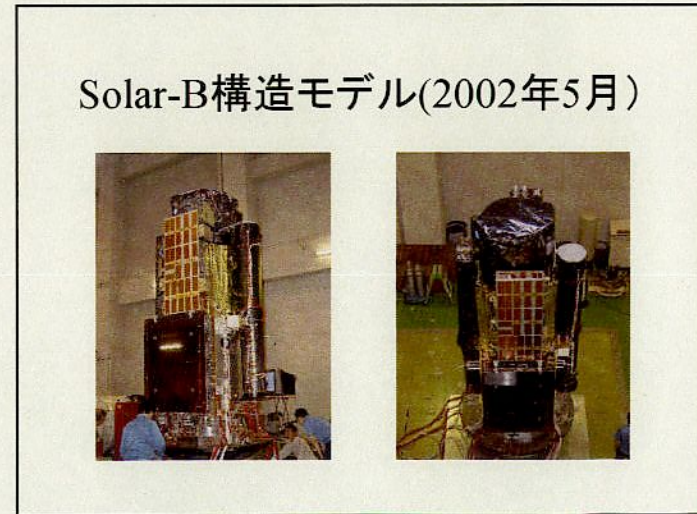


- ### Solar-B衛星緒元
- **Launch vehicle** ISAS M-V 7th rocket
 - **Orbit** 625 km Sun-synchronous polar orbit
 - **Weight** ~900 kg (including ~130kg hydrazine for thruster)
 - **Lifetime** >3 years
 - **Attitude control** 3-axis stabilized body control
with tip-tilt mirror for optical telescope
 - **Power** ~1,000 Watt
 - **Science data rate**(after JPEG/DPCM compression)
average 300~500Kbps, maximum 2Mbps
 - **Telemetry downlink** ~4Mbps for stored data playback at
Kagoshima and oversea stations (including NASA stations)



ISASへ衛星提案するまでに

- 国際的に見て十分魅力ある科学目的
- 搭載観測装置が作れることの確認(概念設計)
- 衛星の大きさ、重量、通信、姿勢リソースに収まることの確認(衛星の絵が書ける)
- コスト成立性の確認(しかし予算額は決まっている)
- 新規開発部分の担当メーカーが見つかること。
- 開発要素の絞込みと先行開発研究の立上げ
- すべてを確認できない状況での決断
- 国際WGの設立

Solar-B衛星の承認まで

- 91-92年 太陽観測衛星の議論開始
- 94年 ISAS Solar-B WG設立承認
- 94-5年 ISAS理学委員会へ提案、承認されず
- 96-97年 米国ロードマップ、米国議会での活動
- 97年 ISAS理学委員会へ再提案、承認
- 97年 文部省予算98年度基礎的開発研究
- 98年5月 NASA本部SOLAR-B AO発行
- 98年8月 宇宙開発委員会SOLAR-B開発着手

プロジェクト(開始前後)の問題点

- 国際協力の同期が難しい:互いに相手が承認されれば、承認するという立場をとるため。
- 先行開発研究経費の不足。
- コスト評価の難しさ、地上光学試験設備を軽視。
- ISASの技術、コスト評価が甘い:ISASの審査を通っても、衛星ができるわけではない(例:ルナーA)。時限爆弾、地雷はいたるところにあり、信じられるのは自分だけ。
- Contingency予算を取れない。
- PMが始まったら、打ち上げまで突き進む。問題点をつぶして成立性を確認しておかないと破綻する。

SOLAR-Bの国際協力

- 技術、マンパワー、コストから、NASAとの国際協力なしには実現できないと当初から宣言した。(背伸びはしなかった。)
- 米国から強力な支援があった:米国にWGを設立:ボトムアップで対NASA、対米国議会对応。
- この結果、ISAS最大の国際協力を実現。
- NASA MSFCにもプロジェクト室を設置(専任担当官3名体制)

