVI 運用	STNBY1
電力(W)	37.4	84.4		141.6	37.4

近金点

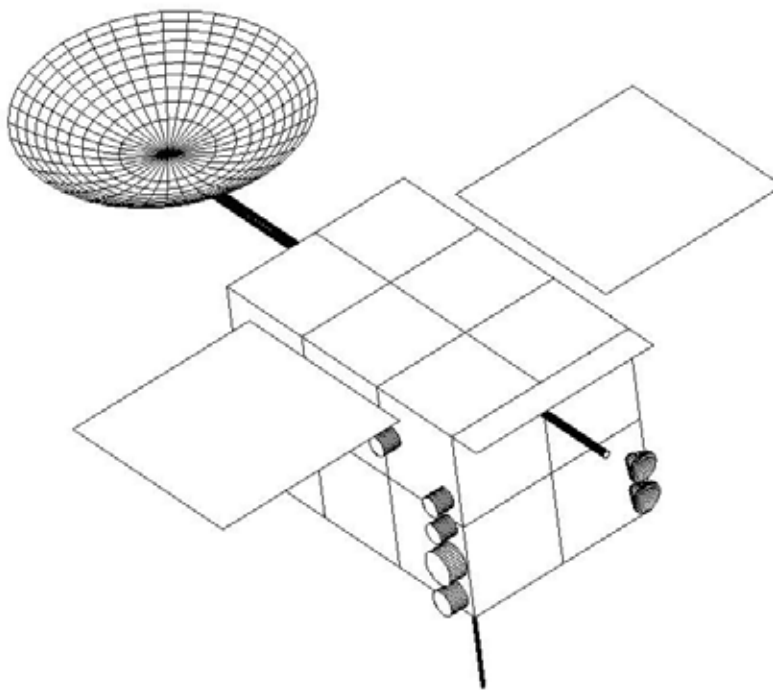
衛星姿勢	+Z 面太陽指向	衛星回転	金星撮像	衛星回転	+Z 面太陽指向
時間(分)	-	10	10	10	-
運用	STNBY1		LAC 運用	STNBY1	
電力(W)	37.4		51.7	37.4	

(4) 温度予測結果

各解析ケースにおける温度予測結果を表 6.3.3-6 に示す。また、観測カメラの軌道一周中の温度プロファイルを図 6.3.3-7 に示す。本プロファイルに示す温度振幅は探査機の姿勢変更、ならびに撮像によるためである。また LAC を除くカメラは近金点付近で運用していないことから温度が近金点付近で低下している。

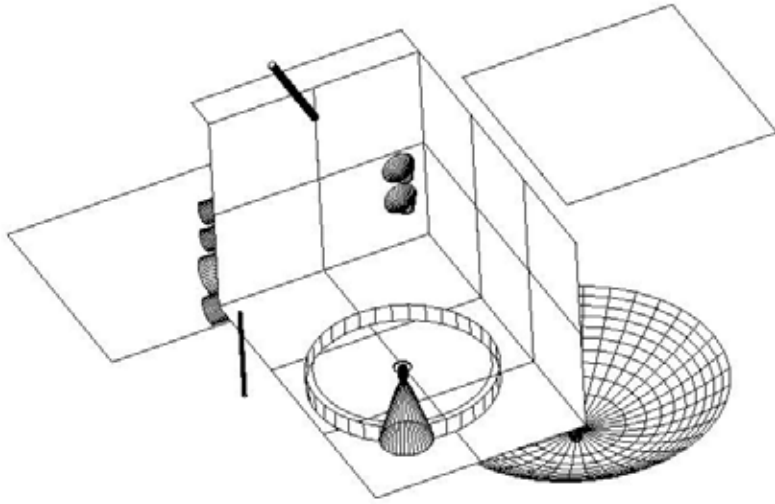


HGA 収納時



HGA 伸展時

図 6.3.3-3(1/2) 熱数学モデル外観図



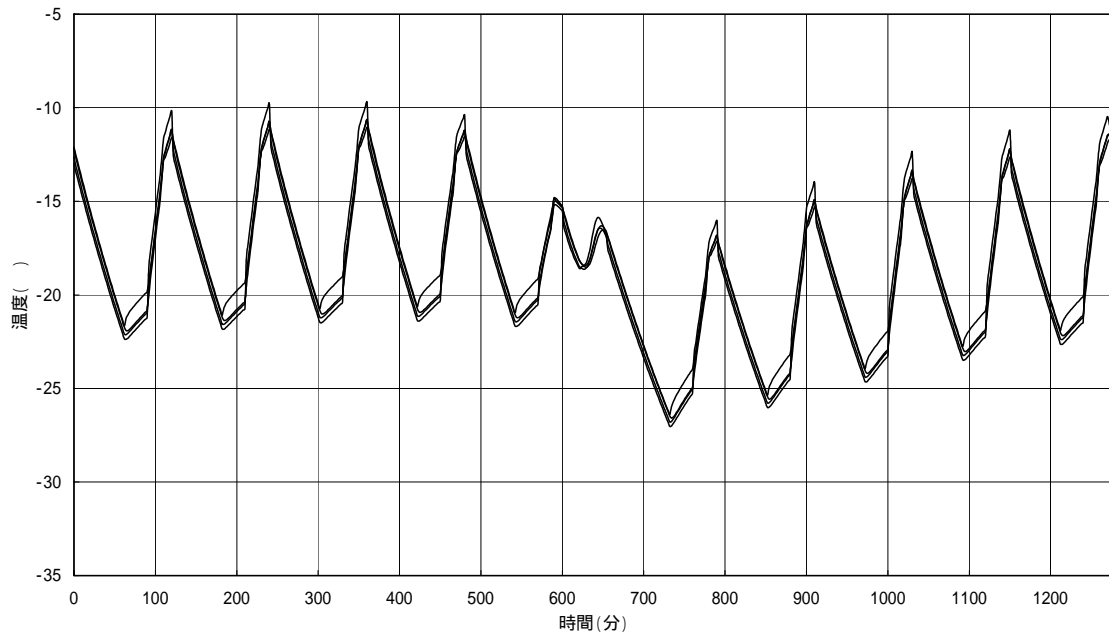
-Z方向より見る

図 6.3.3-3(2/2) 熱数学モデル外観図

表 6.3.3-6 温度予測一覧

ノード名称	番号	地球金星巡航軌道								金星周回軌道					
		地球近傍				金星近傍				金星周回軌道			金星周回軌道		
		HGA収納状態		HGA展開状態		HGA収納状態		HGA展開状態		HGA収納状態			HGA展開状態		
		Tmax	Tmin	Tmax	Tmin	Tmax	Tmin	Tmax	Tmin	Tmax	Tmin	Tavg	Tmax	Tmin	Tavg
MIR_SENSOR	10	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-11	-26	-18	-11	-26	-18
MIR_HOOD	11	-40	-40	-40	-40	-39	-39	-39	-39	-10	-27	-19	-10	-27	-19
SIR_SENSOR	20	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-15	-32	-23	-15	-32	-24
SIR_HOOD	21	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-13	-32	-23	-13	-33	-24
LIR_SENSOR	30	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-15	-32	-23	-15	-32	-24
LIR_HOOD	31	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-14	-32	-23	-14	-33	-24
UVI_SENSOR	40	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-11	-27	-19	-11	-27	-19
UVI_HOOD	41	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-10	-27	-19	-10	-27	-19
LAC_SENSOR	50	7	7	6	6	18	18	17	17	29	19	22	27	17	20
LAC_HOOD	51	7	7	6	6	18	18	17	17	30	18	22	28	16	20
ST1_E	62	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-46	-53	-52	-46	-54	-52
ST2_E	72	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-46	-53	-52	-46	-54	-52
HGA	130	52	52	18	18	115	115	72	72	115	-66	84	75	-19	56
PDL-PY	110	44	44	42	42	104	104	103	103	104	-49	74	102	-54	72
PDL-MY	120	44	44	42	42	105	105	102	102	103	-76	69	101	-78	68
PY PANEL	501	0	0	0	0	2	2	5	5	7	2	3	10	4	5
PY PANEL	502	0	0	0	0	2	2	6	6	5	2	3	9	4	6
PY PANEL	503	0	0	0	0	3	3	7	7	7	3	4	11	6	7
PY PANEL	504	21	21	23	23	25	25	30	30	29	25	25	34	28	30
MY PANEL	601	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-11	-27	-19	-11	-27	-19
MY PANEL	602	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-15	-32	-23	-15	-32	-24
MY PANEL	603	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-47	-54	-52	-47	-54	-53
MY PANEL	604	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-39	-59	-62	-61	-60	-62	-62

MIR温度プロファイル



SIR温度プロファイル

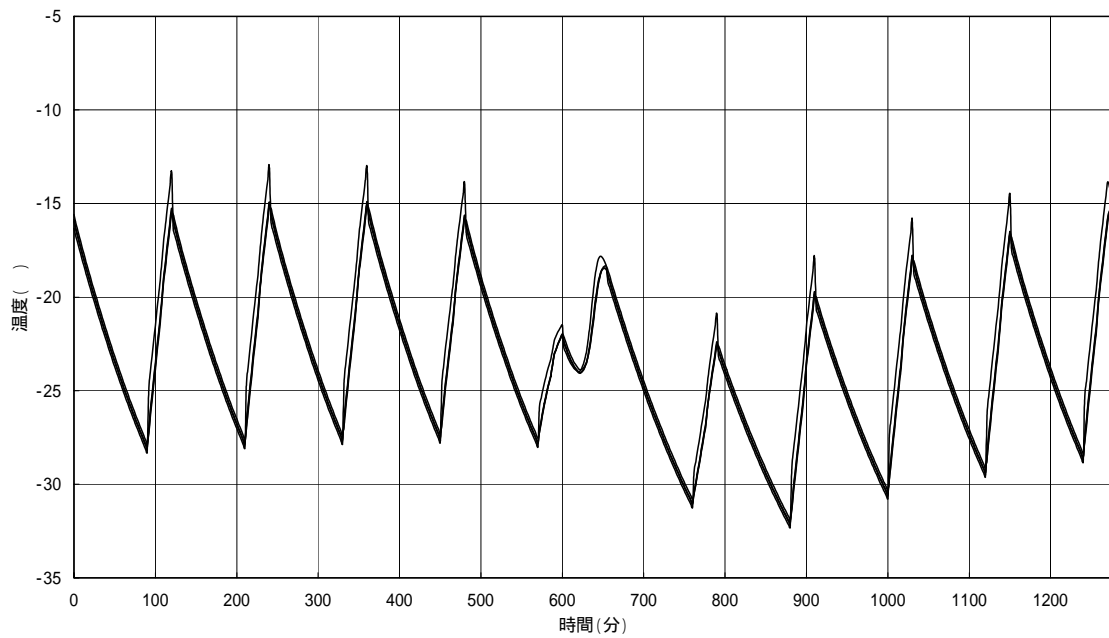
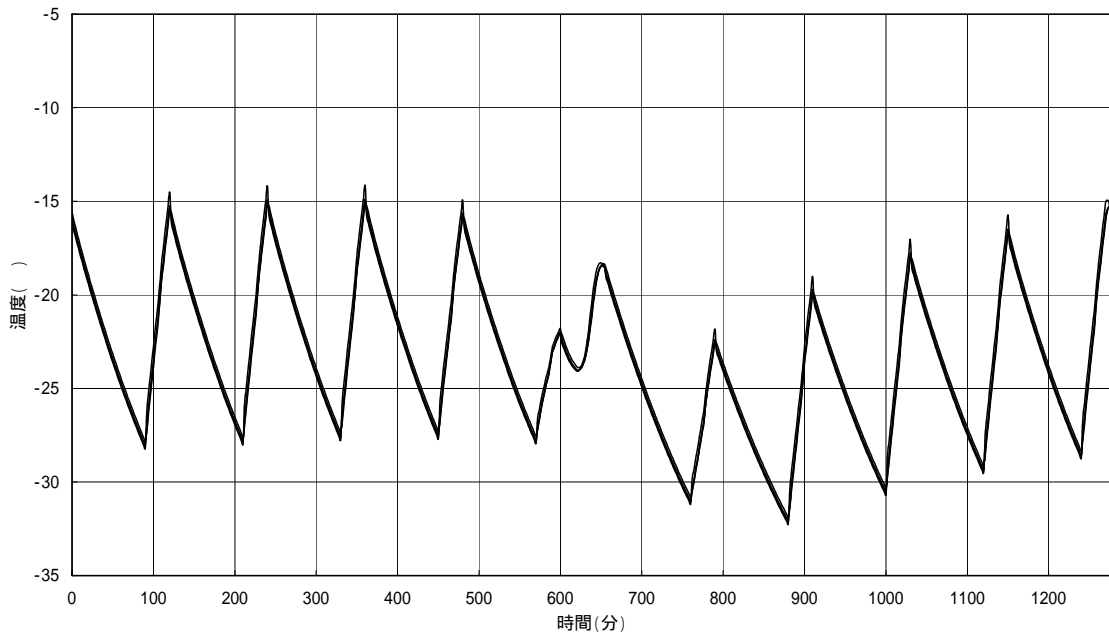


図 6.3.3-7(1/4) 各部の温度プロファイル

LIR温度プロフィール



UVI温度プロフィール

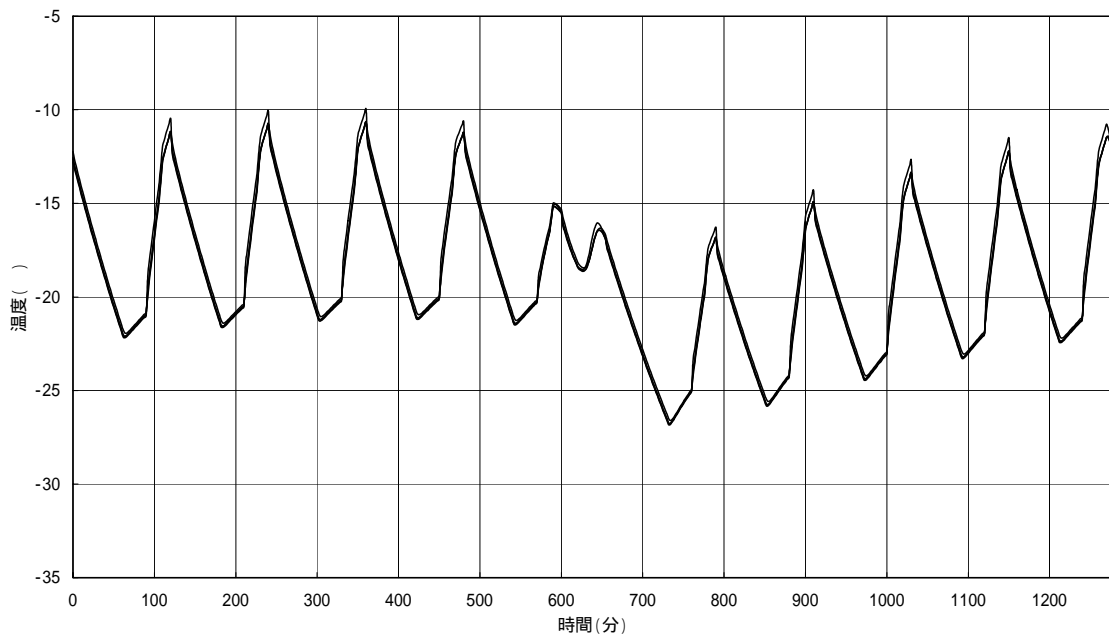
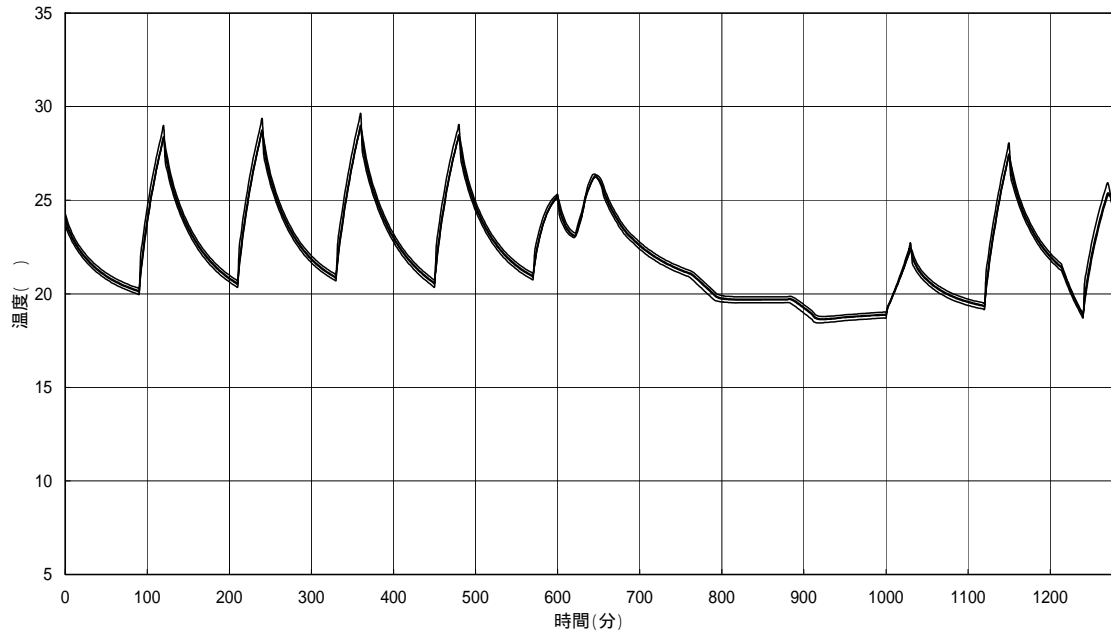


図 6.3.3-7(2/4) 各部の温度プロフィール

LAC温度プロファイル



軌道一周中における各部の温度プロファイル(HGA, 太陽電池パドル)

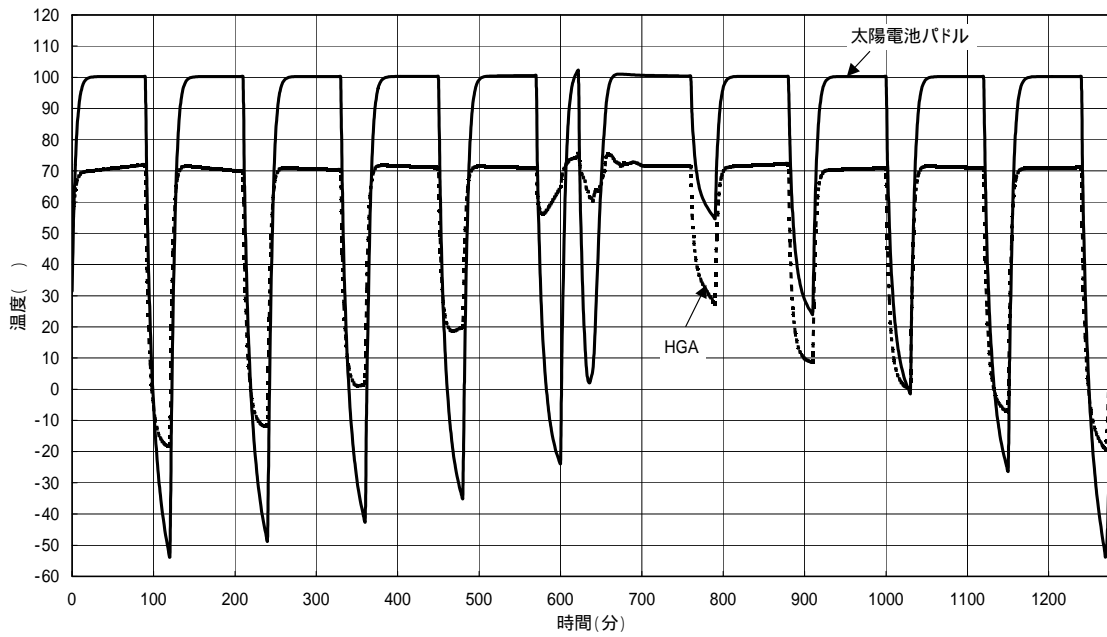


図 6.3.3-7(3/4) 各部の温度プロファイル

軌道一周中における温度プロファイル

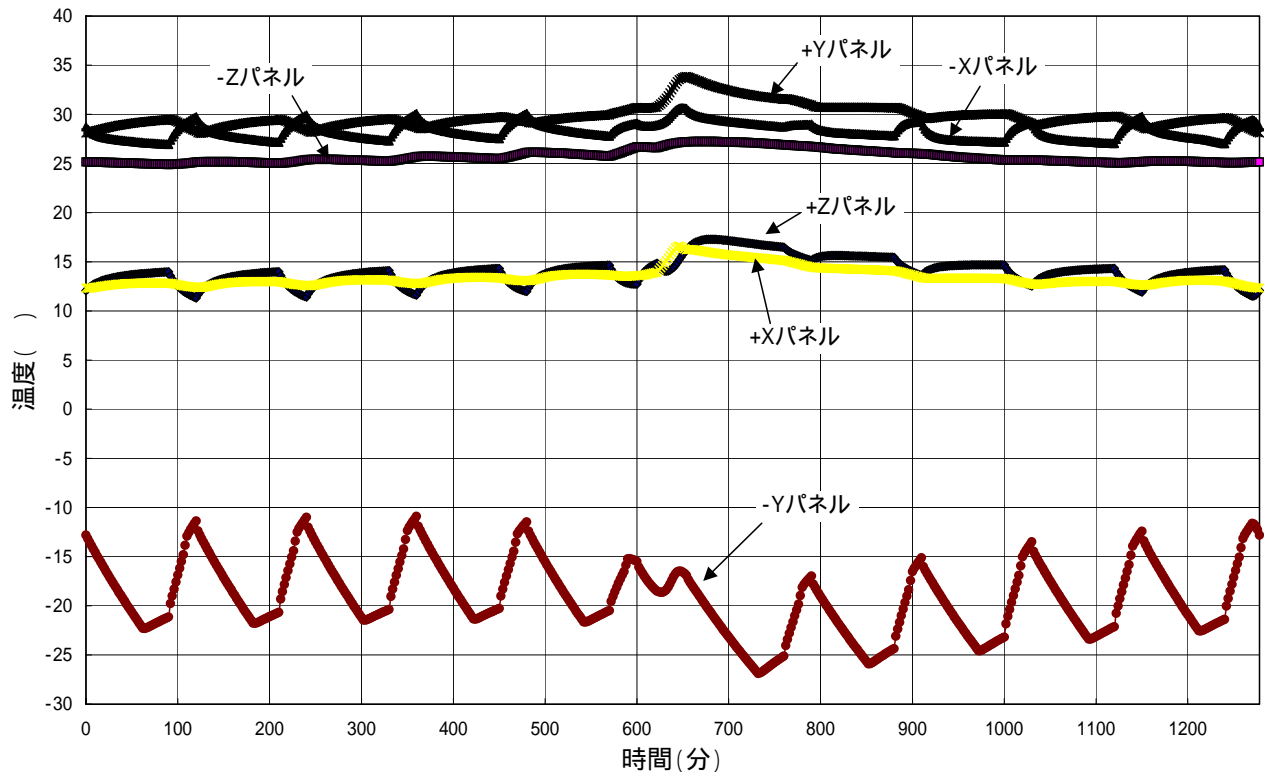


図 6.3.3-7(4/4) 各部の温度プロファイル

6.4 姿勢系

金星ミッションを実現する姿勢系に要求される条件について整理し、実現可能な姿勢制御方式について検討する。

6.4.1 姿勢系設計条件

(1) 軌道条件

- a) 5章で述べたように、遠金点10rVの楕円軌道が観測軌道である。
- b) 軌道傾斜角は約180度であり、探査機から見た金心-地球-太陽が概ね地球黄道面となることが特徴である。
- c) 合(地球~探査機間に太陽が入る=送受信が不可能となる)期間が発生することが必須である。SEP角(太陽-地球-探査機角)を3度以上と仮定すると、この期間は2~3週間である。(金星周回中)
- d) 地球周回衛星でMWのアンローディングの主要手段となる磁気トルカは金星に有意な磁場が存在しないため使用できず、蓄積角運動量の低下策やRCSの使用が必須となる。

(2) 観測条件

- a) 観測からの近金点高度要求には自由度があり、主要外乱である空力を回避するに十分な高度でも観測性を下げるものではない。
- b) 観測時の姿勢系への要求精度は、
 - ・絶対指向精度：0.1deg以下
 - ・短期安定度：0.01deg/3sec以下
 - ・中長期安定度：要求なし
 - ・マヌーバ性能：180degのマヌーバが15分以内であり、従来の三軸姿勢制御方式で実現可能な範囲である。またスピン衛星もそのスピンレートによっては検討の範囲内である。
- c) 観測に必要なマヌーバビリティは、主に一軸廻り(軌道面内への任意な観測望遠鏡の姿勢変更)が要求される。これは主に遠金点付近で金心方向を観測するためである。
- d) さらに軌道面外への仰角方向制御(±10度;補足参照)が必要となる。

(3) 通信条件

- a) 本探査機にはHGA/MGAが必須である一方、(1)で述べた合や後述のセーフホールド時もHGA/MGAの地球指向を保証する安定性が要求される。
- b) 一軸駆動で地球を追尾するため、HGA/MGA駆動軸が瞬時の地球ドリフト面に直交するような定常姿勢配置が必要である。

(4) 電力条件(熱条件も同様)

a) スピン衛星の場合は黄道面垂直姿勢、三軸衛星の場合は太陽電池を常時太陽指向させることが条件。後者の場合は約 4 deg/day で軌道運動する太陽を追尾する必要がある。

[補足] 仰角方向 (Z 軸回り) 制御の必要量

定常時は Z 軸太陽指向、X Z 面内に地球がよぎる姿勢であるが、観測時は - X 軸 (望遠鏡視野方向) を金星指向とする。(図 6.4-1 参照)

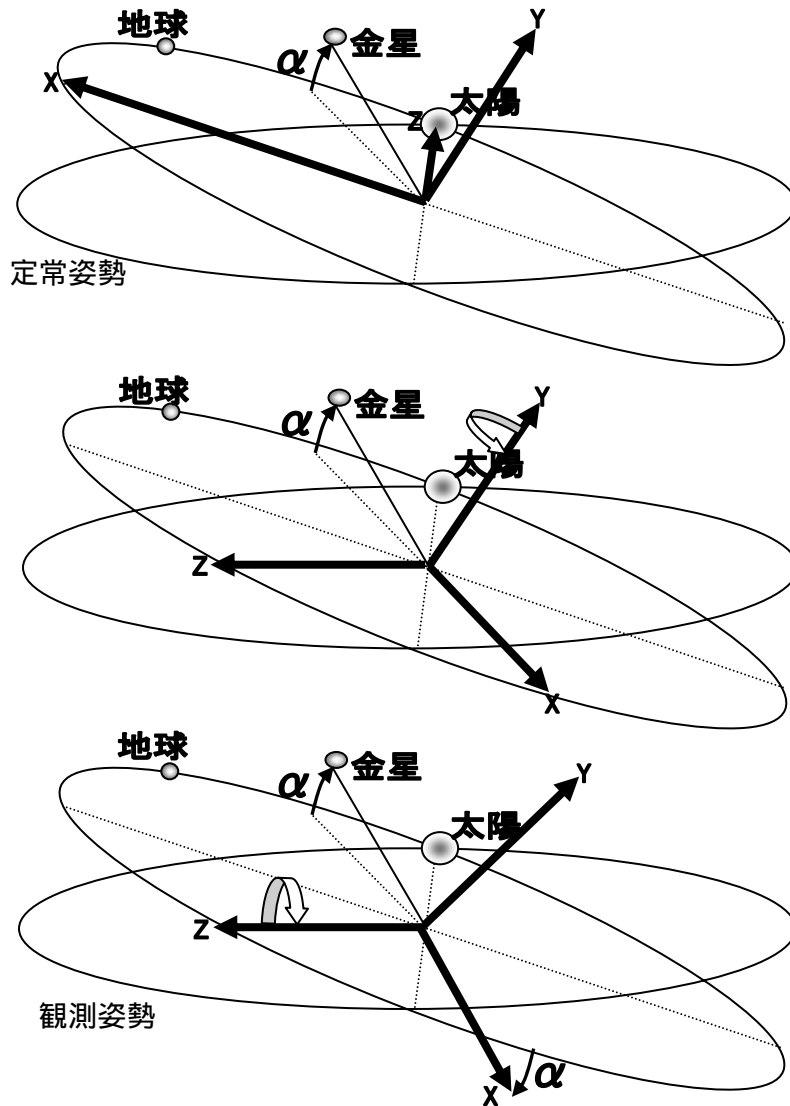


図 6.4-1 定常姿勢と観測姿勢の関係

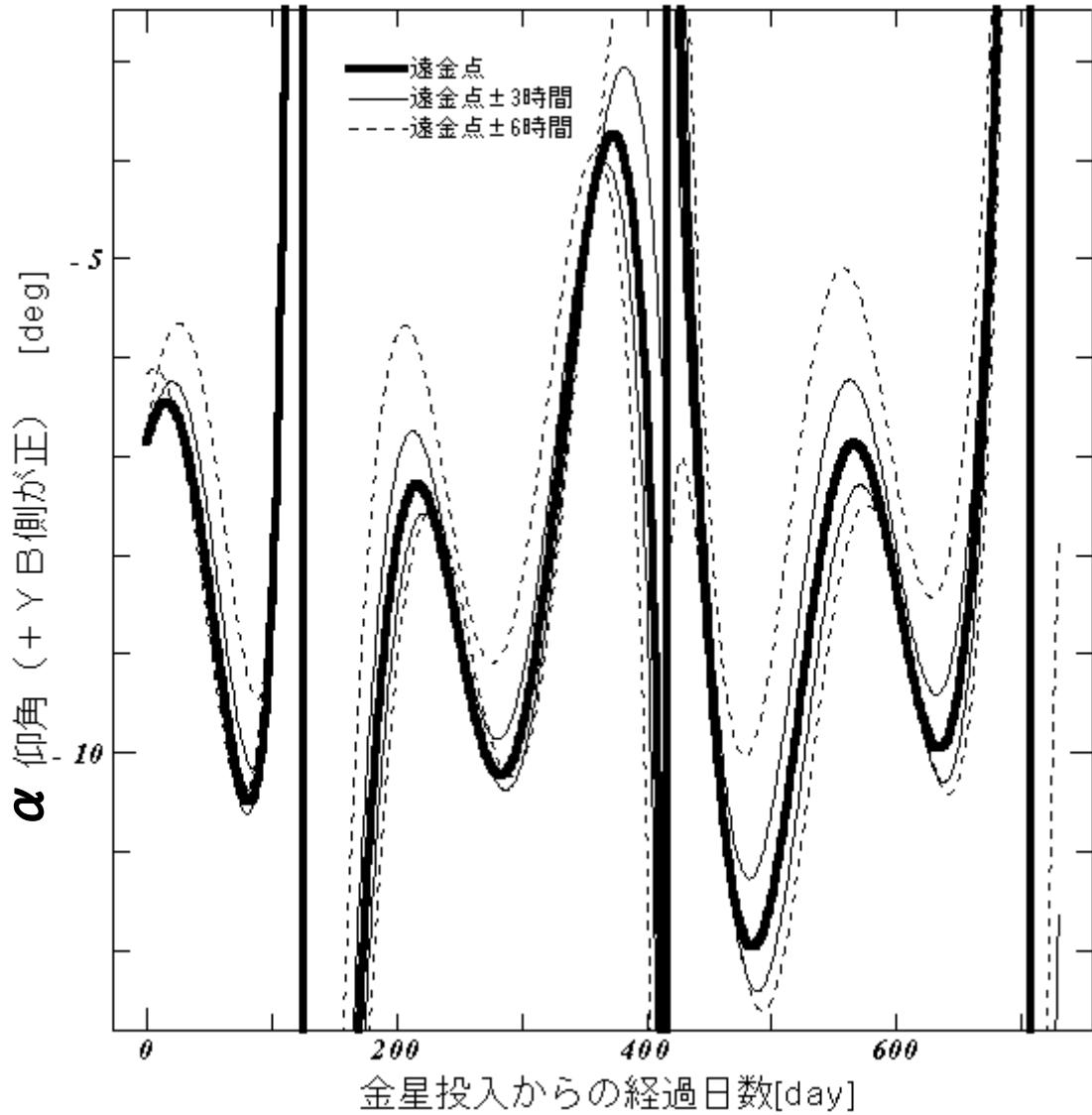
金星周回中は遠金点から金心点を観測するため、図 6.4-1 における α 角のレンジを知る必要がある。5 章で述べた金星周回ノミナル軌道で見た α 角の変化は、図 6.4-2 から、

(a) ± 10 度 (望遠鏡視野は X-Z 面内の場合)

(b) ± 4 度 (望遠鏡視野は X-Z 面内から -Y 軸方向に 7 度キャントさせた場合)

が要求されることが分かる。(今回は (b) を前提)

遠金点付近から見た金心点方向仰角



(仰角が上下に大きく振れている箇所は合/衝のため)

図 6.4-2 観測望遠鏡から見た金心点仰角()変化

6.4.2 外乱検討

姿勢制御方式の選択や、アクチュエータのサイジングに大きく依存する環境外乱について検討する。

(1) 空力外乱

無制御（バイアスモーメントム）の場合の近金点付近での姿勢変動量を見積もる。

[前提条件]

- (a) 近金点での昼が概ね近金点の最大大気密度となる。観測もこの条件が有利なため、大気密度モデルとして $SZA=16$ 度（最悪値）を使用した。
- (b) $4Nms$ のバイアス角運動量を仮定し、軌道 1 周回で蓄積する姿勢変動量を積分した。（例えば探査機角運動量が倍になれば概ね変動量は $1/2$ ）
- (c) トルクアーム $1m$ に $1m^2$ の非対称物があつた場合を仮定。（例えば $10m$ 先に $0.1m^2$ の非対称物があれば姿勢変動量は同じ。ちなみに、速度方向に対する断面が完全に重心から点对称であれば姿勢擾乱はなし）

解析結果を図 6.4-3 に示す。グラフより、例えば高度 $300km$ 以上の近金点高度を選べば、空力による観測姿勢変動は十分無視できることが分かる。

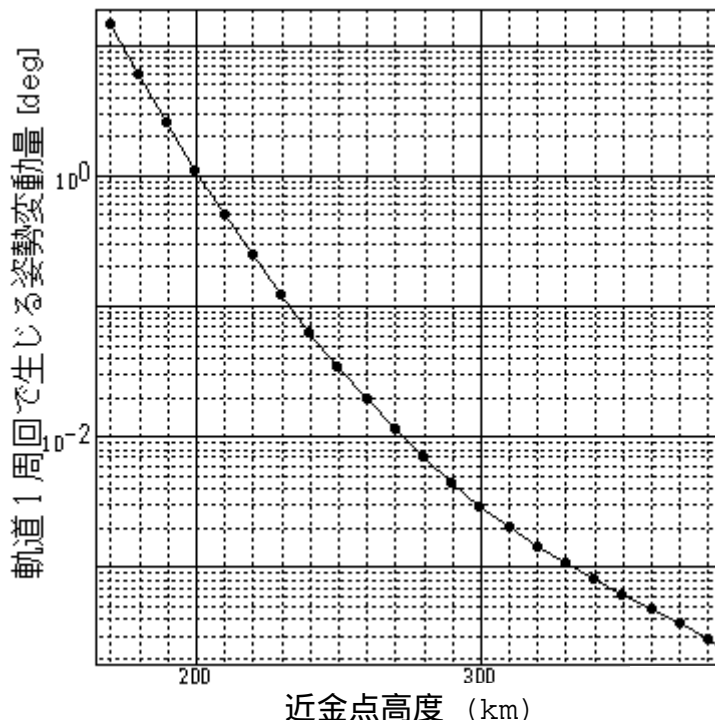


図 6.4-3 近金点通過で発生する姿勢変動量

次に、近金点高度が仮に低かった場合、同様の前提条件で姿勢擾乱を MW で吸収可能かを見積もる（図 6.4-4）。近金点 $200km$ の場合でも、 $10^{-3}Nm$ のオーダーであり、従来型ホイールで近金点通過時の姿勢擾乱トルクは MW で十分吸収出来ることが分かる。

