

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

環境試験技術報告

第17回試験技術ワークショップ開催報告

2020年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

1. 開催概要	1
2. 開催目的	1
3. 講演プログラム及び概要	1
4. 来場者数	1
5. 講演内容	5
5.1. 月面探査用駆動機構における耐粉塵シールおよび評価技術	5
5.2. 機械学習を利用した宇宙開発の新展開	16
5.3. イプシロンロケット複数衛星搭載構造の開発について	30
5.4. 試験技術ワークショップへの期待	47
5.5. ロボット安全試験センターにおける生活支援ロボットの試験と JARI 試験設備について	50
5.6. スペクトラム疲労試験効率化のための 高速試験方法開発	67
5.7. 柔軟構造物の振動応答上限値の 簡易推定法の構築に向けて	78
5.8. 試験技術に関する Test Effectiveness を含む研究活動及び海外の技術動向	89
5.9. 閉会挨拶	101
6. ポスターセッション	103

1. 開催概要

開催日時：2019 年 12 月 12 日（木）13：00～17：45

場所：筑波宇宙センター 総合開発推進棟 大会議室（1 F）

主催：宇宙航空研究開発機構 環境試験技術ユニット

2. 開催目的

本試験技術ワークショップの開催目的とは、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である。さらに、試験技術の課題等に関し広く意見交換の場とし、宇宙機一般試験標準等の標準文書改定等に向けた関係者の機運を醸成することも目的とする。

3. 講演プログラム及び概要

講演プログラム及び概要を表 3-1 に示す。また、ポスターセッションにおける発表内容及び概要を表 3-2 に示す。

4. 来場者数

来場数は総勢 93 名であった。内 46 名は JAXA 職員（環境試験技術ユニット職員 18 名を含む）であった。JAXA 外部からの参加者は主に設備運営業者、設備関連メーカー、宇宙機メーカー、計測機器メーカー等であった。

表 3-1 講演プログラム及び概要

第17回試験技術ワークショップ 講演プログラム

2019年12月12日(木) 13:00～17:45
筑波宇宙センター 総合開発推進棟 1階大会講室
※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)
13:00～13:30	「月面探査用駆動機構における耐粉塵シールおよび評価技術」 月面探査では資源利用等の経済活動を視野に、詳細な科学調査が求められている。探査機は長距離移動を求められると共に、永久影や縦穴などの温度・日照条件が非常に厳しい箇所で活動せねばならない。月面での粉塵(レゴリス)対策として、従来の技術では実現が困難と想定される、低電力かつ温度変化の激しい環境で利用可能な耐粉塵シール技術について、JAXAとメーカーが共同で進めている研究開発の状況について報告する。	宇宙航空研究開発機構 研究開発部門 第二研究ユニット 柳瀬 恵一
13:30～14:00	「機械学習を利用した宇宙開発の新展開」 近年、幅広い分野で機械学習の活用が進められている。専門家の持つドメイン知識を基にした従来の演繹的アプローチとは異なり、ビッグデータを基にして帰納的に特徴量抽出、変換点検知、また回帰・識別などを行うのが機械学習である。演繹からは情報へとアプローチが異なるがゆえに面白く、パラダイムシフトへの可能性を大いに秘めている。本講演では機械学習の活用事例として、再使用ロケットエンジン故障予知・診断や、人工衛星の軌道計に関連するエミュレーション技術等を紹介する。	宇宙航空研究開発機構 研究開発部門 第三研究ユニット 堤 誠司
14:00～14:30	「イプシロンロケット 植数衛星搭載構造の開発について」 イプシロンロケットは4号機において植数衛星の同時打上げを実施するため、新規に植数衛星搭載構造およびモジュラサブサット放出装置の開発に取り組み、全機の衛星を計画通りの軌道へ投入することに成功した。本講演では新規に開発したコンポーネントの開発結果を紹介するとともに、これまで継続的に実施してきたペイロード搭載環境緩和の研究成果として、植数衛星打上げ形態においても世界トップレベルの機能的環境条件が実現されていることを紹介する。	宇宙航空研究開発機構 宇宙輸送技術部門 イプシロンロケットプロジェクトチーム 伊海田 皓史
14:30～14:35	「試験技術ワークショップへの期待」	宇宙航空研究開発機構 理事 今井良一
14:35～15:05	休憩・ポスターセッション(環境試験技術ユニット成果紹介①)	
15:05～15:35	「ロボット安全試験センターにおける生活支援ロボットの試験とJARI試験設備について」 生活支援ロボットの規格概要、試験方法などの解説する。JARI試験設備の試験概要及び、ロボットの安全性評価の概要及び、安全性評価のコンサルティング概要を紹介する。	一般財団法人 日本自動車研究所 ロボット開発支援室 藤本 秀昌
15:35～16:05	「スペースシャトル疲労試験効率化のための高速試験方法開発」 Mitsubishi SpaceJetの開発では、クーポン、サブコンポーネント、実本構造に対して、各種の疲労試験が実施されている。その一つに、実機で規定される荷重をスペースシャトルで与える疲労試験があるが、サイクル数が膨大であるため、試験期間が長期間に及ぶという課題があった。そこで、試験波形(振幅)に応じて最適な周波数を設定することで、試験期間を短縮する試験方法を構築した。本発表では、構築した疲労試験方法の概要および適用例について紹介する。	三菱重工業株式会社 総合研究所 強度・構造研究部 強度第一研究室 実験チーム 橋田 康博
16:05～16:35	休憩・ポスターセッション(環境試験技術ユニット成果紹介②)	
16:35～17:05	「柔軟構造物の振動応答上限値の簡易推定法の構築に向けて」 柔軟構造物の非線形ダイナミクスの上限応答値を限られた離散点計測データから推定する方法論について検討を行っている。本発表では、その一環として薄板の振動応答を光学的3次元視野形状計測法の一つである格子投影法を用いて詳細に計測し、断面の振動応答スペクトルの空間分布特性について検討した結果を紹介する。	鳥取大学工学部 機械物理系学科 固体力学研究室 岩佐 貴史
17:05～17:35	「試験技術に関するTest Effectivenessを含む研究活動及び海外の技術動向」 振動、苦響等の環境試験に関する予測技術、試験条件緩和などJAXAのTest Effectivenessを取り込む研究活動とその主な成果を発表すると共に、最近参加した宇宙機械試験技術に係る国際会議で関心のあった主な環境試験、解析技術を紹介し、世界における試験技術動向把握の一助とする。	宇宙航空研究開発機構 環境試験技術ユニット 施 勤忠
17:35～17:45	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 施 勤忠)	
18:00～19:30	意見交換会	

表 3-2 ポスターセッションにおける発表内容及び概要
(発表者：環境試験技術ユニット職員)

第17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)

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)		
WS17-P01	<p>部分構造合成法に基づく擾乱応答解析・評価の迅速化</p> <p>観測精度要求の高度化に伴い擾乱管理の重要性が増しているが、従来の有限要素法(FEM)による解析・評価方法ではミッション機器側とシステム側で構造数学モデルのやり取りに期間やコストが掛かることが課題となっている。本資料では、柔結合解析(CLA)でも用いられる部分構造合成法に着目し、システム側の最低限の情報があればミッション機器側のみで簡便・迅速に擾乱応答解析・評価を行える方法について提案する。</p>	○篠原信行 嶋崎信吾
WS17-P02	<p>累積疲労スペクトラムを用いた累積疲労管理・音響試験条件の適正化に関する考察</p> <p>宇宙機の音響試験では、「非定常」なフライト音響環境に対してオクターブバンドで包絡された「定常」な音圧レベル・時間を試験条件として設定しているため、累積疲労の観点から過剰に安全側となることが指摘されている。本資料では「累積疲労スペクトラム(FDS)」を用いてフライト時と音響試験時の累積疲労の定量評価を行い、従来の衛星側の累積疲労管理やロケット側の音響条件設定方法の適正化について考察する。</p>	○嶋崎信吾 戸高大地
WS17-P03	<p>構造モード波数変換を用いた拡散音場における簡易音響振動解析手法の提案</p> <p>宇宙機は打上げ時の音響加振により過酷なランダム振動環境に晒される。しかし迅速かつ有効な音響振動解析手法は確立されておらず、搭載部位のランダム振動環境は過去の実績や経験により設定されているのが現状である。本資料では、ジョイントアクセプタンスを用いた音響振動解析手法に着目し、各構造モード形状の波数変換による簡易計算手法を提案する。本手法は振動応答に寄与するモードを適切に選択しランダム振動環境として考慮すべきモード数を大幅に低減することが可能であり、音響振動解析の宇宙機適用拡大に貢献することが期待される。</p>	○佐藤洗貴 戸高大地
WS17-P04	<p>システム熱真空試験の適正化に向けた検討</p> <p>宇宙機一般試験標準では、宇宙機システムに対して熱真空試験が要求されている。本試験は不具合検出効果が高い一方で、試験期間が長く・高いコストを有するため、試験条件の適正化が望まれる。本検討では、JAXAが開発した宇宙機のシステム熱真空試験における不具合モードと不具合モードの検出に寄与した試験要因(「温度」や「時間」等)の関係を整理し、整理結果から明らかになった試験条件の適正化に繋がる提案について紹介する。</p>	○戸高大地 佐藤洗貴
WS17-P05	<p>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 －実環境における評価のためのfeasibility study</p> <p>磁気試験設備周囲外乱に対する試験空間のロバスト性向上を目的として行っている研究において、これまでの数値検討により考案された手法(外乱磁場の打消しによる試験空間の確保)が実環境においても成立するか評価する必要がある。実験の規模を考慮した結果、まずはスケールを縮小した簡易的な実験にて評価するものとしたが、その場合には外乱源として適当なものを選定することが課題として識別された。本資料では鉄鋼量の多い車両であるフォークリフトが外乱源として適当かについて評価した結果を報告する。</p>	○緒方拓斗 村田直史
WS17-P09	<p>コンポーネント単体の衝撃試験条件適正化に向けた試み</p> <p>人工衛星とロケットの分離や太陽電池パドルやアンテナの展開により衛星構体に衝撃振動が発生するため、宇宙機およびそのコンポーネントの開発においては衝撃試験が実施される。コンポーネントの適正な衝撃試験条件を求める方法に数値シミュレーションがあるが、精度よく予測するには複雑な構造伝搬や高周波までの構造振動モード等を考慮しなければならぬため、限られた時間やコストの中で行うことが難しい。そこで環境試験技術ユニットでは環境条件をより簡便かつ適切に見積もる方法の確立を目指しJAXA衛星開発における多数の実績データの統計分析を進めており、その分析経過について紹介する。</p>	○井上愛理 嶋崎信吾
テーマ② 試験設備の研究開発		
WS17-P06	<p>設備保全費用対効果の定量評価－振動試験設備の改善例</p> <p>試験設備の運用状況を考慮した上で保全の費用対効果を定量的に評価し保全項目・保全周期を見直していくことは、設備の品質維持及びランニングコストの適正化において非常に重要な要素である。本資料では宇宙機用の振動試験設備を例に取り、経年劣化起因の不具合モードに着目した保全費用対効果の定量評価方法並びにそれを用いた保全項目・保全周期の見直し方法とその実績について紹介する。</p>	○嶋崎信吾
WS17-P07	<p>スペースチャンバ 計測データ処理装置及び試験用電源装置の改修計画</p> <p>スペースチャンバでは、軌道上を模擬した熱入力を与え設計した熱モデルの妥当性を確認する熱平衡試験と、低温及び高温の環境に繰り返し曝すことで不具合を検出する熱真空試験が行われる。どちらの試験でも正確な温度計測と安定した熱入力がキーとなるが、老朽化によりこれらを構成する機器の一部はメーカによる保守停止状態となっており試験品質への影響が危惧されている。また、整備当時に比べ熱真空試験に求められる性能も変化しているため、現在の要求に即した仕様の検討が必要である。本資料では、改修計画と仕様について紹介する。</p>	○天田 剛 佐藤洗貴
テーマ③ 試験設備の研究開発&プロジェクト支援		
WS17-P08	<p>小型高精度新方式磁力計の開発－地上試験及び火星衛星探査機(MMX)搭載に向けた検討状況</p> <p>地上磁気試験設備の高精度化・高効率化に向けて研究を行っている小型・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、新たに得られた良好な温度特性や、実用化を見据えたセンサ部の試作品等、現状の開発状況について報告する。また本新方式磁力計はその優れた軽量性を活かし、将来の火星衛星探査機(MMX)搭載観測機器への応用を目指した技術展開・支援を行っており、その概要についても紹介する。</p>	○村田直史 松岡彩子 (宇宙研)

第17回 試験技術ワークショップ Test Effectiveness for the changes

2019.12.12(木) 13:00 - 17:45
引き続き意見交換会

筑波宇宙センター
総合開発推進棟1F大会議室
事前申込不要
JAXA関係者は自由にご参加いただけます

主催：宇宙航空研究開発機構 環境試験技術ユニット

13:00～13:05	開会挨拶 (宇宙航空研究開発機構 理事 今井 良一)
13:05～13:35	「月面探査用駆動機構における耐粉塵シールおよび貫通技術」 宇宙航空研究開発機構 研究開発部門 第二研究ユニット 柳瀬 恵一 氏
13:35～14:05	「宇宙開発における機械学習の研究開発事例」 宇宙航空研究開発機構 研究開発部門 第三研究ユニット 堤 誠司 氏
14:05～14:35	「イプシロンロケット 複数衛星搭載構造の開発について」 宇宙航空研究開発機構 宇宙倫理技術部門 伊海田 昭史 氏
14:35～15:05	ポスターセッション (環境試験技術ユニット 成果紹介④) イプシロンロケットプロジェクトチーム
15:05～15:35	「ロボット安全試験センターにおける生活支援ロボットの試験とJARI試験設備について」 ロボットの開発支援室 藤本 秀昌 氏
15:35～16:05	「スベクトラム疲労試験効率化のための高減試験方法開発」 三菱重工株式会社 総合研究所 強度・構造研究部 橋田 康博 氏
16:05～16:35	ポスターセッション (環境試験技術ユニット 成果紹介②) 速度第一研究室 実験チーム
16:35～17:05	「柔軟構造物の振動応答上限値の簡易推定法の構築に向けて」 鳥取大学工学部 機械物理系学科 岩佐 貴史 氏
17:05～17:35	「試験技術に関するTest Effectivenessを含む研究活動及び部外の技術動向」 宇宙航空研究開発機構 環境試験技術ユニット 施 勤忠 氏
17:35～17:45	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 施 勤忠)

試験技術ワークショップはJAXAのみならず、宇宙以外の企業、大学等の試験技術に関する技術動向、Best Practice、Lesson's Learned等、様々な知見の共有・意見交換のフォーラムです。
講演の他、ロビーでポスターセッションも開催されます。講演車位で飛び入り聴講が可能ですので、試験との関係の有無に関わらず、お気軽にご参加ください。

登録サイト
(講演・ポスタープログラム、講演詳細の情報はこちらへ)

図 4-1 掲示ポスター

5. 講演内容

5.1. 月面探査用駆動機構における耐粉塵シール および評価技術

宇宙航空研究開発機構

研究開発技術部門

第二研究ユニット

柳瀬 恵一 氏



月面探査用駆動機構における耐粉塵シールおよび評価技術

第17回 試験技術ワークショップ@筑波宇宙センター 2019年12月12日

松本康司, ○柳瀬恵一, 高田仁志, 横山 崇, 草部将吾
(宇宙航空研究開発機構研究開発部門)

辻村奈央, 中村智也
(NTN株式会社)

笠原英俊, 大田崇史
(イーグル工業株式会社)



出典：松本 地, 「月面探査用駆動機構における耐粉塵シール技術の研究開発」第63回宇宙科学技術適合講演会, 1F07, 2019

1

発表内容



1. 月探査と耐粉塵シール
2. 主軸用シールとその評価
3. 軸受用シールとその評価



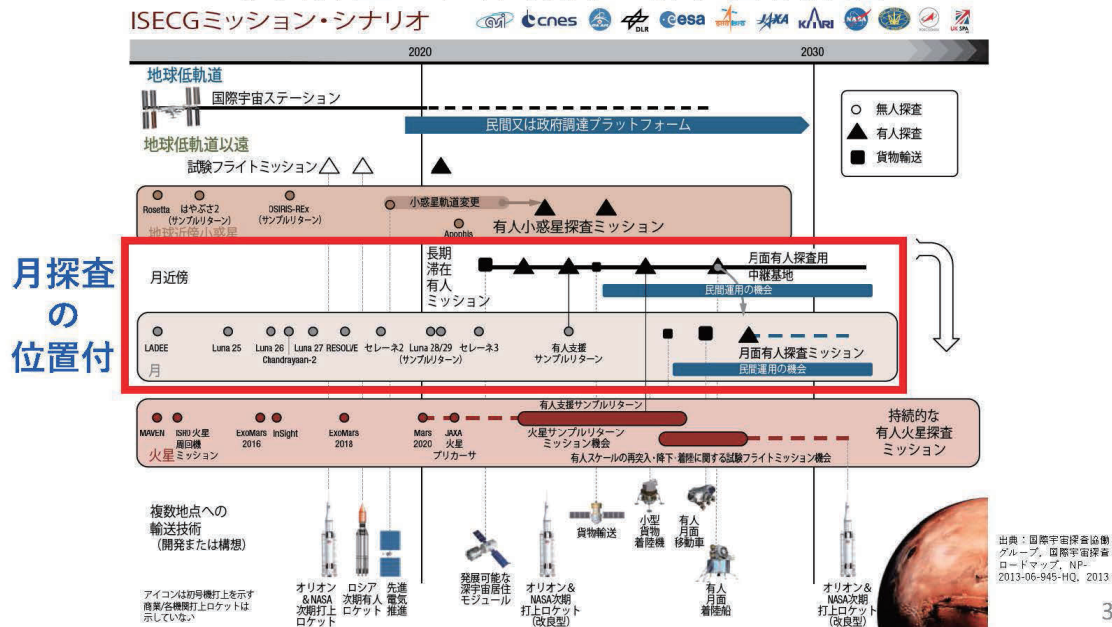
試験技術ワークショップ 2019/12/12

2

国際宇宙探査ロードマップ：ISECGミッションシナリオ(2013)



宇宙探査は世界規模で取り組む課題



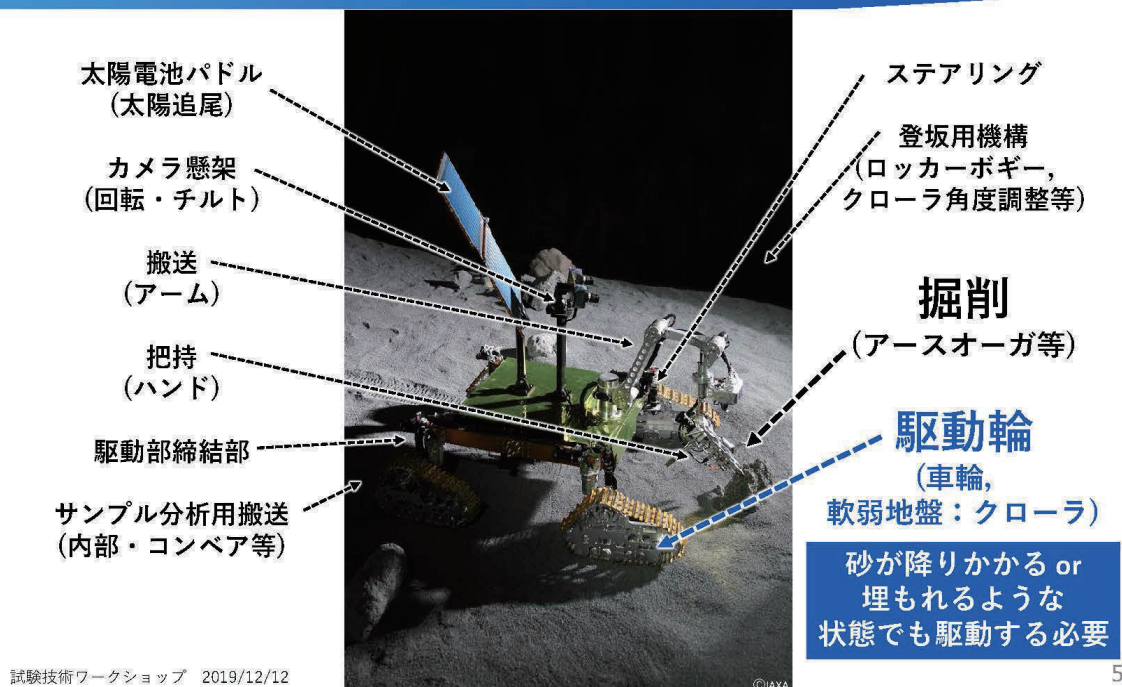
3

JAXAの宇宙探査シナリオ



4

表面(地下)探査に必要な機構



5

月面活動における機構潤滑要素の課題



耐粉塵(レゴリス)対策

- 粉塵に対する耐摩耗性向上
 - 耐摩耗材料
 - コーティング技術
- 粉塵の侵入を防ぐ
 - シール技術

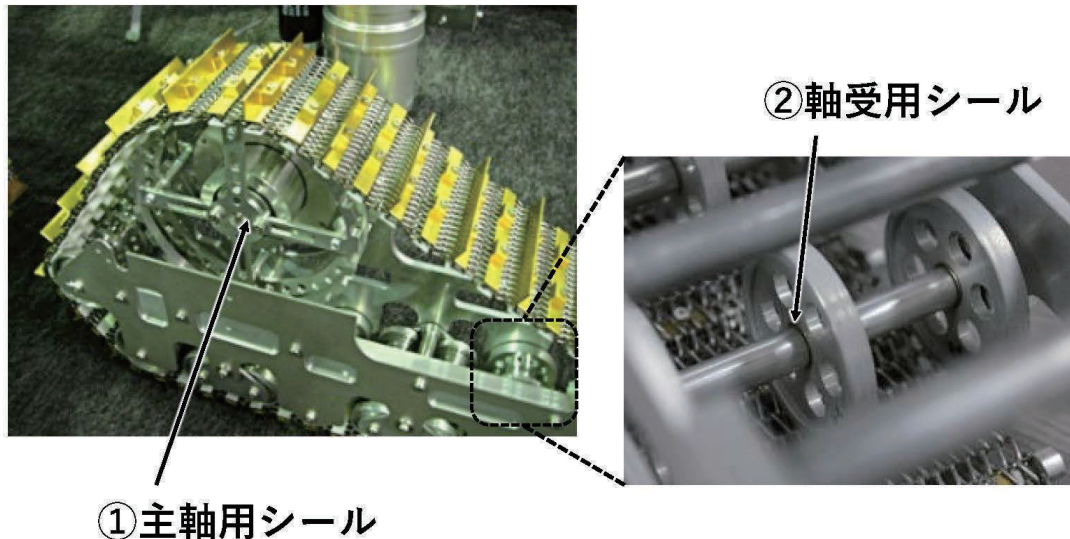
課題

- 材料劣化・ガス発生
高真空, UV, 放射線
- 厳しい熱環境
表面温度は-150~+100°C
熱膨張差により摺動部の
寸法維持困難
 - シール性悪化
 - 回転トルク上昇
- 電源確保困難(極域・竖穴)
 - できる限り低トルク

試験技術ワークショップ 2019/12/12

6

駆動輪における耐粉塵対策としてシール技術



JAXAとメーカーが共同で研究開発を進めている







試験技術ワークショップ 2019/12/12

7

①主軸用シール



コンタクトシールの比較

	ラジアルシール			フェイスシール		
	リップシール	バリシール	ブラシシール	バリシール	フローティングフェイスシール	メカニカルシール
特徴	Rotating oil seal 	Static seal for high pressure 	Gas turbine seal 	Valve 	Crawler 	Water pump 
シール性能	◎	◎	△	○	◎	◎
トルク	△	×	◎	△	×	△
温度の影響	×	△	△	△	○	◎
フレキシビリティ	△	△	○	×	△	◎

試験技術ワークショップ 2019/12/12

8

①主軸用シール



ベローズ型メカニカルシール



特徴

- シール性能が良い
- 温度変化時のトルク変化が小さい
- 外部から力や衝撃を受けた際にも、シール面の接触荷重を維持できる

課題

- 極低温・高真空環境で使用可能な摺動面材料の選定
- 粉塵環境化でのベローズ部の挙動に問題がないか
- 適切な押し当て力とトルクの関係性を明らかにしたい

①主軸用シール



材料選定：真空中リング-オン-リング 摩擦試験

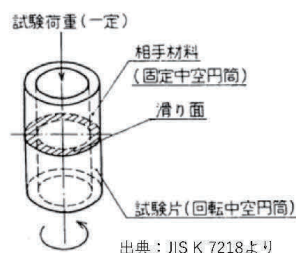
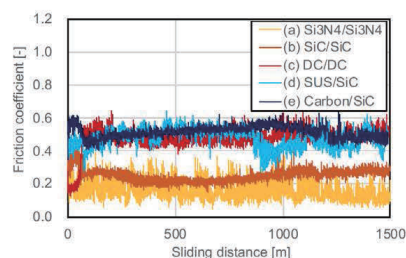


表 1 摩擦試験条件

接触面圧	0.125 MPa
すべり速度	0.1 m/s
総合距離	1,500 m
試験雰囲気	真空中 10^{-4} Pa 台

表 2 試験材料と組み合わせ

No.	静止リング	回転リング
(a)	Si ₃ N ₄	Si ₃ N ₄
(b)	SiC	SiC
(c)	SiCにダイヤモンド被膜	SiCにダイヤモンド被膜
(d)	SUS420J2	SiC
(e)	アモニウム浸透グライット	SiC

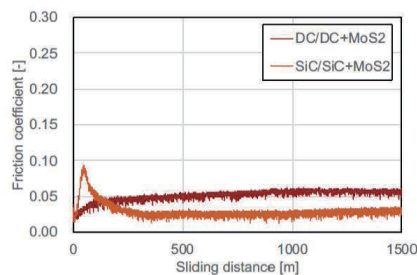


SiC/SiC, DC/DC
が良好な結果

↓
MoS₂焼成膜を施し、
追加試験

↓
SiC/SiCが最初高い
摩擦係数だが、
その後安定して低い

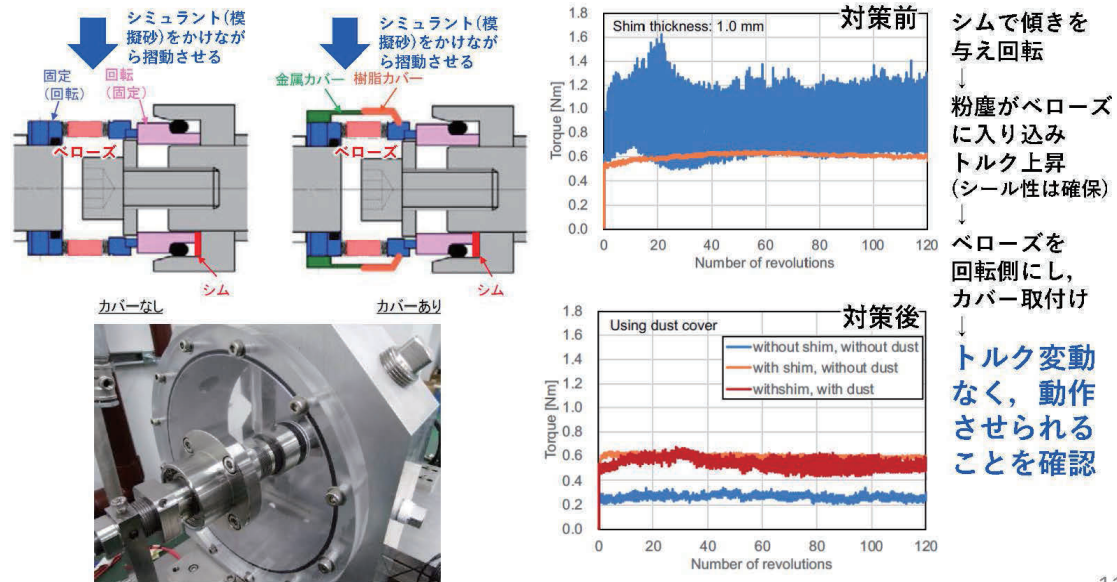
↓
**SiC/SiC + MoS₂
を選定**



①主軸用シール



ベローズ挙動評価：大気中摩擦試験

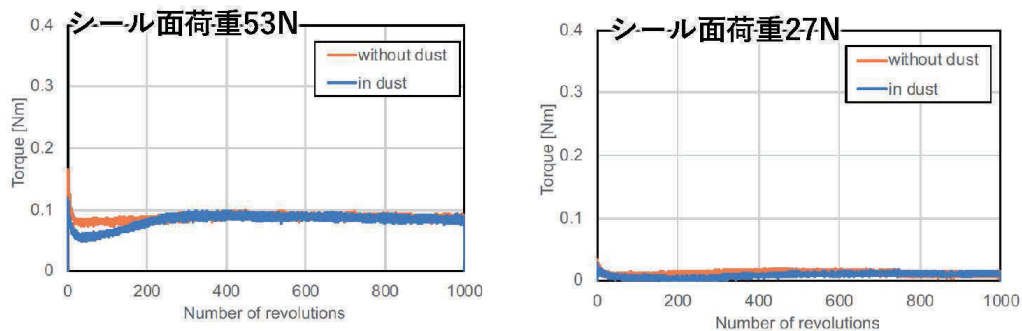


11

①主軸用シール



実環境試験：粉塵埋没真空中摩擦試験

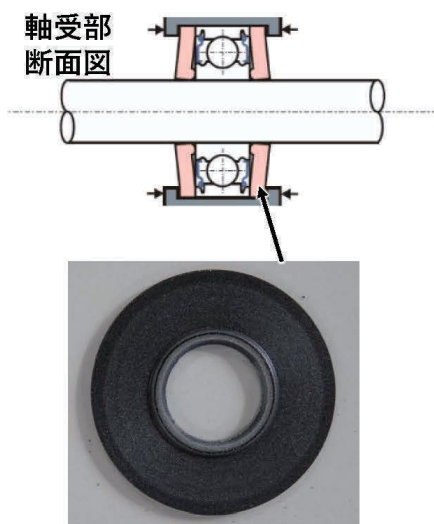


- シール面を粉塵中に埋没させた状態での回転試験(10rpm)を実施
- トルクは粉塵の有無によらず一定
- シール面荷重を適度に低下させることで、シール性と低トルクを両立
- 月面での適用性は高いと考えられる
- ※ 極低温での試験準備中

②軸受用簡易シール



樹脂製カラーシール



特徴

- 原理的には簡易で軽量
- 材料自体が潤滑性を持つ

課題

- 適切な材料・寸法の選定
- 設置位置や与圧方法の検討

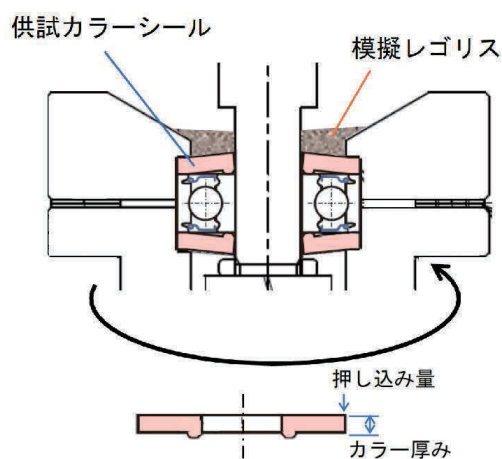
試験技術ワークショップ 2019/12/12

13

②軸受用簡易シール



粉塵埋没真空中摩擦試験



樹脂カラーの厚みと押し込み量
で摺動部の面圧を調整する

表3 シール試験条件

荷重	0 → 50 N
回転速度	10 rpm
試験回転数	1,000 (粉塵無し) + 14,000 (粉塵あり)
雰囲気圧力	10^{-5} Pa 以下
温度	常温
粉塵量	2 g
軸受仕様	深溝玉軸受, SUS440C 内径 8 mm, 外径 22 mm, 幅 7 mm
カラー形状等	厚み: 1, 2 mm 押し込み量: 0.1, 0.3, 0.5 mm

