

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9回試験技術ワークショップ開催報告

Proceedings of the Ninth Workshop on Environmental Testing

2012年3月

March 2012

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

1. 開催概要	1
2. 開催目的	1
3. 講演プログラム及び概要	1
4. キャッチコピー及び宣伝ポスター	1
5. 講演内容	7
5.1. 開会挨拶	7
5.2. 数値シミュレーションを用いたロケット打上げ時の音響環境解析	9
5.3. システム熱真空試験と放電現象	27
5.4. 複合物理領域シミュレーションのための力学の改革	41
5.5. アンテナ測定の基礎と測定の効率化	57
5.6. EarthCARE/CPRの試験検証における海外機関,海外メーカとの調整状況	77
5.7. 超小型衛星の耐宇宙環境性評価基準の構築	91
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	107
5.9. 閉会挨拶	117
6. ポスターセッション	119

1. 開催概要

開催日時：平成23年11月10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、

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

を目的として開催するものである。

3. 講演プログラム及び概要

講演プログラム及び概要を表1に示す。

また、ポスターセッションの発表内容及び概要を表2に示す。

4. キャッチコピー及び宣伝ポスター

キャッチコピーを設け、以下とした。

「環境試験が導く、確かな未来。」

また、宣伝用に配布したポスターを図1に示す。

表 1 (1/2) 講演プログラム及び概要

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 理事 本間 正修)	
13:10～13:40	<p>「数値シミュレーションを用いたロケット打上げ時の音響環境解析」</p> <p>ロケット打上げ時のフェアリング内部音響環境を予測・低減化するため、JAXAでは数値流体力学(CFD)を用いた音源の解析、音響学的手法を用いた音響伝播計算、及びハイブリッド有限要素・波動ベース法を用いたフェアリング透過・内部音響振動解析を実施しており、イプシロンロケット等の開発で徐々に適用され始めている。本稿ではこれらの手法の開発状況や適用事例を紹介する。</p>	宇宙航空研究開発機構 情報・計算工学センター 堤 誠司 氏
13:40～14:10	<p>「システム熱真空試験と放電現象」</p> <p>宇宙機システムの熱真空試験において注意すべき現象として、宇宙機搭載機器の放電現象があげられる。打上げ時の環境とは異なり、熱真空試験の中での圧力環境においては、特に高電圧機器に対する配慮が重要である。本講演では、熱真空試験における放電現象の概要と、留意すべき課題について述べる。</p>	三菱電機 株式会社 田中 好和 氏
14:10～14:20	休憩	
14:20～14:50	<p>「複合物理領域シミュレーションのための力学の改革」</p> <p>エネルギーが構造・運動・電気・熱・流体などの工学の各分野間を自在に流動し変換することによって使命を果たす機械の開発には、複合物理領域を統合したシミュレーションが必要である。その実現には、各分野の物理理論が、全分野を横断する唯一の概念であるエネルギーを表に出した形で、物理法則の対称性と自然界の閉じた因果関係を正しく表現していることが、不可欠である。在来力学は、電磁気学などとは異なり、この要求を十分満足しておらず、統合シミュレーションの障害となっている。本研究では、この問題を解消するために、物造りに必要な弾性体の力学の一部を改革することを試みる。</p>	東京工業大学 名誉教授 長松 昭男 氏
14:50～15:20	<p>「アンテナ測定の基本と測定の効率化」</p> <p>アクティブフェイズドアレイ等の普及に伴ってアンテナの測定も高度化し、評価すべきパラメータは増加する一方である。またこれに要する時間、コストも増大している。本講演では宇宙関連での応用を中心にアンテナ測定の基礎から説明を始め、複雑化した評価を最新の技術でどのように高速化、効率化していくかを説明する。また今後の展開、課題等についても紹介する。</p>	アジレント・テクノロジー 株式会社 大沼 克己 氏
15:20～16:10	休憩・ポスターセッション(後述)	

表 1 (2/2) 講演プログラム及び概要

時間	題目及び概要	講演者
16:10～16:40	<p>「EarthCARE/CPRの試験検証における海外機関、海外メーカとの調整状況」</p> <p>雲エアロゾル放射ミッションEarthCAREは、ESAが開発する衛星に日本が提供する雲プロファイリングレーダ(CPR)を搭載するという国際協力ミッションである。また、CPRの開発においても主要なサブシステム開発を海外メーカが担当する国際協力体制となっている。このような状況の中で起きている、国内と海外での設計や試験に対する考え方の違いによる問題や、調整状況について報告する。</p>	<p>宇宙航空研究開発機構 EarthCAREプロジェクト 岡田 和之 氏</p>
16:40～17:10	<p>「超小型衛星の耐宇宙環境性評価基準の構築」</p> <p>超小型衛星の、低コスト・短納期という利点を保ったまま、信頼度を向上させるためには、新たな考え方に基づいた環境試験が必要である。過去50年の経験に基づいて、中・大型衛星用には、国内外に環境試験の規格が存在する。しかし、これらは、宇宙認定品を使用したことを前提とした超高信頼度を求めるための試験規格である。超小型衛星は地上民生品を広範囲に使用することによって、低価格と短納期を実現しようとしている。現在のところ、衛星開発者と顧客の間では、どの程度まで超小型衛星の試験をすべきであるかについて、明確な線がひかれておらず、混乱の元になりかねない。超小型衛星システムと搭載機器について、環境試験方法の国際標準規格を作成するための国の補助事業が2011年9月より開始された。この講演ではその概要について述べる。</p>	<p>九州工業大学 教授 趙 孟佑 氏</p>
17:10～17:40	<p>「宇宙開発に関する海外試験標準及び試験技術の動向」</p> <p>最近の宇宙開発は、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活動への転換期であり、宇宙機の開発コスト低減は、重要な課題となっている。従来からの地上での試験は、宇宙機の開発検証手法として宇宙機の信頼性保証の重要である。しかし、地上試験の重要性を強調することにより、宇宙機の開発コストが大幅に増加する側面がある。今後は、宇宙機の設計製造信頼性を確保しながら、試験のコストを低減することが必要である。本発表では、海外学会の参加、文献調査などを通じて海外の試験効率化、低コスト(費用対効果)試験設備及び試験標準の改定の動向について紹介する。</p>	<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</p>
17:40～17:45	閉会挨拶 (宇宙航空研究開発機構 環境試験技術センター長 西田 隆)	
17:50～19:50	意見交換会 (厚生棟にて、会費: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
WS9-P01	<p>「光学シミュレーションによるソーラシミュレータの均一度向上検討」</p> <p>8mφスペースチャンバはソーラシミュレータを有しており、宇宙機に均一なソーラ光を照射することができる。ソーラシミュレータを構成する光学機器の配置を変更することで容易かつ安価にソーラシミュレータの均一度を向上できることが分かっている。その最適な配置を光学シミュレーションにより検討した概要と結果について示す。</p>
WS9-P02	<p>「環境試験設備における分子状汚染環境」</p> <p>宇宙機開発の一連の流れにおいて、環境試験はコンタミネーション発生リスクが高いフェーズだと言われている。環境試験技術センターでは各試験設備において分子状汚染計測を実施してきた。その計測方法と結果について紹介する。</p>
WS9-P03	<p>「30kWキセノンランプ長寿命化検討」</p> <p>筑波宇宙センターのスペースチャンバに付属しているソーラシミュレータでは、水冷型 30kWキセノンランプを使用している。環境試験技術センターは当該キセノンランプの長寿命化に資するため、ランプ陰極の形状改善・ランプ電源の高安定化に取り組んできた。本発表では、検討により得られた成果及び現在の課題について紹介する。</p>
WS9-P04	<p>「熱真空検証装置の整備」</p> <p>ベークング効果検証のために旧イオンエンジンチャンバの一部を流用し、熱真空検証装置として整備を進めている。本ポスターセッションでは、整備の進捗状況と設備緒元について紹介する。</p>
WS9-P05	<p>「音響振動応答予測手法の検討および試験実証」</p> <p>宇宙機開発において、音響負荷時の構造振動応答を求める問題は長年の難しい課題となっている。この課題の解決のため、環境試験技術センターではJANETの開発を初め、音響振動応答予測手法を検討してきた。これらの手法および試験実証について</p>
WS9-P06	<p>「人工衛星分離時の衝撃予測応答低減策の検討」</p> <p>人工衛星分離時に生じる衝撃応答レベルを設計初期段階で簡易的に見積もる計算法について紹介し、試験データとの比較結果を示す。</p>
WS9-P07	<p>「ランダム振動試験と音響試験の選択」</p> <p>人工衛星搭載機器にはロケット打上げ時のランダム環境によって機器が壊れないことを検証するための試験が要求される。特に小型衛星や中型衛星では、ランダム振動試験と音響試験のどちらで検証すべきか議論がある。今までの経緯と指針について、最近の研究結果を交えつつ紹介する。</p>
WS9-P08	<p>「環境試験設備 東日本大震災からの復旧」</p> <p>平成23年3月11日午後14時46分に発生した東日本大震災では、環境試験設備に多数の被害をもたらした。環境試験技術センターでは、震災後の設備復旧作業に逸早く着手し、環境試験設備を順次復旧させることにより、打上計画への影響を回避することができた。環境試験設備復旧の経緯について紹介する。</p>



第9回 試験技術ワークショップ

■日時: 2011年11月10日(木)

13:00～17:45 引続き意見交換会

■会場: 筑波宇宙センター

総合開発推進棟1F大会議室

■主催: JAXA環境試験技術センター

入場無料
(事前申し込み不要)

■プログラム

- | | |
|-------------|------------------------------------------------------------------------|
| 13:10～13:40 | 「数値シミュレーションを用いたロケット打上げ時の音響環境解析」
堤誠司氏 JAXA 情報・計算工学センター |
| 13:40～14:10 | 「システム熱真空試験と放電現象」
田中好和氏 三菱電機株式会社 |
| 14:20～14:50 | 「複合物理領域シミュレーションのための力学の改革」
長松昭男氏 東京工業大学 |
| 14:50～15:20 | 「アンテナ測定の基礎と測定の効率化」
大沼克己氏 アジレント・テクノロジー株式会社 |
| 16:10～16:40 | 「EarthCARE/CPRの試験検証における海外機関、海外メーカとの調整状況」
岡田和之氏 JAXA EarthCAREプロジェクト |
| 16:40～17:10 | 「超小型衛星の耐宇宙環境性評価基準の構築」
趙孟佑氏 九州工業大学 |
| 17:10～17:40 | 「宇宙開発に関する海外試験標準及び試験技術の動向」
施勳忠氏 JAXA 環境試験技術センター |


環境試験技術センター 

図1 宣伝ポスター

5. 講演内容

5.1. 開会挨拶

宇宙航空研究開発機構

本間 正修 理事

JAXA の本間です。環境試験技術センターを担当しております。本日は第9回のワークショップに参加頂きどうもありがとうございます。特に講演していただく方々、JAXA の外部からも来ていただいて、どうもありがとうございます。

本年は、東日本大震災により試験設備にも多大な被害が発生し、震災復旧に時間を要しました。しかし、現在はほぼ全ての設備が復旧しており、人工衛星の試験を実施しております。

衛星をはじめ、ロケットにせよ宇宙ステーションにせよ、宇宙に飛んで行くものは、その目的を達成することが、もちろん至上命題であります。着実に動作してなおかつ設計寿命をまっとうして、社会貢献するということがますます強く求められています。一方で、新しい技術をどんどん取り込んでいくことも、我々宇宙開発に携わっている者たちにとっては非常に重要なことですが、その最後の拠り所が試験であると考えております。

本日の講演タイトルを見ると、非常に幅広い分野の講演内容となっており、活発な意見交換ができるものと期待しております。本日夕方まで、本ワークショップをよろしくお願いいたします。



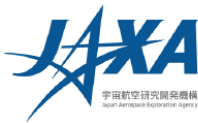
ワークショップ会場

5.2. 数値シミュレーションを用いた ロケット打上げ時の音響環境解析

宇宙航空研究開発機構
情報・計算工学センター
堤 誠司 開発員

第9回試験技術ワークショップ，筑波宇宙センター

数値シミュレーションを用いた ロケット打上げ時の音響環境解析



2011/11/10

JAXA/情報・計算工学(JEDI)センター

堤誠司，高木亮治

JAXA/研究開発本部 数値解析グループ

高橋孝，松尾裕一

1



Agenda



1. JEDIセンター・数値解析Gの紹介
2. 打上げ時音響振動と解析手法
3. hybrid FEM/WBMによるフェアリング透過解析
4. CFDを用いた騒音発生機構の解析
5. まとめと今後の予定



2



Agenda



1. JEDIセンター・数値解析Gの紹介
2. 打上げ時音響振動と解析手法
3. hybrid FEM/WBEMによるフェアリング透過解析
4. CFDを用いた騒音発生機構の解析
5. まとめと今後の予定



3



1. 情報・計算工学(JEDI)センター



JAXA's Engineering Digital Innovation → JEDI

Mission

他の研究領域や産業界をリードする技術力をもって、情報技術・計算工学技術を宇宙開発、特にJAXAが進めるプロジェクトに活用しその信頼性向上と効率化に貢献する。



情報技術による衛星・輸送系の信頼性向上と設計・開発プロセスの効率化

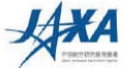


数値シミュレーション利用促進による信頼性向上と開発プロセス効率化




JAXAスーパーコンピュータの一体的運営

4



1. 研開本部 数値解析グループ



非定常・振動セクション

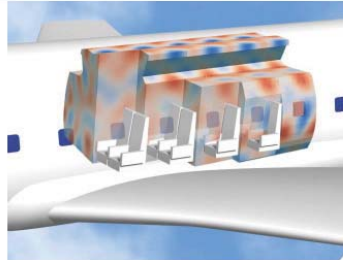
- WBM-FEMハイブリッド法によるフェアリング内の音響環境予測
- WBMによる機内騒音解析
- 完全自動格子生成技術に関する研究
- 遷音速風洞の全体解析

乱流・燃焼セクション

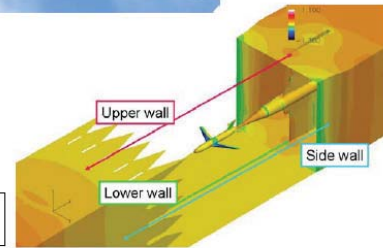
- 超/亜臨界燃焼非定常解析
- 乱流燃焼モデリング
- 液体燃料微粒化過程解明・モデル化

異分野融合セクション

計算情報基盤セクション

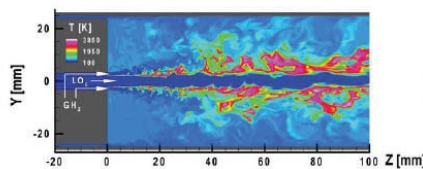


WBMによる機内騒音解析
(音圧レベル @500Hz)



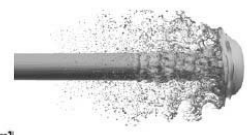
Upper wall
Lower wall
Side wall

遷音速風洞の全体解析




Y [mm] Z [mm]

音響／火炎応答解析



燃料噴流からの液系生成





Agenda



1. JEDIセンター・数値解析Gの紹介
2. 打上げ時音響振動と解析手法
3. hybrid FEM/WBMによるフェアリング透過解析
4. CFDを用いた騒音発生機構の解析
5. まとめと今後の予定



6



2. ロケット打上げ時の音響振動問題



ロケット打上げ時、莫大な推力を有するエンジンの排気プルームから非常に大きな音波(圧力波)が発生

ex. 推力800ton のH-IIAでは約10MW (音響パワ:190dB)



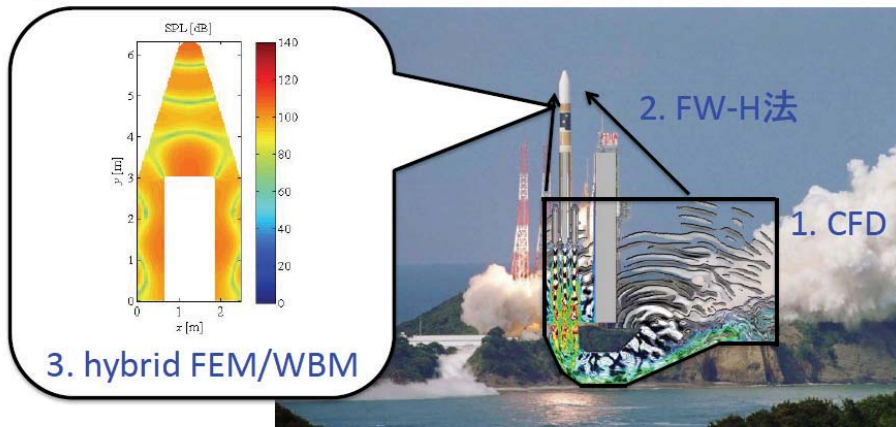
フェアリングを通じてペイロードを加振



7
7



2. 解析プロセス



1. 騒音発生と音響波の近傍伝播 (JEDI)

⇒ 数値流体力学 (CFD)

2. 音響波の遠方伝播 (数値解析G)

⇒ Ffowcs-Williams & Hawkins (FW-H)法

3. フェアリング透過 (数値解析G)

⇒ ハイブリッド有限要素-波動ベース法 (hybrid FEM/WBM)



8



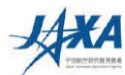
Agenda



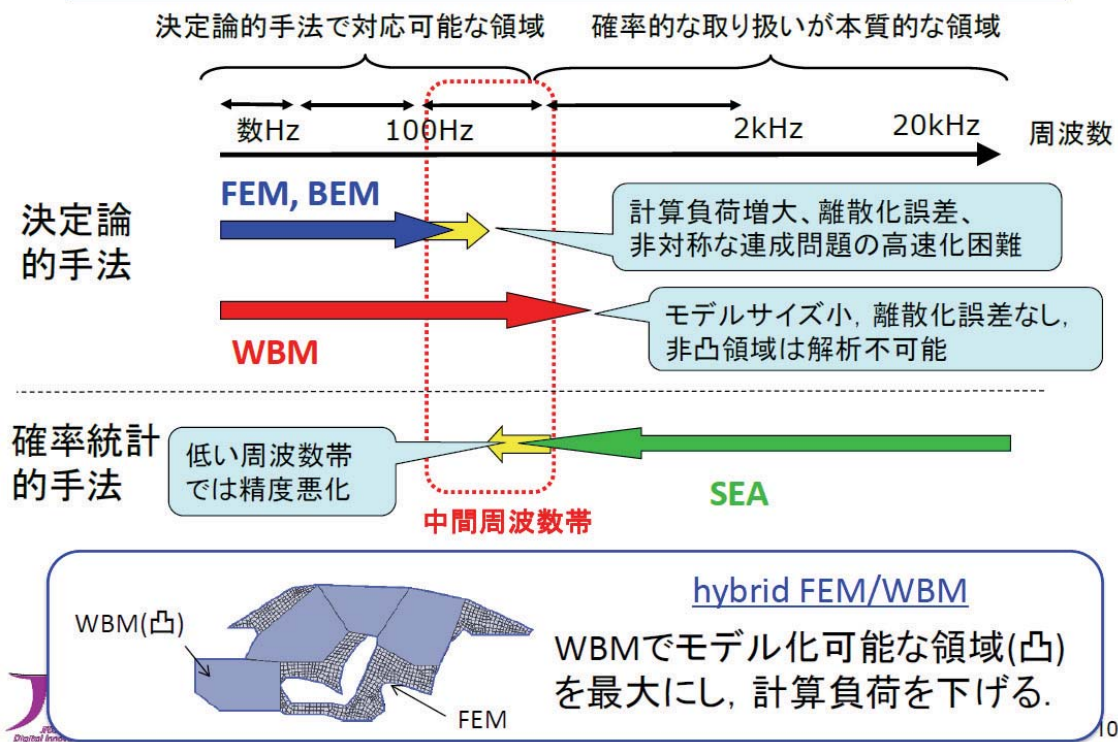
1. JEDIセンター・数値解析Gの紹介
2. 打上げ時音響振動と解析手法
3. hybrid FEM/WBMによるフェアリング透過解析
4. CFDを用いた騒音発生機構の解析
5. まとめと今後の予定



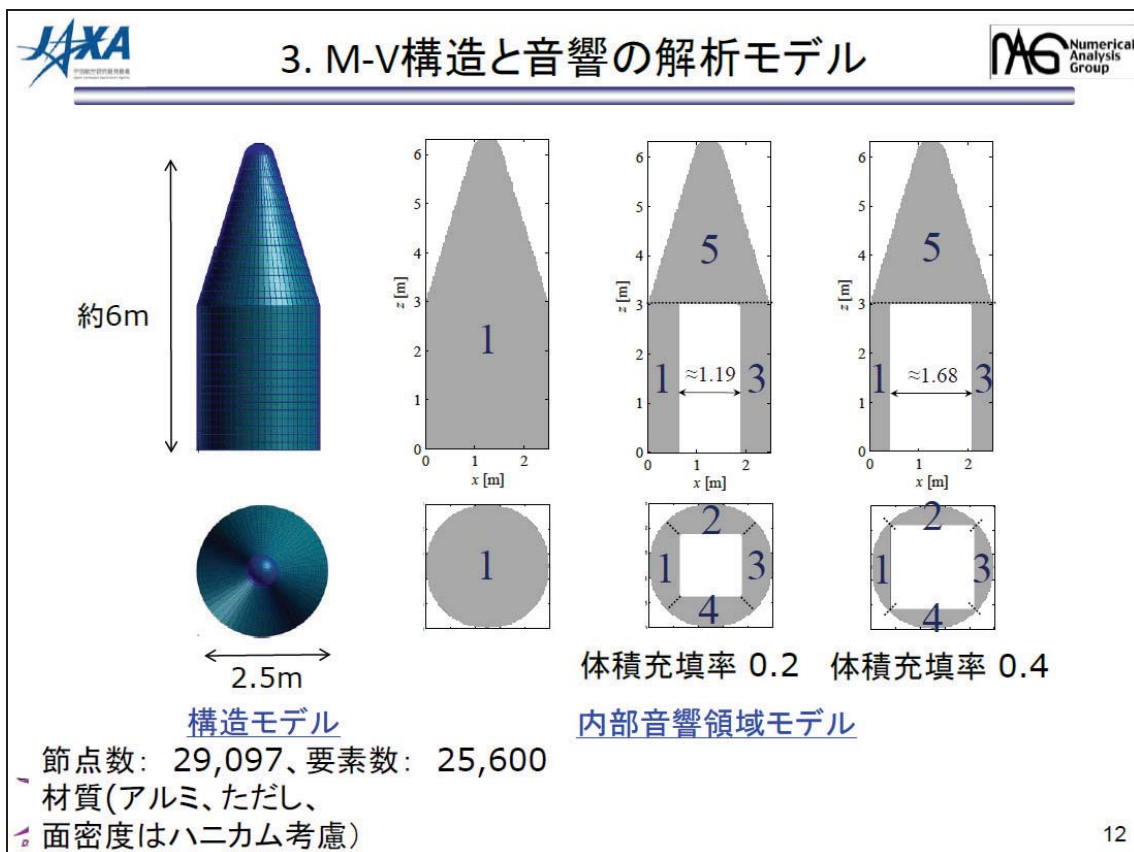
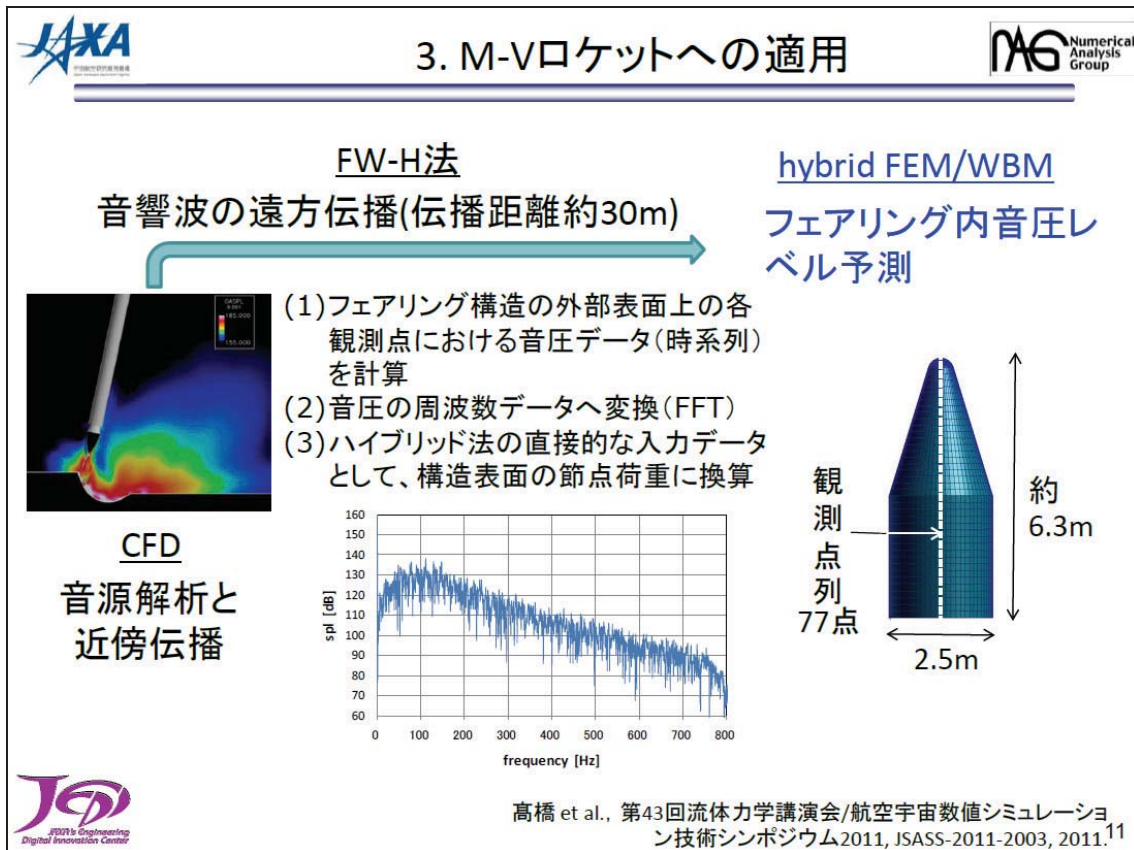
9

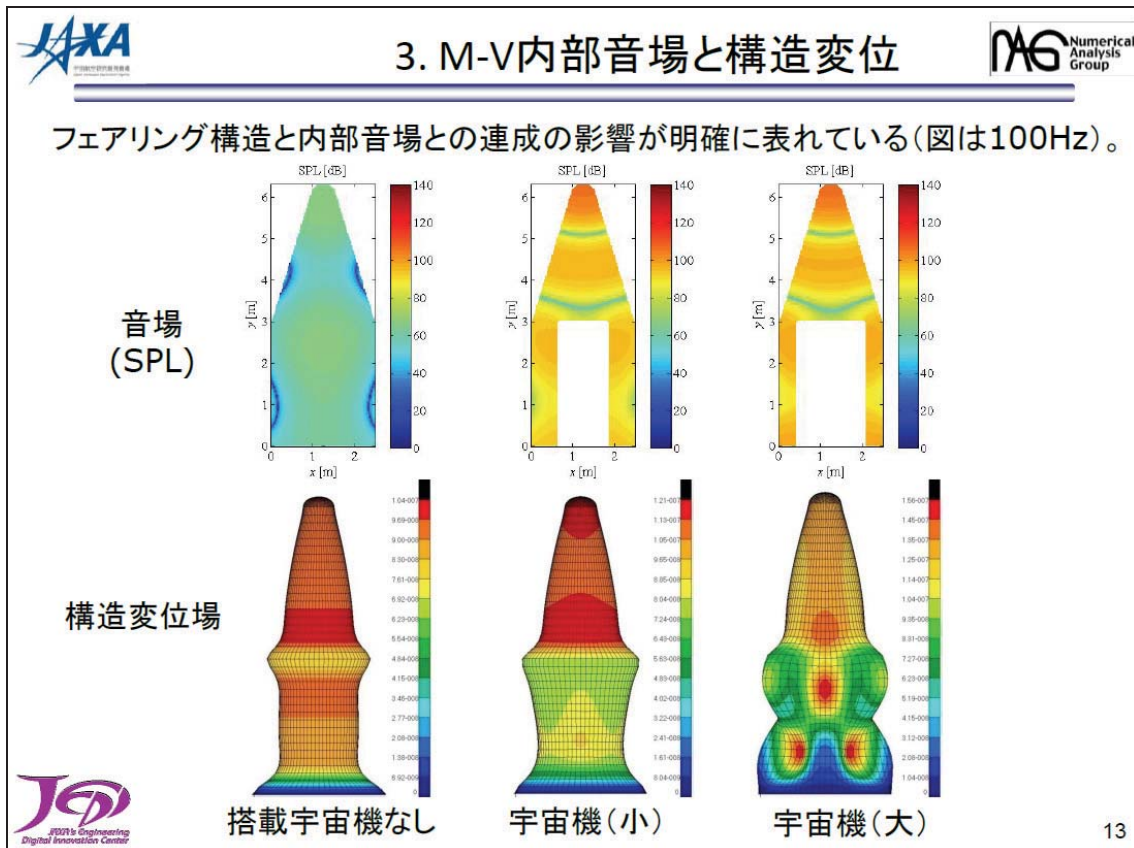


3. 音響構造解析手法



10





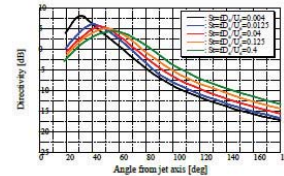
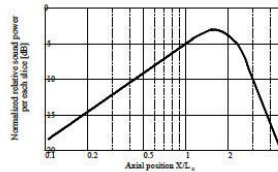


4. 半経験則(NASA SP-8072)

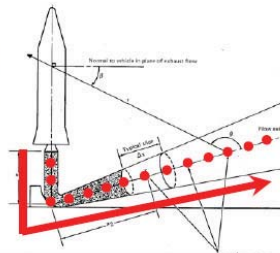


1. フリージェットを元にしたモデリング

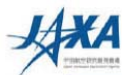
- ✓ 音響変換効率
- ✓ 音源分布
- ✓ 指向性



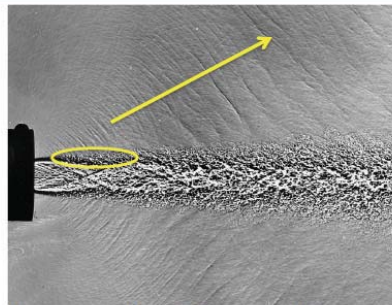
2. プルーム流れを仮定し、フリージェット音源を分布させ、球面波を仮定して観測点までの伝播を計算。



- ✓ 流れ場・音源・伝播の3つをモデル化する。
- ✓ 騒音発生機構が必ずしも明らかではないため、低騒音化に向けた設計指針を得ることが難しい。



4. 空力騒音



Shadowgraph of a Mach2.0 Cold Jet[#]

ナヴィエ・ストークス方程式
$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i u_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ik}}{\partial x_k} + \rho F_i$$

- ✓ 音は流体の渦運動に起因する。
- ✓ ナヴィエ・ストークス方程式を解けば流体の運動、音の発生、伝播のすべてを解析することができる。
- ✓ ナヴィエ・ストークス方程式を解析的に解くことは不可能に近いのでモデル化が必要。



Tam, C.K.W, AIAA Journal, Vol.47, No.10, 2009, pp.2440-2448. 16



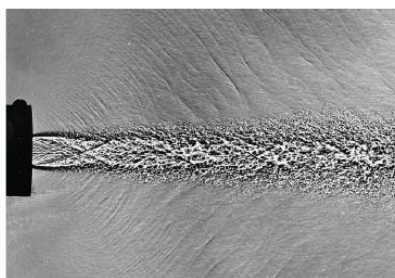
4. CFD解析の現状



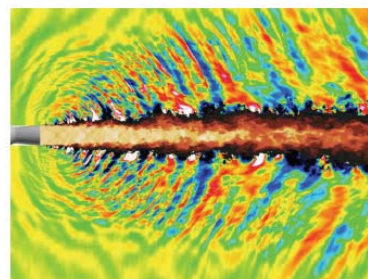
近年のスパコン性能とCFD技術の進歩により、ナビエ・ストークス方程式を数値的に計算し、流れ場・音の発生・伝播をシミュレーションすることが徐々に可能となってきた。



JAXAスパコン (JSS)
(135TFlops)



実験



CFD (静圧分布)



17

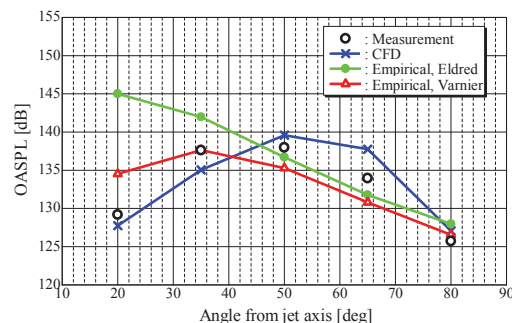


検証: 260kN固体モータ



(イプシロンロケットプロジェクト, 航空プログラムG, 環境試験Cとの協力)

ノズル出口径	0.614 m
ノズル出口マッハ数	2.92
レイノルズ数	1.75×10^6
出口圧力比	0.418

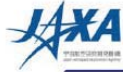


✓半経験則よりもCFDの予測精度は高く, OASPL値で3dB程度.

✓50degに見られる指向性もCFDは精度よく予測できている.



Fukuda, et al., AIAA 2009-3368.

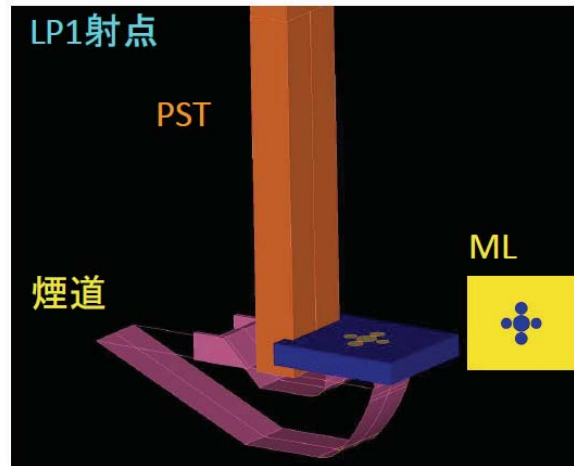
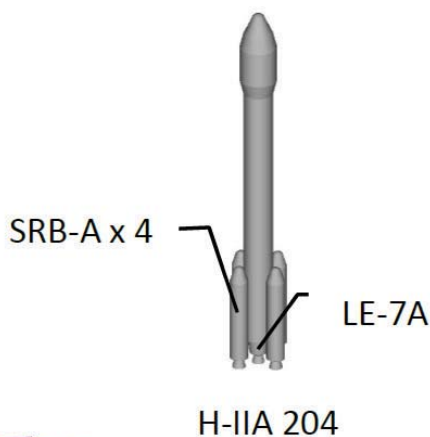


4. H-IIAへの適用



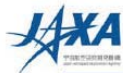
H-IIA 204形態(2006年12月18日打上げ成功)に対してCFD解析を実施.

