

ロケット再突入データ取得システムの 空力設計検証試験について

青木 良尚, 南 吉紀, 高間 良樹, 石本 真二 (宇宙航空研究開発機構)

Aerodynamic Design Validation Tests of Rocket Re-entry Data Acquisition System

Yoshihisa Aoki, Yoshinori Minami, Yoshiki Takama, Shinji Ishimoto (JAXA)

概要

JAXA 研究開発部門第四研究ユニットでは、ロケットの溶融解析に関わるデータの取得と、再突入機および将来輸送系に係る技術の蓄積を主な目的として、カプセル型のロケット再突入データ取得システムを開発している。2014 年度～2015 年度初めに空力設計検証試験を行ったので、結果の概要と試験における課題について報告する。

ロケット再突入データ取得システムの 空力設計検証試験について

青木 良尚、南 吉紀、高間 良樹、石本 真二(JAXA)

1

内容

1. ロケット再突入システムについて
2. 空力設計等検証計画
3. 検証試験結果
4. 検証試験で判明した試験における課題
5. まとめ

2

ロケット再突入データ取得システムの目的

1. ロケットの溶融解析に係るデータの取得

- ミッション終了後のロケット上段の落下傷害リスクを適切に評価するために、費用対効果に優れた低コストの「ロケット再突入データ取得システム」を開発し、大気圏再突入時の溶融解析に係るデータを取得する。

2. 再突入機および将来輸送系に係る技術の蓄積

- 開発したシステムを飛行実験プラットフォームとして活用することにより、低コストで飛行機会を確保し、再突入機のシステム設計技術、および将来輸送系の研究に資するデータ取得・評価技術を蓄積する。

