

委 1 0 - 1 - 2

通信放送技術衛星「かけはし」(COMETS)の
軌道変更計画及び実験計画について

平成 1 0 年 3 月 4 日
宇宙開発事業団

目 次

1. 「かけはし」の状況の推移	1
2. 現状の衛星運用の問題	3
2. 1 現軌道の状況	3
2. 2 現軌道の問題点	4
3. 通信実験からの要求に対応する軌道変更計画	6
3. 1 運用軌道に対する要求	6
3. 2 軌道制御計画の検討	7
4. 通信実験のための衛星運用の検討	9
4. 1 姿勢制御方法の検討	9
4. 2 太陽電池パドルの太陽追尾運用	10
4. 3 運用軌道での発生電力予測	10
5. 通信実験実施の見直し	11
5. 1 実験にあたっての制約等	11
5. 2 実験計画の見直し	11
5. 3 実験実施にあたっての留意事項	12
6. まとめ	13

資料一覧

- 資料 1 - 1 「かけはし」の発生電力の推移
 - 資料 1 - 2 「かけはし」の機器の代表的な温度履歴
 - 資料 1 - 3 1 日当たりの 1 N スラスタ噴射回数
 - 資料 1 - 4 「かけはし」統合型推進系 推進薬消費量
 - 資料 2 - 1 「かけはし」遠地点／近地点高度の変化予測（最悪ケース）
 - 資料 3 - 1 軌道と実験運用に対する要求
 - 資料 3 - 2 運用軌道に関する検討項目
 - 資料 3 - 3 軌道変更運用に関する検討項目
 - 資料 3 - 4 運用軌道のトレードオフ
 - 資料 3 - 5 「かけはし」運用軌道投入計画
 - 資料 3 - 6 「かけはし」搭載機器の有効寿命評価
 - 資料 3 - 7 軌道変更運用と地上局の関係の一例
 - 資料 4 - 1 運用軌道での姿勢制御方法概念
 - 資料 4 - 2 「かけはし」の運用軌道投入後のメインアレイ発生電力予測
 - 資料 5 - 1 実験実施の見直し案（一次検討）
- 参考 「かけはし」の外観図

略語集

通信放送技術衛星「かけはし」は、平成10年2月21日16時55分に種子島宇宙センターからH-IIロケット5号機により打ち上げられたが、第2段エンジンの第2回目の燃焼時間が予定より短かったため、「かけはし」を予定していた静止トランスファー軌道へ投入することができなかった。

それを受けて、宇宙開発事業団では、「H-IIロケット5号機事故対策本部」を設置し、「H-IIロケット5号機事故原因究明委員会」と「通信放送技術衛星緊急対策委員会(以下、緊急対策委員会という)」を設けた。

緊急検討委員会においては、「かけはし」の現在の厳しい状況を把握すると共に、通信実験等をできるだけ実施できる軌道の選択とその変更計画の策定、及び当該軌道における実験実施の見通し等について、検討を行った。

本資料は、これまで行われたこれらの検討結果について報告するものである。

1. 「かけはし」の状況の推移

(1) 軌道の推移

「かけはし」の軌道投入直後における軌道と3月2日現在の軌道は、以下の通りである。

	<u>軌道投入直後</u>	<u>3月2日現在</u>
遠地点高度	1882km	1869km
近地点高度	246km	249km
軌道傾斜角	30.1度	30.0度
周期	107分	107分

(2) 衛星の運用モード

「かけはし」は、ロケットから分離された後、所定のシーケンスで姿勢制御系が作動を開始したものと推定され、太陽電池パドルは正常に展開された状態となっている。現在、太陽捕捉モードで運用をしているが、これまで作動させていない衛星バスの冗長系、アポジエンジン系、イオンエンジン系およびミッション系の各機器を除き、その機能・性能は正常である。

(3) 発生電力の推移

太陽電池パドルのメインアレイの発生電力は、約6200W～6500Wであり、初回受信後から現在までに発生電力の顕著な低下は確認さ

れていない。（「かけはし」の発生電力の推移を資料1-1に示す。）

（4）機器温度の推移

「かけはし」は、静止軌道対応で設計されているため日陰中に消費したバッテリー電力を太陽電池パドルのメインアレイではなく、充電アレイからの電力のみで回復させる回路となっており、充電速度が通常の周回衛星に比べ約5分の1しかない。従って、1周回の約3分の1が日陰である現在の軌道では、日照時が予定より大幅に短く、バッテリー充電量を回復させることが難しいため、日陰中の使用電力を当初予定（約2kW）に対し約1kWと、大幅に削減し運用している。現在、バス機器の温度の維持及びバッテリー放電深度回復を優先したヒータ運用方法がほぼ確立し、安定した範囲に温度制御することが可能となっている。ヒータ運用方法を確立する過程で、OFF状態のミッション機器の多くが-20℃程度まで低下したが、一部を除き、機器の許容温度下限を下回ったものはない。打上げ直後からの機器の代表的な温度履歴を資料1-2に示す。なお、機器の低温側許容温度を逸脱した機器は、以下のとおり。

- a) フィーダリンクアンテナ展開用分離ナット
- 51.4℃ （許容温度 - 51℃）
- b) 高度衛星放送用アンテナ駆動機構
- 22.6℃ （許容温度 - 20℃）

（5）1Nスラスタ動作の推移と推進薬の消費量

太陽捕捉モードにおいて、NO. 4の1Nスラスタ（-Y方向制御用スラスタ）の噴射パルス回数が、1日当たり約1万パルス噴射であったため、2月23日に衛星の回転速度を20分に1回転から40分に1回転に変更することにより約5千パルス/日に低減することができた。これにより、各スラスタ（全8台中6台噴射）の噴射パルス回数は平均化した。6台の1日当たりの総パルス数は、回転速度変更の前後でほぼ同じである。（1日あたりの1Nスラスタ噴射回数を資料1-3に示す）また、「かけはし」の軌道が当初予定していた静止トランスファー軌道より低いため、1日に13～14回近地点を通過し、その都度大気抵抗による姿勢外乱を受けることから、推進薬の1日あたりの消費量は、当初予定より約50%多く、約2kg消費している。（「かけはし」統合型推進系推進薬消費量を資料1-4に示す。）

2. 現状の衛星運用の問題

2. 1 現軌道の状況

「かけはし」の現在の軌道及び現在目標としている運用軌道と静止軌道、静止トランスファ軌道、「きく6号」の軌道の比較を下表に示す。

軌道	遠地点高度 (km)	近地点高度 (km)	軌道傾斜角 (度)	周期 (時間)
静止	35,800	35,800	0.0	23.9
静止トランスファ	35,800	250	28.5	10.6
きく6号	38,600	8,600	13.1	14.4
かけはし 現在	1,900	250	30.1	1.8
運用軌道	16,000 ～ 18,000	500	30.1	4.9 ～ 5.4

現在の軌道から静止トランスファ軌道投入に必要な増速量は、約2.1 km/秒であるのに対して、アポジエンジン(AKE)によって得られる最大増速量は約1.8 km/秒である。従って、「かけはし」の軌道変更を行い軌道を上げたとしても、詳細は後述するが運用軌道は上記のとおり、静止トランスファ軌道よりもかなり低い軌道とならざるを得ない。このため「かけはし」の軌道周期は、静止軌道や「きく6号」の軌道と比べて短く、1パスあたりの実験可能時間も短くなる。また、軌道傾斜角も大きくなっており、遠地点が南半球にある半年間は、実験局からの可視状態が悪化する。

参考として、「かけはし」を現状の軌道のままとしたときの遠地点、近地点高度の予測を添付する(資料2-1)。図は最悪のケースを示したものであるが、軌道変更を行わない場合は、本年末頃には、大気圏に突入するものと予測される。

2. 2 現軌道の問題点

(1) ミッション達成上の問題点

「かけはし」では、以下の項目の実験・実証を計画していた。

- ①高度移動体衛星通信技術の開発及び軌道上実験・実証
(中継器の高性能化、再生中継交換技術等)
- ②衛星間通信技術の開発及び軌道上実験・実証
(衛星間データ中継技術及び衛星の高精度捕捉追尾技術等)
- ③高度衛星放送技術の開発及び軌道上実験・実証、
(21GHz帯の中継技術、マルチbeamアンテナ等)
- ④多周波数帯インテグレーション技術の開発及び軌道上実験・実証
- ⑤大型静止衛星の高性能化技術の開発及び軌道上実験・実証
(電源系の高効率化、推進系の高効率化、姿勢制御系の高性能化等)

現軌道においては、以下のような問題がある。

①～④に関して、現軌道では姿勢制御の基準となる地球センサが使用できないため、実験に必要な衛星の三軸姿勢が確保できず、搭載アンテナを正確に実験局に向けることはできない。従って、計画されていた実験・実証ができない。

⑤に関しては、電源系の高効率化、推進系の高効率化の実験・実証は一部可能であるが、姿勢制御系の高性能化に関する姿勢系協調制御実験は、衛星間通信用アンテナを捕捉追尾させる必要があり、三軸姿勢が確保できない現軌道では、実験・実証は難しい。

(2) 衛星運用上の問題点

- ①「かけはし」は静止軌道上での運用を前提に設計しており、ストアードコマンド機能(複数のコマンドをあらかじめ衛星に記憶させて、タイミングが来たら順次自動的に実行する機能)を持っていない。従って、全てのコマンドを実時間で地上局から送信しなければならないが、海外局の支援を受けても断続的にしか可視時間がとれず、運用上大きな制約となっている。
- ②日陰率(軌道上1周回の時間に対する日陰となる時間の比率)が約30%である現在の軌道では、日照中におけるバッテリーの充電時間が十分とれないために、日陰で使用する電力を必要最低限に制限している。このため、衛星全体の温度が下がっている。海外支援局を使用して、

1 周回の中で日照中にヒータを入れ温度上昇を図り、日陰前にヒータを切るといった運用を継続しているが、理想的に可視局が存在しない周回が続くと、一部機器の許容温度を下回る可能性がある。

