

# S-520-RD1号機飛行試験供試体開発段階における熱・構造・振動解析

第55回流体力学講演会/  
第41回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム  
2023年7月13日

竹腰正雄, 小寺正敏, 長谷川進, 吉田誠, 谷香一郎,  
田口秀之, 富岡定毅, 高橋政浩, 百瀬雅文(JAXA)

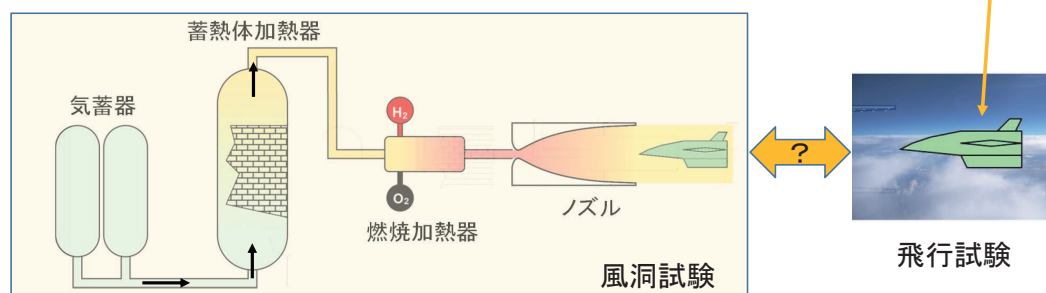
## 1. 背景 及び 目的

### ● 背景

- 極超音速風洞では、気流を模擬するために、空気への強い加圧・加温が必要である。このため風洞気流には、実際の飛行状態とは異なる成分の混入（加熱の際の燃焼ガス等）が起こり、試験気流の加熱方法の違いによりエンジン燃焼試験結果に差異が生じることがわかっている。
- 極超音速エンジン搭載機の開発には、地上設備（風洞）での燃焼データ取得は欠かせないため、実際の飛行状態を予測する精度を向上させるため、実飛行での超音速燃焼データを取得し、予測ツールの有効性を及び精度を確認することが必要。

### ● 目的

- 所定の軌道を飛行し、設定された計測・試験を実現する**飛行試験供試体の開発**において実施した設計・検証段階での数値計算と実験結果について紹介する。



ラムジェットエンジン試験設備の模式図 (RJTF=Ramjet Engine Test Facility)

## 2. ミッション要求

- 1 極超音速飛行中に空気を吸い込んで燃焼を行い、気流の状態量(マッハ数, 動圧, 乱れ強さ等), 燃焼器内の圧力分布に基づく発生推力及び空力加熱量のデータを取得する。
- 2 燃焼試験時の飛行条件は、飛行マッハ数と飛行動圧の範囲を図1のように設定し、迎角及び横滑り角 $\pm 5^\circ$ 以内とする。
- 3 燃焼試験時間は、右下の飛行条件において、3秒以上とする。

風洞試験結果(RJTF)と比較する観点から、以下の範囲でのデータ取得を行う。

	最低	最大
マッハ数	5.5	8.0
動圧	25 kPa	100 kPa

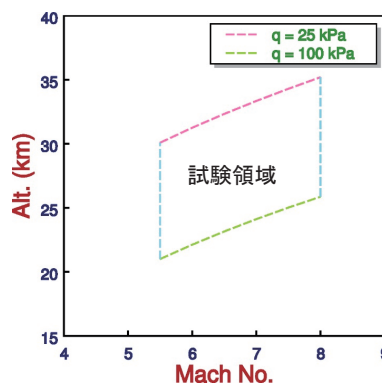


図1 飛行領域

3

## 4. システム要求

ミッション要求を基に設計した結果、以下のシステム要求を設定した。

- 1) 飛行試験供試体は、飛行試験システムにより弾道軌道に投入・分離された後、図1の飛行領域で燃焼試験を実施すること。
- 2) 供試体システムの作動状態及び飛行状態(慣性データ)並びに以下を評価するための実験データを計測し、地上システムへ送信すること。
- 3) 供試体は先端部から気流を取り込めるように姿勢制御を行い、降下中に試験を行う。
  - ・ 気流の状態量(マッハ数, 動圧, 迎角, 横滑り角)
  - ・ 気流の乱れ強さ
  - ・ 燃焼状態を把握するための燃焼器内の圧力分布及び温度分布
  - ・ 空力加熱量を推算するための熱流束
- 4) 飛行試験供試体は、想定する飛行環境条件(真空環境, 熱環境, 加速度, 振動, 衝撃等)に対応すること。
- 5) 機械的インターフェース, 質量特性を満足すること。
  - 1) 供試体の形状・寸法・質量特性は、以下の条件を満足すること。(条件の記載省略)
  - 2) 超音速燃焼のための流路を形成できること。
- 6) 機体システムから分離後、供試体を空力安定とし、飛行条件の迎角及び横滑り角を満足すること。
- 7) 構造系は、供試体システムの他のサブシステムを搭載し、環境条件, 飛行条件及び燃焼試験に対して、必要な強度及び剛性を持ち、供試体システムの搭載機器の温度仕様を満足させる断熱性を持つこと。
- 8) 供給系は、地上システムから燃料であるエチレン, 点火用の水素ガスを充填され、燃焼試験時にこれらのガスを供給すること。また、燃焼試験終了後は、残ガスを排気すること。これらは、計測制御系からの制御信号でバルブを開閉させることにより行い、バルブ開閉のデータを計測制御系へ送信すること。
- 9) 空調系は、地上システムからバージガスを供給され、燃料及び点火用ガスの漏洩ガスを希釈し、外部へ排気するとともに、供試体内部の温度調整を行うこと。
- 10) 計測制御系は、供試体システムのシーケンス制御並びにデータ計測及びデータ受信を行い、それらのデータを通信系へ送信すること。
- 11) 電源系は、バッテリーを内蔵し、地上システムまたは計測制御系からの制御信号により、地上システムからの外部電力またはバッテリーを切り替え、供試体システムの搭載機器への電力供給をon/offし、その電圧・電流を計測して計測制御系へ送信すること。また、外部電力によりバッテリーへ充電できること。
- 12) 通信系は、計測制御系から受信したデータをテレメトリデータとして地上システムへ送信すること。送信周波数帯は、Sバンドとする。
- 13) 計装系は、搭載機器を保持・接続すること。
- 14) 実験装置は、気流の圧力, 気流の乱れ強さ, 構造系先端部の熱流束を計測し、計測制御系へ送信すること。

⇒システム要求を基に、設計を具体化

4

### 3. 制約

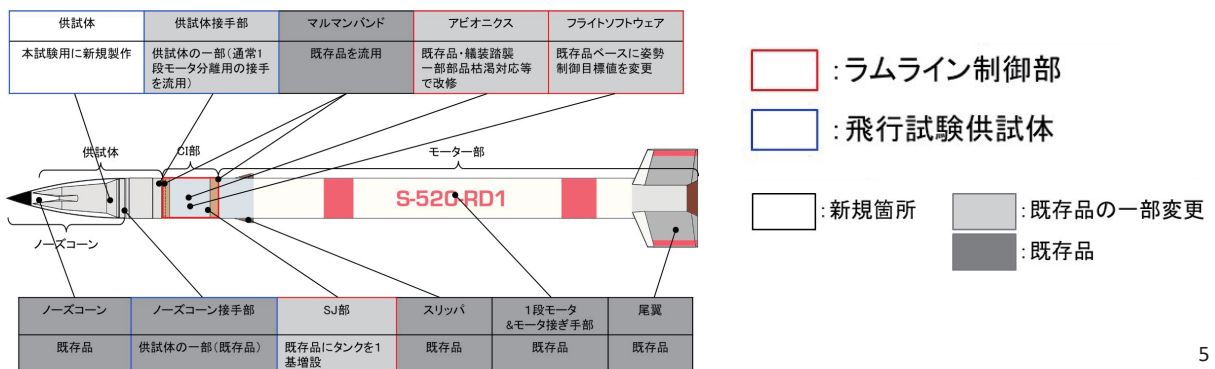
飛行試験の実施は、**プロジェクト**(資金と期間が限られる)

