

第 18 回 試験技術ワークショップ

講演資料集



2022 年 12 月 14 日発行
宇宙航空研究開発機構
環境試験技術ユニット

はじめに

JAXA 環境試験技術ユニットでは、試験技術ワークショップを 2004 年度の第 1 回開催以降ほぼ毎年開催してきました(2020 年度及び 2021 年度はコロナ禍のため中止)。

この試験技術ワークショップは、航空宇宙分野をはじめとする各産業界における試験技術に関する研究開発成果を共有し、次の宇宙機開発に活かすことで成果の最大化を図るとともに、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しております。

今回、第 18 回ワークショップを 2022 年 11 月 24 日に 3 年ぶりに開催しました。

2022 年度の開催に際しては、昨今の働き方改革にも配慮し、初の試みとして会場だけでなくリモート参加を採用しました。また、より深い議論ができるよう参加者につきましては試験技術関係者に限定させていただきました。

本資料はご参加いただけなかった方にも試験技術ワークショップでの講演内容をご理解いただけるよう、講演資料集としてまとめたものです。

なお、公開資料とするにあたり、ワークショップ当日の資料と一部内容が異なる個所がありますのでご承知おき願います。

過去のワークショップの講演資料につきましては下記を参照ください。

<https://shiken.jaxa.jp/>

目 次

1. プログラム	1
2. 講演資料	3
2. 1 「環境試験分野における JAXA 環境試験技術ユニットの活動紹介」	4
2. 2 「衝撃応答スペクトラムの予測と調整を可能とする 宇宙機搭載機器用衝撃試験法の開発」	21
2. 3 「筑波宇宙センター環境試験設備の維持・運用」	55
2. 4 「交通騒音と計測技術～今と未来～」	61
2. 5 「光衛星間通信システム (LUCAS) の概要と地上検証トピック」	81
2. 6 「超小型衛星試験標準 (ISO-19693) の改訂について」	94
3. ポスターセッション資料	115

1. プログラム

第18回試験技術ワークショップ 講演プログラム

2022年11月24日(木) 13:00～17:45

筑波宇宙センター 総合開発推進棟 1階大会議室、及びオンライン接続

※各発表時間は30分(発表:20分、質疑応答:10分)

時間	題目及び概要	講演者(敬称略)
13:00～13:05 (5)	開会挨拶(宇宙航空研究開発機構 理事 佐野 久)	
13:05～13:25 (20)	「環境試験分野におけるJAXA環境試験技術ユニットの活動紹介」 JAXA環境試験技術ユニットで取り組んでいる課題(設備維持・運営面、試験技術研究面)について紹介し、併せて最近の研究成果を紹介する。	宇宙航空研究開発機構 環境試験技術ユニット 清水 隆三 安藤 成将
13:25～13:50 (25)	「衝撃応答スペクトラムの予測と調整を可能とする宇宙機搭載機器用衝撃試験法の開発」 宇宙機コンポーネントの衝撃試験で一般的に用いられる落錘式等の機械的インパクト式衝撃試験法において、衝撃レベルを試験前に事前に予測し、調整する手法について検討を行った結果を報告する。	宇宙航空研究開発機構 経営企画部 柳瀬 恵一
13:50～14:20 (30)	「筑波宇宙センター環境試験設備の維持・運用」 AESは長年にわたり筑波宇宙センター環境試験設備の保全・運用を実施してきた。宇宙機の環境試験をいつでも実施できる状態に設備を維持するために、AESがどのように設備を管理、保守、修理および改修等を実施してきたかを述べる。また、今後、老朽化が進む設備について、保全の取り組みを述べる。	(株)エイ・イー・エス 横山 泰人
14:20～14:50 (30)	「交通騒音と計測技術～今と未来～」 自動車・鉄道・航空機などから発生する交通騒音は、高速化や性能向上が進んでいるにもかかわらず騒音レベルが低減する傾向にある。本発表では、最近の交通騒音事情を切り口として騒音対策・計測技術を紹介するとともに、将来の交通騒音についての予想結果を説明する。	一般財団法人 小林理学研究所 騒音振動研究室 土肥 哲也
14:50～15:20 (30)	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)	
15:20～15:50 (30)	「光衛星間通信システム(LUCAS)の概要と地上検証トピック」 2020年12月に打ち上げた光衛星間通信システム(以下、LUCAS)は、最初のユーザ衛星であるALOS-3打上げ後、いよいよ軌道上での対向試験・運用検証が行われる。開発においては、40,000km離れた衛星間において自由空間光リンクで1.8Gbpsの通信を維持するというLUCASのミッション実現に向けて、対向を模擬した通信性能評価試験や微小振動擾乱試験など、工夫を凝らした地上検証を計画・実施した。本公演では、LUCAS開発の概要や地上検証のトピックについて紹介する。	宇宙航空研究開発機構 第一宇宙技術部門 JDRSプロジェクトチーム 板橋 孝昌
15:50～16:20 (30)	「超小型衛星試験標準(ISO-19693)の改訂について」 超小型衛星試験標準(ISO-19683)は2017年に発行されたが、標準化活動をしていた2010年代前半に比べて超小型衛星をとりまく現状が大きく変わりつつある。当時は単一衛星からなるプロジェクトがほとんどであったが、超小型衛星コンステレーションが実用化される中、複数の衛星を効率よく試験する方法、全数試験を省く論理等が必要とされている。ISO-19683の改訂活動の中で、コンステレーションプログラムの試験をどのように取り扱うかについての方針について述べる。	九州工業大学 大学院工学研究院 趙 孟佑
16:20～17:40 (80)	パネルディスカッション「JAXA大型試験設備の老朽化等を踏まえた将来設備整備及び維持運用のあり方」 JAXA大型試験設備の多くが整備後30年以上を経過し、老朽化等による維持運用継続へのリスクが増大しつつある。試験の効率化(低コスト化)や最新試験技術の導入も求められる中、将来のJAXA大型試験設備の整備及び維持運用はどうあるべきか、その実現のために何をすべきか等について有識者を交えてディスカッションする。	コーディネーター :宇宙航空研究開発機構 環境試験技術ユニット 清水 彰 パネラー:講演者の方々
17:40～17:45 (5)	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 清水 隆三)	

2. 講演資料

2. 1 「環境試験分野における JAXA 環境試験技術ユニットの活動紹介」



環境試験分野における JAXA環境試験技術ユニットの 活動紹介

第18回試験技術ワークショップ
2022年11月24日
JAXA環境試験技術ユニット
清水 隆三 / 安藤 成将



1

第18回試験技術ワークショップ

はじめに

TSUKUBA SPACE CENTER



Japan Aerospace Exploration Agency



- 筑波宇宙センターが人工衛星、ロケットの各種試験及び人工衛星の追跡管制業務の拠点として開設されてから50周年を迎えた。
- 日本のロケットの打上げ能力向上、人工衛星等の大型化と歩調を合わせ、環境試験設備を整備・改修してきた(特に1970～80年代)。
- 環境試験技術ユニットでは、日本の宇宙開発の動向、JAXAを取り巻く状況の変化に合わせ、環境試験設備の運用と更新・改修を行いつつ、環境試験の有効性や効率性を高める研究を実施してきている。
- 本日は筑波の環境試験設備を紹介しつつ、環境試験技術ユニットの活動について紹介する。

2

1. 筑波の環境試験設備
2. 環境試験技術Uの役割
3. 環境試験設備の維持・運用
4. 試験技術研究
5. まとめ

3

筑波宇宙センター 開設50周年 (1/2)



航空写真(1972年 開設)



航空写真(1980年)

4

筑波宇宙センター 開設50周年 (2/2)



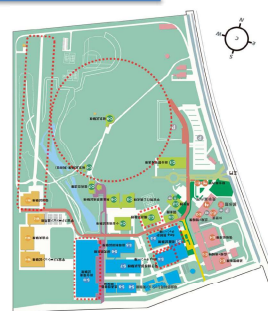
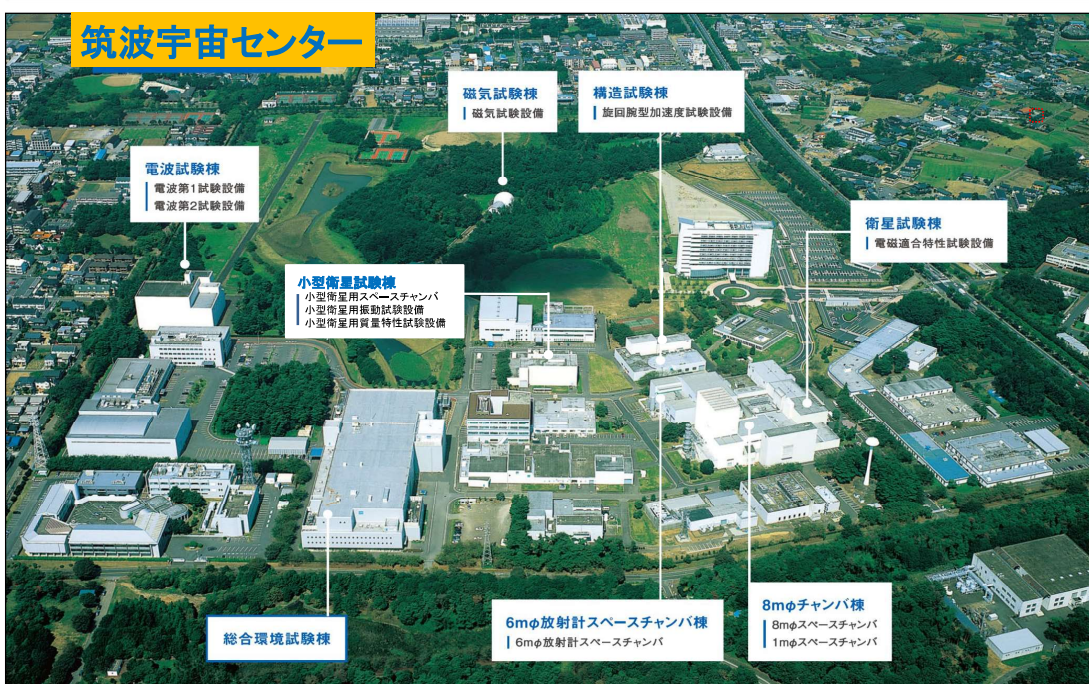
航空写真(1989年 SITE完成)



航空写真(2008年)

5

現在の環境試験棟



6

筑波の環境試験設備(1/5) —機械環境—



1600m³音響試験設備(@SITE)



大型振動試験設備(@SITE)



小型振動試験設備(@SITE)



旋回腕型加速度試験設備(@構造試験棟)



大型分離衝撃試験設備(@SITE)



小型衛星用振動試験設備

7

筑波の環境試験設備(2/5) —熱環境—



13mφスペースチャンバ(@SITE)



8mφスペースチャンバ



1mφスペースチャンバ



6mφ放射計スペースチャンバ



小型衛星用スペースチャンバ

8

筑波の環境試験設備(3/5) —測定設備—



質量特性測定設備(@SITE)



小型衛星用質量測定設備



アライメント測定設備(@SITE)

9

筑波の環境試験設備(4/5) —電波・EMC・磁気系—



電波第1試験設備(@電波試験棟)



電波第2試験設備(@電波試験棟)



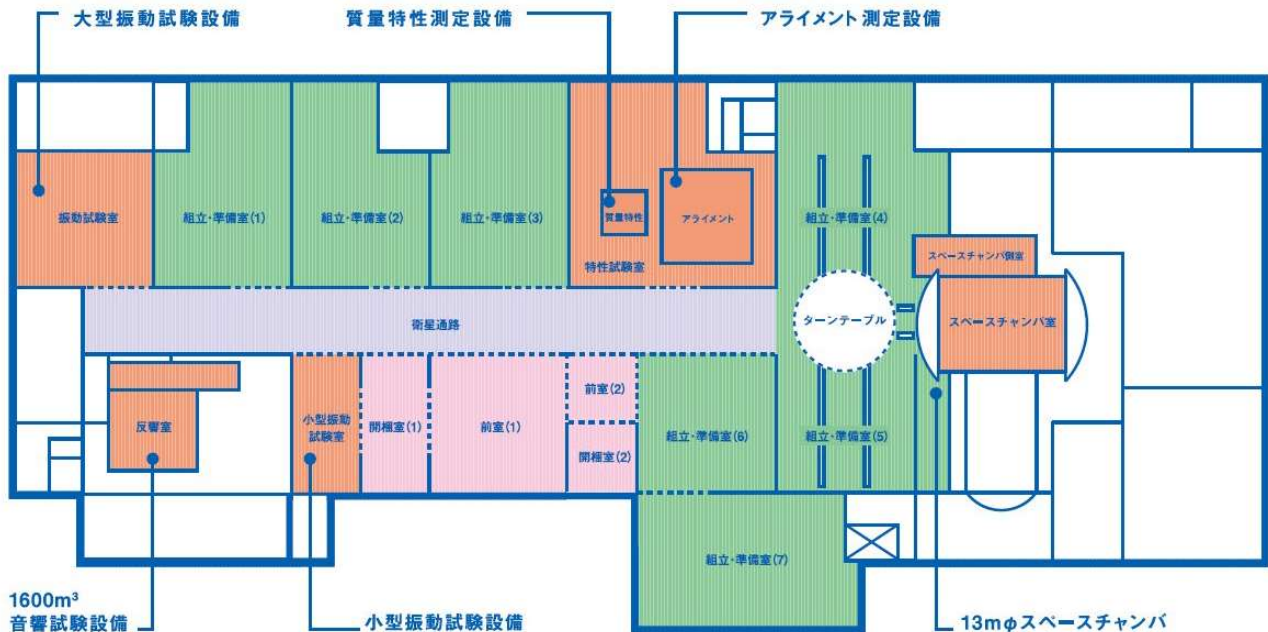
電磁適合性試験設備(@衛星試験棟)



磁気試験設備(@磁気試験棟)

10

筑波の環境試験設備(5/5) – 総合環境試験棟(SITE)



11

1. 筑波の環境試験設備
2. 環境試験技術Uの役割
3. 環境試験設備の維持・運用
4. 試験技術研究
5. まとめ

12

環境試験技術Uの役割



- 政府よりJAXAに示された中長期目標(※)を受け、環境試験技術ユニットは以下を主要業務としている。

- ①環境試験設備の維持・運用

- … 設備の保全や利用に関する仕組み作り

- ②環境試験設備の更新・改修

- … 老朽化対策による更新(長期の稼働)
機能追加・性能向上(今後のミッション用)

- ③環境試験技術の研究開発

- … 試験標準への反映提案などの成果の普及を含む

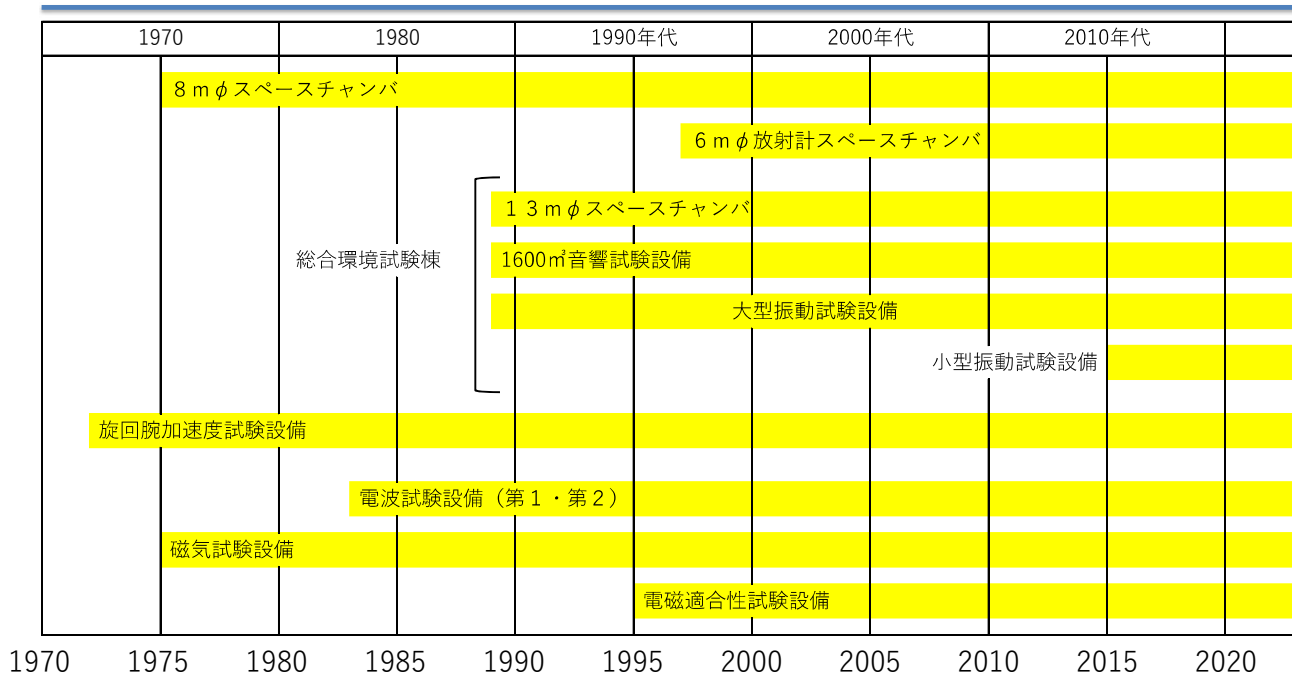
13



1. 筑波の環境試験設備
2. 環境試験技術Uの役割
3. 環境試験設備の維持・運用
4. 試験技術研究
5. まとめ

14

主な環境試験設備の設置時期



15

環境試験設備を取り巻く状況

- 利用ユーザ:①JAXA（プロジェクト、研究開発）
②外部（主に宇宙産業界）…利用増加
 - 大手衛星メーカの設備整備
（大型宇宙機の複数機生産に対応できる一貫生産・組立・試験設備）
MELCO：2000年に大型宇宙機工場を建設。
2013年に増築して能力増強。
NEC：2015年に大型宇宙機の試験設備を整備。
 - JAXAプロジェクトでの開発プライム化
 - （JAXA共通）保有設備の老朽化進行、設備維持予算の圧縮、人員不足
 - 設備メーカの撤退、設備特有の根幹技術喪失
- ⇒ JAXAが環境試験設備を保有する意義は？
JAXAが保有する環境試験設備の役割・具備すべき機能は？

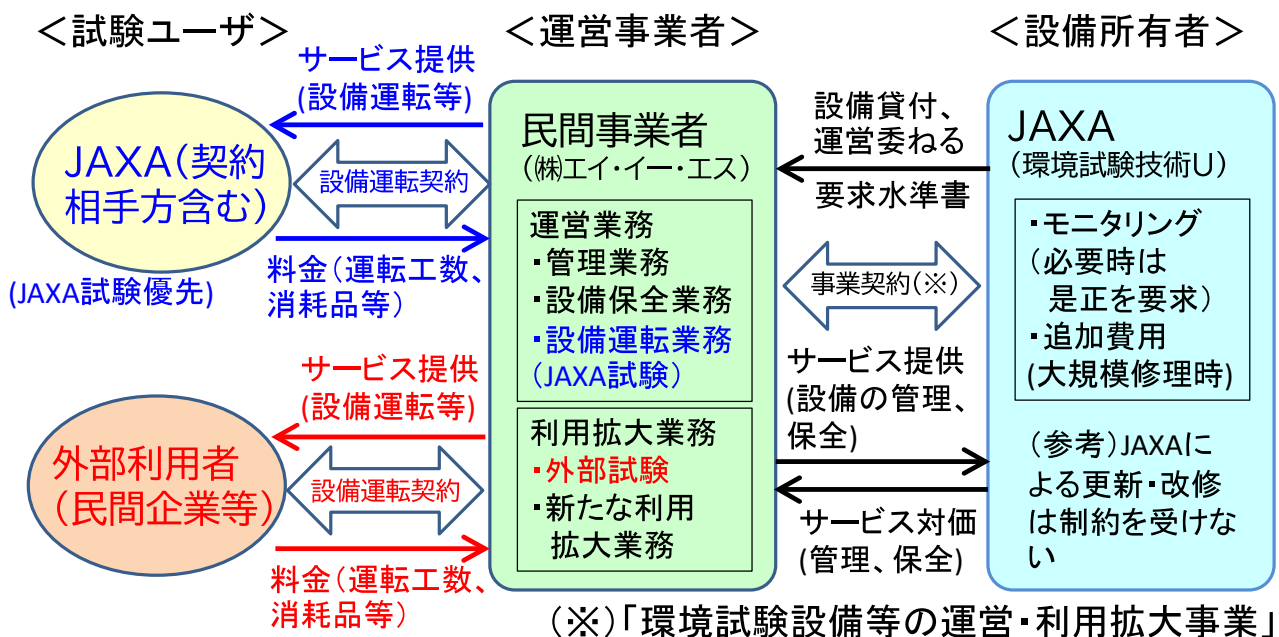
16

環境試験設備の更新・改修

- 設備を保有する意義・・・日本が進める宇宙開発への貢献
 - ・JAXAによる利用(衛星、探査機、ロケット、宇宙実証、etc.)
 - ・宇宙産業界等による利用
 - ・新規性が高い宇宙機、先進的な宇宙機開発への備え
(世界の中での競争力確保)・・・検証できないものは飛ばせない
 - ・日本でJAXAのみが保有している設備
 - ・日本国内でのリスク分散(災害等への備え)
 - ・・・
- 老朽化が進行するなか、以下で長期の稼働を期している。
 - ・保全(点検、保守、修理)
 - ・部分的または大規模な更新・改修
- 大規模な更新に備えて技術面のフロントローディングが必要。
(例: ソーラシミュレータを有する大型スペースチャンバ)
大規模更新は予算や人員面でのハードルが高い。

17

現在の設備運営の仕組み



18

(参考) 現在の設備運営の仕組み

■ 事業内容

JAXAは事業者に対し、環境試験設備等(設備、建屋・敷地)の貸付け等を行い、事業者は以下の業務を実施する。

①運営業務 : 設備等の管理及び保全・運転に関する業務

②利用拡大業務: 設備等の利用拡大業務(外部利用を含む)

JAXAは要求水準が満足されているかをモニタリングする。

■ 特徴

- ・環境試験設備の保全と運用を一体の事業として効率化
- ・高圧ガス保安法、電波法の責任体制を民間事業者に移管
- ・設備保全(点検、保守、修理)と管理費用はJAXA負担
- ・設備保全の方法について民間事業者の裁量を拡大
- ・設備利用(JAXA、外部利用とも)の受入を民間事業者に一本化
- ・利用者に試験実施(設備運転)というサービスを民間事業者が提供
- ・設備利用に伴う費用(設備運転工数、消耗品等)は利用者負担
- ・設備利用はJAXAのための試験を優先するが、外部利用にも配慮

19

1. 筑波の環境試験設備
2. 環境試験技術Uの役割
3. 環境試験設備の維持・運用
4. 試験技術研究
5. まとめ

20

試験技術研究

- 宇宙機の設計・製造の妥当性検証を着実かつ効率的に行えるよう、環境試験技術の研究に注力している。(特にマンパワー)
- 環境試験の有効性向上
 - ・試験手法の改善 (実環境のより正確な推定、物理現象の理解向上)
 - ・試験条件の適正化 (不具合検出効果の定量評価(Test Effectiveness)、実環境と試験で宇宙機が受ける負荷の違い)
 - ・試験技術の向上 (外乱に対するロバスト性向上など)
- 試験設備の研究開発
 - ・設備の性能向上 (計測技術、性能評価手法を含む)
 - ・設備更新のフロントローディング
- 成果の普及・活用
 - ・JAXA試験標準・ハンドブック、国際標準(ISO)への提案
 - ・JAXA内の試験技術研修、JAXAプロジェクト等への協力

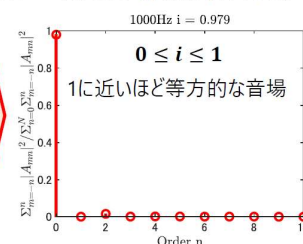
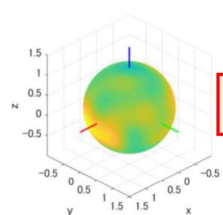
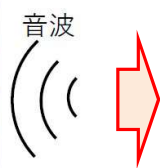
21

音場拡散性の評価方法検討(WS18-P02)

- 宇宙機の地上音響試験においては、拡散音場加振ができるように、反響室内に作り出した音場にて音響試験を実施することが各国の試験標準で要求されているが、音の方向特性に関する定量的な規定値は定められていない。
- 地上音響試験の音場が満たすべき音場の特性を規定値として定めることで、反響室の違いや音源の違いなどの試験場所・試験方法の差異に影響を受けず、試験品質を共通化することによって試験の再現性と信頼性を向上することを目指している。
- また、同手法をフェアリング内音場への解明のための解析や実験に適用することで、フェアリング内音場を正しく理解することも期待している。



剛体球形マイクアレイ



22

累積疲労損傷度の見積り適正化(WS18-P03)

- JAXA宇宙機に対する疲労管理要求は、1970年代から実行され来ているが、**システム音響試験及びフライト時で受けた疲労損傷度を単体のランダム振動試験と同じレベルとして過剰管理**されてきている。
- 2019年度では、FDS (Fatigue Damage Spectrum) の手法を導入し、機器が受ける**定常ランダム音響試験**の疲労損傷度は、**非定常ランダム**の**フライト音響**よりも、9dB以上の過大である事をH-IIAのフライトデータより示した(2019年試験技術WS17-P02)。
- 2022年度では、機器単体の**ランダム振動試験**と**音響試験**における疲労損傷度は**同一の狭帯域(Rayleigh分布)**より計算されてきたが、固有振動数により狭帯域から広帯域まで様々取り得る(Rice分布)ことが分かった。**Rice分布を適用**した疲労損傷度の見積もり方法を確立し、従来の**累積疲労損傷管理を緩和できる**検討を行っている(WS18-P03:Rice分布を用いた疲労損傷度の見積もり適正化に関する研究)。

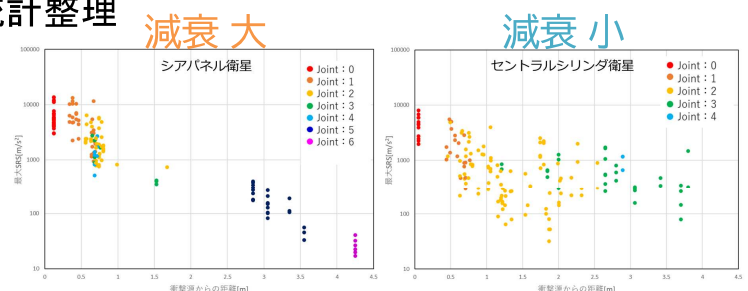
23

衝撃環境試験条件の適正化(WS18-P01)

衝撃環境試験条件の適正化に向けた活動

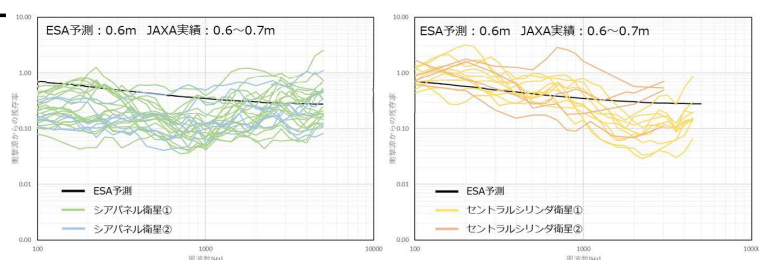
【1】JAXA開発衛星(4機)の衝撃試験データの統計整理

- 衝撃源から計測点までの距離、
衝撃伝搬経路上のジョイント数を整理
- 衛星の構造様式により距離に対する減衰傾向が異なることを確認



【2】ESAクランプバンド分離衝撃環境予測手法とJAXA開発衛星実績の比較

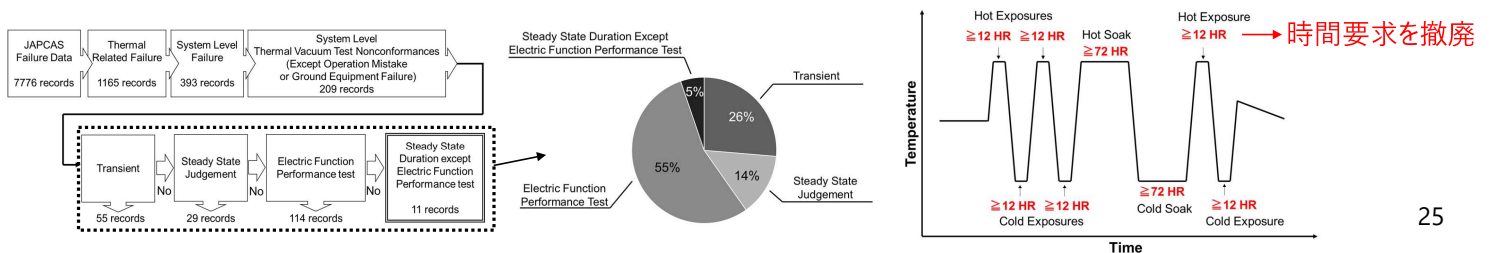
- ESA予測手法(右図黒線): 計測点の距離に応じた衝撃源からの減衰割合を予測
- JAXA開発衛星に対してESA予測手法を適用すると過小な予測となり得ることを確認



24

システム熱真空試験条件の緩和

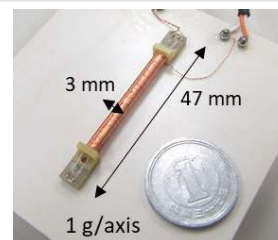
- システム熱真空試験の「さらし12時間」「浸し72時間」という従来の要求は、**開発期間・コスト増大の要因**となっていたが、**1972年に米国標準を元に策定以降40年以上見直しできていなかった。**
- これまでに蓄積された地上試験不具合7,776件からシステム熱真空試験不具合を抽出し、試験中のフェーズで分類、不具合報告書内容を精査した結果、**さらし浸し時間に関係した可能性のある不具合はアウトガスとリークに限られる**ことが分かった。
- WGにて議論を重ね、アウトガス・リーク検出は一般標準としてシステム熱真空試験目的外と整理。
- 時間を定めるよりも**電気機能性能試験に必要な時間を十分確保することが重要**である。
- **さらし浸し時間規定を廃止しシステム側で設定**する要求へ見直し、**2021年4月に試験標準改訂**



25

小型高精度新方式磁力計の開発 (WS18-P08)

- 磁気試験設備で使用されている磁力計は大型で空間分解能が悪く、**設備の高精度化・高効率化**のためには小型高精度磁力計の開発が必要。
- 高精度ながら小型軽量性を両立しうる**新方式磁力計(基本波型直交フラックスゲート)**の研究開発を推進、設備での実用性を獲得。
- 設備向け開発のヘリテージを生かし、宇宙科学ミッション向けに宇宙機搭載磁力計として技術展開を実施。**MMX探査機搭載機器**の一つとして開発支援を実施中(本方式の搭載は世界初。現在EM品製造を経て環境試験を完了)。



一軸当たりマッチ棒サイズでセンサ素子を構成可。
三軸にしても既設品と比較して大幅な小型化を実現。



MMX搭載磁力計として技術展開。EM品を製造し、一通りの環境試験を完了した。

26

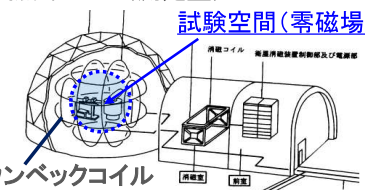
磁気試験設備周囲外乱に対するロバスト性向上 (WS18-P04)

3軸ブラウンベックコイル(BBC)により地磁気を消去し、零磁場空間を形成することのできる磁気試験設備が整備されている。近年、試験設備周辺環境からの外乱が増加し、試験空間の磁気均一度が悪化している状況である。

磁気ドーム(測定室)

試験空間(零磁場空間)

3軸ブラウンベックコイル

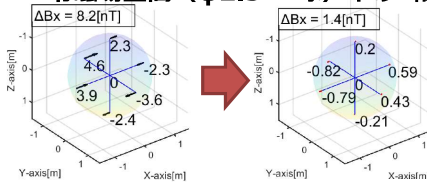


静磁場外乱と変動磁場外乱に切り分けてロバスト性向上の手法を検討した。

アクティブ磁気シールド

外乱磁場に対して、同じ強さの逆向きの磁場を印可することで外乱磁場をキャンセルする手法。

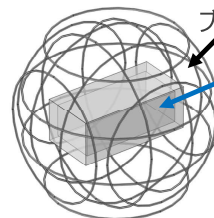
零磁場空間(φ2.3 m球)中のx軸磁束密度の測定結果



試験空間の磁気環境が改善

パッシブ磁気シールド

磁場の安定性を得たいエリアを強磁性体で囲むことにより、シールド内の空間への磁力線の侵入を防止する。



ブラウンベックコイル(BBC)

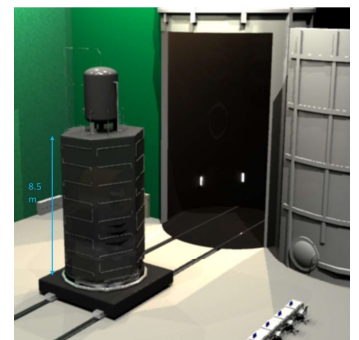
パッシブ磁気シールド

BBCとの併用を検討するため、シミュレーションによる評価を進めている。

27

超極低温シュラウドの開発(WS18-P06)

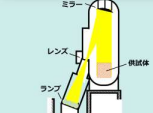
- 深宇宙を観測する科学衛星に搭載される望遠鏡は、高感度、高指向精度を満たすためにバス部との熱伝達分離やリアクションホイールとの擾乱分離等が必要となり、熱真空試験時はペイロードモジュールを10 K以下の超極低温環境に晒して試験を行うことが想定される。
- 本開発検討においては、4 Kに冷却可能な汎用4Kシュラウドを開発し、設備に常設させておくことで、試験費用の低減及び衛星開発スケジュールの短縮化をはかるものである。
- 汎用4 Kシュラウドは、使用時のみIR台車上に載せ、上部のヘッドタンクから自然循環方式にて4 Kシュラウドを冷却する。
- ヘリウム冷凍機はチャンバ外に常設設置するため、衛星の大きさや形状的に汎用4 Kシュラウドを用いることができない場合は、シュラウド部分のみを衛星プロジェクト側で製作し、常設のヘリウム冷凍機から液体ヘリウムを供給することで対応する。

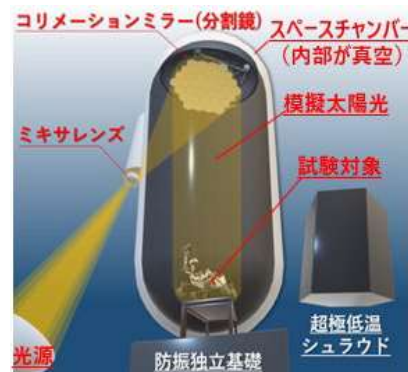


28

次世代スペースチャンバ構想検討(WS18-P07)

- 筑波宇宙センターの大型スペースチャンバはそれぞれ異なる特長を有しており、目的に応じて使い分けながら多様な宇宙機の熱真空試験に対応している。
- 一方で新規整備後長期間が経過しており、納入業者の撤退や技術者のリタイアにより修理困難となった構成品も出てきているほか、建屋も老朽化が進んでいる。
- JAXA環境試験技術ユニットでは、将来の宇宙機の熱真空試験を着実に遂行すべく、新たなニーズを取り込んだ次世代スペースチャンバを構想している。

名称	13mφスペースチャンバ	8mφスペースチャンバ	6mφ放射計スペースチャンバ
外観			
特長	 ミラー ランプ レンズ 試験体 ✓ 横型ソーラシミュレータ ✓ 国内最大サイズの容器	 ミラー ランプ レンズ 試験体	 放射計 試験体 外部光源 ✓ 防振独立基礎 ✓ 光学窓フランジ×3 ✓ アライメント窓×19
整備	1989年	1975年	1997年
経過	33年	47年	25年



29

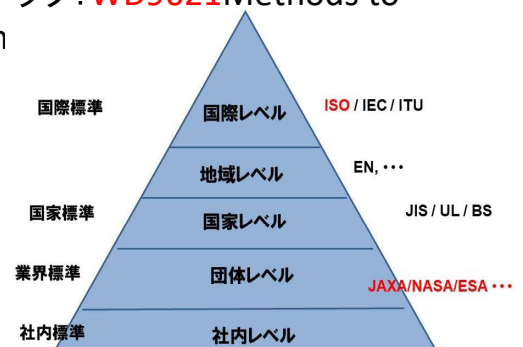
試験標準・ハンドブック及びISO提案

1. 日本が提案国の案件

- 【発行済】JERG-2-130宇宙機一般試験標準: ISO 15864(1st Ed.2004, 2nd Ed.2021) Space systems — General test methods for spacecraft, subsystems, and units (日本)
- 【発行済】JERG-2-130HB003/HB004 振動試験ハンドブック/フォースリミット振動試験ハンドブック: ISO23670 Vibration Test (Force Limited Vibration Test (FLVT)): (中・独・日)。
- 【審議中】JERG-2-130HB006環境試験信頼性要求ハンドブック: WD9621 Methods to decide thermal vacuum test cycles of recurring production efficiency and reliability (日本)

2. 日本がエキスパート参加国案件:

- 【発行済】JERG-2-130HB001音響試験ハンドブック: ISO19924 Space systems – Acoustic testing
- 【発行済】ISO21494-Magnetice Test
- 【発行済】ISO23569-Spacecraft system level radiation frequency performance test in compact range



注: TC20/SC14(航空宇宙分野委員会)にはP-member(13ヶ国)、O-member(4ヶ国:投票権を持たない)、事務局を務める国(米国AIAA)、投票は原則1国1票。³⁰

1. 筑波の環境試験設備
2. 環境試験技術Uの役割
3. 環境試験設備の維持・運用
4. 試験技術研究
5. まとめ

31

まとめ

- 3年振りの試験技術ワークショップということもあり、JAXA環境試験技術ユニットの役割と活動状況をご紹介した。
- 今後も、JAXAが環境試験設備を保有する意義、JAXA設備の役割と具備すべき機能を問い続け、維持・運用(利用)の仕組みと更新・改修計画に反映していく。
- 宇宙システムの着実かつ効率的な開発に貢献できるよう、環境試験の有効性を高め、試験手法の向上、試験条件の緩和や設備性能の向上を図る技術研究を実施していく。

32

2. 2 「衝撃応答スペクトラムの予測と 調整を可能とする宇宙機搭載機器用 衝撃試験法の開発」

衝撃応答スペクトラムの 予測と調整を可能とする 宇宙機搭載機器用衝撃試験法の開発

2022年11月24日 第18回 試験技術ワークショップ@筑波宇宙センター/オンライン
○柳瀬 恵一※1、岩佐貴史※2

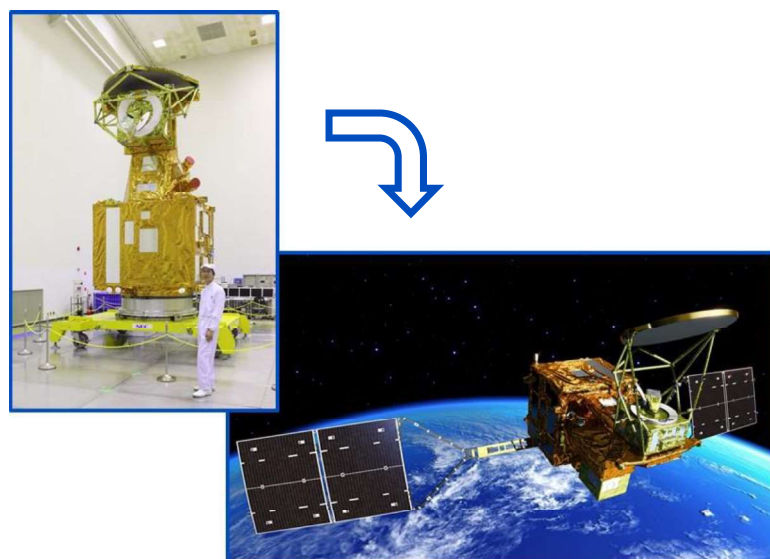
- ※1 宇宙航空研究開発機構 経営企画部企画課 主任
(前：研究開発部門 第二研究ユニット 機構潤滑領域 主任研究開発員)
- ※2 大阪公立大学 大学院工学研究科 航空宇宙海洋系専攻 教授
(前：前鳥取大学大学院工学研究科 機械宇宙工学専攻 固体力学研究室)

1

1. 背景 - 宇宙機の保持部解放イベント



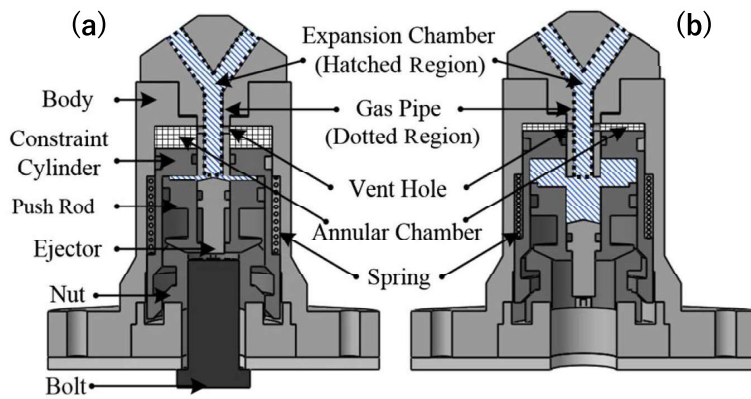
H-IIAロケットでの
打上げシーケンス(ALOS・だいち)



GCOM-W(しずく)のAMSR2・パドル展開

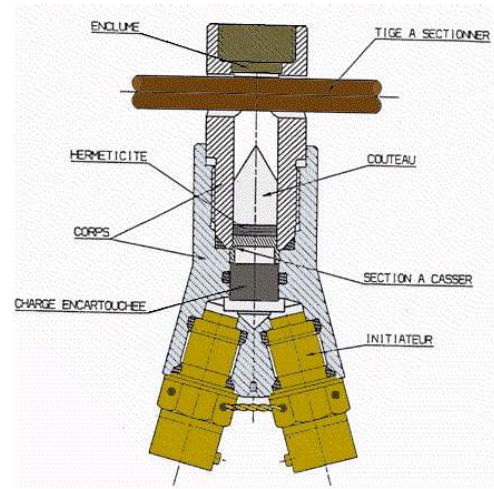
2

1. 背景 – 火工品保持解放機構



出典：Jeongmin, W., Seung, W. C., Jin, Y. C., Jeong, H. K. and Taeseong, R., Prediction of Pyroshock-Reduced Separation Nut Behaviors, J. of Propulsion and Power, Vol. 34, No.5, (2018), pp.1240-1255.

