

第18号科学衛星 (PLANET-B) 「のぞみ」の打上げから ミッション終了までの経緯

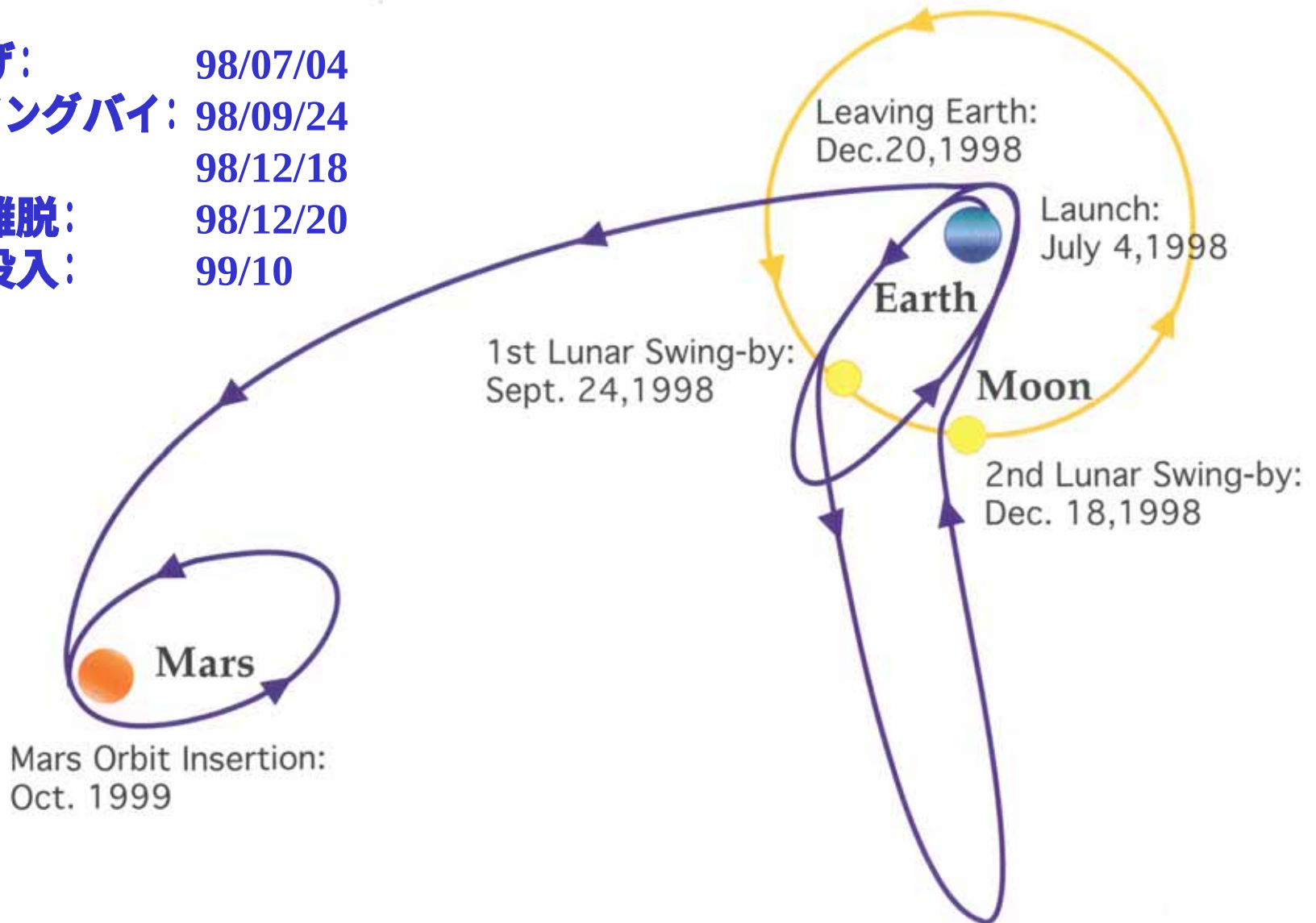
打上げ：1998年7月4日(日本時間)



打上げ当初の軌道計画

"NOZOMI"(PLANET-B) Mission Sequence

打上げ: 98/07/04
月スイングバイ: 98/09/24
98/12/18
地球離脱: 98/12/20
軌道投入: 99/10



精密軌道制御 & 決定技術の習得

-- 月スイングバイ制御の実現 --

1998

09/08 SWING-BY DV 3.3km/s

09/09 近地点通過

09/14 遠地点通過

09/16 補正DV 3cm/s

09/20 近地点通過

09/24 第1月SWING-BY

(最接近高度2350km)

10/01 補正DV 70cm/s

11/04 SWING-BY DV 7.66km/s

(遠地点170万km)

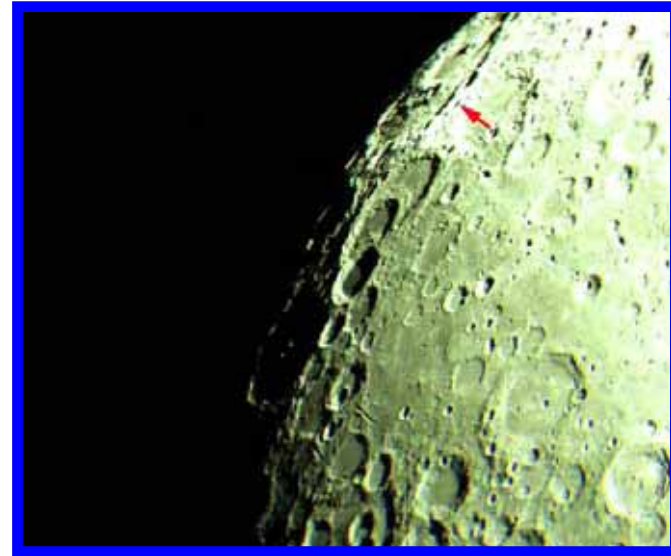
12/04 補正DV 47cm/s

12/16 補正DV 30cm/s

12/18 第2月SWING-BY

(最接近高度2800km)

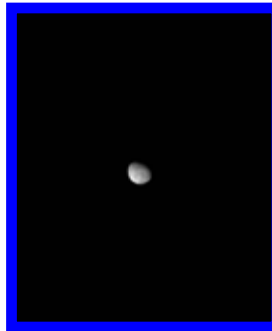
12/20 地球離脱DV(=近地点通過)



再接近中

1998年12月18日16時35分(JST)

