

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



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

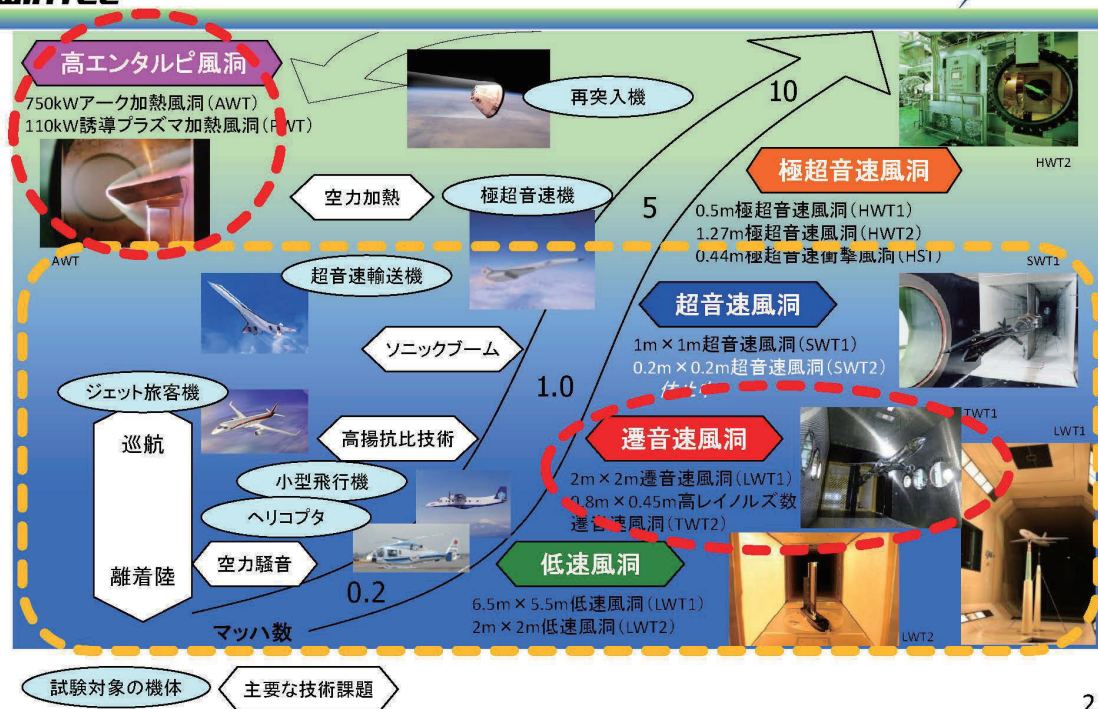
藤井啓介 (JAXA 航空)

