

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7回試験技術ワークショップ開催報告

2010年2月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

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7回試験技術ワークショップ開催報告

Proceedings of the Seventh Workshop on Environmental Testing

2010年2月

February 2010

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

1. 開催日時・場所	1
2. プログラム・発表概要	1
3. 発表内容	
3.1 開会挨拶	3
3.2 SEA 法を用いたランダム振動予測解析	5
3.3 MW（モーメンタムホイール）構造モデルのフォースリミット適用例	23
3.4 JAXA 機械環境試験技術研究に関する最近の取り組み	47
3.5 長寿命化 Xe ランプの開発状況	61
3.6 次期赤外線天文衛星 SPICA 試験の技術的チャレンジ	81
3.7 軌道上温度評価に必要な、軌道上熱環境モニタの提案	99
3.8 閉会挨拶	105

1. 開催日時・場所

開催日時：平成 21 年 11 月 13 日（金）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)

2. プログラム・発表概要

プログラム及び発表概要を以下の表に示す。

開催時間	議題	講演者
13:05～13:10	開会挨拶	宇宙航空研究開発機構 理事 本間正修
13:10～13:50	「SEA 法を用いたランダム振動予測解析」 ◆ H-IIA ロケットに搭載し打ち上げられる小型副衛星搭載部のランダム環境条件の解析検討結果に関して報告。実機大の下部フェアリングを用いた音響試験結果との比較評価により、手法の妥当性および問題点を議論。	川崎重工業株式会社 航空宇宙カンパニー 宇宙・誘導機器設計部 平野篤史
13:50～14:30	「MW（モーメンタムホイール）構造モデルのフォースリミット適用例」 ◆ モーメンタムホイール構造モデル(MWSM)が搭載された地球観測機器ユニット開発モデルを用い、フォースリミット振動試験ハンドブックに基づいた新規の振動試験手法で試験を実施し、本手法の適用に関わる課題を含む成果を報告。	三菱電機株式会社 鎌倉製作所 宇宙システム部 世古博巳
14:30～14:45	休憩	
14:45～15:25	「JAXA 機械環境試験技術研究に関する最近の取り組み」 ◆ 環境試験技術センターの研究方向及び世界の宇宙機の機械環境試験の動向を報告。また、現在、検討を行っているランダム音響振動における低周波領域の解析も容易に行えるジョイントアクセプタンス（構造固有の振動し易さの指標）を用いた簡易音響振動解析手法について紹介。	環境試験技術センター 主任研究員 施勤忠
15:25～16:05	「長寿命化 Xe ランプの開発状況」 ◆ 13mφ スペースチェンバ、8mφ スペースチェンバのソーラシミュレータで使用されている世界最大級の 30kW キセノンランプは、放電管であり、メーカー保証寿命(点灯時間)400 時間、実際の運用時間は 500 時間程度。運用時間が延長可能になれば、試験費用の低減が可能。現在行っているキセノンランプの長寿命化(実運用時間 800 時間以上を目標)の検討、試作の状況を報告。	環境試験技術センター 主幹研究員 堀口友四郎
16:05～16:20	休憩	

16:20～17:00	<p>「次期赤外線天文衛星 SPICA 試験の技術的チャレンジ」</p> <p>◆ 2018 年打上げをめざす次世代の赤外線天文衛星である SPICA (Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics) は、絶対温度 5K まで冷却する口径 3m 級の大型望遠鏡を搭載。軌道上で絶対温度 5K を実現する冷却システムを、どのように地上で試験するか、その基本的な考え方を議論。</p>	<p>研究開発本部 熱グループ 開発員 佐藤洋一</p>
17:00～17:40	<p>「軌道上温度評価に必要な、軌道上熱環境モニタの提案」</p> <p>◆ 衛星設計に用いた熱数学モデル解析値と軌道上運用状態での実測値とを用いた軌道上温度評価において、特に、衛星外部搭載機器に必要な温度マージンの評価を行う際には、温度変化が速いので、軌道上実測温度に同期して実測したアルベド・地球赤外等の詳細データが必要。このような軌道上熱環境を把握するためのモニタ方法や装置について提案。</p>	<p>日本電気株式会社 宇宙システム事業部 独立技術評価室 間瀬一郎</p>
17:40～17:45	閉会挨拶	<p>環境試験技術センター長 斎藤幹雄</p>
18:00～20:00	意見交換会	

3.1 開会挨拶

宇宙航空研究開発機構

本間 正修 理事

ただいま紹介をいただきました JAXA の本間です。このワークショップも 7 回目ということで、さまざまな成果が実を結んできていると思います。

環境試験は言うまでもなく衛星、ロケット、最近では宇宙ステーション等の宇宙機器を打ち上げる前に自信を持って打ち上げられるかどうかということを確認するためのもので、解析で得られる自信が 3 割だとすると試験結果によって得られる自信は 7 割ぐらいではないかという気が致します。私自身も衛星のプロジェクトマネージャをさせていただきました経験から申しますと、設計やいろいろな解析の正しさというのはある程度重要ですが、最終的には環境試験で Validation、つまり確認致しまして、それをもって初めて安心して打ち上げられるわけです。

また、どのように試験を実施するかという方法につきましては、多分今日のテーマでも様々な方が講演をされると思いますが、最近ますます設計の在り方との結びつきが強くなってきている傾向にあると思いますので、環境試験技術センターによる試験は、非常に正しい方法で実施されていると思いますし、今後もさらにその方向で進められることを期待致しております。

また、JAXA 内部の話で仲間同士の競争のように聞こえるかも知れませんが、環境試験技術センターは 20 年度の理事長評価で S をいただいております。そのこともあってでしょうか、10 月には試験センターの者が理事長賞をいただいておりますが、これも JAXA 全体が環境試験に対する重要性を認識するようになってきたり、或いは環境試験技術センターおよび今日お集まりの皆様方が環境試験技術の向上に対して顕著な成果を上げられてこられたりした、その一端がたまたま JAXA 内部での良い評価に繋がったのではないかと考えております。

今日はいろいろなご講演をいただきますが、今後も第 8 回、第 9 回と是非とも続けてこのようなワークショップを開催し、それによって日本全体における試験の在り方、あるいは先ほど申し上げましたように設計の在り方等についての知見を蓄積していくことができればと願っております。

本日はワークショップにお集まりの皆様方にお礼を申し上げますと同時にそういった方向で今後ともご協力を賜れば大変有り難く存じます。今日はどうもありがとうございました。

3.2 SEA法を用いたランダム振動 予測解析

川崎重工業株式会社 航空宇宙カンパニー

宇宙・誘導機器設計部

平野 篤史 氏



第7回試験技術ワークショップ No.1

SEA法を用いたランダム振動予測解析

平成21年11月13日

川崎重工業株式会社
宇宙・誘導機器設計部
宇宙機器設計課

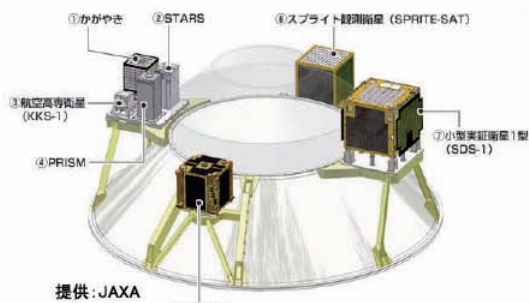
1

背景・目的(1/2)



我が国の小型衛星打ち上げ方針として、

小型副衛星は、民間企業、大学等が製作する小型衛星に対して容易かつ迅速な打ち上げ・運用機会を提供する仕組みを作り、
我が国の宇宙開発利用の裾野を広げるとともに、
小型衛星を利用した教育・人材育成への貢献を目的とし、
打ち上げ能力の余裕を活用して打ち上げるものです。
(JAXA HPより)



現在の小型衛星ランダム振動環境は厳しく、宇宙産業への新規参入のハードルの一つとなっている。

ちなみに、大型衛星は受圧面積が広いため、内部音響標定となる。

より多くの機関に打ち上げ機会を提供するためには、
小型衛星ランダム振動環境の緩和が求められる。

2

背景・目的(2/2)



KHIではこれまで、
SEA(統計的エネルギー解析)およびFEM(有限要素法)を用いた内部音響予測手法を確立



SEAを用いた予測解析ではフェアリング内部音響およびフェアリングパネル一般部のランダム振動は精度よく予測可能
⇒設計ツールとして使用



フェアリング内部構造のランダム振動レベル予測は未実施



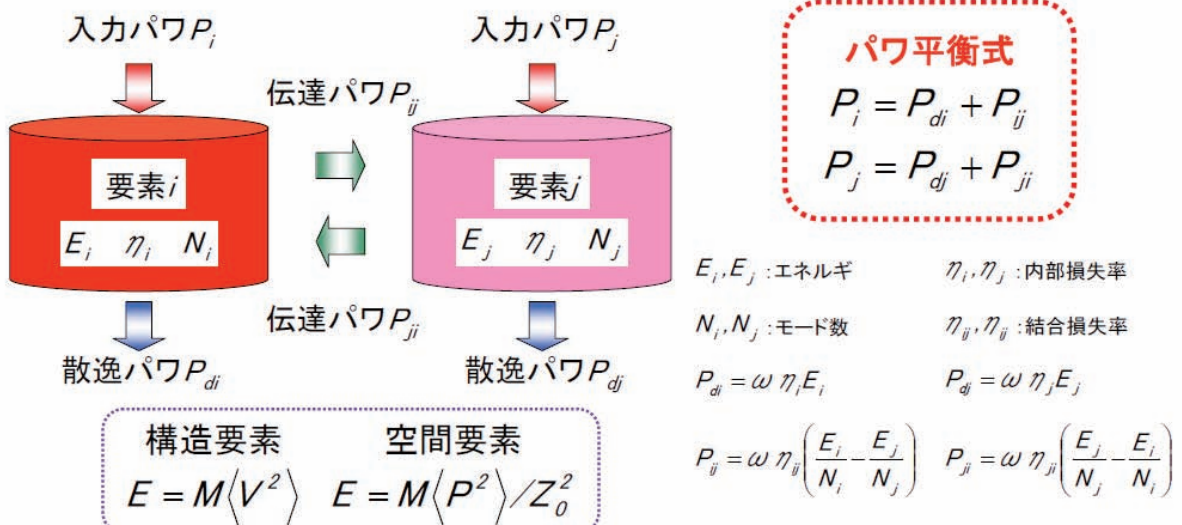
SEAを用いた『小型衛星搭載部のランダム振動予測技術を確立する』ことを目的として実施したJAXA殿委託研究の成果を報告する。
また、『小型衛星ランダム振動環境の緩和に向けた方向性』を明らかにする。

予備知識(SEA理論の概要)

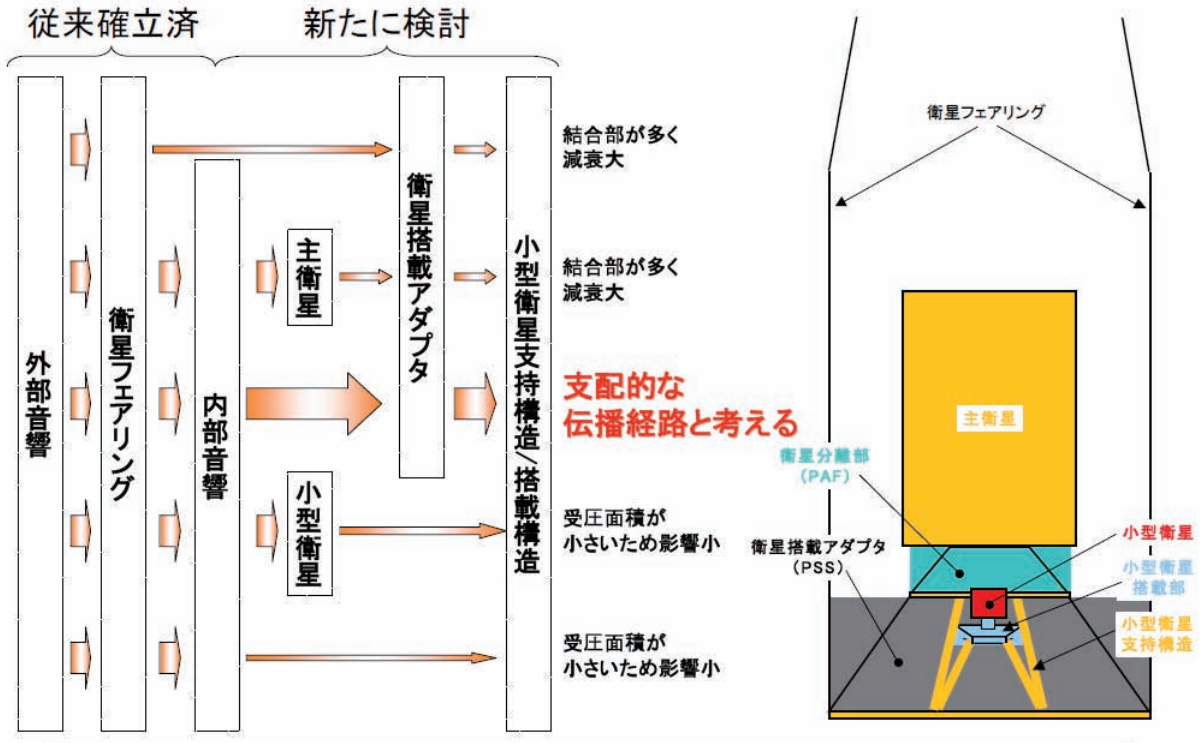


SEA(統計的エネルギー解析)法とは、系の状態を物理系に共通なエネルギーで表現し、入力/伝達/散逸エネルギーのパワ平衡に注目し、要素間のエネルギー伝達を推定するもの。

高周波数領域の予測解析に適している



予備知識(エネルギー伝播経路)



作業フロー



下部フェアリングEPMを用いた音響試験結果を再評価し、
小型衛星ランダム振動環境に関する知見を取得



音響試験形態をSEA法を用い予測し、
試験結果との比較により各SEAパラメータの妥当性確認

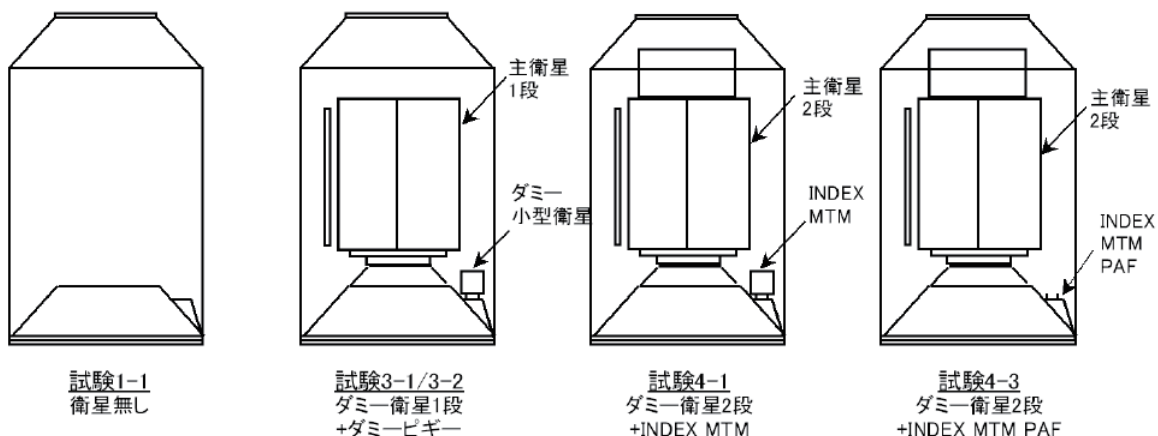


フライト形態の小型衛星ランダム振動を予測し、
現状のレベルを確認



小型衛星ランダム振動の緩和に向けた対策案を解析的に評価し、
今後の方向性を確認

音響試験概要(試験ケース)



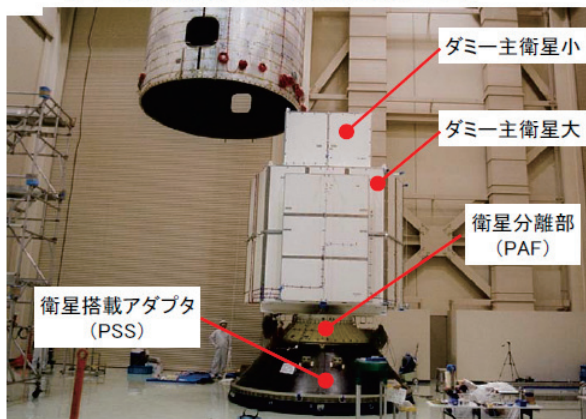
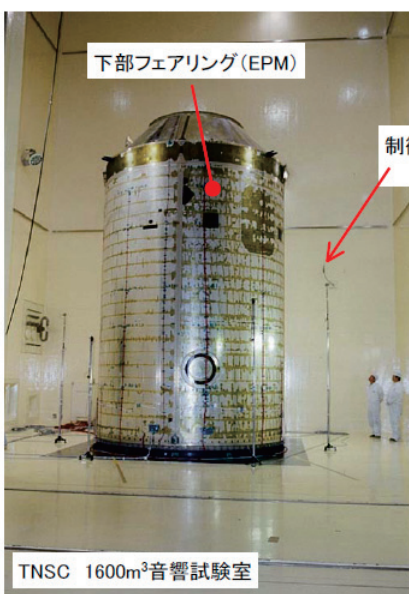
7

音響試験状況(1/3)



～全景～

- 計測項目:
 フェアリング内部音響
 フェアリングランダム振動
 衛星搭載アダプタランダム振動
 小型衛星支持構造ランダム振動
 主衛星ランダム振動
 小型衛星ランダム振動

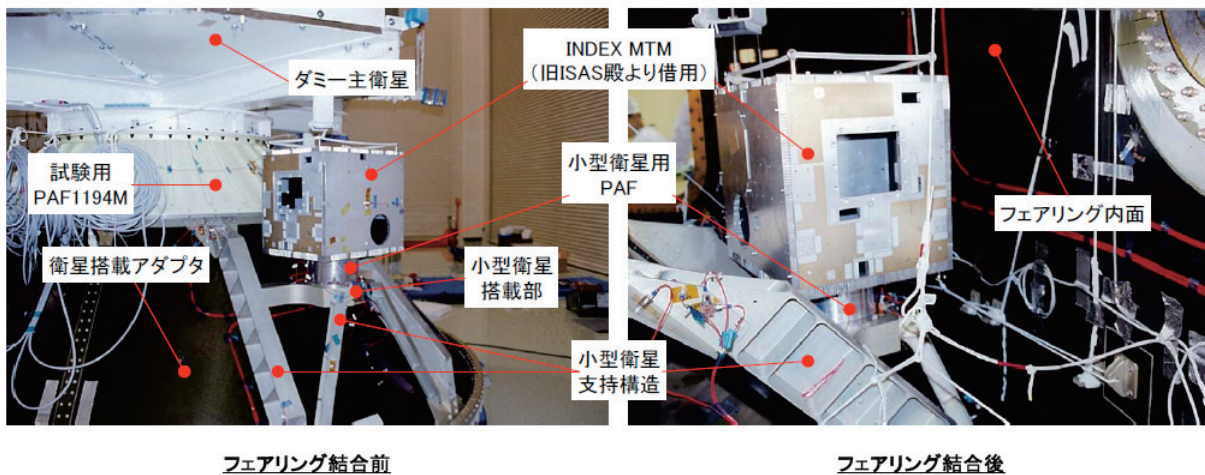


8

音響試験状況(2/3)



～主衛星2段+INDEX MTM搭載形態～

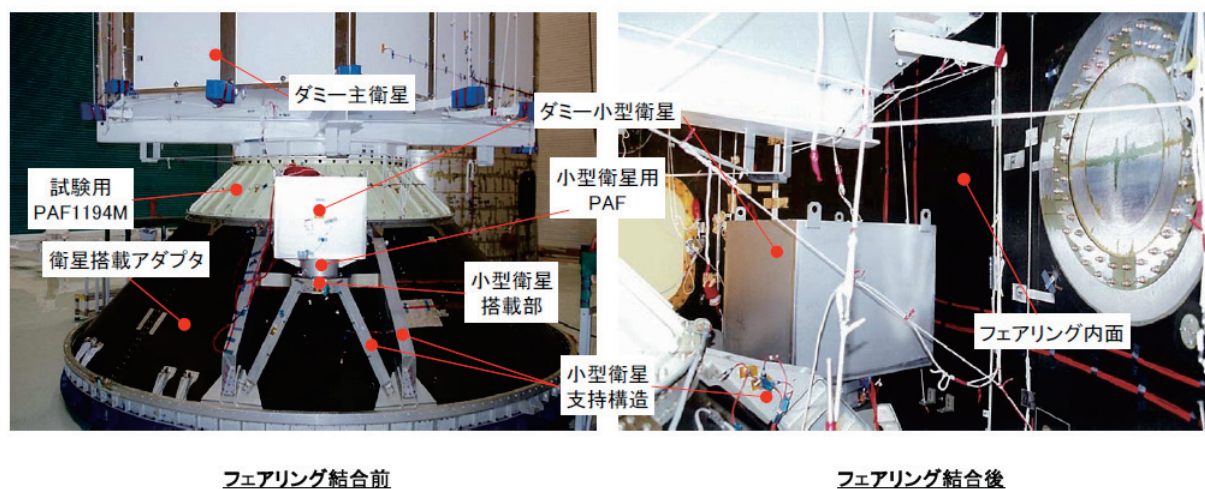


9

音響試験状況(3/3)

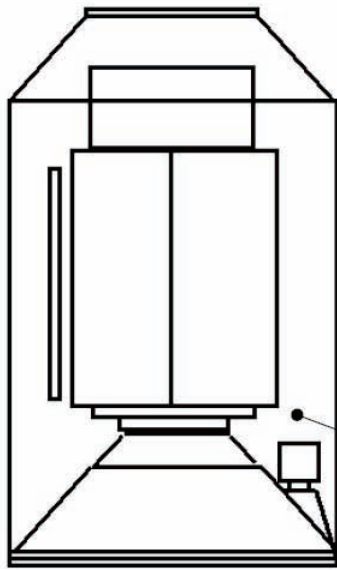


～主衛星1段+ダミー小型衛星～

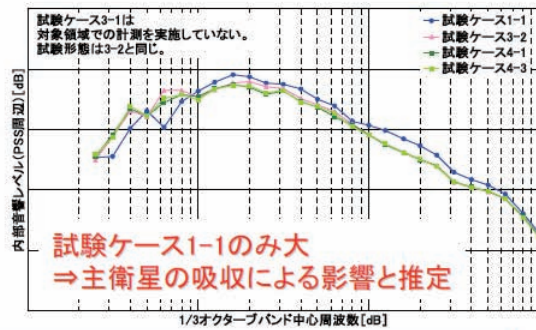
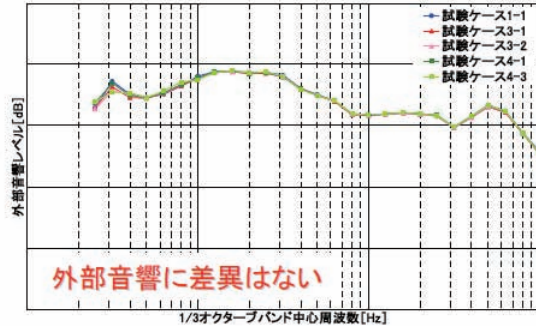


10

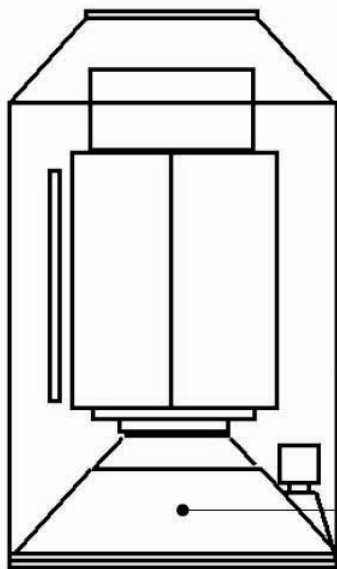
音響試験結果(1/5)



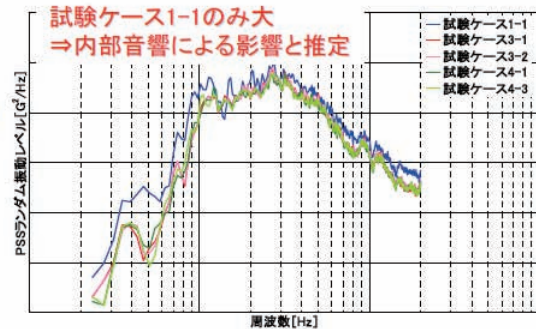
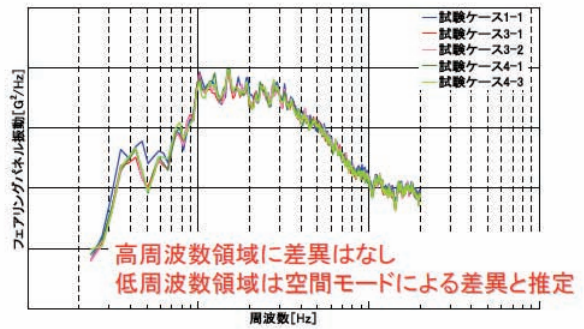
試験ケース1-1: 主衛星なし+小型衛星なし
 試験ケース3-1/3-2: 主衛星1段+ダミー小型衛星
 試験ケース4-1: 主衛星2段+INDEX MTM
 試験ケース4-3: 主衛星2段+INDEX MTM PAF



音響試験結果(2/5)



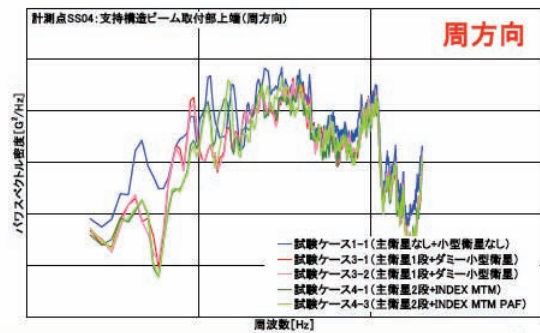
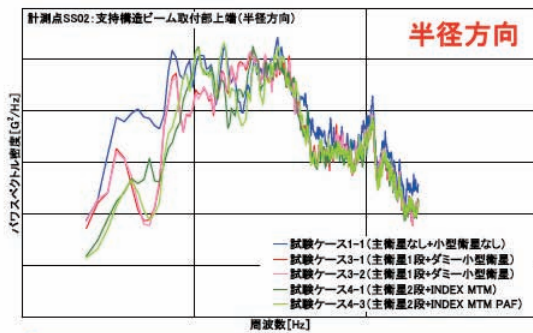
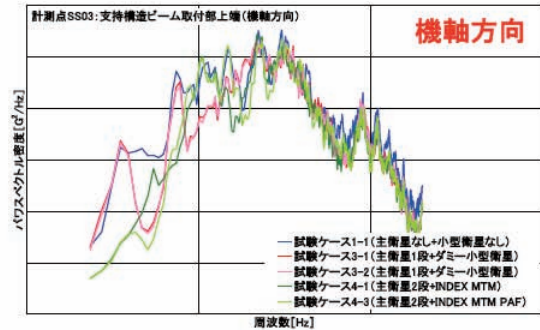
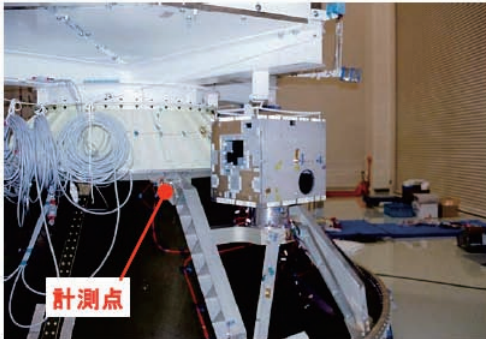
試験ケース1-1: 主衛星なし+小型衛星なし
 試験ケース3-1/3-2: 主衛星1段+ダミー小型衛星
 試験ケース4-1: 主衛星2段+INDEX MTM
 試験ケース4-3: 主衛星2段+INDEX MTM PAF



音響試験結果 (3/5)



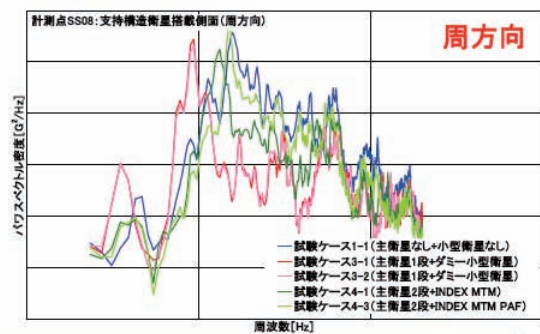
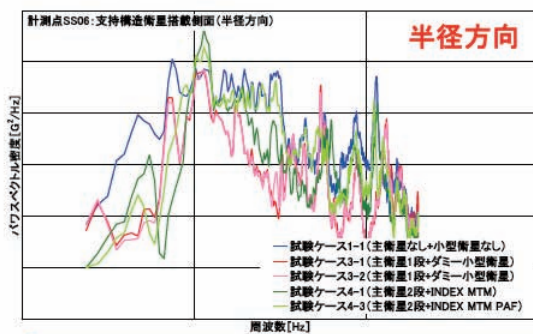
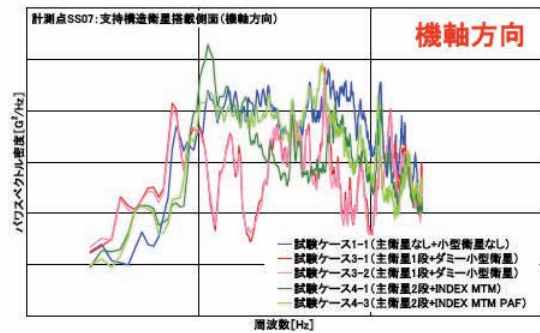
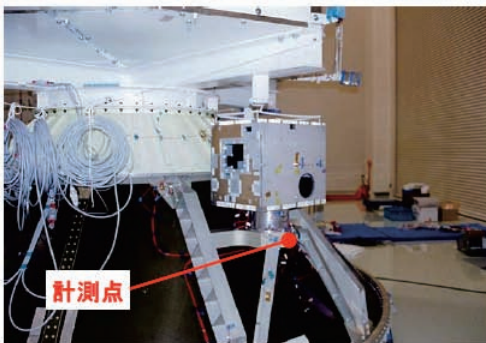
支持構造取付部はPSSパネル振動のみに依存⇒小型衛星の有無に影響しない



音響試験結果 (4/5)



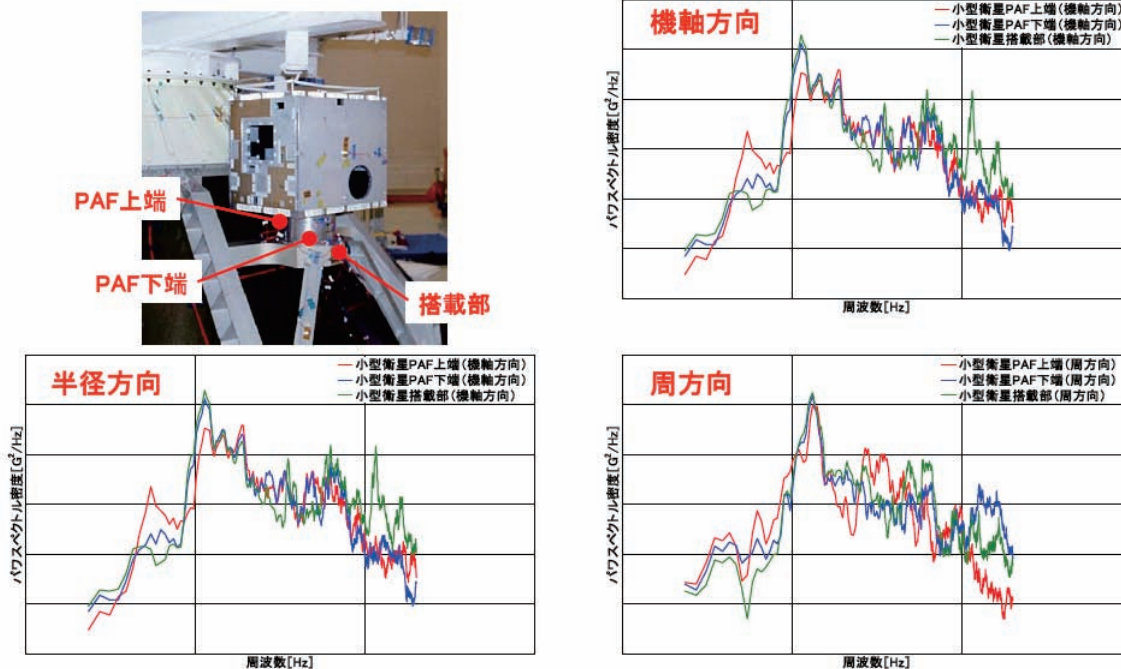
小型衛星搭載部の振動は小型衛星の有無/特性に依存



音響試験結果(5/5)



