ISSN 1349-113X
JAXA-SP-16-013

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14回試験技術ワークショップ開催報告

2017年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

This document is provided by JAXA.

目　次

1.　開催概要 …… 1

2.　開催目的 …… 1

3.　講演プログラム及び概要 …… 1

4.　キャッチコピー及び宣伝ポスター …… 1

5.　来場者数 …… 1

6.　講演内容 …… 5

6.1.　開会挨拶 …… 5

6.2.　IoT ＆ビッグデータ時代におけるセンサ・センシング技術を探る …… 7

6.3.　多様な相乗りミッション衛星を実現する革新的振動絶縁装置の開発 …… 26

6.4.　高精度観測衛星のミッション達成のための地上指向精度評価試験技術について …… 38

6.5.　航空機胴体を対象とした軸力及び与圧を複合負荷する疲労試験装置の開発 …… 55

6.6.　再突入揚力カプセルのための熱空力試験技術開発の現状 …… 69

6.7.　ロケットの機械的環境条件低減に向けた取り組みについて …… 84

6.8.　スピーカ群による低コストの音響試験方法に関する有効性 …… 103

6.9.　閉会挨拶 …… 111

7.　ポスターセッション …… 113

This document is provided by JAXA.

1.　開催概要

開催日時：平成 28 年 10 月 20 日（木）13:00～17:40

場所：筑波宇宙センター　総合開発推進棟　大会議室(1F)

主催：宇宙航空研究開発機構　環境試験技術ユニット

2.　開催目的

本ワークショップは、宇宙分野を中核に他分野も含めた試験技術者が一堂に会し、

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

② 現状の試験技術に係る課題等に関する意見交換

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

3.　講演プログラム及び概要

講演プログラム及び概要を表 3-1 に示す。

また、ポスターセッションの発表内容及び概要を表 3-2 に示す。

4.　キャッチコピー及び宣伝ポスター

第 14 回では、積み重ねてきた成果を次の開発に着実に活かしていくという意思を込めて、以下のキャッチコピーを定めた。

「Test Effectiveness ～Best practice makes the next success～」

また、宣伝用に配布したポスターを図 4-1 に示す。

5.　来場者数

来場者数は総勢 110 名であった。うち 49 名は JAXA 職員（環境試験技術ユニット職員 22 名を含む）であった。JAXA 外部からの参加者は主に宇宙機メーカ、計測機器メーカ、設備メーカ、大学関係者、外部供用関係の設備ユーザ等であった。

This document is provided by JAXA.

表 3-1　講演プログラム及び概要

平成28年10月20日（木）　13:00～17:45
筑波宇宙センター　総合開発推進棟　1階大会議室
※各発表時間は25分（発表：20分、質疑応答：5分）

時間	題目及び概要	講演者
13:00～13:05	開会挨拶（宇宙航空研究開発機構 理事　山本 静夫 ）	
13:05～13:55	**【特別講演】「IoT＆ビッグデータ時代におけるセンサ・センシング技術を探る」** IoT時代において、その中核は、インターネット、コンピュータ、センサ技術を3極とするシステムにより担われることは間違いないが、情報/データ発生源も分散性・広域性・移動性のあるものに拡大されると考えられる。このような中、データのオンラインユース性を実現するにはセンサ及びその効果的ハードウェア構成を検討することが必要である。本講では、今後のセンサ・センシング技術のあるべき姿を探ることとしたい。	東京工業大学名誉教授 （一社）次世代センサ協議会　会長 小林　彬　氏
13:55～14:20	**「多様な相乗りミッション衛星を実現する革新的振動絶縁装置の開発」** 一つの衛星に複数のミッション機器を搭載する時、複数のミッション機器のなかに光学センサが含まれる場合、軌道上擾乱による光学性能の未達という大きなリスク要因があり、これが一衛星・複数ミッション機器搭載の課題である。今回の報告は、従来の振動絶縁装置が有する低周波域での共振という原理上不可避なデメリットに対し共振周波数調整機構・手法という新たなアプローチを提案するものである。	宇宙航空研究開発機構 第一宇宙技術部門　GOSAT-2プロジェクト 百束 泰俊　氏
14:20～14:55	休憩・ポスターセッション①（環境試験技術ユニット成果紹介）	
14:55～15:20	**「高精度観測衛星のミッション達成のための地上指向精度評価試験技術について」** 近年、観測衛星の観測精度高精度化に伴い、衛星には極めて高い指向精度が要求されてきている。高い指向精度要求を満たす上で、問題となるのが、衛星内部搭載機器の駆動に伴い発生する擾乱である。ミッション成立を保証する上では、打上前に、この擾乱による指向精度への影響を評価することが、重要である。本発表では、この擾乱による指向精度への影響評価試験（擾乱試験）について、これまで弊社で実施てきた試験内容とその試験から得られた知見について、紹介する。	三菱電機（株）先端技術総合研究所 メカトロニクス技術部　移動体・宇宙システムグループ 高原　修　氏
15:20～15:45	**「航空機胴体を対象とした軸力及び与圧を複合負荷する疲労試験装置の開発」** 航空機胴体は客室与圧と胴体曲げによる軸力が繰り返し負荷され、それらの荷重に対する損傷許容性を実証することが要求されている。 全機構造や胴体部分構造を用いた試験では年単位での期間を要し、また試験コストも膨大となる。そのため、試験期間短縮および試験コストを低減を目的に、胴体の一部を模擬した曲面パネルを用いた試験法の開発について紹介する。	三菱重工業（株）技術統括本部 総合研究所 強度第一研究室 田場　隼介　氏
15:45～16:20	休憩・ポスターセッション②（環境試験技術ユニット成果紹介）	
16:20～16:45	**「再突入揚力カプセルのための熱空力試験技術開発の現状 」** 将来的に需要の高まると考えられる再突入揚力カプセル熱・空力特性取得を目的としたとき、航空技術部門の運用する大型試験設備である風洞設備をはじめとした既存の試験技術・シミュレーション技術ではそのままでは適用できない面が存在した。例えば遷音速領域における鈍頭物体の動不安定性予測や、広範囲の圧力環境で加熱される熱防護材評価技術などがあげられる。それらの技術開発の現状について報告する。	宇宙航空研究開発機構 航空技術部門　空力技術研究ユニット 藤井 啓介　氏
16:45～17:10	**「ロケットの機械的環境条件低減に向けた取り組みについて」** ロケット飛翔中に発生する動的環境条件は衛星設計およびロケット　搭載機器設計の設計評定となるため重要な要素である。本講演では音響、振動、衝撃といった機械的環境を緩和するための要素技術について、これまでの検討状況および今後の展望を紹介する。	宇宙航空研究開発機構 研究開発部門　第四研究ユニット 伊海田 皓史　氏
17:10～17:35	**「スピーカ群による低コストの音響試験方法に関する有効性」** 近年、宇宙機の音響環境試験に関して反響室を所有していない企業は可搬型のスピーカ群による音響試験方法が欧米で実用化向けに研究されている。これらの研究において反響室での結果をベンチマークとして使用されている。しかし、打上時衛星を負荷する音場に関して反響室で試験の妥当性は検証すべきである。本発表では、音響負荷による構造振動を着目した数値解析を用いてスピーカ群及び反響室での音響試験方法を検討した。更に打上時フェアリング内の音響計測データを用いて反響室での音響試験の有効性を検証した。	宇宙航空研究開発機構 環境試験技術ユニット 施　勤忠　氏
17:35～17:40	閉会挨拶 （宇宙航空研究開発機構　環境試験技術ユニット長　中尾 正博）	
18:00～20:00	意見交換会	

This document is provided by JAXA.

表 3-2　ポスターセッションの発表内容及び概要

（発表者：環境試験技術ユニット職員）

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

番号	題目及び概要	出展者
	テーマ①　環境試験の有効性検討(Test Effectiveness)	
WS14-P01	**コンポーネント熱真空試験におけるサイクル数の緩和条件とその技術根拠の紹介** FY28に発行予定の宇宙機一般試験標準のA改訂にて、コンポーネント熱真空試験およびサイクル試験の受入試験における熱サイクル数の緩和条件が新たにテーラリングガイドとして追加される。本発表ではその緩和条件の紹介を行う。またその緩和条件の技術根拠を得るに当たり実施した分析・評価について、他の環境試験や宇宙機以外にも適用可能な手法として紹介する。	○髙橋大祐
WS14-P02	**コンポーネント種類ごとの熱真空試験有効性評価に向けた基礎的検討** 多種多様なコンポーネントに対して適切な熱真空試験条件(真空-常圧の選択、サイクル数等)を設定するためにはコンポーネント種類ごとの試験有効性評価が必要である。本発表では、試験条件設定に資することを目的に実施した、地上試験時不具合データ分析に基づく、コンポーネント種類ごとの不具合発生率及び不具合モード分析の検討結果について報告する。	○森研人
WS14-P03	**音響荷重条件適正化に向けた音響-質量加速度曲線(A-MAC)の導出** 打上げ時フェアリング内部音響により励起される宇宙機搭載機器のランダム振動条件はMilesの式等で簡便に見積もることができるが、その場合過大なマージン(実効値で見ると3～10倍)が設定され振動試験時に過負荷による機器の破損等が発生する場合が散見される。本発表では、フライト時の音響負荷成分を簡便かつより適正なマージン(実効値で2.5～3倍)で見積もる方法として、音響-質量加速度曲線(A-MAC)について紹介する。	○嶋崎信吾
WS14-P04	**累積疲労要求の適正化に向けた基礎検討** 宇宙機開発では、構造疲労に対して認定相当品とフライト品の累積疲労損傷率（λ）を用いて設計・開発管理を行うことを要求してきた。しかし近年、開発効率化の為に認定相当品がない場合が多く、疲労損傷に対する評価が課題となっている。本発表では、地上試験実績とフライト実績を用い、統計学的な観点からフライト時の疲労起因の不具合発生確率を定量評価し、累積疲労要求の適正化に向けた基礎検討結果を報告する。	○梶川隆史
	テーマ②　プロジェクト技術支援	
WS14-P05	**共振周波数調整型アイソレータ設計手法の開発　－軌道上擾乱環境の緩和からロケット打上げ環境の緩和へ －** 軌道上擾乱は宇宙機ミッションの成否を決める重要な設計要素であり、振動アイソレータがその対策に有用である。ただし、その設計と調整は振動の連成により、試行錯誤の積み重ねにより実施されており、宇宙機開発上のリスクとして考えられていた。本発表では、リスクとなっていた振動アイソレータの共振周波数の設計・調整に対し、これらを独立に扱える設計・調整手法を開発した結果とその応用について報告する。	○梶川隆史 戸高 大地
WS14-P06	**SLATS搭載センサのランダム振動試験へのフォースリミット法の適用と音響試験に基づくその妥当性の評価** SLATS搭載センサのランダム振動試験において、設計荷重を超える過負荷が予想されたため、宇宙機一般試験標準のテーラリングガイドとして規定されているフォースリミット法により過負荷の緩和を行った。本発表ではランダム振動試験に適用した複雑2自由度法によるフォースリミット法の紹介と、その後のシステム音響試験結果に基づくフォースリミット条件の妥当性評価について述べる。	○戸高大地 髙橋大祐
	テーマ③　試験設備の研究開発と運用	
WS14-P07	**設備保全の有効性検討(Maintenance Effectiveness)-設備運用実績の統計解析による保全周期適正化への挑戦-** 宇宙機地上試験設備は適切なリスク・コストバランスを実現することが重要であり、従来は定期点検・定期交換を主として設備停止リスクの低減を図ってきたが、統計解析による機器寿命予測やIoT技術を用いた状態監視保全を組み合わせることでより適正なリスク・コストバランスを実現することが可能である。本発表では、1600m3音響試験設備について、過去10年分の不具合の統計解析を用いた保全周期・保全項目の改善方法について紹介する。	○嶋崎信吾
WS14-P08	**電波吸収体の単体測定結果を境界条件とした電波無反射室QZ特性の数値シミュレーション** 電波無反射室の試験空間(QZ)特性が壁面電波吸収体の違いによりどのように変化するかを評価するべく、筑波宇宙センター電波第1無反射室のコンパクトレンジシステムを対象として数値シミュレーションを実施した。境界条件には材質の異なる3種の電波吸収体の単体実測結果（周波数特性・斜入射特性）を適用し、より実態に即した解析を試みた。	○村田直史
WS14-P09	**電磁適合特性（EMC）試験設備　計測制御装置改修概要** 電磁適合特性（EMC）試験設備は、平成27年度から改修更新を実施している。本改修更新では、機器制御装置のインターフェースをLAN化させることで他システムへの拡張性を有する他、利用者の安全性や利便性についても向上させる複数の改善を盛り込む。本発表では、これら新たに付与される機能紹介の他、かねてよりユーザーから要望が挙がっていた実測法以外の計測手法への対応機能の付与や、試験規格の追加についても併せて紹介する。	○各務裕佳子 山本憲治
WS14-P10	**【デモンストレーション】真空対応IRカメラの紹介と実演** 真空・極低温下での非接触温度計測が可能な真空対応IRカメラの開発が完了した。熱真空試験中に供試体等の表面温度を0.1℃の分解能で、かつ比較的早い応答速度で相対的に測定することができる。赤外線による計測であるため、暗所であっても供試体等の状態をリアルタイムで確認することができる。本発表ではIRカメラの機能・性能を紹介すると共に、計測の実演をする。	○天田剛
WS14-P11	**【デモンストレーション】環境試験運営システム（TIMES）の機能紹介** 環境試験運営の効率化を目的とした、環境試験運営システム　（TIMES）を環境試験技術ユニットで整備している。TIMESの各機能のデモンストレーション実施と、実際に　TIMESの画面（WEB画面）を操作頂くことで、TIMESを体感して頂く。	○大橋聡仁 矢野力
WS14-P12	**【映像展示】試験設備供用制度の紹介** 宇宙分野以外の機関法人に対して供用促進を図っている設備紹介動画を紹介する。	○堀内佑至 石田暁

This document is provided by JAXA.

（モザイクアートの意味）試験風景の写真によるモザイクアートで衛星を表現することで、数々の試験の積み重ねが衛星として結実しているという思いを込めた。

図 4-1　宣伝ポスター

This document is provided by JAXA.

6.　講演内容

6.1. 開会挨拶

宇宙航空研究開発機構

山本 静夫　理事

This document is provided by JAXA.

皆様こんにちは。JAXA 理事の山本でございます。本日は第 14 回の試験技術ワークショップということで、多数の方々にご出席頂きまして誠にありがとうございます。ほぼ毎年行っております本ワークショップは、14 回目と言うことですが最初の年は 2 回あったということで、計算上は 13 年目で 14 回目を迎えるということになると聞いております。

これまで色々な分野の方々にご参加頂きまして、言うまでもなく宇宙関係、それから航空機、さらには鉄道等輸送機関、学会・産業界等大変多くの方々との交流がこれまで為されてきたということで、改めて御礼申し上げたいと思います。今日は特に IoT という、ある意味我々もまだまだ足りない分野、非常に注目を浴びている分野から小林先生にお話頂けるということで、大変期待をしております。今回のワークショップのタイトルでもあります通り、課題はやはり試験をどのようにして最適化していくかということだと認識しております。我々宇宙に行ってしまいますと当然修理できないということもありますので言うまでもなく地上で一生懸命試験をし尽くす訳でありますが、これまたやればやる程リスクは減りますがコストやスケジュールがかかるということで、いかに効率的にリスクを低減できるかということが世界的にも宇宙機関として重要な課題になっていると認識しております。

我々、今年の 3 月に大変皆様方にご心配をお掛けした「ひとみ」の件がありまして、これを乗り越えてこれから数々のロケット・人工衛星を引き続き打上げようとしております。国の宇宙機関と致しましては、国の宇宙開発・あるいは利用に対して技術で支える中核的な実施機関と位置付けられている訳でありますので、それに恥じないように徹底した宇宙技術を磨き上げたいと思います。それにはぜひとも皆様方のお知恵・お力を借りながら共に歩んでいかなければならないと思っておりますので、今度とも宜しくお願いしたいと思います。

それでは、本日はよろしくお願い致します。ありがとうございました。

図 6-1 開会挨拶とワークショップ会場

This document is provided by JAXA.

6.2. IoT＆ビッグデータ時代における センサ・センシング技術を探る

東京工業大学 名誉教授
一般社団法人 次世代センサ協議会 会長
小林　彬　氏

This document is provided by JAXA.

《 第14回試験技術ワークショップ 》
特 別 講 演

IoT&ビッグデータ時代における センサ・センシング技術を探る

◆東京工業大学 名誉教授
◆(一社)次世代センサ協議会会長
小 林 彬

2016年10月20日
於：筑波宇宙センター総合開発推進棟
1階大会議室

提供話題内容

◆センサを中心にして

1 次世代センサ協議会の簡単な紹介
2 IoTを巡る多数の様相
3 今後の情報化社会を支える3本柱
日本として何を宣言すべきか！
4 センサはデバイスでなく効用を提供
5 センスパイアの考え方
6 IoTセンサ/SoTの胎動

This document is provided by JAXA.

簡単なプロフィール

§1941.10.11.生

●学歴・職歴の略歴

①1969.03　東京工業大学理工学研究科博士課程修了（工学博士：制御工学専攻）

②1969.04　東京工業大学工学部　助　手

③1987.12　東京工業大学工学部　教　授

④2005.03　東京工業大学定年退職

⑤2005.04　帝京平成大学教授（臨床工学、医療科学）～2012.03　同定年退職

●対外活動

①日本電子工業振興協会：長年センシング技術の調査研究

②日本産業用ロボット工業会・防災システム協会：防災用ロボット技術の調査研究
　人命救助，消火，林野火災，海上油流出，同時多発地震，風水害，救急活動，
　などを想定

③1994.06～2012.03.　IECTC65日本国内委員長

④1997.06～2003.09　日本学術会議第17期＆18期「計測工学専門委員会委員長」

◆測自動制御学会、電気学会、応用科学学会

SENSOR

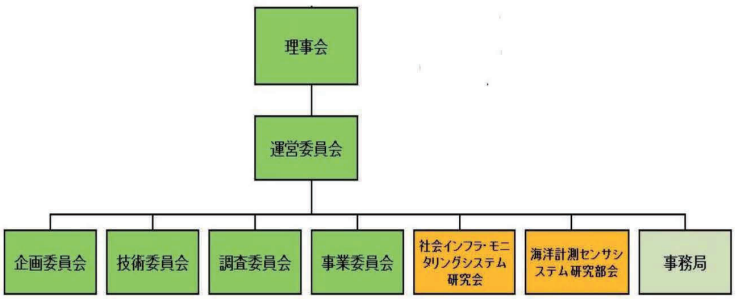
センサ技術のシンクタンク

センサ技術を主宰する唯一の団体！

次世代センサ協議会

次世代センサ協議会は日本国内において横断的にセンサ・アクチュエータ技術の研究・開発を促進し、産業・社会への応用・普及を図ることを目的にした法人団体です。

主として大学、研究機関、メーカ、ユーザの研究者、技術者、システムプランナーに対し、「ニーズとシーズの出会い」、「異技術、異分野の情報交換の場」を提供するとともに、センサからシステムまでIoT時代を迎え多種多様なイノベーションを支援しています。



設立：1989年
会長：　小林　彬
東京工大名誉教授
法人会員　24社
法人準会員　6社
研究会会員　55社
個人会員　230名

This document is provided by JAXA.

産業・社会に浸透する多彩なセンサ
センサvs応用マトリクス

		基礎技術・センサ										
		光・電磁波センサ	機械量センサ	流体センサ	磁気センサ	温度・湿度センサ	化学・バイオセンサ	音波・超音波センサ	光ファイバセンサ	アクチュエータ	マイクロシステム	センサネットワーク
応用分野	プロセス産業システム	●	●	●	●	●	●	●	●			●
	産業機械システム	●	●	●	●	●		●	●	●	●	●
	ロボット	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
	エレクトロニクス産業システム	●	●		●	●		●	●	●	●	●
	オフィスオートメーション	●	●		●	●		●	●	●	●	●
	ホームオートメーション	●	●	●	●	●	●	●	●		●	●
	交通システム	●	●	●	●	●		●	●		●	●
	医用システム	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●
	土木・建築システム	●	●			●	●	●	●			●
	農業システム	●	●			●	●				●	●
	地球環境計測システム	●	●		●	●	●	●	●	●	●	●
	公害環境計測システム	●		●		●	●	●	●		●	●
	防犯・防災	●	●	●	●	●	●	●	●		●	●

○ ○ ○ (出所)(一社)次世代センサ協議会パンフレットより日本政策投資銀行作成

現在ではほとんどすべての区画に
センサの応用展開が果たされている！

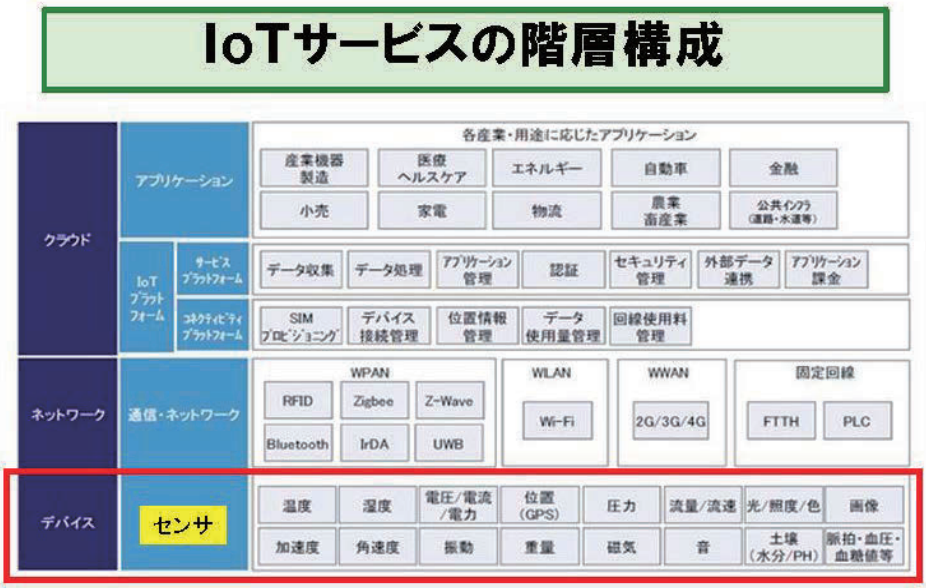
IoTを巡る様々の解説

種々あるがその中で特にセンサの言葉を含む
主要なものを以下概観してみる

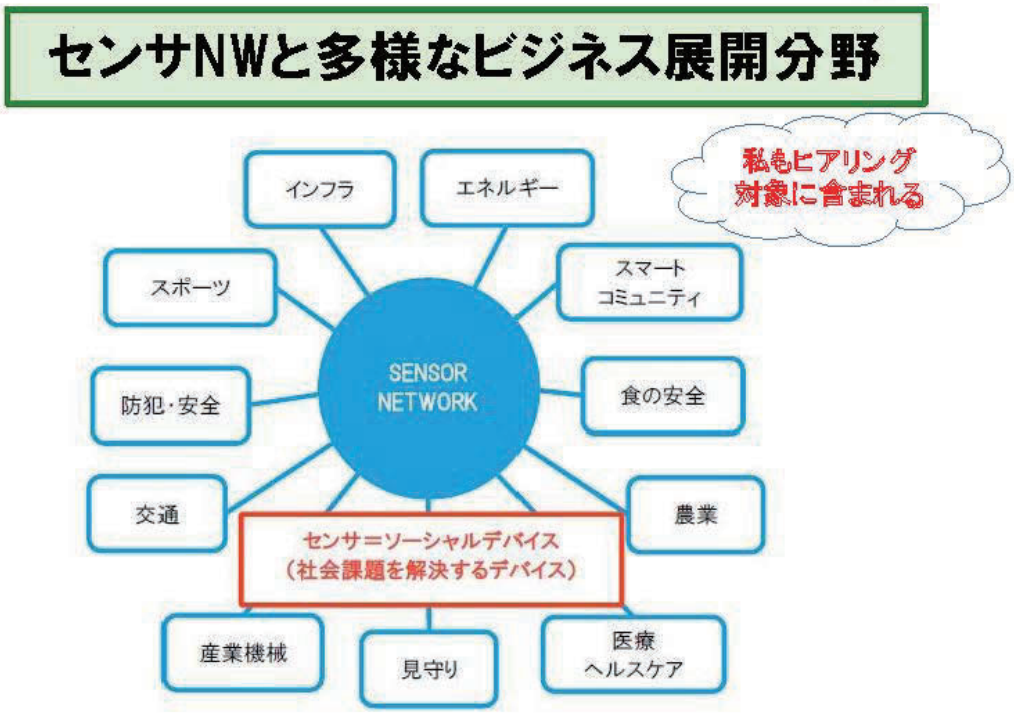
◆IoTサービスの階層構成
◆センサNWとビジネス展開
◆第5次科学技術基本計画
◆第4次産業革命の始動
◆超スマート社会サービスプラットフォームシステムイメージ
◆CPSにより変革される《データ駆動型社会》
◆IoTの現状と展望

●今後の社会発展を支える構成要素技術
●それによってもたらされる社会の姿と期待
●センサ技術の位置付け

This document is provided by JAXA.



（出典：みずほ産業調査「*IoT*（*Internet of Things*）の現状と展望」みずほ情報総研より）



(出所)ヒアリングより日本政策投資銀行作成

This document is provided by JAXA.

次世代センサ協議会 SENSOR

第5次科学技術基本計画

（2016.1.22閣議決定）

第2章．未来の産業創造と社会変革に向けた新たな価値創出の取組

(1) 未来に果敢に挑戦する研究開発と人材の強化

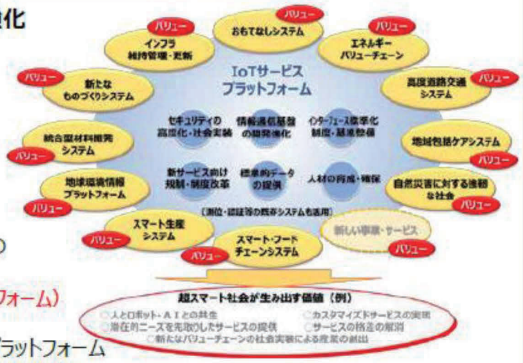
・新たな価値を積極的に生み出していく取組の強化として、チャレンジングな研究開発手法を普及拡大

(2) 世界に先駆けた「超スマート社会」の実現

・サイバー空間の活用等により、豊かな暮らしがもたらされる「超スマート社会」を世界に先駆けて実現
（人とロボット・AIとの共生、ユーザーの多様なニーズに応えるカスタマイズサービスの実現など）

・超スマート社会の実現には、様々なサービスや事業のシステム化と複数システムの連携協調が必要
⇒共通基盤的なプラットフォーム（IoTサービスプラットフォーム）の構築に必要な取組を推進

・我が国の競争力の維持・強化のため、IoTサービスプラットフォームの構築に必要な基盤技術の強化、高度人材育成などが重要



(3)「超スマート社会」に向けた基盤技術の戦略的強化

● IoTサービスプラットフォームの構築に必要となる基盤技術
サイバーセキュリティ、システムエンジニアリング、ビッグデータ解析、AI、デバイスなど

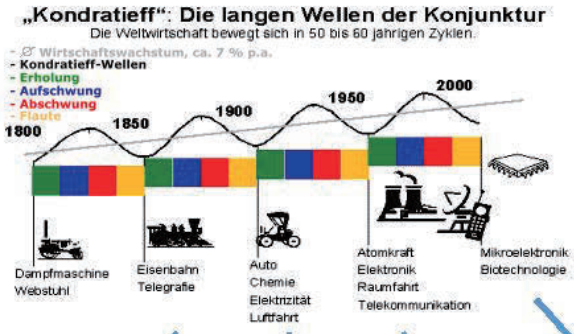
● 新たな価値創出のコアとなる強みを有する基盤技術
ロボティクス、センサー、光・量子、バイオテクノロジー、素材・ナノテクノロジーなど

第4次産業革命の始動

コンドラチェフの波動

ボトム脱出時に画期的イノベーションがある

原典;http://www.rs-finanz.de/aktuelles_a04_02.html



いま、起こっていること

技術のブレークスルー

◆データ量の増加；2年ごとに倍増
◆ハードウェアの指数関数的進化
◆ＡＩ技術が非連続的に発展
◎ＩＯＴ　◎ビッグデータ
◎人工知能　◎ロボット

第四次産業革命

◆個別生産・サービス
◆コストゼロマッチング
◆人間の役割・認識・学習支援
◆新サービス創出
◆サプライチェーン飛躍的向上
◆共通の基礎基盤、新ニーズの実現

第１次産業革命
動力を獲得
（蒸気機関）

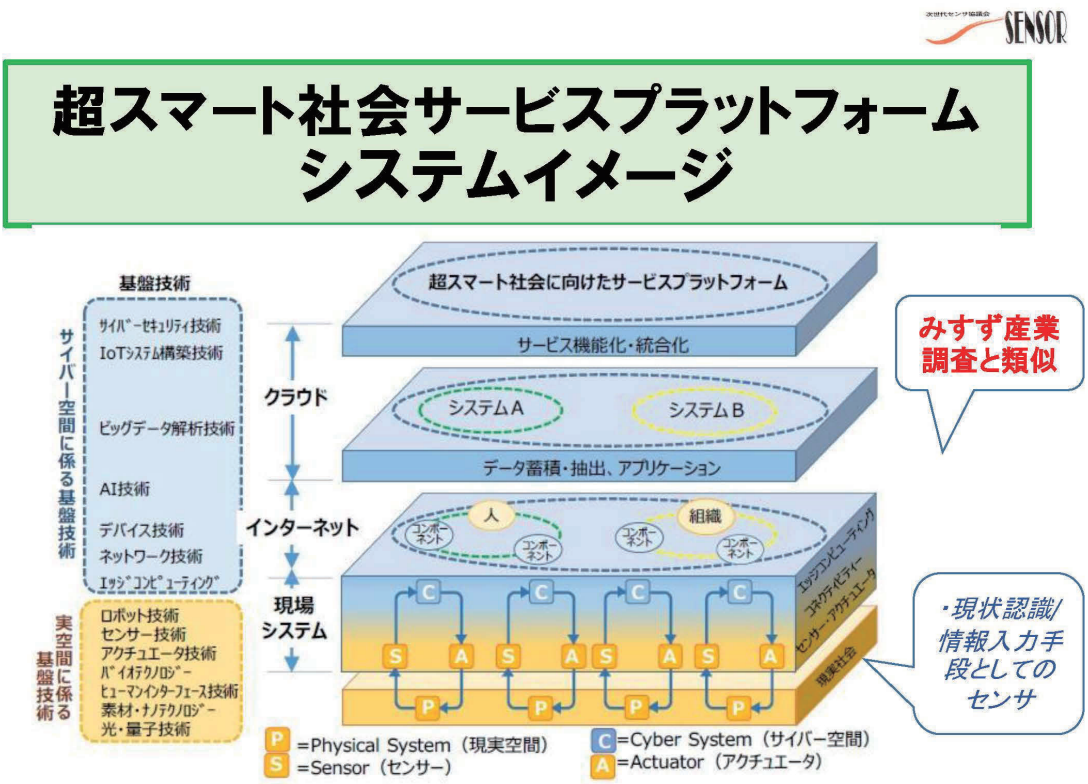
第２次産業革命
動力が革新
（電力・モーター）

第３次産業革命
自動化が進む
（コンピュータ）

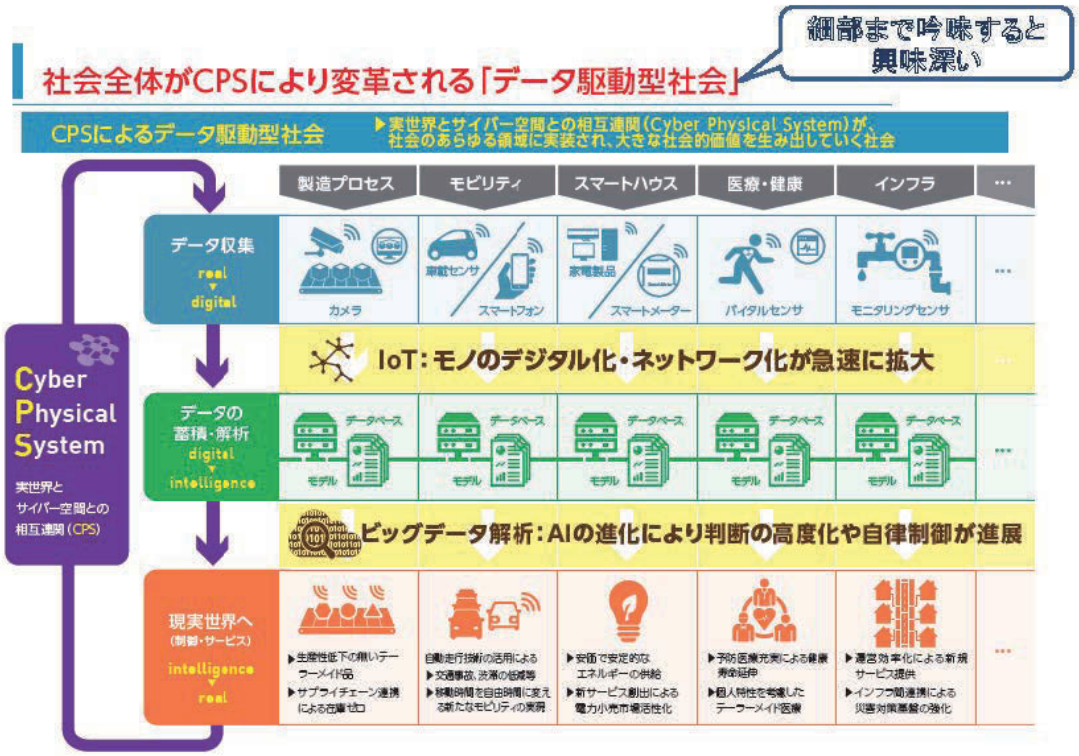
第４次産業革命
自律的な最適化が可能に
（大量の情報を基に人工知能が自ら考えて最適な行動を取る）

状況把握
適応性

This document is provided by JAXA.



第5期科学技術基本計画第2章



JEITA資料より

This document is provided by JAXA.

IoTとは？ ビッグデータとは？
言葉に拘って解釈すれば！

◆IoT: **Internet** of Things
「種々のシステムをインターネットに繋ぎましょう！」
◇通信技術が主役
◇必要な情報を、素早く効果的に手にしたい
◇速度感を持って、ニーズの高い製品を製造したい
インダストリー4.0 インダストリーは主役か？

◆ビッグデータ/Industrial Internet
「活用されていないデータが多量にある！活用しよう」
◇どこにどうデータは潜在しているのか？
◇どう分析するのか？ ソフトウェア＆アルゴリズム

IoT/M2M ＆ ビッグデータ
そして センスパイア

日本は何を
宣言すべきか

いずれ オンライン
リアルタイム化の波

欧州

米国

IoT/M2M

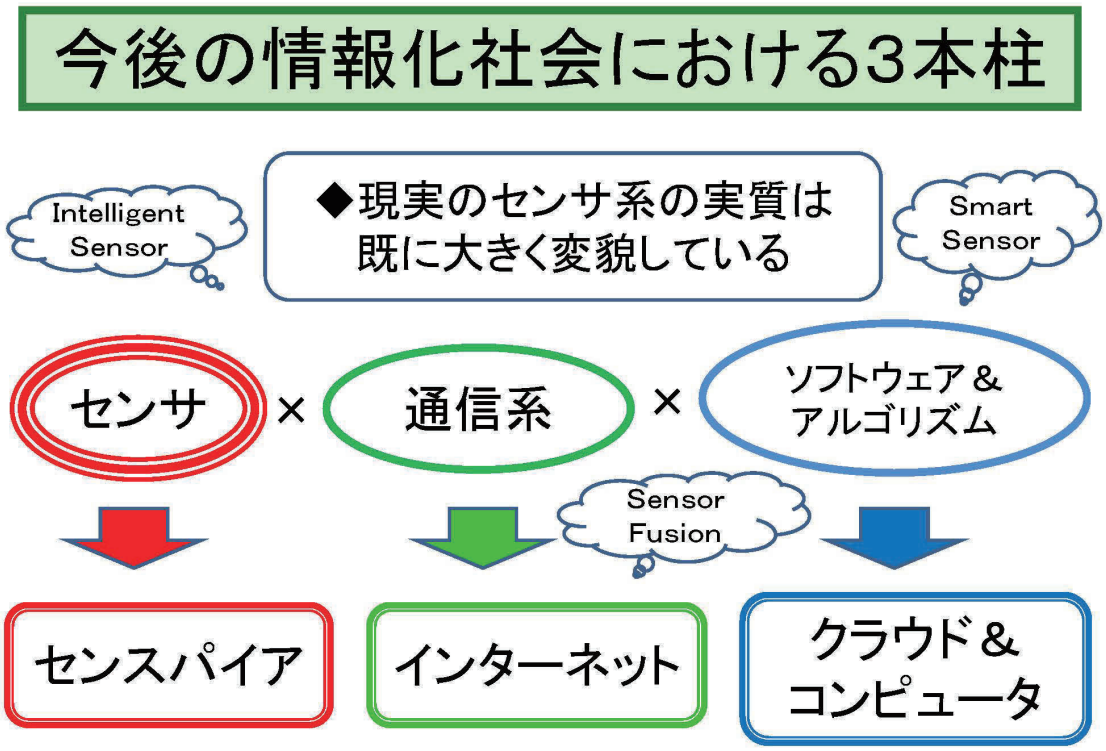
ビックデータ

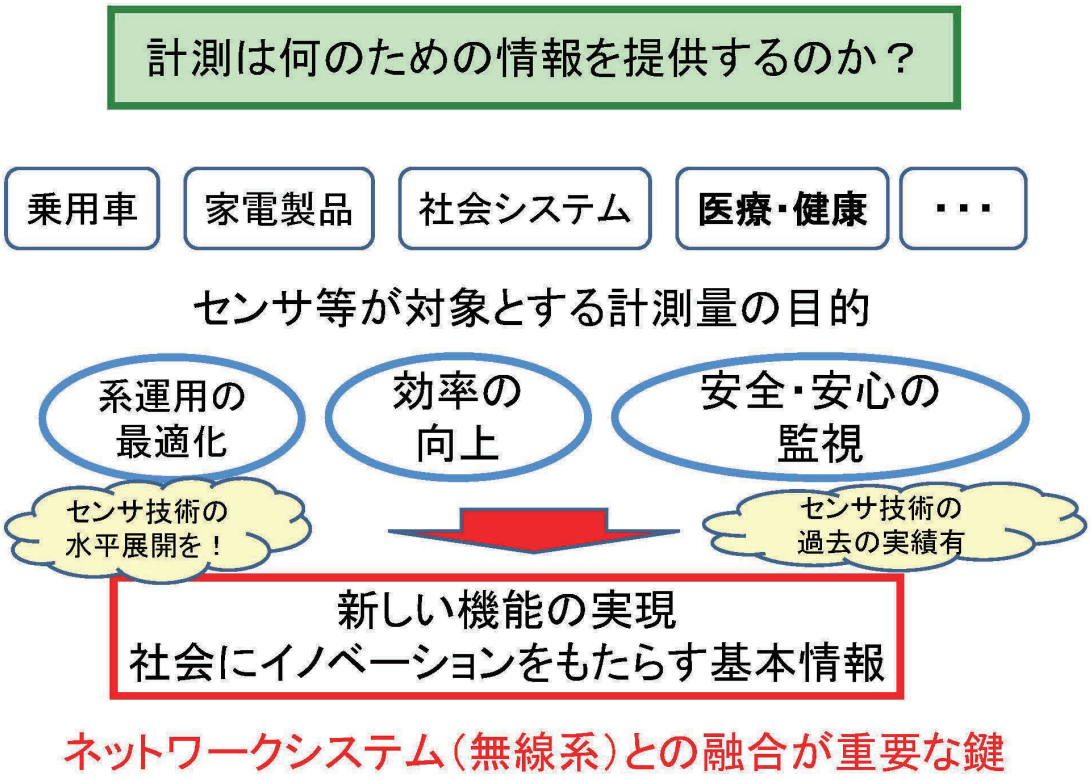
日本

センサの高度化で貢献
センスパイア！

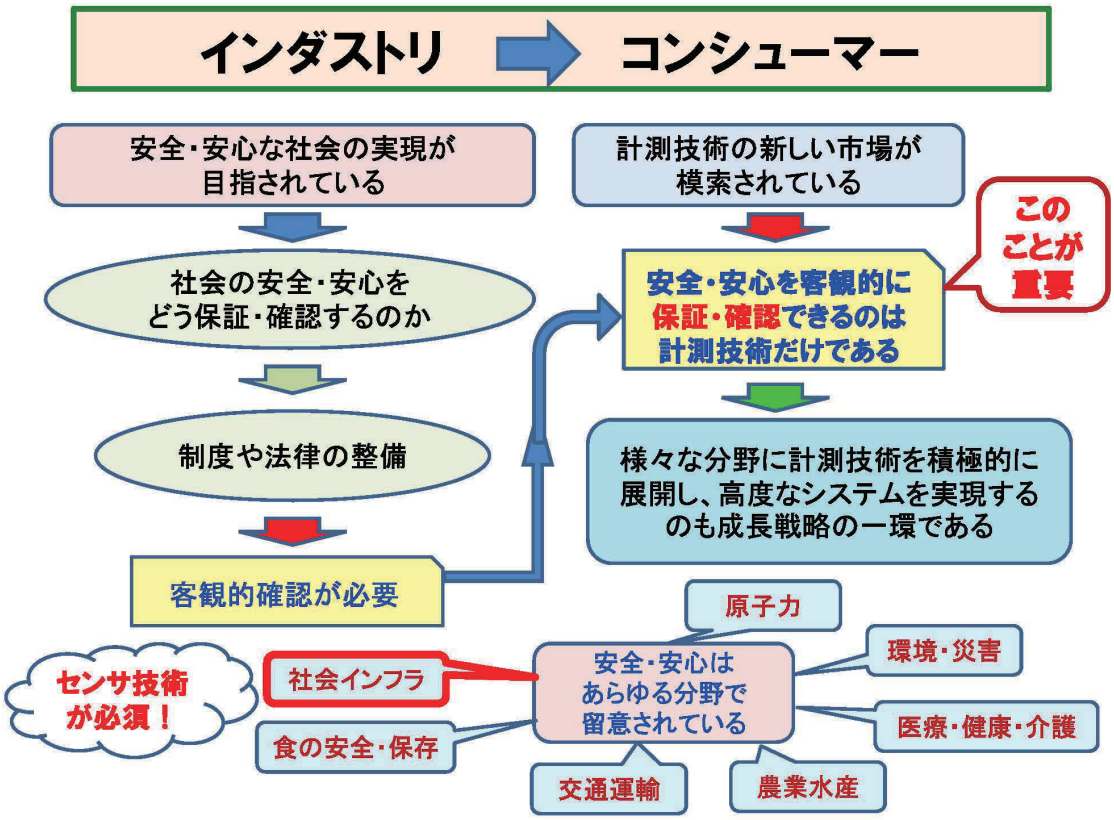
センサ入力
の重要性

This document is provided by JAXA.





This document is provided by JAXA.



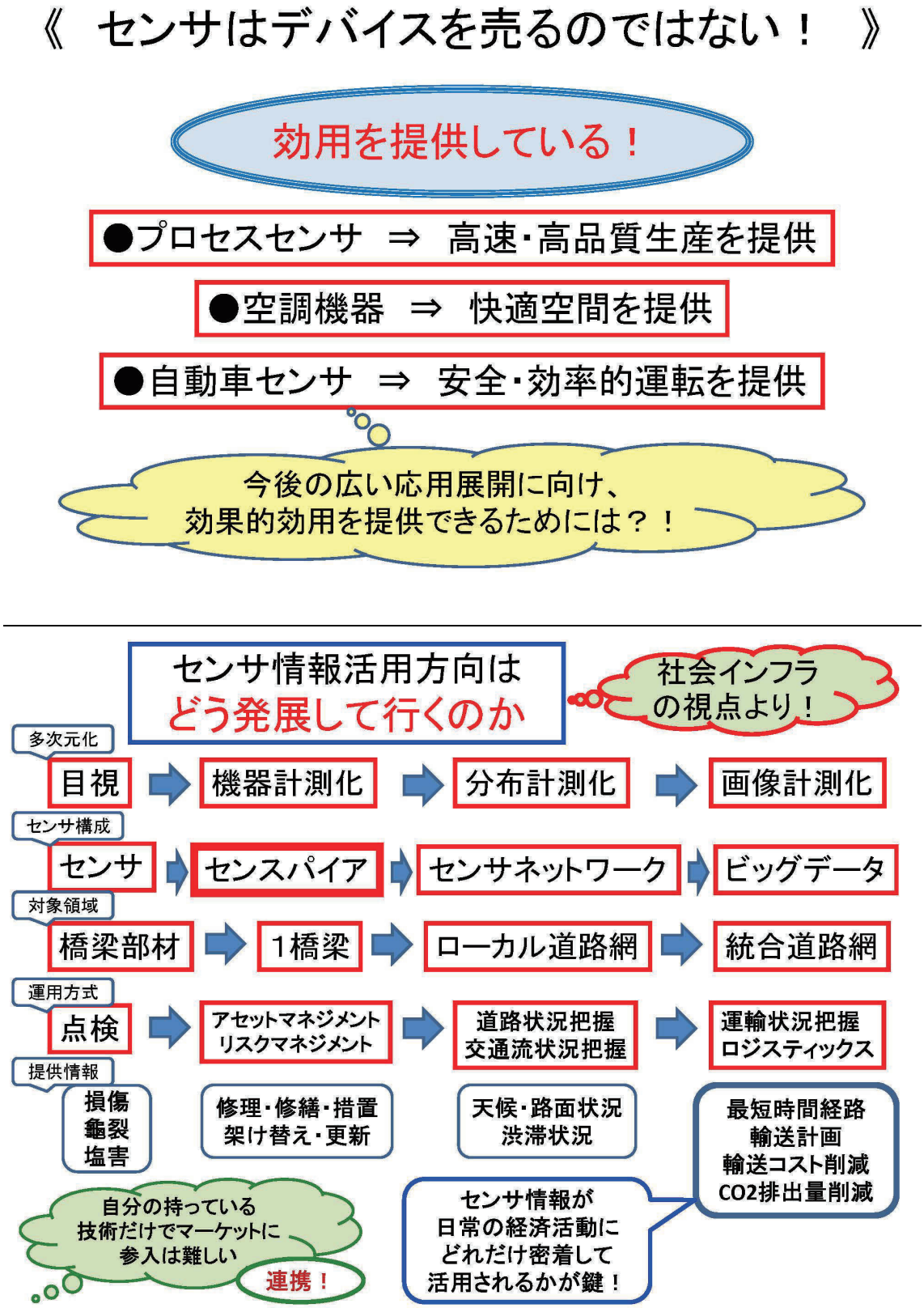
センサ技術・計測技術支援による自動車実装・家電製品のスマート化

今後は無人運転！

◆自動車実装
- ◇1台の自動車に百個ほどのセンサ搭載
- ◇エンジン制御のスマート化：燃費・加速性能の向上
- ◇走行機能のスマート化：路面適応・衝突防止、等

◆家電製品
- ◇電気洗濯機・電気掃除機・電子レンジ・空調機
- ◇至る所にセンサが仕組まれている：
  - ・省エネルギー　・作業の高質化／適応性
  - ・多機能性　等が実現されている。

This document is provided by JAXA.



