



ISSN 1349-113X
JAXA-SP-12-011

宇宙航空研究開発機構特別資料

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

環境試験技術報告

第10回試験技術ワークショップ開催報告

2013年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

1.	開催概要	1
2.	開催目的	1
3.	講演プログラム及び概要	1
4.	キャッチコピー及び宣伝ポスター	1
5.	講演内容	7
5.1.	開会挨拶	7
5.2.	(特別講演) 自動車開発における環境試験と電動車両用 Li バッテリーの特性について	9
5.3.	陸域観測技術衛星 2 号 (ALOS-2) のシステム試験状況	35
5.4.	30kW キセノンランプ長寿命化の開発状況	49
5.5.	ASNARO 衛星システムにおける SpaceWire の採用と試験自動化	91
5.6.	超小型衛星の環境試験の実績解析と試験標準化について	107
5.7.	計測機器の最近の動向	133
5.8.	筑波宇宙センターにおける ASTRO-H のシステム試験について	147
5.9.	試験標準の次改定計画及び海外標準との比較	171
5.10.	閉会挨拶	191
6.	ポスターセッション	193

1. 開催概要

開催日時：平成24年11月14日（木）11:05～17:45

場所：筑波宇宙センター 総合開発推進棟 大会議室(1F)

主催：宇宙航空研究開発機構 環境試験技術センター

2. 開催目的

本ワークショップは、

- 環境試験技術に関する動向等を含む研究開発成果を報告する
- 環境試験技術の問題点等に関する意見交換

を目的として開催するものである。

3. 講演プログラム及び概要

講演プログラム及び概要を表1に示す。

また、ポスターセッションの発表内容及び概要を表2に示す。

4. キャッチコピー及び宣伝ポスター

キャッチコピーを設け、以下とした。

「環境試験が導く、確かな未来。」

また、宣伝用に配布したポスターを図1に示す。

表 1 (1/2) 講演プログラム及び概要

題目及び概要		講演者
11:05～11:10	開会挨拶(宇宙航空研究開発機構 理事 本間 正修)	
11:10～12:10	<p>【(特別講演) 自動車開発における環境試験と電動車両用Liバッテリーの特性について】</p> <p>自動車の環境、耐久性試験は、世界のユーザーに自由な移動を提供することを目的としていることから、地上の様々な環境条件で10年以上の長期に渡り性能を損なわれないよう保証を行わなければならない。自動車開発の現場において、様々な影響をどのように把握し機能保証しているかを解説する。又昨今電動車両開発が加速している中、人工衛星などと共有できる技術として自動車用Liバッテリーの開発状況を解説する。</p> <p>(略歴)</p> <p>千葉工業大学工学部卒業後、本田技研工業株式会社入社。本田技術研究所にてCITYturboを初めとするエンジンシステム研究開発を担当する。1987年よりF-1プロジェクトにてエンジン制御システム開発及びレーズエンジンニアを担当、アイルトン・セナとともに黄金期を築く。その後、EV、HEV研究部門マネージャーとなり、2002年からは4輪レース部門統括、F-1プロジェクトリーダーとしてチームを統括した。2006年、EV、HEV研究部門 上席研究員となり、2012年より現職となる。</p>	株式会社 本田技術研究所 MEV研究室 上席研究員 木内 健雄 様
12:10～13:10	休憩・昼食	
13:10～13:40	<p>【陸域観測技術衛星2号(ALOS-2)のシステム試験状況】</p> <p>陸域観測技術衛星2号(ALOS-2)は、2013年打上に向けて、筑波宇宙センターにてシステムPFTを実施中であり、10月後半よりシステム熱真空試験を予定している。ミッション機器であるPALSAR-2は、システムPFTとは切り離し、筑波宇宙センターにて真空点像応答試験によりRF性能を、熱真空試験により、熱真空環境下におけるアンテナ制御に問題ないことも確認できたため、現在はアンテナパネルの連結作業実施中である。本講演では、システムPFT及びPALSAR-2の試験状況、結果等について紹介する。</p>	宇宙航空研究開発機構 ALOS-2プロジェクトチーム 猿渡 英樹 氏
13:40～14:10	<p>【30kWキセノンランプ長寿命化の開発状況】</p> <p>環境試験技術センターでは、ソーラシミュレータ運用の信頼性向上・コスト低減のため、ソーラシミュレータの光源として用いている30kWキセノンランプの長寿命化を検討している。本検討では、電流リップルを低減するランプ電源開発と放電ランプであるランプ本体の電極改善を行っている。現在、電源開発は完了し、ランプ改善も今年度内のスベック決定を目標として開発が進んでいる。本発表では長寿命化検討の成果と開発状況を報告する。</p>	宇宙航空研究開発機構 環境試験技術センター 和田 篤始 氏
14:10～14:30	休憩	

表 1 (2/2) 講演プログラム及び概要

時間	題目及び概要	講演者
14:30～15:00	<p>「ASNARO衛星システムにおけるSpaceWireの採用と試験自動化」</p> <p>小型地球観測衛星ASNAROはデータ処理標準インタフェースとしてSpaceWireを用いたネットワーク・アーキテクチャを構築している。ASNARO衛星システムではこの特徴を活かした試験及びインテグレーションプロセスを実行し、随所で自動化を実現してきた。将来シリーズ衛星では衛星外から直接SpaceWireネットワークに試験シナリオを実行する手法を実現する。</p>	<p>日本電気 株式会社 小林 裕亮 氏</p>
15:00～15:30	<p>「超小型衛星の環境試験の実績解析と試験標準化について」</p> <p>昨年より、超小型衛星の環境試験の国際標準規格を作成しようというプロジェクトが日本主導で立ち上がりつつある。プロジェクトでは、まず過去の超小型衛星の試験実態について調査を行った。その解析結果について述べる。また、本年5月に打った鳳龍試号については、実施した環境試験とその効果について詳細に述べる。最後に国際標準化プロジェクトの現状について述べる。</p>	<p>九州工業大学 教授 趙 孟佑 氏</p>
15:30～16:10	<p>休憩・ポスターセッション(後述)</p>	
16:10～16:40	<p>「計測機器の最近の動向」</p> <p>昨今、諸外国において音響・振動・歪等の物理量を計測及びデータ収録する機器の発展が目覚ましい。その中で、2つの特色のある計測機器を取り上げ、国内外の航空宇宙分野における事例を加えながら計測機器の最近の動向について紹介する。</p>	<p>丸文 株式会社 金田 佳三 氏</p>
16:40～17:10	<p>「筑波宇宙センターにおけるASTRO-Hのシステム試験について」</p> <p>従来、科学衛星の試験は宇宙科学研究所にて行われてきたが、ASTRO-Hは衛星が大型化したため、衛星の組み上げ、およびシステム試験を筑波宇宙センターで実施している。本講演では、まずASTRO-H衛星の概要と技術的に困難なポイント、試験で検証する重点項目を説明する。その後、これまでに実施した熱変形試験、TTM試験に関して、概要と試験を実施する上で工夫したポイント、今後実施する予定の試験について説明する。</p>	<p>宇宙航空研究開発機構 ASTRO-Hプロジェクトチーム 夏莉 権 氏</p>
17:10～17:40	<p>「試験標準の次改定計画及び海外標準との比較」</p> <p>衛星一般試験標準(JERG-2-002)は昨年度改定され、宇宙機一般試験標準(JERG-2-130)が制定された。今回のメジャーアップデートの目標を3年後として作業が開始されている。本発表では次改定に反映する主な事項とその検討方法について紹介する。さらに、国内及び海外の宇宙開発関連試験標準との比較についても触れる。</p>	<p>宇宙航空研究開発機構 環境試験技術センター 柳瀬 恵一 氏</p>
17:40～17:45	閉会挨拶 (宇宙航空研究開発機構 環境試験技術センター長 西田 隆)	
17:50～19:50	意見交換会 (厚生棟にて、会費:2,000円)	

表 2 (1/2) ポスターセッションの発表内容及び概要
(発表者：環境試験技術センター職員)

題目及び概要		出展者
WS10-P01	<p>「音響励起ランダム振動予測手法のSPICA搭載機器への適用」 宇宙機は、ロケット打上げ時の音響加振により過酷なランダム振動環境に曝される。環境試験センターでは、SEA、FEA等のアプローチで宇宙機搭載機器のランダム振動環境予測手法を検討してきた。これらの予測手法を次世代赤外線天文衛星SPICAの拡散音場加振に適用し、SPICA搭載機器のランダム振動環境条件を評価した結果について紹介する。</p>	赤城 弘樹
WS10-P02	<p>「熱真空試験におけるサイクル数及びさらし・浸し時間の妥当性検討」 宇宙機は、軌道上における熱真空環境への耐環境性やワークマンジップエラーの検出等を目的として、熱真空試験を実施している。環境試験技術センターでは、熱真空試験において試験条件として規定されているサイクル数やさらし・浸し時間の妥当性を検討しており、その検討状況について紹介する。</p>	丸山 健太
WS10-P03	<p>「ソーラシミュレータ 窓レンズ検査法の検討」 窓レンズはソーラシミュレータ構成品の一つであり、スペースチャンバの真空側/大気側を隔てるとともに、疑似ソーラ光をチャンバ内に透過させる役割を持つ。本検討では、窓レンズに負荷を与えて行う従来の検査法に変わる無負荷の検査法について検討した。新検査法とその適用例について紹介する。</p>	安藤 麻紀子
WS10-P04	<p>「コンポーネント衝撃試験省略に向けた検討」 上位システムからの要求として規定衝撃の負荷耐性を確認するために実施するコンポーネント衝撃試験についてはその試験目的から、①ランダム振動応答が衝撃応答スペクトラムよりも大きい場合②応力に寄与する衝撃速度がある閾値以下である場合③衝撃クリティカルな部品が含まれていない場合などに於いては省略可能と考えられる。試験センターでの本検討の進捗と展望について海外宇宙機関のコンポーネント衝撃試験省略の整理例を合わせて紹介する。</p>	丹羽 智哉
WS10-P05	<p>「熱真空試験における供試体の放電防止に関する検討」 スペースチャンバで宇宙機の熱真空試験を実施する際には、多くの場合1.33Pa ~ 1.33 x 10⁻³Paの圧力領域を「放電注意圧力領域」とし、その圧力領域では高電圧機器等の放電する可能性がある機器(放電危険機器)を無用にONしないようにするという対策により放電防止を図っている。チャンバ内の圧力が放電注意圧力であるか否かはスペースチャンバ常設の真空計で測定された値により判断しており、放電危険機器が取り付けられている宇宙機内部の圧力と、チャンバ常設真空計で測定されている宇宙機外部の圧力が同じであることが前提となっている。本検討では熱真空試験における宇宙機内部の圧力を実測し、放電危険機器の放電防止を検討した。</p>	高橋 大祐

表 2 (2/2) ポスターセッションの発表内容及び概要
(発表者：環境試験技術センター職員)

題目及び概要		出展者
WS10-P06	<p>「HIIBロケット射点近傍・遠方音響解析」※本稿には未掲載 ロケット打上げ時の音響振動は、搭載機器のみならず射点などの地上設備にも多大な影響を与える。今回、HIIBロケット試作1号機から3号機の打上げ時の音響について、近傍と遠方の大きく二つに分けて解析を行った。特に近傍解析では射点各部の計測結果を元に、射点音場環境の解析を行った。また遠方解析では、警戒区域(3km)より以遠での音響振動を計測し、その影響を解析した。これらの結果を、特にHIIBロケット各号機間の再現性の再現性に主眼をおき、考察した結果について紹介する。</p>	梶川 隆史
WS10-P07	<p>「熱真空試験における表面堆積粒子状コンタミネーションの低減対策」 スペースチャンバで行われる熱真空試験環境下での表面堆積粒子状コンタミは、通常のクリーンルーム内とは異なる堆積プロセスとなる。環境試験技術センターでは昨年度から簡易に表面堆積粒子状コンタミを測定できる機器を用い、同コンタミを低減させるための実験を行っており、その結果を紹介する。</p>	大里 伸一
WS10-P08	<p>「13mφスペースチャンバの液体窒素供給システムの将来構想」 13mφスペースチャンバは、シュラウドを100k以下に冷却する為、大容量の液体窒素を消費する。その為、使用しガス化した窒素を再冷却し、液体窒素を製造する窒素再液化装置という液体窒素供給システムを有している。この装置は、設置後22年が経過しており、さらに大電力を消費する為、装置の改善検討を実施している。ここでは、設備概要と整備の進捗状況について紹介する。</p>	赤津 文平
WS10-P09	<p>「大型振動試験設備の震災復旧」※本稿には未掲載 筑波宇宙センター 総合環境試験棟の大型振動試験設備は東日本震災の影響により被災し、特に20000トンの浮き基礎を支えている防振ユニットに大ダメージをもたらしたため、他設備と比較し復旧が困難であった。環境試験技術センターでは、復旧作業に取り組み、その被災から復旧・予防保全対策までの過程を紹介する。</p>	栗林 孝行
WS10-P10	<p>「EMCシールドルーム空間特性の把握」 EMCシールドルーム内の伝播特性を測定し、放射感受性試験の再現性に影響を与える空間特性を把握した。また壁面と天井に敷設されている電波吸収体をフェライト複合材に更新する場合は電磁界シミュレーションを行い、その改善効果を予測した。これらの手法、及びその結果について紹介する。</p>	武石 啓

第10回 試験技術ワークショップ

環境試験が導く、確かな未来。

■日時■
2012年11月15日(木)
11:00～17:45

引継ぎ意見交換会
筑波宇宙センター 食堂
会費：2000円

■会場■
筑波宇宙センター
総合開発推進棟
1F大会議室

■主催■
JAXA環境試験技術センター

**入場無料
(事前申し込み不要)**

特別講演
11:10～12:10
木内 健雄 氏 株式会社 本田技術研究所 MEV研究室

**「自動車開発における環境試験と
電動車両用Liバッテリーの特性について」**

(略歴)
本田技術研究所にてCITYturboを初めとするエンジンシステム研究開発を担当。1987年よりF-1プロジェクトにてエンジン制御システム開発及びレースエンジニアを担当し、アイルトン・セナとともに貴金属を稼ぐ。EV、HEV研究部門マネージャーとなり、4輪レース部門統括。F-1プロジェクトリーダーとしてチームを統括した。2006年、EV、HEV研究部門 上席研究員。2012年より現職

13:10～13:40	「陸域観測技術衛星2号(ALOS-2)のシステム試験状況」 猿渡 英樹 <small>氏</small> JAXA ALOS-2プロジェクトチーム
13:40～14:10	「30kWキセノンランプ長寿命化の開発状況」 和田 篤地 <small>氏</small> JAXA 環境試験技術センター
14:30～15:00	「ASNARO衛星システムにおけるSpaceWireの採用と試験自動化」 小林 裕亮 <small>氏</small> 日本電気 株式会社
15:00～15:30	「超小型衛星の環境試験の実績解析と試験標準化について」 趙 孟佑 <small>氏</small> 九州工業大学 教授
15:30～16:10	「ポスターセッション(環境試験技術センター業務紹介)」
16:10～16:40	「計測機器の最近の動向」 金田 佳三 <small>氏</small> 丸文 株式会社
16:40～17:10	「筑波宇宙センターにおけるASTRO-Hのシステム試験について」 夏苺 権 <small>氏</small> JAXA ASTRO-Hプロジェクトチーム
17:10～17:40	「試験標準の次改定計画及び海外標準との比較」 柳瀬 恵一 <small>氏</small> JAXA 環境試験技術センター

環境試験技術センター Environmental Test Technology Center

図1 宣伝ポスター

5. 講演内容

5.1. 開会挨拶

宇宙航空研究開発機構

本間 正修 理事

JAXA の本間です。環境試験技術センターを担当しております。

本日は第 10 回試験技術ワークショップに皆様お集まり頂きありがとうございます。

環境試験技術というのは、試験をする対象と同時に技術を向上させていく必要があるものだと考えております。今回第 10 回目のワークショップですけれども、10 年前の衛星やロケットの技術を検証する環境試験技術と今日現在あるいはこれからの新しい宇宙機を試験する技術があって、どんどん進歩しなければならないと思います。こういうワークショップで皆様といろいろ議論したり、最先端の話聞けるというのは非常に貴重な機会ですので 15 回、20 回と続けていくようにしたいと思っております。

余談になりますが 3.11 は 1 年半以上前ですけれども、大震災でつくば宇宙センターも被害を受けており、特に試験設備、施設がダメージを受けました。それを乗り越えて昨年も第 9 回ワークショップを開催しましたが、1 年半経過し、ほぼすべての試験設備が完全復旧しております。皆様のご協力のおかげだと思っております。ちなみに試験設備、施設の復旧が速やかであったことが評価されて、JAXA の組織は年度ごとに業務評価を実施しており、外部評価も受けるのですけれども、昨年度の試験設備、施設あるいは技術に関しては S 評価を頂いております。JAXA 内外からも震災への対応、それから復旧後に速やかに様々な試験を行い打上げ計画の遅れを最小限にしたことを評価されております。

これからいろいろな方にご講演を頂きますが、その内容を受け止めて我々の環境試験技術により一層磨きをかけていきたいと思っております。本日はよろしくお願ひ致します。



ワークショップ会場

5.2. (特別講演)

自動車開発における環境試験と電動車両用 Liバッテリーの特性について

株式会社 本田技術研究所

MEV 研究室 上席研究員

木内 健雄 様

HONDA
The Power of Dreams



**自動車開発における環境試験と
電動車両用Liバッテリーの特性について**



1. ホンダの紹介
2. 自動車に求められる性能
3. 自動車が使われる様々な環境
 - ・自然環境
 - ・道路環境
 - ・ユーザー
4. 様々な環境に応じた走行試験
 - ・実走テスト
 - ・テストコース
 - ・台上置換試験
5. 限定された環境で使われるレースENG
6. 環境試験のまとめ
7. 電動車両用電池の進化
 - ・ホンダの電動車両
 - ・Ni-MHとLiバッテリーの特性
 - ・車両用バッテリーの使用環境
 - ・Liバッテリーの特性と課題
 - ・まとめ



1. ホンダの紹介
2. 自動車に求められる性能
3. 自動車が使われる様々な環境
 - ・自然環境
 - ・道路環境
 - ・ユーザー
4. 様々な環境に応じた走行試験
 - ・実走テスト
 - ・テストコース
 - ・台上置換試験
5. 限定された環境で使われるレースENG
6. 環境試験のまとめ
7. 電動車両用電池の進化
 - ・ホンダの電動車両
 - ・Ni-MHとLiバッテリーの特性
 - ・車両用バッテリーの使用環境
 - ・Liバッテリーの特性と課題
 - ・まとめ

Honda R&D Co.,Ltd.
株式会社本田技術研究所

本研究所は、さまざまな領域の技術を開発し、常に最先端をリードする技術開発や研究を行いながら、新しいモビリティの提供を通じて、次世代に人と地球と社会に積極的に貢献していくことが、私たちに与えられた役割であると考えています。

Honda R&D Co.,Ltd.

未来に希望を託して生きる世界中の人々のために、そして人を育んできた地球と社会のために、Hondaにしかできないことは何か。

【栃木R&Dセンター】

自動車R&Dセンター (栃木)
Automobile R&D Center Tochigi

時代に先駆け「お客様の喜び」につながるクルマの創造へ

エンジン性能試験
燃費エンジン性能試験
燃費エンジン性能試験
燃費エンジン性能試験
燃費エンジン性能試験
燃費エンジン性能試験
燃費エンジン性能試験
燃費エンジン性能試験
燃費エンジン性能試験
燃費エンジン性能試験



1. ホンダの紹介
2. 自動車に求められる性能
3. 自動車が使われる様々な環境
 - ・自然環境
 - ・道路環境
 - ・ユーザー
4. 様々な環境に応じた走行試験
 - ・実走テスト
 - ・テストコース
 - ・台上置換試験
5. 限定された環境で使われるレースENG
6. 環境試験のまとめ
7. 電動車両用電池の進化
 - ・ホンダの電動車両
 - ・Ni-MHとLiバッテリーの特性
 - ・車両用バッテリーの使用環境
 - ・Liバッテリーの特性と課題
 - ・まとめ



BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN

車に必要な性能

HONDA
The Power of Dreams

●室内環境を常に良好な状態に保つ

【酷暑地】




【寒冷地】



世界のあらゆる走行・気候条件下において室内環境を良好に保つ

BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN

HONDA
The Power of Dreams

1. ホンダの紹介
2. 自動車に求められる性能
3. 自動車が使われる様々な環境
 - ・自然環境
 - ・道路環境
 - ・ユーザー
4. 様々な環境に応じた走行試験
 - ・実走テスト
 - ・テストコース
 - ・台上置換試験
5. 限定された環境で使われるレースENG
6. 環境試験のまとめ
7. 電動車両用電池の進化
 - ・ホンダの電動車両
 - ・Ni-MHとLiバッテリーの特性
 - ・車両用バッテリーの使用環境
 - ・Liバッテリーの特性と課題
 - ・まとめ

BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN **自動車が使われる様々な環境** HONDA The Power of Dreams

●宇宙機と自動車の諸特性の比較

	宇宙機 (ロケット・衛星)	自動車
開発期間	新規の宇宙機約5年以上 2年以内 (目標) 開発コスト ロケット: 1000億円以上 / 衛星: 300億円以上	1車種 : 数百億 <品質保証の考え方> ・設計段階での寸法公差と加工バラツキの把握 ・上下限公差品による性能差異の確認 ・故障発生確率の把握と重要機能のF/S機能の保障
試験機	衛星: ほぼなし / ロケット: 3機以内	数十台以
試験検査	出荷前の地上検査。但し、宇宙では実現象の把握が容易ではなく、予測可能な全ての不具合モード、リスク度等を評価	出荷前・後が可能
運用時の不具合修理	ほぼ不可能	回収・実機確認可能
使用部品数	ロケット: 数百万個以上 / 衛星: 数十万以上	2-3万個
運用時の環境条件	地上で人工的に作り出すことが困難な過酷な打ち上げ (振動、音響、衝撃、減圧等) 及び軌道環境 (真空熱サイクル、宇宙放射線、デブリなど)	地上で作ることが可能: 多くの実車テスト: 高速走行試験、実走耐久、音響、熱害、EMCなど
ライフサイクルコスト要素	保守、修理はほぼ行えないため、試験コストは製品のライフサイクル期間中、最大なコスト要素	ライフサイクル間中、保守、修理などが可能であり、製品のライフサイクル期間中、保守コストが主なコスト要素
操縦者	訓練された飛行士	不特定多数
運転ルート	予め設定されたルート	ほぼ地上全域の不特定なルート

BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN **自然環境** HONDA The Power of Dreams

●世界の環境 (温度・湿度・高度)

温度
寒い 熱い

湿度
低い 高い

高度
低い 高い

海抜下 (-100m)
例: イスラエル


低湿度 (0%)
例: 北米西部・サウジアラビア


極低温 (-40℃)
例: 北米・カナダ・アラスカ


高温 (+50℃)
例: パキスタン・サウジアラビア


高地 (5300m)
例: チベット自治区


多湿 (100%)
例: タイ・フロリダ


Wikipedia hp引用

自動車は、世界中のいろいろな環境の下で使われています。

BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN **道路環境** HONDA The Power of Dreams

●世界の路面状況








<p>【カナダ】</p>  <p>積雪路</p>	<p>【オーストラリア】</p>  <p>何処までも真直ぐな道</p>	<p>【アジア】</p>  <p>突起物</p>	<p>【南米】</p>  <p>砂漠路</p>
<p>【アルプス】</p>  <p>山岳路</p>	<p>【ブラジル】</p>  <p>石畳</p>	<p>【UAE】</p>  <p>砂漠路</p>	<p>【中国】</p>  <p>大きなハンプ(約10cm)</p>

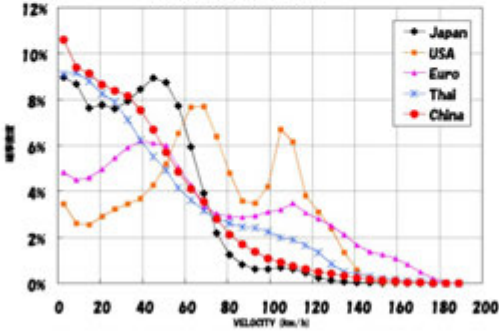
国により路面状況が異なる。特に開発途上国の路面環境は車にとって過酷である

BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN **道路環境** HONDA The Power of Dreams

●国による車速の違い

<p>【日本】</p> 	<p>【アフリカ】</p> 	<p>【ヨーロッパ】</p> 	<p>【タイ】</p> 	<p>【中国】</p>  <p>Wikipedia hp引用</p>
---	---	--	--	---

主要国の平均車速頻度

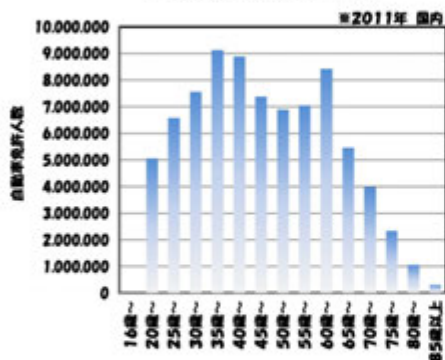


車速 (km/h)	Japan (%)	USA (%)	Euro (%)	Thai (%)	China (%)
0	9.0	3.0	4.5	9.0	11.0
20	8.0	3.5	5.0	8.0	10.0
40	7.0	4.0	6.0	7.0	9.0
60	6.0	4.5	7.0	6.0	8.0
80	4.0	5.0	8.0	5.0	7.0
100	2.0	6.0	9.0	4.0	6.0
120	1.0	7.0	10.0	3.0	5.0
140	0.5	8.0	11.0	2.0	4.0
160	0.2	9.0	12.0	1.0	3.0
180	0.1	10.0	13.0	0.5	2.0
200	0.0	11.0	14.0	0.2	1.0

国により車の使われ勝手(負荷)に違いがある。

●ドライバーの多様性

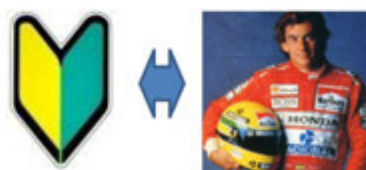
【運転免許保有年齢構成】



【運転者の特性】



体型の差



運転技術の差



すべて人が安全に快適に運転出来なければならない。

1. ホンダの紹介
2. 自動車に求められる性能
3. 自動車が使われる様々な環境
 - ・自然環境
 - ・道路環境
 - ・ユーザー
4. 様々な環境に応じた走行試験
 - ・実走テスト
 - ・テストコース
 - ・台上置換試験
5. 限定された環境で使われるレースENG
6. 環境試験のまとめ
7. 電動車両用電池の進化
 - ・ホンダの電動車両
 - ・Ni-MHとLiバッテリーの特性
 - ・車両用バッテリーの使用環境
 - ・Liバッテリーの特性と課題
 - ・まとめ

BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN **実走テスト** HONDA The Power of Dreams

●欧州の酷暑テストコース

Sierra Nevada in Spain

Granada

気温: 25~30℃

気温: 34~40℃

勾配: 4.0~8.5%

Workshop

BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN **テストコース** HONDA The Power of Dreams

●寒冷地テスト

【総合路】

【氷結路(シャーベット路)】

幅100m長さ900mの総合コース

【高速周回コース】

一周6.8kmの高速周回

後退での雪付き検証

ウィンディング路

-30℃でも凍結せずシャーベット状態に保つことのできる路面

一般公道で行っていたテストを、安全と再現性の観点でテストコース内に置き換える。

BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN **テストコース** HONDA The Power of Dreams

●テストコースでの路面環境の再現

【高速周回路】

【石畳路】

【ワインディング】

【低μ路】

【芝】

【オフロード】

テストコース内に、世界のいろいろな路面状況を再現している

BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN **台上置換試験** HONDA The Power of Dreams

●低温・負圧テスト

【実車による低温・負圧テスト室】

低温(-6.7℃)及び高地(1600m)でのエミッション保証
極低温・高地でのドライバビリティテスト

【エンジン単体による低温・負圧テスト室】

車両モジュールを持ち、エンジン単体で実車試験相当のテストが出来る設備

以前は人がテストしていたが・・・

今は、ロボットがテストを実施

環境設備で確認・設定を行い、最終確認は市場と同様にテストコース等での検証を行う

BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN

台上置換試験

HONDA
The Power of Dreams

●電波暗室と無響室

<電波暗室の素材>

【電波暗室】

【無響室】

外乱を排除し車から発するノイズや音を正確に測定する。

BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN

台上置換試験

HONDA
The Power of Dreams

●降雨/降雪試験装置

雨中・雪中走行トラブルの再現
吸入系からのエンジンへの侵入/付着によるセンサー故障/ワイパー試験/BODYへの付着/錆…等々

降雨装置

降雪装置

水

※東洋製作所

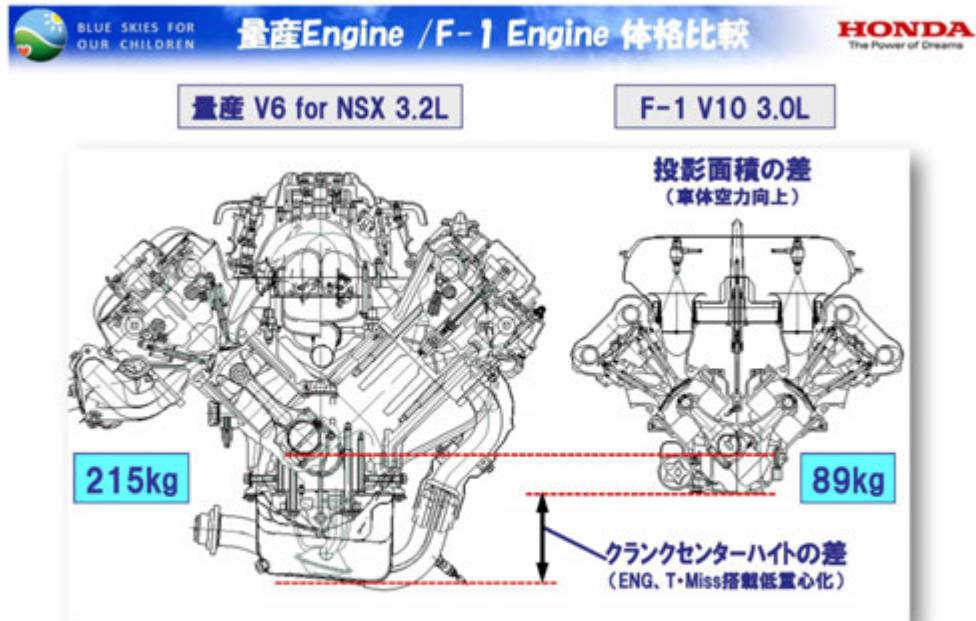
さまざまな天気も設備で再現している。



1. ホンダの紹介
2. 自動車に求められる性能
3. 自動車が使われる様々な環境
 - ・自然環境
 - ・道路環境
 - ・ユーザー
4. 様々な環境に応じた走行試験
 - ・実走テスト
 - ・テストコース
 - ・台上置換試験
5. 限定された環境で使われるレースENG
6. 環境試験のまとめ
7. 電動車両用電池の進化
 - ・ホンダの電動車両
 - ・Ni-MHとLiバッテリーの特性
 - ・車両用バッテリーの使用環境
 - ・Liバッテリーの特性と課題
 - ・まとめ



形式	量産 V6 for NSX 3.2L	F-1 V10 3.0L (2005年 V10最終年度)
出力	206 kW (281 Ps)	683 kW (930 Ps) 以上
回転数Limit	8200 rpm	19200 rpm
重量	215 kg	89 kg
Life	23万 km	1500 km
品質管理	抽出検査	全部品4000点全点Check (材料Lot~製造プロセス全工程 トレーサビリティ管理)
使用環境	製作所で組立て以降は、 メンテ、ドライバー共に一般の方	Assembly、全ての稼働条件、状況管理 ドライバー共に全てProfessionalが管理
Cost	数十万円	量産V6の150倍以上

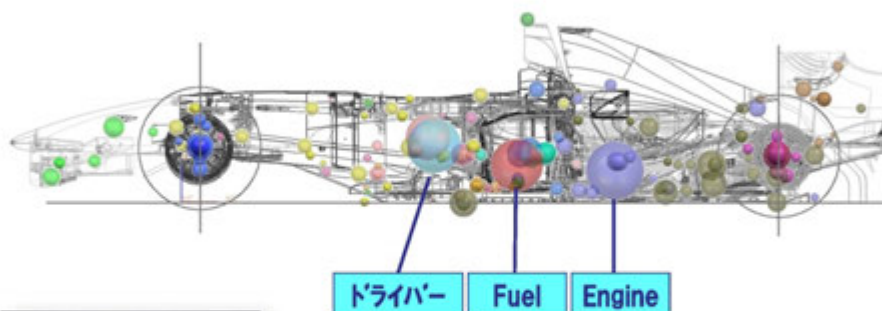


Compact / 軽量 / 低重心 / 高出力 / 低燃費 を高次元に極めたものを追求
例えば、むやみにCompactさを追求すると内部駆動フリクションの増加や吸排効率の低下を招く



BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN **車両 低重心・低慣性モーメント化** HONDA The Power of Dreams

球の大きさは各部品の重量と重心位置を表す



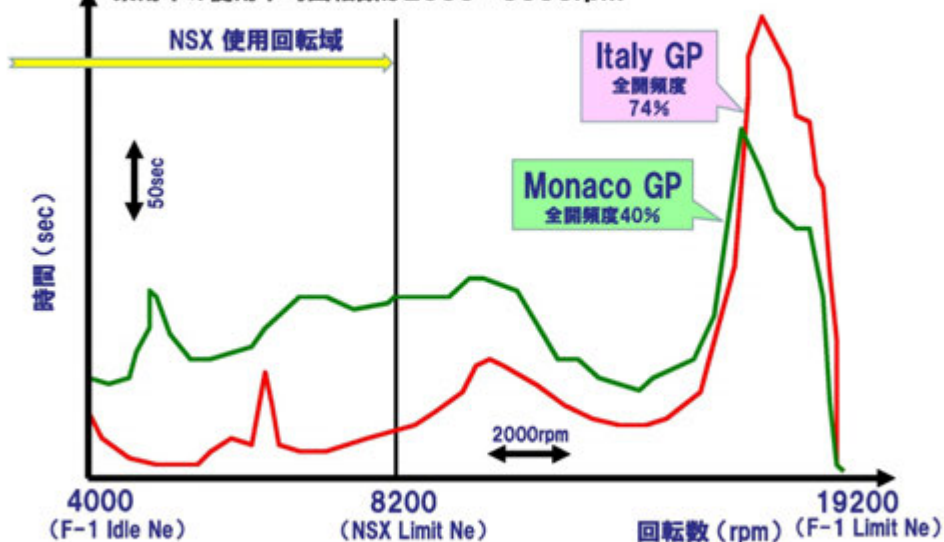
車両構成の中で、この3つが最重量であるが、ドライバーやRace中に減少していくFuelの重心高低減は難しい為Engineには極限の軽量化と低重心化が要求される。

車両最低重量は、ドライバー込みで600kg
一般乗用車は1000kg~2000kg程度



旋迴性能向上の為、軽量化、低重心化と低慣性モーメント化の全長短縮が要求される

BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN **F-1 Engine 使用回転域** HONDA The Power of Dreams

1レースは約1.5時間 / 1500km保障
乗用車の使用平均回転数は2000~3000rpm



量産Engineの約2倍の高回転域を多用する。



1、ホンダの紹介

2、自動車に求められる性能

3、自動車が使われる様々な環境

- ・自然環境
- ・道路環境
- ・ユーザー

4、様々な環境に応じた走行試験


- ・実走テスト
- ・テストコース
- ・台上置換試験

5、限定された環境で使われるレースENG


6、環境試験のまとめ

7、電動車両用電池の進化

- ・ホンダの電動車両
- ・Ni-MHとLiバッテリーの特性
- ・車両用バッテリーの使用環境
- ・Liバッテリーの特性と課題
- ・まとめ



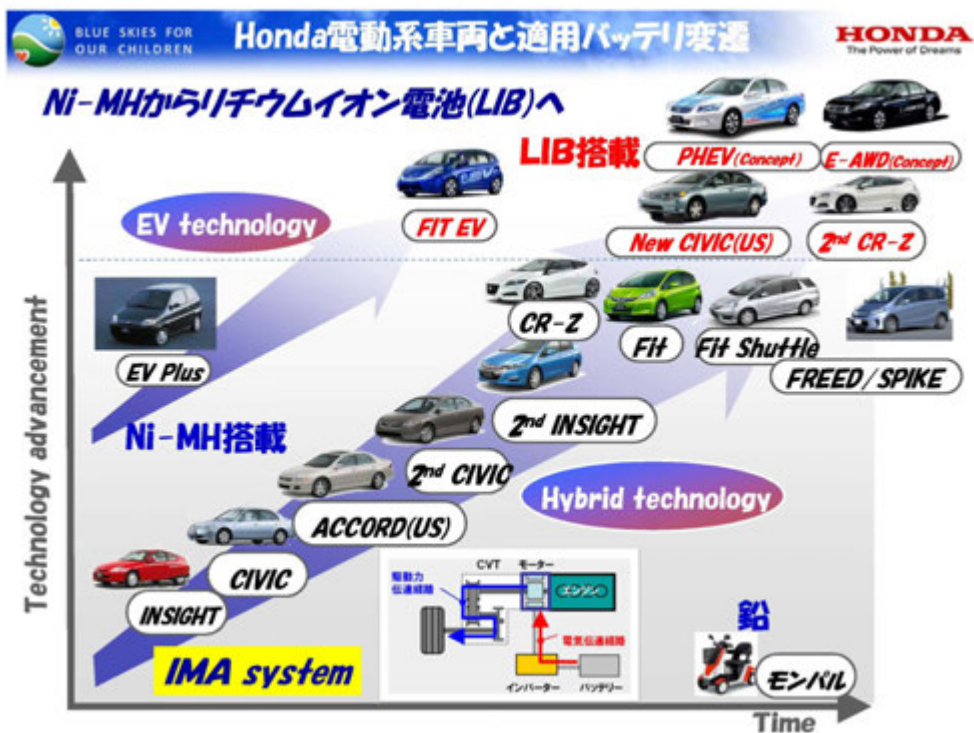
まとめ

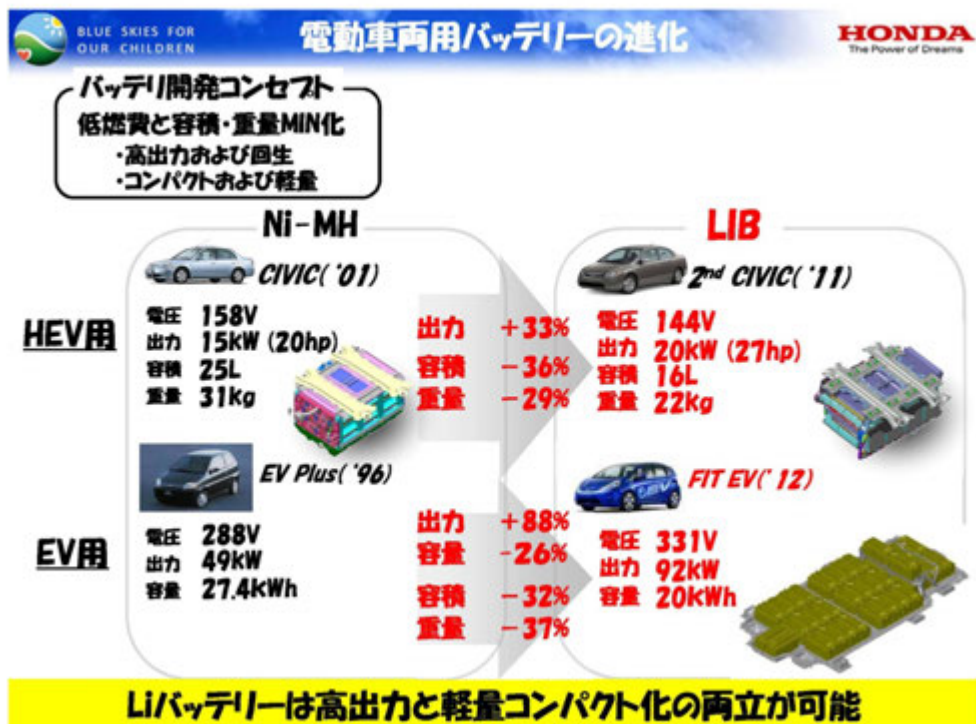


- ・自動車の開発は、長い歴史の中で様々な使用環境に適合させるテストが構築されてきた。
- ・近年では、開発車種の増加と開発期間の短縮の為、実走行テストからテストコースでの開発・さらには台上テストへの置換が行われてきた。
- ・今後、開発技術の熟成と蓄積した知見を基にモデルベース開発が急速に取り入れられていく事になろう。



1. ホンダの紹介
2. 自動車に求められる性能
3. 自動車が使われる様々な環境
 - ・自然環境
 - ・道路環境
 - ・ユーザー
4. 様々な環境に応じた走行試験
 - ・実走テスト
 - ・テストコース
 - ・台上置換試験
5. 限定された環境で使われるレースENG
6. 環境試験のまとめ
7. 電動車両用電池の進化
 - ・ホンダの電動車両
 - ・Ni-MHとLiバッテリーの特性
 - ・車両用バッテリーの使用環境
 - ・Liバッテリーの特性と課題
 - ・まとめ





BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN

材料構成と特徴

HONDA
The Power of Dreams

	Ni-MH	LIB
正極	ニッケル水酸化物 $Ni(OH)_2$	リチウム含有遷移金属酸化物 (Ni, Co, Mn, Fe)
負極	水素吸蔵合金(MmNi ₅) (Mm: La, Ce, Pr, Nd)	ハードカーボン、グラファイト、LTO等
セパレータ	ポリオレフィン不織布 (100μm)	ポリオレフィン不織布又はセルローズ (25-30μm)
電解液	強アルカリ水溶液 (<1.2V)	カーボネート溶液+Li塩 (<4.3V)
電圧	1.2V/セル	2.3~3.6V/セル*

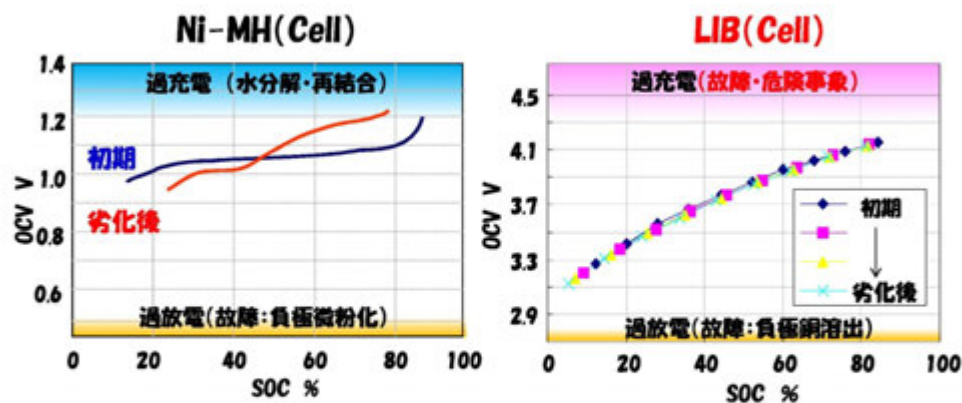
*電極組合せにより電圧は変化

高エネルギー化技術
 ・有機電解液による高電圧化
 ・正負極高容量材料

高出力化技術
 ・薄型電極・セパレータ

LIBはNi-MHに比べ高電圧化、又薄型電極・セパレータにて高出力化

BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN LIBの電圧特性 HONDA The Power of Dreams



SOC: バッテリーの残容量状態
OCV: 開路電圧

- ・LIBは劣化による電圧特性変化が少なくセル電圧で管理可能
- ・LIBは高電圧電極のため、過充電で故障・危険事象発生

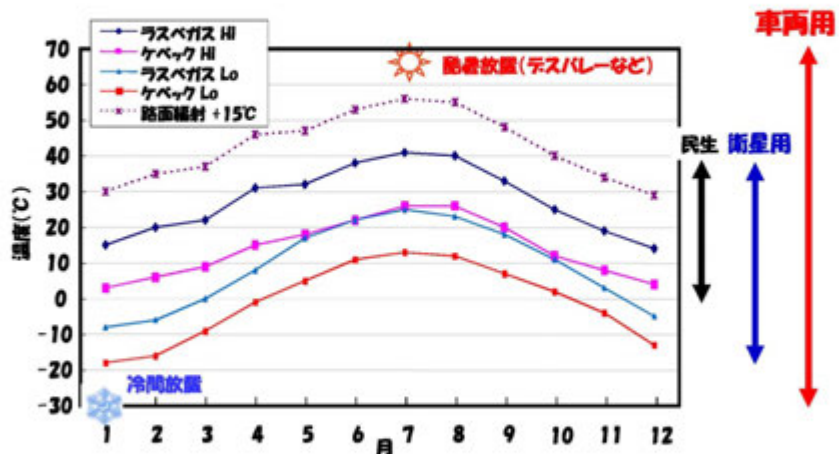
BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN 車両用バッテリーの使用環境 HONDA The Power of Dreams

性能	用途			
	HEV (高出力型)	PHEV・EV (高容量型)	衛星用	民生
出力	30C以上	10C以上	?	1~5C
SOC状態	20~80%	10~90%	?	0~100%
使用温度	-30~70℃	-30~70℃	-17℃~35℃	0~40℃
年数	10-15年	10-15年 (30%程度の性能低下を見込む)	?	1-2年

車両用電池は、Worldwideな運転状態に対応して設計される

BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN **車両用バッテリーの温度環境** HONDA The Power of Dreams

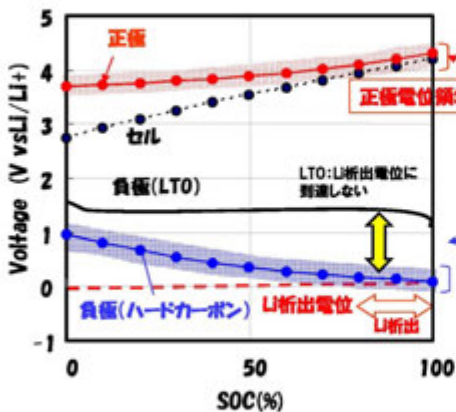
車載温度環境の例



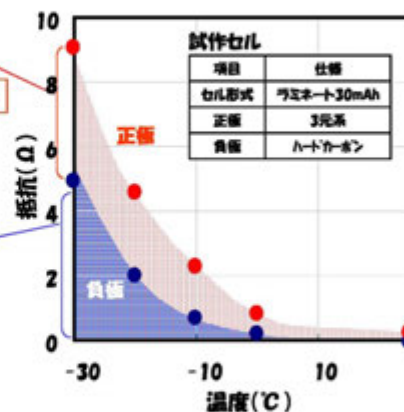
車両用バッテリーは、全世界の高温～低温条件に適用する

BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN **LIBの電位特性** HONDA The Power of Dreams