分離ナットの例



出典：http://spot4.cnes.fr/spot4_gb/images/pyro/pan.gif

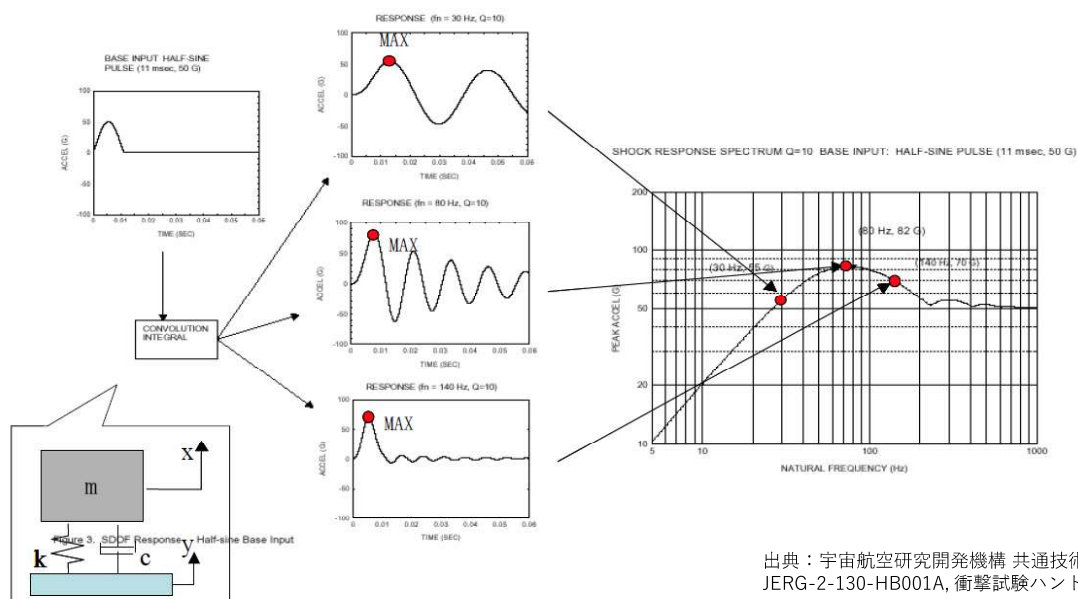
ロッドカッターの例

3

1. 背景 – 衝撃環境の評価指標

衝撃応答スペクトラム (Shock Response Spectrum : SRS)

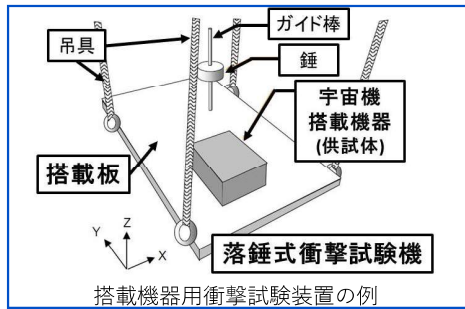
周波数毎の1自由度振動系の加速度応答の最大ピークプロット (過渡振動時系列波形に対するある種のフィルタ処理)
元々地震波形の周波数分析に用いる「Earth Response Spectrum」として利用されていたものと同様



出典：宇宙航空研究開発機構 共通技術文書
JERG-2-130-HB001A, 衝撃試験ハンドブック

4

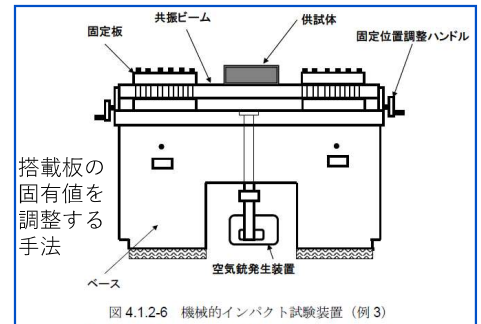
1. 背景 – (搭載機器の) 衝撃試験方法



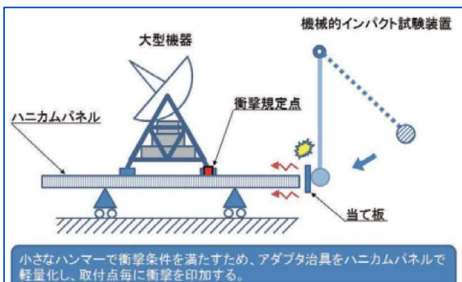
搭載機器用衝撃試験装置の例
出典：宇宙航空研究開発機構 共通技術文書
衝撃試験ハンドブック, JERG-2-130-HB001A



(圧縮空気)落下式
出典：日立産業技術センターHP
筑波宇宙センターにも整備されている (エア・ブラウン)



(出典：IEST-RP-DTE032.1, "Pyroshock Testing Techniques")



佐々野浩, "大型機器を対象とする衝撃試験法の一例", 第15回試験技術ワークショップ開催報告, JAXA-SP-17-008, (2018), ISSN 2433-2232



動電型加振機による方法
筑波宇宙センター小型振動試験設備(UD-T4000)

【衝撃印加条件調整のためのパラメータ】
所定の衝撃試験条件を形成するための主なパラメータは、下記の通りである。

パラメータ	大→印加速度→小 レベル	特徴
ラプチャーボルトの直径 (破断荷重)	大 ⇄ 小	周波数全体に寄与
ラプチャーボルトの材質	硬 ⇄ 軟	主に高周波数領域に寄与
ストッパーの支持間隔	広 ⇄ 狭	主に低周波数領域に寄与

※ 加振台、固定治具の形状：試験装置系の固有振動数特性に寄与

田原善行, "高周波衝撃 簡易試験法の紹介～小型衛星機器試験への適用", 第12回試験技術ワークショップ開催報告, JAXA-SP-14-009, (2015)

2. 課題設定

□ 衝撃試験法・衝撃伝搬予測の研究は過去にもたくさんある。

□ 研究としての「攻めどころ」はどこか？

2. 課題設定

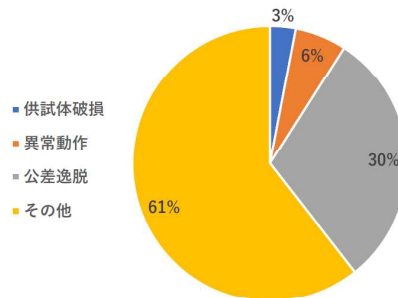
①現在、最も問題となっていることは何か？

- 特に機械的インパクト試験で、試験公差の逸脱(オーバー & アンダーテスト)が困る。
- 事前に試験レベルを簡単に予測する手法が確立されていない。
- レベル調整が熟練者の勘と経験による。
- 「事前予測」と「調整」が誰でもシステマティックに実現できる手法がほしい。

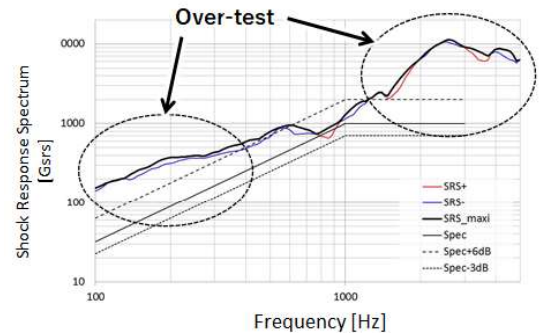
高周波側の SRS 値を上げるには
・緩衝材・・・薄く、硬い
・弾丸・・・硬く、速度が早い

低周波側の SRS 値を上げるには
・印加レベルを全体的に上げつつ、緩衝材を厚く、柔らかくする(高周波側を減衰させる)
・弾丸・・・柔らかく、重い(与体積を増やす)

畑村透, "超小型衛星に適した衝撃試験方法の開発", 九州工業大学博士学位論文, (2015)



JAXA不具合データベース(JAPCAS III)を用いたコンボ衝撃試験不具合の分類(1980~2020年)。「その他」は試験開始前に公差を守れないための事前処置が行われたもの。



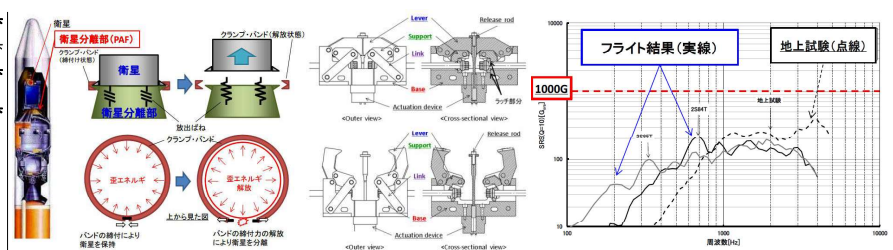
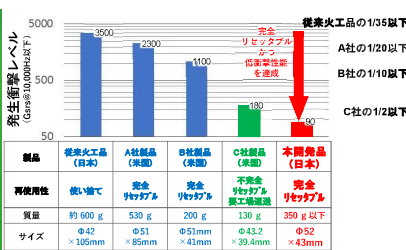
コンボ衝撃試験でのオーバーテストの例

7

2. 課題設定

②今後、試験レベルはどの程度が要求されるか？

- 衛星もロケットも、非火工品化、低衝撃化 ⇒ 衝撃環境は下がる
- 試験レベルも低下する？
⇒ レベル未定の開発初期に行われる、衝撃伝搬予測手法が浸透しきっていない。
⇒ 試験レベルは即座には低下しない。
- ここ10年くらいは、開発初期に行われる(=試験レベルの調整が必須な)試験のレベルは500~1000GSRS程度と予想。



出典：柳瀬ら, 「つばめ」における国産非火工品保持解放機構Low Shock Release Device (LSRD) の軌道上実証, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 69, No.4, (2021), pp.140-144.

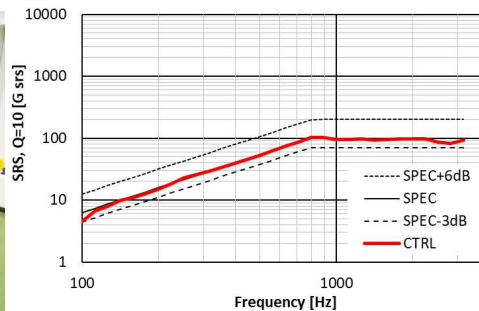
出典：伊海田ら, 低衝撃型衛星分離部/分離機構の開発, 日本航空宇宙学会誌, Vol.68, No.1, (2020), pp.5.

8

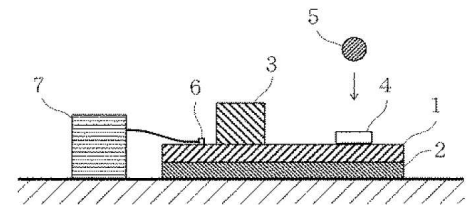
2. 課題設定

③今後、試験方法はどのようなものが選択されるか？

- 300GSRS以下の低レベル試験では、日本でも動電型加振機が普及する？
⇒ 衝撃試験は環境試験の中では比較的重要視されない＝試験コストを抑えたい
⇒ 試験機導入、試験費用増加は極力回避したい
- 全く新しい装置ではなく、既存装置の改良なら受入れられると予想。
広く用いられている試験法に対応できると良い。



JAXA小型振動試験設備(SRS設定の衝撃試験が可能)と100GSRS目標での制御結果



出典：特開2013-234942：三菱電機
積層板1の共振周波数 f の設計パラメータは、弾性係数 E 、質量密度 ρ 、ポアソン比 ν 、板厚 t 、長辺の長さ a 、短辺の長さ b 等である

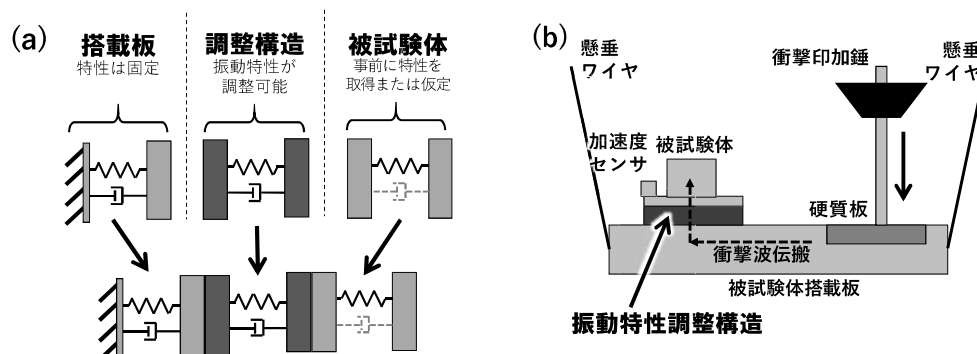
9

2. 課題設定

以上より

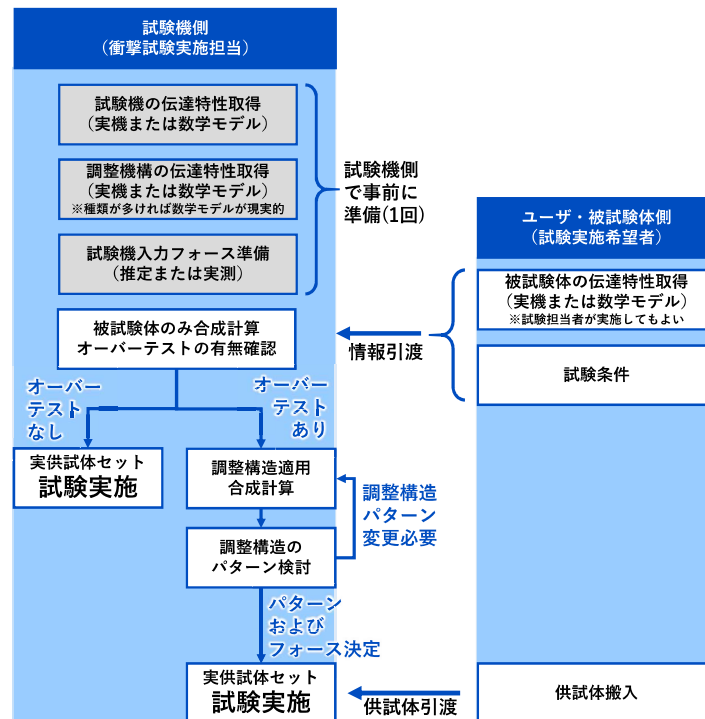
- ① なんらかの事前「予測手法」と親和性が高い、理論的な試験レベルの「調整手法」
- ② (500～1000GSRSが加振できる)機械的インパクト試験法の装置に後付けで実現可能な試験レベル調整ハードウェアを提案したい。

衝撃を調整するコンセプトとしては、(従来の打撃点材料や打撃物体を交換する手法ではなく)
供試体と試験機搭載板の間に振動特性を調整する構造体(調整構造)を挿入する方法を用いる
⇒(アナログな手法だが)既存装置に簡易適用可能で、部分構造合成法と親和性が高く予測手法検討に有利。



10

2. 課題設定－提案コンセプトの試験現場での活用フロー



11

2. 課題設定

部分構造合成法



方法	特徴	メリット	デメリット
1) 伝達関数合成法	各分系を隣接分系との結合部、加振部、応答を知りたい部分間の伝達関数で表現する。 モード特性から合成する方法、特性行列を用いて運動方程式から導く方法等がある。	全系への合成時に近似が入らないため精度が高い。 実験分系と計算分系を直接に結合できる。	周波数ごとに計算を繰り返すため計算時間が長い。 固有振動数や固有モードを直接求められない（周波数応答が求められる）。
2) モード合成法	各分系を固有モードを用いたモード座標で表現する。固有モードの種類によって、拘束モード法、不拘束モード法、それらの混合法がある。	FEMで用いる時間短縮の方法が使え、計算時間が短い。 固有振動数、固有モードを直接求めることができる。	合成時に近似が入るため特に高次で精度が低下する。 実験分系と計算分系の結合が困難。
3) 特性行列合成法	各分系の結合部だけの自由度に対する特性行列を求めて結合し、全系の運動方程式を作成する。 特性行列の求め方は分系全体のFEMから小自由度に縮小する方法（超要素法）や、実験から同定する方法などがある。	最も多用されている（汎用的な有限要素解析ソフトウェアであるNASTRANに組み込まれている）。 合成のアルゴリズムが単純。	超要素法を用いる場合、分系を構築する際に用いる近似（Guyan静縮小）の補正対策がない。また、分系に残す要素の選択方法にノウハウがあり、精度低下を招く恐れがある。
4) 混合法	上記の各手法を混合して用いる方法。	混合のさせ方によって、入力する物理量と精度を適切に選択できる。	混合の手続きのため、手順が複雑になる。

12

2. 課題設定

本研究の目的：

1. 既存衝撃試験機に適用可能な「調整構造」を提案する

独自性：予測手法を前提とし、既存装置に後付けする提案。

2. 部分構造合成法で衝撃応答スペクトラムの予測が実用可能な精度で行えることを実証する

新規性：従来、過渡振動現象として捉えられてきた衝撃現象を、衝撃試験においては一定の条件下において定常振動的現象(部分構造合成法がそのまま適用可能)であると実証する。
(パワースペクトル密度応答が傾向だけしか合っていないくても、SRSなら利用可能)

※実用可能な精度：目標値 $\pm 6\text{dB}$ (NASA-STD-7003の試験公差)とする

JERGやECSSの公差範囲は $+6/-3\text{dB}$ だが、物理現象としては $+/-$ 側同範囲と捉えるのが良い
「予測精度目標＝公差範囲幅」では、試験公差を満足できない可能性が高い。
しかしながら、現状の試験で発生している数 ~ 10 倍程度のオーバーテストを回避できる点は実用上の意義は十分にある。

13

3. 実施事項

□ コンセプトの確認

- 単純バネマス系（2自由度系，3自由度系）による検討
- 単純な構造体で実験的にSRS調整が可能なことの検証
⇒ Study on the Tuning Method of Shock Test Condition for Spacecraft Instruments, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol. 18, No. 3, pp. 77-83 (2020).

□ 縮小インピーダンス法による解析ベースの予測手法の検討

- 詳細な有限要素モデルがある場合に、縮小インピーダンス法を用いた近似計算によって、解析のみで試験時のSRSを予測する手法
⇒ 福田達輝 他, 縮小インピーダンス法を用いた衝撃応答スペクトルの近似計算, 日本機械学会論文集, Vol.87, No.896, p. 21-00036 (2021).

□ 伝達関数合成法による予測式整理と合成成分の検討

- 並進・回転6自由度全ての合成は実用上適用が困難なため、合成成分を限定できるか解析ベースで検討
⇒ 伝達関数合成法を用いた衝撃応答スペクトラムの予測における合成成分の選択, 日本機械学会論文集, Vol.87, No.894, p. 21-00341 (2021).

□ 試験機模擬構造での検討

- 単純な構造体を用意し、複雑なノイズの発生がないモデルでの検証試験
⇒ 宇宙機搭載機器用機械的インパクト式衝撃試験における衝撃応答スペクトラムの予測および調整手法, 日本機械学会論文集, Vol.87, No.896, p. 20-00354 (2021).

14

3. 実施事項

□ 実試験機向け調整構造の提案

- 落錘式衝撃試験機に対応する調整構造を提案

□ 実試験機への適用(数値解析ベース)

- 供試体, 試験機搭載板, 調整構造の伝達関数を全て有限要素モデルから取得し, 非線形応答がない状態での検証

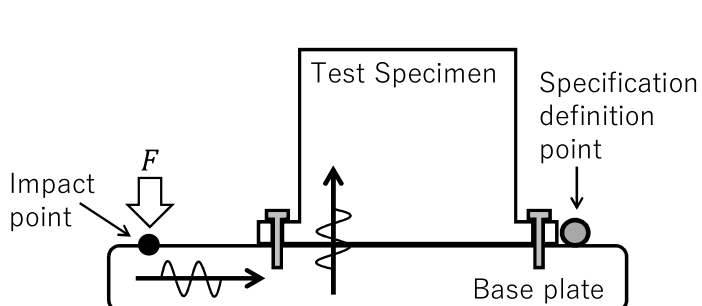
□ 実試験機への適用(実機ベース)

- 供試体, 試験機搭載板, 調整構造の伝達関数を全て低レベルのハンマリング加振で取得し, レベルに依存する非線形応答を含むと思われる状態での検証

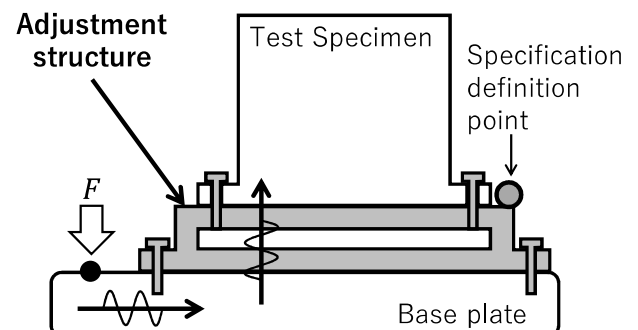
15

4. 予測式整理と合成成分の検討

調整構造のない場合（2分系）とある場合（3分系）について式を示す。



(a) Test specimen only model (without adjustment)

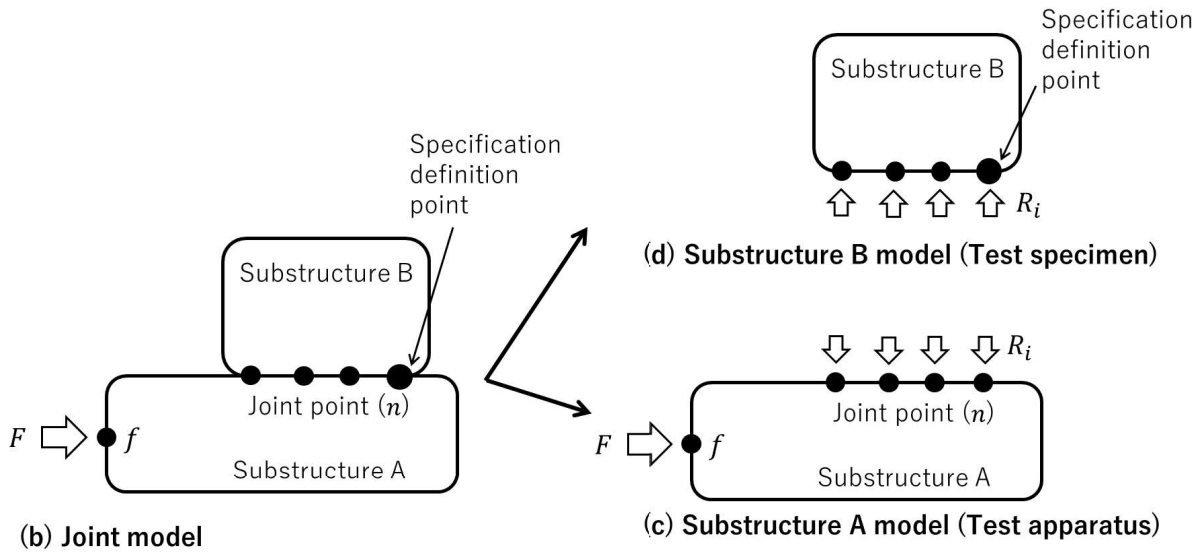


(b) Adjustment model

16

4. 予測式整理と合成成分の検討

調整構造がない場合（2分系：被試験体のみモデル）



17

4. 予測式整理と合成成分の検討

調整構造がない場合（2分系：被試験体のみモデル）

$$A_i = G_{ij} F_j$$

$$\begin{Bmatrix} A_1^A \\ \vdots \\ A_n^A \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} G_{11}^A & \cdots & G_{1n}^A \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{n1}^A & \cdots & G_{nn}^A \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} R_1 \\ \vdots \\ R_n \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} G_{1f}^A \\ \vdots \\ G_{nf}^A \end{Bmatrix} F_f \quad \text{分系A}$$

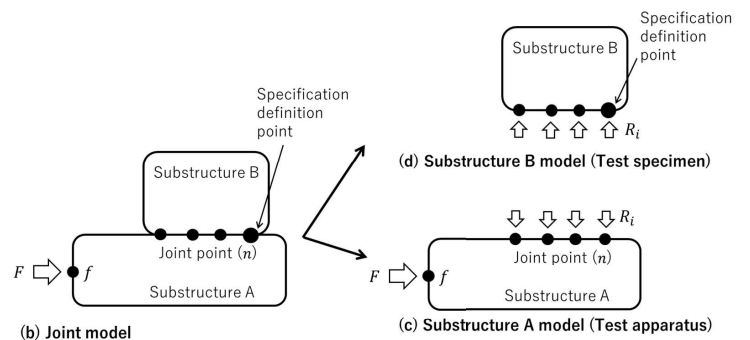
$$\begin{Bmatrix} A_1^B \\ \vdots \\ A_n^B \end{Bmatrix} = - \begin{bmatrix} G_{11}^B & \cdots & G_{1n}^B \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{n1}^B & \cdots & G_{nn}^B \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} R_1 \\ \vdots \\ R_n \end{Bmatrix} \quad \text{分系B}$$

$$\begin{Bmatrix} A_1^A \\ \vdots \\ A_n^A \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} A_1^B \\ \vdots \\ A_n^B \end{Bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} G_{11}^A + G_{11}^B & \cdots & G_{1n}^A + G_{1n}^B \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{n1}^A + G_{n1}^B & \cdots & G_{nn}^A + G_{nn}^B \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} S_1 \\ \vdots \\ S_n \end{Bmatrix} = - \begin{Bmatrix} G_{1f}^A \\ \vdots \\ G_{nf}^A \end{Bmatrix} F_f$$

$$S_i = R_i / F_f$$

A : Acceleration
G : Transfer function
F : Force
R : Internal force
n : SubStruc. A- SubStruc. B joint point



18

4. 予測式整理と合成成分の検討

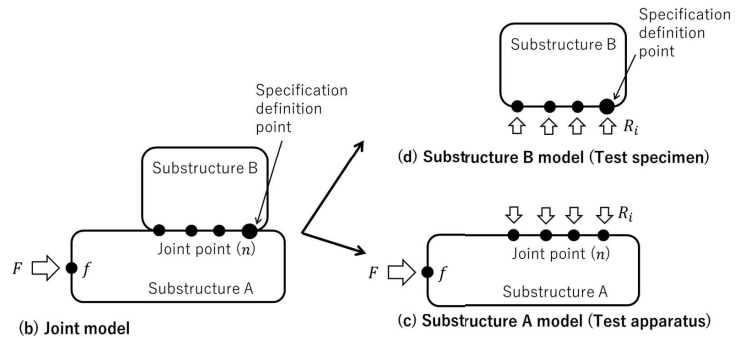
調整構造がない場合（2分系：被試験体のみモデル）

$$\begin{Bmatrix} A_1^A \\ \vdots \\ A_n^A \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} G_{11}^A & \cdots & G_{1n}^A \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{n1}^A & \cdots & G_{nn}^A \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} S_1 \\ \vdots \\ S_n \end{Bmatrix} F_f + \begin{Bmatrix} G_{1f}^A \\ \vdots \\ G_{nf}^A \end{Bmatrix} F_f = \begin{Bmatrix} A_1^B \\ \vdots \\ A_n^B \end{Bmatrix} = - \begin{bmatrix} G_{11}^B & \cdots & G_{1n}^B \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{n1}^B & \cdots & G_{nn}^B \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} S_1 \\ \vdots \\ S_n \end{Bmatrix} F_f$$

衝撃規定点加速度

A : Acceleration
 G : Transfer function
 F : Force
 R : Internal force
 n : SubStruc. A- SubStruc. B joint point

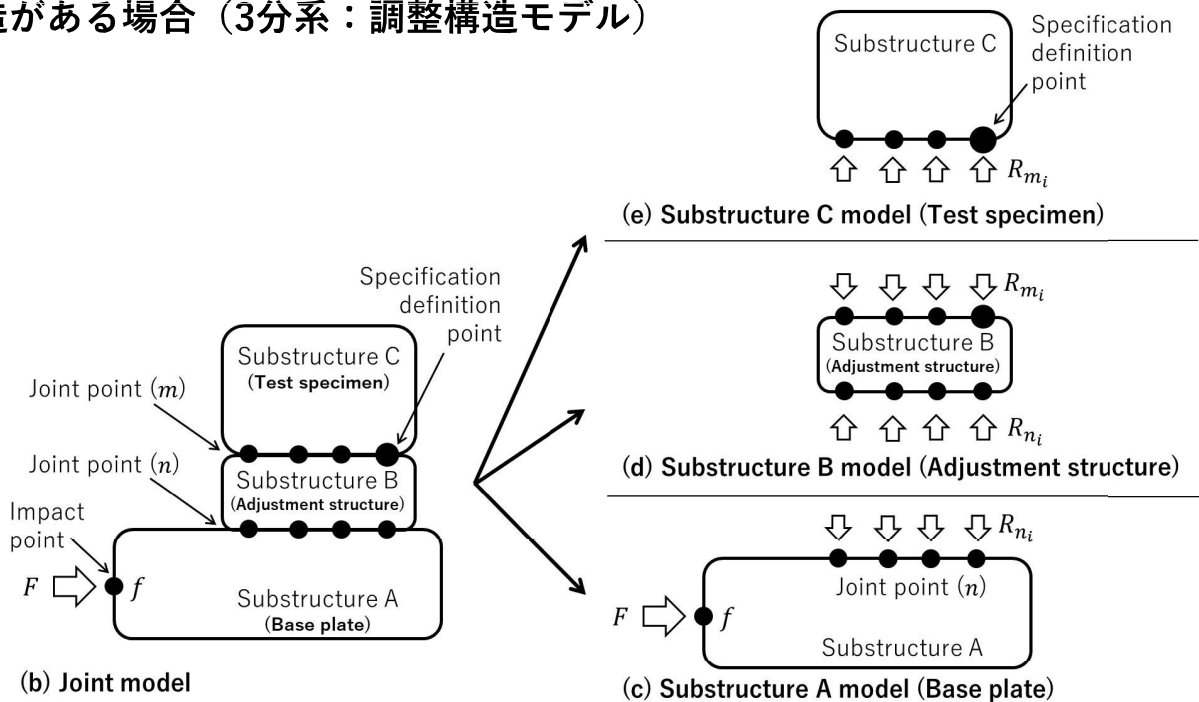
$$G_{ij}^N = \begin{bmatrix} g_{T_x T_x}^N & g_{T_x T_y}^N & g_{T_x T_z}^N & g_{T_x R_x}^N & g_{T_x R_y}^N & g_{T_x R_z}^N \\ g_{T_y T_x}^N & g_{T_y T_y}^N & g_{T_y T_z}^N & g_{T_y R_x}^N & g_{T_y R_y}^N & g_{T_y R_z}^N \\ g_{T_z T_x}^N & g_{T_z T_y}^N & g_{T_z T_z}^N & g_{T_z R_x}^N & g_{T_z R_y}^N & g_{T_z R_z}^N \\ g_{R_x T_x}^N & g_{R_x T_y}^N & g_{R_x T_z}^N & g_{R_x R_x}^N & g_{R_x R_y}^N & g_{R_x R_z}^N \\ g_{R_y T_x}^N & g_{R_y T_y}^N & g_{R_y T_z}^N & g_{R_y R_x}^N & g_{R_y R_y}^N & g_{R_y R_z}^N \\ g_{R_z T_x}^N & g_{R_z T_y}^N & g_{R_z T_z}^N & g_{R_z R_x}^N & g_{R_z R_y}^N & g_{R_z R_z}^N \end{bmatrix}$$



19

4. 予測式整理と合成成分の検討

調整構造がある場合（3分系：調整構造モデル）



20

4. 予測式整理と合成成分の検討

調整構造がある場合（3分系：調整構造モデル）

$$A_i = G_{ij} F_j$$

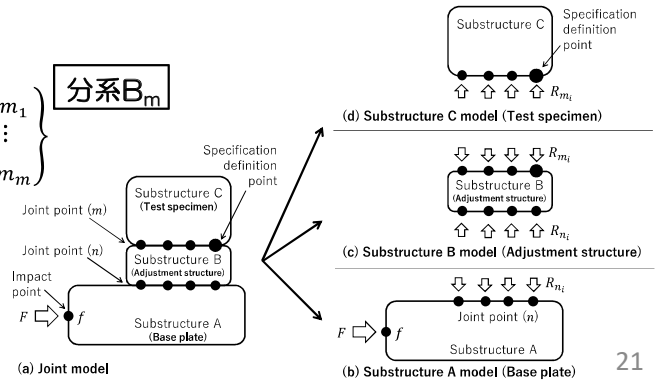
$$\begin{Bmatrix} A_{n_1}^A \\ \vdots \\ A_{n_n}^A \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} G_{n_1 n_1}^A & \cdots & G_{n_1 n_n}^A \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{n_n n_1}^A & \cdots & G_{n_n n_n}^A \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} R_{n_1} \\ \vdots \\ R_{n_n} \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} G_{n_1 f}^A \\ \vdots \\ G_{n_n f}^A \end{Bmatrix} F_f \quad \text{分系A}$$

$$\begin{Bmatrix} A_{n_1}^B \\ \vdots \\ A_{n_n}^B \end{Bmatrix} = - \begin{bmatrix} G_{n_1 n_1}^B & \cdots & G_{n_1 n_n}^B \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{n_n n_1}^B & \cdots & G_{n_n n_n}^B \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} R_{n_1} \\ \vdots \\ R_{n_n} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} G_{n_1 m_1}^B & \cdots & G_{n_1 m_m}^B \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{n_n m_1}^B & \cdots & G_{n_n m_m}^B \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} R_{m_1} \\ \vdots \\ R_{m_m} \end{Bmatrix} \quad \text{分系B}_n$$

$$\begin{Bmatrix} A_{m_1}^B \\ \vdots \\ A_{m_m}^B \end{Bmatrix} = - \begin{bmatrix} G_{m_1 n_1}^B & \cdots & G_{m_1 n_n}^B \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{m_m n_1}^B & \cdots & G_{m_m n_n}^B \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} R_{n_1} \\ \vdots \\ R_{n_n} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} G_{m_1 m_1}^B & \cdots & G_{m_1 m_m}^B \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{m_m m_1}^B & \cdots & G_{m_m m_m}^B \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} R_{m_1} \\ \vdots \\ R_{m_m} \end{Bmatrix} \quad \text{分系B}_m$$

$$\begin{Bmatrix} A_{m_1}^C \\ \vdots \\ A_{m_m}^C \end{Bmatrix} = - \begin{bmatrix} G_{m_1 m_1}^C & \cdots & G_{m_1 m_m}^C \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{m_m m_1}^C & \cdots & G_{m_m m_m}^C \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} R_{m_1} \\ \vdots \\ R_{m_m} \end{Bmatrix} \quad \text{分系C}$$

A : Acceleration
G : Transfer function
F : Force
R : Internal force
n : SubStruc. A- SubStruc. B joint point
m : SubStruc. B- SubStruc. C joint point



21

4. 予測式整理と合成成分の検討

調整構造がある場合（3分系：調整構造モデル）

$$\begin{Bmatrix} A_{n_1}^A \\ \vdots \\ A_{n_n}^A \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} A_{n_1}^B \\ \vdots \\ A_{n_n}^B \end{Bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} G_{n_1 n_1}^A & \cdots & G_{n_1 n_n}^A \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{n_n n_1}^A & \cdots & G_{n_n n_n}^A \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} R_{n_1} \\ \vdots \\ R_{n_n} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} G_{n_1 m_1}^B & \cdots & G_{n_1 m_m}^B \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{n_n m_1}^B & \cdots & G_{n_n m_m}^B \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} R_{m_1} \\ \vdots \\ R_{m_m} \end{Bmatrix} - \begin{bmatrix} G_{n_1 f}^A \\ \vdots \\ G_{n_n f}^A \end{bmatrix} F_f$$

$$\begin{Bmatrix} A_{m_1}^B \\ \vdots \\ A_{m_m}^B \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} A_{m_1}^C \\ \vdots \\ A_{m_m}^C \end{Bmatrix}$$

$$- \begin{bmatrix} G_{m_1 n_1}^B & \cdots & G_{m_1 n_n}^B \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{m_m n_1}^B & \cdots & G_{m_m n_n}^B \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} R_{n_1} \\ \vdots \\ R_{n_n} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} G_{m_1 m_1}^B & \cdots & G_{m_1 m_m}^B \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{m_m m_1}^B & \cdots & G_{m_m m_m}^B \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} R_{m_1} \\ \vdots \\ R_{m_m} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} G_{m_1 m_1}^C & \cdots & G_{m_1 m_m}^C \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{m_m m_1}^C & \cdots & G_{m_m m_m}^C \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} R_{m_1} \\ \vdots \\ R_{m_m} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ \vdots \\ 0 \end{Bmatrix}$$

22

4. 予測式整理と合成成分の検討

調整構造がある場合（3分系：調整構造モデル）

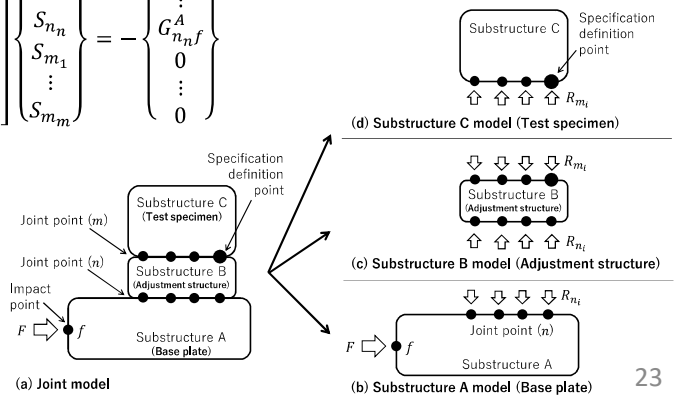
$$\begin{bmatrix} G_{n_1 n_1}^A + G_{n_1 n_1}^B & \cdots & G_{n_1 n_n}^A + G_{n_1 n_n}^B & \cdots & -G_{n_1 m_1}^B & \cdots & -G_{n_1 m_m}^B \\ \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{n_n n_1}^A + G_{n_n n_1}^B & \cdots & G_{n_n n_n}^A + G_{n_n n_n}^B & \cdots & -G_{n_n m_1}^B & \cdots & -G_{n_n m_m}^B \\ \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ -G_{m_1 n_1}^B & \cdots & -G_{m_1 n_n}^B & \cdots & G_{m_1 m_1}^B + G_{m_1 m_1}^C & \cdots & G_{m_1 m_m}^B + G_{m_1 m_m}^C \\ \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ -G_{m_m n_1}^B & \cdots & -G_{m_m n_n}^B & \cdots & G_{m_m m_1}^B + G_{m_m m_1}^C & \cdots & G_{m_m m_m}^B + G_{m_m m_m}^C \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} R_{n_1} \\ \vdots \\ R_{n_n} \\ R_{m_1} \\ \vdots \\ R_{m_m} \end{Bmatrix} = - \begin{Bmatrix} G_{n_1 f}^A \\ \vdots \\ G_{n_n f}^A \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \end{Bmatrix} F_f$$

$$\begin{bmatrix} G_{n_1 n_1}^A + G_{n_1 n_1}^B & \cdots & G_{n_1 n_n}^A + G_{n_1 n_n}^B & \cdots & -G_{n_1 m_1}^B & \cdots & -G_{n_1 m_m}^B \\ \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{n_n n_1}^A + G_{n_n n_1}^B & \cdots & G_{n_n n_n}^A + G_{n_n n_n}^B & \cdots & -G_{n_n m_1}^B & \cdots & -G_{n_n m_m}^B \\ \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ -G_{m_1 n_1}^B & \cdots & -G_{m_1 n_n}^B & \cdots & G_{m_1 m_1}^B + G_{m_1 m_1}^C & \cdots & G_{m_1 m_m}^B + G_{m_1 m_m}^C \\ \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ -G_{m_m n_1}^B & \cdots & -G_{m_m n_n}^B & \cdots & G_{m_m m_1}^B + G_{m_m m_1}^C & \cdots & G_{m_m m_m}^B + G_{m_m m_m}^C \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} S_{n_1} \\ \vdots \\ S_{n_n} \\ S_{m_1} \\ \vdots \\ S_{m_m} \end{Bmatrix} = - \begin{Bmatrix} G_{n_1 f}^A \\ \vdots \\ G_{n_n f}^A \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \end{Bmatrix} F_f$$

連立方程式の解から未知のSベクトルを求める。

$$\begin{Bmatrix} A_{m_1}^B \\ \vdots \\ A_{m_m}^B \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} A_{m_1}^C \\ \vdots \\ A_{m_m}^C \end{Bmatrix} = - \begin{bmatrix} G_{m_1 m_1}^C & \cdots & G_{m_1 m_m}^C \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{m_m m_1}^C & \cdots & G_{m_m m_m}^C \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} S_{m_1} \\ \vdots \\ S_{m_m} \end{Bmatrix} F_f$$

衝撃規定点加速度

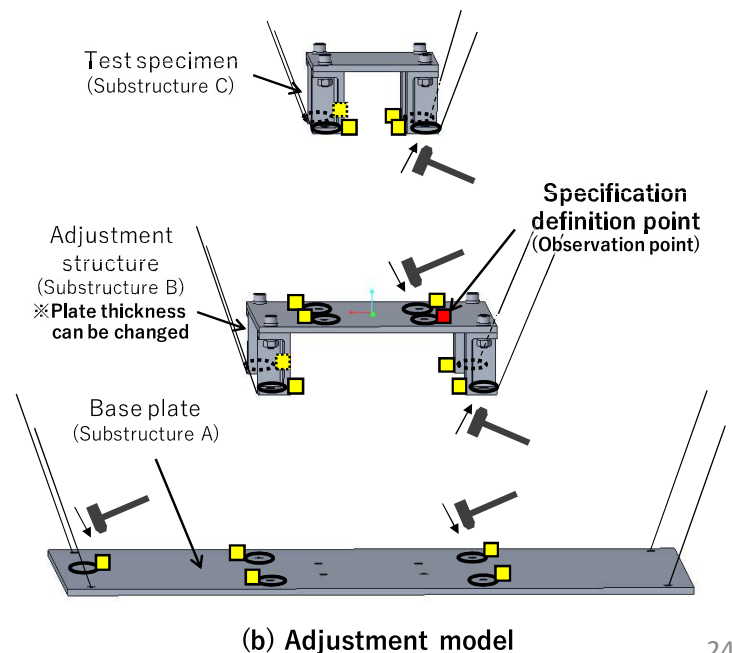
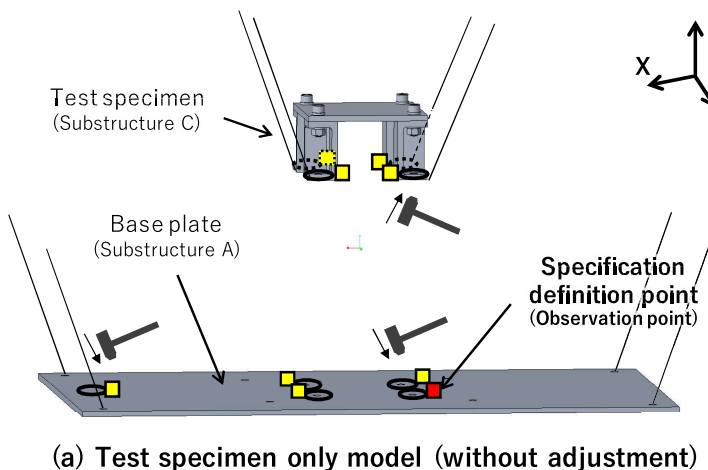