第14回 試験技術ワークショップ
2016/10/20

1



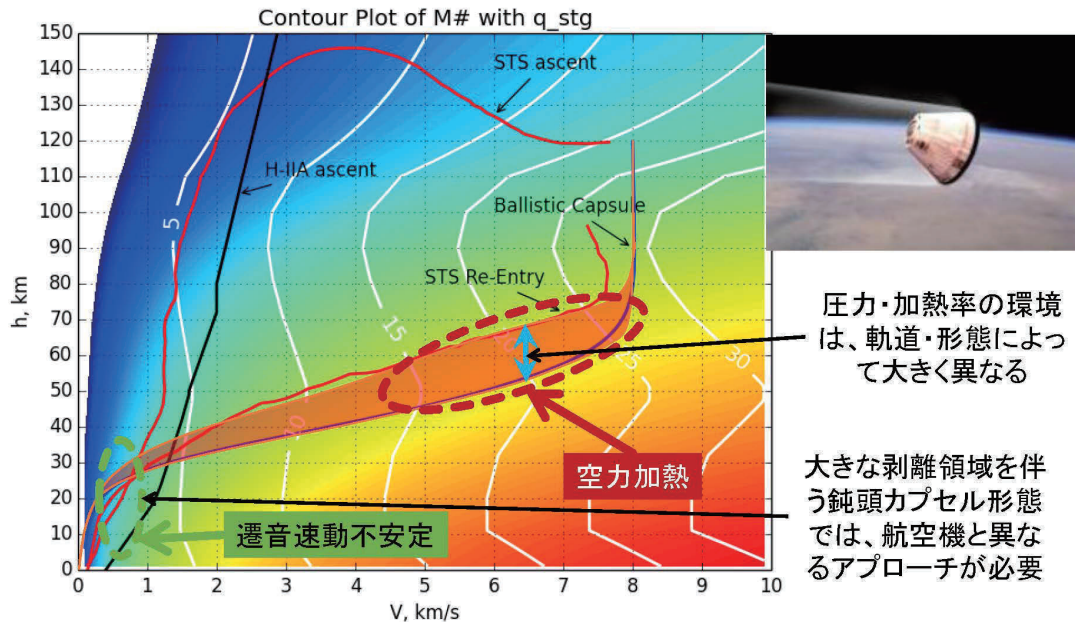
風洞 ～ 航空部門 空力試験設備



2



再突入機の飛行領域



3



カプセル再突入機設計における技術課題

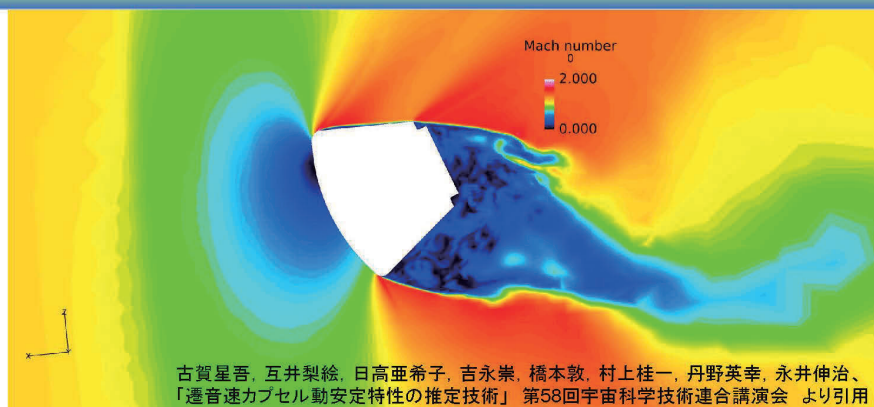


- 揚力カプセル形態での遷音速動不安定性予測
 - 制御能力要求
 - パラシュート開傘時期
 - 加速度制限
 - 飛行経路、着水点分散
- 想定される加熱率・圧力環境での耐熱性評価
 - 熱防護システムの断熱性・耐熱性評価
 - アブレータの損耗量の評価
 - 高温気流のシール性評価・局所損耗の評価

4



揚力カプセル形態での遷音速動不安定性予測



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** ($\frac{I}{\frac{1}{2}\rho_{\infty}SD^3}$) 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、...



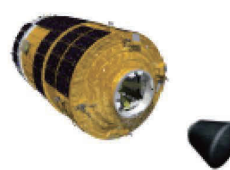
HTV-R規模
D=4.2m

≒



CFRP軽量化模型
D=0.15m

≒



HTV搭載小型回収カプセル
D=0.84m

≒



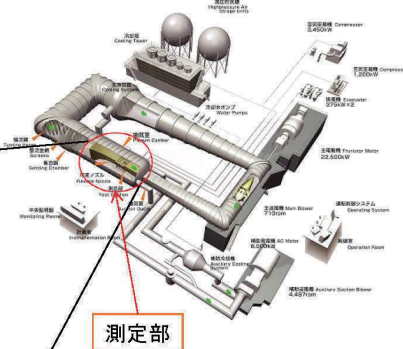
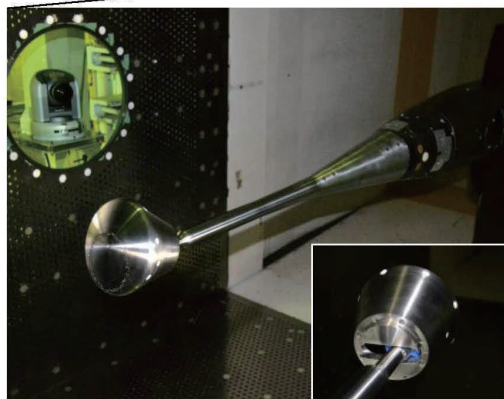
SUS金属模型
D=0.15m
6