試験ケース4-1:主衛星1段+INDEX MTM



15

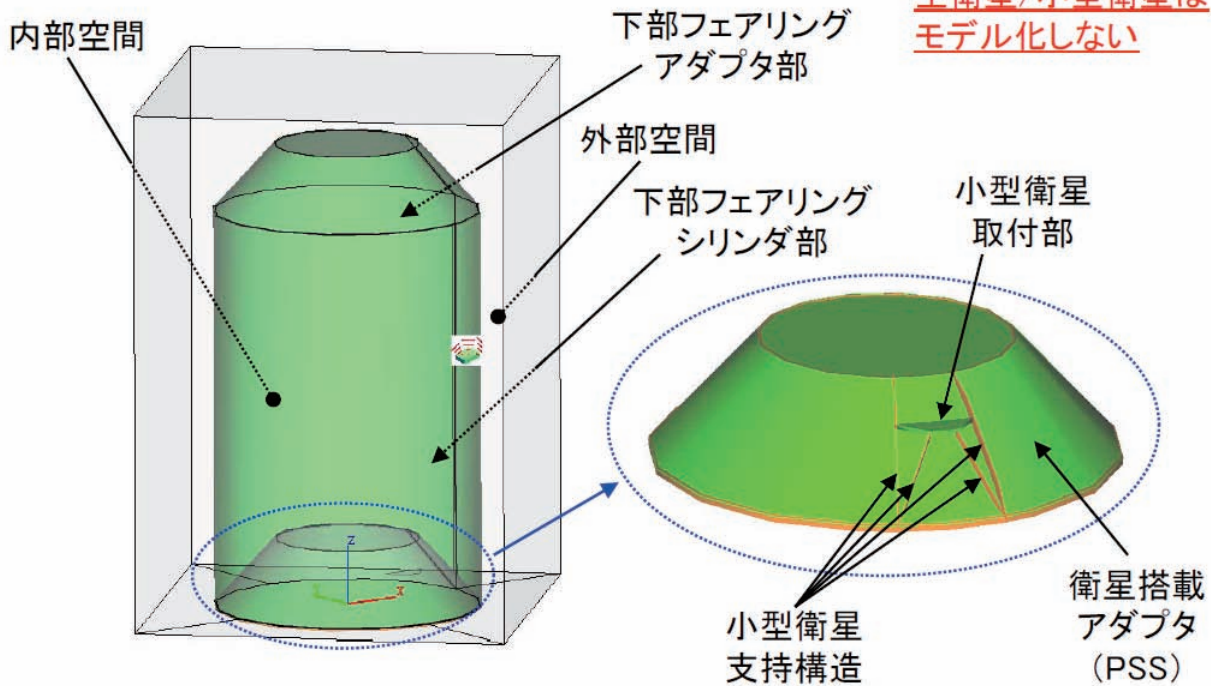
音響試験結果のサマリ



- 主衛星は若干の吸音率があるが、
1. 搭載衛星により吸音率が異なると考えられる。
解析モデルでは安全側条件として『主衛星なし』とする。
 2. 主衛星の有無はフェアリング振動に影響しない。
 3. 小型衛星支持構造取付点のランダム振動は、
衛星搭載アダプタのランダム振動に依存する。
 4. 小型衛星搭載部のランダム振動は、
小型衛星の有無/特性に大きく影響を受ける。
 5. 小型衛星搭載部のランダム振動は、
外部音響⇒フェアリング振動⇒内部音響
⇒衛星搭載アダプタ振動⇒小型衛星支持構造
の伝播経路が支配的であると考えられる。

16

SEA解析(モデルの概要)



17

SEA解析(パラメータの設定)

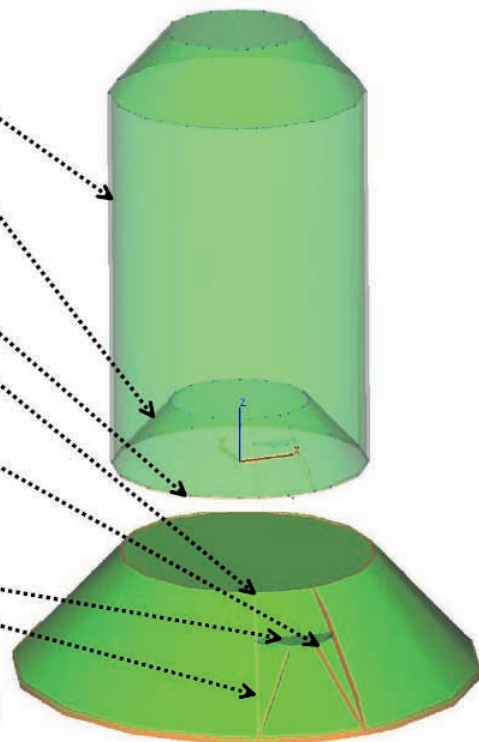


- ・ フェアリングの内部損失率およびモデル化
- ・ 衛星搭載アダプタの内部損失率およびモデル化
- 既存技術で対応可能

- ・ フェアリングと衛星搭載アダプタの結合損失率
- 本評価には大きな影響なし

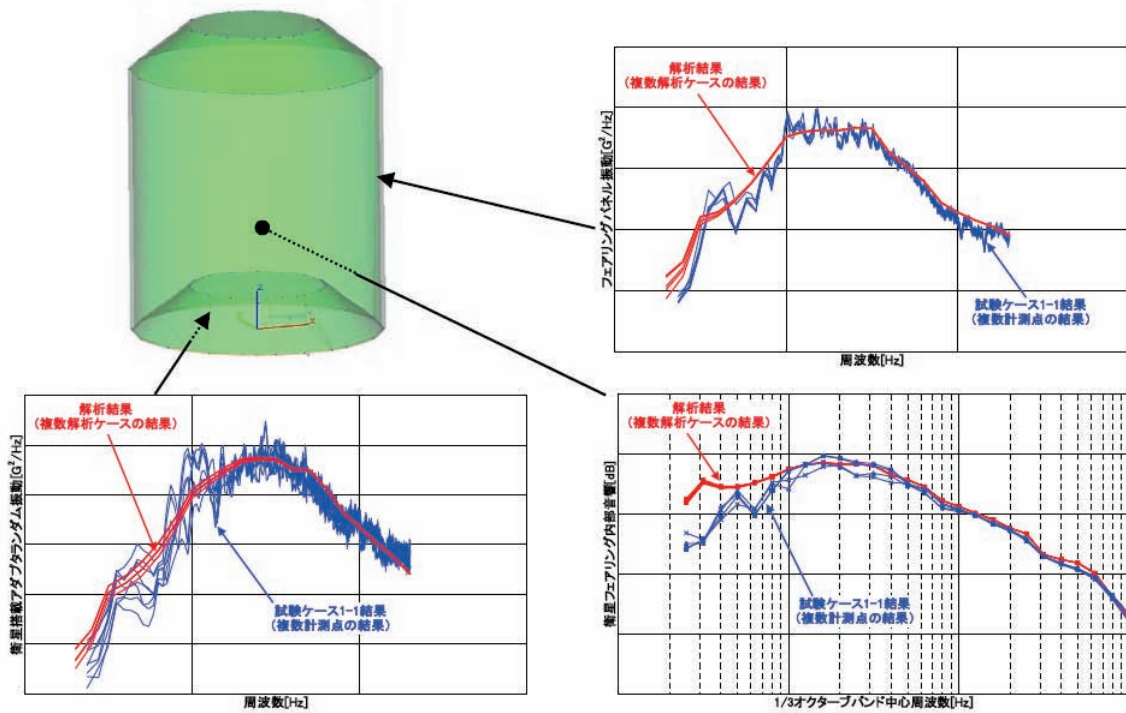
- ・ 小型衛星支持構造と衛星搭載アダプタの結合損失率
- ・ 小型衛星の支持構造と搭載部の結合損失率
- 一般的な簡易試験結果より類推
- ⇒ 実機大供試体試験による取得が望ましい

- ・ 小型衛星搭載部の内部損失率およびモデル化
- ・ 小型衛星支持構造の内部損失率およびモデル化
- 内部損失率は一般的なアルミ構造の値
- 小型衛星搭載部の板厚/密度をパラメータとし最適化
- ⇒ 試験データをベースにしてモデル化手法の検討が必要



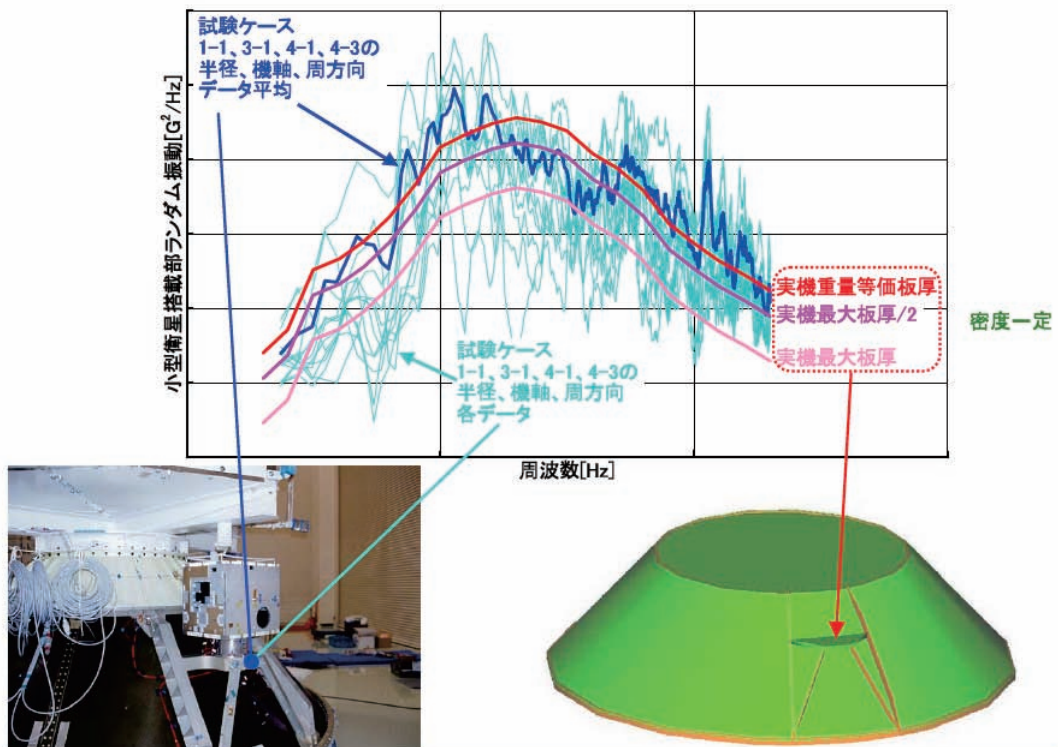
18

SEA解析結果 (1/2)



19

SEA解析結果 (2/2)



20

SEA解析の課題

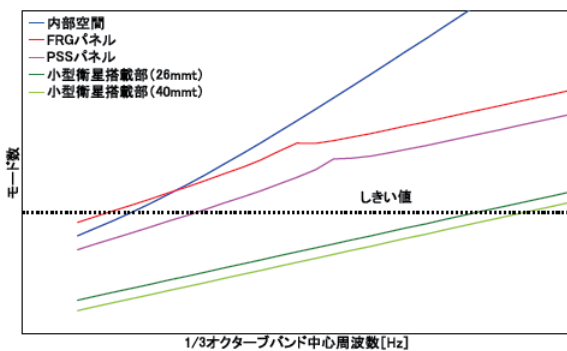


SEAは低周波数領域*1の予測精度が悪い。*1:一つの基準としてモード数がしきい値以下の周波数帯一方で、高周波数領域まで全体モデルをFEM(有限要素法)で解析するのは非現実的
 低周波はFEM、高周波はSEAで評価することもあるが、『剛』な構造物は、モード数のしきい値が高周波数側となり、全体モデルをFEMで解析できる領域ではない



上記課題の解決のため、下記のようなアプローチが考えられる

- SEAで算出した(ex. PSSパネル振動 or 内部音響etc.)をinputとして、支持構造をFEMで解析
- 支持構造のみをFEMの解析し、その結果からSEAモデルを作成



上記アプローチにより
予測精度の向上が
期待できる

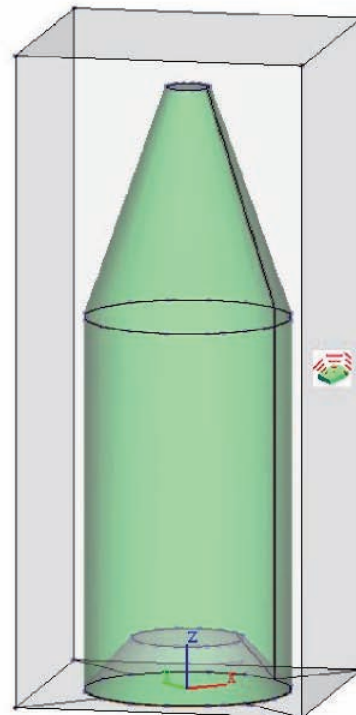
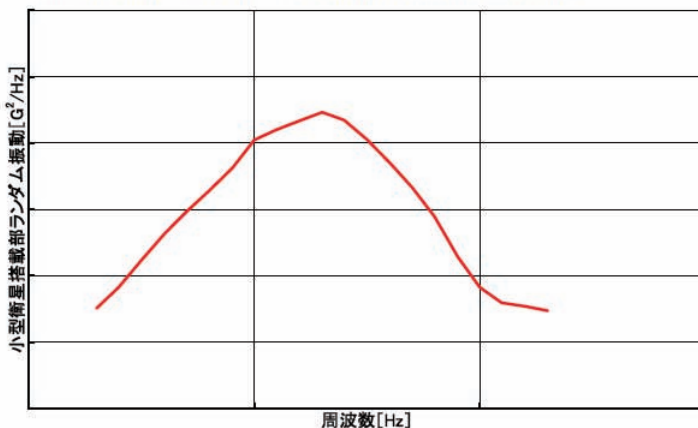
フライト形態解析



解析条件:

- 4Sフェアリング
- 外部音響はH-IIAロケットの環境条件
- フェアリング内面には防音ブランケット*1を考慮
- 主衛星/小型衛星は考慮しない
- その他は音響試験形態モデルに同じ

*1:高吸音率を有するコンポーネント、内部音響低減のために織装

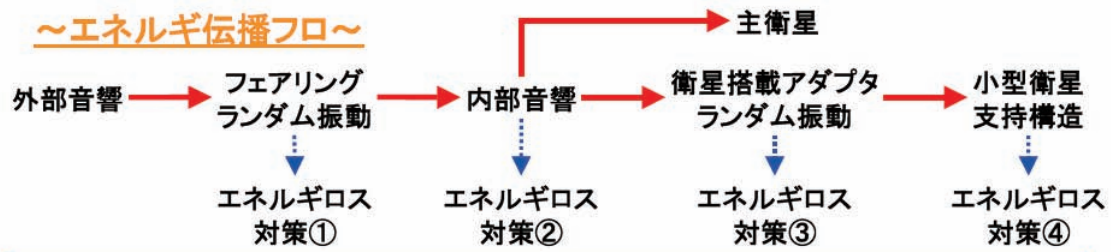


低減対策概要



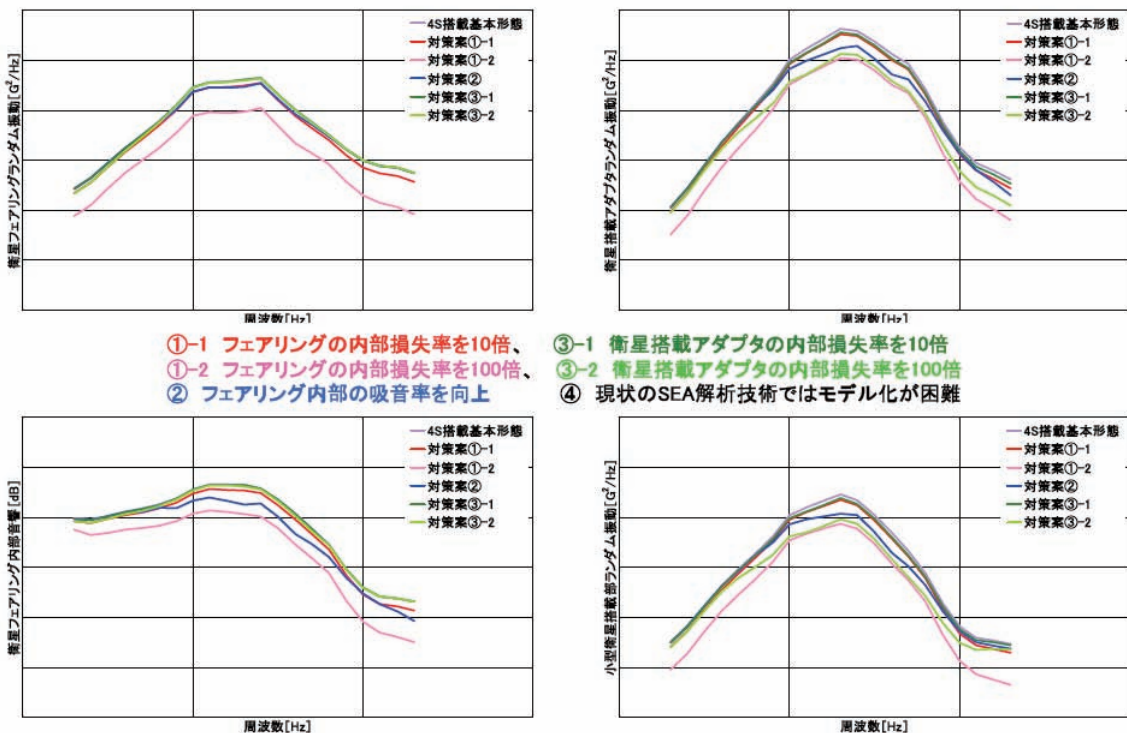
小型衛星ランダム振動の低減対策案

- 主衛星にもメリットあり
- ① 衛星フェアリングランダム振動を低減
⇒ **フェアリングパネル一般部に制振材**を貼り付ける
 - ② 衛星フェアリング内部音響を低減
⇒ **フェアリング内面に吸音材***1を貼り付ける
 - ③ 衛星搭載アダプタランダム振動を低減
⇒ **衛星搭載アダプタパネル一般部に制振材**を貼り付ける
 - ④ 小型衛星搭載部への振動伝達を抑える
⇒ **支持構造または搭載部にダンパー**を取り付ける
- *1: H-IIA/H-IIBにおいても防音ブランケットと呼ばれる高吸音率を有するものを艀装している。



23

低減対策効果



24

まとめ



成果としては・・・

- 小型衛星へのランダム振動の支配的な伝播経路を推定した。
 - SEA法によるランダム振動予測手法を確立した。
- また、その問題点/課題を明確にした。
- 小型衛星ランダム振動環境の低減効果を解析的に評価した。

今後予測精度向上のために・・・

- SEAパラメータを試験にて確認/取得
- SEAとFEMを組合わせた予測手法の確立

KHIでは、今後も主/小型衛星環境低減のため
鋭意努力していく所存でございますので、
今後とも、よろしくお願いいたします。

以上

質疑応答

質問者①

最後の結論について、振動パスの方が支配的である、というのは具体的にどこから分かるのでしょうか。

また、音響パスに比べて振動パスがどの程度支配的なのかを把握してらっしゃいますか。例えば、振動パス：音響パスが10：0なのか、7：3なのか、5：5なのか。例えば7：3だとした場合、音響パスは実は無視できないということを示しているのだと思うのですが、その点の見解を教えてくださいいただけます。

発表者

この音響試験を実施した目的は、小型衛星の振動環境を取得することが主目的ではなく、フィルエフェクトの現象を取得することが主目的でした。そのため、評価に用いるデータが不足しているというのが現状です。

PSSからの固体伝搬が支配的であると考えている理由については、PSSの上昇比率と、この黄緑の線から青い線になっていくところの比率が同等であると考えており、PSSのランダム振動が固体伝搬により励起されているのではないかと考えております。

小型衛星は直接音響加振されているのではないかと、ということについては、小型衛星単体を音響加振した結果があれば直接評価できると思いますが、現在そのようなデータはないため、そこまでの評価はできておりません。

質問者①

以前、HTVで似たような評価を行いました。HTV非与圧部に搭載する曝露パレットを対象として、音響パスがメインなのか振動パスがメインなのかを検証したことがあります。

具体的には、搭載する曝露パレットを紐で吊して単体で音響試験した場合と、非与圧部に搭載した状態（システム）で音響試験した場合にどの程度振動応答が異なるのかというのを検証しました。結果は、基本的に音響パスが支配的であり、振動応答の大部分は音響に起因するという結論に至りました。ただ、対象とした曝露パレットの重量は1.5トンであり、小型衛星とは大きく異なります。

小型衛星の場合でも、小型衛星単体で音響試験をしたときの振動応答と、PSSに搭載した状態で音響試験をしたときの振動応答を比較をしてみると、どの程度の割合で音響パスが支配的か分かるかと思えます。

このような検証を行った理由は、HTV搭載ペイロードに対する環境規定が検討課題となっているためです。具体的には、音響レベルのみを規定すればよいのか、ランダム振動のみを規定すればよいのかという点が課題となっており、現状では、HTVは両方規定しています。

ただ、音響試験と振動試験の両方を試験を検討する必要があるため、パイロード側にとっては不親切な状況となっています。

今後、環境規定として音響レベルのみを規定すればよいのか、ランダム振動のみを規定すればいいのか、さらに、組み合わせの試験方法、という点についても検討できれば有用となると考えています。

あと、追加で伺いたいのですが、GOSAT に小型衛星が相乗りしましたが、このときのフライトデータはお持ちでしょうか。

発表者

フェアリング内部音響データはありますが、振動については計測しておりません。

HTV 曝露パレットについて質問させていただきます、曝露パレットの大きさはどの程度でしょうか。

質問者①

幅 2m×奥行 3.7m×高さ 1.7m 程度、重量は 1.5 トン程度です。

発表者

おそらく、基本的には受圧面積という考え方に基づくと考えております。

質問者①

定性的には受圧面積という考え方でよいと思いますが、振動パス：音響パスは 10：0 ではなく、ある割合で供試体に負荷されているはずで、その割合がどれくらいなのかが重要になってくると思います。

例えば、音響パス：振動パスの割合が 7：3 だったら、音響パスの 7 割のみを考慮して音響試験を行えばよいというわけではなく、振動パスの 3 割を何かしらの形で考慮しないと条件としてはおかしいのでは、と考えています。

発表者

コメント、ありがとうございました。

質問者②

大変興味深いご講演ありがとうございます。3 点質問させていただきます。

1 点目は、フェアリング内の音圧分布についてです。音響試験で得られたフェアリング内の音圧は、各ケースの音圧平均値に特段の差が見られないのですが、フェアリング内の音圧分布はどのようになっているか把握してらっしゃいますか。

2点目は、ランダム振動環境を規定するときの包絡についてです。SEAの解析結果は1/3オクターブバンドの空間平均値です。一方、実際に小型衛星に対してランダム振動環境を規定するときにはピーク値を包絡しなければなりません。この場合の包絡についての考え方を教えてください。

最後に、地上での音響試験とフライト時との違いについてですが、地上での音響試験は拡散音場で音響が負荷されます。一方、フライト時は必ずしも拡散音場ではないと思います。実施された試験の結果から、地上での音響試験とフライト時の違い、特にどちらが安全側かについて何かお分かりになることがあれば教えてください。

発表者

1点目のフェアリング内部の音圧分布については、データは取得済みで、成果報告書を提出させて頂いていますので、そちらをご確認ください。なお、今回の発表では、PSS周辺で計測した音響データのみを用いて検討を行っています。

2点目については、非常に難しい問題だと認識しており、音響試験の環境をどのように評価するかということから検討しないといけないと考えております。その上でスペックを決定する必要がありますが、KHI単独ではスペックを決めることはできないので、JAXA殿も含めて規定の考え方などについて検討できればよい、と考えております。

3点目については、H-IIA 2号機でフェアリング内の音圧を取得しており、そのデータを用いて、今後検討していきたいと考えております。

質問者③

今回の発表では、ランダム振動レベルの絶対値が示されておりました。小型衛星に対しては、ランダム振動環境条件が厳しいとのことですが、計測したデータは、厳しいと言われていた条件に対してどうだったかを教えていただけますか。

発表者

すぐに数字が出てこないのので、別途、ご連絡させていただきます。

3.3 MW（モーメンタムホイール） 構造モデルのフォースリミット適用例

三菱電機株式会社 鎌倉製作所 宇宙システム部

世古 博巳 氏

第7回試験技術ワークショップ

於 筑波宇宙センター総合開発推進棟 1階大会議室

MW(モーメントムホイール)構造モデルのフォースリミット適用例

平成21年11月13日

三菱電機株式会社 鎌倉製作所 宇宙システム部 世古博巳
三菱スペース・ソフトウェア株式会社 鎌倉事業部 高橋直幸

 三菱電機株式会社

発表内容

1. フォースリミット適用対象品の概要
2. 業務の作業フロー
3. 音響試験結果
4. フォースリミットレベルの計算
5. フォースリミット適用ランダム振動試験結果
6. まとめ

本件は現在進行中のJAXA殿調達仕様書JX-PSPC-283227「フォースリミット法を用いた振動試験の実施(そのア)」に基づいて実施している業務の内容を抜粋して報告するものです。

最終成果としてまとめられたものでないことをご了承ください。

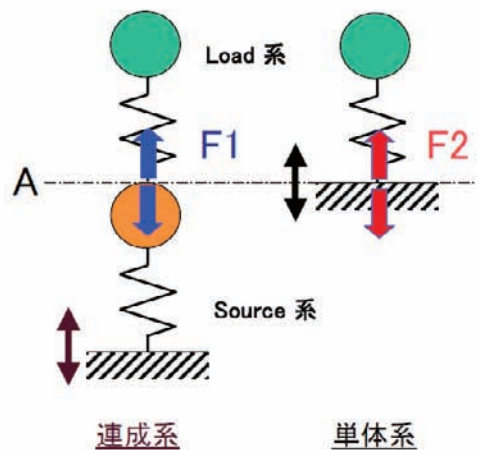
1. フォースリミット適用対象品の概要

1.1 対象品目の選定

フォースリミット適用対象品の選定時に留意した点：
 1) 構造動特性がシンプルで、フォースリミットの適用が明確化できる。
 2) ソース系とのダイナミックカップリングが大きいモードを有し、フォースリミット適用効果が大きいことが期待できる。

■評価対象品の選定
 地球観測用機器ユニットの熱構造モデルを対象品として選定し、下記のようにLoad系とSource系に区分した。
 ●Load系 : ユニットに搭載されるモーメントムホイール構造モデル(MW SM)
 ●Source系 : ユニットのMW SM以外の部分

■評価項目
 連成系の音響試験時のインタフェース荷重F1とLoad系単体ランダム振動試験時の固定点反力F2の比較評価を行った。



1.2 対象品目の諸元

地球観測用機器ユニットの熱構造モデル外観 質量: 62.2 kg (MW SM含まず)

MW SMはユニット構体のベースパネル上に搭載される

本来6点で固定されるが、本検討ではフォース計測の制約から4点のみ固定した。(右図 ● 印点)

MW SMの外観

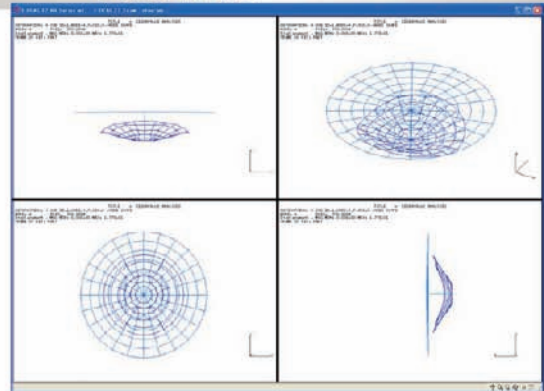
質量: 36 kg
 固有振動数: 320 Hz
 固有振動モード: Z方向並進1次モード
 当該固有モードの有効質量: 34.4 kg
 Qファクタ: 35

1.3 MW SMの振動特性

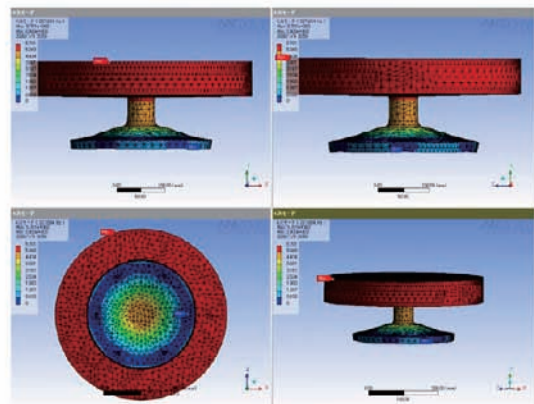
MW SMの固有振動数、固有モード

モード No.	固有振動数 (Hz)	モード形状	備考
1	95.5	X方向曲げ1次	
2	103.7	Y方向曲げ1次	
3	104.68	振り1次	軸周り
4	320.9	並進1次	軸方向
5	418.4	X方向曲げ2次	
6	443.2	Y方向曲げ2次	

本検討では4次モードの軸方向並進1次モード@320.9Hz を評価対象モードとした。

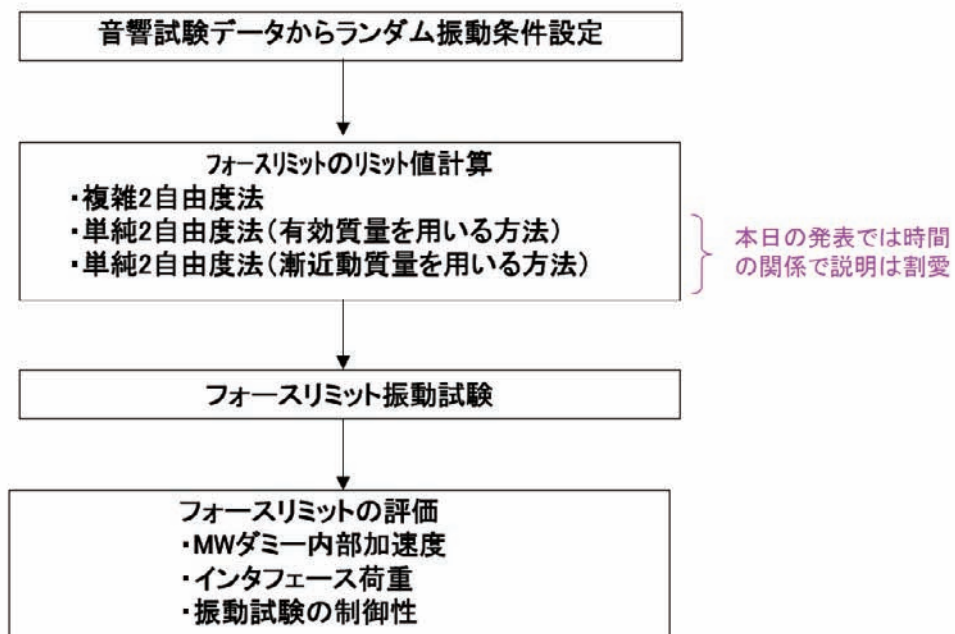


SHELL要素モデル解析結果



SOLID要素モデル解析結果

2. 業務の作業フロー



3. 音響試験結果

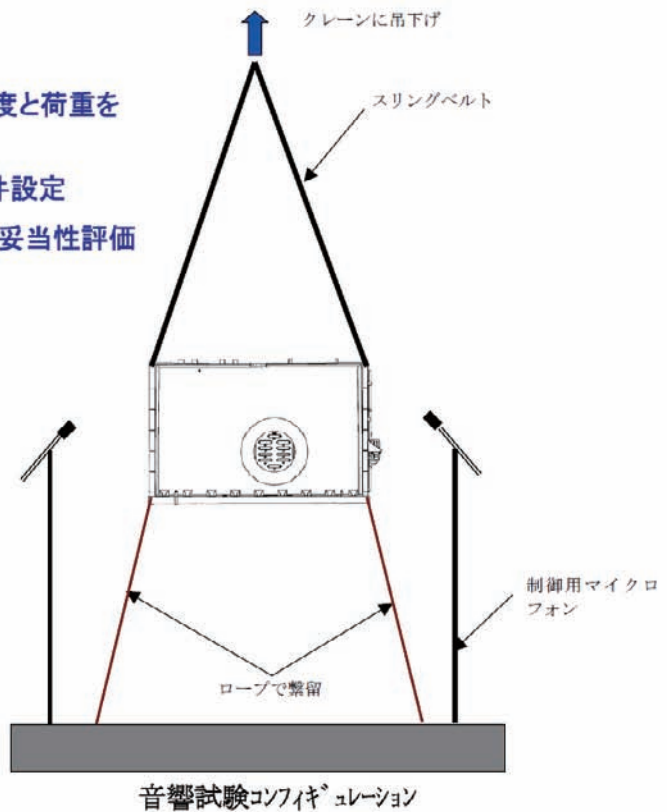
3.1 音響試験の目的と条件

音響試験にてMW SMインタフェース部の加速度と荷重を計測し、本検討に活用した。

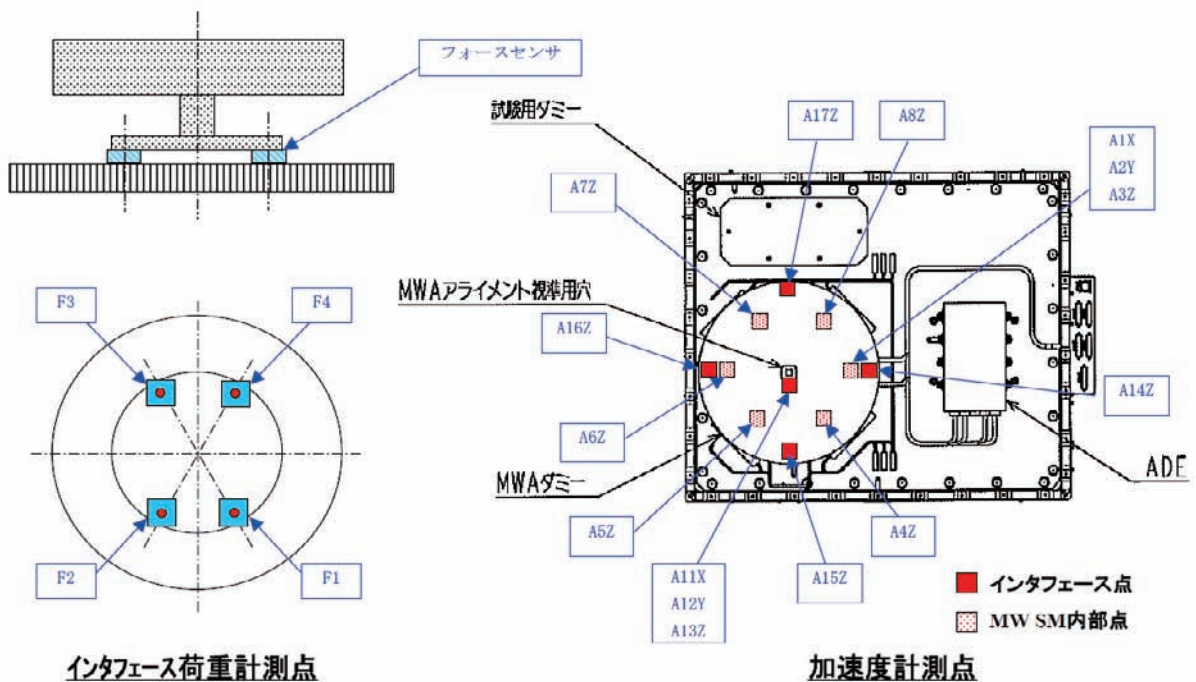
- 加速度 ⇒ 包絡レベルをランダム振動条件設定
- 荷重 ⇒ フォースリミットレベル計算値の妥当性評価

