



ISSN 1349-113X  
JAXA-SP-13-010

# 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11回試験技術ワークショップ開催報告

2014年2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 .....	5
5.1. 開会挨拶 .....	5
5.2. イプシロンロケット用衛星フェアリングの開発について .....	7
5.3. TURKSAT-4A、4B の開発について .....	29
5.4. BepiColombo/ 水星磁気圏探査機の ESA/ESTEC における 10 ソーラ熱モデル熱平衡試験 .....	45
5.5. 宇宙機器への HALT の活用－民生機器（部品）転用 スクリーニング試験－ .....	67
5.6. 保持解放機構作動時の衝撃応答予測技術 .....	93
5.7. 筑波大学超小型衛星 ITF-1「結（ゆい）」の紹介と今後の展望 .....	115
5.8. 宇宙開発に関する海外試験標準及び試験技術の動向 .....	129
5.9. 閉会挨拶 .....	141
6. ポスターセッション .....	143

## 1. 開催概要

開催日時：平成25年11月28日（木）13:05～17:45

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、JAXA内外の宇宙開発関係者及び機関が一同に会し、

- ・ 環境試験技術に関する最新動向や研究開発成果の共有
- ・ 現状の環境試験技術の改善点についての意見交換

等を行う。これらを通じて、JAXAが保有する環境試験設備及び環境試験技術について更なる維持・発展を図るとともに、宇宙機開発の高信頼化・効率化・高度化を実現することを目的としている。

## 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、宇宙への確かな道」**

また、宣伝用に配布したポスターを図1に示す。

表1 講演プログラム及び概要

時間	題目及び概要	講演者
13:05～13:10	開会挨拶 (宇宙航空研究開発機構 山本 静夫 理事)	
13:10～13:40	<p><b>「イプシロンロケット用衛星フェアリングの開発について」</b></p> <p>2010年より開発を実施したイプシロンロケット用衛星フェアリングについて、各種試験結果を含めて開発概要を紹介する。併せて、ファーストフライトとなるイプシロンロケット試験機の射場における運用結果、およびフライトから得られたデータについてまとめる。</p>	宇宙航空研究開発機構 宇宙輸送ミッション本部 宇宙輸送系要素技術研究開発センター 伊海田 皓史 氏
13:40～14:10	<p><b>「TURKSAT-4A、4Bの開発について」</b></p> <p>TURKSAT-4A及びTURKSAT-4Bはトルコの国営衛星通信会社Turksat Satellite Communication, Cable TV and Operation ASJから当社が2011年3月に受注した通信衛星である。本発表ではTURKSAT-4A及び4Bの開発と本プロジェクトの特徴である、DPP(Direct Participation Program)を通じた将来のトルコの宇宙開発を担う人材育成として衛星の製造、試験に関わるレクチャ、実習を行っており、これらの概要について報告する。</p>	三菱電機 株式会社 鈴木 隆太 氏
14:10～14:20	休憩	
14:20～14:50	<p><b>「BepiColombo/水星磁気圏探査機のESA/ESTECにおける10ソーラー熱モデル熱平衡試験」</b></p> <p>BepiColomboは灼熱の水星を探索するJAXAとESA共同プロジェクトで、JAXAはMercury Magnetospheric Orbiter(水星磁気圏探査機)をESAはMercury Planetary Orbiterとアリアン5打ち上げを分担する。10ソーラー熱環境に耐えることと要求されるMMO熱モデル開発試験は、TKSCI3mチャンバでの10ソーラー熱平衡試験に始まり、ISASチャンバでのIR試験、最後にESA/ESTECのLarge Space Simulatorでの10ソーラー熱平衡試験の3段階で実施した。10ソーラーでの試験はJAXAがESAに先駆け実施し、探査機熱設計の検証のみならず、試験技術に多くの知見を得た。</p>	日本電気 株式会社 岡本章 氏
14:50～15:20	<p><b>「宇宙機器へのHALTの活用 —民生機器(部品)転用スクリーニング試験—」</b></p> <p>HALTは、「合格打ち切り型」の従来の試験とは異なる「弱点顕在化試験」であり、目的は「未然防止」である。海外メーカーは信頼性試験の前にHALTを行い新製品の短期開発、コスト低減に活用している。特に自動車業界は、グローバル化による玉石混交の現地部品の短期スクリーニングに活用している。宇宙機器への活用方法を事例を含めて解説する。</p>	株式会社 東陽テクニカ 川上 雅司 氏
15:20～16:10	休憩・ポスターセッション(後述)	
16:10～16:40	<p><b>「保持解放機構作動時の衝撃応答予測技術」</b></p> <p>人工衛星搭載機器の信頼性向上・開発期間短縮を目的に、保持解放機構作動時に発生する衝撃振動の予測技術を開発している。本発表では、バンドクランプを使用した人工衛星-ロケット分離時に生じる衝撃振動の発生メカニズムと予測技術、および太陽電池ハドル・アンテナ展開に使用されるロッドカッター作動時に生じる衝撃力の発生メカニズムと予測技術について紹介する。</p>	三菱電機 株式会社 北村 徹 氏
16:40～17:10	<p><b>「筑波大学超小型衛星 ITF-1「結(ゆい)」の紹介と今後の展望」</b></p> <p>間もなく打上げが予定されているGPM相乗り衛星として、筑波大学初の超小型衛星ITF-1「結(ゆい)」を開発中である。衛星信号受信の共有体験を持つ人々のネットワークを構築しようというユニークな衛星である。プロジェクトでは、人材育成を大学衛星の必須要素と考え、新しい試みを投入した。次号機以降の開発においても、宇宙工学の総合工学的魅力と宇宙が相手の厳しさを実践的に学ぶ場を提供していくことを考えている。</p>	筑波大学 准教授 亀田 敏弘 氏
17:10～17:40	<p><b>「宇宙開発に関する海外試験標準及び試験技術の動向」</b></p> <p>近年、宇宙開発は従来の国家プロジェクトの位置付け以外に民間商用ベークスの宇宙機や中小企業及び大学衛星など様々な宇宙への活動が盛んであり、開発コストと信頼性との両立性が重要な課題となっている中、欧米や日本では、試験標準の改定が活発となっている。本発表では、JAXAや海外における試験効果に関する検討並びに宇宙機一般試験標準改定の活動及び最新の試験技術動向について紹介する。</p>	宇宙航空研究開発機構 環境試験技術センター 施 勤忠 氏
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:2000円)	

表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)

番号	題目及び概要	出展者
WS11-P01	<p><b>「環境試験の有効性検討」</b></p> <p>効果的で効率的な地上試験を実現していくことを目的に、軌道上不具合および地上試験不具合の分析結果から地上における環境試験の有効性についての検討を進めている。ここでは初期検討として実施した機械環境試験・熱試験の試験有効性検討結果と、本検討の今後の展望について紹介する。</p>	丹羽 智哉
WS11-P02	<p><b>「コンポーネント衝撃試験の省略に向けた検討」</b></p> <p>コンポーネント衝撃試験の省略に向けた検討を進めており、将来的には宇宙機一般試験標準への適用を行う予定である。ランダム振動応答環境が衝撃応答環境よりも大きい場合、衝撃試験よりもランダム振動試験の方が衝撃損傷ポテンシャルが高い(耐衝撃性確認に対してクリティカルな試験である)と言える。ここでは、コンポーネントの衝撃規定スペックとランダム振動規定スペックから、衝撃損傷ポテンシャルを比較し、衝撃試験の省略の判断を行う方法についての概略を紹介する。</p>	丹羽 智哉 梶川 隆史
WS11-P03	<p><b>「次世代赤外線天文衛星SPICA搭載機器のランダム振動環境の予測解析」</b></p> <p>ロケット打上げ時に音響加振を受けるSPICA搭載機器に対し、音響振動予測手法であるFEA-SEA統合法を用いた、搭載面インターフェース点におけるランダム振動環境の予測解析・検討結果を紹介する。本検討では、ランダム振動環境の予測解析に加えて、搭載機器の内部応答に対するフォースリミット条件の適用を含めて環境条件の検討を行った。</p>	赤城 弘樹
WS11-P04	<p><b>「30kWキセノンランプの長寿命化開発と成果の展開」</b></p> <p>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エラーの検出等を目的として、スペースチャンバで熱真空試験を実施している。筑波宇宙センターの大型スペースチャンバ(13mΦ、8mΦ)はソーラシミュレータを有しており、太陽光を模擬することができる。環境試験技術センターでは、ソーラシミュレータの光源であるキセノンランプの長寿命化開発を実施しており、その開発結果と成果の展開について紹介する。</p>	丸山 健太
WS11-P05	<p><b>「スペースチャンバ内の粒子状コンタミネーション環境について」</b></p> <p>スペースチャンバ内の粒子状コンタミネーション環境の把握と低減を目的に、熱真空試験中の粒子状コンタミネーションの計測を継続的に行っている。ここではスペースチャンバ内とクリーンルームの粒子状コンタミネーション環境の違いと、熱真空試験中の粒子状コンタミネーションの低減方法について紹介する。</p>	高橋 大祐
WS11-P06	<p><b>「チャンバ内カメラの開発と実試験への活用構想」</b></p> <p>環境試験技術センターでは、大型スペースチャンバでの活用を目的とした、熱真空試験中の供試体の状態を光学的に監視することのできる、真空対応のチャンバ内カメラの開発を進めております。ここでは、カメラ開発の目的と、進行状況の概略及び、活用構想の紹介する。</p>	山下 剛正
WS11-P07	<p><b>「試験検証用チャンバの供用化」</b></p> <p>従来JAXAで使用してきた試験検証用チャンバについて、大学や産業活性化のために平成25年9月以降は供用試験設備として使用することにした。 検証試験用チャンバの仕様や金額等について紹介する。</p>	大地 泰裕
WS11-P08	<p><b>「電波試験設備第2無反射室 電波吸収体整備」</b></p> <p>老朽化が進む電波試験設備第2無反射室の電波吸収体について、コンタミネーション発生の抑制、電波吸収性の向上等を踏まえた更新整備を実施、またユーザに対して運用性向上を図るべく各種附帯設備の整備を行った結果を紹介する。</p>	各務 裕佳子
WS11-P09	<p><b>「供用可能試験設備の紹介」</b></p> <p>供用試験が可能な試験設備、これまでの利用実績、利用料金、また、実際に供用試験に入るまでの流れ等を簡単に紹介する。</p>	今村 一希

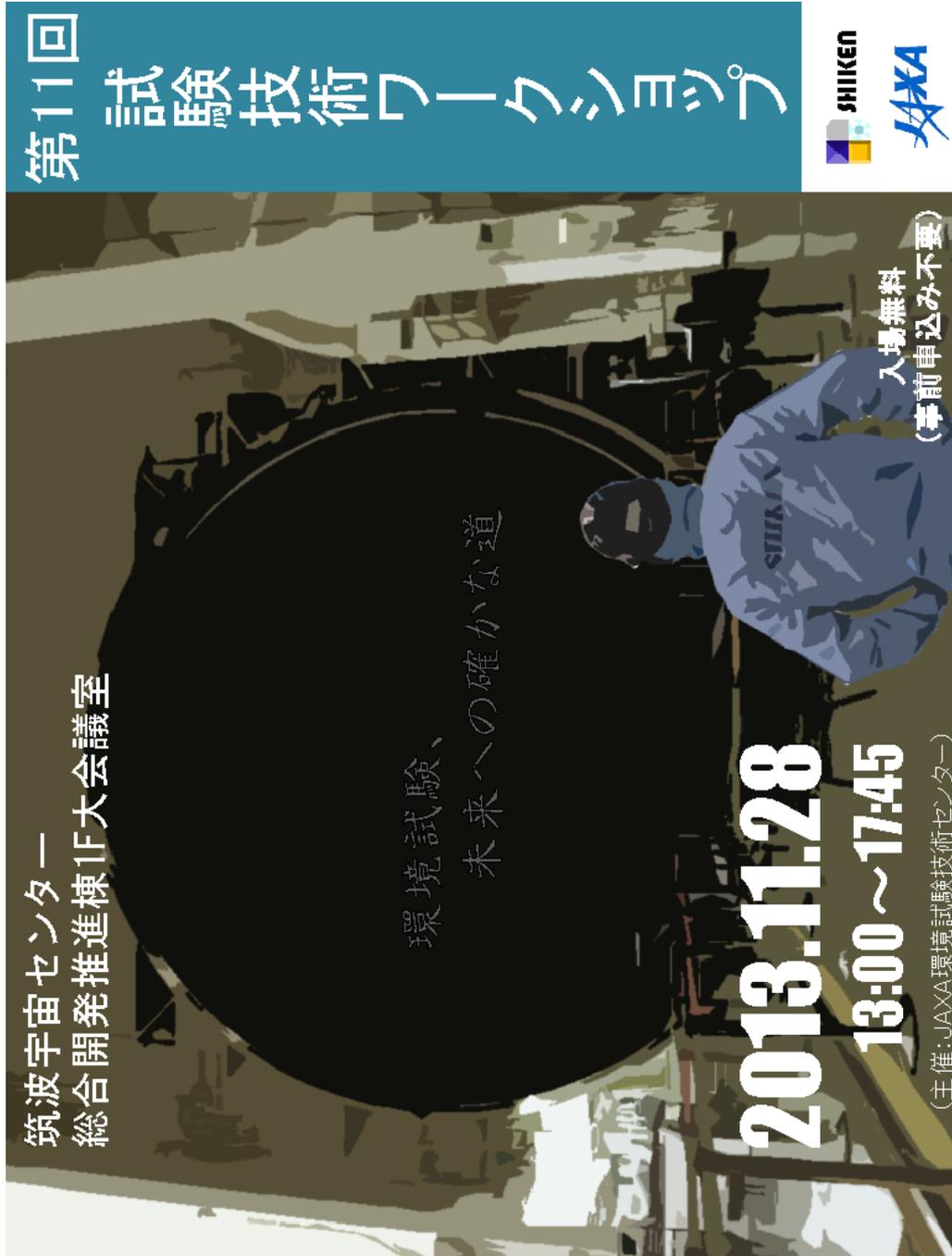


図1 宣伝ポスター

## 5. 講演内容

### 5.1. 開会挨拶

宇宙航空研究開発機構

山本 静夫 理事

JAXA の理事をやっております山本でございます。よろしくお願いいたします。本日は第 11 回目になります試験技術ワークショップを開催させていただきます。多方面の方々にご参加いただき誠にありがとうございます。特に各方面の試験に対するプロフェッショナルにご講演いただくということで、ご講演者の方々には重ねて御礼申し上げます。

私ども JAXA は 10 月で 10 周年を迎えました。10 年前に JAXA 3 機関統合いたしました時は、ロケットの打ち上げの失敗ということもあり、また衛星・科学衛星にとっても難多き出発でありました。一方で最近はといいますと、ロケットの連続の打ち上げ成功、ミッションにつきましても上手くいっている状況であります。これは打ち上げの前に徹底的に試験を行いリスクを最低限にするといったことが基本となりますが、ひとえに皆様方のご尽力により成功につながっていると確信しております。

一方、私ども JAXA の周辺の一つの変化といたしましては、この 1 月に国は宇宙基本計画を新しく作り直しました。その宇宙基本計画の柱の一つは利用の拡大です。この利用の拡大にはミッションの成功というのが必須でありまして、こういった重責を皆さまと一緒に乗り越えていければと思っております。成功は続いておりますが、他の国に比べますと、まだまだ打ち上げの機会が少ないため、安心することなくますます気を引き締めてやっていかないとはいけません。利用の拡大の中の一つの要素は、衛星が身近になる、敷居を下げることだと思っておりますが、この敷居を下げる一つの要因に衛星のコストを下げていくという課題、そして試験というのが重要なファクターとなります。試験はやればやるほどリスクは減りますが、コストとどう見合わせていくか、そういったところが一つの技術力になるかもしれません。そういった意味で、試験というのはこれからますます重要性を増していくと考えております。

世界的に各宇宙機関において試験の標準化というのも進めていますが、その中で日本がやってきた試験のやり方というのかなり国際的に認知され評価されつつあると各国から報告されています。本日はそういった試験技術のますますの充実の一助になればと思っております。また加えてこれからも皆さま方のご協力ご支援を賜りたく思っておりますのでどうぞよろしくお願いいたします。



ワークショップ会場

## 5.2. イプシロンロケット用衛星フェアリングの 開発について

宇宙航空研究開発機構

宇宙輸送ミッション本部

宇宙輸送系要素技術研究開発センター

伊海田 皓史 様

第11回試験技術ワークショップ、筑波宇宙センター



## イプシロンロケット用衛星フェアリングの開発について

宇宙航空研究開発機構 宇宙輸送ミッション本部  
宇宙輸送系要素技術研究開発センター  
伊海田 皓史

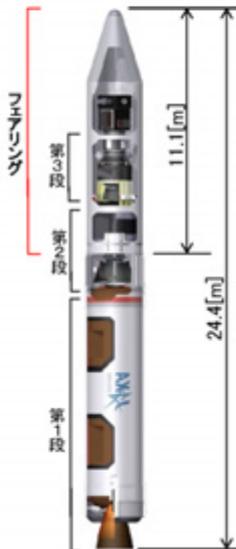
2013年11月28日(木)  
筑波宇宙センター

### 目 次



- イプシロンロケット概要
- ペイロードフェアリング概要
- 要素試験概要
- 実機大開発試験
- 射場オペレーション
- フライト結果
- まとめ

## イプシロンロケット概要(1/2)



- 高性能と低コストの両立を目指し、JAXAにて開発を実施した固体ロケット。
- 新しい時代にふさわしい宇宙輸送システムへと進化・発展させ、ロケットの打ち上げをもっと手軽なものにして、宇宙への敷居を下げることを目的としている。
- 2013年9月14日に試験機の打上げを実施。SPRINT-Aを計画通りの軌道へ投入することに成功しミッションを達成した。
- イプシロンロケット用フェアリングは、衛星及びロケット上段組立を収納する形態である。

2

## イプシロンロケット概要(2/2)



- ・全体の重さ: M-Vロケットの約2/3
- ・打上げ能力: M-Vロケットの約2/3
- ・技術の革新: 自律点検による発射準備作業の簡素化

項目	諸元	
ロケット	イプシロン (E-X)	M-V
機体構成	3 段式 (PBS追加可)	3 段式 (第4段追加可)
直径	2.5 m	2.5 m
全長	約 24 m	約 31 m
全備質量	約 91 ton	約 140 ton
打上げ能力*	LEO: 1.2 トン	LEO: 1.8 トン
打上げ年度	初号機 2013年	1996~2006
打上げ場所	内之浦宇宙空間観測所 (USC/JAXA)	

\*LEO: 地球周回低軌道に換算した能力

3



- イプシロンロケット概要
- ペイロードフェアリング概要
- 要素試験概要
- 実機大開発試験
- 射場オペレーション
- フライト結果
- まとめ

4

## ペイロードフェアリング概要(1/3)

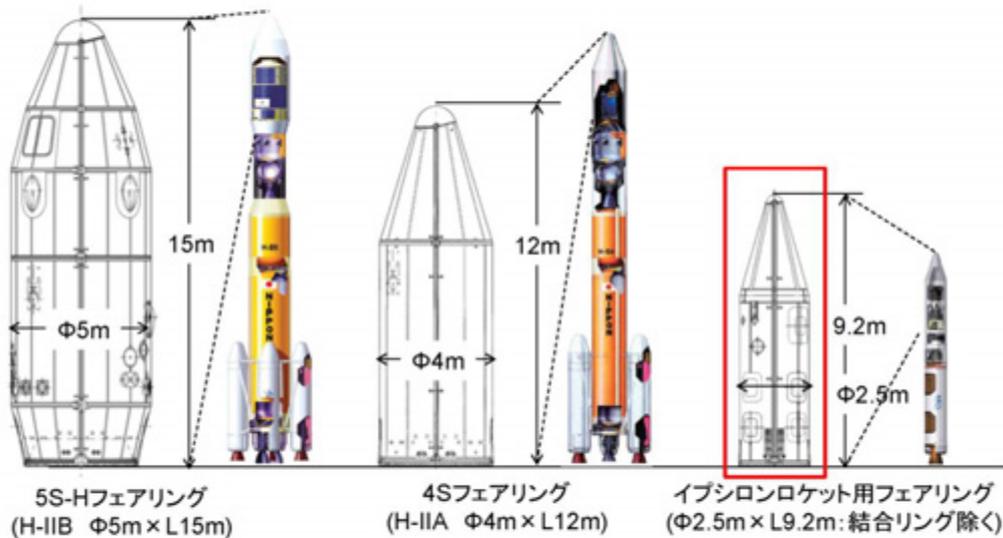


- ロケット打ち上げ直後, および飛行時に発生する音響、振動、温度環境から衛星を保護し、大気圏外に出るとロケットからの点火信号により分離機構が作動し、機体から離脱するサブシステム。



5

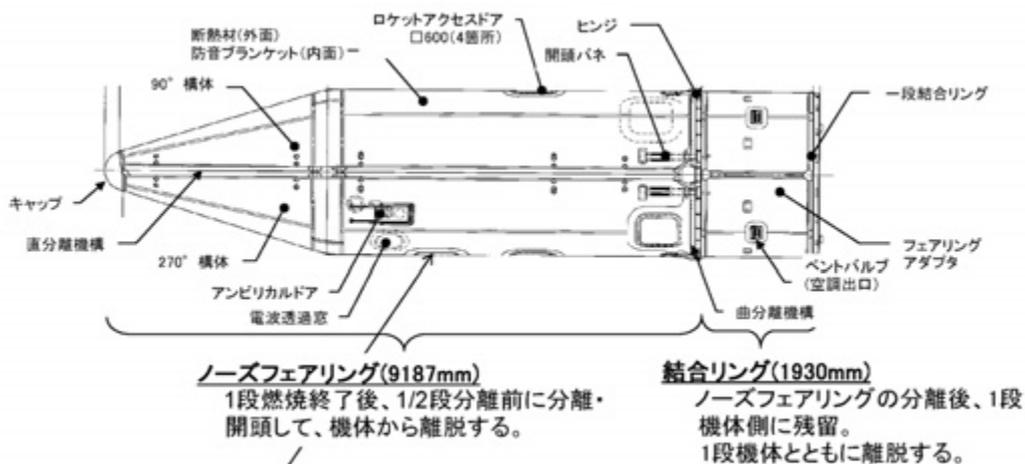
### ペイロードフェアリング概要(2/3)



- H-II A/Bロケット用衛星フェアリングでフライト実績のある基盤技術を活用
- 上記に加えて衛星への柔軟な対応, 運用性向上の技術を新規開発

6

### ペイロードフェアリング概要(3/3)



#### ペイロードアクセスドア

- 衛星にアクセスするためのドア
- 衛星の要望に応じて、設置可能範囲内の任意の位置に設置可能
- ドアサイズは□600mm、φ350mm、φ180mmの3種類
- ドアへの最終アクセスは、**打上げ3時間前まで可能**
- 全ペイロードアクセスドアのクローズに要する時間は**20分以内**

7



- イブシロンロケット概要
- ペイロードフェアリング概要
- **要素試験概要**
- 実機大開発試験
- 射場オペレーション
- フライト結果
- まとめ

8

## イブシロンロケットフェアリングの開発概要



イブシロンロケット用フェアリングの開発方針は下記(1)~(4)の通りであり、下記を達成するため各種設計および新規技術開発を実施した。

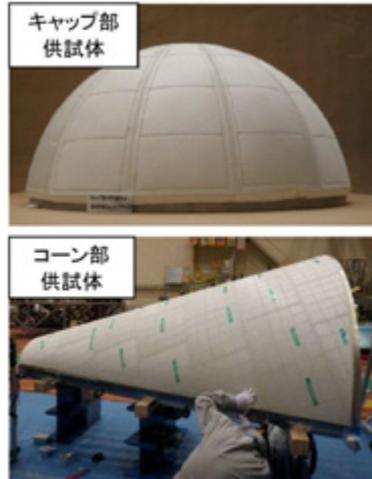
- (1) 衛星ミッションへの柔軟な対応
  - ◆ 半殻一体成形パネル、シート貼付方式の断熱材、取扱い容易なペイロードアクセスドアを採用することにより、製造期間を短縮し高頻度・発注後短期間での打上げに対応
  - ◆ また衛星用のアクセスドア位置決定時期を、打上げ約6ヵ月前まで対応可能とした
- (2) 運用性向上
  - ◆ 射場搬入後の作業期間及び衛星の最終アクセス完了から打上げまでの時間を短縮
  - ◆ 分離後着水したノーズフェアリングが船舶航行に支障のある海上浮遊物とならないよう、透水/排気が可能なフェアリング構造を新規開発
- (3) コスト低減
  - ◆ 半殻一体成形や樹脂性防音ブランケット(H-II B開発品)等を採用し、性能を向上させつつ、製造コストを低減した
  - ◆ 射場AGEや輸送形態/方法を簡素化し、運用コストを低減した
- (4) 信頼性確保
  - ◆ H-II A/Bロケットで実績のある分離・開頭方式を採用し、信頼性を維持した

9

## シート貼付型断熱材(1/2)



- シリコンフォーム断熱材(衛星ミッションへの柔軟な対応、耐熱性能向上)
  - イプシロンロケットの空力加熱条件に対応でき、製造工程の柔軟性(ペイロードアクセスドア取付の後工程化が可能)を実現できる貼付方式のシリコンフォームの断熱材を新規開発 → ドア位置決定は**打上げ約6カ月前(最短4ヶ月前)**まで対応可能



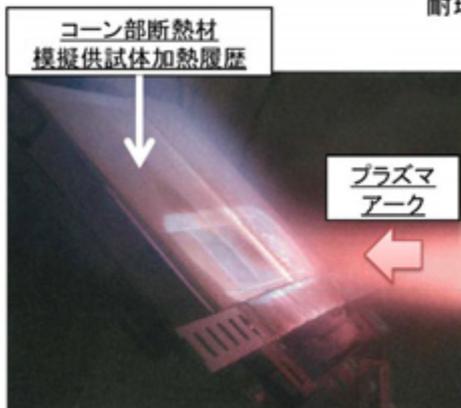
断熱材施工状況(左:実機全体 右:開発試験時供試体)

10

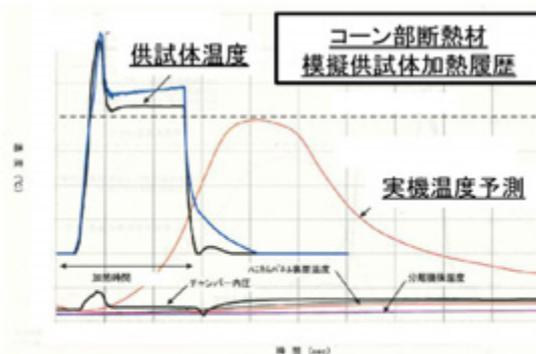
## シート貼付型断熱材(2/2)



- 要素レベルの試験として以下を実施し、フライト環境下で問題がないことを検証した。
  - ✓ 試作試験 → シート貼付方式の断熱材施工性の確立、および検査手法の検証
  - ✓ 耐環境性確認試験 → 熱真空試験、分離衝撃試験、降雨試験等を実施。  
製造～フライトまでの全フェーズに対して断熱材の耐環境性に問題がないことを検証



熱真空試験実施時の状況



供試体の加熱温度履歴

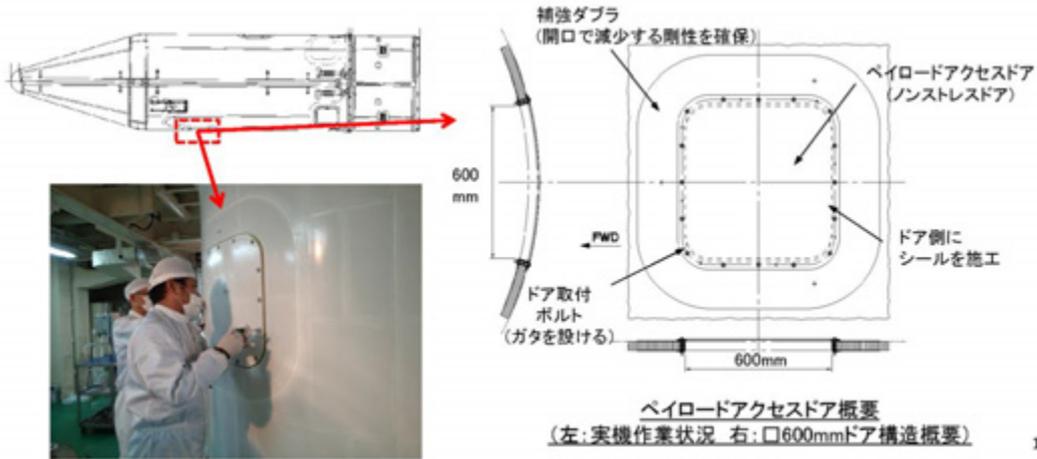
11

## クイックアクセスドア(1/2)



### ■ 板金構造のノンストレス(荷重を伝達しないドア)アクセスドア

- ▶ ドア取付ボルトの本数を減らし、ドア側にラバーシールを施工することで、打上げ時のドアクローズ作業を**20分以内**に完了可能。
- ▶ また衛星最終アクセス完了から打上げまでを**3時間**を達成可能なことを確認。

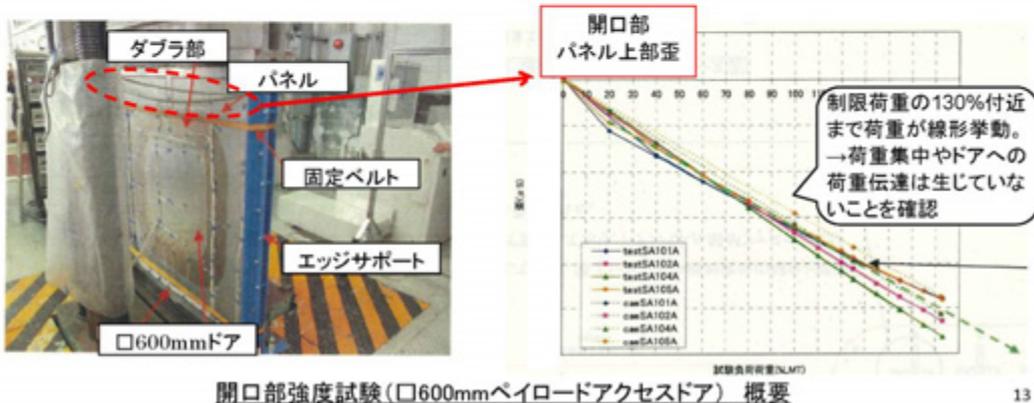


12

## クイックアクセスドア(2/2)



- ▶ 以下の要素試験を実施し、設計妥当性を検証した。
  - ✓ シール性確認試験
    - 板金構造のシール付ドアの水密性を確認する観点から、散水試験(降雨想定)と圧力負荷試験(ペンティング荷重想定)を実施し、設計妥当性を確認した
  - ✓ 部分構造強度試験
    - ドアによる開口に対する荷重分布、およびペイロードアクセスドアへの荷重伝達が設計通りであるか確認した



13

## 半殻一体成形



### ■ 半殻一体成形の適用

- 信頼性向上、製造コスト削減などの観点から部品点数を削減し、製造プロセスをシンプルにしていくことが、今後のロケット開発の発展のために必須である
- イプシロンフェアリングでは部品点数削減(信頼性向上・製造コスト削減)を目的として、シリンダ部とコーン部を分割しない半殻一体成形を採用
- 過去のKHIの研究開発成果を活用し、肩部(コーン部とシリンダ部の連結部)の3次元成形を実現することにより、上記半殻一体成形を達成した



実機大試作試験時における成形状況 (左: パネル成形後 右: 積装品取付後)

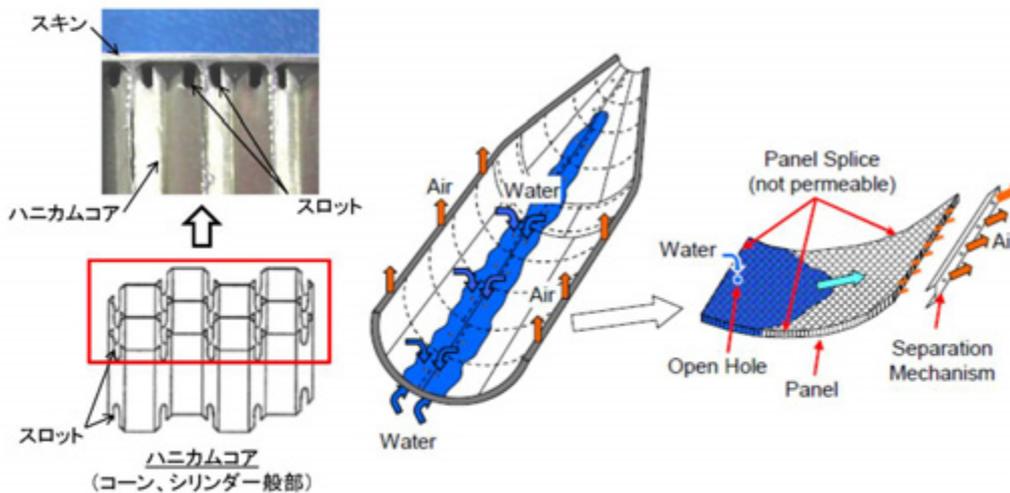
14

## 水没化対応パネル(1/3)



### ■ 水没化対応パネル

- フェアリング分離/海上着水後、船舶の航行に支障のある海上浮遊物とならないようパネル内面に浸水孔を設け、セル壁にスロットを設けたハニカムコアを採用して透水/排気を可能とし、水没性を有するフェアリング構造を新規開発した

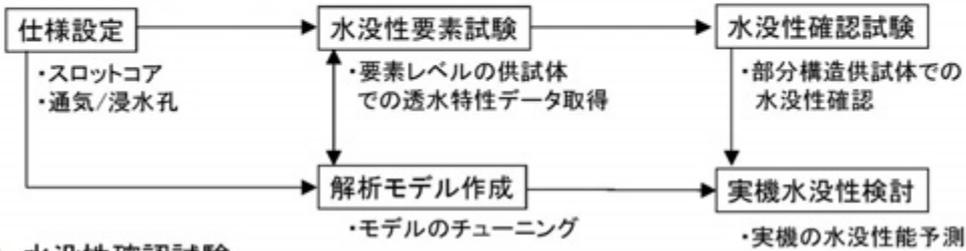


15

### 水没化対応パネル(2/3)



#### ■ フェアリング透水構造の開発フロー



#### ■ 水没性確認試験

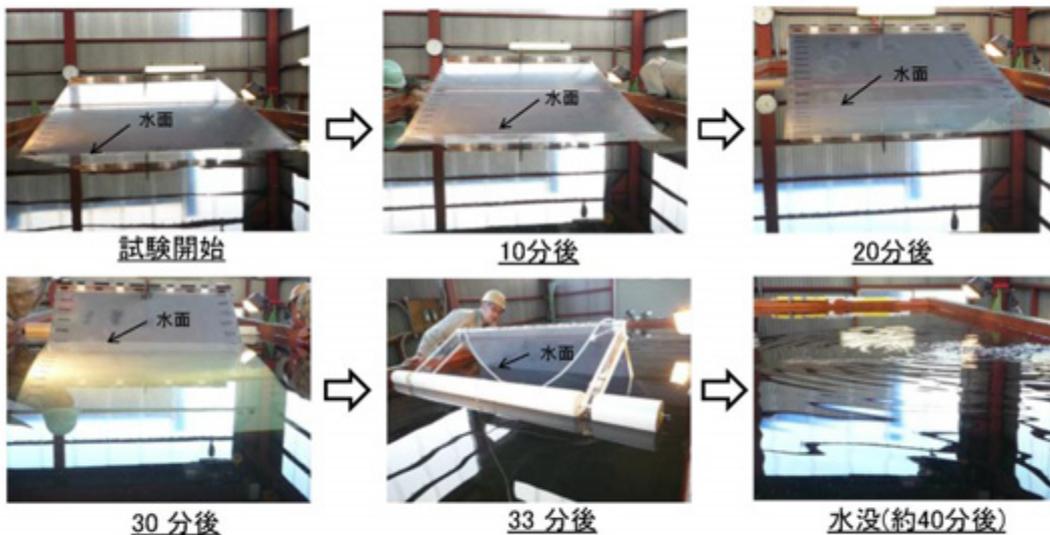
部分構造供試体(1200mm×2000mm)を大型水槽に浮かべ、パネルへの透水/排気性能を確認した。



### 水没化対応パネル(3/3)



#### ■ 水没性確認試験の状況



➤ 設計した透水構造が妥当であることを確認し、水没に至る姿勢/時間のデータを取得。実機の水没時間予測解析に反映した。



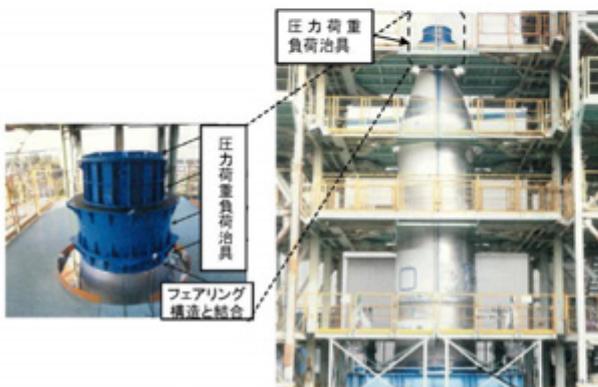
- イブシロンロケット概要
- ペイロードフェアリング概要
- 要素試験概要
- 実機大開発試験
- 射場オペレーション
- フライト結果
- まとめ

18

## PM強度試験(1/2)



- PM試作試験
  - PM(プロトタイプモデル)を試作し、製造性確認、質量特性等の確認を実施した。
- PM強度試験
  - 強度試験に先立ち実機大供試体に散水を実施しシール設計の妥当性を確認した。
  - 実機荷重を模擬した圧力、せん断荷重、軸圧縮荷重を各評定部位(キャップ部・シリンダ上端部、フェアリング下端)に負荷し、構造設計/解析の妥当性を確認した。