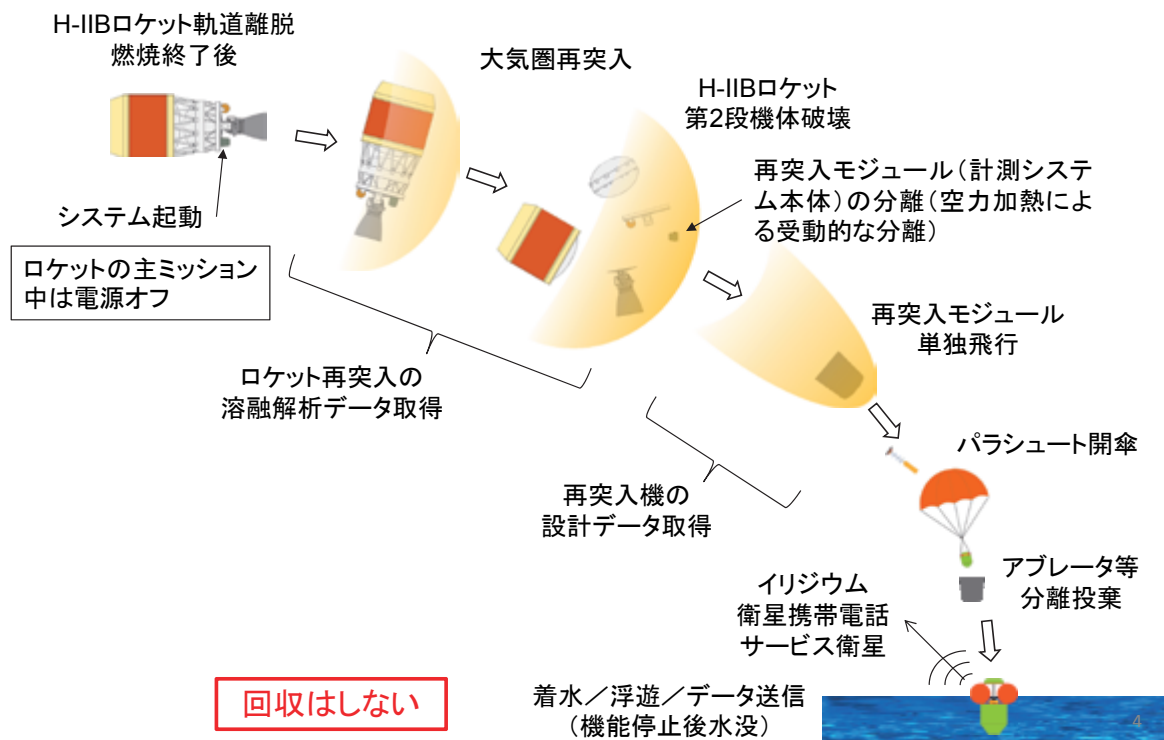
3. 研究能力の強化

- 可能な限り、JAXAインハウス体制で取り組むことにより、JAXAのシステム設計技術、データ取得・評価技術を強化する。

⇒ 研究開発部門 第四研究ユニット ロケット再突入データ取得システム開発チームにより、2016年度打ち上げ予定のH-IIB6号機への搭載を目標として、開発中。

3

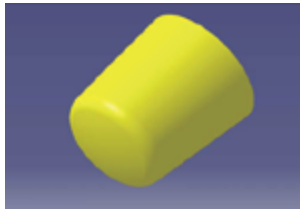
ロケット再突入データ取得システムの概要



ロケット再突入データ取得システムの空力設計

参考文献 (JAXA RM-04-016 「平成16年度HTV搭載カプセルシステム検討成果報告書」) で検討された鈍頭形状の静安定の増加を目的として、修正形状を検討。

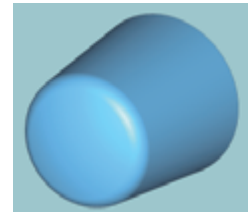
- 側面の傾斜角を中心として、8個の修正形状を設定。
- 極超音速域と低速域の静安定・動安定を簡易推定により検討し、形状を決定。



初期形状



修正形状代表例



最終形状

簡易推定法による静安定と動安定の検討

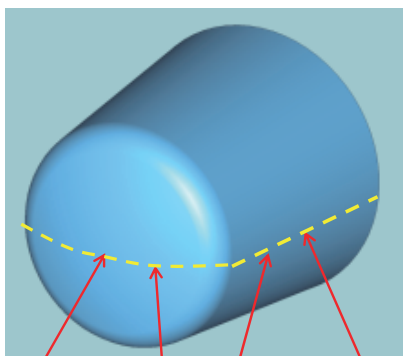
速度域	静安定	動安定
極超音速	ニュートニアン法	過去の風試データからの類推 DATCOM
低速	DATCOM	DATCOM

5

ロケット再突入データ取得システムの内部計測系

再突入機の設計データ取得

- 機体内部の温度時刻歴から機体表面の空力加熱率を精度よく推定する技術の獲得に向けて、機体内部の温度を計測する。
- フラッシュエアデータシステムの実用化に向けて、機体表面の圧力を計測する。
- その他、フライバイワイレスシステムの実用化に向けたワイヤレスセンサによる計測や、INS/GPS計測、機体内部の圧力・温度の計測を行う予定。



a) よどみ点圧力

d) 50%胴体長側面圧力

c) 25%胴体長側面20 mm深さアブレータ下温度

b) 前頭中間位置20mm深さアブレータ温度

計測項目	目的
よどみ点圧力及び側面圧力 (a, d)	CFD、風洞試験の検証、FADSを目的とした圧力計測法の検証
アブレータ温度 (b, c)	CFD、風洞試験の検証 (空力加熱率の評価)
よどみ点圧力センサ配管温度	よどみ点圧力計測配管の設計検証及びヘルスマonitoring
よどみ点付近筐体温度	ヘルスマonitoring
筐体内温度・圧力	ヘルスマonitoring

