



ISSN 2433-2232(Online)
JAXA-SP-17-008

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15回試験技術ワークショップ開催報告

2018年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

1.	開催概要	1
2.	開催目的	1
3.	講演プログラム及び概要	1
4.	キャッチコピー及び宣伝ポスター	1
5.	来場者数	1
6.	講演内容	5
6.1.	開会挨拶	5
6.2.	Digital Prototype Model による 宇宙機開発に向けて	8
6.3.	ASNARO-2 の衛星インテグレーション 試験短縮化施策の紹介	26
6.4.	超小型人工衛星開発における学生教育	39
6.5.	大型機器を対象とする衝撃試験法の一例	53
6.6.	宇宙輸送機の振動環境緩和に関する研究	66
6.7.	標準化活動の意義と、 環境試験技術への期待	83
6.8.	宇宙機一般試験標準の A 改訂における 改正の方向性及び主な変更点	109
6.9.	閉会挨拶	124
7.	ポスターセッション	126

1. 開催概要

開催日時：平成29年11月22日（水）13:00～17:40

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 環境試験技術ユニット

2. 開催目的

本ワークショップは、宇宙分野を中核に他分野も含めた試験技術者が一堂に会し、

① 各分野(宇宙・航空・鉄道・自動車等)における試験技術に係る研究成果の共有

② 現状の試験技術に係る課題等に関する意見交換

等を行う。様々な課題に対する新たな知見の披露や課題への挑戦的な取り組み等の共有を通じ、試験技術者間での交流を深め、業種の枠を超えたシナジー効果を発揮することを目的とする。

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3-1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3-2に示す。

4. キャッチコピー及び宣伝ポスター

第15回では、昨今の宇宙開発環境の変化に迅速に対応するという意思を込めて、以下のキャッチコピーを定めた。

「Test Effectiveness ～Challenge at the Speed of Change～」

また、宣伝用に配布したポスターを図4-1に示す。

5. 来場者数

来場者数は総勢86名であった。うち46名はJAXA職員（環境試験技術ユニット職員23名を含む）であった。JAXA外部からの参加者は主に宇宙機メーカー、計測機器メーカー、設備メーカー、大学関係者、外部供用関係の設備ユーザ等であった。

表 3-1 講演プログラム及び概要

時間	題目及び概要	講演者
13:00～13:05	開会挨拶 (宇宙航空研究開発機構 技術参与 館 和夫 氏)	
13:05～13:35	「Digital Prototype Model」による宇宙機開発に向けて 民生品の開発においてはシミュレーション技術の活用による試作レス化が進められている。一方、宇宙機の開発においてはEMP/PMIによる試作を省略するためには「認定」という壁を乗り越える必要がある。このための準備として構造分野におけるSEM/PMIに代わるDigital Prototype Model(DPM)による認定と必要な条件について提案する。	株式会社テクノノルバ 代表取締役 中村 和行 氏
13:35～14:05	「ASNARO-2の衛星インテグレーション試験短縮化施策の紹介 ASNARO-1の後継機であるASNARO-2は海外の競合に勝ち抜くためシステム試験の工程を大幅に短縮した。バス/ミッションモジュール化の特徴を生かしてインテグレーション試験以降のプロローを大胆に見直し、ASNARO-1で採用した試験の自動化の対応範囲を広げ、品質記録の電子化に取り組んだ施策を紹介する。	日本電気株式会社 宇宙システム事業部 井上 遼太 氏
14:05～14:35	「超小型人工衛星開発における学生教育」 早稲田大学では、超小型人工衛星の設計・開発・試験やCALET、SELENEなどの部分的な設計・開発・分析などについて、本学が有する試験設備や関東地区の試験設備を利用した学生教育が多岐の分野にわたり進められている。これらの視点より活動概要を紹介する。	早稲田大学 システムデザイン研究室 宮下 朋之 氏
14:35～15:05	休憩・ポスターセッション(環境試験技術ユニット成果紹介①)	
15:05～15:35	「大型機器を対象とする衝撃試験法の一例」 通常の小型機器に対する衝撃試験の場合、メーカー各社のノウハウに基づいて確立した試験方法で実施される。一方、サブシステムと位置付けられる大型機器に対する衝撃試験の場合、試験条件を満たすための試験装置自体の開発が必要となる。本技術発表では、質量が300kgを越える大型機器の衝撃試験方法の検討事例を紹介する。アタプタプレートにハニカムサンドイッチパネルを採用し、実際の搭載環境に近い衝撃条件を実現することを試みた。	三菱電機株式会社 鎌倉製作所 衛星情報システム部 佐々野 浩 氏
15:35～16:05	「宇宙輸送機の振動環境緩和に関する研究」 宇宙輸送機における振動環境の緩和は、搭載ペイロードやアビオニクス機器の開発コスト等の抜本的低減につながる重要な技術である。本研究では高いエネルギー損失特性を有する単結晶記憶合金に着目し、アビオニクス機器搭載板の固定部に合金を適用した場合の振動緩和効果について検討した。併せて、振動環境下における構造異常を検出するシステムとして光ファイバとワイヤレスセンサを併用した構造ヘルスマニタリングシステムについて試行し、構造異常の検出可能性について検討した結果を報告する。	宇宙航空研究開発機構 研究開発部門第四研究ユニット/ 研究開発部門第二研究ユニット 伊海田 皓史 氏 / 柳瀬 恵一 氏
16:05～16:35	休憩・ポスターセッション(環境試験技術ユニット成果紹介②)	
16:35～17:05	「標準化活動の意義と、環境試験技術への期待」 従来の標準化は、信頼性・品質・互換性等を確保するためのツールとして利用されてきたが、近年では標準化を利用した国際競争力の向上に向けた活動が活発化している。ここではJAXA標準化活動の概要として一般環境試験標準を中心とした事例を紹介するとともに、今後の、安全・信頼性技術と環境試験技術の融合と標準化に向けた期待について報告する。	宇宙航空研究開発機構 安全・信頼性推進部 安全・信頼性推進グループ 角 有司 氏
17:05～17:35	「宇宙機一般試験標準のA改訂における改正の方向性及び主な変更点」 JAXA宇宙機一般試験標準A版の改正がFY28年度末に完了し、公開された。本発表はJAXA試験標準の遷移、A改訂まで4年間に亘り、幅広く関係者の意見を取り入れ、優先課題の設定並びに委員会の度重ねた議論、パブリックレビューを経る等の活動及びJAXA宇宙機開発に適用する文書として改正の方向性(要求事項、実施方法、テララーリング)及び主な変更点について報告する。	宇宙航空研究開発機構 環境試験技術ユニット 矢野 力 氏 / 施 勤忠 氏
17:35～17:40	開会挨拶 (宇宙航空研究開発機構 環境試験技術ユニット長 中尾 正博)	
18:00～19:30	意見交換会	

表 3-2 ポスターセッションの発表内容及び概要

(発表者：環境試験技術ユニット職員)

筑波宇宙センター 総合開発推進棟 1階ロビー (出展者：環境試験技術ユニット職員)

番号	題目及び概要	出展者
テーマ① 環境試験の有効性検討(Test Effectiveness)		
WS15-P01	<p>宇宙機やそのミッションに応じたトータルコスト最小化の観点による試験条件の適正化</p> <p>ミッション喪失による損失が大きい大型宇宙機や国策にかかわるミッションについては、そのリスクを低減するために厳しい環境試験条件が課せられている。しかしながら、この環境試験条件は、低コスト・短納期が求められる宇宙機や小型衛星にとって最適とはならない場合がある。本発表ではトータルコスト——ミッション喪失コストと厳しい試験条件を課すことによる増加コスト——の期待値を最小化するという観点で、試験条件を適正化する方法を提案する。</p>	○高橋大祐
WS15-P02	<p>損失コスト抑制のための試験時機器破損確率評価の試み -システム音響試験とコンポーネントランダム振動試験を例に-</p> <p>システム試験時負荷よりも大きくかつ過負荷にもならない“良い塩梅”の機器単体試験条件を規定することは損失コストを抑制する上で重要であるが、現行の機器開発では単体試験やシステム試験でのアンダー/オーバーテストングによる技術検討や設計変更を余儀なくされる例が見られる。本資料では過去試験データの統計解析による、システム試験で機器単体試験を上回る負荷が印加される確率を設計者が任意にコントロール可能な機器単体試験条件の設定手法について提案する。</p>	○嶋崎信吾
WS15-P03	<p>1600m³音響試験設備における地上音響試験データとロケット打上げ時におけるフライトデータの定量的比較による音響環境“拡散音場”模擬の妥当性検討</p> <p>宇宙機の音響試験は、ロケットで規定されている試験レベルと試験時間で“拡散音場”において試験を行うことが要求されている。“拡散音場”は宇宙機供試体の高次振動モードを励起することができ、また、供試体の反響室での設置位置条件を守れば非常に安定して試験を実現できるロバスタな試験法であるからである。本資料では、1600m³音響試験設備の反響室も用いたフライト時の音響環境模擬の妥当性について、“拡散音場”模擬の観点から、地上音響試験データ及びフライトデータを定量的に比較した結果を紹介する。</p>	○戸高大地
テーマ② プロジェクト技術支援		
WS15-P04	<p>通常の宇宙機とは異なる運用環境に遭遇する供試体の試験条件設定とその実際 -HTV搭載小型回収カプセルを例に-</p> <p>一般的な宇宙機開発で考慮される運用環境は地上輸送・ハンドリング・ロケット打上げ・軌道上環境が主であるが、これら以外の環境に遭遇し得るプロジェクトの場合考慮すべき運用環境について適切に環境条件を規定し供試体の耐性を検証する必要がある。本資料ではHTV搭載小型回収カプセルを例に取り、大気圏再突入環境に遭遇する供試体の熱真空及びランダム振動環境の耐性検証試験について、試験条件の規定方法や実際の試験結果等について報告する。</p>	○森研人 嶋崎信吾
テーマ③ 試験設備の研究開発と運用		
WS15-P05	<p>熱真空試験セットアップの簡略化を目指したワイヤレス温度センサの開発</p> <p>宇宙機の熱真空試験では多い時では1,000ch以上の熱電対を取り付けて温度計測を行う。そのためケーブルの配線に多くの工数がかかる。試験中にケーブルが断線して温度計測不能になるリスクがあるといった問題を抱えている。これらの問題を解決するため、JAXAでは温度データを無線通信で伝達する熱真空試験用ワイヤレス温度計測システムを開発している。本発表ではシステムの予定仕様及び開発試験の進捗について報告する。</p>	○天田剛 森研人
WS15-P06	<p>宇宙機磁気試験設備への適用を目指した小型・高精度新方式磁力計の研究開発</p> <p>磁気試験設備では地磁気を消去した零磁場空間を構築し、宇宙機の磁気特性測定や搭載観測器等の校正が実施される。零磁場空間の構築に使用している設備用磁力計はセンサ部が非常に大型で零磁場空間内の残留磁束分布等を細かく測定することが難しい。本研究では将来ミッションの試験要求や設備周辺の磁場環境悪化を踏まえた零磁場空間の性能向上に適用すべく、小型・高精度な新方式磁力計の実用化を目指している。本発表ではFY28に九州大学と実施した共同研究の結果を交え、現在の研究概要について報告する。</p>	○村田直史 野村麗子
WS15-P07	<p>電波試験設備 コンパクトレンジシステムの改修・更新基本設計検討</p> <p>電波試験設備のコンパクトレンジシステムは、反射鏡を用いることで限られた空間内において遠方界測定を実現するアンテナ設計検証システムである。同システムは整備されて20年以上が経過しているため老朽化が顕著であり、設備改修・更新が急がれる。そこで本紙では、これまでの設備ユーザの運用実績やユーザによる設備改善要望、世界的な人工衛星開発状況とそれに付随する電波試験設備最新化等を踏まえ、短期的、中長期的に実施すべく改修・更新の基本設計結果を報告する。</p>	○清水隆文 緒方拓斗
WS15-P08	<p>【映像展示】試験設備供用制度の紹介</p> <p>宇宙分野以外の機関法人に対して供用促進を図っている設備紹介動画を紹介する。</p>	○堀内佑至 天田剛

第15回 試験技術ワークショップ

Test Effectiveness

- Challenge at the Speed of Change -

2017.11.22 (水)
13:00 - 17:40
引き続き意見交換会

筑波宇宙センター
総合開発推進棟1F大会議室

入場無料 (事前申込み不要)

主催：宇宙航空研究開発機構 環境試験技術ユニット

13:00～13:05 開会挨拶(宇宙航空研究開発機構 技術参与 館和夫)	
13:05～13:35 「Digital Prototype Modelによる宇宙機開発に向けて」	株式会社テクノソルバ 代表取締役 中村 和行 氏
13:35～14:05 「ASNARO-2の衛星インテグレーション試験短縮化施策の紹介」	日本電気株式会社 宇宙システム事業部 井上 遼太 氏
14:05～14:35 「超小型人工衛星開発における学生教育」	早稲田大学 システムデザイン研究室 宮下 朋之 氏
14:35～15:05 休憩・ポスターセッション(環境試験技術ユニット成果紹介①)	
15:05～15:35 「大型機器を対象とする衝撃試験法の一例」	三菱電機株式会社 鎌倉製作所 衛星情報システム部 佐々野 浩 氏
15:35～16:05 「宇宙輸送機の振動環境緩和に関する研究」	宇宙航空研究開発機構 研究開発部門第四研究ユニット 伊海田 皓史 氏 宇宙航空研究開発機構 研究開発部門第二研究ユニット 柳瀬 恵一 氏
16:05～16:35 休憩・ポスターセッション(環境試験技術ユニット成果紹介②)	
16:35～17:05 「標準化活動の意義と、環境試験技術への期待」	宇宙航空研究開発機構 安全・信頼性推進部 安全・信頼性推進グループ 角 有司 氏
17:05～17:35 「宇宙機一般試験標準のA改訂における改正の方向性及び主な変更点」	宇宙航空研究開発機構 環境試験技術ユニット 矢野 力 氏 施 勤忠 氏
17:35～17:40 閉会挨拶 (宇宙航空研究開発機構 環境試験技術ユニット長 中尾 正博)	



図 4-1 宣伝ポスター

6. 講演内容

6.1. 開会挨拶

宇宙航空研究開発機構

技術参与 舘 和夫

皆さんこんにちは。JAXA の技術参与の館でございます。よろしくお願いいたします。
この第 15 回試験技術ワークショップの開催に際して、いくつかコメントさせていただきたいと思います。

まず、世界の動きについてです。皆さんご存知の通り、スペース X を始め、いろいろなところで民間企業が活躍しております。これは非常に大きな流れです。我が国においても、例えばアクセルスペースさんが、今現在、私どもの試験設備を使って革新的技術衛星の試験を行っております。あるいは、先週私は、インドに行っておりまして、インドの ISRO という宇宙機関でございますが、そこで、試験設備等を見せていただきました。インドは、現在 17 機の衛星を有しております。また、それ以上にもたくさん作っています。つまり、こういった新興国も非常に頑張っているというのが、世界の流れになっています。こういう流れがまず、我々を取り巻く環境の一つです。

一方で、本日もお話にあると思いますが、IT 化に関して、いわゆる、**Rapid Prototyping** として、いかに早く設計を済ましてしまうかという流れがございます。設計を進めるとともに、シミュレーションを使って、なるべく試験をしないで済ませて進めているということが実態となっています。例えば、私どもの展示館としてスペースドームというものがございますが、ここには、昔の衛星はございますが、新しい衛星の EM というものございません。広報関係者からは、新しい衛星の展示はできないかという問い合わせがあります。これは、経験と共にシミュレーションが発達し、効率化・省コスト化の恩恵を受けているといえます。したがって、このように IT 化による流れがあります。それであるならば、試験は省けるかとなりますが、これは別問題です。品質を確保することや信頼性を確保するという点において、試験は不可欠です。しかし、ただ単に試験をするのではなくて、試験のデータを分析して、さらにはこれをフィードバックする必要があります。例えば、本年度、環境試験技術ユニットの職員が、熱サイクル数を従来の 8 サイクルから 4 サイクルに削減するという指針を打ち出し、それでも十分使えるということを証明しております。このように、試験についてもより改善していくという動きが大切になります。

もう一方では、本日も話にあるかと思いますが、標準化して世界に打ち出す、訴えていくということが、我々の存在意義にもなりますし、皆さんの作業にも役に立つのではないかと考えています。

最後にこのワークショップのポイントになりますが、宇宙分野の方それから非宇宙分野の方との交流が非常にいい点だと思います。私が以前 IT を担当していた時もそうでしたが、やはり宇宙分野に閉じこもっているだけでは、世の中の動きが見えなくなる。IT 化はどちらかといえば、宇宙分野ではないところが進んでいる。これを取り入れることで宇宙分野がより発展する。反対に、宇宙分野や宇宙の試験分野が進んでいるところを宇宙以外の分

野に還元するというスピノフあるいはスピアウトを行うことが大事だと思っております。

以上、4点申し上げましたけれども、本ワークショップでこれらを議論いただければ私ももうれしく思います。以上をもちまして私の挨拶といたします。

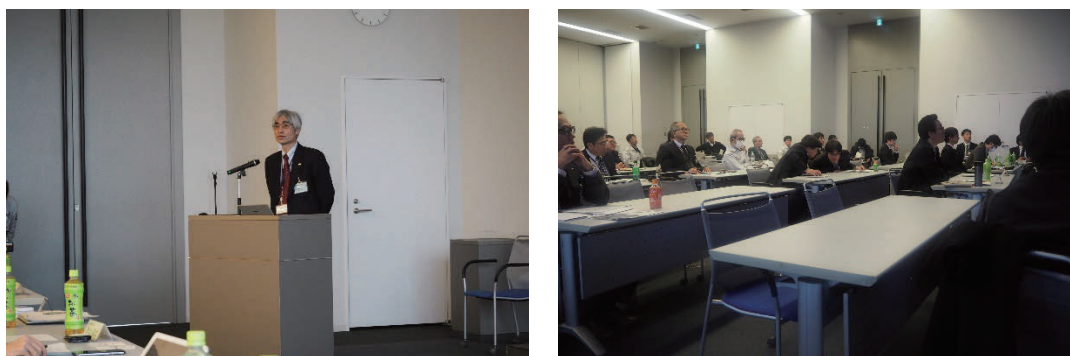


図 6-1 開会挨拶とワークショップ会場

6.2. Digital Prototype Model による

宇宙機開発に向けて

株式会社テクノソルバ 代表取締役

中村 和行 氏

TechSol

Digital Prototype Modelによる 宇宙機開発に向けて

2017年11月22日

株式会社テクノソルバ 中村和行

©2014Technosolver Corp.

1

TechSol

目次

- はじめに
- シミュレーション技術の現状
 - 民生分野
 - 宇宙分野
- 解析による構造認定
- 今後の課題
- まとめ

2

TechSol**はじめに**

問題提起

民間の製品開発

コスト

企業間の競争

スピード

民間の製品開発を考えれば、宇宙(衛星)開発にかかる時間とコストはもっと削減できるのではないか?

米国ではSPAXE-XIに代表される民間企業による低コスト化が始まっている

3

TechSol**はじめに**

■ Digital Prototype Model (DPM)とは?

- ▶ 近年の宇宙開発を取り巻く環境

コスト、開発期間ともに縮小傾向

- ▶ 民間の物づくり

CAEを活用したデジタルプロトタイピングによる設計の効率化、高度化、試作の削減

- ▶ 宇宙におけるデジタルプロトタイピング活用

現状では不十分・・・

4

- PM, PFMからDPMへ
 - 構造認定を解析で実施することが目標であり、シミュレーション技術により、認定用ハードウェア(PM)をなくすこと(PMLレス)を目指す。
 - 最終的にはDPM/FM方式の確立を目指し、フライトハードウェアとしてFMのみを製作し、試験もATを実施する。
 - DPMの範囲としては構造解析、機構解析、質量特性解析、熱解析など多岐にわたる。ここでは構造解析を前提に議論を進める。

5

- 民生分野におけるCAEの活用状況
 - 自動車や電機を中心としてCAEを駆使することによって試作の削減を目指す取り組みが進んでいる。
 - 活用が著しいのは自動車分野であり、CAEが車両開発において中心的な役割を担いつつある。
 - 設計現場におけるCAE活用の目的は開発期間の短縮や試作の削減による費用の削減だけではなく実験計画法や品質工学と組み合わせたロバスト設計もある。
 - 最近ではマルチフィジックスと呼ばれる、構造解析単独でなく、伝熱など他の解析と連成した解析も増えてきている。

6

- 宇宙分野におけるCAEの活用状況
 - 宇宙分野におけるCAEの導入は他産業と比較して早い。打上げたら修理ができないことや、インデント生産品であることなどが理由として挙げられる。
 - 20年以上前にCAEの使用方法が確立されてからは、大きく進歩していないというのが現状である。
 - 線形の構造解析により、基本構造特性を把握し、EM等の試験で実際に特性を確認し、設計にフィードバックする。
 - 計算機性能の飛躍的な向上により、解析モデルの規模については大幅に拡大している。

7

- 従来の衛星開発方式
 - PM/FM (Prototype Model / Flight Model)
 - ・ PM/FM方式は、PMで設計・製造方法の認定を行った後に、FMを製作し、受入試験を経て、打上げに供する。同じモデルを2機製作するため、その分コストと開発期間を要する。
 - PFM(Proto Flight Model)
 - ・ 類似設計品の実績等を用いて検証を補完することによって、PFMで設計検証と製品保証を行い、打上げに供する方式をPFM方式と呼ぶ。なお、PFMIに先立ってEMを製作することが多いが、本来的にはEMでは構造認定はできない。
 - 複合方式
 - ・ 複合方式は、上記2つの混合方式であり、例えば認定試験によって強度標定に近い荷重が加わった部材は交換し、十分余裕がある部材はそのままフライトに供するというケースが該当する。

構造設計標準 JERG-2-320A による

8

■ 構造認定とは

➢ 宇宙機一般試験標準 (JERG-2-130A)

認定試験は、設計要求が満足されていることを保証するためにフライト品に適切なマージンを含むことを検証するものである。

➢ 品質保証プログラム標準 (JMR-005A)

ハードウェアが仕様書の要求事項に合致していることを実証する方法として明示されているのは試験と検査



解析(CAE)を検査の一種と位置づけることが必要

9

■ 構造系の認定試験

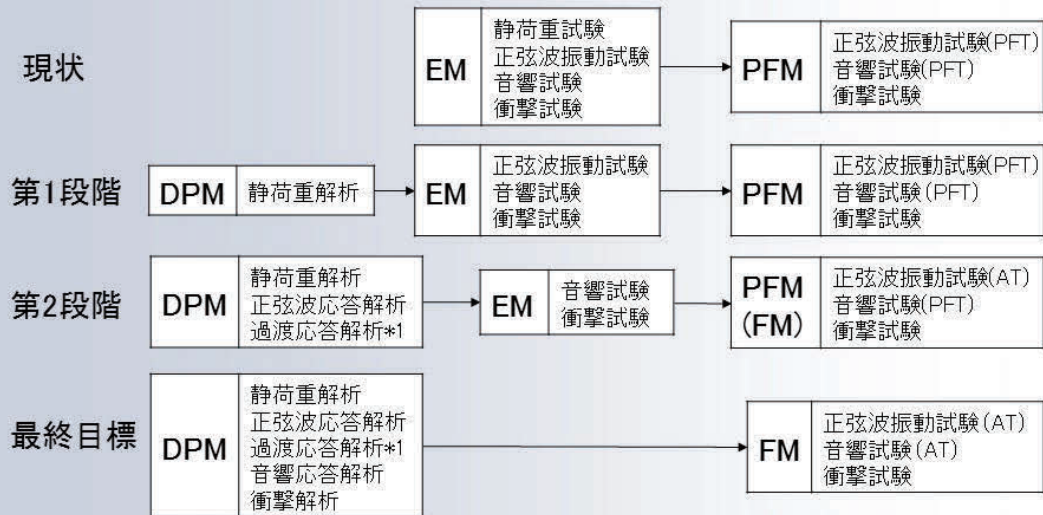
試験	目的
静荷重試験	①構造耐性確認
音響試験 (ランダム振動試験)*1	①構造耐性確認 ②搭載機器の環境条件確認
正弦波振動試験	①構造耐性確認 ②構造動特性の確認 ③搭載機器の環境条件確認
衝撃試験	①構造耐性確認 ②搭載機器の環境条件確認

*1：相乗り衛星などの超小型衛星では音響試験をランダム振動試験で代替する。

これらの試験を一度に解析に置き換えるのは現実的ではない!
第1段階として静荷重試験を省略することを提案する

10

■ DPMの採用段階案



*1: CLA結果を入力とする。

11

■ 静荷重試験の限界

- 通常大型衛星では静荷重試験専用のハードウェアが必要である。
- 実際の荷重はLift offやMECOなど複数のフェーズと荷重の向きを考慮する必要がある。しかし試験は1~2ケースを実施するのが限界である。
- 実際の荷重は加速度荷重だが、試験では離散点に荷重を負荷する。
- 計測データはひずみゲージが主体であり、離散点のデータしか取得出来ない。このためクリティカル部位の強度評価には解析を併用せざるを得ず、解析で試験を補完している。

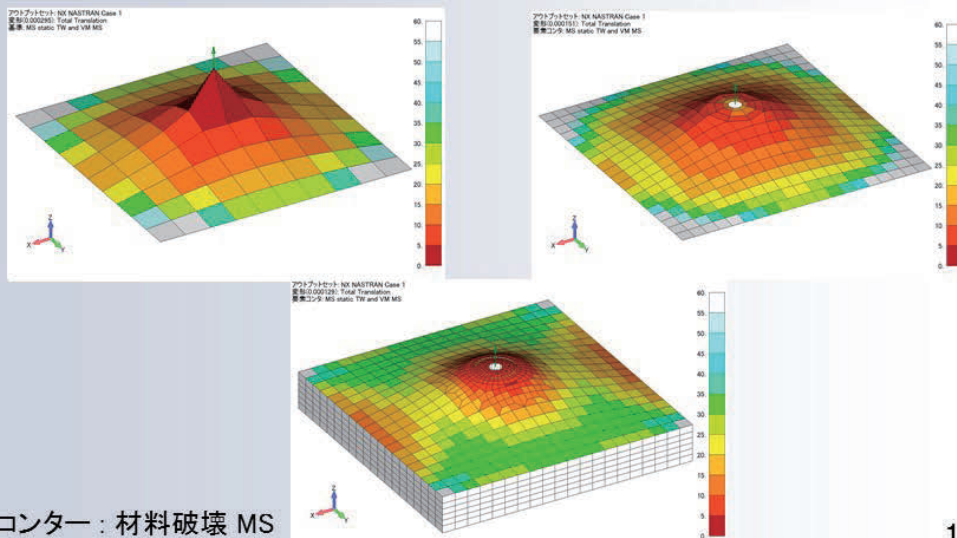
12

■ 静荷重解析の現状

- 衛星の構造解析は全機モデルを作成して評価してしまうことが多く、締結部などの詳細モデルを作成するケースは多くない。このため、締結部回りを中心に十分な精度が確保できていないケースもある。
- 衛星構造にはハニカムパネルが使用され、これに特有の破壊モードの評価が必須である。パネル間の継ぎ手部分のモデル化にも注意が必要であり、これらをどのようにモデル化し評価するか等について、統一した手法が必要と考えられる。
- 現状の技術で必要な精度を確保することは可能であると考えられる。

13

■ 締結部のモデル化例(インサート)



14

- 解析による静荷重認定に向けて
 - 構造解析精度の悪化要因の多くは締結部のモデル化方法と不正確な拘束条件であり、これらについては標準化が必要である。
 - 新規構造については部分試験などを実施し、従来とは逆に解析を試験で補完する必要がある。
 - 有人関係ではNon Test Factor (1.5)を適用することによって、構造試験の省略が認められている。ただし、これは過剰設計につながる可能性があり、適用には注意が必要である。

15

- 振動試験の限界
 - 振動試験の加振は1軸ずつであるが、実際は3軸同時の過渡振動入力である。
 - 境界条件の違いによる過負荷を避けるためにノッチングが必要であるが、ノッチレベルはCLAに基づくこと、重心相当加速度は解析でしか計算的できないことなどから試験時には構造解析に頼る部分が多い。
 - 取得データは加速度センサによる離散点の応答であり、網羅的にデータを取得するには加速度センサの取付に多大な労力を要する。
 - 大型衛星では大型の加振機が必要となり、加振できる設備に限られる。

16

■ 正弦波振動応答解析の現状

- 正弦波振動に対する構造の耐性は正弦波振動応答解析により強度評価を実施することが可能である。
- 静荷重解析では強度評価の精度を課題としたが、正弦波振動の場合は固有値とモード形状が実機と合っている必要がある。
- 締結部回りを丁寧にモデル化すれば、試験と合う解析モデルを得ることは可能である。ただし、正弦波応答では振動数のずれが問題となるため一段の精度向上が必要である。
- 減衰率は過去の試験データから推定が必要である。

17

■ 音響試験

- 音響試験の目的は構造の耐性確認と搭載機器の環境条件の確認である。
- 搭載機器の環境条件については、FEA-SEA統合法やFEMモデルに直接音圧荷重を負荷して応答を求める手法もあり、パネル上の個別の機器の環境条件も予測可能になると考えられる。(参考文献7、8)
- 解析に用いる減衰率と構造による音圧変動の模擬の妥当性については過去の試験データ等から推定する以外に無い。

18

- 衝撃試験
 - 衝撃荷重は、ロケットからの分離やSAPなどの展開の際の火工品衝撃であり、火工品を用いた試験が必要である。構体の破損が生じることは殆どなく、主たる目的は搭載環境の確認である。
 - 衝撃環境の解析による推定は一般的ではない。
 - 太陽電池パドルの保持解放など衛星内は火工品を使用しないNon-Explosive Device (NED)の適用が増えており衝撃試験が必要なくなる可能性もある。
 - 衝撃は物体内の伝搬波であり衝撃源から離れるほど減衰する。このため環境条件の推定は可能である。

19

- データベースの整備
- 解析精度
- 解析の品質保証
- 環境整備

20

- データベースの整備
 - 前項にも記載したように解析精度を高めるためには減衰率や音響試験データ、衝撃試験データなど過去のデータを活用することが必須である。
 - 国内の衛星開発ではJAXAの設備を用いて衛星試験を実施することが多く、JAXA、衛星メーカーの協力の元に各種試験データをデータベース化し、公開できれば非常に有用である。
 - 成果を公表することを義務付けた上で、データベースを第三者にも利用可能とし、解析手法の改善、技術の高度化を進められないか？

21

- 解析精度
 - 最も大きな課題は解析精度をどのようにして確保し、保証するかである。
 - 現状では解析精度の確保は技術者の知識と経験に頼っている部分が多い。
 - 解析モデルの構築には各社各様のノウハウがあるが、これらは広く開示はされていないものの実際には共通の知識となっている部分もある。
 - 解析精度の確保のためにはハードウェア設計にもある程度の制約条件を付加する必要がある。

22

■ 解析の標準化

- 解析精度を安定的に高めるためには解析モデル構築のノウハウや手法を標準化し、技術者個人のスキルに頼らずに高精度な解析モデルを構築できるような環境を整えることが必須である。
- 解析技術の共通の知識となっている部分については標準化することによって、解析精度のレベルを揃えることができる。
- これらにはメーカー間の協力が不可欠であるが、実現すれば構造解析モデル構築のコストダウンにもつながり、メリットは大きいと考えられる。

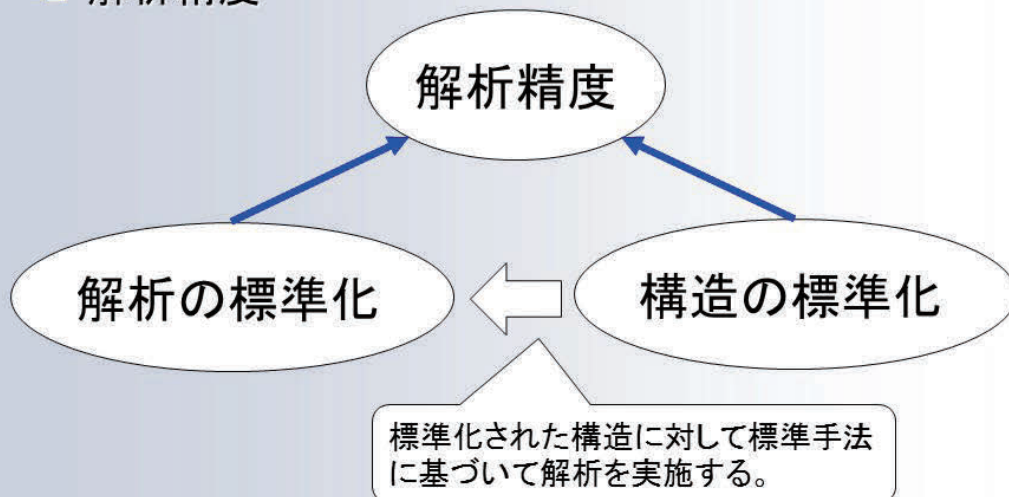
23

■ 構造の標準化

- ハニカムパネルの締結部やインサート、複合材の構造など宇宙機構造を構成する要素をある程度標準化する必要があると考えられる。
- 宇宙機構造設計の自由度を制限する意味合いではなく、解析モデルで保証できる範囲内の構造要素を使用して設計を行うことを意味する。
- 地上の建築物の場合には建築基準法により設計がある程度制約されているが、建築物そのものは多様な設計が可能であると同様である。標準から外れた設計を行う場合には部分試作もしくは従来通りEMやPMIによる認定を行うなどの手法を取ればよい。

24

- 解析精度



25

- 解析の品質保証

- シミュレーションの品質保証としては日本計算工学会が学会標準を策定しているが、これらはV&Vの考え方にに基づき、解析コード自体の精度や解析手法の妥当性評価が中心である。(参考文献3)

設計現場における実情と乖離している

- 設計の現場で解析の品質保証に必要とされるのはモデルの品質確保とエラーの排除である。

モデルの品質：安定した品質のモデルの構築→標準化

エラーの排除：効率的なモデルチェック、結果の妥当性評価

26

■ 環境整備

- 解析の標準化のためにはメーカー間でノウハウを共有する仕組みが必要である。
- 現状のJAXAの設計標準等では解析による構造認定は陽には認められておらず、条件を明確にした上で変更していく必要がある。
- 初期段階としては実施に手間のかかる静荷重試験を省略するための条件整備等が足がかりになると考えられる。

27

■ まとめ

- 地上の建築物にはEMやPMIはない。ただし建築基準法という標準化された設計・解析・製造の手法に従って進める必要がある。マージンに対する考え方など宇宙とは異なる部分も多いが、同様の考え方で宇宙機構造を開発することは可能と考えられる。
- 技術的なイノベーションを生み出せるのはその分野を知悉した人々であり、宇宙分野の技術革新が行えるのは、JAXAやメーカーの豊富な技術を持っている人々である。ぜひ皆さんとともに宇宙分野のイノベーションを巻き起こしたい。

現状の宇宙機の開発や解析の技術を鑑みるとEMやPMを廃する機運は高まっている!

28

本講演にあたり、示唆に富んだご助言をいただいた、

JAXA 環境試験技術ユニット 施 勤忠 様
三菱電機 宇宙システム部 世古 博巳様

のお二方に、厚くお礼申し上げます。

29

- 1) 中村 和行,他:Digital Prototype Modelによる宇宙機構造開発の提言,第58回宇宙科学技術連合講演会講演集,2S19,2014
- 2) パワーアップする試作,日経ものづくり,10月号2013年
- 3) 白鳥正樹他:工学シミュレーションの品質保証とV&V,丸善出版
- 4) 宇宙航空研究開発機構:構造設計標準,JERG-2-320A,平成23年5月31日A改訂
- 5) 宇宙航空研究開発機構:宇宙機一般試験標準,JERG-2-130A,平成29年3月31日
- 6) 宇宙航空研究開発機構:品質保証プログラム標準,JMR-005A,平成20年6月10日A改訂
- 7) 赤城弘樹,安藤成将,柳瀬恵一,施勤忠:宇宙機音響振動応答予測に関するFEA-SEA統合法適用の理論検討と実験検証,日本機械学会論文集(C編),79巻,第802号,P124-133,2013-6
- 8) 中村信子,福田盛介,竹内伸介:音響相当の荷重入力を考慮した人工衛星構体のランダム振動応答解析,第56回宇宙科学技術連合講演会講演集,3002,2012

30

質疑応答

質問者① JAXA 第一宇宙技術部門衛星利用運用センター 夏井坂様

締結部のファスニングのモデル化や、CFRP 等の CAD のデータベースとして有していない非金属材料をモデル化することが難しいと思いますが、宇宙以外の民生分野において、これらのモデル化の確度に関して知見があればお願いしたい。

発表者

ファスニングのモデル化に関しては、弊社としてはモデル化の方法とその精度に関する経験的な知見を有していますが、これらの知見を共有化していかなければならないと考えております。また CFRP に関しては、弊社の場合、プリプレグメーカーとのつながりがあり情報を有しているため、検討の初期段階においては経験的にプリプレグの性能を設定しています。しかし最終的には試験データに基づいて CFRP の材料特性を決める必要があると思います。そういった意味では複合材の材料データベースがあると非常に嬉しいです。

質問者② JAXA 環境試験技術ユニット 施様

ご発表にもあった通り、有人宇宙の分野においては No-test Factor として 1.5 倍の解析マージンを設ければ試験をしなくてもよいという基準がある一方、現行の JAXA 宇宙機設計標準では、音響・ランダム・衝撃解析において解析マージンをいくら積んでも、解析だけでは検証されるということにはなっていません。これに関して、今後解析で認定を行うといった方向に進むために、JAXA への期待があれば教えていただきたい。

発表者

解析をやっていると実際の試験データが不足するということがあります。例えば弊社としては音響応答解析に関する検討を進めたいという気持ちがあるが、使える音響試験データ、すなわち供試体の情報が含まれた試験データが不足しているという課題があります。守秘義務があるため難しいとは思いますが、そういったデータをうまく共有化できないかという期待があります。

質問者③ 日本電気株式会社 井上様

昨今、3D プリンタによる構造物等が宇宙機の分野でも使用されるようになってきていますが、これに関しても認定の壁が存在すると考えています。このような 3D プリンタによる構造物等に関する課題に対して、DPM によるアプローチ等、ご見解があれば教えていただきたい。

発表者

3Dプリンタによる構造物がどれほど欠陥を内包するかというのと、使用可能な金属が限定されることによる強度不足が課題であると考えます。しかしながら3Dプリンタによる構造物は一体物であるため、解析誤差の要因である締結部を有していないので、解析精度は高いと思います。

6.3. ASNARO-2 の衛星インテグレーション 試験短縮化施策の紹介

日本電気株式会社 宇宙システム事業部

井上 遼太 氏

\Orchestrating a brighter world **NEC**

第15回試験技術ワークショップ

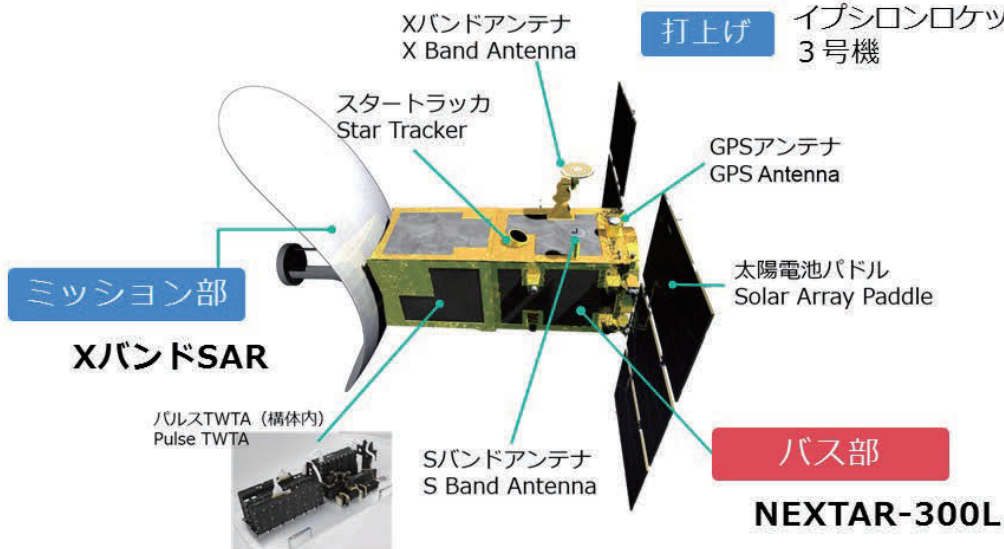
ASNARO-2の 衛星インテグレーション試験 短縮化施策の紹介

NEC 宇宙システム事業部 井上 遼太
r-inoue@ap.jp.nec.com

ASNARO-2 衛星システム

**低コスト・短納期・高機能を
両立させた高性能小型レーダ衛星**

- 質量 約 550 kg
- 電力 1300 W 以上
- 打上げ イプシロンロケット
3号機



NEXTAR-300L NEC 標準バスシステム

ミッション部を“載せかえる”ことで
多種多様なミッションに対応



この数字、なんだかわかりますか？



*衛星休止期間除く

これを実現した試験短縮化施策をご紹介します

本日も話する内容

NEXTAR-300L システム構成とシステム試験の概要

インテグレーション試験短縮化施策

施策1 バス/ミッション分離型構体を活かしたAIT

施策2 標準化された機器間I/Fを活かしたAIT

施策3 試験の自動化・品質記録の電子化

短縮化施策の効果

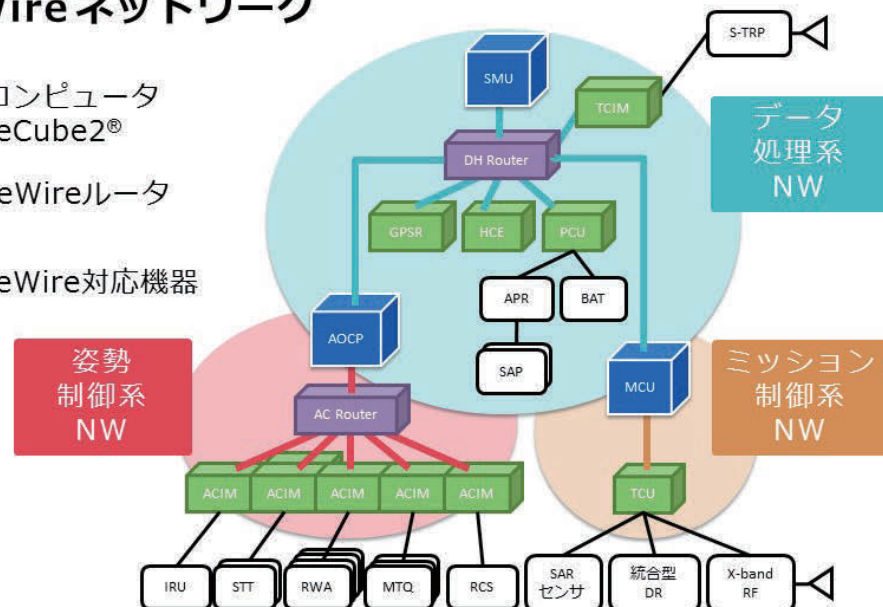
インテグレーション試験の今後の展望

Orchestrating a brighter world **NEC**

NEXTAR-300L システム構成

搭載コンピュータ3台とルータを軸に構成される SpaceWireネットワーク

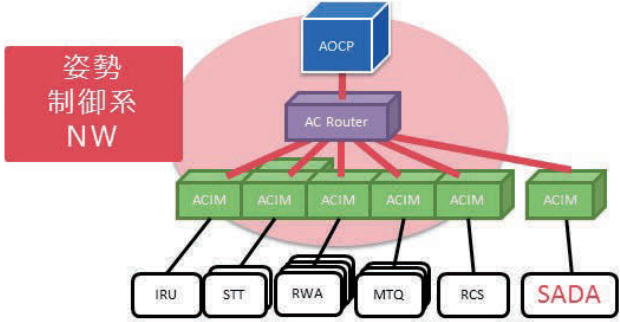
-  搭載コンピュータ
SpaceCube2®
-  SpaceWireルータ
-  SpaceWire対応機器



