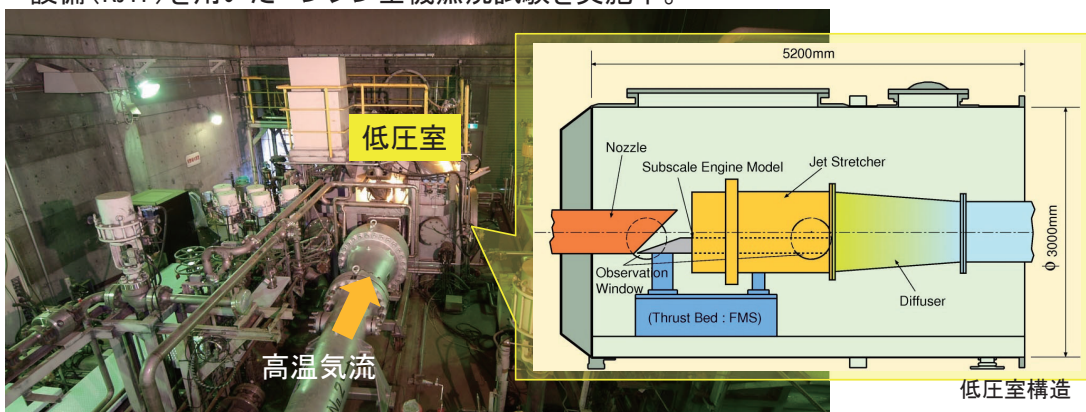


1. 始めに

ラムジェットエンジン試験設備

エアブリーザ研究開発の要として、角田宇宙センターでは1994年よりラムジェットエンジン試験設備(RJTF)を用いたエンジン全機燃焼試験を実施中。



RJTF外観

RJTFで再現できる気流条件

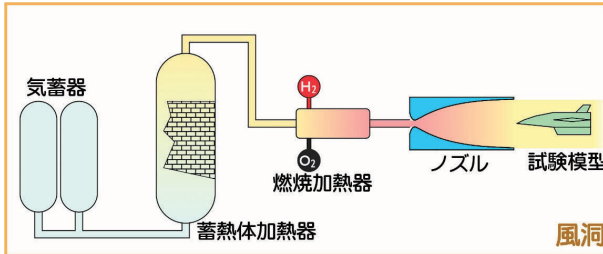
| Flow Conditions | | | | |
|-----------------|----------------------|------------|-------------------|----------------|
| 飛行マッハ数 | エンジン入口マッハ数 | 昇温方法 | 総温 (K) | 総圧 (MPa) |
| Flight Mach No. | Mach No. at Entrance | Air Heater | Total Temperature | Total Pressure |
| 4 | 3.4 | SAH | 800 | 0.8 |
| 6 | 5.4 | SAH | 1500 | 5.0 |
| 6 | 5.2 | VAH | 1500 | 4.5 |
| 8 | 6.7 | SAH+VAH | 2400 | 10.0 |

SAH : 蓄熱体加熱 (Storage Air Heater)
VAH : 燃焼加熱 (Vitiated Air Heater)

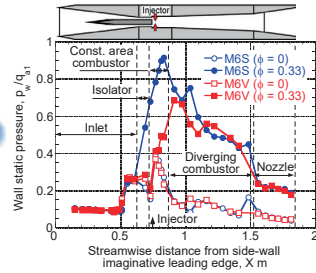
1. 始めに
「風洞依存性」とは

RJTFで総温調整のために用いる「**燃烧加熱器**」は酸素・水素の燃烧による加温装置。よって気流への「**水の混入**」が避けられず、**実飛行とは異なる性質の気流での試験**となる。

