

## 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

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
三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.



## 目次



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.

1

## 1. はじめに



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/>)

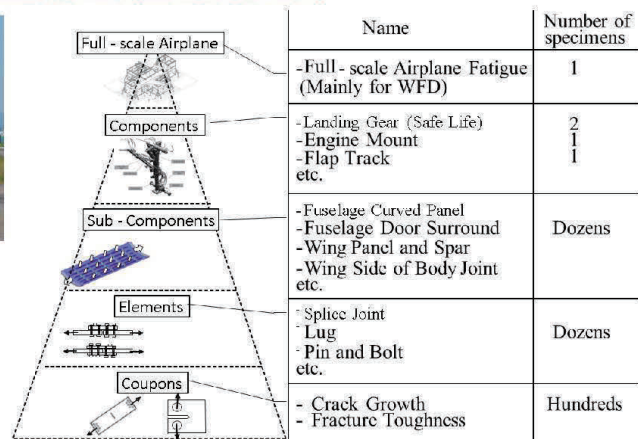


図1 航空機開発時に実施される疲労試験のビルディングブロック

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

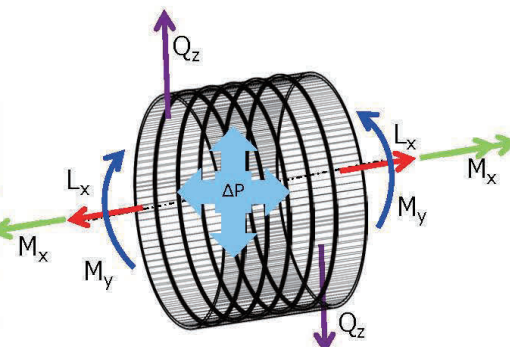
2

## 2. 胴体曲面パネル疲労試験装置開発の必要性(1/2)



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.

3

## 2. 胴体曲面パネル疲労試験装置開発の必要性(2/2)



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、評価部位(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。**