23

4. 予測式整理と合成成分の検討

伝達関数Gの取得方法（解析・実験共）

- Accelerometer
- Accelerometer (Observation point)

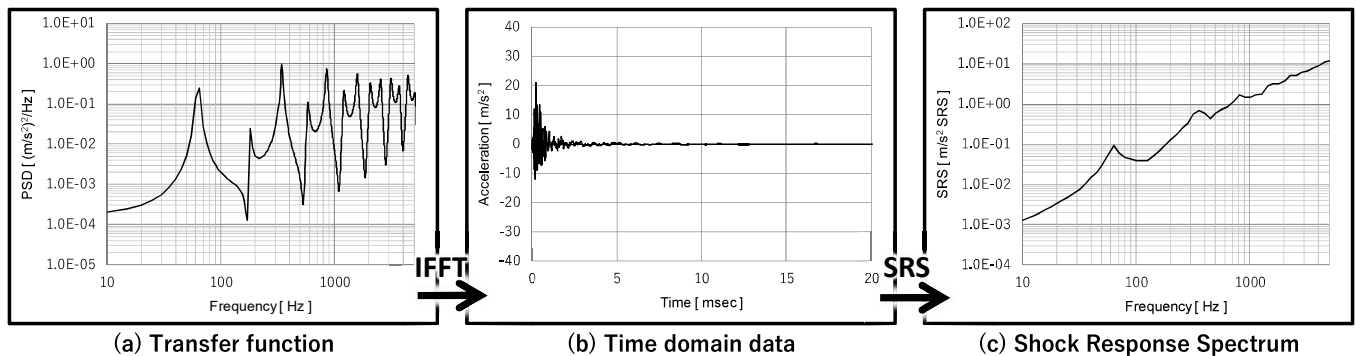


24

4. 予測式整理と合成成分の検討

SRSの計算過程

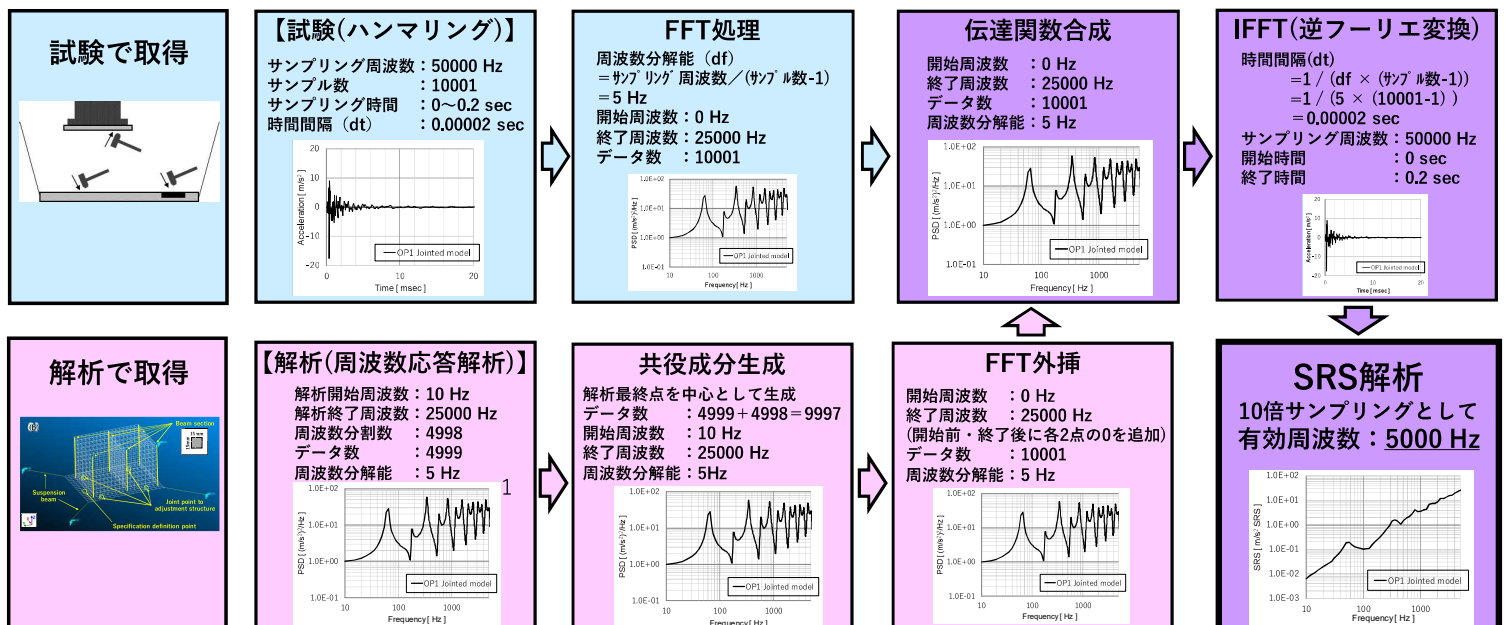
- ① 取得した時系列波形をフーリエ変換し、入力フォースで除算し、伝達関数にする。
- ② 伝達関数と加振フォースから、衝撃規定点の周波数応答加速度を計算。
- ③ 周波数応答加速度を逆フーリエ変換し、時系列加速度を計算。
- ④ SRS解析(Q=10)を行い、衝撃応答スペクトラムを得る。



25

4. 予測式整理と合成成分の検討

試験と解析のデータ数合わせとデータ収録条件（SRS有効値を4000Hz以上にするため）



26

4. 予測式整理と合成成分の検討

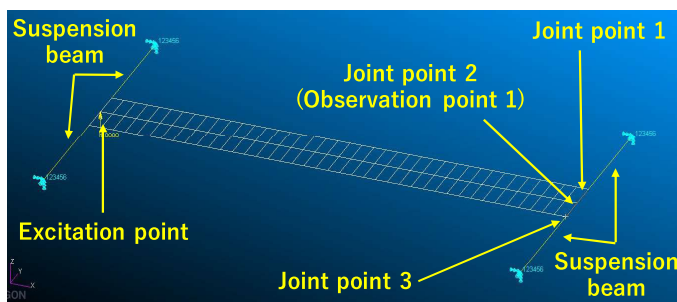
課題：6成分（並進3，回転3）全ての印加と取得が困難.

$$G_{ij}^N = \begin{bmatrix} g_{T_x T_x}^N & g_{T_x T_y}^N & g_{T_x T_z}^N & g_{T_x R_x}^N & g_{T_x R_y}^N & g_{T_x R_z}^N \\ g_{T_y T_x}^N & g_{T_y T_y}^N & g_{T_y T_z}^N & g_{T_y R_x}^N & g_{T_y R_y}^N & g_{T_y R_z}^N \\ g_{T_z T_x}^N & g_{T_z T_y}^N & g_{T_z T_z}^N & g_{T_z R_x}^N & g_{T_z R_y}^N & g_{T_z R_z}^N \\ g_{R_x T_x}^N & g_{R_x T_y}^N & g_{R_x T_z}^N & g_{R_x R_x}^N & g_{R_x R_y}^N & g_{R_x R_z}^N \\ g_{R_y T_x}^N & g_{R_y T_y}^N & g_{R_y T_z}^N & g_{R_y R_x}^N & g_{R_y R_y}^N & g_{R_y R_z}^N \\ g_{R_z T_x}^N & g_{R_z T_y}^N & g_{R_z T_z}^N & g_{R_z R_x}^N & g_{R_z R_y}^N & g_{R_z R_z}^N \end{bmatrix}$$

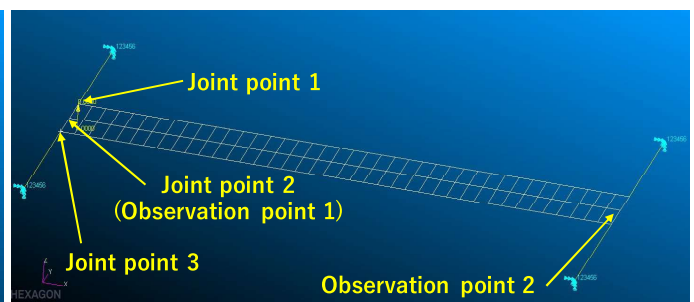
- 現場適用が容易になるように，成分を省略できないか？
- 加振(入力)方向と同じ方向の応答が支配的であれば，その方向のみの合成でよいとして，シンプルにできる.
- どんな形状の構造体ならば，加振方向が支配的か 単純な形状と試験を想定した形状を解析ベースで比較することで考えることにした.

27

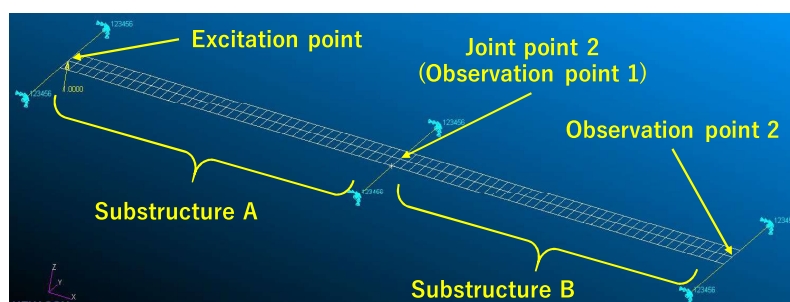
4. 予測式整理と合成成分の検討



(a) Substructure A



(b) Substructure B



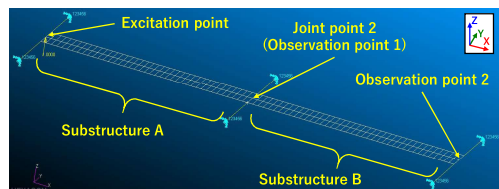
(c) Jointed model

28

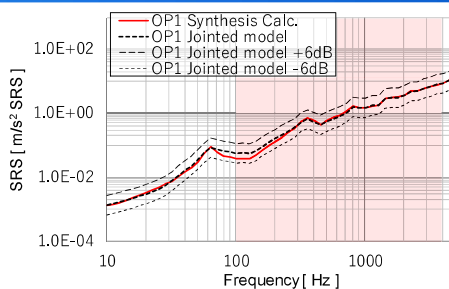
4. 予測式整理と合成成分の検討

6軸合成

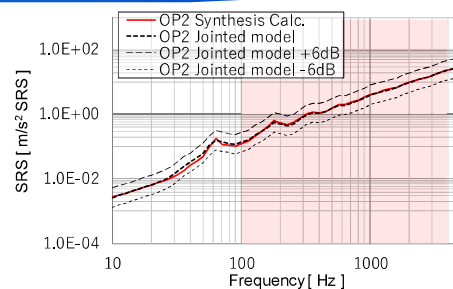
回転を含む3軸合成は一致する。



(c) Jointed model

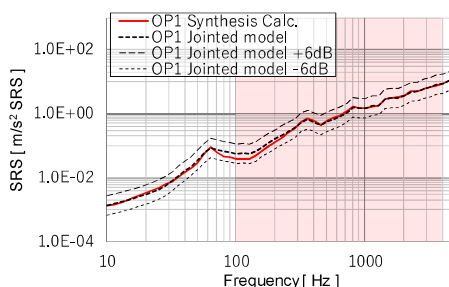


(a1) Observation point 1

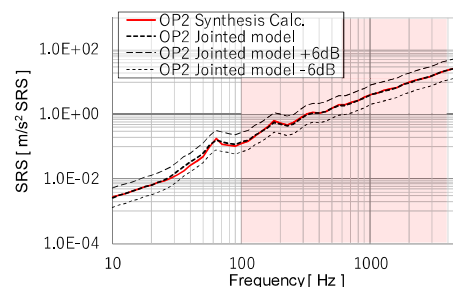


(a2) Observation point 2

(a) 6DOF Synthesis of the plate model



(b1) Observation point 1



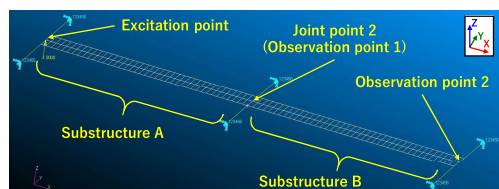
(b2) Observation point 2

(b) 3DOF (Tz, Rx, Ry) Synthesis of the plate model

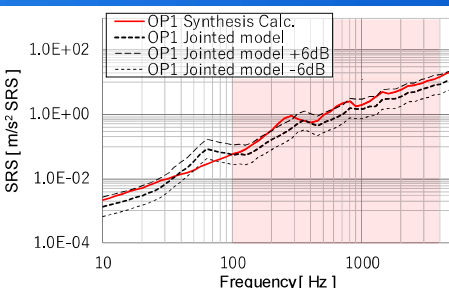
29

4. 予測式整理と合成成分の検討

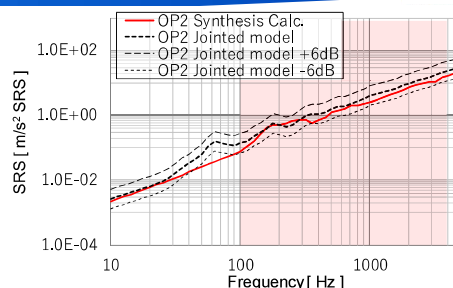
回転成分(Rx)を除くと
予測精度が悪化する



(c) Jointed model

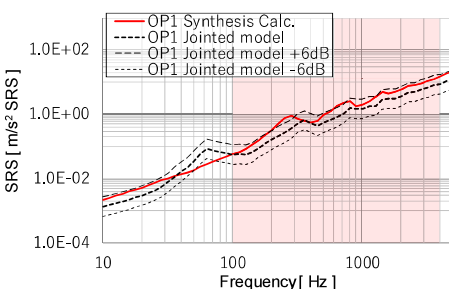


(a1) Observation point 1

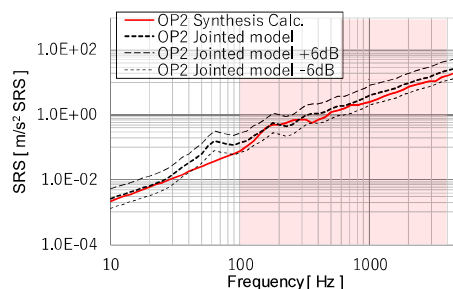


(a2) Observation point 2

(a) 3DOF (Tx, Ty, Tz) Synthesis of the plate model



(b1) Observation point 1

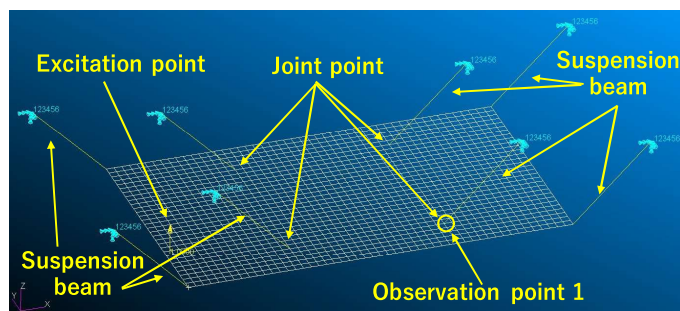


(b2) Observation point 2

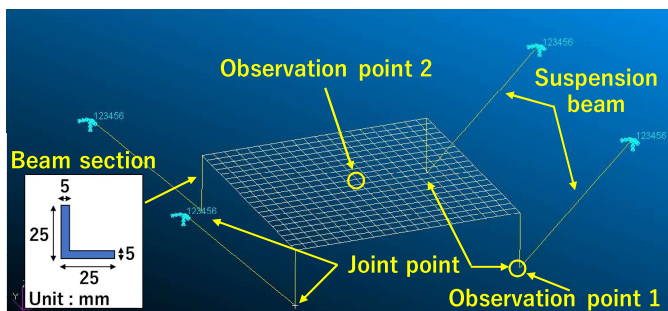
(b) 1DOF (Tz) Synthesis of the plate model

30

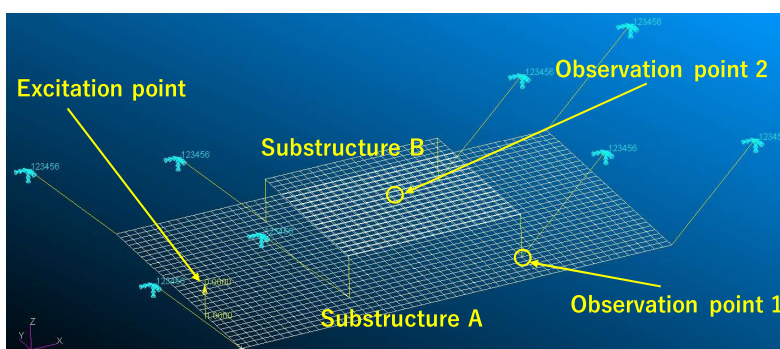
4. 予測式整理と合成成分の検討



(a) Substructure A



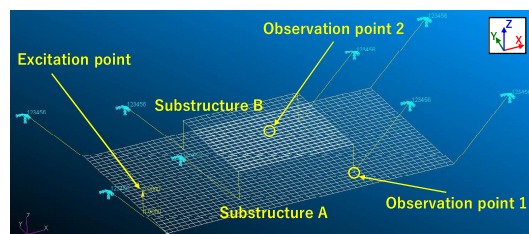
(b) Substructure B



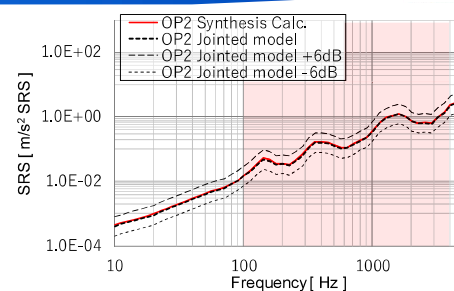
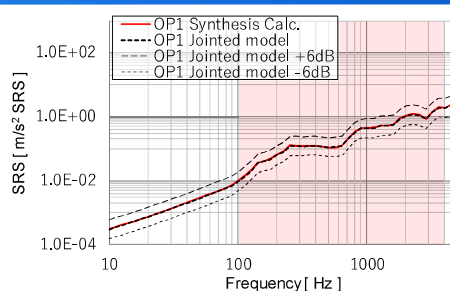
31

4. 予測式整理と合成成分の検討

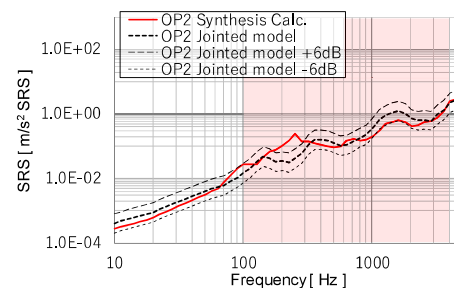
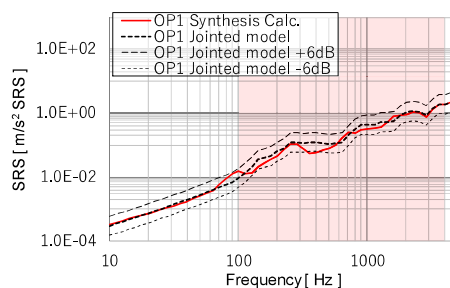
6軸合成はよく一致（当然）



(c) Jointed model



(a) 6DOF Synthesis of the shock tester model

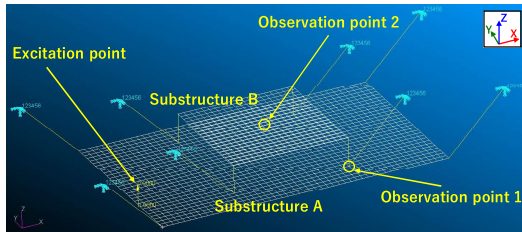


(b) 3DOF (Tz, Rx, Ry) Synthesis of the shock tester model

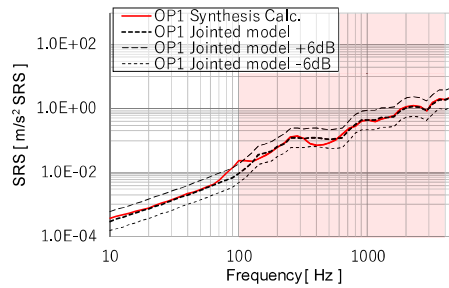
32

4. 予測式整理と合成成分の検討

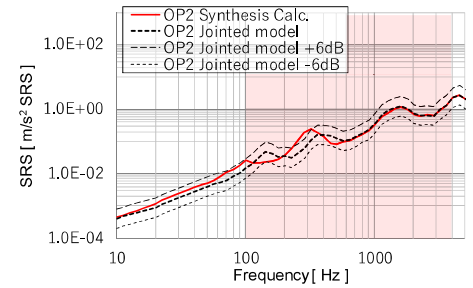
6軸合成以外も一定の精度が維持されている



(c) Jointed model

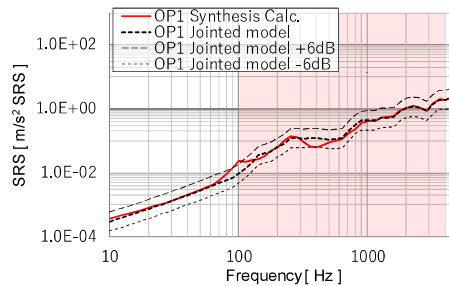


(a1) Observation point 1

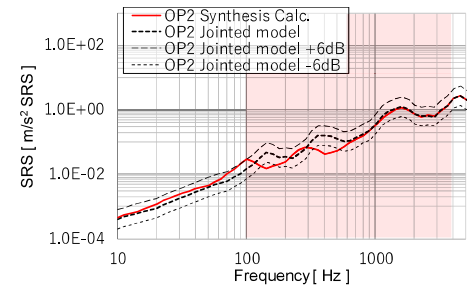


(a2) Observation point 2

(a) 3DOF (Tx, Ty, Tz) Synthesis of the shock tester model



(b1) Observation point 1



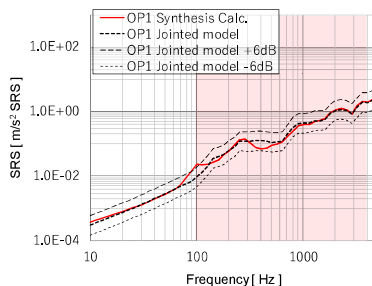
(b2) Observation point 2

(b) 1DOF (Tz) Synthesis of the shock tester model

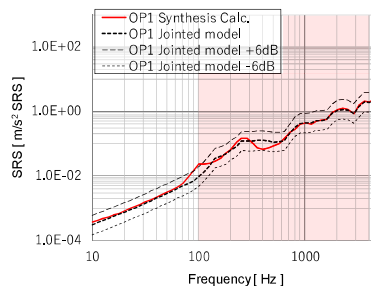
33

4. 予測式整理と合成成分の検討

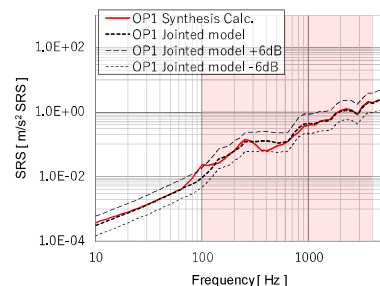
加振軸方向のみでも予測精度は維持される ⇒ 加振軸方向のみ合成でよい



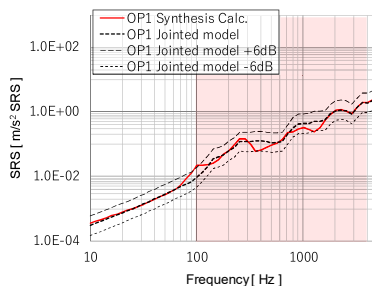
(a) Tx, Tz synthesis



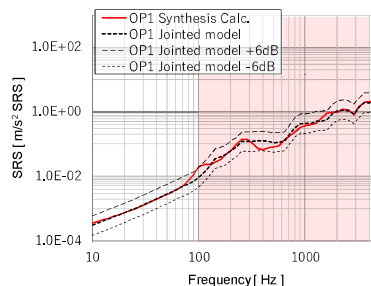
(b) Ty, Tz synthesis



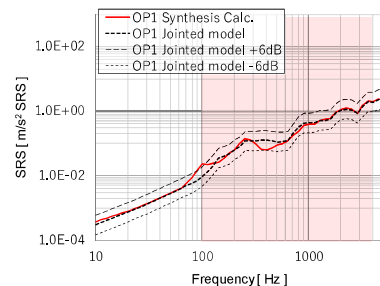
(c) Tz synthesis



(d) Tz, Rx synthesis



(e) Tz, Ry synthesis



(f) Tz, Rz synthesis

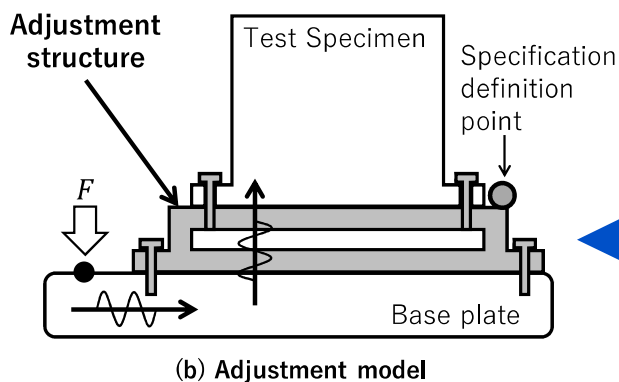
34

4. 予測式整理と合成成分の検討

- 平板のような曲げ振動が顕著なモデルでは、**並進成分のみの合成では予測精度の向上が困難な場合がある。**
- 実際の衝撃試験機を想定したモデル、つまり、試験機搭載板(平板)にコンポーネント(箱型)を設置するコンフィギュレーション)では、
 - ⇒ **衝撃規定点近傍では衝撃印加方向(並進成分)が支配的であり、衝撃印加方向のみの合成でも十分な予測ができる。**
 - ⇒ 実際の衝撃試験でも同様と考えられる。衝撃規定点のSRSを予測する場合、衝撃印加方向のみの伝達関数を取得・合成することにより、利便性と精度を両立させた予測が可能であると考えられる。

35

5. 調整構造の検討



36

5. 調整構造の検討

調整構造が持つべき理想的な伝達関数を計算であらかじめ求めようとしたが...

$$\begin{Bmatrix} A_{n_1}^A \\ \vdots \\ A_{n_n}^A \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} G_{n_1 n_1}^A & \cdots & G_{n_1 n_n}^A \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{n_n n_1}^A & \cdots & G_{n_n n_n}^A \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} R_{n_1} \\ \vdots \\ R_{n_n} \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} G_{n_1 f}^A \\ \vdots \\ G_{n_n f}^A \end{Bmatrix} F_f$$

$$\begin{Bmatrix} A_{n_1}^B \\ \vdots \\ A_{n_n}^B \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} G_{n_1 n_1}^B & \cdots & G_{n_1 n_n}^B \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{n_n n_1}^B & \cdots & G_{n_n n_n}^B \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} R_{n_1} \\ \vdots \\ R_{n_n} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} G_{n_1 m_1}^B & \cdots & G_{n_1 m_m}^B \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{n_n m_1}^B & \cdots & G_{n_n m_m}^B \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} R_{m_1} \\ \vdots \\ R_{m_m} \end{Bmatrix}$$

分系B(調整機構)は上下対称とし、 $G \cdot R$ が等しいとする

$G_{nn}^B = G_{mm}^B = G_I^B$

未知数が式数よりも多く断念

$$\begin{Bmatrix} A_{m_1}^C \\ \vdots \\ A_{m_m}^C \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} G_{m_1 m_1}^C & \cdots & G_{m_1 m_m}^C \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{m_m m_1}^C & \cdots & G_{m_m m_m}^C \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} R_{m_1} \\ \vdots \\ R_{m_m} \end{Bmatrix}$$

試験スペックSRSからウェーブレットまたはFRFで作成

被試験体のハンマリング試験で取得

linsolveで求める

伝達関数が計算できても、それに見合う構造体の実現できなければ意味がない。
⇒構造体をパターン化し（伝達関数をパターン化）、その中から選択すればよい

37

5. 調整構造の検討

- ① 振動特性の変更が容易かつどの箇所を変更すればよいか指針が立てやすいこと
- ② 解析誤差の少ない単純構造かつ空間的に対称な構造であること
- ③ 被試験体とのインタフェースである結合の穴位置が衝撃試験機と同等であること

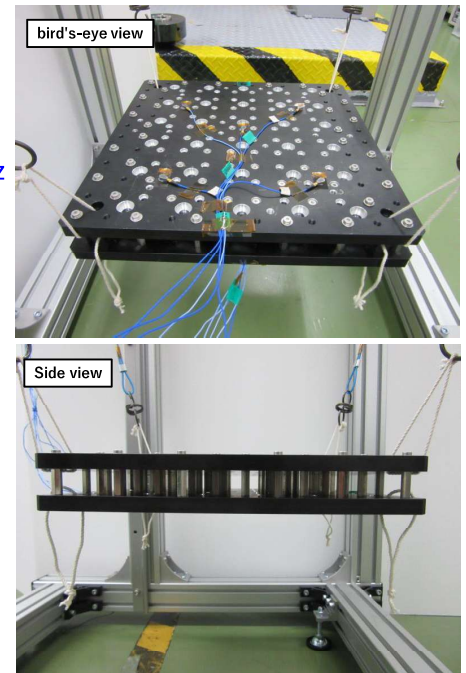
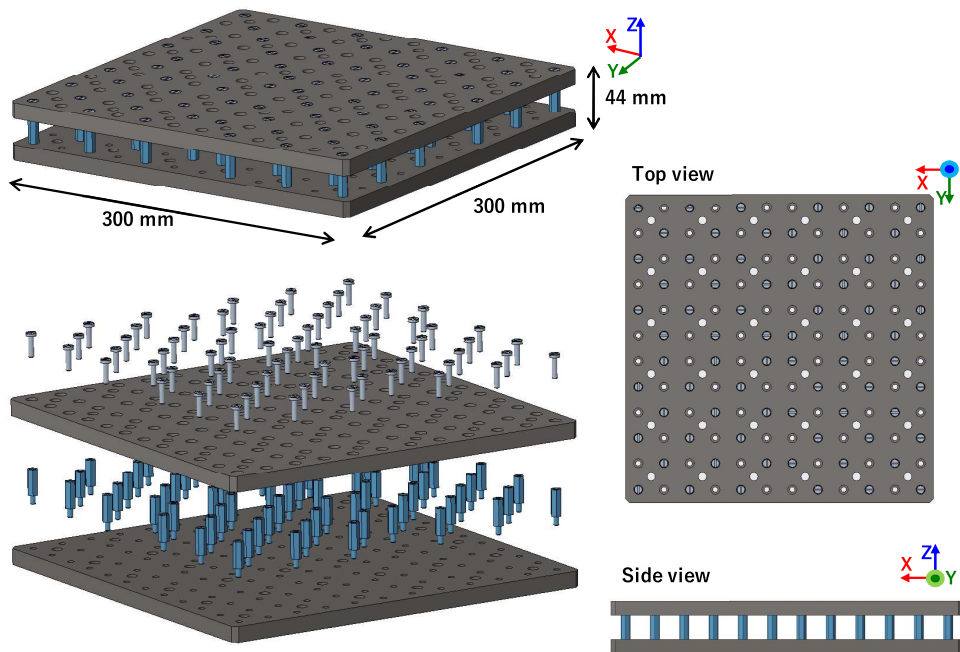
⇒サンドイッチ構造とする

1. 上下の金属板はアルミ合金製（A5052）で板は300×300×12mm 質量約2.8 kg
宇宙機搭載機器の寸法調査結果からフットプリント300×300 mmのとする
2. 上下の金属板には25 mmピッチでISO M4のネジ穴が切られスペーサを設置可能
3. 被試験体とスペーサ固定ボルトが干渉しない構造
4. 衝撃試験機の搭載板と共通のインタフェース
5. 調整構造を衝撃試験機搭載板に固定する際にレンチを通すことが可能
6. スペーサの挿入可能位置は144か所
スペーサの位置と材質を変更することで振動特性を変化させる

38

5. 調整構造の検討

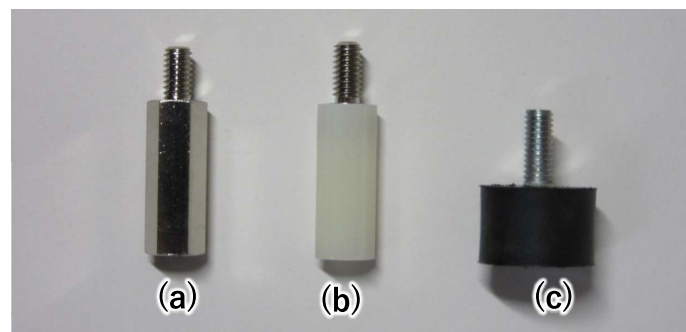
スペーサをサンドイッチする構造



39

5. 調整構造の検討

スペーサ

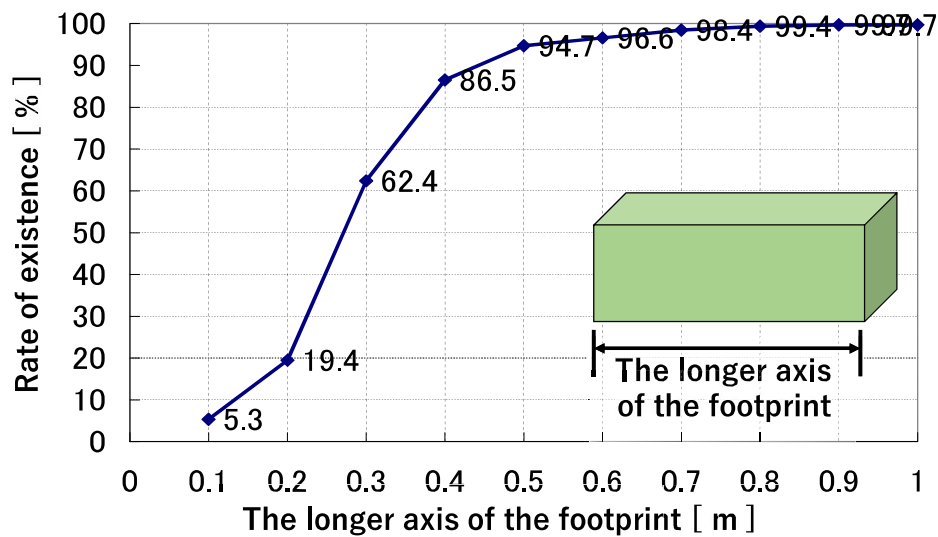


No.	Supplier	Model	Screw	Height	Material	Weight
(a)	MISUMI	SBD-S4-20	ISO M4 male – female	20 mm	JIS SUS 303	7 g
(b)	MISUMI	SBD-J4-20	ISO M4 male – female	20 mm	Duracon® POM	2 g
(c)	Imao corporation	VD2-1510M4	ISO M4 male – female	10 mm	rubber (NR)	5 g

40

5. 調整構造の検討

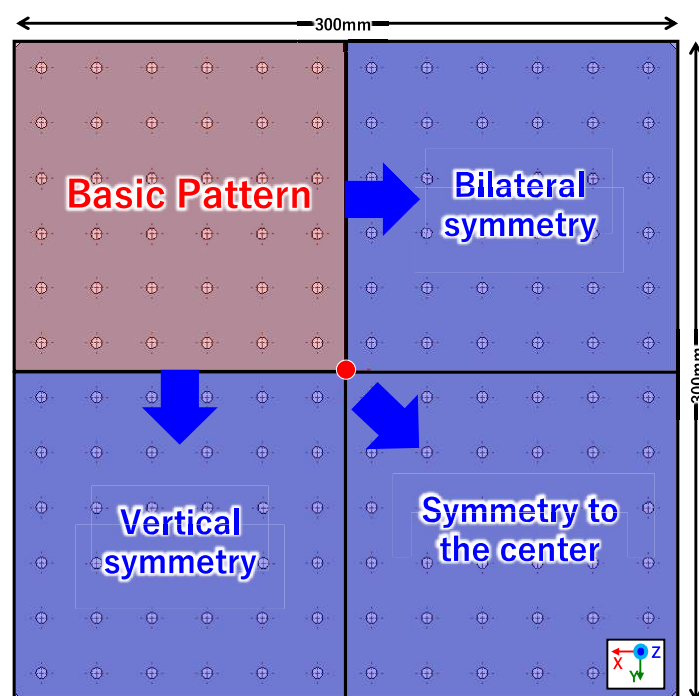
【参考】宇宙機コンポーネントサイズ



フットプリント長軸，JAXA（旧NASDA含む）9衛星の搭載機器の調査結果。
300 mm以下のコンポーネントが全体の6割を超え，多くの試験に対応できる。
今後は500×500 mmの調整機構を検討する（約95%の機器を包絡できる）。

41

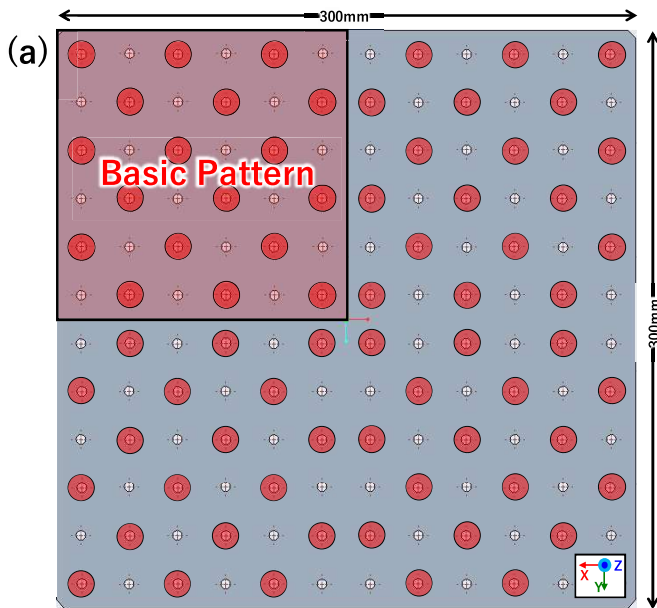
5. 調整構造の検討



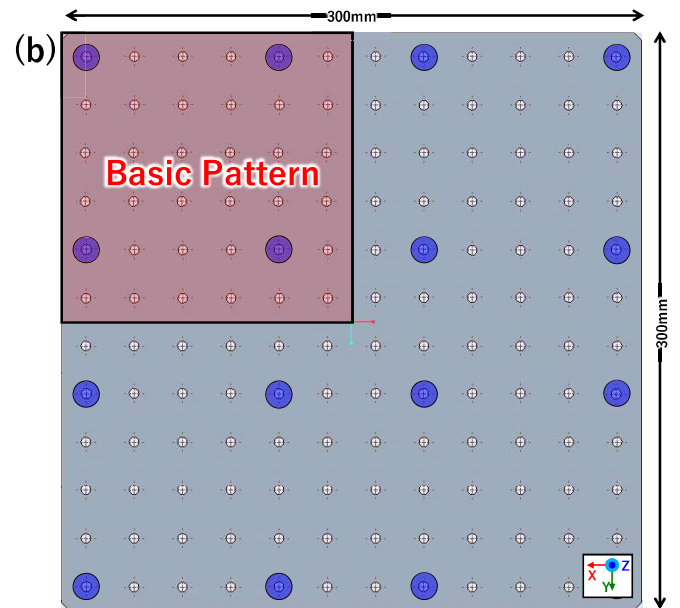
42

5. 調整構造の検討

パターン 1 (スペーサ72個)



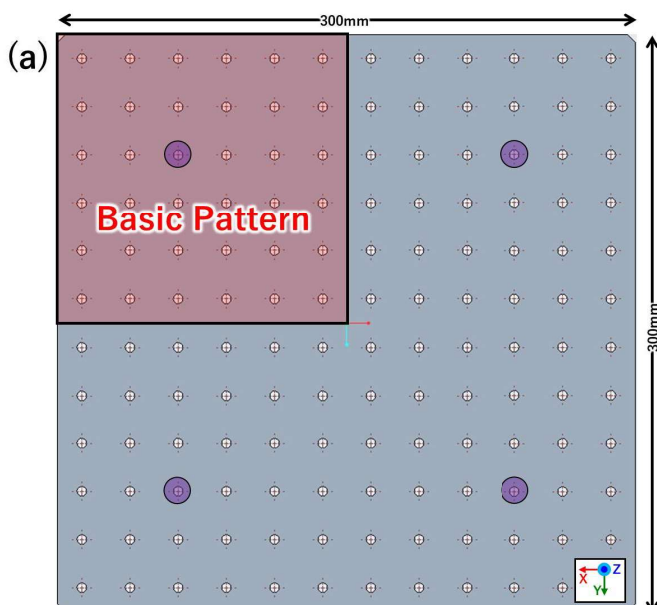
パターン 2 (スペーサ16個)



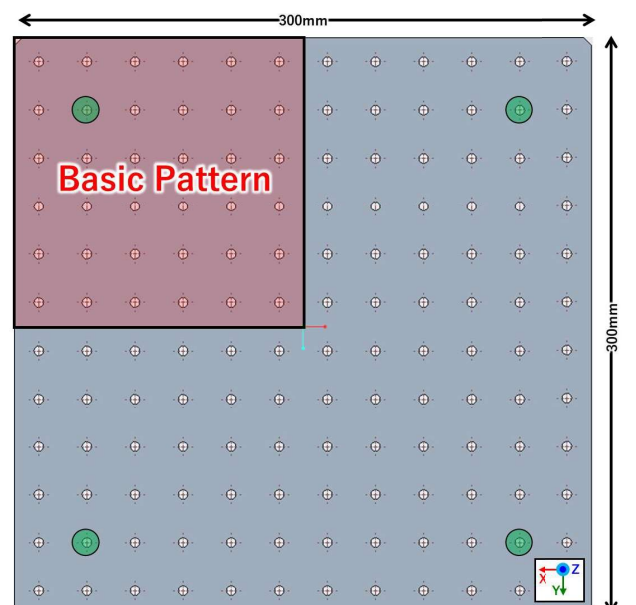
43

5. 調整構造の検討

パターン 3 (スペーサ4個)



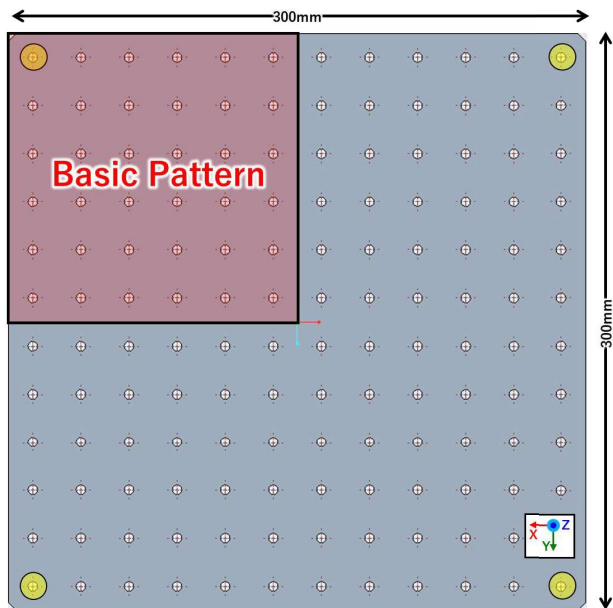
パターン 4 (スペーサ4個)