参考

MW 最大トルク：	ASTRO-E	0.06Nm
	SOLAR-B	0.20Nm
	MUSES-C	0.012Nm

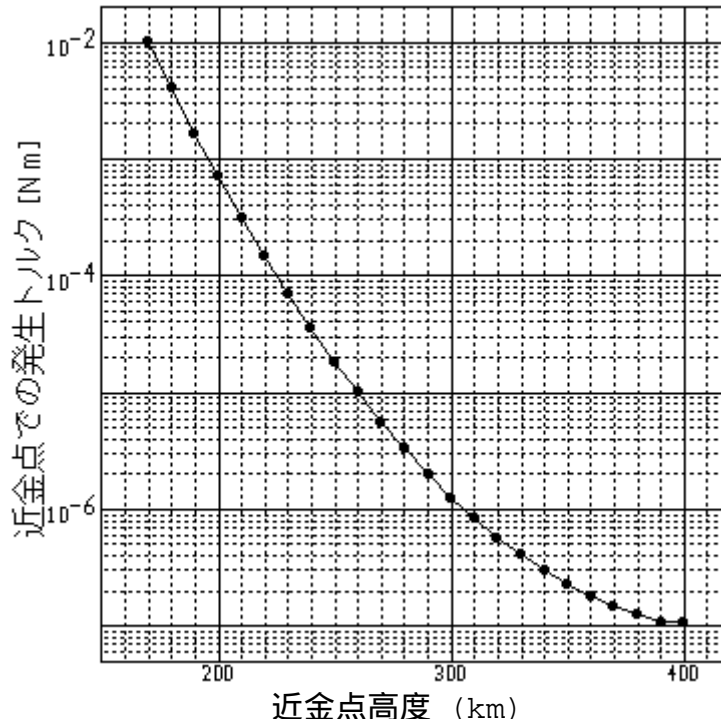


図 6.4-4 近金点通過で発生する空力トルク

(2) 太陽輻射外乱

金星ミッションにおける最大の外乱要因は太陽輻射である。特に HGA が片側に大きく突出する場合は大きな蓄積外乱の要因となる。

[前提条件]

- ・ HGA レフ板としてのぞみ同様の材質、サイズを仮定
直径 1.6m、反射率 0.018、透過率 0.30
- ・ トルクアームは 1 m を仮定

図 6.4-5 に、上記前提条件を考慮した、金星投入からの探査機に蓄積する角運動量を示す。一日あたり 1Nms の蓄積が想定され、日々の RCS によるアンローディングが必要となり、運用性の悪化を招く。(500Nms の蓄積角運動量をアンロードするに要する RCS 1 液燃料は 300g 以下)

一方、HGA の輻射トルクをキャンセルすべくトルクアーム反対側にトルクキャンセラを設置した場合の蓄積角運動量変化を同図 1 ~ 8 に示す。キャンセル効果は角運動量蓄積を大きく低減することが可能である。

以上の結果より、トルクキャンセラまたは HGA 非使用時の有効断面積低下策(太陽以外に向ける)が必須であることが分かる。

太陽輻射によるXB軸蓄積角運動量

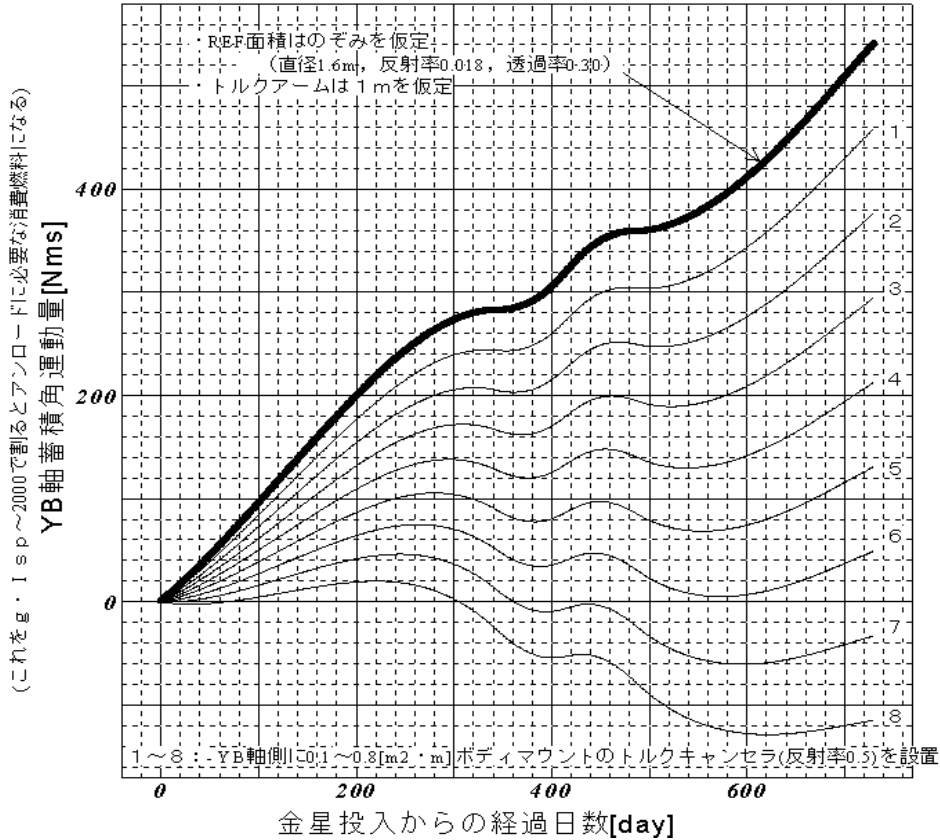


図 6.4-5 太陽輻射で蓄積する角運動量

(3) 重力傾斜外乱

重力傾斜による蓄積角運動量が最大となるケースは、最大(最小)慣性主軸が軌道面と45度の傾きを持つケースであり、その量は図 6.4-6 に示す値になり、決して無視できない(のぞみ MOI を仮定)。

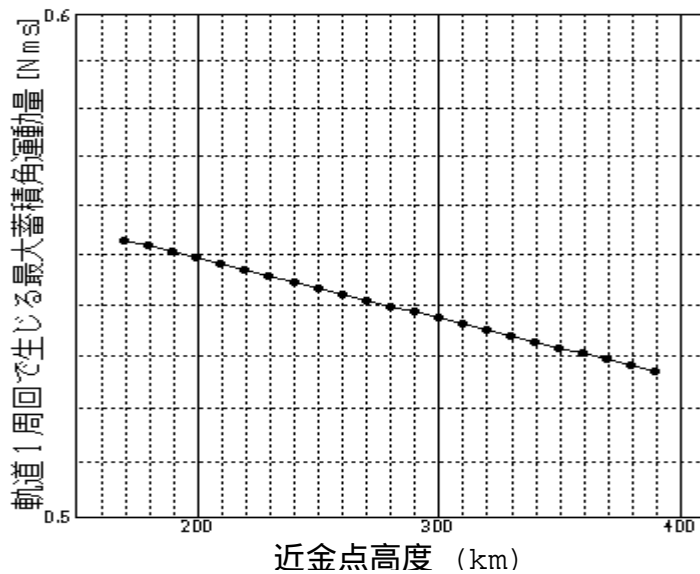


図 6.4-6 重力傾斜で蓄積する角運動量

一方、各軸 MOI がすべて同じ、または最大（最小）慣性主軸が軌道面内にある時、蓄積角運動量は 0 となる。金星ミッションの場合、機軸が軌道面に水平または垂直となる姿勢が中心であり、設計を進める上でこの量が大きくならないよう設計する工夫が必要である。

(4) 残留磁気外乱

金星にほとんど磁場が存在しないため、本外乱は考慮不要である。

まとめ

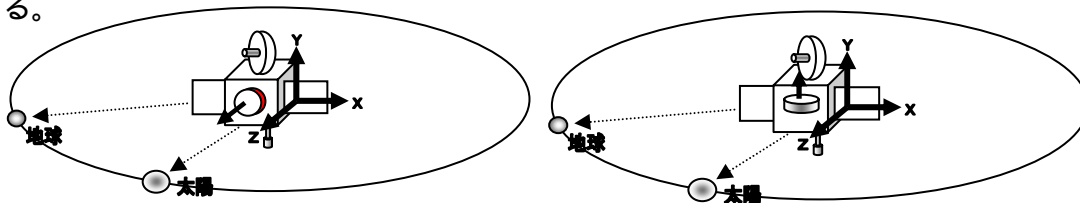
- (a) 近金点高度 300km は観測を制約するものではない。
- (b) 近金点高度 300km とすると、空力外乱は無視できる。
- (c) 残留磁気による外乱は無視できる。
- (d) 重力傾斜外乱は衛星の質量分布に依存。観測姿勢条件（主に軌道面内に望遠鏡）から外乱には有利な方向であるが、逐次質量分布のモニタが必要。
- (e) 最大の外乱要因は HGA への太陽輻射で、これを低減するために HGA の非可視時回転やトルクキャンセラ設置が必要。モーメントムホイールの検討ではこれらの対策がなされたものとし、最悪 0.2Nms/day の外乱蓄積を前提とする。

6.4.3 姿勢制御方式のトレードオフ

姿勢制御方式として、

- (a) スピントタイプ
- (b) バイアスモーメント三軸タイプ (角運動量は太陽方向)
- (c) バイアスモーメント三軸タイプ (角運動量は太陽直交方向)
- (d) ゼロモーメント三軸タイプ

が考えられる。金星ミッションの場合、大きな外乱 (太陽輻射と重力傾斜トルク) がある点、大きな姿勢マヌーバは一軸廻りである点から、バイアスモーメント方式が有利である。



(b)、(c) のメリットについて比較すると、

< (b) のメリット >

- ・セーフホールド時、太陽方向軸廻りに探査機を自転させることが可能で、姿勢外乱の影響を回避し易い。
- ・軌道投入時の角運動量方向と定常時の角運動量方向が機軸座標で一致しているため、定常モード遷移操作が容易。
- ・セーフホールド時 (スピン状態) の MGA の断続的地球リンクが保証されている。

< (c) のメリット >

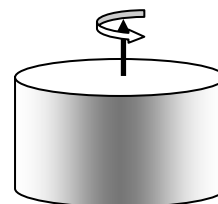
- ・黄道面内にドリフトする太陽追尾が容易である。
((b) は頻繁な RCS 制御が必要)
- ・遠金点での望遠鏡方向制御が概ね軌道面内であるため、制御が容易である。
- ・セーフホールド時の HGA 地球リンクが (b) に比べ容易である。

となり、観測性から (c)、安定性から (a) について以下にトレードオフを行う。

(1) 単純スピントタイプ

極力遅いスピンドで撮像を行う。 I_z を PLANET-B 同様とすると、 20Nms の角運動量を得るためには 3.6deg/sec 。これは観測目標条件の 0.01deg/sec から大きく外れている。

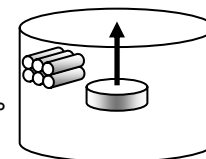
観測望遠鏡の仰角方向制御が不可能なため、毎回 RCS を使用する必要がある。



(2) デスパンタイプ

定常観測はスピン、撮像時は MW にて衛星本体のスピンドを吸収する。
(1 軸廻りは任意の方向に向けることは可能)

I_z を PLANET-B 同様とすると、 $MW=20\text{Nms}$ として衛星の定常ス

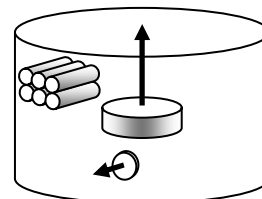


ピンレートは 0.6rpm。撮像時は観測望遠鏡を慣性方向に固定することが可能である。仰角方向制御は不可能 (RCS を使用)。

(3) デスパン + 仰角制御 RW タイプ

(2) に加え、仰角調整用の RW を追加。±10deg の仰角制御を行うためには 4Nms の RW が必要。2Nms 2 基として 1 台故障時仰角制御の制約とすることも可能。

静止した条件で撮像が可能。仰角も制御可能。

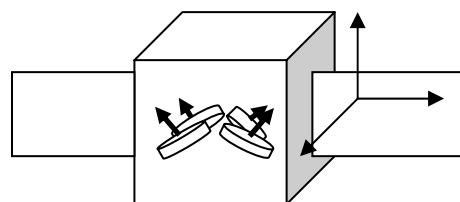


(4) 4 スキュー MW タイプ

4 スキュー MW の角運動量差で三軸廻りの姿勢制御が可能 (範囲制限あり)。

MW の 1 台故障時でも制約はあるものの同様の制御が可能。

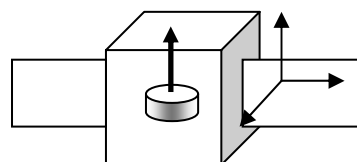
静止した条件で撮像が可能。仰角も制御可能。



(5) 一軸 MW タイプ

制御系がシンプル。

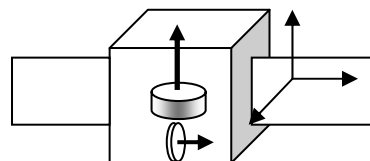
仰角制御が不可能。RCS 要。



(6) 一軸 MW + 仰角制御 RW タイプ

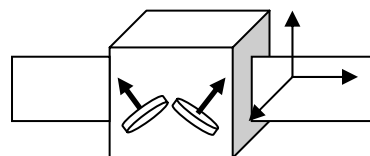
(5) に仰角制御用 RW を追加。(3) に準ずる。

仰角制御が可能。



(7) 2 スキュー MW タイプ

2-MW の角運動量差で望遠鏡の仰角制御が可能。ただし X 軸回りは RCS。



<トレードオフ>

- ・単純スピントタイプは最も安定性の高いタイプであるが、撮像条件が満足できない。
- ・発生電力の点からは(2)、(3)より同様の制御方式である各々(5)、(6)の方が優れている。しかし(5)は仰角制御が不可能で撮像に適さず、(6)は機器の冗長性や外乱蓄積への対処を考えると、(4)に比べて劣る。
- ・(4)と(7)が候補として残るが、以下の点で4スクュー方式が優れている。

メリット

- * 三軸の姿勢制御が可能である
- * MW の 1 台故障時も三軸制御が可能である

一方、同一角運動量を得るには 2 スキュー方式の方が重量的に有利であるが、4 スキュー式のメリットが大きいため、以下の検討では 4 スキュー方式とする。

6.4.4 モーメントホイール検討

探査機に必要な角運動量と、モーメントホイール(以下MW)のサイジング・配置について検討する。

図 6.4-7 に 4-Skew 配置時の MW 名称を示す。前提として、観測姿勢変更や太陽輻射補償に必要な MW-A/B を大角運動量 MW、MW-C/D を小角運動量 MW とする。

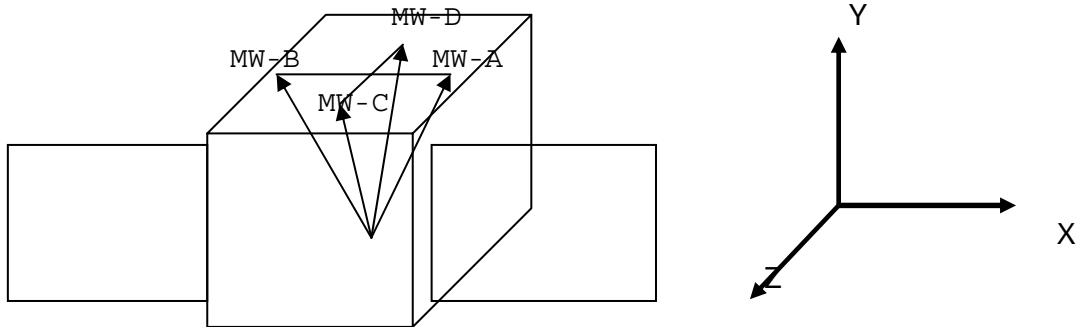


図 6.4-7 4-Skew 配置時の MW 名称

MW のサイジングにあたり、MW-A 1 台故障時に定常観測が成立するようなスキュー角と MW の角運動量を選択する。まず各 MW に以下の前提を与える。

- (2) 定常状態での MW 角運動量は、最大の 50%
- (3) 最大角運動量の 10% ~ 100% の範囲で使用(ただし故障前と全体角運動量が変わらぬ様 MW-B で調整)

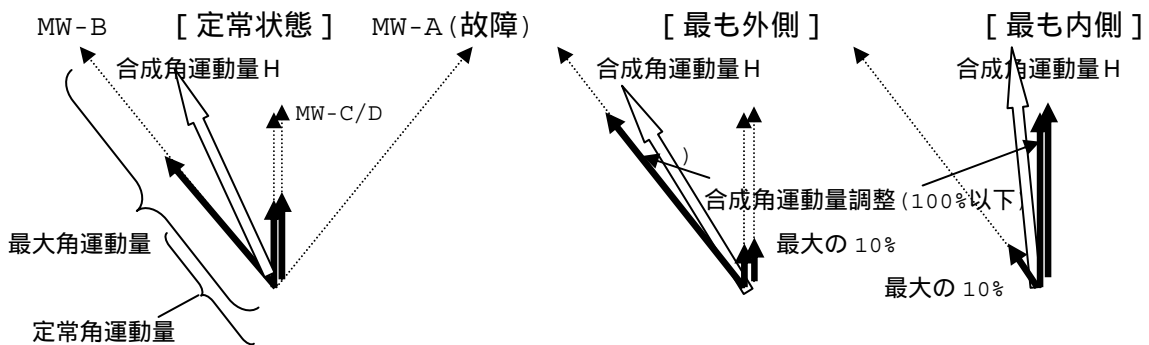


図 6.4-8 MW-A 1 台故障時の定常状態と角運動量可動範囲

図 6.4-8 は MW-A (最悪側) が 1 台故障した場合の定常、及び角運動量方向制御範囲を示している。

外乱吸収に大きな角運動量を必要とするのは MW-A/B 側であり、今ほぼ最小角運動量である MUSES-C タイプ(最大角運動量 4Nms)を MW-C/D に配置した時、MW-A 故障時の 3 台の定常角運動量はラフに、

$$(2\text{ Nms} + 2\text{ Nms} + \frac{1}{2}\text{ Nms}) \times \cos \text{ スキュー角}$$

となる。0.2Nms/day の一日当たりの外乱蓄積と RCS なしでの二週間の三軸姿勢維持

を前提とすると、 θ_1 は 20Nms 前後が必要となる。ここでは既製品のカタログより 19.5Nms の MW-A/B を仮定する。

表 6.4-1 に、MW-A/B のスキュー角 (θ_1)、MW-C/D のスキュー角 (θ_2) を仮定した時の A/B 面内の角運動量方向可動範囲 (姿勢変更範囲) を示す。

$\theta_1 \backslash \theta_2$	10	15	20	25	30	35	40	45	50
10	5.1	5	4.9	4.8	4.6	4.4	4.3	4	3.6
15	7.8	7.7	7.5	7.3	7.1	6.8	6.4	6.1	5.6
20	10.6	10.4	10.2	9.9	9.6	9.2	8.8	8.2	7.6
25	13.5	13.3	13	12.6	12.3	11.7	11.2	10.5	9.8
30	16.5	16.4	16	15.6	15.1	14.5	13.7	12.9	12
35	19.9	19.6	19.3	18.8	18.2	17.4	16.5	15.5	14.5
40	23.6	23.3	22.8	22.3	21.5	20.6	19.6	18.4	17.2
45	27.8	27.4	26.9	26.2	25.3	24.3	23.1	21.7	20.3
50	32.7	32.2	31.6	30.7	29.7	28.5	27.1	25.5	23.7

表 6.4-1 MW-A/B 面内の角運動量可動範囲 (p-p; deg)
(± 10 deg の制御要求から 20deg 以下を網掛けとした)

X 軸回りの蓄積外乱量を 0.2Nms/day max、三軸姿勢維持期間を 2 週間を前提としたとき、 θ_1 / θ_2 の組み合わせで三軸姿勢維持期間を見積もった結果を、表 6.4-2 に示す。

$\theta_1 \backslash \theta_2$	10	15	20	25	30	35	40	45	50
10	3	2.9	2.9	2.8	2.6	2.5	2.4	2.2	1.9
15	4.6	4.5	4.3	4.2	4	3.8	3.5	3.3	2.9
20	6.1	5.9	5.8	5.5	5.3	5	4.7	4.3	3.9
25	7.6	7.4	7.2	6.9	6.6	6.2	5.8	5.4	4.9
30	8.9	8.8	8.5	8.2	7.9	7.4	6.9	6.4	5.8
35	10.4	10.2	9.9	9.6	9.1	8.6	8	7.3	6.7
40	11.8	11.6	11.2	10.8	10.3	9.7	9	8.3	7.6
45	13.2	12.9	12.5	12.1	11.5	10.8	10.1	9.2	8.4
50	14.6	14.3	13.9	13.3	12.7	11.9	11.1	10.2	9.2

表 6.4-2 MW-A/B 面内の姿勢維持期間 (day)
(14 日間以下を網掛けとした)

表 6.4-1, 2 より、例えば $\theta_1 = 50$ deg、 $\theta_2 = 15$ deg とすれば、観測条件と三軸姿勢維持期間条件を満足することが分かる。今後、各軸のマヌーバ性能を評価し、より最適なサイジングを行う必要がある。

まとめ

- (1) MW-A/B に最大角運動量 19.5Nms、MW-C/D に 4Nms を使用

- (2) 各 MW とも、定常時は最大角運動量の 50%を基本とし、マヌーバ時等は 10~100%の範囲で使用(0クロスなし)
- (3) 蓄積する角運動量の最悪値はX軸周りに 0.2Nms とする
- (4) スキュー角は、MW-A/B が 50deg、MW-C/D が 15deg

の条件の時、制御性能は以下の様になる。

	4 台運用	3 台運用 (MW-A 故障)	3 台運用 (MW-C 故障)
定常時の角運動量	1.6 Nms	1.3 Nms	1.5 Nms
姿勢制御範囲 Z軸周り	± 4.1 度	± 1.3 度	± 4.1 度
三軸姿勢維持期間	2.3 日	1.4 日	2.2 日
Y軸周り 180deg マヌーバ	9 分	1.3 分	9 分

6.4.5 推進系検討

推進系には以下の機能性能要求がある。検討結果は 6.5 節に示す。

[A] ± X、± Y、± Z 回りの小トルク発生

- (1) 目的 MWの定常アンローディング(±Zは初期スピンレート調整兼)
- (2) 要求
 - ・MWの角運動量を調整する目的のため、発生角運動量の LSB に要求あり。0.1(希望値)~0.5(妥協値) Nms
 - ・定常制御のため、並進成分はペア噴射でキャンセル要
- (3) 要求値の算出根拠
 - ・MW 3 台運用時の全体角運動量を 10Nms とするとき、
 - [± X、± Z] 0.5 度(希望値)~3 度(妥協値)から、
 - $10 \tan 0.5 \text{ 度} \sim 0.1 \text{ Nms}$ 、
 - $10 \tan 3.0 \text{ 度} \sim 0.5 \text{ Nms}$
 - [± Y] 1%(希望値)~5%(妥協値)から、
 - $10 \times 0.01 = 0.1 \text{ Nms}$ 、
 - $10 \times 0.05 = 0.5 \text{ Nms}$

[B] ± X、± Y、± Z 回りの大トルク発生(±Zは初期スピンレート調整兼)

- (1) 目的 大推力 V時の姿勢保持
- (2) 要求
 - ・姿勢保持する目的のため、発生トルクの最大値に要求あり。大推力スラストの推力を F とすると、 $F/10 \pm 20\%$ (ペア噴射)
 - ・発生角運動量の LSB については今回未検討
 - ・並進成分は発生しても構わない
- (3) 要求値の算出根拠
 - ・パドル、HGA 展開時に大推力スラスト機軸は重心を通るとし、
 - * 推力軸ずれ

* スラスタ機軸のアライメント

* 液のアンバランス

等で発生するトルクアームが 10mm とする。 ←—— これも要求値。

F × 10mm のトルクを 10 倍のスラスタトルクで押さえ込むことを前提とすると、F / 10。

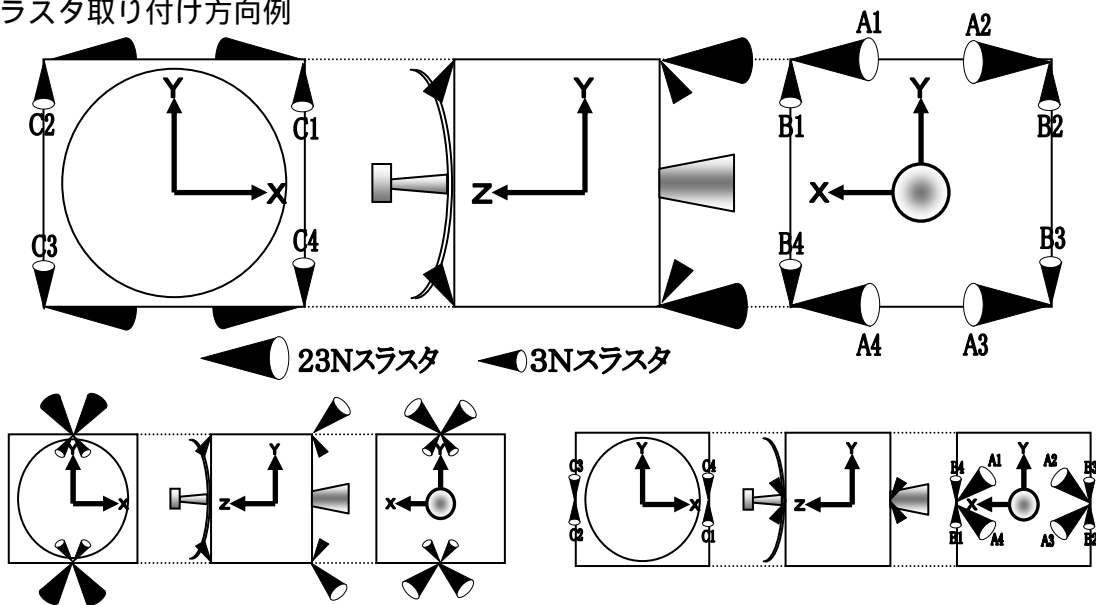
[C] ±Y、-Z方向の V

- (1) 目的 Y軸回りの姿勢は任意とし、±Y、-Zの1液ベクトル V を行う。(- Zは+ Zでも代用可能)
- (2) 要求 最小トータルインパルスで各 3 Nsec
- (3) 要求値の算出根拠
 - 300kg (衛星重量) × 0.01m/sec = 3 Nsec

[D] +Z方向の V

- (1) 目的 大規模軌道修正、金星投入時に [B] と併用して行う。
- (2) 要求
 - 最小トータルインパルスで各 15 Nsec
 - 可能な限り大推力 (gravity ロス回避のため)。ただし、[B] (2) を考慮する必要あり。
- (3) 要求値の算出根拠
 - 300kg (衛星重量) × 0.05m/sec = 15 Nsec

スラスタ取り付け方向例



	A A A A	B B B B	C C C C
	1 2 3 4	1 2 3 4	1 2 3 4
[A](小推力トルク) + Xトルク - Xトルク + Yトルク - Yトルク + Zトルク - Zトルク			
[B](中推力トルク) + Xトルク - Xトルク + Yトルク - Yトルク + Zトルク - Zトルク			
[C](V) + Y V - Y V + Z V (アレジ'セトリ グ) - Z V			

6.4.6 センサ検討

6.4.1 の観測系からの要求条件より、姿勢制御/姿勢決定性能要求は MUSES-C クラスであるのでセンサ・アクチュエータは MUSES-C を基本とする。

(1) 2次元太陽センサ (NSAS)

MUSES-C/ASTRO-D/ASTRO-E 同等品。X/Y 軸周りの姿勢決定精度に相当する。

0.7AU 付近での使用に関する検討要。

- ・機能 2次元での太陽方向検出
- ・視野 $\pm 50 \times \pm 50 \text{ deg}$
- ・検出精度 0.05deg 以下
- ・検出分解能 1/32Pixel
- ・処理時間 32msec
- ・撮像時間 8.34msec

(2) 恒星センサ (STT)

カノープスセンサとするため、MUSES-C/SOLAR-B 同等品。Z 軸周りの姿勢決定精度に相当する。この軸周りの補完センサがないため A/B 冗長構成とする。

- ・機能 星画像データ及び星位置、等級等のデータ取得
- ・視野 30 × 40 deg
- ・検出等級範囲 - 1 ~ 3 CCD Mag.
- ・出力星数 5 個以下 (原則カノープス 1 星に使用)
- ・ CCD Pixel 数 288 × 384 (1 Pixel=0.1deg)
- ・精度 ランダム誤差=3 arcmin、バイアス誤差=1 arcmin (3)
- ・データビット長 12 Bit

(3) 粗太陽センサ (CSAS)

MUSES-C/MUSES-B 同等品。NSAS が太陽を外した際の Y 軸周りの太陽位相等を検出する。

- ・機能 1 次元での太陽方向検出
- ・視野 ± 5.1 deg
- ・太陽位相角誤差 ± 4 deg 以下

(4) 慣性基準装置 (IRU)

MUSES-C 同等品。

- ・機能 角速度検出 (X, Y, Z) / 角加速度検出 (X, Y, Z)
- ・構成 3 ジャイロ、3 加速度計
- ・角速度レンジ 1432deg/sec max.
- ・加速度レンジ 40.8 G max.
- ・角度増分解能 1.093×10^{-4} deg
- ・速度増分解能 6.104×10^{-5} m/sec
- ・出力レート 400Hz
- ・バイアス安定度 3 deg/h (3)
- ・ランダムウォーク $0.07 \text{deg/hr}^{1/2}$

(5) 加速度計 (ACM)

MUSES-C 同等品。ただし大推力スラスタ検出用に ACM-D を変更。

- ・機能 RCS の V 検出
- ・レンジ ACM-A/B/C : - 40 ~ + 40 mG
ACM-D : 0.5 G

(6) モーメンタムホイール (MW)

4Nms は MUSES-C 同等品。トルク 0.01Nm で 180deg/9 分の Y 軸周り姿勢制御能力。

- ・機能 角運動量制御
- ・配置 6.4.5 項参照
- ・最大角運動量 MW-A/B : 19.5Nms
MW-C/D : 4.0Nms
- ・トルク 10.0×10^{-3} Nm

6.4.7 姿勢系機器構成

姿勢系機器構成を図 6.4-9 に示す。

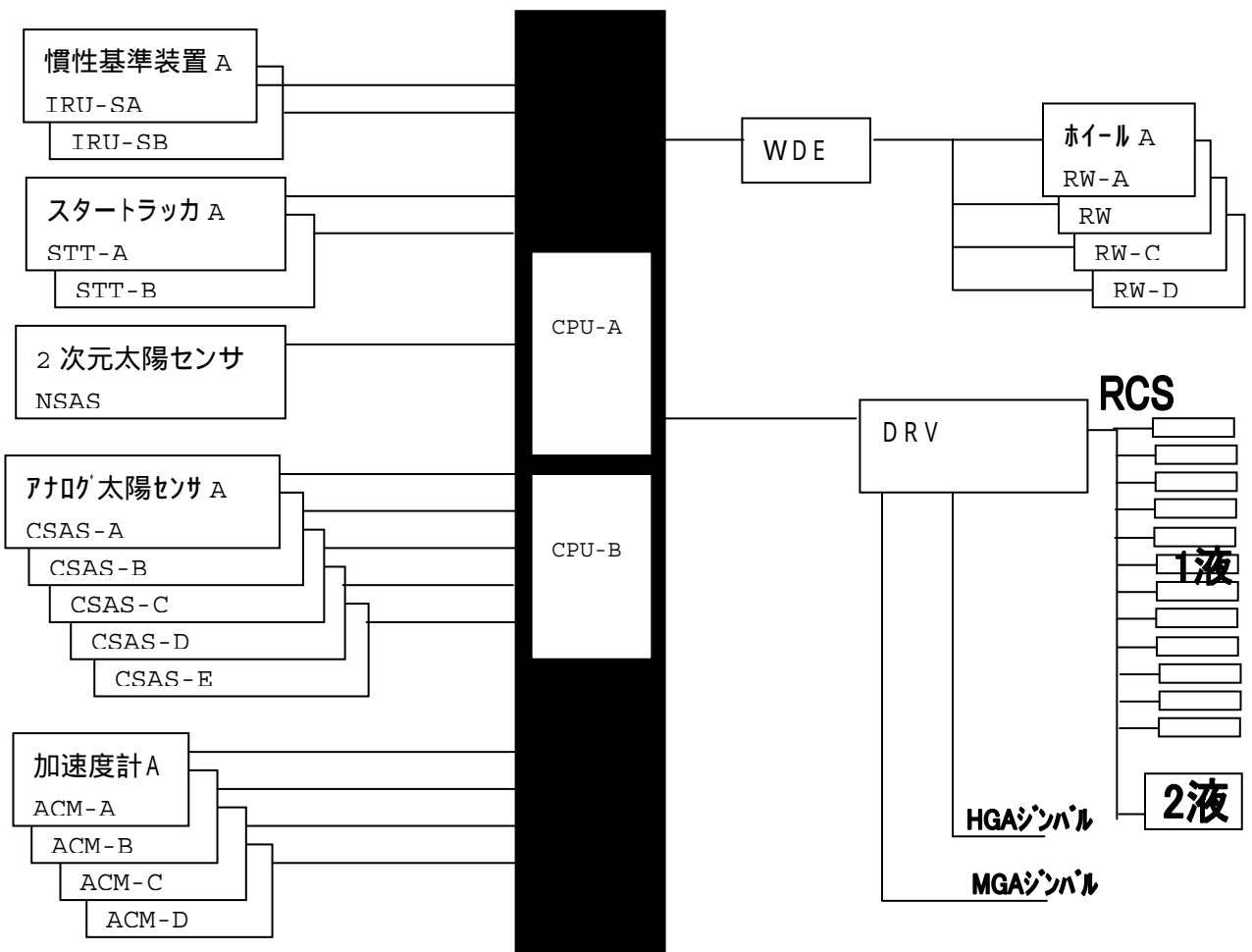


図 6.4-9 姿勢系システム構成

[センサの取り付け方向]

(1) S T T 取り付け方向と視野角

- ・ FOV 方向は - Y
- ・ レンズ視野は 30 × 40 度
- ・ 非干渉領域は 100 × 110 度
- ・ X Z 面内位置は視野非干渉の範囲で任意

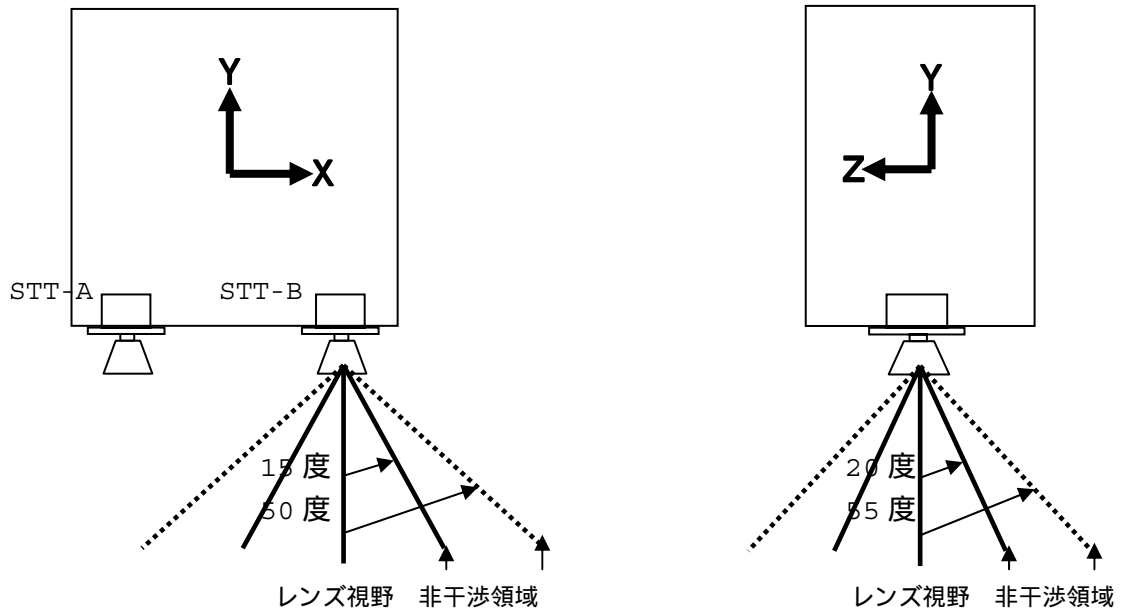


図 6.4-10 STT 取り付け方向

(2) N S A S 取り付け方向と視野角

- ・ FOV 方向は + Z
- ・ 視野は 100 × 100 度
- ・ 非干渉領域は 110 × 110 度
- ・ X Y 面内位置は視野非干渉の範囲で任意