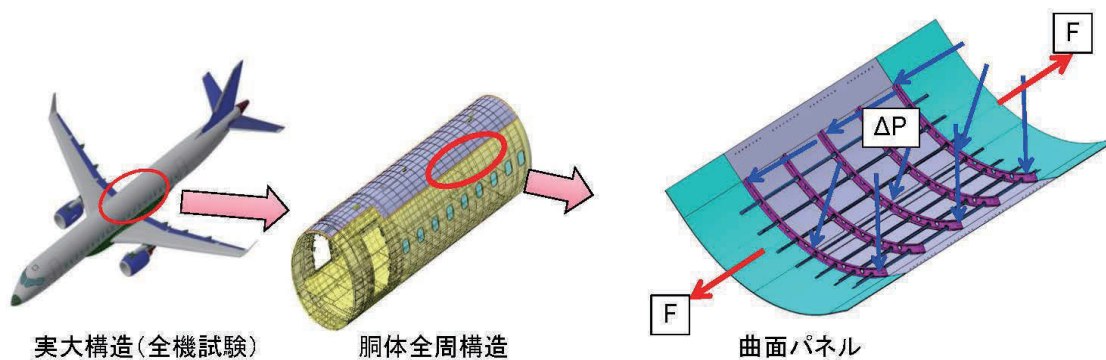


図3 胴体構造の損傷許容性評価試験

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

4

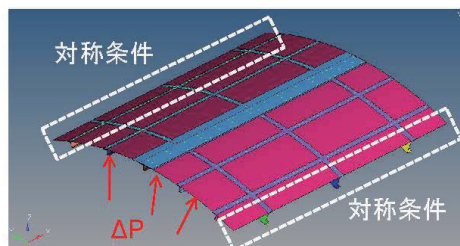
## 3. FEAによる曲面パネルを用いた試験方法の確認



- ・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

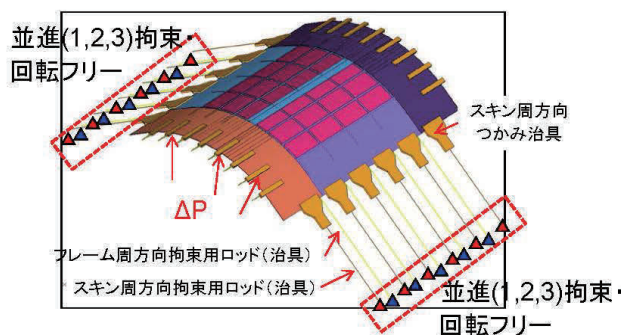
：胴体の一部分を抜き出し、対称条件を用いた解析モデルにより、発生応力を確認



(a)実機(胴体全周)モデル

### ○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



(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



### 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)



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。

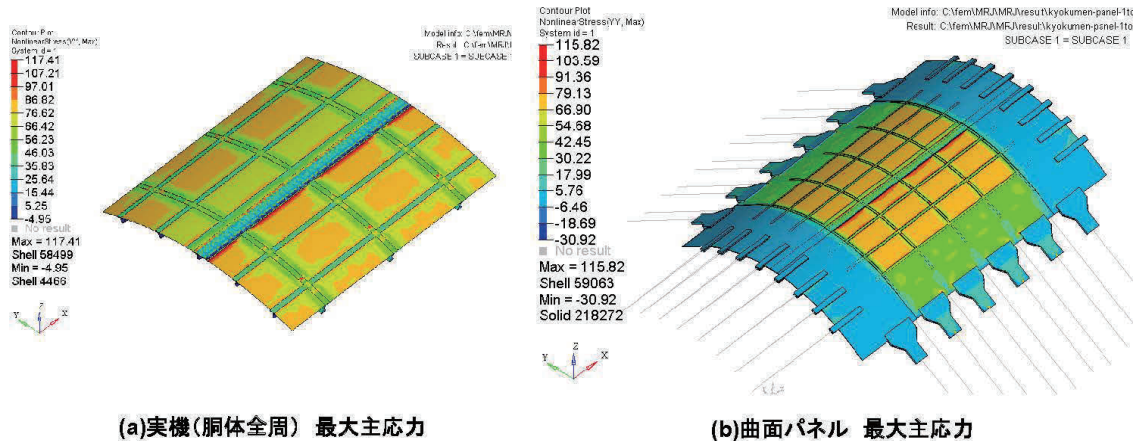


図5 FEA結果概要(最大主応力の比較)

### 4. 試験装置の開発(他機関での試験状況)

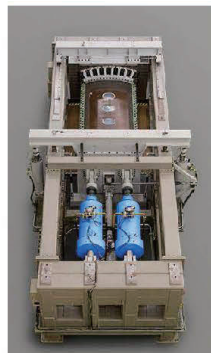


技術統括本部

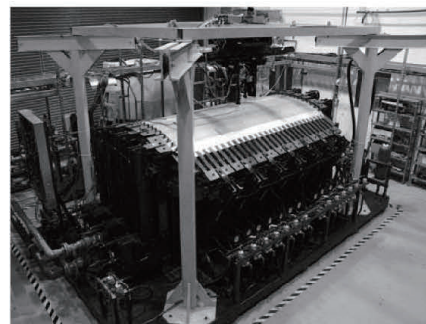
- 曲面パネルモデルを使用した試験は、蘭NLR・独IMA・米Boeingにて既に実施されている。
- 何れの装置も内圧＋軸力の繰り返し負荷を目的としている。



(a) NLR装置<sup>1)</sup>



(b) IMA装置<sup>2)</sup>



(c) Boeing装置<sup>3)</sup>

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?LNK=bauteilpruefung\\_luftfahrt\\_flugzeugrumpfschalen&il=2](http://www.ima-dresden.de/index.php?LNK=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