ノーズキャップ外圧試験概要



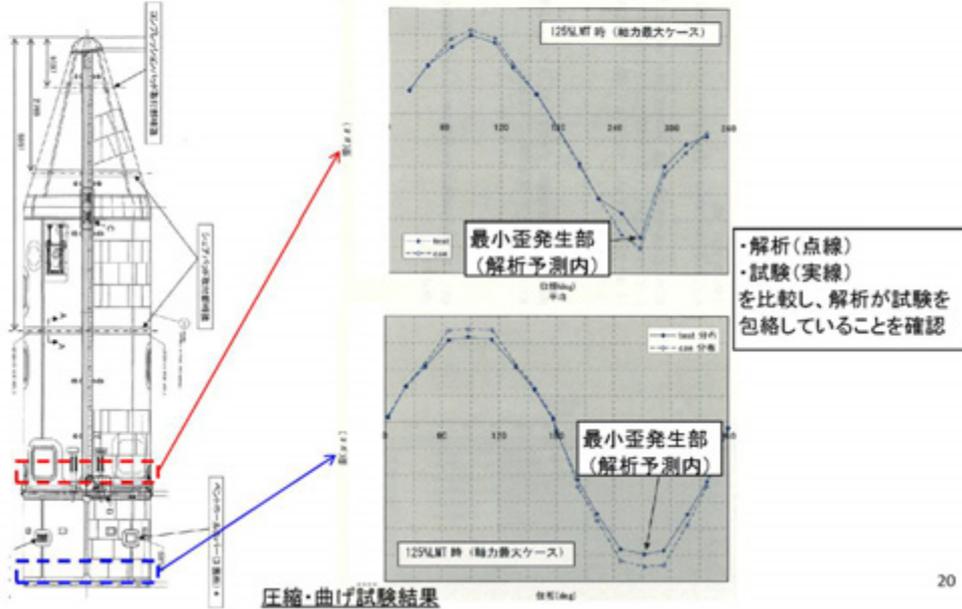
圧縮・曲げ試験概要

19

### PM強度試験(2/2)



- ▶ フライト荷重を模擬した実機大試験において、事前の解析予測と試験結果が良好に一致し、解析モデルが妥当であることが確認された。試験結果概要を下図に示す。



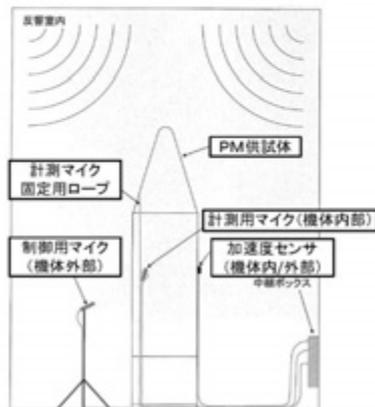
20

### PM音響試験(1/3)



#### PM音響試験

- ▶ 環境技術試験センターが所有する1600m<sup>3</sup>音響試験設備を用いて、防音ブランケットを装備した実機大供試体を設備内に入れ、実機打上げ時を想定した外部音響を負荷して音響減衰データの取得/評価、フェアリング各部の耐環境性データを取得した
- ▶ 試験状況は下図に示す通り



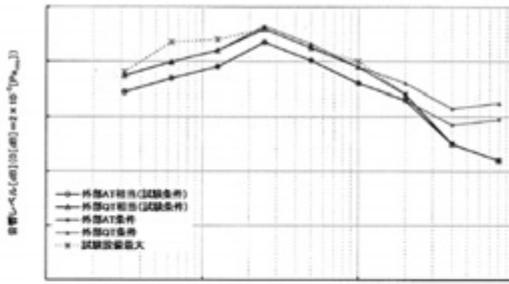
PM音響試験(左:試験方法概要 右:試験状況)

21

### PM音響試験(2/3)

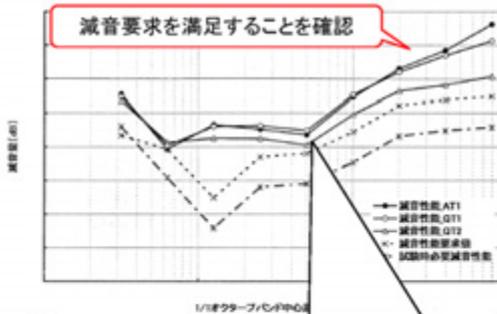


- ▶ 試験は2形態(ブランケット貼付面積を2パターン変化させて)で計3回実施した。  
(AT条件×1回、QT条件×2)
- ▶ PM音響試験における音響負荷レベル、およびフェアリング減音性能を下図に示す。



1/1オクターブバンド中心周波数[Hz]

PM音響試験レベル



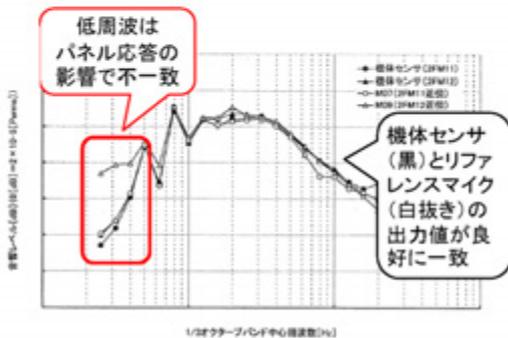
減音性能の差は、防音ブランケットの取付形態の差異によるもの(特に高周波領域)

フェアリング減音性能

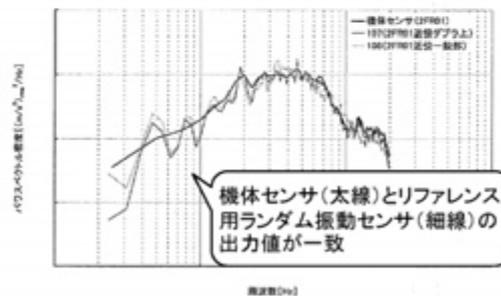
### PM音響試験(3/3)



- ▶ 機体の音響センサと、リファレンスマイク(フェアリング内壁近傍に配置)を比較し、機体センサの艙装方法(データ取得方法)に問題がないことを確認した
- ▶ フェアリングパネル上の121点で加速度データ(ランダム振動データ)を取得し、機体センサ艙装方法、およびフェアリングランダム振動条件設定の妥当性を確認した



試験結果(フェアリング内部音響レベル)  
機体センサ v.s. リファレンスマイク



試験結果(ランダム振動レベル)  
機体センサ v.s. ランダム振動センサ

## PM分離放てき試験(1/2)



### ■ PM分離放てき試験

- ▶ 実機大供試体に分離機構用の火工品を装備し、フライトと同様のシーケンスで火工品を作動させ、フェアリングを開頭させる試験を実施した
- ▶ 分離機構・開頭機構の設計の妥当性を確認するとともに、フェアリング各部の分離衝撃環境のデータを取得し、衛星への衝撃環境が規定値以下であることを確認した



PM分離放てき試験

24

## PM分離放てき試験(2/2)



### ■ 試験状況



25



- イプシロンロケット概要
- ペイロードフェアリング概要
- イプシロンロケットフェアリングの開発概要
- 開発試験結果
- 射場オペレーション
- フライト結果
- まとめ

26

## 射場オペレーション



- ハンドリング訓練
  - 初の射場オペレーションのリスク管理の観点から、実機大供試体を用いてフェアリング結合作業 → VOS(1段モータへの搭載)の一連の作業のリハーサルを実施
- 試験機用フェアリング全殻結合・VOS作業
  - リハーサル通り、試験機のフライト品についても良好に結合作業を完了した。
  - 衛星へのアクセス性について**計画通り3時間前までアクセスが可能**であること、および**ドアクローズが20分以内に完了可能**であることを確認した。



フェアリング全殻結合

フェアリングVOS  
(1段モータへの搭載)ドアクローズ作業  
(口600ドア：打上げ当日)

27



- イプシロンロケット概要
- ペイロードフェアリング概要
- 要素試験概要
- 実機大開発試験
- 射場オペレーション
- フライト結果
- まとめ

28

## 試験機フライト結果(1/5)



- フライト結果
  - イプシロンロケット試験機は2013年9月14日に打上げを実施し、衛星を計画通りの軌道に投入することに成功した
  - フェアリングには分離確認、温度、音響、圧力、ランダム振動の各センサが搭載されており、各データとも良好に取得できた
  - データ評価の結果、設計想定外の事象が発生しておらず、イプシロンロケット用フェアリングが設計意図通りの機能を発揮したことが確認できた。

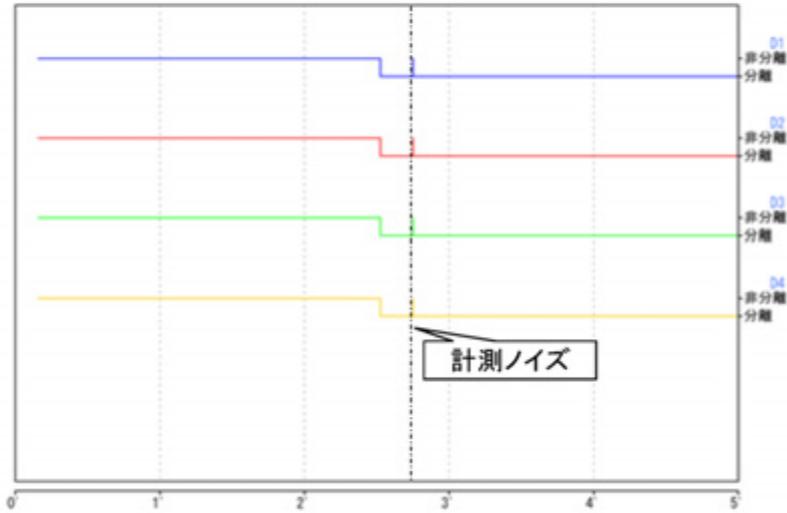


試験機打上げ状況

ランチャ旋回後の状況(9月14日)

29

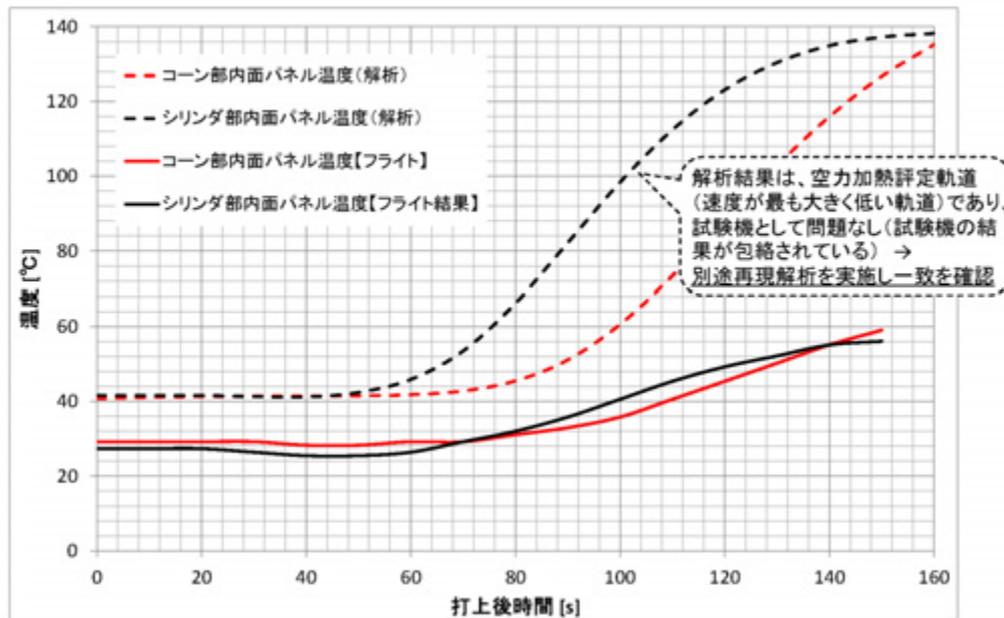
### 試験機フライト結果(2/5)



フライトデータ(分離信号出力履歴)

30

### 試験機フライト結果(3/5)



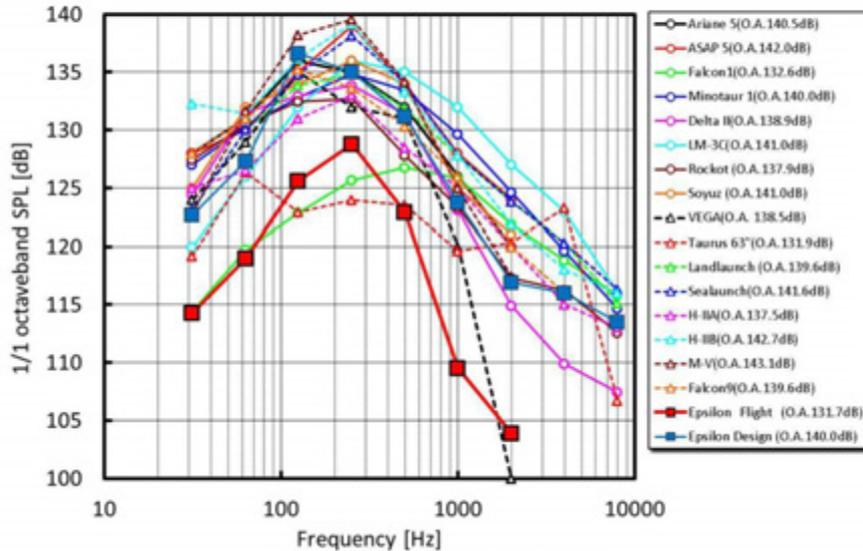
フライトデータ(温度履歴)

31

### 試験機フライト結果(4/5)



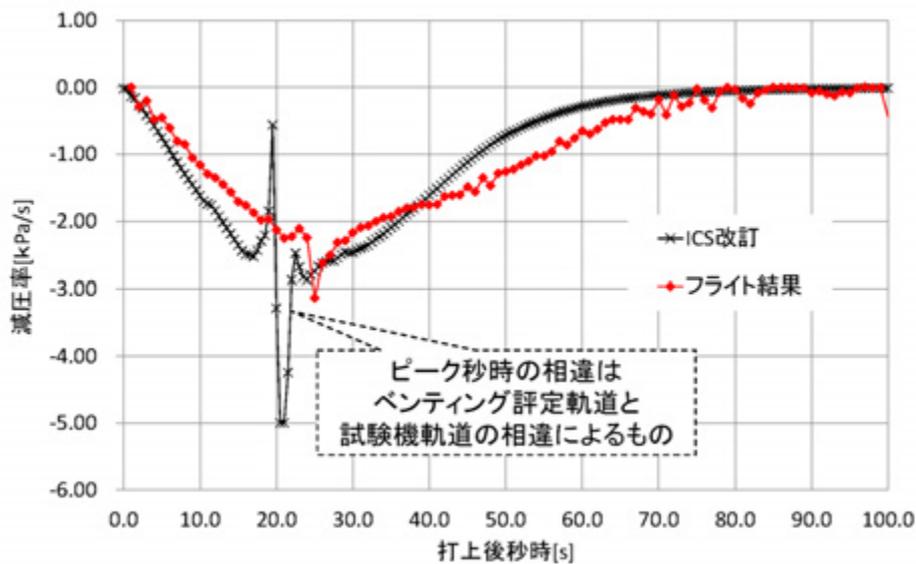
- 外部音響の低減+フェアリング(含:防音ブランケット)減音効果により、世界最高峰の音響レベルを達成



フライトデータ(フェアリング内部音響)  
他機種との比較

32

### 試験機フライト結果(5/5)



フライトデータ(圧力)

33



- イプシロンロケット概要
- ペイロードフェアリング概要
- イプシロンロケットフェアリングの開発概要
- 開発試験結果
- 射場オペレーション
- フライト結果
- まとめ

34

## まとめ



- イプシロンロケットフェアリングはH-II、H-IIA、H-IIBの開発と運用を通じて蓄積してきた基盤技術を活用して信頼性を確保するとともに、新規技術を適用してミッション対応への柔軟性向上、運用性向上、コスト低減に革新的な進歩を達成したと考える。
- 環境条件は、音響をはじめIGS規定に対し余裕のあるフライト結果となっており、次号機に向けた緩和を検討中。
- 2号機、3号機に向けて試験機の射場オペレーションおよびフライト結果から抽出された課題を改善していくとともに、更なる低コスト化と運用性向上に向けた改良について検討を進める。
- 今後開発が予定されるロケットについても、イプシロンロケット用フェアリングで獲得した技術を適用していきたい。

35

## 質疑応答

### 質問者① JAXA OB 吉田様

ベンディングのご説明があったが、遷音速時の衝撃の評価はどのようになっているか。

### 発表者

外部の圧力センサを装備していなかったため、直接的なデータの比較はできていないが、内部の減圧率から衝撃波がベントバルブの上を通過したタイミングを推定している。この件については、ほぼ想定通りの結果となったことを確認している。

### 質問者

フェアリングについて H-IIA、IIB と同様にハニカム構造で製造されているということであるが、噂では意外とコストがかかっているため将来的にはコストを下げたいということを知った。このあたりの検討について教えていただきたい。

### 発表者

実績と製造方法から、今回もアルミハニカムサンドイッチ構造を適用した。剛性強度については良いものであることは間違いないが、これに拘り続けるのではなく、今後の検討では、色々とトレードオフした上で決めていきたいと考える。

### 質問者② JAXA 環境試験技術センター 三枝様

23 ページの音響試験のマイクロフォンについて、搭載したマイクロフォンの種類はピエゾマイクロフォンか。また、データからは高周波の一致が確認できないが、どう評価しているか。

### 発表者

ピエゾ型と認識しているが、念のため確認し、間違っていた場合は後程連絡する。高周波はご指摘の通り合っていないが原因究明中である。ただし、2000kHz 以上は評価対象外

### 質問者

ピエゾは 5kHz くらいから周波数特性が上がっていくため、8k-10kHz では数 dB 上がる可能性があるため注意が必要である。

### 発表者

ご指摘の通りであるため、今後の検討に反映していきたい。ただし、フライトデータとしては 2000kHz 以上は取得が厳しいため、地上試験では評価対象外としている。

質問者③ JAXA 環境試験技術センター 施様

フライトデータと地上試験データの比較から、フライト環境が拡散音場であるか否かの検討を進める計画はあるか。

発表者

フライトデータと地上試験データのレベルに差があるのは認識している。今後フライト環境条件の緩和にもつながるので、この様なデータを元に一緒に議論していきたい。

### **5.3. TURKSAT-4A、4B の開発について**

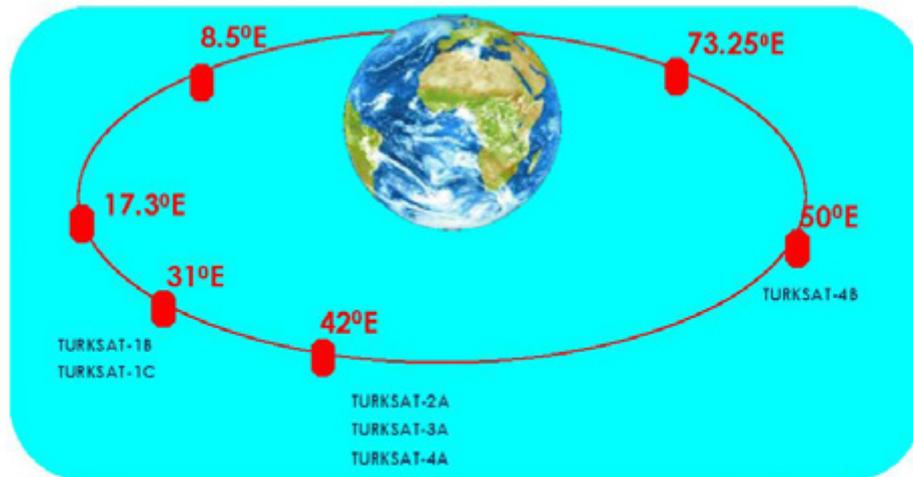
三菱電機 株式会社

鈴木 隆太 氏



**正式名称 : TURKSAT Satellite Communications, Cable TV, and Operations**

- ・トルコ国内における唯一の衛星オペレータ
- ・TV、ラジオなど放送、データ通信、移動体通信、Internet等の事業を展開



©2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORP. ALL RIGHTS RESERVED.

MITSUBISHI 三菱電機 **TURKSAT-4A/4B** Changes for the Better TK4-TJ-13-036

**プログラム概要**

**プロジェクト概要** プロジェクト開始日:2011年3月7日

- ・ ロケットおよび保険調達を含むターンキー契約

項目	契約物品	備考
1	Turksat-4A衛星	軌道上渡し
2	Turksat-4B衛星	軌道上渡し
3	地上運用設備1式	トルコ国内に設置
4	衛星シミュレータ	トルコ国内に設置

**<本プロジェクトの特徴>**

- 米国ILS社のプロトンによる打ち上げ
- DPP(Direct Participation Program)によるTurksatへの衛星製造教育の実施
- JAXA殿 筑波宇宙センターでのPFTの実施
- 衛星運用期間中の24時間/365日のライフタイムサポート(In-Orbit Technical Support)

本資料に示す情報は、三菱電機(株)に提供されるものです。  
顧客で複製又は第三者への開示を禁じます。

MITSUBISHI 三菱電機 **TURKSAT-4A/4B** Changes for the Better TK4-TJ-13-036

**DS2000概要**

DRTS、ETS-VIIIにおける開発成果を活用し、通信衛星バス DS2000として標準化  
—“DS 2000”ファミリーとしては軌道上に既に6機、計画中含め現在15機となっている。

- 保険事故につながる軌道上での不具合ゼロ
- 商用通信衛星のSB-C2及びST-2についても問題なく運用中
- 合計累積軌道上実績:36.7年(11/14現在)



本資料に示す情報は、三菱電機(株)に提供されるものです。  
顧客で複製又は第三者への開示を禁じます。

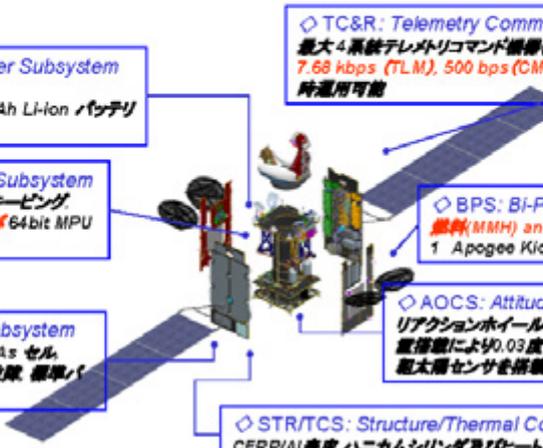
**MITSUBISHI**  
三菱電機

**TURKSAT- 4A/4B**

*Changes for the Better*  
TK4-TJ-13-036

DS2000の特徴

◇ 軌道寿命: 15年以上  
 ◇ 最大質量: 6,000 kg  
 ◇ 適合するロケット: Ariane-5ECA, Proton Breeze M, Sea Launch, Atlas, Falcon 9 etc.  
 ◇ 搭載ミッションヘリテージ: L, S, C, X, Ku, Ka 帯  
 ◇ 信頼性: 0.8以上



◇ TC&R: Telemetry Command and Ranging  
 最大4系統テレメトリコマンド線を搭載可能 標準ビットレート  
 7.68 kbps (TLM), 500 bps (CMD). TLM, CMD 及び RNG の同  
 時運用可能

◇ EPS: Electric Power Subsystem  
 100v 安定化ノイズ  
 最大電力12kW, 100-175Ah Li-Ion バッテリ  
 一搭載

◇ SCS: Satellite Control Subsystem  
 テレメトリコマンド処理, ハウスキーピング  
 MIL-STD-1553Bプロセッサ及び64bit MPU  
 (or HR5000) 搭載

◇ BPS: Bi-Propellant Subsystem  
 燃料(MMH) and 酸化剤(MON-3)の二液式  
 1 Apogee Kick Motor + 12 Thrusters

◇ APCS: Attitude and Orbit Control Subsystem  
 リアクションホイール4台構成, スタートラッカ及び慣性基準装  
 置搭載により, 0.03度の3軸姿勢決定精度を実現, 太陽補償に  
 太陽センサを搭載

◇ STR/TCS: Structure/Thermal Control Subsystem  
 CFRP/Al 表皮 ハニカムシリンダ及びヒートパイプ/パネル搭載

◇ SPS: Solar Power Subsystem  
 最大発電電力12-13 kW (GaAs セル,  
 EOL equinox, 1 ストリング故障 標準バ  
 ネル4枚構成)

4

**MITSUBISHI**  
三菱電機

**TURKSAT- 4A/4B**

*Changes for the Better*  
TK4-TJ-13-036

ロケットの概要



PROTON打ち上げ

- ILS社(International Launch Service)が提供する商用打上サービスにより、PROTONロケットにより打上予定。
- ロケットはロシアのクルニツェフ(KhSC)社製
- 打ち上げはカザフスタン共和国内のバイコヌール宇宙基地より実施。
- プロトンによる打上げは年間約10回前後実施している。
- 4A打上げは2014年第1四半期、4Bは第2四半期を計画している。

PROTON打ち上げ実績

打ち上げ	14/14	6/6	8/9	5/5	8/8	7/7	5/6	6/7	9/10	10/10	12/12	1/1
AC45												
Express-A												
USA2												
Comstar 25*												
Express-23												
Silva 1												
Galaxy 19												
Galaxy 20												
Galaxy 21												
Galaxy 22												
Galaxy 23												
Galaxy 24												
Galaxy 25												
Galaxy 26												
Galaxy 27												
Galaxy 28												
Galaxy 29												
Galaxy 30												
Galaxy 31												
Galaxy 32												
Galaxy 33												
Galaxy 34												
Galaxy 35												
Galaxy 36												
Galaxy 37												
Galaxy 38												
Galaxy 39												
Galaxy 40												
Galaxy 41												
Galaxy 42												
Galaxy 43												
Galaxy 44												
Galaxy 45												
Galaxy 46												
Galaxy 47												
Galaxy 48												
Galaxy 49												
Galaxy 50												

※本資料は機体設計、製造工程等に関する機密情報を含みます。機体設計、製造工程等に関する機密情報は、本資料に記載の通りです。

**MITSUBISHI**  
三菱電機

**TURKSAT- 4A/4B**

*Changes for the Better*  
TK4-TJ-13-036

地上/運用系

地上局位置		
	東経	北緯
GOLBASI	32.801	39.638
ODTU	32.790	39.873

**TURKSAT-4A/4B は2局運用**  
主局: GOLBASI  
副局: OTDU

衛星	サービス期間	寿命(年)	軌道位置	製造メーカー
-3A	2008-	20	42E	Thales Alenia Space Industries
-2A	2001-	15	42E	Alcatel Space Industries
-1C	1996-	10	31E	Aerospatiale Space Industries
-1B	1994-2006	10	31E	Aerospatiale Space Industries

本資料に示す情報は、三菱電機(株)に関するものではありません。顧客で提供又は第三者への開示を禁じます。

**MITSUBISHI**  
三菱電機

**TURKSAT- 4A/4B**

*Changes for the Better*  
TK4-TJ-13-036

プロフライト試験フロー

初期電気性能試験

初期アライメント確認

熱真空試験

機械環境試験

SAP/ANT取付

アライメント確認

推進系試験

最終電気性能試験

アンテナパターン試験

本資料に示す情報は、三菱電機(株)に関するものではありません。顧客で提供又は第三者への開示を禁じます。

<音響試験>

プロトン音響レベル  
(フライトレベル)

Center Frequency (Hz)	Acoustic Levels on Spacecraft (dB)	
	1/3 Octave Band	Full Octave Band
20	117.0	
31.5	123.0	126.6
40	127.0	
50	126.8	
63	127.0	
80	121.0	124.0
100	122.4	
125	121.3	126.7
160	132.1	
200	132.1	
250	132.1	126.3
315	126.8	
400	126.0	
500	127.0	121.9
630	126.0	
800	121.0	
1000	119.0	124.1
1250	117.0	
1600	114.0	
2000	112.0	117.7
2500	111.0	
3150	109.0	
4000	108.0	112.8
5000	107.0	
6300	105.0	
8000	104.0	109.2
10000	103.0	
OSLPA	141.8	141.8

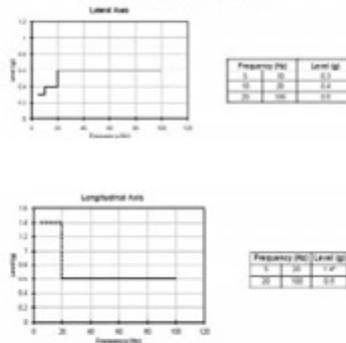
出典: ILB Proton Launch System Mission Planner's Guide

DS2000としてはじめてのプロトンによる打上げであるため、ロケット側(ILS及びKhSC)による試験立会い、試験条件、試験結果の確認を実施した。

試験結果は良好で、問題なく完了した。

<振動試験>

プロトン 衛星下端での正弦波入力  
(フライトレベル)



出典: ILB Proton Launch System Mission Planner's Guide

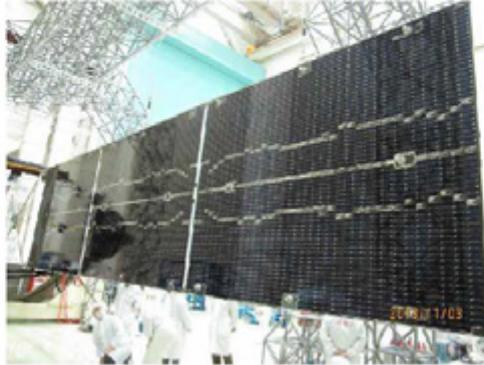
音響試験と同様に、DS2000として、はじめてのプロトン打上げとなるため、ロケット側(ILS及びKhSC)による試験立会い、試験条件、試験結果の確認を実施した。

柔結合解析の結果に基づき加振レベルの設定、ロケット側との調整確認、加振を実施し、無事終了することができた。

<b>MITSUBISHI</b> 三菱電機	<b>TURKSAT- 4A/4B</b>	<i>Changes for the Better</i> TK4-TJ-13-036
<b>プロトフライト試験概要</b>		

### <今後の予定>

4Aは機械環境試験後のSAP展開試験、ANT展開試験、推進系最終性能試験まで無事完了し、現在最終電気性能試験を実施中。今後鎌倉に輸送しアンテナ性能試験を実施後、射場へ搬送する予定。4Bについては現在熱真空試験を実施中。4Aと同様の試験フローを予定している。



4A SAP展開試験

本資料に示す情報は、三菱電機(株)に提供されるものです。  
漏洩や複製又は第三者への開示は禁じます。

10

<b>MITSUBISHI</b> 三菱電機	<b>TURKSAT- 4A/4B</b>	<i>Changes for the Better</i> TK4-TJ-13-036
<b>DPP概要</b>		

### 1.DPPの目的

TURKSAT ASがTURKSAT-4A/4B衛星システム設計・製造・試験に自ら参加(Direct Participation)することにより、将来自らが自国で通信衛星の設計・製造(アセンブリ・インテグレーション:A&I)・試験を行う為の能力を得ることを目的とする。

### 2. DPPの内容

弊社がDPP実施体制を構築し、最大15名の訓練生迎え、訓練を実施。

#### ●包括的訓練(座学)

- ・TURKSAT-4A/4B衛星システムの設計・A&I・試験・打上作業に関わる基礎的事項の講義
- ・TURKSAT-4A/4B衛星システム試験(含む射場作業)の詳細の講義(JAXA殿に実施して頂いているJAXA殿活動、施設紹介含む)

#### ●認定及び習熟訓練(座学及び実技)

- ・TURKSAT-4A/4B衛星システムA&Iに必要な技能に関わる実技訓練・認定
- ・TURKSAT-4A/4B衛星システム試験(含む射場作業)支援装置操作の実技訓練・認定

#### ●TURKSAT-4A/4B衛星システムA&I・試験・射場作業への直接参加訓練

TURKSAT-4A/4B衛星システムA&I・試験・射場作業のオブザベーション

TURKSAT A.S.が弊社作業要員の一人としてTURKSAT-4A/4B衛星システムA&I・試験・射場作業に参加し、包括的訓練及び認定及び習熟訓練を通じて得た知識・認定技能を展開するためのHands-on訓練

本資料に示す情報は、三菱電機(株)に提供されるものです。  
漏洩や複製又は第三者への開示は禁じます。

11

3. 弊社のDPP実施体制とDPP業務の確認

弊社 TURKSATプロジェクトの管理下の基、専任のDPPマネージャ(名称:MELCO DPP Manager)を配備し、その下に常時4名の技術者(名称:MELCO DPP Coordinator)を置いて日々のDPP業務を実施しているが、試験内容の説明等、必要に応じて専門技術者からの講義、又、オブザベーション現場にての作業者との質疑応答も行っている。

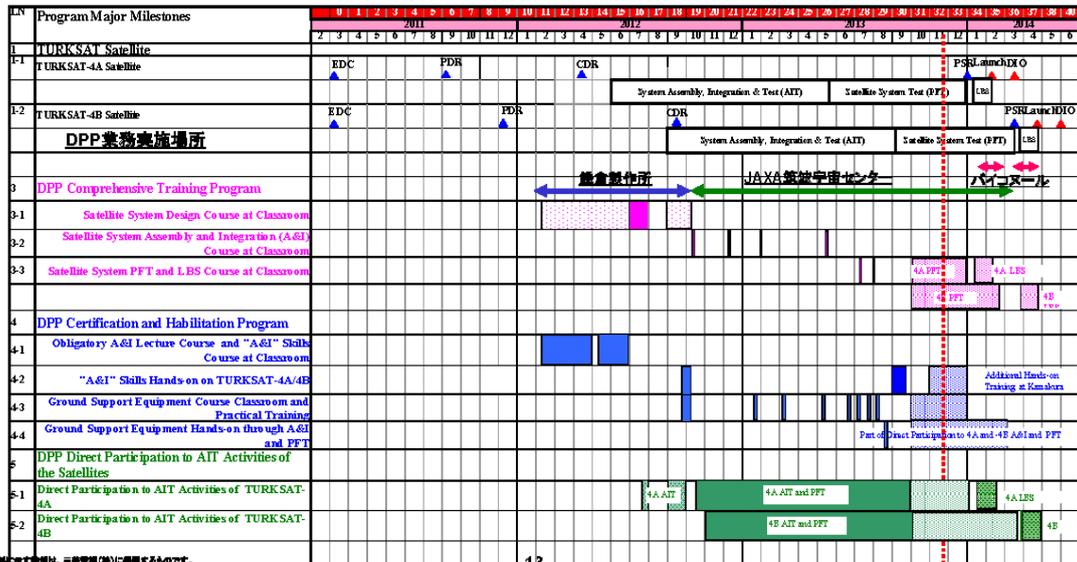
弊社はトルコ語の通訳者を選任し、TURKSAT DPPメンバーのみならず、家族の生活支援も行っている。

鎌倉製作所、JAXA殿筑波宇宙センターにおいても、MELCO DPP Manager、MELCO DPP Coordinatorが参加し、TURKSAT DPPメンバーと朝礼を行いその日のDPP業務の確認及び連絡事項の通知、週初めには週例を行いその週のDPP活動の予定の確認、及び月末には月例を行いその月のDPP活動の総括と翌月のDPP活動の予定を確認している。

本資料に示す情報は、三菱電機(株)に開示するものです。  
 漏洩や改ざんは第三者への開示を意味します。

4. DPP業務実績の概要

DPP業務実施の状況(実績と今後の予定含む)を下表に示す。



本資料に示す情報は、三菱電機(株)に開示するものです。  
 漏洩や改ざんは第三者への開示を意味します。

MITSUBISHI 三菱電機 TURKSAT- 4A/4B Changes for the Better TK4-TJ-13-036  
**DPP業務実績の概要**

4. DPP業務実績の概要 (続き)

DPP業務実施場所は、主に弊社鎌倉製作所、及びJAXA殿筑波宇宙センターである。  
 今後はパイコンールでの射場作業のDPP業務も計画している。

4.1 弊社鎌倉製作所での実績

(1) 2012年2月6日(月)より、8名のTURKSAT DPPメンバー(機械系3名、電気系2名、  
 通信系2名、運用系1名)を迎え、鎌倉製作所でのDPP業務を開始した。鎌倉製作所  
 での活動概要は以下の通り。

項目	実施時期	実施場所
安全教育	2012年2月	弊社鎌倉製作所
衛星製造組立実習(1)	2012年2月~6月	弊社鎌倉製作所
衛星システム講座	2012年2月~10月	弊社鎌倉製作所
SAP、構体製造見学等	2012年7月	弊社相模原工場
衛星製造組立実習(2)	2012年10月	弊社鎌倉製作所

本資料に示す情報は、三菱電機(株)に関するものです。  
 無断で複製又は第三者への開示を禁じます。

MITSUBISHI 三菱電機 TURKSAT- 4A/4B Changes for the Better TK4-TJ-13-036  
**DPP業務実績の概要**

4.1 弊社鎌倉製作所での実績(続き)

(2) 2012年6月中旬には、弊社の品質部門、信頼性部門による実技製作品の評価、及び  
 ペーパーテストを実施し、実機衛星上での作業を許可する衛星製造・組立作業を限定し認  
 定を行った。認定後、TURKSAT DPPメンバー全員の8名に3種類のCertificateを発行した。



本資料に示す情報は、三菱電機(株)に関するものです。  
 無断で複製又は第三者への開示を禁じます。

MITSUBISHI 三菱電機

TURKSAT- 4A/4B

Changes for the Better  
TK4-TJ-13-036

DPP業務実績の概要

#### 4.1 弊社鎌倉製作所での実績(続き)



ハーネスの実装作業(実技)風景

写真の中心で写っている、三菱電機TK4のロゴです。  
撮影で写真又は録音への同意をお願いします。

16

MITSUBISHI 三菱電機

TURKSAT- 4A/4B

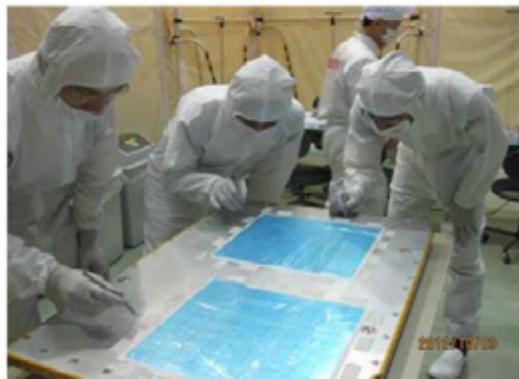
Changes for the Better  
TK4-TJ-13-036

DPP業務実績の概要

#### 4.1 弊社鎌倉製作所での実績(続き)



TURKSAT-4Aバスパネルへの  
プラスチック ストラップ貼り付けに  
係わる弊社作業者の指導風景

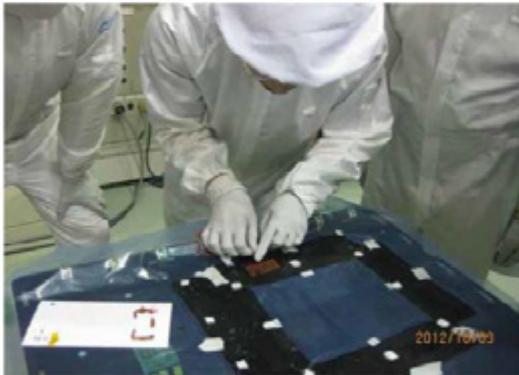


TURKSAT-4Aバスパネルへの  
プラスチック ストラップ貼り付け作  
業風景

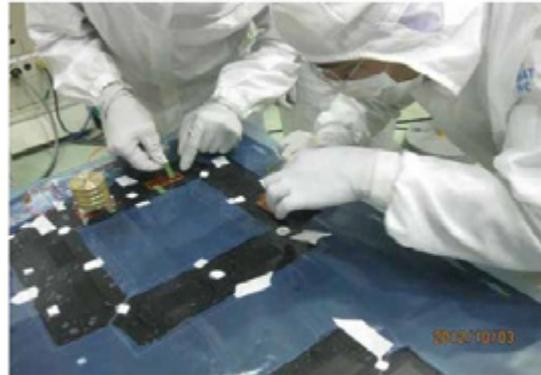
写真の中心で写っている、三菱電機TK4のロゴです。  
撮影で写真又は録音への同意をお願いします。

17

4.1 弊社鎌倉製作所での実績(続き)



TURKSAT-4Aバスパネルへのフレキシブルヒータ貼り付けに係わる弊社作業者の指導風景



TURKSAT-4Aバスパネルへのフレキシブルヒータ貼り付け作業風景

本資料に示す情報は、三菱電機(株)に関するものです。  
顧客や第三者とは第三者への開示を禁じます。

4.2 JAXA 筑波宇宙センターでの実績

- (1) 2012年10月15日にSITEにTURKSAT DPP事務所を開設し、JAXA 筑波宇宙センターでのDPP業務を開始した。また、2013年2月18日より、下記7名の新TURKSAT DPPメンバーがDPP業務の実施を開始し、総勢15名体制のTURKSAT DPPメンバー(機械系7名、電気系3名、通信系3名、運用系2名)となった。JAXA 筑波宇宙センターでの活動概要は以下の通り。

