

## 発表 6.

### MLI 剥離試験装置の概要

宇宙熱技術グループ 矢部 高宏 様



**JAXA**  
Japan Aerospace  
Exploration Agency

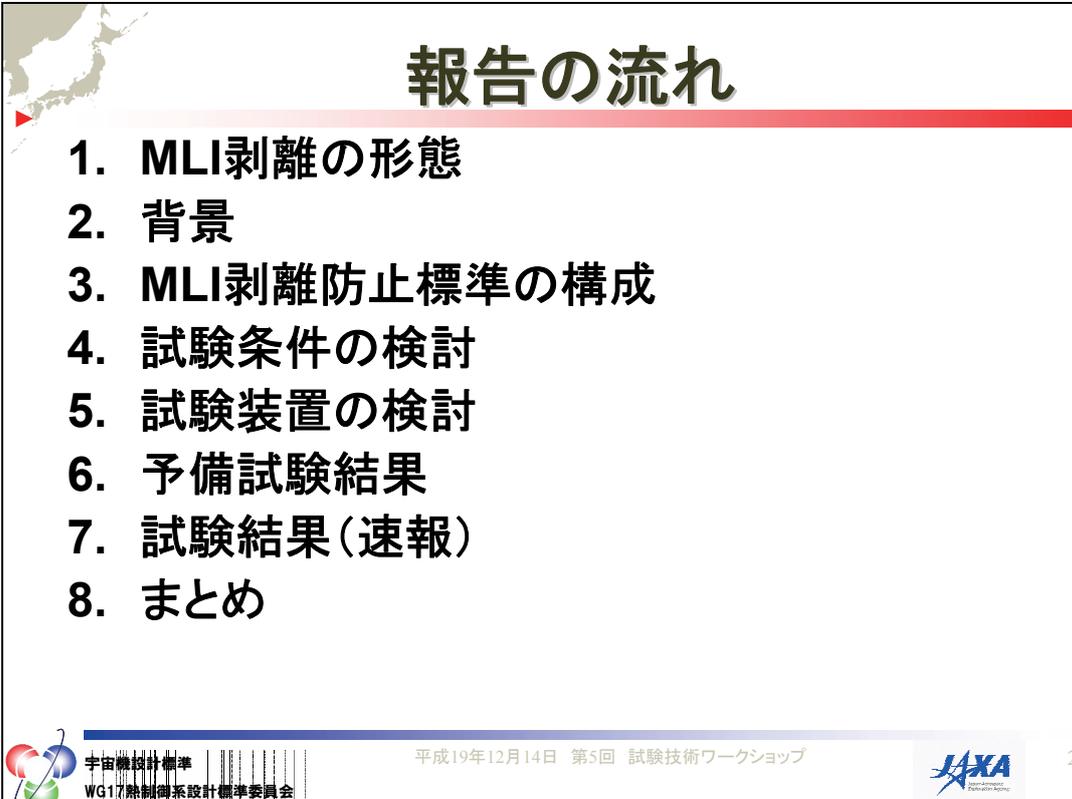
# MLI剥離試験装置の概要

宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 宇宙熱技術グループ  
矢部 高宏

宇宙機設計標準  
WG17熱制御系設計標準委員会

平成19年12月14日 第5回 試験技術ワークショップ

1



# 報告の流れ

1. MLI剥離の形態
2. 背景
3. MLI剥離防止標準の構成
4. 試験条件の検討
5. 試験装置の検討
6. 予備試験結果
7. 試験結果(速報)
8. まとめ

宇宙機設計標準  
WG17熱制御系設計標準委員会

平成19年12月14日 第5回 試験技術ワークショップ

**JAXA**  
Japan Aerospace  
Exploration Agency

2

# 1. MLI剥離の形態(1/2)

図 H2A減圧プロフィール

ロケット打上げ直後のフェアリング内部急減圧

100秒間で約1/100気圧まで

衛星構体内部からの排気  
MLI層間からの排気

宇宙機設計標準  
WG17 熱制御系設計標準委員会

平成19年12月14日 第5回 試験技術ワークショップ

3

# 1. MLI剥離の形態(2/2)

フェアリング内部減圧環境

衛星内部残留気体

MLI内部残留気体

図 衛星構体内部からの排気によるMLI剥離

フェアリング内部減圧環境

ファスナ

図 MLI層間排気によるMLI剥離

宇宙機設計標準  
WG17 熱制御系設計標準委員会

平成19年12月14日 第5回 試験技術ワークショップ

4

## 2. 背景(1/3)

- JAXA開発の宇宙機において、**MLI剥離**が起因であると考えられる事象、不具合が見られる。
- これまで実施された宇宙機の総点検において、**MLI剥離の危険性が指摘されており、剥離しにくい実装**を行うべきであると勧告されている。
- しかしながら、MLI剥離の対策は、現状、メーカ、本部ごとに対応方法が異なり、**早急な標準化**が望まれている。



## 2. 背景 (2/3)

- 標準の根拠となる数値データの妥当性を検証するためには、**MLI供試体を用いた試験データの取得・データ解析・評価**が必要である。
- そこで、**熱制御系設計標準ワーキンググループ**では、標準試案策定作業の中でのデータ取得の必要性を確認し、標準策定とともに、試験の実施を行うこととなった。

### 熱制御系設計標準ワーキンググループ

→宇宙科学研究本部、宇宙利用推進本部、宇宙基幹システム本部、総合技術研究本部  
および 宇宙機システムメーカ、MLI設計製造メーカより構成されるWG  
→ MLI設計に関わる日本国内の経験・知見・情報を集約