- ✓ 予算的な制約(受託研究:間接費を含み総額18億円)
- ✓ 設計開始から飛行試験完了まで最大4年4か月間(実際は4年8か月)

期間延長理由 2019年台風19号による設備故障による実験遅延  
2020年COVID-19によるJAXA・大学の閉鎖の影響

短期間での開発を成功させるため、以下の条件を設けた。

- ① 小型ロケット(S-520)を用いて供試体を打ち上げる。
- ② ノーズコーンは既存品を用いる。その他の機器についても可能な限り既存品を利用する。
- ③ 試験後の供試体の回収は行わない。(アンテナによるデータ送受信)



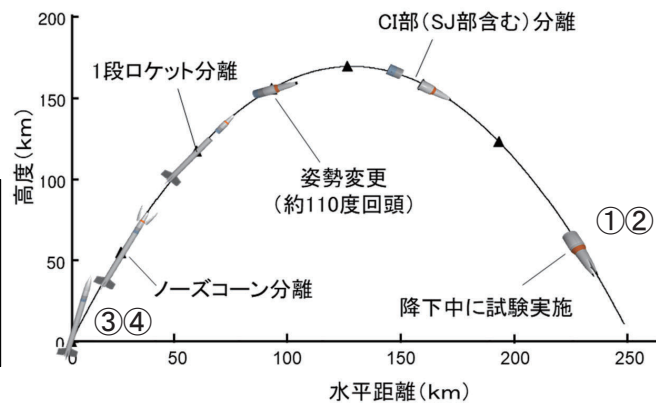
### 5. 熱・構造 設計・検証

供試体の設計・製作に当たり、成立性に関わるところは初期段階から重点的に数値解析を実施

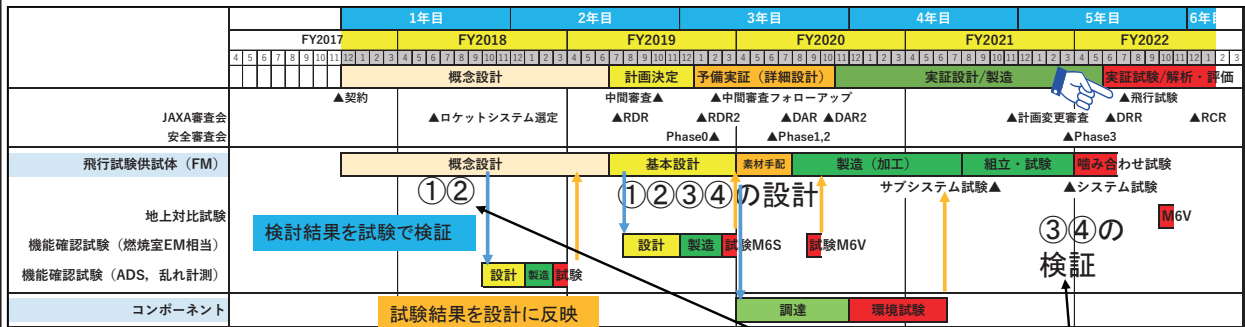
➢ 構造強度設計(基本的には、すべての部材について強度解析を実施)

- ① 供試体の空力加熱に対する熱設計(概念設計～詳細設計)
- ② 燃焼器の熱・断熱設計(概念設計～詳細設計)
- ③ 加速度・空力荷重に対する強度設計・設計検証(基本設計～システム試験)
- ④ 打ち上げ・分離時の振動・衝撃に対する設計・検証(基本設計～システム試験)

③④に関しては、設計・検証段階で実施した数値解析と検証結果について、設計のみの項目①②に関しては、飛行試験データと比較し、設計時の仮定等を検証したので報告する。



## 6. 開発スケジュール（プロジェクト開始から飛行試験まで4年8か月）



概念設計（フィジビリティスタディ＝成立性の確認）

- ① 供試体の空力加熱に対する熱設計
- ② 燃焼器の熱・断熱設計

基本設計①②③④

風洞での燃焼試験を通じて、各機器の設計を確定

詳細設計①②③④

製造前までに、構造や各機器の設計を完了

実証設計/製造③④

設計通りに供試体が製造されているかを確認

本資料で紹介する内容

## 7. ①供試体の空力加熱に対する設計 と 飛行試験の結果(1/5)

概念設計において、以下の点に絞って成立性を検討

- ・加熱の厳しい箇所、試験の成立性に関わる箇所
- ・温度制限のある部品（代替物がない部品箇所）

↓

数値解析と（可能な場合は）実験を通して成立性を確認

- ✓ 空力加熱により溶融してしまうと空力安定性が低下し、試験の成否に関わる箇所

- (1) 空気取入口先端
- (2) ノーズコーン接手部（既開発品で代替物なし）

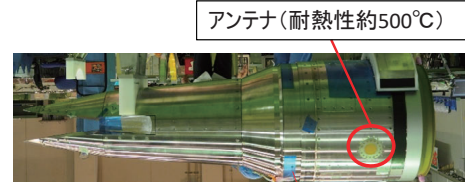
- ✓ 機能上、温度上限値があり、代替部品なし

- (3) アンテナ

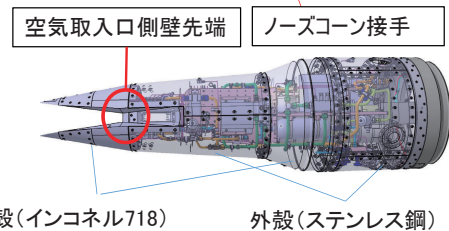
- ✓ 飛行試験実施まで、完成品での実験をしない箇所

- (4) 燃焼器

- ・ 地上試験→繰り返し試験をするため無酸素銅製の燃焼器を使用
- ・ 飛行試験→高温比強度大のインコネル718製の燃焼器を使用



アンテナ（耐熱性約500°C）

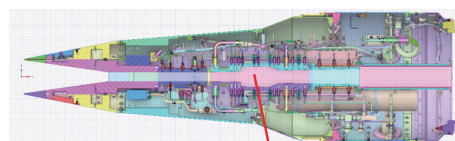


空気取入口側壁先端

ノーズコーン接手

外殻（インコネル718）

外殻（ステンレス鋼）



燃焼器及び外面温度

- ・基本構造（外殻、ロンジロン）は、高温比強度に優れるインコネル718
- ・加熱率の低い箇所は、ステンレス鋼15-5PH

### 7. ①空力加熱に対する設計 と 飛行試験の結果 (2/5)

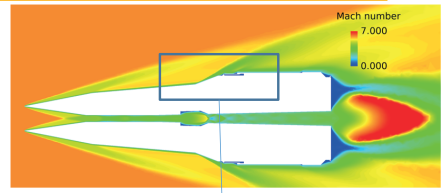
手順

1. 飛行マッハ数6, 壁温400Kを仮定し、FaSTARによるCFD解析
2. スタントン数 $ch$ の分布を用いて熱伝達係数を下の通り設定

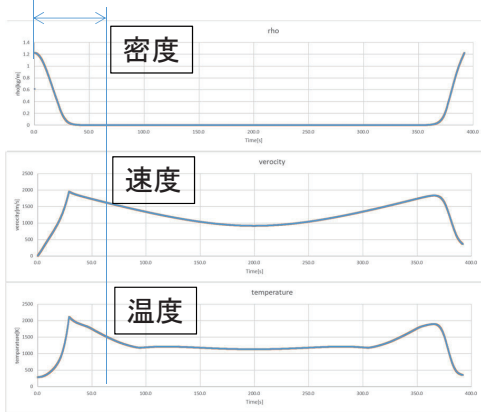
$$h = 1.5 \times Ch \times \rho \times u \times Cp \dots \text{式(1)}$$