月面から2800km



スイングバイ前日
12月17日11時2分(JST)
距離20万

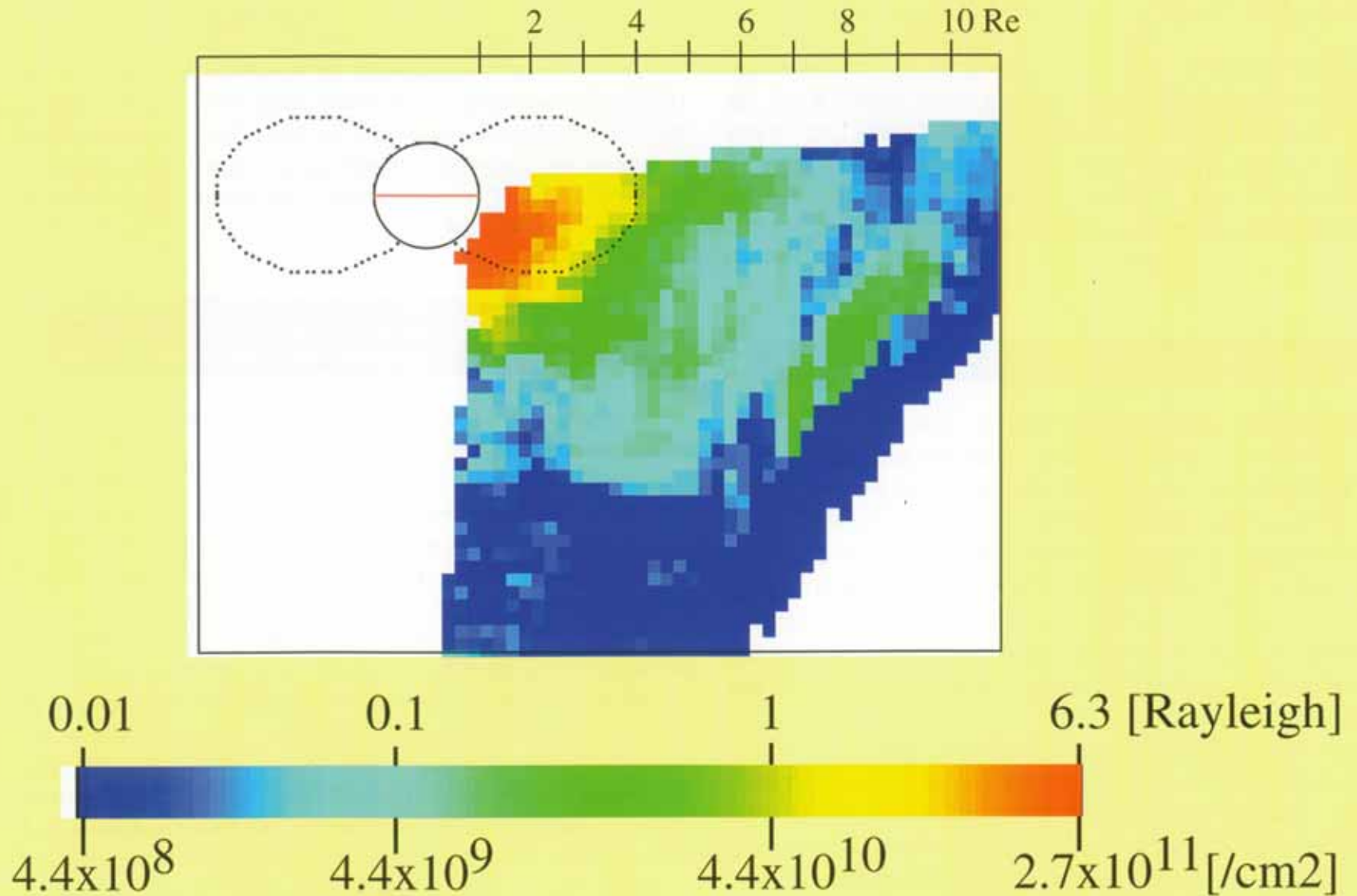


スイングバイ6時間半前
12月18日10時3分(JST)
距離44580km



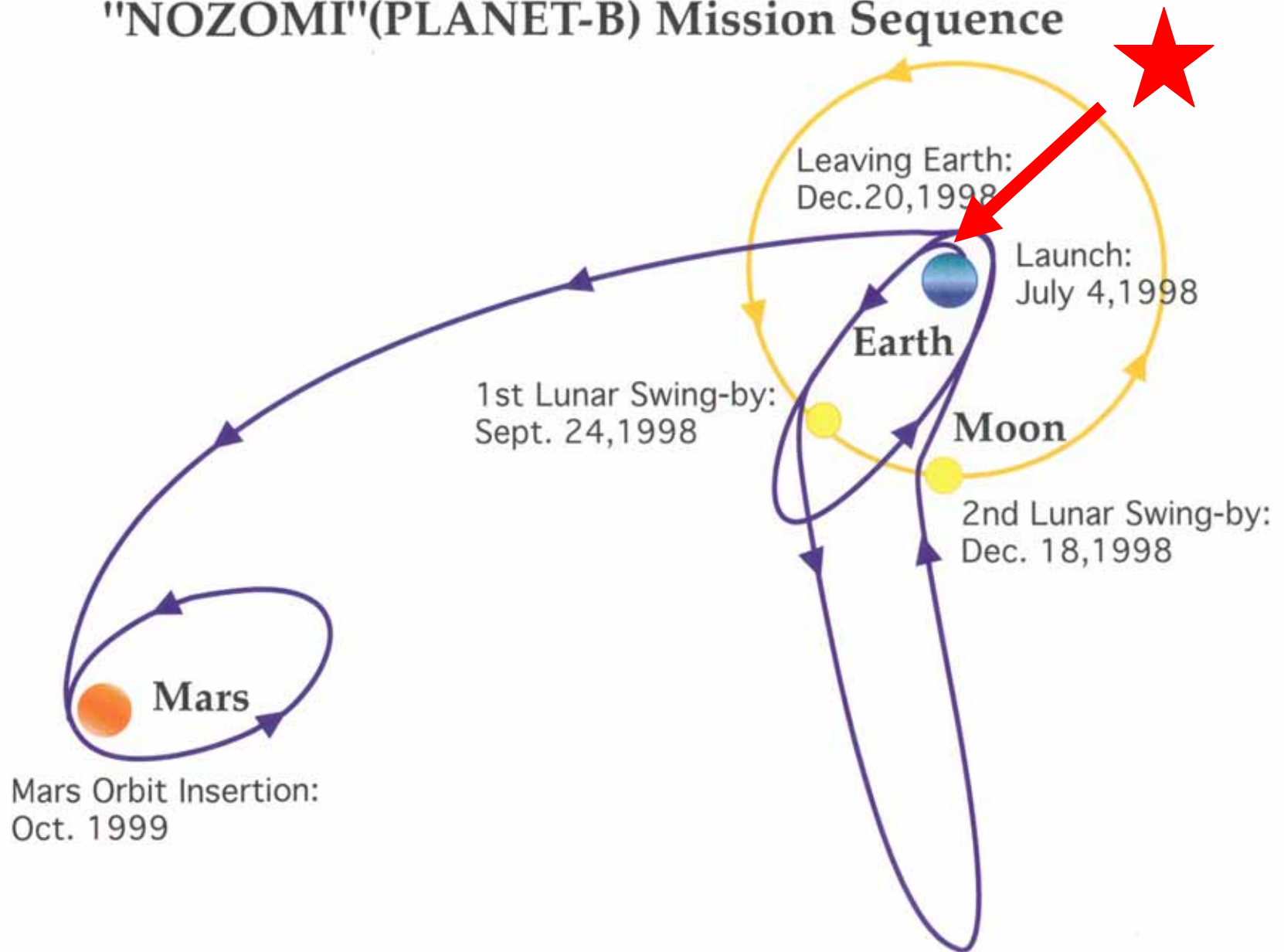
スイングバイ中
12月18日16時20分(JST)
距離4483km

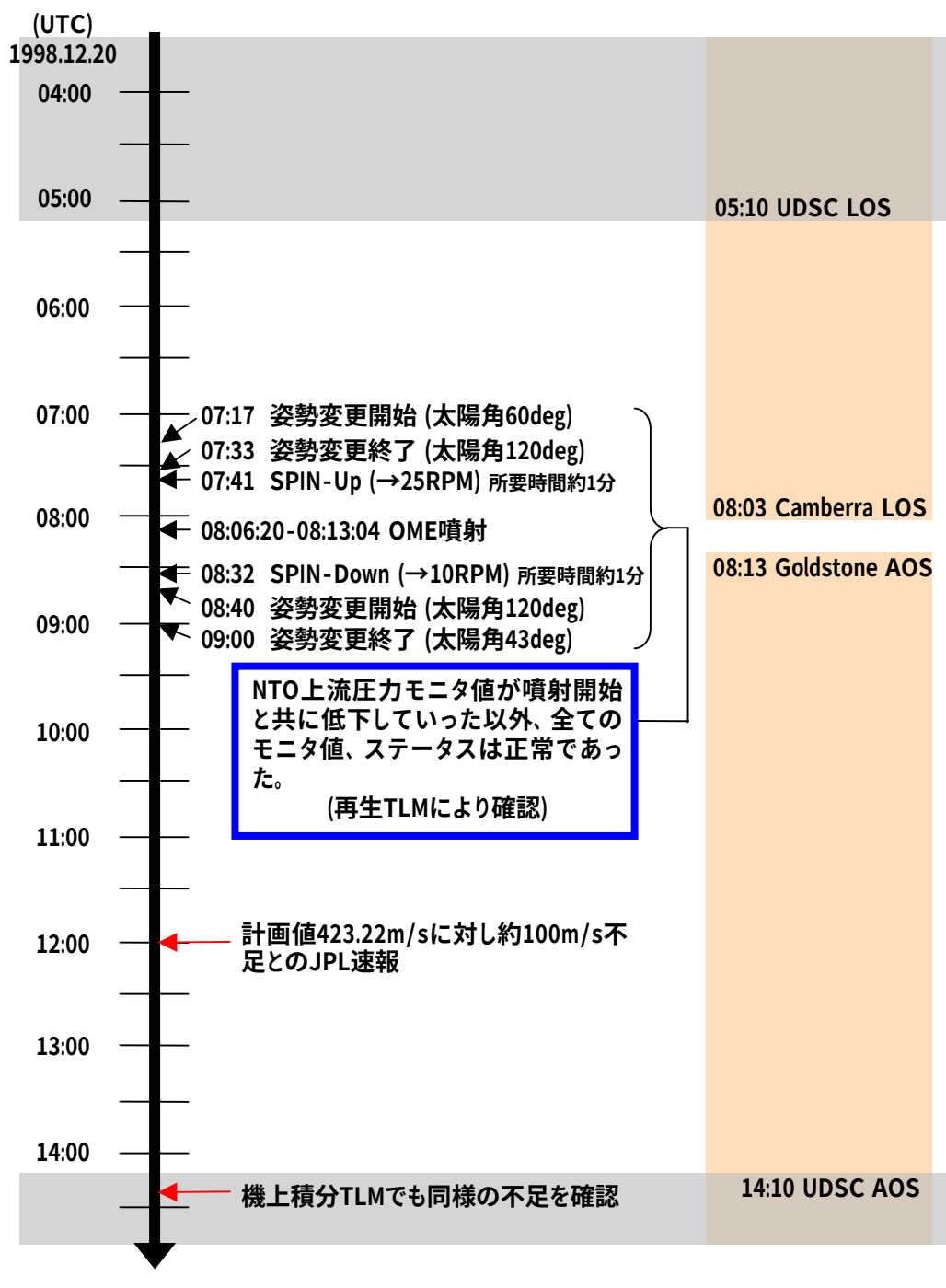
He⁺(30.4nm)による地球プラズマ圏の初観測



地球離脱時に燃料供給系の不具合が発生

"NOZOMI"(PLANET-B) Mission Sequence

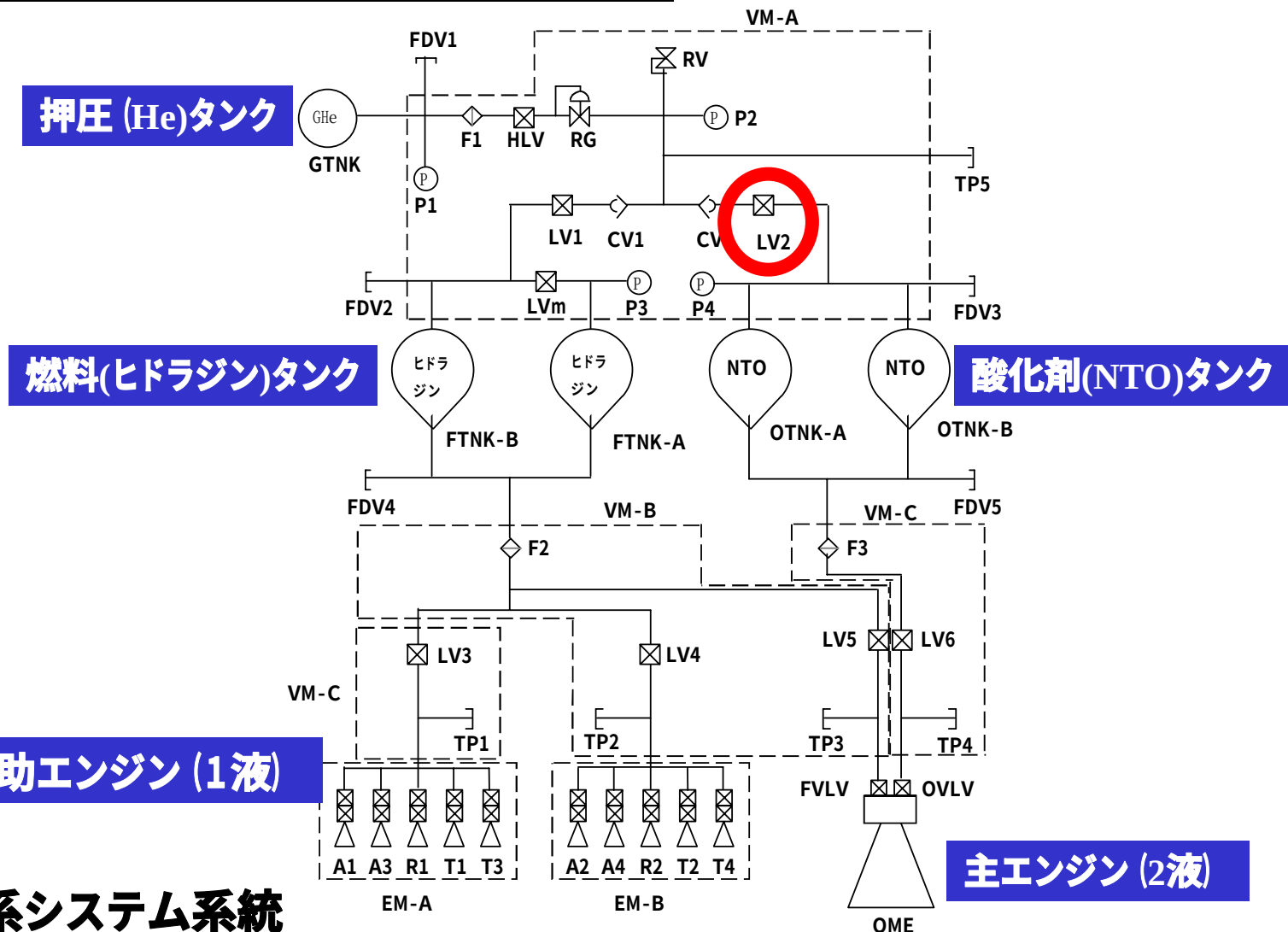




運用時間

運用時間

燃料供給系の不具合 (1998年12月20日)



「のぞみ」推進系システム系統

HLV : 高圧ガス系ラッチングバルブ
 LV1-2, LVm : 低圧ガス系ラッチングバルブ
 LV3-6 : 液系ラッチングバルブ
 RG : レギュレータ
 RV : リリーフバルブ
 CV1-2 : チェックバルブ
 F1-3 : フィルタ
 P1-4 : 圧力センサ

FDV1-5 : 注排弁
 TP1-5 : テストポート
 A&T1-4, R1&2 : RCSスラスタ
 OME : OME
 FTNK-A&B : ヒドラジンタンク
 OTNK-A&B : NTOタンク
 GTNK : Heタンク

酸化剤ガス系ラッチングバルブ (LV2) の作動異常が原因である。

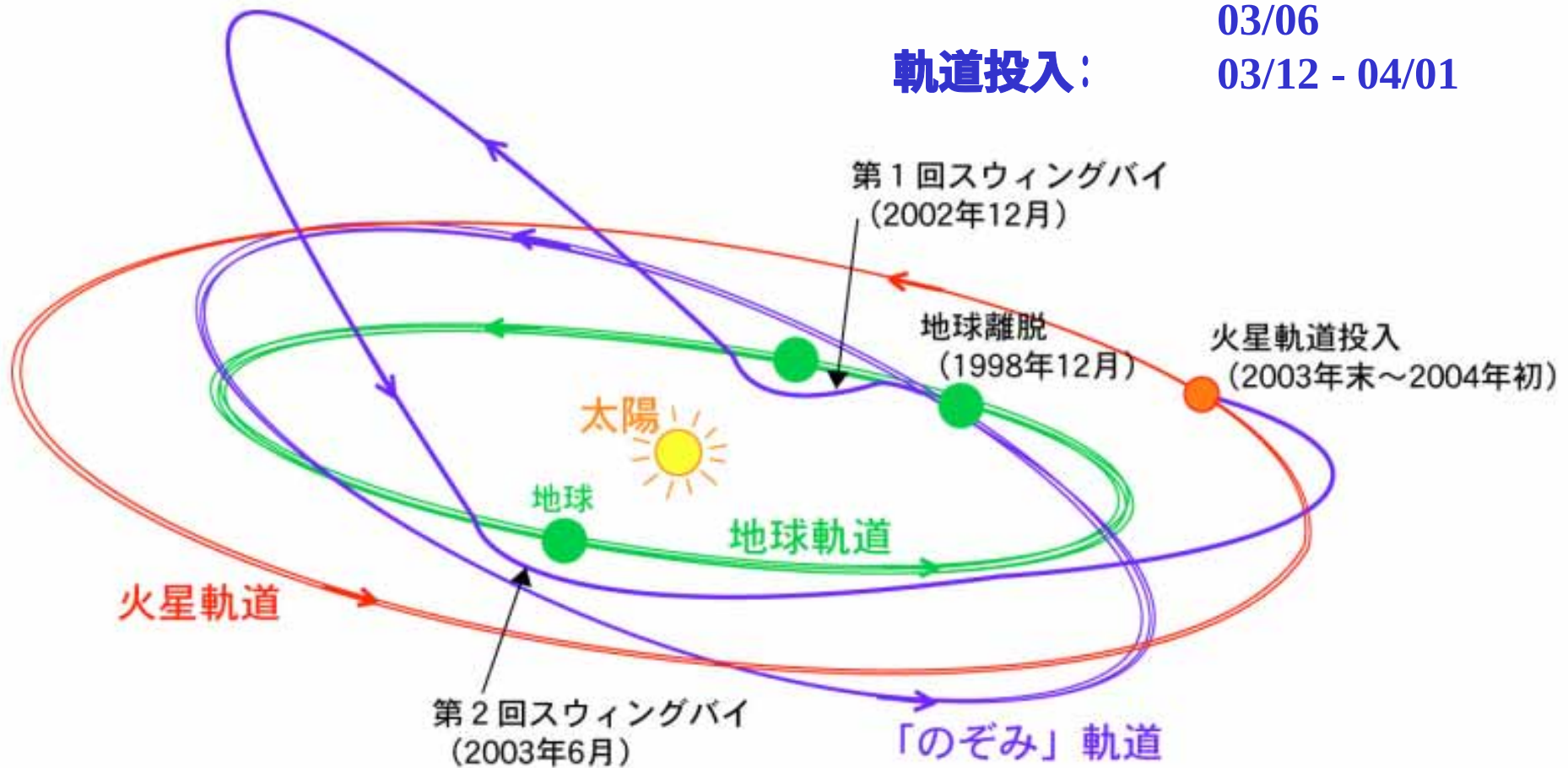
代替え軌道の探索

想定火星周回軌道
残存燃料 (速度変化量換算)