44

5. 調整構造の検討

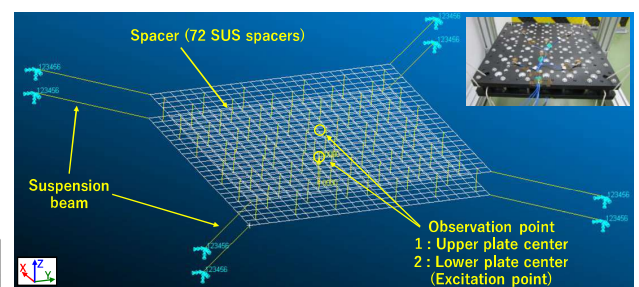
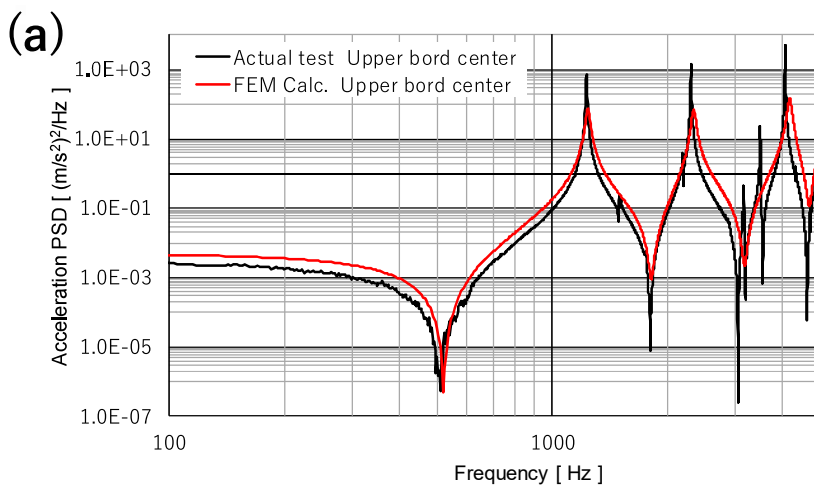
パターン 5 (スペーサ4個)



45

5. 調整構造の検討

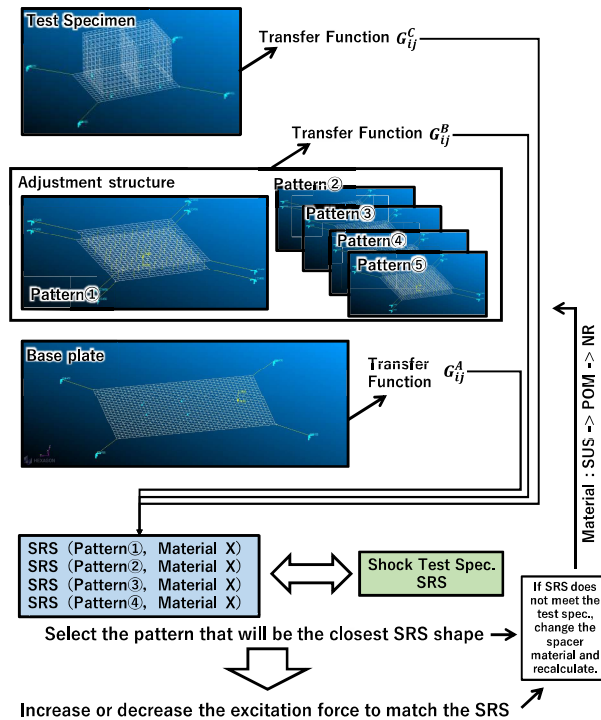
解析モデルとの親和性



46

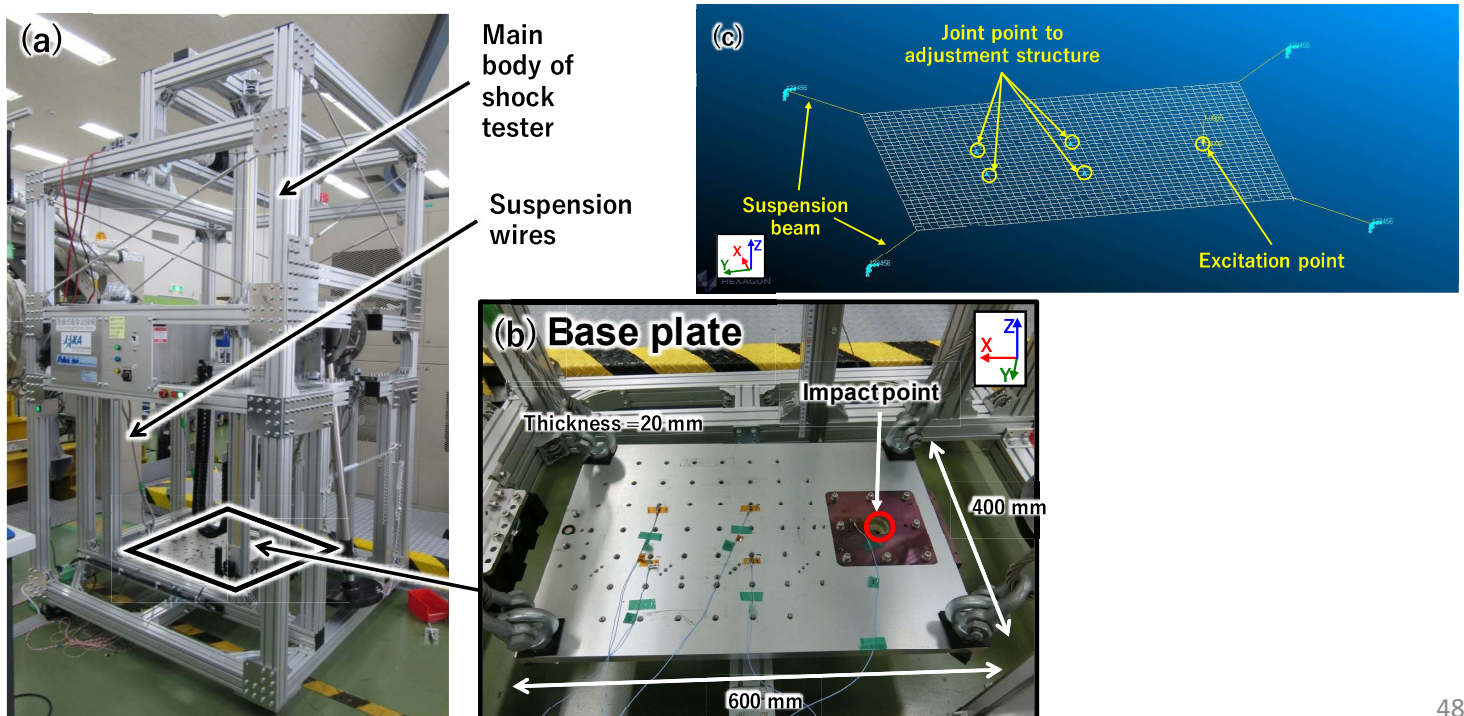
5. 調整構造の検討

調整構造を用いたSRSの 合わせ込みフロー



47

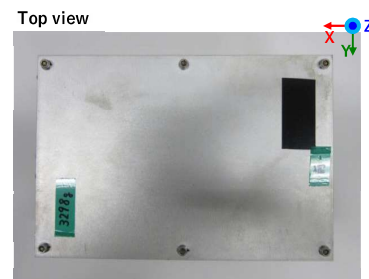
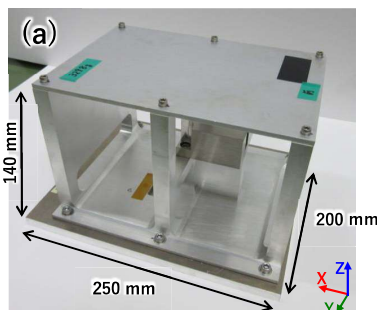
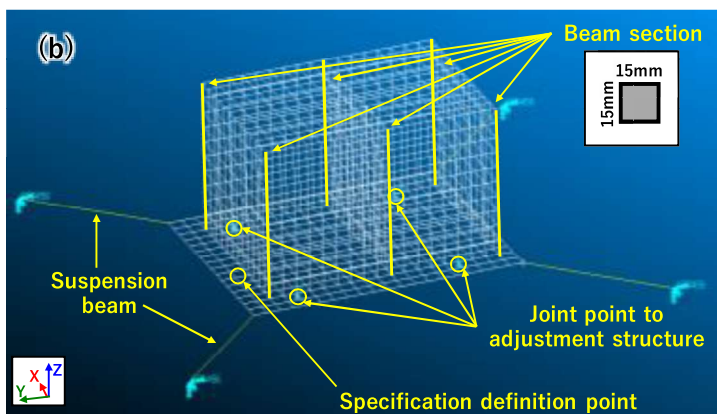
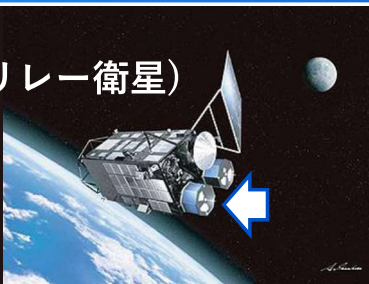
6. 落錘式衝撃試験機への適用



48

5. 落錘式衝撃試験機への適用

月探査機「かぐや」
子衛星「おうな」(リレー衛星)
電気コンポーネント
STM

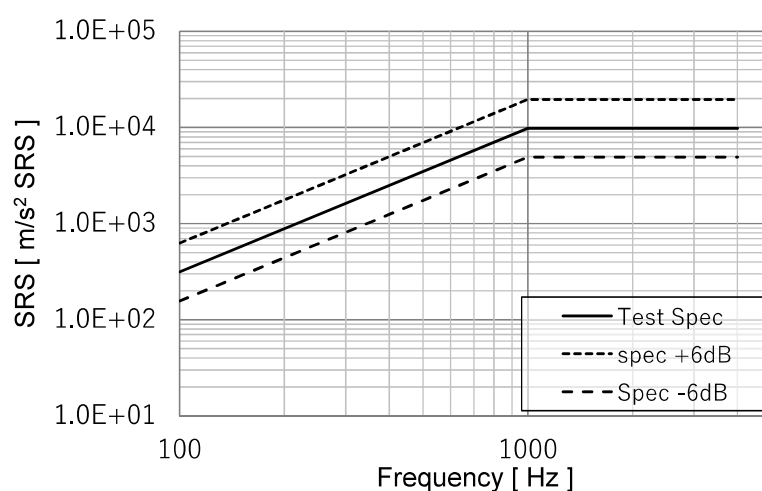


49

5. 落錘式衝撃試験機への適用

衝撃試験条件

宇宙機搭載機器
BBM・EM開発時
の一般的試験条件

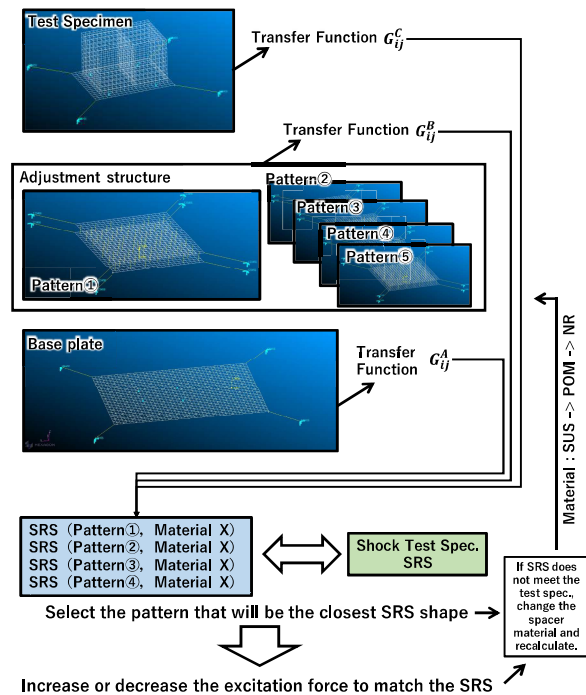
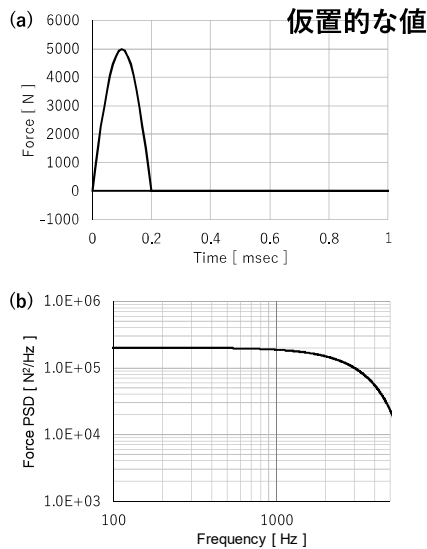


Frequency [Hz]	Shock response spectrum	Tolerance
100 - 1000	+9 dB/oct	± 6 dB
1000 - 4000	1000 × 9.8 m/s ² SRS	± 6 dB

50

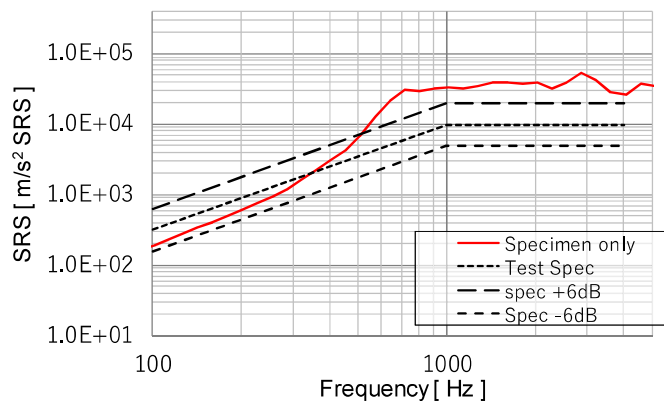
5. 落錘式衝撃試験機への適用

加振衝撃力と計算課程

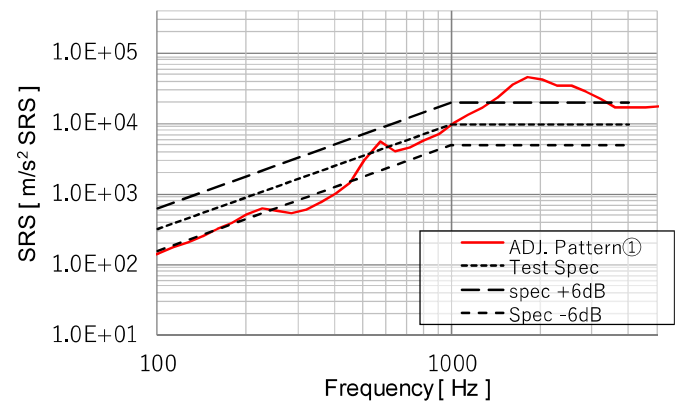


51

5. 落錘式衝撃試験機への適用



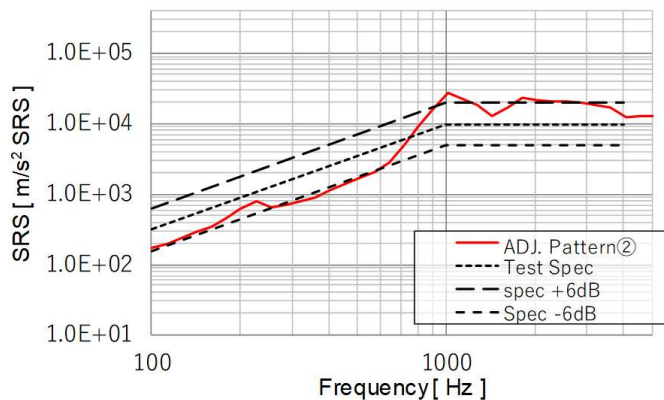
調整構造なし



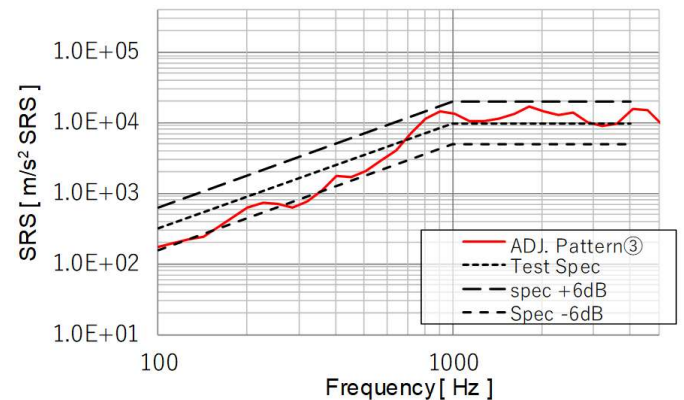
調整構造パターン 1

52

5. 落錘式衝撃試験機への適用



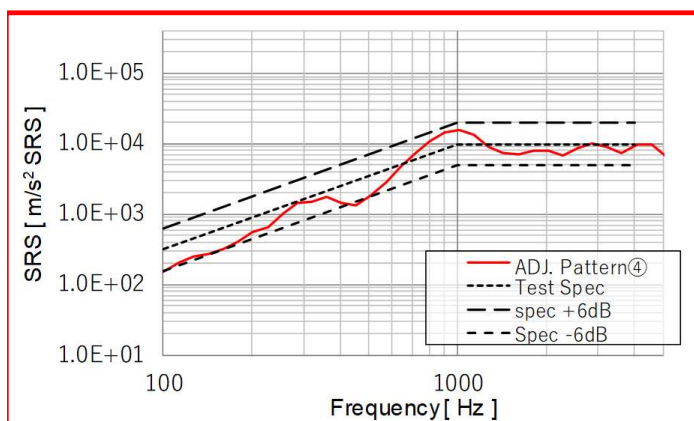
調整構造パターン 2



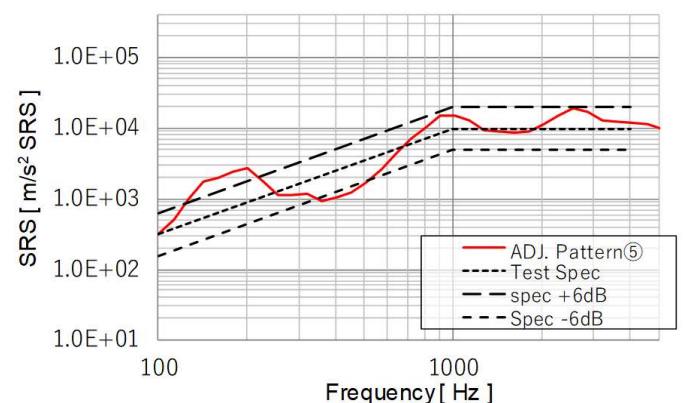
調整構造パターン 3

53

5. 落錘式衝撃試験機への適用



調整構造パターン 4



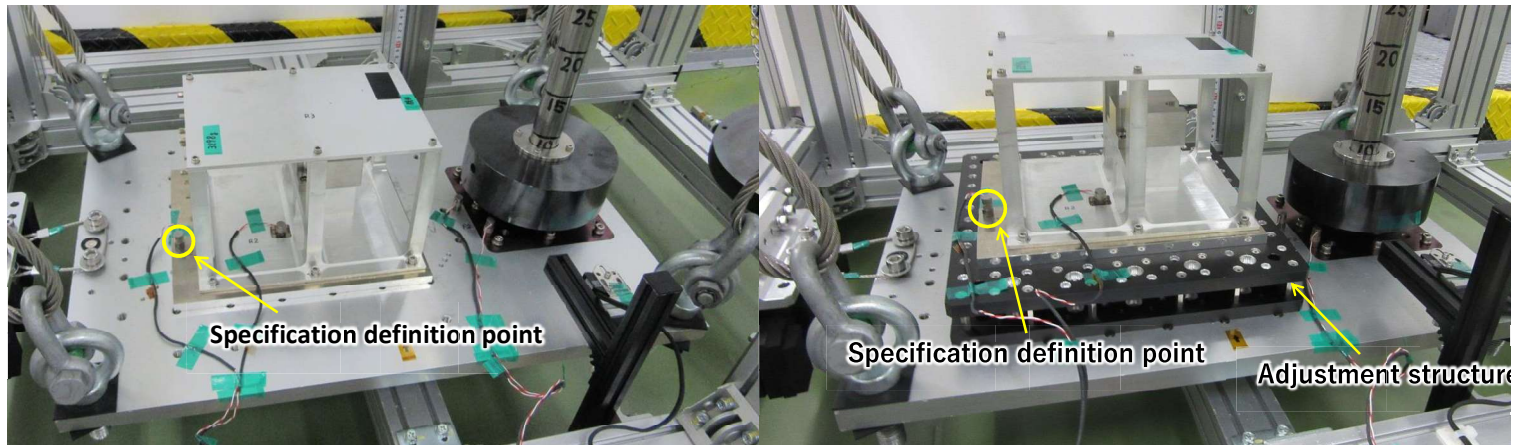
調整構造パターン 5

54

5. 落錘式衝撃試験機への適用

実際の供試体を用いて伝達関数を試験で取得し、予測精度を確認した。

- 被試験体のみモデル
- パターン④SUSスペーサ調整構造モデル

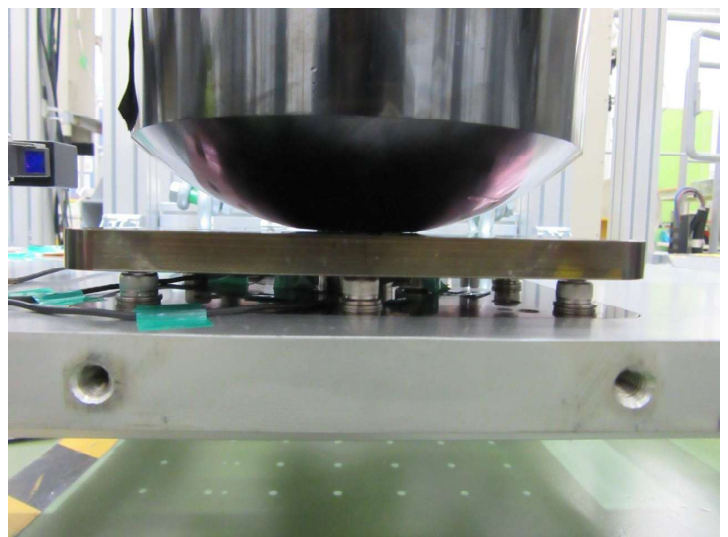
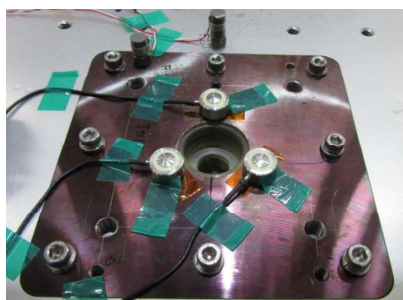
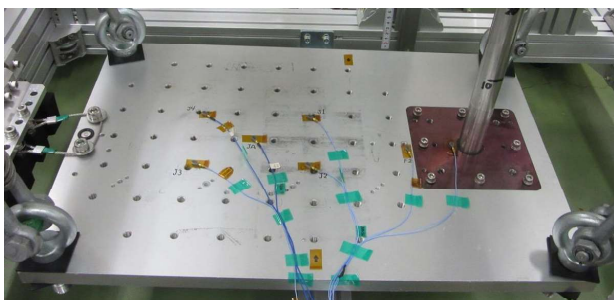


55

5. 落錘式衝撃試験機への適用

入力フォースの設定

- ①低レベル(ロードセル容量のため)入力フォースの計測(錘質量10kg)

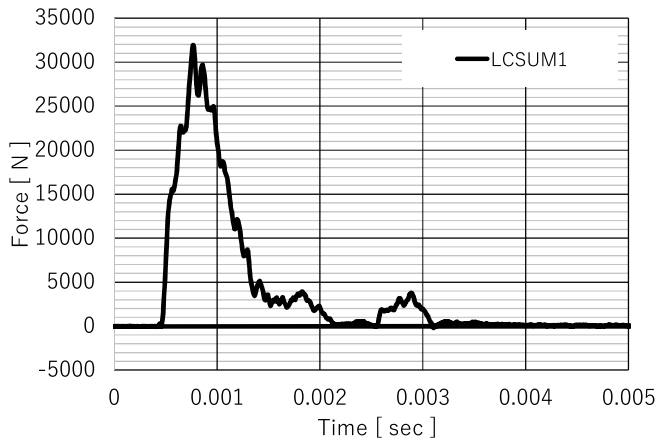


56

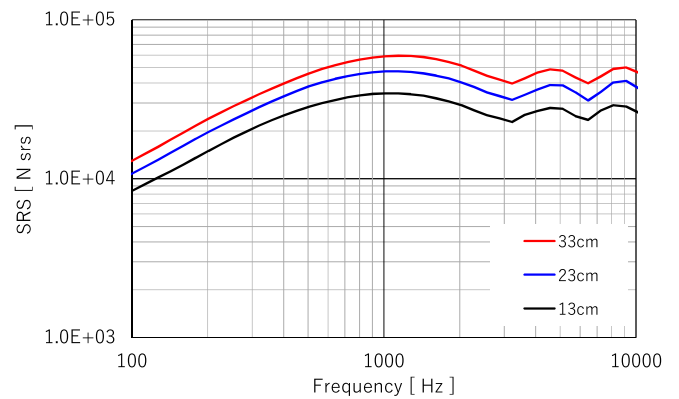
5. 落錘式衝撃試験機への適用

入力フォースの設定

①低レベル(ロードセル容量のため)入力フォースの計測



時系列波形



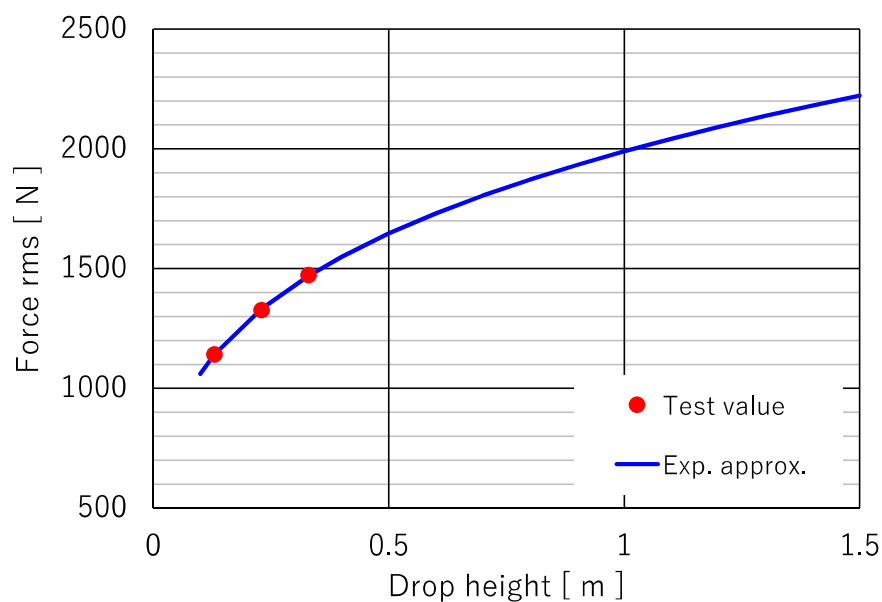
周波数応答(SRS)

57

5. 落錘式衝撃試験機への適用

入力フォースの倍率の導出(錘の落下高さ補正)

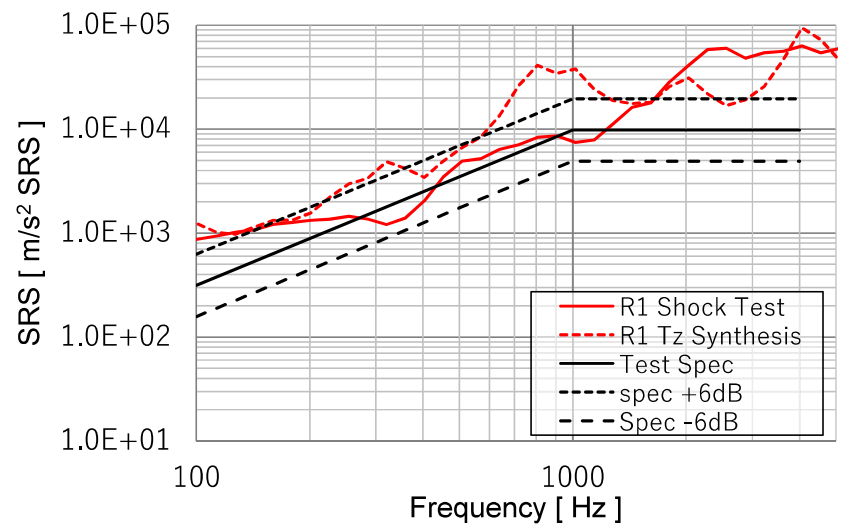
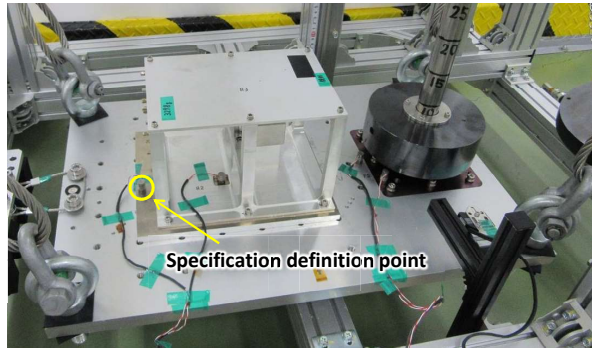
②入力フォースの外挿、指数近似曲線を使用した。



58

5. 落錘式衝撃試験機への適用

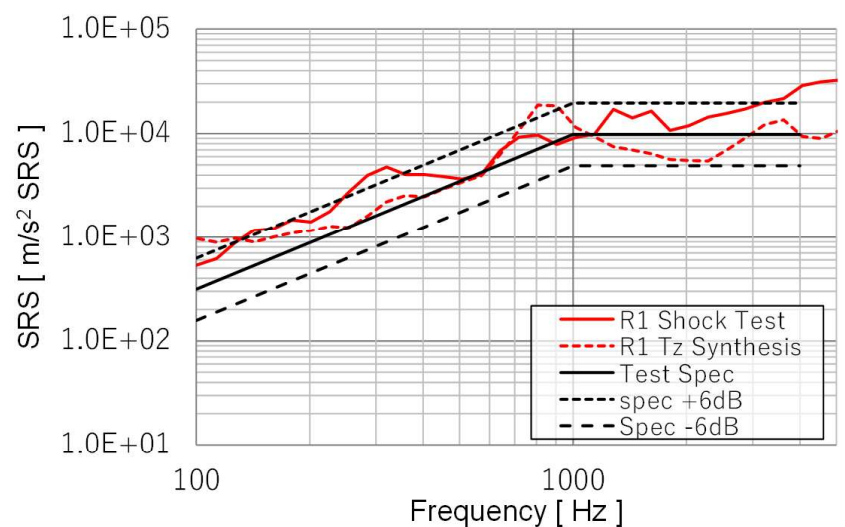
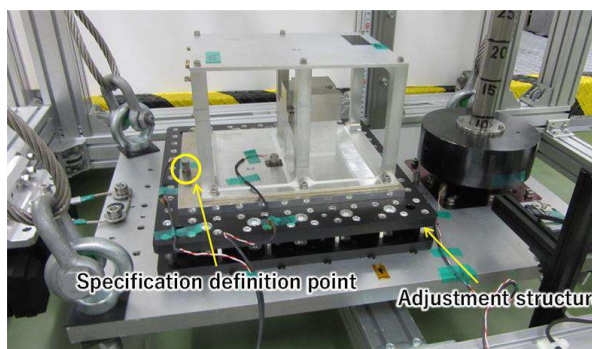
被試験体のみ（調整構造なし）の予測結果と試験結果の比較



59

5. 落錘式衝撃試験機への適用

調整構造ありの予測結果と試験結果の比較



オーバーテストを回避しており，調整構造のコンセプトについて試験で実証できた。
予測精度も，概ね実用上問題のないレベルでの予測ができています

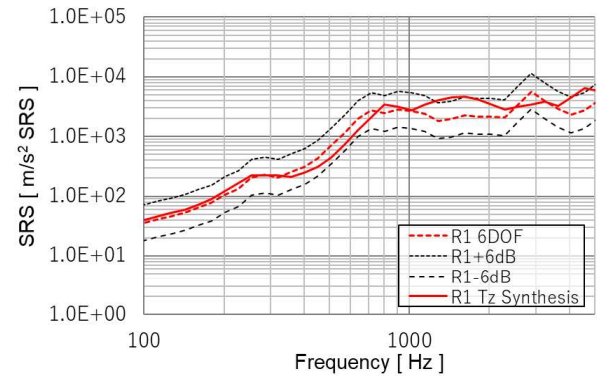
60

6. 課題と今後の検討

予測と実測の差異の原因

1. 合成に用いない軸成分の影響

加振軸方向1軸のみを用いて合成計算を実施したため、他の成分の影響が排除できないが、**構造数学モデルによる検証(右図)によれば、1000～2000Hz付近を除き影響は軽微である。**



構造数学モデルを用いた
合成軸成分の検討結果

2. 推定したフォースの影響

フォース推定にはロードセルの容量の関係で低い落下位置の結果を約5倍の位置にまで外挿してしまっている。衝撃レベル依存して、入力フォースが変化することが考えられる。**容量の大きいセンサでの再取得を行うことで精度向上が図られる可能性がある。**

6. 課題と今後の検討

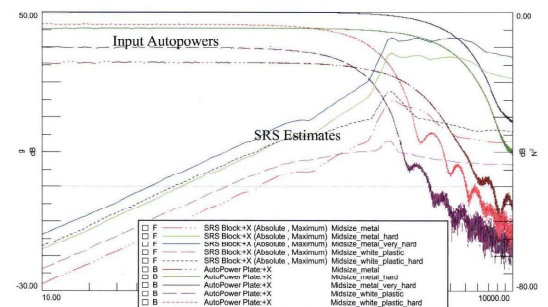
予測と実測の差異の原因

3. 結合剛性の影響

今回用いた予測式は各分系の**結合剛性を完全剛**としている。一方、各分系のねじ締結部の剛性は有限であり、印加される衝撃レベルによっても応答が変化する可能性がある。高周波数帯の予測結果の精度が一部悪化している要因には、**結合剛性の非線形的な振る舞いが影響した可能性がある。**

4. ランダムノイズの影響

伝達関数取得時のノイズの影響が考えられる。ハンマリング試験で得られた結果は5回平均の値を用いて、ノイズ低減を試みているが不足している可能性がある。また、ハンマリング試験においては、10kHz弱までしか有効な入力フォースを与えられないが、データ取得自体は50kHzで行っており、アンチエイリアシングフィルタを適用した場合でも、10kHz～25kHzまではノイズ成分が大きいことになる。この10kHzを超えるノイズの大きい領域を含めてFFTを行い、それらを除算して伝達関数を取得することから、高周波数帯の計算においては、本来応答がないはずの領域を応答があるように過大評価してしまう可能性がある。



出典：Jason, R. B. et al., Method to Predict the Shock Response Spectrum Shape from Frequency Response Function, IMAC 35, Chapter 19, (2017).

6. 課題と今後の検討

進行中の検討

1. ノイズの影響評価

伝達関数にノイズ成分を混ぜこませ、予測結果にどのような影響を及ぼすか、モンテカルロシミュレーションを用いて評価を行う。

2. 調整構造パターン化の有効性検証

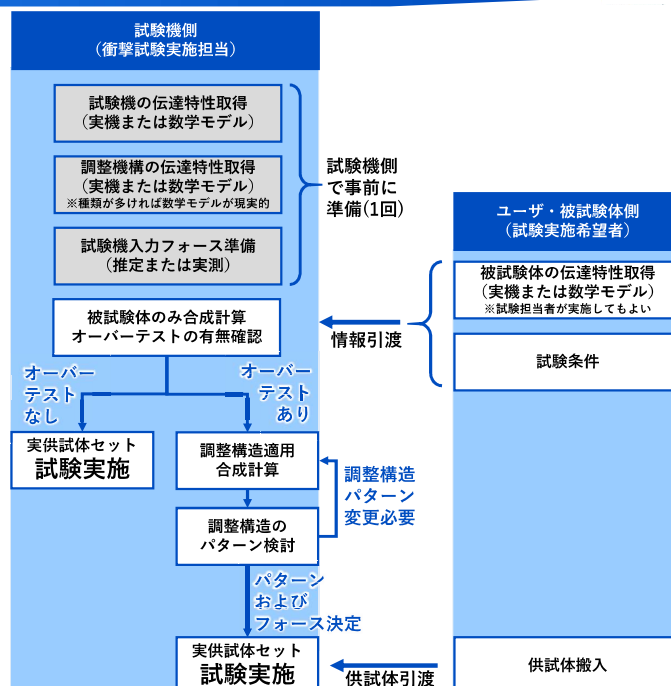
調整構造のパターン化がどれくらい有効か検討が不足。実際に用意すべき調整構造のパターンは多くないのではないかと予想される。様々な振動特性（共振周波数、質量）を持つ供試体が来た時に、どの程度の種類の調整構造を用意しておけばよいか解析ベースで検討を行う。

⇒実用上は、数個のパターンでよいならば、3Dプリンタ等を用いて調整構造を用意しておく。
コンセプトを提案する（3D造形品のバルク特性を評価している安信部さんと相談中）。

63

7. 結言

- 宇宙機搭載機器の衝撃試験を対象に、既存の装置に安価で汎用的に適用可能なSRSの調整手法と、簡易予測手法の研究を行った。
- 衝撃試験機と供試体の間に振動特性が変更可能な「調整構造」を挿入することでSRSを調整するコンセプトを提案した。
- 伝達関数合成法を用いたSRSの予測手法を検討し、その合成成分は加振方向のみでよいことを示した。
- SRSを調整するための調整構造を提案し、SRSの調整が可能となり、また、事前予測が有効なことを示した。
- 以上より、提案手法は宇宙機衝撃試験に適用可能な、SRS調整と事前の予測を、右図のフローによって、実用可能な精度で行えることが示された。
- 本手法は、宇宙機搭載機器衝撃試験の品質の向上に寄与し、宇宙機開発のコスト低下、信頼性向上に貢献することが期待される。



64

本研究はJSPS科研費 18K04570の助成を受けたものです

また, 落錘式衝撃試験装置の製作・改修にご尽力いただいた
株式会社シバ・エム・イーの皆様

本研究に関してご協力・ご議論等の支援をいただいた皆様に
深く感謝いたします

2. 3 「筑波宇宙センター環境試験設備の 維持・運用」

筑波宇宙センター 環境試験設備の維持・運用

株式会社 エイ・イー・エス
試験運営部 横山 泰人



目次

1. AESについて
2. 環境試験設備の維持運用の歴史
3. 環境試験設備の維持・運用について
4. 老朽化が進む設備の状況
5. 今後の保全の取り組み

1.AESについて

1986年4月設立

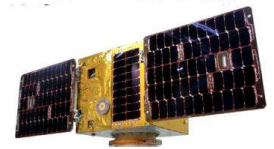
つまべに産業株式会社 技術部門の独立分社化からスタート
(現：株式会社コスモテック)

技術業務を行うことを主体

- ・ 衛星試験設備の運用及び管理
- ・ 機器部品の研究開発支援
- ・ 人工衛星の評価解析及び将来システム・機器の研究開発支援等



- ・ 自社小型衛星の開発 (2014年5月24日打上げ)
- ・ 衛星試験設備の運用、宇宙ステーション関連試験設備の運用
- ・ 治具製作
- ・ 試験請負 等々



1.AESについて

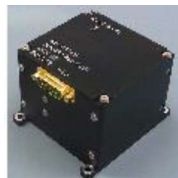
小型人工衛星バス、コンポーネント設計・製造・試験

小型人工衛星システムの設計・製造/サブシステム、コンポーネント設計・
製造・全般コンサルティング/環境試験

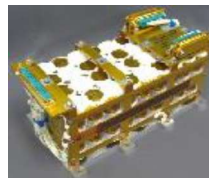
部品、コンポーネントの調達からミッション機器の開発支援まで



PCU



VSGA



BAT

太陽電池レイダウン事業
(今年度から開始)



SAP製造例 (SOCRATES)

小型衛星用地上局の
設計、製造、試験から、
軌道上の運用支援まで



小型衛星地上局・運用支援

1.AESについて

技術サービス

研究・実験支援/治具製作/試験請負

①研究・実験支援

- ・ JAXA殿、各メーカー殿にて実施されている研究や実験の支援

②治具の設計、製作

- ・ 供試体と試験設備とのI/F治具（熱試験治具、振動試験治具等）、フランジ、ケーブル等を設計、製作
- ・ 衛星組立に必要な治具、設置治具の設計・製作

③試験請負

- ・ 衛星のハンドリング（組立、移動、センサ貼付け含む）
- ・ 衛星の機能性能試験
- ・ 振動試験、熱真空環境試験等

2.環境試験設備の維持運用の歴史

筑波宇宙センター環境試験設備関連業務

AES設立時（1986年）に環境試験設備の運用支援を役務で実施することからスタート



設備保守を主たる業務とし、保守の経験や実績の積み重ね



スケジュール管理、不具合管理などの管理業務、試験時の設備の運転なども実施



経験、実績を積み重ね、委託から請負へ
AESの責任範囲を広げる形で成長

3.環境試験設備の維持・運用について



AESは長年にわたり筑波宇宙センター環境試験設備の維持・運用を実施

環境試験設備＝宇宙機の環境試験を実施するためにある



環境試験を**いつでも実施できる状態**に設備を**維持**

どのように設備を管理、保守、修理および改修等を実施してきたか

3.環境試験設備の維持・運用について



環境試験設備の維持・運用

- (1) 管理：技術評価基準維持、不具合管理
- (2) 保守：法に基づく保守、キャリブレーション、定期保守、不定期保守
- (3) 修理：不具合処置
- (4) 改善：改善要望、運用改善
- (5) 改修：チャンバ系老朽化装置の改修・更新
- (6) 設備保全要求：機能要求から性能要求へ



9～20枚目は講演者申し出により削除

5. 今後の保全の取り組み

老朽化した装置・設備が多くなっていくなかで、
設備の性能は維持し、運用する

そのためには、装置、設備の特性を理解した上で・・・

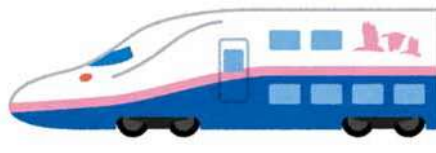
- ①定期的に動作させることで維持できるもの
利用を拡大し、設備の稼働率を上げることで効率化
- ②不具合発生時の影響度（大）に応じ、保守項目見直し、点検周期短縮等
- ③不具合発生時の影響度（小）に応じ、予防保全から事後保全への見直し
- ④老朽化しているもののなかから、不具合発生時の試験への影響度を
考慮し、優先順位をつけたうえで、改修・更新等をご提案



試験に影響を与えないよう適切に管理し、保全を行っていく。

2. 4 「交通騒音と計測技術～今と未来～」

交通騒音と計測技術 ～今と未来～

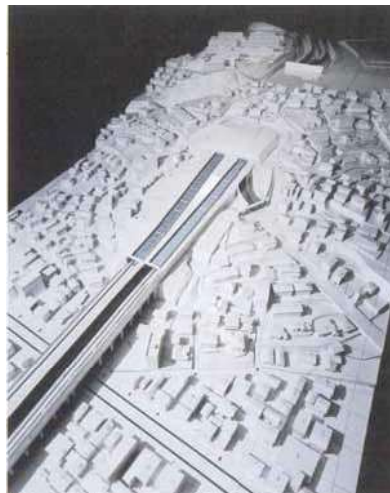


土肥 哲也
(一般財団法人 小林理学研究所)

1

自己紹介

(一財)小林理学研究所



- 東京国分寺
- 昭和15年設立
- 昭和19年小林理研製作所 (リオン)
- 音の研究機関 (実験)
- 研究&受託&教育
(騒音振動・建築音響・圧電)
- 20人

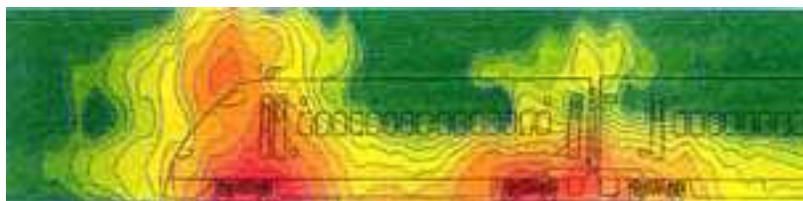
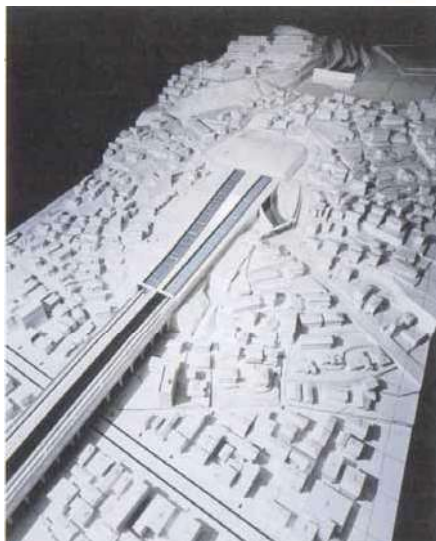


- 鉄道→低周波音

交通騒音と計測技術 ～今と未来～



低周波音
試験装置



3

道路交通騒音



数十年前は公害(騒音)の第一人者だった・・

自動運転

人口減

EV化

(CASE)

将来、騒音は数dB下がる?