## 2. 背景 (3/3)

宇宙機設計標準体系 (案) 宇宙機設計標準 (JAXA-SC-00) 更新日: 2007/07/19

宇宙機設計標準  
WG17 制御系設計標準委員会

平成19年12月14日 第5回 試験技術ワークショップ

7

## 3. MLI剥離防止設計標準の構成 (1/3)

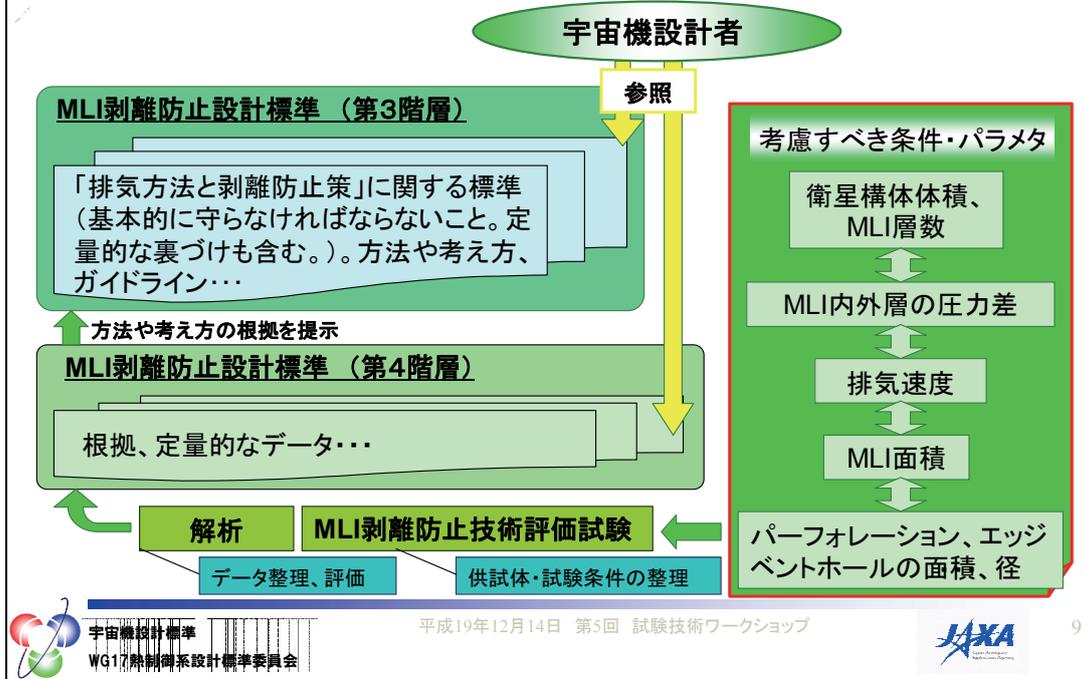
- MLI剥離防止設計標準構成(案)
  1. 構体内部の排気および剥離防止策  
宇宙機システム設計における排気パスに対する要求
  2. MLI層内部の排気および剥離防止策  
剥離を防止するために最低限必要なMLI表面上のパーフォレーション、エッジイベントホルの穴径・設置間隔等の要求
  3. MLI固定方法  
MLIの剥離そのものを防止するためのMLI固定方法
  4. その他  
MLI膨らみの許容度など

宇宙機設計標準  
WG17 制御系設計標準委員会

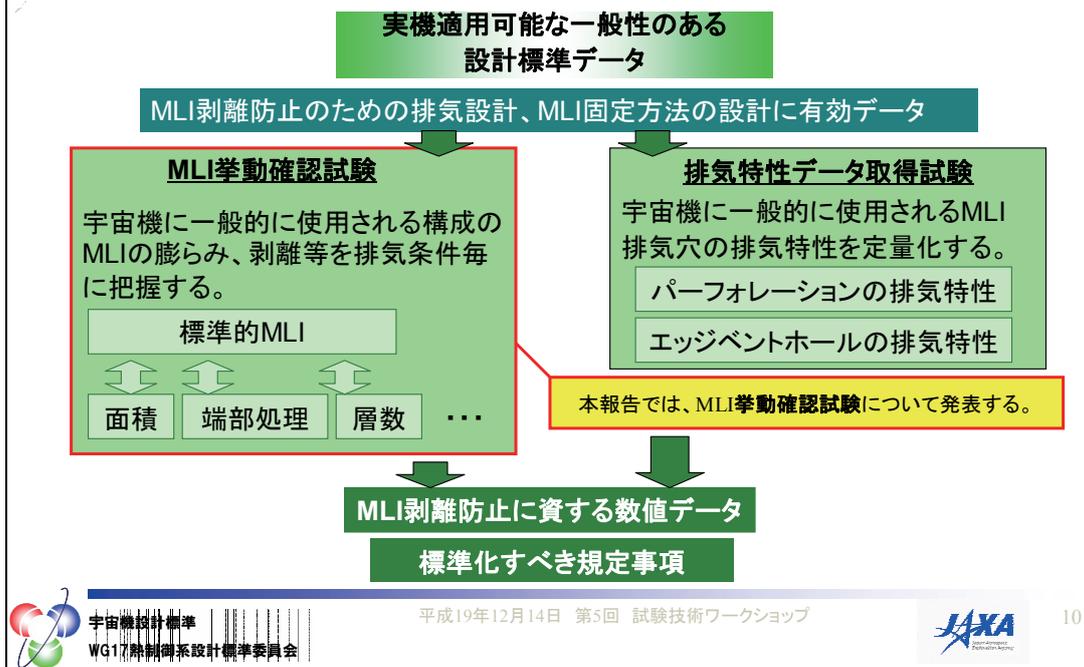
平成19年12月14日 第5回 試験技術ワークショップ

8

### 3. MLI剥離防止設計標準の構成(2/3)



### 3. MLI剥離防止設計標準の構成(3/3)



## 4. 試験条件の検討(1/3)

本試験は、設計標準として規定すべき剥離防止方法の妥当性を明確化するとともに、根拠データを明示するために実施する。  
宇宙機内部(MLIを含む)から外部への排気ルートを以下に示す2つのルートに分類し、MLI層内部の排気に関わるデータの取得を行う。

### (1) 宇宙機構体内部の排気

宇宙機構体内部に存在する残留気体の除去、排気と剥離防止策についての考え方、方法とその根拠データを明らかにする

### (2) MLI層内部の排気

MLIシールド間の残留気体の除去、排気と剥離防止策についての考え方や方法とその根拠データを明らかにする。



## 4. 試験条件の検討 (2/3)

### 試験目標の設定

MLI剥離防止に必要なパーフォレーション  
およびエッジイベントホールに対する要求仕様の  
根拠となる定量的データを取得すること。

(注) パーフォレーション、エッジイベント: MLI層間の残留気体の排気孔



## 4. 試験条件の検討(3/3)

### 供試体選定

現在実施中のプロジェクトにおけるMLI設計に加えて、将来プロジェクトへの適用性を考慮し、緊急に取得すべきデータを検討した。その結果、選定した試験用MLIのパラメタは以下の通り。

### 供試体MLI選定時のパラメタ

- ① MLI層数 (5層、12層、15層)
- ② パーフォレーション直径 ( $\phi 0.5\text{mm}$ 、 $\phi 1.0\text{mm}$ 、 $\phi 2.0\text{mm}$ )
- ③ パーフォレーションピッチ  
( $50\text{mm} \times 25\text{mm}$ 、 $50\text{mm} \times 50\text{mm}$ 、 $75\text{mm} \times 75\text{mm}$ 、 $100\text{mm} \times 100\text{mm}$ )
- ④ 最外層パーフォレーション有無
- ⑤ パーフォレーション仕様 (MLI層内部の穴 → ランダム配置、貫通配置)