音響負荷条件

1/1オクターブ 中心周波数(Hz)	音圧 (SPL) (dB)
31.5	132.0
63	133.5
125	138.0
250	140.0
500	135.5
1000	132.0
2000	127.0
4000	122.0
8000	120.0
Overall	144.5



3.2 音響試験に於ける加速度／荷重計測点



3.3 MW SMインタフェース部加速度応答データ

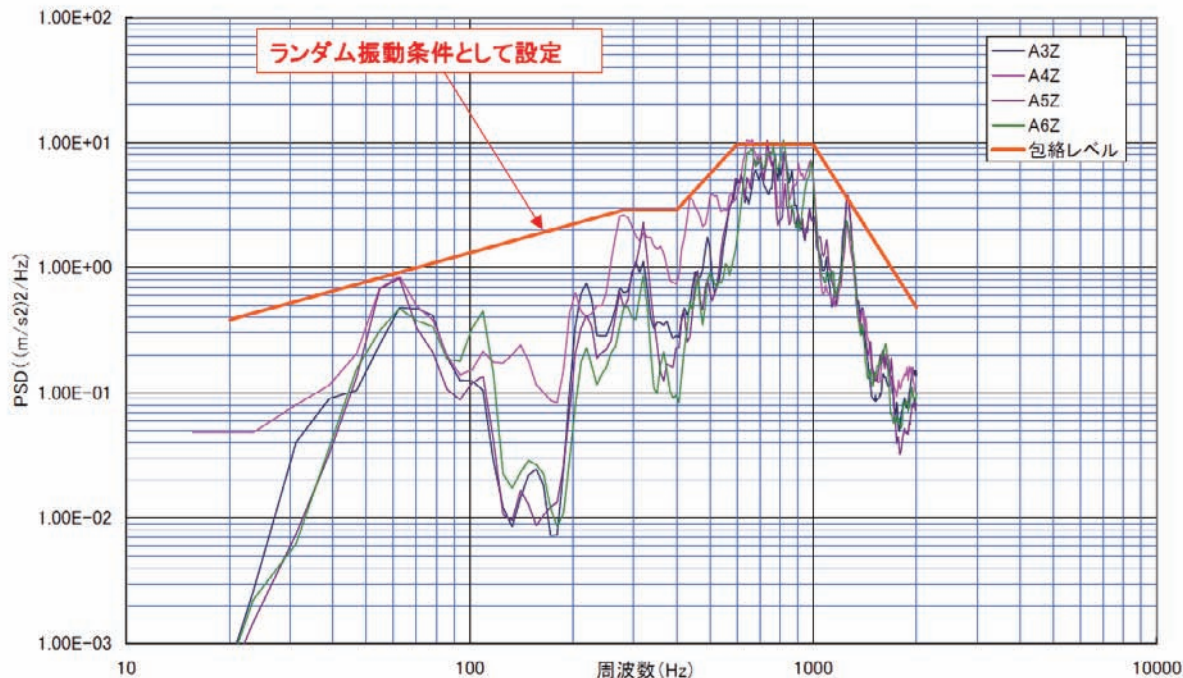


図2.4.3-1 モーメントムホイール構造モデル取付け部の加速度応答

3.4 MW SMインタフェース部インタフェース荷重応答データ

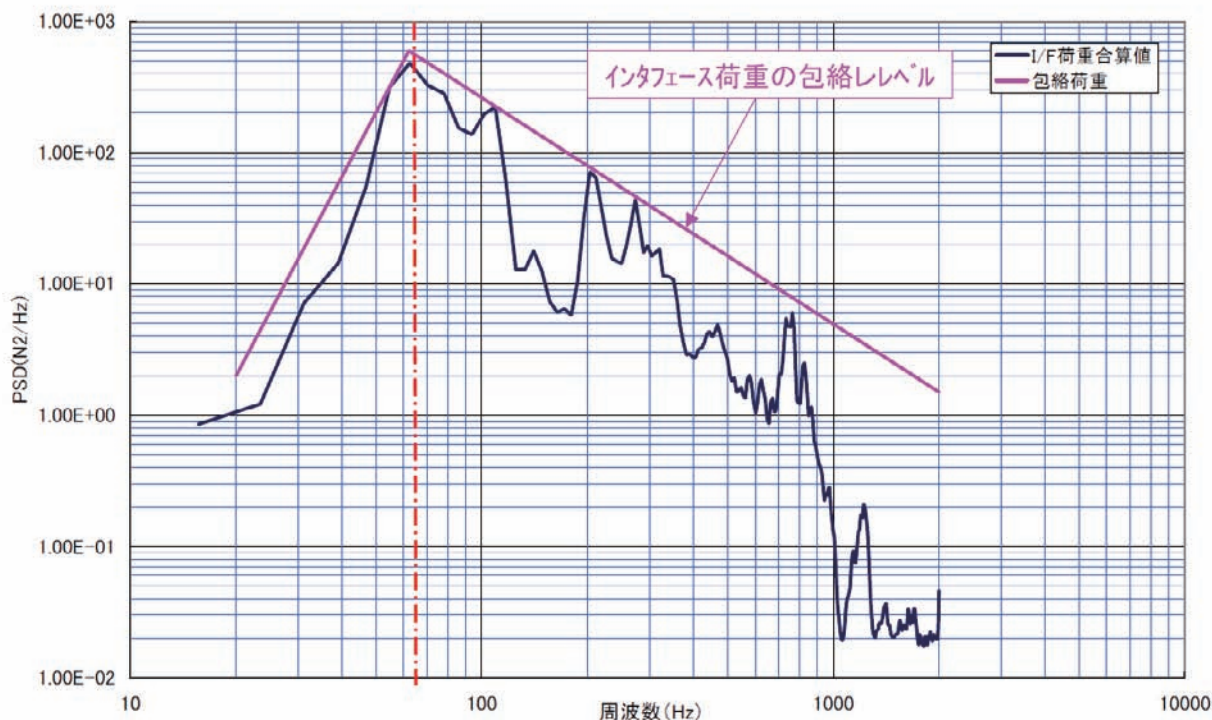
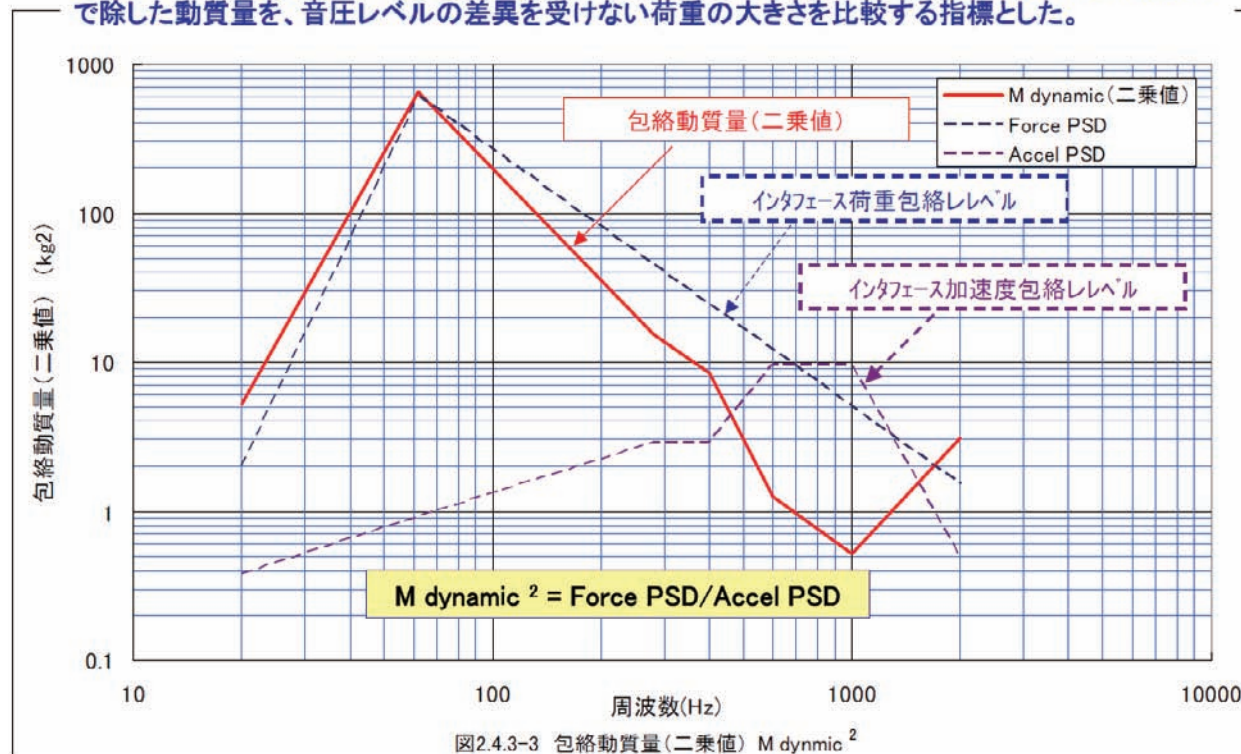


図2.4.3-2 モーメントムホイール構造モデル取付け部Z方向インタフェース荷重(合算値)

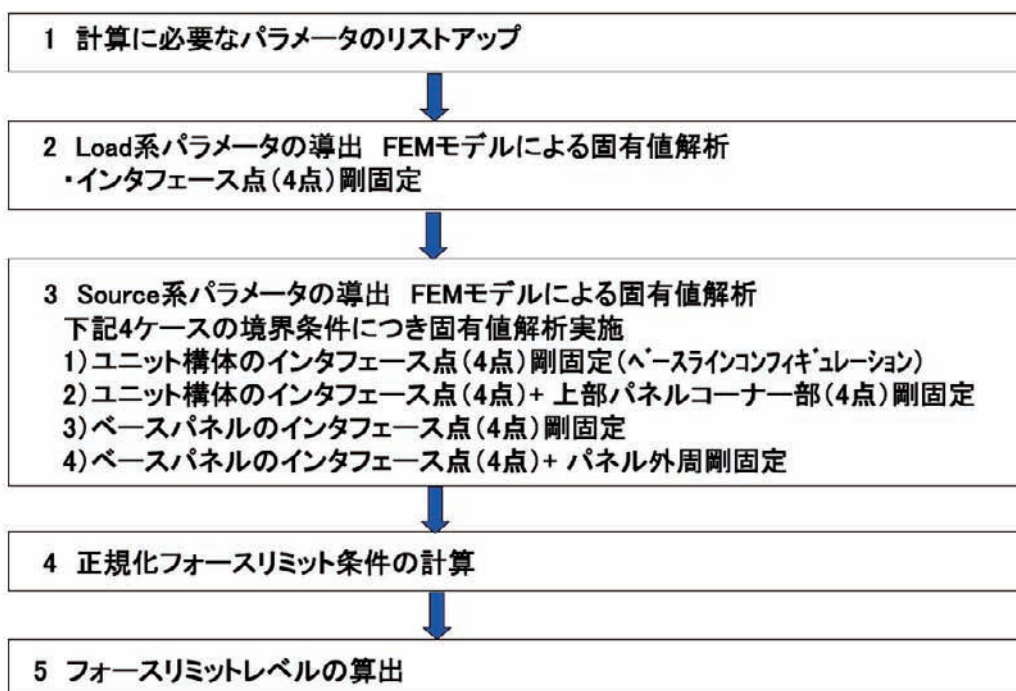
3.5 動質量の包絡レベル

加速度及び荷重応答値は周波数帯域毎の音圧レベルの差異の影響を受けるため、荷重を加速度で除した動質量を、音圧レベルの差異を受けない荷重の大きさを比較する指標とした。



4. フォースリミットレベルの計算(複雑2自由度法)

4.1 フォースリミットレベルの計算フロー

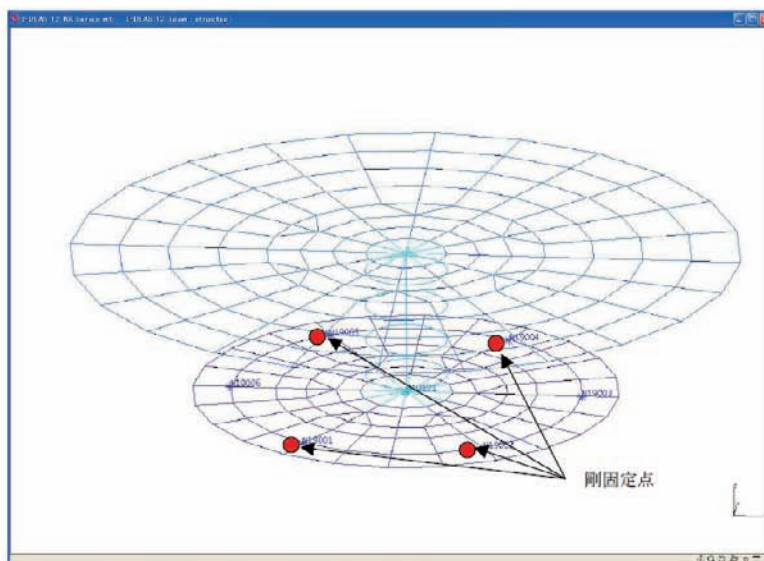


4.2 複雑2自由度法に必要なパラメータ

複雑2自由度法による計算に必要なパラメータ

パラメータ項目		記号	単位
Load系	Source系との連成を仮定するLoad系の固有振動数	f_{nL}	Hz
	Source系との連成を仮定するLoad系の円固有振動数	ω_{nL}	rad/s
	上記モードの有効質量	m_{eL}	kg
	上記モードの剰余質量	m_{rL}	kg
	上記有効質量と剰余質量の比 ($= m_{eL} / m_{rL}$)	a_L	-
	減衰係数比($=1/2Q$)	ξ	-
	Qファクタ($=1/2\xi$)	Q	-
Source系	Load系との連成を仮定するSource系の固有振動数	f	Hz
	Load系との連成を仮定するSource系の円固有振動数	ω_{nS}	rad/s
	上記モードの有効質量	m_{eS}	kg
	上記モードの剰余質量	m_{rS}	kg
	上記有効質量と剰余質量の比 ($= m_{eS} / m_{rS}$)	a_S	-
Load系とSource系の剰余質量との比 ($= m_{rL} / m_{rS}$)		u	-
Load系とSource系の固有振動数の比 ($= f_{nL} / f_{nS}$)		Ω	-
Load系とSource系のインタフェース加速度		A_{spec}	m/s^2

4.3 Load系パラメータの導出(1/3)



モーメントムホイール構造モデル 固有値解析用FEMモデル図

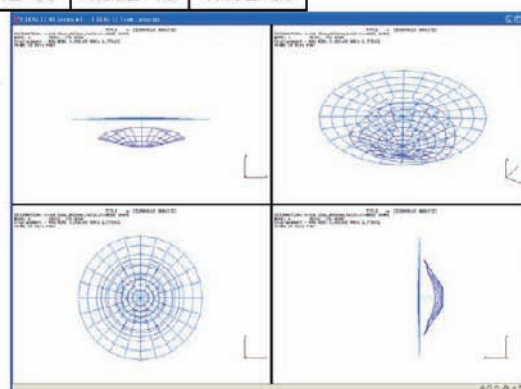
4.3 Load系パラメータの導出(2/3)

モーメントムホイール構造モデルの有効質量

Mode	Cycles (Hz)	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	95.48	9.555	0.000	0.000	6.93E-06	1.06E+06	9.18E+05
2	103.66	0.000	8.708	0.000	1.03E+06	8.75E-09	5.44E+05
3	104.68	0.000	0.000	0.000	2.97E-04	1.29E-08	8.38E+05
4	320.90	0.000	0.000	34.374	3.30E+06	2.15E+06	8.13E-07
5	418.38	22.829	0.000	0.000	5.27E-06	1.63E+05	2.19E+06
6	443.16	0.000	23.833	0.000	1.84E+05	4.88E-10	1.49E+06

モーメントムホイール構造モデルの剰余質量(並進成分のみ)

Mode	Cycles(Hz)	T1	T2	T3
1	95.48	26.438	35.994	35.994
2	103.66	26.438	27.286	35.994
3	104.68	26.438	27.286	35.994
4	320.90	26.438	27.286	1.619
5	418.38	3.609	27.286	1.619
6	443.16	3.609	3.452	1.619



4次モード形状図

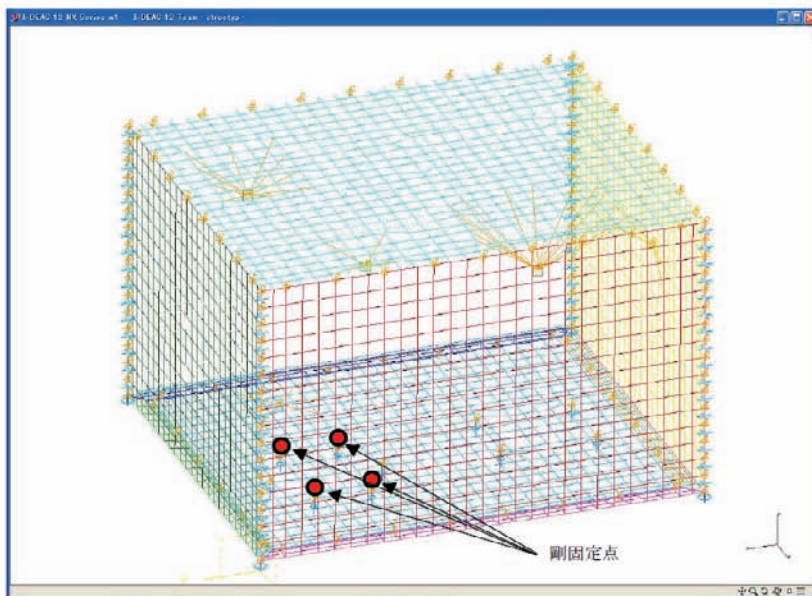
4.3 Load系パラメータの導出(3/3)

Load系パラメータ

パラメータ項目	記号	単位	値
Source系との連成を仮定するLoad系の固有振動数	f	Hz	320.9
Source系との連成を仮定するLoad系の円固有振動数	ω_{nL}	rad/s	2016.3
上記モードの有効質量	m_{eL}	kg	34.4
上記モードの剰余質量	m_{rL}	kg	1.6
上記有効質量と剰余質量の比 ($= m_{eL} / m_{rL}$)	a_L	-	21.5
減衰係数比($=1/2Q$)	ξ	-	0.0143
Qファクタ($=1/2\xi$)	Q	-	35

4.4 Source系パラメータの導出1(1/6)

MW SMインタフェース部4点のみを剛固定した境界条件を設定し、必要なパラメータを導出した。



地球観測用機器ユニット(MW SM除く) 固有値解析用FEMモデル図

4.4 Source系パラメータの導出1(2/6)

有効質量

Mode	Cycles(Hz)	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	7.67	22.490	0.325	14.657	2.85E+06	3.05E+07	1.80E+06
2	10.91	0.594	31.766	1.682	2.07E+07	4.69E+04	1.03E+07
3	29.14	7.912	1.475	42.886	3.25E+06	1.35E+06	1.01E+05
4	71.11	1.375	2.748	2.055	4.39E+05	2.04E+05	3.16E+06
5	91.56	2.190	1.678	0.161	3.90E+04	3.43E+03	1.35E+07
6	107.28	1.065	0.095	0.002	2.56E+02	1.47E+03	3.47E+04
7	135.51	0.706	0.133	0.031	1.09E+03	1.64E+02	6.99E+03
8	169.79	8.571	0.434	0.002	6.32E+02	9.44E+03	1.14E+06
9	192.01	2.251	5.299	0.001	7.17E+03	2.38E+03	3.16E+04
10	211.11	0.047	0.012	0.000	2.43E+02	8.81E+00	1.54E+01
11	223.23	0.000	0.454	0.014	3.13E+03	2.03E+03	2.36E+04
12	232.91	0.002	0.070	0.119	1.55E+04	2.09E+04	1.63E+02
13	245.57	0.224	0.009	0.001	9.88E+01	4.58E+02	9.69E+03
14	290.25	0.322	0.146	0.000	3.17E+02	1.80E+02	1.13E+05
15	299.75	0.006	0.000	0.001	4.30E+01	1.36E+02	4.83E+03
16	309.96	4.769	0.452	0.002	2.21E+02	7.74E+03	7.62E+05
17	332.24	1.752	1.447	0.016	5.25E+03	6.79E+03	1.13E+04

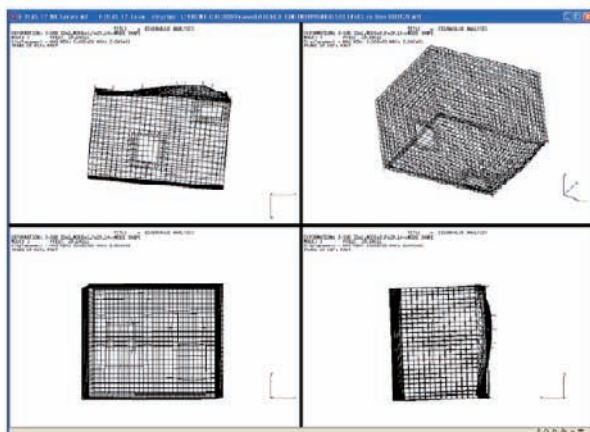
4.4 Source系パラメータの導出1(3/6)

剰余質量

Mode	Cycles(Hz)	T1	T2	T3
1	7.67	39.730	61.895	47.563
2	10.91	39.136	30.130	45.881
3	29.14	31.224	28.654	2.996
4	71.11	29.849	25.907	0.941
5	91.56	27.659	24.228	0.780
6	107.28	26.594	24.133	0.778
7	135.51	25.888	24.000	0.747
8	169.79	17.317	23.566	0.745
9	192.01	15.066	18.268	0.744
10	211.11	15.019	18.256	0.744
11	223.23	15.019	17.802	0.730
12	232.91	15.017	17.732	0.611
13	245.57	14.793	17.724	0.610
14	290.25	14.471	17.578	0.610
15	299.75	14.465	17.578	0.610
16	309.96	9.696	17.126	0.608
17	332.24	7.944	15.679	0.592

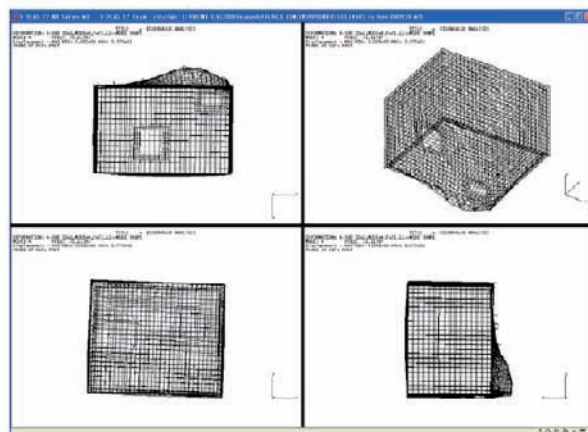
4.4 Source系パラメータの導出1(4/6)

MW SM軸方向の有効質量とモード形状(ベースパネル面外曲げ)を検討し、MW SMとの連成を生じると考えられるモードを選択してパラメータを導出した。



Source系(MW部のみ剛固定)3次モード形状
(29.14Hz:Z方向全体並進1次)

【ケース1】



Source系(MW部のみ剛固定)4次モード形状
(71.11Hz:ベースパネル局所曲げ1次)

【ケース2】

4.4 Source系パラメータの導出1(5/6)

【ケース1】

パラメータ項目	記号	単位	値
Load系との連成を仮定するSource系の固有振動数	f	Hz	29.14
Load系との連成を仮定するSource系の円固有振動数	ω_{nS}	rad/s	183.09
上記モードの有効質量	m_{eS}	kg	42.89
上記モードの剰余質量	m_{rS}	kg	3.0
上記有効質量と剰余質量の比 ($= m_{eS} / m_{rS}$)	a_S	-	14.30

【ケース2】

パラメータ項目	記号	単位	値
Load系との連成を仮定するSource系の固有振動数	f	Hz	71.11
Load系との連成を仮定するSource系の円固有振動数	ω_{nS}	rad/s	446.80
上記モードの有効質量	m_{eS}	kg	2.06
上記モードの剰余質量	m_{rS}	kg	0.94
上記有効質量と剰余質量の比 ($= m_{eS} / m_{rS}$)	a_S	-	2.19

4.4 Source系パラメータの導出1(6/6)

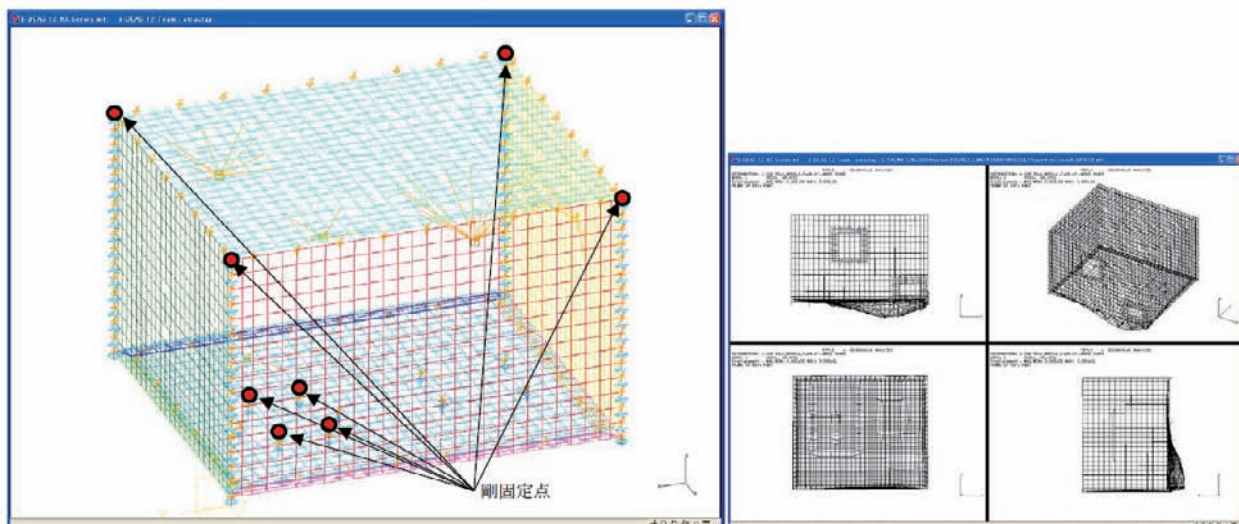
Source系の対象モードをMW SMの固有振動数 fn_L の $\pm 3dB$ の範囲に限定し、Z方向の有効質量を検討し、MW SMとの連成を生じるとされるモードを選択してパラメータを導出した。

対象範囲を fn_L の $\pm 3dB$ に限定して導出したパラメータ

パラメータ項目	記号	単位	値
Load系との連成を仮定するSource系の固有振動数	f	Hz	232.9
Load系との連成を仮定するSource系の円固有振動数	ω_{nS}	rad/s	1463.4
上記モードの有効質量	m_{eS}	kg	0.119
上記モードの剰余質量	m_{rS}	kg	0.611
上記有効質量と剰余質量の比 ($= m_{eS} / m_{rS}$)	a_S	-	0.19

4.5 Source系パラメータの導出2

MW SMインタフェース部4点と構体上部4隅点を剛固定した境界条件を設定し、必要なパラメータを導出した。

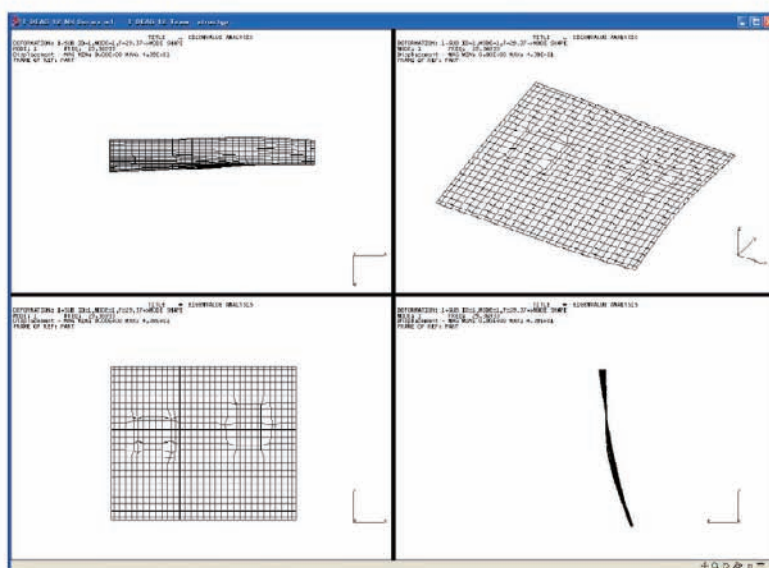


地球観測用機器ユニット(MW SM除く) 固有値解析用FEMモデル図

Source系(MW部及び構体上部4隅剛固定)
1次モード形状(68.47Hz:ベースパネル面外曲げ1次)

4.6 Source系パラメータの導出3

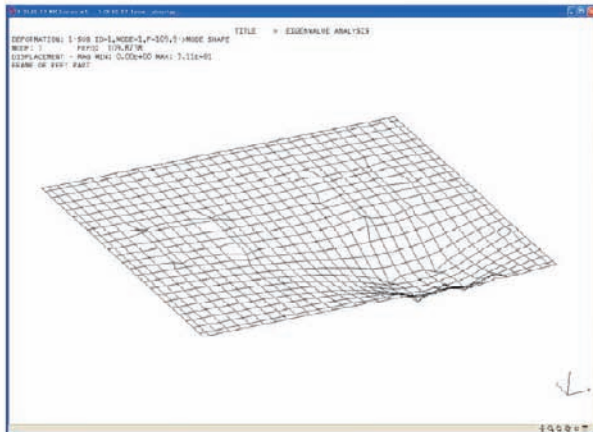
ベースパネル部のみ取り出し、MW SMインタフェース部4点のみ剛固定した境界条件を設定し、必要なパラメータを導出した。



Source系(MW部のみ剛固定)
1次モード形状(29.37Hz:ベースパネル面外曲げ1次)

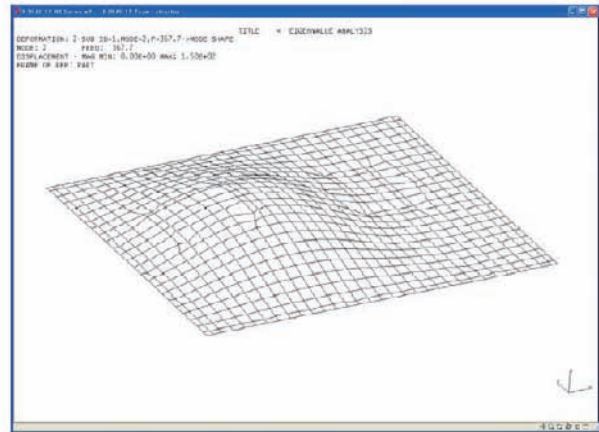
4.7 Source系パラメータの導出4

ベースパネル部のみ取り出し、MW SMインタフェース部4点と周辺を剛固定した境界条件を設定し、必要なパラメータを導出した。



Source系 (MW部及び周辺剛固定)
1次モード形状 (109.9Hz:ベースパネル面外曲げ1次)

【ケース1】



Source系 (MW部及び周辺剛固定)
2次モード形状 (367.7Hz:ベースパネル面外曲げ2次)

【ケース2】

4.8 フォースリミットレベルの計算式

2自由度のパネマス系のインタフェース部の加速度が A_{spec} になった時に生じるインタフェース荷重を求める。

$$B = -(1 + u + a_s) / \Omega^2 + (1 + u + u \cdot a_L) / (1 + u)$$

$$C = (1 + u + a_s + u \cdot a_L) / (\Omega^2 \cdot (1 + u))$$

但し、 Ω はLoad系とSource系の固有振動数の比

$$(\Omega = f_{nL} / f_{nS})$$

連成系の共振周波数とLoad系単体の固有振動数 (ω_{nL})