#### 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・ストリング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**

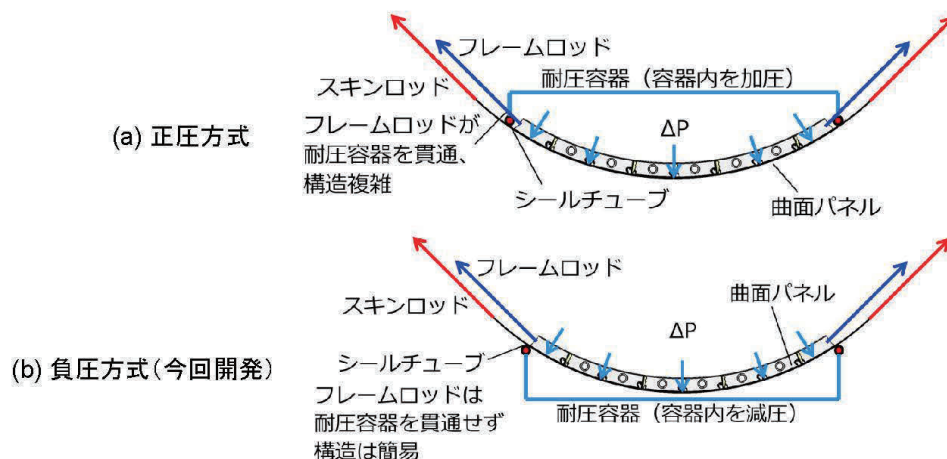


図6 圧力負荷方法の検討

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

8

#### 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

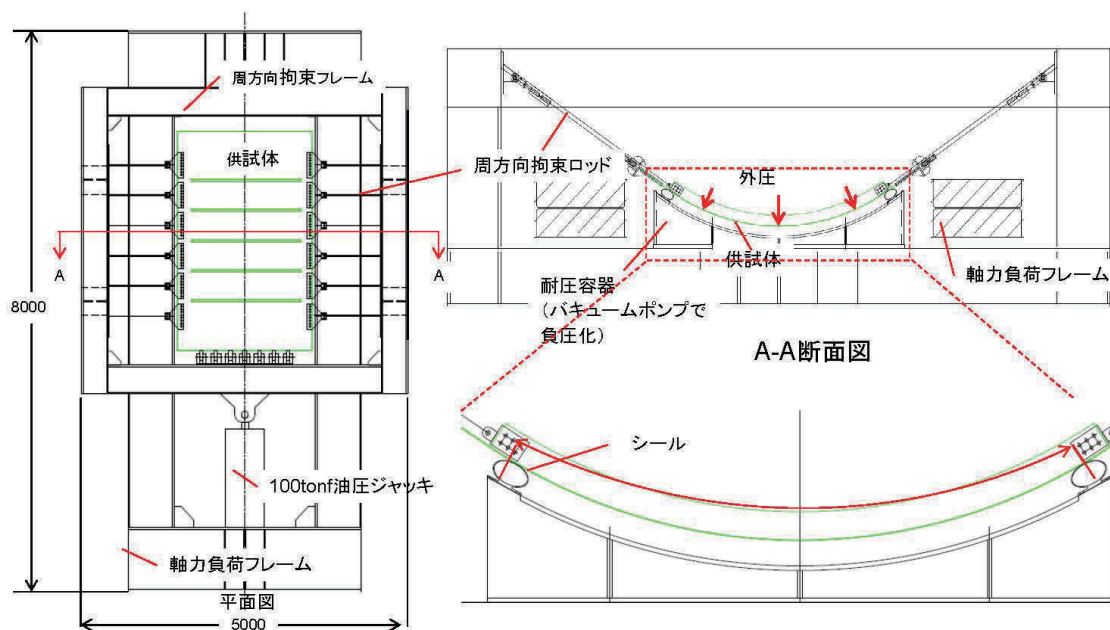


図7 試験装置概要

9