150km x 40 Rm
1060 m/s

候補軌道	軌道投入時期	必要燃料	判定
直接投入	1999.10	1135 m/s	×
火星スイングバイ(powerd)	2000.08	1102 m/s	×
火星スイングバイ (powered & nonpowerd)	2002.07	1064 m/s	△
地球スイングバイ	2003.12	846 m/s	○
火星スイングバイ(複数回)	2006.04	964 m/s	△

地球離脱: 98/12/20
合運用: 00/12 - 01/01
スイングバイ: 02/12
03/06
軌道投入: 03/12 - 04/01



「のぞみ」の新軌道計画

遠距離通信 & 自律運用技術の習得

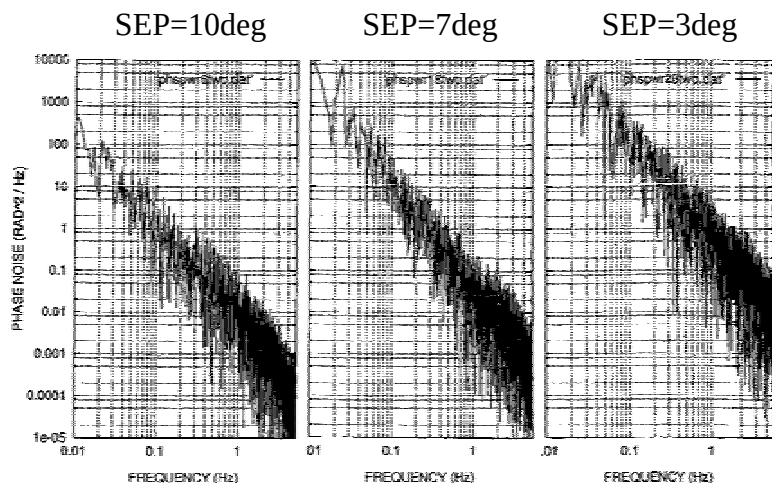
-- 合運用の実現、データ取得 --

遠距離通信

2000/12/28

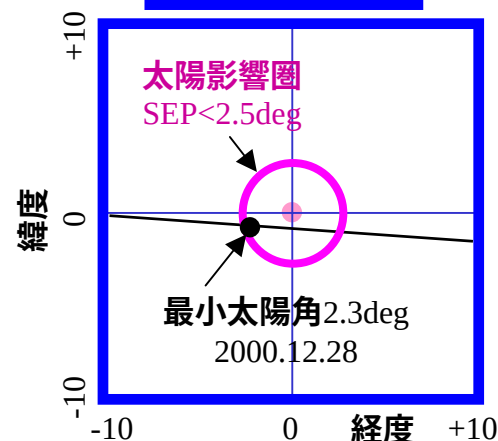
地球との通信距離 3億6300万kmを記録
(往復伝播遅延 40分20秒)

太陽雑音データの取得



※SEP=地球から見た太陽-衛星離角

合運用の実現



※原点=地球から見た太陽方向

3週間の自律運用

2000
12/26迄 非可視自動地球追尾
12/28 通信不能期間開始

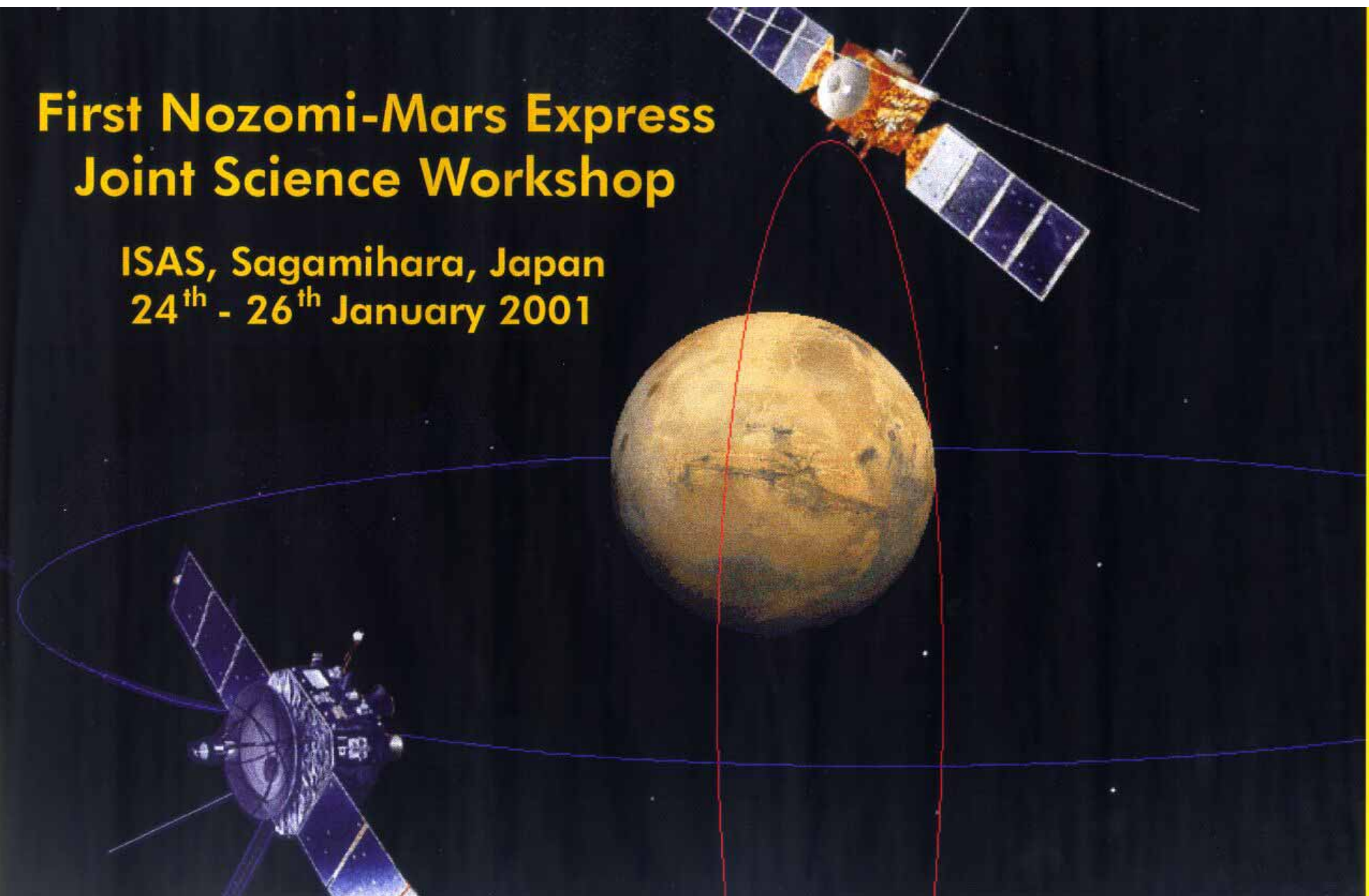
2001
01/04 追尾パラメータ切替(TI-CM)
01/10 自動姿勢制御(TI-CM)
→太陽位相を180deg変更
01/14 自動地球追尾開始(TI-CM)
01/20 通信再開
→姿勢誤差0.6deg以内

※TI-CM=時刻指定コマンド

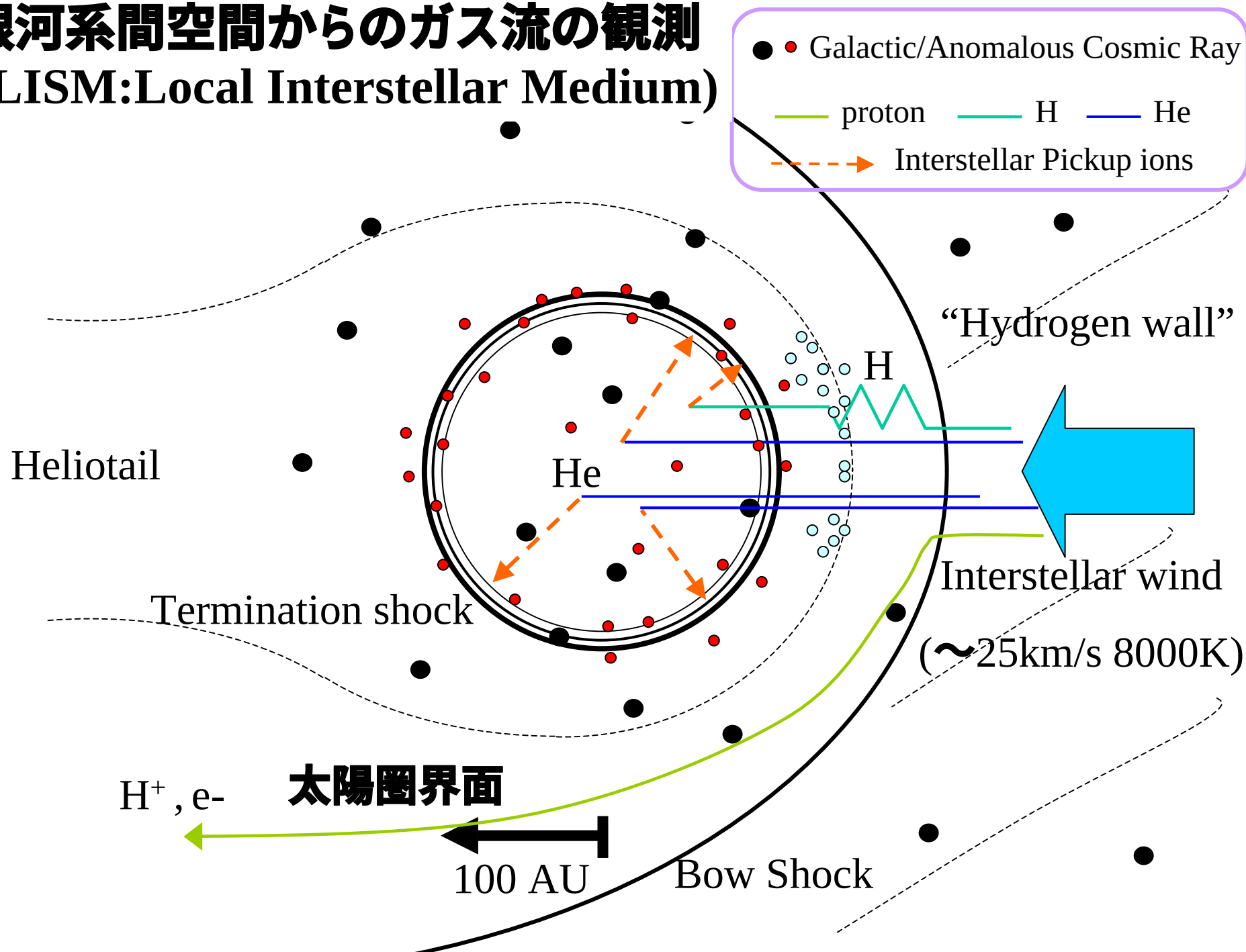
ESAのマーズイクスプレス(MEX)との協力を開始

First Nozomi-Mars Express Joint Science Workshop

ISAS, Sagamihara, Japan
24th - 26th January 2001



銀河系間空間からのガス流の観測 (LISM: Local Interstellar Medium)