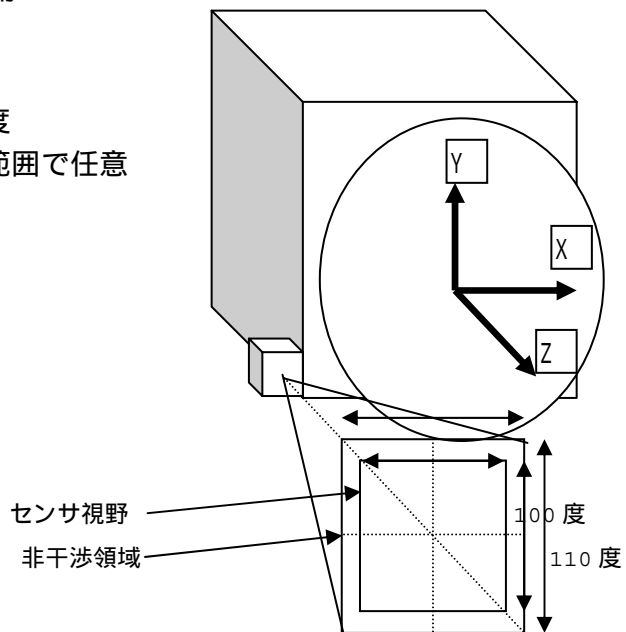


図 6.4-11 NSAS 取り付け方向 (HGA 展開前の状態)

(3) MW取り付け方向と視野角

- ・ MW-A/B：最大角運動量 19.6Nms ホイール、MW-C/D：4 Nms ホイール
- ・ + Y軸を挟んで角運動量方向がそれぞれ 50/15 度方向に取り付け
- ・ 取り付け位置は任意

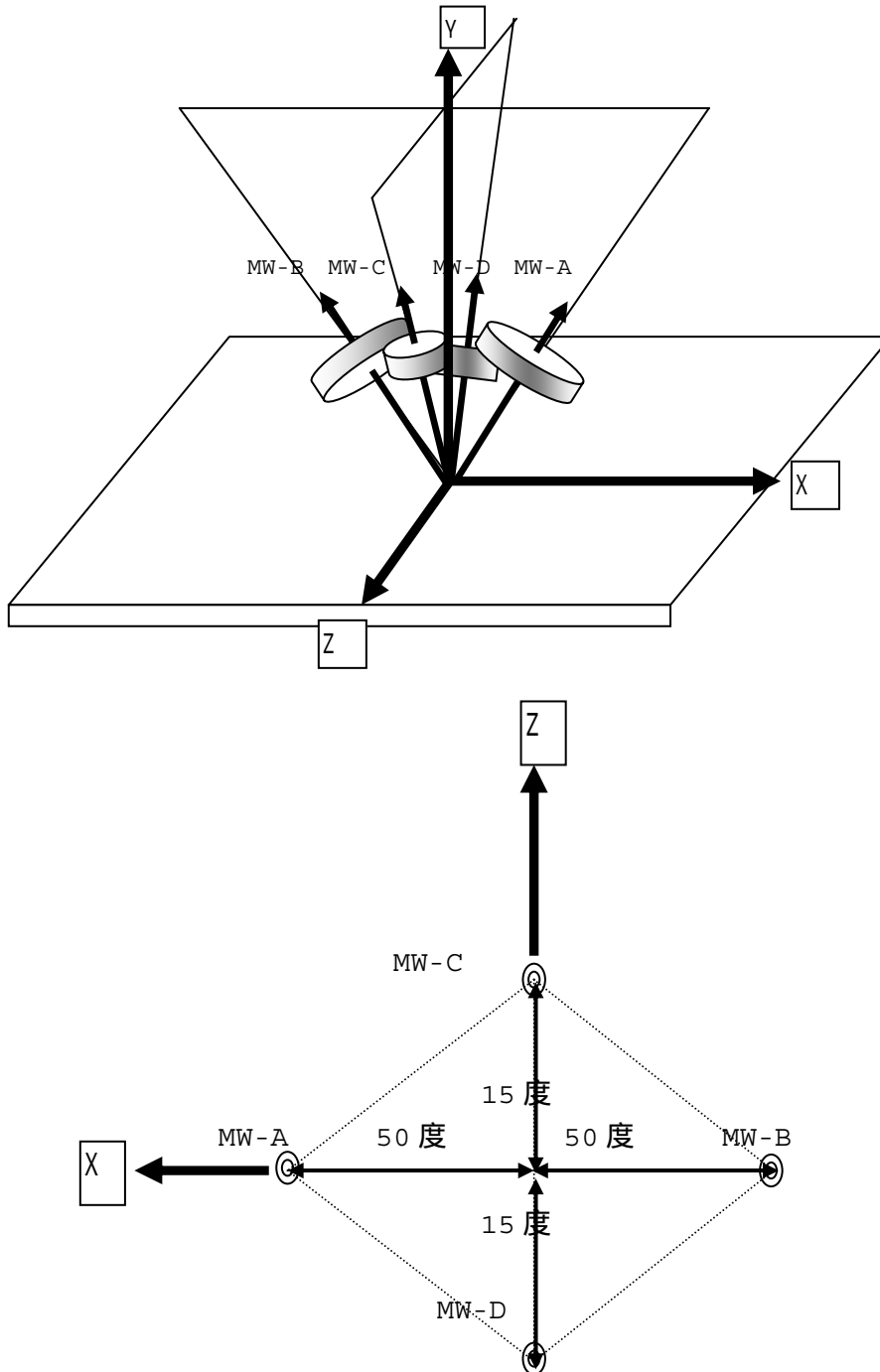


図 6.4-12 MW 取り付け方向

(4) CSAS 取り付け方向と視野角

- ・視野は ± 30 度（感度軸方向）、 ± 60 度（非感度軸方向）とする
- ・非干渉領域も同上
- ・取り付け位置は上記非干渉領域の範囲で平行移動可（パドルの先端も可）

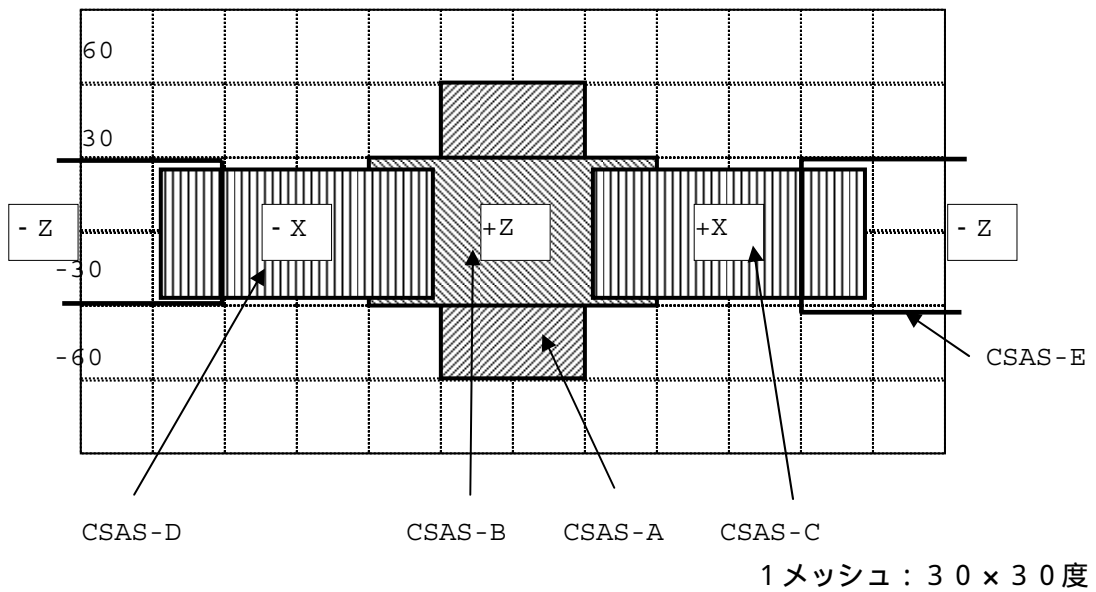
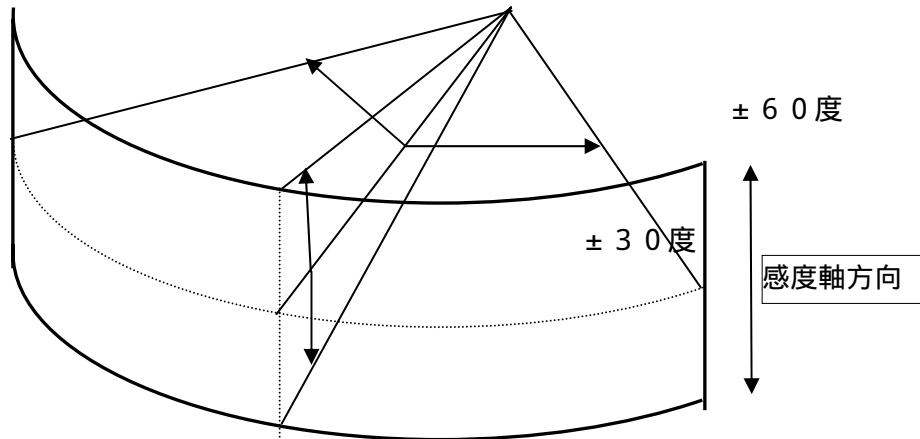


図 6.4-13 CSAS 取り付け方向

6.4.8 制御機能の検討

(1) 初期姿勢捕捉制御

4段からスピン分離後、RCSによるスピンドウン、太陽捕捉、三軸姿勢確立を行う。太陽捕捉方式は慣性モーメント確定まで TBD。(SSASの採用も検討)

(2) 定常姿勢制御(慣性空間固定)

コマンド指定の慣性空間三軸姿勢を維持する。使用センサ・アクチュエータは、NSAS/IRU/MW。定常姿勢では(3)の太陽指向姿勢を原則とするが、以下のケースではこの制御モードとする。

- ・ Phasing 軌道中
- ・ 金星周回中の合衝期間
- ・ V前後
- ・ 観測中

(3) 定常姿勢制御(太陽指向)

以下の期間では+Z軸太陽指向(XZ面に地球を含む姿勢)を維持する。使用センサ・アクチュエータは、NSAS/STT/IRU/MW。本制御モードは以下のケースとする。

- ・ 地球併走軌道
- ・ 金星クルージング軌道
- ・ 金星周回軌道

本モードの特徴は軌道情報を機上管理して NSAS 及び、STT で捉えるカノープス位置から三軸姿勢を自動制御する点である。金星周回中の地触時はカノープス不在期間判定から IRU のみの姿勢伝播を行う。(日陰時の NSAS も同様)

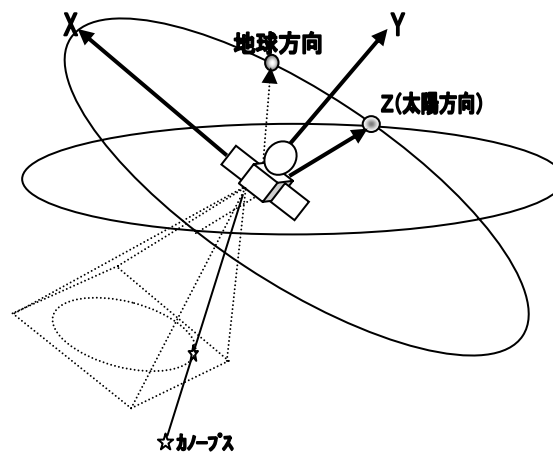


図 6.4-14 定常姿勢制御(太陽指向)

(4) 太陽捕捉制御

角運動量方向が保証されていることを前提に、角運動量方向周りに姿勢を回転し、

太陽指向する ROM/RAM モード。セーフホールドに相当。使用センサ・アクチュエータは NSAS/MW。(搜索に失敗した際の RCS 太陽捕捉制御は要検討)

(5) 1 液軌道制御

MW による Y 軸周り自由度以外は原則ベクトル $V_{+off-mod.}$ 。(制御中の姿勢は IRU で維持)とする。制御は加速度計 (ACM) で計測し自動停止。20m/sec 以下 (暫定) を 1 液の守備範囲とする。

(6) 2 液軌道制御

大推力スラスタ (+Z 軸方向の V) を実施、その際の姿勢変動 (各軸周り) は 1 液スラスタの $on-mod.$ 制御 (制御中の姿勢は IRU で維持) で姿勢維持を行う。このスラスタはキャントした 4 基スラスタの 2 基ずつの組み合わせで、各軸 \pm の姿勢保持制御を行う。制御中の MW の扱いと制御サイクルについては要検討。

(7) HGA/MGA-B 駆動制御

(3) の制御と併用した自動駆動モードと、コマンドによるマニュアル指向モード、リンクを失った際に使用する Slew モードを有する。

(8) アンロード制御

姿勢は IRU で維持しつつ機軸座標での角運動量方向をノミナルに一致させる RCS 制御。Y/Z 周りは 1 回 / 1 ヶ月、X 軸周りは 1 回 / 1 ~ 2 週間であるが、X 軸周りは非可視中の HGA 位相を調節し、トルクキャンセラとの兼ね合いから補正頻度を軽減することが可能である。

(9) MW 故障移行制御

MW の 1 台故障を検出し、IRU で現姿勢を維持しつつ角運動量方向を 3 台運用ノミナル方向に変更する RCS 制御。

6.4.9 運用方式検討

(1) 0パス：軌道投入～三軸姿勢確立

打ち上げは3-4段連続点火のため、Window前半は昼、後半は早朝の打ち上げとなる。このため、injection後の太陽角条件は打ち上げ日により異なる(20~70deg)ため、太陽捕捉方法は探査機慣性モーメント確定後に検討するものとする。

- (a) +Z軸廻りのスピン投入(従来通り)
- (b) RCSによるスピンドウン(60~2rpm)
- (c) 太陽電池パドル展開
- (d) 太陽捕捉制御
- (e) RCSによる三軸姿勢確立(太陽指向)

(2) 第一可視

+Z軸太陽指向状態での定常姿勢(慣性空間固定)を確立する。

4BO後、遠地点20万km×近地点高度150kmの軌道に投入されるが、想定される投入誤差で遠地点の低い側(15万km)に投入された場合、直後の近地点通過まで本可視を含め2パスしか存在しない。そのため第一可視で10m/secの ΔV で近地点高度250kmを確保する。

以下、Phasing 軌道中は定常姿勢1(慣性空間固定モード)、それ以降(並走・金星遷移・金星周回軌道)は定常姿勢2(太陽指向モード)を原則とする。

図6.4-15に金星着までの軌道フェーズと ΔV 名称を示す。

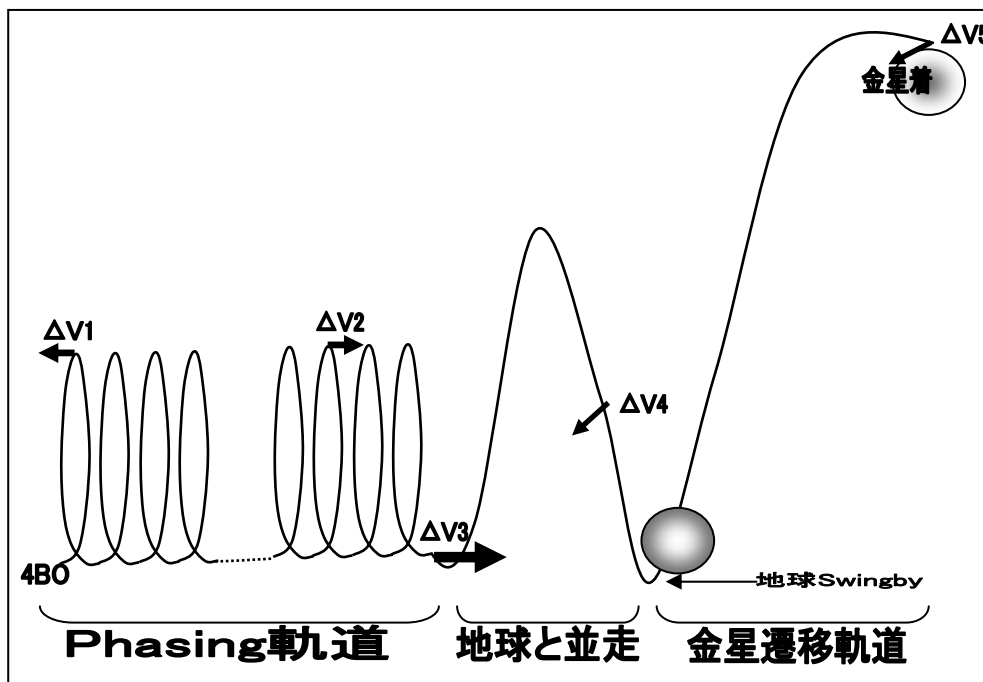


図 6.4-15 4BO～金星着までの軌道SOE

- (3) Perigee up V (V 1)
 近地点高度を 1000km 前後に上昇させる。
- ・ 1液によるベクトルモード V (20m/sec 前後)
 - ・ V方向と太陽のなす角は 90 度以上
 - ・ 大きな修正誤差がない限り、(4)まで補正 Vはなし
- (4) 近地点高度調整 V (V 2)
 近地点高度を 500km に合わせる。軌道決定後、その後の 2 ~ 3 回の遠地点で補正 Vを行い、正確な近地点高度合わせを行う。
- ・ 1液によるベクトルモード V (30m/sec 前後)
 - ・ V方向と太陽のなす角は 50 ~ 60 度
- (5) 地球脱出 V (V 3)
 並走軌道 (地球圏脱出) 軌道へ遷移するための OME V。
- (1) 直前の可視で + Z 軸を近地点速度方向に変更 (太陽角 50 度)
 - (2) 近地点 (非可視) 時に 2 液軌道制御モードの実施。 V = 590m/sec .
 - (3) 直後にアンロード制御
 - (4) 定常姿勢制御 (慣性空間固定) へ移行
 - (5) 次可視で補正 Vを実施。

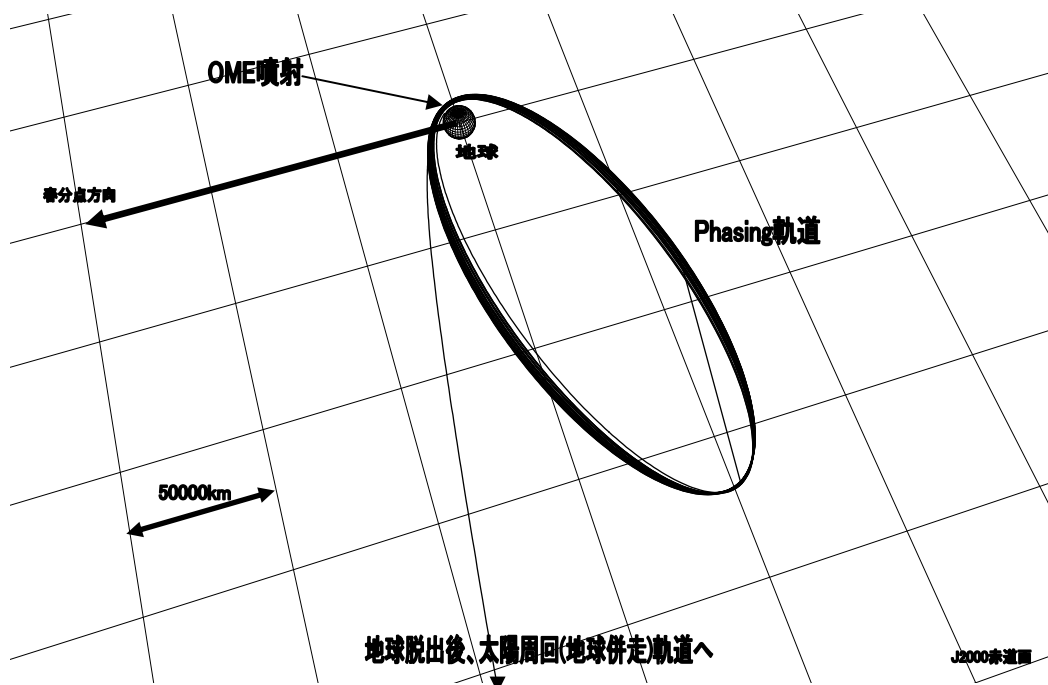


図 6.2-16 Phasing 軌道と地球脱出 OME 噴射

- (6) 地球スウィングバイターゲット V (V 4)
 並走軌道中に地球スウィングバイターゲットの Vを行う。
- ・ 1液 Vで~50m/secを実施。
 - ・ V方向は不定。

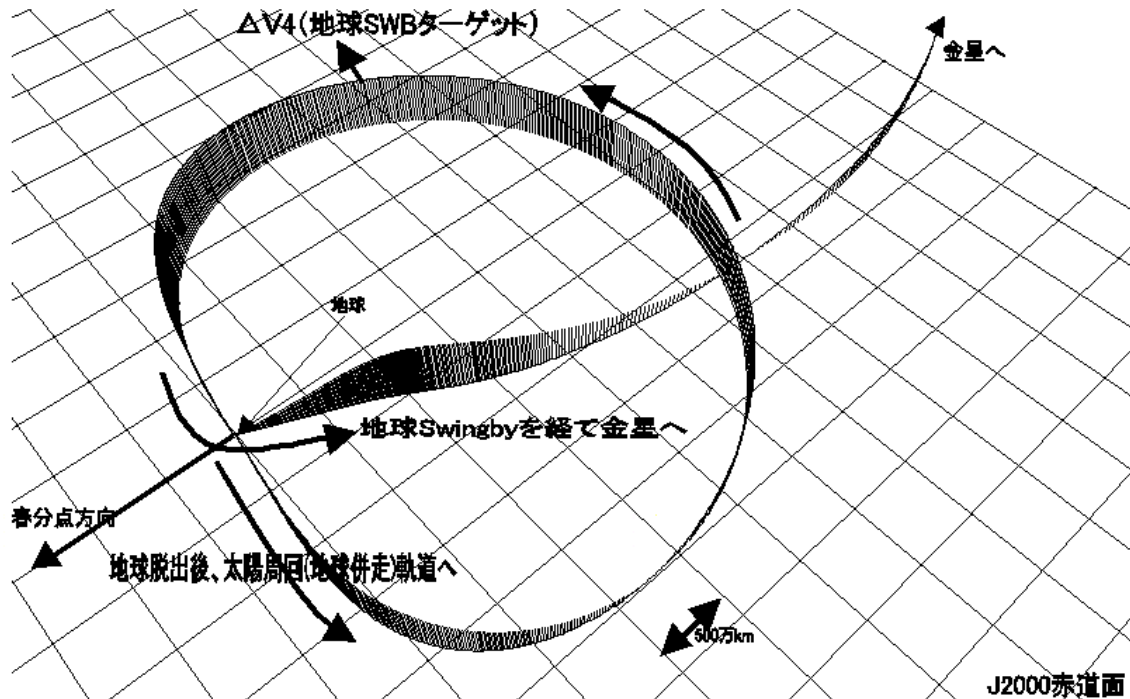


図 6.4-17 地球並走軌道～地球スウィングバイ

- (7) 金星周回軌道投入 (VOI) V (V 5)
 金星周回軌道に投入するための Vを2液にて実施。
- ・ VOI への姿勢変更は太陽角条件から、前日実施
 - ・ OME 姿勢で MGA の地球指向が可能 (ただし X+0 以降は非可視)
 - ・ X+31 以降は制御結果をモニタ可能
 - ・ VOI 時の空力トルクは、
 - $10^{-2}\text{Nm}@h=150\text{km}$
 - $10^{-3}\text{Nm}@h=200\text{km}$
 - $10^{-4}\text{Nm}@h=250\text{km}$
 - $10^{-5}\text{Nm}@h=300\text{km}$

のオーダ、一方スラストによる姿勢保持トルクは 10Nm のオーダであるため、投入近金点高度 $\pm 150\text{km}$ は姿勢擾乱の要因とはならない。

	SOE	地触	日陰	Z太陽角
前日	姿勢変更開始			0 deg
	姿勢変更終了			25 deg
[min]				
X-12	OME 燃烧開始	地触開始 ↓		
X+0	OME 燃烧終了			
X+12	アノード制御 定常姿勢 (慣性空間固定)	終了 ↓	日陰開始	食
X+19			日陰終了	食
X+31				
X+77				
可視中	姿勢変更開始			25 deg
	姿勢変更終了			0 deg

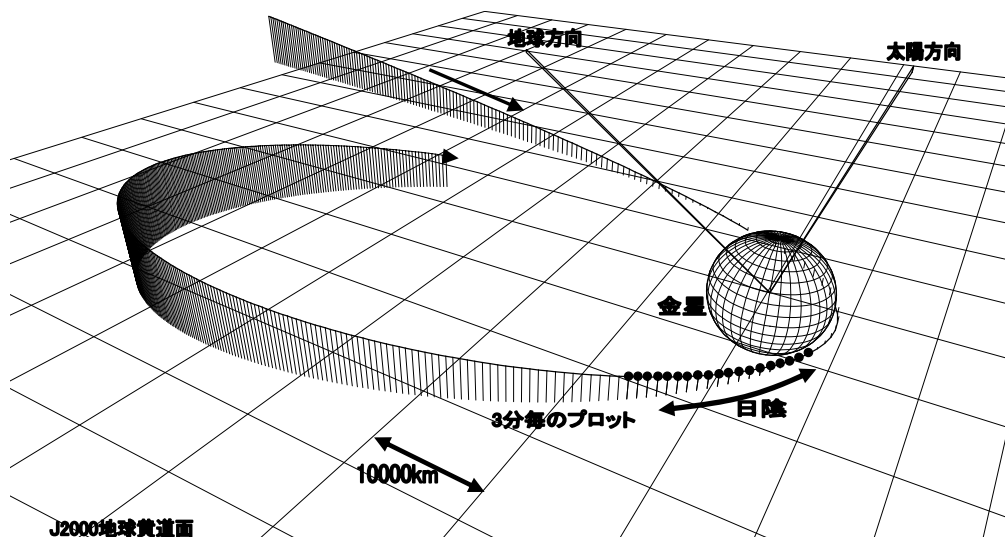


図 6.4-18 金星周回軌道投入

(8) 合時の運用

定常姿勢モード(慣性空間固定)とする。主要外乱である太陽輻射量については、HGA が太陽のなす角と光圧の関係を詳細に解析し、この期間の HGA ジンバル角制御方法を決定する。(トルクキャンセラとのトルクバランス調整)

6.5 推進系

6.5.1 概要

本推進系は、推進剤として燃料にヒドラジン（ N_2H_4 ）、酸化剤に四酸化二窒素（ NTO ）を用いた2液式エンジン（OME）で地球離脱から金星投入までの軌道変換を行い、ヒドラジン1液もしくは2液式スラスタ（RCS）で衛星の姿勢変更を行う。

衛星自身の仕様が、初期のスピンダウンを除き、3軸姿勢モードの姿勢方法を取っているため、それに対応できるようにすることが、本推進系の特徴である。

6.5.2 推進系諸元

表6.5-1に諸元を、表6.5-2に推進系のイベントと制御量要求をまとめる。

表6.5-1 諸元

項目	1液RCS（その1）	2液RCS	1液RCS（その2）
姿勢安定方式	3軸姿勢制御		
推進系方式	1液/2液デュアルモード、調圧式	2液、調圧式	1液/2液デュアルモード、調圧式
スラスタ構成 OME： 推力、比推力、O/F RCS： 推力 比推力（連続、最小）	500N、310s、0.8 20N×4、3N×8 20N（210s、200s） 3N（210s、95s）	500N、310s、0.8 20N×12 20N（290s、140s）	600N、320s、0.9 20N×4、1N×8 20N（230s、200s） 1N（210s、125s）
制御方向：OME V方向 RCS V方向 RCSトルク	機軸方向（+Z） 機軸方向（±Z）、HGA方向（±Y） 3軸まわり（小トルク、大トルク）		
搭載推進薬タンクの外径			
燃料（ N_2H_4 ）	791	749	758
酸化剤（ NTO ）	464	491	468
押しガス（He）	441	431	435
搭載推進薬質量	334.8kg	325.0kg	335.3kg
燃料（ N_2H_4 ）	212.0kg	179.4kg	204.5kg
酸化剤（ NTO ）	121.0kg	143.9kg	129.4kg
押しガス（He）	1.8kg	1.7kg	1.4kg
推進系質量（DRY） （WET）	65.0kg 399.8kg	70.5kg 395.5kg	61.3kg 396.6kg

注1：衛星重量（WET）を647kgとしている。

注2：タンク外形は、MLIを15mmとして計上している。

表 6.5-2 制御量要求

イベント	OME V [m/s]	RCS V [m/s]	Spin rate [rpm]	Unload/姿勢保持 [Nms]
1. 探査分離後のスピンドウン	-	-	60	-
2. ウィンドウ確保	50	50	-	姿勢保持
3. 地球脱出	590+重力 Loss	-	-	姿勢保持
4. 惑星空間での軌道修正	50	50	-	姿勢保持
5. contingency	100	100	-	姿勢保持
6. 金星着までの unload	-	-	-	200
7. 金星軌道投入	852+重力 Loss	-	-	姿勢保持
8. 周回中の unload	-	-	-	300
9. 周回中の軌道修正	30	20	-	姿勢保持
合計	1672+重力 Loss	220	60	500+姿勢保持

6.5.3 推進系配置

図 6.5-1 に推進系の系統図を示す。燃料、押しガスで各 1 個、酸化剤で 2 個のタンクを持ち、押しガス用のタンクである気蓄器に高圧の He を充填し、減圧弁で適正な圧力まで落として、燃料および酸化剤の加圧を行う。燃料および酸化剤のタンクからの蒸気の逆流を防止するために逆止弁を配し、ラッチング弁でガス系の流れを制御する。燃料および酸化剤は、同じくラッチング弁で流れを制御しながら、OME および RCS へ供給される。弁をコンタミから守るために要所にフィルタを配し、推進薬の充填およびシステムの機能試験用に充填ポートおよびテストポートを持つ。モニタ系としては、1 次圧、2 次圧および燃焼圧をモニタする圧力計と、タンク、スラスタ、弁や配管などを温度をモニタする温度計を持つ。また温度制御用にヒータおよび MLI などを用いる。

6.5.4 RCS スラスタ配置

この衛星は、RCS によるトルク発生量に 2 通りの要求がある。1 つは、惑星間航行の OME V に対しての姿勢保持のためのもの。もう 1 つは、ホイールのアンロードのためのものがある。前者には大きなトルクを、後者には小さなトルクが要求される。このため、推力の異なる RCS スラスタを混在して搭載するか、噴射時間幅を変えて制御することになる。

図 6.5-2 にスラスタの配置図を示す。すべての方向に対して満足というわけにはいかないが、運用上は問題ない。

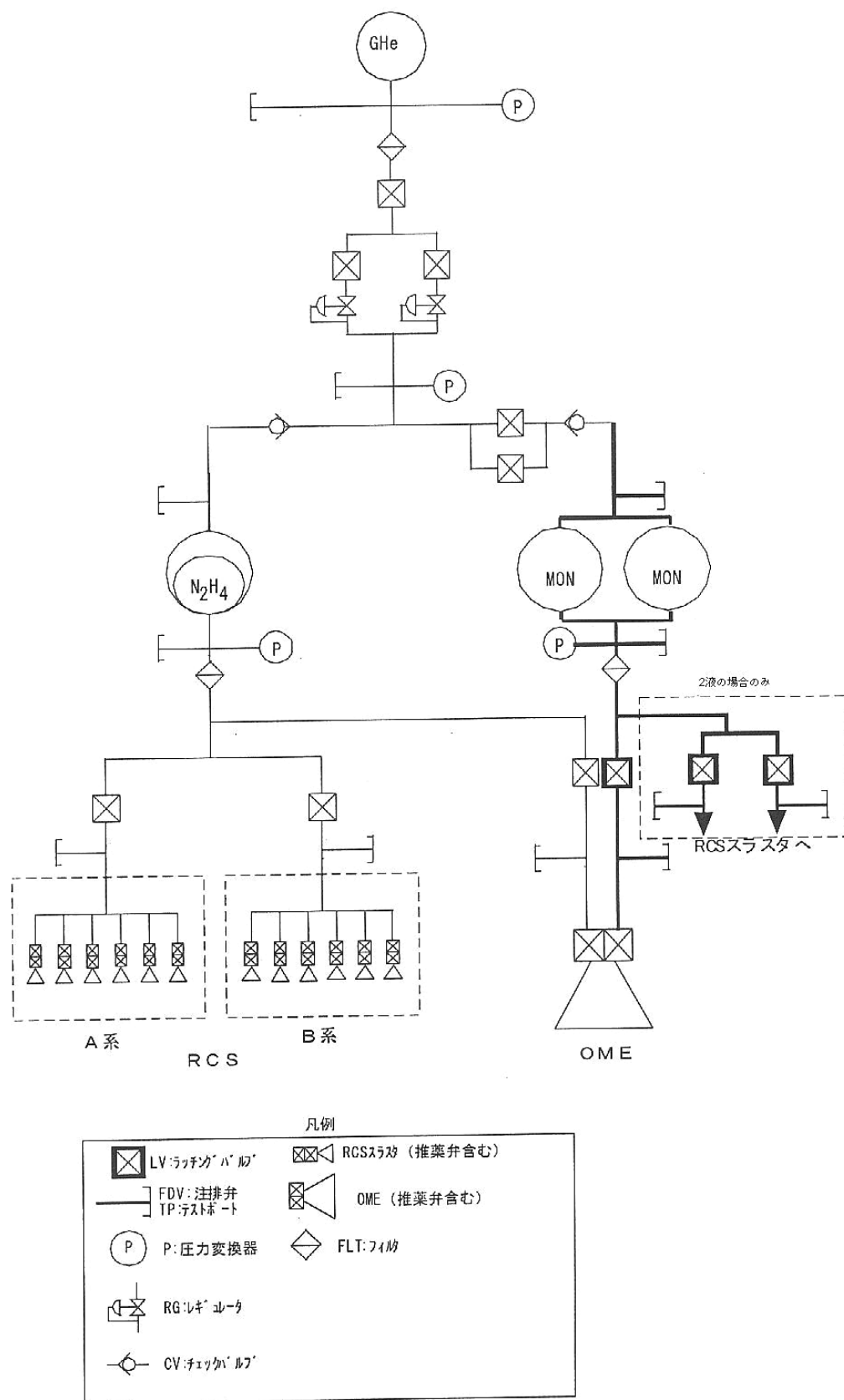


図 6 . 5 - 1 (1) 配管系統図 (その 1 、 2 液案)