- ⇒エンジン燃烧現象や、空力加熱試験結果に影響。
- ⇒飛行試験供試体設計に影響。



RJTFの気流製造工程概念図



水分混入の有無による圧力分布の変化※

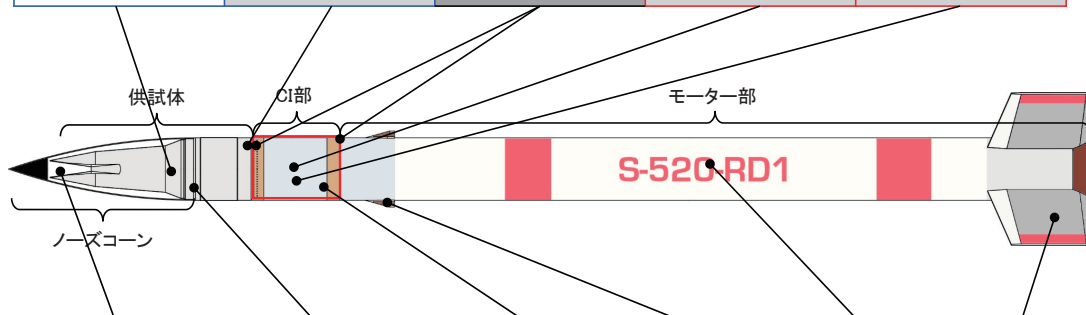
- **地上設備(風洞)でのデータからCFDをベースとした解析で実飛行状態の特性を予測**するための解析ツール(ソフトウェア)を作成し、**超音速燃烧飛行試験で得るデータを用いて検証し、実飛行状態と合致するよう解析ツールを調整する。**
- 本解析ツールの構築により、**実際の飛行状態を予測する精度を向上し、将来の極超音速エンジン搭載機体の開発に際し、飛行試験回数減等による開発コストの低減につなげる。**

※T. Mitani, T. Hiraiwa, S. Sato, S. Tomioka, T. Kanda, and K. Tani, 'Comparison of Scramjet Engine Performance in Mach 6 Vitiated and Storage-Heated Air,' *J. Propulsion and Power*, Vol. 13 (1997), pp.635-642.

2. 飛行試験システムの概要
飛行試験システム

- S-520Iに、**ラムライン制御装置、飛行試験供試体を結合して構成。**
- **既存品をできるだけ活用するコンセプト。ラムライン装置(SJ部)の改造がポイント**

| 供試体 | 供試体接手部 | マルマンバンド | アピオニクス | フライトソフトウェア |
|-----------|--------------------------|---------|--------------------------|-------------------|
| 本試験用に新規製作 | 供試体の一部(通常1段モータ分離用の接手を流用) | 既存品を流用 | 既存品・艙装踏襲 一部部品枯渇対応等で改修 | 既存品ベースに姿勢制御目標値を変更 |



| ノーズコーン | ノーズコーン接手部 | SJ部 | スリッパ | 1段モータ & モータ接手部 | 尾翼 |
|--------|-------------|--------------|------|----------------|-----|
| 既存品 | 供試体の一部(既存品) | 既存品にタンクを1基増設 | 既存品 | 既存品 | 既存品 |