の比 r_{nLC} は下記のように算出される。

$$r_{nLC1} = \text{SQRT}(-B - \text{SQRT}(B^2 - 4C))$$

$$r_{nLC2} = \text{SQRT}(-B + \text{SQRT}(B^2 - 4C))$$

$$r_{nLC1} = \omega_{c1} / \omega_{nL}, r_{nLC2} = \omega_{c2} / \omega_{nL}$$

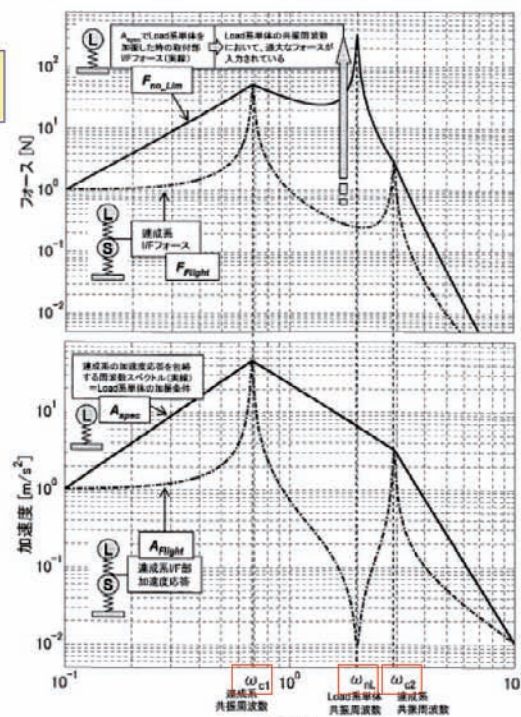
正規化フォースリミット条件 F_{bmax_norm} (PSD形式) は

次のように計算される。

$$F_{bmax_norm} = F_{Limit_spec} / (m_{eL}^2 \times A_{spec})$$

$$= \text{Max} [(m_{rL} / m_{eL} + (1 + j2\xi_L \cdot r_{nLC}) / ((1 - r_{nLC}^2) + j2\xi_L \cdot r_{nLC}))]^2$$

ここで、 A_{spec} はインタフェース部の加速度(PSD形式)である。



周波数比 (Source系の1次共振周波数で正規化した周波数)
 上げ時と単体振動試験時のインタフェース荷重の計算例
 (フォースリミット振動試験ハンドブックから抜粋)

4.9 MW SM単体振動試験時の応答予測

モーメントムホイール単体に振動が負荷された時に軸方向1次モードの応答をMilesの式を用いて計算した。

■加速度及びインタフェース荷重の応答実効値レベル

$$A_0 = \text{SQRT}(\pi \cdot Q \cdot \text{PSD} \cdot f_{nL} / 2)$$

$$F_0 = m_{eL} \times A_0$$

■ PSD形式で表現したフォース $F_{0 \text{ PSD}}$

共振ピークの半値周波数幅 $\Delta f = f_{nL} / Q$

$$F_{0 \text{ PSD}} = F_0^2 / \Delta f = F_0^2 / (f_{nL} / Q) = m_{eL}^2 \times (\pi \cdot Q \cdot \text{PSD} \cdot f_{nL} / 2) / (f_{nL} / Q) = (\pi Q^2 / 2) \cdot m_{eL}^2 \cdot \text{PSD}$$

■正規化フォース

正規化フォース $F_{0 \text{ norm}}$ は以下のように求められる。

$$F_{0 \text{ norm}} = F_{0 \text{ PSD}} / m_{eL}^2 \cdot \text{PSD} = (\pi Q^2 / 2)$$

Q値: $Q=35$ とすると、

$$F_{0 \text{ norm}} = \pi \cdot 35^2 / 2 = 1924.2$$

4.10 各ケースの計算結果比較

●モードを選択した場合の最大と最小の比が1.6

ケース No.	Source系のモード選択	有効質量 (kg)	剰余質量 (kg)	Source系固有振動数 f_{nS} (Hz)	Source系とLoad系の固有振動数の比 (f_{nS} / f_{nL})	正規化フォースリミットレベル $F_{bmax, norm}$	動質量 $M_{bmax, dynamic}$ (kg ²)	フォースリミットレベル F_{bmax} (N ² /Hz)
ユニット構体のLoad系インタフェース部4点のみ固定								
計算1 ケース1	3次モード選択	42.89	3.0	29.14	0.091	1.132	1,340	3,858
計算1 ケース2	4次モード選択	2.06	0.94	71.11	0.222	1.212	1,434	4,131
計算1A	$f_{nL} \pm 3\text{dB}$ から選択	0.119	0.611	232.9	0.726	4.67	5,526	15,916
ユニット構体のLoad系インタフェース部4点と構体上部4隅固定 モード選択時最大								
計算2	1次モード選択	15.56	46.66	68.47	0.213	1.805	2,136	6,152
計算2A	$f_{nL} \pm 3\text{dB}$ から選択	5.24	08.46	340.8	1.062	78.03	92,338	265,932
ベースパネルを取出し、Load系インタフェース部4点のみ固定 モード選択時最小								
計算3	1次モード選択	14.45	2.05	29.37	0.091	1.120	1,325	3,817
計算3A	$f_{nL} \pm 3\text{dB}$ から選択	0.25	0.77	330.6	1.030	217.6	257,499	741,598
ベースパネルを取出し、Load系インタフェース部4点と周辺を固定								
計算4	1次モード選択	14.20	2.30	109.9	0.342	1.51	1,787	5,146
計算4	2次モード選択	0.85	1.45	367.7	1.146	10.49	12,413	35,751

4.11 計算結果と試験結果の比較

- 複雑2自由度法の計算結果は音響試験での対応に対して3.0dB以上のマージンを有している。
- モーメントムホイール単体試験の予測レベルは、音響試験時の対応に比べては35.4dBも過大
- 複雑2自由度法の計算結果はモーメントムホイール単体試験の予測レベルに対して、9.47dB以上緩和可能であることを示している。

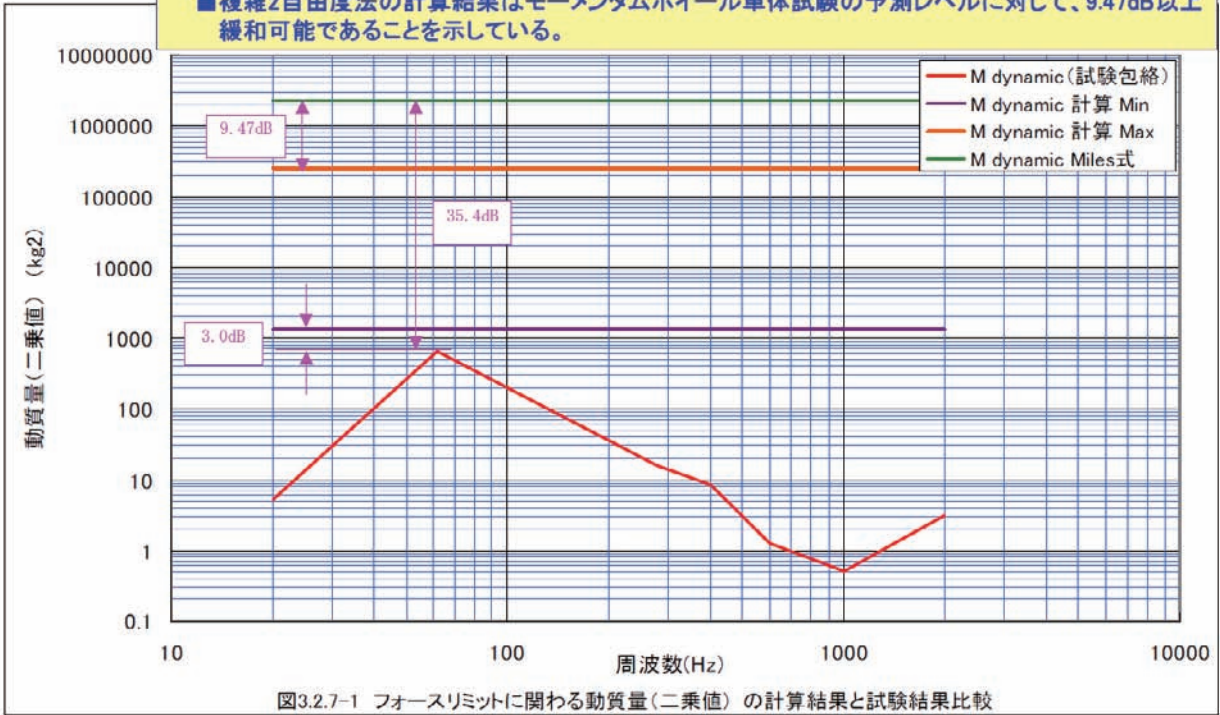
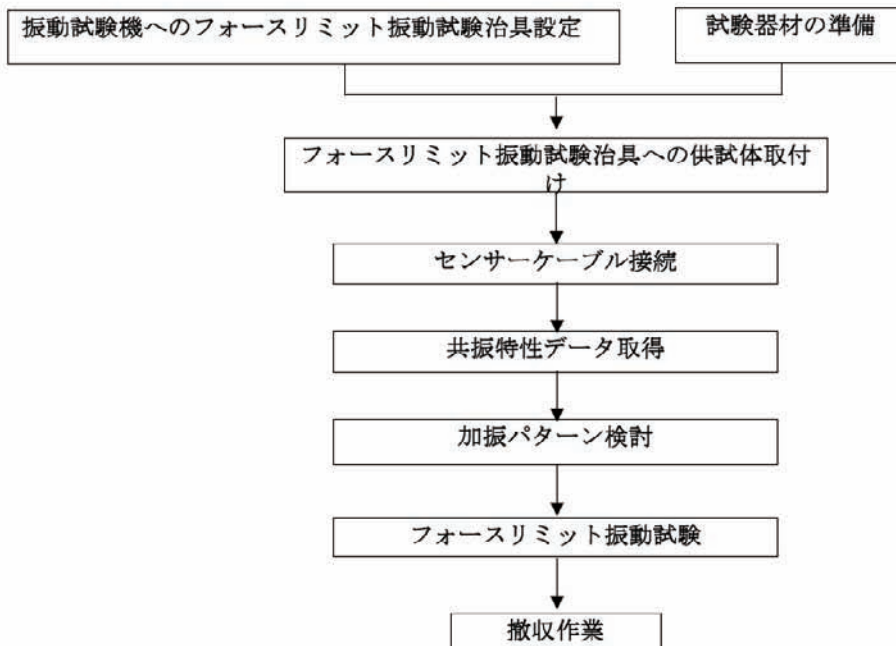


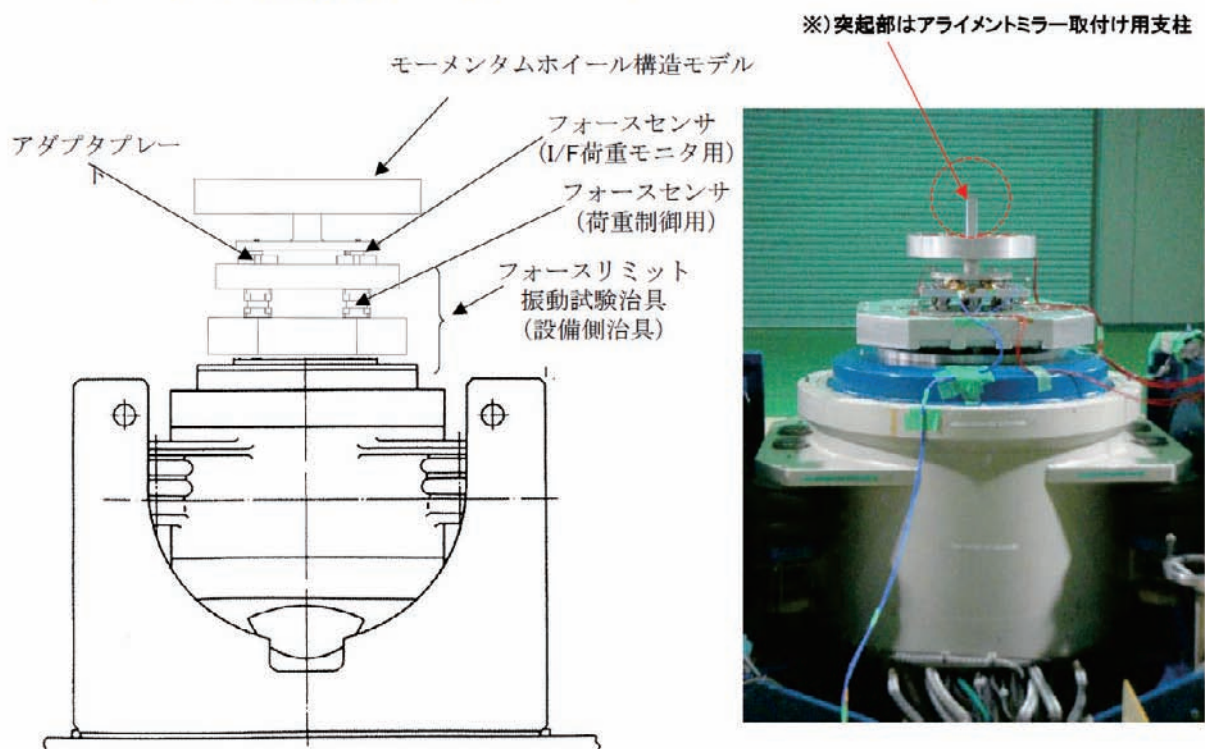
図3.2.7-1 フォースリミットに関わる動質量(二乗値)の計算結果と試験結果比較

5. フォースリミット適用ランダム振動試験結果

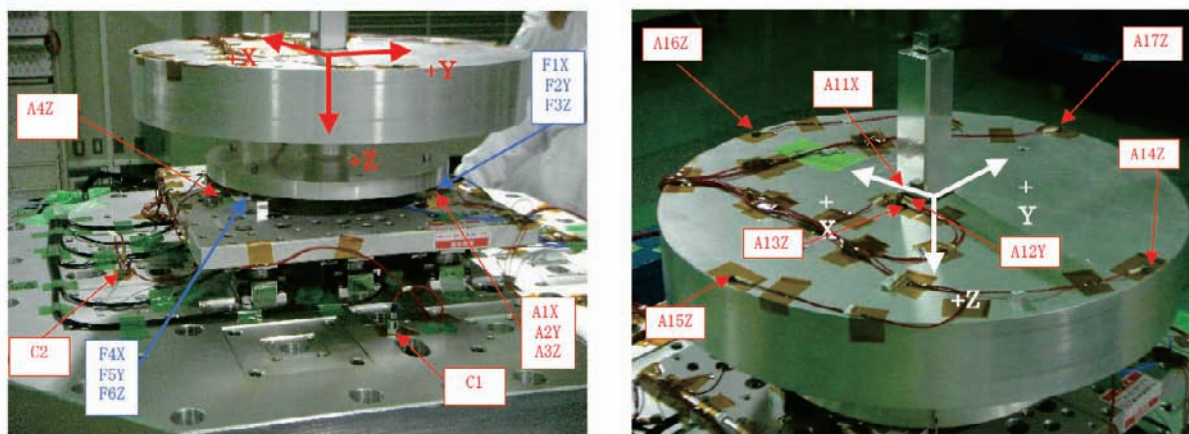
5.1 フォースリミット振動試験フロー



5.2 フォースリミット振動試験コンフィギュレーション



5.3 フォースリミット振動試験データ計測点



加速度計・フォースセンサ取付け状況：インタフェース部

5.4 MW SM共振特性データ: 中央部Z方向加速度伝達率

- 1次共振点に於ける加速度伝達率は $Q=35$
- 1次固有振動数は解析値320.9Hzに対して228Hz(?)

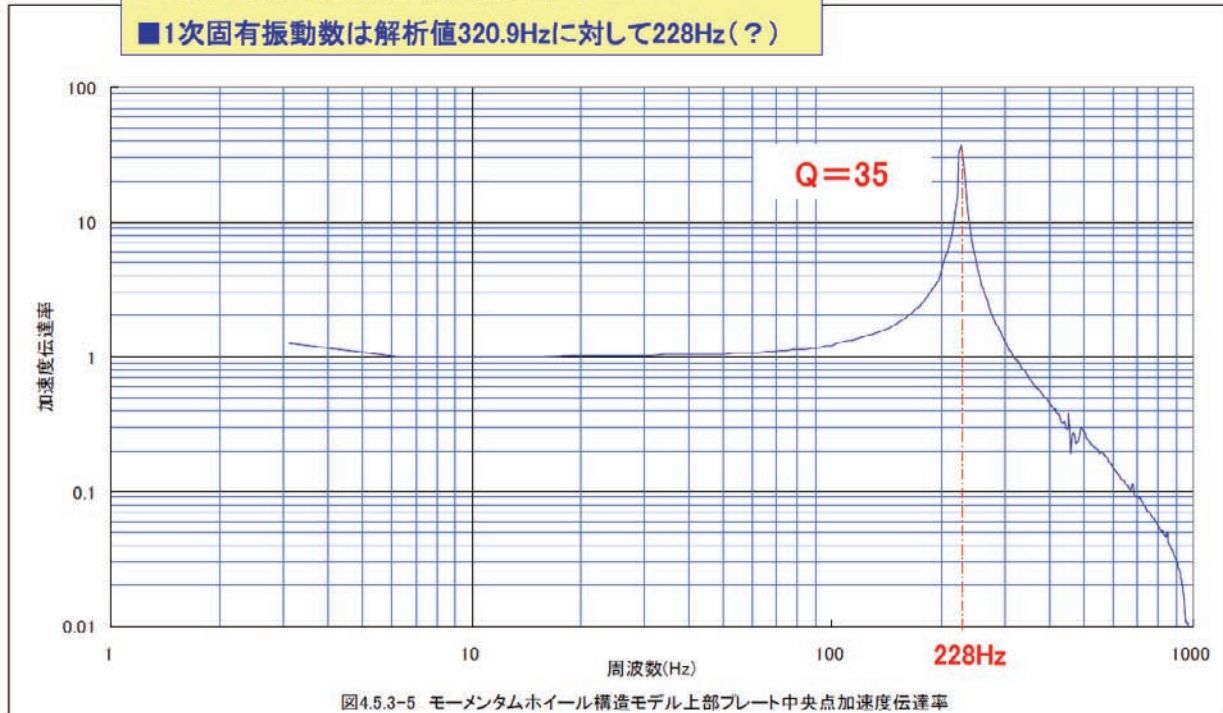


図4.5.3-5 モーメンタムホイール構造モデル上部プレート中央点加速度伝達率

5.5 フォースリミットレベル制御に対する振動試験治具質量の影響

1) 加振制御側のフォースセンサBにて計測されるフォース(合算値) $F(N^2/Hz)$:

$$F = (M^2 + Q^2 \times m_{eL}^2) \times A$$

m_{eL} : モーメンタムホイール構造モデルの1次モード有効質量

M : 振動試験治具質量

Q : モーメンタムホイール構造モデルの1次モードのQファクター

2) インタフェース荷重計測用フォースセンサAのフォース計測値(合算値)が予め決定されたリミット値 F_{LIMT} になるようにするには、加速度入力値 A は

$$F_{LIMT} = Q^2 \times m_{eL}^2 \times A$$

で決定される値に制御される。

3) 1)及び2)から、

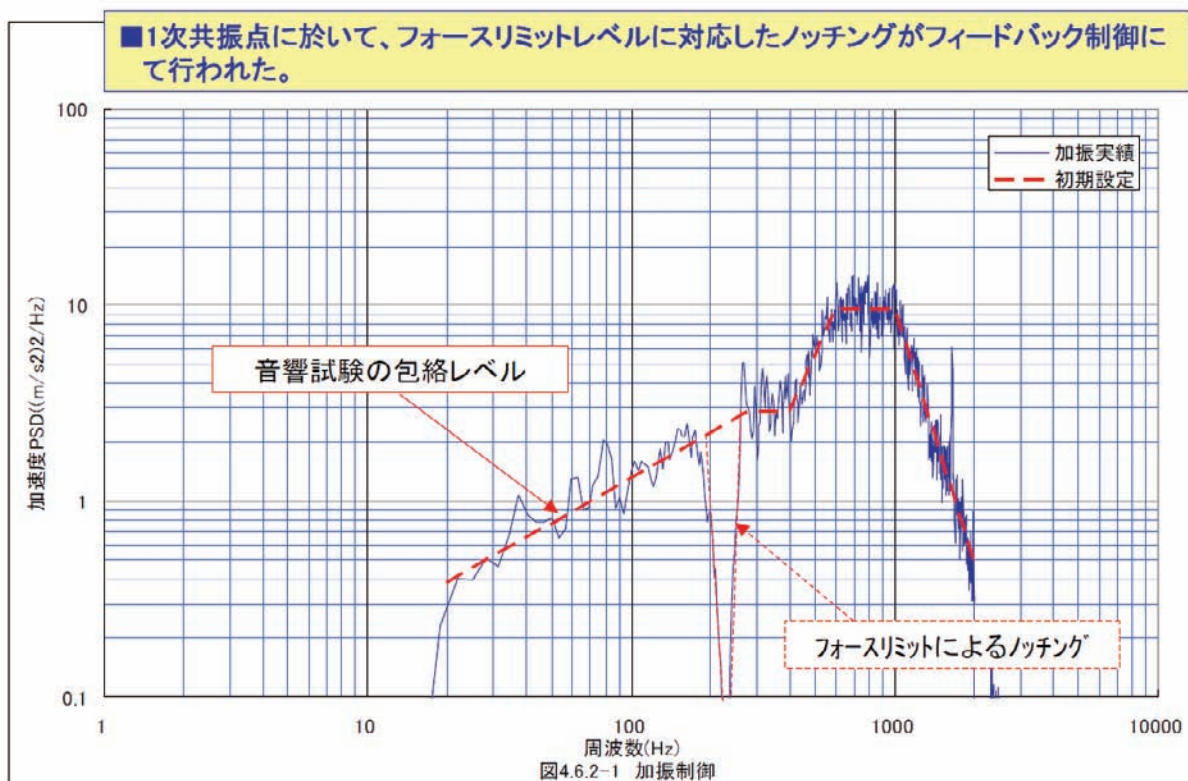
$$F = F_{LIMT} (M / (Q \times m_{eL})^2 + 1)$$

$Q=35$ 、 $M=13.12$ kg、 $m_{eL}=34.4$ kg であるので、

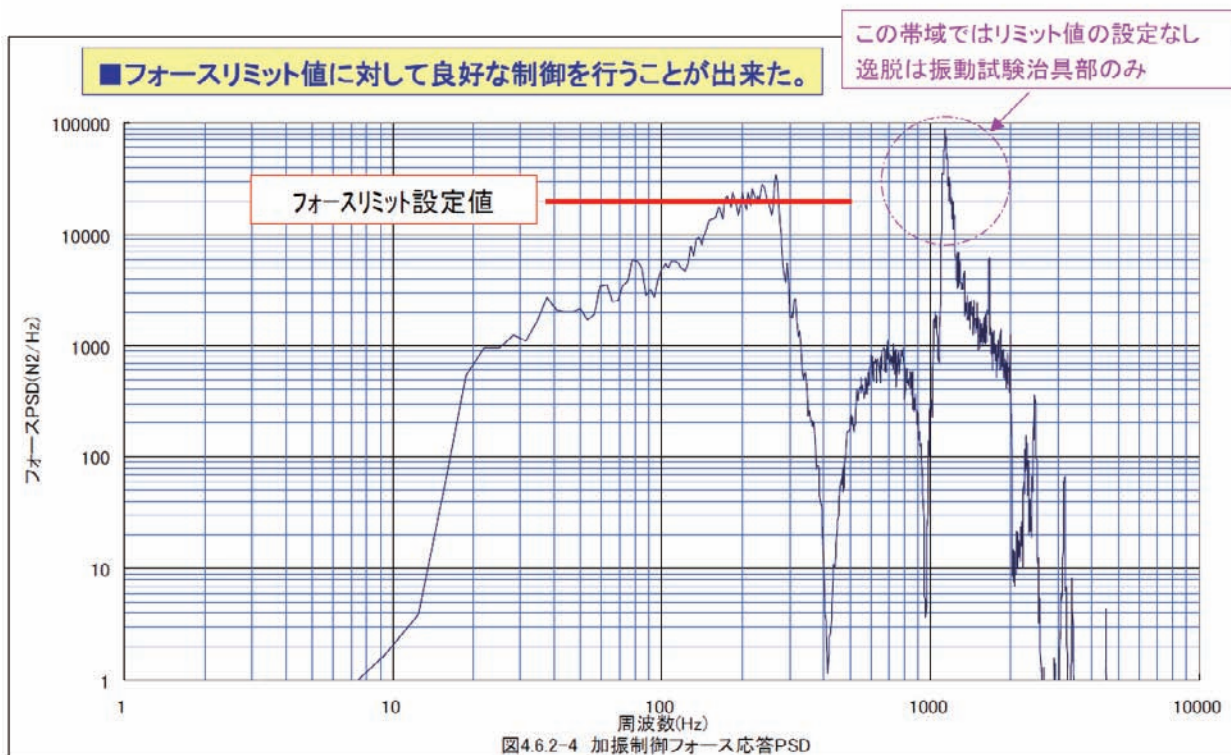
$$F = F_{LIMT} ((13.12 / (35 \times 34.4))^2 + 1) = 1.0001 * F_{LIMT}$$

4) フォースリミット値に対する加振制御に於いて、治具関連剛体質量の影響は無視することが出来る。

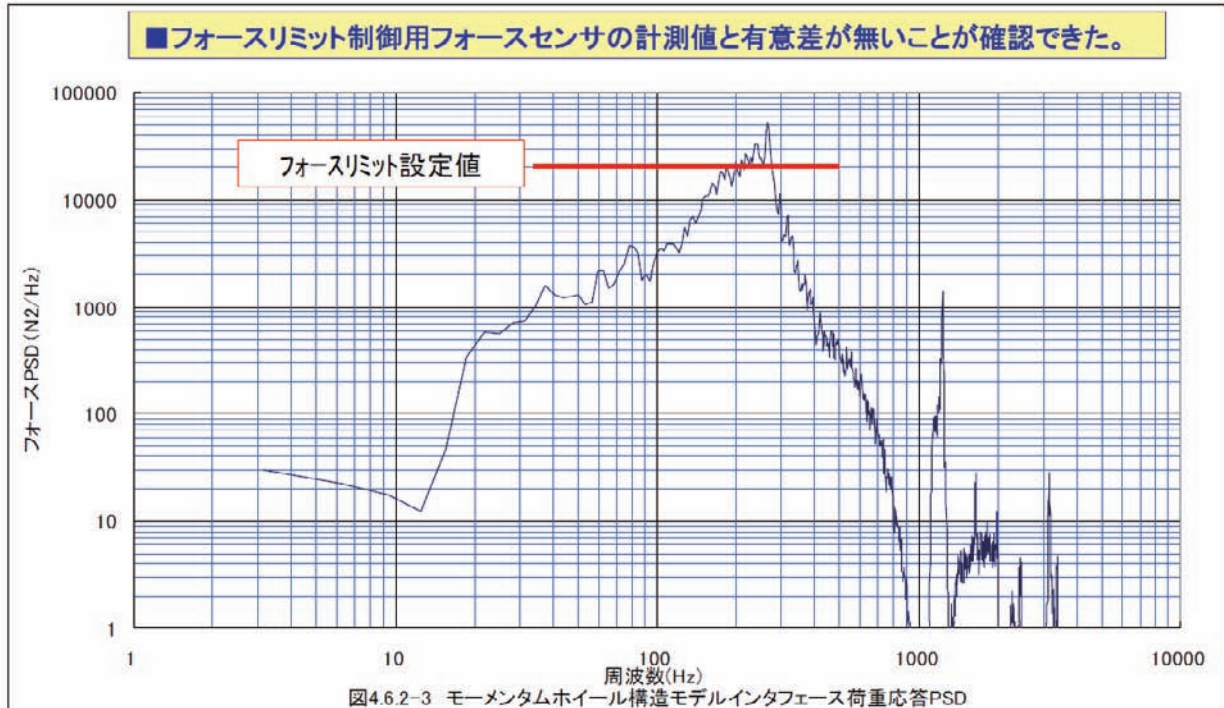
5.6 ランダム振動試験のベース入力加速度制御データ



5.7 フォースリミット制御用フォースセンサの計測データ



5.8 インタフェース荷重モニタ用フォースセンサの計測データ



5.9 1次固有振動数のズレに関する考察

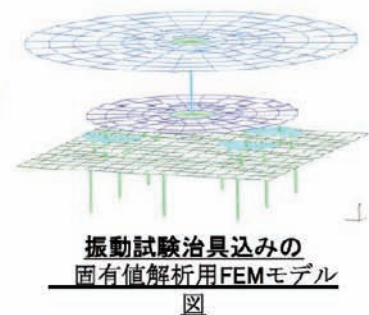
- MW SMの境界条件を剛固定ではなく単純支持にすると固有振動数の差異を説明できることが分かった。
- 振動試験治具を含めた系の固有値解析もを行い、治具剛性による影響は軽微(数%)であることも確認できた。
- 固有振動数に差異があっても有効質量に有意差が無いことが確認できた。
- 固有振動数を228Hzとしてフォースリミットレベルの再計算を行ったが、有意な差異が生じないことも確認できた。

【剛固定条件解析結果】

Mode	Cycles(Hz)	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	95.48	26.68%	0.00%	0.00%	0.00%	72.88%	0.00%
2	103.66	0.00%	24.31%	0.00%	70.14%	0.00%	0.00%
3	104.68	0.00%	0.00%	0.00%	0.00%	0.00%	96.14%
4	320.90	0.00%	0.00%	95.98%	0.00%	0.00%	0.00%
5	418.38	63.74%	0.00%	0.00%	0.00%	24.77%	0.00%
6	443.16	0.00%	66.55%	0.00%	27.00%	0.00%	0.00%

【単純支持条件解析結果】

Mode	Cycles(Hz)	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	90.82	27.90%	0.00%	0.00%	0.00%	74.21%	0.00%
2	101.21	0.00%	25.03%	0.00%	70.90%	0.00%	0.00%
3	104.68	0.00%	0.00%	0.00%	0.00%	0.00%	96.14%
4	247.32	0.00%	0.00%	96.28%	0.00%	0.00%	0.00%
5	409.16	61.96%	0.00%	0.00%	0.00%	23.43%	0.00%
6	437.12	0.00%	65.77%	0.00%	26.21%	0.00%	0.00%



6. まとめ

- (1) 本業務に於いて、音響試験に基づくランダム振動条件設定からフォースリミット振動試験実施に至る一連の作業を行うことが出来た。
- (2) 音響試験に於いて供試体のインタフェース部に作用するインタフェース荷重を直接計測し、フォースリミット振動試験ハンドブックに基づいてフォースリミットレベルと比較評価することが出来た。本業務実施の範囲内では、算出されたフォースリミットレベルは実測値に対して安全側の値を示していることが確認された。
- (3) 複雑2自由度法に於いて、ソース系パラメータを求める方法について以下の知見が得られた。
 - 1) ロード系とのカップリングを考慮して、有効質量の大きさ、モード形状を検討して決定したが、本検討の範囲では試験計測値果に近いフォースリミットレベルを提示する結果を得た。
 - 2) Load系固有振動数の $\pm 3\text{dB}$ に限定して求める場合は、1)項の結果に比べて安全側(高め)の結果を提示するが、これはLoad系とSource系の固有振動数が接近する影響が大きいためである。
 - 3) ソース側の解析対象範囲及び境界条件について4通りの組合せで検討したが、1)項の方法でモード選択した場合の結果の比率は1.6以内であった。
 - 4) 上記3)項で、ソース系解析対象をロード系とのダイナミックカップリングの影響が大きいと推定されるパネルに限定できれば解析の効率化が期待できる！
 - 5) ロード系構造動特性を求める時のロード側の境界条件を剛固定(6自由度拘束)と単純支持(並進自由度のみ拘束)で固有振動数の差異が大きい場合、締結状態を考慮すると、単純支持とする方が妥当と思われる場合もある。

質疑応答

質問者①

フォースリミット振動試験ハンドブック（以下、「ハンドブック」）に示された内容以外にも、沢山のケーススタディを行っていただいたのですが、初めてこの話を聞かれた方は、沢山計算をしなければいけないという印象を持つかもしれません。

そこで、いくつか質問をしたいと思います。

1つ目は、ハンドブックに示された方法で計算した場合、設計者としてフォースリミット条件を求める時、多大な作業量になるのでしょうか。

2つ目は、世古さんはハンドブックの委員になっていただいておりますが、そこまで詳しくない方がハンドブックに従って、リミット条件を出す時に、今回実施した試験の中で得たアドバイスがあれば、特に専門家向けではなく、初心者向けにコメントをお願いしたいのですが、よろしいでしょうか。

発表者

フォースリミット振動試験ハンドブックの検討には、私も関わらせていただいております。一応ガイドラインとしては、ハンドブックに示されているのですが、実際論としては、（説明が）無いところもございまして、（リミット条件算出のパラメータを求める解析を行う際の）境界条件をどうするか、良く見るとあまり書かれていないのです。

何パターンか、リミット条件を出して、その中で、どのくらいレベルを緩和しなければいけないかということを考えて、あまり過大にノッチをかけることの無いように、緩和し過ぎないようなやり方を選択するということが重要だと思っています。

ですから、決め打ちをせずに、いろんな（リミット条件を求める）ケースを考えて、できるだけ試験レベルに対する（安全）マージンを確保しながら、かつ、必要なレベルを緩和するのにうまいといいますか、良いところを選ぶ必要があるのではないかなと思います。