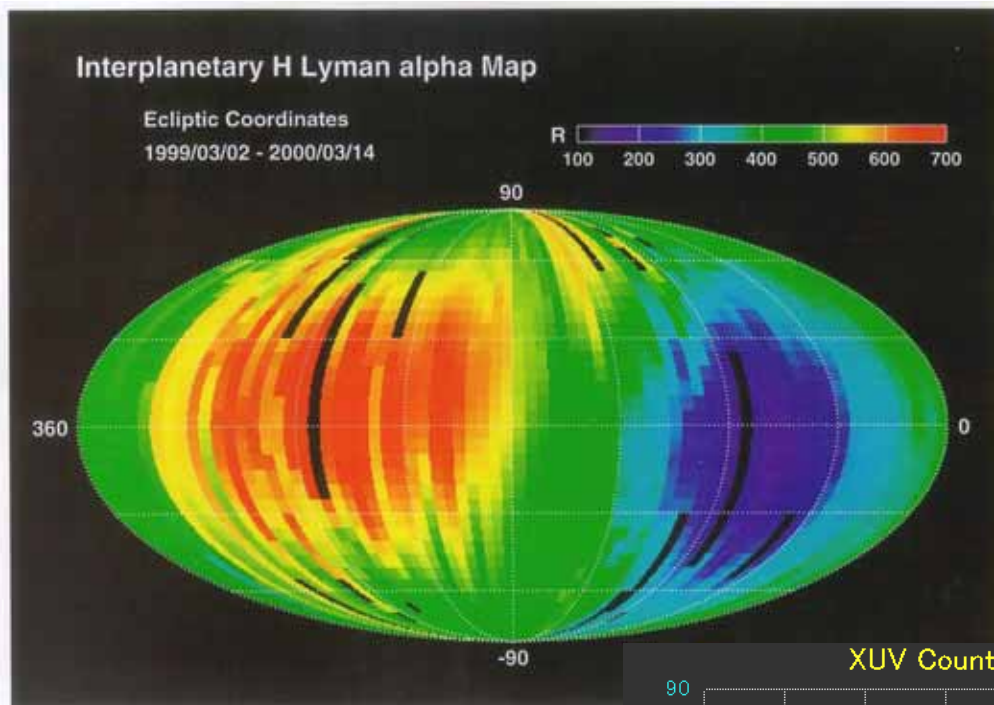


図 4.3. 星間水素 Lyman α 光強度全天マップ(黄道座標系). 全天を $5^\circ \times 5^\circ$

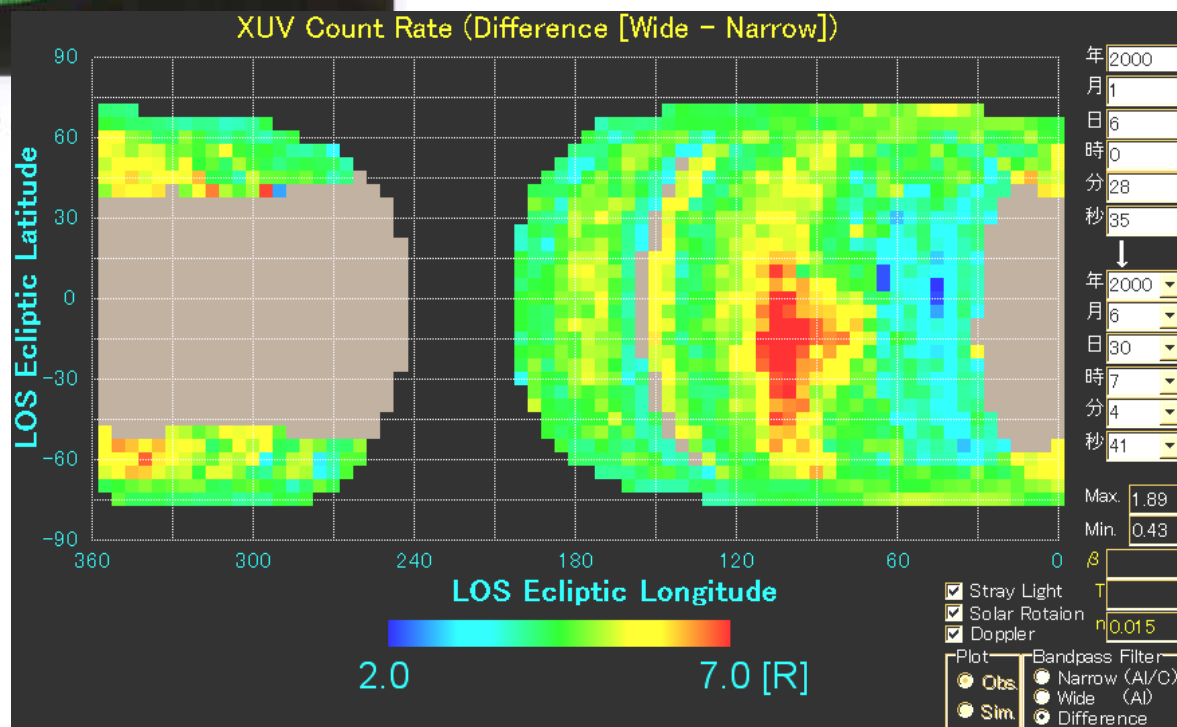
水素原子の分布

太陽光圧力により跳ね返される為木星軌道付近より内側には入れない。

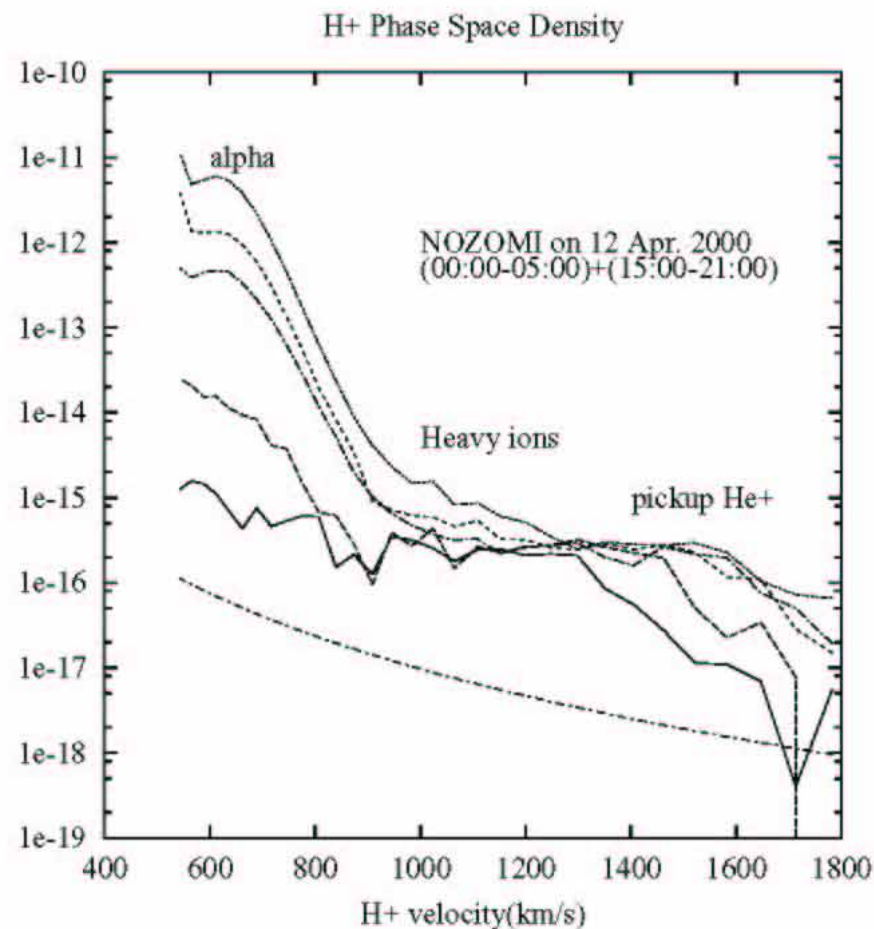
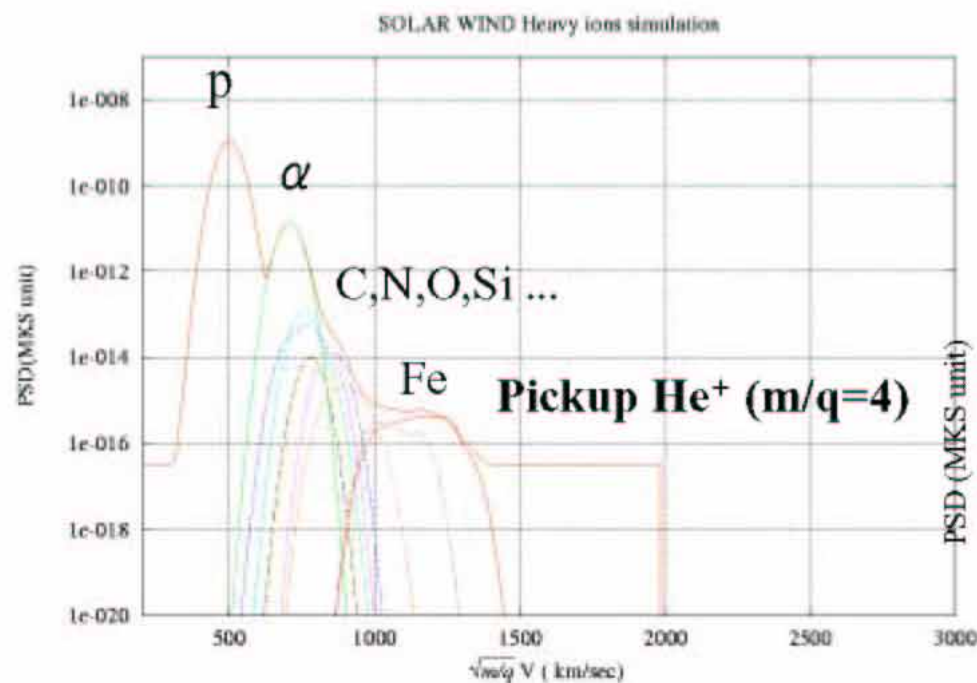
紫外光・極端紫外光分光による全天強度分布