項目	実施時期	実施場所
安全教育	2012年10月	JAXA 筑波宇宙センター
ペイロード組立立会	2012年10月～2013年2月	JAXA 筑波宇宙センター
推進系組立作業立会	2012年11月～12月	弊社鎌倉製作所
静荷重試験立会	2012年12月	弊社鎌倉製作所
試験装置立上作業	2013年2月～4月	JAXA 筑波宇宙センター
システム試験立会	2013年4月～	JAXA 筑波宇宙センター

本資料に示す情報は、三菱電機(株)に関するものです。  
顧客や第三者とは第三者への開示を禁じます。

MITSUBISHI 三菱電機

TURKSAT-4A/4B

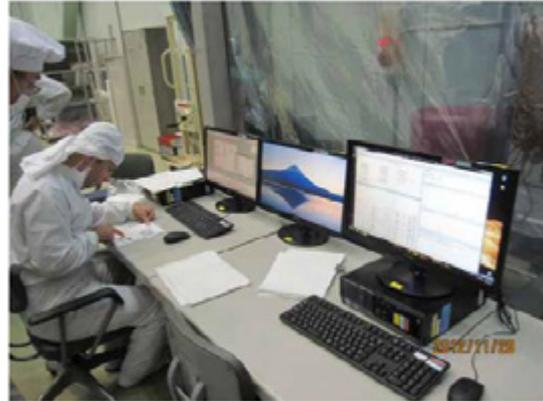
Changes for the Better  
TK4-TJ-13-036

DPP業務実績の概要

#### 4.2 JAXA殿宇宙センターでの実績 (続き)



弊社試験担当から電気系試験装置の説明を受けているDPPメンバー



DPPメンバー専用のテレメトリデータモニタ端末の操作訓練風景

写真の中心で撮影し、右側を200mmで撮影した400mm、  
撮影で確認しは必ず中心から撮影し、撮影し、

20

MITSUBISHI 三菱電機

TURKSAT-4A/4B

Changes for the Better  
TK4-TJ-13-036

DPP業務実績の概要

#### 4.2 JAXA殿宇宙センターでの実績 (続き)



擬似太陽電池ラック操作訓練風景



TURKSAT-4Aへのコマンド送信訓練風景

写真の中心で撮影し、右側を200mmで撮影した400mm、  
撮影で確認しは必ず中心から撮影し、撮影し、

21

<b>MITSUBISHI</b> 三菱電機	<b>TURKSAT- 4A/4B</b>	<i>Changes for the Better</i> TK4-TJ-13-036
<b>DPP業務実績の概要</b>		

#### 4.2 JAXA殿宇宙センターでの実績 (続き)

##### (2) TURKSAT (DPPメンバー含む)へのJAXA殿施設・活動紹介

つくばにおける試験作業立会い、講義と平行してJAXA殿による宇宙開発に関わる各分野の紹介、説明を頂く機会をいただいている。今日現在実施いただいた講義を下記に示す。

項目	実施時期	実施場所
試験技術に関する講義	2013年2月	JAXAつくば宇宙センタ
ISS、JEMに関する講義	2013年6月	JAXAつくば宇宙センタ
SDSに関する講義	2013年7月	JAXAつくば宇宙センタ
地球観測衛星に関する講義	2013年8月	JAXAつくば宇宙センタ
JAXA試験設備見学	2013年9月	JAXAつくば宇宙センタ
通信衛星に関する講義	2013年10月	JAXAつくば宇宙センタ

本資料に示す情報は、三菱電機(株)に関するものです。  
顧客で提供又は第三者への開示を禁じます。

22

<b>MITSUBISHI</b> 三菱電機	<b>TURKSAT- 4A/4B</b>	<i>Changes for the Better</i> TK4-TJ-13-036
<b>DPPの今後の計画</b>		

#### 4.3 DPPの今後の計画

DPP開始から現在まで、衛星設計、製造、試験、およびこれら周辺の全般的な知識の習得を目的に講座を実施してきた。今後の計画として組立試験技術の更なる深堀を企図して以下の講座を実施する予定である。

- (1) 衛星簡易モックアップ組立実習による衛星組立技術の習得
- (2) RF試験に関する総合的試験演習の実施
- (3) インテグレーション試験用機器を使用したシステム電気組立の実習

特に発展途上国からの商用衛星ビジネスの分野においてDPPに代表される衛星設計製造に関する習得プログラムの実施要請は高まってきており、今後とも今回の経験を踏まえ、プログラムの充実を図って行きたい。

本資料に示す情報は、三菱電機(株)に関するものです。  
顧客で提供又は第三者への開示を禁じます。

23

## 質疑応答

質問者① スカパーJSAT 二ノ宮様

DPP について衛星を作るカリキュラムがあるが、その内容は誰からの要求に基づいているのか。

発表者

TURKSAT 社からの契約に基づき行っている。国からの要求に基づいているとは聞いていない。

質問者① スカパーJSAT 二ノ宮様

TURKSAT 社はオペレータだが、今後衛星を作ることも考えているのか？

発表者

個人的には今後、TURKSAT 社と他のメーカーが連携して衛星を作るということもあるのではと考えている。

質問者② 筑波大学 亀田様

DPP に参加している 15 人はどのようなバックグラウンドを持っているのか。また DPP を通して衛星を作る技術を身に付けることができたと考えるか。

発表者

大学時代に衛星開発に関する研究を行っていた者もいれば、TURKSAT 社に入社するまで全く衛星開発に関わったことがない者もいる。もう一つの質問については、今回の DPP は我々のノウハウの一部を提供している形になるため、自律的に衛星を開発することは難しいと考えている。実際に自分たちで衛星を設計・製造・試験をするというフェーズを経る必要があると考える。

質問者③ AES 鬼頭様

苦労話を一つか二つお願いしたい。

発表者

通信衛星ということもあり要求が厳しく、そのための調整に非常に苦労した。またイスラムの方と関わるのが初めてであったため、習慣を理解するのに一年ほど戸惑った。

質問者④ NEC 岡本様

熱真空試験を機械環境試験の前に行っているが、その理由とメリット・デメリットを教えてください。

発表者

熱真空試験で洗い出される不具合が多いため、リスクの低減の観点から機械環境試験の前に実施している。それによる軌道上の事前検証として犠牲になるようなことはないと考えている。

質問者⑤ JAXA 山本理事

バスの共通化により、試験はどのように変わってきているのか。また今後の商業衛星の受注に向けて、試験をどのように改善していくと考えているのか。

発表者

バスの共通化により、バス部の試験についてはすでに標準化されている。ただしペイロード部については衛星ごとに機能性能が異なる上に、客先からの要求も異なるため、標準化は難しいと考えている。アプローチとしては試験のやりやすさの追求や、一般的に要求される試験項目を包含できるような試験装置やメニューの開発などが考えられる。

## 5.4. BepiColombo/水星磁気圏探査機の ESA/ESTEC における 10 ソーラ熱モデル熱平衡 試験

日本電気 株式会社

岡本 章 氏



# BepiColombo/水星磁気圏探査機の ESA/ESTECにおける 10ソーラ熱モデル熱平衡試験

岡本 章

日本電気株式会社 宇宙システム事業部

小川博之

ISAS/JAXA

1



## 目次

1. 水星磁気圏探査機(MMO)の概要
2. MMOの熱設計と検証計画
3. ESTEC/LSSチャンバ設備の概要
4. ESTEC/LSSチャンバでの10ソーラ熱平衡試験
5. 試験結果とLessons Learned
6. チャンバ設備及び利用に関するトピックス
7. 結論・謝辞

2

## 目次

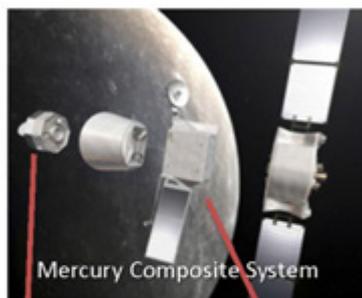


1. 水星磁気圏探査機(MMO)の概要
2. MMOの熱設計と検証計画
3. ESTEC/LSSチャンバ設備の概要
4. ESTEC/LSSチャンバでの10ソーラ熱平衡試験
5. 試験結果とLessons Learned
6. チャンバ設備及び利用に関するトピックス
7. 結論・謝辞

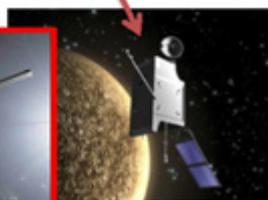
3

## 1.水星磁気圏探査機(MMO)の概要

### 1.1 BepiColombo計画の概要



Mercury Magnetospheric  
Orbiter (MMO) by JAXA



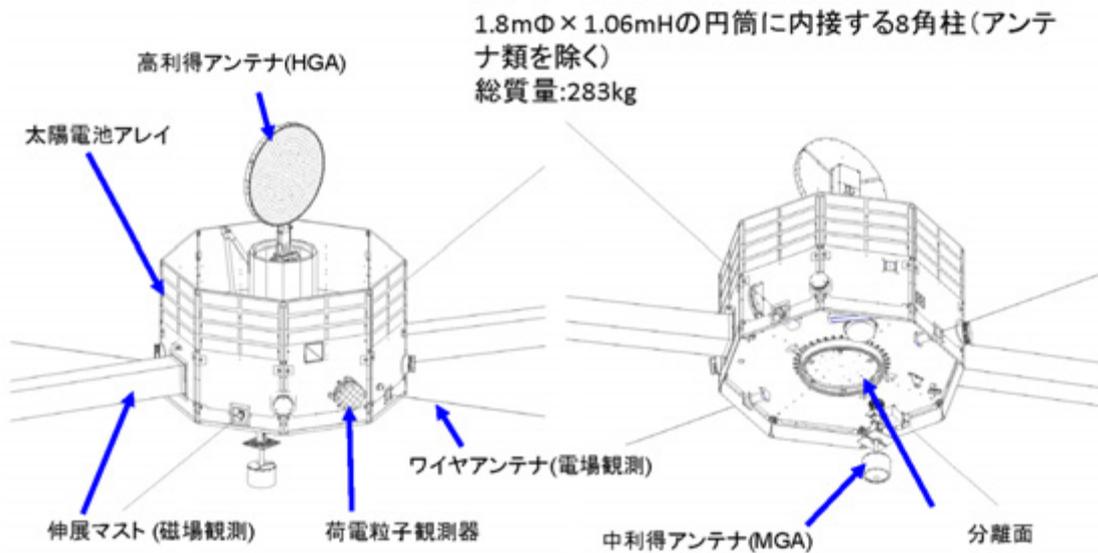
Mercury Planetary  
Orbiter (MPO) by ESA

- 灼熱の水星を探索するチャレンジングなJAXA/ESA共同プロジェクト
- 2016年にAriane5で仏領ギアナから打ち上げ、水星には約6年後に到着
- 6年間のクルーズ期間中、半年毎のバッテリー定期メンテナンス以外はMMOは冬眠状態で過ごす
- 水星到着後、MMOはMPOから分離され、水星周回軌道に投入される
- 水星を2年間周回し、科学観測を行う
- MMOはCDRを2011年11月に終了し、現在ISASでフライトモデルの組立試験を実施中
- MMOフライトモデルは2014年末にESTECに輸送し、ESA側担当部分と組み合わせた組立・試験を実施

4

# 1. 水星磁気圏探査機(MMO)概要

## 1.2 探査機コンフィギュレーション



5

## 目次

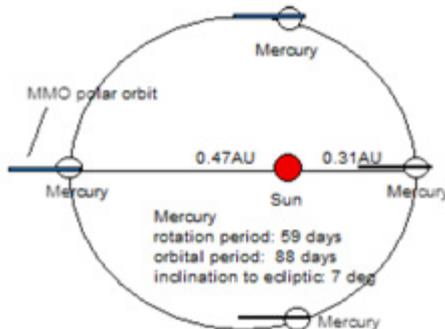


1. 水星磁気圏探査機(MMO)の概要
2. **MMOの熱設計と検証計画**
3. ESTEC/LSSチャンバ設備の概要
4. ESTEC/LSSチャンバでの10ソーラ熱平衡試験
5. 試験結果とLessons Learned
6. チャンバ設備及び利用に関するトピックス
7. 結論・謝辞

6

## 2. MMOの熱設計と検証計画

### 2.1 水星周回軌道の熱環境



太陽の周りの水星とMMOの軌道  
(北極から俯瞰)

- 水星周囲の極度の高温熱環境はMMOの設計の支配要因になっている
- 太陽光強度は、**14.5kW/m<sup>2</sup> (10.7 SC)**@近日点 ~ **6.3kW/m<sup>2</sup> (4.7 SC)**@遠日点 (地球近傍では 1.35kW/m<sup>2</sup>)
- 水星表面からの赤外放射は**12.8kW/m<sup>2</sup>** @ 遠日点 ~ **5.5kW/m<sup>2</sup>**@近日点 (地球周回低軌道では0.22W/m<sup>2</sup>)
- MMOの軌道周期: 9.3時間
- 日食時間: **最大118分**

7

## 2. MMOの熱設計と検証計画

### 2.2 熱設計への要求

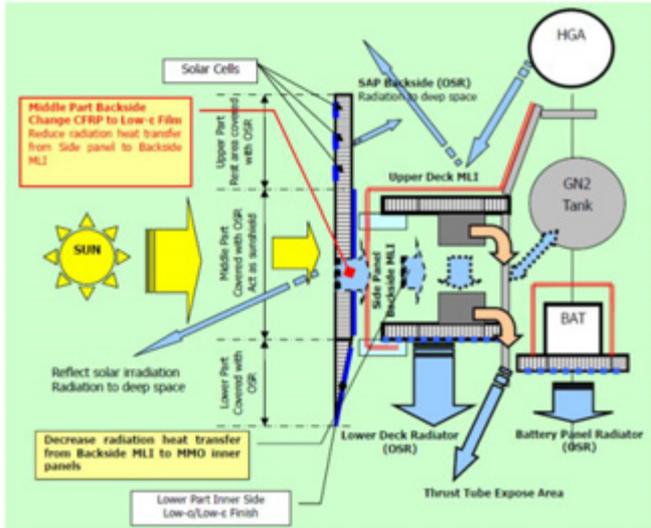


ミッションライフ	8.5年 (クルーズ6.5年, 観測 2年)
姿勢制御	スピン安定(スピンレート15rpm) 太陽光入射角: スピン軸に対し92+/-1度
探査機形状・寸法	直径: 1.8m, 高さ 1.06m (アンテナを除く) ボディマウントの太陽電池アレイを含む8角柱 アジマス、エレベーション駆動のデスパンアンテナ
質量	Total:283kg
内部発熱	Max: 322W, Min: 144W
内部機器の許容温度範囲	バッテリー: 0 ~ 10°C その他の機器: -30 ~ 60 °C
外表面の導電性	荷電粒子観測のため、すべての外表面を導電性とし衛星グラウンドに接地する

8

## 2. MMOの熱設計と検証計画

### 2.3 熱設計コンセプト



- 太陽光の当たらない下部デッキ外側を主放熱面とし、100%OSRで覆っている
- 上部デッキ外側は高温のHGAからの熱放射を防ぐためMLIで全面を覆っている
- 側面パネルはヒートシールドとして作用し、衛星本体からはMLIとチタン部材で、断熱。太陽電池温度を下げるためOSRを貼っている
- バッテリーは本体とは独立したOSR放熱面とヒータで制御している

9

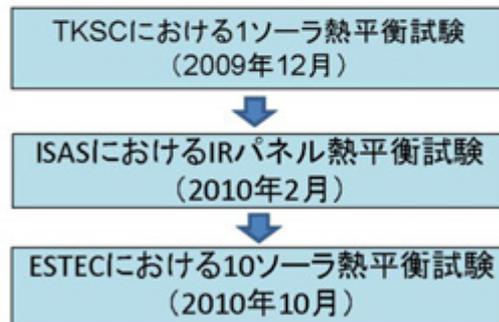
## 2. MMOの熱設計と検証計画

### 2.4 熱モデル開発試験



MMO 熱モデルTTM  
ソーラ試験を中心とした評価を実施するため、特に実機の外表面特性、形状に対し高い忠実度を有している

MMO熱モデル(TTM)開発試験は 次の3段階で慎重に実施した



10

## 2. MMOの熱設計と検証計画

### 2.5 検証マトリクス



	検証事項	15Cソーラ試験 @TKSC	IR試験 @ISAS	10 <sup>4</sup> ソーラ試験 @ESTEC
熱数学モデルの検証	内部の熱数学モデル (伝導、輻射、熱容量)	○	○	○
	MLI実効放射率	○	○	○
	赤外熱環境	○	○	○
	ソーラ環境(1ソーラ平行光)	N/A	○	N/A
	ソーラ環境(10ソーラ収束光)	N/A	N/A	○
	日陰模擬での熱容量確認	N/A	N/A	○
熱設計の検証	放熱面積	○	○	○
	ヒータ電力、設定温度	○	○	○
	高温、高光強度に対する耐性	N/A	N/A	○
	熱衝撃耐性(10ソーラ日陰)	N/A	N/A	○
PFM試験への反映	PFM熱平衡/熱真空試験方法の確立	N/A	○	N/A

11

## 目次

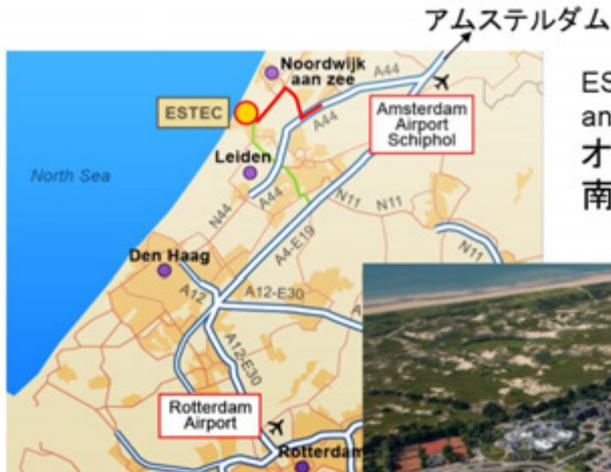


1. 水星磁気圏探査機(MMO)の概要
2. MMOの熱設計と検証計画
3. ESTEC/LSSチャンバ設備の概要
4. ESTEC/LSSチャンバでの10<sup>4</sup>ソーラ熱平衡試験
5. 試験結果とLessons Learned
6. チャンバ設備及び利用に関するトピックス
7. 結論・謝辞

12

### 3. ESTEC/LSSチャンバ設備の概要

#### 3.1 ESTECの位置



ESTEC: European Space Research and Technology Centre  
オランダ、アムステルダムの南西約50Kmに位置



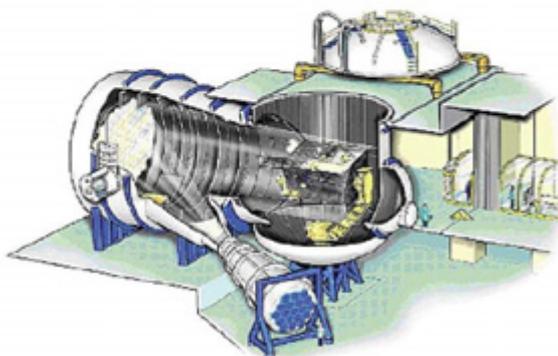
出典: ESAホームページ

### 3. ESTEC/LSSチャンバ設備の概要

#### 3.2 LSS設備の概要



Large Space Simulator (artist's impression)



出典: Facility Description LSS

諸元	仕様
主チャンバ寸法	直径10m × 高さ15m
到達圧力 (Typ.)	$5 \times 10^{-7}$ Pa
ソーラ光束径	6m
ソーラ光強度	2000W/m <sup>2</sup> (20kW × 19灯)
シュラウド温度	100K (LN2モード)、 150K ~ 350K (GN2モード)
供試体ジンバル最大質量	5000kg
供試体コンフィギュレーション	垂直または水平

## 目次



1. 水星磁気圏探査機(MMO)の概要
2. MMOの熱設計と検証計画
3. ESTEC/LSSチャンバ設備の概要
4. ESTEC/LSSチャンバでの10ソーラ熱平衡試験
5. 試験結果とLessons Learned
6. チャンバ設備及び利用に関するトピックス
7. 結論・謝辞

15

## 4. ESTEC/LSSでの10ソーラ熱平衡試験



### 4.1 試験目的

- 10ソーラ熱環境下でのMMOの耐性を実証する
- 高温環境での熱数学モデルパラメータを検証する



16

## 4. ESTEC/LSSでの10ソーラ熱平衡試験

### 4.2 現地作業スケジュール

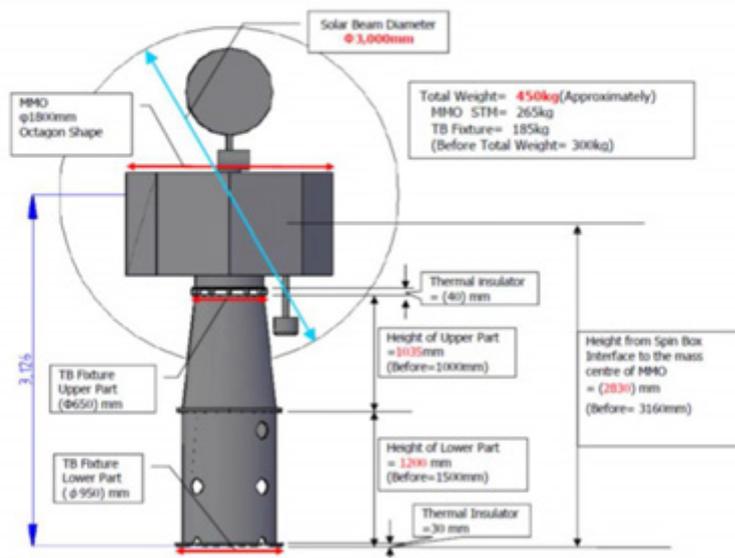


作業アイテム	期間	備考
開梱	2010/9/15～17	
試験準備	2010/9/18～10/4	
Test Readiness Review	2010/10/1	
熱真空試験	2010/10/5～15	
撤収	2010/10/18～21	
Post Test Review	2010/10/21	
コンフィギュレーション変更	2010/10/22～25	軌道上→打上げ
母船側との結合支援	2010/10/26～29	
ESAへ引渡し	2010/11/3	打上げコンフィギュレーション試験のため

17

## 4. ESTEC/LSSでの10ソーラ熱平衡試験

### 4.3 試験コンフィギュレーション



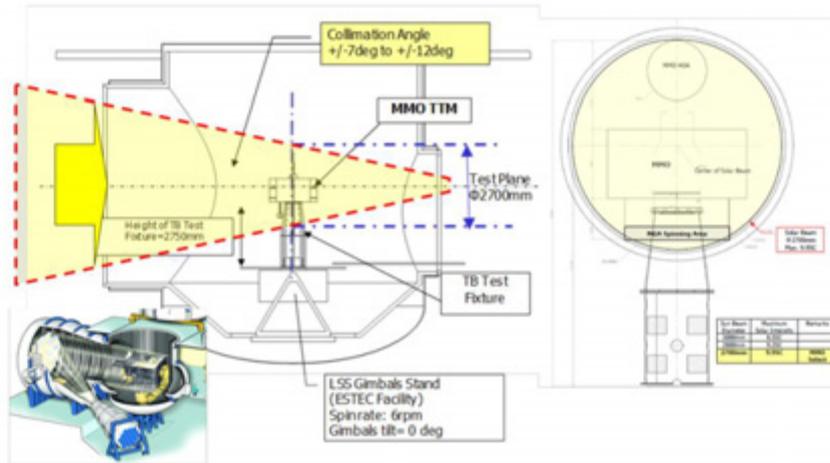
18

## 4. ESTEC/LSSでの10ソーラ熱平衡試験



### 4.4 ソーラービーム

- ESTEC LSSのソーラービームはBepiColomboプロジェクトのため特別に改修し、円錐状に集光して供試体の位置で10ソーラの強度を得ている。このため位置による強度変動が大きい。
- TKSCチャンパで技術を培ったウシオ製Xeランプを使用している



19

## 4. ESTEC/LSSでの10ソーラ熱平衡試験



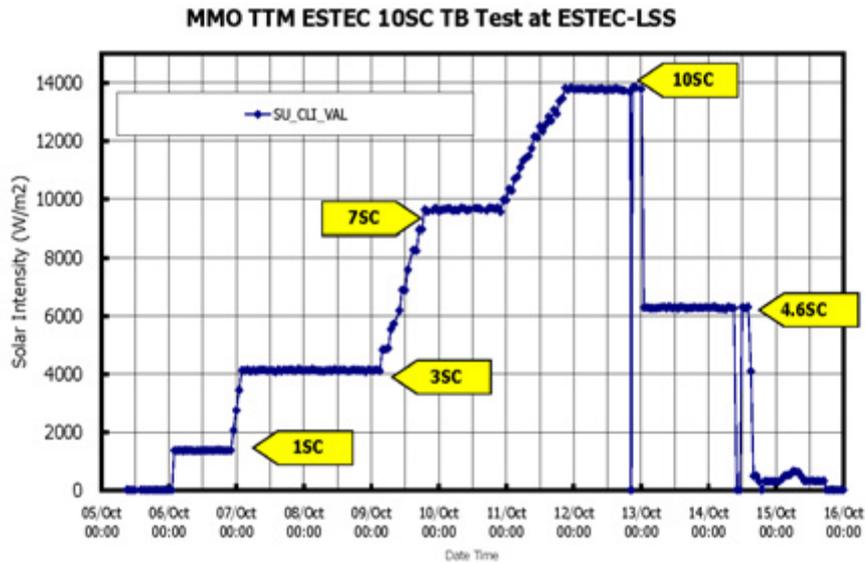
### 4.5 試験モード・条件

	105C-TBT Day-1	105C-TBT Day-2	105C-TBT Day-3	105C-TBT Day-4	105C-TBT Day-5	105C-TBT Day-6	105C-TBT Day-7	105C-TBT Day-8	105C-TBT Day-9	105C-TBT Day-10	105C-TBT Day-11
Test Phase	TP1 / TP2	TP3	TP4	TP5	TP6	TP6	TP7	TP7	TP8, TP7, TP9	TP9, TP10, TP11	TP12
Test EVENT	Pump-Down Cool-down	TB-ISC _SPIN _OBSCOM	TB-3SC _SPIN _OBSCOM	TB-3SC _HIGAREF _OBSCOM	From 3SC to 7SC	TB-7SC _SPIN (Or STBY)	From 7SC to 10SC	TB-10SC _SPIN (Or All OFF)	TB-Edge _SPIN (Or All OFF)	TB-4.6SC _SPIN, STBY And Edge (7hours)	Re- Pressurization Warm-up
Temperature Profile	Room Temp	05-Oct-2010 9:20	06-Oct-2010 1:55	08-Oct-2010 03:10	09-Oct-2010 02:00	10-Oct-2010 22:10	12-Oct-2010 20:00	13-Oct-2010 20:30	14-Oct-2010 00:00	14-Oct-2010 09:00	14-Oct-2010 14:50 14-Oct-2010 00:00
MMO Mode	OFF	OBSCOM	OBSCOM	OBSCOM	STBY	STBY	All OFF	All OFF	All OFF	STBY	Adjustment
Solar Intensity	N/A	1 SC	3 SC	3 SC	3 to 7 SC	7 SC	7 SC to 10 SC	10 SC	OFF(0 min) to 10SC	4.6SC to OFF(2hr) to 4.6SC	1SC to N/A
Inclination from Spin axis (deg)	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Angle between Solar to Spin (deg)	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90	90
Spin Rate (rpm)	N/A	Max. 6 (SPIN)	Max. 6 (SPIN)	0 Fix at HGA-REF	Max. 6 (SPIN)	Max. 6 (SPIN)	Max. 6 (SPIN)	Max. 6 (SPIN)	Max. 6 (SPIN)	Max. 6 (SPIN)	Max. 6 (SPIN) To Stop
Thermal Control Heater	N/A	Enable proportional	Enable proportional	Enable proportional	Enable proportional	Enable proportional	Enable proportional	Enable proportional	Enable proportional	Enable proportional	Enable proportional
Test Criteria	N/A	Thermal Balance 0.3°C/hr	Thermal Balance 0.3°C/hr	Thermal Balance 0.3°C/hr	N/A	Thermal Balance 0.3°C/hr	N/A	Thermal Balance 0.3°C/hr	Transient 30minutes (Edge)	Transient 2hours (Edge)	N/A

20

## 4. ESTEC/LSSでの10ソーラ熱平衡試験

### 4.6 ソーラ強度



21

## 4. ESTEC/LSSでの10ソーラ熱平衡試験

### 4.7 測定項目



測定	使用ch数	備考
熱電対(C-C)温度測定	450ch	
白金温度センサー	9ch	高温部位のみ
ヒータ電力供給(1A)	23ch	内部機器ダミー
ヒータ電力供給(5A)	43ch	内部機器ダミー 及び支持治具
IRカメラ	広角、望遠各1	

22

## 目次



1. 水星磁気圏探査機(MMO)の概要
2. MMOの熱設計と検証計画
3. ESTEC/LSSチャンバ設備の概要
4. ESTEC/LSSチャンバでの10ソーラ熱平衡試験
5. 試験結果とLessons Learned
6. チャンバ設備及び利用に関するトピックス
7. 結論・謝辞

23

## 5. 試験結果とLessons Learned



### 5.1 試験結果概要

- MMOが10ソーラ熱環境に耐えることを実証できた
- 本試験結果により最終的にコリレートした熱数学モデルを用い、フライト熱解析を実施し、いくつかの設計変更を要することが判明した
  - 探査機内部機器の温度を下げるために、下部デッキ放熱面を拡大する
  - 側面パネル内側のMLIを2重にし、断熱性能を向上させる。
  - 外部に露出するアンテナデスパン機構がクルーズ中に冷えすぎる為にサバイバルヒータを追加する
- 最新のフライト温度予測において、全ての機器について許容温度に対し10°C以上の不確定性マージンを確保できた

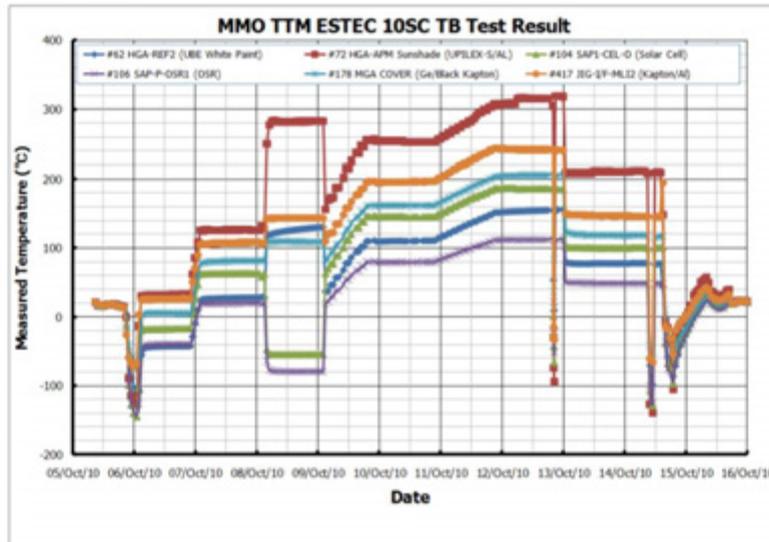
24



## 5.試験結果とLessons Learned

### 5.2 外部機器温度プロファイル

- HGAは300°Cに、ソーラアレイは200°Cに達した
- 食模擬の $\Delta T$ は400°C~300°Cに達した



25

## 5.試験結果とLessons Learned

### 5.3 Lessons Learned



本試験を通して、いくつかの問題点が明らかになった

- ITOコートUplex-S熱制御フィルムの熱光学特性がソーラ照射により大きく変わった。FMではGe蒸着ブラックカプトンに変更した
- 熱制御材として一般的に用いられるアクリル系両面テープY966が、高温になった部位で、溶けて変色した。FMでは耐熱温度が高いシリコーン系のテープを採用する。
- 試験後外観検査において探査機下部デッキ放熱面のOSR1に多量の分子コンタミが発見された。高温環境では分子コンタミが重要な課題であることをあらためて認識した。注意深い材料の選択とベーキングが必要になる。
- 試験直後のコンタミ物質採取/分析、TESA2000による熱光学特性実測がESTECの技術開発部門と連携して迅速に行われ、調査に役立った。

26



## 目次

1. 水星磁気圏探査機(MMO)の概要
2. MMOの熱設計と検証計画
3. ESTEC/LSSチャンバ設備の概要
4. ESTEC/LSSチャンバでの10ソーラ熱平衡試験
5. 試験結果とLessons Learned
6. チャンバ設備及び利用に関するトピックス
7. 結論・謝辞

27

## 6.チャンバ設備及び利用に関するトピックス

### 6.1 全般



- 試験センター運営の民間委託  
ESTEC試験センターの運営、設備運転・維持はESAからETS(European Test Service)に委託されている。  
ETSはフランスInteSpaceと、ドイツIABGが共同出資した合弁会社で、従業員も両社からの出向者で構成されている。公用語は英語。
- 利用契約とワークパッケージ  
試験センター利用者はETSと契約する。試験設備運転の他に、ページガス等の消耗品調達、オフィスやLANの賃借、スモック利用等に至るまでパッケージ化されている。契約後の増減は精算する。VATは非課税。
- テストマネジャー  
利用者との調整窓口となるテストマネジャーがアサインされ、各種会議に参加する。
- 構内荷役  
供試体コンテナやGSEはトラックからの積み下ろし時点から、ESTEC内の物流業者が構内荷役を実施する。

28

## 6.チャンバ設備及び利用に関するトピックス

### 6.2 安全関連



- 安全に関する調査書提出  
試験開始2ヶ月前までに所定の調査書(Safety Questionnaire)の提出が義務付けられている。設問はハザード作業抽出や対策、危険物持込など約50項目の多岐に渡っている。
- 安全講習  
ESTEC試験センターで作業に従事する要員には、1時間程度の安全講習受講が義務付けられている。数人でも随時開催される。
- クレーン・高所作業台運転講習  
自国の免許所有者は、10分程度の実地講習により、クレーン及び高所作業台の運転が許可される。
- 吊り具、台車のプルーフ試験  
オランダの法律に基づき、衛星吊り具と衛星台車にはプルーフ試験と4年毎の更新が要求される。現地の認定機関に試験を依頼した。フランス領のギアナ宇宙センターでも有効。

29

## 6.チャンバ設備及び利用に関するトピックス

### 6.3 データ処理系



- 温度データの取得・蓄積、ヒータ電源制御はTDH/STAMPと呼ばれるシステムで実施
- 基本的機能はTKSCと類似。一台のクライアント端末で複数画面を表示するマルチタスクが可能
- ユーザがクライアント端末に組んだデータ処理プログラムに取得データをリアルタイムで取り込むオンライン計算機能が便利
- ネットワーク経由でチャンバ室外からも最新データがモニタできる
- 電源設定やソーラ強度の変更は全てRequest Sheetで要求する



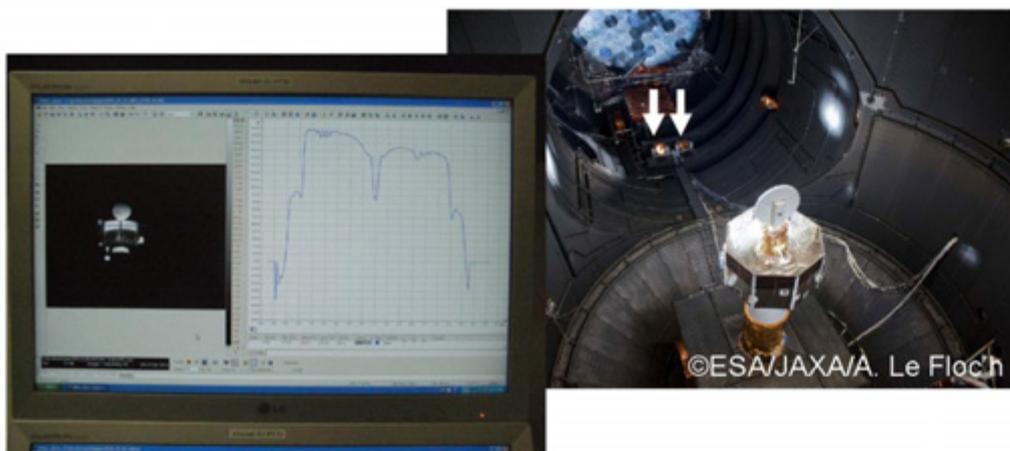
30

## 6.チャンバ設備及び利用に関するトピックス

### 6.4 IRカメラ（サーモグラフィー）



- チャンバ内に広角と望遠のIRカメラを常設
- リアルタイムで温度マッピング表示(1フレーム/秒)が得られる
- 供試体外表面の温度分布が大きいソーラ試験では便利



31

## 6.チャンバ設備及び利用に関するトピックス

### 6.5 供試体搬入



- チャンバ上部の蓋を開けて、高所へ供試体を吊り上げて直接ジンバル上に設置する方式
- チャンバ設置後の供試体へのアクセスは容易ではなく、台車搬入方式のほうが使い勝手が良い

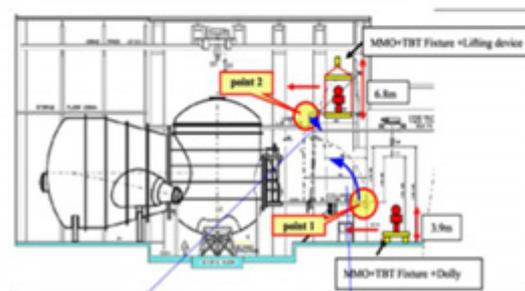
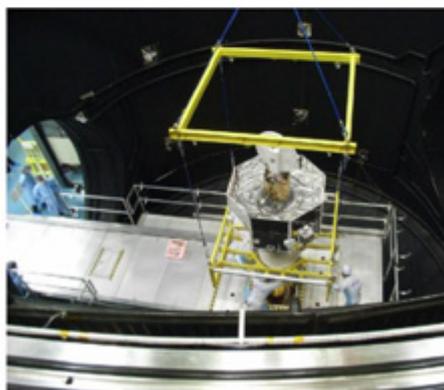


Figure 1-2 Collision Confirmation Point at ESTEC-LSS

Clearance not a problem, the 1.3m fence will be removed

Clearance not a problem, platform will be in vertical position.