SOLAR-Bの国際分担

- 可視光望遠鏡 NAO
- 同焦点面観測装置 NASA
- X線望遠鏡 NASA
- 同X線CCDカメラ ISAS-NAO
- 紫外線望遠鏡 PPARC,NASA
- 衛星 ISAS-NAO
- データ受信 ESA,NASA,ISAS

SOLAR-Bのコスト負担

- 総額 >270億円
- 日本 200億円
 - 衛星(バス、望遠鏡) 120億円
 - M-Vロケット 70億円
 - 試験費用 10億円
- NASA 70億円程度と推定
- 打上げ後運用経費は別
- 反省: 光学試験にかかる地上試験設備負担を軽く見ていた。国立天文台の支援によりプロジェクト遂行が可能となっている。

国際協力の光と影

- 技術、人、予算を持ちより、最高の衛星を作れる。
- 相手との技術、プロジェクト、人間面での信頼の積重ねが必要。
- 米務省のITAR(International Traffic in Arms Regulations)により、技術情報の開示が制約され、国際協力が非常に難しくなっている。米国企業は要注意。
- 問題発生時の対応の自由度に制約。
- NASAなしの国際協力の実施は無理。一方、NASAのflagship missionと競合する協力は難しい。

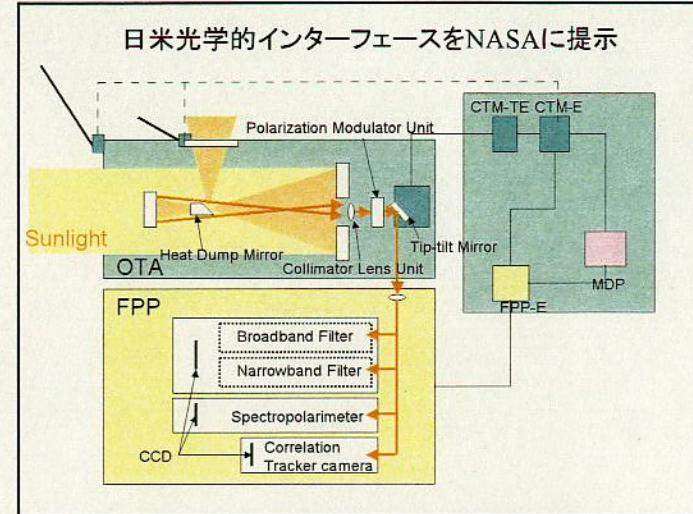
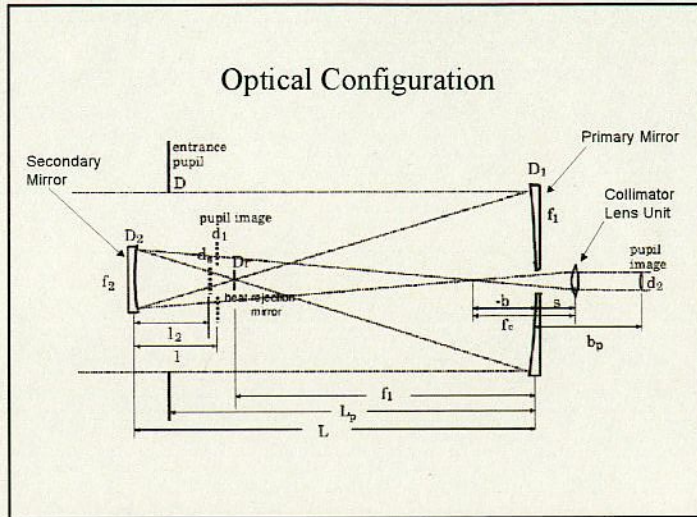
まず日米I/Fを決定

以下を念頭におく:

- 相手を忘れて設計、製作、試験できる。
- 設計変更が相手に影響を与えない。
- インテグレーションがやりやすい。

可視光望遠鏡の場合:

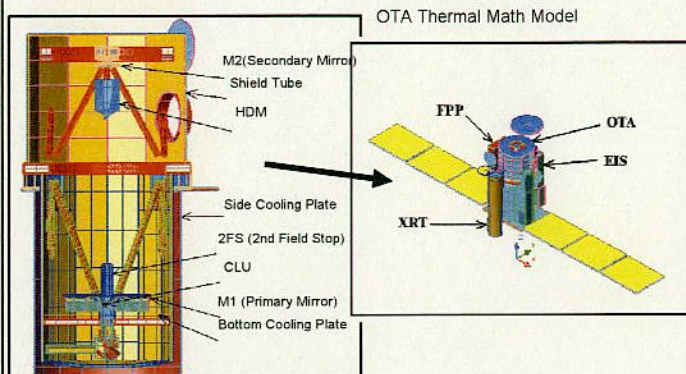
- コリメーターレンズ光学系によるI/F分離
- 画像安定化装置の日米分担



- ### 可視光望遠鏡の特徴
- 回折限界、無偏光望遠鏡(0.2秒角、波面誤差 ~ 30 nmRMS)
 - 可動部は、焦点調整機構のみ。副鏡は完全固定のため厳しい位置トランス(5ミクロン、数秒角)。
 - 超低膨張構造体(0.1 ppm)。
 - 全面接着構造の複合材料トラス構体
 - 打ち上げ機械環境に耐える軽量主鏡($\phi 50$ cm、 ~ 12 Kg)と主鏡を変形させない静定マウント
 - 画像安定化の帯域別管理(< 0.1 Hzの衛星姿勢制御、 < 14 Hzまでのチップチルトによる抑圧)(~ 0.01 秒角)
 - 米国焦点面装置とのアフォーカルインターフェース
 - 打ち上げ前にすべてを試験で検証する。
 - 大量の画像データ処理: 高速データ圧縮 (LOSSLESS, LOSSY)

- ### SOLAR-B(先行)技術開発
- ゼロ膨張複合材料(科研費試験研究): 0.1 ppmを実現
 - 画像安定化システム(科研費試験研究): チップチルト鏡を開発
 - 計算による設計検討を多用
 - 構造数学モデル(全体モデル、主鏡、副鏡、コリメーター光学系詳細モデル)
 - 熱数学モデル
 - コンタミネーション数学モデル(NASA支援)

数学モデルの多用による設計進展(熱モデルの例)



ロケット実験・気球実験の役割

- 実績
 - 観測ロケット実験(チップチルト鏡、X線光学系、X線 CCDカメラ)~3年(D論x2)
 - 気球実験(CdTe硬X線スペクトル計)2回飛行~3年(D論x1)
- 目的
 - 技術開発
 - データ解析偏重の若者の教育的効果:いかに(スペース)プロジェクトを行うか。
 - 開発チームの開発能力を示す。
- 観測ロケット実験によりSOLAR-Bに弾み。
- ロケット、気球のリソースの制約により、活用が難しい面がある。

SOLAR-Bの承認後

- 98年度 基礎的開発研究(R&D)
- 99年2月 ASTRO-E失敗
- 99年度 開発研究
- 00年度 PM1年目(試作費)
- 01年度 PM2年目
- 2-4年度 FM1-3(衛星制作費)
- 4-5年度 総合試験、打ち上げ

SOLAR-B開発スケジュール

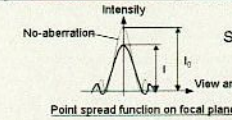
-設計開始、キックオフ	1999年2月
-電気系試作品試験	2001年夏
-PFM望遠鏡組立、単体光学、振動試験	2001年夏-02年3月
-衛星構造モデル試験	2002年5月
-衛星熱バランス試験	2002年10月
-望遠鏡熱光学試験	2002年12-3年1月
-望遠鏡最終組立調整試験	2003年4-12月
-フライト1次試験、光学インテグレーション	2004年1月
-フライト最終試験	2004年9月
-打ち上げ	2005年8月

設計バジェット

- 重量バジェット
- 電力バジェット
- 波面誤差バジェット(回折限界望遠鏡に必須)
- フォーカスバジェット(焦点調節ストローク内に確実に入ることを保証)
- 指向軸誤差バジェット
- バジェット達成は実験的に検証