なお、バッテリーへの充電速度が遅いのは「かけはし」のバッテリー制御は静止軌道での日陰率を前提とした設計であるためである。

- ③現在の軌道では姿勢制御に使用している 1 N スラスタの噴射は、最も多いスラスタで 1 日当たり約 5 千パルス動作している。パルス数をさらに削減する方策を検討しているが、このまま推移すると約 2 ～ 4 ヶ月で設計寿命（約 30 ～ 60 万パルス、スラスタによって異なる）に達する。また、静止高度に達するまでに姿勢制御に配分していた推薬量は約 10 kg であるが、現在の軌道では 1 日当たり約 2 kg を消費している。「かけはし」においては、統合型推進系であるため、アポジエンジン用の推薬を姿勢制御用に使用できる設計であるが、このことは逆に軌道変更においてアポジエンジンに使用する推薬を制限することを意味する。

なお、スラスタの寿命および搭載推薬量は「かけはし」の当初予定の運用期間 3 年に合致するように設計しているが、その前提は衛星を 1 週間で静止高度に移し、三軸姿勢を確立してホイール制御へ移行するものである。

3. 通信実験からの要求に対応する軌道変更計画

3. 1 運用軌道に対する要求

今後、通信実験をできるだけ多く行える軌道に「かけはし」を投入する方策の検討を行った。検討にあたっては、初めにCOMETS対策会議（郵政省主催：2月27日）からの要求（資料3-1）及び、宇宙開発事業団の通信実験要求を勘案し、運用軌道に対する要求事項として、下記6点を設定した。

- (1) 地上からの可視時間が出来るだけ長いこと、及び地上局から見た衛星の動きが遅いこと
- (2) 通信実験を行うのに必要となる精密な姿勢制御を可能とするため、地球センサの視野要求を満す遠地点高度12,270km以上であること
- (3) バンアレン帯による機器劣化が出来るだけ少ないこと
- (4) 通信実験を開始する時期(今年の夏か秋以降と想定)に、十分長い可視時間がとれること
- (5) 必要な電力を確保すること
- (6) 定期的に実験が出来ること

これらに加え、衛星運用上から

- (7) 大気抵抗による悪影響を避けるため、近地点高度は、500km程度であること

が要求される。

ここで、(1)、(2)、(3)は、遠地点高度をできるだけ高くすることにより達成される。(4)、(5)は、軌道の方向や位相（昇交点赤経及び近地点引数）を適切に設定することにより可能となる。(6)は、特定の近地点高度と遠地点高度の組合せにより準回帰軌道とすることにより達成される。これらのことを考慮し、かつ、使用可能な推薬量を考慮したアポジエンジンによる増速量及び(7)の制約のもとで、できるだけ通信実験が行える運用軌道として、近地点高度約500km、遠地点高度約18,000km、軌道傾斜角約30度(現状のまま)を設定し、詳細検討のベースラインとした。(軌道運用に関する検討項目を資料3-2に示す。)

3. 2 軌道制御計画の検討

(1) 軌道制御計画の策定

前記のベースラインを出発点として、具体的な軌道制御計画の検討を開始し、ほぼ最適な計画を策定した。

軌道制御においては、地上局からの可視性（テレメトリの受信、及びコマンドの送信のため）等の要求があるが、特に「かけはし」の場合、アポジエンジン（A K E）噴射時の加速度からフレキシブル太陽電池パドルを守るため、それを一旦収納し、噴射後、再展開するという手順をとる。（詳細な運用要求については、資料3-3参照）

また、運用軌道においては、静止軌道と異なり、頻繁に姿勢変更を行う必要が生じることから、姿勢制御用の推薬（ヒドラジン）が当初計画していた量より多く必要となり、その分、A K E用の推薬が少なくなる。即ち、運用期間を長く設定し、姿勢制御用の推薬を多く残すとすれば、A K E用の推薬が減るため、低い軌道に投入せざるを得なくなり、かえって通信実験の機会が減るという状況にある。

ここで、後出の資料4-2に示すように太陽電池の発生電力が大幅に減少していくこと、通信実験開始時（夏から秋）に十分長い可視時間が得られる軌道を選択しても半年後には遠地点が南半球に移動し可視条件が悪化していくことを考慮すると、かりに姿勢制御用に多くの推薬を配分し、運用期間を長く設定したとしても通信実験が可能な期間は、ほぼ本年末までであると予測される（資料3-4参照）。

従って、運用期間は打ち上げから約9ヶ月間と設定し、姿勢制御用の推薬としてそれに見合った必要最小限の量を配分し、残りの推薬をA K E用にできる限り多く配分するという方針のもと下記のとりの軌道制御計画を策定した。

この軌道は、遠地点高度をできるだけ高く取ることにより一可視時間あたりの通信実験可能時間を長く確保でき、通信実験が最大限可能な運用軌道となっている。

「かけはし」の軌道制御計画は、

第1回	3月12日午前2時頃（J S T）	近地点の引き上げ
第2回	3月20日頃	遠地点の引き上げ（1）
第3回	5月 6日頃	遠地点の引き上げ（2）
	ゝ	ゝ
第8回	5月末頃	遠地点の引き上げ（7）

と、計8回AKEで噴射を行うこととする（資料3－5参照）。その後、微調整を行い、遠地点高度約17、700km、近地点高度約500kmの準回帰軌道に投入することを目指す。

上記の計画で、軌道制御間の日数があいているもっとも大きな理由は、バッテリー再充電が必要なためである。また、第2回と第3回の軌道制御の間隔が1月半であるのは、目標とする遠地点方向に推薬を用いず最短期間で到達するには、遠地点方向の変化率が大きい低い軌道で衛星を周回させることがもっとも効率的であることによる。

なお、上記制御計画は、第1回及び第2回制御後に、投入軌道やAKE効率、及び推薬消費量の結果並びに、近地点（400km）における大気抵抗による影響の度合いを反映して、より最適なものとしていく。

（2）軌道制御に伴うリスク

一連の軌道制御に実施に当たっては、設計要求にないものがいくつかある。例えば、

- ・有効寿命が切れる機器があること（資料3－6参照）
- ・1日最大で13～14回の日照／日陰による熱サイクルを数十日間受けながらフレキシブル太陽電池パドルの収納展開を8回も行うこと
- ・地球センサが当初の計画どおり使用できないため、アポジエンジン噴射姿勢の誤差が10倍程度増加すること
- ・本来、静止トランスファ軌道上でアポジエンジンを噴射する際には、一連のシーケンスを連続してモニタする予定であった（1周回のうち、95%、約10時間モニタ可能）が、今回の軌道制御においては軌道が低いため、可視局の制約から断続的にしかモニタできないこと（資料3－7参照）

等、衛星ハードウェア及び運用の両方に新たなリスクが内包されている。

そのため、事前の解析や運用リハーサルの徹底、海外局への最大限の支援依頼等を行い、可能な限りリスクの低減を図ることとしているが、それでも通常の軌道制御に比べてリスクは大きいと言わざるを得ない。

4. 通信実験のための衛星運用の検討

4. 1 姿勢制御方法の検討

「かけはし」の姿勢制御系は静止軌道高度を前提としているため、予定される通信実験のための運用軌道では大幅な制御ロジックの変更が必要である。これは、姿勢制御系のソフトウェアの書き換えで対応可能と考えている。

(1) 制御方法の概要 (資料4-1 参照)

- ①地球センサが使用可能な高度 (12270 km以上) においては地球センサと太陽センサを三軸姿勢基準として地球指向姿勢制御を行う。
- ②上記高度より低い軌道位置ではジャイロで検出される姿勢角速度を積分して姿勢情報として制御する。
- ③上記①と②を軌道位置で切り替えて衛星+Z軸を地心方向へ指向する三軸姿勢をホイールによりコントロールする。
- ④通信実験を実施する遠地点付近では、日本方向へ搭載アンテナを指向させ、軌道上の動きを補正するように地球センサまたはジャイロを使用して姿勢を制御する。
- ⑤電力収支を改善する必要のある時期には太陽指向モードとする。

(2) 運用上の制約および問題点等

- ①運用軌道の高度が低いために地球センサの計測精度が低下し、地心方向への指向誤差は静止軌道での制御精度 (± 0.05 度) に比べて1桁程度悪くなる。この指向精度は搭載アンテナの駆動範囲と同程度あるいはそれ以上の誤差と考えられるため、実験開始前に軌道上で誤差推定等による指向精度向上が不可欠である。これを行っても十分な精度が出ない場合は、通信実験に制約を与える可能性がある。
- ②実験を実施するため衛星の搭載アンテナを地上実験局方向へ向ける姿勢をとる際に、姿勢変更量が大きいほど指向精度は悪くなるとともに、姿勢変更に必要な時間分だけ通信実験時間が短くなる。実験は姿勢変更量の少ない時期 (遠地点が北半球にある時期) に行うことが望ましい。
- ③軌道位置による制御ロジックの切換や姿勢指向変更をオンボードで行うロジックを目指す。新しく開発するソフトウェアはかなり大規模となり、保有するメモリエリアで対応できない場合は、地上からの支援 (頻繁なコマンド運用など) が必要となる。

- ④運用軌道は傾斜角が大きいため太陽方向が太陽センサの視野範囲を越える時期がある。この間は三軸姿勢がとれないため、実験運用ができない。

4. 2 太陽電池パドルの太陽追尾運用

「かけはし」の太陽電池パドル制御は開ループによる制御方式である。回転速度は24時間、8時間、32分でそれぞれ1回転する3つのモードを有するが、想定される運用軌道では、パドルに太陽を正対させるには地上からのコマンド運用が不可欠となる。なお、長期間実験運用を行わない時期は、太陽指向モードとする。

この運用への制約および問題点等は下記の通りであり、現在、具体的な手順を検討している。

- ①3つの回転速度モードを組み合わせた運用計画の煩雑さと追尾誤差（すなわち必要電力）とのバランスを考慮した計画を立案することが必要である。
- ②太陽指向モードを多用すると推進薬の消費量が増加するため、ホイール制御（パドル追尾の面からは煩雑な運用となり、地上局の支援が不可欠となる）を使用する方が望ましい。