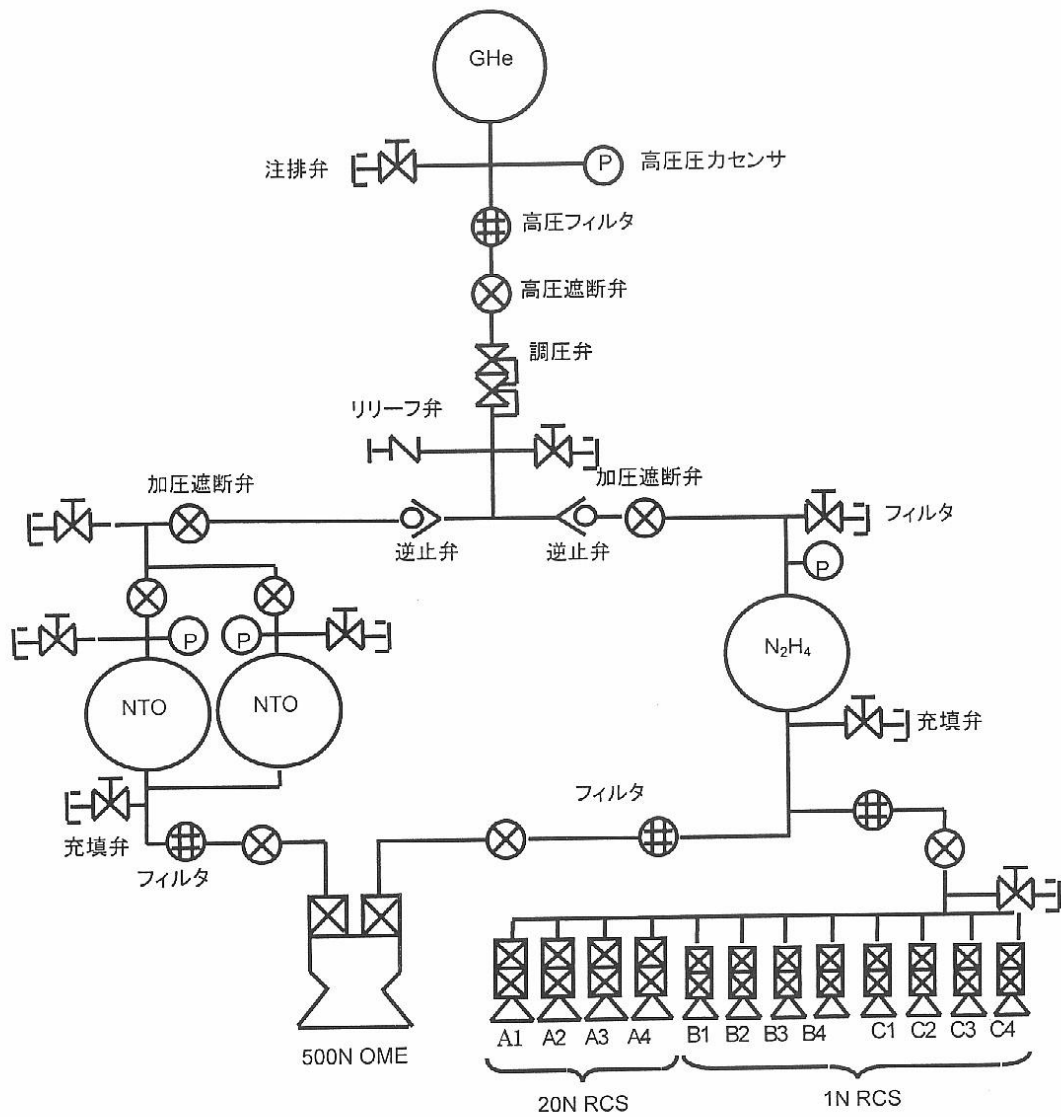
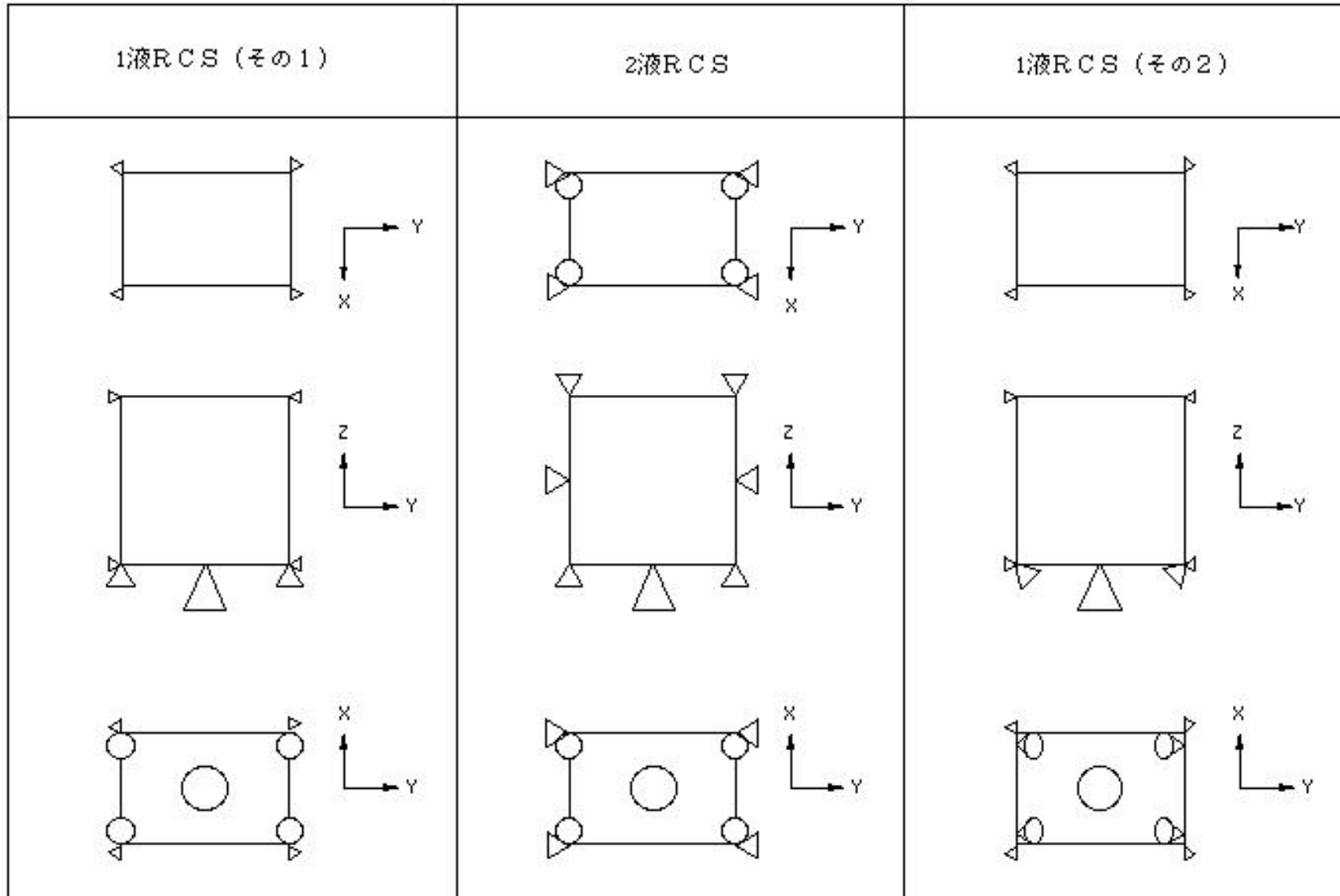


図6.5-1(2)配管系統図(その2)

図6.5-2 スラスト配置図

△ : 500N △ : 20N △ : 1~3N



6.6 通信系

6.6.1 Launch～第1可視

金星探査機は、打ち上げ～第1可視のコンフィギュレーションにおいては、ほぼ全方向をカバーする必要性から、探査機の上下面（±Z軸）にLGAを配置した。また、探査機のXY面方向がアンテナ利得のヌル面とならないように、LGAをハイブリッド合成せずSWを介し受信機に直接接続した。

6.6.2 第1可視～地球脱出(Phasing Orbit)

前述したように、HGA展開はPhasing Orbit (1000 km × 20万 km) 中に実施されるが、地球近傍での運用を簡略化するため、ここでは、MUSES-A, GEOTAILで使用したドーナツパターン type のMGA-Aにてリンクを確保する。衛星の姿勢制御は、定常運用(慣性空間固定)modeで運用されるが、電力に問題ない限り、衛星のY軸を探査機軌道面に垂直とする方が通信系の観点からは望ましい。

6.6.3 地球脱出～地球並走～金星Orbit

地球脱出後、衛星は定常運用姿勢(慣性空間固定)⇒定常運用姿勢(太陽指向)に移行する。これにより、地球 探査機 太陽を含む面に衛星のXZ面が来るよう制御されるとともに、Z軸(太陽電池)は太陽指向し $S=0^\circ$ (太陽と衛星Z軸がなす角)に制御される。

よって、以降はカメラを撮像する以外は、HGAを回転させ地球を追尾してリンクを確保する。カメラ撮像時においてHGAリンクが外れる場合には、MGA-Bに切り替えて運用する。但し、テレメトリは1.7AUにおいて8bpsとダウンする。

さらに万が一、MGA-Bの地球指向が崩れ、リンクが途絶えた場合でも、コマンドリンクを確保しTLM通信リンクを再捕捉可能なように通信系を構築した。具体的には、ドーナツパターン・直線偏波 type のMGA-Aにてコマンドを受信し、MGA-Bを回転させるコマンドを送信し(TLMなし)TLM再捕捉をすることになる。

6.6.4 地球軌道と金星軌道の関係

金星軌道面は地球黄道面から約3.4deg傾斜している。また、金星軌道平均距離は約0.7AUである。これらの情報に基づいて、概ね図6.6.4-1のような関係が成立する。すなわち、衛星が太陽指向・Y軸を金星軌道面垂直をとる場合、衛星から見た太陽-地球角は+2.0deg/-11.3degに限定される。

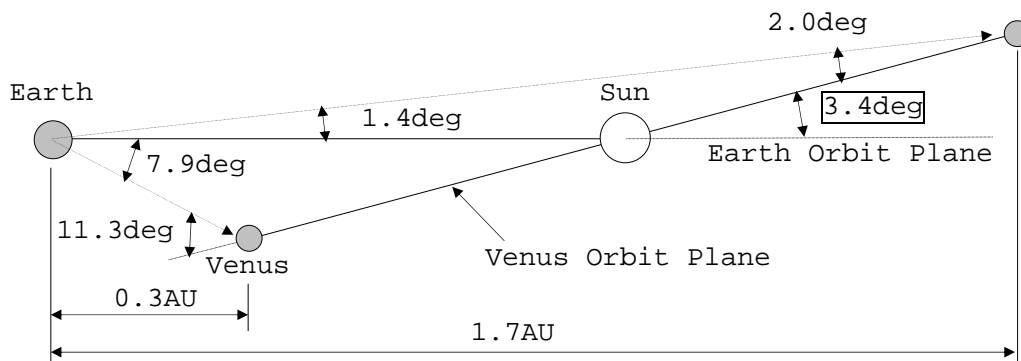


図 6.6.4-1 地球軌道と金星軌道の関係

6.6.5 HGA設計

定常運用姿勢(太陽志向)では、Y軸と直交する方向に必ず地球がくるように制御される。テレメトリレート要求である 2 kbps を満足させるため、PLANET-B で実績のある 1.6m のメッシュ型の HGA をここでは選択した。これにより、1.7AU においても要求を満足する。

6.6.6 MGA設計

定常運用姿勢(太陽指向)では、HGA が地球を追尾するので通信リンク上は問題ない。しかし、カメラ撮像時は $\pm 5^\circ$ 程度 HGA の Peak Gain からそれることが軌道計画から明らかになっている。HGA のカバレッジは 0.7° と狭いため、この期間では使用できない。(但し、カメラの向きは現状より - Z 方向に数度振る必要あり)。

そこで、アンテナカバレッジの広い MGA を搭載する。最も軽量となるのは、ドーナツパターンのアンテナカバレッジを有する MUSES-A, GEOTAIL で使用実績のある MGA である。しかし、残念ながら、回線設計の結果、 $1.7AU / \pm 8^\circ$ (カバレッジ) / 20W では TLM 回線がマイナスマージンとなり、系が成り立たない(表 6.6.6 - 2 参照)。

以上から、質量は 2.2kg 程度損をすることになるが、MUSES-C で開発中のホーンアンテナを 1 軸ジンバルにて駆動し、Y 軸まわりに $\pm 180^\circ$ 回転させてリンクを確保することとした(MGA - B)。ドーナツパターンの MGA - A は、地球近傍での通信ならびに、万が一、MGA - B を使用中に捕捉に失敗した場合の探査機再捕捉用受信アンテナとして MGA を搭載することとした(コマンドリンクは問題なし 表 6.6.6 - 1 参照)。

表6.6.6-1 コマンド回線(MGA)

No.	項目	値		備考
1	周波数		7156.5 MHz	
2	送信出力電力	20 kW	72.5 dBm	-0.5dB
3	送信給電損失		-1.0 dB	
4	送信アンテナ利得		71.5 dBi	UDSC64m
5	EIRP		143.0 dBm	
6	送信アンテナオバートン損失		-0.2 dB	
7	自由空間伝搬損失	1.7 AU	-277.6 dB	
8	大気吸収損失		-0.2 dB	
9	降雨損失		-0.6 dB	5mm/h, EL=15°
10	偏波面相違損失		-3.0 dB	
11	受信アンテナオバートン損失		0.0 dB	下記に含む
12	受信アンテナ利得		4.3 dBi	MGA(±8deg)
13	受信給電損失		-3.0 dB	
14	受信信号レベル(C)		-137.3 dBm	
15	システム雑音温度(上記の合計)	364 K	25.6 dBK	
16	ボルツマン定数		-198.6 dBm	
17	雑音電力密度(N0)		-173.0 dBm/Hz	
18	C/N0		35.7 dB	
<コマンド復調系>				
19	所要Eb/N0(BER=1E-5)		9.6 dB	
20	バンド巾	15.6 bps	11.9 dB	
21	ハードウェア劣化		1.5 dB	
22	変調損失(副搬送波は矩形波)	0.6 rad	7.8 dB	
23	符号化利得		1.5 dB	
24	所要Eb/N0		29.3 dB	
25	コマンド復調系回線マージン		6.3 dB	
<キャリア追尾系>				
26	所要ループS/N		13.5 dB	
27	ループ帯域幅	30 Hz	14.8 dB	
28	ハードウェア劣化		0.0 dB	
29	変調損失(副搬送波は矩形波)	0.6 rad	0.8 dB	
30	キャリア追尾系所要C/N0		29.1 dB	
31	キャリア追尾系回線マージン		6.6 dB	

表 6. 6. 6-2 テレメトリ回線

No.	項目	LGA				MGA-A				MGA-B				HGA				備考
		Phase		Launch - Phasing Orbit		地球並走		金星観測 Orbit		金星観測 Orbit		金星観測 Orbit		金星観測 Orbit				
		距離	1000 km	20万km	3500万km	0.3AU	1.7AU	0.3AU	1.7AU	0.3AU	1.7AU	0.3AU	1.7AU	備考				
1	周波数		8408.2	MHz	8408.2	8408.2	8408.2	8408.2	8408.2	8408.2	8408.2	8408.2	8408.2	8408.2	8408.2			
2	送信出力電力	0.08: W	18.0	dBm	20: 42.0	20: 42.0	20: 42.0	20: 42.0	20: 42.0	20: 42.0	20: 42.0	20: 42.0	20: 42.0	20: 42.0	20: 42.0	LGA, 1000km以外20W		
3	送信給電損失		-7.0	dB	-7.0	-4.0	-4.0	-4.0	-4.0	-4.0	-4.0	-4.0	-4.0	-4.0	-4.0			
4	送信アンテナ利得		-9.0	dB	-9.0	4.3	6.4	6.4	14.0	14.0	14.0	14.0	37.0	37.0	37.0			
5	送信アンテナビーム損失		0.0	dB	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	-1.9	-1.9	-1.9	HGA, ±0.56deg		
6	自由空間伝搬損失	1000: km	-171.1	dB	200000: -217.1	4E+07: -262.0	4E+07: -263.3	3E+08: -279.3	4E+07: -263.3	3E+08: -279.3	4E+07: -263.3	3E+08: -279.1	4E+07: -263.3	3E+08: -279.1	4E+07: -263.3	3E+08: -279.1		
7	大気の吸収損失		-0.4	dB	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4		
8	降雨損失		-0.6	dB	-0.6	-0.6	-0.6	-0.6	-0.6	-0.6	-0.6	-0.6	-0.6	-0.6	-0.6	-0.6	5mm/h, EL=15°	
9	偏波面相違損失		0.0	dB	0.0	-3.0	-3.0	-3.0	-3.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
10	受信アンテナビーム損失		-0.2	dB	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2		
11	受信アンテナ利得		72.5	dB	72.5	72.5	72.5	72.5	72.5	72.5	72.5	72.5	72.5	72.5	72.5	72.5		
12	受信給電損失		0.0	dB	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	上記で考慮済み	
13	受信信号レベル(C)		-97.8	dBm	-119.8	-151.4	-150.6	-166.5	-140.0	-156.0	-121.9	-137.7						
14	システム雑音温度(上記の合計)	96: K	19.8	dBK	96: 19.8	96: 19.8	96: 19.8	96: 19.8	96: 19.8	96: 19.8	96: 19.8	96: 19.8	96: 19.8	96: 19.8	96: 19.8	96: 19.8		
15	ボルツマン定数		-198.6	dBm	-198.6	-198.6	-198.6	-198.6	-198.6	-198.6	-198.6	-198.6	-198.6	-198.6	-198.6	-198.6		
16	雑音電力密度(N0)		-178.8	dBm/Hz	-178.8	-178.8	-178.8	-178.8	-178.8	-178.8	-178.8	-178.8	-178.8	-178.8	-178.8	-178.8		
17	C/N0		81.0	dB	59.0	27.4	28.2	12.2	38.8	22.8	56.9	41.1						
<テレメトリ復調系>																		
18	所要Eb/N0(BER=1E-5)		9.6	dB	9.6	9.6	9.6	9.6	9.6	9.6	9.6	9.6	9.6	9.6	9.6	9.6		
19	ビットレート	32768: bps	45.2	dB	32768: 45.2	32: 15.1	32: 15.1	4: 6.0	256: 24.1	8: 9.0	32768: 45.2	2048: 33.1						
20	ハードウェア劣化		1.0	dB	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0		
21	変調損失(副搬送波は矩形波)	1.2: rad	0.6	dB	1.2: 0.6	0.6: 0.6	0.6: 0.6	0.6: 0.6	0.6: 0.6	0.6: 0.6	0.6: 0.6	0.6: 0.6	1.2: 0.6	1.2: 0.6	1.2: 0.6	1.2: 0.6		
22	符号化利得		6.5	dB	6.5	6.5	6.5	6.5	6.5	6.5	6.5	6.5	6.5	6.5	6.5	6.5	連続符号化(L=2)	
23	テレメトリ復調所要C/N0		49.9	dB	49.9	25.1	25.1	16.0	34.1	19.0	49.9	37.8						
24	テレメトリ復調系回線マージン		31.1	dB	9.1	2.4	3.2	-3.8	4.7	3.8	7.0	3.3						
<キャリア追尾系>																		
25	所要ルーフS/N		12.0	dB	12.0	12.0	12.0	12.0	12.0	12.0	12.0	12.0	12.0	12.0	12.0	12.0		
26	ルーフ帯域幅	1000: Hz	30.0	dB	100: 20.0	3: 4.8	3: 4.8	3: 4.8	3: 4.8	3: 4.8	3: 4.8	3: 4.8	3: 4.8	3: 4.8	3: 4.8	3: 4.8		
27	ハードウェア劣化		0.0	dB	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
28	変調損失(副搬送波は矩形波)	1.2: rad	8.8	dB	1.2: 8.8	0.6: 1.7	0.6: 1.7	0.6: 1.7	0.6: 1.7	0.6: 1.7	0.6: 1.7	0.6: 1.7	1.2: 8.8	1.2: 8.8	1.2: 8.8	1.2: 8.8		
29	キャリア追尾系所要C/N0		50.8	dB	40.8	18.5	18.5	18.5	18.5	18.5	18.5	18.5	25.6	25.6	25.6	25.6		
30	キャリア追尾系回線マージン		30.2	dB	18.1	8.9	9.7	-6.2	20.3	4.3	31.3	15.5						
<ドップラー計測のみ>																		
31	所要ルーフS/N		9.0	dB	9.0	9.0	9.0	9.0	9.0	9.0	9.0	9.0	9.0	9.0	9.0	9.0		
32	ルーフ帯域幅	1000: Hz	30.0	dB	100: 20.0	3: 4.8	3: 4.8	3: 4.8	3: 4.8	3: 4.8	3: 4.8	3: 4.8	3: 4.8	3: 4.8	3: 4.8	3: 4.8		
33	ハードウェア劣化		0.0	dB	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
34	変調損失(副搬送波は矩形波)	0: rad	0.00	dB	0: 0.00	0: 0.00	0: 0.00	0: 0.00	0: 0.00	0: 0.00	0: 0.00	0: 0.00	0: 0.00	0: 0.00	0: 0.00	0: 0.00		
35	キャリア追尾系所要C/N0		39.0	dB	29.0	13.8	13.8	13.8	13.8	13.8	13.8	13.8	13.8	13.8	13.8	13.8		
36	キャリア追尾系回線マージン		42.0	dB	30.0	13.6	14.4	-1.5	25.0	9.0	43.1	27.3						

(1) M G A - A

M G A - Aは、地球近傍の Phasing Orbit, 金星でのカメラ撮像時にM G A - Bのリンクが外れた場合の再捕捉用受信アンテナである。このため、G a i nよりもアンテナカバレッジが広いことが望ましい。観測条件から、多少のMarginも考慮し $\pm 8^\circ$ 以上で最もG a i nが高いM G Aを選択した。

概略検討の結果を表 6.6.6-3 に示す。表より、4 素子構成のM G Aが有利なことがわかる。

表 6.6.6-3 コリニアレイアンテナの素子数に対する Gain 及び 3dB Beam Width

素子数	Directivity	Gain			3dB Beam Width
	[dBi]	[dBi]			
	peak	peak	$\pm 2.5^\circ$	$\pm 8^\circ$	
1	2.151	0.602	0.59	0.478	38.9
2	5.162	3.613	3.561	3.075	15.3
3	6.924	5.375	5.256	4.13	12.2
4	8.172	6.623	6.41	4.346	9.1
5	9.151	7.602	7.267	3.912	7.3
6	9.934	8.385	7.901	2.809	6.1
7	10.603	9.054	8.393	0.948	5.2
8	11.183	9.634	8.765	-2.02	4.5

(2) M G A - B

M G A - Bは、M G A - A同様に $\pm 8^\circ$ 以上のカバレッジを持ったアンテナでかつGainが高いアンテナである必要がある。今回の検討においては、M U S E S - CのM G Aをベースとした。アンテナカバレッジは、 $\pm 12.5^\circ$ で14 dBi 以上であり、回線計算の結果、1.7 A Uにて8 b p s (T L M)ではあるが、T L Mリンク可能である。

6 . 6 . 7 回線設計

最もリンクが厳しい1.7 A U/M G A - Aでのコマンド回線、L G A / M G A - A / M G A - B / H G AでのT L M回線検討結果を表 6.6.6-1、表 6.6.6-2 に測距回線を表 6.6.6-3 にそれぞれ示す。

また、本探査機特有の地球並走軌道における探査機 - 地球角、探査機 地球距離、L G A / M G A回線 margin を図 6.6.6-4 に示す。

M G Aによるコマンド/テレメトリについてはリンクは確立したものの、Bit Rate はコマンド 15.6 b p s、T L M 8 b p s と非常に低い値となっている。

XPAのPowerの見なおし、配置によるフィーダlossの最適化等は今後の検討課題である。

表 6.6.6-3(1/2) 測距回線 (白田局)

(S/C ANT : MGA-B/MGA-B)

(RNG単独)

PARAMETER	UNIT	UP LINK	DOWN LINK	REMARKS
Frequency	MHz	7156.53	8408.21	
Transmit. Power	dBm	72.5	42.0	S/C:20W-1dB
Transmit. Feeder Loss	dB	-1.0	-4.0	
Transmit. Ant. Gain	dBi	71.5	14.0	S/C:MGA-B
EIRP	dBm	143.0	52.0	
Transmit. Point. Loss	dB	-0.2	0.0	
Polarization Loss	dB	0.0	0.0	
Slant Range	AU	1.7	1.7	255E+6 km
Space Loss	dB	-277.7	-279.1	
Absorb. Loss	dB	-0.2	-0.2	
Rain Loss	dB	-0.6	-0.6	5mm/h, EL=15deg
Receiv. Point. Loss	dB	0.0	-0.2	
Receiv. Ant. Gain	dBi	14.0	72.5	S/C:MGA-B
Receiv. Feeder Loss	dB	-4.0	---	
Receiv. Signal Power	dBm	-125.7	-155.6	S/C
System Noise temp.	K	485.2	96.0	TEMP: 320 K
Noise Power Density	dBm/Hz	-171.7	-178.8	Ta : 10 K
G/T	dB/K	-16.9	52.7	NF : 3 dB
C/No	dB·Hz	46.0	23.2	

Signal		UP LINK		DOWN LINK		REMARKS
		RNG	CARRIER	RNG	CARRIER	
Mod. Index	rad	1.3		1.3		
Mod. Loss	dB	2.6	4.2	14.2	4.2	S/N: -13.2 dB
EXP. Loss	dB	---	---	3.5	---	
Band width	dB·Hz	56.5	14.8	0.0	4.8	RNG BW: 450 kHz
Required S/No or S/N	dB	---	10.0	4.6	10.0	
Required C/No	dB·Hz	---	29.0	22.3	19.0	
MARGIN	dB	---	17.0	0.9	4.2	

表 6.6.6-3(2/2) 測距回線 (白田局)

		(S/C ANT : HGA/HGA)		(RNG+CMD+TLM)	
PARAMETER	UNIT	UP LINK		DOWN LINK	REMARKS
Frequency	MHz	7156.53		8408.21	
Transmit. Power	dBm	72.5		42.0	S/C:20W-1dB
Transmit. Feeder Loss	dB	-1.0		-7.0	
Transmit. Ant. Gain	dBi	71.5		37.0	S/C:HGA
EIRP	dBm	143.0		72.0	
Transmit. Point. Loss	dB	-0.2		-1.9	S/C:±0.56deg
Polarization Loss	dB	0.0		0.0	
Slant Range	AU	1.7		1.7	255E+6 km
Space Loss	dB	-277.7		-279.1	
Absorb. Loss	dB	-0.2		-0.2	
Rain Loss	dB	-0.6		-0.6	5mm/h, EL=15deg
Receiv. Point. Loss	dB	-1.9		-0.2	S/C:±0.56deg
Receiv. Ant. Gain	dBi	35.5		72.5	S/C:HGA
Receiv. Feeder Loss	dB	-7.0		---	
Receiv. Signal Power	dBm	-109.1		-137.5	S/C
System Noise temp.	K	885.2		96.0	TEMP: 320 K
Noise Power Density	dBm/Hz	-169.1		-178.8	Ta : 10 K
G/T	dB/K	-1.0		52.7	NF : 5 dB
C/No	dB·Hz	60.0		41.3	

Signal	UNIT	UP LINK		DOWN LINK		REMARKS
		RNG	CARRIER	RNG	CARRIER	
Mod. Index	rad	0.9		0.6		
Mod. Loss	dB	5.2	2.2	16.4	4.9	S/N: -1.7 dB
EXP. Loss	dB	---	---	0.5	---	
Band width	dB·Hz	56.5	14.8	0.0	4.8	RNG BW: 450 kHz
Required S/No or S/N	dB	---	10.0	4.6	10.0	
Required C/No	dB·Hz	---	27.0	21.5	19.7	
MARGIN	dB	---	33.0	19.8	21.6	

NOTE 1)

CMD mod. index : 0.4 rad

TLM mod. index : 0.9 rad

TLM bit rate :512bps

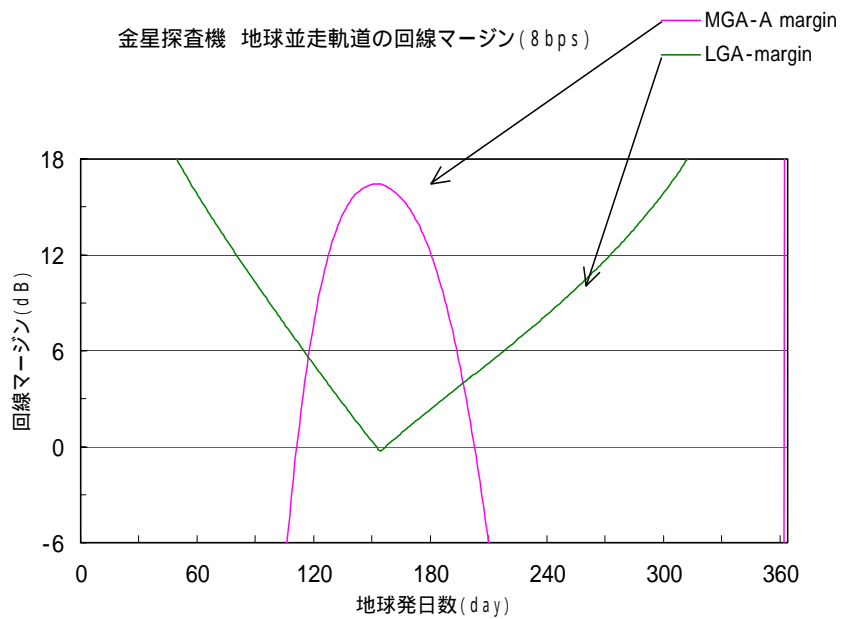
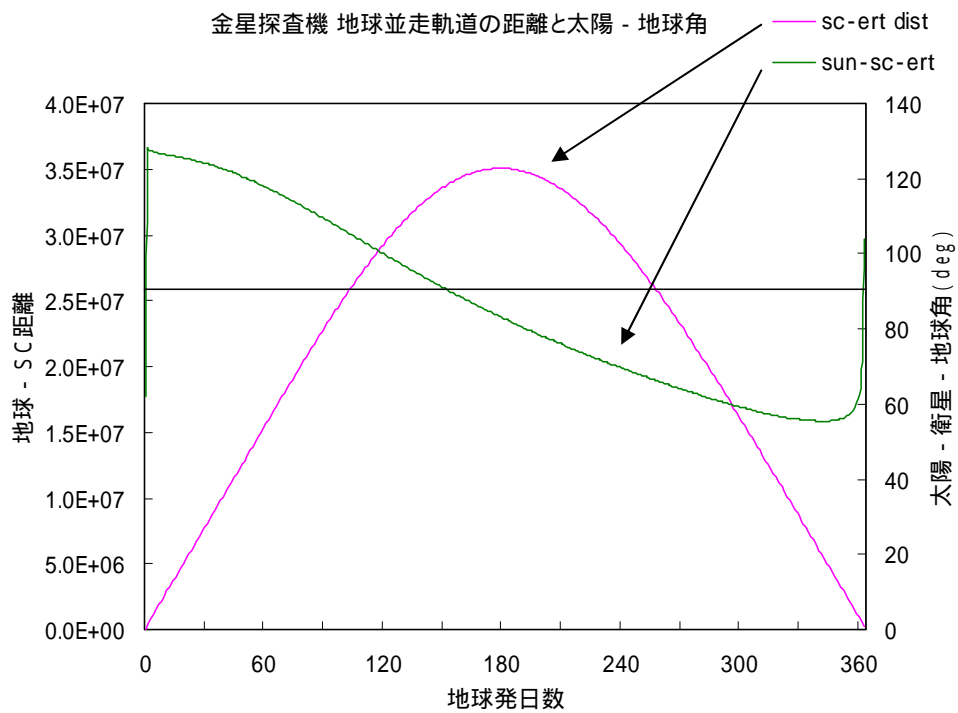


表6.6.6-4 探査機 - 地球角、探査機 地球距離、LGA/MGA回線margin

6.7 電源系

本探査機軌道は、地球軌道から金星軌道までと太陽光強度変化が激しい。従って広範囲な太陽電池セル動作温度範囲の中、有効に電力を引き出す為、MUSES-Cと同様のPPT(Peak Power Tracking)方式を採用する。

また、6.2.4項で示した電力集計表に基づき太陽電池パドル及びバッテリーのサイジングを実施した。

6.7.1 太陽電池パドル

太陽電池パドルサイジングにあたっては、変換効率28%のマルチジャンクションセルを前提とした。サイジングは太陽光強度の弱い地球近傍での必要電力により決まっている。サイジング結果を表6.7.1-1に示す。検討の結果、必要面積は2.83m²となった。

6.7.2 バッテリー

6.2.4項の電力集計表に基づき、放電時間は最長日陰時間の90分間+ Safe Hold(10分)、消費電力は日陰観測約290Wを前提とした場合、必要容量は約33AHである。容量設定条件を表6.7.2-1に示す。バッテリーセルはMUSES-C搭載のLiイオンバッテリーがベースとなるが、容量upが必要である。

表6.7.1-1 太陽電池サイジング結果

- ・セル種類 : MJセル (効率28%)
- ・温度 : 72 (光強度: 1421W/m²、アルベド: 0.35、地球赤外: 258W/m²)
- ・放射線保存率: 1.0
- ・発生電力 : 509W (光強度: 1309W/m²・・・遠日点)
(Pmax) : 35直列-20並列とすると、Vmp=65.66V、Imp=7.76A
- ・セル枚数 : 700枚
- ・セルサイズ: 3.846cm² × 6.322cm²
- ・パネルサイズ: 2.0m² (実装効率85%)

<参考> 金星周回軌道上での発生電力

金星軌道: 0.723AU / 1.9113SUN / 2、586W/m²

s	セル温度	発生電力 (Pmax)	Vmp
0	123.0 []	832[W]	55.0 [V]
30	109.9	753	57.8
45	92.6	649	61.4
60	66.0	495	68.9

表6.7.2-1 バッテリサイジング結果

- ・セル種類 : Li-Ionセル
- ・構成 : 11セル直列 × 1系統 (または2系統)
- ・放電使用平均電圧 : 38V
- ・放電回路電圧降下 : 1V
- ・最大放電深度 : 80%
- ・最長放電時間 : 90 + 10 = 100 min
- ・最大放電電力 : 291W
- ・容量低下率 : 10% / 年 × 5年

$$\frac{291[\text{W}]}{37[\text{V}]} \times \frac{1.67[\text{H}]}{80[\%]} \times \frac{1}{(1-0.10) \times 5.0} = 32.83 [\text{AH}]$$

- ・セル容量 : 32.83 [AH] × 1系統 (または16.5[AH] × 2系統)
@フライトセル出荷時

第7章 金星からの大気散逸に関する観測の可能性

本章では金星上層大気に関する研究課題について述べる。本計画で提案する主題は金星下層大気の力学・構造に関連した事項であるが、よりグローバルなスケールの金星大気力学を理解する上で上層大気の粒子の運動を理解することも必要である。

この領域での中性大気および電離大気粒子の運動を理解することは、宇宙空間へと連なる系である惑星大気の循環・輸送過程を議論する上で重要であり、特に金星大気の進化、大気組成の長期的な変遷といった観点からは上層大気から惑星間空間へ流出する大気粒子の散逸過程の理解と定量的観測が重要な課題である。本計画における現在の検討状況においては、重量リソースの制約によってこのための観測に必要な測定器の搭載は確定できない状況にあるが、今後の検討において観測機器搭載の可能性を探っていきたい。

7.1 大気散逸研究の重要性

研究の背景

「金星と地球の大気組成がこれ程異なっているのはなぜか」、「地球と比較して金星に水が極端に少ないのはなぜか」。これらは比較惑星学において最も基本的かつ難解な問題のひとつである。太陽からの距離や自転周期の差を考慮しても問題に対する明解な答えを我々はもち合わせていない。これらの疑問に対する答えのひとつとして、金星に固有磁場が存在しない事に起因した大量の大気・プラズマ散逸による影響の可能性が指摘されている。比較惑星学的に興味あるテーマとしてだけでなく地球大気の過去・現在・未来を知るためにも、地球と相似した惑星である金星の大気がなぜ地球とは異なる歴史を辿ったのか理解する必要がある。

探査機による地球および惑星大気の直接観測は大気組成に関して多くの疑問を投げかけている。例えば、米国の金星探査機パイオニアビーナスは重水素と水素の比(D/H 比)が地球の100倍も大きいことを発見した。また、地殻に含まれるウランの核分裂により生成されるヘリウムは地球大気中に存在するが、実際の大気中の存在量は理論値の100万分の1でしかない。これらの疑問に対して我々は明確な答えを持っていない。惑星大気組成と存在量に影響を及ぼす可能性をもつ大気散逸現象の観測的な実証と散逸量の正確な推定が、問題解明のためには重要と考えられる。

地球大気からの荷電粒子の散逸現象に関しては、幾つかの衛星により水素イオン・ヘリウムイオン・酸素イオン等が極域電離圏から磁気圏へ大量に流出していることが明らかにされた。また、旧ソ連の火星探査機フォボスは火星大気から宇宙空間へ大量の酸素イオン、一酸化炭素イオン、二酸化炭素イオンが流出していることを発見している。これらの発見は、(1)惑星には中性粒子とプラズマによる大気散逸過程が存在する、(2)惑星固有の磁場が弱いあるいは存在しない惑星では太陽風と惑星大気が強く直接相互作用し大量の大気・プラズマが流出している、(3)強い固有の磁場をもつ惑星では磁気圏と太陽風の相互作用による電離圏プラズマの加熱やオーロラ領域での加速によりプラズマが流出する、事を示している。大気散逸現象は量の差こそあれ、惑星にとって普遍的なものである。特に金星大気からは中性粒子と