自由回転風洞試験概要



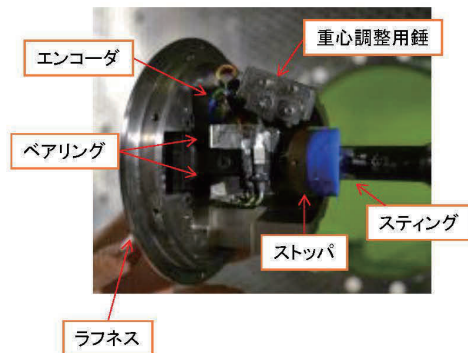
- 設備: JAXA 2m × 2m遷音速風洞 @調布
(連続回流式)
- 性能: Mach数 $M = 0.1 \sim 1.4$
総圧 $P_0 = 50 \sim 150\text{kPa}$



7

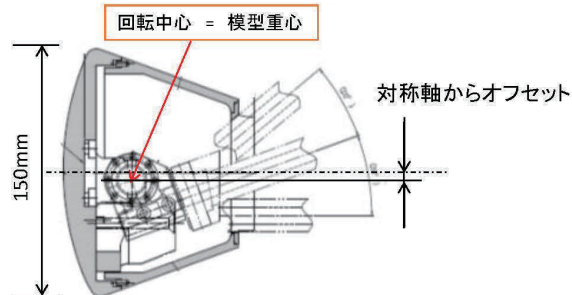


模型概要(1)



カーボナ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、 $\pm 20^\circ$ 回転可能
→可動ピッチ角範囲は $0 \sim 40^\circ$
- ・ 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

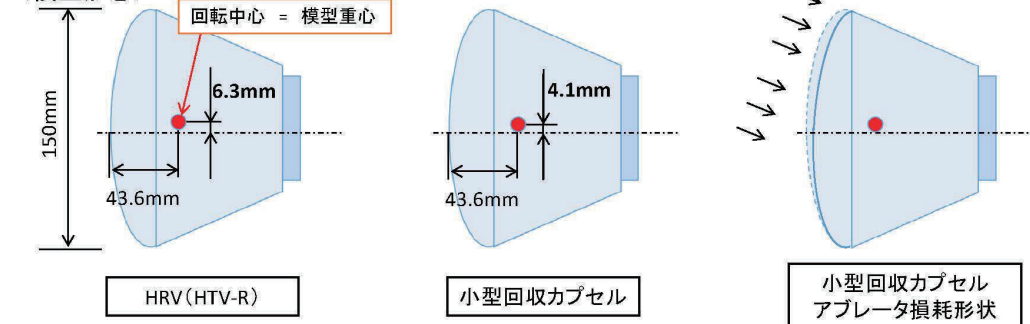
8



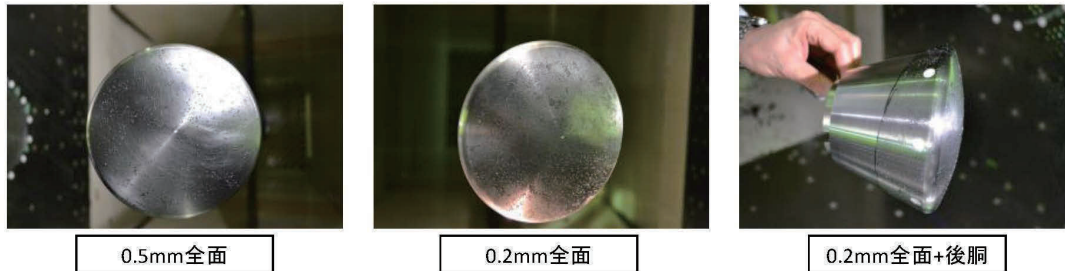
模型概要(2)