プルームと射場との干渉による音波(圧力波)の発生, 及びその伝播特性を解析し, 現象の物理的なメカニズムの解明を目指す.

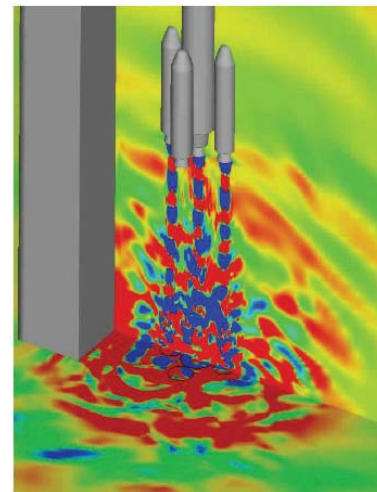
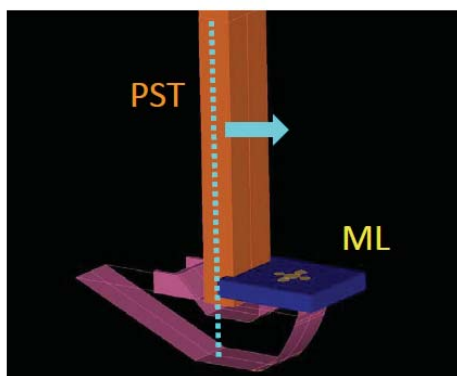


Tsutsumi et al., AIAA 2008-0390.

19



4. 音響発生メカニズム

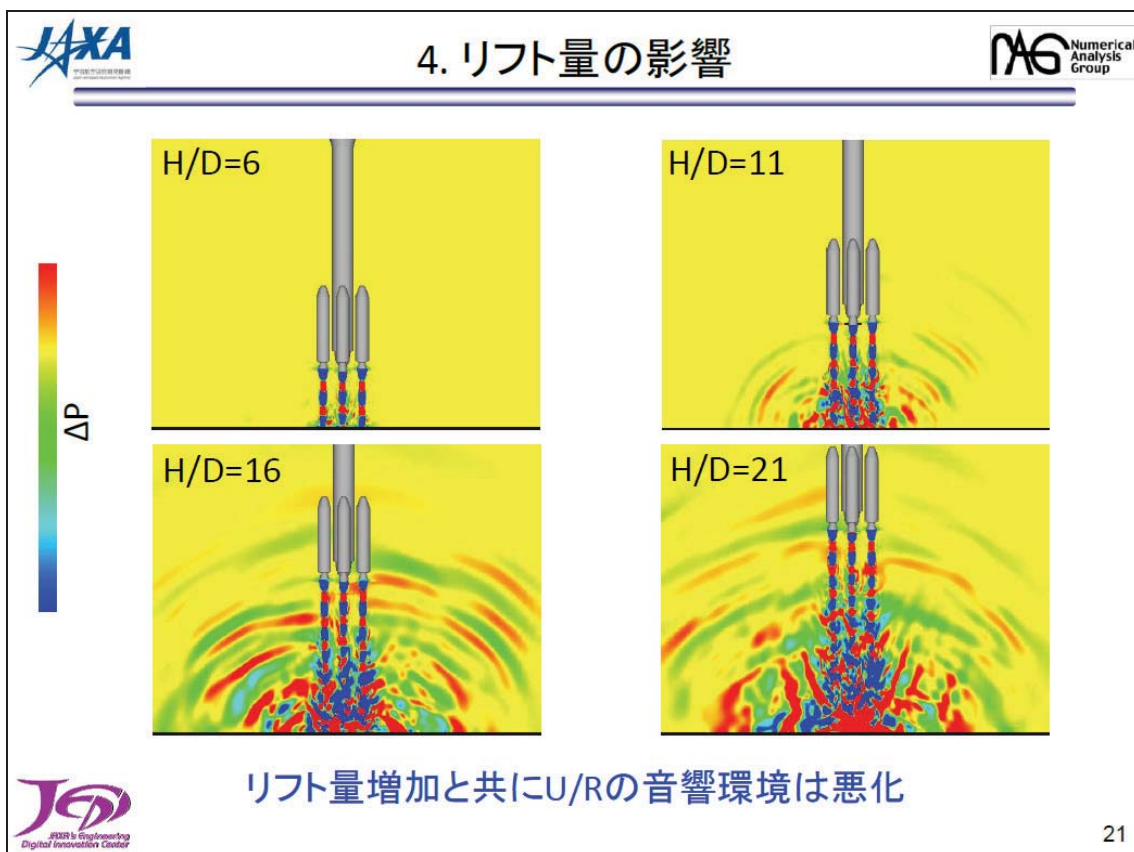


静圧分布@H/D=16[#]

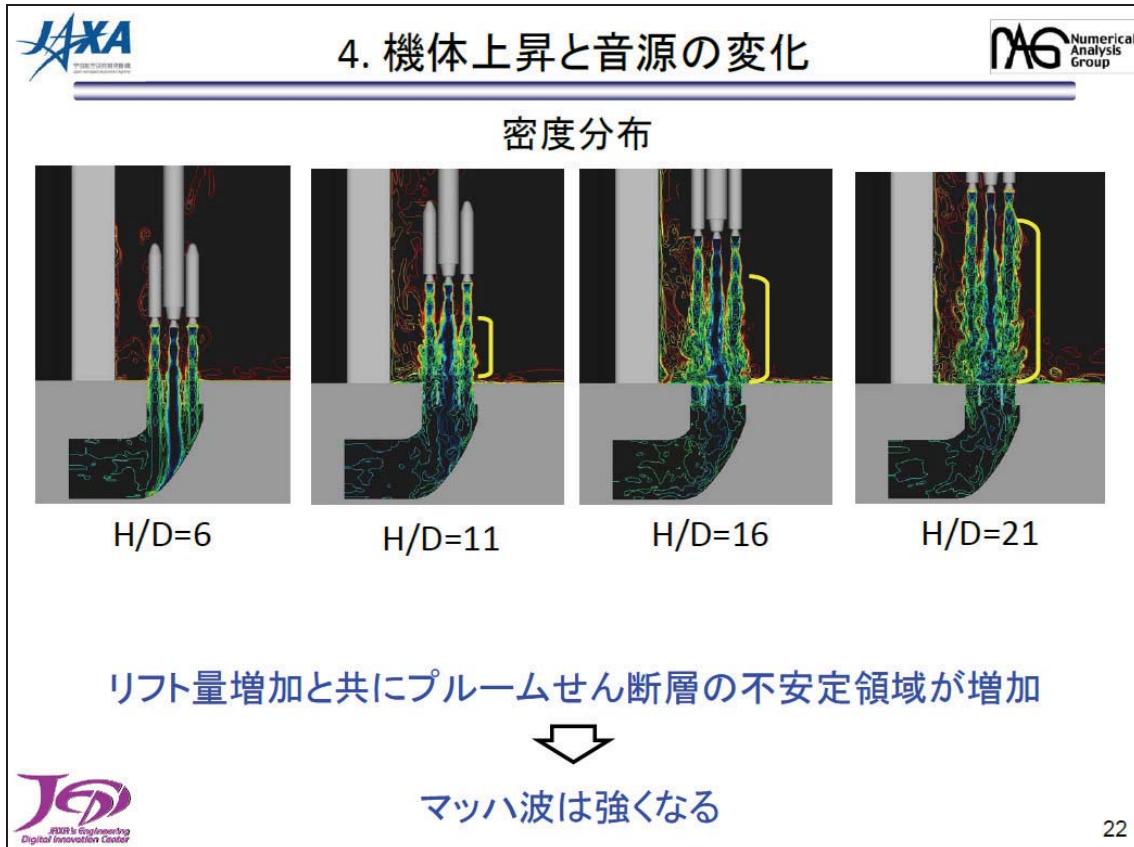
- ✓ プルームのせん断層不安定性に起因してマッハ波が発生.
- ✓ MLやPSTで反射し, 機体へと伝播.



[#] H:機体高度, D:SRBノズル出口径

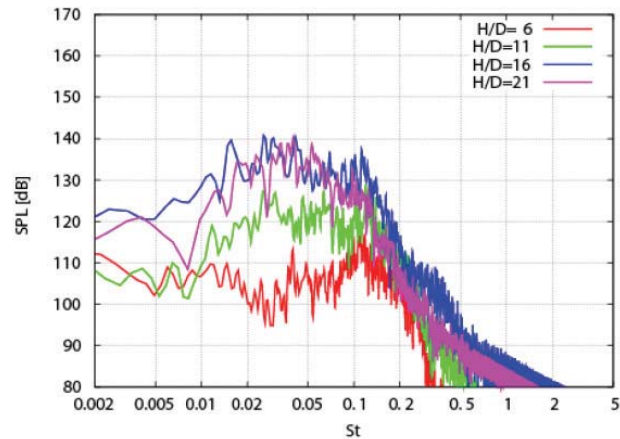
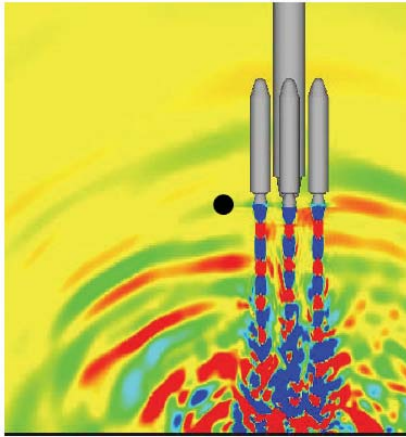


21



22

4. 機体上昇と機体近傍SPL値の変化



$$H/D=6 < H/D=11 < H/D=16 > H/D=21$$

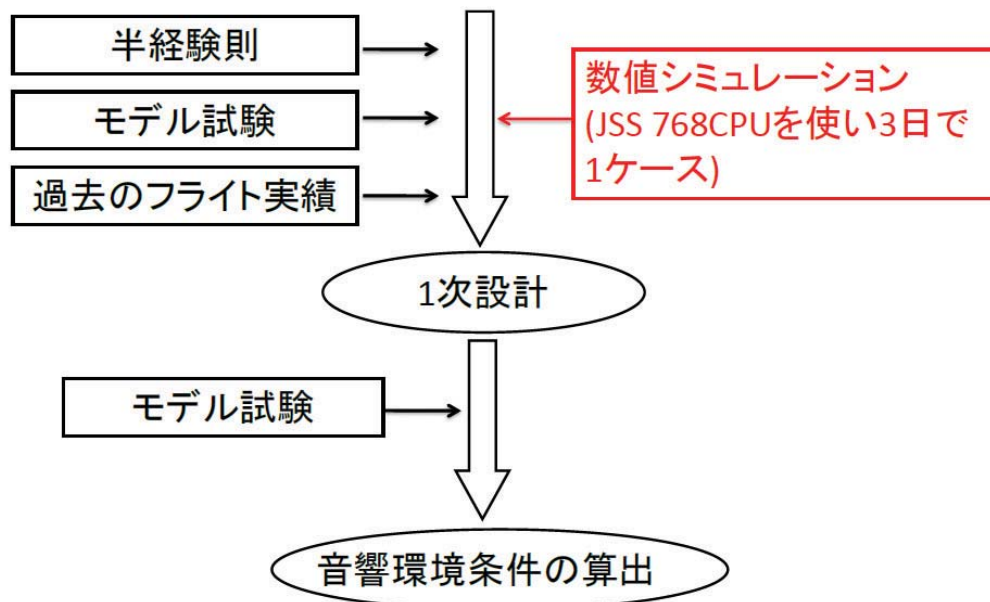
せん断層不安定
領域の増加

減衰特性($\propto R^{-2}$)

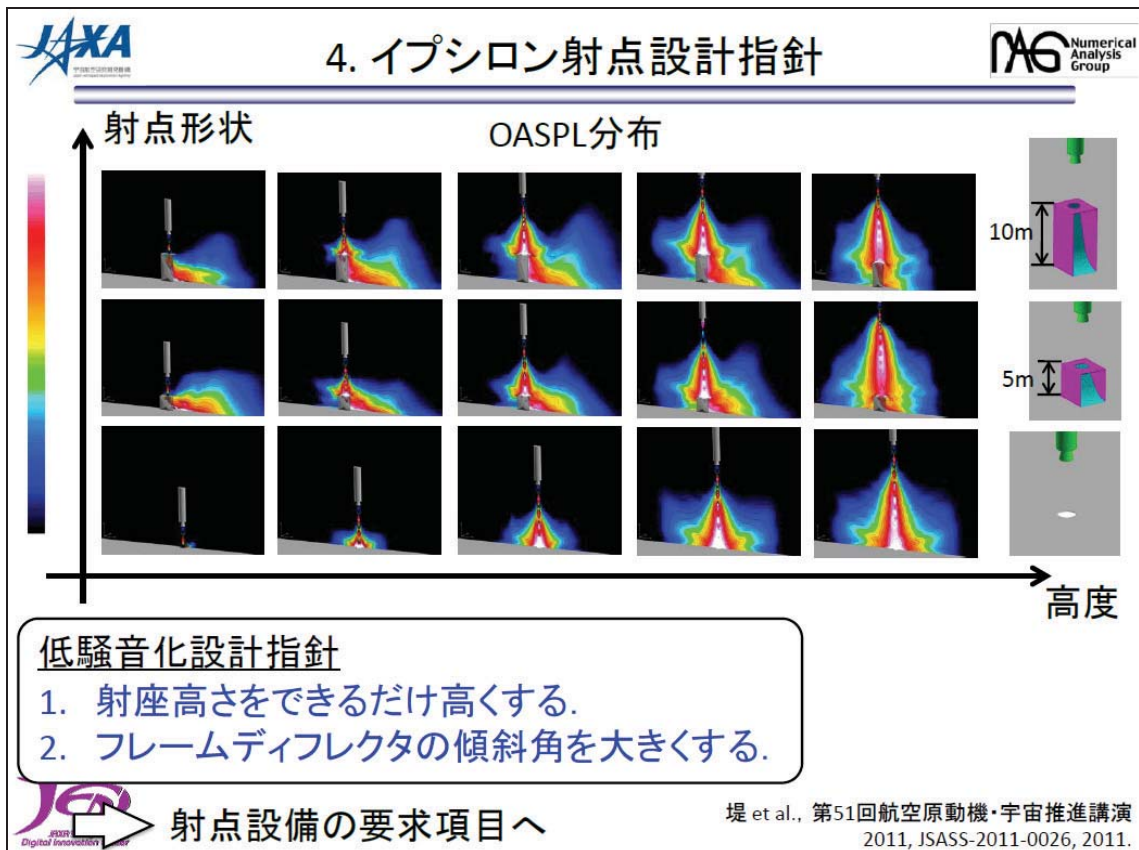
マッハ波に起因したU/Rの音響環境は極大値を持つ 23



4. ロケット射点設計の革新



⇒ イプシロンロケット射点設計への適用

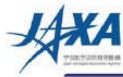


Agenda




1. JEDIセンター・数値解析Gの紹介
2. 打上げ時音響振動と解析手法
3. hybrid FEM/WBEMによるフェアリング透過解析
4. CFDを用いた騒音発生機構の解析
5. まとめと今後の予定


26



まとめ



✓JEDIセンターと数値解析Gで研究開発中のロケット打上げ時音響振動解析ツールを紹介した.

- ◆CFDを用いた騒音発生と音響波の近傍伝播
- ◆FW-H法を用いた音響波の遠方伝播
- ◆hybrid FEM/WBMを用いたフェアリング透過

✓hybrid FEM/WBMを用いたM-Vロケットフェアリングへの適用事例を紹介した.

✓CFDを用いたH-IIA打上げ時騒音発生機構の解析とイプシロンロケットへの適用事例を紹介した.



27



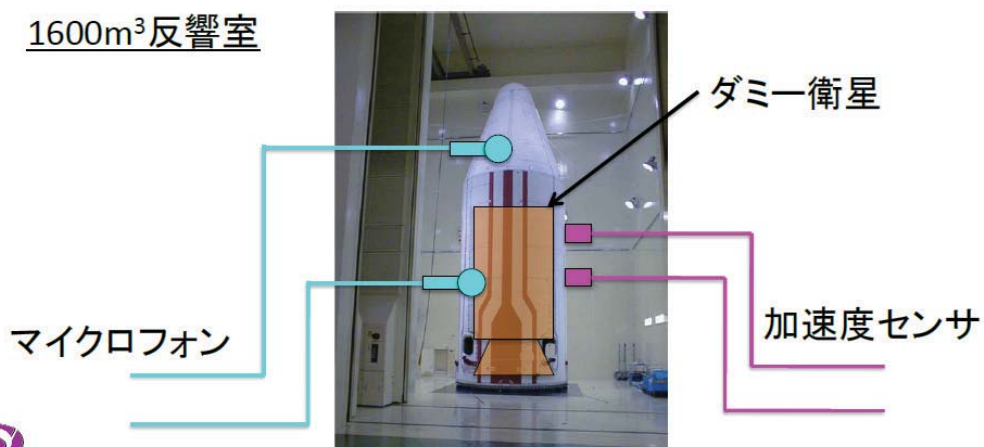
今後の予定 (1)



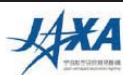
フェアリング透過解析 (輸送本部 要素C, 環境試験Cとの協力)

JAXA/環境試験センターにおいて実施された4Sフェアリングの音響試験データを利用し, hybrid FEM/WBMの検証を実施予定.

1600m³反響室



28



今後の予定 (2)



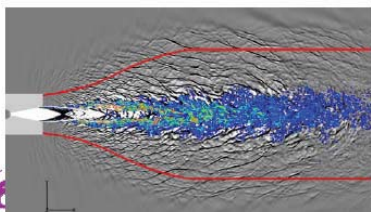
CFD解析

➤ イプシロンロケット模擬射点音響環境計測試験(SMAP)^{#1}



- ✓イプシロンロケットの外部音響環境条件の予測
- ✓低騒音化に向けた遮音板の検討

➤ 音響環境条件の定量的予測を可能とする音響環境予測ツールの開発



- ✓JAXA-CNES共同研究^{#2}
- ✓SMAPデータを利用した検証

#1 堤 et al., 第55回宇科連, 2011 (発表予定)

#2 Morizawa, et al., J. Acoust. Soc. Am. Vol.130, 2011, pp.2544.



質疑応答

質問者①

Hybird の考え方についてですが、FEM と WBM の結合方法に関して具体的な結合の考え方を教えていただけないでしょうか。

また、フェアリング内部の音響解析について、試験という観点から見ると均一な音場を与えることを条件としていますが、実際の打上げ時にはフェアリング内部の音響環境がどうなっているのか興味があります。知見があれば教えていただけないでしょうか。

発表者

FEM と WBM の結合方法については、数値解析グループが担当であり、実際のインターフェース等の詳細については後ほどお答えします。

打上げ時にフェアリング内部が均一音場でないという認識は我々も持っており、均一音場である試験設備で試験を行なっていることは問題ではないかと思っています。数値シミュレーションを通じて現状が見えてくるということはメリットであり、集めた知見を試験センターと共有し試験とシミュレーション双方向でやりとりしていくことで、日本の力を上げていくことがあるべき姿ではないかと考えています。

質問者②

宇宙機が曝される音響環境というのは打上げ時だけでなく、遷音速付近にもピークがありますが、遷音速時の環境についても CFD は行なっているのでしょうか。

発表者

宇宙機が曝される振動・音響環境というものは、ご存知の通りロケットの打上げ時と遷音速時にピークが現れています。打上げ時の音響低減に向けて解析に注力しておりましたが、逆に遷音速時が上がるという減少もあり、双方に取り組まないとトータルとして結果が良くないということから、どちらも取り組んでいるのが現状です。遷音速時の非定常流れ場を CFD 解析する場合、どのような計算モデル(乱流モデル)を適用すればよいかは現状では必ずしも明確ではありません。そこで JEDI では、どの様にモデル化すれば遷音速時の振動を模擬できるのか研究を進めている所であり、学会論文もいくつか出し始めているところです。

質問者③

スライド内容を見ていると煙道の影響が現れているように見られますが、ロケット打上げ高さと煙道の位置関係については音環境に影響があるのでしょうか。

発表者

音響環境については煙道というよりフレームデフレクタとの干渉が挙げられます。この部分については今までも研究を重ねてきています。機体高度が低いほどフレームデフレクタ、煙道からの音響が支配的であり、機体高度が上がるとジェットからの音の影響が現れてきます。高度によって支配的になる音響の関係が見えてきていますが、ジェットがフレームデフレクタに当たってどのようなメカニズムで音が現れてくるのか等の研究を進めているところです。

5.3. システム熱真空試験と放電現象

三菱電機株式会社 鎌倉製作所

宇宙システム部 機械技術課

田中 好和 氏

システム熱真空試験と放電現象

～システム熱真空試験環境での内部圧力把握について～

2011.11.10 宇宙システム部 田中 好和

 三菱電機株式会社

90th Anniversary

COPYRIGHT © 2011 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED.

- 1: はじめに
- 2: (システム)熱真空試験の概要
- 3: チャンバ内部と宇宙機内部の圧力環境
- 4: チャンバ内での放電現象
- 5: 熱真空試験における放電回避対策
- 6: 放電回避対策の問題点
- 7: 今後の技術課題
- 8: まとめ

1. はじめに

宇宙機に搭載された各種電子機器は、打上げ前の地上検証試験から軌道上における寿命末期までの期間において、様々な環境下に曝される。ここでは、地上検証試験(熱真空試験)における環境について考える。

具体的には、宇宙機のシステム熱真空試験において注意すべき現象として、搭載機器の放電現象が挙げられる。打上げ時の環境とは異なり、熱真空試験の圧力環境においては、特に搭載電子機器(特に「放電注意機器」と呼ばれる高電圧機器や高周波機器等)に対する配慮が重要である。

本講演では、熱真空試験における放電現象の概要と留意すべき課題について述べる。

2. (システム)熱真空試験の概要

衛星を打上げる前の地上検証試験としては、衛星をスペースチャンバに収納して宇宙の熱真空環境を模擬して実施する熱真空試験がある。

この熱真空試験は、衛星構体や搭載機器の耐環境性や電気性能の総合的な認定試験として位置付けられる。

■ 熱平衡試験(Thermal Balance)

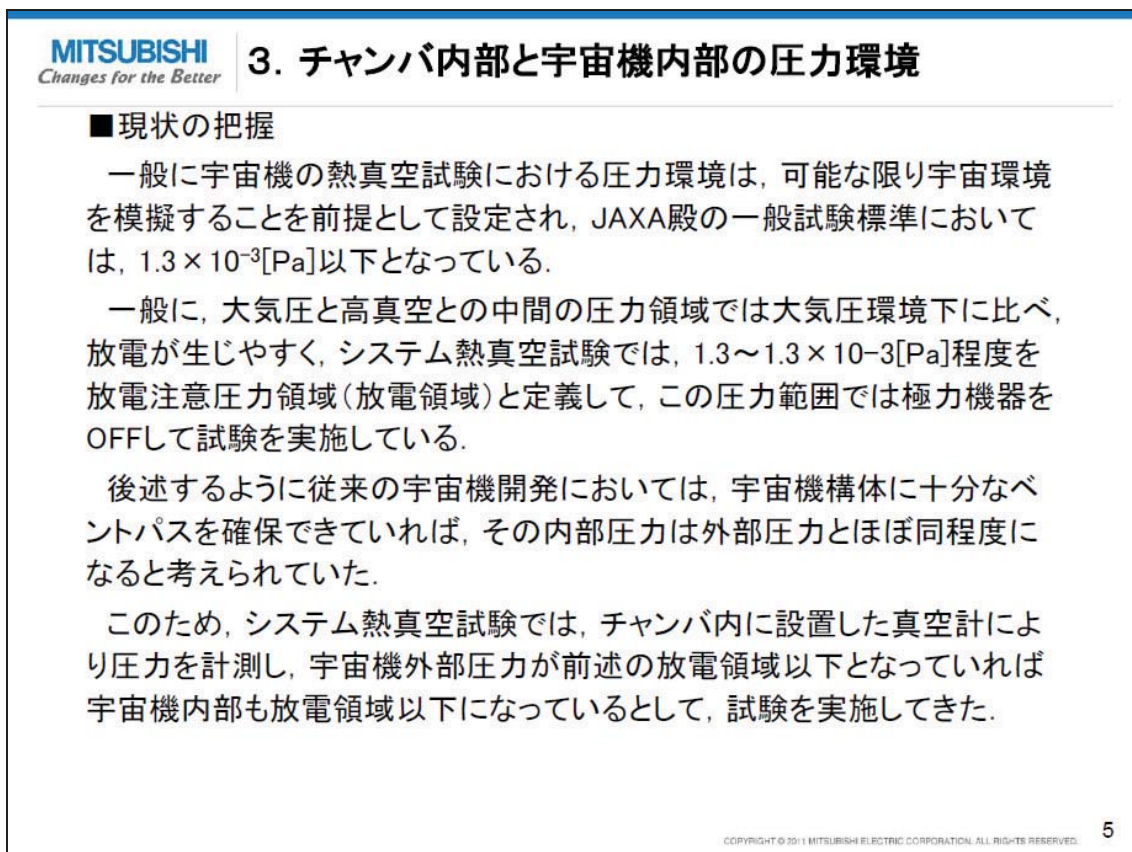
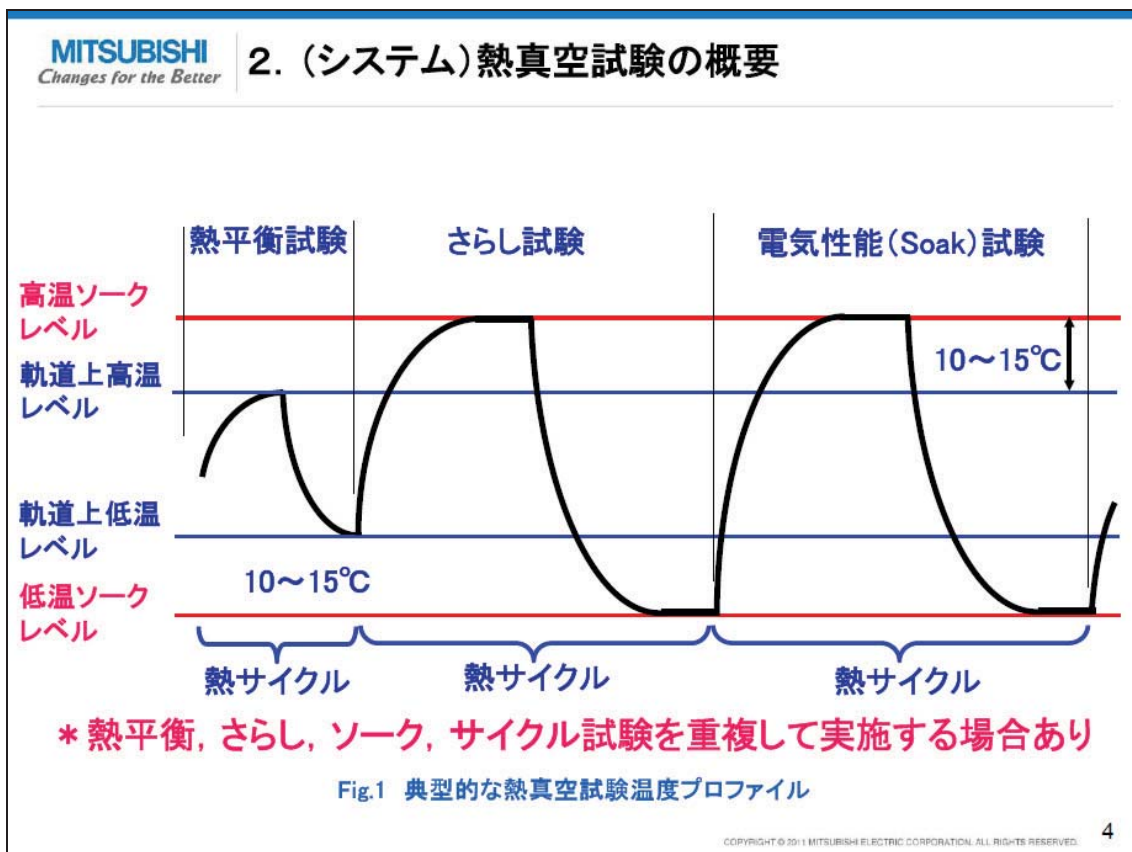
- ・熱平衡試験では衛星搭載機器の軌道上運用と放熱面への軌道上熱環境を模擬し、通常、高温ケース/低温ケースで熱平衡状態のデータを取得し、衛星熱制御系の健全性を確認する。

■ さらし/熱サイクル試験(Thermal Expose/Thermal Cycle)

- ・さらし試験では、通常、軌道上最大予測温度範囲の10~15℃外側の温度レベルに衛星を一定期間さらし、また高温/低温の熱サイクルを数回繰り返すことにより、熱制御材をはじめとする衛星各部の機能、性能の健全性を確認する。

■ 電気性能(Soak)試験(Thermal Soak Electric Performance)

- ・電気性能(Soak)試験では、通常、軌道上最大予測温度範囲の10~15℃外側の温度レベルに衛星あるいは搭載機器を一定期間ひたし、軌道上よりも厳しい環境における搭載機の電気性能の健全性を確認する。



3. チャンバ内部と宇宙機内部の圧力環境

【チャンバ内と宇宙機内部の実際の圧力】

熱真空試験時のチャンバ内圧力と供試体(宇宙機)内部圧力の把握については、『宇宙機の放電防止対策』を目的として、2006年にJAXA殿が地球観測衛星システム開発試験(熱真空試験)にて供試体内部に設置した真空計による計測・評価結果により、**宇宙機内部の圧力は外部(チャンバ内部)圧力に対して、最大3オーダー近く高いことが確認され、報告された。**[文献1]

上記報告により、宇宙機のシステム熱真空試験時のチャンバ内の圧力と宇宙機内部圧力との関係については、**チャンバ内部圧力が放電領域を通過していても宇宙機内部圧力は放電領域内に維持されている場合があります。**

試験時の内部圧力の把握は重要！

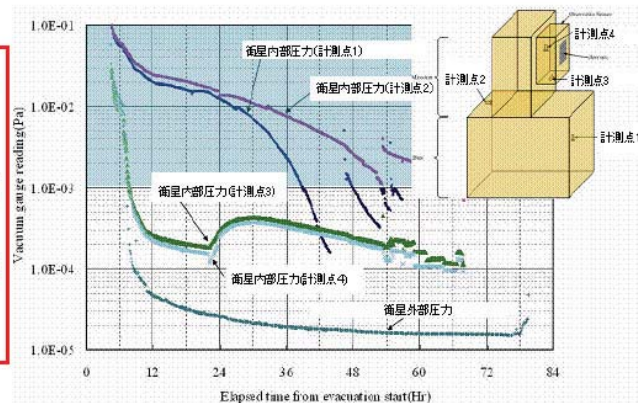


Fig.2 地球観測衛星 システムSTM熱真空試験での衛星内外圧力プロフィール[文献2]

COPYRIGHT © 2011 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED.

6

3. チャンバ内部と宇宙機内部の圧力環境

■システム熱真空試験における内部圧力把握の重要性

これまで、宇宙機内外の圧力差に起因する放電不具合は報告されてない。

⇒これまでの宇宙機の使用電力が小さく放電に対してクリティカルな機器がほとんどなかった？

近年の宇宙機の開発されている傾向として、下記が挙げられる。

- ①高電力・高周波数の電子機器が多数搭載された高密度実装
- ②宇宙機自体の高電力化

上記の傾向から、システム熱真空試験における真空放電の可能性は高くなる傾向にあると考えられる。

COPYRIGHT © 2011 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED.

7

3. チャンバ内部と宇宙機内部の圧力環境

【供試体(宇宙機)内部圧力停留の要因】

前述の報告において推定された内部圧力停留の主要因として下記を挙げる。

■宇宙機構体内部からのOut Gas

⇒ Out Gas放出源: Thermal Coating, Adhesive, Wire Insulation, etc

■宇宙機構体のVent Pass

⇒ 宇宙機内部と外部間の排気Conductanceの確保(*)

(*)十分なVent Passと排気Conductanceの確保は、宇宙機内部圧力の予測には必要であるが、実際には関係するParameterが多く、正確な予測は難しい。

COPYRIGHT © 2011 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED.

8

3. チャンバ内部と宇宙機内部の圧力環境

【システム熱真空試験における圧力】

■真空領域: 1.33×10^{-3} [Pa] 以下

■放電領域: $1.33 \sim 6.65 \times 10^{-3}$ [Pa]

一般にコロナ放電は、上記放電領域よりも高い102 [Pa]程度の圧力領域で発生する危険性がある。これは、上記放電領域と齟齬があるように見られる。

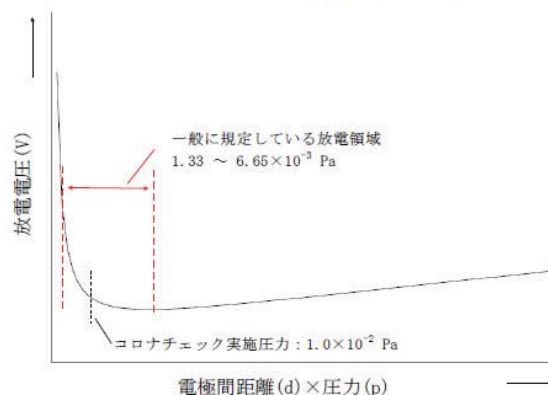


Fig.3 パッシェンの法則による電極間距離と圧力との積と放電電圧との関係

COPYRIGHT © 2011 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED.