32



## 目次

1. 水星磁気圏探査機 (MMO) の概要
2. MMOの熱設計と検証計画
3. ESTEC/LSSチャンバ設備の概要
4. ESTEC/LSSチャンバでの10ソーラ熱平衡試験
5. 試験結果とLessons Learned
6. チャンバ設備及び利用に関するトピックス
7. 結論・謝辞

33



## 7. 結論

- MMOの熱設計は、熱試験モデルを用いた3段階の熱平衡試験により検証する計画であり、その最終段階として10ソーラ環境での熱平衡試験をESA/ESTECのLSSチャンバで実施した。
- ESTECでの10ソーラ熱平衡試験によりMMOが厳しい水星の熱環境に耐えることを実証できた。
- 試験後のコリレーションにより、高温領域を中心とした熱数学モデルのチューニングを実施し、10ソーラ試験で判明した諸問題点はフライトモデルの設計に反映した。
- 10ソーラの未知の環境での試験を通じて、コンタミネーション対策をはじめとする貴重な知見・教訓を得た。
- ESAの附属施設とはいえ、欧州流に民営化された試験センターの運用実態を知ることができた。

34

## 謝辞



10ソーラの未知の熱環境、及び2ヶ月間に及ぶ海外での大規模な熱真空試験を、計画通り安全に実施できた。

試験に直接・間接に参加したメンバはもとより、数年前から準備・調整に尽力いただいたJAXA、NEC関係者、現地で親身に支援いただいたESA、ETSの関係者に、心から謝意を表したい。



## 質疑応答

質問者① JAXA OB 吉田様

JAXA 試験規格と ESA の規格との齟齬について何かあったか。

発表者

試験条件などは我々が通常行っている範囲で行える。ただ、安全面はより厳しい印象を受けた。

質問者② JAXA EarthCARE プロジェクト 岡田様

ESTEC で試験を行うとき、供試体に関わる作業は NEC で行うのか。

発表者

供試体に関しては全て NEC、JAXA が行う。また供試体の吊り上げ作業なども NEC、JAXA で行っている。設備に関わる場所は ETS が行う。

質問者③ JAXA 衛星機構構造グループ 佐々木様

軌道上温度での事前ベーキングは難しいと考えるが、何か工夫したことがあれば教えていただきたい。

発表者

軌道上温度の 200℃以上のベーキングを行うと、機械的に弱くなってしまい打上げ環境に耐えられなくなってしまう。従って軌道上温度でのベーキングは不可能である。太陽電池パドルについては JAXA 材料グループの協力の基、低い温度で長時間ベーキングすることで、軌道上でのアウトガスを許容レベルまで低減するという検討を行っている。

質問者④ 筑波大学 亀田様

試験設備のユーザインターフェースに関する印象を聞かせていただきたい。

発表者

リアルタイムで温度データの統計処理ができるといった点が優れていると感じた。

質問者⑤ JAXA 山本理事

熱衝撃の繰り返しにより疲労などはないのか。また ETS の人数など、印象を教えてください。

発表者

この試験では 1 サイクルしか行っていないが、下位のハードウェアレベルで高サイクルの熱衝撃試験を行っている。ETS の規模としては 30 名程度であった。海外のユーザに対して慣れている印象を受けた。

## 5.5. 宇宙機器へのHALTの活用

### —民生機器(部品)転用スクリーニング試験—

株式会社 東陽テクニカ

川上 雅司 氏

# JAXA 第11回ワークショップ

## — 宇宙機器への HALTの活用 —

### — 民生機器(部品)転用スクリーニング試験 —



**独立行政法人 宇宙航空研究開発機構様 向**

2013年 11 月28日(木)

株式会社 東陽テクニカ

HALT技術センター

川上 雅司

本セミナーでの提供内容は、信頼に足りると判断した情報に基づき作成されておりますが、その正確性や安全性を保証するものではありません。  
本セミナー内容の著作権は、株式会社東陽テクニカ及び情報提供者に帰属し無断での転載や転用を禁止します。株式会社東陽テクニカ及び情報提供者は、本セミナー内容の利用により生じうるいかなる損害についても、一切の責任を負いません。



**Qualmark**

The information contained in this presentation is Qualmark proprietary information and is copyrighted. No portion may be copied, modified, distributed or published without the express written permission of Qualmark Corporation.

## HALT / (HASS) / HASA は 緊急課題を解決します



**HALT は短時間で部品・製品の弱点を露呈させる試験です**

1. 注目される背景
2. 起源、概要と効果
3. 装置の概要
4. 試験の手順
5. HALT の実態(欧米)
6. HALT の実態(日本・台湾)
7. HALT の実態(韓国)
8. 民生機器(部品)転用スクリーニング  
・ 新規メーカーの短期選定 と ベンチマーク方法
9. ものづくりのイノベーション

## さまざまな業界で事故・リコールが発生している



- ・自動車： バッテリー、インバータ、カークーラー、カーナビ、カーステレオ、スピーカー、シートベルト
- ・パソコン： 本体、バッテリー、液晶ディスプレイ
- ・家電： エアコン、洗濯機、掃除機、冷蔵庫、温水便座

信頼性試験等を十分に実施しているのに  
事故・リコールは何故、起こり続けるか？

- ・日本の **ものづくり** は大丈夫か？
- ・日本製品の **設計品質** は大丈夫か？
- ・日本製品の **国際競争力** は大丈夫か？

3



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## 1. HALT が注目される背景



例えば……

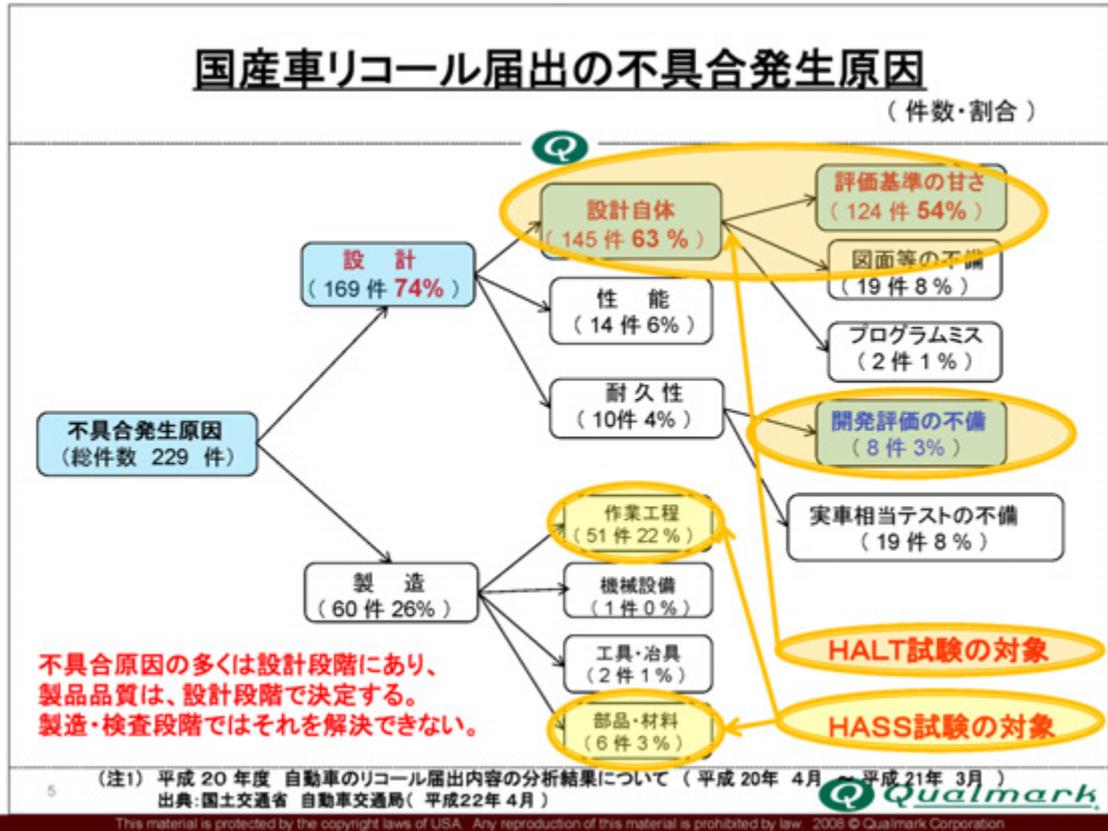
- ・国産車リコール原因の74%は設計にあり

(注1) 平成20年度 自動車のリコール届出内容の分析結果について (平成20年4月～平成21年3月)  
出典:国土交通省 自動車交通局(平成22年4月) から

4



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation



### 従来の試験だけでは解決不可能な問題が増加

- ・ 製品機能の高度化、複雑化
- ・ 設計/製造方法の変化
- ・ 開発サイクルの短縮化
- ・ コスト低減対応
- ・ 検査・品質管理体制の省略化
- ・ 使用環境、形態の多様化
- ・ 海外の協力メーカーの品質不安
- ・ 部品共通化による対象機器の拡大化

**従来の試験方法では見付け難い障害**  
⇒ **新しい試験方法で潜在的障害を早期把握して未然防止!**

Qualmark

## 2. HALT の起源、概要と効果



- ・ 起源は、1980年 米国。
- ・ 航空宇宙 → 自動車(GM, Ford etc) (1990年代)  
IT・家電へ普及 (2000年代)
- ・ 海外では、信頼性試験の主流
- ・ 設計評価試験時間の大幅短縮

7



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## HALT/(HASS)/HASA の概念



### **HALT** Highly Accelerated Life Test

- ・ 高加速寿命試験と和訳されるが寿命試験(耐久)試験ではない
- ・ 設計マージン最適化の試験ツールである
- ・ 機能試験を必ず実施する
- ・ 試験対象は非製品 → 量産前の試作品

### **HASS** Highly Accelerated Stress Screening

- ・ 製造過程で発生した問題をスクリーニングして不良品を市場に出さない
- ・ 試験条件は HALT試験の結果(上限/下限の稼働限界)から導入
- ・ 試験対象は製品(全数) → [抜取り HASS = **HASA** ]
  - ・ HALT / HASS は規格・商標・特許の名称ではない
  - ・ HALT は 合否判定(適合性)試験ではない

8



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## HALT 試験とは？

(海外メーカーでは信頼性試験の前置試験)



工業製品に急峻な温度変化と6自由度ランダム振動を与え、**通電稼働状態で機能試験**を行い製品に内在する欠陥・不良・弱点を迅速に露呈させる試験(標準 5日間)

**設計上流(試作評価試験の初段)での実施が有効**

\* **寿命(耐久)試験ではない**

**開発期間短縮・未然防止のための試験**

9



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## HALTの主用途(誰がいつ使う?)



### ◎ 設計用(Design Review)のツール

- ⦿ 設計者が設計初期段階に使用する (QAグループの支援要)
- ⦿ 設計に繋がる欠陥・不良・弱点を迅速に露呈させる
- ⦿ 欠陥・不良・弱点(故障の根本原因)の分析と対策に活用

### ◎ 異なる目的のツール: **寿命(耐久)試験ではない**

- ⦿ 設計仕様の **確認試験、適合性試験ではない**
- ⦿ 目的は、弱点を短時間に見付け出し、それを正すこと
- ⦿ 製品寿命やMTBFは測定できない
- ⦿ 従来試験の置き換えではなく補完する試験
- ⦿ 異なる目的 → 異なる方法 → 異なる装置

10



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## HALT/(HASS)/HASA の効果



### 1. 新製品の短期開発：設計評価試験の手戻り低減

- ・新製品の市場競争力アップ

### 2. 製品コストの低減：EMS（電子機器受託生産サービス）、ODM（相手ブランドによる設計・製造）の管理

- ・利益率・市場競争の上昇

### 3. 市場故障率の低減：未然防止（潜在不良の早期顕在化）

- ・リコール防止、ブランドイメージの上昇
- ・フィールドサポート費用の低減

11



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## 3. HALT 装置の概要



### [ 温度ストレス ]

- ・広範な温度範囲： $-100^{\circ}\text{C} \sim +200^{\circ}\text{C}$
- ・急速な温度変化： $> 60^{\circ}\text{C}/\text{分}$  ( $> 1^{\circ}\text{C}/\text{秒}$ )  
(液化窒素冷却と強力ヒータで実現)

### [ 振動ストレス ] 6自由度ランダム振動

- ・反復衝撃振動：6 DoF ( 6 Degree of Freedom )  
( 3軸方向 + 3軸回転方向 )
- ・振動レベル： $> 70 \text{ G rms}$
- ・周波数帯域： $10 \text{ Hz} \sim 5 \text{ kHz}$   
(振動レベルの定義帯域)

\* 温度 + 振動 同時ストレス

- ・低騒音レベル： $< 73 \text{ dbA}$



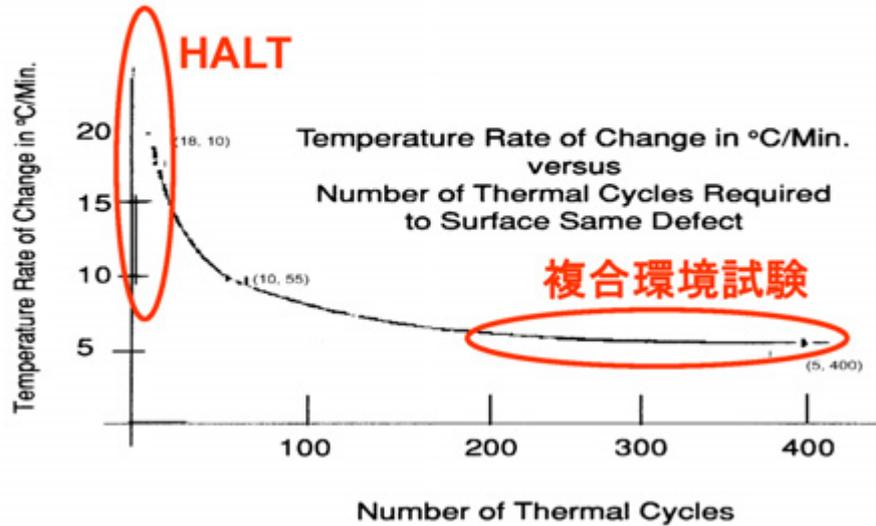
12



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## 温度急勾配の効果

### 温度勾配と故障発現までの冷熱試験回数例



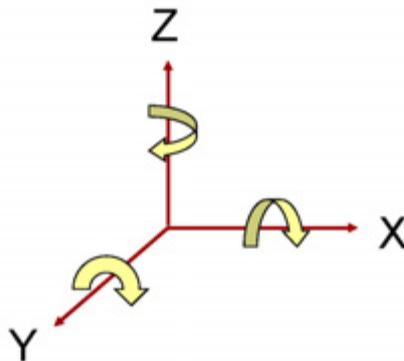
13

This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## OVS = Omni Axial Vibration System

(多軸振動システム)

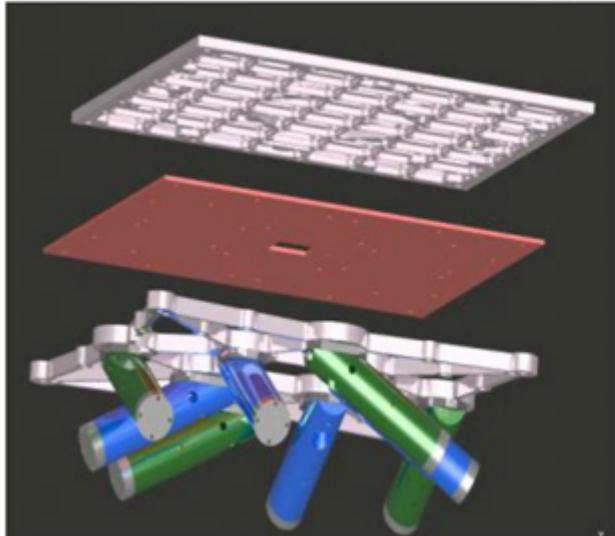
- 6軸励起: 3軸方向 + 3軸回転方向
- 振動テーブル上の広帯域ランダム振動 (10Hz ~ 5KHz)



14

This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## 6 自由度(DoF) 振動テーブルの構造



### Qualmark社の特許

- ・エアハンマーの構造
  - 取付位置
  - 取付方向
  - 取付角度
- ・振動テーブルの構造
  - 多層構造

振動テーブルのスローモーション動画は<http://www.toyo.co.jp/halt/>でご覧下さい

15



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## HALTの主な用語(略語)



UDL — Upper Destruct Limit — 上方破壊限界(温度)

**UOL — Upper Operating Limit — 上方稼働限界(温度)**

**LOL — Lower Operating Limit — 下方稼働限界(温度)**

LDL — Lower Destruct Limit — 下方破壊限界(温度)

\* HALTで意図する破壊とは「機能」の破壊です

**VOL — Vibration Operating Limit — 振動稼働限界**

VDL — Vibration Destruct Limit — 振動破壊限界

FLT — Fundamental Limit of Technology — 技術の基本的な限界

16



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## HALT 試験のストレス手順



- 温度ステップストレス
  - 冷却ステップストレス (Cold Step)
  - 加熱ステップストレス (Hot Step)
- 温度急変サイクル (Rapid Thermal Cycle)
- 振動ステップストレス (Vibration Step)
- 複合ステップストレス (Combined Step)
  - 温度急速サイクルと振動ステップストレス

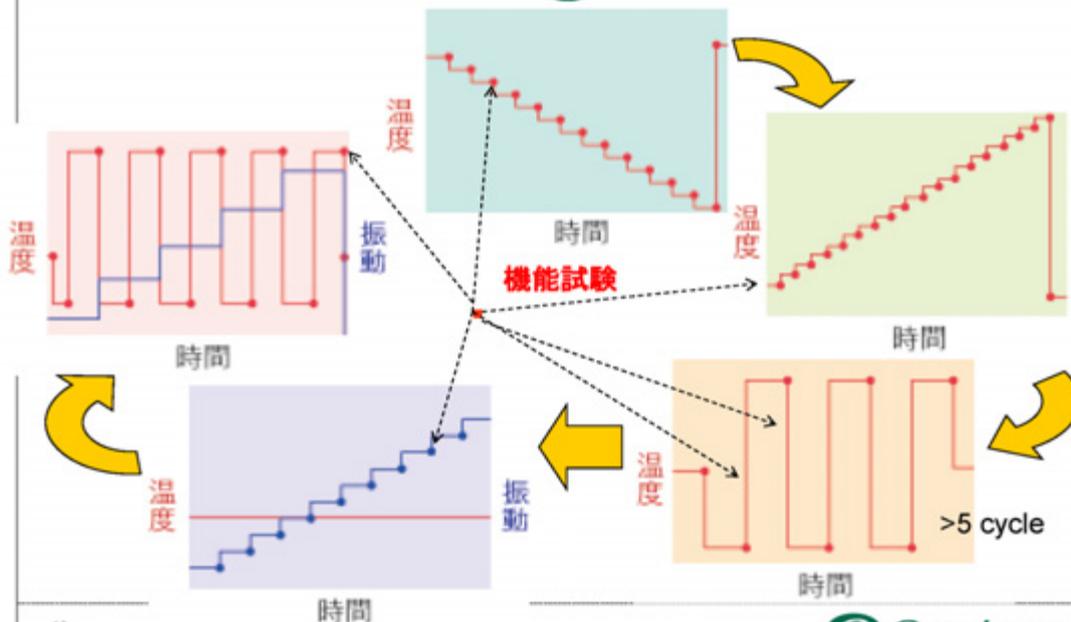
## 短時間での弱点抽出

17



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## HALT 試験の流れ(短時間で弱点抽出)



18



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation



### 5. HALT の実態(欧米)

- ・ 信頼性試験の主流 (前置試験)
- ・ サプライヤーへの指示  
( GMW8287 )  
( IPC9592B )

20

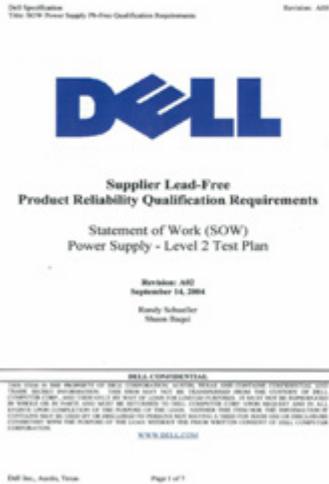
Qualmark

This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

# Dell Computer の成功例



外注先品質のバラツキ、自社規格確立 → 調達先に標準試験規格として指示



(例)  
電源メーカーへの業務指示書  
無鉛ハンダ化での信頼性を要求

台湾: 2002年

日本: 2004年9月  
対応しない企業の失注続出!



# General Motors 社の活用例 (デファクト・スタンダードとしての HALT/HASS)



Worldwide Engineering Standards Released in 2002

Complete HALT &HASS Procedure

Qualmark社の記載

Delphi, Siemens, Continental, 日本企業も



## HALT/HASS規格化の動き

業界に起きているデファクト・スタンダード化



・電源：**IPC-9592A** – 2010年5月

(Institute for Interconnecting and Packaging Electronics Circuits) アメリカプリント回路工業会

**Power Conversion Devices for Computer and Tele-communication**

[Dell, Lucent, IBM, HP, Cisco, etc ⇒ Lite-On, TDK-Lambda, Murata]

**次は、車載用電力変換素子? : バッテリ, DC-DC, インバータ, IGBT**

- ・コンピュータ: Dell Computer → 台湾への波及大
- ・自動車: G.M(GMW), Ford → 欧州、日本への波及大
- ・航空機: Airbus, Boeing → 欧州、日本への波及大
- ・中国企業からの日本企業へのHALT要求急増 2007年後半～

試験方法(HALT Guideline)の統一・共通化

23



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. © 2009 Qualmark Corporation

## 日本の HALT の歴史



- \* 1980年代に米国で提唱され欧米で普及
  - ・ 1990年代: 自社製品の設計品質向上に利用
  - ・ 2000年代: 仕入先、製造委託先への実施要求
- \* 1999年に日本に紹介された HALT 試験の使用実態
  - ① 過激な環境試験として
  - ② 欧米の取引先からの指示手順での試験  
(この使用方法は HASS であり HALT とは異なる)



\* 2005年 東陽テクニカが HALT ビジネスを開始

DR ( Design Review ) 用のツールとして  
 自社製品の設計品質向上 / 開発期間短縮 /  
 市場不具合ゼロ / コストダウンが目的

24



## 台湾・日本の状況

### 台湾:アジア最大の導入数

北米企業(製造委託元)からの要求を受入れ早期に導入開始 (1997年~)

導入総数: >30台

2004年頃から中国に移設開始

\* Quanta : ノート PC

\* Delta : 電源, コンポーネント

米国/台湾企業の中国進出により中国への移設台数が 120 台以上に

[中国]

\* Huawei: サーバー / 通信機器

→ 日本の電源メーカーに HALT 要求



### 日本: HALT/HASS

海外企業からの要求を受け入れず導入遅れる

- ・ HALT を寿命試験と誤解?
- ・ 複合環境試験を主張し失注

導入総数: > 30 台

・ 導入企業の殆どが非公表 (公表 10 社のみ)

- ・ パナソニック: 解析センターで受託業務開始 (2012/11)
- ・ 福岡県: 社会システム実証センター (2011/3)
- ・ 三洋電機: KEC 情報 (2010年7月)
- ・ アンリツ: 2009年7月30日 日経産業新聞
- ・ PED: 2007 RCJ シンポジウムで発表
- ・ 三菱電機: 自社広報誌・Websiteに掲載
- ・ シャープ: 自社の Website に公表
- ・ 楠本化成: ETAC 瑞浪試験所
- ・ 安川電機: ソリューションセンター案内書に掲載
- ・ 東芝: 製品カタログ (ノート PC)

25

This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## 韓国での活用例

(韓国企業の大量採用 → 日本企業への圧力と脅威)

\* 財閥系 S 社: 40 台以上? を保有  
Chamber の大型化 → HASS 中心

- ・ 大型 FPD TV
- ・ 白物家電  
(冷蔵庫・洗濯機・掃除機 etc)

・ SWOT 戦略で大量導入

\* 財閥系 L 社: S 社 に次ぐ所有台数

- ・ 携帯電話 → 国産の牙城 Docomo に参入成功
- ・ LCD パネル

韓流 HALT の目的は Cost Down!

基幹基板(部品)の寿命以上の寿命を  
周辺基板(部品)に求めない。

世界市場で日本製品を狙い撃ち!

→ 安価・早い新製品・高品質(?)

→ 世界市場(日本市場のxxx倍)の戦い



[韓国向 特注 HALT/HASS 試験装置]

80 inch FPD TV 3台搭載可能

→ 比較試験を実施 (2004年導入済)

(自社製品 vs 他社製品, 部品 grade 試験)

→ 現在は Typhoon - 8.0 として標準品化

26

This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## 8. 民生機器(部品)転用スクリーニング



### ( 自動車業界 )

- ・ 新規メーカーの短期選定
- ・ 真の優良現地メーカーの選別方法
- ・ 増加する電子部品類の短期選別評価
- ・ 開発、設計評価時間の短縮
- ・ 技術流出防止と自社品質の確保

27



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. © 2008 Qualmark Corporation

## HALT によるサプライヤーの選定例

【技術指導 から 技術審査へ】



サプライヤー	サプライヤーの HALT 知見度						判定
	試験経験	装置所有	機能試験数	LOL	UOL	VOL	
A社	○	○	10	-50°C	+70°C	25G	◎
B社	○	○	7	-50°C	+70°C	25G	○
C社	○	○	5	-60°C	+80°C	15G	○
D社	△	X	3	-70°C	+90°C	15G	△
E社	X	X	0	-70°C	+90°C	10G	X

- ・ 機能試験の数は、サプライヤーの品質向上意識を表す
- ・ LOL-UOL が広範囲な製品ほど高信頼性  
但、LOL-UOLの値は、機能試験の数と内容に依存するので要注意。
- ・ ベンチマーク試験は、同じ機能試験で。

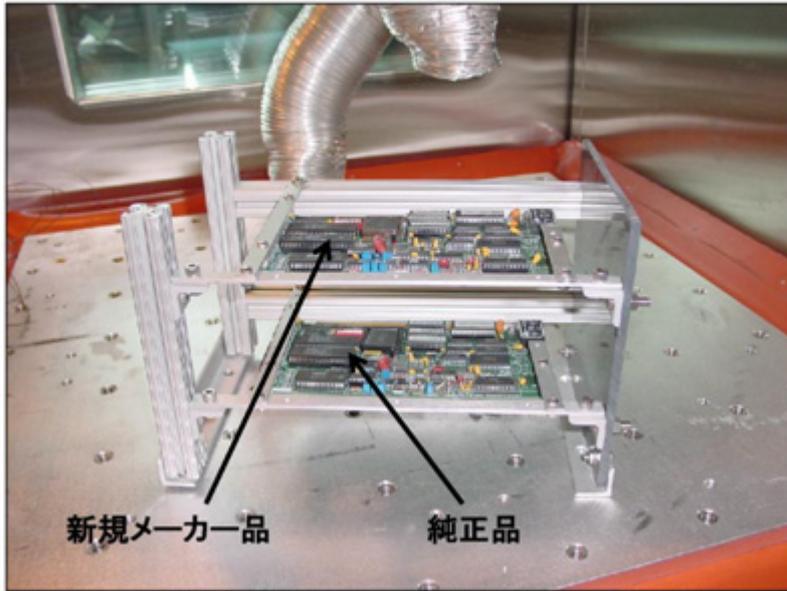
28



## 新規メーカー品の短期評価

サプライヤー変更の短時間審査に

(国産/純正品とのベンチマーク)



29



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation



### HALT/ HASAによる

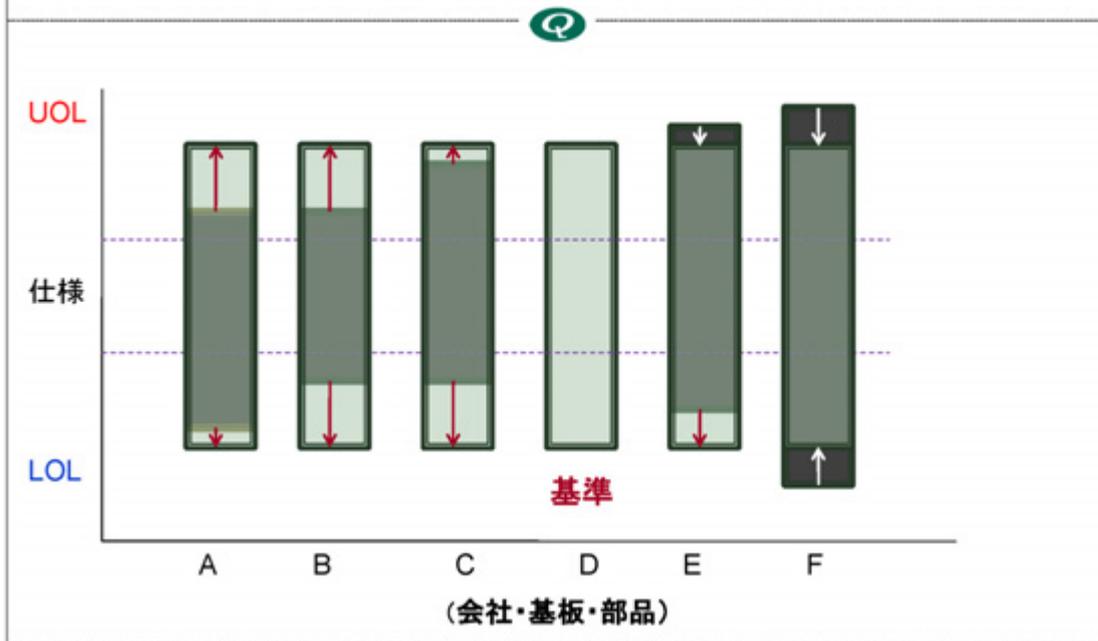
### 高信頼化 / 低コスト化への考え方

30



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## HALT 試験の結果から最適化



31

This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## 8. 民生機器(部品)転用スクリーニング

### (宇宙・防衛関連)

- \* ASNARO (J-Space Systems)
  - ・民生部品技術作業部会 (2012年,2013年)
  - ・コンソーシアム活動報告 (2013年7月)
- \* 日本航空宇宙工業会
  - ・スペースポリシー委員会報告 (2012年5月)
- \* 平成22年度戦略的技術開発(2012年 3月)  
(小型化等による先進的宇宙システムの研究開発:USEF)
- \* MIL品 vs カーイル品 vs 民生品

32

This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

**平成22年度 経済産業省委託事業**

[http://www.meti.go.jp/meti\\_lib/report/2012fy/E002147.pdf](http://www.meti.go.jp/meti_lib/report/2012fy/E002147.pdf)

平成22年度 経済産業省委託事業

平成22年度  
戦略的技術開発  
(小型化等による先進的宇宙システムの研究開発)  
成果報告書

平成24年3月

財団法人宇宙実験システム研究開発機構  
日本電気株式会社

### 小型イオン推進システム用

- ・ マイクロ波発信器
- ・ TCXO(水晶発振器)

33


## 9. ものづくりのイノベーション



### 「設計技術者」の意識改革

- ・ 「規格試験に合格」だけでは不十分
- ・ 時間を掛ける試験だけに頼らない
- ・ 壊れ方の把握が最重要
  - 市場、顧客が納得する壊れ方か  
(民生品: 保全性が良い壊れ方)

⇒ セミナー(2~3時間)で啓蒙できます

セミナーの一例 ↓

34


## 第1部 HALT Basic



- |  |  |
|--|--|
| <p><b>1. HALT/HASS/HASA とは？</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・ HALT の概念</li> <li>・ HALT の歴史 (起源と変遷)</li> <li>・ HALT の用途 (誰がいつ使う?)</li> <li>・ HALT の目的</li> <li>・ HALT の効果</li> </ul> | <p><b>3. HALT 試験の手順</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 冷却ステップストレス (Cold Step)</li> <li>・ 加熱ステップストレス (Hot Step)</li> <li>・ 温度急変サイクル (Rapid Thermal Cycle)</li> <li>・ 振動ステップストレス (Vibration Step)</li> <li>・ 複合ステップストレス (Combined Step)</li> </ul> |
| <p><b>2. HALT/HASS 試験装置</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 試験装置の概要</li> <li>・ 温度勾配の有効性</li> <li>・ 6自由度振動システム</li> <li>・ 試験に関する用語</li> </ul>  | <p><b>4. マージン最適化の考え方</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・ DR サイクル</li> <li>・ 稼動マージンと破壊マージン</li> <li>・ 信頼性向上のための考え方</li> </ul>  |

35



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## 第2部 HALT の活用



- |  |  |
|--|--|
| <p><b>1. 欧米での普及状況</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 海外の主なユーザー</li> <li>・ アメリカでの規格化の動き</li> <li>・ DELL Computer 社の成功例</li> <li>・ General Motors 社の活用例</li> <li>・ Airbus 社の活用例</li> </ul> | <p><b>3. HALT 試験の具体例</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・ カバーを外して温度サイクル</li> <li>・ 製品分離の例</li> <li>・ 簡便な固定方法 (専用フィクスチャ不要)</li> <li>・ 一般的なフィクスチャ (DE・STA-CO)</li> <li>・ ユニバーサルテストフィクスチャ</li> <li>・ 大型両面実装基板の固定例</li> <li>・ 特注テストフィクスチャ</li> <li>・ HASS用テストフィクスチャ</li> </ul> |
| <p><b>2. アジアでの普及状況</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 韓国での活用例</li> <li>・ 台湾での活用例</li> <li>・ 中国の状況</li> <li>・ 日本の状況 (東芝・三菱電機・他)</li> </ul>  | <p><b>4. HALT の事例と効果</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 機能試験</li> <li>・ フィクスチャリング例</li> </ul>  |

36



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## 第3部 HALTの導入効果



### 1. 開発期間の短縮

- ・ HALT/ (HASS) /HASA の効果
- ・ 製品のライフサイクルと HALT/HASS
- ・ 開発期間の短縮  
(開発工程での HALT/HASS)
- ・ 自社規格の確立
- ・ 代替部品の短期選定(ベンチマーク)

### 2. 製作・仕入コストの低減

- ・ 部品メーカー選定の例
- ・ ODM/EMS先の選定
- ・ ODM/EMS先の品質管理・指導
- ・ ODM/EMS先への技術流出防止策
- ・ ベクチマーク試験の違い(日本 vs 海外)

### 3. 市場不良率の低減

- ・ 従来試験では再現できなかった例
- ・ 稼働マージンと市場不良率
- ・ 米国の市場不良対策費率
- ・ 環境要素と不具合
- ・ 温度サイクル試験の加速例

### 4. 有益な運営方法

- ・ HALT チームによる有効運営
- ・ HALT装置の稼働率(稼働計画)
- ・ 東陽テクニカ HALT技術センター
- ・ World Wide HALT Lab. Network
- ・ 東陽テクニカの活動
- ・ 国内のHALT試験サービス提供網

37



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## 第4部 HALTから HASS/HASAへ



### 1. HALT 試験時に考察すべきこと

- ・ ROIに必要なデータ

### 2. HASS/HASA を成功させる考え方

- ・ 故障返送品にこそ HASS を

### 3. HASS/HASA の開発プロセス(準備過程)

- ・ HALT結果 / 機能試験の確認(再評価)
- ・ Fixture の必要条件
- ・ Profile の決定

### 4. HASS/HASA の図解

### 5. HASS/HASA Profile の一例

38



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## (株)東陽テクニカ HALT技術センター

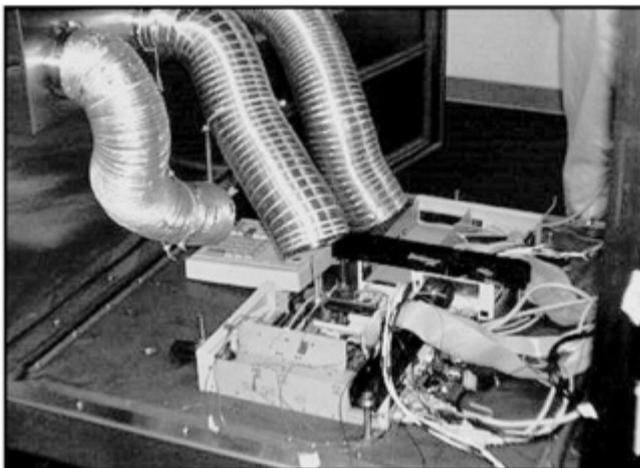
[Qualmark社認定]



Qualmark

This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## デスクトップPCへの活用例



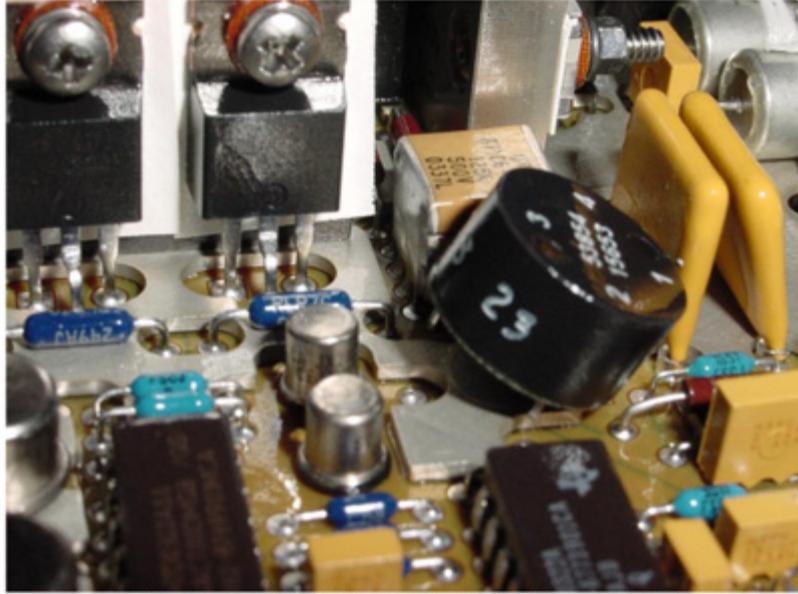
- ・ HDD と FD はチェンバー外に
- ・ 全ての機能に応答試験を実施  
ICE, ロジアナ, パスアナ
- ⇒ 電源、メモリに不具合発生

Source: Ulitimate Technology Corp.