ヘリウム原子の分布

太陽の極近傍まで侵入できる。太陽の重力によるレンズ効果で背面に密度の濃い部分ができる。

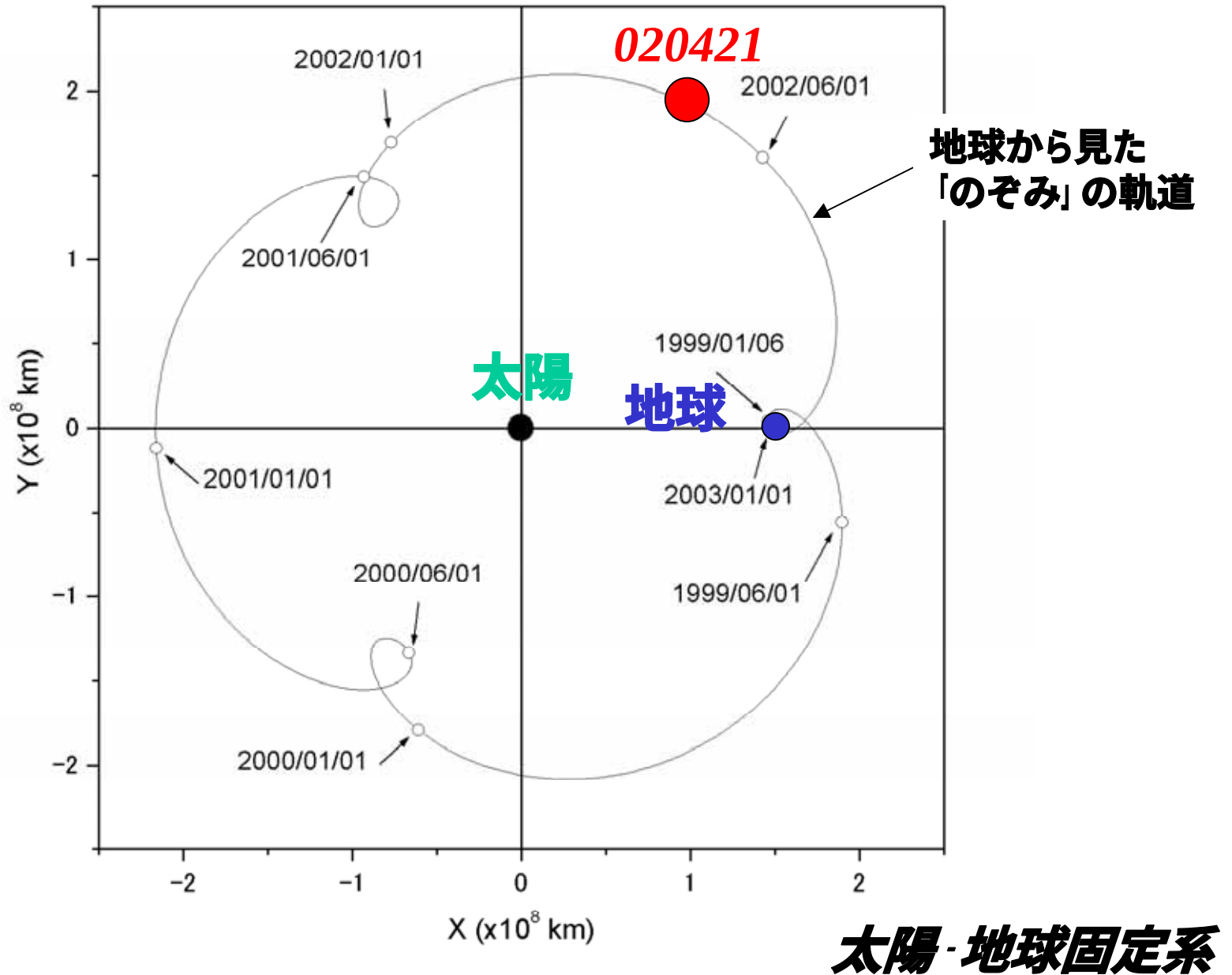


Energy spectrum by E/q analyzer



太陽紫外線等によって電離した銀河系間空間からのヘリウムが太陽風によって捕捉された部分 (右端は観測エネルギーの上限)

2002年4月21日の太陽フレア後の回路故障



経緯

平成14年4月26日以来:

- ・テレメトリの送信停止
- ・熱制御回路の動作停止

火星周回軌道投入の条件

- ・熱制御回路が復旧し、主推進エンジンの温度を動作域まで上昇させる

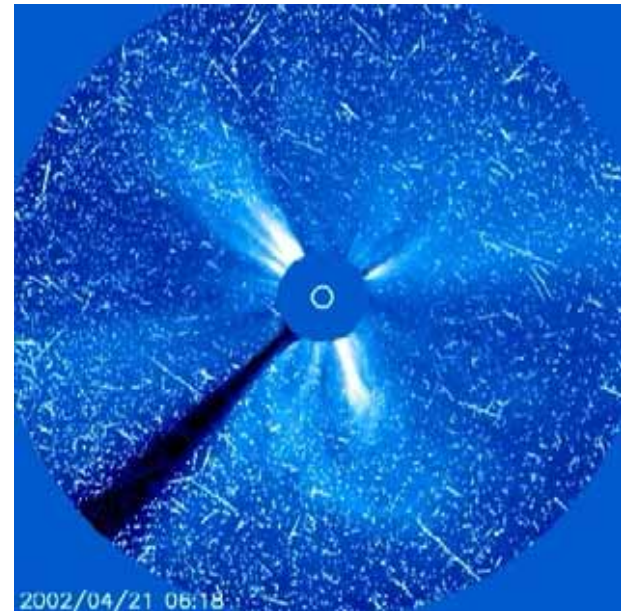
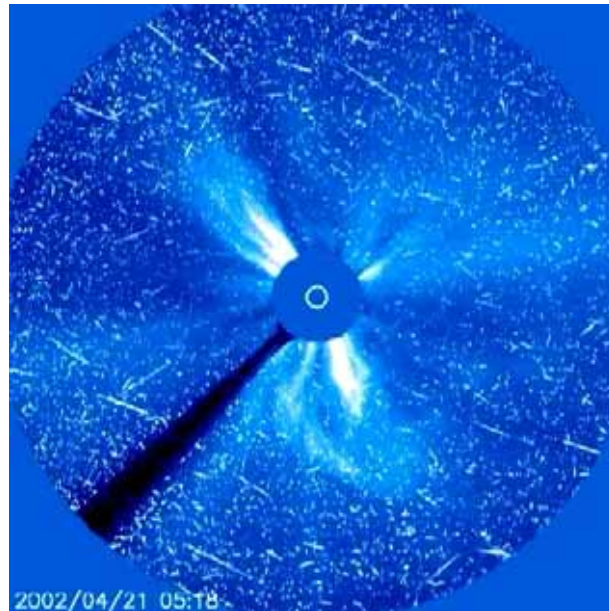
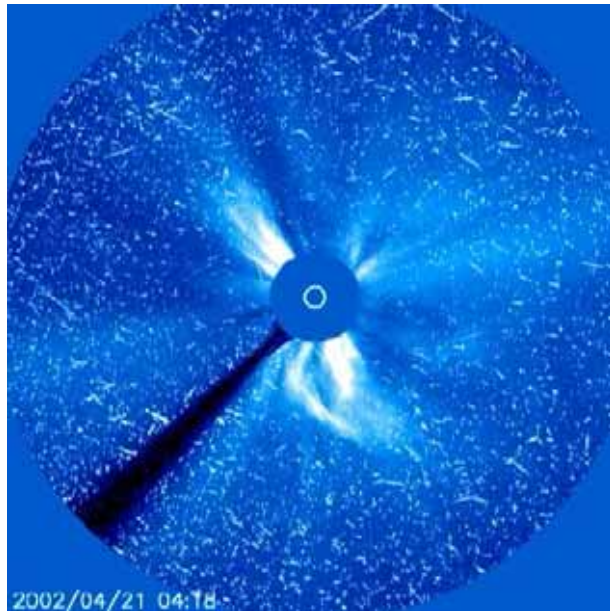
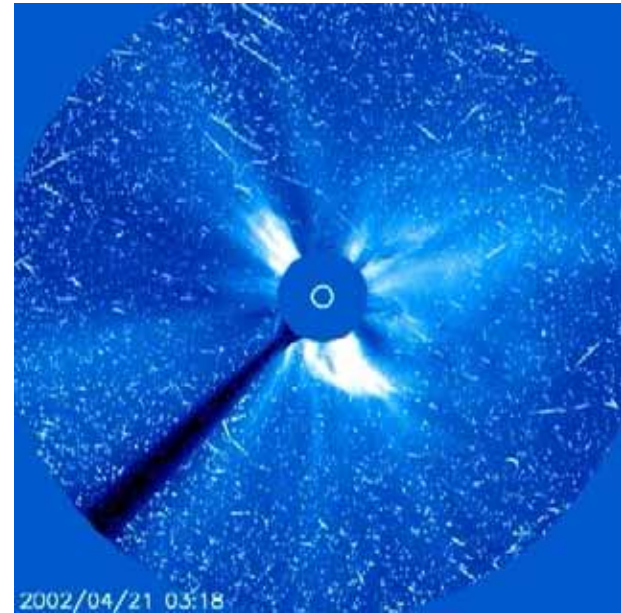
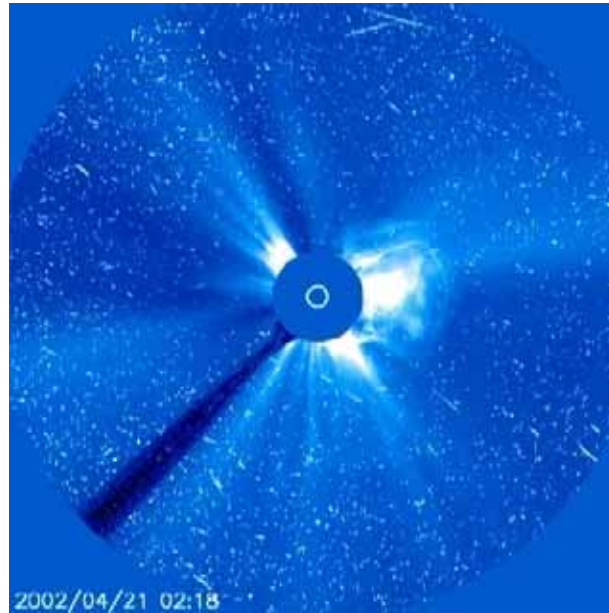
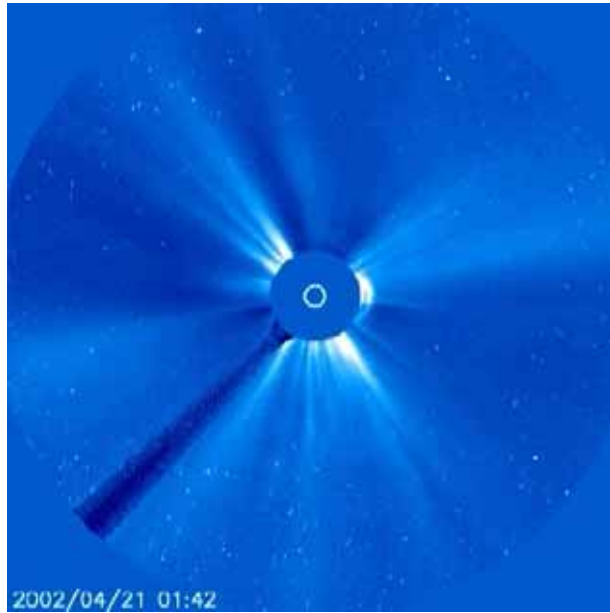
科学観測の成果を得る条件