<模型形態>



<ラフネスパターン>



9



無次元慣性モーメント



振動の方程式

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

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。

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

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 ($2\pi f D / U_{\infty}$) と無次元時間における角度履歴が一致する。

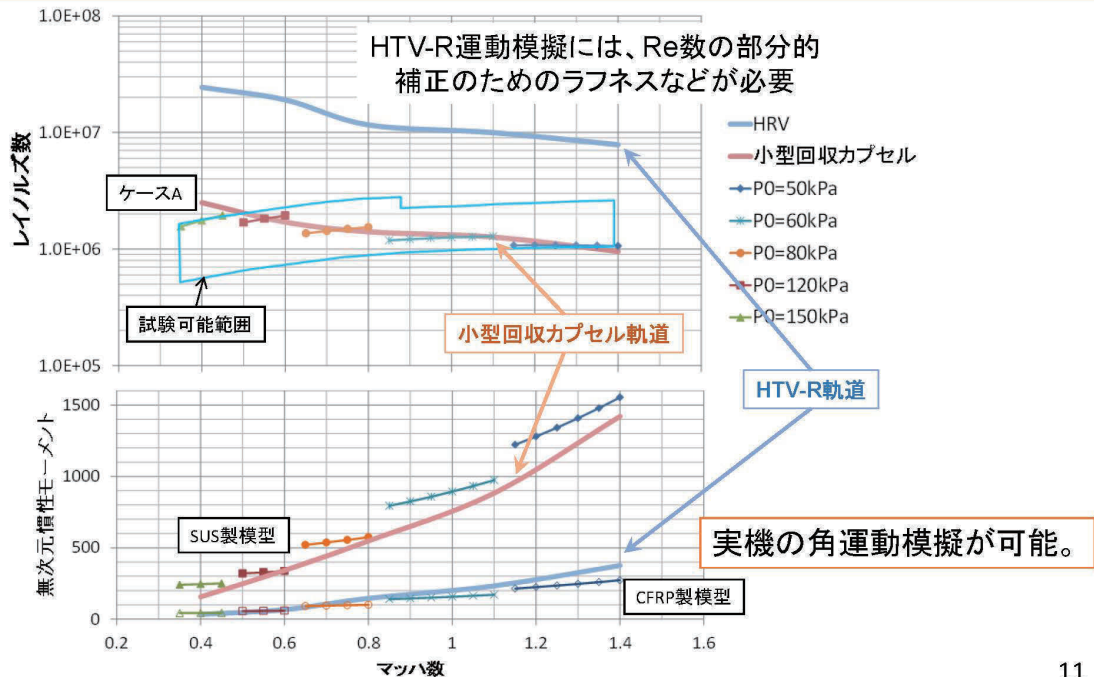


連続回流式風洞を用いることで、模型の挙動を観測する時間を十分確保可能。

10



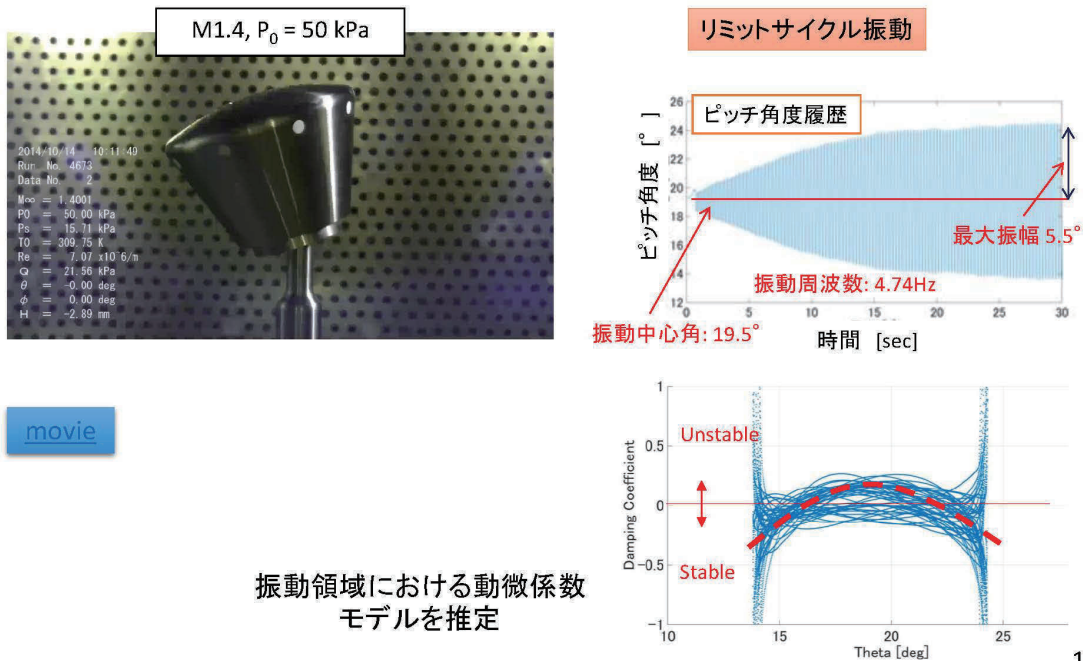
実機条件と、風洞試験条件とのマッチング



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)



12

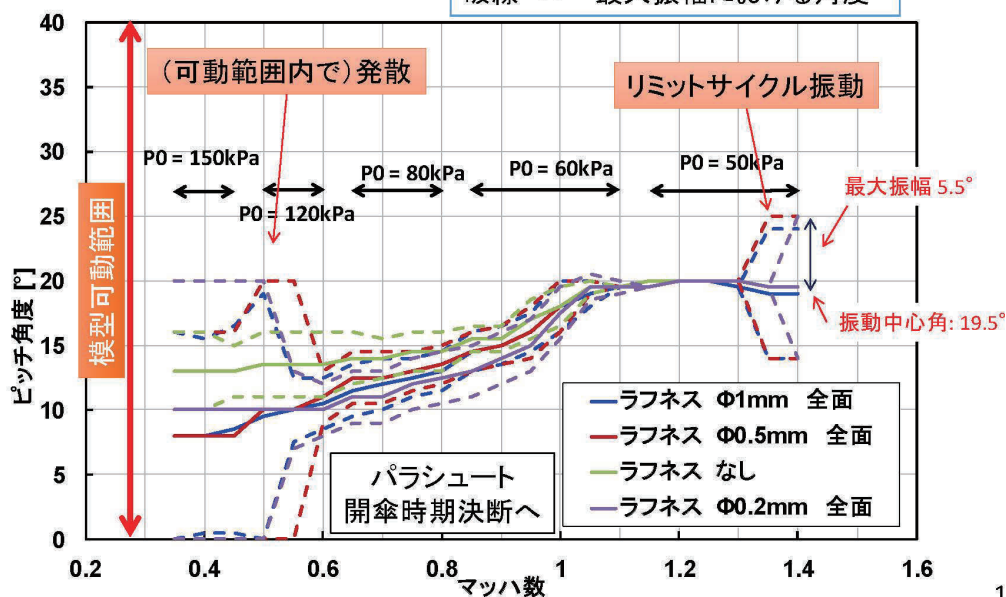


振幅リミットサイクルに入る領域の特定



小型回収カプセル形態(重心位置)