プラズマの両方が現在も大量に散逸していると考えられている。

地球大気と金星大気の比較研究が重要であるもうひとつの理由は、固体惑星の熱進化に関係している。現在の熱進化モデルに従えば金星には地球と同様にマントル対流があり、プレートテクトニクスが発達していると考えられる。しかし、Magellan 探査機の観測は金星では現在から 5~7 億年前に global resurfacing と呼ばれる惑星規模での溶岩噴出があり、その後地球型のプレートテクトニクスは全く存在しなかった事を物語っている。何故地球と金星が斯くも異なる熱進化の様式をとったか？ 実際に、global resurfacing とはどのような事件であったか？ 我々の理解は一体どこが間違っているのか？ 等々疑問は尽きないが、global resurfacing による溶岩噴出がそれ以前の地質学的証拠を消し去ってしまっているため、地表面の画像からその答えを導き出すのは困難である。我々に残されている唯一の「過去への窓」は実は惑星大気なのである。

地球内部のダイナミクスの研究によれば、マントル中の H_2O 量はレオロジーを支配し、惑星の熱進化に強い影響を与えている。従って現在の金星大気からどのくらいの速さで H や O が散逸しているかという見積もりは金星熱史を理解する上で不可欠な観測データである。こうした観点からこれまでの金星探査による大気観測データを見直すと、質・量ともに全く不十分であることが分かる。とりわけ強調されるべき点は、『現在』の大気中の組成や同位体比から、『過去』に遡って大気進化を研究するためには、現在の金星大気からの散逸量を定量的に理解すべき事である。金星大気の研究は翻って考えれば、我々の星の現在と過去を知るためにも欠かせないのである。

上下層大気の結合と金星大気の特異性

最近の惑星大気観測は重力波や潮汐波などの惑星大気波動により惑星表面を含む下層大気と上層大気が強く結合していることを示している。金星大気のスーパーローテーションは上層大気にまで及んでいる。地球と異なり金星は固有磁場をもたず濃い大気とプラズマを有するため、光化学反応に関連した非熱的散逸や太陽風との直接相互作用による大気・プラズマの散逸が現在もなお継続している。これらの事実は惑星表面から下層・上層大気や宇宙空間までを含めた一つの系として惑星大気散逸過程を理解する必要がある事を強く示唆している。金星は現在我々が直接探査によって惑星大気の進化過程を研究する事ができる太陽系内で絶好のターゲットである。しかし、このような惑星大気の変遷や惑星環境の変化さらに太陽系生成過程の研究を目的とした探査は未だ実施されていない。

7.2 金星からの大気散逸過程

金星のように固有磁場をもたない(極端に小さい)惑星からの大気散逸過程が、地球のような強い固有磁場をもつ惑星のそれと根本的に異なることは想像に難くない。図 7.2-1 に2つの惑星において顕著であると予想される過程を概念的に示した。荷電粒子の散逸過程に関しては、地球の場合は両極性電場や、プラズマ波動を介したイオン加熱による粒子加速等、磁場の存在が粒子の散逸に重要な役割を果たす過程が重要であるのに対し、金星の場合には惑星大気と太陽風が直接相互作用することに起因して、散逸のためのエネルギー源が外部から

供給されるような過程が卓越するという点に特徴がある。また、金星大気の外圏底の温度は約 200 K と低いために熱散逸より非熱的散逸が重要と考えられる。解離再結合による非熱的酸素原子の生成は金星大気で最も重要な反応であり、この酸素原子は水素原子との衝突を通して非熱的水素・重水素を生成し、これらが金星大気からの散逸粒子の重要な構成要素となる。

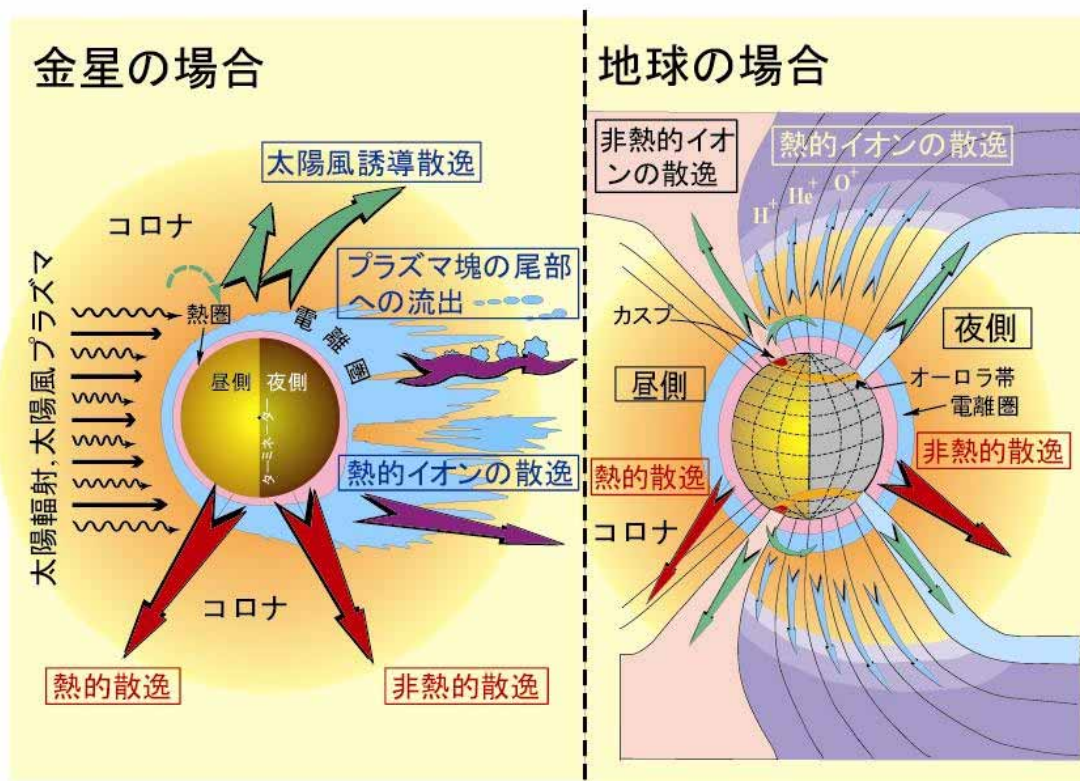


図 7.2-1 金星および地球からの荷電粒子・中性粒子散逸過程

表 7.2-1 に現在までに得られた観測をもとに推定された金星と地球大気からの粒子散逸量を示す。地球大気の散逸に関しては既に幾つかの探査機による直接観測が行われているが、金星大気に関しては粒子の散逸を間接的に示唆する観測データが得られたに過ぎない。散逸量が両者で大きく異なるのは、惑星質量や大気組成の相違だけでなく固有磁場の存在に関連している。金星では解離再結合・太陽風捕捉・スパッタリング・プラズマ不安定過程(後述)に起因した非熱的散逸とともに太陽風との相互作用による大気・プラズマ散逸が最も重要である。

表 7.2-1 現在の惑星からの大気散逸量 (単位 個/秒)

惑星	熱散逸量		非熱的散逸量		プラズマ散逸量	
	水素	酸素	水素	酸素	水素イオン	酸素イオン
金星	$< 10^{24}$	0	($\sim 10^{26}$)	($\sim 10^{25}$)	($10^{25} \sim 10^{26}$)	($10^{25} \sim 10^{26}$)
地球	$\sim 10^{26}$	0	$10^{25} \sim 10^{26}$	$< 10^{23}$	$\sim 10^{26}$	$\sim 10^{26}$

注) 表中では地球のプラズマ散逸量のみ実測値、他は間接的な観測をもとに散逸量を推定した値。金星に関しては、理論的推定の根拠となるデータが不十分のため大きな誤差が予想される数値を()付で記した。

惑星大気散逸過程の研究はジーンズによる熱散逸モデルの提唱により開始され、その後チエンバレンやハンテンが非熱的散逸モデルを提唱した。惑星大気の変遷を理解する一つのプロセスとして大気散逸過程は理論的に研究されてきた。金星において重要と予想される荷電粒子、中性粒子の散逸過程と現象をそれぞれ表 7.2-2、7.2-3 に示す。表には各々の過程で生成される粒子のエネルギーと、現象の観測に必要な測定項目をあわせて記した。7.2.1 項から 7.2.5 項において各散逸過程に関する特徴を、7.3 節で各々を観測・解明するための戦略と散逸量推定の方法について述べる。

表 7.2-2 荷電粒子散逸に関係した過程と測定項目

散逸過程	現象/対象	エネルギー	測定項目
太陽風誘導散逸			
・太陽風電場による加速 (イオンピックアップ)	非熱的イオン、 プラズマ波動	1 keV - 数 10 keV	非熱的イオン・電子、 電場(AC)、磁場
プラズマ塊の尾部への流出			
・波動電場による 加熱・加速	熱的イオン流、 プラズマ波動	数 eV - 数 10 eV	熱的イオン・電子、 電場(AC)、磁場
・速度シアーによる不安定	プラズマ雲、ホール、 イオノポーズ、 プラズマ波動、 テイルレイ	数 eV - 1 keV	熱的/非熱的イオン・電子、 プラズマ密度分布、 電場(AC)、磁場
・圧力勾配による不安定	プラズマ密度不規則構造、 プラズマ波動	数 eV - 1 keV	熱的/非熱的イオン・電子、 プラズマ密度分布、 電場(AC)、磁場
熱的イオンの散逸			
・両極性電場による加速	熱的/非熱的イオン流、	数 eV - 数 10 eV	熱的/非熱的イオン、 磁場

表 7.2-3 中性粒子散逸に関係した過程と測定項目

散逸過程	例	現象/対象	エネルギー	測定項目	
熱的散逸					
・流体力学的	H ⁺	コロナ	< 1 eV	中性粒子風向・風速	
非熱的散逸					
・荷電交換	H + H ⁺	H ⁺ + H ⁺	水素コロナ	数 eV	極端紫外光
	O + H ⁺	O ⁺ + H ⁺	水素コロナ	数 eV	
	O + He ⁺	O ⁺ + He ⁺	ヘリウムコロナ	数 eV	
・解離再結合	O ₂ ⁺ + e	O ⁺ + O ⁺	酸素コロナ	数 eV	
・衝突励起	H + e ⁻	H ⁺	水素コロナ	数 eV	
	O + e ⁻	O ⁺	酸素コロナ	数 eV	
・光解離	O ₂ + h	O ⁺ + O ⁺	酸素コロナ	数 eV	
・イオンとの反応	O ⁺ + H ₂	OH ⁺ + H ⁺	水素コロナ	数 eV	
・スパッタリング、 ノックオン	O ⁺ + H	O ⁺ + H ⁺	水素・酸素コロナ、 高エネルギー中性粒子	数 10 eV	極端紫外光 高速中性粒子
	O ⁺ + H	O ⁺ + H ⁺		- 1 keV	

7.2.1 太陽風誘導散逸

金星大気において、熱的・非熱的な過程によりエネルギーを得た粒子は上層部に金星コロナを形成する。金星には固有の磁場が存在しないため、太陽風と電離圏の境界は金星表面に比較的近いところに位置し、太陽風はコロナの奥深い領域にまで浸入する。コロナが太陽風に曝された領域において中性粒子の一部は、1)太陽からのEUVやX線放射、2)太陽風陽子との荷電交換反応、3)太陽風電子との衝突、によって電離される。イオン化した粒子は太陽風に捕捉(ピックアップ)され太陽風のエネルギーにまで加速されて、惑星重力圏を脱出することが出来る。

この際、太陽風に捕捉されたイオンの一部はラーモア運動にともなって金星大気に再突入し、金星大気粒子をはじき出す事が出来る。この過程はスパッタリングと呼ばれ固有磁場をもたない惑星からの散逸現象として非常に重要である。Luhmann and Kozyra (1991)の理論的研究によればスパッタリングにより流出する粒子の総量はイオンピックアップによる総流出量に比べ1桁以上も大きい、と報告されている。

7.2.2 プラズマ塊の尾部への流出

米国の金星探査機PVOの観測によれば、電離圏尾部ではしばしば周囲よりも密度の大きなプラズマの塊(パッチ)が反太陽方向へと流出する現象が観測された。また、同じくPVOの観測をもとに尾部においてはプラズマが帯状の密度構造を保ちながら反太陽方向へと流出していく(テイルレイ)描像が得られている。イオノポーズ付近では速度と温度が大きく異なる太陽風プラズマと電離圏プラズマが接触するためプラズマ不安定が発生する。PVOが観測したパッチ、テイルレイ、プラズマ雲などの現象はプラズマのマイクロ・マクロ不安定が大きく関わっていると考えられる。

PVOの観測においては正確なイオン速度の推定をなし得なかったため、流出量の推定は大胆な仮定に基づいており定量的な議論は現実性をもたなかった。しかしながらこれらの現象は、イオノポーズ付近における太陽風からの運動量流入、あるいは電離圏におけるプラズマ波動等による粒子加速が散逸過程を引き起こしている間接的な証拠であって、流出するイオン種の判別、散逸量の正確な推定を行えるような観測が強く望まれる。

7.2.3 熱的イオンの散逸

PVOに搭載された測定器はプラズマの密度と温度については定常的に観測を行い、大量のデータを提供した。これらをもとに求められた密度の高度プロファイルは、電離圏中の熱的プラズマが拡散平衡状態ではなく、動的な平衡状態にあることを示していた。Hartle and Grebowsky (1995)は上向きにドリフトする H^+ イオンの速度を高度500kmでおおよそ1 km/sと推定し、加速は偏極電場によるものと報告している。その他にもイオンホール中の H^+ 、 O^+ が圧力勾配によって尾部へ流出する現象など、熱的イオンが上層大気から散逸する可能性が指摘されているが、これらのPVOによる観測をもとにした研究はいずれも間接的な証拠を提示しているに過ぎない。熱的イオンのドリフト速度を正確に測定することが可能な機器に

よる正確な観測が必要である。

7.2.4 熱的中性粒子の散逸

大気の静水圧平衡条件が破れたときに、宇宙空間に向かって大気粒子が膨張していく場合に起こる散逸として Hydrodynamic escape が知られている。これは大気温度が高く、粒子の熱速度が重力に打ち勝つ条件で生じる。現在の金星上層大気温度は Hydrodynamic escape を効率よく引き起こすほど高温ではないが、惑星形成直後の太陽活動が現在に比べ活発であった時期には大量の粒子散逸が生じたとも可能性も指摘されている。

もうひとつの熱的散逸過程として、上層大気中の粒子間の衝突が頻繁に起きない領域で、大きな熱速度をもった粒子が散逸する Jeans Escape がある。

現在の金星大気温度を考慮した時、これらの過程が他の過程を凌ぐほどの散逸量を引き起こしているとは考えにくい。しかしながら、惑星形成直後および現在までの粒子散逸量を推定するために、直接探査によって現在の熱的散逸量やその太陽活動に依存する変化量を観測的に求めることは非常に重要である。

7.2.5 非熱的中性粒子の散逸

表 7.2.3 に記したように中性粒子、イオンおよび電子間の光化学反応によって、エネルギー励起された粒子が重力に抗して散逸する過程である。中でも、解離再結合、荷電交換反応により生成されたエネルギーの高い(1~数 eV)中性粒子は非熱的な散逸過程として特に注目されるべきものである。

7.2.1 項で述べたスパッタリングと呼ばれる現象は、エネルギー源は太陽風に捕捉されたイオンにあるが散逸粒子は中性であるために非熱的な中性粒子散逸の範疇に入れることも出来る。

これらの散逸過程で特筆すべき事は、光化学反応とスパッタリングの双方の過程が昼側の極めて広い領域で起きるため、単位面積あたりの散逸量が小さくても積分量としては大きな値となり得ることにある。

7.3 散逸過程解明の方法と散逸量推定までのシナリオ

7.3.1 必要とされる測定器の性能

前節で述べた大気・プラズマ粒子散逸過程の解明には粒子測定器による直接観測を用いて熱的・非熱的粒子の速度分布関数を観測することが必須である。また、これらは外的条件によって大きく変化することが予想されるため、太陽風や太陽輻射の変動に対する昼間側および夜側電離圏の応答と散逸量の変化をおさえるべく長期の観測も重要である。極端紫外光観測による酸素コロナやヘリウム大気の可視化は3次元的な密度分布を明らかにし、軌道傾斜角が小さく赤道周辺を集中的に観測する探査機が直接探査できない高緯度領域からの粒子散逸量の推定に威力を発揮する。トップサイドサウンダーによるプラズマ密度の遠隔的探査は、

直接探査ではなし得ない瞬時の立体的な空間構造を明らかにし、粒子の直接観測データと相補的に用いることによって、大気散逸過程を多くの側面から研究する事を可能にする。

表 7.2-2、7.2-3 に示したような散逸過程で出現する現象を観測して、その物理過程を理解するためにはこれらの表中の右側の列に示すような測定を行うことが必要である。各々の測定のためには表 7.3-1 に示されるような機能を有する観測器が用いられなければならない。

表 7 . 3 - 1 測定器に要求される性能

測定項目 / 測定器『略称』	要求される性能
<ul style="list-style-type: none"> ・極端紫外光 (eXtreme Ultra Violet) 『XUV』 	<ul style="list-style-type: none"> ・金星大気中の主要な中性・荷電粒子の共鳴線(極端紫外領域)が観測可能なこと。 ・2次元のイメージング機能をもつこと。
<ul style="list-style-type: none"> ・非熱的イオン質量エネルギー分布 (Ion Spectrum Analyzer) 『ISA』 ・非熱的電子エネルギー分布 (Electron Spectrum Analyzer) 『ESA』 	<ul style="list-style-type: none"> ・3次元空間での速度分布関数の測定機能を有するとともに質量分別機能を併せもつこと。 エネルギー範囲 : 5 eV ~ 40 keV 質量範囲 : 1 ~ 50 AMU ・空間方向の掃引が可能な静電型エネルギー分析器 エネルギー範囲 : 1 eV ~ 15 keV エネルギー分解能 : E/E = 0.07
<ul style="list-style-type: none"> ・熱的イオン質量エネルギー分布 (Thermal Plasma Analyzer) 『TPA』 ・熱的電子エネルギー分布 (Thermal Electron Detector) 『TED』 	<ul style="list-style-type: none"> ・熱的イオンの速度ベクトル・温度・密度が測定可能なこと。 エネルギー範囲 : 0 ~ 30 eV 速度計測精度 : 50 m/s 質量範囲 : 1 ~ 64 AMU ・熱的電子の温度・密度・エネルギー分布測定が可能なこと。 エネルギー範囲 : 0 ~ 3 eV
<ul style="list-style-type: none"> ・電場(DCおよびAC) (Plasma Wave) ————— 『PWS』 ・プラズマ密度分布 (Plasma Sounder) ————— 『PWS』 	<ul style="list-style-type: none"> ・自然プラズマ波動観測 下記の周波数におけるプラズマ波動の検出能力をもつ測定器。 周波数範囲 : 0.01 Hz ~ 10 MHz 固定周波数部 : 10MHz、15MHz 及び 20MHz ・プラズマサウンダー観測 電子密度が $10^2 \sim 10^6 / \text{cm}^3$ のプラズマを検出することが可能なトップサイドサウンディング機能を有すること。
<ul style="list-style-type: none"> ・高速中性粒子 (Energetic Neutral Atoms) 『ENA』 	<ul style="list-style-type: none"> ・エネルギーが 0.1 keV ~ 10 keV の中性粒子の測定が可能なこと。 ・HとOの質量弁別が可能なこと。
<ul style="list-style-type: none"> ・中性粒子風向・風速 (Neutral Particle Detector) 『NPD』 	<ul style="list-style-type: none"> ・金星熱圏中の中性粒子の風向風速・温度・密度が測定可能なこと。 特に風速に関しては 20 m/s の精度をもつことが必要。
<ul style="list-style-type: none"> ・磁場 (Magnetic Field) 『MGF』 	<ul style="list-style-type: none"> ・磁場ベクトル3成分の測定が可能なこと。1 nT の測定精度が必要。

表 7.3-2 各測定器がカバーする粒子およびエネルギー範囲

観測対象	観測手法	種類	エネルギー			
			0 eV	10 eV	100 eV	1 keV
荷電粒子	直接	イオン	TPA		ISA	
		電子	TED	ESA		
	間接	イオン (O ⁺)	XUV			
中性粒子	直接	質量分析機能無し	NPD			
		H、O	ENA			
	間接	H、He O	XUV			
電磁界変動 (プラズマ波動)			DC	1 kHz	1 MHz	周波数
	直接	電場	PWS			
	直接	磁場	MGF			

表 7.3-2 に各々の測定がカバーする粒子の種類、エネルギー範囲、周波数範囲を表す。ここに掲げたような測定を実行することによって、金星からの大気散逸現象を様々な側面から観測することが可能となり、中性粒子と荷電粒子に関する大部分の種類の散逸過程を経た流出量を推定することが出来る。

過去になされた金星探査においては、地球周辺の領域では存在しない類の大気・プラズマ・太陽風に関連する自然現象が数多く見出された。これらの現象が金星大気散逸を含むダイナミックな金星上層大気と宇宙空間との直接相互作用を間接的に示唆する、という点においては過去の観測は重要であったが、それ以上の議論に耐えられるものではなかった。ここで提案する探査計画によって、金星からの大気散逸についての初めての本格的探査が始まるのである。こうした大気散逸をはじめとした大気の運動や大気波動などの多角的な探査・観測を行うことが、金星大気の気象・気候と大気の変化・変遷を議論する上での重要な材料となる事は言うまでもない。

7.3.2 観測から散逸量推定までのシナリオ

7.2節で述べた5つの大気散逸過程と各測定器による観測との対応が表7.3-3に示されている。各々の測定器による観測をもとに、大気散逸過程の解明する方法から散逸量を推定するまでのシナリオについて説明を行なう。

表7.3-3 大気散逸過程観測のための測定器
(は散逸過程解明のための重要項目、 は補助的項目)

測定器略称	XUV	ISA/ESA	TPA/TED	PWS	ENA	NPD	MGF
太陽風誘導散逸							
プラズマ塊の尾部への流出							
熱的イオンの散逸							
熱的中性粒子の散逸							
非熱的中性粒子の散逸							

1) 太陽風誘導散逸

この散逸は金星コロナを形成する中性粒子が電離過程を経て太陽風に捕捉(ピックアップ)された結果生じる過程であり、散逸のための粒子加速は太陽風電場により行われる。捕捉された直後のイオンは3次元速度空間上でトラスを形成し、さらに時間が経過するとシェル構造へと変化していく事が予想される。これらの特徴的な速度分布はISA(非熱的イオン測定器)により判別する事が可能で、金星上層大気中の領域やイオノポーズからの距離に応じたピックアップイオンの生成量を見積もることができる。XUV(極端紫外光望遠鏡)によるコロナの観測は、中性粒子の空間的広がりを明らかにし、ピックアップイオンの供給源となる粒子の分布を提供する事が出来る。また、太陽風と電離圏プラズマが接するイオノポーズ付近では2流体不安定が生じ、プラズマの加熱・加速を引き起こすという可能性も指摘されている事(Shapiro et al., 1995)から、同時にプラズマ波動測定器によるスペクトル観測も散逸過程解明のための重要なデータとなる。

観測から散逸量推定を行う手法に関しては、ISAによって得られる速度分布関数からプラズマの密度と速度を推定、これらからフラックスを求めることになる。さらにXUVによる中性粒子、MGFによる磁場の観測を合わせることによって、中性粒子が太陽風に捕捉され流出するまでの散逸過程かつ具体的な散逸量分布の提供が可能である。

2) プラズマ塊の尾部への流出

この散逸は電離圏尾部において生起、あるいはイオノポーズ付近で生成され尾部に向かって対流した密度の高いプラズマの塊が、反太陽方向へと流出する現象である。粒子のもつエネルギーは幅広く数eVから1keVにまでわたっているため、熱的イオン用のTPAと非熱的イオン観測のためのISAを同時に運用する必要がある。プラズマ塊の加

速にはプラズマ波動が重要な役割を果たすとの説もあり、散逸に有効なプロセスを理解する上でもこれらの機器を同時に運用することが望ましい。

散逸量の推定は1)の場合と同様に、TPAとISAによるプラズマの速度ベクトルおよび密度の観測から熱的・非熱的粒子の双方についてフラックスを求めることになる。長期間の観測による上層大気中の高度方向、経度方向のサーベイは金星夜側からの粒子散逸量の広範囲での空間分布を明らかにする。

3) 熱的イオンの散逸

この型の散逸としては、地球の極冠域から電離圏起源の低エネルギーイオンが流出するポーラーウィンドが代表的な過程として知られているが、金星電離圏においても同様な過程が存在する事がHartle and Grebowsky (1995)により報告されている。両極性電場による加速が有効であるとすれば、磁場の計測、熱的プラズマの温度・密度分布の測定が重要なキーとなる。マクロスケールのプラズマ密度分布に関してはXUVによる遠隔探査が威力を発揮する。

散逸量の推定は、探査機の位置での局所的な値に関してはTPAによる熱的イオンの速度、密度の観測からの粒子フラックスの推定が可能である。XUVによって得られるプラズマ密度分布データに関しては時間変化からプラズマの運動情報を得られる他、Hartle and Grebowsky(1995)が用いた動的平衡モデルとの比較により熱的イオンの速度を推定する方法を適用することによって全球的な散逸量の推定が可能となる。

4) 熱的中性粒子の散逸

Hydrodynamic escape や Jeans Escape に代表されるような中性散逸には、エネルギーの低い熱圏粒子の観測が重要でありNPDによる風向・風速および温度の測定がキーとなる。熱圏大気の温度が直接観測により明らかになれば、理論的にHydrodynamic escapeの散逸量は求めることが出来る。また、熱圏を支配する昼夜間対流はどのように閉じているのか、夜側で粒子の散逸は起こり得ないか、太陽風誘導散逸により流出する粒子の供給源である熱圏の粒子はどのように拡散するのか、など熱的中性粒子の観測に期待する課題は数多い。金星の外圏底においては熱的中性粒子の温度が低い自らの熱エネルギーで散逸する可能性は小さいが、太陽風誘導散逸や非熱的散逸の粒子の供給源として特に重要であり、この観点からは高度に対する温度分布、密度分布を観測的に求めることが必要である。

5) 非熱的中性粒子の散逸

これはおもに荷電交換、解離再結合等の光化学反応を経て粒子が数eV程度にエネルギー励起された結果として生じる過程であるが、XUVによる中性粒子の観測が有効である。現在提案中のXUVでは主要な粒子種は観測するものの表7.2-3に述べられた全ての中性粒子をカバーすることは出来ないが、XUVの他、TPA、NPD等の観測を合わせて解析する事によって各々の種類の密度分布を算出し、個々の反応過程を考慮して解析的に非熱的中性粒子の密度分布を推定することが出来る。こうして求めた密度分布の時間変化を用いることによって、速度、さらに粒子フラックスを求めることが出来る。

7.4 観測機器

表7.2-2~3に示したように大気粒子の散逸には様々な過程が存在する。それらを多角的に観測・理解するためには7つの測定器が必要とされる。各々の散逸過程はそれぞれ特徴をもつが、金星のような固有磁場をもたない(あるいは極端に小さい)惑星からの大気の流出として特に重要と考えられるのは1)解離再結合、2)太陽風捕捉、3)スパッタリング・ノックオン、4)プラズマ不安定に起因する粒子加速、の4つであると考えられる。こうした状況を鑑みて、また周回衛星に搭載される観測機器に与えられる重量的制約を考慮して、本計画においては次の4項目を最も重要であると位置付けた。以下にそれぞれの項目に関する概略を述べる。機器構成に関しては軽量化のため電子回路部は共有するものとし、各項目に記載された重量は各観測器の回路部を除いた値を示している。

尚、表7.3-1に述べた7つの測定項目に対応する観測機器についての詳細を付録A1に掲載する。

7.4.1 非熱的イオン測定器 (ISA)

金星大気に起源を持ち太陽風と共に運び去られる荷電粒子は、大きく分けて次の2つに分類される、1)金星大気から飛び出した非熱的中性粒子が電離されイオンとなり、それが太陽風電場によってピックアップされるもの、2)夜側の電離圏プラズマが、太陽風から運動量を得て、惑星間空間に運ばれてゆくもの。

イオンの3次元速度分布関数の計測を実施すると、太陽風電場によってピックアップされた成分は、そのジャイロ運動に伴い、リング状もしくはシェル(球殻)状の構造を示すので、太陽風成分と分けて識別できる。また、夜側電離層起源のイオンは、温度が低く、主として、磁力線に沿って惑星間空間に流れ出してゆくので、この成分も前者と分けて識別が可能である。各成分について速度分布関数から粒子フラックスを計算すれば、直ちに、本観測の主目的である粒子の散逸量が求められる。さらに、イオンの速度分布関数の構造を詳しく知ることによって、散逸過程の物理機構を探ることができる。

イオンの計測器としては、3軸制御の非スピン衛星に搭載するので、静電デフレクターを粒子入射部に設けたトップハット型の静電分析器をマグネット型の質量分析装置と組み合わせた方式採用する。これにより、 H^+ 、 He^{++} 、 O^+ などのイオンを弁別して計測を行う。Geotail、Planet-Bでの実績を踏まえて設計することが出来る。

諸元	エネルギー範囲	5 eV - 40 keV
	エネルギーステップ	32
	エネルギー分解能	$E/E = 0.15$
	質量分解能	1 - 50 (AMU)
	視野角	$4^\circ \times 180^\circ$
	角度分解能	$2^\circ \times 7^\circ$
	時間分解能	20 秒
	幾何学因子	1×10^{-4} ($cm^2 sr eV/eV$ for $22.5^\circ \times 4^\circ$)

寸法	230 × 140 × 140 (mm)
重量	2.0 (kg)

7.4.2 極端紫外光望遠鏡 (XUV)

現在、我々が持っている金星外圏の構造に関する知識はPVOの観測をもとにBraceらが描いた全体像に依存するところが非常に大きい。しかし、PVOをはじめとするどの衛星観測も、特定の領域を(太陽風などの)特定の条件で観測したに過ぎず、そこから導いた描像は観測に矛盾しないものを想像したに過ぎない。例えば、金星尾部で時折観測されたプラズマ雲と呼ばれる密度の高い領域は、昼間側から夜側電離圏に運ばれたO⁺の宇宙空間への損失の結果であると解釈されている。しかし、この考えを定量的に支持する観測結果も、さらには、昼間側からのO⁺の対流が本当にプラズマ雲の形成に関与しているのかは全く解っていない。このような領域(現象)の存在(発生)は金星外圏大気の散逸量の多くを担っている可能性がある為、惑星大気の循環・宇宙空間への損失を論ずる上では重要である。全体的な空間構造やその時間変化を1つの衛星から追うにはXUVによるプラズマ・大気撮像が最適である。ここに提案するXUV(eXtreme UltraViolet)ImagerはO⁺(83.4nm)、H(121.6nm)、He(58.4nm)、O(130.4nm)の共鳴散乱線を検出し、金星の外圏構造を2次元の像として可視化する望遠鏡である。この望遠鏡では、金星外圏のおおまかな形状(例えば、ホール、テイルレイ、プラズマ雲、太陽風の変化に伴う金星電離圏の膨張・縮小、dawn-dusk 非対称性)を押さえることが目標である。原型器はPlanet-Bに搭載され順調に観測を続けている。さらに発展型がSELENEに搭載される。

諸元	寸法	120 mm × 140mm (2台)
	波長分解能	5 nm 以下 (FWHM)
	視野角	15° × 15° を2分割
	角度分解能	0.235° × 0.235°
	重量	1.8 kg

7.4.3 自然プラズマ波動観測装置 (PWS)

太陽風との直接相互作用の結果金星電離圏内並びにイオノポーズ周辺においては、DCより高周波数域に展開するマイクロ並びにマクロプラズマ不安定現象が発生してきわめて多様なプラズマ波動現象が存在すると考えられる。これらのプラズマ波動現象は金星プラズマ分布並びにプラズマの散逸過程と直結するものであり、そのスペクトルや空間分布の観測は金星電離圏ダイナミクスを理解する上で不可欠の物理量を提供することになる。イオノポーズ生成の物理において、太陽風と金星電離圏プラズマとの境界に発生すると考えられるプラズマ波動は、たとえば電離圏構造のMHDシミュレーション実施上必要な仮定である粘性項の妥当性や、その根源となるマイクロプロセスを評価する上でも重要な問題である。

これまでの金星周辺におけるプラズマ波動観測は唯一PVO観測に求めることができるが、PVO観測結果において指摘されるべき問題点はプラズマ波動現象に関する情報があまりに

少ないことである。PVO 観測では低周波数帯の 4 チャンネルにおける強度データのみ取得されたが、イオノポーズ近傍の領域においてこれらの周波数帯におけるプラズマ波動の発生が報告されている。しかし、これらの極端に限られたデータのみで金星近傍のプラズマ波動現象を論ずるのは困難であり、惑星電離圏・磁気圏近傍に生成する多様なプラズマ波動現象の実体を把握する今日の惑星探査機概念からすれば、金星電離圏内のプラズマ波動やイオノポーズ付近の電場ゆらぎに関する詳細な探査は必須な事項としてあげられる。プラズマ波動観測に関連して、金星の大気の擾乱あるいは金星の火山活動によって発生するであろう雷を捉える試みも残された課題である。雷放電による広帯域電磁波ノイズは電離層突き抜け周波数を超える周波数帯での電波観測により可能となるが、その発生域分布を得ることにより火山活動や大気の擾乱に関する重要な情報が得られるものと期待される。

金星における自然プラズマ波動観測装置としては極端に制約を受けたりソースを前提にしても、以下の仕様を持った先端長 6 m の電界センサーを展開しての、直流より 10MHz に至る自然プラズマ波動のスペクトル観測は必須事項とされる。設計は Planet-B、SELENE の同型器を基に行なう。

諸元	観測周波数範囲
	低周波数部 0.01 Hz - 10 kHz
	高周波数部 10 kHz - 10 MHz
	固定周波数部 10 MHz、15 MHz 及び 20 MHz
	周波数ステップ
	低周波数部 128 ステップ
	高周波数部 256 ステップ
	時間分解能
	低周波数部 2 秒
	高周波数部 1 秒
	周波数固定部 0.05 msec
	寸法
	電子回路部 210 × 150 × 60 (mm)
	アンテナ 3 m × 2 本
	重量
	電子回路部 1.2 (kg)
	アンテナ 1.2 (kg)

7.4.4 磁場計測器 (MGF)

金星には固有磁場が存在しないため、太陽風と金星大気の境界面であるイオノポーズの高度は地球のマグネトポーズの高度に比べてはるかに低い事が知られている。また、金星電離圏およびその周辺に広がる領域に存在する磁場は太陽風起源のものであり、電離圏境界面付近をドレープしつつ反太陽方向へと流れ出すというイメージが一般には描かれており、地球の場合とは根本的に異なる磁力線の配置がなされる。

これらの事に起因して、大気粒子の散逸過程も金星と地球の場合では大きく異なることが

予想される。すなわち、地球の場合磁力線の存在が重要な役割を果たすプラズマ波動によるイオン加熱、両極性電場等の粒子加速プロセスが支配的であるのに対し、金星の場合は太陽風と電離圏が直接相互作用するため、イオンピックアップ、スパッタリングや速度シア領域に発生するプラズマ不安定によるイオン加速現象が大気散逸をつくりだすエネルギーの源になっている。しかしこの場合、イオンピックアップやプラズマ不安定を考える上で磁場ベクトルの方向と大きさはキーとなるパラメータで、地球の場合とは異なった意味において磁場の測定が重要となる。

またさらに夜側電離圏のホール、プラズマ雲、ストリーマーといった現象がプラズマの散逸過程に何らかの役割を果たしていることは確かで、こういった構造を磁場が決定している可能性が大である事からも、磁場測定が大気散逸を解明する上で最も重要な測定項目のひとつであると見なされる。

測定器としてはフラックスゲート磁力計を採用し、磁場をベクトル量として計測するため直交3軸のリングコアを使用して、センサーは探査機本体が発する磁気ノイズの影響を避けるため伸展される。測定レンジはコマンドまたは自動切換えにより数段階に変えられるようにする。宇宙研の地球磁気圏、惑星ミッション全てに搭載されてきた実績がある。

諸元	方式	リングコア型フラックスゲート磁力計	
	計測軸	直交3軸 (X , Y , Z 軸)	
	測定範囲	Range 0 ± 16nT	Range 1 ± 64nT
		Range 2 ± 256 nT	Range 3 ± 1024 nT
		Range 4 ± 65536 nT	
	量子化分解能	16 bit	
	サンプリングレート	32 Vectors / 秒 (Max)	
	寸法 (処理回路部)	310(W) × 280(D) × 70 mm(H)	
	(センサー部)	1100(W) × 180(D) × 180 mm(H)	
	重量 (センサー部)	300 g	
	(ブーム部)	700 g	
	(基本回路基板)	600 g (I/F・マスト制御基板、筐体は共有を前提)	
	消費電力 (処理回路部)	4 W	
	(センサー部)	10 W (ブーム展開アクチュエータ)	

7.4.5 参考文献

- Luhmann, J.G. and Kozyra, J.U., Dayside pickup oxygen ion precipitation at Venus and Mars: spatial distributions, energy deposition and consequences, J. Geophys. Res., 96, 5457-5467, 1991.
- Hartle, R.E. and Grebowsky, J.M., Planetary loss from light ion escape from Venus, Adv. Space Res., 15, No.4, 117-122, 1995.
- Shapiro, V.D. et al., On the interaction between the shocked solar wind and the planetary ions on the dayside of Venus, J. Geophys. Res., 100, 21289-21305, 1995.