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



#### 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

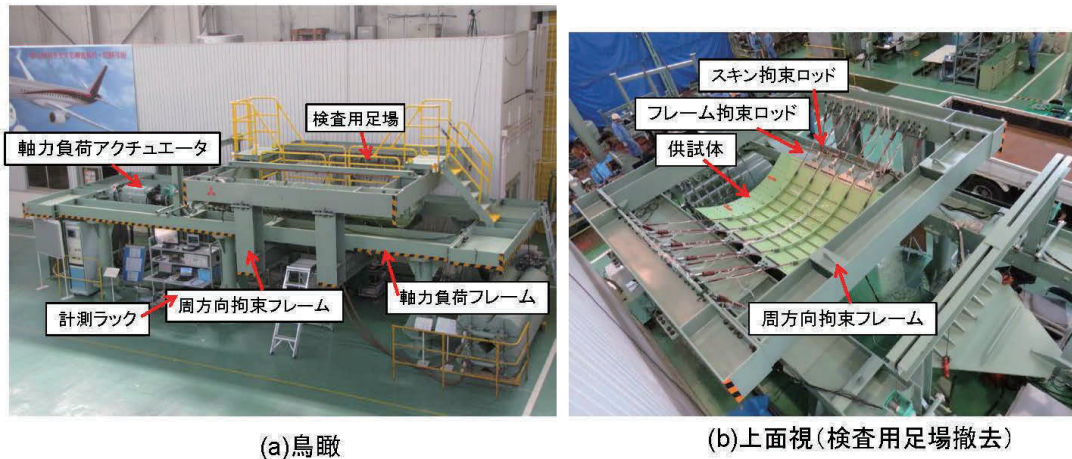


図8 胴体曲面パネル試験装置外観

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

10

#### 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。

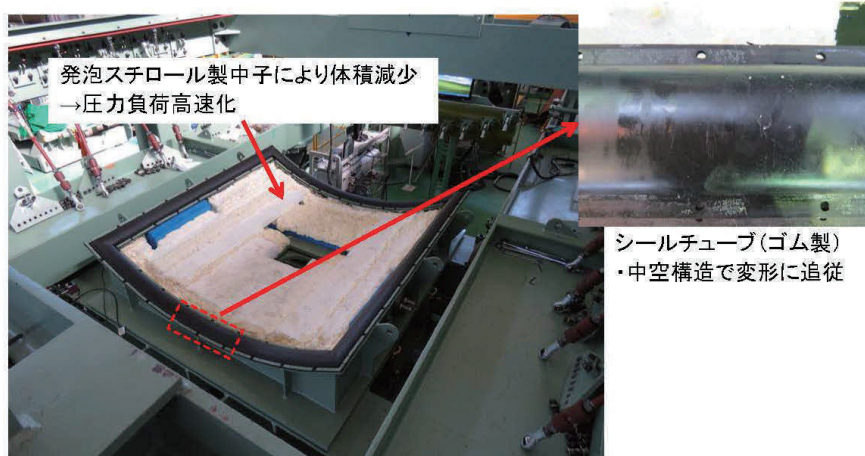


図6 耐圧容器部外観(供試体取外し)