- : ラムライン制御部
- : 新規箇所
- : 既存品の一部変更
- : 飛行試験供試体
- : 既存品

※研開部門の1号機=RD1と名称を設定

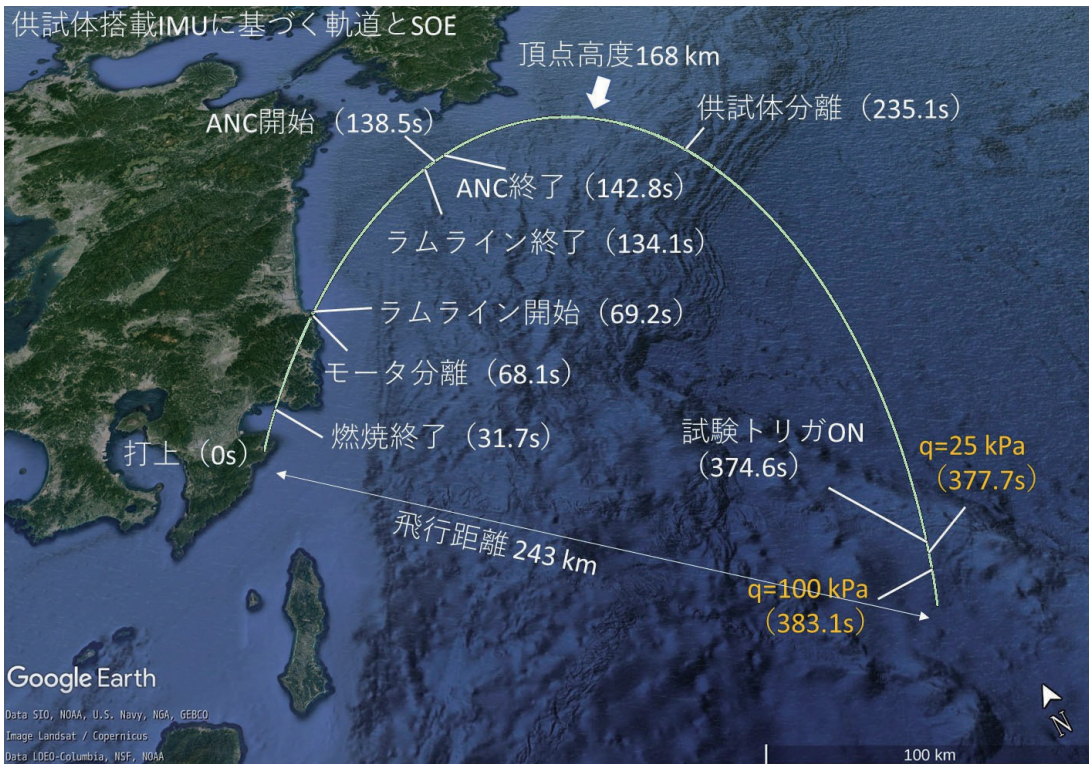
3. 飛行試験の概要



7

3. 飛行試験の概要

4.1 軌道



8

3. 飛行試験の概要

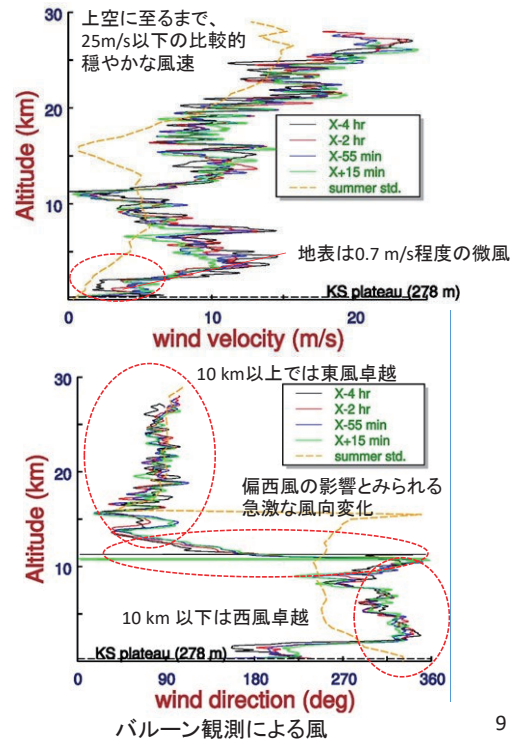
3.1 試験条件①

【気象条件】

- 総じて天候はよく、風も穏やかで、絶好の条件での打上となった。風向は夏期平均風に近く、風速はやや早めであった。
- なお、打上当日の風観測結果を用いて飛行解析を行い、予定落下区域にロケット等が落下するように射角と方位角が調整された。

打上環境・設定一覧

| 項目 | 実績値 |
|------|-----------------------|
| 打上時刻 | 2022年7月24日05:00 (JST) |
| 射角 | 79° (ノミナル77°) |
| 方位角 | 125° (ノミナル135°) |
| 天候 | 晴れ(薄い雲あり) |
| 気温 | 23.5°C |
| 風 | 地表は0.7 m/s 低層は西、高層は東風 |