正負極の0CV特性

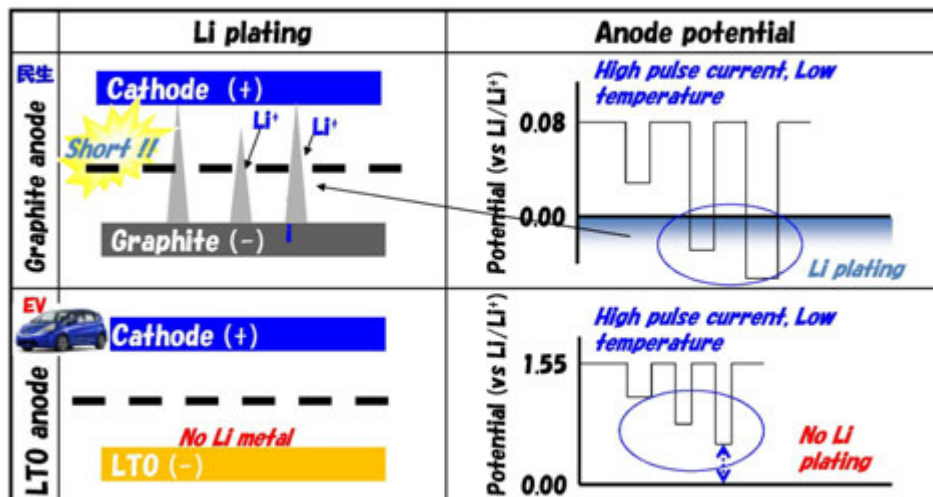


正負極抵抗の温度特性



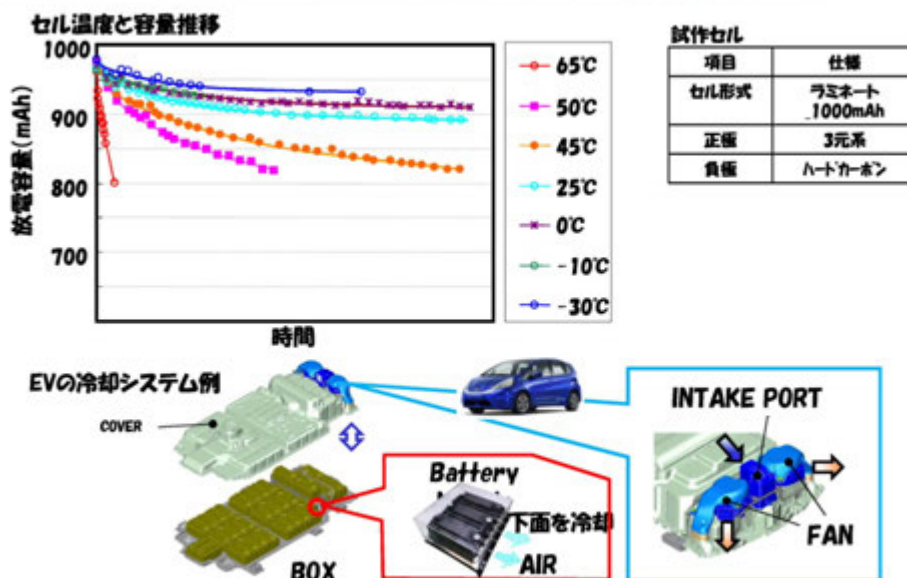
低温では、負極の抵抗(過電圧)が増加し、ハードカーボン電極はLi析出電位に到達しやすいため、充電電力を制限して使う必要がある

BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN **低温充電でのLi析出メカニズム** HONDA The Power of Dreams




低温下における高入力(回生)時によるLi析出を回避するためには電力制限の他、負極電極材料の選定も重要

BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN **LIBの耐久性** HONDA The Power of Dreams




LIBは高温での性能低下が大(=劣化大):冷却システムにより制御



BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN

LIBの劣化要因



HONDA
The Power of Dreams

セパレータ
目詰まり
絶縁性低下

負極
SEI皮膜生成による劣化 ◎
リチウム金属表面析出
集電構造破壊
芯体Cu腐食
芯体Cu溶出

正極
Mn溶出 ○
結晶性変化 △
皮膜生成 ○
芯体Al腐食

電解液
イオン伝導度低下
電解液減少
電解液分解

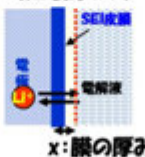
SEI皮膜劣化メカニズム

負極表面に皮膜生成 (SEI) することにより

- ①リチウムイオンを消費して、容量低下
- ②リチウムイオンの移動を妨げて、抵抗上昇

することから、劣化量をSEI皮膜成長速度から推測することができる

皮膜の成長速度は反応速度論より、膜の厚みに反比例する。



$$\frac{dx}{dt} = \frac{c}{x}$$

積分して、

$$x = \sqrt{Zct}$$


容量・出力低下量 = $k\sqrt{t}$
(kは反応速度係数)

LIBの劣化量は時間の√に比例する

赤字は通常使用で徐々に生じる劣化


SEI: solid electrolyte interface

LIB劣化の主要因: 負極表面SEI皮膜生成による劣化



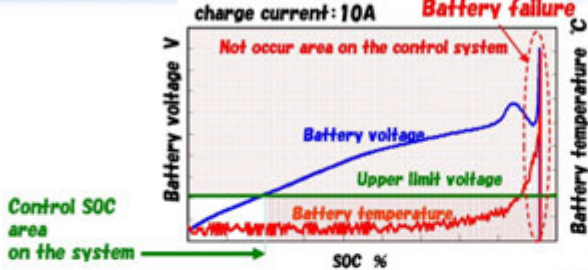
BLUE SKIES FOR OUR CHILDREN

LIBの電圧検知システム



HONDA
The Power of Dreams

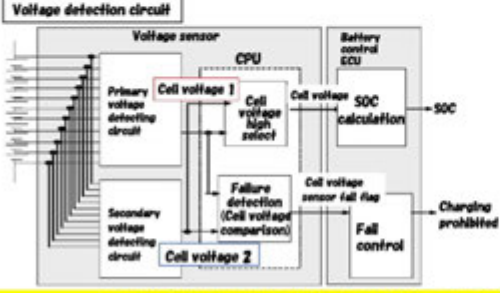
charge current: 10A **Battery failure**



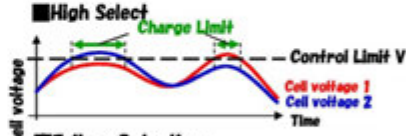
Control SOC area on the system

- ・各セルの電圧監視機能
- ・電圧監視機能の二重化
- ・セル間バラツキの均等化機能

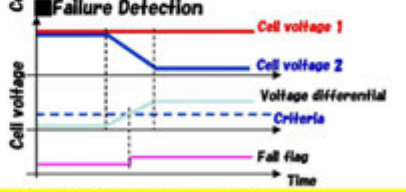
Voltage detection circuit



High Select



Failure Detection



LIBは並列の電圧検出回路にて、高電圧側をECU制御に用い、かつ比較することで、過充電検知性、故障検知性を確保




LIBの課題および設計技術




:セル設計 :システム設計

電池状態		セル課題	技術項目		
			材料	構造	制御
出力特性	高SOC	充電電力	電位設計 (材料選定・N/P比など)	低抵抗構造	SOC均等化
	低SOC	放電電力			
耐久性	耐久後	充放電電力	SEI生成制御	冷却システム	熱マネージメント
		容量			
環境温度	高温	劣化加速	負極電位設計	加温システム	電位制御
	低温	充放電電力			
		劣化(Li析出)			
安全性	短絡など	発熱	短絡電流制御 難燃材料	ガス排気 放熱性向上	過充電防止

LIBはセル設計およびシステム設計により長期信頼性を確保



まとめ



- 車載用バッテリーは、Ni-MH→LIBとなり、高エネルギー、高出力化へと進化を遂げてきた
- 車載用バッテリーは、広い温度環境で使用するため低温においては、出力、容量が大幅に低下し、Li析出などの故障モードが発生するためバッテリー保護のための電圧監視技術が重要
- 高温においては、SEI皮膜成長による劣化が大きいため熱マネージメント技術が重要
- LIBの高い性能を長期間維持するためには、セル開発に加えて搭載機の使用環境との適合を考慮したシステム開発が必要



質疑応答

質問者① (JAXA 航空プログラム G 西沢氏)

電池の関係で質問したいのですが、電気自動車やハイブリッド自動車の電池の安全性というのは何らかの絶対的な基準があって、それに合うように試験しているのでしょうか。それとも自動車は各バイヤーさんが独自に基準を設けて、それに合うようにやっているのでしょうか。

発表者

今の国際ミッションとして標準とされているのは、電池の輸送の時の状態に対していろいろな基準が決められています。例えば、日本で生産した電気自動車やハイブリッドを海外に運ぶ場合に、リチウムというのはかなりエネルギー密度の高いものになります。そういったものをどう航空機で運ぶかといった時に、何かある（航空機が落ちる）とマズいという発想で、標準化された厳しい基準がほとんどできあがっています。したがってセルだけで守れない場合は、そういう事態が起きても大丈夫なようなケースに入れる、ということになっています。ケースというのはものすごく重要だったりします。ただ、完成車となった場合は、完成車の生産国、生産メーカーで変なことが起きないように、従来の車をガソリンと言う燃料を搭載した状態で輸送するわけですが、ある所定の衝突の条件でぶついても発火が無いこと、レスキューの方が感電しないこととか、そういった方法を取り入れるということはありません。ディテイルはあまり標準化されていないのですが、そういった概念で生産しなさいということになっています。そうはいっても、一般メーカーの電気自動車は、結構火を吹いていたりとかいうことが起きているようです。その辺が実際は大事なところなんだと思います。それはそれぞれのメーカーが責任を持って、半端な状態で使っても大丈夫な状態でお客様のところに持っていくということだと思います。

質問者② (JAXA 渡辺氏)

私は車が個人的に好きで、F1 は特にテレビで見たことがあります。普通に走っている時に故障するというのを見たりもします。先程話に出ました、ライフが 1,500km というのは、設計寿命という考えで良いのか、あるいは普通のレースの距離が 1,500km ぐらいであるのか。部品全点 (4,000 点) を全て品質管理的なチェックをされているということであれば、設計寿命通りのものができていれば、事故は別としても、故障というのはいらないと思います。そういったことは、試験そのものが十分でないから起きるのでしょうか。

発表者

冒頭に量産車の方が設計公差とか安全率をさまざまに設定して、とにかく壊さない製品を出すという話をしました。レースエンジンの方は、車体の材料もそうですが、軽く、低重心でということを中心にしています。1,500km というのは1レースが300km強で、エンジンの課題出しチェックみたいなことをやります。ロケットの方も実際に使う環境の2~3倍ぐらいにしておけば、テストに持っていっても大丈夫ですというお話を聞きました。そういったところから、最低もつ数字というのを定めています。実際はゴールしたら壊れて欲しいんです。ゴールした瞬間プラス一周、戻ってきたら壊れるぐらいに軽くしたいんです。従って、設定した使い方に安全率を持たせたくないんですね。それが全てタイムに影響するので。従って、1,500kmで設定したら壊したいわけです。そんなのは精度が出ないということが起きます。

質問者② (JAXA 渡辺氏)

ドライバーもプロの中のプロですが、もちろん運転の仕方でも壊してしまうということもあると聞いたことがあります。想定外に回転させてしまうということがあるのでしょうか。

発表者

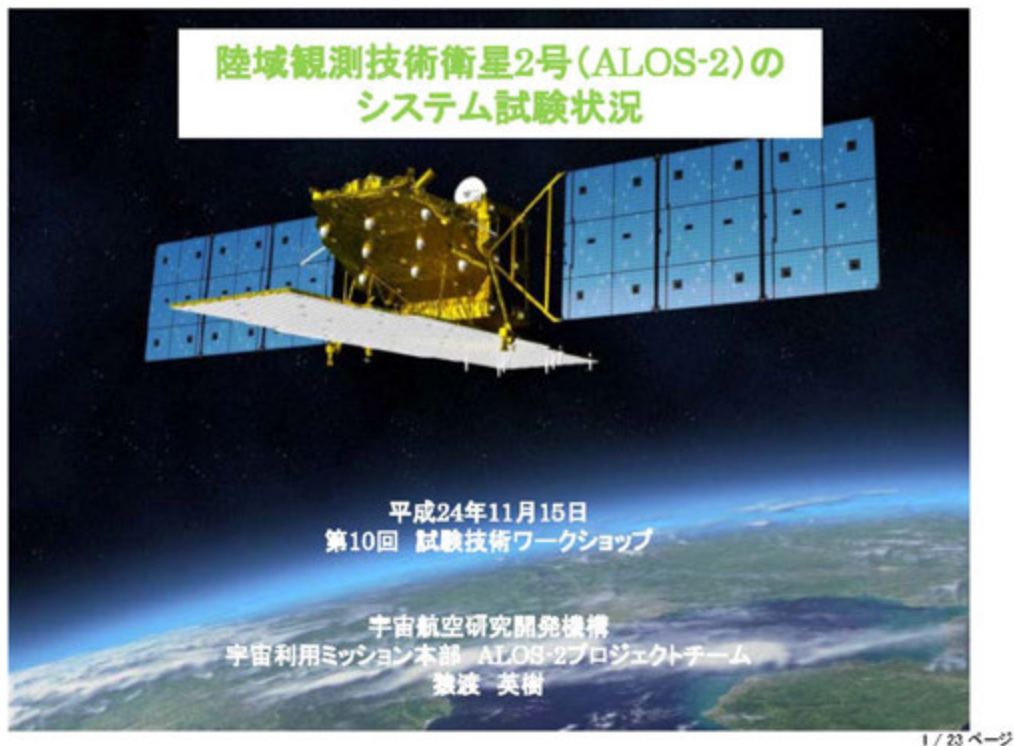
壊れると言っても単純な単一の金属のところ破壊するということはあまりありません。やはり摺動部、接合部が一番弱いんです。したがってエンジンもなだらかに回転を上げて高い回転でずっと維持してもらえれば、そういった問題は起きません。トランスミッションというエンジンの回転数を急激に振る変速器と組み合わせていますので、クラッチの結合のタイミングが若干ずれてオーバーヒートさせてしまう、そういった引き金で壊れてしまうということはありません。

5.3. 陸域観測技術衛星2号 (ALOS-2) の システム試験状況

宇宙航空研究開発機構

ALOS-2 プロジェクトチーム

猿渡 英樹 氏



本日の発表内容



- ALOS-2とは
 - ミッション、ALOSとの関係
 - ハードウェア概要
 - 現在の進捗状況
- ALOS-2の特徴(環境試験の観点で)
 - 実績のあるバス
 - 大型の展開アンテナ
 - 多数の展開構造物
 - 放電に注意すべき機器
- ALOS-2の試験
 - 衛星システムとPALSAR-2の試験の関係
 - PALSAR-2の試験
 - 衛星システムの試験

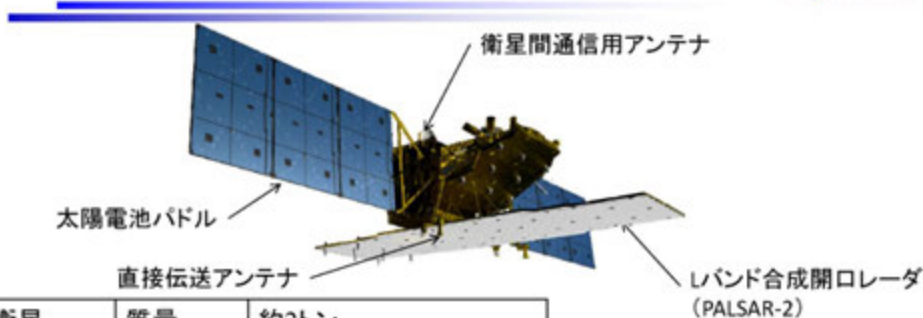
ALOS-2とは



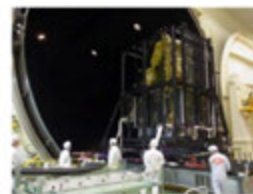
- Lバンド合成開口レーダ(PALSAR-2)を搭載する、質量 約2トンの中型衛星。
- PALSAR-2からLバンド(1.2GHz)の電波を放射し、受信した反射波を解析することにより、地球表面を観測する。
- 平成24年11月1日現在、筑波宇宙センター総合環境試験棟 13mΦスペースチャンバにおいて、システムフライトモデルの熱真空試験を実施中。

3 / 23 ページ

ALOS-2 overview



衛星	質量	約2トン
	発生電力	5,140W (EOL)
	寸法(m)	3.5 x 3.2 x 4.5 (打上時) 16.5 x 3.7 x 9.9 (軌道上)
打上げ	時期	2013年度
	ロケット	H-IIA
運用軌道	種類	太陽同期準回帰軌道
	高度	628km



13mΦスペースチャンバに搬入されるALOS-2 (H24/10/16～熱真空試験実施中)

4 / 23 ページ

ALOS-2のミッション



公共の安全の確保	国内及びアジア地域等の大規模災害発生状況の迅速な俯瞰、並びに、二次災害危険状況や復旧・復興状況の継続的な観測を行い、関係機関の防災活動に資する。 地殻変動の予測・監視に必要な干渉SARデータを利用機関に提供することにより、予測精度の向上等に資する。
国土保全・管理	国土を広範囲かつ継続的に観測し、アーカイブデータとして蓄積することにより、国土に関する情報が随時提供され、利用が容易となるようにする。
食料供給の円滑化	水稲作付面積把握に必要な観測データを利用機関に提供することにより、農業の高度化・持続的発展に資する。
資源・エネルギー供給の円滑化	陸域及び海底の石油・鉱物等の調査に必要な観測データを利用機関に提供することにより、資源探査方法の高度化に資する。
地球規模の環境問題の解決	温室効果ガスの吸収源となる森林の変化監視に必要な観測データを利用機関に提供することにより、地球温暖化対策に貢献する。

JAXAのL-band SAR



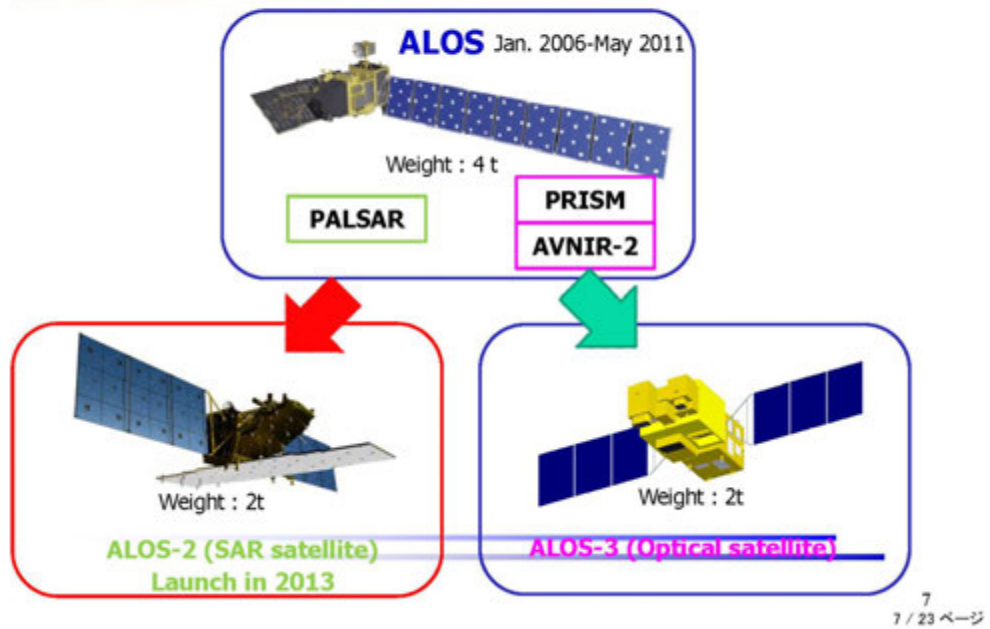
	JERS-1	ALOS	ALOS-2
運用期間	1992 - 1998	2006 - 2011	2013 -
分解能	18m	10m	3m / 10m*
観測幅	75km	70km	50km / 70km*
降交点通過地方太陽時	10:30	10:30	12:00
観測方向	右方向のみ	右方向のみ	左右方向可能
搭載ミッション	SAR+光学	SAR+光学	SARのみ
回帰日数	44日	46日	14日

他SAR衛星を補完！

観測機会の向上！

*: 代表例を記載

ALOS to ALOS-2 and ALOS-3



初期電気性能試験中のALOS-2



13mΦスペースチャンバに搬入されるALOS-2



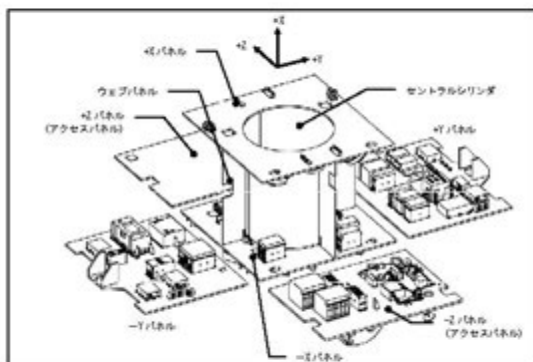
9
9 / 23 ページ

ALOS-2の特徴(環境試験の観点で)

- 多数の実績を有するバス構体を採用。
- 大型の展開アンテナ(PALSAR-2アンテナ)を搭載する。
- PALSAR-2アンテナ以外に、3種類の展開構造物を搭載する(太陽電池パドル、DTアンテナ、DRCアンテナ)。
- 放電に注意すべき機器(進行波管)をバス構体内部に有する。

10 / 23 ページ

バス構体



ALOS-2システムフライトモデル
バス構体

GOSAT(いぶき)等で実績のある
セントラルシリンダ+ウェブパネル
方式の標準バス構体を採用。

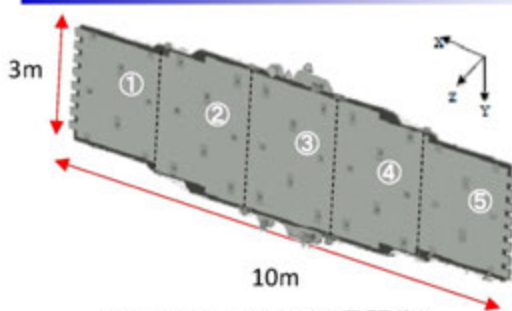


バス構体の熱構造設計は
GOSAT等で検証済み。

PALSAR-2アンテナ



アンテナ展開シーケンス



PALSAR-2アンテナ(展開後)

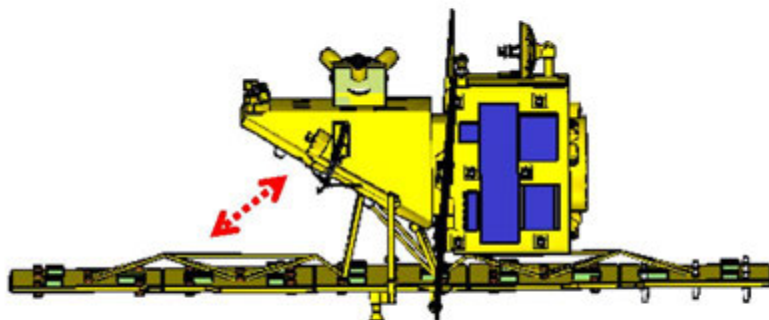
質量 : 550kg
送信電力 : 6,120W

•アンテナパネルが一度に入る
スペースチャンバが無いので、
熱真空試験を2回実施。



•アンテナの展開確認試験のために、
大規模な吊り治具が必要。

PALSAR-2アンテナ



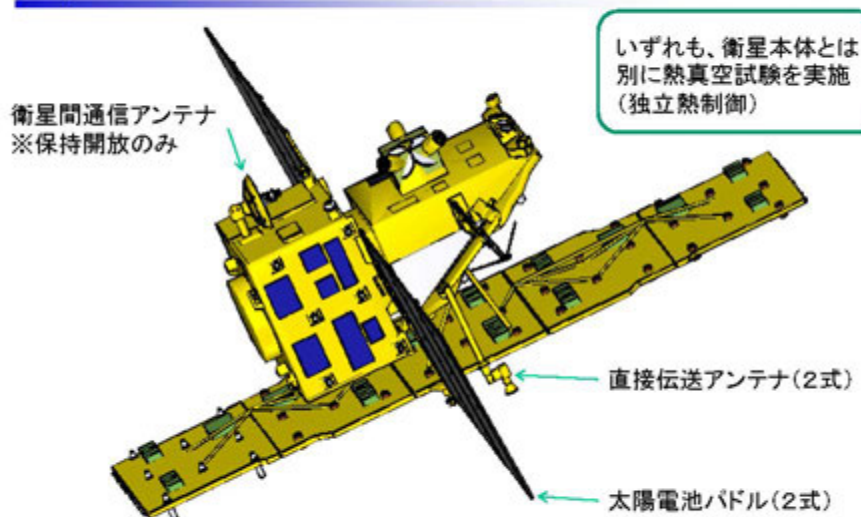
PALSAR-2と衛星本体との熱的相互作用小



PALSAR-2と衛星本体の熱真空試験を分けて実施

13
13 / 23 ページ

PALSAR-2以外の展開構造物



14 / 23 ページ

放電に注意すべき機器



バス構体-Z面

衛星間通信のための増幅器として、進行波管(TWT)をバス構体-Z面内側に搭載。

TWTは高電圧・高周波の機器であり、大気圧～高真空の間の中間圧力では放電する可能性がある。



TWTの放電を避けるため、バス構体-Zパネルに、排気のためのベントホールを設け、システムフライトモデルの熱真空試験期間中に、衛星内部を高真空に排気可能とした。

15 / 23 ページ

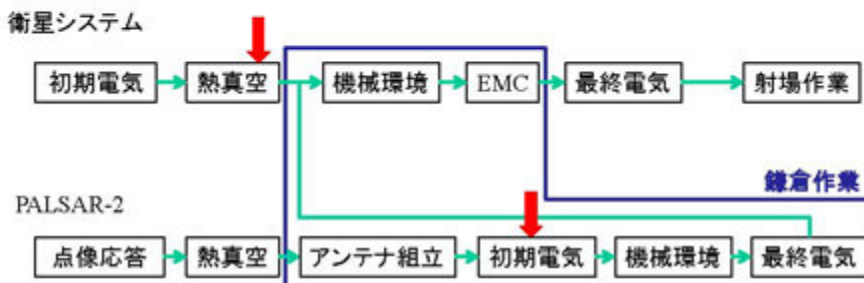
ALOS-2の試験



- 衛星システム試験とPALSAR-2の試験
 - 衛星システムフライトモデルの熱真空試験を、システム環境試験の最初に実施する。
 - PALSAR-2アンテナは、システム熱真空試験終了後に衛星システムに取り付ける。
- PALSAR-2の試験
 - PALSAR-2サブシステムとして、熱真空試験、機械環境試験等を実施する。
- 衛星システムの試験
 - システム熱真空試験は、PALSAR-2アンテナ非搭載状態で実施する。
 - 機械環境試験、EMC試験を鎌倉で実施する。機械環境試験前後でPALSAR-2の展開収納が必要であり、そのための吊り治具を筑波宇宙センターに据え付けできないため。
 - 各種展開構造物の展開衝撃試験を実施する。

16 / 23 ページ

衛星システムとPALSAR-2の試験の流れ



- ・ 衛星システム試験とPALSAR-2試験の一部を並行して実施。
- ・ 衛星システム機械環境試験、EMC試験においてPALSAR-2アンテナの展開収納を行う。展開治具が筑波宇宙センターに据付けできないことから、機械環境試験等を鎌倉で実施する計画。

PALSAR-2 真空点像応答試験

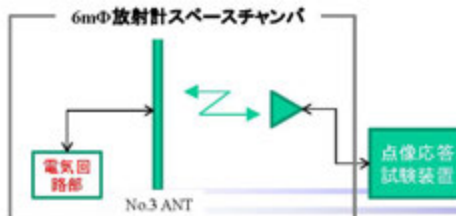


・ アンテナ部 真空点像応答試験(H24.3月)

目的

- ・ 真空中での放電有無の確認
- ・ 分解能要求に合致するかの確認

点像応答試験装置内の時間遅延により、地表面からのエコーの模擬を行う。受信電波から分解能が確認できる。



モード	Up/Down chirp	分解能 [m]
高分解能3m	UP	2.79
	DOWN	2.81
高分解能6m	UP	5.69
	DOWN	5.75
高分解能10m	UP	8.49
	DOWN	8.5
広域観測14MHz	UP	17.69
	DOWN	17.68

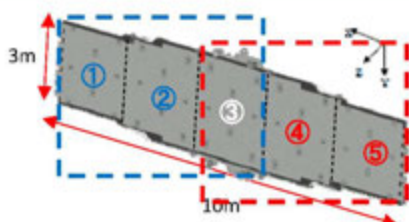
PALSAR-2 熱真空試験



・ アンテナ部 熱真空試験(H24.5~6月)

目的

- ・宇宙環境におけるアンテナ搭載機器の機能確認
 - ・熱モデルの検証
- チャンバサイズの制限から、2回に分けて実施。
パネル1/2/3、及びパネル3/4/5



宇宙環境においても正常に動作する事を確認した。
また、熱モデルについても妥当性を確認した。

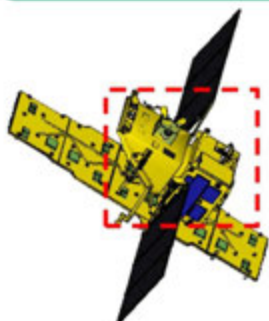
衛星システム 熱真空試験



・ 衛星システム 熱真空試験(H24.10~11月(実施中))

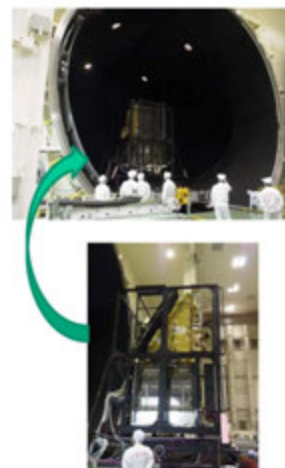
目的

- ・システム熱設計の妥当性確認
- ・熱制御系の機能・性能確認
- ・熱真空環境下におけるシステム電気機能・性能確認



PALSAR-2アンテナ等の展開構造物は衛星システムと熱的に独立しており、個別に検証可能。

システム熱真空試験では、衛星本体(バス構体、ミッション構体)の試験を実施。



システム熱真空試験における内部圧力の測定

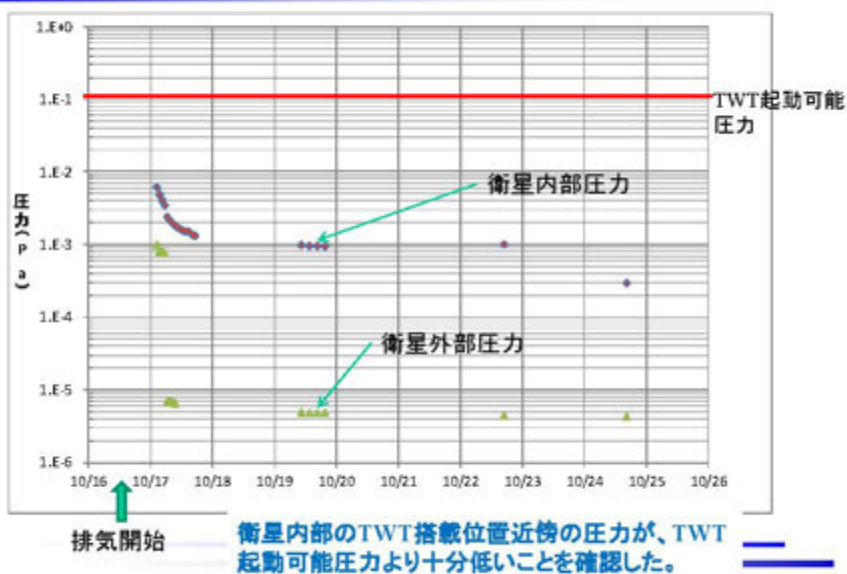
- ALOS-2 バス構体内部には放電に注意すべき機器(TWT)が搭載されている。
- 熱真空試験におけるTWTの放電を防止するため、TWT近傍の圧力がしきい値以下であることを確認した後に起動する必要がある。
- ALOS-2のシステム熱真空試験において、バス構体内部に真空計を取付け、TWT近傍の圧力を測定した。
- 圧力測定作業は、環境試験技術センターにより実施された。

TWTは衛星内部に搭載。
衛星内部にはガス放出源(接着剤、
黒色塗料等)が存在。
→衛星内部は外部よりも圧力が高い。



21 / 23 ページ

衛星システム内部の圧力



22 / 23 ページ

最後に 東日本大震災による被害への対応

- 2011.3.11の東日本大震災により、筑波宇宙センター総合環境試験棟(SITE)も大きな被害を受けた。
- ALOS-2は2011夏期からSITEでシステムフライトモデルの組立作業を計画していた。
- SITE被災によるALOS-2開発スケジュールの遅れが懸念されたが、環境試験技術センター、施設設備部をはじめとする関係各位の御尽力により、影響を最小限に留めることができた。
- 関係各位の努力に感謝いたします。



震災直後のSITEクリーンルーム



種子島から移設した仮設クリーンテント

質疑応答

質問者① (九州工業大学 趙氏)

(SAR パネルのマイクロ波出力について) パネル一枚あたりの出力はいくらでしょうか?

発表者

180 台の送受信モジュールがあります。1 台あたりの出力は 25W です。

質問者② (株式会社 AES 斎藤氏)

- ・ TWT の真空圧力を計測した時の TWT 機器の周りの温度は測っていますか?
- ・ また、温度によって圧力は変わってくると考えるがいかがでしょうか?

発表者

・ TWT の機器近くには試験用熱電対やフライトサーミスタを貼っていますが、TWT を ON にしたときは真空度は測っていません。TWT 近傍の温度としては 20~30 度程度だったと記憶しています。

・ 真空計自体が放電を誘発するという報告事例もあったため、真空計にて真空度を計測しながら TWT を ON にすることはできませんでした。ただし、TWT の起動による温度上昇によって真空度が 2 桁程度上がって、TWT の起動圧力を超えるということはないと考えます。

5.4. 30kW キセノンランプ長寿命化の開発状況

宇宙航空研究開発機構

環境試験技術センター


和田 篤始 氏

Environmental Test Technology Center 




**30kWキセノンランプ
長寿命化の開発状況**

1

Environmental Test Technology Center 

ソーラシミュレータ



テスト空間
(直径:6m, 長さ:6m)

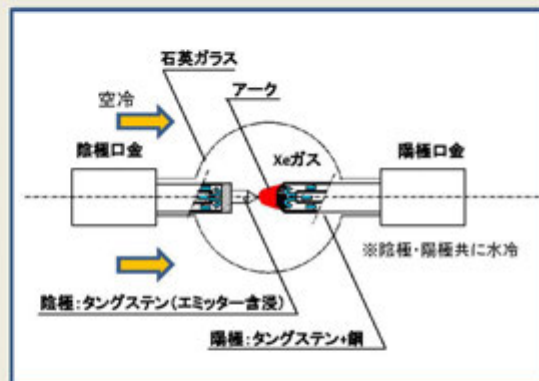
1.3 solar
(Max)

コリメータミラー

ミキサレンズ

30kW Xeランプ
(19灯)

30kWキセノンランプの構造



水平型30kWキセノンランプ (UXW-30000HS-O4)

交換基準時間: 400 hour

3

キセノンショートアークランプ

ランプ		用途	
<p>水冷 & 空冷</p> <p>10kW</p> <p>USHIO製25kW</p> <p>USHIO製15kW</p>	<p>USHIO製30kW</p> <p>SO製25kW</p> <p>HAMAMATSU製7kW</p>	<p>スペースシャトル用ソーラシミュレータ</p> <p>映画館用映写機</p> <p>太陽電池評価用ソーラシミュレータ</p> <p>投光機</p> <p>自動車前照灯</p> <p>内視鏡光源</p> <p>分光分析器光源</p>	<p>特徴</p> <p>①太陽光に近いスペクトル</p> <p>②アークスポットが小さく高輝度</p> <p>③瞬時再点灯が可能で短時間に安定</p>

4

Environmental Test Technology Center



30kW キセノンランプ 開発の歴史

ソーラ試験における
ランプの低い信頼性



フリッカリング、黒化、水漏れ・・・

1989

ランプと電源のマッチドペア・アプローチ



ランプと電源は相互に影響し合う

開発中

1999
2005
2009

製造プロセスの改善



13mΦスペースチャンバ完成




30kWキセノンランプ運用開始



陰極の形状変更



顕著な改善が見られたが・・・




ESA LSSのハイソーラ化

Environmental Test Technology Center



目的

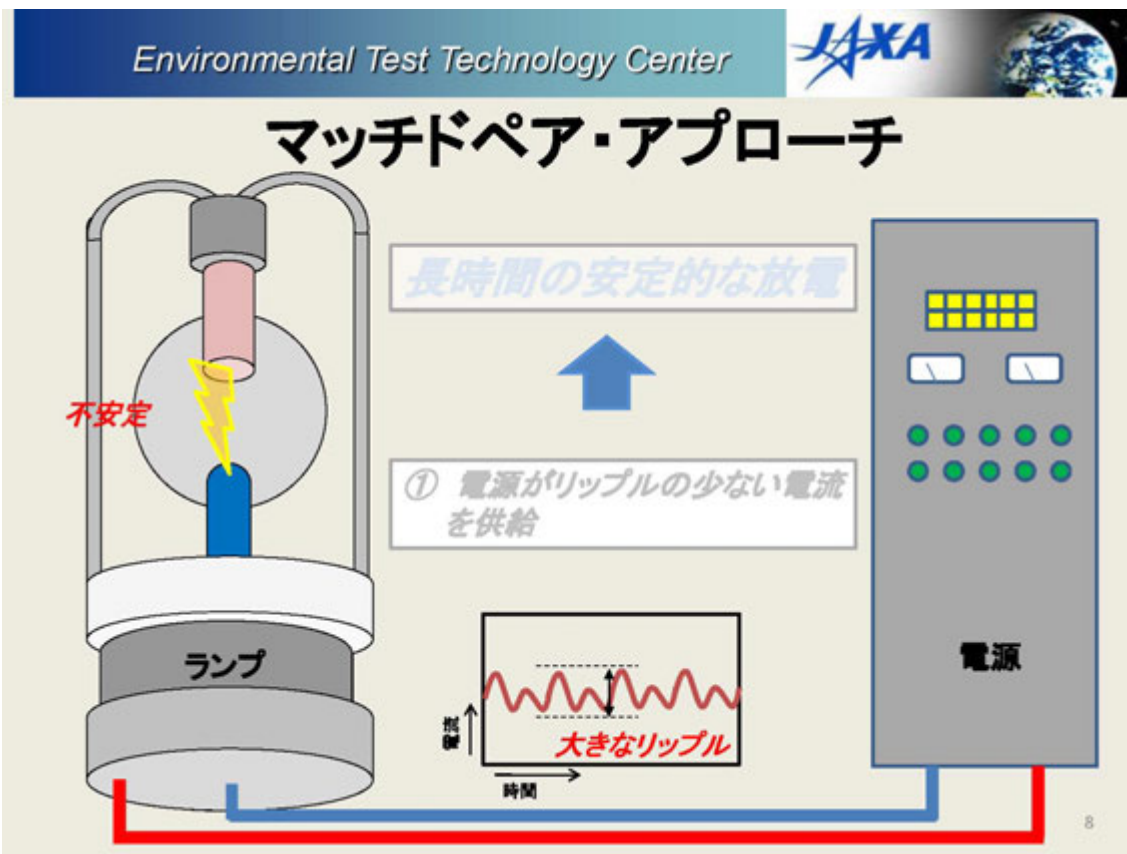
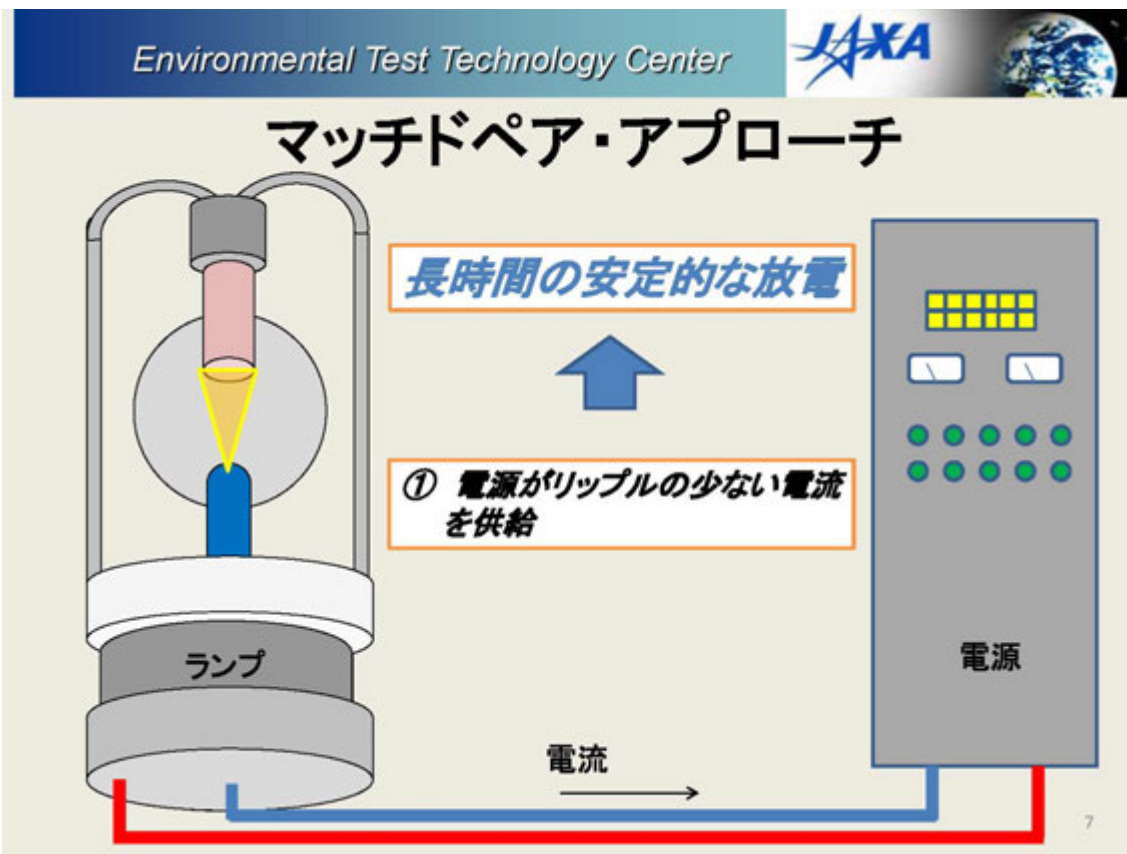
- ①. 高い信頼性
- ②. ソーラ試験のコスト削減
(ex. ランプ購入費, ランプ交換工数等)
- ③. 成果の世界展開



目標

ランプ交換基準時間


400 hour → 600 ~ 800 hour

6



Environmental Test Technology Center  

マッチドペア・アプローチ





長時間の安定的な放電

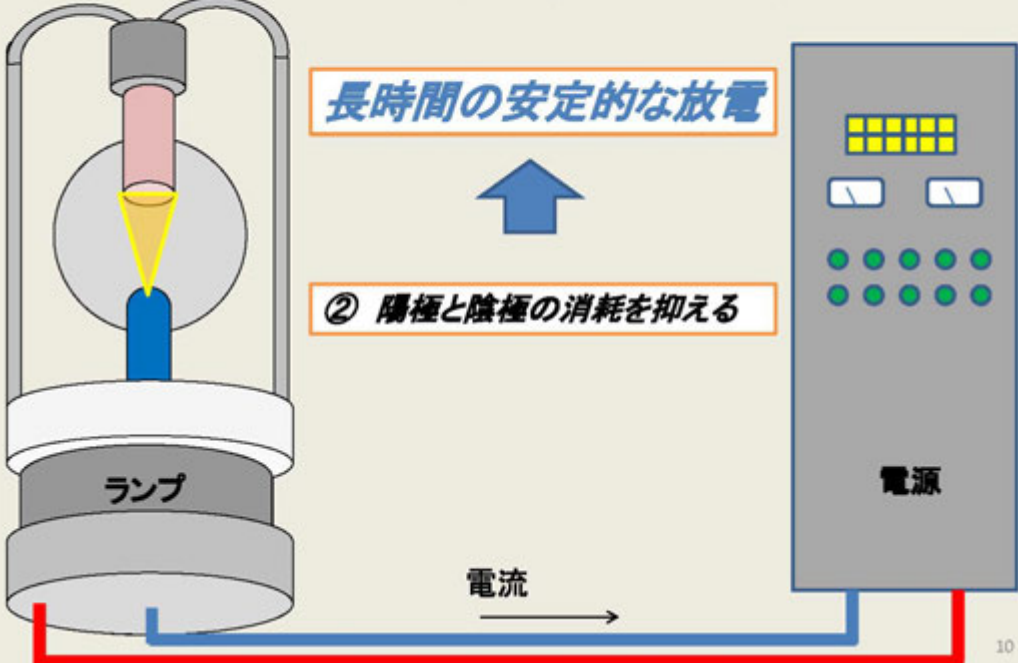
Approach.1
リップルが小さい
新電源開発

電圧 ↑
時間 →
小さいリップル

9

Environmental Test Technology Center  

マッチドペア・アプローチ



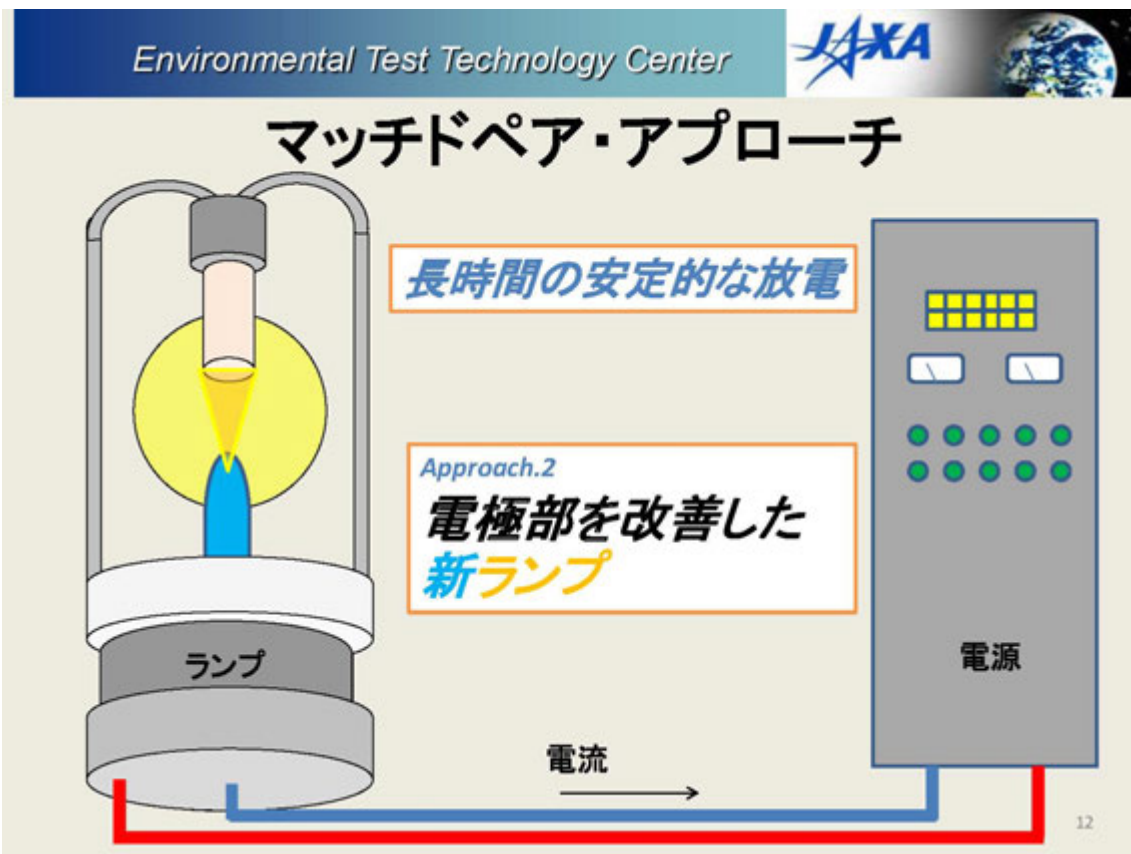
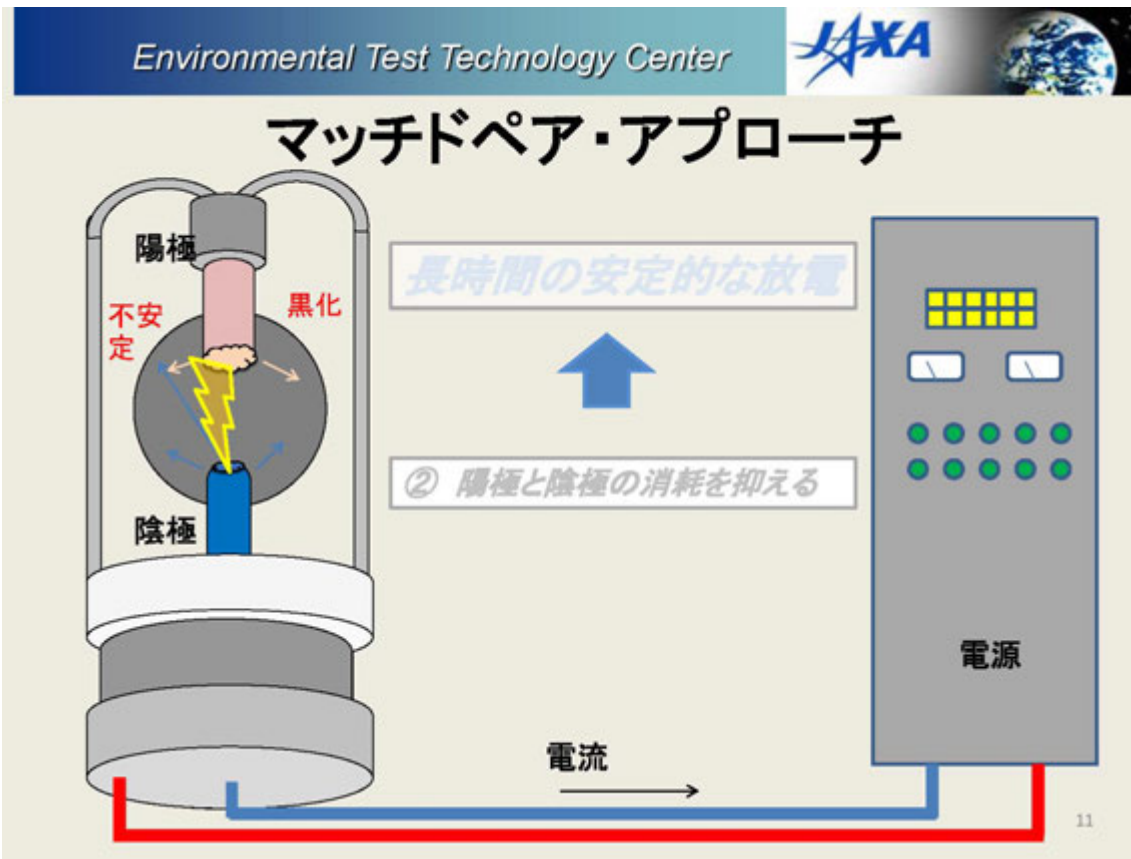
長時間の安定的な放電



↑

② 陽極と陰極の消耗を抑える

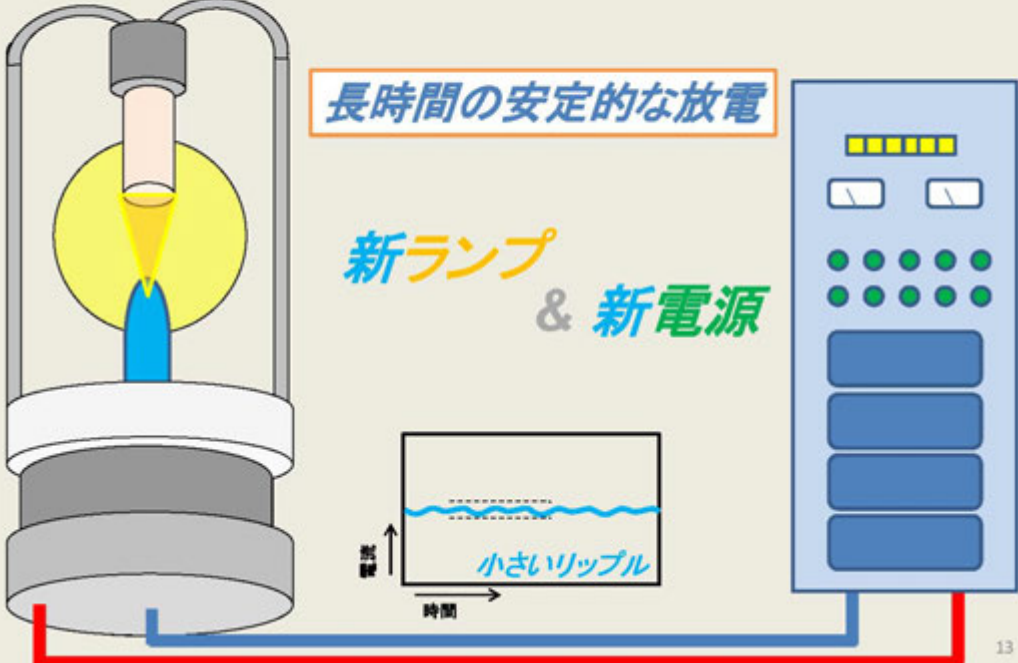
電流 →

10



Environmental Test Technology Center  

マッチドペア・アプローチ





長時間の安定的な放電

新ランプ & 新電源

小さいリップル

13

Environmental Test Technology Center  

寿命試験 計画

The life-time test		life-time
旧ランプ	旧電源	?
旧ランプ	新電源	?
新ランプ	新電源	?