9

4. チャンバ内での放電現象

【チャンバ内での放電現象】

- 一般の宇宙機では、大気圧下ならびに高真空下では放電電圧は非常に高く、ほとんどの機器がDC100[V]以下の電圧しか印加されないため、放電現象はほとんど発生しない。
- 一般に熱真空試験時のチャンバ内において、大気圧～高真空環境に至る圧力領域（例えば、微量なGasが残存した状態である「低真空領域」： $1.33 \times 10^{-3} \sim 10^4$ [Pa]）では、放電電圧が低下するため、高電圧・高周波が印加されるような機器に対しては、**放電が起こりやすい環境**が存在する場合があります。
- 機器の近傍において放電が生じると機器の『性能劣化』や『故障』等を誘発
 ⇒ 放電が生じる可能性のある機器（前出の放電注意機器）では、**設計段階から『放電防止対策』を考慮し、ハードウェア製造にも対処を実施。**
- 放電が危惧される熱真空試験での運用上の対策
 ⇒ 高電圧・高周波が印加される機器は、この領域では回避策として『ONしない』場合が多い。

COPYRIGHT © 2011 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 10

4. チャンバ内での放電現象

【(システム)熱真空試験における問題点】

前述の宇宙機内部圧力の測定結果報告により、熱真空試験中のチャンバ内においても**宇宙機内部圧力は、外部圧力と比較して高い場合があります**ことが確認された。このため、宇宙機の熱真空試験において、宇宙機外部と比較して内部圧力が高い場合、宇宙機内部に搭載された**放電注意機器（高電圧・高周波機器等）**近傍の圧力値を把握した上で、Turn Onの可否を判断する必要がある。

Table1. 放電現象と発生時の影響

	放電の概要	発生箇所	放電の種類	代表的な放電不具合	機器への影響
DC放電	直流電場で加速された電子が気体分子と衝突し電離することで引き起こされる	DC電圧が印加される機器の内部にある電極間等で発生する。	コロナ放電	・ショート ・機器の損傷 ・誤動作	・動作不良 ・動作不能
RF放電	電極間を通過する電子が振動し、両電極を往復して衝突することで引き起こされる	RFを通過させるデバイス注の電極間及びフィルタ等の導波管で発生	・コロナ放電 ・マルチパクション	・ショート ・機器の損傷	・動作不能 ・性能劣化 ・消費電力増 ・ノイズ増

COPYRIGHT © 2011 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 11

4. チャンバ内での放電現象

【宇宙機で生じる主な放電現象】

熱真空試験において発生し得る放電現象として主なものを挙げる。

- (1) コロナ放電・・・ $1.33 \sim 1.33 \times 10^2$ [Pa]程度の真空環境下において気体中の平均自由行程が数[mm]程度となる場合に発生。

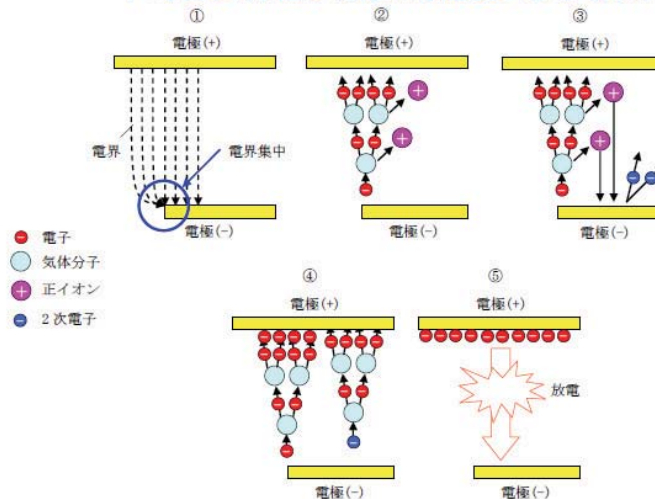


Fig.4 コロナ放電の発生イメージ

COPYRIGHT © 2011 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED.

12

4. チャンバ内での放電現象

- (2) マルチパクション・・・ 1.33×10^{-1} [Pa]を超えるような真空環境下で電子の平均自由行程が[cm]オーダーとなり、電子が電極間の他の分子に衝突することなく電極に到達するような場合に発生。

(注) マルチパクションは、何らかの原因により電極間に高周波電圧が印加された場合に発生。

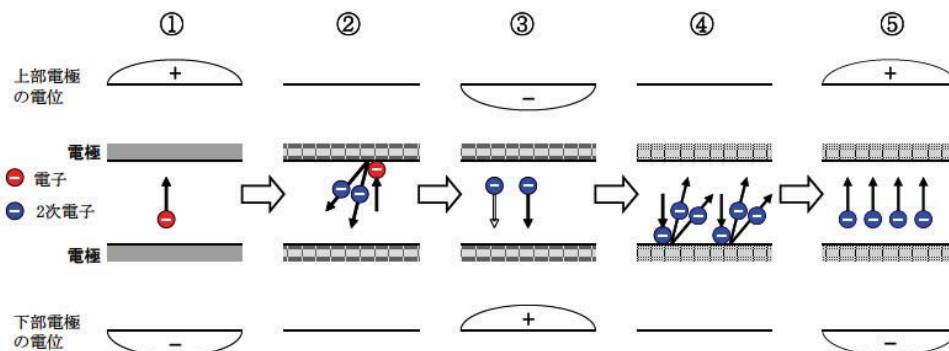


Fig.5 マルチパクションの発生イメージ

COPYRIGHT © 2011 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED.

13

5. 熱真空試験における放電回避対策

【高電力宇宙機のシステム熱真空試験を実施するに当たって】

- これまでの背景から、今後の(高電力)宇宙機のシステム熱真空試験を実施するに当たり、宇宙機の内部と外部との圧力差を考慮した搭載電子機器の放電を回避する方法が求められている。



【回避策】

- ①宇宙機内部の圧力を計測して内部圧力を把握・・・
- ②宇宙機内部の確実な排気を促進するためのベント設計・・・



【課題は多い・・・】

- ①宇宙機内部に真空計を設置した場合の放電誘発リスク・・・
- ②大きなベントホール設置による内部熱環境への影響・・・



これまで実施された熱真空試験の放電対策について再整理が必要では？
 JAXA 環境試験技術センター殿と2010年度に熱真空試験の円滑な運用を目的として過去の試験について調査を実施した。

COPYRIGHT © 2011 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED.

14

5. 熱真空試験における放電回避対策

【システム熱真空試験における放電注意機器の取り扱い】

●その前に・・・

- ・打上げ以降 ⇒一般に軌道投入後に十分な時間を経過させてON.
- ・システム熱真空試験 ⇒放電領域内ではONしないことを基本とし、通過後に注意機器をON.

(*)システム熱真空試験では、打上げ時にON状態のものは、その状態で放電領域を通過させ、OFFの機器については放電注意機器に限らずOFF状態で通過させている。

COPYRIGHT © 2011 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED.



15

6. 放電回避対策

【機器設計での放電対策】

●一般的な設計方針

一般的な機器の設計において対策をおこなった圧力領域

圧力(Pa)	$>10^{-3}$	10^{-3}	10^{-2}	10^{-1}	10^0	10^1	10^2	10^3	10^4	10^5
Hot Launch										
Cold Launch										

試験で放電発生の有無を確認している圧力領域

压力(Pa)	$>10^{-3}$	10^{-3}	10^{-2}	10^{-1}	10^0	10^1	10^2	10^3	10^4	10^5
Hot Launch										
Cold Launch										

機器の放電設計方針

	Hot Launch(*1)	Cold Launch(*2)
設計方針	全ての圧力領域において放電が発生しないように対策	
試験	全ての圧力領域においてONL、放電しないことを確認している	大気圧および軌道上圧力環境 (1.3×10^{-3} [Pa]) 以下で試験を実施

(※1)打上げ時に動作状態の機器。(※2)打上げ時は非動作状態で軌道到達後に動作させる機器。

COPYRIGHT © 2011 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 16

6. 放電回避対策

【各放電対策方法】

一般的な放電防止設計において有効とされている手法を挙げる。

- (1)電子の平均自由行程を小さくする。
- (2)二次電子放出を抑制する。
- (3)電極間距離を大きくする。
- (4)電極表面等をできるだけ滑らかにする。

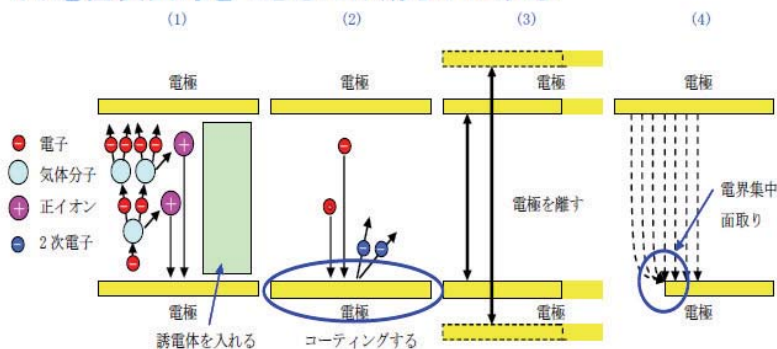


Fig. 6 放電対策法の概略

COPYRIGHT © 2011 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED.

7. 今後の技術課題

■今後の技術課題として、下記を挙げる。

(1)ベント解析による宇宙機内部圧力の予測精度向上手法の確立

⇒これまでの有効な実測データ等から宇宙機構体の解析モデル等を作成し、宇宙機構体内部の圧力予測を補完するデータベースを作成・蓄積することで、概略の技術検討が行える手法の確立。

(2)宇宙機内部に真空計を設置した場合の放電誘発リスク回避

⇒放電誘発リスク回避するための手順等の確立

(3)宇宙機外部に設置した真空計をモニタすることにより、宇宙機内外の圧力差を考慮した試験運用の確立

⇒宇宙機内外の圧力差と宇宙機構成を対応させたデータ整理を行うことにより、宇宙機内部と外部の圧力差の関係を評価することで試験運用を確立する。

(4)放電領域の再吟味

⇒現状用いられている放電領域は、放電注意機器の仕様等によるが、実際の宇宙機搭載機器がどの程度の放電領域を必要とするかについて整理する必要がある。

COPYRIGHT © 2011 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 18

8. まとめ

■熱真空試験における内部圧力に対する考え方は、宇宙機内外の圧力差が3オーダ程度高いことが判明した時期を境として大きく異なった。但し、放電領域は宇宙機外部の圧力を参照して評価し、特に注意の必要な機器だけを個別に規格を定めて対応するというシステム熱真空試験における基本的な放電防止策は従来とあまり変わっていない。

■宇宙機の構成および内外の圧力差を定量的に評価することで、宇宙機内部と外部との圧力の関係を把握することは可能である。これにより、宇宙機内部と外部との圧力差を考慮することで、従来どおり、宇宙機外部に設置した真空計により、放電注意圧力領域を推定することは可能である。

■機器の放電に関する調査を実施した結果、基本的に機器設計において全ての圧力領域において放電が発生しないような何らかの対策を施している。

但し、Hot LaunchもしくはCold Launchのどちらかで試験方法は異なる。

■Cold Launchの搭載機器については、 $10^{-2} \sim 10^4$ [Pa]程度の圧力領域で放電の確認試験を実施していないため、放電が発生しないことを確認していない領域がわずかながら残ることになる。このため、システム側において、放電に対して注意を払う必要がある機器については、機器側より個別に圧力を含めた規格を提示してもらい、その圧力規格を守ることで放電発生を回避している。

COPYRIGHT © 2011 MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION. ALL RIGHTS RESERVED. 19

9. 参考文献

本講演資料作成にあたり参考とした文献を下記に挙げる。

- (1) 猿渡, 「人工衛星内部の圧力」J.Vac.Soc.Jpn. Vol.51, No.5, 2008
- (2) JAXA (JAXA-SP-08-007) 第5回試験技術ワークショップ特別資料(2008)

質疑応答

質問者①

放電を起こす機器（高周波や高電圧機器）は、当然単体で試験されているわけですね。そこで放電しないということを確認していて、その場合の試験のときの背圧等の条件は全部提示されているわけですね。

発表者

はい。そういう条件では問題なかった（放電しなかった）という条件は出ています。

質問者①

ただ、その場合に「コンポーネントの試験をどの圧力までやりなさい」という要求はされていないのでしょうか？

発表者

実際の機器に対してスペックをどこまで書くのかにもよりますが、基本的に「ある圧力範囲で放電しないこと」は、最小限要求しています。

質問者②

放電については、ベントホールとアウトガスの影響とどちらが効いてくるのでしょうか？

発表者

アウトガスはゼロとは言いませんが、個人的にはベントのほうが効いているのではと思います。昔の衛星に比べるとアウトガスが出ない材料や部品が使われてきているということもありますし、衛星の放熱面の熱制御材の軌道上でのテレメトリ評価をしていると、昔はアウトガス等の影響によるイニシャルジャンプというトレンドが見られたのですが、最近のものではあまり見られなくなってきました。ですので、アウトガスそのものは昔のものに比べると少なくなっているのではないかと思います。ただし、今回の発表のように圧力が高くなっているのは、アウトガスではなくて、ベント設計にもう少し工夫が必要なのではないかと考えています。

質問者③

今はシステムのお話だったのですが、コンポーネントそのものは密封タイプのものとベントするタイプのものとが混在しているのでしょうか。

発表者

基本的にはコンポーネントもベントホールがあると聞いております。密封タイプがあるかはよく存じ上げておりませんが、だいたいベントホールがあるものを使っていると認識しております。

質問者③

そうすると、コンポーネント内部そのものはもっと圧力が高くなっているのではと思います。それが時間が経過して放電しやすい領域に達するということかと思いますが、コンポーネントでこれまで放電するようなことはありませんでしたか？

発表者

我々はシステム試験をやっているので機器単体レベルでの試験は詳しく存じませんが、機器の試験では放電が無いようにきちんと試験を実施して性能を確認していると聞いております。

質問者③

それと、やはりガスの成分を調べたほうがいいのではと思います。最近のデータを見ると水分が多い衛星があつたり少ない衛星があつたりします。水分が徐々に熱真空試験の間に減っていくということがありますので、できればアウトガスは何の成分が多いのかというのも見たら良いのではないかと思います。

発表者

水が多いというお話は非常に参考になりました。このようなデータの蓄積は重要だと思っていますので、いただいたコメントを踏まえて今後考えていきたいと思っています。

5.4. 複合物理領域シミュレーションのための 力学の改革

東京工業大学大学 名誉教授

キャテック 株式会社

長松 昭男 氏

複合物理領域シミュレーションのための 力学の改革

東京工業大学名誉教授
キャテック（株）
長 松 昭 男

2011年 11月 10日

ニーズからシーズへ

次世代CAEには 化学・熱・流体・電気・
運動・弾性などの異分野の間を縦横無尽に
変換・移動するエネルギー現象の
統合シミュレーションが不可欠

キャテック(株)では そのためのモデル化手法とツールを開発中

機械工学と電気工学の一体化が最重要・緊急
の課題

例) ハイブリッドエンジン スマートグリッド

モデルベース製品開発を可能にする物理理論の要件

1. 工学全体を貫く唯一の概念であるエネルギーを表に出している.

電磁気学はエネルギーを直接扱う学問であり ○
力学は力・運動・変形を直接扱う学問であり ×

2. 自然界の対称性と閉じた因果関係を表現している.

電磁気学は ○ 力学は ×

電磁気学における概念の対称性

電 気			磁 気		
名 称	記 号	単 位	名 称	記 号	単 位
電 荷	Q, q	C	磁 荷	Q_m, q_m	Wb
電 界	E	V/m	磁 界	H	A/m
電 圧	V	V	電 流	I	A
電 位	V	V	磁 位	V_m	A
電 束	Φ_e	C	磁 束	Φ	Wb
電束密度	$D = \varepsilon E$	C/m ²	磁束密度	$B = \mu H$	T, Wb/m ²
分 極	P	C/m ²	磁 化	P_m	T
誘電率	ε	F/m	透磁率	μ	H/m
静電容量	C	F	インダクタンス	L	H
コンデンサー	$Q = CV$	F・V	コイル	$\Phi = LI$	H・A
静電エネルギー	$CV^2/2$	J	磁界のエネルギー	$LI^2/2$	J

電磁気学：法則の対称性と因果関係 (例 マクスウエルの方程式)

法 則	表 現 式
電界に関するガウスの法則	$\text{div } \mathbf{D} = 0$
磁界に関するガウスの法則	$\text{div } \mathbf{B} = 0$
アンペア・マクスウエルの法則	$\text{rot } \mathbf{H} = \partial \mathbf{D} / \partial t$
ファラデーの法則	$\text{rot } \mathbf{E} = \partial \mathbf{B} / \partial t$

力学における因果関係

ニュートン (1642－1727)

力とは運動と静止の原因的原理である。『重力と流体の平衡について』
理論力学は どのような力にせよそれから結果する運動の
学問であり またどのような運動にせよそれを生じるに
必要な力の学問である。『プリンキピア』

ニュートンは 時空間に展開し目に見える **運動** の裏には
隠れた原因があると考え それを **力** と名付けた。→

力学の黎明期から現在までの全歴史を通して

「**力が原因で運動が結果**」

が 力学の暗黙の前提

力学の常とう手段 : 力が原因として与えられていることを前提に運動方程式を立て
初期条件を与えて解いて 結果として生じる運動を求める。

力学は 力の原因と初期条件以前の状態には関知しない。

力学は 自然界の因果関係の一部を断片的に表現する学問

力学の因果関係に対する筆者の疑問

諸行無常 因果応報 万物流転

「力が原因で運動が結果」という力学の前提は 因は果となり果は因と
なって輪廻・転生・反復・流転し続ける物理事象の半面であり
自然界の閉じた因果関係の片方向通行に過ぎない。

原因のない事象は存在しないから 力にも原因があるはず →
力と運動以外の状態量は存在しないから「力の原因は運動」と
考えざるを得ない。 →

力学には「運動が原因で力が結果」の世界が欠落している？

力学は 対称性の面で不完全

力学における対称性

自然界は対称である。

(参考文献 : Leon M. Lederman and Christopher T. Hill著, 小林茂樹訳, 対称性, 白揚社)

法則の正当性の判断基準

1 実験と一致

2 対称性

力学法則は 実験と合うことを根拠に正当性が保証
されているが 対称性は保証されていない。

例：ニュートンの3法則の対称・双対法則は存在しない。

力学は 対称性の面で不完全

力学が持つ不完全さ 1

1. エネルギーが陰に隠れている.
2. 対称性が欠落 法則の対称・双対形が存在しない.
3. 因果関係が閉じていない.

これらが 自然界のドラマ（機械製品が演じる機能と挙動）を理論表現しにくくしている.

従来の物造りでは 力学の持つこの不完全さを 人の英知・勘・経験・ノウハウで補ってきた.

CAEは 本質的にこれら人の能力を排除する性質を有する.

特に複合物理領域シミュレーションでは 力学の不完全さがシステム構築の障害となる.

力学が持つ不完全さ 2

これらの不完全さは 力学の本質であり 力学の枠内では解決できない.

唯一の例外 → **弾性体の力学**

フックの法則は 力の原因を力学の枠内で規定
これを用いて 上記不完全さを解消すべく 弾性体の力学を改革することを 試みる.

注1) 上記不完全さは 力学の欠点ではない！ 力学とは こういう学問

注2) 上記不完全さは すでにより高度の物理学ですべて解決済み しかし
物造りには高度の物理学を用いないから 実用力学の範囲内でこの問題を解決しておくことが 複合物理領域CAEの実現に必要

筆者は 次の2点に留意して **弾性体の力学の改革** を試みる.

- 1 エネルギーを直接表に出す.
- 2 法則の対称性と物理事象の閉じた因果関係を理論表現する.

すなわち 因果関係を双方向の連鎖と考え
 「力が原因で運動が結果」と
 「運動が原因で力が結果」を
 対等・対称・双対に扱う.

注) 閉じた因果関係は時間対称性の代表例

弾性体の力学における概念の対称・双対関係

状態量 : 力 f と速度 v (速度 : 運動の基本状態量)
 仕事率 (瞬時エネルギー) $P = fv$

状態積 : 運動量 (力積) p と位置 (速度積) x
 ハイゼンベルグの不確定性原理 $\Delta p \Delta x \geq h$

力学特性 : 質量 M と弾性 H (剛性 K の逆数)
 固有振動数 $T_n = 2\pi\sqrt{MH} (= 2\pi\sqrt{M/K})$

力学的エネルギー :
 運動エネルギー $\frac{1}{2}Mv^2$ と
 力エネルギー $\frac{1}{2}Hf^2$ ($= \frac{1}{2}Kx^2 \leftarrow H = \frac{1}{K}, f = Kx$)

物理法則の正当性の判断基準

1) 実験と合う

2) 対称性

力学法則の正当性は 専ら 1) が根拠で 2) が欠落？

力学法則も対称であるはず？

ニュートンの法則は 力が作用して運動が生じる：

力が原因で運動が結果 の法則

因果関係は閉じているから

運動が原因で力が結果

という 逆の因果関係を支配する法則も存在するはず。

従来と逆の因果関係に基づく力学法則が
ニュートンの法則とは別に存在する？

ニュートンの法則

力が原因で質量が機能し運動が結果 の因果関係を表現

法則 1 慣性の法則：

力 が作用しない物体は速度を保有しないか一定の速度を保有する。

法則 2 運動の法則：

力 が作用する物体は作用力 に比例する速度変動を生じる。(速度変動=加速度)

$$f = M\dot{v}$$

法則 3 力の作用反作用の法則：

作用力 に対し反作用力 は常に逆向きで大きさが等しい。

筆者が提唱する法則

運動が原因で柔性が機能し力が結果 の因果関係を表現

法則1 弾性の法則：

速度が作用しない物体は 力を保有しないか一定の力を保有する。

法則2 力の法則：

速度が作用する物体は作用速度に比例する力 変動を生じる。

$$v = H\dot{f}$$

法則3 速度の作用反作用の法則：

作用速度に対し反作用速度は常に逆向きで大きさが等しい。

注) 筆者は 学会でまだ認知されていない用語や名称を 独断で使用しているが
これらは新概念を説明する上で必要不可欠であることを理由に お許し願いたい。

ニュートンの法則は質量の機能を

筆者が提唱する法則は弾性の機能を 表現

注) ニュートンの法則は力学全体を支配する基本法則
筆者が提唱する法則は弾性体の力学のみを支配する法則

慣性の法則と弾性の法則・運動の法則と力の法則

・力の作用反作用の法則と速度の作用反作用の

法則は 力と速度の入替以外には同一の文章

→ 各々互いに対称・双対の関係にある。

両法則を合わせて初めて因果関係が閉じ

弾性体の力学が完結

表現式

運動の法則 : $f = M\dot{v}$

力の法則 : $v = H\dot{f}$

速度の作用反作用の法則

場 **P** において速度 v を与えることは 場 **P** に対して
 相対速度 v を有する場 **Q** を作り出すこと
 これを場 **Q** から見れば それと逆方向で同じ大きさ
 の速度 $-v$ を場 **P** に与えること
 これにより場 **P** は 場 **Q** から速度 $-v$ を与えられる.

「この場で対象に速度を与える（作用させる）こと
 を 対象上にいる観測者から見れば この場に
 作用速度と逆方向で同じ大きさの速度すなわち
 反作用速度を与えること」

この法則は「互いに一定の速度を有する場（慣性系）同士では
 力学法則は変化しない」という

ガリレイの相対性原理 から由来

フックの法則の位置付け

フックの法則は $x = Hf$ (あるいは $f = Kx$ ($K=1/H$))
 フックの法則を時間で微分 $\rightarrow \dot{x} = v = H\dot{f}$: 力の法則

力の法則の時間積分が フックの法則

運動量の定義式は $p = Mv$

運動量の定義式を時間で微分 $\rightarrow \dot{p} = f = M\dot{v}$: 運動の法則

運動の法則の時間積分が 運動量の定義

力 f と速度 v の 2 状態量は 互いに対称・双対

運動量（力積） $p = \int f dt$ と変位（速度積） $x = \int v dt$ は 互いに対称・双対
 質量 M と柔性 H は 互いに対称・双対 したがって

運動量の定義 \leftarrow (対称・双対) \rightarrow フックの法則

位置の法則

運動量の法則：

運動量の時間変化は力積に等しい. または
運動量の時間変化率は力に等しい.

$$p(t_2) - p(t_1) = \int_{t_1}^{t_2} f dt \quad \text{または} \quad \frac{dp}{dt} = f$$

運動量の法則において **運動量**と**力**を それぞれの双対量
である **位置**と**速度**に置き換えれば

位置の時間変化は速度積に等しい. または
位置の時間変化率は速度に等しい.

$$x(t_2) - x(t_1) = \int_{t_1}^{t_2} v dt \quad \text{または} \quad \frac{dx}{dt} = v$$

このあたりまえの事実を あえて **位置の法則** と呼べば

運動量の法則 ← (双対・相補) → **位置の法則**

位置保存の法則

運動量保存の法則：

力 が作用しないときには **運動量**は変化しない.

位置保存の法則：

速度が作用しないときには **位置** は変化しない.

運動量保存の法則 ← (双対) → **位置保存の法則**

これら両法則は 作用反作用の法則と同様に エネルギーとは無関係の自明の事実であり 力学的エネルギー保存の法則が成立しない場にも 成立

仕事と力学的エネルギー

力が質量に作用してなす仕事 運動の法則 $f = M\dot{v}$ が成立

$$W(=\int_0^t f dx) = \int_0^t f v dt = \int_0^t M \frac{dv}{dt} v dt = \int_0^t \frac{d}{dt} \left(M \frac{v^2}{2} \right) dt$$

$$= \frac{1}{2} M v^2 - \frac{1}{2} M v_0^2$$

質量に力が作用してなされた仕事は 運動エネルギーの変化に等しい。

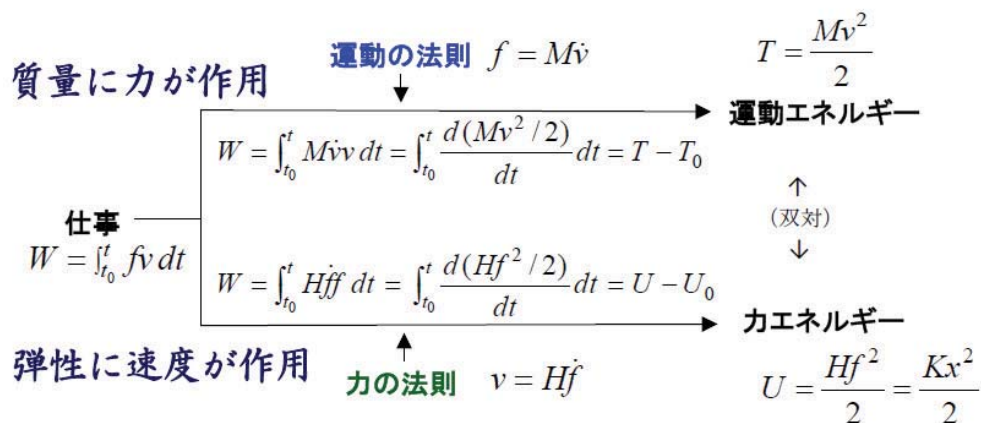
速度が弾性に作用してなす仕事 力の法則 $v = H\dot{f}$ が成立

$$W(=\int_0^t v dp) = \int_0^t v f dt = \int_0^t H \frac{df}{dt} f dt = \int_0^t \frac{d}{dt} \left(H \frac{f^2}{2} \right) dt$$

$$= \frac{1}{2} H f^2 - \frac{1}{2} H f_0^2 \quad (= \frac{1}{2} K x^2 - \frac{1}{2} K x_0^2 \leftarrow H = \frac{1}{K}, f = Kx)$$

弾性に速度が作用してなされた仕事は 力エネルギーの変化に等しい。

仕事と力学的エネルギー

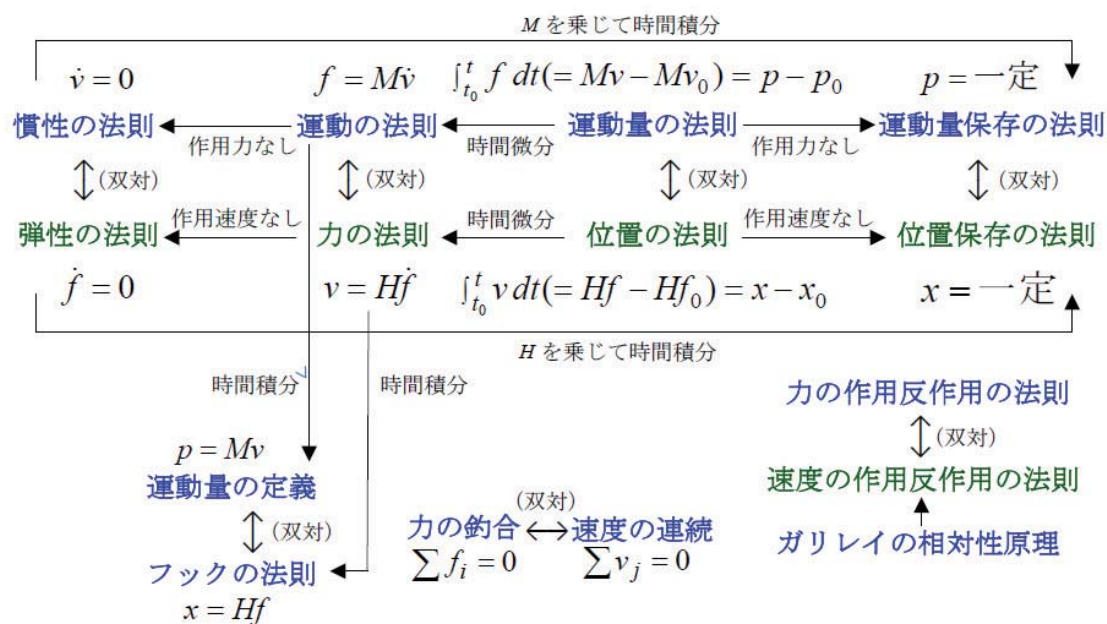


青 : 在来の法則
緑 : 筆者が提唱する法則

弾性体の力学における 状態量・力学特性・力学的エネルギーの 対称性



弾性体の力学における法則の対称性



(青 : 在来の法則 緑 : 筆者が提唱する法則)

本講演の詳細は下記の本に記載

「機械の力学」

長松昭男 著

朝倉書店 2007

質疑応答

質問者①

衝撃試験では大きな力が作用しなくても数千Gといった高い加速度が作用していますが、それでも構造物が破壊されない理由をエネルギーの観点から説明していただけないでしょうか。

発表者

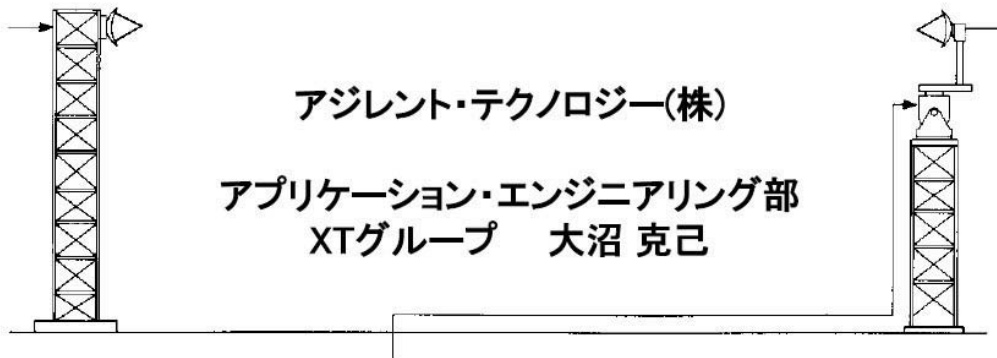
衝撃とはエネルギーが作用している状態です。質量にエネルギーが作用すると多大な力がかかり、破壊されてしまいます。一方でバネは力を受けることができません。自然長のバネは力を受けようとしても反作用が働かないため縮んでしまいます。基礎の変位加振のようにバネに直接エネルギーが作用する場合、バネがエネルギーを吸収するため大きな変位が生じてても力は小さくなります。バネに相対変位が生じ、徐々に内力変動が生じ、外部からの拘束力と内力が一致、つまりフックの法則が成り立つ状態になります。その過程でエネルギーがバネに吸収される場合は大きな変形を伴うため、大きな衝撃であった場合でも力としては作用していません。このような領域の衝撃であれば破壊されません。

5.5. アンテナ測定の基礎と測定の効率化

アジレント・テクノロジー 株式会社
アプリケーション・エンジニアリング部
XT グループ
大沼 克己 氏

JAXA様 第9回試験技術ワークショップ

アンテナ測定の基礎と 測定の効率化



アジレント・テクノロジー(株)

アプリケーション・エンジニアリング部
XTグループ 大沼 克己

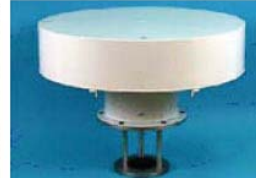
Page 1

Agilent Technologies

Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

現代のアンテナ測定

- 現代のアンテナはさらに高性能化し、
- フェイズドアレイ化など技術的な複雑さは増し、
- 品質や機能の要求もさらに厳しくなる
- 品質確保のために必要な測定項目も増えている



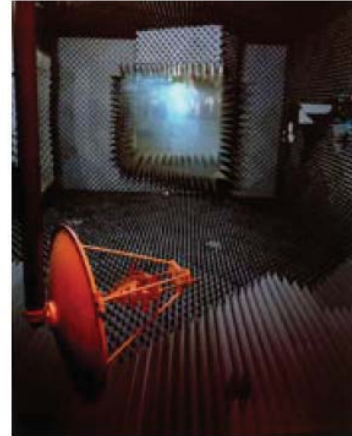
Page 2

Agilent Technologies

Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

アンテナ測定レンジでの評価項目

- アンテナ放射パターン
 - ビーム幅
 - サイドローブ比
 - ヌル深さ、前後比 など
- 利得および周波数特性
- 交差偏波特性
- 積算送信電力(携帯電話など)
- VSWR(暗箱などでも測定可) など



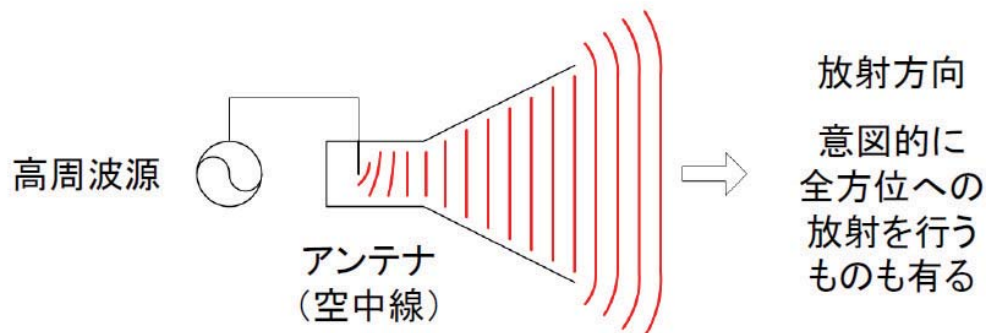
Page 3

Agilent Technologies

Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

アンテナの機能

- ・ 高周波電力を電磁波に変換して空間に放出する(またはその逆)
- ・ 同軸線路／導波路と自由空間とのインピーダンス変換をする
- ・ 電磁波のエネルギーを目的の方向に集中する
(または特定方向からだけ集める)