4. 3 運用軌道での発生電力予測

目標とした運用軌道では放射線による劣化が大きく、1年後には約半分にまで低下すると予測される。

メインアレイ発生電力の予測を資料4-2に示す。

5. 通信実験実施の見直し

5. 1 実験にあたっての制約等

運用軌道では、以下のような制約がある。

(1) 発生電力からの制約

運用軌道における発生電力については、放射線の影響により発生電力の減少が予想され、この範囲内で効果的な実験ができるよう検討する必要がある。

(2) 軌道からの制約

静止軌道では、実験局から24時間の連続実験時間が確保できるが、運用軌道での連続実験可能時間は、約90分間（2日に1回）と見込まれる。

(3) 姿勢制御系からの制約

4. 1 (2) ①に示すように、姿勢精度の誤差推定が良好にできない場合、姿勢変動量は搭載アンテナの駆動範囲を逸脱し、正確にアンテナビームを実験局に指向できない可能性がある。

(4) Sバンド衛星間通信実験時のKバンドTTTC運用

SバンドTTTC周波数とSバンド衛星間通信用周波数が近く、干渉回避のため衛星間通信実験時は、KバンドでTTTC運用を行うこととしていた。しかし、KバンドのTTTC運用ではフィーダリンクアンテナを使用するため、姿勢変動時に回線が断になると、一時的に衛星の制御、状態モニタができなくなる。SバンドTTTCとSバンド衛星間通信実験の同時運用については今後検討する。

(5) 周波数調整等による制約

事前公表（国際調整）、PFD（地表面での電力束密度）規定から、また国内外の通信事業者との調整によっては、中継器の出力低下、送信停止、伝送速度などの制限を受ける。

5. 2 実験計画の見直し

運用軌道での通信・放送実験計画について、郵政省通信総合研究所と協力しながら、見直しを実施している。一次検討結果は資料5-1に示

すとおりである。中継器の特性評価は実施可能と考えられるが、他の実験項目についても更に検討していく。

5. 3 実験実施にあたっての留意事項

(1) 実験局の改修

アンテナ駆動の高速化、ドプラーシフト（周波数偏移）補償機能の付加、地上ソフトウェアの変更等の改修が必要となる。

(2) 衛星間通信用アンテナ制御用ソフトウェアの見直し

模擬衛星局方向に指向させるための新ソフトウェアを「かけはし」に再ロードする必要がある。

(3) 実験スケジュールの検討

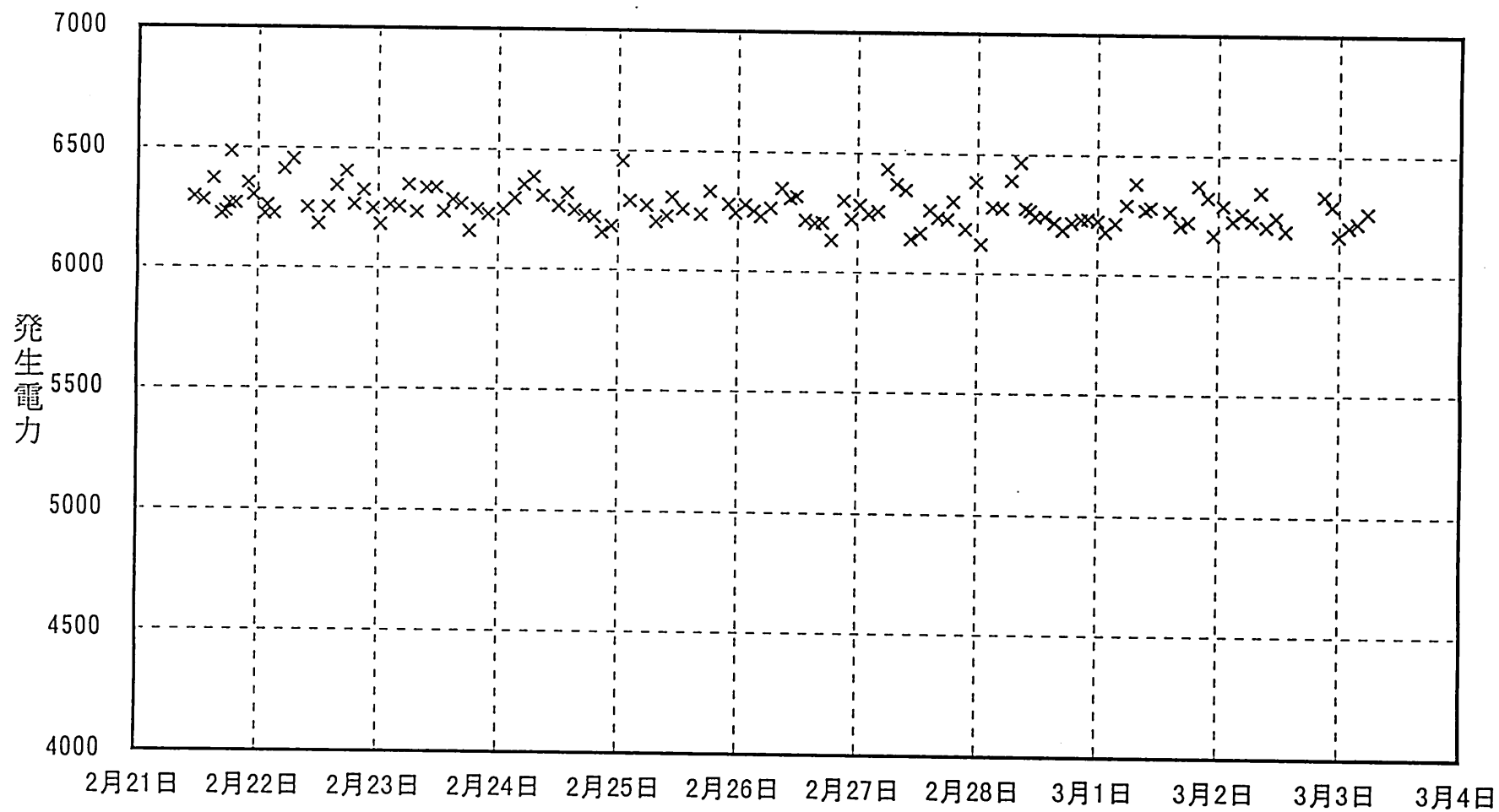
移動体衛星通信、衛星間通信、衛星放送の実験実施にあたって、実験項目別の優先度、必要な通信実験時間、5. 1 の制約事項などを考慮し、今後さらに検討する。

6. まとめ

通信放送技術衛星「かけはし」は、当初計画していた静止トランスファ軌道から大きくずれた低軌道に投入され、現在同軌道上を周回している。打ち上げ以来、衛星は安全モードである「太陽捕捉モード」で運用されており、機能・性能の劣化は特に観測されていない。

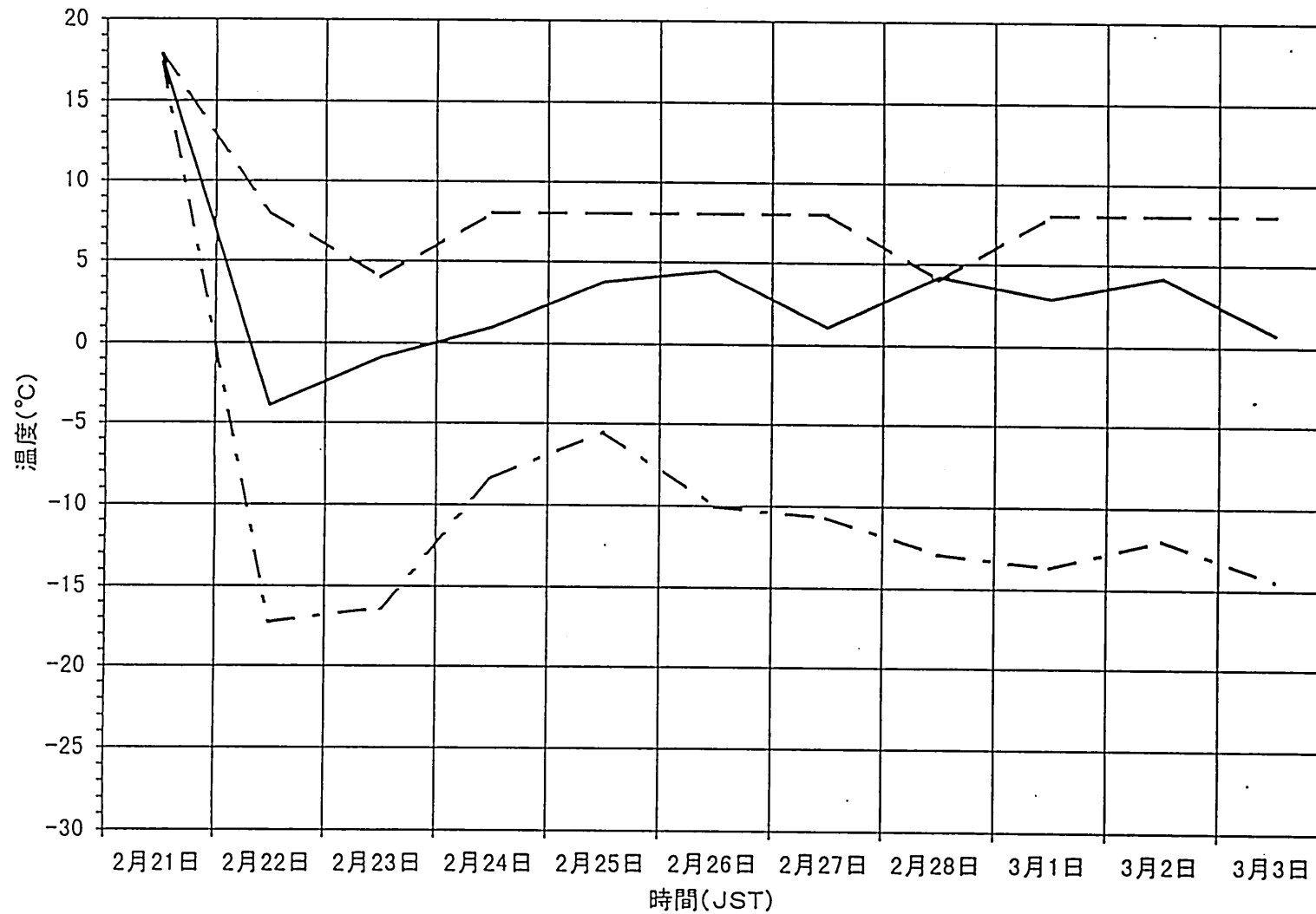
少しでも多くの通信実験を行うため、宇宙開発事業団は、通信総合研究所等関係機関の協力のもと、「かけはし」が持っているアポジエンジンを噴射する軌道変更を行う検討を鋭意進めてきた。その結果として、おかれた制約条件のもとで、ほぼ最適な軌道制御計画を策定した。計画では、本年3月12日に第1回の軌道制御を行い、5月末までの計8回の制御の後、遠地点高度約17,700 km、近地点高度約500 kmの2日9周回の準回帰軌道に投入することを目指す。この軌道変更には大きなリスクが存在するとともに、成功したとしても、その軌道は、静止軌道と大きく異なるため、当初計画していた実験目的をすべて達成することは困難であり、実験計画を大幅に見直さざるを得ない。現在、少しでも多くの実験を実施すべく、関係機関とともに検討を進めているところである。また、衛星バスに関する実験の実施に関しては、ここでは記述していないが、今後、可能な限り実施する方向で検討を進める。