SpaceWire の利点 | NEXTAR-300L システム構成

ミッション機器・センサ・アクチュエータの 拡張・入れ替えにスムーズに対応

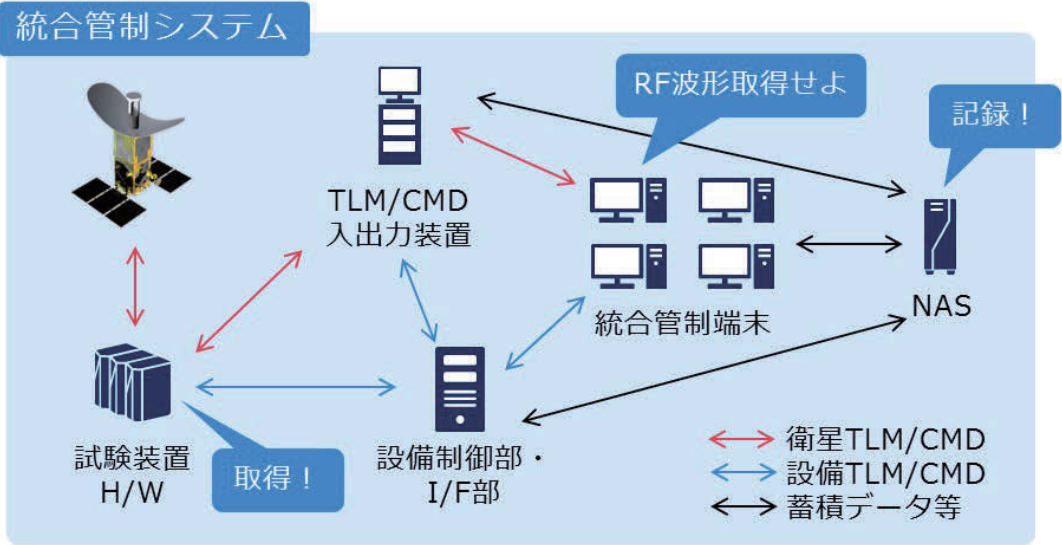
- 次の衛星、SAP回したい
- OK！
姿勢制御系ルータの下に
SADAぶら下げときます
- 試験、大変じゃないの？
- 変更点のみ検証すれば
良いので、検証全体の
プロセスに変更は不要！



NEXTAR-300Lシリーズの
ミッション要求変化に柔軟に対応

NEXTAR-300L システム試験の概要

衛星テレメトリの取得はもちろん 外部測定器の設定からRF波形取得まで “ボタン一つ” で



本日本話する内容

NEXTAR-300L システム構成とシステム試験の概要

インテグレーション試験短縮化施策

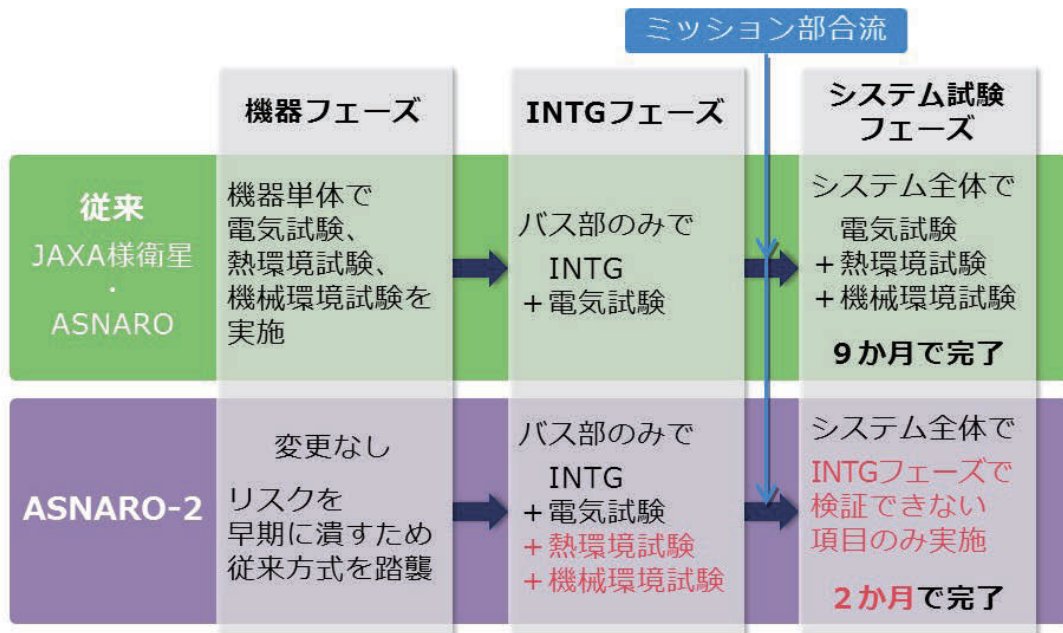
- 施策1** バス/ミッション分離型構体を活かしたAIT
- 施策2** 標準化された機器間I/Fを活かしたAIT
- 施策3** 試験の自動化・品質記録の電子化

短縮化施策の効果

インテグレーション試験の今後の展望

施策1 | バス/ミッション分離型構体を活かしたAIT

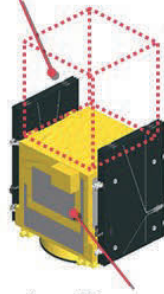
システムレベルでの検証は最小限に



施策1 | バス/ミッション分離型構体を活かしたAIT

INTGフェーズにおける、 バス部INTGとシステムを模擬した試験が極めて容易に

環境試験時、ミッション部の
模擬が極めて容易



バス部のINTG+電気試験が
バス部のみで完結

INTGフェーズ



システム試験
フェーズ

本日本話する内容

NEXTAR-300L システム構成とシステム試験の概要

インテグレーション試験短縮化施策

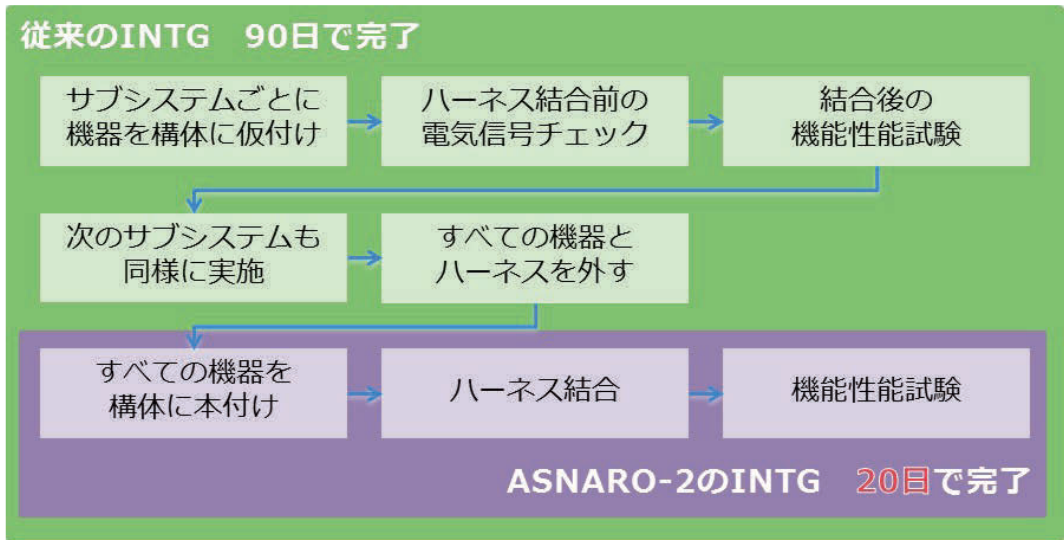
- 施策1 バス/ミッション分離型構体を活かしたAIT
- 施策2 標準化された機器間I/Fを活かしたAIT
- 施策3 試験の自動化・品質記録の電子化

短縮化施策の効果

インテグレーション試験の今後の展望

施策2 | 標準化された機器間I/Fを活かしたAIT

“Plug and Play” で機器を接続できるようになり、
一気にすべての機器をINTGすることが可能に



施策2 | 標準化された機器間I/Fを活かしたAIT

全く異なるミッション部に
アプリケーションの変更のみで対応

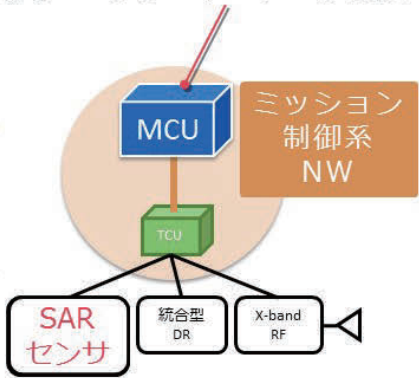
ASNARO-2開発スタート時… (フィクション) アプリケーション変更

ASNARO-2はSAR衛星にしよう

OK!
MCU (ミッション制御ユニット) のアプリケーションだけ変えときます

ただ、ここは変更箇所なので
AIT前に噛み合わせ試験は行います

それは安心だね!



本日本話する内容

NEXTAR-300L システム構成とシステム試験の概要

インテグレーション試験短縮化施策

施策1 バス/ミッション分離型構体を活かしたAIT

施策2 標準化された機器間I/Fを活かしたAIT

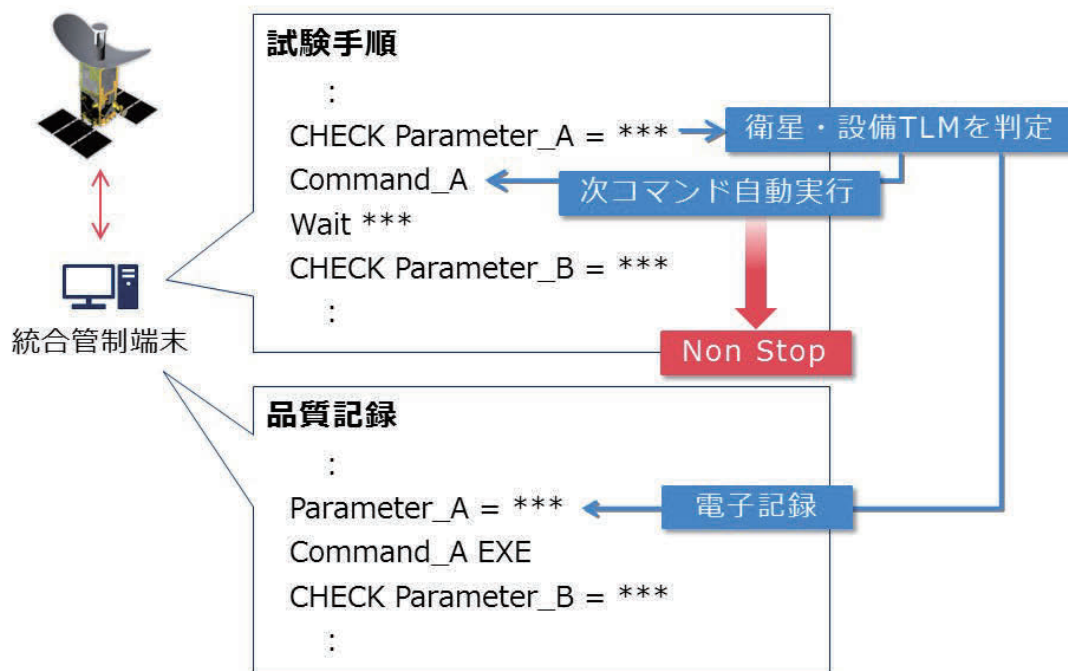
施策3 試験の自動化・品質記録の電子化

短縮化施策の効果

インテグレーション試験の今後の展望

Orchestrating a brighter world **NEC**

施策3 | 試験の自動化・品質記録の電子化



施策3 | 試験の自動化・品質記録の電子化

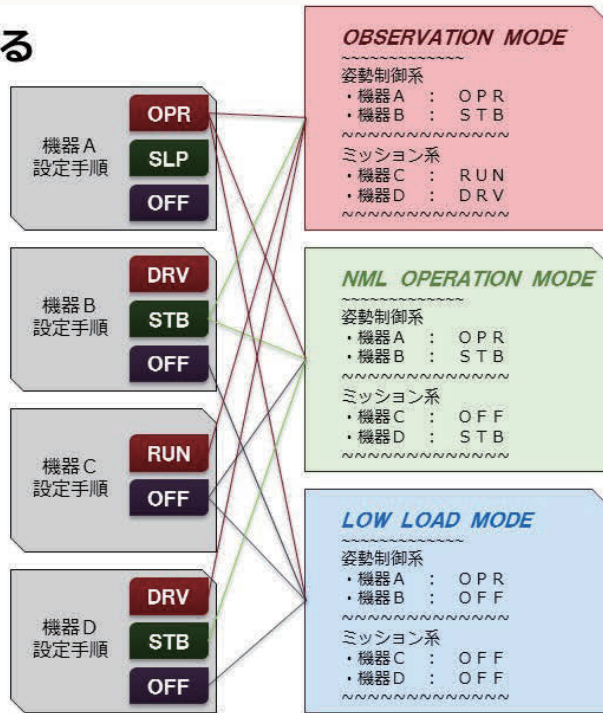
手順のモジュール化による 自動化範囲の拡大

例

衛星モード設定：
機器設定手順モジュール

自動化されたモジュールを
任意に選択することで、
手順全体が自動化に対応

基本的な電気試験は
“ボタン一つで” 実施可能



本日お話しする内容

NEXTAR-300L システム構成とシステム試験の概要

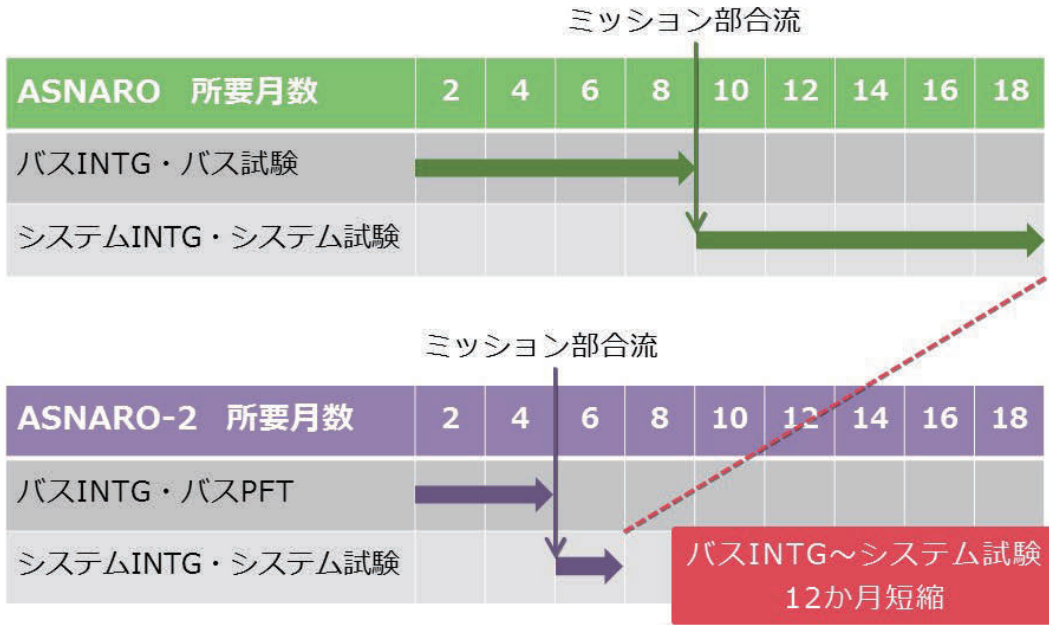
インテグレーション試験短縮化施策

- 施策1 バス/ミッション分離型構体を活かしたAIT
- 施策2 標準化された機器間I/Fを活かしたAIT
- 施策3 試験の自動化・品質記録の電子化

短縮化施策の効果

インテグレーション試験の今後の展望

短縮化施策の効果



本日も話する内容

NEXTAR-300L システム構成とシステム試験の概要

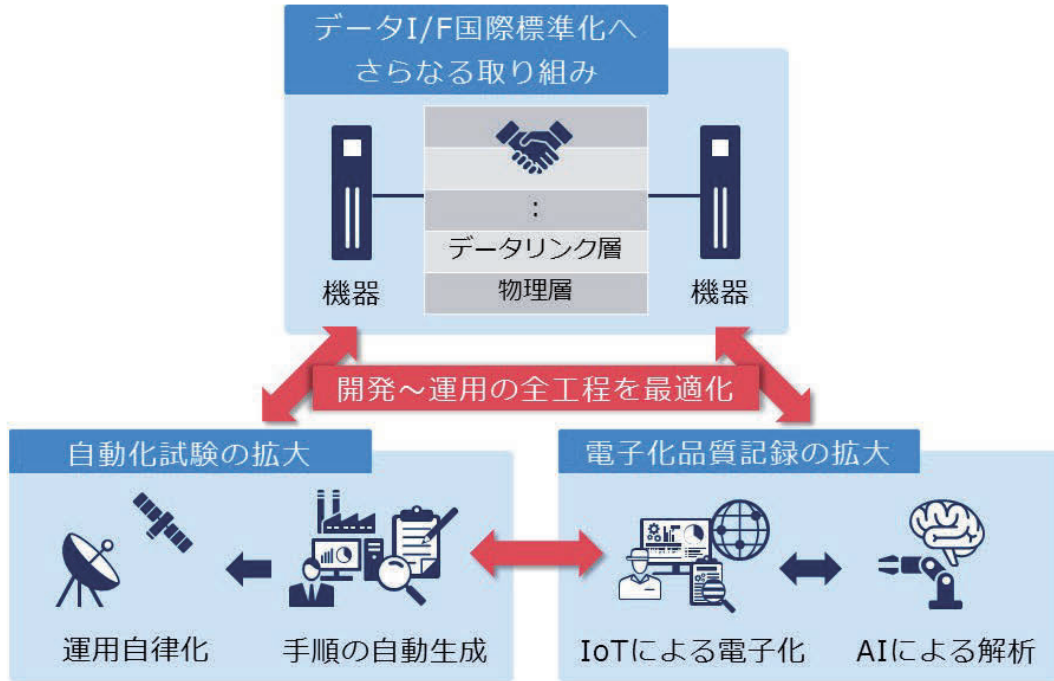
インテグレーション試験短縮化施策

- 施策 1 バス/ミッション分離型構体を活かしたAIT
- 施策 2 標準化された機器間I/Fを活かしたAIT
- 施策 3 試験の自動化・品質記録の電子化

短縮化施策の効果

インテグレーション試験の今後の展望

インテグレーション試験の今後の展望



質疑応答

質問者① JAXA 研究開発部門 高井様

発表資料の p10 と p19 において短縮期間の記載がありますが、インテグレーションフェーズにおいて試験が増えたにも関わらず、インテグレーションで約 2 か月期間を短縮できていますがこの要因について教えてください。

また、システム全体では機械環境試験や熱試験をしていないと理解しましたが End to End 試験を重視する JAXA の考え方との相違について教えてください。

発表者

1 点目について、バス状態で行った一つ一つの試験期間を短縮したことが挙げられます。ASNARO-1 や同様のバスシステムを採用した「ひさき」や「あらせ」の実績を踏まえ各環境試験や電気試験をなるべく省略しました。

2 点目について、End to End の試験は最小限実施しています。ミッション部とバス部のインタフェースを簡素化しているため環境試験はシステムレベルの試験を最小限にできています。一方、電気試験に関しては End to End の試験を行いました。このようにメリハリをつけて試験を実施することで品質を保ちつつも試験期間を短縮することができました。

質問者

システムレベルで振動試験や熱試験は実施していないのでしょうか。

発表者

ワークマンシップのスクリーニング等、システムレベルで重要な項目は実施しています。

質問者② JAXA 環境試験技術ユニット 施様

今後の展望として、IoT や AI 等の新技術を取り入れてさらなる短縮化、効率化を図っていますが、具体的な短縮効果はどれくらいを見込んでいるのでしょうか。特に試験の現場では試験結果の評価に時間がかかりますが、評価の時間をどれくらい短縮できるかについてご意見があれば教えてください。

発表者

具体的な短縮期間はミッション内容にもより一概に言うのは難しい状況です。自動化と申しましても人間が行う作業はまだ残されていて、そこには時間がかかっています。そういった部分の自動化と品質記録の電子化を行うことで期間に留まらず、係る人数も減らしたいと考えています。

6.4. 超小型人工衛星開発における学生教育

早稲田大学 システムデザイン研究室

宮下 朋之 氏

超小型人工衛星開発における 学生教育

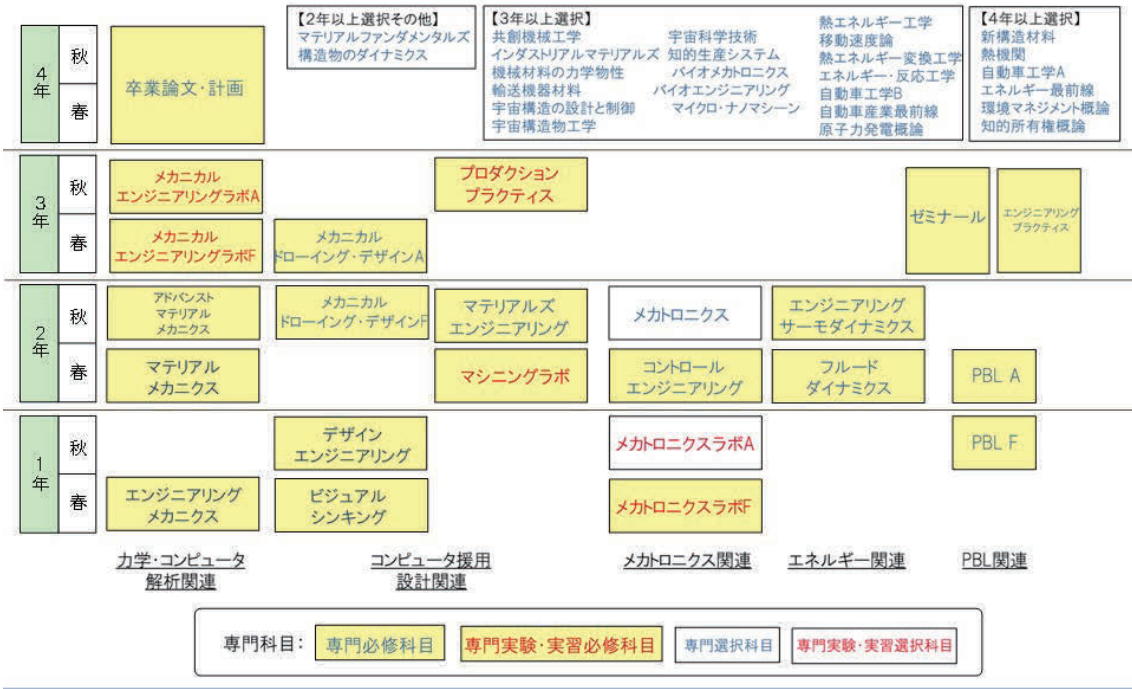
早稲田大学 システムデザイン研究室
宮下朋之

内容

1. 教育体系の概略
 2. 衛星開発への取組経緯
 3. 超小型衛星での教育事例と課題
 4. まとめ
-

1. 教育体系の概略(総合機械工学科)

総合機械工学科



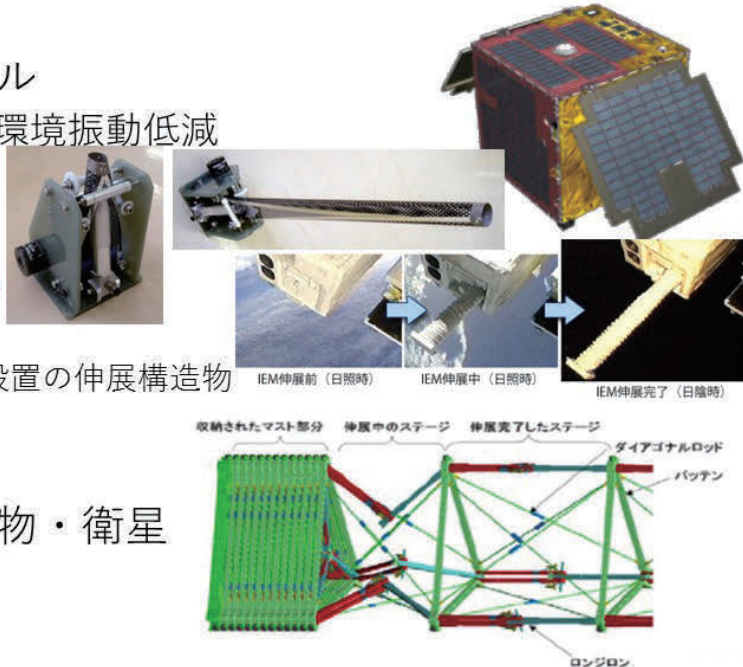
1. 教育体系の概略

• 専修コース(3年次以上)

分野 系列	名称	設置
宇宙工学系	宇宙科学技術	創造 創造研
宇宙工学系	宇宙構造物工学	創造 創造研
宇宙工学系	人工衛星設計 PBLA,B / satellite design PBLA,B	創造 創造研
宇宙工学系	Materials Science and Engineering for Space Craft	創造 創造研
宇宙工学系	Design Optimization of Space Structures	創造 創造研
宇宙工学系	宇宙構造の設計と制御	創造 創造研
宇宙工学系	Design and Control of Space Structures	創造 創造研
宇宙工学系	Thermal Design of Space System	創造 創造研
宇宙科学系	宇宙物理学	先進 先進研
宇宙科学系	放射線計測学 A	先進
宇宙科学系	放射線計測学 B	先進
宇宙科学系	宇宙放射線物理学 A/B (隔年開講)	先進研
宇宙科学系	高エネルギー宇宙物理学特論 A/B (隔年開講)	先進研
宇宙科学系	宇宙粒子線物理学 / Astroparticle Physics	創造 創造研
宇宙科学系	月惑星探査と科学 / Lunar and planetary exploration and its science	創造 創造研
情報工学系	無線通信技術	基幹
情報工学系	Wireless Communication	基幹
情報工学系	ワイヤレスアクセス特論 / Advanced Wireless Access	基幹研
機械工学系	Manufacturing of Space Structures	創造 創造研
機械工学系	流体構造連成系応用力学特論 / Advanced Topics in Applied Mechanics of Fluid-Structure Interactions	創造研
機械工学系	姿勢制御工学特論	創造 創造研

2. 衛星開発への取組経緯

- 太陽電池パネル
 - SDS-1：打上環境振動低減
- 伸展構造物
 - SPINAR
 - 伸展マスト
 - SIMPLE
 - ISS暴露部設置の伸展構造物
 - ASTRO-H
 - 光学架台
- 膜面展開構造物・衛星
 - WASEDA-SAT

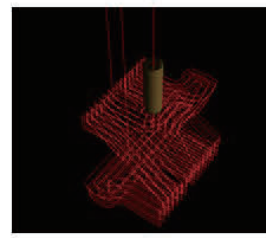


2. 衛星開発への取組経緯

- 人工衛星の開発を通じた修学知識の実践
 - **設計工学**を活用した機能・性能設計
 - Design for "X"の実践
 - 機械3力学（**機力**、**材力**、**流力**、**熱力**）を活用した性能予測・検証
 - **メカトロニクス**を活用した電気回路による制御
 - **機械加工**の知識と学内工場を活用した衛星製作
 - 学生の希望・ゆめを社会との接点を持ち実現することを趣旨とするプロジェクト型の教育
- 実施に当たっての留意点
 - 学生の希望を主に考える。希望が変わることもロバストに対応する。
 - 初心を維持し取り組む

2. 衛星開発への取組経緯

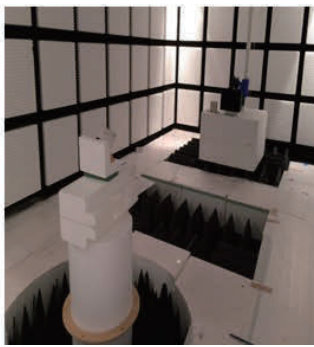
- 実習設備の活用（職員15名程度の協力）
 - 機械工作室
 - 溶接室、熱処理室
 - 木工室
 - 特殊加工室
 - 塑性加工室
 - 精密測定室
 - マイクロ加工室
- 交流環境の整備（職員3名程度の協力）
 - ものづくり工房
- 研究所所管設備



2. 衛星開発への取組経緯

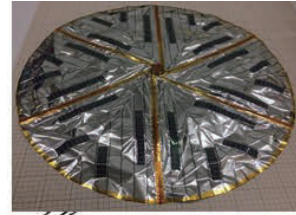
研究所

- 1) 宇宙科学観測研究所・・・宇宙科学観測体制を自立的に構築するため、
 - a) 宇宙科学観測の実施
 - b) 先端的観測技術の開発
 - c) 超小型衛星開発による教育
 の三つの柱を中心とした融合的研究
- 2) 宇宙構造物研究所・・・宇宙構造物の発展に資するため
 - a) 超小型衛星開発による新様式構造の実証
 - b) 先端的展開構造の開発
 - c) 学生の自律的な活動による超小型衛星開発
 の三つの柱を中心とした融合的研究

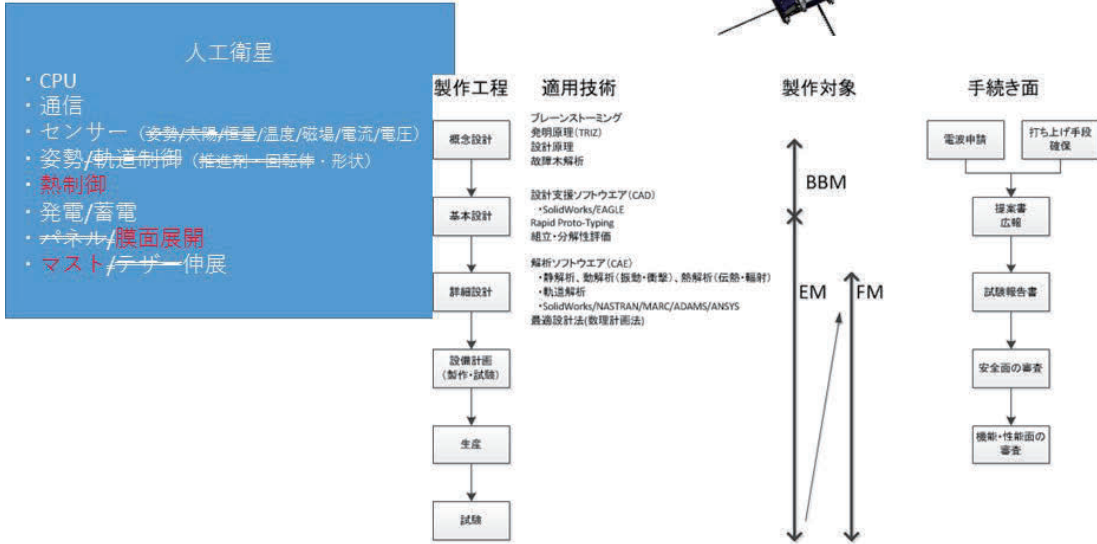


2. 衛星開発への取組経緯

WASEDA-SAT3

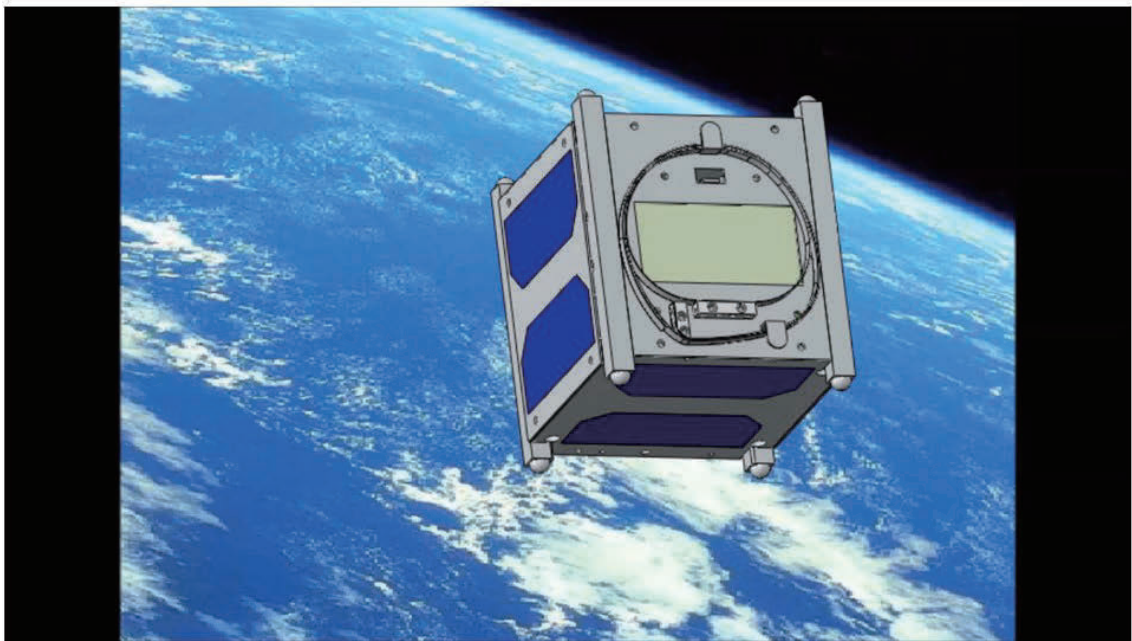


• 取組範囲と手順



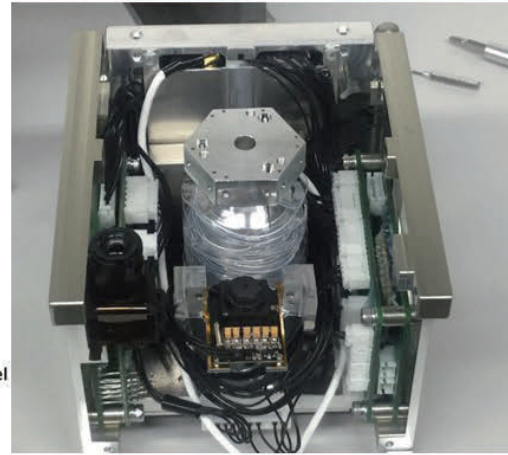
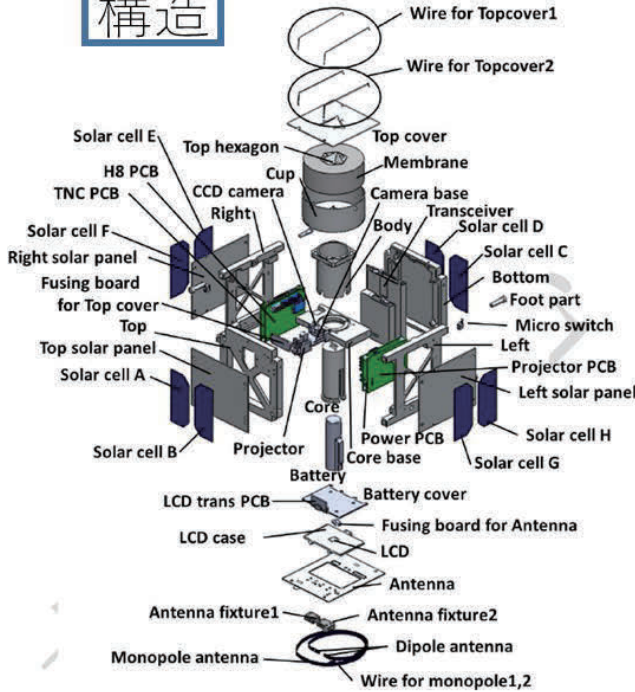
2. 衛星開発への取組経緯

WASEDA-SAT3



2. 衛星開発への取組経緯

構造



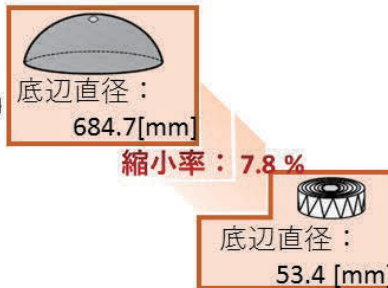
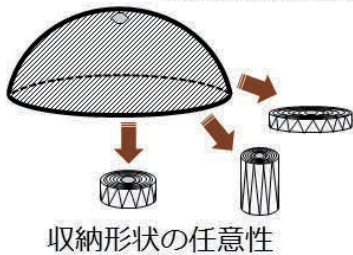
組立：2 h (締付トルク管理下)

2. 衛星開発への取組経緯

研究課題

曲面らせん折りの提案

- ドーム状の曲面を任意の円筒形状に収納できる
- 輸送の利便性を向上させる高い収納効率を有している
- 厚手の膜面においてもしわを生じにくい
 - パラボラアンテナ, パラシュート, エアロシェル, 居住ドームなどの大型構造物への利用
 - 薄膜太陽電池による電力の確保



薄膜太陽電池

2. 衛星開発への取組経緯

研究課題

曲面らせん折り目曲線

φとθの関係

$$\tan \phi = \frac{R d\theta}{dR}$$

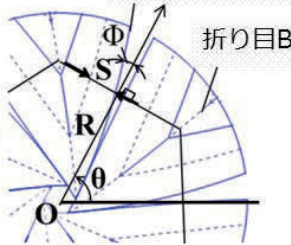
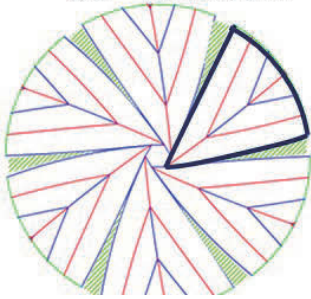
隣接折り目間の適合条件

$$\frac{dS}{S} = -\tan \phi d\theta + \frac{db}{S \cos \phi}, \quad \frac{db}{dR} = \frac{-\sin \gamma}{\cos(\phi - \gamma)}$$

折り目に関する折り畳み前後の適合条件

$$\frac{\pi r dr}{(kR - NR \tan \gamma) dR} = \frac{t^*}{S \cos \phi}, \quad \frac{\pi r}{kR - NR \tan \gamma} = \frac{\sqrt{(S \sin \phi)^2 + (t^*)^2}}{S}$$

中心からの距離 R における
 θ, γ, S, b
を用いて描かれる

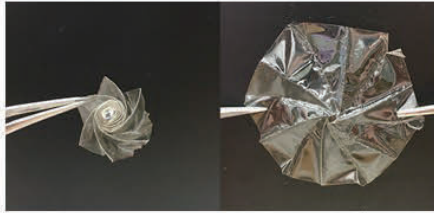


- N : 膜中心の多角形の頂点数
- R : 中心からPまでの距離
- θ : x軸と中心から引いた直線の角度
- φ : 折り目Aの接線と中心から引いた直線との角度
- S : 中心から引いた直線と垂直方向の折り目間隔
- b : 折り目Aの接線と垂直方向の折り目間隔
- r : 収納状態の半径
- t* : 折り畳まれた膜層間の隙間
- γ : スリット角(除去部)

2. 衛星開発への取組経緯

研究課題

- 絆創膏



- エアバック



- パネル

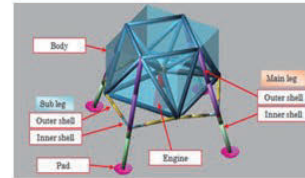
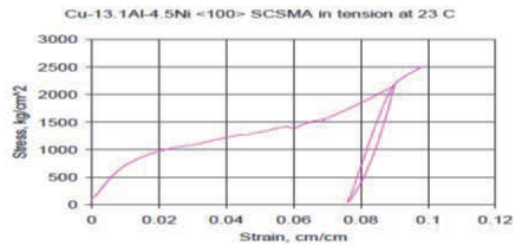