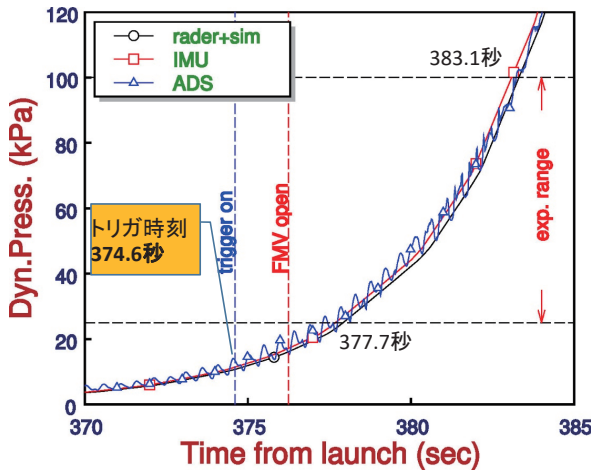
3. 飛行試験概要

3.2 試験条件②

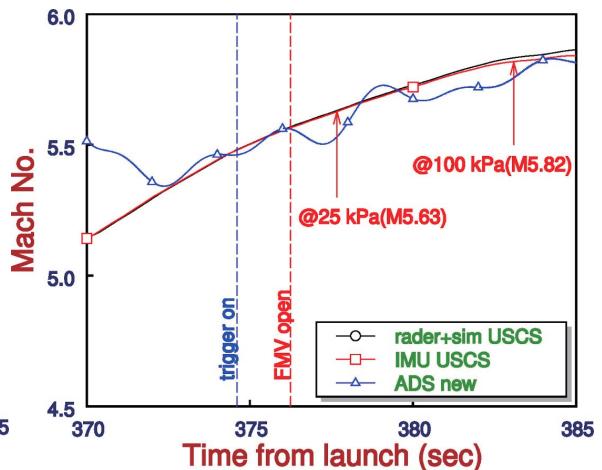
【動圧・マッハ数】

IMU、レーダベース解析、ADSに基づく、試験中の動圧とマッハ数の変化を以下に示す

- 動圧が25~100 kPaと変化する時間は5.4秒であった。(=試験時間)
- 試験時間中のマッハ数は5.6~5.8であった。
- ADSはスピンとニュートレーションによる圧力の周期的変化の影響を強く受け振動したが、動圧12 kPaを検知して、試験開始(燃料投入)は予定通り実施された。



IMU/レーダベース解析/ADSによる動圧変化



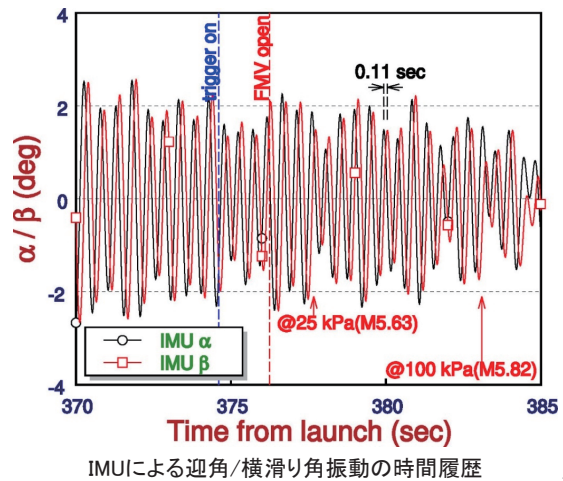
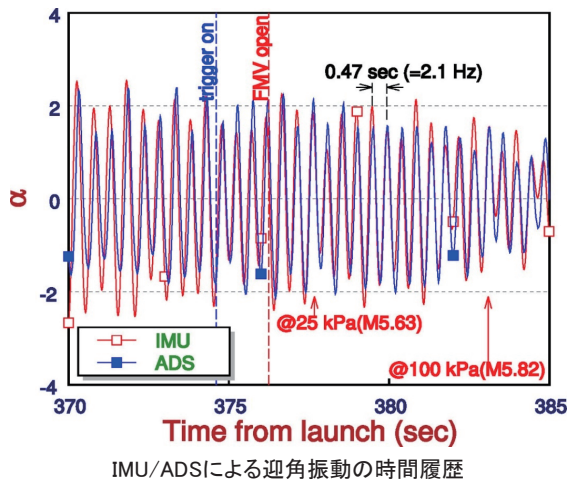
IMU/レーダベース解析によるマッハ数変化

3. 飛行試験の概要

3.2 試験条件③

【迎角・横滑り角】

- 迎角については、IMUとADSはよく一致している。ともに約2 Hzの振動周期で、約2度以内の変化を示している(左図)。
- ADSでは横滑り角のデータに偏りが見られたため、IMUデータに基づき、姿勢を判断することとした。迎角に対して、0.11秒の位相ズレをもって、同じ振幅で変化していることを示している(右図)。