14



1. 寿命試験結果 (旧ランプ & 旧電源)
2. 新電源開発と寿命試験結果 (旧ランプ & 新電源)
3. 新ランプ開発状況

15



寿命試験結果 (旧ランプ & 旧電源)

16

Environmental Test Technology Center  

寿命試験コンフィグレーション



旧ランプ

&



旧電源

制御方法：
 ①サイリスタ型定電流制御
 (上限電流 :660A)
 ②入力電力:30kW
 (手動による電流値調整)

17

Environmental Test Technology Center  

寿命試験装置





測定パラメータ

- ・ランプ電流
- ・ランプ電圧
- ・照射強度(水平)
- ・アーク画像
- etc



積分球

電圧測定点

アーク画像

18

Environmental Test Technology Center  

寿命試験装置




Result
寿命時間: 500.4 hours
 フリッカリングにより終了

測定パラメータ

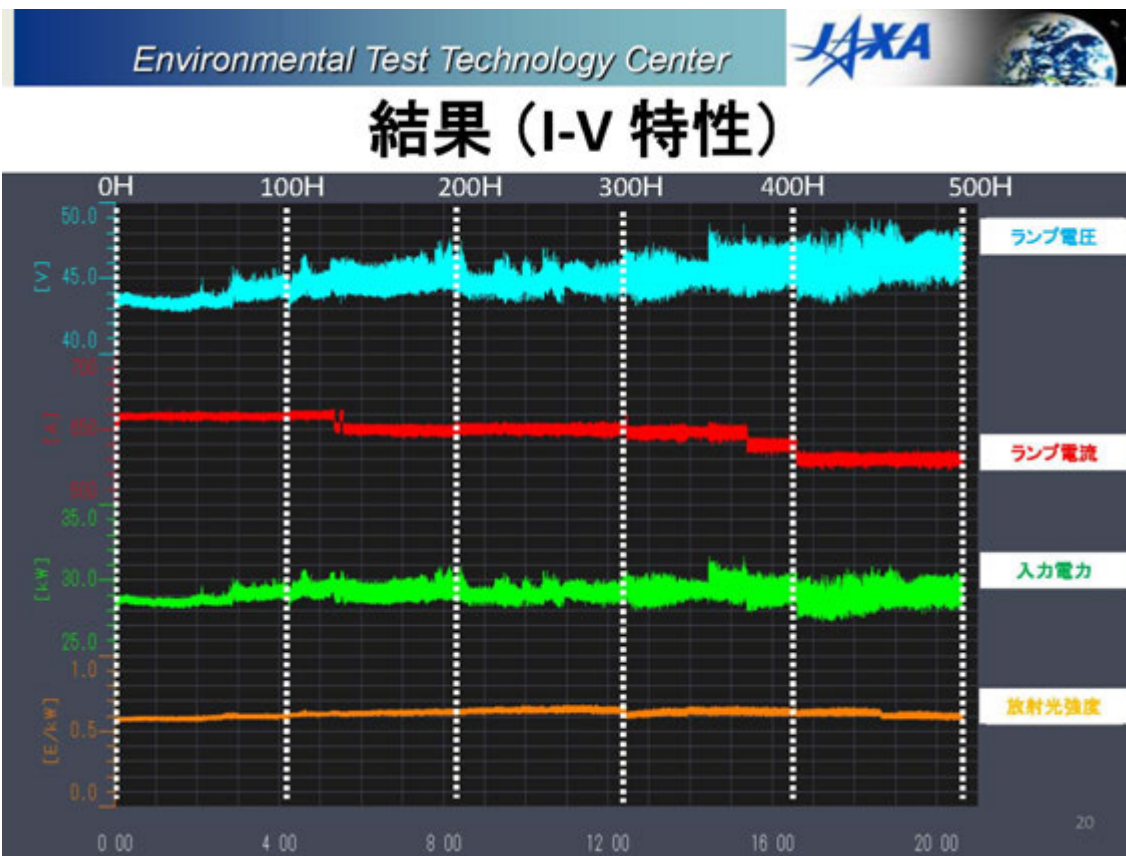
- ・ランプ電流
- ・ランプ電圧
- ・照射強度(水平)
- ・アーク画像
- etc



電圧測定点


アーク画像

19

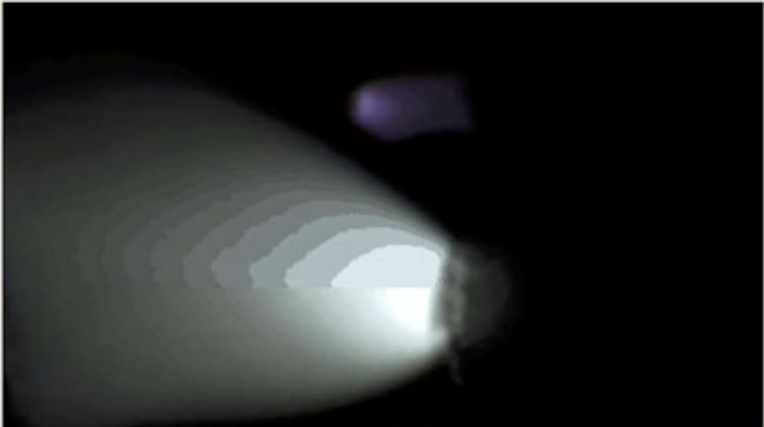


Environmental Test Technology Center

JAXA



結果（アーク観察）



寿命試験終了の瞬間: 500.4h

21

Environmental Test Technology Center

JAXA



結果（バルブ）



0 hour (試験前)

500.4 hour (試験後)
フリッカリングで終了

22

Environmental Test Technology Center 

結果（電極）



0 hour（試験前）

500.4 hour（試験後）
フリッカリングで終了

23

Environmental Test Technology Center 

新電源開発と 寿命試験結果（旧ランプ & 新電源）

24

Environmental Test Technology Center  

新電源の仕様



旧電源	仕様	新電源
サイリスタ型	制御方式	スイッチング型
2350 × 700 × 1000	サイズ	2000 × 700 × 1000
1200kg	重さ	630kg
AC3φ3W400±40V, 50/60Hz	入力電圧	AC3φ3W400±40V, 50/60Hz
DC35V~60V	出力電圧	DC35V~60V
DC400A~680A	出力電流	DC300A~680A
3%(p-p)以下	出力電流リップル (30kWXe ランプ接続時)	1%(p-p)以下
1713 [A] (Max)	突入電流 (30kWXe ランプ接続時)	700 [A] (Max)

25

Environmental Test Technology Center  

新電源の設計






排気ファン

空冷方式

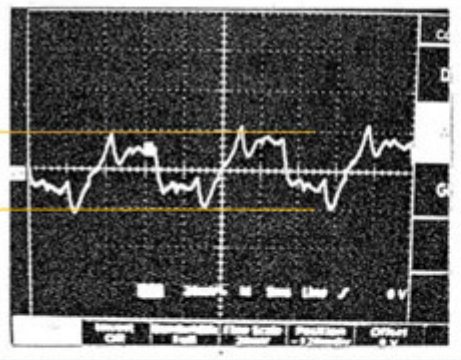
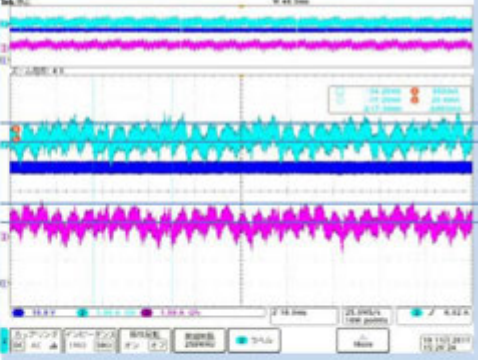


5kW パワーユニット



26

Environmental Test Technology Center  

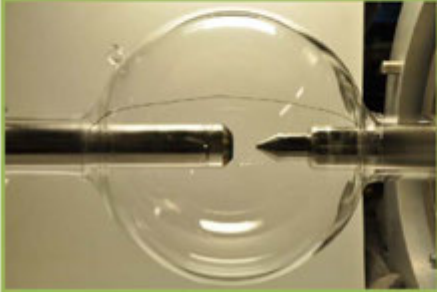

新電源のリップル性能

旧電源 (サイリスタ型)	新電源 (スイッチング型)
	<p style="text-align: center;">量産型検証モデルによる試験結果</p> 
<p>20 [A]/660 [A] = 3.03 % (@ランプ接続時)</p>	<p>1.5 [A]/600[A] = 0.25 % (@ランプ接続時)</p>

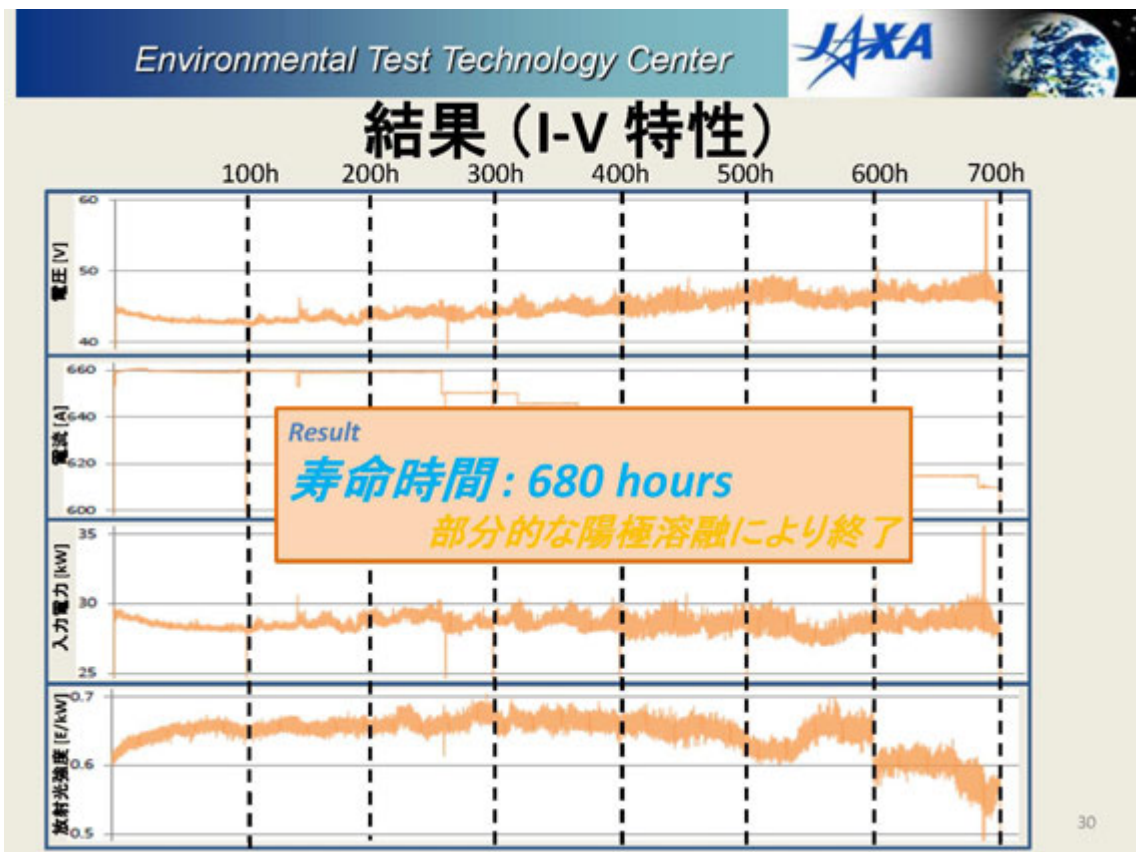
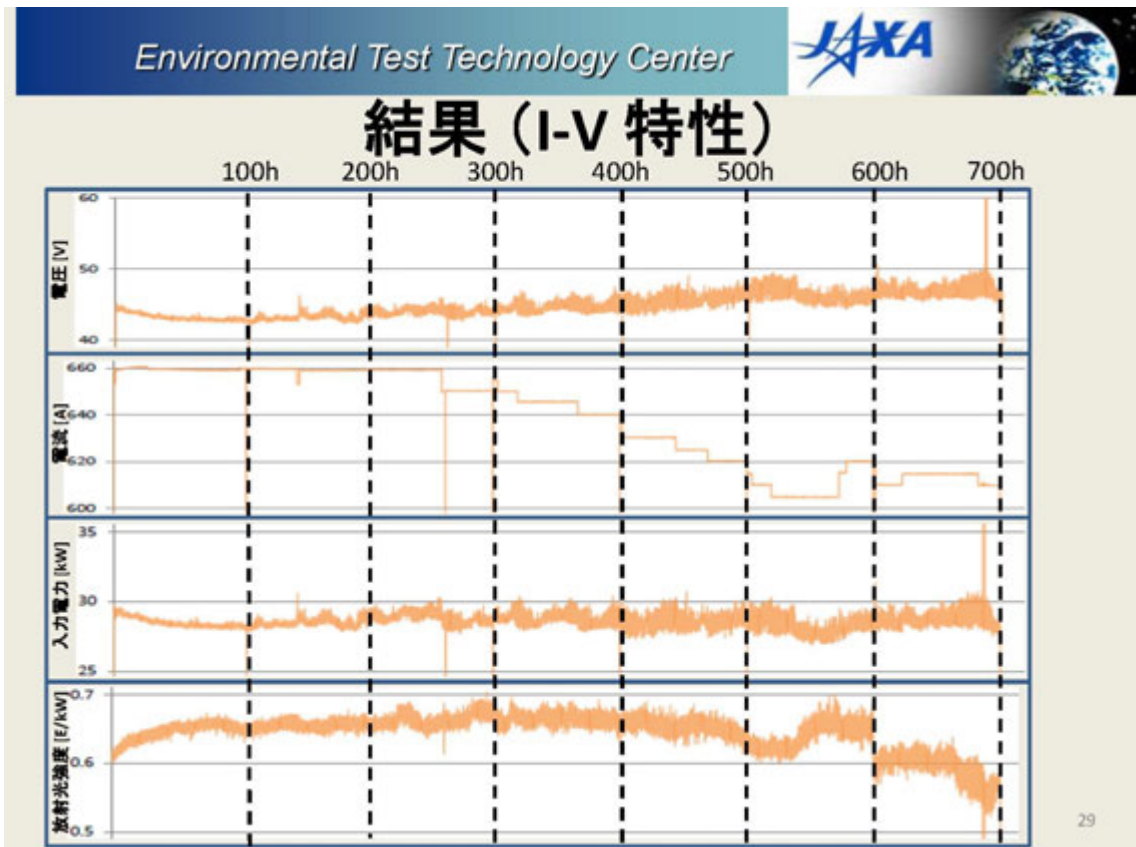
27

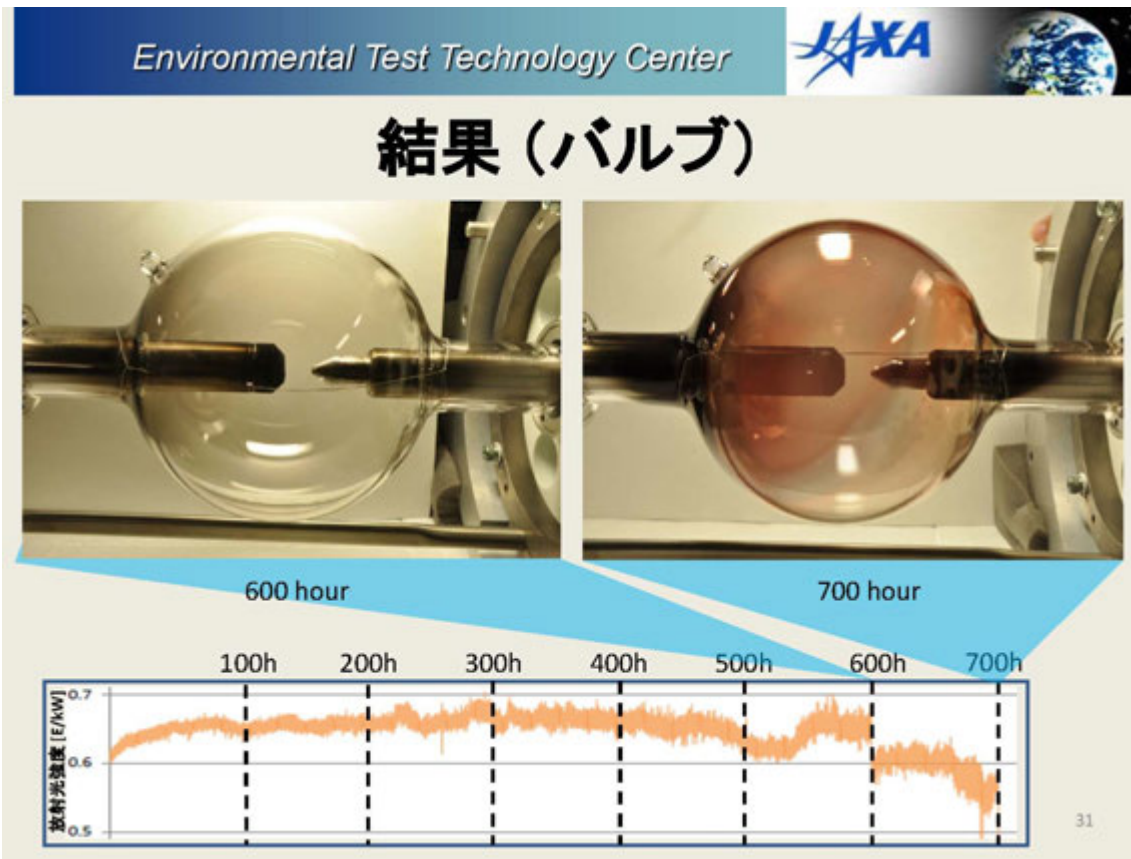
Environmental Test Technology Center  

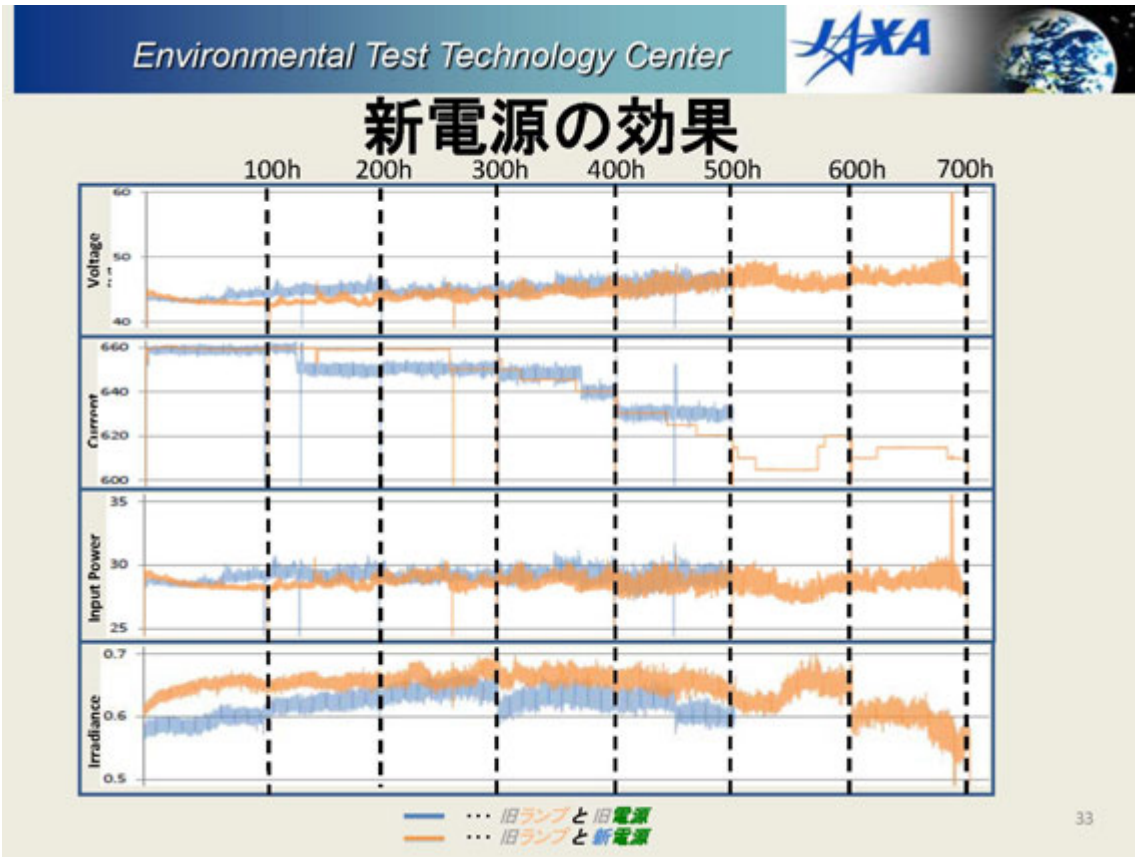
寿命試験コンフィグレーション

	
<p>旧ランプ</p>	<p>新電源</p>
<p>制御方法:</p> <ul style="list-style-type: none"> ①スイッチング型定電流制御 (上限電流 :660A) ②入力電力:30kW (手動による電流値調整) 	

28









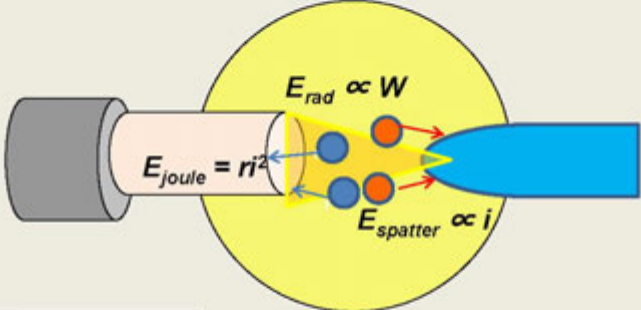
Environmental Test Technology Center  

新ランプ開発状況

34

Environmental Test Technology Center  

アプローチ





The diagram shows a cylindrical electrode on the left with a conical tip pointing towards a blue cylindrical component on the right. A yellow circular area highlights the interaction zone. Inside this zone, there are blue and red particles. Labels include $E_{joule} = ri^2$ near the electrode tip, $E_{rad} \propto W$ near the interaction zone, and $E_{spatter} \propto i$ near the blue component. Arrows indicate the direction of energy flow and particle movement.

電極消耗
(蒸発)

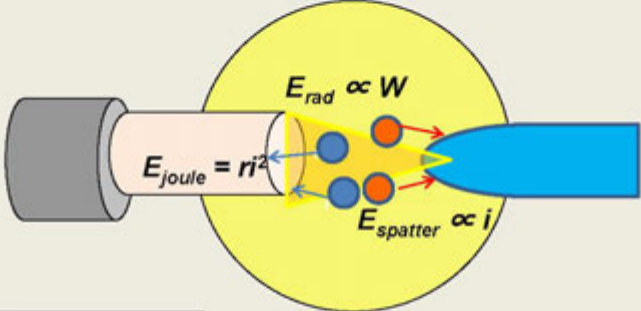
電極先端温度

- ① プラズマ粒子によるスパッタリング
- ② アーク光の輻射
- ③ ジュール熱

35

Environmental Test Technology Center  

アプローチ



The diagram is identical to the one on slide 35, showing the electrode erosion process with labels $E_{joule} = ri^2$, $E_{rad} \propto W$, and $E_{spatter} \propto i$.

電極消耗
(蒸発)

電極先端温度

- ① プラズマ粒子によるスパッタリング
- ② アーク光の輻射
- ③ ジュール熱

電流低減

電圧増加

36



解決策

- ① ガス圧増加

- ② 電極間距離拡大

37




解決策

- ① ガス圧増加
→ × (破裂リスク有り)

- ② 電極間距離拡大
→ ○


38

Environmental Test Technology Center 



新ランプ#1

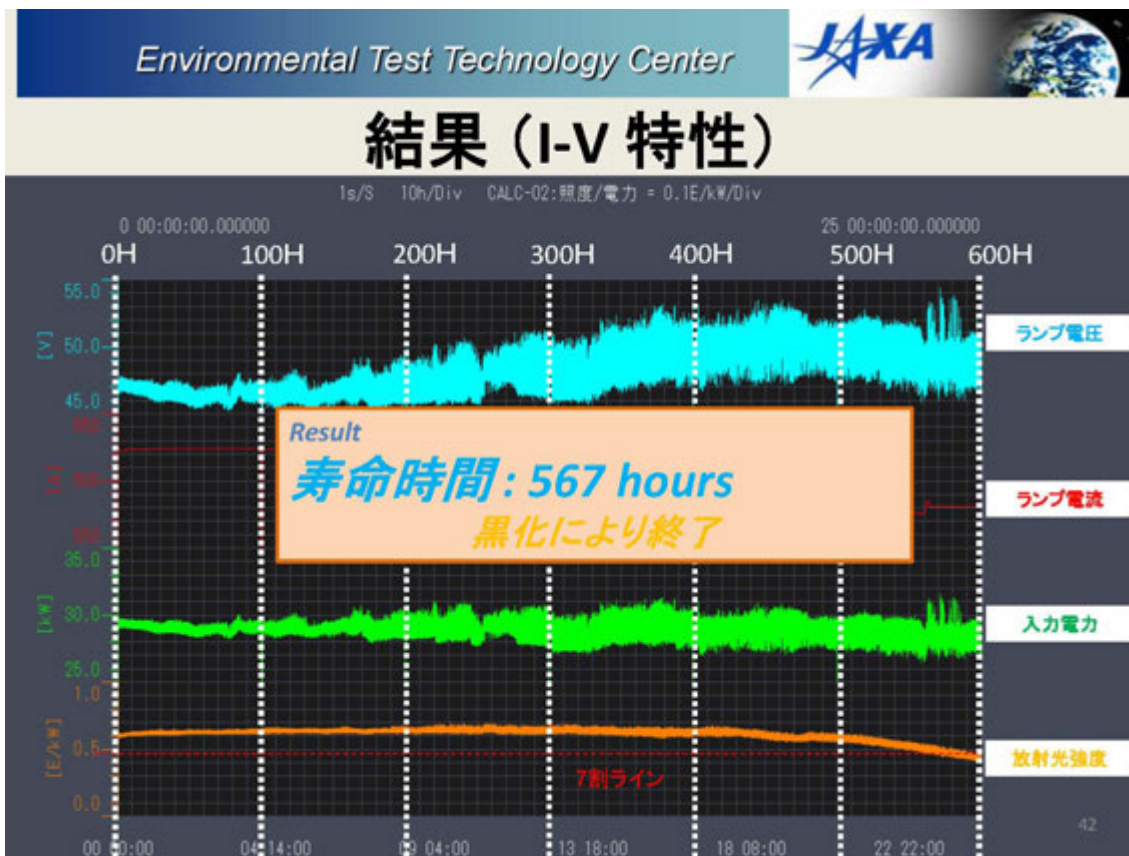
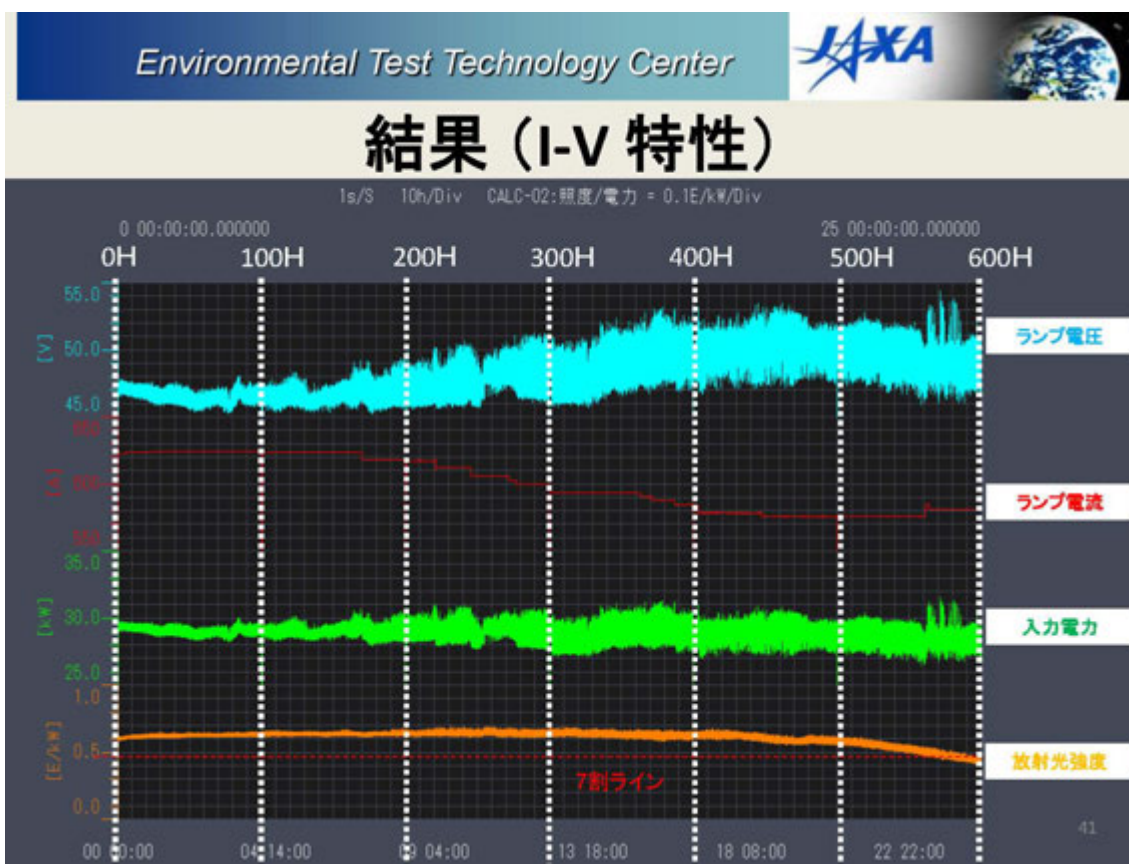


電極間距離拡大

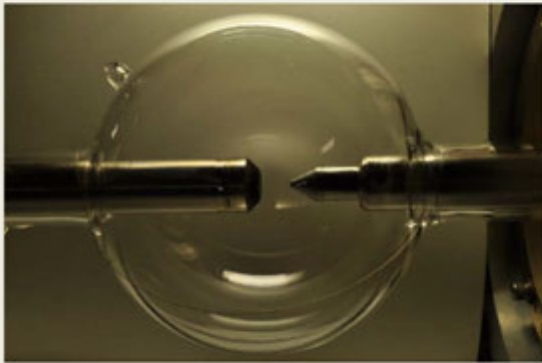
Environmental Test Technology Center 

寿命試験コンフィグレーション

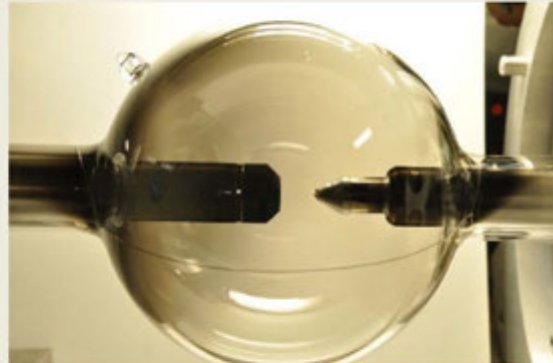
	
新ランプ #1	新電源
	制御方法： ①スイッチング型定電流制御 （上限電流：660A） ②入力電力：30kW （手動による電流値調整）



結果 (バルブ)



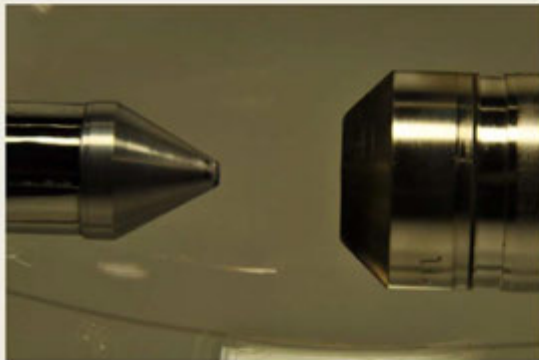
0 hour (試験前)



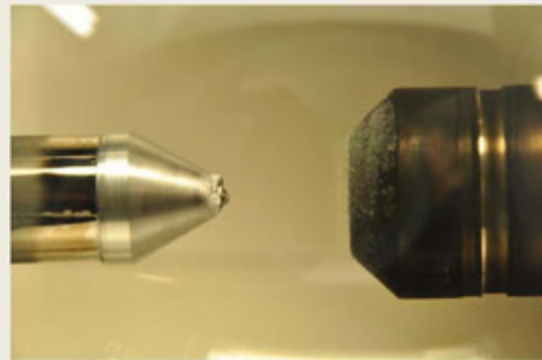
600 hour (試験後)
黒化で終了

43

結果 (電極)



0 hour (試験前)




600 hour (試験後)
黒化で終了

44

Environmental Test Technology Center 

結論

45

Environmental Test Technology Center 

寿命試験 結果

The life-time test		life-time
旧ランプ	旧電源	500.4 hours
旧ランプ	新電源	680 hours
新ランプ	新電源	FY24 1月予定

46



今後の展開

- ① 新ランプの電圧振れ改善
- ② 寿命のばらつき評価
- ③ 試験空間での照射光強度変化の把握
- ④ リフレクタの最適化
- ⑤ 成果の世界展開



47



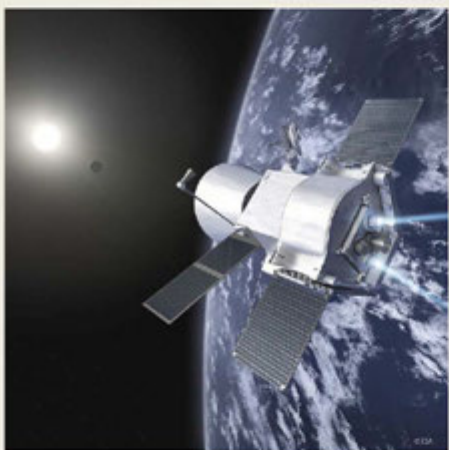

ご清聴ありがとうございました。

48




Environmental Test Technology Center  

Bepicolombo プロジェクト



MPO



MMO

試験設備への要求： 10sc, 3mφ

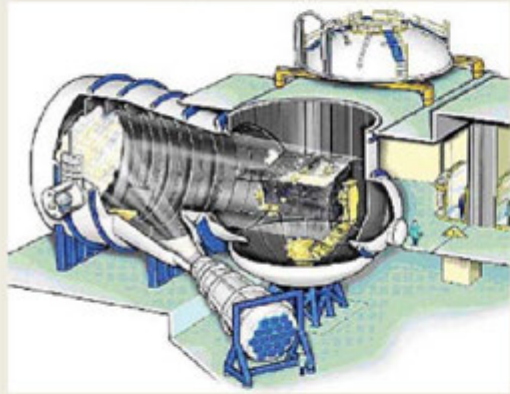
51

Environmental Test Technology Center  

LSSのハイソーラ化

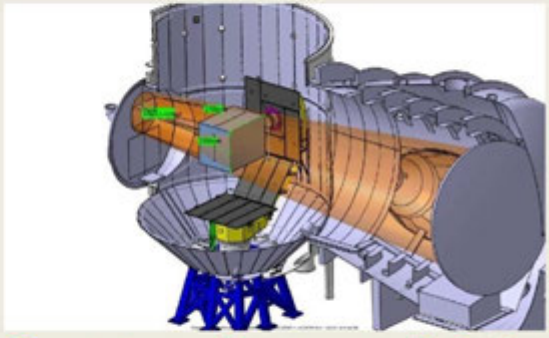
1 sc コンフィグレーション

照射面積：φ 6m





10 sc コンフィグレーション

照射面積：φ 3m

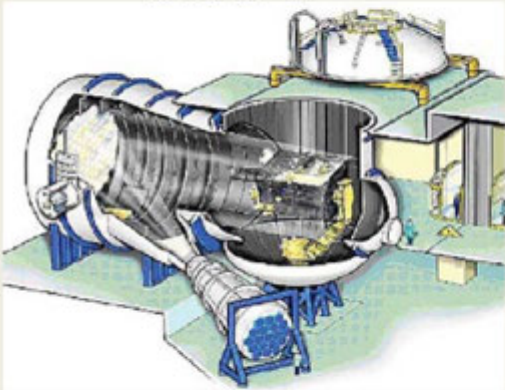


- ① コリメータミラーの集光化
- ② キセノンランプの高出力化
→ 25kWランプを
30kWランプへ変更 ⁵²

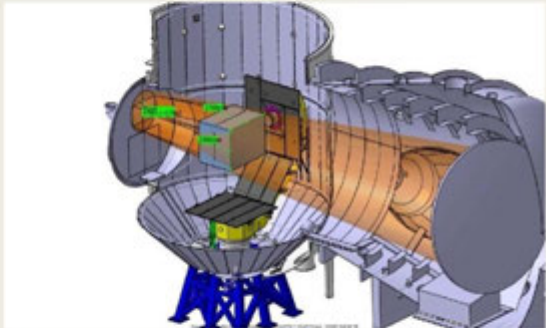
Environmental Test Technology Center  

LSSのハイソーラ化

1 sc コンフィグレーション
照射面積 : ϕ 6m

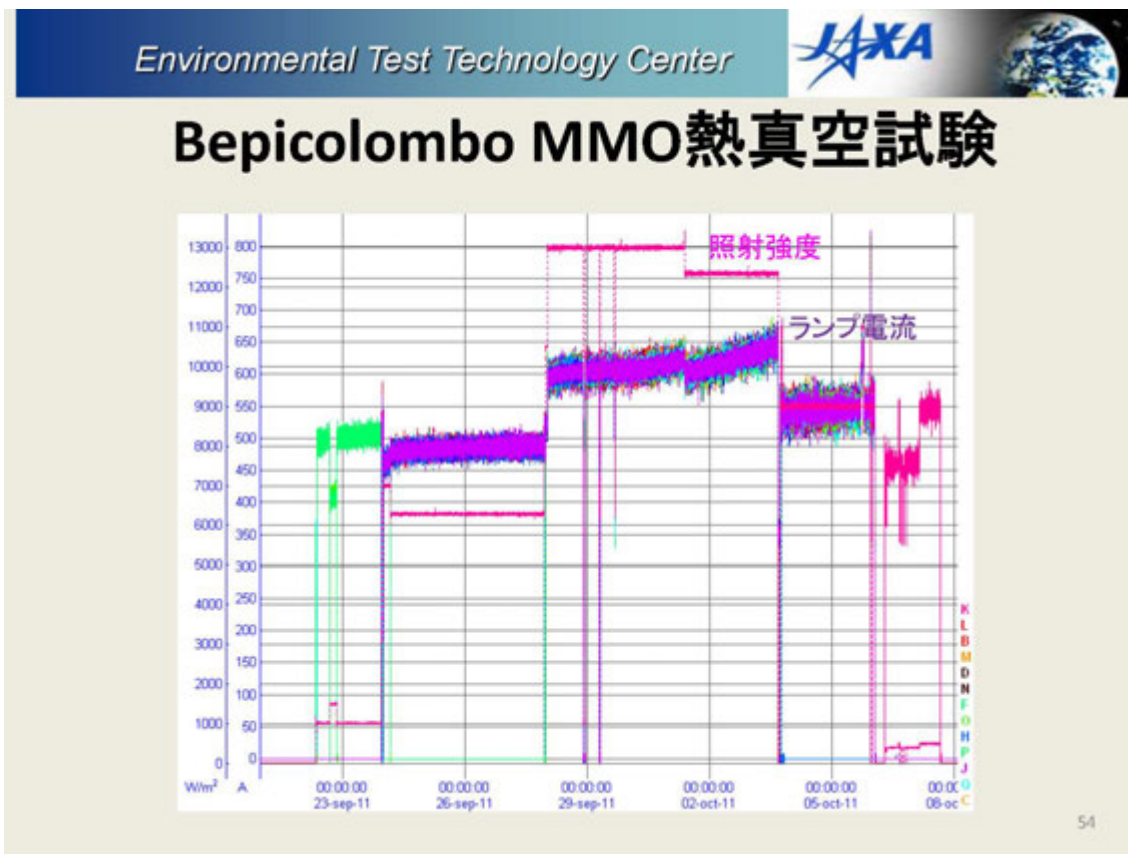


10 sc コンフィグレーション
照射面積 : ϕ 2.7m



- ① コリメータミラーの集光化
→ **成功**
- ② キセノンランプの高出力化
→ **25kWランプに
27kW入力**

53



Environmental Test Technology Center



試験後のランプ



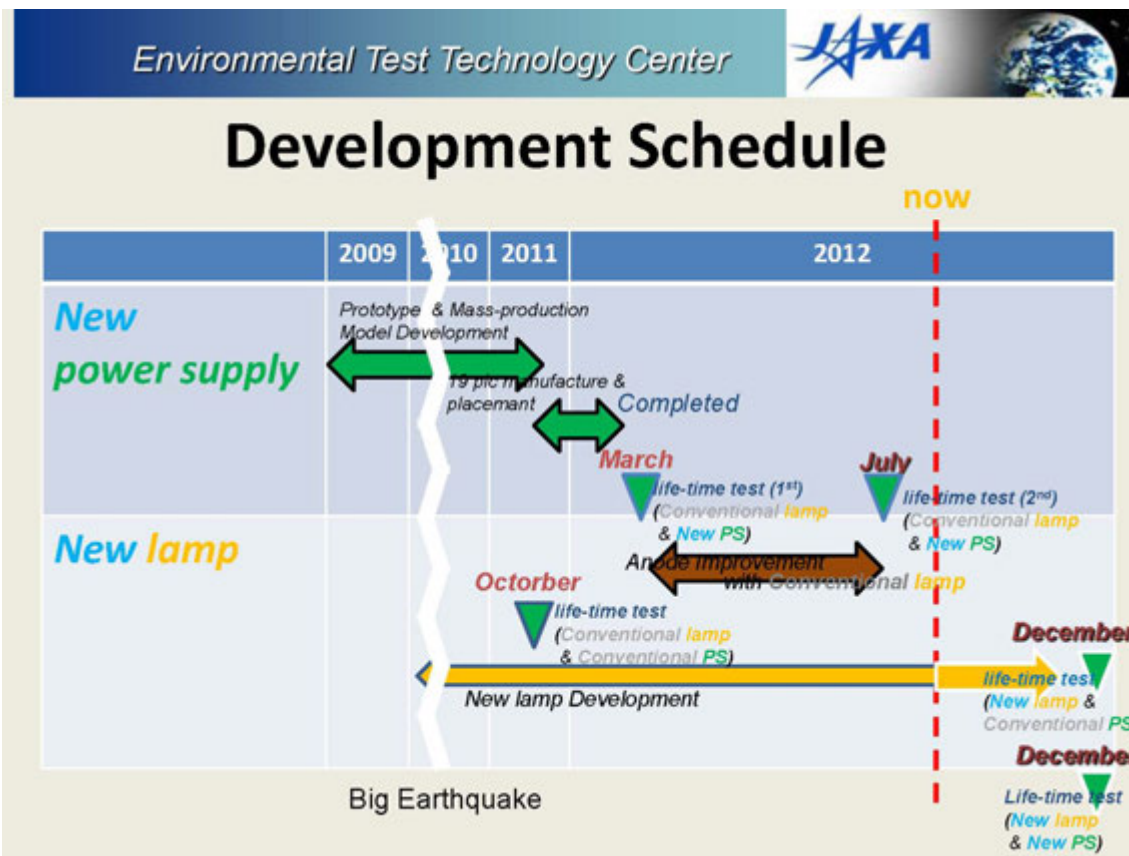
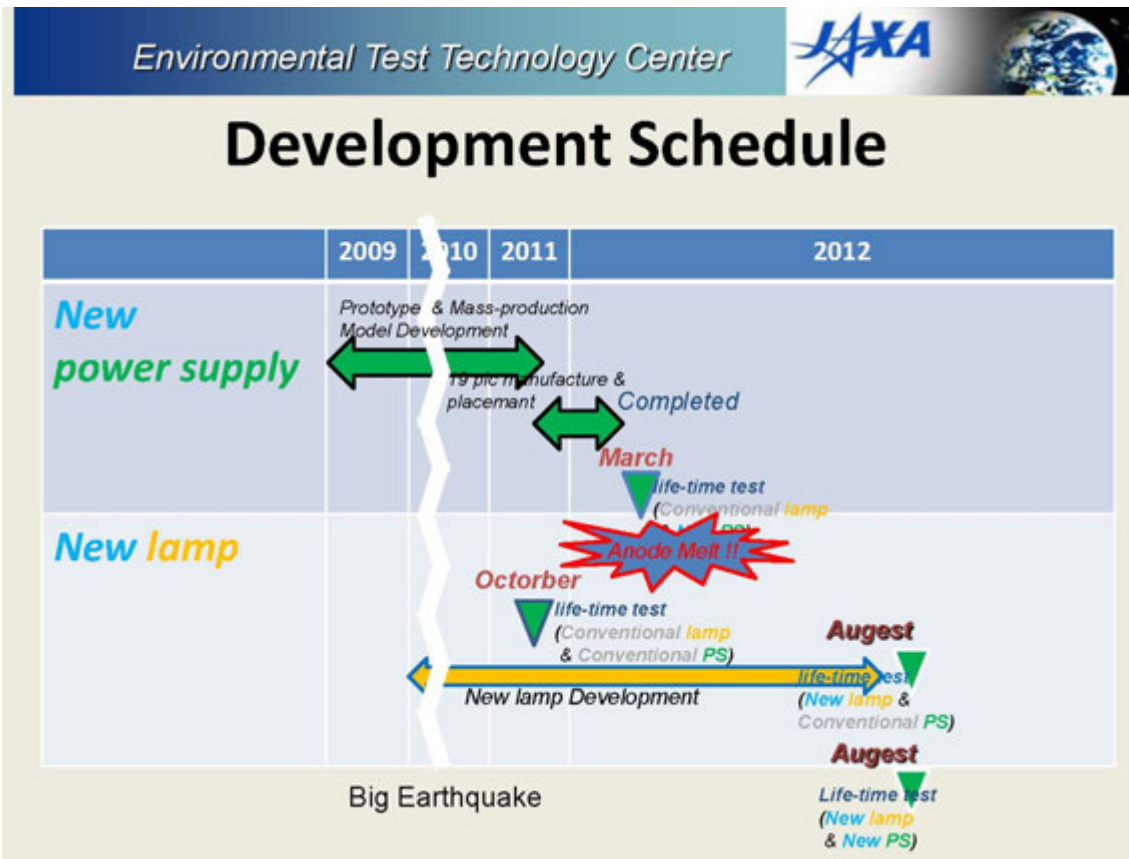
55