「かけはし」の今後の運用にあたっては、想定していなかった厳しい状況に伴うリスクと困難・制約があるが、それらを克服して、実験の実施に最善を尽くす所存である。



「かけはし」の発生電力の推移

「かけはし」の機器の代表的な温度履歴

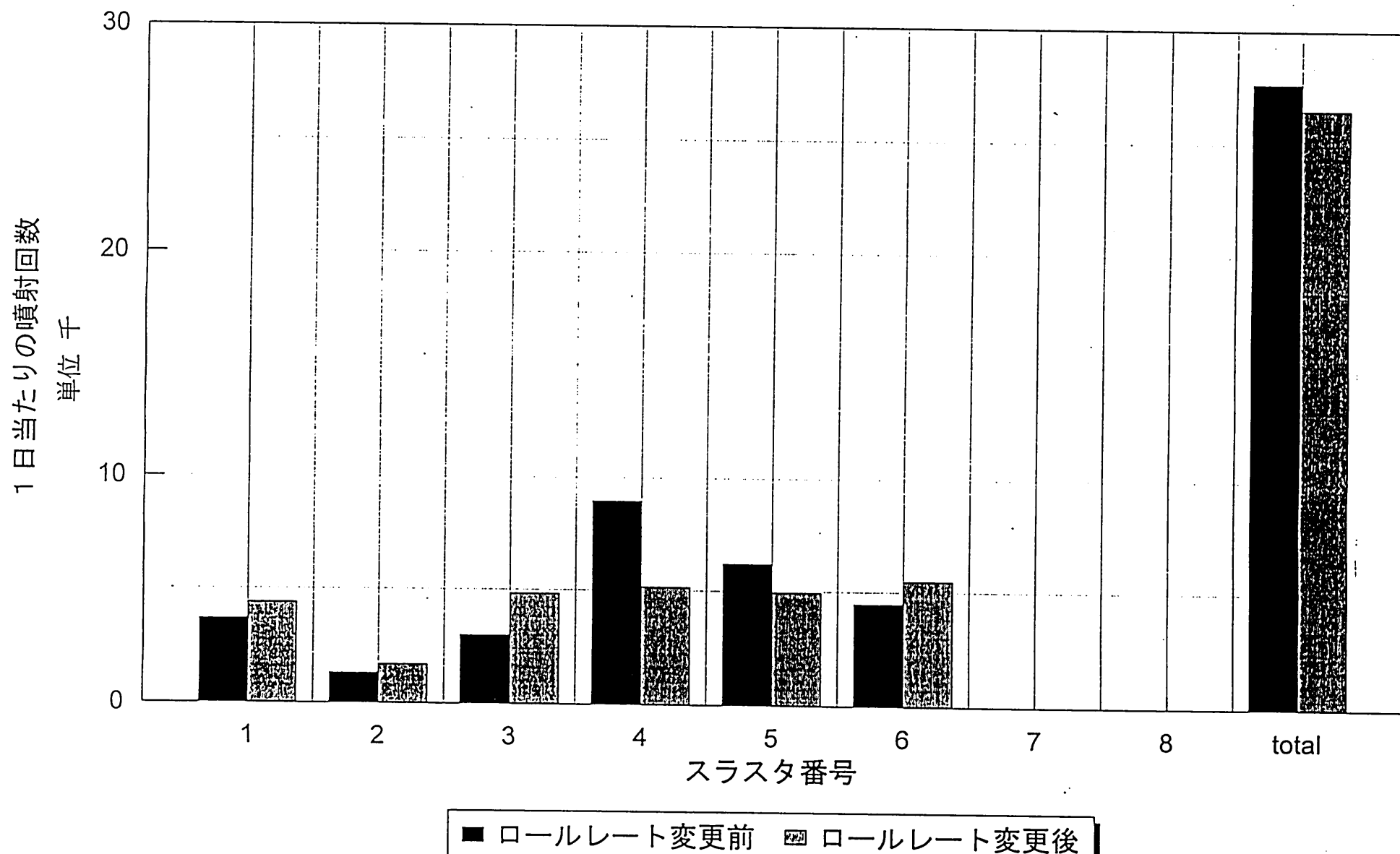


— 推進系配管
 — バスパネル
 - - ミッションパネル

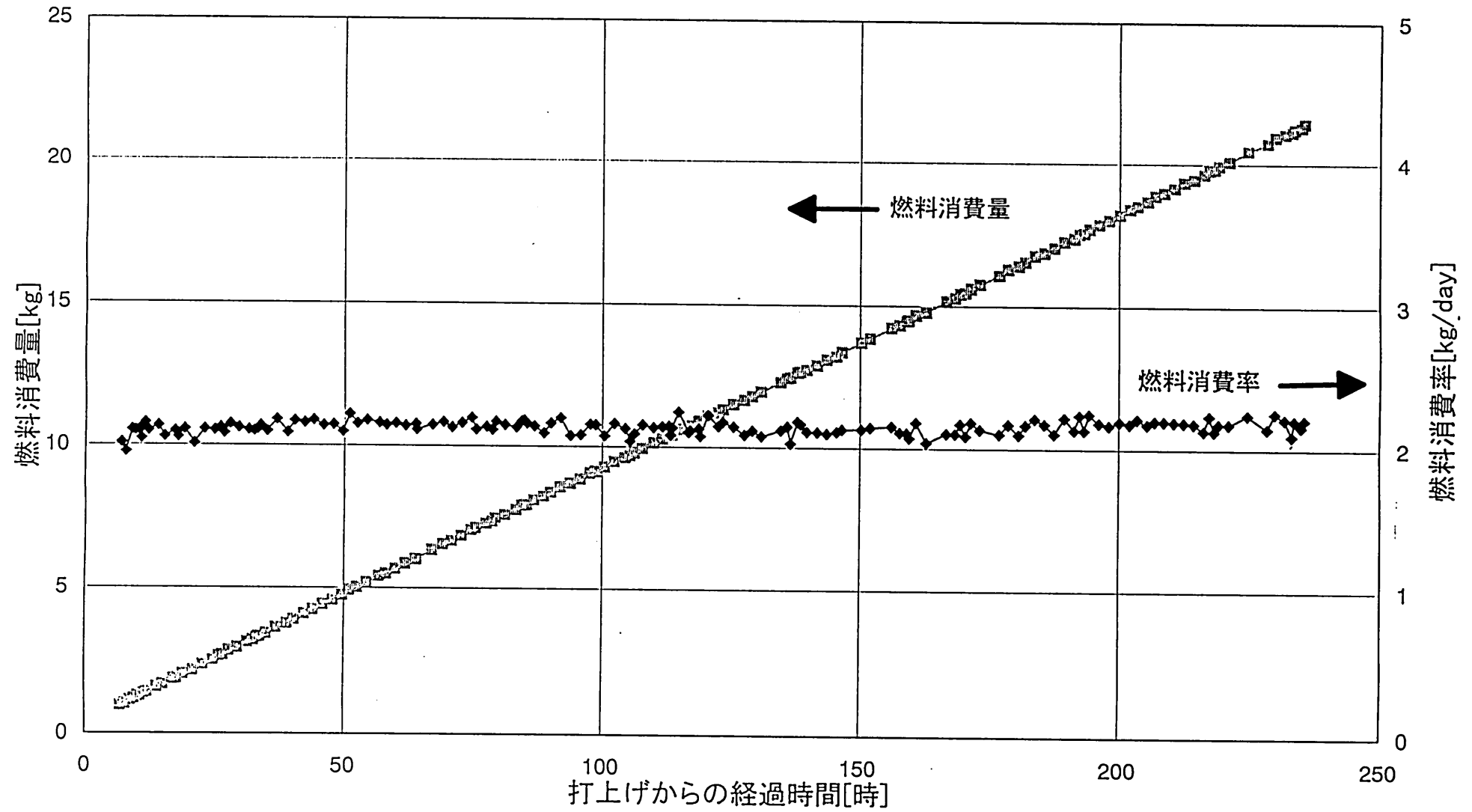
許容温度

- (1) 推進系配管 + 5°C
 (ヒドラジン充填時。現在は
 ヘリウムガスが封入されている。)
- (2) バスパネル - 15°C
- (3) ミッションパネル - 30°C