This document is provided by JAXA.

IoT/M2M＆ビッグデータ＆センスパイアが対象とするデータ発生源例（今後の可能性）

- 社会環境における安全・安心情報
- 健康管理情報 健康増進情報
- 食品の輸送管理 トレーサビリティ
- 災害・感染症等 危機管理情報
- 農産・畜産・水産の生育管理情報

分散性・広域性・移動性のある発生源

だから通信技術との連携が必要！

センスパイアの造語に込める

センスパイア：Senspire

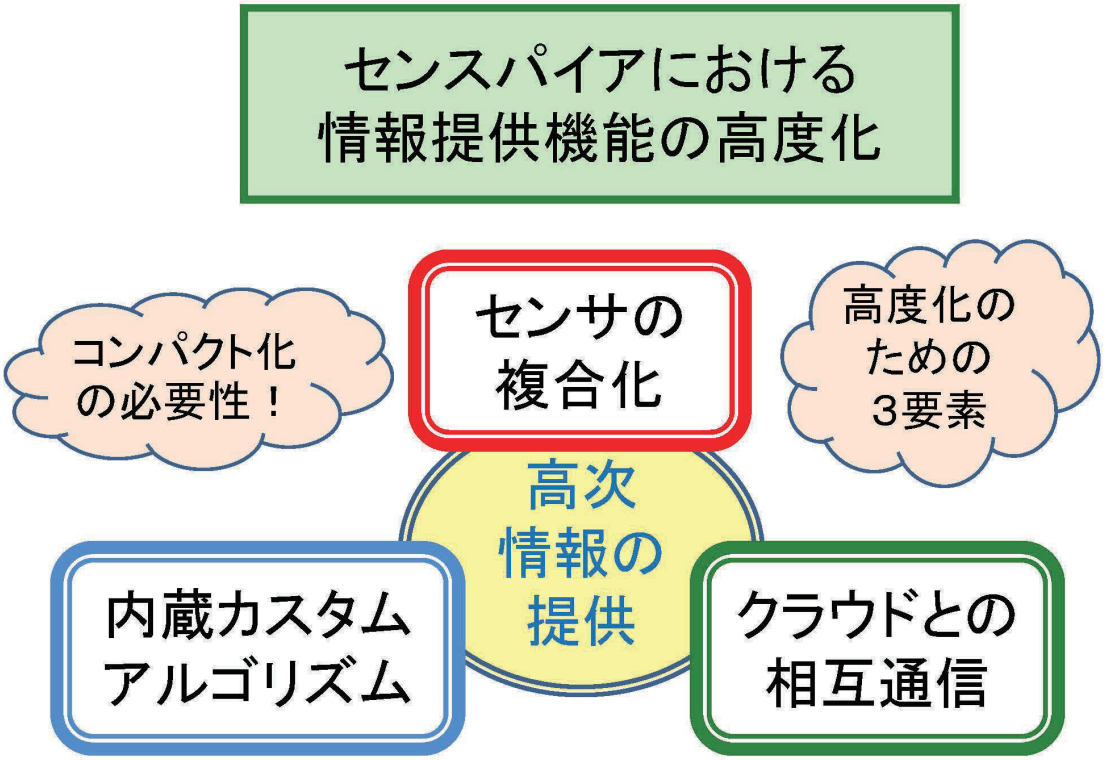
《 Senspire ＝ Sensor x Inspire 》

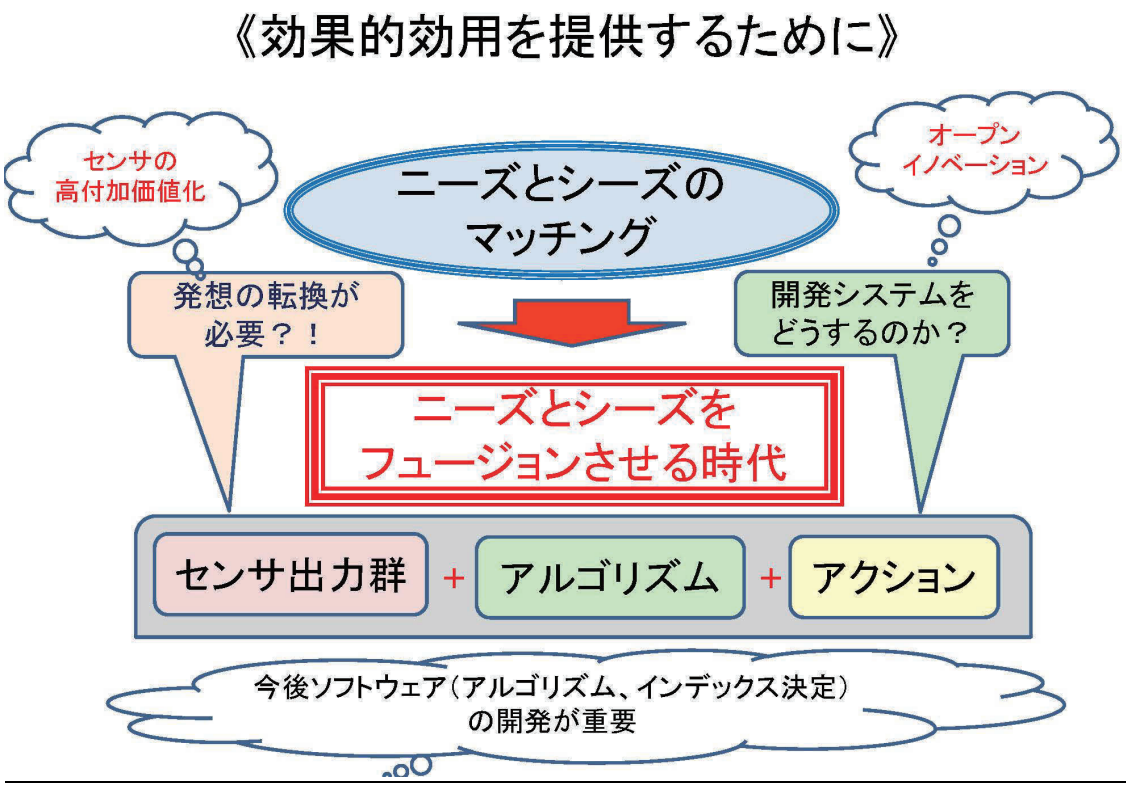
◆Sensor：
センサの高機能化・高付加価値化を表現

◆Inspire：
センサ活用によるシステム新機能を Inspire
新システムからのセンサニーズを Inspire

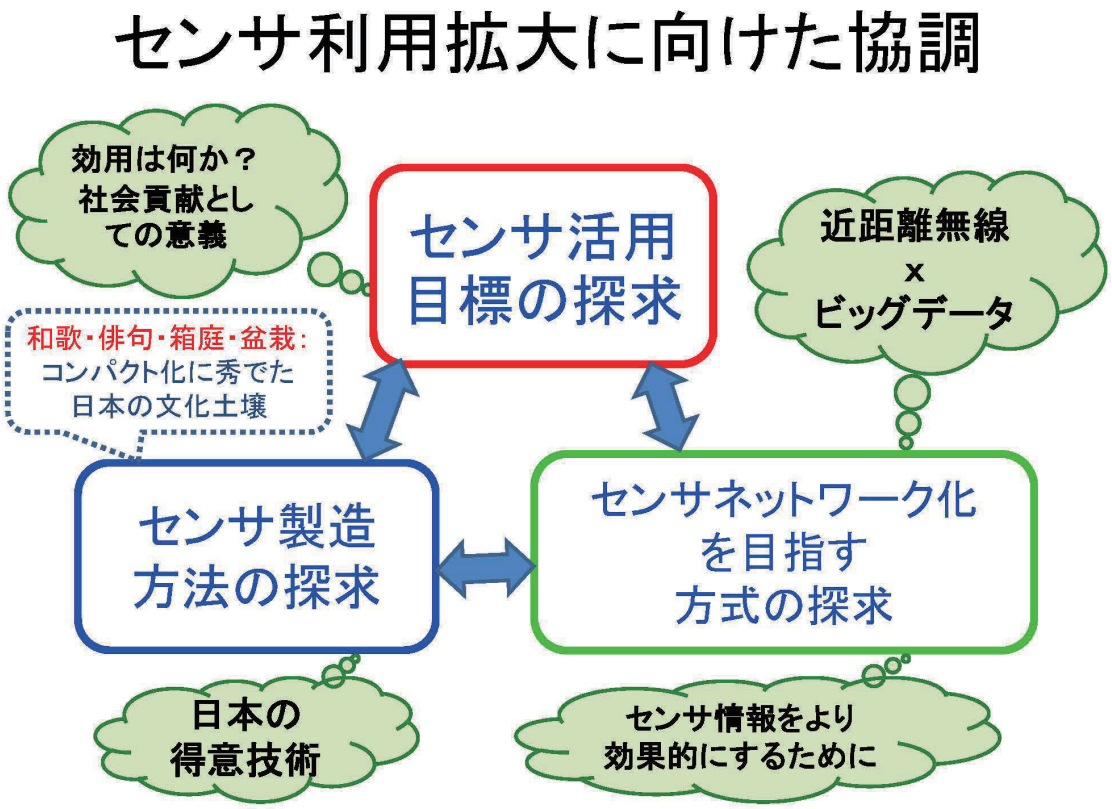
◆Senspire：
高度化されたセンサを表現する新しい革袋
センサ⇔ビジネス：双方向に Inspire

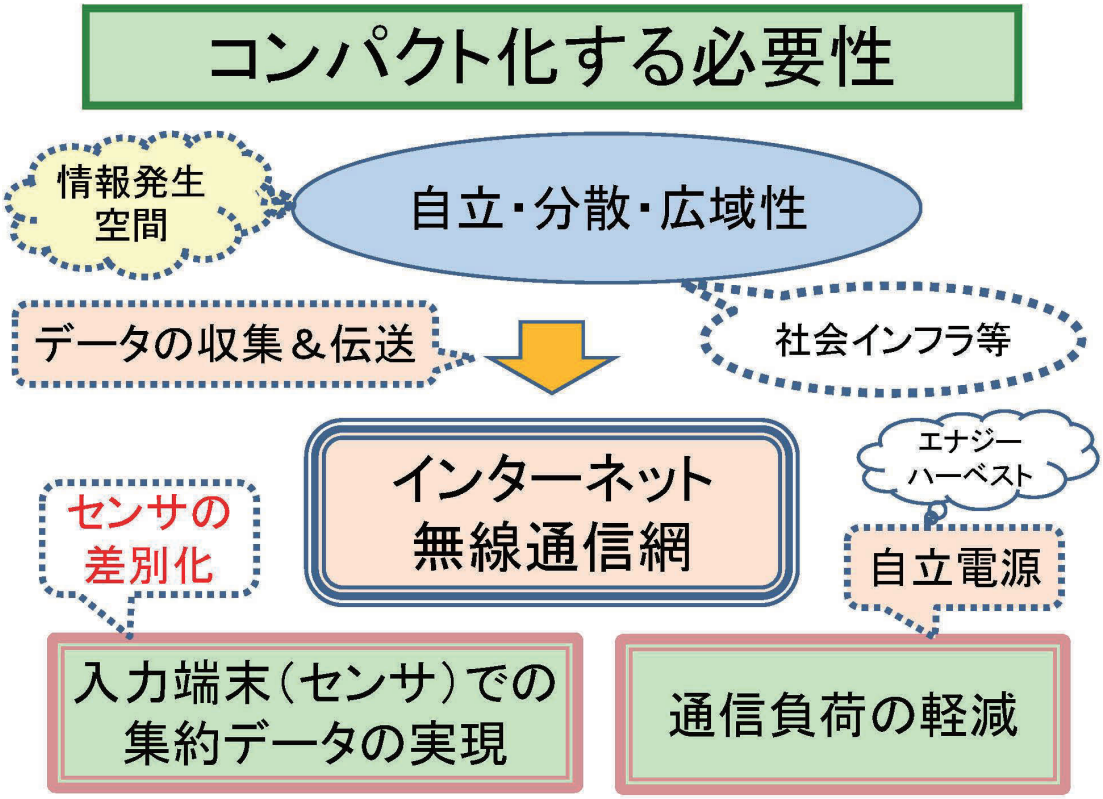
This document is provided by JAXA.





This document is provided by JAXA.





This document is provided by JAXA.

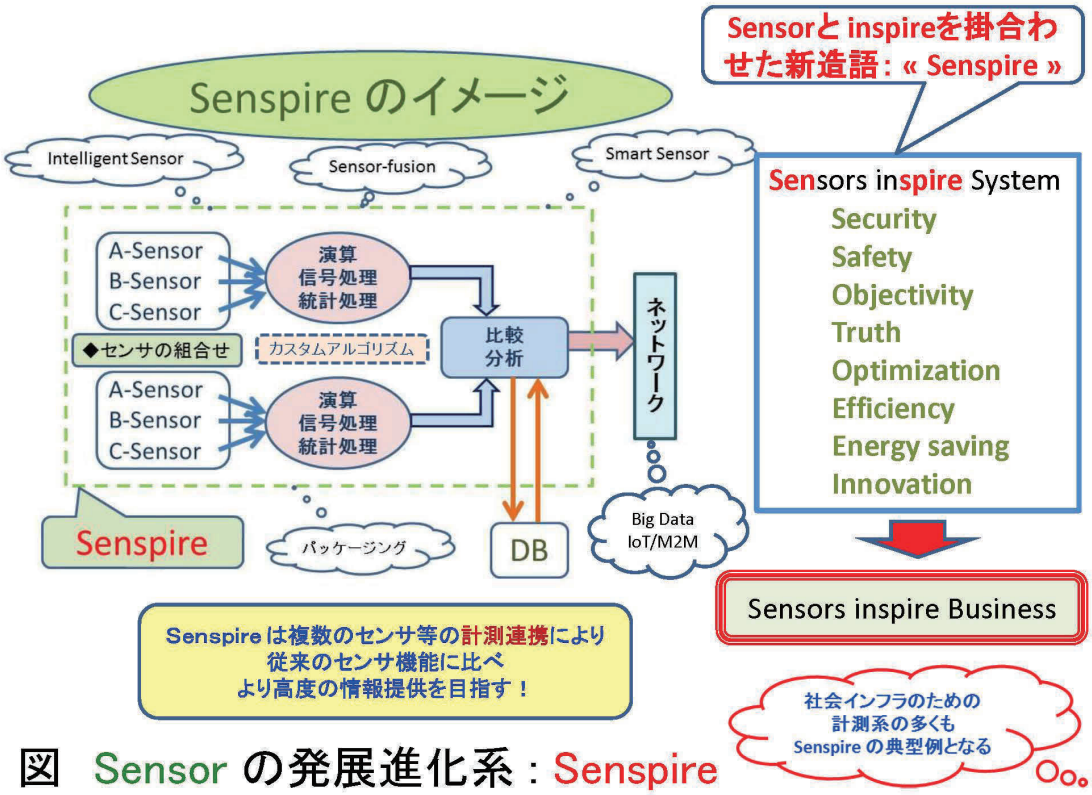
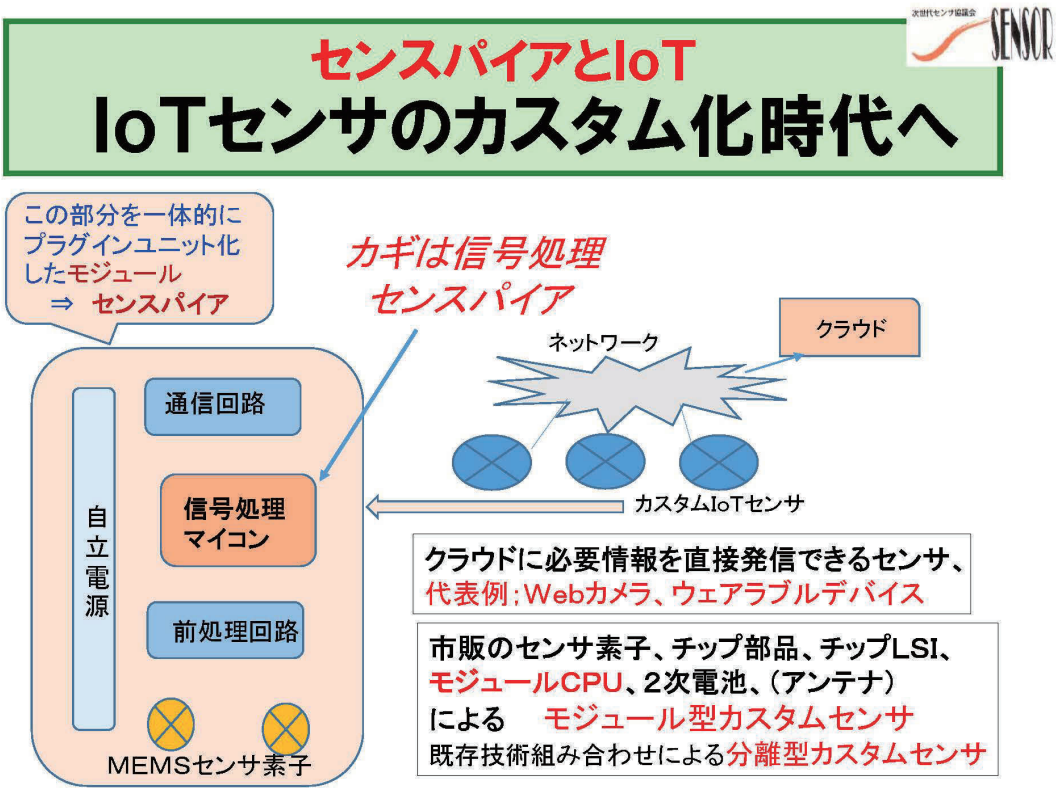


図　Sensor の発展進化系：Senspire



This document is provided by JAXA.

センスパイアによる新機能

MEMS
NEMS
印刷型

→ 小型で安価なセンサ

→ 多数を密に配置

↓

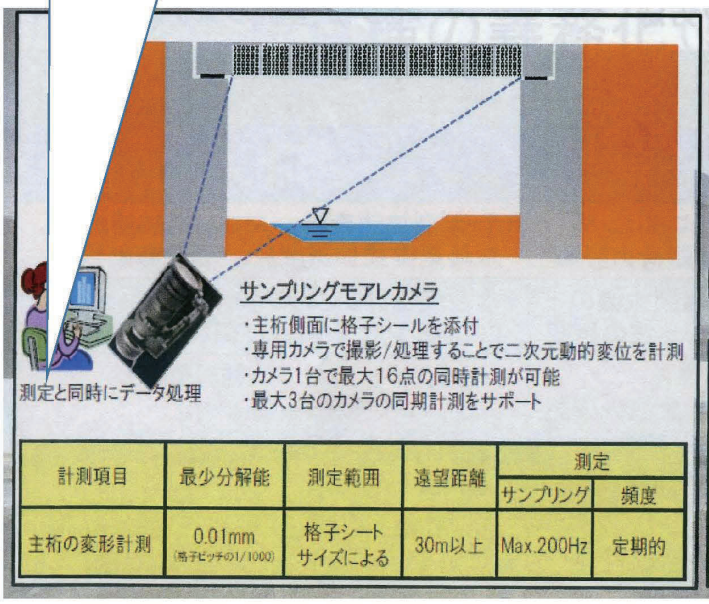
新機能1 離散分布計測機能	新機能2 高信頼化機能	新機能3 自己診断機能
目視検査を支援など	多数決方式など	AI的分析法の活用

処理アルゴリズム＋通信回路までモジュール化すれば

↓

センスパイア

先駆センスパイア事例
サンプリングモアレ法による橋梁のたわみ計測



サンプリングモアレカメラ
- 主桁側面に格子シールを添付
- 専用カメラで撮影/処理することで二次元動的変位を計測
- カメラ1台で最大16点の同時計測が可能
- 最大3台のカメラの同期計測をサポート

計測項目	最少分解能	測定範囲	遠望距離	測定	
				サンプリング	頻度
主桁の変形計測	0.01mm (格子ピッチの1/1000)	格子シートサイズによる	30m以上	Max.200Hz	定期的

サンプリングモアレカメラ測定状況写真

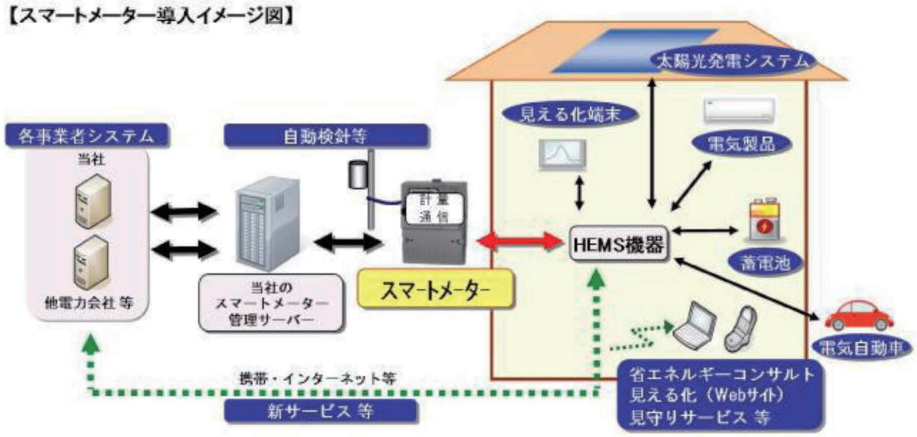
【特徴】
＊長所
- 格子シートの貼付だけで測定可能である。
- 最大16点の測定が可能である。（分布モードが描ける。）
- たわみ角の測定も可能である。

＊短所
- 気象の影響を受ける。

This document is provided by JAXA.

先駆センスパイア事例

スマートメーター＆HEMS



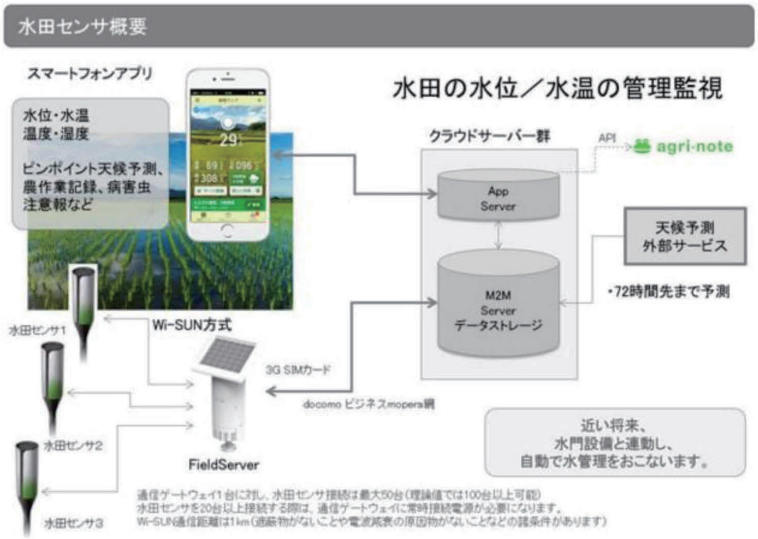
30分ごとの電力量計測
HEMSによる省エネの見える化、見守りサービス
Echonet-lite（920MHz）
東電は2020年までに2,700万台設置

カスタムモジュール化⇒センスパイア

東京電力HP　より

先駆センスパイア事例

水田センサとスマート農業



水田センサ（複合センサ、Wi-SUN　自立電源）
農業サーバー　スマホアプリ開発

ベジタリア㈱　HPより

This document is provided by JAXA.

おわりに

ご清聴
有難うございました！

This document is provided by JAXA.

質疑応答

質問者①　JAXA 山本理事

我々もセンシングということではリモートセンシングとして、宇宙から地球を観測して温度や風が分かるようになっています。リモートセンシングと家電製品の中に入るようなセンシングは融合して幅広い活動になるのか、それともリモートセンシングは別世界のものなのかを先生の所感で結構ですので、教えていただきたいと思います。

発表者

もちろん関連はあります。ビッグデータは今に始まったわけではなく、天気予報に代表されるものはビッグデータの走りであります。気象衛星の分解能が上がることにより、どういったデータが取れるようになったかを考えれば、ビッグデータの持つ意味もよく分かります。

また、家庭でも温度の分布が分かれば、空調の適切な制御の仕方も分かります。空調はリモートセンシングしているようなもので、昔は１点にセンサがあってそこの温度を測っていましたが、今では赤外的なセンサが組み込まれていて分布で測定しています。そのようにリモートセンシングの技術は家電に応用されることもあります。そういったことを考えることが、この世の中でセンサの恩恵を上手く引き出すことにつながると考えています。

This document is provided by JAXA.

6.3. 多様な相乗りミッション衛星を実現する革新的振動絶縁装置の開発

宇宙航空研究開発機構
第一宇宙技術部門　GOSAT-2 プロジェクト
百束 泰俊　氏

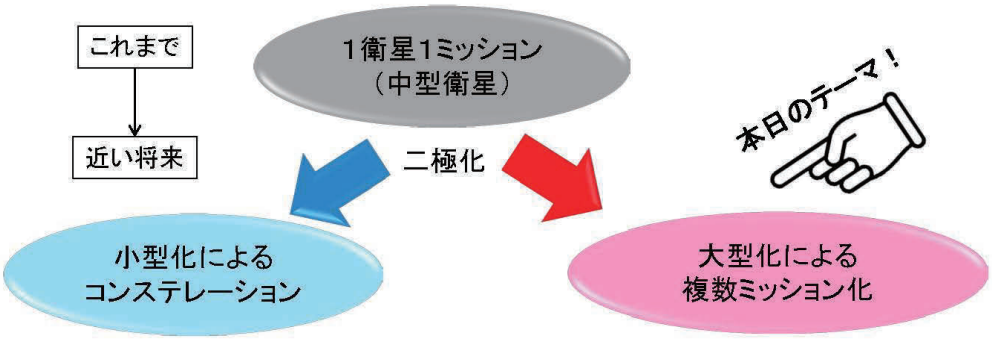
This document is provided by JAXA.

多様な相乗りミッション衛星を実現する革新的振動絶縁装置の開発

宇宙航空研究開発機構　JAXA
GOSAT-2プロジェクトチーム
主任研究開発員　百束　泰俊

新たな価値創出が求められる時代に

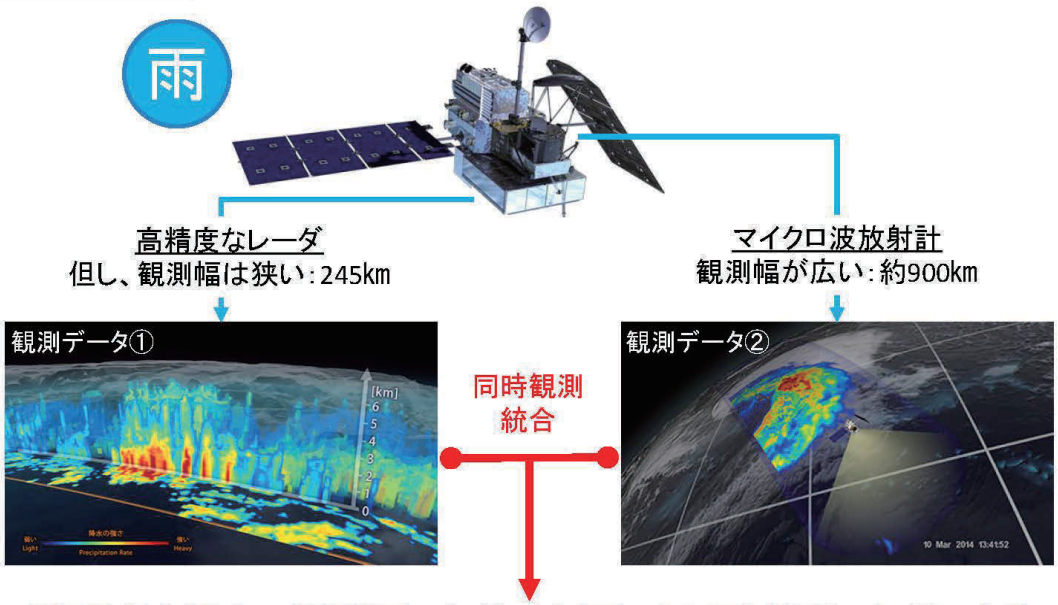
- 昨今JAXA人工衛星は、1衛星1ミッション、中型衛星が主流
- 世界の人工衛星は大型化と小型化の二極化が進んでいる



異なる種類の観測センサの組み合わせで、
相乗効果・新たな価値創出を目指す。

This document is provided by JAXA.

相乗効果の例



【相乗効果】広い観測幅で高精度な雨の情報を得ることができる

複数ミッション化の課題

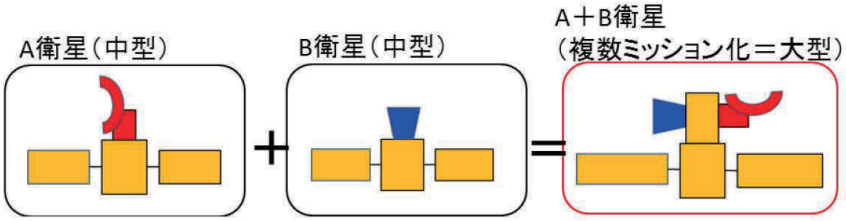
- リソースの配分

質量、寸法、電力、データ転送

- 相性の問題

搭載性、観測視野干渉、電磁適合性、機械的擾乱

【擾乱（じょうらん）】 意味：騒がしいこと、かき乱すこと



This document is provided by JAXA.

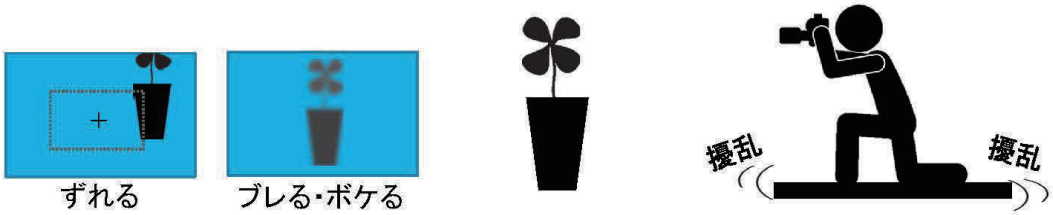
特に、一方が光学センサの場合

- 光学センサ（カメラ）の場合、機械的擾乱には特に注意が必要
- 近年、光学センサは高精度化している。

「見たい場所を、高精度の条件で観測する」

②高精度の条件＝ブレや性能劣化がない

①見たい場所を見る＝指向方向を正確に合わせる



2016.10.20　試験技術ワークショップ　GOSAT-2ﾌﾟﾛｼﾞｪｸﾄﾁｰﾑ/環境試験技術ユニット　5

人工衛星の擾乱源

- バス機器のうち擾乱源になり得るもの

リアクションホイール、慣性基準装置、太陽電池パドル駆動機構、駆動アンテナ

- 観測センサの搭載品で擾乱源になり得るもの

機械式冷凍機、モータ、観測センサ自体が駆動するもの

多種多様の擾乱源が存在し、擾乱の周波数も数多く存在

↓

これを如何に低減するかが複数ミッション化の課題

2016.10.20　試験技術ワークショップ　GOSAT-2ﾌﾟﾛｼﾞｪｸﾄﾁｰﾑ/環境試験技術ユニット　6

This document is provided by JAXA.

振動制御の方法

- アクティブ制御方式とパッシブ方式の二つに分類できる
- アクティブ制御方式は構成品が多く必要となる、つまり信頼度が低下することから、敬遠される場合が多い。

パッシブ方式の代表例

①受動制振

振動を減衰させる方法。具体的には、動吸振器や粘弾性体のシートに代表される制振材の付加が行われる。所望の周波数の振動エネルギを奪う方法（結果として、その周波数の振動レベルが低下する）

②振動絶縁

伝達を切るという意味で振動アイソレータとも呼ばれる。振動絶縁は特に高周波に対して有効となる方法。一方、原理上低周波域での共振が起こるため、共振周波数の設計が重要。

2016.10.20 試験技術ワークショップ GOSAT-2ﾌﾟﾛｼﾞｪｸﾄﾁｰﾑ/環境試験技術ユニット 7

例えば、建物の場合

- 耐震

耐力壁を増やしたり、接合部を固めて建物の骨組みで地震に耐える。振動低減はしない。

- 制震

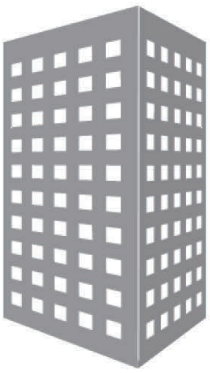
衛星の「受動制振」と同じ方法

土台と梁の中間に設置した振動吸収装置が建物の振動を吸収して建物の揺れを軽減する。中程度の振動低減率。

- 免震

衛星の「振動絶縁」と同じ方法

建物の基礎部分に免震装置を入れて建物と地盤を切り離し、大地震の振動を建物に伝えにくくする。高い振動低減率。

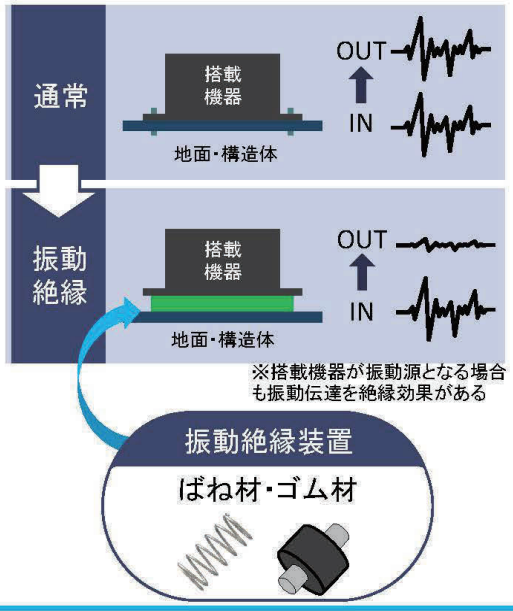


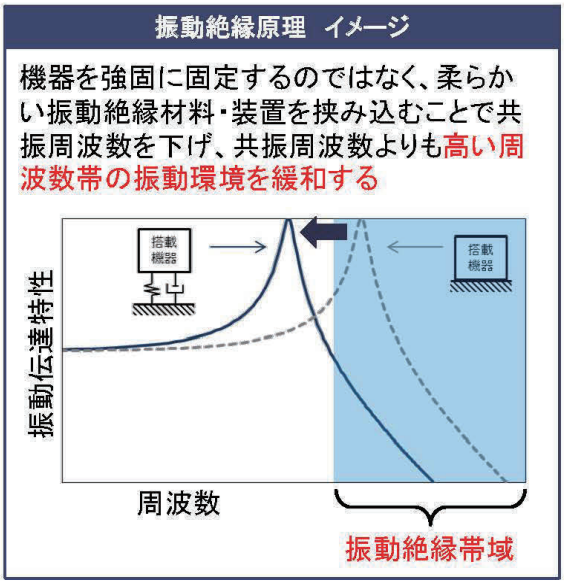
2016.10.20 試験技術ワークショップ GOSAT-2ﾌﾟﾛｼﾞｪｸﾄﾁｰﾑ/環境試験技術ユニット 8

This document is provided by JAXA.

振動絶縁の原理

振動絶縁＝搭載機器の底面に振動絶縁装置を設置する

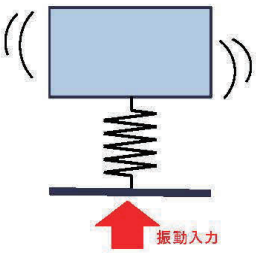


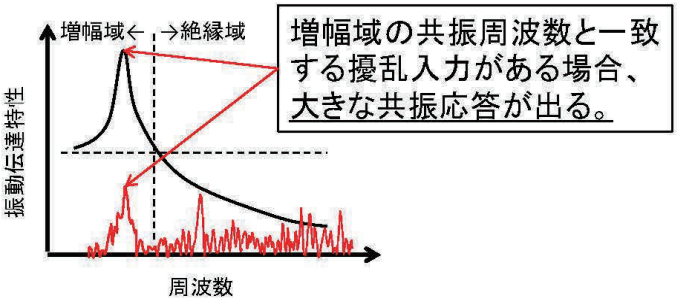


振動絶縁の課題(1/3)

原理上の課題

振動絶縁装置は、自身の共振により低周波で振動を過大に増幅させる帯域が必ず存在してしまう

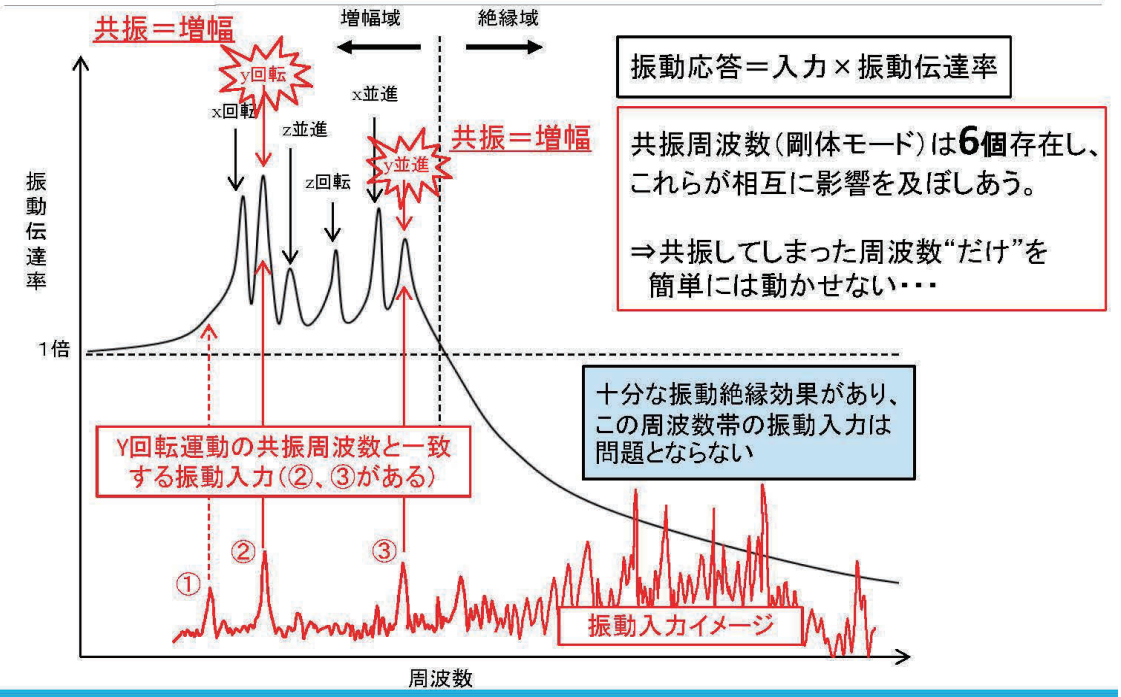




擾乱入力周波数がより十分に低い周波数に共振周波数を設計する案もあるが、その場合、バネが柔らかくなり過ぎて現実解にならない。
擾乱入力周波数を避けるような、共振周波数の設計（どの周波数に持っていくか）が重要となるが、これまで共振周波数を積極的に【設計】することは難しかった。

This document is provided by JAXA.

振動絶縁の課題(2/3)

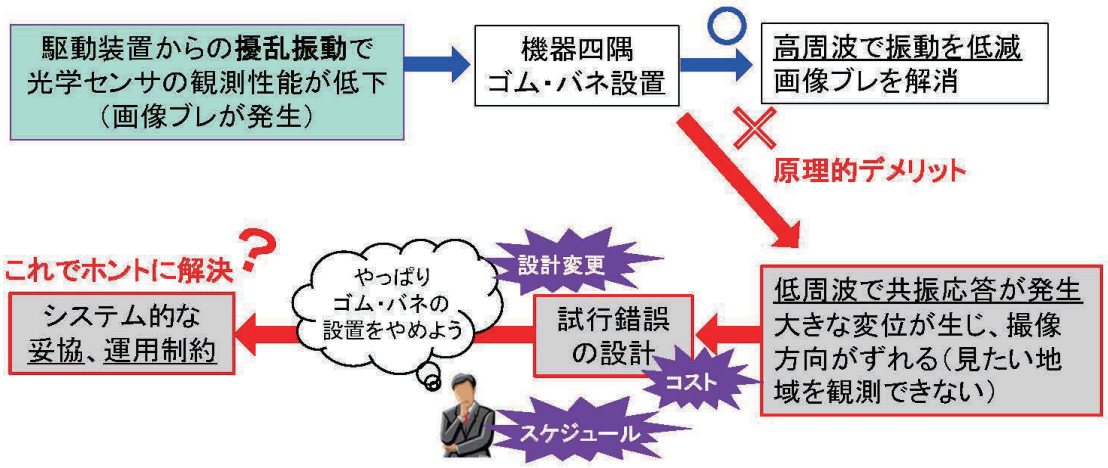


2016.10.20 試験技術ワークショップ GOSAT-2ﾌﾟﾛｼﾞｪｸﾄﾁｰﾑ/環境試験技術ユニット 11

振動絶縁の課題(3/3)

●試行錯誤の設計とシステム的な妥協

試行錯誤の設計をしながら、最悪の場合は駆動する装置に運用制約を課す方法が採られていた。(光学センサ観測中は、駆動装置を停止させる)

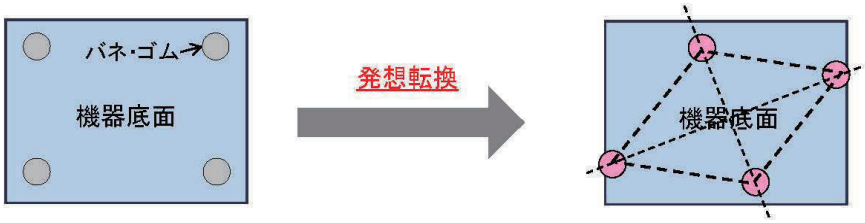


12

This document is provided by JAXA.

【新技術】共振周波数調整型振動絶縁装置

- もし共振周波数を意図通り設計（あるいは調整）できれば、高周波の振動絶縁効果を担保したうえで、低周波の共振発生という**原理的デメリットを根本的に解決**することができる。
- そのために必要なことは、従来、**機器の四隅**に配置していたバネ・ゴムを、新技術に基づく方法で配置・調整することだった。

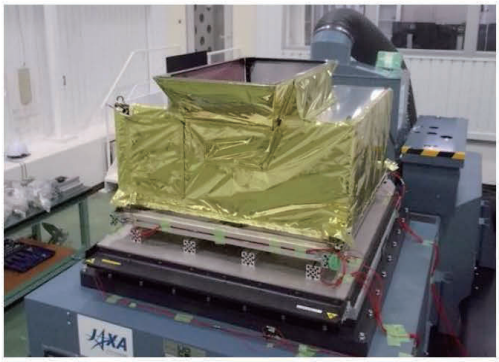


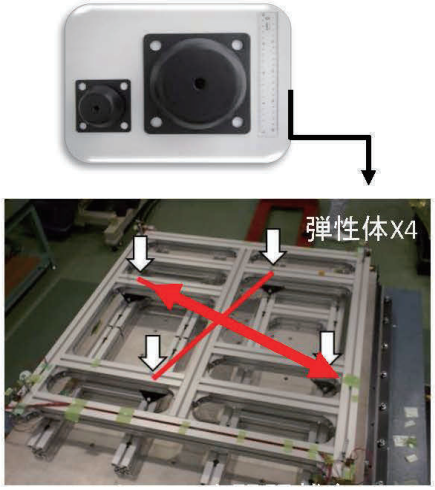
従来は四隅　　（座標系を）クルッと回して、ある形に配置

2016.10.20　試験技術ワークショップ　GOSAT-2ﾌﾟﾛｼﾞｪｸﾄﾁｰﾑ/環境試験技術ユニット　13

共振周波数調整型振動絶縁装置の実証

- 光学センサのダミーとして、スペースドーム（見学エリア）より、GOSAT一号機のSTMから観測センサを取り外し
- 市販品のゴム材を選定。
- ゴム材の配置調整構造を設計・組み立て





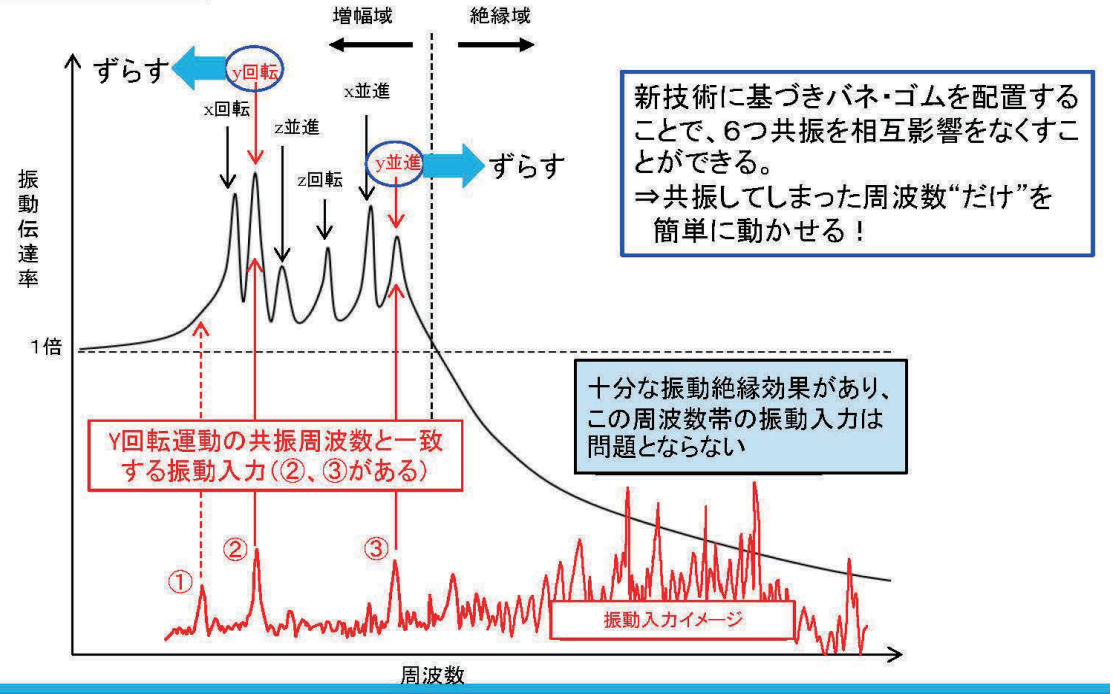
ゴム材の配置により、6つの共振周波数を意図通りに設計・調整する手法を実証

2016.10.20　試験技術ワークショップ　GOSAT-2ﾌﾟﾛｼﾞｪｸﾄﾁｰﾑ/環境試験技術ユニット　14

This document is provided by JAXA.