2. 衛星開発への取組経緯

研究課題

超弾性材料・ワイヤの利用

Landing system by SMA



Deployment actuator by SMA

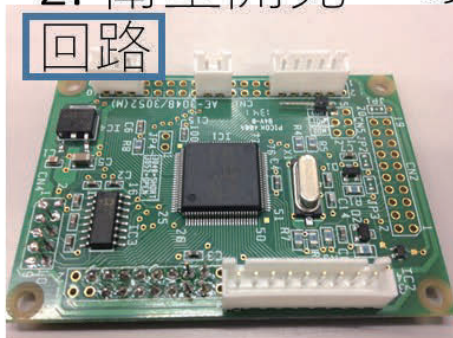


1:0.000

2. 衛星開発への取組経緯

回路

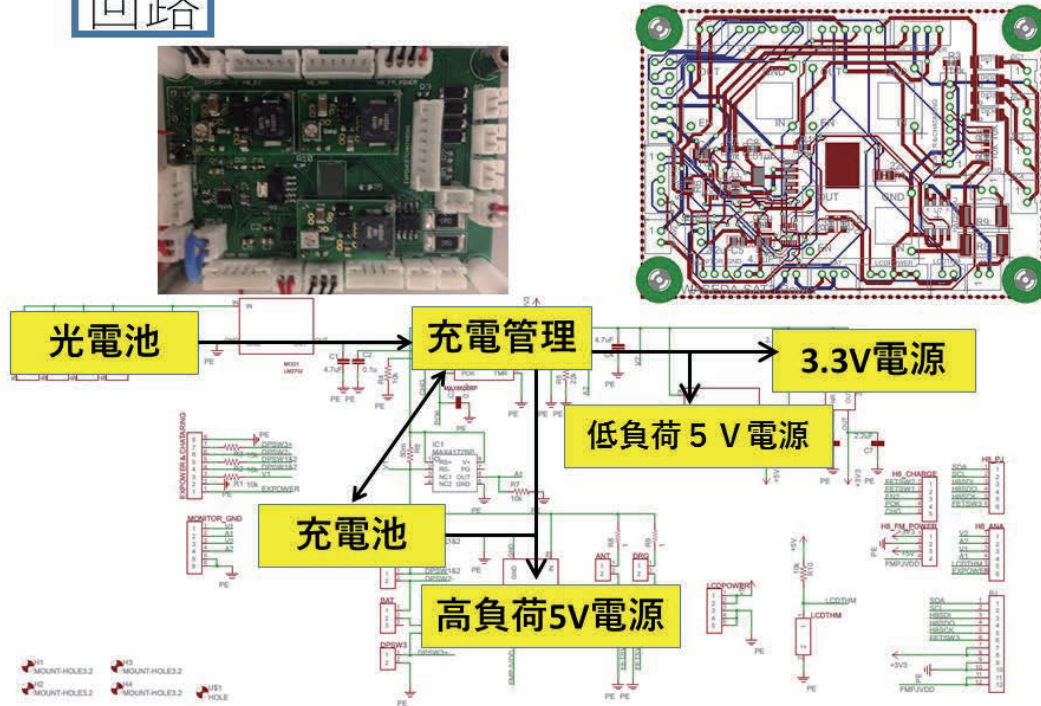
プログラムの特徴
非同期I/O
割り込み
MainLoop型



	型番	AKI-H8/3052F
	販売元	秋月電子通商
マイコン	型番	H8-3052F
	製造元	Renesas
	動作周波数[Hz]	2~25
	動作電圧[V]	5.0~7.0
	消費電流[mA] (電圧5.0[V], 動作周波数25[Hz]時)	25~60

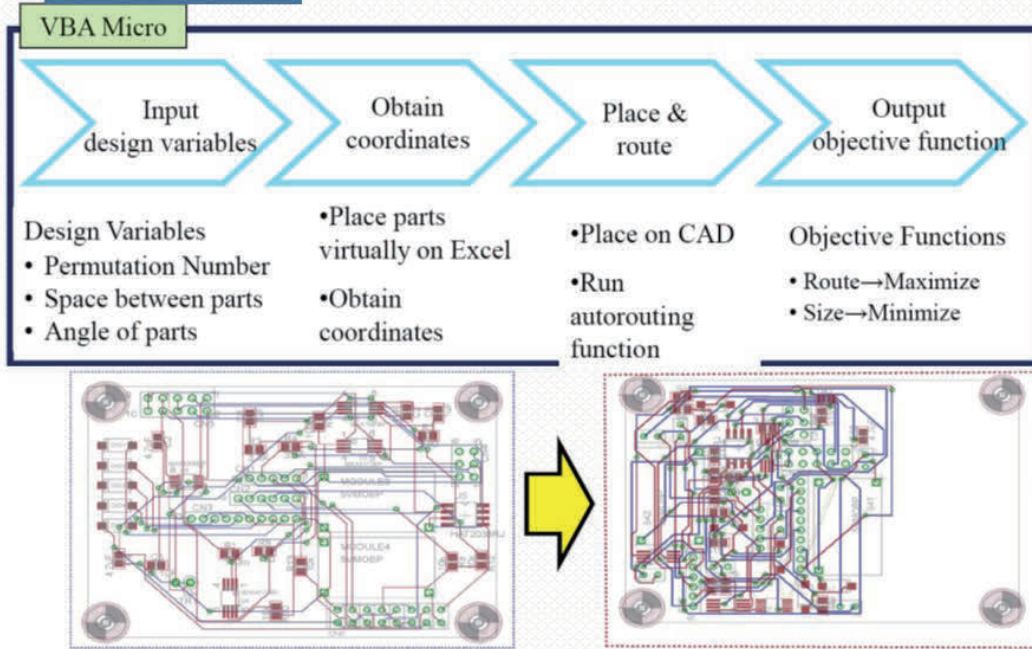
2. 衛星開発への取組経緯

回路



2. 衛星開発への取組経緯

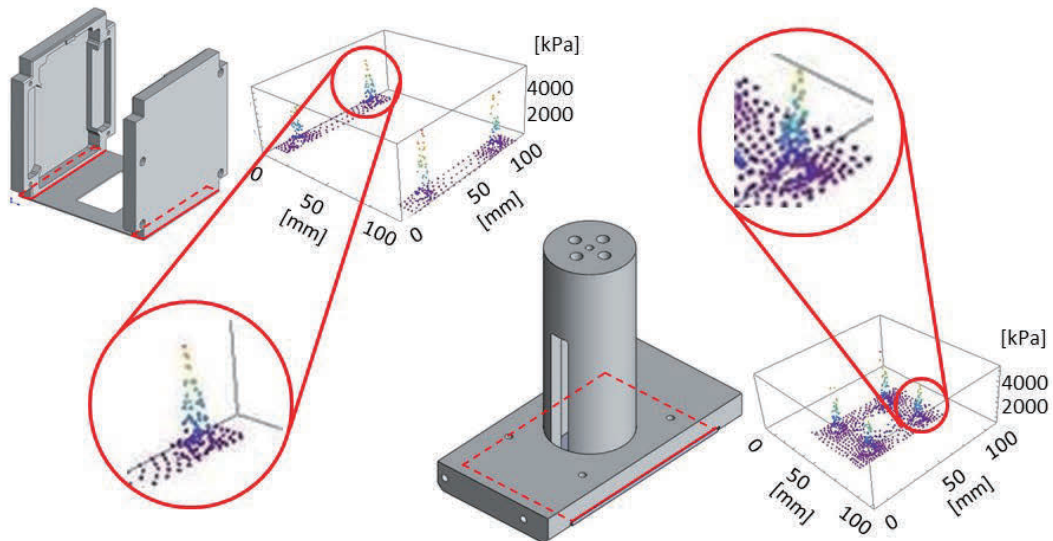
研究課題



2. 衛星開発への取組経緯

研究課題

接触熱抵抗



2. 衛星開発への取組経緯

テスト技法の活用

- 要求性能・機能検証
- 機械検証
 - 溶断機構
 - 伸展機構
 - 展開機構
 - 設計段階でのシナリオ想定
- ソフトウェア検証
 - 検証技法
 - 割り込み型プログラム → 状態依存型
 - 境界値分析
 - 全数テスト
- 開発者による単体テスト
 - 合否判断の合理性

4. まとめ

- 機械・システムの実現を前提とした教育
 - 宇宙分野への魅力
 - 超小型人工衛星のインハウス制作の困難
 - 信頼性・品質への意識
 - 学生の循環
 - 取組開始時のレベルは毎年同一
 - 学習・研究・開発活動の時間比率の増大
 - 就職活動・学外活動との整合性
-

質疑応答

質問者① JAXA 環境試験技術ユニット 施様

ノウハウの継承ということで、修士の学生ですと2年で卒業して次の学生が入ってくることになると思いますが、今まで培ってきたノウハウや技術をどのようにして継承されているか、ということについて大学としてどのように取り組んでいるか教えて頂ければと思います。

発表者

どうやって業務を引き継いでいけるかというのもその人の資質の1つになってくるといふ風に思います。きちんと引き継ぐということを前提にしないというのも、教育を進める上での一種の考え方になれるかと思っていますので、いったんは私が全部引き取るということにしています。そうすると、何か新たに学生が取り組もうとするとここはこういう風に気を付けた方がいいよ等といったアドバイスもできますので、そういったところでまずは担保しています。あとは、卒業生が遊びに来てくれることがありますので、そういった機会を活用して新しい人が活動を始めてから引き継ぎを行うというちょっと泥臭いやり方も行ってまして、何かシステム的に取り組むのはどうかなという印象はあります。

質問者② 株式会社テクノソルバ 中村様

コメントというよりはお願いですけども、実は私昨年まで衛星設計コンテストの審査員をやっておりました、ここ何年間か質・量ともに低下傾向にあると感じています。ぜひこういった活動をされているのであれば衛星設計コンテストにもご応募いただくと、JAXA、メーカーのベテランの審査員の方々にシビアなコメントを頂くことが出来ますので、ぜひそういったところにも出して頂きたいなというお願いです。

発表者

分かりました。ありがとうございます。

質問者③ JAXA OB 斎藤様

本日のテクノソルバ中村様の発表にも関係するのかなと思いますが、資料の中で接触熱抵抗の実験を行われているとありましたが、このようなデータはどのように蓄積されているのでしょうか。このようなデータは解析に重要で、この辺を如何に蓄積・公開してみなさんに広く使えるようにするかというのが重要かと思ったのですが、宇宙関係ではメーカー各社ノウハウを持っておられて開示されていないのかなと思います。この辺をどのようにやられているのか、今後どのように取り組んでいかれるのかという点についてお聞かせいただければと思います。

発表者

この研究自体は3年くらい継続して取り組んでおり、データの蓄積はしております。ただ衛星の開発の方が忙しくなって研究全体が完全に発表できているかというところについては、もちろん活用して頂けるようであればデータはいくらでもお出しすることはできると考

6.5. 大型機器を対象とする衝撃試験法の一例

三菱電機株式会社 鎌倉製作所

衛星情報システム部

佐々野 浩 氏

第15回試験技術WS

大型機器を対象とする衝撃試験法の一例

2017.11.22

鎌倉製作所 衛星情報システム部

佐々野 浩

三菱電機株式会社

© Mitsubishi Electric Corporation

人工衛星の搭載機器は、打ち上げ時に衛星分離衝撃や太陽電池パドルの展開衝撃等を始めとする様々な衝撃環境に遭遇する。衝撃環境が軌道上における搭載機器の機能性能に影響を与えないことを、試験検証することが求められる。

通常、小型の搭載機器に対する衝撃試験の場合、各メーカーのノウハウに基づいて確立した試験方法で実施される。

一方、サブシステムとして位置付けられる大型搭載機器では、試験条件を満たす衝撃試験装置の開発が必要となる。

本技術発表では、質量が300kgを越える大型搭載機器の衝撃試験方法の検討事例を紹介する。

© Mitsubishi Electric Corporation

2

- 1. 試験対象
- 2. 衛星搭載機器の衝撃環境
- 3. 衝撃試験方法
- 4. 衝撃試験装置
- 5. 結び

1. 試験対象

衝撃環境例

- 衛星分離衝撃
- 展開機構保持解放衝撃

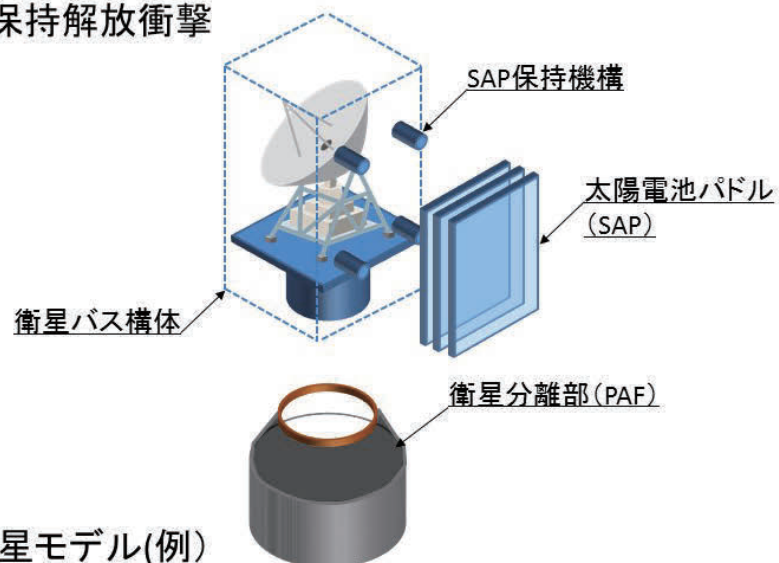
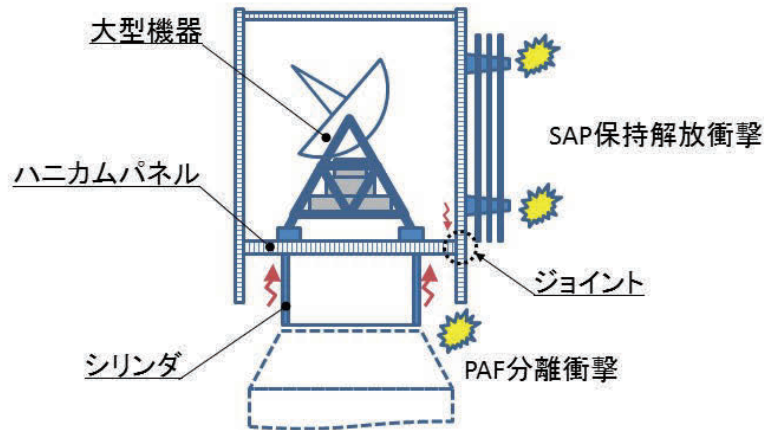


図1 衛星モデル(例)

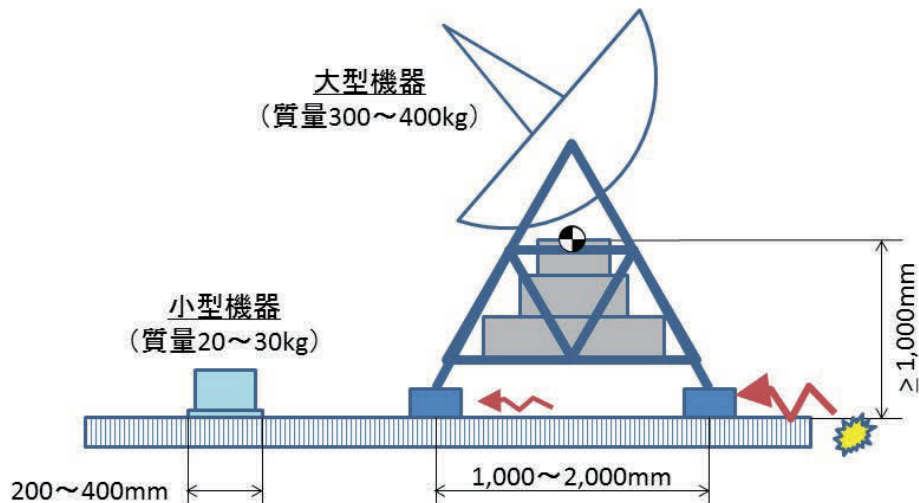
2. 衛星搭載機器の衝撃環境



SAP保持機構やPAFで発生した衝撃は伝播経路上の構造物(ハニカムパネル、シリンダシェル、ジョイント金具etc)を経由して衝撃源からfar-fieldに配置された機器取付部に伝わる。大型機器の場合、衛星に離散的に取り付けられるため、全ての取付点で衝撃が最大となるタイミングが一致する可能性は低い。

図2 衝撃伝播経路

1. 試験対象



大型機器の取付点間の距離は離れているため、ある取付点近傍(near-field)に衝撃が印加されても、他の取付点へはfar-fieldとして衝撃が伝播する。

図3 大型機器と小型機器

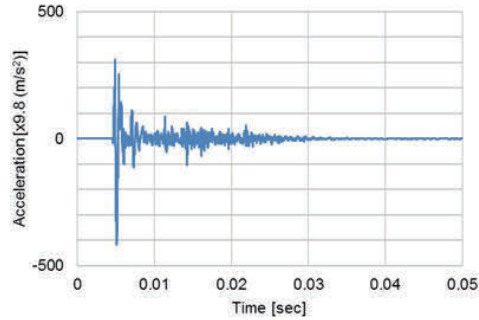
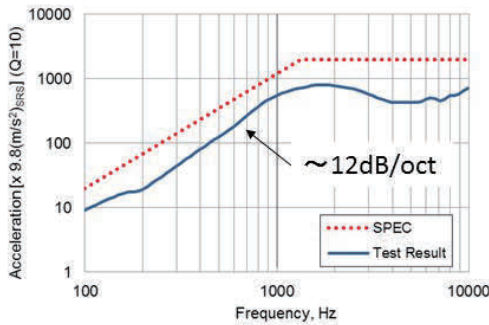


2. 衛星搭載機器の衝撃環境



火工品による衝撃

【特徴】高加速度、高周波数、高減衰、急こう配(～12dB/oct)



(出典) 標準バス(DS2000)衝撃試験結果

取付点の衝撃レベルはSRS(Shock Response Spectrum)で定義され、マージンを加味して、衝撃試験条件が設定される。

図4 標準バス衝撃条件(例)



(解説) SRSとは？



衝撃応答スペクトラム(SRS: Shock Response Spectrum)とは、1自由度振動系の共振周波数を、ある定められた範囲で推移させ、共振周波数ごとに当該1自由度系のベースに衝撃加速度が入力された際の最大加速度応答を算出した結果として得られる周波数歴のスペクトラムである。

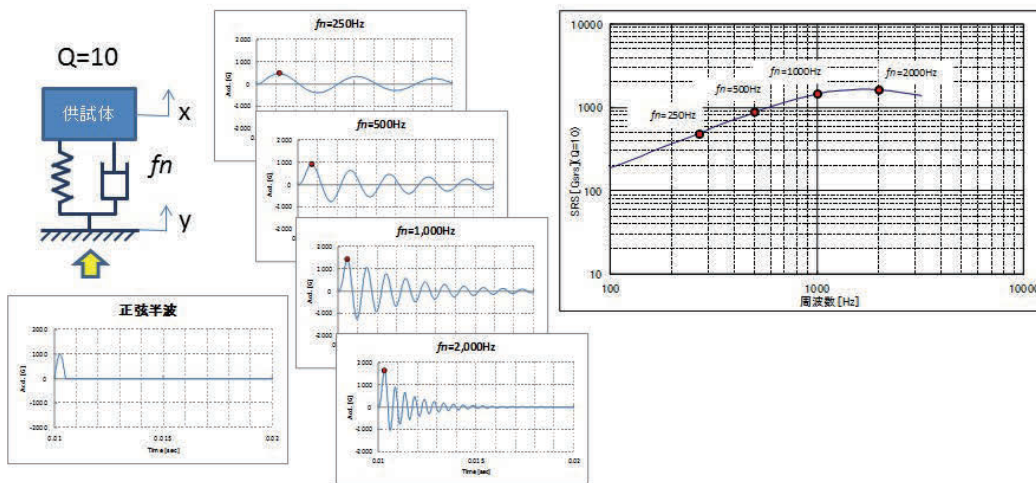


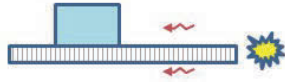
図5(1/2) 衝撃応答スペクトラム(SRS)



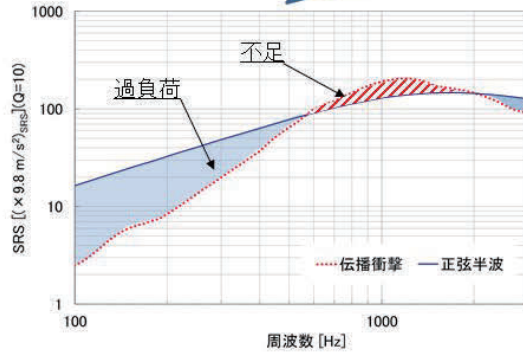
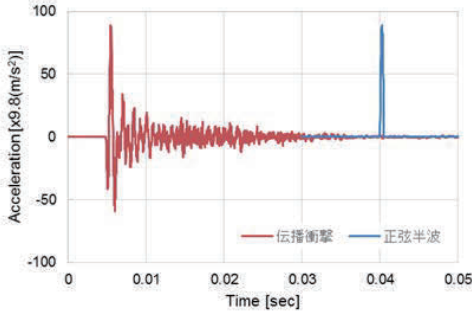
(解説) SRSとは?



伝播衝撃(ハニカムパネル)



ハニカムパネルに加わる衝撃加速度を正弦半波で模擬すると、



SRSは加速度の単位を持つが、共振周波数をパラメータにしたシミュレーション結果であり、供試体に加わる負荷を示す一つの指標であるが、実際の供試体応答ではない。

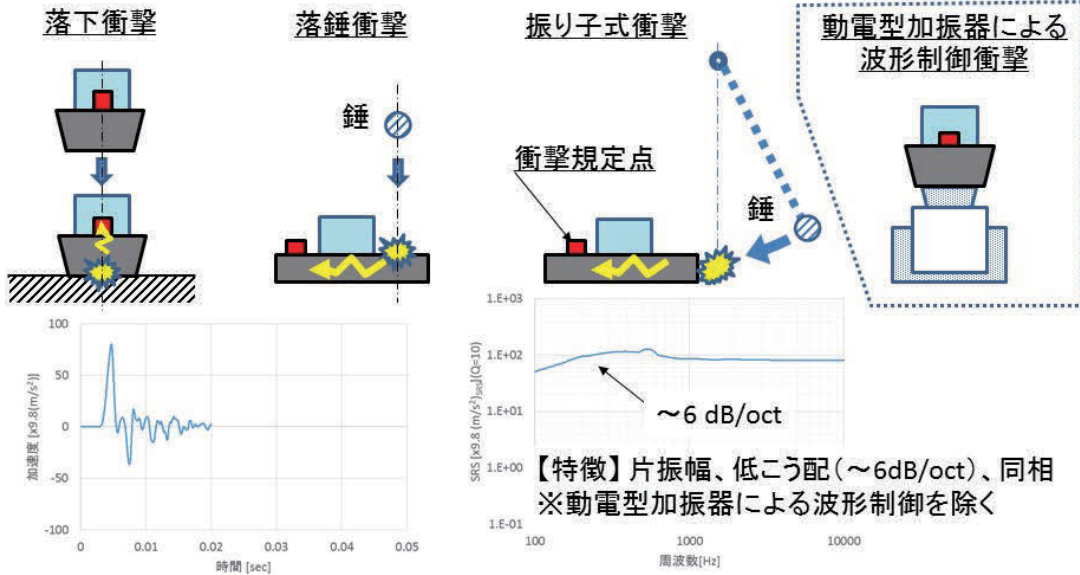
図5(2/2) 衝撃応答スペクトラム(SRS)



3. 衝撃試験方法



【小型機器の衝撃試験方法(例)】

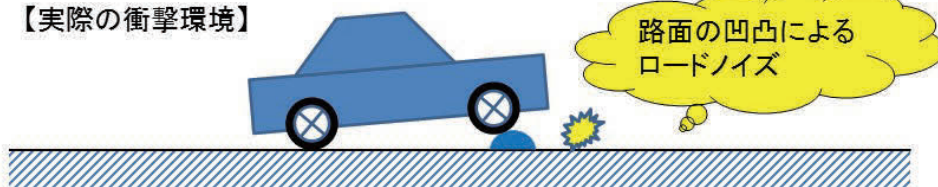


【特徴】片振幅、低こう配(～6dB/oct)、同相 ※動電型加振器による波形制御を除く

図6 小型機器の衝撃試験(例)

衛星搭載機器が打上げ時に遭遇する衝撃環境と、衝撃試験で加わる衝撃を身近なイメージで表現すると、

【実際の衝撃環境】



【衝撃試験環境】

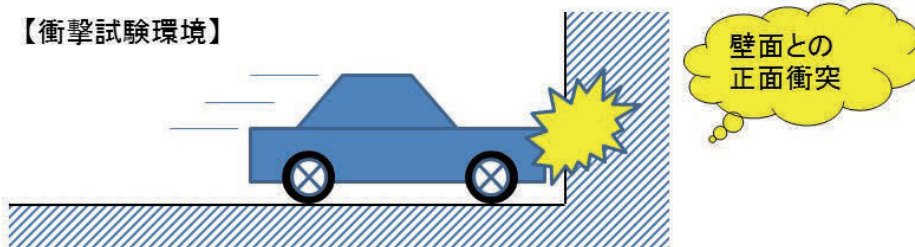


図7 衝撃レベルの比較

11

© Mitsubishi Electric Corporation

【小型機器の衝撃試験の特徴】

1. SRSからWavelet解析等を用いて波形制御する場合を除き、基本的に片振幅の正弦半波を利用した衝撃試験方法である。
2. 供試体を剛な治具に固定して試験実施すると、機器の主要な共振周波数における動吸振器効果が現れず、過負荷を避けられないことが多い。
3. 正弦半波ではこう配の調整が難しく、高周波領域の試験条件を満たすために低周波領域で過負荷となるケースが多い。
4. 片振幅の場合、正負両方向の衝撃印加が必要となる。
5. 治具が重くなれば、衝撃を発生させるために大きな力を必要とし、供試体に過負荷を与える。

12

© Mitsubishi Electric Corporation

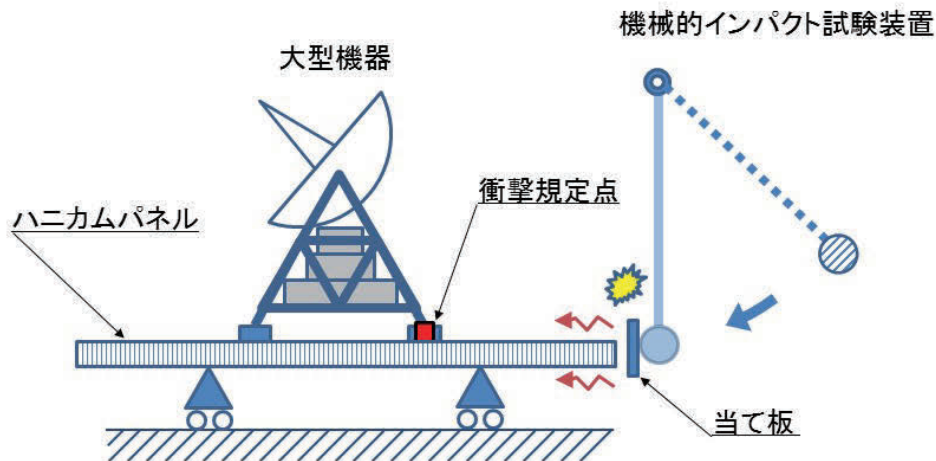
【大型機器の衝撃試験の課題】

1. 開発スケジュールの違いから、システム開発試験に大型機器EMを間に合わせることは難しい。
2. SRSからWavelet解析等を用いて、大型機器を波形制御出来る動電型加振器が存在しない。例) 大型振動試験設備: 加振力245,000N(水平), 可動部質量2,872kg(水平), 供試体+治具500kg, 運用係数0.8, 最大加振加速度 $\alpha = 58.1(m/s^2)$
3. 衛星取付点間の距離(1,000~2,000mm)はfar fieldに相当し、全ての取付点へ同時に衝撃を印加することは難しい。
4. 正弦半波を利用した衝撃試験の場合、低周波数領域での過負荷が予想される。また、正負両方向の衝撃印加は困難。
5. 剛な治具(例: 振動試験治具200kg)を用いて準静的加速度を発生させる場合、非現実的な加振力が必要となり、供試体を破壊する可能性が高い。

【課題に対するアプローチ】

1. システム開発試験に構造モデルを提供し、機器取付点に加え、機器内部の衝撃応答をモニタした。
2. 専用試験装置を開発した。
3. 取付点間で距離減衰を生じるため、取付点毎に衝撃レベルを印加する方式を採用した。
4. 機械式インパクト方式を採用し、両振幅の衝撃波形を確保した。
5. アダプタ治具にハニカムパネルを採用し、軽量化を図った。ハニカムパネルを採用したことにより、実機に近い衝撃経路(表皮)を実現すると共に、必要な衝撃力を最小限とする。

4. 衝撃試験装置



小さなハンマーで衝撃条件を満たすため、アダプタ治具をハニカムパネルで軽量化し、取付点毎に衝撃を印加する。

図8 大型試験装置例の構成

5. 結び

- 実機の衝撃伝播経路と減衰特性を模擬するため、アダプタプレートにハニカムパネルを採用した。
- 離散的な各取付点に対して、個別に衝撃印加した。衝撃規定点における衝撃レベルはシステム衝撃試験結果を包絡し、かつ機器内部応答も毎回全てのモニタ点でシステム衝撃試験結果を上回ることを確認した。



ご清聴、ありがとうございました。



質疑応答

質問者① JAXA 研究開発部門 柳瀬様

発表頂いたようなレベルの衝撃試験は年間何回くらいあるのでしょうか。

発表者

まず、サブシステムに対して衝撃試験を求められることはほぼありません。弊社では、サブシステムを対象とした衝撃試験は10年以上実施していなかったと思います。今回サブシステムを対象に衝撃試験を実施した目的は、衝撃によって機能に影響を与え得る有害なアライメント変化が生じないことの検証です。

質問者

衝撃試験条件は一般的には大型衛星だとパネルごとに一律何 G SRS のように定義されると思いますが、発表のようなやり方では通過点に近いところは良いけれども遠いところは満たせないというのは、分散して当てたということなのでしょうか。

発表者

衛星システム構造モデルの衝撃試験時に、各取付点近傍にモニタ点を設けていまして、それぞれ衝撃レベルを確認しております。そのレベルを超えるような条件として、個別に印加しました。

質問者

最後の質問ですが、事前調整の時、本物を置く前に本当にレベルが出るかを確認しないといけないですが、これが大変だったのではないかなと思いました。

発表者

システムに提供した構造モデルがございましたので、構造モデルを使いまして事前の確認を実施しております。

質問者② 株式会社テクノソルバ 中村様

錘を落下させているのですが、これは例えばバネ等で加速を行うのですか？

発表者

基本的に振り上げる角度とアームの長さで衝突速度を決めています。あとは錘の質量で印加する衝撃力が定まります。

質問者

弊社は熊本大学の波多先生のところと一緒に衝撃試験をやることが多く、そこで色々経験的な話として、エアガンもしくはバネで錘をぶつけるというやり方なのですが、一つポイントになるのが錘の衝突速度です。衝突速度が速いと内部に縦波の伝搬波が大きく出させるので割と高周波を大きく出せます。ところがあの方式の欠点として、高周波の高いところは高い衝撃を出せますが、低周波が出しづらいです。低周波を出そうとすると何をやるかというところ球のサイズを大きくする必要があります。そのため、全体を剛体的な動きをさせて低周波を出すというようなやり方になっています。その辺を考えると、実は錘をもう少し小さくしてスピードを上げるというのもうまくバランスをとる方法なのかなというコメントです。

発表者

今後の参考とさせて戴きます。

質問者③ JAXA 環境試験技術ユニット 施様

今回の大きいサブシステムレベルでの衝撃試験はかなりチャレンジングなことなのですが、事前にハニカムを使って軽量化を図って、所定のレベルを出せるかどうか解析を使ってこれくらいのサイズと厚みであればというのをやっているのでしょうか。あるいはエイヤでこのような感じであれば出せるのではないかというやり方でしょうか。このあたりご苦労されたと思いますので、差支えなければご教示いただければと思います。またこの装置、大型サブシステムの衝撃試験装置ということで日本でもあまりないのですが、これからも運用されるのか、この試験が終わったら廃棄となるのか、どのようなお考えでしょうか。

発表者

最初のご質問ですが、当初直接波だけではなく、ハニカムパネルの面内剛性を利用して、反射波との共振を期待して設計解析しました。残念ながら、ハニカムパネルの減衰が予想以上に大きく、直接波で試行錯誤を繰り返すことになってしまいました。本装置は面内に衝撃を与えて面内・面外の衝撃試験条件を同時に満たす仕様ですが、その代償として時系

列データで比較すると、システム衝撃試験結果に対して10倍程度の過負荷となっています。

二つ目のご質問ですが、シリーズ衛星があればそのまま使い続けることは可能ですが、基本的には本コンセプトを生かした試験装置を開発し、次の衛星に適用する予定です。

6.6. 宇宙輸送機の振動環境緩和に関する研究

宇宙航空研究開発機構

研究開発部門

第四研究ユニット / 第二研究ユニット

伊海田 皓史 氏 / 柳瀬 恵一 氏



宇宙輸送機の振動環境緩和に関する研究

国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構
研究開発部門 第四研究ユニット ○伊海田 皓史 山崎 祥弘
研究開発部門 第二研究ユニット 柳瀬 恵一 水谷 忠均

第15回試験技術ワークショップ
2017年11月22日(水)@筑波宇宙センター

発表内容

- ▶ 概要
- ▶ 振動環境緩和技術の検討
- ▶ 振動環境下の計測技術(ヘルスマモニタリング)の検討
- ▶ まとめ

概要

- 日本の輸送システムはH-IIA/H-IIBロケットおよびイプシロンロケットによって、幅広いミッションに対して打上げ成功を積み重ね、世界標準を凌駕する信頼性を獲得するに到った。
- しかし更なる宇宙利用拡大に向けて、以下の課題が顕在化している。
 - **打上げ時の機械環境条件(正弦波領域～高周波衝撃)**
- 環境条件はペイロード設計に直接的に影響する。また輸送システム自体の低コスト化や再使用化に向け、環境条件低減による搭載機器の設計条件緩和・環境試験リスクの排除は重要なポイントである。
- 本稿では、新規要素技術の適用によるペイロードおよび宇宙輸送機の機械的環境緩和の検討状況を紹介するとともに、振動環境下における新たな計測手法について検討した結果を報告する。

2

発表内容

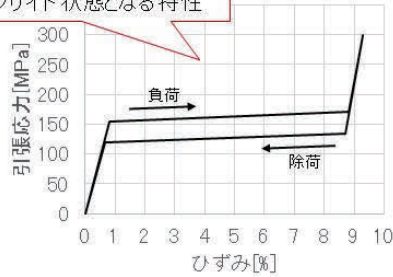
- ▶ 概要
- ▶ **振動環境緩和技術の検討**
- ▶ 振動環境下の計測技術(ヘルスマニタリング)の検討
- ▶ まとめ

3

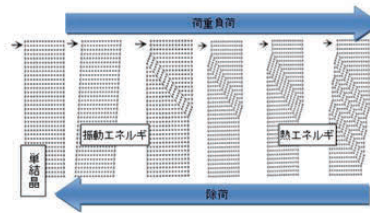
SCSMAによる振動環境緩和の試行 概要

- 振動環境緩和に向けた一つのアプローチとして、圧縮プリロード下において応力誘起マルテンサイト状態となり高いエネルギー損失特性を有する単結晶形状記憶合金 (Single Crystal Shape-Memory Alloy) (以下、SCSMA)に着目した。下図にSCSMAの応力歪曲線および荷重負荷時の結晶構造の変化を示す。
- アビオニクス機器、または小型衛星(50kg級)取付部への適用、およびアビオニクス機器搭載板下(ブラケット部)への適用の、2通りの設計案について制振装置の設計と試作を実施し、正弦波・ランダム振動・衝撃試験を実施して、振動環境緩和効果についてデータを取得した。

1~9%のひずみ条件下において応力誘起マルテンサイト状態となる特性



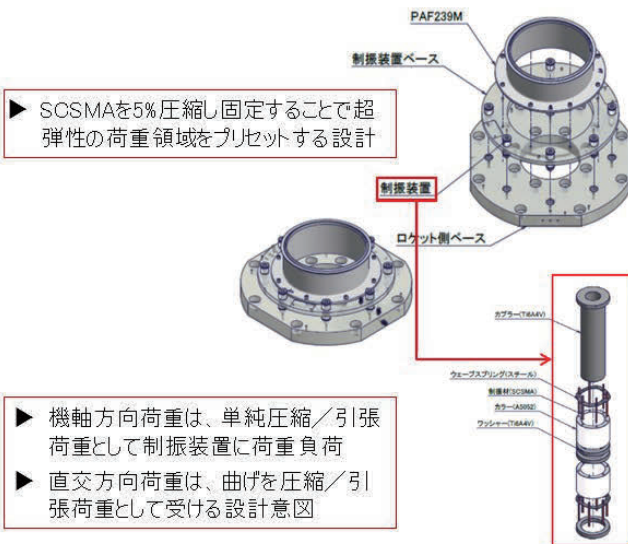
SCSMA応力-ひずみ曲線



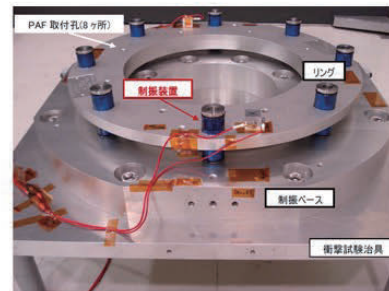
SCSMA振動吸収メカニズム

SCSMAによる振動環境緩和の試行 (スペーサ方式: 設計)

- アビオニクス機器、または小型衛星(50kg級)への取付を想定した、SCSMAを用いた制振装置(スペーサ方式)の設計検討を実施した。

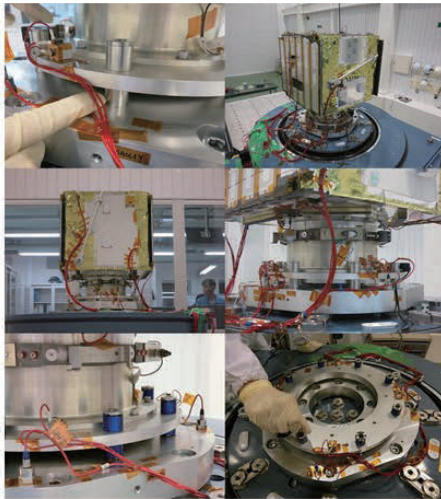


- ▶ 機軸方向荷重は、単純圧縮/引張荷重として制振装置に荷重負荷
- ▶ 直交方向荷重は、曲げを圧縮/引張荷重として受ける設計意図

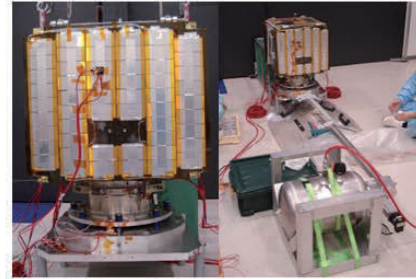


SCSMAによる振動環境緩和の試行（スペーサ方式：試験形態）

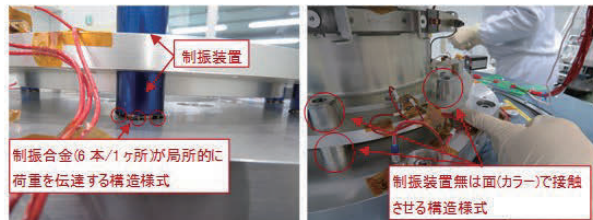
- 検証試験として、制振装置の有無をパラメータとし、50kg級の小型衛星（小型実証衛星4型：SDS-4）のSTMを制振装置上に搭載し正弦波・ランダム振動・衝撃試験の各試験を実施した。試験形態を下図に示す。



正弦波・ランダム試験形態



衝撃試験形態

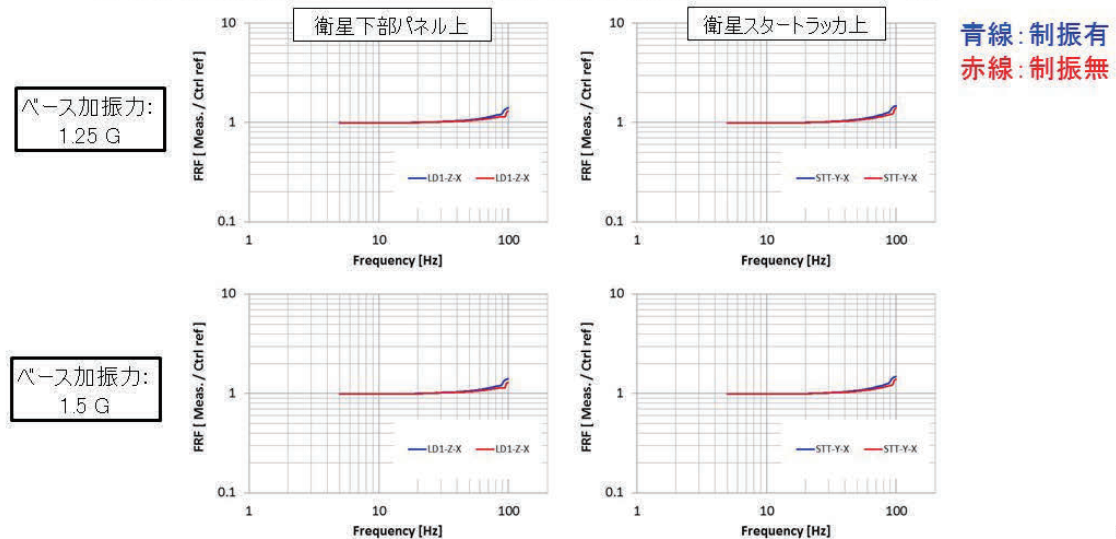


制振装置有無の比較

SCSMAによる振動環境緩和の試行（スペーサ方式：試験結果）

■ 正弦波振動試験

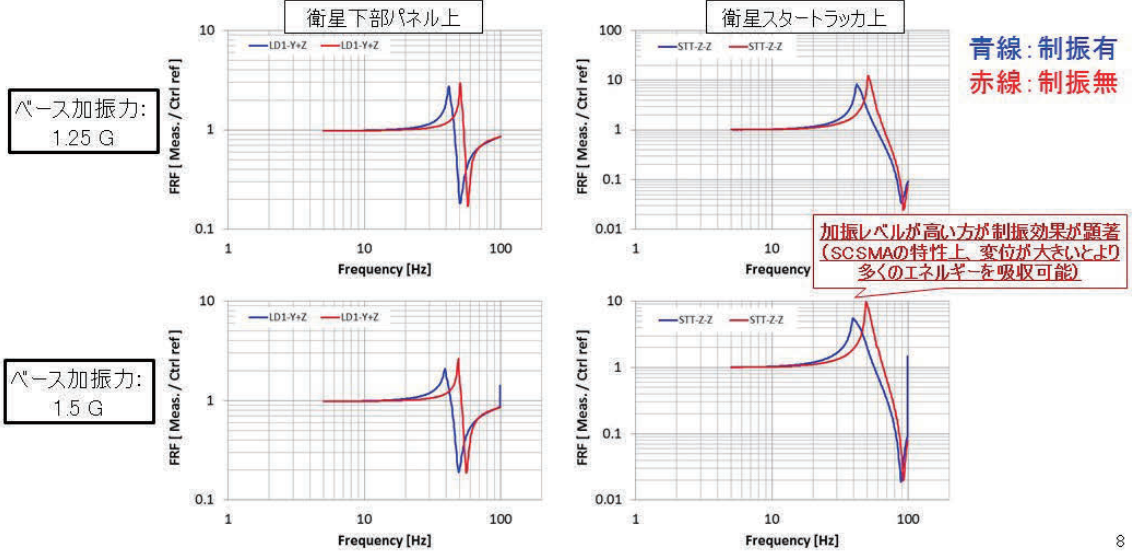
- 機軸方向は衛星固有振動数が150Hz付近であり、入力も最大1.5G程度と小さいため、5-100Hzの正弦波領域で制振装置有無の顕著な差異は確認できなかった。