A 1 . 大気散逸研究に関連した科学観測機器の詳細

A 1 . 1 極端紫外光望遠鏡による金星外圏構造の可視化

吉川一朗（宇宙科学研究所）

中村正人、佐々木晶、岩上直幹（東京大学）

山崎 敦、三宅 瓦（通信総合研究所）

岡野章一（東北大学）

田口 真（極地研究所）

A 1 . 1 . 1 概要

背景

(1) 夜側電離圏構造とプラズマの流出

金星の夜側電離圏の形成・維持には、昼間側からのプラズマ（主に O^+ ）の大規模対流が寄与していることがPVOの観測により明らかになった（例えば、Knudsen et al., 1982）。しかし、定量的に夜側電離圏のプラズマの収支を考えた場合、これは効率の良い損失過程があることを意味する。一番大きな損失過程としては、両半球に準定常的に存在するholeと呼ばれる領域からの流出が考えられている。しかし、PVOをはじめとするIn-situの観測とモデル計算から示唆される事は、holeの境界では十分なプラズマの拡散率が得られないため、拡散率を高める何らかのメカニズムが存在するはずであるということである。さらに、太陽風の運んでくるIMFと金星の固有磁場との相互作用が個々の粒子を加速し、結果としてプラズマの流出を増大させうる事は、地球磁気圏の研究からのアナロジーとして理解できる（佐々木・田近、1995）が、金星のような弱い固有磁場の内で、どの程度このアナロジーが正しいかは明らかでない。

また、昼間側から輸送されたプラズマが夜側電離圏で化学的再結合を経て、熱圏上部へ降下することも、プラズマの損失過程として考えられている。この過程の効果も理論的には考察はされているが、それと定量的に比較できるほどの観測データが得られていない為、結果が検証出来ず研究が滞っている。

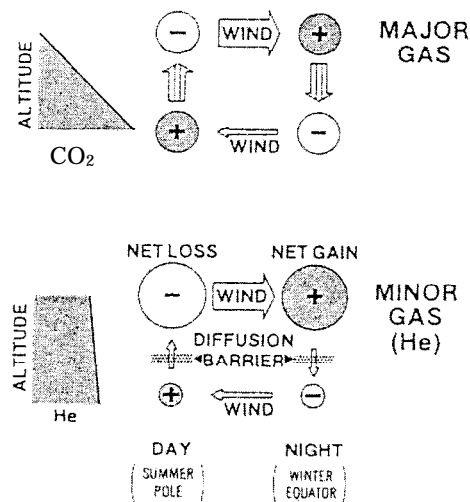
これらの検証を困難にさせてきた最大の原因は、観測された現象（物理量）からは、金星周辺のプラズマ・大気分布の時間的な変動や空間的広がりを同時に把握することができないという点にある。

(2) 外圏大気の大気非対称分布

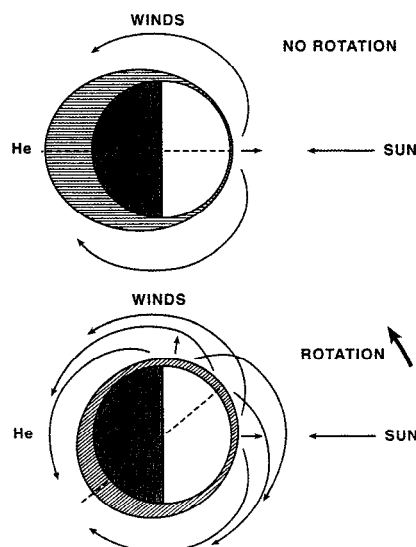
O^+ のように重い粒子の運動は昼間側から夜側への大規模対流によって支配されている様であるが、軽い粒子（例えば水素やヘリウム原子）はこれとは異なった循環・流出経路を持つようである。Venera-11と12号の紫外線分光観測からヘリウムの経度方向の分布が観測され（例えば、Chassefiere et al., 1986）、ヘリウムのような軽い成分は朝方地方（～5 LST）に密度のピークを持つ事が明らかとなった。この原因として容易に想像できることは“Wind-induced diffusion”の効果（図A 1 . 1 - 1）と下層大気を持つ運動量に起因する循環の重ね合わせである。つまり、軽い粒子成分（図A 1 . 1 - 1の下

図)はスケールハイトが大きい為、比較的高い高度まで分布する。したがって、高高度では重い粒子成分(例えばCO₂)に比べ、大きな密度分布を生じる。垂直方向の対流はCO₂との衝突が多いため、この密度勾配は大気沈降(夜側)・上昇(昼側)によって解消されることはない(図中のDiffusion Barrierのこと)。このためヘリウムのような軽い大気は夜側外圏に溜まっていくことになる。この特有な分布に、図A1.1-2で示すような下層大気循環(スーパーローテーション)の効果を重ねあわせると、軽い粒子の分布は電離圏高度で昼夜の境界上にパイルアップするものと考えられている。

惑星間空間への大気散逸量を定量的に議論するには、特に金星のように中性大気が粒子種により異なる分布をとる場合には、粒子種毎にその大局的な分布を知る必要があるであろう。



図A1.1-1 Wind-induced diffusion. 上図は、質量が重く、主な大気組成であるCO₂の循環を表し、下図は軽い粒子であるHeの対流を表している。“+”と“-”は密度の増減を表す。ヘリウムのように軽い大気は高い高度まで分布し夜側に輸送されるが、CO₂との衝突の為下層には輸送されない。(Mayr et al., 1978をもとに一部のみ改変)



図A1.1-2 下層大気循環に伴う上層大気循環 (Mayr et al., 1985)

観測の科学的意義および目的

現在、我々の持っている金星の外圏像のほとんどはBrace et al.(1987)によって提唱された大局的像に依存するところが多い。これまでのどの衛星観測も、特定の領域を(太陽風などの)特定の条件で観測したに過ぎず、そこから導いた描像は観測に矛盾しないものを想像したに過ぎない。したがって、金星外圏の空間的な構造を押さえることが重要である。それにはXUVによるプラズマ・大気撮像が最適である。

ここに提案するXUV(extreme ultraviolet)Imagerは O^+ 、H、HeおよびOの共鳴散乱線を検出し、金星の外圏構造を2次元の像として可視化する望遠鏡である。この望遠鏡では、まず金星電離圏・外圏のおおまかな形状(例えば、金星電離圏の膨張、縮小、dawn-dusk非対称性)を押さえることが目標である。

我々の断片的な知識から予測できることはIonoholeの存在である。もし存在すればその分布(空洞が経度方向に伸びているか、それともある地方時だけに限られた円柱状か)が解るはずである。逆にもし、撮像からHole領域が見られなければ、PVOの観測に新たな解釈を求める必要があることになる。

プラズマの流出により形成されたと考えられているCloudという領域も常時存在するものなのか、それとも特定の条件化でのみ存在しうるのかは全く解っていない。このような領域(現象)の存在(発生)は金星外圏大気の散逸量の多くを担っている可能性があり、且、粒子の直接観測だけでは領域の同定が困難であるため、極端紫外光望遠鏡による観測が威力を発揮する。

また、ホールへのプラズマ供給メカニズムも解決していない。磁力線を横切る拡散率が低い為、ホール外側からのプラズマの供給は十分ではないと考えられる。拡散率を高める候補としては、(1)磁力線垂直方向に電場、(2)IMF変動に関わるプラズマ擾乱、(3)電子降下による O_2^+ の乖離などが挙げられるが、どれも情報が足りずはっきりしていない。磁場と電子密度を測定する測器とともに観測を行えば、上記の可能性の(2)と(3)を検証することが可能になる。

A 1 . 1 . 2 観測対象および観測戦略

測光する波長は酸素イオンの共鳴散乱線であるO II(83.4nm)と、水素、ヘリウム、酸素原子の共鳴散乱線であるH(121.6nm)、He I(53.4nm)、O I(130.4nm)である。

口径12cm(直径)、 $15^\circ \times 15^\circ$ の視野角を持つ望遠鏡で金星外圏全体を撮像する。

A 1 . 1 . 3 観測機器

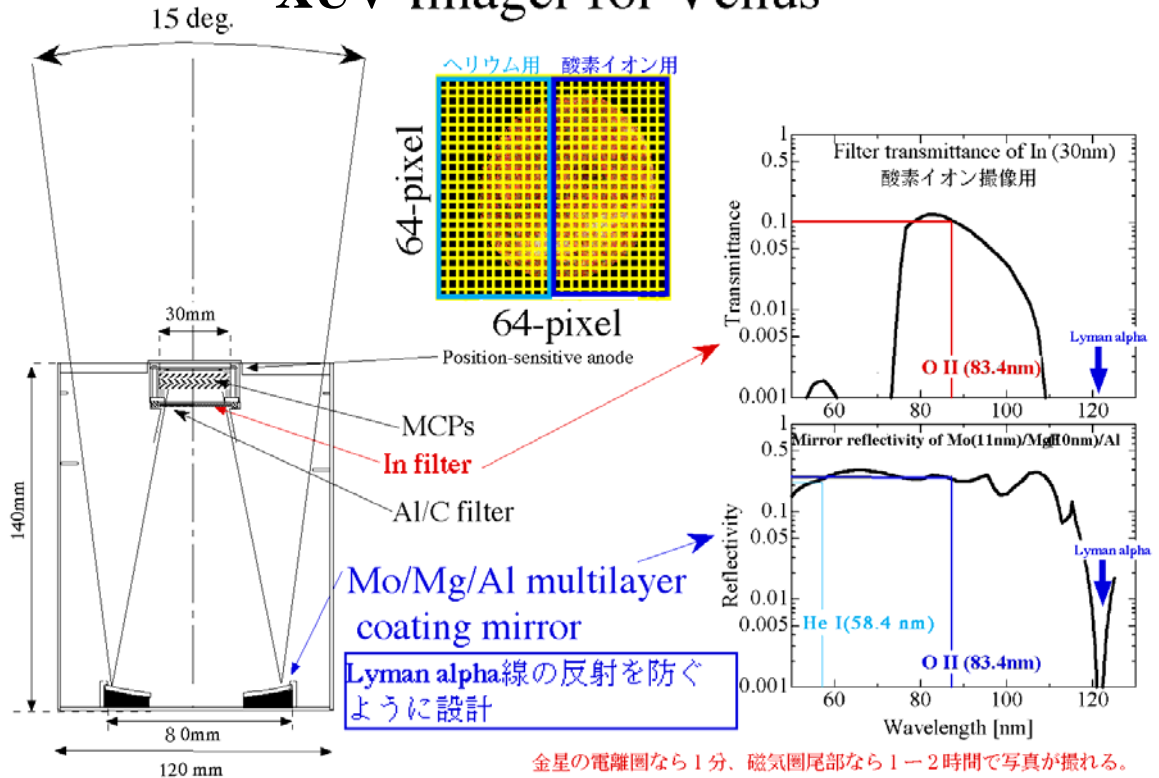
測定原理ならびに性能

直焦点に検出器を置いた直入射型反射望遠鏡である。観測器の断面を図A1.1-3に示す。反射鏡の表面には、121.6nm(水素ライマン線)を除去する為の多層膜コーティングを施す。SS520-2号機に搭載した同型の反射鏡の反射率を同図右下に示す。さらなる波長の選択は検出器の直前に置く金属薄膜フィルタで行う。このフィルタは2分割されていて、一方は酸素イオン撮像、他方はヘリウム原子撮像として使用する。フィルタの透過率(酸素イオンのみ)を同図右上に示す。

検出器には、MCPsを用い、後段に位置検出が可能なレジスティブアノードを使用し、

64×64の位置分解能を有するように設計する。0.235°（金星中心から20Rvの位置から観測した時、電離圏高度で0.08Rvのスケールに対応）の角度分解能を持つことになる。

XUV Imager for Venus



図A1.1-3

観測機器仕様

観測器断面図、寸法：図A1.1-3参照

重量：1800 g（内訳：センサ 1330g, 高圧電源、プリアンプ 470g）

電力：10 W（HV, プリアンプ、2次元位置検出アナログ回路）

システムに対する要求

データの転送 rate は最大で1 kbps である。

観測器の開口面（2 strad）に伸展物が有ってはならない。ただし、パドルのように遮光になるものは有っても構わない。

A1.1.4 開発体制および今後の検討事項

基本的な構造はPlanet-Bに搭載されているXUV、SELENEに搭載するTEX、SS520-2号機に搭載したXUVと同じである。観測器の開発・較正は東京大学極端紫外光較正実験施設を使用する。光学部品に関しては、検出器（MCP）にはSELENEで開発を進めているものに若干の変更を加えたものを使用する為新たな開発要素はない。金属薄膜フィルタ、多層膜反射鏡については、SS520-2号機用搭載XUVに採用したものを寸法を変更し、使用する。

A 1 . 2 P S A (Plasma Spectrum Analyzer) による金星電離圏の 非熱的プラズマ観測計画

町田 忍 (京都大学大学院理学研究科)

山内 正敏、Stas Barabash

(Swedish Inst. of Space Phys.)

A 1 . 2 . 1 概要

背景

金星には惑星固有の磁場が存在しないために、太陽風が直接、超高層大気と衝突して相互作用を行う。超音速で惑星大気に吹きつける太陽風は、金星の前面にバウショックを形成し、さらに、その内側に、惑星大気と太陽風の境である Ionopause を形成する。太陽風の流れに伴う運動量は、この Ionopause を通して、内側の電離圏プラズマに伝えられ、さらに、粒子間衝突によって中性大気粒子に伝えられる。プラズマ間の運動量輸送の形態としては、先ず、太陽風粒子が衝突過程によって Ionopause を越え、惑星電離圏に侵入することが挙げられる。また、Ionopause 付近で、Kelvin-Helmholtz 不安定や、その他のプラズマ不安定波が励起されて、変動電磁場を介した運動量輸送 (異常粘性輸送) も大きな役割を果たしていると予想される。当然のことながら、この時、運動量だけでなく、質量やエネルギーも輸送されている。また、荷電交換反応や電子衝突等によって、周辺の中性粒子が電離され、新たなプラズマ粒子が生成されている。この過程も重要であり、Ionopause 付近の現象を多彩で興味深いものになっている。

金星の下層大気では、スーパー・ローテーションに代表される様な大規模な流れがあるが、それに伴う運動量も、必然的に、粒子間衝突や、重力波などの形で上方の中性大気領域、すなわち、熱圏に伝達されている。さらに、中性粒子は衝突を介して、プラズマ粒子と運動量の交換を行っている。この一連の過程でも、質量とエネルギーの輸送が伴っており、下方から輸送された中性粒子やプラズマ粒子は、先程とは逆に、Ionopause を越えて太陽風中に質量・運動量を供給する。

特に、後者の金星大気から太陽風方向への質量輸送は、金星の大気進化の過程を知る上で極めて重要である。金星と地球を比較すると、惑星の大きさや、太陽からの距離が似通っているにも関わらず、大気組成が大きく異なり、高温・高圧な状態の金星の大気がある一方で、生命を育む穏やかな環境の整った地球大気がある。しかし、これらの惑星大気は、一体どの様にして大きく進化が分かれたのであろうか？その疑問に答えるためにも、現在、いかなる量の電離された状態の粒子が金星大気からはぎ取られ、太陽風によって持ち去られているのかを知ることは、極めて重要である。さらに、その物理的な機構の解明も、他の惑星や、さらに押し進めて宇宙空間におけるプラズマの素過程を理解する上で大きな役割を果たす。

我々は、金星探査機に非熱的プラズマの計測機器を搭載し観測を実施して、これらの課題についての解明を目指したい。PVO を代表とする過去の金星探査衛星の観測では、数 keV から 数 10 keV に及ぶ詳細なプラズマ粒子 (電子・イオン) の計測が実施されなかった。上で触れた諸問題は、いずれも未解明なチャレンジングな研究テーマとして残

されている。

観測の科学的意義および目的

前節で概説した金星電離圏周辺の様々な物理過程を、非熱的プラズマが関与するものについて整理すると次の様になる。

- (1) 金星大気からの粒子散逸
- (2) Ionopause 周辺の力学的構造の解明 (質量・運動量・エネルギー輸送)
- (3) 電離圏の特徴的なプラズマ構造の解明
- (4) 夜側電離圏の維持および金星オーロラ生成機構の解明

次に、これらに関して、具体的に内容を説明する。

(1) 金星大気からの粒子散逸

金星大気からの粒子散逸の問題は、金星の研究にとどまらず、比較惑星学的な大気進化の観点から重要である。火星では、この粒子散逸の問題が最重要課題の一つとして取りあげられ、大きな成果を上げたが、PVOによる金星研究では、観測機器の性能の限界から、定量的な議論が充分になされなかった。金星では、電離圏の外に飛び出した非熱的中性粒子が、光電離されて生ずる電子・イオン対、および太陽風プロトンと荷電交換した結果生成されるイオンが太陽風電場の作用によってピックアップされ、惑星間空間に散逸してゆく。その一方で、Cloud と呼ばれる構造が存在する事によって想像されるような、夜側の電離圏プラズマが太陽風から運動量を得て惑星間空間に運ばれてゆく過程も、金星大気構造と変遷を理解する上で重要であると考えられる。

前者の過程の中で、加速されたピックアップ・イオンが、再度、金星大気に突入すると、衝突 (スパッタリング) によって、中性粒子を外の空間に叩き出すために、電離圏外の中性粒子の密度が増大する。その後これらの粒子が電離され、次に太陽風電場によるピックアップが起こり、それら一連の過程がポジティブ・フィードバック・ループを形成して、急速に進行することが予想される[Luhmann and Kozyra, 1991]。この仮説は大変興味深い。その他、提案のある仮説や可能性についても直接観測によるデータをもとに実証的に検討してゆきたい。

(2) Ionopause 周辺の力学的構造の解明 (質量・運動量・エネルギー輸送)

Ionopause の位置は、太陽風の動圧と金星電離圏プラズマの圧力、さらに磁気圧のバランスで決定されている。また、太陽風の動圧が増大すると、Ionopause の高度が低下するが、その際しばしば、太陽風の動圧が金星電離圏のプラズマ圧および磁気圧の和を超えてしまうことが、PVOの観測で示されている。この時、どの様に圧力バランスが成り立っているのかが大きな謎として残っている。ひとつの可能性として、中性粒子が電離されることによる質量負荷の増大が有効に作用していることが考えられる。特に O^+ 等の惑星起源のイオンは、少量でも質量が大きいため運動量の釣り合いに大きく寄与する。それを検証するためには、イオンのエネルギー分析と同時に質量の分析を実施する必要がある。

Ionopause の位置は、太陽風磁場の方向にも依存することが知られている。太陽風の電場は、太陽風の磁場ベクトルと流速ベクトルの外積として与えられるが、より正確には、この電場ベクトルの指す方向のセクターで Ionopause の高度が平均よりも上がり、その反対側で下がる。従って、太陽-金星を結ぶ線に直交する平面で切った、

Ionopause の形状は楕円形で、太陽風の磁場は頻繁に方向を変えるので、それに伴って、この楕円形が回転することが予想される。よって、Ionopause の高度がグローバルに変化するが、この変動が下方の電離圏や熱圏の中性粒子にどのような変動を引き起こすのか興味深い。その詳細を知る為には、非熱的なイオンの観測を熱的イオン・中性粒子・磁場データとあわせて総合的に研究を進める必要がある。

また、時間変動を伴わない定常的な状態においても、粒子間衝突や電磁励起波動に起因する異常粘性によって、Ionopause を横断して、やりとりされる質量・運動量・エネルギーの輸送過程の詳細が重要な問題である。金星中性大気の理論的な研究を推進する際に、上端の境界条件を確実に押さえる観点から、Ionopause 周辺の構造を理解することが重要である。

(3) 電離圏の特徴的なプラズマ構造の解明

金星電離圏には、太陽風の磁場とプラズマが持ち込まれ、Flux Rope 状の構造が分布していることが PVO によって発見された。[Russell and Elphic, 1979] また、太陽風と金星電離圏の相互作用の結果 Streamer、Cloud [Brace et al., 1982a]、Hole [Brace et al., 1982b] と呼ばれる構造等が夜側の電離圏と、その周辺に形成されている。例えば、Flux Rope は Kelvin-Helmholtz 不安定の結果として生成されるという説や、局所的な電離で質量負荷が増大した磁力管が電離圏の中を昼間側から夜側に輸送される時に、重力の作用によって下方の電離圏に沈んでゆく、等の説がある。それ以外の可能性も含めて、また Streamer、Cloud、Hole 等についても、その成因を探るのは、金星大気の力学的な構造を知る上で重要である。Flux Rope は、低高度電離圏にも分布しているであろう。また、Hole は、夜側の低高度電離圏に脚を持ち、そこから外の空間に発達した構造を持っている。金星の低高度電離圏は、金星大気と相互に影響を及ぼしあっているので、中性大気も含めて、その周辺の構造決定に大きな役割を果たしている可能性がある。

(4) 夜側電離圏の維持機構および金星オーロラの解明

金星の昼間側半球では太陽の活動度が高い時期には、太陽からの EUV フラックス強度が増大して中性大気のスケールハイトが大きくなるが、それに呼応して、Ionopause の高度も上がる。高い圧力を持った昼間側の電離圏プラズマは、圧力の低い夜側の電離圏に向かって運動する現象がおこる。これによる質量輸送によって、夜側電離圏が維持されていると考えられている。一方、逆に太陽活動度が低い時期には、中性大気のスケールハイトや Ionopause の高度が低下してしまい、昼間側からの質量輸送が充分でなくなる。この時には、夜側電離圏に非熱的な電子が降下し中性大気が電離され、夜側電離圏が維持されていると考えられている。

また、夜側の金星大気には 130.4 nm の紫外領域の波長に 10 - 20 R、時として 100 R におよぶオーロラの出現することが PVO の観測によって明らかにされている [Phillips et al., 1986]。発見当初には、高いエネルギーの太陽風電子が、オーロラ発光の原因であると考えられたが、その後、数 eV 程度のエネルギーの電子が、夜側大気圏に降下するためであるとの説が出された [Fox and Stewart, 1991]。夜側電離圏の維持機構を理解する上で、またオーロラの発生機構を知る上で、直接的な要因である電子に関する観測を広いエネルギー範囲で実施することが求められる。

A 1 . 2 . 2 観測戦略

前節で詳述した観測対象を研究するにあたっては、プラズマの速度分布関数の速度モーメントは巨視的な指標を与えるパラメータであり重要である。さらに、速度分布関数自体も微視的な物理過程の情報を与える観点から極めて有効である。例えば、イオンについては3次元速度分布関数の計測を実施すると、太陽風電場によってピックアップされたイオンは、そのジャイロ運動に伴い、リング状もしくはシェル(球殻)状の構造を呈するので、太陽風と分けて即座に識別が可能である。また、夜側電離層起源の散逸イオンは、温度が低く、主として磁力線に沿って惑星間空間に流れだしてゆくことが予想される。速度分布関数の1次モーメント量である粒子フラックスを計算すれば、それは直ちに本観測の主目的である粒子の散逸量を求めたことになるが、さらにイオンの速度分布関数の構造を詳しく知ることによって、散逸過程の物理機構を探ることが可能である。また、Ionopause や電離圏の構造を詳しく調べることができる。

電子観測については、金星夜間電離圏の維持機構とオーロラの成因を確定する部分に重点を置きたい。電子の速度分布関数の情報も、これらに関わる物理機構の解明に大変有益である。さらに、電子は磁力線の格好なトレーサーとなる。つまり、太陽風起源の(CoreおよびHalo成分)電子に加えて電離層起源の低エネルギー電子が、同時に見られる時は、衛星位置の磁力線が金星電離層と共に太陽風に繋がっている証拠となり、Flux Ropeの成因等を探る上で、重要な手がかりを与えてくれる。また、電離層起源の低エネルギー(1~100 eV)電子のエネルギースペクトルは、電離層下層中性大気組成を知る上で有益な情報をもたらす可能性がある。

以上の観点から、イオンに関しては、5 eV ~ 40 keV 程度のエネルギー範囲で H⁺、He⁺⁺、O⁺などのイオンの3次元速度分布関数を計測できる質量分析器、電子については1 eV ~ 15 keV のエネルギー範囲で3次元速度分布関数を計測できるエネルギー分析器を用いた観測が有効であると考えられる。

A 1 . 2 . 3 観測機器

測定原理ならびに性能

電子計測器としては、3軸制御の非スピン衛星であることを前提として、静電デフレクターを粒子入射部に設けたトップハット型の静電分析の方式を採用する予定である。この方式の利点は、電氣的に殆ど全ての空間方向の掃引が可能なこと、および紫外線がセンサー内に侵入することを比較的容易に防止できる点が挙げられる。また、静電電極に加える高圧掃引電源が、正の極性のもの1台で動作する点も大きな利点である。エネルギー分析された電子は、Microchannel Plate (MCP)によって電荷増幅され、アノードで検出されてカウントされるが、今回は抵抗体アノードを採用した位置検出を行って、電子の到来方向を求める方式を採用する予定である。

イオンの計測器としては、太陽風と同時に金星の大気を起源とする O⁺イオンも種類を判別しながら観測できる様、質量分析機能を備えたものを搭載する予定である。粒子の入射口にあたるデフレクターの部分は電子計測器と共通に使い、エネルギーの分析部分の電子と同様のトロイダル型のトップハット方式を採用し、その後段にマグネット方式による質量分析部分を設けて計測を実施したい。現在予定しているものは H⁺、He⁺⁺、O⁺などのイオ

ンを弁別して計測することができる。アノードの部分には、電子と同様な位置検出機能をもったものを採用する。

上で説明した電子およびイオンの計測器の性能を次に示す。

電子エネルギー分析器：PSA/ESA

エネルギー範囲	1 eV - 15 keV
エネルギーステップ	32
エネルギー分解能	E/E = 0.07
視野角	4° × 180°
角度分解能	2° × 7° (FWHM)
時間分解能	10 秒
幾何学因子	5×10^{-5} (cm ² sr eV/eV for 22.5° × 4°)

イオン質量分析器：PSA/MSA

エネルギー範囲	5 eV - 40 keV
エネルギーステップ	32
エネルギー分解能	E/E = 0.15
質量分解能	1 - 50 (AMU)
視野角	4° × 180°
角度分解能	2° × 7°
時間分解能	20 秒
幾何学因子	1×10^{-4} (cm ² sr eV/eV for 22.5° × 4°)

観測機器仕様（寸法、重量、消費電力）

機械的諸元

名称	寸法	重量
PSA-E	230 × 230 × 65 (mm)	1.3 (kg)
ESA+MSA	290 × 140 × 140	2.5

合計重量 3.8 (kg)

(注) PSA-E は電子制御回路ユニット

システムに対する要求

夜側の Tail や Ionopause 等の境界層を探査機が通過する際には、高時間分解能のプラズマ観測データを衛星搭載メモリーに保持するバーストモードを実行し、他の領域を通過している時間帯に地上に伝送するリプロ・モードを取り入れて運用する様に希望する。

A 1 . 2 . 4 開発体制および今後の検討事項

電子およびイオン計測器ともに、『のぞみ』に搭載されたプラズマ分析器の開発で培った技術を、より発展させて製作に臨みたい。

A 1 . 3 金星熱圏および電離圏における熱的イオン・電子の観測

阿部 琢美 (宇宙科学研究所)

Andrew W. Yau (カルガリー大学)

A 1 . 3 . 1 概要および背景

金星は地球との比較において、固有磁場をもたない、自転速度が極めて遅い、という2点によって特徴づけられるが、超高層大気中の粒子もこれらに起因して両者では異なる運動を行っている。0次近似では、地球の場合は上部電離圏以上の高度において電離大気の運動は地球磁場により制約を受け地表面と共回転するとされるのに対し、金星においては昼側の熱い領域から冷たい夜側への大規模な対流として粒子の運動が記述される。しかしながら、粒子の運動のエネルギー源はその他にも多々考えられ、例えば米国の金星探査機PVOが観測した熱的イオンの太陽天頂角に対する非対称的分布は、約4日で循環する下層大気と電離圏との結合を強く示唆するものであり、イオノポーズと呼ばれる電離圏外部境界領域での乱流的な密度構造は太陽風プラズマとの相互作用を物語る現象である。

また一方で、地球との比較において金星を特徴づけるのは二酸化炭素を主な構成要素とする大気組成である。地球大気は窒素と酸素が主な構成要素で水を豊富にもつものに対し、金星では二酸化炭素が96%を占め、水蒸気も僅かに含まれるのみである。同じ地球型惑星であり、質量や太陽からの距離が比較的近い二つの惑星がこのように極端に異なる大気組成をもつのは如何なる事に起因するのであろうか。惑星形成の初期の段階で二つの惑星が同じような大気組成で成り立っていたと仮定すると、現在の組成の違いは惑星形成後の長期的変遷の結果として生じたものと考えられる。大気組成の変遷に対し、惑星大気上層部からの粒子の逸散がひとつの重要な影響をもっているであろう事は既に数多くの論文で指摘されている通りである。金星の場合、大気の散逸機構として hydrodynamic escape や Jeans escape の他、太陽EUVや太陽風との荷電交換を通して電離された粒子が加速過程を経て流出する非熱的散逸過程が重要なプロセスになっている。長期にわたる大気の構成粒子の流出が惑星大気成分の変化をもたらすのである。大気の長期的変遷に対する影響をより正確に議論するには言うまでもなく大気・プラズマ流出量の空間的、時間的変化を把握する事が必要である。したがって、電離圏中における電離大気組成を測定すると同時に、プラズマの運動の速度ベクトルを測定することが重要と考えられる。これは下層・上層大気と電離圏および惑星間空間と連なる空間的な観点からは、大規模な粒子輸送の中での一つのプロセスと考えることができる。

ここに述べる提案は、周回衛星上に搭載される測定器を用いて、金星の熱圏、電離圏を構成する重要な要素である熱的イオン、電子の対流、輸送、循環過程を観測することを目的としたものである。

A 1 . 3 . 2 観測の目的および科学的意義

このような背景のもとに、ここでは金星熱圏および電離圏中の粒子運動エネルギーの起源と、下層・上層大気との結合過程の解明を主たる目的とした観測を提案する。

既に述べたように金星超高層大気の運動は、太陽からの極紫外線領域を中心とした電磁

波による直接的な昼側電離圏へのエネルギー注入により生成される昼夜間対流が支配的である他、下層上層大気間の相互作用によると思われる自転周期よりも高速の循環運動が報告されている。電離圏のような大気密度の低い領域が、濃い密度の大気とどの程度の結合をなし得るのか、また太陽風プラズマによる運動量流入はどのように、どの程度行われているのか、さらにこれらの結合を通して質量とエネルギーの輸送はどのように行われているのか、を調べるのが本観測の目的である。

さらに、金星電離圏における電離圏粒子の振る舞いを詳しく観測することは、固有磁場をもたず自転の遅い惑星の電離圏におけるプラズマ粒子の運動を普遍的に把握する上でも極めて重要である。

金星電離圏の熱的プラズマに関してはPVOが長期にわたって観測を行なったため、既に解明されているとの印象が強い。しかしながら、同機はプラズマの基本的パラメータである温度と密度については詳細な観測を行ったが、運動量輸送の指針となるドリフト速度に関しては議論に耐え得る程度の観測は行っていない。それゆえ、大局的な0次での運動に関しては間接的に情報を提供するものの、ここに掲げる金星電離圏における重要かつ基本的な問題は依然として謎のまま残されている。

本稿においては、電離圏プラズマのダイナミクスに関する根本的な問題でありながら、未だ解明されていない次の3つの項目に注目し、周回衛星上からの直接観測を通して問題の本質に迫ることを提案する。

(1) 熱圏と電離圏のスーパーローテーション

PVOの観測によれば中性大気(特にH, Heなどの軽い原子)の密度分布は太陽天頂角に対して非対称で、単純な昼夜間の対流では説明不可能な様相を呈している。非対称分布の成因は大気が惑星を取り巻く循環運動を行っていると考えられる事により説明可能であるという理論が報告されているが、観測的な実証は皆無である。また、電離大気の密度分布も同様に非対称性を示しており、1周回に要する循環の周期が5~10日であればその非対称分布を説明できるとの理論も報告されている。

この領域で粒子がもつ周回高速運動(スーパーローテーション)のエネルギーはより下層に存在する大気との相互作用により輸送され、時には大気重力波によって電離圏大気に制動を引き起こすと考えられている。電離大気の運動を正確に測定する事によって熱圏電離圏がスーパーローテーションを行っているのか否か、また下層からの運動量輸送と大気重力波による制動は存在するのか、について議論を行うべく観測データを取得することが必要である。

(2) 熱圏中性大気、電離大気における大規模密度変動の同時性

金星夜側では短時間の間に中性大気密度とプラズマ密度が1オーダー低下するという現象(Disappearing Atmosphere/Ionosphere)が報告されている。電磁的な力では結び付けられない両者を同時に、しかも大きな空間スケールで変動させ得る、結合過程が存在すると予想される。

(3) 大気散逸過程の観測

夜間電離圏では、低エネルギーの H^+ , He^+ , O^+ をはじめ O^+ , NO^+ , O_2^+ 等のイオンが尾部に向かって流出することが観測されている。これらのイオンの起源は上層大気にあると考えられ、電離過程を経た後、イオン加速過程により惑星間空間へ向って流出する。この現

象は上層大気から惑星間空間へとつながる領域間の物質輸送の一過程であり、惑星大気の変遷を議論する上で不可欠な情報である。

このように金星熱圏電離圏の粒子は下層に存在する大気と強く結合している。下層大気 - 上層大気 - 電離大気と連なる空間は、粒子とエネルギーの輸送によって深く結びついている。これらの空間で生じる現象の解明を行なうことはこの領域中のエネルギーと質量の輸送過程を明らかにする事であり、固有磁場をもたない惑星におけるエネルギーと物質の流出入過程を普遍的に明らかにする上で重要な意味をもつ。

A 1 . 3 . 3 観測対象および観測戦略

(1) 熱圏電離圏スーパーローテーションの存否について

電離圏スーパーローテーションの存在を最初に示唆したのはPVOによる観測データで、昼側から夜側への対流以外に周回運動する成分を示唆する報告がなされた事からその存否について議論が始まった。その中で、夜側のドリフト速度が乱流的で粒子の運動が閉じていない、周回成分は昼夜間の対流に重畳しているため正確な速度推定が出来なければ結論が導き難い、などの問題点が指摘された。また、太陽風プラズマから電離圏への運動量流入量をPVOの観測からは正確に決定出来ないという点も、確実な結論を導き出せない原因の一つになっている。