Environmental Test Technology Center



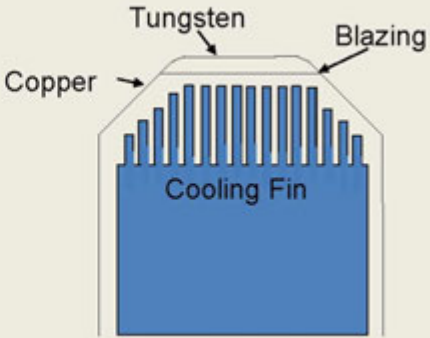


Back up

56





Environmental Test Technology Center  

Anode Structure

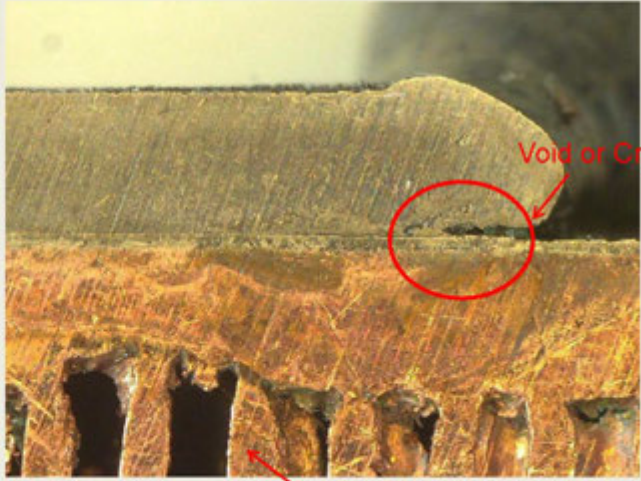



The diagram shows a cross-section of the anode structure. It consists of a tungsten tip (labeled 'Tungsten') with a blazed surface (labeled 'Blazing'). Below the tungsten is a copper layer (labeled 'Copper') which contains a cooling fin (labeled 'Cooling Fin').

61

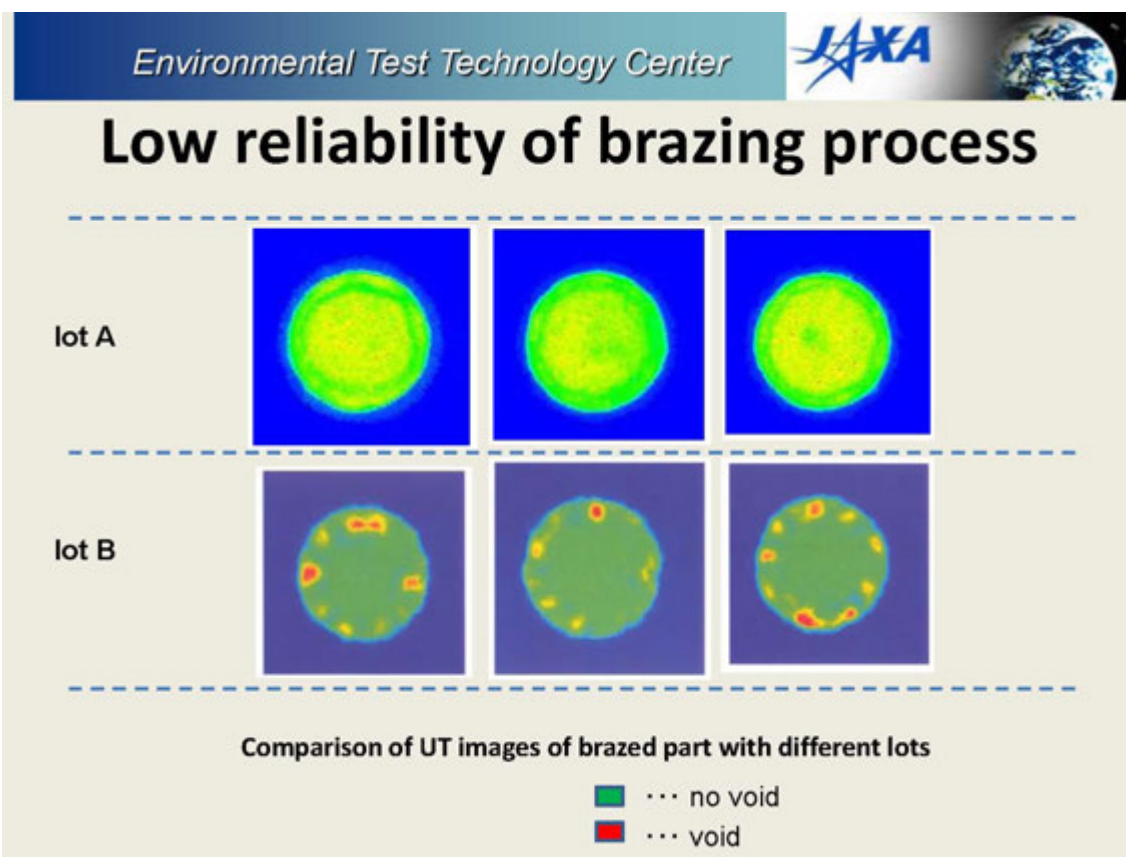
Environmental Test Technology Center  


Mechanism of Anode Melt



The diagram shows a cross-section of the anode structure after melting. The tungsten tip (labeled 'W') is shown melting and spreading over the copper layer (labeled 'Cu'). A void or crack (labeled 'Void or Crack') is visible in the tungsten layer. The cooling fin (labeled 'Cooling Fin') is also visible.

62



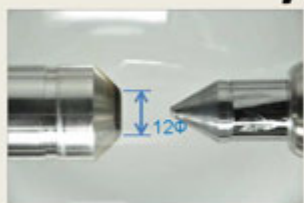
Environmental Test Technology Center  

Improvement Policy

No W chip, No blazing

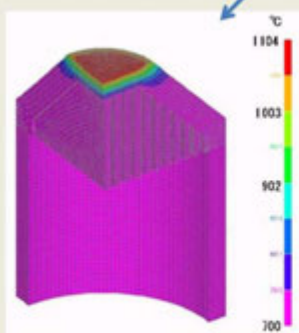
64

Anode Improvement

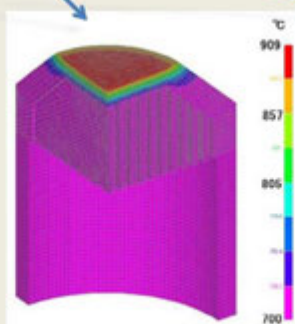


Conventional Anode (12φ)

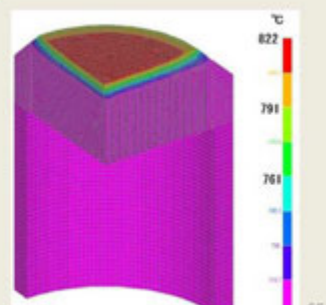
	Option 1 (12φ)	Option 2 (14φ)	Option 2 (18φ)
Cooling Ability	△	○	◎
Irradiance	◎	○	△



Option 1 (12φ)



Option 2 (14φ)



Option 3 (18φ)

The result of aging





NG






OK




OK

Environmental Test Technology Center  

The result of aging

<i>Option 1 (12Φ)</i>	<i>Option 2 (14Φ)</i>	<i>Option 3 (18Φ)</i>
		
↓	↓	↓
NG	OK	OK

 High Irradiance

67

Environmental Test Technology Center  

Conventional lamp with anode improved



Φ14

68

Environmental Test Technology Center



14φの孔食



69

Environmental Test Technology Center

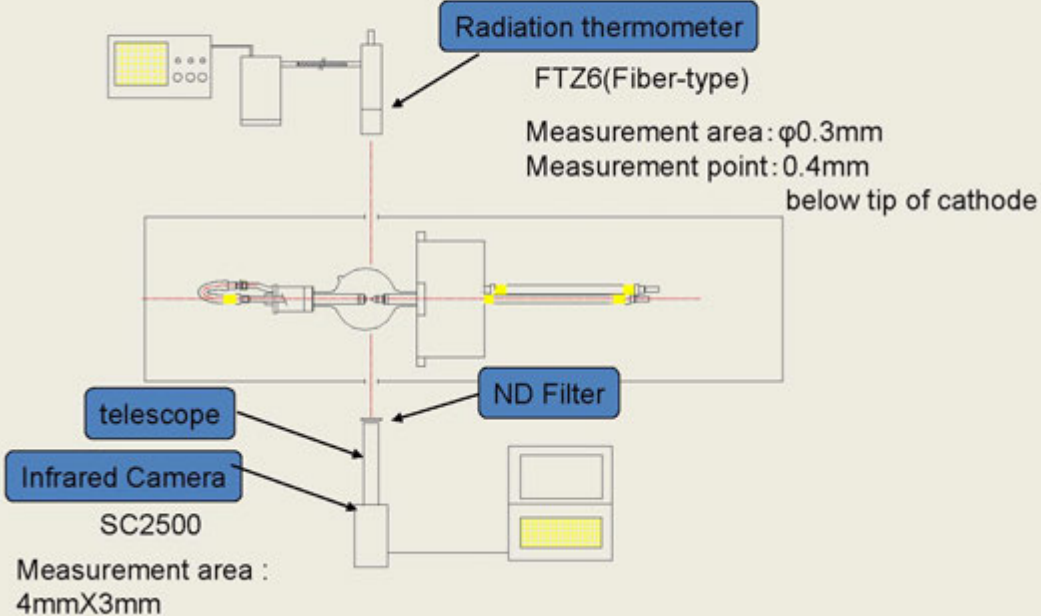


The Former Approach

70

Environmental Test Technology Center  

Cathode Temperature Measurement



Radiation thermometer
 FTZ6(Fiber-type)
 Measurement area: $\phi 0.3\text{mm}$
 Measurement point: 0.4mm below tip of cathode

telescope
Infrared Camera
 SC2500
 Measurement area : 4mmX3mm



ND Filter

Environmental Test Technology Center  

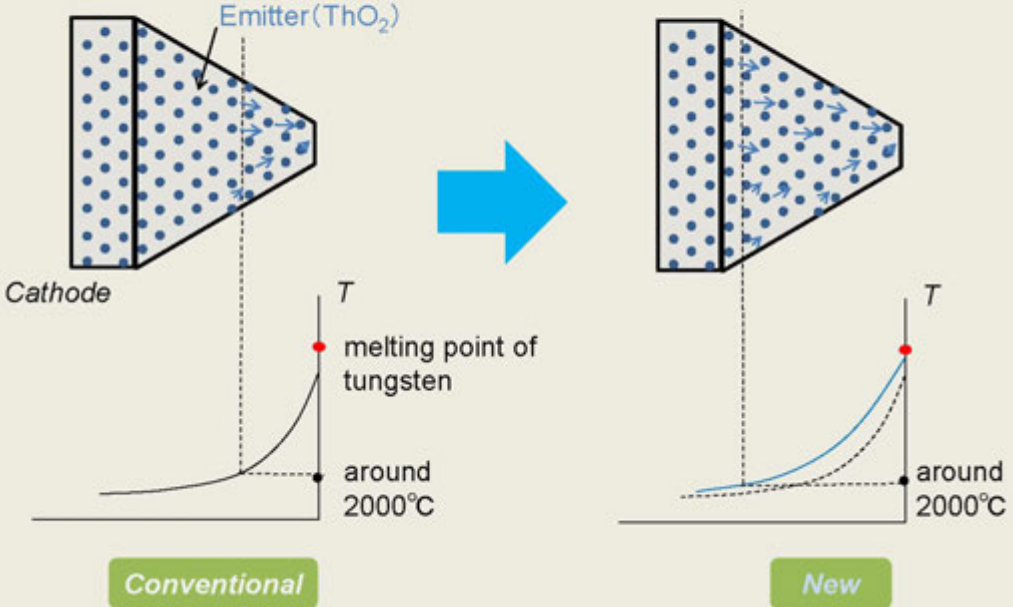
The long-life 30kW lamp





72

Environmental Test Technology Center  

Theory of long-life lamps



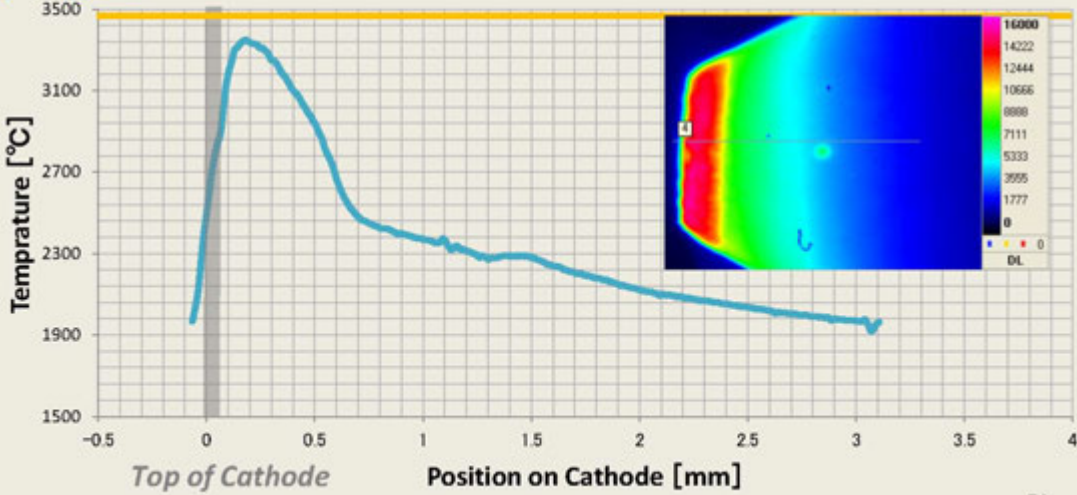
Conventional **New**

Environmental Test Technology Center  

Cathod Temperature Distribution of Conventional 30kW lamp

Melting Point of Tungsten

— running time : 0h



Position on Cathode [mm]	Temperature [°C]
-0.5	1900
0.0	2700
0.2	3400
0.5	3100
1.0	2400
1.5	2300
2.0	2200
3.0	2100
3.5	2000

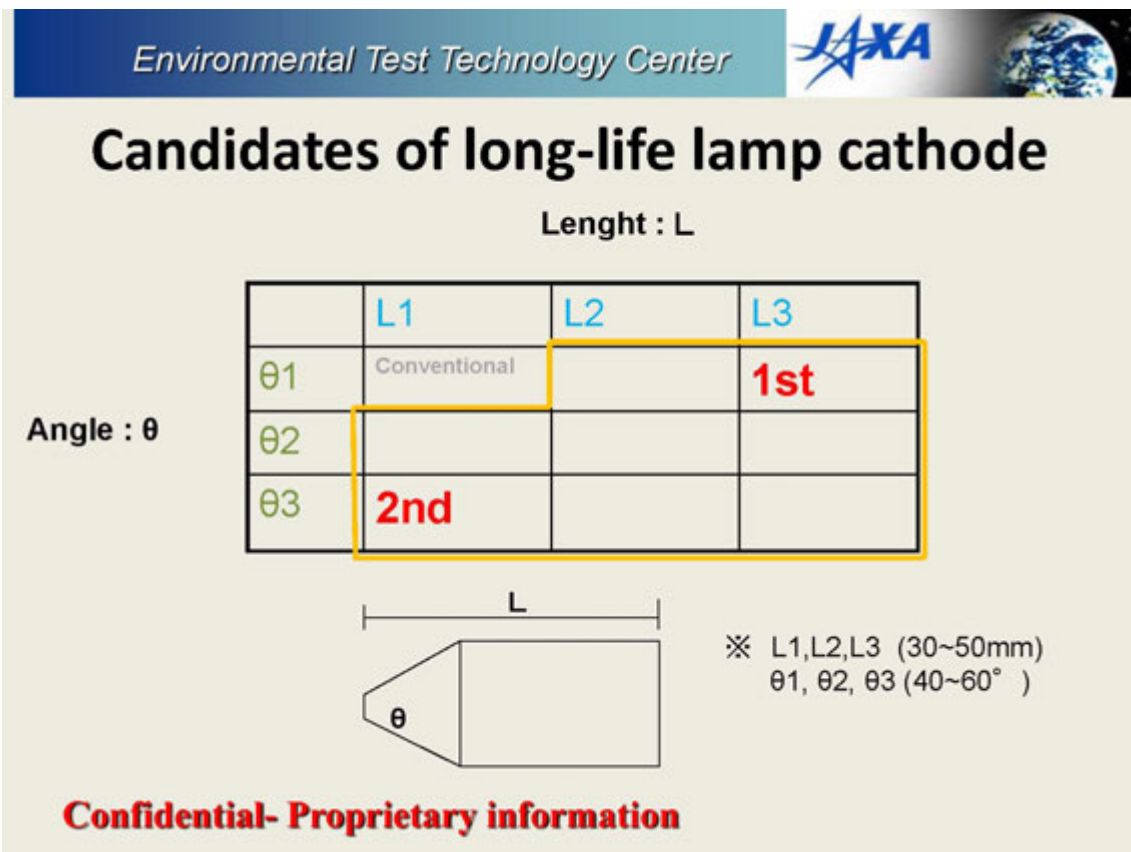
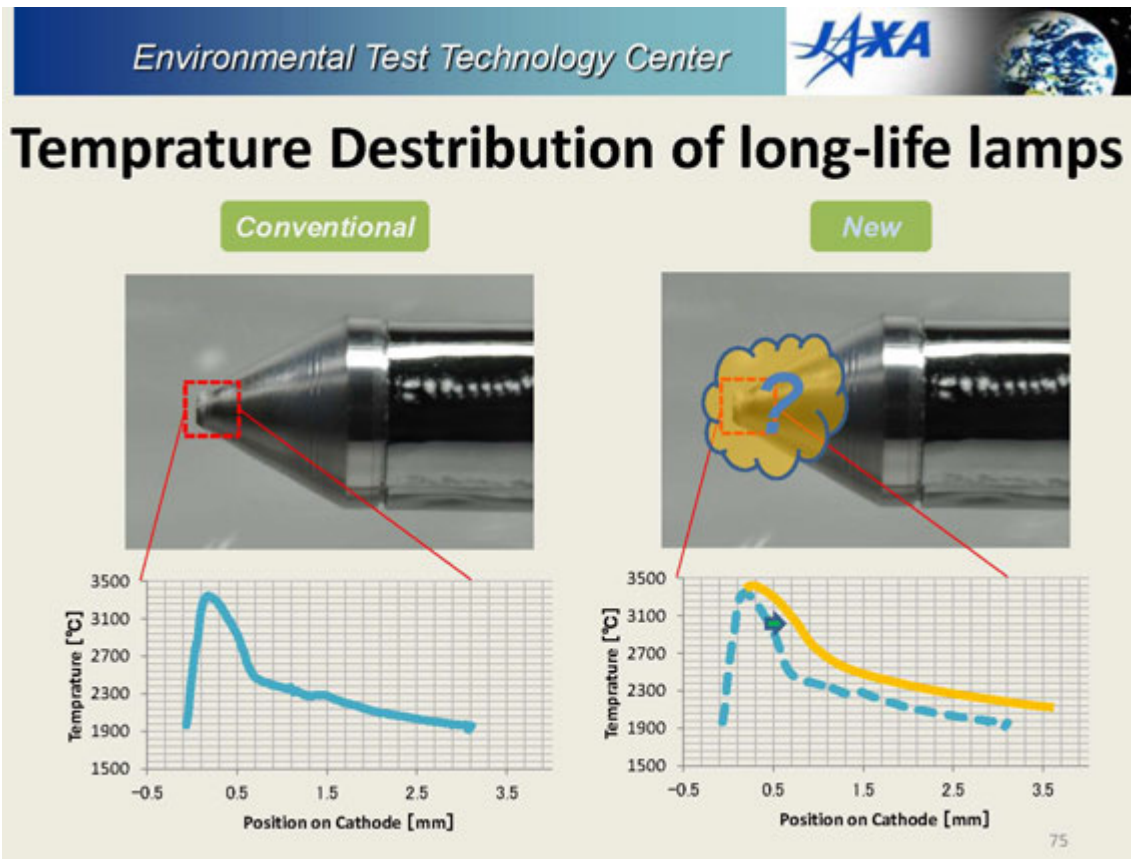
Temperature [°C]

Position on Cathode [mm]

Top of Cathode

DL

74



Environmental Test Technology Center



Candidates of long-life lamp cathode

Lenght : L

	L1	L2	L3
Angle : θ	$\theta 1$	Conventional	life-time test in May 2012
	$\theta 2$		
	$\theta 3$	life-time test in August 2012	

Confidential- Proprietary information

Environmental Test Technology Center

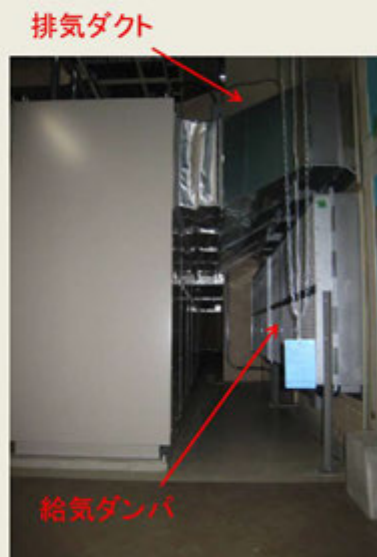


新電源開発

78



13mΦスペースチャンバへの導入

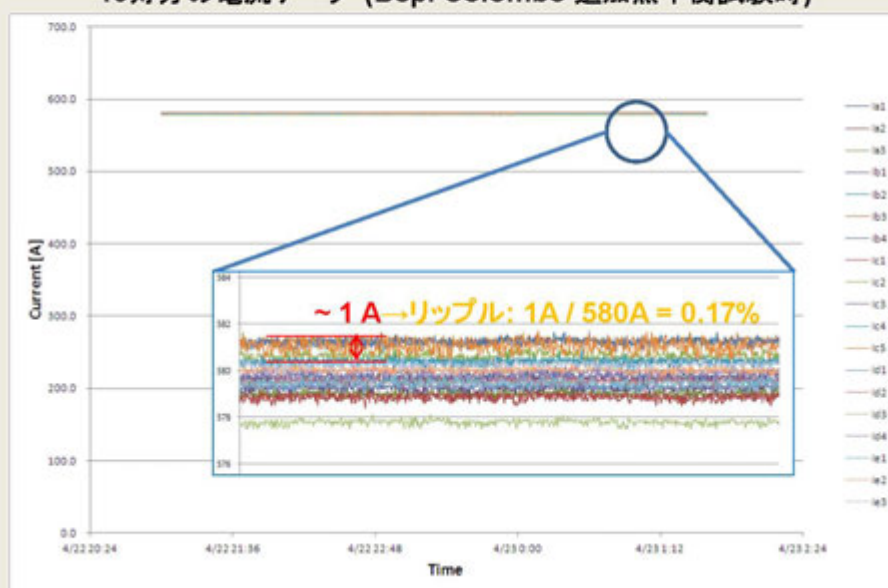


79



運用結果

19灯分の電流データ (Bepi Colombo 追加熱平衡試験時)



80

質疑応答

質問者① (JAXA 渡邊氏)

ランプ寿命試験データにおいて、ステップ状に変化するポイントがあるようにみえますが、ここで何が起きているのでしょうか？

発表者

寿命試験では、100 時間毎にランプを消灯し、ランプの様子を観察を行っています。このデータは 100 時間毎のデータをつなぎ合わせて連続したデータとしているため、消灯したところはステップ状に変化しているようにみえています。

ゆえに、ステップ状の変化はランプの性能によるものではありません。

質問者② (TIS 三枝氏)

長寿命化は何時間を狙っていますか？それが試験にどのような効果を与えるのでしょうか？

発表者

寿命は 800 時間を狙っています。単純に寿命が 2 倍になれば、ランプコスト・ランプ交換関連費が半分になります。また寿命を長くすることで、長時間のソーラ試験にも対応でき、信頼性を上げることで、不測の不具合によりランプが消灯し、最終的に試験を中断してランプ交換をしなければならないという事態を避けることができます。

質問者③ (JAMSS 海道氏)

ランプの開発当時関わっていたが、当時ランプ寿命で問題になっていたのは、タングステンの枯れ、極の形が大切だったと記憶しています。電極の形状やキセノンの封入圧もランプの寿命に関連があると思っていますが、そういった観点での追及はしていないのでしょうか。

発表者

我々も陰極の形状を変化させ、寿命を長くするというを以前は検討していました。しかし、それをやっても今のランプに対しては効果が見られなかったのが実態です。陰極の形状を変化させて何を狙ったかという、陰極形状を変化させることで陰極の温度分布を変化させ、放電をしやすくする物質であるトリアが陰極先端に継続的に供給される温度分布にすることです。しかし、何本か試作して寿命とトリア消費量の関係を比較しましたが、あまり相関性は見られませんでした。そこで、そのアプローチをやめ、現在行っている極間を離すというアプローチで検討を始めています。

5.5. ASNARO 衛星システムにおける SpaceWire の採用と試験自動化

日本電気 株式会社

宇宙システム事業部 宇宙システム部

小林 裕亮 氏

Empowered by Innovation **NEC**

ASNARO衛星システムにおける SpaceWireの採用と試験自動化

第10回試験技術ワークショップ

日本電気株式会社 小林裕亮

目次

1. ASNARO衛星システムの概要
2. SpaceWire構成と試験
3. システム試験における自動化
4. ASNAROシリーズ衛星のシステム試験展望
5. 結論



1. ASNARO衛星システムの概要

1. ASNARO衛星システムの概要
2. SpaceWire構成と試験
3. システム試験における自動化
4. ASNAROシリーズ衛星のシステム試験展望
5. 結論



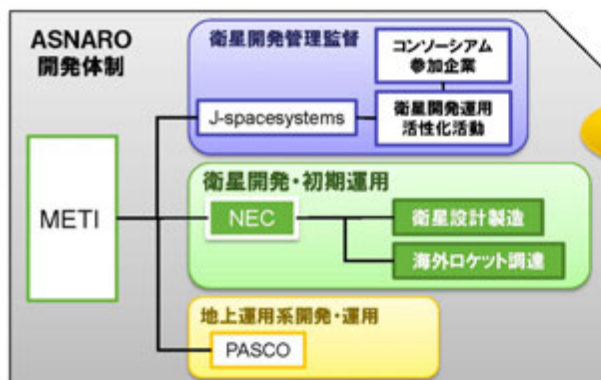
1. ASNARO衛星システムの概要

ASNAROとは (ASNARO : Advanced Satellite with New system ARchitecture for Observation)

- 高解像度光学センサを用いた、地球観測ミッションの小型衛星プロジェクト
- 低価格高性能の小型リモートセンシング衛星システムの実現

ASNAROの特徴

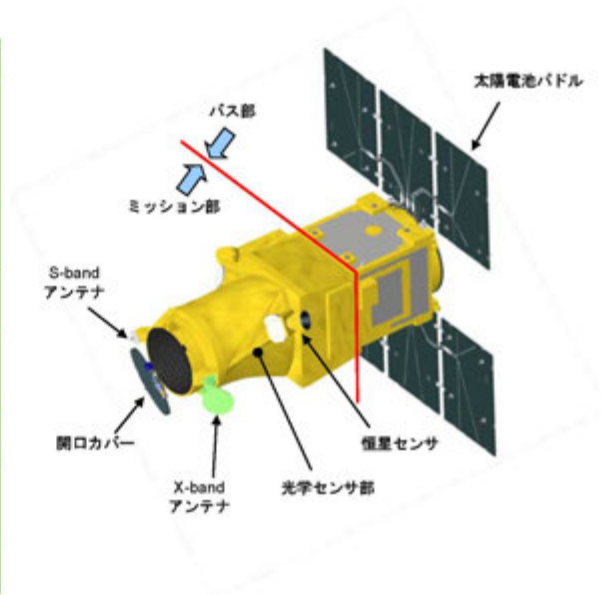
- 高分解能 : GSD < 0.5 [m]
- 高アジリティ : 平均 1.0 [m/s]
- NEC小型標準バス NEXTAR の採用



1. ASNARO衛星システムの概要

ASNARO システム諸元

諸元	
ペイロード - 光学センサ - データ伝送系	Pan / Multi GSD: <math><0.5\text{ m}/2.0\text{ m}</math> (Pan/Multi, 高度504 km) 撮像幅: 10 km X-Band: 16QAM 約800 Mbps
カバレッジ	$\pm 45\text{deg}$ / $\pm 45\text{deg}$ (cross/along track)
アジリティ	90deg/90sec (平均 1 deg/sec)
軌道	太陽同期準回帰軌道 高度 504 km 軌道傾斜角 97.4° 降交点通過地方時 11:00 AM
地上局	PASCO 地上局 & データセンタ, 可搬局, 海外局
設計寿命 期待運用期間	3年 5年以上
質量	バス 250 kg (dry) ミッション 200 kg 推進 45 kg <合計> 495 kg
電力	SAP発生電力 1,300 W (EOL) ミッション部 400 W



1. ASNARO衛星システムの概要

1. ASNARO衛星システムの概要
2. **SpaceWire構成と試験**
3. システム試験における自動化
4. ASNAROシリーズ衛星のシステム試験展望
5. 結論



2. SpaceWire構成と試験

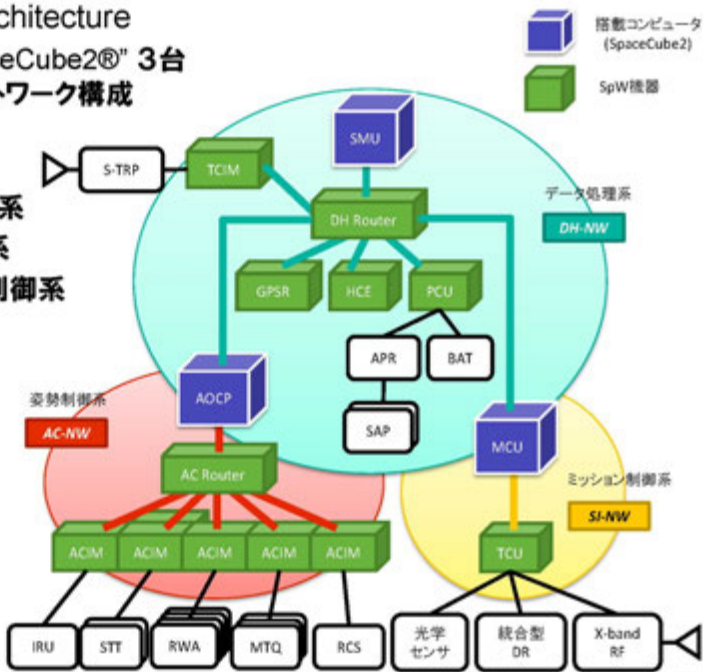
SpaceWire Network Architecture

- 搭載コンピュータ "SpaceCube2®" 3台とルータを軸としたネットワーク構成

- DH-NW: データ処理系
- AC-NW: 姿勢制御系
- SI-NW: ミッション制御系



SpaceCube2®
Registered: ISAS/Shimafuji



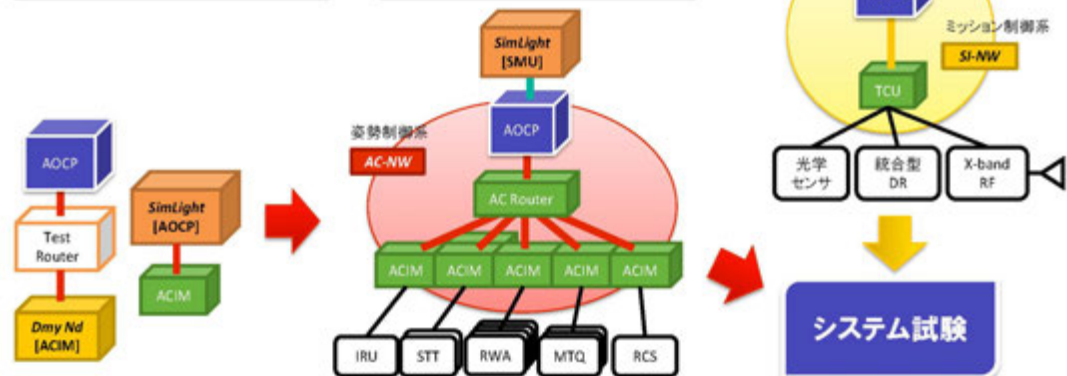
2. SpaceWire構成と試験

コンポーネント・サブシステムレベルの検証

- 検証フェーズ・レベルを通じて、同じ試験装置を使用
 - ・ SimLight: 搭載コンピュータ(ホスト)を模擬
 - ・ Dummy Node: ユーザ機器を模擬
- データ処理系・姿勢制御系・ミッション制御系NWが並行して検証可能

開発期間の短縮

不具合の早期発見



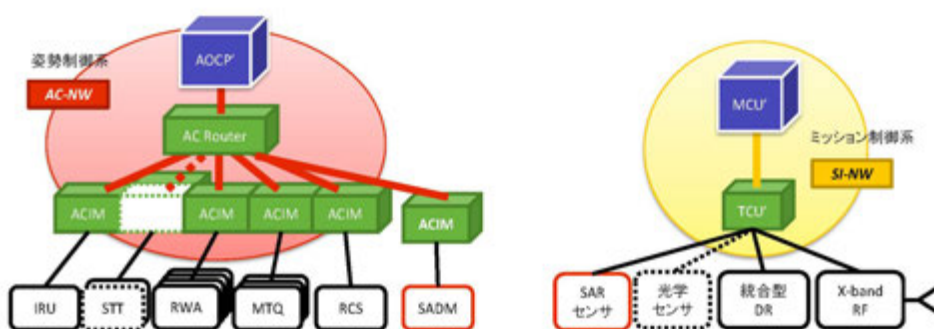
2. SpaceWire構成と試験

SpaceWireの利点： 容易な拡張・交換

- ミッション機器・センサ・アクチュエータの拡張・交換にスムーズに対応
- 試験プロセスの変更は不要： 変更点のみ詳細検証



ASNAROシリーズのミッション要求変化に迅速に対応



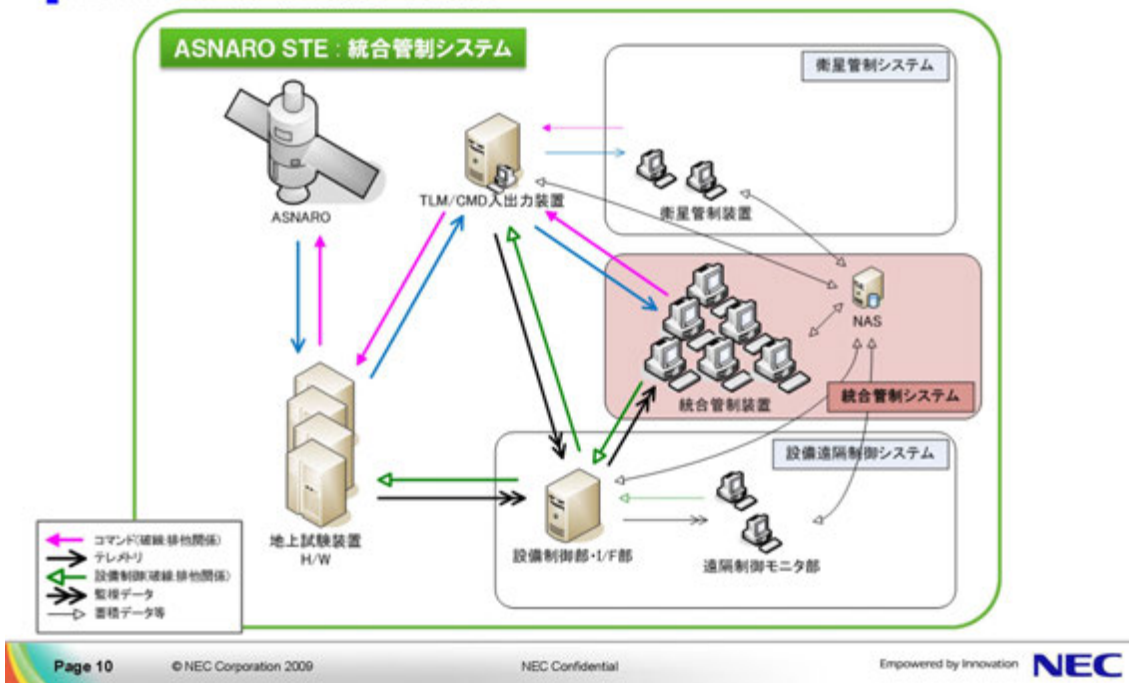
3. システム試験と自動化

1. ASNARO衛星システムの概要
2. SpaceWire構成と試験
3. システム試験における自動化
4. ASNAROシリーズ衛星のシステム試験展望
5. 結論



3. システム試験と自動化 : 地上試験装置の統合

ASNARO地上試験装置の統合



3. システム試験と自動化 : 地上試験装置の統合

ASNARO STE (統合管制システム)の特長



3. システム試験と自動化 : 手順の自動化・電子化

ASNAROで重視した「試験自動化」対象手順

頻度高

・ 何度も使用する

条件統一

・ 試験条件・測定条件の統一が重視される

手順のモジュール化

- メイン手順からサブ手順を呼び出す
- 機器設定・測定器設定に非常に有効
- SpW機器の変更にも柔軟・迅速に対応



3. システム試験と自動化 : 手順の自動化・電子化

例1: 衛星立上げ

手順作成時間+衛星立上げ時間の大幅減

- フロー作成 → モジュール作成 の流れ・分担が明確に
- 手順完成すると立上げ時間が大幅短縮
- システム試験で何度も使用: 効果が継続・積算

確実に同じ状態で衛星を立上げ

- モジュールのバージョン管理をSTE内で徹底
- 同じ電子手順 → 衛星が同一の状態に
- 立上げ後の試験を同一の条件で実施



3. システム試験と自動化 : 手順の自動化・電子化

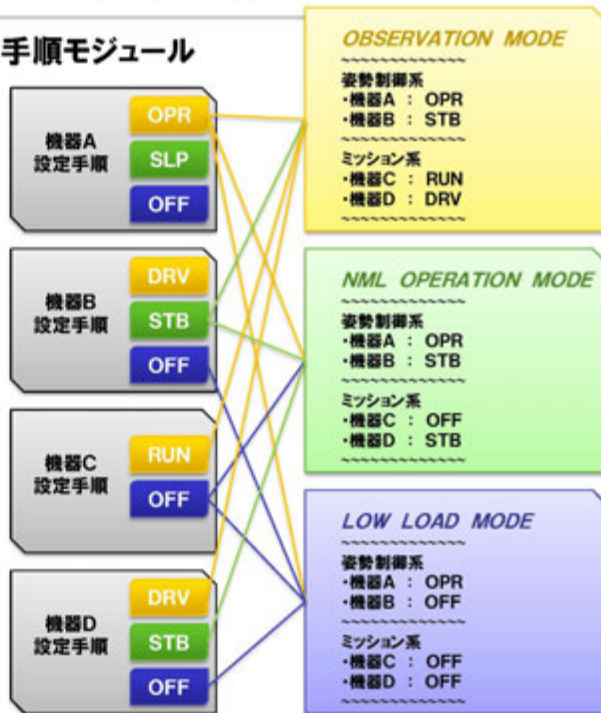
例2: 衛星モード設定... 機器設定手順モジュール

手順作成時間の大幅減

- 機器設定モジュールを整備、衛星モード設定は組合せて作成
- 分担・並行して作成可能
- 機器設定モジュール手順は複数の衛星モード設定で使用される

手順ミスの削減+確実なモード設定

- 何度も使用されたモジュールは枯れた確実な手順に
- HOT/COLDで同一モードに設定が必要な熱環境試験で効果発揮



3. システム試験と自動化 : 手順の自動化・電子化

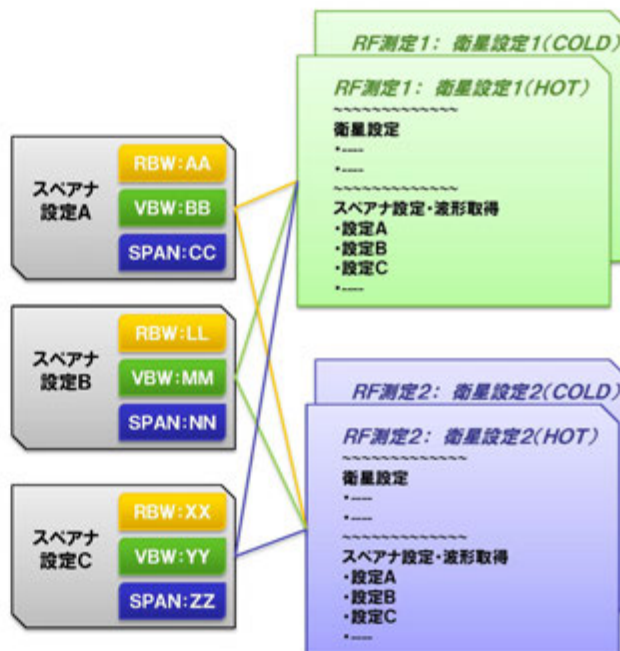
例3: RF波形測定

測定時間の大幅減

- 測定器の設定から画像取得まで、「ボタン一つ」で実行

試験品質の向上

- 設定誤り・測定漏れを防止
- 同じ測定条件でデータ取得 : トレンド確認で威力発揮



3. システム試験と自動化

LESSONS LEARNED

SMU(ホスト)とユーザ機器が同時開発

- 単体試験では出現しなかった問題がシステム試験で発覚
- 標準バスの利用で、次号機以降は解消

DB準備とシステム試験が並行実施

- DB変更 → 電子手順変更 で時間ロス
- 標準バスの利用で、次号機以降は準備期間大幅減少

手順モジュール完成までの苦勞

- 電子手順制御の自由度が高い反面、最適な手順確定まで時間を要する
- どの枠組みでモジュール化するか、試行錯誤が必要

4. ASNAROシリーズ衛星のシステム試験展望

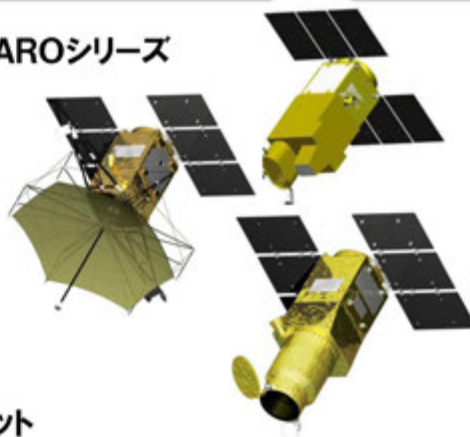
1. ASNARO衛星システムの概要
2. SpaceWire構成と試験
3. システム試験における自動化
4. **ASNAROシリーズ衛星のシステム試験展望**
5. 結論