SCSMAによる振動環境緩和の試行（スペーサ方式：試験結果）

■ 正弦波振動試験（続き）

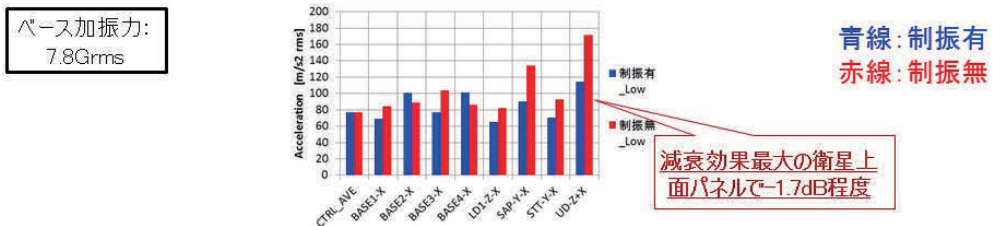
- 機軸直交方向については衛星の固有振動数が約50Hz近傍。共振周波数帯で制振装置有の場合の**応答倍率の低下、および固有振動数の低下**が確認できた。



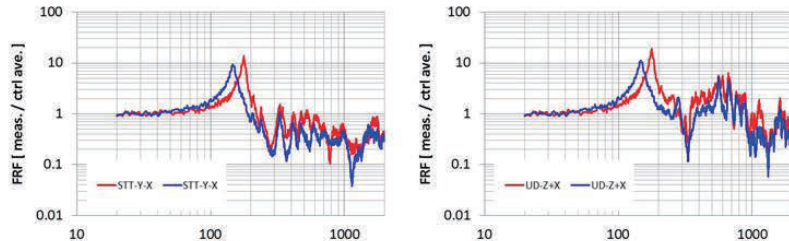
SCSMAによる振動環境緩和の試行（スペーサ方式：試験結果）

■ ランダム振動試験

- 加振周波数が20-2000Hzになることで、機軸方向固有振動数(150Hz付近)において、制振装置有の場合の**実効値低下、および固有振動数の低下**が確認できた。



制振装置有無による各部の実効値の比較（機軸方向）



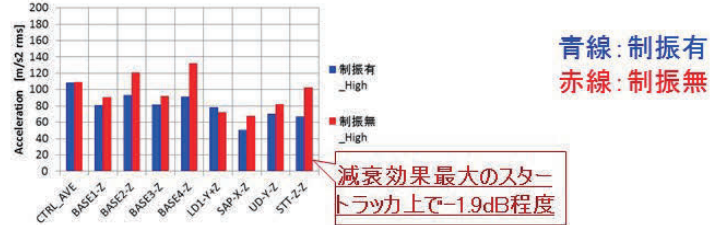
制振装置有無による衛星代表点の周波数応答の比較（スタートラッカ、および上面パネル）

SCSMAによる振動環境緩和の試行（スペーサ方式：試験結果）

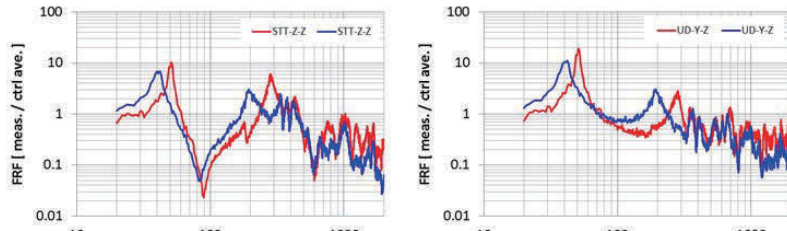
■ ランダム振動試験（続き）

- 機軸直交方向についても固有振動数(50Hz付近)において、制振装置有の場合の**実効値低下、および固有振動数の低下**が確認できた。

ペース加振力:
11.0Grms



制振装置有無による各部の実効値の比較(機軸直交方向)

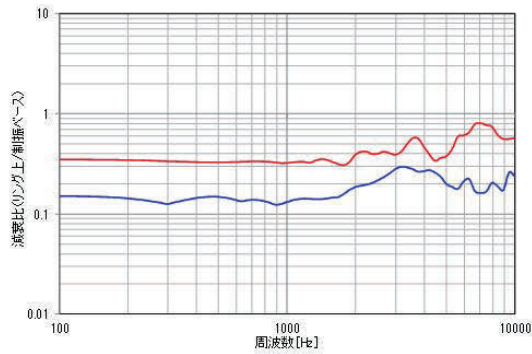


制振装置有無による衛星代表点の周波数応答の比較(スタートラッカ、および下面パネル)

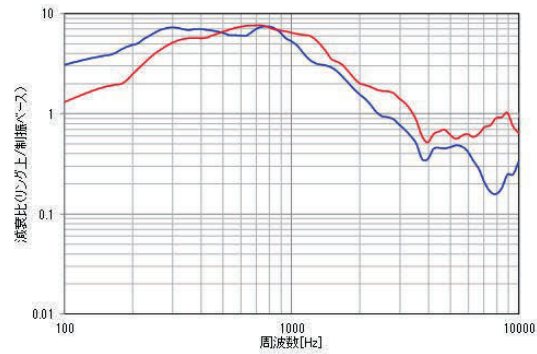
SCSMAによる振動環境緩和の試行（スペーサ方式：試験結果）

■ 衝撃試験

- 機軸方向の試験では、全周波数帯で制振機構有の減衰効果が確認できた
- 機軸直交方向については制振機構有／無の両ケースにおいて減衰比が1.0以上（衝撃伝搬先の方が応答が増大している）であり、制振機構の効果が確認できなかった
- 上記理由として、供試体上部が大きく揺れる試験形態となってしまう、機軸直交方向の減衰比を正しく測定できていなかったことが原因と推定される



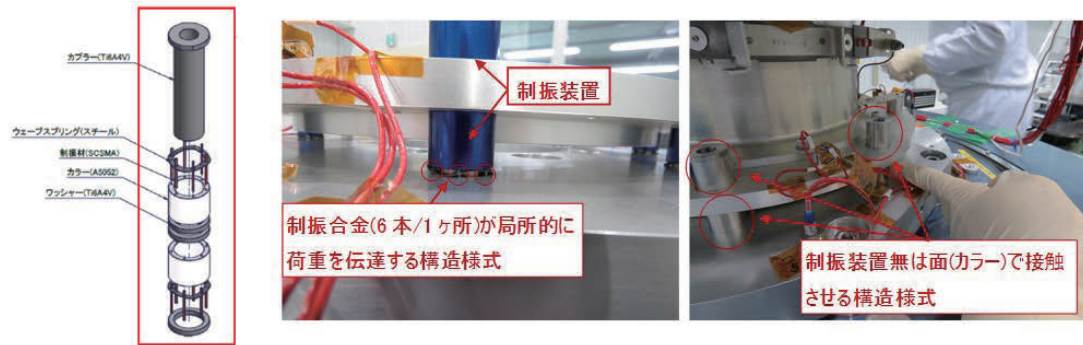
機軸方向減衰比



機軸直交方向減衰比

SCSMAによる振動環境緩和の試行 (スペーサ方式:まとめ)

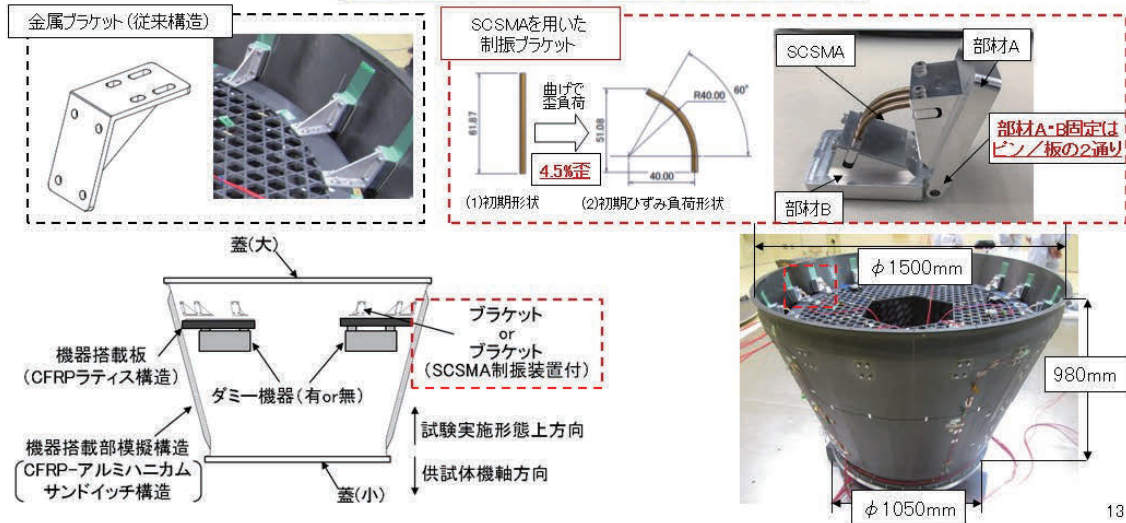
- アビオニクス機器、および小型衛星(50kg級)への取付を想定した、SCSMAを用いた制振装置(スペーサ方式)を試作し、振動環境緩和効果を確認した。
- 正弦波・ランダム振動・衝撃試験のいずれにおいても制振装置適用による環境緩和効果が確認された
- ただし以下については今後検討が必要である
 - 現行設計で制振装置にプリロードをセットするための作業性が悪い(SCSMAにねじが入る)
 - 制振装置有無の形態の差異が完全に同一でないため形態の影響を切り分ける必要(下図)



12

SCSMAによる振動環境緩和の試行 (ブラケット方式:設計)

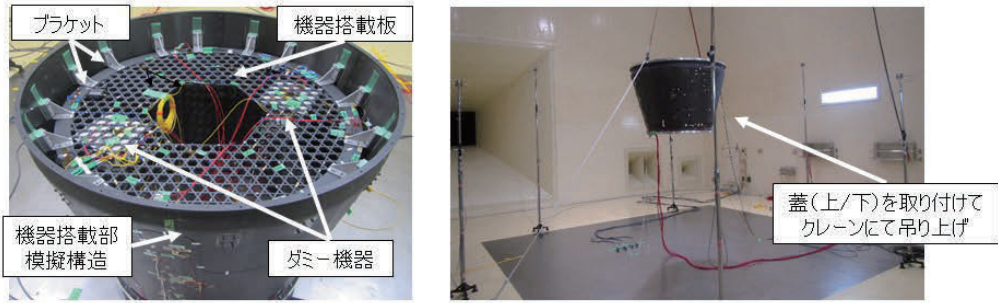
- 次に、ロケット上段のアビオニクス機器搭載板取付部に制振装置(ブラケット方式)を適用する検討を実施した。(搭載板上のアビオ機器の振動環境をまとめて低減することが狙い)
 - SCSMAに曲げによる初期ひずみを付与し、超弾性の荷重領域をプリセット。SCSMAでブラケットへ負荷される機軸方向荷重を受ける構造(部品A、Bを結合する2つの方式(ピン/SUS薄板)を設定)



13

SCSMAによる振動環境緩和の試行（ブラケット方式：試験形態）

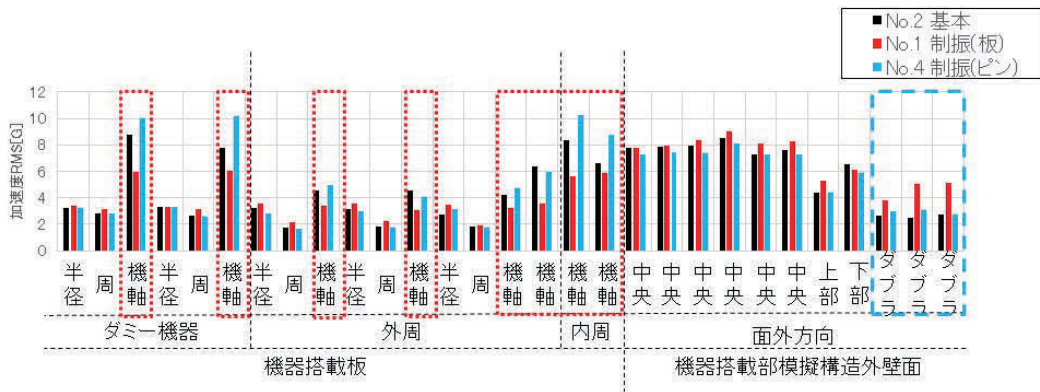
- 環境緩和効果の検証のため、音響試験（音響振動負荷）を実施し、機器搭載板上での応答について制振装置の有（ヒンジをピンで固定したもの、板で固定したものの2種類）無、およびダミー機器有無をパラメータとしてデータ取得を実施した。試験形態を下図に示す。



試験 No.	試験ケース	制振装置有無	ダミー機器有無
1	基本	無	無
2	制振(板)	有(薄板)	無
3	制振(ピン)	有(ピン)	無
4	基本	無	有
5	制振(板)	有(薄板)	有
6	制振(ピン)	有(ピン)	有

SCSMAによる振動環境緩和の試行（ブラケット方式：試験結果）

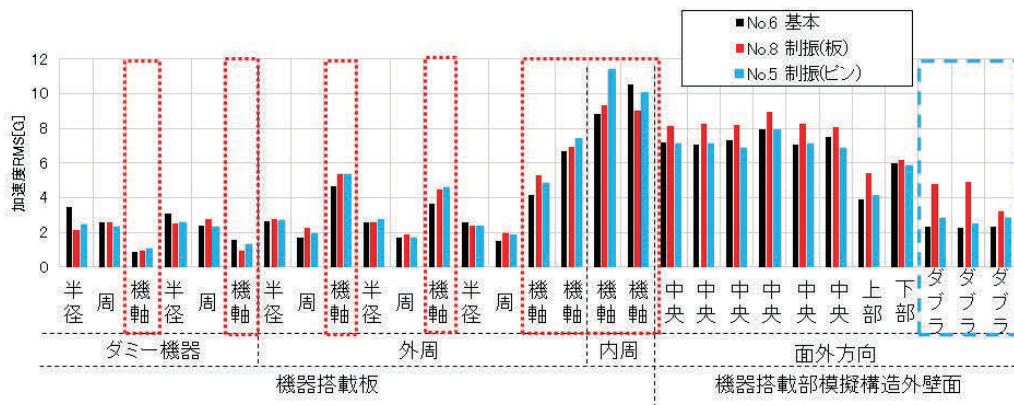
- 試験結果(ダミー機器「無」ケース)
 - 機器搭載板の機軸方向加速度の大小関係は以下の通りであった。
制振装置有(板) < 制振装置無 < 制振装置有(ピン)
 - 制振装置有(板)に関して、**搭載板上機軸方向実効値**が低下していることが確認できた
 - 半径方向、周方向に関しては、3つの試験ケースとも実効値は同等であった。



SCSMAによる振動環境緩和の試行（ブラケット方式：試験結果）

■ 試験結果(ダミー機器「有」ケース)

- 器搭載板の機軸方向加速度の大小関係は以下の通りであった。
制振装置無く制振装置有(板) < 制振装置有(ピン)
- 制振装置有(板・ピンとも)のケースで、実効値の低減効果が確認出来なかった。



16

SCSMAによる振動環境緩和の試行（ブラケット方式：まとめ）

- アビオニクス機器搭載板取付部に制振装置(ブラケット方式)を適用するSCSMAを用いた制振装置(ブラケット方式)を試作し、振動環境緩和効果を確認した。
- 音響による振動負荷を実施したが、スペーサ方式ほどの顕著な低減効果を確認することができなかった。これは音響による搭載板の振動レベルが小さく、SCSMAの変位量が小さいため、スペーサ方式ほどの制振効果が確認出来なかったことが原因と推定される。
- 以下について今後検討が必要である
 - 高い荷重レベル(正弦波振動等)での制振効果の確認
 - スペーサ方式と同様に組立性に課題があるため、設計として工夫が必要(SCSMAを曲げ状態で固定する作業性が悪い)

17

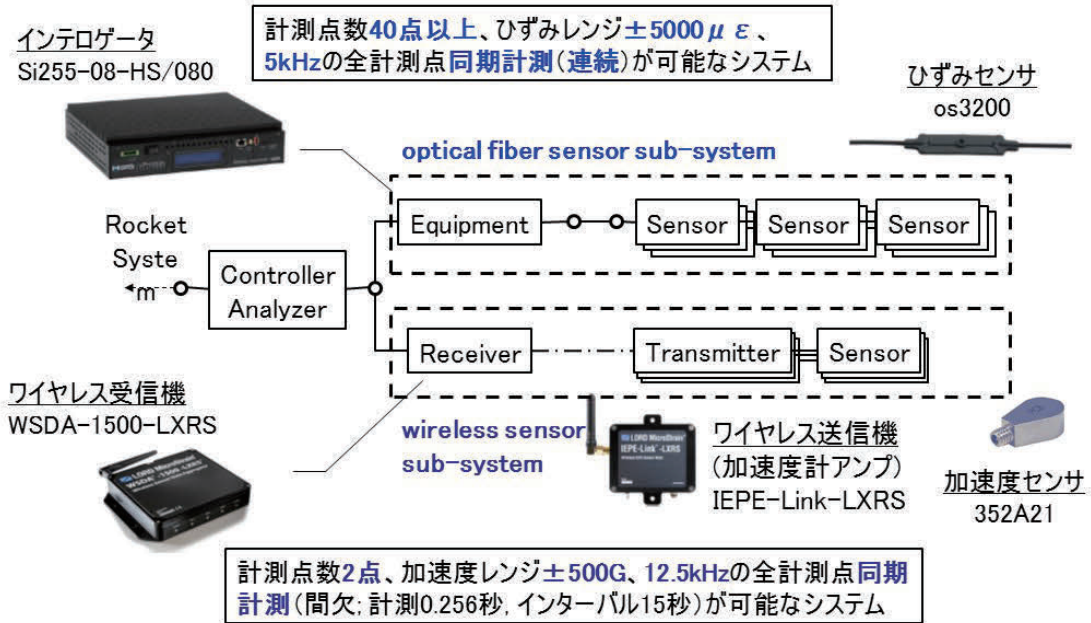
発表内容

- ▶ 概要
- ▶ 振動環境緩和技術の検討
- ▶ 振動環境下の計測技術(ヘルスマモニタリング)の検討
- ▶ まとめ

振動環境下の計測技術(構造ヘルスマモニタリング)の検討 概要

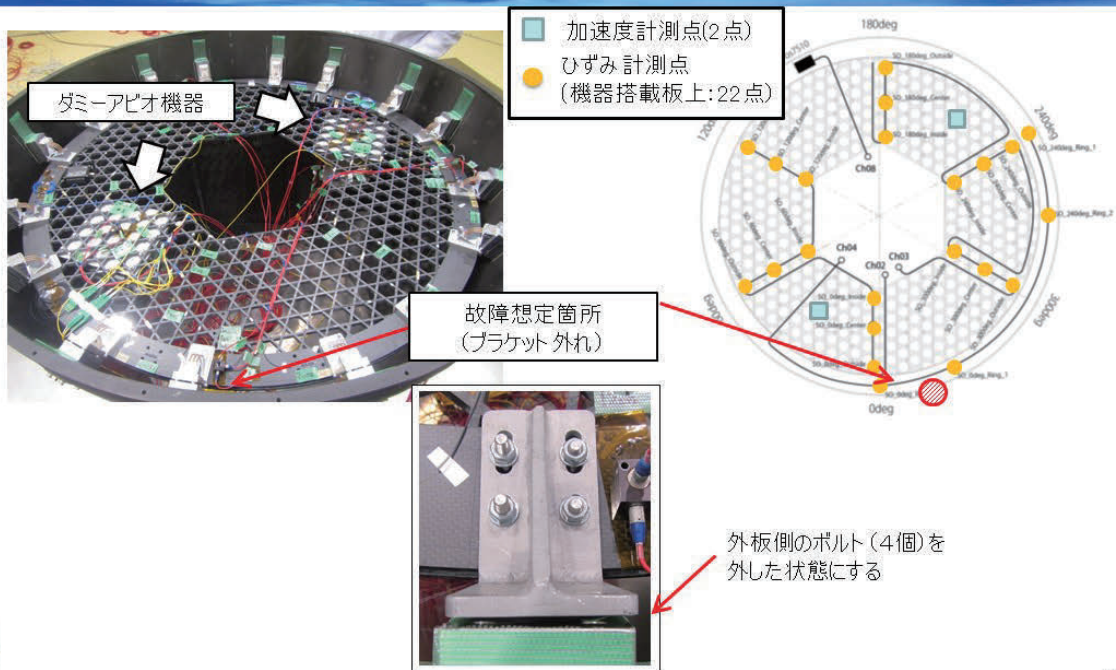
- 振動環境緩和技術の検証試験(音響試験)の機会を活用し、機器搭載構造の異常検知を実現する計測技術(ヘルスマモニタリング技術)の検証を行った。
- ヘルスマモニタリング技術は、以下の観点から再使用輸送系に必要な技術としてJAXA研究開発部門にて検討を実施してきたものである。
 - 再使用輸送系では、飛行継続の可否判断や地上への帰還可否判断において、機体自体が自律的な判断を行い、飛行することが想定される。従ってアピオニクス系の搭載機器の故障は、機体全損失に直結する。
 - 機器搭載構造に対し、破損に至らない不具合が発生した場合でも搭載機器の振動環境を悪化させることが想定され、搭載機器の破損につながる可能性がある。
 - 上記のような2次構造の異常検知では、加速度やひずみ等を高速かつ高い分解能で検知する計測系が必要。また計測位置は搭載機器の配置に依存するため、計測系構成を柔軟に変更可能なシステムが好ましい。
- なお本試験では、試験での計測技術向上にも関連するワイヤレスセンサを含めた計測システムでデータ取得を実施し、その実用性を確認した。

構造ヘルスマモニタリングの検討 システム構成



20

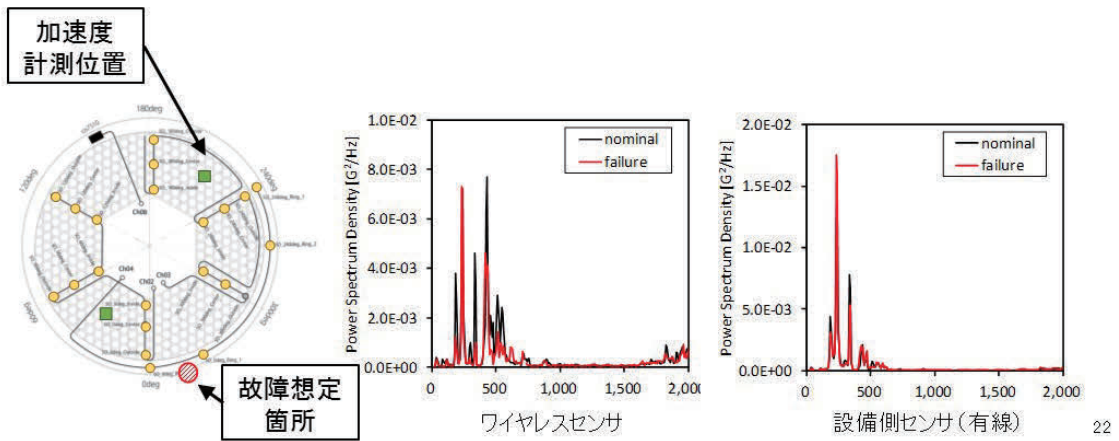
構造ヘルスマモニタリングの検討 試験形態



21

構造ヘルスマモニタリングの検討 試験結果(加速度センサ)

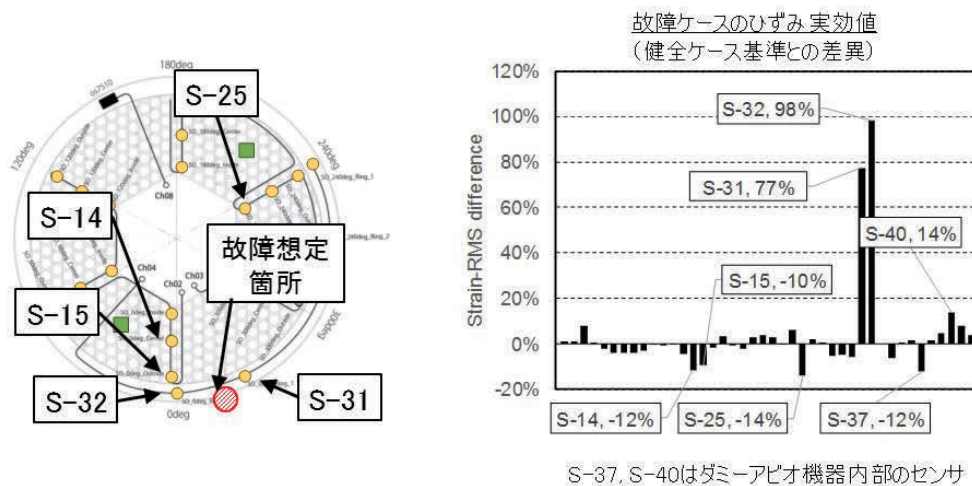
- 実機を想定した音響試験環境下(141.6dB)でも、加速度計ワイヤレスセンサによるデータ取得可能であることを確認した。(試験データにも問題なし)
- 故障有/無ケースにおいて、ワイヤレスセンサおよび通常のピックアップとも計測したPSDに差異がない結果であった(下図)。
 - ⇒ ワイヤレス/有線センサとも、加速度計では故障を検知できない結果。



22

構造ヘルスマモニタリングの検討 試験結果(光ファイバ歪センサ)

- 実機を想定した音響試験環境下(141.6dB)でも、光ファイバひずみセンサによるデータ取得が可能であることを確認。
- 故障想定箇所の近傍で、ひずみ実効値の変化が大きい挙動を確認(詳細評価は次頁)

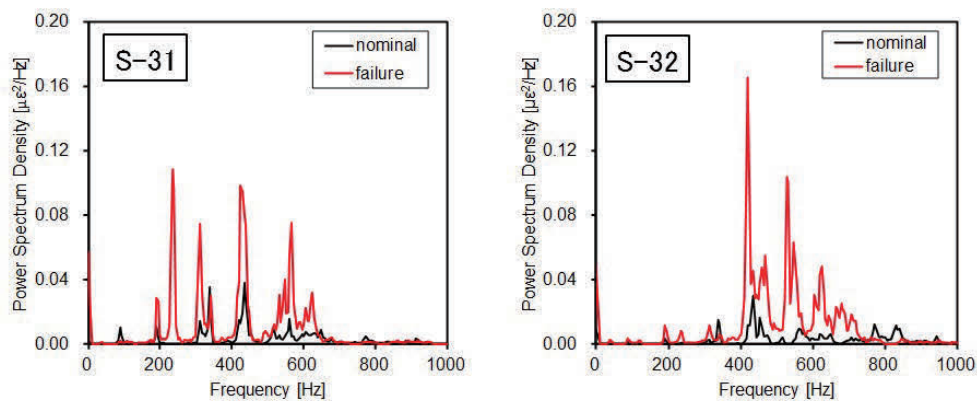


S-37, S-40はダミーアピオ機器内部のセンサ

23

構造ヘルスマモニタリングの検討 試験結果(光ファイバ歪センサ)

- PSDにも大きな差異が発生しており、ブラケット外れが発生したことによる振動モードの変化を検知していると考えられる。⇒ **構造上の異常検知が可能。**
- 今後、数値解析等により詳細な評価を実施する予定。



24

発表内容

- ▶ 概要
- ▶ 振動環境緩和技術の検討
- ▶ 振動環境下の計測技術(ヘルスマモニタリング)の検討
- ▶ まとめ

25

まとめ

- 本稿では、新規要素技術(SCSMA)適用による宇宙輸送機の機械的環境緩和の検討状況を紹介した。
- また上記検証試験の機会を活用し、機器搭載構造の異常検知を実現する計測技術(ヘルスマonitoring技術)の検証を行い、その実用性を確認した。
- 機械的環境条件を緩和することは、**国際競争力向上や再使用の観点から、宇宙輸送系として重要な技術課題**であるため、今後も抜本的な環境緩和を達成するための研究開発を実施する。
- また本稿で紹介した構造ヘルスマonitoring技術など、環境緩和だけでなく、関連分野の新規技術の開発にも資するよう、広く関係者と検討内容を共有しながら研究を進めていく。

質疑応答

質問者① JAXA 第一宇宙技術部門 衛星利用運用センター 夏井坂様

マルテンサイト変態とは、ヒステリシスは出ているが弾性変形的な話になるということでしょうか。

発表者

そうです。あるときは金属のような特性を示して、あるひずみ条件下では”やわらかい”弾性体のような挙動を示す特性があります。負荷と除荷の経路が異なるため熱エネルギーを生み出しエネルギー損失特性を発揮します。

質問者

御伺いしたかったのは、繰り返し使用可能かという部分と、いわゆる樹脂系のダンパと比較したときにどのようなメリットがあるのか、という部分についてお聞かせいただければと思います。

発表者

はい。単結晶の合金ですので繰り返しで疲労破壊を起こすというところには確かに課題があると考えておりますが、金属材料ですので繰り返し使用することは可能になります。またメリットとしましては、金属特性を持つものですので解析で予測しやすいという点があると考えています。

質問者② 株式会社テクノソルバ 中村様

ランダム振動の応答のグラフについて、1次モードの部分が非常に効果があると分かるのですが、中-高帯域が割と効きにくいのかなという気がしました。そのあたり何かお考えありますでしょうか。

発表者

まず、いま評価できているのは1次モードの部分であるというのが現状で、中帯域以降は確かに効きにくいという点があります。先ほど課題として識別した試験コンフィギュレーションの違いもありますので、そういったところをもう少し簡単なモデルで検討していくことが必要かという風に考えております。

共同発表者 JAXA 第二研究ユニット 柳瀬様

補足とコメントをさせていただきます。低周波の方が効果的というのは変位が大きいからでして、高周波の方は変位が出ないので単純に効かなくなります。資料14,15ページの図を見

て頂くと、例えばダミー機器が搭載されている部分の加速度実効値は 3Grms 程度と非常に負荷レベルの低い試験となっています。またダミー機器を載せた搭載板が面密度が低く音響励起されにくいラティス構造という構造をしておりまして、音響のような高周波を落とそうと思ったらそもそも揺れないようにしなければならないということが分かりましたので、そのような方向で検討を進めていくのが良いのではないかと考えているところです。

質問者③ JAXA 環境試験技術ユニット 施様

原理としてはヒステリシスを用いて減衰させ、変位が小さい部分は通常の金属と同じ剛性を示すということですが、剛体変位として働く部分に適用すれば効果がもっと現れるのではないかと思ったのですがその部分に関してお考えはありますか。また、SCSMAの加工性について、例えばコイルばねのような形状にすれば変位をかせぐことができましたアイソレータとしての機能も期待できるかと思いますが、そのあたりはどのようにお考えでしょうか。

共同発表者 JAXA 第二研究ユニット 柳瀬様

まさに仰るとおりでして、剛体変位が大きいところはやはり効きやすいです。そのため、擾乱カットに効果的で、擾乱カッターとしてこの SCSMA を適用しようという検討を進めております。また、コイルばねに関してはまさに高周波に適用するにはどうしたら良いかという部分で解決案の1つだと考えていますが、問題は SCSMA の加工性の部分でして、引出しで加工するのですが脆性を持っており熱処理が中々大変な作業になります。多結晶でこのような性能が出せるのも別途研究が進んでいるという風に聞いておりまして、そういった方向でできればもっと色々な加工が可能になるのではという風に期待しております。

6.7. 標準化活動の意義と、 環境試験技術への期待

宇宙航空研究開発機構

安全・信頼性推進部 安全・信頼性推進グループ

角 有司 氏

【一般】

第15回 試験技術ワークショップ

標準化活動の意義と 環境試験技術への期待



平成29年11月22日
JAXA安全・信頼性推進部
JAXA安全・信頼性推進グループ

目次



- 標準化の意義と、宇宙機設計標準の概要 ←
- 国際標準化の意義と、宇宙ISOの取り組み
- 今後の取り組みと、試験技術への期待
- まとめ



標準化の定義

- 標準化とは
- 物および事項（概念・方法・手続きなど）に関する取り決め。

一般的には、社会生活に必要な物・概念・方法・手続きなどは、自由に放任すれば自然に**多数化・複雑化・無秩序化**する傾向がある。

意識的に管理・統制して、**少数化・単純化・秩序化**した取り決め「標準」を設定し、人々に公正な利益または利便を図る。



第15回 試験技術ワークショップ

「社内標準化とその進め方」久利孝一、他 日本規格協会、1984

3

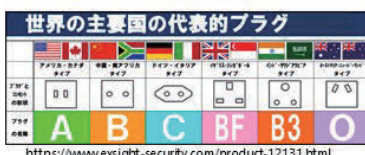
標準化の例



「製品」の標準化



自動車の運転席○：世界共通
(右ハンドル、左ハンドルの違い等を除く)



プラグ(コンセント)△：
世界でバラバラ。

「業務」の標準化

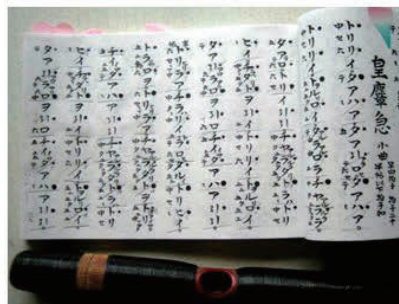


ファストフード○：
均質なサービスの提供

標準化と、技術の発展



楽譜



雅楽 手付け譜 (指の押さえ方だけであり再現性に乏しい) 4

第15回 試験技術ワークショップ

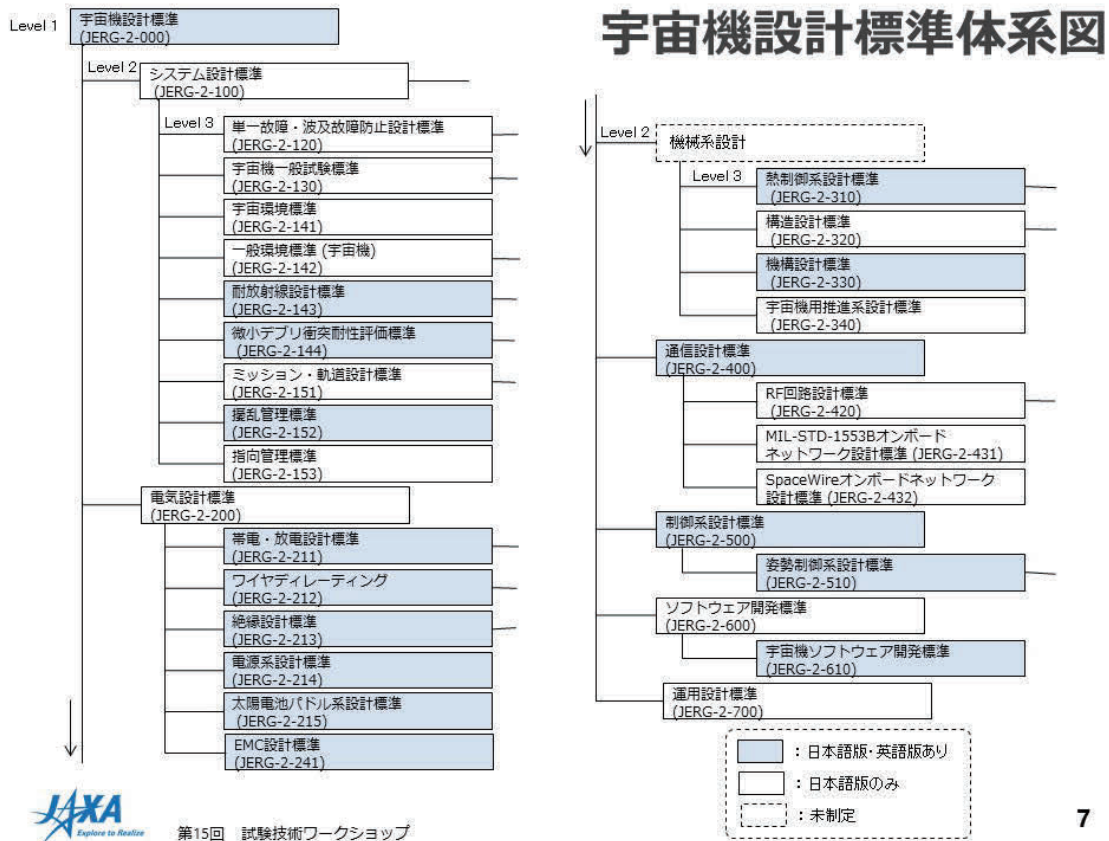
標準をつくる事の意義



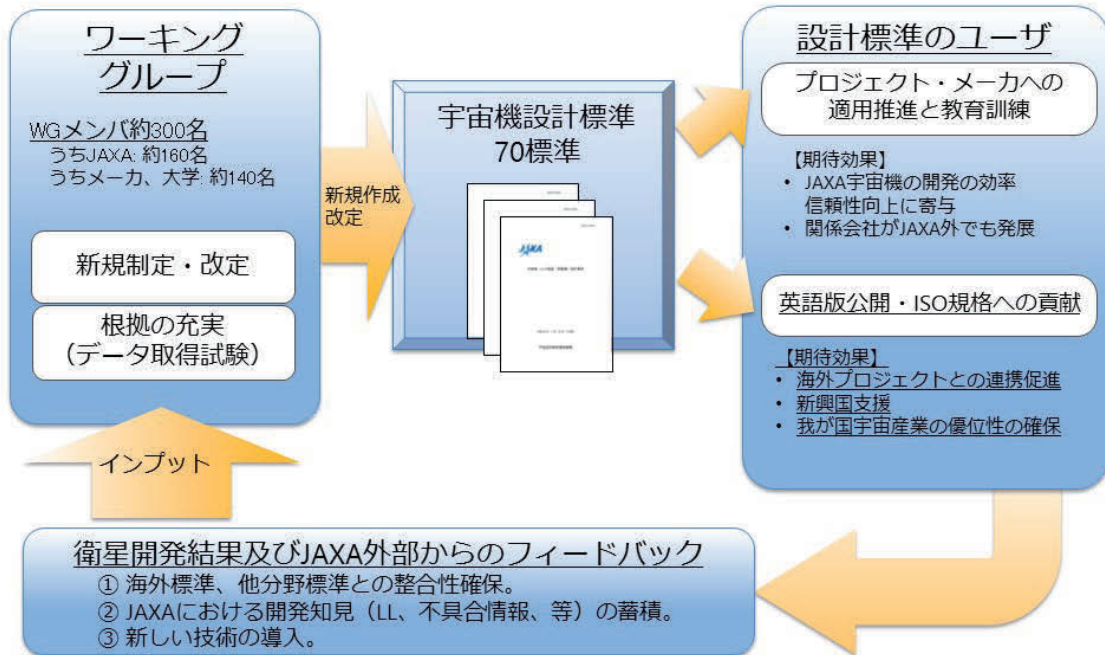
宇宙機設計標準の概要



- 宇宙機設計標準とは、軌道上での衛星不具合を契機にFY17から整備が進められてきたものであり、これまで70件が制定され、44件が公開されている。
- これまでの人工衛星や宇宙探査機の設計・開発・運用を通して得られた知見、知識、経験や、試験により明らかにした根拠など、我々の英知の集大成である。
- JAXAが開発する宇宙機システムの設計、製品定義、検証、運用などについて言及している。また、JAXAのみならず、他の機関や企業において設計・開発される宇宙機プログラムに対して適用されることを期待して作成してある。
- 毎年、のべ約300人のJAXA内専門家、企業、及び大学が参加して、現在39のワーキンググループを構成し、安全・信頼性推進部が事務局を担当して整備を進めている。
- 国内企業が海外進出する際の競争力の源泉の一つとなるよう、世界標準化 (ISO化)の取組を推進している。



現在の活動の全体像



FY28 新規制定・改定 (公開分のみ)



NO.	JERG	標準名称	区分	アクセス範囲	制定日
1	2-130-HB006	試験信頼性要求ハンドブック	新規制定	限定無し (一般)	平成29年3月31日
2	2-130-HB007	宇宙機一般試験標準ハンドブック	新規制定 /改定	限定無し (一般)	平成29年3月31日
3	2-200-HB001	科学衛星等電気設計基準	新規制定	限定無し (一般)	平成29年5月16日
4	2-400-HB201	CCSDS概説書	新規制定	限定無し (一般)	平成29年5月16日