回折限界性能の評価法

Specification of Image Quality by Strehl ratio



$$\text{Strehl ratio} = \frac{I}{I_0}$$

Diffraction-limited performance
0.2" - 0.3" (λ : 388 - 670 nm)

SOT target: Strehl ratio (I/I_0) ≥ 0.7 at λ : 500nm

Relation between Strehl ratio and rms Wavefront error

$$\text{Strehl ratio} = e^{-\left(\frac{2\pi\sigma}{\lambda}\right)^2} \geq 0.7$$

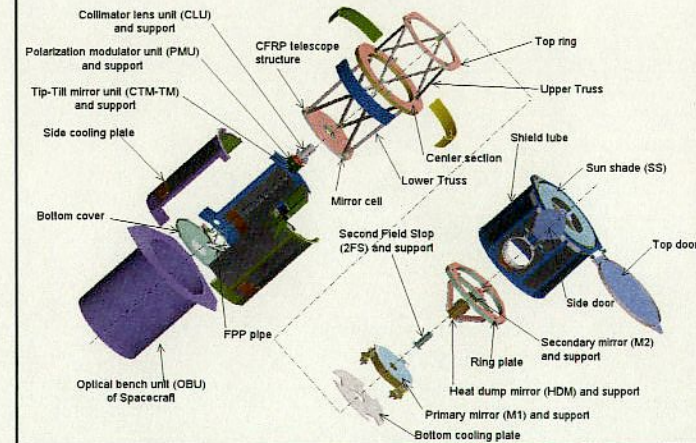
σ : rms Wavefront error
 λ : Wavelength = 500 nm

Total rms Wavefront error for OTA-FPP: $\sigma \leq 47.5$ nm
 Target: SOT total 46.9 nm
 OTA: 39.2 nm
 FPP: 25.8 nm

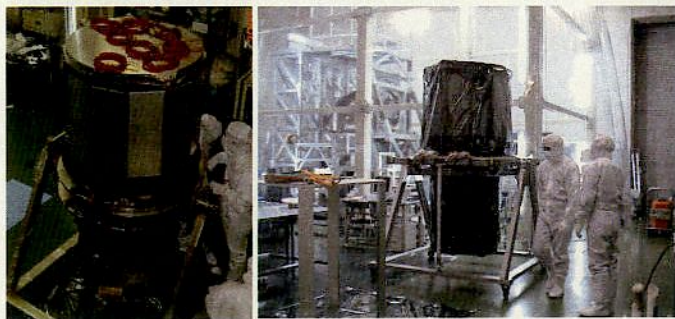
Wavefront Error Budget for OTA-FPP

	ROL	EOL	ROL	EOL	ROL	EOL	ROL	EOL	ROL	EOL	ROL	EOL	ROL	EOL		
SOT	43.6	46.9	OTA	35.1	39.7	Optical & Support	29.9	34.6	Environment & Test Error	5.0	5.0					
									Calculation Error, Vacuum & Air Pressure	0.0	0.0					
									Automatic Alignment Design	0.0	0.0					
									M1	21.5	27.7	Polish & Test	19.8	19.8	Static Temperature (Pads)	2.9
												Thermal Distortion	7.4	10.0	Dynamic Distort	3.3
									M2	4.5	5.5	Thermal Distortion	3.3	4.6	Static Temperature (M1)	1.4
												Thermal Distortion	3.3	3.0	Thermal Expansion Margin	1.4
									CLU	17.8	17.8	Average Temperature	4.4	4.4	Static Temperature	2.5
												Temperature Inhomogeneity	7.1	7.1	Dynamic Ripple	3.6
												Difference between Leases	0.0	0.0		
Temperature Inhomogeneity	13.2	13.2														
TTM	9.5	9.5	Design	2.5	2.5											
			Test	5.6	5.6											
			Polish	6.4	6.4											
			Polish & Test	7.8	7.8											
Telescope Structure	11.2	11.2	Thermal Distortion	3.6	3.6	Dynamic	2.8									
			Axis	4.0	4.0	Pads	3.0									
Gustar	12.8	12.8	Initial Alignment	5.6	5.6											
			Alignment Change Due to Launch	5.6	5.6											
FPP: 25.8 25.8																