11

4. 供試体設計における数値解析の活用

5年間の期間で、未知の供試体を設計し、課題をつぶす！
 とかく**極超の実験は仕掛けが大変！**

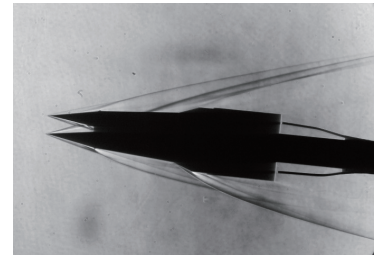
金！ **時**
間！
CFD・数値解析を活用して、
課題解決を図る！

12

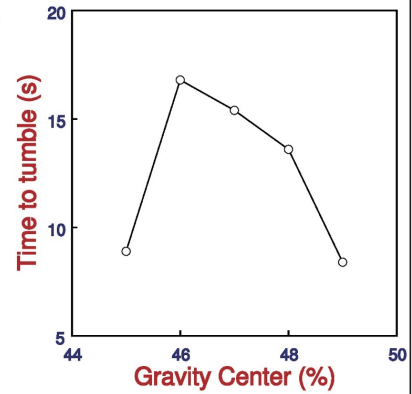
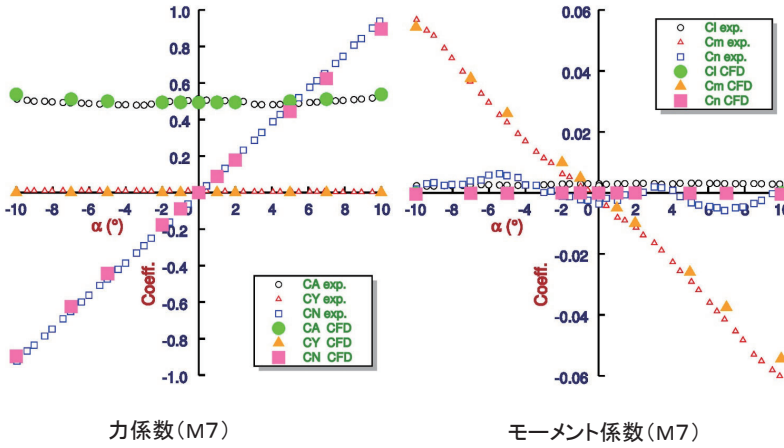
4. 供試体設計における数値解析の活用

4.1 供試体空力設計①

フレアで発生する力で静安定とするため、空力性能特定が重要
CFD (FaSTER) で推定し、風洞試験で検証。両者は良い一致。



1/8模型風洞試験の様子 (Schlieren)



加えて、安定した飛行には重心設定位置も重要。前過ぎて、後ろ過ぎて、試験後(動圧100 kPa通過後)に安定を失うまでの時間が短くなる。

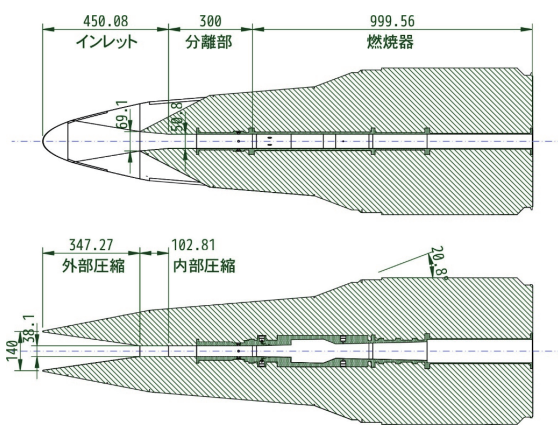
4. 供試体設計における数値解析の活用

4.1 供試体空力設計②

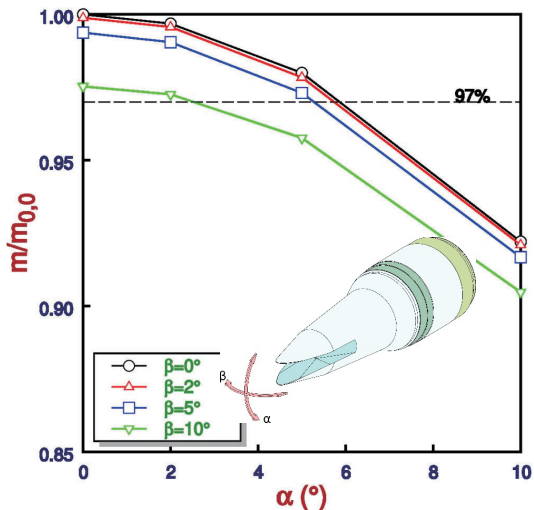
流量の推定

- 供試体中央に燃焼のための流路を設置
- インレットは二段(外部圧縮、内部圧縮)、分離部を挟んで、燃焼器と接続。
- 流量の変動を3%以下に抑えるために、**迎角・横滑り角制限は5度**に設定