表4 試験材料と添加剤

No.	ベース材料	主な強化剤, 添加剤
A	PTFE	ガラス繊維, Mo
B	PTFE	炭素繊維, MoS ₂
C	PEEK	炭素繊維, PTFE

試験技術ワークショップ 2019/12/12

14

②軸受用簡易シール



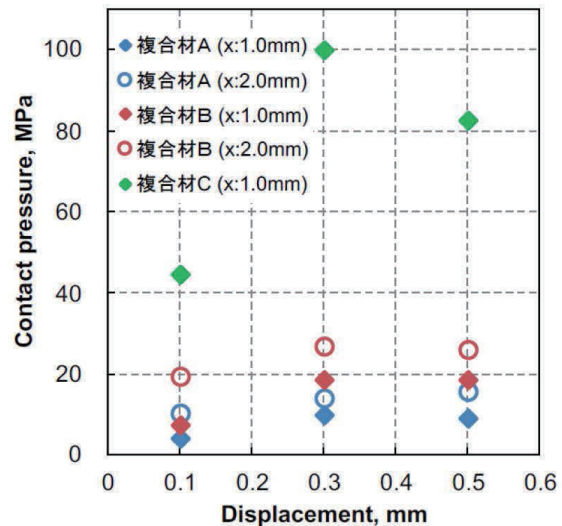
粉塵埋没真空中摩擦試験

表5 シール性の可否

複合材 No.	カラー 厚み	押し込み量		
		0.1 mm	0.3 mm	0.5 mm
A	1 mm	×	×	×
	2 mm	×	×	○
B	1 mm	×	×	×
	2 mm	○	○	○
C	1 mm	×	○	○
	2 mm			○

- 押し込み量をきちんと設定すれば
A, B, Cの全種類が使用可能
- 複合材CはABと比して硬度が高く
薄い材料でもシール性を確保可能

※右図は構造数学モデルを用いた
面圧の解析結果

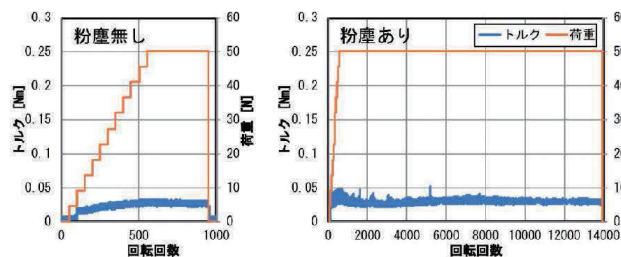


②軸受用簡易シール

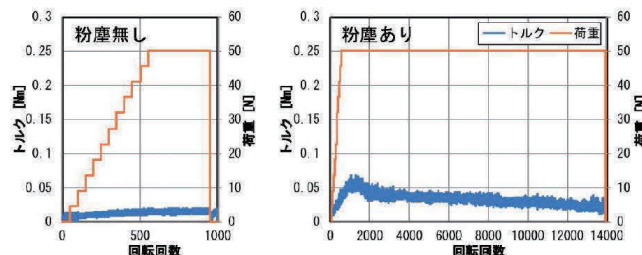


粉塵埋没真空中摩擦試験

複合材A
厚み: 2 mm
押し込み: 0.5 mm



複合材B
厚み: 2 mm
押し込み: 0.1 mm

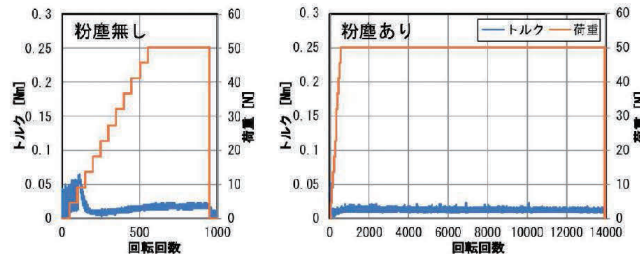


②軸受用簡易シール



粉塵埋没真空中摩擦試験

複合材 C
厚み: 1 mm
押し込み: 0.3 mm



- PTFE をベースとする複合材 A, B では, 粉塵の有無によらず低トルク安定
- PEEKベースの複合材 C では, 試験開始直後にトルクが増大するものの, その後は低下・安定 ⇒ 移着膜が形成されれば安定する
- 内輪端面とすべらせた方が, 外輪端面とすべらせた場合より低トルク ⇒ いずれも内輪滑りで評価している
- 特に複合材 C では, 0.2Nm以下の低トルクを達成
- ※ 極低温での試験を準備中
(材料単体のローラー-オン-プレート極低温試験は実施済)

試験技術ワークショップ 2019/12/12

17

まとめ



- 月面で使用する駆動機器を粉塵（レゴリス）から守るため, メカニカルシールをはじめとフェイスシールについて, 真空粉塵環境でそのシール性とトルクを評価し, さらなる性能向上に向けた取り組みを行った。
- ドライブシャフト等の主軸用シールとして, 溶接ベローズを用いたメカニカルシールの評価を実施した。摺動材料としてSiC/SiCの組み合わせを採用し, 二硫化モリブデン焼成膜で潤滑した結果, 粉塵に対する優れたシール性と約 0.02 Nm の低トルクを得ることができた。
- 粉塵に接する箇所使用する軸受用の簡易シールとして, カラーシールの真空粉塵環境下での評価を実施した。軸受内輪の端面をシール面として摺動させる方式で, 材料の選択, カラーの厚みや押し込み量の調整により低トルクで耐久性を有するシールの実現に成功した。
- 今後, シール機構全体としての極低温試験を実施し, 極低温環境化での有効性を検証する。

試験技術ワークショップ 2019/12/12

18

質疑応答

質問者①

ご講演ありがとうございました。極低温環境で検証をされるということについての質問です。極低温環境では熱収縮など様々な課題があると思いますが、一番課題と認識されているものについてお聞かせください。

発表者

フェイスシールは、径が変化したとしても、接触面自体が当たっていれば、大きな問題ではないです。それよりも、冷たくなり樹脂が固くなることによって、面圧が変化し、トルクが大きくなることや潤滑状態が変わって摩耗が大きくなることが課題として挙げられます。発表中で登場した 3 種類の材料については、単体の極低温摩擦試験を実施しており、試験結果から上手くいくという見積は得られています。ただし、砂との干渉がある状態での動作の検証は行っていないので、今後実施していく予定です。

質問者②

まず、試験で用いられた模擬砂の粒度等の情報をお聞かせください。
また、固定された軸を回して試験を実施されてたと思いますが、実際の使用環境では軸に振動が発生すると思います。これらの差異についてご認識をお聞かせください。

発表者

一つ目の質問に関して、模擬砂は市販のものを購入しています。平均粒形は 70 ミクロンです。月の砂は、月の海と陸で厳密には粒度分布が違いますが、用いた砂は、より細かいと考えられる海を想定した模擬砂を採用しています。二つ目の質問については、軸にラジアル方向の荷重をかけて試験を実施していますが、軸の振動はさせていません。振動による荷重はシールの押しあて力よりも十分に小さいと予想はしておりますが、詳細な計算を行っているわけではなく、今後の課題でして、いずれその結果も共有できればと思っております。

5.2. 機械学習を利用した宇宙開発の新展開

宇宙航空研究開発機構

研究開発部門

第三研究ユニット

堤 誠司 氏

第17回試験技術ワークショップ@筑波宇宙センター

機械学習を利用した宇宙開発の新展開



2019/12/12

JAXA 研究開発部門
第三研究ユニット (JEDIセンター)
○堤誠司, 加藤博司

1



Outline

1. JAXA/研開/第三研究ユニット(JEDIセンター)の紹介
2. AI技術とは？
3. 機械学習を利用した宇宙開発の新展開
4. まとめ



2



JAXA/研開/第三研究ユニット (JEDIセンター)

ユニット長：嶋英志 博士

2019年10月現在 職員35名 (出向, 招聘, プロジェクト研究員を含む)

研究テーマ1 ソフトウェアエンジニアリング

システムやソフトウェアの論理領域の仕様/設計を可視化し, 論理的/効率的に検証する。

研究テーマ2 数値シミュレーション

数値シミュレーション技術を用いて, 革新設計・ミッションを創出する。

研究テーマ3 人工知能利用基盤技術

ルール可の困難な不確定性の高いシステムの環境状況把握と最適自律制御, また自己診断を実現する。

研究テーマ4 システムレベル設計・検証技術

論理と物理を融合させた複合モデルベースデザイン技術を構築し, 未経験のミッション実現に向けたシステム設計を行う。

JAXA's Engineering & Design Innovation Center

3



AIとは??

- 現在, AIは科学技術の大きなトレンドの1つである。
- 今日では, 確立統計的手法, 機械学習, 深層学習, 深層強化学習をすべて“AI”と言われているように見受けられる。まさにbuzzword。
- 乱用にはご注意ください！！

ビッグデータはもはや死語。...

#Wikipediaより

「用語自体はデータマイニングで一般的に使われてきたが、2010年代に入ってある種のトレンドを示すキーワードとして、新聞・雑誌などでも広く取り上げられるようになってきた。」

- AIというキーワードもそろそろ死後になるはず。



4



なぜ機械学習がもてはやされている？

- 深層学習(deep learning)が画像識別¹⁾、音声認識²⁾、自然言語処理といった分野でそれまでの性能限界を大幅に凌駕した。
- AlphaGoなどに代表される深層強化学習³⁾も、人間に対して圧倒的な性能を示した。
- 特定の分野でパラダイムシフトが起きた。



Deep Q-Network (DQN)³⁾



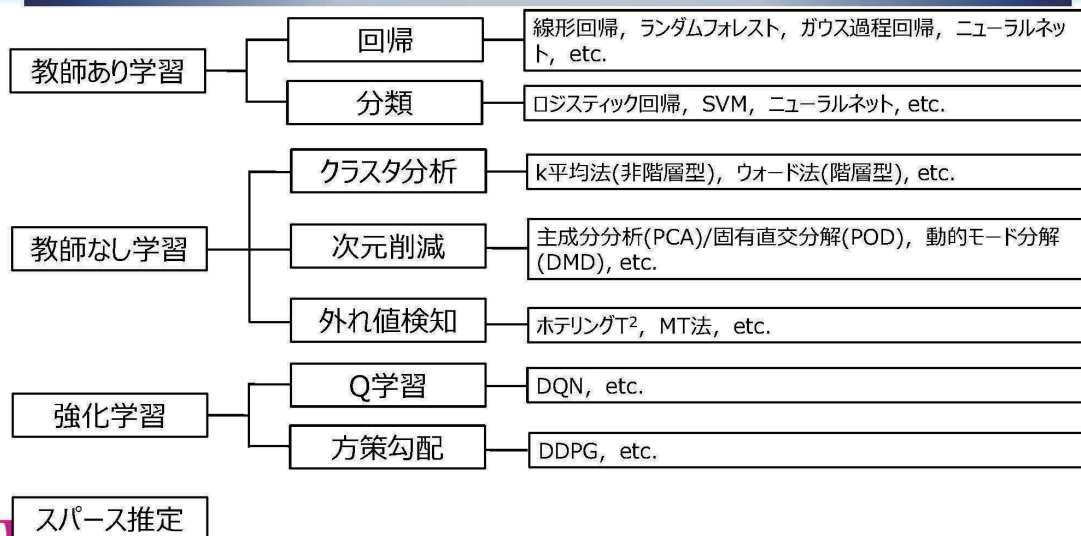
1) Hinton, G..E., and et al., IEEE Signal Processing Magazine, 29(6), (2012), pp. 82-97.

2) Krizhevsky, A. and et al., Advances in Neural Information Processing Systems (NIPS), 25 (2012), pp.1097-1105.

3) Mnih, V., and et al., Nature, Vol.518(7540) (2015), pp.529-533.



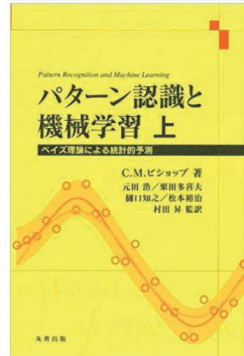
機械学習の分類



注：必ずしもこれだけではない



機械学習



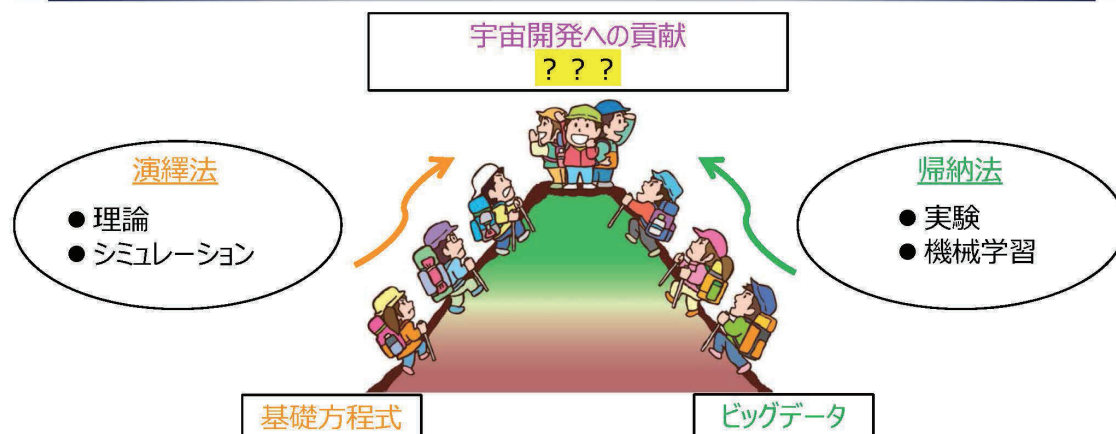
- 機械学習については2006年に既に体系的な教科書が出版されている。実はそれほど最新技術ではない(!?)
- この機械学習に、**深層学習**、**深層強化学習**が組み合わさって、現在主流の機械学習が構成されている。

JAXA's Engineering & Design Innovation Center

7



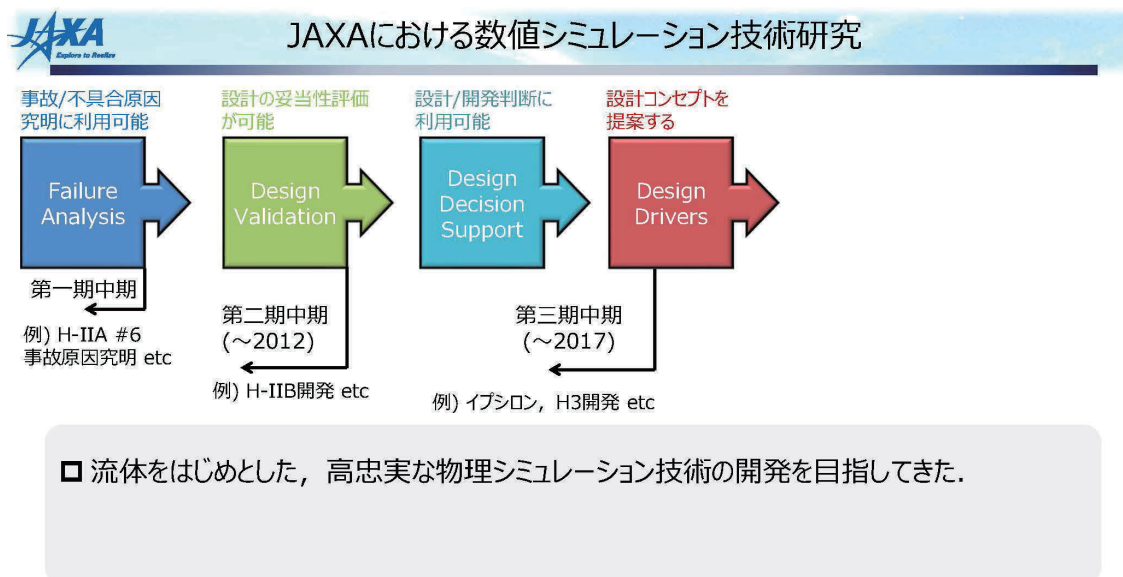
数値シミュレーションと機械学習



- 理論・シミュレーションは、基礎方程式を基にして**演繹的**に現象解明を目指す。
- 機械学習は大量データを解析して**帰納的推論**を行うのが特徴。(データ駆動型アプローチ)

JAXA's Engineering & Design Innovation Center

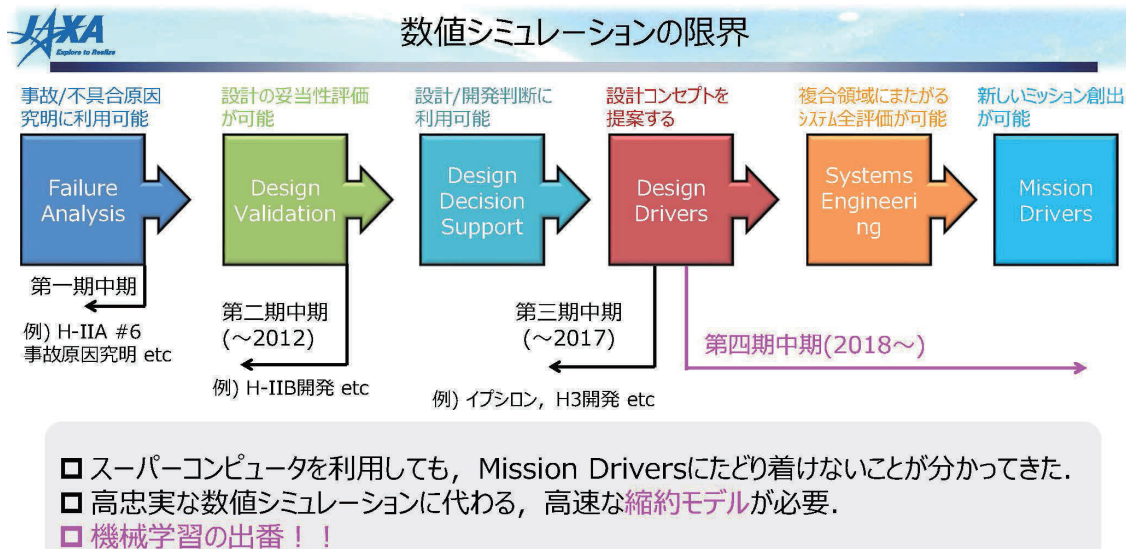
8



#参考 Analysis, Simulation & Systems Engineering Strategy initiative (ASSESS)レポートより
<http://www.assessinitiative.com/wp-content/uploads/The-Changing-Role-of-Simulation-and-ASSESS-NAFEMS2015.pdf>

9



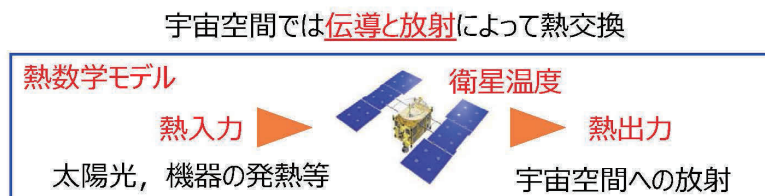


#参考 Analysis, Simulation & Systems Engineering Strategy initiative (ASSESS)レポートより
<http://www.assessinitiative.com/wp-content/uploads/The-Changing-Role-of-Simulation-and-ASSESS-NAFEMS2015.pdf>

11

機械学習を利用した縮約モデルの開発事例

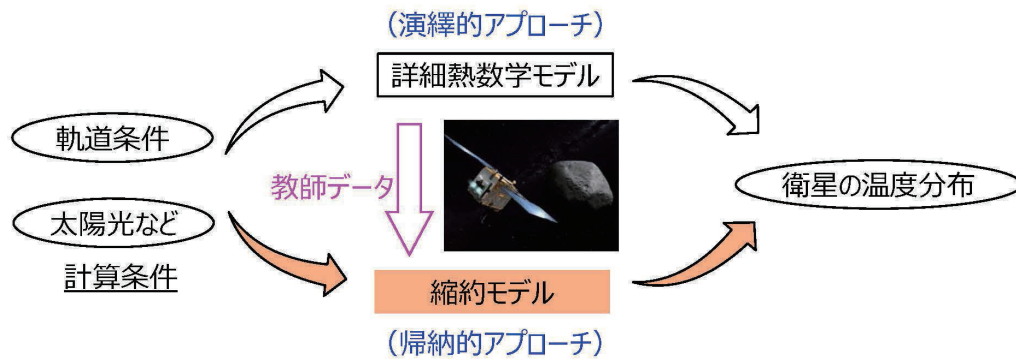
- ❑ 従来, 人工衛星の熱環境は熱数学モデルから計算されるが, 計算コストが高いのが課題だった.
- ❑ 機械学習を利用すれば, 計算コストが抜本的に改善する縮約モデルを作成できると期待された.



12



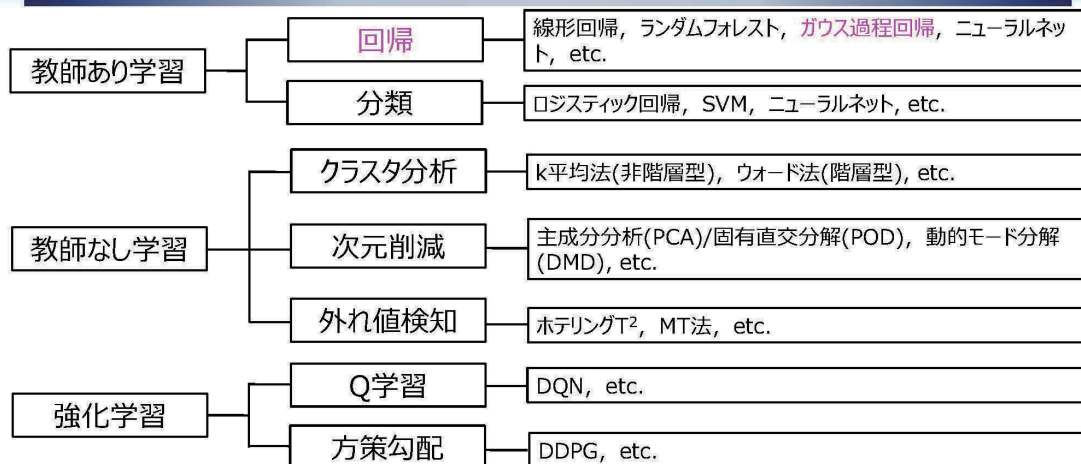
衛星熱解析における縮約モデル



13



機械学習の分類



スパース推定

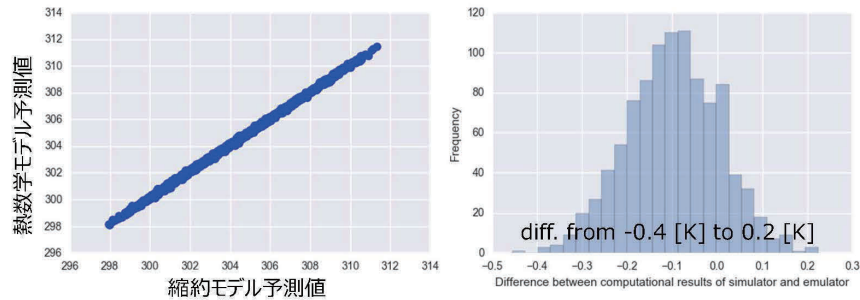
注：必ずしもこれだけではない

14



予測精度@eATOMS

- 熱数学モデルから計算した35ケースの教師データを利用し，縮約モデルを作成．
- 1001ケースで縮約モデルの予測精度を評価．



1001ケースにおける予測精度比較

予測精度差のヒストグラム

縮約モデルは熱数学モデルと比較して精度はよい．



15



計算速度@eATOMS

1001ケースにおける計算コスト比較

- 衛星熱数学モデル: 21600 [s]
✓ 計算時間: 21600 [s]
- 縮約モデル: 781.5 [s]
✓ 縮約モデル作成: 780 [s] (教師データ×35セット)
✓ 計算時間: 1.5 [s]

縮約モデルは約30倍高速！！

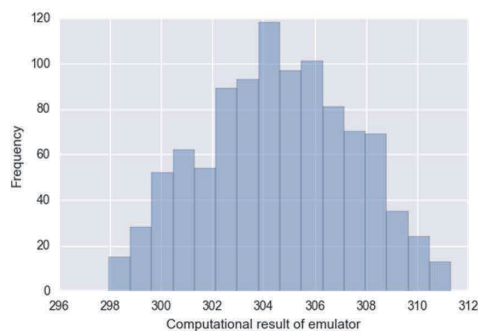


16



eATOMS温度マージンの設定

軌道上での内部パネル温度分布の予測



最大値 : 311.26 [K]
 最小値 : 297.98 [K]
 差 : 13.29 [K]

縮約モデルを利用し、様々な解析条件(軌道、太陽光など)での温度マージン設定が高速に可能となった。



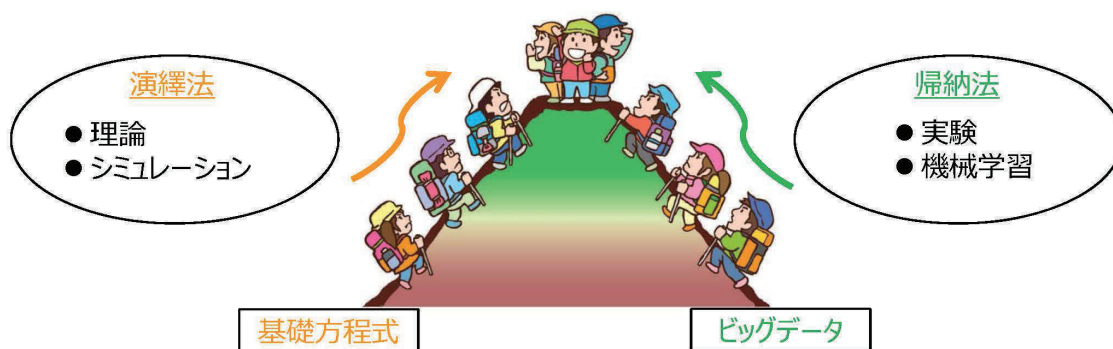
17



機械学習の利用による新展開

宇宙開発への貢献

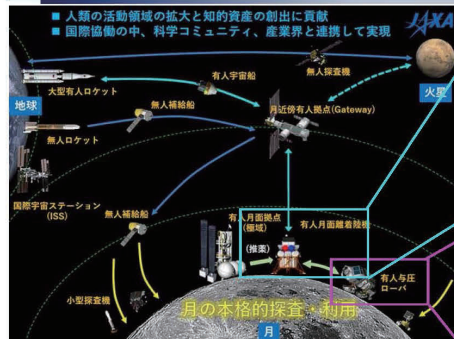
1. ミッション創出を可能とするシミュレーション技術
2. ???



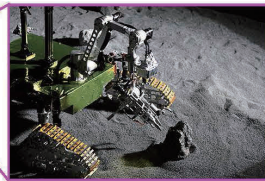
18



JAXAプロジェクト・社会のニーズ



月Gateway



惑星探査機・ローバー

- 深宇宙探査や、月Gatewayにおける再利用有人往還システムや水探査、科学観測ローバの実現において、地上運用に頼らない**自律化**がキーワードである。
- ポストISSにおけるコスト削減対策、民間も含めた地球観測衛星の低コスト化と利用拡大促進、また宇宙に限らずSociety 5.0で期待される経済発展と社会的課題の解決を両立に向けても、**自律化**がキーワードである。



19



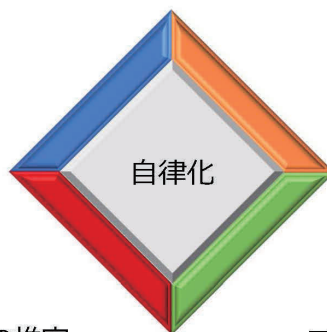
自律化に必要なキー技術

01 モニタリング

- センサ配置最適化

02 状態推定

- 現在の自己・周囲環境の推定
- 近未来の自己・周囲環境の推定



04 プランニング・制御

- 最適経路探索
- SOEの自動作成
- 最適制御

03 状態判断

- 故障予知・診断
- ミッション達成に向けた状況判断



20



自律化へのキー技術と課題

これまで or 現在進行中

- バイズ最適化を利用した衛星熱数学モデルコリレーション
- 大気密度モデル推定
- DNNを使った船舶画像識別と衛星への搭載
- 故障検知・診断・予知
(電動バルブ・アクチュエータ, 再使用ロケットエンジン, 宇宙機推進系など)
- 要素技術研究: データ同化, モデル予測制御, 強化学習, 多目的最適化など

自律化への技術課題

1. 自律システムの信頼性・安全性保障
2. 搭載計算機を使い, リアルタイム予測が可能なシミュレーション技術(縮約モデル)の開発



東京大学-JAXA社会連携講座
フロンティア宇宙工学研究拠点にて研究活動を開始。

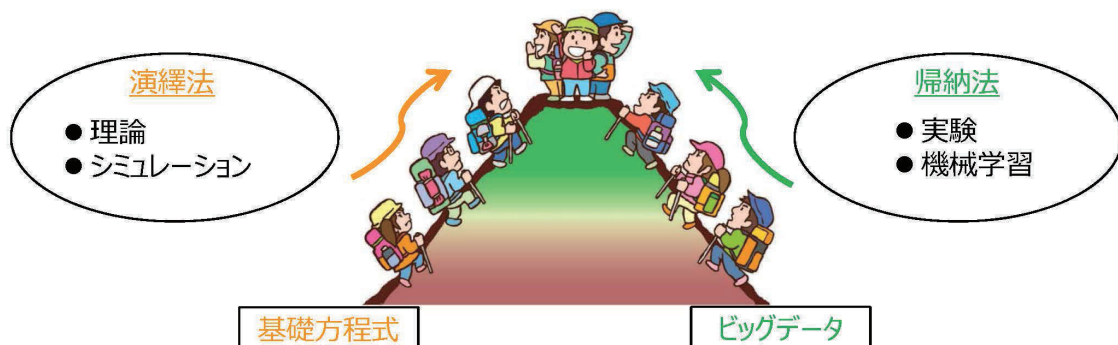
21



機械学習の利用による新展開

宇宙開発への貢献

1. ミッション創出を可能とするシミュレーション技術
2. 自律化



宇宙開発におけるゲームチェンジャー技術(=JAXAのコアコンピタンス)の開発を目指す。

22

質疑応答

質問者①

ご発表ありがとうございました。質問ではなく感想とコメントになりますが、基本から課題まで隅々ご紹介いただきまして大変勉強になりました。20 年前になりますが実は私も大学にいた際に機械学習を使って故障診断をやっていました。当時からの疑問として、うまくできた場合でも、何故できたのかということがブラックボックスで、あまり進めることができなかったのですが、今になって大変ブームになっていて少し後悔しています。我々も、理論ベースで例えばコンポーネントとか宇宙機の環境試験において、故障のデータはあるのですが、理論だけで追っかけて行くとなかなか分析ができない。故障も実際に装置の蓋を開けてみないと分からないという状況ですが、この課題解決に機械学習を使って学習により判断できるのではないかと、若手職員も含めて勉強を始めているところです。これから我々の考えていることも含めて、色々ご協力いただければと思っております。

発表者

ありがとうございます。我々も故障検知技術などを自分たちで作リ特許も出している中で、是非使っていただければと思っています。幅広くディスカッションさせてください。試験ユニットではご自身でデータを扱われているので、データの質を重要視されていると思うのですが、結構良くあるのが、データがあるから一緒にやりませんかといわれて見ると、質が芳しくなかったりですとか、センサの位置が毎回変わっていて使えないデータであったりですとか、やはりデータの質というのは重要なと思っています。皆さん色々なデータはお持ちだと思うので、議論させてください。

質問者②

大変勉強になりました。ありがとうございました。信頼性をどう考えるかということは大変だなと思います。今後の進め方として、例えば自律化を挙げるとすると、自律のルートを作ったときにそれが信頼性が高いのか低いのかといった判断は、古典的な模擬環境をいくつか作って検証するといった方法をとるのか、信頼性の定義自体をいじるといったトップダウン的なアプローチもありうるのか、その辺はいかがでしょうか。

発表者

すみません。分かりません。やはり難しく、例えばディープラーニングの画像に関して今信頼性の議論を行っているのですが、その中で、例えば手書き文字の認識で 1 から 9 の文字をディープラーニングで識別していくという場合に、学習データとして用意したデータがきちんと予測したいデータを包含していたかという検証について、段々こうすれば良いということが分かってきました。ただそれがこういうものに直接適用しようとした時に適切かということはまだちょっと分からないので、そこはアイデアから変えていくべきなの

かということを含めて、JAXA の色々な部署の方と議論していかないと我々だけでは答えが出ないかなと思っています。色々協力させていただければと思います。

5.3. イプシロンロケット複数衛星搭載構造の開発について

宇宙航空研究開発機構

宇宙輸送技術部門

イプシロンロケットプロジェクトチーム

伊海田 皓史 氏



イプシロンロケット 複数衛星搭載構造の開発について

国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構
宇宙輸送技術部門 イプシロンロケットプロジェクトチーム
伊海田 皓史