### 試験環境条件

H2Aロケットフェアリング内部の減圧環境を模擬し、MLI実装時のMLI内外の差圧を模擬した環境において、試験を実施する。



## 5. 試験装置の検討(1/4)

### ● 必要条件

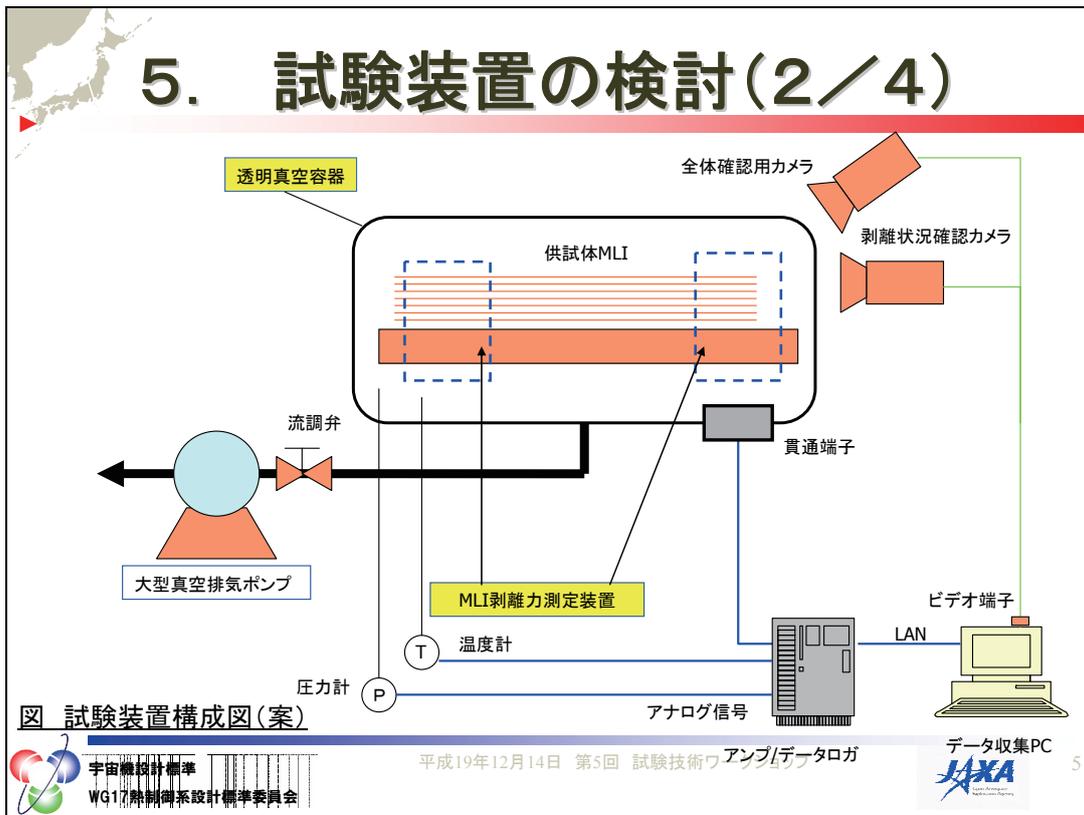
- (1) **大面積MLI**(最大で1m四方)の試験実施
- (2) H2Aフェアリング内部の**急減圧環境**の模擬
- (3) MLI固定部に作用する**剥離力**の定量的な測定
- (4) **MLIの膨れや剥離**のメカニズムの検討に必要な視覚的データの取得

### ● 制約条件

- (1) 期間: MLI剥離防止に関する勧告から、ファイナルドラフト完成まで約1年。試験開始までの準備期間は最低3ヶ月。
- (2) 設置場所: 宇宙熱技術グループ所轄実験室に設置可能であること。



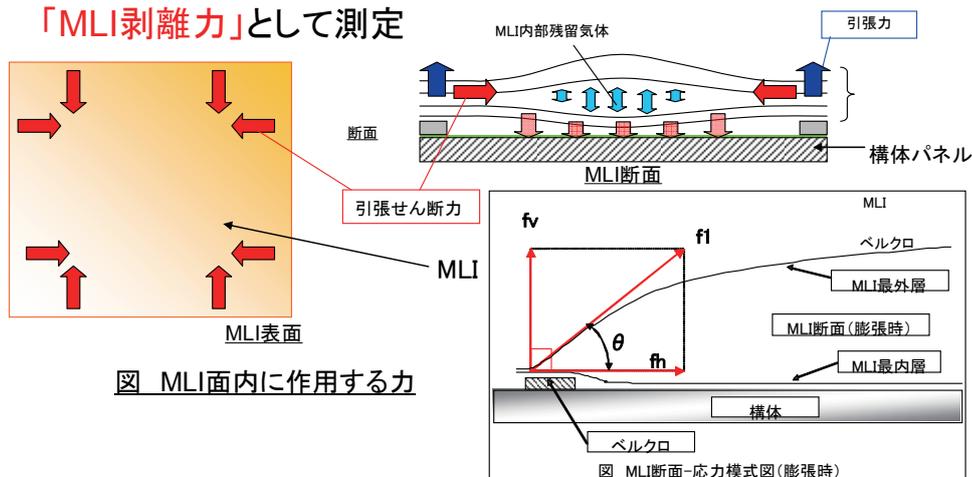
## 5. 試験装置の検討(2/4)



## 5. 試験装置の検討(3/4)

### MLI剥離力の検討

MLI固定部に対するせん断引張力と引張力を、  
「MLI剥離力」として測定



## 5. 試験装置の検討 (4/4)

### MLI剥離力測定装置の検討

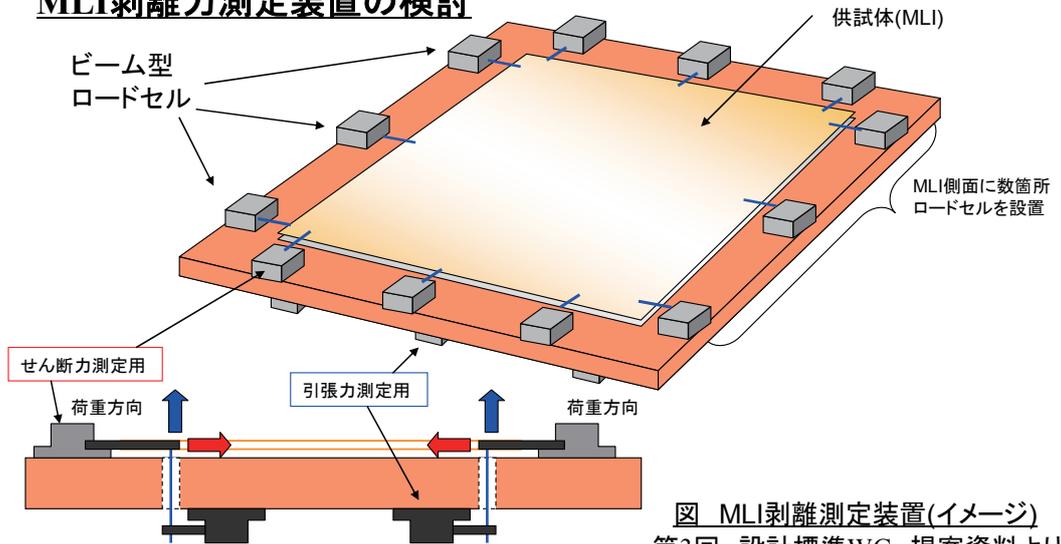


図 MLI剥離測定装置(イメージ)  
第3回 設計標準WG 提案資料より

## 6. 予備試験結果(1/2)

(1) 目的: 減圧環境下におけるビーム型ロードセルの出力特性把握

(2) 実施内容

- ・測定系(ロードセル~真空容器壁~データ収集装置)の構築
- ・減圧時のロードセル挙動(無負荷時)確認
- ・減圧時のロードセル挙動(負荷時)確認

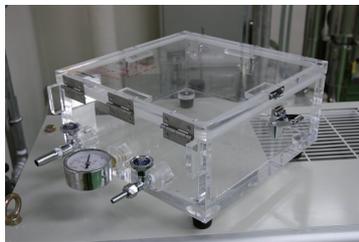


図 真空デシケータ

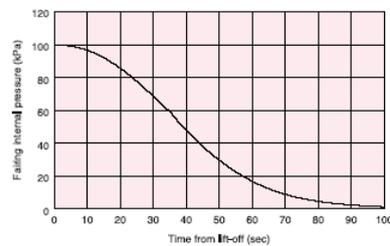
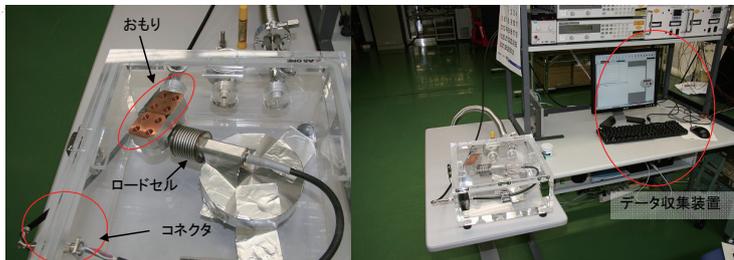