実線 — 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

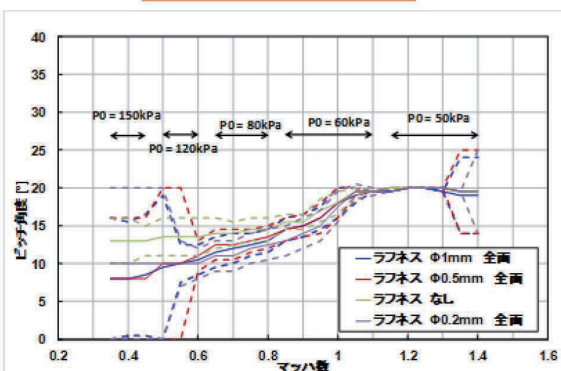
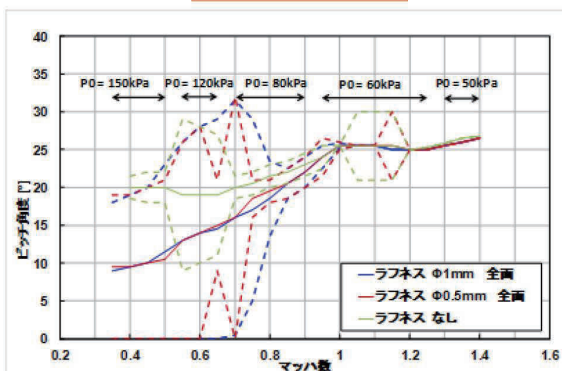


重心位置の対称軸からのオフセット

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



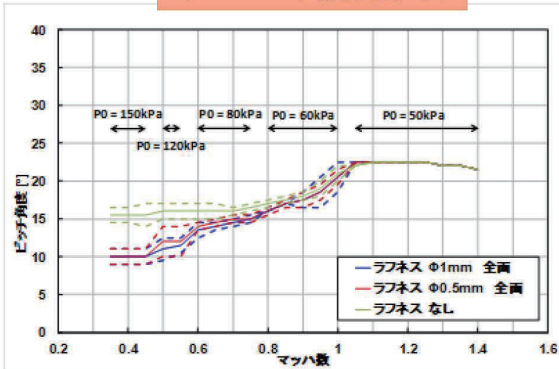
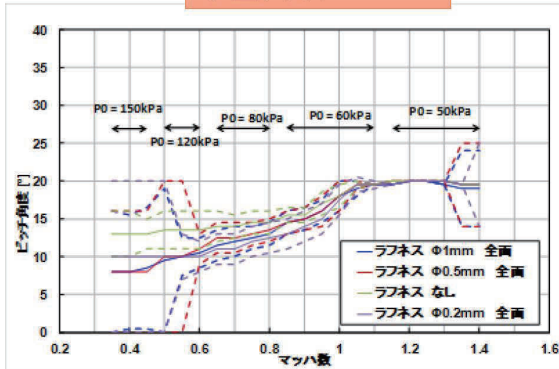
アブレータ損耗形状の影響



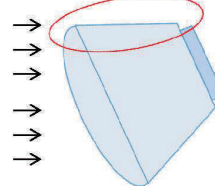
小型回収カプセル



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



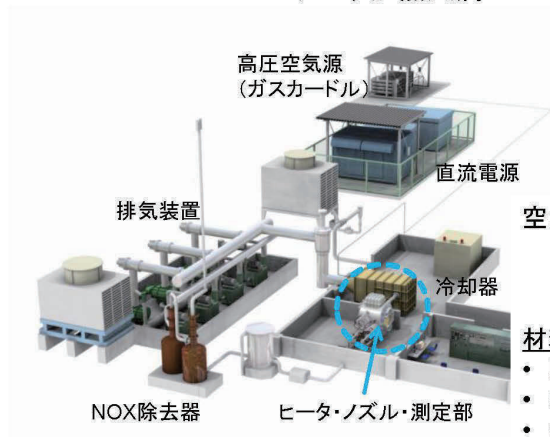
耐熱性評価能力の拡大～現状(1)