1.5は安全係数,  $\rho$ 大気密度,  $u$ 速度,  $Cp$ 比熱

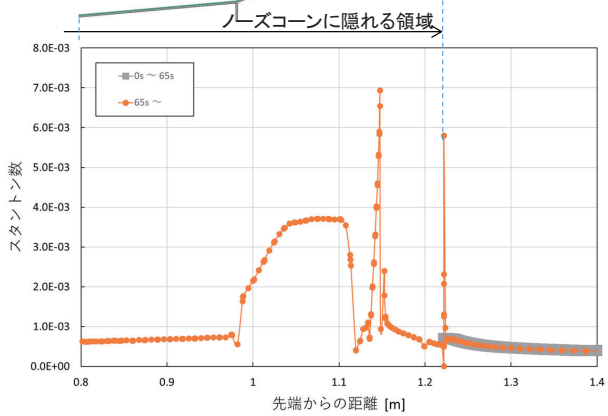
3. 軌道に沿って、 $\rho$ ,  $u$ ,  $Cp$ を変化させ、機体表面に熱伝達関数を与えて、構造温度を計算した。
4. 最大温度で、最大応力を計算し、強度余裕を確認する。



ノーズコーンに隠れる時間帯



ノーズコーン



9

### 7. ①空力加熱に対する設計 と 飛行試験の結果 (3/5)

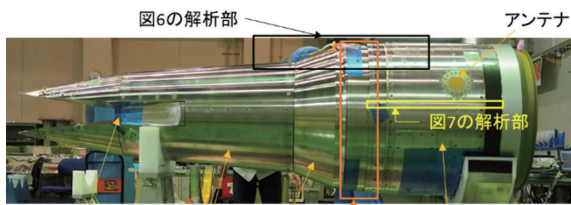


図6の解析部 (pointing to the nose cone area) and 図7の解析部 (pointing to the antenna area).

・ノーズコーン接手部の温度は材料融点以下であり、余裕のある設計、また、アンテナ耐熱温度773Kに対して、余裕のある設計結果だった。

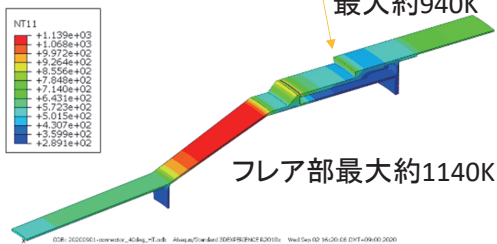


図6 ノーズコーン接手部解析

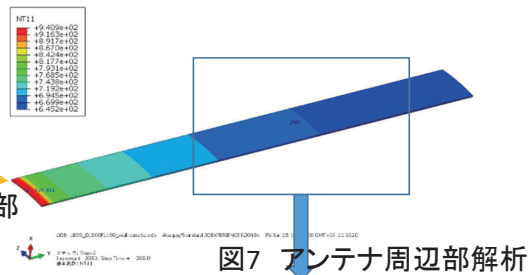
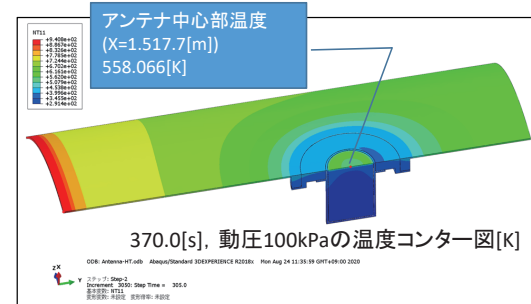


図7 アンテナ周辺部解析



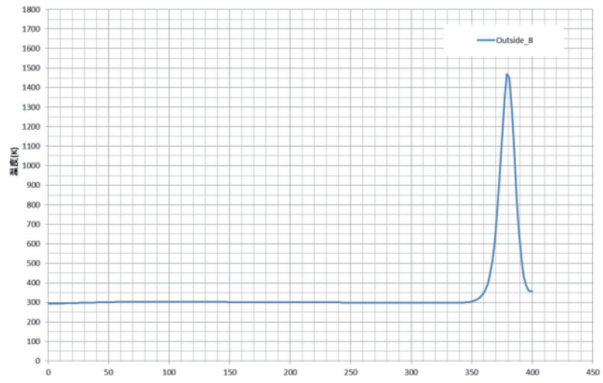
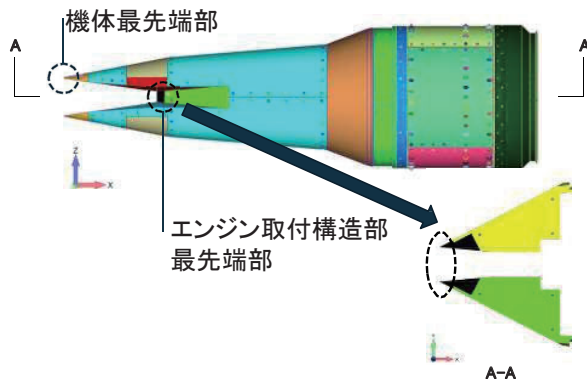
10

### 7. ①空力加熱に対する設計 と 飛行試験の結果(4/5)

最も温度の高くなる空気取入口 最先端部

下図のエンジン取付構造部最先端部の到達温度は約1470K

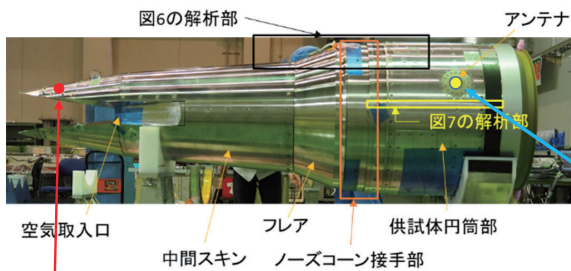
下図の2か所の最先端部分のみ、耐熱性の余裕を持たせるためタングステンとした。



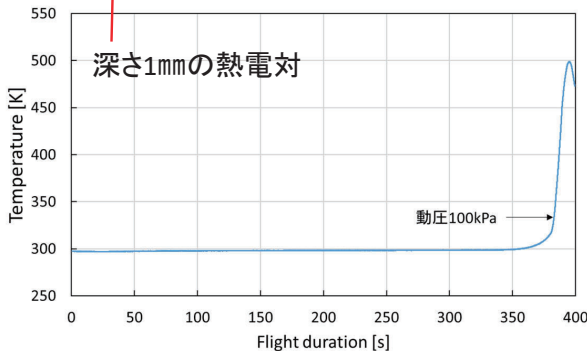
### 7. ①空力加熱に対する設計 と 飛行試験の結果(5/5)