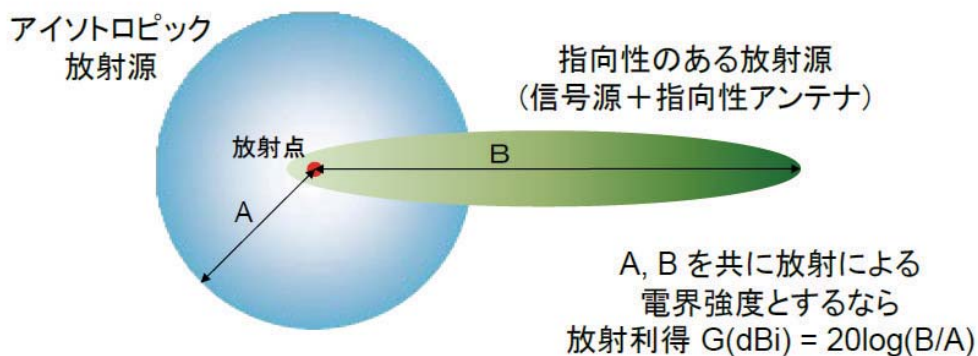
Page 4

Agilent Technologies

Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

放射利得(dBi または dBd)

無損失、完全無指向性、大きさ0の点放射源を仮定する。これを**アイソトロピック**放射源と呼ぶ。これを基準にしてアンテナの指向方向正面(ボアサイト)でどのくらい強い放射が得られているか、その比を放射利得という。単位は dBi。低周波数ではダイポールアンテナ基準で定義されることもある(dBd)。



Page 5

Agilent Technologies

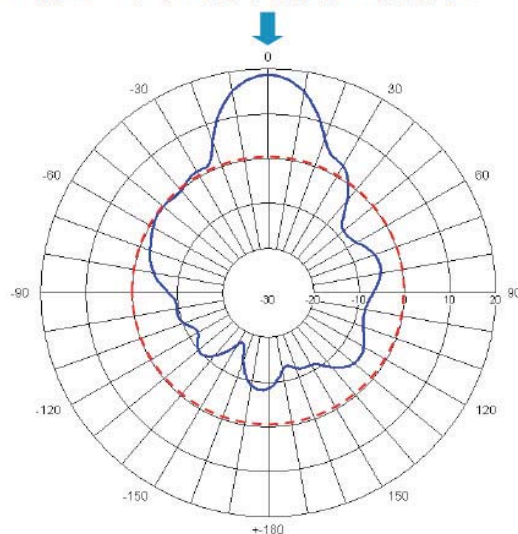
Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

アンテナ放射パターン

アンテナの方位角と放射された電界強度の関係を図にしたもの。被測定アンテナ(AUT)を回転台に載せて回し、回転角の関数として放射信号強度を測る。

通常は送受を逆にして測る。回転方向が地表と平行の場合を**アジマス面**、垂直の場合を**エレベーション面**と呼ぶ。

放射レベル(又は受信レベル)が最も高い方向を**ボアサイト**と称するが、無指向性アンテナには定義されない。

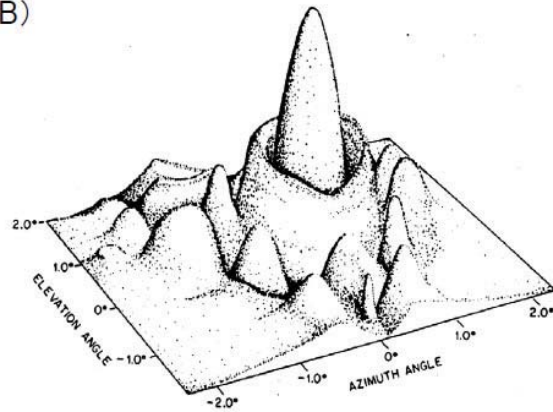
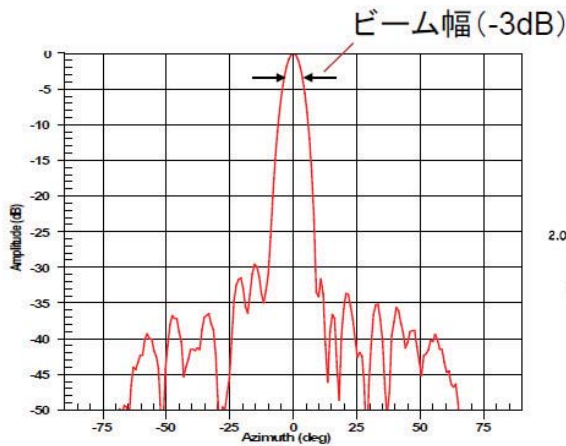


Page 6

Agilent Technologies

Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

二次元／三次元の放射パターン表示



放射パターンの二次元(直交座標)表示。ビーム幅、ボアサイト方向、サイドローブ比、ヌル深さなどの様々なパラメータをここから読み取ることができる。

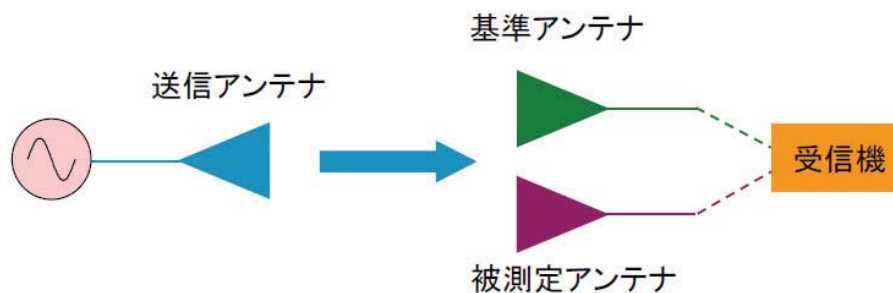
高利得アンテナのラスタースキャンによる三次元表示。上方向(Z軸)がレベル。Waterfall Plot の一種。視覚的な判り易さが主目的で、数値の読み取りには不向き。

Page 7

Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

放射利得の測定

基準とできるようなアイソトロピック放射源は実在しないので、利得の測定は利得が既知の基準アンテナとの比較で行われる。ネットワークアナライザのレスポンス校正に近いが、Thru が 0dB ではない。



稀に「方向性」の測定で代用されることもある。これはボアサイト方向の電界強度を、全方位の電界強度の平均値で割ったもので、被測定アンテナの内部損失が含まれない点が異なる。

Page 8

Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

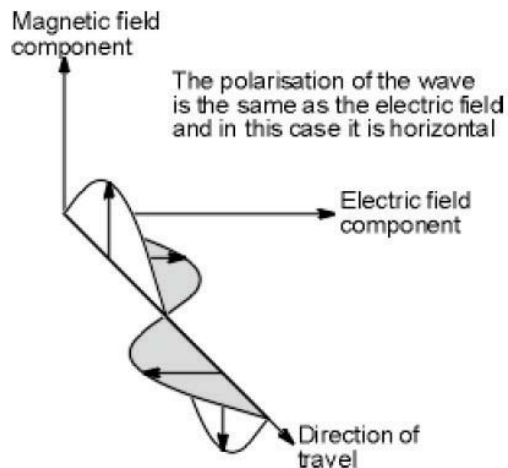
直線偏波と偏波面

放射される電磁波の電界面と磁界面は直交しているが、この電界面が向いている方向を偏波面という。

偏波面が固定している電磁波は直線偏波と呼ばれる。

偏波面が大地に対して水平の場合は水平偏波、垂直の場合は垂直偏波という。

直線偏波のアンテナは、理想的には直交する偏波を受信しないので（実際は有限の除去比を持つ）、同一周波数に信号を多重化して、利用効率を上げることもできる。



出典: <http://www.radio-electronics.com/info/antennas/basics/polarisation-polarization.php>

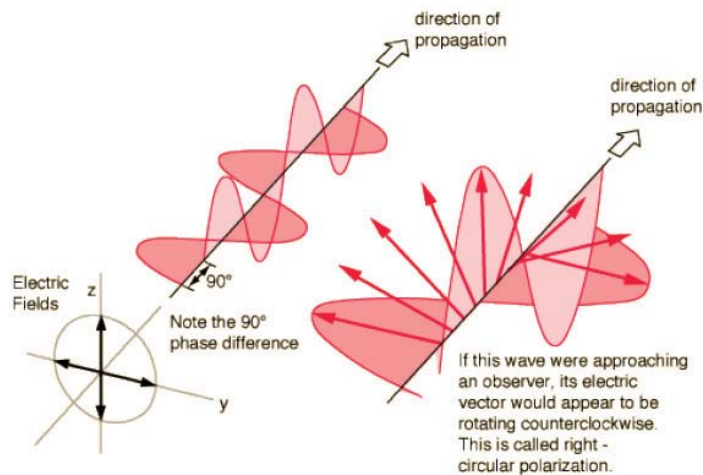
Page 9



Agilent Technologies

Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

円偏波



直線偏波の電磁波を二つ合成し、偏波面が直交、かつ電界強度が等しい場合を仮定する。更にこの二つの波の位相を90度ずらすと、合成ベクトルは常に円を描いて回転する。これを円偏波という（楕円偏波の特殊な場合）。合成する位相差の符号で回転方向が変わり、進行方向に対して右回転を右旋偏波、左回転を左旋偏波と呼ぶ。円偏波用アンテナは、やはり逆回転の偏波を持つ電波は理論的には受信しない。

Page 10

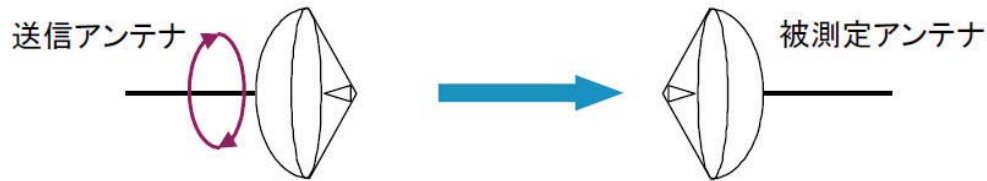


Agilent Technologies

Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

偏波測定

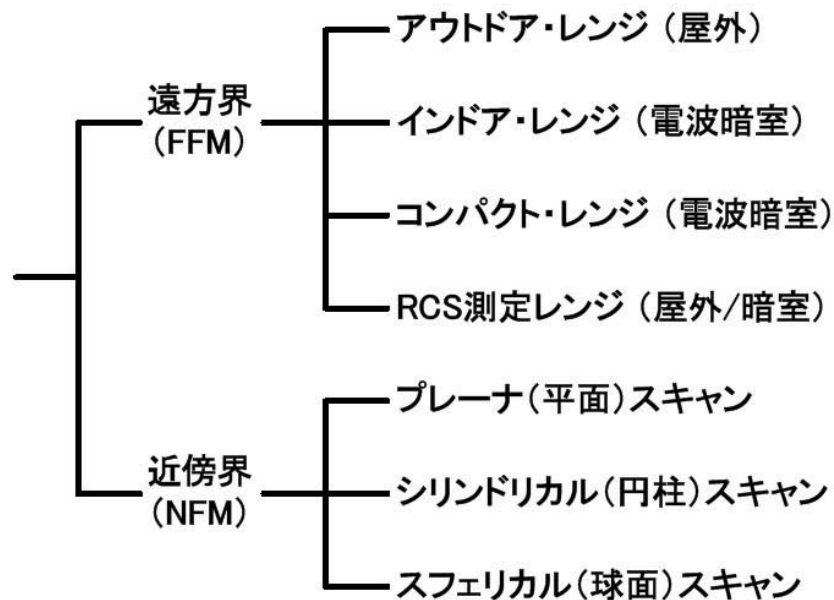
直線偏波のアンテナは、理想的には直交する偏波を受信しないが、実際は有限の除去比を持つ(交差偏波特性)。右旋／左旋の両円偏波にも同様の測定が有る。



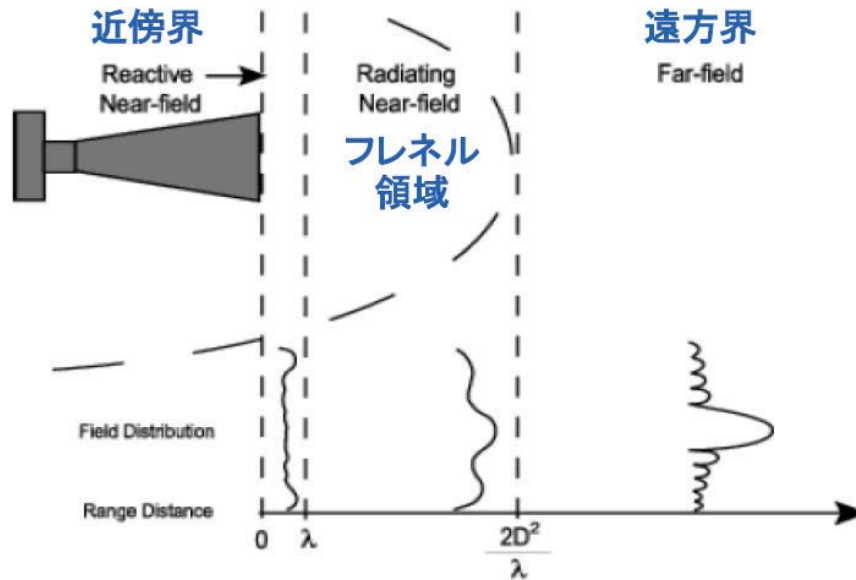
回転台の複雑化を避けるため、通常は送信アンテナを回転させたり、切り替えたりして偏波面を変えながら測定する。

送信アンテナを高速に回転させながら被測定アンテナは水平に回転させ、各方位の偏波特性を一挙に測ってしまう方法も有る。

アンテナ測定レンジの分類



アンテナ放射領域の分類



http://www.home.agilent.com/upload/cmc_upload/All/NSI-near-far.pdf

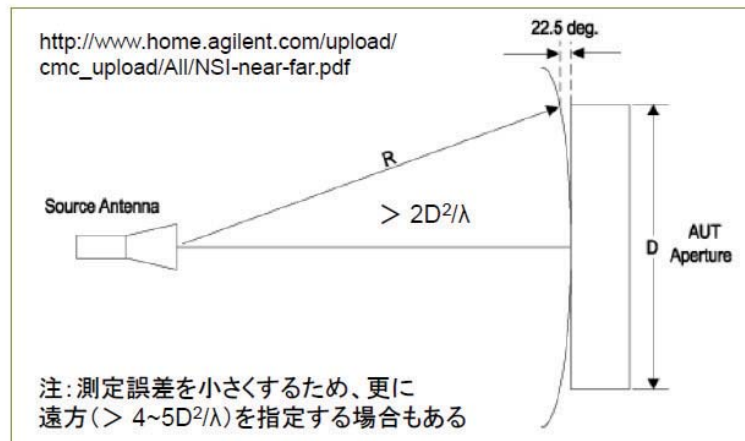
Page 13



Agilent Technologies

Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

遠方界条件の決め方



The mathematical expression for determining the minimum separation distance is: $R < 2D^2/\lambda$

Where:

R = Range length (separation distance between transmit and receive antennas)

D = Aperture of antenna under test

λ = Measurement wavelength (shortest of the ones tested)

Page 14



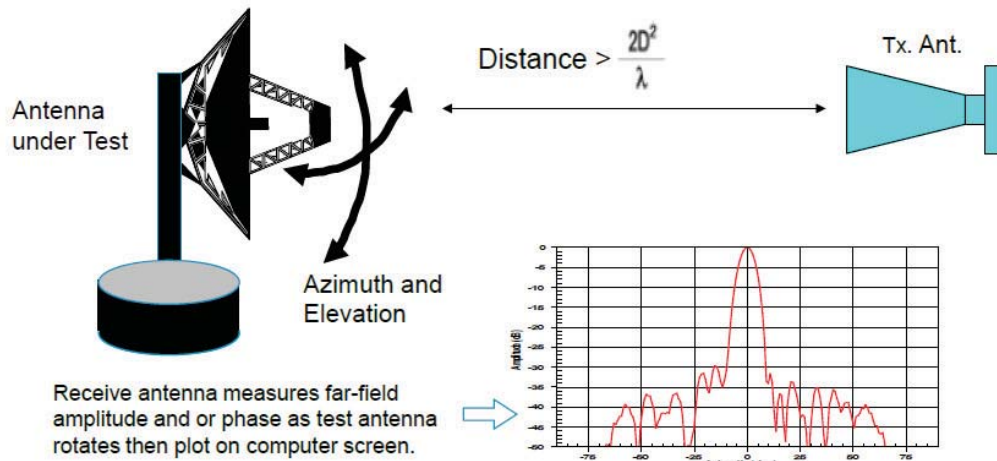
Agilent Technologies

Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

遠方界測定

基本概念：

- ・ 被測定アンテナをアジマス軸ないしエレベーション軸で回転させる
- ・ 遠方界で測定したデータを PC 上に記録する



Page 15

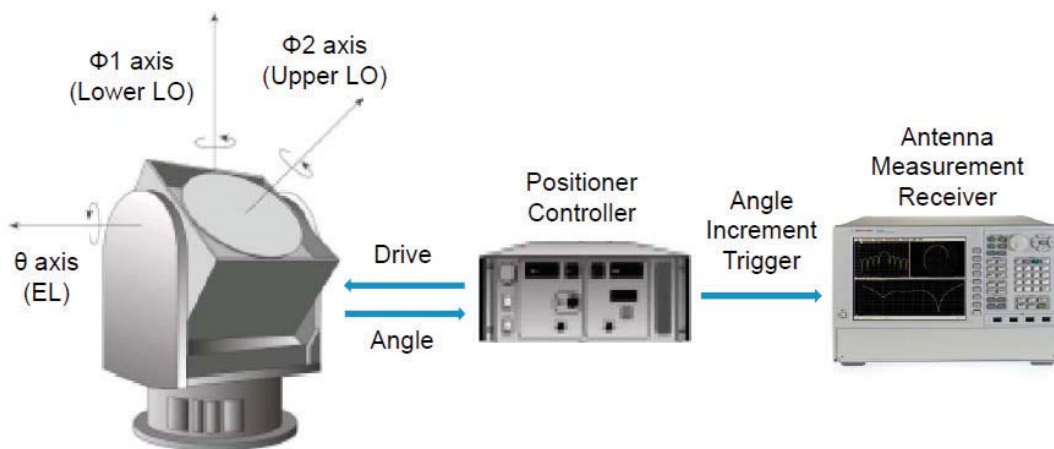


Agilent Technologies

Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

アンテナ回転台

AUTを載せて回転させる台。軸数、耐荷重、角度精度などによって多くのバリエーションや製品グレードが存在する(衛星用途では 1/1000 度分解能のものも使われる)。回転角と受信機の同期をどのように取るかで、測定速度が変わる。角度増分トリガが使えると速い。



Page 16

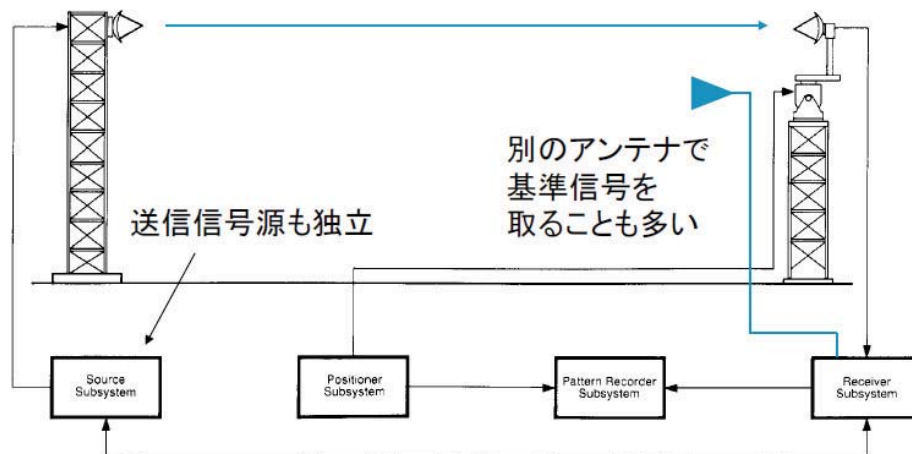


Agilent Technologies

Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

アウトドア・レンジ(遠方界)

屋外に設置された測定レンジ。測定周波数が高く、かつ被測定アンテナが大型の場合に用いられる。送受信サイトは一般に独立しており、間に高周波ケーブルは引けないことが多い。



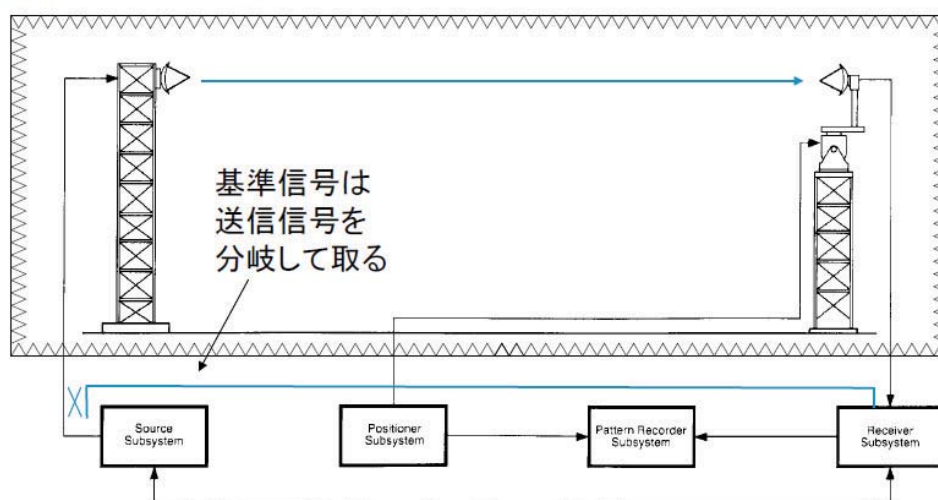
Page 17

Agilent Technologies

Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

インドア・レンジ(遠方界)

電波暗室内に設置された測定レンジ。広く汎用に使われている。アンテナ間距離が長いと、システム設計はアウトドア・レンジと類似のものになる。



Page 18

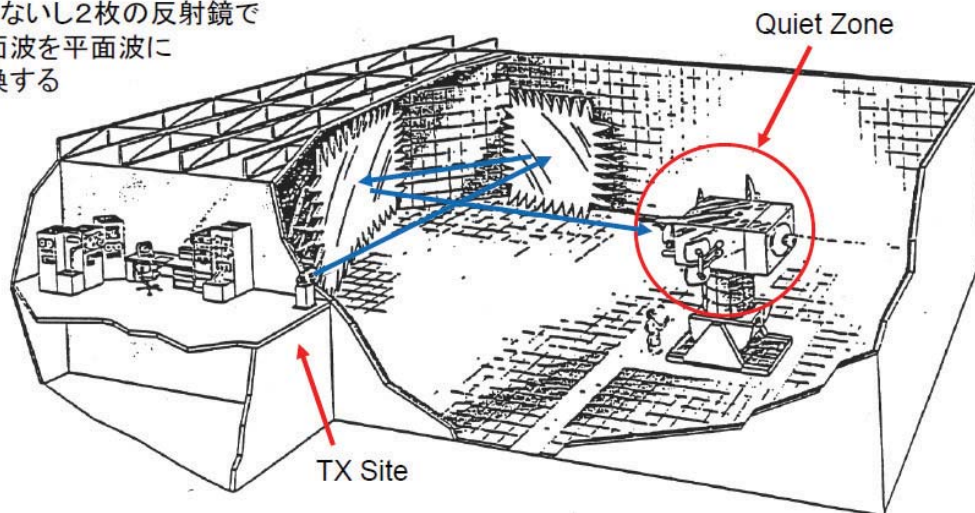
Agilent Technologies

Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

コンパクト・レンジ

反射鏡を用いて比較的短距離のインドア・レンジで遠方界条件を満たすもの。衛星用途などで使われるがコストが掛かる。

1枚ないし2枚の反射鏡で
球面波を平面波に
変換する

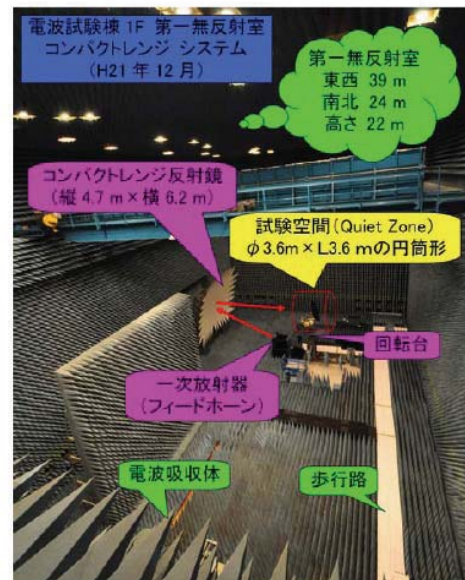
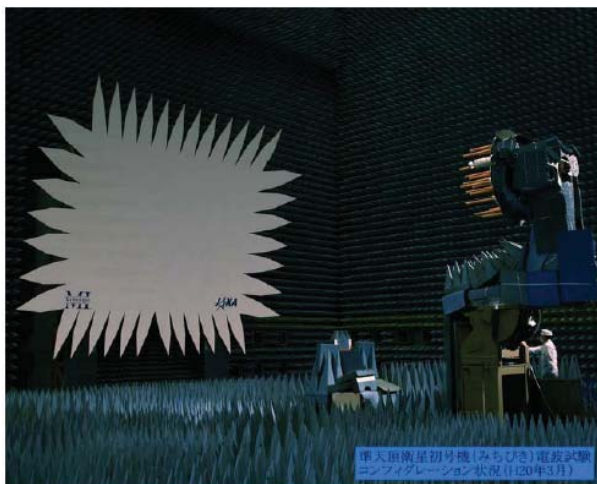


Page 19

Agilent Technologies

 Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

JAXA(TKSC) 電波試験設備の コンパクトレンジシステム



©JAXA

Page 20

Agilent Technologies

 Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

JAXA(TKSC) 電波試験設備の遠方界システム

受信サイト、この中に回転台が有ります



©JAXA

Page 21

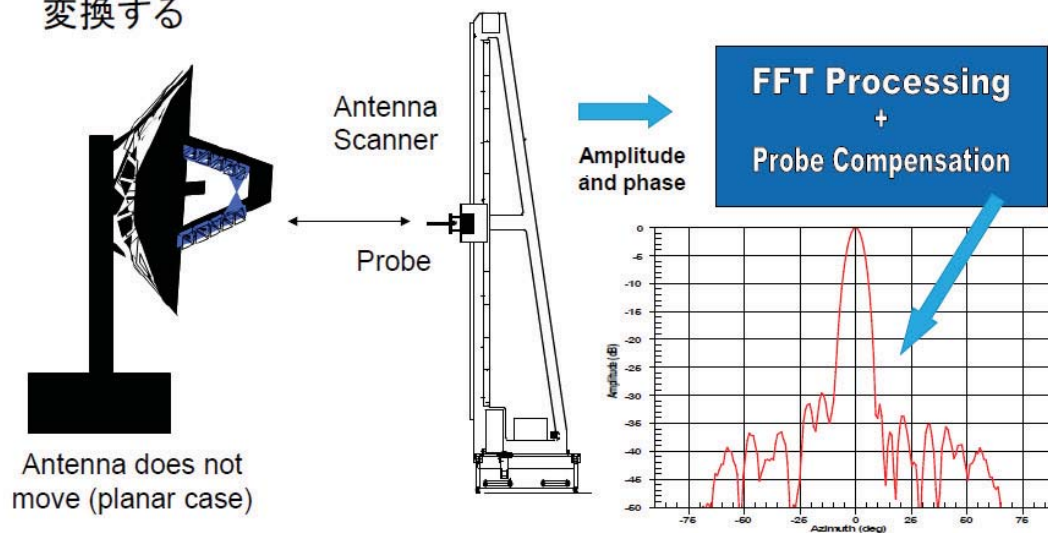


Agilent Technologies

Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

近傍界測定

近傍界で測定した放射パターンを数値演算で遠方界パターンに変換する



Page 22



Agilent Technologies

Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

近傍界測定が必要とされる場合

- 遠方界距離が非常に長い場合
 - アンテナサイズが大きい
 - 使用周波数が高い
 - 衛星搭載用、ミリ波用アンテナ等
- 定期的な点検が必要な場合
 - 固定設置のアレイアンテナなど



ALOS-2 © JAXA

- 平面度、位置精度の非常に高いスキャナが必要
- プローブの放射パターンやケーブルの位相変動などの補正にノウハウを要する
- 信頼できるシステムを供給できるベンダは限定される

Page 23



Agilent Technologies

Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

近傍界スキャンの種類

プレーナ(平面)スキャン

- Directional antennas
- Gain > 15 dBi
- Max angle < $\pm 70^\circ$

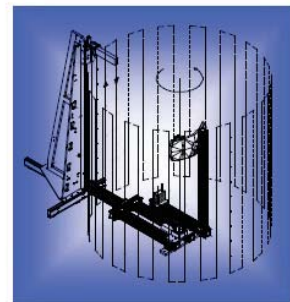
プレーナ



シリンダリカル(円筒)スキャン

- Fan beam antennas
- Wide side or back lobes

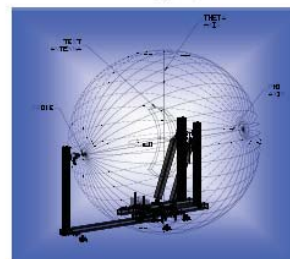
シリンダリカル



スフェリカル(球面)スキャン

- Low gain antennas
- Wide or omni-directional patterns on any antennas

スフェリカル



http://www.home.agilent.com/upload/cmc_upload/All/NSI-near-far.pdf

Page 24



Agilent Technologies

Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

(参考)コンパクトレンジ vs. 近傍界測定

レンジ種別	長所	短所
コンパクトレンジ	<ul style="list-style-type: none"> 電波暗室内で超遠方界測定ができる 標準ゲインホーンとの比較により利得測定が容易にできる 360度の全周測定が容易にでき、サイドロープを見付け易い 衛星構体や太陽電池パドル等、周辺物体の影響評価もできる 寸法がQZ以内に収まればエンドファイヤ型のヘリカルANT等、近傍界領域を外れる供試体でも問題なく測定できる 	<ul style="list-style-type: none"> 巨大な電波暗室と面精度の高いパラボリック反射鏡を必要とする QZの大きさは反射鏡サイズの制約を受けてしまう 基本的に得られる結果は放射パターン測定のみとなってしまう 一枚鏡方式では交差偏波特性の限界がある(-30dB程度と云われる) 二枚鏡方式はさらに巨大な設備規模となり、設備費や面精度維持の負担が大きい
近傍界測定	<ul style="list-style-type: none"> 巨大な電波暗室を必要としない スキャナの面積に応じて広いQZを構築できる 電磁界シミュレーション結果との親和性が高い 	<ul style="list-style-type: none"> 全測定箇所のデータを取得し、FFT処理をしないと何も結果が得られない 利得の絶対値は別途遠方界等での評価が必要となる 基本的にアンテナ単体での試験になる。衛星構体やパドル等、周辺の影響評価は苦手 基本的に平面アレイアンテナや開口面アンテナ以外には適応できない 試験周波数が高くなるとスキャナやプローブの精度要件が厳しくなる

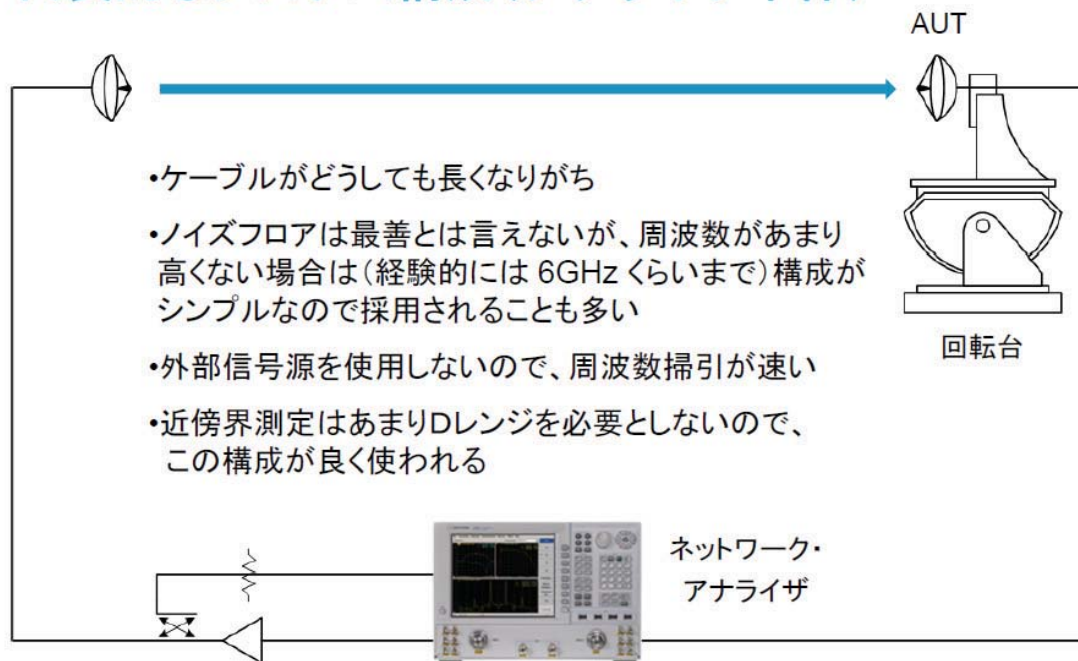
JAXA 武石 啓 様作成の資料から抜粋

Page 25

 Agilent Technologies

 Antenna Measurement Basics
 For JAXA Workshop
 2011/11/03

代表的なシステム構成(アナライザ単体)