第17回 試験技術ワークショップ
2019年12月12日(木) 筑波宇宙センター



発表内容

▶ イプシロンロケット 機体概要

▶ 複数衛星搭載構造の開発

▶ フライト結果

▶ 結論

イプシロンロケット 機体概要

イプシロンロケットの目指す姿

イプシロンロケットはペンシルロケット以来の日本独自技術を継承する固体ロケットであり、以下のような姿を目指して段階的な開発を実施している。

- **固体ロケット技術全般を進化させること**
- **ペイロード要求を実現すること(打上げ能力や搭載環境条件)**



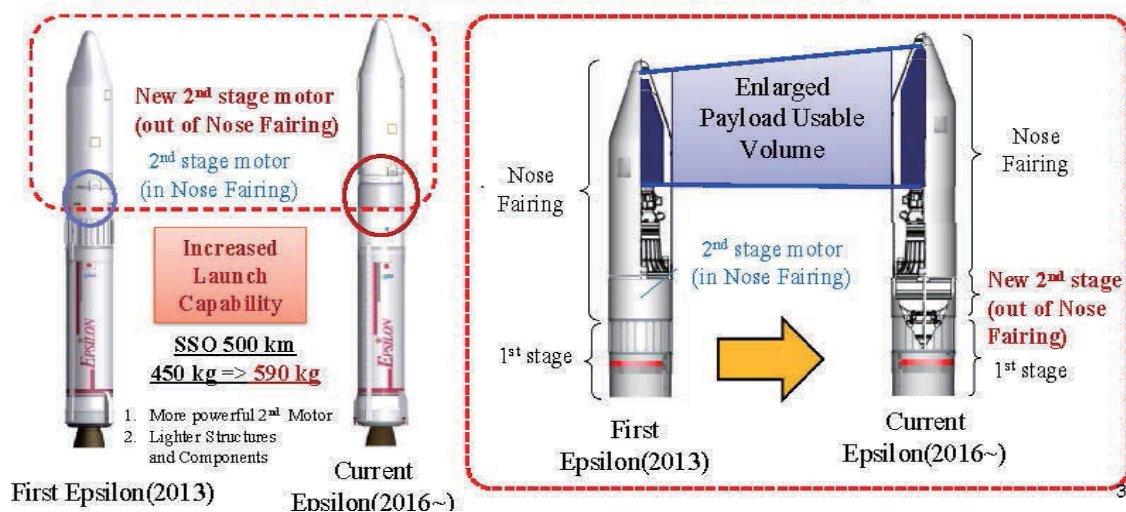
2

イプシロンロケット 機体概要

ロケットシステム設計(強化型イプシロンロケット)

強化型イプシロンロケット開発を経て、以下を達成した。

- ▷ **打上げ能力の向上(SSO500kmに約600kgの衛星を投入可能)**
- ▷ **ペイロード包絡域の拡大(2段エクスポーズ化により達成)**

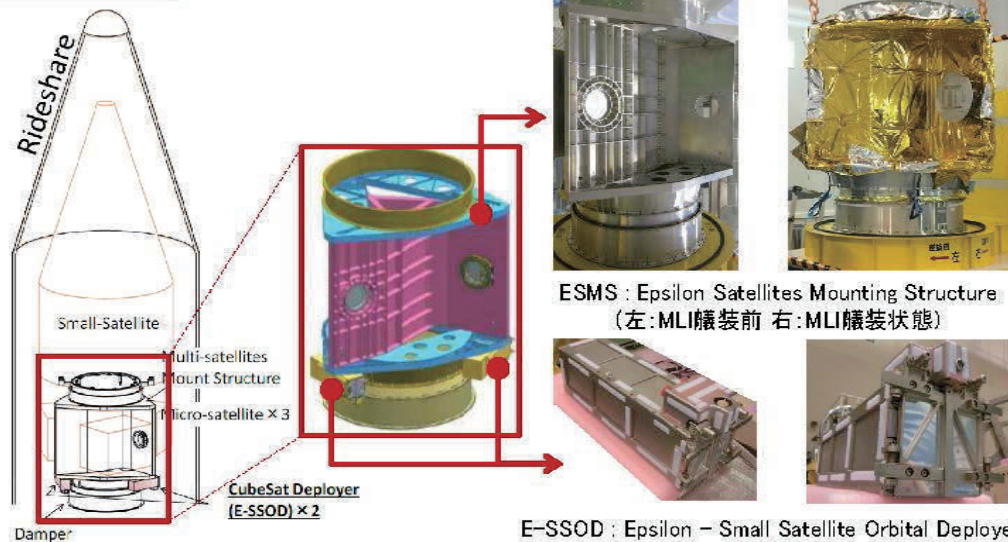


3

イプシロンロケット 機体概要

複数衛星搭載能力の獲得

複数衛星打上げのため、**複数衛星搭載構造(ESMS)**と**キューブサット放出装置(E-SSOD)**を開発した。



発表内容

▶ イプシロンロケット 機体概要

▶ 複数衛星搭載構造の開発

▶ フライト結果

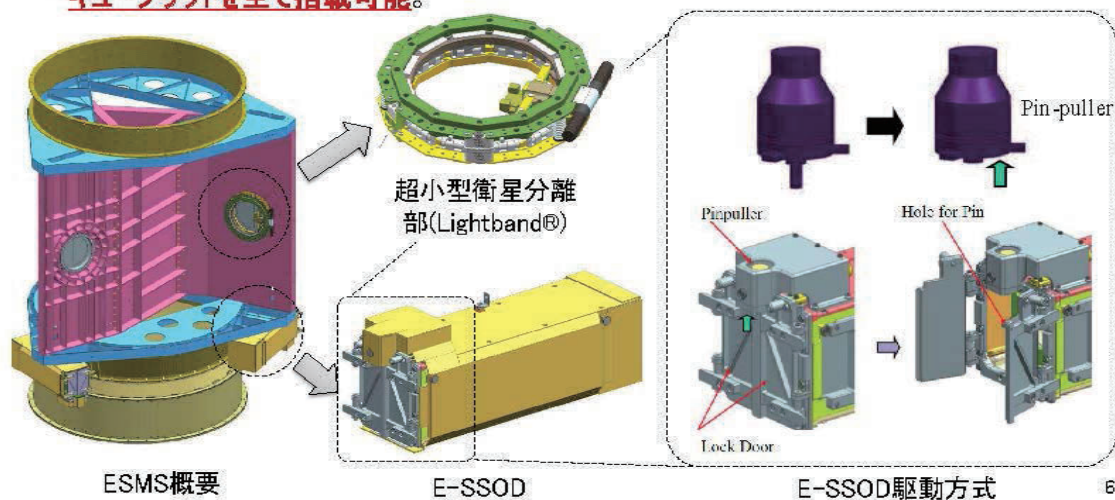
▶ 結論



複数衛星搭載構造の開発

設計思想

- ▷ ESMSは200kg級衛星 × 1、60kg級衛星 × 3およびE-SSOD2式を搭載可能。
- ▷ 衛星分離部は**全て非火工品方式の分離機構**とし、衛星搭載環境を緩和した。
- ▷ E-SSODの機械的I/Fは“CubeSat Design Specification Rev.13”準拠しており、**標準的なキューブサットを全て搭載可能。**

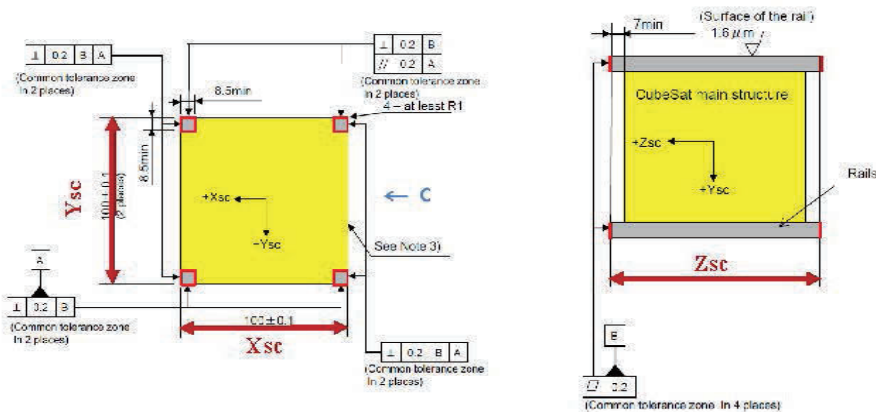


複数衛星搭載構造の開発

E-SSODとキューブサット放出装置のインタフェース

- ▷ キューブサットの機械的インタフェースは以下の通り(最大3Uまで搭載可能)

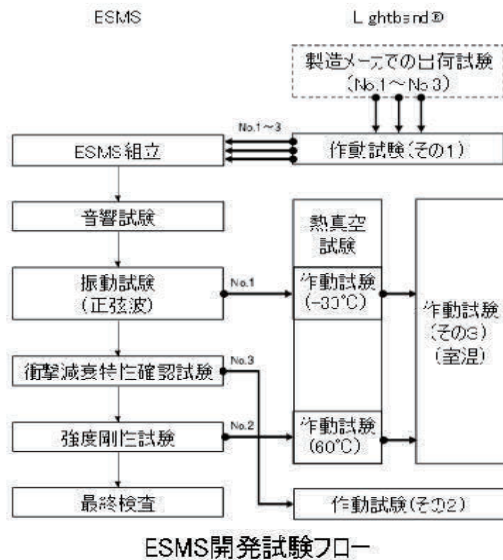
	Exterior Dimensions of PL main structure (including rails)			Rail Dimensions
	Xsc	Ysc	Zsc	
CubeSat 1U			113.5 ± 0.1 mm	at least 8.5 mm square
2U	100 ± 0.1 mm	100 ± 0.1 mm	227.0 ± 0.1 mm	
3U			340.5 ± 0.3 mm	



複数衛星搭載構造の開発

開発試験

- ▷ 新規設計のESMSおよびE-SSODの設計の妥当性確認のため、イプシロンの搭載環境に対する検証試験を実施した。



SITE 1600m3音響試験設備で実施(後述の通り2度)



ESMS音響試験
(ダミー衛星搭載)



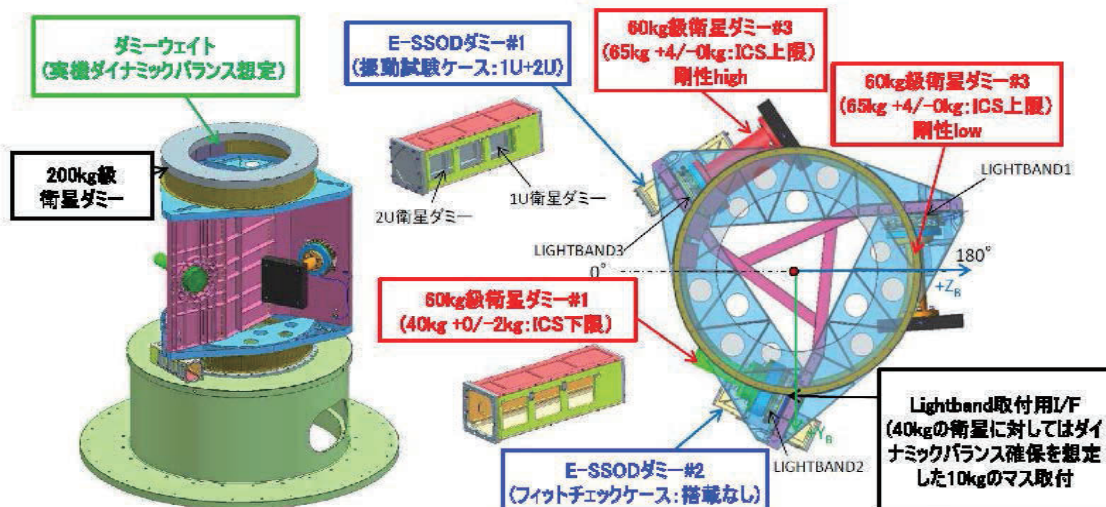
ESMS振動試験

8

複数衛星搭載構造の開発

開発試験 特記(音響試験@SITE1600m3音響試験設備)

- ▷ ESMS各部・60kg級衛星取付部・E-SSOD取付部の応答、および超小型・キューブサットのI/Fであるランダム振動特性適合性確認のため音響試験を実施した

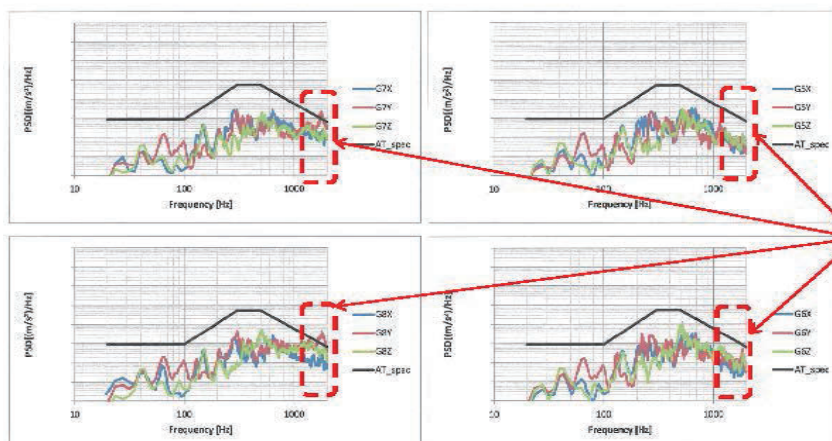
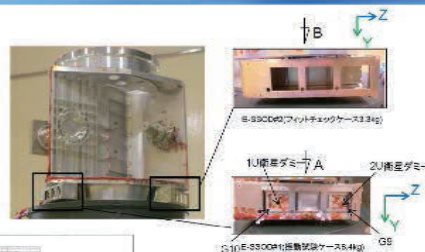


9

複数衛星搭載構造の開発

開発試験 特記(続き)

- ▷ E-SSOD取付部で「3U(1Uと2U)搭載」「搭載なし」の2形態の間の応答に下記の通り差異が確認された。
- ▷ 特にロケット機軸Y軸方向(定性的には質量が大きい3Uが応答は小さくなる想定)



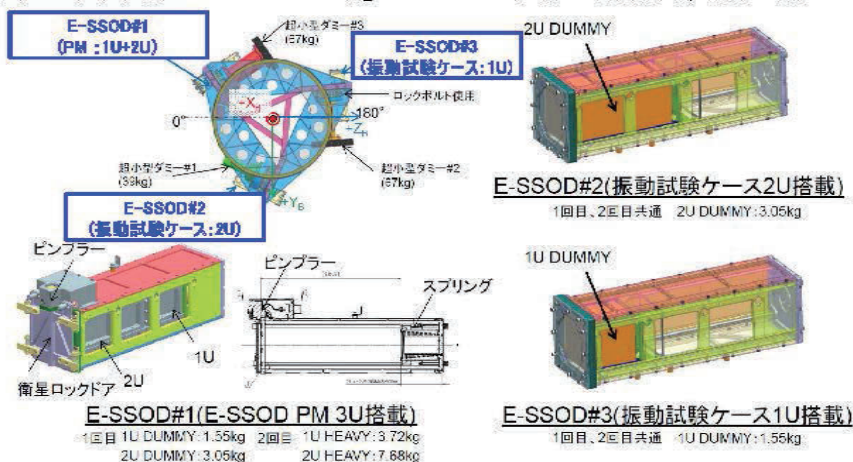
1500Hz付近でE-SSOD取付部の応答が異なる(特にロケット機軸方向のY軸に顕著)

10

複数衛星搭載構造の開発

開発試験 特記(続き)

- ▷ 前述の結果を踏まえ、事象の特定、「1U/2Uのみ」搭載時のE-SSOD取付部の環境条件の取得、およびキューブサットのI/F適合性を目的とした追加音響試験を実施した。
- ▷ 追加試験ではリフトオフ時慣性力(2.5G)によるE-SSOD取付部/キューブサット環境条件への影響(ガタによる衝突的な加速度印加の低減の影響)を確認するため、質量を2.5倍したキューブサット(1U/2U HEAVY)をE-SSODに収納した試験も実施した。



11

複数衛星搭載構造の開発

開発試験 特記(続き)

▷ E-SSOD(振動試験ケース、PM)へのキューブサットダミーの格納状態を以下に示す。

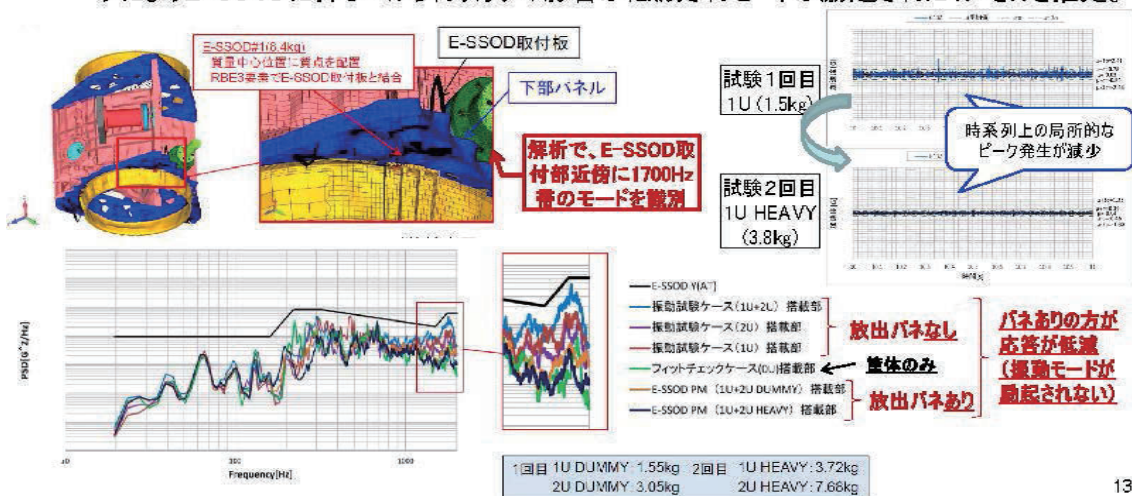


12

複数衛星搭載構造の開発

開発試験特記(続き)

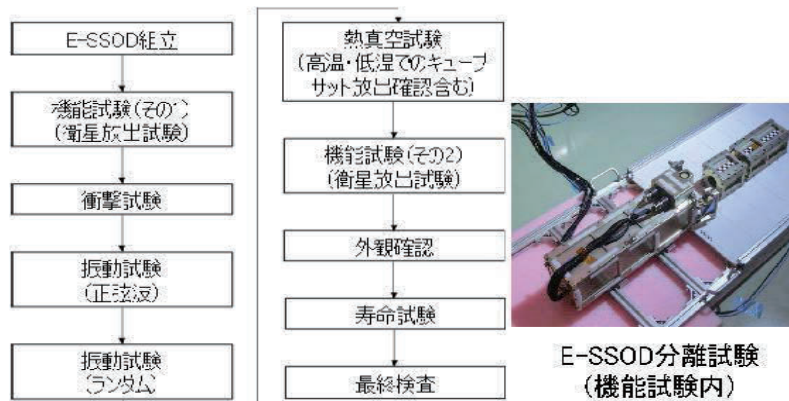
- ▷ 高周波応答増大は全E-SSOD取付部において再現(ただしレベルに差異がある)。
- ▷ 原因はE-SSOD取付部のローカルな振動モードによると推定。
- ▷ 振動試験ケースと比較してPMの応答が小さいのは、PM内のキューブサットダミーはスプリングによりE-SSODに押しつけられ、ガタの影響が低減されモードが励起されにくいと推定。



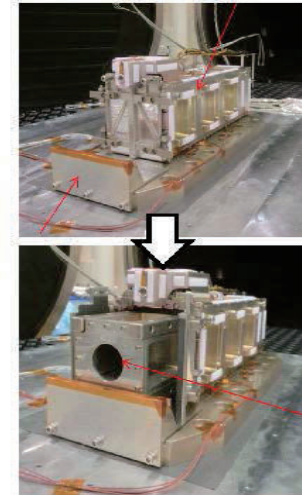
13

複数衛星搭載構造の開発

開発試験(E-SSODの開発)



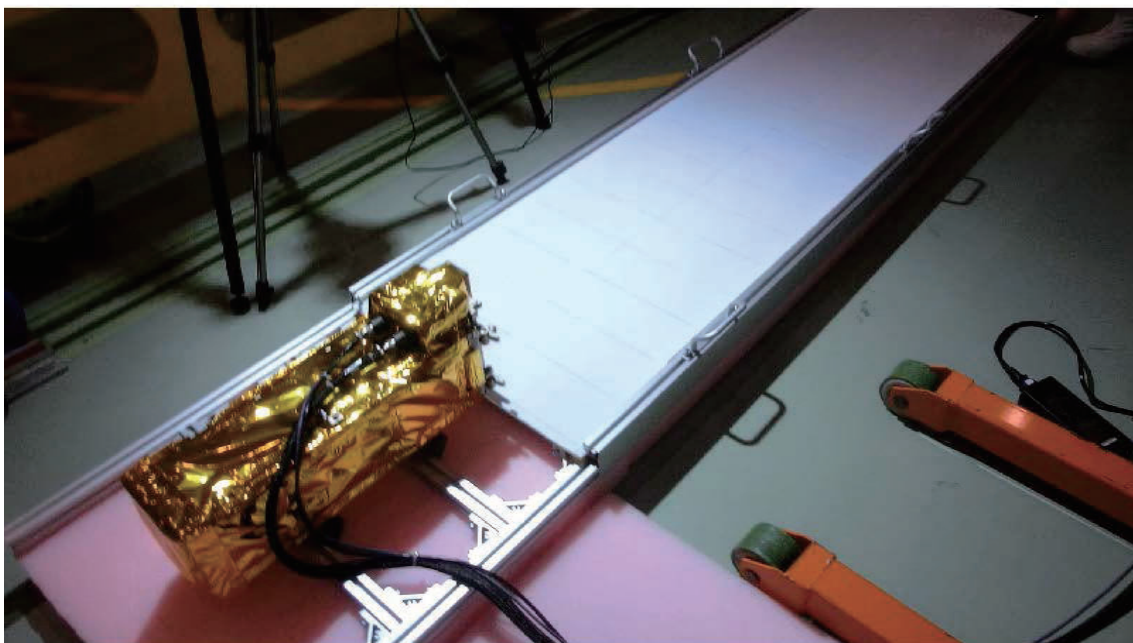
E-SSOD開発試験フロー



E-SSOD分離試験
(熱真空試験内)

14

複数衛星搭載構造の開発

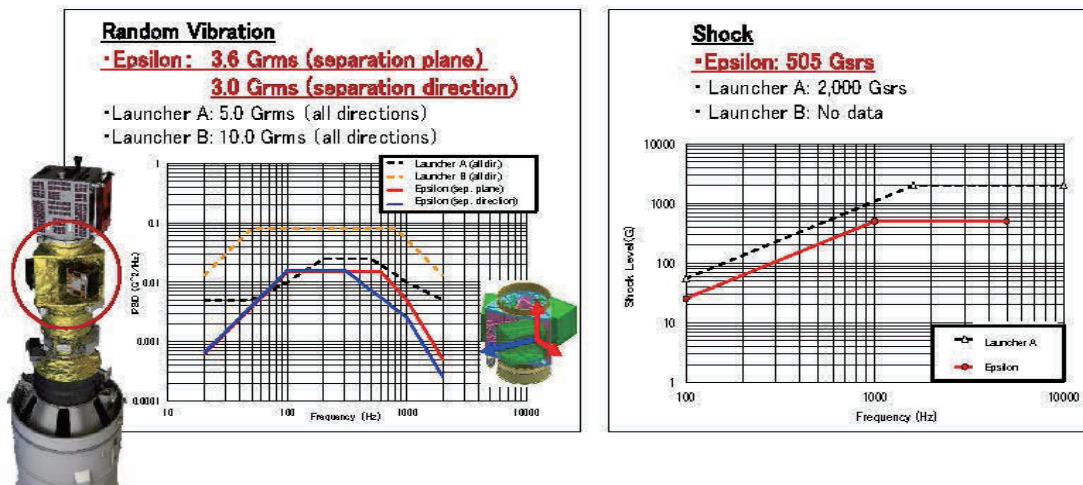


15

機械的環境条件(60kg級衛星)

60kg級衛星の機械的環境条件(ESMSへの搭載)

- ▷ 機械的環境条件のうち、60kg級衛星設計において、一般的に設計標定となるランダム振動条件と衝撃条件を以下に示す。
- ▷ 以下に示す通り、**60kg級衛星に対し世界最高水準の搭載環境を実現**した。



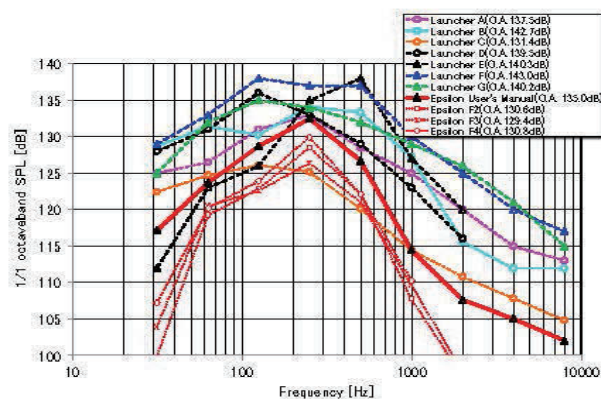
16

機械的環境条件(60kg級衛星)

60kg級衛星の機械的環境条件(続き)

60kg級衛星に対して、世界最高水準のランダム振動環境条件を設定できた技術的な背景は以下の通り。

- ▷ ランダム振動を励起する**フェアリング内部音響環境が小さい(下図)**
- ▷ **試験機開発・強化型開発の開発知見を活用し、類似のリブパネル構造部のランダム応答と面密度の関係性を評価**。60kg級衛星の搭載パネル上の応答を低減するために、十分な面密度と剛性を確保した。

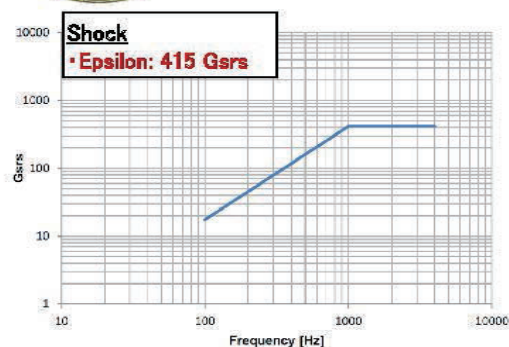
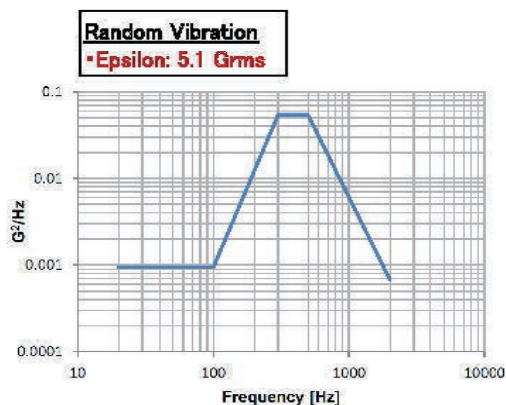
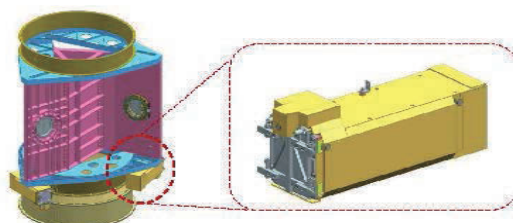


17

機械的環境条件(キューブサット)

キューブサットの機械的環境条件(E-SSOD内の衛星)

- ▷ 機械的環境条件のうち、キューブサット設計において、一般的に設計標定となるランダム振動条件と衝撃条件を以下に示す
- ▷ **両条件とも60kg級衛星とほぼ同等である**

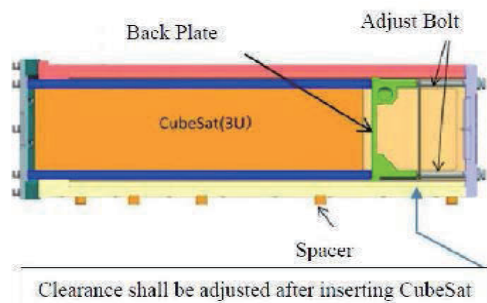


18

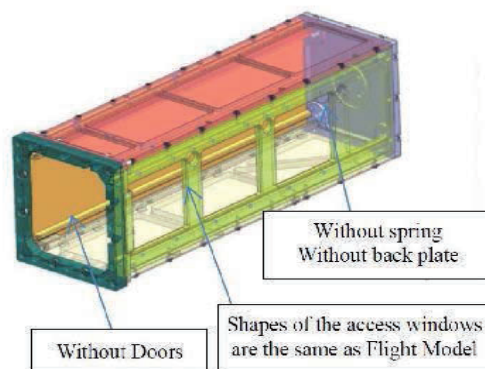
キューブサット開発用ツール(参考)

キューブサット開発用ツール

- ▷ キューブサット開発機関用に振動試験ケースとフィットチェックケースを整備した
- ▷ フィットチェックケースは機械的寸法の異常を検知できるよう、厳しい寸法公差で製造
- ▷ どちらもキューブサット開発機関に対して貸し出し可能



振動試験ケース



フィットチェックケース

19

発表内容

▶ イプシロンロケット 機体概要

▶ 複数衛星搭載構造の開発

▶ フライト結果

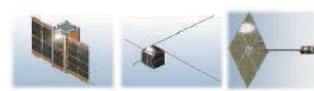
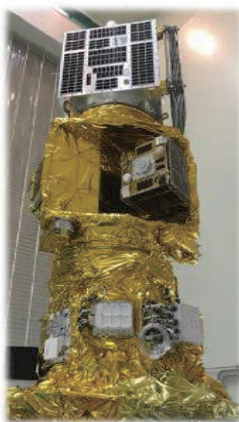
▶ 結論

20

イプシロンによる複数衛星打上げ

イプシロンロケット4号機

- ▷ 大学やベンチャー企業などが開発した7機の衛星を搭載し2019年1月18日に打上げ成功
- ▷ 各衛星をSSOに1機毎に軌道投入



CubeSats (3U, 2U, 1U)



Microsatellite x3
(60 kg class)



21

イプシロンによる複数衛星打上げ

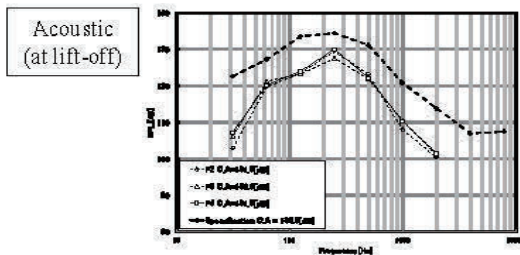
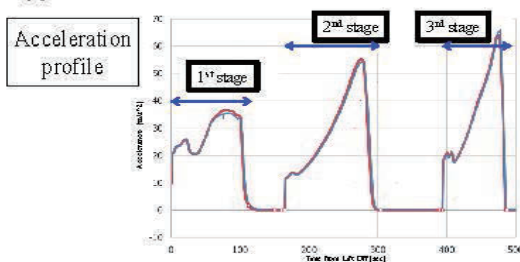
フライト結果

ペイロードインタフェース適合性

- ▷ 機械的環境条件を含む全インタフェース条件が適合していることを確認した
- ▷ 準静的加速度環境は事前予測通り(下図赤線が予測 青線が実績)
- ▷ 打上げ時のフェアリング内部音響環境は約132dBAであった(競合ロケット以下)

	Specification	Flight
Acceleration	1 st stage lat: 22.4±11.2 [m/s ²] lon: 24.5 [m/s ²]	○ lat: 33.2 [m/s ²] lon: 3.7 [m/s ²]
	2 nd stage lat: 55.0 [m/s ²] lon: 9.8 [m/s ²]	○ lat: 52.6 [m/s ²] lon: 1.9 [m/s ²]
	3 rd stage lat: 66.0 [m/s ²] lon: 9.8 [m/s ²]	○ lat: 63.3 [m/s ²] lon: 1.0 [m/s ²]
	Spin up 360 [deg/s] 90 [deg/s ²]	○ 173.4 [deg/s] ○ 37.1 [deg/s ²]
Acoustic	135.0 dB O A SPL	○* Estimated from external acoustic
Random vibration	Shown in previous slide	○* Estimated from external acoustic
Shock	Shown in previous slide	○* Estimated from development test

○ within the specs



フライト結果

衛星開発機関からの評価

打上げ後に各衛星開発機関から頂いたコメントを以下に示す。

▷ 環境条件

- 超小型衛星の環境は、これまでに経験したロケット(PSLV, ドニエプル)よりも良い。
- CubeSatの環境は、HTV搭載による打上げとほぼ同等で非常に良い。
- RAPIS-1の分離衝撃は、これまでに経験したロケット(ドニエプル)よりも良い。

▷ ペイロードインタフェース全般

- イプシロンでは各衛星を主衛星と同等に扱っていただいたことで、衛星質量、軌道高度、分離順序、クロッキングなど、様々な衛星要望に対応してもらえた。
(RISATとALEの分離順番を離す/ALEは軌道を大きく変更してから放出など)