➡ 姿勢制御装置の許容誤差として設定



供試体内の流路形状



マッハ6における迎角と流量の関係

4. 供試体設計における数値解析の活用

4.2 飛行中の諸課題への対応①

ノーズコーン開傘時に気流がCI部に流入する問題

【課題】

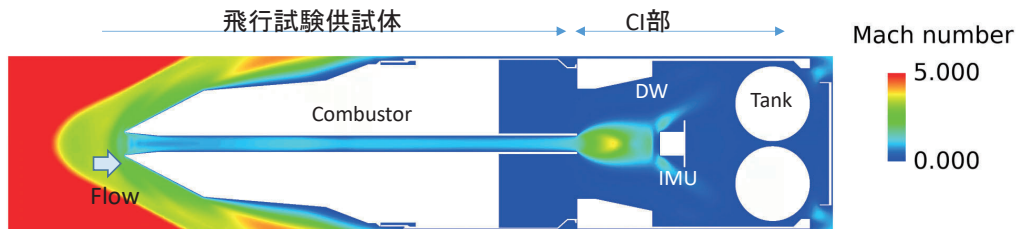
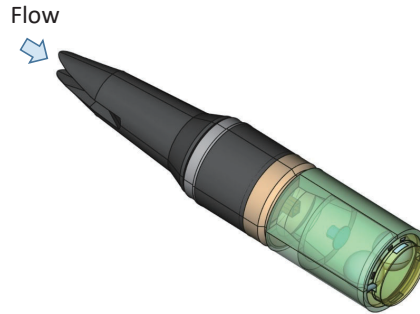
供試体とCI部は直結され、供試体中央の燃焼器ダクトを通して気流がCI部に流入する。

- ・ 分離高度: 80 km
- ・ 推定マッハ数: 5



【CFDによる解析結果】

- ダクト直下流のIMUに超音速(約マッハ2)で衝突する。
- 低密度のため、気流運動量は家庭用の扇風機のみ。
- 加熱やハーネスバタつきの問題は無いと結論



ノーズコーン開傘時のCI部内流れ(マッハ数分布)

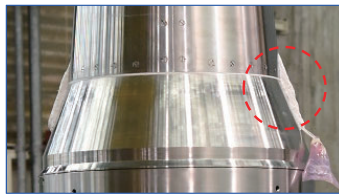
4. 供試体設計における数値解析の活用

4.2 飛行中の諸課題への対応②

ノーズコーンハーネス通し孔保護の問題

【課題】

NCを開くための火薬に信号を送るハーネスを供試体内部から導き出す必要があるため、供試体フレア部に孔が空く。孔塞ぎが空力的に影響する事が懸念される

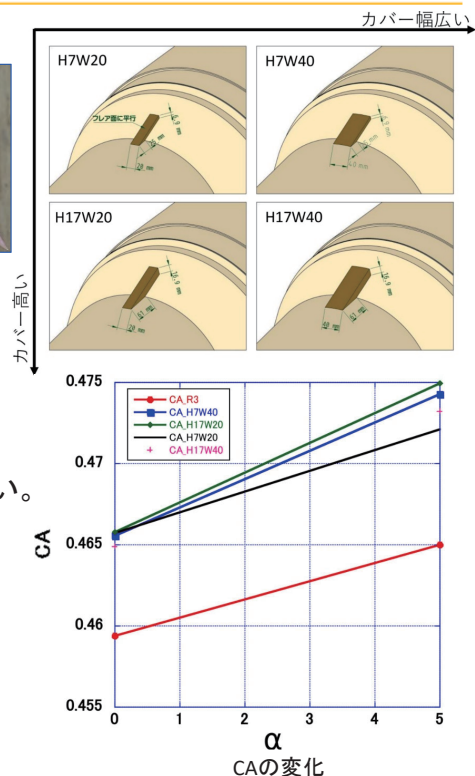


耐熱シリコン材による孔塞ぎ状況 (RD1実機)



【CFDによる解析結果】

- 孔塞ぎのサイズを変えつつ、空力係数をCFDで評価
- 盛り幅20 mm程度ならほぼ1%程度のCA増加でしかない。
- 安定性に関わるCmはほぼ変化見られず
- よって誤差の範囲と結論



4. 供試体設計における数値解析の活用

4.3 空調設計への対応

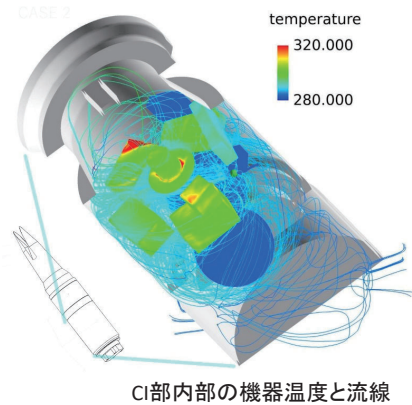
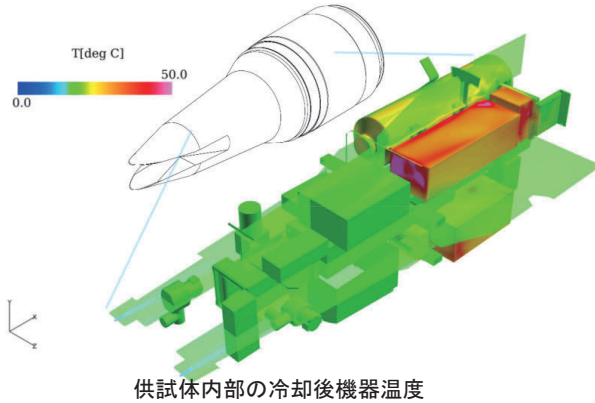
供試体とCI部の機器を冷却する問題