- ・テレメトリ機能が回復しデータの送信が可能となる

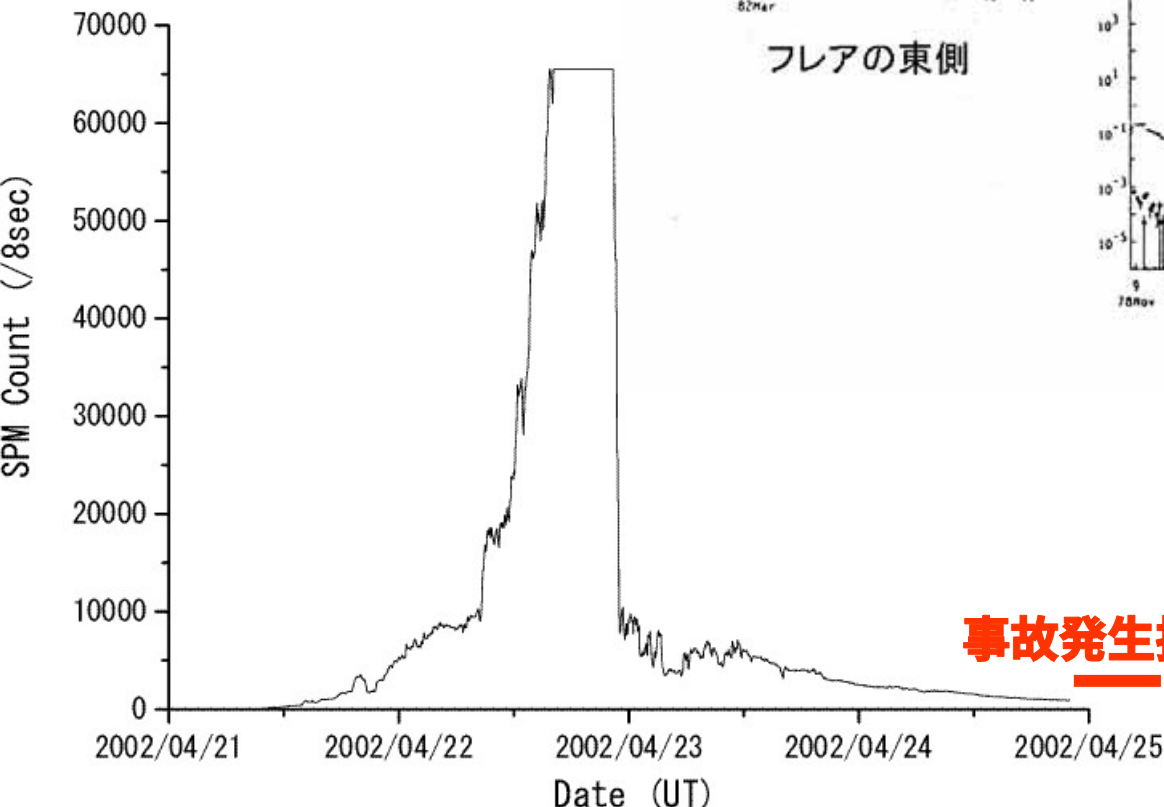
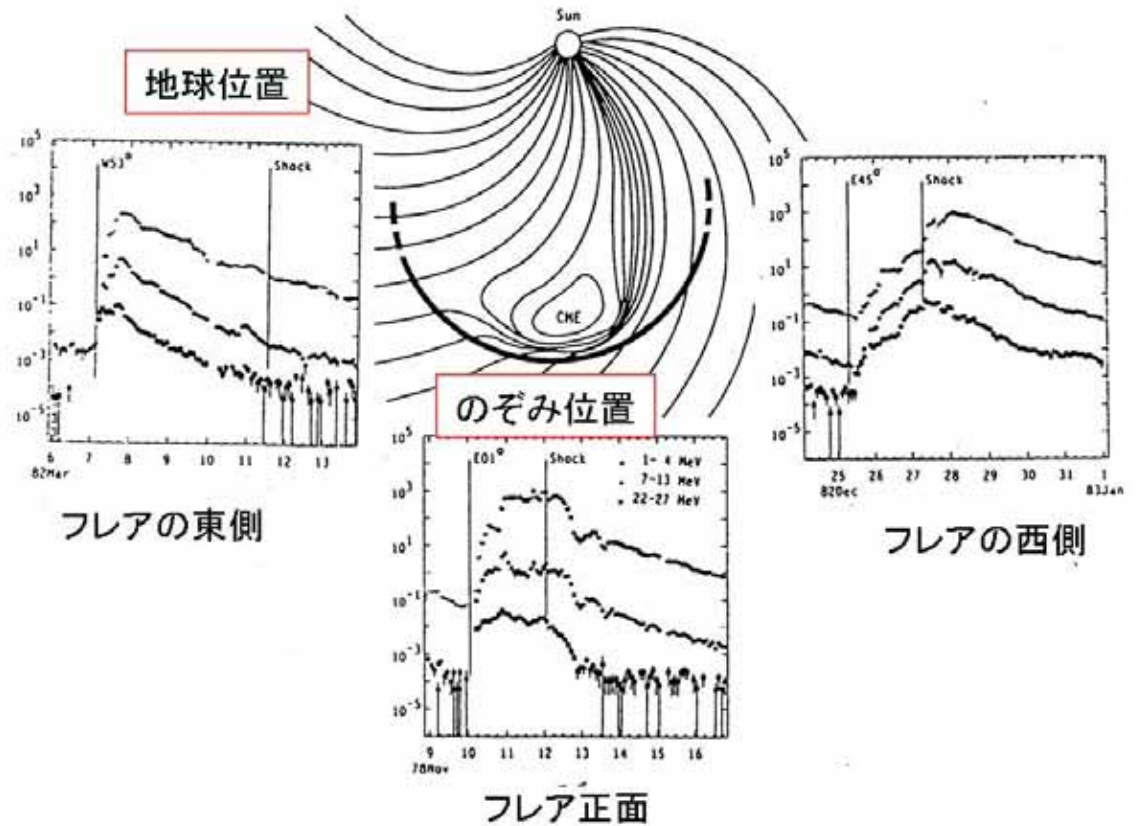


運用時間

SOHO LASCO Image Data (02/04/21 01:42 - 06:18)



観測位置によるフレア粒子の平均的時間変化の違い



事故後の経緯(1)

- 2002.04.23 太陽フレアによるSSCノイズ^{*}で ΔV を延期。
- 2002.04.26 ΔV 予定日だったがTLM_OFFで入感。 →AOCS/DHUを疑い、DHU EEPROM
自動地球追尾も実施されていない。 書換えを開始。

但し、全DATA書換え迄、通信LINKが確保できない。

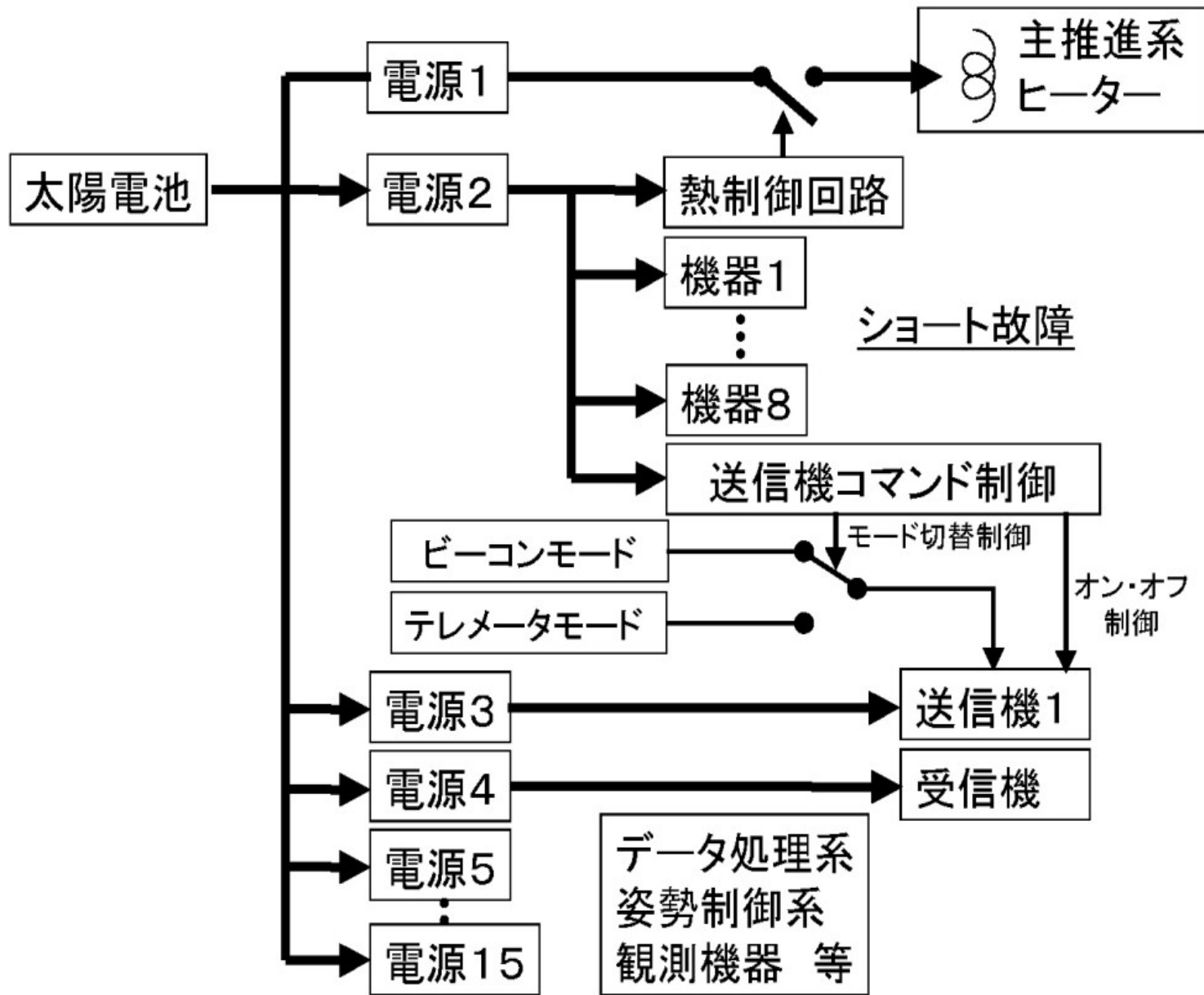
- 2002.04.29 XPA_OFF/ONコマンド^{*}正常動作を確認。 →DHU自律機能でHKデータ確認が可能となった。

CI-PSUが何等かの理由でONしないこと、配下のHCEもOFFの
為、衛星全体が冷却していることを確認。

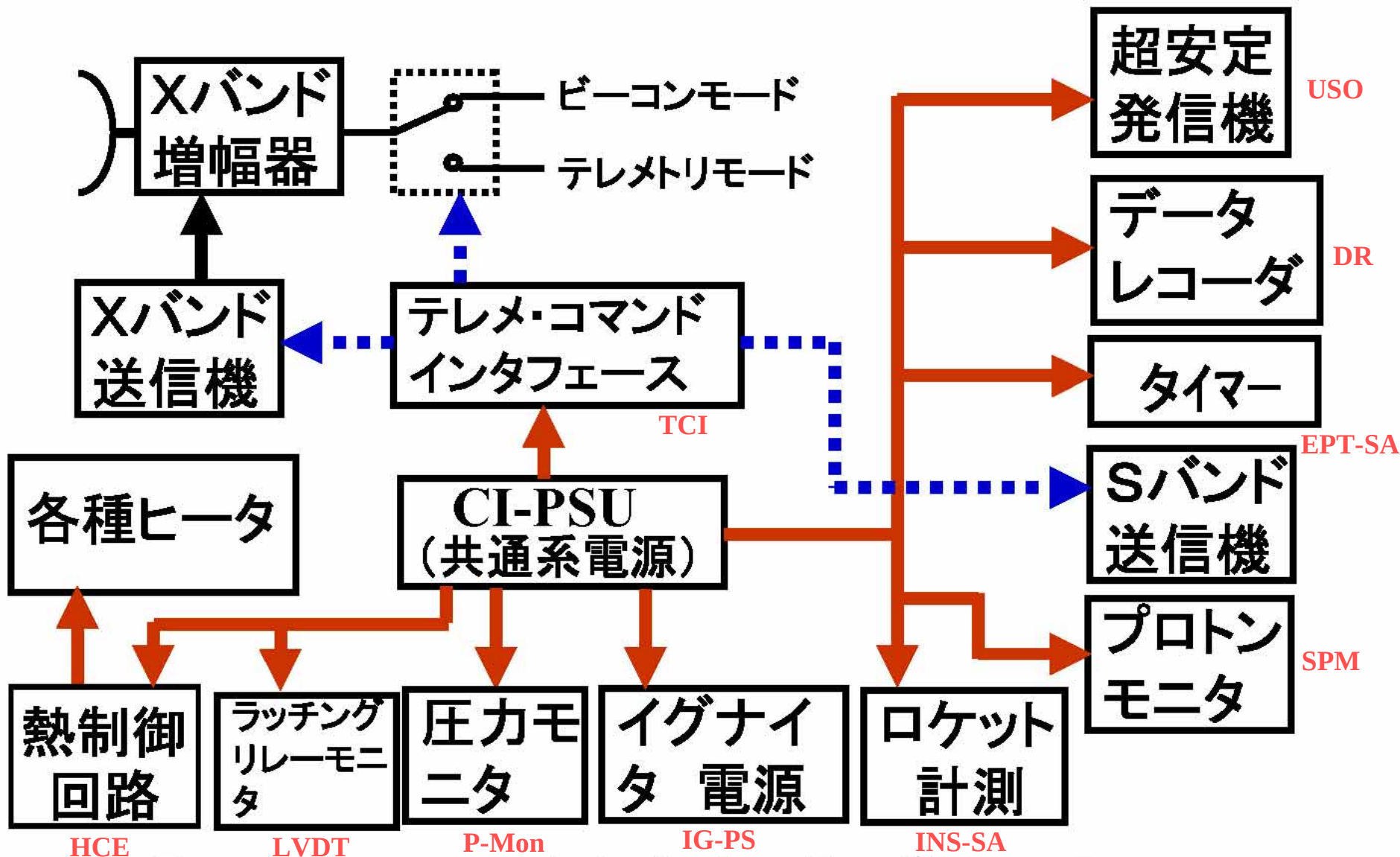
(衛星の温度はCI-PSU配下ではないWANT-Tでモニターできる
ことを確認。)