しかし、下層大気とのカップリングを上層大気のスーパーローテーションのための駆動機構と考えた場合、その理解のために必要不可欠な情報は両者の中間に位置する熱圏下部における中性粒子の運動である。この領域がスーパーローテーションしているか否かは非常に重要な問題であるが、PVOの観測においてはこの種の大気の運動に関する情報が致命的に欠如していた。運動量を下層から上層へ運ぶメカニズムとして有力なのは大気重力波であり、その存在の議論材料となる熱圏下部の温度密度情報が、イオンドリフトとともに最重要パラメータと考えられる。また、中性粒子の密度、温度、電離圏プラズマ（電子、イオン）の温度といった情報は運動量の輸送をはじめ夜昼間の対流速度を考える上で重要なパラメータである。

(2) 熱圏電離圏間の運動量の輸送と結合

中性粒子密度とプラズマ密度はおよそ数百kmの高度（太陽活動度極大時）を境にその大小が逆転する。遷移領域よりも下層においては中性粒子密度が卓越するが、運動量の交換はどの程度効率良く行われるのだろうか。金星熱圏で観測されたDisappearing Atmosphere/Ionosphereはそれぞれ中性粒子、プラズマ密度が短時間の間に急激に（1オーダー）変化し、消失したように見える現象であるが、中性粒子を揺さぶる大気力学的な力とプラズマの輸送を引き起こす電磁力学的力は通常相容れない事から、両者を結合させるかあるいは束ねて輸送する何らかの力が働いていることを予想させる。

また、地球においては中性大気中の内部重力波が電離圏にイレギュラリティを引き起こす源に成り得る、荷電粒子の降り込みによって励起された電離層が中性大気に対してエネルギーを注入する等、中性大気電離大気間の相互作用の重要が指摘されており、金星においても両者間に結合過程の存在を予想することは何ら不思議ではない。夜側電離圏に存在するイレギュラリティは上層大気に起源をもつかもしれない。また、逆に電離

圏で生じたプラズマの励起過程から熱圏ひいてはより下層の大気に対してエネルギーを注入する可能性も強ち零ではない。下層大気 - 上層大気 - 電離圏という3つの領域が運動量の輸送を通して強く結合していることを示す証拠である。

この結合過程を解明するには、熱圏大気に関しては中性粒子の、電離圏大気に関してはプラズマのそれぞれ速度、温度、密度を測ることが必要である。さらに温度プロファイルからは大気重力波について、特に上下間で行われる運動量輸送についての情報を得る事が強く望まれる。

(3) 上層大気起源のプラズマの流出

惑星大気から惑星間空間に向かう粒子の散逸は中性粒子、プラズマそれぞれに流出過程があり、惑星大気の長期的な変遷に影響を与える過程として知られている。地球と金星の異なる大気組成は様々なイオンの流出に起因すると考える説も有力である。流出するプラズマの起源は上層大気にあることから、長期にわたる大気構成粒子の流出が惑星大気成分の変化をもたらすのである。プラズマ流出に関わる観測としてはPVOの観測によるものがあげられ、イオンの流出量について具体的数値が既に報告されている。しかし観測と流出総量を推定する手法に幾多の問題があり、加速機構はもとより大気の長期的変遷を議論する上で必要なプラズマの総流出量の推定に耐えうる観測は得られなかった。

また、プラズマの加速過程は宇宙空間における普遍的プロセスの一つであり、粒子運動の議論においては欠くべからざるものである。金星大気において加速プロセスを正確に把握する事は、磁場をもたない惑星から粒子が重力圏を脱し、惑星間空間へと流出する過程を、普遍的に理解する事に役立つ。一般に金星では昼側から輸送されるプラズマが夜側電離圏のプラズマの維持に重要な役割を果たすと考えられている。観測的には夜側に輸送されるプラズマの輸送量は、夜側電離圏から尾部へのプラズマ流出量を補って余りある事から、電離圏から解離再結合を経て熱圏下部に向う粒子の存在が予想される。こう考えると、上層(中性)大気 - 電離圏は物質の循環によって強く結合されており、ひとつの循環系と見なすことが出来る。

その他にも金星熱圏電離圏における現象に関しては幾多の疑問点を指摘することが出来る。上記3つの主な観測目的に加えて次のような項目をあげることが出来る。

(4) 夜側電離圏のプラズマ加速機構

夜側電離圏の低高度(300-500 km)においては偏極電場により加速されたと思われる速度 1-2 km/s の軽イオン(H^+ , He^+)が観測されているが、これらはより高い高度でも継続的な加速を受け、各イオンの脱出速度に達することが出来るのか。付加的な加速機構があるとすればそれは何か。

また、Galileoの金星フライバイ時の観測をもとに、イオンのエネルギーが Ion Pickup では説明不可能な程の高いエネルギーまで加速されている事が報告されている。このための加速機構は何か。

(5) 重イオンを流出させる加速機構

高い高度(> 1000 km)でのパイオニアビーナスによる観測では、 H^+ 、 He^+ よりも O^+ 、 O_2^+ 、 N^+ 、 N_2^+ 、 CO_2^+ といった重いイオンが流出現象において多数を占めていた。1) に述べた高

度領域では通常軽イオンが支配的である。この矛盾はどう説明されるのか。また、重いイオンをより効率的に加速するとすれば、そのメカニズムは何か。

(6) プラズマ不安定性がイオン加速に果たす役割

イオノポーズ付近に存在する可能性のあるプラズマ不安定がイオンの加速に果たす役割と、イオン流出に対する寄与はどの程度か。

これらの現象はいずれも金星熱圏電離圏がダイナミックな運動をしている事を示すものであり、それが大気と密接に結合している事によるものか、あるいは金星が固有磁場をもたない事が重要なのか、興味もたれるところである。また粒子はこれらの運動によって中層大気から熱圏、電離圏へと輸送され、あるものは再び下方へ、またあるものは惑星間空間へと流出し、大きな輸送システムを形成している。これらを定量的に把握、評価する事が広い意味で惑星大気循環系を理解する事、およびその長期的変遷を議論する上で重要な材料となる。

A 1 . 3 . 4 観測機器

測定原理および性能

上記の目的を達成するために、熱的イオン、熱的電子、中性粒子を観測出来るよう次の3つの測定器を提案する。

1) 熱的イオンエネルギー分析器

「のぞみ」に搭載された T P A (Thermal Plasma Analyzer) の改良版で、観測を熱的イオンのみにしぼり、かつエネルギーレンジを 0 ~ 30 eV とすることによって、速度推定の精度を改善する。具体的には、50 m/s の速度推定精度を保證できるよう、デザインの変更を行う。

質量分析に関しては全ての質量を掃引する方法だとエネルギー/質量のカバーに時間がかかりすぎるため、オンボード上の R A M に対する設定によって複数のイオン種を選択してこれらについてのみエネルギーを掃引する方法を採用する。

2) 熱的電子エネルギー分析器

「あけぼの」に搭載された T E D タイプの測定器である。ドリベスティン法を使ってプローブに印加した交流電圧の二次高調波電流成分を取り出し、エネルギー分布を求める。いったんエネルギー分布が求められれば、分布関数がマクスウエル分布に従うか否かの検証が可能のほか、従う場合には電子温度を推定することが出来る。また、分布関数からは非熱的粒子の存在、角度分布からは非等方性の存在についての情報を得ることが出来る。

3) 中性粒子風向風速測定器

この測定器については現在基本構成、デザインを検討中である。

観測機器仕様(寸法、重量、消費電力)

● 熱的イオンエネルギー分析器

電離圏熱的イオンに関して - イオンの速度、温度、密度
Energy range 0.1 - 30 eV

Energy resolution	E/E = 0.1
Mass resolution	M/M = 0.2
Temporal resolution	1/4 spin period
Weight	2.0 kg (sensor) + 1.0 kg (electronics)
Power	8.8 W
Size	18 cm × 11 cm × 11 cm

- 熱的電子エネルギー分布測定器

電離圏熱的電子に関して - 温度、密度、エネルギー分布

Energy range	0 - 3.0 eV
Energy resolution	0.05 eV
Weight	0.2 kg (sensor) + 1.0kg (electronics)
Power	2.0 W
Size	15 cm × 15 cm × 15 cm

- 中性粒子風向風速測定器

電離圏中性大気に関して - 中性粒子の速度、温度、密度

風向風速測定	20 m/s の精度
Weight, Size	現在デザイン等詳細を検討中である

開発体制および今後の検討事項

熱的イオンエネルギー分析器についてはカナダカルガリー大学にて、熱的電子エネルギー分布測定器については宇宙科学研究所にて、今後開発を行っていく予定である。中性粒子風向風速測定器については国内研究機関での開発、海外機関への協力要請を含めて調達方法について今後検討を行っていく。

特に熱的イオンエネルギー分析器、中性粒子風向風速測定器については、速度推定の精度を従来の測定器に比べ格段に向上させる必要があり、机上でなるべく早期の性能確認を行う必要がある。

A 1.4 プラズマサウンダー観測装置

小野高幸（東北大学大学院理学研究科）

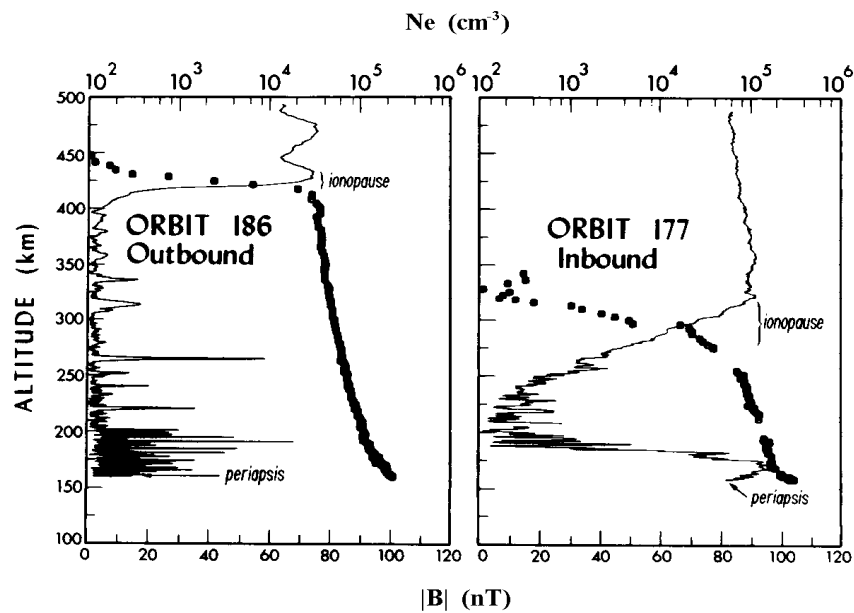
A 1.4.1 概要および背景

金星は火星と同様、固有磁場を持たない惑星であるが、そのサイズや質量、密度の高い大気を持つなど、惑星としての諸特性は地球型惑星と呼ばれるにふさわしい様相を呈している。固有磁場が無いため太陽風と電離圏プラズマ・大気とが直接相互作用し、イオノポーズと呼ばれる特異な上部電離圏の構造を呈することはマリナー5号による発見(1967)以降、PVOによる観測から良く知られるようになったが、PVO観測が比較的長期にわたる観測データを提供したことなどから、金星の電離圏構造に関してほとんど調べ尽くされているかの様な扱いがこれ

までなされてきた。しかし、PVOの観測データは、現在の惑星電離圏構造の研究の観点からは不十分な点が多く、イオノポーズの成因や電離圏ダイナミクスについても、未だ結論を得てはいない状態である。このため、新たに金星電離圏構造とダイナミクスについて、新しい観測手法を導入することでその詳細な解明を計りたい。ここでは金星電離圏構造の探査にプラズマサウンダーを用いることによって、金星電離圏の真の描像を得る観測を提案したい。

A 1 . 4 . 2 観測の科学的意義および目的

PVOによる金星電離圏探査の最大の成果は電離圏構造のグローバルな構造の観測から、固有磁場を持たない惑星の電離圏大気と太陽風プラズマの直接相互作用に関する概念を確立した点にある。1978年から1980年及び1991年より1992年までの間、Periapsisが150-250 km、Apoapsisが66,700 km、周回時間約24時間の軌道に沿って、PVOではプラズマ密度、温度、組成などのプラズマパラメータが得られている。この結果、図A1.4-1のラングミュアプローブによるプラズマ密度計測と磁場計測との結果の対比にあるように、電離圏の構造について太陽活動や太陽風パラメータとの関係を示す重要なデータが得られている。



図A 1 . 4 - 1 PVOによる金星電離圏観測例。プラズマ密度並びに磁場観測データを同時に示す。

これまでのPVO観測結果にみられる金星イオノポーズ構造や電離圏ダイナミクスに関する問題点のうち、最も重要な事柄は観測手法がラングミュアプローブ、イオン質量分析器など直接観測によるもので、詳細なイオノポーズ構造の観測についても、あくまでもPVO観測軌道に沿った変化をとらえているにすぎない点であろう。この影響は具体的にはイオノポーズ位置と太陽天頂角との関係に見られる。天頂角が大きな領域におけるイオノポーズ位置は大きな分散を持つが (Brace et al., 1980) この分散の理由の一つとして、イオノポーズ付近に発生すると考えられるKelvin-Helmholtz不安定による電離圏構造の大きな波打ち現象によることが考えられるが、この問題はPVOで行われたような直接観測

だけでは検証することができず、プラズマサウンダーのような遠隔観測の方法が必要となってくる。また最近のPVOデータの見直しによれば、イオンホールと呼ばれるプラズマ密度が極端に減少する領域が存在することが見出されている。このイオンホールについても衛星軌道に沿う直接観測からその実体を把握することは困難であり、金星電離圏ダイナミクスに関する新たな謎であるイオンホールについて、その立体的な構造をプラズマサウンダーの手法によって究明することが重要な課題として残されている。

PVO観測結果において他の観点から指摘されるべき問題点は、プラズマ波動現象に関する情報がないことである。イオノポーズ生成の物理において、太陽風と金星電離圏プラズマとの境界に発生すると考えられるプラズマ波動の観測は、たとえば電離圏構造のMHDシミュレーション実施上必要な仮定である粘性項の妥当性や、その根源となるマイクロプロセスを評価する上でも重要な問題である。PVOで観測されたプラズマ波動は100 Hz、750 Hz、7.35 kHz 及び 30 kHz の4チャンネルにおける強度データのみであるが、Strangeway and Russell (1996)によれば、イオノポーズ近傍の領域においてこれらの周波数帯におけるプラズマ波動の発生が報告されている。しかし、これらの極端に限られたデータのみで金星近傍のプラズマ波動現象を論ずるのは困難であり、惑星電離圏・磁気圏近傍に生成する多様なプラズマ波動現象の実体を把握する今日の惑星探査機概念からすれば金星電離圏内のプラズマ波動やイオノポーズ付近の電場ゆらぎに関する詳細な探査は必須な事項としてあげられる。プラズマ波動観測に関連して、金星大気の大擾乱あるいは金星の火山活動によって発生するであろう雷を捉える試みも残された課題である。雷放電による広帯域電磁波ノイズはプラズマ波動観測装置により捉えることが可能であり、その発生域分布を得ることにより火山活動や大気の大擾乱に関する重要な情報が得られるものと期待される。

A 1 . 4 . 3 観測対象および観測戦略

図 A1.4-2 に金星におけるトップサイドサウンディングの概念を示す。金星電離圏のプラズマ分布はPVO観測によれば図 A1.4-1 の様に、平均的に昼側では約 150 km 程度の高度に $10^6/cc$ 程度の最大密度を持ち、300 km - 500 km の高度領域には $10^2/cc$ 程度にまで急峻

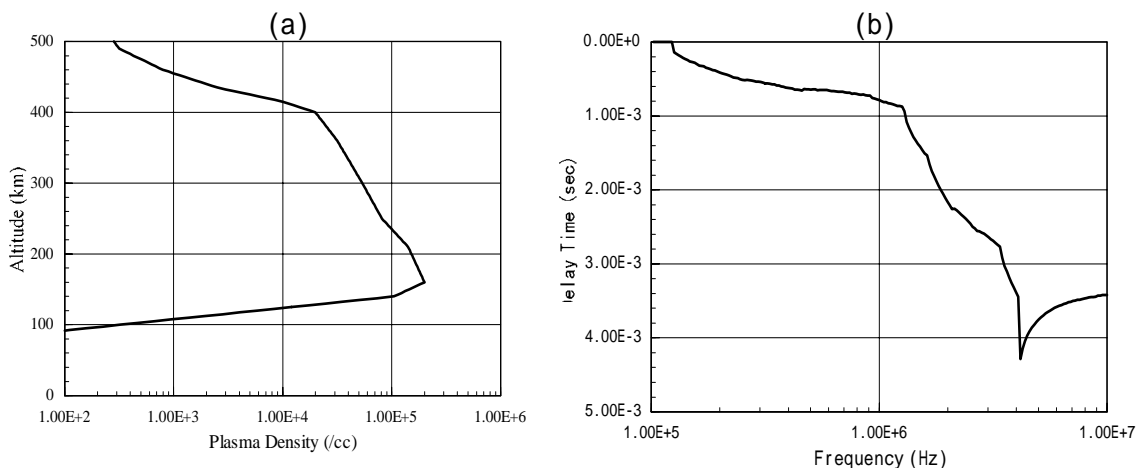


図 A 1 . 4 - 2 (a) 金星電離圏構造のモデル

(b) モデル電離層におけるトップサイドサウンダーイオノグラム上のエコートレース

に密度の低下するいわゆるイオノポーズが現れる。イオノポーズより上層のプラズマ密度は太陽風プラズマ密度に漸近してゆく。いま、電離圏が図 A1.4-2(a)のようなプラズマ密度分布を持つ場合に、高度 500 km にてトップサイドサウンディングにより得られるイオノグラムエコートレースを図 A1.4-2(b)に示す。

図 A1.4-2 の場合、Plasma Sounder は衛星観測高度 500 km より観測周波数を 100 kHz より 10 MHz と周波数掃引しつつ RF パルス送信を行なう。たとえば 1 MHz の RF パルスを送信した場合、下方に伝搬するプラズマ波は電離層トップサイドの電子プラズマ周波数が 1 MHz (密度約 $10^4/\text{cc}$) となる高度 (図 A1.4-2 では約 400 km) にてカットオフを起こし電離層上方に全反射されることになる。衛星では送信周波数 1 MHz における受信を継続するが、トップサイドからの反射波はエコーとして、ある遅延時間(τ)を以て観測されることとなる。

この遅延時間(τ)と観測周波数(ω)、及び電離層電子密度 $N(h)$ には

$$\tau = 2 \int_{h_0}^{h_1} \frac{ds}{v_g}, \quad \text{ここで} \quad v_g = c \left(1 - \frac{\omega_p^2}{\omega^2} \right)^{\frac{1}{2}}, \quad \omega_p^2 = K \cdot N(h) \quad (K \text{は定数})$$

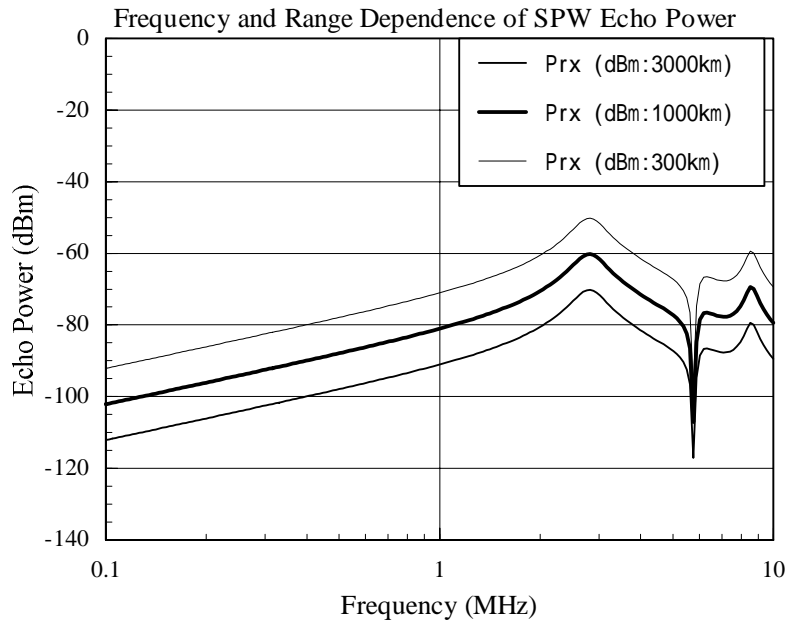
なる関係がある。この関係式に対応して、観測データは周波数と遅延時間の関係として図 A1.4-2(b)のイオノグラムと呼ばれるフォーマットに表示される。イオノグラムには、4 MHz にて金星電離層突き抜け周波数が見られ、4 MHz 以上の周波数においては金星表面からのエコートレースが現れている。

サウンダー観測におけるエコーの受信強度はパワーアンプ性能、アンテナ特性並びに衛星高度にて決定される。この様相は Franklin and Maclean (1969)によって示されているようにいわゆるレーダ方程式

$$P_{RX} = P_{TX} \frac{G^2}{L} \left(\frac{\lambda}{4\pi(2R)} \right)^2$$

に従う。ここで P_{TX} , P_{RX} は送信並びに受信電力、 G はアンテナゲイン、 L はシステム上のロス、 λ は観測波長、 R は伝搬距離を示す。まず簡単のために 52m ダイポールアンテナを仮定し、マッチングのとれる 3 MHz ($\lambda = 100 \text{ m}$) 付近の観測についてみる。ダイポールアンテナのゲインより $G = 1.6$ となる。アンテナインピーダンス 75Ω の負荷に対してパワーアンプは 3 MHz にて約 200 W の電力供給能力があるため、 $P_{RX} = 53 \text{ dBm}$ である。従って $R = 1000 \text{ km}$ の伝搬を考えると、システム上のロスがない場合に期待される受信信号強度は -51 dBm となる。

いま受信信号強度を厳密に議論する場合、アンテナインピーダンスの周波数特性に伴う放射電力の周波数特性、並びに PWS 受信機のアンテナ入力部におけるロスの特性を考慮する必要がある。ここで 52 m と仮定するアンテナのインピーダンス特性並びに受信部における損失を加味した場合に予想されるサウンダーエコーの強度を図 A1.4-3 に示す。この図では電離層の反射点までの距離を 300 km、1000 km 及び 3000 km とした場合のエコー強度の周波数依存性を示す。まず 3 MHz 及び 9 MHz にはダイポールアンテナの共振が現れ、サウンダー観測は最も効率よく実施されることが判る。また 6 MHz においてはダイポールアンテナのインピーダンスが無限大となることに起因するディップが見られる。サウンダー受信機の等価入力雑音レベルは -100 dBm であることから、エコー信号強度はこのレベルを超



図A 1 . 4 - 3 プラズマサウンダーの観測レンジとエコー強度の関係

える必要があるが、図に示されるように 300 km レンジでの観測では 100 kHz (電離層電子密度が 100/cc の領域からのエコーに相当する) より全周波数域にわたって観測が可能であることが示される。またレンジが 3000 km の高度からも 400 kHz (1.6×10^3 /cc) 以上の周波数域でトップサイド・エコーの観測が可能であることが示されている。

A 1 . 4 . 4 観測機器

観測機器仕様 (形状、サイズ、重量、消費電力)

プラズマサウンダーによる金星電離圏の遠隔探査機能は電離圏トップサイドのプラズマ密度構造の詳細な探査を可能とする。金星におけるプラズマ密度の観測レンジ $10^2 - 10^6$ /cc をカバーするため、衛星システム上問題がなければダイポールアンテナの先端長は 60m 並びに 20m の 2 対を用意する。通常、プラズマサウンダーの周波数掃引に要する時間は 32 秒であり、この間に衛星は最大 200km 程度移動しこれがノミナルな空間分解能を決定するが、これまでの PVO 衛星観測に比べ飛躍的に高い空間分解能にて電離圏構造のデータが得られる事となる。さらに高時間分解能の電離圏観測を得る場合には、Planet-B 衛星にて開発された衛星の高度観測を行う観測モードを用意する。高度計観測では約 1 秒程度の高時間分解能で衛星直下の電離層全電子数の観測が可能となり、金星電離圏のダイナミクスに関する興味深い事実が明らかにされるものと期待される。この高度計観測ではさらに金星固体の観測として表面の地形並びに誘電率に関する情報を得ることが可能であり、プラズマサウンダーの機能をフルに用いた金星の探査が実施できるものと期待される。このようなプラズマサウンダー観測を含む、観測装置の主要な装置パラメータを以下に示す。

プラズマサウンダー観測装置概要

アンテナ : ワイヤアンテナ、10m × 2、30m × 2
(20m 及び 60m tip-to-tip の 2 対)
素子としては 20m の BiStem アンテナを採用する。

観測周波数レンジ

プラズマ波動受信： DC - 10 MHz

他に固定周波数として22 MHz帯に4波

トップサイドサウンダー：

100 kHz - 10 MHz : 周波数掃引型

22 MHz、23 MHz : 固定周波数高度計型

重量 : ワイヤアンテナを含み8 kg程度。

BiStemアンテナの場合、約1.3 kg

消費電力 : 最大40ワット程度

テレメータ伝送 : 金星周回軌道上の近金点付近(高度が3000 km以下となる約1時間程度)においてはサウンダー観測により約32 kbpsのデータを発生するため、これをデータレコーダに記録して、観測後に地球にデータ伝送する方式を採る。近金点以外の領域では自然電波、プラズマ波動の観測等を実施するが、そのデータ発生レートは512bps程度以下に押さえる。

A 1.4.5 開発体制および今後の検討事項

開発体制は、Planet-B衛星における開発体制に準ずる。

今後同時搭載が計画されている光学観測装置の姿勢安定性への要求と、進展物による姿勢擾乱の安定化に関する検討が必要とされる。

A 1.5 高速中性粒子検出器

山内正敏 (IRF)

A 1.5.1 概要および背景

高速中性粒子(ENA)の測定は歴史が新しく、1987年にRoelofがISEE衛星のイオン観測装置を用いて中性粒子を割り出した事に始まる(Roelof, 1987)。専用の機器としてはNASA/ESA共同のUlysses探査機(1990年)が初めての望遠鏡を、またスウェーデンのAstrid-1衛星(1995年)が初めての2次元撮像器を載せており、その後はPolar衛星(1996年)による極上空からの観測や、本邦の打ち上げロケットによる低緯度での観測(Asamura et al., 1999)がある程度である。従って1970年代から1980年代にかけて次々に進められた惑星探査ではまったく観測例がない。

この空白の主な原因は、惑星間空間がほとんどプラズマで構成されているという事実を拡大解釈し続けた処にある。しかるに、量的に少ないと云う事は、必ずしも情報が重要でないという事にはならない。それどころか、量的に少ないからこそ質の良い情報が得られることもある。その一番良い例がENAと言えよう。何故なら、プラズマと違って電場や磁場の影響を受けずにまっすぐに運動するからである。運動の直進性は、とりもなおさず遠隔地からENAの生成領域(それはプラズマが中性大気と相互作用する領域でもある)を映像として「見る」事ができる事を意味する。しかもENAはプラズマと惑星中性大気との相

相互作用（荷電交換やスパッタリング）によって生成されるから、プラズマと中性大気の両方の情報をもつ。たとえば、先にあげた Ulysses 探査機の例では、銀河風の直接測定に初めて成功し（Witte et al., 1993）、Astrid-1 衛星では地球の極域における局所的なプラズマ活動を捉えることに成功している（Brandt et al., 1999）。

ENA 撮像の重要性は近年急速に理解されつつあり、それを反映して ENA 検出器は近年並びに近い将来の地球 / 惑星大気ミッション（例えば米国の Image 衛星や欧州の Mars Express 探査機）に積極的に取り入れられている。一方、観測された ENA からプラズマのエネルギー分布と中性大気の空間分布を求める手法（例えば inversion method）もコンピューター能力の向上に伴い近年急速に充実してきた（Brandt et al., 1999）。このような世界の趨勢にあって、今回の金星探査計画に ENA 検出器を載せるメリットは極めて大きい。もちろん、我々にとって最も重要な事は、観測によって得られる物理量が科学的な意義をもっているかどうかである。それについて以下に述べる。

A 1 . 5 . 2 観測の科学的意義および目的

今回の金星探査計画では金星大気の特異性のうち最も大きい2つ（高速回転と進化）について出来る限り解明する或いは解明への方向付けをすることを目標としている。そのうち特に大気進化 / 散逸の問題に関して ENA 観測は極めて重要な貢献をする筈である。

- (1) 大気の流出という問題において、太陽風による直接電離（荷電交換やスパッタリング）の量はなくてはならない情報である。それを直接決定できる。
- (2) 比較的一様な太陽風が中性大気を荷電交換した結果生ずる ENA を遠隔から調べることによって、中性大気の分布の朝夕非対称、或いは南北非対称を瞬間的に求める事ができる。
- (3) 大気イオンの流出を、その上空の希薄中性大気と荷電交換した結果生ずる ENA を直接測ることによって、遠隔から調べる事ができる。この際、質量解析能力が役に立つ。試算によれば、かなりの量の酸素と水素を検出できるはずである。

ENA 観測から得られるイオンと中性大気の情報、大気進化 / 散逸の問題に関する次のような具体的な物理過程解明に対して有用である。

- (1) 金星大気流出の総量の一部（一部はイオンとして、一部は低エネルギー粒子として散逸する）
- (2) 太陽風との直接相互作用による金星大気の散逸（スパッタリング、ノックオン）
- (3) 大気の局所的な膨張ならびに収縮の時間変化（散逸領域の撮像）
- (4) 金星から流出する大気（中性ならびプラズマ）の加速 / 加熱機構

更に今回の金星計画の主要目的には入らないが、太陽風と金星大気の相互作用という多くの謎が残された課題に関しても、ENA 観測は重要な新情報を提供する筈である。例えば、各種境界面（例えばイオノポーズ）の分布と、そこでのエネルギー / 運動量変換プロセス、或いは金星・地球・火星比較による、磁場、重力、密度、太陽定数の影響等がそれである。

さらにここで、もう一つ述べておかなければならないことは、比較的新しい観測手段としての ENA 測定において、金星が極めて有利な惑星であるという事実である。

- (1) 太陽風が直接濃い中性大気にぶつかっているため、地球型惑星の中で ENA の量が一番多いと予想される。しかるに過去の測定は皆無であり、また近い将来測定する計画すらない。その意味で出来るだけ早く調べる必要がある。
- (2) 既に ENA 観測のある地球や観測が決まっている火星との比較が出来る。その結果、ENA 生成原因の相対比率を詳しく知ることができる。
- (3) 磁場の無い惑星である事と、ジャイロ半径と惑星半径の比が火星よりも小さい事から、内惑星のなかでは一番明瞭な ENA 像を得ることが出来ると予想される。その意味では地球や火星での ENA 観測の解釈へのフィードバックが期待できる。

A 1 . 5 . 3 観測対象および観測戦略

高速中性粒子(ENA)は、高いエネルギーを持ったイオン(例えば太陽風)が中性大気に衝突したときに電荷交換によって発生する。一旦中性化された粒子は、電磁場の影響を受けることなくまっすぐに飛ぶので、そのまま遠隔地点で測定が可能である。ここがプラズマとの決定的違いである。従って、イオンのエネルギー分布や中性大気の空間分布を遠隔から調べるのに ENA 観測は欠かせない。遠隔と言う特徴から、広範囲にわたる分布を短時間に知る事も出来る。逆に言えば ENA 観測はイオンの全球的なエネルギー分布を得るための現在唯一の手法である。

以上の特徴からも明らかな様に ENA 観測は、ENA の測定と同時に、(inversion method による)イオン速度ならびに中性大気の分布の導出をも意味する。そのアルゴリズムは日進月歩の状態にあり、現在地球と火星でかなりの精度のものが作成されている。金星用のアルゴリズムの開発も現時点ではあまり難しくない。7年後という時間を考えるなら、大規模構造のみならず、中規模構造を求めるアルゴリズムも可能な筈である。

A 1 . 5 . 4 観測機器

測定原理ならびに性能

まず電場でイオンや電子を除いたあと、高速中性粒子をまず一次反射面(Start surface)に斜めにぶつけ、そこで速度を維持させながら電子を放出する。この電子を一次検出装置(Start MCP)で検出して、質量と通過時刻とを測る。高速中性粒子とはいえ、keV のエネルギーしかないため、電子を放出させながら速度を維持させる技術が問題で、それゆえ、この種の観測装置は最近まで開発されなかった。一次反射面で低角度反射した高速中性粒子を今度は二次反射面(Stop surface)に垂直にぶつけ、ここでさらに電子を放出させる。この電子を二次検出装置(Stop MCP)で検出して、所要時間から速度を求める。速度と質量からエネルギーが求められる。模式的には以下のとおり。

Start surface --> e 放出 --> start MCP
TOF
Stop surface --> e 放出 --> stop MCP

観測器諸元

エネルギー範囲 (Energy Range)	0.1 - 10 keV
エネルギーステップ (Energy Step)	8 steps
エネルギー分解能 (Energy Resolution)	$E/E = 0.8$
質量分解能 (Mass Resolution)	水素原子(H)と酸素原子(O)の分離が可能
視野角 (Field of View)	9 deg × 90 deg
角度分解能 (Angular Resolution)	3 directions (30 deg)
時間分解能 (Time Resolution)	32 ミリ秒
幾何学因子 (Geometric Factor)	$6.1 \times 10^{-3} \text{ cm}^2 \text{ sr eV/eV}$
効率 (Efficiency)	5 - 50 %

観測機器仕様 (寸法、重量、消費電力)

寸法 (Size, mm)	:	170 × 232 × 60	(sensor box = 141 × 203 × 60)
重量 (Weight)	:	990 g	(センサー部)
		内訳	625 g (main sensor box)
			125 g (HV board)
			100 g (I/F board)
			50 g (extra cove)
			+ 10% (margin)
電力 (Power, W)	:	1.0 (sensor only) + 1.5 (extra Ebox)	

モード/テレメトリー

決められた単一モードで連続観測する。

Raw-data generation の場合

$2 \text{ masses} \times 8 \text{ energy steps} \times 3 \text{ directions} \times 8 \text{ bit/byte in } 32 \text{ msec} = 12 \text{ kbps}$

これを圧縮すると 1-5 kbps となる。

ただし、実際には Full モードで観測する必要はない(時間分解能とエネルギー分解能は軽視しても構わない)。その場合 10 bps も可能。

A 1 . 5 . 5 開発体制および今後の検討事項

低エネルギー (1 keV 以下) での質量分解能を持った高速中性粒子測定装置は今までに一つ (Image Mission 用) しか実用されておらず、しかもそれは 22kg もの重量をもつ。しかしながら、今回提案する軽量型の装置は欧州の火星探査機 Mars Express に載るべく現在制作中であり、1 kg 以下の重量は、既に Proto Type Model で達成された製品であって、このような最新技術は国際協力による開発によって初めて可能となった。従って、金星計画に不可欠な超小型の高速中性粒子測定装置は同様の国際協力が不可欠である。協力を要請する必要のあるチームは以下のとおり。

Main Component	:	IRF (Sweden)
Start Surface	:	U. Arizona (U.S.A)
Stop Surface	:	U. Bern (Swiss)

A 1.6 磁場計測器

湯元 清文（九州大学）

A 1.6.1 概要および背景

金星には固有磁場が存在しない（あるいは極端に小さい）ため、太陽風と金星大気の境界面であるイオノポーズの高度はおよそ数百kmから1000kmに存在し、地球磁気圏の境界面であるマグネトポーズの高度に比べてはるかに低い事が知られている。また、金星電離圏およびその周辺に広がる領域に存在する磁場は太陽風起源のもので、電離圏境界面付近をドレープしつつ反太陽方向へと流れ出すというイメージが一般には描かれており、磁気双極子磁場が数Reに広がる磁気圏構造を支配する地球の場合とは根本的に異なる磁力線の配置がなされている。

これらの事に起因して、大気粒子の散逸過程も金星と地球の場合では大きく異なることが予想される。中性粒子は磁場の有無に関わらず惑星から外に向かって拡散するが、太陽光による電離、太陽風陽子との荷電交換や電子との衝突による電離によって荷電粒子となり、その後太陽風電場によって加速され反太陽方向へと流出する。また、上層大気中の中性粒子の中で電荷交換、解離再結合、衝突励起等の反応を経てエネルギー励起されたものは、脱出速度をこえると金星重力圏から散逸することが出来る。特に太陽風との相互作用を経て散逸する粒子に関しては、磁気圏の存在によって直接の相互作用が妨げられる地球の場合と異なり、金星の場合には表面から比較的近い距離において密度の高い中性粒子と相互作用が予想され、かなり大量の粒子散逸が生じていると考えられている。