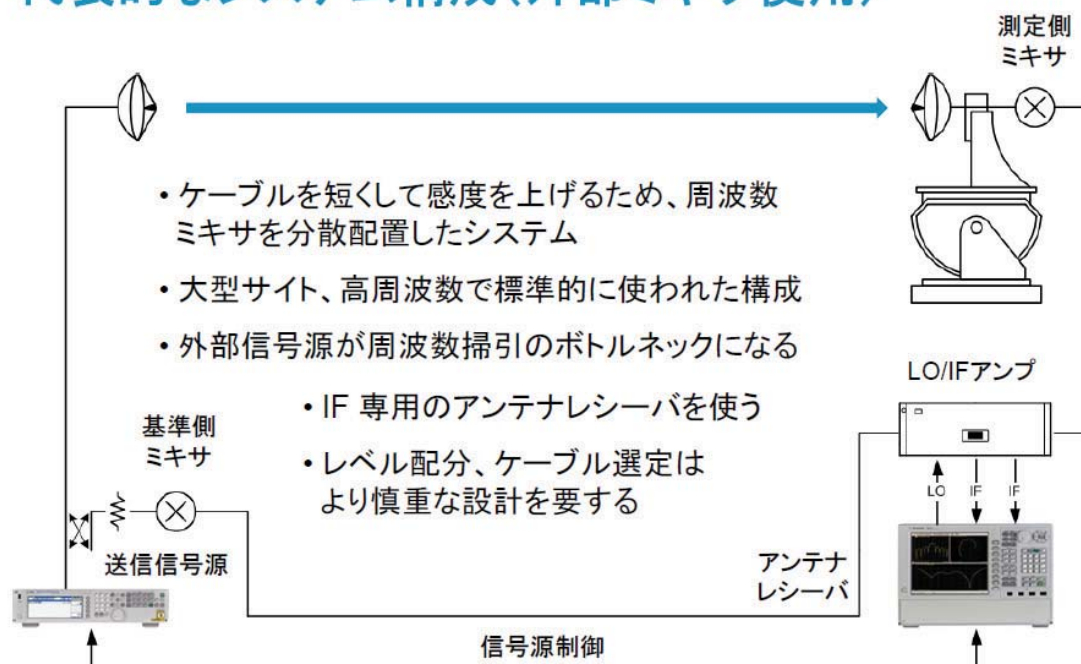


Page 26

 Agilent Technologies

 Antenna Measurement Basics
 For JAXA Workshop
 2011/11/03

代表的なシステム構成(外部ミキサ使用)



Page 27

Agilent Technologies

Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

測定速度の最適化 – 測定を多重化する

放射パターン測定のパラメータは多岐に渡るが、これらを多重化して測定すると、トータルの測定時間をかなり減らすことができる。

ネストする際はパラメータ変更が速い順に内側にする。回転台の角度は一般に最も低速なので、これを外側にする。



Page 28

Agilent Technologies

Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

最新機器の導入による測定速度の向上



Agilent 8530A :
5,000 points/sec
Only one parameter
at one time



Agilent 83620B :
15 – 50ms for
frequency switching

多ch化



Agilent N5264A :
400,000 points/sec
Up to four parameters at same time
COM programming available



Agilent MXG :
Less than 1ms
for switching

周波数切替の
高速化



Internal source of
Agilent PNA-X :
~100us for
frequency switching

遠方界測定における測定時間比較

旧来の 8530A をベースとしたシステムより 5倍以上速くなる
(IFBW = 10 KHz, MXG 信号源使用時の比較)

Number of test ports	3	3	3	3	3	3
Polarizations	1	1	1	1	1	2
Electronic beam states	1	64	64	128	256	256
Frequencies	1	1	5	5	10	20
Theta movement: $\pm 30^\circ$ in 1° inc						
Elevation steps: $\pm 30^\circ$ in 1° inc	11163	714432	3572160	7144320	28577280	114309120
N5264A total measurement time	6.33 min	6.33 min	7.04 min	10.88 min	34.12 min	1.60 hr
Positioner velocity (RPM)	3.000	3.000	2.475	1.269	0.321	0.108
Avg. data acq. Time (usec/pt.)	34041.0	531.9	118.3	91.4	71.6	50.4
85301B/C total measurement time	6.33 min	9.74 min	36.72 min	1.12 hr	4.25 hr	16.12 hr
Positioner velocity (RPM)	3.000	1.483	0.297	0.155	0.040	0.010

X 5

X 10

近傍界測定における測定時間比較

旧来の 8530A をベースとしたシステムより 20倍以上速くなる場合も

Number of test ports	3	3	3	3	3	3
Polarizations	1	2	1	2	1	2
Electronic beam states	64	64	128	128	256	256
Frequencies	5	5	10	10	20	20
Sampling grid: 101 x 101; Total # of points	9792960	19585920	39171840	78343680	156687360	313374720
PNA-X total measurement time	12.21 min	12.21 min	33.51 min	33.51 min	1.98 hr	1.98 hr
Average data acq. Time (usec/pts)	74.8	37.4	51.3	25.7	45.4	22.7
PNA total measurement time	32.24 min	32.24 min	62.64 min	62.64 min	3.07 hr	3.07 hr
Average data acq. Time (usec/pts)	197.5	98.8	95.9	48.0	70.5	35.2
85301B/C total measurement time	1.68 hr	3.04 hr	6.17 hr	11.61 hr	23.86 hr	45.63 hr
Average data acq. Time (usec/pts)	616.4	558.2	567.1	533.6	548.3	524.1

X 5

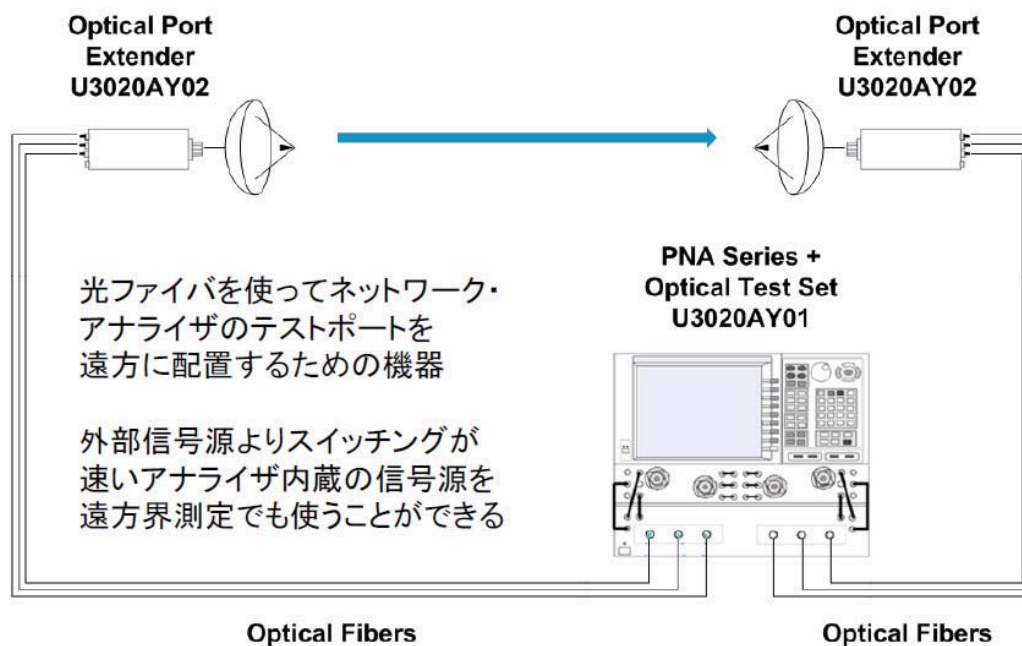
X 23

Page 31

Agilent Technologies

Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

測定の高速度化 – 光エクステンダの利用



Page 32

Agilent Technologies

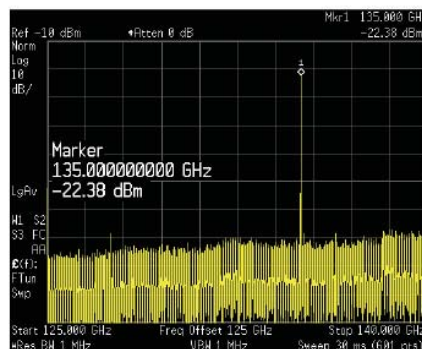
Antenna Measurement Basics
For JAXA Workshop
2011/11/03

将来構想: 110GHz超のアンテナ測定

Fバンド用の二倍波ミキサを使った周波数コンバータの例。

LO 信号経路には二通倍器を二個使用しており、20GHz 以下の安価な信号源がLO源として使用できる。

従来は変換次数の大きい高調波ミキサを使っていたため、感度が十分ではなかった。



測定系の雑音指数は約 30dB と推測される。従来の高調波ミキサより 30dB 以上高感度なので、110GHz超の帯域においてもダイナミック・レンジの大きい測定系を構築できる。

ご参加ありがとうございました

Q&A

質疑応答

質問者①

計測系システムのスピードが従来に比べて10倍・20倍となっていると伺いました。実際スピードが速くなったのは、計測系のみが速くなったのか、駆動系も含めたシステム全体が速くなったのか、教えていただけないでしょうか。

発表者

駆動系を含めたスピードです。従来システムでは、回転台1回転の間に測定パラメータを多重化しても速くなりません。1パラメータを測るために一々回転台が1回転しているという前提で表（プレゼン p30, 31 表下部）を書いています。それをまとめて全てのパラメータをもし1回転中に測れたらどれくらい速く測れるかということを示したのがこの表（プレゼン p30, 31 表上部）です。ゆえに、この表にも駆動系がどれくらい速く回れるか、つまり回転速度（大きな回転台の場合は1周1分以上）や、計測の関係でそんなに遅く回れないなどの制限も考慮した回転速度等の駆動系の性能も考慮された計算結果になっています。

質問者①

この計算の前提として、測定は往復で行っているのでしょうか、片道で行っているのでしょうか。

発表者

全て片道で測定しているという前提です。

質問者②

回転台のバックラッシュが測定の問題点だということがありましたが、バックラッシュの量が測定精度にどの程度効いてくるのか教えていただけないでしょうか。

発表者

一般的に 1, 2 トン級の回転台では、バックラッシュは、0.05 度くらいはあるというのが経験則です。0.05 度は一般的な測定では問題にはなりません、宇宙機・マイクロ波のアンテナ測定では問題になってきます。この場合、一つのコツは一方向にしか回さないということです。往復で回してしまうと（行きと帰りでボアサイトがずれるため）周波数によってボアサイトがずれるということが起きます。また、ステップ動作もさせない方が良いでしょう。ちょっと回して止めるとギアが遊ぶので 0.0 数度はずれてしまいます。一方向に一定速度でずっと回して同じ力をかけながら回すのがコツです。本当はエンコーダと回転台が完全に繋がっていれば、バックラッシュは測定上問題にはなりません。しかし、実際にはエンコーダと回転軸との間に必ずわずかなバックラッシュがあるので、これをどう防ぐかが運用上の重要なポイントとなります。

質問者③

近年衛星のアンテナも使用周波数がどんどん上がってきています。環境試験技術センターでは、そういったアンテナに対してどういった方法でアンテナパターンを取っていくかを将来構想として検討しています。ファーフィールドにすると利得がとりにくくなってしまい、ニアフィールドにするとスキャナの構造的な精度が問題となってきます。どのような方法を選定していくかは難しい問題であると思いますが、大沼様のご見解をお聞かせ下さい。

発表者

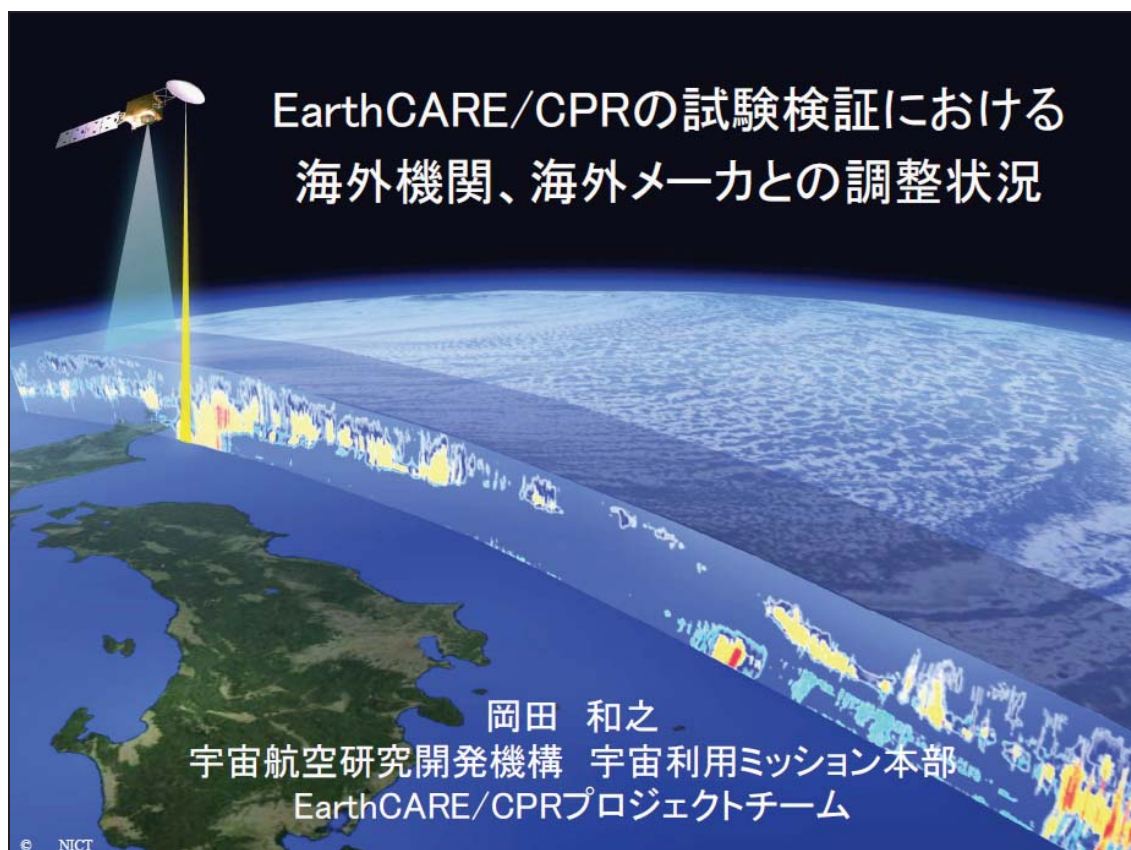
どうしてもケースバイケースになってしまいます。ただし、絶対利得を測るには、ファーフィールドつまりコンパクトレンジに頼らざるを得ません。近傍界は絶対利得を求めるのに向いていません。またニアフィールド測定は得意な周波数があり、数 G~30GHz がもっとも得意なレンジです。それ以上になるとスキャナの平面度の問題が表面化してきます。理想を言えばコンパクトレンジだと思います。コンパクトレンジは大型の宇宙機を扱うには大型の反射鏡が必要で非常にコストがかかります。我々がお勧めできるものではありませんが、可能であればより望ましいと思います。特に 30~40G の周波数で測るのであれば、コンパクトレンジがよいのではないのでしょうか。

5.6. EarthCARE/CPR の試験検証における 海外機関、海外メーカとの調整状況

宇宙航空研究開発機構 宇宙利用ミッション本部

EarthCARE/CPR プロジェクトチーム

岡田 和之 氏



発表概要



雲エアロゾル放射ミッション/雲プロファイリングレーダ (EarthCARE/CPR) プロジェクトは、ESAが開発する EarthCARE衛星にJAXAが開発するCPRを搭載する国際共同開発ミッションである。

また、CPR開発においても主要なサブシステム開発を複数の海外メーカーが担当している状況にある。

このような状況において起きている、国内と海外での設計や試験に対する考え方の違いによる問題や、調整状況について紹介を行う。



目次



- ミッション概要
- EarthCARE概要
- CPR概要
- CPR開発体制
- 要求文書の適用状況
- 調整案件例
- まとめ

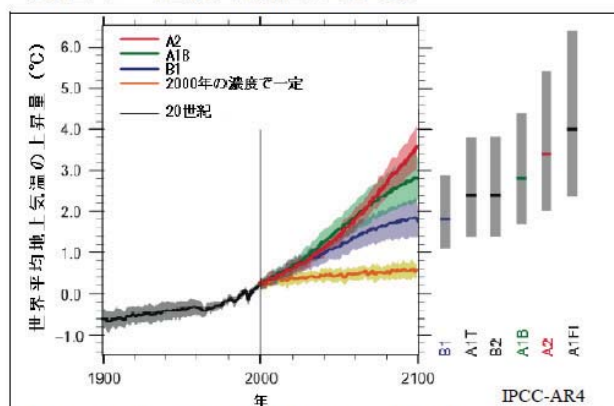
2



ミッション概要 気候変動予測精度現状



IPCC4次報告において、複数の社会発展シナリオ、複数の数値モデルを用いた地球平均地上気温の昇温予測(1980～1999年と比較)には、100年後の全球平均気温で4K程度の誤差がある。

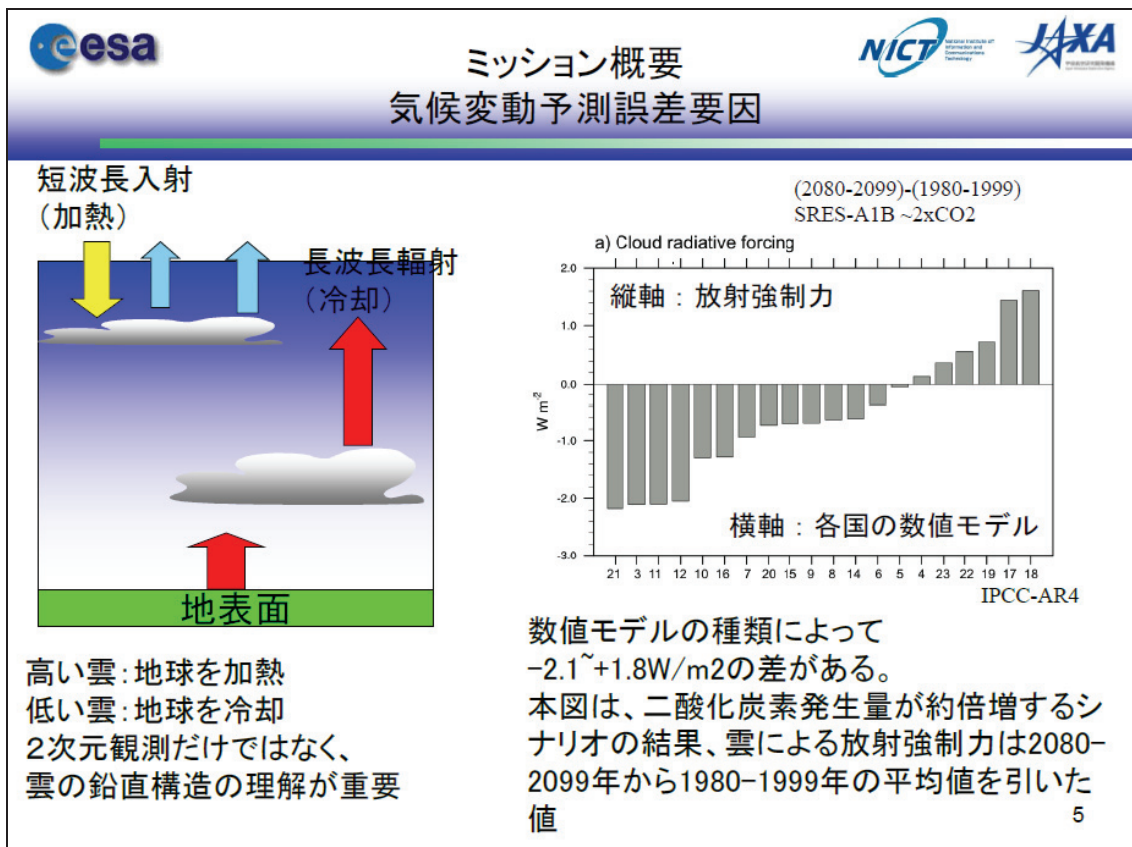
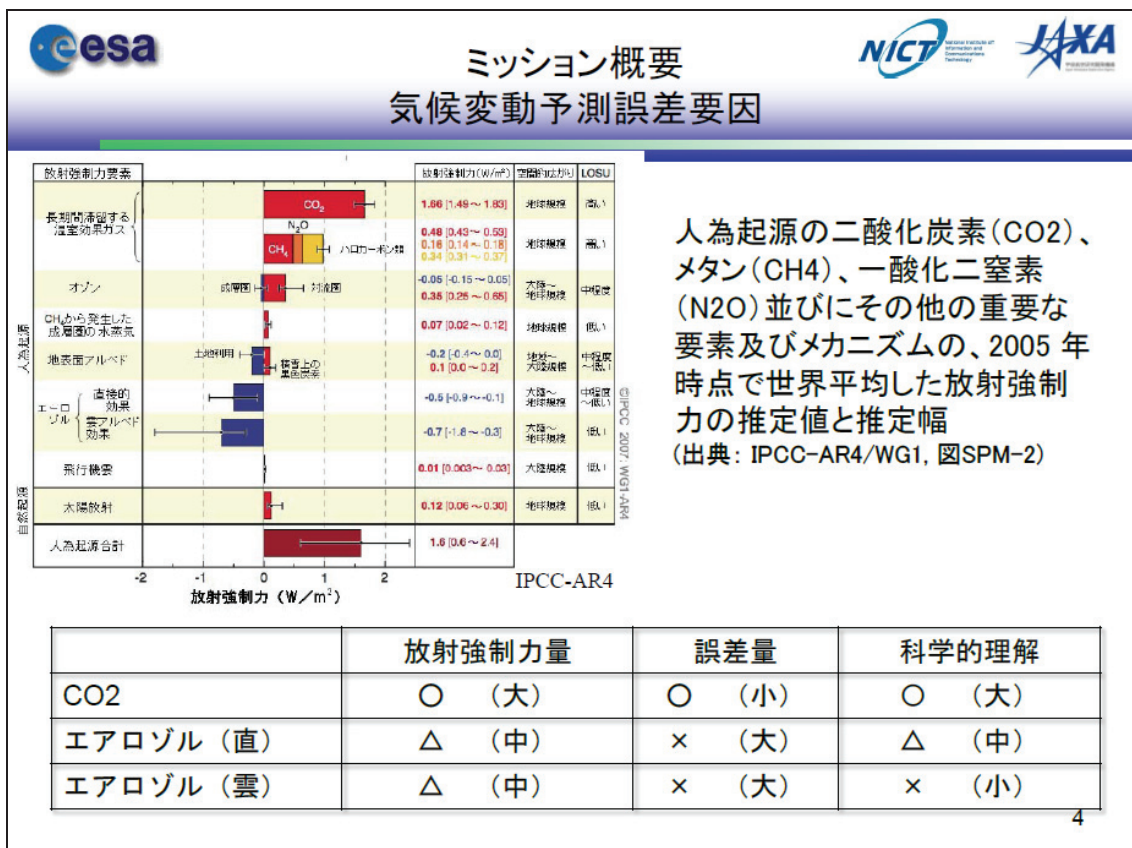



例：
社会発展シナリオA1FIにおいてモデルによる気温変化結果は2.4～6.4°C

A1FI：
経済成長が发展を続け2050年頃人口のピークを向かえ、その後緩やかな減少。エネルギーを化石燃料に頼っているシナリオ。

橙色の線は、温室効果ガス濃度を2000年の値で一定に保った実験のもの。右側の灰色の帯は、6つの各社会発展シナリオにおける最良の見積り(各帯の横線)および起こりうる可能性が高い予測幅。



3





ミッション概要

雲エアロゾルライフサイクル

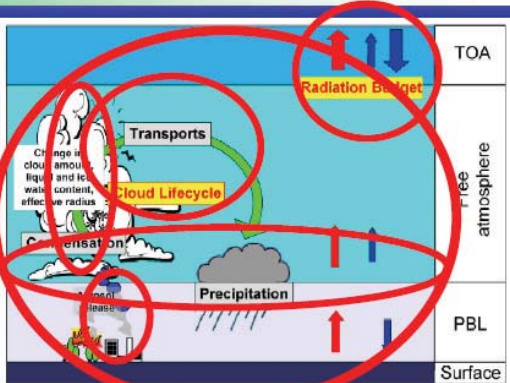
気候モデルごとに雲の取扱いが異なるのは、雲の鉛直構造や雲・エアロゾルの相互作用および大気への放射雲粒の上昇・下降流等わかっていない事が多いためである。雲エアロゾルのライフサイクルを通し、プロセスを理解することが重要。


そのため、下記の情報が必要となる。

- － エアロゾルの鉛直分布と微物理的特性
- － 水/氷雲の鉛直構造(オーバーラップ構造を含む)、雲の微物理特性
- － 雲内の対流性上昇流と氷晶核の落下速度
- － 雲、エアロゾルの水平分布
- － 大気上端における短波長および長波長の放射フラックス
- － グローバル観測

観測要求



6








ミッション概要

観測要求と搭載センサ

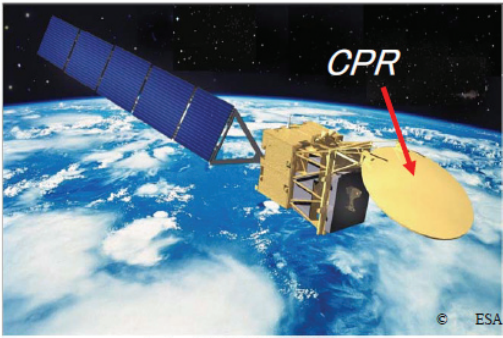
観測要求	観測技術	観測センサ
エアロゾルの鉛直分布と微物理的特性	高波長分解能大気ライダー	ATLID
水/氷雲の鉛直構造(オーバーラップ構造を含む)、雲の微物理特性	雲レーダー	CPR
雲内の対流性上昇流と氷晶核の落下速度	ドップラーレーダー	
雲、エアロゾルの水平分布	多波長イメージャー	MSI
大気上端における短波長および長波長の放射フラックス	広帯域放射計	BBR

7

EarthCARE概要




- ・ 打上予定：平成27年11月(2015年11月)
- ・ ミッション期間：3年
- ・ 総重量：約1700kg
- ・ 電力：1100W
- ・ データレート：1500kbps
- ・ 外形：6m x 2.5m x 2.5m
- ・ 軌道：低軌道太陽同期準回帰軌道
 - 高度約400km
 - 降交点通過地方時13:45-14:00
- ・ 搭載センサ
 - CPR : Cloud Profiling Radar
 - ATLID : Atmospheric Backscatter Lidar
 - MSI : Multi-Spectral Imager
 - BBR : Broadband Radiometer
- ・ 打上ロケット：ソユーズ or ゼニット



EarthCARE衛星

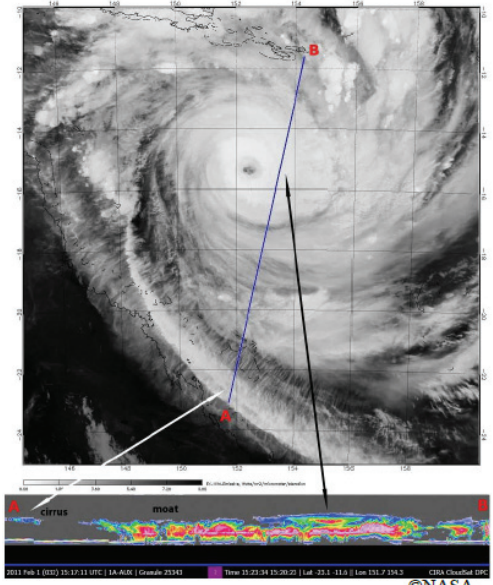
CPRは、世界初のドップラ速度計測機能を有した衛星搭載用ミリ波レーダ

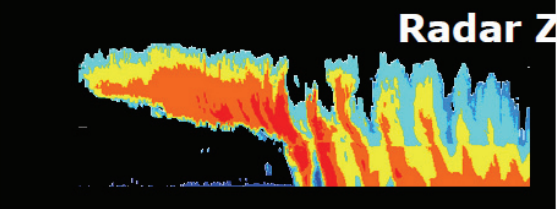
8

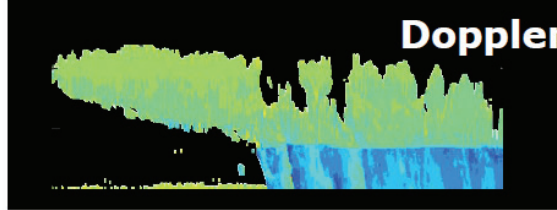
EarthCARE概要

CPR観測イメージ





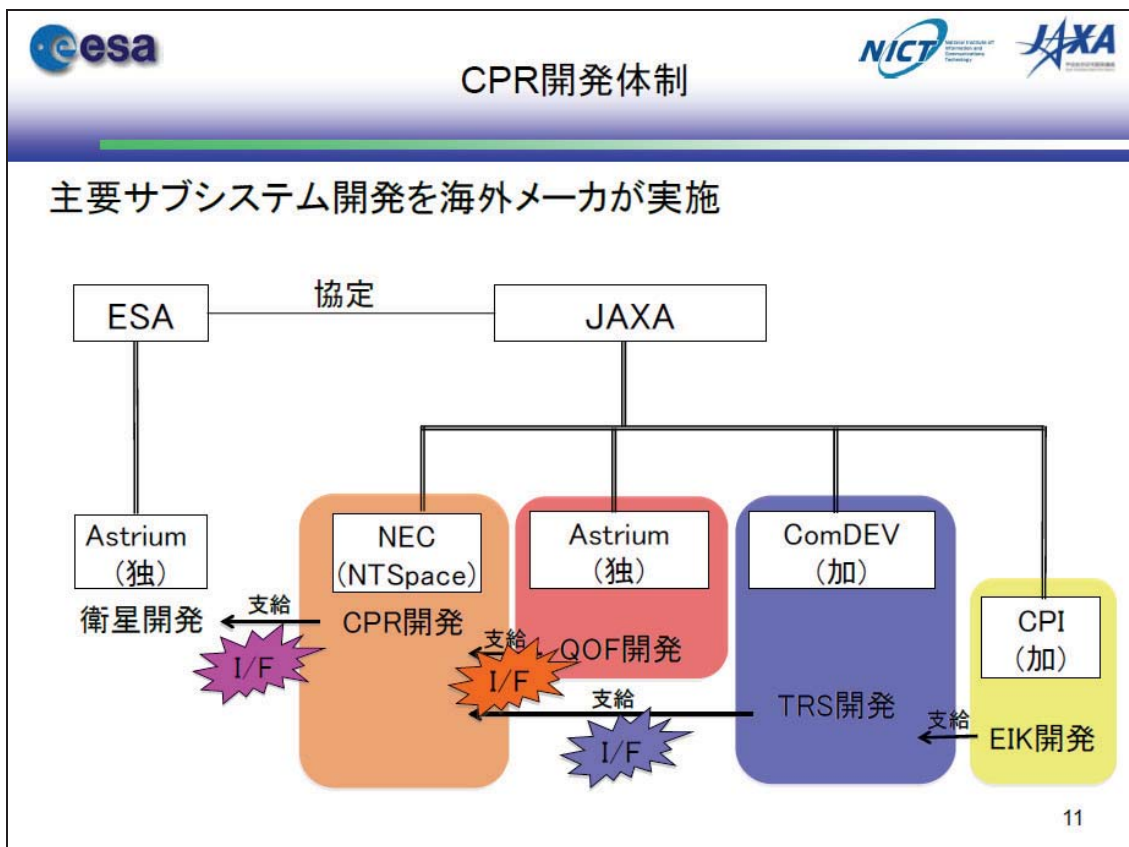
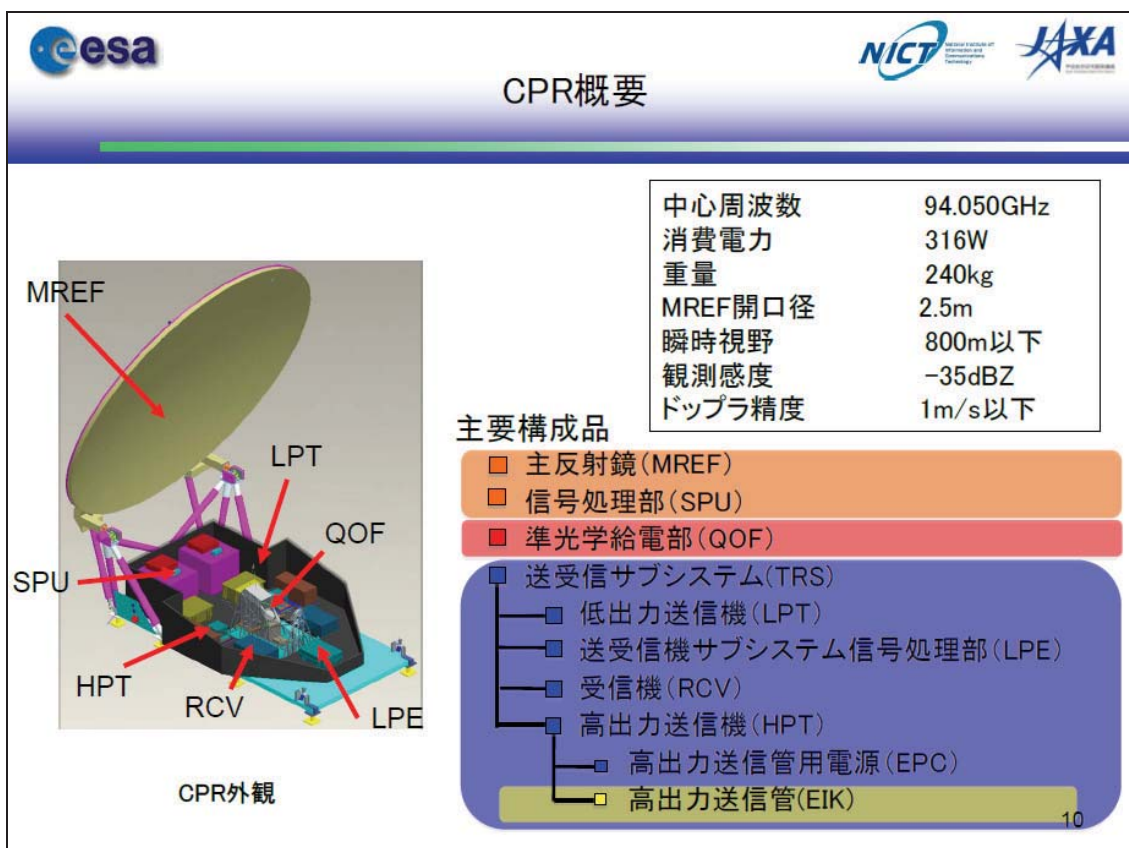
Radar Z