試験結果との比較

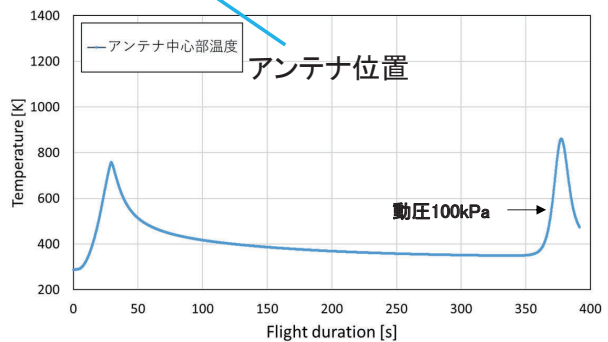
⇒ 耐熱性に余裕を持った設計になっていた



- ✓ 試験前の予測では、供試体前面の赤丸部(左図)よりも、加熱率の低いアンテナ部(黄丸)の予測温度は558K(動圧100kPa)だった。
- ✓ 試験結果は、飛行マッハ数が低いこともあるが、加熱率の高い赤丸部でも、温度は340K程度(動圧100kPa)となり、全体的に過剰に安全側の見積もりをしたことがわかる。



飛行試験時の壁温履歴(最大マッハ数5.8)



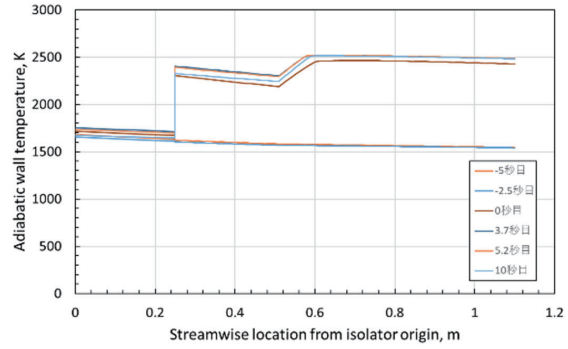
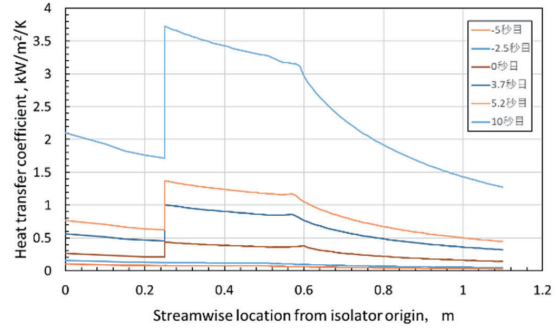
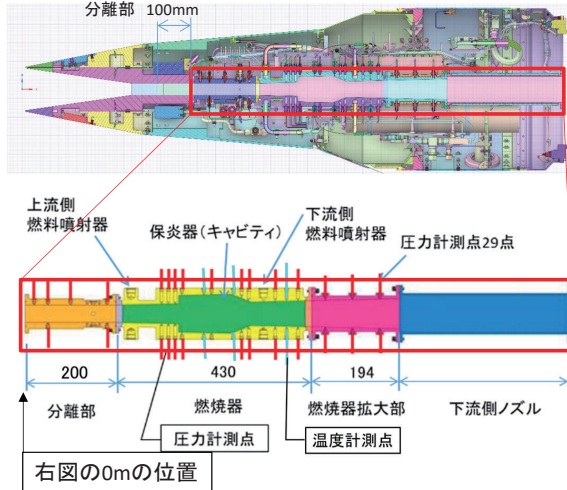
飛行試験時の予測温度(最大マッハ数6.1) 12

## 7. ②燃焼器の設計 と 飛行試験の結果(1/3)

手順

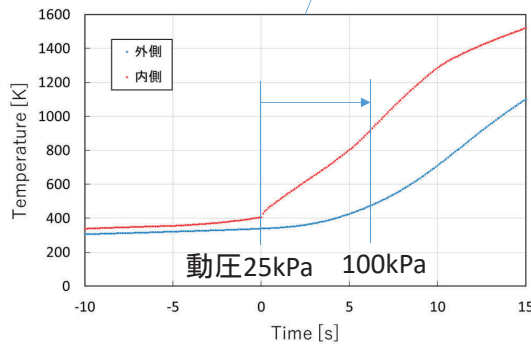
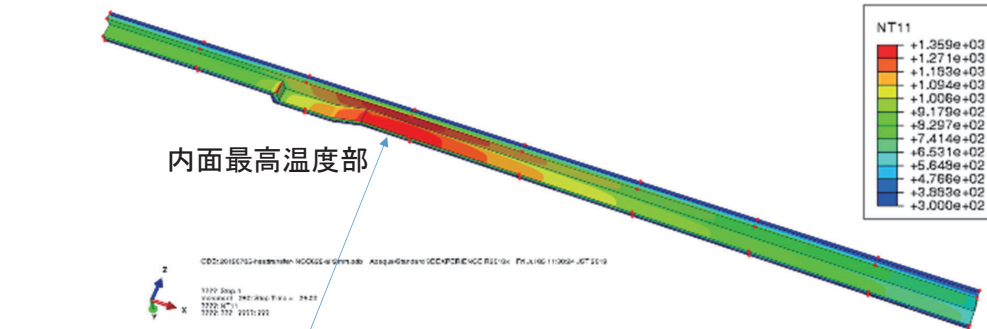
1. 1次元計算により壁面熱伝達係数を算出(右上)
2. 断熱火炎温度分布を算出(右下)
3. 境界条件(1. と2. の結果)を基に数値解析にて壁温を算出

[熱流束 =  $h \times (T_0 - T_w)$  ... 式(2)]



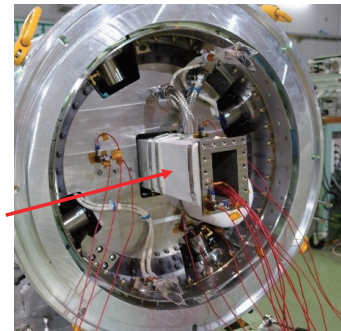
13

## 7. ②燃焼器の設計 と 飛行試験の結果(2/3)



壁面温度予測値  
(最大マッハ数6.1, 燃料当量比 0.5)

燃焼器の外側温度が、473Kを超える可能性があるため、周辺機器への熱影響を防ぐため断熱材を巻いた。  
(白いものが断熱材)

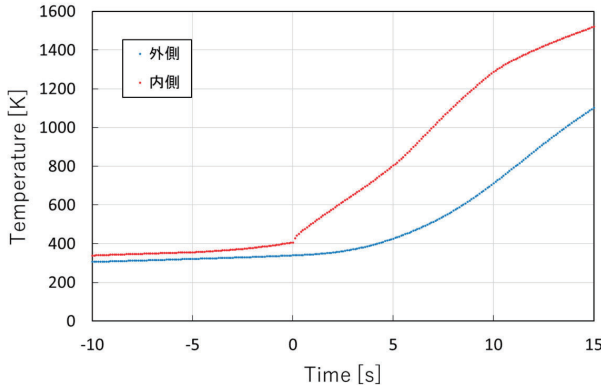
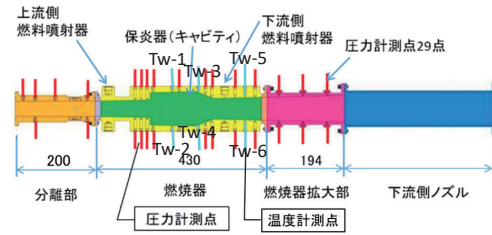