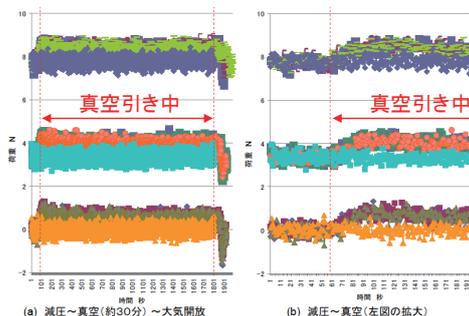
図 H2A減圧プロファイル

時間的制約により、宇宙熱技術グループ所有の既存機材を加工し、予備試験を実施。

## 6. 予備試験結果(2/2)



減圧環境下において、  
ロードセルの出力を確認



負荷荷重の大小の関らず、定格容量500N  
に対し、変動幅が1N(約0.2%)程度、また、  
大気圧と真空環境下のロードセル指示値の  
平均差異が0.5N(約0.1%)程度発生  
→ 数十～数百NのオーダにおけるMLI剥  
離力の測定には支障なし。  
(設計標準WGにて 2007年8月実施)

試験装置整備に本格着手

## 7. MLI剥離試験装置の整備

### ● MLI剥離試験装置の構成

- (1) 真空容器
- (2) 真空排気系
- (3) 温度・圧力測定系
- (4) 剥離力測定系
- (5) 映像記録系



## 7.1 真空容器

大面積MLI(最大で1m四方)の試験実施

MLIの膨れ・剥離の状況・メカニズムの確認

透明な真空容器により実現

- 寸法(供試体有効寸法)  
1.1m × 1.1m × 0.58m
- 材質  
側面・上面 : 透明アクリル板  
(側面厚さ60mm、上面厚さ50mm)  
下面: AL板  
フレーム: SUSアングル
- 重量  
全重量: 820kg  
(本体: 360kg、蓋210kg、本体下面: 160kg  
架台: 80kg)



図 真空容器外観

## 7.2 真空排気系

H2Aフェアリング内部の急減圧環境の模擬

減圧速度の制御

大型のロータリポンプ  
大小の減圧バルブ2式を採用

- (1) ロータリポンプ  
排気能力 4000l/min  
モータ出力7.5kW
- (2) 圧力計  
ピラニー真空計: 1台  
ひずみゲージ式圧力変換器: 2台



図 真空ポンプ外観

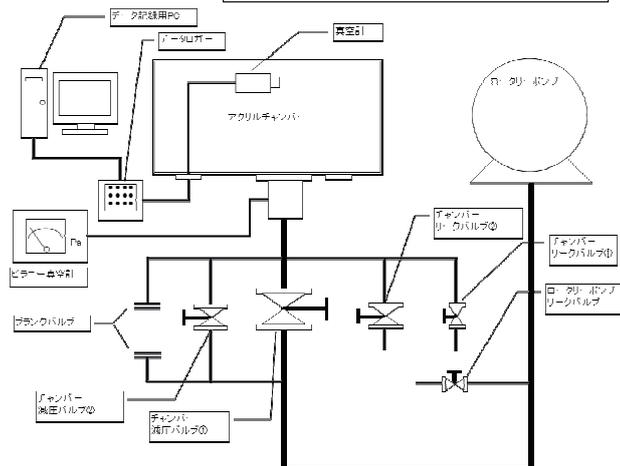


図 排気系統図

## 7.2 温度・圧力測定系

**MLI周囲環境(温度・圧力)の把握**

測定点数  
 圧力: 2ch(ひずみゲージ式圧力変換器)  
 温度: 8ch(T型熱電対・直径0.3mm)

温度・圧力(ひずみ)・MLI  
剥離力を同時収集

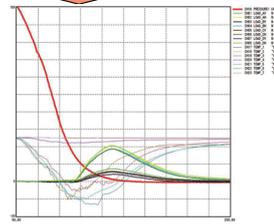


図 温度・圧力表示部(データ収集PC画面)

データログを共用・一括処理

減圧プロファイルと膨張に伴う温度低下を確認

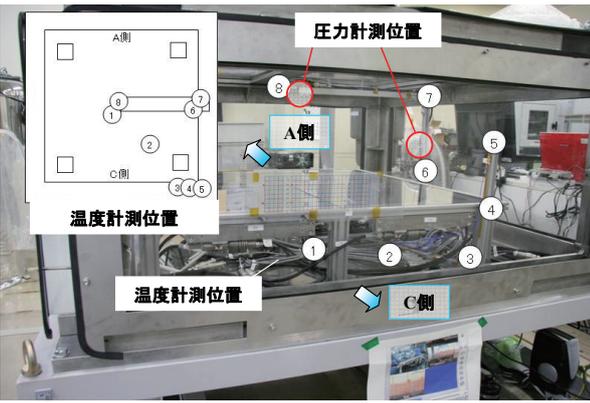


図 温度・圧力計測位置



宇宙機設計標準  
WG17剥離係数設計標準委員会

平成19年12月14日 第5回 試験技術ワークショップ



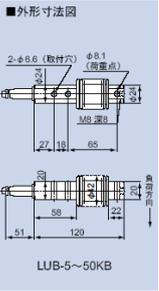
3

## 7.3 剥離力測定系

**MLI固定部に作用する剥離力の定量的な測定**

(1) ビーム型ロードセル

■外形寸法図



LUB-5~50KB

型式名	定格容量(参考値)
LUB-5KB	50N(5.0986kgf)
LUB-10KB	100N(10.197kgf)
LUB-20KB	200N(20.394kgf)
LUB-30KB	300N(30.591kgf)
LUB-50KB	500N(50.986kgf)

1m四方MLI測定時→16台  
50cm四方MLI測定時→8台

ロードセルと特殊治具を用いた剥離力測定装置を製作



図 1m四方MLI 剥離力測定装置

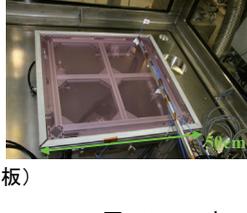


図 50cm四方MLI 剥離力測定装置

(2) 剥離力測定装置  
 寸法: 490mm×490mm (1m四方MLI)  
 980mm×980mm (50cm四方MLI)  
 材質: フレーム: AI, 衛星構体側板: PET(透明板)  
 ロードセル固定部: AI