ちょっと、初心者向けには難しいかもしれませんが、それが、かなり重要なポイントではないかなと考えております。

質問者②

技術的な質問ではなくて申し訳ないのですが、フォースリミット振動試験の適用が有効であることは世古様はよくわかっていらっしゃると思うのですが、三菱電機さんの社内的にはどれくらい浸透しているというか、使えるという認識をされているのでしょうか。

おそらくコンポ屋さんがたくさんいらっしゃると思うので、たぶん彼らも苦労しているので、適用したいと思うところなのですが、もう結構動き始めているのでしょうか。

発表者

浸透はしていません。ただし、最近、フォースリミットの考え方を関係者にはこういう方法ですよ、ということは、宣伝しているというのが現状です。

今回の（発表）資料に関しても関係者に閲覧させて、これから普及させていこうというところですよ。

質問者③

たとえば、宇宙機のプログラムに限ったことで言うと、契約上の適用文書にフォースリミット振動試験ハンドブックが入っていれば、当然やりやすいですよ。

そういう意味では JAXA 側も動く余地があると言えます。

試験標準を契約の適用文書にしていれば、試験標準から呼ばれているハンドブックも間接的に提供されているということになっているはずですよ。

だから、本当は（フォースリミット振動試験を）使えるはずなんですよ。

発表者

そうですね。過去に私が関わった ETS-VIII ではモーメンタムホイールでかなり緩和しなければいけないということで大変苦労しました。

当時、フォースリミットの考え方が分かっていたら、だいぶ苦労せずに済んだのかなと思っております。

今回の検討により、有効に使えるのではないかと考えていますので、JAXA さんの中で、これが標準として、使われるという形にしていただければ、いいのではないかと思います。

質問者③

JAXA でも社内的な活動が必要だということですよ。わかりました。

3.4 JAXA 機械環境試験技術研究に関する 最近の取り組み

環境技術試験センター

施 勤忠 主任研究員



2009年試験技術WS

Environmental Test Technology Center

JAXA機械環境試験技術研究に関する最近の取り組み

1. 環境試験技術研究の構想
2. 環境試験技術研究の概要(主要)
3. 最新の研究開発紹介
4. 海外試験技術及び設備の紹介

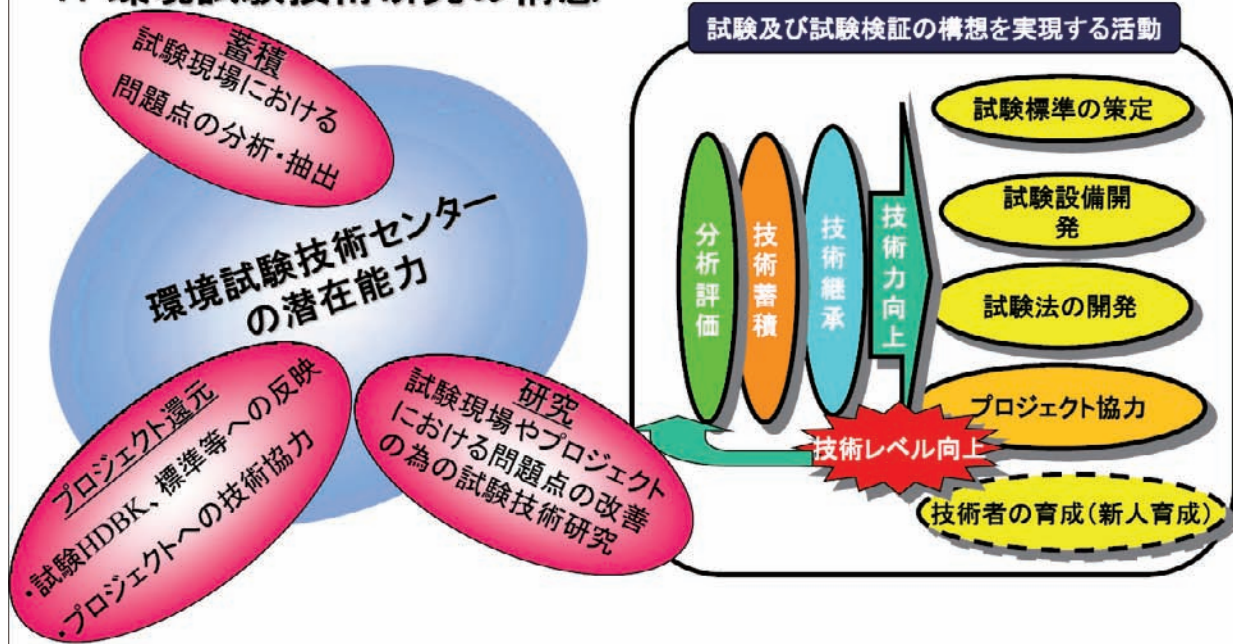
JAXA環境試験技術センター 施 勤忠
 (Tel:050-336-26457 , Email: shiqinzhong@jaxa.jp)



2009年試験技術WS

Environmental Test Technology Center

1. 環境試験技術研究の構想





2009年試験技術WS

Environmental Test Technology Center

2. 環境試験技術研究の概要(主要)

- 環境負荷時の応答予測解析の検討
 - ・音響振動予測解析システム(JANET:JAXA Acoustic Network System)の拡張
 - ・JAXA-Fill Effect振動応答手法による音響負荷条件設定手法
 - ・衝撃応答予測法(V-band発生衝撃の簡易予測手法)
- 試験結果の評価手法の検討
 - ・衝撃試験ゼロシフトデータ補正システム(運用中)
- 試験手法の検討
 - ・フォースリミット振動試験法(JERG-2-130-HB004)
 - ・音響試験とランダム振動試験の有効性(紹介)
- 標準化
 - ・衝撃試験ハンドブック(JERG-2-021A)
 - JERG-2-021Bは今年度実施(衝撃応答予測法追加)
 - ・音響試験ハンドブック(JERG-130-HB002)
 - ・フォースリミット振動試験ハンドブック(JERG-2-130-HB004)
 - JERG-2-130-HB004A(事例集2件を追加)
 - ・振動試験ハンドブック(JERG-2-130-HB003) 審議開始、今年度制定する予定
 - ・熱真空試験ハンドブック(JERG-130-HB005)

3



2009年試験技術WS

Environmental Test Technology Center

小項目	第一期中期計画			第二期中期計画				
	平成17年度	平成18年度	平成19年度	平成20年度	平成21年度	平成22年度	平成23年度	平成24年度
詳細実績・計画								
衝撃試験ハンドブック	→ (NC版)△	→ (NC版)▲	→ (A改訂版)▲	→ (B改訂版)▲ (B改訂版)▲	→ (C改訂版)▲			
音響試験ハンドブック	→ (NC版)△	→ (NC版)▲			→ (A改訂版)▲ (A改訂版)▲			
熱真空試験ハンドブック	→ (NC版)△ (NC版)▲			→ (A改訂版)▲	→ (A改訂版)▲			
フォースリミット試験ハンドブック		→ (NC版)△	→ (NC版)▲	→ (A改訂版)▲	→ (A改訂版)▲			→ 統合
振動試験ハンドブック				→ (NC版)△	→ (NC版)▲		→ (A改訂版)▲	→ (A改訂版)▲
衛星一般試験標準				→ (NC版)△	→ (NC版)▲		→ (A改訂版)▲	→ (A改訂版)▲

△: 外部審査付議
▲: 制定

> 第二期中期計画期間中に、5つの試験ハンドブック(衝撃・音響・熱真空・振動・フォースリミット振動)の整備・改訂、および衛星一般試験標準のA改訂版制定を実施する予定

> 試験ハンドブックに関しては3年~5年周期、衛星一般試験標準に関しては5年~10年周期での改訂を実施する予定

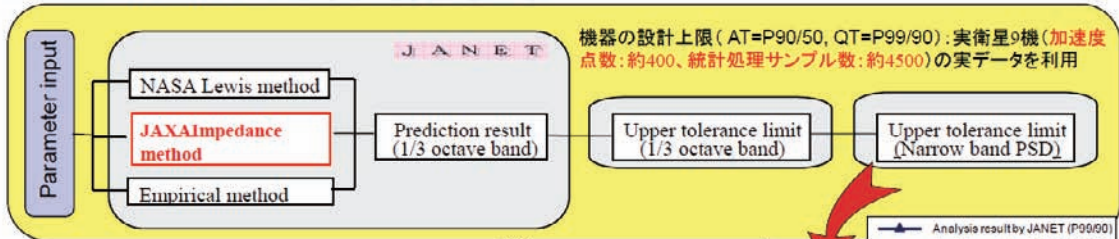
4



2009年試験技術WS

Environmental Test Technology Center

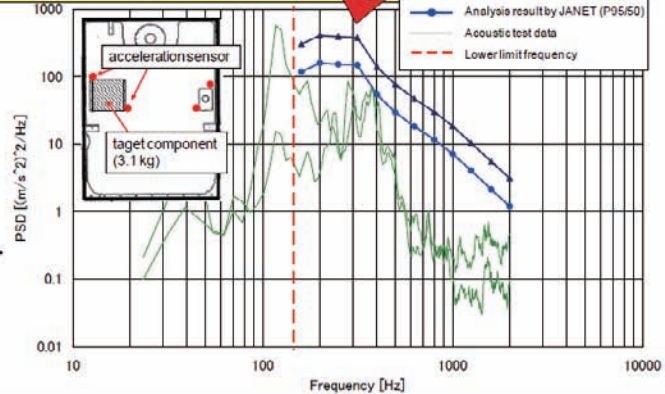
3. 最新の研究開発紹介
(3.1 JANETの改良(新経験則))



改良点:

- ・低周波範囲への補間
- ・パネル構造以外の構造への適用
- ・設計製造メーカーの構造を広く適用する経験則

運用中のJANETを更なる改良し、プロジェクトに成果の還元を図る。

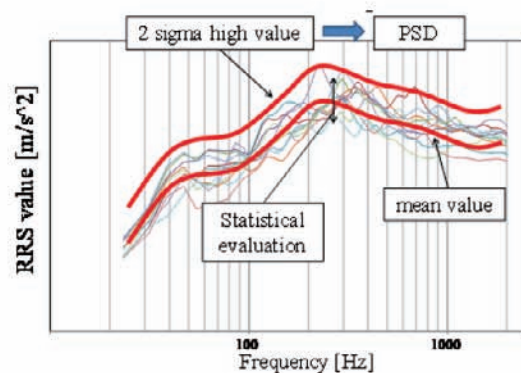
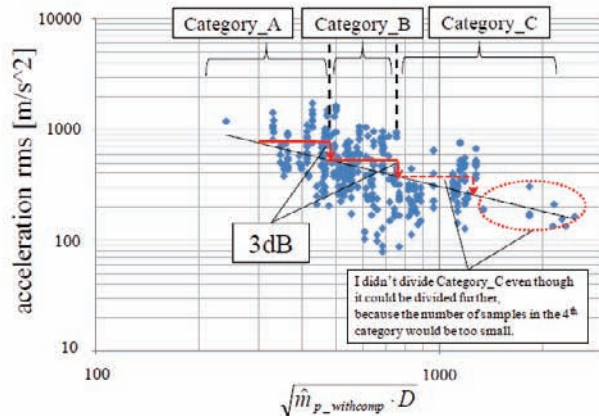


2009年試験技術WS

Environmental Test Technology Center

加速度と構造パラメータの関係(SEA)、実効値(RMS)をベースに3dBを分割、3つのカテゴリとした。

$$\langle a_0^2 \rangle = \frac{\pi c_0 \langle p^2 \rangle}{2 \rho_0} \times \sqrt{\frac{1}{\hat{m}_{p_withcomp} D}} \times \frac{1}{1 + \eta_2 / \eta_{12}}$$

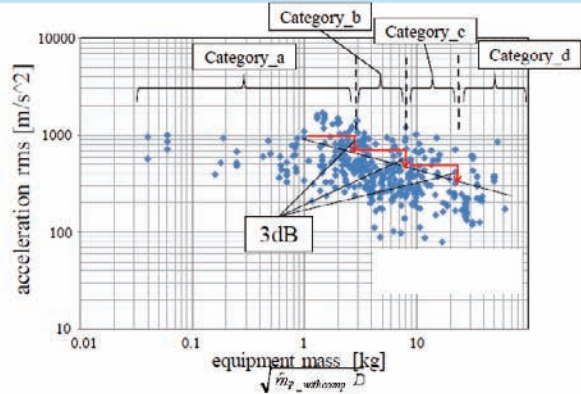
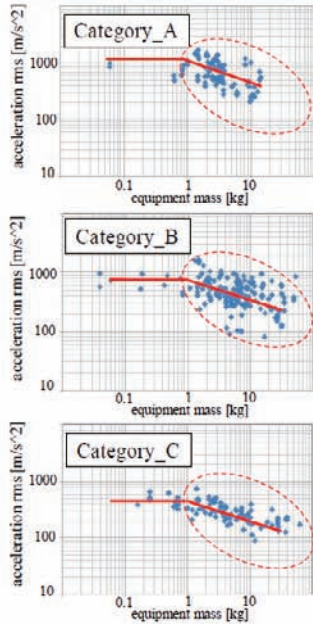




2009年試験技術WS

Environmental Test Technology Center

更に、従来の質量則を追加



	$X < 480$	$480 \leq X < 760$	$X \geq 760$
$m_e < 3\text{kg}$	Category_A_a (53)	Category_B_a (45)	Category_C_a (37)
$3\text{kg} \leq m_e < 8\text{kg}$	Category_A_b (36)	Category_B_b (66)	Category_C_b (37)
$8\text{kg} \leq m_e < 23\text{kg}$	Category_A_c (18)	Category_B_c (41)	Category_C_c (17)
$m_e \geq 23\text{kg}$	Category_A_d (0)	Category_B_d (23)	Category_C_d (17)

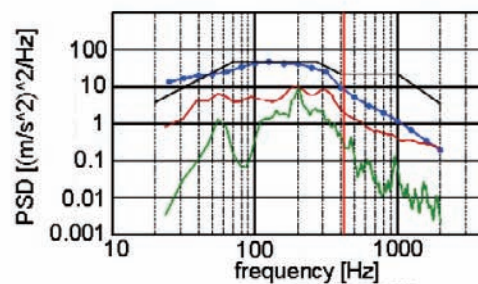
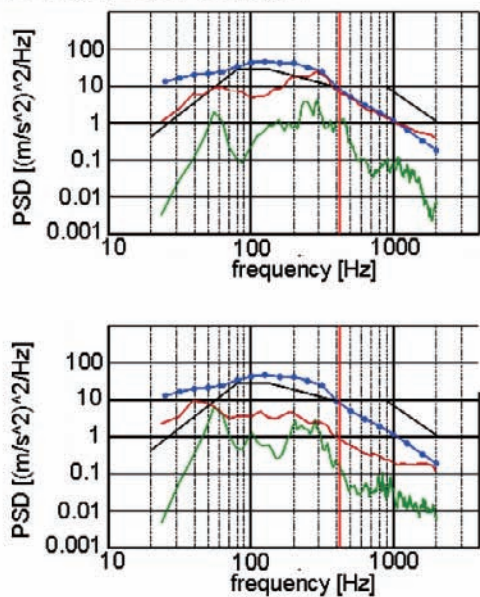
括弧内の数値はサンプル数



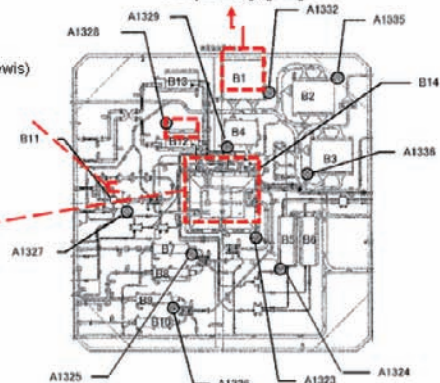
2009年試験技術WS

Environmental Test Technology Center

新経験則の解析結果



条件
 ■ JANET(Lewis)
 ■ 提案手法
 ■ 計測結果

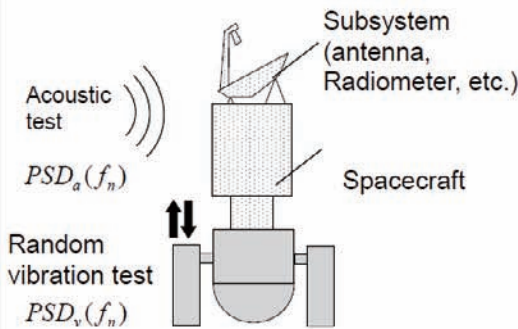




2009年試験技術WS

Environmental Test Technology Center

3.2 音響又はランダム振動試験の選択手法



High frequency vibration environments

	Source of Vibration	Type of test
System	Acoustic loading	Acoustic
Subsystem	Acoustic / random vibration transmitted from system	Acoustic/Random
Component	Random vibration acoustically induced from spacecraft panel	Random

Which loading is more severe on subsystem?

(音響): 衛星システム、燃料・酸化剤・高圧ガスタンク、太陽電池パドル、大型展開アンテナ、フィーダリングアンテナ、時刻装置アンテナ、給電部放熱パネル、送信・受信給電ユニット
 (ランダム): 音響試験対象以外

音響試験がランダム振動試験よりも大きな負荷となる条件は $\frac{m}{S} < \frac{\sqrt{PSD_a(f_n)}}{\sqrt{PSD_v(f_n)}}$

(音響試験ハンドブック(JERG-130-HB002)より)

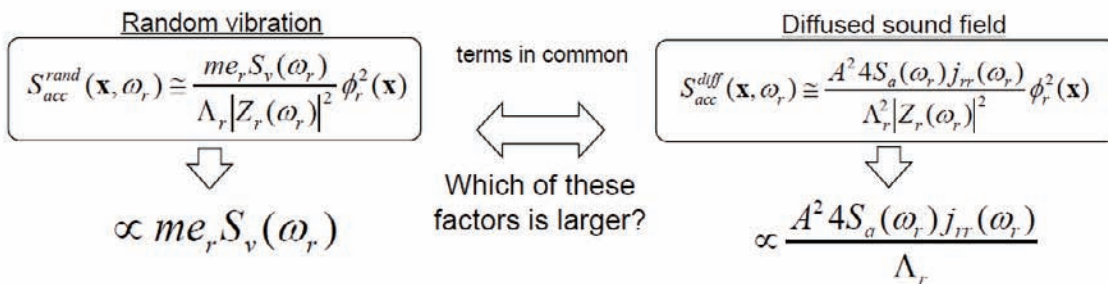
- ・振動と音響の連成を最大(連成係数が最大)
- ・ベース加振は構造の最大加振効率(有効質量=剛質量)



2009年試験技術WS

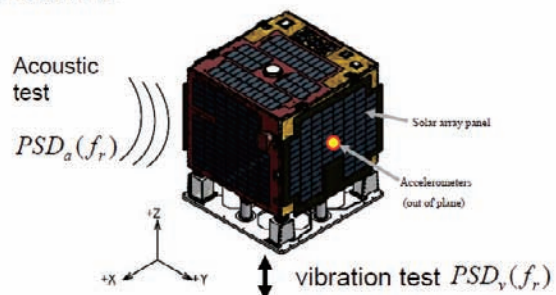
Environmental Test Technology Center

従来(JERG-130-HB002)の手法を精度向上する手法(音響連成、加振効率をモード毎を考慮)



音響試験がランダム振動試験よりも大きな負荷となる条件は (モード毎に音響連成、加振効率を求め)

$$\frac{A^2}{me_r \Lambda_r} \geq 0.5 \frac{\sqrt{S_a(\omega_r) j_{rr}(\omega_r)}}{\sqrt{S_v(\omega_r)}}$$

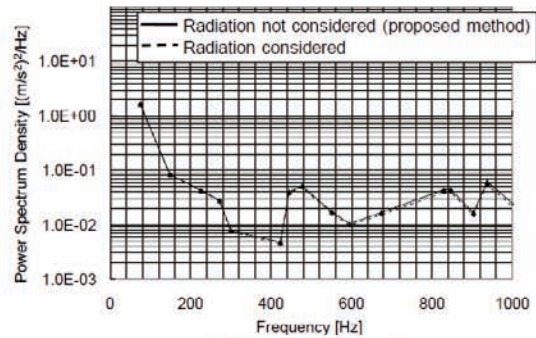
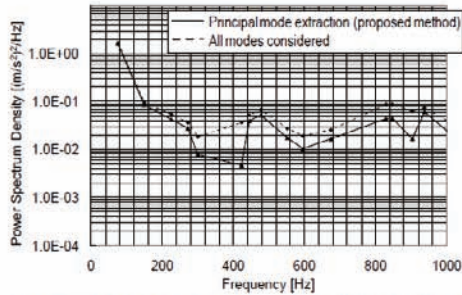




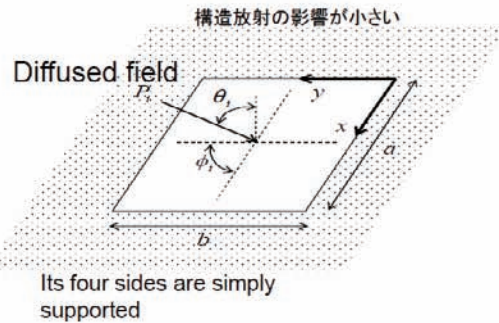
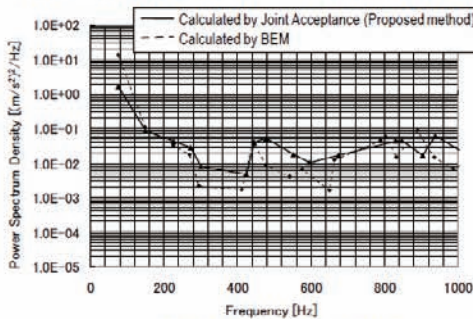
2009年試験技術WS

Environmental Test Technology Center

簡易化手法(隣接モードの影響、構造放射、回折などを無視)の検証



隣接モードの影響を無視(低モード密度領域に影響小さい)



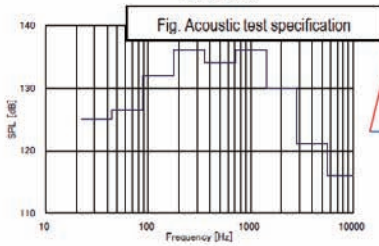
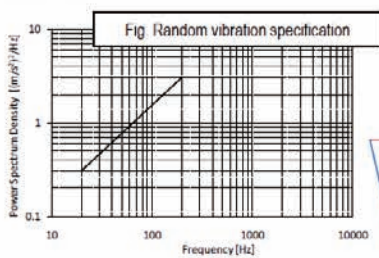
ブロックプレッシャー(2倍)を使用



2009年試験技術WS

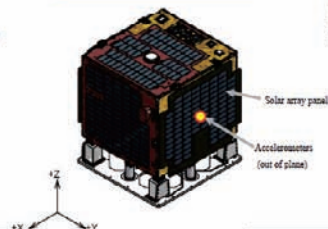
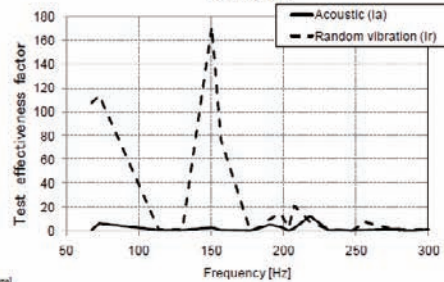
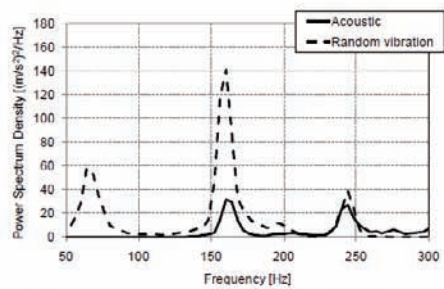
Environmental Test Technology Center

計算例



Acoustic and random vibration test results

Calculated Test effectiveness factors





2009年試験技術WS

Environmental Test Technology Center

4. 海外の試験技術及び設備の動向

4.1 MIL-STD-1540Eの概略

・最新版MIL-STD-1540E(Rev.A)

・改定(制定)理由:

>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”に置き換えられた。その結果、軌道上の不具合が多発し、多大な損失が発生。

>これらのコスト/リスクをバランスよく、コスト/リスクなど要求との関係を区分。

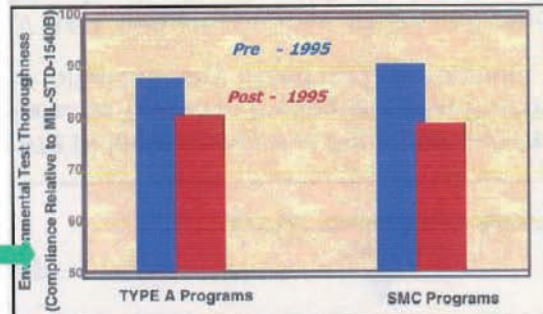
・内容:

>宇宙機及びこれらのサブシステム、ユニットに関する地上試験criteriaの標準

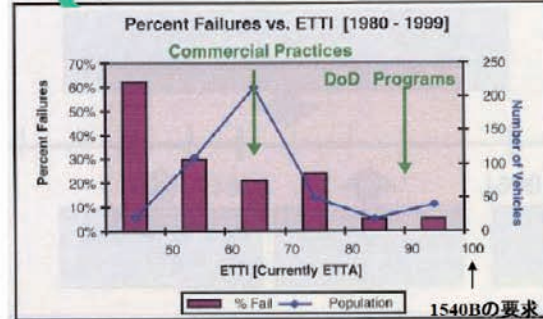
>一般性であり、Conservativeの要求であり、プロジェクト毎Tailoringが必要(Tailoring指針はMIL-HDB K340B、2010年release)

>調達品のベースライン文書(Tailoring必要)

>現在、TR-2004(8583)-1Rev.A(Sept.,2006)又は、SMC-S-016(June,2008)としてRelease



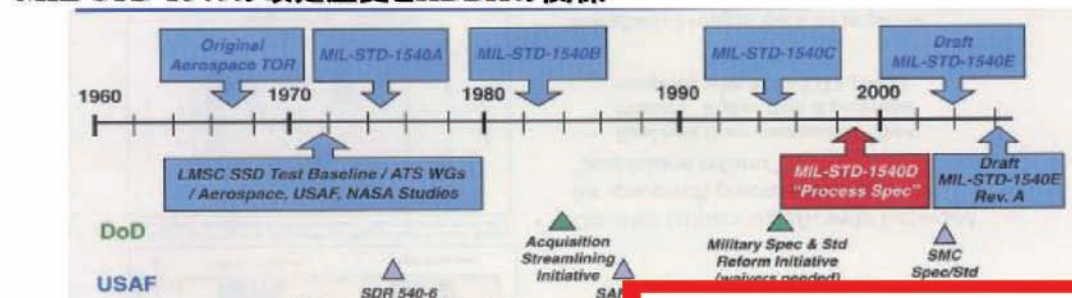
C. Davis and W.F. Tosney "An Overview of National Security Space System Development Test Standards" 22nd Aerospace Testing Seminar, March 2005



2009年試験技術WS

Environmental Test Technology Center

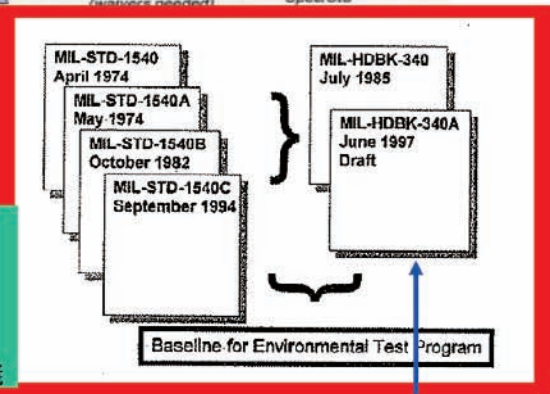
MIL-STD-1540の改定歴史とHDBKの関係



Ref: Jim Snyder, Introduction to MIL-STD-1540E, 25th ATS (Tutorial), Oct. 12, 2009

- 1972 Phillips Committee Found 36% of Recent Orbital Failures Traced to Inadequate Test Practices Which Led to Initial Industry Standard Development
- LV BAR, Industry Studies, SE Revitalization, SQIC, and Other Testing Studies All Helped Reinroduce Standard

- ・1540使用のガイドライン、適用文書としない
- ・最新版(340B)は2010リリースし、1540Eの解釈、使用ガイド(Tailoringを含む)である。政府プロジェクトに適用
- ・TailoringガイドとしてTailoringされた要求を特定のプログラムに適用(設計の複雑及びマージン、技術成熟度、リスク許容度など)、コストとリスクを4クラスプログラムに定義

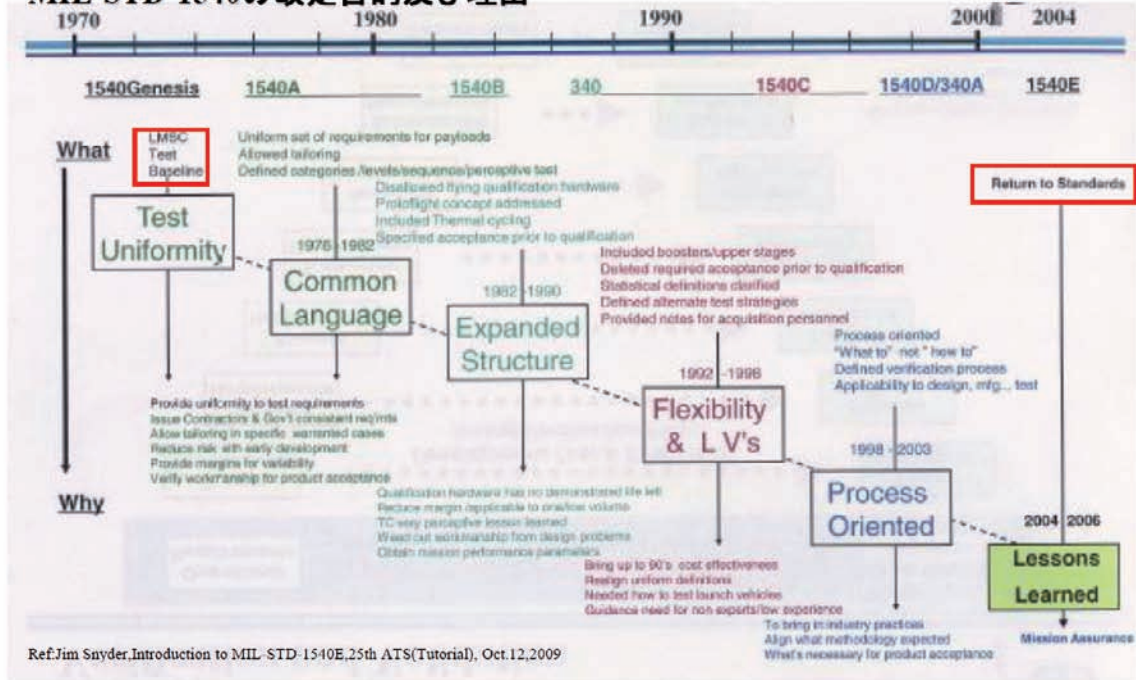




2009年試験技術WS

Environmental Test Technology Center

MIL-STD-1540の改定目的及び理由

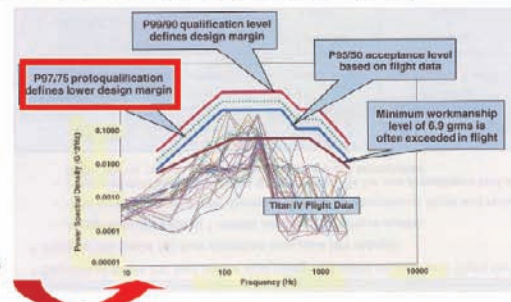


2009年試験技術WS

Environmental Test Technology Center

MIL-STD-1540Eの主な新しい点

- ・設計はQual. Levelで、試験検証方法(ベースライン)には断らない。
- ・Protoqual.開発方式を正式に追加、強調された。
Protoqual.はレベル及び時間(P97/75)を減らしてFlightに使用、製作数は3機以内
- ・技術的な内容を1540Cより深く記述。
- ・試験要求の定義と表現の変更(“Requirement”、“Shall”はなし)。
- ・ユニット、サブシステム、システムに関する規定はそれぞれ分けて記述。
- ・要求項目では曖昧さの表現“Optional”を“Evaluation Required”に変えて、検証方法を明確に定義。
- ・各機器レベルに対して厳しい熱試験要求を緩和。
- ・EMCのAT要求を明確。
- ・特定な機能性能試験の定義を改善。
- ・ソフトウェア試験要求を導入。
- ・ランダム振動試験及び熱試験の要求に関する選択を簡略化
- ・ユニットに対するランダム振動試験の最小試験レベルを見直。





2009年試験技術WS

Environmental Test Technology Center

4.2 海外試験設備の紹介(その1)

特定(シリーズ)衛星用の簡易音響チャンバー(Thalas)を使用し、整備コストを低減
 ・サイズ=8m³、SPL=142dB+、-1.5dB、設計製作期間=約1年

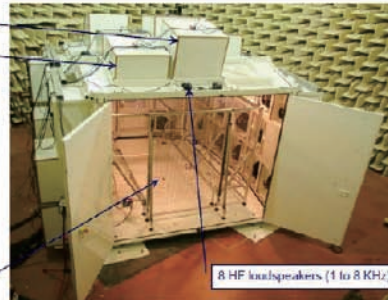
17 LF sources (31.5 and 63 Hz)

20 LF sources (125 Hz)

32 MF loudspeakers, for 250 and 500 Hz

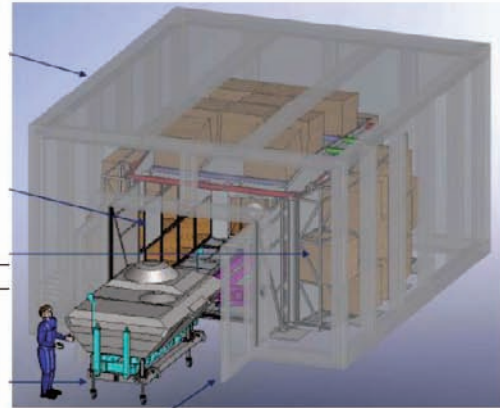


03 supervision microphones mounted on a frame surrounding the Spacocraft

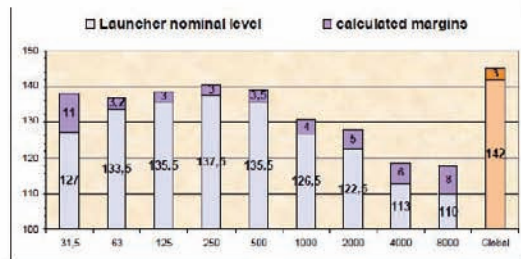


8 HF loudspeakers (1 to 8 KHz)

Compatible with reference S/C magnetic field constraints (<500 mT)



Ref: Pascal Gaudin, 3rd International Workshop on Verification and Testing of Space Systems, Torino, Italy, April 6-8, 2009



17



2009年試験技術WS

Environmental Test Technology Center

4.2 海外試験設備の紹介(その2)

有人宇宙船の試験要求に備えて大振幅加振機の検討(NASA-Glenn Research Center)

・有人宇宙船遭遇する振動環境(POGO等): 打ち上げ、再突入、Maneuverの中止
 (NASA-HDBK7005)

・宇宙機に対して高度なIntegrityが要求される。

・加振機に広い周波数範囲において高加速度の正弦波加振能力(>45,000Kgf)が要求される。

=>複数のシェーカを使用し、加振能力を上げる(Multi-drives)、MIMO(Multi-inputs/
 multi-outputs)制御が要求される。

課題:

・テーブルの大きな質量、重心オフセットによって各シェーカに大きな慣性モーメントや転倒モーメントが負荷。

・負荷を集中しないように各シェーカの制限値以下に抑える必要

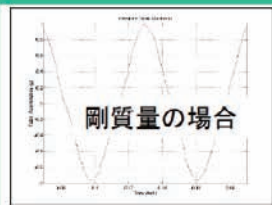
・供試体との連成によって加振波形に歪み(高周波数成分が現れ)

18



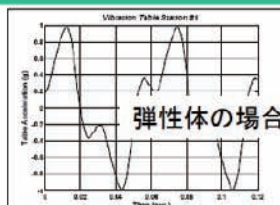
2009年試験技術WS

Environmental Test Technology Center



剛質量の場合

Figure 2.3.1: Table accelerometer response to 16 Hz uniform excitations under a rigid test article.