▷ 軌道投入精度

- 投入軌道と事前解析の誤差が少ないため初回パスで衛星を補足でき、イプシロンの軌道投入精度はこれまでの経験(H-IIA)に比べ非常に高いと体感した。
- 超小型衛星分離時の分離レートも十分小さく衛星の初期運用を確実に行うことが出来た。

24

発表内容

▶ イプシロンロケット 機体概要

▶ 複数衛星搭載構造の開発

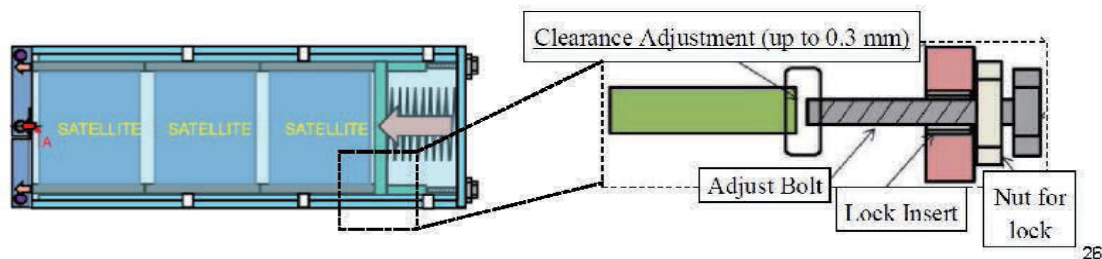
▶ フライト結果

▶ 結論

25

改善事項・将来構想

- ▷ 前述の通り、ESMSに搭載される60kg級衛星は既に世界最高水準の環境条件であるが、**キューブサットに対して更なる環境緩和を実現する**
- ▷ 環境条件緩和のプロセスは以下の通り
 - ▶ **E-SSOD開発試験結果を精査し、ランダム振動環境条件を再設定する(5.1Grms→約3.0Grms程度)**
 - ▶ 更なる将来計画として、E-SSODとキューブサット間のガタを削除するために分離方式を改善する(ガタに起因してキューブサットの開発試験時に過剰な環境を印加することを回避)
- ▷ また上記分離方式の改善にあわせ、世界的に機数の大幅な増加が見込まれる**6UサイズのCubeSatに対応可能なキューブサット放出装置の開発**を進めたい。



結論

- ▷ 複数衛星搭載構造(ESMS)およびキューブサット放出装置(E-SSOD)を開発し、イプシロンロケット4号機において複数衛星打上げ能力を実証した。
- ▷ イプシロンのコンセプトの一つは、ユーザの利便性向上であり、**機械的環境条件に関して世界最高水準の条件を実現した。**
- ▷ 今後も更なる環境条件の緩和やユーザの利便性向上に向けて、研究開発の取り組みを継続的に実施する。
- ▷ SITEの1600m3音響試験設備は、ユーザの利便性が高く、設備能力的にも代替手段がないため、プロジェクトの開発に欠かせない設備と認識しています。引き続きイプシロンロケットの開発試験において設備を使用させて頂きたいと考えます。

質疑応答

質問者①

講演ありがとうございます。もしかしたら、これは伊海田さんに聞く内容ではないかもしれませんが、ランダム振動条件が 3Grms や 5Grms である場合には、ワークマンシップエラー検出条件である 6.8Grms を下回ることになります。供試体として 6.8Grms で加振することはあるかもしれませんが、そもそもとしてワークマンシップエラーの検出に 6.8Grms というのは妥当か疑問に思っており、実は 3Grms でも十分である、というような検証に今後移っていくというような予想を輸送部門や試験ユニットでやるのでしょうか？その辺りが気になりました。

発表者

開発の中でもまさにその話は出ていて、搭載面の環境は下がったんだけど、ずっとある条件が下がないという話がありまして、正直に言うとそこに解はありません。ただ、そこまで環境条件が下がってくると止められる試験または他の試験で包絡されていたりする場合があるのではと構造系の担当者としては考え、その辺はやはり切り込んでいかないといけないのではと思っています。今後は是非一緒に議論させていただければと思います。

質問者②

ワークマンシップエラーの考え方から見ますと、まずは 7Grms で検出しますが、JAXA の衛星での考え方ですと、フライト品は AT 条件で全ての試験を行うことになっており、緩和された方がありがたい。ワークマンシップエラーの海外における考え方では、AT 条件より低いというのがほとんどで、AT 条件の代わりにリピート品や 2 機目、3 機目以降となる衛星については、条件を AT 条件より低いワークマンシップエラー検出条件まで落とすという考えになっています。3G 落とすと大きい成果になると思います。パドル等の荷重設計は約 20G となっているが、今は 10G くらいであり、静荷重が評価になると思われます。衛星メーカーとしてはどう思われるでしょうか？

質問者③

コンポーネントに対してのランダム振動試験におけるワークマンシップエラー検出と、小型衛星のような 1 つのシステムとでは検出条件が異なります。例えば、小型衛星の場合は入力が 3Gsms であっても、共振によりコンポーネントの取り付けレベルが増幅し 3Grms ではなくなります。どのくらい厳しくなるのかというところについては、構造の特性によるので一概にレベルだけではなかなか議論ができません。その場合にノッチングはできるのか？というところまで疑問は踏み込むと思われます。海外のロケットを見ても、ノッチングについては要相談と書いてあったりするので、その辺りも整理しておく必要があると思います。

ます。それから別件ではありますが、小型衛星においては、衝撃試験が苦勞している（厳しい試験を実施している）感じがしています。できれば、止められる試験は止めるという話があるので、衝撃試験を止めることができれば小型衛星メーカーとしては歓迎されると考えます。

発表者

ありがとうございます。検討していきたいと思います。今まで火工品を使用した衝撃試験においてはご存知の通り PAF-239M というものが使用されており、その場合は 2500Gsrs とか 2000Gsrs とかそういう条件がありましたが、それが 500Gsrs まで下がってきています。試験ユニットのハンドブックについても衝撃試験について記載があり、取り組んでいく必要があると感じています。

5.4. 試験技術ワークショップへの期待

宇宙航空研究開発機構

理事 今井 良一

筑波宇宙センターの所長をしております。理事の今井です。

本日は第17回試験技術ワークショップに多くの方にご参加いただき誠にありがとうございます。本ワークショップへの期待ということで少しお話しさせていただきたいと思います。皆様ご存じのように、宇宙機は宇宙に上がるために厳しい環境に耐えなければなりません、また上がったら別の厳しい環境が待ち受けています。しかもいったん上がってしまうと、だれも助けに来てくれません。そのために、確認できることは全部地上で試し、確実なものに仕上げないといけない。これはもう我々が若いころから徹底して言われてきたことでした。その結果、システム化する上でのいろいろな段階でいろいろな試験を行うこととなります。ところがフライト品を作る立場になってみると、なるべくフライト品にはストレスを掛けたくない。さらには試験にかかる工数や期間もできるだけ効率化したいという課題があります。開発においては、このように確実なものをいかに効率的に実現するかというジレンマに直面するわけです。本試験技術ワークショップの価値は、このようなジレンマの中で皆さんが工夫し、蓄えられた経験、知見を共有できるという点にあると思います。宇宙というのはどうしても経験数が少ないので、経験知を持っていたとしてもこれが有効なのか、使って良いものなのかの判断が難しい。それらをこのワークショップという場を通じてお互いに交換し、より大きな一つの知識・知見とすることで、標準に反映し、その標準をまたさらにみんなが共有し、活用することで改善して行く、良いサイクルに貢献してきたと思っています。

現在、宇宙開発はどんどん加速しています。一つには宇宙空間と言え、従来は地球から脱出して地球の周りを回っている、またたまに小惑星とか金星とか行ったりしますけれども、ほとんどは地球の周りが活動の場でした。現在は、その活動の場を広げる方向に加速しています。月に行って、さらには火星に行って、さらにはその先の資源小惑星帯を超えて外惑星までというように活動の場が広がりつつあります。そうすると、そういうところに行く宇宙機の開発、試験方法は今までの考え方だけでいいのだろうか、ということが課題になります。もう一つには、宇宙の産業的なすそ野が広がってきたということで、いろいろな方々が、様々なシステムや発想で宇宙を使おうとしていることがあります。そうすると、従来の定式化された考えに基づく試験だけで良いのだろうか、システムによってはいろいろなプライオリティの置き方があって、それに基づいた試験やシステムの作り方というのがあるのではないかという考え方が急速に広がりつつあります。そういった中において、今後の試験技術はどうあるべきか、ということも考えていかなければいけないと思います。技術的にはAIのような、人間が理解しづらいようなデータからも一種の知見を抽出できるような技術が伸びています。これを試験評価にどう生かせば良いのだろうか。また標準のような知識・知見に落とすためにはどうすれば良いのだろうか、様々な課題があるわけです。それに対して、今後は非常に短い時間の中で取り組んでいかなければなりません。その為にも、このワークショップにお集まりいただいた皆さんの経験や知見、宇宙以外の産業の方も多くいらっしゃると思いますので、そういったところの経験も、ミックスさせて頂いて、新しい試験技術、新しい試験のあり方を作っていきたいと思っています。ワークショップというのは、いろ

色々な方が集まって新しいものを作っていく場だと思っていますので、ぜひ忌憚のない意見ですとか、あるいは感想でも結構ですので、積極的にご参加いただいて、良い場に上げていきたいと思っています。今日はまだこれから興味深い発表、それからポスターセッションもございますので、ぜひ皆さんよろしくご協力のほど、お願いいたします。

5.5. ロボット安全試験センターにおける 生活支援ロボットの試験と JARI 試験設備に ついて

一般財団法人
日本自動車研究所
藤本 秀昌 氏

ロボット安全試験センターにおける 生活支援ロボットの試験と、 JARI試験設備について

一般財団法人 日本自動車研究所
JARI (Japan Automobile Research Institute)

ロボット開発支援室 藤本 秀昌

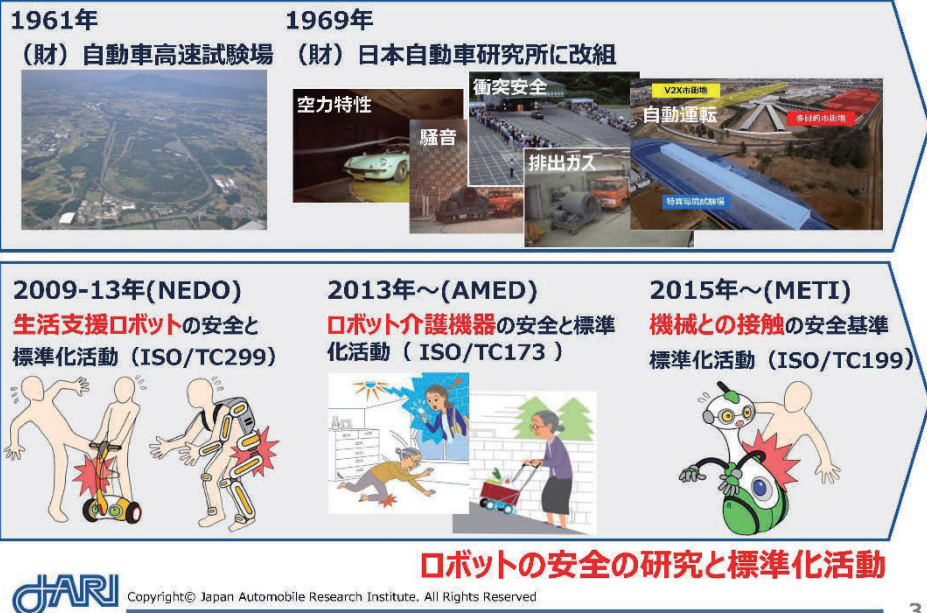


1

もくじ

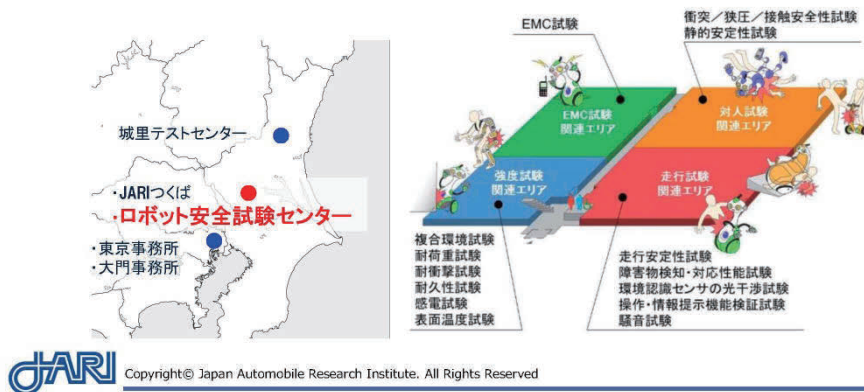
1. JARI ロボット安全試験センターの沿革
2. 同センターの機能
3. 設備と試験例

JARIのロボットへの関わり



3

JARI ロボット安全試験センターの運用開始 2018年10月



4

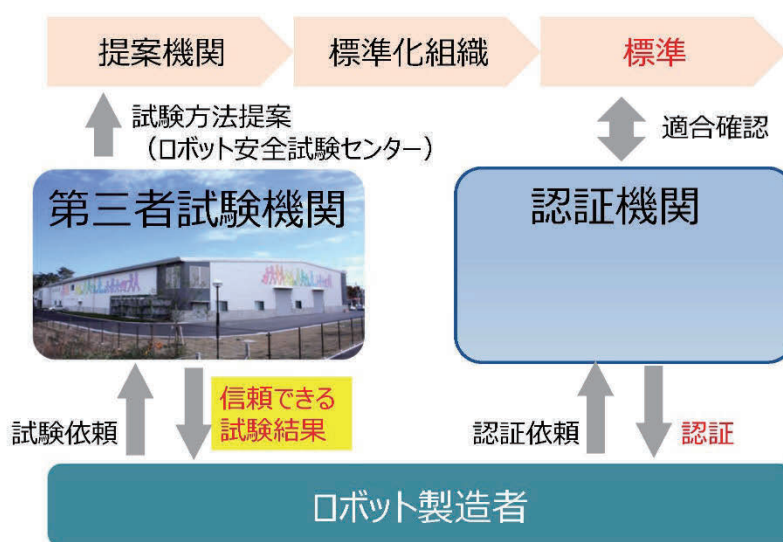
-
1. JARI ロボット安全試験センターの沿革
 2. 同センターの機能
 3. 設備と試験例



Copyright© Japan Automobile Research Institute. All Rights Reserved.

5

認証スキーム（ISO13482他）



Copyright© Japan Automobile Research Institute. All Rights Reserved.

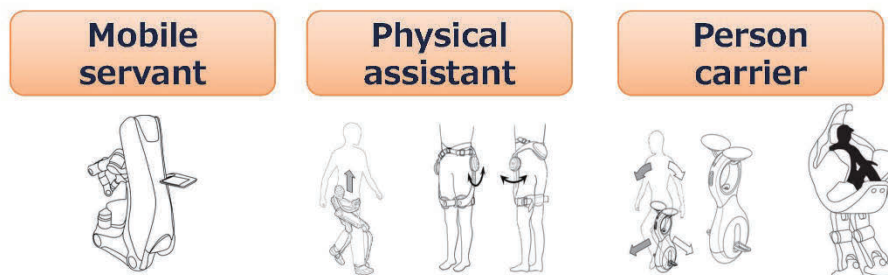
6

ISO 13482

Robots and robotic devices—Safety requirements for personal care robots

日本が提案し2014年2月1日に発行された**生活支援ロボットの安全規格**

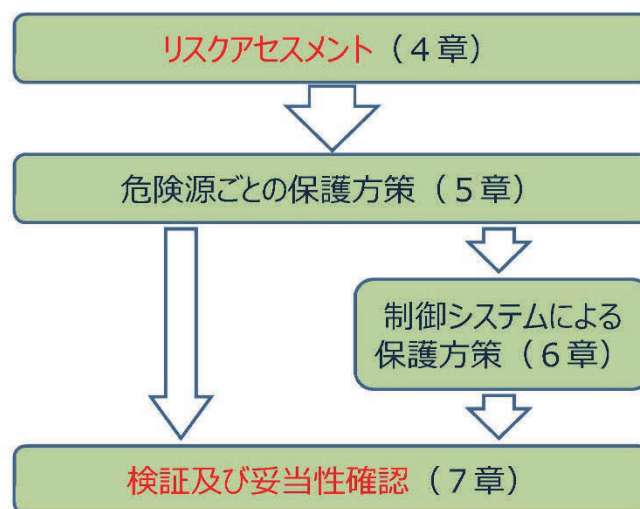
- ◆事前に安全であることを説明（リスクアセスメント）
- ◆具体的な基準値は示されない（個別の妥当性確認）



Copyright © Japan Automobile Research Institute. All Rights Reserved.

7

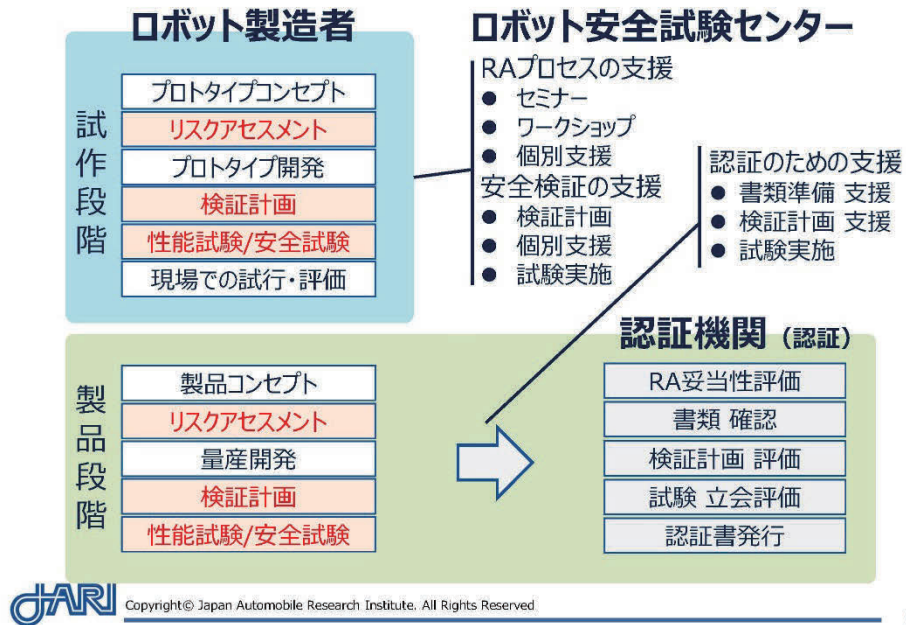
ISO 13482 の主な構成



Copyright © Japan Automobile Research Institute. All Rights Reserved.

8

コンサルティング、試験、認証サポート



9

1. JARI ロボット安全試験センターの沿革

2. 同センターの機能

3. 設備と試験例

生活支援ロボットの試験例

生活支援ロボット実用化プロジェクト(2009～2013年度) 事業原簿 公開部(1/2)
P.Ⅲ-1-132 ～ P.Ⅲ-1-246

環境条件や外的入力による安全系の故障や誤動作	①EMC試験
	②複合環境試験(温湿度・振動環境)
	③耐荷重試験／④耐衝撃試験
安定性	⑤静的安定性試験／⑥走行安定性試験
外部への放射物	⑦感電試験／⑧表面温度試験／⑨騒音試験
使用過程での安全系の故障	⑩耐久性試験
安全機能の妥当性	⑪障害物検知・対応性能試験
	⑫環境認識センサの光干渉試験
対人安全性	⑬衝突／狭圧／接触安全性試験



ISOにて審議中

ISO/DTR 23482(Under development)

Robotics -- Application of ISO 13482 -- Part 1: Safety-related test methods

Robotics -- Application of ISO 13482 -- Part 2: Application guide



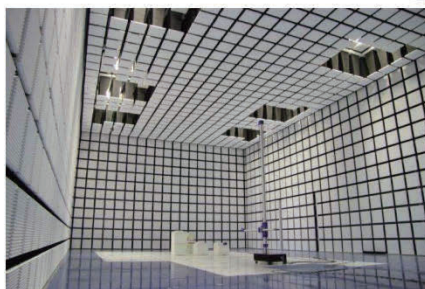
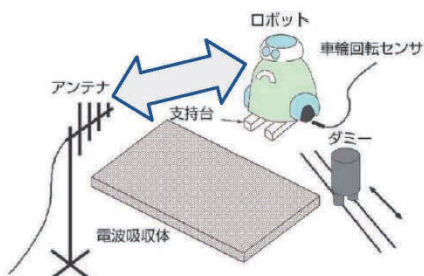
Copyright © Japan Automobile Research Institute. All Rights Reserved.

11

①EMC試験

□安全性の観点からロボットの電磁両立性を評価

- ロボットからの有害な電波の計測
- 外界からの電波による誤動作



10m法電波暗室

W21.4m×H11.6m×D7.1m (吸収体内面)

サイトアッテネーション: ±2.0dB以内

放射イミュニティ26～80MHz: 20V/m

80MHz～6GHz: 30V/m

電動イミュニティ150kHz～230MHz: 20V

その他,

静電気試験, パースト試験, 雷サージ試験,

エミッション試験などに対応



Copyright © Japan Automobile Research Institute. All Rights Reserved.

12

②複合環境試験(温湿度・振動環境)

- 最悪想定使用環境下における機能の正常性および安全性能への影響を評価 (温湿度サイクル試験、温湿度・振動複合試験)



超大型複合環境試験機

4000W×2500H×2000D(内寸)

温湿度 -40~120℃, 30~95%RH

加振 5~300Hz(水平), 5~100Hz(垂直)

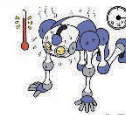


大型複合環境試験機

1000W×1000H×1000D(内寸)

温湿度 -40~120℃, 30~95%RH

加振 5~2500Hz



Copyright© Japan Automobile Research Institute. All Rights Reserved

13

③耐荷重試験

- 人間の体重や積荷の重さが加わった時に、人を支えるアームや椅子、車輪やブレーキ、操縦装置などロボットの安全にとって重要な部品が破損しないかを評価



耐荷重試験機

負荷荷重：最大10kN(1軸につき)

負荷速度：0~60mm/min

可動範囲 衝撃子：

上下(Z軸)方向：下限で負荷子先端位置を0として+2,500mm

左右(Y軸)方向：±600mm

回転(X軸)方向：垂直を0°とし±45.0°



Copyright© Japan Automobile Research Institute. All Rights Reserved

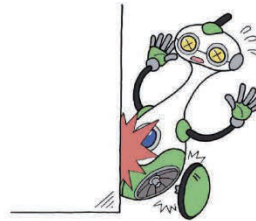
14

④耐衝撃試験

- 振り子の先の錘を振り下ろして、ロボットの各部に衝撃を加え、この時に、車輪やブレーキ、操縦装置などロボットの安全にとって重要な部品が破損しないかを評価



耐衝撃試験機



振上げ角度：0°～90°

衝撃子：

- ① 球状錘（25±0.5 kg 芯金：鉄表皮：ポリウレタン）
- ② 板状錘（10±0.2 kg:鉄）



Copyright© Japan Automobile Research Institute. All Rights Reserved.

15

⑥走行安定性試験

- ロボットが想定使用環境を様々なパターンで走行したときに危険がないことを確認する

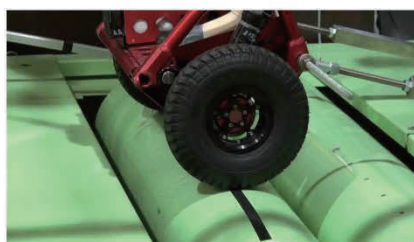


Copyright© Japan Automobile Research Institute. All Rights Reserved.

16

⑩耐久性試験

- ロボットの使用過程で、危険な破損、変形、および安全系の故障が生じないことを確認する



ドラム式耐久性試験機
(6輪タイプのロボットにも対応)
最高速度15km/h, 耐荷重250kg

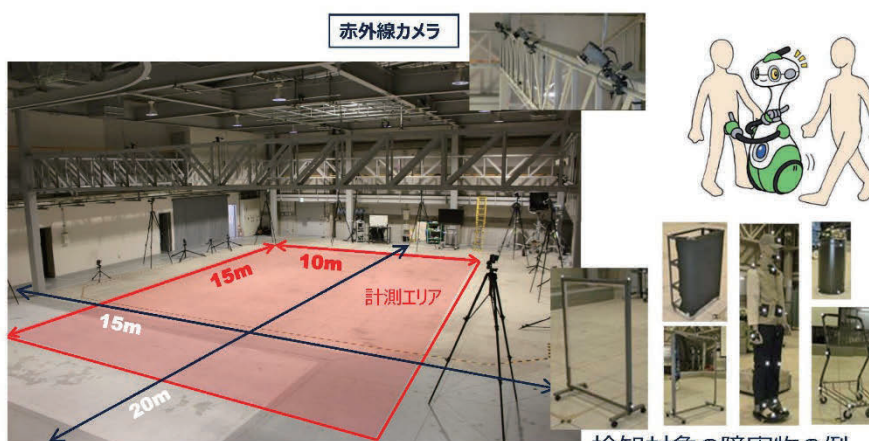


Copyright © Japan Automobile Research Institute. All Rights Reserved.

17

⑪障害物検知・対応性能試験

- ロボットの障害物検知機能と対応行動が、想定される様々な障害物に対して設計仕様通りであることを検証する。
試験ではモーションキャプチャ装置を使用してロボットと障害物の三次元挙動を解析可能



検知対象の障害物の例



Copyright © Japan Automobile Research Institute. All Rights Reserved.

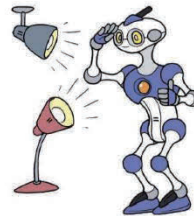
18

⑫ センサの光干渉試験

- さまざまな外乱光のもとで、環境（特に、人などの安全関連物体）を認識できるかどうかを評価



人工太陽装置



外乱光源：

- 人工太陽灯：
1 8 0 0 0 W メタルハライドランプ、
照度 6 0 0 0 0 lux 以上（照射距離 1 0 m、照明径 2 m）
- 白熱電球：
1 0 0 0 W ハロゲンランプ、明るさ 2 0 0 0 0 lm
- 蛍光灯：
4 0 W 直管型インバータタイプ、明るさ 3 3 4 0 lm
- ストロボ光：
キセノンフラッシュ管 1 0 0 W 一灯式、
周波数 0 ～ 5 0 0 Hz

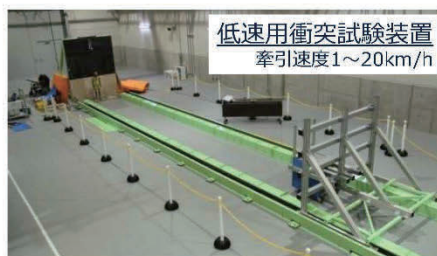
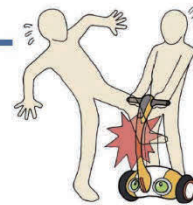


Copyright © Japan Automobile Research Institute. All Rights Reserved.

19

⑬ 衝突安全性能試験

- ロボットが誤って人や障害物に衝突したときの、人（被衝突者、搭乗者）の障害を評価
- － 衝突状態を再現し、人体各部の衝撃値や変形量などを計測
 - － 衝撃値などと傷害の相関関係から、傷害の程度を推定



低速用衝突試験装置
牽引速度 1 ～ 20 km/h



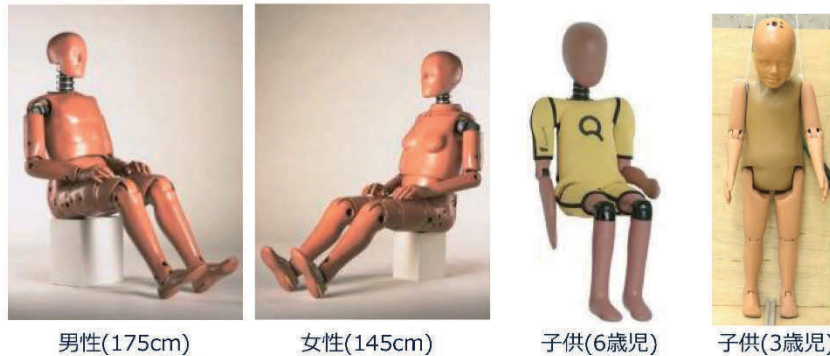
レール全長：1 9,0 0 0 mm（有効牽引長さ）
牽引台車：幅 1,9 5 0 mm × 長さ 2,3 5 0 mm × 高さ 1,8 0 0 mm、
牽引速度：1 ～ 2 0 km/h（牽引速度は 0.1 km/h 単位で自由に設定可能）
衝突用バリア：平坦な面構造、面全体を 3 4 分割することで、衝撃力の分布が測定可能



Copyright © Japan Automobile Research Institute. All Rights Reserved.

20

⑬衝突安全性能試験(衝突試験用人体ダミー)



型式	身長(cm)	体重(kg)	体格	計測データ
Hybrid-Ⅲ AM50	175	78	平均的な米国人男性相当	頭部、頸部、胸部、腰部、大腿部、下腿部等、試験に応じて計測センサを組込
Hybrid-Ⅲ AF05	145	45	小柄な米国人女性相当	
Q6	120	22	6歳児相当	
Hybrid-Ⅲ 3YO	93	15	3歳児相当	



Copyright © Japan Automobile Research Institute. All Rights Reserved.

21

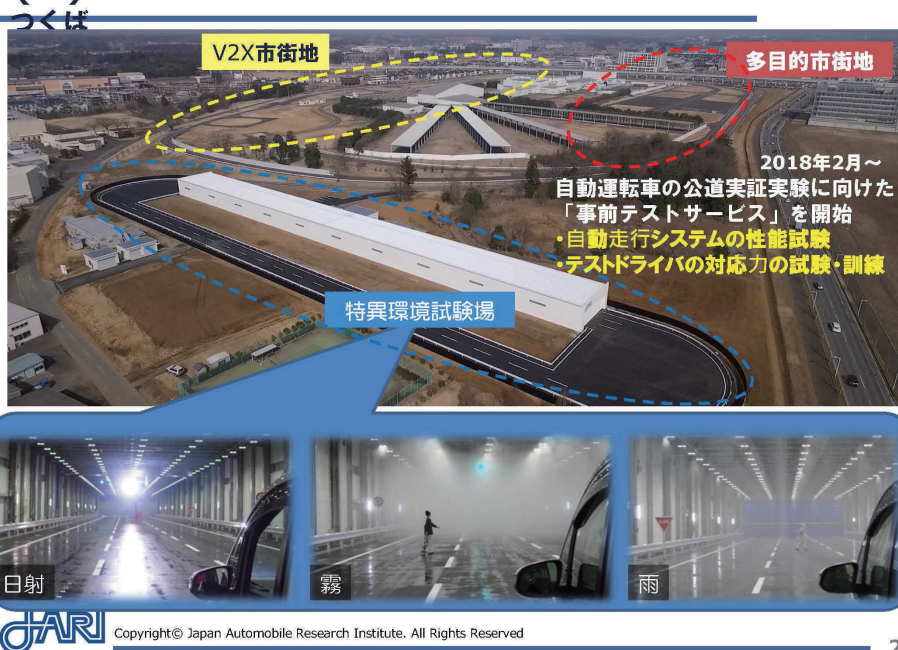
(1) 城里テストセンター (STC)



Copyright © Japan Automobile Research Institute. All Rights Reserved.

22

(2) 自動運転評価拠点 Jtown



23

特異環境試験場(つくば自動運転評価拠点)

□ 過酷環境下において、センサーを含む統合状態での性能を評価



JARI Copyright© Japan Automobile Research Institute. All Rights Reserved

24

Jtown (つくば自動運転評価拠点)

V2X市街地



模擬建屋や道路標識などを活用様々な交差点形状を再現可能

多目的市街地



通信を利用した協調型自動運転システムの実験施設



Copyright© Japan Automobile Research Institute. All Rights Reserved.