宇宙機設計標準  
WG17剥離係数設計標準委員会

平成19年12月14日 第5回 試験技術ワークショップ



4

## 7.4 映像記録系

MLIの膨れ・剥離の状況・メカニズムの確認

MLI剥がれ・剥離時の状況記録

MLI周囲3方向にビデオカメラを設置

MLIの状況を同時収録

- 映像記録ソフト  
MultiCam GV-1120 System
- カメラ(動画)  
画素数:123万画素 HDD30GB
- カメラ(静止画)  
画素数:80万画素



図 カメラ設置位置



図 映像確認画面



図 データ収集装置

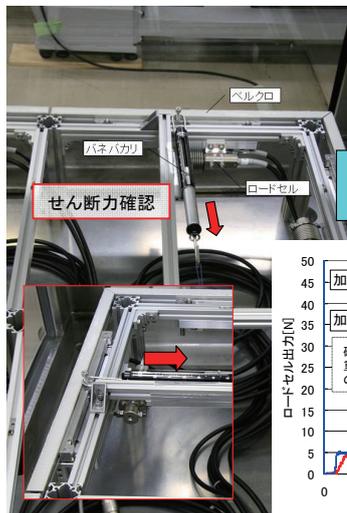
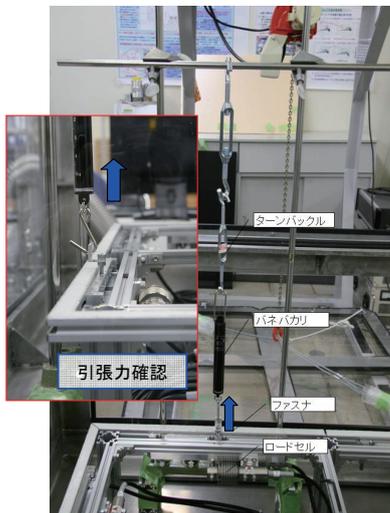
## 8. 試験実施前確認作業

- 剥離力測定装置の動作確認
- 真空容器内部温度分布の把握
- 真空容器内部圧力分布の把握
- 減圧プロファイル再現確認

## 8.1 剥離力測定装置

MLI剥離力測定装置の動作確認

パネばかりによる一定荷重を利用



MLI剥離力を模擬

MLI4辺に設置した測定装置の正常動作を確認

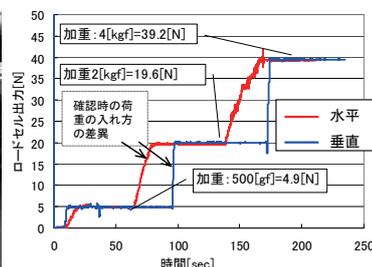


図 確認試験例(垂直方向)

図 確認試験例(水平方向)

図 試験結果例

## 8.2 温度分布

真空容器内部の温度分布の把握

MLI試験時の周囲環境温度を測定

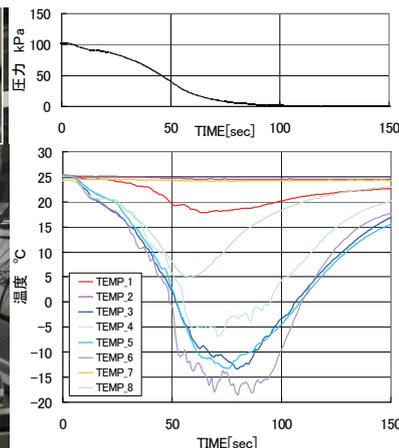
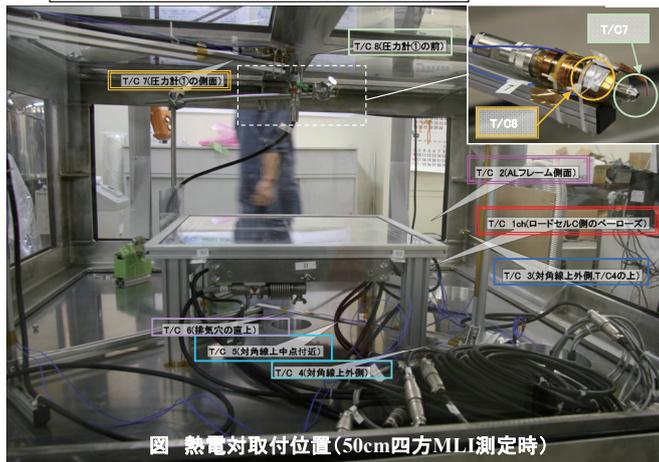


図 熱電対取付位置(50cm四方MLI測定時)

図 温度プロファイル

温度効果量が最小となる位置 → MLIの最上部付近  
→ 圧力計を真空容器蓋中央部直下に設置

# 8.3 圧力分布

真空容器内部の圧力分布の把握

減圧環境下におけるMLI設置位置周囲の圧力差(A-A、A-B、...A-F間)を測定

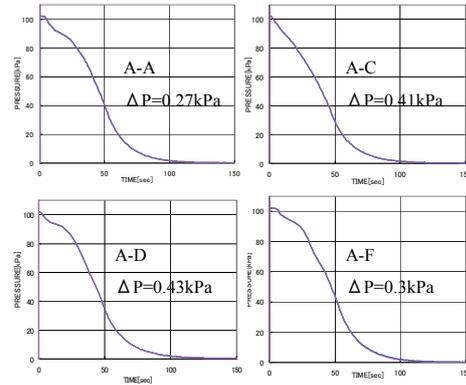
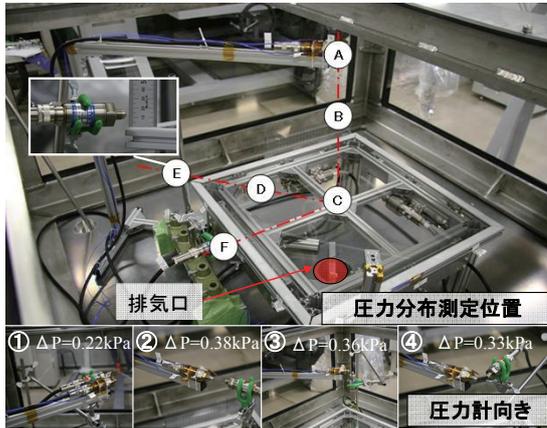


図 減圧時の圧力差

圧力差は、圧力計そのものの誤差の範囲

減圧時の真空容器内部の圧力差は無視

MLIの膨らみに干渉しない位置に圧力計を設置

# 8.4 減圧プロファイル

H2A減圧プロファイルの再現

手動による減圧バルブの制御

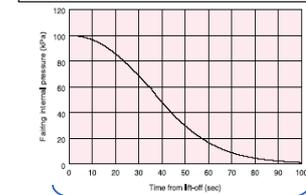
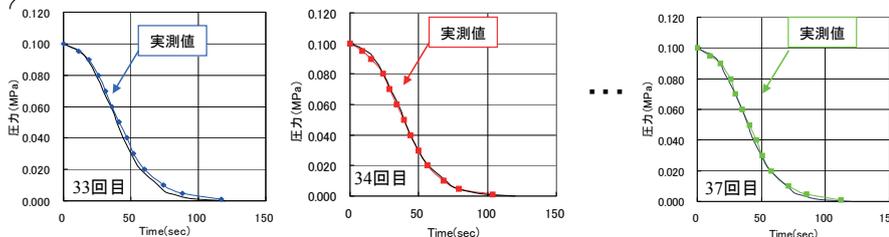