弾性体の場合

Figure 2.3.2a Table accelerometer response to 16 Hz uniform excitations under a flexible test article.

← サーボ補正による高周波を低減策

弾性供試体との連成による高周波が乗る

加振機をモデル化にしてシミュレーション

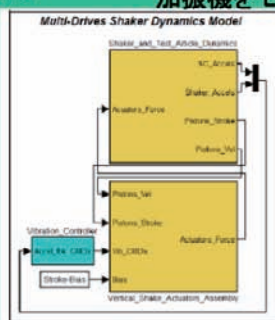


Figure 2.0: Simulation diagram of a multi-drives shaker

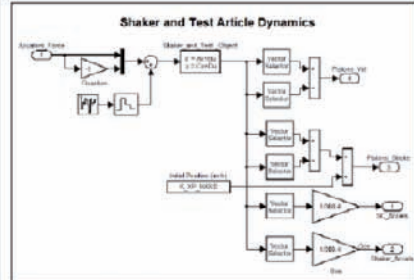


Figure 2.1: Simulation state-space model of shaker and test-article combined modal dynamics.

Ref: Dzu K. Le, DYNAMICS AND CONTROL COMPLEXITIES OF SHAKER FOR HUMAN-RATED SPACECRAFT, 25th ATS, Oct 12-15, USA



2009年試験技術WS

Environmental Test Technology Center

ご静聴ありがとうございました！

質疑応答

質問者①

海外の試験設備で、簡易音響チャンバという話がありましたが、使い方としてメリットとデメリットがあれば教えて頂きたいと思います。

発表者

メリットは2点あります。1点目はコストです。オーダーとしてJAXAの設備の1/5～1/10の予算で作ることができます。もう1点は期間です。設計、調達、製造まで1年以内で行うことが可能です。一般的に開発では、予算も時間も限られているということで、簡易音響チャンバには十分なメリットがあります。

デメリットとしては、色々なシミュレーションをした結果、チャンバ内の音響分布が直接音場になるということです。まだ製作完了していませんが、チャンバ内には50数個のスピーカーが配置されていて、低周波帯で直接音場になるということが、設計時に一番気になっているところです。その確認方法としては、設計者がモデルを使って有限要素解析により、音場分布が均一分布であることを計算で出していますが、あくまでも解析上の話であり、実際には拡散音場にならない低周波もかなりあると懸念しています。

デメリットをまとめると、簡易音響チャンバ内がロケットで定義された拡散音場ではなく直接音場になるということ、特に低周波領域でその様な現象が起こるということです。

質問者②

簡易音響チャンバですが、目的は何でしょうか。例えば、衛星を移動させないで、ある場所で試験をやりながら次の音響試験を同じ場所で行えるなど、実際の整備コストの削減がどこまでできるでしょうか。

発表者

音響設備を持っていないがシリーズ衛星が受注されている場合、大きな課題としては、JAXAと同じ大規模な設備を整備するにはお金と期間がかかり、他の場所に行って試験をするとコストがかかってしまうという点です。彼らが考えているのは隣がチャンバなど試験の現場の近くに配置することで、コスト削減を目指しています。

しかし、この簡易音響チャンバは一般の衛星に対応できず、受注した衛星が主な供試体となる。また、横にして入る形のものしか対応できないという結果になっています。

質問者②

JAXAにおいては大きなメリットはないということですか。

発表者

JAXA においてメリットがあるかどうかは何とも言えません。

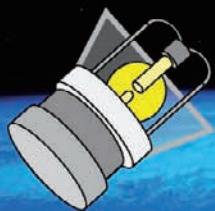
例えば、あるメーカーがシリーズ衛星を受注されて、将来どうなるかわからないが音響試験がやりたいとなった場合、簡易方法としては選択肢としては2つあり、1つはオービタル社がやっているスピーカーを重ねる方式ですが、防音対策ができていないため建物の中に人が入れないので夜中しか試験ができません。また、簡易小型チャンバでは外の音響環境が 72dB と防音対策もしていますが、先ほど述べた様に対応した衛星しか搬入することができないので、一般の設備としては適用できません。

3.5 長寿命化 Xe ランプの開発状況

環境試験技術センター

堀口 友四郎 主幹研究員

長寿命化キセノンランプの開発状況



宇宙航空研究開発機構
環境試験技術センター

堀口 友四郎

November 13, 2009

Environmental Test Technology Center



目次

第7回 試験技術ワークショップ

- * 背景
- * 開発を始めた理由
- * 最終目標
- * 試作機1号機の開発
 - 試験設備
 - 実験結果
- * 試作機2号機の開発
 - 実験結果
- * 新しい電極の開発実験
- * まとめ
- * 今後

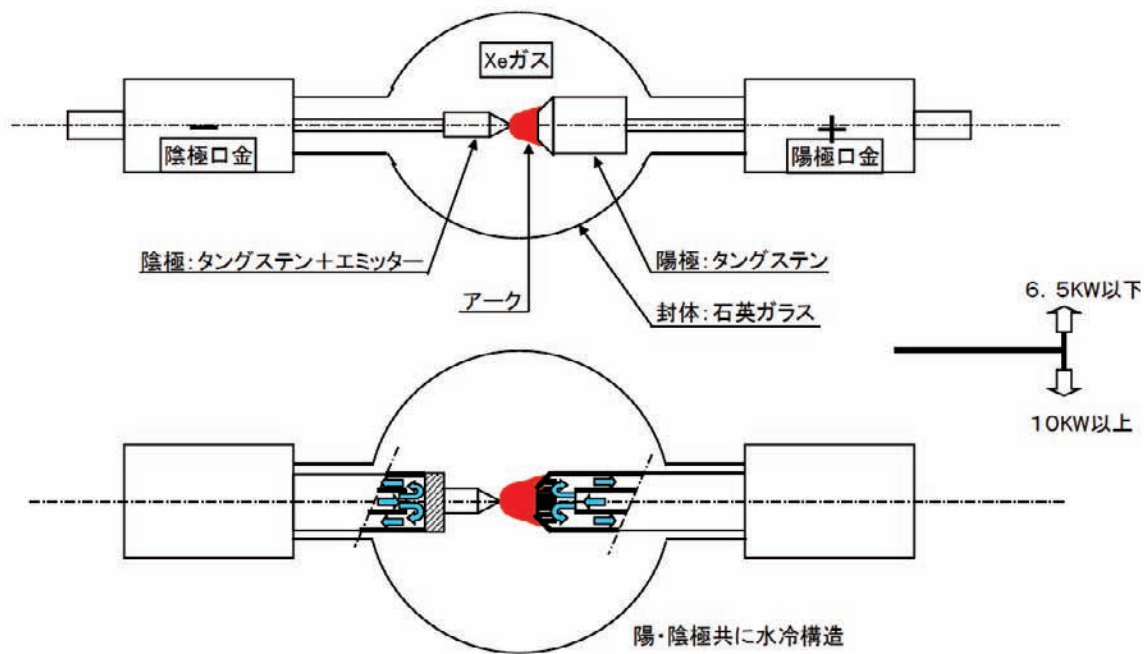
第7回 試験技術ワークショップ

Environmental Test Technology Center



背景: キセノンランプとは?

ショートアーク・キセノンランプ構造



3

第7回 試験技術ワークショップ

Environmental Test Technology Center



背景: キセノンランプ





水平タイプ
13mΦ スペースチャンバ用



垂直タイプ
8mΦ スペースチャンバ用

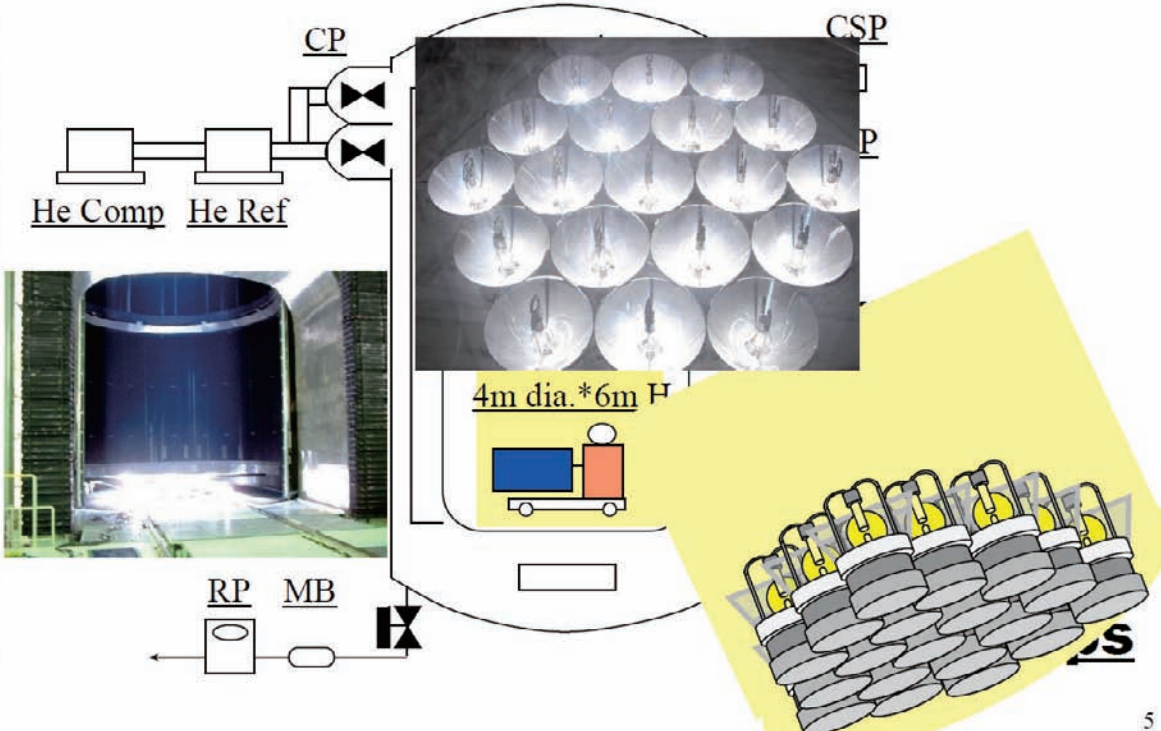
**メーカー保証使用時間:
400時間**

4

Environmental Test Technology Center  

背景: 8mΦスペースチャンバ



第7回 試験技術ワークショップ



He Comp He Ref CP CSP RP MB

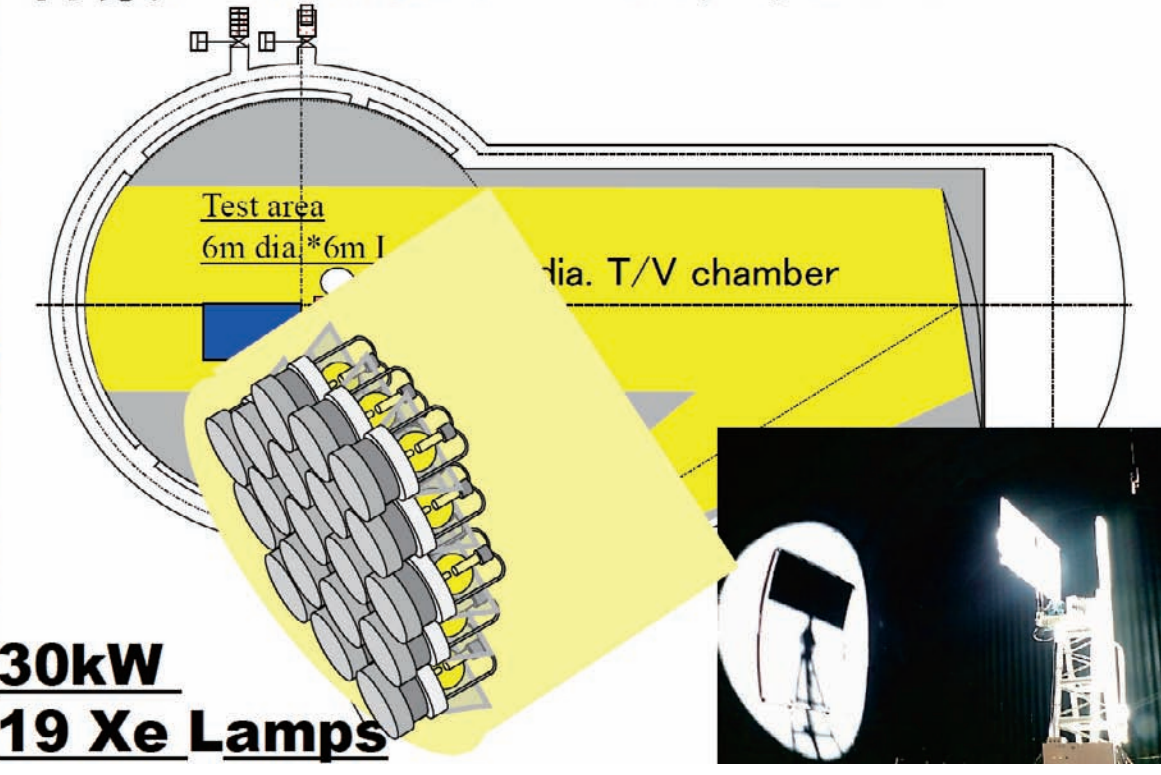
4m dia.*6m H

5

Environmental Test Technology Center  

背景: 13mΦスペースチャンバ

第7回 試験技術ワークショップ



Test area
6m dia.*6m H

6m dia. T/V chamber

30kW
19 Xe Lamps



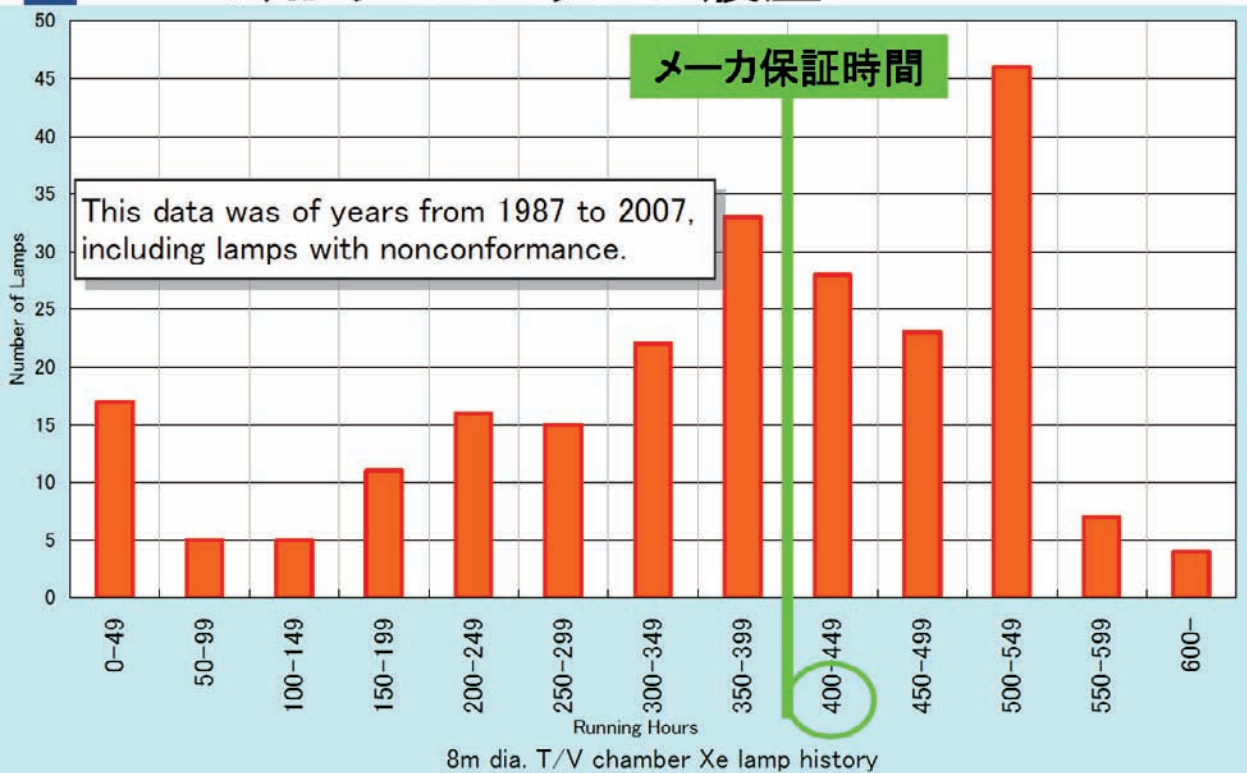
開発を始めた理由

-なぜ、長寿命キセノンランプが必要なのか？-

- ①. 試験費用の低減(ランプ購入費・交換費用)
- ②. ソーラ光の長時間の照射要求
- ③. ソーラ法を用いた試験の信頼性向上
- ④. グローバルスタンダード化

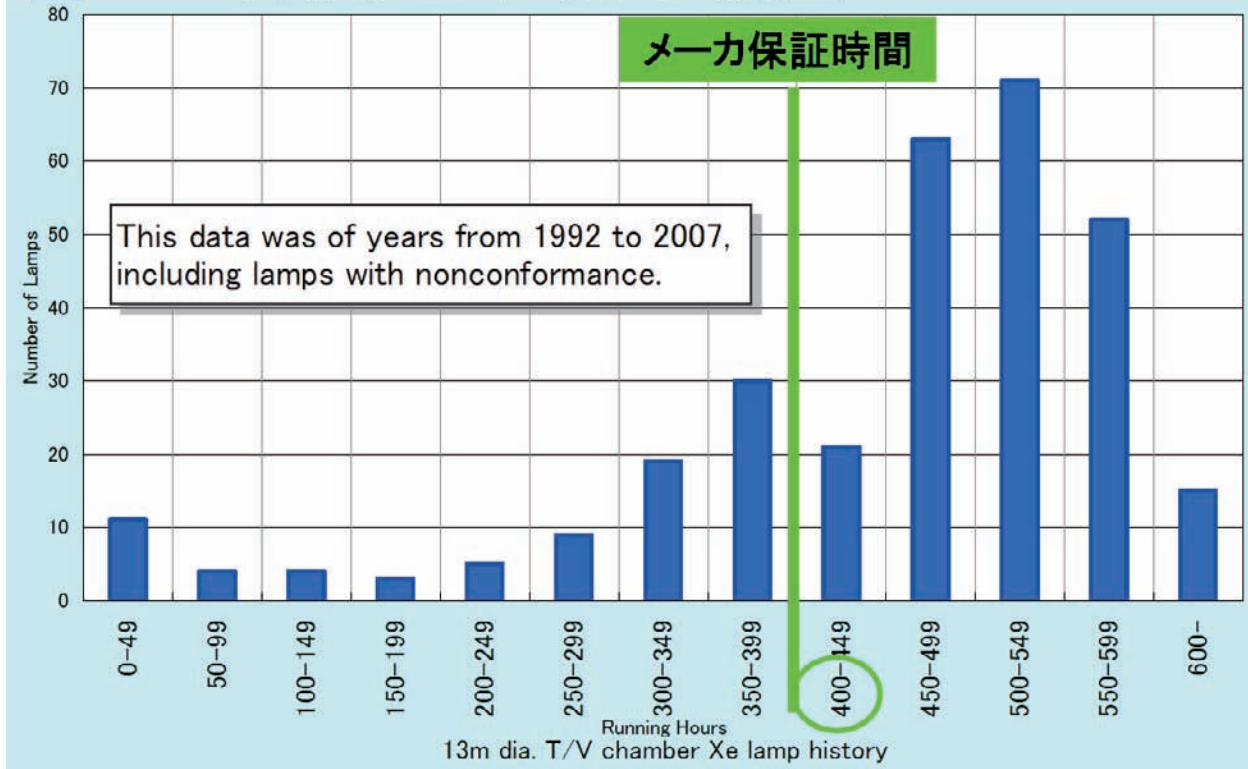


8mΦ用キセノンランプ履歴





13mΦ用キセノンランプ履歴



目標 -near and ultimate-

1. 寿命を延ばす！

800時間
ultimate goal

400時間 → **600時間**
realistic goal

2. 高信頼性の確保！

不具合の発生が少ない信頼性の高いものにする。

試作品を製作し、実験によって達成していく。



第7回 試験技術ワークショップ

試作機1号機の開発

キセノンランプで最も問題となる不具合は、ランプの硝子(バルブ)が黒化してしまう現象である。



この現状はバルブの内側にタングステンが蒸着することで発生。



この問題を解決するために、タングステンの蒸着の現象を調査した。

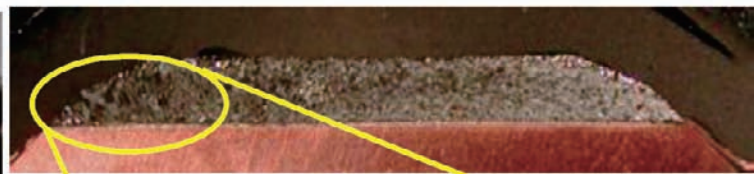
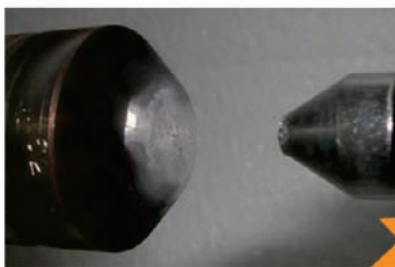


第7回 試験技術ワークショップ

試作機1号機の開発

ランプ陽極の断面図

599時間使用後の正常なランプの陽極



Cut Picture



ろう材

タングステン

銅

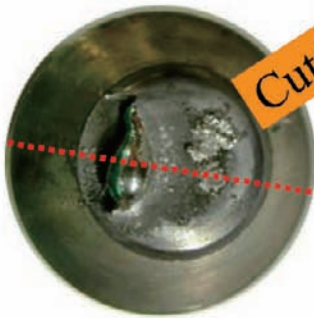
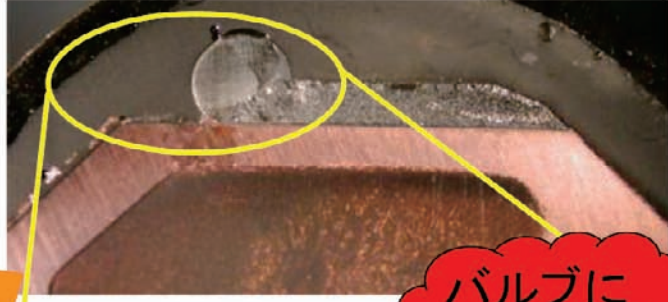
Environmental Test Technology Center



試作機1号機の開発

ランプ陽極の断面図

311.8時間使用後、バルブが黒くなった不具合品の陽極



Cut Picture

ロウ材

バルブに蒸着

タングステン

銅

13

第7回 試験技術ワークショップ

Environmental Test Technology Center



試作機1号機の開発



水平タイプ
13mΦスペースチャンバ用

垂直タイプ
8mΦスペースチャンバ用

第7回 試験技術ワークショップ

タングステンをなくした陽極を採用する！

4



試作機1号機の開発

第7回 試験技術ワークショップ

他の改善点

1. 電極製造工程の見直し

- メタライズ手順
- Inメッキ手順
- シール手順

製造工程の
手順の改善



2. リークチェック方法の見直し

品質を向上させ、製品ごとのばらつきを無くすようにする。

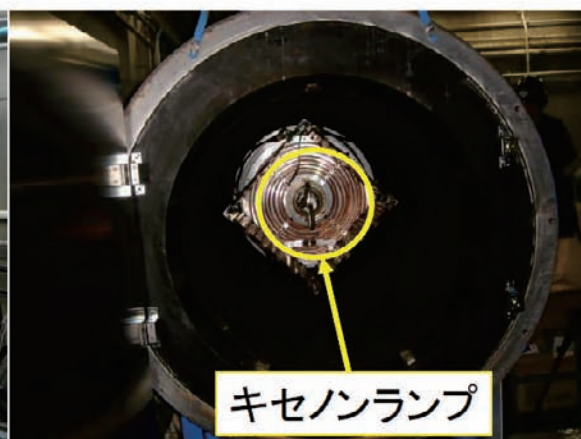
ランプの製作手順を見直すことによって、
ランプの製品としての品質を高め、不具合発生率を低減



キセノンランプ長寿命試験装置

第7回 試験技術ワークショップ

- * 安全に、キセノンランプを660A・46Vの仕様で点灯させることが可能。
- * 試験装置は遠隔監視システムにてインターネット上から監視及びランプ消灯を行うことができる。
- * 不要となっていたアライメント調整装置を改修し、24時間無人点灯ができるようにした。



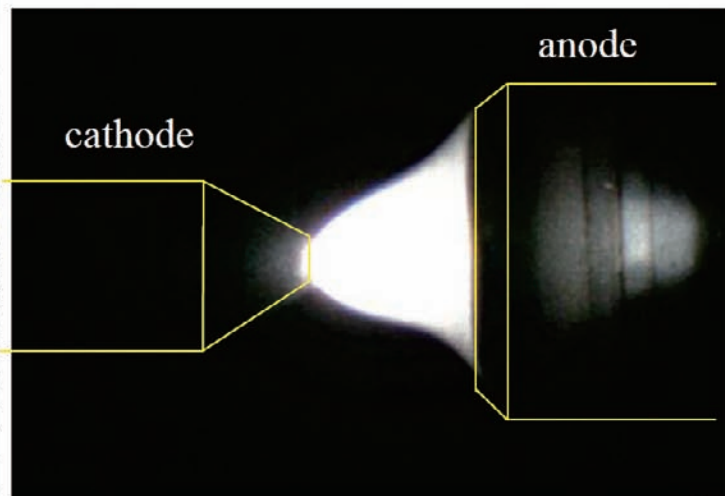
Environmental Test Technology Center



試作機1号機実験

試験条件

- 電流制御(660A)
- 点灯状態を維持する。(ON/OFF回数を最小とする)
- ランプアーク形状を観察し、電極へのダメージを確認する。



17

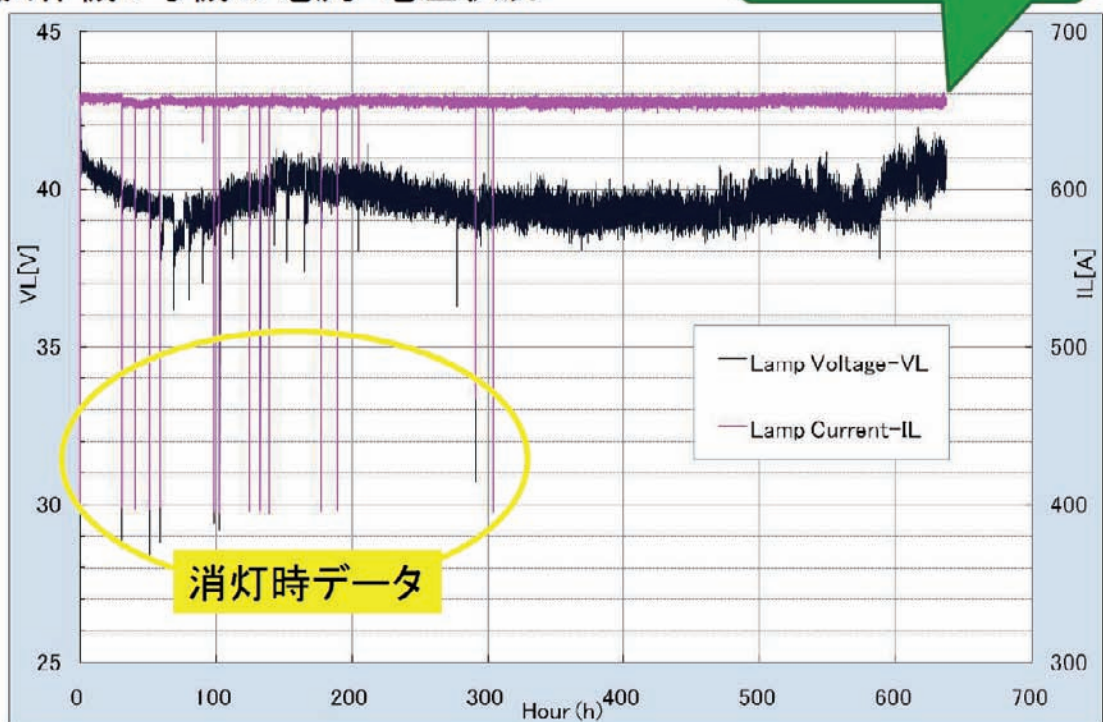
Environmental Test Technology Center



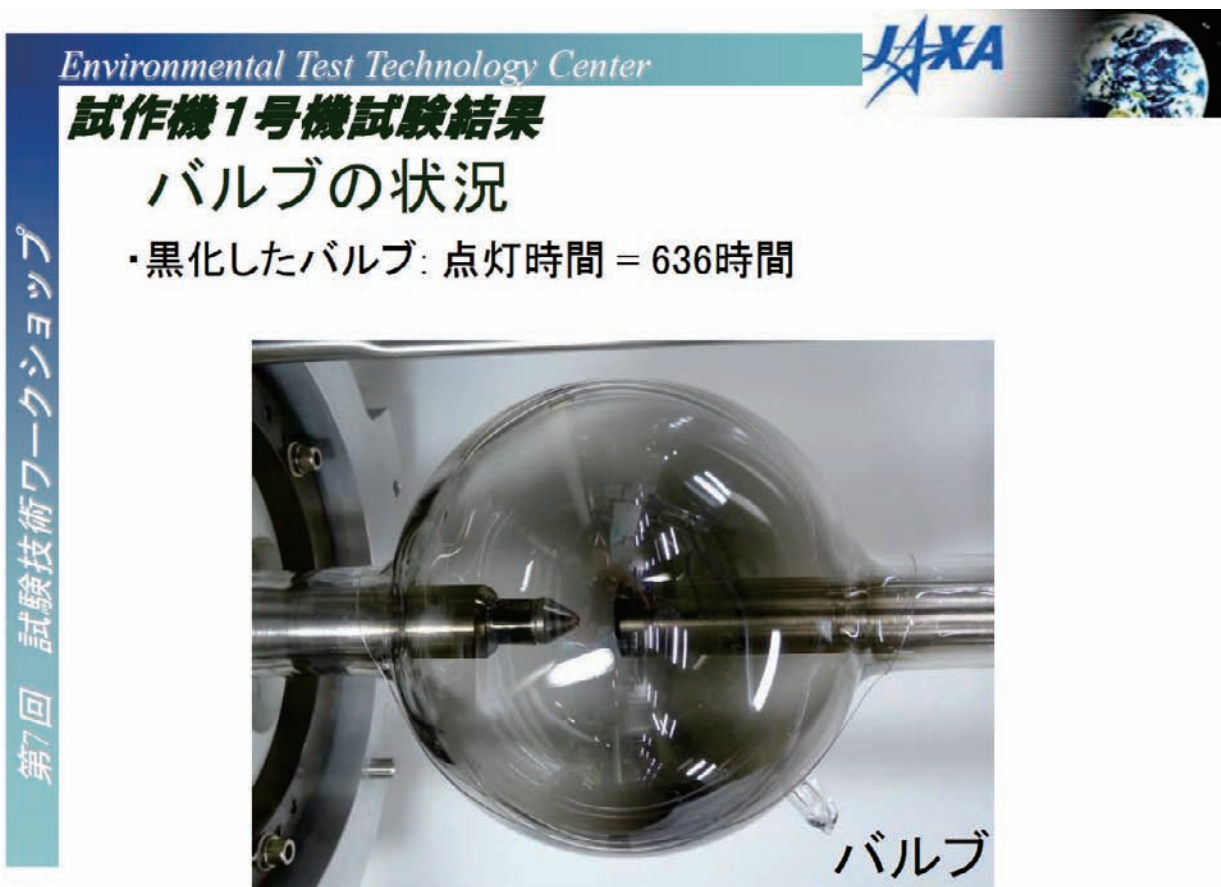
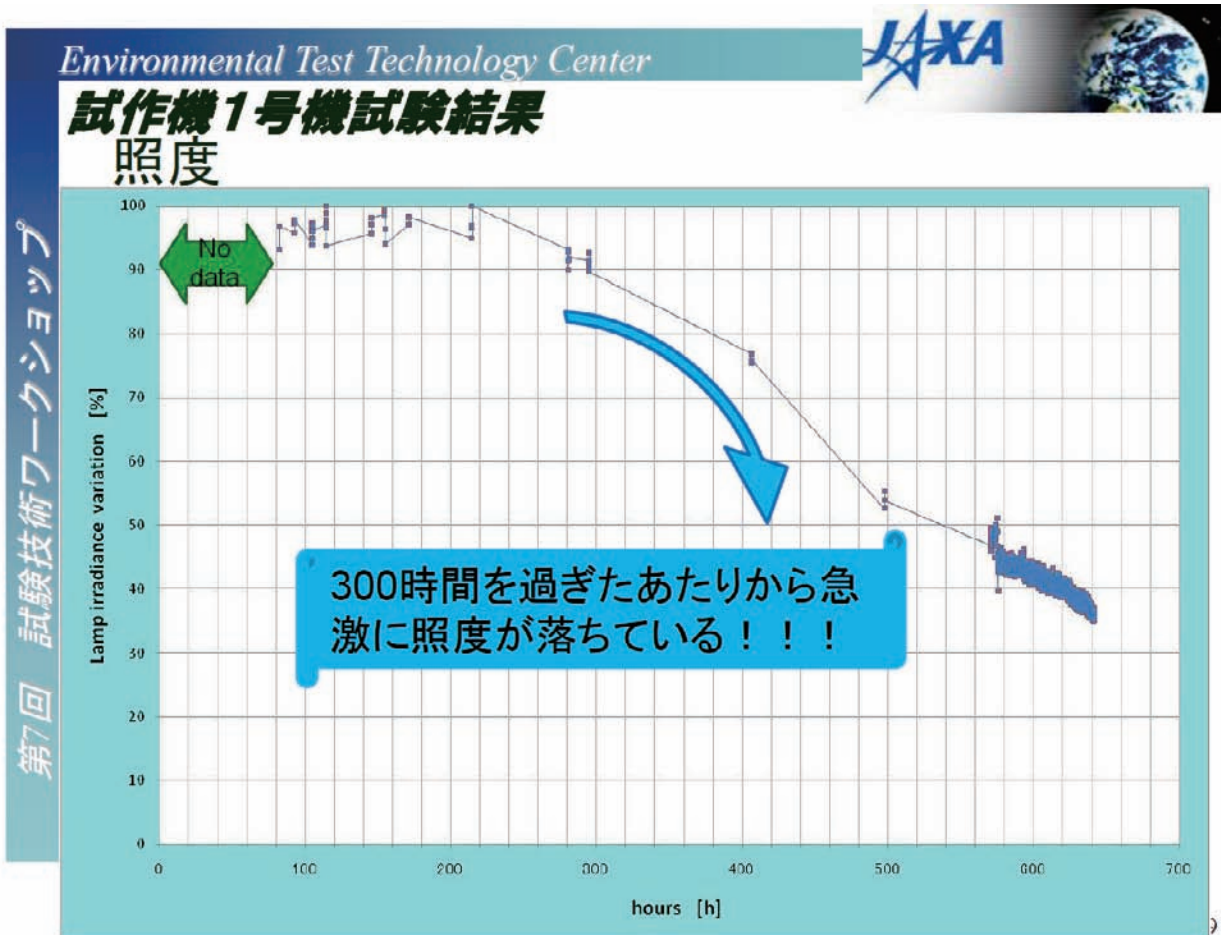
試作機1号機試験結果