4

自動運転

トヨタ e-Palette



出典:

<https://toyotatimes.jp/insidetoyota/115.html>

公道実験・一部実用化も



2030年頃には普及期か

自動運転の車速は法定速度を超えず，また，急加速もしないはず

・50km/h制限→60km/hで走行 +1.5dB

・50km/h制限→70km/hで走行 +2.9dB

自動運転車が普及すると騒音は現在よりも下がる？

5

EV化と路面舗装

・地球温暖化防止

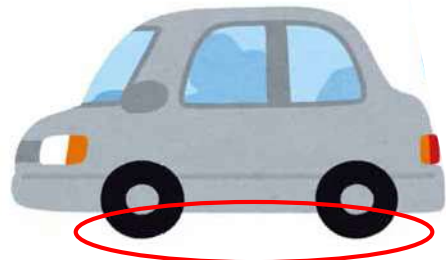
→EUなどで2030～2040年頃までにエンジン車の新車販売禁止

→電気自動車が主流に(水素などを用いる燃料電池自動車(FCV)は残る可能性有)

エンジン・排気音は低減

道路交通騒音≡タイヤ路面騒音

排水性舗装→タイヤ路面騒音が低減



・気温上昇，排水，騒音に対応した路面技術は今後も進化するのでは

(BSがEV専用タイヤ→音質変化か)

6

台数と人口

台数の推移

1990年代から減少？

人口の推移

2060年は人口3割減

50年後は台数が3割減？ → －1.5dB？

自動運転 & EV化 & 人口減 → 50年後の道路交通騒音は **数dB低減**？

自動運転 > 人間運転 となれば法定速度向上の可能性も

7

自動車騒音の対策(現状)

防音壁・裏面吸音板、排水性舗装



出典: <https://www.ns-kenzai.co.jp/c2top.html>



先端改良型



排水性舗装

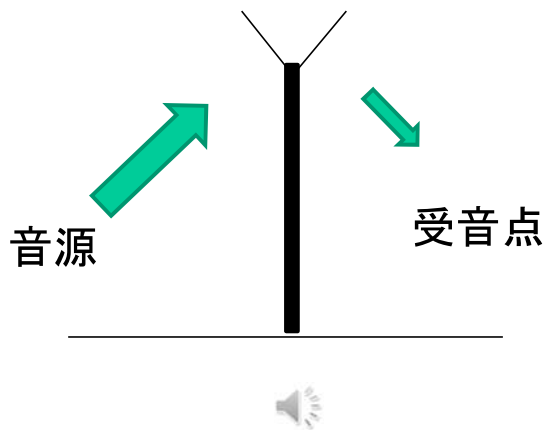
裏面吸音板(高架道路)

8

低減効果の計測方法(回折減衰)



出典: <https://www.ns-kenzai.co.jp/c2top.html>



時間伸長パルス(TSP)を用いた計測
・地面反射音などを時間分離



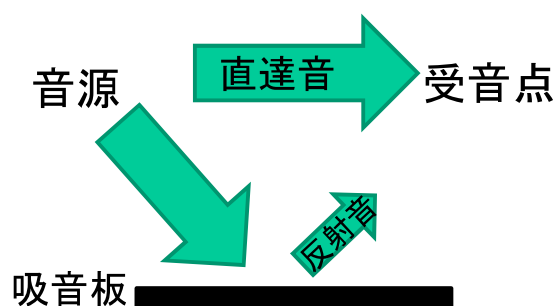
低減効果の計測方法(吸音)

時間伸長パルス(TSP)を用いた計測→直達音と反射音を分離

裏面吸音板



斜め入射吸音率計測施設(小林理研)



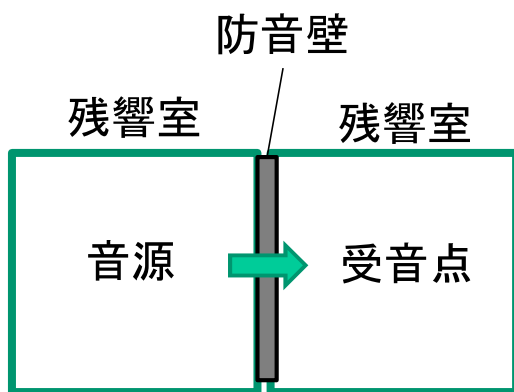
直達音と反射音を時間分離

0.95

低減効果の計測方法(遮音)



出典: <https://www.ns-kenzai.co.jp/c2top.html>

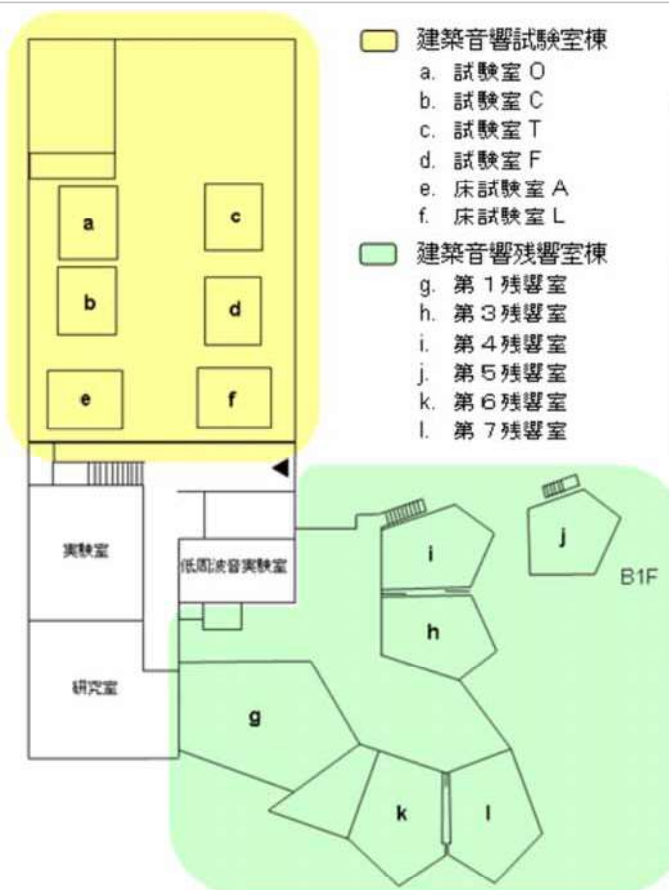


遮音性能の計測施設(小林理研)

残響室が約10部屋

11

低減効果の計測方法(遮音)

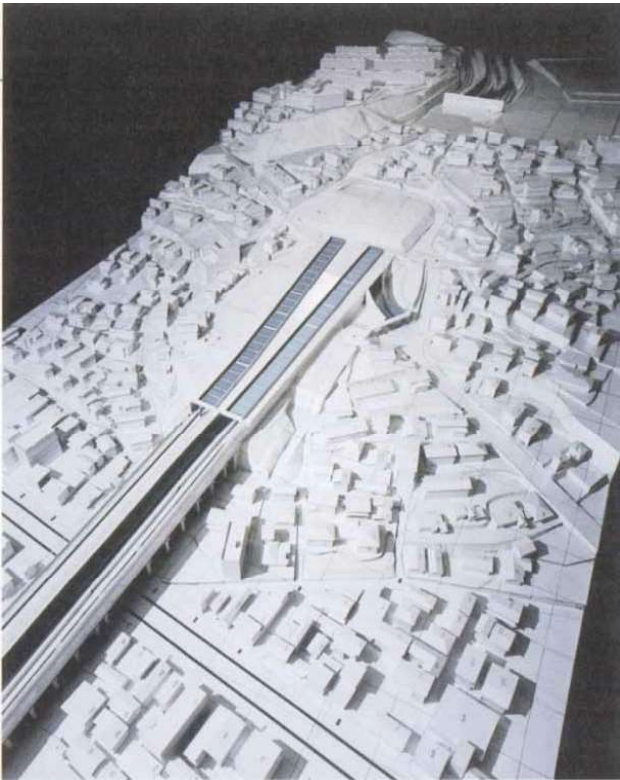


遮音性能の計測施設(小林理研)

残響室が約10部屋

12

縮尺模型実験



大型の半無響室(体育館)

1/20～1/100の模型

↓(相似側)

超音波で実験

音源にはジェットノイズ線音源

空気吸収の影響大
→温度・湿度を空調で一定に

防音壁や種々の
騒音対策効果を検討・予測

13

最近 は 計算 も

遮音板の耐飛び石性試験装置

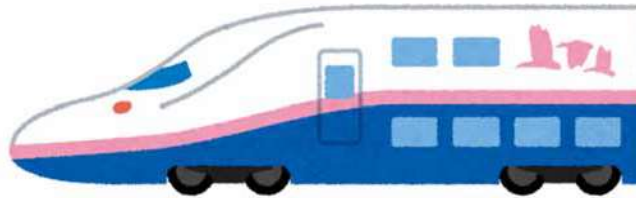
(NEXCO試験)



- ・金属球を圧縮空気で射出して割れないことを確認
- ・その他の射出試験



鉄道騒音



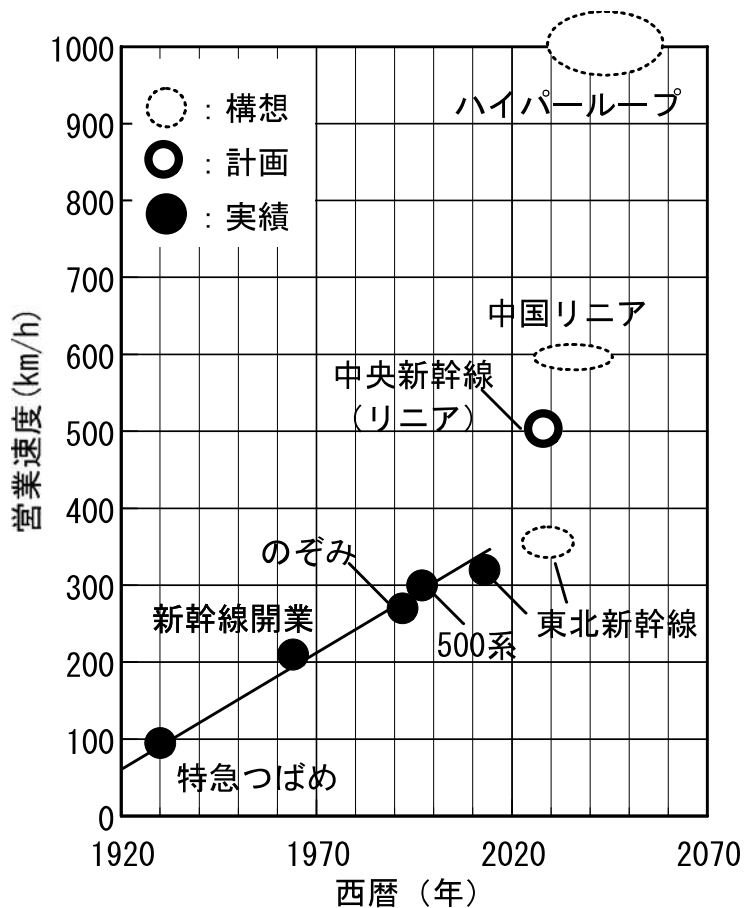
高速化

浮上式

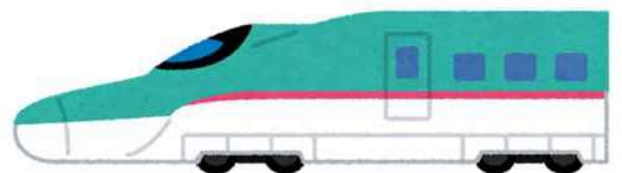
ハイパーループ

15

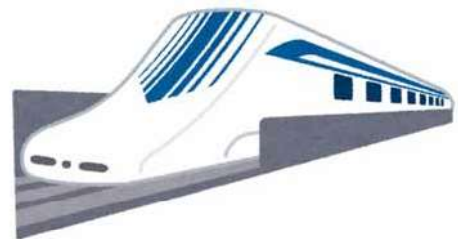
鉄道的高速化



・国内最高320km/h→360へ



・鉄輪では限界→浮上式



・対策：先端長、吸音材
吹き出し、プラズマ？

16

ハイパーループ構想

・イーロン・マスク氏

→筒状の真空チューブ内で乗客を乗せたポッドを1000 km/h前後で走行

→ラスベガス郊外で試験中

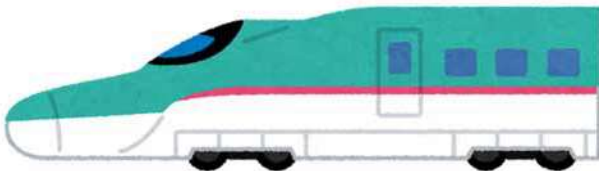
→真空内では音が発生しない

→6～8乗則で増加する空力音問題は発生しない？

→構造物音が発生？

17

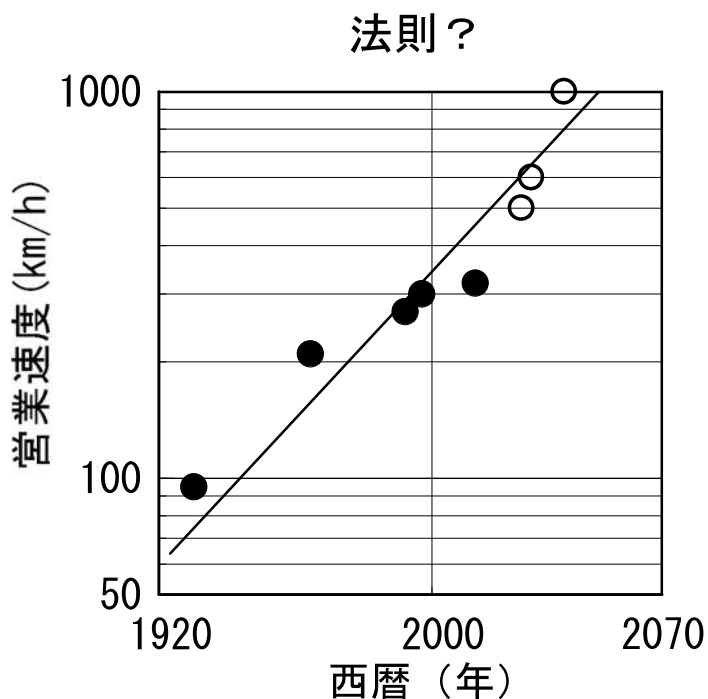
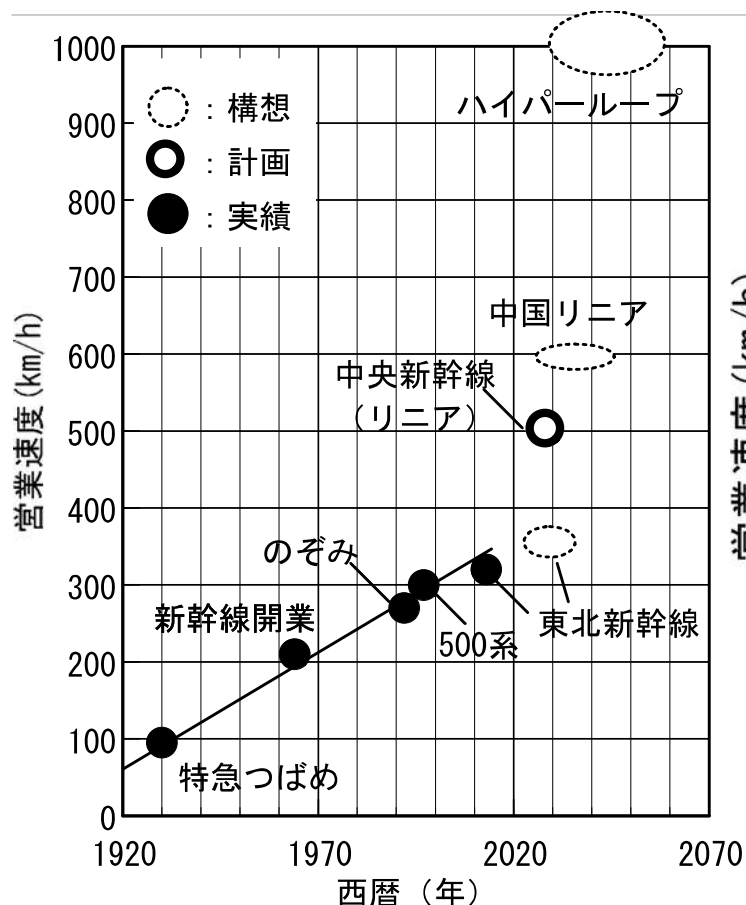
鉄道とは？



- ・東北新幹線以外は鉄の車輪を持たない乗り物
- ・リニアは「鉄道」として新幹線の環境基準が適用
- ・ハイパーループが日本で運用された場合は？
- ・鉄道騒音，高速鉄道などの呼び方は変わる日が来る？

18

鉄道の高速化

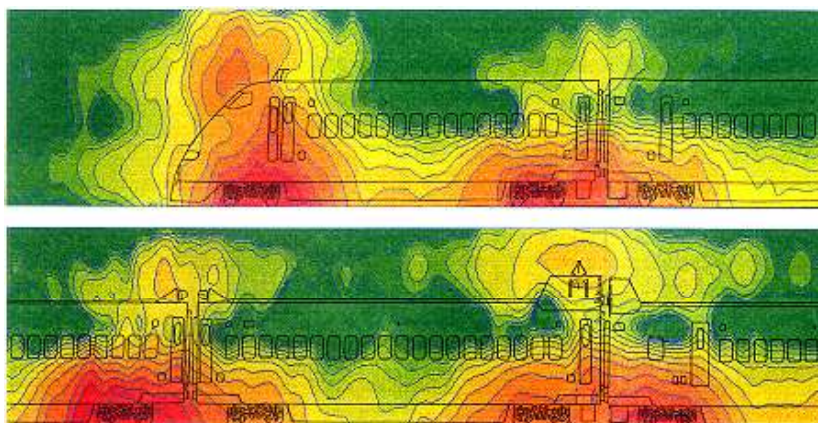


19

鉄道騒音の音源可視化



- ・高速鉄道の騒音源を可視化
- ・対策箇所と低減効果を把握



音響インテンシティレベル

20

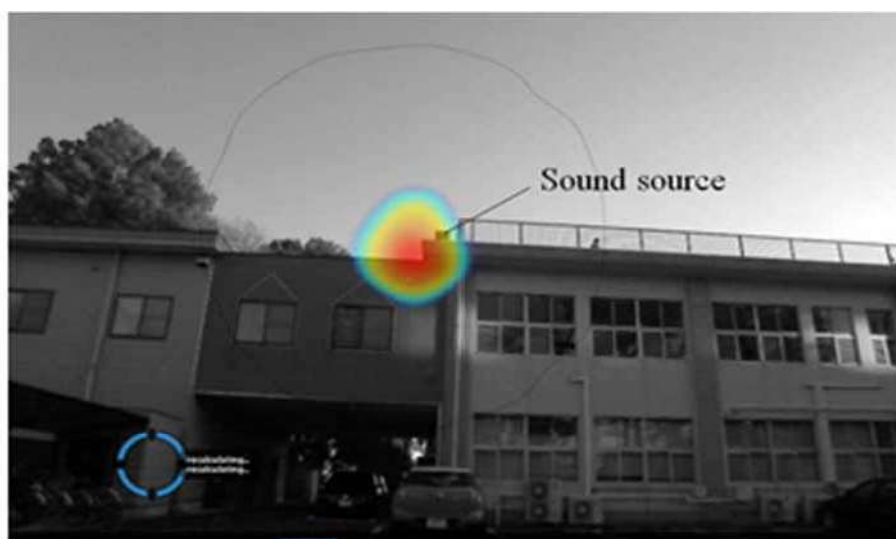
騒音源の可視化

・音カメラ



Norsonic社製

出典：キャテック社HP



小林理研での計測例

現場での音源位置特定などに便利

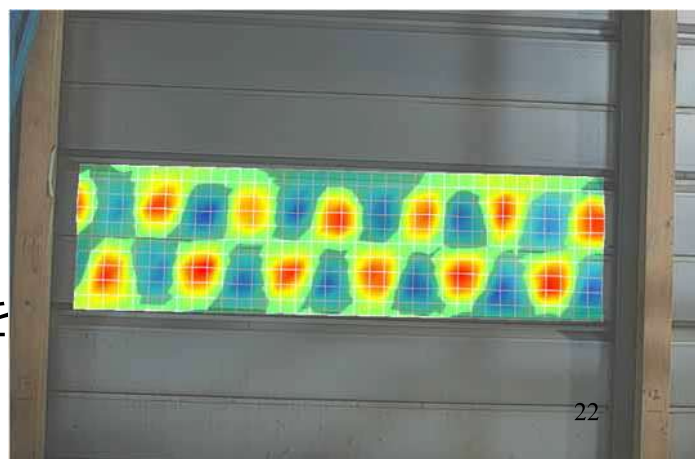
他：ガンマイク、SIマイク

板振動の可視化

・平面レーザー



ポリテック社



これまでは振動加速度ピックアップを使い多点計測
→平面レーザー・自動計測

航空機騒音



宇宙港騒音

高速化

電動化

ドローン

詳細は省略

23

低周波音試験装置の紹介

24

スーパーウーハー



- ・直径70cm,Fostex特注
- ・聴感実験
- ・低周波音の体感

25

非接触疲労試験



建具のがたつき試験装置



非接触疲労試験装置

空気圧を用いた非接触方式による疲労試験が**増加**

26

超低周波音発生装置

- ・可搬型(トラックで移動可能)
- ・3～20 Hz, 110dB at 3m



- ・実際の家屋において建具のがたつき調査が可能
- ・低周波音による建具のがたつきのデモ

衝撃音発生装置



空気鉄砲→内部に吸音材→インパルス音 (160dB)

伝搬実験、インパルス応答

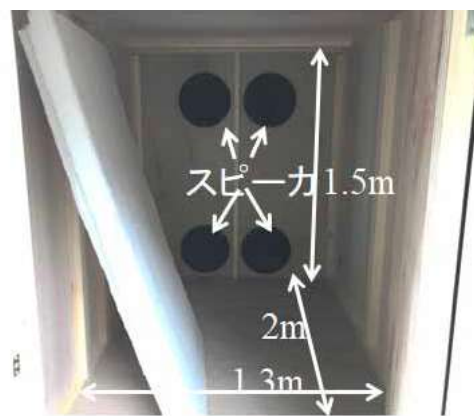
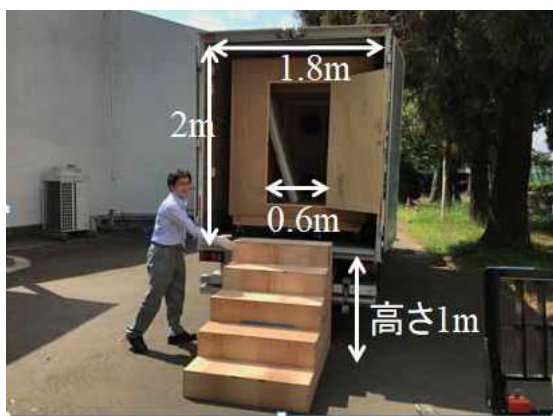
低周波音実験室

- 日本で最初の低周波音実験室
- 16個のウーハー
- 圧迫感・睡眠影響などの被験者実験→アセスで使用



移動型低周波音体感装置

(トラック積載、移動可)



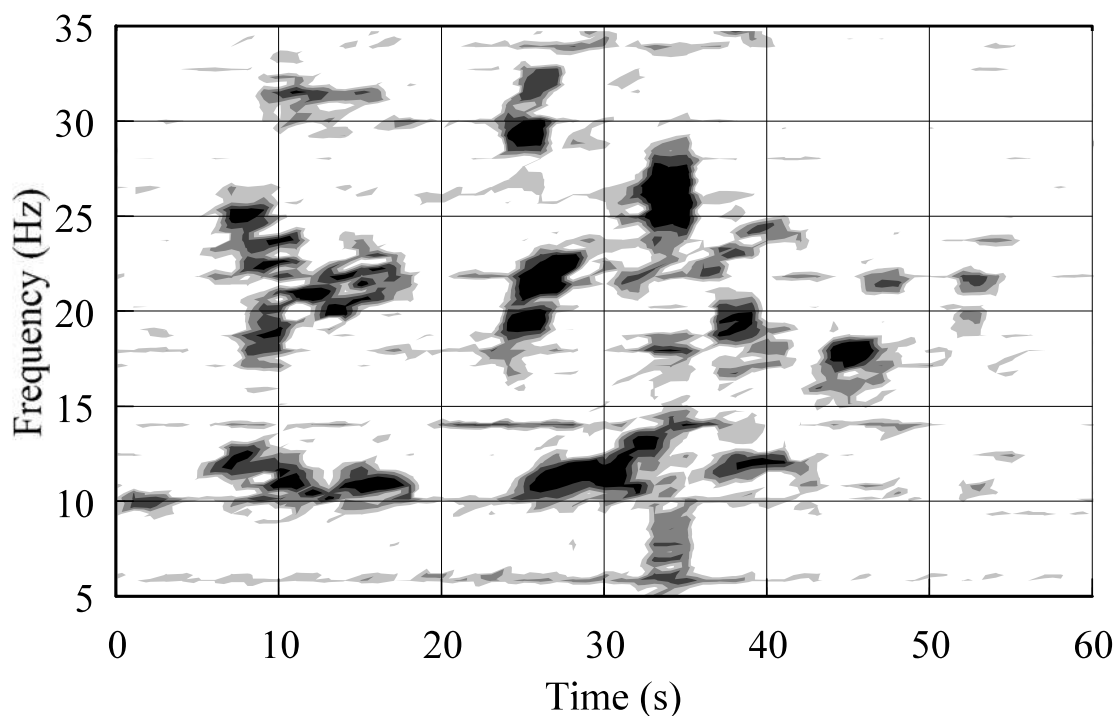
超低周波音の可聴化(ゾウの声)

市原ぞうの国(12頭)



31

ゾウの低周波音声



10~35Hz, 約70dB → 人間には聞こえ難い
10倍速なら・・・ 聞こえる化大事

32

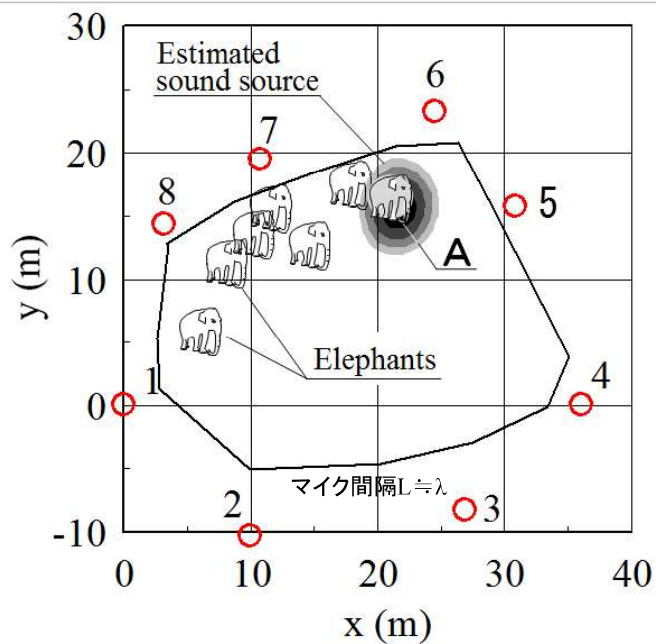
複数マイクロホンを配置

囲う方法→遅延和法→マイク間隔= λ でも可



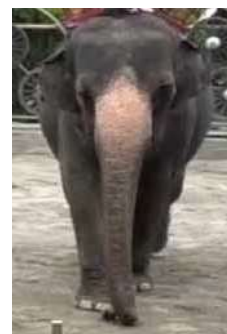
33

発話したゾウの特定



Aの位置が音源(推定)

↓
Aの位置にいたゾウ(洋子)

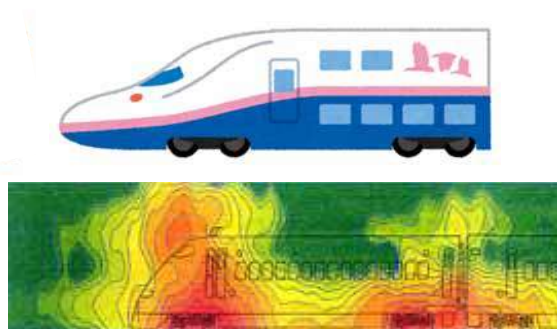
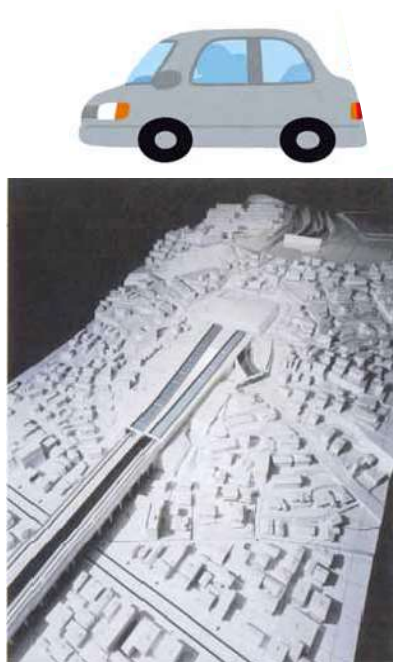


会話の理解
会話

可聴化
見える化



交通騒音と計測技術 ～今と未来～



- ・ニーズの変化に対応
- ・可視化、可聴化、体験

エッジコンピューティングやIOT活用

35

参考文献

※土肥哲也，50年後の交通騒音事情，騒音制御， Vol.30, No.4, pp.320-323, 2006

※土肥哲也ほか，50 年後の交通騒音―道路・鉄道・航空機の未来予想―，日本騒音制御工学会研究発表会講演論文集， pp.19-22, 2021.11

36

音響科学博物館



- 年間500人来館
- 一般に公開（要事前連絡）
- 電気を使わない装置多数

37

2. 5 「光衛星間通信システム(LUCAS)の 概要と地上検証トピック」



光衛星間通信システム (LUCAS) の概要と 地上検証トピック

2022/11/24

JDRSプロジェクトチーム

板橋 孝昌

概要・目次

LUCAS

光衛星間通信システム

【概要】

2020年12月に打ち上げた光衛星間通信システム（以下、LUCAS）は、最初のユーザ衛星であるALOS-3打上げ後、いよいよ軌道上での対向試験・実証運用が行われる。開発においては、40,000km離れた衛星間において自由空間光リンクで1.8Gbpsの通信を維持するというLUCASのミッション実現に向けて、対向を模擬した通信性能評価試験や微小振動擾乱試験など、工夫を凝らした地上検証を計画・実施した。本講演では、LUCAS開発の概要や地上検証のトピックについて紹介する。

【目次】

1. LUCAS概要

- 1.1 LUCASミッション概要
- 1.2 LUCASの特徴（検証の観点）

2. LUCASの地上検証トピック

- 2.1 光学性能試験
- 2.2 擾乱試験

3. 軌道上技術評価紹介

4. 今後の軌道上技術評価、次世代ターミナルに向けて

1.LUCASミッション概要

L U C A S

光衛星間通信システム

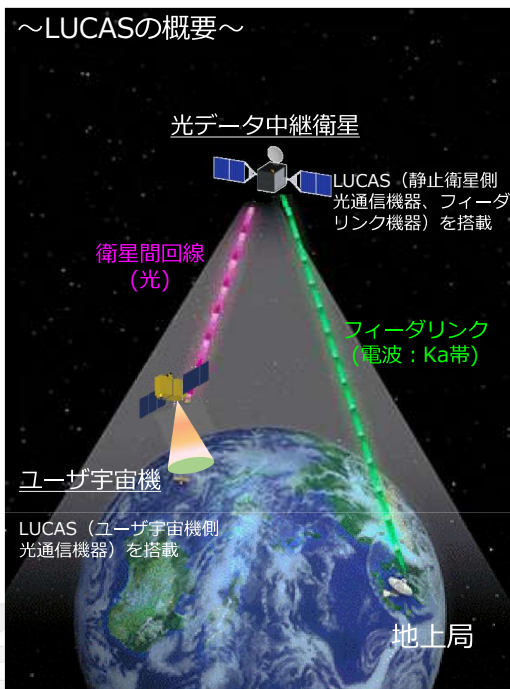
JAXAが現在開発中（開発担当メーカ:NEC）の光衛星間通信システム（Laser Utilizing Communication System: LUCAS）のうち、静止衛星側の光衛星間通信機器を搭載した「光データ中継衛星」が、2020年11月29日にH-IIAロケットにて種子島宇宙センターより打ち上げられた。

- LUCASは過去にJAXAが開発・運用した「こだま」（データ中継技術衛星）に、「きらり」（光衛星間通信実験衛星）で培った宇宙空間での“光通信技術”を適用し発展させたデータ中継通信システム。通信速度（リターン回線のユーザレート）はこだま240Mbpsに対してLUCASは1.8Gbps。

- “光通信技術”の適用により、データを中継する衛星のメリット（通信時間の長時間化、即時性）を活かしつつ、データの高速度、衛星搭載機器の小型・軽量化、干渉耐性向上等が図られた。

※干渉耐性：通信システム間の干渉や混線に対する耐性

- 2022年度以降に打上げ予定の先進光学衛星（ALOS-3）、先進レーダ衛星（ALOS-4）にユーザ宇宙機側の光衛星間通信機器を搭載し、光データ中継衛星との間で光衛星間通信に関する技術/運用実証を行う計画。



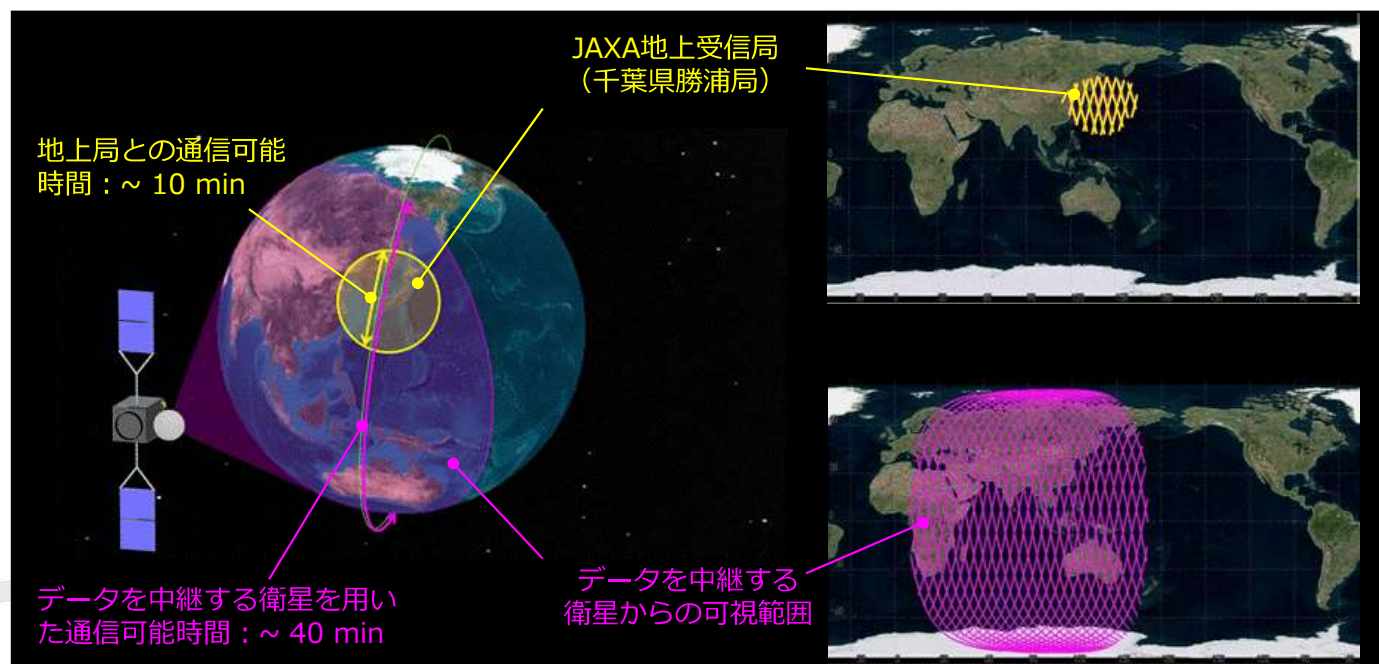
1.1 LUCASミッション概要

～データ中継衛星のメリット 直接通信との比較～

L U C A S

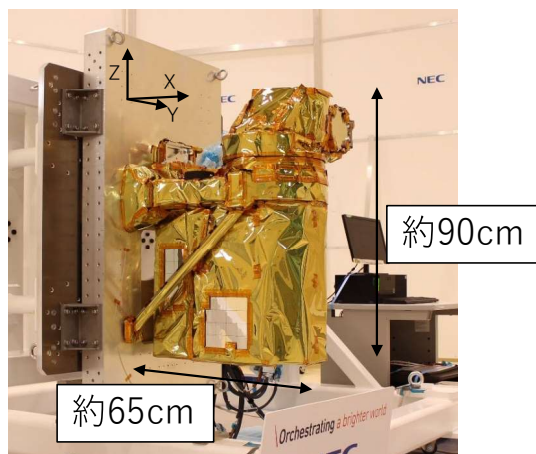
光衛星間通信システム

- 低軌道衛星（地球観測のための衛星：1000km程度）は軌道上の約半分の期間、静止衛星（地上から36,000km）と通信ができるため、通信視野範囲が4倍以上に拡大し、データ伝送量の増大、即時性の向上が実現。

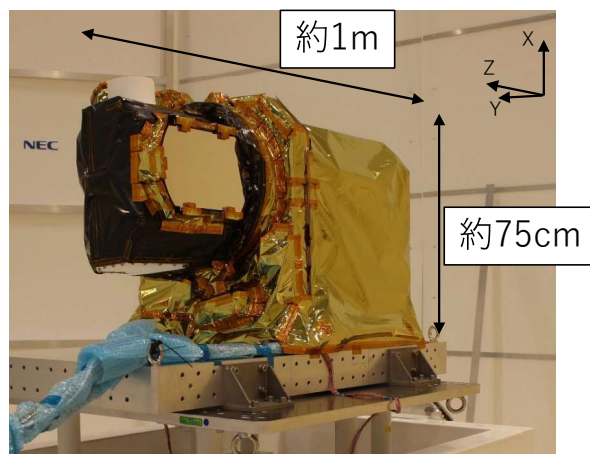


1.1 LUCASミッション概要 ～LUCASの光学部～

光衛星間通信システム



【低軌道衛星（LEO）用光学部】



【静止衛星（GEO）用光学部】

	LEO用（OLLCT）	GEO用（OGLCT）
粗捕捉追尾機構の構造	Az/EL: 2軸ジンバル	Az: ジンバル El: ミラー駆動
光アンテナ有効径	Φ約10cm	Φ約15cm
寸法（光学部全体）	636mm(X)×580mm(Y)×920mm(Z)	745mm(X)×570mm(Y)×1038mm(Z)
質量（ターミナル全体）	130kg	180kg

- 光ターミナルのうち、光学部のみが衛星の外部に搭載される。
- GEO用光学部はLEO用光学部より大口径とし、その分LEO用光学部を小型化
- GEO用光学部はLEO用光学部と比較して必要な指向範囲が狭い：EL軸にミラー駆動方式を採用し、搭載機器の小型化を図っている。

1.1 LUCASミッション概要 ～キー技術（高速通信技術）～

光衛星間通信システム

光ファイバ通信の4倍の長距離を無中継で通信する。

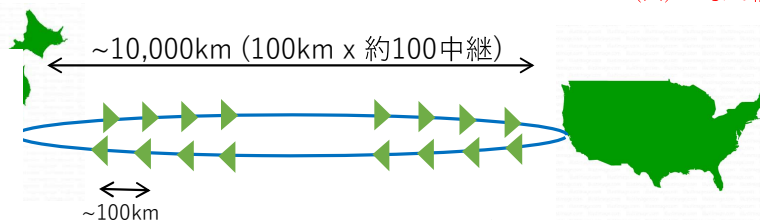
LUCAS (GEO-LEO)