OTA Components



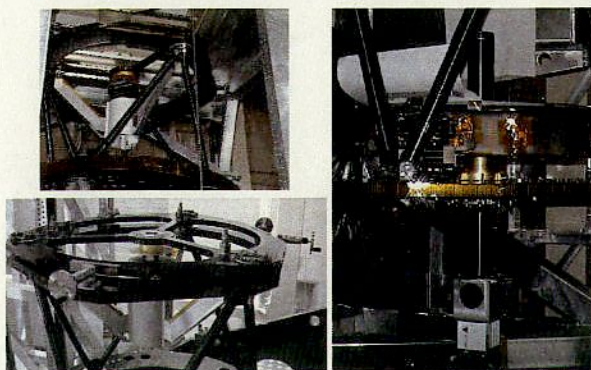
可視光望遠鏡



構造モデル主鏡=フライトバックアップ



主鏡、副鏡、排熱鏡



コリメーター光学系の厳しい性能要求

- 388-690nm
- F/9
- 色収差<35ミクロン
- 波面収差<17nm
- 無偏光特性
- 軌道温度範囲 20 ± 10 度



コリメーター光学系の作業分担

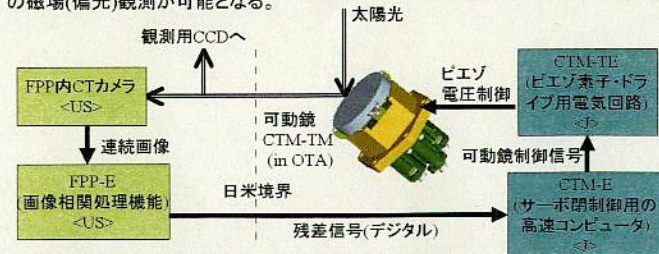
- 光学設計(ジェネシア)
- 徹底した計算による設計保証: レンズの熱入力分布(ジェネシア)→強度保証、レンズ温度分布、レンズ変形(三菱)→光学性能確認(ジェネシア)
- 製作、基本光学試験(キャノン)
- 赤外反射フィルター(天文台開発センター)
- 振動衝撃試験、真空熱光学試験(天文台)、色収差試験(ジェネシア)、偏光性能(NASA)
- フィルターの試験: 温度サイクル、紫外線、電子・陽子・ γ 線、湿度、ストレス、偏光、反射率、テープ試験
- BBM(2枚レンズ)を経てFM(6枚レンズ)製作

画像安定化

- 望遠鏡は、ホイールやジャイロのノイズ、可動部の運動、熱変形により季節～数100 Hzの帯域でジッターしている。
- 衛星の姿勢安定度は、衛星の慣性モーメントが小さいこともあり、1秒角程度しかない。また、10秒程度の時定数しかない。
- 姿勢制御系と帯域を分けチップチルト鏡により安定化する。
- 姿勢検出と可動鏡制御を日米分担: コストと作業負荷の軽減を実現。

Solar-B SOT FPP 画像安定化装置日米分担

焦点像安定化装置は観測画像を安定化させる機構であり、衛星姿勢制御系によるボディ姿勢制御および衛星構造体のみで実現できる精度を超える、像安定精度[0.06(目標0.04)秒角(3 σ)、10sec]を実現させる。像安定化によって、高精度の磁場(偏光)観測が可能となる。

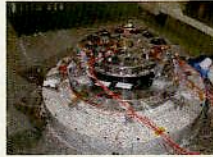


「コリレーション・トラッカー」(高速CCDカメラ、画像相関処理部: US側製作担当)と「可動鏡」(制御系高速コンピュータ、可動鏡: 日本側製作担当)でシステムを構成する。日米共同で設計・製作が行われている。