Qualmark

This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## HALT試験で発現した事例

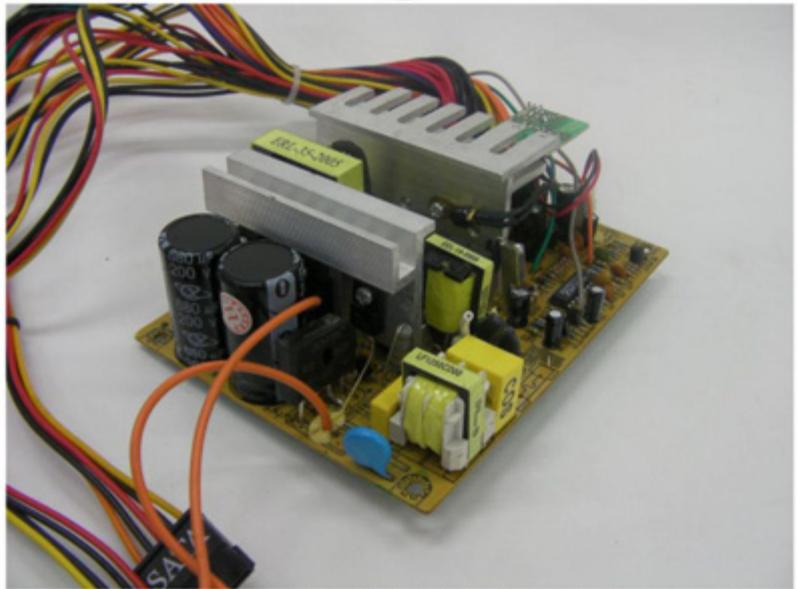


41



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## HALT試験で発現した事例

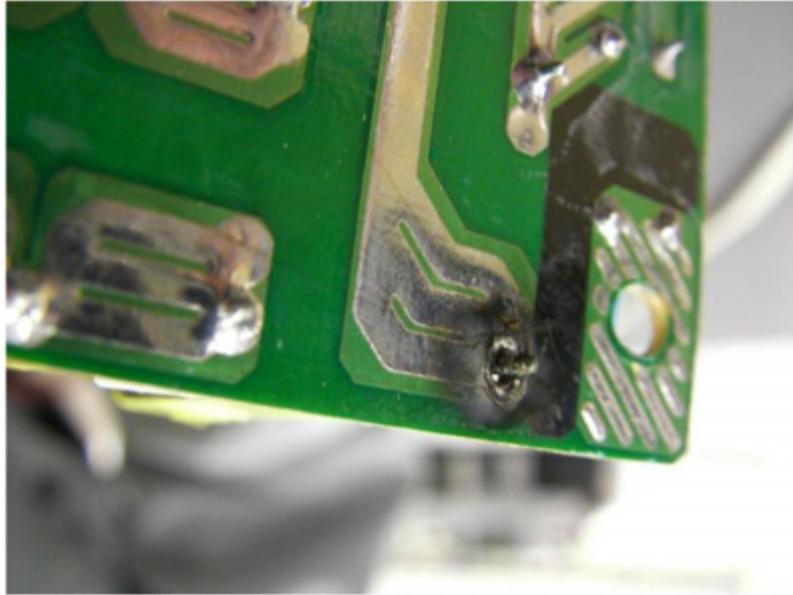


42



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## HALT試験で発現した事例

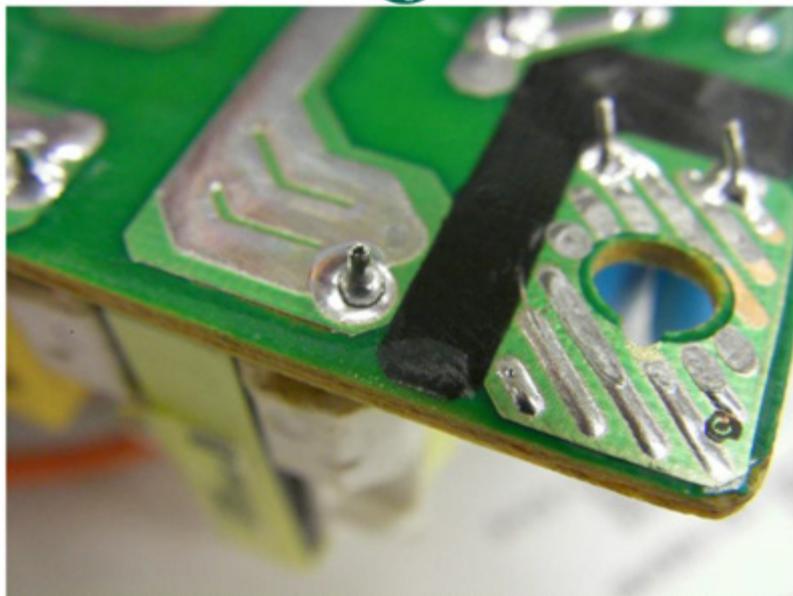


43



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## HALT試験で発現した事例



44



This material is protected by the copyright laws of USA. Any reproduction of this material is prohibited by law. 2008 © Qualmark Corporation

## 日本の HALT 試験サービス提供網 (Qualmark)

**(財)福岡県産業・科学技術振興財団**

- Qualmark T-2.5
- 2011.04 受託試験開始
- 九州/西日本地区

**東陽テクニカ (神奈川県 厚木市)**

- Qualmark 社 T-3.0, OVS-2.5
- 2005.12 ~ 協力会社で開始
- 2008.10 ~ 現在地で開始

**楠本化成 ETAC (岐阜県 瑞浪市)**

- 恒温/恒温槽での受託試験+
- Qualmark 社 T-2.5
- 2008.10 ~ HALT受託開始

Qualmark

## HALT/HASA で市場不良ゼロへ

— 開発期間の短縮・未然防止・壊れ方解析 —

**東陽テクニカがお手伝いします**

ご連絡先

本資料に関するお問い合わせは下記までお願い致します。

株式会社 東陽テクニカ HALT技術センター 川上 雅司

住所: 東京都中央区八重洲 1-1-6

電話: 03-3245-1247

e-mail: kawakami@toyo.co.jp

本セミナーでの提供内容は、信頼に足りると判断した情報に基づき作成されておりますが、その正確性や安全性を保証するものではありません。

本セミナー内容の著作権は、株式会社東陽テクニカ及び情報提供者に帰属し無断での転載や転用を禁止いたします。株式会社東陽テクニカ及び情報提供者は、本セミナー内容の利用により生じうるいかなる損害についても、一切の責任を負いません。

Qualmark

## 質疑応答

質問者① JAXA 環境試験技術センター 西田 様

HALT の点、私もまだまだ勉強中なのですが、米国の方では自動車会社で色々使われていて、当然のことながら日本の自動車会社も使っていると思います。日本の自動車会社さんが使っていて、色々な問題点だとか、よかった点などがあると思いますが、もしご紹介できたらこういう点がありましたというのをちょっと教えて頂きたいと思います。宜しくお願い致します。

発表者

自動車業界は一番今ホットな状態です、新しいモノづくりに変えようという風にやっております。主なターゲットはやはり ECU (EngineControlUnit, エンジンコントロールユニット) ですね。ですから二年後、三年後、特に電氣化、エレクトロニクス化が進みましたところ、電氣自動車であったり EV であったり HV であったり、今までのガソリンエンジンの制御方式とは全く異なるので、電氣的なところでの不具合に注目されています。

それから、我々がお手伝いした中で、私自身面白かったと思いましたが、色々な機構部品、例えばアクセルペダルであったり、ブレーキであったりですね。特にアクセルなんていうものは、今ペダル全体が樹脂でできていまして、中にセンシング用のふみしろを測定するセンサがついているんですが、これは味付けが違う。踏んだ時にずいぶんとかぶり方が違ってきます。また、日本製・アメリカ製・ヨーロッパ製を比べた時に、壊れ方の限界点、温度が違います。やはり日本製が一番高い。ただ、HALT というものを提唱しだした Dr.Hobbs が、同じような工業製品だと実は同じように壊れるはずだと主張しております。同じようにアクセルペダルというのは、不良点の温度の差はあるんですが、壊れ方というのは同じ、不具合の出方も同じとなっています。押しなべて考えると、パソコンなどもそうなんです。どこのメーカーがつけられていても、B5 サイズのパソコンだとしますと CPU があって、バッテリーがあって、厚さがこれくらいで・・・というように、どうしても作り方が似てきて、共通的なところがやはりあります。やってみると非常に面白い。どうやるとこれは楽だろうかというようなことで、なるべく厳しい試験を考えます。ですから、ベークンが終わった後、供試体をずっと入れとくのか入れないのかなど考える必要はありますが、その場合は実は低温起動をかけようと思ったら、切っておいてから低温に大きく入れてやると。高温の場合ですと、入れっぱなしにしといて、残りをかけてやると。そんな風にやられています。

ほとんど HALT 自体は一般の人は知られておりませんが、実は今身のまわりにあるものは良くやられ始めています。スマホ、携帯、パッド、デジタルオーディオ、もちろんこの PC とか液晶テレビなど身近なもので相当やられています。

### 質問者 JAXA 山本理事

大変貴重な御発表ありがとうございます。

HALT と HASS の効果ということで、開発期間だとか開発スピード、コストと保障という三つの柱を書いて頂いているんですけども、参考データということで、こういう分野だったら具体的にどういう効果があったとか、おおざっぱに言って半分になったとか、あるいは一桁変わったとかそういう数値があれば教えて頂きたいと思います。

また、昔の衛星は、試験のためのモデルやフライトの為のモデルなど、モデル毎にある種の部品の使い方が変わってきます。そのため、フライト品に強烈なストレスをかけてこわしてしまう試験をやるという点は実施していないのが現状です。一方で、小型衛星など、1機は壊れてもよく、10機、100機飛ばして、そのうちの何機が動いていればトータルのミッションを達成できるので、数で勝負するという考えはこれから出てくるかもしれません。このような世界の中で、ある意味では効果はあるかもしれないですが、何かご意見伺いたいと思います。

### 発表者

効果の方ですが、難しいですね。実際には開発期間をどこからどこまで見るかですが、ベリフィケーションテストを従来のまま残して HALT をかけた時に、本来のかかるべき期間が一回で終わりましたというケースは多々あります。いわゆる手戻りが無い。理想的には手戻りゼロを目指すんですけども、はたして全部ゼロになるかというと、HALT でカバーできない部分があります。例えば湿度などはカバーしておりませんので、そういったものは残るんですが、おしなべて、1年間の開発期間のトータルが、4か月とか半分弱ぐらいになることが、家電業界とかIT業界ではわりとあります。

それから、高額なものに関する量産効果について、実は医療器関係や、ロケットや飛翔体などの防衛部門に使用されているものにつきましては基本的には HASS をかけてやっております。某国がロケットを上げるといいますと日本でも防衛に関して配置しますが、このあたりに対しても我々はお手伝いをさせて頂いております。ですから昔はライセンス契約をしておりましたが、最近は完全に共同研究ということで、アメリカでやられていることは日本でもやられているということで効果を出しております。

## 5.6. 保持解放機構作動時の衝撃応答予測技術

三菱電機 株式会社

北村 徹 氏

# 保持解放機構作動時の 衝撃応答予測技術

○北村 徹、吉田 佳子、世古 博巳(三菱電機株式会社)  
施 勤忠(独立行政法人 宇宙航空研究開発機構)



COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED.

1. 研究の背景と概要
2. 人工衛星分離メカニズムの説明
3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測
4. 太陽電池パドル展開メカニズムの説明
5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測
6. まとめ

## 1. 研究の背景と概要

### ■人工衛星の衝撃環境

- ・人工衛星とロケットの分離
  - ・太陽電池パドルやアンテナの展開
- ⇒ 衛星構体に衝撃振動が発生

### ■現状の衝撃環境予測手法

- ・過去の衝撃試験結果データベースや経験値
  - ・数値計算による予測精度は高くない
- ⇒ 予測技術が未確立

### ■耐衝撃信頼性評価

- ・打ち上げ前に地上で、分離／展開試験を実施
- ・衛星構体上の衝撃レベル(加速度SRS※)を確認

搭載機器の許容レベルを超過すると・・・  
機器が破損する恐れあり ⇒ 設計手戻りが発生

- ・パネル構造や機器レイアウトの見直し
- ・衝撃源の見直し

⇒ 多大なコストと時間を要する

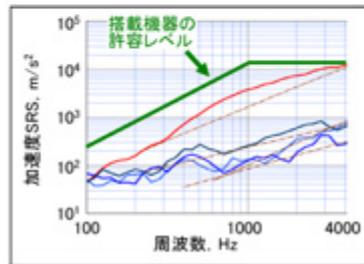


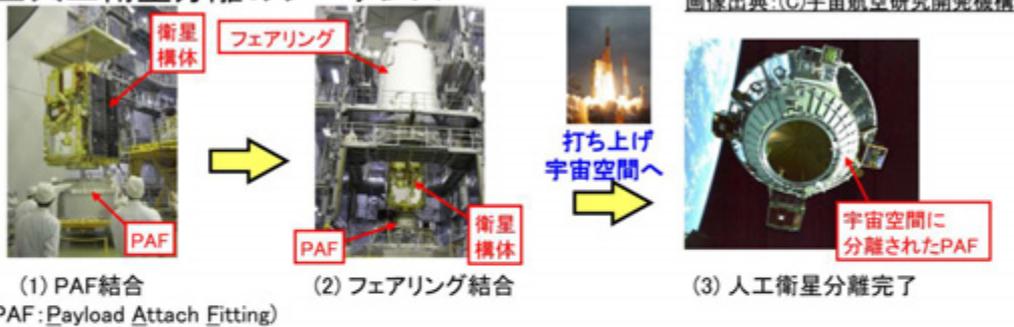
図1-1 衝撃応答レベル測定例

※ SRS: 衝撃応答スペクトル、Shock Response Spectrum

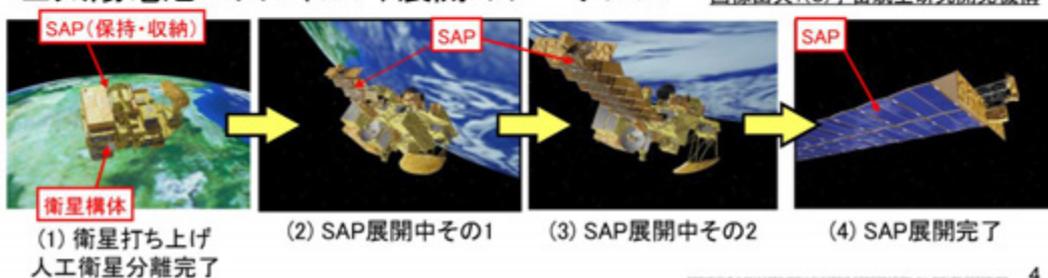
Copyright © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 3

## 1. 研究の背景と概要

### ■人工衛星分離のシーケンス



### ■太陽電池パドル(SAP)展開のシーケンス



Copyright © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 4

# 1. 研究の背景と概要

## ■耐衝撃信頼性評価(打ち上げ前の地上試験)

多数の加速度センサで衝撃振動を測定

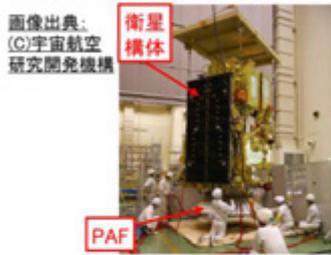


図1-2 PAF分離地上試験の様子

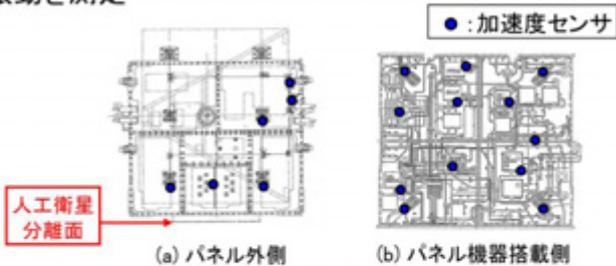


図1-3 PAF分離地上試験の加速度測定位置の例

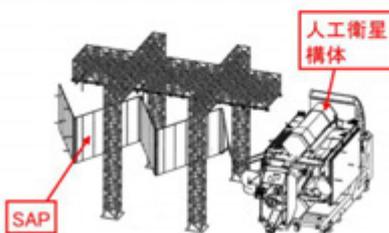


図1-4 SAP展開地上試験の模式図

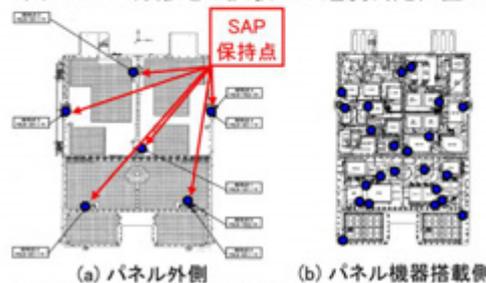


図1-5 SAP展開地上試験の加速度測定位置の例

5

# 1. 研究の背景と概要

## ■研究の目的:設計手戻り防止のための衝撃応答予測手法を確立

### 衝撃応答予測フロー



6

1. 研究の背景と概要
2. 人工衛星分離メカニズムの説明
3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測
4. 太陽電池パドル展開メカニズムの説明
5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測
6. まとめ

## 2. 人工衛星分離メカニズムの説明

### ■ 供試衛星

打ち上げ実績のある人工衛星の熱構造モデル (STM) を使用

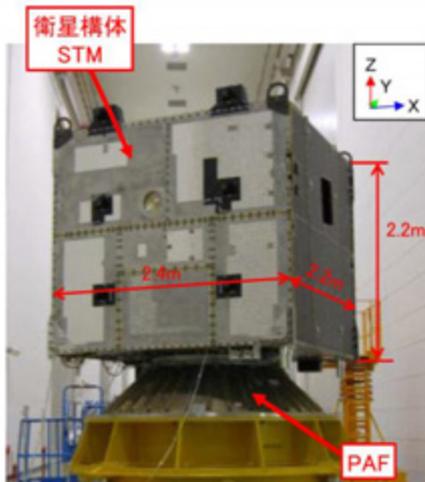


図2-1 衛星構体概観 (PAF結合状態)

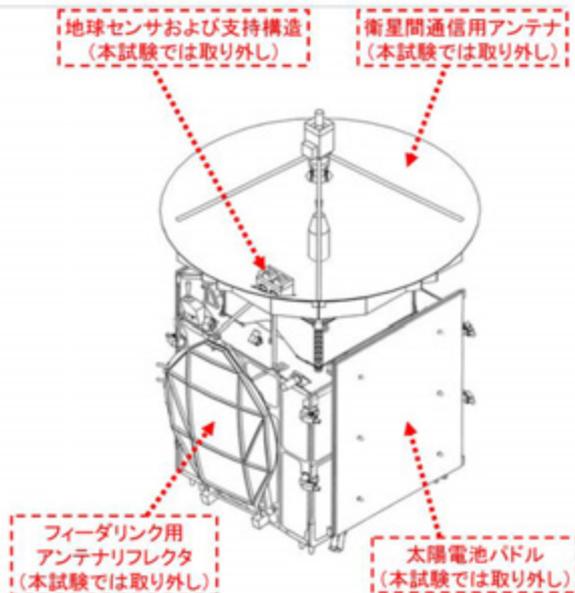


図2-2 システムコンフィグレーション

## 2. 人工衛星分離メカニズムの説明

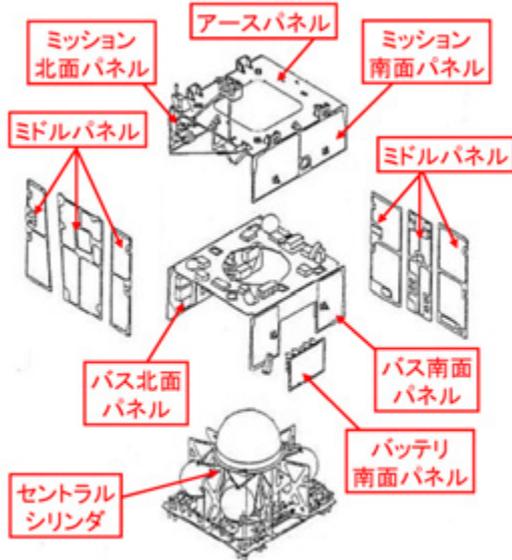


図2-3 衛星構体分解図

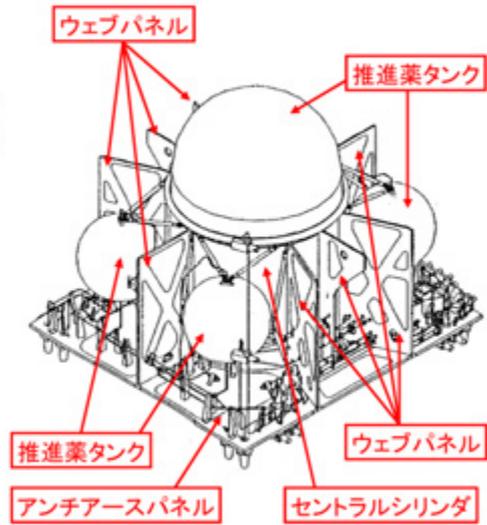


図2-4 セントラルシリンダ周辺

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 9

## 2. 人工衛星分離メカニズムの説明

### PAF分離メカニズム概要

『人工衛星構体』と『PAF』は、『Vバンドクランプ』で締め付けて結合する。

『Vバンドクランプ』の結合ボルトを火工品で切断することにより『人工衛星構体』と『PAF』を分離する。

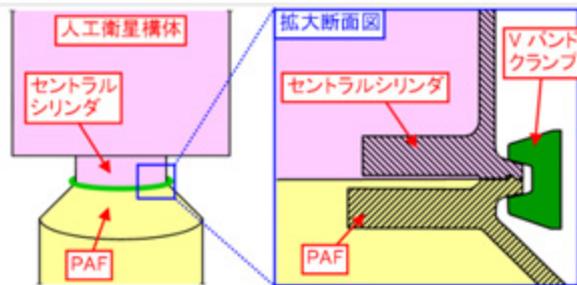


図2-5 PAF分離部の構造模式図

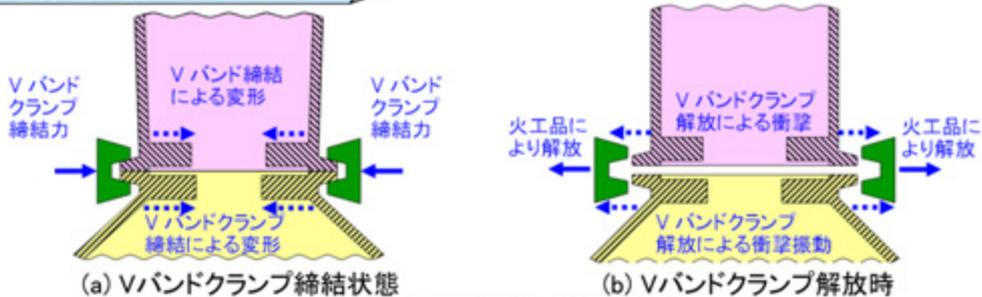


図2-6 Vバンドクランプ保持解放による衝撃発生メカニズム

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 10

1. 研究の背景と概要
2. 人工衛星分離メカニズムの説明
3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測
  - ・数値解析モデルの作成
  - ・衝撃力の同定
  - ・衝撃振動応答計算
4. 太陽電池パドル展開メカニズムの説明
5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測
6. まとめ

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 11

## 3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測

## ■数値解析モデル作成

構造設計情報より、2種類の有限要素モデルを作成

- ①シリンダモデル・・・セントラルシリンダのみをモデル化【従来手法】
- ②アセンブリモデル・・・セントラルシリンダ周辺のパネルを含めてモデル化

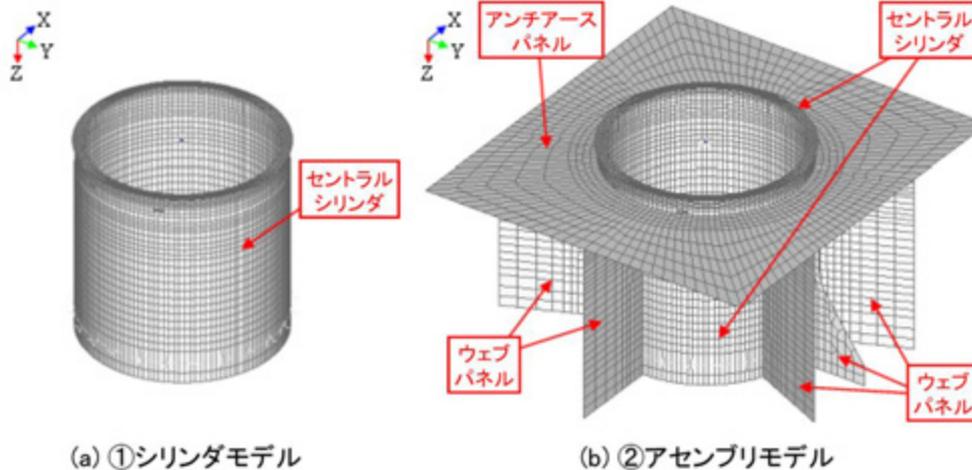


図3-1 有限要素モデルの概観

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 12

### 3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測

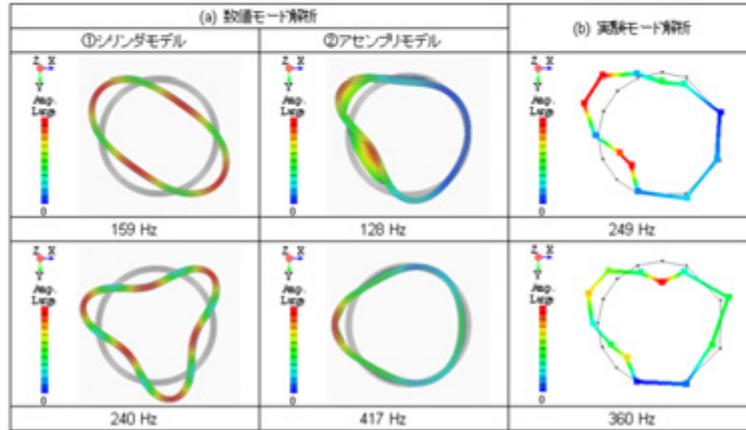
#### ■実験モード解析による数値解析モデルの妥当性検証

- (1) 共振周波数
  - ・直径節数4以上の円環曲げモードは, 15%以内で一致
  - ・円環伸縮1次モードは, 7%以内で一致
- (2) 振動モード形状(共振時の変形形状)
  - ・①シリンダモデル: 低次振動モードで実験モード解析結果と乖離
  - ・②アセンブリモデル: 実験モード解析結果と良く一致

振動モード形状

円環曲げ  
直径節数2

円環曲げ  
直径節数3



Copyright © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 13

### 3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測

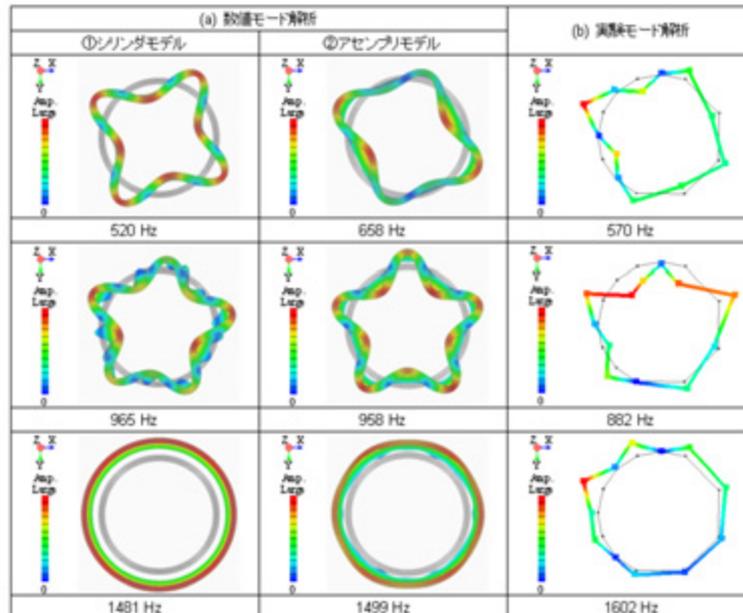
#### ■実験モード解析による数値解析モデルの検証(つづき)

振動モード形状

円環曲げ  
直径節数4

円環曲げ  
直径節数5

円環伸縮  
1次



Copyright © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 14

### 3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測

#### ■ Vバンドクランプ締結力の同定手順

手順1: 締結部の変形量・変形形状を把握  
セントラルシリンダ周方向ひずみを測定

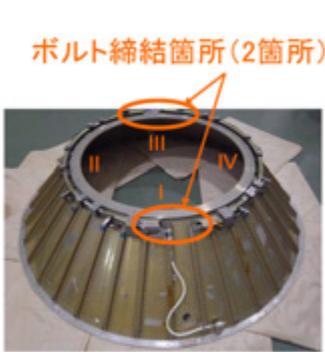


図3-2 締結ボルト位置

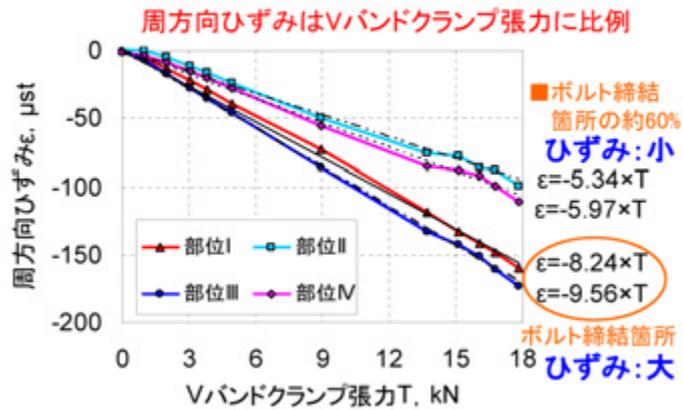


図3-3 Vバンドクランプ締結力と衛星リングのひずみの関係

### 3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測

#### ■ Vバンドクランプ締結力の同定手順(つづき)

手順2: 節点に発生する力を算出

手順1で測定した周方向ひずみが発生するように、セントラルシリンダに強制変位を定義 ⇒ 節点反力を算出

手順3: 締結力負荷による変形量の確認

手順2で求めた力を、セントラルシリンダに入力し、手順1で測定した周方向ひずみとほぼ同一であることを確認

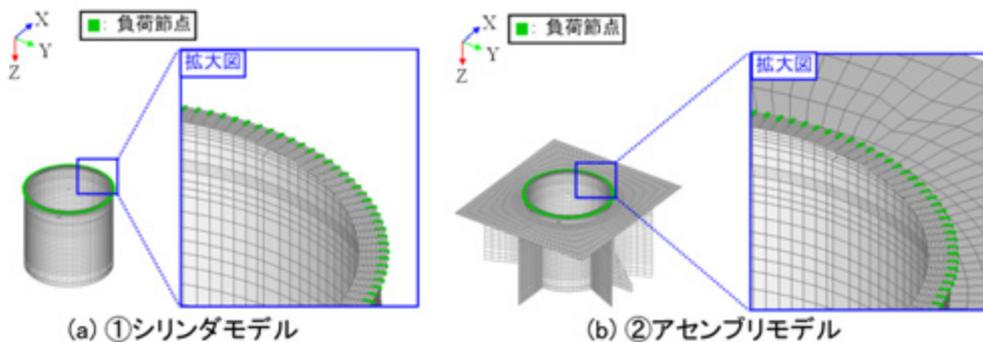


図3-4 強制変位・Vバンドクランプ締結力の負荷位置

### 3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測

#### ■ PAF分離時の衝撃振動応答計算

- ・モード重ね合わせ法による過渡応答解析(共振特性を考慮した時刻歴応答計算)
- ・Vバンドクランプ締結力をステップ関数的に除荷(4000Hzを励起する短時間で)

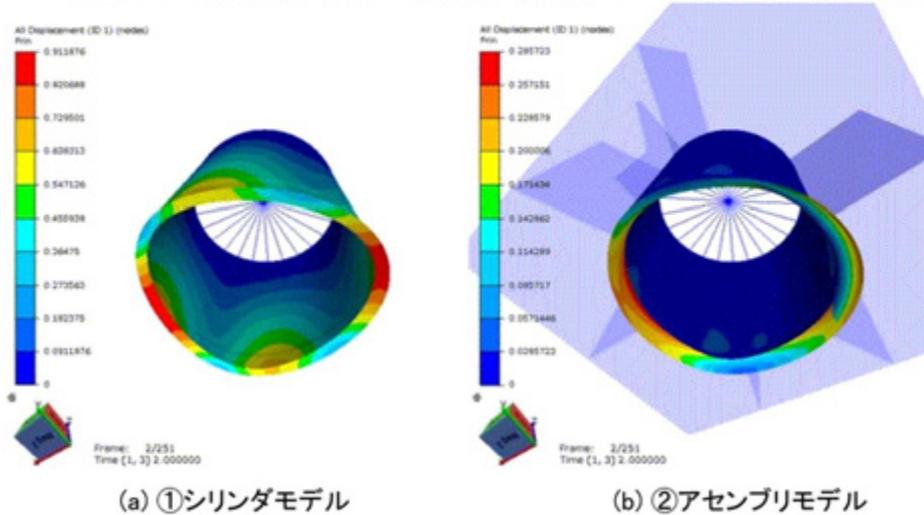


図3-5 変形アニメーション(コンター:変位)

Copyright © 2013 Mitsubishi Electric Corporation. All rights reserved. 17

### 3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測

#### ■ PAF分離衝撃試験

セントラルシリンダ上に加速度センサを取り付け, PAF分離時の衝撃振動を測定

セントラルシリンダ

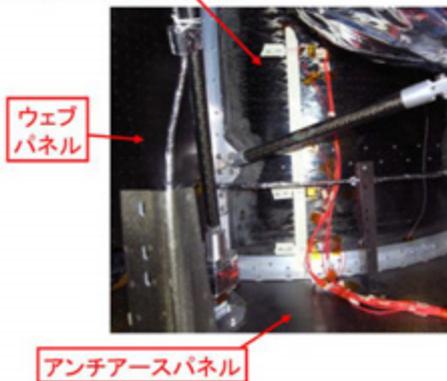


図3-6 セントラルシリンダ概観

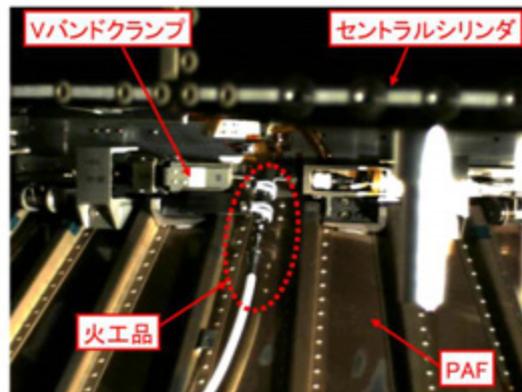


図3-7 PAF分離の様子(地上試験)

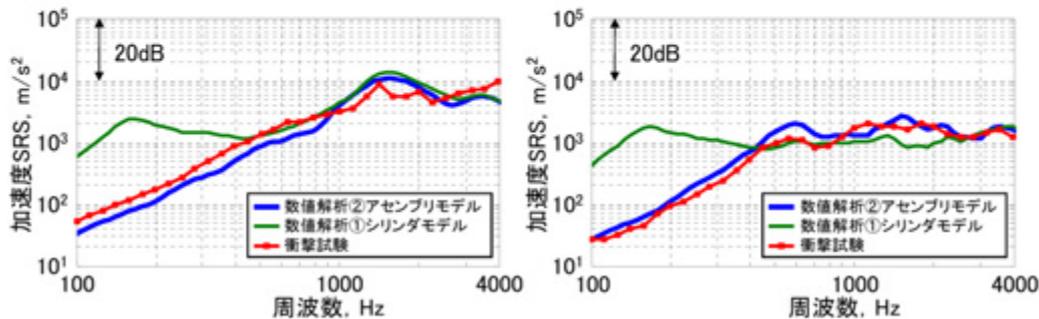
※衛星構体を懸架しPAFを自由落下させる

Copyright © 2013 Mitsubishi Electric Corporation. All rights reserved. 18

### 3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測

#### ■ 数値解析結果と衝撃試験結果の比較

- ① シリンダモデル・・・500Hz以下で衝撃試験結果と大きく乖離  
 ⇒ 低次振動モードの不一致が原因、モードシェイプが異なる  
 ⇒ アンチアースパネルとウェブパネルがセントラルシリンダの剛性に大きく寄与
- ② アセンブリモデル・・・衝撃試験結果と良く一致  
 マイナス側(予測値が小さい側)の予測誤差は5dB以内



(a) 人工衛星分離面から60mm位置

(b) 人工衛星分離面から300mm位置

図3-8 数値解析結果と衝撃試験結果

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 19

## 目次

1. 研究の背景と概要
2. 人工衛星分離メカニズムの説明
3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測
4. 太陽電池パドル展開メカニズムの説明
5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測
6. まとめ

COPYRIGHT © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 20

## 4. 太陽電池パドル展開メカニズムの説明

## ■ SAP展開メカニズム概要

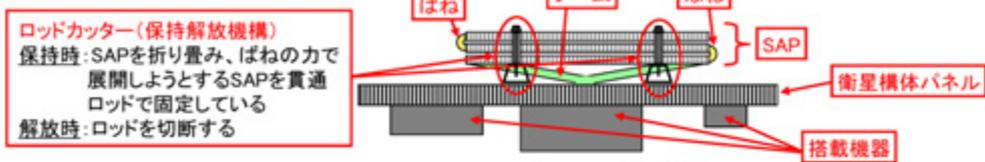


図4-1 SAP保持解放部の構造模式図

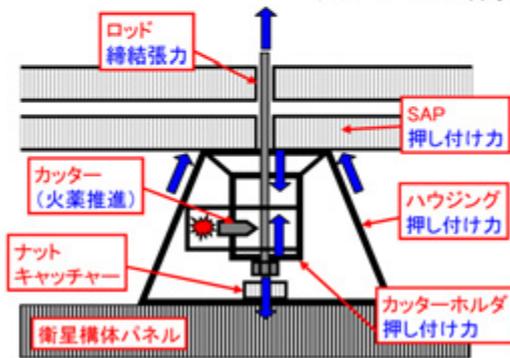


図4-2 保持状態での作用力

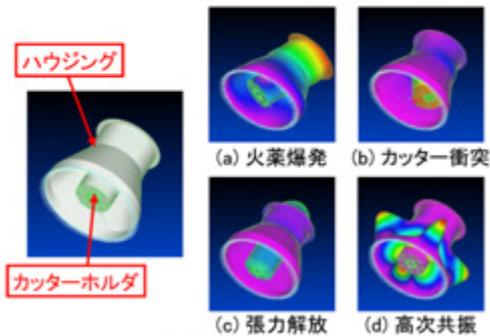


図4-3 解放時の変形モード

(有限要素法数値解析結果)

21

## 目次

1. 研究の背景と概要
2. 人工衛星分離メカニズムの説明
3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測
4. 太陽電池パドル展開メカニズムの説明
5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測
  - ・ロッドカッターの簡易モデル化
  - ・ロッドカッターの単体衝撃試験
  - ・衝撃発生力計算
6. まとめ

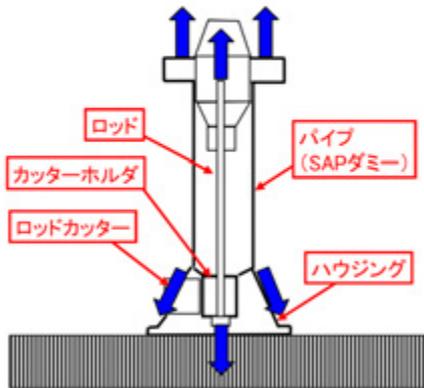
## 5. 太陽電池パネル展開時の衝撃発生力予測

### ■ ロッドカッターの簡易モデル化

ロッド張力が大きく、ロッドの張力解放による衝撃が支配的な場合

⇒カッターホルダを質量、ハウジングをばねとした

1自由度振動系としてモデル化



ロッドカット後: ロッド張力が解放され、  
カッターホルダからパネルへ力が流れる

図5-1 解放時発生力

$F_1 = M\ddot{x}_1 + Kx_1 = -\omega^2 Mx_1 + Kx_1$   
 $F_2 = Kx_1 = \frac{KF_1}{-\omega^2 M + K} = \frac{F_1}{-\omega^2/\omega_1^2 + 1}$

M: カッターホルダ質量  
 K: ハウジング鉛直方向ばね  
 $x_1$ : カッターホルダ変位  
 $F_1$ : 衝撃入力(ロッド張力解放)  
 $F_2$ : 剛体への入力

衝撃発生力推定式 (剛体への入力)

図5-2 簡易モデル(剛体に設置)