距離：～40,000km
容量：～1.8Gbps



太平洋横断システム

（光ファイバ海底ケーブル）
距離：～10,000km
容量：100 Gbps /ch
～8Tbps /fiber



光ファイバの損失：～0.2 dB/km → ～2,000dB /10,000km ⇒ ★中継光増幅器を使用★

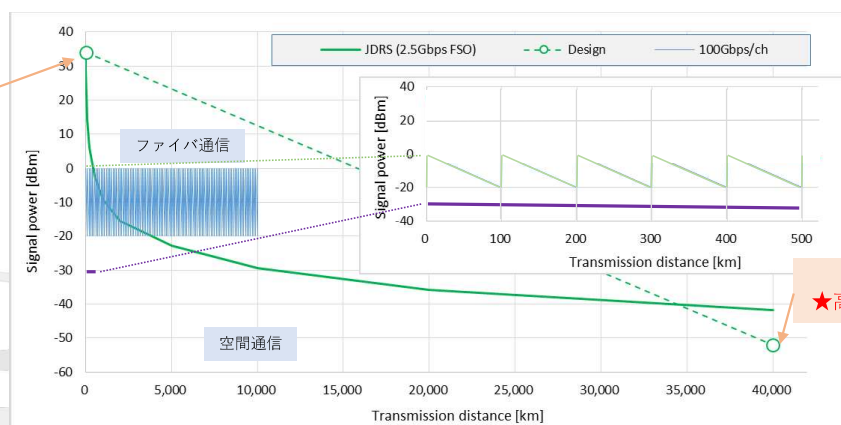
光パワーの変化

～更なる※86dBの克服～

【送信側】

★高出力光送信★

光アンプの開発が非常に重要であり、今回の開発で非常に苦労したが、これはまた別の機会に。



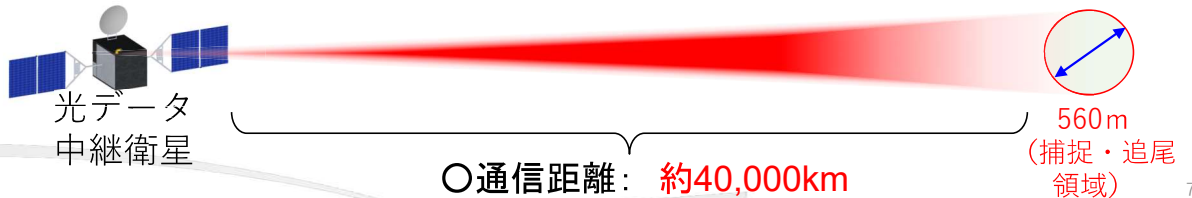
【受信側】

★高感度受信を実現★

1.1 LUCASミッション概要 ～キー技術（捕捉・追尾・指向）～

光衛星間通信システム

- 光通信と電波（Ka帯通信）の捕捉・追尾領域の「広がり」の比較
⇒この「広がり」内に通性相手の衛星がいるときに通信が可能。



極めて高精度なポインティング制御を実現する必要がある。

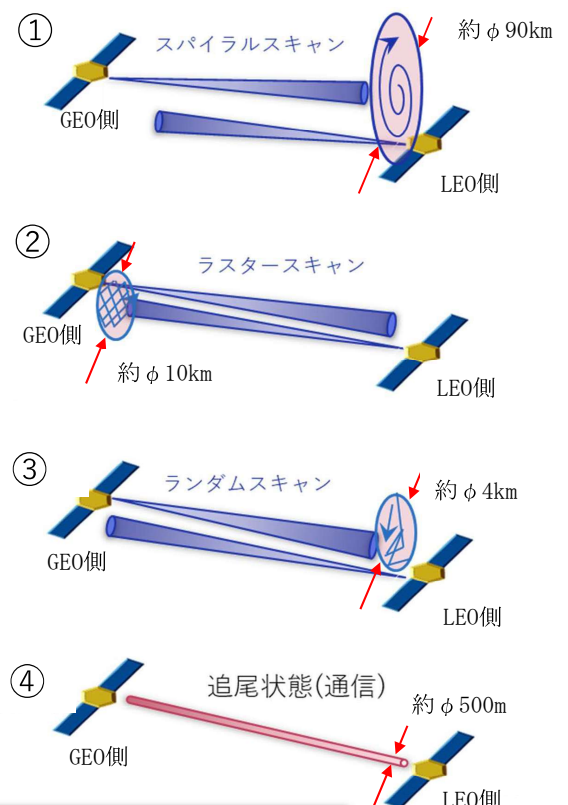
1.1 LUCASミッション概要 ～キー技術（捕捉・追尾・指向）～

光衛星間通信システム

最終的に500mの範囲で相手衛星位置を特定、ビーム送信できるよう、段階的にビームスキャン範囲を狭めていく捕捉追尾シーケンスを開発した。

- ① まず、GEO側ターミナルからのスパイラルスキャン（ $\phi 90\text{km}$ ）を相手方衛星の軌道位置予測に基づき、行う。
- ② LEO衛星側は、GEOからのスパイラルスキャンをパルス光として検出し、光が来た方向を中心に、ラスタースキャン（幅約 $\phi 10\text{km}$ の格子状のスキャン）を実施。
- ③ ラスタースキャン光を受信したGEO側はスパイラルスキャンを停止し、ランダムスキャン（ $\phi 4\text{km}$ ）を実施。
- ④ ユーザ側はこれを受け取るとラスタースキャンを停止し、GEO衛星方向に連続光を照射する。GEO側がLEO側からの連続光を受け取ると、GEO側はランダムスキャンを停止、連続光を出す。（これにて双方向連続光を送受信する状態になり、追尾状態となる。）

→システム仕様書規定「120秒以内に99%の確率で、ユーザ宇宙搭載光衛星間通信機器との通信回線を確立すること」を要求。



本シーケンスの開発・実装・及び性能検証が重要な開発要素。

光衛星間通信システム

光衛星間通信システム

- ## LUCASダイナミクスモデル概略

2.LUCAS地上検証の紹介

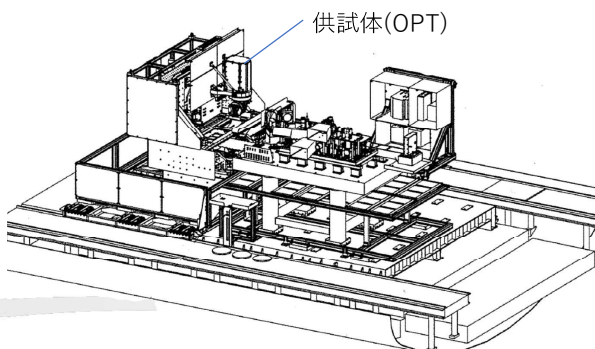
2.1 光学性能検証

2.2 擾乱試験（被擾乱）

2.1 光学性能検証 ～光学系地上試験装置（OGE）～

- 供試体である光ターミナルと対向させ、各種光学性能を評価する光学系地上試験装置(OGE)を、開発担当メーカーのNECが自社設備として整備。
- 距離制約、ダイナミクス模擬の制約を除いた光学的要求項目について検証を目的に整備。供試体の試験全期間にわたり供することで、高精度のトレンド評価を可能とした。
- 例として、捕捉追尾シーケンスで使用するビームスキャン(P.7)の性能検証のために、超高精度の角度検出 ($0.1\mu\text{rad}$ 分解能)、高速サンプリング (2kHz) でのデータ取得ができるようにした。また本試験装置側の高いアライメント安定性を実現している（熱歪、耐擾乱）。

OGEで検証可能な機能・性能



熱真空試験セットアップイメージ
(資料提供NEC(本図の転載禁止))

受信光系	送信光系
パワー測定	円偏光出力
偏光測定	送信光波長
波面精度測定	送信光波面精度
波面曲率半径測定	送信光波面曲率
ファースフィールドパターン測定	出射パワー範囲
ビーム光軸精度測定（精）	ビームプロファイル
ビーム光軸精度測定（粗）	地球背景光模擬

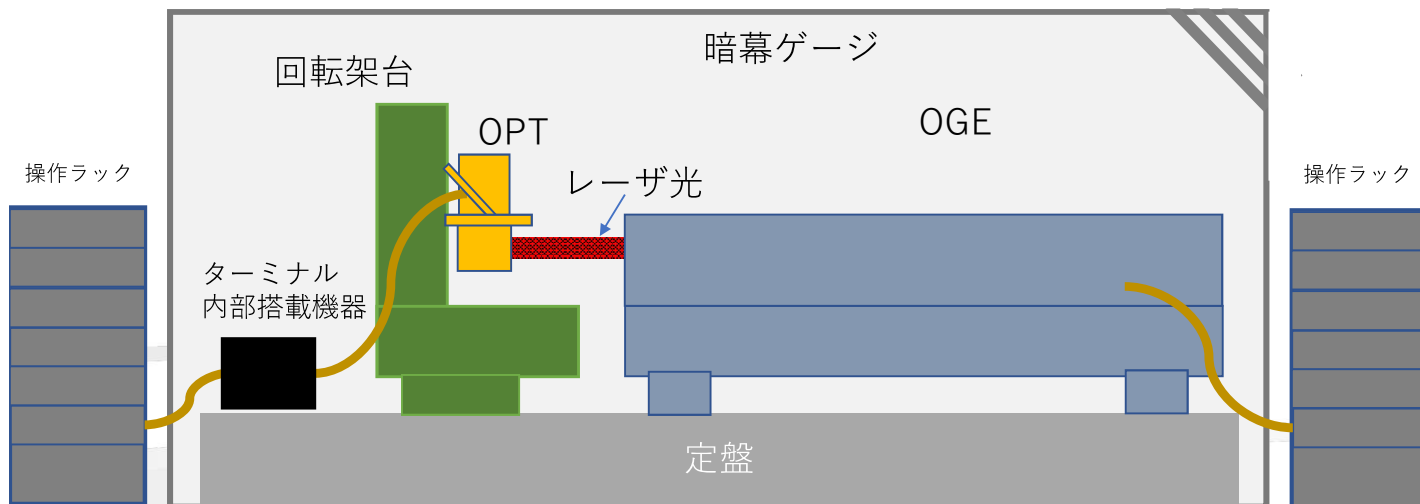
2.1 光学性能検証

～ OGE対向光学試験セットアップ概要～

- ・ 供試体(OPT)とOGEを高精度で対向させる必要があるため、OPT設置治具として6軸調整可能な回転架台を使用
- ・ 供試体とOGEの両方を被擾乱およびアライメント対策のため定盤の上に設置
- ・ クラス4レーザ光を取り扱うため、レーザ安全対策として、レーザ光路を遮蔽する必要があるため、大気中の試験では、各装置は暗幕ゲージの中に設置。熱真空試験では、各装置をチャンバ内に設置(次ページ)。

→ 性能評価を優先しているため規模の大きい試験セットアップとなっている。

→ 衛星システム搭載後の衛星システム試験で本試験系を構築するのは困難であるため、衛星システム搭載後は健全性評価項目のみ



2.1 光学性能検証トピック

～熱真空試験への影響～

ターミナル熱真空試験

- ・ NEC府中のチャンバ設備、及びJAXA TKSCの6mφチャンバ設備で実施。
- ・ 供試体とOGEを含むセットアップ全体をチャンバ内へ設置し、真空環境下、温度変化に対するターミナルの特性変化の検証を実施。
- ・ 供試体とは別に、試験系(OGEや回転架台)の動作温度範囲に制御するためにIRゲージを準備した。TKSC 6mφ S/Cの台車の重量制限を超過したため、ダミーマスでの事前評価を実施して対処した。
- ・ 試験系単独でアライメント変動量評価及び熱真空チャンバ内バックグラウンド擾乱レベル測定のための事前TVTを実施。
- ・ (動作時)光学性能評価を優先としたため、非動作時温度範囲の試験としては低温側が冷えにくいコンフィギュレーションとならざるをえなかった。



写真提供NEC(本図の転載禁止))



写真提供NEC(本図の転載禁止))

2 LUCAS地上検証トピック

～まとめ～

L U C A S

光衛星間通信システム

- 地上試験にて、特に熱真空環境下にてOGEを用いたターミナル光学性能（特にスキャンパタン）の設計検証を行えたことは、品質の観点では非常に有意義であった。環境試験前後トレンドや温度環境印加による変動について詳細な把握ができた。
- 供試体で実現すべき高い性能を地上試験で確実に評価することを最優先として、それに対応できるOGE等の試験系の整備も重要であった。結果として試験系の規模は大きなものとならざるをえなかった。
- また、環境試験における光学性能評価においては、OGE等の試験系自体の動作環境とのトレードオフが必要で、結果的に影響を受けた検証項目（擾乱設計検証、熱設計検証）もあった。
- 新規開発要素に対してEM/PFMにより確実な地上検証を実施する観点と、その後のリカレント品での品質保証試験を効率的なものとする観点の、バランスのとれた両立を目指すべきだが難しい。

2.2 擾乱試験検証

～OPT擾乱伝達特性取得～

L U C A S

光衛星間通信システム

- 供試体(OPT)が受ける微小振動の影響は光軸変動として見えるため、OGE対向状態でOGE内センサ（カメラ）で捉えられる光軸変動で評価（ $0.1\mu\text{rad}$ 精度）。
- OPTの足元に加振器を取り付け、既知の微小振動を印加し、OGE対向捕捉状態での光軸変動量を測定。
- 周波数領域における入力加速度（角度変動）と光軸変動の間の伝達特性を取得。
- この伝達特性を、衛星システム側解析・試験で得られたOPT足元の変動（加速度）に対して乗算することで、実際の被擾乱に対する光軸変動量を解析的に算出する。
- 特に高周波側（150～500Hz）にOPT内の感受要素の共振周波数が存在するため、その領域の評価精度が重要であった。
- EM試験では、入力レベルが低すぎたこと、また試験系側の取付面剛性が低すぎたことに起因して入力レベルの低い部分が多く（すなわちS/N比が取れない部分が多く）、“割り算としての”伝達特性が大きくなる問題が生じた。
- 試験系の取付面パネル剛性を数十Hz→500Hz程度に向上させたところ、OPT含めた試験系の剛性は300Hz程度まで改善。試験系の剛性、入力条件を改善することで、伝達特性としては1/5程度に低減できた。



OGL-OPT (EM)擾乱伝達特性試験セットアップ
(資料提供NEC(本図の転載禁止))

2 LUCAS地上検証トピック

～擾乱試験検証まとめ～

L U C A S

光衛星間通信システム

- 供試体(OPT)の擾乱伝達特性を光学系試験装置(OGE)を利用することで取得した。
- 感受要素の構造特性や感度を把握したうえで、試験系の構造特性（足元の剛性）について検討を行う必要があった。
- 本試験で得られたOPTの伝達特性を用いて、後述のGEO搭載の軌道上技術評価の一環で評価したところ、地上評価との差異が見られている。これは、地上での試験コンフィギュレーションと、柔軟構造としてのシステム搭載状態とが異なることが影響している可能性が高い。（現に光データ中継衛星の搭載パネルの剛性はあまり高くなく、試験時の方がより剛である。）

→サブシステムレベルでの擾乱特性把握の限界か？

3.LUCAS軌道上技術評価の紹介

3.1 光地上局(VGE)対向試験

3.2 軌道上擾乱評価

3.1 光地上局(VGE)対向試験 ～沖縄光地上局(VGE)を用いた実験～

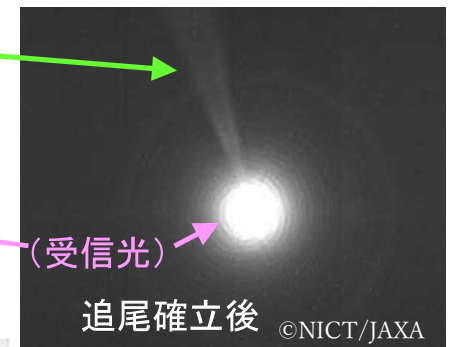
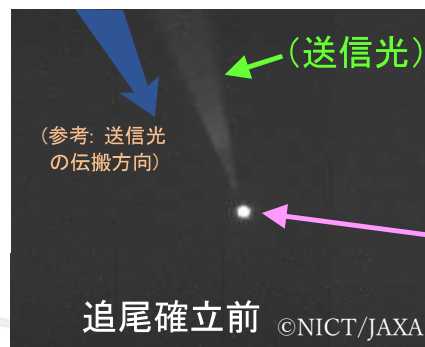
光衛星間通信システム

光データ中継衛星とNICTの光地上局とを対向させた試験を令和3年1月27日から実施し、双方向の光リンク成立を確認。

- 光地上局をALOS-3等の低軌道衛星側の光通信機器と見なし、信号を相互に捕捉し、通信回線維持のために必要な追尾動作を正常に実施できることの確認を目的として実施したもの。
- 光通信機器の最重要技術要素である「約40,000km離れたところから直径約0.5kmの範囲にある通信相手を捕捉・追尾する機能/性能」が宇宙空間にて計画通りに発揮できることを確認した。(P8の捕捉追尾シーケンスの軌道上実証。)
- 大気状態の影響を大きく受けることが明らかとなっており、衛星-地上間の光通信研究・開発に対して有用なデータが蓄積されている。
- 捕捉追尾時間については、大気の影響を受ける環境ではあるものの、最短では30秒以内での捕捉が達成されている。



NICT沖縄電磁波技術センター
内の光地上局に設置されている
1m光学望遠鏡



光地上局側の赤外線カメラで捉えた捕捉・追尾確立前後の
光データ中継衛星からの信号光(受信光)の変化
(追尾確立後は、信号光(受信光)が正確に光地上局に向き、受信光の強度が増加していることが分かる。信号光は肉眼では確認できないため、赤外線カメラで撮像した。)

19

3.2 軌道上擾乱評価 ～軌道上評価概要(1/2)～

光衛星間通信システム

光データ中継衛星のVGE対向チェックアウトにて、擾乱感受性の評価を実施した。

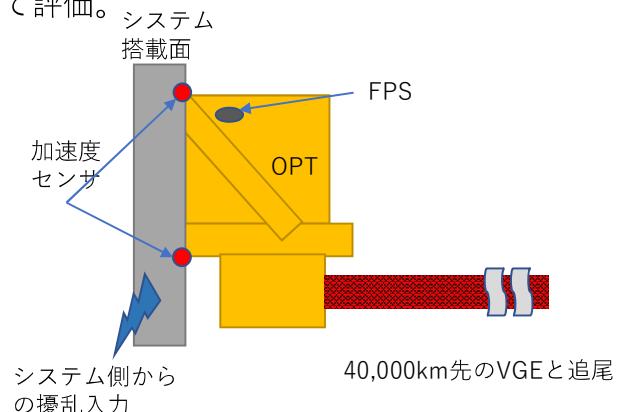
- 衛星擾乱が大きい機器駆動ケースを軌道上チェックアウトのVGE対向追尾状態で実施し、そのタイミングでの光軸変動(OPT内の精捕捉追尾センサ(FPS)変動)、及び衛星側で足元の加速度を高サンプリング取得し、FFTして評価。

【取得データ】

- IF面の加速度(衛星システム側で取得)
- 高レートFPS出力(LUCAS側で取得)

【評価内容】

- 光軸変動量評価
- 伝達特性評価 (IF面の加速度×OPT伝達特性(P16)で求められる光軸変動量①と、FPSで見える光軸変動の実測値②を比較)



【(1)光軸変動量評価結果】

許容値： $2.9 \mu\text{rad}$ (3σ) に対し、評価結果：①： $1.0 \mu\text{rad}$ 、②： $0.8 \mu\text{rad}$ となり余裕で満足。

因みに衛星システム試験結果ベースでは予測値は $0.4 \mu\text{rad}$ 。衛星引渡し前の解析では $2.7 \mu\text{rad}$

→この要因は、試験で評価しにくい低周波22Hzの影響や、88Hz (176Hz) 付近のピークがやや大きいことによる(次頁)。地上でのシステム擾乱試験が過少測定された可能性を示唆している。マージンを加味した設計が必要。



3.2 軌道上擾乱評価

～軌道上評価概要(2/2)～

LUCAS

光衛星間通信システム

【(2)周波数領域比較評価】

- 周波数ごとには影響が異なる結果となった。
- ①では88Hzの影響が大きい結果となっていたが、②ではB.G.に埋もれる結果。一方でその倍長波と考えられる176Hzに実測値側がピークが見えている。
- 上記差異の推定要因
 - 地上で取得した伝達特性がOPT単体試験時であり、システム搭載状態では構造特性が異なる可能性大。
 - システム搭載後の伝達特性取得の重要性（コンポレベル測定における足元の剛性問題。）
 - 感受性の高いサブシステムや機器は、搭載状態に影響を受けにくい構造を検討していくことが望ましい。

4.今後の軌道上技術評価、次世代ターミナルに向けて

LUCAS

光衛星間通信システム

- ALOS-3打上げ後の対向試験にて、いよいよ以下の検証が行われる。

- リターンリンク（LEO→GEO）1.8Gbps、
フォワードリンク（GEO→LEO）500Mbps
の通信成立性
- 通信品質評価(BER)
（総合性能として擾乱影響も含まれる。）
- 捕捉追尾時間要求（120秒以内（99%））
- 軌道上制約条件の評価（太陽光迷光、月迷光、地球背景光、CPM駆動速度上限、等）
- 通信回線設計の妥当性評価、等

→その後、ALOS-3へのデータ中継サービスを継続、運用実証を行う。



出展：https://www.jaxa.jp/projects/sat/alos3/index_j.html

- さらにALOS-4、ISS（LICS）での利用も計画されており、複数衛星へのデータ中継サービスが常時行われる。（LUCASの設計寿命は10年）
- 並行して、次世代の光衛星間通信ターミナルの概念検討を実施中。
 - LUCASのLEOターミナル（130kg）を45kgまで軽量化。通信レート的高速化も視野。
 - 上記軌道上評価結果も踏まえて改善・効率化。

光衛星間通信システムの概要・特徴を検証を中心に紹介しました。衛星システム開発における検証全体と試験・軌道上模擬の観点で参考になることがあれば幸いです。

【地上試験トピック】

- 新規開発要素の高い性能評価のため、試験系も非常に苦労しましたという紹介。
- 地上試験評価の充実は品質保証・検証の観点から重要であるが、実現方法やその規模の問題（コスト）も含めて初期段階で十分にトレードオフを行う必要がある。今後は、どこまでやったら十分と言えるかについて（ダウンサイジングの観点で）知恵を絞ることも重要。
- 擾乱試験においては、伝達特性の取得は足元の剛性が非常に重要。ただし衛星搭載後の特性は完全に模擬できないため、悩みどころ。

【軌道上評価】

- 試験＋解析で検証を行って打ち上げている部分については、軌道上の実際の評価と蓄積が非常に重要である（やっぱり何か違うところが絶対に見つかる）。
- 引き続き軌道上技術評価にて答え合わせを進め、次世代開発に繋げていくことが重要と認識している。（捕捉追尾・通信等）

以上

2. 6 「超小型衛星試験標準(ISO-19693)の 改訂について」

超小型衛星試験標準(ISO-19693)の改訂について



Mengu Cho, Joseph Ofosu, Takashi Yamauchi, Hirokazu Masui
Laboratory of Spacecraft Environment Interaction Engineering
Kyushu Institute of Technology
Kitakyushu, Japan

試験技術WS

2022年11月24日 筑波宇宙センター

1

超小型衛星関連標準



No.	Title	PL	Content	Published	Next action
IS-17770	Cube Satellites (CubeSats)	F. Slane (US)	- General requirements - Deployer interface	2017.6	SR (due 2022)
IS-19683	Design Qualification and Acceptance Tests of Small Spacecraft and Units	M. Cho (JPN) K. Bemeziane (FR)	Testing	2017.7	SR (due 2022)
TS-20991	Requirements for Small Spacecraft	M. Cho (JPN)	Minimum requirements	2018.7	SR (due 2021) Continue as TR or promote to IS
NP 17981	CubeSat Interface	M. Cho	- Internal interface - ICD		CD/C (Due March 1, 2023)

2

ISO-19683



- Design Qualification and Acceptance Tests of Small Spacecraft and Units
- 超小型衛星試験標準
- 2010年 九工大超小型衛星試験センター開所
- 2011年 経済産業省の補助事業に採択
- 2013年6月 NWIP投票(専門家が集まらずNG)
- 2014年4月 NWIP再投票通過
- 2015年3月 CD/V通過
- 2015年6月-2016年6月 塩漬け
- 2016年11月 DIS通過
- 2017年8月 IS発行

3

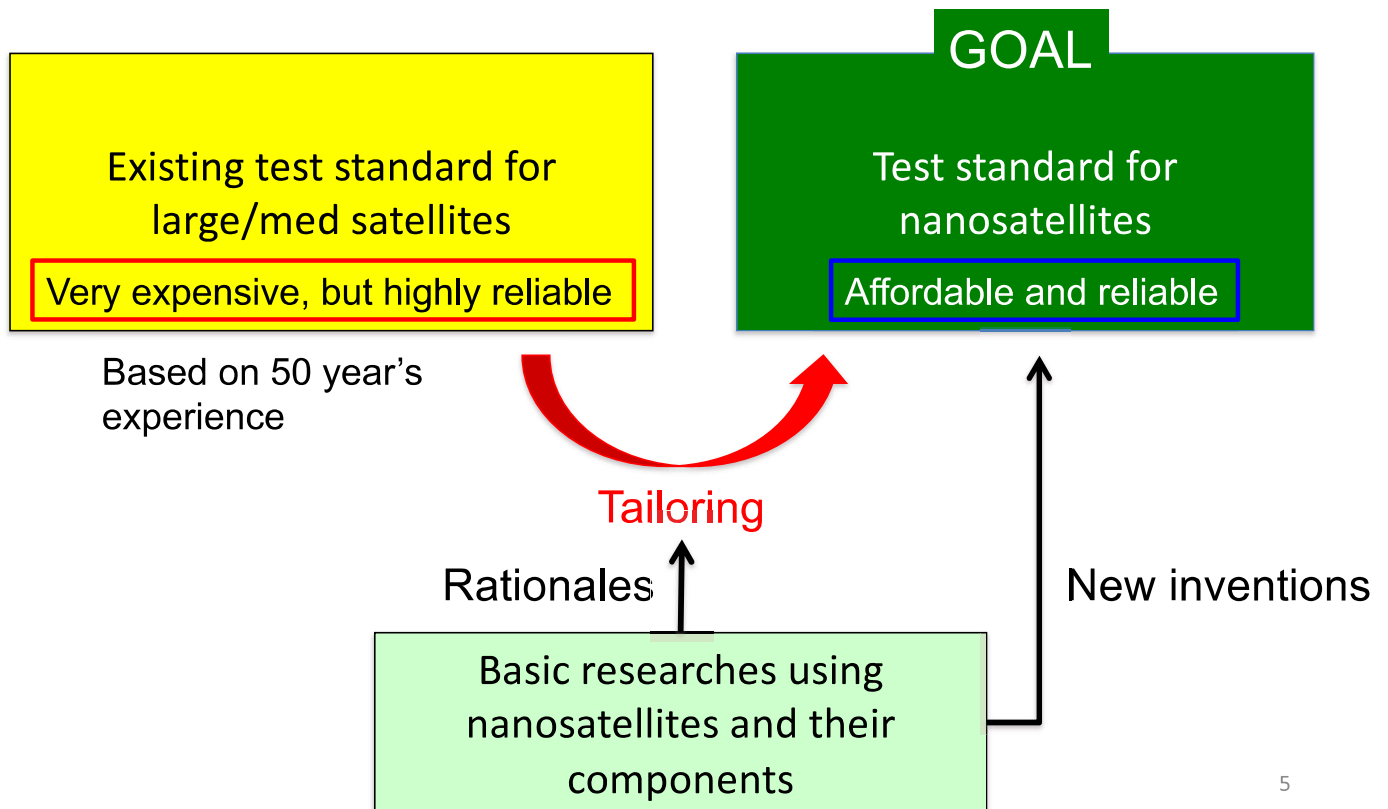
ISO-19683 超小型衛星試験標準



- 2011年当時の状況
- 超小型衛星の信頼度が低い
 - 低価格・短納期を維持しつつ、超小型衛星の信頼性向上、特に初期故障の低減を目指した超小型衛星にふさわしい試験規格
- 超小型衛星のコンポーネントが盛んにネットで売られ出す
 - 玉石混淆
 - 飛行実績、試験実績のデータがほとんどない
 - 試験標準があれば、ISO-***準拠試験とあればOK
- 誰かのために衛星を作ろうとした時に、顧客との間で試験レベル・方法について合意する必要
 - ISO-***準拠試験と契約に書けばOK

4

Approach



5

ISO-19683 超小型衛星試験標準

- 経済産業省の補助事業(2011年度~)として推進
- ISO-11221(太陽電池パネル帯電放電試験, 2011年発行)を作った時の教訓
 - 資金
 - 専門家によるワークショップ
 - 外国から旅費を出してでも人を呼ぶ
 - 実績
 - 他の専門家を納得させるだけの試験実績
 - 論拠となる豊富な基礎データ
 - 進行
 - 日本が議長になっているSC14/WG1で進める
 - 作った者勝ち。妥協すべきところは妥協
 - 仲間意識
 - よりよいものを作ろうとする気持ちを専門家が共有
 - コミュニティの発展のために協力しあう気持ち
 - 合宿試験等で同じ釜の飯を食う
- 2011年から毎年ワークショップを開催

6

History of International Workshops



TIME	VENUE	TITLE	Participants	
			Japan	Overseas
Dec. 2011	Kitakyushu	International Workshop on International Standardization of Nanosatellite Technologies	54	36
Dec.2012	Kitakyushu	International Workshop on Micro/Nano Satellite Testing Standardization	29	15
Nov.2013	Tokyo	International Workshop on Small-Scale Satellite Testing Standardization	37	23
Nov. 2014	Kitakyushu	International Workshop on Small-Scale Satellite Standardization	43	45
Dec. 2015	Rome	International Workshop on Lean Satellite Standardization	3	42
Jan. 2017	Tokyo	International Workshop on Lean Satellite Standardization – 2017	48	35
Jan. 2018	Kitakyushu	International Workshop on Lean Satellite - 2018	62	40
Dec. 2019	Tokyo	International Workshop on Lean Satellite - 2019	50	38
Nov 2020	Virtual	International Workshop on Lean Satellite - 2020	79	38
Jan. 2022	Virtual	4th International Workshop on Lean Satellite	51	88

ISO-19683 超小型衛星試験標準



- ・ 2014年 CD/Cに対してイギリスから強い反発
 - タイトルの “Small-scale Satellite” はSSTLのSmall Satelliteを想起させるが、SSTLはもっとしっかりした試験をしている。SSTLのブランドに傷がつく
 - 「Small Satelliteを定義せよ」という宿題
- ・ 2014年12月 専門家ワークショップで名称についてブレインストーミング
 - 重さや大きさではなく、開発や運用の哲学で定義すべき
 - Low-cost satellite, Experimental satellite, Agile satellite, Small-scale satellite, Compact satellite, etc
 - 最終的に “Lean Satellite”に落ち着く
- ・ 2014年10月に名称を “Lean Satellite”に変更してCD/V提出
 - CD/V通過するものの、アメリカが “Lean Satellite”という名称は時期尚早であるとして反対
- ・ 2015年6月
 - SC14総会でアメリカとイギリスの代表で協議してもらい、“Small Spacecraft”という名称で一致

ISO-19683 超小型衛星試験標準



- 初期故障を低減させるための最低限の試験セット
 - 規格にかかっている試験をパスできない衛星は宇宙に行くべきではない
- 各試験項目(e.g.熱真空、振動)についてRequired, Optionalの別
 - Optionalの場合の論理フローチャート
- Unit-QTは定量的な試験条件を記載
 - この条件をクリアできないコンポーネントは宇宙用として売られるべきでない
 - 試験条件の根拠を付録に掲載
- 各試験の条件等については、従来型衛星の試験規格ISO-15864のフォーマットに沿って、それをテイリングする形になっている。表6とAppendix AにTailoring Guide
 - ISO 15864 (Space systems — General test methods for spacecraft, subsystems and units)

9

Table 5 — Test level and duration of Unit QT

Test item	Test level and duration	Requirement	Note
Radiation (Total dose)	Total dose	10 kRad(= 100 Gy) or higher	The shielding effect due to the unit housing shall be taken into account.
	Dose rate	0,01 Gy/s or lower	
EMC	Power bus conducted interference, load induced, frequency domain	10 kHz to 10 MHz	Equivalent to MIL-STD.461 CE102[23].
	Radiated electric field emissions	10 kHz to 1 GHz or higher	Equivalent to MIL-STD.461 RE102[23].
Sinusoidal vibration	Vibration amplitude	8,4 G _{0-p} or higher	
	Frequency	approximately 5 Hz to 100 Hz	
	Sweep rate	4 Oct/min up and down	
	Number of applications	Once in each axis	
Random vibration	Root mean square	13,3 Grms or higher	
	PSD		This PSD may be tailored according to the satellite mass for which the manufacturer expects to use the unit under test.
	Lower tolerance limit on PSD	0 dB	
	Duration	1 min for each orthogonal axis	
	Frequency	20 Hz to 2 000 Hz	
	Number of applications	Once in each axis	



10

6 Satellite system tests

6.1 Test items

The satellite system test items are listed in [Table 1](#). [Annex D](#) provides test selection logic flows.

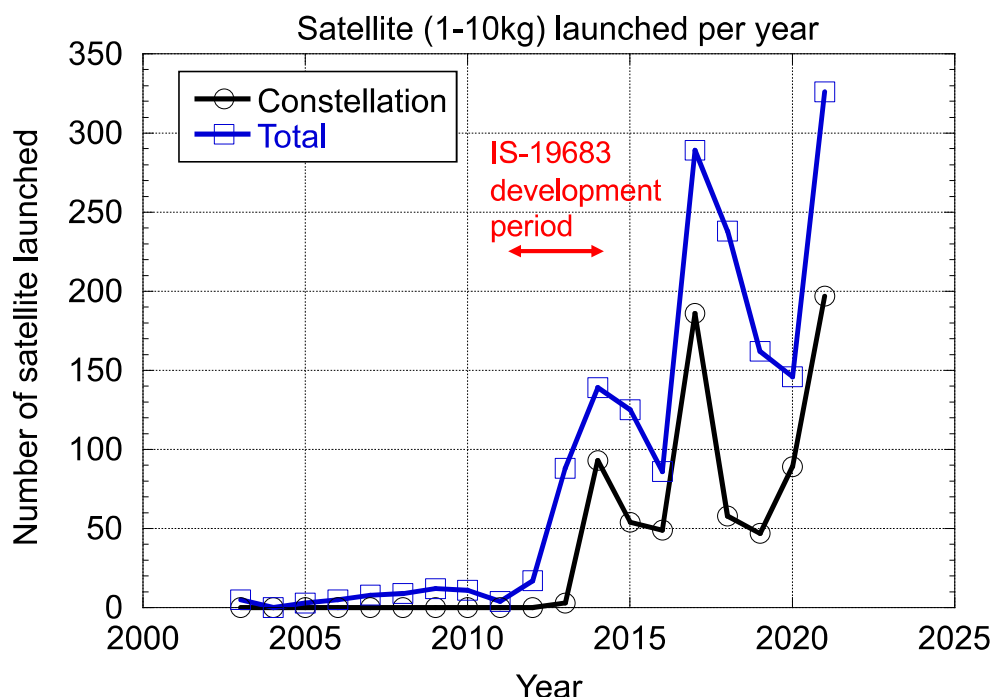
Table 1 — System test items

Test items	QT	AT	PFT
Electrical interface	R	R	R
Functional test	R	R	R
Mission test	R	R	R
Total Ionization Dose (TID) test	O ^a	—	O ^{a,b}
Single Event Effects (SEE) test	O ^a	—	O ^{a,b}
Spacecraft Charging Induced Electrostatic Discharge (ESD) test	To be done in the unit level.		
Electromagnetic Compatibility (EMC) test	R	O ^c	R
Deployment test	R	R	R
Magnetic field test	O ^d	O ^d	O ^d
Antenna pattern test	To be done in the unit level.		
Alignment measurement	O ^e	O ^e	O ^e
Physical property measurement	R	R	R
Launcher/Spacecraft interface test	R	R	R
Quasi-static load test	O ^f	O ^f	O ^f
Modal survey	O ^g	—	O ^g

超小型衛星を取り巻く状況

- CubeSatのCommodity(商品)化
 - CubeSat Platformとして商品化
 - One-stop Shop
 - 試験、官辺手続き、運用全て面倒みる
- Hosted Payloads
- Turnkey Solutions
- Satellite as a Service (SaaS)
 - 顧客は衛星を所有せず、データをもらうだけ
- 衛星バスが成熟化してきたことの結果
- 超小型衛星コンステによる宇宙利用が急拡大
 - Information(IoT), Earth Observation, Security (e. g. RF monitoring)
 - ビッグデータ収集の一翼

超小型衛星を取り巻く状況



IS-19683制定時にはコンステはまだ揺籃期にあった

13

CubeSat 商用コンステレーション現状

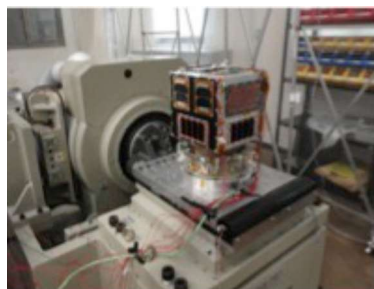
CubeSat(or 10kg以下)の衛星の打ち上げ数

年	総数	右の6つを除く	Planet (EO)	Spire (Traffic)	Swarm Technologies (IoT)	UnseenLabs (SIGINT)	Astrocast (IoT)	Lacuna (IoT)
			3U US	3U US/UK	0.25U US	6U (GomSpace) France	3U Switzerland	3U/6U (Nanoavionics, Opencosmos) UK
2013	88	85	3					
2014	139	46	93					
2015	125	71	50	4				
2016	86	37	32	17				
2017	289	103	140	46				
2018	244	180	36	28				
2019	167	115	31	16	2	1	1	1
2020	154	57	40	16	36	2	1	2
2021	326	129	48	16	121	1	10	1

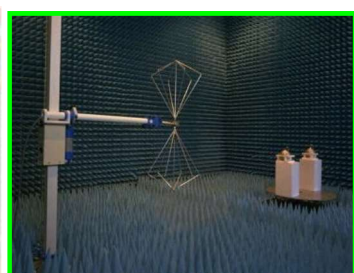
IoTコンステが増えてきている

15

50cm/50kg迄の衛星に対して放射線を除く全ての環境試験を実施可能



Vibration



EMC & Antenna pattern



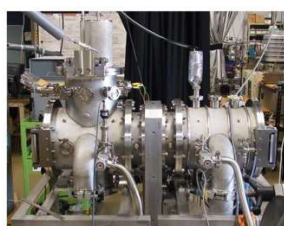
Pressure & Leak



Thermal vacuum



Assembly & Integration



Vacuum thermal shock



Thermal cycle



Shock



Outgas
(ASTM E595)



α&ε measurement

2010年7月以来400件の外部試験を実施(2022年3月迄)

第5回宇宙開発利用大賞(JAXA理事長賞)受賞



状況の変化

- ・ 同一設計の衛星が複数作られる場合の試験標準がない。
 - － 複数の超小型衛星を効率よく試験する方法
 - － 同型機の試験について免除・条件緩和する判断基準
 - ・ 設計の不備を洗い出す上での有効な試験
 - ・ 全数検査すべき項目
- ・ 超小型衛星コンステの試験標準の開発
 - － 超小型衛星コンステの構築にかかる時間の短縮とコストの低減
- ・ 現行の超小型衛星試験規格(ISO-19683)を改訂
 - － 超小型衛星分野の進化の速さに対応する

18

ISO-19683 改訂

- ・ 全てのISO規格は5年毎にSystematic Reviewを経なければならない
 - － 規格をとりまく状況の変化に対応するため
- ・ ISO-19683が作られた時には単一衛星プログラムがほとんどであった。
- ・ 過去10年で超小型衛星コンステレーションが大幅に増加
- ・ 同一設計の衛星が複数作られる場合の試験標準がない。
 - － 複数の超小型衛星を効率よく試験する方法
 - － 同型機の試験について免除・条件緩和する判断基準
- ・ 超小型衛星コンステの試験標準の開発
 - － 超小型衛星コンステの構築にかかる時間の短縮とコストの低減
- ・ ISO-19683を改訂
 - － コンステレーション(同一設計の複数の衛星による衛星プログラム)試験
 - － 10年間に蓄積された知見を反映

19

ISO-19683 改訂方針



	Current version	Proposed revision
Table of contents	5. General requirements 6. Satellite system tests 7. Unit tests 8. Test requirements	5. General requirements 6. Satellite system tests 7. Constellation program tests 8. Unit tests 9. Test requirements
5. General requirements	Assuming a single satellite project	Add constellation test strategy
9. Test requirements	Assuming a single satellite project	Add constellation specific test requirements if any. (e.g. testing multiple satellites together)

20

ISO-19683 改訂方針



Satellite system acceptance test for a constellation program

Test items	1 st generation	2 nd generation	3 rd generation
Functional test	R	R	R
Communication	R	R	R
Random vibration	R	R	R
Shock	R	O	O
Thermal balance	O	N	N
Thermal vacuum	R	N	N

コンステの世代を経るごとにしなくていい試験もでてくる

21

ISO-19683 改訂方針

Acceptance test for a constellation program unit for second generation or later

Test items	Electrical and electronic	Antenna	MMA	Solar array	Battery	Thruster	Optical	Structure
Functional test	R	R	R	R	R	R	R	-
Deployment	-	O	O	O	-	-	O	O
Antenna pattern	-	R	-	-	-	-	-	-
Physical property measurement	R	R	R	R	R	R	R	R
Random vibration	O	O	O	O	R	O	O	O
Thermal vacuum	N	N	N	N	N	N	N	-