厳しい開発スケジュール

- プロジェクト開始後、約2-2.5年で
- 電気系: プロトモデル(PM)を設計製作し試験
- 構造モデル(フライトモデル)を設計製作し単体試験ののち衛星へ納入、衛星レベルの機械環境試験
- 熱モデルを設計、構造モデルを改修し単体試験ののち衛星へ納入、衛星レベルの熱バランス試験
- 試験結果をフィードバックし、短期間(<1-1.5年)でフライト品設計製作、単体試験
- 約1-1.5年かけて一次噴みあわせ試験、総合試験ののち、打ち上げへ

機械環境試験

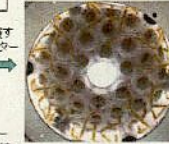


熱モデル試験の準備(1)

OTA熱試験モデルI



太陽光入力模擬する
主鏡裏面のヒーター



副鏡裏面の
ヒーター

OTAヒーター
と熱電対の配置



熱モデル試験の準備(2)

OTA熱試験モデルIII

鏡面に貼られた温度センサー、主鏡面にはコンタミ測定用のフットネスミラーが貼付されている。



主鏡



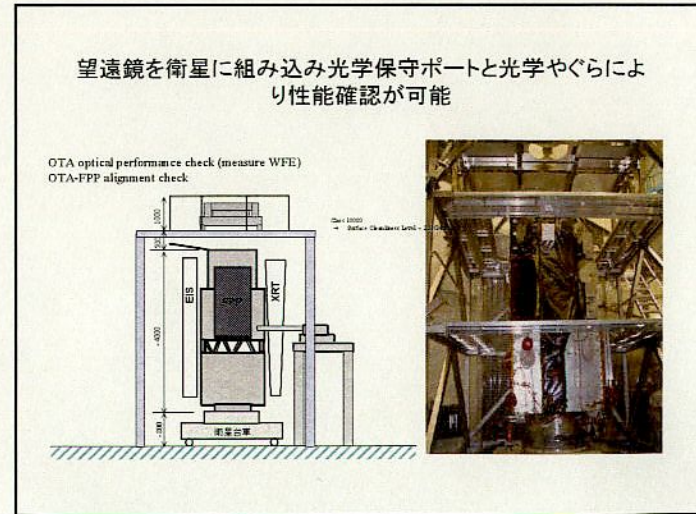
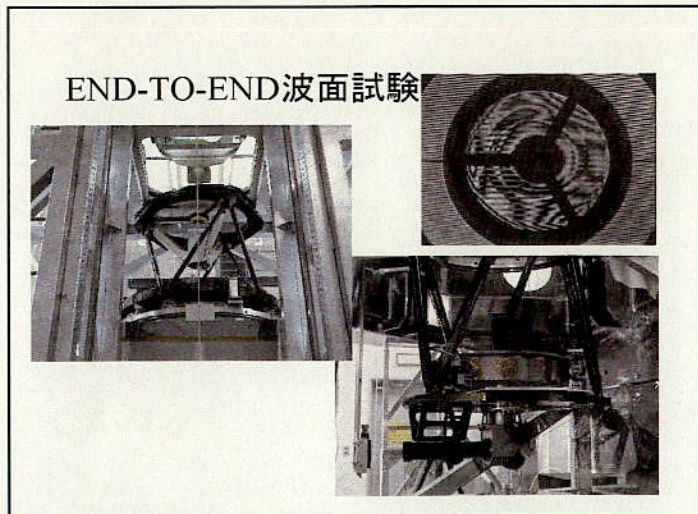
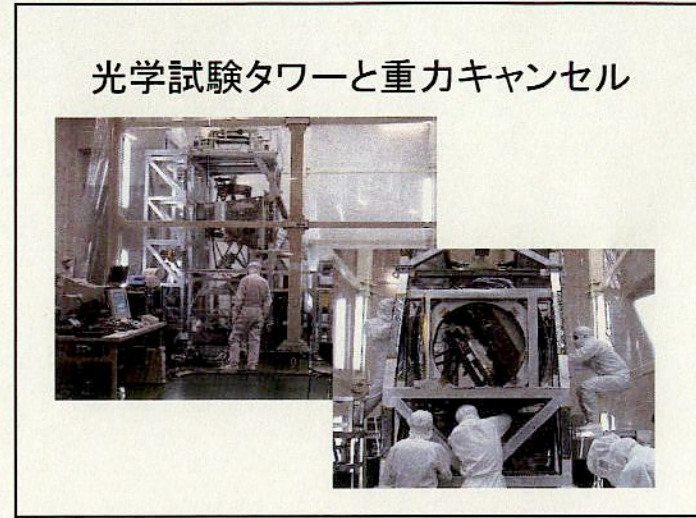
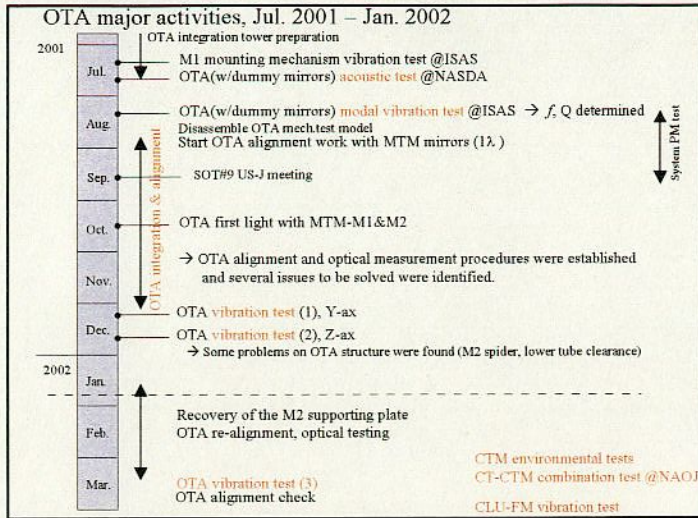
1179熱電対