4. ASNAROシリーズ衛星のシステム試験展望

小型標準バス“NEXTAR”を使用したASNAROシリーズ

- 光学
- SAR
- Hyperspectral



標準バスを使用することによる試験上のメリット

プロセスの継承

- ・ Lessons Learnedはすぐに活用
- ・ 自動化範囲の拡大

手順の再利用

- ・ 枯れた確実な手順で試験遂行
- ・ モジュール化によりオプション機器に迅速対応

試験項目の効率化

- ・ 変更ないバス部は必要最小限に
- ・ 変更部・ミッションインタフェース部のみ特化

4. ASNAROシリーズ衛星のシステム試験展望

SpaceWireシステム試験の構想

- SpWルータのTest Portを介して直接SpW NWにアクセス
- 試験シナリオを流してSpWネットワークの試験を実施
- 衛星外とのインタフェースのみ、試験装置と接続して実施

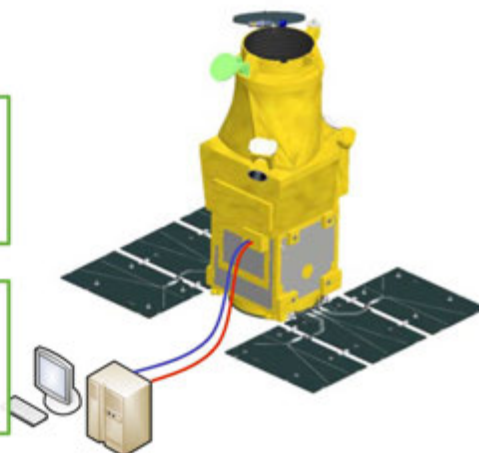
メリット

セットアップが簡潔・容易

- ・ 試験時間の短縮
- ・ PFT中の電気試験ポイントを増加
→トレンド評価の充実&異常の早期発見

詳細なテレコマ試験が可能

- ・ タイミングの制御
- ・ 異常の模擬
- ・ リアルタイムでDLされないテレメトリの評価



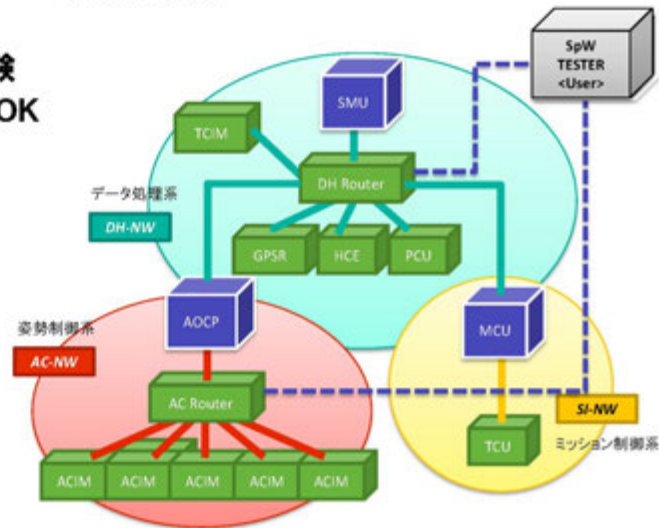
4. ASNAROシリーズ衛星のシステム試験展望

SpaceWireシステム試験

- SMU模擬 : SMU以外の検証
- DH-NWユーザ模擬 : SMUの検証

衛星外部インターフェース試験

- インタフェース確認のみでOK
 - ・ 電源
 - ・ RF



5. 結論

1. ASNARO衛星システムの概要
2. SpaceWire構成と試験
3. システム試験における自動化
4. NEXTARシリーズ衛星のシステム試験展望
5. 結論



5. 結論

SpaceWire

- ネットワーク構成を維持してのコンポーネント変更が容易
- 試験手順のモジュール化に直結
- SpaceWireシステムレベル試験の実現で試験コスト削減・品質向上

システム試験自動化

- 「時間・コスト短縮」と「品質向上」の両立を実現
- 自動化対象を絞ることで適用初号機でも十分な効果を発揮
- 「頻度高」「試験条件統一」「手順のモジュール化」がキーワード

標準バス採用による効果増大

- 枯れた手順の再利用で確実に・迅速に試験遂行
- 自動化範囲の拡大を狙える
- リソースをミッション及び変更機器とのインタフェースに集約できる

Empowered by Innovation

NEC

質疑応答

質問者① (JAXA Astro-H プロジェクト夏莉氏)

試験の自動化に当たって、自動化すること自体に手間がかかっていると思います。その辺は2号機以降は大分完全になると思いますが、例えばASTRO-Hのような他のシリーズに関して、最初にやる効果というのはどのぐらいなのでしょう。

発表者

今現在並行で小型科学衛星も同じNexterのバスを使用して試験していますが、そちらには手順の提供と言いますか、全く同じ手順で立ち上げる部分がありますので、大きな効果があると思います。ASTRO-Hに関しましても、スペースワイヤーのネットワークはおそらく冗長系を組んでいて複雑にはなっていますが、主な主系の部分で、例えば、先程ASNAROでも挙げたように衛星立ち上げ等、毎回行うような試験については、自動化を進める意義は大いにあると思います。ただしASNAROの場合、おっしゃった通り試験を自動化すること自体に時間がかかりますので、そこでのトレードオフが非常に大事になります。例えば1回しか実施しない試験手順なのに自動化にこだわってしまうと、それは単純に時間のロスになりますので、しっかりと考えた上で進めることが大事だと思います。

質問者① (JAXA Astro-H プロジェクト夏莉氏)

2週目の効果がASTRO-Hも適用できるようになると思ってよろしいのでしょうか。

発表者

はい。

質問者② (JAXA 環境試験技術センター柳瀬氏)

今回、電気試験ということで発表していただいたのですが、環境試験技術センターは主に環境試験がメインでやっていますが、普通にインテグレーションをやっていたりします。こういうインフラとか設備があったら、電気試験がもっと筑波でやりやすくなるということがあれば教えていただきたいと思います。

発表者

ASNARO は環境試験技術センター様には大変お世話になっておりまして、システムの地上電気試験から 8m チャンバでの熱真空試験まで現在でもお世話になっています。今のご質問は、試験設備に対する要望ということですね。自動化というところまで踏み込むというのは難しいと思いますが、少し考えさせて下さい。

質問者② (JAXA 環境試験技術センター柳瀬氏)

例えば、電気試験をやる時に、NEC 本社からモニタリングを自動化するとできるようになる、どこからでもモニタリングできるようになっているとか、そういうネットワーク線みたいなものが筑波と NEC 本社の間にあると、もっと安く早くできるよ、ということは考えられますか。

発表者

その通りだと思います。特に衛星の監視という意味では、全員が衛星の実物の目の前に座っている必要はなくて、それよりもコンポーネントの技術者であるとか、サブシステムの担当者、NEC の技術開発部隊が元々居るところで監視ができれば、直ぐに不具合が発覚した時に対応できるというふうに、試験期間を短縮したり、不具合の早期発見に大いに役立つと思います。

5.6. 超小型衛星の環境試験の実績解析と 試験標準化について

九州工業大学

宇宙環境技術ラボラトリー 教授

趙 孟佑 氏



超小型衛星環境試験の 実績解析と試験標準化について

趙孟佑
九州工業大学

2012年11月15日
第10回試験技術WS
筑波宇宙センター

1

内容



- 超小型衛星試験標準化プロジェクトの現状
- 超小型衛星聞き取り調査
- 鳳龍弐号について

2



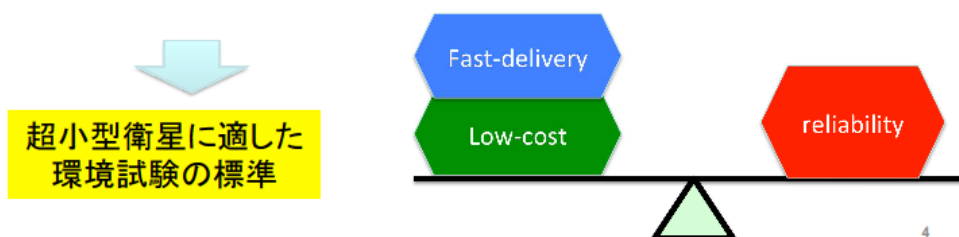
標準化プロジェクトについて

3

ニーズ



- ・ 超小型衛星の低い成功率
 - ある程度までは許容できる。しかし、
- ・ 商用であれば、信頼度を無視できない
 - 一機数億円
 - “Failure is not an option”
- ・ 低い成功率は超小型衛星の信用を傷つける
 - 超小型衛星利用を考える新たな投資家に悪影響
- ・ 「低コスト」・「短納期」と均衡した「信頼性」



4



NETSプロジェクト

- ・ 「超小型衛星の耐宇宙環境性評価基準の構築」プロジェクト
 - “Nanosatellite Environment Test Standardization” (NETS)
 - 経済産業省の「アジア基準認証推進事業費補助金」事業の一環
 - 事業者
 - ・ 基準認証イノベーション技術研究組合(IS-INOTEK)
 - ・ 国立大学法人九州工業大学(KIT)
 - ・ 社団法人日本航空宇宙工業会(SJAC)
 - ・ 宇宙開発合同会社(AstreX)
 - 期間
 - ・ 2011年9月～2014年3月

5

目標



- ・ 以下の3項目についてISO規格を作る
 - Environment Tests of Nanosatellite System
 - Documentation of Nanosatellite Environment Tests
 - Environment Tests of Nanosatellite Components

Target date of completion: 2015

Definition of “nanosatellite” here;
A satellite mostly made of non-space qualified COTS components,
typically less than 50kg, 50cm



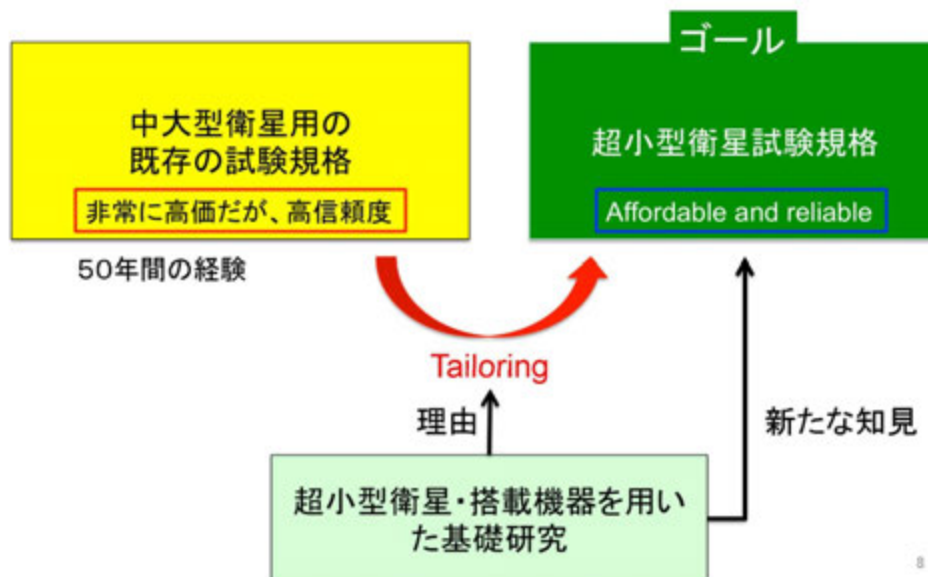
試験標準の範囲

- 超小型衛星の信頼性を向上するための試験要求や方法
 - 初期不良の防止 ← 重要
 - 打ち上げてすぐに壊れない
 - 軌道上でのミッションサクセスを確実にする
 - 寿命を保証
 - 新たな発明を阻害しない ← 重要
 - 試験
 - 開発
 - 認定
 - 受け入れ
 - 射場
- Affordable and reliable
- Key {

7



アプローチ



8

アプローチ



- 調査
 - 現状の規格
 - **超小型衛星の試験の実態**
- 基礎研究
 - 標準の基礎となるデータ取り
- コンセンサス作り
- 規格式案作成

9

ワークショップ



- International Workshop on Micro/Nano Satellite Testing Standardization
- 2012年12月10~14日
- 試験デモ(2日) @九工大
- 研究発表(1日) @北九州国際会議場
- 規格式案審議(2日) @北九州国際会議場



Thermal vacuum

Vibration

PCU & RF₀

Working draft ver.1



- **Space systems —Design Qualification and Acceptance Tests of Micro/Nano Satellite and Units**
 - Released October 23, 2012
 - Available online at http://cent.ele.kyutech.ac.jp/nets_web.html
1. Scope
 2. Normative references
 3. Terms and definitions
 4. Symbols (and abbreviated terms)
 5. Design, Verification and Testing Philosophy of Mirco/nano Satellites
 6. General Requirement
 7. Satellite System Tests
 8. Unit Tests
 9. Test Requirements
 10. Appendix

11



調査結果

12



聞き取り調査

- ・ 国内15団体（18衛星）

	Cubesat	10kg	30kg	50kg	100kg
Full success	2	1		1	1
Partial success*	2	1		1	
Total loss*			1		
To be launched		2		4	

- ・成功しなかった5機は全て初期不良
- ・成功しなかった5機のうち4機が展開機構を搭載

13

聞き取り調査からの気づき事項(1/2)



- ・ 熱真空の必要度は衛星サイズによる
 - 衛星内の温度差
- ・ 衛星の高温・低温での動作確認は必要
 - 2kg or 2cm以下 (2kg/m3以下?)は熱真空の代わりに熱サイクル（恒温槽）でOK?
- ・ 放射線試験
 - シングルイベントは3団体のみ
 - ・ 試験ノウハウ、設備、スケジュール、費用の問題
 - ・ “宇宙実績がある”がしない理由の多さ
 - 民生品では“宇宙実績がある”は理由にならない?
 - TIDは8団体
 - 鳳龍式号と同様の不具合例も
 - ・ 過電流保護回路が動かない弱いラッチアップでじわじわと壊れる

14

聞き取り調査からの気づき事項(2/2)



- 振動試験で多くの不具合を発見
 - 振動試験はどちらにせよ、やらないといけない
- 展開試験は必要
 - 展開の一連のシーケンスをハードウェアで実証
 - 真空、可能なら低温である程よい?

15

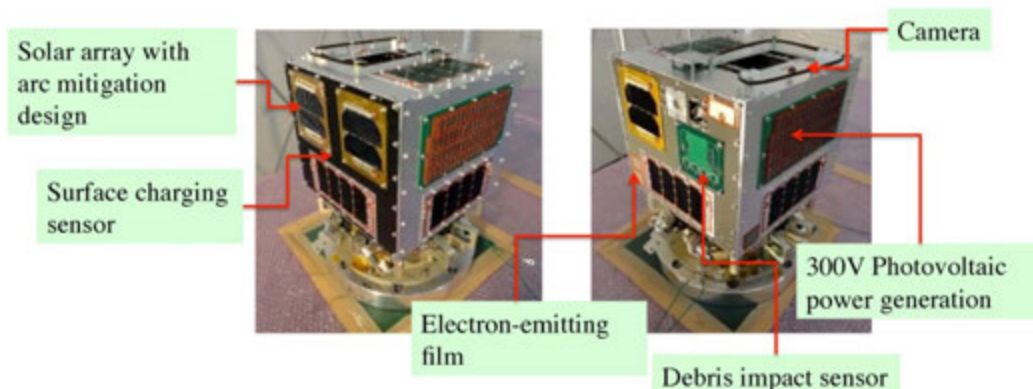


鳳龍弐号について

16



高電圧技術実証衛星「鳳龍弐号」



九州工業大学の学生による開発(教育目的)

30cm cube, 7kg 680km, 太陽同期

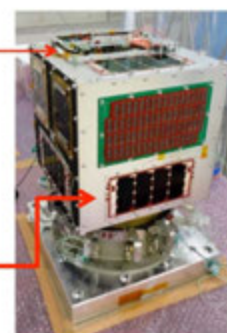
高電圧技術(300V太陽光発電等)、衛星帯電観測・防止、
デブリ観測、地球撮影

アマチュア無線バンド、受動的姿勢制御

鳳龍弐号の開発方針 (1/2)



- 鳳龍1号の設計をできるだけ引き継ぐ
 - ある程度は実証済みで細かいところまで理解
- 学生の技術レベル
 - 受動的制御
 - 最低限の展開
 - アンテナのみ
 - 外注
 - 電子部品のハンダ付け
 - 構造部品の機械加工
 - 設計と組立は学生
 - 太陽電池は宇宙用太陽電池メーカーから調達
 - 予め4直列につなぎかばーをつけてもらう



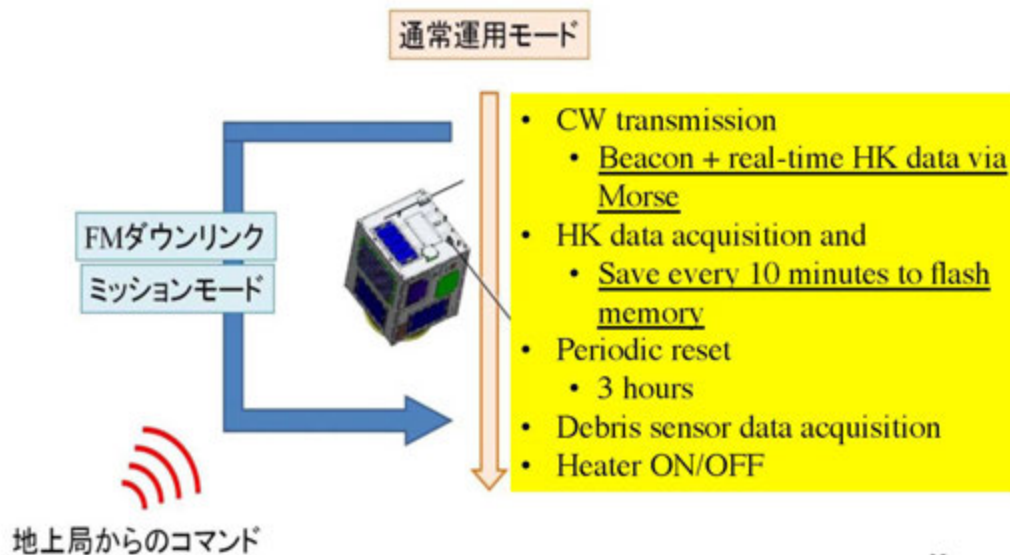
鳳龍弐号の開発方針(2/2)



- スケジュールをコストに優先させる
 - 複数部品を購入して、同時並行の開発
 - 各段階で3枚の基板
- できるだけ試験
 - 九工大の試験設備
 - 放射線試験はしない
- リスク管理
 - できる限り衛星喪失につながる単一故障点は避ける
 - 限界あり
- 検証要求を設計要求と同時に策定

19

運用モード



20

試験実績



Tests	Total numbers	STM	EM	EM ver.2	FM
Antenna Pattern	1	1			
Vibration	7	2,3	8,11	16,18	27
Electrical Interface	3		4	13	20
Communication	3		5	17	23
Thermal balance	1		6		
Shock	6	7 ^b	10 ^b	15 ^b ,19 ^b	28 ^b ,29 ^a
Thermal vacuum	4		9	14	22,24
Function	3		12 ^b		26 ^b
Baking	1				30
End-to-End	1				31
Inspection	2				21,25

a* Pyro-shock test for separation, b* Hammer shock test for fairing opening
c* Used different test articles

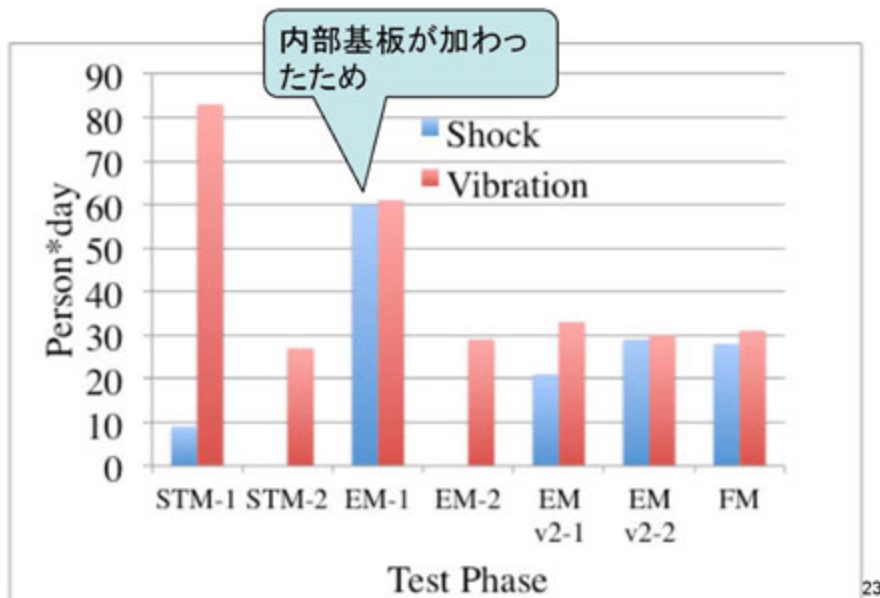
試験延べ日数 (人x日)



Tests	Total	STM	EM	EM ver.2	FM
Antenna Pattern	90	90			
Vibration	294	110	90	63	31
Electrical Interface	45		5	26	14
Communication	124		89	23	12
Thermal balance	120		120		
Shock	185	9	60	50	66
Thermal vacuum	492		74	169	249
Function	31		8		23
Baking	59				59
End-to-End	81				81
Inspection	51				51
Mission Payload	577				
Components	78				
Ground Station Operation Rehearsal	62				
Total	2289	209	446	331	586



試験日数



23

不具合発生(6月5日)



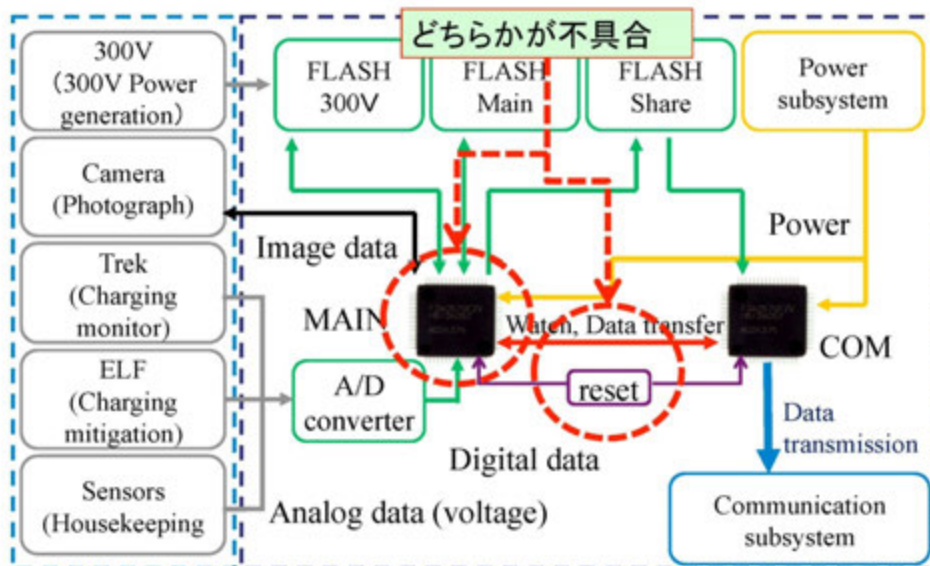
- リアルタイムHKデータの内容が更新されない。
- リアルタイムHKデータに含まれるキルスイッチのステータスの一つがONを示す
- 詳細センサデータ等をダウンリンクさせようと地上からコマンドを送っても、コマンドの受信を確認する信号が返ってくるのみで、データが送られてこない。
- 地上から強制リセットコマンドを送っても、上記の事象が変化しない。

JG6YBW HORYU	123456789ABCDEF
Call sign	Housekeeping data

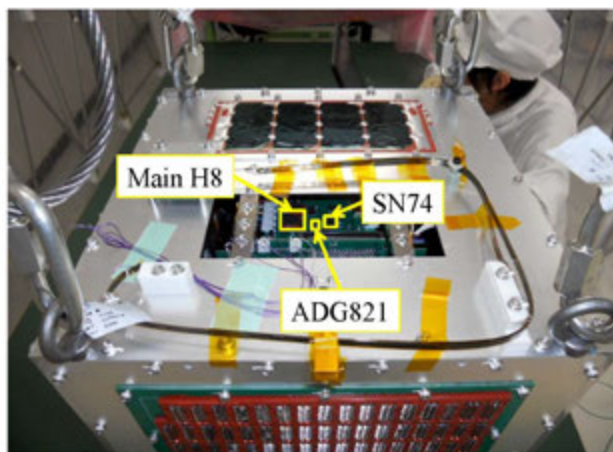
24



OBC subsystem



故障発生箇所

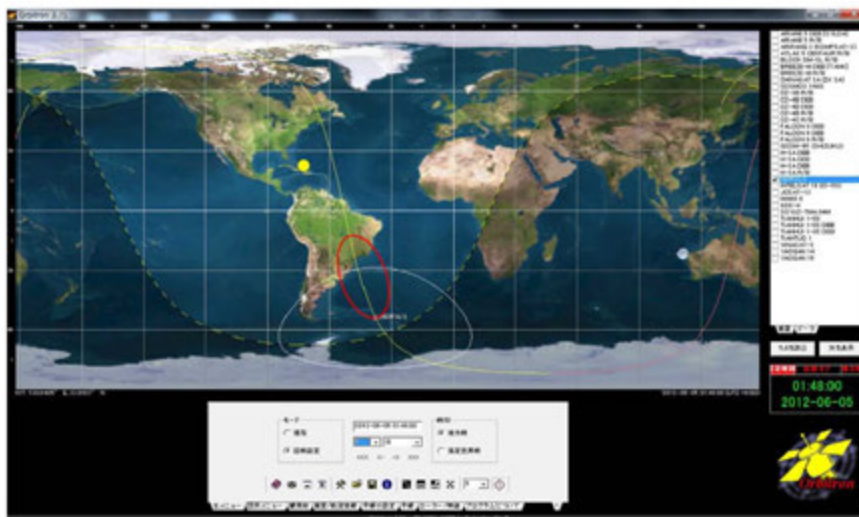


MPU or parts related to resetting

不具合発生地点



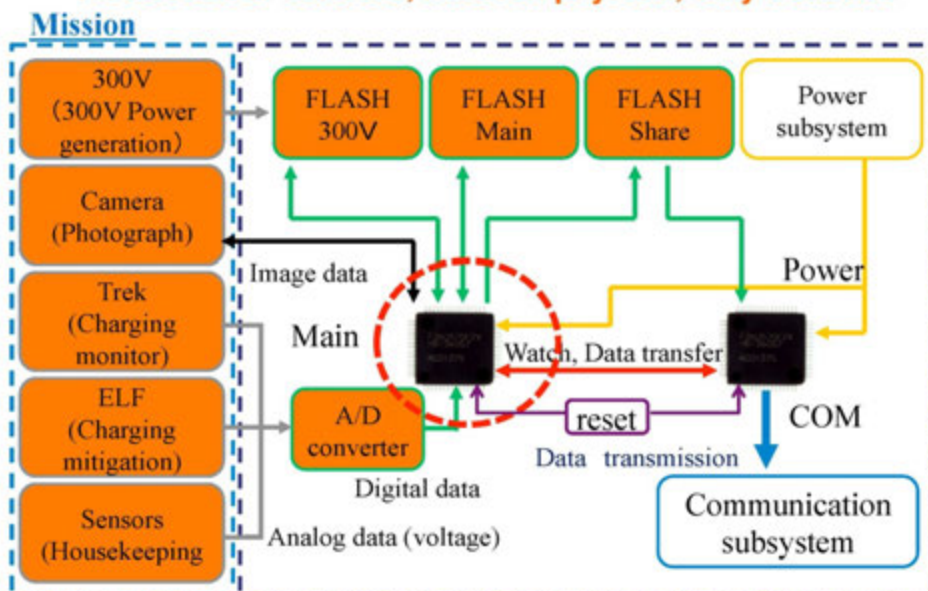
- 不具合は 01:08 2012/06/05 と 02:35 2012/06/05の間で発生
- 固定されたリアルタイムHKデータは 蝕明け後10~20分を指し示す



OBC subsystem



No access to sensors, mission payload, only beacons





推定故障原因

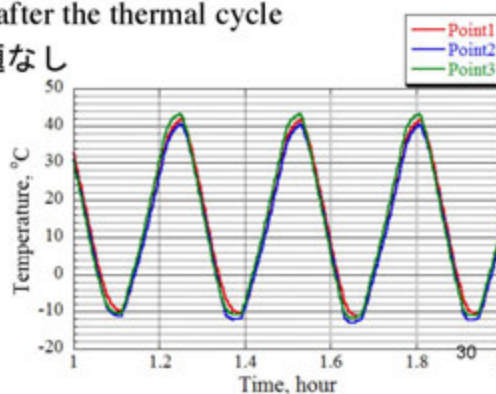
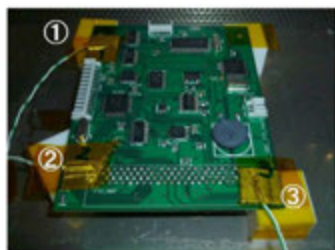
- 熱サイクルによる素子ハンダ部で不良が発生
 - 熱サイクル試験で確認
- 内部帯電によってOBC基板上で放電が発生
 - 帯電試験
- 外部から異物が混入し、基板上で短絡が発生
- リセット素子が放射線の影響をうけて故障
 - シングルイベント試験
- マイコンがシングルイベント(SE)により暴走
 - シングルイベント試験
- その他

29

熱サイクル

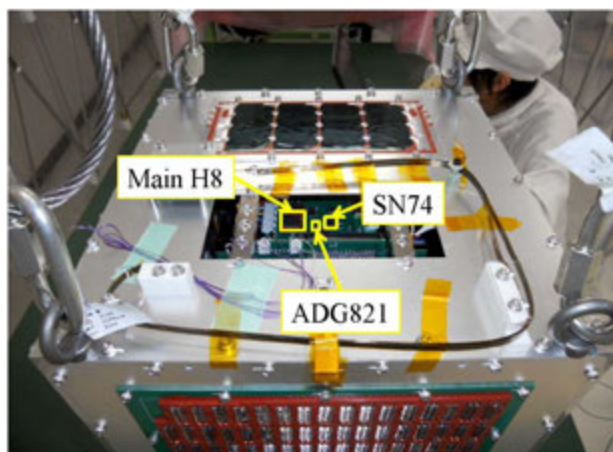


- 予備基板を使用
 - 軌道上データは-5~25°C、殆どが0~20°Cで300サイクル
- 試験条件
 - 600サイクル、15分/サイクル
 - -10°C ~ +40°C
 - 窒素ガスElectrical check after the thermal cycle
 - 外観、電気性能とも問題なし





内部帯電



OBC基板は1mm厚のアルミ板で守られているだけ

Lesson: Place OBC board deep inside the satellite body

31

内部帯電



CHARGED PARTICLE INTERACTIONS PROTON/ELECTRON ENERGY vs PENETRATION DEPTH FOR AL

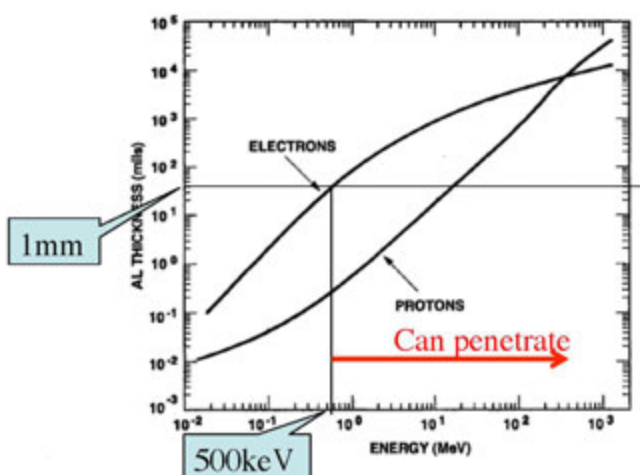
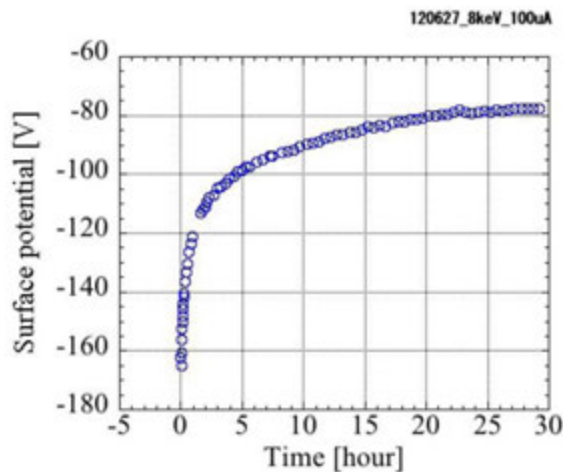


Figure 6.4. Minimum Penetration Energy for Electrons and Protons Relative to Shield Thickness.

Hastings and Garret, "Spacecraft Environmental Interactions", Cambridge University Press

32

帯電試験



Charge decay is very slow (~hours)

帯電粒子との繰り返しの遭遇により、帯電していく可能性

放電の確認



Discharge location

Confirmed discharge light and current

Photograph after test
→No discharge spot found

— Current [A] Discharge current

Time [μs]	Current [A]
-5	0.0
-1	0.0
0	0.5
1	0.0
5	0.0
10	0.0

放電発生を-3.5kVで確認



内部帯電

- GOSATが同様の軌道を飛行
- 500keV~1.6MeVの電子フラックスを測定
- 平均の電流密度は $1 \times 10^{-10} \text{A/m}^2$ (5/18~6/5)
- -3.5kVまでは帯電できない (1桁は足りない)
 - 基板の容量による($4.4 \times 10^{-7} \text{F/m}^2$ と仮定)

35



状況の悪化と復活

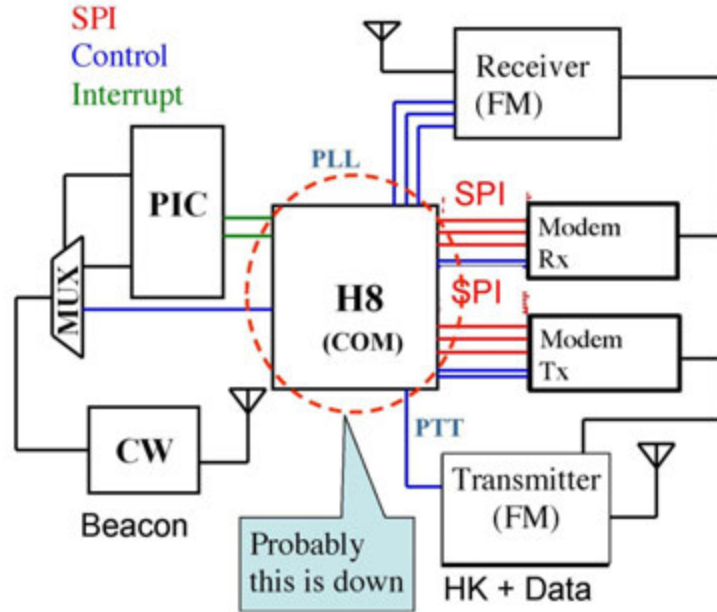
- 6/5以降、衛星にダウンリンクコマンドを送ると、コマンドの受け取りを確認する信号だけは来ていた (COMマイコンが担当)
- 13:04 2012/06/30
 - リアルタイムのHK信号が返ってこず、コールサインのみ
 - 地上からのコマンドへの応答信号も来ない
- 02:01 2012/07/03
 - リアルタイムHK信号が復活
 - データも更新される
 - 衛星からの詳細センサデータも取得可能
 - バッテリーがほぼ枯渇状態で充電中
 - これ以降、衛星は正常な状態に復活

JG6YBW HORYU	123456789ABCDEF
Call sign	Housekeeping data

36

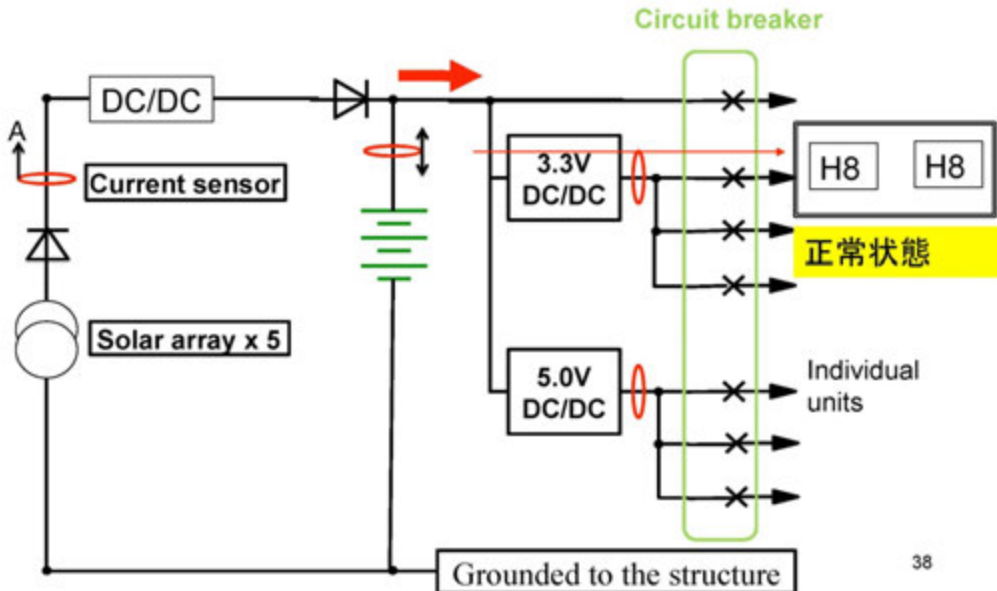


Communication subsystem



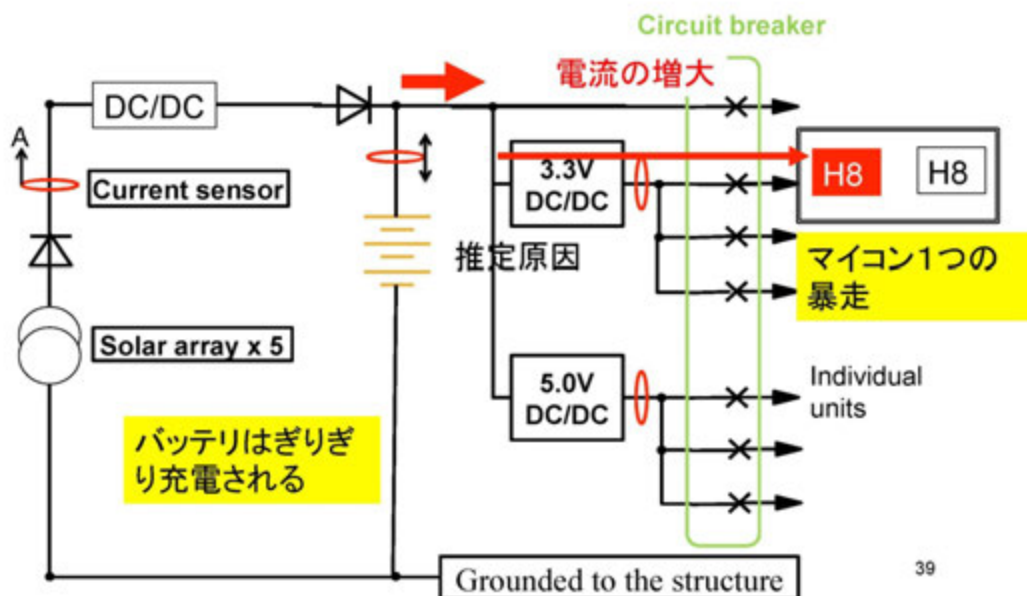
37

推定原因



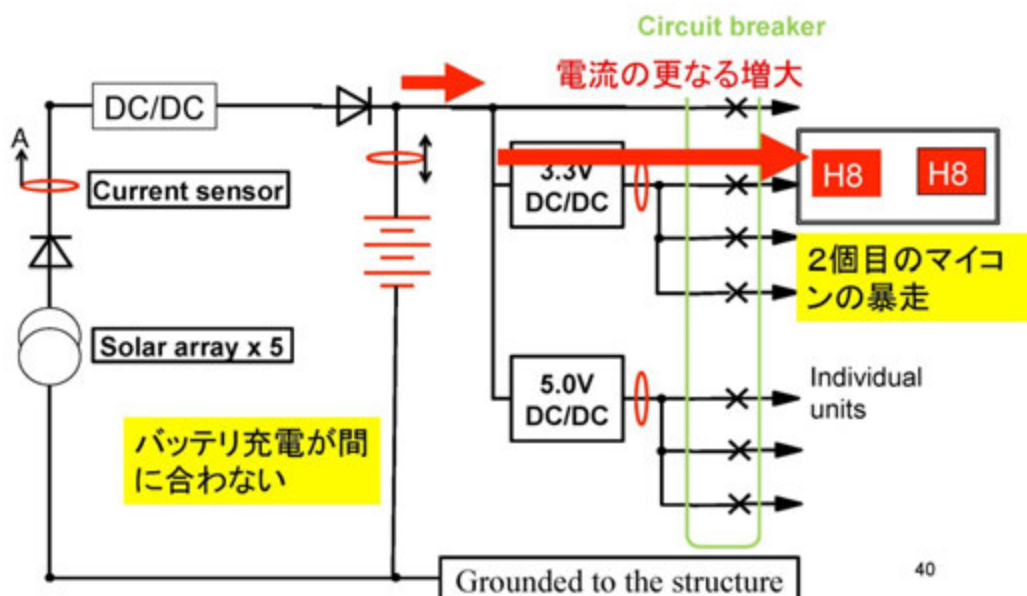
38

推定原因



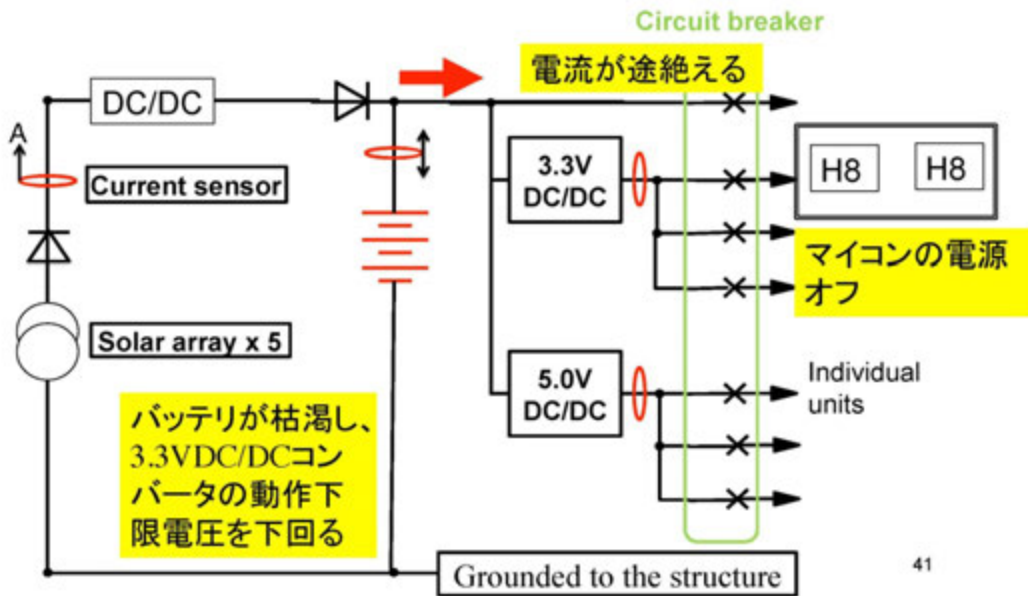
39

推定原因



40

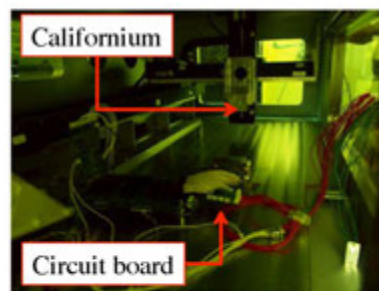
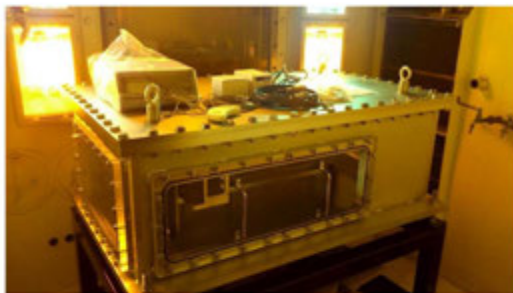
Possible cause



シングルイベント試験

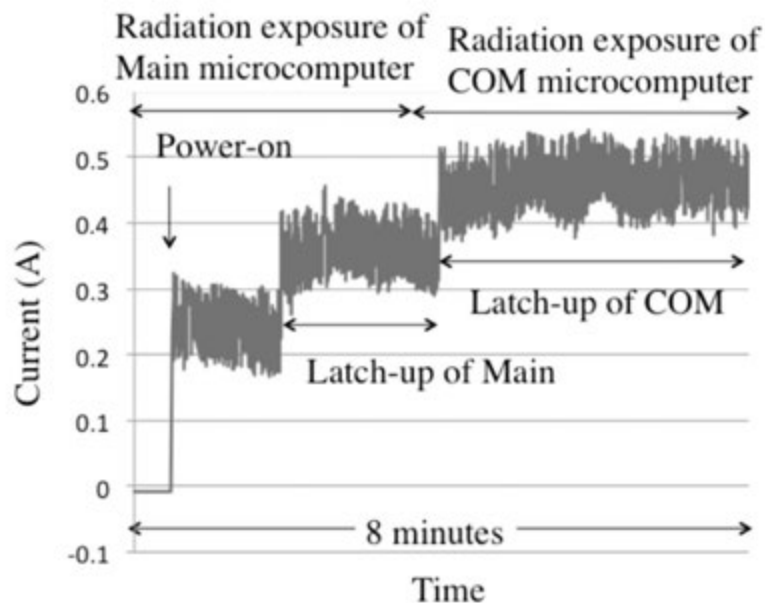


- 予備基板のセット（OBC+通信+電源+通信機）を使用
 - シングルイベントが起きるか？
 - シングルイベントが発生しても、リセットかかるか？
 - ラッチアップが起きると、どれくらいの電流が流れるか？



京都大学原子炉実験所のカリフォニウム照射試験装置

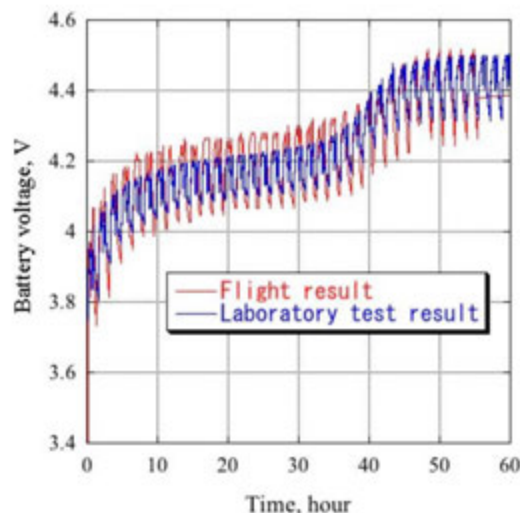
シングルイベント試験



復活後



- 復活後、約2日で衛星は通常状態に復帰
 - ほぼ、地上試験結果通りにバッテリーが枯渇状態から復帰



鳳龍弐号の経験の反映(1/3)