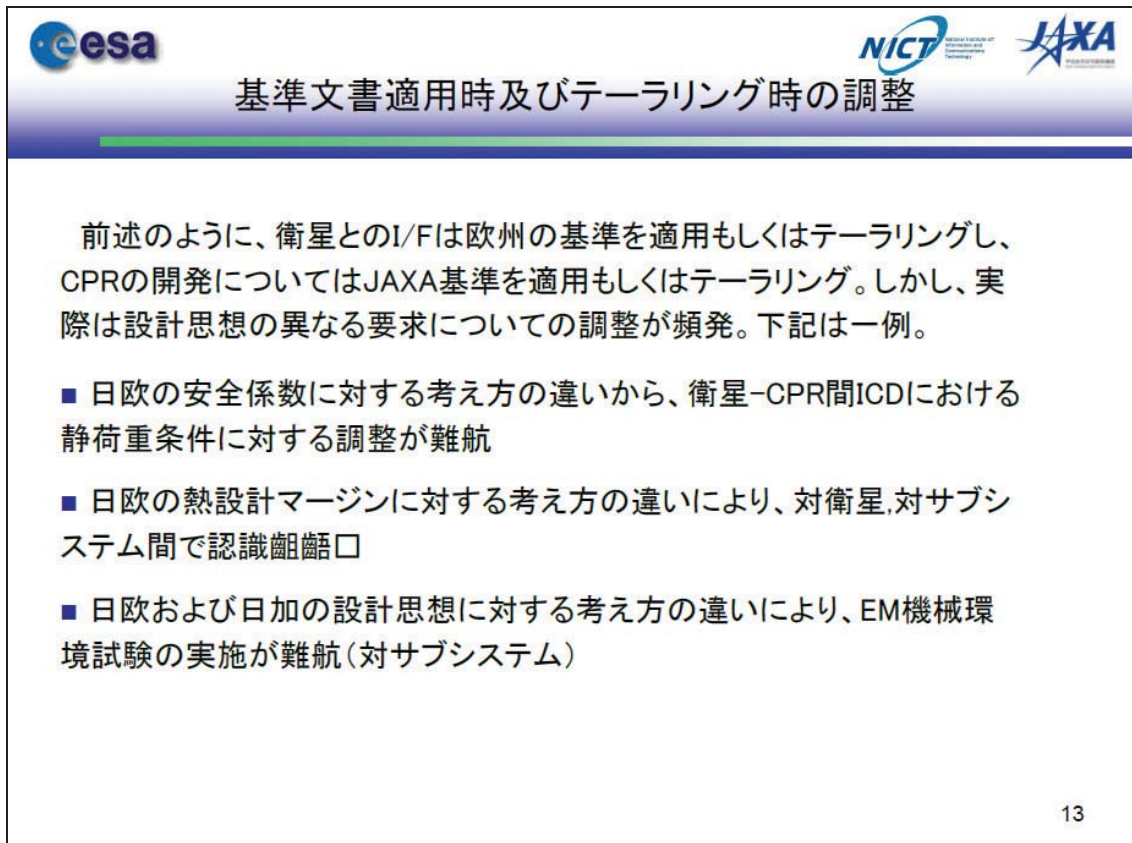
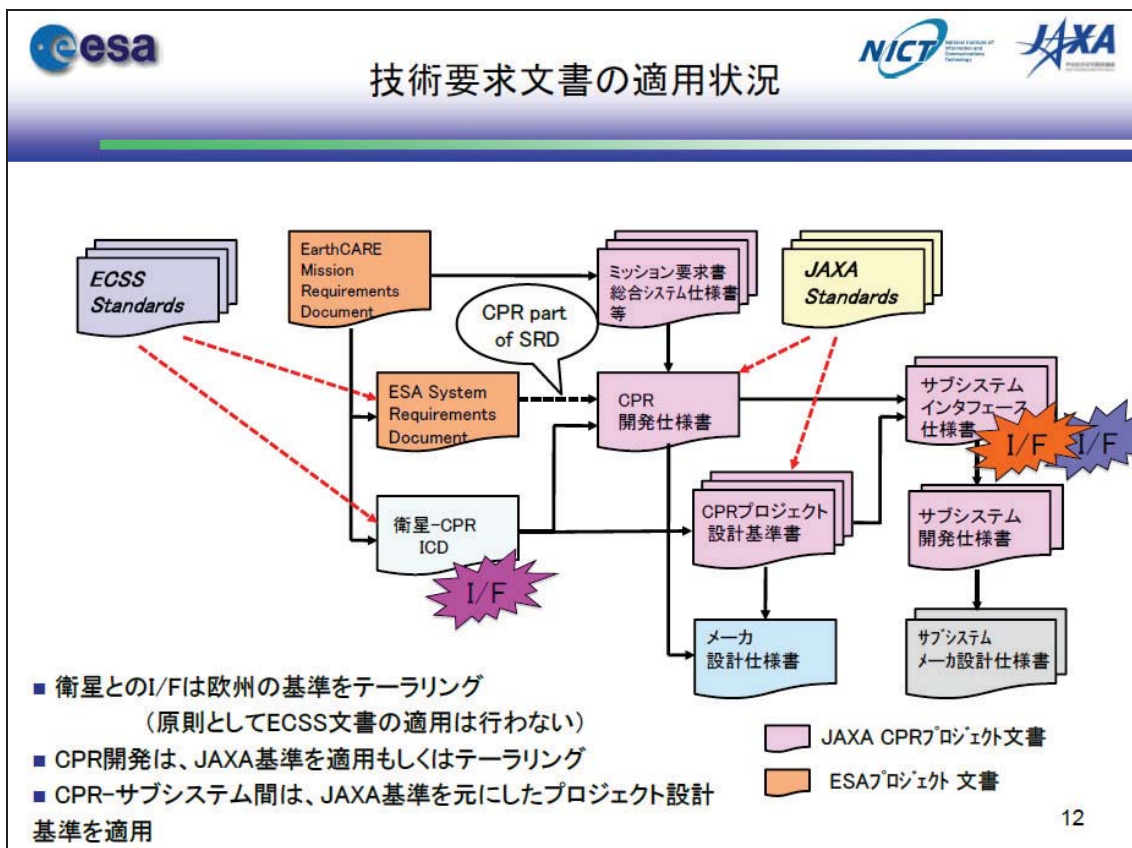


Doppler

EarthCARE/CPR image

9







調整案件例 静荷重条件



欧州開発の衛星側とJAXAの安全係数の考え方の相違を下記に示す。
CPRが基準として設定した制限荷重 (Limit load) と、衛星側の Design load では、Design Factor 分の差があることが明らかとなった。

衛星およびCPRで適用している安全係数

項目	衛星側係数	CPR側係数
Limit load (LL)	LL (ランチャーマニュアルより規定)	LL (CPR側として、不確定性等を含んだ値として設定)
Design load (DL)	LL x Design Factor (1.5) x Uncertainty Factor (1.1) x Protoflight Factor (1.1)	N/A
Yield load (YL)	DL x Yield Factor (1.1)	LL x 1.25
Ultimate load (UL)	DL x Ultimate Factor (1.5)	LL x 1.5
QT load (QL)	LL x Qualification Factor (1.5)	LL x 1.25
PFT load	LL x Qualification Factor (1.5)	LL x 1.25
AT load (AL)	LL x Acceptance Factor (1.1)	LL

14



調整案件例 静荷重条件



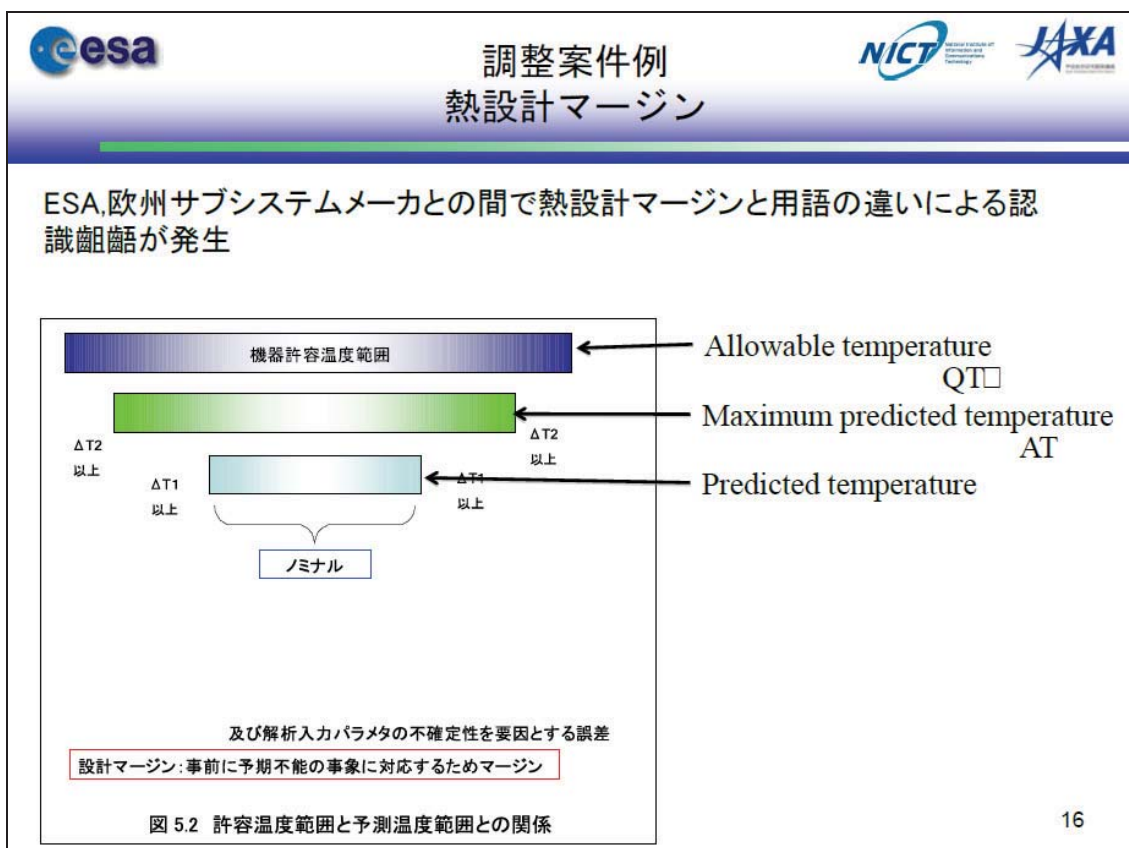
静荷重条件調整結果

衛星側の荷重条件は、試験レベルにおいては日本側の定義と相違が小さいことが確認された。そのため、設計への安全係数要求は変更せずに進めることで合意した。

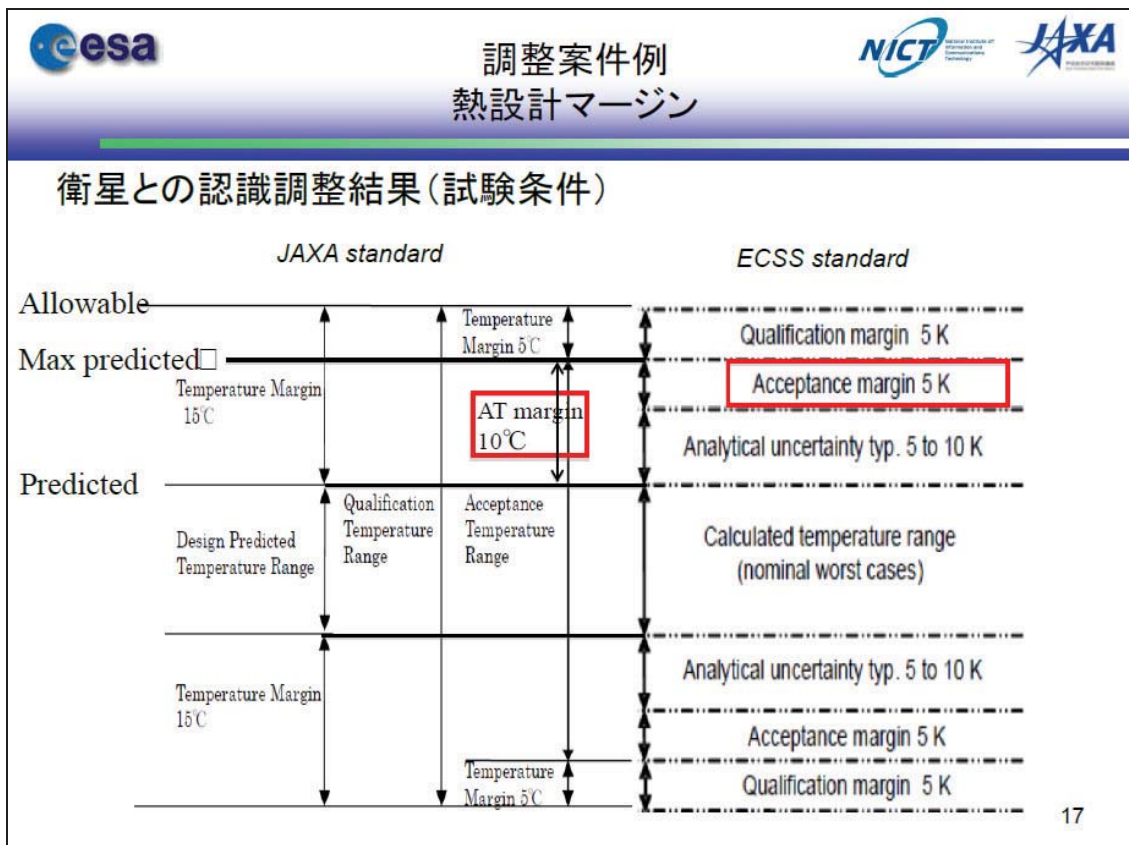
CPRのLimit loadとの比較

項目	CPRのLimit loadを1とした場合の比 (CPR側)	衛星側係数とCPRのLimit loadとの比
Limit load (LL)	1	0.83
Design load (DL)	N/A	1.5
Yield load (YL)	1.25	1.65
Ultimate load (UL)	1.5	2.25
QT load (QL)	1.25	1.24
PFT load	1.25	1.24
AT load (AL)	1	0.9

15



16



17

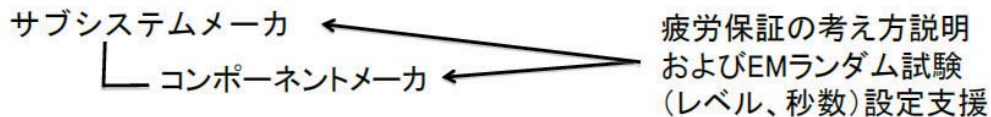


調整案件例 EM機械環境試験



■ 海外サブシステムメーカーにおいて、累積疲労損傷保証要求になじみが無く、全てのコンポーネントに対して日本側が個別に説明対応が必要となった。

- ・ EMでPFMの疲労を保証する日本式の検証試験は世界標準ではない
- ・ 特に欧州では衛星ミッションに対する疲労の試験要求は一般的でない



19



調整案件例 EM機械環境試験



■ 欧州においてはサブシステムおよびコンポーネント振動試験時に静荷重条件を超える試験を許容せず、ランダム振動試験実施において調整が難航。

設計基準では、正弦波、ランダムの厳しい条件に対する設計を要求

しかし、サブシステムメーカーは、静荷重条件がサブシステムのMax荷重と認識

ランダム振動試験前の試験前解析にて、ランダム振動の 3σ 値が静荷重条件を超えるコンポーネントがあることが示された



EMランダム振動試験時にノッチングを適用すると主張

20



調整案件例 その他



- MLI剥離防止の仕様齟齬
- 熱平衡試験の試験ケース
- EMC試験ケース
- 衛星システム試験開発思想の齟齬

21



まとめ



- EarthCARE/CPRプロジェクトはESA-JAXAの共同ミッションであるだけでなく、主要サブシステム開発も海外メーカーが担当している国際共同開発ミッションである。
- 技術要求を文書に定義し適用しているものの、開発時には各国で設計思想や設計基準が異なる箇所について認識齟齬等が発生し、個別に認識の整理や技術調整を行う必要が頻発している。
- 各国で設計思想の違いがあること、および思想が似ていても用語の使い方の齟齬が起こりえることを想定し、設計の初期段階から調整を開始することが望ましい。
- 当該者が当たり前と考えているため報告されず、資料の一記述から大きな認識齟齬が発見される場合もある。そのため、レビューの充実が重要
- 将来的に統一した設計思想、設計基準での開発を行うためにも、事例の蓄積が重要

22

質疑応答

質問者①

遠隔地とのやりとり、調整によって全体スケジュールは遅れたりするのでしょうか。

発表者

調整によってスケジュールが遅れるということはありません。朝・晩を使い分けて遠隔地とテレコンをつないでいます。朝カナダのメーカーと打ち合わせして、昼に日本のメーカーと打ち合わせをして、夜にヨーロッパのメーカーと打ち合わせをするといったことが連日となることもあります。

質問者②

私どものグループでは、アンテナをたくさん搭載したシステムを扱っており、その際スケジュールによって言葉の定義を整理しています。たとえば、ある一つの大きさのものを「モジュール」と定義し、それがいくつか集まったものを「ユニット」、そしてそれがさらに集まったものを「システム」と定義して整理しています。ご参考にしていただければと思います。

発表者

ありがとうございます。ただ、私どものプロジェクトでも言葉の定義を間違えないようにエクセルで表を作成し、共有するという事も行っていますが、担当者ベースで当たり前だと思っている用語についても認識齟齬が発生しているため、そういった物について漏れが出ないように注意が必要です。

質問者③

国際的な作業の中で、昔 ISO の取り組みの中で用語の統一について議論したことがあります。今後業界全体でこういった取り組みはされていくのでしょうか。

発表者

直接このプロジェクトから定義について整理していくことはないと思いますが、NASA、JAXA、ESA 間でこういった取り組みはありますのでその中で整理されていければと思います。

5.7. 超小型衛星の耐宇宙環境性評価基準の構築

九州工業大学

宇宙環境技術ラボラトリー 教授

趙 孟佑 氏



超小型衛星の耐宇宙環境性評価基準の構築



趙孟佑

九州工業大学 宇宙環境技術ラボラトリー

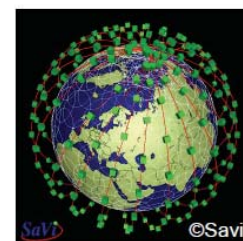
第9回JAXA試験技術ワークショップ

2011年11月10日

1

Background

- 超小型衛星開発の高まり
 - 宇宙新規参入
 - 中小企業、大学、発展途上国
- 可能性
 - 宇宙産業基盤の拡大
 - 宇宙利用の新たな市場開拓
- 「低コスト」・「短納期」
 - 地上民生品の使用
 - 非宇宙メーカーへのコンポ発注
- 地上民生品は宇宙用として作られていない
 - 「低コスト」・「短納期」 > 「信頼度」



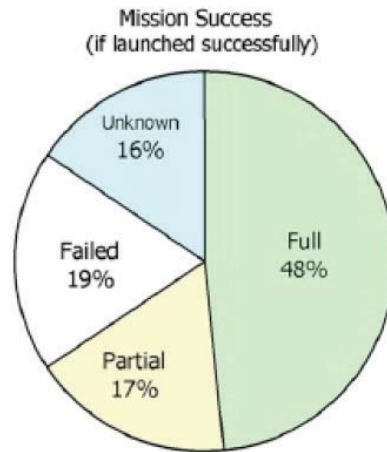
Space application via constellation



Nanosatellites
(typically less than
50cm, 50kg)

2

超小型衛星の信頼性

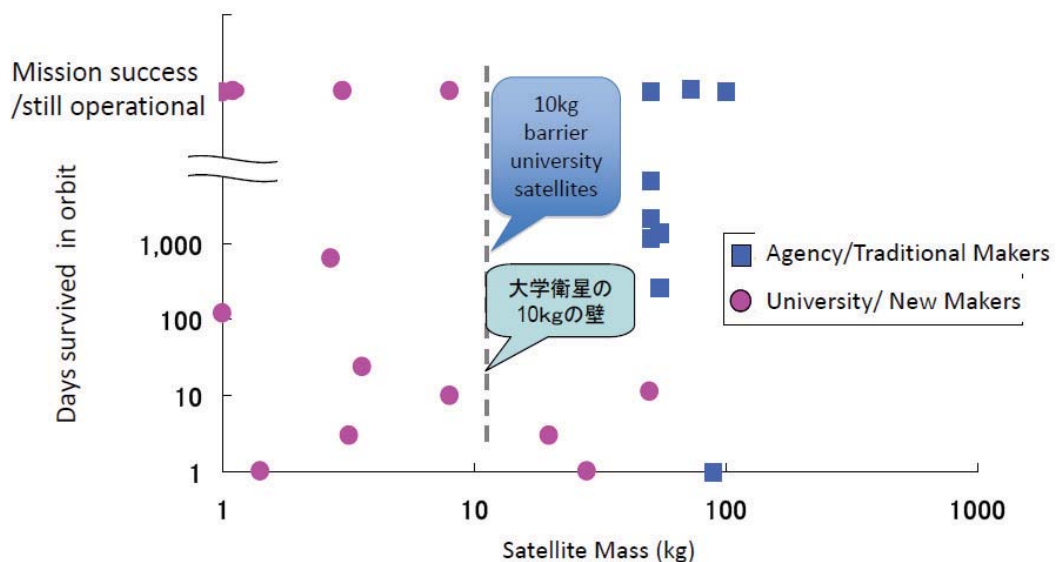


Success rates of pico- and nanosatellites. (less than 10kg)

From: J. Bouwmeester, J. Guo, Acta Astronautica 67(2010)854–862

3

超小型衛星の信頼性

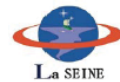


H. Satio, JSASS-2010-4050

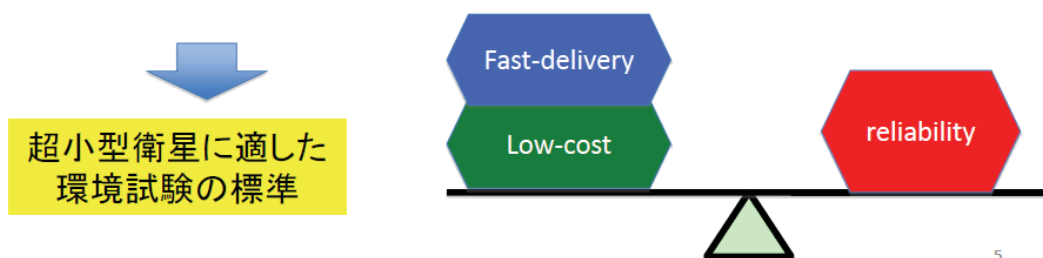
Nanosatellite life in orbit vs satellite mass

4

ニーズ



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



なぜ宇宙環境試験？



- 宇宙は極限環境
- 超小型衛星は、「安い、早い」を地上民生品を使うことで達成
 - 宇宙で使うことを想定しない（“使えない”ではない）
- 宇宙環境で使えるかどうかを調べる必要

試験しないで打ち上げてもうまくいかない



試験しすぎたら、「安い、早い」にならない

宇宙環境で使えるかを確認するための試験とはどんなものか？

超小型衛星開発者からのニーズ



- 安く、早く作るために、買えるものは買いたい
- 市場からのコンポ/サブシステムの調達
 - インターネット販売
 - 宇宙で動く保証はない
 - どのような試験をしたものか、購買側に見えない
 - 製作現場を視察するお金も時間もない
 - 安心してものを買うには宇宙用として作られたものを買うしかない
 - ⇒高価、長納期
- その製品が宇宙で動くということをある程度保証する試験方法があれば、システム開発者が、信頼できるものを、安く・早く調達できる

7

契約上のニーズ



- 超小型衛星の買い手（衛星利用サービスプロバイダー）
- 超小型衛星の売り手（製造メーカー）
 - コストとスケジュールに見合った信頼度のレベルが一致していない
 - 買い手は、中大型衛星なみの試験・検証を求める
 - 売り手は、試験・検証のコスト・時間を最小化したい
 - 売り手と買い手の間で一致できる試験・検証レベル
 - フライト実績の蓄積を待っている、10年以上かかる
 - 地上での研究成果を適用することで、より早く答えを出す

8

新規参入者のニーズ



- 超小型衛星開発を通じた宇宙新規参入
 - 中小企業
 - 発展途上国
 - 大学
- 宇宙産業基盤の拡大
- 新たな市場開拓
- 宇宙の平和利用の推進

AffordableでReliableな試験・検証のガイドライン

9

環境試験標準のメリット



- 超小型衛星機器の貿易の促進
 - 標準規格準拠の試験で検証されたコンポ/サブシステムは最小リスクで超小型衛星システムに組み込める
 - 売り手と買い手の間で一致できる適度な試験・検証のレベル
- 超小型衛星の信頼度向上
 - 非宇宙セクターから超小型衛星利用への新規投資の呼び込み
- 宇宙新規参入者への試験方法のガイドライン

10

NETSプロジェクト



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

11

目標

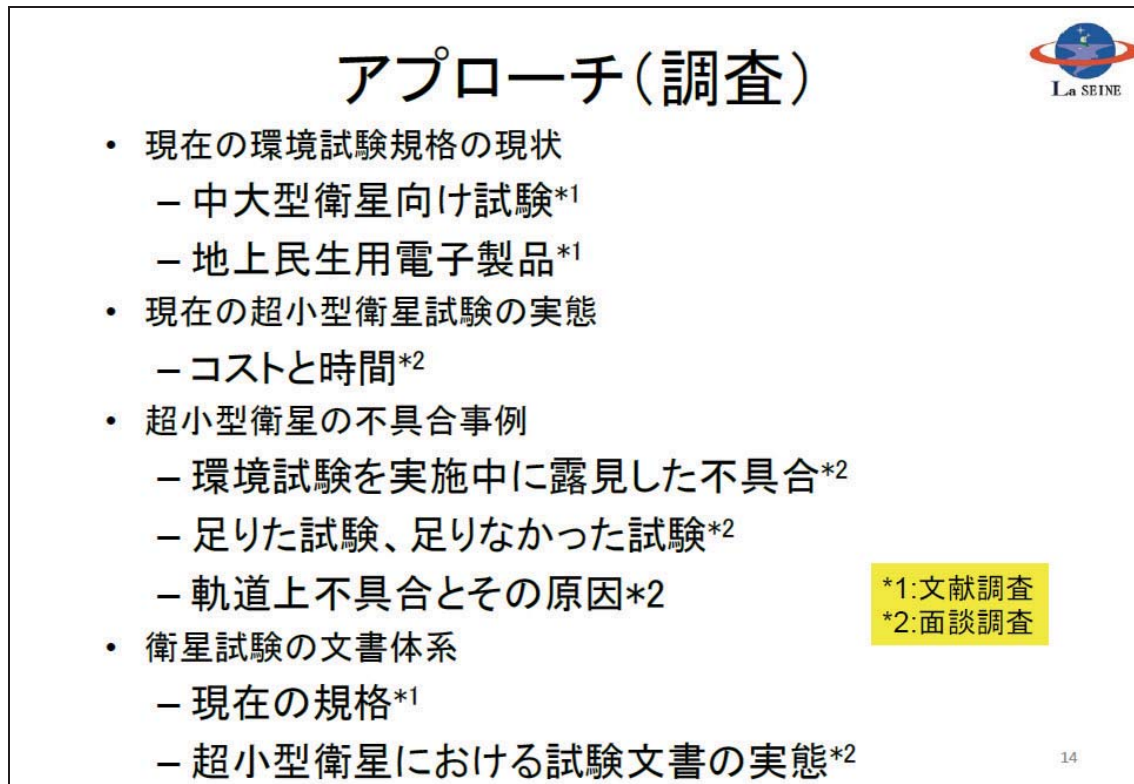
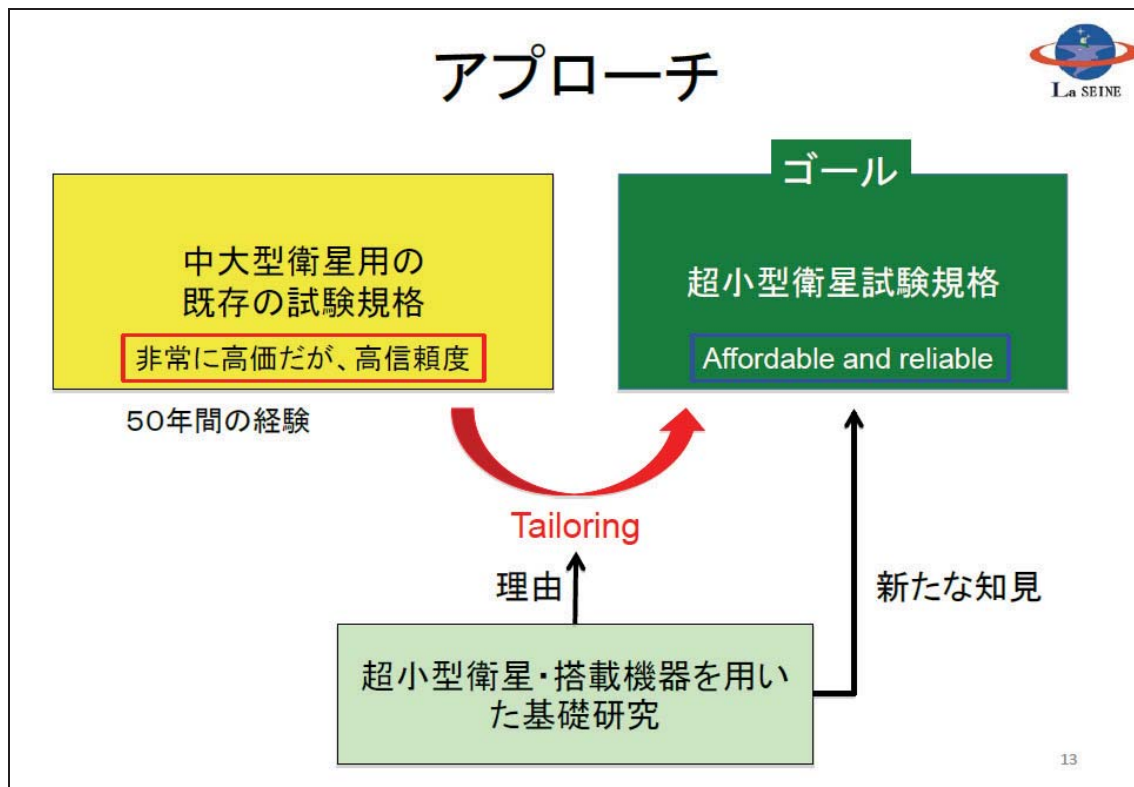


- 以下の3項目についてISO規格を作る
 - Environment Tests of Nanosatellite System
 - Documentation of Nanosatellite Environment Tests
 - Environment Tests of Nanosatellite Components

Target date of completion: 2015

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

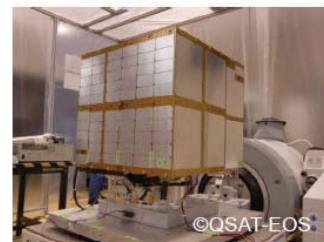
12



アプローチ(基礎研究)



- RF送信機とPCUの複数の供試体
 - 壊れるまで徹底的に試験
 - 熱真空、熱サイクル、振動、衝撃、放射線,etc
- ダミー衛星
 - フライト品質のRF送信機、PCU、バッテリー、OBCを搭載
 - ニ式用意してラウンドロビン試験に利用



15

基礎研究



Thermal cycle in vacuum

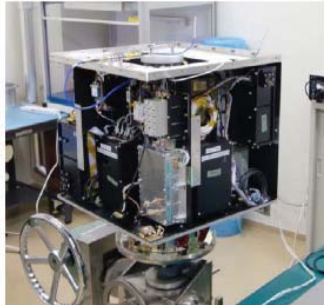
Thermal cycle only

Vacuum only

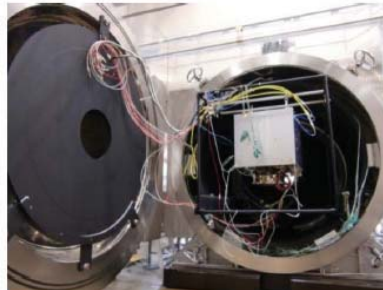
これらは違う結果を与えるのか？

16

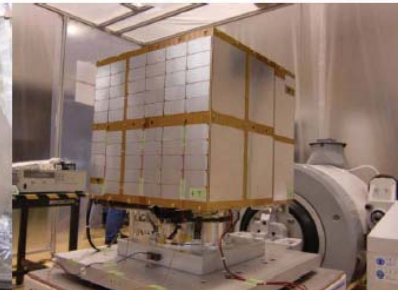
基礎研究



Internal sensors



Thermal vacuum



Vibration

衛星内の温度範囲や加速度の最大値は？

17

体制



- ISO国内分科会
 - SC14に提案前の規格案の審議と承認
- プロジェクト委員会
 - 事業者、METI、JAXA、NESTRA、USEF、大学
 - プロジェクト全体のステアリング、規格原案審議
- システム技術検討WG
 - 事業者、衛星メーカー、試験企業、JAXA、大学
 - システム試験規格原案の詳細審議、ダミー衛星実験結果の吟味
- 搭載機器技術検討WG
 - 事業者、搭載機器メーカー、JAXA、大学
 - 搭載機器試験規格原案の詳細審議、搭載機器実験結果の吟味

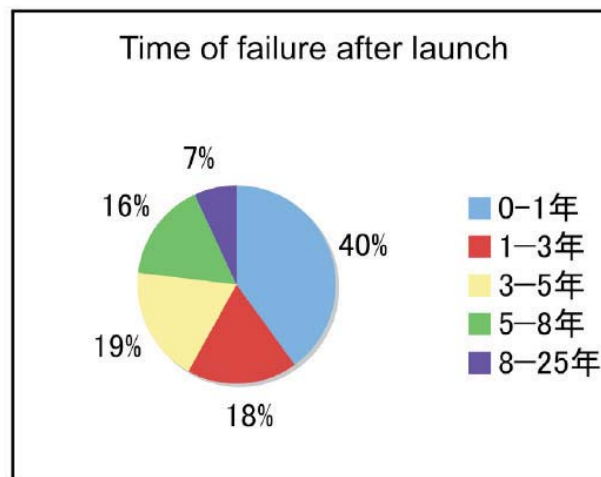
18

方向性



- 複数の文献で、衛星不具合の統計
 - 衛星の不具合は、初期不良が支配的
- 初期不良の原因
 - 材料の欠陥、製造や組立工程のワークマンシップ
 - ATで見過ごした？
 - 設計に不備？
 - QTで見過ごした？
- NETSプロジェクトでは、初期不良を減らすことに重点をおく
 - 「宇宙に行ってすぐ壊れない」

19



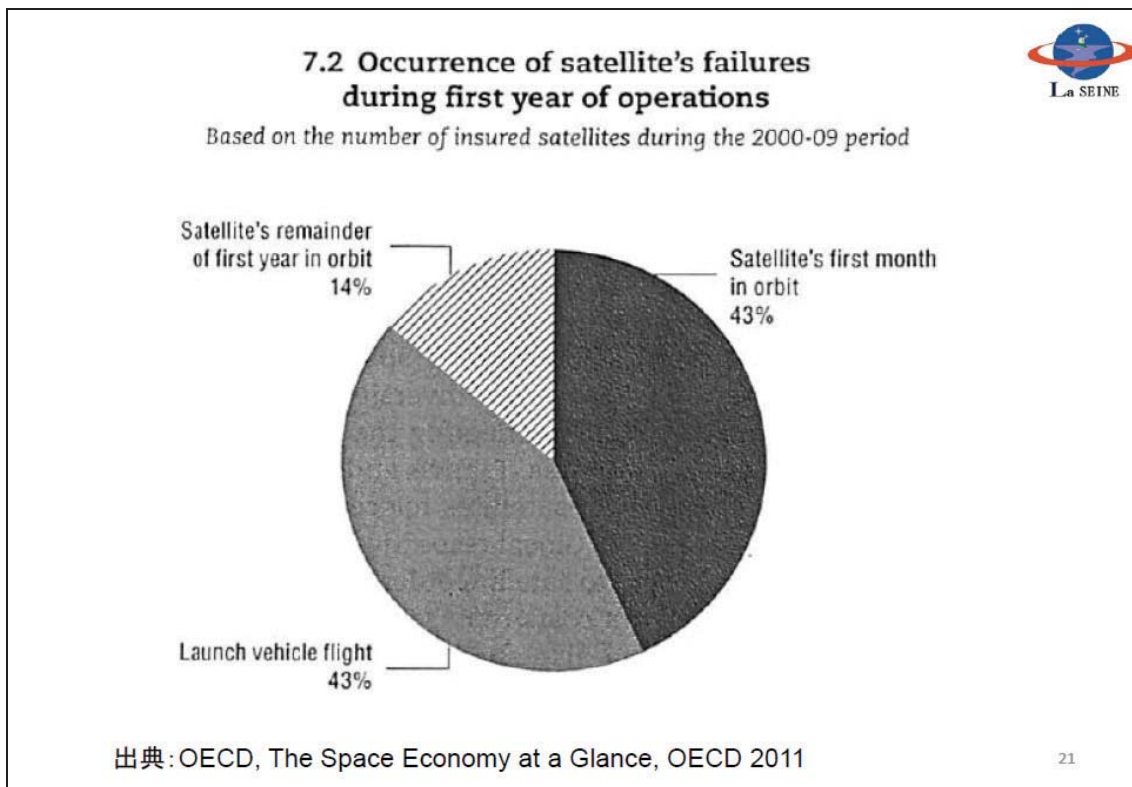
From "A study of on-orbit spacecraft failures", Mark Tafazoli, CSA, 58th IAC
Acta Astronautica 64 (2009) 195–205

an incident that could possibly lead to permanent or temporary mission degradation.