25

EV・電池研究棟

つくば



充放電装置



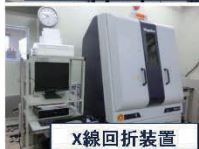
劣化要因解析装置



寿命試験プロフィール評価システム



電気化学測定装置



X線回折装置



モデルセル製作グローブボックス



FT-IR/ラマン分光分析装置



充電器一車両互換性確認試験



模擬EV・PHV

充電器評価室

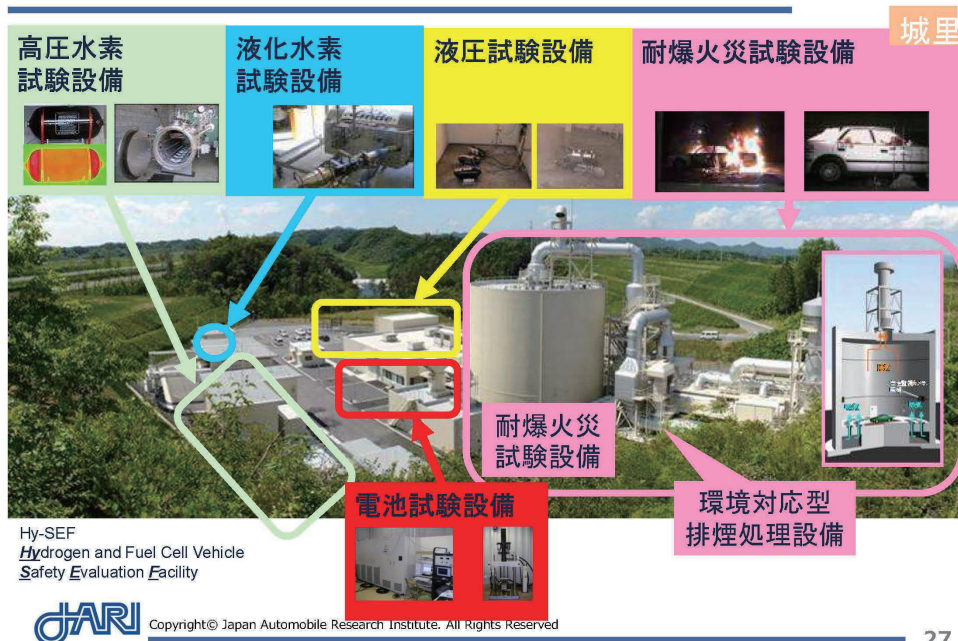
EV/PHEV用
AC普通充電器の
認証試験



Copyright© Japan Automobile Research Institute. All Rights Reserved.

26

燃料電池自動車安全性評価試験棟 Hy-SEF



27

耐爆火災試験設備（城里テストセンター）

□ 燃料電池の水素タンクの強度試験など



■ 内部寸法
高さ16m、直径18m
壁面コンクリート厚1.2m
排煙設備

JARI Copyright © Japan Automobile Research Institute. All Rights Reserved

28

社会実装に向けてロボットの安全をサポート

- 試作段階から認証を見据えた手戻りの少ない開発
 - ・ リスクアセスメント
 - ・ 保護方策の妥当性確認計画
 - ・ 妥当性の検証
- 規格に基づく試験
 - ・ JIS B8445 (ISO 13482)
 - ・ ISO/DTR 23482-1(ISO審議中)など
 - ・ その他関連する様々な規格
- 必要に応じた新たな試験法を開発



Copyright© Japan Automobile Research Institute. All Rights Reserved.

29



一般財団法人日本自動車研究所
ロボット安全試験センター



相談・お問い合わせ

- ・ 一般財団法人 日本自動車研究所
- ・ 企画・管理部 研究推進グループ
- ・ 茨城県つくば市莉間2530
- ・ TEL: 029-856-1120 FAX: 029-856-1124
- ・ E-mail: kenkyu@jari.or.jp

30

質疑応答

質問者①

ご講演ありがとうございます。2つほど質問させていただきます。たくさんの試験設備を保有されているというお話でしたが、設備の開発・整備にあたってどのようにニーズ調査・仕様設定をされたのでしょうか。また、2つ目の質問として、自動車メーカーとの競合関係についてはどのような整理となっているのでしょうか。

発表者

ありがとうございます。2つ目の質問に関して、我々はどちらかというと自動車メーカーが持っていない特殊なところであったり、国交省からの依頼がある部分を担うといった対応となっております。1つ目の質問については、基本的には自動車メーカーのニーズになりますが、ロボットに関してはその分野が今後どのように発展していくかという点がありまして、日本からの規格提案している部分もあり、そういった規格試験に関しては我々は出来ますといったアピールはしています。

質問者②

ご講演ありがとうございます。色々な試験設備をお持ちということで、我々メーカーの立場では、開発試験時に様々なトラブルが起きてフィードバックを掛けるということも多いのですが、JARIさんでは認証試験と開発段階の試験について、どちらに重きを置かれているのでしょうか。

発表者

我々は一般試験はもちろん、共同研究を行っているものもあり、基本的にはすべて受け付けております。もし何かお話しがあれば忌憚なくご相談頂ければと思います。

5.6. スペクトラム疲労試験効率化のための 高速試験方法開発

三菱重工業株式会社 総合研究所 強度・構造研究部

強度第一研究室 実験チーム

橋田 康博 氏

第17回試験技術ワークショップ

スペクトラム疲労試験効率化のための高速試験方法開発

三菱重工業株式会社

総合研究所 強度・構造研究部

強度第一研究室 橋田 康博、中村 敏夫

2019.12.12

三菱重工業株式会社

© MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.



目次



1. はじめに
2. 実機で想定されている荷重スペクトラム
3. 全機疲労試験での負荷荷重
4. オミSSION／トランケーション妥当性確認
5. 従来の疲労試験方法
6. 高速疲労試験方法
7. 適用事例
8. まとめ／今後の取り組み

1. はじめに



- Space Jetの開発では、軽量化が進められており、静強度だけでなく疲労強度評価が重要。
- 特に、疲労損傷による致命的な破壊が生じないことを証明する必要がある。
- これまでに要素、サブコンポーネント、実大構造に対して、疲労試験を完了(実施中)。
- 最終的には全機構造を用いた疲労試験(全機疲労試験)で証明する。(実施中)



写真1.1 Mitsubishi SpaceJet
(<https://www.mitsubishi-aircraft.com/ja/spacejet>)

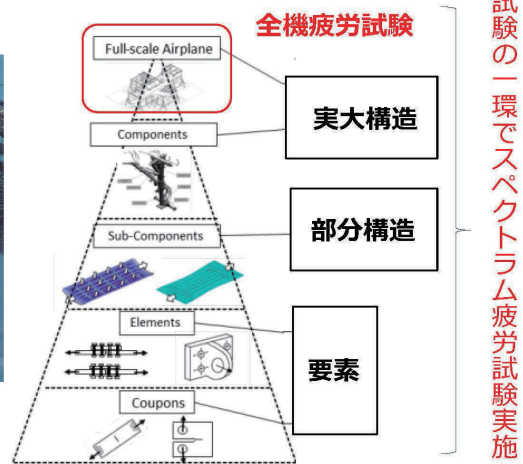


図1.1 Fatigue test building block

© MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

3

2. 実機で想定されているスペクトラム



【負荷荷重の種類と特徴】

客室与圧、空力荷重、慣性力、自重などがあり、運航状態や飛行条件によって様々に変化。

【1フライトの荷重例】

非常に小さな振幅が多く、図2.1に示す例では、数千サイクル/フライトの荷重が負荷。

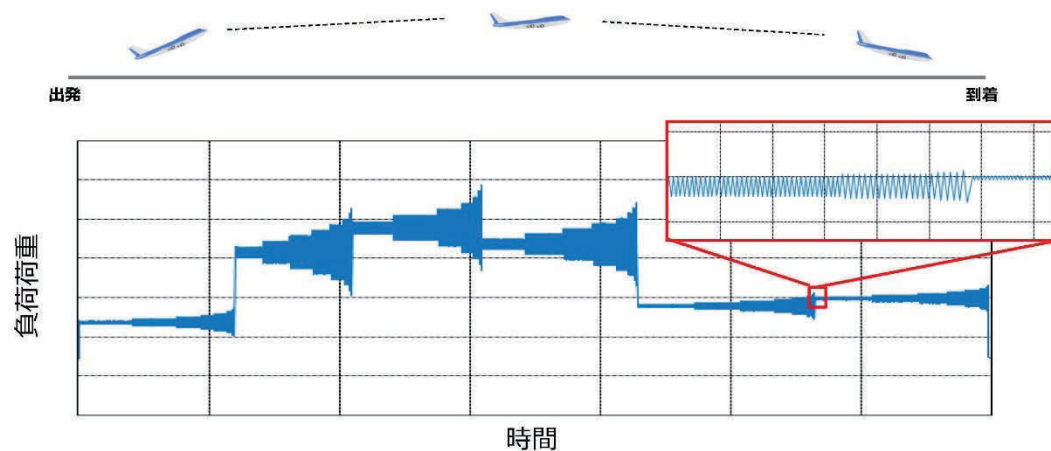


図2.1 フルスpectrumの例(1フライト分)

© MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

4

3. 全機疲労試験での負荷荷重

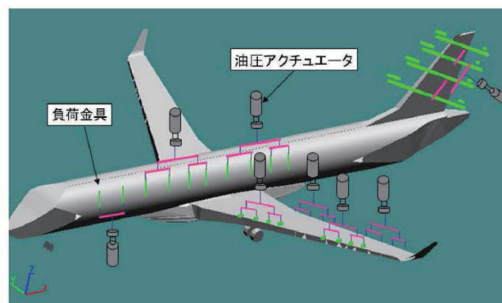


- 全機疲労試験では、実構造を用い、複数のアクチュエータで荷重を負荷。
- 加振周波数を要素試験レベルまで上げることができない。
- 想定荷重の全てを負荷する場合、仮に0.2Hzで負荷しても、数十年は必要。

⇒非現実的な試験期間となる。



セットアップ状況



アクチュエータ配置イメージ

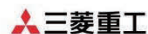
図3.1 全機静強度試験

(三菱重工技報 Vol.51 No.4 (2014) 航空宇宙特集より)

© MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

5

3. 全機疲労試験での負荷荷重



- 負荷サイクル数を削減するため、負荷荷重のオMISSION/トランケーションが必要。

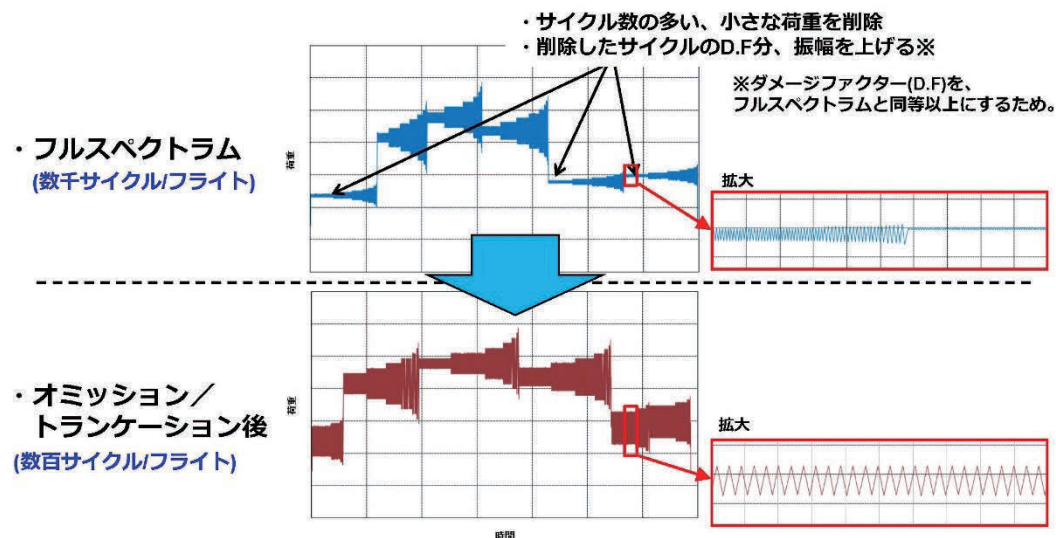


図3.2 オMISSION/トランケーション(例)

© MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

6

4. オミSSION／トランケーションの妥当性確認



- オミSSION／トランケーションの適用に際しては、**妥当性を評価**することが要求されている。
- 妥当性の評価は、加振周波数を上げることのできる**“要素試験”**で検証する。
(適用前後の試験結果を比較)
- ただし、要素試験でも、**従来の試験方法では、数ヶ月の試験期間**が必要となる。
(例えば3000万サイクル／5 Hz＝600万秒 (約70日))

⇒ **試験期間短縮のために高速疲労試験方法を開発した。**

© MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

7

1章～4章のまとめ



- Space Jetの開発では、疲労強度評価が重要であり、要素～実大構造に対して、疲労試験を実施。
- その一環で、実機荷重を模擬したスペクトラム疲労試験があるが、サイクル数が膨大。
- ⇒試験期間が長いという問題点がある。
- スペクトラムをオミSSION／トランケーション(簡略化)する必要があるが、その妥当性評価が必要。
- 妥当性の評価は、加振周波数を上げることのできる“要素試験”で検証するが、従来の試験方法では、数ヶ月の試験期間が必要。
- 試験期間短縮のために高速疲労試験方法を開発した。

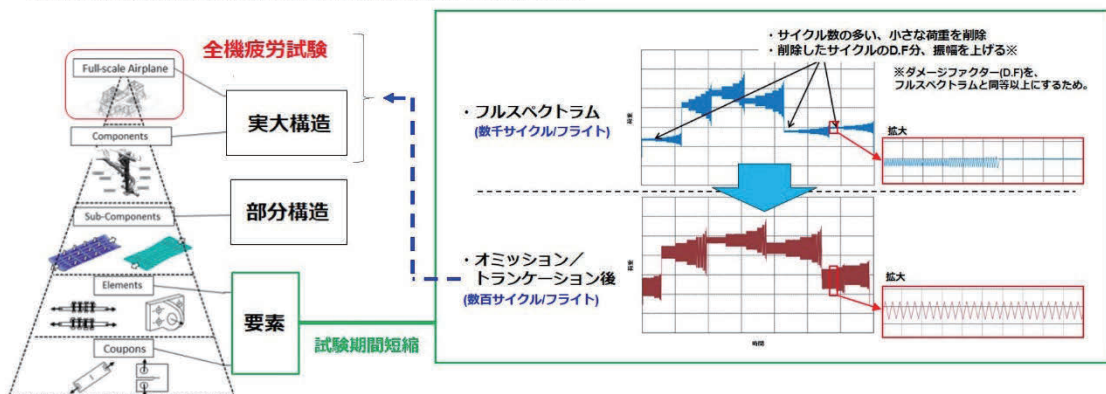


図4.2 高速試験方法開発の目的

© MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

8

5. 従来の疲労試験方法



- ストレインサーベイ実施：荷重制御の試験の場合、目標荷重負荷時の変位を確認。
- 一般的な疲労試験においての加振周波数の決定には、試験機の性能線図を用いる。
- スペクトラム波形の場合、周波数の設定は、以下の要領で実施していた。
 パターン1：最大振幅時の周波数を全てのサイクルに設定。
 パターン2：経験則によって周波数を設定。(低振幅時は高周波数、高振幅時は低周波数にする。)
 ⇒最適化されておらず無駄が生じる。

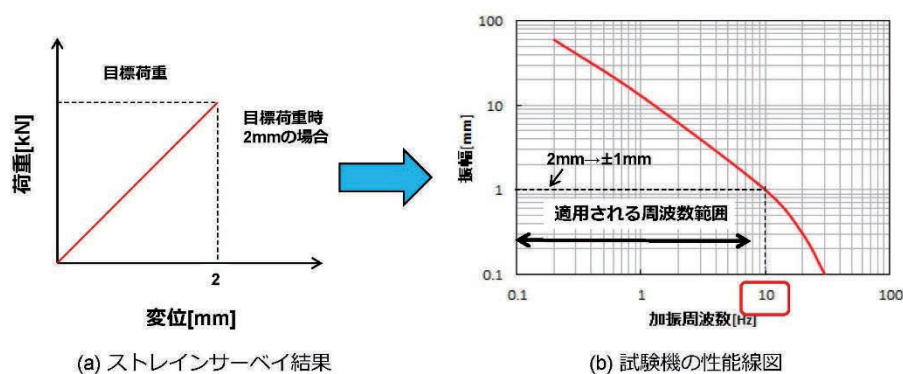
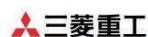


図5.1 周波数設定方法(従来試験)

© MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

9

6. 高速疲労試験方法



- 供試体/試験装置の特性、試験条件に応じ、最適な周波数を設定し、試験期間を短縮する方法を検討。
 ⇒振幅に応じて加振周波数を設定。(低振幅の場合、高い周波数に設定)
- さらに、共振に近い周波数帯域も使用。

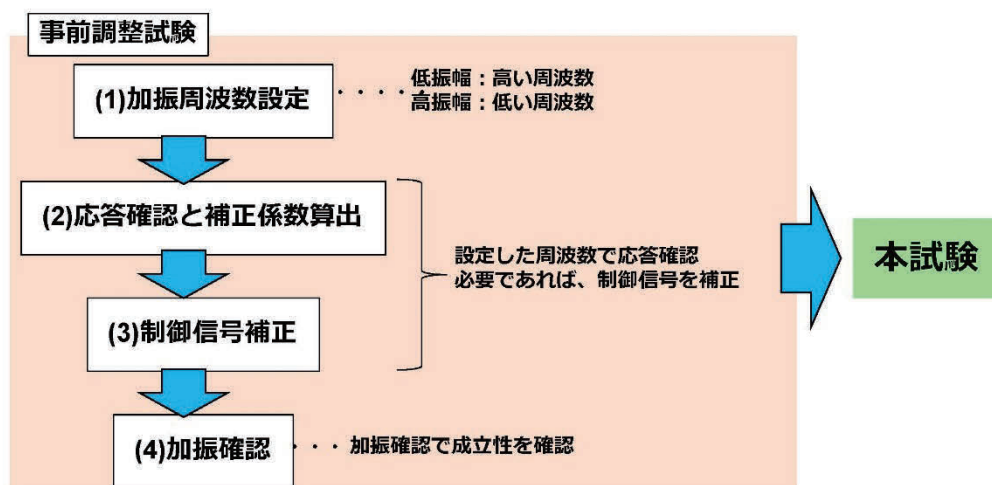


図6.1 高速試験方法フロー

© MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

10

6. 高速疲労試験方法 (1)周波数設定



- 加振周波数を一定にするのではなく、振幅量に合わせて周波数を設定。
⇒**負荷速度を一定**にすることで、負荷荷重の振幅によって、周波数を設定。
- 今回の試験では、**性能線図の範囲外の周波数も使用**。
⇒応答が追いつかない場合、試験機への**制御信号を補正**。

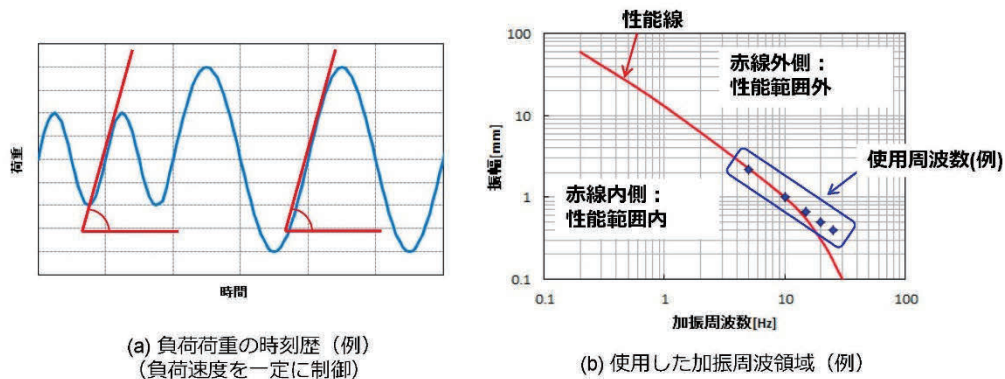


図6.2 周波数設定方法(構築試験)

© MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

11

6. 高速疲労試験方法 (2)応答確認と補正係数算出



- 試験装置および供試体の振動特性により、動的な応答特性が異なる。
⇒試験で使用する装置、実供試体に対応した**応答特性が必要**。
- 応答試験を実施し、応答特性を取得し、**応答を補正するパラメータを関数化**。

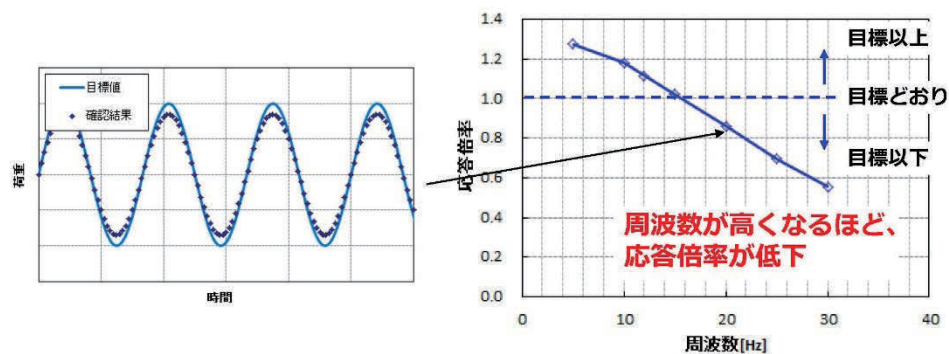


図6.3 応答確認結果の例

振幅、周波数と応答倍率の関係を関数化
⇒**補正係数A**算出

© MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

12

6. 高速疲労試験方法 (3)制御信号補正



- 試験期間短縮のため、可能な限り、**制御信号を補正**。(加振周波数の調整は、極力実施しない。)
- 補正信号Aを元波形に乗じて補正を実施。
(振幅、周波数と応答倍率の関係は関数化されているため、補正係数A算出および補正は自動化)

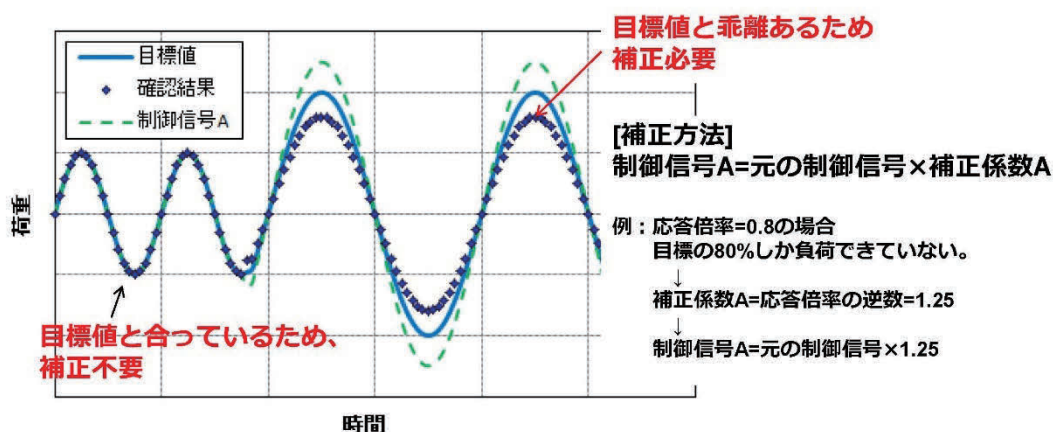
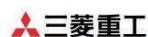


図6.4 制御信号補正の考え方

© MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

13

6. 高速疲労試験方法 (4)加振確認



- 従来試験では、約600秒/フライトを本試験法では約140秒/フライト。
⇒約1/4に短縮。
- 精度についても振幅、平均値ともに、**目標±5%以内**。

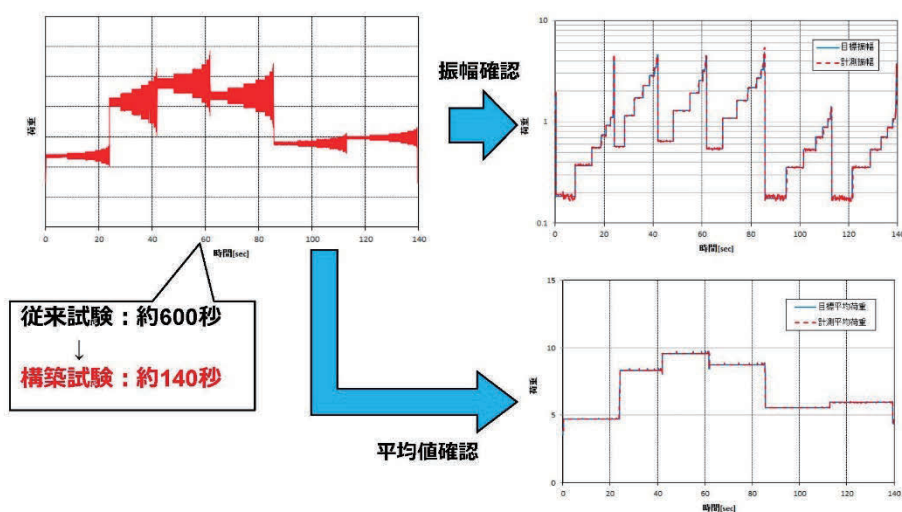


図6.5 加振確認結果

© MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

14

7. 適用事例(試験概要)



- 本試験方法を適用して、機体胴部の継手部を対象にした疲労試験を実施。
- 本試験方法は、外部発信機能のある試験装置であれば組み込み可能(汎用型の試験装置で可)で、使用する試験装置にあった試験速度を設定することができる。

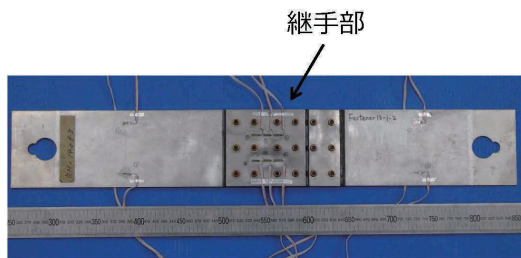


写真7.1 供試体（胴部継手試験体）

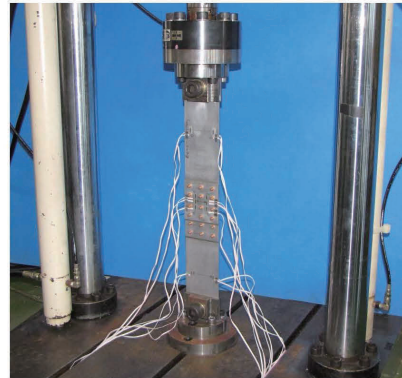


写真7.2 疲労試験実施状況
(汎用型100 kN疲労試験装置)

7. 適用事例(試験結果例)



- 定常波による疲労試験結果（S-N線図）と同等の傾向が得られた。
- ⇒オMISSION／トランケーションの妥当性を確認できた。

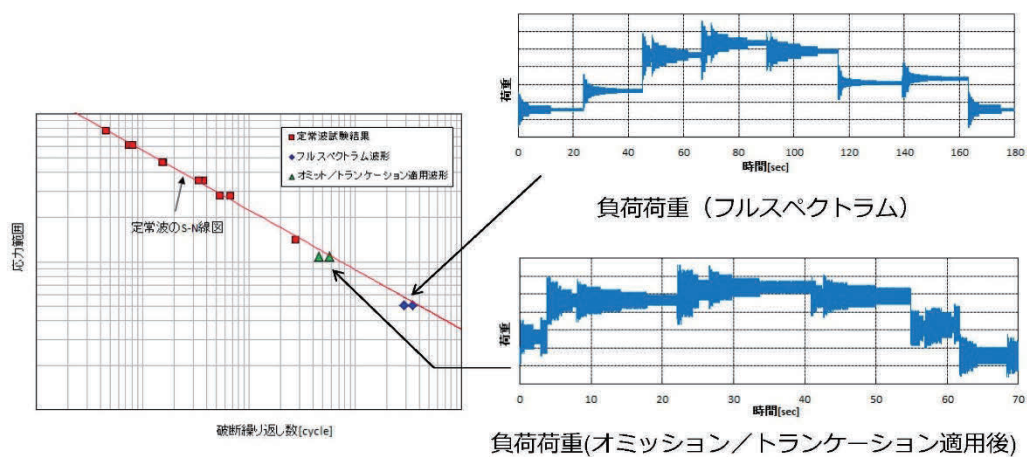


図7.1 試験結果例

8. まとめ／今後の取り組み



【まとめ】

●膨大なサイクル数のスペクトラム疲労試験に対し、高速疲労試験方法を構築した。
その結果、試験期間を従来の1/4程度に短縮することができた。

●本試験方法を適用した実供試体を用いた疲労試験を実施した。
試験の結果、オMISSION／トランケーションの妥当性を確認できた。

【今後の取り組み】

●現在、制御信号補正については、ほぼ自動化できているが、さらなる効率化のためには
応答確認まで自動化する必要があると考えている。

MOVE THE WORLD FORWARD

MITSUBISHI
HEAVY
INDUSTRIES
GROUP

質疑応答

質問者①

オMISSION／トランケーションのやり方について伺いたいのですが、微小振幅を削除してそれ以外の部分の振幅を上げるということでしたが、振幅上げるルールとしては、事前
に取得していた疲労曲線から D.F（ダメージファクター）を計算し、その累積疲労を等価と
するように振幅を上げるということに宜しかったでしょうか。

発表者

その通りです。S/N 線図から D.F を算出し、削除した分別の振幅を上げるということに
なります。

質問者①

金属なのか接着部なのかわからない場合、S/N 曲線を 2 種類で作って、クリティカルな
方で試験を行うということでしょうか。

発表者

はい。組み合わせさせた構造体の場合にはそのようになると思います。

質問者②

周波数の設定について、速度一定にして振幅を調整するということが、サイクル数
は一定になるのでしょうか。

発表者

元々のスペクトラムは実機運行中のデータであり、サイクル数はそこから決められてい
ます。オMISSION／トランケーションを行うことによってサイクル数は変化すること
になるため、サイクル数が一定というものではありません。

質問者③

P8 のまとめ部分について、要素試験である程度の部分を確認しておき、要素試験では未
確認の部分について全機試験を行うということでしょうか。試験の流れについて教えてい
ださければと思います。

発表者

ここで言っている要素試験というのは一般的な要素試験とは異なり、スペクトラムを簡
略化する上で妥当性を確認するために行う試験を要素試験と呼んでおります。

5.7. 柔軟構造物の振動応答上限値の 簡易推定法の構築に向けて

鳥取大学工学部 機械物理系学科 固体力学研究室
岩佐 貴史 氏



鳥取大学
Tottori university

宇宙航空研究開発機構・環境試験技術ユニット
第17回試験技術ワークショップ, 筑波宇宙センター, 2019.12.12.

柔軟構造物の振動応答上限値の簡易推定法の構築に向けて

宇宙航空研究開発機構 環境試験技術ユニット
第17回試験技術ワークショップ

岩佐貴史 (鳥取大学)

Takashi IWASA,
Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Tottori University

鳥取大学
Tottori university



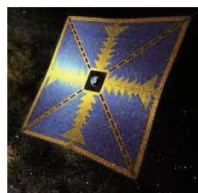
鳥取大学
Tottori university

宇宙航空研究開発機構・環境試験技術ユニット
第17回試験技術ワークショップ, 筑波宇宙センター, 2019.12.12.

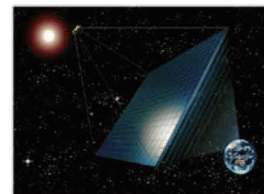
背景

➤ 柔軟大型宇宙構造物

- ・ ソーラーセイル
- ・ 大型展開アンテナ
- ・ 太陽発電衛星



OKEANOS© JAXA



SSPS© JAXA

➤ 特徴と技術課題

- ・ 構造物の表面形状や変形が運用性能に影響
- ・ 構造物表面の応答の計測技術が必要
 - ✓ 大規模になるほど高い空間分解能で計測することが困難となる
 - ✓ 一方, 離散点の計測では必ずしも最大応答を取得できない

限定された離散点データから柔軟構造物の振動応答上限値を簡易的に推定

Takashi IWASA,
Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Tottori University

鳥取大学
Tottori university



鳥取大学
Tottori university

宇宙航空研究開発機構・環境試験技術ユニット
第17回試験技術ワークショップ、筑波宇宙センター、2019.12.12.

背景

➤ 問題設定

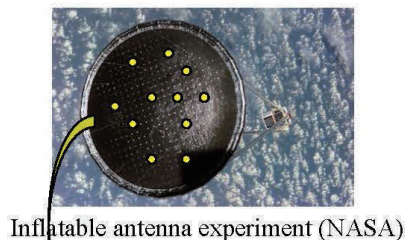
- ✓ 計測データ
 - 柔軟構造物全体の振動応答のサンプル値
- ✓ 少数のサンプル値から上限値を推定

➤ 振動応答の上限値の推定

- ✓ 柔軟構造物の振動応答の空間分布特性
 - 正規分布？
- ✓ 統計的に振動応答上限値を推定
 - ✓ 計測データの平均値 μ と標準偏差 σ
 - ✓ 全変位データの99.73%を包絡する値

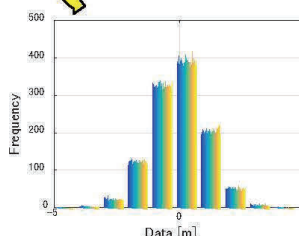
$$\text{上限値} = \mu + 3\sigma$$

振動応答の空間分布が従う確率モデルは何か？



Inflatable antenna experiment (NASA)

どのような空間分布？



空間分布が従う確率モデル

Takashi IWASA,
Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Tottori University

鳥取大学
Tottori university



鳥取大学
Tottori university

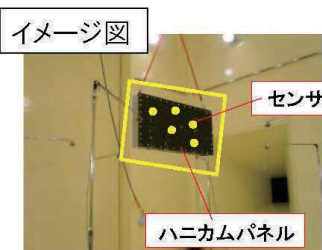
宇宙航空研究開発機構・環境試験技術ユニット
第17回試験技術ワークショップ、筑波宇宙センター、2019.12.12.