23

## 5. 太陽電池パネル展開時の衝撃発生力予測

### ■ SAP展開 ロッドカッター単体衝撃試験

- ・衝撃発生力推定式を検証するための現象分析
- ・剛体治具と保持解放機構の間にカセンサーを挿入し、解放時の力を測定



(a) コンフィグレーション模式図

(b) 単体衝撃試験の様子  
※ロッドカッターを横に倒した状態で実施

図5-3 ロッドカッター単体試験のコンフィグレーション

24

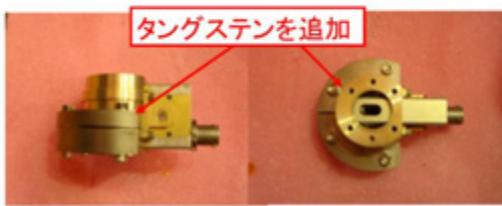
## 5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

### ■SAP展開 ロッドカッター単体衝撃試験

・ロッドカッターのパラメータを変更し、衝撃力の特性変化を確認する

表5-1 試験項目

パラメータ	変更前	変更後
(1) ロッド張力	7350 N	2500 N
(2) カッターホルダ質量	127 g	785 g
(3)ハウジング防振	有	無
(4) ロッド有無	有	無



(2) カッターホルダ質量



(3) ハウジング防振

図5-4 パラメータ変更方法

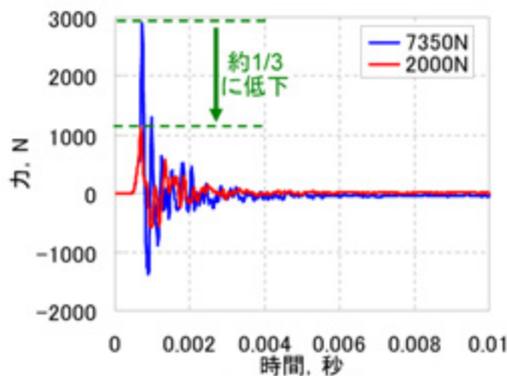
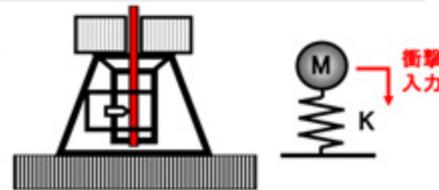
Copyright © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 25

## 5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

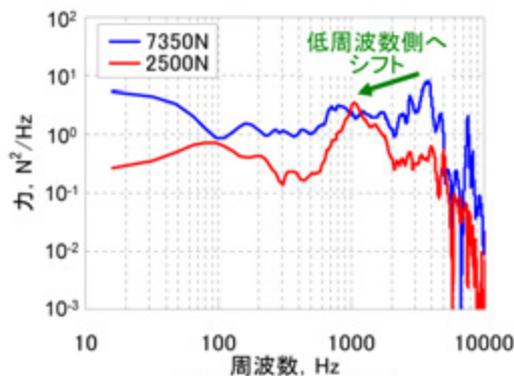
### ■SAP展開 ロッドカッター単体衝撃試験

(1) ロッド張力の影響

- ・衝撃発生力が低下
- ・ピーク周波数が低周波数側にシフト



(a) 時刻歴波形



(b) 周波数分析結果

図5-5 ロッド張力の影響

Copyright © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 26

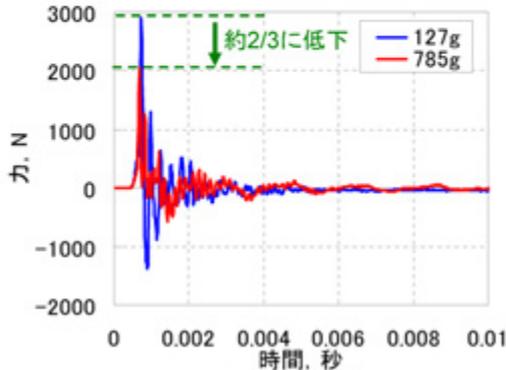
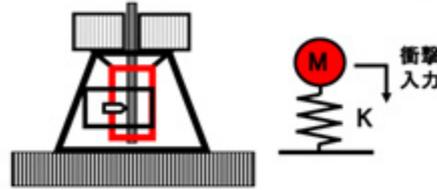
## 5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

### ■SAP展開 ロッドカッター単体衝撃試験

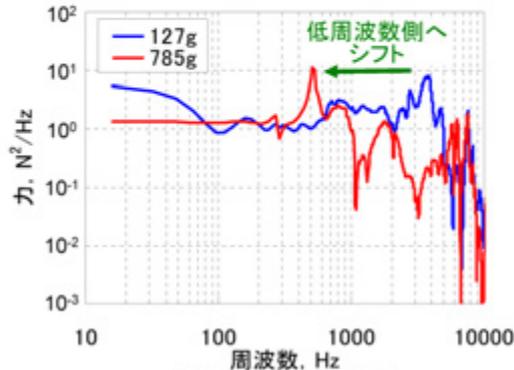
#### (2) カッターホルダ質量の影響

- ・衝撃発生力が低下
- ・ピーク周波数が低周波数側にシフト

⇒ 入力決定する振動系に  
カッターホルダの質量が関与



(a) 時刻歴波形



(b) 周波数分析結果

図5-6 カッターホルダ質量の影響

Copyright © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 27

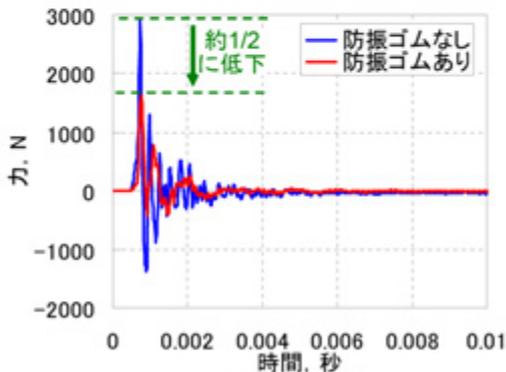
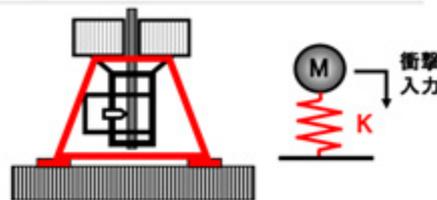
## 5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

### ■SAP展開 ロッドカッター単体衝撃試験

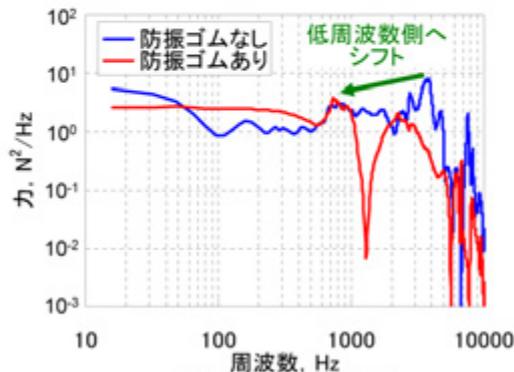
#### (3)ハウジング防振の影響

- ・衝撃発生力が低下
- ・ピーク周波数が低周波数側にシフト

⇒ 入力決定する振動系に  
ハウジングの剛性が関与



(a) 時刻歴波形



(b) 周波数分析結果

図5-7 ハウジング防振の影響

Copyright © 2013 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 28

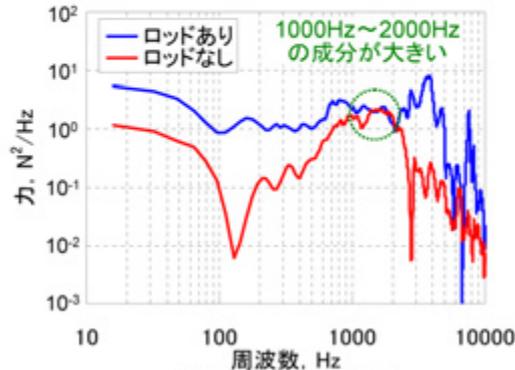
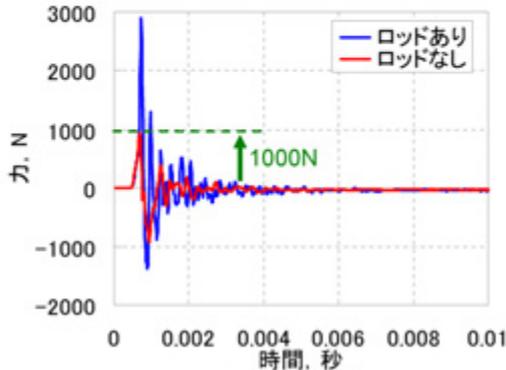
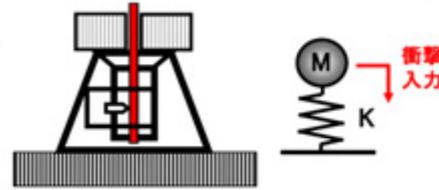
### 5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

#### ■SAP展開 ロッドカッター単体衝撃試験

##### (4) ロッド有無の影響

- ・ロッドカッターの作動のみで1000Nの力が発生
- ・1000Hz~2000Hzの成分が大きい

⇒ 衝撃発生力の予測に考慮する必要あり  
ロッド張力が低い条件と傾向が一致



(a) 時刻歴波形

(b) 周波数分析結果

図5-8 ロッド有無の影響

29

### 5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

#### ■衝撃発生力推定方法の検証

##### ハウジングばね定数Kの推定

- ・ハウジングのひずみ測定結果からハウジングの変位量を算出
- ・ばね定数 $K=7 \times 10^7$  N/m

(ばね定数=変位量/衝撃発生力)

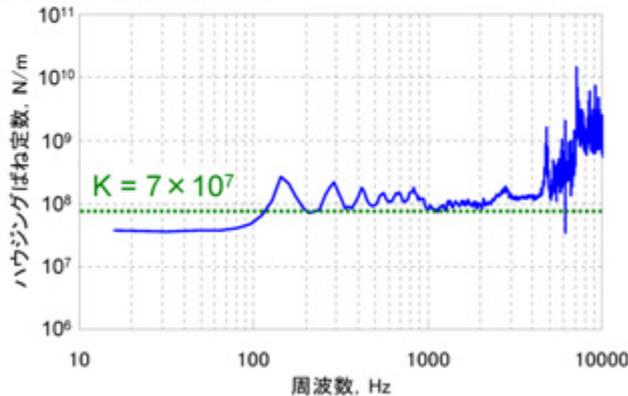
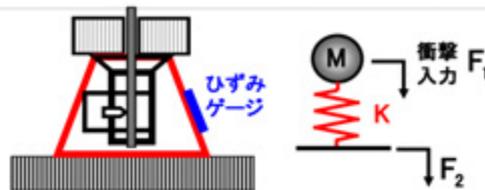


図5-9 ハウジングばね定数の算出結果

30

### 5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

■ 衝撃発生力推定方法の検証

● 共振周波数の推定

$K_1 = 7 \times 10^7 \text{ N/m}$

$M_1 = 127 \text{ g}$

共振周波数  
3737Hz

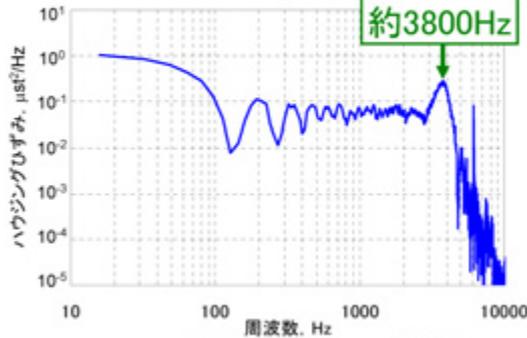
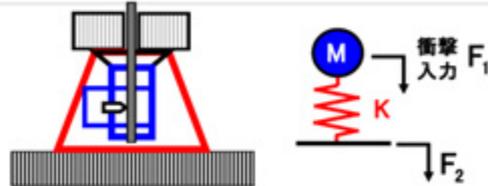


図5-10 ハウジングひずみ測定結果

- ・カッターホルダーの質量とハウジングのばね定数から振動系の共振周波数が計算可能
- ・ハウジングのばね定数は、設計時にCAD図面から算出可能

### 5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

■ 衝撃発生力推定方法の検証

$F_1 = 7350 \text{ N}$   
ロッド張力

$$F_2 = \frac{F_1}{-\omega^2/\omega_1^2 + 1}$$

$$F_2(t) = F_1 \Delta t \omega_1 \sin(\omega_1 t)$$

作用時間 共振角周波数

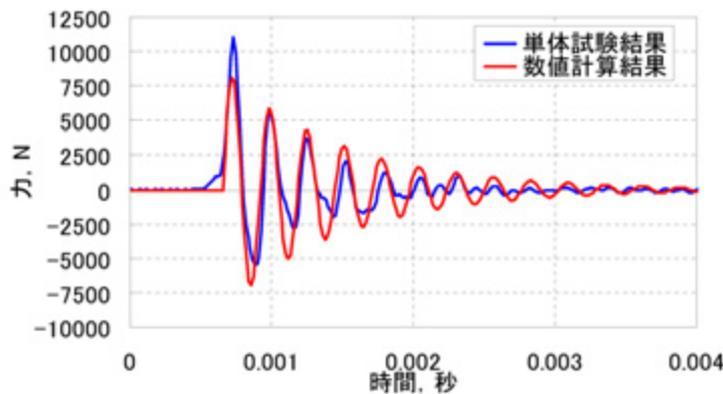
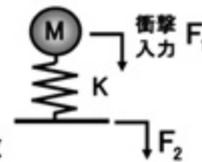


図5-11 力測定結果と簡易推定法による計算結果(時刻歴波形)

### 5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

#### ■ 衝撃発生力推定方法の検証

$F_1 = 7350 \text{ N}$   
ロッド張力

$$F_2 = \frac{F_1}{-\omega^2/\omega_1^2 + 1}$$

$$F_2(t) = F_1 \Delta t \omega_1 \sin(\omega_1 t)$$

作用時間      共振角周波数

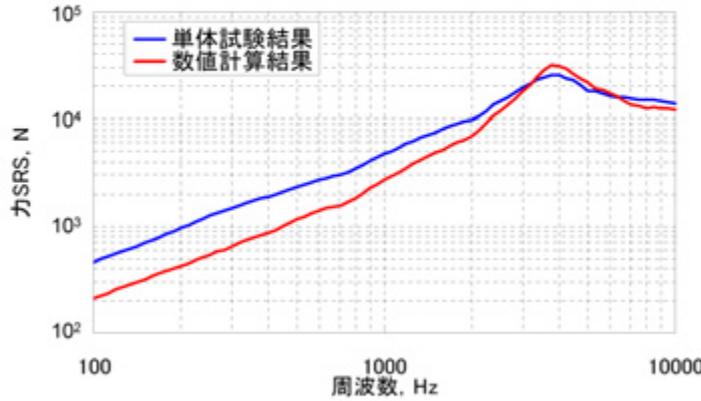
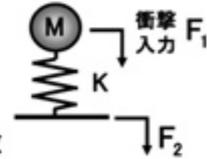


図5-12 力測定結果と簡易推定法による計算結果(SRS波形)

### 5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

#### ■ 衝撃発生力推定方法の検証

$F_1 = 7350 \text{ N}$   
ロッド張力

$$F_2 = \frac{F_1}{-\omega^2/\omega_1^2 + 1}$$

$$F_2(t) = F_1 \Delta t \omega_1 \sin(\omega_1 t)$$

作用時間      共振角周波数

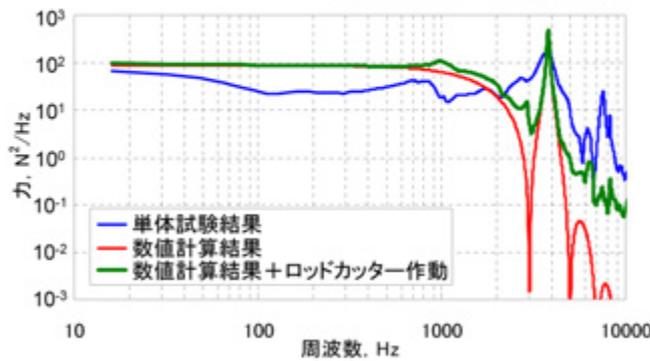
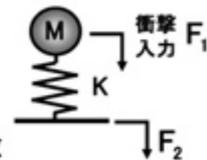


図5-13 力測定結果と簡易推定法による計算結果(周波数分析結果)

- ・1自由度振動系モデルにより、  
衝撃発生力のピーク周波数と大きさを予測可能

## 5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測

## ■有限要素解析によるロッド切断シミュレーション

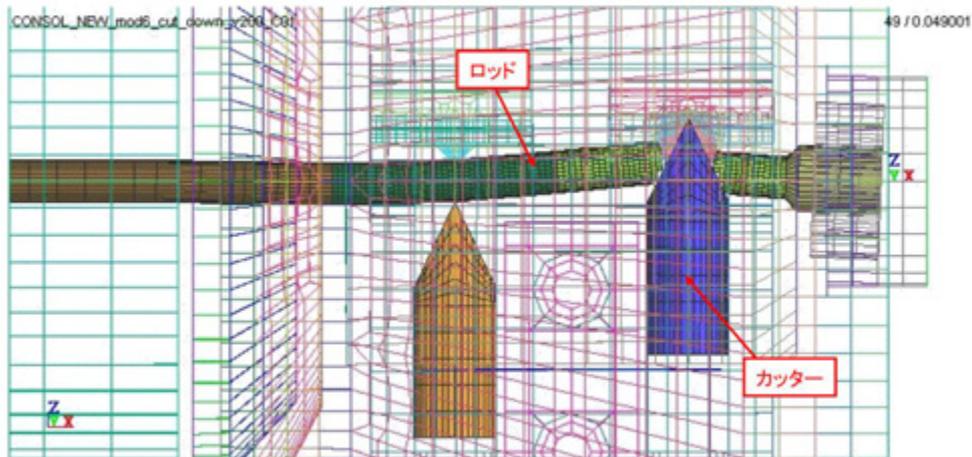


図5-14 陽解放によるロッド切断アニメーション

## 目次

1. 研究の背景と概要
2. 人工衛星分離メカニズムの説明
3. 人工衛星分離時の衝撃振動応答予測
4. 太陽電池パドル展開メカニズムの説明
5. 太陽電池パドル展開時の衝撃発生力予測
6. まとめ

## 6. まとめ

人工衛星搭載機器の機械設計のため、保持解放機構作動時に発生する衝撃振動応答予測技術の研究・開発に取り組んでいる。保持解放機構の原理・現象を理解して、数値計算モデルを作成し、設計段階で衝撃振動を予測可能な技術を開発した。

- ・人工衛星分離時に発生する衛星構体の振動予測手法を開発し、人工衛星実機(STM)の衝撃試験にて、その有用性を確認した。
- ・太陽電池パドルやアンテナ展開時に使用するロッドカッターにより発生する衝撃力推定手法を開発し、ロッドカッター実機単体の衝撃試験にて、その有用性を確認した。

本発表では紹介しておりませんが、構体パネルの振動伝播予測技術開発にも取り組んでおり、今後は、衝撃力同定手法と組み合わせより体系的な衝撃振動応答予測技術の構築を目指す。

## 謝 辞

本研究成果の一部は、独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 殿 委託業務にて得られた成果であり、関係者の皆様からの多くのご指導・助言を賜りここに、深く感謝の意を表します。

### 関連業務一覧

- ・2005年度  
衝撃応答予測に関する研究開発
- ・2006年度  
人工衛星の太陽電池パドル保持解放時の衝撃源近傍の衝撃応答予測に関する検討
- ・2007年度  
人工衛星の太陽電池パドル保持開放時衝撃源近傍の衝撃応答予測に関する検討
- ・2008年度  
衛星システム構造モデルを用いた分離機構作動時の衝撃加速度伝播特性の計測・評価

## 質疑応答

### 質問者① JAXA 要素センター 中川様

数値解析で衝撃の応答を求められているということですが、差し支えなければ使われているソフトと、モデル作成の時に何か注意されたことなどございましたら教えてくださいませんか？

### 発表者

まず、初めの衛星分離につきましては、ソフトは **NASTRAN** を使っております。そこでは、まずモードが励起されるということを考えており、陰解法を使っておりますので、**NASTRAN** に限らず、**ANSYS** 等汎用のもので可能です。最後にお見せしましたものは、陽解法で時々刻々と変わるシュミレーションをしております、**PAMCRASH** を使っております。ほかに **ABAQAS** 等でも対応することはできます。

注意点としましては、やはり要素の分割数ですね。要素長さなど、十分に知りたい範囲の現象を確認することができるのか、ということが一つポイントとなっております。今回のモデルですと、モデル規模を削減するために、離れた部分は荒く切って、見たい部分、特にリング周辺を **4000Hz** まで十分対応できるようにしております。

### 質問者② JAXA 環境試験技術センター 施様

共著者ということですが、興味があって質問させていただきます。低周波の **150Hz** ぐらいの部分で実際の試験データよりも応答が高いということですが、その結果、環境として規定された場合には低周波のレベルがひきずられて高くなってしまいます。色々考察されており、原因の一つとして考えられるのが、ひずみデータが **4** か所しかないという点ですが、その中の歪がどういう風に分布されてこの結果が出ているのでしょうか。また分布を歪の計測結果に合うように変えてみたことはありますか。

### 発表者

回答の前に低周波が盛り上がっている方は、円筒だけのシリンダモデルで、実際に近いアセンブリモデルは青色の方になっています。

歪の分布は測ったことがなく、**4** 点で測定を行い、直行する **2** 点で **6** 割の差があったことから、楕円として近似してやっております。解析上で分布を変えたことはあり、直線補完をする等したのですが、不連続点が出るということで、楕円を採用して補完をしました。

実際にこの分布がなく、全て同じ大きさと考えた場合には、計算はしていないのですが、シリンダーモデルの低次のモードというのは対称性があるので、励起されにくくて落ちてきます。しかし、実際に分布を持たせてやると低次の部分が出てきてしまいます。そういったことが問題としてありますので、この点を考慮する必要があります。

また、モデル側で検討だけだと、低次のモードが励起されるんですが、実際はパネルがあるので十分に抑えられる、ということを解析で求めるためには周辺までモデル化しなければいけないということがわかりました。

質問者③ 筑波大学 亀田様

単純な質問なんですが、材料は線形弾性体のソリッド要素と考えてよろしいでしょうか？

発表者

分離の方は線形で考えております。

展開の方は線形だけでは破断などはしないので、そのあたりは材料の変化を入れています。

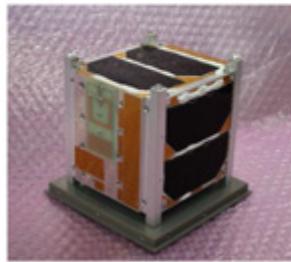
## 5.7. 筑波大学超小型衛星 ITF-1「結（ゆい）」の 紹介と今後の展望

筑波大学 准教授

亀田 敏弘 氏



# 筑波大学超小型衛星 ITF-1 「結(ゆい)」 の紹介と今後の展望



筑波大学 システム情報系  
亀田 敏弘

1

第11回試験技術ワークショップ 2013/11/28



## 内容

- ▶ 衛星の紹介
- ▶ 今後の展望

2

第11回試験技術ワークショップ 2013/11/28



## 衛星開発へのきっかけとこれまで

- ▶ 平成20年9月 JAXAと連携協力協定締結
- ▶ 平成21年3月 JAXAと連携大学院協定締結  
筑波大学プレ戦略イニシアチブ  
「地球以遠への発展を目指す宇宙開発技術」  
に対する大学からの支援(平成19～22年度)
- ▶ 平成22年3月 筑波大学宇宙コンソーシアム設立  
筑波大学の学際性・多様性を意識した宇宙へのアプローチ
- ▶ 平成23年 教育・研究の両面から超小型人工衛星の検討・開発  
H-IIAロケットによる相乗り衛星打上げプログラムに応募
- ▶ 平成23年12月 ITF-1「結」がGPM相乗りに採択
- ▶ 平成24年9月 JAXA環境試験技術センターと「衛星環境試験に係る人材育成に関する連携協力覚書」
- ▶ 平成24年12月 西田センター長によるセミナー  
「宇宙機開発における技術とは(試験技術&計測技術&人の技術)」
- ▶ 平成25年 JAXAにて3回の熱真空試験実施。EM/FMの振動・衝撃試験に対する支援

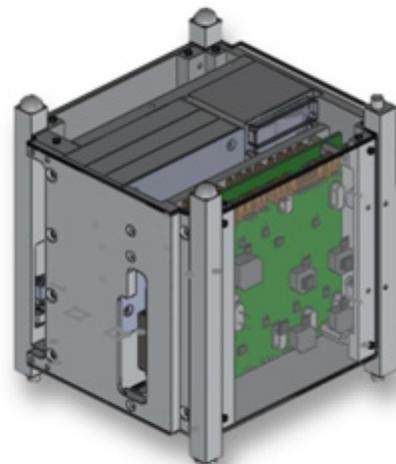
3

第11回試験技術ワークショップ 2013/11/28



## ITF-1「結」

- ▶ **寸法**
  - ▶ 109 × 102 × 130.5 mm (1U CubeSAT)
- ▶ **重量**
  - ▶ 1.3 kg
- ▶ **運用軌道**
  - ▶ 軌道高度 : 400km
  - ▶ 軌道傾斜角 : 65度
  - ▶ 軌道寿命 : ~半年
- ▶ **ダウンリンク**
  - ▶ 周波数 : 435MHz
  - ▶ 電波形式 : **F2A(周波数変調モジュール)**
  - ▶ アンテナ : 1/4 λ モノポールアンテナ
  - ▶ 出力 : 0.3W
- ▶ **アップリンク**
  - ▶ 周波数 : 435MHz・144MHz
  - ▶ 電波形式 : F2D(DTMF)
  - ▶ アンテナ : 1/4 λ モノポールアンテナ・超小型アンテナ



4

第11回試験技術ワークショップ 2013/11/28

## ITF-1「結」

- ▶ **開発**  
筑波大学 ネットワーク衛星「結」プロジェクト  
希望学生は全学から参加可能
- ▶ **コンセプト**  
様々な波及効果を期待した  
衛星による人々のネットワークの構築
- ▶ **ミッション**
  - 「結」ネットワークの構築
  - 新型マイコンの動作実証
  - 超小型アンテナの動作実証
- ▶ **打ち上げ時期**  
平成25年度  
(GPM相乗り小型副衛星として H-IIAで)



5

第11回試験技術ワークショップ 2013/11/28

## 「結」ミッションの新規性と将来性

- ▶ **大学研究室で閉じない大学衛星**  
→世界からの利用を想定
- ▶ **「結」が世界上空でモジュール符号化したHKデータを送出**  
→宇宙発の信号の簡便な受信機会の提供(ハンディレシーバ)
- ▶ **世界規模の受信データ報告サーバクライアントシステム**  
→インターネット、スマートフォンを活用したリアルタイムの報告  
基地局は世界のすべての受信体験者
- ▶ **サーバ上のデータから報告者同士の交流をサポート**  
→SNS的な報告者同士の交流の場をインターネット上に提供  
**受信共有体験**を持つ人々相互のネットワーク構築
- ▶ **次世代を担う人材育成&将来に向けた無限の可能性**  
**「宇宙を利用して遊ぶ」**という、これまでにない分野  
→人々が理科、宇宙科学、工学に興味・関心を持つキッカケになれば

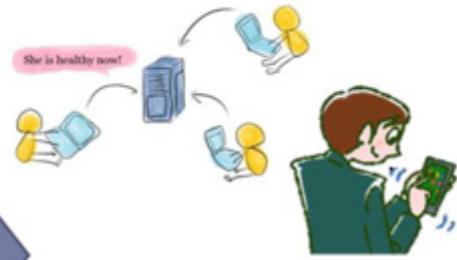
6

第11回試験技術ワークショップ 2013/11/28

## 「結」ネットワーク



100bit超の衛星内部データをモジュール化  
手作り八木&ハンディトランシーバ程度  
の設備



インターネットによる受信報告  
子供でも親しみやすいゲーム感覚



報告者同士の交流の場を  
インターネット上に提供



報告の途中経過の公開

7

第11回試験技術ワークショップ 2013/11/28

## 新型マイコン利用ミッション

### 組み込みマイコンの多様化

- ユーザ数の増加
- マイコン選択の幅が広がる



一方、大学衛星の大半はPIC®



搭載・運用実績が多数あるため

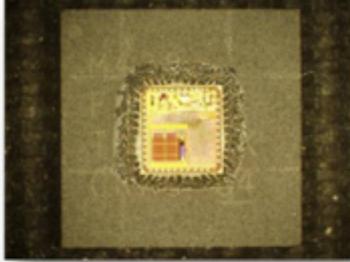
目的

PICの他、AVR、FRAMマイコンの宇宙利用可能性を実証  
(重イオン照射試験による学生への教育効果)

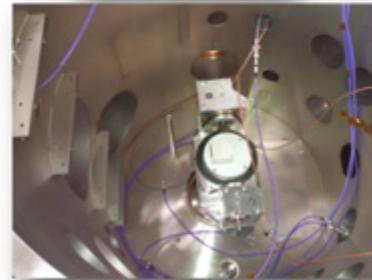
8

第11回試験技術ワークショップ 2013/11/28

## 試験状況



デキャップ済マイコン (MSP430FR5739)



真空チャンバ内の様子(高崎)



9 真空チャンバ内の様子(東海) 第11回試験技術ワークショップ 2013/11/28

## 試験概要

衛星搭載の**3種類**のマイコンについて試験を実施

- デキャップしたマイコンに重イオンを照射
- SEU/SELの発生回数をカウント
- CREME(軌道上放射線量を考慮したシミュレータ)でSEU発生頻度を算出

照射試験

- 試験準備に際して、笹准教授、JAXA新藤氏からアドバイス
- JAEA高崎(大島氏)及びJAEA東海(左高氏 & 松田氏)

試験体種類及び照射イオン

	PIC	AVR	FRAMマイコン
型番	PIC16F877A -55 ~ 125°C	ATmega128A -55 ~ 125°C	MSP430FR5739 -55 ~ 125°C
動作電圧 (V)	5	5	3.3
試験場所	高崎	東海	高崎
照射イオン	Ar, Kr, Xe	Cl, Br, Xe	Ne, Ar, Kr, Xe

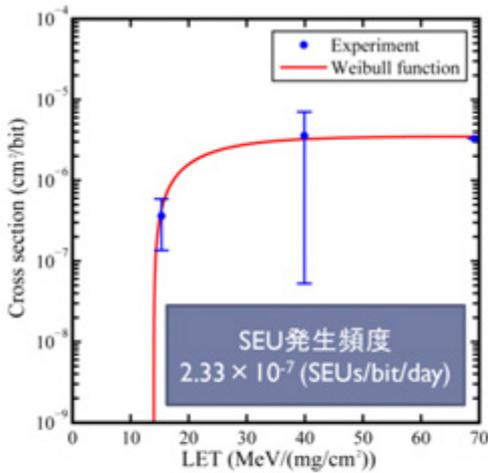


## SEU試験 結果

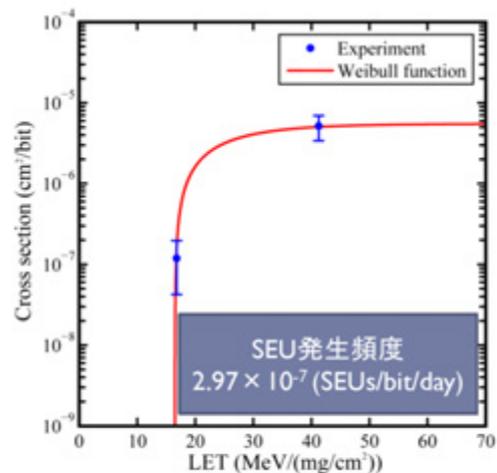
### ▶ PICとAVRとの反転断面積比較

SEU発生頻度

↑ イオンのエネルギー



PICのLET-反転断面積



AVRのLET-反転断面積

11

第11回試験技術ワークショップ 2013/11/28



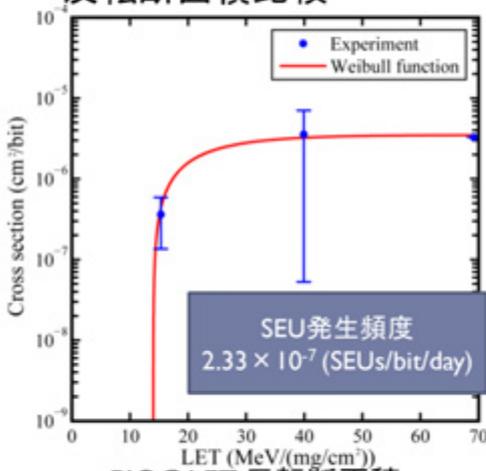
## SEU試験 結果

### ▶ PICとFRAMマイコンとの反転断面積比較

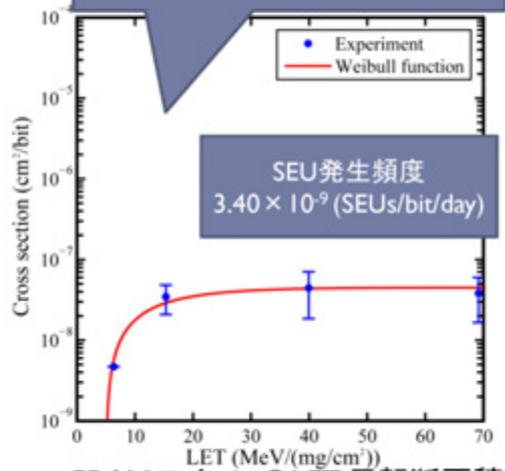
PICと比較して

○ 閾値LETが小さい

○ 反転断面積が約10<sup>-2</sup>小さい



PICのLET-反転断面積



FRAMマイコンのLET-反転断面積

12

第11回試験技術ワークショップ 2013/11/28

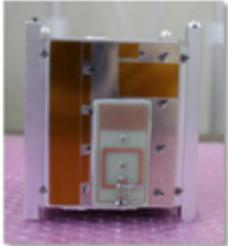
## SEU試験 まとめ

PICと比較して	
○AVR	<ul style="list-style-type: none"> <li>-反転断面積, SEU頻度はAVRがやや大きい(オーダーは同じ)</li> <li>-閾値LETはPICと同程度</li> <li>-SEUが発生したのはPIC同様にSRAM領域</li> </ul>
○FRAMマイコン	<ul style="list-style-type: none"> <li>-反転断面積, SEU頻度共に約2桁小さい</li> <li>-一方, 閾値LETはPICより小さい(&lt;10)</li> <li>-FRAM領域読み出しでわずかに書き換わり発生: 非FRAM部のレジスタ領域か?</li> <li>-リセットが頻発した</li> </ul>
結論	ハードウェアリセット(電源断続)で復活: ソースの書き換わりなし AVR, FRAMマイコン共に, 耐SEU性はPICと同等のレベルと判断

13

第11回試験技術ワークショップ 2013/11/28

## 超小型アンテナ実証ミッション

アマチュアバンド利用の際のアンテナ展開機構	
<ul style="list-style-type: none"> <li>○144MHz帯, 435MHz帯</li> <li>○1/4 λ で50cm, 17cm</li> </ul> <p>CubeSATでは展開機構の利用が一般的</p> <p>信頼性, 加工, スペースなど制約も多い</p> <p>もし使わなくて済むのなら...</p>	<p>GHz帯以上ではパッチアンテナは広く利用</p>  <p>LEOなら低利得でもOK</p>
目的	展開不要の超短縮型パッチアンテナの利用可能性を実証 (アンテナ設計・通信試験による学生への教育効果)

14

第11回試験技術ワークショップ 2013/11/28



## 特性

	145MHz帯用	435MHz帯用
基板		
パターン長[mm]	490	82
パターン幅[mm]	0.5	1.75
インピーダンス[Ω]	92.11+j0.5965	60.15-j8.411
SWR	1.8	1.2

マッチング用  
コンデンサ

マッチングには温度補償型コンデンサを使用  
( $0 \pm 30 \text{ppm}/^\circ\text{C}$ )

15

第11回試験技術ワークショップ 2013/11/28



## 利得計測



利得が既知の基準アンテナと受信信号強度を比較

### ▶ 結果

Sメーターの1目盛り=3dBの差

$$8.5\text{dBi} - 3.0\text{dB} = 5.5\text{dBi}$$

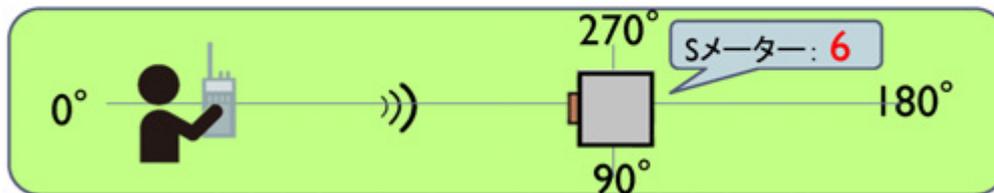
→今回開発した超小型アンテナは充分使用可能



16

第11回試験技術ワークショップ 2013/11/28

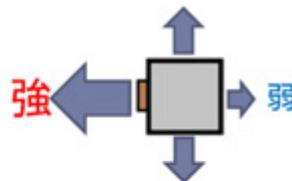
## 指向性測定



アンテナの向きを変えた時の受信信号強度を比較

### ▶ 結果

	0°	90°	180°	270°
144MHz	6	6	4	6
435MHz	6	3	1	4



→正面側に指向性を有する

## ITF-1「結(ゆい)」の特徴 (まとめ)

- ▶ 筑波大学が初めて開発する人工衛星
- ▶ 研究室単位の開発でなく、全学の希望学生が開発に参加
- ▶ 回路設計, 部品実装, 部品設計は学生の手で  
(多層基板, 金属加工は外注)
- ▶ 民生用電子デバイスで構成
- ▶ 周回中, 常時断続的にデータを送信: 世界利用を視野に
- ▶ マイコン放射線試験を行った(教育的効果も期待)
- ▶ 144MHz帯, 435MHz帯のパッチアンテナに挑戦



## 今後の展望

- ▶ ITF-I「結」の衛星信号の積極的受信に向けた活動
  - ▶ さらなる広報活動
    - ▶ 大学定例記者会見の活用
    - ▶ アマチュア無線家に向けた周知活動
    - ▶ 受信報告サーバの試験を兼ねた、試験電波による予行演習
    - ▶ スマートフォン用受信報告アプリの早期開発
    - ▶ 大学内での打ち上げパブリックビューイング企画



## 公式キャラも応援してくれています



「ゆいぬ」  
ITF-I「結」キャラクター公募  
最優秀作品



## 今後の展望

### ▶ ITF-2にむけて

- ▶ JAXAの支援により、筑波大学に環境試験設備が導入
  - ▶ 試験装置の操作も含めた人材育成の場
- ▶ 研究室単位の開発でなく、全学の希望学生が開発に参加
  - ▶ この体制は継続したい
    - 反省点: 学生に対する(言葉は悪いが)強制力が生まれにくい
      - 一部授業化する予定
- ▶ 回路設計, 部品実装, 部品設計は学生の手で
  - ▶ 反省点: 多層基板, 外注加工は高価. しかし, 失敗して学ぶ機会が重要
    - 2層基盤や太パターン4層で廉価に(P板 ⇒ Fusion PCB ?)
    - シンプルな構造
- ▶ 民生用電子デバイスで構成
- ▶ 無線通信のソフト・ハードの教育
  - ▶ 近年の学生はアマチュア無線の経験が乏しく, 通信の実体験は携帯電話のみ
    - ⇒ 実験用アマチュア局の開設
  - ▶ 既成の通信機は出力や電波型式の自由度が無い: ニーズに合わせた設計開発
- ▶ ミッション提案レベルからの学生の参画