図 H2A減圧プロファイル



FY19中に、プログラム制御による自動化を予定



H2Aロケットの減圧プロファイル および 試験毎の再現性を確認

## 8.5 急減圧時の現象(1/2)

### ● 結露の発生

(1) 急減圧時に、真空容器内部に霧が発生

→ 真空容器内の急減圧によるもの。最低温度は、真空排気系統配管直上で、約 $-30^{\circ}\text{C}$ 。

排気管付近にて、着氷も見られた。

(2) ロータリポンプの白濁化

→ 急減圧直後に、ロータリポンプのオイルが白濁。到達圧力達成後(10Pa程度)に、定常。

→ 試験実施回数に応じた一日の10回程度の急減圧の繰り返しは、MLI剥離試験の実施上止むを得ないため、オイル温度を高温に保つことで、取込んだ水分を可能な限り除去するように努めることとした。



図 ロータリポンプのオイル白濁化 推移状況



図 霧の発生状況



宇宙機設計標準  
WG17 制御系設計標準委員会

平成19年12月14日 第5回 試験技術ワークショップ



1

## 8.5 急減圧時の現象(2/2)

### ● 真空計の温度依存性

(1) 試運転当初に見られた現象

真空排気弁全開にも関わらず、60kPaから40kPa減圧時に、減圧速度がH2Aプロファイルを下回る。

減圧速度の手動制御の参照値として、ピラニー真空計を使用

(2) 推定原因

① アクリル板のひずみにより発生するOリングの隙間からのリーク

→ × 減圧時にエタノールをOリングにかけて検査したが、圧力の上昇はなし。

② 油回転ポンプに対する水分の影響

→ △ 減圧時の霧と、真空排気ダクト内の存在から、油回転ポンプ内部に水が流入した恐れ有。しかし、減圧速度の低下が見られた60kPaから40kPaは、試験环境温度( $20^{\circ}\text{C}$ 近傍)での飽和蒸気圧ではない。

③ ピラニー真空計の温度依存性

→ ○ ピラニー真空計の付近の温度が最低 $-20^{\circ}\text{C}$ となることを確認。ピラニー真空計は、内部フィラメントが真空環境に露出しており、周囲熱環境の影響を受けやすい。そのため、圧力計(ひずみゲージ式圧力変換器:補償最低温度 $-20^{\circ}\text{C}$ )を、減圧速度制御の参照値として採用した。



宇宙機設計標準  
WG17 制御系設計標準委員会

平成19年12月14日 第5回 試験技術ワークショップ



2

## 8. 6 試験前確認作業まとめ

- MLI剥離力測定 →良好
- 温度・圧力測定  
→MLI周囲環境に温度・圧力分布は測定系の誤差に範囲に収まり、無視できる。MLI膨れに干渉しない位置に圧力計を設置。
- 減圧プロファイル  
ひずみゲージ式圧力変換器を圧力基準として、手動バルブ操作により、H2Aフェアリング内部の減圧プロファイルを再現できた。
- その他  
→急減圧時に、結露が発生。試験終了後、真空計内の水分除去のため、排気系統配管のヒータ加熱および到達真空圧力まで真空引き作業を実施することで対応。

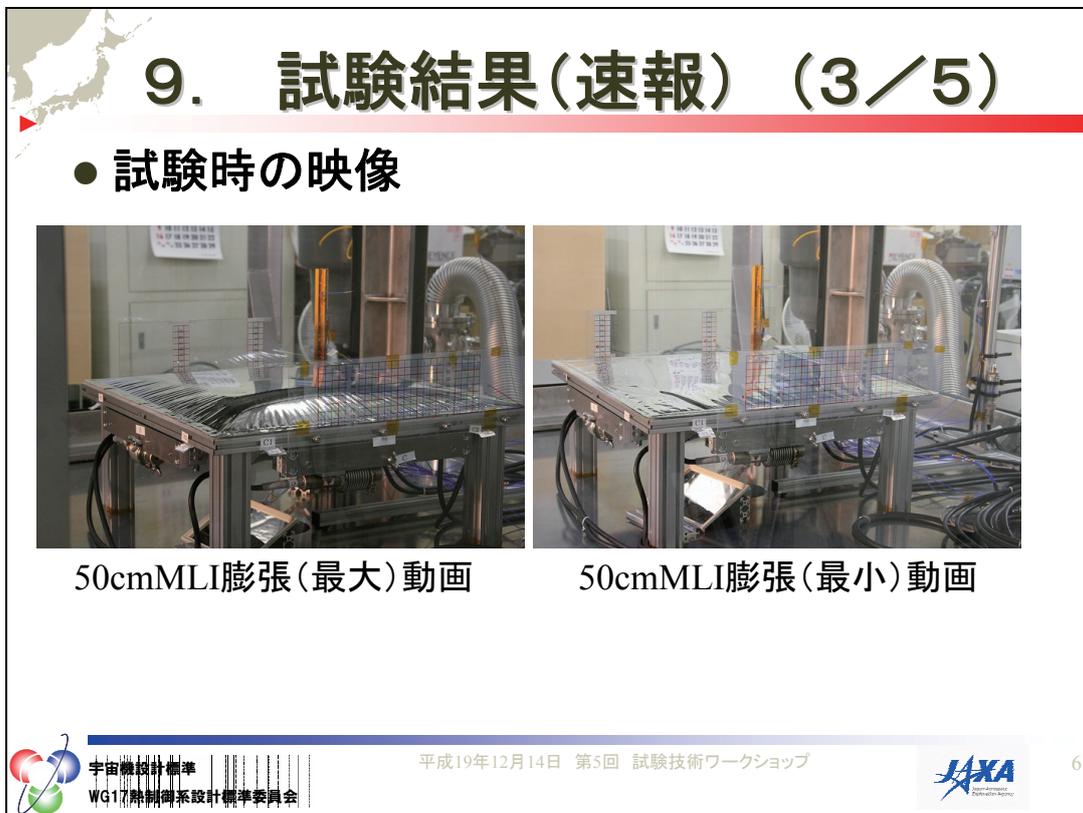
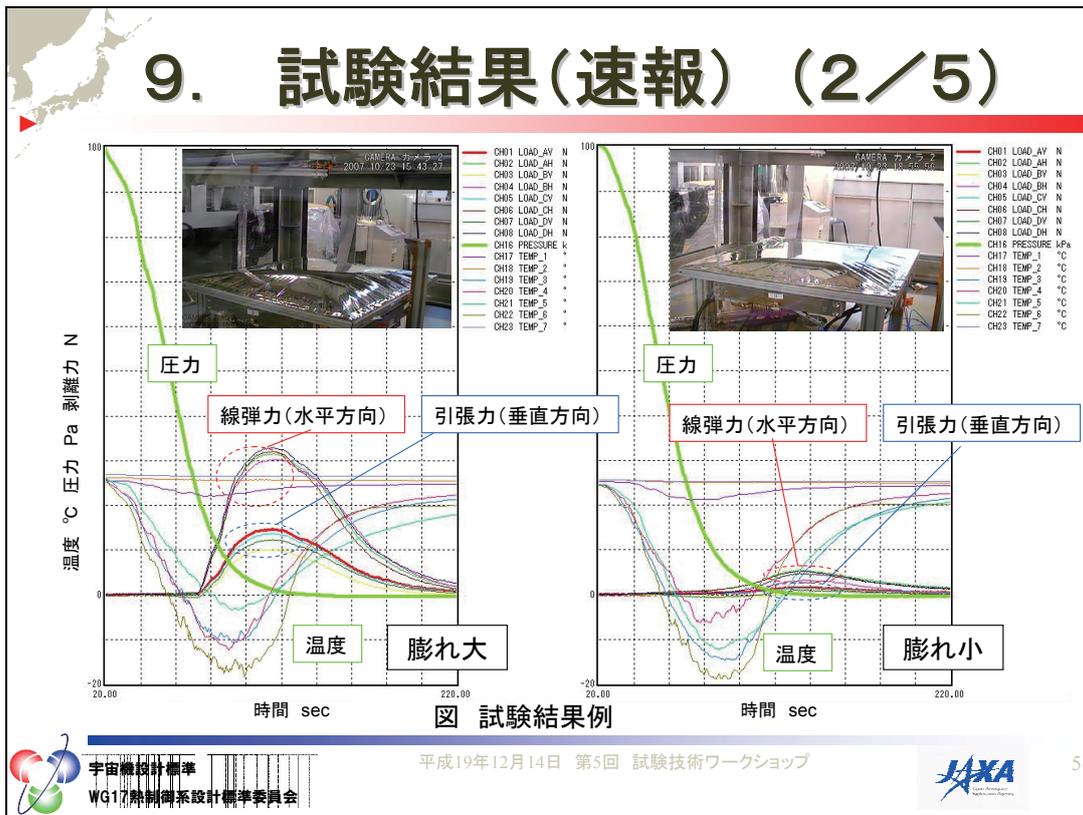