共振周波数調整機能

振動応答＝入力×振動伝達率



共振周波数調整機能の有効性

- 設計初期から成立性を保証でき、設計の出戻りが少ない

共振周波数を意図通り設計でき、開発の進捗に合わせ製造後の最終的な計測値に基づき共振周波数をシフトさせることで、軌道上での共振を確実に回避できる。概念検討の段階から衛星システムとして擾乱問題に対する成立性を担保することが可能

- アイソレータユニットの小型化が可能

擾乱感受性機器の重量も利用して、アイソレータが持つ共振周波数をシフトさせることができる。よって、アイソレータが持つ原理上不可避なデメリットを回避しながらアイソレータユニットを小型化することが可能である。

This document is provided by JAXA.

他分野への適用イメージ

2016.10.20　試験技術ワークショップ　GOSAT-2ﾌﾟﾛｼﾞｪｸﾄﾁｰﾑ/環境試験技術ユニット　17

特願2016-145581:請求範囲

名称:

振動アイソレータの共振周波数の調整方法及び調整システム、
振動アイソレータ、並びに振動アイソレータの設計方法、設計システム、及び製造方法

大きく分類すると以下の4項目に分けられる。

- 共振を避ける設計・製造方法
- 共振周波数を調整できる装置
- 共振周波数と弾性体配置を表示する設計ツール
- 共振周波数調整方法

(詳細構成)

① 振動節煙の共振周波数調整方法
② 共振周波数を調整できる振動絶縁
③ 回転テーブルを有する振動絶縁
④ 回転テーブル＋直交2軸を有する振動絶縁
⑤ 上記③の共振周波数調整方法
⑤ 左記④の共振周波数調整方法
⑥ 共振を避ける振動絶縁(機器の脚)の設計方法
⑦ 上記⑦をコンピュータで実施する設計方法
⑧ 共振を避ける振動絶縁(機器の脚)の製造方法
⑨ 簡便なUIで共振周波数と弾性体配置を表示する設計ツール

2016.10.20　試験技術ワークショップ　GOSAT-2ﾌﾟﾛｼﾞｪｸﾄﾁｰﾑ/環境試験技術ユニット　18

This document is provided by JAXA.

おわりに

ポスター展示にて、詳細なモデル化手法・理論式を紹介してします。

宇宙用、他業種用を問わず、本特許技術の活用について、
ご関心がございましたら、ぜひご連絡ください。

This document is provided by JAXA.

質疑応答

ワークショップ進行の都合上、質疑応答を割愛

図 6-2　ご講演の様子

This document is provided by JAXA.

6.4. 高精度観測衛星のミッション達成のための地上指向精度評価試験技術について

三菱電機株式会社 先端技術総合研究所

高原　修　氏

This document is provided by JAXA.

MITSUBISHI ELECTRIC
Changes for the Better

第14回試験技術ワークショップ 2016-10-20
「Test Effectiveness　～Best practice makes the next success ～」
@筑波宇宙センター

高精度観測衛星のミッション達成のための地上指向精度評価試験技術について

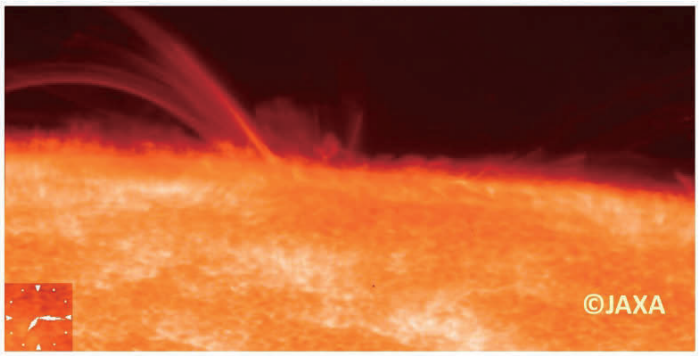
三菱電機株式会社　先端技術総合研究所
高原　修

© Mitsubishi Electric Corporation

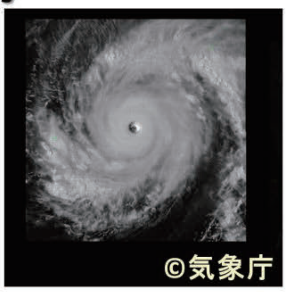
MITSUBISHI ELECTRIC
Changes for the Better

1.高精度観測衛星で取得された画像

■太陽観測衛星「ひので」（可視光磁場望遠鏡）



■　気象衛星ひまわり8号



2

© Mitsubishi Electric Corporation

This document is provided by JAXA.

2.高精度観測衛星の指向安定度要求(1)

■超高精度観測衛星の指向安定度要求

[典型的要求値のオーダ]

➢天文衛星:＜0.1 μrad(1-100 s間)

Fig.A. ひので

➢地球観測衛星:＜ 0.1 μrad(0.1-1 ms間)

(1 pix＝0.6m、高度h＝600km、速度Vel =7km/s のとき、
GSD(Ground Sample Distance)の見込角＝1 μrad、
GSDの通過時間～0.1ms)

➢静止気象衛星:＜1 μrad(0.1 ms間)

(GSD=0.5km、走査速度＝1 deg/s～700km/sのとき、
GSDの見込角＝10 μrad、GSDの通過時間～0.1ms)

Fig.B. ひまわり8号

3

© Mitsubishi Electric Corporation

2.高精度観測衛星の指向安定度要求(2)

■指向安定度要求(典型値)の周波数領域への換算

(正弦波状定常誤差成分に対して、1成分あたり要求の1/10を配分する場合)

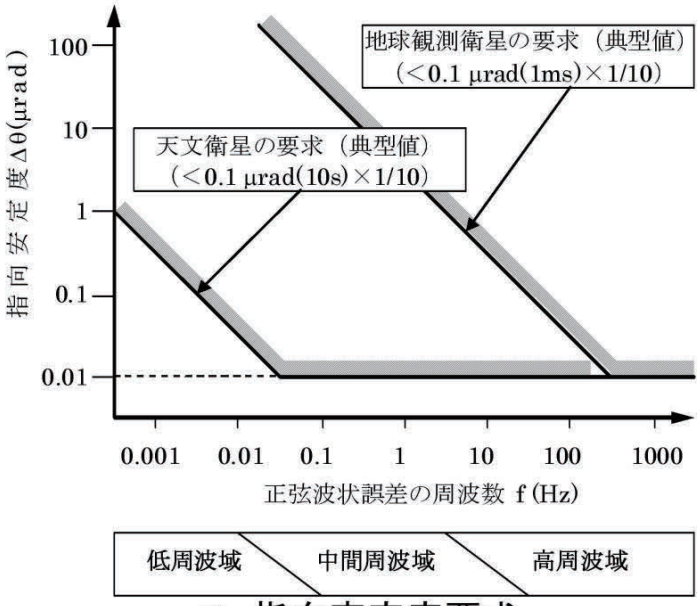


Fig.指向安定度要求

4

© Mitsubishi Electric Corporation

This document is provided by JAXA.

2.高精度観測衛星の指向安定度要求(3)

■周波数の定義

- 低周波域(DC～0.01-0.1Hz程度)
  衛星全体がほぼ剛とみなせる周波数域
  姿勢制御系の帯域とも大体一致

- 中間周波域(0.01-0.1Hz～10Hz程度)
  太陽電池パドル等の"柔軟付属物"の構造共振はあるが、
  衛星本体やミッション機器自体の構造はまだ剛な領域

- 高周波域(＞10Hz程度)
  衛星本体やミッション機器の構造の内部の共振が生じる領域

5

© Mitsubishi Electric Corporation

3.高精度観測衛星のための技術課題(1)

■ 低・中間周波域の課題

- 要求される指向安定度が、姿勢制御系(ACS)により実現可能な姿勢安定度を超える可能性有
- 測定限界以下の極めて小さい擾乱でも許容できない指向誤差を生じる可能性有
- 高周波擾乱の姿勢センサを介した低周波への回り込み

■ 中間周波域の課題

- 姿勢制御系(ACS)は、過渡擾乱や低周波定常擾乱を抑制するのに、制御帯域が不足しがち

■ 高周波域の課題

- ACSコンポネントをはじめとする様々な衛星内部搭載機器から発生する振動(擾乱)による指向誤差発生
  ⇒微小擾乱問題

6

© Mitsubishi Electric Corporation

This document is provided by JAXA.

3.高精度観測衛星のための技術課題(2)

■微小擾乱(Microvibration)問題※

※以降、微小擾乱は単に擾乱と呼ぶ

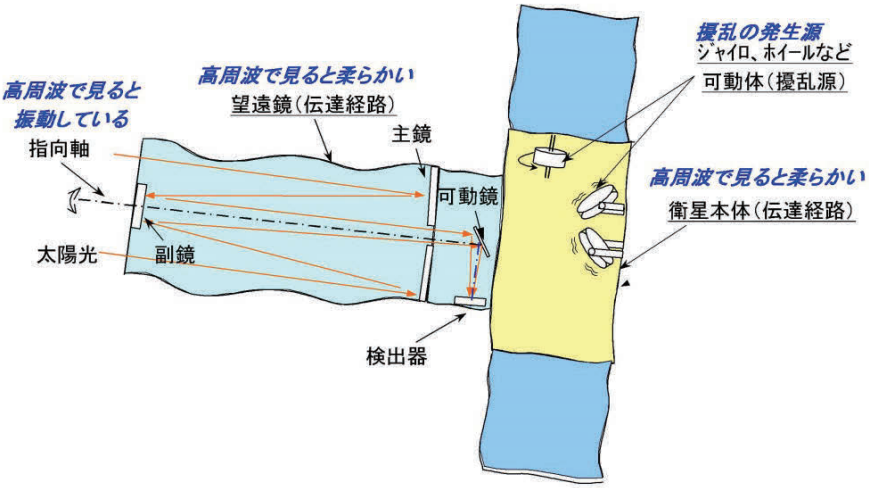


Fig.高周波(約10Hz以上)の擾乱から見た衛星構造

7

© Mitsubishi Electric Corporation

4.擾乱管理技術(1)

■擾乱管理とは

擾乱源(振動源)
・姿勢制御用ホイール
・慣性基準装置
・望遠鏡内可動物

→

擾乱(振動)伝達特性
・衛星構体
・観測機器(光学系も考慮)

→

指向変動
(最終性能)

この双方を総合的に管理することで、最終性能を保証
⇒擾乱管理技術(計測技術、指向変動予測方法)

8

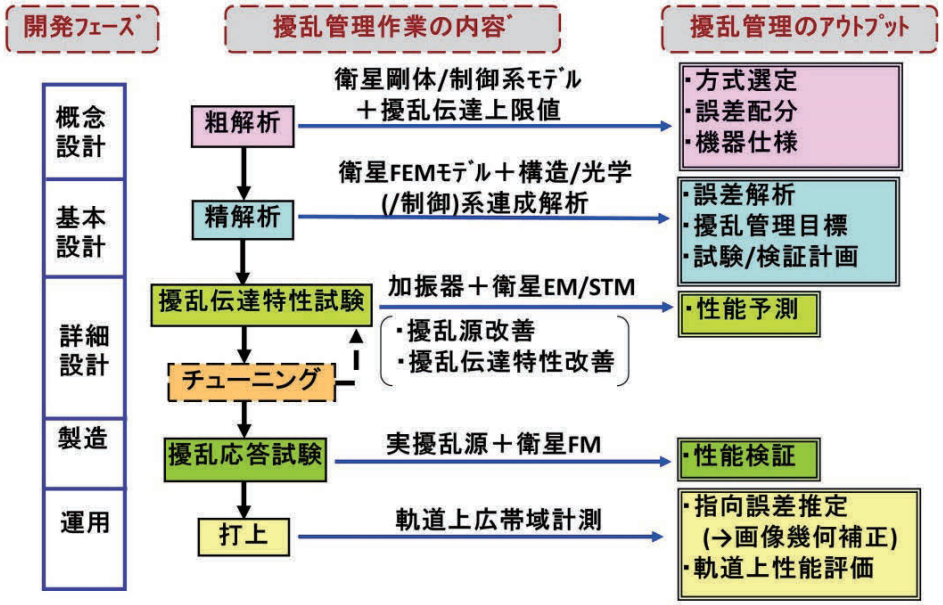
© Mitsubishi Electric Corporation

This document is provided by JAXA.

MITSUBISHI ELECTRIC Changes for the Better

4.擾乱管理技術(2)

■擾乱管理技術のフロー



9

© Mitsubishi Electric Corporation

MITSUBISHI ELECTRIC Changes for the Better

4.擾乱管理技術(3)

■擾乱評価技術方法

軌道上性能保証のため、打上前に指向安定度評価が必要

評価方法:

a) 有限要素法(FEM)による解析

高精度な指向誤差評価が困難

(理由)高周波数帯域での固有振動数/固有モードが不正確

構造減衰は推定値

b) 実測

最終性能を保証するには、実測が唯一の評価方法

10

© Mitsubishi Electric Corporation

This document is provided by JAXA.

5.擾乱試験手法(1)

■擾乱管理の核となる試験技術(その1)

【指向誤差評価方法】

➢直接法・・・・・実際に擾乱源を駆動し、指向安定度を計測する方法
測定は、装置がそろう開発最終段階のみ適用可

➢間接法・・・・・擾乱伝達関数(単位加振力/トルクに対する指向誤差)と擾乱源モデルもしくは、実測擾乱データを用いて、指向安定度を予測する方法
測定は、衛星開発の初期段階から衛星構造(SM)モデル等を用いて適用可能

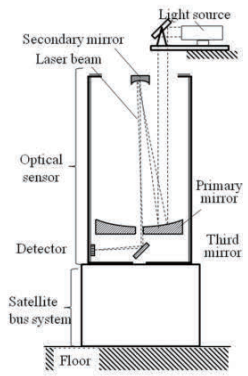
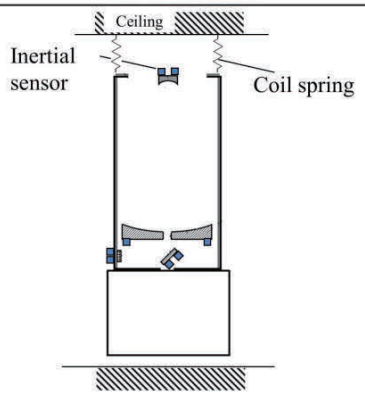
11

© Mitsubishi Electric Corporation

5.擾乱試験手法(2)

■擾乱管理の核となる試験技術(その2)

【指向軸(応答)評価方法】

方法	光学計測法	慣性計測法
試験コンフィギュレーション		
特徴	• 望遠鏡が光学系として完成している必要有、初期段階での試験困難 • 光源の振動と望遠鏡内の振動の分離が困難	• 望遠鏡はフライト品と構造的に等価な構造モデルを用いて早期に試験可能 • 光源を使用しないので、望遠鏡自体の振動の影響だけを実測可能

12

© Mitsubishi Electric Corporation

This document is provided by JAXA.

MITSUBISHI ELECTRIC Changes for the Better

5.擾乱試験手法(3)

■慣性計測方法の原理

慣性計測の指向軸変動算出式

$$\begin{bmatrix} \Delta\theta_x \\ \Delta\theta_y \end{bmatrix} = \sum_j T_j \cdot \begin{bmatrix} \delta_{jx} \\ \delta_{jy} \end{bmatrix} + \sum_j R_j \cdot \begin{bmatrix} \phi_{jx} \\ \phi_{jy} \end{bmatrix}$$

$\Delta\theta_x, \Delta\theta_y$:x軸、y軸周りの光学望遠鏡の指向軸変動、

T_j, R_j :光学要素の並進変位・回転角に対する指向軸変動の換算係数

δ_{jx}, δ_{jy} :j番目の光学要素の慣性空間に対する並進変位

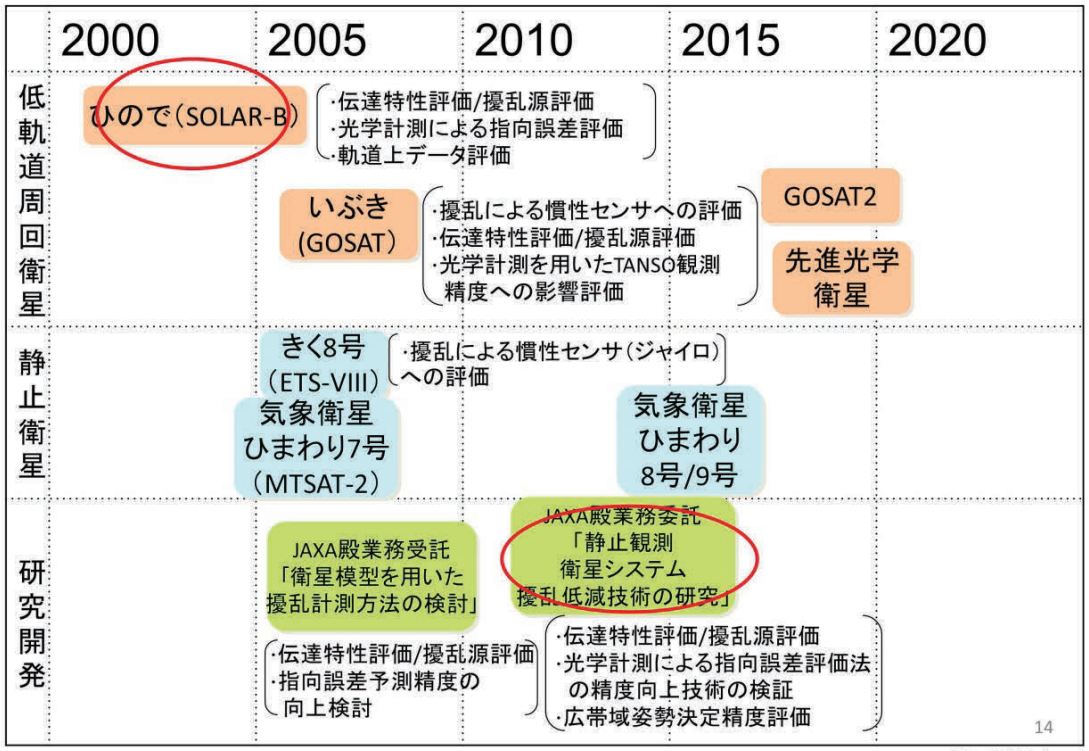
ϕ_{jx}, ϕ_{jy} :j番目の光学要素の慣性空間に対する回転変位

13

© Mitsubishi Electric Corporation

MITSUBISHI ELECTRIC Changes for the Better

6.当社における微小擾乱問題への取組み



© Mitsubishi Electric Corporation

This document is provided by JAXA.

7.太陽観測衛星「ひので」における取組み(1)

■擾乱試験（間接法/慣性計測）

➢試験コンフィギュレション

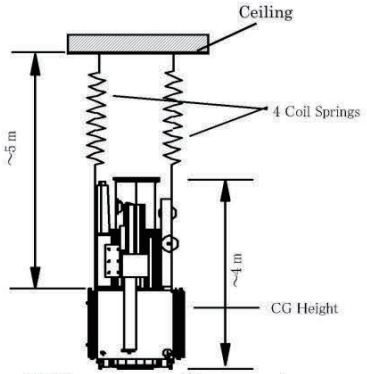


Fig.A. 試験コンフィギュレーション（概念図）

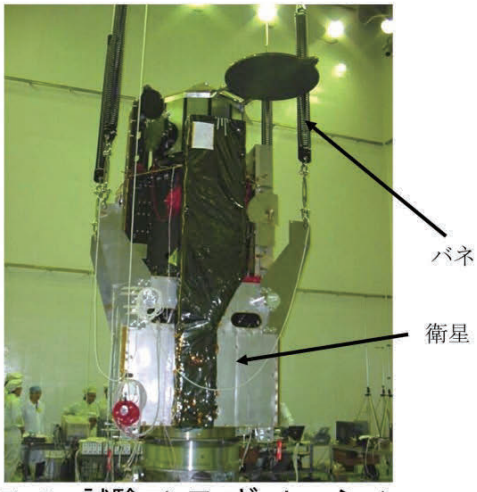


Fig.B. 試験コンフィギュレーション（写真、於：三菱電機鎌倉製作所）

バネで衛星全体を天井から吊る理由：

- 軌道上の境界条件（両端自由）の模擬
- 試験棟建屋からの振動の絶縁

（バネで衛星を吊り下げた状態での固有振動数：縦・横・捩りすべて0.5Hz以下）

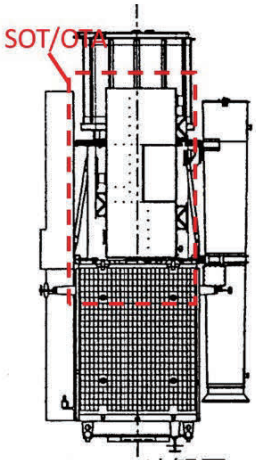
15

© Mitsubishi Electric Corporation

7.太陽観測衛星「ひので」における取組み(2)

■ 擾乱試験（間接法/慣性計測）

➢センサ配置



ひので外観図

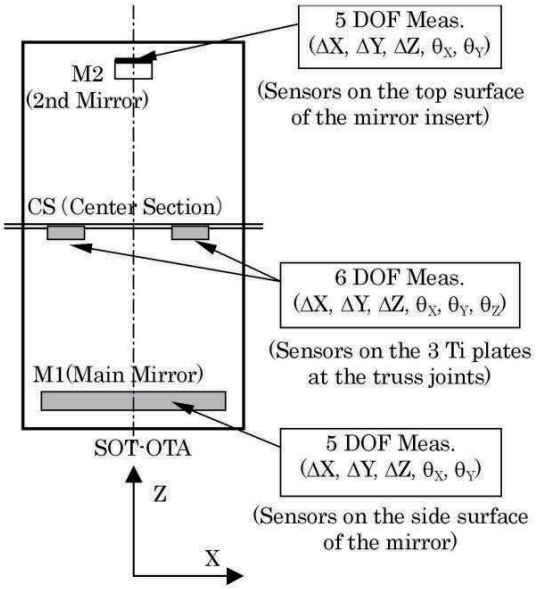


Fig.センサ配置(OTA)

16

© Mitsubishi Electric Corporation

This document is provided by JAXA.

7.太陽観測衛星「ひので」における取組み(3)

■ 擾乱伝達関数（擾乱源→指向軸変動）の測定結果（間接法/慣性計測）
（IRU-B1搭載位置のX力加振）

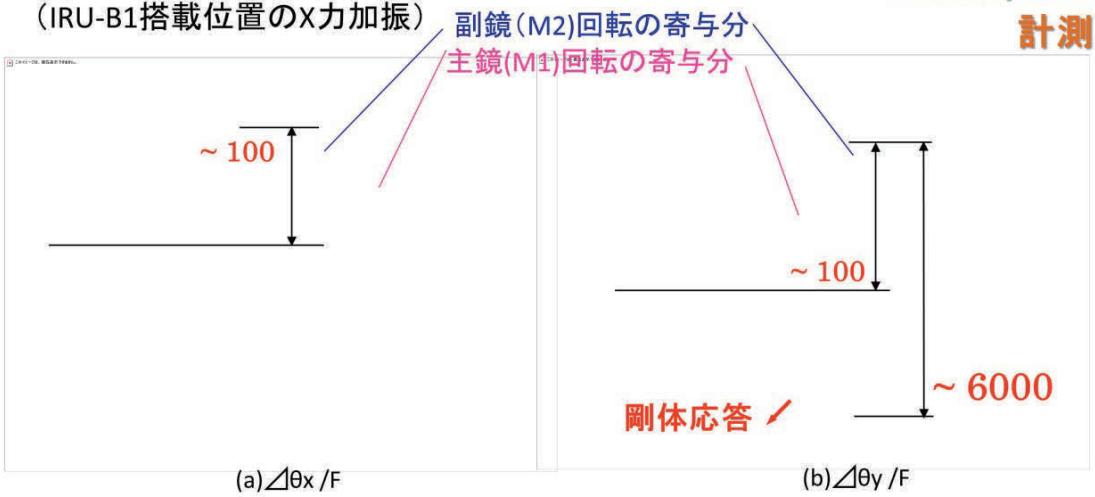


Fig.擾乱伝達率

- 高周波域では、指向変動は仮想剛体応答の数千倍になりうる！
⇒指向と姿勢は全く異なる
- 擾乱源だけでなく、指向誤差への擾乱伝達関数も重要

17

© Mitsubishi Electric Corporation

7.太陽観測衛星「ひので」における取組み(4)

■擾乱試験（直接法/光学計測）

- 試験コンフィギュレーション

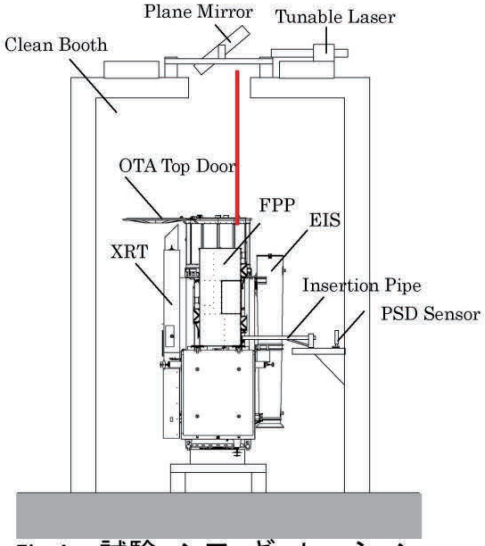


Fig.A.　試験コンフィギュレーション
（概念図）

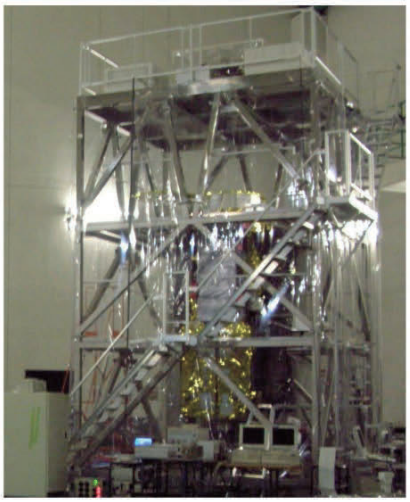


Fig.B.　試験コンフィギュレーション
（写真、於：ISAS）

© Mitsubishi Electric Corporation

This document is provided by JAXA.

7.太陽観測衛星「ひので」における取組み(5)

■ 擾乱試験（直接法/光学計測）

➢光源と光学計測系センサ配置

☆光源

・チューナブルレーザー
-設置位置:クリーンブース天井
-レーザー光を平行光化

☆光学計測用センサ

・Correlation Tracker(CT)-CCD
-設置位置:FPP内部
-Tip-Tilt Mirror(TTM)制御用
誤差信号を出力

・Position Sensitive Detector(PSD)
-設置位置:OTA-FPP間
-レーザー光を分岐して、計測

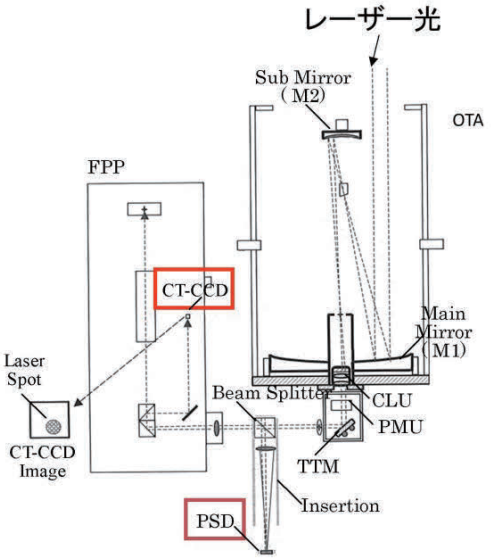


Fig.光学系概念図

© Mitsubishi Electric Corporation

7.太陽観測衛星「ひので」における取組み(6)

■ 軌道上実績と地上試験による予測との比較（直接法/光学計測）

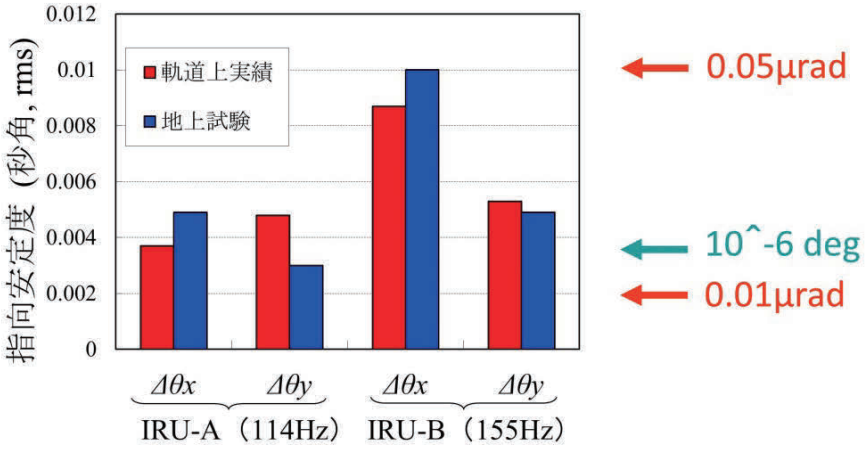


Fig.指向安定度評価（地上VS軌道上）

➢地上試験の精度：百万分の1度以下を実現できていたことがわかる.
（軌道上実績と地上試験の差＜0.002 arcsec≒0.6×10^-6deg）

但し、「ひので」の開発では、慣性計測方法の精度について十分な検証が行われていない。

20

© Mitsubishi Electric Corporation

This document is provided by JAXA.

MITSUBISHI ELECTRIC
Changes for the Better

8.「静止観測衛星システム擾乱低減技術の研究」※1における取組み(1)

※1 JAXA殿業務委託にて実施

■慣性計測による指向安定度評価の妥当性検証
（直接法/光学計測/慣性計測）

光学計測と慣性計測による指向安定度評価結果の比較により、慣性計測の妥当性を検証する

そこで、
・観測センサを模擬した望遠鏡を、含む光学計測サブシステムを製作
・光学計測サブシステムを用いて、微小擾乱試験を実施し、その評価から慣性計測の妥当性を検証

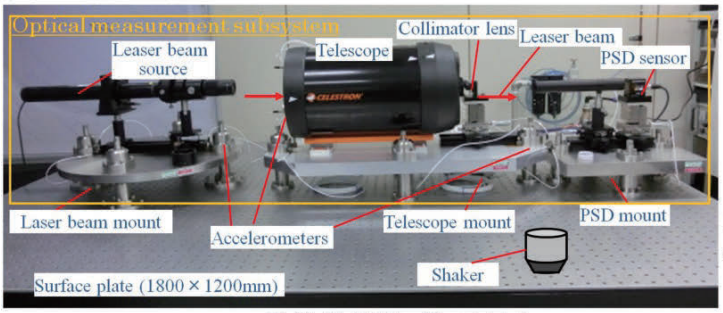
21

© Mitsubishi Electric Corporation

MITSUBISHI ELECTRIC
Changes for the Better

8.「静止観測衛星システム擾乱低減技術の研究」における取組み(2)

■ 光学計測サブシステム



光学系分解能
$=4.2 \times 10^{-2}$μrad

Fig. A: 光学計測サブシステム

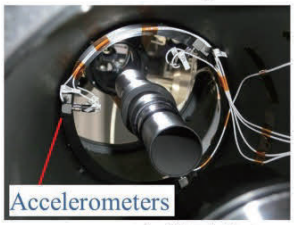


Fig. B: 1次鏡周りの
慣性センサ（加速度センサ）配置

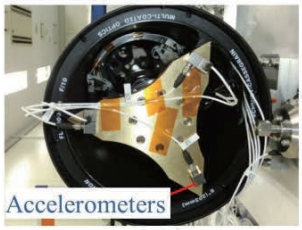


Fig. C: 2次鏡周りの
慣性センサ（加速度センサ）配置

同じ光学系で光学計測と慣性計測を
同時に計測可能な測定系を実現

22

© Mitsubishi Electric Corporation

This document is provided by JAXA.

8.「静止観測衛星システム擾乱低減技術の研究」における取組み(3)

■慣性センサとその配置

- 慣性センサ(加速度センサ)の仕様

  感度 :1V/G

  サイズ :<10mm角

  質量 :<10g

Fig. A: 加速度センサ外観

- 慣性センサの配置

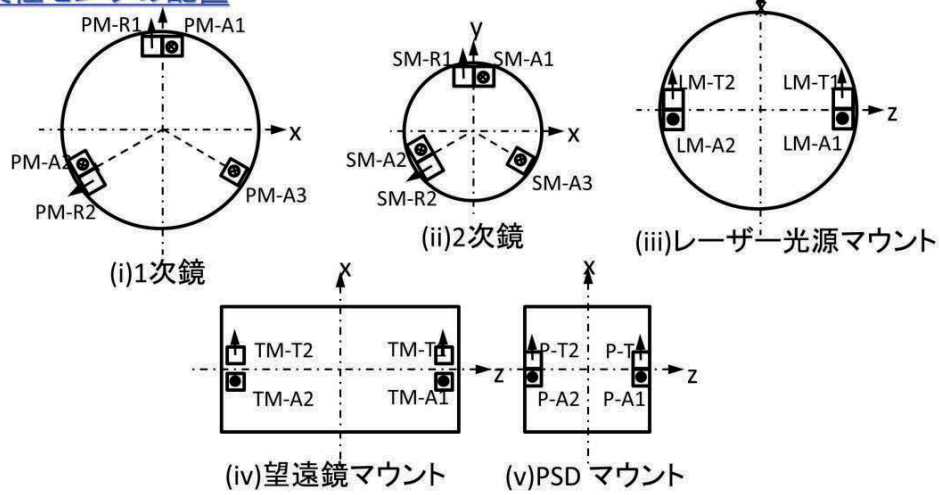


Fig. B : 慣性センサ(加速度センサ)の配置

© Mitsubishi Electric Corporation

8.「静止観測衛星システム擾乱低減技術の研究」における取組み(4)

■ 試験方法(衛星システム擾乱試験)

➢試験コンフィギュレーション:

光学計測サブシステムを衛星バス※1上に設置

※1三菱電機静止衛星標準バスDS2000構造モデル

➢試験条件:

擾乱源実機(リアクションホイールRWA およびジャイロIRU)の個別駆動

RWA:3000～0rpmスイープ

IRU:定常動作

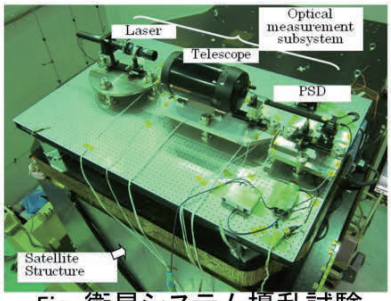


Fig. 衛星システム擾乱試験の試験コンフィギュレーション

■ 測定方法

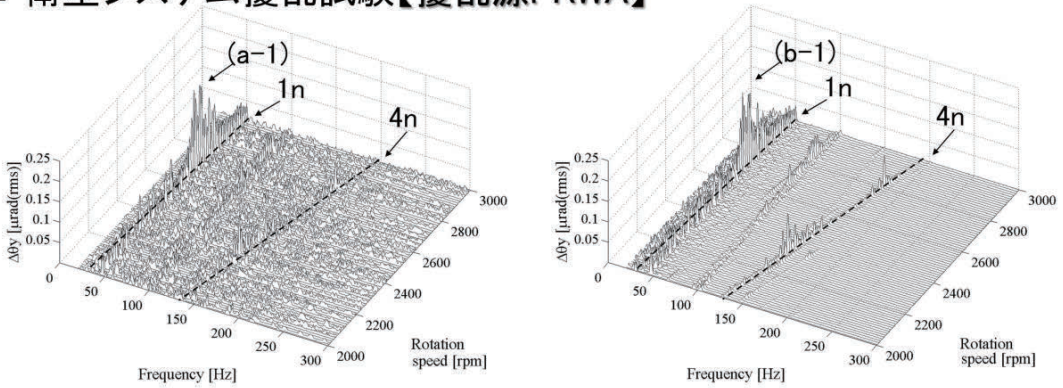
微小擾乱により発生する光学計測サブシステムの指向軸変動を光学計測と慣性計測で、同時計測

© Mitsubishi Electric Corporation

This document is provided by JAXA.

8.「静止観測衛星システム擾乱低減技術の研究」における取組み(5)

■ 衛星システム擾乱試験【擾乱源: RWA】



（ｉ）光学計測　　（ii）慣性計測

Fig. RWA駆動時の指向誤差$\Delta\theta_y$のWater fall図
(RWA: 3000 → 2000 rpm)

- ➢最大の指向誤差をとる周波数とその振幅は、光学計測と慣性計測で一致。
- ➢擾乱源実機駆動において、慣性計測と光学計測の値は一致。

25

© Mitsubishi Electric Corporation

9. 結論

高精度観測衛星のミッション達成のための地上指向精度評価試験技術に関連し、以下を言及した。

- ・ミッション達成のためのキー技術の1つが、擾乱管理技術である。
- ・擾乱管理技術において核となる擾試験方法として、直接法/間接法の2種、指向軸変動計測技術として、光学計測法/慣性計測法の2種がある。
- ・「ひので」における地上試験データと軌道上データとの比較から試験評価方法（光学計測法）の妥当性を示した。
- ・「静止観測衛星システム擾乱低減技術の研究」において光学計測法と慣性計測法の2手法による指向安定度評価結果から慣性計測法による指向安定度評価の妥当性を示した。

26

© Mitsubishi Electric Corporation

This document is provided by JAXA.

MITSUBISHI ELECTRIC

Changes for the Better

This document is provided by JAXA.

質疑応答

質問者①　キヤノン電子　丹羽様

素晴らしい内容をお話し頂きありがとうございました。質問が 2 点あります。1 点目が 13P の慣性計測の指向軸変動算出式の大文字の T と R に関してですが、これは 3 次元の CAD モデルの様なものから計算して出てくるのでしょうか。

発表者

これは光学解析ツールを使用して出しています。また、光学要素の形状配置等で決まるパラメータで、解析的に計算することも可能です。

質問者①　キヤノン電子　丹羽様

慣性計測の手法で角速度センサをいくつか使用されているということですが、計測する位置が重要だと思います。今回、一次鏡周り、二次鏡周り、そこが一番揺れに対して感度があるということでしょうか。

発表者

そうです。この試験では基本的に市販の望遠鏡を使用しておりますので、構成としては主鏡、副鏡とあとは瞳の部分になってきますので、効くところというとその 2 つとなります。

質問者①　キヤノン電子　丹羽様

実際のミッションでは光学系はいろいろな形態をとると思うのですが、ものによっては揺れそうなところを見極めてそこの揺れ方等を計測して、先程のモデル式を作らないと、うまく光学計測と合わないということもあり得るのでしょうか。

発表者

はい、その通りです。実際には観測センサによって光学要素の数や配置、感度も変わってくるので、それらを吟味したうえで通常は必要な光学要素にセンサを貼るような対応をしています。

This document is provided by JAXA.

質問者②　齋藤様

この慣性センサの感度が出ているのですが分解能はどのくらいで、応答周波数範囲はどのくらいのセンサなのでしょうか。

発表者

分解能は 10 ^ -4[G]で、周波数帯域は 3[kHz]までだったと思います。

質問者②　齋藤様

わかりました。周波数範囲と分解能がある程度ないと高精度に測れないのでは？と気になりました。

発表者

そういう意味ではこのセンサを選定した理由と致しまして、まず観測性能、分解能が十分あることと、重量が軽い、モードに影響を与えないという観点で世の中にある一番条件に適合するものを選定して試験を行っています。

質問者③　株式会社エイ・イー・エス　三宅様

測定系についてですが、望遠鏡が設置してあるところにレーザと検出系も設置してあり、レーザにも検出系にも擾乱が入っているような気がするのですが、測定原理が今一つよく分かりませんでした。

発表者

すみません、説明が足りず申し訳ありません。ご指摘は正しく、振動は入ってきます。一応、1 つ目の影響を排除するというところで、レーザ光源に対しては簡単なアイソレーション機能を設けて下からの振動を受けないようにしています。検出系も同様の構成にしています。

光学系と関係ないところに加速度センサを配置していると思いますが、実際にはレーザの乗っている台であるとか Position Sensitive Detector が乗っている台が揺れるとそれも誤差に乗ってきますので、そこを分離できるように計測系を設けてその差分の影響も考慮して評価を行っております。

This document is provided by JAXA.

6.5. 航空機胴体を対象とした軸力及び与圧を複合負荷する疲労試験装置の開発

三菱重工業株式会社 技術統括本部

田場　隼介　氏

This document is provided by JAXA.

第14回試験技術ワークショップ

航空機胴体を対象とした軸力及び与圧を複合負荷する疲労試験装置の開発

三菱重工業(株) 田場隼介
中村敏夫
三菱航空機(株) 月ヶ瀬かほる
熊谷圭祐
長菱エンジニアリング 酒井克幸

2016/10/20
三菱重工業株式会社
技術統括本部

© 2015 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

三菱重工
この星に、たしかな未来を

目次

三菱重工
技術統括本部

1. はじめに
2. 胴体曲面パネル疲労試験装置開発の必要性
3. FEAによる曲面パネルを用いた試験方法の確認
4. 試験装置の開発
5. 試験結果例
6. 今後の展開
7. まとめ

© 2015 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

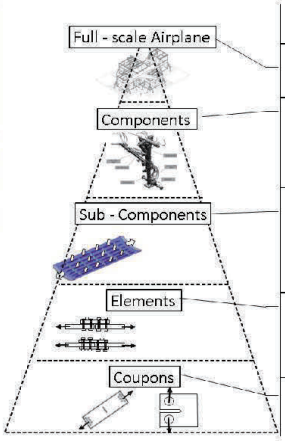
This document is provided by JAXA.

1. はじめに

三菱重工
技術統括本部

- MRJ機体開発では疲労強度及び損傷許容性の評価が重要であり、運用中に致命的な破壊が生じないことを証明する必要がある
- クーポン、エレメント、サブコンポーネント、コンポーネント、実大構造に対して、疲労試験・損傷許容性確認試験を実施中
- 最終的な疲労強度は全機構造を用いた疲労試験(全機疲労試験)で証明する

写真1　MRJ-200
(http://www.mrj-japan.com/j/)



Name	Number of specimens
-Full - scale Airplane Fatigue (Mainly for WFD)	1
-Landing Gear (Safe Life) -Engine Mount -Flap Track etc.	2 1 1
-Fuselage Curved Panel -Fuselage Door Surround -Wing Panel and Spar -Wing Side of Body Joint etc.	Dozens
- Splice Joint - Lug - Pin and Bolt etc.	Dozens
- Crack Growth - Fracture Toughness	Hundreds

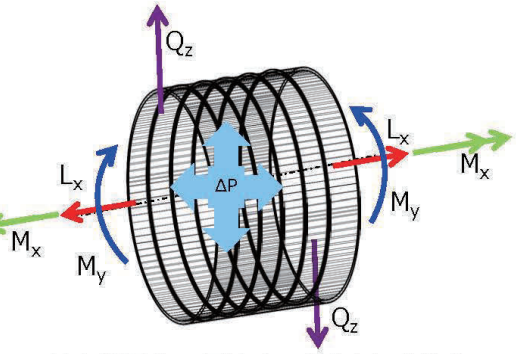
図1　航空機開発時に実施される疲労試験のビルディングブロック

© 2015 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

2.胴体曲面パネル疲労試験装置開発の必要性(1/2)

三菱重工
技術統括本部

- 胴体には、客室与圧・飛行時に生じる流体力・慣性力等の外力（内圧・軸力・曲げ・せん断）が繰り返し負荷される。
- 継ぎ手部、窓、ドア等の不連続構造に対し損傷許容性を証明する必要がある。



航空機胴体に運航時に負荷される荷重

© 2015 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

This document is provided by JAXA.