14

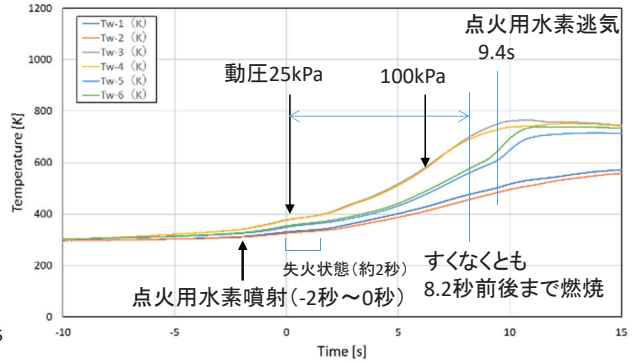
## 7. ② 燃焼器の設計 と 飛行試験の結果 (3/3)

### 試験結果との比較

⇒ 設計当初の想定より  
 圧縮比、マッハ数、燃料当量比等が低くなり、  
 壁温上昇は少なかった。



壁面温度予測値  
 (燃料噴射開始=0s)  
 (最大マッハ数6.1, 燃料当量比 0.5)

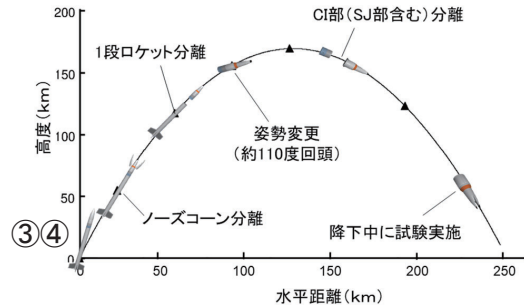


飛行試験での壁面計測温度  
 (エチレン噴射開始=-1.1s)  
 (最大マッハ数5.6~5.8, 燃料当量比 0.4~0.3)  
 15

## 7. 設計検証

供試体完成後のシステム試験(下図)にて、以下の内容について設計検証を実施した。

- ③ 静荷重試験 (設計通りの強度を有するか)
- ④ 振動・衝撃試験 (打ち上げ時の振動・衝撃でも不具合が起こらないか)



	1年目				2年目				3年目				4年目				5年目				6年目															
	FY2017				FY2018				FY2019				FY2020				FY2021				FY2022															
	概念設計																計画決定				予備実証(詳細設計)				実証設計/製造				実証試験/解析・評価							
JAXA審査会 安全審査会	▲契約				▲ロケットシステム選定				中間審査▲ ▲RDR Phase0▲				▲中間審査フォローアップ ▲DAR ▲DAR2 ▲Phase1,2				▲計画変更審査 ▲DRR ▲Phase3				▲飛行試験 ▲RCR															
飛行試験供試体 (FM)	概念設計																基本設計				素材手配				製造(加工)				組立・試験				融み合わせ試験			
地上対比試験																									サブシステム試験▲				▲システム試験							
機能確認試験(燃焼室EM相当)																	設計				製造				試験M6S				試験M6V							
機能確認試験(ADS, 乱れ計測)																	設計				製造				試験											
コンポーネント																					調達				環境試験											

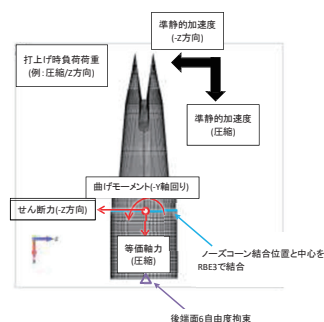
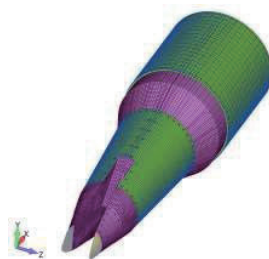
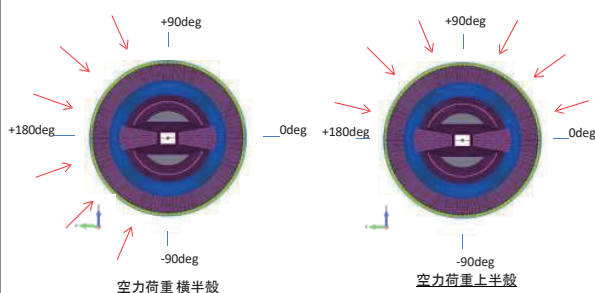


### 7. ③加速度・空力荷重に対する強度設計・設計検証(1/5)

供試体設計では、部品レベルでモデル化して、下の表の荷重条件(打上げ時の荷重)で設計している。安全率等の設計係数として、終極強度の1.25倍とノンテストファクタ1.5倍で約1.8倍をみている。静荷重試験では、フライト荷重の1.25倍で検証した。

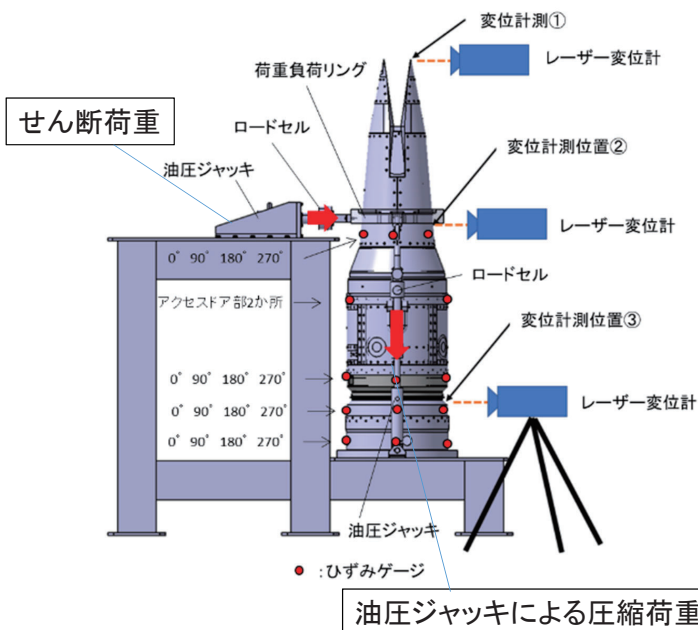
CaseID	フェーズ	空力荷重負荷領域 (迎角5deg)	推力[N]	準静的加速度[G]			ノーズコーンからの打上時最大空力荷重			拘束
				機軸方向 (+X)	機軸直交方向 +Y +Z	機軸直交方向 +Z	等価軸力(+X) kN	曲げモーメント kNm	せん断力 kN	
1	打上げ時	圧縮/Y方向	-	14	-3	0	95.4	9.5 (Z軸回り)	-11.8 (Y方向)	後端面6自由度拘束
2		圧縮/Z方向		14	0	-3	95.4	-9.5 (Y軸回り)	-11.8 (Z方向)	
3		引張/Y方向		-3	-3	0	72.7	9.5 (Z軸回り)	-11.8 (Y方向)	
4		引張/Z方向		-3	0	-3	72.7	-9.5 (Y軸回り)	-11.8 (Z方向)	
5	自由落下時	横半殻(-90~+90deg)	300	-			-			なし(慣性リリーフ)
6		上半殻(0~+180deg)		-			-			