## 9. 試験結果(速報) (1/5)

- 結果概要
- 50cm×50cm MLI剥離試験  
→全条件において、MLIの剥離はなし。  
(膨れおよび部分的な剥がれはあり。)
- 1m×1m MLI剥離試験  
→排気性の悪いMLIにおいて、剥離あり。

現在、MLI仕様中の各パラメタ(MLI層数、パーフォレーション直径など)と、剥離力、膨れ高さ、剥離状況を分析中。





# 9. 試験結果(速報) (4/5)

## ● 試験時の映像



1mMLI膨張(剥離時)動画



1mMLI膨張(最小)動画

# 9. 試験結果(速報) (5/5)

## ● 試験データ整理結果(速報)

試験No.	日付	時間	試験体番号	追加加工	ベルクロ接着能力	ピーク時圧縮(%)	ピーク時気圧(kPa)	最大水平反力(N)	最大垂直反力(N)	膨張高さ(mm)	膨張角度(deg)	浮き上り	剥離
115	11/29	16:08	980-01-R0	なし	***0-***	100	1	83	29	55	10	0	0
116	11/29	17:10	980-02-R0	なし	***0-***	85	2	80	37	>60	>10	N/A	3
117	12/3	10:16	980mmジグ	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
118	12/3	12:04	980-10-R0	なし	***0-***	130	0.2	8	1	25	10	0	0
119	12/3	14:26	980-03-R0	なし	***0-***	100	0.7	80	30	55	10	0	0
120	12/3	14:55	980-04-R0	なし	***0-***	130	0.1	18	4	20	5	0	0
121	12/3	15:59	980-05-R0	なし	***0-***	100	0.8	47	12	40	10	0	0
122	12/3	16:30	980-06-R0	なし	***0-***	108	0.3	55	20	40	13	0	0
123	12/4	9:49	980mmジグ	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-

表 試験結果一覧(1m四方MLI試験結果)

中規模MLI(50cm四方)、大規模MLI(1m四方)の剥離試験を実施し、MLI仕様の相違による、急減圧時のMLI膨れ、ベルクロへの荷重、および剥離(剥がれ)の傾向を把握することができた。これらの取得データは、これまで、旧NASDA、旧ISAS時代を通じて、未取得のデータであり、MLI設計および実装設計において、有益なデータである。

→WGにて審議の上、宇宙機設計者に有為となる整理形態で掲載する予定である。

## 10. まとめ

- **概要**  
H2Aフェアリング内部の減圧環境を模擬可能なMLI剥離試験装置を製作した。  
試験を実施し取得したデータは、「MLI剥離防止設計標準」へ反映され、JAXA衛星の信頼性向上に寄与するものとなる。
- **設計標準制定後の装置利用について**  
宇宙科学研究本部、宇宙利用推進本部等が進めるJAXAプロジェクトにおける宇宙機実装MLIの検証において、必要に応じて、本装置の利用が可能となるよう、体制を整備。
- **今後の装置改良予定**  
プログラム制御による真空排気系のバルブ操作を自動化する。  
(今年度中)



## MEMO



## 質疑応答

### 質問者①

問 1：2、3 教えていただきたい点があるのですが、まず、エッジベントホールとはどういうものですか？

答 1：今回試験に使った MLI の構成で説明しますと、周囲は縫製の上テーピングされていますが、そのテーピングを開口部として長さ 15mm 程度分とりまして、各層間にまたがっている縫製を取り去ったものがエッジベントホールです。ですから、側面から見ますと、MLI 層の内部が見えるような形態です。

質問者：今回の試験ではエッジベントホールは適用していないのですか。

発表者：適用しています。エッジベントホールの位置については、試験パターンとして、四角形状の MLI に対して最初は片面だけ、次はその面に対する反対の面に穴を開ける、といったような形で試験をしながらデータを取得しています。

質問者：それから、15 ページの「試験装置の検討 (2/4)」の図ですが、これは形状からすると、実際には MLI 内部に閉じ込められた気体と MLI とこの治具の間の気体による圧力を計測する装置、ということですね。本体内部からの圧力はこの装置では計測できないのでしょうか。

発表者：計測はできません。今回の試験は、宇宙機構体内部の排気については検証しておりません。これについては当然標準化しなければいけないと思っておりますので、例えば ALOS とか DRTS とかそれまで実施されてきた試験について議論された内容や知見、これまでに得られている理論などをもとに、標準の草案を作っていきたいと考えております。

質問者：17 ページの 4/4 についてですが、先程の試験のところで MLI の周囲はベルクロで止まっているというお話だったと思うのですが、ロードセルはベルクロに加わるせん断力と面外方向の力を測っているのですか。軸力の測定位置がせん断力の測定位置から離れてしまっているのでは正しい面外力が得られないと思うのですが。

発表者：このイメージは今年の 6 月に装置作製前に提案させていただいた資料ですので、単なる資料なのですが、実際はベルクロの根元（下）の構体側に一對ロードセルを取り付けておりまして、そのロードセルで水平と垂直の荷重を測定しております。