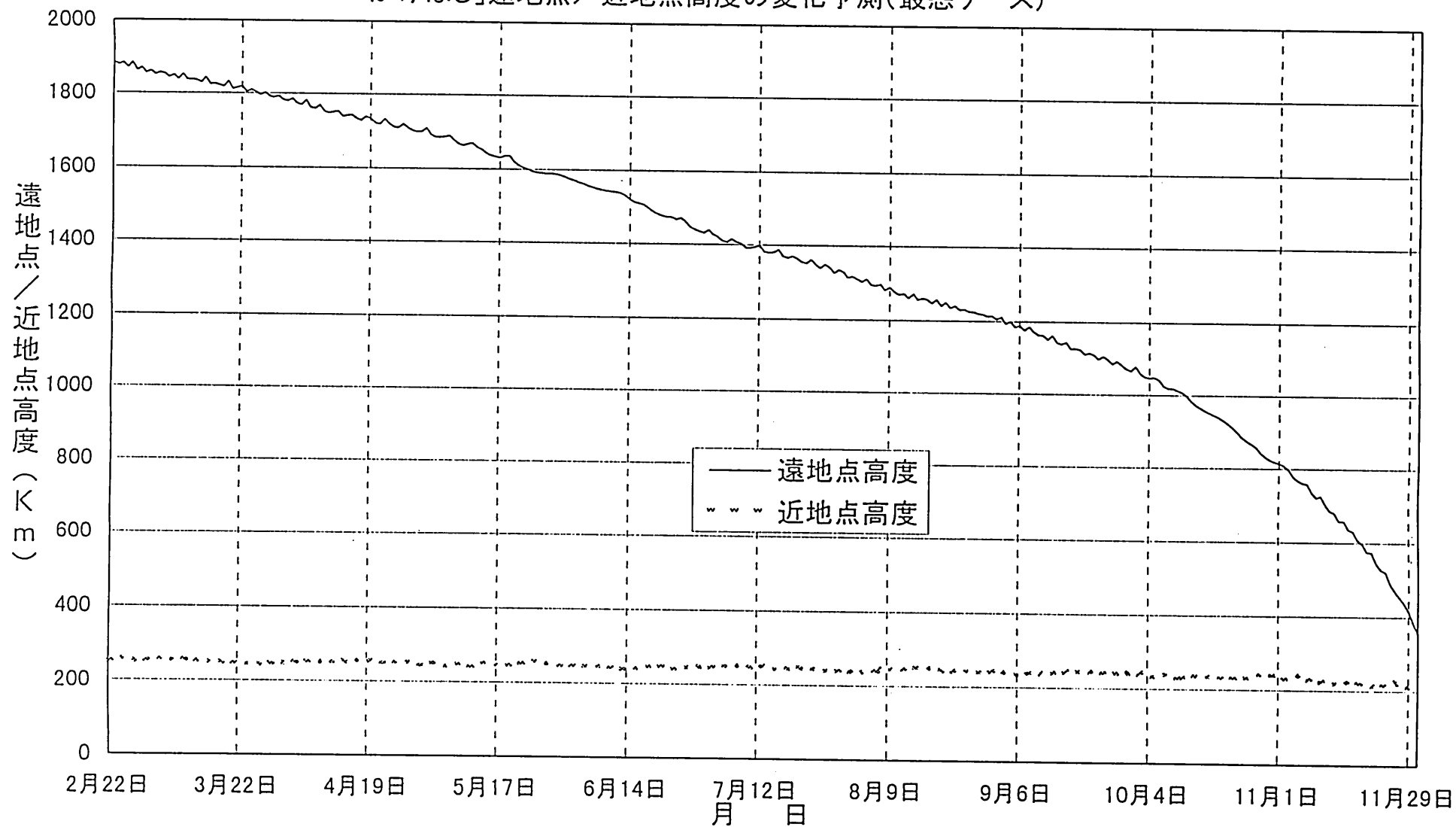
1日当たりの1Nスラスト噴射回数



COMETS UPS FUEL



「かけはし」遠地点／近地点高度の変化予測(最悪ケース)



軌道と実験運用に対する要求

- (1) 高度移動体衛星通信機器(MCE)／関東ビーム又は東海ビームの中心が、CRL鹿島宇宙センター方向を向くような姿勢と軌道にしてほしい。
- (2) 高度衛星放送機器(SBE)／関東ビーム又は九州ビームの中心が、CRL鹿島宇宙センター方向を向くような姿勢と軌道にしてほしい。
- (3) 上記1と2の条件が満たされる時間をできるだけ長く(可能であれば、2時間以上)確保できること。
- (4) 周期的に、日本から実験が可能となること。
- (5) ビームの指向方向の変動をビーム半値幅程度に抑えること。
- (6) バンアレン帯通過による実験運用制限が少ないこと。(実験運用に対する制限があれば、明らかにしてほしい。)
- (7) 最終の軌道変換後は、3軸確立前にある期間(数週間)太陽指向クルージングモードとすること。(ETS-VIで実施したようなアンテナパターン測定を行うため)
- (8) 遠地点が北半球にある間は、遠地点が日陰にならないこと。
- (9) 地上局施設の改修に要する期間を考慮した実験開始可能時期に、遠地点が北半球に来るようにすること。

運用軌道に関する検討項目 (1 / 2)

No.	要 求 事 項	検 討 内 容	現時点での結論、方針																					
1	通信実験のため地上局からの可視時間ができるだけ長いこと及び地上局からの衛星の動きおよび視線速度が遅いこと。	実験局のアンテナは、静止衛星を前提として固定式であるため、今後改修を行う必要がある。 遠地点高度を可能な限り高くする。	遠地点高度を高くする。 暫定軌道： 500km×16000～18000km																					
2	通信実験を行うには姿勢制御を精度良くする必要があり、そのためには地球センサの視野要求を満たす高度12270km以上が必要。	遠地点高度を出来るだけ高くする。 通信実験を行う遠地点付近では、地球センサを使用した姿勢制御が可能だが、近地点付近の高度が低い領域では、地球センサによらずジャイロを基準とした制御に切り替えて運用する。	上記軌道を実現できれば最低限の要求は満たす。 姿勢制御方式の具体化検討を実施中																					
3	バンアレン帯の放射線による劣化ができるだけ少ない軌道とすること。	太陽電池パドルの劣化は下記の通りと予測される。 <table border="1"><thead><tr><th>軌道</th><th>1年後の発生電力の割合(%)</th><th>備考</th></tr></thead><tbody><tr><td>250×25000km</td><td>5 8 %</td><td></td></tr><tr><td>1000×19000km</td><td>4 9 %</td><td></td></tr><tr><td>1900×15000km</td><td>3 2 %</td><td></td></tr><tr><td>静止軌道</td><td>9 5 %</td><td></td></tr><tr><td>250× 1900km</td><td>8 8 %</td><td>現軌道</td></tr><tr><td>500×18000km</td><td>4 5 %</td><td>運用軌道</td></tr></tbody></table> また、衛星の搭載機器に対するトータルドーズ量は、低い軌道の方が少ないが、それほど大差はなく、かつ、ETS-VIの実績から大きな問題とならなかった。 太陽電池パドルの劣化は遠地点高度が高いほど少ない。	軌道	1年後の発生電力の割合(%)	備考	250×25000km	5 8 %		1000×19000km	4 9 %		1900×15000km	3 2 %		静止軌道	9 5 %		250× 1900km	8 8 %	現軌道	500×18000km	4 5 %	運用軌道	発生電力を確保する観点からも、できるだけ遠地点高度を高くする必要がある。
軌道	1年後の発生電力の割合(%)	備考																						
250×25000km	5 8 %																							
1000×19000km	4 9 %																							
1900×15000km	3 2 %																							
静止軌道	9 5 %																							
250× 1900km	8 8 %	現軌道																						
500×18000km	4 5 %	運用軌道																						

運用軌道に関する検討項目 (2 / 2)

No.	要 求 事 項	検 討 内 容	現時点での結論、方針
4	通信実験を開始する時期（今年の夏か秋以降と想定）に十分長い可視時間がとれること。	通信実験を開始する時点で、遠地点が北半球にくるようにする。	軌道変更計画に左記要求条件も加味して検討する。
5	通信実験に必要な電力を確保すること。	太陽電池パドルの劣化はどうしようもないが、軌道面（傾斜角30度）と太陽の季節的な動き（±23.4度）を勘案し、今年の秋から冬にかけてできるだけ垂直に太陽光が当たるようにして、発生電力の確保に努める。 但し、全通信ミッションの同時運用は、ほぼ不可能と予測されるので3つのミッションをひとつずつ実施することになると思われる。	軌道の昇交点赤経（Ω）を左記の要求に合わせるのは困難だが、ある程度予測して初期軌道を選定できないか更に検討する。
6	運用上定期的に実験出来ることが望ましい。	準回帰軌道（又は回帰軌道）にできないか検討する。 下記軌道が候補として上げられる。 ① 3日回帰（13周回）の準回帰軌道 高度 約18500 km ② 2日回帰（9周回）の準回帰軌道 高度 約17700 km ③ 3日回帰（14周回）の準回帰軌道 高度 約16900 km ④ 1日回帰（5周回）の 回帰軌道 高度 約15600 km 注）近地点高度は500 kmを前提	軌道変更計画に左記要求条件を加味して検討する。 但し、①の軌道は軌道変更に必要な推薬が多く必要であること及び、回帰日数が長いことから採用しがたい。