これらの対比を粒子散逸過程の観点から整理すると、地球の場合は磁力線の存在が重要な役割を果たすプラズマ波動によるイオン加熱、偏極電場等の粒子加速プロセスが支配的であるのに対し、金星の場合は太陽風と電離圏が直接相互作用することに起因するイオンピックアップ、スパッタリングや速度シア領域に発生するプラズマ不安定によるイオン加速現象が大気散逸をつくりだすエネルギーの源になっている、ということが出来る。しかしながらこの場合、イオンピックアップやプラズマ不安定を考える上で磁場ベクトルの方向と大きさはキーとなるパラメータで、地球の場合とは異なった意味において磁場の測定が重要となってくる。

A 1.6.2 観測の目的および科学的意義

磁場計測の最も重要な目的のひとつは、金星上層大気領域の磁場ベクトルの測定を通して、固有磁場をもたない惑星周辺の磁気的な環境はどのようなになっているのか、またそれは大気粒子散逸過程においてどのような役割を果たしているか、を解明する点にある。既に述べたように、金星周辺では太陽風起源の磁場成分が支配的ではあるが、さらに大規模・小規模な電流系がつくりだす磁場が存在する。磁場計測によって目指す科学的観測項目は以下のようなものである。

1) 金星からの大気粒子散逸過程に果たす磁場の役割

先に述べたように金星上層大気中の粒子は地球の場合とは根本的に異なる過程を経て散逸すると考えられている。太陽風にピックアップされたイオンがラーモア運動により惑星大気に再突入しスパッタリングを引き起こすか、あるいは直ちに惑星間空間へと流

出するのか、等に関して磁場の情報無しに議論を展開することは出来ない。

2) イオノポーズ付近のプラズマ不安定現象

太陽風プラズマと金星電離圏の境界であるイオノポーズ付近ではプラズマの乱流現象が卓越し、関連する様々なプラズマ不安定現象が存在すると考えられている。これらのプラズマ不安定の一部は電離大気粒子の加熱・加速へと発展し、散逸を引き起こすと考えられる。さらにこれらの乱流現象を通して、太陽風粒子のもつ運動量の一部が電離圏へと流入し大気粒子の循環・輸送過程に大きな影響を及ぼしている。これらのプロセスの解明にあたってはイオノポーズ付近での磁場の空間的・時間的变化が測定することが必須事項である。

3) 電離圏尾部に特有なプラズマ空間構造の生成メカニズム

電離圏尾部に存在するイオノホール、ストリーマー、イオン雲、といった現象は磁場の方向や大きさと密接な関連性をもつことが指摘されている。またこれらの空間的構造は荷電粒子の散逸量にも影響を与えていると思われる。このため、これらの現象の理論的解明のため、さらにこれらに起因する散逸量を議論する上でも磁場の測定は重要な観測事項である。

A 1 . 6 . 3 観測対象および観測戦略

前節で述べた観測項目を測定するため、各々ターゲットを設定し次に述べるような方法でアプローチを行う。

1) 金星からの大気粒子散逸機構における磁場の役割の解明

金星上層大気から惑星間空間に飛び出した中性粒子は何らかの過程によって電離されると太陽風電場により加速されるが、その後の運動は磁場により支配される。金星大気に再突入する粒子、惑星間空間へと流出する粒子の個数は磁場の大きさと方向に応じて決まる。過去になされた大気散逸に関する数値シミュレーションにおいても、磁場の値が散逸量に大きな影響を与えることが報告されており、さらに太陽風磁場が太陽金星方向と大きな角度をもつ場合には朝夕に非対称な分布が現れることも予想されている。これらの数値シミュレーションの妥当性、観測的実証の意味においても磁場観測データを取得することは重要である。

2) イオノポーズ付近に生じるプラズマ不安定の観測と関連する粒子散逸過程の解明

高速で移動する太陽風が電離圏と境界を接するイオノポーズ付近には、大きな速度差にともなって速度シア不安定が生じていると考えられている。また、PVOが観測した夜側イオノポーズの高度は分散が大きく、これはKelvin-Helmholtz不安定に起因するものではないか、との説がある。イオンのドリフト速度のベクトル方向に関してもLocal Timeで20時から明け方4時頃にかけては乱流的でこれは何らかのプラズマ不安定によるものである、との考えもある。このような問題点を解明するためイオノポーズ付近を中心に夜側電離圏にかけての磁場計測を行い、時間的空間的描像を明らかにする必要がある。問題の解決にあたっては荷電粒子観測データ、プラズマ波動測定器との同時観測が必須であり、相互のデータ間の比較によって問題の解明が可能となる。

3) 電離圏尾部に特有なプラズマ空間構造の生成メカニズムの解明

イオノホール、イオン雲などの構造は磁力線によって支配されていると考えられてお

り、PVOの観測によっても具体的な磁場の例が報告されている。しかしながら、イオンのドリフト速度に関する同時観測データが存在しないために、探査機の軌道方向の瞬時的な描像を推測することは可能でも、金星半径方向の構造や生成過程、さらには粒子の散逸量に直結させることは出来ない。我々は複数の観測器による同時観測によってPVOでは得られなかった物理過程の解明とこれらの現象に関連する散逸量の定量的観測を確実なものとする。

A 1 . 6 . 4 観測機器

測定器としてはフラックスゲート磁力計を採用し、磁場をベクトル量として計測するため直交3軸のリングコアを使用する。ノイズレベルとゼロレベル安定度を改善し省電力化を図るためにパルスドライブ方式を採用し、リングコアに流したドライブ電流の2倍高調波の振幅が外部磁場強度に比例することを利用して、数値を算出する。測定レンジはコマンドまたは自動切換えにより数段階に変えられるようにする。センサーは探査機本体が発する磁気ノイズの影響を避けるためブームを用いて伸展される。

構造検討

処理回路部

a) 磁力計基本回路基板

センサーからの磁場検出信号をA/D変換し、I/F・マスト制御基板に出力する。

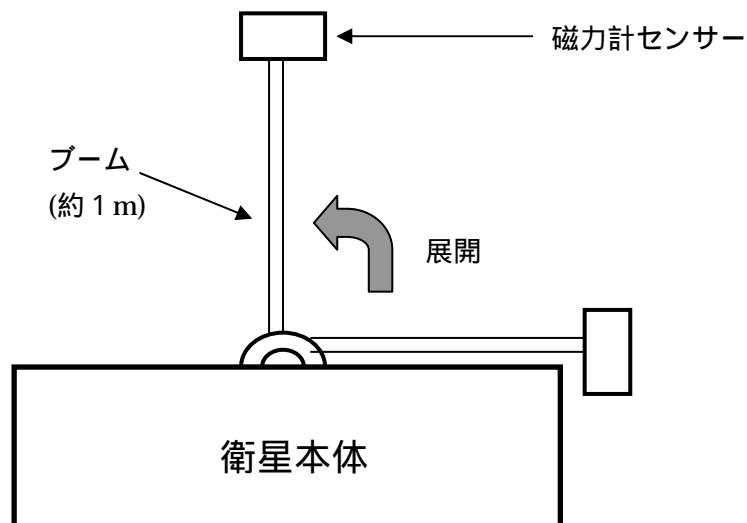
b) I/F・マスト制御基板

探査機システムとの電源・テレメトリのインターフェースを司る。伸展マストの制御を行う。

センサー部

構造を単純化するため、ブーム方式を採用する。

本方式は、NASDAのMDS-1マストの方式(1m×3本折り畳み)の1段目を用いるものである。図A1.6-1に概念図を示す。



図A 1 . 6 - 1

諸元

方式	:	リングコア型フラックスゲート磁力計
計測軸	:	直交3軸 (X , Y , Z 軸)
測定範囲	:	Range 0 ± 16 nT Range 1 ± 64 nT Range 2 ± 256 nT Range 3 ± 1024 nT Range 4 ± 65536 nT
量子化分解能	:	16 bit
サンプリングレート	:	32 Vectors / 秒 (Max)
寸法(処理回路部)	:	310(W) × 280(D) × 70 mm(H)
(センサー部)	:	1100(W) × 180(D) × 180 mm(H)
重量(基本回路基板)	:	600 g
(センサー部)	:	300 g
(ブーム部)	:	700 g (I/F・マスト制御基板、筐体は共有を前提)
消費電力(処理回路部)	:	4 W
(センサー部)	:	10 W (ブーム展開アクチュエータ)

A 1 . 7 参考文献

- Asamura, K., T. Mukai, Y. Saito, Y. Kazama, and S. Machida, First measurements of ~10 keV neutral atoms in the low-latitude ionosphere, *Geophys. Res. Lett.*, 26, 33-36, 1999.
- Brace, L. H., R. F. Theis, W. R. Hoegy, J. H. Wolfe, J. D. Mihalov, C. T. Russell, R. C. Elphic, and A. F. Nagy, The dynamic behavior of the Venus ionosphere in response to solar wind conditions, *J. Geophys. Res.*, 85, 7663-7678, 1980.
- Brace, L. H., R. F. Theis, and E. R. Hoegy, Plasma clouds above the ionopause of Venus and their implications, *Planet. Space Sci.*, 30, 29-37, 1982a.
- Brace, L. H., R. F. Theis, H. G. Mayr, S. A. Curtis, and J. G. Luhmann, Holes in the nightside ionosphere of Venus, *J. Geophys. Res.*, 87, 199-211, 1982b.
- Brace, L. H., W. T. Kasprzak, H. A. Taylor, R. F. Theis, C. T. Russell, A. Barnes, J. D. Mihalov, and D. M. Hunten, The ionotail of Venus: Its configuration and evidence for ion escape, *J. Geophys. Res.*, 92, 15-26, 1987.
- Brandt, P. C., S. Barabash, O. Norberg, R. Lundin, E. C. Roelof, and C. J. Chase, Energetic neutral atom imaging at low altitudes from the Swedish microsatellite Astrid: Images and spectral analysis, *J. Geophys. Res.*, 104, 2367-2379, 1999.
- Chassefiere, E., J. L. Bertaux, V. G. Kurt, and A. S. Smirnov, Venus E.U.V measurements of helium at 58.4 nm from VENERA 11 and VENERA 12 and implications for the outgassing history,

- Planet. Space Sci., 34, 585-602, 1986.
- Fox, J. L., and A. I. F. Stewart, The Venus ultraviolet aurora: a soft electron source, *J. Geophys. Res.*, 96, 9821-9828, 1991.
- Knudsen, W. C., K. L. Miller, and K. Spenner, Improved Venus ionopause altitude calculation and comparison with measurement, *J. Geophys. Res.*, 87, 2246-2254, 1982.
- Luhmann, J. G., and J. U. Kozyra, Dayside pickup oxygen ion precipitation at Venus and Mars: spatial distributions, energy deposition and consequences, *J. Geophys. Res.*, 96, 5457-5467, 1991.
- Mayr, H. G., I. Harris, and N. W. Spencer, Some properties of upper atmosphere dynamics, *J. Geophys. Res.*, 16, 539-565, 1978.
- Mayr, H. G., I. Harris, D. R. Stevens-Rayburn, H. B. Niemann, H. A. Taylor, Jr., and R. E. Hartle, On the diurnal variations in the temperature and composition: A three-dimensional model with superrotation, *Adv. Space Res.*, 5, No.9, 109-112, 1985.
- Phillips, J. L., A. I. F. Stewart, and J. G. Luhmann, The Venus ultraviolet aurora: observations at 130.4 nm, *Geophys. Res. Lett.*, 13, 1047-1050, 1986.
- Russell, C. T., and R. C. Elphic, Observations of flux ropes in the Venus ionosphere, *Nature*, 279, 616-618, 1979.
- Roelof, E. C., Energetic neutral atom image of a storm-time ring current, *Geophys. Res. Lett.*, 14, 652, 1987.
- Strangeway, R. J., and C. T. Russell, Plasma waves and field-aligned currents in the Venus plasma mantle, *J. Geophys. Res.*, 101, 17313-17324, 1996.
- Witte, M., H. Rosenbauer, M. Banaszekiwics, and H. Fahr, The Ulysses neutral gas experiment: Determination of the velocity and temperature of the interstellar neutral helium, *Adv. Space Res.*, 13, (6)121, 1993.
- 佐々木 晶、田近 英一、希ガス脱ガスモデルに基づく金星・火星の火星活動史、地震、48巻、119 - 129頁、1995年

A 2 . 金星探査計画ワーキンググループ名簿

(順不同、敬称略)

ワーキンググループ主査 小山 孝一郎 (宇宙研)

メンバー

倉本 圭	(北大理)	岡本 幸三	(気象庁)
塩谷 雅人	(北大理)	高橋 正明	(東大気候システム研究センター)
林 祥介	(北大理)	はしもとじょーじ	(東大気候システム研究センター)
渡部 重十	(北大理)	鈴木 睦	(宇宙開発事業団)
飯島 雅英	(東北大理)	出村 裕英	(宇宙開発事業団)
岡野 章一	(東北大理)	門倉 真二	(電力中央研究所)
小野 高幸	(東北大理)	佐藤 薫	(極地研究所)
坂野井 健	(東北大理)	田口 真	(極地研究所)
高橋 幸弘	(東北大理)	堤 雅基	(極地研究所)
福西 浩	(東北大理)	石井 守	(通信総合研究所)
藤原 均	(東北大理)	久保田 実	(通信総合研究所)
三澤 浩昭	(東北大理)	田中 高史	(通信総合研究所)
森岡 昭	(東北大理)	長妻 努	(通信総合研究所)
木山 喜隆	(新潟大理)	三宅 互	(通信総合研究所)
大家 寛	(福井工大)	村山 泰啓	(通信総合研究所)
中川 朋子	(東北工大)	平尾 淳一	(大東文化学園総合情報センター)
川原 琢也	(信州大工)	塩川 和夫	(名大太陽地球環境研究所)
野村 彰夫	(信州大工)	品川 裕之	(名大太陽地球環境研究所)
佐藤 正樹	(埼玉工大)	竹川 暢之	(名大太陽地球環境研究所)
阿部 豊	(東大理)	徳丸 宗利	(名大太陽地球環境研究所)
岩上 直幹	(東大理)	野澤 悟徳	(名大太陽地球環境研究所)
上野 宗孝	(東大理)	藤井 良一	(名大太陽地球環境研究所)
佐々木 晶	(東大理)	荒木 徹	(京大理)
杉田 精司	(東大理)	斉藤 昭則	(京大理)
関 華奈子	(東大理)	町田 忍	(京大理)
高木 征弘	(東大理)	中村 卓司	(京大宙空電波科学研究センター)
中村 正人	(東大理)	深尾 昌一郎	(京大宙空電波科学研究センター)
松田 佳久	(東大理)	山本 衛	(京大宙空電波科学研究センター)
佐藤 毅彦	(東京理科大)	前田 佐和子	(京都女子大)
山本 博聖	(立教大)	山本 勝	(和歌山大)
鈴木 勝久	(横国大)	河崎 善一郎	(阪大工)
高橋 隆男	(東海大)	南 繁行	(大阪市大)
遠山 文雄	(東海大)	荻野 慎也	(神戸大理)

山中 大学 (神戸大理)
 竹内 覚 (福岡大理)
 中島 健介 (九大理)
 並木 則行 (九大理)
 羽田 亨 (九大理)
 宮原 三郎 (九大理)
 湯元 清文 (九大理)
 白鳥 裕 (九州東海大)
 山内 正敏 (スウェーデン I R F)
 Andrew W. Yau (Univ of Calgary)

山川 宏 (宇宙科学研究所)
 山本 善一 (宇宙科学研究所)
 吉川 一郎 (宇宙科学研究所)
 吉川 真 (宇宙科学研究所)
 和田 武彦 (宇宙科学研究所)

海外 Advisory Group

阿部 琢美 (宇宙科学研究所)
 安部 正真 (宇宙科学研究所)
 石井 信明 (宇宙科学研究所)
 井上 浩三郎 (宇宙科学研究所)
 今村 剛 (宇宙科学研究所)
 上杉 邦憲 (宇宙科学研究所)
 大西 晃 (宇宙科学研究所)
 小野田 淳次郎 (宇宙科学研究所)
 加藤 学 (宇宙科学研究所)
 笠羽 康正 (宇宙科学研究所)
 片坐 宏一 (宇宙科学研究所)
 川口 淳一郎 (宇宙科学研究所)
 小林 康德 (宇宙科学研究所)
 斎藤 義文 (宇宙科学研究所)
 志田 真樹 (宇宙科学研究所)
 嶋田 徹 (宇宙科学研究所)
 高橋 慶治 (宇宙科学研究所)
 田島 道夫 (宇宙科学研究所)
 鶴田 浩一郎 (宇宙科学研究所)
 中谷 一郎 (宇宙科学研究所)
 橋本 樹明 (宇宙科学研究所)
 樋口 健 (宇宙科学研究所)
 廣瀬 和之 (宇宙科学研究所)
 藤村 彰夫 (宇宙科学研究所)
 藤原 顕 (宇宙科学研究所)
 水谷 仁 (宇宙科学研究所)
 向井 利典 (宇宙科学研究所)
 矢野 創 (宇宙科学研究所)

S. Barabash (IRF, Sweden)
 E. Chassefière (気象力学研、フランス)
 K.H. Baines (JPL, 米国)
 S. Bougher (アリゾナ大、米国)
 L.W. Esposito (コロラド大、米国)
 J.M. Forbes (コロラド大、米国)
 V. Formisano (惑星間物理研、イタリア)
 G.M. Keating (ジョージワシントン大、米国)
 K. Mahajan (国立物理研究所、インド)
 V.I. Moroz (IKI、ロシア)
 A.F. Nagy (ミシガン大、米国)
 A.V. Rodin (IKI、ロシア)
 V.I. Zasova (IKI、ロシア)
 A.I.F. Stewart (コロラド大、米国)
 F.W. Taylor (オクスフォード大、英国)
 D. Titov (IKI、ロシア)

A 3 . 金星探査計画ワーキンググループ会議開催記録

第1回	平成10年	6月 6日	宇宙科学研究所
第2回	平成11年	3月20日	東北大学理学部
第3回	平成11年	6月14日	名古屋大学太陽地球環境研究所
第4回	平成11年	8月27～28日	東京大学理学部
第5回	平成11年	9月24～25日	京都大学理学部
第6回	平成12年	3月21日	宇宙科学研究所
第7回	平成12年	4月26日	宇宙科学研究所
第8回	平成12年	5月24日	宇宙科学研究所
第9回	平成12年	7月 4日	宇宙科学研究所
第10回	平成12年	7月27日	宇宙科学研究所
第11回	平成12年	8月 8～9日	宇宙科学研究所
第12回	平成12年	9月19日	宇宙科学研究所
第13回	平成12年	10月16日	宇宙科学研究所
第14回	平成12年	10月18日	宇宙科学研究所
第15回	平成12年	10月31日	宇宙科学研究所
第16回	平成12年	11月 8日	宇宙科学研究所
第17回	平成12年	12月 7日	宇宙科学研究所
第18回	平成12年	12月15日	宇宙科学研究所
第19回	平成13年	1月 5日	宇宙科学研究所

A 4. COSPAR総会における惑星セッションの決議書

RESOLUTION of the Symposium C3.1 “Planetary Atmospheres” of COSPAR /July 16-23, 2000, Warsaw, Poland/

Symposium C3.1 “Planetary Atmospheres” of COSPAR was devoted to the discussion of the results related to the atmospheres of Mars, Venus, and the outer planets. A significant part of the Symposium was focused on the Venus exploration. The current status of our knowledge about Venus’ atmosphere was reviewed in three solicited and four contributed talks. Four proposed spacecraft missions to Venus were also presented as solicited papers. These talks were followed by a discussion, the main conclusions of which are summarized below.

1. The first phase of extensive spacecraft exploration of Venus in 1962-1985, and the Magellan mission and Galileo flyby in early nineties gave us a basic understanding of the conditions on the planet, the atmospheric composition, the chemistry, the dynamics, and the radiative balance. Venus appeared to be very different from the Earth and these studies brought far more new questions than answers. The main unsolved fundamental problems related to the Venus’ atmosphere fall into the following broad categories:

- the composition and chemistry of the lower atmosphere and its interaction with the surface;
- the physical and chemical processes in the planet-wide cloud layer;
- the radiative balance and greenhouse effect;
- the nature and mechanisms of general circulation of the atmosphere;
- the origin and evolution of the atmosphere.

The mysteries, associated with even basic understanding of the Earth’s nearest planetary neighbour and near twin, feed the interest of the scientific community in further investigation of the planet. The initial phase of spacecraft exploration provided the background, now it is time to proceed with a thorough study of the various phenomena.

2. For about a decade Venus has remained the “forgotten planet”: none of the world’s space agencies has considered it as a primary target. However a great number of open questions guarantees that even a simple space mission to Venus could bring a rich harvest of high quality scientific results. As many as ten proposals for new spacecraft missions to Venus

are currently under discussion in Europe, USA, and Japan, employing the heritage from Cassini, Mars Express, Rosetta, and Earth-orbiting missions. They range from simple, inexpensive orbiters to descent probes, balloons and even sample return projects, which pose exciting new challenges for advanced technology.

3. It is already clear from past missions like Venera and Pioneer Venus that understanding the complexity of atmospheric physics and chemistry on Venus will require a balanced and co-ordinated approach. This investigation will require additional ground-based observations, long-duration remote sensing observations from the orbiters, and in-situ measurements on entry probes. For this reason the formation of an International Venus Working Group seems highly desirable. The Group will include leading planetary scientists and representatives of the Space Agencies, and will focus its efforts on development of an international programme of future Venus exploration.

Dmitri Titov
/Main Scientific Organizer
of the C3.1 Symposium of COSPAR/

A 5. 海外研究者からの Letter of Support



University of Colorado at Boulder

Laboratory for Atmospheric and Space Physics

1234 Innovation Drive
Boulder, CO 80303
Telephone: (303) 492-5990
Facsimile: (303) 492-6444
Larry.Esposito@lasp.Colorado.edu

3 January 2001

Dr. Koh-Ichiro Oyama
Professor, Planetary Atmosphere Physics Branch
Institute of Space and Astronautical Science
Yoshinodai, JAPAN

Dear Dr. Oyama:

I wish to express my strongest personal support for the proposed Venus Climate Orbiter. This mission would revive spacecraft exploration of Venus and provide new information critical to understanding the Venus meteorology. The international community of scholars recognizes the study of the Venus atmospheric circulation and especially its super-rotation as one of the key problems to be addressed by future space missions. Both chemical and dynamical processes are important in maintaining the current Venus climate, which is so different from the Earth's. The cameras and other experiments proposed for the Venus Climate Orbiter would add valuable new information to our understanding of the atmospheric dynamics.

An international recognition of the importance of Venus studies led to a COSPAR resolution in Warsaw 2000, to encourage national and international space exploration of that planet. New missions pose technical challenges and provide scientific rewards. The time is now ripe to continue Venus exploration.

I strongly encourage you to develop and fly your mission to Venus. If I can be of any further assistance, do not hesitate to call on me.

Sincerely,

A handwritten signature in black ink, appearing to be 'L.W. Esposito', with a horizontal line extending to the right.

L.W. Esposito
Professor of Astrophysical and Planetary Sciences
LASP, University of Colorado

December 20, 2000

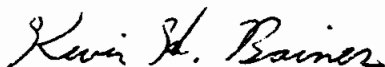
To Whom It May Concern,

This letter is in support of the Venus Climate Orbiter being proposed by Professor Kohichiro Oyama and colleagues. As Principal Investigator of VESAT (the Venus Environmental Satellite), a similar Venus orbiter being proposed to the Discovery Program, I have personally researched extensively the value, cost, and risk of such a mission. I believe that there is no other mission that can return as much science value with as little mission risk and low mission cost as a Venus planetary orbiter.

Due to recent advancements in instrumentation, and the pioneering work of the Galileo/NIMS and Cassini/VIMS flybys, we now know that the entire atmosphere and surface of Venus can be mapped in three dimensions at near-infrared wavelengths. This new remote sensing capability - never before exploited in a mission specifically targeted to Venus - enables thermo-chemical and dynamical processes to be thoroughly investigated from the ground to over 100 km altitude, thus effectively addressing a wide range of fundamental issues, including the cause of Venus's bizarre super-rotating atmosphere, the sulfur cycle, and Venusian volcanism. In addition, such a mission serves as a pathfinder for future in-situ missions by mapping the winds at various levels, by ascertaining compositionally-unique geological units on the surface (including active volcanoes), and by cataloging the temporal and spatial distributions of lightning and other meteorological activity.

Currently, Venus is a planetary orphan. No mission has been announced by any Nation to explore the planet. Yet, with its immense relevance to environmental processes on Earth - the Greenhouse effect, sulfur cycle, atmospheric circulation - and with the new tools developed during the past two decades which open the entire planet up to direct viewing with simple, low-mass, low-power instrumentation - Venus, more than any other planet, deserves to be explored.

Sincerely,



Dr. Kevin H. Baines
Principal Investigator,
Venus Environmental Satellite
kbaines@aloha.jpl.nasa.gov
(818) 354-0481, FAX: (818) 393-4605
JPL Mail Stop 183-601

LABORATOIRE DE METEOROLOGIE DYNAMIQUE

Université Paris 6
T. 15-25 - 5^e Etage, Boîte 99
4, place Jussieu
75252 Paris Cedex 05
France
Tél : 33 (1) 44 27 50 15
Fax : 33 (1) 44 27 62 72

Eric Chassefière
Tel: 33 (1) 44 27 48 19
Fax: 33 (1) 44 27 62 72
E-mail: eric.chassefiere@lmd.jussieu.fr

Paris, December 12, 2000

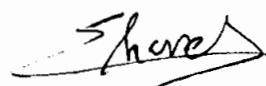
Subject : Letter of support for the Venus Climate Orbiter

One of the most promising area in Solar System science is the comparative study of the three terrestrial planets (Venus, Earth, Mars). Why did the three planets evolve in such different ways, from relatively comparable initial states? The small size of Mars, favouring atmospheric escape and allowing a relatively fast cooling of the interior, certainly played a role in making the present Mars so inhospitable. Venus has almost the same size and density as Earth, and was probably initially endowed with similar amounts of volatile material. The absence of water in significant amounts, possibly explained by intense hydrogen escape at early epochs, and of molecular oxygen in the present atmosphere, which requires extremely strong primitive escape and/or massive oxidation of surface material, remains poorly constrained and understood. Because of the massive carbon dioxide atmosphere, there is a large greenhouse effect at the surface of Venus, where the temperature is $\approx 470^{\circ}\text{C}$. The way such a strong greenhouse built up and stabilized is not well understood. How did the atmosphere evolve, under the combined effects of escape and interaction with solid planet? Which processes are presently controlling the thermochemical equilibrium between the surface and the atmosphere, and the dynamical state of the atmosphere ? What are the roles of carbon, sulfur and chlorine cycles? Is there a present volcanic activity?

The Magellan mission, through radar imaging, topography and gravity measurements, provided an enormous amount of information, allowing substantial advances in Venus geodynamics. Our knowledge of Venus geochemistry is less advanced, despite Pioneer Venus and soviet missions, which provided a good preliminary insight into atmospheric composition (and surface composition), but technological advances should allow to go much further.

Studying the global circulation of the atmosphere, including super-rotation and cloud system, escape mechanisms, atmospheric chemical cycles, as well as searching for still undetected, or poorly characterized, phenomena like volcanic activity or lightning generation, is in my sense of high interest in the frame of planetary exploration. Beyond, the japanese Venus Climate Orbiter could be the first step toward a highly cooperative international Venus exploration program, including orbiters, descent probes and balloons. The interest of the international science community for Venus clearly appeared at the occasion of the last COSPAR meeting, and I think a mission of this type could play a key role in motivating space agencies going further in Venus exploration during the next two decades. I therefore strongly recommend the Venus Climate Orbiter.

Eric Chassefière





**Planetary Fourier
Spectrometer
PFS**

Prot. SR/2000/414

Ko-ichiro Oyama
Professor
Planetary Atmospheric Physics Branch
Institute of Space & Astronautical Science
3-1-1, Yoshinodai, Sagamihara, 229-8510,
JAPAN

12/12/2000

Dear Ko-ichiro Oyama,

I wish to express you my enthusiastic interest and approval for your proposal of Venus Orbiter.

I strongly believe that Venus Orbiter for atmospheric studies is an important step in planetary exploration specially if an international collaboration could be organized to optimized the scientific output. In particular, I strongly believe that a Fourier Spectrometer in the wavelength range from 1 to 50 μm with good spectra resolution could be essential and a big step forward to understand Venus atmosphere.

Best wishes for your mission.

Best Regards

Professor Vittorio Formisano
Principal Investigator of PFS for Mars Express

Vittorio Formisano



ANDREW F. NAGY
PROFESSOR OF SPACE SCIENCES
PROFESSOR OF ELECTRICAL ENGINEERING

UNIVERSITY OF MICHIGAN
COLLEGE OF ENGINEERING

1414 SPACE RESEARCH BUILDING
ANN ARBOR, MICHIGAN 48109-2143
734 764-6592 FAX 734 647-3083
ANagy@umich.edu

Professor Ko-ichiro Oyama
Planetary Atmospheric Physics Branch
Institute of Space & Astronautical Science
3-1-1, Yoshinodai, Sagamihara, 229-8510, JAPAN

January 4, 2001

Dear Koh-ichiro,

I was extremely pleased to learn from you that you and your colleagues are proposing to build and fly an orbiter to Venus in order to study the atmosphere and plasma environment of this very important, interesting and recently much neglected planet. As I am sure you know, I was deeply involved in the planning, operation and scientific data analysis phases of the Pioneer Venus mission. This was one of the most successful and "cost-effective" NASA programs on record. However, while it provided a tremendous amount of new information on Venus, it did not resolve many of the outstanding questions and raised a number of new ones. Unfortunately, no new missions have taken place since that time and I am not aware of any being planned, which in opinion leaves a large void in our exploration of the solar system.

As I indicated there are many important unresolved scientific questions associated with Venus that need answers. My own field of interest is the upper atmosphere and plasma environment, so let me just indicate a couple of examples of such issues:

i) We have absolutely no direct observational indication on upper atmospheric wind velocities. Theoretical models imply that they are in the 200-330 m/sec range, but even indirect indicators, such as NO airglow intensity and gas temperature changes are insufficient to create sufficient constraints on the winds.

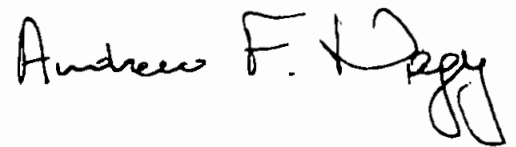
ii) We know that there are extended exospheres at Venus. Skeletal airglow observations and model calculations have demonstrated the presence of significant "hot" oxygen and carbon populations. Model calculations, which are supported by observations, have demonstrated that the extended exosphere has an important impact on the solar wind interaction with Venus. These hot atoms also make a contribution to the

planetary escape flux. We need good quantitative observations of these hot atoms, to establish in a meaningful manner their importance.

iii) We know that the energetics of the ionospheric plasma is different than the one for the terrestrial case. The observed electron and ion temperatures cannot be accounted for by EUV heating and classical thermal conductivity. There are a couple of feasible proposed explanations (heat inflow and reduced conductivity), but we need more observations to elucidate the controlling energy sources and transport mechanism(s).

These three brief examples only touch on the many important scientific problems that a well designed orbiting satellite mission, the type you are considering, can successfully address. I am very hopeful that your proposal will be supported, because it is high time that our, recently neglected, exploration of Venus continues. Please let me know if I can be of any assistance.

Sincerely,

A handwritten signature in black ink that reads "Andrew F. Nagy". The signature is written in a cursive style with a large, stylized "N" and "y".

(Chair of the COSPAR Committee C.3(Planetary Atmospheres and Aeronomy) and Member of the U.S. National Academy's Committee on Planetary and Lunar Exploration)

UNIVERSITY OF OXFORD • DEPARTMENT OF PHYSICS
ATMOSPHERIC, OCEANIC & PLANETARY PHYSICS

Clarendon Laboratory, Parks Road, Oxford OX1 3PU

From the Halley Professor of Physics: F.W. Taylor, M.A. D.Phil., FRAS, FRMetS, FRSA
Telephone: (44) 1865-272903 Fax: (44) 1865-272924 email: f.taylor1@physics.oxford.ac.uk

Professor Koh-Ichiro OYAMA
Planetary Atmospheric Physics Branch,
Institute of Space and Aeronautical Science,
3-1-1, Yoshinodai, Sagimihara,
229-8510, JAPAN.

Thursday, November 23, 2000

Dear Professor Oyama,

Venus Climate Orbiter

I write to express very strong support for your Venus Climate Orbiter proposal. It is well known in the USA, in Europe, and in Russia that a new mission to Venus is long overdue, and that there are several first-order scientific objectives, particularly in the discipline of atmospheric science, which can be undertaken with a relatively small and inexpensive mission. For different reasons in each case, none of these three major space-faring nations is planning such a mission at present, although it is certain that a great deal of interest exists so that they will eventually.

This situation, which is unfortunate for Venus scientists in the ESA, NASA, and IKI programmes, represents an unparalleled and wonderful opportunity for Japan. The new ability which your country has is perfectly matched to the opportunities which exist at Venus. This is true for few, if any, other major scientific problems in space, nearly all of which require very large and expensive missions to do the really important and outstanding science.

I do hope very much that Japan seizes this opportunity. I would like very much to support it, not just with words but also with active involvement should the opportunity arise. I am quite sure that there are many scientists in the West and in Russia who feel the same.

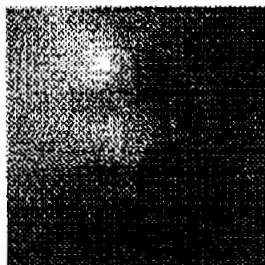
With best wishes,

Yours sincerely,



F.W. Taylor
Halley Professor of Physics

Max-Planck-Institut für Aeronomie, Max-Planck-Str. 2, D-37191 Katlenburg-Lindau



Dr. Dmitri Titov

Tel: [49]-5556-979 212

Fax: [49]-5556-979 240 *is preferred fax number*

E-mail: titov@lirmpi.mpg.de

Comet Halley's Nucleus

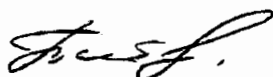
29 November 2000

Ref.: Letter of support for the Venus Climate Orbiter mission

Venus is one of the most mysterious planets in the Solar System. The first phase of spacecraft exploration in sixties through eighties gave us the basic understanding of the conditions on the planet and provided preliminary insight into its physics. However these studies brought more questions than answers. The most intriguing problems in the physics of Venus are related to the composition and chemistry of the cloud layer and lower atmosphere, radiative balance and nature of greenhouse effect, mechanisms driving the general circulation, and origin and evolution of the atmosphere. The phenomena and processes on Venus discovered during almost 30 years of exploration still wait for thorough investigation.

In the past decade the world space agencies focused their efforts on Mars, so that Venus became a "forgotten planet". Recent discussion of the results and future plans of Venus exploration at the Symposium C3.1 "Planetary Atmospheres" of COSPAR (July 16-23, 2000, Warsaw, Poland) revealed a great interest to the study of this planet. The planetary community expressed concern that the world's space agencies are not more active in carrying out missions to Venus at the present time. It was also emphasized that even a small orbital spacecraft could provide a rich harvest of scientific results. The Venus Climate Orbiter mission proposed in Japan has excellent chances to make a breakthrough in the studies of the planet. The payload is perfectly suited to investigate the upper atmosphere, cloud layer, and plasma environment. If accepted this mission will give a new start to the studies of Venus mysteries. It will definitely find great interest and support in other countries involved in the planetary exploration.

Dr. Dmitri Titov



Vice-Chair of the Commission C3 of COSPAR

Telephone [49]-5556-979-0
Telefax [49]-5556-979240
Telex 966527 aerli d

Bank
Deutsche Bank Northheim
11 544 00 (BLZ 260 700 72)

Train Station
Northheim
(Han.)



本提案書に対する御意見、御質問等は下記までお寄せください。

〒229-8510

神奈川県相模原市由野台 3 - 1 - 1

宇宙科学研究所 惑星研究系 阿部 琢美

TEL 042-759-8176

FAX 042-759-8457

電子メール abe@bochan.ted.isas.ac.jp