質問者：それはつまり、ベルクロのある幅の部分にかかっている力が測定されるというこ

とですか。

**発表者：**その通りです。

**質問者：**この絵によりますと、固定点から離れたところで測られているように見えますが。

**発表者：**イメージ図はあくまでイメージとして作成したものですので、この写真で説明いたしますと (p.27、8.1「剥離力測定装置」)、白く見える枠のようところがベルクロが張られている部分で、その下にロードセルが付いております。これを用いて、荷重を測定しています。

**質問者：**結局このせん断力にしても、軸力にしても、内部に残っている圧力による MLI の張力で決まってしまうますが、コーナーの辺りと普通の辺の中央辺りで MLI の張力がどのようにばらついてくるのかというのはおそらく普通の材料力学では計算できないのではないかと思うのですが。

**発表者：**はい。その点については、測定前の議論の中で、コーナーの部分と中央部、辺で言うと辺のふちの部分と辺の中央の部分、にロードセルを配置するといった案も出てきたのですが、そもそもロードセルを使ったこのような装置が動くかどうかというところも議論になりましたので、まずはこのような形態で辺にかかる荷重を測ってみようという結論に達しました。その結果、こういった機構が実際の真減圧環境下で稼働するということが確認できましたので、ローカルな端部、つまり MLI の端部 (辺の部分) にかかる荷重を測定することは今後装置を改修することによって、可能になると考えます。

## 質問者②

**問 2：**さきほどのお話によりますと、構体内部の排気パスがエッジベントで、パーフォレーションは MLI 内部のエアールを出す、という考え方なのでしょうか。

**答 2：**いえ、違います。基本的に MLI 内部の気体はエッジベントホールとパーフォレーションで排気します。標準の中でも言葉の定義については議論がありまして、ほぼ決着しそうなんですけども、構体内部の排気はいわゆるベントホールと言う、構体に穴が開いているもので排気をします。その部分の近傍にある MLI がおそらく構体からの排気によって剥離すると考えられるのですが、その部分についてはこの試験では実施しておりません。

**質問者：**そうしますと、構体内部から MLI の内側まで通じているのがベントホールだと思うのですが、結局そこまで到達したベントホールのどこから MLI の最内層まできたエアール

が抜けるのかというのが非常に重要だと思いますが…

**発表者：**いまのお話ですと、構体内部からの排気が MLI と干渉しないように排気パスを設計するということですね。

**質問者：**ええと…

**発表者：**衛星構体内部の排気パスに関しましては、おそらくシステム的な設計に関わるところで、その構体を開けるベントホールの位置が周囲の、例えばコンタミネーションを嫌うような機器のところを開いては困るというような議論が必ずありまして、MLI のいわゆる実装上の問題なんです。そういった議論もありまして、システムのところで解決する問題として、まず MLI 内部の排気をどのようにするのか、という議論に基づいて、今回試験をしています。構体が開けられたベントホールや、構体内部からの排気に関しては、例えばこれまで JAXA 衛星で得られた試験データをもとに策定をするといった話に現在なっております。

**質問者：**そうすると、4 ページに大きく二つに書かれた、MLI の内側に溜まった気体が構体内部から押し上げるっていう話と、いわゆる内部が膨らんでいくという話の二つがあります、ということに関して、前半の、構体内部から MLI を全体的に押し上げるという問題に対しては、MLI とベントホールの位置が干渉しないように設定する方向で処置するということでしょうか。

**発表者：**はい、そうです。

**質問者：**了解しました。ありがとうございます。

**発表者：**今回の説明はこの二つ目の図についてのもので、基本的にはいま言われたような形で処置するということです。

**質問者：**ありがとうございます。あと一点お伺いしたいのですが、いまその排気しにくい MLI を、排気しやすいように色々工夫されていると思いますが、13 ページに書かれた色々な種類の MLI について、これと実際にフライトしている MLI はどの辺りが共通していますか。このピッチと直径の範囲内で色々使われているのでしょうか。あるいは標準的に例えば直径 1mm のピッチいくつというのがあるのでしょうか。つまり、実際に試験で膨らんだり外れたりしているようなパラメーターのものがフライトしているのかどうか、と言うところが知りたいのですが。

**発表者**：はい。

**質問者**：フライトしているということでしょうか。

**発表者**：はい、実際に 0.5 というのは針穴のような形状なんですけれども、これの 50mm ピッチの MLI があるという話を聞いています。

**質問者**：それは実際に膨らんだり剥離しているという結果が得られたということでしょうか。

**発表者**：いま得られているデータを見る限りではそうです。

### 質問者③

**問 3**：いまの環境条件ですと、HII-A だけを標準にしていますが、今後の計画として、もっと早く減圧する小型ロケットですとか固体ロケットを対象にした計画があるのか、また、アリアンとかロシアの件とかデルタとか、これら（ロケット）を使用する可能性のある衛星はあると思うのですが、それら（ロケット）の排気速度はどうなっているのかということまで調べてこの検討を進めるのかどうか、その辺をちょっとお聞かせ下さい。

**答 3**：まず一つ目の質問ですが、そこまで対象を広げるという話には今はなっていません。もともとの勧告自体が JAXA が開発した衛星で、JAXA のロケットで打ち上げるものに対して、という話からスタートしたものですから。ただ、ソースのスペックとしましては、いま言われたとおり、対応できるようなものを作っておりますので、そのようなニーズがあった場合は試験することは可能だと思います。

**質問者**：JAXA のロケットは HII-A だけじゃないと思うし、これから小型ロケットやギャラクシーなどにも対応していくことになると思うのですが、やはりその辺の減圧スピードは確認しないとイケないのか、もっと許容値を大きくする必要があるのか、どの程度まで許容されるのかといったような、その辺りの確認が必要かと思います。

**発表者**：必要であるとは思いますが、今回試験をして分かったのは、当初最大の減圧速度のところでは剥離が起こるものと考えていたのですけれども、実際に測定をした結果、1kPa 以下の、時間的に言うと 100 秒以上のところで実際に剥離が見られたり最大の荷重が見られるところもありました。ですから、実際にそういった辺りの速度がどのようになっているのかということについては詳しく知るべきであると思いますし、その速度がどのように剥離に影響を及ぼすかということが今後議論になると思います。

**質問者④**

**問 4:** 寸法によって結果が若干違ってきているのですが、同時進行として数値解析的な方法で検討するなどの試みをされているのでしょうか？

**答 4:** はい、それは考えておりますし、実際に遂行しております。排気特性試験と、今僕が説明させていただいたのはこの図で言いますと（3.MLI 剥離防止設計標準の構成（3/3）、p.10）左側の MLI 挙動確認試験という方なんですけれども、これは実際に衛星に実装されるような MLI の標準的なものを対象に、剥離するかどうか今でも試験をしているところですが、一方では、このようなパーフォレーションの径が変わった場合、層が変わった場合、エッジイベントが変わった場合、どのように内外層の圧力差が生じるのか、それを定性的な観点で見たり、減圧環境下で見たり、といったことを、実際流れ込む流量などを計測して行っております。今私が申し上げた試験は、理論的なところから実際に剥離なり膨れてるそのメカニズムを解明することを目的とした試験で、これらを統合して標準化しようというところが今の動きです。