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

11

#### 4. 試験装置の開発(圧力負荷の高速化)



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

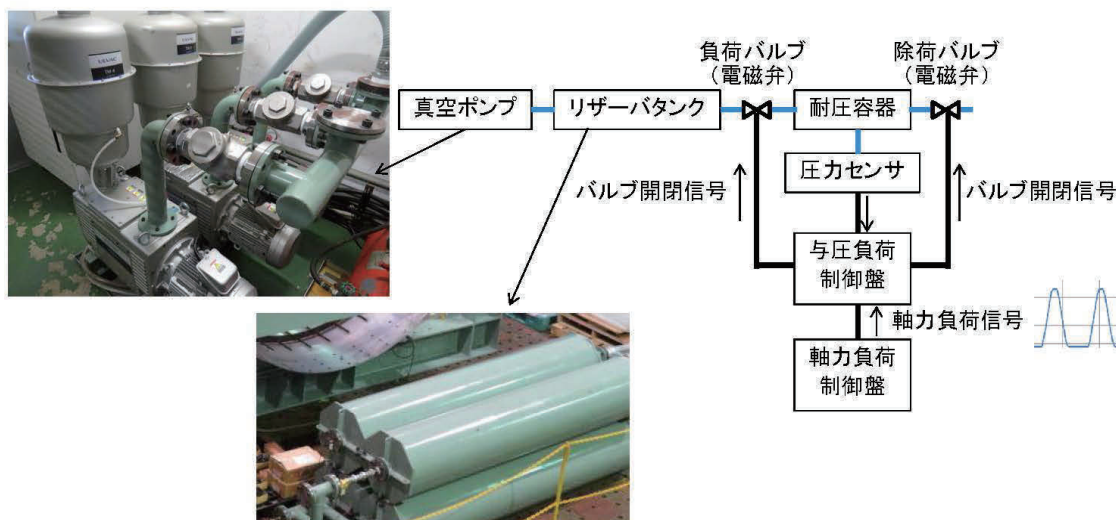


図7 圧力負荷槽装置

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

12

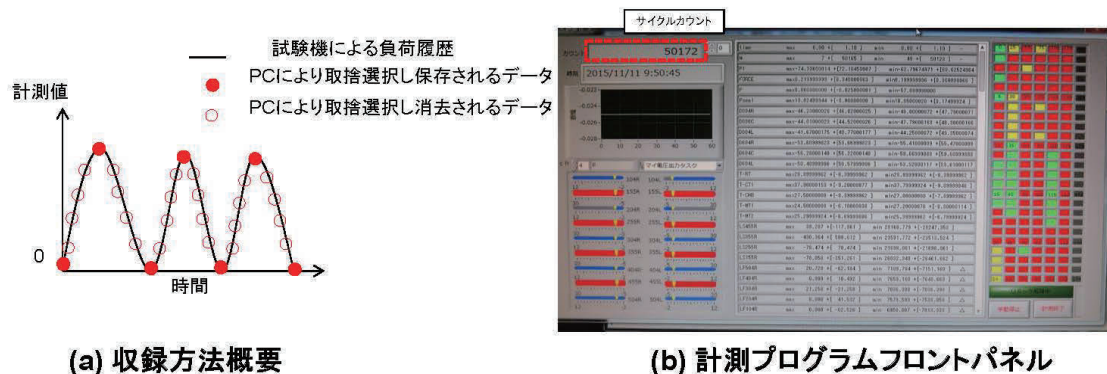
#### 4. 試験装置の開発(計測システム)



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.