従来の予測法

➤ 人工衛星の振動応答の上限交差リミットの計算法

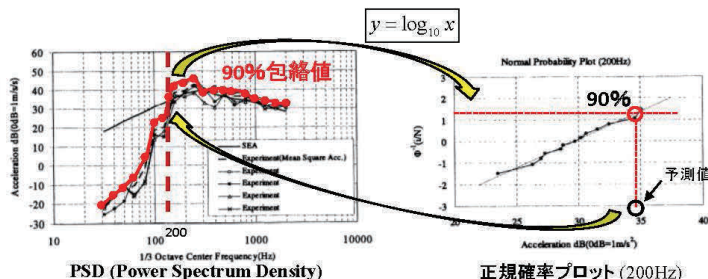
- 音響負荷, 衝撃負荷を受ける人工衛星(パネル面等)の振動応答
 - ✓ 振動応答スペクトル(PSD振幅値)の空間分布は経験的に対数正規分布に従う
 - ✓ 振動応答スペクトルの上限値を予測

Piersol, A. G., Shock and Vibration, Vol. 3, No. 3, 1996.



音響試験

JAXA 音響試験ハンドブック



安藤成将, 施勤忠, 2006, “拡散音場で加振される人工衛星パネルの振動応答分散に関する検討”, 日本機械学会論文集 (C編), 72巻, 720号

Takashi IWASA,
Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Tottori University

鳥取大学
Tottori university



鳥取大学
Tottori university

宇宙航空研究開発機構・環境試験技術ユニット
第17回試験技術ワークショップ, 筑波宇宙センター, 2019.12.12.

従来の予測法

➤ 柔軟構造物の特徴

- ・ 低周波数帯域の振動応答が支配的
- ・ 大変形を伴う幾何学的非線形性の強い振動応答



従来の経験則(対数正規分布)がそのまま適用できるか不明

“任意の周波数帯のスペクトル値の空間分布は経験的に対数正規分布に従う?”

研究目的

薄膜の振動計測を行い柔軟構造物の振動応答スペクトルの空間分布特性を検討

Takashi IWASA,

Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Tottori University

鳥取大学

Tottori university



鳥取大学
Tottori university

宇宙航空研究開発機構・環境試験技術ユニット
第17回試験技術ワークショップ, 筑波宇宙センター, 2019.12.12.

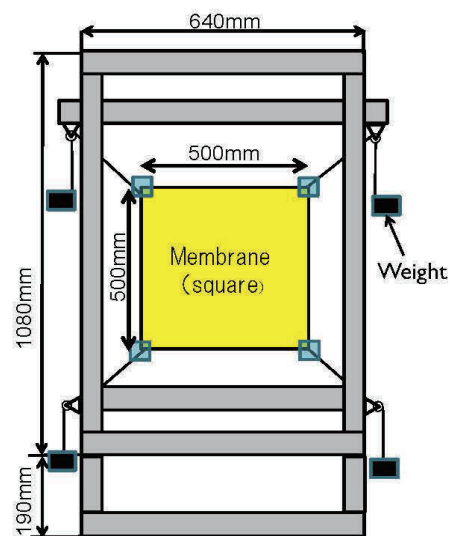
実験モデル

➤ 正方形膜

- ・ 境界条件: 4隅引張荷重, 1N
- ・ 荷重条件: 衝撃負荷, 10 N
- ・ 波動伝搬過程と定常振動過程を計測

実験モデルの仕様

膜材	ポリイミドフィルム(H type)
寸法	400 mm × 400 mm
膜厚	0.025 mm
ヤング率	3400 Mpa
ポアソン比	0.34
密度	1490 kg/m ³



実験モデル

Takashi IWASA,

Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Tottori University

鳥取大学

Tottori university





鳥取大学
Tottori university

宇宙航空研究開発機構・環境試験技術ユニット
第17回試験技術ワークショップ, 筑波宇宙センター, 2019.12.12.

振動計測

➤ 計測の留意点

- ・ 振動応答スペクトル(PSD振幅値)の空間分布特性
- ・ 計測データの空間分解能が高いほど良い

➤ 格子投影法

- ・ 計測対象物に格子を投影し撮影
- ・ 格子の位相情報を解析し, 3次元形状を取得



3次元位置座標データが画素毎に得られる
(空間分解能に極めて優れる)



投影された余弦波格子

Takashi IWASA,
Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Tottori University

鳥取大学
Tottori university



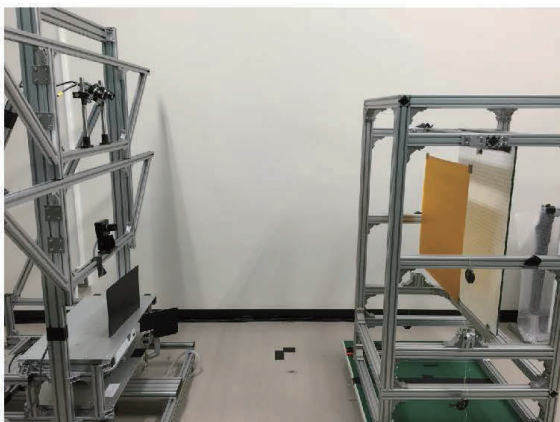
鳥取大学
Tottori university

宇宙航空研究開発機構・環境試験技術ユニット
第17回試験技術ワークショップ, 筑波宇宙センター, 2019.12.12.

計測システム

➤ 解析ソフトウェア

- ・ Analyzer II (福井大学, 藤垣元治教授)



カメラ 解像度 640 × 480 pixel
カメラと計測物の距離 1500 mm
撮影範囲 480 mm × 360 mm
カメラとプロジェクタの距離 450 mm
サンプリング数 120 fps
空間分解能 0.75 mm

青木, 鳥取大学修士論文, 2017.

Takashi IWASA,
Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Tottori University

鳥取大学
Tottori university

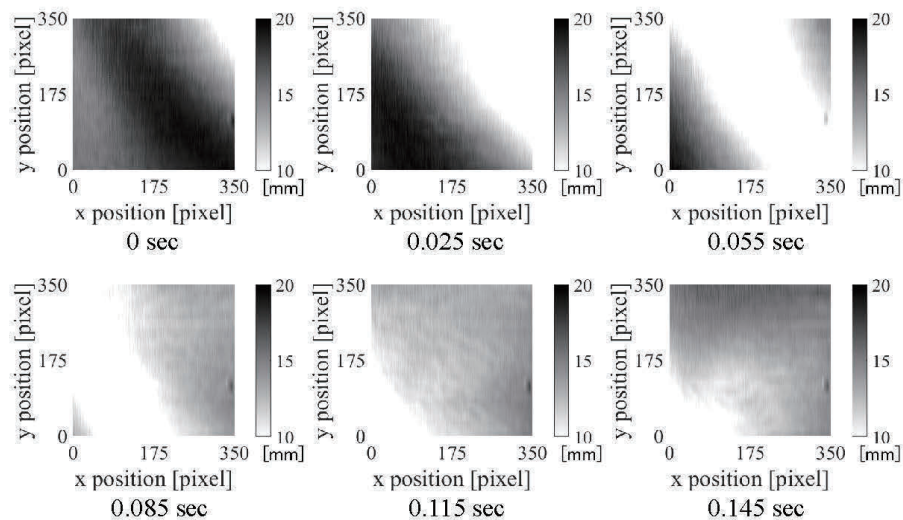


鳥取大学
Tottori university

宇宙航空研究開発機構・環境試験技術ユニット
第17回試験技術ワークショップ, 筑波宇宙センター, 2019.12.12.

計測結果

➤ 薄膜の過渡振動応答



膜面を伝搬する横波(皺の無い薄膜)

Takashi IWASA,
Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Tottori University

鳥取大学
Tottori university

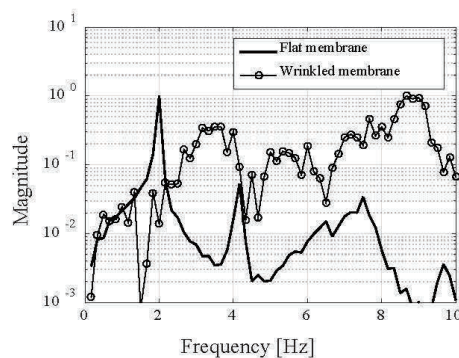


鳥取大学
Tottori university

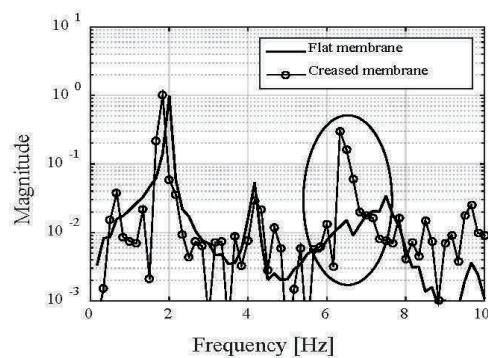
宇宙航空研究開発機構・環境試験技術ユニット
第17回試験技術ワークショップ, 筑波宇宙センター, 2019.12.12.

計測結果

➤ 変位応答スペクトルの比較



平坦膜と皺膜の比較



平坦膜とミウラ折り膜の比較

変位応答スペクトル(計測点: 薄膜中央)

岩佐, 田中, “皺・折り目を含む薄膜の衝撃過渡振動応答の空間分布特性, 実験力学, 15巻, 4号, 2015.

Takashi IWASA,
Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Tottori University

鳥取大学
Tottori university



鳥取大学
Tottori university

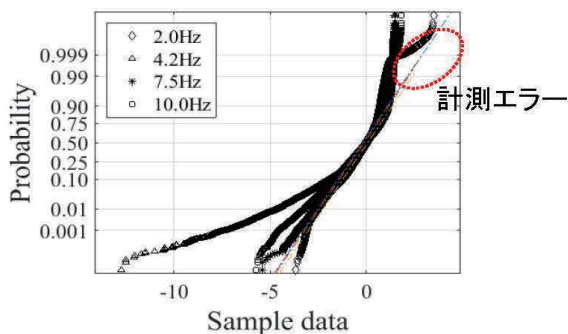
宇宙航空研究開発機構・環境試験技術ユニット
第17回試験技術ワークショップ, 筑波宇宙センター, 2019.12.12.

変位応答スペクトルの空間分布

➤ 検討方法

過去の知見

振動応答スペクトルの空間分布は
経験的に対数正規分布に従う



平坦膜のスペクトル値の空間分布

岩佐, 田中, “皺・折り目を含む薄膜の衝撃過渡振動応答の空間分布特性, 実験力学, 15巻, 4号, 2015.

Takashi IWASA,
Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Tottori University

鳥取大学
Tottori university

任意の周波数帯のパワースペクトル値
を対数変換



$$y = \log_{10} x$$

x ... パワースペクトル値
 y ... パワースペクトル値の対数

正規確率プロットで検証

正規化(ロバストZスコア)

$$y' = \frac{y - \tilde{y}}{(q_3 - q_1) \times 0.7413}$$

y ... パワースペクトル値の対数
 \tilde{y} ... パワースペクトル値の中央値
 q_3 ... パワースペクトル値の第3四分位数
 q_1 ... パワースペクトル値の第1四分位数



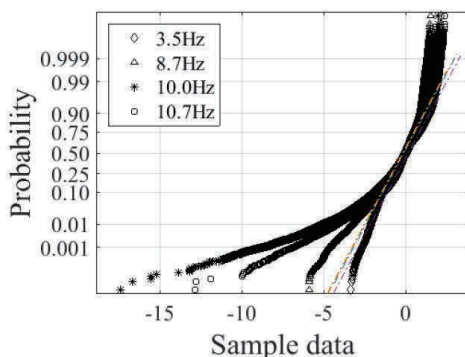
鳥取大学
Tottori university

宇宙航空研究開発機構・環境試験技術ユニット
第17回試験技術ワークショップ, 筑波宇宙センター, 2019.12.12.

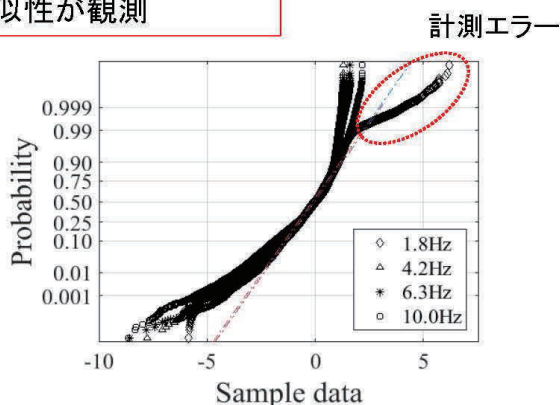
変位応答スペクトルの空間分布

➤ 検討結果

薄膜の状態が変化してもスペクトル値の
空間分布に類似性が観測



皺膜のスペクトル値の空間分布



ミウラ折り膜のスペクトル値の空間分布

岩佐, 田中, “皺・折り目を含む薄膜の衝撃過渡振動応答の空間分布特性, 実験力学, 15巻, 4号, 2015.

Takashi IWASA,
Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Tottori University

鳥取大学
Tottori university



鳥取大学
Tottori university

宇宙航空研究開発機構・環境試験技術ユニット
第17回試験技術ワークショップ, 筑波宇宙センター, 2019.12.12.

まとめ

- 柔軟構造物の振動応答上限値を簡易的に推定する方法論を構築するため、薄膜の振動応答を格子投影法で計測し、変位応答スペクトルの空間分布特性について検討した。
- 薄膜の振動応答スペクトルの空間分布は対数正規分布には従わないものの類似な分布特性を示す傾向にある。

謝辞

本研究の一部は科研費基盤研究B、基盤研究Cの助成のもと行われたものである。また、計測実験、データ解析に協力いただいた天本拓哉氏、青木友宏氏、田中博之氏に感謝いたします。

Takashi IWASA,
Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Tottori University

鳥取大学
Tottori university 

質疑応答

質問者①

発表ありがとうございます。測定法について教えてください。X,Y 方向の計測精度は画素数によって決まると思いますが、前後方向の空間分解能はどれくらいになるのでしょうか。

発表者

3次元データの計算法に関係するのですが、断面を正弦波で近似することになるため、Z方向は近似したサンプルの間隔が分解能となります。

発表者①

格子間隔というのは、計測時の入力として与えているということでしょうか。

発表者

そうです。格子を投影して断面を切って輝度値を計算すると正弦波となりその位相を計算しています。変形すると位相が変化するため、それを使ってZ方向を計算しています。

質問者①

それは、格子を調整すれば精度は上がるということでしょうか。

発表者

カメラ間隔などのパラメータが関係しており、レンジが小さくなってしまうなどの影響があります。ほしい精度が得られるようにカメラのセットアップ等を決めることになります。

質問者①

分かりました。頑張ればどれくらいの精度が得られるのでしょうか。

発表者

振動計測ではない計測なら、良い条件であれば15～30ミクロンの精度が出せますが、投影対象物の光学特性等にも影響します。

質問者①

曲面の計測はいかがでしょうか。

発表者

アンテナ等も測られています。そのためには対象物とカメラの距離を取らなければいけ

ませんが、そうするとプロジェクタの照度が小さくなってしまうという問題があります。いいプロジェクタを使えばいいのかと思います。

質問者②

1 点目はコメントです。以前我々も試験データを用いて分布系について検討していたこともあるのですが、高周波帯については理論的にもそのようになるということで、今回の発表で示していただきありがとうございます。

2 点目は質問です。格子投影法について、例えば 200～300Hz の高周波帯も測れるとなると、擾乱等でレンズやアンテナの変形が分かり補正も掛けられるようになるかと思いますが、高周波計測における制約などがありますでしょうか。

発表者

高速度カメラを使えば測れると思います。ただ、シャッタースピードを早くすると光量が小さくなり画像が暗くなってしまうため、白黒の差が分からなくなり精度が悪くなると思います。先ほどの質問と同じで、いいプロジェクタのを使えば良いのかと思います。

質問者③

音響振動が対数正規分布に従うというのは、変数が掛け算となっている影響かと思います。今回は単一周波数で分析を行われていましたが、バンドパスで 1,2,3 次モードを包絡するようにバンド幅を取り 25 万点の分布特性を取れば、対数正規分布に従うようになるのではと思いますがそのあたりの検討はされていますでしょうか。

発表者

バンド幅を広げた検討はまだやっておりません。色々ご助言頂ければと思います。

質問者④

非接触で振動モードを測るということで、非常に面白い技術だと思います。プロジェクタで投影しているというのは、平行光を入れるためかと思いますが、多少なり画像が崩れることもあるかと思いますが、場所の誤差があるのでしょうか。もう一つ、いいプロジェクタを使えばというお話しでしたが、例えばレーザー光を使えば精度は上がったりののでしょうか。

発表者

1 点目の質問について、計測空間によってキャリブレーションの設定が異なるのですが、4cm くらいの計測空間であればプロジェクタとの距離を 1.5m 取れば近似的に平行光線と見なせるだろうとして、近似を取っております。レーザー光については面白いと思います。

X,Y 方向をどのように計測するかは考えなければいけません、そのようなプロジェクタが出来ればと良いと思います。

5.8. 試験技術に関する Test Effectiveness を含む研究活動及び海外の技術動向

宇宙航空研究開発機構

環境試験技術ユニット

ユニット長 施 勤忠



試験技術に関するTest Effectivenessを含む研究活動及び 海外の技術動向

宇宙航空研究開発機構（JAXA）・環境試験技術ユニット
施 勤忠
17回試験技術ワークショップ・2019年12月12日

1

概要

1. 宇宙機環境試験技術の考え
2. 宇宙機環境試験技術の世界動向
 2. 1 環境入力（forcing Function）推定及び適切な模擬技術-環境を知る
 2. 2 試験設備技術（DFAT/DFAX, Multiple DOFs Transient Vibration test）-環境を模擬
 2. 3 解析技術を駆使する設計・試験の効率化：模擬の効率化
 2. 4 Test Effectiveness（試験効果の分析&試験標準見直し：PDCA）
3. 宇宙機環境試験技術に関する重要な国際学会

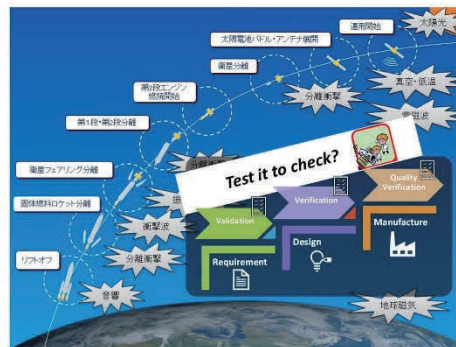
2

1. Introduction : 宇宙機環境試験技術の考え

JISZ8115での試験技術：アイテムが与えられた条件で規定の期間中、要求された機能を果たすことが出来ることを試験により実証する技術。

宇宙機：運用期間に遭遇する環境（機械・熱真空・電波・磁気・宇宙放射線等）に対して如何に適切な模擬/等価＝Test like you fly（試験）を行うためには下記の試験技術が肝要（Test Effectiveness）：

- ・環境条件の適正化：環境を如何に正確に推定（不確かさの最小化）は、予測や計測技術、不確かさの評価等…
- ・環境条件の模擬方法（構造挙動、性能影響、破壊などは遭遇する環境と模擬/等価＝TLYF）：構造等の解析技術、模擬する設備及び制御・計測技術、不確かさの評価等…（狭義の試験技術）
- ・効果的な試験条件・環境試験項目の有効性評価技術：試験結果を分析し、試験項目の見直しを評価する技術（PDCA、試験標準への見直し）

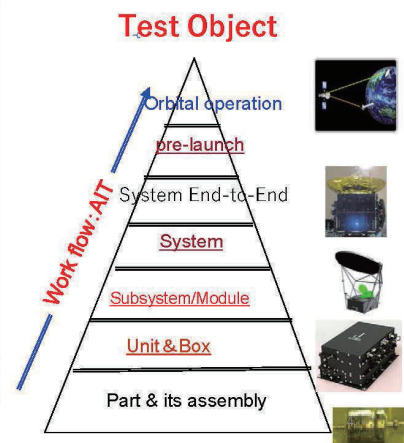


3

試験技術は製品の設計性能・製造品質を保証するため、下位から上位構成品の“設計・製造・組立”から完成品までのAIT過程において必要な技術。少量生産や開発品、また修理できない宇宙機に対しては特に重要でコストを要する（抜き取り検査、生産実績の利用は限られる）。

・Test Effectiveness（効果的な試験）は、“AIT過程において運用環境を適切に模擬し、設計・製造の不適合を検出する効果を分析（PDCA活動）し、試験内容の改善”、環境を知り、適切に模擬し、有効性を不断に評価するための活動であり、設計・製造技術の進歩とともに試験技術を発展させる。

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



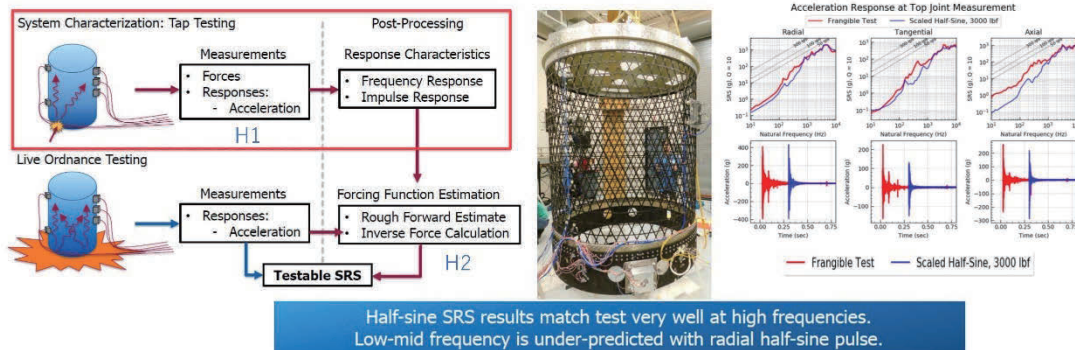
2. 宇宙機環境試験技術の世界動向

2. 1 環境入力 (forcing Function) 推定及び適切な模擬技術-環境を知る

2.1.1 Pyrotechnic Forcing Function (火工品入力の模擬技術)

方法：5度間隔でLow Level, low riskハンマリングテスト、計測ノイズ影響除去技術（伝達関数H1,H2）、線形スケールリング、point to point vs line to point(線形合成)等を仮定。

今後の課題：再現性、伝搬誤差等モデル化の妥当性。

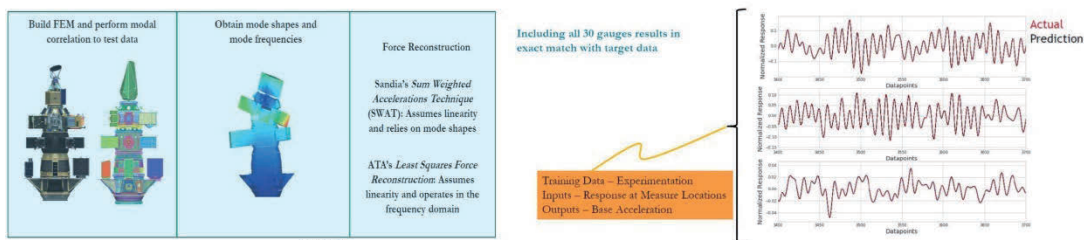


Ref: Nathan Kalish, Northrop Grumman Corporation, Spacecraft and Launch Vehicle Dynamic Environments Workshop, June 4-6, The Aerospace Corporation

5

2.1.2 Machine Learning to Replicate Launch Vibration Conditions with Ground Testing

- 目的：Can we replicate **exact flight conditions** during ground testing without a structural model?



モティベーション：解析モデル (FEM)の精度、非線形等の不確かさを考慮し、入力条件&リミットを求めて過大・過少負荷の課題解決への試み。
方法：地上試験のデータを用いて入力と出力の関係（非線形性のある伝達関数）を機械学習技術によって入力（Forcing Function）をモデル精度よく推定するにはセンサの数及び相関性、学習方法等（入力位置は既知）。

The Temporal Convolutional Network (TCN) Predicted Response Matched the Actual Test Data Well -Time Domain, without explicit knowledge of the structure!

Ref: David Najera, ATA Engineering, Inc, Spacecraft and Launch Vehicle Dynamic Environments Workshop, June 4-6, The Aerospace Corporation

6

2.1.3 Acoustic Transients as Spacecraft Environments

Standards documents for spacecraft and launch vehicle environment are silent regarding acoustic transients:

SMC-S-016:

- Generally treats acoustics as a **steady-state phenomena**
- Explicitly mentions acoustics from liftoff and ascent only

NASA-HDBK-7005:

- Generally treats acoustic environments as **[quasi-] steady-state**
- Generally treats transient environments as vibration

Outside of the aerospace industry, signal processing of acoustic transients focuses on other concerns than the **loading / response** of structure

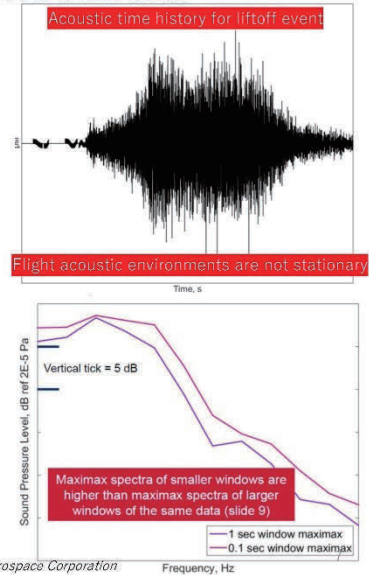
- Speech recognition, Acoustic scattering from structures (sonar)

Considered roughly stationary over smaller time windows (1 sec standard), called "maximax" spectrum

- 1 second window analysis would yield reduced amplitude (bias error)

SRS(Shock Response Spectrum) a SDOF oscillator to acceleration transient applied a base drive as a function of natural frequency with Q .

Ref: Don Huntington, ULA, Spacecraft and Launch Vehicle Dynamic Environments Workshop, June 4-6, The Aerospace Corporation



2.1.4 累積疲労スペクトラムを用いた累積疲労管理・音響試験条件の適正化に関する考察(第17回試験技術WSポスターWS17-P01)

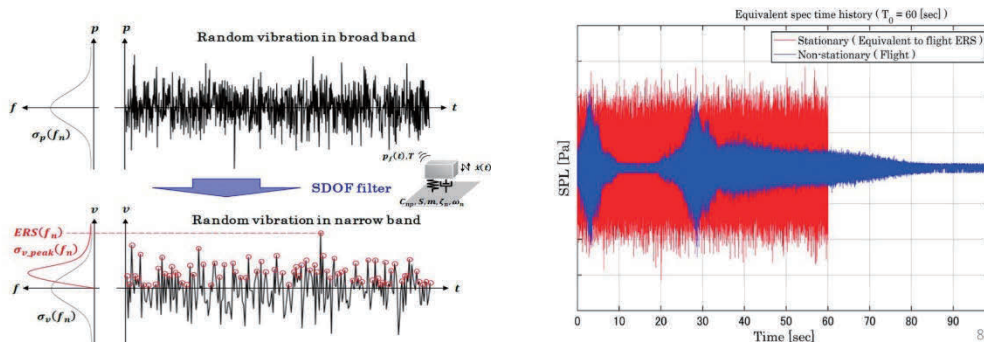
非定常音響加振の等価：

非定常の音響が構造負荷時に負荷される時に構造に発生する最大応力（初通過破壊）及び繰り返し応力による疲労＝定常の音響負荷と等しい。

構造をSDOF（共振周波数、 Q 値、疲労材料定数 b ）で等価モデル、応力をSDOFの速度と比例関係

初通過破壊＝共振周波数に対応する最大応力：Spectrum、疲労＝非定常振動時疲労損傷値（Miner則）：Spectrum

上記の両Spectrumを包絡する等価定常音響（コンサバスペクトラム）&負荷時間（60秒）。



2.2 試験設備技術 (DFAT/DFAX, Multiple DOFs Transient Vibration test) : 環境を模擬

2.2.1 Direct Field Acoustic Test(DFAT) / Direct Field Acoustic eXcitation (DFAX) tests

- DFATは米国MSI DFAT Servicesが1999年から開発し始め、制御、スピーカ配置等のノウハウを積み改善され、2010年頃に米国にMSIの試験サービス業として適用し始め、拡散音響と比べ、音場均一度、制御交差、振動応答(過負荷)等課題がある。DFAXはSiemens(旧LMS社(制御・計測が得意)が2015年から、TAS-Fと共同で開発中。ただし、音響制御方法を重点に開発。
- 試験コンフィギュレーションにノウハウ、確実性に懸念
- 解析のツールESI/VA-OneやWave6を使用し、上記の懸念を解決する技術開発中：

Field Accuracy: Meets or exceeds customer requirements

➤ ± 1 dB tolerance on OASPL

➤ ± 1 dB tolerance in 1/3-octave bands

➤ ± 1 dB tolerance in Full-octave bands

Field Uniformity: Meets or exceeds customer requirements

➤ ± 3 dB control mic variation

➤ ± 3 dB monitor mic variation

Operational Safety: Safer narrow-band control with

Response Limiting in the case of an over-test condition

Development of Direct Field Acoustic Testing

Experience at NASA/Plum Brook Station – Orion/E-STA

Tested by: DFAT® & Reverberant (143.8dB)

Tallest		
Box	Stacks	Drivers
3-way	10 x 18	1620
Sub woofer	10 x 15	150
Total	20	1770
Instrumentation		
Mic	Accel	Total
15/64	574	653
Analysis by:		
MATLAB, VA One, wave6		



Ref: Paul Larkin, ISI DFAT Services, Spacecraft and Launch Vehicle Dynamic Environments Workshop, June 4-6, The Aerospace Corporation

9

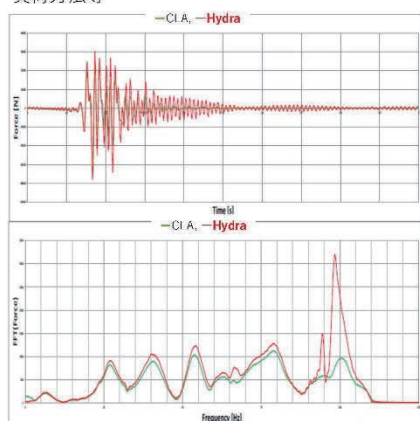
2.2.2 Multiple DOFs Transient Vibration test

目的：6-DoF 加振機HYDRAを利用するイノベーションで打ち上げ時の時系列（CLA解析）を用いて加振

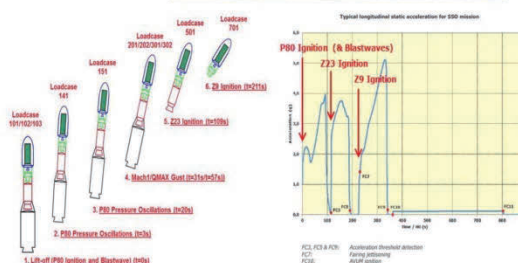
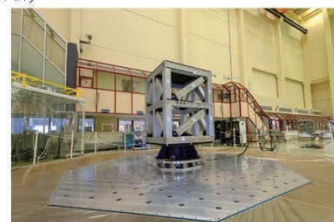
入力とし、従来の正弦は掃引試験（全周波数帯掃引）による過大な負荷を低減。

方法：ダミー衛星モデルをVEGAに搭載した場合のCLA解析、試験の実現性を試み。

課題：時系列において解析の不確かさ（周波数不確かさの考慮）、準静的負荷の負荷方法等



Interface force z-response on HYDRA (red) vs CLA (green), transient and FFT



Ref: M. Appolloni, and others, ESA-ESTEC, TRANSIENT MULTI-DOF VIBRATION TESTING: ANALYTICAL AND EXPERIMENTAL DATA, 31st Aerospace Testing Seminar, October 2018. [Get the Full Paper](#)

2.3 解析技術を駆使する設計・試験の効率化

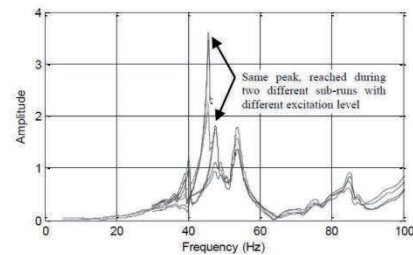
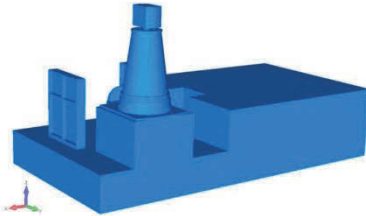
2.3.1 Virtual vibration test(FEM+Controller)

目的：過負荷リスクを低減するため、振動試験前解析として治具や重心位置のオフセット大きい供試体（加振機との連成が強い）が試験時の挙動（クロストーク等）、ノッチプロファイルを把握

方法：供試体＋アダプター＋加振台＋加振機の連成、制御系の動作と結果を解析で評価

課題：モデルの精度、非線形性解析

将来性（感想）：Siemens（制御系）が熱心、Transient Vib. Test、非線形モデル化研究を取り入れている*。Siemens社は設計・試験・製造管理を統合化デジタル化ソリューションツールの開発戦略が進められているよう。



* F. D'Ambrosio and others, Siemens/Arian, INTEGRATED SOLUTION FOR VIRTUAL TESTING, 15th EUROPEAN CONFERENCE ON SPACECRAFT STRUCTURES, MATERIALS AND ENVIRONMENTAL TESTING, May 28-June 1, 2018, ESTEC/ESA

大きなクロストークの低減に制御系の事前検討効果があり：

It is worth mentioning that the longitudinal cross-talks predicted and occurred during the sine-x qualification run, **which reached 350%, are exceptionally high with respect to standard test practice.** The criticality of the above number is strongly mitigated by the four pilots vibrate, two by two, with opposite phase.