試作機1号機の電流・電圧状況

636時間まで試験を行った。



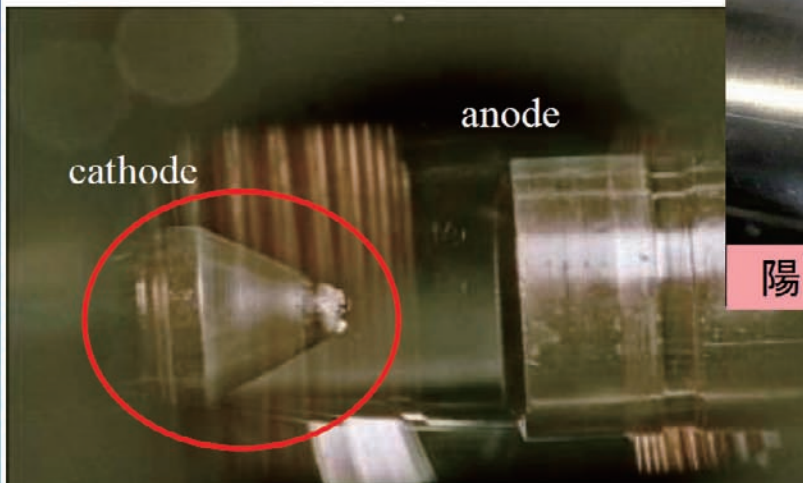
18



Environmental Test Technology Center



試作機1号機試験結果 電極の状況



cathode

anode



陽極にはダメージなし

第7回 試験技術ワークショップ

陽極は銅でできているため、黒化したのは陰極のタングステンが原因である。

→ 陰極の劣化→蒸発を防止することが必要。

1

Environmental Test Technology Center



試験機1号機結果

- * 陰極に劣化が観察された。(陽極に劣化はなかった。)
 - 陽極の改善確認が目的であったが、先に陰極が劣化したため、改善点の確認ができなかった。。。
- * 陽極だけでなく、陰極の改善も必要であることが判明した。
- * 陰極の改善点としては、電流密度を下げるため、陰極の面積を大きくすることにする。

第7回 試験技術ワークショップ



試作機2号機開発

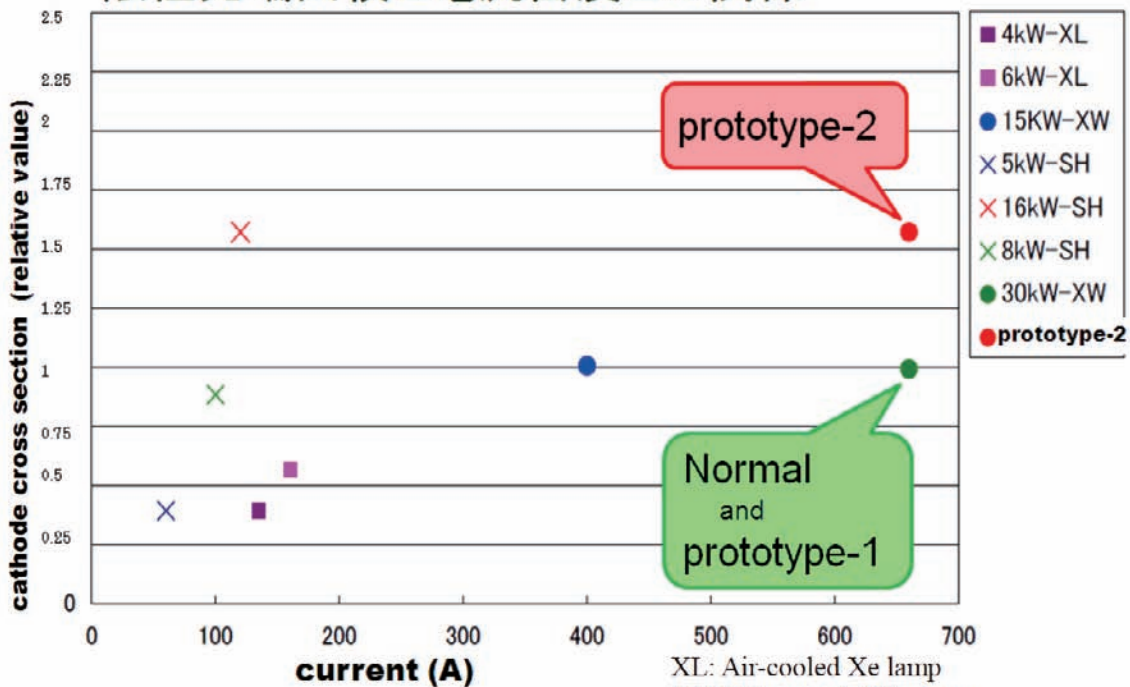
- * 試作機1号機の結果を受けて開発を行った。
- * 陰極の電流密度を下げるために陰極の設計を変更した。
- * 電流密度を下げるため、陰極の直径を大きくした。

23



試作機2号機の開発

陰極先端面積と電流密度との関係



XL: Air-cooled Xe lamp
 XW: Water-cooled Xe lamp
 SH: Super High pressure mercury lamp

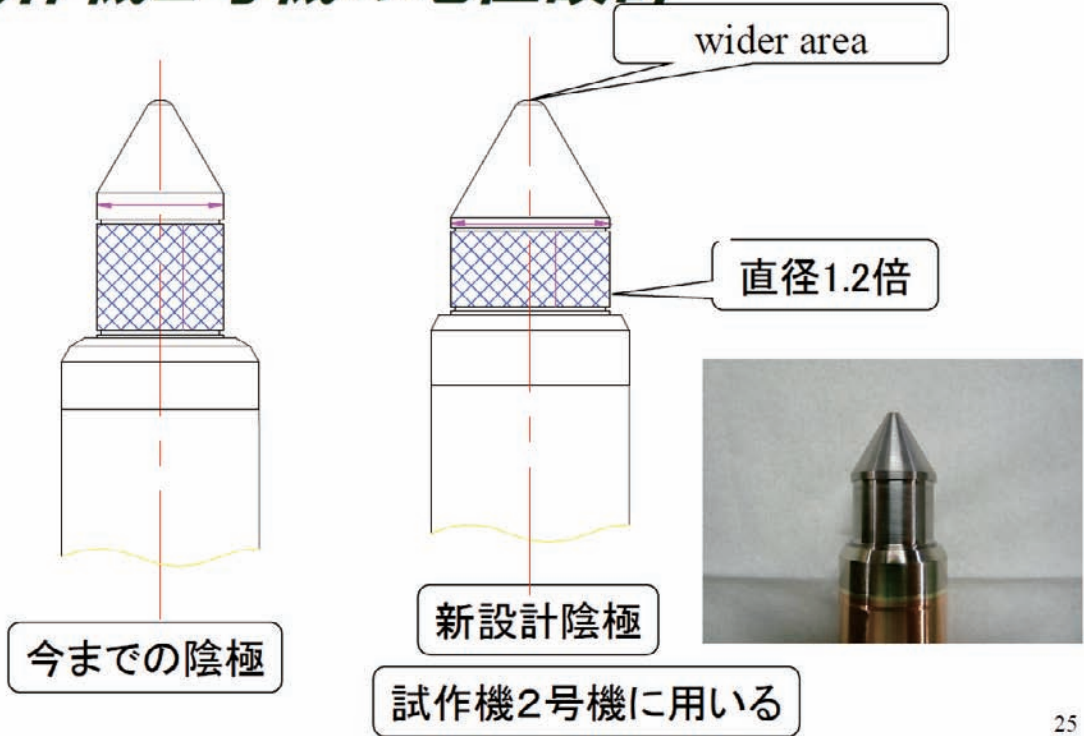
24

Environmental Test Technology Center



試作機2号機の開発

試作機2号機の電極設計

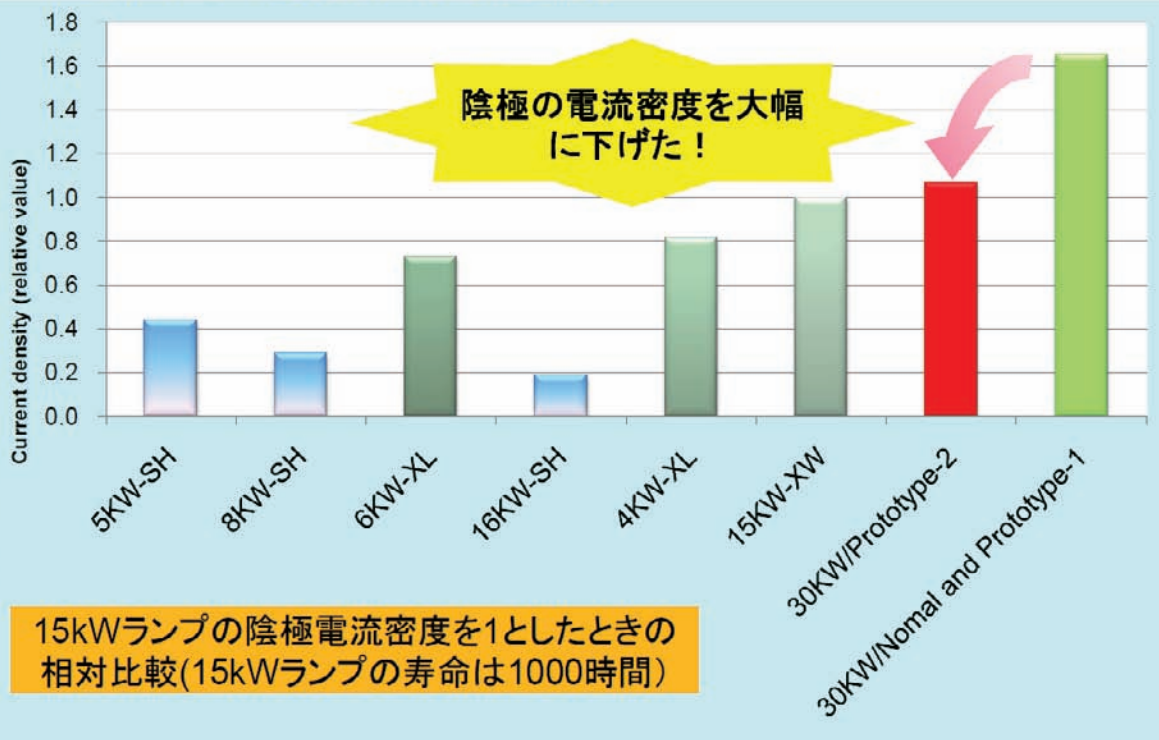




Environmental Test Technology Center



試作機2号機の開発

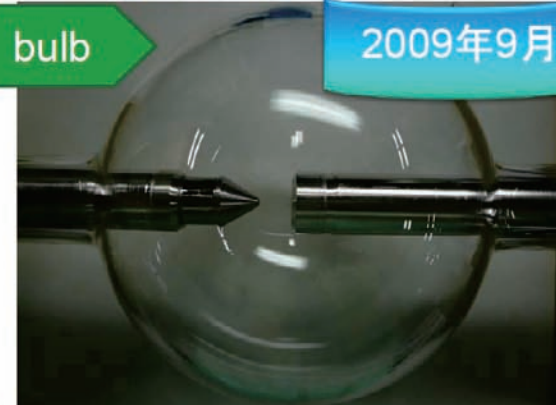
陰極の電流密度比較



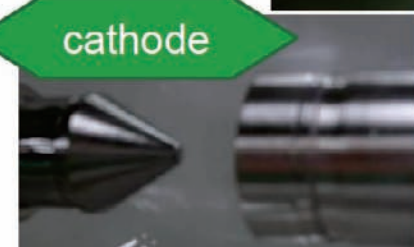

Environmental Test Technology Center  

試作機2号機の開発

bulb 2009年9月10日に完成!




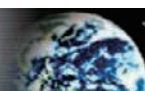
cathode anode

電流密度を下げた陰極 試作機1号機と同じ陽極

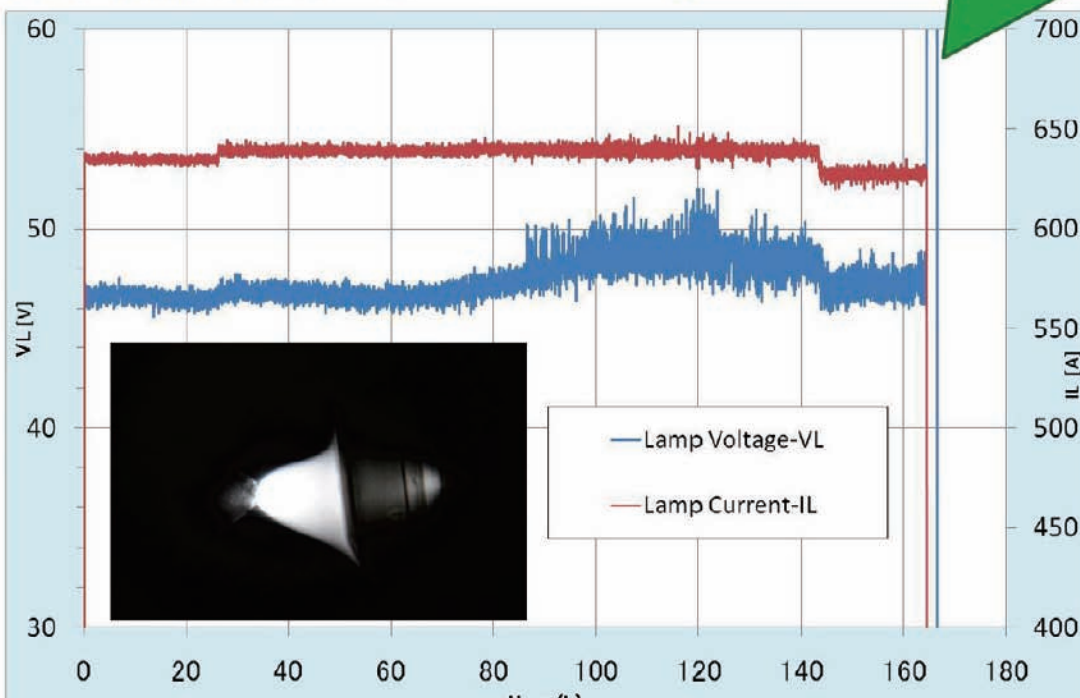
第7回 試験技術ワークショップ

27

Environmental Test Technology Center  

試作機2号機試験結果

ランプ電流と電圧データ 167時間で立ち消えした



VL [V] IL [A]

Hour (h)

— Lamp Voltage-VL
— Lamp Current-IL

第7回 試験技術ワークショップ

28

Environmental Test Technology Center



試作機2号機試験結果

第7回 試験技術ワークショップ



陰極先端が劣化している。

陽極に問題なし。



Environmental Test Technology Center



試作機2号機試験結果

第7回 試験技術ワークショップ

現在、立ち消えの原因調査中。

- 陰極を大きくしたことによって冷えすぎた？
- エミッターの分布はどのようになっているか？

etc...



新ランプ電極の開発

ランプの寿命を延ばすため、新電極の開発を行う。

陽極の開発

試作機1号機と試作機2号機では、陽極に銅のみを使用



銅よりも適切なランプ電極の材料を調査



電極にとって、ダメージが最も少ない材料を選定し、ランプ長寿命化を行う。

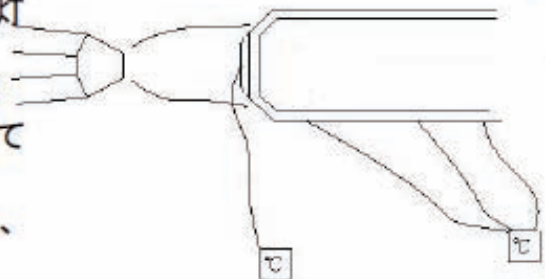


新ランプ電極の開発(陽極) 陽極の実験

電極の実験を行うにあたり、一つずつランプにしてはコストがかかりすぎる。→ランプの形状にしなくても電極の実験・評価ができるようにする必要がある。

バーナを用いた熱負荷実験

- 陽極の中に冷却水を流し、実際の点灯状態と同じ状態にする。
- 陽極の先端に熱電対を埋め込み、バーナであぶって、陽極にアークがあたっている時の温度負荷を模擬する。
- 陽極先端から何箇所か温度を計測し、陽極の温度分布を模擬する。



陽極単体にて、電極の開発が可能となる！



まとめ

- 陽極を改良した試作機1号機を開発し、実験を行った。
- 試作機1号機は、636時間点灯した後、バルブに黒化が起こった。
- 問題は、陰極の劣化であることが判明した。
- 陰極の劣化を抑えるため、電流密度を下げた試作機2号機を開発した。
- 試作機2号機は、陰極劣化のため、167時間で立ち消えした。原因は現在究明中。
- 電極の開発のため、陽極先端材料の実験・評価方法を確立した。

33



Future Study

陽極の先端材料評価結果

陰極の対策
(対策方法は検討中)

Prototype-3

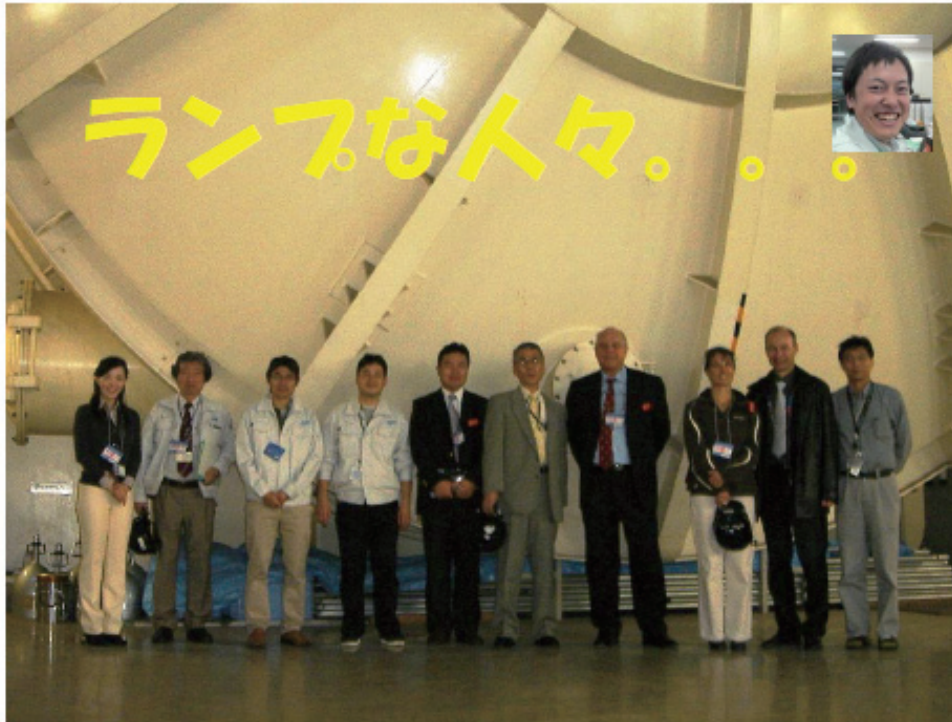
キセノンランプ寿命
800時間を目指す！

34

Environmental Test Technology Center



第7回 試験技術ワークショップ



終 35

質疑応答

質問者①

エミッターとはどのようなものなのでしょうか。

発表者

エミッターとは、電子放出をよくするために加える物質で、具体的には Th を使っています。タングステンに Th を混ぜて焼結させた金属で陰極を作っています。今の放電灯にはよく使われています。弱い放射線を用いて活性化させ、電子を放出しやすくしています。

質問者①

これは全てのランプについているのでしょうか。

発表者

そうです。陰極側についています。

質問者②

メーカーの保証期間が 400 時間とされており、かなり短い時間で故障している様に見えますが、メーカーがいう保証期間の定義はどうなっているのでしょうか。

信頼性を含めて、初期に比べて 70%の放射出力を維持できる時間ということによろしいのでしょうか。

発表者

保証寿命にはいろいろ定義はありますが、基本的には、光の照度が初期の 70%を低下するまで安定して使用できる時間という定義であって、その他の途中（400時間内）で立ち消えや点灯しないという現象は、寿命というか、むしろ不具合ということ考えています。

基本的には（初期に比較して）70%以上の放射出力で安定して使える時間を寿命としています。

質問者②

通常概念でいう信頼性を考慮しているわけではない、ということによろしいのでしょうか。

発表者

そうですね。通常概念とは分けて考えた方がいいと思います。

3.6 次期赤外線天文衛星 SPICA 試験の技術的チャレンジ

研究開発本部 熱グループ

佐藤 洋一 開発員



次期赤外線天文衛星SPICA 試験の技術的チャレンジ

2009年11月13日 試験センターシンポジウム

SPICAプリプロジェクトチーム **SPICA**
Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics

1



科学目標およびミッション概要

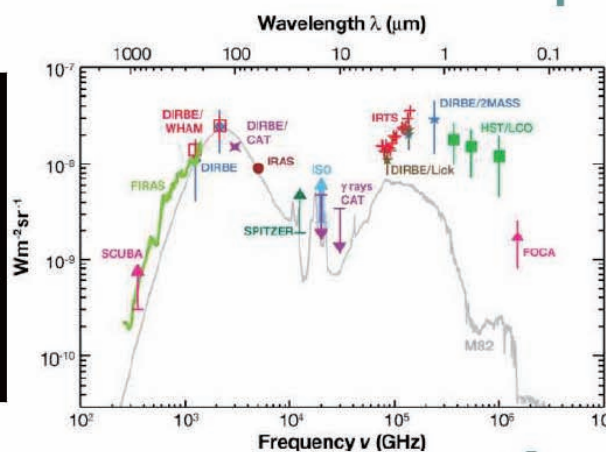
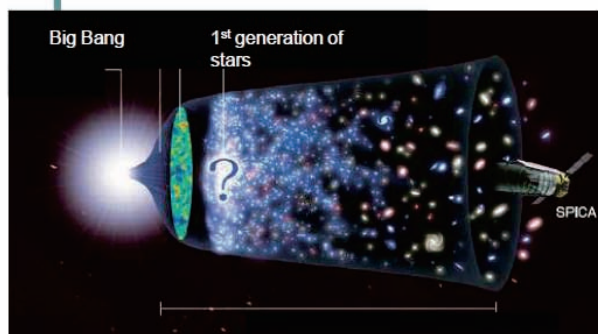
SPICA
Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics

2



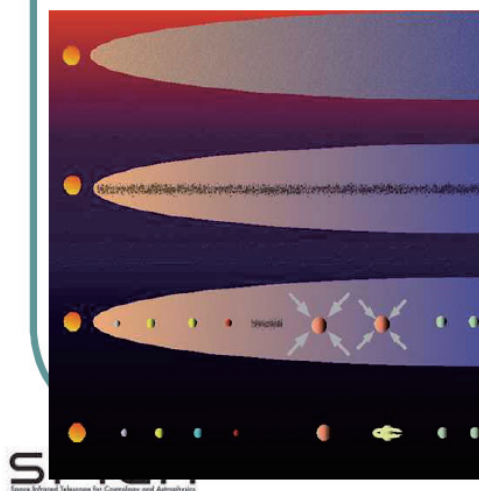
Scientific Goals (1/3)

- 銀河の誕生と進化過程の解明
 - How did the Universe originate and what is it made of ?



Scientific Goals (2/3)

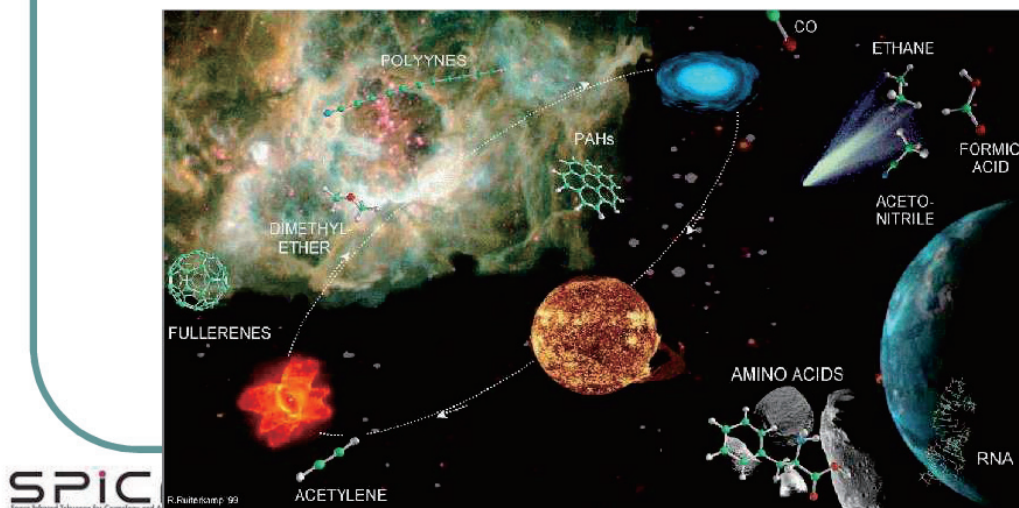
- 惑星系形成過程の総合理解
 - What are the conditions for stellar and planetary formation ?



5

Scientific Goals (3/3)

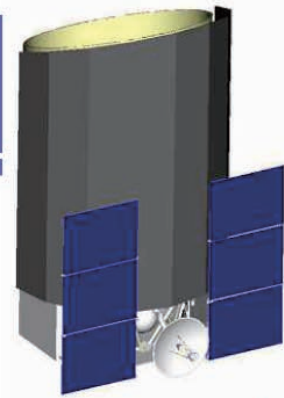
- 銀河星間空間における物質輪廻の解明
 - How did the universe evolve chemically ?
The emergence of life ?



6

SPICA ミッション概要

- 極低温赤外望遠鏡 (<6K)
 - 口径3m級の主鏡
 - 回折限界 5 μ m
- 赤外線天文観測ミッション
(中間・遠赤外線領域5-210 μ m)
- JAXA – ESA国際協力ミッション(Cosmic Vision M-class candidate)、韓国・米国の参加協力も計画
 - 運用軌道: 太陽-地球 ラグランジュ点(L2ハロー軌道)
 - ミッション期間: 3年(ノミナル)、5年(目標)
 - 打ち上げ: 2018年度



SPICA
Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics

7



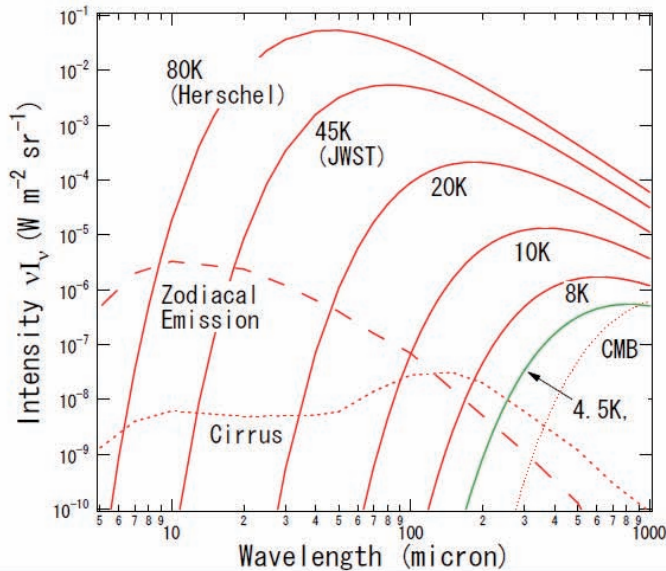
ミッション要求:
Cooling !!