NO.	JERG	標準名称	区分	アクセス範囲	制定日
1	2-130	宇宙機一般試験標準	A改定	限定無し (一般)	平成29年1月17日
2	2-130-HB001	衝撃試験ハンドブック	A改定	限定無し (一般)	平成29年3月31日
3	2-130-HB002	音響試験ハンドブック	B改定	限定無し (一般)	平成29年3月31日
4	2-130-HB003	振動試験ハンドブック	A改定	限定無し (一般)	平成29年3月31日
5	2-130-HB004	フォースリミット振動試験ハンドブック	C改定	限定無し (一般)	平成29年3月31日
6	2-130-HB005	振動試験ハンドブック	B改定	限定無し (一般)	平成29年3月31日
7	2-200	電気設計標準	A改定	限定無し (一般)	平成29年5月16日
8	2-200-TM001	信号インタフェース例	A改定	限定無し (一般)	平成29年5月16日
9	2-420	RF回線設計標準	C改定	限定無し (一般)	平成29年5月16日

第15回 試験技術ワークショップ

9

宇宙機設計標準 公開HP



http://sma.jaxa.jp/TechDoc/index.html



第15回 試験技術ワークショップ

10

英語版の活用事例



トルコのTURKSAT社に対しDirect Participation Program (DPP)の一環として、JAXAの「宇宙機一般試験標準」に関する講義を行った。

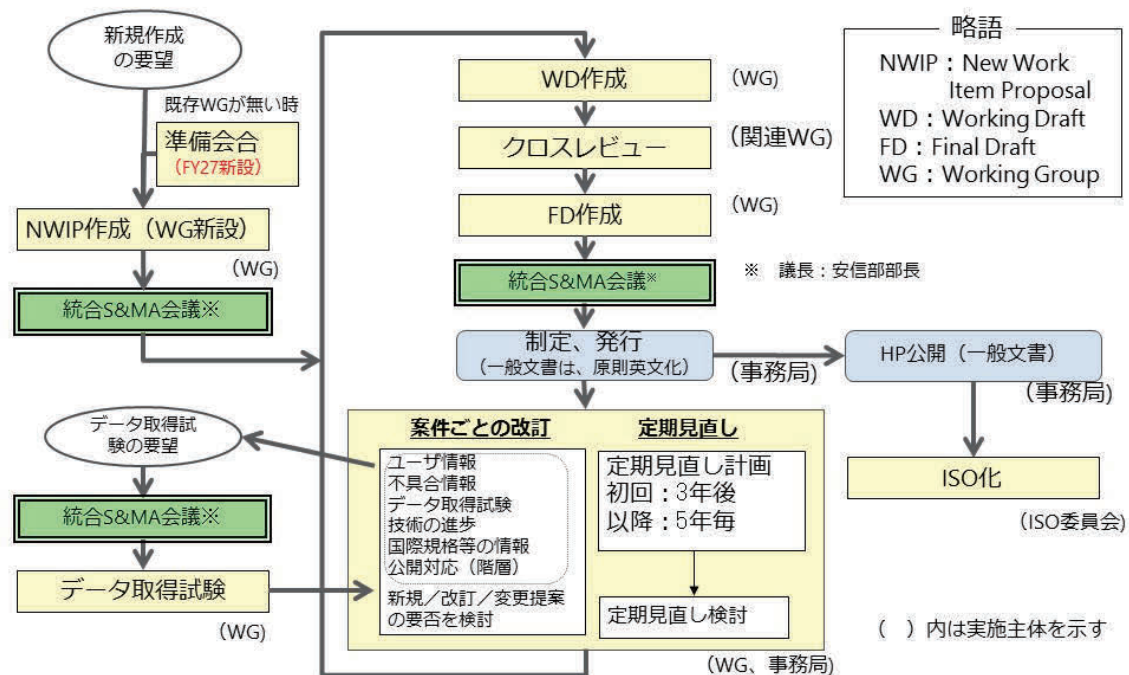
講義日時：2015/9/7(月)～9/11(金)
 講師：施、高橋（試験ユニット）
 講義参加者：TURKSAT社員 50～65名程度（講義内容による）
 講義内容：JAXA試験標準の紹介とその技術根拠に関する講義、機械・熱環境試験に関する基礎・応用技術
 講義構成：Introduction to JERG-2-130 Test Requirements；Practical Guide and Technology of Environmental Test；Basic and advanced theory and technology of mechanical tests；Thermal Testing and Verification。
 所感（試験ユニット）：
 JAXA試験標準の要求の根拠などのコンセプトレベル、欧州規格との違い等の質問が100件以上あり、JAXA設計標準への注目が伺えた。試験標準に限らず、JAXA設計標準の公開を望む声もあった。



キャパシティビルディング教材の整備（JAXA新事業促進部）への協力：

平成25年度より、政府が推進するインフラ海外展開の支援を目的に、技術的な内容を主とした宇宙新興国向けキャパシティビルディング教材の整備を開始した。
 対象：一般試験標準、構造設計標準、電気設計標準、熱設計標準、一般環境標準、EMC設計標準、等

宇宙機設計標準 整備フロー



設計標準WG準備会合



- FY27 「環境試験に係る信頼性評価WG準備会合」**(リーダ: 第1本部S&MA 白井誠 主任)
 目的: 環境試験の有効性、試験条件の妥当性について信頼性の観点で検討を行う。
 FY28より正式WGとして、よりコンネクト熱真空試験における熱サイクル数の最適化検討に着手。

FY28
標準制定
- FY27 「JAXAにおけるCCSDS活動に関する意見交換会」**(リーダ: 宇宙研 竹内央 先生)
 目的: 「CCSDS概説(JERG-2-400-HB004)」の作成
 CCSDS文書について分かりやすい情報提供を求める声に対し、どの文書にどのような内容が記載されているかが一目で分かるよう、文書のカタログ的な概要を作成し、上記サイトから外部公開する。

FY28
標準制定
- FY27 「科学衛星電気設計基準・準備会合」**(リーダ: 宇宙研 廣瀬和之 先生、尾崎 正伸 先生)
 目的: 「科学衛星搭載機器の電気設計基準書(JERG-2-020)」(平成16年8月20日制定)を見直し、今後の科学衛星全体に広く適用できる電気設計基準書を本年度中に制定し発行する。

FY28
標準制定
- FY28: 「科学衛星テレコム設計基準・準備会合」**(リーダ: 宇宙研 松崎恵一 先生)
 目的: 代々、科学衛星プロジェクトで受継がれてきた「テレコム設計基準」を整理し、将来JAXA衛星全般に適用することも視野に入れて設計標準としての制定が可能かどうか議論を行う。

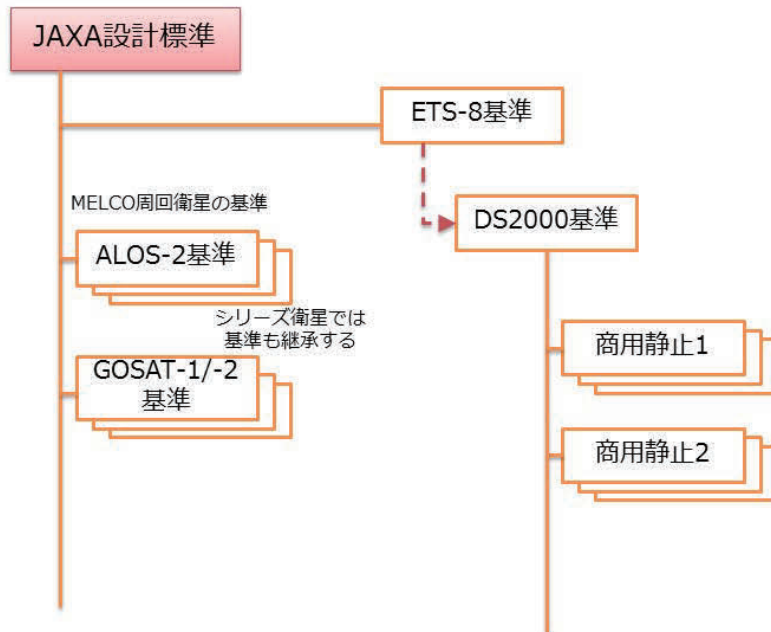
FY28より
WG活動中
- FY28: 「惑星保護設計標準(仮)・準備会合」**(リーダ: 研開部門 藤田和央 主幹)
 目的: これまで、個別プロジェクトが対応してきた惑星保護への対応ノウハウや、海外動向・文献を整理し、今後の国際共同プロジェクトで活用できる、惑星保護標準の整備を行う。

FY28より
WG活動中
- 「光通信設計標準・準備会合」**(リーダ: 研開部門 荒木智宏 主任)
 目的: 近年、衛星での利用が進められている光通信設計技術の標準化及びISO化を行う。

FY29、30
活動予定

第15回 試験技術ワークショップ (その他、運用標準に関する準備会合を開催する計画としている)

プロジェクト／メーカーでの設計標準の利用



平成26年度 宇宙機設計標準ワークショップ
 静止衛星に対する標準適用状況について 三菱電機株式会社

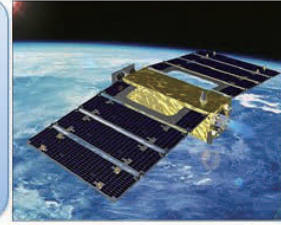
衛星開発結果のフィードバック (SLATSの例)

超低高度衛星技術試験機 (SLATS)

今後の衛星利用の新たな可能性を拓く超低高度衛星 (高度200~300km) の実現に向け、JAXAが培ってきたイオンエンジン技術による超低高度における軌道保持技術を実証する衛星である。

併せて下記データ取得および評価を行う。

- * 超低高度衛星の設計に必要な大気密度や原子状酸素に関するデータを取得
- * 観測へのイオンエンジン制御の影響を評価

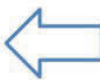


SLATSで新たに得られる成果を、これから開発する衛星の設計に反映するためには、設計標準等に取り込むことが有効と考えられる。FY29以降、軌道上での成果を踏まえて、記述内容等について、関連WGと調整を進める予定。

取得データ	候補となる設計標準(案)	内容
①大気密度、原子状酸素密度データ	JERG-2-141 宇宙環境設計標準(WG10) JERG-2-151 ミッション・軌道設計標準(WG12) JERG-2-510 姿勢制御系設計標準(WG500)	大気モデルNRLMSISE-00からのずれを表す補正係数 η を算出する。一定高度のみならず、時期は異なるものの高度を遷移しながら同一手法で密度の高度分布を新たに得る。また、観測へのイオンエンジン制御の影響に関する知見を反映する。
②Cd算出法	JERG-2-141 宇宙環境設計標準(WG10) JERG-2-151 ミッション・軌道設計標準(WG12)	極超音速希薄風洞@調布で抗力係数Cdの熱応係数 γ 依存性などをFY28に評価予定で、SLATS軌道上予測に反映する計画である。
③材料・コーティング手法	(該当 設計標準なし)	AO耐性を有する材料・コーティング手法について、SLATSでの評価は約2年であるが、これから開発する衛星の5年程度の長期運用に耐え得る知見として反映する。
④電気推進高圧電源・制御回路設計手法	JERG-2-340 宇宙機用推進系設計標準	静止衛星や探査機より短サイクルでのduty制御や短い可視時間の制約に対応する新規設計結果から得られた知見を反映する。

目次

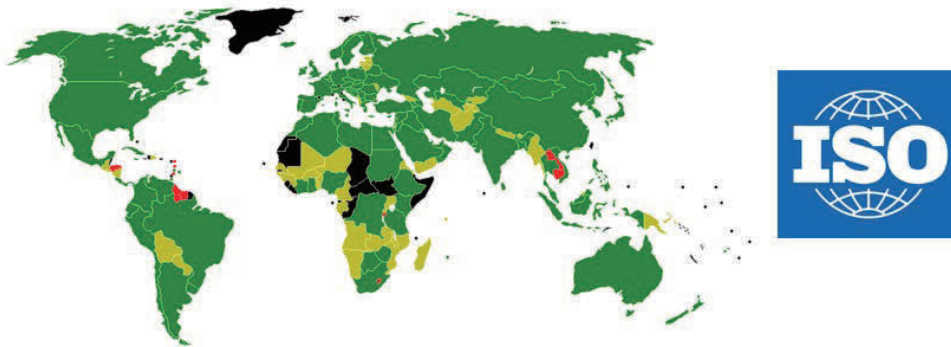


- 標準化の意義と、宇宙機設計標準の概要
- 国際標準化の意義と、宇宙ISOの取り組み 
- 今後の取り組みと、試験技術への期待
- まとめ



ISOとは

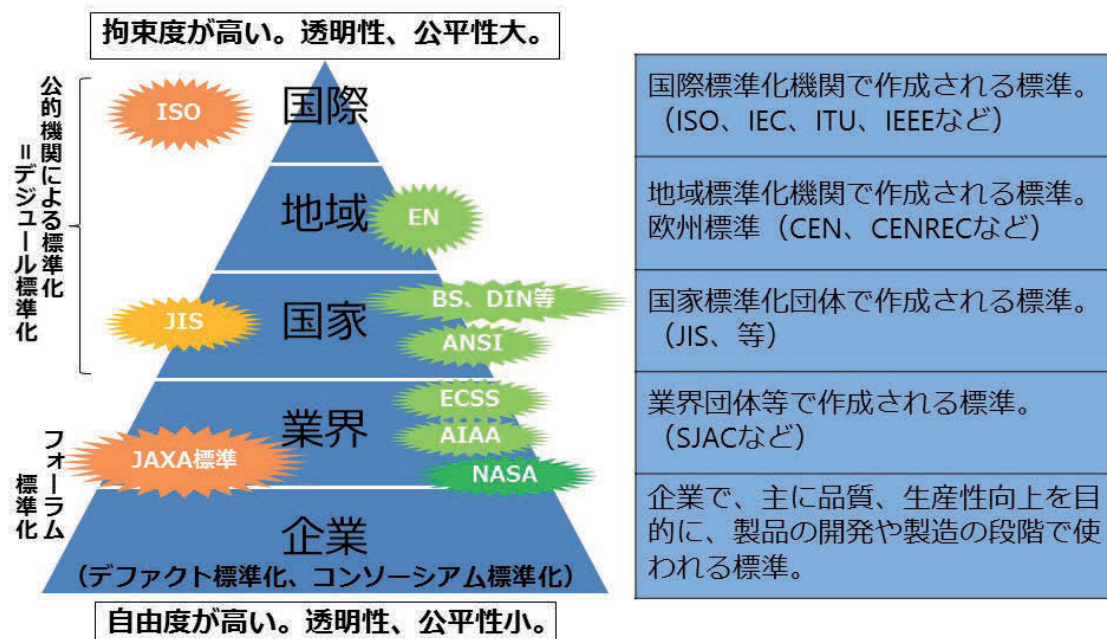
- 国際標準化機構 (International Organization for Standardization: ISO)
- 目的：物質及びサービスの国際取引を容易にし、知的、科学的、技術的及び経済活動分野における国際間の協力を促進するために、世界的な標準化及びその関連活動の発展開発を図ること
- 本部：スイスのジュネーブ
- 参加国：162か国 参加団体：119か国



ISO会員国の地図。■緑がメンバー国 (members)。■黒は非会員国。
 ■黄色は標準活動がまだ進展していない国 (correspondent members)。
 ■赤は経済活動が非常に小規模な国 (subscriber members)[2]。

<https://www.iso.org/>

標準化のレベル





WTO(世界貿易機関)の協定

1. GP協定(政府調達に関する協定) : Agreement on Government Procurement

自国の安全保障上の重大な利益の保護のために必要と認められない限り、調達の際に、調達される物品またはサービスの技術仕様を定めるにあたり、**国際規格が存在するときは当該国際規格を使用しなければならない。**

2. TBT協定(貿易の技術的障害に関する協定) : Agreement on Technical Barriers to Trade

- ① 貿易相手国によって差別的に国内規格を適用してはならない
(A国からの輸入品には a 規格、B国からの輸入品には b 規格といった適用はできない)
- ② 国内規格は、安全保障上の必要性など正当な理由がない限り、国際貿易上の不必要な障害をもたらす目的で作られてはならない
- ③ 国内規格は、安全保障上の正当な理由がない限り、**国際規格*を基礎として作成しなければならない**

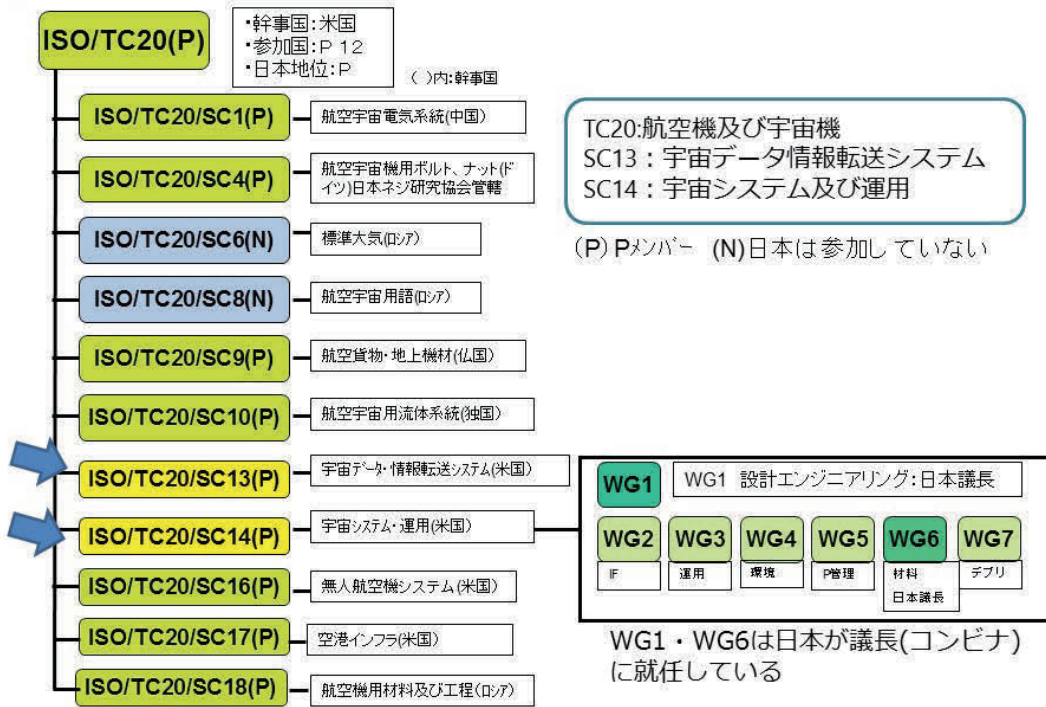
TBT協定は、**各国の規制などで用いられる強制規格や任意規格を国際規格に整合化していくことで、規格による不必要な国際貿易上の障害を排除し、公正で円滑な国際貿易の実現を目的としている。**

国際規格：国際標準化機関によって採択され、一般の人々が入手できる規格
 国際標準化機関：すべての国の国家を代表とする関係組織体とその会員資格を有する標準化機関

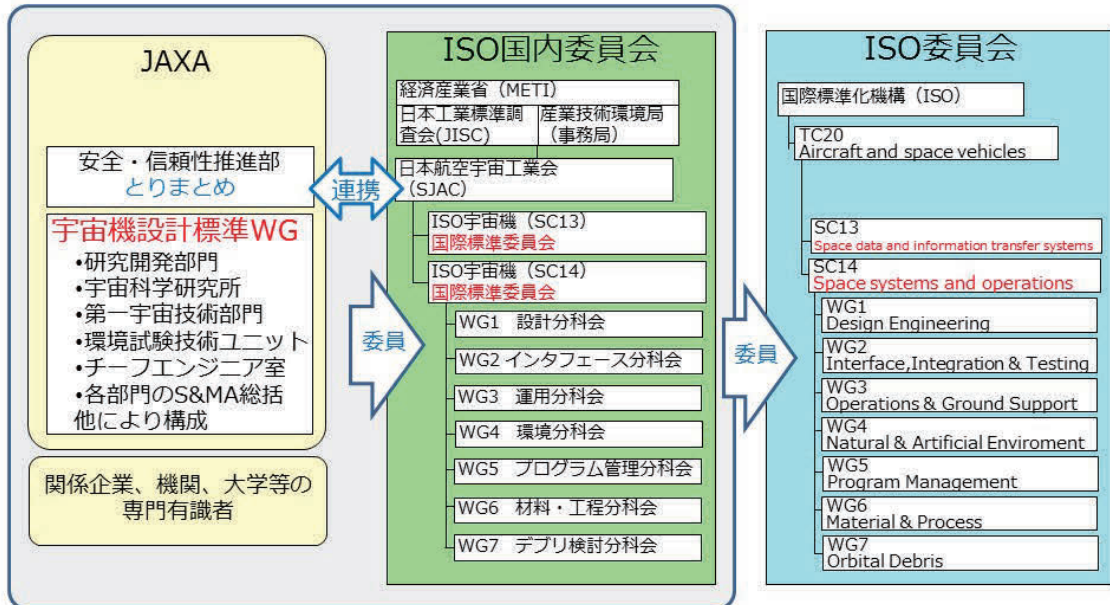
Systems Engineering (Phased-Plan, Technologies, Risk assess., Test Methods, Environment, etc.)	Management (Program, Product Ass, etc.)	Design (LV, SC, Ground system, Components, Materials) Manufacturing	Interface Control (SC - LV - Ground)
<p>System engineering</p> <p>18178 Conditions for the management of systems engineering</p> <p>11131 Functional and technical specifications</p> <p>11350 Use of off-the-shelf items in new flight applications</p> <p>16290 Definition of the Technology Readiness Level (TRL) and their criteria of assessment</p> <p>16404 Programme management - Requirements management</p> <p>20102 Configuration management</p> <p>Analysis</p> <p>14954 Exchange of mathematical models for dynamic and static analysis</p> <p>18181 Simulation requirements for control system</p> <p>General test methods</p> <p>11544 General test methods for spacecraft subsystems and test</p> <p>14917 General test requirements for launch vehicles</p> <p>17568 General test documentation</p> <p>19013 Format for spacecraft launch environmental test report</p> <p>19024 Acoustic testing</p> <p>17762 Force limited vibration testing</p> <p>17400 Launch and integration site general test requirements</p> <p>17440 Liquid rocket engines and test stands - Terms and definitions</p> <p>18683 Design qualification and acceptance tests of less sensitive and non-critical components and sub-assemblies for launch vehicles</p> <p>18684 The measured parameters at firing launch and flight tests of liquid rocket engines</p> <p>14915 Structural design - Determination of loading levels for a static qualification test of launch vehicles</p> <p>14617 Electromagnetic interference (EMI) test reporting requirements</p> <p>Testing for solar cells, etc.</p> <p>11121 Space solar panels - Spacecraft charging induced electronic discharge test methods</p> <p>23618 Space solar cells - Electrons and proton irradiation test methods</p> <p>Testing for propellants and other fluids</p> <p>Fluid sampling and test methods - Part 1: Oxygen, Part 2: Hydrogen propellant, Part 3: Nitrogen, Part 4: Helium propellant, Part 5: Nitrogen tetroxide propellant, Part 6: Monomethylhydrazine propellant, Part 7: Hydrazine propellant, Part 8: Isoniazide propellant, Part 9: Argon, Part 10: Water, Part 11: Ammonia, Part 12: Carbon dioxide, Part 13: Breathing air</p> <p>10830 Non-destructive testing - Method of automatic inspection of graphite impact for solid rocket motor</p> <p>Space environment → Next page</p> <p>WS-1 WS-2 WS-3 WS-4 WS-5 WS-6 WS-7 WS-8</p>	<p>Programme management</p> <p>14100-1 Programme management - Structuring of a project</p> <p>10795 Programme management and quality - Vocabulary</p> <p>13566 Programme management - Risk management</p> <p>11131 Probabilistic Risk Assessment (PRA)</p> <p>27035 Programme management - Project breakdown structures</p> <p>11187 Programme management - Project organization</p> <p>11585 Qualification assessment</p> <p>21249 Project reviews</p> <p>10789 Programme management - Information and documentation management</p> <p>16891 Integrated logistic support</p> <p>16192 Experience gained in space projects (Lessons Learned) - Principles and guidelines</p> <p>17935 Programme management - Assessment of work</p> <p>Product assurance</p> <p>14100-2 Product assurance - Policy and principles</p> <p>27037 Programme management - Quality assurance requirements</p> <p>17461 Programme management - Non-conformance control system</p> <p>14159 Launch pad and integration site - Analysis of failures</p> <p>19626 Programme management - Dependability assurance requirements</p> <p>23490 Programme management - Material, mechanical parts and processes</p> <p>10794 Programme management - Material, mechanical parts and processes</p> <p>20188 Product assurance requirements for commercial satellites</p> <p>18218 Ground support equipment management</p> <p>18867 Requirements for the management of capability-based Safety, Dependability, and Quality Assurance (SDMQA) programmes</p> <p>Safety control</p> <p>14603-1 Safety requirements - Part 1: System safety</p> <p>14603-2 Safety requirements - Part 2: Launch site operations</p> <p>14603-3 Safety requirements - Part 3: Flight site operations</p> <p>11115 Procedure for limiting risk of re-entering spacecraft and launch vehicle orbital stages (Re-entry risk management for unmanned spacecraft and launch vehicle orbital stages)</p> <p>Material Safety and compatibility</p> <p>16497 Safety and compatibility of materials - Method to determine the flammability thresholds of materials</p> <p>18751 Safety and compatibility of materials - Method to determine the flammability thresholds of materials and components to particle impact [Tech Exp]</p> <p>Oxygen safety</p> <p>1) Part 1: Hazard analysis for oxygen components and systems</p> <p>2) Part 2: Selection of metallic materials for oxygen components and systems</p> <p>3) Part 3: Selection of non-metallic materials for oxygen components and systems</p> <p>4) Part 4: Design of oxygen components and systems</p> <p>5) Part 5: Operational and emergency procedures</p> <p>6) Part 6: Facility planning and implementation</p> <p>21518-1 Safety and compatibility of materials - Part 1: Test method for oxygen compatibility of materials</p> <p>21518-2 Safety and compatibility of materials - Part 2: Test method for electrical stress and accuracy</p> <p>21518-3 Safety and compatibility of materials - Part 3: Test method for all-gas products from materials and assembled articles</p> <p>21518-4 Safety and compatibility of materials - Part 4: Test method for flammability of materials in gaseous oxygen</p> <p>14624-1 Safety and compatibility of materials - Part 5: Test method for determination of the reactivity of materials with monopropellant propellants</p> <p>14624-2 Safety and compatibility of materials - Part 6: Test method for determining the reactivity of propellant materials with monopropellant fuels</p> <p>14624-3 Safety and compatibility of materials - Part 7: Test method for determining the permeability and porosity of materials to propellant fluids</p>	<p>Structure and other mechanical design</p> <p>14421-1 Main properties concept</p> <p>14421-2 Structure design - Loads and induced environment</p> <p>14421-3 Structure design - Finite and infinite elements</p> <p>14421-4 Structural design - Stress analysis requirements</p> <p>11187 Structural design - Functional design control for spaceflight structures</p> <p>10796 Structural components and assemblies</p> <p>14421-5 Pressure vessels and pressurized structures - Design and operation</p> <p>14421-6 Pressure components and ground system integration</p> <p>21518-1 Physical module design and test</p> <p>10797-1 Ballows - Design and operation</p> <p>20811 Explosive systems and devices</p> <p>Electric and electrical design</p> <p>11197-1 Space based services requirements for customer class positioning</p> <p>14327 Electromagnetic compatibility requirements</p> <p>11387 Single-injection solar cells - Measurement and calibration procedures</p> <p>17546 Lithium ion battery for space vehicles - Design and verification requirements</p> <p>20391 Space batteries - Guidelines for entry-to-flight health assessment</p> <p>20392 Fibre optic components - Design and verification requirements</p> <p>20142 Calibration requirements for satellite-based passive microwave sensors</p> <p>Parts</p> <p>14613-1 Electrical, electronic and electromagnetic (EEE) parts - Part management requirements</p> <p>14613-2 Electrical, electronic and electromagnetic (EEE) parts - Control program requirements</p> <p>18421 Semiconductor integrated circuits for space applications - Design requirements</p> <p>Small satellite design</p> <p>20094 Requirements for small spacecraft</p> <p>13778 Cube satellites (Cubesats)</p> <p>Ground facilities, equipment, and ground transportation</p> <p>14421-1 Ground support equipment for use at launch, landing, or retrieval sites - General requirements</p> <p>11389 Flight to probed ambients</p> <p>18428 Unmanned spacecraft transportation - General requirements</p> <p>20892 Launch complex - Modernization process. General requirements</p> <p>18531 General quality and safety requirements for space test centers</p> <p>Other materials</p> <p>18370 Measurement of thermo-optical properties of thermal control materials</p> <p>16891 Thermal control coatings for spacecraft - General requirements</p> <p>Human-life</p> <p>18728 Human-life activity support systems and equipment integration in space flight - Techno-medical requirements for space vehicle human habitation environments - Requirements for the air quality affected by harmful chemical contaminants</p> <p>13769 Human-life activity support systems and equipment integration in space flight</p> <p>Contamination and cleanliness control</p> <p>14954-1 Surface cleanliness of fluid systems - Part 1: Vocabulary, Part 2: Cleanliness levels</p> <p>14954-2 Part 3: Analytical procedures for the determination of non-volatile residues and particulate contamination</p> <p>14954-3 Part 4: Rough cleaning processes, Part 5: Processes for drying equipment</p> <p>17028 Contamination and cleanliness control</p> <p>15280 Gas contamination - Measurement methods for field tests</p>	<p>Interface Control</p> <p>14303 Spacecraft to launch vehicle interfaces</p> <p>17461 Spacecraft interface requirements document for launch services</p> <p>11642 LV flight environment requirements for telemetry data processing</p> <p>15563 Spacecraft to launch vehicle interface control document</p> <p>18971 Spacecraft to launch vehicle Combined Operation Plan (COP) at launch site - General format</p> <p>26490 Small auxiliary spacecraft (SASC) to launch vehicle interface control document</p> <p>17689 Interface control documents between ground technological equipment, launch site systems and launch vehicle with payload</p> <p>11892 Subsystems/units to spacecraft interface control document</p> <p>Operation (Launch Site, Orbital, Tracking)</p> <p>Operation</p> <p>10784-1 Early operations - General requirements</p> <p>10784-2 Part 1: Spacecraft initialization and commissioning</p> <p>10784-3 Part 2: Initialization plus</p> <p>10784-4 Part 3: Commissioning report</p> <p>14731 Unmanned mission operations concepts - Guidelines</p> <p>14950 Unmanned spacecraft operability</p> <p>23941 Unmanned spacecraft operational procedures and documentation</p> <p>14619 Space equipment - General requirements</p> <p>28900 Orbit determination, data transfer</p> <p>28900 Space data and information transfer systems - Orbit data management</p> <p>11133 Orbit determination and evaluation - Process for describing techniques [Tech Exp]</p> <p>28910 Launch site operations, LV station operations</p> <p>28910 Launch pad and integration site operational documents</p> <p>21108 Non-flight items in flight hardware - Identification and control</p> <p>16470 Space systems - Relative motion analysis elements after LV/SC separation</p> <p>18473 Best practices for orbit elements at payload - LV separation [Tech Exp]</p> <p>Cross Cutting Issue (Debris)</p> <p>Space Debris Mitigation & Protection</p> <p>24113 Space debris mitigation requirements</p> <p>18146 Space debris mitigation design and operation guidelines for spacecraft [Tech Exp]</p> <p>20390 Space debris mitigation design and operation manual for launch vehicle orbital stages [Tech Exp]</p> <p>Break-up prevention, Preservation of protected orbital regions</p> <p>16137 Prevention of break-up of unmanned spacecraft</p> <p>20693 Prevention of break-up of orbital launch stages</p> <p>20672 Disposal of orbitlines operating at geostationary altitude</p> <p>16164 Disposal of orbitlines operating in or crossing Low Earth Orbit</p> <p>16669 Disposal of orbital launch stages</p> <p>Debris related assessment, testing, other methodologies</p> <p>27852 Estimation of orbit lifetimes</p> <p>23339 Unmanned spacecraft model propellant mass estimations for the disposal manoeuvres</p> <p>16138 Avoiding collisions with orbiting objects [Tech Exp]</p> <p>16126 Assessment of survivability of unmanned spacecraft against space debris and meteoroid impacts to ensure successful post-mission disposal</p> <p>11227 Test procedures to evaluate spacecraft mission objects upon hypervelocity impact</p> <p>11239 Orbit determination and evaluation - Process for describing techniques [Tech Exp]</p>

Fig. 1-10 ISO Standards and Technical Report, etc. (1/2) (based on SC14 Work Program @ July 2016) by A. Kato

ISO/TC20の組織図



JAXAと国際標準化活動



JAXA-メーカー間、メーカー-メーカー間の垣根を低くしたAll Japan体制

国際標準提案の流れ



JAXA宇宙機設計標準を
ベースに提案
(JAXA-SJAC連携アイテム)



- ・品質・信頼性の向上
- ・生産性の向上
- ・国際貢献

経産省からの委託(毎年10月公募)で開発

1. 受動系電波センサ間の校正標準
2. 民生部品の宇宙放射線試験標準
3. 宇宙材料開発分野における耐原子状酸素コーティング技術に関する国際標準化
4. 衛星利用高精度除雪支援システムの国際標準化
5. 有人宇宙プログラムを対象とした材料燃焼性試験方法に関する国際標準化
6. 宇宙光通信の国際標準化

日本からの
新規提案



- ・貿易の拡大
- ・宇宙産業の拡大
(品質・信頼性の向上)

産業界 (JAXA含む) からの要求

日本提案の宇宙ISO標準の状況

(2017年11月)



No.	標準No.	標準名	WG	ベースとなったJAXA標準	2017年11月
1	ISO10785	ペローズ設計と運用	1		ISO制定済み(2011年)
2	ISO10786	構造系コンポーネントとアセンブリ	1	JERG-2-320 構造設計標準	ISO制定済み(2011年)
3	ISO10794	材料、機構部品、工程	5		ISO制定済み(2011年)
4	ISO10830	固体モーターロケット用黒鉛素材の超音波自動探査法	6		ISO制定済み(2011年)
5	ISO11221	太陽電池パネルESD試験標準	1		ISO制定済み(2011年)
6	ISO11227	二次デブリ測定試験方法(共同提案)	7		ISO制定済み(2012年)
7	ISO11892	サブシステム及びユニットと宇宙機のインタフェース管理文書	2		ISO制定済み(2012年)
8	ISO12208 Ed.1	静止衛星の太陽電池劣化に及ぼす太陽陽子フルエンス計算手法	4	JERG-2-141 宇宙環境標準 JERG-2-143 耐放射線設計標準	ISO制定済み(2011年)
9	ISO14200	メテオロイド & デブリ環境モデルの適用プロセス	4	JERG-2-141 宇宙環境標準	ISO制定済み(2012年)
10	ISO14850	衛星運用性	3		ISO制定済み(2014年)
11	ISO15387	接合太陽電池セルの測定校正法	1		ISO制定済み(2005年)
12	ISO15388	コンタミネーション及び清浄度管理	6	JMR-010 コンタミネーション管理標準	ISO制定済み(2012年)
13	ISO15864	宇宙機 サブシステム及びユニットの一般試験方法	2	JERG-2-130 宇宙機一般試験標準	ISO制定済み(2004年)
14	ISO16378	材料の熱光学的特性測定試験方法	6		ISO制定済み(2013年)
15	ISO16698	地磁気活動指数の予測方法	4	JERG-2-141 宇宙環境標準	ISO制定済み(2013年)
16	ISO17546	宇宙用LIBの設計検証要求	1		ISO協議中
17	ISO/ TR18146	宇宙機用デブリ対策設計・運用ガイドライン	7	JERG-0-056 宇宙機用デブリ対策設計・運用マニュアル	ISO協議中
18	ISO18197	高精度測位のための衛星利用サービスに関わる要求	1		ISO制定済み(2015年)
19	ISO19683	超小型衛星の耐宇宙環境性評価基準	1	JERG-2-130 宇宙機一般試験標準	ISO制定済み(2017年)
20	ISO19923	宇宙機帯電の観測環境時の電位推定	4		ISO協議中
21	ISO/FDIS19971	射場におけるロケットと宇宙機の共同作業文書	2	JERG-1-007 射場・飛行運用安全技術基準	ISO協議中
22	ISO/FDIS20188	商用衛星用製品保証の標準化	5		ISO協議中
23	ISO/TR 20590	ロケット用デブリ対策設計・運用ガイドライン	7		ISO協議中
24	ISO/DIS20930	電源閉塞センサの校正要求	1		ISO協議中
25	ISO/DTS20991	超小型衛星に関する要求事項	1		ISO協議中
26	ISO/CD 21095	再突入宇宙機、ロケット軌道投入機体のリスク制限手順	7	JERG-0-047 再突入機の再突入飛行に係る安全基準	ISO協議中
27	ISO/DTS21979	準動的放射線帯粒子モデル	4		ISO協議中
28	ISO/AWI 21980	民生部品の宇宙放射線試験標準	4		ISO協議中
29	ISO/AWI 22591	衛星利用高精度除雪支援システム	1		ISO協議中
30	ISO/23038(Ed.1)	宇宙用太陽電池セルの電子線・陽子線照射試験法	1		ISO制定済み(2006年)
31	ISO23039	宇宙用太陽電池セルの電子線・陽子線照射試験法	1		ISO協議中
32	ISO23041	無人衛星運用手順	3		ISO制定済み(2007年)
33	ISO/DIS23041	無人衛星運用手順	3		ISO協議中
34	ISO/NP23129	宇宙材料分野における耐原子状酸素コーティング標準	6	JERG-2-330 機構設計標準	ISO協議中
35	ISO/NP23142	機構設計標準	1	JERG-2-330 機構設計標準	ISO協議中
36	ISO23339	無人衛星-誘導量推定	3		ISO制定済み(2010年)
37	ISO23461	不具合処理システム	5		ISO制定済み(2010年)
38	ISO23669	小型衛星とロケットのインタフェース要求条件書	2		ISO制定済み(2012年)
39	ISO27875	無人宇宙機及び打上げロケットの上段機体の再突入リスク管理	3		ISO制定済み(2010年)
40	未	太陽電池の劣化予測法	1		提案準備中
41	未	熱制御系設計標準	1	JERG-2-310 熱制御系設計標準	提案準備中
42	未	ワイヤーデルーティング設計標準	1	JERG-2-212 ワイヤーデルーティング設計標準	提案準備中
43	未	熱真空試験条件の決定方法	2		提案準備中



国際標準化に係る官民の戦略目標

- 2006年11月、経済産業大臣のイニシアチブの下で、国際標準化戦略目標について、官民で合意。

国際標準化戦略目標

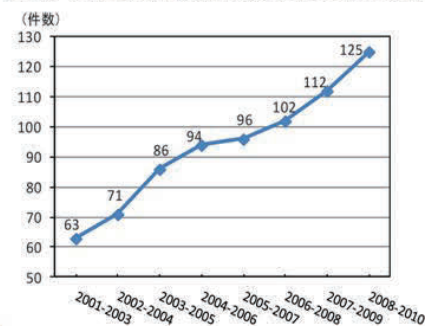
2015年までに欧米諸国に比肩しうよう、国際標準化を戦略的に推進。

国際標準の提案件数の倍増

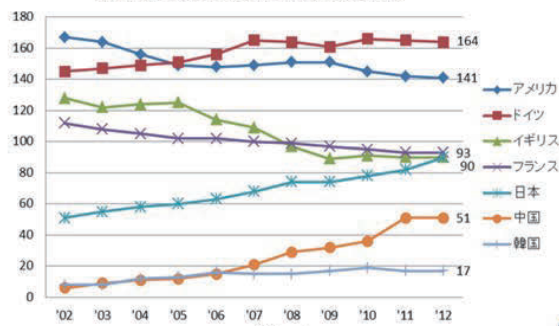
欧米並の幹事国引受数の実現

- 国際標準提案件数については、ほぼ倍増を達成するとともに、幹事国引受数では英仏に並んだところ。

日本からの国際標準提案件数推移 (ISOとIECの合計)



各国のISO/IEC国際幹事国引受数の推移



首相官邸HP(<http://www.kantei.go.jp/>)

ISO_TC20/SC14_2016年春期国際会議



- 会期 : 2016年5月23日 (月) ~27日 (金)
- 場所 : Holiday Inn Beijing Changan West (中国・北京)
- 参加国 : ブラジル、中国、フィンランド、フランス、ドイツ、イタリア、日本、ロシア、英国、米国 (欠席：インド、カザフスタン、ウクライナ)
- 参加者 : 118名 (スカイプ参加、複数WG参加含む)

国	人数	分科会 (WG)	参加人数	審議案件数
ブラジル	2	WG1 (設計)	44	13
中国	59	WG2 (試験・インタフェース)	18	13
フィンランド	1	WG3 (運用)	9	10
フランス	8	WG4 (宇宙環境)	9	12
ドイツ	6	WG5 (プログラム・品質管理)	17	17
イタリア	1	WG6 (材料・工程)	13	7
日本	23	WG7 (デブリ)	8	4
ロシア	12			
英国	2			
米国	4			
計	118			



Holiday Inn Beijing Changan West

WG3・WG7は合同で会議

WG1及びWG6：日本議長

ISO_TC20/SC14_2016年秋期国際会議

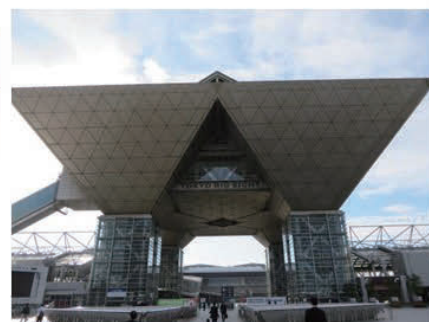


- 会期 : 2016年10月12日(水)～14日(金)
- 場所 : 東京ビッグサイト(日本・東京)
- 参加国 : 中国、フランス、ドイツ、日本、ロシア、米国
(欠席: ブラジル、フィンランド、イタリア、インド、ウクライナ、英国)
- 参加者 : 48名(Web会議参加含む)