2.胴体曲面パネル疲労試験装置開発の必要性(2/2)

三菱重工
技術統括本部

・損傷許容性評価は実大構造、胴体全周構造を用いたコンポーネントレベルのものがあるが、高コストであり、また長期間(数ヶ月単位)になる
・そこで、評定部位(継手構造・ドア・窓など)を含んだ構造のサブコンポーネントモデル(曲面パネル)により評価可能な胴体曲面パネル試験装置を計画した。
・本取組では、パネルに内圧(客室与圧)及び軸力を負荷する装置を開発した。

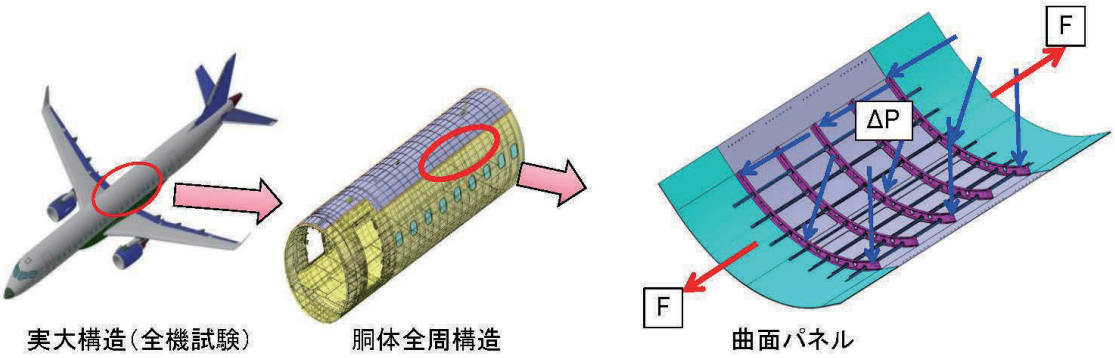


図3 胴体構造の損傷許容性評価試験

© 2015 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved. 4

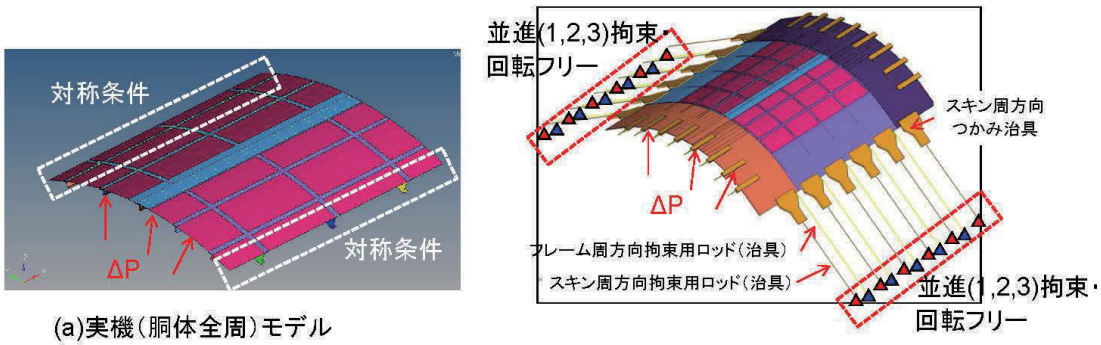
3. FEAによる曲面パネルを用いた試験方法の確認

三菱重工

・曲面パネルを用いた試験方法の成立性を確認するため、内圧による実機の応力状態が再現できる事を有限要素解析で確認

○実機(胴体全周モデル)構造
;胴部の一部分を抜き出し、対称条件を用いた解析モデルにより、発生応力を確認

○曲面パネル構造
;周方向端部を治具で掴み、ロッドで接線方向へ拘束し発生応力を確認



(a)実機(胴体全周)モデル

(b) 曲面パネルモデル

図4 FEAによる発生応力の検証

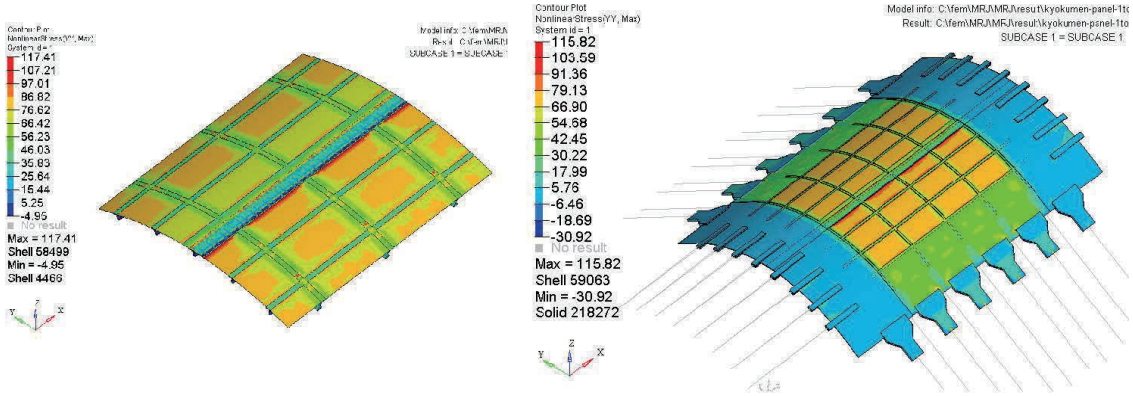
© 2015 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved. 5

This document is provided by JAXA.

3. FEAによる曲面パネルを用いた試験方法の確認（解析結果）

三菱重工
技術統括本部

・実機形態と曲面パネル形態で、評定部応力分布は10%以内で一致。
⇒曲面パネル形態での試験成立の見通しを得た。



(a)実機（胴体全周） 最大主応力　　(b)曲面パネル 最大主応力

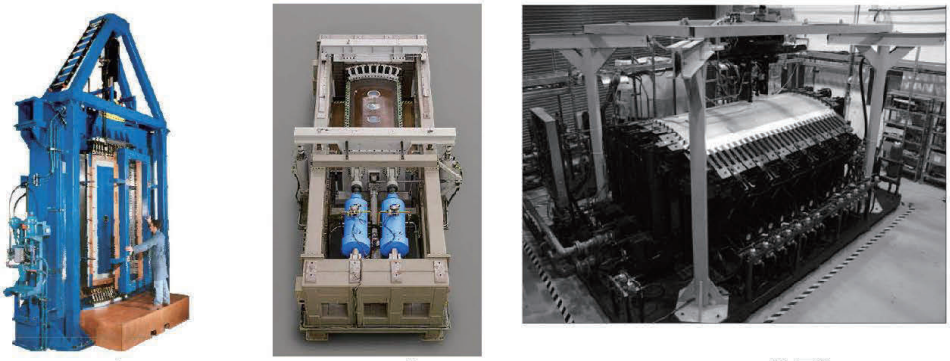
図5 FEA結果概要（最大主応力の比較）

© 2015 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved. 6

4.試験装置の開発（他機関での試験状況）

三菱重工
技術統括本部

○曲面パネルモデルを使用した試験は、蘭NLR・独IMA・米Boeingにて既に実施されている。
○何れの装置も内圧＋軸力の繰り返し負荷を目的としている。



(a) NLR装置[1)]　(b) IMA装置[2)]　(c) Boeing装置[3)]

図6 他機関で実施している曲面パネル試験

1) M.J. Bos,R.J.H. Wanhill(2009)[Review of aeronautical fatigue investigations in the Netherlands during the period March 2007 - March 2009] NLR Reports(http://reports.nlr.nl:8080/xmlui/)
2) IMA dresden : Aircraft fuselage panels(http://www.ima-dresden.de/index.php?ILNK=bauteilpruefung_luftfahrt_flugzeugrumpfschalen&iL=2)
3) Abubaker Ahmed, John G. Bakuckas Jr.(2007)[Fatigue Testing of a Stiffened Lap Joint Curved Fuselage Structure] JOURNAL OF AIRCRAFT Vol. 44, No. 3, May–June 2007

© 2015 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved. 7

This document is provided by JAXA.

4.試験装置の開発（与圧負荷方式）

三菱重工
技術統括本部

○与圧負荷は、曲面パネル内側から正圧力またはパネル外側を負圧力を負荷する2方法で検討し、下記のような利点があり、負圧方式を採用した。

- ・フレーム・ストリンガ等の構造部材が無いため、装置構造が簡易化できる
- ・バーストすることがなく、安全上有利
- ・内部構造の観察が容易

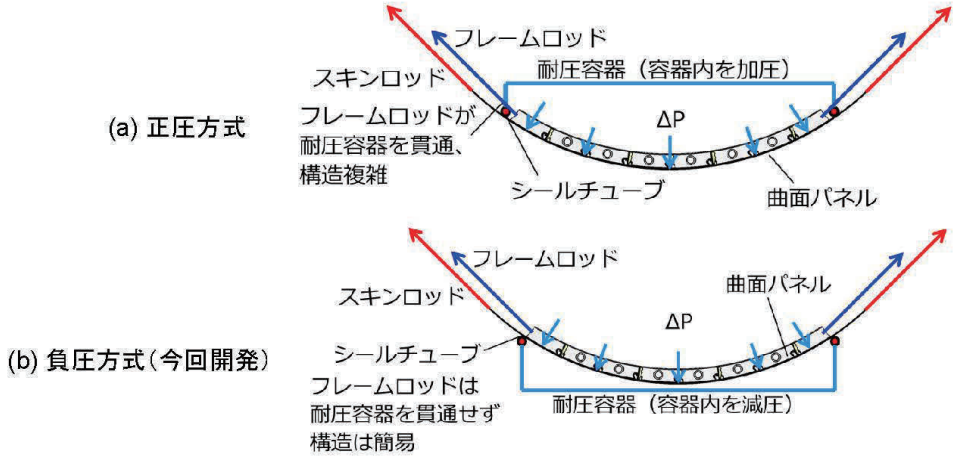


図6 圧力負荷方法の検討

© 2015 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

4.試験装置の開発（試験装置の基本設計）

三菱重工
技術統括本部

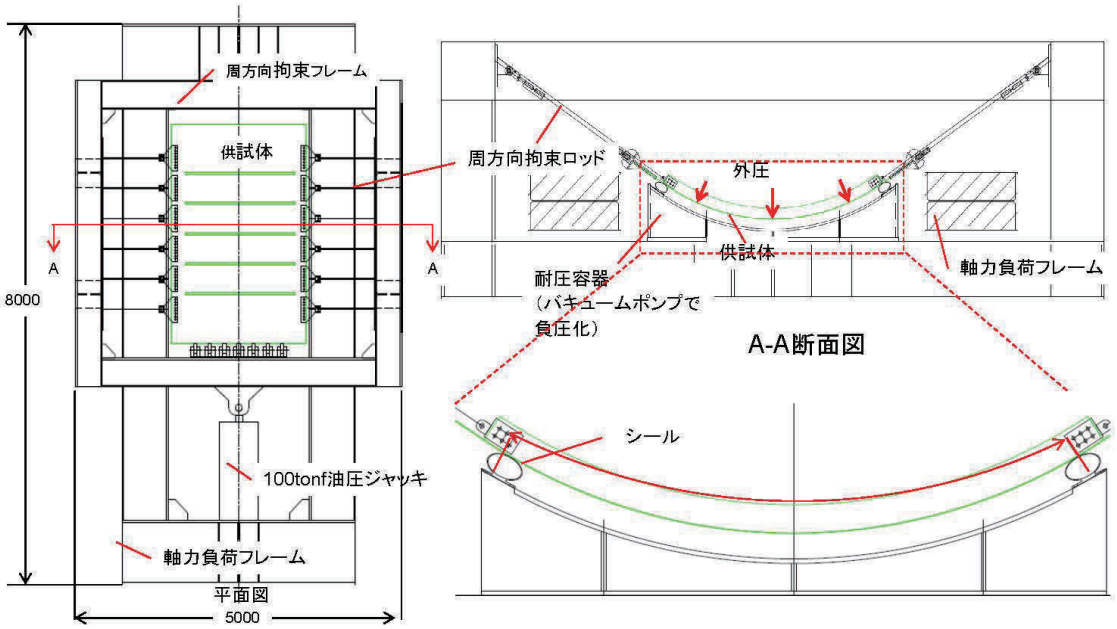


図7 試験装置概要

© 2015 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

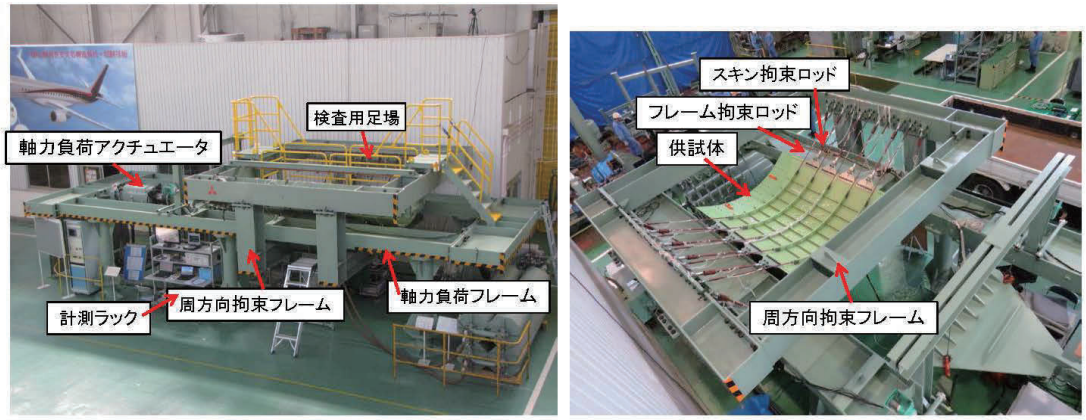
This document is provided by JAXA.

4.試験装置の開発（試験装置概要）

三菱重工
技術統括本部

（装置の特徴）

・曲面パネルに内圧＋軸力の二軸応力場を再現
・繰り返し負荷が可能
・き裂や試験体状況を観察するための足場を設置



(a)鳥瞰　　(b)上面視（検査用足場撤去）

図8　胴体曲面パネル試験装置外観

© 2015 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

4.試験装置の開発（圧力負荷の高速化と気密シールの開発）

三菱重工
技術統括本部

○耐圧容器内に発泡スチロール製の中子を挿入することで体積を減らし、
　圧力負荷を高速化。
○供試体・耐圧容器間の気密を確保するためにはゴム製のシールチューブを設置。
　供試体の変形に追従し、かつ反力が小さくなるよう、中空形状を採用。

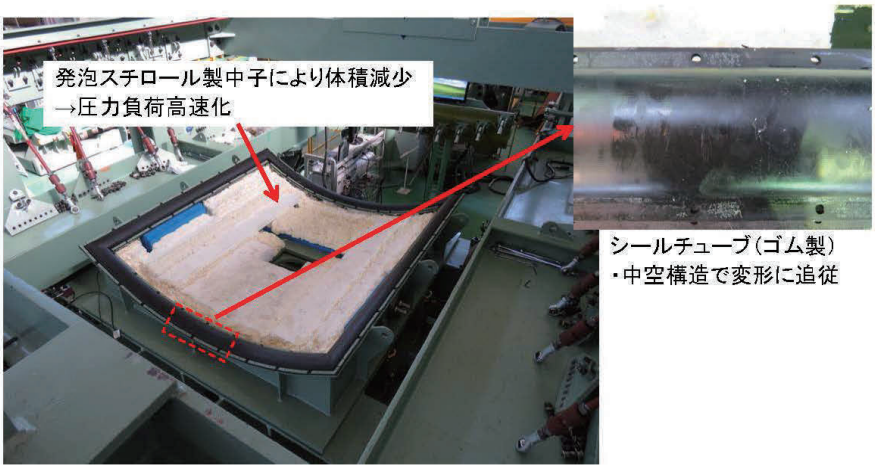


図6　耐圧容器部外観（供試体取外し）

© 2015 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

This document is provided by JAXA.

4.試験装置の開発（圧力負荷の高速化）

三菱重工
技術統括本部

○大型真空ポンプ（3台）とリザーバタンクを介して圧力を負荷
○負荷・除荷は複数の電磁弁を、シーケンサで制御
最大5秒で、1サイクル（1フライト）の圧力の負荷が可能

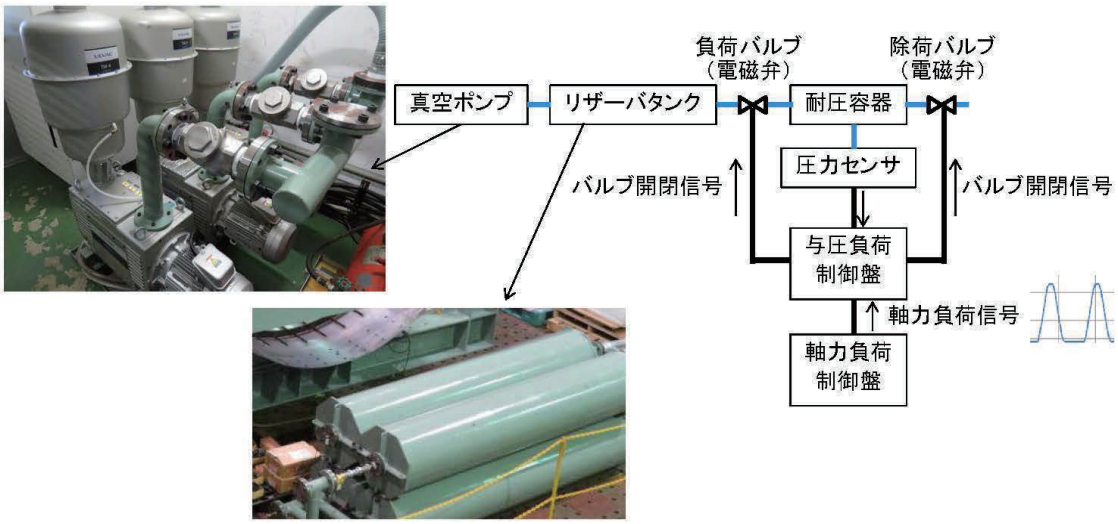


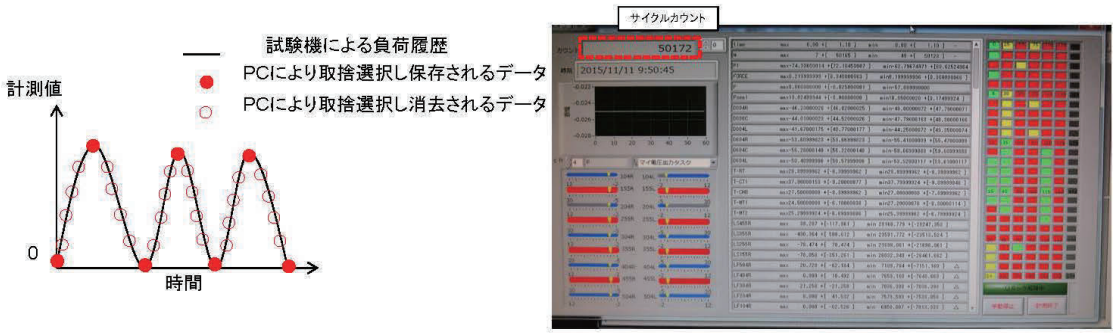
図7 圧力負荷槽装置

© 2015 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved. 12

4.試験装置の開発（計測システム）

三菱重工
技術統括本部

○負荷圧力・荷重・ひずみを、1Cycle毎の最大値・最小値のみを選択収録する計測システムをLabViewベースで構築。
○このデータは、試験中に計測値が閾値を超えた場合に装置が自動停止するインターロックとして利用



(a) 収録方法概要　　(b) 計測プログラムフロントパネル

図8 計測システム概要

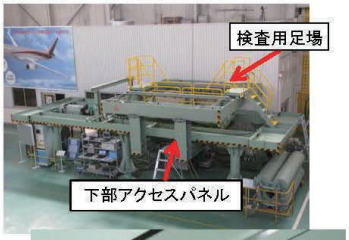
© 2015 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved. 13

This document is provided by JAXA.

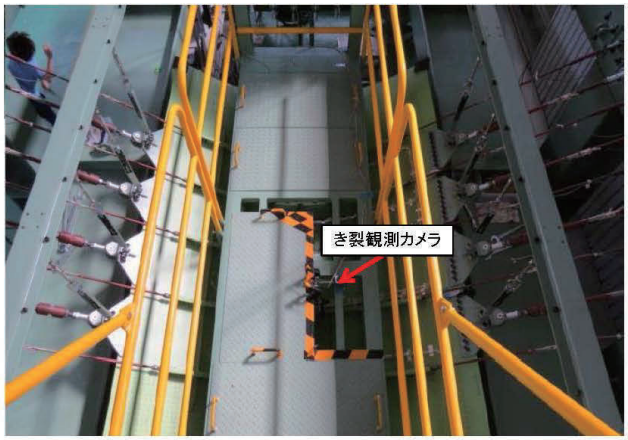
4.試験装置の開発（き裂観察）

三菱重工
技術統括本部

○き裂をカメラにより撮影、画像処理により亀裂長さを計測
○計測システムと連動し、一定繰り返し数毎にき裂近傍の画像を自動取得、検査を半自動化した。



耐圧容器下部（観察用カメラの設置）



検査用足場（観察用カメラの設置）

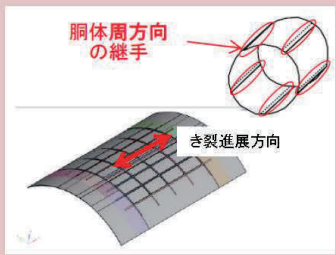
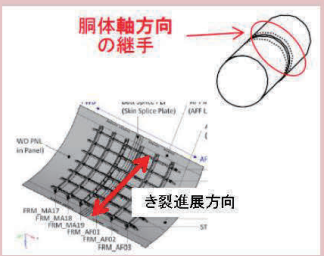
図9　き裂の観察方法

© 2015 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

5. 試験結果例

三菱重工
技術統括本部

○胴体の周方向継手の損傷許容性確認試験が完了。
軸方向継手の試験が現在実施中。

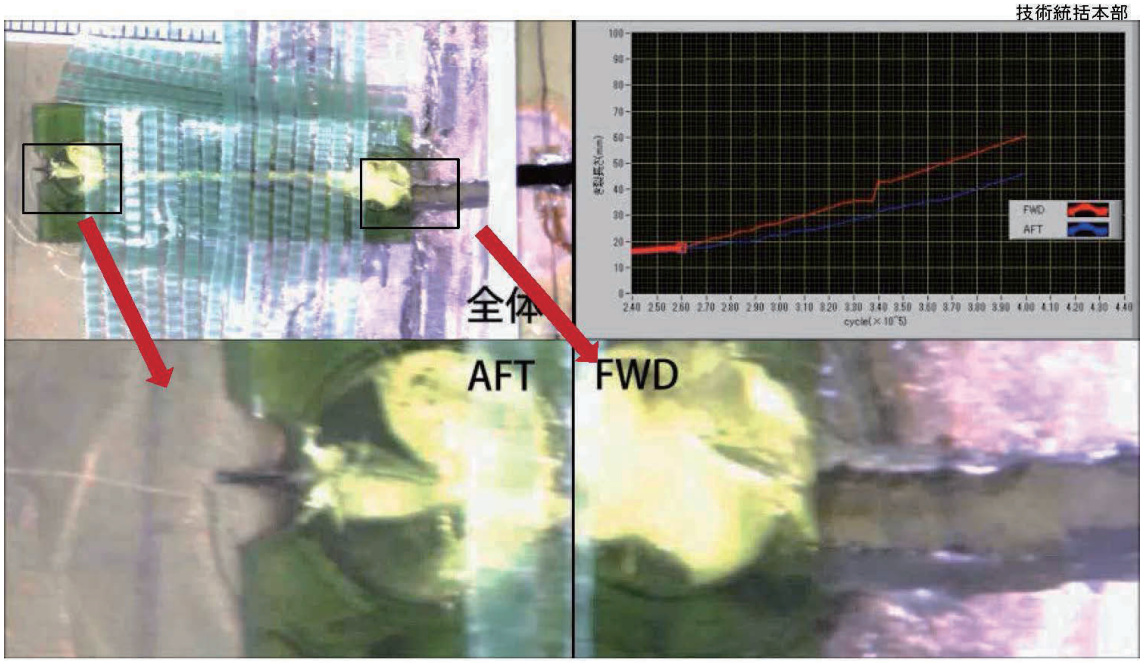
	周方向継手（完了）	軸方向継手（実施中）
胴体の部位		
負荷荷重	・内圧のみ	・内圧＋軸方向荷重

© 2015 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

This document is provided by JAXA.

5. 試験結果例（周方向継手・き裂の進展動画）

三菱重工
技術統括本部



© 2015 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved. 16

5. 試験結果例（内圧のみ負荷-繰り返し数vsき裂長さ）

三菱重工
技術統括本部

○評定部のda/dnデータを取得した。

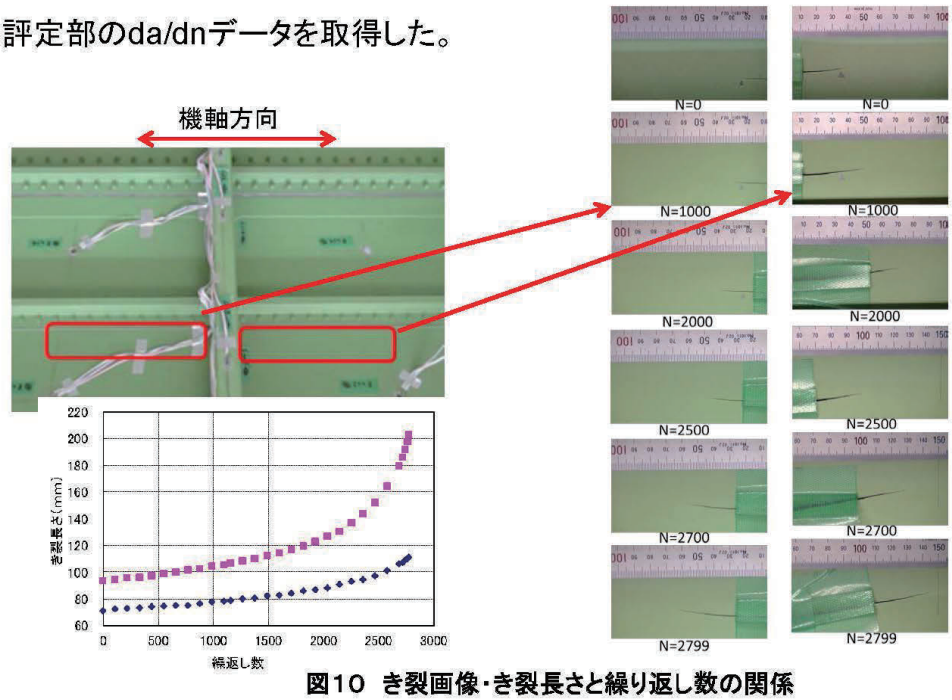


図10 き裂画像・き裂長さと繰り返し数の関係

© 2015 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved. 17

This document is provided by JAXA.

5. 試験結果例（軸方向継手・内圧-軸力連成負荷）

三菱重工
技術統括本部

○MRJ運用時の荷重として1フライト中に発生する与圧と繰り返し軸力を負荷する試験を現在実施中。

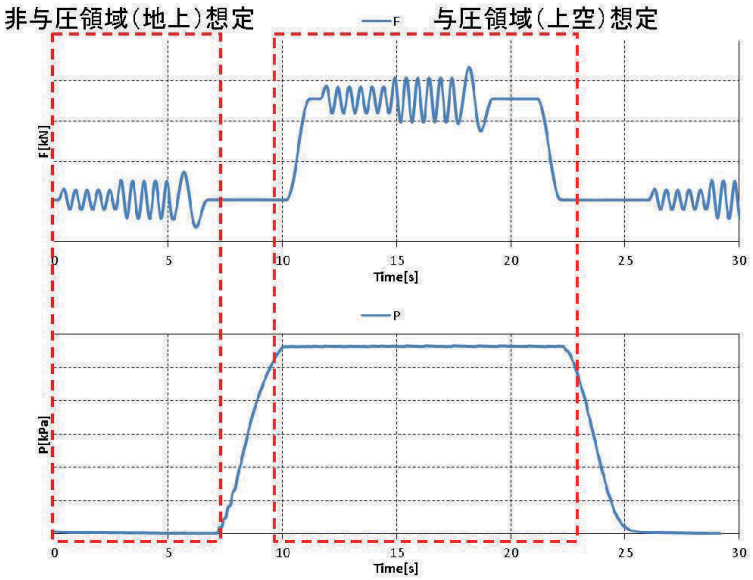


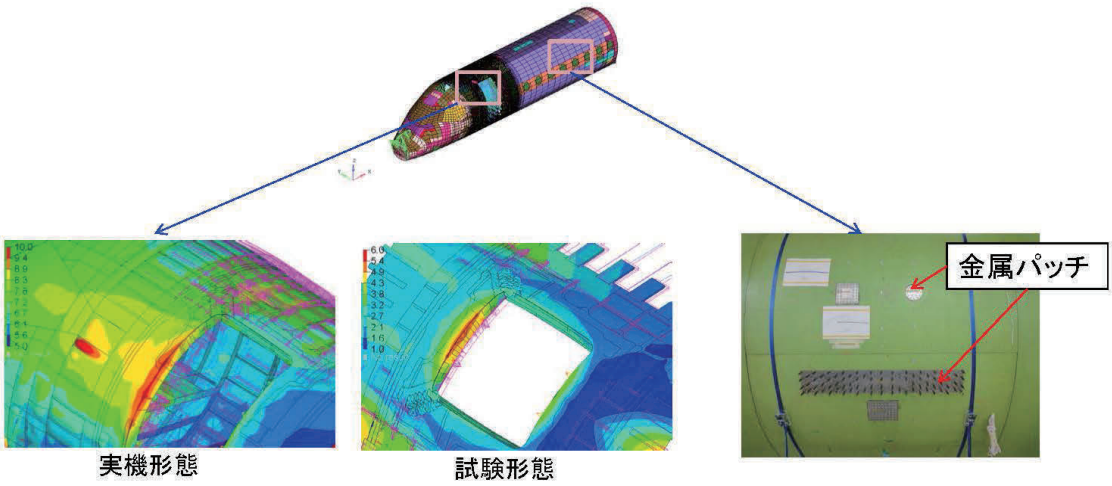
図9　軸力・内圧の時刻歴

© 2015 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

6. 今後の展開

三菱重工
技術統括本部

○胴体のクリティカル部位としてドア・窓周りに加え、修理（パッチ当て・ブレンド）やダメージ（Dent）を印加した供試体に対する損傷許容性評価を実施予定。



大型開口部試験体概要　　修理・ダメージ印加試験体概要

© 2015 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved.

This document is provided by JAXA.

7. まとめ／今後の取組

三菱重工
技術統括本部

○航空機胴体の部分構造モデル（曲面パネル）の疲労強度及び損傷許容性の評価を可能にする試験装置を開発し、実機構造に適用した。

○特に、与圧荷重負荷方式として負圧方式を採用することにより、装置構造を簡易化・試験期間の短縮を実現した。

○胴体の一部を模擬した供試体（周方向継手供試体）に対して、生涯飛行回数の3倍(240,000 cycles = 80,000 cycles × 3)の繰り返し負荷試験を 一ヶ月間で実施。

○き裂進展計測に画像処理を用いることにより、試験を効率的に実施でき、また亀裂進展挙動を連続データとして取得出来た。

今後は、胴体の疲労クリティカル部位に対し、損傷許容性の評価を実施する計画である。

© 2015 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved. 20

三菱重工

この星に、たしかな未来を

© 2015 MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD. All Rights Reserved. 21

This document is provided by JAXA.

質疑応答

質問者① JAXA 環境試験技術ユニット 施様

発表資料の最後のページにおいて生涯飛行回数の 3 倍の繰り返し負荷試験を実施されたということですが、宇宙機の開発試験の位置付けでは生涯のライフタイムの 4 倍を要求していまして、記憶では飛行機における疲労による事故からこの要求が来ているという印象があったのですが、今回適用されている 3 倍という要求はいつごろから適用されているのかという点が一つと、二つ目は開発試験では 4 倍ぐらいの疲労をかけて寿命を保証しているのですが、その後製品を作るときに、宇宙機の場合は受入れ試験あるいは proof 試験というものが実施されていまして、飛行機の場合は構体として受入れ試験という位置付けのものが実施されるのか、実施される場合はどのような条件で行われるのかということをご教示いただければと思います。

発表者

一つ目の質問なのですが、3 倍・4 倍の変更の経緯というのは不勉強で私も存じていないのですが、FAA からのレギュレーションで 3 倍の負荷をかけることとなっています。次の質問なのですが、基本的には開発時の試験のみで、納品物の試験というものは航空機の試験では行っておりません。お客様に納品する試験と同等の荷重を負荷しているということで先ほど説明した全機構造を用いた全機試験を実施しておりまして、それによって有意な亀裂が発生しないことを一つの証明として機体を納入しております。

質問者② 次世代センサ協議会会長 小林様

大変興味深いお話ありがとうございます。二点伺いたいのですが、このような試験によって亀裂が生じやすい場所がある程度はっきりしてくるわけですが、その結果を受けて実機に予めセンサのようなものを埋め込んで、そういう所を実機の運用中にモニタして危険を避けるというような考え方はあるのかという点と、亀裂が発生した後については画像によって進展を監視されているわけですが、亀裂が生じる前に内部的に acoustic emission みたいなものを使って亀裂が入る前の状態まで考慮するというようなことは進められているのかという二点についてお願いします。

発表者

一点目の質問について、センシングによる亀裂の発生の認知というのは納入機体ではないですが、飛行試験等の実験の段階では各部の構造モニタリングとして行っております。しかしお客様に納入する機体に対してセンサを配置してデータを収集するということは、少なくとも構造に関しては非常に量が膨大になるということと、またセンサに関する機器の小型化とデータの集約に関する問題がありまして、まだそこまでは至っていないものと考えています。二点目の質問について、金属については亀裂の発生に関して材料の挙動に

This document is provided by JAXA.

変化は生じるのですが、初期の亀裂の発生について振動等から計測するという技術は今のところこの機体開発では実証していません。複合材等では荷重をかけていく際に繊維や樹脂が微視的に破壊したりすることで音や振動が発生しますので、そのような技術はあるのですが、金属の疲労に関してはそのような技術は聞いたことがありません。

質問者③　IHI エアロスペース　荒船様

講演ありがとうございました。発表中の動画についてお伺いしたのですが、非常に鮮明でクローズアップされたよく亀裂の進展が分かる動画だったのですが、これはここから亀裂が発生するように初期亀裂を与えたものなのでしょうか。それともリベットがたくさんあるものですからクリティカルなところに置かれたと思いますが、たくさんのカメラを置いて何か所も撮ったものなのでしょうか。

発表者

仰る通り前者が正解でして、損傷許容性の確認として胴体の一部分に、亀裂進展のシナリオとして継ぎ手部分が一番ウィークであるだろうという所に初期欠陥を入れております。具体的にはリベットを抜いて小さい鋸で人工欠陥として入れているのですが、このフレームとストリンガーが交差する点のリベットが構造上一番ウィークになりますので、その部分のリベットに対して初期損傷を入れるということを行っています。

This document is provided by JAXA.

6.6. 再突入揚力カプセルのための熱空力試験技術開発の現状

宇宙航空研究開発機構
航空技術部門　空力技術研究ユニット
藤井 啓介　氏

This document is provided by JAXA.

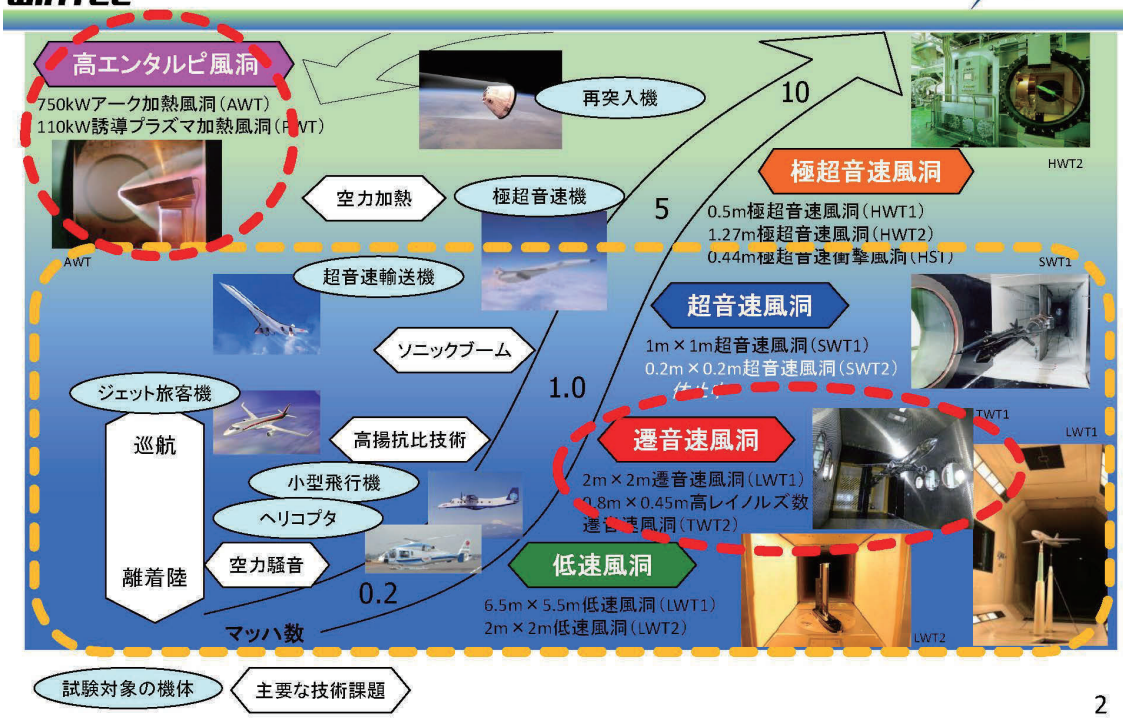
再突入揚力カプセルのための熱空力試験技術開発の現状

藤井啓介 (JAXA 航空)

第14回 試験技術ワークショップ
2016/10/20

1

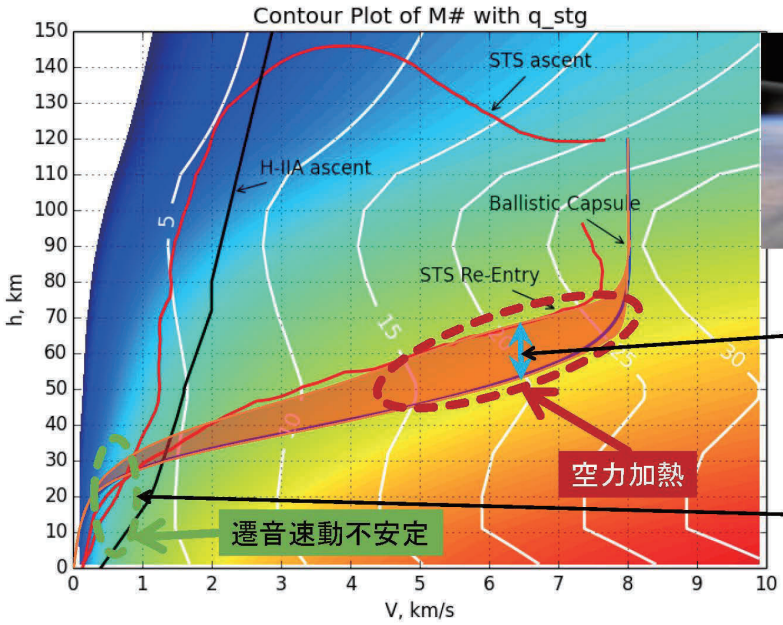
風洞 ～ 航空部門 空力試験設備



2

This document is provided by JAXA.

再突入機の飛行領域



圧力・加熱率の環境は、軌道・形態によって大きく異なる

大きな剥離領域を伴う鈍頭カプセル形態では、航空機と異なるアプローチが必要

3

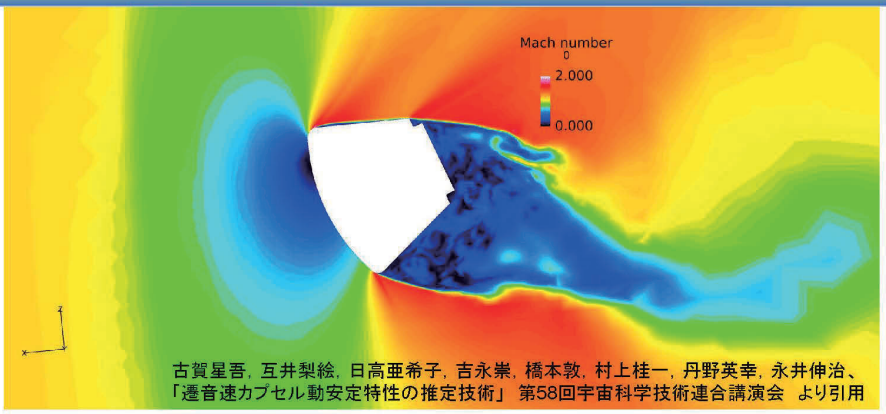
カプセル再突入機設計における技術課題

- 揚力カプセル形態での遷音速動不安定性予測
  - 制御能力要求
  - パラシュート開傘時期
  - 加速度制限
  - 飛行経路、着水点分散
- 想定される加熱率・圧力環境での耐熱性評価
  - 熱防護システムの断熱性・耐熱性評価
  - アブレータの損耗量の評価
  - 高温気流のシール性評価・局所損耗の評価

4

This document is provided by JAXA.

揚力カプセル形態での遷音速動不安定性予測



古賀星吾，互井梨絵，日高亜希子，吉永崇，橋本敦，村上桂一，丹野英幸，永井伸治、「遷音速カプセル動安定特性の推定技術」 第58回宇宙科学技術連合講演会 より引用

通常の航空機と異なり、カプセル後流における大規模な非定常剥離が動不安定性を支配している。
CFDによる予測も大規模計算となるうえ、技術的チャレンジング

↓

実験的推定・予測または検証データが求められる。

↓

大振幅の動不安定特性を評価するための風洞試験技術開発

自由回転風洞試験 5

遷音速自由回転試験

- 気流相似性を確保するためには、… Re数とM数を合わせる必要
- 振動系相似性を確保するためには、…重心、無次元慣性能率($\frac{I}{\frac{1}{2}\rho_\infty S D^3}$)を合わせる必要

動特性試験の目的・目標

- 動微係数を同定 (制御系へインプット)
- 大振幅リミットサイクルに入る領域を特定

JAXA 2mx2m遷音速風洞を用いる場合、無次元慣性能率は、…

HTV-R規模
D=4.2m

≒

CFRP軽量化模型
D=0.15m

HTV搭載小型回収カプセル
D=0.84m

≒

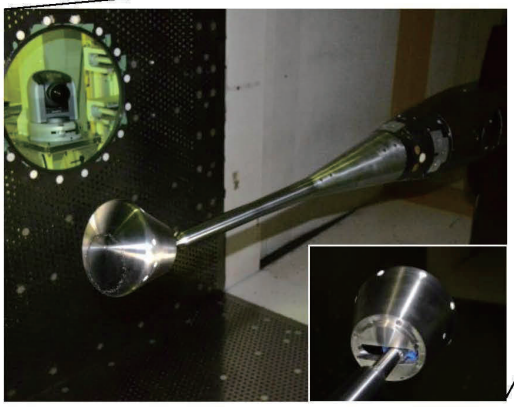
SUS金属模型
D=0.15m

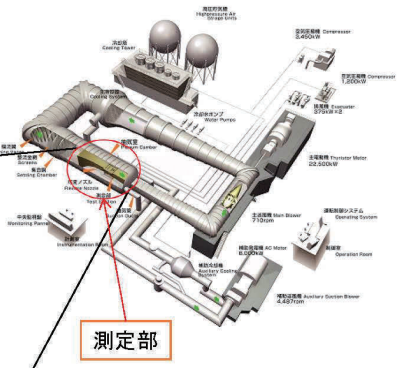
6

This document is provided by JAXA.

自由回転風洞試験概要

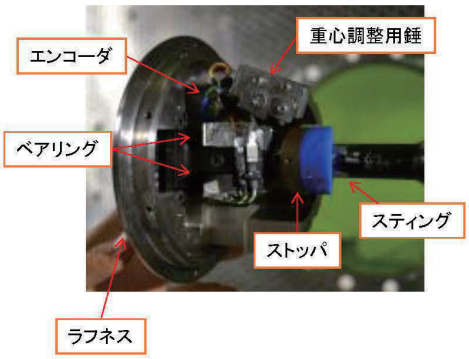
- 設備：JAXA 2m×2m遷音速風洞　@調布
  （連続回流式）
- 性能：Mach数　M = 0.1 ～ 1.4
  総圧　P_0 = 50 ～ 150kPa

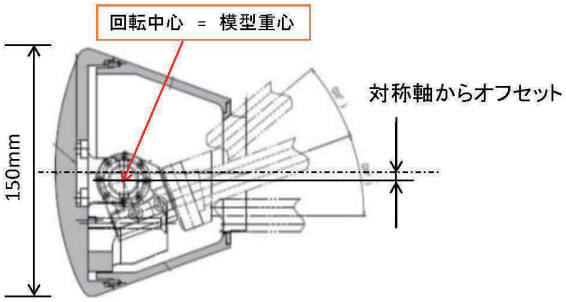




7

模型概要（1）





カーボランダムをクリアラッカーで接着
左から、高さ0.1、0.2、0.3、0.5、1mm

- 実機での表面粗さの模擬
- 不足Re数に対する部分的な補正

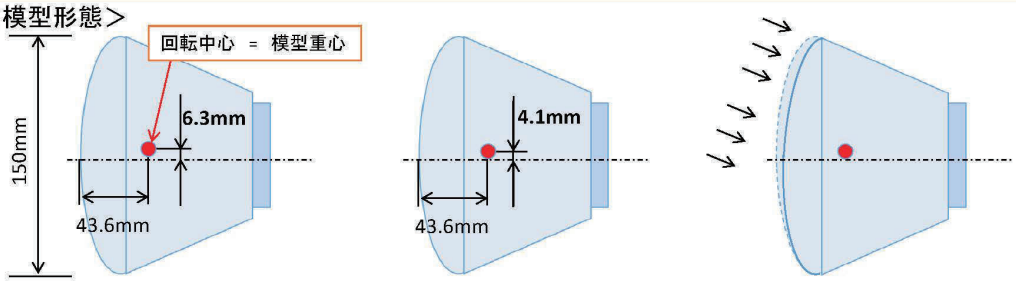
- スティングピッチ角0°の場合、
  迎角20°を中心に、±20°回転可能
  →可動ピッチ角範囲は0～40°
- ロータリーエンコーダで時系列角度データを取得
- ベアリング摩擦測定は別途実施し、空力係数への
  影響は無視できる程度であることを確認

8

This document is provided by JAXA.