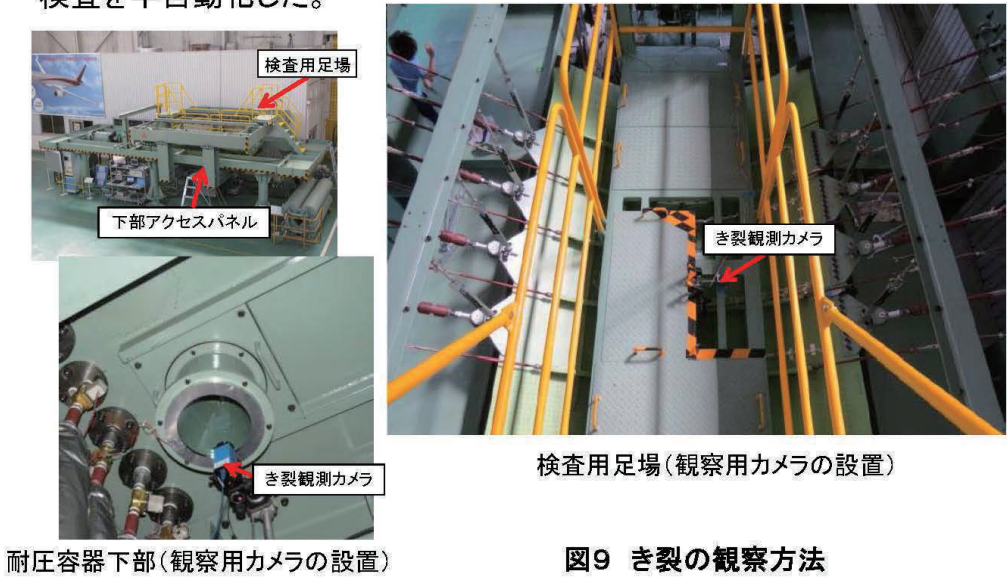
13



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。



5. 試験結果例

三菱重工  
技術統括本部

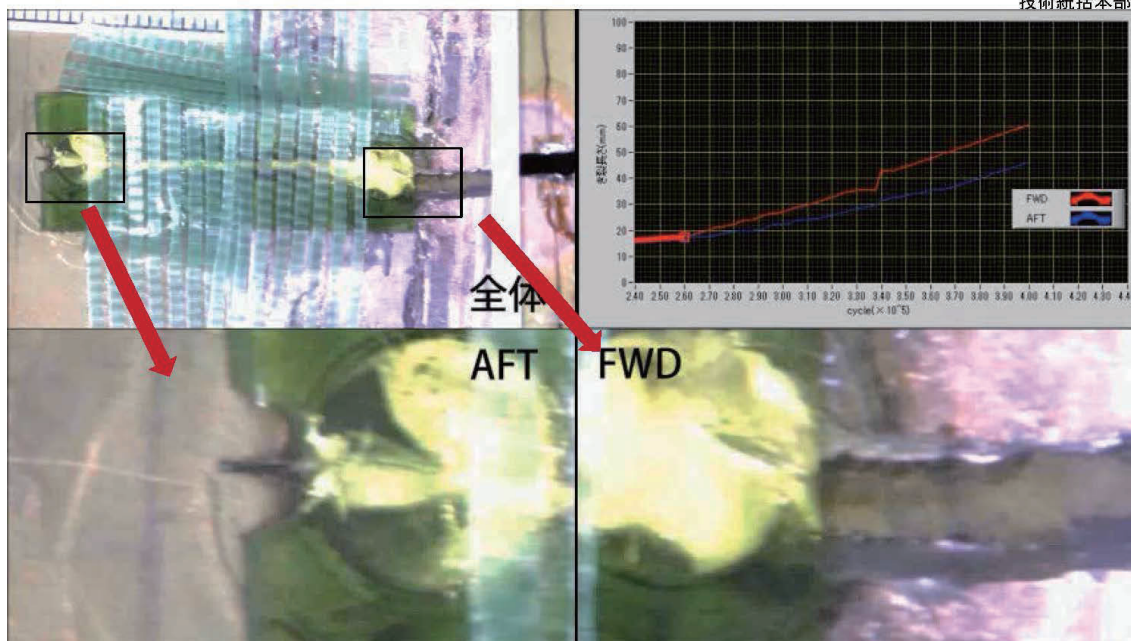
- 胴体の周方向継手の損傷許容性確認試験が完了。  
軸方向継手の試験が現在実施中。