- 民生品衛星でも、クリティカルなコンポーネントの製造を民生技術分野で良いので熟練者に委託し、振動・熱サイクル試験等でワークマンシップレベルを確認しておけば、十分に動作する。
- 試験経験者がいないと、最初の試験では時間が倍かかることもある
- 新規開発衛星では、EM試験は設計の不具合を洗いだすのに有効
 - 大学衛星のような未熟練者の開発チーム程、有効？
 - QTはATのリハーサルとしても有効
- End-to-End試験は、運用リハーサルとしても、ソフトウェアのバグだしのためにも有効

45

鳳龍弐号の経験の反映(2/3)



- EM熱真空試験で露見した不具合
 - 全系組み合わせ+低温で見つかった可能性
- FM熱真空試験で露見した不具合
 - 全系組み合わせで見つかった可能性
- 熱真空試験の実施前に、全系組み立てた状態での機能試験を十全に行なうことが、結局は時間を節約。
- 全系組み合わせでの低温・高温試験は大事
- Cubesatのような1節点でも模擬できるような衛星
 - 機能試験+恒温槽試験
- 衛星内の温度分布が大きい衛星（温度分布~TBD）
 - 機能試験+熱真空試験
- コンポーネント(Electrical & Electronics)
 - 熱サイクル試験（恒温槽）+真空中動作試験でも充分？

46

鳳龍弐号の経験の反映(3/3)



- 少なくとも、バス基板レベルでのシングルイベント試験を行なって、SE発生時のバス系の挙動を把握し、耐放射線設計の有効性を検証すべき
- 不具合発生時に対応できる様々なサバイバルモードを用意し、実際に検証しておくことが大事
 - ビーコン+最低限のHKの確保
 - バッテリゼロからの復活
 - セーフモード？
- 薄板一枚で覆われる超小型衛星では内部基板が帯電する可能性あり

質疑応答

質問者① (JAXA 安信部加藤氏)

超小型衛星試験標準の活動でご苦労されていることがあればお教え下さい。また、ISO 及び JAXA 宇宙機設計標準の活動について、超小型の観点からご提言があればお伺いしたいと思います。

発表者

超小型衛星試験標準の活動については来週 (11/20) 大分で行われる宇科連で発表があります。大学の自由な衛星製作活動に「タガをかける」わけではないことをご理解いただけるよう注意しています。試験標準に従って衛星を作れと言っているわけではありません。ただ、今後超小型も商用利用されることを考えるとある程度の信頼性が必要で、信頼性を確保するための参考にしていただきたいと考えています。

JAXA 標準との協力ですが、JAXA 標準と超小型の標準は寄って立つところが違います。(JAXA で募集する) 相乗り衛星にも適用するかどうかは、大学の自由な衛星づくりの考え方もあり、難しいところがあります。ただ、協力できる場所は十分あると思っています。

質問者② (HIREC 角市氏)

軌道上の不具合は再現が難しいが、(鳳龍の不具合については) かなり詳しく説明されており、非常に良いデータになったと思います。今後、不具合の経験と分析結果はどのように反映されていくのでしょうか。

発表者

絶対にアクセスポートは上にしないことです。また、大学衛星はリソースが少なくて難しいですが、サバイバルモードを用意しなければなりません。むやみにつけると逆に危ないですが、電源をきちんと切れる機能をつけておき、電源をオフにして初期化できるようにしておく必要があります。

5.7. 計測機器の最近の動向

丸文 株式会社

システム営業本部

営業第1部 計測機器課

金田 佳三 氏

第10回試験技術ワークショップ

2012年11月15日

計測機器の最近の動向

www.marubun.co.jp

 **丸文株式会社**

システム営業本部 営業第1部

計測機器課 金田 佳三

目次

1. 丸文株式会社 システム事業について
2. 超小型データレコーダ・導入事例
3. FBG(ファイバー・ブラッグ・グレーティング)
高速ひずみモニタリング装置
4. 株式会社フォーサイトテクノ・校正設備について
5. まとめ

www.marubun.co.jp

 丸文株式会社

目次

1. 丸文株式会社 システム事業について
2. 超小型データレコーダ・導入事例
3. FBG(ファイバー・ブラッグ・グレーティング)
高速ひずみモニタリング装置
4. 株式会社フォーサイトテクノ・校正設備について
5. まとめ

www.marubun.co.jp

丸文株式会社

システム事業の特徴

産業市場でシステムビジネスを展開し、
ソリューションを提供する
技術専門商社

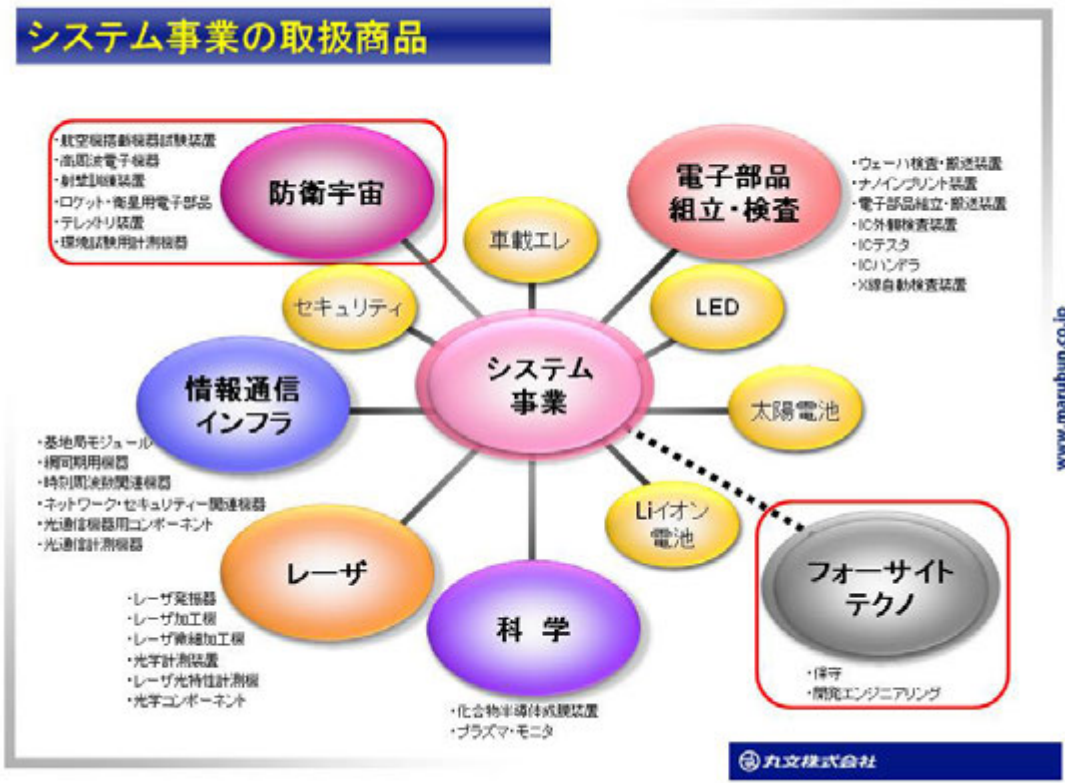
幅広い分野の最先端エレクトロニクス製品

導入前コンサルテーションから、システム提案、
据え付け、操作トレーニング、技術サポートまで

技術指向商社ならではのきめ細かな対応

www.marubun.co.jp

丸文株式会社



目次

1. 丸文株式会社 システム事業について
2. 超小型データレコーダ・導入事例
3. FBG(ファイバー・ブラッグ・グレーティング)
高速ひずみモニタリング装置
4. 株式会社フォーサイトテクノ・校正設備について
5. まとめ

丸文株式会社

超小型データレコーダの外観・機能

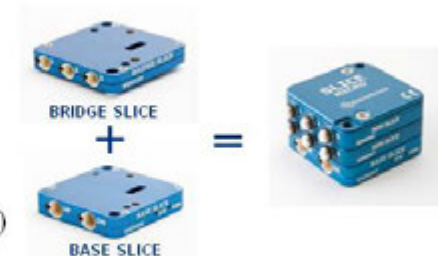
2種類(NANO, MICRO)のサイズあり

BRIDGE SLICE

- 3chアナログ入力@1モジュール
- センサ用励起電圧供給
- 最大サンプリングレート: 120ksps@3ch
- ADC: 16-bit
- ソフトウェアによるGain設定, アンチエイリアシングフィルター, オフセット, ショットチェック
- 各モジュールをスタック・デジチェーンによりch増設可能

BASE SLICE

- 7GBフラッシュメモリ搭載 (最大サンプリングレートで約2時間計測可)
- USB通信にてPCへデータ転送
- 耐衝撃性: 5000gオプション(SLICE NANO)
- バッテリーオプションあり

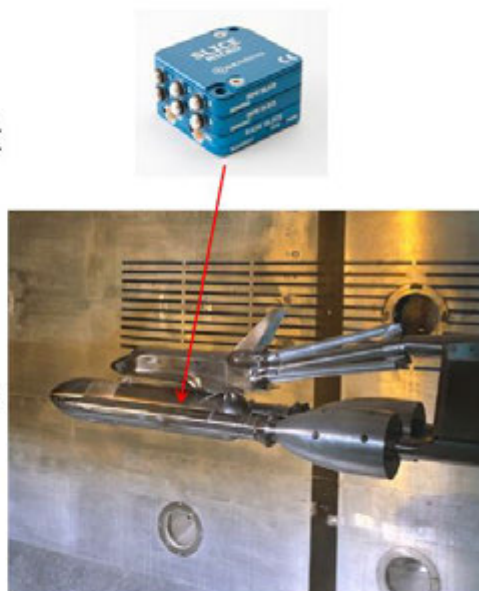
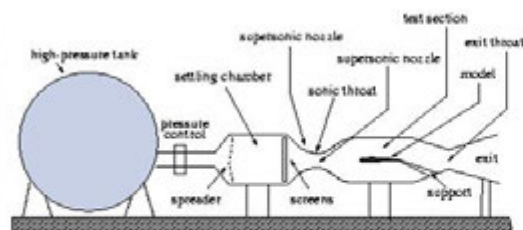


DTS 丸文株式会社

www.marubun.co.jp

諸外国導入事例①

風洞試験設備
 模型内部に超小型データレコーダを設置
 圧力計測を実施



DTS 丸文株式会社

www.marubun.co.jp

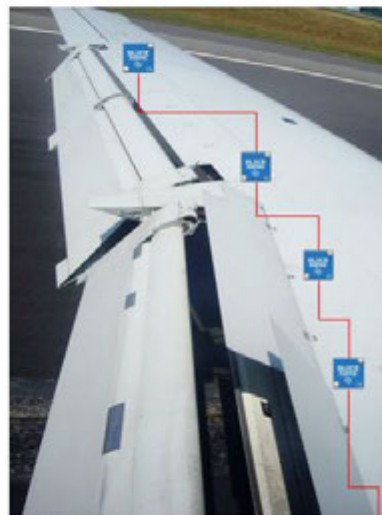
諸外国導入事例②



パラシュート落下試験



ヘリコプター落下衝撃試験



航空機フライトテスト

www.marubun.co.jp



国内導入事例

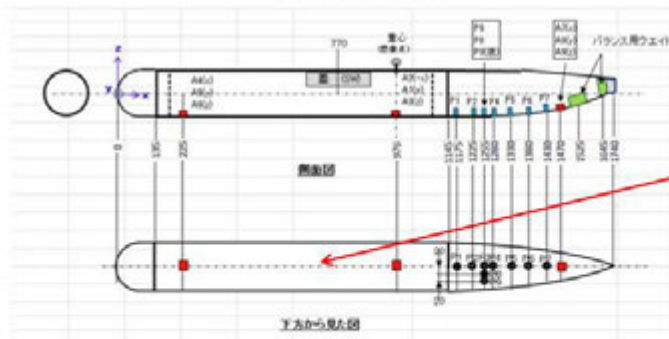
航空機胴体構造を模擬した供試体の着水試験
 JAXA 航空プログラムグループ 環境適合機体技術チーム



供試体写真



製品インストール箇所



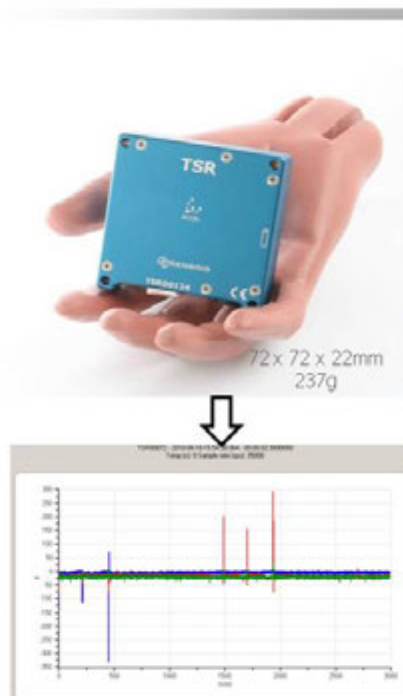
センサ配置図(加速度:3軸3箇所, 圧力:9箇所)

www.marubun.co.jp



トランジェント・ショック・レコーダ機能

- 3軸加速度計内蔵
±50g, ±250g, ±500g
(工場出荷時設定)
- 圧力計内蔵(100psia)
- 3軸角速度計内蔵
±20000 deg/sec
- イベント信号収録機能
- 計測周波数範囲: DC-1650Hz
- サンプルレート: 1-10ksps/ch
- ADC: 12-bit or 16-bit
- 1GBフラッシュメモリ搭載
(最大サンプルレートで2時間計測可)
- USB通信にてPCへデータ転送
- フルスケールレンジの2-10%間で
レベルリガー設定
- 内蔵バッテリー充電型、交換型を選択可
バッテリー寿命:
充電型(3ヶ月間)、交換型(6ヶ月間)



www.marubun.co.jp

DTS 丸文株式会社

Gold Awards at Sensors Expo



www.marubun.co.jp

DTS 丸文株式会社

目次

1. 丸文株式会社 システム事業について
2. 超小型データコーダ・導入事例
3. FBG(ファイバー・ブランク・グレーティング)
高速ひずみモニタリング装置
4. 株式会社フォーサイトテクノ・校正設備について
5. まとめ

www.marubun.co.jp

丸文株式会社

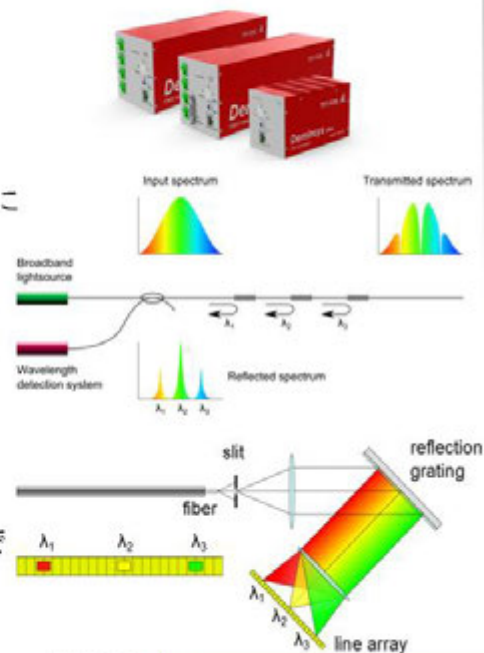
FBG高速ひずみモニタリング装置

特徴

- FBGセンサ部に電力不要
→ 電気ノイズに強い
- 部材内への埋め込み可能
- 複数のセンサがファイバー1本で計測可
(従来のひずみゲージでは1つのセンサに2本のケーブルが必要)

計測原理

- FBGセンサから返ってくる光(波長)を
ディテクタの分光器で高速にモニタリング
 - 計測対象物のひずみで変化する
波長を計測、ひずみデータを得る
- FBGセンサ:
ファイバー内に光学格子を設けたもので
光を導入した際に格子間隔によって
返す波長が変化する

TFT-FOS
Fiber Optic Technology
Fiber Optic Systems

丸文株式会社

www.marubun.co.jp

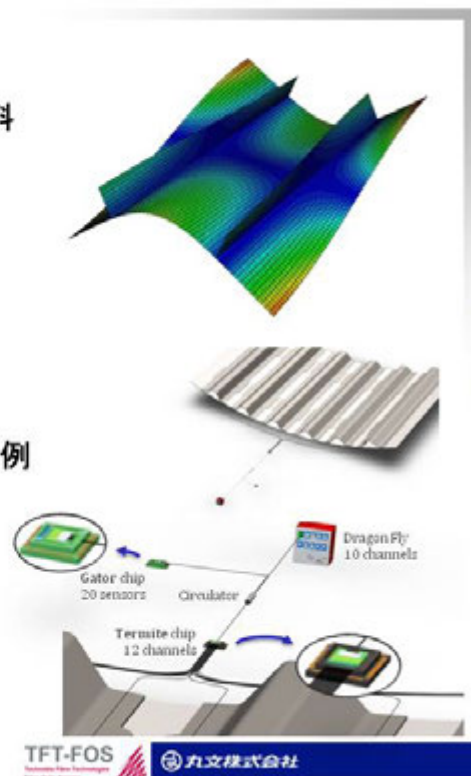
FBG高速ひずみモニタリング装置

炭素繊維強化熱可塑性プラスチック複合材料 (PEEK)にFBGセンサを埋め込んだ例
 評価されるダメージ

- はく離
- 衝撃損傷
- ストリンカーはく離

航空機胴体パネルのひずみモニタリング
 による衝撃箇所特定、2D/3Dの形状計測例

計測対象物内にセンサを貼り付け、
 または組み込み、どのような現象が
 発生するか計測



www.marubun.co.jp

FBG高速ひずみモニタリング装置

装置



	Deminsys: High Speed	Lady Bug: Ultra High Resolution
波長	850 nm	850 nm
チャンネル	quad channel	single channel
サンプリング周波数	20KHz	7KHz
分解能	2 μ strain	20 nanostrain
Multi sensors	32 simultaneously, 8 per channel	80 simultaneously (narrow bandwidth FBG sensors)

Deminsys Ultra : 航空機開発向け (TRL5 認証済み 2012年現在)

TRL: Technology Readiness Level (NASAによる技術成熟度)

TRL4: 実験室段階, **TRL5: 模擬環境段階**, TRL6: プロトタイプ模擬環境実証段階

センサ

TFT Tape

Custom made fiber

TFT Patch

等間隔FBGセンサ用テープ

FBGセンサ間隔やファイバー素材の特注に対応

3軸ファイバーセンサ用パッチ



www.marubun.co.jp

目次

1. 丸文株式会社 システム事業について
2. 超小型データレコーダ・導入事例
3. FBG(ファイバー・ブラッグ・グレーティング)
高速ひずみモニタリング装置
4. 株式会社フォーサイトテクノ・校正設備について
5. まとめ

www.marubun.co.jp

丸文株式会社

株式会社フォーサイトテクノ

国内外メカ公認のサービスパートナーとして
先端技術製品を導入されるお客様に対し
強かにサポートするエンジニアリングサービス専門会社

国内外製品を問わない修理・メンテナンスを提供

国家標準等に準拠した高品質な校正サービスを提供

国際標準規格であるISO/IEC17025取得に向け取り組み中

www.marubun.co.jp

丸文株式会社

Meggitt社製加速度センサ校正器

1. 通常校正 (応答周波数: 20Hz~50KHz)
Meggitt社 (米国) の校正に準じた
シェーカー内蔵標準加速度センサとの比較校正を実施
校正項目: ①10G@100Hzにおける基準感度
②100Hzを基準感度(0%)とした時の周波数応答
③共振周波数
2. 低周波校正 (応答周波: 1Hz~50Hz)
低周波用エア・ベアリングシェーカーを使用し
アンプ内蔵型センサとの比較校正
校正項目:
①10G@20Hzにおける基準感度
②20Hzを基準感度(0%)とした時の周波数応答
3. 衝撃校正 (衝撃レベル: 20G~10,000G)
標準衝撃センサとの比較校正
全ての校正データは、米国NISTにトレサブル
NIST: National Institute of Standards and Technology



丸文株式会社

G.R.A.S.社製マイクロホン校正システム

- 標準音源による感度校正
- 静電アクチュエータによる周波数特性校正
- 校正対象: マイクロホン, プリアンプ, ピストンホン
- TEDS書込み可能

無響箱

- 寸法(mm): 1300(W) × 1200(D) × 1000(H)
 - 遮音性能: 40dB以上/500Hz
 - 暗騒音レベル: 通常状態11.4dBA
 - 校正対象: 低騒音型マイクロホン, アレイマイクロホン,
サーフェスマイクロホン
- 全ての校正データは、英国NPLにトレサブル
NPL: National Physical Laboratory



丸文株式会社

目次

1. 丸文株式会社 システム事業について
2. 超小型データレコーダ・導入事例
3. FBG(ファイバー・ブラッグ・グレーティング)
高速ひずみモニタリング装置
4. 株式会社フォーサイトテクノ・校正設備について
5. まとめ

www.marubun.co.jp

丸文株式会社

まとめ

1. 丸文株式会社 システム事業、
株式会社フォーサイトテクノ・校正設備についての紹介
2. 航空宇宙市場を中心に現在、トレンドとなっている
計測機器・導入事例の紹介
・超小型データレコーダ・導入事例
・FBG(ファイバー・ブラッグ・グレーティング)高速ひずみモニタリング装置
→ 市場の声として従来の技術を踏襲しつつ、
製品の小型化・堅牢性が求められる傾向
3. 今後も市場の声に耳を傾け、諸外国の動向・最新技術・適用
事例を紹介し、環境試験技術躍進のサポートをさせていただきます

www.marubun.co.jp

丸文株式会社

質疑応答

質問者① (TIS 三枝氏)

超小型データレコーダについて、電源はどういったものを使っているのでしょうか？
電源の ON/OFF は遠隔で可能でしょうか？

発表者

PC から電源供給します。リチウムポリマーバッテリー（オプション）を付けて
有線・無線でスイッチ ON/OFF は可能です。トリガーをかける設定も可能です。

質問者② (JAXA 衛星構造・機構 G 間庭氏)

回転体でも使用可能でしょうか？
温度についてはどの程度まで許容できるのでしょうか？

発表者

回転体でも使用可能です。
詳細は別途ご案内させていただきたいと思います。高いところは 100℃前後まで対応可能です。

5.8. 筑波宇宙センターにおける ASTRO-H のシステム試験について

宇宙航空研究開発機構

ASTRO-H プロジェクトチーム

夏莉 権 氏



概要

- × インTRODクシヨN
 - + ASTRO-H衛星の概要
 - + 観測機器配置
 - + 技術的に困難な点
 - + 開発フロー概略
- × 熱変形試験
 - + 試験の概略、試験の様子
 - + 試験実施上の特徴
- × TTM試験
 - + 試験の概略、供試体の説明
 - + 試験実施上の特徴
- × 今後実施予定の試験
 - + 微小擾乱試験
 - + MTM試験
- × まとめ

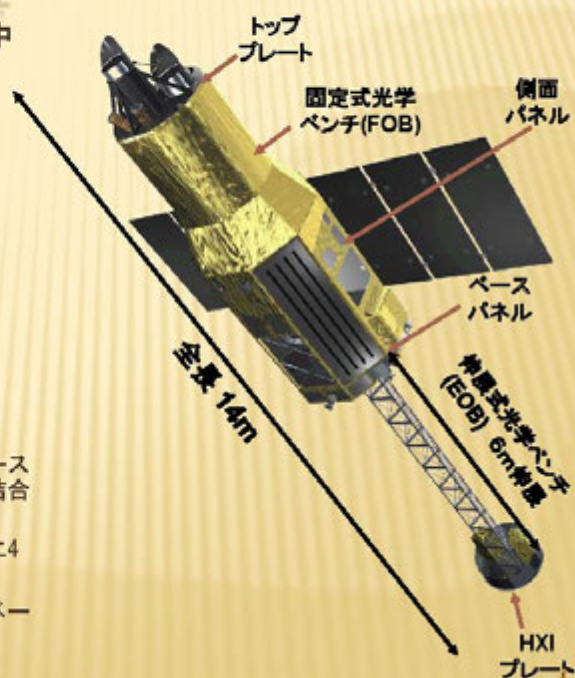
筑波宇宙センターにおけるASTRO-H のシステム試験について

イントロダクション

3

ASTRO-H衛星の概要

- ✦ 宇宙科学研究所が中心となって開発中の日本で6番目のX線天文衛星
- ✦ 現状のステータス
 - + 2010年5月にシステムPDR実施
 - + 2012年2月にシステムCDR1実施
 - + TKSCにてシステム試験実施中
- ✦ 諸元
 - + 全長 14m (伸展時)
 - + 質量 2.7t
 - + 軌道高度 550km
 - + 2014年度打ち上げ(目標)
- ✦ 構造
 - + 主構体はCFRP製の下部構造(八角形のベースパネル、スラストチューブ、ロケット結合リング)と側面パネル
 - + CFRP製トラス構造の固定式光学ベンチに4台の望遠鏡を搭載する。
 - + 観測機器は伸展式光学ベンチの先端、ベースパネル、側面パネルに配置する。



観測機器

観測機器	開発チーム(一部)
軟X線分光検出器 (SXS)	NASA, ESA, SRON, 住友重機, 三菱重工, 首都大, 埼玉大, 金沢大, 青山学院大, ジュネーブ大
硬X線撮像検出器 (HXI) 軟ガンマ線検出器 (SGD)	ESA, 三菱重工, 名古屋大, 広島大, 東京大, 早稲田大, 青山学院大, スタンフォード大
軟X線撮像検出器 (SXI)	三菱重工, 住友重機, 大阪大, 京都大, 宮崎大
硬X線望遠鏡 (HXT) [軟X線望遠鏡 (SXT)]	[NASA], ESA, 名古屋大, 愛媛大, 中央大

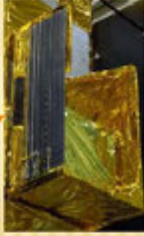
硬X線望遠鏡 (HXT)
焦点距離=12m

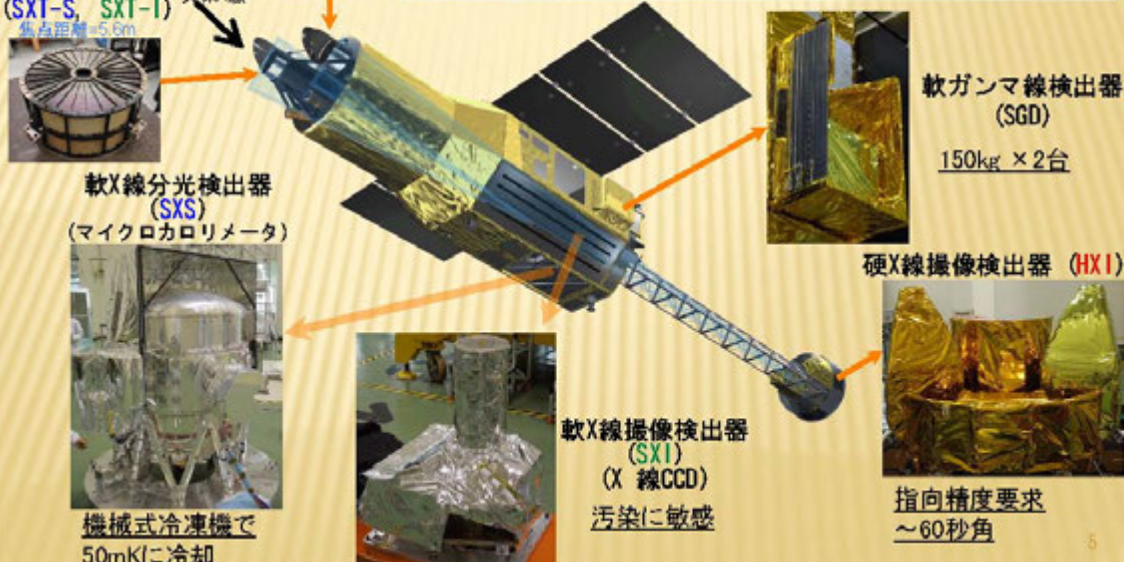


軟X線望遠鏡 (SXT-S, SXT-I)
焦点距離=5.6m




軟ガンマ線検出器 (SGD)
150kg × 2台






軟X線分光検出器 (SXS)
(マイクロカロリメータ)



機械式冷凍機で
50mKに冷却

軟X線撮像検出器 (SXI)
(X線CCD)
汚染に敏感



硬X線撮像検出器 (HXI)



指向精度要求
~60秒角

技術的に困難な点

- ✦ 構造、指向性
 - + 4台の望遠鏡の光軸、4種類の検出器の中心軸を合わせる。
 - ✦ アライメント要求は典型的に60秒角(12m先で3mm)
 - 低熱歪み設計とし、MTM、熱変形試験で検証する。
 - + 長焦点距離(12m)、柔構造の伸展式光学ベンチ(EOB)とRW, IRU, 冷凍機などの擾乱源を有する。
 - 微小擾乱試験で検証する。
- ✦ 熱設計
 - + 低軌道(550km)のため、熱環境は約90分周期で変動する。
 - + 主要検出器SXSを50mKまで冷却する。冷凍機の発熱が大きい(~500W)。
 - + 検出器毎に独自のラジエータ、ヒートパイプなどの熱制御系を有する。
 - TTMIにて検証する。



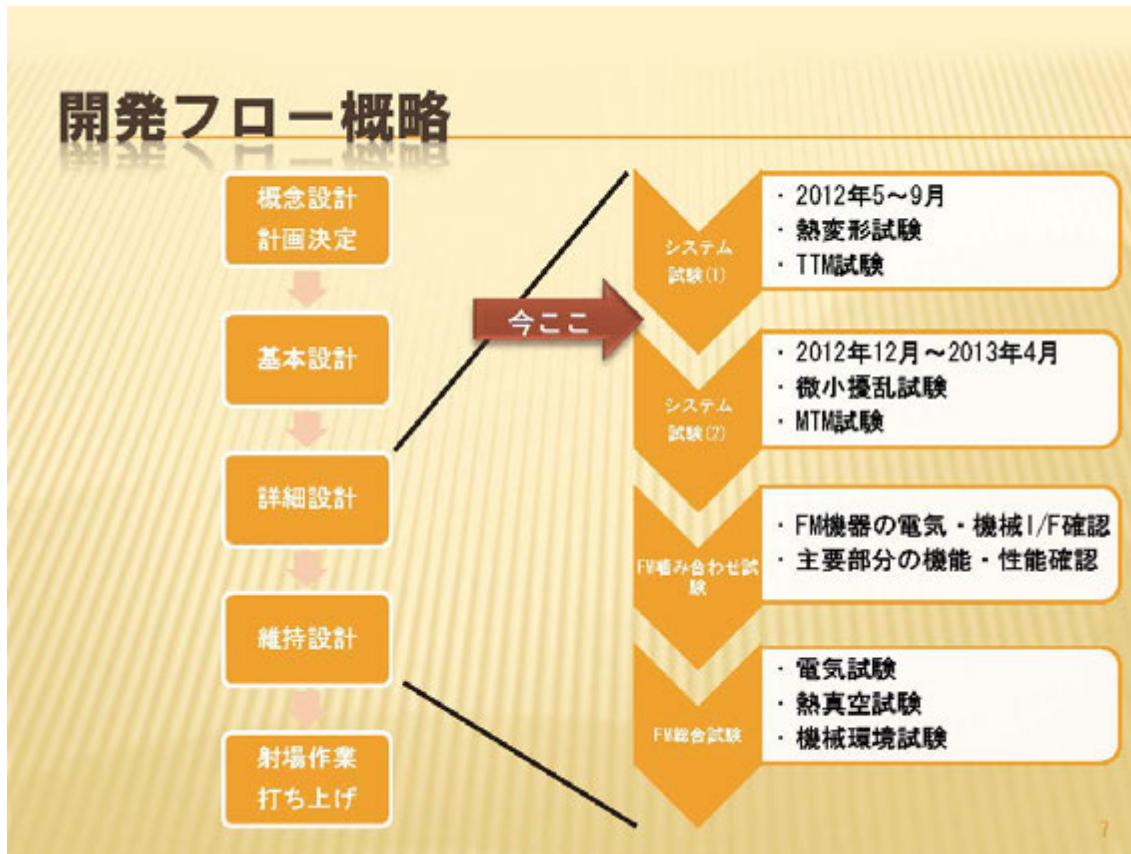
4台の望遠鏡

熱点距離12m

検出器毎の放熱系

冷凍機発熱

柔構造光学ベンチ



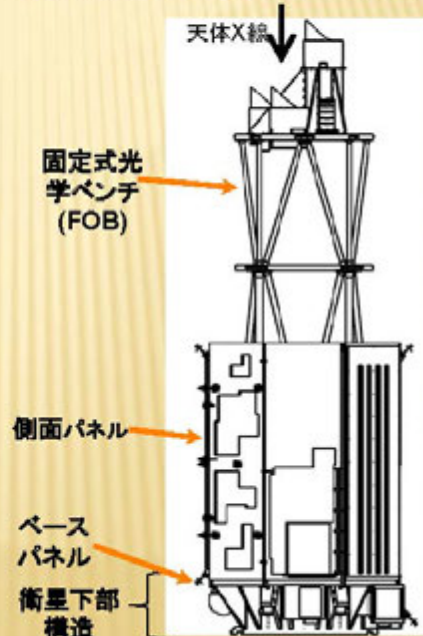
筑波宇宙センターにおけるASTRO-H のシステム試験について

熱変形試験

熱変形試験(1) 概略

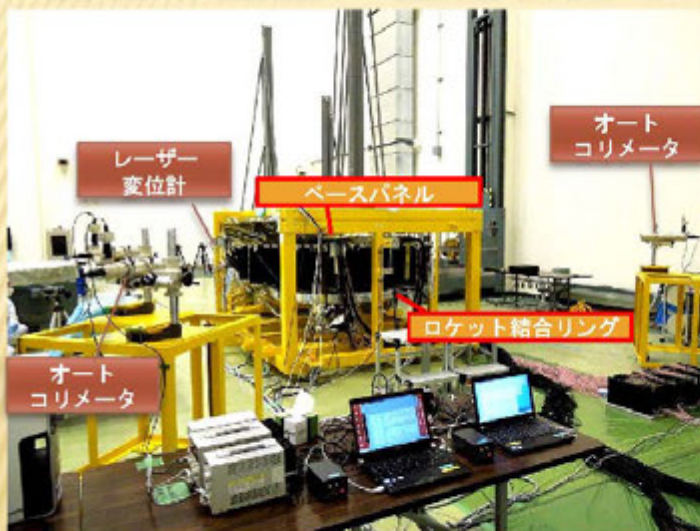
- × 目的
 - + 熱変形数学モデルの妥当性検証
 - + 指向精度の設計/製造結果の検証
 - 熱変形の配分は典型的に10秒(12m先で0.5mm)
- × 方法
 - + 常温、常圧下で供試体の各部にヒーターを貼り、個別に昇温する。
 - + 昇温によって生じる各部の変形を測定する。
- × 3つの段階に分けて実施
 - + Step1: 衛星下部構造
 - + Step2: 下部構造+固定式光学ベンチ(FOB)、ベースパネルに設置されるミッション装置
 - + Step3: 側面パネル+側面パネルに設置されるミッション装置
- × 試験実施期間
 - + 5/8 ~ 6/12 (Step2まで)

衛星側面図(伸展式光学ベンチ除く)



熱変形試験(2) 試験の様子

STEP1: 下部構造の試験

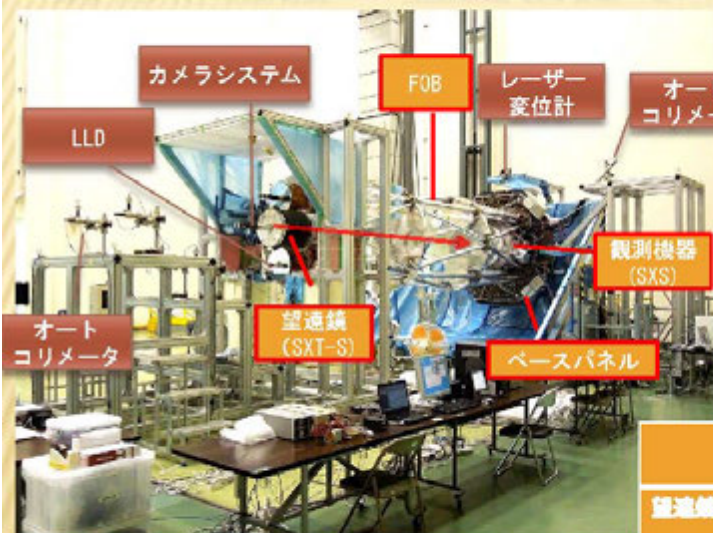


- × 4台のオートコリメータでベースパネルの反りを計測。
- × 12台のレーザー変位計でベースパネルの面内/面外変形を計測。
- × 供試体 225点、治具35点の温度を計測

黄色の枠は治具。枠内の黒い構造物が供試体。
 供試体は下側から3本の柱で支える。
 ベースパネル上の2箇所キューブミラーを設置する。

熱変形試験(3)試験の様子

STEP2: 下部構造+
固定式光学ベンチ (FOB)
ミッション機器の試験



- × オートコリメータ6台、レーザー変位計12台でプレートの反り、EOB取付点の傾きを計測。
- × 望遠鏡光軸のずれを2種類の計測システムで計測。(下表)
供試体419点、治具174点の温度を計測。

光軸測定用に開発した測定システム。望遠鏡と観測機器に下記の計測器を取り付け、変位を測る

	LLD	カメラシステム
望遠鏡側	レーザー光源	CCDカメラ
観測機器側	位置検出型PD	マーカー

供試体を横倒しにする。
治具(アルミフレーム)と供試体をエアキャップ等で断熱する。

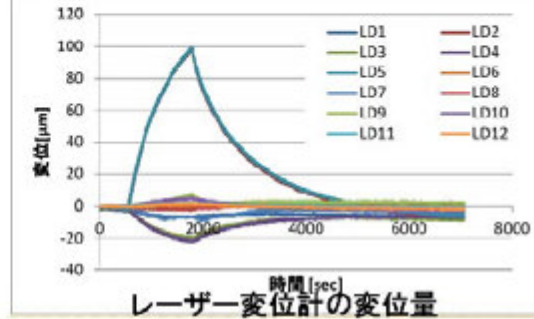
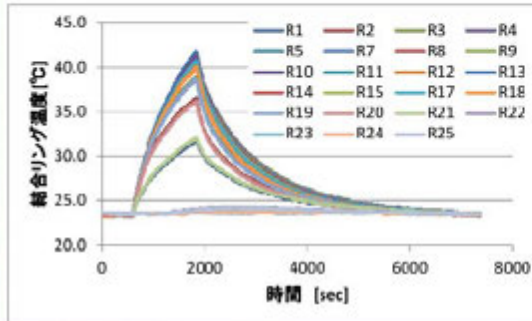
11

熱変形試験(4) 実施上の特徴

- × 温度、熱変形量をリアルタイムモニタし、過渡応答を評価
 - + 温度、熱変形量ともに連続的な時系列データを取得し、試験中にデータを見ながら判断を行った。
 - + 必要に応じて試験パターンの組み替えを行った。
- × 室温変動、治具の熱変形の影響を排除
 - + 室温をモニタし、安定する時間帯に昇温を行った。
 - + 30分程度の昇温で20℃程度の温度差を付け、対象外の箇所に熱が伝わらないようにした。
 - + 治具には断熱材を巻き、治具への熱伝達を最小限にすると共に治具自体の各点の温度を測定した。
 - + 治具単体での熱変形試験を実施した。(試験センター)
- × 高精度の光軸測定装置を新規開発
 - + 秒角の傾きに相当する変位を測れる装置2式(LLD、カメラシステム)を新規開発した。いずれの装置も正常に動作した。

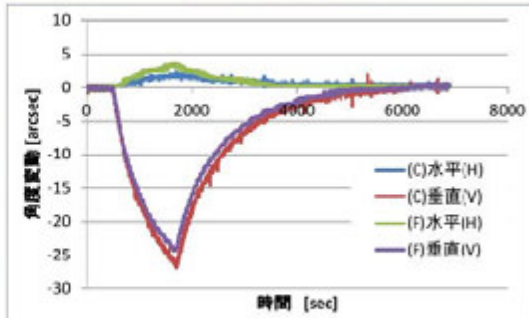
12

熱変形試験(5) 結果の例(結合リング昇温)



昇温箇所の温度計測データ

- × 温度、レーザー変位計、オートコリメータとも1800sec付近(昇温終了時)にピークを持つ。
- × 時系列データを見ることで、試験実施中の良否判断、昇温停止の判断がスムーズにできた。



オートコリメータ (AC) の計測データ
(下部構造中央の指向基準キューブ)

熱変形試験(6) まとめ

- × 時系列データをモニタし、短時間で安心して試験を進められた。
- × 高精度の計測系を実現できた。
 - + LLD, カメラシステム、治具の温度測定など
 - + 試験センター殿には事前測定からご協力頂いた。
- × 現状
 - + 熱変形数学モデルのコリレーションを実施中
 - + 熱変形のバジェットは概ね満たせる見込み
 - + STEP3 (側面パネルを含めた試験) の計画中

筑波宇宙センターにおけるASTRO-H のシステム試験について

TTM試験

15

TTM試験(1) 概略

× 目的

- + 熱数学モデルの妥当性検証
- + 衛星の熱制御系(TCS)の設計/製造結果の検証
- + 搭載機器との熱I/F確認
- + FMの熱真空試験のための手順確立



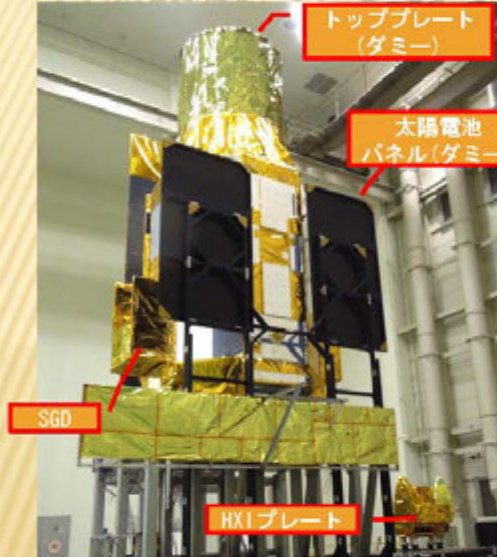
× 方法

- + 13mφチャンバーにてソーラー光照射を行う。
- + 2つの段階に分けて実施(1.6mφのソーラー光に衛星が入らない)
- + システムTTM試験(IR台車)8/10~8/22
 - × 供試体：衛星主構体と主構体搭載機器、HXIプレート
 - × 試験モード：高温最悪、低温最悪、UVC、冷凍機故障モード
- + トッププレートTTM試験(TFX台車)9/10~9/21
 - × 供試体：トッププレートと搭載機器、伸展式光学ベンチ(E08)
 - × 試験モード：低温最悪、高温最悪、姿勢角最悪(高温)、スピン角最悪(高温)

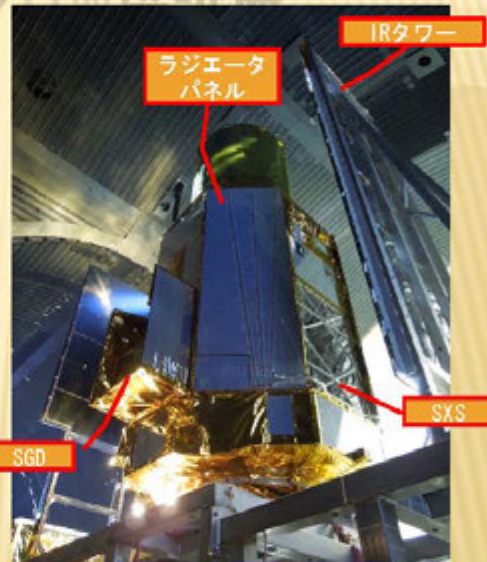


16

TTM試験(2) システムTTM供試体



ソーラー光入射側。IR台車上の写真
衛星隣のHXIプレートはIR試験を行う。
温度モニタ点は750ch



反ソーラー光側。イルミネーションチェク
中の写真。
IRタワーで地球赤外とアルベドを模擬する。

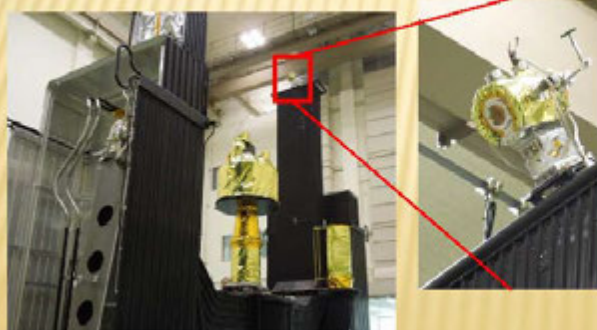
TTM試験(3) トッププレートTTM供試体



- × トッププレートと伸展式光学ベンチ (EOB) をTFX台車に乗せて試験する。
 - + 搭載機器は4台の望遠鏡、各2台の恒星センサ (STT)、アライメントモニタ (AMS)。
 - + 伸展式光学ベンチ (EOB) は5段分の熱モデル (FMは23段)
- × 姿勢角 30° 、スピン角 30° まで傾ける。

TTM試験(4)実施上の特徴(1)

- × IRカメラでの温度モニタ(試験センター)
 - + 熱電対だけではわからない詳細な温度分布がリアルタイムにモニタできた。
 - + 規則反射による局所的加熱が見られた。
- × チャンバのぞき窓からのIRカメラ、可視光カメラによる撮影
 - + ヒートパイプの動作状況など、供試体の状況を定期的チェックした。



19

TTM試験(5)実施上の特徴(2)

× 衛星内部、外部の圧力測定

- × 衛星内部における放電危険領域の突破、モード変更に伴う放電領域への再突入の有無の確認。
- ⇒ 総合試験における搭載機器の運用基準作成の際の目安とする。



20

TTM試験(6)実施上の特徴(3)

- × 衛星内部、外部のTQCM測定
 - + アウトガスに敏感な機器のそばで測定を行った。
⇒局所的なアウトガスの影響が分かる。
⇒衛星外部の値と比較ができる。
- × 平衡を早めるためのヒーター操作
 - + 試験前解析の結果と、開始後数時間の温度変化率から平衡温度を予測し、ヒーターの発熱量を調節した。
- × 24時間体制シフト
 - + ISAS熱・流体Gr, ISAS X線Gr, 供試体メーカー担当者が常駐した。

21

TTM試験(7) 今後に向けた設備側への依頼(抜粋)

- × 温度モニタ用のPCが少ない。
 - + 最低限でも6台くらいほしい。
 - + 警告表示専用端末があるとよい。
- × 温度データをユーザーが自由に取得できるようにしてほしい。
- × 温度表示ソフトのGUIを改善してほしい。
 - + 文字が小さい、凡例がわかりにくい、熱電対の温度一覧表が見たいなど
- × ヒーター制御の方法、手順を改善してほしい。
 - + ON/OFF制御、設定の一括反映ができると良い。
- × チャンバ内カメラを増強してほしい。
 - + 可視+赤外を複数セット。可動式であればなお良い。
 - + 赤外カメラは対応温度範囲を広げてほしい。