模型概要(2)

＜模型形態＞



HRV(HTV-R)　小型回収カプセル　小型回収カプセル アブレータ損耗形状

＜ラフネスパターン＞

0.5mm全面　0.2mm全面　0.2mm全面+後胴

9

無次元慣性モーメント

振動の方程式

$$I\frac{d^2\theta}{dt^2}=\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty{}^2 SD\cdot\left\{C_{m\alpha}\cdot(\theta-\theta_0)+\left(C_{mq}+C_{m\dot{\alpha}}\right)\cdot\frac{D}{U_\infty}\cdot\frac{d\theta}{dt}\right\}$$

静安定微係数　動安定微係数

I: 慣性モーメント
S: 基準面積
D: 基準長さ

上式を、無次元時間 $\tau=t\frac{U_\infty}{D}$ を使って、変形すると下式になる。

$$\frac{I}{\frac{1}{2}\rho_\infty SD^3}\frac{d^2\theta}{d\tau^2}=C_{m\alpha}\cdot(\theta-\theta_0)+\left(C_{mq}+C_{m\dot{\alpha}}\right)\cdot\frac{d\theta}{d\tau}$$

無次元慣性モーメント

無次元慣性モーメントとトリム迎角を、風洞試験と実フライトで合わせることで、無次元周波数($2\pi fD/U_\infty$)と無次元時間における角度履歴が一致する。

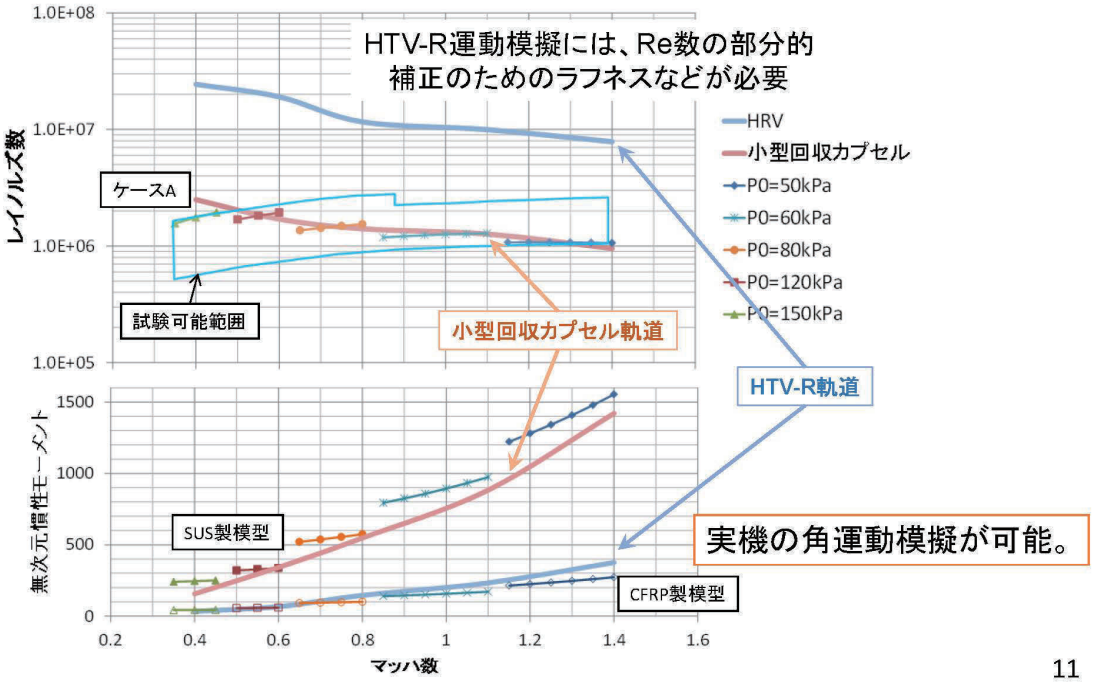
×

連続回流式風洞を用いることで、模型の挙動を観測する時間を十分確保可能。

10

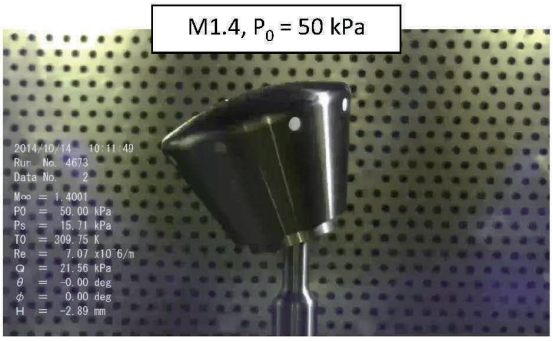
This document is provided by JAXA.

実機条件と、風洞試験条件とのマッチング



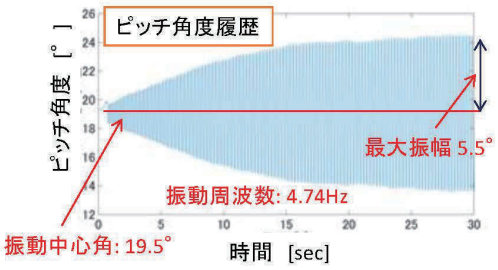
11

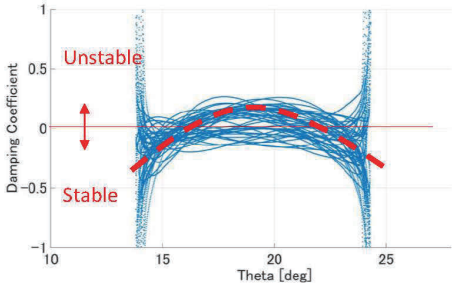
振動の様子と時系列角度データ
（小型回収カプセル、ラフネス0.5mm全面）



movie

リミットサイクル振動





振動領域における動微係数
モデルを推定

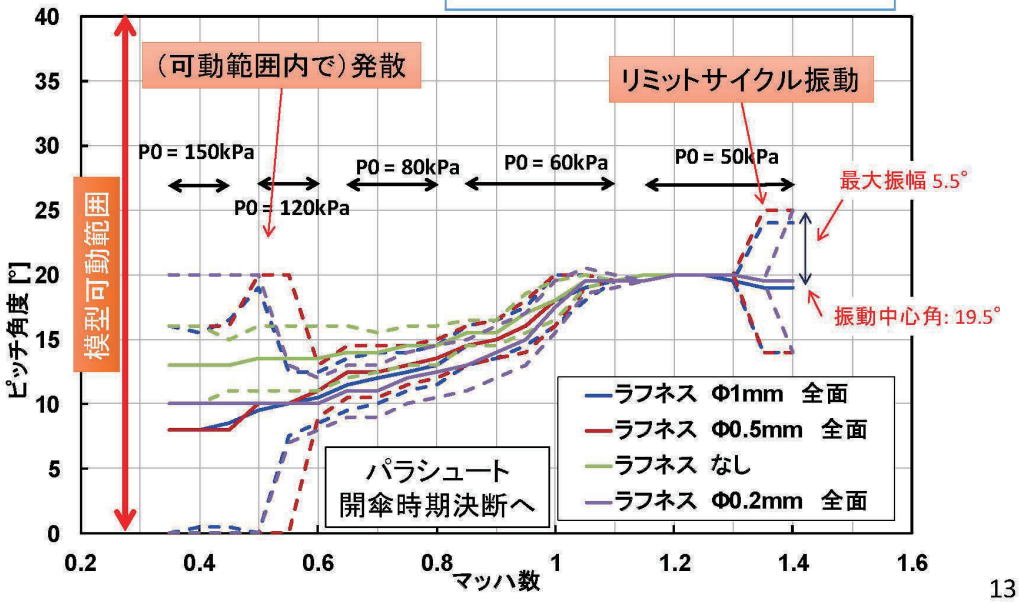
12

This document is provided by JAXA.

振幅リミットサイクルに入る領域の特定

小型回収カプセル形態（重心位置）

実線 ー 振動中心角
破線 -- 最大振幅における角度



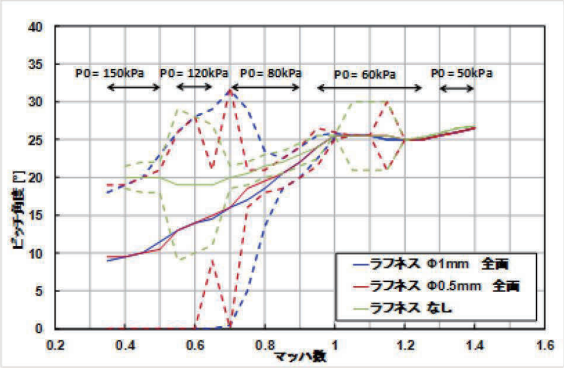
13

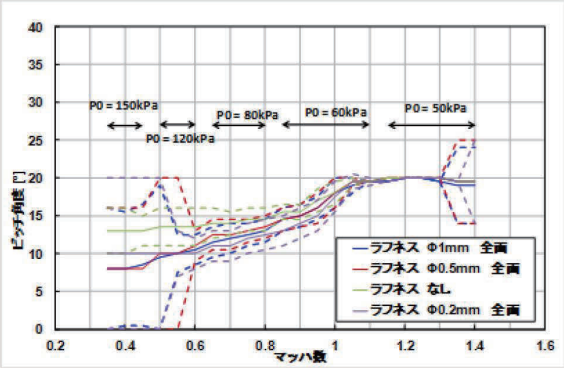
重心位置の違いによる影響

重心位置の対称軸からのオフセット

HRV: 6.3mm
小型回収カプセル: 4.1mm

HRV（HTV-R） ⟷ 小型回収カプセル





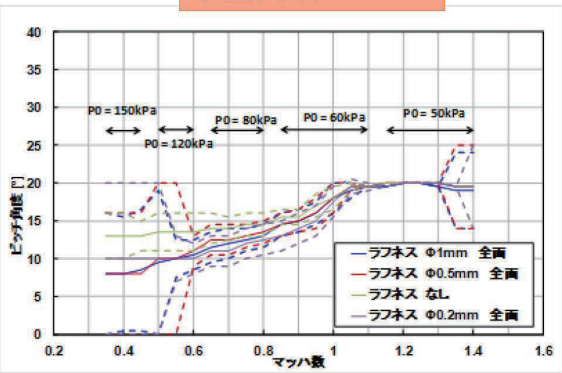
同一形状でも重心位置によって
振動特性は大きく変わる

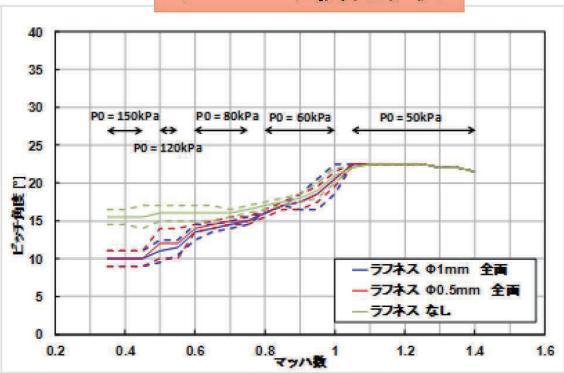
14

This document is provided by JAXA.

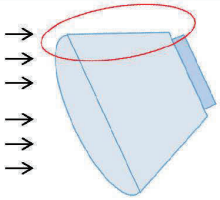
アブレータ損耗形状の影響

小型回収カプセル ⟷ アブレータ損耗形状





模型前胴肩部や側面部の流れの状態の違いが、後流剥離と後胴圧力分布に影響していると考えられる。



15

カプセル再突入機設計における技術課題

- 揚力カプセル形態での遷音速動不安定性予測
  - 制御能力要求
  - パラシュート開傘時期
  - 加速度制限
  - 飛行経路、着水点分散

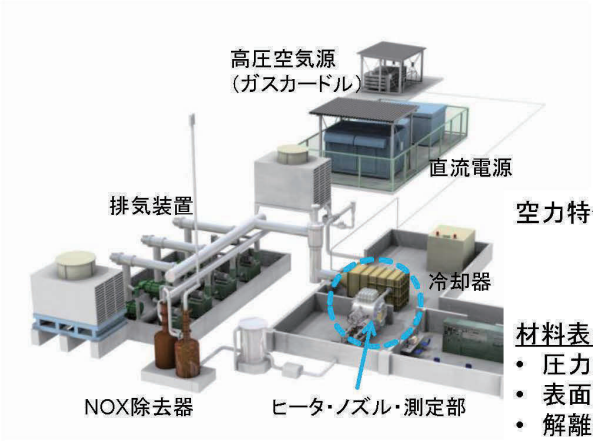
- 想定される加熱率・圧力環境での耐熱性評価
  - 熱防護システムの断熱性・耐熱性評価
  - アブレータの損耗量の評価
  - 高温気流のシール性評価・局所損耗の評価

16

This document is provided by JAXA.

耐熱性評価能力の拡大～現状（1）

JAXA 750kW アーク加熱風洞



主な試験目的…

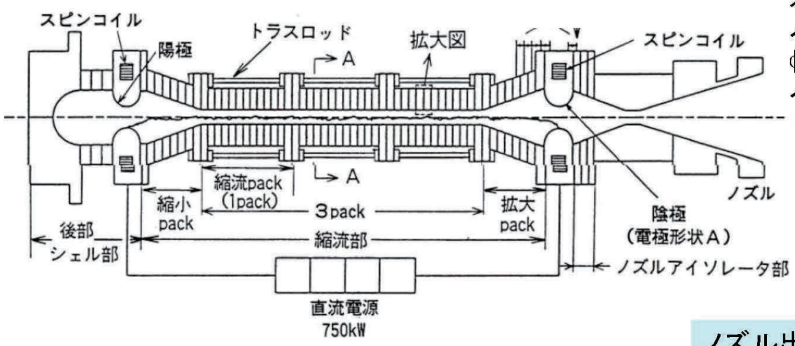
1. 境界層・局所流れ場
2. 耐熱材料評価
3. 熱化学モデル評価

空力特性ではなく、材料評価、局所流れ研究に特化。

材料表面近傍における環境は、
- 圧力 ⇐ ピトー圧
- 表面温度 ⇐ 加熱率(供試体形状・寸度依存)
- 解離度、組成 ⇐ 総エンタルピ

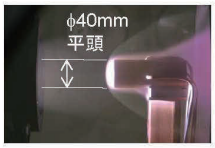
17

耐熱性評価能力の拡大～現状（2）



スロート径：ϕ25mm
ノズル出口径 ：ϕ115mm
ノミナルMach数 ：5~6

標準供試体形状 ：



ヒータ電極間電圧 ：~1.5kV
アーク電流 ：280A ~ 750A
ヒータ内圧 ：~110kPa (気密試験は400kPaまで)
ガス流量 ：10~20 g/s

総エンタルピ ：~20MJ/kg

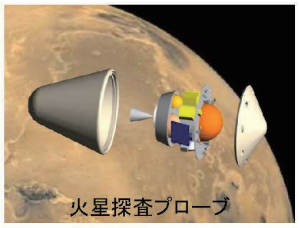
ノズル出口より100mm位置にて、

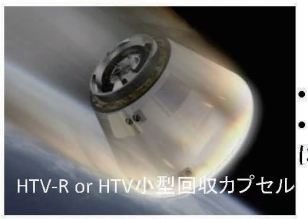
澱み点加熱率 ：~2MW/m^2
澱み点圧力 ：~5kPa

18

This document is provided by JAXA.

耐熱性評価能力の拡大～現状(3)





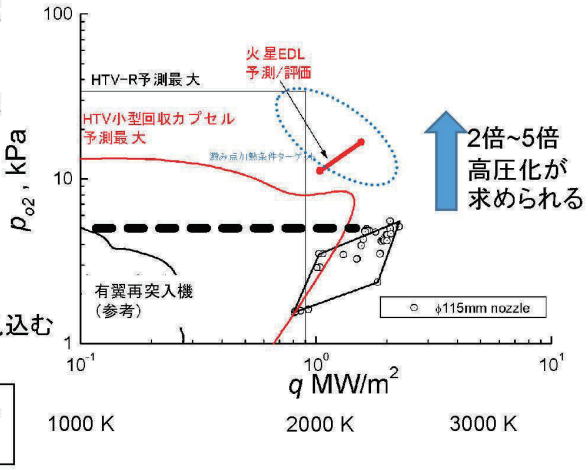
有翼再突入機:
加熱率: 余裕あり
淀み圧: ほぼ同程度

カプセル形態:
加熱率: ほぼ同程度
淀み圧: 不足

- ヒーターの高圧化
- 低Mach数化

により、高動圧化を見込む

スロート・ノズルの再設計



19

耐熱性評価能力の拡大～目標設定

既設装置の小規模改修によってカプセル形態再突入環境に適合するように、供試体淀み圧20kPa程度を実現する。

制約条件:

- ヒータ内圧　＜ 400kPa (気密試験圧力)
- アーク電圧　＜ 1.5kV (直流電源能力)…当初は2kV
- アーク電流　＜ 750 A(直流電源能力)
- ガス流量　＜ 30 g/s (配管系)
- 供試体直径　= φ40mm (当面は)・・・ノズル径＞φ60mm?

研開部門及び、名古屋大との共同研究による技術検討を踏まえ、新規ノズルの検討を実施

20

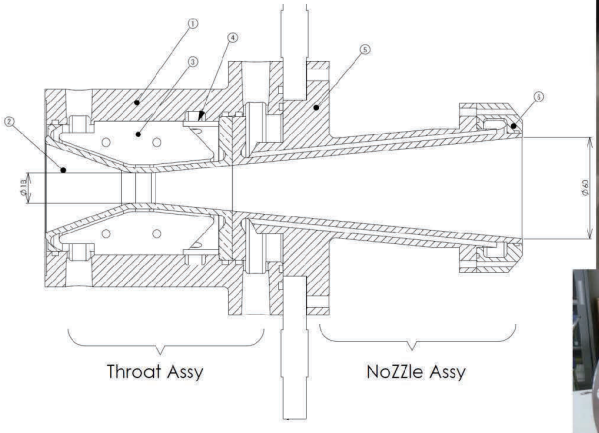
This document is provided by JAXA.

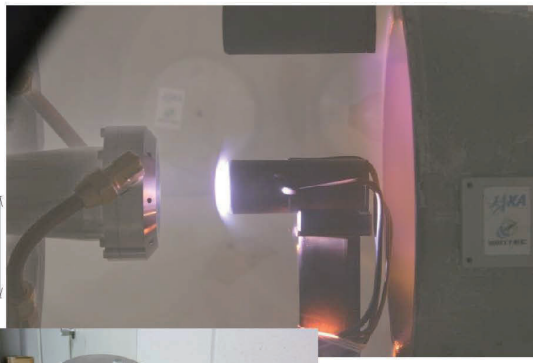
新規ノズル設計・製作

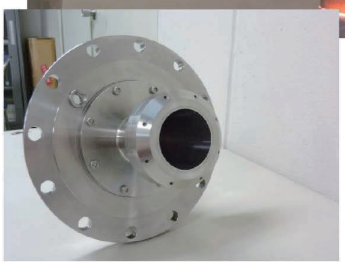
ノズル／スロートをインハウスで設計・製作:

D_{throat} =18mm

D_{exit} =60mm

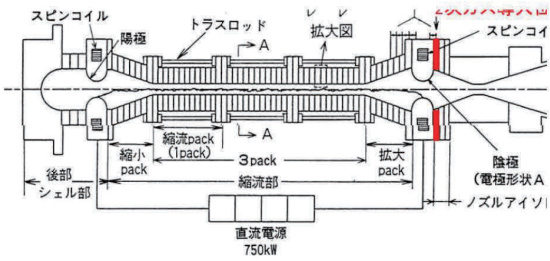


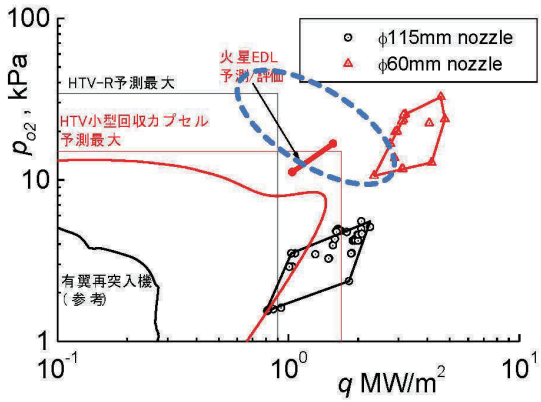




21

新規ノズルによる実現される気流環境





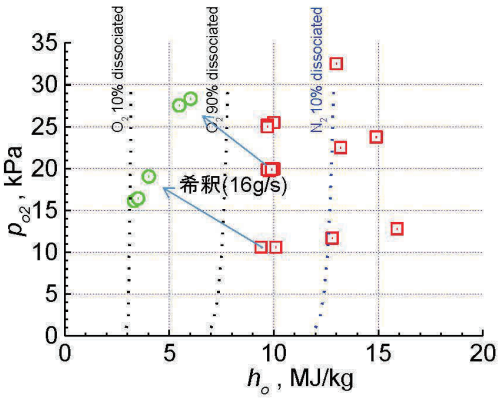
加熱率を低減するため、
電極下流から希釈ガスを導入。

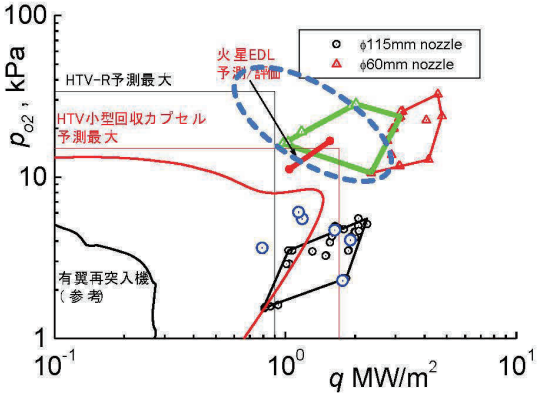
希釈ガス導入用セグメントを増設
マスフローコントローラ増設

22

This document is provided by JAXA.

希釈ガスによる加熱率低減





最大16g/sの希釈ガスにより、加熱率を1MW/m^{2}程度まで低減

試験要求に適合した気流条件を実現するノズル設計技術を獲得

23

まとめ

- 揚力カプセルの遷音速自由回転風洞試験を実施、動特性試験技術を獲得した。
- 実機飛行と無次元慣性モーメント等を合わせることにより、実機の角運動を模擬し、動微係数特性を取得した。
- 気流条件、形態の条件変更に応じ大振幅リミットサイクルに入る領域を特定した。
- カプセル形態再突入機における熱環境を再現するための、新規ノズル・スロートを設計・製作し、試験条件の確認を行った。
- 希釈ガス導入と併せることで、当初目標とした低加熱・高圧環境を実現することができた（1MW/m^2、20kPa程度）。

24

This document is provided by JAXA.

質疑応答

質問者① (株)東陽テクニカ 山口様

加熱の強さの調節のためにアーク電流を調節するというアイデアはなかったのでしょうか。

発表者

加熱の強さの調節方法にはアーク電流の調節とガス流量の調節がありますが、資料 p11 グラフ中の枠線で囲まれた領域はそれを調節した範囲になります。しかし、アーク電流は 300A から 700A に増加させていますが、電流値を高くすると電極が溶けてしまい電流値を低くすると今度はアークが発生しなくなってしまうなど調節できる範囲は限られるため、今回ノズルの設計を行った次第です。

質問者② JAXA 環境試験技術ユニット 福添様

航空部門ではハイブリット風洞ということで、解析技術と実際の試験技術を上手く融合させて、極力実試験についても効率化を図っていると認識しています。今回の取り組みの中で、実機の設計に直接係数等をインプットしないといけないと思いますが、ある程度広範な試験を実施しないとプロジェクト側に渡せない部分もあるかと推察されます。そういったところでの取り組みや工夫等がありましたらご教示ください。

発表者

ハイブリット風洞として実用化されているのは遷音速風洞の領域で、昨今ではその領域を低速風洞にまで拡張しようという流れにはなってきています。極超音速だと高エンタルピーに関して基本的には安定的に計算できる状況になっていません。遷音速領域に関しても、今回の講演で説明した動不安定性に関してはハイブリット風洞ではなくていわゆる LES のような高コストの、1 振動するだけで 3 週間かかるような計算をスパコンで実施しています。そういった意味ではハイブリット風洞を今回のテーマに関して適用するのは困難となります。ただ、プロジェクト側に渡すものとしては、動特性等の他に全域に渡っての静特性は確実に算出する必要があるため、試験としては全風洞で実施しています。低速、遷音速、超音速に関してはハイブリット風洞も可能な限りスティング干渉等の補正に活用しています。

質問者②

分かりました。我々も試験を扱う側として、極力試験を短くしたり、ユーザーへの提供を早くする等といった部分に工夫が必要だと考えています。実際にハイブリット風洞があったことで試験を短く出来た期間が定量的に示せるようであれば参考までに教えて頂けますでしょうか。

This document is provided by JAXA.

発表者

定量的にどの程度短縮できたかについてはよく分かりません。ただ、遷音速風洞に関してあらかじめ風洞で試験をしながらハイブリット風洞を動かして、値の妥当性をチェックしながら進めたことはあります。他にも、遷音速と超音速に関してはスティング干渉補正をハイブリット風洞の結果を用いて実施して、プロジェクト側に結果を渡すということを実施しています。

This document is provided by JAXA.

6.7. ロケットの機械的環境条件低減に向けた取り組みについて

宇宙航空研究開発機構
研究開発部門　第四研究ユニット
伊海田 皓史　氏

This document is provided by JAXA.

ロケットの機械的環境条件低減に向けた取り組みについて

国立研究開発法人　宇宙航空研究開発機構
研究開発部門　第四研究ユニット
伊海田　皓史

第14回試験技術ワークショップ
2016年10月20日（木）@筑波宇宙センター

発表内容

- 概要
- 低衝撃型衛星分離機構の開発
- ラティス構造による音響振動緩和
- 制振機構の開発
- まとめ

1

This document is provided by JAXA.

概要

- 日本の輸送システムはH-IIA/H-IIBおよびイプシロンによって、幅広いミッションに対して打上げ成功を積み重ね、世界に比肩する信頼性を勝ち得ているが、更なる宇宙利用拡大に向けては以下の課題が残っている
  - 打上げ時の環境条件（衝撃、音響、振動）
  - 輸送コスト
- 打上げ時の環境条件は衛星設計条件へ直接的に影響する。またロケット自身の低コスト化のためにも、環境条件低減による搭載機器の設計条件緩和や環境試験リスクの排除は重要なポイント
- 本稿では、将来的な試験効率化や新試験手法開発に資することも見据え、衛星およびロケット搭載機器の衝撃、音響、振動等の機械的環境を緩和するための技術について、現在の検討状況と今後の見通しを述べる

2

発表内容

- 概要
- 低衝撃型衛星分離機構の開発
- ラティス構造による音響振動緩和
- 制振機構の開発
- まとめ

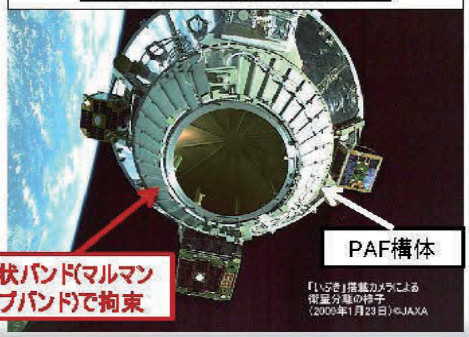
3

This document is provided by JAXA.

低衝撃型衛星分離機構の開発　衛星分離方式

- 衛星分離部（Payload Attach Fitting：PAF）は衛星とロケットを結合している構造で、PAFに搭載されている分離機構が作動することで衛星とロケットが分離される仕組み
- PAFの代表的な分離方式は以下の2通り
  - マルマンクランプバンド方式
  - 分離ナット方式

マルマンクランプバンド方式分離部



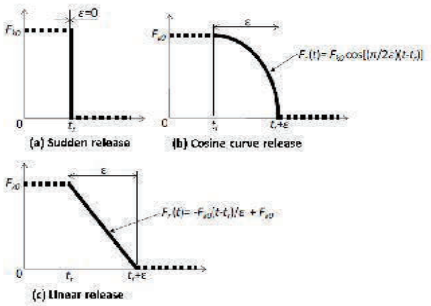
分離ナット方式分離部

4

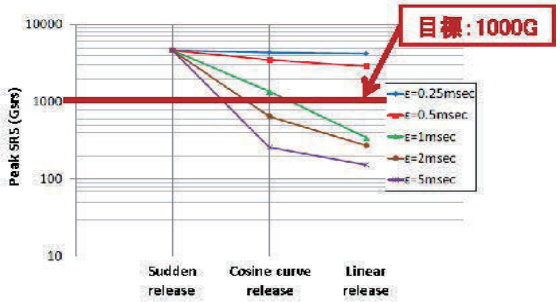
低衝撃型衛星分離機構の開発　低衝撃化手法

- マルマンクランプバンド方式のPAFの締結解除には従来火工品が適用されてきたが、**バンド張力により、衛星フレームに蓄えられた歪エネルギが瞬間的(0.1msec以下)に解放**され、構造体固有の円環伸縮モードが大きく応答することで、高周波衝撃が発生する

- マルマンクランプバンド方式を踏襲しつつ分離時の発生衝撃を低減することが可能となるよう、**張力の解放速度を遅くすることで衝撃発生を抑えることを基本原理とした**、低衝撃型クランプバンド結合解放機構を適用することとした



バンド張力解放モデル



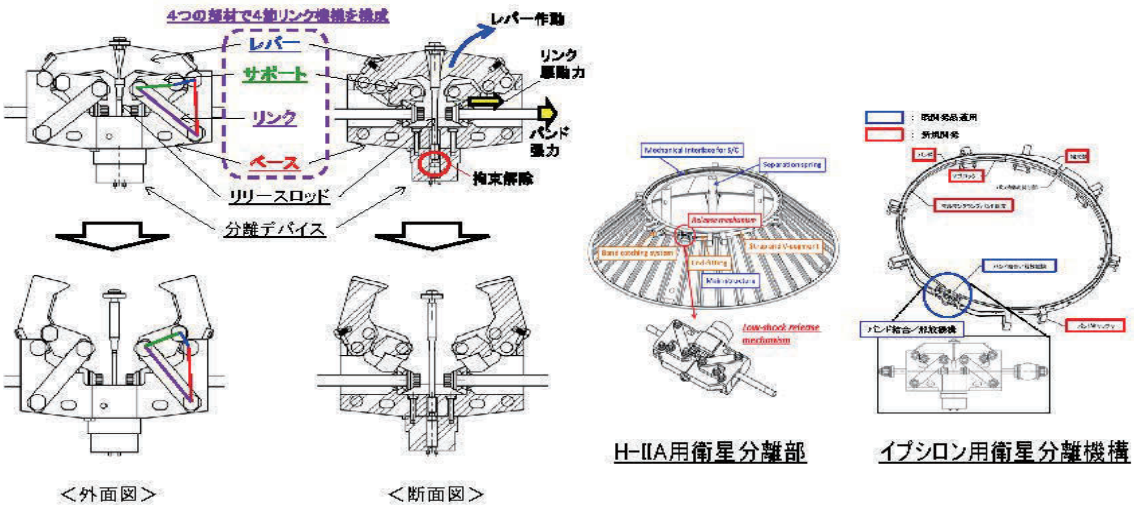
解析結果

5

This document is provided by JAXA.

低衝撃型衛星分離機構の開発 設計仕様

- H-IIAおよびイプシロンへの適用に向けた開発試験を実施し、いずれも開発完了済
（**低衝撃化を実現するための結合解放機構は共通化**）

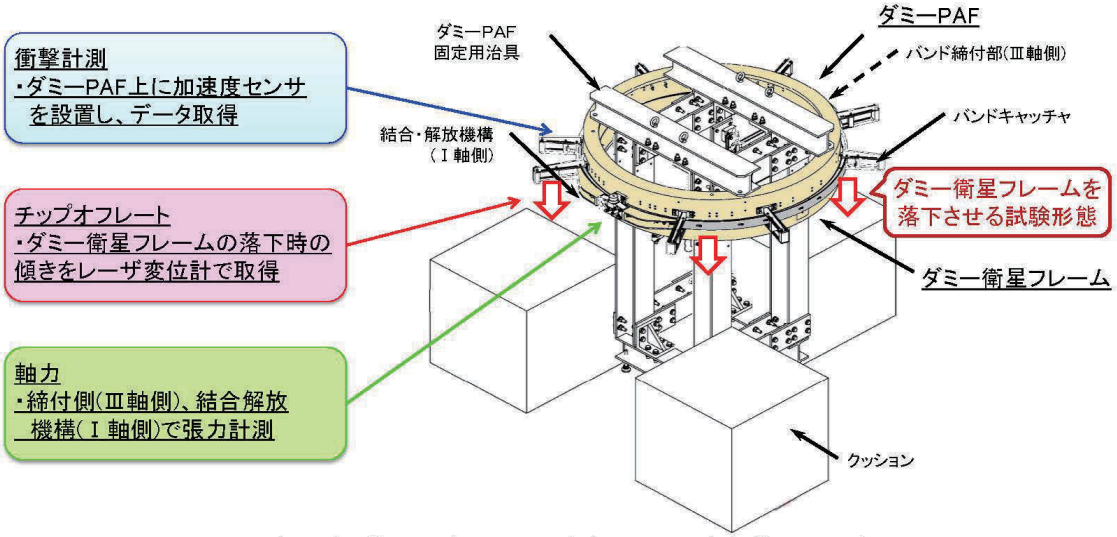


結合解放機構 概要

6

低衝撃型衛星分離機構の開発 試験形態

- Prototype Model(PM供試体)を製造し、分離衝撃および外乱を評価するための分離衝撃試験を実施（参考として、イプシロンでの試験形態を下図に示す）



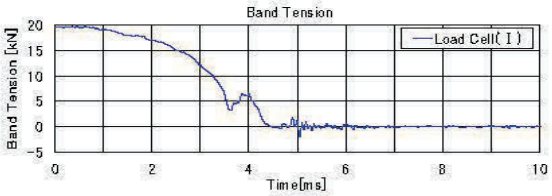
分離試験形態 （イプシロン用低衝撃型衛星分離機構開発試験）

7

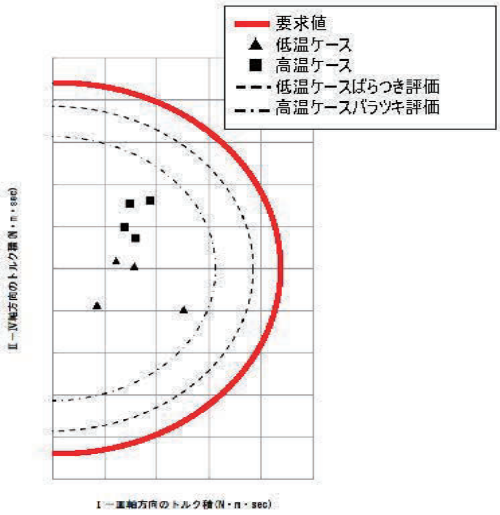
This document is provided by JAXA.

低衝撃型衛星分離機構の開発　試験結果１

- **バンド張力の解放履歴が設計想定通りであることを確認した**
- 分離時に機構に起因して生じる外乱が開発要求値以下であることを確認した



バンド張力解放履歴

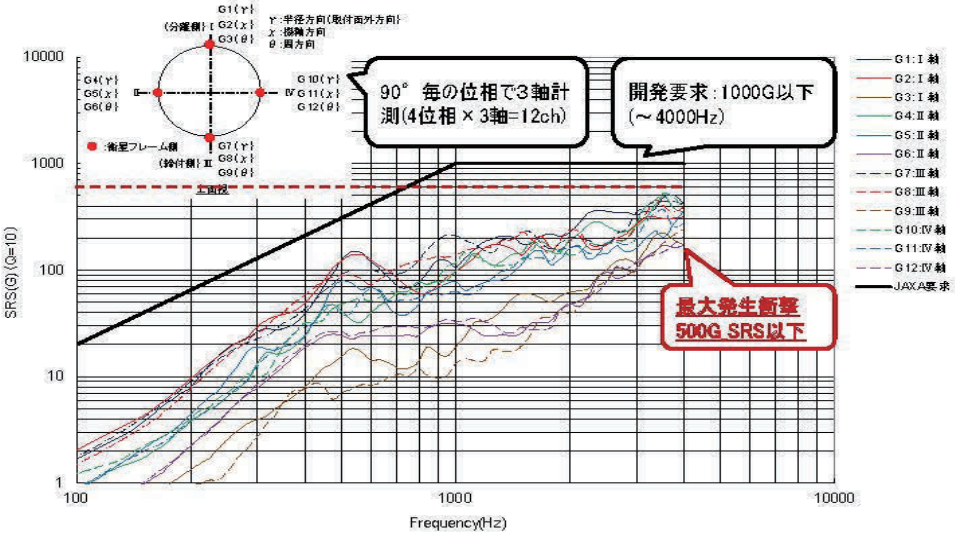


分離外乱評価

8

低衝撃型衛星分離機構の開発　試験結果２

- 分離試験で取得した衝撃計測結果を下図に示す
- 図に示す通り衛星フレーム相当位置で取得した衝撃レベルは**開発要求1000G以下（実測500G以下）**であることを確認した

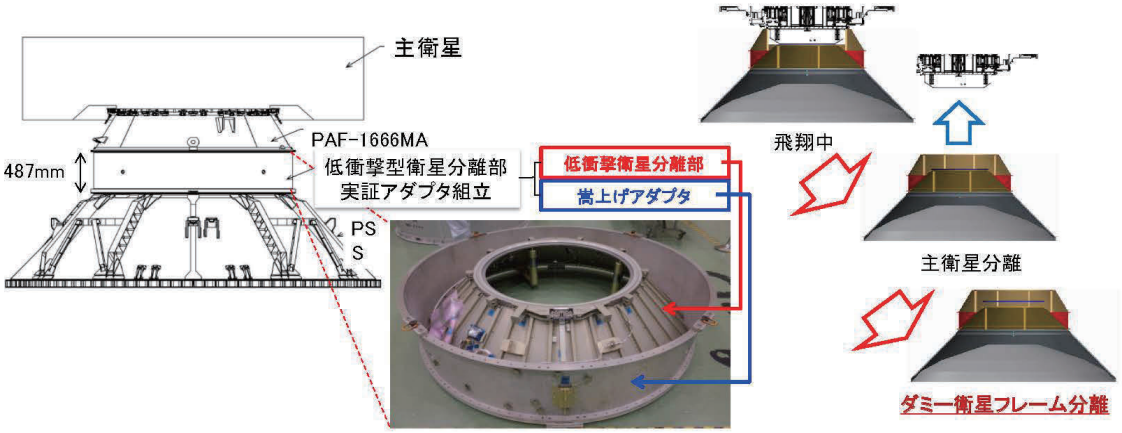


9

This document is provided by JAXA.

低衝撃型衛星分離機構の開発 飛行実証形態

- H-IIA F30にて「低衝撃型衛星分離部実証アダプタ組立」を相乗り搭載し**飛行実証**を実施
- 取得データより「**1000Gsrs以下の低衝撃性**」の達成を確認した
- その他の取得データについても全て設計想定内であることを確認した

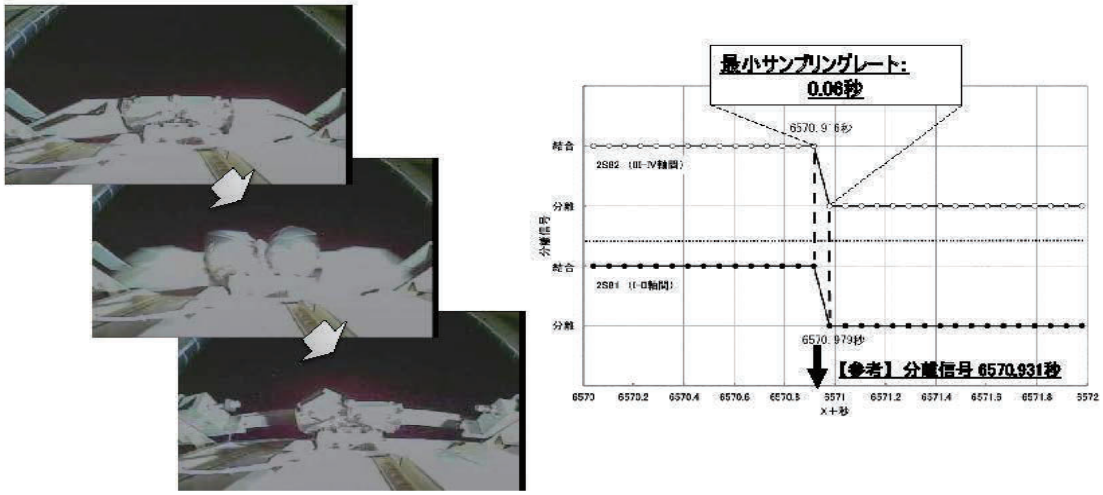


低衝撃型衛星分離機構 飛行実証コンフィギュレーション

10

低衝撃型衛星分離機構の開発 分離性能実証結果

- 機体搭載カメラの取得画像から、**分離挙動に異常がない**ことを確認した
- 分離スイッチのデータより分離が確実に実施されており、かつ同時に分離信号が発出されていることを確認した



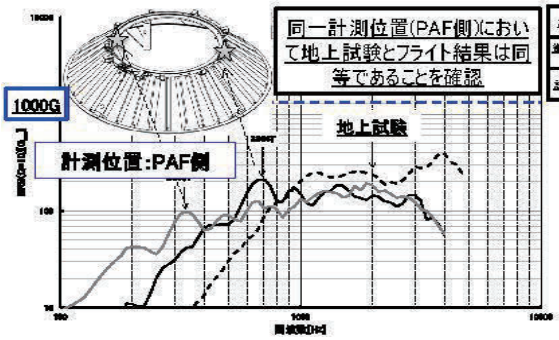
分離時画像、および分離スイッチデータ

11

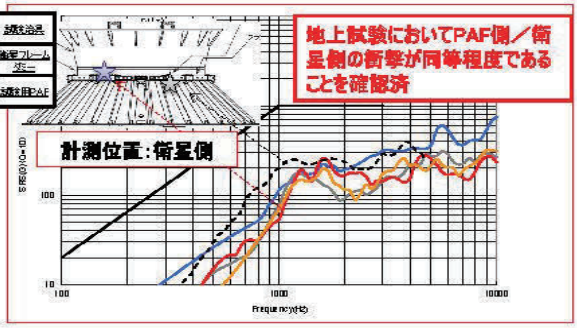
This document is provided by JAXA.

低衝撃型衛星分離機構の開発　発生衝撃実証結果

- フライトデータと地上試験のSRS解析結果を下図に示す
- 飛行実証では衛星側での計測は実施していないが図に示す通り同一計測位置(PAF側)でのフライト結果／地上試験の衝撃レベルの比較が可能
- 上記計測結果により「**発生衝撃レベル1000Gsrs以下**」を確認した



地上試験/フライト結果の比較（PAF側）



締付力最大時 衛星側衝撃(地上試験)

12

低衝撃型衛星分離機構の開発　まとめ

- H-IIAロケットおよびイプシロンロケットへの適用に向けた低衝撃型衛星分離部／分離機構の開発を完了した
- H-IIAで飛行実証を実施しロケットの最重要イベントである衛星分離の信頼性を損なうことなく実機へ適用する目途を得た
- イプシロンロケットにおいては3号機以降、低衝撃型衛星分離機構を適用予定（3号機の製作に着手済）
- 飛行実績を着実に重ねることで今後開発する衛星に広く適用し、**コンポーネント配置設計における自由度の拡大**や**耐衝撃性設計の簡易化**、**衝撃試験における不具合ポテンシャルの低減**あるいは**衝撃試験省略化（ランダム振動試験との統合等）による開発コスト低減**など、低衝撃化のメリットを最大限提供することを目指す

13

This document is provided by JAXA.

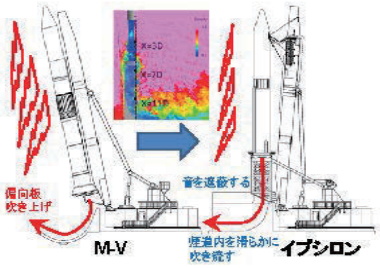
発表内容

- 概要
- 低衝撃型衛星分離機構の開発
- **ラティス構造による音響振動緩和**
- 制振機構の開発
- まとめ

14

ラティス構造を用いた音響振動緩和 目的

- 打上げ時に生じる**振動環境**も衛星や搭載機器の設計条件対し直接制約となる要因の一つ
- 振動の発生メカニズムとしては、リフトオフ時のエンジン噴流から発生する音響および、遷音速飛行時の変動圧力が機体外部から負荷され、それが機体外板を透過して搭載機器の存在する機体内部の音響となり、その変動圧力を受けた機器搭載パネルの振動応答が励起され、機器のランダム振動環境として負荷される
- 上記を踏まえ内部音響を受けた機器搭載パネルの励振を抑制するポテンシャルを有する要素技術として、**ラティス構造を適用した機器搭載版の振動緩和効果**について検証を実施した（参考として、打上げ時の音響低減技術は試験機開発時に取組済（下図））



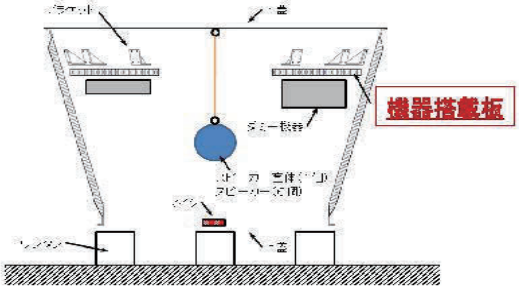
15

This document is provided by JAXA.