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

JAXA 750kW アーク加熱風洞



空力特性ではなく、材料評価、局所流れ研究に特化。

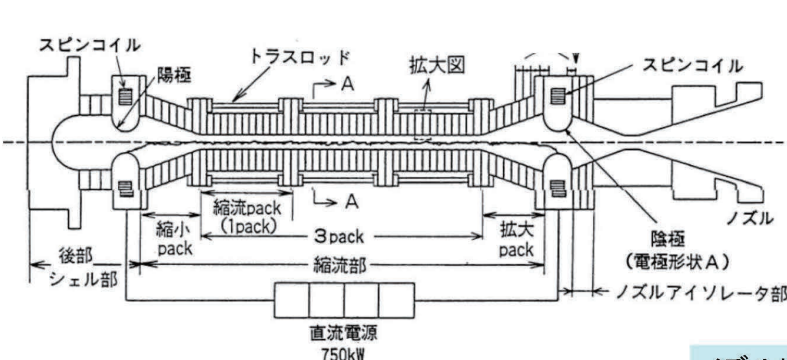
材料表面近傍における環境は、

- ・ 圧力 ← **ピトー圧**
- ・ 表面温度 ← **加熱率**(供試体形状・寸法依存)
- ・ 解離度、組成 ← **総エンタルピ**

17

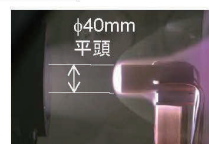


耐熱性評価能力の拡大～現状(2)



スロート径: $\phi 25\text{mm}$
 ノズル出口径 : $\phi 115\text{mm}$
 ノミナルMach数 : 5~6

標準供試体形状 :



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

総エンタルピ : $\sim 20\text{MJ/kg}$

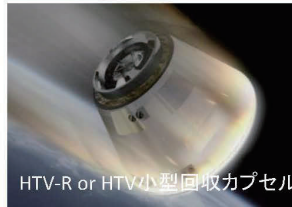
ノズル出口より 100mm 位置にて、

激み点加熱率 : $\sim 2\text{MW/m}^2$
 激み点圧力 : $\sim 5\text{kPa}$

18



耐熱性評価能力の拡大～現状(3)

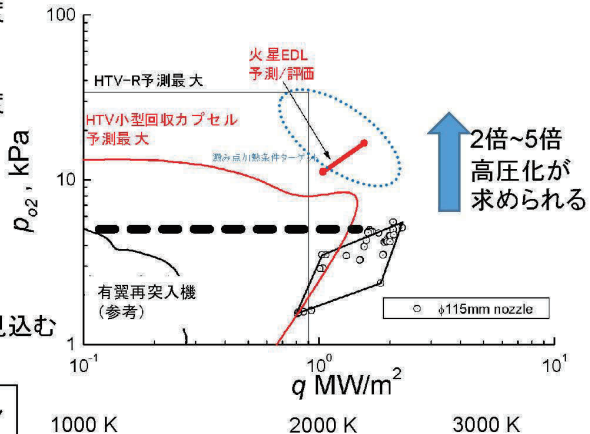


有翼再突入機:
加熱率: 余裕あり
淀み圧: ほぼ同程度

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



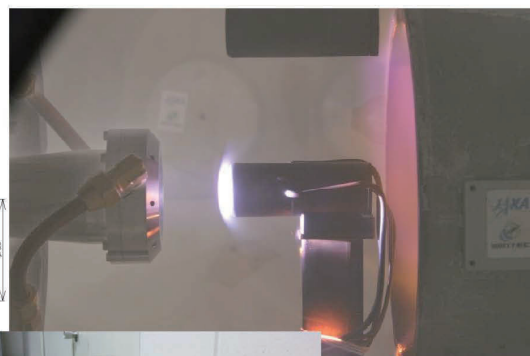
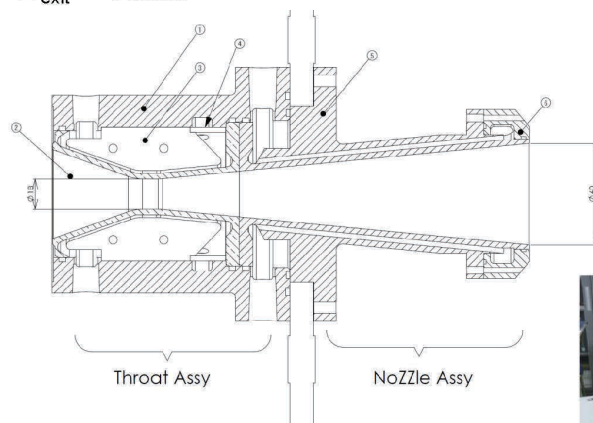
新規ノズル設計・製作