R: Required for all the units delivered

O: Required for some units or not required for all

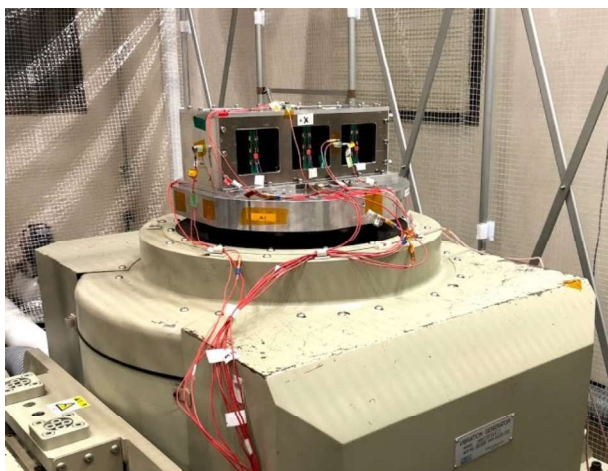
N: Not necessary

-: Not applicable

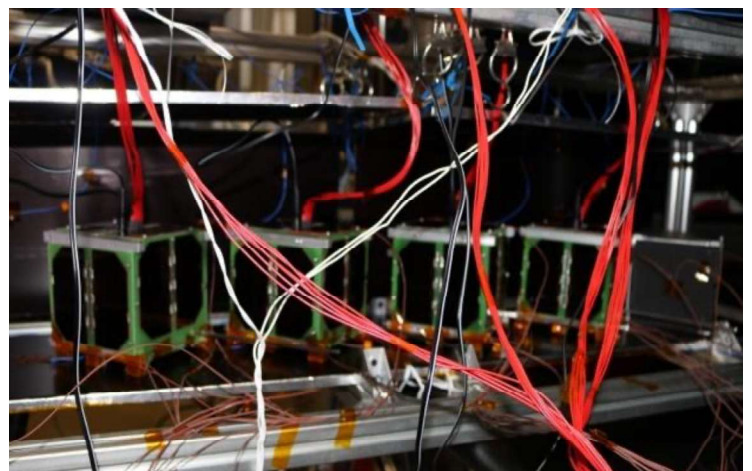
22

ISO-19683 改訂方針

複数の衛星を効率よく試験する方法



Vibration of 3 satellites



Thermal vacuum of 4 satellites

23

ISO-19683 改訂方針



- IS-19683は現在Systematic Reviewの投票中(12/2締切)
- “confirmed” または “retention with changes”として通過させる
- 改訂作業中は現在のバージョンを維持
- 改訂作業を20.00の段階からスタートさせる
- Schedule
 - 2023年6月 20.00 (ISO/TC20/SC14での決議)
 - 2023年12月31日 30.20 (End of CD/C)
 - 2025年3月31日 40.00 (DIS registered)
 - 2026年3月31日 60.00 (IS approved)

24

超小型衛星コンステレーションの 試験方法に関する国際標準化



- 令和4年度省エネルギー等に関する国際標準の獲得・普及促進事業委託費
(省エネルギー等国際標準開発(国際標準分野))
- 目的
 - 超小型衛星コンステのコストダウン、納期短縮、信頼性向上
- 期間
 - 2022年度から3年間
- 目標
 - 現行の超小型衛星試験規格(ISO-19683)を改訂する形でISO/TC20/SC14に
提案し、2025年3月までのDIS登録を目指す。

25

活動内容

- 試験・実証データ収集
 - 試験効率化
 - 試験項目免除のロジック構築
- 技術調査
 - 国内外事業者訪問
 - コンステ状況調査
- 国内外関係者との交渉・調整
 - プロジェクト委員会
 - 国際会議(Lean Satellite Workshop)開催
 - 国内外会議出席
 - ISO/TC20/SC14での調整
- 国際標準規格原案の作成

26

研究実施項目

- 各種衛星試験(振動、衝撃、熱真空、電波等々)において、どの工程でどれくらいの時間がかかっているかを洗い出す
- 同一設計の衛星が複数あった場合に、全ての衛星に対して行わなければならない試験(全数試験)項目を特定する。
- 全数試験を必要とする試験の試験方法の効率化の検討を行う
- 全数試験の必要がないと思われるものについて、全数試験が不要であるというロジックを補強するデータを収集

27

試験にかかる日数

2022年度第1回プロジェクト委員会

28

九工大衛星の例

	BIRDS 1	BIRDS 2	BIRDS-3	BIRDS-4	KITSUNE	BIRDS-5
Mass or CubeSat size	1U x5	1Ux3	1Ux3	1Ux3	6U	1Ux2, 2Ux1
Team size (person)	15	11	8	14	18	14
External Team collaborators					4	
Launch Method	ISS	ISS	ISS	ISS	ISS	ISS
Development Phase	BBM EM-1 EM-2 FM	BBM EM-1 EM-2 FM	BBM EM EM-2FM	BBM EM FM	EM FM	BB EM FM
Number of Missions	6	6	4	9	8	9
Testing time (person days)	446	493	208	285	609	852
From Kick-off to Delivery time (Month)	15	18	16.5	23	26.7	23
Success level (1-5)	3	3	5	4	Ongoing	Not deployed yet

九工大衛星の例

システム試験(EM,FM)に費やした日数

	BIRDS-3	BIRDS-4	KITSUNE	BIRDS-5
振動試験	4	8	4*	9
熱真空試験	8	15	11*	18
熱サイクル試験	N/A	N/A	N/A	N/A
電波暗室試験	21	30	16	12
通信（長距離試験）	3	4	3	0
機能試験(ミッション シミュレーション)	13	20	45	26
アンテナ展開試験	10	20	4	9
姿勢制御Hardware-in-the-Loop試験	4	4	13	12
長期間運用試験	55	44	31	14
その他	2	6	36	12
合計(日)	120	151	163	112

*光学系ではもっとやっている

最近は機能試験や通信系の試験に多くの時間を割いている

30

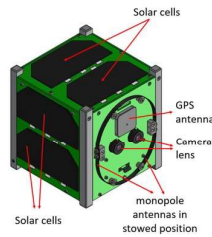
全数試験について

BIRDS

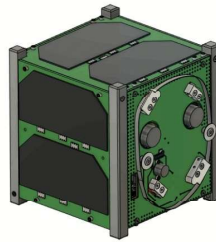
BIRDS-1



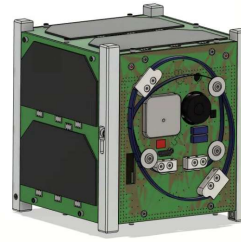
BIRDS-2



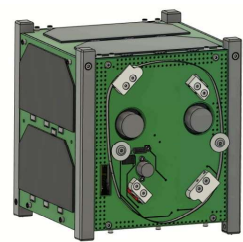
BIRDS-3



BIRDS-4



BIRDS-5



Deployable antenna
UHF uplink

Dipole antenna
New OBC/EPS

3xDeployment switch

No rail switch

- 2017年から2022年にかけて4世代14機をISS軌道に放出
 - 設計を徐々に改善
- 初心者の学生が作るので、ハンドスキルはレベルが不均一
- 教育目的のために、毎世代毎にBBM->EM->FMを踏襲

34

全数試験(ミッション保証の観点から)

- BIRDS衛星の経験からフライト品の全数試験をした方がいいもの
- 個体差があるもの
 - 電波試験
 - 通信回線計算に含まれるさまざまな損失(ケーブル)やノイズは衛星毎に異なる可能性あり
 - PODへのフィットチェック
 - 姿勢センサー較正
 - 磁気センサに対する残留磁気の影響
- 単一故障点になりやすいもの
 - 太陽電池パネル出力
 - 衛星に取り付けた状態で光を照射し、衛星のテレメを確認
 - アンテナ展開
 - 単一故障点なので、やらないと不安
- 作業者のスキルを上げるべきなのか? vs 手順書を詳細化すべきなのか?



35

全数試験(安全検証の観点から)

- ・ **ワイヤー検査**
- ・ **バッテリスクリーニング (充放電、OCV、質量、容量、外觀検査、自然放電検査)**
- ・ バッテリに対する安全機能検査
- ・ インヒビット検査
- ・ **環境試験 (振動・温度)**
- ・ タイマー検査
- ・ シャープエッジ検査
- ・ 外形検査 (衛星外形、幾何学公差、スイッチストローク、スイッチ反力)

バッテリスクリーニングにとにかく時間がかかっている

コンステ衛星ではISS放出を使わない方がよい

36

CubeSatの組み立て, 寸法交差, 幾何交差

レール間の衛星のサイズは $100 \pm 0.1 \text{ mm}$ (99.9 – 100.1 mm)

衛星の組み立て方次第では0.1 mm程度大きくなることもある

例: 構体だけでは寸法交差を満たすが, 基板を設置すると構体が膨らむ.

→ 基板が構体を押ししているor組み立て方に問題がある

→ 再現性は高くない(技術が必要)

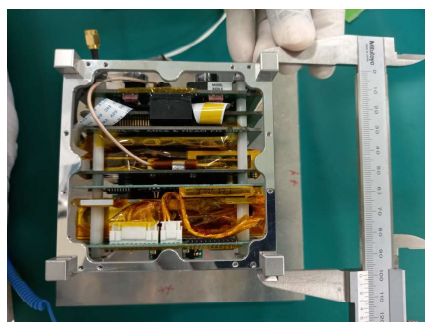
フィットチェックケースでの確認

(CubeSatが入るかを確かめるケース)

→ 全数検査は容易

垂直度, 平衡度の測定

→ 全数検査はコスト増



37

試験方法効率化

38

振動試験	CubeSatクラス	Microsatクラス
加速度センサー貼り付け, 機能試験, 外觀検査など	0.5	1
振動試験	1	2
加速度センサー取り外し, 梱包	0.5	1
合計	2日	4日

+ 手順書作成
 + 報告書作成
 + 外径寸法測定

熱真空試験	CubeSatクラス	Microsatクラス
熱電対貼り付けなど	1	2
配線, 機能試験	0.5	1
真空排気	0.5	0.5
熱真空	1	5
大気常温戻し	0.5	1.5
合計	3.5日	10日

+ 手順書作成
 + 報告書作成

39

振動試験効率化に向けて

手順書の標準化(試験実施側が準備すべきか?)

加速度センサーの取り付け, 取り外しの時間短縮

Or

加速度センサーを取り付けない計測方法
(POD側にセンサーをつける→実証済み)

そもそも固有振動数を測定する必要があるか?

(CubeSatでは固有振動数は100Hz以下にならない?)

報告書の標準化

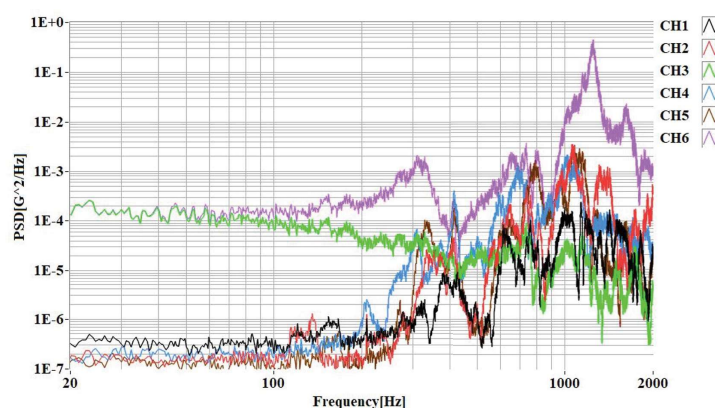
試験報告書は全数必要か?

必要な場合は作成の自動化

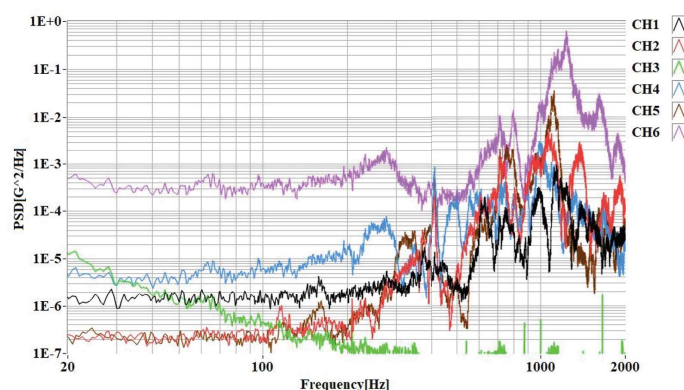
外面パネル, トルクマークの変化の自動検出

振動試験効率化に向けて

Before



After



100個衛星があったら、これを全て肉眼で確認するのか?

41

おわりに

- ISO-19683（超小型衛星試験標準）
 - 2011年に始まった国際共同プロジェクトの成果として2017年7月に発行
 - 超小型衛星の機器とシステムについての最低限の試験要求
- 10年間の超小型衛星を取り巻く状況の変化により改訂が必要
 - コンステレーションプログラムの急増
 - 10年間の知見の蓄積
- 改訂版発行目標:2026年3月
- 今後の予定
 - 5th International Workshop on Lean Satellite @北九州 2023年1月18日～20日



詳しくはこちら



3. ポスターセッション資料

第18回試験技術ワークショップ ポスターセッション概要

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）
（オンライン参加者にはスライドショーにより画面表示）

番号	題目及び概要	出展者
テーマ① 環境試験の有効性向上(Test Effectiveness)		
WS18-P01	衝撃環境試験条件の適正化に関する研究 宇宙機は、宇宙機分離時や太陽電池パドル保持解放時において衝撃環境に晒されるが、衝撃の伝搬メカニズムは複雑であり、衝撃源からの距離や伝達特性等に大きく依存するため、宇宙機の衝撃環境を解析的に精度よく予測することは困難とされている。そのため、宇宙機コンポーネント開発では過大な衝撃試験条件を課せられて開発コストの増加リスクをもたらすことになる。本資料では過大な条件の緩和の一環としてJAXA開発衛星の衛星分離衝撃試験のデータを整理し、影響を与える要因について分析した結果を紹介する。	○秋田尚樹
WS18-P02	球形マイクアレイを用いた角度スペクトルの算出による音場拡散性の評価方法検討 JAXA宇宙機開発では、「拡散音場において音響試験を実施すること」が求められている。この拡散音場条件を定量的に示す新しい試みとして、球形マイクアレイでの計測音圧から角度スペクトルを算出することにより、音の方向特性を定量的に示す手法の検討を行った。本資料では、数値解析による手法の妥当性評価結果及び1600m3音響試験設備での手法の適用結果を報告する。	○戸高大地
WS18-P03	Rice分布を用いた疲労損傷度の見積もり適正化に関する研究 ランダム振動を受けた宇宙機搭載機器の疲労損傷度の計算手法として、発生する応力の極値がRayleigh分布に従うとする従来手法は、発生応力が狭帯域ランダムの場合は適当であるが、広帯域ランダムの場合は過剰な見積もりとなる。宇宙機搭載機器の発生応力は機器の固有振動数によって狭帯域ランダムから広帯域ランダムまで様々取り得ることから、本研究では狭帯域から広帯域までカバーするRice分布を用いた疲労損傷度の計算手法を確立した。本資料では、疲労損傷度の見積もりが提案手法により適正化されることを宇宙機の開発試験データを用いた計算例により示す。	丹羽智哉 ○施勤忠
WS18-P04	磁気試験設備周囲外乱に対するロバスト性向上に関する研究 磁気試験設備においてブラウンバックコイル(BBC)が発生させる零磁場空間は周囲の建造物や車両からの局所的な外乱磁場の影響を直に受ける。これまで零磁場空間の静磁場に対するロバスト性を向上させるため補正コイルを用いた外乱打ち消し法の検討を重ね、簡易的な数値解析やスケールダウンした検証実験で有効性を確認した。現在変動磁場外乱に対応するため本手法と磁気シールドを併用する手法を検討しており、複雑な境界条件や磁場変動を再現することのできる有限要素法を基にしたシミュレーションによる評価を進めている。ワークショップでは、これらの研究の現状について紹介する。	○末永祐磨 村田直史
テーマ② 試験設備の研究開発		
WS18-P05	簡易均一度測定装置の検討 均一度測定装置は、ソーラシミュレータ装置から照射されるソーラ光の平面照度分布を計測し、ソーラ光の均一度を評価する装置である。8mφ SCの均一度測定装置は納入から20年以上経過し老朽化しており、製造業者が撤退しているため、同装置の更新に向けて計測機構の簡素化、計測時間の短縮を目的に新たな計測方式の検討を行っている。本資料では、検討の進捗状況及び現状の課題について紹介する。	○秋田尚樹 大里伸一
WS18-P06	超極低温シュラウドの開発検討 LiteBIRDのような深宇宙を観測する衛星の望遠鏡は、高感度、高指向精度を満たすためにパス部との熱伝達分離やリアクションホイールとの擾乱分離などが必要となり、熱真空試験時はペイロードモジュールを10 K以下の超極低温環境に晒して試験を行うことが想定される。一方、国内のスペースチャンバには、大型のペイロードモジュールを10 K以下の環境に晒すことが可能なシュラウドを有するチャンバが存在しない。本資料では、4 Kに冷却可能な汎用超極低温シュラウドの開発仕様／計画の検討状況について紹介する。	○大里伸一
WS18-P07	次世代スペースチャンバ構想検討概要 筑波宇宙センターの大型熱真空試験設備は、国内最大級の大きさに加え、大型ソーラシミュレータ等の国内では類を見ない特徴的な機能性能を備えているが、整備後長期間が経過し老朽化が進行している。将来の新しい宇宙機開発へのニーズに対応し、着実に試験を遂行していくため、環境試験技術ユニットで実施している次世代スペースチャンバに関する検討の取り組みについて、現有設備の状況とあわせて紹介する。	○佐藤洸貴
テーマ③ 試験設備の研究開発&プロジェクト支援		
WS18-P08	小型高精度新方式磁力計の開発 - 地上設備への適用とMMX等宇宙科学ミッションへの技術展開状況 磁気試験設備の高精度化・高効率化に資する小型・高精度な新方式磁力計（基本波型直交フラックスゲート）について、実用化に向け得られている最新の性能を報告する。また本新方式磁力計はその優れた軽量性を活かし、火星衛星探査計画(MMX)搭載観測機器へ技術展開しており、現状(EMフェーズ)での開発状況を報告する。さらに本磁力計回路部をASICにより超小型化し、将来の観測ロケットにて実証する応用研究の状況についても紹介する。	○村田直史 清水隆文 (京都大学) 松岡彩子 中田雅彦 小嶋浩嗣 栗田怜

○: 説明担当者

衝撃環境試験条件の適正化に関する研究

1. 背景

- ▶宇宙機は、宇宙機PAF分離時において高加速度・高周波の衝撃が短時間に負荷される過酷な環境に晒される。宇宙機の設計においては機器やサブシステムに負荷される衝撃環境を精度よく予測し、試験条件の適正な設定が求められる。
- ▶衝撃環境の予測手法として解析的手法が挙げられるが、衝撃の伝搬メカニズムは複雑であり衝撃源からの距離や伝達特性等に大きく依存し、精度よく予測するためにはモデル化及び計算にコストがかかることから衛星設計では適用されていない。
また、類似構造宇宙機の実績を基にした経験的手法が広く用いられるが、海外機関(NASA,ESA)には開発実績に基づいた衝撃環境の予測手法が存在するのに対し、JAXAには実績に基づく予測手法が存在しない。
このようなことから、大きな不確かさマージンを含む衝撃試験条件が設定されることに繋がる。
- ▶そこで、過大な衝撃試験条件の緩和の一環としてJAXA開発衛星の衛星分離衝撃試験のデータを衝撃減衰要因(距離、伝搬経路のジョイント数)による統計整理及び、海外機関の予測手法との比較を行った。

衝撃環境試験条件の適正化に関する研究

2. 衛星分離衝撃試験データ統計整理

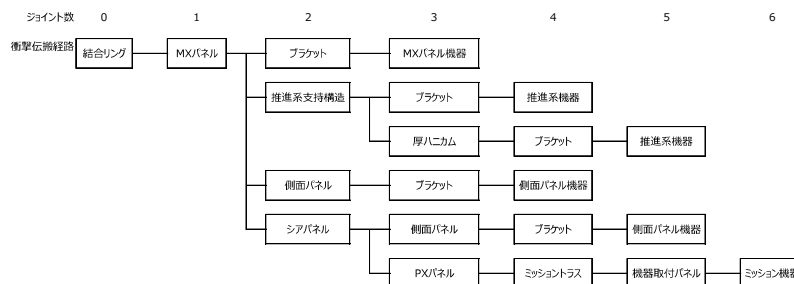
JAXAが開発した中型衛星4機(シアパネル方式：2機、セントラルシリンダ方式：2機)の衛星分離衝撃試験のSRS (Shock Response Spectrum)を対象として、衝撃減衰要因(距離、伝搬経路のジョイント数)による統計整理を行った。

【1】衝撃源からの距離

衛星分離面を衝撃源として各計測点までの距離をセンサ取付図や衛星図面等を用いて求めた。

【2】衝撃伝搬経路及びジョイント数

各衛星の衝撃伝搬経路を整理し、各計測点におけるジョイント数を明確にした。

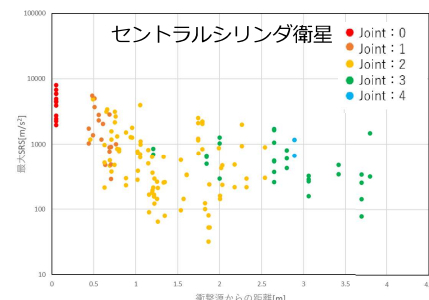
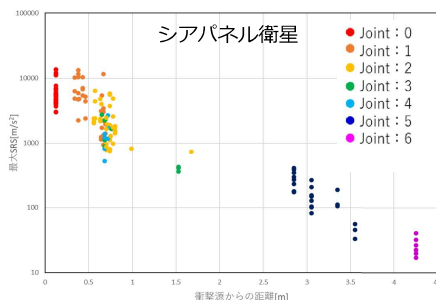


【3】衝撃源からの距離及びジョイント数による整理

【1】【2】の情報を基に各計測点における最大SRSを整理した。

▶シアパネル衛星では距離に対する減衰が大きい、セントラルシリンダ衛星では減衰が小さい

▶同等の距離であってもSRSのバラツキが大きい、シアパネル衛星の0.75m付近ではおおそジョイント数順になっており、ジョイントによる減衰が見られる。



衝撃環境試験条件の適正化に関する研究

3. 海外機関の予測手法との比較

海外機関(NASA,ESA)の衝撃環境予測手法の内、ESAのクランプバンド分離における衝撃環境予測とJAXA開発衛星の実績を比較した。

▶ESA クランプバンド分離衝撃環境予測(ECSS-E-HB-32-25A 8.3.2)

- ・クランプバンド分離による衝撃環境の予測にのみ有効
- ・衝撃源から各計測点の距離に応じた減衰割合を周波数毎に予測
- ・ジョイントによる減衰を追加する必要はない
- ・NASAの予測手法(NASA-STD-7003 A.3.2)を基に作成

$$att = \exp \left[\left(-8 * 10^{-4} * f^{2.515} * f^{-0.115} \right) (0.0144d^3 - 0.2d^2 + 0.93d + 0.024) \right]$$

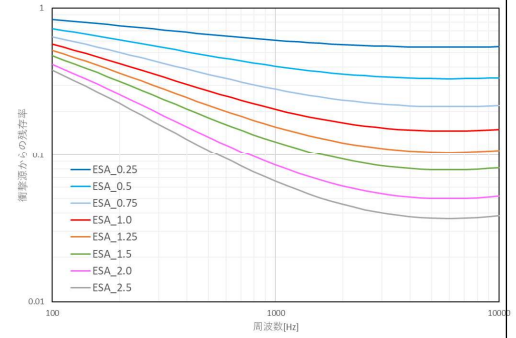
f : 周波数 d : 衝撃源からの距離

▶JAXA開発衛星との比較

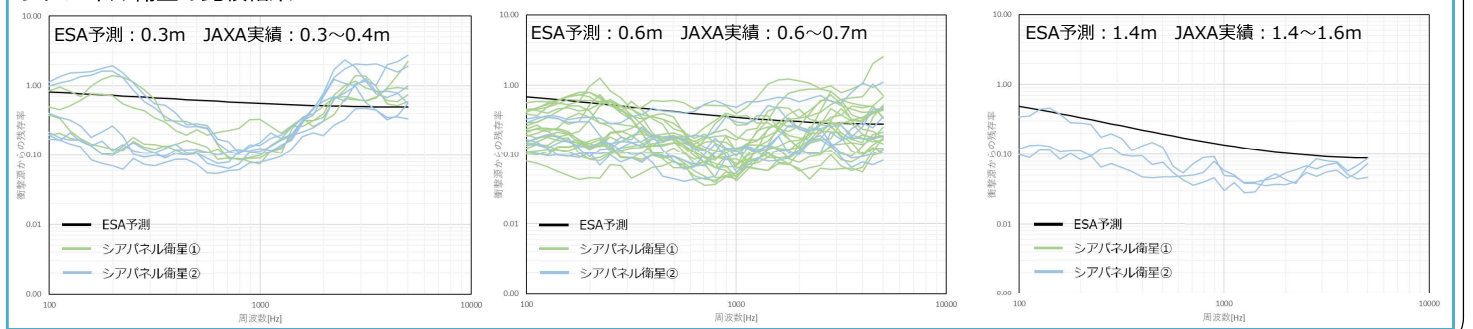
JAXA開発衛星の各計測点での減衰割合を算出しESA予測との比較を行った。

$$att = \frac{SRS_n}{SRS_r}$$

SRS_n : 計測点のSRS
 SRS_r : 振動源のSRS(ロケット結合リング半径方向平均)



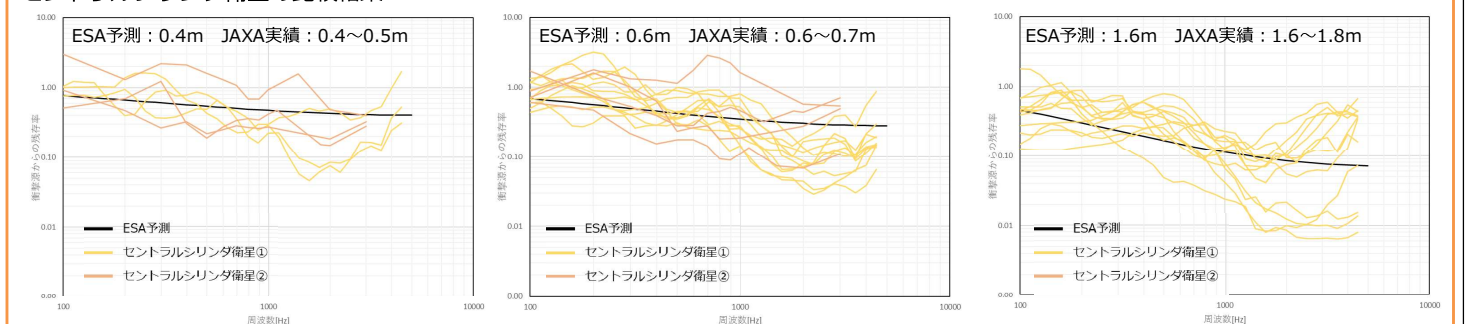
シアパネル衛星の比較結果



衝撃環境試験条件の適正化に関する研究

3. 海外機関の予測手法との比較

セントラルシリンダ衛星の比較結果



▶シアパネル衛星では0.8m未満では実績がESA予測線を上回り、0.8m以上ではおおそ予測以下となる。

▶セントラルシリンダ衛星ではいずれの距離においても実績が予測を上回る。

▶ESAの予測手法で求めた予測値を衝撃試験規格とすると実環境において規格を上回る衝撃が加わり、過小な予測となり得ることを確認した。

衝撃環境試験条件の適正化に関する研究

4. まとめ

- ▶ JAXA開発衛星の衝撃試験データを統計整理し、構造様式により減衰傾向が異なることを確認した。
- ▶ ESAのクランプバンド分離における衝撃環境予測手法とJAXA開発衛星の実績を比較し、シアパネル方式では0.8m未満で「予測<JAXA実績」、セントラルシリンダ方式では全ての距離で「予測<JAXA実績」となることを確認した。
- ▶ JAXA開発衛星に対してESA予測手法の予測値を衝撃試験条件として適用すると過小な予測となり得ることを確認した。
- ▶ 今後JAXA開発衛星の試験データ実績に基づく衝撃環境予測手法の提案に向け取り組んでいく。

球形マイクアレイを用いた角度スペクトルの算出による音場拡散性の評価方法検討

注：本資料の内容は、投稿中：〔戸高、佐藤、長友、安藤、熊、"Diffuseness quantification in an acoustic test chamber using the isotropy derived by the angular spectrum of sound waves based on the spherical harmonics expansion", [MEJ] [JOURNAL-JSME-D-22-00371]〕に基づき編集したものである。

1. 背景

- ロケットの音響環境に対する宇宙機の耐性を検証するため、各宇宙機関が定める試験標準では、音響試験は反響室や拡散音場で実施することが要求されている。（下表参照）
- しかし、音波の方向特性の観点で、音響試験の試験音場と“理想的な拡散音場”との差異を定量的に示す指標やその満たすべき規定値を試験標準に定めることができていないという課題が存在する。
- 満たすべき音場の特性を定量的に定めることで、反響室の違いや音源の違いなどの試験場所・試験方法の差異に影響を受けず、宇宙機音響試験の品質を共通化でき、試験の再現性と信頼性を向上することが期待できる。

Agency	Standard Document (Reference)	Acoustic Test Requirements
ESA	ECSS-E-10-03-C (ESA, 2012)	Acoustic tests shall be conducted in a reverberating chamber, with the space segment equipment in launch configuration mounted on a test fixture simulating the dynamic flight mounting conditions.
GSFC	GSFC-STD-7000B (GSFC, 2021)	Acoustic testing may be performed in a reverberant chamber or may be performed as a direct-acoustic field (DAF) test in which the acoustic pressure field is generated by banks of speakers. The preferred method for performing acoustic testing on flight hardware is with a reverberant chamber test.
JAXA	JERG-2-130C (JAXA, 2021)	Acoustic test is specified by using a diffuse sound field.

第18回試験技術ワークショップ ポスターセッション 2022年11月24日 JAXA環境試験技術ユニット

JAXA SHIKEN

球形マイクアレイを用いた角度スペクトルの算出による音場拡散性の評価方法検討

注：本資料の内容は、投稿中：〔戸高、佐藤、長友、安藤、熊、"Diffuseness quantification in an acoustic test chamber using the isotropy derived by the angular spectrum of sound waves based on the spherical harmonics expansion", [MEJ] [JOURNAL-JSME-D-22-00371]〕に基づき編集したものである。

2. 評価手法

【手法概要】

- 球形マイクアレイを用いて計測した球面上の多点の音圧時刻歴データから角度スペクトルを算出し、角度スペクトルの大きさを球面調和関数 Y_n^m 展開することによって等方性指標を算出する。

角度スペクトル

- 半径 r の球面上の音圧 $p(r, \theta, \phi)$ の球面調和展開 $\tilde{p}_{nm}$ から音波の到来方向 (θ, ϕ) 毎の大きさを表す角度スペクトル $P(k, \theta, \phi)$ を算出できる。

$$P(k, \theta, \phi) = \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=-n}^n \left\{ \frac{\tilde{p}_{nm}}{\tilde{b}_n(kr, ka)} \right\} Y_n^m(\theta, \phi)$$
$$\tilde{p}_{nm} = \int_{\Omega_r} p(r, \vartheta, \varphi) Y_n^{m*}(\vartheta, \varphi) d\Omega_r$$

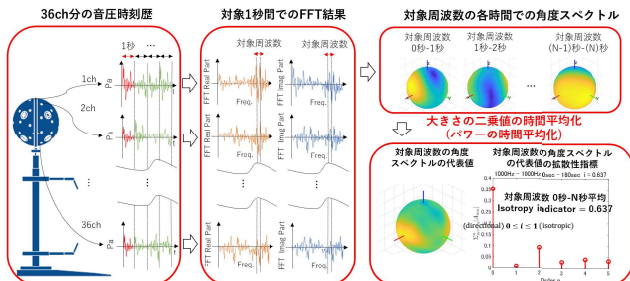
$\tilde{b}_n$: 球への入射や散乱波の補正値、 a : 球形アレイの半径、 Ω : (θ, ϕ) の省略表現

等方性指標 (Isotropy Indicator)

- 角度スペクトルの大きさに対する球面調和関数の展開係数 A_{mn} を算出し、展開次数の2乗総和に対する0次成分の2乗比を「等方性指標 i 」と定義する。
- 球面調和関数は0次が球(等方性)を表しており、0次の割合が大きいくほど全球方向から均一な音波が到来することを意味し、到来方向の観点で拡散音場と言える。

$$i = \frac{|A_{00}(k)|^2}{\sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=-n}^n |A_{mn}(k)|^2}$$

【手法の適用フロー】



$$A_{mn}(k) = \int_{\Omega_k} |P(k, \theta, \phi)| Y_n^{m*}(\theta, \phi) d\Omega_k$$

第18回試験技術ワークショップ ポスターセッション 2022年11月24日 JAXA環境試験技術ユニット

JAXA SHIKEN

球形マイクアレイを用いた角度スペクトルの算出による音場拡散性の評価方法検討

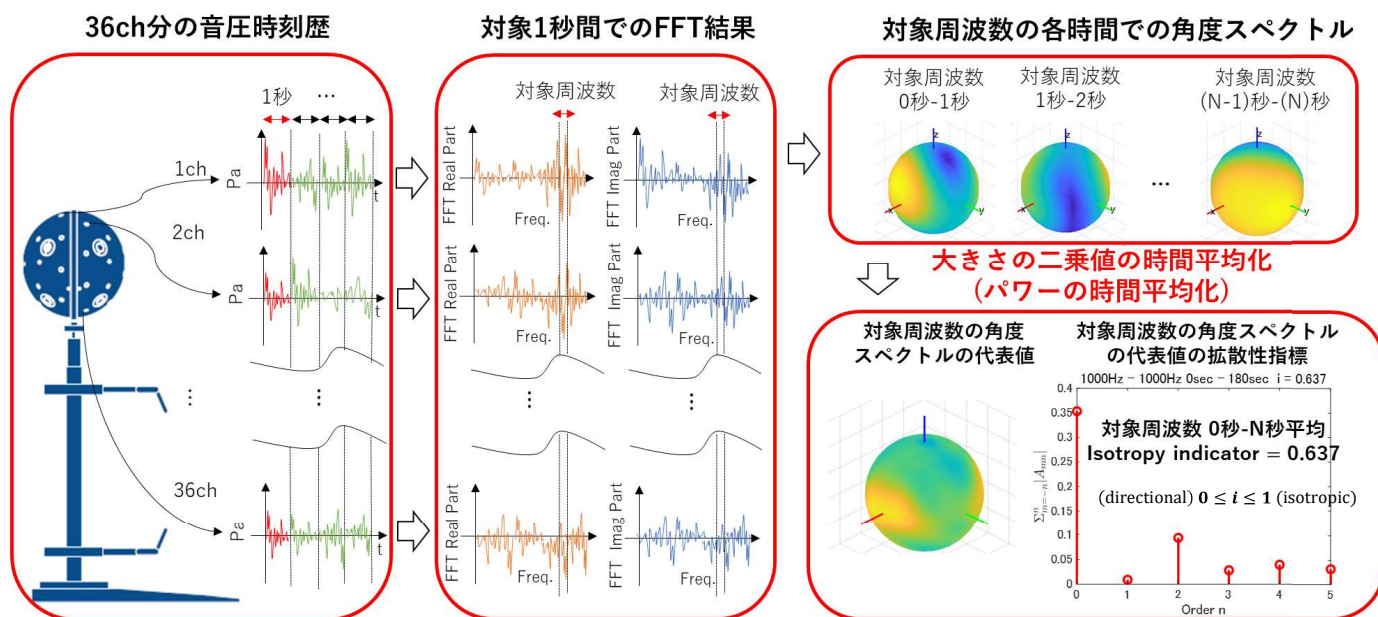
注：本資料の内容は、投稿中：〔戸高、佐藤、長友、安藤、熊〕“Diffuseness quantification in an acoustic test chamber using the isotropy derived by the angular spectrum of sound waves based on the spherical harmonics expansion”、【MEJ】[JOURNAL-JSME-D-22-00371]に基づき編集したものである。

2. 評価手法

【手法概要】

- 球形マイクアレイを用いて計測した球面上の多点の音圧時刻歴データから角度スペクトルを算出し、角度スペクトルの大きさを球面調和関数 Y_n^m 展開することによって等方性指標を算出する。

【手法の適用フロー】

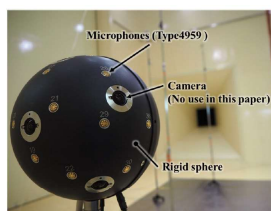


球形マイクアレイを用いた角度スペクトルの算出による音場拡散性の評価方法検討

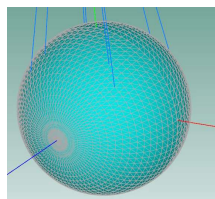
注：本資料の内容は、投稿中：〔戸高、佐藤、長友、安藤、熊〕“Diffuseness quantification in an acoustic test chamber using the isotropy derived by the angular spectrum of sound waves based on the spherical harmonics expansion”、【MEJ】[JOURNAL-JSME-D-22-00371]に基づき編集したものである。

3. 解析検討

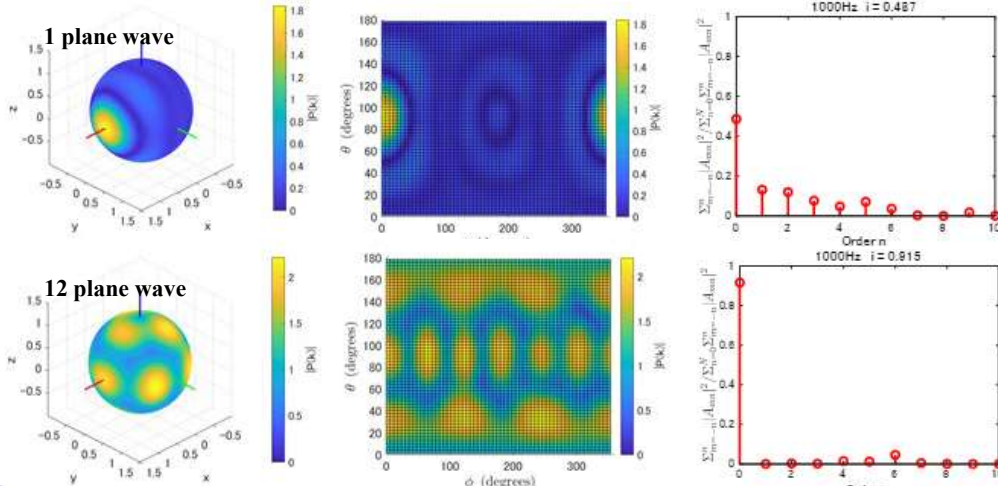
- 解析は、ESI社製 音響・振動解析ソフトのVA One上で、B & K社製の36ch剛体球形マイクロフォンアレイと同じ諸元の球形アレイを作り、球上の36chの計測点で取得した音圧データから角度スペクトルと等方性指標を算出した。
- 平面波が1方向及び12方向から到来した場合に、角度スペクトルは平面波の到来方向を識別でき、平面波の数が多く等方的な音場ほど、等方性指標が1に近づくことを確認した。



B&K36ch剛体球形アレイ



VA One上の剛体球形アレイ



平面波1方向及び12方向の角度スペクトルと等方性指標

球形マイクアレイを用いた角度スペクトルの算出による音場拡散性の評価方法検討

注：本資料の内容は、投稿中：〔戸高、佐藤、長友、安藤、熊、"Diffuseness quantification in an acoustic test chamber using the isotropy derived by the angular spectrum of sound waves based on the spherical harmonics expansion", 【MEJ】 [JOURNAL-JSME-D-22-00371] 〕に基づき編集したものである。

4. 実験検討

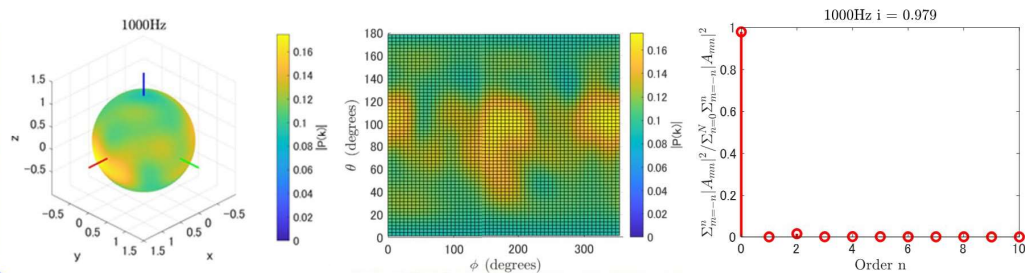
■B & K社製の36ch剛体球形アレイをJAXA1600m3音響試験設備の中心に設置し、取得した音圧データから角度スペクトルと等方性指標を算出した。

■その結果を1000[Hz]を代表として以下に示す。

- ・等方性指標は、0.976と1に近く、拡散音場に近いことを示した。
- ・角度スペクトルは、等方的かつ僅かにホーン方向への指向性を有することを示した。



実験コンフィギュレーション



1000[Hz]における角度スペクトルと等方性指標

Rice分布を用いた疲労損傷度の見積もり適正化に関する研究

1. 背景

- ランダム振動を受けた宇宙機搭載機器の疲労損傷度は、線形損傷論(Miner則)に基づき応力の負荷サイクルを計算して見積もることが一般的である。発生応力は観測できないため、発生応力(の極値)の確率分布を仮定し、負荷サイクル(ゼロクロス数)を解析的に求める方法が取られる。
- 確率分布には、発生応力が狭帯域ランダムとなると想定しRayleigh分布が適用されるが、実際は機器の固有振動数により狭帯域から広帯域まで様々取り得るため必ずしも適切とは言えない。さらに、広帯域ランダムの場合にRayleigh分布を適用し疲労損傷度を見積もると過剰であることが分かっている。
- 環境試験技術ユニットでは、狭帯域から広帯域まで対応するRice分布を適用した疲労損傷度の見積もり方法確立した。これにより疲労損傷度の見積もりを適正化することで、従来のコンサバティブな累積疲労損傷管理を緩和する検討を行っている。

注：本資料の内容は、投稿中：{丹羽、施、安藤、“Rice分布を適用した広帯域ランダム加振時における宇宙機機器の疲労損傷度の適正化に関する検討”、【日本機械学会論文集】[Trans-JSME-D-22-00222]}に基づき編集したものである。

Rice分布を用いた疲労損傷度の見積もり適正化に関する研究

2. Rice分布を用いた疲労損傷度計算方法

- 平均ゼロのガウス過程に基づくランダム信号 $x(t)$ の極値が示す確率密度関数は、式(1)に示すRice分布となる(Rice, 1945: Rice, S.O., Mathematical analysis of random noise, Bell System Technical Journal, Vol.24, Issue 1(1945), pp.46-156)。 I_r はイレギュラリティと呼ばれ、狭帯域ランダムからの乖離を示す変数である。0~1の値を取り、狭帯域ランダムに近い程1に近づく。

$$p(x_1) = \frac{\sqrt{1-I_r^2}}{\sqrt{2\pi m_0}} \exp\left(-\frac{x_1^2}{2m_0(1-I_r^2)}\right) + \frac{I_r x_1}{2m_0} \exp\left(-\frac{x_1^2}{2m_0}\right) \left[1 + \operatorname{erf}\left(\frac{I_r x_1}{\sqrt{2m_0(1-I_r^2)}}\right)\right] \quad \text{式(1)}$$

- なお応力は共振モードにおける速度応答に比例することから、本検討における $x(t)$ はランダム加振を受けた機器の速度応答として扱う。
- 図1はあるランダム加振条件のもと、異なる固有振動数における速度応答(1自由度系)の極値のヒストグラム(確率密度関数)の解析結果を示したものである(凡例にイレギュラリティを示す)。機器の速度応答の極値が示す確率密度関数はRice分布に良く一致すること、またイレギュラリティは機器の固有振動数に依って変わることが確認できる。