ラティス構造を用いた音響振動緩和　概要

- ラティス構造パネルを機器搭載パネルとして適用することで音響受圧面積が減少するため、原理的には同じ音響環境下でもランダム振動の応答が低減する

- 先行研究にて製作した環境試験用のテストベッド（CFRPスキン/アルミハニカム一体成形）を用い、簡易音響試験を実施して搭載機器のランダム振動環境レベルを評価した。（供試体内部に吊るしたスピーカにより、構造透過した内部音響を模擬した振動環境を供試体に負荷）



試験形態　概要図

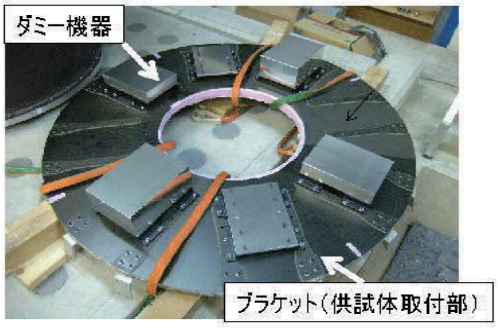
試験供試体（テストベッド）　写真

16

ラティス構造を用いた音響振動緩和　試験供試体

- テストベッド内部に**アビオニクスを搭載する機器搭載板**を設置
- 各搭載板（2種類）に対しアビオニクス機器を模擬したダミー機器（1kg/5kg/10kg）を取付
  - **ラティス構造搭載板　：　音響加振の受圧面積低減を目的とした新規構造**
  - CFRPスキン／アルミハニカムサンドイッチ構造：従来構造（リファレンス）

ラティス機器搭載板



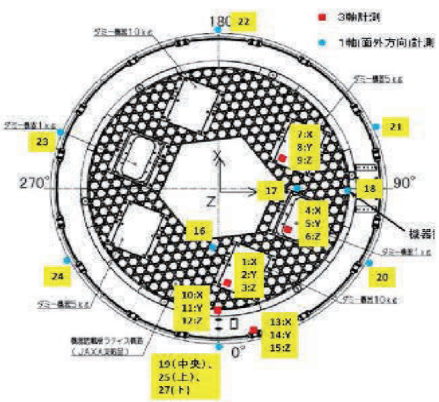
ハニカム機器搭載板

17

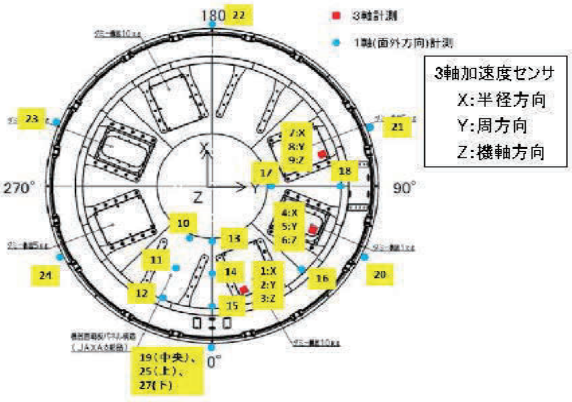
This document is provided by JAXA.

ラティス構造を用いた音響振動緩和 計測項目

- 計測項目は下記の通り
  - 音圧レベル： 供試体上蓋内部に取り付けたマイクロホンで計測
  - 加速度 ： 供試体、機器搭載板およびダミー機器に取り付けた加速度センサで計測（計測位置は下図参照）



ラティス機器搭載板 計測位置

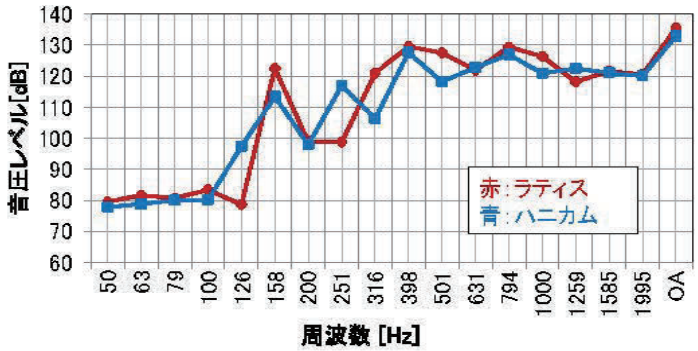


ハニカム機器搭載板 計測位置

18

ラティス構造を用いた音響振動緩和 試験条件

- 試験において負荷した音響環境を下図に示す。
- 両供試体に対し負荷レベルは同一であり、**両供試体における機器搭載板およびダミー機器の加速度の比較が可能**であることを確認した



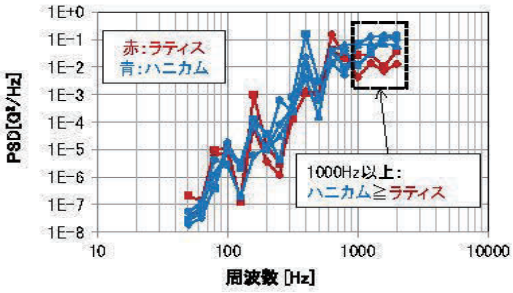
音響負荷レベル(P_0=2×10^{-5}Pa)

19

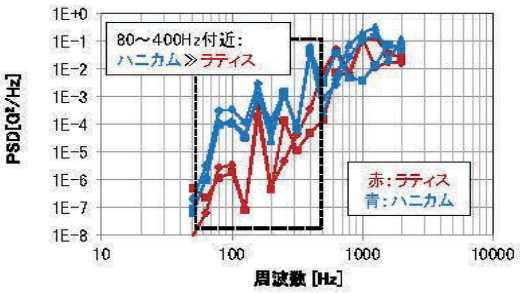
This document is provided by JAXA.

ラティス構造を用いた音響振動緩和　試験結果1

- 搭載機器板での計測結果は以下の通り(PSD解析結果)
  - **機器搭載板(外周)では1000Hz以上において、ラティス構造　＜　ハニカム構造**
  - **機器搭載板(内周)では80～400Hz付近において、ラティス構造　＜　ハニカム構造**
  - 他周波数帯においては　ラティス構造　≒　ハニカム構造



ラティス/ハニカム構造の振動環境比較(PSD)
機器搭載板(外周)

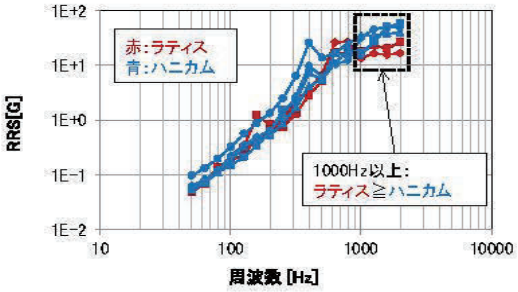


ラティス/ハニカム構造の振動環境比較(PSD)
機器搭載板(内周)

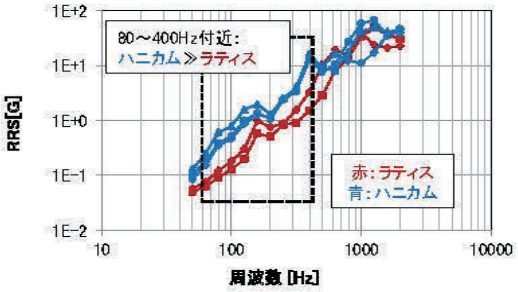
20

ラティス構造を用いた音響振動緩和　試験結果2

- 搭載機器板での計測結果は以下の通り(RRS解析結果)



ラティス/ハニカム構造の振動環境比較(RRS)
機器搭載板(外周)



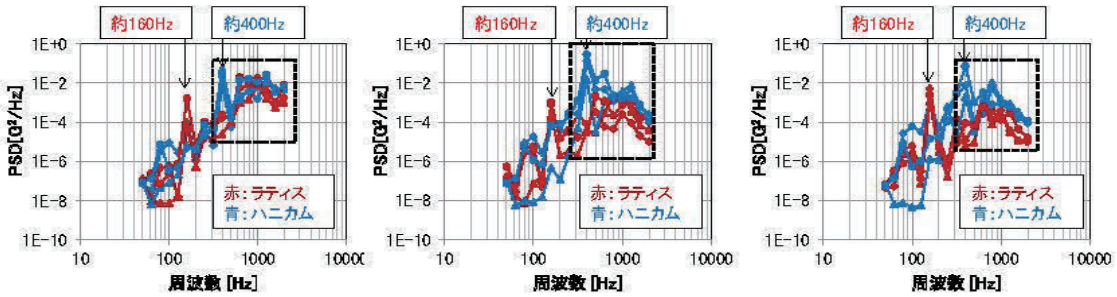
ラティス/ハニカム構造の振動環境比較(RRS)
機器搭載板(内周)

21

This document is provided by JAXA.

ラティス構造を用いた音響振動緩和 試験結果3

- ダミー機器での計測結果は以下の通り(PSD解析結果)
  - ダミー機器質量に関係なくピーク周波数は搭載板様式に起因
  - 高周波領域(400Hz以上)では、ラティス構造 ＜ ハニカム構造の関係(5kg以上のダミー機器では、ハニカムとラティスの差が顕著)

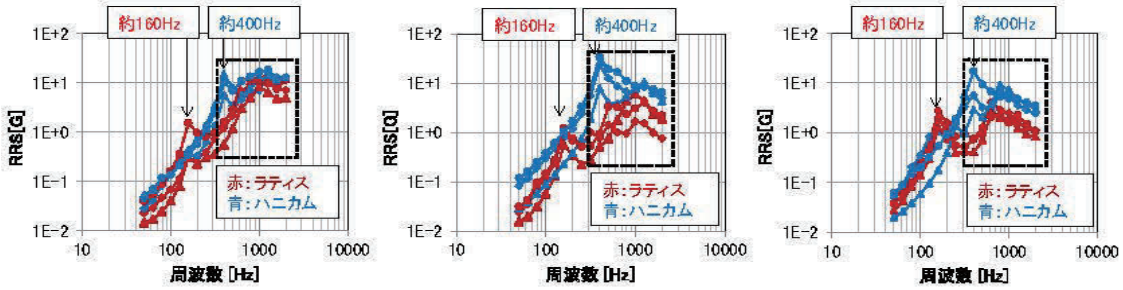


ダミー機器1kg　ダミー機器5kg　ダミー機器10kg

ラティス/ハニカム構造の振動環境比較(PSD) ダミー機器 機軸(○)/半径(◇)/周(△)

ラティス構造を用いた音響振動緩和 試験結果4

- ダミー機器での計測結果は以下の通り(RRS解析結果)



ダミー機器1kg　ダミー機器5kg　ダミー機器10kg

ラティス/ハニカム構造の振動環境比較(RRS) ダミー機器 機軸(○)/半径(◇)/周(△)

This document is provided by JAXA.

ラティス構造を用いた音響振動緩和　考察

- 機器搭載板上の計測結果より、**ラティス構造の適用によって機器搭載板上の振動環境を緩和できる**目途を得た
  - 機器搭載板の外周／内周の周波数特性の差は拘束条件によるもの（外周部はブラケット固定、内周部は自由端）
- ダミー機器上の計測結果より、**ラティス構造の適用によって搭載機器の振動環境を緩和できる**目途を得た
  - ダミー機器のピーク周波数での振動はそれぞれの機器搭載板の固有振動数と一致
    ⇒　**搭載板の振動により搭載機器の振動が励起**されている
  - 質量の重い(5kg,10kg)ダミー機器の方が振動低減が顕著
    ⇒　質量比よりも機器単体の表面積比の差が小さく、軽量なほど機器本体が振れるため

24

発表内容

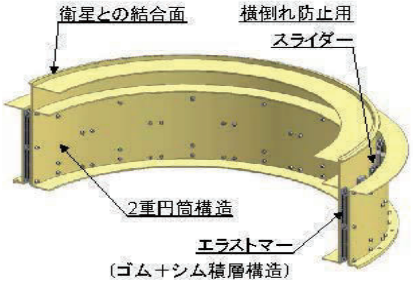
- ▶ 概要
- ▶ 低衝撃型衛星分離機構の開発
- ▶ ラティス構造による音響振動緩和
- ▶ **制振機構の開発**
- ▶ まとめ

25

This document is provided by JAXA.

制振機構の開発 概要

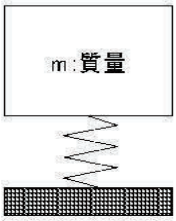
- ロケット打上げ時の低周波数（正弦波）の振動環境は、搭載する衛星主構造および大型の搭載機器にとってクリティカルな設計条件となるため抑制が必要
- イプシロンロケットでは点火時の過渡応答や最大動圧時の突風応答等による振動に加え、1段飛行中に発生する固体モータ特有の低周波振動が衛星振動環境を決める要因の1つ
- 上記への対策として、ゴム・シム積層構造により機軸方向の振動絶縁を実現する制振機能を有する衛星分離部を開発した（イプシロン試験機）



26

制振機構の開発 検証内容

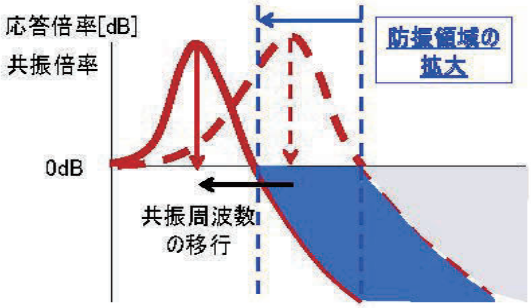
- 原理としては、ゴム・シム積層構造により機軸方向の共振周波数領域を、ロケットの外力の周波数よりも小さくすることで振動絶縁を達成する
- 設計検証のためダミー衛星を用いて正弦波振動試験を実施した結果、共振周波数は設計値と一致しており、かつロケットの外力周波数領域における減衰が要求以上であることを確認した
- また、QT条件における振動試験も実施し、周波数特性、強度（ゴムの破断、ボルトの緩み等）に関し問題が無いことを確認した。



$$F_0(Hz) = \frac{1}{2\pi}\sqrt{\frac{k}{m}}$$

F_0：固有振動数[Hz]
m：質量[kg]
k：バネ定数[N/m]

振動モデル

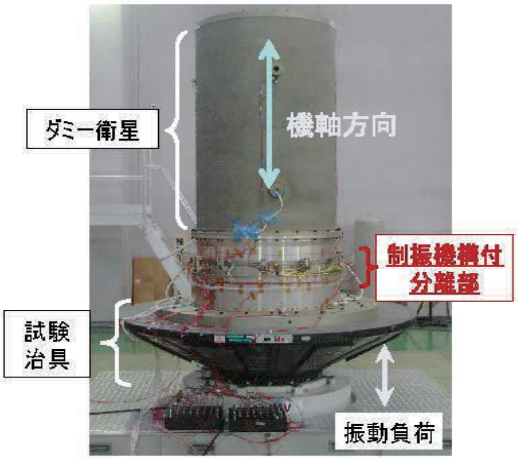


27

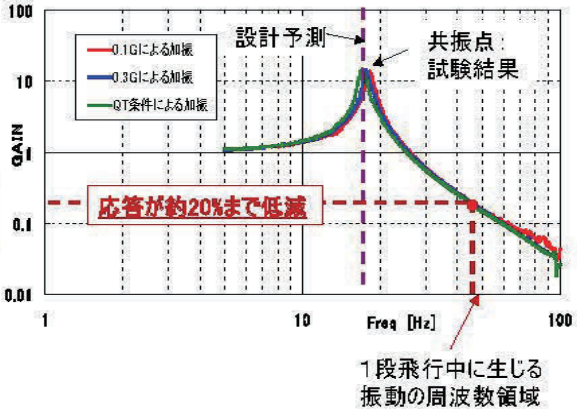
This document is provided by JAXA.

制振機構の開発　試験結果

- 試験形態および試験結果を下図に示す。



PAF動的特性試験（振動試験）　概要

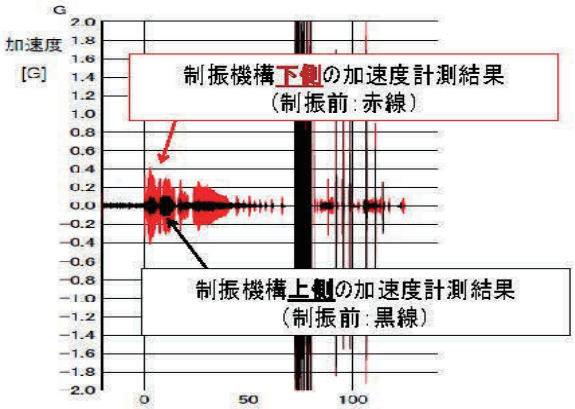


PAF機軸方向加振時の周波数応答

28

制振機構の開発　フライト結果

- イプシロンロケット試験機におけるフライト結果を下図に示す。
  - 制振性能は設計通り（制振機構の上下の振動レベルとして**1/3～1/4の低減効果**）
  - 設計想定通りの制振機能を満足することを確認した



打上後秒時
40～60Hzバンドパスフィルタ処理後

29

This document is provided by JAXA.

発表内容

- 概要
- 低衝撃型衛星分離機構の開発
- ラティス構造による音響振動緩和
- 制振機構の開発
- **まとめ**

30

まとめ

- 本稿では、衛星およびロケット搭載機器の衝撃、音響、振動の機械的環境を緩和するための技術について検討状況を整理した
- フライトで実証済み（例えば制振機構）の技術から、フライトに向けて検証が必要な技術（ラティス搭載板）まで、輸送系として多様な研究開発に取り組んでおり、飛行実証の機会を最大限活用しつつ信頼性を維持しながら実機適用を目指す計画である
- 機械的環境条件を緩和することは、**国際的な競争力を確保する観点からロケットにとっては重要な項目**であるため、今後も各種ロケット開発や再使用型輸送システムの開発を見据え、抜本的な環境緩和を達成するための研究開発を進めるとともに、試験効率化や新試験手法開発にも資するよう、得られた知見を関係者と広く共有していきたい

31

This document is provided by JAXA.

質疑応答

質問者①　IHI エアロスペース　荒船様

ラティス構造についてのお伺いです。ラティス構造の単位の形状や大きさはどのように設計するのでしょうか。

発表者

発表資料の p16 右側に既存のテストベッドを示しております。このフェーズにおいては、まずはイプシロンの B3PL という既存のテストベッドが物としてあったため、こちらのグリットは特に最適化をしておりません。リーズナブルなサイズかつダミー機器に取り付けることが出来るという観点からグリットをこの形状で作成しました。最適化というのはこれからの課題であると考えています。

質問者②　JAXA 環境試験技術ユニット　福添様

制振機構の部分においてですが、イプシロン立ち上げ当初は制約があったかと認識しています。具体的には、今回 20%低減ということで設計されたということですが、機体側の制御系の話で、機体を柔らかくし過ぎると機体全体が制御できなくなるという制約があったと思います。その点についてお話しいただける内容をお持ちでしたら、ご教示願います。

発表者

はい、ご指摘の通りで、この点については私よりも福添様の方が詳しいかも知れないですが、ご回答させていただきます。

制御系の話で、機体のモードに近づいてくると、当然衛星とカップリングするため、あまり下げられるというものではございません。それから、変位も大きくなるため、動的なクリアランスという観点でも、完全にフリーに使えるわけではないと思っています。午前中の百束様の話にもあったと思いますが、一次元のモデルとしてできるところで簡単に考えましたが、実機に適用するのであればもう少し考えらければならないと理解しています。

This document is provided by JAXA.

質問者③　日本電気　緒方様

低衝撃分離機構については JAXA さんが開発されているということで、今回その結果を報告していただけて、我々衛星メーカとしては非常にありがたいと思っています。イプシロンロケットについては 3 号機からの採用ということですが、H-2A についての計画についてお伺いしたいと思っています。

発表者

H-2A の採用については、まだ具体的な衛星名を教えることはできませんが、適用に向けて調整を進めています。実際、実証ではありますが、一機を宇宙空間で実証したということで、課題であった実証性の有無について、実証データを用いて、適用できる衛星と調整を進めております。計画については、まだ申し上げられないという状況です。

質問者④　三菱重工業　河野様

先ほどご質問いただいた件と絡めて、PR という形になるのですが、打ち上げサービスからも質問というかコメントをさせていただきます。ご講演にもあった通り、低衝撃 PAF というのは、衛星にとっても非常にメリットがあるということですので、我々としても適用に向けて道を探っていくという立場をとり、実績を重ねて、お客様への信頼性を上げていきたいと思っています。そのためにも、例えば小型衛星の PAF にこちらの機構を転用して、それを含めて実績を重ねていけると良いと思っています。一般的な 1194 くらいの径に対して、JAXA さんの方で概要開発を進められてきているという背景があり、239 という小型衛星にも使えて実績を重ねていけるかということも含めてご回答いただけると幸いです。

発表者

はい、ありがとうございます。小型衛星の PAF は 239Mという火工品であり、これに適用しようという検討はしたことがありますが、正直申し上げるとサイズがぴったりはまらず、既存のものをそのまま転用するのは難しいというところまで検討したことはあります。ただし、50 kg級の衛星であるとかもう少し大きな衛星に関しては、適用に向けて内々で動いているため、実績を重ねていきたいと思っています。

This document is provided by JAXA.

6.8. スピーカ群による低コストの音響試験方法に関する有効性

宇宙航空研究開発機構
環境試験技術ユニット
施 勤忠　氏

This document is provided by JAXA.

スピーカ群による低コストの音響試験方法に関する有効性

宇宙航空研究開発機構（JAXA)

環境試験技術ユニット　施　勤忠

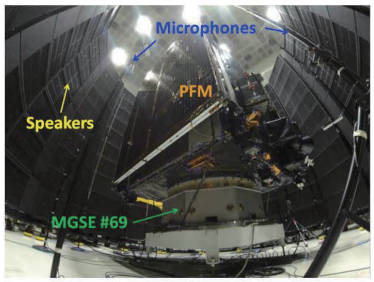
概要:

1. **背景**
2. **進行場音響・拡散音響に関する音場モデル化**
3. **スピーカ群による音響試験の場合における音源、制御等への指針**
4. **打上時の音響環境に対する音響試験方法の有効性**
5. **まとめ**

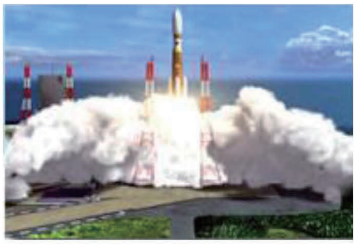
第14回　試験技術ワークショップ
2016年10月20日　JAXA　筑波宇宙センター

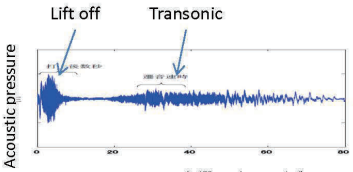
1. 背景

- ✓ 世界の宇宙機試験標準（JAXA/ESA/NASA等）で宇宙機音響環境試験は拡散音場を用いて実施することになっており、最近、欧米でコストの安い音響試験方法としてスピーカ群で衛星を囲み、音響試験を実施する研究・検証活動が活発化されている（Orbital ATK、T.A.S.-F等、本WSで9，11回にて紹介した）。
- ✓ NASA標準の改定版（NASA-HDBK-7010）では、直接音場音響試験（DFAT)を認めるようにした。
- ✓ DFATは音響の空間均一度、無相関度等の改善を目標として、拡散音場に近付くように改善つつあるが、セットアップ等によって加振結果の変化や拡散音場での高い再現性の確保が課題。
- ✓ 拡散音場が打上音響環境を有効に模擬（Test Effectiveness)できるかどうかという疑問が明らかになっていない（Under-test/Over-test?)。
- ✓ 本研究発表では、拡散音場での音響試験の有効性を明らかにすると共に、直接音場の試験セットアップ、音源への要求、制御に関する指針を示し、直接音場の実現性を示す。



Paul Blelloch, **Test Analysis Comparison for a Spacecraft Direct Field Acoustic Test** ,Spacecraft and Launch Vehicles Dynamic Environments Workshop June 2–4, 2015



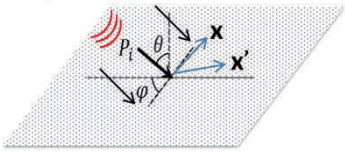


Ref:JERG-2-130-HB002音響試験ハンドブック

This document is provided by JAXA.

2. 進行場音響・拡散音響に関する音場モデル化

$p_i(\omega) * \cos(kr\cos(\theta))\sin\theta$



入射角度θ、エレベーション角∅、から平面に入射される平面進行波 ($k = \omega/c_0$, c_0: speed of sound, ω: frequency)

正規化Cross-Spectrum Density(CSD)（最大値=1.0):

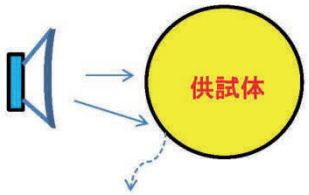
- 平面進行波（直接音場）

$$C_p(\mathbf{x},\mathbf{x}',\omega) = \frac{p_i(\mathbf{x},\omega) * p_i(\mathbf{x}',\omega)^*}{|p_i(\mathbf{x},\omega) * p_i(\mathbf{x}',\omega)^*|} = \cos(kr\cos(\theta))\sin\theta$$

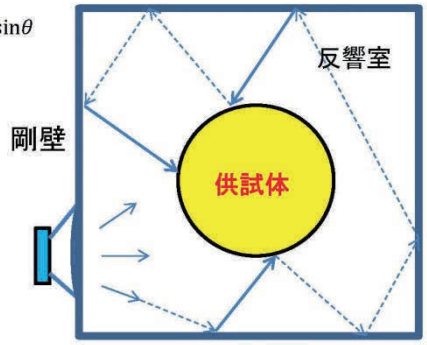
- 3D空間の拡散進行波（反響室）

$$C_p(\mathbf{x},\mathbf{x}',\omega) = \frac{1}{4\pi}\int_0^{2\pi}\int_0^{\pi}\cos(kr\cos(\theta))\sin\theta\, d\varphi d\theta = \frac{\sin(kr)}{kr} = \mathrm{sinc}(kr)$$

r = |x′−x|は、2点間の距離。

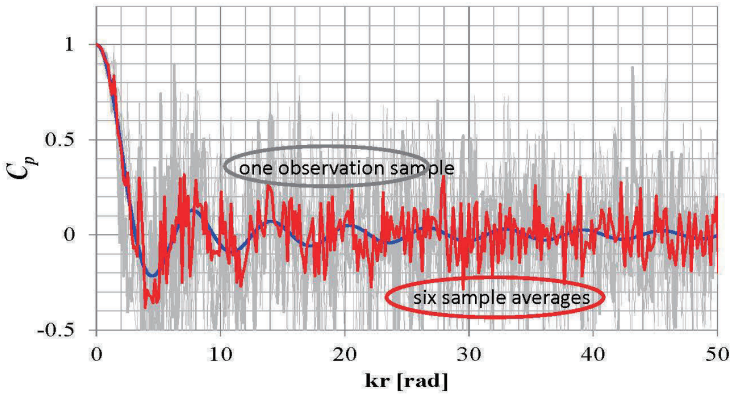


解放空間　直接音場



拡散音場

3



Plane acoustic waves from incident angles in infinite space(in case of 3 incident, 3 elevation waves)

拡散音場は、進行波に対してあらゆる「無相関」の入射角度θ、エレベーション角∅がある平面進行波で生成できる。

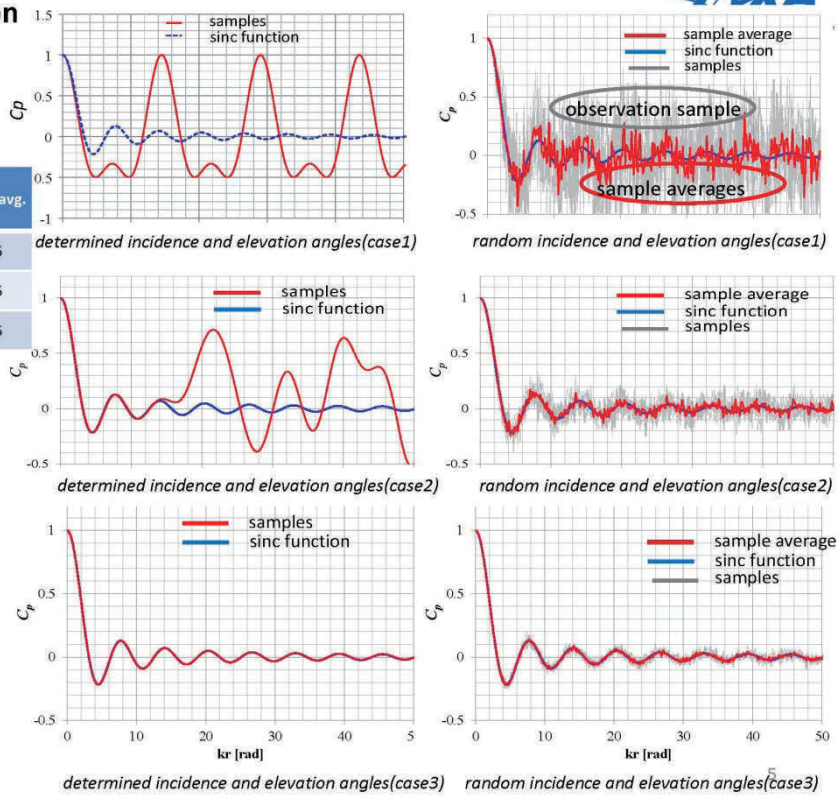
- Cpが一つのサンプルの場合は、**ランダム性**（角度のランダム性による）があり、**確率的な処理**が必要である。全角度における積分は期待値（平均値）として一定の値になる。
- この平均は計測マイクロホン対のCpにおける平均値から求められる。計測点数が多い程、その平均値の変動が小さい。

4

This document is provided by JAXA.

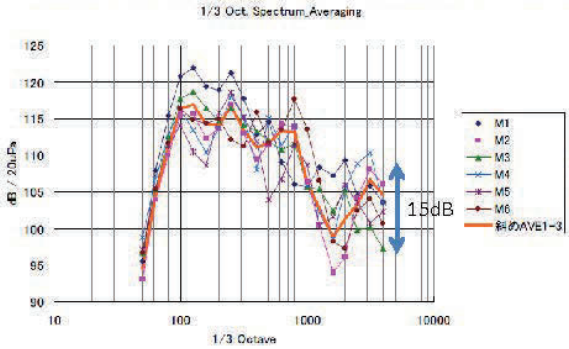
Numerical simulation

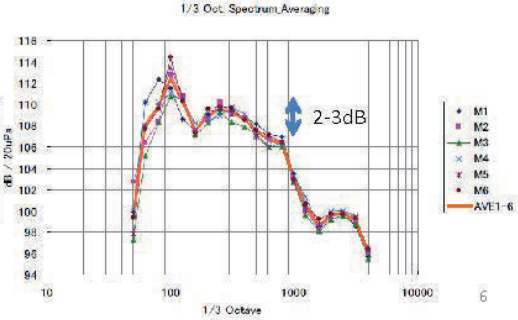
	No. plane waves	No. Mic. pairs	No. avg.
Case 1	3x3=9	100	6
Case 2	10x10=100	100	6
Case 3	33x33=1089	100	6



スピーカを用いた簡易音響試験と反響室での音響試験の比較実験

Ref:JERG-2-130-HB002音響試験ハンドブックより





This document is provided by JAXA.

3. スピーカ群による音響試験の場合における音源、制御等への指針

- ✓ **スピーカの配置：**スピーカ群による直接音場（多くの進行波）を用いて拡散音場をすることができるが、各方向に配置又は反射面を設け、**多くの方向からの音場生成が重要**。供試体へのスピーカ配置を多くの方向に配置すれば、より拡散音場に一致する。
- ✓ **音源の要求：**スピーカの音源は**相関の無いランダム音源**（信号発生器）を用いることが直接音場方法として重要である。**多くの独立なランダム性の音源によって**拡散音場により近似することできる。
- ✓ **制御手法：**音源の独立性を持たせるため、多くの入出力を制御する手法（MIMO:Multiple Input, Multiple Output)がスピーカ群による音響試験では不可欠。

7

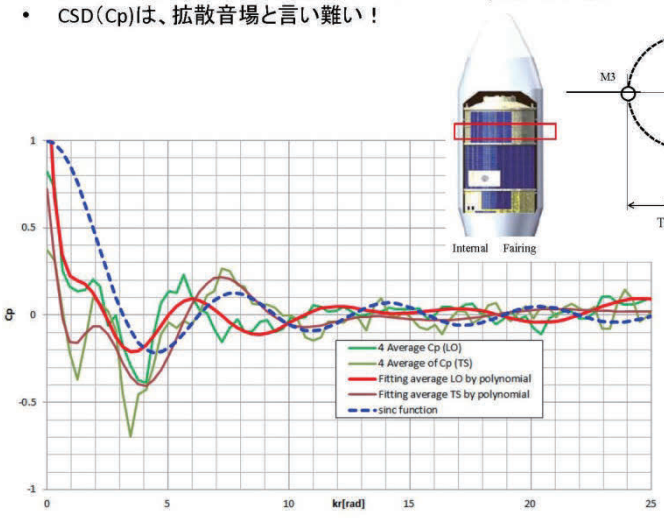
4. 打上時の音響環境に対する音響試験方法の有効性

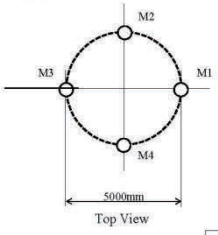
問（1）：打上時の音響環境は何音場？
問（2）：どの音響試験法が打上時の音響環境試験として有効な試験方法か？
（Under-testもOver-testも少ない？）

- HTV#1打上時フェアリング内音響計測（4点）データを用いて打上時の音響をモデル化にする。

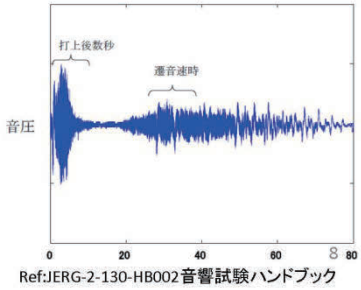
計測点が少ないため、4点計測データを6ペアーの組み合わせを作成し、それらの平均値、多項式を用いてスムーズ化によって平均値の変動を低減する。

- 打上時の音響レベルの評点（Lift off、Transonic)を解析する。
- CSD（Cp)は、拡散音場と言い難い！





Microphone Pair	Distance [m]
M1-M2	3.5
M1-M3	5
M1-M4	3.5
M2-M3	3.5
M2-M4	5
M3-M4	3.5



Ref:JERG-2-130-HB002音響試験ハンドブック

8

This document is provided by JAXA.

音響負荷時の構造振動応答解析

- 構造表面に音響負荷PSD（power spectrum density）$S_p(x,\omega)$ における構造部位xの振動加速度（PSD）$S_a(\mathbf{x},\omega_r)$を下記のモード足算で求める。

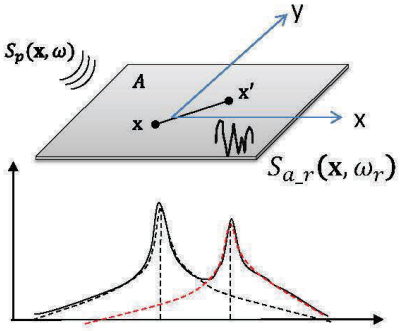
$$S_a(\mathbf{x},\omega_r)=\left(\sum_{r=1}^{\infty}\frac{A^2 4S_p(\omega_r)j_{rr}(\omega_r)}{\Lambda_r^2|Z_r(\omega_r)|^2}\varphi_r^2(\mathbf{x})+\sum\sum_{r\neq s}\frac{A^2 4S_p(\omega_r)j_{rs}(\omega_r)}{\Lambda_r\Lambda_s Z_r(\omega_r)Z_s^*(\omega_r)}\varphi_r(\mathbf{x})\varphi_s(\mathbf{x})\right)\omega^4$$

- Joint acceptance j_{rr} は音響加振に対して構造振動モード応答への寄与度であり、構造振動と音響連成の度合いを示す。

$$j_{rr}(\omega)=\frac{1}{A^2}\int_A\int_{A'}\varphi_r(\mathbf{x})C_p(\mathbf{x},\mathbf{x}',\omega)\,\varphi_r(\mathbf{x}')d\mathbf{x}d\mathbf{x}'$$

$$Z_r(\omega)=-\omega^2+j2\zeta_r\omega\omega_r+\omega_r^2$$

$\boldsymbol{\varphi_r(\mathbf{x})}$ is r-th structural mode shape



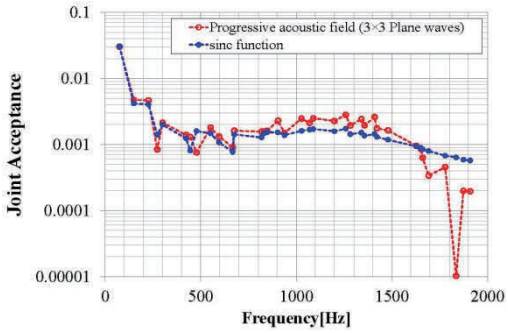
- 各振動モードのピーク値（共振周波数において）

対象モードの共振周波数において他モードの裾部分を無視

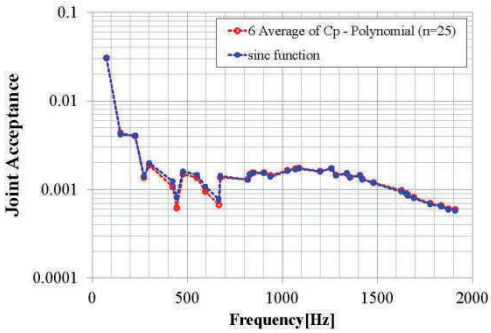
$$S_{a\_r}(\mathbf{x},\omega_r)\cong\frac{4A^2S_p(\mathbf{x},\omega_r)j_{rr}(\omega_r)}{\Lambda_r^2\cdot 4\zeta_r^2}$$

Where, $\boldsymbol{\omega_r}$ is the rth mode frequency, $\boldsymbol{\zeta_r}$ is rth mode damping ratio, $\boldsymbol{\Lambda_r}$ is rth mode mass of structure.

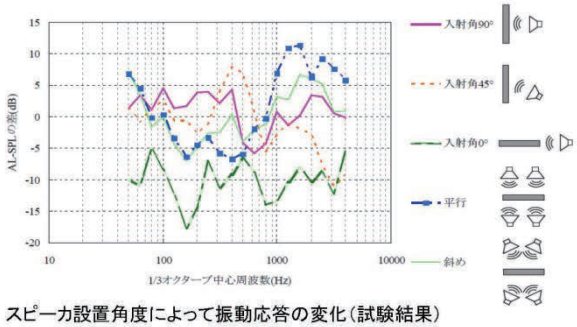
9



smoothed 3x3 determined angle progressive plane waves and sinc functions



smoothed 100 random angles plane waves and sinc functions



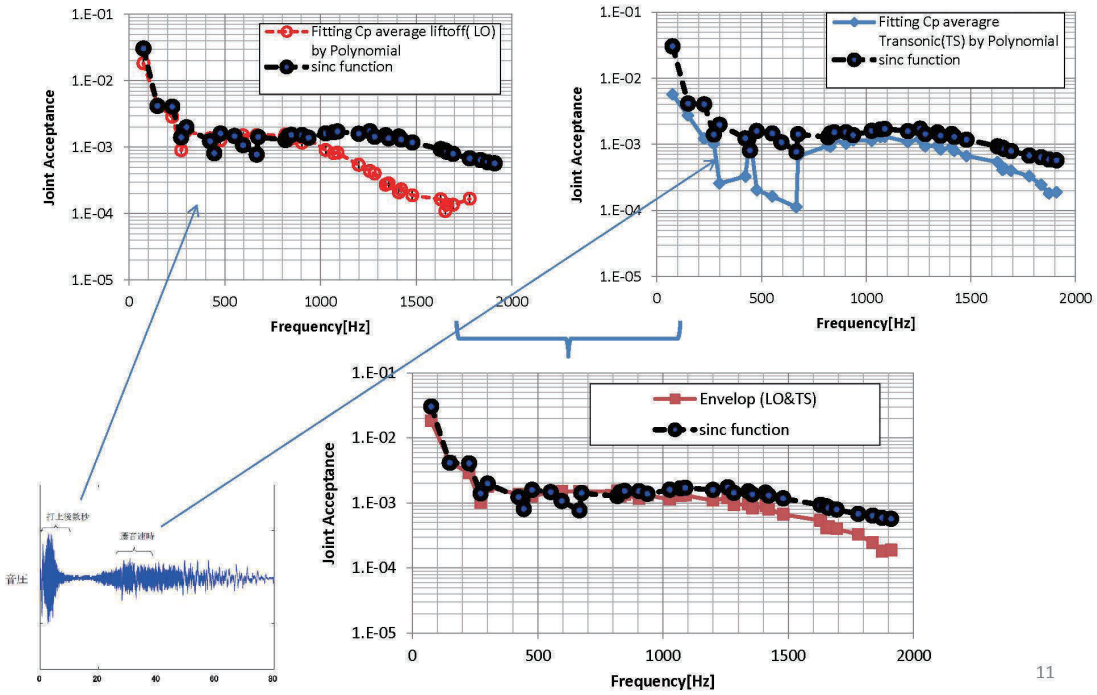
スピーカ設置角度によって振動応答の変化（試験結果）

- 相関性がある3x3の平面進行波による音響加振では拡散音場と比べ、Over-test（低周波）やUnder-test（高周波）があり、これらの現象は音響入射角（スピーカの設置位置）によってJrrが大きく変わることがある。
- 10x10=100個の無相関ランダム入射平面波による音響加振では拡散音場と一致し、数多くのあらゆる方向から入射されるため供試体の設置位置に寄らなく、試験結果の再現性がよい。

10

This document is provided by JAXA.

- 打上時の音響は拡散音場ではなく、LO時は低周波振動モードが加振され、TS時は高周波振動モードが加振されるが、但し、LOとTSの包絡は拡散音場加振に近づく。
- 拡散音場は打上時の環境試験手法としてUnder-testがなく、高周波においてOver-testが僅かにあるものの、試験結果の再現性がよく手法の有効性を示した。



11

5. まとめ

- 打上時の音響環境は拡散音場ではなく、LO及びTSにおいて加振されるモード周波数がことなるが、拡散音場はLO及びTSにおける振動応答が包絡され、有効な試験手法であることを初めて示した。
- 拡散音場を生成する方法は反響室が従来の方法であるが、設備製作のコストや維持費等で大型サブシステム、アンテナ、SAP等の供給業者や新規参入者に対してコストの安いスピーカ群による試験方法は欧米では高いニーズがあり、その研究開発が活発になっている（本WSで9，11回にて紹介した）。
- 本研究では、スピーカ群の将来性を有することを示し、設置方法、音源の要求及び制御等に関する指針を示した。

12

This document is provided by JAXA.

質疑応答

ワークショップ進行の都合上、質疑応答を割愛

図 6-3　ご講演の様子

This document is provided by JAXA.

6.9. 閉会挨拶

宇宙航空研究開発機構
環境試験技術ユニット
中尾 正博　ユニット長

This document is provided by JAXA.

環境試験技術ユニット長の中尾と申します。閉会に当たりまして、一言ご挨拶を申し上げます。

本日は、多くの講演を頂き、誠にありがとうございました。また、会場の皆様におかれましては長時間のご聴講お疲れ様でした。宇宙機はもちろん航空機の試験技術の報告など、多岐に亘るご講演を頂き、感謝しております。また、特別講演として、小林先生には IoT&ビッグデータ時代におけるセンサ・センシング技術について幅広く、かつ未来に向けた観点から、ご講演を頂きました。センスパイアという造語を使って、今後の方向性を示して頂き、非常に興味深く聞かせて頂きました。改めてお礼を申し上げます。

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

最後になりますが、私ども JAXA では日本の宇宙開発のために、より良く、より適切な試験ができるよう引き続き、研究・開発を進めていきますので、ご指導・ご鞭撻のほど、よろしくお願いします。

これをもって閉会の挨拶とさせて頂きます。本日はお忙しい中、本当にありがとうございました。

図 6-4 閉会挨拶

This document is provided by JAXA.

7. ポスターセッション

ポスターセッションの内容を以下に示す。発表はいずれも環境試験技術ユニット職員によるものである。

WS14-P01	コンポーネント熱真空試験におけるサイクル数の緩和条件とその技術根拠の紹介
WS14-P02	コンポーネント種類ごとの熱真空試験有効性評価に向けた基礎的検討
WS14-P03	音響荷重条件適正化に向けた音響-質量加速度曲線(A-MAC)の導出
WS14-P04	累積疲労要求の適正化に向けた基礎検討
WS14-P05	共振周波数調整型アイソレータ設計手法の開発 －軌道上擾乱環境の緩和からロケット打上げ環境の緩和へ－
WS14-P06	SLATS 搭載センサのランダム振動試験へのフォースリミット法の適用と 音響試験に基づくその妥当性の評価
WS14-P07	設備保全の有効性検討(Maintenance Effectiveness) －設備運用実績の統計解析による保全周期適正化への挑戦－
WS14-P08	電波吸収体の単体測定結果を境界条件とした電波無反射室 QZ 特性の 数値シミュレーション
WS14-P09	電磁適合特性（EMC）試験設備　計測制御装置改修概要
WS14-P10	【デモンストレーション】真空対応 IR カメラの紹介と実演
WS14-P11	【デモンストレーション】環境試験運営システム（TIMES）の機能紹介
WS14-P12	【映像展示】試験設備供用制度の紹介

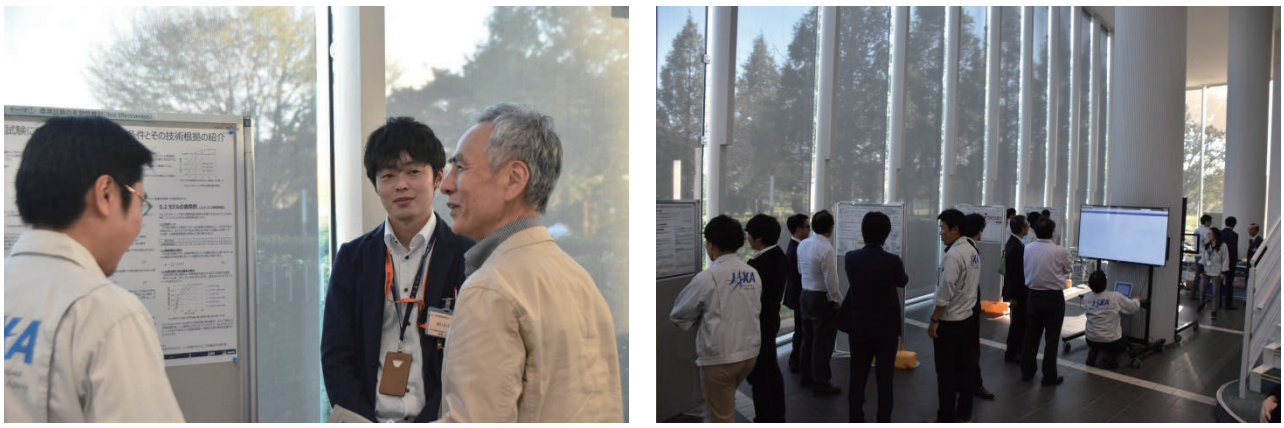


図 7-1　ポスターセッション会場

This document is provided by JAXA.