軌道変更運用に関する検討項目（1 / 2）

No.	要 求 事 項	検 討 内 容	現時点での結論、方針
1	遠地点高度を極力高くする。	近地点で増速するマヌーバを基本とする。	近地点での増速を基本とする。
2	軌道マヌーバ効率をできるだけ良くする。	長時間噴射を行うと、近地点から外れた場所での噴射が長くなり、遠地点高度を上げる効率が低下する。1回の噴射時間は10分程度を目安にして可視確保などを勘案して決定する。	1回の噴射時間は10分前後を最大とする。
3	ストアドコマンド機能がないため運用は実時間コマンドを送信する事が必要。特に、パドルの収納／展開、および回転は連続可視が必要。	一連のコマンドをタイミング良く送信するためには海外局の支援が不可欠である。計画の確定と並行して支援要請を行う。	軌道変更計画が確定次第支援要請を行う。
4	初回マヌーバはA E F 噴射時間中、地上局からモニタし、万ーの場合はコマンドで中断できることが必要。	初回は、テストマヌーバとして可視時間が長くとれる（約50分）遠地点で噴射を行い、手順の確立、衛星の性能評価等を行う。但し、近地点が高くなりすぎないように噴射時間は短くする。（6項参照） また、近地点での最初のマヌーバも地上からモニタ出来る時間内で噴射が終了するよう計画する。	初回の噴射は遠地点で1分。第2回は近地点で5分とし、いずれも地上からの可視中に実施する。
5	手順が確立した以降のマヌーバは必ずしも噴射中の連続モニタは要求しない。噴射停止はタイマーで停止する。	できるだけ近地点近傍で噴射する。そのためには噴射中はモニタできないが、噴射終了後の状態をできるだけ早く可視に入るよう計画を立てる。	第3回以降は開始は可視でコマンドを送信するが、噴射モニタは要求しない。タイマ停止後はできるだけ早く可視となるよう実施場所を選定する。
6	近地点付近での空気抵抗による姿勢制御への影響が発生しないこと	最終軌道の近地点高度は観測衛星の実用最低軌道である500km程度とする。	最終軌道の近地点を500km程度とする

軌道変更運用に関する検討項目（2／2）

No.	要 求 事 項	検 討 内 容	現時点での結論、方針
7	噴射前に太陽電池パドルを収納しバッテリー運用となる。そのため、2.5時間以内にすべての運用を完了しパドルを展開する必要がある。 また、次の噴射を実施する前にはバッテリーを充電する必要がある。	地上局の配置、地上局の可視時間、噴射位置等を勘案して実施可能な計画を立案する。また、実施前はバッテリー満充電を基本とし、終了後は充電のため、下記の間隔を開ける必要である。 遠地点高度が 3 0 0 0 k mまでは 1 0 日前後 5 0 0 0 k mまでは 5 日前後 (TBD) 1 0 0 0 0 k mまでは 4 日前後 (TBD) 以降は 2 日前後 (TBD) (軌道変更時 D O D 6 0 % を前提)	地上局の配置を考慮して計画を立案する。 噴射間隔は左記条件を考慮して計画する。

運 用 軌 道 の ト レ ード オ フ

ケース (注1)	遠地点高 度(km)	姿勢制御 可能期間	通信実験可能期間 (注2)	回帰日数 (周回数)	実験運用可能時間 (1回帰あたり)	実験運用可能時間の総計 (分)(注3)
1	18,500	5ヶ月	5ヶ月	3日 (13周回)	100分	$150 \div 3 \times 100 = 5000$ 分
2	17,700	6ヶ月	5ヶ月	2日 (9周回)	90分	$150 \div 2 \times 90 = 6750$ 分
3	16,900	9ヶ月	5ヶ月	3日 (14周回)	80分	$150 \div 3 \times 80 = 4000$ 分
4	15,600	12ヶ月	5ヶ月	1日 (5周回)	40分	$150 \div 1 \times 40 = 6000$ 分

注1: 近地点高度は、全ケース500kmである。

注2: 遠地点が、約10ヶ月で360度回転するので、必要な可視条件はどの軌道でも実験開始後5ヶ月を過ぎると急激に悪化する。また、その後可視条件が良くなったとしても、その時点では太陽電池の劣化により電力が不足し通信実験を行うことは出来ない。従って、どのケースにおいても運用可能な期間は、共通して5ヶ月となる。

注3: 通信実験の可能な期間は、各ケースとも5ヶ月のため、 $30日 \times 5ヶ月 = 150日$ となる。また、実験が可能な日(衛星が遠地点付近で地上局アンテナの指向可能範囲を通過する周回のある日)は、1回帰あたり1回(1周回)であるため、実験可能な周回数は150日を回帰日数で割ったものとなる。これに1周回あたりの実験運用可能時間をかけたものが、実験可能時間の総計となる。

25

						COMETS 軌 ー			1	発 信
連絡書		件名 「かけはし」運用軌道投入計画			班長	点検	作成			
No.	マヌーバ名称	制御中心時刻(UT)	制御量 ΔV(m/s)	制御後遠地点・近地点 高度 (km)	制御時平均 近点離角(deg)	使用燃料 (kg)	備考		2	受 信
0	制御前軌道	(98.02.26 11:00:00)	ー	1881.1 / 248.6		ー	2/27軌道決定値使用			
1	ペリジ引上げ1	98.03.11 17:08:00	39.26	1861.8 / 403.0	185.4	49.1	噴射時間: 1分30秒			
2	アポジ引上げ1	98.03.19 16:38:00	133.17	2513.3 / 391.4	9.1	161.7	噴射時間: 5分			
3	アポジ引上げ2	98.05.06 02:53:00	284.15	4102.9 / 400.5	9.7	322.8	噴射時間: 10分			
4	アポジ引上げ3	98.05.11 08:57:00	314.31	6390.6 / 399.2	358.6	324.7	噴射時間: 10分			
5	アポジ引上げ4	98.05.16 08:56:00	352.65	9956.4 / 398.8	358.3	327.8	噴射時間: 10分			
6	アポジ引上げ5	98.05.21 22:45:00	301.30	14298.1 / 419.0	8.7	252.2	噴射時間: 7分30秒			
7	アポジ引上げ6	98.05.26 18:05:00	152.00	16851.6 / 504.7	340.2	118.8	噴射時間: 3分25秒			
8	アポジ引上げ7	98.05.31 20:40:00	38.24	17683.3 / 502.7	359.2	29.2	噴射時間: 0分50秒			
9										
10										
11										
12										
合計			1615.08			1586.3				