## 今後の展望

### ▶ 周辺の状況

- ▶ 大学はグローバル化の推進が求められている
  - ▶ 欧米のCubeSAT開発大学と交流し、人工衛星開発を軸にした学生の国際化
  - ▶ ミッション提案などのワークショップ形式の科目設置（ビデオ会議等）
  - ▶ 短期派遣型留学（学生支援機構に予算要望）
- ▶ 宇宙開発工学分野の教員増強
  - ▶ 准教授・助教が来年度初めに着任
  - ▶ 連携大学院教員枠の追加要望：指導希望学生数に依存 ⇒ 的を射た広報
- ▶ ITF-I「結」により、AC入試では宇宙開発工学分野受験者が激増
  - ▶ 衛星開発を実践教育の場としつつ、座学の充実も課題
- ▶ African Business Education initiative for youth の受け入れ
  - ▶ ケニアから宇宙工学指向の大学院生の受け入れ可能性
- ▶ 名実ともに **筑波大学 = 宇宙開発工学の拠点**  
というブランドの確立を目指したい

## 質疑応答

質問者① 菱栄テクニカ 松永様

環境試験設備の準備をしているということであるが、九工大とのバッティングはどうなっているか？九工大にはない環境試験設備を準備するのか。

発表者

関東でも九工大に匹敵する試験設備を用意したいという思いから準備を行っている。九工大のポスター等には放射線試験を除くと書いてある。筑波大には加速器があるので、放射線試験の実施も検討して、九工大を超える設備を目指したい。

質問者② JAXA OB 篠崎様

筑波大は MEMS にも力を入れていると聞いているので、MEMS も使用して宇宙に展開していけば面白いのではないかと。

発表者

ありがとうございます。私自身、材料を専門にしており、放射線が当たった時に金属が放射線脆化を起こすといったことも専門にしている。MEMS 等の小さい材料については放射線の影響が大きいですが、この影響がプラスに働くこともある。衛星以外にも分子動力学を用いた材料計算も研究しているので、MEMS に使う材料といった観点から、宇宙 MEMS 等新しい分野が切り開けるのではないかと考えている。

## 5.8. 宇宙開発に関する海外試験標準及び 試験技術の動向

宇宙航空研究開発機構

環境試験技術センター

施 勤忠 氏



環境試験、宇宙への確かな道！

**宇宙開発に関する海外試験標準及び試験技術の動向（続く）**

概要

近年、宇宙開発は従来の国家プロジェクトの位置付け以外に民間商用ベースの宇宙機や中小企業及び大学衛星など様々な宇宙への活動が盛んでおり、開発コストと信頼性との両立性が重要な課題となっている中、欧米や日本では、試験標準の改定が活発となっている。本発表では、JAXAや海外における試験効果に関する検討並びに宇宙機試験標準改定の活動及び最新の試験技術動向について紹介する。

1. 日本・欧米・国際宇宙機の試験標準に関する動向
2. 宇宙機試験標準や試験方法の有効性に関する研究動向
3. 試験設備の最新動向（ロシア、DFAT）

JAXA 環境試験技術センター 施 勤忠

第11回 試験技術ワークショップ  
H25年11月28日(木)



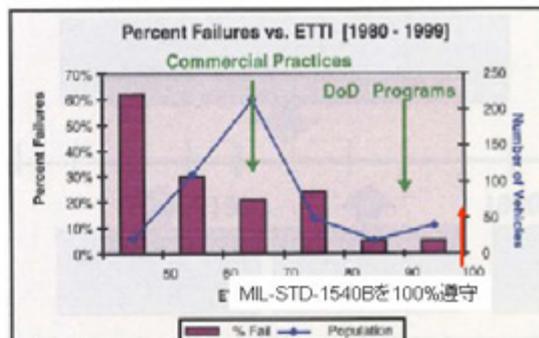
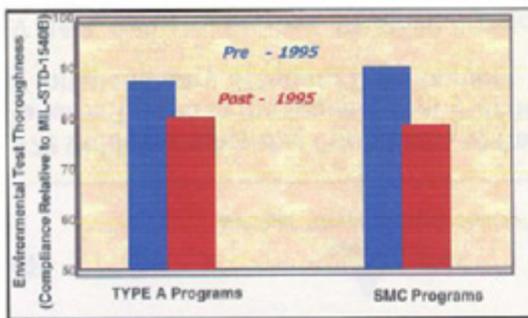
1. 宇宙機試験標準に関する動向

環境試験、宇宙への確かな道！

1.1 MIL-STD-1540近年の動向

1995年の'Acquisition Reform'に従い、コスト削減のため過酷な試験要求(1540B)は"商用プロジェクトの経験"(メーカ自社規定にお任せ)に置き換えられた。企業のM&Aに起因する品質劣化もあり、我々の多くの衛星もしばしば痛い目にあっている。

- ✓ MIL-STD-1540D: 1540CをHDBK340Aへ、要求文書MIL-PRF-1540(Product Verification Requirement)
- ✓ 540Bの試験要求遵守割合は、1995年以後は1割程度削減(DoDプログラム)、商用衛星は65%。
- ✓ MIL-STD1540の遵守割合は50%以下のプログラムでは、軌道上の不具合率は高く、60%。
- ✓ 2000年MIL-1540を復活活動(Return to the Standard)開始、2006年9月ドラフト(TR-2004(8583) - 1 Rev.A
- ✓ 2013年MIL-STD-1540E - Rev.B活動(PFT熱サイクル数削減: 27→20、23TC&4TV→16TC&4TV)



D.E.Davis and W.P.Tooney "An Overview of National Security Space System Development Test Standards" 22nd Aerospace Testing Seminar 第11回 試験技術ワークショップ H25年11月28日(木)



環境試験、宇宙への確かな道！

**MIL-STD-1540E及びHDBK340A、Bの関係**

- ・ 1540Eは宇宙機及びこれらの構成するサブシステム、ユニットに関する地上試験criteriaの標準(ベースライン)として常に過剰な要求であり、プロジェクト毎Tailoringが必要(Tailoring指針はHDBK340A)、試験項目は下記に示す。
- ・ 1540Eは最も高いクラス(クラスA)のプログラムに適用し、最高の信頼性及びミッションSuccess保障する標準と位置付けられており、他のクラス(DoD-HDBK343で規定、B-E)にはTailoringをする必要がある。
- ・ HDBK340A、Vol.II(Guidance document)は1540のガイドライン(標準の解釈、要求の根拠、必要性、数値の算出方法、理論式、テラーリングガイドラインなど)を述べている。compliance適用文書としてはならない。

例えば、音響試験項目では、標準Criteria、音響試験の根拠(Rationale)、Stress Screening技術ベース、音響試験ガイダンス、試験用治具・制御及び公差、Unit vs. Subsystem vs. vehicle, operation vs. non-operation

第11回 試験技術ワークショップ  
H25年11月28日(木)



環境試験 宇宙への確かな道！

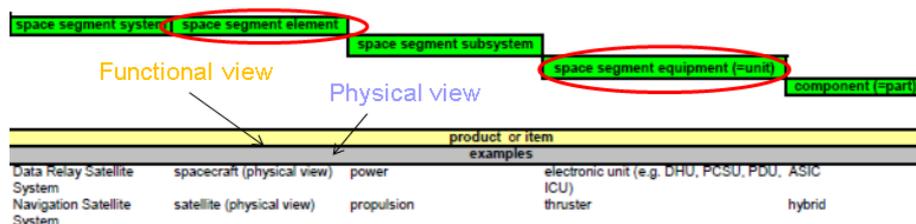
**ECSS-E-ST-10-03の最新版と主な変更点**

欧州宇宙機関、各国の政府機関や民間企業の商業プログラムに利用することで顧客のフィードバックを配慮した要求のため改定する。C改訂版の改定は2006年(改定目次)、2008-2009年(主な文書改定)、審査は難航して時間が要した。2012年6月リリース。

対象範囲 (Scope) : Space Segment Element、Space segment Equipment (Unit/Comp.相当) 環境試験、性能試験及びPrelaunchに関するQT,PFT,ATの試験要求。

主な変更点 (改善)

- ✓ 文章体系との整合性を図った。ECSSの各文書(standards, handbooks and technical memoranda)との整合性(用語なども含め)、2重規定(冗長記述など)のない事を再点検。例えば、Equipment→Space segment Equipment, Space Segment Element→System。
- ✓ Post landing testはRe-testに移行。In-orbit testは検証要求ECSS-E-ST-10-02Cで記述(解析検証あり)、削除(地上試験を注目し、解析部分を検証要求02Cへ移行)。
- ✓ 各モデルの試験要求は表で纏める。
- ✓ テラーリング及び検証Verification Compliance Matrixについて付録Dに示す。





# JAXA宇宙機試験標準 (JERG-2-130)の活動

環境試験 宇宙への確かな道!

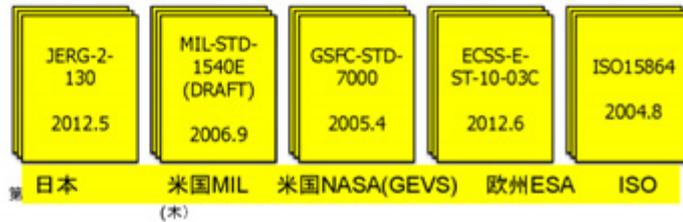
環境試験技術センター

- 人工衛星及び探査機に一般的に実施される試験 (環境試験、機能性能試験、測定) に対する標準。(有人機も基本の考え方は同等)
- JAXA宇宙機一般試験標準の歴史
- ✓ 最初の試験標準は米国の試験標準GETS,GEVSを基に制定、その後5年程度置き改定
- ✓ 1998年のSTD15Aから、実質的改訂がされず
- ✓ 2012年に13年ぶりにメジャーアップデート
- ✓ 2015年のA改訂を目標に作業中
- ✓ FY24議論を元にNotice-1を発行した

標準試験一般試験標準宇宙機

- << 2015.X JERG-2-130 A
- << 2014.X JERG-2-130 Notice-2
- << **2013.5 JERG-2-130 Notice-1**
- << 2012.5 JERG-2-130
- << 2005~2010 試験ハンドブックの活動
- (<< 2004.8 JERG-2-019 科学衛星耐環境設計基準)
- << 2004.4 JERG-2-002
- << 1998.3 NASDA-STD-15A
- << 1994.3 NASDA-STD-15
- << 1989.12 NASDA-ESPEC-7B
- << 1983.1 NASDA-ESPEC-7A
- << 1979.3 NASDA-ESPEC-7

## JERG-2-130の歴史と予定

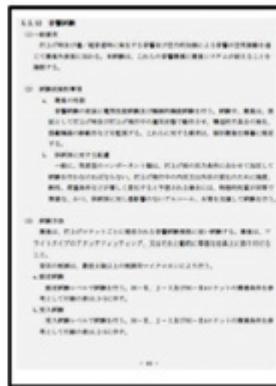


# FY24年度までの成果

環境試験、宇宙への確かな道!

環境試験技術センター

- ✓ 「要求」「テーラリングガイド」「解説」の識別、及び「目的」「方法」「コンフィギュレーション」「条件」「計測」等の項目分けで、記述内容が明確化・スクリーニングが可能になった。
- ✓ 他設計標準との整合性、用語や一般要求、試験項目表等統一
- ✓ FY22までの試験ハンドブックの活動結果を反映し、最新化(21項目)。
- ✓ 目次や記述事項を国内外標準と出来る限り整合を図った (MIL,ECSS ISO,NASA)
- ✓ 識別の結果、空欄(TBD)となった要求事項を海外の標準と比較して反映すべき事項を精査
- ✓ 個別課題について信頼性・コスト効果によって優先順位を決め、審議完了した事項は、Noticeとして反映
- ✓ 要望の反映事項の検討、審議を完了し、改定する (FY26年度計画)



第11回 試験技術ワークショップ H25年11月28日 (木)

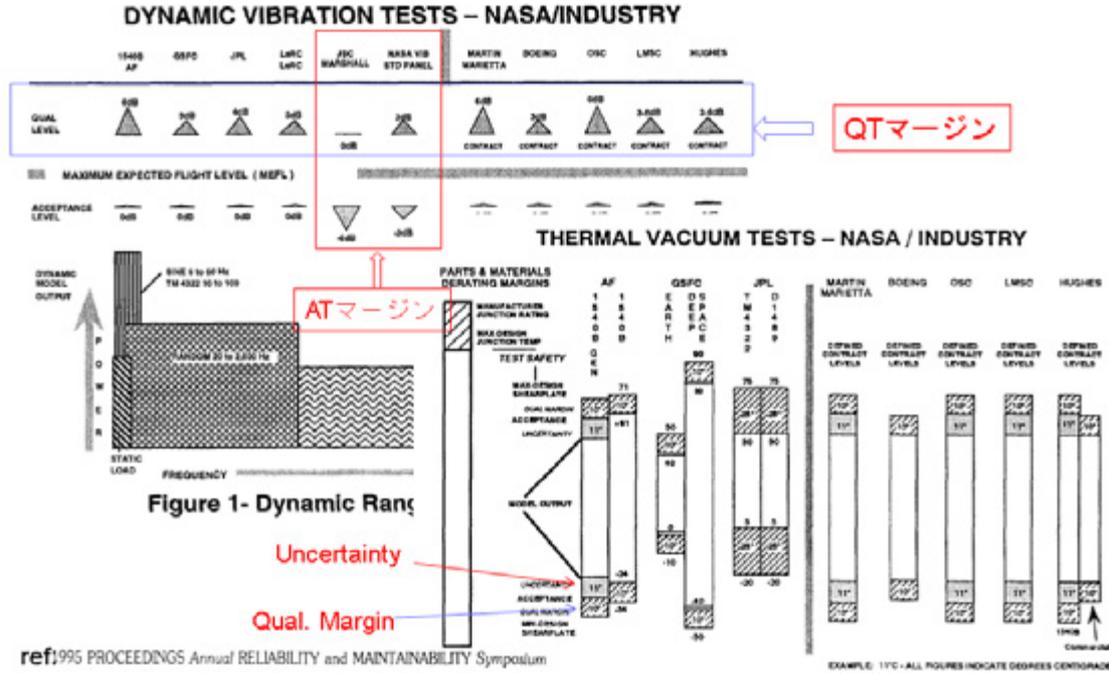




環境試験、宇宙への確かな道！

各機関の試験標準

- ✓ Dynamic : ATはほぼ統一 (MEFL)、QTマージンは異なる
- ✓ Thermal Vacuum : 大きく異なる



ref:1995 PROCEEDINGS Annual RELIABILITY and MAINTAINABILITY Symposium



環境試験、宇宙への確かな道！

2. 宇宙機試験標準や試験方法の有効性に関する研究動向

① 試験の有効性 (Test Effectiveness) :

試験項目・方法・試験要求を最適化にし、製品開発から運用終了までのトータルコストが最小化する。

$$C/C_F = P_{over-test}(C_T/C_F) + P_{under-test}(C_F/C_F)$$

C : HWの総コスト、C<sub>F</sub> : HWのフライト不具合コスト、C<sub>T</sub> : 試験による不具合の費用 (修理、再試験など)

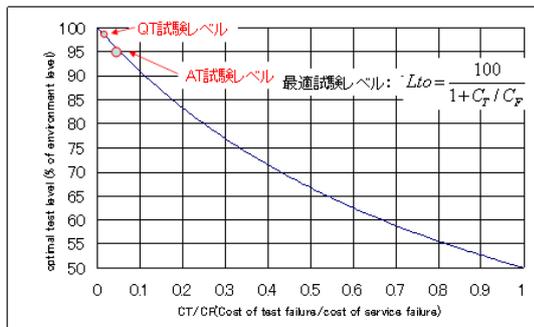
P<sub>over-test</sub> : Over-testの確率、P<sub>under-test</sub> : under-testの確率

試験の有効性 (Test effectiveness)とは、**地上試験は予測されたLife time中の環境をOver test又はUnder testがなく精度よく実現し、不具合を確実に発見する能力**

**TE=試験時の不具合/トータル不具合**

それを実現する技術は、試験技術であり、過剰・過小がなく最適な環境予測や試験精度要求を規定するものは試験標準である。

- ✓ 試験レベルは、試験対象の費用対トータル費用の比によるものであり、コストの割合が小さい程、試験レベルは厳しい (コンポはシステムより厳しい)
- ✓ ミッションの影響 (社会的、国家の名誉、安全保障等) が大きい程、試験レベルが高い



出典: A.G. Piersol, et al, Investigation of statistical Techniques to Select Optimal Test Levels for Spacecraft Vibration Tests, Digitek Corporation Report, NASA CR-115778, May 1971



環境試験、宇宙への確かな道！

## Test Effectivenessについて過去と最新動向

- ✓ Test Effectivenessは試験標準で決められている要求事項の費用対効果を定量的な評価、不足や過剰部分を評価し、標準を改定する。
- ✓ 米国は80年代後半から、NASA、MIL (Aerospace Corporation Corp.)が研究、調査が始め、試験マージン、TVサイクル数等の環境試験を着目し、各試験要求（試験マージン、サイクル数等）のTEを一万個程のコンポとそれらで構成された衛星を用いて検討。最終的にMIL-STD-1540Bの順守具合ETTIと軌道上の不具合（信頼性）を統計的に示す。
- ✓ 欧州では、1991年より、ESAからT.A.I.社にMATES (Model and Test Effectiveness Study)を依頼、その結果、データベースMATEDを統計処理できるS/Wを完成、現在、26PJ（科学、通信、地球観測）、128Models等データベース化（Browserの対応、セキュリティ、データのUpload、Download便理性や解析手法の改善など）。PJの試験要求vs.ECSS-E-ST-003,試験順序、熱試験のサイクル数等の評価を使用するため改善を実施中

第11回 試験技術ワークショップ H25年11月28日(木)



環境試験 宇宙への確かな道！

## Test Effectiveness分析結果による試験標準への反映

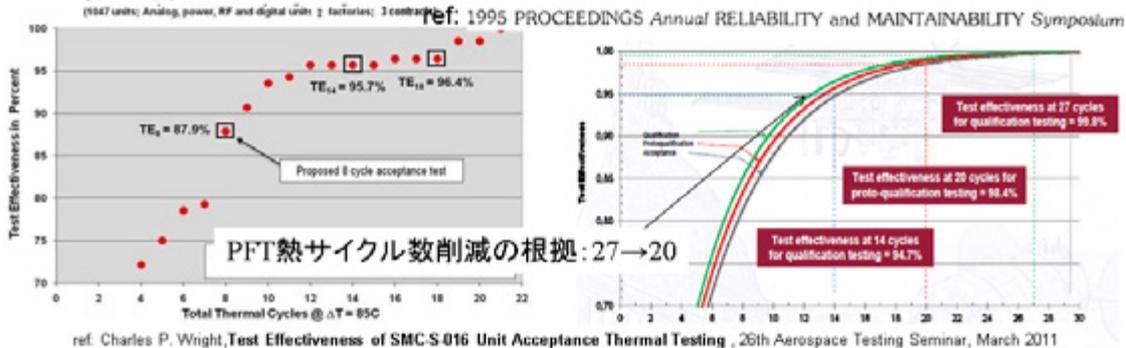
米国でTEデータ分析し、試験標準で規定している要求はOver test及びunder testのリスクが存在しており、これらを改善する必要があるとの提言

Dynamic modifications suggested include:

- revise modeling assumptions and/or
- change the 95/50 statistics rule for determining Maximum Expected Flight Levels (MEFL)
- eliminate the modal survey
- eliminate the sine vibration test
- upgrade analysis and equipment to permit force and fatigue limited tests
- reduce the qualification margin from .6 dB to 3 dB.

Thermal modifications suggested include:

- revise modeling assumptions and/or
- eliminate the 11° C uncertainty correction factor with a 10° C qualification margin
- add an acceptance margin of 5° C
- increase or decrease thermal cycling.

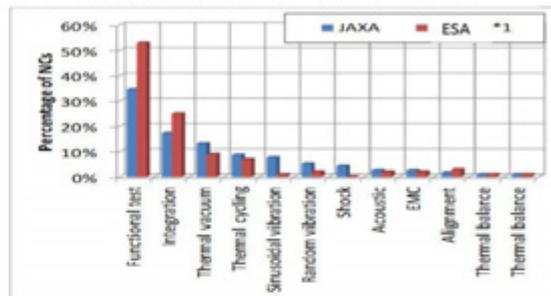
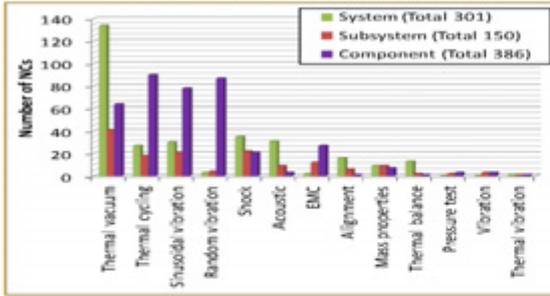




JAXAの研究状況と期待する成果

環境試験、宇宙への確かな道！

- ✓ JAPCASの不具合データベースを試験項目 (T&V/Vib./Func.等) ・ハードウェアレベル (Sys/Subsys/Comp.) を精査し、試験標準で規定される試験要求・項目の有効性について傾向的に考察
- ✓ T&V試験のサイクル数、試験項目の追加・削減による効果的な試験要求 (標準) を改定



- System level: 半分以上のNCsはシステムのT&V環境試験で、SubsysとComp.では差異が見えない。T&V試験がH/W、S/WのI/Fや性能の検証に有効ではないか
- Subsystem level: 多くの不具合はT&V thermal (vacuum & cycling)で発生、次は正弦波、衝撃試験である
- unit level: T&Vと振動 (sine & random)は不具合発生が最も多く、ランダムとTCは最大で同等である
- 振動試験 (Sine&random)で発生する不具合は、高い構成品になるにつれ、急激に減少: Comp.の設計及びWorkmanship不具合はComp.単体試験で洗い出す効果大きい
- 不具合の統計は、傾向的にJAXAとESAが似ている

第11回 試験技術ワークショップ H25年11月28日 (木)

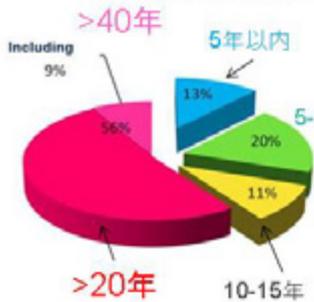


3. 試験設備の最新動向: ロシア設備開発に関する基本問題とこれからの計画

環境試験、宇宙への確かな道！



- ✓ 試験設備: セントラル (モスコア周辺)、ウラル、シベリアの3地域に集合、宇宙機試験設備の国と民間企業の役割分担  
 国: 宇宙機システムレベル試験・インテグレーション、民間企業: 宇宙機サブシステム、コンポ及びこれらの集合体、構造要素、部品
- ✓ 老朽化深刻  
 20年以上 (半分以上)、5年未満 (13%)



National Test Assets

le	Spacecraft	Space Transportation	Launch Complex
1	System as a whole -Integration and Complex tests at -Environment Impact -Weighting test	-Aerogasdynamics -Thermal Control -Mechanics -Environmental tests	-Aerogasdynamics -Thermal Control -Mechanics -Environmental tests
2	Subsystems -Propulsion/RE -GNC -Therm. Control Sys. -Power Control Sys. - Onboard payload	-Propulsion/RE -GNC -Therm. Control Sys. -Power Control Sys. - Onboard facility	-Assembling Building -Launch pad -Propellant Facility -Launch Control - Power Supply
3	Units and aggregates - Frame/Structures -Gyro -Battery -Pressure tanks etc.	- Structure -Fairing -Turbopump - Gas generator etc.	-Towers - Tanks - Lifting Facility - Control panels etc.
4	Components Materials -Structural elements -EEE part etc.	- Structural elements - TPS etc.	-Structural elements -Propellant comp. etc.

Industrial Test Assets

第11回 試験技術ワークショップ H25年11月28日(木)



環境試験、宇宙への確かな道！

## 環境 基本問題：

- ✓ 大・中型の設備の数が多く (>1500: strength – 400, RE - 300, onboard equipment - 200, environmental - 400)、需要以上重複している
- ✓ 設備は44の宇宙に企業に分散、時代遅れのhardware (60%)、データ処理系であり計画の試験データ解析能力が十分でない
- ✓ 設備保守、運用、開発予算が足りなく、試験や運用効率不十分
- ✓ 試験の経験者の高齢化に伴い、人員の技量低下

## 設備整備方針：

- ✓ 国の戦略Roadmapを実行できるように試験設備の保守・開発は宇宙活動の障害を乗り越え、予算上優先（50%超のR&Dに引き上げ）、効果的な設備Replacementを方針。
- ✓ 最適な統合を実施し、コスト効果や先進的な民生技術を導入する4つのCore国家試験センター（Moscow area:2）;（Ural region:1）、（Siberian :1）を5カ年確立、コスト効果やサービスを重視してPPP原則で(government owned – private operated)運転を民間企業に。短期的に1,2個の運転企業を設立

## 開発計画の技術事項：

- ✓ 試験シミュレーション、計測設備、データ処理などを世界最新技術を引き上げ、優先設備は、ロケットエンジン&推進系、機械系試験（高・低温、強度、振動）、空力（M>10）、環境試験、GNC、光学試験設備（光学-電気、End-to-end path）、EEE部品検証試験
- ✓ 民生運転企業品質認定の標準整備として試験センター認証の導入、標準化（ISOでロシアが積極的提案: Accreditation of space test Centre (TC) and Laboratories- Process

第11回 試験技術ワークショップ H25年11月28日(木)

3.試験設備の最新動向：DFAT（直接音場音響試験）法 確かな道！  
(2011年の発表更新)

近年、試験の低コストや設備の小規模投資などの利点で1998年、NASA/JPLのQuicksatを始め、以降米国において可搬型のスピーカラックを用いた音響試験について研究検討が盛んになっている。JPL、Aerospace Corp.、JHU/APL、Orbital Science等がこのシステムについて拡散音場試験結果の比較など、理論、試験などで検討している。現在Maryland Sound Instr.社が商品及び試験サービスを提供しており、70個の供試体を使っている(2010年まで)。

DFAT:Direct Field Acoustic Testingは米国で研究、実用化され続つ、MSI (Maryland Sound Inc.)社が試験サービスを開始、方法はMIL-STD1540EやNASA-STD-7001Aで認められている。

メリット：試験サービス（3名、1週間程）による設備投資、保守、技能者保有するコスト不要、開発現場で対応でき供試体の輸送不要。

デメリット（拡散音場との比較）：セットアップは供試体によって異なり、事前確認や熟練者の対応が必要、音場の違いによって振動応答が異なり、面積質量が大きい供試体に過負荷恐れがある。

## システム諸元：

SPL=145dB (16kW供試体周り、TKSCの反響室75kW)  $=(\text{Pa} \cdot \text{Pa})/\text{pc}$ , Speaker Avg. Acoustic efficiency(5%~)  
=350kW(電力) Random signal: 3倍 = 1.8MW-2.5MW, Speaker:5kW (300台~) =1.5MW~



第11回 試験技術ワークショップ H25年11月28日(木)



環境試験、宇宙への確かな道！

(参考) DFATの歴史

- ✓ 1995: NASA/MSFC, Small Payloads, Classified Components & Science Experiments
- ✓ 1998: NASA/GSFC/JPL, QuickScat, Ball Aerospace, 135dB OASPL
- ✓ 1998: USAF/Fairchild, TSX-5, Fairchild Space, 135dB OASPL
- ✓ 2000: NASA/JPL/Fairchild, ACRIM, Fairchild Space, 134dB OASPL
- ✓ 2001: NASA/GSFC, Norsonic RTA Closed loop control
- ✓ 2005: Sandia National Lab. DFAT SISO Controller development
- ✓ 2009: Maryland Sound International, DFAT MIMO Controller development
- ✓ 2011: Maryland Sound International, Significant Improvement in Spatial Uniformity and Low Coherence
- ✓ 2001-2012: 85 DFAT test performed,  
 Users include: NASA, DOD, OSC, Ball, Sandia, ITT, APL, Wyle, Goodrich  
 Launch Vehicles includes: Arian, Atlas, Delta, Minotaur, Pegasus, Proton,  
 Sea Launch, Soyuz, Taurus, Zenit, Antares, Falcon9

第11回 試験技術ワークショップ H25年11月28日(木)

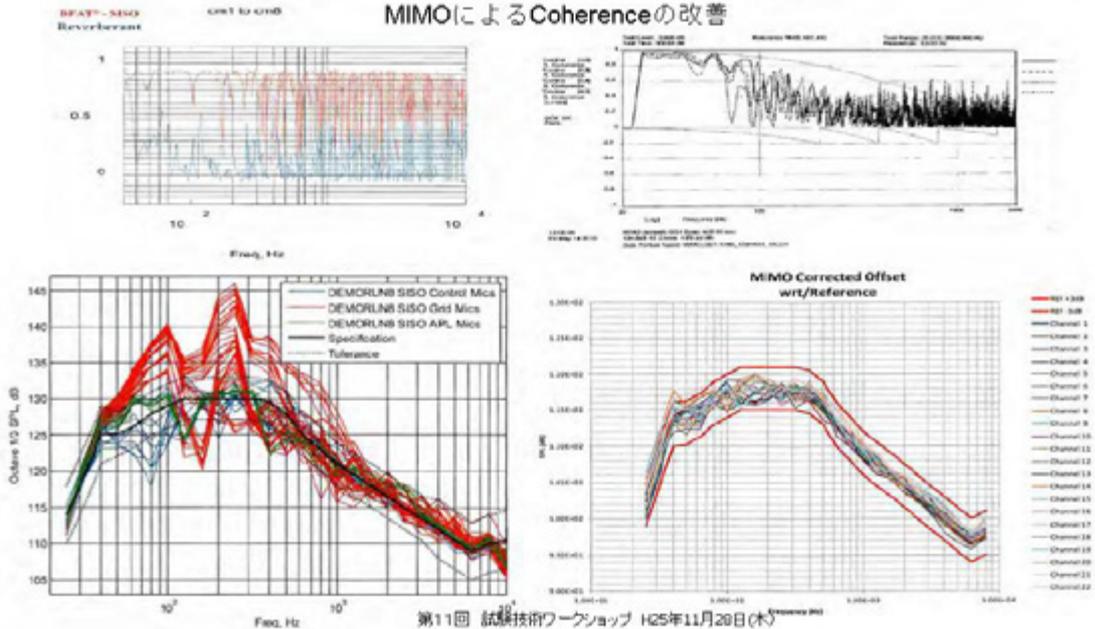


環境試験、宇宙への確かな道！

2011年からの改善点

- Ref Paul A. Larkin, Direct Field Acoustic Testing, 27th Aerospace Testing Seminar, Tutorial Session, March 2012
- ✓ 多数の無相関音源発生、音圧分布を制御する (MIMO)技術の導入により、音圧の空間均一度改善、拡散音響とDFATでの加速度PSDの比較を実施した (10%の差異)。
  - ✓ 面積/質量が大きい供試体への過負荷防止としてPSDリミット機能を追加。

MIMOによるCoherenceの改善



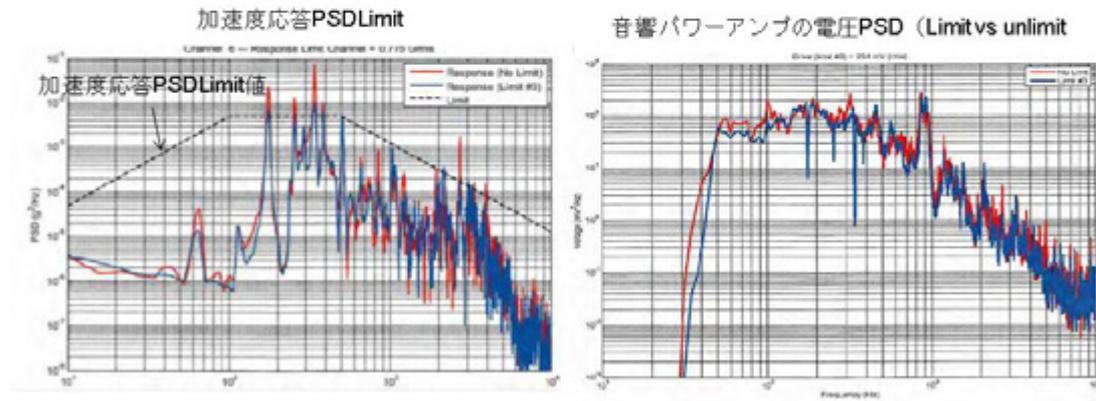
第11回 試験技術ワークショップ H25年11月28日(木)



環境試験、宇宙への確かな道！

### DFATの現状纏め

DFAT試験法は、米国で試験標準の方法として認めつつであり、この2年では、MIMOの導入などで音場の均一度やCoherence、供試体の振動応答は拡散音場に近づくになり、将来の音響試験の低コスト手法として注目すべきである。



第11回 試験技術ワークショップ H25年11月20日(木)

## 質疑応答

質問者① JAXA 安倍部 角様

海外標準との比較はどれくらいマンパワーがかかるか。設計標準全体でも海外との比較はメーカーからも要望が上がっており是非教えていただきたい。

発表者

私一人でやっても 1 年間では終わられない。非常にボリュームがある。大変な作業であるが、試験センターの若手 5, 6 人が中心となって頑張ってくれている。文章を読みながら照らし合わせていくため、機械的な作業では進められないという点が大きい。しかし海外との比較は JAXA との違いなど勉強になる。

## 5.9. 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

皆さまお疲れ様でございます、環境試験技術センターの西田でございます。本日は講演いただきました皆さま本当にありがとうございました。また多数の方に本日お越しいただきまして誠にありがとうございます。

我々環境試験技術センターはいろいろな取り組みをしておりますが、冒頭山本理事からのお言葉にありましたが世界的にみても我々の取り組みを信頼してくれるような状況になってきております。そういった中で今年は先ほど鈴木様が紹介してくださいました **TURKSAT** 海外衛星の試験があり、これはまさに手探り状態で一緒にやってまいりました。非常にいい結果を生んできていると思っております。試験技術の大きなところはあまりできませんが、本日ポスターセッションにありましたが **30kw** のキセノンランプの信頼性向上・長寿命化という活動をしてまいりました。先ほど岡本様からご講演いただいた **ESTEC** にすでに我々とウシオ電機が開発されたものが納入されています。来年には **LSS** にも **19** 党の調達というのが見えてきています。ソーラーオービターという **13** ソーラ必要な試験に使われるということを知っております。

新しい試験技術ということではいろいろな試験技術というのが出てきているということで、今回 **HALT** のご講演もいただきましたが、我々もこれからまだまだ次の世界に向けて頑張っていきたいと思っております。また、効率的な環境試験を実施していくことについても考えておかないといけません。環境試験技術センターは将来に向けてワンストップサービスというものを提供できるような情報技術を活用したシステム構築を現在進めております。これについてはまた皆さま方のご協力をいただきながらより良い形にしていきたいと思っております。また、亀田様から西の小型衛星開発の拠点として支えていくというお話しがありましたが、我々も **ALL-JAPAN** として協力していければと思っておりますのでこちらにつきましても皆さまがたのご協力の程よろしくお願いたします。

本日はどうも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。

- WS11-P01 環境試験の有効性検討
- WS11-P02 コンポーネント衝撃試験の省略に向けた検討
- WS11-P03 次世代赤外線天文衛星 SPICA 搭載機器のランダム振動環境の予測解析
- WS11-P04 30kW キセノンランプの長寿命化開発と成果の展開
- WS11-P05 スペースチャンバ内の粒子状コンタミネーション環境について
- WS11-P06 チャンバ内カメラの開発と実試験への活用構想
- WS11-P07 試験検証用チャンバの供用化
- WS11-P08 電波試験設備第2 無反射室 電波吸収体整備
- WS11-P09 供用可能試験設備の紹介



ポスターセッション会場

# 環境試験の有効性検討 ～初期検討結果の紹介～

## 背景

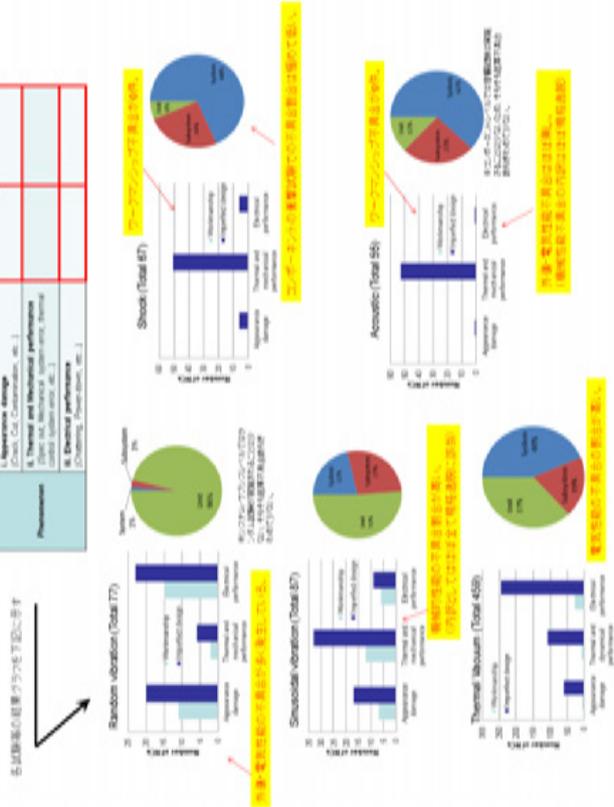
- 米国および欧州の宇宙機関において、有効な環境試験を実施するため、地上試験や軌道上で発生した不具合のデータベースから、地上試験の改善や試験標準の要求事項等への反映をしていく活動が、90年代頃から盛んに行われている。
- JAXAでも、これらの不具合データベースは保有しており、今後の試験標準改定に向けて試験の有効性について研究を始めている。本報告では初期検討として実施した各種環境試験の不具合分析結果と熱サイクル数妥当性についての一考察を紹介する。

## 検討1/2 各環境試験における発生不具合の分析

- 環境試験(正弦波運動・ランダム運動・衝撃・音響・熱真空・熱サイクル・熱平面)を対象として各試験で発生した不具合発生不具合を分析した。

- データ元は、1978年～2012年までのJAXA宇宙部不具合情報システム上のデータ。
- 不具合分類は、原因(ワーキング・モード)・発生(所属、熱的・機械的・電磁的、電気性能)で分類した。
- 不具合発生率の中心とし、故障不具合等は除外した。

→ ワークショップ発表資料から抽出した発生、2012年以降、発生率の中心とし、故障不具合等は除外した。



## 検討2/2

## 熱サイクル数の妥当性についての考察

- 熱真空試験の熱サイクル数については、技術的観点での妥当なサイクル数の判断はまだ有効な方法がなく、長年取り組んでいる問題である。
- ここでは、サイクル数ごとに発生不具合・現象を整理することで、統計データからのアプローチで熱サイクル数の過不足について検討した。

- データ元は、1978年～2012年までのJAXA宇宙部不具合情報システム上のデータ。
- その際、本発表資料中のサイクル数は故障発生率を考慮したサイクル数を指す。
- (そのため、故障サブグループ数としては必ずしも十分とはいえない可能性がある。)