ノズル／スロートをインハウスで設計・製作:

$$D_{\text{throat}} = 18\text{mm}$$

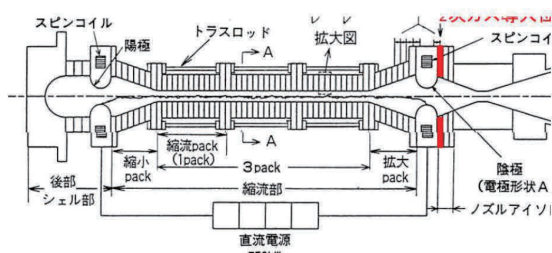
$$D_{\text{exit}} = 60\text{mm}$$



21

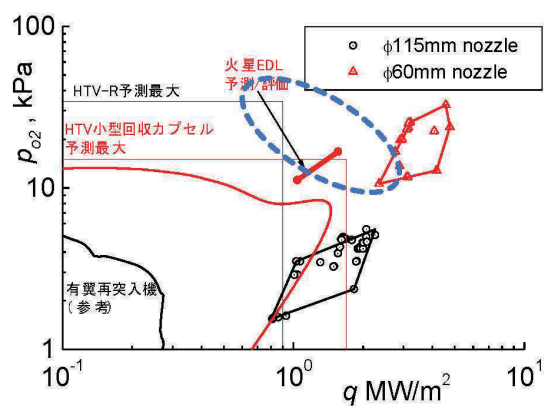


新規ノズルによる実現される気流環境



加熱率を低減するため、
電極下流から希釈ガスを導入。

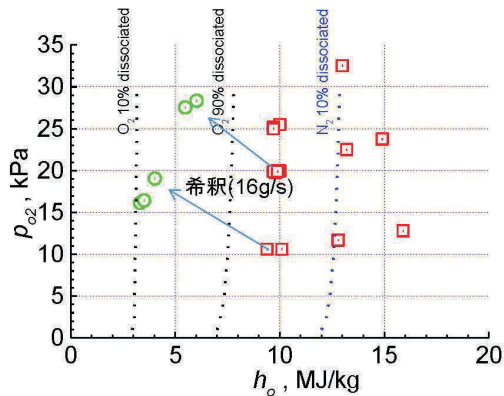
希釈ガス導入用セグメントを増設
マスフローコントローラ増設



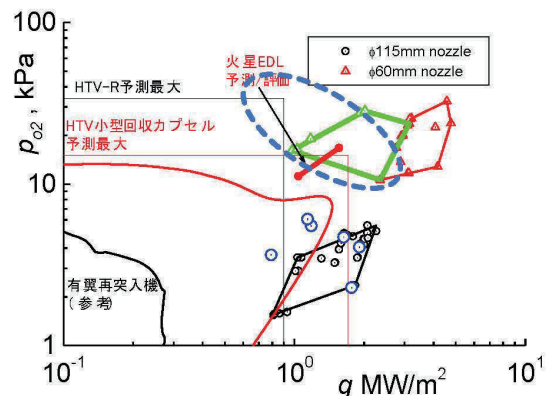
22



希釈ガスによる加熱率低減



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



最大16g/sの希釈ガスにより、加熱率を1MW/m²程度まで低減

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で、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/m²、20kPa程度)。

24

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。

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。