※温度荷重は入力せず、温度に対応した材料許容値に対して評価した。

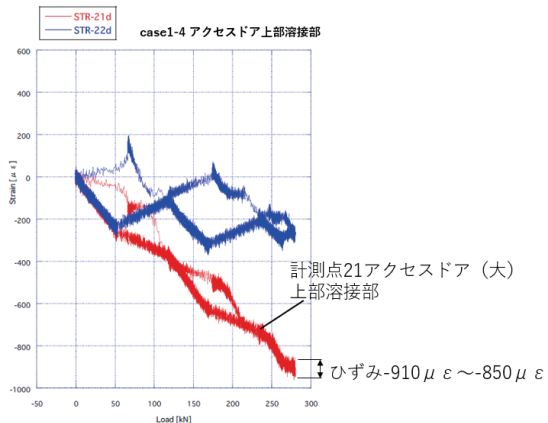
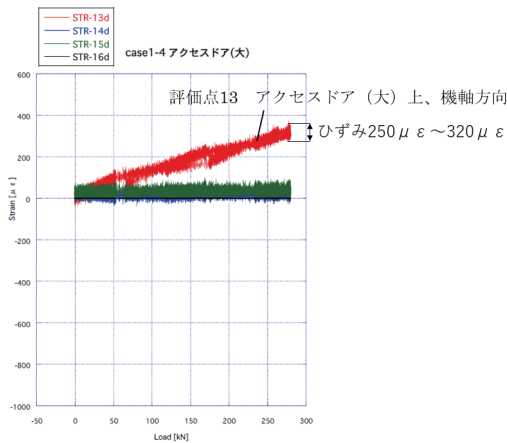
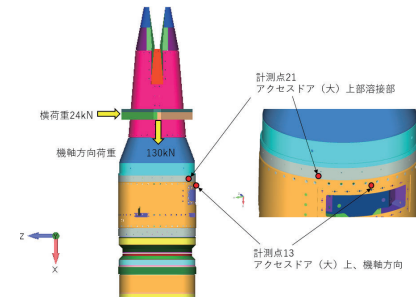


### 7. ③加速度・空力荷重に対する強度設計・設計検証(2/5)

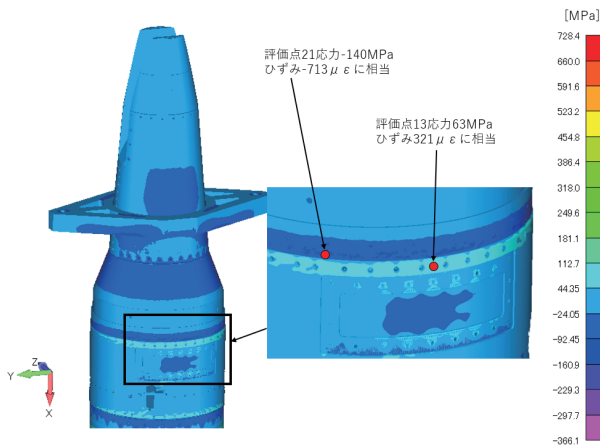
設計検証として、設計通りの強度を有するかを確認する静荷重試験を実施した。



### 7. ③加速度・空力荷重に対する強度設計・設計検証(3/5)



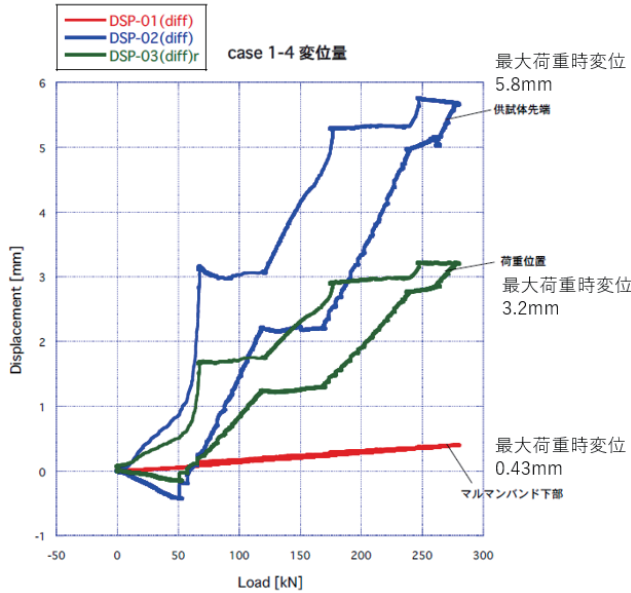
### 7. ③加速度・空力荷重に対する強度設計・設計検証(4/5)



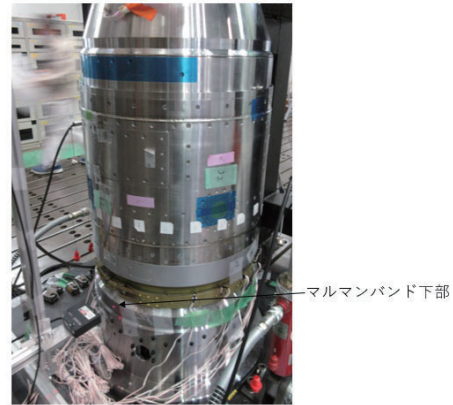
構造解析結果

位置	最大荷重時ひずみ (μ ε)		比
	FEM	静荷重試験	
計測点13アクセスタ (大) 上	321	250~320	0.8~1.0
計測点21アクセスタ (大) 上部溶接部	-713	-850~-910	1.2~1.3

### 7. ③加速度・空力荷重に対する強度設計・設計検証(5/5)



位置	最大荷重時変位 (mm)		比
	FEM	静荷重試験	
供試体先端	5.7	5.8	1.02
荷重位置	3.0	3.2	1.07
マルマンバンド下部	0.24	0.43	1.79

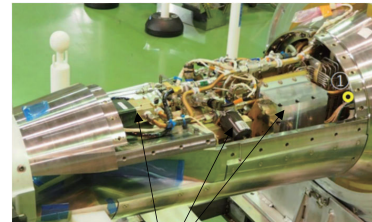
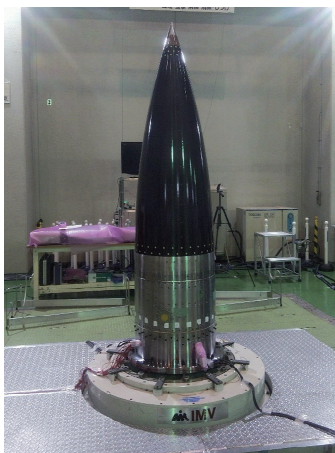


FEM予測値と静荷重試験の差は供試体と治具固定のボルト穴のガタ分ずれたのが原因

### 7. ④打上時・飛行時の衝撃・振動に対する強度設計・設計検証(1/7)

打ち上げ時の音響や構造を伝わってくる振動を模擬して、ランダム振動試験を実施し、打ち上げ時の衝撃を模擬して、衝撃試験(低周波衝撃試験)を実施し、構造や内部機器に異常がないことを事前に確認した。(設計検証試験)