22

TTM試験(8)まとめ

- × システムTTM(2012/8/10-8/22), トッププレートTTM試験(2012/9/10-9/21)を実施した。
- × IRカメラを用いることでソーラー光による局所的な加熱の様子がわかった。
- × 衛星内外の圧力、アウトガス測定を行い、総合試験に向けた基礎データを取得することができた。
- × ヒーター操作により平衡到達時間を短縮できた。
- × 総合試験に向け、設備の改善をお願いしたい。

23

筑波宇宙センターにおけるASTRO-H のシステム試験について

今後の試験予定

24

今後の試験予定(1) 微小擾乱試験

× 微小擾乱試験 (2013年2月)

- + 軟X線分光検出器 (SXS), 軟X線撮像検出器 (SXI) の冷凍機、RW, IRUで発生する擾乱が観測機器に与える影響を測定する。
- + 冷凍機はEMを、RW, IRUは小型加振器を用いる。
- + 衛星を天井から吊って試験する。

- + 2012年3月頃から研開本部の構造Gr、熱Gr、誘導制御Grの皆様に調査、協力頂いています。

25

今後の試験予定(2) MTM試験

× MTM試験 (2013年 3月～5月)

- + 音響試験
- + 振動試験
- + 分離衝撃試験

- + 600chの加速度ピックアップを使用予定。関係各所、各プロジェクトにも融通のお願いをしております。宜しくお願い致します。

26

筑波宇宙センターにおけるASTRO-H のシステム試験について

まとめ

27

まとめ

- × ASTRO-H はつくばでシステム試験を行っており、日本中、世界中の宇宙機関、メーカー、大学から多くの人に参加する。
- × 試験センターの全面的な協力の下、熱変形試験、2つのTTM試験を終えた。
 - + 熱変形試験：リアルタイムに変形量をモニタしながら、過渡状態での試験を行った。試験時間を短縮し、手戻りを少なくできる手法である。
 - + TTM試験：IRカメラで供試体の詳細な温度分布を測定した。衛星構体内部の圧力、アウトガス量を測定し、総合試験に向けた基礎データを取得できた。
- × 擾乱、MTM、衛星総合試験に向け、今後とも試験センターの皆様にはご協力をお願い致します。

28

関連講演

× 第56回 宇科連 (11/20-22) にて本講演に関連する講演があります。

参照番号	講演番号	タイトル	発表者
[1]	2009	ASTRO-H 高精度大型構造物の熱変形試験	石村 康生
[2]	2010	ASTRO-H 熱変形試験における治具変形評価	和田 篤始
[3]	2011	高精度大型構造物に向けた遠距離変位計測システムの開発	河野 太郎
[4]	1N12	X線天文衛星ASTRO-Hの熱設計	岩田 直子

<http://www.jsass.or.jp/spnavcom/56ukaren/annai/annai.html>

29

筑波宇宙センターにおける
ASTRO-H のシステム試験について

おわり

30

筑波宇宙センターにおける
ASTRO-H のシステム試験について

バックアップスライド

31

プロジェクトの目的

- × 「宇宙の大規模構造と、その進化の解明」のため
 1. 銀河団という宇宙最大の天体における熱、銀河団物質の運動エネルギー、非熱的エネルギーの全体像を明らかにし、ダイナミックな銀河団の成長を直接観測する。
 2. 厚い周辺物質に隠された遠方(過去)の巨大ブラックホールを「すざく」の約100倍の感度で観測し、その進化と銀河形成に果たす役割を解明する。
- × 「宇宙の極限状態の理解」のため
 3. ブラックホールの極近傍の物質の運動を測定することで重力のゆがみを把握し、相対論的時空の構造を明らかにする。
- × 「多様性にとんだ非熱的エネルギー宇宙の探求」のため
 4. 宇宙に存在する高エネルギー粒子(宇宙線)がエネルギーを獲得する現場の物理状態を測定し、重力や衝突・爆発のエネルギーが宇宙線を生み出す過程を解明する。
- × 「ダークマター・暗黒エネルギーの探求」のため
 5. 距離(年齢)の異なる銀河団内のダークマターの分布と総質量を測定し、銀河団の進化に果たすダークマターと暗黒エネルギーの役割を探求する。

32

プロジェクトの目標設定

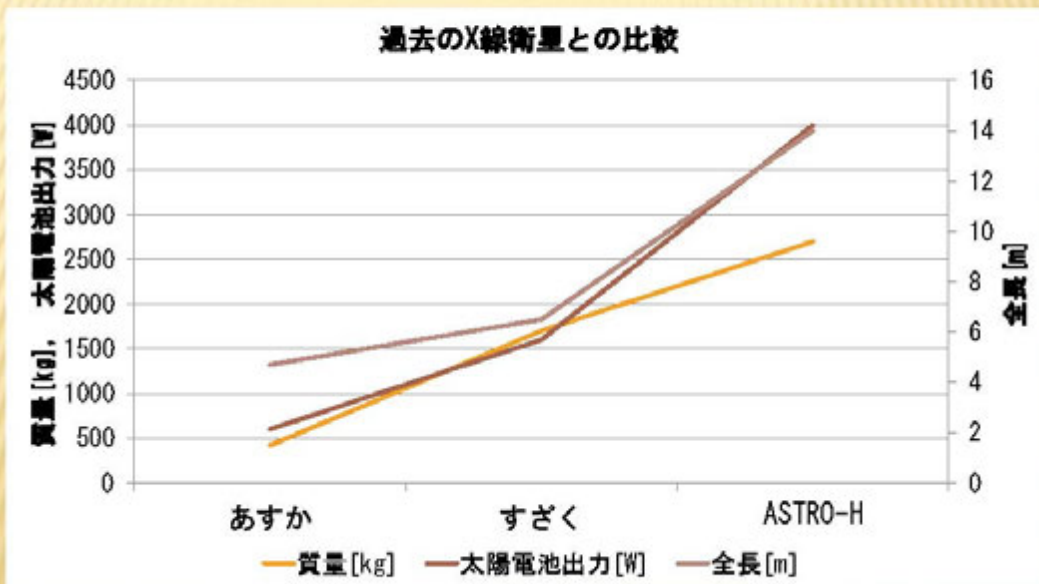
意義	目的	目標
宇宙の大規模構造とその進化の解明	銀河団の成長の直接観測	1) 10個程度の代表的な銀河団において、熱エネルギーを測定し、鉄輝線のエネルギー領域(6キロ電子ボルト)で300km/sの速度分解能の分光性能を実現し、銀河団物質の運動エネルギーを測定する。硬X線帯域で「すざく」の約100倍の感度(*)で分光観測することで非熱的エネルギーを測定する。
	巨大ブラックホールの進化と銀河形成に果たす役割	2) 遠方にある10個程度の隠された巨大ブラックホールの候補天体を、硬X線帯域で「すざく」の約100倍の感度(*)で分光観測し、母銀河との関係を明らかにする。
宇宙の極限状態の理解	ブラックホール極近傍での相対論的時空の構造の理解	3) 代表的な数個の活動銀河中心の巨大ブラックホールを、数10キロ電子ボルト程度までの範囲で連続スペクトルを取得し、同時に輝線や吸収線を7電子ボルト程度の分解能で分光測定する。
非熱的エネルギー宇宙の探求	重力や衝突・爆発のエネルギーが宇宙線を生み出す過程を解明	4) 数個の若い超新星残骸を、硬X線帯域で「すざく」の約100倍の感度(*)で分光観測して硬X線放射を測定し、電子のエネルギー分布を決定する。巨大ブラックホールにおいては、2から10キロ電子ボルトでのX線強度がかに星雲の1000分の1程度で、ベキ1.7を持つ巨大ブラックホールのスペクトルを、600キロ電子ボルトまでの帯域で観測可能な感度で、10個以上取得する。
ダークマター・暗黒エネルギーの探求	ダークマターと暗黒エネルギーが宇宙の構造形成に果たした役割の探求	5) 目標1)を達成した後、さらに10個程度の天体の観測を行って約80億光年までの宇宙(赤方偏移<1)で銀河団内のダークマターの総質量を測定し、総質量と銀河団数の関係を年代ごとに決定する。(エクストラな目標)

(*) 点源と見なせる天体を観測した場合に達成される検出感度を表す

これまでのX線天文衛星との比較

	あすか	すざく	ASTRO-H
打ち上げ年	1993年	2005年	2014年度
質量	420kg	1700kg	2700kg
全長	4.7m	6.5m	14m
太陽電池出力	600W	1600W	4000W
打ち上げロケット	M-3 SII 7号機	M-V 6号機	H-IIA
主要検出器	X線望遠鏡 X線CCDカメラ 撮像型蛍光比例計 数管	X線望遠鏡 高分解能X線分光器 X線CCDカメラ 硬X線検出器	硬X線反射望遠鏡 軟X線反射望遠鏡 軟X線分光検出器 軟X線撮像検出器 硬X線撮像検出器 軟ガンマ線検出器
試験場所	相模原キャンパス	相模原キャンパス	筑波宇宙センター

これまでのX線天文衛星との比較

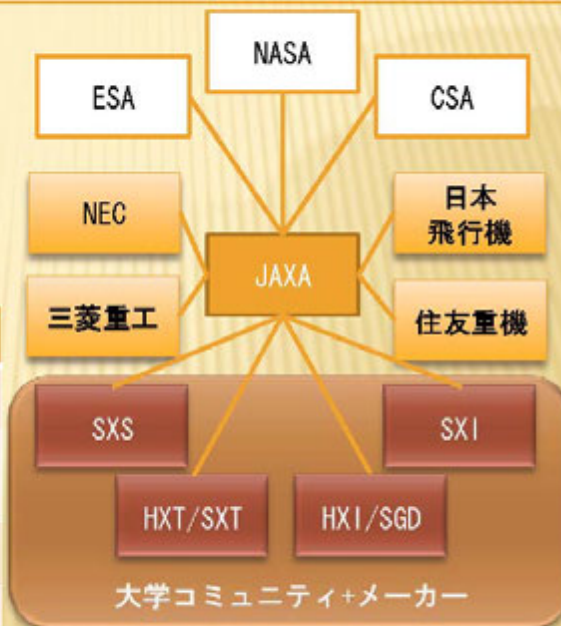


35

体制上困難な点

- ※ 世界トップレベルの力を合わせて開発している
- 参加機関数、参加者が多く、周知徹底、連絡が難しい。

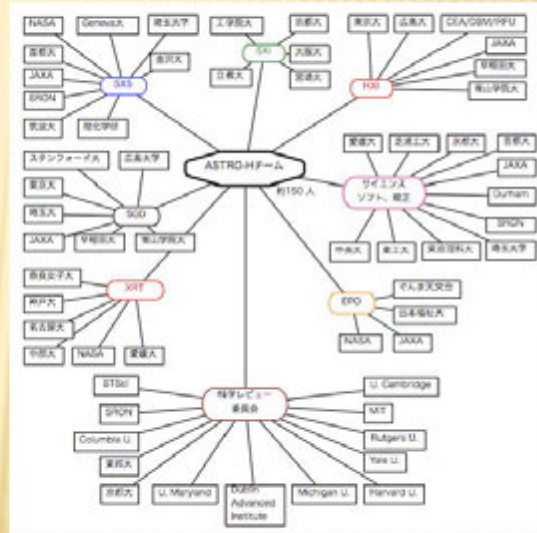
検出器	海外機関	主メーカー	主な大学
SXS	NASA, ESA, SRON	住友重機, 三菱重工	首都大, 埼玉大, 金沢大, Jeneva大
HX1/SGD (AMS)	ESA (CSA)	三菱重工 (Neptec)	名古屋大, 広島大, 東京大, 早稲田大, Stanford大
SX1		三菱重工, 住友重機	大阪大, 京都大, 宮崎大
HXT (SXT)	ESA (NASA)	[名古屋大] ([NASA])	名古屋大, 中央大, 愛媛大



36

大学を中心とした検出器チーム

- × 主要検出器はJAXA/ISASと大学、メーカーからなるチームにより開発が進められている。
- × 大学側が設計、機器製造、環境試験、性能試験、較正等大きな役割を果たしている。
- × 国内 25大学、海外機関を加えると40を超える機関、180人にもおよぶ研究者が開発に参加している。



宇宙航空研究開発機構(JAXA)/NASA/青山学院大学/ESA/Yale U./Wisconsin U./STScI/SRON/愛媛大学/MIT/MPI-K/大阪市立大学/大阪大学/金沢大学/京都大学/Cambridge U./県立ぐんま天文台/工学院大学/神戸大学/Columbia U./埼玉大学/CEA-DSM-IRFU/CfA/Harvard/芝浦工業大学/首都大学東京/KIPAC-Stanford U./Saint Mary's U./Durham U./Dublin Institute for Advanced Studies/中央大学/中部大学/筑波大学/東京工業大学/東京大学/東京理科大学/東邦大学/名古屋大学/奈良女子大学/日本大学/日本福祉大学/広島大学/物産材料機構/Michigan U./富崎大学/U. Geneva/U. Maryland

熱変形試験計測系

名称	台数	目的	型番等
レーザー変位計 (LD)	12台	ベースパネル/トッププレート の面内/面外変形の測定	キーエンス LK-H155 直線性：±0.02% of 80mm 計測レンジ：±40mm
オートコリメータ (AC)	6台	ベースパネル/トッププレート の反り、伸展式光学ベンチ (EOB) 取り付け部の傾き測定	Nikonインストルメンツ6D 面の傾斜角(2軸)を秒角精 度で計測可能。
LLD (遠距離レーザー変位計測システム)	2台	望遠鏡光軸の傾きの測定	新規開発品 望遠鏡光軸にレーザー光源、 検出器上面に位置検出型フォ トダイオード(PSD)を取り付 け、変位を測定する。
カメラシステム (望遠レンズ搭載のCCDカメラ、 マーカー)	2台	同上	新規開発品 望遠鏡光軸にCCDカメラ、検 出器上面にマーカーを取り付 け、画像解析で変位を測定す る。

アライメント要求

観測対象方向に対する要求

	軟X線分光器 SXS	軟X線撮像器 SXI	硬X線撮像器 HXI	軟ガンマ線検出器 SGD
光軸	< 120	< 120	< 60	<200
中心軸	< 55	< 184	< 52	-
指向安定性	< 10 /0.25sec	< 10 /4sec	< 10 /0.25sec	-

(単位 秒角)

望遠鏡の焦点距離と各検出器のサイズ、結像中心位置許容範囲



	SXS	SXI	HXI
焦点距離	5.6m	5.6m	12m
検出器サイズ	□5mm	□62mm	□32mm
結像中心要求(※)	Φ3mm	Φ10mm	Φ6mm

(※ 検出器中心から結像中心までの距離)

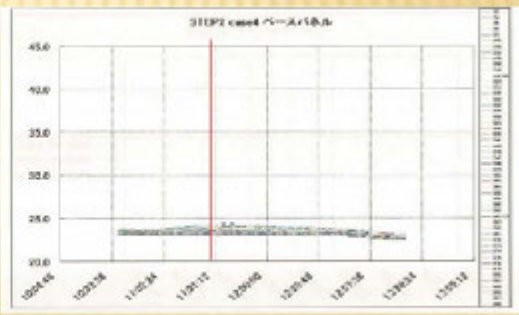
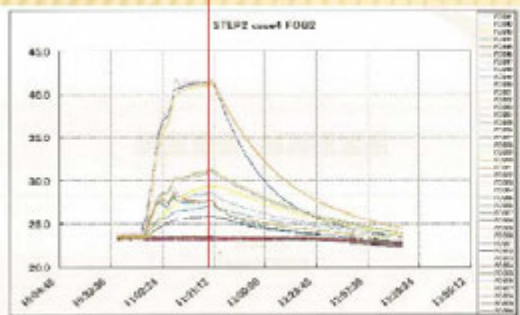
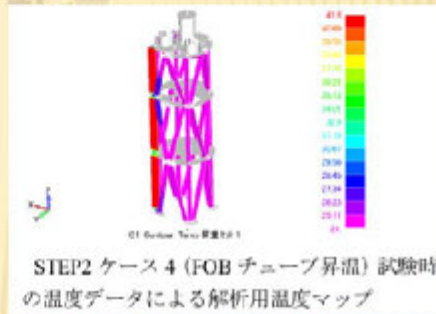
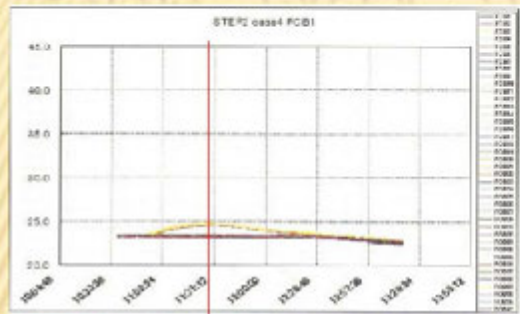
39

熱変形試験結果 STEP2 試験結果概要

	昇温箇所	ΔT (実績)	代表点変形
Case1-01	ベースパネル+Y, スラストチューブ+Y, アウトリガー+Y	約20°C	TP -Y 84 μm
Case1-02	ベースパネル+Y	約10°C	TP -Y 14 μm
Case3	SXS-DWR	約30°C	DWR H 19秒角
Case4	FOBチューブ(+X+Yの縦部材)の昇温	約20°C	TP -Y -15 μm +X 18 μm
Case5	EOB保持構造昇温	約15°C	EOB H -3秒角 V -13秒角
Case6-01	FOBトッププレート+Y昇温	約15°C	<5 μm <2秒角
Case6-02	SXT-I ダミー昇温	約4°C	SXT-I 簡易AMS < 2秒角
Case8	STT ダミー昇温	約8°C	STT H, V 9秒角
Case9-01	SXT-S ダミー昇温	約9°C	SXT-S カメラ ≪ 2秒角
Case9-02	HXT (-X) 昇温	約10°C	HXT (-X) 簡易AMS < 2秒角

ΔTの決め方：軌道上の温度変動，ダミーの昇温限界，計測精度に対して十分な変形量

STEP2 CASE4 : FOB昇温



STEP2 CASE4 : FOB昇温

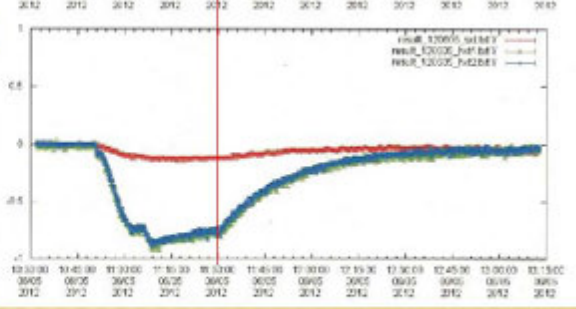
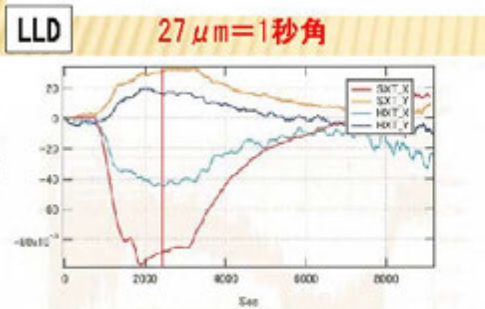
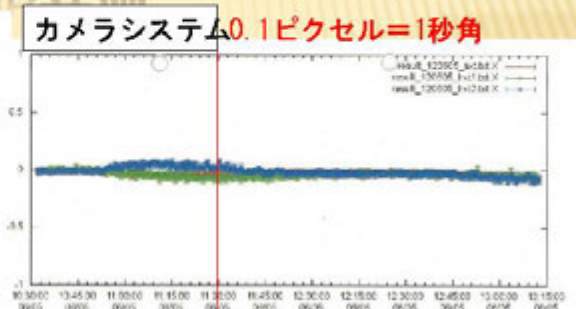
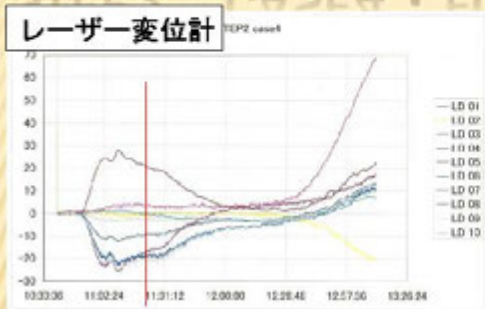


図 4.9 HXT/SMT の XV を同時にプロットしたもの。

質疑応答

質問者① (九州工業大学 趙氏)

IR カメラについて教えてください。チャンバの外から撮っているのか？もしくは中から撮っているのでしょうか？

発表者

両方です。本発表で示した画像は、チャンバの中から取ったもので、TFX 台車の上に取り付けたカメラから撮った画像です。

質問者② (九州工業大学 趙氏)

チャンバの中から取るのは理解できますが、外から取る際は、IR 透過窓をつけているのでしょうか？またその視野にはシュラウドがかぶっていないのでしょうか？

発表者

IR 透過窓は付けていて、視野にはシュラウドがかぶることはありません。

質問者③ (JAXA 環境試験技術センター 施氏)

これから音響試験、衝撃試験、振動試験含めて 600ch 使うとありましたが、それは同時に取得するチャンネル数なのでしょうか？

発表者

いえ、同時に取得するものではありません。同時に使用するのは 300ch までに抑えようとしています。設備のチャンネル数をオーバーするようであれば、間引く方向で考えたいと思います。

質問者④ (JAXA 環境試験技術センター 施氏)

設備の方は最大 400ch しか使用できないので、試験時には調整させてください。

5.9. 試験標準の次改定計画及び 海外標準との比較

宇宙航空研究開発機構

環境試験技術センター

柳瀬 恵一 氏

試験標準の次改定計画 及び 海外標準との比較



2012/11/15 第10回 試験技術ワークショップ
宇宙航空研究開発機構 環境試験技術センター 柳瀬恵一



内容



1. 背景
2. JERG-2-002からJERG-2-130への変更点
3. 次改定の方針
4. トピック紹介と海外比較



試験標準の次改定計画 及び海外標準との比較




1. 背景

試験標準とその歴史



第10回 試験技術ワークショップ 2012/11/15 3/34

試験標準に求められること




- 信頼性向上
- コスト削減
- 海外連携(利用/科学)


時代の「今」を反映すること

不具合の種類	割合 (%)
設計不具合	48
試験・検査不具合	15
製造不具合	10
材料・部品不具合	8
取組・設置・搬送不具合	7
外部環境の不具合	3
運用・維持不具合	2
未設定	5
その他	12

※ JAXA不具合情報システムより




GPM/DPR
©JAXA/NASA



EarthCARE/CPR
©ESA

第10回 試験技術ワークショップ 2012/11/15 4/34

日本の試験標準の歴史



旧NASDA系

制定・改定年月日	文書番号	Rev.	日本語名	英語名	主な変更点	主管部門
1979/3/16	NASDA-ESPC-7	NC	試験共通仕様書 (人工衛星編)	General Environmental Test Specification	(初制定)	環境試験グループ
1983/1/28		A			GETS(ELV)-1及び蓄積された経験を踏まえ改訂	環境試験グループ
1989/12/22		B			(社)日本航空宇宙工業会に委託し、衛星メーカーを含めて見直し	信頼性管理部・人工衛星開発本部・試験部
1994/3/25	NASDA-STD-15	NC	衛星一般試験標準	General Test Standard for Spacecraft	信頼性管理部主導のもと、「標準」として制定。	信頼性管理部
1998/3/18		A			蓄積された経験、データを踏まえ改訂	信頼性管理部
2004/4/1	JERG-2-002	NC	衛星一般試験標準	General Test Standard for Spacecraft	なし(NASDA⇒JAXAの組織改編による文書番号の変更のみ)	安全・信頼性管理部 ／安全・信頼性推進部
2012/5/10	JERG-2-130	NC	宇宙機一般試験標準	General Test Standard for Spacecraft	後述	安全・信頼性管理部 ／安全・信頼性推進部

※ 第9回試験技術ワークショップ資料を参照

旧ISAS系 - 関連文書として以下がある。プロジェクト毎に管理されていた。

制定・改定年月日	文書番号	Rev.	日本語名	英語名	主な変更点	主管部門
2004/8/20	JERG-2-019	NC	科学衛星搭載機器の耐環境性設計基準書	Environment-Proof Design Criteria for On-board Equipment of Scientific Satellite	-	安全・信頼性管理部 ／安全・信頼性推進部

第10回 試験技術ワークショップ 2012/11/15 7/34

試験標準の次改定計画 及び海外標準との比較



2. JERG-2-002からJERG-2-130への変更点



第10回 試験技術ワークショップ 2012/11/15 8/34

新←旧 の考え方

その1 要求の過不足を明確に

その2 要求と参考情報の切り分けを明確に

その3 試験の効率及び信頼性向上のための配慮

その4 国内外標準との整合性確保

9/34

新←旧 の考え方

その1 要求の過不足を明確に(個別要求の項目)

4.5.10 信頼試験

(1) 概要

4.5.10.1 試験目的

4.5.10.2 試験内容

4.5.10.3 試験条件

項目	試験項目	試験内容	試験条件	試験結果
目的	目的	試験目的	試験条件	試験結果
試験コンフィギュレーション	試験コンフィギュレーション	試験内容	試験条件	試験結果
試験条件	試験条件	試験内容	試験条件	試験結果

10/34

新←旧 の考え方

その1 要求の過不足を明確に(個別要求の項目)

5.2.13 衝撃試験	5.2.15 熱真空試験
(1)一般要求	(1)一般要求
(2)ロケットによる衝撃	(2)加熱方法の選択
(3)衝撃分離時の衝撃	(3)試験条件の選択
(4)衝撃分離後の衝撃	(4)電気性能試験
(5)アポジ推進系による衝撃	(5)監視及び機能性能試験
(6)輸送及び取り扱いによる衝撃	(6)試験の実施
	(7)試験の評価

項目	【要求事項】
(1) 試験目的	当該試験の目的と検証の対象を示す。
(2) 試験時期	当該試験を実施する時期及び順序を示す。
(3) 試験方法	当該試験を実施する設備及び試験方法に求められる要求事項を示す。供試体の保護に関する要求がある場合、この欄に記述される。
(4) 試験コンフィギュレーション	試験装置、供試体、セットアップ(境界条件)について記述する。
(5) 試験条件	負荷条件と周囲環境条件について記述する。
(6) 計測・データ処理	環境負荷、供試体機能性能、(その他の)データ計測について、計測方法及びデータ処理について記述する。
(7) 評価	環境負荷、供試体機能性能、(その他の)データ計測について、評価方法について記述する。
(8) 補足事項	上記(1)～(7)に当てはまらない補足すべき要求事項や説明事項等。

第10回 試験技術ワークショップ 2012/11/15 11/34

新←旧 の考え方

その1 要求の過不足を明確に(試験体系モデル)

対象レベル、目的、手段の3階層を明確にし、全てについてシート(個別要求表)を用意。
 → 試験実施者は該当箇所を見れば、(とりあえずは)要求事項の認識ができる。
 海外標準との整合性確認も明確になる。

対象レベル: システム/サブシステム/コンポーネント
 目的: 認定/受入/プロトフライト
 手段: 圧力/加速度/.../音響/振動/.../熱真空/熱平衡/.../EMC/機能性能/...

第10回 試験技術ワークショップ 2012/11/15 12/34

新←旧 の考え方



その3 試験の効率及び信頼性向上のための配慮 試験ハンドブックや他標準との連携

表 5-1 宇宙機一般試験標準に反映された試験ハンドブックの記載事項

No.	内容	宇宙機一般試験標準の反映箇所	試験ハンドブックの参照項番号
1	ランダム振動試験と音響試験の選択方法	5 項 (試験項目表)	音響試験ハンドブック 2.3 項
2	モーダルサーベイ試験の試験目的	5 項 (モーダルサーベイ試験)	振動試験ハンドブック Appendix E
3	モーダルサーベイ試験の試験方法	5 項 (モーダルサーベイ試験)	振動試験ハンドブック 2.2.4 項 振動試験ハンドブック E.2 項
4	モーダルサーベイ試験の加振時間留意事項	5 項 (モーダルサーベイ試験)	振動試験ハンドブック Appendix E
5	音響試験の供試体設置方法	5 項 (音響試験)	音響試験ハンドブック 4.5 項
6	局所音圧上昇 (フィルエフェクト) を考慮した試験レベル設定	5 項 (音響試験)	音響試験ハンドブック 2.2 項 音響試験ハンドブック Appendix B
7	累積疲労損傷の評価の考え方	5 項 (音響試験、ランダム振動試験、正弦波振動試験)	音響試験ハンドブック Appendix D
8	マイクローフンの設置方法	5 項 (音響試験)	音響試験ハンドブック 4.3 項
9	加速度センサの設置方法	5 項 (音響試験)	音響試験ハンドブック 4.4 項
10	パワースペクトル密度(PSD)解析及びランダム・レスポンス・スペクトラム(RRS)解析	5 項 (音響試験)	音響試験ハンドブック 5 項
11	液体を非充填とした状態で行う試験	5 項 (ランダム振動試験)	振動試験ハンドブック 3.4 項
12	振動試験の供試体設置方法	5 項 (ランダム振動試験、正弦波振動試験)	振動試験ハンドブック 3.4、3.5 項
13	ノッチングの適用方法	5 項 (ランダム振動試験、正弦波振動試験)	振動試験ハンドブック 2.3、3.1、3.2、3.3、A.1 項
14	振動試験の加振制御	5 項 (ランダム振動試験)	振動試験ハンドブック 3.7 項、Appendix J
15	加速度センサの設置方法	5 項 (ランダム振動試験)	振動試験ハンドブック 3.7.1 項
16	振動計測位置	5 項 (正弦波振動試験)	振動試験ハンドブック E.1 項
17	ゼロシフト発生時の対処方法	5 項 (衝撃試験)	衝撃試験ハンドブック 5.3 項
18	衝撃試験の方法	5 項 (衝撃試験)	衝撃試験ハンドブック 4.1 項
19	外部熱入力の模擬方法	5 項 (熱真空試験、熱平衡試験)	熱真空試験ハンドブック 2.3.3 項、3.3.1、3.4.1 項
20	試験時のスペースチャンバの環境条件	5 項 (熱真空試験、熱平衡試験)	熱真空試験ハンドブック G.1、G.2 項
21	放電チェック及び放電注意圧力	5 項 (熱真空試験)	熱真空試験ハンドブック K.1.2 項

新←旧 の考え方



その4 国内外標準との整合性確保(一部実施)

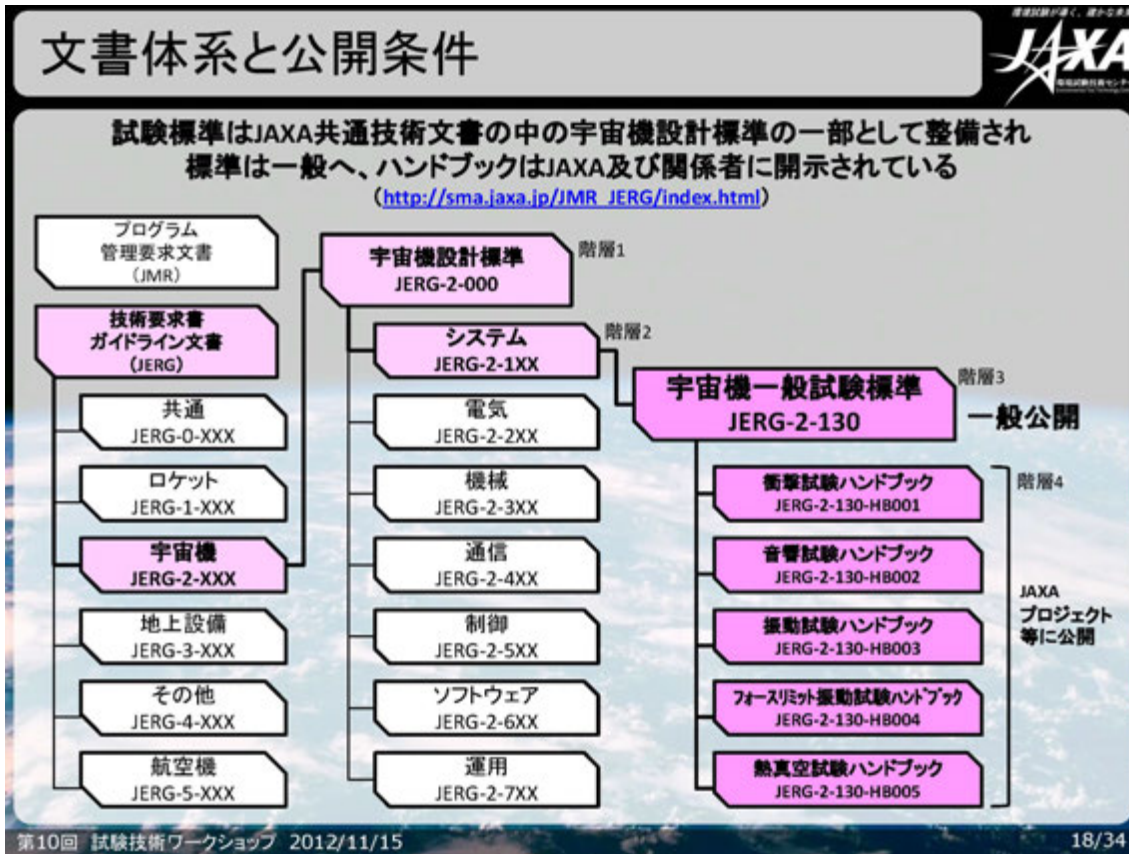
国内標準・・・記述の整合性を図る、それぞれの標準WGと連携

- JMR類(品質保証プログラム標準等)
- 科学衛星の耐環境性設計基準(JERG-2-019)
- EMC設計標準(JERG-2-241)
- 熱制御設計標準(JERG-2-310)
- 構造設計標準(JERG-2-320) 等

海外標準・・・目次を追いやすく、できる限り齟齬がないように

- 米国MIL(MIL-STD-1540E(SMC-S-016))
- 米国NASA(NASA-STD-7000系統(GEVS含む))
- 欧州ECSS(ECSS-E-ST-10-03C)
- ISO(ISO15864)

目次		新(JERG-2-130)	旧(JERG-2-002)
1. 総則		その1 一般要求の並順をなるべく海外標準と整合を取る	1. 総則
2. 関連文書		その2 開発/認定/受入/プロトタイプ の考え方を統合	2. 関連文書
3. 用語の定義		その3 個別の要求を5章に統合。 索引と共に表形式。	3. 定義 3.1. 用語 3.2. 略語
4. 一般要求事項		その4 射場試験を別だしに	4. 一般要求事項
4.1. 試験理念		その5 略語集と公差等を付録 にまとめる	4.1. 試験理念
4.2. 試験体系のモデルと試験カテゴリ システム/サブシステム/コンポーネント 開発/認定/受入/プロトタイプ 環境試験/機性能試験/測定		その6 ロケット毎の試験レベル の付録を削除	4.2. 試験の権限 開発/認定/受入/プロトタイプ試験
4.3. 文書			4.2. 試験プログラム 文書/再試験/記録
4.4. 再試験			4.2. 試験要求と条件 レベル・時間/設備/公差及び計測精度要求
4.5. 試験の記録			5. 衛星のシステム試験
4.6. 計測機器の管理			5.1. 開発試験
4.7. 試験室の標準環境条件			5.2. 認定/受入/プロトタイプ試験
5. 個別要求			5.3. 射場試験
試験項目表 システム/サブシステム/コンポーネント 認定/受入/プロトタイプ試験			6. サブシステム・コンポーネント試験
6. 射場における確認試験試験			6.1. 開発試験
6.1. 開発試験			6.2. 認定/受入/プロトタイプ試験
6.2. 認定/受入/プロトタイプ試験			7. 付録
6.3. 射場試験			付録I 略語
7. 付録			付録II 公差及び計測精度要求
付録I 略語			付録III 開発試験(個別)
付録II 公差及び計測精度要求			付録IV サブシステム試験(個別)
付録III 開発試験(個別)			
付録IV サブシステム試験(個別)			



試験標準の次改定計画 及び海外標準との比較





3. 次改定の方針



第10回 試験技術ワークショップ 2012/11/15 19/34

考え方と作業内容




- 次期改定**
- 共通事項のアップグレード**
試験標準WGで継続的に審議
- 漏れている要求の補充**
主として専門(サブ)WGで議論
- 個別課題の検討と反映**
主として専門(サブ)WGで議論
- 国内外標準との整合性確保**
- 効率及び信頼性向上のための配慮**
- 要求と参考情報の切り分けを明確に**

第10回 試験技術ワークショップ 2012/11/15 20/34

共通事項のアップグレードの例

- 試験目的の整理
(環境試験、機能性能試験、測定)
- 試験レベルの定義
(システム・サブシステム・コンポーネント試験)
- 試験項目表の修正
- 用語の統一
- 再試験の修正
- 開発試験の修正
- 射場試験の修正
- EFM方式の検討
- 検証要求書の検討




項目	環境試験	機能性能試験	測定	システム	サブシステム	コンポーネント	その他	備考
試験目的	○	○	○	○	○	○	○	
試験レベル	○	○	○	○	○	○	○	
試験項目	○	○	○	○	○	○	○	
用語	○	○	○	○	○	○	○	
再試験	○	○	○	○	○	○	○	
開発試験	○	○	○	○	○	○	○	
射場試験	○	○	○	○	○	○	○	
EFM方式	○	○	○	○	○	○	○	
検証要求書	○	○	○	○	○	○	○	

注：要求 ○：オプション -：適用せず

漏れている要求の補充

ID 1218 システム 受入試験(AT) アンテナパターン測定		要求事項	テラリングガイド	解説
(1)	試験目的	衛星のアンテナ放射パターン及び位相を正確に決定するために、適当な電圧試験設備を用いてアンテナパターン測定を行う。		
(2)	試験時期	特に要求のない限り、表 3-2 に従うこと。		
(3)	試験方法	○		
(4)	試験コンフィギュレーション	ア 試験装置	○	*1 衛星レベルでのアンテナ放射パターン及び位相の測定が困難な場合は、衛星形状を模したキットアップ又はスケールモデルにアンテナを接続して測定を実施しても良い。ただし、スケールモデルを用いたアンテナパターン試験を実施する場合は、そのスケール比に対応した測定精度にて測定を行うこと。
		イ 供試体	○	
		ウ セットアップ(境界条件)	○	
(5)	試験条件	ア 負荷条件	○	
		イ 照度環境条件	○	
(6)	計画・データ処理	ア 測定員	○	
		イ 供試体 機能性能	○	
		ウ データ計画	○	
(7)	評価	ア 測定員	○	
		イ 供試体 機能性能	○	
		ウ データ計画	○	
(8)	補足事項	N/A		




記述方針を統一した結果、記述の漏れがミエル化され、不足を埋めていく作業が必要。同時に書き過ぎ、現状にそぐわない記述も修正。適宜、他の標準WGとも連携して進めていく。

アンテナパターン測定試験	1218
システム	AT

第10回 試験技術ワークショップ 2012/11/15 22/34

個別課題の検討と反映



**多くの課題
どこから
手を付ける？**

試験中の供試体保護

熱試験方法の整理

ミニマムワークマンシップ試験

熱試験公差見直し

浸し晒し時間の整理

熱試験目的の整理

熱試験温度条件整理

音響試験時間短縮

正弦波試験掃引方法

サイクル数の整理

試験中の機能性能確認

計測制度要求の整理

衝撃省路RRS評価

推奨タンク非充填試験

モデルサーベイ試験

音響試験公差見直し

音響Δfの拡大

衝撃試験回数レベル

衝撃試験公差見直し

ランダムと音響の選択

静荷重試験目的の整理


フィルエフェクト試験条件

衝撃省路速度評価

衝撃試験対象周波数

第10回 試験技術ワークショップ 2012/11/15 23/34

作業計画



アンケートを実施 → ある程度の優先度を識別

- コストは5段階(A 試験費用削減 → C ほぼ変わらない → E 費用増加)
- 信頼性は3段階(A 信頼性増加 → B ほぼ変わらない → C 信頼性低下)

凡例

共通事項


個別課題

太字下線は緊急性高

		コストE	コストD	コスト効果C				コストB	コストA		
信頼性A	信頼性効果B	青枠部分(標準WGで実施)の進め方について討議を行う。		試験中の供試体保護	熱試験方法の整理	ミニマムワークマンシップ試験			熱試験公差見直し	浸し晒し時間の整理	信頼性A
				4章文書の定義	開発試験の整理	試験項目表の整理	検証要求の整理	正弦波試験掃引方法	サイクル数の整理		
信頼性B	信頼性効果B	橙色部分(専門WGで実施)の進め方についても簡単に説明を行う。		射撃試験記述最新化	サブシステム固有の試験			音響試験時間短縮	衝撃試験公差見直し	推奨タンク非充填試験	
				熱試験目的の整理	熱試験温度条件整理	音響試験公差見直し	HDBKの構成見直し	衝撃試験回数レベル	衝撃試験RRS評価		
信頼性C	信頼性効果C			試験中の機能性能確認	計測制度要求の整理	静荷重試験目的の整理	ランダムと音響の選択	音響Δfの拡大	フィルエフェクト試験条件	衝撃省路速度評価	
				モデルサーベイ試験	衝撃試験対象周波数						
		コストE	コストD	コスト効果C				コストB	コストA		

第10回 試験技術ワークショップ 2012/11/15 24/34

作業計画




FY26末の次期メジャーアップデート(検討終了)を目標。
 毎年、作業結果をNOTICEとして反映。
 優先度と検討の軽重を考慮して作業計画を決定。

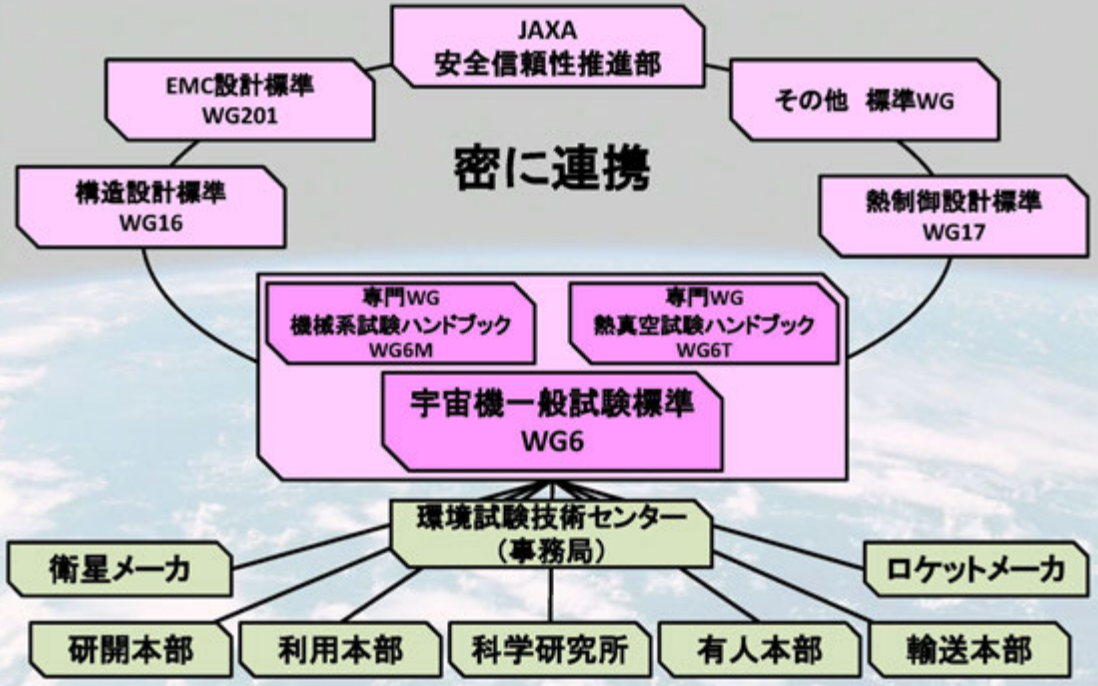
検討事項(抜粋)	FY2011 (23)	FY2012 (24)	FY2013 (25)	FY2014 (26)	FY2015 (27)
全体計画	NC版制定▲	NOTICE-1▲	NOTICE-2▲	A改定制定▲	
用語の統一		■■■■■			
試験項目表の修正		■■■■■			
射場試験の修正		■■■■■			
個別要求表の修正(漏れの補充)		■■■■■			
EFM方式の検討		■■■■■	■■■■■	■■■■■	■■■■■
熱試験温度条件の整理(熱WG)		■■■■■			
熱試験サイクル数の検討(熱WG)		■■■■■	■■■■■	■■■■■	■■■■■
試験公差(衝撃、音響等)の見直し(機械系WG)		■■■■■			
静的な荷重試験の整理(機械系WG)		■■■■■	■■■■■		

第10回 試験技術ワークショップ 2012/11/15
25/34

実施体制



密に連携



第10回 試験技術ワークショップ 2012/11/15
26/34

試験標準の次改定計画 及び海外標準との比較



4. トピック紹介と海外比較

※変更案はいずれも修正協議中



第10回 試験技術ワークショップ 2012/11/15 27/34

トピック1 用語の整理



・若干の文化の違いが見えてくる。適切に連携をとる。

ハードウェアの定義・・・海外と呼び方が違うものがある

意味	修正協議中	JERG-2-130	ISO15884	ECSS-E-ST-10-03C		MIL-STD-1540E	備考
				Functional	Physical		
広義のシステム				system		System	Systemという言葉の考え方
宇宙システム (地上、ロケット含)				space system			海外では全てを含めて「システム」
ロケット等						Launch System Flight Vehicle Launch Vehicle Upper-Stage Vehicle	
システム (宇宙機)	System	System	spacecraft	space segment system	(crewed, stand-alone embedded) space segment element	Vehicle Space Vehicle On-Orbit System	日本では宇宙機本体がシステム
サブシステム	Subsystem	Subsystem	subsystem	space segment subsystem	space segment equipment	Subsystem	
コンポーネント	Unit/Component	Component	unit		space segment Unit	Unit	GSFCの資料はcomponentを用いている。
サブアセンブリ	Subassembly	Subassembly				Subassembly	
部品				component part		Part	ECSSではComponentは部品

第10回 試験技術ワークショップ 2012/11/15 28/34

トピック1 用語の整理



・若干の文化の違いが見えてくる。適切に連携をとる。

モデルの定義・・・国内でも呼び方が違うものがある(SM,MTM等)

意味	修正協議中	JERG-2-130	ISO15884	ECSS-E-ST-10-03C	MIL-STD-1540	備考
プロトタイプモデル	Prototype Model	Prototype Model				MILは本文の中で明確に記述している
プロトフライトモデル	Proto-Flight Model	Proto-Flight Model	proto-flight model	protoflight model (PFM)		
フライトモデル	Flight Model	Flight Model	flight model	flight model (FM)		
開発モデル	Development Model	Development Model	development model		Development Test Article	
ブレッドボードモデル	Breadboard Model	Breadboard Model				
エンジニアリングモデル	Engineering Model	Engineering Model				
認定モデル			qualification model	qualification model (QM)		
構造モデル	Structure Model / Mechanical Test Model	Structure Development Model		structural model (SM)		
熱モデル	Thermal Model / Thermal Test Model	Thermal Development Model				
熱構造モデル	Structural Thermal Model					
姿勢制御モデル	Attitude Control Development Model	Attitude Control Development Model				