参加者数

国	WG1	WG6	合計	分科会(WG)	審議案件数
中国	12	2	14	WG1(設計)	21
フランス	2	(1)	2+(1)	WG6(材料・工程)	11
ドイツ	1	0	1		
日本	18	6	24		
ロシア	2	2+(1)	4+(1)		
米国	0	(1)	(1)		
計	35	10+(3)	45+(3)		

WG1及びWG6: 日本議長



()内の数字はWeb会議による参加

東京ビッグサイト

ISO_TC20/SC14_2017年春期国際会議



- 会期 : 2017年6月12日(月)～16日(金)
- 場所 : ESPACE HAMELIN(フランス・パリ)
- 参加国 : ブラジル、中国、フィンランド、フランス、ドイツ、ウクライナ、日本、ロシア、英国、米国
(欠席: イタリア、インド、カザフスタン)
- 参加者 : 106名(電話会議での参加、複数WG参加含む)

国	人数	分科会(WG)	参加人数	審議案件数
ブラジル	6	WG1(設計)	25	13
中国	17	WG2(試験・インタフェース)	18	14
フィンランド	1	WG3(運用)	9	11
フランス	10	WG4(宇宙環境)	9	12
ドイツ	6	WG5(プログラム・品質管理)	19	15
日本	26	WG6(材料・工程)	11	7
ロシア	15	WG7(デブリ)	15	7
ウクライナ	4			
英国	2			
米国	13			
ESA/ECSS	6			
計	106			

WG1及びWG6: 日本議長
参加人数は延べ人数



ESPACE HAMELIN

国際標準化を取り巻く状況



http://number.bunshun.jp/



http://www.jo.or.jp/ (AFLO SPORTS)



http://www.sanspo.com/

「技術で勝って、試合（ルール）に負けた」

図表1-1 センサの使用例

電線の色が変わった！

赤 +24V
黒 0V
緑 出力1
青 出力2

以前日本のセンサ

図表1-2 配線の色が変わった

赤 +24V
黒 0V
緑 出力1
青 出力2

IEC規格

1996年CEマーキング法が施行。
電線の色が違くと、海外に販売できない。
ドタバタでIEC規格に準拠したJISを制定し対応。

図表1-3 出力回路の例

NPN出力回路
OVで安全確認を待避 → X 危険

PNP出力回路
+Vで安全確認を待避 → O 安全

トランジスタにはNPN型とPNP型の2種あり。

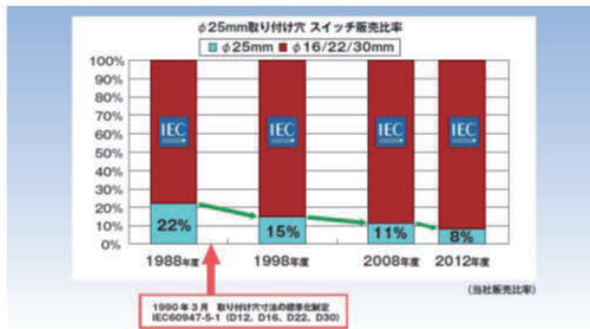
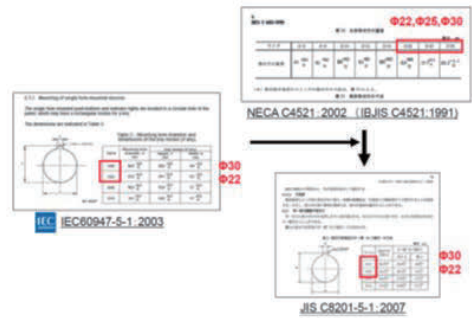
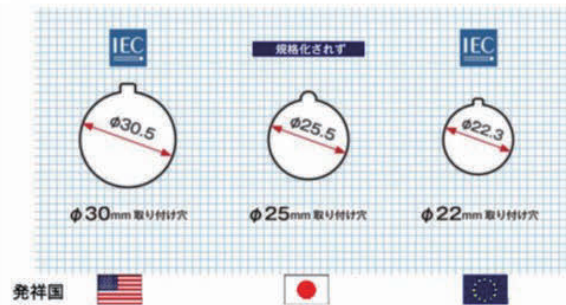
従来は、
NPN(日本：性能が良く安い)
PNP(欧米：フェールセーフ)

「機械安全に用いるセンサはPNPでなければならない」という規則が出来てしまった。

「国際標準は自分で創れ」日本電気制御機器工業会



① 標準化の失敗例：産業用スイッチの制御パネル取り付け穴



平成27年度 JAXA宇宙機設計標準ワークショップ
工業会での国際標準化活動を活性化し成功させる体験談あれこれ
IEC/ISO国際標準化にNECAとFBIで15年間就職して学んだこと
IECC藤田俊弘

②危機一髪の例：Suicaカード(Felica)



- 1988年 ソニーがFelica方式非接触式ICカードを開発
- 1996年 WTO政府調達協定が発効
- 1999年2月 ISO/IEC合同のICカードの国際標準化審議が
モトローラ方式とフィリップス方式で進行
- 2000年頃 JR東日本がFelica方式カードを調達準備
- 2000年7月 モトローラ社がWTO調達違反(※)として異議申立
国際規格成立前のため却下
- 2001年5月 JR東日本の公開入札でFelica方式カードの採用決定
- 2001年6月 **フィリップス方式、モトローラ方式のICカードが
国際規格として成立**
- 2004年3月 ICカードではなく近距離無線通信規格として、
Felica方式が国際規格として成立



後続のICカード標準化は各国案が乱立してまとまらず

国際標準化を巡る国内の動向 平成26年2月
経済産業省産業技術環境局基準認証ユニット
産業基盤標準化推進室
http://www.jstra.jp/html/PDF/METI_presentation.pdf

2015年現在Felicaチップの出荷数は累計8億9000万個。海外では香港、シンガポール、タイ、インドなどに主に交通機関の乗車券カードとして採用されている。

(※) WTO政府調達協定：政府の調達における技術仕様において、適当な場合には国際規格に基づいて定めることを規定（第6条）なお、JRは政府と同様に扱われる。

宇宙ISOに対する各国の状況



目次



- 標準化の意義と、宇宙機設計標準の概要
- 国際標準化の意義と、宇宙ISOの取り組み
- 今後の取り組みと、試験技術への期待 ←
- まとめ

良くない標準化活動の例



<https://www.hyo-junka.com/merideme>



(1)やる気の喪失

この方法では、心理学的にも動機付けが低いことが知られており、担当者が標準化された仕事に対する動機付け（=やる気）を喪失する。

(2)個人成長の機会の喪失

標準の利用がルーチンワーク化されていればいるほど、**担当者個人は考えずにこなすようになる**。思考停止状態では人間は成長できない。

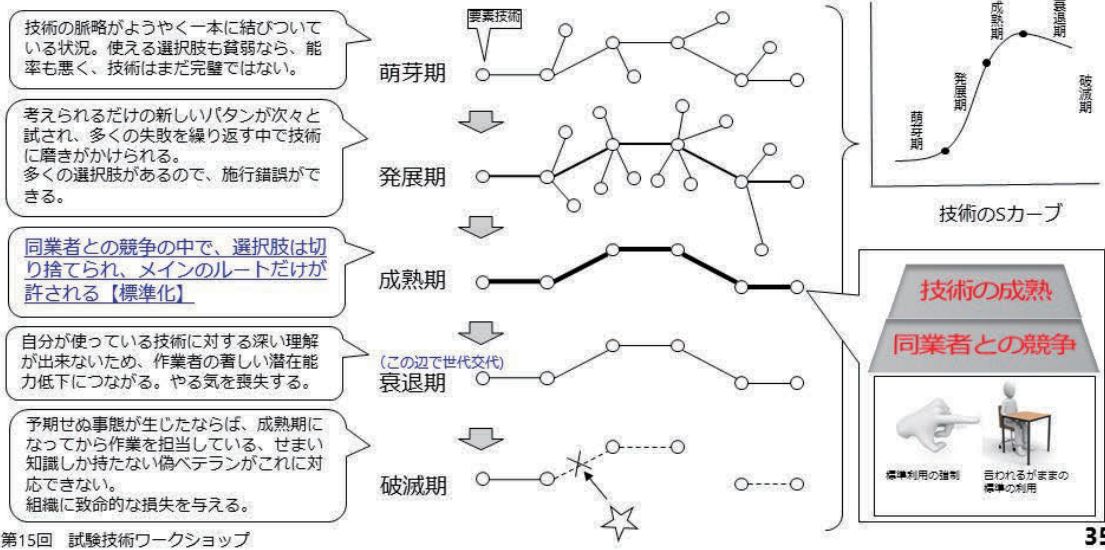
改善策の例



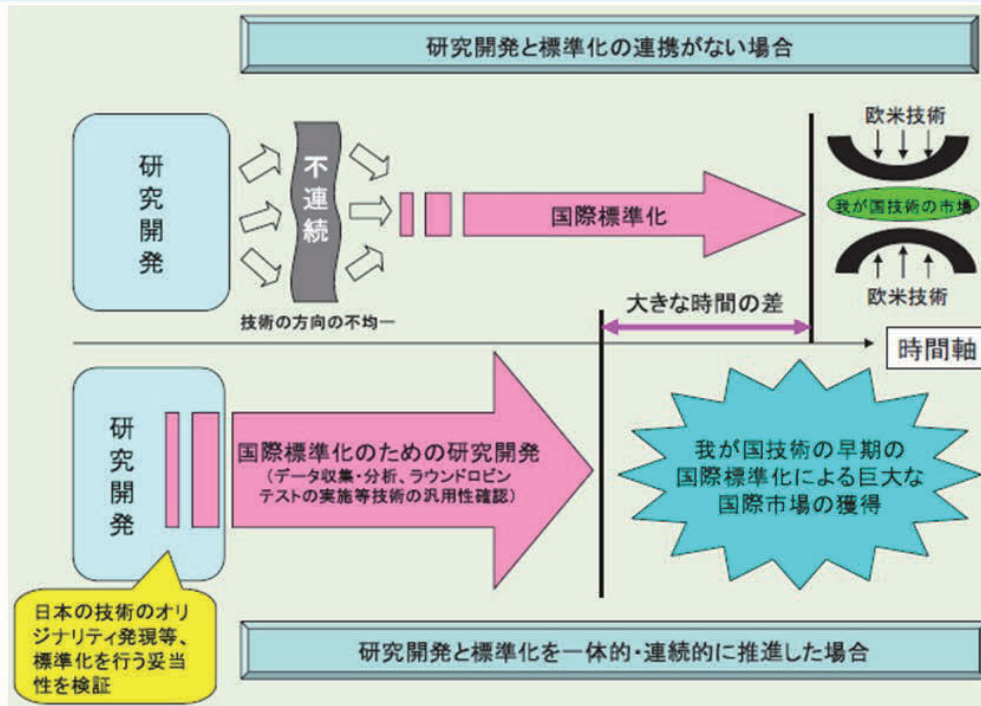
企業30年説 「失敗学のすすめ」 畑村洋太郎 講談社文庫



- すべての技術は、萌芽期、発展期、成熟期、衰退期を通る。
- ある技術が発展期に入ってから衰退期に移行するまでの期間は、一般的には約30年程度。
- 新入社員が、第一線の現場を退くまでの期間が約30年程度。



文部科学省 科学技術白書



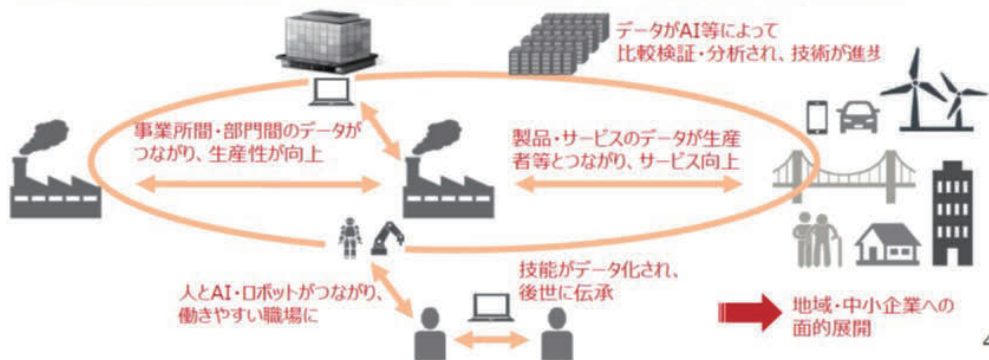
Connected Industries東京イニシアチブ2017(平成29年10月2日)



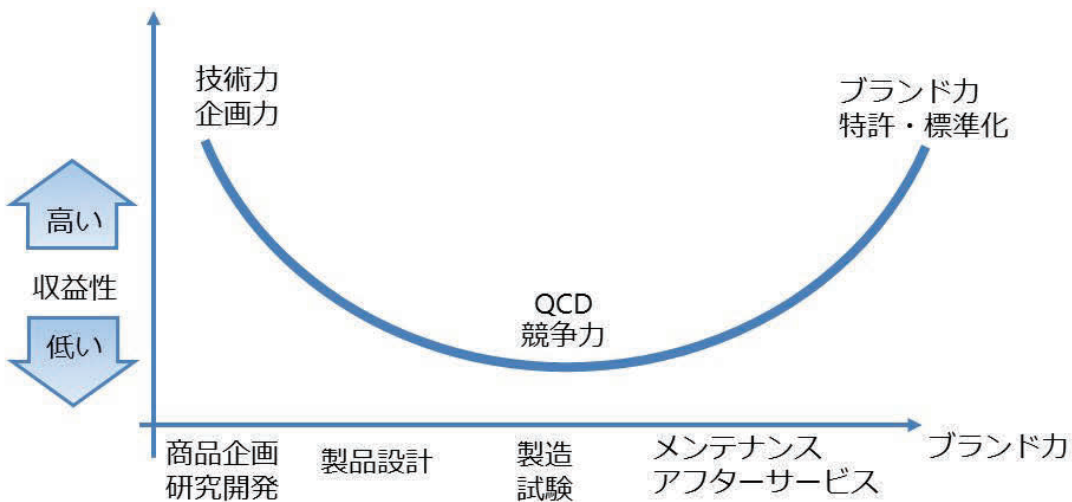
Connected Industriesの考え方

～我が国産業が目指す姿（コンセプト）～

- 従来** 事業所・工場、技術・技能等の電子データ化は進んでいるが、それぞれバラバラに管理され、連携していない
- 産学官における議論喚起・検討**
 - モビリティ、ものづくり、バイオ・素材、プラント保安、スマートライフなど分野別の取組
 - データ活用、標準化、IT人材、サイバーセキュリティ、AI開発など横断的な取組
- 将来** データがつながり、有効活用されることにより、技術革新、生産性向上、技能伝承などを通じた課題解決へ
「Connected Industries」は、Made in Japan、産業用ロボット、カイゼン等続く、日本の新たな強みに



スマイルカーブ





理想的な活動例

- JERG-2-130「宇宙機一般試験標準」、及びHB006「環境試験信頼性要求ハンドブック」における、**コンポーネント熱サイクル数削減(8→4)への挑戦。**
(設計標準の要求を緩和できた、画期的な事例)

Table1 コンポーネント熱真空試験条件

項目	試験条件
真空度	1.3 × 10 ⁻³ Pa 以下
シュラウド温度	100 K以下 (-173 °C以下)
試験温度範囲	【QT、PFTの場合】 コンポーネント認定試験温度範囲 【ATの場合】 コンポーネント受入試験温度範囲
さらし時間	1時間
サイクル数	8サイクル※

※ただし、機器の実績と試験温度範囲を評価することにより、4サイクルに削減することができる。

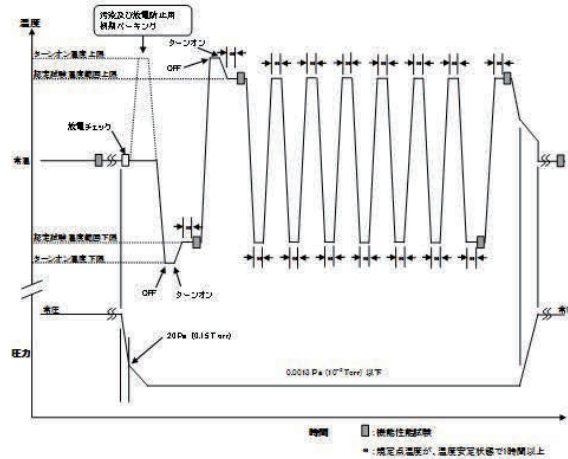
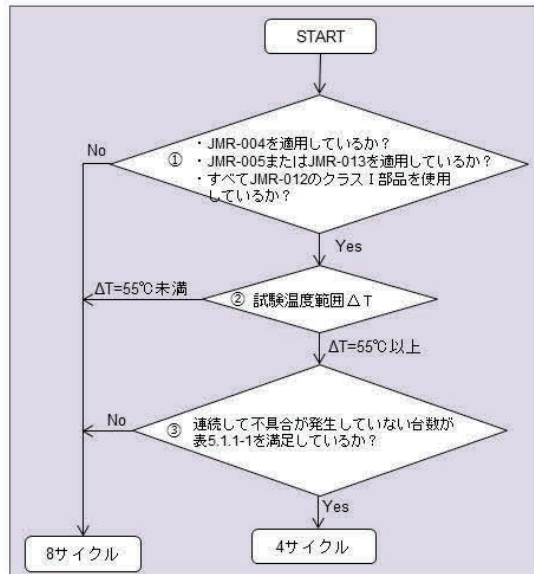


Fig.5 熱真空試験プロファイル

参考) 熱サイクル数を削減できる条件



- 一般試験標準(初版)では、コンポーネントATの熱真空試験・熱サイクル試験は基本的に「8サイクル」を要求しているが、図5.1.1-1に示すフローに従い、「4サイクル」に削減できることとした。



コンポーネントATにおける熱サイクル数削減フロー

(注)
JMR-004: 信頼性プログラム標準
JMR-005: 品質保証プログラム標準
JMR-012: EEE部品プログラム標準
JMR-013: 品質保証プログラム標準
(基本要項JISQ9100)

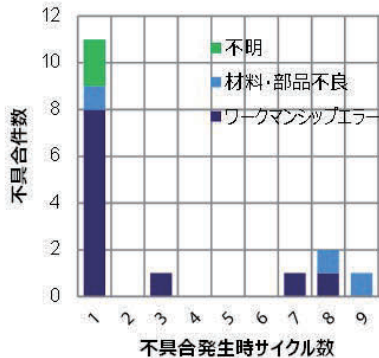
表5.1.1-1 連続して不具合が発生していない機器の台数

試験温度範囲ΔT _{MIN}	台数
75°C以上	2台以上
65°C以上、75°C未満	3台以上
55°C以上、65°C未満	4台以上

熱サイクルによる不具合検出効果の定量化



- 不具合の累積検出率と熱サイクル数の関係をワイブル分布で定量化[10]。



ワイブル分布でモデル化

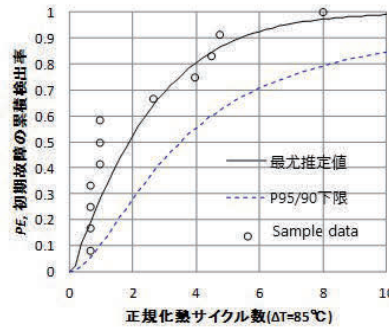


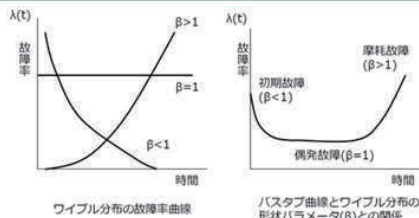
Fig.7 不具合発生時サイクル数と不具合件数

Fig.8 ワイブル分布による不具合検出効果のモデル化

[10] 高橋大祐, 施動志, 宇宙機搭載機器の熱真空試験データを用いた熱サイクル数に対するスクリーニング効果のモデル化, 日本機械学会論文集, Vol. 82, No. 835 (2016).

ワイブル分布:

故障データの解析によって、初期故障期なのか、偶発故障期なのか、または、摩耗故障期なのかを判定するもの



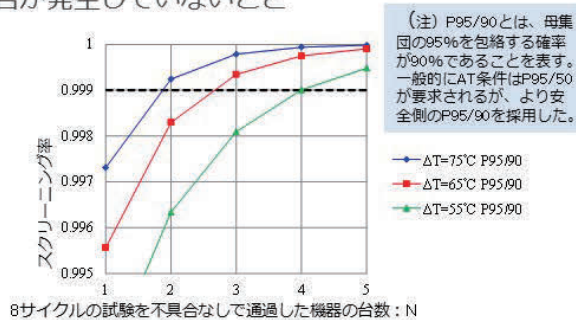
熱サイクル数を削減できる条件の整理



- ベイズの定理に基づく信頼度更新モデルを構築し、熱サイクル数を「8サイクル」から半分の「4サイクル」に削減しても、スクリーニング率99.9%を上回る条件を検討した。
- 結果、「(2) スクリーニング率が99.9%を上回る」ことに関して次の条件を設定した。
 - ① 試験温度範囲 (ΔT) が分析対象機器と同等以上であること
 - ② 2台連続で熱に起因した不具合が発生していないこと



2台連続で熱に起因した不具合が発生しなければ、その次のATは4サイクルに削減可能



(注) P95/90とは、母集団の95%を包絡する確率が90%であることを表す。一般的にAT条件はP95/50が要求されるが、より安全側のP95/90を採用した。

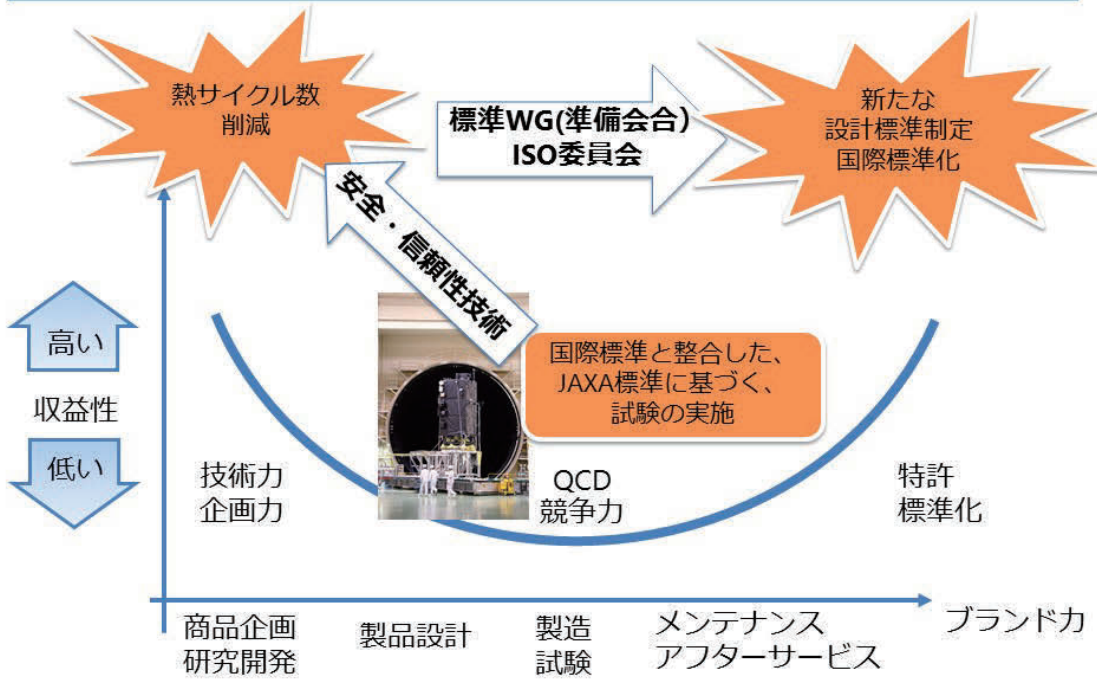
ベイズの定理:

条件付き確率に関して成り立つ定理。いくつかの未観測要素を含む推論等に応用される。

$$R_{N+1} = 1 - \frac{p_0(1 - TE(8))^N(1 - TE(4))}{p_0(1 - TE(8))^N(1 - TE(4)) + 1 - p_0}$$

p_0 : 不具合を内在している確率
 $TE(8)$: 8サイクルの不具合検出率
 $TE(4)$: 4サイクルの不具合検出率

環境試験技術と、安全・信頼性技術



第15回 試験技術ワークショップ

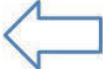
開発段階	安全・要求品質の計画	安全・信頼性目標値の設計	安全・信頼性方式設計	安全・信頼性実装設計	安全・信頼性実証・検証(要求レベル)	安全・信頼性検証(確認レベル)	安全・信頼性検証(検証レベル)	安全・信頼性検証(保証レベル)
(レベル) 要求	1.1 コンセプト開発	1.2 要求仕様	(信頼性指標)					
システム	11 安全・信頼性に対する要求レベルの決定	2.1 構想設計	2.2 詳細設計	2.3 製造性検証	8 適合試験			
製品	2.1 詳細設計	3.1 信頼性設計	3.2 安全設計	3.3 設計検証	7 総合試験-導入試験			
装置サブシステム	3.1 信頼性設計	4.1 詳細設計	4.2 設計検証	4.3 製造	4.4 製造検査	6.1 統合化・検証試験	6.2 標準化システムテスト	9.1 導入
部品モジュール	A1 詳細設計	5.1 製造	5.2 製造検査	5.3 製造	5.4 製造検査	7.1 総合試験-導入試験	7.2 総合試験-導入試験	9.2 運用サポート
管理プロセス	10.1 安全・信頼性保証管理	10.2 プロセス管理/改善の計画・管理	10.3 設計変更/リリース管理	10.4 設計検証管理	10.5 製造品質管理	10.6 構成管理	11. 運用プロセス管理/POAサイクル管理	
手法・技法	1.1 (広義) 製品リスクアセスメント	2.1 要求仕様	3.1 モデルベース開発	4.1 FMEA	5.1 モデルベース開発	6.1 自動化/ロボット	8.1 主要な発生シナリオ想定	9.1 RAMP分析
	1.2 安全・信頼性 信頼性レビュー	2.2 モデルベース検証	3.2 フールプルーフ管理	4.2 設計レビュー	5.2 コードレビュー	6.2 モデルベース試験	8.2 信頼性成長計画	9.2 信頼性成長計画

安全・信頼性技術の例

第15回 試験技術ワークショップ

目次



- 標準化の意義と、宇宙機設計標準の概要
- 国際標準化の意義と、宇宙ISOの取り組み
- 今後の取り組みと、試験技術への期待
- まとめ 

まとめ



- 標準化は、信頼性向上、労力の短縮、等、のメリットがある活動である。
- JAXA宇宙機設計標準は、新たな標準の作成や、プロジェクト業務のフィードバックを活性化させる段階に入っている。
- 近年の標準化は、国際競争における重要なツールとなりつつある。
- 今後の宇宙開発においては、従来の高品質・高信頼性活動は継続しつつ、「研究開発と標準化と一体となった取り組み」が必要。
- 試験技術における、熱サイクル数削減に向けた活動が、一つの理想形。引き続き、活動の継続と発展をお願いしたい。

安全・信頼性推進部では、安全・信頼性技術技術の紹介、標準化活動のサポートを行っていきます。今後とも、ご支援・ご協力よろしく申し上げます。

質疑応答

質問者① JAXA 第二研究ユニット 柳瀬様

A S N A R O 2の発表もありましたが、昔、アメリカのDODで信頼性を高く保たなければならぬものは、Aというカテゴリを作ってもの凄い大金をかけて試験をやります。それからB, Cとランクをつけて、コストレベルを高くできないチャレンジングなものは標準のレベルを下げるというような話がありました。今日のように、データが集まってきている現状を踏まえると、次はそういう検討が可能になると思っておりますが、この点についていかがでしょうか。

発表者

衛星のクラス分けの話については、安倍部の中でもよく議論になります。逆に言うとはJAXAの衛星は1階層しか無いので、一律の条件が課せられるというような現状です。小型衛星がたくさん開発されるとこの点の検討がより必要になると考えています。ただし、海外からの視点で見ると、まだデータ数が圧倒的に少ないです。このように、必要性和現実との間で、一步踏み出せずにいる状態です。今後、衛星クラス分けについて、引き続き検討や議論をさせていただきます。

質問者① JAXA 第二研究ユニット 柳瀬様

衛星クラス分けに関しては、メーカーと連携して、メーカー主導で検討していただくのはいかがでしょうか。JAXAが主導になると、どうしても厳しめになってしまうと思っております。

発表者

おっしゃる通りです。メーカーの協力も仰いで、一丸となってやる必要があると思っております。

質問者② JAXA OB 斎藤様

信頼性の観点で、部品への取組の最近の動向を教えてください。

発表者

既知の範囲で申し上げますと、JAXA内の部品への取組も変わってきております。特に、部品の認定制度をメーカーに一任していただくというような議論が行われています。

質問者

例えば、航空機業界などは、海外の部品の認定制度がゆるぎなく構築されていて、日本部品が立ち入る隙がありません。宇宙業界で同じことにならないか懸念しています。

発表者

懸念点を踏まえて、検討させていただきます。

質問者③ 有人宇宙システム株式会社 青木様

標準について、あまり詳しいわけではないため、向こう見ずな質問になるかもしれませんが、ご了承ください。民生としての宇宙を頭に思い浮かべたとき、標準化というのは非常に大切だと思います。安全性・品質保証の観点で、人に影響を及ぼすこと、ミッションに影響を及ぼすこと、あるいは、周囲へ影響を及ぼすこと等のようなランク付けがあると思います。そのときにたとえば先ほどの熱サイクル試験 8 回を 4 回にというような話にもつながると思いますが、人にとって重大な影響を与えるようなハザードを起こすんだったら 8 回、周囲への影響を及ぼすようであれば 4 回、自分のミッション喪失だけだったら 1 回とかそういうような標準化の方法というのはあり得ないですか。

発表者

用途に応じた標準のランク分けということでしょうか。試験標準の観点で見れば、プロジェクトごとに影響度というものが決められております。つまり、影響度と発生の頻度によって、戦略が変わります。先ほどのおっしゃったように、ハザードによってあるいは、環境によって試験要求が変わるといような規則は現状ありません。試験条件は、一律決まったものが課されます。

先ほど別の発表における質問にもあった通り、ミッションに応じて色々要求が変わってくるということは、まだ全体の設計標準としては設定されていないという状況になっております。試験標準の観点で見ると、条件に合えば、テーラリングは許可となっております。しかし、試験標準も設計標準同様に、カテゴリ化・レベル分けされていない現状です。

熱サイクル削減の話をする、条件を達成すれば、8 回か 4 回かの選択の余地があると証明できたことが、今後の標準の検討を進める中で、インパクトが大きいと感じています。

6.8. 宇宙機一般試験標準の A 改訂における 改正の方向性及び主な変更点

宇宙航空研究開発機構

環境試験技術ユニット

矢野 力 氏 / 施 勤忠 氏



宇宙機一般試験標準のA改訂における 改正の方向性及び主な変更点

施 勤忠 / ○矢野 力

JAXA環境試験技術ユニット
宇宙機一般試験標準WGリーダー/サブリーダー



1



1. 前置き

➤ 標準とは何か？なぜ標準が必要なのか？

標準とは公認組織による合意(広く同意を得たもの)及び認可のもとに作成された文書で、科学、技術、および経験の集大成。

標準の目的: 最適な規則性を持って達成されることを狙いとして、知見を広く共通し、反復して使用できること。共通の利を最大限にもたらし、コミュニティにおいて品質共通化を生み出すこと。

➤ 技術規格について

- ✓ 技術規格とは技術的体系として確立された基準や要求である。
- ✓ 通常、一般化された工学・技術的な基準、方法、手順、および実践を確立した、広く一般に受け入れられている公式文書である。
- ✓ 標準化過程において技術規定の内容を技術専門家らに提示し、正式な合意を得て標準化する。契約相手の技術者らは、標準に記述された要求を理解し、承認、同意することが求められる。

標準(規格)の目的:

- ✓ 様々な製造・供給業者から調達した製品の品質、信頼性、および安全性に対する統一化を図る。
- ✓ 異なる製造・供給業者のハードウェア/ソフトウェア間に互換性を確保するため、技術要求を簡素化する。
- ✓ 技術を均質化し、周知を図ることによって製品をより安価かつ容易に調達できる(異なる製造・供給業者から製品を調達する際、何をやるべきか否か等について無駄論議を省くため。)

2

2

Environmental Test Technology Unit  

➤ 宇宙機の試験標準

- 試験の要求書、仕様書、手順書、報告書等を策定したもので**製品調達時**に使用される。
 製品が使用期間中において**最小限のリスク**でミッションを遂行する**品質を有することを試験によって検証**すべきこと、その結果を第三者や専門家に**審査・評価**されること。
- ✓ 現時点の宇宙産業は、民生品の国際的な商業取引(例: 車、携帯電話、コンピュータ等)に至らなく、主な活動は政府とその関連産業に限定されている。
 - ✓ 国や宇宙関連の組織によって異なる試験標準が存在する。(例: NASA, MIL, ESA, JAXA, RSA, etc.)
 - ✓ 国際標準ISOもあるが、利用される事は限定的となっている。



<http://matome.naver.jp/odai/>



http://lexus.jp/brand/lexus_gallery/midland_square/index.html

例: 基準がなかったら、どうやって車を選びますか？

標準(スペック)は「買いたい製品の**要求仕様**及び**対価**」を実現する有効な方法！

3

2. JAXA標準: Environmental Test Technology Unit  

- プログラム管理要求文書 (JMR)
 - JMR-001 システム安全標準
 - JMR-005 品質保証プログラム標準
 - JMR-006 コンフィギュレーション管理標準
 -
 - 技術要求・ガイドライン文書
 - 共通
 - JERG-0-049 ソフトウェア開発標準 (0: 共通文書)
 -
 - ロケット
 - JERG-1-008 ロケット搭載ソフトウェア開発標準 (1: ロケット)
 -
 - 宇宙機
 - JERG-2-000 宇宙機(人工衛星・探査機)設計標準
 - JERG-2-130 宇宙機一般試験標準 (2: 宇宙機)
 -
 - ✓ 機械設計
 - JERG-2-310 熱制御系設計標準
 - JERG-2-330 機構設計標準
 - ✓ 電気設計
- } 関連分野各標準

JMR:Jaxa Management Requirement, JERG:JAXA Engineering Requirement and Guidance⁴

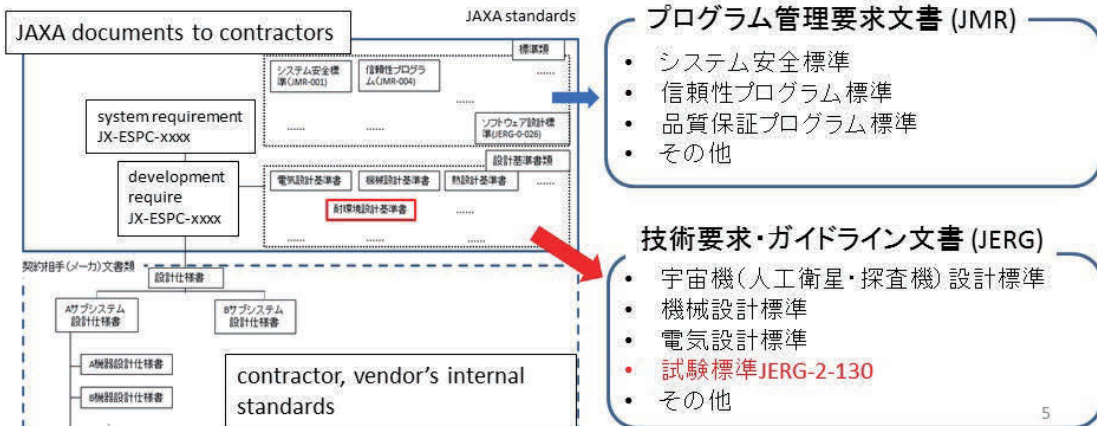
2.1 JAXAに標準が必要な理由 *ogy Unit*



- 契約者、製造元、担当者等が異なっても共通の品質、信頼性、確実性を維持するため(某社なら大丈夫ではなく、大丈夫の根拠を示す)。
- 共通の経験と教訓を、コスト効果の高いミッションの成功に寄与する実践的な知識として反映する知見の蓄積、広く共通化。
- コスト効果を維持し、製品の調達を容易に。
- 必要なものや、顧客と製造元間の処理事項等を明確化。
- その他

JAXA標準(テラリング可能)の利用方法

-要求は、満たさなければならない

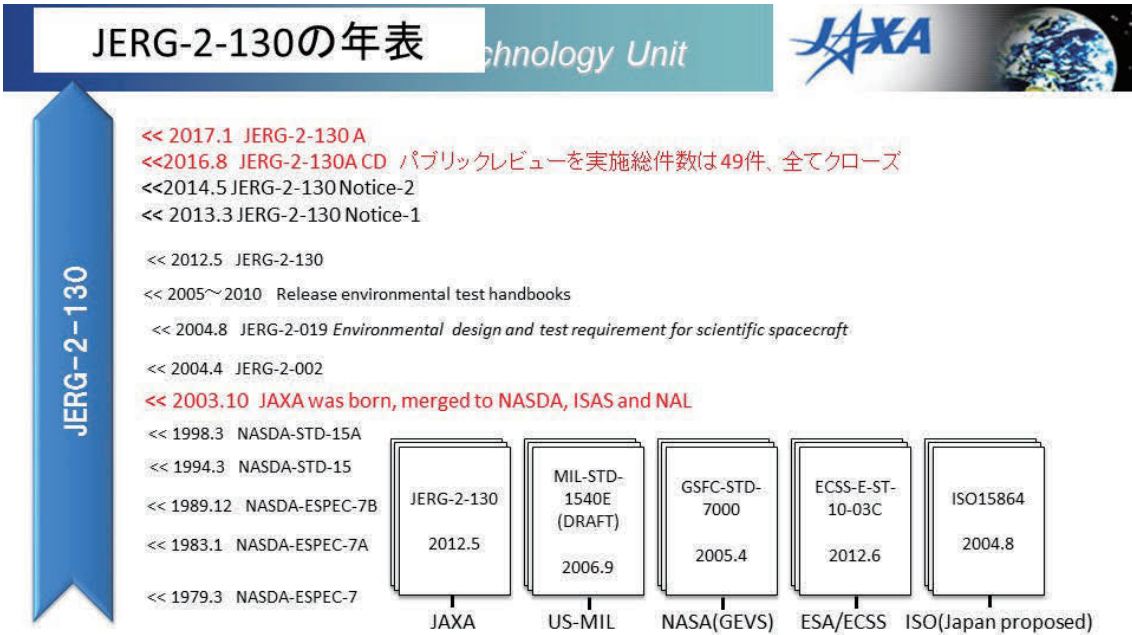


This contains confidential information or information on technology to JAXA. The unauthorized disclosure, dissemination or copying of any information it contains is prohibited.