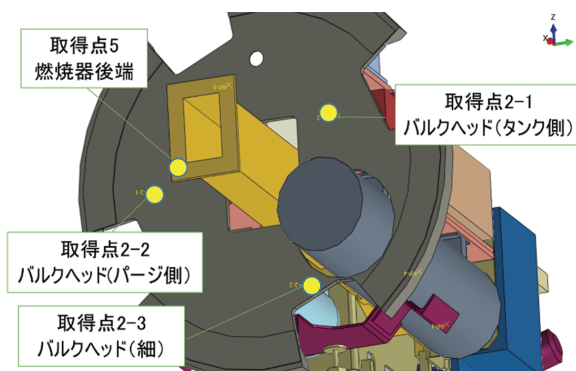
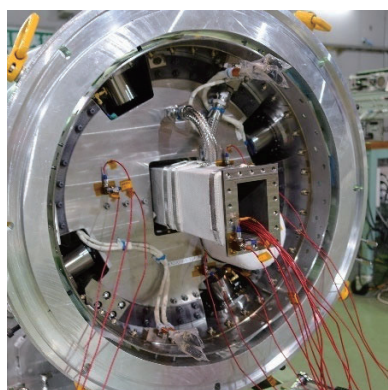
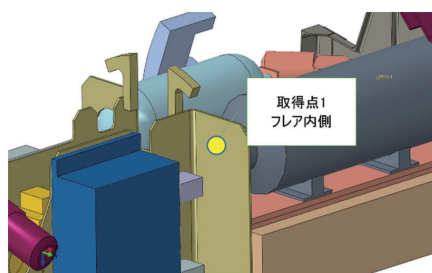
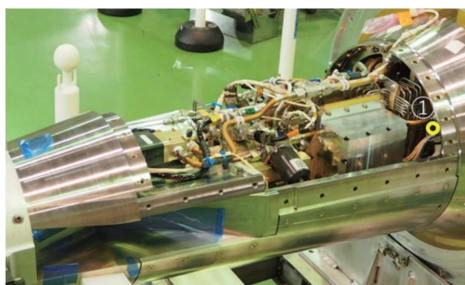
試験では、加速度計を取り付けて、印加する振動に対して応答の振動を計測(共振等がないか確認)。全ての機器に加速度計を取り付けることができないため、振動解析で全体的に確認した。



これらの供試体内部機器は、ランダム振動・衝撃試験で印加される振動・衝撃でも、機器に異常が生じないことを、事前に確認済。

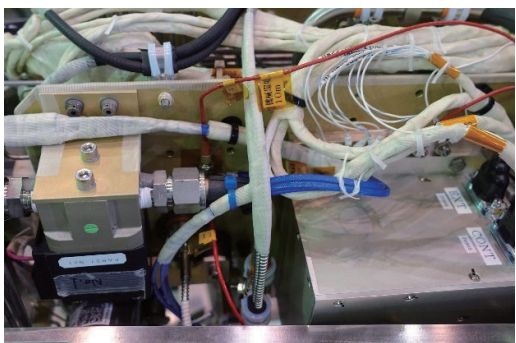
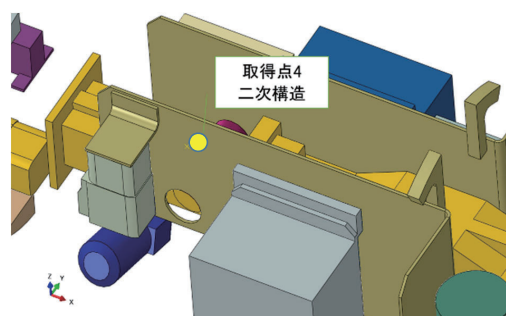
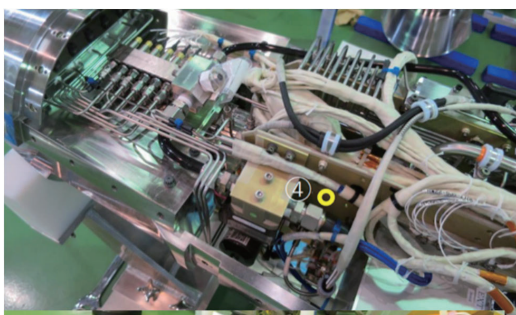
振動試験機に設置した飛行試験供試体

## 7. ④打上時・飛行時の衝撃・振動に対する強度設計・設計検証(2/7)



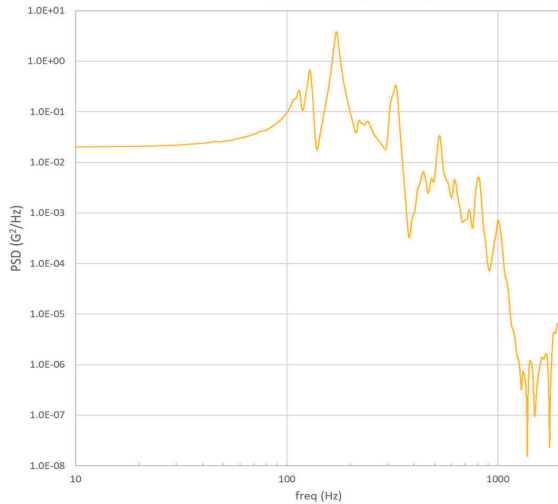
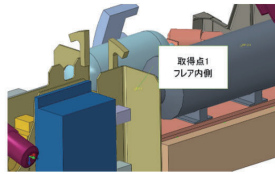
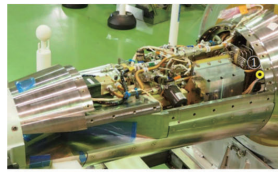
23

## 7. ④打上時・飛行時の衝撃・振動に対する強度設計・設計検証(3/7)

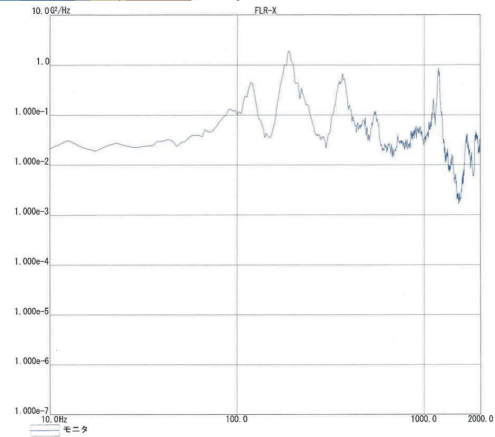


24

### 7. ④打上時・飛行時の衝撃・振動に対する強度設計・設計検証(4/7)



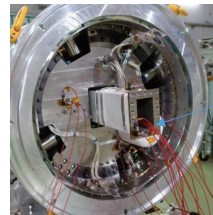
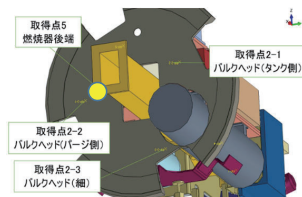
(a) 解析結果



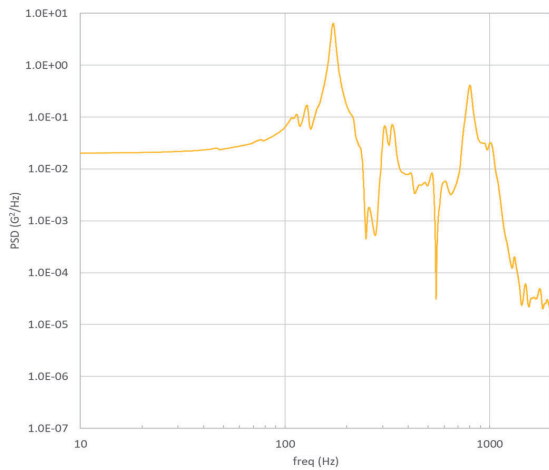
(b) 振動試験結果

事前解析と振動試験のPSDの比較(計測点1)