■ イコンボ熱真空において、熱的不具合は3サイクル以上現れていないことから、熱系検証においては8サイクルあればほぼ良い出せるように見れる。

■ 一方で、電気系検証においては8サイクルで十分不具合数が収まっていないことから、8サイクルでは十分とは言えない。

■ イコンボ熱真空については、サイクル数の増加と不具合数減少の関係が見られない。(しかし、実情としては熱平面試験と合わせて4サイクルとしていることが多い。)

## まとめ

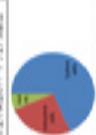
■ 初期検討として実施した各種環境試験の不具合分析結果と熱サイクル数妥当性についての一考察について紹介した。

■ 試験センターでは、軌道上不具合との関連も合わせてより詳細な検討を進めている。

# コンポーネント衝撃試験省略に向けた検討

## 背景

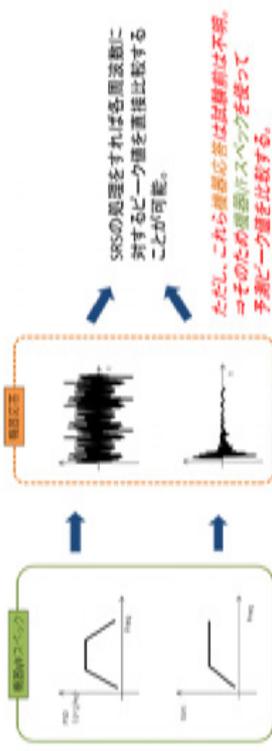
- コンポーネント衝撃試験の主目的は事象負荷性を確認することであるが、過去10年のJAXA衛星におけるコンポーネント衝撃試験起因の不具合の報告事例は極めて少ないのが実情である。
- 一方、コンポーネントの衝撃試験は、要求スペックを満足する試験系を組むこと自体が困難な場合も少なくなく、通負荷による供試体損傷の可能性やコスト増など開発現場の悩みの種にもなっている。
- 海外の例をみると、NASAではコンポーネント衝撃試験の省略ガイドラインがMIL-STD-1540E(試験標準)にて2008年頃から明記されている。
- 本検討では、理論と実試験のアプローチからコンポーネント衝撃試験の省略を検討し、そのガイドラインをJAXA宇宙機一般試験標準に明記することを目指す。
- FY24から環境試験技術センターで行っている検討内容について紹介する。



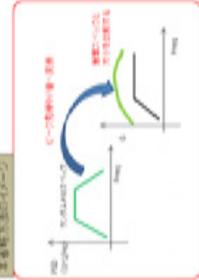
## 省略検討1

### ランダム振動試験スペックとの比較による省略 1/2

- ランダム振動試験における機器応答が衝撃試験のそれよりも大きいことは、その場合のランダム振動試験スペックの方が衝撃試験スペックに比べて重要振動ポテンシャルが大きいことになり、機器応答は試験前にはわからないため、それぞれ試験の機器(スペック)から、予測応答ピークを見積もり、その結果を比較することで衝撃試験ポテンシャルの大小を見積もるといふ手順をとる必要がある。



- 機器の重要環境条件はSRSで規定される。ランダム環境条件についてはPSD(パワースペクトル密度)にて規定される。
- PSDで規定されるランダム環境条件については、SRSのように衝撃列ピーク値をベースとした規定方法ではないため、両者を単純比較することはできない。衝撃試験を省略可能かどうかの判断については、ランダム振動の環境条件から応答ランダム家のピーク予測値を見積もり、衝撃試験の環境条件と直接比較する方法をとる。
- ここでは、ランダム振動スペックからランダム振動のピーク値を見積もり方法を紹介し、見積もり精度について検証した結果を示す。



## 省略検討1

### ランダム振動試験スペックとの比較による省略 2/2

- ランダム振動のピーク値見積もり方法を下記4つ示す。立式の詳細は参考図書を参照。

方法	ピーク値算出式	参考図書
1	$pk = 1.2 \sqrt{PSD \cdot BW}$	RSD manual編、ソフトウェア開発の環境を参照。
2	$\sqrt{4 \cdot PSD \cdot BW}$	式 (B.43) Clakona, Mechanical vibration and shock testing with Electronics Equipment Manual 2002
3	$\sqrt{4 \cdot PSD \cdot BW \cdot \frac{T}{\ln(NPWT)}}$	式 (B.13) D. E. Chagnight and M. Longuet-Higgins, The statistical distribution of the maximum of a random function, 1956
4	$\sqrt{4 \cdot PSD \cdot BW}$	式 (7.43) Clakona, Mechanical vibration and shock testing with Electronics Equipment Manual 2002
5	$\sqrt{2 \cdot \left( \frac{1}{1 - \alpha^{2N}} \right) \cdot PSD \cdot BW}$	$\alpha = 0.8$
6	$\sqrt{2 \cdot \left( \frac{1}{1 - \alpha^{2N}} \right) \cdot PSD \cdot BW}$	$\alpha = 0.28$

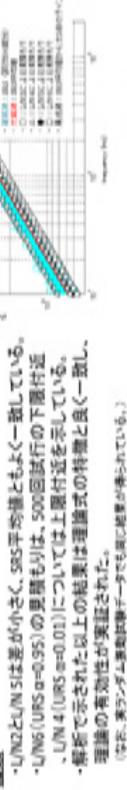
- UN2, UN4, UN5, UN6について解析によってその予測性能を検証した。詳細を下記に示す。(UN3については、UN2とほぼ変わらない結果となることから割愛する。)

#### 検証方法

- ① 分数10Gのホワイトノイズ時系列(60s, サンプリング10kHz)をMersb2013のnormrnd関数を使って作成。
- ② 作成した時系列ランダム波をSRS解析する。(ランダム波形から直接ピーク値を抽出する)
- ③ ①回実行し、SRS平均値を求める。
- ④ SRS平均値とUN 2, UN 4, UN 5, UN 6より求めたピーク予測値と各周波数で比較する。

#### 検証条件

- ・増系長: T=60s
- ・ランダム時系列サンプリング周波数: 10kHz
- ・理論式に適用するPSDスペック=10<sup>-10</sup>[G<sup>2</sup>/Hz] (f=10~2000Hz)
- Matlabの式を使ってSRSを計算する。
- ・評価周波数: 1/6オクターブバンド
- ・RRS, SRSのQ値=10
- ・ランダム実行回数=500



## まとめ

ランダム振動PSDスペックからランダム振動予測ピーク値を見積もる方法は有効であることを解析で検証した。宇宙機一般試験標準への反映に向けて引き続き検討していく予定である。  
 「衝撃予測値(環境)のスペックと、ランダム振動予測値から算出する予測ピーク値を比較し、衝撃予測値の方が小さい場合、衝撃試験ポテンシャルはランダム振動スペックの方が大きいことから、衝撃試験は省略できる。」

# コンポーネント衝撃試験省略に向けた検討

## 省略検討2 衝撃速度による省略 ～背景～

### 各国試験標準文書の比較

従来のJAXA標準文書に記述のなかった衝撃速度について反映を検討

標準文書	JERG-2-130	MIL-STD 1540E	ECSS shock Handbook (欧州)
規格記号	ERG-2-130+REV01 (日本)	MIL-STD 1540E	MIL-STD 1540E (米国)
対象 供試体	記述なし	記述なし	記述なし
	記述なし	最大予振速度が周波数0.0018Hz (0.85-50m/sec=1.27m/s)以下	最大予振速度が周波数0.018Hz (0.85-50m/sec=1.27m/s)以下
	記述なし	クリスタルやセラミックスなどの衝撃に弱い部材がないこと	構造部材に属する標準に弱い部材がないこと

※ 非常に多くのMILスベックコンポーネントの衝撃試験結果を統計処理し、速度閾値を設定

海外標準の50m/sec衝撃速度閾値の妥当性を検証するため、過去10年間のコンポーネント衝撃試験の不具合調査結果を実施し、50m/secの閾値で供試体へ損傷が生じることが確認。ただし、56個と試験体数が少なく、統計的な閾値設定は難しい。

過去の検討  
F025検討  
構造体への適用を目指し、材料・構造的な観点から衝撃試験の省略について検討を行う

## 省略検討2 衝撃速度による省略 ～理論背景の整理～

1次元モデルでの導出  
左図の1次元モデルにおいて、正弦波加速の場合や単一のモードが支配的なランダム加振・衝撃加速の場合の最大応力値を考えると、この時、最大応力と速度の関係は以下のよう導出できる。

$$\sigma_{max} = \sqrt{E\rho} \dot{v}_{max}$$

注1) 最大応力の位置は最大速度の位置と一般には異なる

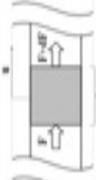
$$1軸引張の降伏応力を考えると、それに相当する降伏速度 (severe velocity) を導出することが可能$$

$$\sigma_{max} = \sqrt{E\rho} v_{max} \Leftrightarrow v_{max} = \frac{\sigma_{max}}{\sqrt{E\rho}}$$

一般機器構造の場合  
一般機器の構造に関しては、部材の形状・応力集中などを考慮した係数Cを用いた以下の式で計算する。

$$\sigma_{max} = \sqrt{E\rho} C v_{max}$$

※Cは一般に、 $4 < C < 8$ とされる。(Piensol, Allan G. "Preliminary design procedures for equipment exposed to random vibration environments." Journal of the EST 44.1 (2001): 23-27.)



部材	密度 ρ [g/cm³]	縦弾性係数 E [GPa]	√Eρ [kg/m²]
Aluminum 6061	2.70	70	43.3
Steel	7.85	200	125.1
Carbon	1.80	120	46.7
Nylon	1.15	2.5	17.0
FRP	1.50	130	44.7

## 省略検討2 衝撃速度による省略 ～手法検討と速度閾値設定～

### 省略手法の検討

① 使用している各部材の降伏(破断)応力、ヤング率・密度より最大速度(降伏速度)を算出し、供試体内部の最大加速度へ変換する。

$$v_{max} = \sqrt{\frac{\sigma_{max}}{E\rho}}$$

$$a_{max} = \frac{v_{max}}{\Delta t}$$

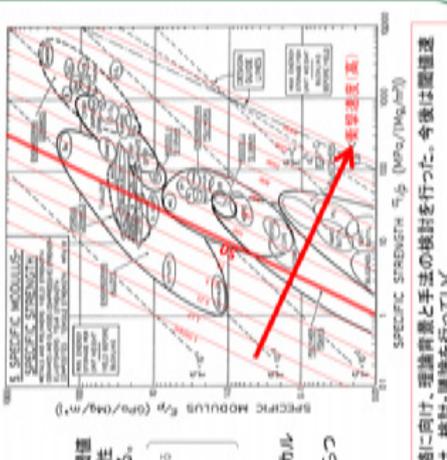
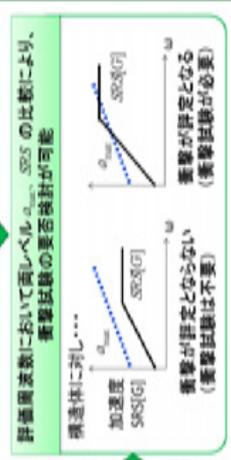
部材	降伏応力 σ <sub>y</sub> [MPa]	密度 ρ [g/cm³]	降伏速度 v <sub>y</sub> [m/s]
Aluminum 6061	270	2.70	43.3
Steel	700	7.85	125.1
Carbon	120	1.80	46.7
Nylon	25	1.15	17.0
FRP	130	1.50	44.7

$a_{max} = \frac{v_{max}}{\Delta t} = \frac{1.27 \text{ m/s}}{0.01 \text{ s}} = 127 \text{ m/s}^2 = 12.7 \text{ g}$

MIL-STD-883Cの速度値50mch/sec (1.27m/s)を用いると  
 $a_{max} = 2\pi \times 1.27 \text{ m/s} / 0.01 \text{ s} = 254 \text{ g}$

② 上位システムから提示された衝撃試験スベックと、供試体が想定している0値より、入力する加速度SRSを算出  
 上位システムから提示の  
 衝撃試験スベック

供試体の開発モードの値が0.01/0.1/1/10/100の修正が必要  
 の値と異なる場合は、SRSに×10.0の修正が必要



### 今後の課題

- 材料物性値からの速度閾値の検討
    - 過去のコンポーネント試験から統計的な速度閾値を設定することが難しい。そのため、材料の物性値から降伏速度を計算し、速度閾値を検討する。
  - 適用範囲の検討
    - 本手法の適用対象は、歪による破壊がクリティカルとなる構造体
    - 考慮する材料の範囲(脆性部材や物性値のばらつきが多い部材などの取扱い)
- まとめ  
 衝撃速度を用いたコンポーネント衝撃試験の省略に向け、理論背景と手法の検討を行った。今後は理論速度の設定や宇宙機一般試験標準への反映に向け、検討・議論を行っていく。

# 次世代赤外線天文衛星SPICA搭載機器のランダム振動環境の予測解析

第11回試験技術ワークショップポスター発表 2013年11月28日 JAXA環境試験技術センター

## -Purpose-

SPICAプロジェクトでは、現在プロジェクトに向けたリスク削減活動を行っており、SPICAへ搭載を計画している欧米の観測機器に対し適切なランダム振動環境条件を示す必要がある。本稿では、プロジェクトからの依頼に基づき、ロケット打上げ時に音響加振を受けるSPICA搭載機器に対し、音響振動予測手法であるFEA-SEA統合法を用いた、機器搭載面インターフェース点におけるランダム振動環境の予測解析・検討結果を紹介する。本検討では、ランダム振動環境の予測解析に加えて、搭載機器の内部応答に対するフォースリミット条件の適用を含めて環境条件の検討を行い、過負荷に対する低減量を見積もった。

## -Object-

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

- 口径3.2mの大口径望遠鏡を搭載
- 高解像度および幅広い波長域での観測により宇宙の構造や星の形成過程の解明に貢献
- 中間～遠赤外線領域で極めて優れた感度(高い空間分解能)の赤外線検出器を搭載

Fig. 1. Overview of SPICA

Table 1: Specification of SPICA Mission

望遠鏡	口径3.2m、視野角約1.7度、質量約1.5t以上で超大型
観測機器	7つの検出器を備え、質量約2.0t以上
観測対象	宇宙の構造や星の形成過程の解明に貢献
観測領域	中間～遠赤外線領域で極めて優れた感度(高い空間分解能)の赤外線検出器
打ち上げ機	JAXAのH-IIAロケット
軌道	1.5億km離れた太陽軌道に配置(約1.5年)

Fig. 2: Overview and Location of SPICA/FFA

## -Method-

FEA: Finite Element Analysis (有限要素法)、SEA: Statistical Energy Analysis (統計的エネルギー解析)

FEA-SEA統合法は、宇宙機機体パネル等の決定論システムをFEA、拡散音響等の統計的サブシステムをSEAを用いてモデル化し、構造から音響への放射(FEA→SEA)と音響からの構造負荷(SEA→FEA)が等しいとする相関性を利用し、各サブシステム間のパワーフロー平衡を考慮し、統計的サブシステムがランダムに変化する際の平均応答を求める手法(自由変動)である。

Fig. 3. Flat Panel in Diffuse Sound Field

$$D_{ac} = D_p + D_{dr}$$

$$D_{dr} = \frac{8 \pi \rho_0 c^3 D_p^2}{4 \pi \rho_0^2 c^3} \text{Im}(D_{dr}) D_{dr}$$

## -Force Limit Specification

フォースリミット条件の算出では、搭載機器(以下、Load系)の動質量を用いて、機器インターフェース(IF)点における最大平均フォース値を算出する方法を検討した。Load系を固定して固有振動解析を行い、求めた搭載機器の各モードの有効質量に、Load系の動質量は以下の式を用いて求めることができる。また、Load系に加わるIFフォースF<sub>IF</sub>は、IF加速度A<sub>IF</sub>と動質量M<sub>IF</sub>の積で表される。IF加速度は実応答(FEA-SEA統合法の結果)を用いる。算出されたIFフォースの最大値がフォースリミット条件F<sub>IF,lim</sub>となる。

$$M_{IF}(\omega) = \frac{F_{IF}(\omega)}{A_{IF}(\omega)} = M_{IF} \left( 1 + \sum_{p=1}^{n_{mod}} \left( \frac{m_{dp}}{M_{IF}} (1 - \nu_{dp}^2) + \beta^2 G_{dp} \nu_{dp} \right) \right)$$

式: Load系の動質量 m<sub>dp</sub>: Load系モードpの有効質量  
 ν<sub>dp</sub>: 動質量比(ν<sub>dp</sub>=m<sub>dp</sub>/M<sub>IF</sub>)  
 β: Load系モードpの固有角周波数  
 G: Load系モードpの減衰係数

$$F_{IF,lim} = \max(M_{IF} \times A_{IF}(\text{response}))$$

## -Procedure-

Random Vibration Specification

本検討では、FFA上SAFARI搭載面インターフェース点のH-IIA A1レベル音響負荷時のランダム振動環境の予測解析は、FFA上SAFARI搭載面インターフェース点のランダム振動環境の予測解析(搭載機器SAFARIおよび機器結合部IOB(Instrument Optical Bench))は、パネマセモデルにて表現。境界条件はモデル上6点(FFA搭載面インターフェース点)、図4参照)を6自由度で固定した。モデルの総質量は45.8kgである。以降のランダム振動環境の予測解析では、固有振動解析結果より出力された固有振動モード形状およびモード質量=1として正規化した。FEA-SEA統合法では、詳細点を含む平面上のモード形状のみを取り込んで計算を行う。SAFARI搭載面インターフェース点のアンチノイズを加えてランダム振動環境条件を算出した。

Fig. 1. SPICA/FFA Finite Element Model

Table 2: Parameters used for analysis

Parameter	Symbol	Value
Area (Top Face)	A	1.82m <sup>2</sup>
Mass	M	240 kg
Material	-	aluminium alloy
Young's modulus	E	6.82e+10 Pa
Sound speed	c	340 m/s
Air density	ρ	1.21 kg/m <sup>3</sup>
Diameter Length	L	0.1 m (Average)
Poisson's ratio	ν	0.33
Node number	-	315
Frequency range	-	20 ~ 800 Hz
Mode number	-	40
Damping Ratio	ζ	0.01 (all mode)

## -Force Limit Specification

対象モデルであるSPICA FFAをLoad系(搭載機器)とSource系(放射源)に分ける。本検討では、Load系をSAFARI+IOB、Source系をFFU(IOB+SAFARI以外の観測装置)とする。Load系は、Source系の上側/下側/側面/後面に結合する構造である。Load系を結合点6自由度で固定して固有振動解析を行った。この結果よりZ方向で最も有効質量の大きい3次モード(169.17Hz)をLoad系のみの対象モードとした。

## -Results-

Fig. 5. Analysis result of the response average and envelope

Fig. 6. Comparison results of the force limit

# 30kWキセノンランプの長寿命化開発と成果の展開

## 1. 概要

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キングアップエラーの検出等を目的として、**スペースチャンバ**で熱真空試験を実施している。第2次宇宙センターの大型スペースチャンバ(13mφ、8m高)は**ソーラシミュレータ**を有しており、太陽光を模擬することができ、環境試験技術センターでは、ソーラシミュレータの光源である**キセノンランプ**の長寿命化開発を実施しており、その開発結果と成果の展開について紹介する

## 2. 30kWキセノンランプとは



水型型30kWキセノンランプ (LUXW-30000HS-O4)



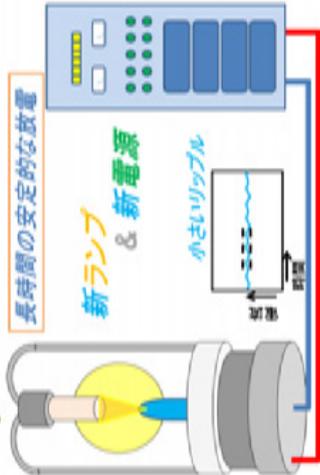
- ＜特徴＞
- ① 太陽光に近い**スペクトル**
  - ② アークスポットが小さく**高輝度**
  - ③ 瞬時再点灯が可能で短時間に安定
  - ④ **交換基準時間: 400時間**

## 3. 長寿命化開発の目的

- ① 高い信頼性 ② ソーラ試験のコスト削減 ③ 成果の世界展開
- ランプ交換基準時間: 400時間 → **600~800時間**

## 4. 長寿命化開発のアプローチと開発結果

### マッチドペア・アプローチ

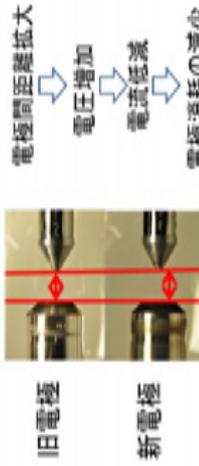


### A. 新電源の開発(2009年~2011年)



旧電源	仕様	新電源
サイレス型	制御方式	スイッチング型
2550mm x 700mm x 1000mm	サイズ	2000mm x 700mm x 1000mm
1200kg	質量	600kg
AC3Φ5W400±40V、50/60Hz	入力電圧	AC3Φ5W400±40V、50/60Hz
DC35V~60V	出力電圧	DC35V~60V
DC400A~680A	出力電流	DC300A~680A
3%以下以下	出力電圧リップル	0.5%以下
最大1713A	最大電流	最大700A

### B. 新ランプの開発(2009年~現在)



旧ランプ	仕様	新ランプ
丸形付	形状(タンクスタン)	直線付
12.5mm	電極間距離	13.5mm

ランプ交換基準時間:  
400時間 → **600時間**

## 5. 成果の展開と今後の取り組み



# スペースシャランバ内の粒子状コンタミネーション環境について

## 1. 背景と目的

### <背景>

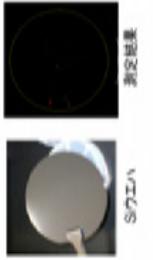
通常クリーンルームにおける粒子状コンタミネーションのモニタは気中パーティクルカウンタによって行われる。しかしながら、熱真空試験中は気中パーティクルカウンタを使用することができない。またクリーンルームは一般的にダウンフローの気流があるのに対し、スペースシャランバ内は真空排気・大気圧戻しによる気流が発生する。そのためスペースシャランバにおける粒子状コンタミネーション環境はクリーンルームと異なる可能性がある。

### <目的>

- ・熱真空試験中のスペースシャランバ内の粒子状コンタミネーション環境を把握する。
- ・熱真空試験中の粒子状コンタミネーションを低減する。

## 2. 測定方法

熱真空試験中にウエットネスプレート上に堆積した粒子状コンタミネーションをパーティクルカウンタによって粒径及び粒子数を計数する。



ウエットネスプレートは44イン치의Sワエハを使用する。またパーティクルカウンタはシーズ社のOTSP30-01を使用する。OTSP30-01はSワエハ上の粒子に光を照射しその散乱光から粒径を算出している。測定面積は直径80mmであり、直径30μm以上の粒子を計数可能である。

## 3. 測定結果

FY23より筑波宇宙センターの大型スペースシャランバ(13mφスペースシャランバ、8mφスペースシャランバ、6mφ放射計スペースシャランバ)において実施された熱真空試験中に粒子状コンタミネーションの計測を行った。測定結果は下式のMIL-STD-1246Cの表面清浄度規格に基づいて評価を行った。

$$\log M(x) = C [\log^2 X_1 - \log^2 x]$$

$x$ : 粒径[μm]  
 $M(x)$ : 粒径  $x$  μm 以上の粒子数密度 (個/㎡)  
 $X_1$ : 表面清浄度  
 $C$ : 規格化定数 (0.926)

下表に各スペースシャランバにおける表面清浄度を示す。粒径の評価区分は[30μm以上、66μm以上、96μm以上、96μm以上]の3区分とした。

表面清浄度	スペースシャランバにおける表面清浄度			
	13mφ	8mφ	6mφ	5mφ
30μm以上	100 ~ 300	100 ~ 400	100 ~ 300	100 ~ 300
66μm以上	100 ~ 400	100 ~ 400	100 ~ 400	100 ~ 400
96μm以上	200 ~ 400	200 ~ 500	200 ~ 400	200 ~ 400

## 4. 考察

### <粒径ごとの粒子数分布について>

MIL-STD-1246Cでは注目する粒径の対数の2乗と粒子数の対数が比例すると仮定しており、その比例定数を  $C$  としている。

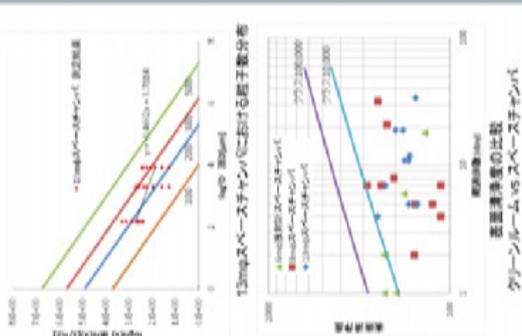
$$C \propto \log N(x) / (\log x)^2$$

MIL-STD-1246Cでは  $C$  の値を0.926としており、宇宙機用クリーンルームにおいてはこの値より小さくなる傾向があることが報告されている。右図は13mφスペースシャランバにおける粒径と粒子数の関係であるが、比例定数は0.466であった。これはMIL-STD-1246Cにおいて仮定されている粒径分布に比べ粗大粒子の割合が多いことを意味する。MIL-STD-1246Cでは、 $C$  がある粒径における表面清浄度から他の粒径における表面清浄度や、濃縮積集(PAC)の換算式を与えているが、この値を0.926を前提としていることに注意する必要がある。

### <試験日数と表面清浄度の関係>

参考文獻(2)では、クリーンルーム清浄度と表面清浄度の関係の経験式を与えている。右図はその経験式と、各スペースシャランバの表面清浄度と試験日数をプロットしたものである。

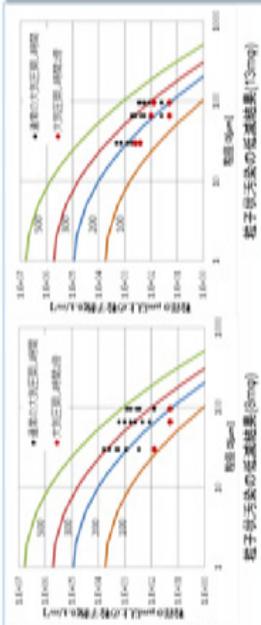
クリーンルームでは日数が進むにつれ、表面清浄度は単調増加しているが、スペースシャランバでは日数と表面清浄度の関係は見られない。これはスペースシャランバにおいては真空引きや大気圧戻し時に発生する気流が表面清浄度に対し支配的であるからと考えられる。



## 5. 低減方法について

熱真空試験中に発生するスペースシャランバ内の気流を低減することを目的に、大気圧戻し時を通常の2倍に延長した。

その結果、通常の大気圧戻し時に比べ、大気圧戻し時間を2倍にしたほうが、熱真空試験中の粒子状コンタミネーションを低減できることが分かった。



## 6. 結論

- ・筑波大型スペースシャランバの熱真空試験中の表面清浄度は100 ~ 500であった。
- ・スペースシャランバ内の粒径ごとの粒子数分布はMIL-STD-1246Cにおいて仮定されているもの比べて、粗大粒子が多い傾向にある。
- ・スペースシャランバ内の表面清浄度は試験日数との相関は見られない。
- ・大気圧戻し時間を長くすることで、表面清浄度を改善することができる。

### 参考文献

- MIL-STD-1246C PRODUCT CLEANLINESS LEVELS AND CONTAMINATION CONTROL PROGRAM
- Buch, J. D., and Bansk, M. K., "Analysis of Particulate Contamination Buildup on Surfaces," Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers, Optical System Contamination: Effects, Measurement, Control, Vol. 777, pp. 43-54. (1987).

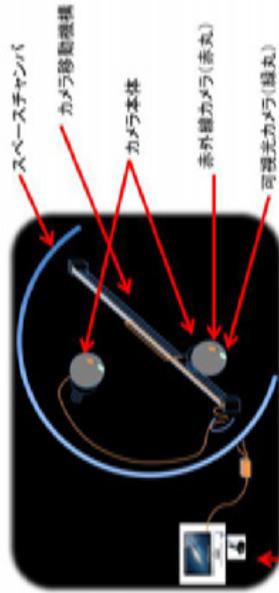
# チャンバ内カメラの開発と実試験への活用構想

## 1. 概要

スペースチャンバ内は、冷暗黒空間という宇宙環境を模擬するためのものであるため、内部はほ黒色のシユラウドで包まれ、光が乏しいことにも、限られた数、限られた大きさのビューポートからは、チャンバ外部からの視野範囲が狭くほとんどのエリアを監視することが不可能でした。

この状況を、打開すべく、チャンバ内に冷暗黒空間に対応したカメラと、それを用い、チャンバ内の広い範囲を視測できるよう、自由に移動できる機構を組み合わせた装置を、下記のイメージの元、開発を始めました。

冷暗黒空間対応の与任チャンバ内に、赤外線カメラと、可視光カメラが内蔵したカメラ(カメラは機動性を損なわないために、小型軽量のものが見たい。)を、チャンバ内の任意の点に移動するため、リニアレールなどによる機構の移動機能と、パン機能をもたせることにより、広い範囲を、視測できるようなものを、イメージしました。(供試体やチャンバ内設備などの不具合時に該当箇所を確認するための、LEDライトも搭載予定です。)



チャンバ内カメラ実成イメージ

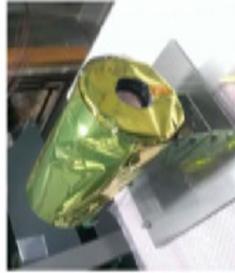
## 2. 活用構想(目的)

チャンバ内カメラ完成後は、次のような、活用を考えております。

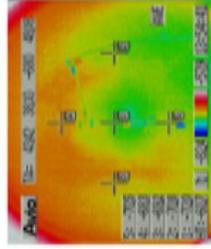
1. 試験成立の確認-不具合時のチャンバ内確認(熱変形、MLI剥離、放電発生等の有無の確認)
  2. 供試体の機構等動作確認
  3. ヒートスポット評価(レーザー光の多重反射によるヒートスポット等)
  4. 熱電対が貼れない場所の温度測定
  5. 非常時のチャンバ内確認(地震、落雷等の不測の事態が発生した場合の、チャンバ内状況確認。)
- チャンバ内カメラを活用し、上記のような、情報が加わることで、供試体の信頼性向上に貢献します。

## 3. 開発中のチャンバ内カメラ

現在までに、冷暗黒空間対応赤外線カメラのみ試作機(写真①)を作製し、小型スペースチャンバ内に設置し、液体窒素シユラウド壁面を視測する試験を行いました。結果、当初目標の-100℃まで、ほぼ正確な壁面の温度の分布を測定できることが確認されました。(③、④)(若干の、熱電対との差は、温度校正をすることで解消可能です。)



①冷暗黒真空対応赤外線カメラ試作機



③シユラウド内壁の視測イメージ

位置	カメラ	カメラ	カメラ	カメラ	カメラ	カメラ	カメラ
位置	カメラ	カメラ	カメラ	カメラ	カメラ	カメラ	カメラ
8.05	7.31	7.6	76.0	-12.2			
-2.09	-3.33	-2.9	-18.0	-1.8			
-12.31	-12.71	-12.8	-20.0	-14.8			
-24.02	-24.88	-24.5	-30.0	-14.8			
-44.84	-45.45	-45.0	-40.0	-14.0			
-55.35	-55.12	-55.7	-50.0	-15.7			
-66.42	-67.22	-66.9	-60.0	-16.9			
-75.49	-76.41	-76.0	-70.0	-16.0			
-84.56	-85.07	-84.7	-80.0	-14.7			
-84.02	-84.03	-84.2	-80.0	-14.2			
-101.02	-100.54	-100.8	-100.0	-10.2			

④赤外線カメラと、熱電対の比較データ

## 5. 開発スケジュール(目標)

- 平成25年度
  1. 赤外線カメラの温度校正
  2. 可視光カメラと監視システムの設計
  3. 赤外線カメラと可視光カメラの組み合わせ
  4. カメラの移動機構
- 平成26年度
  1. 詳細設計
  2. 製作
  3. 運用開始

## 4. 開発目標(赤外線カメラ)

1. 温度測定範囲  
-40℃以下 ~ 200℃
2. 温度測定精度  
±2℃ もしくは ±2%
3. 大きさ  
直径 150mm x 全長 300mm以下
4. 重量  
6kg以下
5. 消費電力  
5W以下

# 試験検証用チャンバの供用化(FY25.9～)

## 背景

従来JAXAで使用してきた試験検証用チャンバは、地上で宇宙空間の高真空、冷暗闇を模擬する設備です。この設備で人工衛星の熱設計の評価、耐環境性の確認を行うことができます。高真空環境を構築するため、極低温ヘリウムガス(30K)が充填するクライオポンプが用いられています。冷暗闇環境を構築するために真空容器内面に沿って液体窒素が循環する黒色のパネル(シュラウド)が用いられています。

本設備においては、QCMでベークキング効果を確認しながらのベークキングが可能です(加熱用のヒータ・器具、ベークキング後のチャンバ内清掃はユーザー負担となります)。また、クリーンブースによる清掃管理が可能であるため、小型衛星等のフライト品の熱真空試験にも対応可能です。

## 設備のメリット

- ◆手軽かつ安価に運転可能
- ◆小型衛星(50cm級以下、フライト品含む)の熱真空試験が可能
- ◆ベークキングが可能

## 主な使用事例

筑波大学小型衛星「結」、GPM相乗り小型衛星等

## 供用料金

- ◆基本料：421,139円(1回あたり)
- ◆試験料：58,798円(運転1日あたり)
- ◆滞在費：3,544円(滞在1日あたり)
- ◆※料金は、基本料金(1回分)＋試験単価×(試験日数-1日)＋滞在費単価×滞在日数で計算されます。
- ◆※滞在費は利用者が施設の使用を開始した日から終了した日までに通算します。
- ◆※料金は年1回夏期に改訂予定ですが、これ以外にも予告なく改訂することがあります
- ◆※JAXAユーザー向けに割引料金もあります

## お問い合わせ先

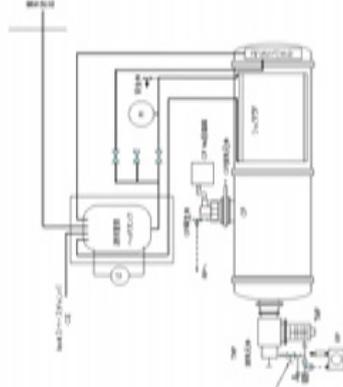
◆JAXAホームページ 産業連携センター 設備供用問い合わせフォーム

## システムの概要

管理部署	環境試験技術センター
設置場所	8m径チャンバ1棟
シュラウド有効範囲	シュラウド使用時：1,000mm(径)×1,380mm(長) シュラウド不使用時：1,280mm(径)×3,200mm(長)
真空容器	横置円筒形
到達圧力	1.3×10 <sup>-9</sup> Pa(CP使用時)
排気時間/大気戻り時間	約4時間/約4時間
シュラウド温度	100K以下(層部・絶縁除く)
計測点数	最大 43ch
クリーンブース内清掃度	ISO14664-1 クラス8最大
付属品	(FED-STD-209D クラス100,000相当) 試験用電源(3kW、300W) 供試体支持部 TOCCM クリーンブース 供試体ハンドリング装置 円筒射装置

設備の詳細は「GCA-2013027試験検証用チャンバ(ユーザーマニュアル)」を参照下さい。

## 設備システム構成図



## 設備写真



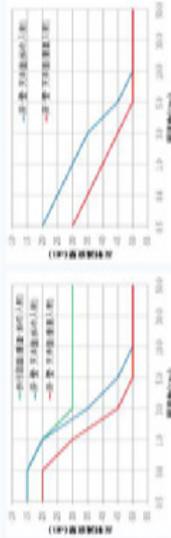
# 電波試験設備第2無反射室 電波吸収体整備

## 1. 概要

電波暗室において、電波吸収体の劣化によるコンタミネーション発生が課題であったため、発生抑制効果の期待される発泡ポリプロピレンの吸収体を新たに採用し、電波試験設備第2無反射室の電波吸収体の更新を実施した。またそれに併せて、ユーザ運用性に配慮した付帯設備の整備を行った。

## 2. 電波吸収性能の仕様要求

	要求事項
コンタミネーション発生対策	電波吸収体の材質は、発泡ポリプロピレン、発泡炭酸カルシウムのいづれかとする。
火災発生時の対応策	難燃性 UL94HBF(発泡樹脂材料の燃えにくさを示す規格。)
電波吸収体形状	自己消火性 NLR8093(1.2,3)相当
無反射特性(単体)	垂直入射 重量±50mg 利の入射 重量±50mg~±40mgの範囲 偏波面 入射角±90°に對からず、VH(VHCH)/HCP 偏波面 入射角±90°に對からず、VH(VHCH)/HCP 上記の入射角に對し、反射率を±0.5%以下に示すより大きい(±0.5%)値が小さいこと



背低電波吸収体の仕様要求

### ※吸収性能評価方法

IEEE Std. 1128 Sec.7.2.1 準拠のアーチ法で評価。計測の影響上、最少入射角は10度であり、垂直入射の評価は行っていない。一般的に斜め入射の方が垂直入射よりも性能は低下するが、本計測では斜め入射10度においても垂直入射で要求した利得を得ることが出来たため、評価方法に問題ないと判断した。結果詳細は5項参照。

## 3. その他付帯設備の新規整備要求

ユーザ要望より、運用性に配慮した以下の附帯設備の新整備にも行った。

- エアバザー用ゲルト敷設カバーの設置 (FM品の野外試験対策)
- 貫通パネルの整備

## 4. 新規採用電波吸収体の性能

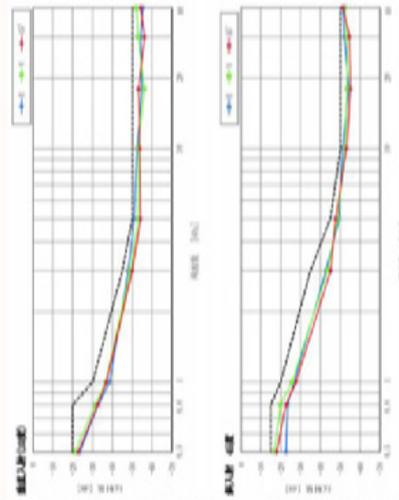
	従来使用吸収体 発泡ポリウレタン (導電性炭素含む)	新規導入吸収体 発泡ポリプロピレン (導電性炭素含む)
材質		
写真		
火災対策	難燃性: UL94HBF 自己消火性: NLR7793(1.2)相当	難燃性: UL94HBF 自己消火性: NLR8093(1.2,3)相当
30dB以上の利得帯 (垂直入射)	500MHz~24GHz (高さ45cm)	1GHz~100GHz (高さ30cm)
重量 (0.37m <sup>2</sup> あたり)	約3300g	約2000g

◎ 無吸湿で強度の優れた発泡ポリプロピレンの採用により、形状・特性変化の懸念解消

※従来使用吸収体は柱筒型であり、吸収体の一部破損にあたっては壁面から剥がす必要があったが、新規導入吸収体ではどしどし型であるため、破損時の交換が容易となった。

## 5. 吸収性能評価結果

入射角10度においても垂直入射の要求を十分に満たし、最大斜め入射角45度においても斜め入射角の要求を満たすことが出来た。



## 6. 今後

下図のように電波測定塔を用いて電波第2無反射室の特性計測を行い、改修前との部屋の特性変化を評価する。また、新規導入吸収体による電波暗室性能を評価し、各試験設備における最適な電波吸収体の選定データを蓄積したい。