コンポーネント熱真空試験におけるサイクル数の緩和条件とその技術根拠の紹介

1.概要

FY28に制定予定の宇宙機一般試験標準のA改訂にて、コンポーネント熱真空試験および熱サイクル試験の受入試験におけるサイクル数の緩和条件が新たに追加される[1][2]。本ポスターではその緩和条件の紹介を行う。またその緩和条件の技術根拠を得るに当たり実施した分析・評価について、他の環境試験や宇宙機以外にも適用可能な手法として紹介する。

2.コンポーネント熱真空試験要求

- 宇宙機一般試験標準（JERG-2-130）では、QT・PFT・ATのコンポーネント熱真空試験に対して、8サイクルを要求している。
- FY28に発行される宇宙機一般試験標準A改訂では、これまでのJAXAの宇宙機開発実績を踏まえ、開発実績を多く積んだ機器に対し、ATのサイクル数緩和条件を新たに規定する予定である。

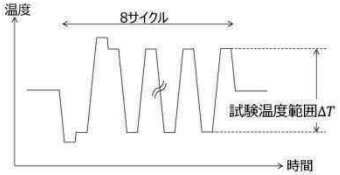


Fig.1 コンポーネント熱真空試験プロファイル

3.サイクル数の緩和条件

- コンポーネントAT熱真空試験または熱サイクル試験については、以下に示すフローに従い、サイクル数を4サイクルに削減することができる。
- サイクル数の削減に係る評価を行うためには、評価対象コンポーネントに関して、次の情報を要する。
  ① 品質および信頼性に係る管理プログラムの適用状況
  ② 評価対象コンポーネントの試験温度範囲
  ③ 評価対象コンポーネントと同一設計の機器の開発実績（試験温度範囲、不具合の発生状況）

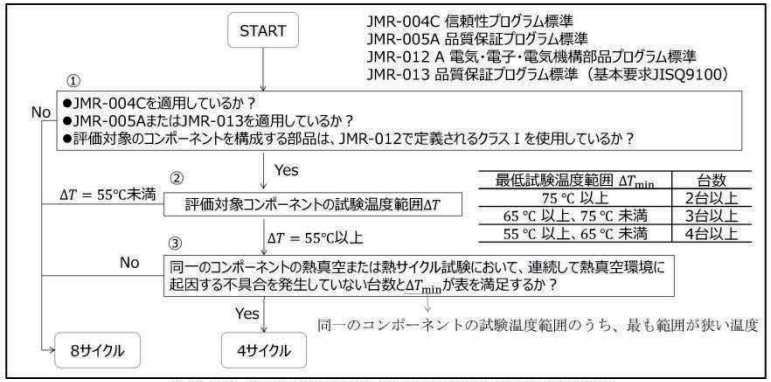


Fig.2 コンポーネント受入熱真空試験、熱サイクル試験の熱サイクル数 削減条件フロー

サイクル数の評価例

例1

台数	モデル	ΔT	不具合	
1	PM	85	無し	
2	FM	75	有り	
3	FM	75	無し	
4	FM	75	無し	
5	FM	75		←評価対象

最低試験温度範囲が75℃で、連続して不具合が発生していない台数が2台あるので、5台目のサイクル数は4サイクルに削減可能。

例2

台数	モデル	ΔT	不具合	
1	PM	75	無し	
2	FM	65	無し	
3	FM	65	無し	
4	FM	65		←評価対象

最低試験温度範囲が65℃で、連続して不具合が発生していない台数が3台あるので、4台目のサイクル数は4サイクルに削減可能。

4.緩和条件の根拠

同一設計のコンポーネントの熱真空試験結果が以下の通りであるとき、そのコンポーネントが熱真空試験で検出可能な初期不良を有していない確率（スクリーニング率）はFig.3の通りに推定される。

- N台のコンポーネントが、8サイクルの熱真空試験を不具合なしで連続して通過している。
- N+1台目が4サイクルの熱真空試験を、不具合なしで通過した。

8サイクルの熱真空試験を不具合なしで通過した台数Nが、Fig.2のフローに示す台数以上の場合、スクリーニング率は0.999以上になる。

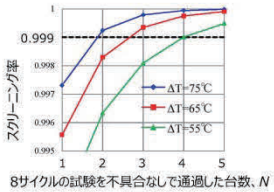


Fig.3 スクリーニング率と試験実績の関係

5.スクリーニング率の定量化

スクリーニング率を定量化するモデルの理論背景と、そのモデルのコンポーネント熱真空試験への適用例を示す。

5.1 モデルの理論背景

試験で初期不良が検出されなかった場合、その機器が初期不良を有している確率は、ベイズの定理を用いると次の通りに更新される[2]。

$$p_1 = \frac{p_0(1-PE(x))}{1-p_0PE(x)} \quad (1)$$

ここで、
p_0：ある機器が試験で検出可能な初期不良を有している確率
x：ある試験の試験時間（サイクル数、加振時間、etc）
$PE(x)$：試験時間がxの試験で、初期不良が検出できる確率

N 台の同一設計機器が、8サイクルの熱真空試験で不具合検出されなかった場合、式(1)は次の通りに更新される。

$$p_N = \frac{p_0(1-PE(8))^N}{p_0(1-PE(8))^N+1-p_0} \quad (2)$$

さらに、$N+1$ 台目が4サイクルの熱真空試験で不具合検出されなかった場合、式(2)は次の通りに更新される。

$$p_{N+1} = \frac{p_0(1-PE(8))^N(1-PE(4))}{p_0(1-PE(8))^N(1-PE(4))+1-p_0} \quad (3)$$

したがって N 台の同一設計機器の8サイクルの試験において不具合が発生しておらず、$N+1$ 台目の4サイクルの試験で不具合が発生しない場合、その機器が初期不良を有していない確率、すなわちスクリーニング率 R_{N+1} は次の通りに計算できる。

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

したがって、スクリーニング率を定量化するためには、ある機器が初期不良を有している確率p_0と、試験時間xに対する初期不良が検出できる確率$PE(x)$を推定する必要がある。これらはいずれも試験における不具合の検出実績数と、それらの不具合が検出されるまでに経過した試験時間から推定することができる。

5.2 モデルの適用例 ~コンポーネント熱真空試験~

Fig.3のスクリーニング率と試験実績の関係を定量化するために行った分析を例に、5.1で示したモデルの適用例を紹介する。

(1)分析データ
700個の衛星バス機器のフライト品の熱真空試験を行い、12件の不具合が検出された。またそれらの不具合が検出されるまでに経過した時間（サイクル数）と試験温度範囲の関係は下表の通りであった。

検出時期	1	1	1	1	1	1	1	3	7	8	8	9
試験温度範囲,℃	85	70	70	70	85	85	70	80	70	60	85	60

(2)事前確率の推定
700個の機器のうち、初期故障を有していた機器の数は12個であったため、ある機器が初期故障を有している確率は次の通りに推定できる。

$$\hat{p}_0 = \frac{12}{700} = 0.0171 \quad (5)$$

(3)初期故障の検出確率の推定
初期故障の検出確率は、初期故障が検出されるまでに経過する時間（熱サイクル数）がワイブル分布に従うと仮定し、最尤法によりワイブルパラメータの推定を行う[3]。

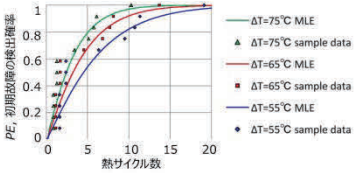


Fig.4熱サイクル数と初期故障の検出確率の最尤推定値（MLE）

4サイクルおよび8サイクル時点の初期故障の検出確率と、式(5)で算出した初期故障を有している確率$\hat{p}_0$を式(4)に代入することで、Fig.3に示したスクリーニング率と不具合なしで試験を通過した機器の台数の関係を定量化することができる。

6.参考文献

1. JERG-2-130A, 宇宙機一般試験標準A改訂（FY28制定予定）
2. JERG-2-130-HB006, 環境試験信頼性要求ハンドブック（FY28制定予定）
3. 高橋大祐, 施勤忠, 宇宙機搭載機器の熱真空試験データを用いた熱サイクル数に対するスクリーニング効果のモデル化, 日本機械学会論文集, Vol. 82, No. 835 (2016).

This document is provided by JAXA.

コンポーネント種類ごとの熱真空試験有効性評価に向けた基礎的検討

1. 検討の背景

宇宙機搭載コンポーネントの熱真空/熱サイクル試験の実施要否は宇宙機一般試験標準（JERG-2-130）のコンポーネント試験項目表において規定されている。（表1）試験項目表はMIL-STD-1540Eを参考にして定められたが、試験要否に関しての技術的な根拠が明確になっていない。
試験有効性の向上のためには、コンポーネントの種類ごとに最適な試験選択（熱真空or熱サイクル(※)）や試験条件の設定が必要。

表1:熱真空/熱サイクル試験 コンポーネント試験項目表（受入試験:AT）

受入試験（AT）	電機電子機器	アンテナ	可動機器	太陽電池パドル	バッテリ	バルブ	推進装置	圧力容器	スラスタ	熱制御機器	光学装置
熱真空	R	R	R	R	R	ER	ER	ER	ER	R	R
熱サイクル	ER	ER	ER	ER	ER	ER	ER	-	-	-	-

凡例）R: 要求（Required）　ER: 評価が必要（Evaluation Required）　- : 要求ではない

目的
コンポーネント種類ごとの試験有効性に関する基礎的検討を行い、コンポーネント種類ごとの不具合発生率やコン特徴的に発生する不具合モードとその検出に有効な試験条件に関する検討を行う

2. 不具合データの分析

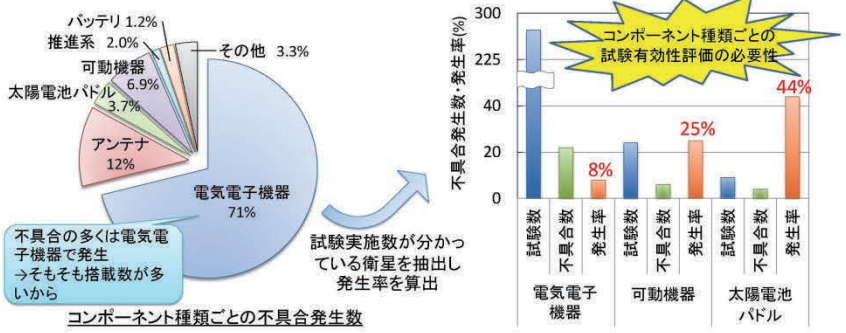
不具合データの収集
過去にJAXAが開発した宇宙機の不具合情報を記録した「JAXA不具合情報データベース（通称：JAPCAS）」からコンポーネント熱真空/熱サイクル試験不具合を抽出：247件

不具合データの分析
STEP①：コンポーネント種類ごとの不具合発生数・発生率
収集した不具合データをコンポーネント種類ごとに分類し、コンポーネント種類ごとの不具合の発生しやすさを検討する。
STEP②：コンポーネント種類ごとの不具合モードと検出に有効な試験条件

コンポーネント種類ごとに発生しうる不具合モードを抽出　／　不具合モードの検出に有効な試験条件の抽出
→ コンポーネントごとに必要な試験条件の検討

3. STEP①：コンポーネント種類ごとの不具合発生数・発生率

コンポーネントに発生した不具合をコンポーネント種類ごとに分類し、不具合発生数・発生率を求めた。

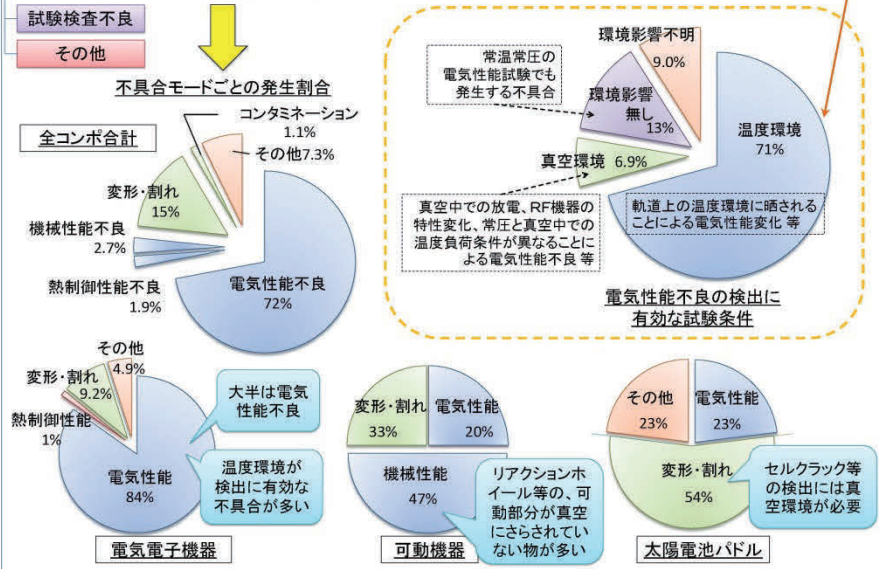


コンポーネント不具合の70%以上は電気電子機器で発生、しかしこれは電気電子機器の搭載数が他のコンポーネントに比べ多いことによる。不具合発生率はコンポーネント種類ごとに大きく異なることが分かった。

4. STEP②：コンポーネント種類ごとの不具合モードと検出に有効な試験条件

コンポーネントに発生する不具合を不具合モードごとに分類し、その検出に有効な試験条件を検討した。熱真空/熱サイクル試験において不具合検出に有効な試験条件は温度環境、真空環境（熱真空試験のみ）、熱サイクル等である。コンポーネントごとに特徴的に発生する不具合モードがあり、その不具合モード検出に有効な試験条件が分かれば、適切な試験選択（熱真空or熱サイクル）や試験条件設定に活用できる。

不具合モード		不具合の一例	有効な試験条件
機能性能不良	熱制御性能不良	放熱特性変化による熱制御性能未達	温度/真空環境が必要
	電気性能不良	電気性能の規格逸脱、RF特性変化 真空中での放電等	不具合モードによる
	機械性能不良	潤滑特性変化によるトルク規格逸脱 等	温度/真空環境が必要
破損・外観不良	熱ストレスによる変形・割れ	接着剤の剥離、変形による接触不良 材料の物性変化	温度環境と熱サイクルが必要（一部、真空環境が必要な場合有り）
	コンタミネーション	アウトガスによる供試体汚染	温度/真空環境が必要
試験検査不良			
その他			



- 不具合の約70%は真空環境に晒さなくても検出可能
- 電子基板上のハンダやコーティング剥離（変形・割れに分類）が発生するため熱サイクルの負荷が必要

- 不具合の約80%は真空環境に晒さなくても検出可能
- 不具合の約70%は熱サイクルを負荷しなくても検出可能。（変形・割れ以外）

- 不具合の約50%以上の検出に熱サイクル負荷が必要（変形・割れ）
- 真空環境でしか顕在化しない変形・割れが存在するため真空環境での試験が必要

5. 結論・今後の予定

コンポーネント種類ごとに不具合発生率や発生しやすい不具合モードが異なることがわかった。熱真空試験有効性評価はコンポーネント種類ごとに進めていく必要が示唆された。
今後は試験有効性評価の定量化を進め、試験方法の選択や試験条件設定に反映していく。

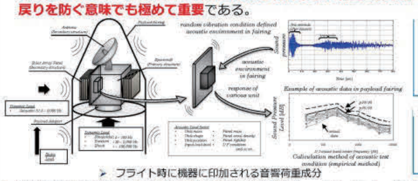
This document is provided by JAXA.

音響荷重条件適正化に向けた音響-質量加速度曲線(A-MAC)の導出

Test Effectiveness
Environmental Test Technology Unit

1. 背景・目的

- 宇宙機搭載機器は運用環境中、特にロケット打上げ時における加速度・振動・音響・衝撃等の機械環境に曝されても、軌道上で所定の機能性能を発揮するための耐荷重設計が重要であり、また、**機器設計初期段階において、運用環境中機器に印加され得る最大荷重を簡便かつ精度良く見積もることは、開発出戻りを防ぐ意味でも極めて重要**である。



- フライト時に機器に印加される音響荷重成分

準静的荷重条件($Quasi\text{-}Static\ Load: QSL$)

$$QSL = S \pm D = S \pm \sqrt{L^2 + D^2}$$

S:静荷重、D:動荷重
L:低周波荷重(正弦波荷重成分)
D:高周波荷重(音響荷重成分)

Milesの式($Miles'\ Equation$)

$$R = \sqrt{\frac{\pi}{2} f_n \cdot Q \cdot PSD(f_n)}$$

f_n: n次共振周波数[Hz]、Q:共振倍率
$PSD(f_n)$: f_nにおけるPSDスペック[$(m/s^2)^2/Hz$]

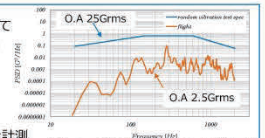
- 機器に印加される最大荷重は準静的荷重条件($Quasi\text{-}Static\ Load: QSL$)として静荷重と動荷重を用いて右上式のように定義される。動荷重はさらに、低周波荷重成分(正弦波荷重成分)と高周波荷重成分(音響荷重成分)に区分することができる。
- この内、静荷重と正弦波荷重項については、有限要素解析(FEM)を用いて(数学モデルの精度次第で)精度良く最大荷重を見積もることが可能であるが、**音響荷重項は**FEMによる解析が困難であり、設計初期段階においては経験的手法や$Miles$の式を用いて最大荷重を見積もることが一般的であるが、その場合は**過度に保守的なマージン設定(実効値で3~10倍程度)となる場合が散見されている。**

過度に保守的なマージンが設定される例

$f_1 = 280[Hz]$、$Q = 20$で右図のようなPSDスペックが与えられている供試体があるとする。$PSD(f_1) = 0.634[G^2/Hz]$であるから、Milesの式を用いて最大荷重を見積もろうとすると

$$R = \sqrt{\frac{\pi}{2} f_1 \cdot Q \cdot PSD(f_1)} = \sqrt{\frac{\pi}{2} \cdot 280 \cdot 20 \cdot 0.634} \approx 75[G]$$

となる。しかし、このような供試体でも音響試験でI/F加速度を計測すると実際には2.5Grms、ピーク値が実効値の3σhighと考えても2.5×3=7.5G程度の加速度しか発生しないこともしばしば。I/F加速度7.5Gに対して重心加速度を10倍の75Gとして設定することになる。

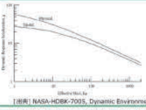


実際のフライト(音響試験時のI/F加速度)では2.5Grms程度しか発生しないにも関わらず、25Grmsもの試験レベルが切られることもしばしば。

- そこで、**機器開発初期段階において簡便かつ従来の方法よりもより適正な最大荷重を見積もる手法として、$A\text{-}MAC(Acoustic\text{-}Mass\ Acceleration\ Curve)$を提案する。**

質量加速度曲線 ($Mass\ Acceleration\ Curve: MAC$)とは？

機器に印加され得る最大荷重を、機器質量毎に整理した曲線。搭載ロケットが変われば機械環境も変わるため、ロケット毎に整理されるのが一般的である。
NASAやESA等では機器に印加される最大荷重を見積もる手法として一般的に使用されている。商用衛星や海外受注のコンポ等では「MACを用いて最大荷重を見積もること」と指定されることもある。



←NASAでは各振動モード毎のモーダル応答を表した$Modal\ MAC$等も定めている。

[出典] NASA-HDBK-7005, Dynamic Environmental Criteria, (2001-3).

MACがあると設計に有利！

- 本検討では、**H-IIAロケットに対応したJAXA版MACをJAXA衛星音響試験結果及び数値シミュレーションの結果から算出した。**これを用いることにより、機器開発初期段階において機器に印加され得る最大音響荷重成分を簡便かつ従来の方法よりも適正に見積もることが可能になると考えられる。

いままでは

- 新しいコンポをつくります
- 衛星のどこに搭載されるか分かりません
- → コンポにかかる加速度がどの程度かも分かりません
- → とりあえず$Miles$の式で安全目に見積もっておくか
- → 非現実的な条件設定となることもしばしば

→開発出戻り・コスト増加

MACがあれば

- 新しいコンポをつくります
- 衛星のどこに搭載されるか分かりません
- → ただし、機器の質量配分値が分かれば、A-MACを使って音響負荷成分の確率的上限値が見積もれます。10kgのコンポなら約20G
- → $Miles$の式で見積もるよりも適正なマージンで設計可能

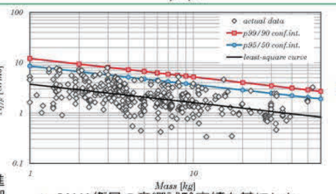
2. 機器取付I/F加速度応答実効値(JAXA衛星音響試験結果より)

- 試験ユニットが開発した音響振動解析システム($Jaxa\ Acoustic\ analysis\ NETwork\ system: JANET$)のデータベースに蓄積された過去のJAXA衛星音響試験結果から、音響試験時に構体パネルと各機器のI/F部分に印加された加速度の実効値を機器質量毎に整理した。
- データはH-IIAのAT(受入試験)レベルに正規化している。音響試験のATレベルは最大予測環境($Maximum\ Predicted\ Environment: MPE$)で規定されるため、本結果はそのままH-IIAロケットフライト時の荷重成分として考えることが可能である。

機器質量と音響試験時のI/F加速度実効値のp99/90信頼区間上限の関係式

$$(A_{I/Frms})_{p99/90} = 12.073 \times M_L^{-0.367}$$

- データ使用衛星
  - MDS-1 ・ ALOS
  - DRTS ・ ETS-VIII
  - ADEOS ・ SELENE
  - OICETS ・ WINDS
- 構体パネル情報
  - アルミ,CFRP
- 搭載機器情報
  - バッテリボックス、推進装置、圧力容器、熱制御ユニット、姿勢制御ユニット等多数



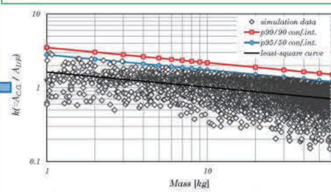
- JAXA衛星の音響試験実績を基にした機器質量とI/F部加速度実効値の関係(データ数N=355、H-IIA ATレベルに正規化)

3. I/F加速度から重心加速度への換算(数値シミュレーション結果より)

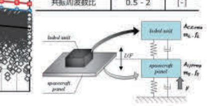
- 音響試験の実績から整理した質量加速度曲線はI/F加速度の実効値であり、設計荷重として考えるためにはこれを機器重心位置に作用する荷重の最悪値に変換する必要がある(音響試験においても重心相当位置の加速度をモニタする場合があるが、厳密に重心の応答を捉えることは困難である場合が多い)。
- そこで、構体パネルと搭載機器を模した右下図のような2自由度モデルを用いて、構体パネルにフォースが印加された場合のI/F加速度と機器重心相当位置加速度の実効値比をモンテカルロシミュレーションより計算し搭載機器質量毎に整理した。

機器質量とI/F加速度実効値から重心相当加速度実効値の換算係数p99/90信頼区間上限の関係式

$$(k)_{p99/90} = 3.498 \times M_L^{-0.205}$$



パラメータ	解析範囲	単位
Load系質量	1 - 60	[kg]
Source系質量	1 - 100	[kg]
Load系共振周波数	100 - 1000	[Hz]
共振周波数比	0.5 - 2	[-]



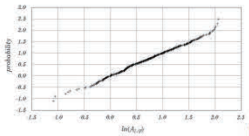
- 機器IF加速度実効値と重心加速度実効値比のモンテカルロシミュレーション結果(データ数N=5,000)
- 2自由度モデル
Source系(構体パネル側)にPSDフラットフォースを印加し、搭載機器の応答をシミュレーション

※ p99/90・・・90%の確率で集合の99%を包絡する値

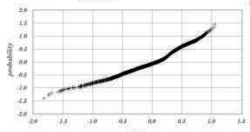
4. JAXA衛星システム音響試験結果と数値シミュレーション結果の組み合わせによる音響-質量加速度曲線(A-MAC)の導出

- JAXA衛星システム音響試験の結果と数値シミュレーションの結果を組み合わせ、機器質量とH-IIA ATレベル音響試験時(=H-IIAフライト時)に機器重心相当位置に作用する音響荷重成分の関係を示す音響-質量加速度曲線(A-MAC)を導出する。機器重心相当位置に作用する音響荷重成分のp99/90確率的上限値は下記のように求められる。

$$ln(A_{C.G.})_{p99/90} = \left[\overline{ln(A_{C.G.})} + K_{p99/90} \cdot \sqrt{Var\{ln(A_{C.G.})\}}\right]$$



- $ln(A_{I/F})$正規確率プロット



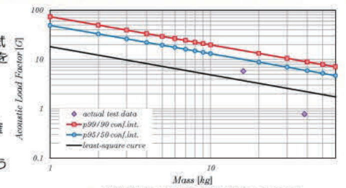
- $ln(k)$正規確率プロット

左図に$ln(A_{I/F})$と$ln(k)$の正規確率プロットを示す。図から分かるように明確な線形性を確認することができるため、$ln(A_{I/F})$と$ln(k)$が正規分布に従う($A_{I/F}$とkが対数正規分布に従う)ことが分かり、合成分散を用いて上式のように信頼区間を求めることが可能である。上式を用いて求めた推定曲線及びp95/50,p99/90の信頼上限を右上に示す。

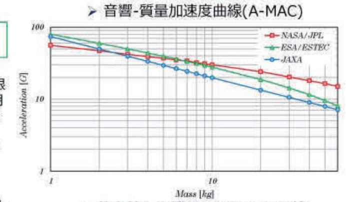
機器質量と音響荷重成分p99/90信頼区間上限の関係式

$$(R)_{p99/90} = 74.053 \times M_L^{-0.573}$$

図中には実際に音響試験にてI/Fフォースを計測し重心相当加速度実効値を求めた実データを2例プロットしており、実データはどちらもp95/50の信頼上限を下回っていた。このグラフの読み値を求めれば、機器の質量配分値が判明した段階で機器に作用するH-IIA音響荷重成分の確率的上限値を求めることが可能となる(例えば、10kgのコンポであれば20G)。
また、NASA/JPL、ESA/ESTECがハンドブックで示しているMACと今回導出したA-MACとの比較を右図に示す。図から分かる通り、他機関のMACと大きな差異はなかった。



- 音響-質量加速度曲線(A-MAC)



- 他海外宇宙機関のMACとの比較

[参考]
- NASA/JPL, COMBINATION METHODS FOR DERIVING STRUCTURAL DESIGN LOADS, Practice No.PD-ED-1211, Figure 1, p4.
- ESA/ESTEC, Spacecraft mechanical loads analysis handbook, ECSS-E-HB-32-26A, p244, Figure 9-5, 19 February 2013.

5. まとめ

- 設計初期段階において音響荷重成分は$Miles$の式等を用いて最大荷重を見積もることが一般的であるが、その場合は過度に保守的なマージン設定となる場合があり、再設計や試験での破損による開発出戻り・開発コスト増加等が発生するケースが散見されていた。
- そこで、過去のシステム音響試験の結果と数値シミュレーションを組み合わせることにより、H-IIAロケットに対応した音響-質量加速度曲線(A-MAC)を導出した。結果は、海外他機関が提示しているMACと大きな差異はなかった。
- 今回導出したA-MACを用いることで、機器開発初期段階において音響荷重成分確率的上限値を簡便かつ従来の方法よりも適正なマージンで求めることができると考えられる。

第14回試験技術ワークショップ ポスター発表 2016年10月20日 JAXA環境試験技術ユニット

This document is provided by JAXA.

累積疲労損傷要求の適正化に向けた基礎検討

検討の目的

宇宙機の構造設計において、疲労設計とその検証は非常に重要な要素の一つである。JAXAにおいては累積疲労損傷の要求として、検証済みの疲労寿命に対するFlight modelの疲労損傷の割合（累積疲労損傷率：λ）をある一定値以下にするという要求を課していることが多く、PFMにおいてもSTM(EM)を用いたQT相当の評価試験が必須であった。これらの要求を課すことで信頼性の高い宇宙機が開発できている一方、累積疲労損傷の評価・検証が開発期間・費用の短縮に対する課題となっていた。

そこで本研究では、フライト中の累積疲労損傷リスクを定量化する為の基礎検討を行う。まず、地上試験とフライト時における加速度応答実績を利用し、rainflow cycle counting methodを用いて試験時とフライト時の累積疲労の大きさを相対比較する。次に、地上試験を問題なく通過したコンポーネントが、フライト中に疲労破壊する確率を統計学的な観点から検討し、フライト中の信頼性の定量化を行う。

背景１：JAXAにおける疲労要求の変遷

米国（MIL-STD-1540）	年代	日本（JERG-2-130）
マクドネルダグラス社（MDAC）、オートモーティブ社（TRW）より、デルタロケット技術が日本へ技術移転（NASDA・ロケット等製造メーカ）	1970	➤DV-1150A　ロケット機器の環境条件　制定（NASDA文書：1976） ➤AT試験回数を規定 累積疲労評価 $\frac{D_{式}}{D_{qr}}=n\frac{t_{af}}{t_{qr}}\left(\frac{KG_{af}}{G_{qr}}\right)^{\alpha}\leq\lambda$　D:許容損傷度　n:試験回数　t:試験時間　G:負荷レベル （MDAC: α=6, K=√2, TRW: α=5, K=1）
➤MIL-STD-1540 B 改訂（1982） ➤b=4, M=+6dB ➤FLEに関する数値的な要求はない 累積疲労評価式 $FLE=\frac{(T_{MPE}+nT_A)/10^{\frac{Mb}{20}}}{T_Q}$	1980	➤NASDA-ESPC-7,7A 「試験共通仕様書(人工衛星編)」(1979,1983) ➤累積疲労損傷に関する記述なし ➤NDC-2-2-2 人工衛星機械設計基準(1988) ➤累積疲労損傷に関する記述なし
➤MIL-STD-1540 C 改訂（1994） ➤b=4, M=+3〜6dB ➤FLE≦0.25以下と要求 累積疲労評価式 $FLE=0.25=\frac{(T_{MPE}+nT_A)/10^{\frac{Mb}{20}}}{T_Q}$	1990	➤NASDA-ESPC-7 B改訂(1989) ➤認定試験モデル(システム、コンポ)のフライト品化に関する記述の中で、残留寿命の評価の必要性について記述 ➤各構造要素の応力-疲労限度曲線によるヒストグラムの累積評価（マイナー則）による評価、具体的な式の記述はなし） ➤NASDA-STD-15,15A 衛星一般試験標準 制定(1994,1998) ➤解説書に累積疲労損傷に関して記述 累積疲労評価式 $\lambda=\frac{\sum D_{PF}}{\sum D_{qr}}=\frac{\sum\{t_{PF}\cdot(K\cdot L_{PF})^{\alpha}\}}{\sum\{t_{qr}\cdot(L_{qr})^{\alpha}\}}\leq\lambda_c$　α=6, K=1 ※規定疲労マージンについて具体的な要求はない
➤MIL-STD-1540 E 改訂（2004）	2000	➤JERG-2-002 「衛星一般試験標準」、各HDBK制定(2004〜2010) ➤音響試験HDBKに累積疲労損傷に関する詳細な解説を記述
	2010	➤JERG-2-130 「宇宙機一般試験標準」(2012) ➤JERG-2-130A 「宇宙機一般試験標準」(2016)
現在のMIL-STDは、B改訂以前の考え方から、不確定性などを改訂したもの。		現在のJAXA標準は、MIL-STD-1540B以前の考え方を元に導入し、維持したもの。

背景２：海外標準における疲労の考え方

◆MIL-STD-1540Eでは、PFM方式の場合、解析評価もしくは個別の評価試験を行うこととしている。Lifeについては試験で検証できないので、それについてはリスクとして整理し設計のマージンとして取り込むべきであると言及している。

> 4.3.3 Protoqualification
> ・・・the protoqualification strategy is intended in cases where test hardware will be used as flight hardware. This strategy introduces a higher level of risk into a program since it does not establish service life for the first flight hardware, unless mitigated by conservative design practices and other testing. Limited life is established for subsequent flight hardware.

◆PFM品について「1機目」と「2機目以降」においてLifeについて次のように整理している。1機目はフライト分と再試験分のLifeが未検証であり、2機目以降はフライトは1機目の実績から検証されたとするが、再試験分のLifeが検証できないと整理している。

出典：Jim Snyder & Al Peterson, "Introduction to MIL-STD-1540E (SMC-S-016) Test Requirements", 28th Aerospace Testing Seminar, (2014)

Design		Qualification (6dB,3min) + Subsequent Units	Multiple Vehicle Mission: Protoqual (3 dB, 2 min) + Subsequent Units	Flightproof for all units (3dB, 1 min)
	Recommended Analytical Margin	6dB	6dB	6dB
1st Unit / 1機目のコンポーネント	Demonstrated Acceptance Lives	8X	2X	NONE
	Is Life for Flight Demonstrated?	YES	NO	NO
	Is Life for Retest Demonstrated?	YES	NO	NO
	Flight Risk	Unit Not Flown	Flown at Risk	Flown at Risk (Lower than PQ)
Subsequent Unit / 2機目以降のコンポーネント	Is Acceptance Life Demonstrated?	8X	2X	NONE
	Is Life for Flight Demonstrated?	YES	NO	NO
	Is Life for Retest Demonstrated?	YES	NO	NO
	Flight Risk	Lowest	Flown at Risk (Lower than PQ Unit)	Flown at Risk (Same as 1st Unit)

*Flightproof is applicable to dynamic environments only

フライト分のLifeおよび再試験分（改修後ATなど）が未検証。

1機目でフライト分の検証をしたこととする。ただし、再試験分のLifeは未検証のままである。

将来の方向性

本検討では、累積疲労損傷のリスクを定量化する為の基礎検討として、地上試験とフライト時における加速度応答実績を利用し、地上試験時とフライト時の累積疲労の大きさを相対比較することで、地上試験を問題なく通過したコンポーネントが、フライト中に疲労破壊する確率を統計学的な観点から定量化した。

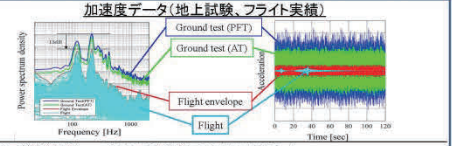
今後は、本検討の手法を含めフライト時の信頼性を定量化できる手法を確立することで、設計時の累積疲労損傷要求の適正化を行う。最終的にはプロジェクト毎・コンポーネント毎に適切な累積疲労管理の要否を定量的に判断可能となるよう検討を進めていく。

フライトと地上試験の累積疲労損傷の相対評価

ランダム環境を規定する上で、統計的な不確定性やリスクを回避する思想に基づく開発・製造上のマージンなどが積み重なり、環境を現実よりも大きくに見積もっているため、疲労設計に対する要求が非常に厳しくなっている。そこで、実績データをもとに、それぞれの疲労損傷度を相対比較することで、大きく見積もっているマージン量を定量化する。

搭載機器PFT・ATレベル（ランダム振動）
↑ インタフェース応答を見積る上での設計マージン
システムPFT・ATレベル（音響）
↑ 環境条件を規定する上での設計マージン
統計的な上限値（包絡）規定
↑ 非定常振動を定常振動として規定するマージン
フライト環境（非定常ランダム環境）

加速度データ（地上試験、フライト実績）



システムPFT音響（実測値）	：	地上PFT音響試験におけるI/F加速度データ
システムAT音響（計算）	：	地上PFT音響試験実績から-3dBした計算値
フライト包絡（計算）	：	打上げ時の非定常PSDの包絡値と一致する定常ランダム振動の計算値
フライト（実測値）	：	地上試験と同等の場所における打上げ時加速度データ（非定常振動環境）

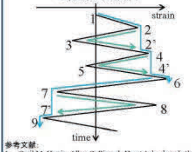
ひずみデータへの変換

速度時系列　速度PSD

Rain-flow Cycle Counting

不規則な繰り返し変動荷重を受ける場合に、疲労寿命を評価するための応力（ひずみ）頻度を計測する手法。直接ひずみの時系列データからサイクルを計測する手法と、カウントしたサイクルの頻度分布を統計的に仮定しPSDデータから推定する手法などがある。

＜時系列からカウント＞



＜近似手法（Dirlik method）＞

$$p(s)=\frac{1}{2\sqrt{m_0}}\left\{\frac{D_1}{Q}\exp\left(-\frac{Z}{Q}\right)+\frac{D_2 Z}{R^2}\exp\left(-\frac{Z^2}{2R^2}\right)+D_3\exp\left(-\frac{Z^2}{2}\right)\right\}$$

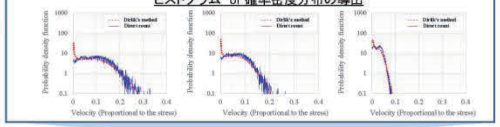
$$Z=\frac{S}{2\sqrt{m_0}}\quad \alpha_2=\frac{m_2}{\sqrt{m_0 m_4}}\quad x_m=\frac{m_1}{m_0}\sqrt{\frac{m_2}{m_4}}$$

$$D_1=\frac{2(x_m-\alpha_2^2)}{1+\alpha_2^2}\quad D_2=\frac{1-\alpha_2-D_1+D_1^2}{1+R}\quad D_3=1-D_1-D_2$$

$$Q=\frac{1.25(\alpha_2-D_3-D_2R)}{D_1}\quad R=\frac{\alpha_2-x_m-D_1^2}{1-\alpha_2-D_1+D_1^2}$$

参考文献：
1. Cyril M. Harris, Allan G. Piersol, Harris' shock and vibration handbook, 5th ed McGraw-Hill, 2002.
2. Benasciutti Denis, Tovo Roberto, Comparison of spectral methods for fatigue analysis of broad-band Gaussian random processes, Probabilistic Engineering Mechanics, 21.4: 287-299, 2006.

ヒストグラム　or 確率密度分布の導出



累積疲労損傷度の相対評価

実績データをもとに定量化

比較結果	Case	時系列からのカウント値（Dirlik methodでの推定値） No.01	No.02	No.03
累積疲労損傷相対値 (b=6)	システム PFT音響（実測値）	1	1	1
	システム AT音響（計算）	1.3×10^{-1} (1.3×10^{-1})	1.3×10^{-1} (1.3×10^{-1})	1.3×10^{-1} (1.3×10^{-1})
	フライト包絡（計算）	6.0×10^{-3} (5.3×10^{-3})	8.9×10^{-4} (7.6×10^{-4})	7.2×10^{-4} (6.4×10^{-4})
	フライト（実測値）	1.8×10^{-5}	1.8×10^{-6}	5.1×10^{-6}

累積疲労の相対比較値：1/150以下、1/10000以下、1/100000以下

比較結果	Case	時系列からのカウント値（Dirlik methodでの推定値） No.01	No.02	No.03
累積疲労損傷相対値 (b=4)	システム PFT音響（実測値）	1	1	1
	システム AT音響（計算）	2.6×10^{-1} (2.6×10^{-1})	2.6×10^{-1} (2.6×10^{-1})	2.6×10^{-1} (2.6×10^{-1})
	フライト包絡（計算）	3.0×10^{-2} (2.6×10^{-2})	8.5×10^{-3} (7.9×10^{-3})	8.4×10^{-3} (6.8×10^{-3})
	フライト（実測値）	2.1×10^{-4}	3.4×10^{-5}	1.3×10^{-4}

累積疲労の相対比較値：1/30以下、1/1000以下、1/10000以下

3つのコンポーネントの実績値　**フライト中の疲労損傷は地上試験（PFT）の1/100,000以下！**

地上試験に耐えた機器のフライト信頼性評価

地上試験とフライト時の疲労損傷を相対比較すると、フライト時の損傷は相対的に非常に小さいことが分かった。そこで、地上試験（PFT）に耐えた機器がフライト中に疲労起因の不具合が発生する確率（フライト時の信頼性）を定量化する。

モデル化

地上試験を不具合なく通過したコンポーネントに対し、フライト時に不具合が発生する確率を条件付き確率の定義を用いてモデル化した。

条件付き確率：
$$fc(D_{flight}|D_{test},\alpha,\beta)=\frac{f(D_{test}+D_{flight},\alpha,\beta)}{R(D_{test},\alpha,\beta)}$$

機器の故障モデルはワイブル分布を用いて、故障率（信頼度）を定義した

＜確率密度関数＞
$$f(x,\alpha,\beta)=\frac{\alpha}{\beta^{\alpha}}x^{\alpha-1}\exp\left\{-\left(\frac{x}{\beta}\right)^{\alpha}\right\}\ \xrightarrow{deform}\ fc(D_{flight}|D_{test},\alpha,\beta)=\frac{\alpha}{\beta^{\alpha}}(D_{test}+D_{flight})^{\alpha-1}\exp\left\{-\frac{(D_{test}+D_{flight})^{\alpha}-D_{test}^{\alpha}}{\beta^{\alpha}}\right\}$$

＜累積分布関数＞
$$F(x,\alpha,\beta)=1-\exp\left\{-\left(\frac{x}{\beta}\right)^{\alpha}\right\}=1-R(x,\alpha,\beta)\ \xrightarrow{deform}\ F_c(D_{flight}|D_{test},\alpha,\beta)=1-\exp\left\{-\frac{(D_{test}+D_{flight})^{\alpha}-D_{test}^{\alpha}}{\beta^{\alpha}}\right\}=1-R_c(D_{flight}|D_{test},\alpha,\beta)$$

パラメータ解析

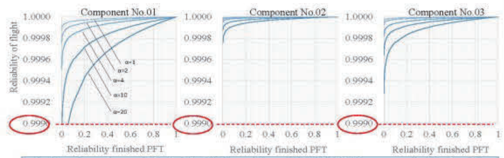
上記のモデルを用い、地上試験完了後の信頼度Rとワイブル形状パラメータαを用い、フライト信頼性のパラメータ解析を行った。（尺度パラメータβはRとαを用いて定義できる）

$$\beta=\exp\left\{-\frac{\alpha\ln D_{test}-\ln(\ln R^{-1})}{\alpha}\right\}$$

＜フライト信頼性評価例＞

フライト信頼性	PFT試験後の機器の信頼性 α=4 No. 01	α=4 No. 02	α=4 No. 03	α=20 No. 01	α=20 No. 02	α=20 No. 03
99.9% (b=6)	10^{-6}以下	10^{-60}以下	10^{-14}以下	0.06	10^{-19}以下	10^{-4}以下

*本検討でのワイブル形状パラメータαは1~20。一般に、電気部品や機構部品、ボルト等においてはα0.5～10の値をとる。（参考：Bloch H. P. and F. K. Geitner, Practical machinery management for process plants. Volume 2: Machinery failure analysis and troubleshooting, Exxon Chemical Co., Baytown, TX, 1983.）



実績データでは地上試験終了後の信頼性が0.06以上あれば、フライト時の信頼性は99.9%を超える！（b=6）

第14回試験技術ワークショップ ポスター発表　2016年10月20日　JAXA環境試験技術ユニット

This document is provided by JAXA.