【課題】

- 供試体内部に高密度に配置された電子機器が夏場の打上で高温になる可能性あり。またCI部のIMUは精度管理のため所定の温度に維持する必要あり(供試体とCIの2系統冷却とする)
- 供試体を冷やしたガスがCI部に流入するため、ガスの流れが複雑化

【CFDによる解析結果】

- 供試体について流量を変えたCFDを実施し、機器への熱伝達率を冷却流量の関数としてモデル化
- 供試体冷却モデルで求めたCI部への排気流れを含めてCI部も熱伝達率を流量関数としてモデル化
- モデルを用いて、必要流量を推定
- 噛合せ試験時に確認試験を実施



4. 供試体設計における数値解析の活用

4.4 燃焼器設計

燃焼器形状の検討

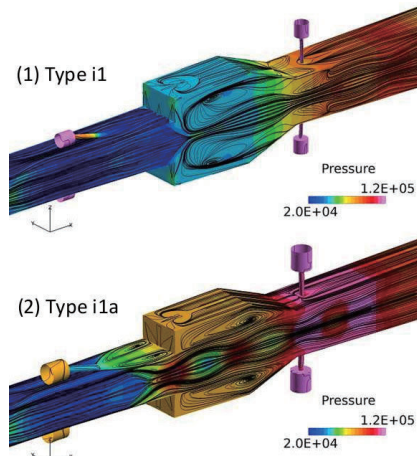
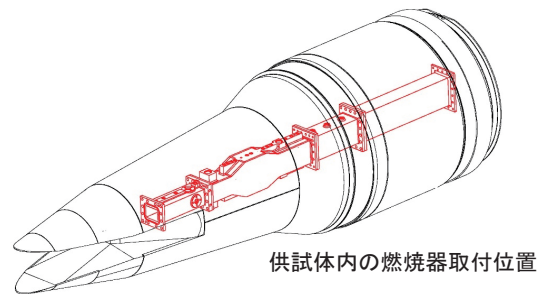
【課題】

- 一発勝負の試験故、燃料(エチレン)が必ず燃える事
- 飛行実験データと風洞実験データの違いが、よく見える事(圧力分布の違いがはっきり出ること)



【CFDによる解析結果】

- “キャビティ”(保炎器)形状をパラメタとして燃え方を設定
- 保炎器を挟み、上下流の噴射器の位置・形状を設定
- 風洞試験にて、設計結果を確認
- 飛行試験結果と風洞試験結果は実際に違いを観察できた
- インレット圧縮率が小さく、予想ほどは燃えなかった



キャビティの違いによる流れ場変化

4. 供試体設計における数値解析の活用

4.5 熱構造設計

燃焼器形状の検討

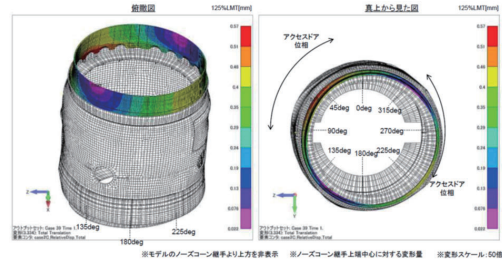
【課題】

- 供試体をモータに直接接続し、既存ノーズコーンを被せる構造＝供試体はロケットの一部故、ロケットとしての強度評価必要
- M6飛行時の空力加熱による溶融

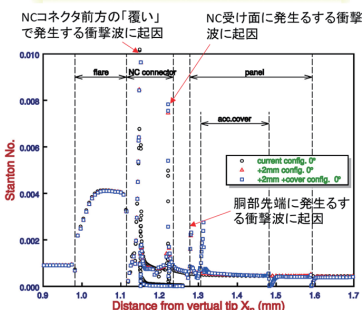
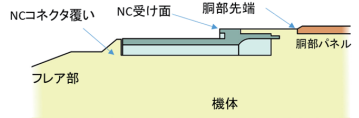