第10回 試験技術ワークショップ 2012/11/15

29/34

トピック1 用語の整理



・若干の文化の違いが見えてくる。適切に連携をとる。

各試験の定義・・・プルーフ試験の考え方を整理しておく必要がある

意味	修正協議中	JERG-2-130	ISO15884	ECSS-E-ST-10-03C	MIL-STD-1540
ならし試験	Burn-in and Wear-in Test	Burn-in and Wear-in Test			
さらし試験	Exposure Test	Exposure Test			
射場搬入後試験	Prelaunch Validation Test	Prelaunch Validation Test			
耐圧試験	Pressure Test	Pressure Test			
浸し試験	Soak Test	Soak Test			
プルーフ試験	(Proof Test)			proof test	Proof Test
機能性能試験	Performance /Functional Test			performance test full functional test (FFT) abbreviated functional test reduced functional test (RFT)	Performance testing Functional Testing
試験				test	
環境試験				environmental tests	
開発試験				development test prior qualification	
極性試験				polarity test	
符号試験				sign test	

第10回 試験技術ワークショップ 2012/11/15

30/34

トピック2 機械系試験条件




• レベル、負荷時間、公差
信頼性を確保しつつ、より現実的な要求へ

	修正協議中	JERG-2-130	MIL-STD-1540E	ECSS-E-ST-10-03C	NASA-STD-700X
衝撃 QTレベル	AT+3dB 1回	AT+0 dB 2回	AT+6dB 3回	AT+3dB 1回	AT+3dB 2回
衝撃 公差	+6/-3 dB	+50/-10 % (+3.53/-0.92 dB)	±6 dB <3kHz +9/-6 dB >3kHz	+6/-3 dB	±6 dB <3kHz +9/-6 dB >3kHz
音響 PFTレベル	AT+3 dB (2σ+, P97.72/50相当)	AT+4 dB (2σ+, P97.72/50相当)	AT+3 dB (1.65σ+相当, P95/50)	AT+3 dB	AT+3 dB (1.65σ+相当, P95/50)
音響 公差	+3/-1 dB (63-2000Hz帯) +5/-5 dB (それ以外)	+3/-1 dB	+3/-3 dB (63-2000Hz帯) +5/-5 dB (それ以外)	+3/-1 dB (63-2000Hz帯) +4/-2 dB (31.5Hz帯)	+3/-3 dB (63-2000Hz)
ランダム 解析Δf	自由度の規定 を検討中	(実質 4 or 8Hz)	DOF>100 <10Hz: 20-100Hz <50Hz: 100-1kHz <100Hz: 1k-2kHz	<10 Hz	<25 Hz

※音響試験とあわせてランダム振動試験条件も整合を確保

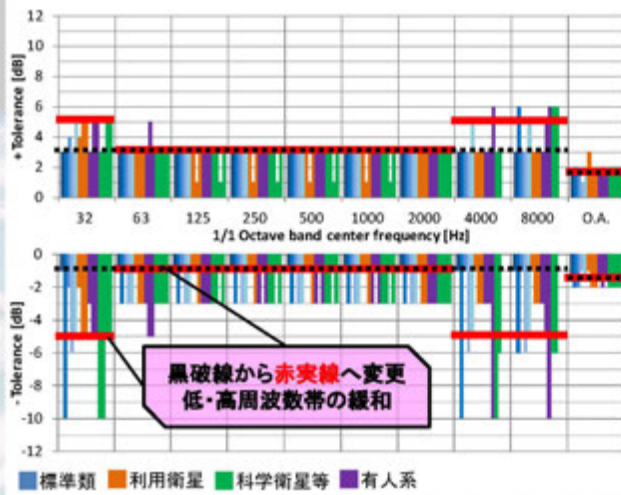
第10回 試験技術ワークショップ 2012/11/15
31/34

トピック2 機械系試験条件



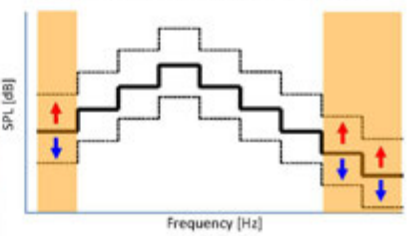
• 検討例・・・音響試験の公差
信頼性(実効値での負荷レベルの確保)と実現性(設備制御性)を考慮

過去の試験公差例 と 公差見直し案



黒破線から赤実線へ変更
低・高周波数帯の緩和

公差限界での実効値(O.A.)変化量



公差変更周波数帯における 公差限界でのO.A.変化量 (17種類の環境を比較)	17環境 平均 [dB]
(参考)全周波数帯最大 +5dB	0.536
0dB	0
-5dB	-0.188
出力なし	-0.277
(参考)全周波数帯最小	-1.164

第10回 試験技術ワークショップ 2012/11/15
32/34

トピック3 熱系試験



• 試験目的と組合せの整理

熱真空試験、熱平衡試験、熱サイクル試験の3つの試験の目的を整理。
試験現場での熱真空/熱サイクルの選定の考え方を整理。

• 熱サイクル数、浸し及び晒し時間の検討

不具合調査(統計的分析)、信頼性工学的観点での調査検討を実施していく。
※詳細はポスター発表

システム熱真空試験 サイクル数

	JAXA	MIL	GEVS ^{*1}	ECSS ^{*2}
QT	4	8	4(2) <	4(1 ≤)
AT	4	4	4(2) <	3+1(1 ≤)
PFT	4	4	4(2) <	3+1(1 ≤)

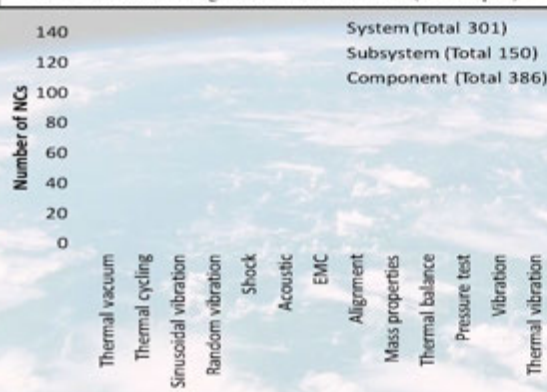
*1: カッコ内は、ミッション温度逸脱<10°C、遷移時間>72時間の場合であり、高温/低温の時間は2倍となる。
*2: カッコ内は熱サイクル試験と組合せた場合。プラスの後の数字はバックアップ

最後に - Test Effectiveness

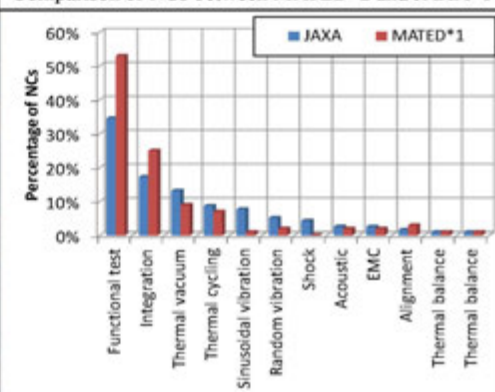


検証活動は、宇宙機の信頼性向上、Mission assurance。
試験の本来の意味や有効性を、常に意識しなければならない。
より信頼性のある衛星が、可能な限り効率良く開発できるように
継続的な活動を通しての関係者の意識共有が非常に重要。

Non-Conformances of ground environmental test (923 samples)*1



Comparison of NCs between MATED*2 and JAXA*1



*1 JAPCAS III & Shi, Q. Yanagase, K. et al, Investigation of Ground Environmental Test Anomalies and Test Effectiveness (2012) 12th Eur. Conf. Spacecraft Struc., Mat. & Env. Testing
*2 P. Messidro, O. Branner et al, MATED INITIATIVE: STATUS AND PERSPECTIVES, (2006) 2nd International workshop on verification and testing of space systems.

質疑応答

質問者① (NEC 小林氏)

基準を読むメーカーの立場としては、基準の根拠が気になってしまうのですが、改定活動の中で根拠を纏めるような活動はされているのでしょうか。

発表者

根拠を纏めることが重要で、改定活動は根拠を纏めるところから始まっています。標準の下層文書に試験ハンドブックがあり、ここに基準の理由や考え方を纏めており、関係者に開示されています。今後も継続的に充実させていく予定です。

質問者② (TIS 三枝氏)

試験条件は実測された環境から決まるものでありますが、実測環境と試験条件の紐付けはどのようにしていますか。今後、新しいロケットも開発が予定されており、この部分は重要と考えますが、いかがでしょうか。

発表者

H-IIA は打上げ機数が 20 を超え、JAXA 輸送本部の中でも環境の見直し作業が始まったと聞いています。我々としては、ワーキンググループの活動に輸送本部にも入ってもらい、実測環境と試験条件が乖離しないように、(環境の見直しと試験条件設定が) 並行作業として進められるよう考慮しています。

5.10. 閉会挨拶

宇宙航空研究開発機構
環境試験技術センター
西田 隆 センター長

環境試験技術センター長の西田です。

昨年の震災から試験ができる状態に立ち上がり、昨年のワークショップも無事に開催できました。それ以降、衛星の環境試験が行われ、今日このような形での発表の場を作れたということは私もうれしく思っています。この場をお借りしましてご尽力いただいた皆様に改めてお礼申し上げます。ありがとうございました。

今回は記念となる第10回ということで、違う分野の世界も我々はやはり見ていく必要があるだろうと考え、本日本田技術研究所の木内様にご講演をお願いしたというところでございます。

また先ほど理事からも今後とも回数を重ねていくというお話がありました様に、今回は第10回でしたが、第20回に向け我々も頑張っていかなければならないと思っております。ただ宇宙という組織もご存じのとおり国としての再編や、世の中も不景気というところもありまして、なかなか思うような形で進んではいきませんが、我々も微力ながらできるところを更なる向上を目指して進めていきたいと考えております。試験技術もそうですし、試験をこなしていくという関係でも我々も色々と考えなければならぬというのが多々あります。やはり知恵を絞りながら次の世代に向けて頑張っていきたいと思っておりますので今後とも皆様のご協力をお願いしたいと思います。

どうも本日は長い時間ありがとうございました。

6. ポスターセッション

ポスターセッションの内容を以下に示す。発表はいずれも環境試験技術センター職員によるものである。

- WS10-P01 音響励起ランダム振動予測手法の SPICA 搭載機器への適用
- WS10-P02 熱真空試験におけるサイクル数及びさらし・浸し時間の妥当性検討
- WS10-P03 ソーラシミュレータ 窓レンズ検査法の検討
- WS10-P04 コンポーネント衝撃試験省略に向けた検討
- WS10-P05 熱真空試験における供試体の放電防止に関する検討
- WS10-P06 HIIB ロケット射点近傍・遠方音響解析 ※本稿には未掲載
- WS10-P07 熱真空試験における表面堆積粒子状コンタミネーションの低減対策
- WS10-P08 13m Φ スペースチャンバの液体窒素供給システムの将来構想
- WS10-P09 大型振動試験設備の震災復旧 ※本稿には未掲載
- WS10-P10 EMC シールドルーム空間特性の把握



ポスターセッション会場

音響励起ランダム振動予測手法のSPICA搭載機器への適用



-Purpose-

ロケット打上げ時、フェアリング内に格納されている宇宙機は、**激動な広帯域ランダム振動環境**に晒される。この振動は**ロケットエンジン排気流と周囲空気の干渉により生じる音響が、直接または池よて反射された流体に共振**されることにより発生する。また、ロケットの飛行速度が増加する前後、ロケットの機体外壁には**非定常な乱流や衝撃波**が発生、フェアリング外壁が流体加振を受けランダム振動を励起し、内部の宇宙機が激しい音響環境を受ける。

環境試験技術センターでは、SEA、FEA等の**アプロキシメイトで宇宙機搭載機器のランダム振動環境予測手法**を検討して来た。これらの予測手法を次世代赤外線天文衛星 SPICAの搭載機器に適用、概念設計段階におけるSPICA搭載機器のランダム振動環境条件を適切に見積もることを目的とし、予測解析を実施、評価した結果について紹介する。

-Object-

次世代赤外線天文衛星SPICA
(Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics)

- >口径3.2mの大口徑望遠鏡を搭載
- >放射冷却および機械式冷凍機により絶対温度4.5Kの極低温にまで冷却
- >中間～遠赤外線領域で極めて優れた感度/高い空間分解能の赤外線天体観測を可能



Fig.1 Overview of SPICA

Table 1 Specification of SPICA Mission

望遠鏡	口径 3.2m、温度 4.5K以下
観測領域	極大赤外線(100μm)から可視光線(0.7μm)まで
観測対象	宇宙の遠方(100億光年)まで
打ち上げ機	欧州宇宙機関(ESA)の宇宙機
軌道	太陽-地球間のラグランジュ点L2



Fig.2 Overview and Location of SPICA-FPA

-Method-

• Joint Acceptance

低周波領域の励起モードピーク値の予測が可能な、簡易な音響励起解析の手法である。サブシステムや小型衛星の**構造振動解析モデル**のみを用いて、構造モデルにない非線形モデルにて、励起環境における振動伝達のPSDを計算する。計算過程で用いるJoint Acceptanceは構造の必要のしきり値を示す指標となる。

$$S_{\theta}(x, \omega_s) \approx \frac{4k^2 S_{\theta}(\omega_s)_{\text{in}}(\omega) \omega_s^2(x)}{A_s^2 - k_s^2}$$

$$(\theta^*) = (\theta^*) - \frac{2m^2 c_{\theta}(\omega)}{\rho V_{\theta}} \left(\frac{\eta_{11}}{\eta_1 + \eta_{11}} \right)$$

$$(\xi_s) = \frac{B_{\theta}(\theta^*)}{A_{\theta} \omega_s} D_{\theta}^2 \ln(D_{\theta}^{(1)}) D_{\theta}^{(2)}$$

100Hz 1000Hz 20000Hz

※解析手法以外にも低周波領域の解析手法として、音場モデル化する境界要素法(BEM:Boundary Element method)がある。

• SEA(Statistical Energy Analysis)

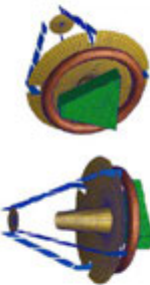
高周波領域に適用した手法であり、解析対象の構造物(又は音響空間)を複数のサブシステムに分割し、サブシステム間のエネルギーフローを考慮し対象サブシステムのエネルギー出力を算出する。出力されるエネルギーは、サブシステム内で空間振動及び構造振動の両方であり、構造の位置に対する伝達や支配的モードのモードによる伝達の異なる伝達係数がある。

-Procedure-

本検討では、FPIA上SAFARI搭載面インターフェース3点のHIA ATRレベル音響負荷時の面外2軸方向ランダム振動応答を求めたため、BEM、SEA、Joint Acceptance、FEA-SEA結合法の4手法を用いて数値解析を行った。SEA応答には内部応答の運動を考慮した空間マージン(M99/90th、54dB)およびPSD変換によるPSDマージン(3.5dB)を加える。

M99/90は1%の確率で集約の99%を包摂するも値を意味する。入力条件はHIA ATRレベルとし、構造数学モデルから得られるモード形状を用いて(SAFARI搭載面ハネのみ抽出)、SAFARI搭載面インターフェース3点(Fig.3)における面外2軸方向ランダム振動応答を算出した。

次に、ランダム振動応答解析結果の包絡線からランダム振動環境条件を作成し、予測される最大実効値を算出した。最後に、作成した環境条件とSPICA SIA(Scientific Instrument Assembly、Fig.5)に示すFPIAと望遠鏡STA(SPICA Telescope Assembly)を合わせたモデルのBEM解析結果と比較し、環境条件の妥当性を検討した。



※SPICA SIA解析結果は望遠鏡STAの解析結果を用いていただいた。

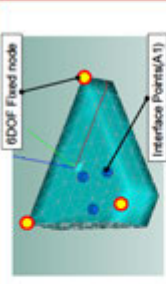


Fig.3 Overview of SPICA FPA Model

Table 2 Parameters used for analysis

Parameters	Symbol	Value
Area	A	1.87 m ²
Mass	M	207.9kg
Material	x	Aluminum alloy
Young's modulus	E	6.82e+10 Pa
Sound speed	c	340 m/s
Element length	dh	0.1 m (Average)
Damping Ratio	ζ	0.01 (all)
Node number	N	214
Mesh size	h	20 - 42
Boundary condition	-	fixed 3 nodes (L&R&D)

<解析ソフトウェア>
望遠鏡機軸:MSC Nastran2012.1
BEM:VA One 2012.9 ISO版の直交弾性体、バネ/圧縮配置
SEA:Autodesk 2009.1 [土質土質以上を考慮し、2500以上を有効]
※Joint AcceptanceおよびCombined FEA-SEAでは構造解析ソフト:MSC Nastran2012.9を用いて後述の作成したコードで解析を行った。

-Results-

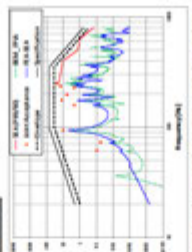


Fig.5 Analysis result envelope and the random vibration specification (FPA model)

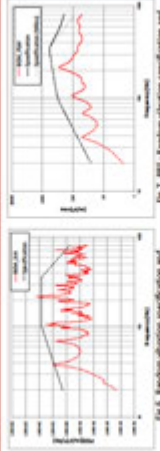


Fig.6 Random vibration specification and analysis result (SIA)

SAFARIの搭載面インターフェース3点のランダム振動応答(予測値)、応答の包絡線(envelope)を求め、包絡線に構造数学モデルの不確かな考慮し30dBのマージンを加えてランダム振動環境条件(Specification)を作成した。作成した環境条件より最大実効値(RMS値)を見積もることが出来る。

作成した環境条件とSPICA SIAのBEM解析結果(BEM_SIA)を比較すると(図6)、環境条件差が認められる。環境条件は RMS(Random Response Spectrum)にて差の評価を行う。ここでは、作成した環境条件が適切であるか評価するため、BEM解析結果と環境条件を比較し、環境条件が適切であるか評価する。図6にBEM解析結果を示す。BEM解析結果は環境条件と比較し、環境条件が適切であるか評価する。

作成した環境条件とSPICA SIAのBEM解析結果(BEM_SIA)を比較すると(図6)、環境条件差が認められる。環境条件は RMS(Random Response Spectrum)にて差の評価を行う。ここでは、作成した環境条件が適切であるか評価するため、BEM解析結果と環境条件を比較し、環境条件が適切であるか評価する。図6にBEM解析結果を示す。BEM解析結果は環境条件と比較し、環境条件が適切であるか評価する。

作成した環境条件とSPICA SIAのBEM解析結果(BEM_SIA)を比較すると(図6)、環境条件差が認められる。環境条件は RMS(Random Response Spectrum)にて差の評価を行う。ここでは、作成した環境条件が適切であるか評価するため、BEM解析結果と環境条件を比較し、環境条件が適切であるか評価する。図6にBEM解析結果を示す。BEM解析結果は環境条件と比較し、環境条件が適切であるか評価する。

熱真空試験におけるサイクル数及びさらし・浸し時間の妥当性検討

3. 比較結果

宇宙機は、軌道上における熱真空環境への耐環境性やワークマンシッブエラーの検出等を目的として、熱真空試験を実施している。環境試験技術センターでは、熱真空試験において試験条件として規定されているサイクル数やさらし・浸し時間の妥当性を検討しており、その検討状況について紹介する。

2. 宇宙機一般試験標準と海外標準との比較

【日本、JERG】 JERG-2-130(2012年): 宇宙機一般試験標準
 【米軍、MIL】 MIL-STD-1540E (2006年): 「Test Requirements for Launch, Upper Stage, and Space Vehicles」
 【米軍、GEVS】 GSFC-STD-7000/2003(年): 「GENERAL ENVIRONMENTAL VERIFICATION STANDARD (GEVS) For GSFC Flight Programs and Projects」
 【欧州、ECSS】 ECSS-E-ST-10-03C (2012年): 「Space engineering Testing」

1. サイクル数の比較

システム熱真空				
	JAXA	MIL	GEVS ¹⁾	ECSS ²⁾
QT	4	8	4(2) <	4(1 ≦)
AT	4	4	4(2) <	3+1(1 ≦)
PFT	4	4	4(2) <	3+1(1 ≦)

サブシステム熱真空				
	JAXA ³⁾	MIL ⁴⁾	GEVS	ECSS
QT	8 <	8(4+2)	4 <	-
AT	8 <	4(2+1)	4 <	-
PFT	8 <	4(2+1)	4 <	-

コンポーネント熱真空				
	JAXA ⁵⁾	MIL ⁶⁾	GEVS ⁶⁾	ECSS ⁷⁾
QT	8 <	6(27) <	8 <	8(1 ≦)
AT	8 <	1(14) <	8 <	4(1 ≦)
PFT	8 <	3(27) <	8 <	4(1 ≦)

2. さらし時間の比較

システム熱真空				
	JAXA	MIL	GEVS ⁸⁾	ECSS
QT	12	4 <	24(48) <	-
AT	12	4 <	24(48) <	-
PFT	12	4 <	24(48) <	-

サブシステム熱真空				
	JAXA	MIL	GEVS	ECSS
QT	1 <	4 <	12 <	-
AT	1 <	4 <	12 <	-
PFT	1 <	4 <	12 <	-

コンポーネント熱真空				
	JAXA	MIL	GEVS	ECSS ⁹⁾
QT	1 <	1 <	4 <	2 ≦
AT	1 <	1 <	4 <	2 ≦
PFT	1 <	1 <	4 <	2 ≦

3. 浸し時間の比較

システム熱真空				
	JAXA	MIL	GEVS ¹⁰⁾	ECSS
QT	72	8 <	-	-
AT	72	8 <	-	-
PFT	72	8 <	-	-

サブシステム熱真空				
	JAXA	MIL	GEVS ¹⁰⁾	ECSS
QT	24 <	8 <	-	-
AT	24 <	8 <	-	-
PFT	24 <	8 <	-	-

コンポーネント熱真空				
	JAXA	MIL	GEVS ¹⁰⁾	ECSS
QT	-	6 <	-	-
AT	-	6 <	-	-
PFT	-	6 <	-	-

- *1: カッコ内は、ミッション温度変動<10℃、遷移時間>72時間の場合であり、高温/低温の時間は2倍となる
- *2: カッコ内は熱サイクル試験と組合せた場合、プラスの後の数字はバックアップ
- *3: 熱サイクル/熱真空を合わせた合計の数
- *4: カッコ内は熱サイクル試験(+)の回数)を実施する場合
- *5: 上段は熱真空試験のみ(カッコ内は電子・電機機器の場合)、下段は熱サイクル試験と組合せた場合(カッコ内は熱真空試験のサイクル数)
- *6: サブシステムで実施されたサイクル数を含む
- *7: カッコ内は熱真空試験と組合せた場合、下段はソーラーパネルの場合
- *8: 大型機で熱真空試験のサイクル数を2回とした場合
- *9: dwell timeの規定(さらし・浸しの判断は付かない)
- *10: 「全モードでの環境試験を行うのに十分な時間」という規定

【サイクル数】
 ・海外では、熱サイクル/熱真空試験を組合せた場合でも規定している。
 ・海外では、コンポーネントに関して、機器の種類に応じてサイクル数を規定している。
 ・サイクルの数がだけ比較すると、海外と大差無いようにみえる。

【さらし時間】
 ・GEVSでは、他の標準と比較して長時間を規定している。

【浸し時間】
 ・海外では、浸し時間を定量的に規定している標準は少ない。

【全体】
 ・さらし/浸し時間を規定するか、「dwell time」を規定するかで違いが見られる。

4. 今後のアプローチ方法

- ① 統計学的アプローチ
 ⇒ 地上試験、軌道上運用における不具合データ
- ② 信頼性工学的アプローチ
 ⇒ 部品の故障モードの観点
- ③ 海外における検討結果の整理

(参考) 熱真空試験の基本プロファイル





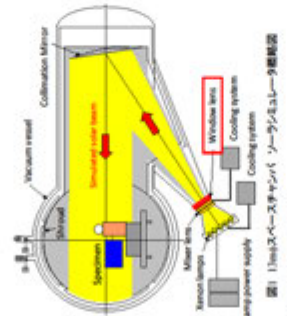
1. 目的

窓レンズは、ソーラシミュレータ構成品の一つであり、スペースチャンバの真空側/大気側を隔てるとともに、疑似ソーラ光をチャンバ内に透過させる役割を持つ。設備保守の一環として、窓レンズは定期的に取り外され健全性を確認するための検査が行われるが、検査時に高い水圧をかけて耐圧試験を行うことで、窓レンズの寿命を縮めるのではないかという懸念があった。そこで、本検討では、従来の方法に替わる無負荷の検査法について検討を行った。

2. 窓レンズとは

(1) 窓レンズの仕様

13mpスペースチャンバ	φ1080mm x 681mm (平板レンズ)	材質	合成石英
8mpスペースチャンバ	φ670mm x 155mm (平凸レンズ)	材質	合成石英



(2) 窓レンズの役割

- ▶ チャンバの真空側/大気側を隔てる
- ▶ 疑似ソーラ光を透過させる
- ▶ 疑似ソーラ光の光軸を合わせる(8mpスペースチャンバのみ)

3. 従来の検査方法と問題点

(1) 従来の検査方法

- ▶ 13mpスペースチャンバ
5000時間運用することに耐圧試験(水圧)とクリーニングを実施。
- ▶ 8mpスペースチャンバ
3年ごとに、外観検査(僅検査)、歪測定、クリーニングを実施。

(2) 問題点

- ▶ 耐圧試験(水圧)によって、窓レンズの寿命を縮めているのではないかと懸念されている
- ▶ 運用時より高い水圧
 - ・13mpスペースチャンバでは、運用時の約3倍の負荷をかけている。
 - ・水の影響
 - 引張応力がかかっているガラス表面が水に浸しているため、水分子との化学反応により、低い応力でもSi-O結合が切断される。
- ▶ 13mpスペースチャンバと8mpスペースチャンバで検査方法が異なる。両チャンバの窓レンズはサイズ以外ほぼ同じ仕様なので、検査も同じ方法で行うべきではないか?

4. 窓レンズ検査法の見直し

検査法見直し方針

- ▶ 窓レンズに負荷をかけず、かつ13mpスペースチャンバと8mpスペースチャンバで共通の方法へ。
- ▶ 2.(2)の窓レンズの機能に影響を及ぼす要因について、検査を行う。

No.	検査項目	理由	従来方法
1	傷	傷の発生/進展は窓レンズの強度を低下させるため。	13mp ○ 8mp ○
2	汚れ	窓レンズ表面が汚れていると、窓レンズの透過率が低下するため。	○ ○
3	歪	窓レンズは疑似ソーラ光の照射/遮断に伴い、加熱/冷却を繰り返しているため、異変が生じる可能性がある。残留歪は窓レンズの光学性能に影響する可能性があるため、検査を行う。	- ○

5. 新窓レンズ検査法と実施例

(1) 僅検査

Minimum proof stress(使用5000時間を満足する最小の保証応力)に相当する強度を持つことを、僅検査によって確認する。傷のサイズと強度の関係は次式で表わされる。

$$\sigma = \frac{K_1 K_2}{F} \sqrt{a}$$

σ : 強度 [MPa] K_1 : 破壊じん性値 [MPa・m^{3/2}]
 F : 応力 a : 傷のサイズ [m]

傷の許容値 {
13mpスペースチャンバ: 0.7mm
8mpスペースチャンバ: 1.0mm

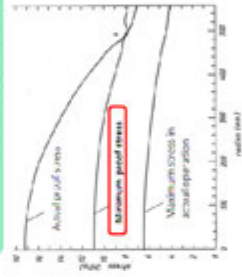


図1: 最小保証応力(13mpスペースチャンバ窓レンズ)

(2) 汚れ検査

クリーニング後に目視で検査する。(従来と同じ)

(3) 歪測定

歪計を用いて検査する。
(従来8mpスペースチャンバで実施していた方法と同じ)

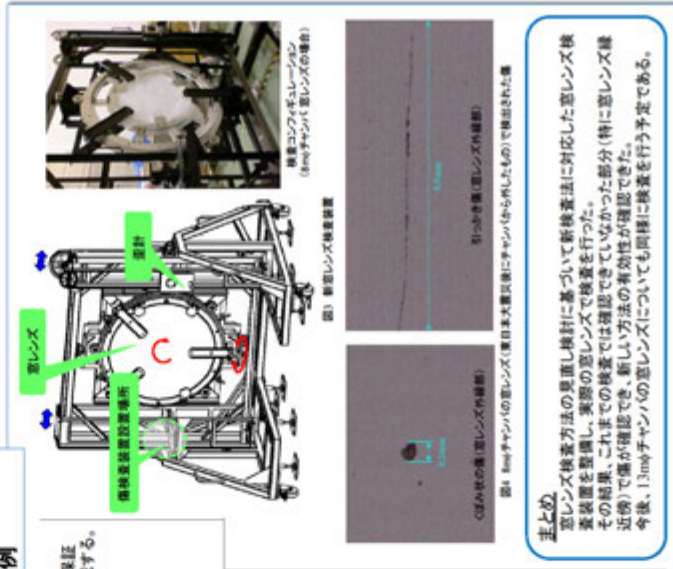


図3: 新窓レンズ検査装置

図4: 8mpチャンバの窓レンズ(東日本大学実験室にチャンバ(5年使用したもの)で検査された鏡面コンタミを除去した窓レンズの撮影)

図5: 歪計による窓レンズ歪測定

図6: 8mpチャンバの窓レンズ(東日本大学実験室にチャンバ(5年使用したもの)で検査された鏡面コンタミを除去した窓レンズの撮影)

まとめ
窓レンズ検査方法の見直し検討に基づいて新検査法に対応した窓レンズ検査装置を整備し、実際の窓レンズで検査を行った。その結果、これまでの検査では確認できていなかった部分(特に窓レンズ縁近傍)でも、新しい方法の有効性が確認できた。今後、13mpスペースチャンバの窓レンズについても同様に検査を行う予定である。

コンポーネント衝撃試験省略に向けた検討

背景

- コンポーネント衝撃試験の主目的は衝撃負荷耐性を確認することであるが、過去10年のJAXA衛星におけるコンポーネント衝撃試験起因の不具合の報告事例は極めて少ないのが実情である。
- 海外の例を見ると、NASAではコンポーネント衝撃試験の省略ガイドラインが試験標準にて2008年頃から明記され始めている。
- 本検討では、理論と実試験のアプローチからコンポーネント衝撃試験の省略を検討し、そのガイドラインをJAXA宇宙機一般試験標準に明記することを目的とする。
- 海外の標準の記述例とFY23から実施している環境試験技術センターでの検討について紹介する。

海外におけるコンポーネント衝撃試験省略の考え方

- MIL-STD-1540Eでは、衝撃速度がある閾値(50inch/secもしくは加速度SRSにおいて0.8g以下)であれば衝撃試験は不要と明記されている。これは材料の破壊が物理量「速度」に起因することに由来する。
<10.2.6節>
 - A response velocity to the shock less than 50 inches/second is judged to be non-damaging. This is the case if the shock response spectrum value in g is less than 0.8 times the frequency in Hz.
 - NASA-STD-7003Aでは、低レベルの衝撃であれば使用材料やランダム振動試験の置き換えにより省略可能とある。
<4.1節>
- The decision to perform or omit pyroshock testing at lower levels of assembly should be based on the following:
- The known ruggedness or robustness of the hardware.
 - The relative severity of the pyroshock environment compared to lower frequency dynamic environments, such as random vibration.

JAXA衛星における衝撃試験時の不具合

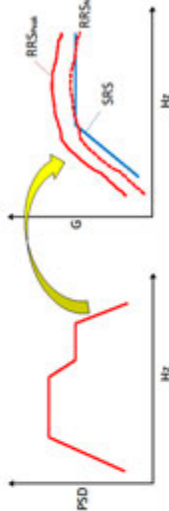
- 衛星メーカーでのコンポーネント衝撃試験の不具合調査を行った結果を図1に示す。脆性材料(クリスタル、リレー、接着剤を含む)の使用有無と衝撃試験後の供試体損傷の有無について3つのカテゴリに整理した。
- 衛星メーカーA社において、過去10年程度の試験データの全収集数は57であった。
- すべてがカテゴリAに該当するもので、カテゴリBとカテゴリCに該当するものに対しては該当なしという結果であった。
- なお、カテゴリ分けされた全データに対して、MIL-STD-1540Eに記載がある「50inch/sec」の基準よりも「試験データの最大値(速度SRS)」が大きいデータも識別すると、条件が予め極めて低かった1つのコンポーネントを除きすべての機器が50inch/secよりも大きい値であった。
- 一方、JAXA安価部品の不具合データベースのデータ(サブシステム以上のもの)が主であるが一部コンポーネントもあり)によると、衝撃試験においては①ワークマニップエラーによるもの②OSR割れ③MIL規格④規定値逸脱といった不具合事例が報告されている。

カテゴリ	衝撃試験時の供試体損傷の有無	試験材料の種類	試験データの数	「50inch/sec基準」<試験データ最大値(速度SRS)を超過するデータの数>
A	なし	N/A	57	56
B	あり	なし	0	0
C	あり	あり	0	0

省略検討1

ランダム振動試験スペクトルとの比較による省略

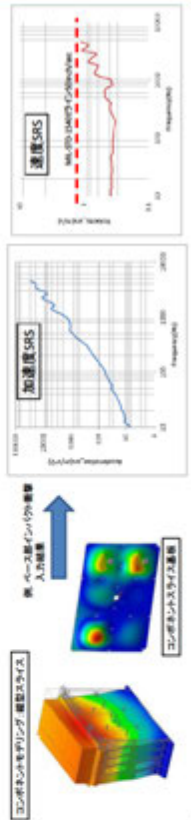
- コンポーネントの規定スペクトルについて、ランダム振動のPSDスペクトルをRRSに変換し、衝撃スペクトル(SRS)と比較をし、衝撃の規定周波数帯についてRRS>SRSである場合に衝撃試験はランダム振動試験の代替として省略可能と考える。
- コンポーネントに負荷される衝撃成分とランダム振動成分をそれぞれ1自由度振動系フィルタに通すことで同じ基準データとして評価できることが狙いである。
- Miliesの式を使った簡易計算で求めるRRSは、実効値ベースの値であるため、ピーク値(3σ)を取って評価する。
- SRSと比較してRRS(peak)の方が大きい場合、そのコンポーネントはランダム振動試験時に衝撃試験による衝撃負荷レベルを包絡できる。また、その場合負荷時間についてもランダム振動の方が十分長い。そのため、ランダム環境の方がより厳しい環境であるが、ランダム振動がGause分布に従うかについては検討が必要である。



省略検討2

衝撃速度評価による省略

- コンポーネント不具合と速度応答との関係、ならびにMILの規定との比較を行い、総じて評価指標として物理量「速度」の有効性を確認する。
- 加速度SRSの高周波側については公差を守ることに類似し、試験のやり直しに対する供試体ストレスが懸念される。高周波の規定は実現象としては意味を成さない(速度SRSで見ると低下すること)ことから、衝撃規定に速度SRSを用いることで、供試体への無用なストレスを回避することができる。
- 検証としてまず解析モデルによって衝撃速度と応力との関係性について確認する。
- 加えて機械性能モニタが可能なコンポーネントを用いて、歪と速度の計測とともに衝撃レベルと不具合発生(例:電圧変動、破損など)のサンプルデータを取得する。

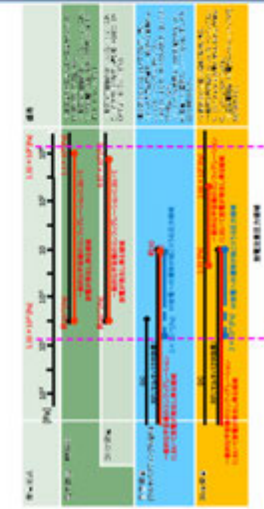


熱真空試験における供試体の放電防止に関する検討



1. 背景(熱真空試験における放電)

スペースシャングの真空引き・大気圧戻しの際、供試体は高真空と大気圧の中間圧力領域に晒される。この圧力領域では、放電の一形態である空中放電が発生しやすい状態になり、放電のリスクが高くなる。一般的な宇宙機のコンフィギュレーションにおいてこれらの放電が起こりやすい圧力領域を放電注意圧力領域といい、 $1.33 \times 10^{-2} \sim 1.33 \times 10^4 \text{ [Pa]}$ と定義されている。それぞれ放電が起こりやすい圧力領域を下表に示す。



2. 目的

放電危機機器が搭載されている供試体の内部の圧力の把握

熱真空試験の際には、供試体側から提示された放電注意圧力領域では供試体搭載機器の電源をOFFにするという放電防止対策を行っている。放電注意圧力領域であるかどうかは、スペースシャング壁に取り付けられたシャング常設真空計の値で判断している。しかしながら、通常、放電に注意が必要な機器(以下、放電危機機器)が搭載される構体内にはケーブル・接着剤等のアウトガス源が多数存在し、また構体内から外部への排気パスも狭い。よって**構体内は外部に比べて圧力が下がりにくい環境になっている。**

3. 測定コンフィギュレーション

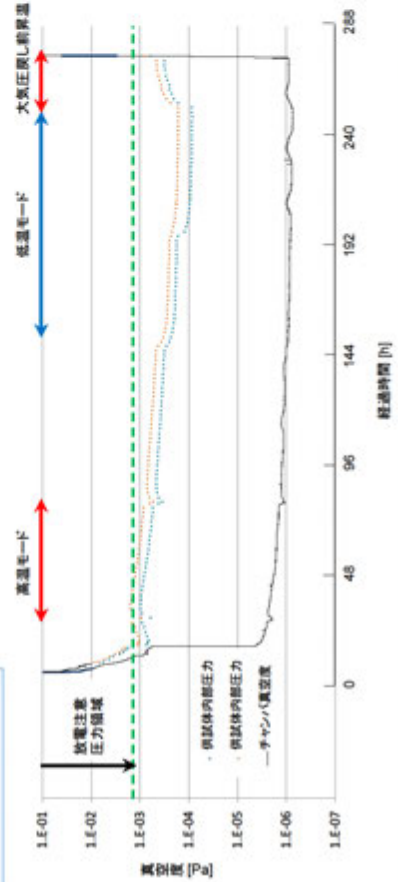
図1に測定コンフィギュレーションを示す。供試体内部圧力測定用真空計には、**高真空計測が可能で小型かつ発熱量が小さいミニチュアゲージ**を使用した。ミニチュアゲージの取り付け位置は**原則、放電危機機器の近傍**であるが、近傍に設置不可能な場合は放電危機機器よりも構体の開口部から遠い位置または放電危機機器よりもアウトガス源に近い位置等、放電危機機器周囲より圧力が高くなる位置(図2)に取り付けた。

ミニチュアゲージはフラッシュから熱電子を放出し、その電子と気体粒子が衝突することで発生するイオン電流により圧力を測定している。熱電子により、放電危機機器の放電を誘発する可能性があるため、**放電危機機器をONにしている間は真空度を計測しないようにした**。またアウトガスが多い環境で真空度計測をすると、**真空計が汚染され感度が劣化するため、事前に校正された真空計と比較構成を行った。**



図1 測定コンフィギュレーション

4. 測定結果及び結論



- <測定結果>
- 供試体内部圧力はシャング真空度に比べて2~3桁圧力が高い
 - 真空引き開始から約12時間後放電注意圧力領域を突破している一方で、供試体内部圧力は約40時間有している。
 - 供試体内部圧力は試験が高温モード時に上昇しており、低温モード時に減少している。
 - 供試体内部のアウトガス量が増加したため
 - 供試体内部圧力は排気パスの形状だけでなく、内部のアウトガス量に大きく依存する。

- <結論>
- 供試体内部圧力はシャング真空度と大きく異なるため、供試体内部搭載機器の放電注意圧力領域突破の判断はその機器の周囲圧力で判断すべきである。
 - 供試体内部圧力は排気パスの形状やアウトガス量に依存するため、実際に内部圧力を測定する方が望ましい。

熱真空試験における表面堆積粒子状コンタミネーションの評価方法と低減対策

1. 目的

スペースチャンバにて行われる熱真空試験環境下における粒子状コンタミネーションは、通常のクリーンルームとは異なる挙動を示す可能性がある。ここでは、熱真空試験環境において供試体に堆積する粒子状コンタミネーションの測定結果と同コンタミネーションを低減させることを目的に行った実験結果を報告する。

2. 測定方法

従来、表面堆積粒子の計測は、基板上で堆積した粒子を光学顕微鏡で人が目視で数える手法であり、測定に膨大な時間を費やす、人的不確かさが生じるなどの問題点があった。基板表面にレーザー光を照射し、その散乱光から粒子径・粒子数を計測する基板表面検査装置も市販されているが、非常に高価であり、年数回のみ行われる熱真空試験での計測用途にはコスト的に見合わない。

そこで今回は、安価で測定時間の短い、落下塵カウンタを購入して測定を実施した。

落下塵カウンタは基板上に光を照射して粒子からの散乱光により粒子を画像化し、粒子径・粒子数を計測する方法が用いられている。
4インチφSiウエハの計測に係る測定時間は約30秒と短いが見え可測粒子径が30μm以上のみであることが難点である。測定画像サンプルを図1に示す。

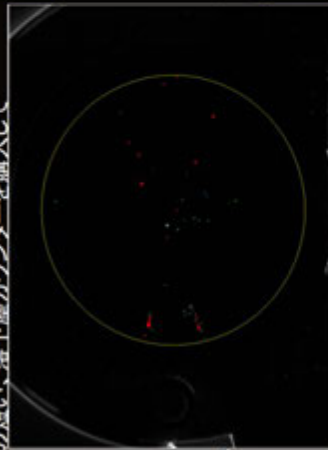


図1 落下塵カウンタでの粒子測定画像

3. 現状の測定結果

通常手順での清掃方法及び通常排気/大気圧戻し過程で堆積する粒子は、表1に示すとおりであった。

表1 現状の表面堆積粒子の状況

MIL-STD-1246C LEVEL	13mφチャンバ LEVEL 200~500	8mφチャンバ LEVEL 500	6mφチャンバ LEVEL 300~500
30μm以上の粒子数(個/m ³)	3,780~20,538	7,958~39,988	4,377~15,915

4. 低減対策後の測定結果

表面堆積粒子状コンタミネーションの低減対策として、大気圧戻し速度を遅くする手法とブロウ・空気洗浄機での清掃の2種類を8mφスペースチャンバを使用して試みた結果、35%以下に低減可能なことが確認できた。対策効果を図2に示す。



図2 低減対策効果(30μm以上の粒子数)

5. 代表粒子径の測定結果からの粒径分布の推測

今回用いた落下塵カウンタでは粒径30μm以上の粗粒子のみの計測であるため、粗粒子の計測結果から、粒径30μm以下の微粒子数を推定可能な電子顕微鏡での計測結果と比較し、MIL-STD-1246Cに示されるクリーンルームの粒子分布に当てはめて確認した。結果を図3.1~3.3に示す。

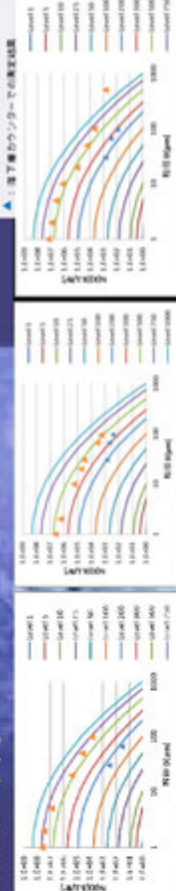


図3.1 13mφチャンバ

図3.2 8mφチャンバ

図3.3 6mφチャンバ

顕微鏡での測定結果と比較すると、粒子数には差があるものの、粒子分布はMIL-STDで示される通常のクリーンルームにおける累積個数濃度カーブに当てはまる結果であり、代表粒子径から遮断面積率(PAC)を算出することは可能と考える。

電子顕微鏡での粒子数と乖離した原因は、電子顕微鏡での計測手法に問題が内在している可能性が高いため、今後、電子顕微鏡での計測手法を確立していく。

6. まとめ

- チャンバ内での表面堆積粒子は、ブロウ清掃、大気圧戻し速度を遅くすることで大幅に低減可能であることが確認できた。今後、運用方法、設備改修に反映していく。
- クリーンルームとチャンバ内の粒径分布はほぼ同じであるため、代表粒子径を測定することで遮断面積率(PAC)を算出することは可能と考えられる。
- 光学顕微鏡での粒子測定には、手順等を厳密に定めて行う必要があり、今後手順を整備する必要があるが、定量的な測定には落下塵カウンタでの簡易測定でも評価可能である。

WS10-P10



SHIKEN
環境試験技術センター
Environmental Test Technology Center

EMCシールドルーム空間特性の把握

概要

放射感受性試験 (RS03) ではシールドルーム内に10kHz~40GHzと非常に広い周波数範囲の強電界を生じさせ、そこに曝される供試体の電磁的な耐性評価 (イミュニティテスト) を行っている。そのシールドルームの壁面と天井には誘電体損失系の電波吸収体 (カーボン巻線、発泡ポリウレタン) が敷設されているが、VHF帯以下の電波吸収性能に起因する空間定在波の存在が推察されていた。空間定在波の作用でシールドルーム内の電界強度に場所的な偏り (粗密) が発生することは試験の再現性に影響を与え、VHF帯以下の電波吸収性能として電波吸収体のVHF帯以下の電波吸収性能に優れる磁性体損失系 (フェライト材) のものが選ばれる。

以上より空間定在波の存在を予測し、その影響を低減させることにより、壁面と天井の反料特性を現状と更改後でモデル化した電磁界解析を実施し、更改による改善効果の事前予測を行った。これらの手法、及びその結果について紹介する。

顕在事象の確認

【顕在事象の発生】
 ・電界強度計の測定値が異常に高くなる
 ・電界強度計の測定値が安定しない
 ・電界強度計の測定値が変動する
 ・電界強度計の測定値が変動する
 ・電界強度計の測定値が変動する

最初に、原因の切り分けを実施

【原因の切り分け】
 ・電界強度計の測定値が異常に高くなる
 ・電界強度計の測定値が安定しない
 ・電界強度計の測定値が変動する
 ・電界強度計の測定値が変動する

アンテナ整合状態の確認

10MHz~20MHz帯、電界強度計 (E57000) の電界強度計の測定値が異常に高くなる。この事象はアンテナの整合状態によるものである。

30~200MHz帯、VHF帯の電界強度計 (E57000) の電界強度計の測定値が異常に高くなる。この事象はアンテナの整合状態によるものである。

200MHz~1GHz帯、RF用の電界強度計 (E57000) の電界強度計の測定値が異常に高くなる。この事象はアンテナの整合状態によるものである。

空間特性の把握

次に、空間定在波の成合いを評価

送信アンテナから放射された電磁波がシールドルーム空間を伝播し供試体 (EUT) の配置エリアに均一に届くか否か、電界強度の場所的な偏り (粗密) を把握するために距離に対する空間減衰量 (サイトアッテネーション) を実測評価。

空間定在波の成合いを評価するための測定方法として、電界強度計を用いて、シールドルーム内の電界強度を測定し、その結果を解析して、空間定在波の成合いを評価する。

電磁界シミュレーションによる解析

電磁界解析を低周波帯と高周波帯に分けて実施した。(理由は解析手法帯の特徴 (帯域幅) と計算機資源の制約)

100MHz以下、時間領域解析手法 (FDTD) の電磁界シミュレーションによる解析結果

30MHz以上、レイテレース (光線追跡) 法を応用した独自の手法「イメージング法」による解析結果

電波吸収体更改の改善効果を確認

壁と天井を適合型フェライト材の電波吸収体に更改したものと仮定

壁と天井の全てが完全導体 (PEC) と仮定した場合