元ネタ

[1] Satellite news digest, URL: (<http://www.sat-index.com/>)

[2] The satellite encyclopedia, URL: (http://www.TBS-satellite.com/tse/online/REG/main_index.html)



方向性(to be discussed)

- 試験戦略を記述するか？
 - QT+AT、PFT、ATのみ等
 - 試験よりも上位の検証の方針に踏み込む
- QT、PFT、ATの各試験中の振幅や温度等の具体的数字を書くか？
 - 試験の中身のみ
- 試験のやり方を詳しく書くか？
 - 中大型とは違う方法？
 - ガイドライン的なもの？

試験戦略



- 超小型衛星の場合、
 - 教育用
 - 失敗を許容
 - 技術実証
 - ユーザーは研究機関。
 - 開発機関と同一のことが多い
 - リスクを自分で引き受ける
 - 実用 (Commercial) ⇒ NETSプロジェクトの対象
 - 単基
 - 数機のフォーメーション
 - コンステレーション
 - それぞれに適した戦略がある

23

「安く・早く」を達成するには？



- 試験は一度すれば、時間やレベルにはそれほど違いがない
 - 試験専用モデル(EM)
 - 製作コストと製作期間がネック
 - プロトフライトモデル(PFM)
 - 製作コストはいいが、試験期間はQT+ATに比べて大して短縮できない
- コンポーネント試験をスキップできるか？
- QT試験をスキップできるか？

24

ワークショップ

- 第一回超小型衛星技術の国際標準化ワークショップ
2011年12月14日
- 第3回超小型衛星シンポジウム(12月12,13)と併催
- 北九州国際会議場



1. 標準化の必要性とメリット
2. 作業項目
3. ステークホルダー
4. 体制
5. ロードマップ



Kitakyushu International Conference Center

まとめ



- 超小型衛星環境試験の国際標準化のメリット
 - 「低コスト」「短納期」と「信頼性」を均衡させた、AffordableでReliableな試験方法
 - 超小型衛星開発者
 - 超小型衛星サービス提供者
 - 宇宙への新規参入者
- 2015年のISO規格化を目指した新規プロジェクトが始動
- 2013年春にNew Work Item Proposalを予定

質疑応答

質問者①

打上げのために試験をするわけですが、打上げロケットを何にするかによって、安全審査等も含めて要求が違うと思います。標準ではどう整理していくのでしょうか。

また、試験の方式として PFM 方式を取られていると思いますが、PFM 方式は同じ衛星を多く作る場合の思想だったと思います。初めての衛星を PFM 方式からやっていたのでしょうか。

民生品を使うことに対して、宇宙に使えるかどうかをメーカーは示してくれないと思います。大量に買って自前で試験・選別するなら、宇宙用を買った方が安いかもしれません。その辺は整理しているのでしょうか。

発表者

打上げに関しては、小型衛星はロケット側に対して非常に立場が弱く、ピギーバックでやる以上、言われるがままに試験するしかないという特殊な状況にあります。ですから、機械環境系の試験はこうなさいと言ってもロケット側の要求が上回るだろうと思います。どこまで数字を書くかは分かりません。非常に難しいと考えています。

試験方式に関しては、できればきちんとやりたいのですが、小型衛星は開発期間が短いため、EM を改修して PFM としたり、試験を省略したりします。大型衛星でもコンステレーションで 100 機打ち上げるようなものと、1 発ものは違うと思いますが、じっくり試験をやるメリット・デメリットを整理することが大事かと思います。

民生品に関しても、ご指摘の箇所は議論すべきところと考えています。

質問者②

私はプロジェクトマネージャーとして 6 トンの衛星をやっていたので、もう大きいものではなく、超小型に興味があります。

先程、統計で初期故障、要するに打上げてすぐの故障という話がありました。JAXA の一般的な衛星は 2 トンくらいですが、故障モードとして、熱環境や機械環境ではほとんど壊れないと考えています。設計手法がかなり確立されているのと、環境試験がそれに続いて進んでいるからで、これはいいと思います。

今一番我々が気にしているのは、打上げ前に何時間通電試験を行えば、初期故障がでくるとかということで、これは明確なクライテリアがなくて、長いこと時間をかければいいといっても切りがあります。この話は多分、衛星のサイズには関係のない話で、小さい衛星でも何時間くらいやればいいのかということは、データを集めると面白い結果が出る

かなと思っております、こういう企画をやるときに是非考慮していただくとありがたいと思っております。今後、ぜひ教えてください。

発表者

わかりました。大学衛星の中では失敗の原因は最後の End to End 試験をどれだけやったのかで決まるのではないかと、関係者の間でおぼろげに話されています。ただ、熱真空試験をやっていないものも結構ありますので、その辺がどれくらい効いてくるのかはまだ分かっていません。今 15 団体くらいを調査していて、年明け位に結果が出揃いますので、皆さんと共有していきたいと思っています。

質問者③

外国のロケットで打上げる調整の難しさがあると思います。またコストはどうでしょうか。

発表者

皆さん打ち上がっていますので、不可能ではないと思います。ただ、特定の少人数にもすごく負担がかかっています。大学衛星はすでに 3、4 回打ち上がっています。大学の先生が直接交渉している場合もありますし、ブローカーのようなものを介する場合もあります。調整事項は大変ですが、ロケットからの試験要求は国内よりは楽だと伺っています。

コストについては、国内では 0 円です。商業打上げを利用すると、3kg の衛星で 200 万円/kg くらいです。50kg くらいの衛星だと 100 万円/kg に近づきます。

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 主幹研究員

環境試験が導く、確かな未来！

環境試験技術センター

宇宙開発に関する海外試験標準及び試験技術の動向

概要

最近の宇宙開発は、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活動への転換期であり、宇宙機の開発コスト低減は、重要な課題となっている。

従来からの地上での試験は、宇宙機の開発検証手法として宇宙機の信頼性保証に重点を置かれてきた。しかし、地上試験の重要性を強調することにより、宇宙機の開発コストが大幅に増加する側面がある。

今後は、宇宙機の設計製造信頼性を確保しながら、試験のコストを低減することが必要である。

本発表では、海外学会の参加、文献調査などを通じて海外の試験効率化、低コスト（費用対効果）試験設備及び試験標準の改定の動向について紹介する。

1. 海外主要宇宙機関の環境試験技術、試験標準の改定状況（MIL-STD-1540、ECSS-E-ST-10-03）

2. 試験設備の最新動向

JAXA 環境試験技術センター 施 勤忠

第5回試験技術ワークショップ
H23年11月10日

環境試験が導く、確かな未来！

1. 海外主要宇宙機関の環境試験技術、試験標準の改定状況

環境試験技術センター

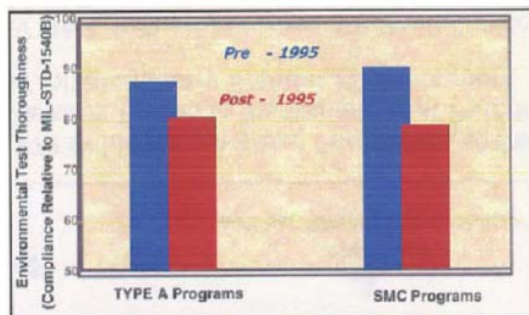
1.1 MIL-STD-1540改定の理由及び目的

・改定(制定)理由:

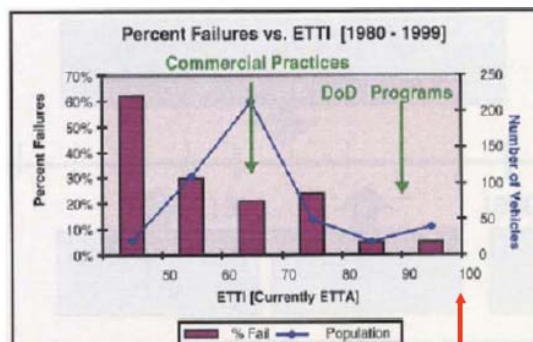
1995年の‘Acquisition Reform(宇宙機調達改革)’に従い、コスト削減のため過酷な試験要求(MIL-STD-1540B)は“商用プロジェクトの経験”(メーカ自社規定にお任せ)に置き換えられた。

注1: 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%。

注: 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%(母体数が少ないが)。

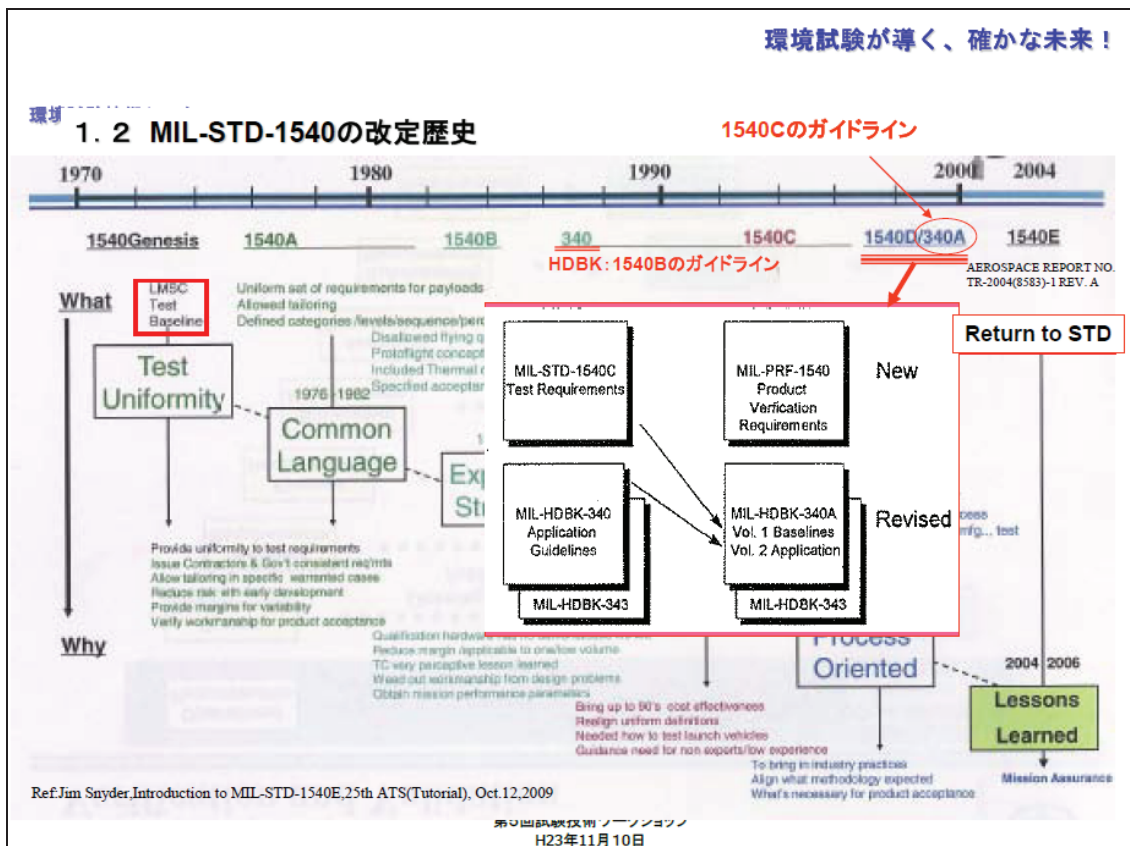


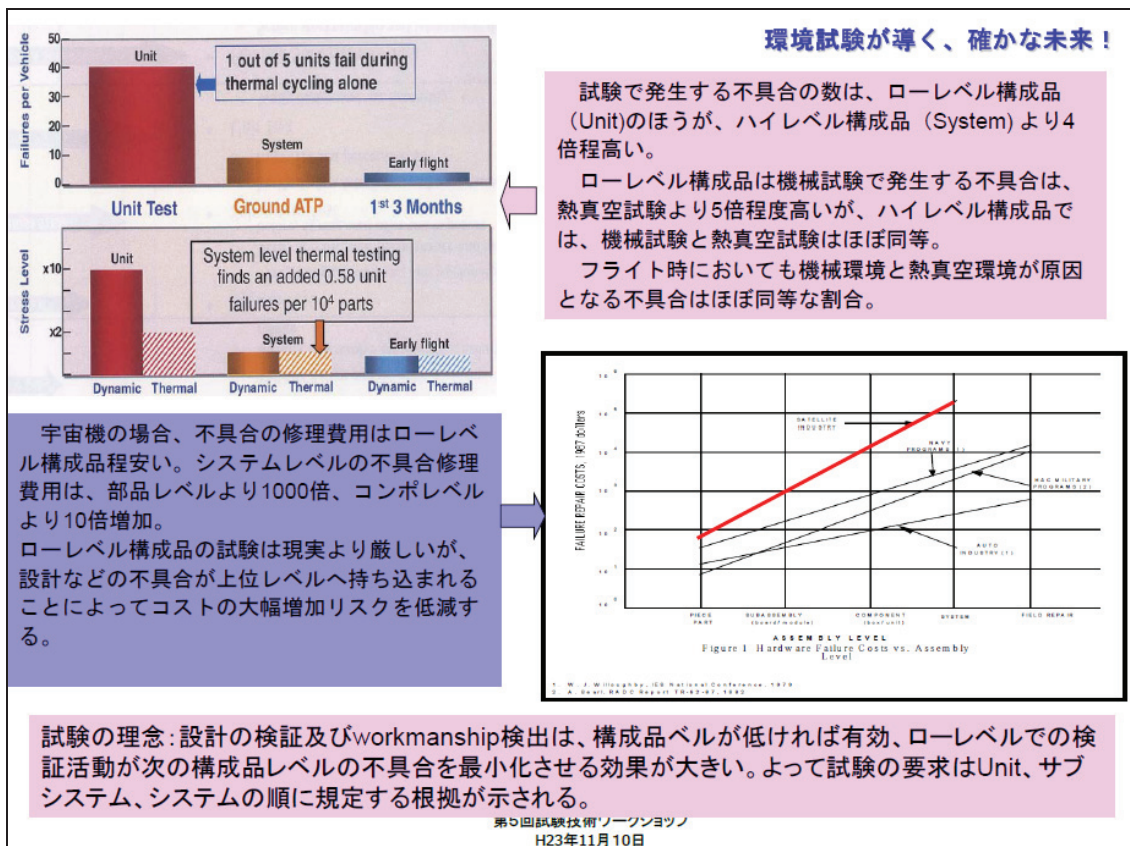
D.E.Davis and W.F.Tosney "An Overview of National Security Space System Development Test Standards" 22nd Aerospace Testing Seminar, March 2005



MIL-STD-1540Bを100%遵守

第5回試験技術ワークショップ
H23年11月10日





環境試験が導く、確かな未来！

1. 4 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Conservativeの要求であり、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成功に保障、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

Tests Covered By MIL-STD-1540E

Unit	Sub-System	System
Inspection, Specification Performance, Leakage, Shock, Vibration, Acoustic, Acceleration, Thermal Cycle, Burn-In, Thermal Vacuum, Climatic, Pressure, EMC, Life, Burst Pressure, Proof Pressure, Proof Load, Static Load	Inspection, Specification Performance, Static Load, Shock, Random Vibration, Acoustic, Thermal Vacuum, Separation and Deployment, EMC, Mode Survey	Inspection, Specification Performance, Pressure/Leakage, EMC, Shock, Random Vibration, Acoustic, Thermal Balance, Thermal Vacuum, Mode Survey, On Orbit

環境試験

環境試験が導く、確かな未来！

環境試験技術センター

1.5 MIL-STD-1540Eの主な新しい変更点

- ・設計はQual. Levelで、試験検証方法(ベースライン)には拘わらない。
- ・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”に変更、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。
- ・特定の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。

第5回試験技術ワークショップ
H23年11月10日

1.6 ESA試験標準(ECSS-E-ST-10-03) の改定理由及び主な変更点

ECSSの試験標準は、維持改定のフェーズとして要求の誤り及び欧州宇宙機関を始め、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。2011年末制定する予定。標準のScopeとしては、

- ・ Re-entry宇宙機を含み宇宙機、それらの構成品
 - ・ ランチャー及び地上Equipment及びその下位の構成品(Components,Material)
- に環境試験及び性能試験に関する試験要求

主な変更点(改善)

- ☐ 文章体系との整合性を図った。
- ☐ 顧客のlesson learned及び意見を反映した。
- ☐ 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)のない事を再点検した。
 - ・ In-orbit test、Post landing testの章を削除、Psot 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)。地上試験を注目し、解析部分を検証要求02Cへ移行。
- ☐ 検証要求(ECSS-E-ST-10-02C)や他の規定文書類とのリンクを図った(試験報告書、試験データ、試験手順、設備の記録)。
- ☐ Pre-tailoring便利性的ため、各分野の試験専門家向けの文書構成を再構築し、Pre-tailoringの5分野を指定した：
 - 1) Pressure test; 2) Thermal testのNo. of cycles, need for temperature stability, Temperature margin, Test level; 3) EMC and Corona; 4) Mechanical test, including shock and micro-vib.; 5) Solar Array tests(need for Sine test and Thermal test

環境試験が導く、確かな未来！

環境試験技術センター

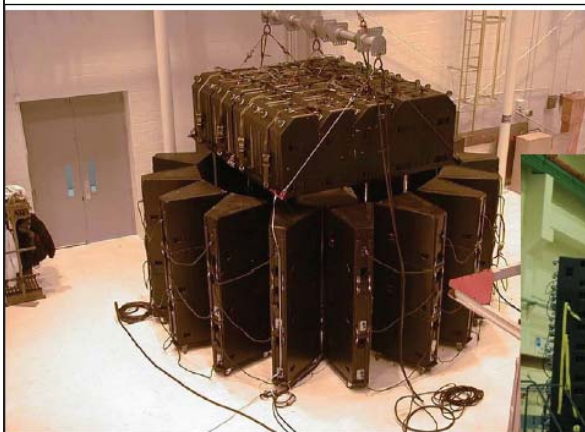
2. 試験設備の最新動向

第5回試験技術ワークショップ
H23年11月10日

環境試験が導く、確かな未来！

2.1 低コスト・可搬型音響試験設備

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Marryland 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)。



(a) Loudspeaker Arrangement During Early DFAT

Ref: Jerry W. Rouse, Mikhail Mesh, and Eric C. Stasiunas
Engineering Sciences Center, Sandia National Laboratories, Analytical
Modeling of the Acoustic Field during a
Direct Field Acoustic Test, 26th ATS, March 29-31, 2011



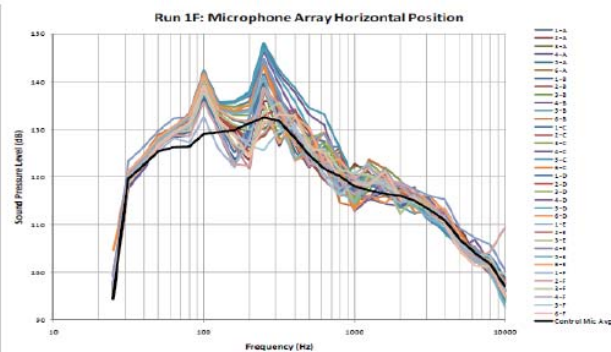
(b) Current Loudspeaker Arrangement

H23年11月10日

環境試験が導く、確かな未来！

スピーカでの簡易音響試験の特長

- 1) 最大のメリットは、最大148.3dBの音響環境の生成が可能、装置安い、可搬で供試体の移動費用は不要。但し、スピーカ試験における下記の問題について指摘されている。
- 2) 音場の空間音圧のバラツキは、公差範囲よりはるかに大きく、中周波数(200-500Hz)において10-20dBとなり、公差要求を逸脱することがある。
- 3) 現行の単一音源(加音信号源)加音により生成される音場は相関音場であり、音場のバラツキ問題が解決できない。無相間の複数音源を用いる手法は以上の問題を解決できると期待され、研究は進行中。
- 4) 音場のバラツキがある状態での供試体表面に負荷される音圧は不明であり、Over-test及びUnder-testの見積もりが困難である。相関音場と構造の強い連成により特定のモードが大きく加振され、過負荷になる。
- 5) 音場のバラツキ及び供試体振動の差異を許容できる供試体には、スピーカによる音響試験が適用できる。



Ref: Jerry W. Rouse, Mikhail Mesh, and Eric C. Stasiunas
Engineering Sciences Center, Sandia National Laboratories, Analytical Modeling of the Acoustic Field during a Direct Field Acoustic Test, 26th ATS, March 29-31, 2011

環境試験が導く、確かな未来！

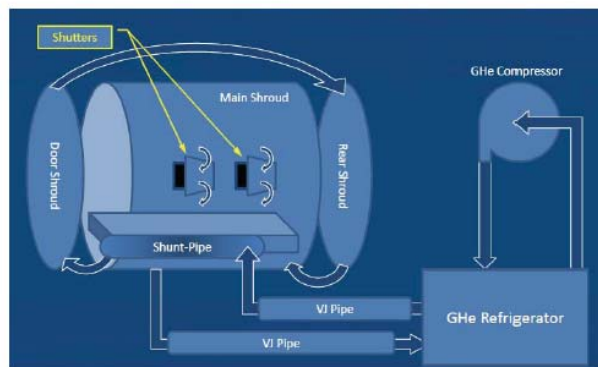
熱系設備の海外動向

環境試験技術センター

1) 極低温化

米国・カナダではJWST^(※)の試験のため、極低温(20K)で試験ができるチャンバの整備が盛んに行われている。

- ・ Heシュラウドを整備し、運用を開始している。
- ・ Lessons Learned: シュラウドの黒色塗装剥れ、配管継目からのHeリーク



Heシュラウドを持つチャンバのフロー概要図

第5回試験技術ワークショップ
H23年11月10日

※ JWST (James Webb Space Telescope)
: ハッブル宇宙望遠鏡の次世代機。
赤外領域における天文観測を目的としている。

環境試験が導く、確かな未来！**環境試験技術センター****2) 高温化**

BepiColomboの熱試験のため、ハイソーラ用ソーラシミュレータの整備が進められている。

スペック

- $\Phi 0.6\text{m}$, Max20sc。
- 1灯式反射鏡のみで実現目標。
- LSSの予備用窓レンズ使用(圧力試験実施済)



第5回試験技術ワークショップ
H23年11月10日

質疑応答

質問者①

1540E は正式に制定されているのでしょうか。

発表者

正式に制定されています。

質問者②

スライド5枚目のグラフの根拠は何でしょうか。

発表者

統計結果です。

質問者③

可搬型音響試験設備の消費電力はどのくらいなのでしょう。また試験を行う上で騒音は問題にならないのでしょうか。

発表者

記憶は鮮明では無いのですが、大電力を使用します。パワーアンプなどで大きな熱が発生するため、長時間の試験を行うことはできません。

試験は工場などで行うようです。イヤーマフを装備すれば騒音はそれほど問題にはならないらしいです。

質問者④

可搬型音響試験設備の空間音圧のばらつきは、伝達関数を調べる等、解析的に評価できると思います。Mechanical Vibration Facility は油圧、動電どちらでしょうか。

発表者

動電です。可搬型音響試験の空間音圧のばらつきですが、JPL や JHU の音響試験設備と比較した結果が学会で発表されています。

質問者⑤

MIL-STD では今回の E 改訂において、部品、コンポーネント等、構成品要素に対して試験の理念が書かれている一方で、ESA の方は文書体系や他の標準との整合性を捉える形で改定されていると講演の趣旨を伺いましたが、ESA の方では構成品要素に対する試験要求は書かれていないのでしょうか。

発表者

今回の改訂は各利益関係者の意見を反映する形で行われており、各ハードウェアのレベルは従来のものと大きな変更点はありません。ただ大きな動きとしては、Test Effectiveness と称し、ハードウェアのどのレベルで、どの試験で不具合を多く洗い出せるかに取り組んでいます。また地上試験と軌道上不具合の関係も行おうとしています。

質問者⑥

ESA の方はステークホルダーの利害調整の結果、うまくまとめられる方向に改訂が進んでいるのに対し、MIL の方は定量的なデータを含めた上で理念を取り込んだ形で改訂が進んでいるという理解でよろしいでしょうか。

発表者

その通りです。

質問者⑦

可搬型音響試験設備は大電力を使用すると伺いましたが、可搬型音響試験設備のメリットとは何でしょうか。

発表者

大きいメリットとしては整備コストが安いことです。可搬型音響試験設備のハードウェアとソフトウェアあわせても数千万円です。

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

環境試験技術センター長をしております西田でございます。まずは、本日も講演いただきました先生方、本当にありがとうございました。

先程、本間理事からもございました通り、3月11日の大震災以降、我々は宇宙機の試験を何とかしようとしてきました。我々は試験環境を提供するというのが大きな義務でございますので、それに向けて尽力してきたというところでございます。その際、我々と一緒にいろいろ対応してもらいましたエイ・イー・エスさんをはじめ、宇宙機の企業の皆様、関係者の皆様には、ここで改めて御礼申し上げます。ありがとうございました。

実はそういう中で、実話話をしますと、このワークショップをぜひ開催したいという強い思いがございまして、ある意味フライングで、趙先生にはまだ先が見えない状態で是非お願いしますというような状況で進んできました。ようやく本日、ワークショップができたということで、我々も非常にうれしく思っております。今年から新たな取り組みとしまして、やはり試験技術の観点で、試験をするためにはきちんとしたデータが取れなければいけないというところがございまして、データ計測の技術というところで、今年度はアジレントさんにも一つお願いしたというような次第でございます。

来年も10回目の節目というところで、計測技術を始めいろいろな周囲の状況も踏まえて、またこの場で実施したいと思っておりますので、今後とも皆様のご指導ご鞭撻をよろしくお願い致します。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。

WS9-P01 光学シミュレーションによるソーラシミュレータの均一度向上検討

WS9-P02 環境試験設備における分子状汚染環境

WS9-P03 30kW キセノンランプ長寿命化検討

WS9-P04 熱真空検証装置の整備

WS9-P05 音響振動応答予測手法の検討および試験実証

WS9-P06 人工衛星分離時の衝撃予測応答低減策の検討

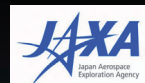
WS9-P07 ランダム振動試験と音響試験の選択

WS9-P08 環境試験設備 東日本大震災からの復旧



ポスターセッション会場

光学シミュレーションによる ソーラシミュレータの均一度向上検討



環境試験技術センター 丸山 健太

連絡先: 050-3362-7523, maruyama.kenta@jaxa.jp

1. 概要

8mΦスペースチャンバはソーラシミュレータが設置されており、宇宙機に均一なソーラ光を照射することができる。FY22までの検討結果より、ソーラシミュレータを構成する光学機器配置を変更することで容易かつ安価にソーラシミュレータの均一度を向上できることが分かった。その最適な配置を光学シミュレーションにより検討した結果と概要について示す。

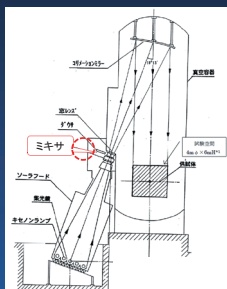
2. 8mΦスペースチャンバの概要

8mΦスペースチャンバは、宇宙機の熱真空試験を実施するために、以下の宇宙環境を地上で模擬的に作り出す設備である。

- ・高真空 (チャンバ内圧力: 10⁻³Pa以下)
- ・極低温 (シュラウド温度: 100K以下)
- ・太陽光照射 (模擬太陽光の最大放射照度: 約2ソーラ(約2.7kW/m²))



8mΦスペースチャンバ棟の外観図

チャンバ本体上部の外観図
(8mΦスペースチャンバ棟内)

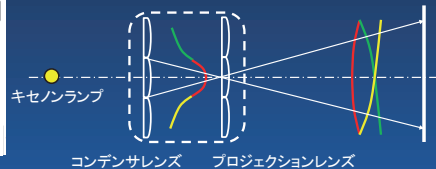
8mΦスペースチャンバ 概要図

ミキサとは・・・

- ・光源から放射される光を均一にする役割を持つ
- ・2セットのレンズ群で構成される



ミキサ



コンデンサレンズ

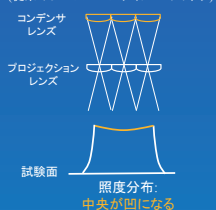
プロジェクションレンズ

試験面

3. FY22までの検討結果

本検討は、論文^{*1}で紹介されているシミュレーション結果がトリガーとなっている。

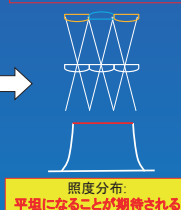
向きが同じ平凸型レンズによるミキサ
(従来の8mΦスペースチャンバのミキサ)

照度分布:
中央が凸になる

向きが反対の平凸型レンズ
によるミキサ

照度分布:
中央が凸になる

レンズの向きが同じものと反対
のものを対象配置で混合する

照度分布:
平坦になることが期待される

*1: Thomas I. Harris and Melbin N. Wilson, "Application of variable optics to solar simulation systems for generation of high intensity light beams", AIAA Paper No. 69-997

FY22までの実測に基づく検討結果より、以下のレンズ配置が最も均一度が良いという実測データが得られた。

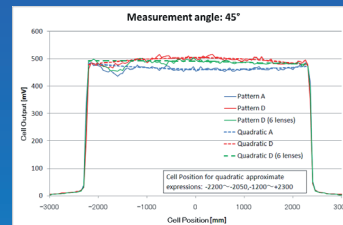
＜均一度の算出式＞

$$\frac{U_{\max} - U_{\min}}{U_{\max} + U_{\min}} \times 100[\%]$$

U_{\max} : セル出力の最大値[mV]
 U_{\min} : セル出力の最小値[mV]



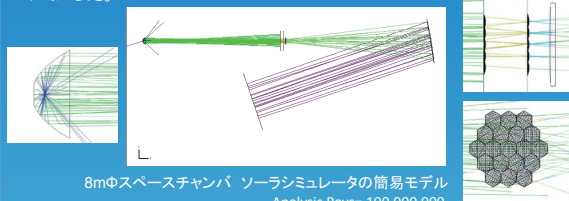
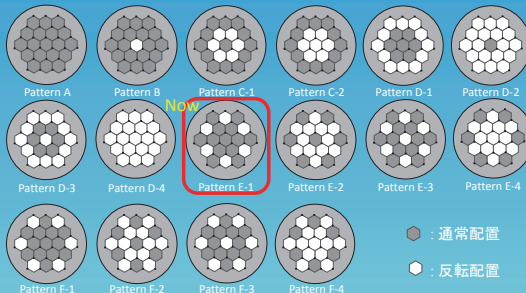
- : 通常配置
- : 反転配置



左記のレンズ配置による試験面での照度分布

4. 光学シミュレーションについて

より最適なレンズ配置を求めるため、光学設計ソフト(ZEMAX)を用いて、簡易な8mΦスペースチャンバのソーラシミュレータをモデル化し、以下の16パターンに関して試験面における均一度をシミュレーションした。

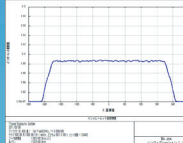
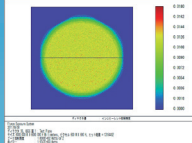
8mΦスペースチャンバ ソーラシミュレータの簡易モデル
Analysis Rays= 100,000,000

- : 通常配置
- : 反転配置

5. 光学シミュレーションの結果

Pattern C-2で均一度が最小になることが判明した。

No.	Pattern	Max irradiance [W/cm ²]	Total Power [W]	Uniformity (quadratic) [%]
1	A	1.48E-02	2.17E+03	3.21
2	B	1.26E-02	1.94E+03	0.96
3	C-1	1.49E-02	2.20E+03	1.24
4	C-2	1.29E-02	1.97E+03	0.31
5	D-1	1.50E-02	2.22E+03	0.61
6	D-2	1.55E-02	2.24E+03	1.49
7	D-3	1.30E-02	1.98E+03	1.03
8	D-4	1.35E-02	2.03E+03	2.35
9	E-1	1.50E-02	2.20E+03	1.62
10	E-2	1.50E-02	2.22E+03	0.97
11	E-3	1.28E-02	1.97E+03	0.45
12	E-4	1.32E-02	2.01E+03	1.48
13	F-1	1.49E-02	2.19E+03	1.97
14	F-2	1.49E-02	2.22E+03	0.48
15	F-3	1.27E-02	1.96E+03	0.47
16	F-4	1.31E-02	2.00E+03	2.06