【CFD・FEMによる解析結果】

- S-520予測値に基づく荷重を設定して、飛行供試体胴部（特にアクセス窓周辺）、接手部の応力、歪量を調べ、問題無き事を確認
- 最終的には実機に荷重を掛けた試験で確認
- 飛行解析に基づき、動圧、マッハ数の変化も考慮して、空力加熱量を推定。実際に加熱が厳しいのは動圧が高くなる(> 1kPa程度)時間帯に限られことを確認＝溶融の恐れなし



S-520基準の空力荷重負荷に基づく供試体胴部歪



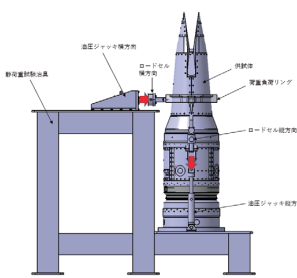
フレアから胴部に掛けての Stanton 数分布 (M6)

4. 供試体設計における数値解析の活用

4.5 熱構造設計②

【荷重試験】

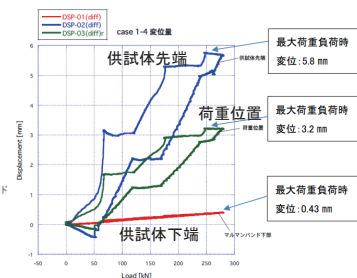
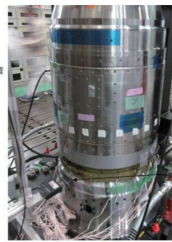
出来上がった供試体に直接荷重を掛けて、構造強度を評価。治具不具合もあったが、軸方向、せん断方向ともに想定荷重における健全性を確認した。



荷重試験装置



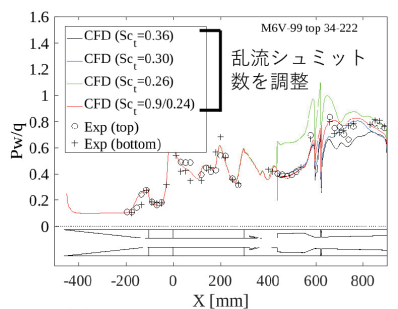
荷重試験@相模原('22年3月)



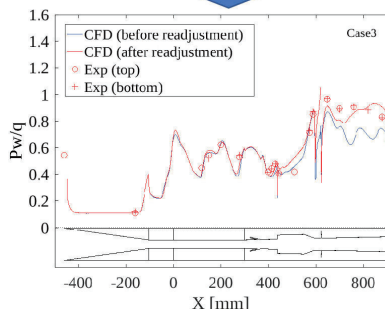
荷重時の変位例



5. 風洞依存性補正ツール



(a) 風洞圧力データの再現調整例



(b) 実飛行圧力データの再現例

飛行試験後に、条件を合わせた風洞試験を実施
(燃焼器入口でマッハ数、運動エネルギーを合わせた)

風洞データを、「異ガス=水」を含む反応モデルを
入れたCFDツールで再現(上の図)。再現に必要な
パラメータを調整

パラメータをそのままに、水を含まない反応モデル
に置き換えて、飛行試験条件で計算

飛行試験での燃焼状態を、積分推力誤差として、
3%で再現できることを確認(下の図)

大成功!

21

5. まとめ

1. 飛行試験供試体の空力特性をCFDにより求め、風洞試験で検証、広範囲なマッハ数、迎角にてデータ・ベースを構築し、飛行解析に応用した。結果として、迎角変化の少ない安定した飛行を実現できた。
2. 今回の供試体の形状からくる特有の課題(気流の流入や、ハーネスカバーの影響)についてもCFDにより、流れ場や空力の変化を評価し、大きな影響が無いことを確認した。
3. 機器動作により高温化が懸念された供試体内部の空調については、CFDによる熱伝達率とこれを元にした熱収支の解析により、空調流量を設定した。結果として十分な冷却性能を確保した。
4. 燃焼器形状、構造解析にもCFD、FEMを用い、限られた期間内で、形状設定を行うことができた。
5. 飛行試験の結果から、風洞依存性ツールの調整・検証を行い、目標精度を有するツールを完成させた。

謝辞

本飛行試験実施にあたっては、東海大学、岡山大学、JAXA 宇宙科学研究所(ISAS)の観測ロケット従事者の皆様、ロケットメーカ、供試体製造メーカ、またJAXA 研究開発部門研究推進部、ISAS 科学推進部、内之浦宇宙空間観測所他、多大なご支援を頂きましたこと改めて感謝致します。

22