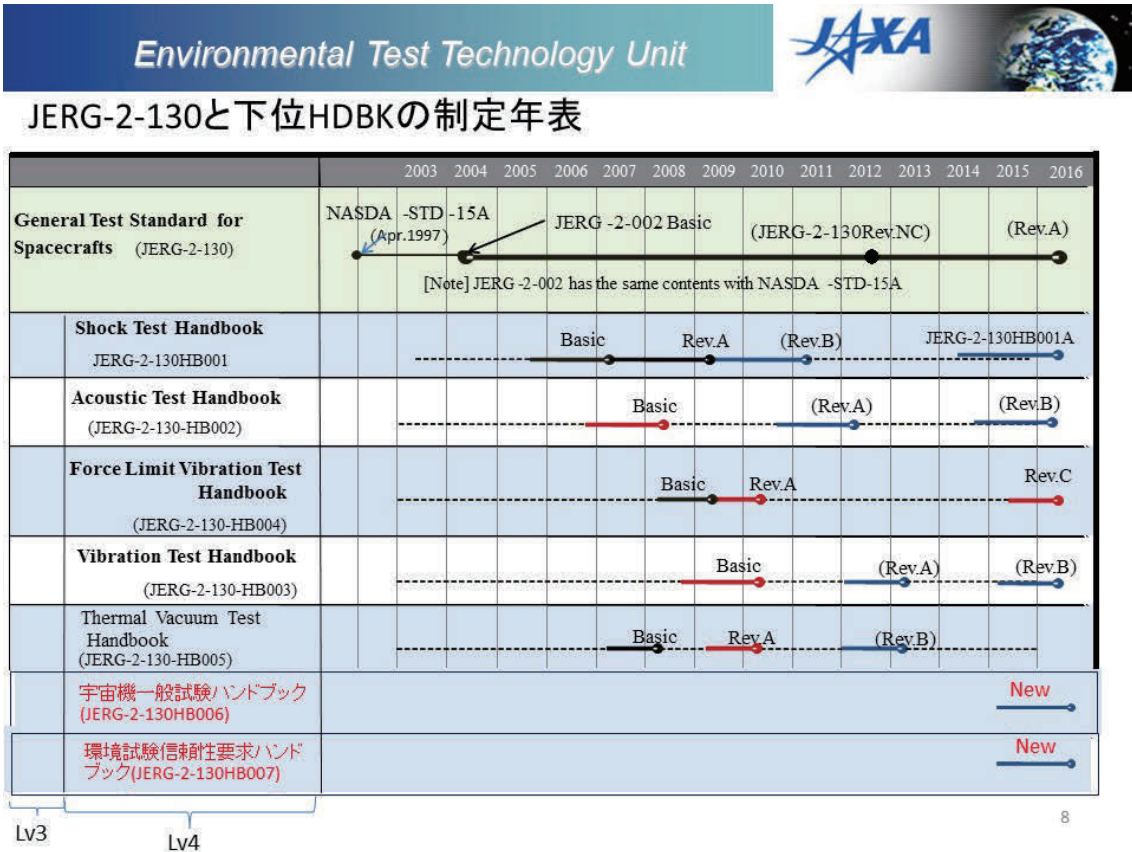
2.2. JAXA宇宙機試験標準の歴史 *nit*



Year	48	50	52	54	56	58	60	62	64	66	68	70	72	74	76	78	80	82	84	86	88	90	92	94	96	98	00	02	04	06	08	10	12				
Events						▲Sputnik1 (10/4/57)						▲Ohsumi(2/11/70)																									
USA																																					
Europa																																					
Japan																																					



- 宇宙開発委員会による指摘: 1996年8月にH-IIによって打ち上げられたADEOSIIが太陽電池パネルのブラケットの破損によりミッションの失敗に終わった件を受け、JAXA独自の経験に基づく技術を体系的に蓄積するよう指示があった。
- 設計標準の不足(電子機器の充電/放電等)を足しつつ、設計標準、ガイダンス、要求書、ハンドブック、テーラリングガイド等を体系的に確立し、更新し続ける必要がある。



Environmental Test Technology Unit

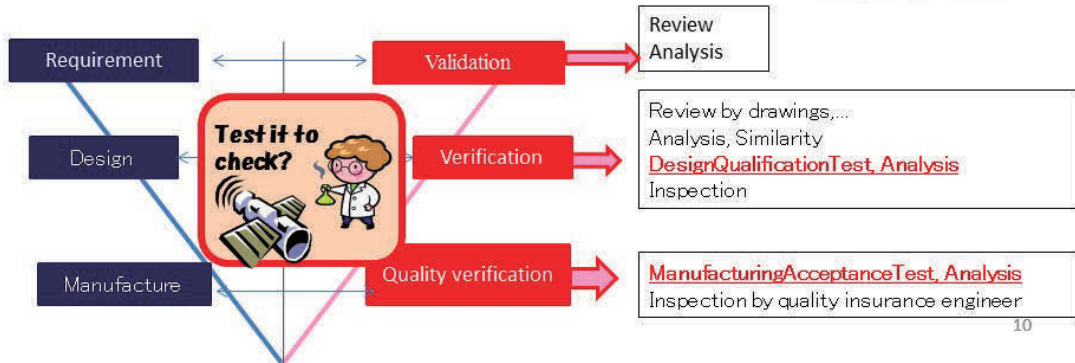
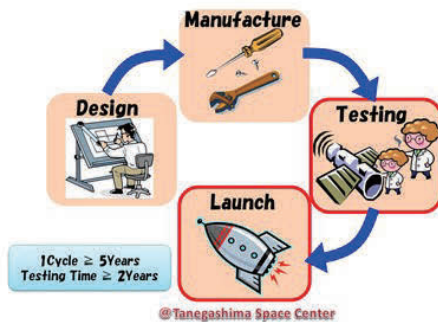
- ✓ JAXA試験標準JERG-2-130はJAXA宇宙機共通技術文書のLevel3階層でJAXAが宇宙機を調達する際の**ベースライン試験標準**として使用される。ただし、試験標準は各プロジェクトに合わせた**テラーリングが可能**である。各種のハンドブックはLevel4階層で試験要求に対して実施する**方法や原理、具体項目に関するテラーリング方法**になる参考文書。
- ✓ 試験標準のスコープは、無人の宇宙機システム、サブシステム及びコンポーネントに関する開発試験、認定試験、受入試験及びプロトフライト試験、並びに環境試験、機能性能試験、物理パラメータ確認試験、射場における確認試験及び再試験について、一般的な試験要求事項を規定する。一般要求には、試験理念、試験の種類、試験プログラムの設定、試験に対する共通的な試験要求等を示す。個別要求には、試験項目と試験順序、各試験項目の詳細要求を規定している。

JERG-2-130	NC Notice1	宇宙機一般試験標準	制定: FY24 Notice: FY24	Level4階層			
Level3階層 A改訂 Notice-1発行 B改訂 B改訂 新規制定 新規制定				JERG-2-130-HB001	NC Notice1	衝撃試験ハンドブック	制定: FY24 Notice: FY24
				JERG-2-130-HB002	NC Notice1	音響試験ハンドブック	制定: FY20 Notice: FY24
				JERG-2-130-HB003	NC	振動試験ハンドブック	制定: FY22
				JERG-2-130-HB004	A	フォースリミット振動試験ハンドブック	A改訂: FY21
				JERG-2-130-HB005	A Notice1	熱真空試験ハンドブック	制定: FY20 Notice: FY24
				JERG-2-130-HB006		環境試験信頼性要求ハンドブック	制定: FY28
				JERG-2-130-HB007		宇宙機一般試験標準ハンドブック	制定: FY28

2.3 JERG-2-130の理念

2.3.1 宇宙機開発活動中の試験の位置付け(設計検証、品質検証)の一つ有効な活動(手法)

- ✓ 宇宙機開発活動に応じる開発方式: 開発モデル (EM/STM)、設計認定モデル (QM)、フライト供するモデル (FM/PFM)の網羅要求に関する試験検証(設計検証、製造品質検証)項目に対する要求すべき事項を規定。
- ✓ 特注品を開発とするJAXA宇宙機の調達方式に沿って、トータルコスト最適な検証理念: 下位構成品の不具合を上位構成品に持ち込むことによる膨大なコスト増加を低減する下位構成品により厳しめなPyramid試験検証理念を踏襲。
- ✓ 試験標準で規定する試験対象項目を明確。



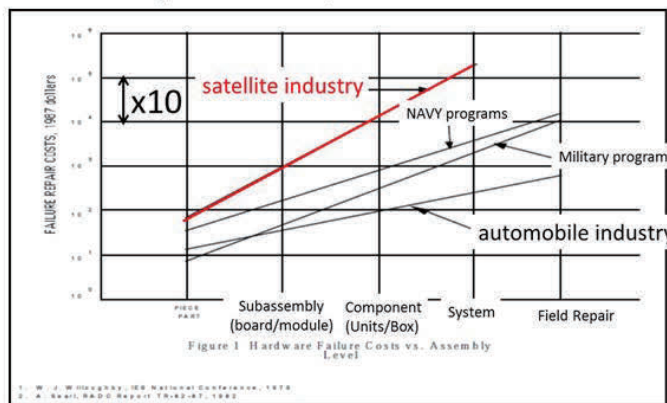
2.3.2 コスト最適化検証理念: Pyramid検証のより徹底化



宇宙産業では高次元のアセンブリレベルになると修理費用が自動車産業より何十倍にもなる。設計不具合・ワークマンシップエラーを、Pyramid方式によって発見が容易(Perceptive)なより低次元のアセンブリレベルで検証することが徹底化!

Failure	Cost
• Unit level	• \$30,000-60,000
• System level	• \$200,000-500,000
• Schedule delay	• \$1M/week
• Multiple programs	• up to \$1.3Billion
• Space vehicle orbital failure	• \$50K to \$1Billion
• Large platform launch failure	• up to \$1 Billion +

Ref: W. Tosney, "Test Risk Assessment" Jan, 2006



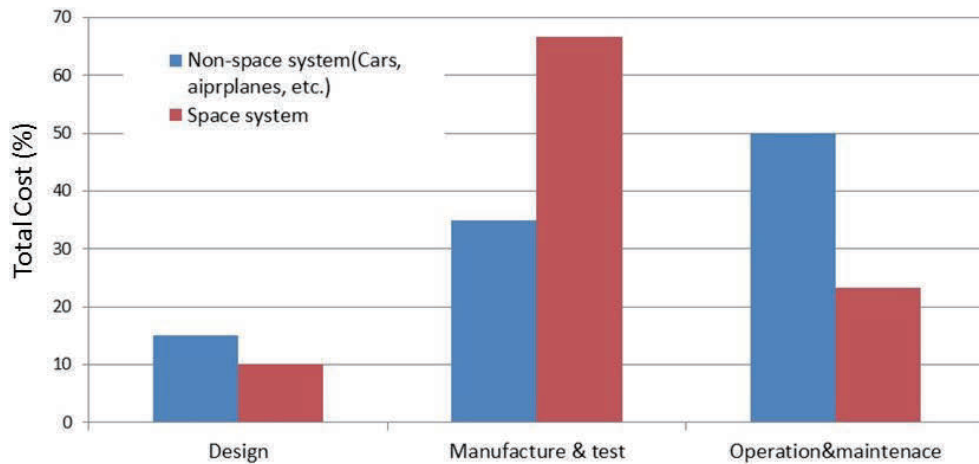
11

Environmental Test Technology Unit



宇宙機では地上検証に多くの費用を注ぐ: 宇宙機(特注品)と地上製品(量産品)に関する Life time cost配分

- 宇宙機はシリーズ衛星を除く宇宙機は同じものがないため、新しい設計の実証、製造工程でのワークマンシップエラーを検出する必要がある。
- 軌道上のメンテナンスは限定的であり、欠陥の発見や修復が困難のため、一つ又は数個部品の欠陥でミッションの失敗を招き兼ねない。地上品のLife Timeメンテナンスコストは約50%に対し、宇宙機のLife timeメンテナンスは25%以下。



12

宇宙機の特徴 - 宇宙機(特注品)と地上製品(量産品)の相違点
(宇宙機と自動車の比較例)

	宇宙機(ロケット・衛星)	自動車
開発期間	新規の宇宙機約5年以上	2年以内(目標)
開発コスト	ロケット: 1000億円以上 衛星: 300億円以上	1車種: 約5000億
試験機	ロケット: 3機以内 衛星: ほぼなし	数十台以上
設計・製造	ほぼ一品物	数万台以上の大量生産
試験検査	出荷前の地上検査。 出荷後の宇宙運用では実現象の把握が容易ではなく、予測可能な全ての不具合モード、リスク度等評価	出荷前・後が可能
運用時の不具合修理	ほぼ不可能	回収・実機確認可能
使用部品数	ロケット: 数百万個以上 衛星: 数十万以上	2-3万個
運用時の環境条件	地上で人工的に作り出すことが困難な過酷な打ち上げ(振動、音響、衝撃、減圧等)及び軌道上環境(真空熱サイクル、宇宙放射線、デブリなど)	地上で作成することが可能: 多くの実車テスト: 高速走行試験、実走耐久、雪害、熱害、EMCなど
ライフサイクルコスト要素	保守、修理はほぼ行えないため、試験コストは製品のライフサイクル期間中、最大なコスト要素	ライフサイクル期間中、保守、修理などが可能であり、製品のライフサイクル期間中、保守コストが主なコスト要素

Environmental Test Technology Unit



2. 3. 3 試験標準で規定する環境試験項目を明確化

Activities	Environment											例 (Examples)	
	製造 (Manufacturing)	ハンドリング (Handling)	輸送・保管 (Shipping, Storage)	部品試験 (Parts test)	コンポーネント試験 (Unit test)	サブシステム試験 (Subsystem test)	AI&T (組立&調試)	システム試験 (System test)	ロケットと結合 (Launch vehicle integration)	打上 (Launch)	軌道運用 (On-orbit operation)		軌道離脱、再突入 (Deorbit, Reentry)
大気 (Climatic)	JERG-0-002												塩、埃、湿気
電磁 (Electromagnetic)					x	x		x					補助発電機
機械力学 (Dynamics)					x	x		x					荷重、振動、音響、衝撃
自然空間 (Natural Space)	JERG-0-002												自然界や人工物の放射
周囲圧力 (Pressure-Ambient)					x	x		x					気圧変化
構造荷重 (Structural Loading)					x	x		x					重力、空力、熱、推進
熱 (Thermal)					x	x		x					温度変化、温度サイクル
真空 (Vacuum)					x	x		x					宇宙
Process induced environment: welding, soldering, x-ray inspection, etc.					Actual or national environment: launch induced vibration, on-orbit radiation.								
Test induced environment: shaker, shock, thermal vacuum, EMC/EMI test, etc.					x Test standard JERG-2-130 test environment								

2.3.4 試験標準で規定する環境試験以外の試験項目(機能性能試験、物理パラメータ確認、射場における確認試験、再試験)を明確化

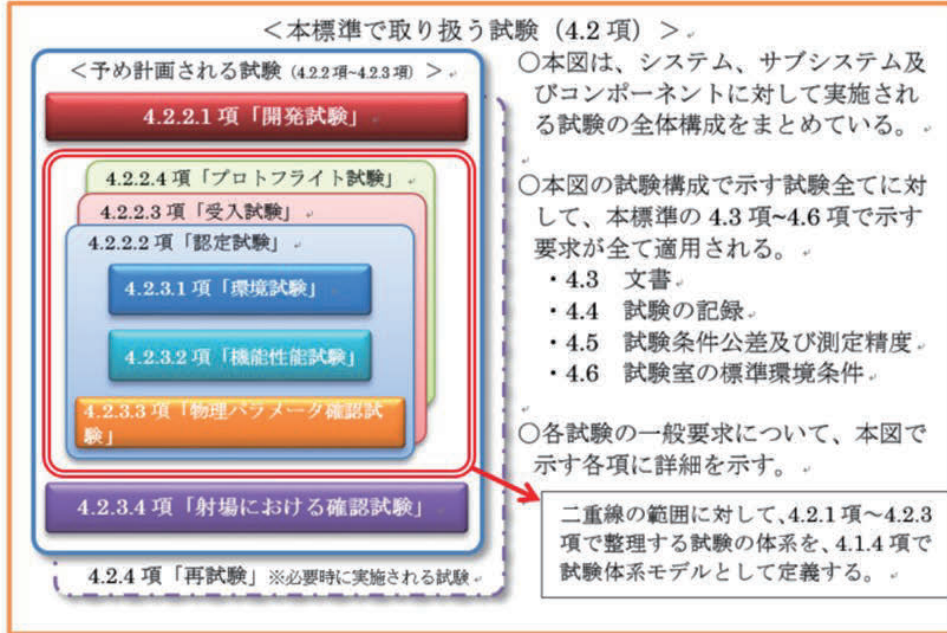


図 4.1.3-1 試験の全体構成

3. JERG-2-130の主要な変更の方向性

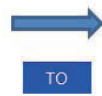
3.1 改定方針: JAXA調達基準書の位置付けとしてベースラインの要求事項(JERG-2-130)

- ✓ 宇宙機一般試験標準(JERG-2-130)のA改訂案作成、利用者がJAXA契約者として4、5章の共通事項について修正案の議論(T/G、解説の扱い含む)。5章は各HB WG(6M及び6T)に依頼し、作業を進める。
- ✓ 試験で要求すべき共通事項(MaxではなくMinimum)の記述を注力して議論、記述T/G及び解説の記述について「要求としての必要性議論」を含め、「試験目的」、「試験対象」、「試験条件」、「その他」に追記(WG6M,WG6Tで議論)
- ✓ QT/PFT/AT試験要求事項の差異を明確化し、QT/PFT/ATの集約化(3試験の重複記述を削減、利用側が試験の目的(QT/PFT/AT)の差異が分かりやすく、維持改定の効率化)。
- ✓ より使用しやすい(JAXA文書として適用する耐環境設計基準書では、ペリマツ、試験レベル、公差を規定すること)各種の「試験条件」は、5章の試験項目表(ペリマツ)の後に纏める事。
- ✓ ペリマツの“O”の曖昧さを無くし、“ER(試験要求かは評価を要求する)”に改善

宇宙機一般試験標準(JERG-2-130Notice2)

項目		
(1)試験目的		
(2)試験時期		削除
(3)試験方法		
(4)試験コンフィギュレーション	試験装置 供試体 セットアップ(境界条件)	
(5)試験条件	負荷条件 周囲環境条件	削除
(6)計測データ処理	環境負荷 供試体・機能性能 データ計測	
(7)評価	環境負荷 供試体・機能性能 データ計測	
(8)補足事項		

宇宙機一般試験標準(JERG-2-130A)



	要求事項
(1)試験目的	当該試験の目的を記す。その試験をすることによって何を検証するのかを示す。
(2)試験対象	試験供試体モデル、作動モード及び試験実施に必要なセットアップに求められる要求事項(電源On要求、代替品使用等)を示す。
(3)試験条件	各試験で負荷すべき試験条件について規定する。
(4)その他	少数の試験で記述が必要な要求



3.2 JERG-2-130Aの主な変更点 (結果)

- ✓ 要求事項の明確化：「要求事項」と「解説」／「テラリングガイド」の分離、及び試験ハンドブックをはじめとする文書類との整合等である。
- ✓ 「試験個別要求」の明確化：使い易さを向上させ「試験目的、試験対象、試験条件、その他」に集約し、試験項目のQT/AT/PFTを集約することにより、試験目的（認定試験、受入試験及びプロトフライト試験）による条件の比較をし易くする等、設計審査や試験実施者、プロジェクト原局等の「異なる視点から見た利便性」を、同時に向上させることを目指した。
- ✓ コンポーネント熱真空試験の熱サイクル数緩和条件の明確化：コンポーネント受入試験の熱真空試験における熱サイクル数要求を、8サイクルから4サイクルへ緩和できる条件を明確化。
- ✓ 機能性能試験の要求緩和：試験項目表で環境試験の前後に実施することを要求していた機能性能試験について、実際の実施内容、実施状況との乖離を整理し、適切な要求に見直す試験条件検討にかかるコストの削減に寄与することを目指した。
- ✓ EFM開発方式の標準化：EFM方式開発試験に使用したエンジニアリングモデルをリファバービッシュしてフライト品に転用する方式に対する試験要求を整理し、試験標準において標準的に適用可能な開発方式として規定する。
- ✓ サブシステム試験要求の見直し：サブシステム試験の目的を明確にした上で、試験体系からサブシステムを除外、コンポーネント試験要求に準拠することを明確にしたことにより、プロジェクト毎のサブシステム試験実施実施可否を選択可能にし、試験プログラム設定の柔軟性を向上させる。
- ✓ 他JAXA標準文書との2重規定の改善：主に電波、磁気系試験、圧力試験等のJAXA標準文書との要求整合及び2重規定の排除、試験要求の適正化。
- ✓ 太陽電池パドル受入試験の要求変更：コンポーネント試験項目表の太陽電池パドルの受入試験における「熱真空試験」要求をJERG-2-130 Notice-2までの「O」（Option）から、宇宙機開発の実情と合わせ、「R」（Required）に変更した。

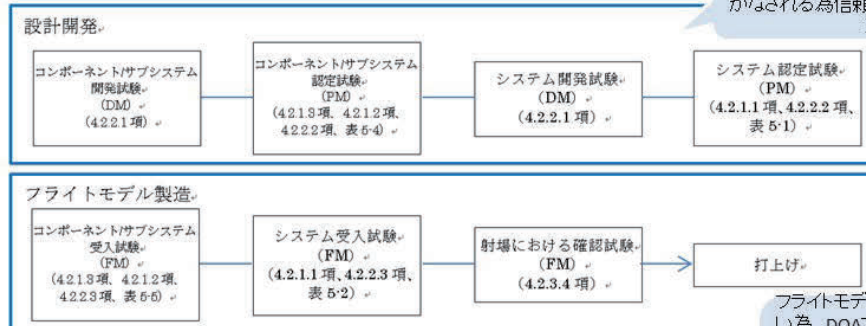
3.3 要求事項の明確化：「要求事項」と「解説」／「テラリングガイド」の分離、及び試験ハンドブック

JERG-2-130A

JERG-2-130HB006 (NEW)

ID 1104 システム 認定試験(QT) 音響試験	要求事項	テラリングガイド	解説
1 試験目的	(ア) 本試験は供試体であるプロトタイプモデルが認定音響試験条件に対して耐性を有することを検証する。認定試験の一般要求事項については4.2.3.2項を参照のこと。 (イ) サブシステム及びコンポーネントに対して設定したランダム振動試験条件の妥当性を試験にて確認する。*1	*1 サブシステム及びコンポーネントに対して音響環境が設定された場合は、その妥当性を試験にて確認する。 *2 構造設計標準ハンドブック第1部3項に示す条件を満たした場合は、指差タンクを非充填として試験しても良い。 *3 試験時に、電気性能の機能を有さない代替品を稼動する場合、コンフィギュレーションについては個別に規定する。	*5 供試体の設置方法については、音響試験ハンドブック 4.5項を参照。 *8 宇宙機システムは、打上げロケット毎に規定される音響試験規格に従い試験する。 *9 供試体の特性により、周所音圧上昇を言われるレベルが提示される場合がある。周所音圧上昇の制御については、音響試験ハンドブック 2.2項、Appendix Bを参照。 *10 累積疲労損傷の評価については音響試験ハンドブック Appendix Dを参照。
2 試験対象	(ア) 一般に、気密型のコンポーネント際は、打上げ前の圧力条件に合わせて加圧して試験を行わなければならない。 (イ) 打上げ時の内圧又は外圧の変化のために強度、剛性、荷重条件等が著しく変化すると予想される場合には、物理的性質が同等で無害な場合、供試体に対して悪影響のないアルコール、水等を充填して試験を行うこと。*2 (ウ) 音響試験中は、原則として、打上げ時の動作モードで運用とすること。*3 (オ) 試験中、構造的不具合の発生、サブシステム及びコンポーネントの振動動作等を監視すること。これらに対する要求は、個別に規定すること。 (カ) 供試体は、実機又は実機と剛性が等価なアタッチフィッティング等に取り付けること。*4	*5 供試体の評価に問題のないことを確認した場合は、実機又は実機と剛性が等価なアタッチフィッティング以外を用いても良い。 *6 負荷条件が周所音圧上昇を含む試験レベルの場合、音響試験ハンドブックに示す方法で緩和することができる(音響試験ハンドブック 2.2項を参照)。*9 *7 必要に応じて累積疲労損傷の評価を考慮した試験条件とすること。*10 *14 必要に応じて宇宙機システム構体及びサブシステムのクリティカルな部分に感センサを取り付けて測定を行うこと。 *15 必要に応じて供試体内部の音圧を測定すること。 *19 ランダム・レスポンス・スペクトラム(RRS)解析を用いて比較しても良い。*20	*11 マイクロホンの設置については、音響試験ハンドブック 4.3項を参照。 *12 制御装置は、各マイクロホンの信号を周波数バンド毎に分析し、その分析結果を効果的にリアルタイムで平均化できる装置を用いることが望ましい。 *13 音響試験の実施前には、仮審査内に形状、寸法及び吸音率を供試体に合わせたダミーを設置し、試験時の音響スペクトラムを事前に検証することが望ましい。 *16 センサの取付けについては音響試験ハンドブック 4.4項を参照。 *17 供試体の共振周波数を評価する場合は、解析の周波数分解能は供所音圧とする。この場合の周波数バンド幅は、一般的に、2Hzから8Hz 程度が用いられる。 *18 自由度については音響試験ハンドブック 5.2項を参照。 *20 PSD 解析及びRRS 解析については、音響試験ハンドブック 5項を参照。
3 試験条件	(ア) 均一音場を用いて以下の認定試験レベルを負荷すること。*6*7*8 A 音圧：最大予測値+3dB B 試験時間：最大2min(120s) (イ) 試験条件公差は以下とすること。 A 音圧： (A) オーバーオールレベル：±1.5dB		

3.4 宇宙機開発活動に応じる標準で規定する開発方式の明確化
(1) 基本的な開発方式と試験プログラム (DQA, DP)



FMが完成するまでに認定用とフライト用2つのモデルで長期間に亘って段階的に検証がなされる為信頼性が高く、コストが高い方式である

図4.1.2-1 開発試験-認定試験-受入試験開発方式 (DQA方式)



フライトモデル (FM) を改めて製造しない為、DQA方式よりもコストが低減されるが、この方式は認定された品目の変更点や技術成熟度について検討されているものに適用される。但し試験実施後における供試体の残存寿命を試験で実証されないリスクがある。

図4.1.2-2 開発試験-プロトフライト試験開発方式 (DP方式)

(2) その他の開発方式と試験プログラム: EFM方式(一部又は全部を適用(具体的な試験要求は規定しない))

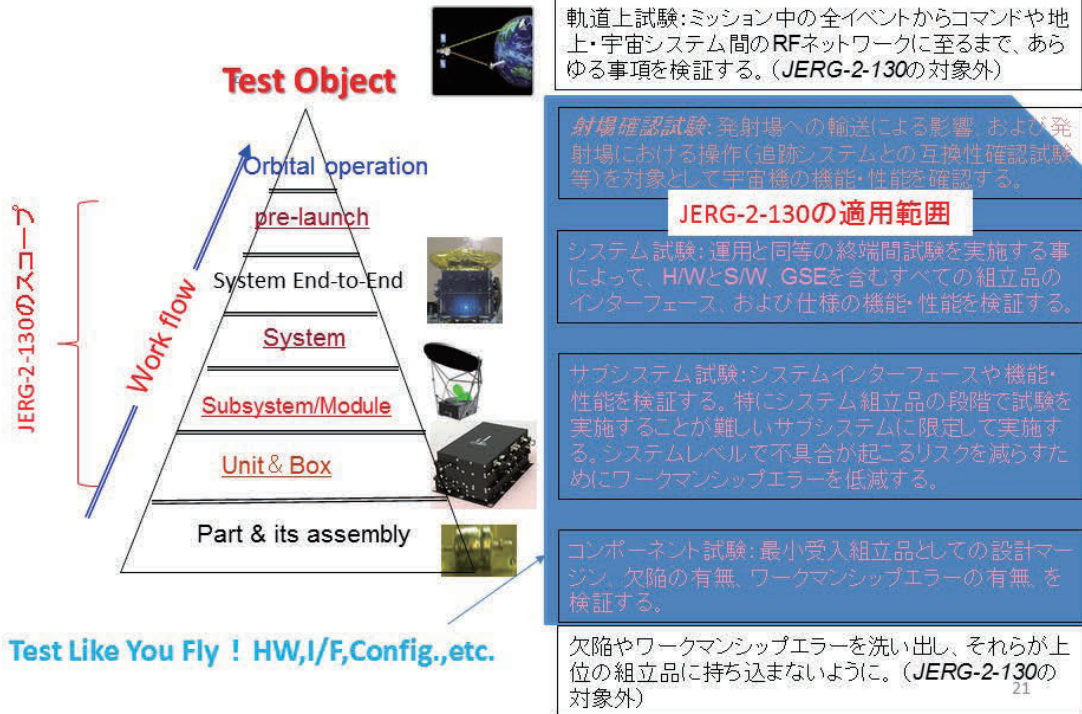
Environmental Test Technology Unit



3.5 基本的な開発方式と試験プログラムに関する検証事項の整理による過不足の修正

検証項目	試験モデルタイプの検証事項		
	認定 (QT)	プロトフライト (PFT)	受入 (AT)
設計検証	Yes	Yes	No
マージン実証	Yes	Yes (試験時間のマージンが少ない)	No
ワークマンシップエラー スクリーニング	No (非フライト品)	Yes	Yes
仕様に対する性能	Yes	Yes	Yes
FMの受入試験適用に関する 検証(試験公差を含む)	Yes	Yes	No

3.6 JERG-2-130適用範囲における試験目的のピラミッド検証の徹底化



Environmental Test Technology Unit

ピラミッド検証の徹底化した試験体系の可視化

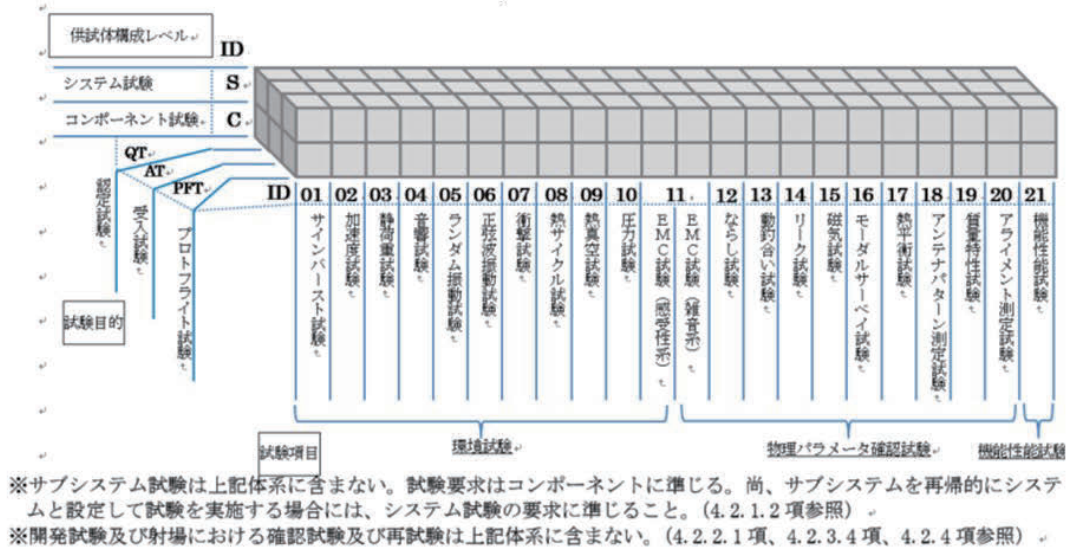


図 4.1.4-1 本試験標準で取り扱う試験体系モデル



4. 世界の主な宇宙機試験標準の比較

- ✓ 冒頭で述べたように、標準の性質は、コミュニティの間で合意され結果の集大成である。
- ✓ 宇宙機試験標準やそれらをテーラリングし、各プロジェクトに適用することを調達条件として各国の経験知識や教訓を標準化した文書である。
- ✓ 宇宙分野の活動は政府の出資により始まったもので、以来今日に至るまで最先端のミッションが政府の資金によって遂行されてきている。従って各標準を比較する目的は、その優先順位を示すことではなく、参考とするため標準間の類似点や相違点を述べる。
- ✓ 比較対象は政府の宇宙機関の試験標準。
 - a. MIL-STD-1540は宇宙機の調達を目的として実行される米国軍(MIL)の試験標準であり、コストより高い成功性を目的とするベースライン要求を設定したものである(産業界はテーラリングして使用)。最新版は政治的な理由でMIL-STD-1540Eにならず、SMC-S-016(2014)の文書になった。
 - b. ECSS-E-ST10-03は、ESAやEU圏の国が宇宙機の調達を目的として準拠する試験標準で多くの株主顧客がいるため、テーラリングガイダンス整備(Annex D)、およびECSS-E-ST10-02(Verification Standard)に則り、柔軟なテーラリングできるものである。
 - c. JERG-2-130はMIL-STD-1540B(1983)を参考し、実際の試験や教訓を反映したJAXAの試験標準である。プログラムごとにテーラリングすることも可能である。

23

4.1 各国の試験要求マトリクスの検証要求の共通点・相違点

- 環境試験に関する共通点
 - a. 熱真空試験要求はほぼ類似している。システムレベルでは要求されているが、コンポーネントレベルでは「O」として認められている場合もある。
 - b. 音響/ランダム振動試験はJERGとMILではほぼ同等であり、ECSSでは顧客の選択に委ねられている。
 - c. 熱サイクル試験はシステムレベルではJERG、MILでは要求されないが、ECSSでは顧客の選択に委ねられている。コンポーネントレベルについてはJERG、MILでは要求/非要求/要評価があり、ECSSでは、要求/非要求/顧客決定。
- 環境試験の相違点
 - a. 正弦波振動試験要求はMIL(不要)とJERG/ECSS(ほぼ要求)の間で異なる。MILでは正弦波振動試験が構造の加速度試験として規定されている。
 - b. 衝撃試験要求はMILとJERGではほぼ同等である。システム受入試験の衝撃試験については、JERGでは火工品機能試験として規定されており、ECSSでは顧客の選択に委ねられている。

24

4.2 試験レベルの比較: JERG-2-130A / MIL-STD-1540E / ECSS-E-ST10-03C

			JERG-2-130	MIL-STD-1540E	ECSS-E-ST10-03C
音響	レベル	QT	AT+3dB	AT+6dB	AT+3dB
		PFT	AT+3dB	AT+3dB	AT+3dB
		AT	MPE	MPE	MPE
	時間	QT	2 min	3 min	2 min
		PFT	1 min	2 min	1 min
		AT	1 min	1 min	1 min
ランダム振動	レベル	QT	AT+3dB	AT+6dB	AT+3dB
		PFT	AT+3dB	AT+3dB	AT+3dB
		AT	MPE	MPE	MPE
	時間	QT	2 min	3 min	2 min
		PFT	1 min	2 min	1 min
		AT	1 min	1 min	1 min
コンポーネント 衝撃	レベル	QT	AT+3dB	AT+6dB	AT+3dB
		PFT	AT+3dB	AT+3dB	N/A
		AT	MPE	MPE	N/A
	負荷回数	QT	× 3	× 3	× 3
		PFT	× 1	× 2	× 1
		AT	× 1	× 1	N/A
熱真空	レベル	QT	MPE ± 5°C	MPE ± 10°C	MPE ± 5°C
		PFT	MPE ± 5°C	MPE ± 5°C	MPE ± 5°C
		AT	MPE	MPE	MPE
	時間	QT	8 cycles	27 cycles	8 cycles
		PFT	8 cycles	20 cycles	4 cycles
		AT	8 cycles	14 cycles	4 cycles

equivalence in blue difference in red ²⁵

Environmental Test Technology Unit



試験レベルの共通点・相違点

- 試験レベルに関する共通点
 - a. 受入試験の試験レベルと時間はMPEとして、標準間で差異がない。
 - b. 機械環境試験におけるプロトフライト試験レベルの試験マージンは+3dBであり、標準間で差異がない。
- 試験レベルに関する相違点
 - a. MILの認定試験における試験マージンは最大であり、+6dBのマージン、試験時間も3倍である。
 - b. JERG(1×AT)のプロトフライト試験における試験時間マージンはMIL(2×AT)とECSS(2×AT)に対して最小である。

質疑応答

質問者 有人宇宙システム株式会社 青木様

(P20 の表に関して) 私は今まで認定 (QT) でワークマンシップエラースクリーニングを行い、受入 (AT) ではしていないという認識なのですがそのような意味でしょうか。

発表者

認定(QT)の項目において“No”と記載していることは、語弊があるかもしれません。基本的に、認定されたものを設計して打ち上げるという宇宙機の考え方の中で、ワークマンシップエラーはどこで確認しなければならないのか？ということがあります。ワークマンシップエラーはあくまでも製造のミスであるので、フライト品では受入 (AT) 時に必ずこのワークマンシップエラーは検証しなければなりません。

一方で、フライト品の認定 (QT) ではワークマンシップエラーのスクリーニングが目的ではなく、より厳しい環境での設計や製造工程も含めた妥当性検証であるので、当該表では“No”としています。

質問者

私は今まで製造には人的要因やロッドのばらつきの影響もあるため、認定では厳しい条件を与えていると考えていましたがそうではないのでしょうか？

共同発表者 JAXA 環境試験技術ユニット 施様

認定 (QT) は設計、製造及び組立の全て検証対象となります。この表では、フライト品が検証をしていないという意図で“No”としています。つまり認定 (QT) による担保は出来ないということを意味しており、認定されたからといって、フライト品や別のハードウェアを作ることにに対してワークマンシップエラーがないということを担保しているのではありません。

質問者

要するに、認定 (QT) を行ったからといって、受入 (AT) をしなくてもいいという意図ではないということでしょうか？

共同発表者 JAXA 環境試験技術ユニット 施様

はい。その通りです。

6.9. 閉会挨拶

宇宙航空研究開発機構
環境試験技術ユニット
ユニット長 中尾 正博

環境試験技術ユニット長の中尾と申します。閉会に当たりまして、ご挨拶を申し上げます。

本日は、多くの講演を頂き、誠にありがとうございました。また、会場の皆様におかれましては長時間のご聴講お疲れ様でした。本日は様々な企業の方、また JAXA の職員から試験の省略等の新しい規程の考え方、機械環境緩和、標準化等多数の講演をいただきありがとうございました。改めてお礼を申し上げます。また、宮下先生には教育としての活動内容を講演いただき、少し変わった話題で非常に興味深く聞かせていただきました。

各講演とも、活発なご議論をして頂き、時間が足りなくなってしまう、申し訳ありませんでした。また、私ども環境試験技術ユニット職員がポスターセッションを行いましたけれども、多くのご質問や意見交換がなされ、非常に有用であったと思っております。この点についても感謝申し上げます。時間の制約で議論が足りなかった分につきましては、このあとの意見交換会でぜひ続きをお願いしたいと思います。

最後になりますが、冒頭の館の挨拶にもありましたように、宇宙開発を取り巻く環境は変化してきております。アメリカのように日本でもベンチャー企業が出てまいりました。また活動法が施行され、防災・環境法等の政策に宇宙のことが取り込まれるようになり、JAXA を取りまく環境が変化してきましたので、役所だけでなく民間の方とも交流をさらに深めまして、より良く、より適切な試験ができるよう引き続き、研究・開発を進めていきますので、ご指導・ご鞭撻のほど、よろしく申し上げます。

これをもって閉会の挨拶とさせていただきます。本日はどうもありがとうございました。

7. 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ユニット職員によるものである。

WS15-P01	宇宙機やそのミッションに応じたトータルコスト最小化の観点による試験条件の適正化
WS15-P02	損失コスト抑制のための試験時機器破損確率評価の試み —システム音響試験とコンポーネントランダム振動試験を例に—
WS15-P03	1600 m ³ 音響試験設備における地上音響試験データとロケット打上げ時におけるフライトデータの定量的比較による音響環境“拡散音場”模擬の妥当性検討
WS15-P04	通常の宇宙機とは異なる運用環境に遭遇する供試体の試験条件設定とその実際 —HTV 搭載小型回収カプセル—
WS15-P05	熱真空試験セットアップの簡略化を目指したワイアレス温度センサの開発
WS15-P06	宇宙機磁気試験設備への適用を目指した小型・高精度新方式磁力計の研究開発
WS15-P07	電波試験設備 コンパクトレンジシステムの改修・更新基本設計検討
WS15-P08	【映像展示】試験設備共用制度の紹介

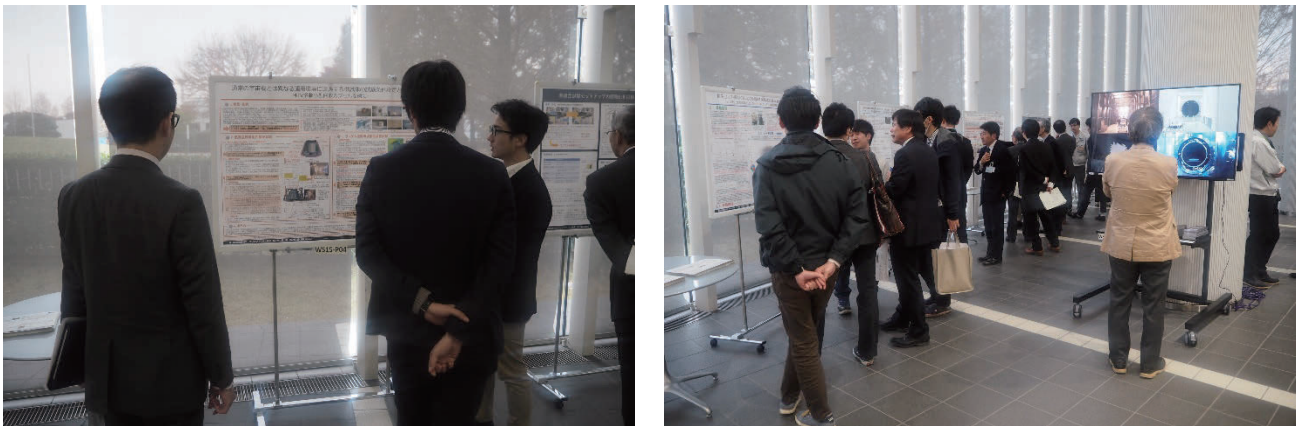


図 7-1 ポスターセッション会場の様子

宇宙機やそのミッションに応じたトータルコスト最小化の観点による試験条件の適正化

1. 概要

ミッション喪失による損失が大きい大型宇宙機や国策にかかわるミッションについては、そのリスクを低減するために厳しい環境試験条件が課せられている。しかしながら、この環境試験条件は、低コスト・短納期が求められる宇宙機や小型衛星にとつて最適とはならない場合がある。本発表ではトータルコスト——ミッション喪失コストと厳しい試験条件を課すことによる増加コスト——の期待値を最小化するという観点で、試験条件を適正化する方法を提案する。

2. コストを最小化するモデル

宇宙機システムおよびそれを構成するコンポーネントに適用されるFM方式、すなわちフライトモデルを投入試験に供し、それを通して場合ごとのフライトに供する場合を考える (Fig. 1)。

- (1) 機器の強度 S が試験レベル L 以下である場合、試験において機器が破損し、機器を再調達したうえで再試験を行う。
- (2) 機器の強度 S が試験レベル L より大きい場合、その機器をフライトに供する。
- (3) フライトに供した機器は、強度がフライト環境 E 以下である場合、機器が破損する場合、機器の喪失または機能制限が発生する。
- (4) 機器の再調達にはコスト C_R が、フライトにおける機器の破損には損失コスト C_F が発生する。

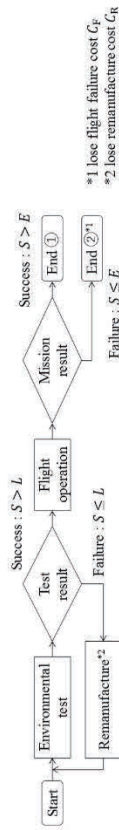


Fig. 1: 試験フロー

試験レベルを大きくした場合は、試験を通過する確率 $P(S > L)$ は小さくなるため、再調達コスト C_R が必要になる確率が増える。一方で、試験レベルを大きくした場合は、フライトには強度 S の大きい機器が供されるため、フライトにおいて機器が破損する確率 $P(S \leq E | S > L)$ は小さくなり、損失コスト C_F が発生する確率は小さくなる。したがって、再調達コスト C_R と損失コスト C_F の和の期待値は、ある試験レベルに対して最小値をとることがわかる。

このコストの和の期待値 C_L は次の式で表すことができる。

$$C_L = C_R \frac{P(S \leq L)}{P(S > L)} + C_F \times P(S \leq E | S > L)$$

C_L が試験レベルに対して最小値をとる場合、試験レベル L_{opt} は $\frac{dC_L}{dL} = 0$ を満たし、これは次の通りになる。

$$\frac{C_R}{C_F} = P(E > L_{opt}) \times P(S > L_{opt}) - P(S > L_{opt}, S \leq E)$$