- 2002.05.03 保温の為、順次SI機器をON。

熱解析の結果、放置姿勢で9月頃に推進系が自然解凍する可能性が示唆され、配管破裂の危険の少ない自然解凍を選択。



「のぞみ」電源系 系統図



「のぞみ」不具合部分ブロック図

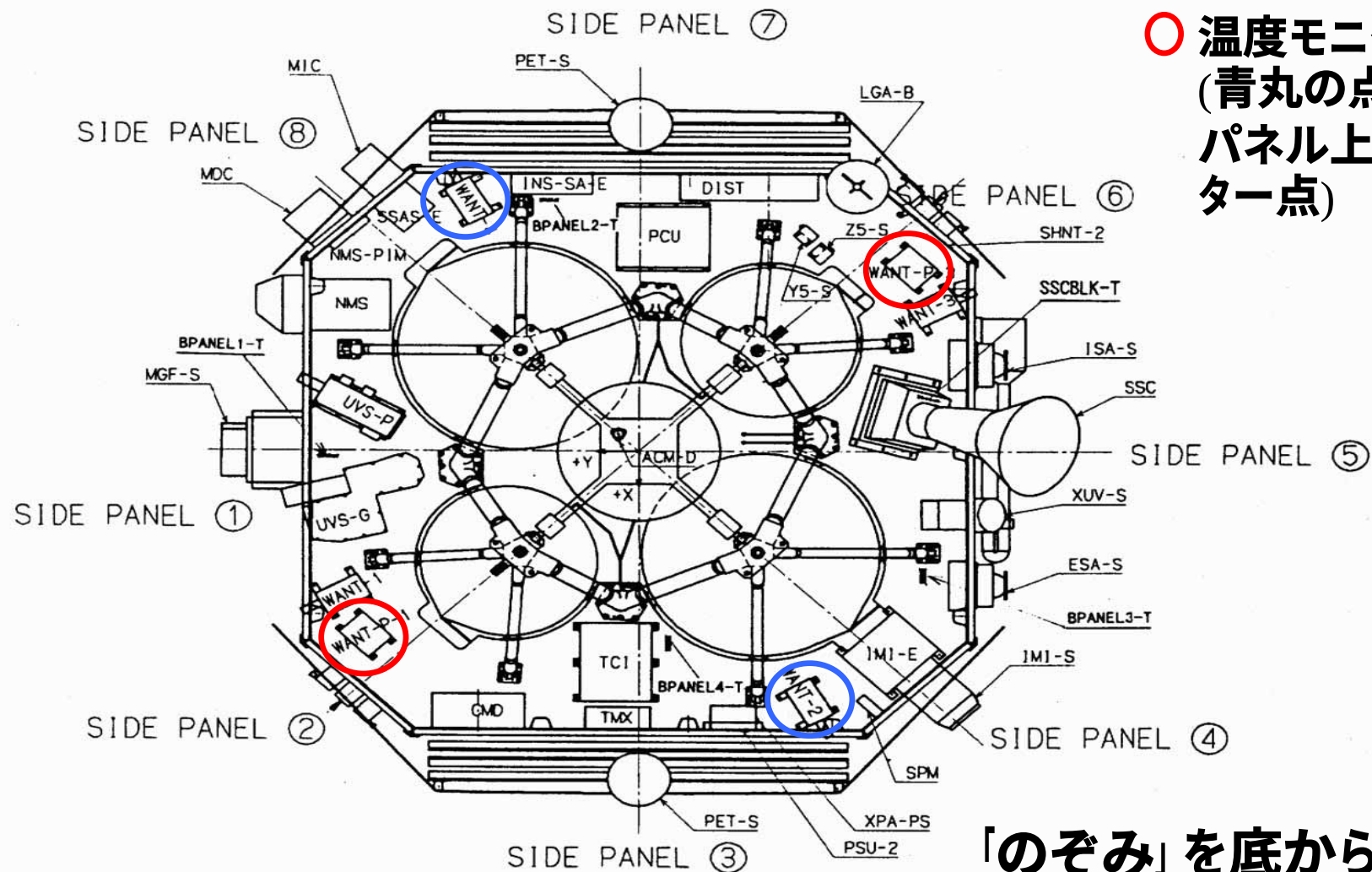
— 電源系 切替信号系

ビーコン OFF/ON運用における定常モニター項目

観測器：消費電流・ステータス

太陽角、WANTプリアンプ温度

太陽電池発生電流、総消費電流



「のぞみ」を底から見た図

ビーコン運用 (ON→OFF) 2002/05/10



130 19 47 25
DAY HOUR MIN SEC

ビーコン運用 (OFF→ON) 2002/05/10



事故後の経緯(2)

2002.05.15 OGによるCI-PSU連続ON(62.5ms間隔)でキャリア喪失

TCI不完全立上りに伴い、TMX_OFFとなったと思われる。(*)

(*) 電源電圧1.5V-2.5Vの範囲でFPGAが全PIN出力状態になる。
従ってTCIから各機器へ全XYコマンドが同時に配信される。

TMX等はRF-PSU配下の機器であり、リレー電源、コマンド受け回路
ともに健全の為、リレーは動作する。但し両コマンド同時印加時のリレー
ステータスを実験で確認した結果、Neutralが最も多いが個体により
ON/OFF様々であることがわかった。

実験の結果、62.5ms連続ONと単発ONでPSU動作に違いは無く
確率の問題と思わざるを得ない。

2002.07.15 OPでCI-PSU連続ONし、TMX ONを示す電流値なら自律化でOP STOPを
しかけておいた所、約2ヶ月(ON回数7500回程度)で、キャリアが復活。

これらから、CI-PSUの2次系が何等かの反応を示していること、リ
レー動作はON/OFF両方を取る確率が存在することがわかった。

CI-PSU連続ONによる「焼き切りオペレーション」：発熱量

- カレントリミッターの機能：一次側で3.5A流れると、CI-PSUは2msec程度でオフ。
- この前提でCI-PSUを連続ON（61.25msecあたり3～4回の実行）を実施すると、2次側の短絡箇所で発生させうる平均熱量は **6～8W** となる。

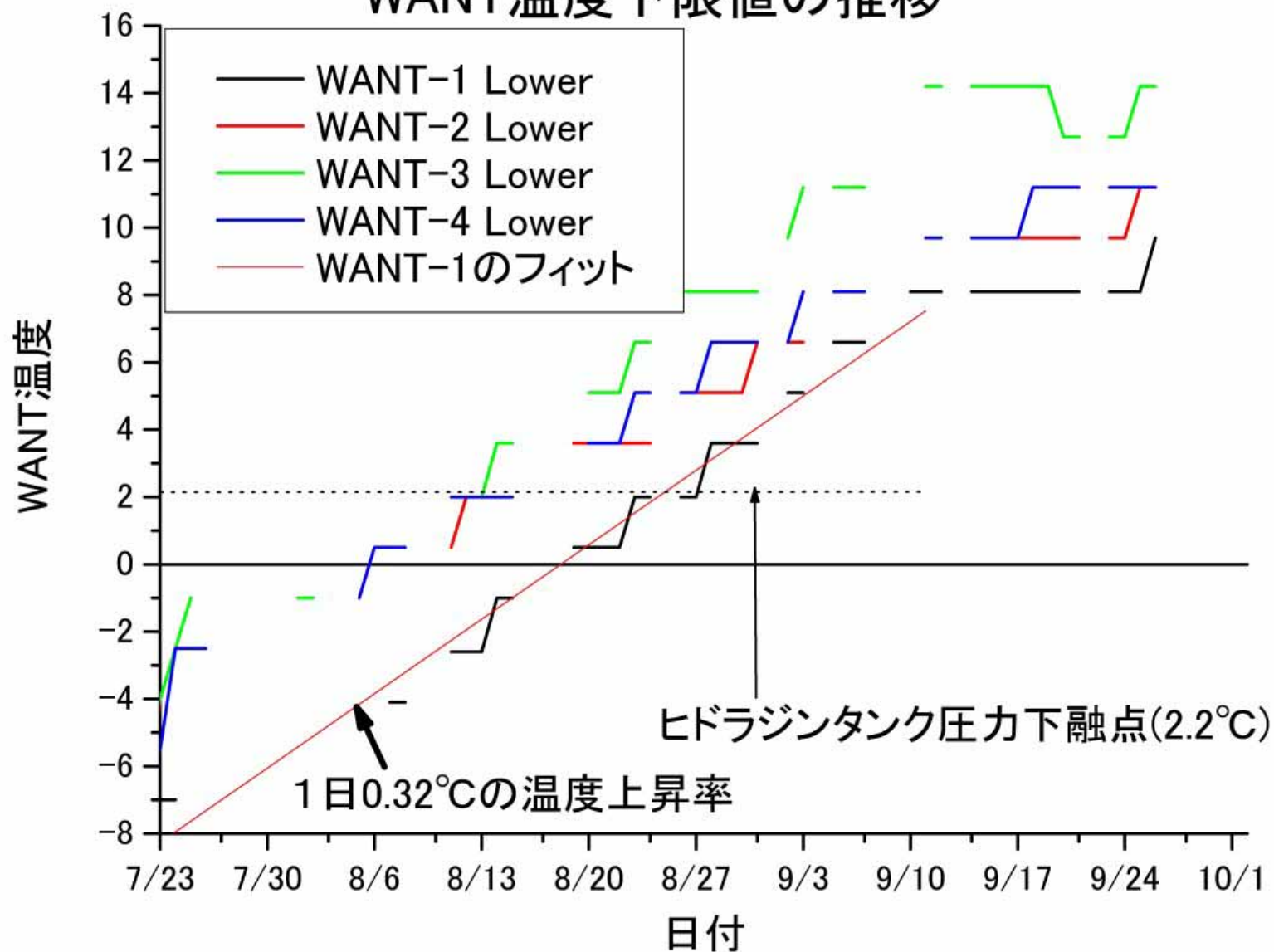
2次側短絡故障部位の抵抗値

- 「カレントリミッタが駆動されること」と「TCIの不正コマンドが駆動されること」の両条件を満たすには、短絡故障箇所の抵抗値は以下となる。

12V系： 0.6 ～ 2.5 Ω

5V系： 0.1 ～ 0.4 Ω

WANT温度下限値の推移



事故後の経緯(3)

- 2002.09.02 姿勢制御に成功。地球指向を再開。
- 2002.09.09 △V13実施。RCS性能問題無し。
- 2002.10.05 △V14実施。
- 2002.11.22 △V15実施。
この時点で、1st Swing-by前後の制御量が小さく、かつOMSが2nd Swing-by前に復活した場合には、当初の予定に近い遠火点数10RMの軌道への投入の可能性が残されていることが確認された。
一方、衛星太陽角は発生電力とスラスト温度の両立の為、23deg～60degに維持する必要があることが解析により示唆された。
- 2002.12.16 △V15c実施。→Swing-by期間に備え地球角85deg姿勢へ。
解析のみの予測であった地球角85deg付近のアンテナパターンが期待通りであることが確認され、Swing-by間運用の第一関門を突破した。
地球角の大きい状態での姿勢決定を可能にする為、自律機能でSSCデータを解読し、姿勢決定を行うルーチンを確立した。

事故後の経緯(4)

2002.12.20 1st Swing-by

2003.01.03 △V15c2実施。

制御実績は小さく、この時点で、OMSがMOI前にさえ復活すれば、当初の予定に近い遠火点数10RMの軌道への投入の可能性が残ることが確認された。

一方、地上実験/検討の結果、下記のことがわかった。

- ・ DHUのTLMROMにCMを仕込み、約23msの間に170個のDCコマンドを配置し、それを62.5msで繰返すことが可能。
 - 1) CI-PSUの立ちあがる瞬間にDCコマンドを配置することが可能。
 - 2) CI-PSU ON頻度を62.5msに1→4回(最大)にUpすることが可能。
- ・ TCIのPower on Reset回路は、CI-PSU不完全立ちあがり時にもそれなりに機能し、上述1)によりTCIから正規コマンドが出る確率は極めて低い。
- ・ DHUのEEPROMにわずかなPatchを当てることで、自律化判定間隔を現状の64sから4sに高速化することが可能。

NOZOMI OPERATION PLAN before 2nd SWBY

DAILY PLAN

		REO-Reorientation (姿勢変更)		RNG-Ranging	
		STS-StatusCheck		DV -Delta-V (軌道変更)	
		DVc-Delta-V Collection			
日	月	REO、RNG再開	RNG、STS	RNG	RNG
5月19日	5月20日	RNG、STS	RNG	RNG	RNG
5月21日	5月22日	RNG、STS	休	休	RNG、STS
5月23日	5月24日	RNG	RNG	RNG	RNG
5月25日	5月26日	RNG、STS	RNG	RNG	RNG
5月27日	5月28日	RNG、STS	RNG	RNG	RNG
5月29日	5月30日	DV、STS、RNG	RNG、STS	RNG	RNG
5月31日	6月01日	RNG	RNG	RNG	RNG
6月02日	6月03日	RNG、STS	RNG	RNG	RNG
6月04日	6月05日	RNG	RNG	RNG	RNG
6月06日	6月07日	RNG、STS	休	休	RNG、STS
6月08日	6月09日	RNG	RNG	RNG	RNG
6月10日	6月11日	RNG、STS	RNG	RNG	RNG
6月12日	6月13日	RNG	RNG	RNG	RNG
6月14日	6月15日	RNG、STS	RNG	RNG	RNG
6月16日	6月17日	DVc、RNG	RNG、STS	RNG	RNG
6月18日	6月19日	RNG	SWBY		