6. 今後の予定

今後、以下の点を考慮しながら、最適なレンズ配置を求め、8mΦスペースチャンバの機能性能向上に係る改修に反映する。

- ・解析に用いる光線数の適切化
- ・トータルパワーと均一度との関係性

環境試験設備における分子状汚染環境

1. 目的

コンタミネーション管理は宇宙機開発の各段階において行われる。試験のフェーズにおいても、宇宙機が曝される環境がどのような汚染環境であるかを把握し、必要に応じて汚染防止対策をとる必要がある。

ここでは、試験設備における分子状汚染環境を把握するため、各試験設備でNVR(不揮発性残渣、Non-Volatile Residue)の測定の方法と結果を紹介する。

2. NVR測定方法

(1) 測定・分析方法

ASTME 1235に準拠した方法で実施。

①NVR捕集

試験設備に捕集プレートを設置し、NVRを付着させる。ある一定期間設置後、プレート进行回収し、分析メカへ輸送。

②NVR重量測定

プレートを溶媒で洗浄し、洗浄液を濾過、加熱凝縮後、重量を測定する。

③NVR成分分析

・赤外分光分析(FT-IR)による成分分析を行う。

⇒大まかな組成分析

・必要に応じ、ガスクロマトグラフ質量分析(GC-MS)を行う。

⇒物質の特定

(2) 測定場所

①クリーンルーム(準備室・試験室)

②スペースチャンバ内

以下のチャンバ運転時に実施。

・熱真空試験(供試体あり)

・システム点検(年1回供試体を入れずに行う設備の保守運転)

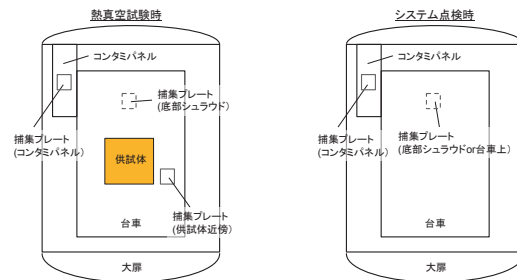


図1 捕集プレート設置位置

3. クリーンルームの分子状汚染環境

➤クリーンルームにおけるNVR堆積量は設備間で大きな差はなく、**0.12mg/0.1m²**程度である。

➤NVRの成分は、**パラフィン類とフタル酸エステル類が主成分**であり、まれにシリコン類が少量検出されることもある。

表1 主な試験設備クリーンルームのNVR測定結果

設備	NVR堆積量 [mg/0.1m ²]	測定期間	レベル※	設備	NVR堆積量 [mg/0.1m ²]	測定期間	レベル※
13mφSC	0.12以下	30～70日間	A/5	音響	0.13以下	1～7日間	A/5
8mφSC	0.16以下	7～66日間	A/5	SITE組立準備室	0.10以下	7日間	A/10
6mφSC	0.12以下	15～100日間	A/5	EMC	0.12以下	7日間	A/5
大型振動	0.09以下	7～25日間	A/10	電波第一	0.12以下	7日間	A/5
18t振動	0.10以下	7～32日間	A/10	磁気	0.02以下	7日間	A/50

※表中のレベルは、MIL-STD-1246Cに基づき、各クリーンルームのNVRコンタミネーションレベルを評価したものである。

4. スペースチャンバ内の分子状汚染環境

➤コンタミパネル上のNVR堆積量

チャンバ内で発生した分子は最終的にコンタミパネルに堆積すると仮定すると、『コンタミパネル上のNVR堆積量=その試験時にチャンバ内で発生した分子状汚染物の総量』と考えられる。

<6mφスペースチャンバ>

- ・システム点検より熱真空試験のほうがNVR量が多い。
- ・システム点検時のNVR量は毎回同じレベルである。

<13mφスペースチャンバ>

- ・熱真空試験とシステム点検でNVR量の傾向に明確な違いが見られない。

⇒**チャンバ内に残留汚染物が多い**ためと考えられる。

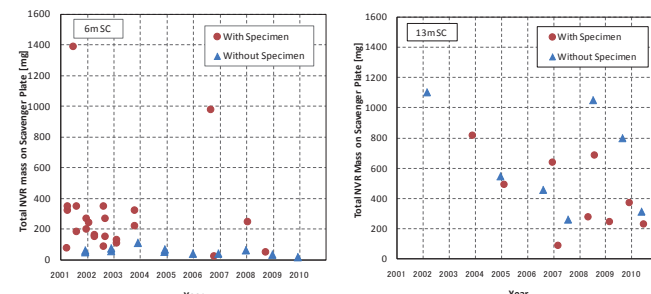
13mφと6mφでは大気圧戻しプロファイルが異なり、13mφではシュラウド昇温とチャンバ内昇圧を並行して行うため、分子がコンタミパネルに到達しにくい。

➤シュラウド・台車上のNVR堆積量

・**設備由来のNVR堆積量: 0.1～0.3mg/0.1m²**

➤NVRの成分

- ・ケーブル被覆や接着剤に由来する**フタル酸ジエチルヘキシル(DEHP)**、**フタル酸ジブチル(DBP)**はほぼ毎回検出されており、量も多い。
- ・その他に検出される成分は供試体によって異なる。



(a) 6mφスペースチャンバ

(b) 13mφスペースチャンバ

図2 コンタミパネル上のNVR堆積総量

表2 NVR成分分析(GC-MS)結果

分類	成分名	由来
フタル酸エステル類	フタル酸ジエチルヘキシル(DEHP) フタル酸ジブチル(DBP)	ケーブル被覆、接着剤、塗料
パラフィン類	オクタデカン テトラコサン	ポリエステル系材料、切削油
シリコン類	環状シリコン	シリコン系接着剤
その他	p-トルエンソルホンアミド リン酸トリフェニル トリアルリルイソシアレート	Z306(国内製)除湿剤 合成ゴム・樹脂の可塑剤 樹脂可塑剤

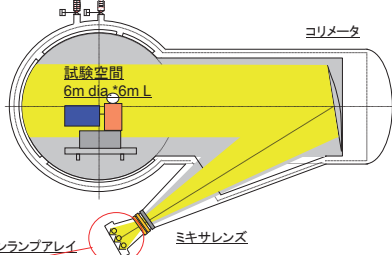
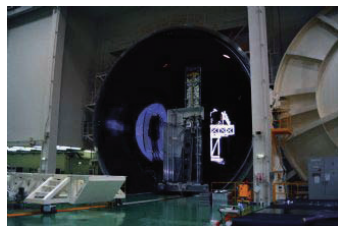


高安定型30kWキセノンランプ電源の開発

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

1. 背景

13mφスペースチェンバと30kWキセノンランプ電源



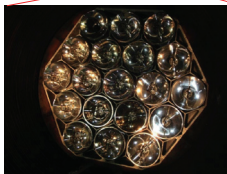
13mφスペースチェンバ

キセノンランプアレイ

ミキサレンズ

仕様

チェンバサイズ：13m(dia) × 16m(L)
水平円柱型
～ソーラシミュレータ～
試験空間：6m(dia) × 6m(L)
平行度：±1.5°
均一度：±5%



ランプアレイ

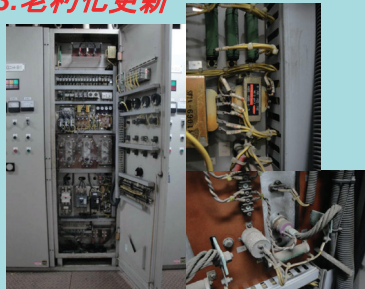


キセノンランプ電源

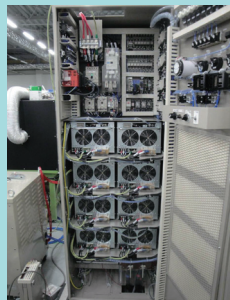
2. 目的

- ① 老朽化更新
- ② キセノンランプの長寿命化
(1)コスト低減 (2)信頼性向上 (3)国際競争力の強化

3. 老朽化更新



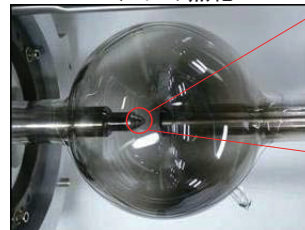
更新前(従来)



更新後(高安定型)

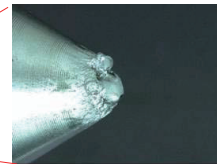
4. キセノンランプの長寿命化

バルブの黒化



黒化現象：500～600時間点灯後、陰極が異常に過熱されることにより、陰極タングステンが蒸発し、バルブが曇る現象。

30kWキセノンランプの寿命



点灯により消耗した陰極先端

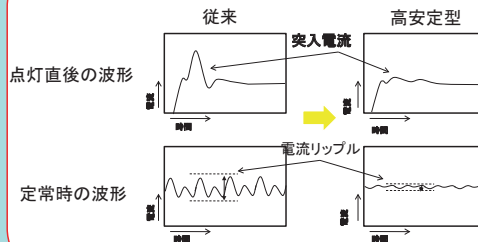


点灯初期の陰極先端

メーカー保証時間

400時間

高安定型キセノンランプ電源の効果

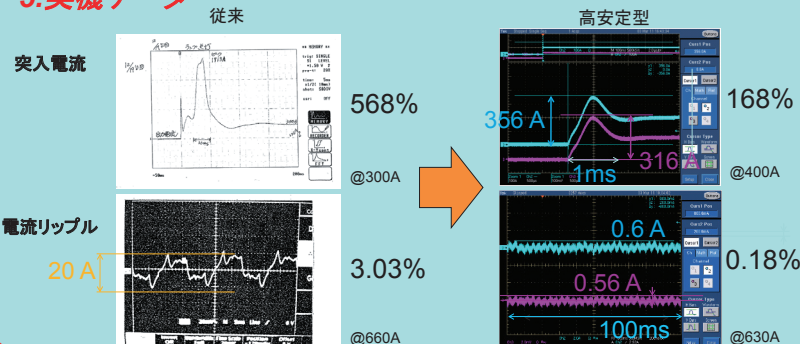


ランプ電極の損耗を低減。

アークの安定性を向上。

ランプ長寿命化の効果有！

5. 実機データ 突入電流・電流リップルとも大きく改善！



熱真空検証装置の整備

1. 目的

(1)ベーキング効果の検証

熱真空試験前に供試体・設備を汚染しないよう、治具類のベーキングが必要。

→ベーキングの温度、加温時間は経験に頼るところが大きい。

真空中でベーキングできる設備が少ない。

→旧イオンエンジンチャンバを改修してベーキング効果を検証するためのチャンバとして整備する。

(2)超極低温試験環境の開発

これまでのスペースチャンバは100Kシュラウドのみで、超低温環境での試験ができない。

→20K超低温シュラウドを整備する方向で検討する。

2. 装置緒元

(1)基本諸元〔FY23までの整備状況〕

チャンバ寸法: 4mφ × 4.75m(L)

ユーザ用熱電対フィードスルー: 76チャンネル分

ユーザ用IR電源: 3kw × 8台 + 300w × 18台

IRヒータパネル: 1.5m(W) × 2.0m(H) × 5面
(FY23後期に整備予定)

(2)FY23現在の排気・冷却性能

到達圧力: 1.0×10^{-1} Pa

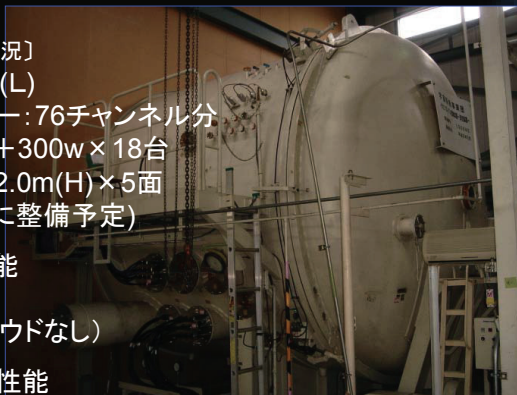
チャンバ内温度: 常温(シュラウドなし)

(3)整備完了時の排気・冷却性能

到達圧力: 1.0×10^{-5} Pa以下

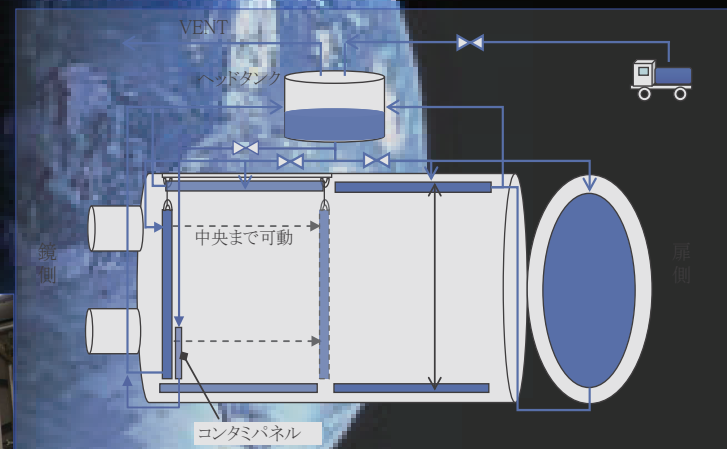
シュラウド温度: 100K以下(液化窒素使用時)

20K以下(液化ヘリウム使用時)



3. 特徴

- ・ベーキング用に使用可能(IRヒータパネルを常備)
- ・超低温試験(シュラウド温度20K)を実施可能(検討中)
- ・シュラウドを移動式にし、供試体の大きさによってシュラウド容積を可変させることにより液化窒素消費量を削減(詳細設計中)



4. お問い合わせ

- ・将来、ベーキングを行いたい、または超低温環境下で試験を行いたい等の要望がありましたら、担当者までご連絡下さい。

担当: 大里

tel 050-3362-2360

e-mail ohsato.shinichi@jaxa.jp

空へ挑み、宇宙を拓く



音響振動応答予測手法の検討および試験実証

概要

宇宙機開発の設計解析において、**音響負荷時の構造振動応答**を求める問題は、宇宙開発初期から長年の難しい課題となっている。これは、音響加振による**ランダム振動環境**が数十Hzから数kHzと広帯域であり、有限要素解析 (Finite Element Analysis, FEA) により作成した構造数学モデルに不確実性が生じる周波数帯を含むためである。



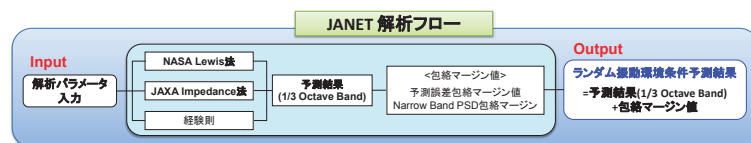
この課題の解決のため、環境試験技術センターではJANET (JAXA Acoustic analysis Network system) の開発を初めとする、**衛星機体パネル上の搭載機器インタフェース部ランダム振動応答の環境設計条件を高精度に予測する手法**を検討してきた。これらの手法および試験実証について紹介する。

JANET (JAXA Acoustic Network Analysis)

音響振動解析システム (JANET):

衛星機体パネル上に搭載される機器のインタフェース部のランダム振動応答の包絡値 (**ランダム振動環境条件**) を予測する解析ツール

インターネットを介して利用可能 (JAXA環境試験技術センターサーバ) であり、解析に必要なパラメータは、機体パネル (ハニカムパネル) の仕様 (寸法・材質等) と搭載機器の質量のみ



統計的エネルギー解析 (Statistical Energy Analysis, SEA) 理論に基づき導出された 機体パネルの振動エネルギー予測手法

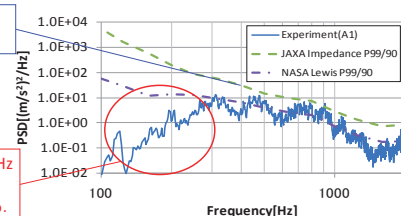
→ NASA Lewis法, JAXA impedance法, 経験則

予測誤差やPSDを包絡するためのマージン値

→ JAXA衛星 (9機: 加速度点数約400) を用いた統計処理を行い、**P95/50・P99/90のマージン値**を算出

(※) JANET予測式の理論及び操作方法に関するマニュアルは利用者がサーバからダウンロード可能

300Hz以上の高周波では、精度良く予測され試験結果を包絡している。



SEA手法の性質上、モード密度の低い300Hz以下の低周波域では過大予測となる傾向があり、個別モードの予測が不可能である。

JA (Joint Acceptance)を用いた予測手法

低周波域の個別モードピーク値の予測が可能な、**ジョイントアクセプタンス**を用いた簡易音響振動解析の方法
サブシステムや小型衛星の構造有限要素法モデルのみを用いて、音場をモデル化しない非線成モデルにて、**拡散音場における振動応答のPSD値**を計算する手法



$S_p(\omega)$ 音圧PSD (拡散音場)

ジョイントアクセプタンスを用いた加速度PSD:

$$S_{acc}^{diff}(\mathbf{x}, \omega) = \frac{A^2 S_p(\omega_r) 4 j_m(\omega_r)}{\Lambda_r^2 |Z_r(\omega_r)|^2} \phi_r^2(\mathbf{x})$$

本検討で使用する式 (グラフ上: Equation)

ジョイントアクセプタンス:

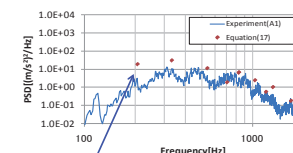
$$j_m(\omega) = \frac{1}{A^2} \int_A \int_A \phi_r(\mathbf{x}) C_p(\mathbf{x}, \mathbf{x}', \omega) \phi_r(\mathbf{x}') d\mathbf{x} d\mathbf{x}'$$

拡散音場音圧に対する構造物の応答のしやすさを表す

拡散音場のクロススペクトル:

$$C_p(\mathbf{x}, \mathbf{x}', \omega) = \frac{\sin(k_0 |\mathbf{x}' - \mathbf{x}|)}{k_0 |\mathbf{x}' - \mathbf{x}|} = \text{sinc}(k_0 |\mathbf{x}' - \mathbf{x}|)$$

前提条件:
音響と構造の非線成モデルを利用
構造の隣接モードの寄与を無視
構造による音場の回折を無視



個別モードが精度良く予測されている。

FEA-SEA統合法を用いた予測手法

低周波数 (JA), 高周波数 (JANET) に適した解析手法はあるが、FEA・SEA適用外の中周波数 (200Hz-400Hz) では信頼性の高い解析ができていない

この欠点を克服し、中周波数の音響振動を高精度に解析するための手法として、宇宙機の打上げ時に遭遇する全周波数を対象とした**FEA-SEA統合法**に着目、宇宙機音響負荷時の構造振動応答における適用法を検討

FEA-SEA統合法:

平板はFEA、キャビティはSEAを用いてモデル化、直接場への放射 (FEA⇒SEA) と反響場負荷 (SEA⇒FEA) が等しいとする相反性を前提、パワーフロー平衡を考慮し、SEAサブシステムがランダムに変化するときの平板応答を求める手法 (自由度毎)

外力のクロススペクトルマトリクス

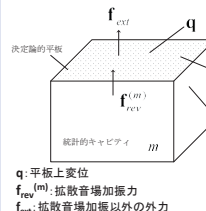
$$\langle S_{ff} \rangle = S_{ext} + \sum_m \{ \alpha_m \text{Im}(\mathbf{D}_{dir}^{(m)}) \}$$

放射減衰のマトリクス

変位応答のクロススペクトルマトリクス

$$\langle S_{qq} \rangle = \mathbf{D}_{tot}^{-1} \langle S_{ff} \rangle \mathbf{D}_{tot}^{-H}$$

D_{tot}: 平板の動剛性 + 放射減衰

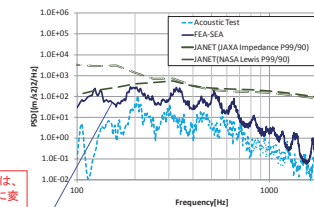


q: 平板上変位
f_{ext}: 拡散音場加振力
f_{ext}: 拡散音場加振以外の外力

$$\alpha_m = \frac{4E_m}{\pi \omega n_m}$$

キャビティ (SEA) のエネルギー
キャビティ (SEA) のモード密度

FEA-SEA統合法で求める決定論的サブシステムの応答は、決定論的応答ではなく、統計的サブシステムがランダムに変化するときのアンサンブル平均応答である



宇宙機パネルを模擬した、ハニカムパネルの音響試験結果と、統合法、JANETとの比較
⇒ 中周波数を含む全周波数で精度良く予測されている。

今後は、モデルの違いによる精度検証やマージン値の検討等、宇宙機に適したFEA-SEA統合法の検討を行い、JANETの適用外周波数の補充、さらに宇宙機の音響構造振動応答予測手法としての実用化を目指す。

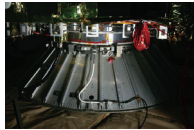
簡易計算法を用いた人工衛星分離時衝撃応答 低減策の検討

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

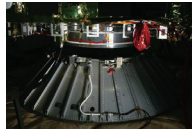
1.目的

人工衛星をロケットから分離する際に生じる衝撃環境は、高加速度・高周波の衝撃加速度が短時間で負荷する環境であり、搭載機器に対して設計上厳しい条件を与える。

本研究では、人工衛星分離機構として広く使用されているVバンドクランプを対象として、分離の過程において運動方程式をモード座標で簡易化し、ロケット-衛星インターフェース部に生じる衝撃レベルを設計初期段階で簡易的に見積もる計算法を構築した。



衛星分離



2.衝撃発生源のモデル化

- Vバンドクランプ分離後の衝撃応答を、Vバンドクランプの締結力を解放した後の自由振動応答でモデル化
- 支配的な振動モードを円環曲げ(1~40次)及び円環伸縮モード(1~5次)と見なし、多自由度振動モデルで近似
- Vバンドクランプの締結は瞬時に解放されると仮定

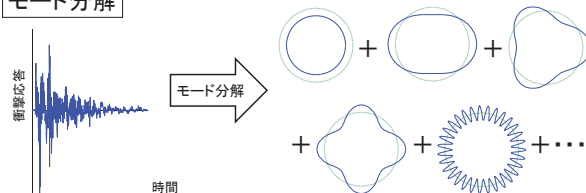
k次モードに関する振動方程式

$$\ddot{q}_k(t) + 2\zeta_k\omega_k\dot{q}_k(t) + \omega_k^2q_k(t) = F_k(t) \quad (1)$$

q_k : モード変位 ζ_k : モード減衰比
 ω_k : 固有角振動数 F_k : モード加振力

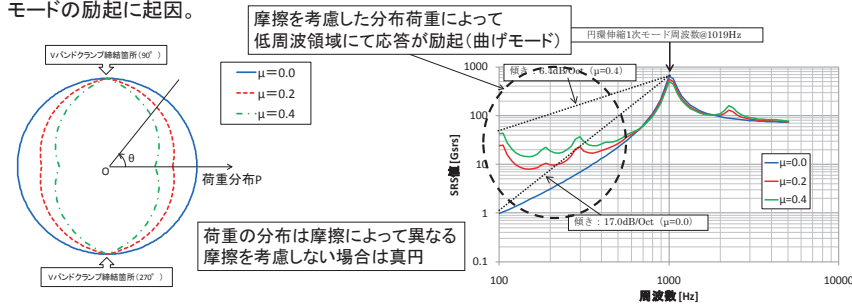
- 分離後のモード加速度応答は締結リングのモード加振力 $F_k(t)$ に比例する(式(1))。

モード分解



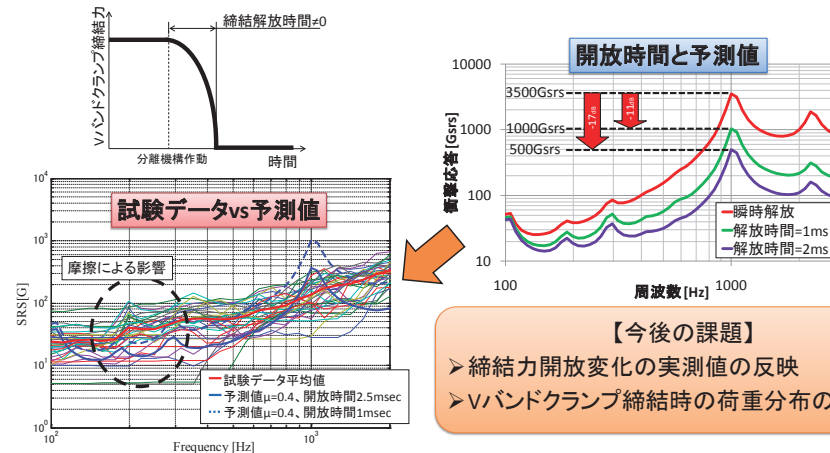
3.衛星リング分布荷重の見積り

- 衛星リング分布荷重は衛星リング-Vバンド間の摩擦に寄るところが大きい。この分布荷重が円環曲げモードの励起に起因。



4.低衝撃型の分離機構への適用拡大

- 開放時間が衛星リング伸縮モードの固有周期に一致する場合は衝撃応答のピーク値は大幅に減少。
- 低衝撃型の分離機構では、Vバンドクランプの締結力解放が緩やかに進行。予測値は開放力が1/4余弦波となると仮定して算出。解放時間(締結力=0となる時間)は2.5msecとした。
- 試験データ(左下図)との比較では、1000Hz以下の領域では摩擦の影響を受けていると考えられる。1000Hz折れ点での予測値(青実線)と約6dB差は予測値の締結力開放変化に起因する。→今後の課題



【今後の課題】

- 締結力開放変化の実測値の反映
- Vバンドクランプ締結時の荷重分布の同定



ランダム振動試験と音響試験の選択

環境試験が導く、確かな未来。
環境試験技術センター
Environmental Test Technology Center

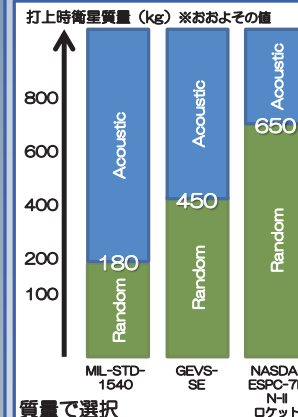
1. 目的



宇宙機は打上げ時、過酷なランダム振動環境に曝される。これを模擬するための試験方法にはランダム振動試験と音響試験があり、適切に選択する必要がある。一般的に、コンポーネント等の小型構造物はランダム振動試験、衛星システム等の大型構造物は音響試験がより現実に近い環境になることが分かっている。しかし、中型サブシステムや100kg級小型衛星については、どちらの試験が有効か明確な指針がなく、設計者の経験に頼るところが大きい。

近い将来、衛星はより小型化・ユニット化・構造の複雑化が進み、いずれの試験を選択すべきか、判断に迷うケースが増加することが想定される。ここでは、上記2つの試験法の選択について、現在までJAXA内外で行われてきた検討を紹介する。

2. 以前の検討



$$\frac{m}{S} < C_{np} \frac{\sqrt{PSD_a(f_n)}}{\sqrt{PSD_r(f_n)}}$$

$\frac{m}{S}$: 面密度 C_{np} : 達成係数
 $PSD_a(f_n)$: 音圧PSD
 $PSD_r(f_n)$: 加速度PSD

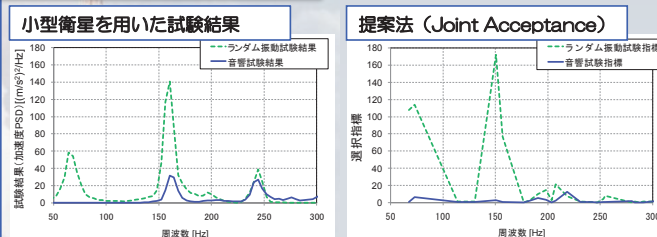
音響試験ハンドブック
(JERG-2-130-HB002)、Appendix C参照
面密度で選択

米軍・NASA規格では質量によって試験法を選択する方法が示されているが、その根拠については明確に示されておらず、規格によって値も異なる。

JAXAでは音響試験ハンドブックに、一手法の紹介として、面密度を用いた指標を示している。経験的にも、パドルや大型アンテナなど、面積が大きく軽い供試体については、音響負荷が支配的であるとされてきた。

残念ながら、個々の供試体の構造・形状・衛星への配置状況等により、ランダム振動環境条件は変わるため、これらの基準は完全とは言えない。

3. 最近の検討



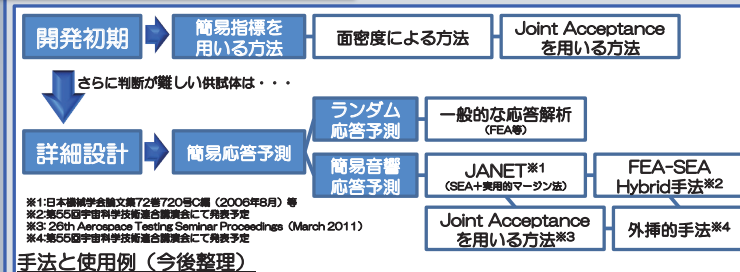
Joint Acceptance (NASA-HDBK-7005ではCross Acceptance) と呼ばれる指標を用いて、どちらの試験が供試体により大きな応答を与えるか、供試体単位で定量的に算出する手法を考案した。この手法は、供試体の構造数学モデルを用いるため、形状や材質を考慮できることが特徴である。固有値解析結果のみを用いた簡易計算のため、境界要素法 (BEM) のように複雑で時間がかかる計算を必要としない。

平板を基本として立式し、簡易化のために仮定をしている。また、一つの供試体について一つの値が求まるが、場所ごと (例えば、供試体ごとのクリティカルな部分の応答が見たい場合) の応答の優劣については評価しないこととしており、これらの実用性について検討を実施中である。

なお、本手法を応用した供試体上の特定部位の簡易な音響振動応答予測が可能であり、別途、検討を実施している。

※詳細については、日本機械学会論文第76巻764号C編 (2010年4月)、25th Aerospace Testing Seminar Proceedings (October 2009) を参照のこと

4. まとめと今後



提案されている手法について、実用性を検証するとともに、使用方法のガイドラインを検討する。例として、開発初期段階には情報が少なく済む簡易指標を用いる方法で検討し、さらに検討が必要な供試体については、各部の応答を予測し、判断することが考えられる。

環境試験技術センターでは、なるべく使用する情報が少なく、手順が複雑でない「簡易な音響振動応答予測」について検討を行っている。特にFEA-SEA Hybrid手法の実用化については、実用的な外挿的予測手法と共に、近日発表予定である。

上記の検討結果を効果的に用いる方法を提案し
宇宙機開発の高信頼性化・高効率化に寄与する

環境試験設備 東日本大震災からの復旧

環境試験技術センターでは、平成23年3月11日午後14時46分に発生した東日本大震災において、

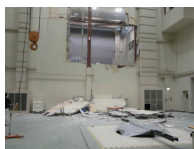
- ・事前の震災対策による被害の軽減
- ・震災当日から開始した初動活動
- ・被災した宇宙機の避難計画の立案及び受け入れ準備
- ・早期の設備復旧作業による打上計画への影響回避

等の対応を行った。特に、震災後1ヶ月程度で設備の復旧見通しを策定すると共に、多くの設備を復旧させた。本日まで、14設備中11設備が復旧しており、ここに、その活動内容を紹介する。

尚、残りの3設備は建屋被害の大きなSITE西側に設置されている設備で、施設の工事完了後に普及作業を実施する。

宇宙機の避難

- (1) 3月11日、SITE内の宇宙機(GCOM-W、AMSR2、GPM、MCE)等が地震により被災し、壁などの崩落により発生した大量の粉塵に晒された。
- (2) 3月12日、SITEの被災状況を再確認し、比較的被害の小さかった反響室、前室(1)への避難計画を調整した。多くのシャッター・クレーンが被災したため、移動ルートやシャッター・クレーンの簡易点検・復旧についても調整した。
- (3) 3月16日、GCOM-W、AMSR2、JEM/MCEのSITE内移動、3月17日、移動ルートにあるシャッター・クレーンの簡易点検・復旧を行い、3月19日までにSITE内避難を完了。
- (4) 3月23日までに、SITEからの搬出ルートにあるシャッターの簡易復旧、比較的被害の小さかった他の建屋の受け入れ調整・準備(シャッターの簡易復旧、上水の確保、建屋の安全化処置、清掃)を実施した。
- (5) 3月24日、SITEから他の建屋への移動について調整を実施した。
- (6) 以後、受け入れ準備の整った建屋・宇宙機から順次移動を開始し、4月12日までに全ての宇宙機の移動を終えた。



初動体制

- ・★震災当日(3月11日)
- ・担当毎のグループに分かれて施設・設備の被災状況の確認に努める。
- ・(主にSITEの壁の損壊及び6mφ放射計S/Cの天井の損壊が著しいことを確認した:添付1参照)
- ・★震災後一週間程度
- ・建屋等の被災状況の詳細な確認(危険箇所の洗出し等)及び安全化処置(応急処置)を実施。
- ・危険物の保管状況の確認及び高圧ガス設備は法に基づく点検等(添付2参照)を実施。
- ・供試体の一時避難場所の検討及び復旧計画の立案
- ・★震災後一ヶ月程度
- ・設備健全性確認のフェーズ1作業として設備外観確認を実施。
- ・フェーズ1作業と合わせて、ライフライン的な以下の設備の点検を実施。
- ・電気設備系、安全装置等、高圧ガス及びガス設備系
- ・4月26日の震災対策本部会議に向けて、復旧見通しを報告できるように健全性確認作業のスケジュールを立案・実行した。

上記の活動を安全かつ、確実に実施するため、保守維持メーカを交え毎日の連絡会(朝会等)により計画調整と実績把握を行った。また、これらの進捗状況等(課題・問題点含む)はメール配信による日報により情報共有を踏る等、一丸となって復旧作業に取り組んだ。

設備健全性確認作業の進め方

以下の3フェーズの作業に区分し、設備の復旧優先度及び建屋等の復旧計画に合わせてスケジュールを調整した。また、地震の影響または影響の可能性があることを考慮し、通常の保守点検手順とは異なる手順や、必要に応じて新規手順書を策定する等、慎重に対応した。

フェーズ1:設備外観確認 フェーズ2:設備単体の機能・性能確認 フェーズ3:システム点検