したがって、コストを最小化する試験レベル L_{opt} は、機器の強度 S 、フライト環境 E 、およびコスト比 $\frac{C_R}{C_F}$ によって与えられる。

本検討では、機器の強度 S 、フライト環境 E が各々独立な正規分布 $N(\mu_S, \sigma_S)$ 、 $N(\mu_E, \sigma_E)$ 、 $N(\mu_S, \sigma_S)$ に従う場合において、これらのパラメータが $\frac{C_R}{C_F}$ に影響するパラメトリクスを提案する。

3. 最適な試験レベルに関する考察

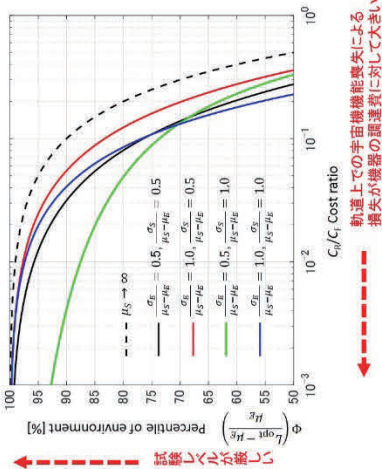


Fig. 2に、各パラメータに対する最適な試験レベル L_{opt} を示す。試験レベル L_{opt} はフライト環境を包絡する確率 $\Phi\left(\frac{L_{opt} - \mu_E}{\sigma_E}\right)$ を示している。

コスト比 $\frac{C_R}{C_F}$ が小さくなるほど、すなわちフライトにおける機器の破損による損失が大きくなるほど、最適な試験レベル L_{opt} が大きくなることわかる。したがって C_F が大きい大型宇宙機等については試験レベルを厳しく設定すべきであろう。

また $\mu_S \rightarrow \infty$ の場合の試験レベルは、ほかの場合の試験レベルを包絡しており、最適な試験レベル L_{opt} を超えないことがわかる。 $\mu_S \rightarrow \infty$ の場合の試験レベルは次の式で表され、コスト比のみの関数となる。

$$\Phi\left(\frac{L_{opt} - \mu_E}{\sigma_E}\right) = 1 - \frac{C_R}{C_F}$$

4. 損失コストと設計マージンに関する考察

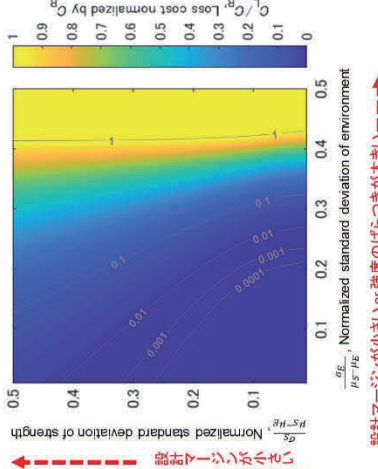


Fig. 3に、最適な試験レベルにおけるコスト期待値と、各パラメータの関数を示す。縦軸は強度の標準偏差 σ_S を $\mu_S - \mu_E$ で除いた値、横軸は環境の標準偏差 σ_E を $\mu_S - \mu_E$ で除いた値を示す。環境の標準偏差 σ_E が大きくなると、コスト期待値も大きくなる傾向がある。これを防ぐためには設計マージンを大きくする必要がある。また $\mu_S - \mu_E$ の値を大きくすべきであろう。

このように、本モデルを適用することで、強度や環境のばらつき、ならびに設計マージンの変化に対するコストへの影響を評価することができる。

Fig. 3: 最適な試験レベル L_{opt} におけるコストの期待値

5. まとめ

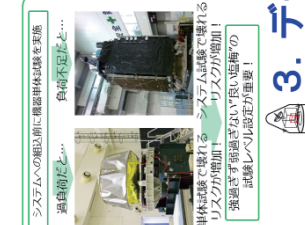
機器の再調達コストとフライトにおける機器破損による損失コストの期待値を最小化するという観点で、試験レベルの適正化を行うモデルの提案を行った。本モデルにより、各種パラメータ（機器強度およびフライト環境に従う確率分布、コスト比）に対して最適な試験レベルを得ることができる。またこれらのパラメータに対するコスト期待値の変動を評価することができる。

損失コスト抑制のための試験時機器破損率評価の試み -システム音響試験とコンポーネントランダム振動試験を例に-

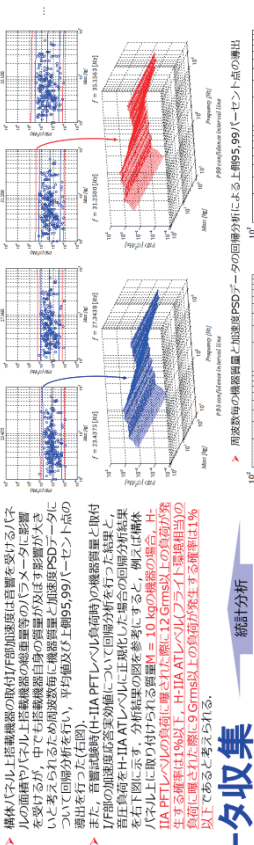
Test Effectiveness Environmental Test Technology Unit

1. 課題整理

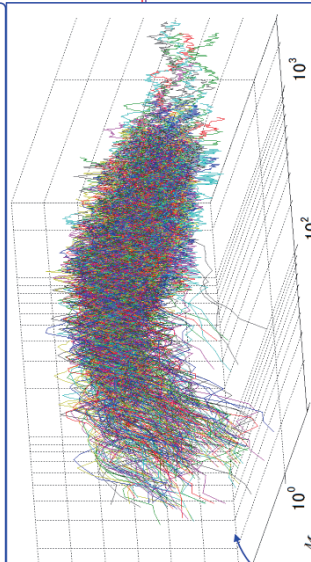
JAXAの宇宙開発では、搭載機器について機器単体の環境特性試験を行った後システムに組み込み、その後システム全体としての試験を実施している。機器単体試験を行った際システム全体から要求される条件を満足することになるが、この試験条件が**負荷**であった場合、試験時機器破損率を抑制するための試験条件を**負荷**として設定することが重要である。現状では、過去の試験データやシミュレーション結果に基づいて試験条件を設定しているが、過去の試験データやシミュレーション結果に基づいて試験条件を設定している場合、試験条件を満足することが重要である。過去の試験データやシミュレーション結果に基づいて試験条件を設定している場合、試験条件を満足することが重要である。



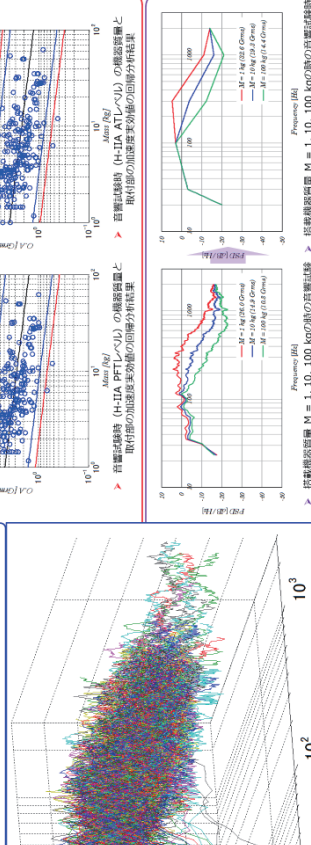
4. データ分析



3. データ収集



5. 検討結果



2. 理論検討

システム全体における初期過負荷発生率の概念図 (右)。搭載機器である高周波部において、 $F_{100}(0.01)$ の高周波部で発生する初期過負荷発生率を抑制するために、試験時機器破損率を抑制するための試験条件を**負荷**として設定することが重要である。過去の試験データやシミュレーション結果に基づいて試験条件を設定している場合、試験条件を満足することが重要である。

1. 課題整理

JAXAの宇宙開発では、搭載機器について機器単体の環境特性試験を行った後システムに組み込み、その後システム全体としての試験を実施している。機器単体試験を行った際システム全体から要求される条件を満足することになるが、この試験条件が**負荷**であった場合、試験時機器破損率を抑制するための試験条件を**負荷**として設定することが重要である。過去の試験データやシミュレーション結果に基づいて試験条件を設定している場合、試験条件を満足することが重要である。

1600m³音響試験設備における地上音響試験データとロケット打上げ時ににおける フライトデータの定量的比較による音響環境"拡散音場"模擬の妥当性検討



1. 背景

- ▶ 現在、JAXAの宇宙開発において、宇宙機の音響試験はロケットで導送されている試験レベルと試験期間で反響室内に作りだした「拡散音場」において試験を行うことが要求されている。
- ▶ 「拡散音場」とは、音のエネルギー密度が空間的に一様で、全ての方向に対するエネルギー流れが確率的に等しいとみなされる音場である。
- ▶ 音響試験の観点から言い表せば、「拡散音場」は宇宙機試体の高次振動モードを励起することができ、また、反響室内での供試体の設置位置条件を守れば、非常に安定した試験を実現できる音場である。[1] (左図参照)
- ▶ 近年、コスト削減の観点から、反響室における「拡散音場」を用いた試験方法に代わる音響試験方法として、「直接音場」音響試験(Direct Field Acoustic Testing - DFAT)の研究・検証活動が活発化している。「直接音場」音響試験は、スピーカ群で供試体を囲み、マイクロボットによって計測した音圧に基づき音場環境を制御する。[2] (右図参照)
- ▶ 1600m³音響試験設備 反響室

2. 課題

- ▶ 地上音響試験の最適化において、フライトデータ、反響室内の地上音響試験データ及び「直接音場」地上音響試験データを定量的に評価し、「過大・過小負荷なくフライト音響環境を模倣する有効な試験方法を実現すること」が重要である。
- ▶ これまでに、ジオイントアセクを用いて、「フライトデータ」、「拡散音場の理論値-sinc関数-」及び「直接音場の数値シミュレーション」の定量的評価がなされ、「拡散音場の理論値-sinc関数-」が「フライトデータ」のジオイントアセクプランの角線値(Lift Off前後及び遷移飛行時)よりも厳しめであることや「直接音場の数値シミュレーション」において「音場音響試験」で「拡散音場」を実現するための増針が必要とされている。また、「1600m³音響試験設備」の反響室における地上音響試験データと「拡散音場の理論値-sinc関数-」についても定量的な比較がなされている。[2][3] しかし、「1600m³音響試験設備」の反響室における地上音響試験データと「拡散音場の理論値-sinc関数-」の定量的な比較においては、地上音響試験データのサンプリング数が少なく(6サンプリング)、反響室内の「拡散音場」模倣の妥当性を評価するうえで検討が不十分であった。
- ▶ 本検討では、「1600m³音響試験設備」の反響室における過去の地上音響試験データ90サンプリング(試験11)を新たに抽出し、これらのデータを用いて「反響室内音響試験データ」と「拡散音場の理論値-sinc関数-」及び「フライトデータ」との定量的な比較を行い、「1600m³音響試験設備」の反響室における「拡散音場」模倣の妥当性検討を行った結果を紹介する。

3. 検討理論

- ◆ 拡散音場加振の正規化クロススペクトル
- ▶ 正規化クロススペクトル $C_{p, norm}(x, x', \omega)$ は、2点の計測点 x 及び x' におけるパワースペクトル密度 $S_p(x, \omega)$ 及び $S_p(x', \omega)$ 並びに、2点間のクロススペクトル密度 $C_p(x, x', \omega)$ を用いて表す。また、平面進行波が入射角 θ で右図のように入射すると仮定すると、下記の通り表される。
$$C_{p, norm}(x, x', \omega) = \frac{C_p(x, x', \omega)}{\sqrt{S_p(x, \omega) \cdot S_p(x', \omega)}} = Re(e^{-jk_{gr} \cos(\theta)})$$
- ▶ ここで、 k_0 は音場の波数 ($=\omega/c_0$)、 c_0 は空気中の音速、 r は2点間の距離 $|x-x'|$ である。
- ▶ 拡散音場 (Diffuse Acoustic Field, DAF) は場所によらず均質な音圧 (パワースペクトル) $S_p(x, \omega) = S_p(x', \omega) = S_p(\omega)$ を有し、3次元の拡散音場における加振力の正規化クロススペクトル $C_{p, norm}(x, x', \omega)$ は、下式に示す sinc 関数にて表すことができ、構造上2点間の距離 $|x-x'|$ にのみ依存する。なお、 $\text{sinc}(0)$ は同一点の相関を意味し、値は1となる。[4]
$$C_{p, norm}^{DAF}(x, x', \omega) = \frac{1}{4\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^{\pi} \cos(k_0 r \cos(\theta)) \sin \theta d\theta d\phi = \frac{\text{sinc}(k_0 r)}{k_0 r}$$
- ▶ 本検討では、上式を「拡散音場の理論値-sinc関数-」と言い表し、「反響室内音響試験データ」及び「フライトデータ」の正規化クロススペクトル vs k_{gr} を算出し、比較した結果を示す。

4. データ分析

◆ 「反響室内音響試験データ」と「拡散音場の理論値-sinc関数-」の比較 (左上图: 4sample平均値, 右下图: 90sample平均値)

サンプリング数の増加

反響室内音響試験設備データのサンプリング数増加するに従って、「拡散音場の理論値-sinc関数-」に近づくことがわかる。つまり、「1600m³音響試験設備の反響室は「拡散音場」の模倣に対して妥当性があると定量的に言える。

◆ 「反響室内音響試験データ」と「フライトデータ」の比較

音響試験データ抽出 Facility data (1600m³音響試験設備)

- 1600m³音響試験設備の施設11記録の専用マイクアレイデータ90サンプリングを抽出
- 抽出データにおいて正規化クロススペクトルを算出
- 正規化クロススペクトルを k_{gr} 軸にプロットし平均値を算出

フライトデータ抽出 Flight data Lift Off前後 (H-1B1号機)

- H-1B1号機打上げ時のフェアリング内音響計測点6サンプリングを抽出
- 抽出データにおいて正規化クロススペクトルを算出
- 正規化クロススペクトルを k_{gr} 軸にプロットし平均値を算出

解析条件

- サンプリング周波数 64kHz
- Overlap 50%
- Hanning window

解析条件

- サンプリング周波数 9.6kHz
- Overlap 50%
- Hanning window

「Lift Off」直後のフライトデータは、「反響室内音響試験データ」及び「拡散音場の理論値-sinc関数-」に近いとは言えず、正規化クロススペクトルの観点においては、「Lift Off」直後の音響環境は「拡散音場」であると言い難い。

5. 結論と今後の展望

- ◆ 結論
 - ▶ 「1600m³音響試験設備」における地上音響試験データと「ロケット打上げ時におけるフライトデータ」を用いて、「拡散音場の理論値-sinc関数-」と比較した結果、「1600m³音響試験設備」の反響室は「拡散音場」を模倣に対して妥当性があること、及び「Lift Off」直後の音響環境は「拡散音場」とは言い難いことを示した。
- ◆ 今後の展望
 - ▶ フライト環境のLift Off前後だけでなく、遷移飛行時のフライト環境の正規化クロススペクトルを評価する。また、フライトデータのsample数を増やす。
 - ▶ 地上試験とフライト環境において、正規化クロススペクトルの観点だけではなく、「波数空間における特徴」や「尖度」の違いなどを評価する。
 - ▶ 上述の評価結果を用いて、「直接音場」音響試験の理論検討・適用検討など、過大・過小負荷なくフライト音響環境を模倣する有効な試験方法を表す査読を続けていく。

<参考文献>

- [1] IERG-2-130-HB02A 音響試験ハンドブック
- [2] 奥野 史、スビーラによる低コストの音響試験方法に関する有効性、第14回試験技術ワークショップ (2016.10.20)
- [3] Omizono Shi, Hiroki Akagi, Shigemasa Ando, The effectiveness of reverberant acoustic test by investigating the sound characteristics and vibration responses in comparison between test and flight telemetry acoustic data, 29th Aerospace Testing Seminar (October 2015)
- [4] 丸岡 敏雄, 飛田 龍一, 機体音場加振の理論的検討による拡散音場加振の最適化設計

通常の宇宙機とは異なる運用環境に遭遇する供試体の試験条件設定とその実際 -HTV搭載小型回収カプセルを例に-

1. 背景・目的

JAXAにおける一般的な宇宙機設計製造プロセスでは、「宇宙機一般試験環境」に基づき、打上げから帰還までの全運用環境に遭遇する供試体（HTV）の試験条件を設定し、その試験結果を評価し、必要に応じて試験条件を調整する。従来の宇宙機試験では、地上輸送環境（トラックでの輸送）、地上試験（打上げ前）、打上げ環境（ロケット打上げ）、軌道環境（軌道上）、回収環境（回収）の5つの環境に遭遇する供試体の試験条件を設定する。しかし、HTV搭載小型回収カプセルは、地上輸送環境（トラックでの輸送）、地上試験（打上げ前）、打上げ環境（ロケット打上げ）、軌道環境（軌道上）、回収環境（回収）の5つの環境に加えて、海上輸送環境（海上輸送からの回収までの環境）、船体下環境（海上輸送からの回収までの環境）、船体上環境（海上輸送からの回収までの環境）、船体中環境（海上輸送からの回収までの環境）、船体内環境（海上輸送からの回収までの環境）の10つの環境に遭遇する。このように、HTV搭載小型回収カプセルは、従来の宇宙機とは異なる運用環境に遭遇する供試体として、試験条件を設定することが必要である。

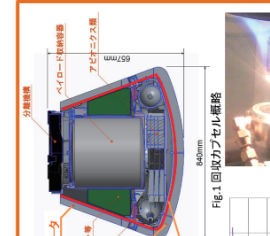
- 1. 地上輸送環境 (トラックでの輸送)
- 2. 海上輸送環境 (海上輸送からの回収までの環境)
- 3. 船体下環境 (海上輸送からの回収までの環境)
- 4. 船体上環境 (海上輸送からの回収までの環境)
- 5. 船体中環境 (海上輸送からの回収までの環境)
- 6. 船体内環境 (海上輸送からの回収までの環境)
- 7. 大気圏再突入
- 8. 船体下
- 9. 船体上
- 10. 回収環境 (回収)

- 1. 地上輸送環境 (トラックでの輸送)
- 2. 海上輸送環境 (海上輸送からの回収までの環境)
- 3. 船体下環境 (海上輸送からの回収までの環境)
- 4. 船体上環境 (海上輸送からの回収までの環境)
- 5. 船体中環境 (海上輸送からの回収までの環境)
- 6. 船体内環境 (海上輸送からの回収までの環境)
- 7. 大気圏再突入
- 8. 船体下
- 9. 船体上
- 10. 回収環境 (回収)



2. 熱真空環境耐性検証試験

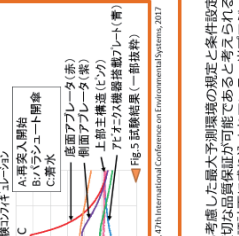
再突入環境に曝される回収カプセルの熱制御設計
HTVの再突入環境に曝される回収カプセルは、再突入時の熱制御設計が重要である。再突入時の熱制御設計は、再突入時の熱流束を評価し、熱制御システムを設計する必要がある。再突入時の熱流束は、再突入時の速度、再突入時の角度、再突入時の高気圧などの条件によって変化する。再突入時の熱流束を評価し、熱制御システムを設計するために、再突入時の熱流束を評価するための試験が必要である。



試験条件設定
再突入時の熱流束を評価するために、地上試験環境を構築する必要がある。地上試験環境は、再突入時の熱流束を再現するための試験環境である。地上試験環境を構築するために、再突入時の熱流束を再現するための試験環境を構築する必要がある。地上試験環境を構築するために、再突入時の熱流束を再現するための試験環境を構築する必要がある。

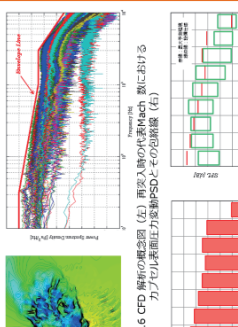


試験結果
地上試験環境を構築し、再突入時の熱流束を再現するための試験環境を構築する必要がある。地上試験環境を構築するために、再突入時の熱流束を再現するための試験環境を構築する必要がある。地上試験環境を構築するために、再突入時の熱流束を再現するための試験環境を構築する必要がある。

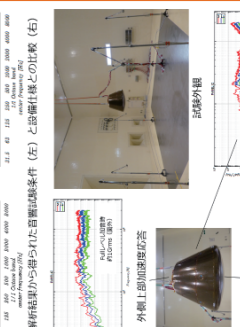


3. ランダム振動環境耐性検証試験

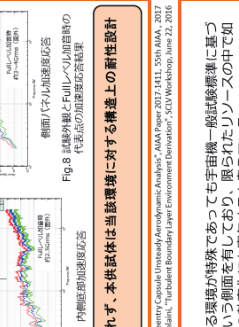
試験条件設定
ランダム振動環境耐性検証試験は、ランダム振動環境に曝される供試体の試験条件を設定するための試験である。ランダム振動環境耐性検証試験は、ランダム振動環境に曝される供試体の試験条件を設定するための試験である。ランダム振動環境耐性検証試験は、ランダム振動環境に曝される供試体の試験条件を設定するための試験である。



試験結果
ランダム振動環境耐性検証試験の結果、供試体の外観環境耐性試験は、試験条件設定に基づいて実施された。試験結果は、試験条件設定に基づいて実施された。試験結果は、試験条件設定に基づいて実施された。



試験結果
ランダム振動環境耐性検証試験の結果、供試体の外観環境耐性試験は、試験条件設定に基づいて実施された。試験結果は、試験条件設定に基づいて実施された。試験結果は、試験条件設定に基づいて実施された。



4. まとめ

HTV搭載小型回収カプセルの熱真空環境耐性検証試験について、大気圏再突入環境を考慮した最大予期環境の規定と条件設定を行い試験を実施し、耐環境試験に合格した。試験結果は、試験条件設定に基づいて実施された。試験結果は、試験条件設定に基づいて実施された。

HTV搭載小型回収カプセルの熱真空環境耐性検証試験について、大気圏再突入環境を考慮した最大予期環境の規定と条件設定を行い試験を実施し、耐環境試験に合格した。試験結果は、試験条件設定に基づいて実施された。試験結果は、試験条件設定に基づいて実施された。

熱真空試験セットアツプの簡略化を目指したワイヤレス温度センサの開発

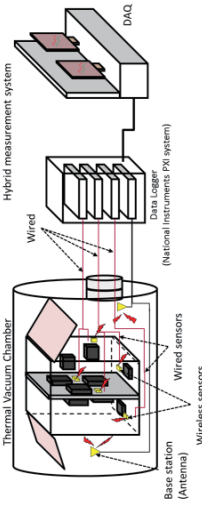
背景・目的 熱真空試験は温度センサの準備が大変



熱真空試験では温度測定用センサとして熱電対が使用されているが、以下の欠点・利点がある。

- ・数百本の熱電対は非常に複雑
 - ・セットアツプに時間がかかる
 - ・断線のリスクがある
- ワイヤレス化
- ・構造が単純
 - ・高い信頼性
- 解決策
- これらの問題を解決するために、**ワイヤレス温度センサ**を開発する

コンセンプロトタイプ 通材通所で使っている！

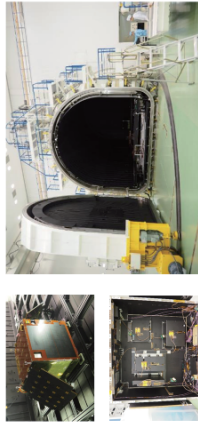


無線温度測定システムのコンセンプロトタイプには有線と無線の両方のセンサを通材通所で同時使用することを想定している。例えば、ケーブルの取り扱いが容易な衛星の外部では有線センサを、ケーブルの取り扱いが難しい衛星の内部ではワイヤレスセンサを使用する。

ワイヤレスセンサから発する電波はチャンバ内に設置する基地局で受信される。基地局とチャンバ外のデータロガーは有線のフィードスルーケーブルで接続されている。

データ処理装置では有線および無線センサの両方から同時にデータを取得することができる。

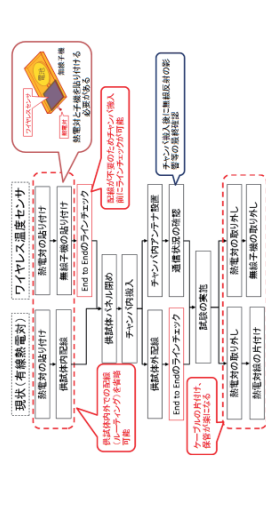
検証 | プロトタイプの検証結果



ワイヤレス温度センサを熱真空試験で使用するには金属閉鎖、高真空極低温の2つの環境化で動作する必要がある。プロトタイプのワイヤレス温度センサの検証試験を上記環境で実施した。

- ①金属閉鎖環境
真空チャンバ内で小型衛星の開発モデル内に28個のワイヤレス温度センサを設置し、基地局及び設備側データ処理装置との通信の成立性を検証した。いずれも10秒周期で正常に温度データを取得できることが確認できた。
- ②真空極低温環境
ヒータパネル上にワイヤレス温度センサを設置し真空極低温環境で動作確認を実施した。真空に起因する不具合は無く、-40℃~60℃の温度範囲で正常に動作することを確認できた。

メリット 作業を楽かつ確実にする



無線センサを使用すると二つの利点がある。

- ①作業負荷の軽減
- ②温度データの早期チェック

作業に掛かる時間を短縮できる。また、有線センサを使用する通常の試験では衛星を真空チャンバに入れた後でEnd to Endのデータチェックを行うため、ワイヤレスの時点で不具合が発生が判明しても復旧が難しい。ワイヤレスセンサでは、センサを衛星に設置した直後に温度データをチェックできるため、試験準備の不確実性を最小限に抑えることができる。

まとめと今後 製品化の目途は立ちつつある

これまでの開発と検証で熱真空試験特有の環境でワイヤレス温度センサが動作可能であることが確認できた。製品化に向けて以下の課題に取り組み予定である。

- ①センサの省電力化
動作電力、待機電力共に省電力化を図る。
- ②EMCの確認
宇宙機に影響を与えないことを確認する。
- ③センサ設置方法の検討
簡単かつ確実な取り付け方法を検討する。



開発仕様 | こんな物を作ってゆく

Item	Specifications
計測温度範囲	-250℃~+400℃(T型熱電対) -40℃~+80℃ (無線通信モジュール)
動作温度範囲	-40℃~+80℃
計測精度 (分解能)	±1℃(0.1℃)
ネットワーク	・ 2.4GHz (IEEE802.15.4 / IEEE802.11) ・ 800chの同時収容
計測周期	1~100秒
電池	真空中で放熱しない
動作時間	10秒周期で50日以上
サイズ・重量	25×25mm, 20g以上 (熱電対は本タイプ) 30×40mm, 40g以上 (熱電対7本タイプ)

右図はワイヤレスセンサの構造を示している。各ワイヤレスセンサは、T型熱電対とセンサユニットで構成されている。センサユニットには、A/D変換モジュール、無線通信モジュール、バッテリーが内蔵されている。赤い線で示されているT型熱電対は、センサユニットに接続されている。センサユニットは熱電対1本のタイプの熱電対7本のタイプを検討している。

測定範囲と動作温度範囲は、T型熱電対とバッテリーの仕様に依存する。

技術的な課題は「動作期間」「サイズ・質量」である。センサユニットはバッテリーを電源として使用するので動作期間が限られる。動作期間を伸ばすために大容量の電池を使用するとセンサが大きくなってしまふ。センサの省電力化を図ると共に、適切な動作期間とセンサユニットサイズのバランスを検討する必要がある。

宇宙機磁気試験設備への適用を目指した小型・高精度 新方式磁力計の研究開発

磁気試験設備概要と研究目的

＜磁気試験設備の主な目的＞
磁気試験設備(図1,2,3)では主に下記①、②の試験を実施するために最大直径15.5mの三軸ブラウベックコイルを用いて地磁気の影響がない零磁場試験空間を構築する。

①宇宙機の磁モーメント測定
軌道上の衛星は磁気を帯びていると地磁気との相互作用により姿勢が乱れる可能性がある。衛星自身が帯びている磁気を測定し影響度を評価するために実施。

②宇宙機搭載磁気センサの校正
磁気観測等のミッションで衛星に搭載される磁力計を地上で予め正確に校正するために実施。

零磁場試験空間の特性確認や供試体の磁束密度計測には設備用磁力計が使用されるが、将来の微頭磁場計測ミッションに向けた試験検証や設備周辺磁気環境の悪化対策に向け、**既製品(後述)よりも小型・高精度な磁力計が必要となる。**

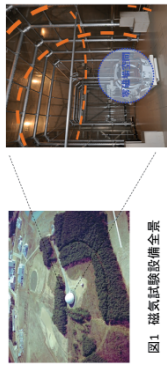


図1 磁気試験設備全景

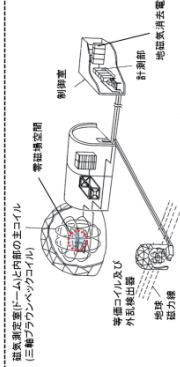


図2 コイルによる零磁場試験空間概念図

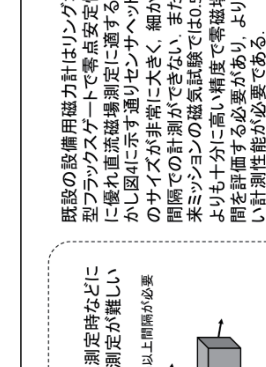


図3 磁気試験設備構成図

既設の設備用磁力計はリングコア型フラックスゲートで零点安定性に優れ直流磁場測定に適する。しかし図4に示す通りセンサヘッド部のサイズが非常に大きく、細かな間隔での計測ができない。また将来ミッションの磁気試験では0.5nTよりも十分に高い精度で零磁場空間を評価する必要があり、より高い計測性能が必要である。

九州大学笹田 一郎教授により開発された基本波型直交フラックスゲート型は磁性体コアの励磁に通常の交流に加え直流成分を重畳することで低雑音化・高精度化を実現した小型な磁力計である。ただし、これを改善する**零点安定性が悪化する点が磁気試験設備へ適用するうえでの課題**であった。この課題を解決し磁力計としての総合性能を評価を実施するためFY28に九州大学と共同研究を実施。

既設の設備用磁力計

非常に大型
零磁場空間の均一度測定時などに細かい間隔での同時測定が難しい

精度・分解能に限界
現有品は0.1nT分解能、0.5nT精度

新方式磁力計
(基本波型直交フラックスゲート型、九州大学笹田教授により発明)

非常に小型でセンサを細かい間隔での同時測定が可能

高精度、高分解能
新方式の動作原理で低雑音を実現

磁気試験設備へ適用できれば零磁場空間の精密評価・特性向上に寄与

九州大学笹田研究室との共同研究による課題の解決

本共同研究では九州大学が新方式磁力計の回路改良、JAXAが目標準確度の設定と改良品の総合性能評価試験を担当した。

図6に示すように新方式磁力計は励磁電流に重畳させる直流成分の極性(正負)により交流成分の位相を一定周期で切り替えることで零点安定性を向上させることができたが、この仕組みがセンサの雑音の悪化を招いていた。本共同研究では励磁電流の切り替えタイミングに同期した信号処理を導入し、動作条件の最適化を行うことで零点安定性と低雑音性の両立を実現した。



図6 新方式磁力計の概念図と改良箇所(赤枠内、直流励磁電流の切り替えに応じた信号処理により零点安定性と低雑音性を両立)

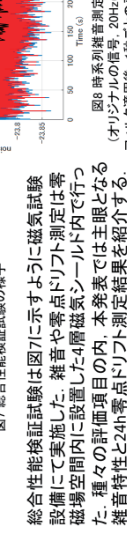


図7 総合性能検証試験の様子

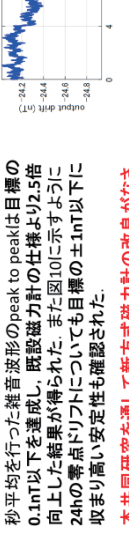


図8 時系列雑音測定結果(オシロスコプの信号、20Hzのローパスフィルタ適用後、1秒ごとの平均値波形)

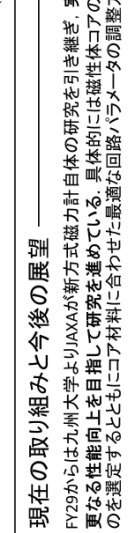


図9 雑音密度測定結果(図8に対するPSD降下結果)

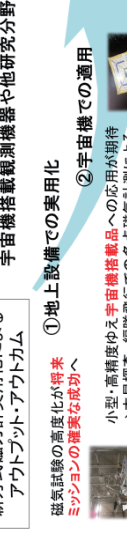


図10 24h零点ドリフト測定結果(1Hzのローパスフィルタ適用後)

総合性能検証試験は図7に示すように磁気試験設備空間内に設置した4層磁気シールド内で零磁場空間内に設置した4層磁気シールド内で行った。種々の評価項目の内、本発表では主眼となる、雑音特性と24h零点ドリフト測定結果を紹介する。

図8に示すように5分の連続時系列測定において1秒平均を行った雑音波形のpeak to peakは目標の0.1nT以下を達成し、既設磁力計の仕様より2.5倍向上した結果が得られた。また図10に示すように24hの零点ドリフトについても目標の±1nT以下に取より高い安定性も確認された。

本共同研究を通して新方式磁力計の改良がなされ、磁気試験設備での適用可能性が示された。

現在の取り組みと今後の展望

FY29からは九州大学よりJAXAが新方式磁力計自体の研究を引き継ぎ、実用化に向けて一部課題の解決や更なる性能向上を目指して研究を進めている。具体的には磁性体コアの調整パラメータの調整方法を検討している。

新方式磁力計実用化による
アウトプット・アウトカム

- ①地上設備での実用化
磁気試験の高度化が将来
→木星探査、編隊飛行での多点磁気計測による地球の起源解明等、新探査ミッション
- ②宇宙機での実用化
小型・高精度ゆえ宇宙機搭載品への応用が期待
→木星探査、編隊飛行での多点磁気計測による地球の起源解明等、新探査ミッション
- ③他分野・民間への展開
火山監視や海産資源調査等
他研究分野へ展開の可能性

[1] I. Sasada, "Orthogonal fluxgate mechanism operated with dc biased excitation," Journal of Applied Physics, vol. 91, no. 10, pp. 7789-7791, 2002.

電波試験設備 コンパクトレンジシステム 更新基本設計検討

目的

コンパクトレンジシステムが整備されて以来20年以上が経過しており、設備の老朽化やメーカー一般による部品枯渇等の課題が存在している。より精度の高いデータ取得し評価するためには本設備の改修・更新が急務である。

設備の運用実績、試験ユーザーによる設備改善要望及び衛星の開発動向を踏まえつつ改修・更新の基本設計検討結果を報告するものとする。

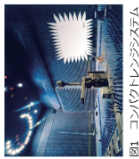


図1 コンパクトレンジシステム

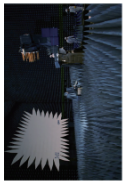


図2 試験の様子

コンパクトレンジシステムの概要

概要

JAXAにおけるコンパクトレンジシステムは1GHz~94GHzの周波数帯域の電波試験を実施可能なシステムである。図3に示される機器から構成される。

供試体はテストポジション上に搭載され、供試体の大きさや試験ユーザーに沿った搭載方法が選択される。

コンパクトレンジシステムの特色

限られたスペースで速方界領域を実現することが可能であるため、閉じられた空間に設置することができる。クリーンルーム内に設置した場合アンテナ単体での特性試験に加え、衛星本体を含めた機能試験（ハイロードテスト）が可能となる。

また、放射パターンとの直接的な計測により予備試験での時間短縮が可能となっている。

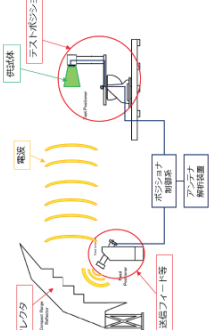


図3 コンパクトレンジシステムの概要

設備改善要望及び衛星開発動向

設備改善要望

JAXAコンパクトレンジシステム使用して手回機及びロケット（以下、「宇宙機等」）の電波試験を実施する場合、平均的に1つの試験あたり約2カ月の期間を必要としており、試験頻度は年々4回である。しかしながら、宇宙機等以外を対象とした試験も実施しているため、実情としては1年を通して設備が稼働しているといえる。2か月の試験期間を必要とするのは、供試体のセッティング時間、一度に送信可能な電波の帯域がそれらを変換できるアンテナの数を制限しているためである。これらの制約を踏まえたことにより多くの試験を実施することができ、手回機等の開発に貢献できるものと思われる。

衛星開発動向

衛星に搭載される通信アンテナやレーダーに割り当てられる周波数は利用目的別に国ごとに定められており、当該周波数そのものの動向を把握することは難しい。よって、衛星に搭載されるアンテナの実績を基に動向を把握するものとした。

<地上-衛星間通信>
主にKu帯（12GHz~18GHz）、Ka帯（26GHz~40GHz）が使用されている。周波数枯渇が懸念されており、交差偏波識別度の向上や光衛星間通信の開発による対策が行われている。

<衛星-衛星間通信>
従来Ka帯が利用されてきたが、今後光通信へと移行する可能性が高い。

<レーダー>
使用用途によっては100GHzまでの周波数帯域が指定される。また、今後は更に200GHz程度の周波数の周波数の使用も可能性として存在している。

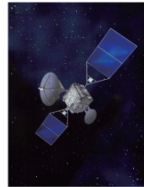


図5 衛星間通信「はてま」(DRIS)
・衛星間通信は多方向・多周波数による
観測データの収集を行っている。

検討内容

設備改善要望及び衛星開発動向を踏まえた検討事項を整理し、図6に示す。また、図6に示すように改修・更新計画は費用対効果の観点から短期的なものから長期的なものに分けられる。

短期的改修・更新基本設計（試験期間短縮）

作業工費や試験回数削減の削減について検討を実施した。大きな削減が図込まれるものとして、図6に示す3案が挙げられる。

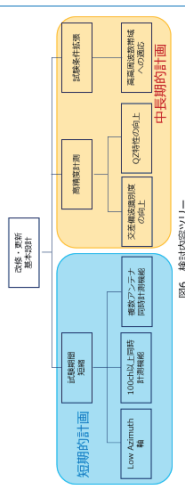


図6 検討内容ツリー

短期的改修・更新基本設計

【Low Azimuth軸】
主にアンテナ回転軸へ供試体を搭載する際の運用を想定している。現行のアンテナ回転軸はPosition軸のUpper Azimuth軸が標準とされている。また、図6に示すように改修・更新計画は費用対効果の観点から短期的なものから長期的なものに分けられる。

【高精度測定の向上】
高精度測定の向上は、電波の反射特性（リフレクタの形状）が影響してくる。反射方式はシングルリフレクタとデュアルリフレクタの2種類が存在し、現行の設備はシングルリフレクタとなっている。デュアルリフレクタへと換えることで約10dB程度の交差偏波識別度の向上が実現される。

【高精度測定の向上】

高精度測定の向上は、電波の反射特性（リフレクタの形状）が影響してくる。反射方式はシングルリフレクタとデュアルリフレクタの2種類が存在し、現行の設備はシングルリフレクタとなっている。デュアルリフレクタへと換えることで約10dB程度の交差偏波識別度の向上が実現される。

【高精度測定の向上】

高精度測定の向上は、電波の反射特性（リフレクタの形状）が影響してくる。反射方式はシングルリフレクタとデュアルリフレクタの2種類が存在し、現行の設備はシングルリフレクタとなっている。デュアルリフレクタへと換えることで約10dB程度の交差偏波識別度の向上が実現される。

中長期的改修・更新基本設計（高精度計測及び試験条件拡張）

高精度測定の向上は、電波の反射特性（リフレクタの形状）が影響してくる。反射方式はシングルリフレクタとデュアルリフレクタの2種類が存在し、現行の設備はシングルリフレクタとなっている。デュアルリフレクタへと換えることで約10dB程度の交差偏波識別度の向上が実現される。

中長期的改修・更新基本設計

高精度測定の向上は、電波の反射特性（リフレクタの形状）が影響してくる。反射方式はシングルリフレクタとデュアルリフレクタの2種類が存在し、現行の設備はシングルリフレクタとなっている。デュアルリフレクタへと換えることで約10dB程度の交差偏波識別度の向上が実現される。

【QZ特性の向上】

QZ特性を向上させるためには、電波の反射特性を改善する必要がある。試験の際にはリフレクタの形状だけでなく、室内で反射した電波（不要波）も供試体へ到達する必要がある。また、不要波の影響を減らすために、電波の反射特性を改善する必要がある。また、不要波の影響を減らすために、電波の反射特性を改善する必要がある。

また、図6に示すようにデュアルリフレクタと種々の送信アンテナを使用することで、見かけ上のQZの拡大を図ることも可能と見込まれる。

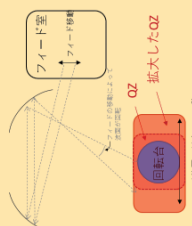


図7 種々の送信アンテナとデュアルリフレクタによるQZの拡大イメージ

【高周波数帯域への対応】

設備で対応可能な周波数帯域はリフレクタの導電率に依存している。そのため、現行より速かに高い周波数帯域で試験を実施するために、リフレクタを換えることが必要となる。リフレクタの形状により約100GHzまでの周波数帯域に耐えることが可能となる。また、その場合には併せて計測系機器の対応も必要となる。現在、明確な高周波数帯域での試験計画は存在していないため、将来的な設備付加によって高周波数帯域に耐えられることが望まれる。

結論と今後の方針

現状の設備の運用実績、試験ユーザーの改善要望及び衛星の開発動向を考慮し検討した結果、短期的及び中長期的な改修・更新基本設計が整理され、重要課題として「試験期間の短縮」及び「試験条件の拡張」が識別された。今後は上記の基本設計を踏まえて改修・更新に着手するものとし、試験ユーザーの改善要望や衛星の開発動向も引き続きフォローし、必要な設備を設計へ反映する方針とする。

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-17-008

JAXA Special Publication

環境試験技術報告 第15回試験技術ワークショップ開催報告

発	行	国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1 URL: http://www.jaxa.jp/				
発	行	日	平成30年2月28日			
電	子	出	版	制	作	松枝印刷株式会社