配布先: 企画管理班

注1) 噴射時間はメイン噴射の時間。

注2) 制御後遠地点・近地点高度は接触軌道要素から計算しているため、遠地点高度は数10km、近地点高度は10km以下の範囲で変動する。

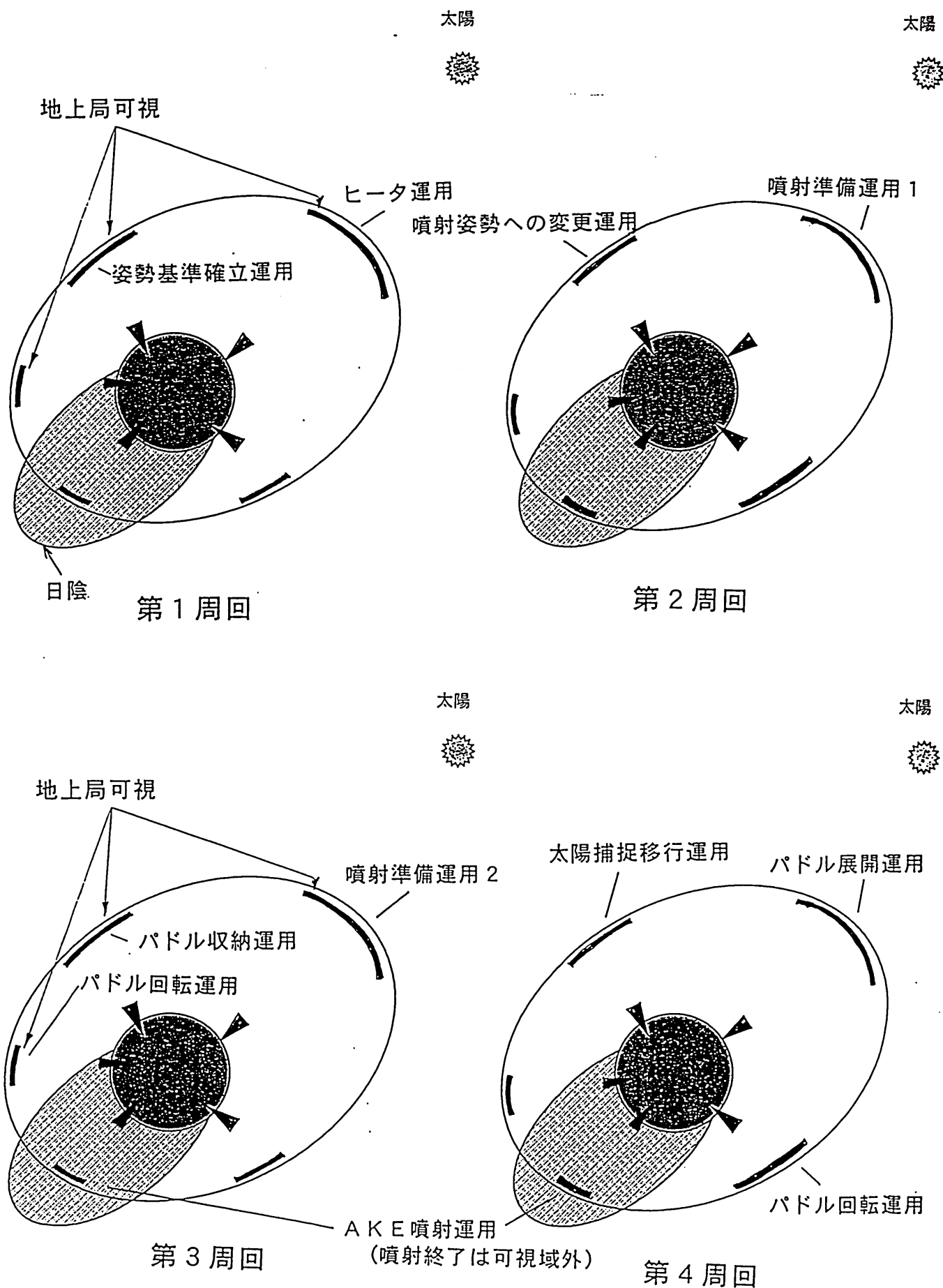
「かけはし」搭載機器の有効寿命評価

動作時に有効寿命を越える可能性のある機器

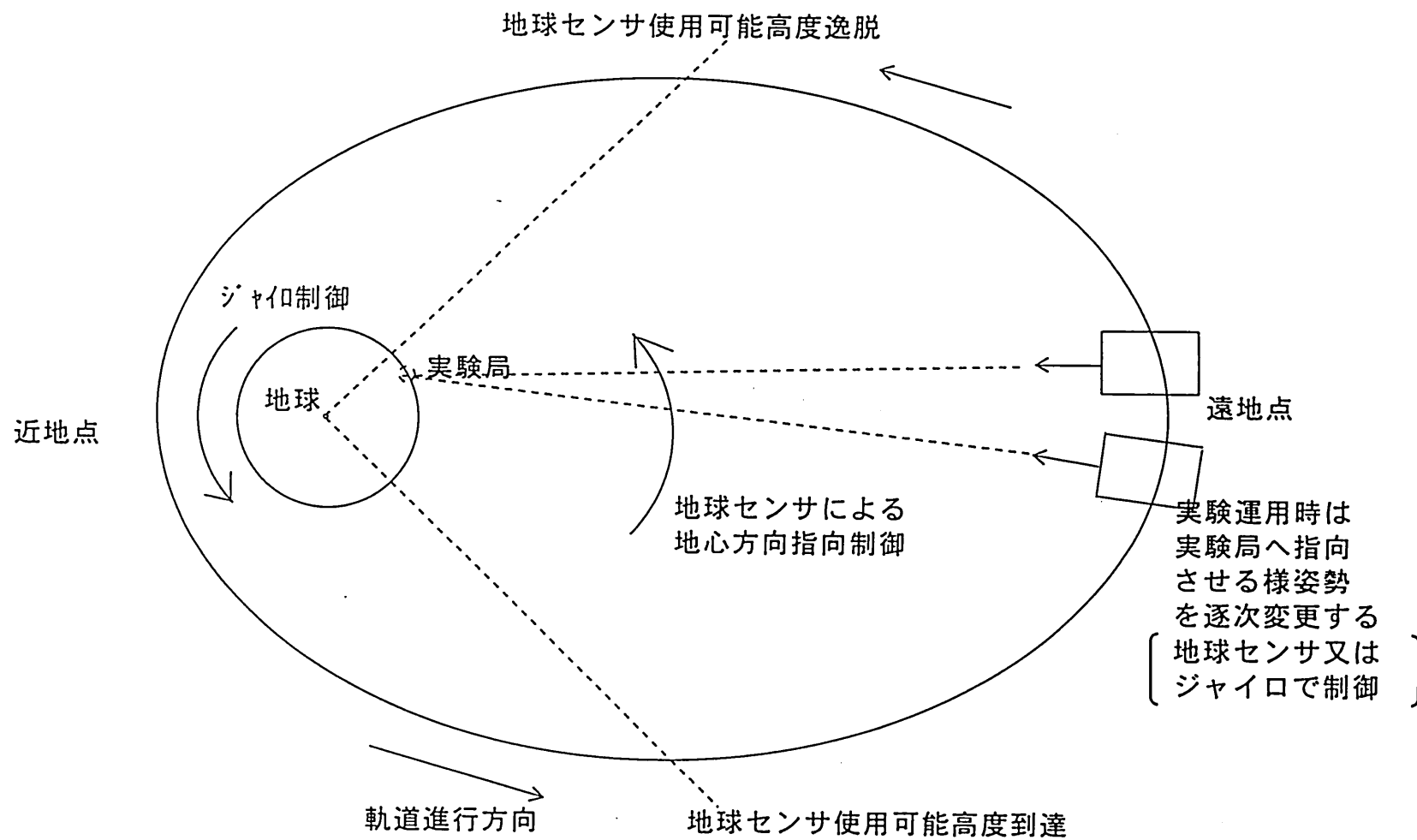
機器名称	寿命日数	寿命期限
統合型推進系 酸化剤系(NTO 供給系)	150 日 (NTO 充填後)	1998/3/23
統合型推進系 He気蓄器	150 日 (He 加圧後)	1998/4/ 4
高度衛星放送用アンテナ 火工品緩衝材	200 日 (締付け後)	1998/5/ 3

寿命を越えた場合の影響評価

機器名称	寿命を越えた場合の影響評価	危険性
統合型推進系 酸化剤系 (NTO 供給系)	パイロ弁は最初のアポジエンジン噴射直前に開とするため(3月中に実施予定)、作動性能に影響はないと考えられる。その後のNTO貯蔵については、NTOは一般に透過性がヒドラジン等に比べて高く、パイロ弁、遮断弁、逆止弁、注排弁のシールの劣化とそれに伴う過大漏洩に対して十分な試験データを有していないため、可能な限り早くNTO を消費することが望ましい。しかし、NTO タンク上流配管を通じてのヒドラジンとの混合は、遮断弁及び逆止弁で二重に防止しているため、危険性は低いと考えられる。	小
統合型推進系 He気蓄器	強度評価試験に基づく強度寿命保証範囲を越える使用となるが、保証寿命期間を過ぎて急激に強度低下する可能性は小さい。	小
高度衛星放送用 アンテナ 火工品緩衝材	緩衝材の火工品動作時の衝撃を和らげる能力が低下し、火工品近傍にある SBE-APM、SBE-TRX に対して過大な衝撃を与える可能性があるが、衝撃により当該機器が損傷する可能性は小さい。	小

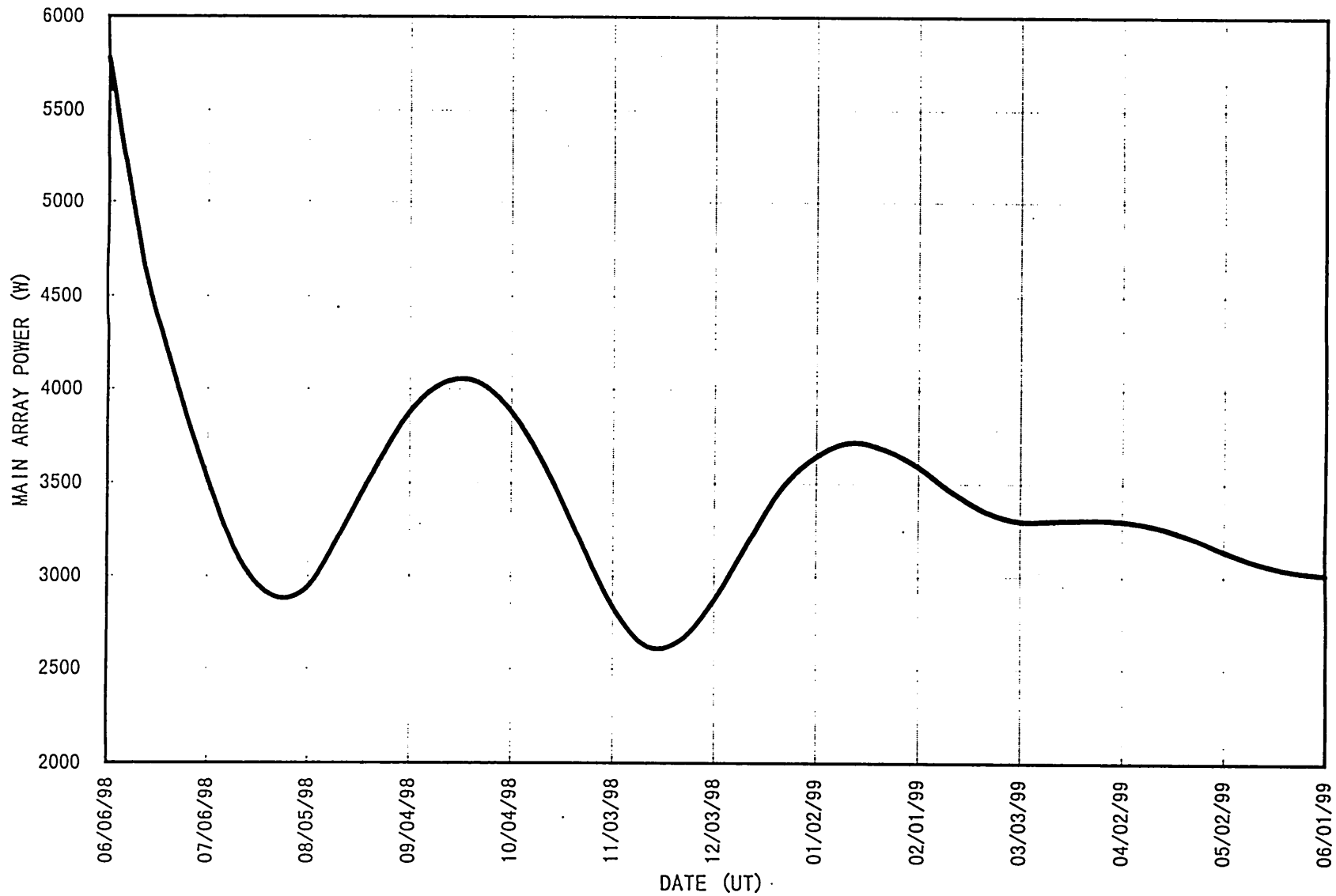


軌道変更運用と地上局の関係の一例



運用軌道での姿勢制御方法概念

COMETS MAIN ARRAY POWER PROFILE



「かけはし」の運用軌道投入後のメインアレイ発生電力予測

実験実施の見直し案(一次検討)