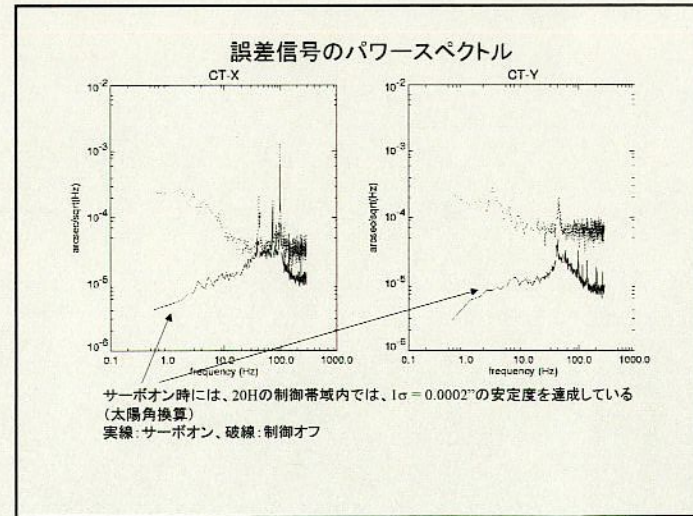
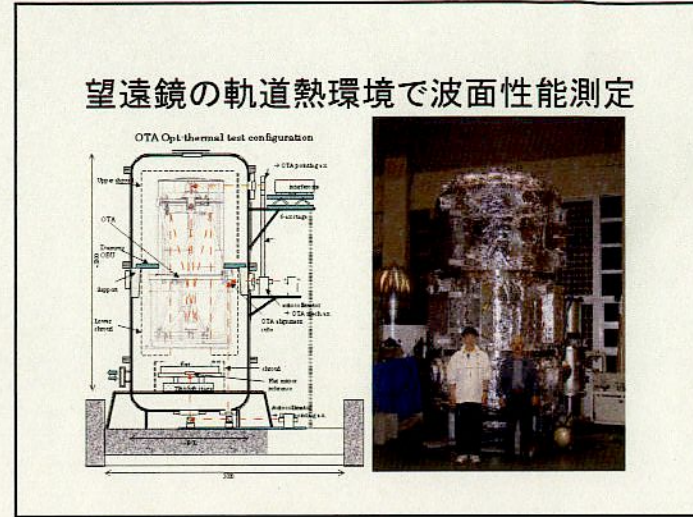
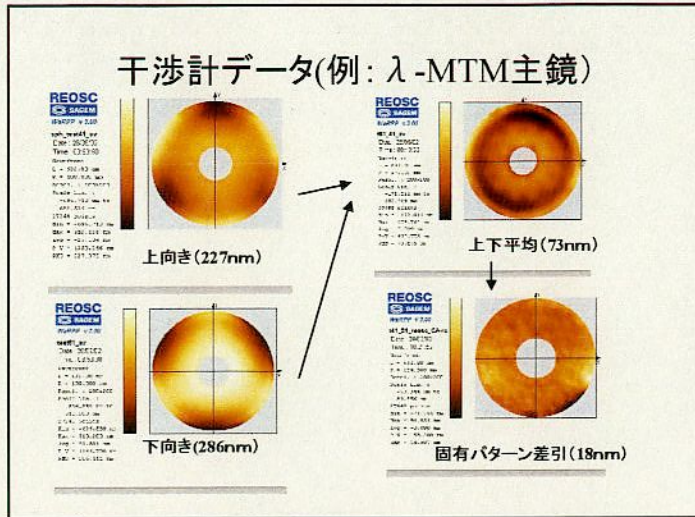