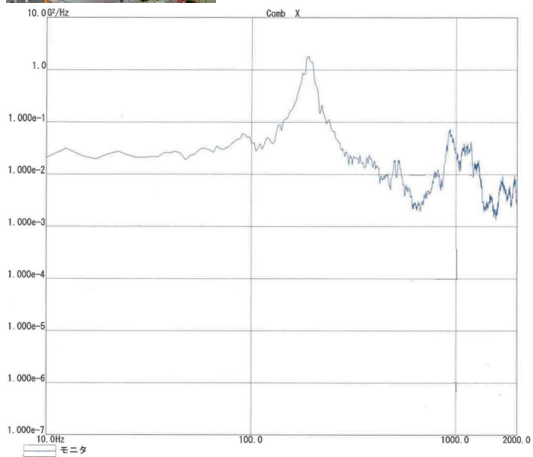
### 7. ④打上時・飛行時の衝撃・振動に対する強度設計・設計検証(5/7)



加速度計取付位置



(a) 解析結果

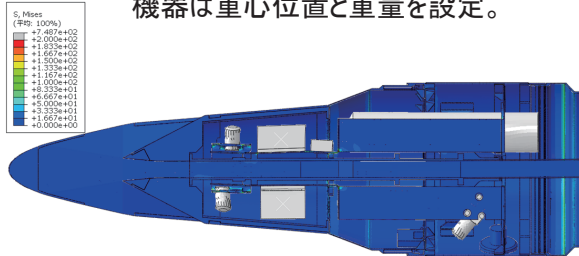


(b) 振動試験結果

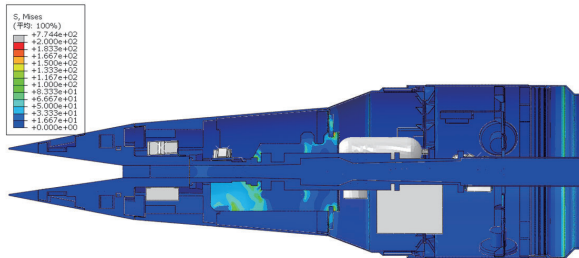
事前解析と振動試験のPSDの比較(計測点5)

### 7. ④打上時・飛行時の衝撃・振動に対する強度設計・設計検証(6/7)

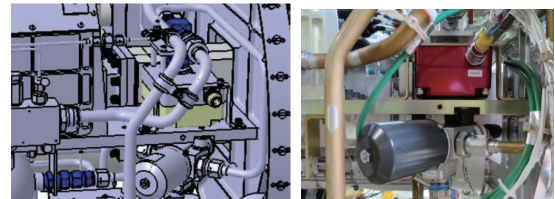
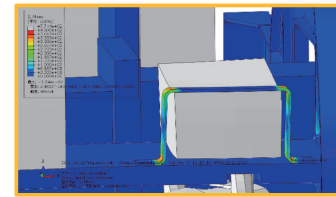
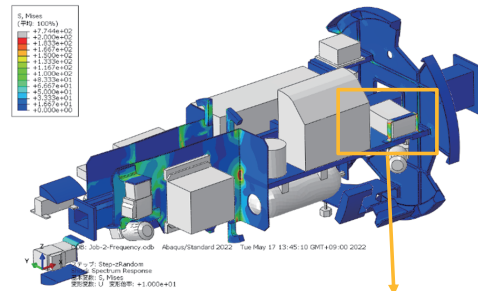
ハーネス類、配管、圧力導管等は省略。  
機器は重心位置と重量を設定。



ODB: Job-2-Frequency.odb Abaqus/Standard 2022 Tue May 17 13:45:10 GMT+09:00 2022  
 Step: 7, Step-Off-Response  
 Shock Spectrum Response  
 基本変位: S, Mises  
 変形係数: U 変形係率: +1.000e+01



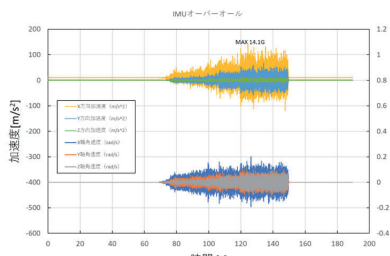
ODB: Job-2-Frequency.odb Abaqus/Standard 2022 Tue May 17 13:45:10 GMT+09:00 2022  
 Step: 7, Step-Off-Response  
 Shock Spectrum Response  
 基本変位: S, Mises  
 変形係数: U 変形係率: +1.000e+01



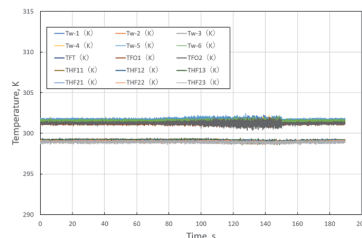
### 7. ④打上時・飛行時の衝撃・振動に対する強度設計・設計検証(7/7)

振動・衝撃試験時、及び事後に、機能確認試験を実施

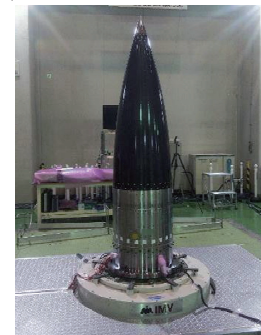
- 1) 外部電源から内部電池に切り替え、テレメ経由でデータを受信
- 2) IMU, 熱電対, 電池, 圧力センサ, 乱れ計測装置等の作動を確認し、正常に機能していることを確認した。
- 3) 下は、ランダム振動試験時に確認した計測記録結果。



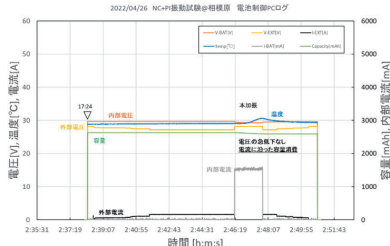
IMUによる加速度と角速度の変化



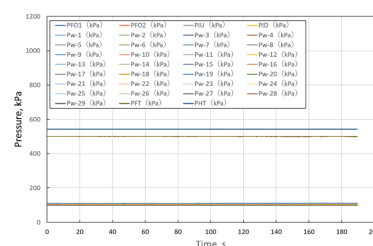
熱電対の指示値の変化



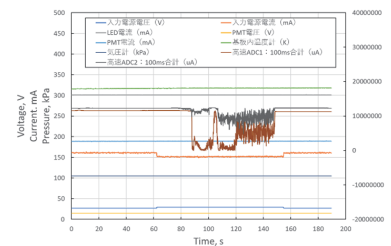
供試体が振動装置に取り付けられた状態



電池の電圧・電流・容量の変化



圧力センサの指示値の変化



乱れ計測装置の電圧・電流変化

## 9. まとめ

---

- 実飛行環境での超音速燃焼データの取得を目指し、燃焼と空力加熱のデータ取得のための飛行試験供試体の開発を行った。設計段階での数値計算による温度解析と飛行試験の結果の比較、及び、供試体の検証試験段階での数値計算によるひずみ解析や振動解析結果と評価試験の結果を比較した。
- 概念設計段階では、供試体の成立性を確保するため、安全側の評価をしており、また、前提条件とした飛行マッハ数6～6.1に対して、実際の飛行マッハ数は最大5.8まで下がったため、結果的に余裕のある設計となった。一方で、供試体の完成時の評価、特に静荷重試験では、予測値と実測値がほぼ一致しており、ほぼ設計通りの供試体が完成したと評価できる。
- このような評価を実施したのち、2022年7月24日に飛行試験を実施し、計画通りのデータを取得し、実験を終了することができた。

※本研究は、防衛装備庁が実施する安全保障技術研究推進制度JPJ004596の支援を受けたものである。