I 通信総合研究所実験実施の検討結果

優先順位 1 > 2 > 3

× 実施が困難

1	高度移動体衛星通信実験		実験内容	備考
1-1	搭載機器軌道上評価実験			
(1)	衛星搭載アンテナの特性	1	アンテナ利得、アンテナ放射特性、関東・東海ビームクロスポイントにおける利得特性	各種実験の基礎データとして重要
(2)	衛星搭載アンテナの指向性制御特性	×	搭載アンテナの自動追尾指向精度、オフセット追尾指向精度の測定	高精度な指向制御が困難
(3)	衛星搭載中継器の特性	1	入出力特性、再生中継器ビット誤り率特性、ビーム間接続特性等の測定	各種実験の基礎データとして重要
1-2	高精度姿勢予測に関する実験	×	搭載アンテナを自動追尾させた状態での衛星の姿勢予測実験	高精度姿勢制御が困難。
1-3	地球局の特性に関する実験	2	衛星を用いて、主局、車載実験局の特性を測定	各種実験の基礎データとして重要。地上施設で測定可能なものについては地上のみで測定。
1-4	電波伝搬特性に関する実験	×	Ka帯、ミリ波での降雨減衰特性の測定	継続的な測定が困難。
1-5	移動体衛星通信に関する実験	3	車載局走行時の通信品質、アンテナ制御、ドップラ対策技術の評価	継続的な測定が困難。単発的な実験は試みる。
1-6	高度衛星通信システム技術に関する実験	3	携帯局の性能確認、各種通信方式の評価実験	継続的な測定が困難。単発的な実験は試みる。
2	高度衛星放送実験			
2-1	搭載機器軌道上評価実験			
(1)	衛星搭載アンテナの特性	1	アンテナ利得、アンテナ放射特性、関東・九州ビーム間の分離度の測定	各種実験の基礎データとして重要
(2)	衛星搭載機器の特性	1	中継器の入出力特性、広帯域周波数特性等の測定	各種実験の基礎データとして重要
2-2	電波伝搬特性に関する実験	×	21 GHz帯の降雨減衰特性の測定	継続的な測定が困難。
2-3	電波の受信等に関する実験	×	マルチビームアンテナ内受信信号品質評価、干渉等の測定	継続的な測定が困難。
2-4	21GHz帯高度衛星放送基盤技術の実験	3	ディジタル変復調及び誤り訂正技術評価実験、スタジオ品質HDTV、立体HDTV、地域別衛星放送等のための伝送実験	継続的な実験が困難。単発的な実験を試みる。
3	その他の実験			
3-1	KFBを用いた電波伝搬特性に関する実験			
(1)	電波伝搬特性測定実験	3	23 GHzのビーコンによる降雨減衰特性の測定	継続的な測定が困難。単発的な実験を試みる。

II 宇宙開発事業団における実験実施の見直しの一次検討 (案)

1. 衛星間通信実験

注) 実験は筑波フィードリンク局及び模擬衛星局を用いて実施する。

実験計画	優先順位	備考
1) ユーザ宇宙機対追尾実験 *1		
a. 開ループ追尾精度の検証	×	
b. Kaバンド対追尾特性	1	COMETS の周回三軸姿勢制御中の自動追尾実施
c. 追尾シーケンスの検証	×	
d. ドップラー補償	1	COMETS と模擬衛星局及びフィードリンク局のドップラ
2) データ伝送及びSNIP適合性実験 *2		
a. ユーザ宇宙機所要G/T対データレート	2	高精度な評価が困難 (高データレートのみ取得可能)
b. ユーザ宇宙機所要EIRP対データレート	2	高精度な評価が困難 (高データレートのみ取得可能)
c. 接続符号化による品質改善	3	
d. 伝送特性評価	2	可能な限り取得 (降雨減衰特性)
e. SSA/KaSAリターンリンクのRFI評価	×	
f. 搭載中継器の特性	1	基礎データ
3) 軌道決定に関する実験 *1		
a. KaバンドによるCOMETS軌道決定	2	1局Kaバンド (2way) による軌道決定
b. 4way測距によるユーザ宇宙機軌道決定	2	模擬衛星局の位置推定
4) スペースネットワーク運用実験 *1、*2		
a. ユーザインターフェースの評価	×	
b. SN運用計画の検証	3	
c. SN運用性の検証	3	
5) 外国機関との相互支援運用 *1、*2		
a. SNIP/Sバンドパラメータの検証	×	
6) 総合実験運用 *1、*2	×	
7) 適合性試験 *1、*2	×	

注1) *1: 衛星間データ中継技術 *2: 衛星の高精度対追尾技術

注2) 搭載アンテナが実験局に指向できることが前提である。

注3) 優先順位 1>2>3 ×: 実施困難

2. 高度衛星放送実験

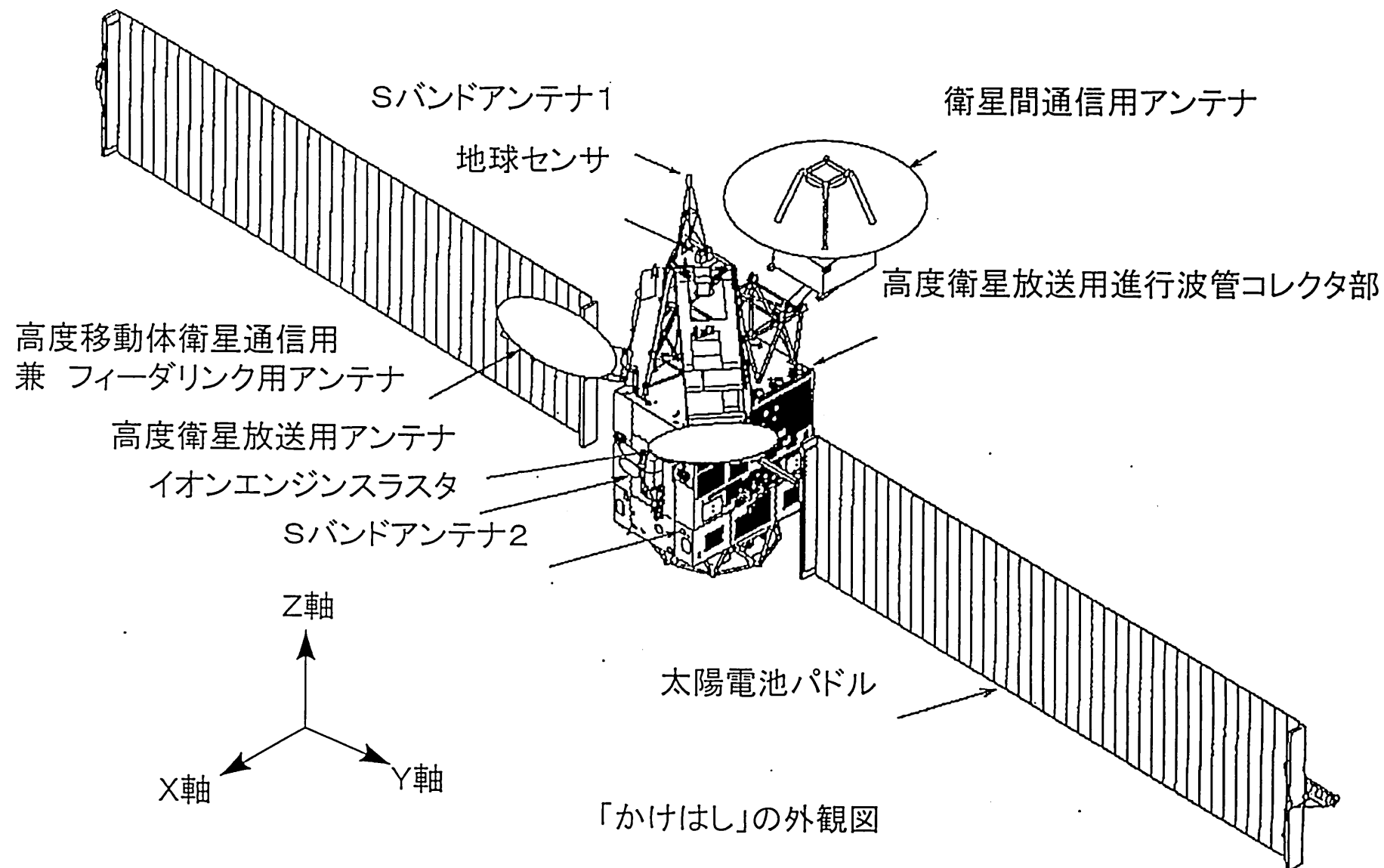
注) 実験はNASDA可搬局、小型受信局及び中継局を用いて実施する。

実験計画	優先順位	備考
1) 搭載機器軌道上評価実験 *4		
a. 搭載アンテナの送受信パターンの測定	1	基礎データ
b. アンテナ指向精度の評価	3	性能評価
c. TWTの経年変化特性の評価	3	基礎データ
2) 電波伝搬特性に関する実験 *4		
a. ビーム間アイソレーション実験	×	周回衛星のため困難
b. Kaバンド伝送特性の評価	2	可能な限り取得 (降雨減衰特性)
3) 通信技術に関する実験 *3		
a. 最適デジタル変調方式に関する実験	2	高精度な評価が困難
4) 利用実験に関する実験 *3、*4		
a. 画像データの帯域圧縮技術実験	3	
b. 画像データの伝送・配信実験	3	

注1) *3: 中継技術 *4: マルチビームアンテナ

注2) 搭載アンテナが実験局に指向できることが前提である。

注3) 優先順位 1>2>3 ×: 実施困難



略語集

略語	英語名称	日本語名称
AKE	Apogee Kick Engine	アポジエンジン
APM	Antenna Pointing Mechanism	アンテナ駆動機構
CRL	Communication Research Laboratory	郵政省通信総合研究所
DOD	Depth Of battery Discharge	バッテリー放電深度
EIRP	Effective Isotropically Radiated Power	実行放射電力
G/T	Gain to noise Temperature ratio	利得対雑音温度比
HDTV	High-Definition TeleVision	高精細度テレビジョン
JST	Japan Standard Time	日本標準時
KFB	K-band Forward Beacon	Kバンドフォワードビーコン
KSA	K-band Single Access	Kバンドシングルアクセス
MCE	advanced Mobile satellite Communications Equipment	高度移動体衛星通信機器
NTO	Nitrogen TetraOxide	四酸化二窒素
PFD	Power flux Density	電力密度
RFI	Radio Frequency Interference	電波干渉
SBE	advanced Satellite Broadcasting Equipment	高度衛星放送機器
SNG	Satellite News Gathering	サテライト・ニュース・ギャザリング
SNIP	Space Network Interoperability Panel	宇宙ネットワーク相互運用会議
SSA	S-band Single Access	Sバンドシングルアクセス
TRX	Tracking receiver	追尾受信機
TTC	Telemetry Tracking and Command	テレメトリ、トラッキング及びコマンド
TWT	Traveling Wave Tube	進行波管
UT	Universal Time	世界標準時