TIME SCHEDULE

DV (5月30日)

0:00AM	STATUS確認 ※X777発生直後の為。
1:00AM	姿勢変更1 (経路長120deg) ※姿勢決定可能な姿勢へ。
2:30AM	精太陽角確認
3:30AM	姿勢決定
4:45AM	姿勢変更2 (経路長30deg)
5:45AM	AxialDV (8.086m/sec) (制御時間10分)
6:00AM	制御完了

DV (6月16日)

0:00AM	精太陽角確認
1:10AM	姿勢変更 (経路長50deg)
1:50AM	精太陽角確認
2:20AM	姿勢決定
3:50AM	RadialDV (0.374m/sec) (制御時間22分)
4:40AM	精太陽角確認
5:30AM	姿勢決定
6:00AM	決定完了

COMMAND SEQUENCE

■ 精太陽角確認 - 約40分

SSAS-ANG (LSB-1deg)－判定回数 1回(MIN)

※1Byteテレメトリを期待値と照合。

SSAS-COS&SIN (LSB 約0.1deg)－判定回数 6回

※COS & SIN各上位3bitを1/0判定。

■ 姿勢決定 - 1～4時間

STAR-PULSE SLIT内の星PULSE数

※判定対象の位相 & 電圧(星の明るさ)を指定し、
絞り込んで行く。

例) 1等星が2つ見える場合

- 1) 全位相で見えるPULSEが4個であることを確認。
- 2) 対象位相を絞り、PULSEが2個見えている位相
範囲を絞込み、最終的に約2deg程度で姿勢を
決定する。

※SLITは2つあり、一つの星で2PULSEカウントされる。

但し若干のズレがあるので位相ぎりぎりに存在されると一つしか見えない場合もある。

※フレア後等、偽PULSEが立つ場合がある。通常であればTREND確認で瞬時にそれとわかる偽PULSEの為に判定に時間がかかる場合がある。

■ 判定作業

・自律TABLE機能

※対象：HKテレメトリ

※範囲：1BITから2BYTEまで

※条件：一致、大小、前回からの変化

※同時判定項目：8

※判定周期：64sec→4sec

(オンボードSWを書換え高速化)

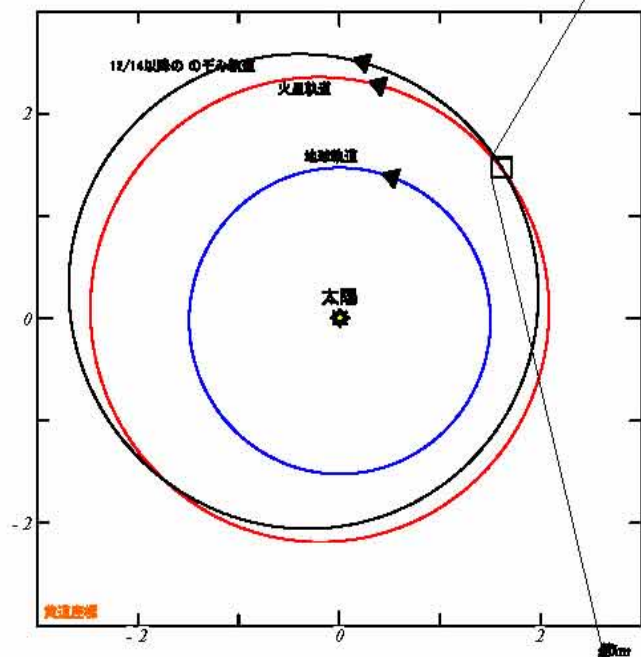
- ・送信可能でかつ実行が地上で確認可能なコマンド
=XPA_ON/OFF(XPA:送信用パワーアップ)
- ・条件が一致したらXPA_OFFというスクリプトを繰り返す。
- ・質問が変わるたびにTABLEを書き換える必要がある。
UplinkRateは15.625bpsと低く、書き換え量にもよるが一判定に約6分かかる。

■ その他-マヌーバモニタ

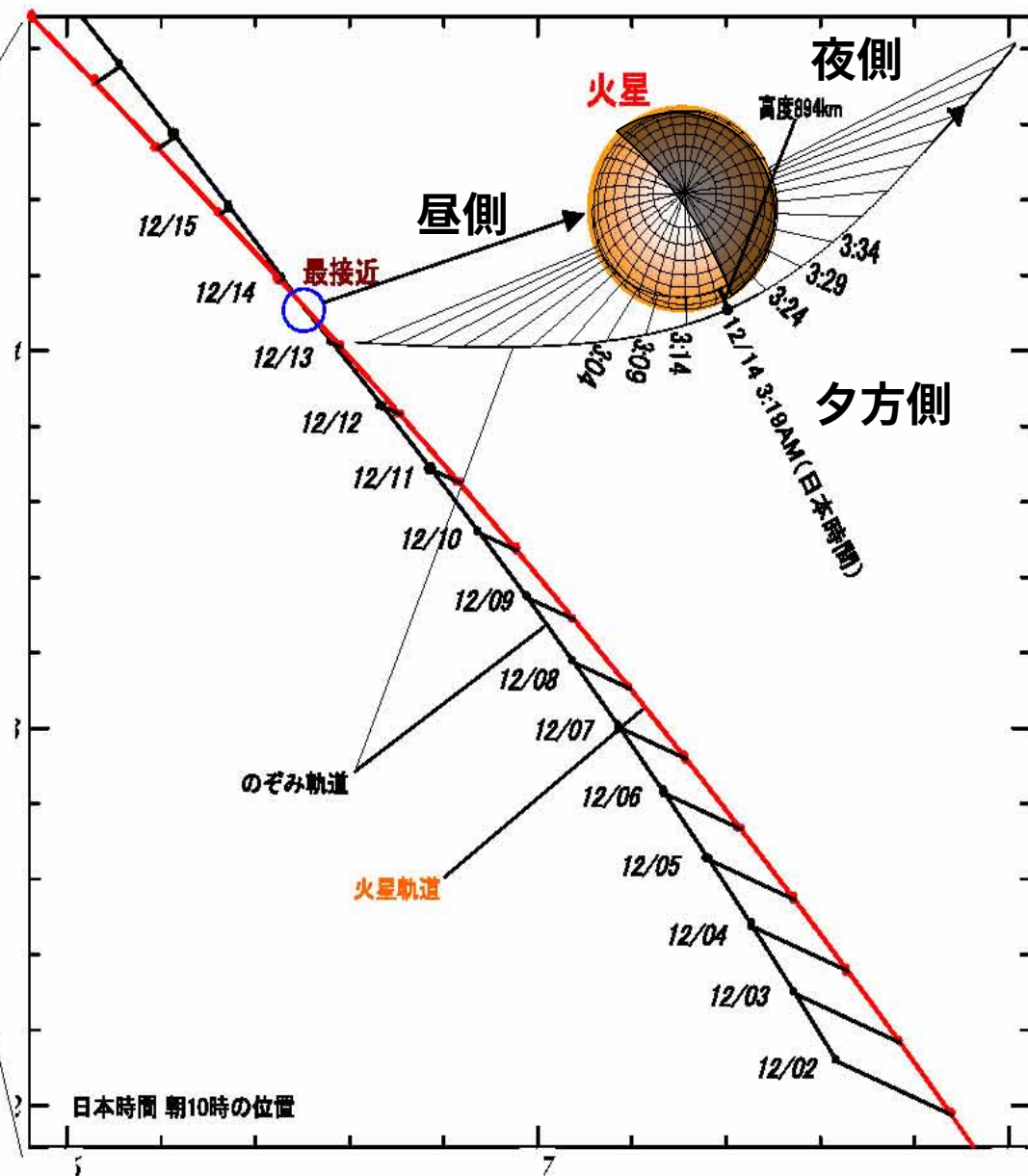
・Doppler計測DATAのREALTIMEモニタ

※DV時に、視線方向成分が所定の値であることを
REALに確認している。

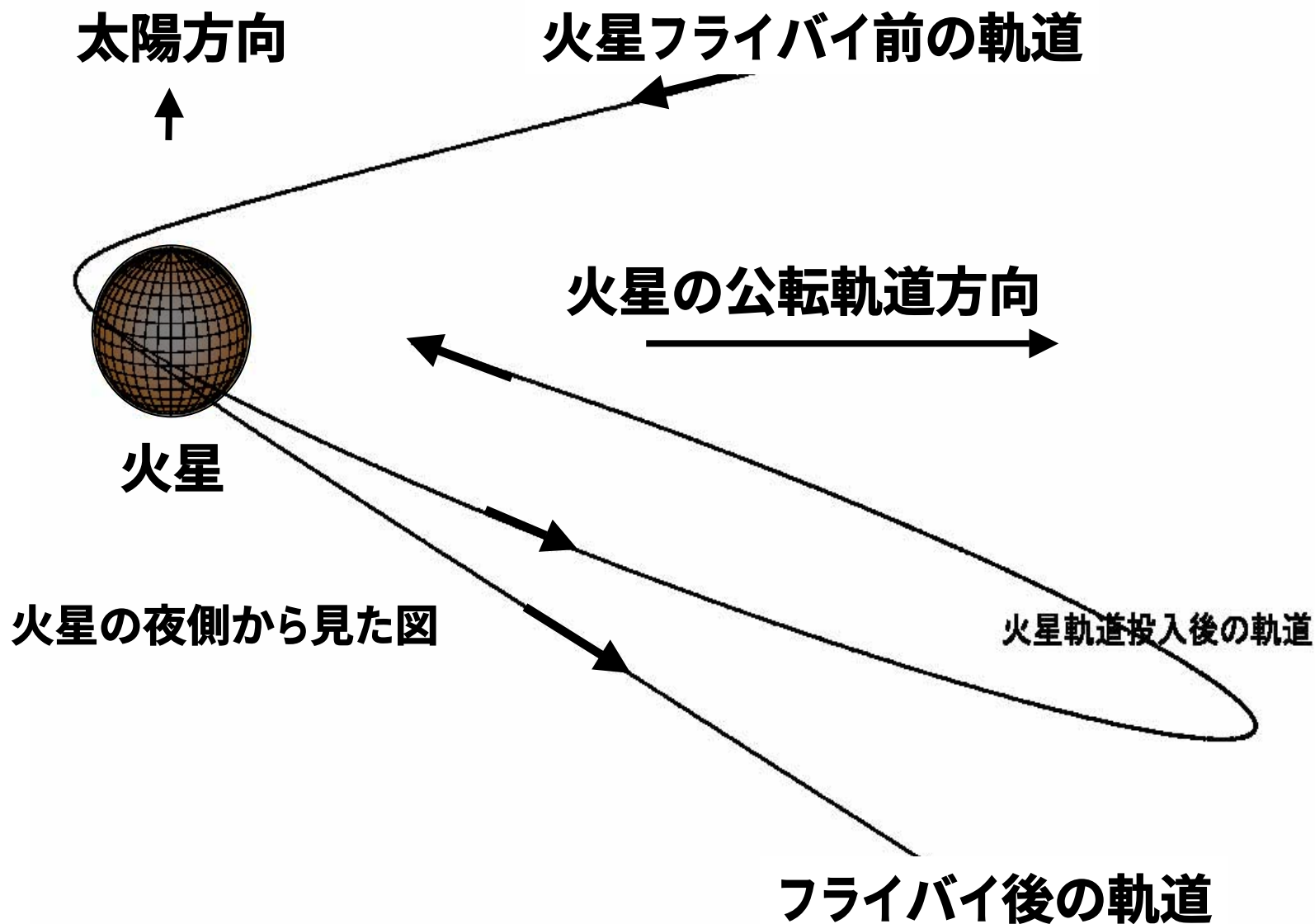
※計測DATAのCURVE FIT SCRIPTがあり、受信DATA
の持つSpin Modulationを用いて、高精度に衛星
のSpinRateを特定可能。→高精度なDV制御に貢献。



のぞみ軌道
 図上:火星接近後の のぞみ軌道
 図右:火星接近前後の のぞみ軌道



「のぞみ」の軌道



火星周回軌道とフライバイ軌道