副鏡

それに加えて宇宙望遠鏡特有の試験

- 機械環境試験後の光学試験
- 熱真空環境での光学試験(熱光学試験)
- 画像安定化装置の光学、制御性能試験
- 微小擾乱試験
- 日米製作部分のインテグレーション確認試験
- 衛星組み込み後(打ち上げ1年前)の光学性能の簡易確認試験





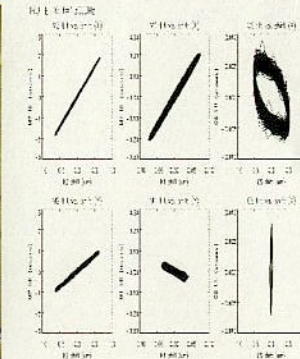
回折限界望遠鏡の実現

- 振動衝撃試験でコマ収差の変化なし
- 主鏡支持機構の性能確認
- 望遠鏡調整手順が確立
- 反転重力キャンセル法など波面測定システムが確立
- チップチルト鏡:極めて良好な特性
- 望遠鏡システム自体は、回折限界実現に目処
- しかし、

担当メーカーとの共同研究開発

- 日本における従来の官と民の関係を脱する必要がある。
 - X:研究者は夢を語り、メーカーが実施する。
 - X:ISASが指導し、メーカーがそれに従う。
- 官民が切磋琢磨し共同開発:最小エネルギー、最小コスト、最小リスクになるよう密接に協力

マイクロバイブレーション問題:ジャイロ스코ープの機械振動に望遠鏡光学系が共振して指向軸が振動:解像度の劣化



衛星プロジェクトに何人必要か?

- 専任担当者は現在15人+ α で非常に厳しい
- NAO
 - 常田、末松、一本、大坪、原、清水、鹿野、永田
 - 野口、中桐、田村、熊谷
- ISAS
 - 小杉、坂尾、松崎
- 技術系職員、科学研究员が活躍
- 担当者に疲れ、マンパワーの増強がないと打ち上げまで持たない。

可視光望遠鏡の開発はぎりぎりで成立

- 衛星2機(X線Gの支援)実現し3機目の実績
- 分野内で地上(光)と衛星(X線)を完全統合
- すばるの技術的人的資産は大きい
- 優秀な大メーカーと中小メーカーの熱意(可視光望遠鏡に7社)
- 国立天文台の支援、開発センターの支援
- ISAS工学(特に構造設計試験関係)の支援
- 米国との良好な関係、NASAの支援

結語: 宇宙望遠鏡ミッション

- HIAによる天文ミッションを全力で実現すべき。
- SOLAR-Bの人的、技術的ヘリテージを最大限活用すべき。