Ref: P. Nali and others, TAS, VIRTUAL SHAKER TESTING: ACTUAL ACHIEVEMENTS IN TAS AND FUTURE PROSPECTS, 15th EUROPEAN CONFERENCE ON SPACECRAFT STRUCTURES, MATERIALS AND ENVIRONMENTAL TESTING, May 28-June 1, 2018, ESTEC/ESA

11

2.3.2 Quick構造振動連成CLA

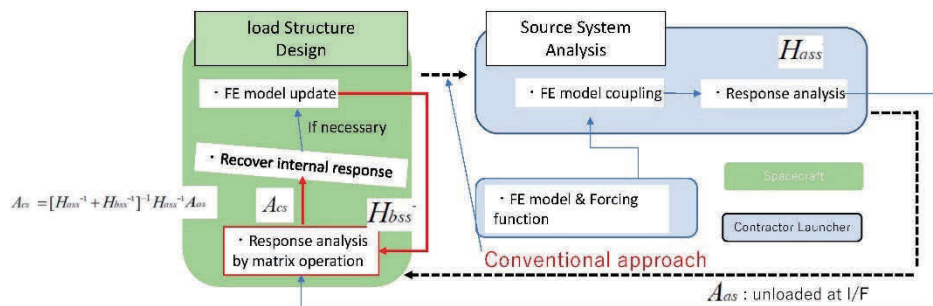
- 4.2.1 NASA/Engineering and Safety Center (NESC) attempts to solve payload organization to **high CLA costs, long schedules, lack of standard capabilities** to evaluate multiple configurations and unavailability of loads when needed. Demonstration on a number of complex problems such as heavy payloads, indeterminate boundaries, numerous connection DoFs have been done.



a: source (booster) with internal dofs r
b: load (spacecraft) with internal dofs t
s: connecting dofs
c: coupled system (a+b)

$$A_{cs} = [H_{ass}^{-1} + H_{bss}^{-1}]^{-1} H_{ass}^{-1} A_{as}$$

Ref: D. Karfman, NORTON-THIEFFIN RECEPTANCE COUPLING (NTRC) AS A PAYLOAD ANALYSIS TOOL, 15th EUROPEAN CONFERENCE ON SPACECRAFT STRUCTURES, MATERIALS AND ENVIRONMENTAL TESTING, May 28-June 1, 2018, ESTEC/ESA

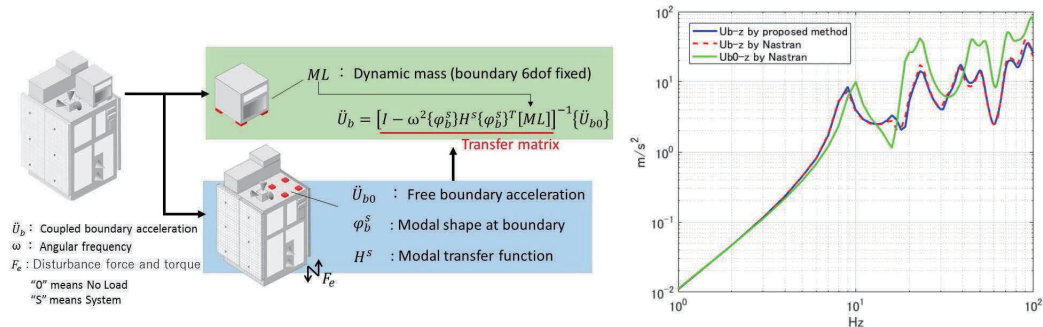


12

2.3.3 JAXAの研究開発活動

- A proposed method based on modal coupling approach to predict micro-vibration
- 部分構造合成法に基づく擾乱応答解析・評価の迅速化 (WS17-P01)

Source/Load連成系を柔結合解析 (CLA) でも用いられる部分構造合成法 (ロードをCB法: Craig-Bampton法) に着目し、システム側の最低限の情報があればミッション機器側のみで簡便・迅速に擾乱応答解析・評価を行える方法 (擾乱解析を初め)。SourceをFEM, LoadをCBモデル、Load側の設計更新度に自身で振動負荷の解析が可能。



Ref: Niwa, Shi, A proposed method based on modal coupling approach to predict micro-vibration, 6th International Workshop on Verification and Testing of Space Systems, Torino, May 21-23, 2019

13

2.4 Test Effectiveness and standards

2.4.1 欧州の動向MATED(ESA model and test effectiveness database)

Collecting data to derive feedback for the optimization of model and **test philosophies** of future projects and to **substantiate eventually the updating of related standards**, directly related to the selected **verification approach**, which defines **what, how (verification methods, verification levels, model philosophy and verification tools)** and **when** verification activities are performed.

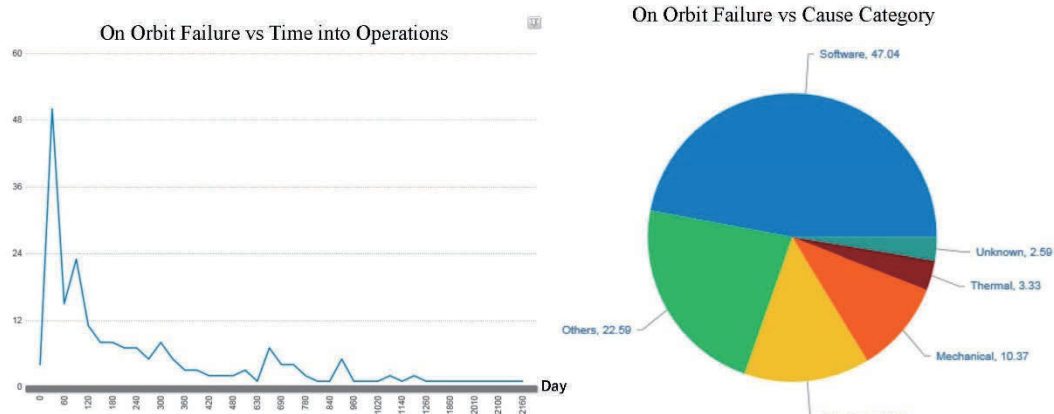


30 projects (15 scientific, 4 telecommunication, 7 earth observation and 4 pressurized module projects)

- 130 models, • 2083 product tree records, • 7640 ATV activity planning records, • 4420 non-conformance records (NCR) i.e. ground test failures or anomalies, • 448 flight anomalies

Ref:Vittorio and others, MATED (Model And Test Effectiveness Database) Improvement and Added Value on Industry, 31st Aerospace Testing Seminar, October 2018

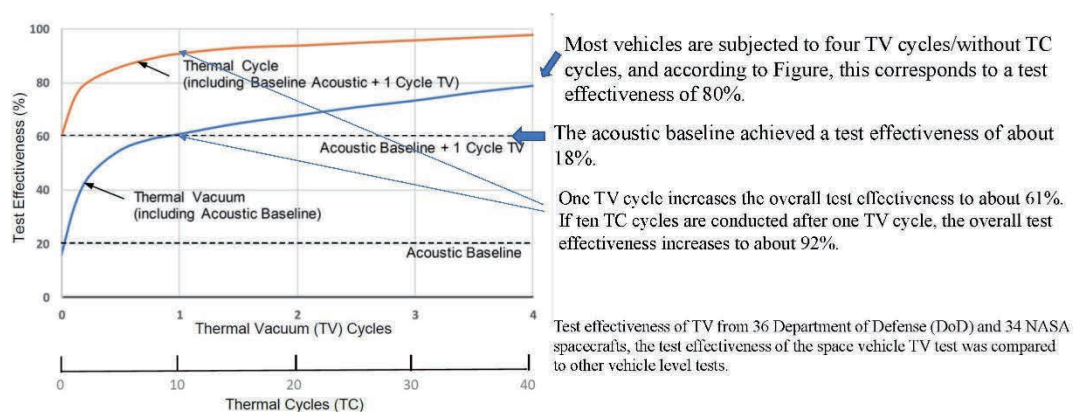
MATED provides functionalities in order to generate **statistical evaluations**, to optimize AIV&T planning and to improve cost estimations based on real program data, analysis schedule and cost reduction, and to optimize the **test effectiveness** for programs(2003年よりソフト開発、データ入力、分析機能追加等)、例えば、PFMシステム正弦は振動試験を実施しない場合のリスクは実施より顕著な増加しない等。



Ref:Vittorio and others, MATED (Model And Test Effectiveness Database) Improvement and Added Value on Industry, 31st Aerospace Testing Seminar, October 2018

2.4.2 米国のTest Effectiveness動向

米国はOtto Hamburg氏(1923-1991)が地上試験の試験効果を認識し、80年代においてThe Aerospace Corp.社の試験データを用いて宇宙機のTV test effectivenessの提唱者であった。Aerospace Testing Seminarで試験技術の進歩に貢献論文に賞を設けている。



Ref:Hamburg, O. and W. F. Tosney, *The Effectiveness of Satellite Environmental Acceptance Tests*, The Journal of Environmental Sciences, January/February 1989.

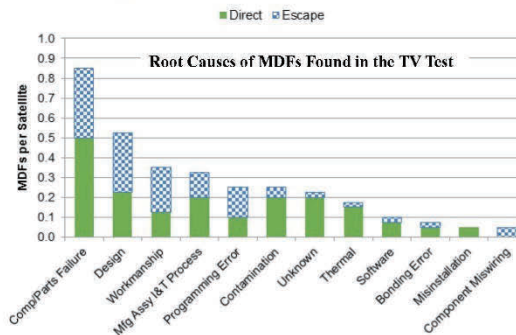
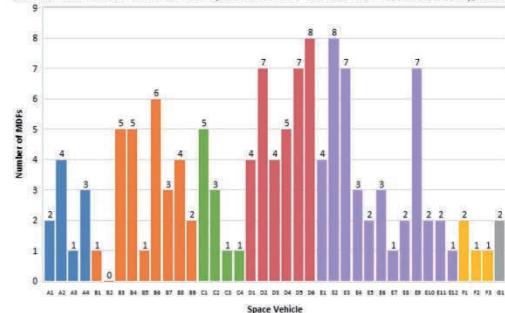
The shift to conducting a **TV test only** (instead of TV and TC) in the 1990s was based upon:

- 1) A desire to **reduce the cost of vehicle testing** by conducting one test instead of two.
- 2) The perception that **TV testing is a more effective test** at the vehicle level for meeting vehicle test objectives.
- 3) The **goal of focusing on demonstrating mission objectives** at the vehicle level, TC test become primary environment test at unit level.

Space vehicle TV test is highly effective at detecting hardware defects and demonstrating mission performance requirements!

	Direct	Escapes	Total
MDFs	76	54	130
MDFs/satellite	1.90	1.35	3.25

Total Number of MDFs Per Space Vehicle for Seven Different Programs



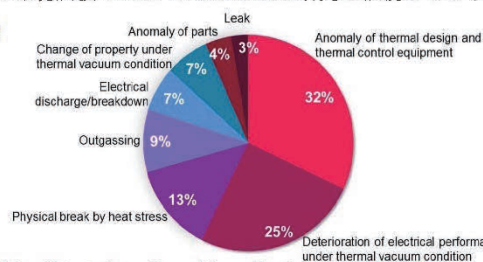
Ref: John **Otto Hamburg Award Paper** W. Welch and others, The Aerospace Corporation, Effectiveness and Value of Space Vehicle Thermal Vacuum Testing, 31th Aerospace Testing seminar, Oct. 22-25, 2018

2.4.3 JAXAのTest Effectiveness活動

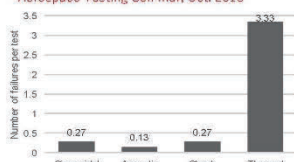
JAXAは2012年より、熱真空試験のサイクル数に関する根拠及び見直しに関してJAXA地上試験不具合（約7000件）情報データベースを利用し、Test Effectiveness数値モデル化に関するサイクル数と不具合検出率統計モデルを確立したうえ、サイクル数の低減方法についてJAXA試験標準に反映した。

また、振動試験などの環境試験のTest Effectiveness研究を継続しており、国際学会や試験技術WSにて発表した。

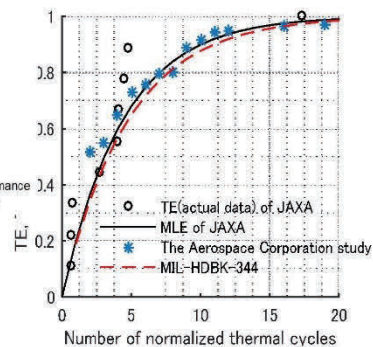
"Otto Hamburg Honorable mentioned recognition paper", 31th Aerospace Testing Seminar



Ref: H. Mori and others, Typical Failure Modes in System Thermal Vacuum Test And Lessons Learned To Improve TV Test Effectiveness From Best Practice Through Assessment Of JAXA's Failure Database, 31th Aerospace Testing Seminar, Oct. 2018



Ref: D. Takahashi and others, Failure mode identification of each environmental test based on the JAXA spacecraft development and lessons learned to improve test effectiveness, 31th Aerospace Testing Seminar, Oct. 2018



Ref: D. Takahashi, D. Shi, Review of JAXA thermal vacuum and cycle test requirement by the statistical study using non-conformance data, 29th Aerospace Testing Seminar, Oct. 2015

3. 宇宙機環境試験技術に関する重要な国際学会

- Aerospace Testing Seminar (ATS): MIL-STD-1540作成する分科会（米国NASA・宇宙企業構成）から国際宇宙機の試験技術に関する最大級の国際会議、Test Effectiveness & Test Standards, Test as you fly, Fast, Better and Cheaper等スローガンを発信、1.5年毎開催、The Aerospace Corporationが主催、参加者150名。
- European Conference on Spacecraft Structures, Materials & Environmental Testing (ECSSMET)、欧州最大の宇宙構造材料・環境試験の学会（ESA/CNES/DLR共催）、設計、材料、製造、試験等を含む分野広く、参加者300名規模、2年毎開催。
- International Workshop on Verification and Testing of Space System: 内輪（ESA/TAS-I & Torino-T.I.T./NASA/The Aerospace Corp./JAXA）から始まり初回(2003年)、近年ではロシア、中国、トルコの参加に拡大（TAS-Iがホスト）、米国のAerospace Testing Seminarの欧州版、参加者は約150名、3年毎開催。

質疑応答

質問者①

2. 1. 4 項の累積疲労評価に関して、実際のフライト環境の影響よりも小さいという知見が得られたことは大きな成果だと思います。累積疲労評価ではコンポに対して大きな負荷が掛かってしまうので、フライト環境を無視でき、試験を心配することがないと結論できるのであれば、長年議論になっている累積疲労に関しての協議が進むのではないかと思います。いかがでしょうか。

発表者

そのように考えております。数年前に累積疲労評価に対する提案をしていたが、本日までの詳細な検討は出来ていませんでした。今回の成果によって累積疲労は無視できるとわかってきたので、来年以降にワーキンググループの立ち上げ等も考えております。その際は是非ご協力頂けるようお願いいたします。

質問者②

私の部署は主に熱試験を担当しております。サイクル数に関してですが、海外でもサイクル数を減らすという議論はあるのでしょうか。

発表者

海外の特にアメリカの方で行われており、MILSTD では緩和されてきております。ヨーロッパではボードミーティングでも熱真空試験のコスト削減が議論されています。さらし時間に関しては、スコープとしてはあるが、トピックとしてはあまりありません。サイクル数に関しては、何を担保すべきで、不具合のモードは何があって、従来の要求に対して、何を施すかどの程度上がります、下がりますかという、リスクアセスメントの観点で議論がされているのではないかと考えています。

5.9. 閉会挨拶

宇宙航空研究開発機構
環境試験技術ユニット
ユニット長 施 勤忠

私の方から感謝の気持ちとこのワークショップ、今回、いろいろな大学の先生や自動車研究所、航空機関係の方、または JAXA 研究開発部門には最新のデータを提供していただきまして、また長時間にわたりご清聴頂きまして活発な議論もできたかなと思い、御礼を申し上げます。このワークショップは 17 回目になります。当初は試験技術をキーワードとして Test like you fly が盛んな時期であったのですが、環境がどのようなになっているのかといったところから、打ち上げ時音響試験のランダム振動条件を予測しようと、ほとんど担当者の研究成果発表という形で 10 名から 20 名程度の発表会から始まりまして、年々増大してきて、宇宙機のみならず、昨年度は鉄道関係、自動車関係の複数件の発表がありまして、いろいろな分野、大学含めて広く意見交換の場になっていると思います。私も毎回聞かせていただいておりますが毎回非常に勉強になっております。昨今は宇宙開発の構図も大きく変化しており、これからも変わってくるものと思います。今日のキーワードでもありましたようにデジタルイズ、計算機あるいは情報化というツールを使って宇宙開発をしていこうという発表もありました。その中で、Test Effectiveness という我々の宿題でもありますけれども、いろいろなミッション、コスト重視のミッションもあれば、高信頼性重視のミッションもあり、多様なミッションに対応できるという試験技術の研究開発が重要となってくるのではないかと考えております。ワークショップでも、皆さんに講演していただきました資料を JAXA の出版物として出版させていただいて、世の中に、特に日本の宇宙開発への発信源とさせていただきたいと考えております。今後もこのテーマであります Test Effectiveness ということは変わらないかなと考えており、そういった活動を日本の宇宙開発に貢献、寄与できればと考えております。このワークショップも末永く続けていきたいと思っておりますので、皆様のご支援とご協力を賜りますよう、重ねまして閉会の挨拶とさせていただきます。本日はどうもありがとうございました。

6. ポスターセッション

ポスターセッションにおける内容を表 6-1 に示す。発表はいずれも環境試験技術ユニット職員にて行った。

表 6-1 ポスターセッション内容について

No.	題目	出展者※
WS17-P01	部分構造合成法に基づく擾乱応答解析・評価の迅速化	○篠原信行 嶋崎信吾
WS17-P02	累積疲労スペクトラムを用いた累積疲労管理・音響試験条件の適正化に関する考察	○嶋崎信吾 戸高大地
WS17-P03	構造モード波数変換を用いた拡散音場における簡易音響振動解析手法の提案	○佐藤洸貴 戸高大地
WS17-P04	システム熱真空試験の適正化に向けた検討	○戸高大地 佐藤洸貴
WS17-P05	システム熱真空試験の適正化に向けた検討 - 実環境における評価のための feasibility study	○緒方拓斗 村田直史
WS17-P06	設備保全費用対効果の定量評価－振動試験設備の改善例	○嶋崎信吾
WS17-P07	スペースチャンバ 計測データ処理装置及び試験用電源装置の改修計画	○天田 剛 佐藤洸貴
WS17-P08	小型高精度新方式磁力計の開発 - 地上試験及び火星衛星探査機（MMX）搭載に向けた検討状況	○村田直史 松岡彩子 (宇宙研)
WS17-P09	コンポーネント単体の衝撃試験条件適正化に向けた試み	○井上愛理 嶋崎信吾

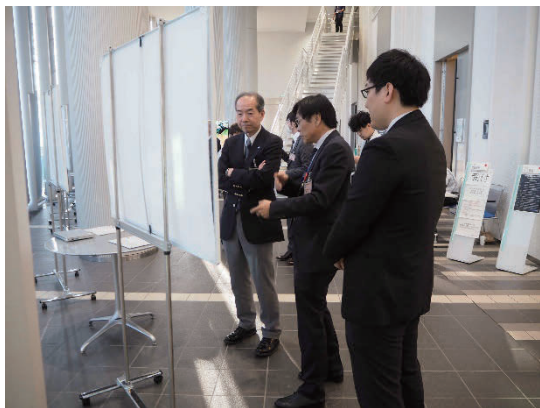


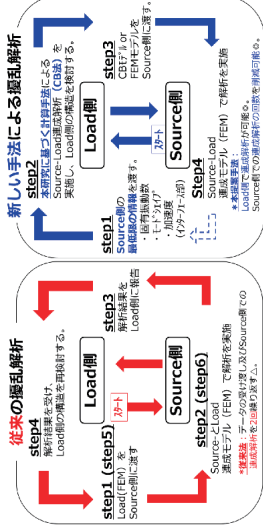
図 6-1 ポスターセッション会場の様子

部分構造合成法に基づく擾乱応答解析・評価の迅速化



1. 背景

- 観測精度要求の高度化に伴い擾乱管理の重要性が増しているが、従来の有限要素法 (FEM) による解析・評価方法では Load (ミッショントラッキング) と Source (システム側) で構造数学モデルデータのやり取りに期間やコストが掛かることが課題となっている。
- 本資料では柔軟結合解析 (CLA) でも用いられる部分構造合成法 (CB法: Craig-Bampton法) に着目し、Source側の最低限の情報があれば Load側の擾乱応答解析・評価を行える方法について提案する。



➤ 図1 擾乱解析の従来法と新しい手法のフロー (概要) 比較



2. 研究概要

- **CB法の理論検討**
CB法を用いると Source-Load 系連成モデルの I/F 部加速度 \ddot{u}_b は (式1) で表すことができる。よって、Load 系側には Source 系の “固有振動数 ω_s^2 ” 及び I/F 部の “モードシェイプ ϕ_s^T ”、“加速度 \ddot{u}_b ” の情報が得られれば、Load 側のみで連成モデルにおける I/F 部加速度 \ddot{u}_b の計算が可能となる。
- **有限要素法 (FEM) による解析**
構造解析 SW NASTRAN を用いて Source 系、Load 系、Source-Load 連成系の 3 つのモデルを作成し、固有値解析、周波数応答解析を実施する。
- **CB法 (MATLAB) による解析**
数値計算 SW MATLAB を用いて、上記 FEM より得られるパラメータを CB法 (式1) に代入することで CB法による Source-Load 連成モデルの I/F 部加速度 \ddot{u}_b を算出する。
- **FEM と CB法の比較**
FEM 及び CB法によって求めた I/F 部加速度 \ddot{u}_b の比較を行い、提案手法の有効性を確認する。

$$\ddot{u}_b = [-\omega_s^2 \phi_s^T H^* \phi_s]^{-1} \{ \ddot{u}_b \} \quad (式1)$$

$$[ML] = \omega_s^2 [M_{bb}^T [H^* (\omega)] [M_{bb}]] + \left([M_{bb}^T] - \frac{1}{\omega_s^2} [K_{bb}^T] \right)$$

$$H^* = \begin{bmatrix} h_{11} & 0 \\ h_{21} & h_{22} \end{bmatrix}, \quad h_{11} = \frac{1}{m_s^2 (-\omega_s^2 + j2\zeta_s \omega_s \omega_s^2 + \omega_s^4)}$$

\ddot{u}_b : I/F 部 加速度 (Source-Load 連成系) M^T : 質量マトリクス (Load 系)
 \ddot{u}_{bs} : I/F 部 加速度 (Source 系) K^T : 剛性マトリクス (Source 系)
 ϕ_s^T : I/F 部のモードシェイプ (Source 系) m_s^2 : モード質量 (Source 系)
 H^* : 伝達関数 (Source 系) ζ_s : モード減衰 (Source 系)
 M : 伝達関数 (Load 系) ω_s^2 : 固有振動数 (Source 系)
 ML : 動質量 (Load 系) ω : 解析対象周波数

➤ 図2 FEM における解析モデル



3. 解析・評価

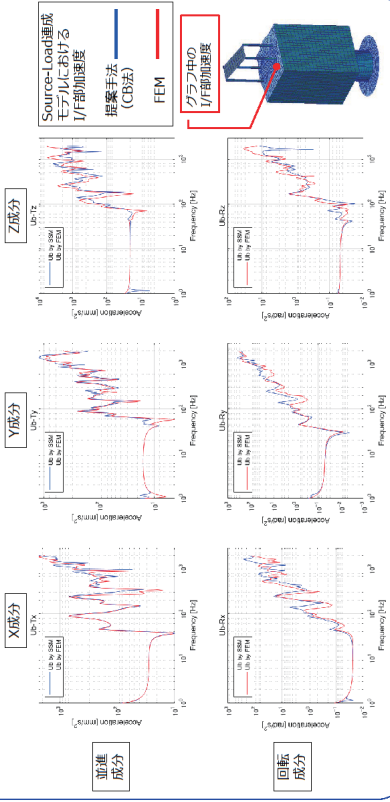
- **固有値解析 (FEM)**
表1に各モデルにおける10次までの固有振動数の結果を示す。(計算は3000Hzまで実施。)



表1 FEMによる各モデルの固有振動数

MODE	Source	Load	Source-Load
1	0.00	39.22	0.00
2	0.00	45.93	0.00
3	0.00	71.38	0.00
4	0.39	245.27	0.39
5	1.17	354.15	0.90
6	1.17	392.75	0.90
7	69.21	501.59	44.44
8	87.31	571.17	51.84
9	96.62	572.12	69.25
10	104.42	575.30	71.24
...

- **周波数応答解析 (FEM) 及び CB法による結合解析**
図3に Source 系の側面 (1点) に対して6自由度の単位荷重を与えた際の、代表例として I/F 部1点の FEM (赤線) と CB法 (青線) による加速度の比較を示す。全体的に両者がよく一致する結果となった。ただし、低周波側と比較した高周波側 (数百 Hz 以降) や、並進成分と比較した回転成分では差異があることが分かる。差異の要因として、“FEM と CB法の I/F 部の拘束条件の違い” や “部分構造合成法の縮減手法” の違いなどが考えられるため現在検討中である。



➤ 図3 FEM 及び CB法による I/F 部加速度の比較

4. まとめ

- 部分構造合成法に着目し、Source 側の必要最低限の情報を Load 側に提供することによる新しい擾乱解析手法の検討を行った。
- FEM モデルと CB法による I/F 部加速度の結果を比較して、擾乱対象周波数 (約 3000 Hz) では比較的良好一致した。
- 本提案手法を適用することで、従来の擾乱解析と比較し、Load 側の解析自由度が向上し、企業間のデータのやり取りや解析コストを削減できる可能性がある。
- 今後の課題は本提案手法の解析精度の向上 (FEM との差異検討、適用可能範囲の検討等) を図り、課題のみならず “ロケットと衛星における CLA の適用拡大” とする。

WS17-P02

Test Effectiveness

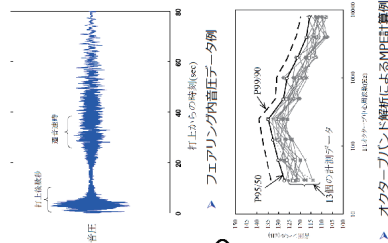
累積疲労スペクトラムを用いた累積疲労管理・音響試験条件の適正化に関する考察

1. 背景

- ▶ 現在のフライト音響の最大予測環境はフライトの非定常な時系列音圧データから短い時間幅 (1.0 秒等) のデータを切り出してオクターブバンド解析を行い種々のデータの包絡値を取ることにによって規定されており、被負荷構造体を受ける初通過過荷重や累積疲労過荷重の観点に基づいた規定方法とはなっていない。
- ▶ また、従来のMiner則 (線形累積疲労損傷則) による累積疲労評価では周波数の影響が考慮されていないという課題がある。例えば、加速度1Gで10Hz、100秒間の振動と100Hz、10秒間の振動は

$$10 \text{ [Hz]} \times 100 \text{ [sec]} \times 1 \text{ [G]}^6 = 1000 \text{ [Cumulative damage]}$$

$$100 \text{ [Hz]} \times 10 \text{ [sec]} \times 1 \text{ [G]}^6 = 1000 \text{ [Cumulative damage]}$$
 等価? として累積疲労損傷度としては等価であると評価されているが、現実には10Hz、100秒間の振動の方が厳しいことが経験的に知られており、周波数の影響を無視した疲労評価には限界があるとされている。
- ▶ そこで、累積疲労を周波数領域で評価する「累積疲労スペクトラム」を導入し、フライト非定常音圧と地上音響試験定常音圧で被負荷構造体が受ける累積疲労の周波数の影響を考慮した定量評価を試みた。



2. 理論・フライトデータ解析

- ▶ 印加音圧により励振される1自由度系 (被負荷構造体) を仮定し、初通過過荷重を極値応答スペクトラム (最大速度応答)、累積疲労過荷重を累積疲労スペクトラムを用いて評価する。

$$\ddot{x}(t) + 2\zeta_n \omega_n \dot{x}(t) + \omega_n^2 x(t) = C_{np} \frac{S}{m} p_f(t)$$

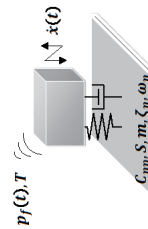
音圧 $p_f(t)$ を受ける1自由度系の運動方程式

極値応答スペクトラム
(Extreme Response Spectrum, ERS)

$$ERS(f_n) = \max_t [\dot{x}(f_n, t)]$$

累積疲労スペクトラム
(Fatigue Damage Spectrum, FDS)

$$FDS(f_n) = \frac{k^b}{c} \sum_{i=1}^n n_i \{v_i(f_n)\}^b$$



- ▶ 音圧により励振される1自由度系モデル (f_n は1/6オクターブバンド中心周波数でインクリメント、 $q = 10$, $b = 6$ で計算)

グラフはポスターでの表示のみ

- ▶ 使用フライトデータ ($f_c = 20 \text{ [Hz]}$ で1/3オクターブバンド)

グラフはポスターでの表示のみ

- ▶ 極値応答スペクトラム (f_n 毎の速度応答最大値をプロット)

グラフはポスターでの表示のみ

- ▶ 累積疲労スペクトラム (f_n 毎の累積疲労過荷重をプロット)

3. 考察・累積疲労管理の適正化

- ▶ フライト非定常音圧で受ける初通過過荷重条件・累積疲労過荷重条件を基準としてそれらの条件を満たすような定常音圧を算出した結果は以下の通り。

グラフはポスターでの表示のみ

グラフはポスターでの表示のみ

- ▶ フライト非定常音圧と初通過過荷重・累積疲労過荷重を等価とする定常SPL
- ▶ フライト非定常音圧 (音線) と初通過過荷重を等価とする定常SPL (赤線)

① 累積疲労過荷重条件よりも初通過過荷重条件の方が音圧レベルの評価となる。

- ▶ 過去のH-IIA5号機分のフライトデータからERS・FDSを計算した結果と、H-IIA ATレベルからERS・FDSを計算し比較した結果は以下の通り。

グラフはポスターでの表示のみ

グラフはポスターでの表示のみ

- ▶ 5号機分のERSとH-IIA ATレベルでのERS
- ▶ 5号機分のFDSとH-IIA ATレベルでのFDS

② 現在の音響試験レベルはフライトでの初通過過荷重をほぼ包絡出来ている。

- ▶ 初通過過荷重条件を満たす定常音圧レベルで60秒間印加すると、累積疲労がフライトに比して過剰に負荷される (20秒で十分)。

③ 現在の累積損傷率の算定式

$$D_{FM} = \frac{\sum T_{FM} L_{FM}^b}{\sum T_{STM} L_{STM}^b} = \frac{\sum T_{FM} L_{FM}^b}{\sum T_{STM} L_{STM}^b} \leq \lambda_0$$

フライトでの累積疲労 (地上試験での累積疲労)