SPICA
Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics

8

ミッション要求(1/2)

- 望遠鏡冷却(自然背景放射より低く)

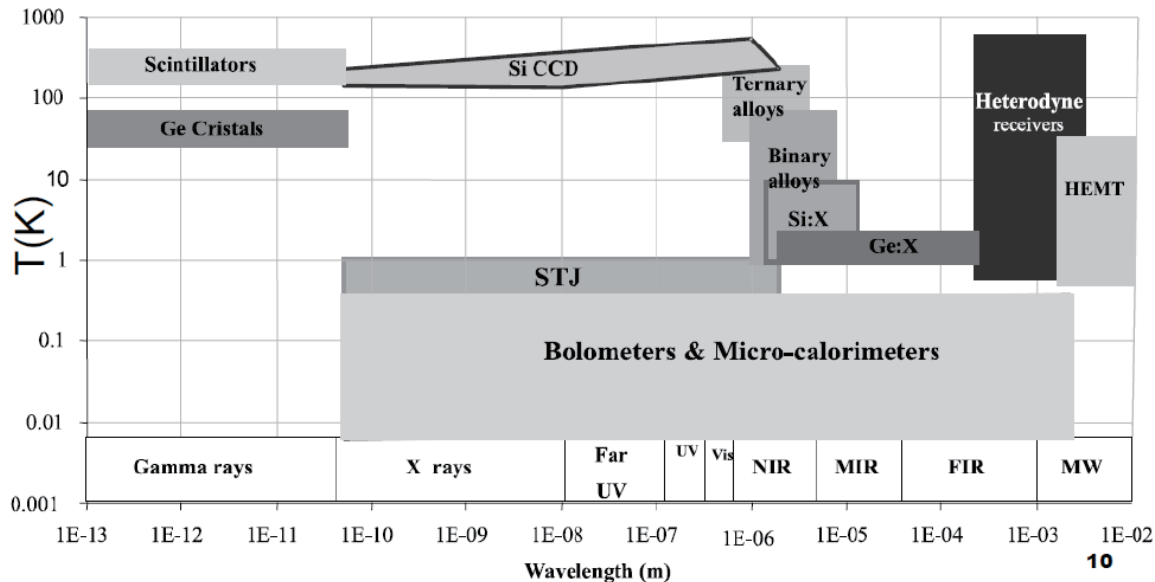


● Telescope Temperature: $\ll 10$ K required

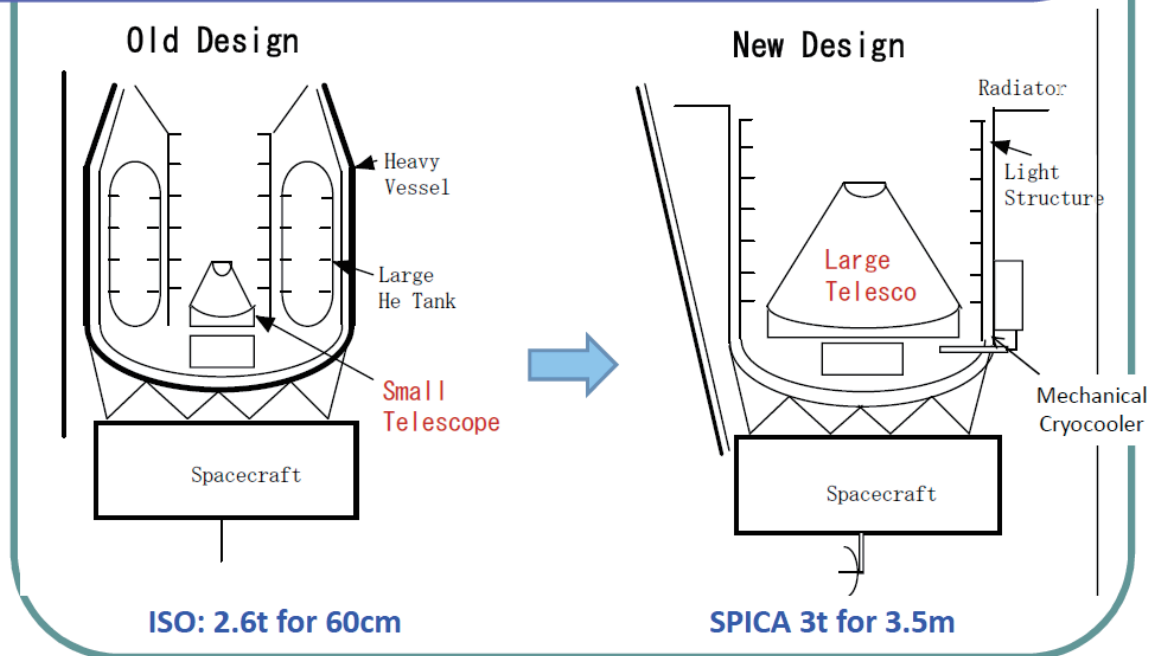
ミッション要求(2/2)

- 検出器冷却

Collaudin & Rando (2000) Cryogenics, 40, 797



ミッション部熱設計思想



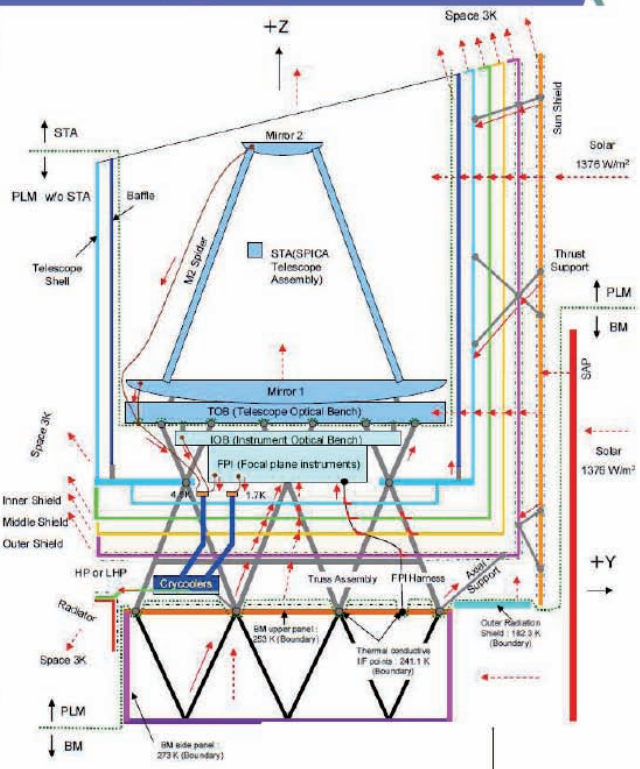
SPICA
Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics

No Cryogen → Large Telescope

11

SPICA 冷却システム概要

- 無寒剤
- 断熱・放射冷却
 - 熱シールド
 - 低熱伝導トラス
 - ラジエータ
- 機械式冷却
 - 機械式冷凍機で1, 4Kに冷却

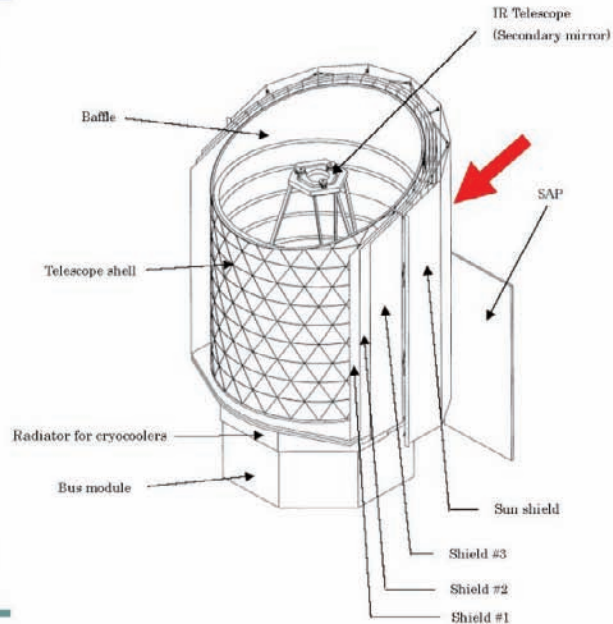


SPICA
Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics

SPICA冷却システムの熱設計

概念設計の目的

- ◆ バス部とのI/F条件を明確化し、バス部およびミッション部双方の熱的成立性を確認する。
- ◆ 4.5Kステージ(STA、IOB、FPI)への熱侵入量を熱解析により評価する。
- ◆ 構造条件(剛性、強度)を満たしつつ、ミッション部全体の質量を極力低減する。



SPICA概念設計フェーズ第4回全体会議

13

機械式冷凍機

Cooler type	20 K class	4 K class	1 K class
Cooling object	Precooling for JT	Primary mirror & Optical bench	Far-IR detector
Configuration	2-stage Stirling	2ST + ⁴ He-JT	2ST + ³ He-JT
Minimum cooling requirement	200mW@20K(EOL)	40mW@4.5K(EOL) (x 2 sets)	10mW@1.7K(EOL) (x 2 sets)
Demonstrated Cooling Power	325mW@20K	50mW@4.5K	16mW@1.7K
Driving power	< 90 W	< 160 W (x 2 sets)	< 180W (x 2 sets)
Service life	> 5 years	> 5 years	> 5 years
R&D level	AKARI (2006) Under improvement	ISS/SMILES (2009) Under Improvement	Astro-H/SXS (2013) Under development

● Most of the coolers will be flight-proven very soon.

● ADR for TES: under discussion



14



SPICA試験計画

SPICA
Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics

15

SPICA試験計画

- SPICAの特徴
 - 寒剤なしで極低温冷却を実現
 - 地上実証試験が困難
- 試験計画
 - ミッション部熱試験
 - SPICA望遠鏡 (STA:SPICA Telescope Assembly) の冷却光学試験
 - 焦点面観測装置 (FPI:Focal Plane Instruments) 総合性能評価試験

SPICA
Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics

16

FM試験計画(案)

平成28年度 FY2016												平成29年度 FY2017												平成30年度 FY2018											
4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3
一次適合合わせ試験												衛星総合試験												フライトオペ											
STA(FM)納入																																			
ミッション部FM組立												ミッション部FM単体試験																							
FPI(FM)納入												FPI極低温性能評価試験												STA極低温光学性能試験											



極低温環境でのSTA光学性能試験



SPICA望遠鏡

SPICA Telescope Assembly (STA)



- 3.5m is technically a good choice
 - Monolithic Mirror
 - Ceramic material (SiC)
 - No deployable mechanism
 - Simple, Feasible, Reliable
 - Smooth PSF
 - Essential for Coronagraph
 - **Herschel & AKARI Heritage**
 - SPICA: WFE $0.35\mu\text{m}$, 5K (3.5m)
 - AKARI: WFE $0.35\mu\text{m}$, 6K (70cm)
 - Herschel: WFE $6\mu\text{m}$, 80K (3.5m)

SPICA
Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics

19

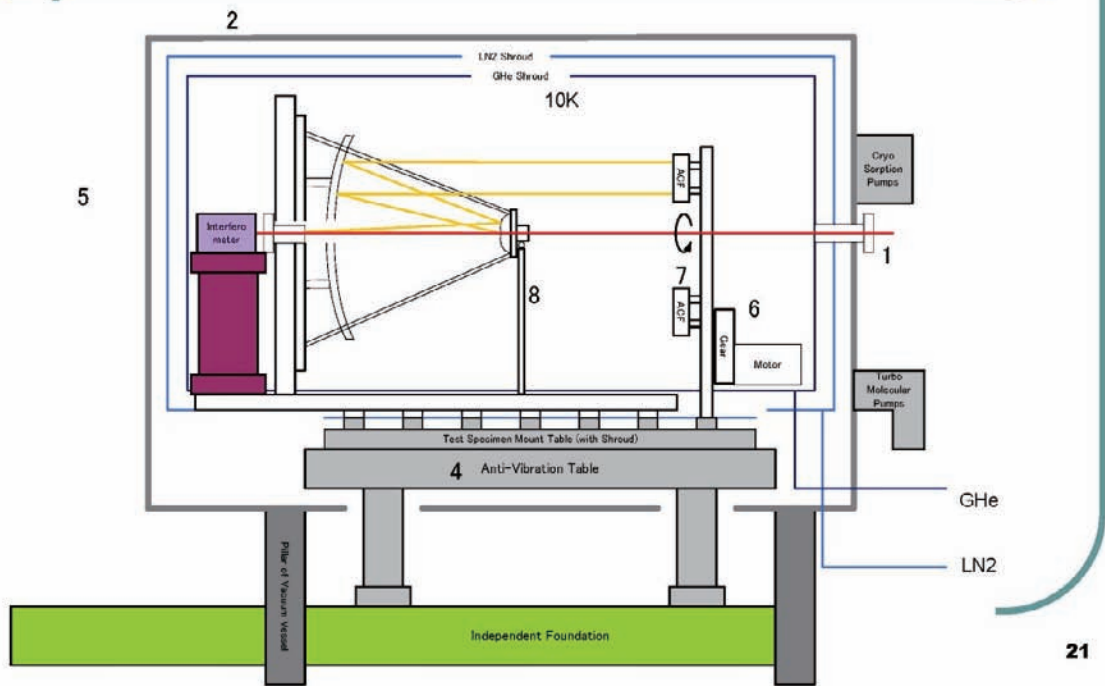
STA極低温性能評価試験(1)

- 時期: 2017年前半、1-2ヶ月間
- 場所: 6mスペースチェンバー
- 構成:
 - IOB(FM) + STA(FM)
- 目的:
 - STAの極低温($<10\text{K}$)での光学性能の評価。
 - スティッチング法で複数の測定を接続する
 - シュラウドを増設しく 10K を実現。

SPICA
Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics

20

STA極低温性能評価試験(2)



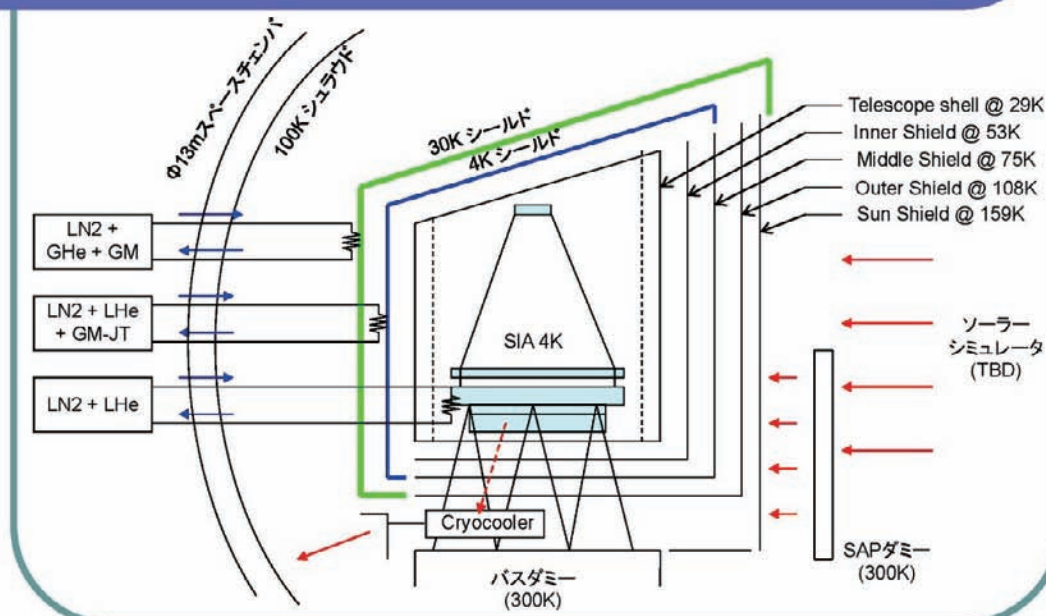
ミッション部熱試験

SPICA
Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics

ミッション部熱試験

- 目的
 - SPICA冷却システムの性能評価
- 場所: 13mスペースチェンバ(要調整)
- 方法
 - 既存チェンバーに極低温シールドを追加
 - 30Kシールド: LN₂(室温→80K) ⇒ GHe(80K→30K)
 - 4Kシールド: LN₂(室温→80K) ⇒ LHe(80K→4K)
 - 冷却時間短縮のための追加冷却能力の必要性
 - SIAをLHeで強制冷却後、搭載冷凍機(FM)で4.5Kに維持
 - SIA (Scientific Instrument Assembly)
=STA + IOB + FPI

ミッション部熱試験

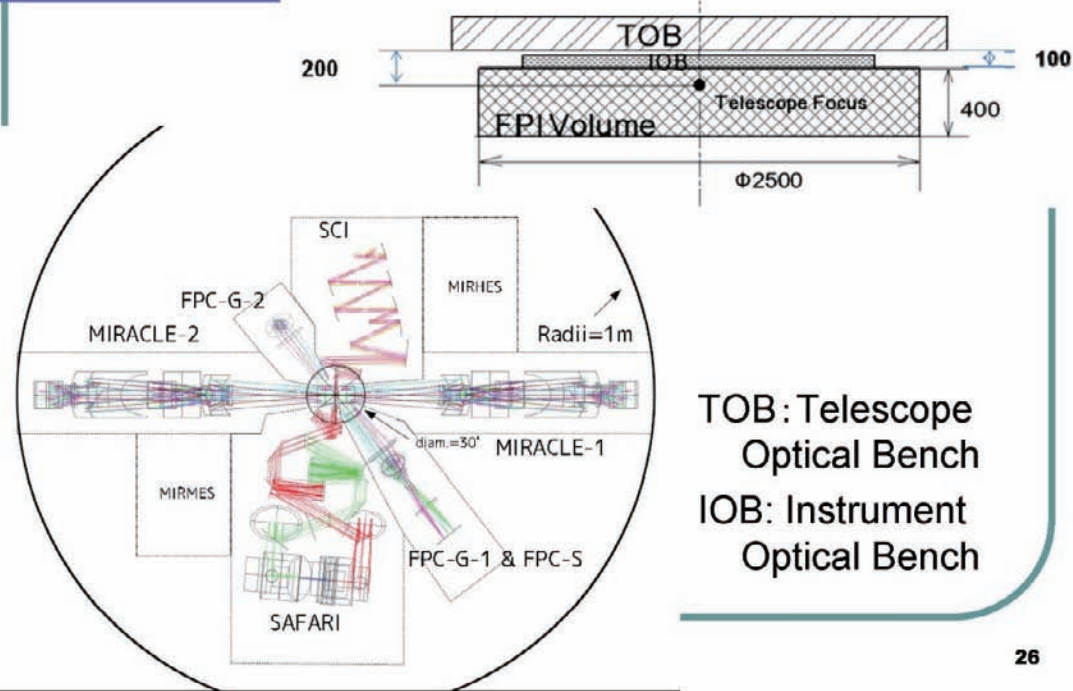




FPI総合性能評価試験

25

SPICA望遠鏡焦点面観測装置 Focal Plane Instrument (FPI)

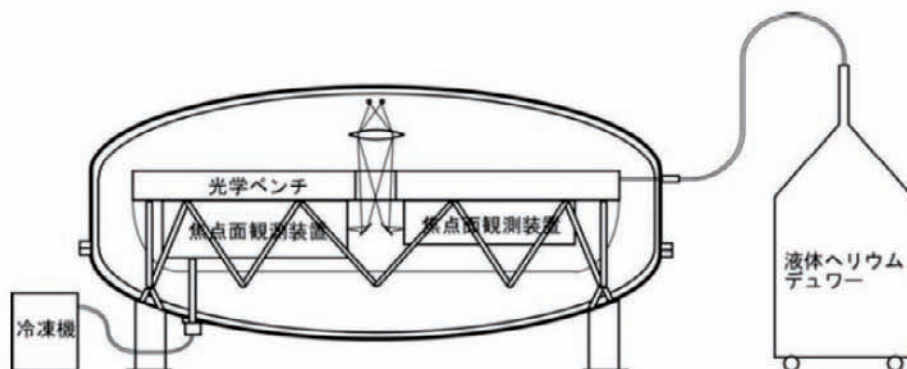


26

FPI低温性能評価試験 (1)

- 時期: 2016年後半、1-2ヶ月間
- 場所: 6mスペースチェンバー? (要調整)
- 構成:
 - IOB(ダミー) + FPI(FM) + 冷凍機(FM) + FPI-E(FM) + STAシミュレータ
- 目的:
 - すべてのFMのFPIがそろった状態で、極低温におけるすべてのFPI機能と、電氣的・光学的性能評価試験(光学性能はSTAシミュレータで)および相互干渉試験。

FPI低温性能評価試験 (2)





質疑応答

質問者①

1点ご質問したいことがあるのですが、光学系でさらに極低温の試験を組まれるということで、ミラーに対するコンタミはかなり問題になってくるものと思われれます。

今後、具体的にコンタミに対して、試験運用と試験と軌道上の運用に対して、どのように管理していくのか、決まっていることがあれば教えていただきたいのですが。

発表者

コンタミに関する軌道上での考え方、試験でどのように考えるかといったところで、治具としての300Kがあり、一方4Kがあつて、言ってみればこの4Kがかつこうのコンタミトラップになっていますので、こういった治具から見たコンタミをどのようにするかといったところを考えないといけないというところは認識しております。

一つの大きな案としては、バス部と一緒にしない。バス部からいろいろなコンタミが出てくると思いますので、バスとミッションをSAPも含めて切り離して、治具でその温度をカバーして、個々に対するコンタミの影響を取り除くというのを試験では一つ考えています。

軌道上でもすごく重要なところで、打上前に当然のことながら各機器をベーキングしなければいけません。具体的な対応策というのはまだ無いのですけれども、光学性能もそうですが、熱制御系に対しても大きい影響を及ぼすものがコンタミだと認識しておりますので、今後の検討事項だと考えております。

質問者②

LHe を搭載しないで極低温を実現するということですが、衛星の寿命を決定する上で一番ネックとなる部分はメカニカルな冷却系なのでしょうか。それとも他にあるのでしょうか。

発表者

過去の衛星では寒剤を積んでいたもので、その寒剤の消費時間がミッション寿命を決定していました。SPICA ではご指摘の通り、機械式冷凍機のメカニカルな部分というのが、衛星の寿命を決める一つの要素になります。

冷凍機は確実に寿命を決める要素となっておりますので、その信頼性の向上というのが一つの重要な研究課題となって我々が取り組んでいるところです。

質問者③

冷却の話も出たのですが、チャンバになると振動の問題が出てくると思います。6mの中

に GHe のシュラウドを設けるとお話を、この辺が振動源になると思います。なおかつモータ駆動部は、いくら独立基礎を設けても、自身で振動が出てくるので、低温以外にも常微振動の方の検討が必要かと思いますが、いかがでしょうか。

発表者

SPICA の光学系に関して、擾乱振動というのはまた重要なファクターです。望遠鏡の試験に対してどのように擾乱を考えていくかというのは、現状まだ検討しきれてないところではあります。ご指摘のように He 配管やモータが擾乱源として存在する試験となりますので、何かしらの擾乱を補正する考えが今後必要になると思います。

質問者③

低温に加え、擾乱の方も含めて検討を進めていただければと思います。

3.7 軌道上温度評価に必要な、 軌道上熱環境モニタの提案

日本電気株式会社 宇宙システム事業部

独立技術評価室

間瀬 一郎 氏

Empowered by Innovation **NEC**

軌道上温度評価に必要な 軌道上熱環境モニタの提案

第7回試験技術ワークショップ

2009年 11月13日

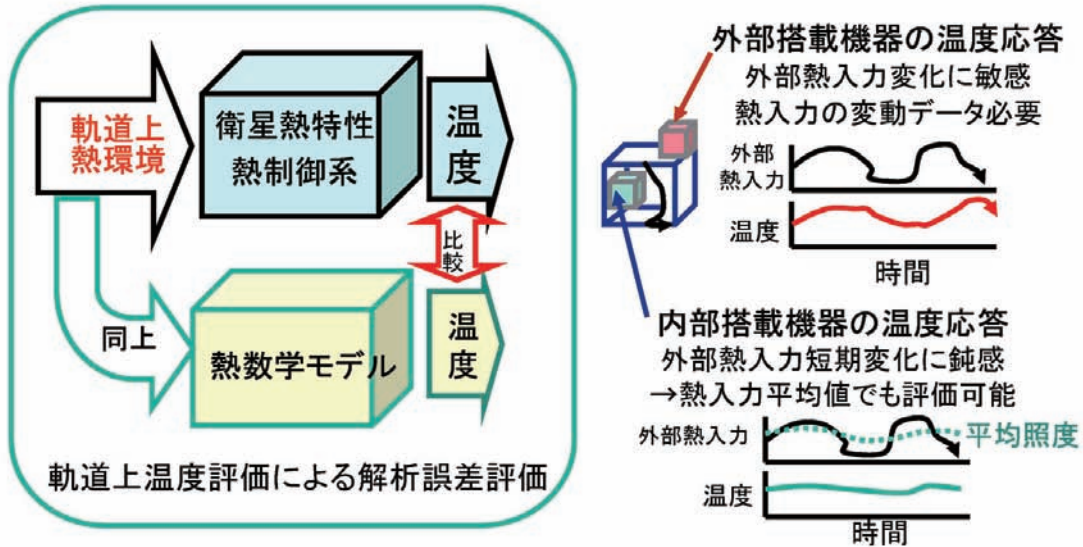
日本電気株式会社
宇宙システム事業部
間瀬一郎

要約

- 現在、衛星設計に用いた熱数学モデルでの解析値と運用状態での実測値とを用い**軌道上温度評価**が行われている。
- 衛星の軌道上温度評価を行うにあたっては、軌道上熱環境をより正確に把握しておくことが重要である。
特に、**衛星外部搭載機器**に必要な温度マージンの評価を行う際には、温度応答が**熱環境変化に敏感な**(変化が速い)ので、軌道上実測**温度に同期して実測したアルベド・地球赤外光等の詳細データ**が必要となる。
- このような**軌道上熱環境を把握するためのモニタ**(方法or装置)について提案する。

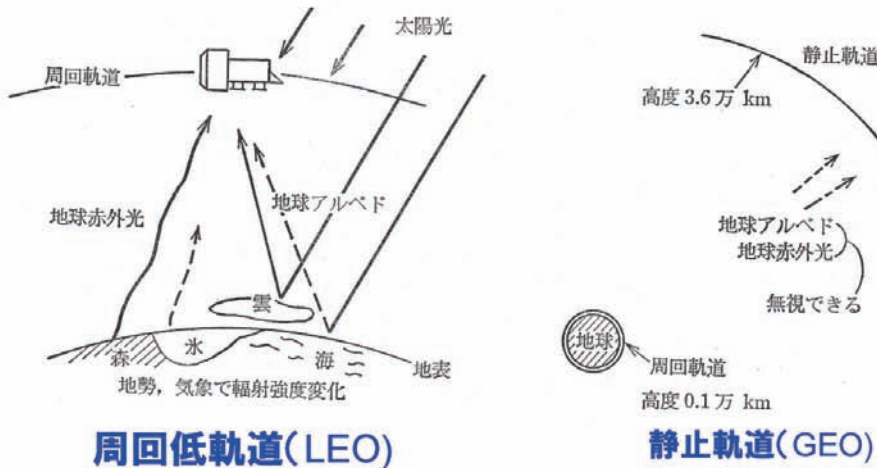
1. 背景：軌道上熱環境モニタの目的

外部露出機器は温度変化が速いので、軌道上温度評価には、軌道上温度に同期して実測した外部熱環境の過渡変化データ必要



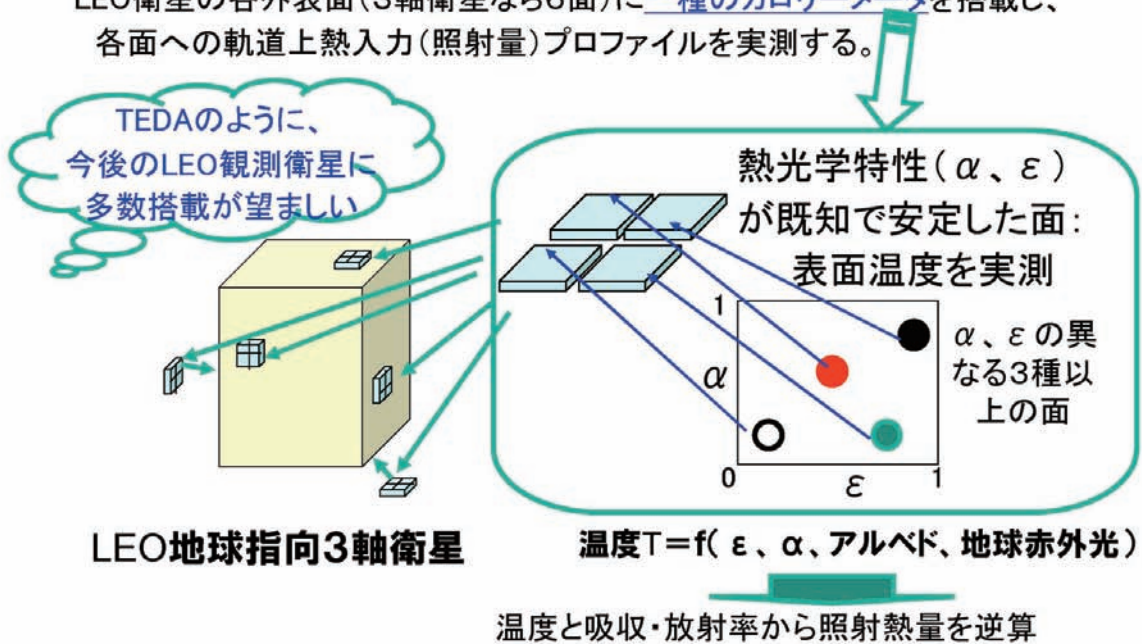
2. 外部熱環境：地球アルベド・地球赤外光の変化実態

外部熱環境 { 太陽直射(短期変化無し:安定)
(地球)アルベド } LEOでは、地表面状態(海、森、砂漠、極地氷・・・)、
地球赤外光 } 温度(赤道、極域)、気象(雲の有無)により、
時々刻々と激変する。(参照NASA-SP-8067)



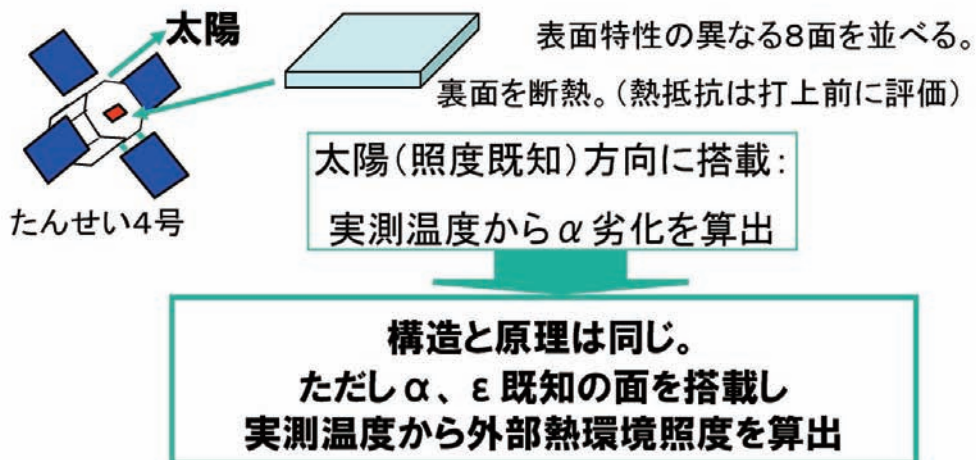
3. 外部熱環境モニタの提案：＜概念＞

LEO衛星の各外表面(3軸衛星なら6面)に一種のカロリメータを搭載し、各面への軌道上熱入力(照射量)プロファイルを実測する。



4. 外部熱環境モニタの提案：＜具体例＞

過去の実例：たんせい4号表面熱特性モニタ(注1)



注1：出展：「宇宙環境下での比(α_s/ε)の測定」
NEC松藤、ISAS大西、他。 1981 第25回宇科連 2A5

質疑応答

質問者①

外部搭載機器に対して時々刻々の熱入力データを測定したいということなのですが、カロリメータの熱入力を計算する仮定として、カロリメータの受光面が熱平衡状態になったという仮定があると思います。時々刻々のデータを取得する際に、カロリメータの受光面がすぐ熱平衡状態になるのかどうかという点が疑問なのですが、その点を教えていただきたいと思います。

発表者

先ほどの「たんせい4号」の例ですと、0.2mm くらいのアルミの箔を使用しました。1分か30秒くらいで温度平衡に達しました。カロリメータは環境試験技術センターさんが何年前か前にチャンバ用に作られたものと同じようなイメージです。

質問者①

カロリメータのすごく薄いものだと思えばよいでしょうか。

発表者

はい、そうです。

質問者②

質問ではなくてコメントなのですが、TEDA のことも色々と宣伝していただいてありがとうございます。

同じような計測は TEDA でずいぶん昔から行っておりました、一番最初に行ったのは ETS-V という静止衛星でした。10年間、 を測るという目的で、平衡温度に達した状態で測っておりました、10年間の 、 の変化を三種類の材料で測りました。ISAS の衛星である SFU でも 、 が1年半くらい測れたというデータもいただきまして、そのデータが ETS-V のデータとよく合っていたということもありました。

また、今後は低軌道の衛星でも行ってみようということで、我々も今、計画をしています。間瀬さんがご提案になったようなものと同じようなものですが、CNES と JAXA がずっと色々な面で共同実験をやっているのですけども、CNES で同じようなセンサ、間瀬さんのご提案とまさに同じようなセンサで搭載実績があるものがあります。

名前は忘れましたが、それを JAXA の SDS のミッションに提案しております。JAXA の TEDA が CNES の衛星に載ったように、今度は CNES のセンサを JAXA の衛星に載せようということで、今提案中です。

もしそれができれば、小型衛星の1点だけに外部ですけれども、低高度の衛星に同じよ

うな実験を今後行おうとしております。間瀬さんが提案されたようなものを沢山搭載することができれば非常に良いのではと思っております。

発表者

ありがとうございます。

3.8 閉会挨拶

環境試験技術センター

齋藤 幹雄 センター長

本日は急に寒くなり天候もあまり良くないところを皆様にはたくさんお集まりいただきまして、ありがとうございます。また、ご清聴のうえ活発に議論をしていただけましたことを大変有り難く存じます。また遠路はるばる本講演のためにお越しいただきまして貴重な内容をご紹介くださいましたご講演者の皆様方に、心よりお礼を申し上げます。

本日は音響、振動、熱、試験に関わる世界の動向、熱の模擬、また設備の一部としての高照度ランプの改良等、盛りだくさんの内容が紹介されましたが、これらはいずれも試験を行う上で非常に重要な技術であると考えております。試験を確実に行うためには今後とも解明すべきことが多々ございます。このような場で皆様のご意見、解明すべき課題、ヒント等をいただければ大変幸いですし、また今後とも活発に議論を進めて参りたいと思っておりますのでよろしくお願い致します。

来年もこの時期ぐらいに本ワークショップを開催したいと計画致しておりますので、今後とも皆様にはご参加いただきまして活発な議論を交わしていただけますよう、お願い申し上げます。これをもちまして本ワークショップを閉会させていただきたいと存じます。本日はどうもありがとうございました。

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-09-007

発行 平成22年2月26日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 株式会社 実業公報社

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記をお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1

TEL : 050-3362-6224 FAX : 029-868-2956

©2010 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