	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

## 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-繰返し数vsき裂長さ)

三菱重工

技術統括本部

○評価部のda/dnデータを取得した。

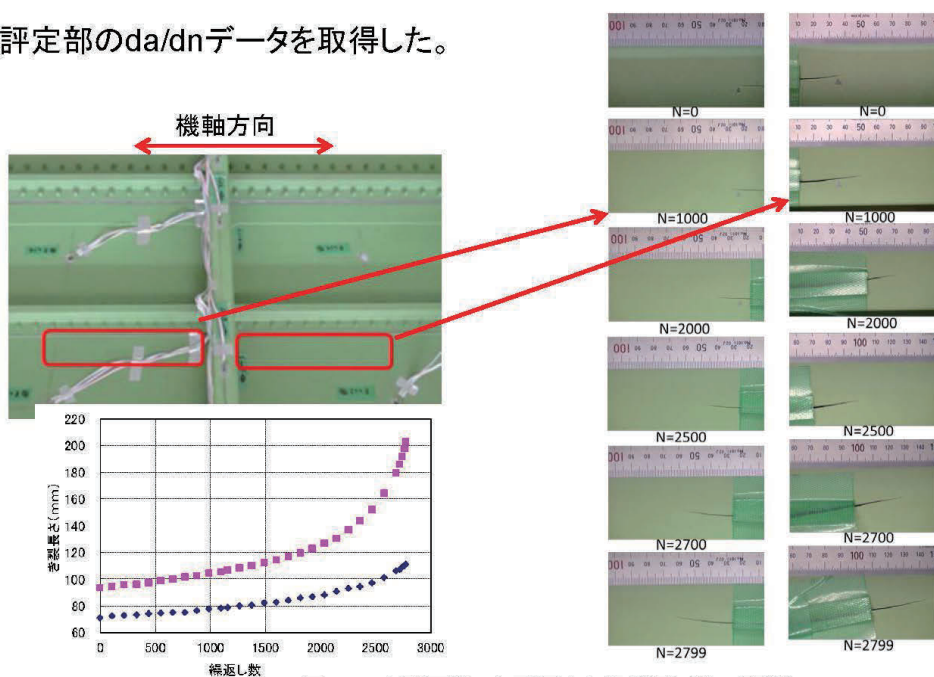


図10 き裂画像・き裂長さとの繰返し数の関係

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

17

## 5. 試験結果例(軸方向継手・内圧・軸力達成負荷)



技術統括本部

OMRJ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。

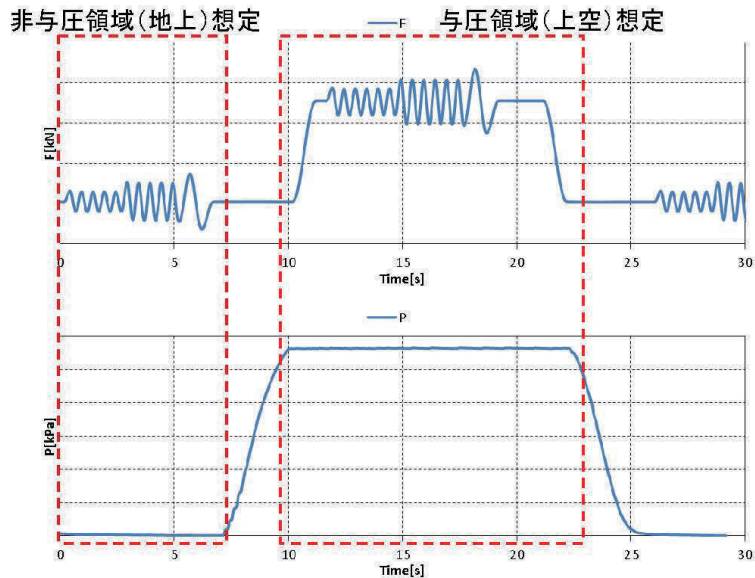


図9 軸力・内圧の時刻歴

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

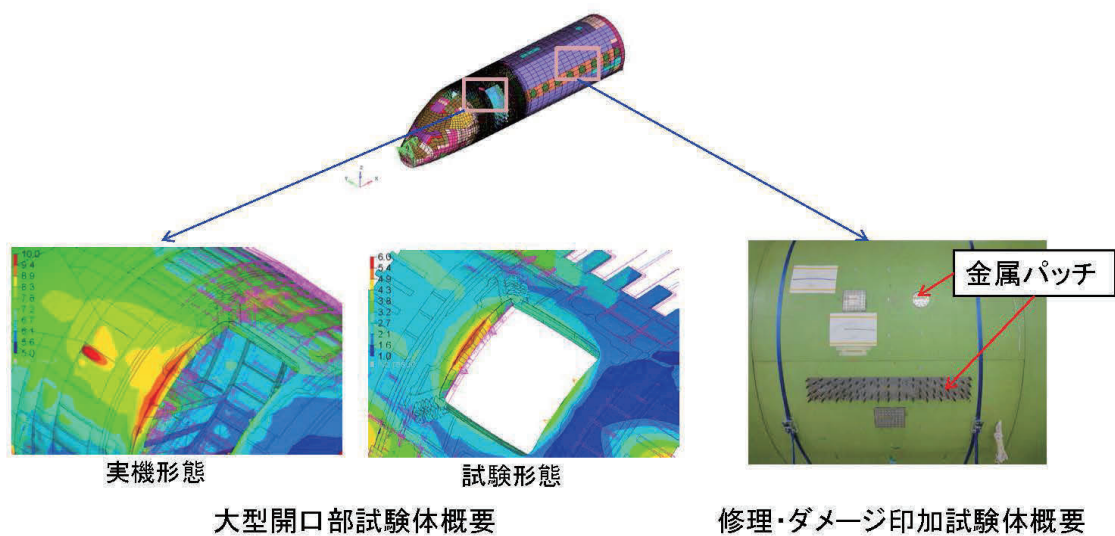
18

## 6. 今後の展開



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・ブレード)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。



実機形態

試験形態

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.

19



## 7. まとめ／今後の取組



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。



この星に、たしかな未来を

## 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 倍を要求していきまして、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きまして、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つ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のですが、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

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、たくさんカメラを置いて何か所も撮ったものなののでしょうか。

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。