T: 時間 L: 負荷レベル λ_0 : 管理閾値

- ▶ 現在の累積損傷率の算定式ではフライトで受ける累積疲労としてMPEレベルが代入されているが、実際のフライト累積疲労に対して最低でも9dB以上過剰な見積もり (H-IIAの場合) となっている。

WS17-P03

構造モード波数変換を用いた拡散音場における簡易音響振動解析手法の提案



1. 背景

- ✓ 宇宙機は打ち上げ時の音響加振により過酷なランダム振動環境に晒される。音響振動を予測する技術としてBEM等の複雑な連成解析手法は存在するが、**音響振動の現象理解に基づく応答評価が簡便な解析手法が存在しない。**このため過大なランダム振動試験条件の設定や、音響試験とランダム振動試験を適切に選択できないなどの問題につながっている。

2. 目的

- ✓ 音響振動における各振動モードの寄与度が容易に計算可能で応答評価が簡便となる解析手法を構築し、音響環境耐性検証の高度化・適正化に貢献すること。

3. 手法

- ✓ 外力を受ける構造物を下記の運動方程式でモデル化する。

$$\ddot{w}_r + 2\zeta_r \omega_r \dot{w}_r + \omega_r^2 w_r = \frac{L_r}{A_r}$$

$$L_r = \int \phi_r(x) p(x, t) dx \quad A_r = \int \hat{m} \phi_r^2 dx$$

- ✓ このとき加速度PSDは以下の式で表すことができる。

$$S_A(x, \omega) \cong \sum_{r=1}^{\infty} \left(\frac{A_r^2 S_p(\omega)}{A_r^2 |\zeta_r(\omega)|^2} \right) \phi_r^2(x) \omega^4 \quad \dots (a)$$

$$j_{rr}(\omega) = \frac{1}{A_r^2} \iint \phi_r(x) C_p(x, x', \omega) \phi_r(x') dx dx' \quad \text{— 複素2重積分}$$

- ✓ j_{rr} は音響振動における各振動モードの寄与度を表しており、ジョイントアクセプタンスと呼ばれる。本研究ではこの複雑な2重積分に波数変換を適用することで物理的解釈可能かつより単純な形式に変換することを提案する。

$$j_{rr} = \frac{1}{(2\pi)^2 A_r^2} \int_{|k| < k_0} |\hat{\phi}_r(k)|^2 \hat{C}_p^{DAF}(k) dk \quad \dots (b)$$

$$\text{波数変換: } \hat{f}(k) = \int_{-\infty}^{\infty} f(x) e^{-ikx} dx$$

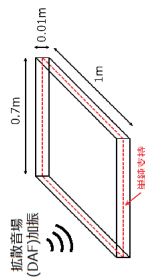
- ✓ 波数変換は画像解析で多用される2次元FFTを応用し容易に行うことができ、主モード解析結果があれば複雑な連成解析を行うことなく音響振動解析が可能となる。
- ✓ 振動の加速度応答は式(a)の通りモード毎の応答の和で表現でき、支配的な振動モードを抽出すれば簡便な応答評価が可能となる。



4. 検証対象

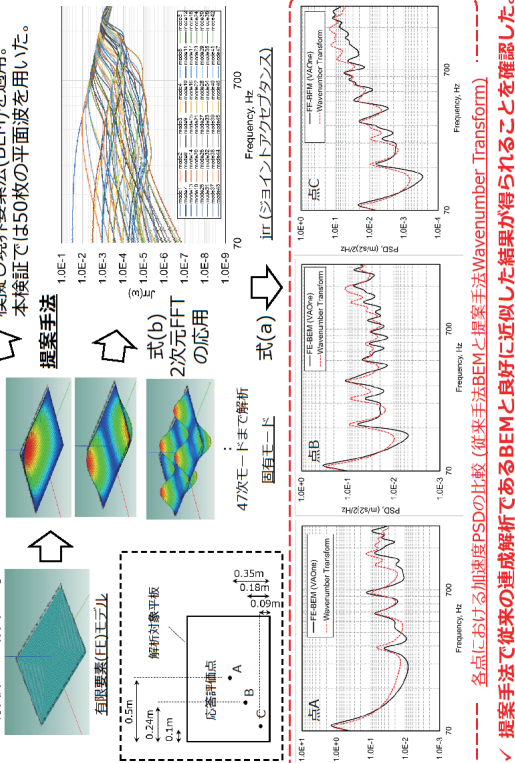
- ✓ 本報告では提案手法による計算結果の妥当性を検証するため、以下の平板モデルに対し提案手法ならびにBEMによる音響振動解析を実施し結果と比較した。BEMの計算には商用解析ソフトであるVAOneを利用した。

Plate Size	L x W x T	1 m x 0.7 m x 0.01 m
Density	ρ	2860 kg/m ³
Young's modulus	E	7.06 x 10 ¹⁰ Pa
Poisson ratio	ν	0.33
Damping ratio	ζ	5%
Acoustic load	p	1 Pa/Hz (DAF)



5. 検証結果

- ✓ 同一の有限要素モデルに対し2通りの手法で解析した結果を示す。



6. まとめ

- ✓ 波数変換を用いて音響振動における各振動モードの寄与度が容易に計算可能で応答評価が簡便となる解析手法を新たに構築した。同一の有限要素モデルに対し提案手法とBEMを適用して計算結果を比較し、良好な近似が得られることを確認した。
- ✓ 今後適用範囲の検討や支配モード抽出など実際の開発への適用に向け取り組んでいく。

システム熱真空試験の適正化に向けた検討

1. 概要

- 宇宙機一般試験標準（以下「試験標準」）で規定されるシステム熱真空試験の試験条件の適正化に向けた検討として、過去のJAXA開発衛星の不具合分析によって、「さらし・浸し時間」の適正化に繋がる検討結果を報告する。

2. 背景

- 熱真空試験は、宇宙機の耐熱真空設計や製造の検証をする有効な手段である一方で、多くのコストと試験期間を有する。このため、宇宙機の開発コストや期間を削減するためには、熱真空試験における試験条件の適正化が有効である（Test Effectiveness）。
- 試験標準のシステム熱真空試験条件において定められている「さらし・浸し時間」（T_{TH}）（システム熱真空試験のプロファイルと試験条件）の「不具合検出」への関係性を明確にすることができれば、試験時間を短縮できる可能性があり、宇宙機開発コスト及び期間の削減に繋げることができる。
- このため、本検討では、システム熱真空試験における「不具合検出」の試験時間の関係性の有無に着目し、JAXAが開発した宇宙機の不具合分析を行うことで、システム熱真空試験の「さらし・浸し時間」の適正化に関する検討を行った。

【システム熱真空試験プロファイル】

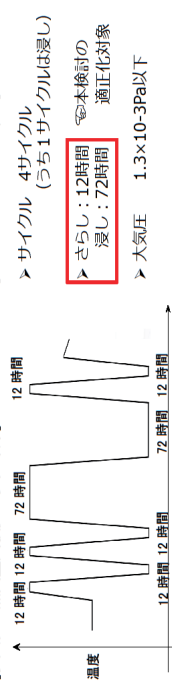
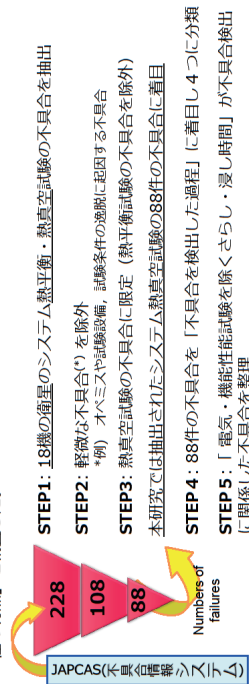


図 システム熱真空試験のプロファイルと試験条件

3. 分析方法

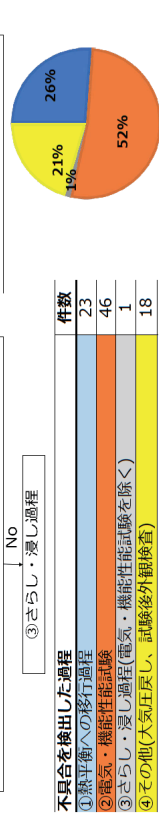
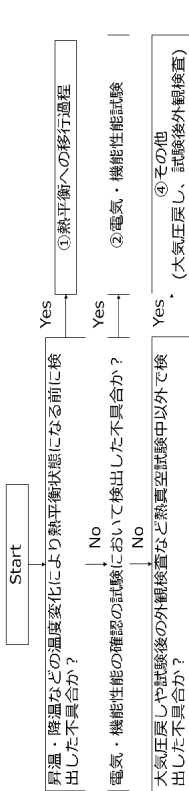
- JAXAが開発した18機の宇宙機システム熱真空試験における不具合228件を対象とした。
- これらの不具合を下記手順に基づき、分析対象である不具合88件を抽出した。
- 88件の不具合について、「不具合を検出した過程」と「不具合検出への試験時間の関係性の有無」を精査した。



第17回試験技術ワークショップ ポスターセッション 2019年12月12日 JAXA 環境試験技術ユニット

4. 検討結果

- システム熱真空試験の88件の不具合に関して、下記のフローに従い、不具合検出のタイミングを「不具合を検出した過程」として4つに分類し、その件数の整理結果を下記に示す。



- 「不具合を検出した過程」において、「②電気・機能性能試験」時に不具合検出が多く、「③さらし・浸し過程（電気・機能性能試験を除く）」において検出する不具合は少ないことが分かる。
- 「①熱平衡への移行過程」（23件）及び「②電気・機能性能試験」（46件）において検出された合計69件の不具合は、試験条件で規定された「さらし・浸し時間」と関係のない不具合であることが分かった。
- 「③さらし・浸し過程（電気・機能性能試験を除く）」と「④その他（大気圧戻し、試験後外観検査）」で検出された不具合において、「電気・機能性能試験を除くさらし・浸し時間」が不具合検出に「関係しない」と「関係がある」を下記にまとめる。

No.	「電気・機能性能試験を除くさらし・浸し時間」が不具合検出に「関係しない」場合	不具合の原因	不具合を検出した過程
1	オリング部からのファイナリングによる内部圧力の低下	リーク	③
2	シャント(SHNT)部の放熱面のシルバーペーストの剥離による変色	化学反応の促進による変色	○
3	導波管IFのAgテフロン表面に白い変色	アウトガス	○
4	導波管IFへの腐食銅の溶け出し	アウトガス	○

- 「電気・機能性能試験を除くさらし・浸し時間」が不具合検出に「関係しない」不具合（No. 1～4）の不具合原因は、熱真空試験下の時間経過による「リーク」、「化学反応の促進による変色」及び「アウトガス」であることが本検討により明確となった。
- このため、「電気・機能性能試験を除くさらし・浸し時間」が不具合検出に「関係しない」不具合の「発生を事前に防ぐ処置を講じること（ペーキング等）」や「発生までに要する時間を明確にすること」により、試験条件で定められる「さらし・浸し時間」を短縮することが可能となり、従来よりも試験時間が短縮され、宇宙機開発コスト及び期間の削減に繋げることが期待できる。

【1】Mori, A., Takahashi, D. and Shi, Q., Typical failure modes in system thermal vacuum test and lessons learned to improve TV test effectiveness from best practice through assessment of JAXA's failure database, 31st Aerospace Testing Seminar Proceedings (2016).

【2】Takahashi, D. システム熱真空試験における主要な不具合モードと試験条件の関係性について、第16回試験技術ワークショップ ポスターセッション WS16-P01

参考文献

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 - 実環境における評価のためのfeasibility study -

W0517-P05

磁気試験設備の状況と課題

- 磁気試験設備では、衛星が有する磁気特性の測定や科学衛星等に搭載される磁力計の校正等が行われている(図1)。
- 測定時にターゲットとしている衛星は、地磁気と比較して数万分の1程度と非常に小さいため、試験空間(等磁場空間)を囲むようにして設置されているフラウンベックコイルと呼ばれる大型の三軸コイル(図2)で地磁気をキャンセリングすることで、試験に適した環境空間内に構築されている。
- 一方で、平成15年度に整備された建屋に使用されている鉄骨が地磁気等により磁化し、その影響により等磁場空間(磁場均一度が±2.5mTである空間)が縮小(2.3mφ→0.8mφ)していることが確認された。
- フラウンベックコイルは、地磁気のような一様な磁場を消去することに適するが、勾配の大きい建屋からの磁場を消去することには不向きである。
- 等磁場空間の構築手順をより最適化することで、空間の拡大を実現したものの(0.8mφ→1.6mφ)、当初のスペックである2.3mφ空間の確保には至らなかった。
- また、今後筑波宇宙センター内で新たな建屋が整備される可能性があり、等磁場空間の縮小原因となった建屋と同等の規模の建屋が整備される場合においても等磁場空間を確保するためには、これら磁場を消去する手法が必要となる。
- 建屋による磁場は磁場の勾配が大きき目立つ静的な磁場であるため、磁場を消去する手法として、「アクティブ磁気シールド」が候補に挙げられる。
- アクティブ磁気シールドとは、外乱磁場に対して同じ強さで逆向きの磁場を印加することで、外乱磁場をキャンセリングする手法であり、アクティブ磁気シールドの実現性について検討を行っている。

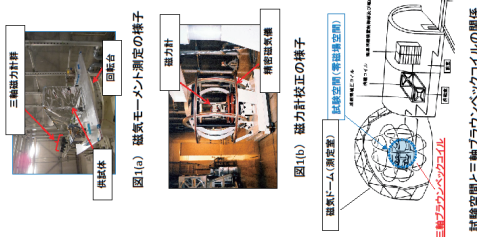


図2 試験空間と三軸フラウンベックコイルの関係

アクティブ磁気シールド検討状況

- これまでの検討によりシミュレーション上において、建屋(88m(W)×88m(D)×46m(H))を起因とする磁場を消去できることが確認された。
- 次のステップとしては、実環境においても当該手法が成立するかを確認することが必要となる。
- 実環境においては、外乱磁場を検出する磁力計の精度の問題から、ある程度大きい磁場を外乱磁場として印加する必要がある。しかしながら、その外乱磁場が大きすぎるとそれを修正するコイルのスペックも十分なものが必要となり、実験の規模が大きくなりそうという懸念がある。
- よって、試験空間に過度な影響を及ぼす外乱磁場源を選定する必要がある。

外乱磁場源の選定

- 外乱磁場源としては、ある程度、鉄鋼等が含まれていることが望ましい。よって鉄鋼量の多い車両であるフォークリフト(図3)が外乱磁場源の候補として挙げられた。
- フォークリフトが外乱磁場源として適切であるか否かについて確認するために、磁気モーメント測定を実施した。
- 磁気モーメント測定を実施することにより、フォークリフトの有する磁気双極子モーメントを推定することができ、推定した当該モーメントをインハウジングプログラムに取り込むことで、フォークリフトによる磁場のキャンセリング可否を評価することが可能となる。



図3 外乱磁場源候補(フォークリフト)

磁気モーメント測定

- 測定にはニアフィールド法(NF法)を用いた。図4に測定概要図及び測定の様子を示す。
- 通常であれば、等磁場空間内に供試体が設置されるが、本測定では供試体は1deg単位でフォークリフトを回転させることとした。
- また、供試体は1deg単位で回転させることが多いが、供試体(フォークリフト)を1deg単位で回転させることは困難である。
- よって、45deg単位で供試体を回転させた。
- 測定前を基準にNF法により推定される供試体の磁場分布を図5に示す。
- また、図6にNF法により推定した磁気双極子を供試体と同位置に設置した場合に形成される磁場分布を示す。

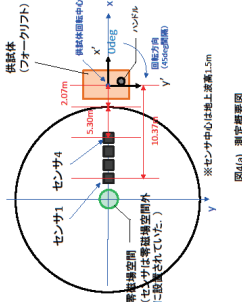


図4(a) 測定概要図



図4(b) 供試体(5deg): x軸マイナ方向



図4(c) 供試体(45deg): y軸プラスと端マイナ方向



図5 ニアフィールド法により推定された供試体の磁場分布

磁気双極子

- 図5、図6から、供試体を作る磁場分布と供試体と同等の磁気双極子を作る磁場分布を比較すると、z成分についてはクランプの傾向や傾きは同程度であるが、x成分、y成分については傾向や傾きが著しく異なる。
- 図6の磁場分布は磁気双極子を45deg回して回転させた場合の磁場分布であり、回転間隔が45degである場合にも磁気双極子と判断することができるため、供試体の有する磁気モーメントの傾向を確認するため、磁場分布の傾向や傾きが異なる要因としては、NF法で推定した各多重極子モーメント係数が、磁気双極子モーメント係数の値より速かに大きいことから、測定時にはそれらの項の磁場成分が支配的に影響していたものと推察される。
- 建屋から十分に離れた位置においては多重極子モーメント(四重極子以上)は減衰し、磁気双極子モーメントが支配的となるため、アクティブ磁気シールドでは磁気双極子モーメントの消去を前提としている。よって、多重極子モーメントが支配的であるフォークリフトが外乱磁場源として適さないことが確認された。

今後の計画

- 外乱磁場源として、任意の方向及び強さの磁場を印加できるコイルを準備する。
- 当該コイルにおける等磁場空間への影響を定量的に評価し、次年度はアクティブ磁気シールドにより磁場勾配を改善できるか検証予定。

WS17A07

スペースシャランバ 計測データ処理装置及び試験用電源装置の改修計画

Test Facility Development
Environmental Test Technology Unit

1. 背景・目的 早急な老朽化対策が必要

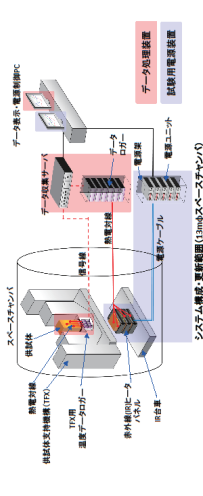


スペースシャランバ(以下、S.C.と言う)では、軌道上を模擬した熱入力を与え設計した熱主ダルの妥当性を確認する熱平衡試験と、低温及び高温の環境に繰り返し曝露することで不良を抽出する熱真空試験が行われる。どちらの試験でも正確な温度計測と安定した熱入力がキーとなるが、老朽化によりこれらを構成する機器の一部は保守停止となっており試験品質及び供試体安全への影響が危惧されている。

計測データ処理装置及び試験用電源装置の改修を実施する

2. システム構成・更新範囲 | 大型シャランバのシステムを更新

温度計測は供試体及びヒータ等の治具に貼り付けられた熱電対の出力をデータロガーで計測することで行う。計測データはサーバに蓄積される。試験用電源装置は計測されたデータを利用し、赤外線ヒータの温度制御を行い、供試体に対して任意の熱入力を行う。電源ユニットやデータロガーを更新すると共に、データ処理装置、試験用電源装置の構成機器及びソフトウェアの改修を行う。対象設備は全ての大型シャランバ(6mφ, 8mφ, 13mφ)である。



3. 主要仕様 | 信頼性を重視した要求

項目	電源装置				データ処理装置				試験用電源装置			
	電源ユニット台数	電源ユニット台数	電源ユニット台数	電源ユニット台数	電源ユニット台数	電源ユニット台数	電源ユニット台数	電源ユニット台数	電源ユニット台数	電源ユニット台数	電源ユニット台数	電源ユニット台数
13mφS.C.	90台	155台	90台	155台	90台	155台	90台	155台	90台	155台	90台	155台
8mφS.C.	90台	155台	90台	155台	90台	155台	90台	155台	90台	155台	90台	155台
6mφS.C.	55台	90台	55台	90台	55台	90台	55台	90台	55台	90台	55台	90台

過度な要求を避け、実績のある設計を採用することで、信頼性を担保する。

要求仕様のポイント

- 電源ユニットは全体で80台増加
- 温度計測データ数は適正化し減少
- 温度測定精度及び計測間隔は変更なし
- 電源制御間隔は現行以下

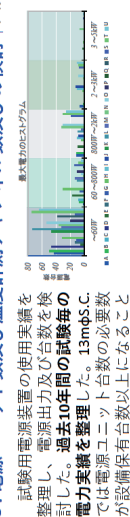
4. 供試体支持機構系温度データロガーの更新 | 回転機構に対応するため、ロガー選定が難航



供試体支持機構 (以下、TFXという) は、13mφS.C.におけるソーラ照射を行う熱真空試験で使用される台車であり、ソーラ照射面を任意に設定できるよう、±90°の姿勢変更及びスピーンの回転が可能となっている。スピーンの回転は、ロガーが保守停止状態となつたため、代替のロガーを検討した。

- データロガーの選定に当たっては、以下の条件を満たす必要がある。
- スピーンの回転に耐えられること。
- スピーンの回転に耐えられること。
- スピーンの回転に耐えられること。
- スピーンの回転に耐えられること。

5. 電源ユニット数及び温度計測データロガーの更新 | 仕様実績に合わせて見直し



項目	電力	電力	電力	電力	電力	電力	電力	電力	電力	電力	電力	電力
台数	5	15	20	20	20	20	20	20	20	20	20	20
電力	5.5kW	5.5kW	5.5kW	5.5kW	5.5kW	5.5kW	5.5kW	5.5kW	5.5kW	5.5kW	5.5kW	5.5kW
電力	5.5kW	5.5kW	5.5kW	5.5kW	5.5kW	5.5kW	5.5kW	5.5kW	5.5kW	5.5kW	5.5kW	5.5kW

今後の需要を満たす要求とした。

6. スケジュール | 2021年度初めに完了予定



2019年度：基本設計、詳細設計を完了予定
2020年度：製作、据え付け、検査を実施予定
2021年度：全シャランバ納入完了予定 (改修順序は未定)

7. まとめ

- 老朽化対応のため、試験用電源装置及びデータ処理装置を改修する。
- TFX系温度データロガーとして、CAMPBELL社 CR1000X & AM25Tを選定した。
- 使用実績を整理し、電源ユニット数及び温度計測データ数の要求を決定した。
- 2021年初めに全シャランバの改修が完了する予定。

第17回試験技術ワークショップ ポスターセッション 2019年12月12日 JAXA環境試験技術ユニット

JAXA

HIKARI

小型高精度新方式磁力計の開発 - 地上試験及び火星衛星探査機(MMX)搭載に向けた検討状況 -

WS17-P08

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装置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。

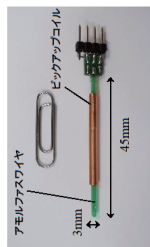


図1 磁気試験設備全景

- 「小型・高精度」を実現しうる新方式磁力計として、九州大学の佐田・一郎教授発明の**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**に着目。
- 2016年に九州大学と共同研究を実施した後、2017年よりJAXAが研究を引き継ぎ、磁気試験設備での適用を目指して**更なる性能向上と実用化のための研究開発**を実施している。

図2 新方式磁力計センサ部(一軸型、実験用)

本年度からは図2の通りセンサ構造が簡単で、優れた軽量性も実現できることから2018年度からは**火星衛星探査機(MMX)に搭載される観測装置の磁気計測部として応用**すべく、宇宙機搭載用途での開発も並行して進めている。

図3 MMX

対象の観測装置(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。

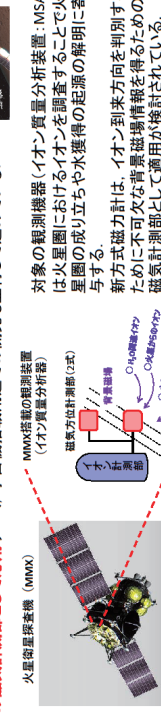


図4 MMX搭載の観測装置

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**として適用が検討されている。

センサ温度安定性の向上

磁気試験設備及びMMX搭載観測装置で計測対象となる直流磁場を高精度に測定するためにはセンサの出力オフセットの温度安定性が重要。

本研究では出力オフセットの原因となる検出波形中のアンパランスを回路上で補正する手法(特許出願)で、**既存研究の1/10(0.014 nT/°C)となる極めて良好な温度安定性を実現した**(図4)。

現状は低温側に着目し、図3のセットアップで実施した。温度範囲は宇宙機搭載も見越した-30°C~室温となるよう液体窒素の量を調整した。

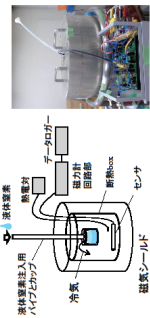


図4 センサ周囲温度に使用した低温側温度試験

実用化に向けた検討

＜実用的なセンサ構造の検討＞
実験室用のセンサ(図5)は一般的なガラスエポキシ基板を母材とし、空芯のピックアップコイルに挿入する簡易な構造。

ミッド:製作が容易、母材・コイルを繰り返し使用可能で試行錯誤に適する。
デメリット:強度面に課題あり、三軸組み付けが考慮されていない。

上記デメリットを克服すべく、本開発では地上用途及び宇宙機搭載用途両方に対して共通的に実用性のある設計を意図し図5のような試作を実施。

試作センサの仕様:

- ・ポピンの材料は強度の高いエポキシ樹脂のULITEM樹脂※。
- ・溝が彫られており、アモルファスワイヤコアを固定可能。
- ・ピックアップコイルはポピンへ直巻・固定される。
- ・ネジ穴を有し三軸組み付け(後述)が容易。

※ULITEM樹脂(ポリエーテルイミド)はERG衛星(あらせ)搭載品でも使用実績があり、MMX衛星搭載に向けた設計の観点でも適している。

＜三軸化に向けた検討＞

センサの三軸化にあたり各種の配置方法がクロストーク低減に重要。本検討では励磁したセンサ2本を用いて、簡易的にセンサ近接時のクロストークを確認し、図6に示す想定パターンの中から適切な配置を考察した。

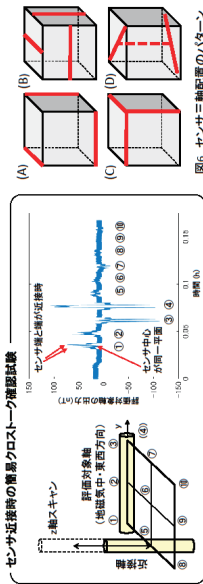


図5 実用性を考慮した試作センサ(上)ポピン部とピックアップコイル巻回後(下)

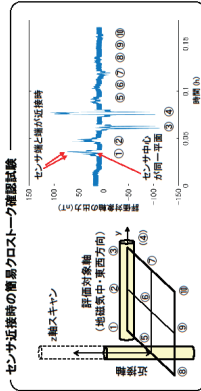


図6 センサ三軸配置のパターン

結果を踏まえ、センサが端部で近接する(C)は除外。(A)と(B)では(A)の方がセンサ間距離は大きいですがセンサ端部が向き合うことから、センサ中心が同一平面となる(B)の方が適する。(D)については鉛直軸が他軸に近接するが、センサ中心を貫く配置のためアライメント調整によりクロストークは大きく低減可能なはずである。

⇒(B)をメインの配置候補とし(D)をバックアップとすることとした。

＜MMX搭載に向けたセンサ部重量の目標＞
試作しているセンサ部は一軸で2g以下であり、三軸で6g以下、これに三軸組み付け用の立方体状治具(40g程度)を含めて**三軸センサ部全体で50g以下**を目標としている。

今後の計画

地上用としては2021年に設備適用可能な実用品完成を目指す。MMX用としては来年度のEM製品製造に向けて設計検討等を進めつつ、今年度試作センサに対し簡易環境試験を実施予定。

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

WS17-P09

コンポーネント単体の衝撃試験条件適正化に向けた試み

1. 背景

人工衛星とロケットの分離や太陽電池(パドル)やアンテナの展開により衛星構体に衝撃振動が発生するため、宇宙機およびそのコンポーネントの開発においては衝撃試験が実施される。コンポーネントの適正な衝撃試験条件を求める方法に数値シミュレーションがあるが、精度よく予測するには複雑な構造伝達や高周波までの構造振動モード等を考慮しなければならないため、限られた時間やコストの中で行うことが難しい。そこで環境試験技術ユニットでは環境条件をより簡便かつ適切に見積もる方法の確立を目指しJAXA衛星開発における多数の実績データの統計分析を進めており、本資料ではその分析経緯について紹介する。

2. 分析結果と考察

JAXAが開発した宇宙機2機(地球観測衛星)のシステムPAF分離衝撃試験におけるコンポーネント評価点の絶対値の最大SRS(Shock Response Spectrum)を対象とした。

(1)コンポーネント衝撃試験条件の統計推定

全SRSデータ(79個、面内方向と面外方向の区別なし)について最小二乗法を用いてカーブフィットを行った。Fig.1に各計測点における絶対値の最大SRS[dB]とフィッティングカーブを示す。

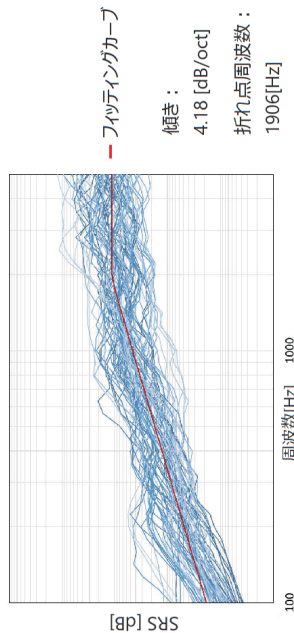


Fig. 1: 各計測点におけるSRSとフィッティングカーブ

ロ火工品によるSRS波形の低周波領域における傾きは9~12dB/oct程度※1という報告があるが、JAXA開発衛星の試験データでは4dB/oct程度であった

※1 NASA-STD-7003A 3.2.4 Pyroshock Environmental Parameters

(2) 搭載機器質量とコンポーネント衝撃試験条件の関係性の検証

SRSとエネルギーの関係は以下の関係が成り立つため、SRSを搭載機器質量の平方根で除して正規化した。対象データは搭載機器質量がわかる計測データ(76個)とした。

$$SRS_n(D_1) = SRS_r(D_1) \sqrt{\frac{E_n}{E_r}}$$

NASA-STD-7003A A.3.1 Source Energy Scaling

SRS_r: 振動源のSRS
SRS_n: 計測点のSRS
D₁: 振動源からの距離
E_r: 振動源のエネルギー
E_n: 計測点のエネルギー

第17回試験技術ワークショップ ポスターセッション 2019年12月12日 JAXA環境試験技術ユニット



Fig. 2: 質量での正規化前

Fig. 3: 質量での正規化後

口 各計測点における搭載機器の質量で正規化を行うとばらつきが大きくなる。

(3) 各計測点における面内方向と面外方向の差異

面内方向と面外方向のデータがある計測点(24か所)を対象とした。Fig.4に計測点ごとの面内方向と面外方向の比率と平均値を示す。

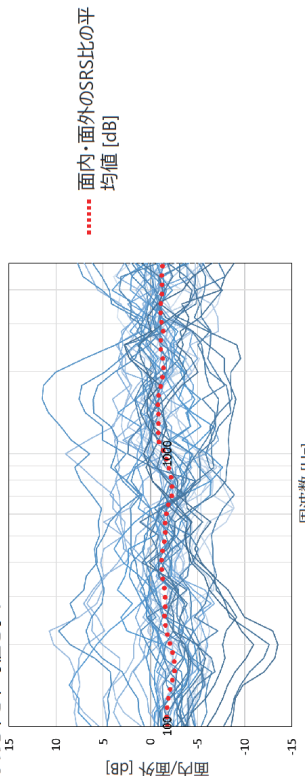


Fig. 4: 面内方向と面外方向の差異

口 面外方向のSRSは面内方向より大きくなる傾向がみられる。

3. まとめ

JAXA開発衛星のPAF分離衝撃試験時のパネル状搭載機器評価点の面外・面内加速度SRSデータについて(1)~(3)の分析を行った結果、以下3点が明らかとなった。

1. コンポーネントの衝撃試験条件SRSの低周波領域における傾きはおよそ4dB/octと従来言われていた9~12dB/oct程度の傾きよりも緩やかであることが分かった。
2. 搭載機器の質量はそれらの衝撃環境条件にあまり寄与しない。
3. 面外方向の衝撃環境は面内方向よりも厳しい傾向がみられる。

4. 今後の方針

本検討では距離による識別をせずに分析を行ったが、実際にはSRSは衝撃源からの距離に大きく依存するといわれているため※2、搭載位置(パネル)毎にデータ整理を行うことでより適切な統計分析を行うことが出来ると考えられる。また、本分析に使用した宇宙機2機以外のシステム衝撃試験のデータについても整理・統計分析を行うことで、環境条件をより簡便かつ適切に見積もる方法の確立を目指す。

※2 NASA-STD-7003A A.3.2 Source Location Distance Scaling

第17回試験技術ワークショップ ポスターセッション 2019年12月12日 JAXA環境試験技術ユニット

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-19-010

JAXA Special Publication

環境試験技術報告 第17回試験技術ワークショップ開催報告

発	行	国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1 URL: http://www.jaxa.jp/				
発	行	日	2020年2月13日			
電	子	出	版	制	作	松枝印刷株式会社

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工作することを禁じます。
Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