共振周波数調整型アイソレータの設計手法の開発

動機

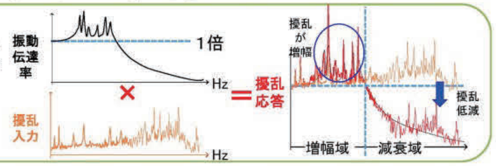
背景

- 次期ミッションにおいて1衛星に複数のミッション機器を搭載するシステムの実現性を検討するにあたり、各ミッション機器に対する擾乱低減方法の検討の必要性が生じている。
- 環境試験技術ユニットでは、主として打上げ環境緩和を目的とし、振動環境低減装置の開発検討をFY27より実施。詳細な数値解析モデルを作成し、検証を進めていた。
- 一般的な擾乱低減化手法として、防振ゴムを機器の四隅に配置する方法が用いられてきたが、振動絶縁装置を使用したことで生じる低周波域での共振周波数をどのように設計するかという課題が存在していた。

研究課題の設定

アイソレータによって高周波数の振動が低減できるのは自明だが、増幅域における共振周波数設計の難しさが技術課題となっている

アイソレータの共振周波数設計の容易さを向上させる設計手法を確立する



研究

設計手法の構築

1剛体、複数ばね(剛体上あらゆる場所に配置可能)を用いてモデル化し、ラグランジュの運動方程式を導出。更に導出した運動方程式を線形対角化(個々の運動方程式を独立化)することで、共振周波数の調整に必要な設計パラメータを示した。

<非線形並進運動方程式>

$$[M]\{\ddot{r}_g\}-\sum_i[K_i]\cdot\{\{r_g\}-\{r_{gi}\}+([E(\Theta)]-[E(\Theta_0)])\{r_{pi}\}\}=Q$$

<非線形回転運動方程式>

$$[E_\omega(\Theta)]^T[I]\{\dot{\omega}\}+[E_\omega(\Theta)]^T[\tilde{\omega}]^T[I]\{\omega\}-\sum_i[E_r(\Theta)][K_i]\{\{r_g\}-\{r_{gi}\}+([E(\Theta)]-[E(\Theta_0)])\{r_{pi}\}\}=N$$

線形化

<線形並進運動方程式>

$$[M]\{\ddot{r}_g\}+\sum_i[K_i]\{r_g\}-\sum_i[K_i][\tilde{r}_{pi}]\{\Theta\}=Q+\sum_i[K_i]\{r_{gi}\}+\sum_i[K_i][\tilde{r}_{pi}]\{\Theta_0\}$$

<線形回転運動方程式>

$$[I]\{\ddot{\Theta}\}+\sum_i[\tilde{r}_{pi}][K_i]\{r_g\}-\sum_i[\tilde{r}_{pi}][K_i][\tilde{r}_{pi}]\{\Theta\}=N+\sum_i[\tilde{r}_{pi}][K_i]\{r_{gi}\}+\sum_i[\tilde{r}_{pi}][K_i][\tilde{r}_{pi}]\{\Theta_0\}$$

対角化

<対角線形化並進運動方程式>

$$\ddot{r}_{g_x}=-\frac{1}{m}\sum_i k_{i_xx}\{r_{g_x}+r_{pi_z}\Theta_y\}=f_1(r_{g_x},\Theta_y)$$
$$\ddot{r}_{g_y}=-\frac{1}{m}\sum_i k_{i_yy}\{r_{g_y}-r_{pi_z}\Theta_x\}=f_2(r_{g_y},\Theta_x)$$
$$\ddot{r}_{g_z}=-\frac{1}{m}\sum_i k_{i_zz}r_{g_z}=f_3(r_{g_z})$$

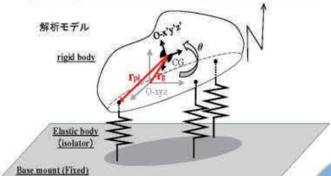
<対角線形化回転運動方程式>

$$\ddot{\Theta}_x=-\frac{1}{I_{xx}}\left[\sum_i k_{i_yy}\{-r_{pi_z}r_{g_y}+r_{pi_z}{}^2\Theta_x\}+\sum_i k_{i_zz}r_{pi_y}{}^2\Theta_x\right]=f_4(r_{g_y},\Theta_x)$$
$$\ddot{\Theta}_y=-\frac{1}{I_{yy}}\left[\sum_i k_{i_xx}\{r_{pi_z}r_{g_x}+r_{pi_z}{}^2\Theta_y\}+\sum_i k_{i_zz}r_{pi_x}{}^2\Theta_y\right]=f_5(r_{g_x},\Theta_y)$$
$$\ddot{\Theta}_z=-\frac{1}{I_{zz}}\sum_i\{k_{i_xx}r_{pi_y}{}^2+k_{i_yy}r_{pi_x}{}^2\}\Theta_z=f_6(\Theta_z)$$

6自由度共振周波数の主要設計パラメータ

6自由度運動	共振周波数[Hz]	アイソレータ側パラメータ
x並進運動	$\frac{1}{2\pi}\sqrt{\frac{\sum_i k_{i_xx}}{m}}$	$\sum_i k_{i_xx}$
y並進運動	$\frac{1}{2\pi}\sqrt{\frac{\sum_i k_{i_yy}}{m}}$	$\sum_i k_{i_yy}$
z並進運動	$\frac{1}{2\pi}\sqrt{\frac{\sum_i k_{i_zz}}{m}}$	$\sum_i k_{i_zz}$
x回転運動	$\frac{1}{2\pi}\sqrt{\frac{\sum_i k_{i_zz}r_{pi_y}{}^2}{I_{xx}}}$	$\sum_i k_{i_zz}r_{pi_y}{}^2$
y回転運動	$\frac{1}{2\pi}\sqrt{\frac{\sum_i k_{i_zz}r_{pi_x}{}^2}{I_{yy}}}$	$\sum_i k_{i_zz}r_{pi_x}{}^2$
z回転運動	$\frac{1}{2\pi}\sqrt{\frac{(\sum_i k_{i_xx}r_{pi_y}{}^2+\sum_i k_{i_yy}r_{pi_x}{}^2)}{I_{zz}}}$	$\sum_i k_{i_xx}r_{pi_y}{}^2+\sum_i k_{i_yy}r_{pi_x}{}^2$

解析モデル



<アイソレータユニット共振周波数設計のための必要条件>

・アイソレータの機能により少なくとも1つの慣性乗積を主軸の値よりも十分小さくすること
(感受性機器の設計とアイソレータ設計によりIxx、Iyy、Izz>> Ixy、Ixz、Iyzとする)
・慣性主軸を投影した座標(θ回転)をもとに、アイソレータの配置は以下の条件を満たすこと

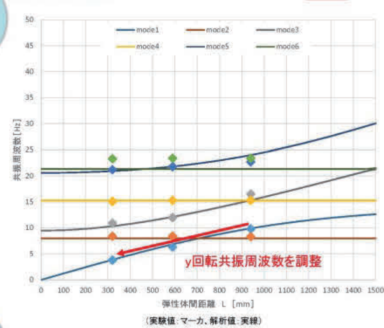
$$\sum_i k_{i_xx}r_{pi_x}=\sum_i k_{i_yy}r_{pi_y}=0$$
かつ
$$\sum_i k_{i_yy}r_{pi_x}r_{pi_y}=\sum_i k_{i_xx}r_{pi_x}r_{pi_y}=0$$

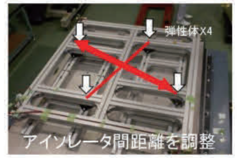
設計手法の実証

構築した手法に対し、試作モデルを製作し、実機相当の供試体を用いた地上試験により実証。抽出した設計パラメータを変更することで、共振周波数を調整できることを示した。

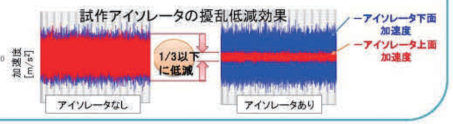
共振周波数の推移

項目	並進運動共振周波数[Hz]			回転運動共振周波数[Hz]		
	x並進	y並進	z並進	x回転	y回転	z回転
評価A 弾性体間距離940mm	22.7	23.4	15.3	8.2	8.3	16.5
評価B 弾性体間距離590mm	21.8	23.4	15.3	8.4	6.3	12.0
評価C 弾性体間距離320mm	21.2	23.3	15.1	8.4	3.8	10.9





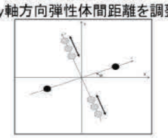
△手法実証のため試作した振動アイソレータと供試体



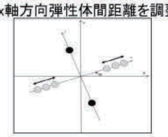
開発

開発した手法の検証は完了した。そこで、開発として研究中に得られた知見を再整理し、ハードウェア開発へフィードバックをかけた。
また、技術的な発展を考慮し、特許出願を行った。

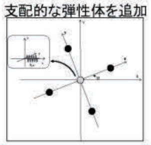
X回転共振周波数調整
⇒y軸方向弾性体間距離を調整



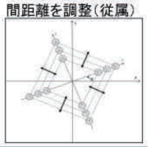
y回転共振周波数調整
⇒x軸方向弾性体間距離を調整



X・Y・Z並進共振周波数調整
⇒中央(座標原点)に各軸が支配的な弾性体を追加



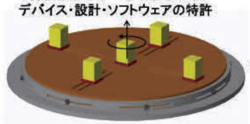
z回転共振周波数調整
⇒ x、y軸方向弾性体間距離を調整(従属)

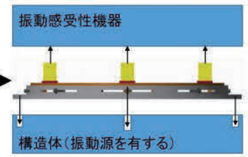


特許化

解決策も盛り込み
ハードウェアへ
落とし込み

共振周波数調整型 振動絶縁装置
(特願2016−145581)
デバイス・設計・ソフトウェアの特許





設計初期から成立性を保証でき、設計の出戻りが少ない
開発の進捗に合わせ製造後の最終的な計測値に基づき共振周波数をシフトさせることで、軌道上での共振を確実に回避できる。よって**概念検討の段階から衛星システムとして擾乱問題に対する成立性を担保することが可能**

アイソレータユニットの小型化が可能
擾乱感受性機器の重量も利用して、アイソレータが持つ共振周波数をシフトさせることができる。よって、アイソレータが持つ原理上不可避なデメリットを回避しながら**機器を小型化することが可能**である。

応用

宇宙以外も
踏まえた応用

振動・騒音問題の解決 → 生活者ひとりひとりの抱える問題を解決
趣味領域(オーディオ)での活用 → 生活の「質」の向上
他分野での振動問題を解決 → 他分野の技術革新・サービス創出に貢献

◆ **振動源機器の脚への適用**
産業機械、モーター、オーディオ、洗濯機…等

◆ **振動感受機器の脚設計への適用**
車載カメラ、航空機カメラ、免震(建築)…等

This document is provided by JAXA.

SLATS搭載センサのランダム振動へのフォースリミット法の適用と音響試験に基づく妥当性評価

環境試験技術ユニット
戸髙 大地

概要　Abstract

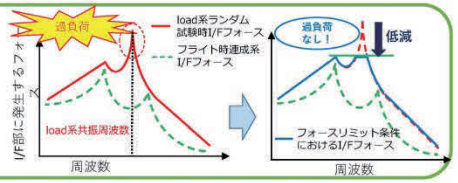
振動試験において宇宙機システム・サブシステム・コンポーネントは、負荷される加速度スペック(振動試験において各供試体に設定される振動レベル)に起因する過剰な負荷を受けることがある。「フォースリミット振動試験」は、I/Fフォースによるノッチング(供試体の共振周波数において過負荷がかからないように当該周波数における加速度スペックにくさび状のノッチを入れて振動レベルを低減させること)を用いることにより、加速度スペックに起因する過剰な負荷を緩和する振動試験の適正化手法の一つである。

SLATS搭載センサのランダム振動試験では、設計荷重を超える過負荷が予想されたため、宇宙機一般試験標準のテーラリングガイドとして規定されている上述のフォースリミット法により過剰な負荷の緩和を行った。本発表ではランダム振動試験に適用した複雑2自由度法によるフォースリミット法の紹介と、その後に実施したシステム音響試験結果に基づく緩和条件の妥当性評価について述べる。

1.フォースリミットの原理

振動試験時、加振台と供試体とのI/F部に既定の加速度スペックを印加しようとすると、加振台が「剛」であることによるインピーダンスミスマッチにより共振点付近で大きな応答(フォース)が発生する(実際の打上げ環境ではそのようなフォースは発生しないにも関わらず)。

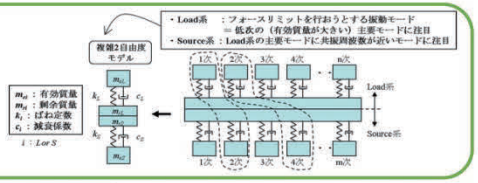
フォースリミット振動試験では、I/Fフォースの印加を制御(フォースリミット)することにより模擬的にインピーダンスミスマッチを解消し、**過負荷を抑制**することが可能である。



2.複雑2自由度法

複雑２自由度法は、リミット対象とするLoad系振動モードとその周波数に近接するSource系振動モードを連成させ、Load系とSource系のI/Fに発生するI/Fフォースを算出する方法である。

➢ 算出するI/Fは、Load系とSource系のI/F部におけるそれぞれの動質量パラメータ(共振周波数、有効質量、剰余質量、Q値)を用いて算出されるものであり、システム音響試験やランダム振動試験の入力条件により正規化された値である。



3.SLATS搭載SHIROPの複雑2自由度法によるフォースリミット法

①load系(SHIROP)パラメータ算出

Load系の剛質量および動質量から共振周波数、有効質量、剰余質量およびQ値を導く。

剛質量　16kg(load系を質量測定により求める。)

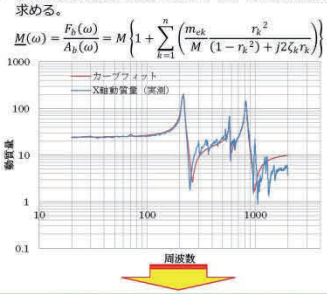
動質量

➢ load系を加振して実測したI/FフォースとI/F加速度により求める。

共振周波数、有効質量、剰余質量およびQ値

➢ 動質量を、次式にて最小二乗フィッティングすることで求める。

$$\underline{M}(\omega)=\frac{F_b(\omega)}{A_b(\omega)}=M\left\{1+\sum_{k=1}^{n}\left(\frac{m_{ek}}{M}\frac{r_k^2}{(1-r_k^2)+j2\zeta_k r_k}\right)\right\}$$



有効質量の大きい1，5，6次のモードをリミット対象モードとする

②Source系(SLATS)パラメータ算出

Source系の剛質量および動質量を導く。

剛質量：384kg(システム質量400kgからSHIROP質量16kgを除いたもの。大きく設定することで安全側となる。)

動質量(共振周波数、有効質量、剰余質量)：6自由度固定したSLATSシステム固有値解析結果から算出する。

③リミット条件算出の際のマージン設定(アンダー評価回避)

複雑2自由度法によるフォースリミット条件算出に当たって、システム側解析モデルは未検証であるため、システム音響試験に対して、フォースリミットによるSHIROP振動試験がアンダーテスティングになることを避けるために、以下厳しめの制約条件おもと反復計算をして安全側のリミット条件を算出した。

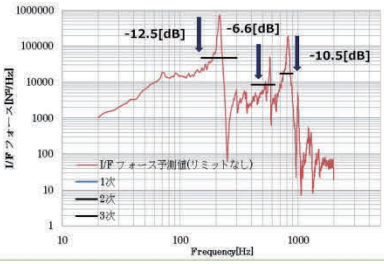
➢ Source系の有効質量および剰余質量は、Load系共振周波数±20%の周波数領域における最も安全側となる固有値解析結果を使用した。

➢ Load系Source系I/Fフォースは、Load系とSource系の共振周波数比を1/2oct幅で探索し、最も安全側となる共振周波数比を使用した。

➢ 以上の制約条件の下、算出したリミット条件に対し、2次以降の共振点におけるリミット低減量にはすべて一律+4dB安全側マージンを追加した。

④算出したリミット条件による低減効果

下図に、算出したリミット条件における1，5，6次モードの低減量を示す。なお、算出したリミット条件を用いた場合、フォースの実効値は、**-3.8[dB]低減**する。



4.システム音響試験結果に基づく緩和条件の妥当性評価

SHIROPランダム振動試験時におけるフォースリミット条件の妥当性を評価するためには、単体ランダム振動試験とSLATS衛星システム構造モデル音響試験時におけるI/Fフォースを直接比較することが理想的であるが、音響試験においてSHIROPのSLATS搭載I/Fフォースを直接測定できない。

⇒そのため、内部加速度に対するI/Fフォースの倍率が、音響試験とランダム振動試験で同じであると仮定して、音響試験におけるI/Fフォースの見積もった。

➢ 単体ランダム振動試験時に行ったフォースリミットの妥当性を評価するために、システム音響試験におけるSHIROP搭載インターフェースフォース$F_{\mathrm{I/F}\,音響}$の見積もりを行った。$F_{\mathrm{I/F}\,音響}$は、単体ランダム振動試験のI/Fフォースの実測値の包絡値$\left(F_{\mathrm{I/F}\,単体}\right)_{envelope}$およびその時の内部加速度応答の包絡値$\left(A_{内部加速度\,単体}\right)_{envelope}$と、音響試験における内部加速度応答$A_{内部加速度\,音響}$を用いて下式より算出した。

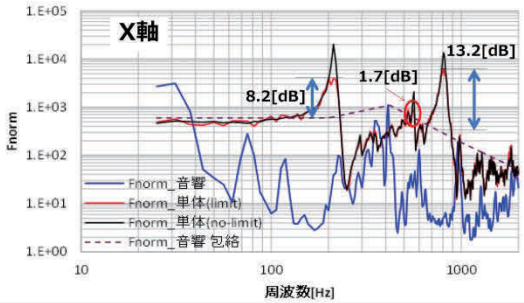
$$F_{\mathrm{I/F}\,音響}=A_{内部加速度\,音響}\times\frac{\left(F_{\mathrm{I/F}\,単体}\right)_{envelope}}{\left(A_{内部加速度\,単体}\right)_{envelope}}$$

I/Fフォースの大きさは、SHIROPへの入力加速度に依存する。音響試験と単体ランダム振動試験時では、入力加速度が異なるため、リミット量の妥当性を評価するために、I/Fフォースを入力加速度で$A_{\mathrm{I/F}}$で正規化する。

$$F_{\mathrm{norm}\,単体(\mathrm{limit})}=\frac{F_{\mathrm{I/F}\,単体(\mathrm{limit})}}{A_{\mathrm{I/F}\,spec}}\qquad F_{\mathrm{norm}\,単体(\mathrm{no-limit})}=\frac{F_{\mathrm{I/F}\,単体(\mathrm{no-limit})}}{A_{\mathrm{I/F}\,spec}}\qquad F_{\mathrm{norm}\,音響}=\frac{F_{\mathrm{I/F}\,音響}}{\left(A_{\mathrm{I/F}\,音響}\right)_{envelope}}$$

下表に各軸の対象共振点におけるランダム試験時のリミット条件における正規化フォース、音響試験時の正規化フォースおよびそれら二つから求めたリミット量マージンを示す。また、下図に正規化したｘ軸の各フォースを参考として示す。

	対象共振点	1次	2次	3次
X軸	リミット周波数範囲[Hz]	150-300	500-700	700-900
	$F_{\mathrm{norm}\,単体(\mathrm{limit})}$	4000	890	6300
	$F_{\mathrm{norm}\,音響}$	600	600	300
	リミット量のマージン[dB]	8.2	1.7	13.2
Y軸	リミット周波数範囲[Hz]	200-350	420-520	520-600
	$F_{\mathrm{norm}\,単体(\mathrm{limit})}$	6300	2500	1700
	$F_{\mathrm{norm}\,音響}$	700	535	720
	リミット量のマージン[dB]	9.5	6.7	3.7
Z軸	リミット周波数範囲[Hz]	100-200	300-650	650-750
	$F_{\mathrm{norm}\,単体(\mathrm{limit})}$	4600	3400	2300
	$F_{\mathrm{norm}\,音響}$	700	250	280
	リミット量のマージン[dB]	8.2	11.3	9.1



まとめ

単体ランダム振動試験時のSHIROPのSLATS搭載I/Fにおけるフォースを音響試験時のI/Fフォースと比較した結果(「４．システム音響試験結果に基づく緩和条件の妥当性評価」の表)、各軸において単体ランダム振動試験時の方が十分に高い負荷をかけられていた。したがってフォースリミット条件は妥当である。　***[参考]フォースリミット振動試験ハンドブック***

This document is provided by JAXA.

設備保全の有効性検討(Maintenance Effectiveness)
－設備運用実績の統計解析による保全周期適正化への挑戦－

Maintenance Effectiveness
Environmental Test Technology Unit

1. 背景

➢ 筑波宇宙センター総合環境試験棟（SITE）は、稼動開始（1989年）から30年近くが経過しており、全体として老朽化が進んでいる。一方で、設備の更新改修や保全に係る基盤的維持費には限りがあるため、設備保全のさらなる合理化を推進していくためには保全コストに対する設備の信頼性（不具合発生確率や不具合発生時の設備システム全体及び宇宙機本体に与える影響度の多寡）の関係を定量的に把握し、組織として要求するリスク・コストバランスを確保するための保全計画の改善活動（PDCAサイクル）が重要となる。

設備保全活動は設備の維持を行う「維持活動」と設備の改善を行う「改善活動」に大別されるが、ここでの「設備保全」とは「維持活動」のことを指す。

- 設備保全
  - 予防保全（不具合が起こる前にメンテナンス）
    - 時間計画保全
    - 状態監視保全
  - 事後保全（不具合が起きてからメンテナンス）
    - 計画事後保全
    - 緊急事後保全

＜旧来の設備保全＞これまでの宇宙機用地上試験設備の保全では時間計画保全を主として行い、突発的な不具合に対しては緊急事後保全によって対応してきた。

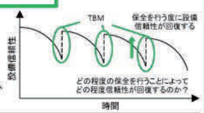
➢ 種々の保全形態

[参考] 江 海洋, "回転機械設備の状態監視・診断法に関する研究－振動・AE 信号およびベイジアンネットワークによるアプローチ", 三重大学博士論文, 平成26年3月, p8, 図1-3

➢ 旧来、SITEを含む環境試験技術ユニット所管の宇宙機用地上試験設備では、定期点検・定期交換による時間計画保全を主として行い、試験時不具合の未然防止に努めてきた。一方で、石油プラントや水道・電力インフラ等他産業界の設備保全動向に目を向けると、定期的に検査・交換を行う時間計画保全（TBM）に加え、故障が発生した場合に設備全体に与える影響（リスク）を識別し影響が小さい機器は故障が発生してから対策を行う計画事後保全（PBM）、さらには近年のIoT技術の急速な進歩に伴い発展した状態監視保全（CBM）の3つの保全方式を合理的に選択するリスクベースメンテナンス（RBM）が保全方式の主流となりつつあり、宇宙機用地上試験設備保全においてもこのような技術動向を取り入れた保全計画のさらなる合理化が望まれている。

時間計画保全 (*TBM: Time Based Maintenance*)

➢ 時間基準保全や定周期保全ともいわれる、一定の間隔でメンテナンスを実施することにより信頼性を高めようとする考え方。宇宙機用地上試験設備に係る保全計画も、現在では主にTBMを基にして保全計画を立案している。保全周期はメーカ推奨年数や運用実績を基に設定することになり、安全のために短めに設定されがちであるが、徒に周期を短縮することも必ずとも得策であるとは限らない。



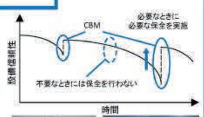
メリット	・保全周期が短いほど高い信頼性を維持し続けられる ・保守計画の立案が容易	デメリット	・保全周期が短いほど費用が高額になりがち ・保全周期が短いほど稼働率が低下する

人間に例えると…

➢ 年に一度の健康診断、人間ドック等 → 異常があれば治療

状態監視保全 (*CBM: Condition Based Maintenance*)

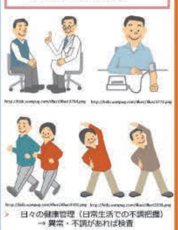
➢ 状態基準保全やヘルスモニタリングともいわれる、設備の状態を診断して必要なときに必要な保全を実施するという考え方。設備の状態に応じてメンテナンスを実施することで、設備の信頼性を確保しつつ時間計画保全よりも保全コストの適正化を図ることができる。但し、状態監視保全はプラント施設や電力・水道インフラ設備等の「24時間稼働型」の設備では導入実績が増えつつあるが、宇宙機用地上試験設備のような「24時間稼働する設備ではなく、稼働時に予期せぬ不具合が生じず確実に稼働すべき」設備については導入実績がなく、適切な診断技術に関する技術的なハードルが存在する。



➢ 石油プラントや発電設備等、24時間365日稼働し続けている設備の場合は、通常時と異常時の差分を検知しやすいため状態監視保全が効果を発揮する

メリット	・装置の状態に応じて適切な保守タイミングを判断できる ・保全周期の合理化による保全コストの適正化が期待できる
デメリット	・適切な診断技術の導入に技術的ハードルあり ・初期投資コストが高額になりがち

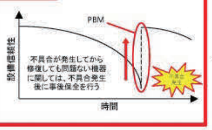
人間に例えると…



➢ 日々の健康管理（日常生活での不調把握）→ 異常・不調があれば検査

計画事後保全 (*PBM: Planned Breakdown Maintenance*)

➢ 不具合発生時、全体に与える影響が少ない機器に関しては不具合が発生してから修繕を行うという考え方。予防保全に対してコストを抑制できるが、想定していない不具合が発生し「緊急事後保全」が必要となった場合には多大な損失コストが発生する可能性がある。



メリット	・予防保全に対して保全コストが抑制できる
デメリット	・想定していない不具合が発生した場合、多大な損失コストが生じる可能性

人間に例えると…

➢ 風邪をひいたので病院に行く →大けがや大病による緊急搬送などは"緊急事後保全"に分類される

技術課題 ➡ **機器の寿命をいかに正確に予測するか？**

➢ 設備保全の合理化を行うためには、機器・装置毎に不具合が発生した場合の全体への影響度合い（作業者の安全性、供試体への影響（スケジュール遅延含む）、設備への影響等）の多寡に応じて保全方式を識別し、運用実績や技術進歩に応じて保全内容・保全方式を改善していくことが望ましい。

➢ 上記の設備保全の合理化を行う上で、「装置・機器の寿命をいかに正確に予測するか」という点が技術的課題点となる。特に、宇宙機用地上試験設備のように「24時間稼働設備ではなく、他に類似設備も少なく、一般には流通していないような特注機器を使用している設備」については、これまでの運転状況や直前の点検結果等から次回試験時の不具合発生確率を推定する必要がある。

2. 設備保全の合理化に向けた機器寿命予測手法の検討

➢ 機器の寿命を予測する手法としては、代表的なものとして以下の手法が挙げられる。

状態監視保全

➢ 機器・装置の運転データや別途取り付けたセンサデータから異変を検知する。宇宙機用地上試験設備のような常時稼働ではない設備に適用できるか不透明。

可動部・摺動部をもつ機械機器で多くの実績有

デマンド故障確率/ベイズ推定

➢ 故障件数が少ないデータにおいても、日常点検結果や前回の運転記録等を事前確率分布として扱うことにより寿命予測に必要なデータを補完できる。実績は少なく研究段階。

故障実績以外のデータも加味した寿命予測が可能

一般社団法人 原子力安全推進協会, "故障件数の不確実さを考慮した国内一般機器故障率の推定", http://www.nucia.jp/files/reliability/REPORT201401.pdf, 2014年1月

ワイブル分析

※ 対象にストレスを与えた際の時間経過に対する不具合発生確率はワイブル分布に従うことが広く知られている。

➢ アイテムの寿命予測にしばしば用いられるワイブル分布を用いて、経過日数（ここでは設備稼働日数）に対する不具合発生確率を過去の不具合実績から算出する手法。最尤推定法を用いて母数パラメータ推定を行い機器寿命を予測する。

確率密度関数

$$f(t|m,\eta)=\frac{m}{\eta}\left(\frac{t}{\eta}\right)^{m-1}exp\left\{-\left(\frac{t}{\eta}\right)^{m}\right\}$$

対数尤度関数

$$\ln L(m,\eta|t)=\ln\left[\prod_{i}\frac{m}{\eta}\left(\frac{t_i}{\eta}\right)^{m-1}exp\left\{-\left(\frac{t_i}{\eta}\right)^{m}\right\}\right]$$

3. ワイブル分析を用いた機器寿命予測の1600m3音響試験設備への試行例

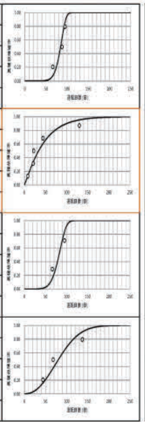
➢ 機器寿命予測手法の内、ワイブル分析を宇宙機用地上試験設備の一つである1600m3音響試験設備に試行適用した例を以下に示す。過去10年分の設備稼動実績と、分類した装置・機器単位での試験中不具合実績（不具合発生件数）を調査し、最尤推定法を用いてワイブルフィッティングを行った。

➢ 試行の結果、パワーアンプや電動ルーバ、重量扉制御系や計測制御装置等の機器は、保全周期が短いにも関わらず不具合が頻発しており、保全内容について改善が必要であることが分かった、また、本手法が適用できる機器については、保全周期の延長が期待できる機器は存在しなかった。

1600m^{3}音響試験設備

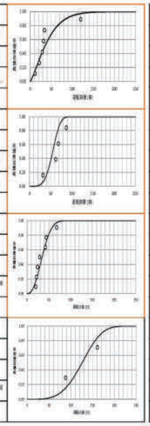
音響発生系

No.	系	装置	機器	95%逸脱運転日数
1450	音響発生系	音響発生装置	音響変換器（EPT-200）	63.1
1470	音響発生系	音響発生装置	パワーアンプ	3.2
1502	音響発生系	音響制御装置	クリッパアンプ（DC-200A-2）	55.2
1504	音響発生系	音響制御装置	スペクトラムシェーパ	25.8



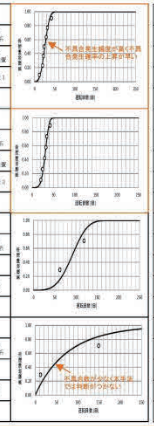
反響室系

No.	系	装置	機器	95%逸脱運転日数
1517	音響発生系	音響制御装置	コンデンサ・マイクロフォン	4.9
2220	反響室系	排気用消音器	電動ルーバー	30.2
2410	反響室系	重量扉	NO 1重量扉（反響室）	11.7
2420	反響室系	重量扉	NO 2重量扉（前室）	65.4



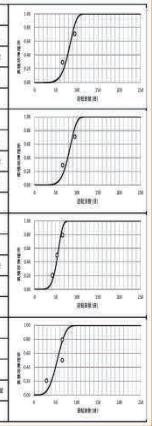
計測データ収録・処理系

No.	系	装置	機器	95%逸脱運転日数
4110	計測データ収録・処理系	計測データ収録・処理装置	計測制御装置1	11.3
4120	計測データ収録・処理系	計測データ収録・処理装置	計測制御装置2	17.5
4210	計測データ収録・処理系	計算機	操作用PC	45.0
4220	計測データ収録・処理系	計算機	解析用PC	3.5



制御監視系その他

No.	系	装置	機器	95%逸脱運転日数
3270	制御監視系	モニター装置	モニタ機器	55.2
3290	制御監視系	モニター装置	VHSデッキ	55.2
3410	制御監視系	酸素検知装置	酸素濃度計	35.9
8170	その他	その他	作業用通話装置	27.8



4. まとめ

➢ まとめを以下に記す。

- 設備保全の技術は日々進歩しており、宇宙機用地上試験設備でも保全計画のさらなる合理化を図るべく、保全の有効性を定量的に評価し効率的に改善を図っていく手法の整備が望まれている。
- 音響試験設備にワイブル分析を用いた不具合発生確率の概算手法を適用することにより、保全周期の見直しが期待できる機器が確認された。
- 宇宙機用地上試験設備は石油プラントや電力インフラ設備のように24時間稼働し続けるようなものではなく、試験がないときには稼働を停止している状態であるため、「次回試験時に不具合なく確実に稼働するか」をこれまでの運転状況や直前の点検結果等から推定する必要がある。
- 今後、状態監視保全の導入可能性を検討しつつ、保全コスト、故障モード、故障発生時のリスク等から時間基準保全・状態監視保全・計画事後保全を定量的に評価・識別する手法を検討し、設備保全のさらなる合理化に努めていく。

第14回試験技術ワークショップ ポスター発表 2016年10月20日 JAXA環境試験技術ユニット

JAXA SHIKEN

This document is provided by JAXA.

電波吸収体の単体測定結果を境界条件とした電波無反射室 QZ特性の数値シミュレーション

筑波宇宙センター電波第1無反射室と現状の課題

＜電波第1無反射室＞

筑波宇宙センターでは宇宙機搭載アンテナ等の電波試験を目的とした6面大型電波無反射室（電波第1無反射室）を保有している(図1). 無反射室内には試験装置として, リフレクタを介して大型アンテナの遠方界測定を実現可能とするコンパクトレンジシステムを備えている. 近年ではGCOM-W(しずく)搭載アンテナの他, 準天頂衛星(みちびき)搭載アンテナの試験等が実施されている.

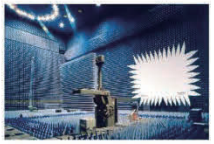


図1　電波第1無反射室

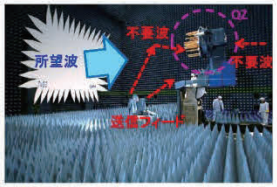


図2　本検討におけるコンパクトレンジシステムのQZ特性の概念図

＜QZ特性と運用上の課題＞

供試体固有の電波特性を測定する電波試験において, 無反射室壁面の反射波や送信アンテナから漏れ出た電波は外乱となるため, 試験空間の無反射特性(以下QZ特性)を一定レベル以上に保つ必要がある(図2). しかしながら運用上下記の問題がある.

① 周波数特性と電波入射角による特性(斜入射特性)が存在し, QZ特性はすべての試験ケースで一定ではない

② 今後のQZ特性改善に向け新たな吸収体を適用するにも無反射室の規模から実測の試行錯誤には莫大な費用を要する

⇒吸収体の特性を考慮したうえで簡易的に無反射室としてのQZ特性を評価可能な数値シミュレーションの試行を実施

電波第1無反射室のモデル化

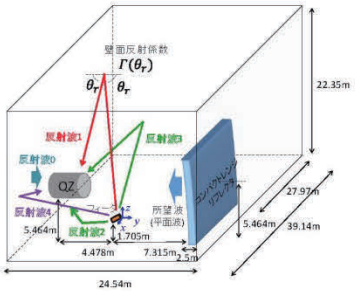
右に示す図3のように無反射室のコンフィギュレーションと考慮する電波のパスを設定した. 壁面の反射では電波の位相も変化するが, ここでは最悪値が得られるよう同相を仮定し振幅のみを考慮している. QZ特性は下記の式で与えられる.

QZ特性

$$\frac{\text{反射波の電界強度}}{\text{所望波の電界強度}} = \frac{\sum_{i=0}^{4} E_{\mathrm{ref}\,i}}{E_0} = \Gamma(0) + \sum_{i=1}^{4} \Gamma(\theta_{ri}) \frac{r_0}{r_i} \sqrt{\frac{G(\theta_i, \phi_i)}{G_0}}$$

但し, 電波吸収体の反射係数の大きさを$\Gamma(\theta_{ri})$, フィーダアンテナの絶対利得を$G(\theta_i, \phi_i)$とし, θ_{ri}, θ_i, ϕ_i, r_iはそれぞれの反射波の壁面入射角, フィーダ最大放射方向からの方位角, フィーダ最大放射方向からの偏波角, 反射パス長である. また$G_0 = G(0,0)$を意味し, i=0～4は反射波のパス番号に対応する.

フィーダの利得$G(\theta_i, \phi_i)$については既知のダブルリッジドガイドホーンアンテナにおける3Dパターンを代表値として用いた. 一方壁面の反射係数$\Gamma(\theta_{ri})$は壁面電波吸収体に依存する. 本検討では電波吸収体単体の諸特性を実測することでより実態に即した条件を決定した.



考慮する電波のパス:

- リフレクタからの平面波
- 0.平面波の背面の壁による反射
- 1.フィーダから漏れ天井を反射
- 2.フィーダから漏れ横壁面を反射
- 3.フィーダから漏れ横壁面を反射
- 4.フィーダから漏れ背面の壁を反射

図3　電波第1無反射室のモデル化

⇒$\Gamma(\theta_{ri})$は壁面電波吸収体の周波数特性, 斜入射特性等を含んだ境界条件として与える必要があり, 本検討では実測により決定

電波吸収体の単体特性測定

下図4に示すように電波吸収体一ブロックについて角度を変化させ入射波(周波数は各角度で0.36GHz～39.3GHz, 刻み幅数十MHz程度)を与え, 対象位置で反射波レベルを計測した. 吸収体の代わりに鉄板とした場合を基準に吸収体の吸収特性を算出した. 図5に代表として吸収体A, B, Cそれぞれの垂直偏波(TE波)における結果（0deg, 60deg）を示す.

供試吸収体として下記の3種を選定:

①ポリウレタン系電波吸収体A
(ピラミッド型, 長さ100cm)

②ポリプロピレン系電波吸収B
(ピラミッド型, 長さ60cm)

③ポリエチレン系電波吸収体C
(ピラミッド型, 長さ100cm)

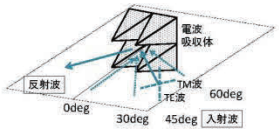


図4　電波吸収体の斜入射特性測定

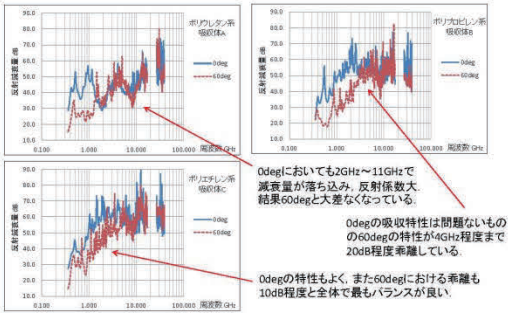


図5　電波吸収体の単体特性測定結果

QZ特性解析結果

吸収体の単体特性測定結果を基に, 反射係数が角度の連続関数になるように線形補間を行い$\Gamma(\theta_{ri})$を算出し, 電波第1無反射室としてのQZ特性を解析した. 図6に解析領域を示す.

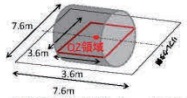


図6　解析領域(黒枠)とQZ領域(赤枠)

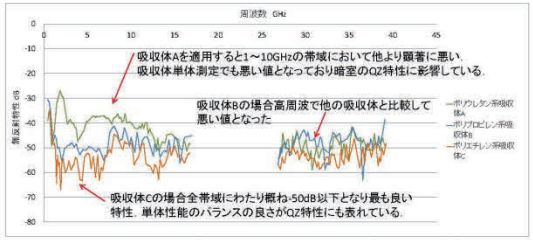


図7　各吸収体を壁面に適用した場合のQZ中心でのQZ特性解析結果

各吸収体を適用した場合のQZ中心におけるQZ特性解析結果(水平偏波)を右図7に示す. 最悪値側の包絡線として示した.
また図8に10GHz帯におけるQZ領域内の不要波の分布を等高線として示した.

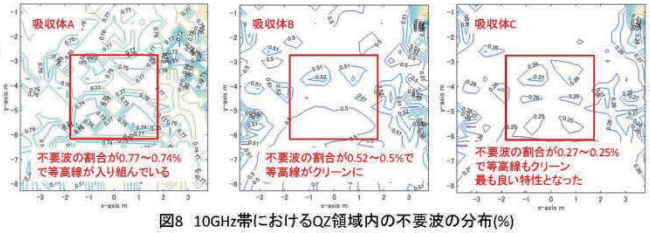


図8　10GHz帯におけるQZ領域内の不要波の分布(%)

結論と今後の方針

吸収体特性を考慮した無反射室QZ特性シミュレータが完成し, 吸収体Cを適用した場合が最も良い特性となる可能性が示唆された. 今後は現状の吸収体の条件で実暗室とのコリレーション等を行う.

This document is provided by JAXA.

電磁適合性（EMC）試験設備　計測制御装置改修概要

1. EMC試験とは？

電磁適合性(EMC:**E**lectro**M**agnetic **C**ompatibility)とは、システムを構成する機器が、他の機器に悪影響を及ぼす電磁妨害を発生させず、かつ他の機器が発生する電磁波などに影響を受けない能力を指す。その能力及び特性を測定する試験をEMC試験という。

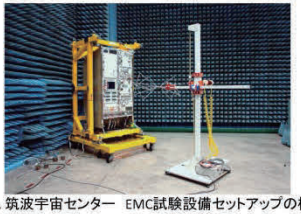


図1. 筑波宇宙センター　EMC試験設備セットアップの様子

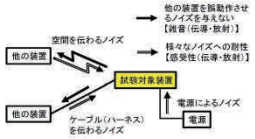


図2. EMC概念図

2. 改修の背景

筑波宇宙センターEMC試験設備は、平成8年～12年度にかけて、シールドルームや、電波吸収体、試験装置が整備された。本EMC試験設備は、毎月1～2プロジェクトがコンスタントに試験を実施しており、筑波宇宙センターにある他試験設備と比較しても稼働率が高い設備である。

表-1　FY22～27の試験実績

	FY22		FY23		FY24		FY25		FY26		FY27	
	件数	運転日数	件数	日数	件数	運転日数	件数	運転日数	件数	運転日数	件数	運転日数
電磁適合特性試験設備	16	82	18	73	13	58	14	64	13	70	18	76

設備状況としては、平成12年の整備後大きな更新はされておらず、経年劣化による故障が常態化・増加傾向にある。

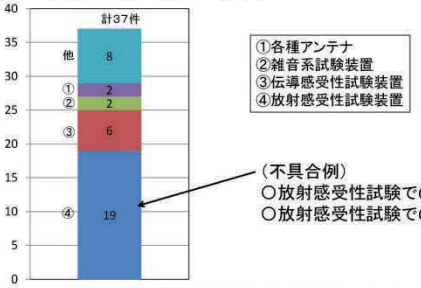


図3. 過去5年間の不具合件数（FY23～FY27）

図3中の①～④は試験の要となる装置であるため、不具合が発生すると試験スケジュールに影響を与える恐れがある。現状試験不具合発生頻度は年平均7件程度であるが、過去5年の不具合の内訳からも、①～④が占める件数は全体件数の7割超を占めており、予断を許さない状況であることが分かる。稼働率の高い本試験設備において、上記装置の故障による影響を最少化するため、試験スケジュールに影響を与える恐れのある①～④の内、今後2～3年以内にサポートが終了する装置一式の更新を行うこととした。

3. 改修更新概要

伝導感受性試験、放射感受性試験、雑音系試験で用いる試験装置一式を更新する。

また、現在試験ユニットで開発・運用中の“環境試験運営システム（TIMES）”への統合を見据え、これまでGPIB接続によって制御していた計測器のほぼ全てをLAN接続化する。これにより、ネットワークからデータと設定状態のモニタが今後可能となる。

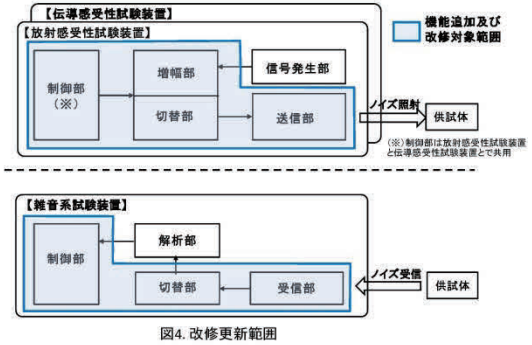
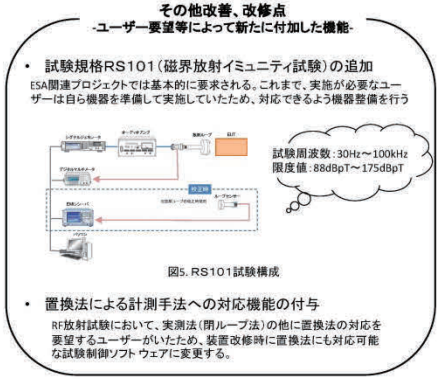


図4. 改修更新範囲



4. 改修構想

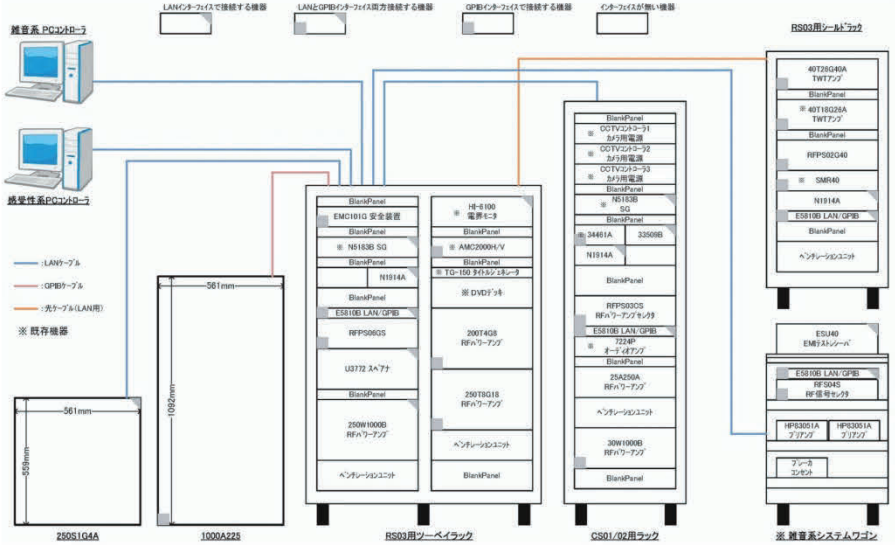


図6. 改修後のシステム構成

This document is provided by JAXA.

真空対応IRカメラの紹介と実演

1. 背景

スペースチャンバ内は、冷暗黒真空という宇宙環境を模擬するためのものであり、内部は黒色のシュラウドで包まれている。

チャンバの扉が閉じられると、外部からの光は無くなり、観察用のビューポートは視野範囲も狭く設置位置も限られるため、真空試験中はチャンバ内を観察することが困難だった。

図1. 6mφ放射計スペースチャンバ

2. 概要

真空・極低温下での非接触温度計測が可能な真空対応IRカメラの開発が完了した。熱真空試験中に供試体等の表面温度を0.1℃の分解能で、かつ比較的早い応答速度で相対的に測定することができる。

また、赤外線による計測であるため、被写体の明暗に関わらず、リアルタイムで状況を確認することができる。

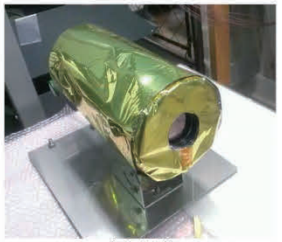


図2. 真空対応IRカメラ

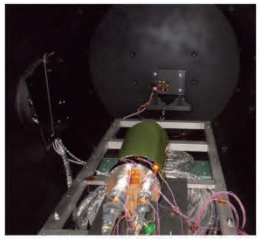


図3. Rカメラ1mφ設置の様子

3. システム構成

チャンバ内にIRカメラを設置し、専用フランジを介してチャンバ外の制御盤に信号が送られる。制御表示PCでは、IRカメラの撮像画像や温度を表示する。レンズ操作卓のジョイスティックで焦点距離(ズーム)の変更とフォーカスの調整ができる。

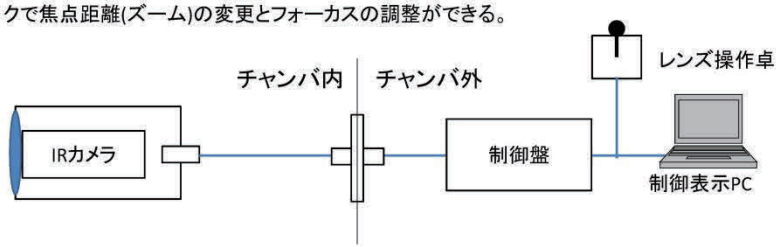


図4. システム構成図

4. 仕様・性能

寸法	145 mm（直径）× 285 mm（円筒長さ）
質量	5.41 kg
測定温度範囲	-100℃～60℃
測定精度（参考）	±2℃：-20℃～60℃ ±4℃：-100℃～20℃ ※放射率ε=0.98の表面温度測定時
測定距離	1m～∞
視野範囲	測定距離1mにおける視野範囲 焦点距離10mm：789mm×579mm 焦点距離15mm：511mm×379mm 焦点距離20mm：379mm×284mm

5. 測定画像

真空対応IRカメラは赤外画像を表示する他、任意の位置の温度測定値を表示することができる。測定値はトレンドグラフで表示することができ、リアルタイムの温度分布や温度変化の様子を、グラフィカルに把握することができる。

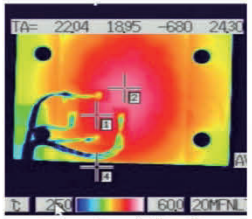


図5. IRカメラ撮像画像

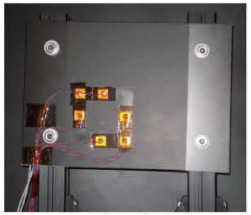


図6. 可視画像(参考)

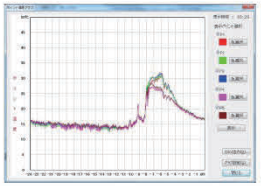


図7. 温度データグラフ画面

6. 使用実績

8mφスペースチャンバ熱真空試験時に供試体モニタの用途で試用にて運用性を確認した。

真空対応IRカメラは6mφ放射計スペースチャンバ、8mφスペースチャンバ、13mφスペースチャンバ、1mφスペースチャンバで使用可能である。

今後、使用を検討される方はご連絡下さい。

図8. 8mφスペースチャンバ設置の様子

This document is provided by JAXA.

宇宙航空研究開発機構特別資料　JAXA-SP-16-013
JAXA Special Publication

環境試験技術報告　第14回試験技術ワークショップ開催報告

発　　行	国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構（JAXA） 〒182-8522　東京都調布市深大寺東町7-44-1 URL: http://www.jaxa.jp/
発　行　日	平成29年3月21日
電子出版制作	松枝印刷株式会社

©2017 JAXA
※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。
Unauthorized copying, replication and storage degital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

This document is provided by JAXA.

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

This document is provided by JAXA.