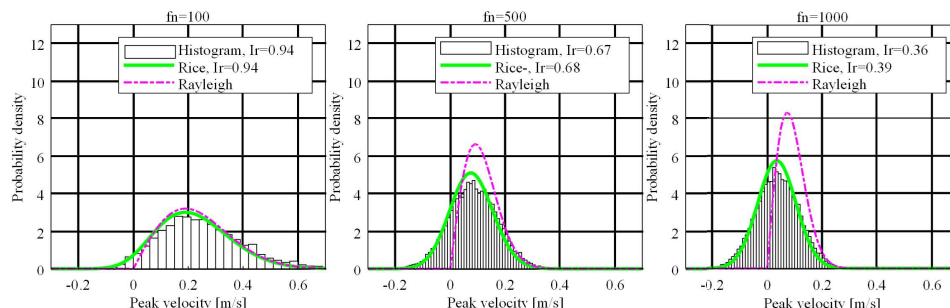


図1 ランダム振動試験条件で加振した場合、機器の速度応答確率密度分布

- ランダム振動を受ける機器の疲労損傷度 D は、Miner則に基づき式(1)を用いて式(2)で算出する。

$$D = \int_{-\infty}^{\infty} v_0 T \left[\frac{\sqrt{1-I_r^2}}{\sqrt{2\pi m_0}} \exp\left(-\frac{x_1^2}{2m_0(1-I_r^2)}\right) + \frac{I_r x_1}{2m_0} \exp\left(-\frac{x_1^2}{2m_0}\right) \left[1 + \operatorname{erf}\left(\frac{I_r x_1}{\sqrt{2m_0(1-I_r^2)}}\right)\right] \right] x_1^b dx_1 \quad \text{式(2)}$$

ここで、 v_0 は等価振動数、 T はランダム振動の負荷時間、 m_0 は負荷の実効値である。 b は材料定数で、JAXAでは $b=6$ を使用。

Rice分布を用いた疲労損傷度の見積もり適正化に関する研究

3. 音響試験における疲労損傷度計算例

- 宇宙機システムの音響試験により実測された32個の機器（ID1-32）加速度を用いて、機器の速度応答のイレギュラリティを確認したところ、狭帯域ランダム=Rayleigh分布と言える（ $I_r > 0.9$ ）の割合は1割未満に留まり、約9割の機器の速度応答は広帯域ランダムであることが分かった。
- 狭帯域ランダムと仮定する従来の疲労損傷度の見積もり方法は、多くの場合において不適切であると言える。

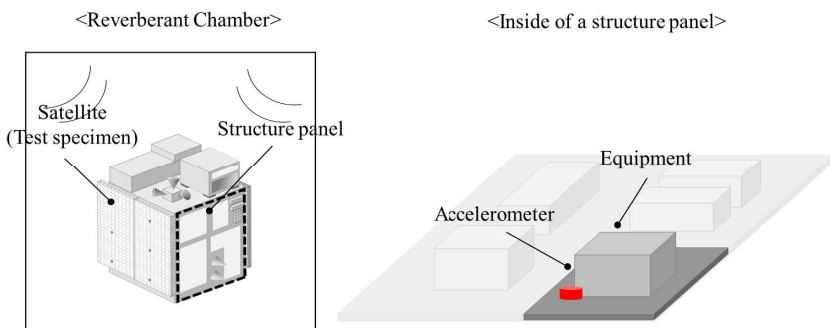


図2 宇宙機システムの音響試験の模式図

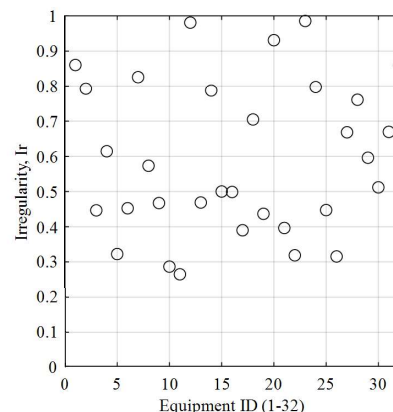


図3 機器の速度応答のイレギュラリティ

- 表1には、代表例として3つの機器（ID12、ID15、ID26）の詳細な計算結果を示す。
- 表1に示す D_R/D は、従来手法（Rayleigh分布）で求める疲労損傷度 D_R と提案手法（Rice分布）で求める疲労損傷度 D の比である。固有振動数 f_n が大きくなるに伴い（ID12→15→26）、 D_R/D は大きくなる（つまり従来手法の見積もりが過大となる）ことが分かる。

表1 代表例3機器の疲労損傷度の計算例

	ID 12 [Ⓔ] ($f_n = 170$) [Ⓔ]	ID 15 [Ⓔ] ($f_n = 290$) [Ⓔ]	ID 26 [Ⓔ] ($f_n = 1030$) [Ⓔ]
I_r [Ⓔ]	0.98 [Ⓔ]	0.50 [Ⓔ]	0.31 [Ⓔ]
v_0 [Ⓔ]	172 [Ⓔ]	130 [Ⓔ]	153 [Ⓔ]
D (Ours) [Ⓔ]	2.24×10^{-2} [Ⓔ]	1.45×10^{-4} [Ⓔ]	1.85×10^{-4} [Ⓔ]
D_R (Rayleigh) [Ⓔ]	2.26×10^{-2} [Ⓔ]	6.10×10^{-4} [Ⓔ]	3.10×10^{-3} [Ⓔ]
D_R/D [Ⓔ]	1.01 [Ⓔ]	4.22 [Ⓔ]	16.8 [Ⓔ]

Rice分布を用いた疲労損傷度の見積もり適正化に関する研究

4. 機器の固有振動数と疲労損傷度の関係

- 狭帯域ランダムとならず広帯域ランダムとなる場合（イレギュラリティが低い値となる場合）において、従来どおりRayleigh分布を用いて疲労損傷度を見積もると、特に固有振動数が高い機器に対して過大な見積もりとなる。なお提案手法で見積もることによってこれが適正化される。

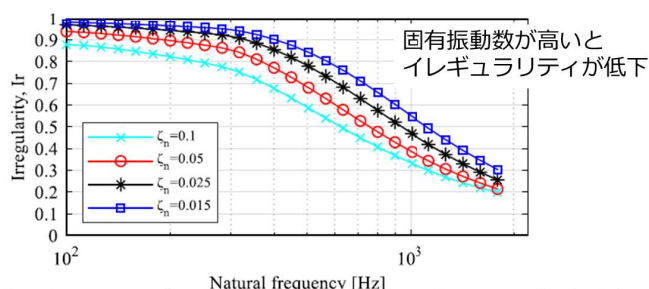


図4 速度応答のイレギュラリティと固有振動数の関係（解析解）

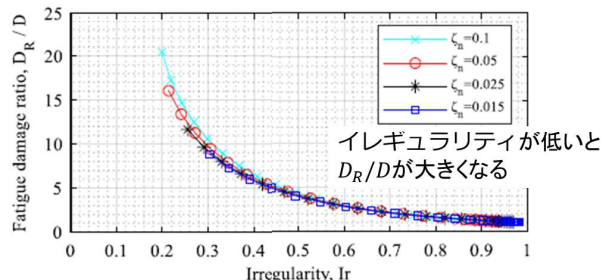


図5 図4の結果によるイレギュラリティと D_R/D の算出結果

5. まとめ

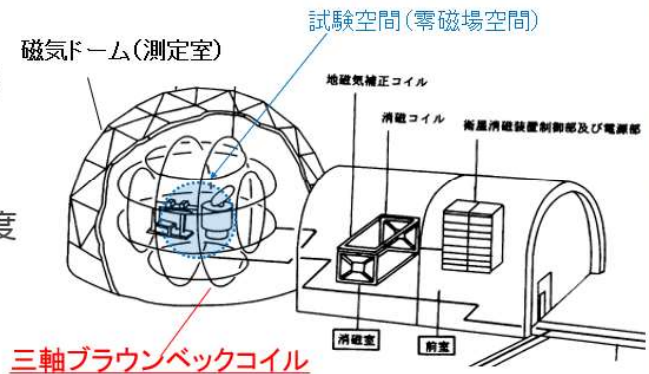
- 宇宙機システム音響試験で得た32機器の約9割は速度応答が広帯域ランダムである結果が得られた。
- 狭帯域ランダムを仮定しRayleigh分布を用いる従来手法によって疲労損傷度を見積もると、特に固有振動数が高い機器に対して過大な見積もりとなることが分かった。
- Rice分布を用いる提案手法は広帯域ランダムにも対応可能であり、疲労損傷度の見積もりが従来手法に対して適正化（緩和）されることを示した。
- 今後、従来のコンサバティブな累積疲労損傷管理を緩和する手法として整理し、JAXA音響振動試験ハンドブックなどの設計標準共通文書への反映に図る予定である。

磁気試験設備の現状と課題

衛星の磁気特性測定や科学衛星搭載の磁力計校正では、地磁気と比較して数万分の1程度と非常に小さな磁力を扱う必要がある。

3軸に配置された**ブラウンバックコイル(BBC)**により地磁気を消去し、零磁場空間を形成することのできる磁気試験設備が整備された。

→ BBC中心では $\phi 2.3\text{ m}$ の空間で、磁気均一度 $\pm 2.5\text{ nT}$ 試験空間を作り出すことが可能



しかし、平成15年以降、磁気試験設備周辺に整備された建屋（総合開発推進棟）の影響により、試験空間の磁気均一度が悪化している状況である。

磁気試験設備周辺の外乱に対応するため、本研究ではロバスト性向上手法の検討を行った。

静磁場外乱に対するロバスト性向上手法

静的な磁場の消去が可能で、かつ大きな磁場勾配にも対応可能なアクティブ磁気シールドを検討した。

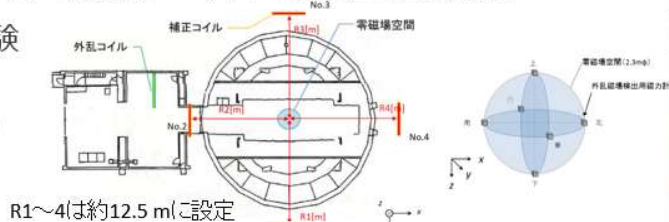
アクティブ磁気シールド

外乱磁場に対して、同じ強さの逆向きの磁場を印可することで外乱磁場をキャンセルする手法。

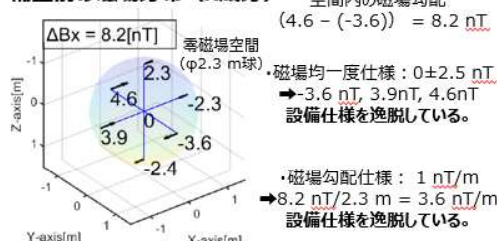
小スケールモデルを用いたアクティブ磁気シールドの成立性確認

静的な外乱磁場を打ち消すため、磁気試験設備の水平方向に4つの**補正コイル**を配置。

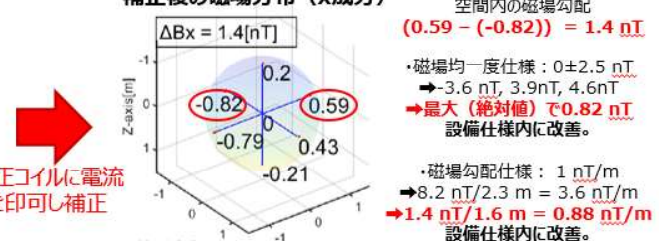
磁場外乱を再現するため、**外乱コイル**を設置した。



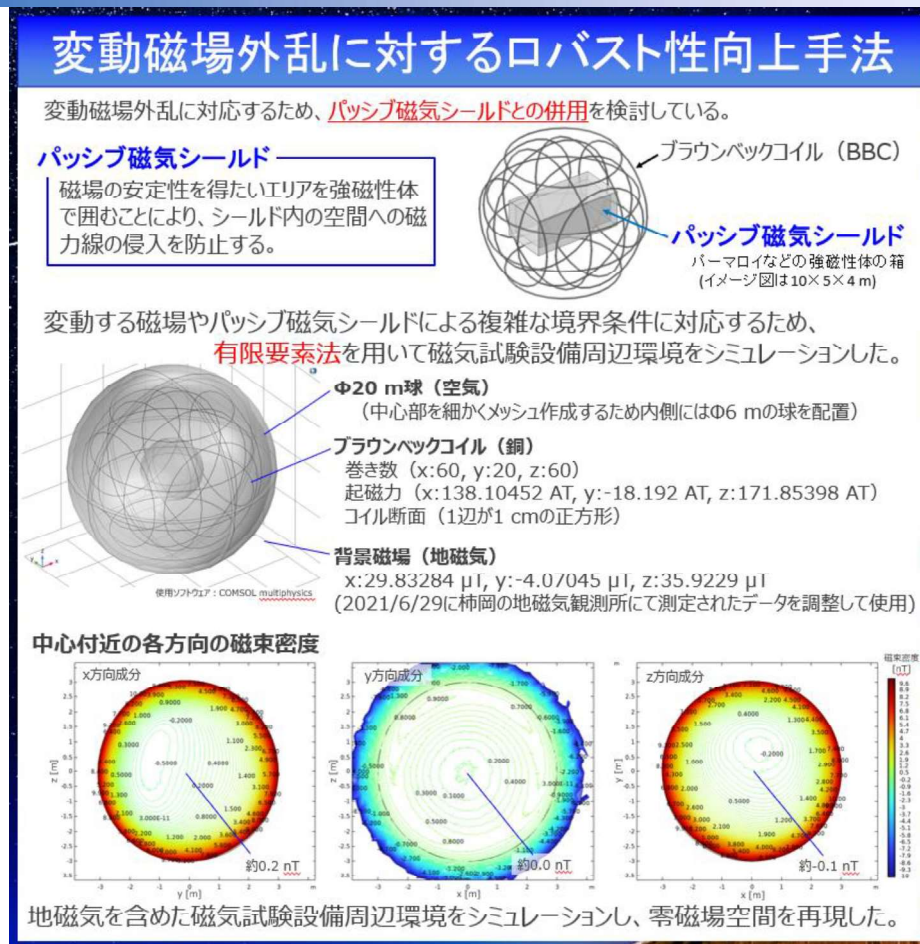
補正前の磁場分布 (x成分)



補正後の磁場分布 (x成分)



補正コイルを用いることで、 $\phi 2.3\text{ m}$ 内での磁場勾配及び磁場均一度が改善した。



まとめと今後の予定

- ✓ アクティブ磁気シールドを用いて、静磁場外乱の補正手法を実証した。
- ✓ 磁気試験設備周辺環境を有限要素法を用いてシミュレーションし、零磁場空間を再現した。

今後の予定

- シミュレーション上で変動磁場外乱を再現する。
- BBCとパッシブ磁気シールドの併用についてシミュレーション上で検討を行う。

簡易均一度測定装置の検討

1. 背景

- ▶ソーラシミュレータ(図1)から照射された疑似太陽光は宇宙機一般標準で定められたソーラ照射強度の基準(面内均一度：平均値の±5%、空間均一度：平均値の±10%)を満足する必要がある。
- ▶均一度測定装置はソーラ照射強度を測定し平面・空間の均一度を評価(図2)する装置であるが、8mφSCの均一度測定装置(図3)は納入から20年以上経過し計測系が老朽化しており、製造業者が撤退しているため不具合発生時には修理ができない状況である。
- ▶そこで、同装置の更新に向けて検討及び検証を行っている。本資料ではこれまでの装置構想についての検討内容及び現状の課題について紹介する。

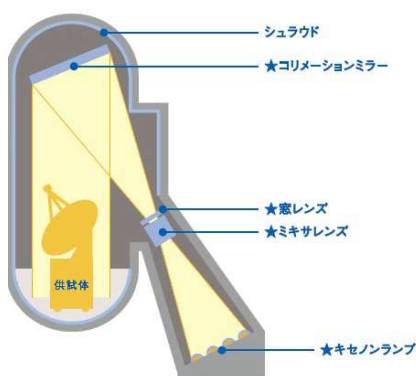


図1 8mφSCソーラシミュレータ概要

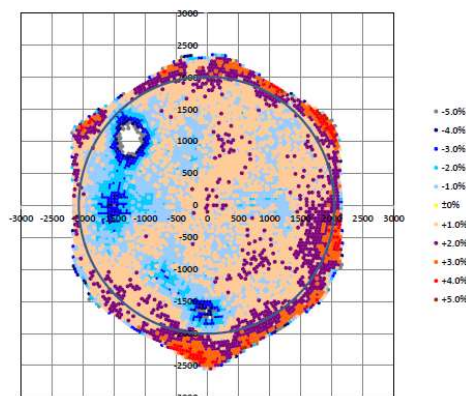


図2 8mφSC均一度測定結果



図3 8mφSC既存均一度測定装置

簡易均一度測定装置の検討

2. 均一度測定装置構想

8mφSCの均一度測定装置の更新に向けて製造業者が撤退していることから、新しい測定方式での検討を行っている。設計コンセプトを以下に示す。

- ▶計測機構の簡素化による不具合リスクの低減
 - ・従来の1センサ走査方式 ⇒ 複数のセンサを一直線上に並べて測定する方式(図4)
 - ・ソーラシミュレータ関連で実績のあるセンサを採用する
 - ・従来のセンサ走査の可動部及びモータによる高さ調節機構をなくし不具合リスクの低減を図る
- ▶計測時間の短縮による運用コスト削減
 - ・センサアレイをソーラ光照射中心で1回転させることで測定が完了するシステムとする
 - ・測定時間を従来の60分程度 ⇒ 10分程度とする
- ▶8mφSCと13mφSCで供用可能とする
 - ・オペレーションが共通化し作業者負担の軽減を図る
 - ・管理対象の低減及び保守費用の削減を図る
 - ・可搬型とするため、センサアレイは3分割にできる構造を計画
 - ・計測機構I/Fを既存品(8mφSC：既存均一度測定装置台車 13mφSC：TFX)として開発コストを抑える

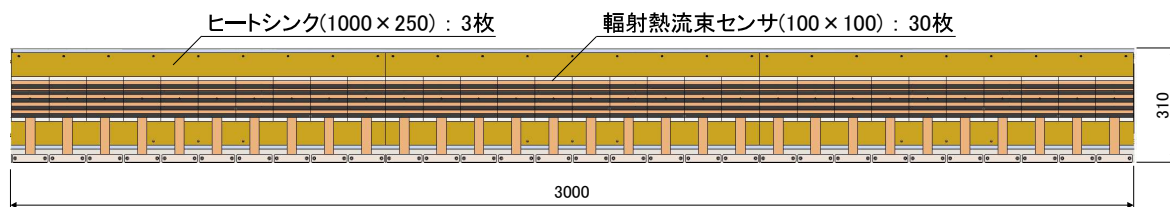


図4 均一度測定装置センサアレイ構想図

簡易均一度測定装置の検討

3. 課題及び現在の取組み

➤課題

新しい測定方式の装置を実現するために解決すべき現状の課題を示す。

【課題1】センサの温度依存性

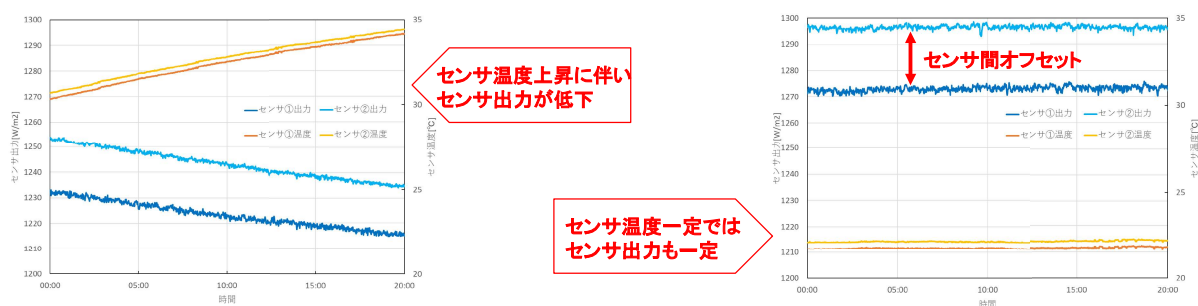
採用候補のセンサには温度依存性があることがわかっている(図5)。測定中はセンサ温度を一定に保つ必要があるため、センサアレイに水冷による冷却機構を備えることを検討している。テストモデルでは実運用で想定される熱入力及び流量での検証を行い、冷却機構の成立性を確認する。

【課題2】センサ間相対誤差

複数のセンサを用いるため、センサ毎の熱入力に対する出力値の傾き及び、オフセット値を揃える必要がある。テストモデルでセンサ出力値を揃えるための補正方法やキャリブレーション方法についての検証を行う。

【課題3】必要な測定時間、回転速度

計測系のサンプリング周期及びセンサアレイの回転速度決定のためにセンサの出力値が安定するまでの時間を把握する必要がある。テストモデルで熱入射条件を減光フィルター等で変化させ、センサ出力値が安定するまでの時間を検証し、計測系のサンプリング周期を決定する。サンプリング周期とセンサの面積を考慮しセンサアレイの回転速度を決定する。



簡易均一度測定装置の検討

3. 課題及び現在の取組み

➤現在の取組み

前頁の課題解決のために計測機構の一部をテストモデルとして製作し、現在試験検証を行っている(図6)。試験検証により課題解決を行い、将来の装置整備時のフロントローディングとする。

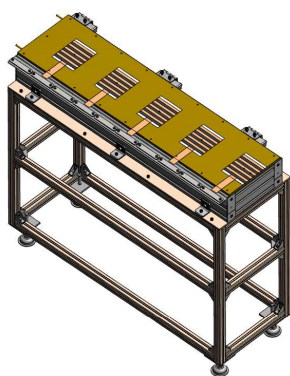


図6 テストモデル3Dモデル(左)及びテストモデル実物(右)

4. 今後の計画

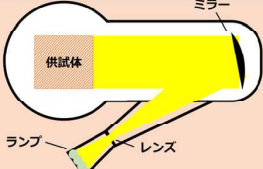
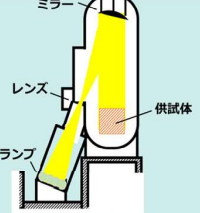
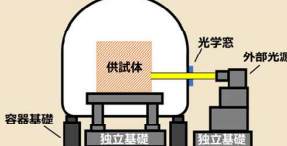
➤現在実施している試験検証の結果を評価し、更なる課題を抽出する。

➤抽出した課題を解決するとともに、装置整備に向けての検討を進めていく。

次世代スペースチャンバ構想検討概要(1/5)

1. 検討背景

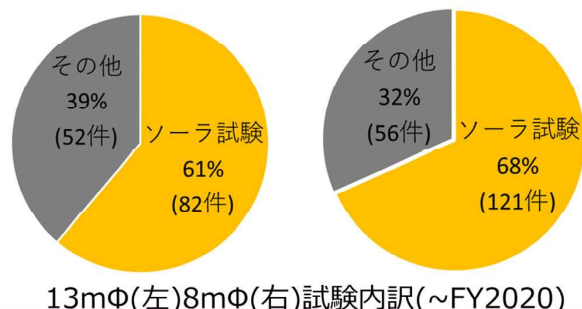
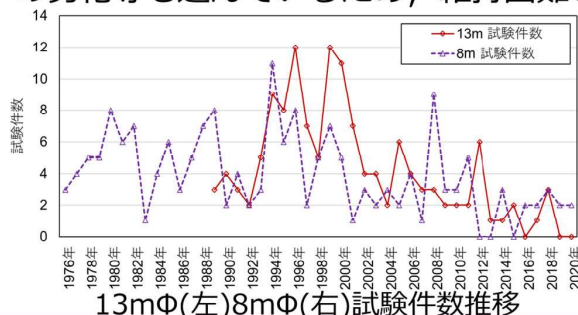
- ✓ 筑波宇宙センターの大型スペースチャンバはそれぞれ異なる特長を有しており、目的に応じて使い分けながら多様な宇宙機の熱真空試験に対応している。
- ✓ 一方で新規整備後長期間が経過しており、納入業者の撤退や技術者のリタイアにより修理困難となった構成品も出てきているほか、建屋も老朽化が進んでいる。
- ✓ JAXA環境試験技術ユニットでは、将来の宇宙機の熱真空試験を着実に遂行すべく、新たなニーズを取り込んだ次世代スペースチャンバを構想している。

名称	13mφスペースチャンバ	8mφスペースチャンバ	6mφ放射計スペースチャンバ
外観			
特長	 ✓ 横型ソーラシミュレータ ✓ 国内最大サイズの容器	 ✓ 縦型ソーラシミュレータ	 ✓ 防振独立基礎 ✓ 光学窓フランジ×3 ✓ アライメント窓×19
整備 経過	1989年 33年	1975年 47年	1997年 25年

次世代スペースチャンバ構想検討概要(2/5)

2. 現状分析

- ✓ 13mφ/8mφスペースチャンバで特に、基礎のひび割れ等が顕在化してきている。
- ✓ 2020年度までの13mφ/8mφスペースチャンバにおける試験数推移は、1990年代にピークを持ち、以降は国内大手メーカの試験設備導入に伴い減少傾向にあるが、当設備でしかできないソーラ試験を中心に現在も利用されている。
- ✓ 試験内容の内訳を分析すると、6割以上がソーラ試験であった。
- ✓ 大型ソーラシミュレータは国内大手メーカが保有しておらず、JAXAとして維持すべき装置の一つであるが、製造・修理が困難となった構成品が多く、照射光の均一性の劣化等も進んでいるため、維持困難となるリスクが高い状況となっている。





3. ニーズ調査

◇チャンバサイズ

- ✓ 次世代のミッションを見据えて実施したユーザアンケートによると、供試体サイズは8m以下が将来のボリュームゾーンとみられており、4mを下回る中・小型の宇宙機が多くなることも特徴的である。

◇ソーラシミュレータに関する要望

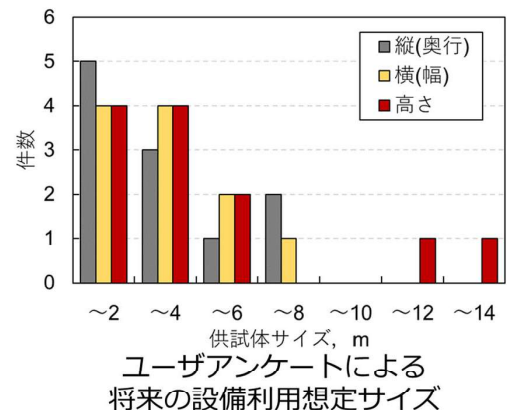
- ✓ ユーザアンケートでは引続きソーラシミュレータの利用要望がある一方、光学系の存在による高いアウトガス要求を懸念する声もあった。

◇さらなる低温へ

- ✓ 宇宙科学に関する観測分野では、放射冷却を利用しミッション部をHe・Neなどの寒剤を使用せずに極低温冷却する技術が検討されている。このような宇宙機の設計検証には、従来(100K)よりさらに低い温度環境を提供することが不可欠となる。

◇さらなる低振動環境へ

- ✓ 極低温機器では環境振動が熱流入の要因となるほか、次世代の高精度な光学系を持つ宇宙機では試験中の振動低減が必要となることが見込まれている。



4. 現在の取組み

◇分割鏡ソーラシミュレータ

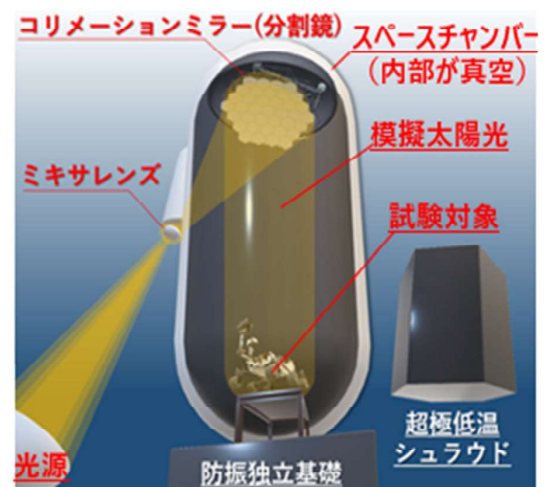
- ✓ 現状のソーラシミュレータの課題(照射光の不均一性)を改善し、今後も継続的に維持可能とすることを目的し、分割鏡を用いたコリメーションミラーに関する検討を行っている。

◇超極低温シュラウド

- ✓ 従来の100Kシュラウドを大きく下回る超極低温シュラウドについて、供試体に応じて設置することができるよう、必要なインターフェースをチャンバに備えることを想定し、自然循環方式によるシュラウドの成立性を検討している。

◇防振架台

- ✓ 次世代スペースチャンバでは独立基礎による振動絶縁を行うことを想定している。



次世代スペースチャンバ
構想イメージ図



5.今後の予定

- ✓ ニーズ調査結果を継続的に取り込みながら，次世代スペースチャンバの概念仕様を策定し，システムの具体化に向けた検討を進めていく。
- ✓ 並行して既存のスペースチャンバとの統廃合に向けたシナリオの検討を行い，スペースチャンバの効率的な維持運用を目指す。



1. 背景

- ▶ LiteBIRDのような深宇宙を観測する衛星の望遠鏡は、高感度、高指向精度を満たすためにバス部との熱伝達分離やリアクションホイールとの擾乱分離などが必要となり、熱真空試験時はペイロードモジュールを10 K以下の超極低温環境に晒して試験を行うことが想定される。
- ▶ 一方、国内のスペースチャンバには大型のペイロードモジュールを10 K以下の環境に晒すことが可能なシュラウドを有するチャンバが存在しない。
- ▶ SPICAの開発検討時に、超極低温シュラウドの製造を検討した経緯があるものの、液化Heを製造するためのHe冷凍機・圧縮機の設置には、高圧ガス保安法上の製造許可申請が必要となり、プロジェクト側での整備は敷居が高くなる。また、試験後の扱い（撤去等）にも課題が生じる。
- ▶ He冷凍機に必要となるHeは、天然ガスの分離・精製の過程で得られることから100 %輸入に頼っているが、過去に幾度となく深刻なHeタイトが発生しており、タイムリーな調達はできない可能性がある。
- ▶ 本資料では、これらの課題をクリアすべく、4 Kに冷却可能な汎用の超極低温シュラウド（以降、「4 Kシュラウド」という。）の開発仕様／計画について紹介する。
- ▶ なお、超極低温シュラウドは、整備から約半世紀が経過し、老朽化対策が必要な8mφスペースチャンバを防振機能付きのチャンバに改修又は新規整備することを前提条件として検討を進めている。

1



2. 設置の前提条件

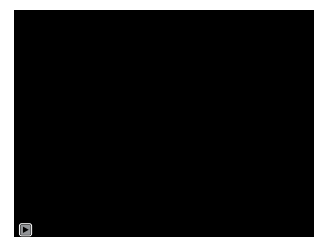
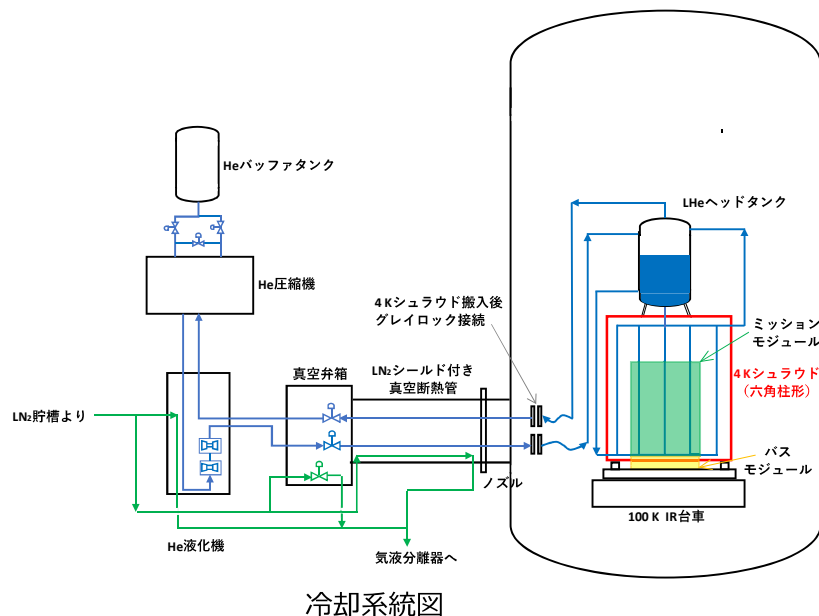
- ▶ 10mφ級の縦型チャンバ内に設置。
- ▶ 4 Kシュラウド内への最大収容寸法φ4.5 m×H7.5 m
- ▶ He液化機にてHeを液化させ、冷却に用いる。
- ▶ 冷却時のHe消費なし。
- ▶ He液化機関連の機械駆動装置は、全てチャンバ外に常設置。
- ▶ 4K シュラウドを可搬式とし、同シュラウドを使用しない試験時は、チャンバ外に保管。
- ▶ 使用時に高圧ガス変更許可申請や軽微変更届が不要な構造とする。
- ▶ 4 Kシュラウドのコンダクタンスを大きく確保し、チャンバ容器本体に取り付けられている真空ポンプにて高真空排気できる構造とする。
- ▶ 4 Kシュラウドは容易に超極低温環境を実現させる汎用治具扱いとし、大型ミッション機器である等の理由で専用のシュラウドが必要となる場合は、据付のHe冷凍機を用いてプロジェクトが個々に専用シュラウドを製作・設置する。

2



3. 機器構成

- 大型のHe圧縮機とHe液化機（He冷凍機）それぞれ1基でHeガスを圧縮・断熱膨張させることによりLHeを製造し、IR台車上に載せた4 Kシュラウドへ供給する。
- LHeは、上部のLHeヘッドタンクから自然循環が成立するものとして検討しているが、自然循環の成立性については今年度詳細検討中。
- He供給／戻り配管は、IR台車・供試体チャンバ内搬入後に接続する。
- 配管系統への侵入熱を減らすため、チャンバ外の配管系統はLN₂シールド付きの真空断熱管を用いる。
- He液化機の冷却能力は、最大900 W。なお、供給／戻り配管等からの侵入熱は200 W前後。



IR台車上への設置及び搬入イメージ
(動画・画面クリックで再生)

3



4. 今後の計画

- 今年度末までに4 Kシュラウドのフィン管ルート、コンダクタンスを確保できるシールド板形状を検討し、LHeヘッドタンクを用いた自然循環方式の成立性を確認する。
- 4 Kシュラウドの整備については、8mφスペースチャンバの改修又はスクラップアンドビルドによる10mφ級スペースチャンバへの置き換え検討と合わせて検討していく。

4

小型高精度新方式磁力計の開発 - 地上設備への適用とMMX等宇宙科学ミッションへの技術展開状況 -

村田 直史, 清水 隆文(JAXA), 松岡 彩子, 中田 雅彦, 小嶋 浩嗣, 栗田 怜(京都大学)

本研究の目的

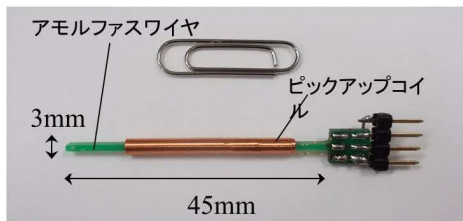
筑波宇宙センターの磁気試験設備(図1)では人工衛星の磁気特性の測定や, 宇宙科学ミッションで探査機に搭載される磁場観測器の性能確認試験を実施している。

本設備では外乱となる地磁気などの周囲磁場を大型コイルで打ち消し, 試験空間を零磁場状態としているが, 外乱を検知し零磁場を構築するための設備用の既設磁力計は大型で重く, 空間分解能や取り回し性で難点がある。

本設備の高精度化・高効率化のためには**小型で高精度な磁力計**が必要となる。



図1 磁気試験設備全景。



- 「小型・高精度」を実現しうる新方式磁力計としてアモルファスワイヤコアを用いた基本波型直交フラックスゲート^[1]に着目。
- 2017年度よりJAXA主体で宇宙機の磁気試験に必要な性能(センサ雑音・ゼロ点安定性等)実現に向けて設備での実用化に向けた研究を進めている。

小型高精度新方式磁力計の開発 - 地上設備への適用とMMX等宇宙科学ミッションへの技術展開状況 -

村田 直史, 清水 隆文(JAXA), 松岡 彩子, 中田 雅彦, 小嶋 浩嗣, 栗田 怜(京都大学)

これまでの成果と宇宙機搭載品への展開

センサの磁性体コアの熱処理^[2], 回路条件の調整手法^[3]を確立し, 研究用センサにて良好な雑音性能及びゼロ点の温度安定性を達成。設備用として十分な実現性が得られた。

上記性能は宇宙科学観測にも適用可能なレベルであり, 本センサを宇宙機搭載品として展開するための検討を実施中。

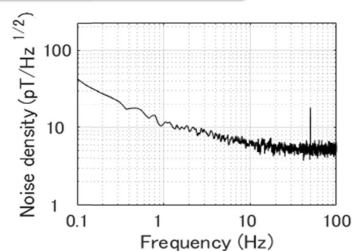


図3 研究用センサの雑音性能。

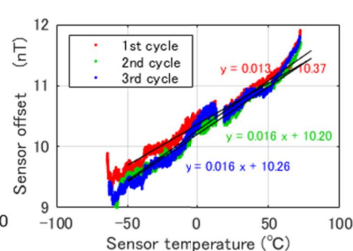
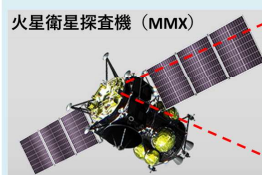


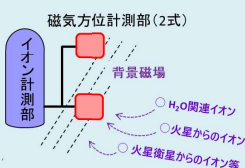
図4 研究用センサの温度特性。



2018年度より, **火星衛星探査機(MMX)**に搭載される**イオン質量分析器付帯の磁力計**としての**開発**を実施中。



MMX搭載の観測装置
(イオン質量分析器)



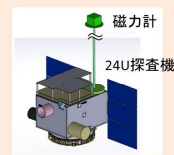
イオン質量分析装置: MSAは火星圏におけるイオンを調査することで火星圏の成り立ちや水獲得の起源の解明に寄与する。
新方式磁力計は, イオン到来方向を判別するために不可欠な背景磁場情報を得るための磁気計測部として搭載される。



2020年度より, **ESAとJAXA共同彗星探査ミッション**として計画される**Comet Interceptor (CI)**ミッション搭載磁力計としての**開発**を実施中。



Comet InterceptorミッションではJAXAは24Uサイズの超小型探査機を担当し, 彗星周りの様々な科学観測を行う。本探査機に搭載可能な小型軽量かつ高精度な磁力計として, 新方式磁力計の採用が予定される。



小型高精度新方式磁力計の開発 - 地上設備への適用とMMX等宇宙科学ミッションへの技術展開状況 -

村田 直史, 清水 隆文(JAXA), 松岡 彩子, 中田 雅彦, 小嶋 浩嗣, 栗田 怜(京都大学)

現在の検討状況

【磁気試験設備向け開発】

研究用センサの設計を基に、小型軽量を維持しつつ、3軸化や持ち運びに耐えるような実用的なセンサ構造を検討した。また宇宙機搭載品としての応用を見据えた材料の選定等を行った。

回路部についても設備の計測系とI/Fが可能となるように試作品を設計・製造した。3軸化した新方式磁力計と、既存設備用磁力計を用いて、地磁気の平行観測を行い、設備での実用性を検証した。

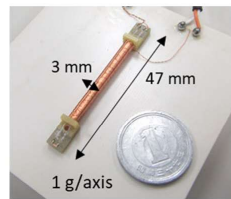


図5 実用に耐えるよう構造・材料を改善した新方式磁力計センサ。



図6 新方式磁力計(3軸)と既存設備用磁力計による地磁気平行観測の様子。

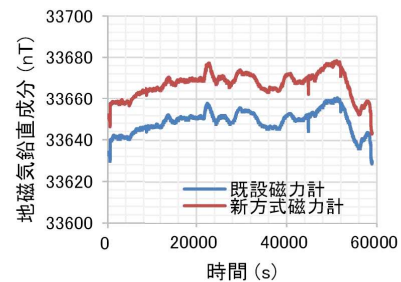


図7 新方式磁力計と既存設備用磁力計の設備計測系を介した地磁気平行観測結果。
※ゼロ点(オフセット)の厳密な校正は未実施の為、絶対値レベルは多少乖離しているが、良好に相関したデータが健全に取得できている。

【宇宙機搭載品としての開発】

MMX向けには回路部BBMを製作し、宇宙用部品を用いた回路構成のフィジビリティを検証した。結果、出力ノイズのノイズフロア(10 Hz以上)が設備用回路と比して数pT/VHzほど大きくなったが、MMXの性能要求を満足するものと判断。現在EM品の製造及び環境試験が完了し、CDRを実施中。

Comet Interceptor向けには超小型探査機への搭載に向けた一層の小型軽量化検討、またMMXよりも厳しい観測性能要求を達成するための性能改善をBBMを用いて実施している。



図8 MMX向け新方式磁力計センサ部(MG-S) (左)及び、性能試験中の回路部(MG-E) (右)。いずれもEM品。



図9 MG-S EM品2式の振動試験の様子。

小型高精度新方式磁力計の開発 - 地上設備への適用とMMX等宇宙科学ミッションへの技術展開状況 -

村田 直史, 清水 隆文(JAXA), 松岡 彩子, 中田 雅彦, 小嶋 浩嗣, 栗田 怜(京都大学)

ASIC技術による回路部の超小型化

試験ユニットにて培った新方式磁力計の技術を、将来の宇宙科学ミッション(特に月惑星探査ミッションや超小型探査機を用いたミッション等)へ広く展開可能とすべく、京都大学とともにASIC技術を用いた回路部の超小型化に取り組んでいる。

ディスクリートの回路構成では10 cm × 10 cmほどの面積を要する検出回路部(オペアンプ及びアナログスイッチから構成)を5 mm × 5 mmのワンチップに収めることが可能となり、大幅な小型化へつながる。現在までに2回の試作チップを作成し、機能・性能確認を実施している。

今後観測ロケットミッション(S-310-46号)に、本研究のASIC回路を組み込んだ新方式磁力計が搭載される可能性があり、スプラディックE層の観測を通して宇宙空間での実証機会を得られるよう開発を進めている。

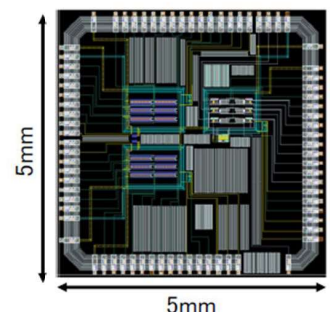


図10 ASICチップのイメージ

参考文献

- [1] I. Sasada, Journal of Applied Physics, vol. 91, no. 10 I, pp. 7789-7791, 2002.
- [2] N. Murata et al., Journal of Magnetism and Magnetic Materials, Vol. 484, 2019.
- [3] N. Murata et al., IEEE Sensors Journal, Vol. 21, No. 17, 2021.