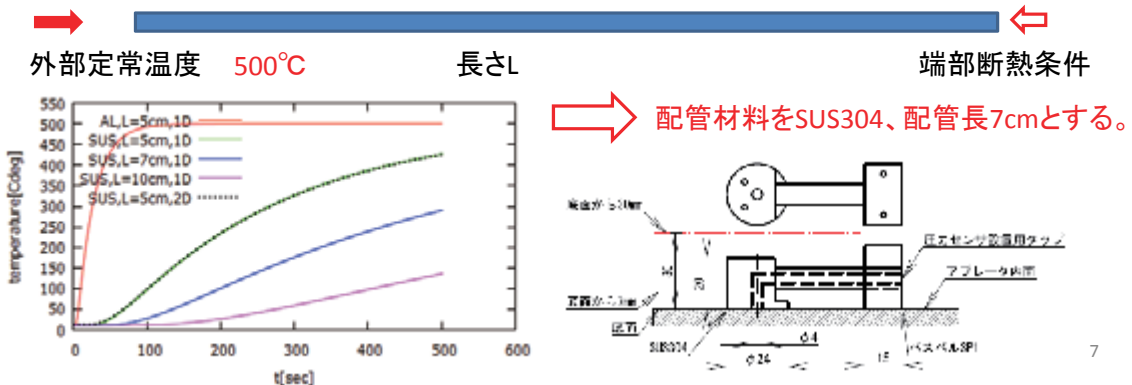
6

よどみ点圧力計測に関する検討

高温となるアブレータ表面のよどみ点圧力計測に関する検討を実施。

- 配管根本温度500°C(アブレータの昇華温度)とした時の、熱伝導方程式による配管端温度を検討(材料は、SUS304及びアルミニウム、断熱壁を仮定)。
- 外径8mm、内径4mmの二次元熱伝導方程式による配管端温度と、一次元熱伝導方程式による配管端温度は、ほぼ一致したので、この配管厚さのケースでは、一次元で近似可能。
- アルミニウムは、ステンレスと比較して、急速に温度上昇。
- 配管長50mmでは、6分間で350°C程度、配管長70mmでは、8分間で300°C程度。
- 圧力配管の温度と配管詰まり、及びアブレータに圧力孔を開ける影響は、実機と同様の設置台とアブレータを用いた、アーク風洞試験で検証。

端部温度をプロット



高温における圧力計測に対応する圧力センサの選定

配管温度検討結果に基づき、よどみ点圧力計測では最高計測温度400°Cを条件として、機体に設置できる重量・大きさのセンサを選定。

よどみ点圧力計測には①を、側面圧力計測には②を採用。

①

COMPENSATION MODULE
450° MAX. (232°C)
1.25 (31.75)
1.56 DIA. (39.9)
4 CONDUCTOR #30 AWG CABLE
24" (610) LONG
CONSULT FACTORY FOR SPECS. ON SEALED GAGE

PIN	"I"	"L"
190	10-32 UNF-2A	.437 11.1 mm
190M	M6 x 8	.437 11.1 mm
190	10-32 UNF-2A	.760 19.3 mm
190M	M6 x 8	.760 19.3 mm

Kulite XTEH-10L-190
環境温度: -55~538°C
温度補償: 25~454°C

②

PRESSURE REFERENCE TUBE .032 X 1" LONG
1.9 X 25.4 FOR PISO & PISO UNITS
HEX PROFILE AFTER OILING
4 COND. # 30 AWG SHIELDED CABLE
30" (762) LONG
CONSULT FACTORY FOR SPECS. ON SEALED GAGE

PIN	"I"	"L"
190	10-32 UNF-2A	.437 11.1 mm
190M	M6 x 8	.437 11.1 mm
190	10-32 UNF-2A	.760 19.3 mm
190M	M6 x 8	.760 19.3 mm

Kulite XTE-190
環境温度: -55~273°C
温度補償: 25~232°C

2. 空力設計等検証計画

低速～極超音速までの静・動安定および、よどみ点圧力計測に関する検証試験を実施。

1. 静特性はCFD及び風洞試験で検証する。ベース圧は、バリスティックレンジ試験で検証する。
2. 動安定は、CFD及びバリスティックレンジ試験で検証する。
3. よどみ点圧力計測法の妥当性は、アーク風洞試験で検証する。

項目	2015年3月				4月				5月	
	9	16	23	30	6	13	20	27	4	11
バリスティックレンジ試験	■	■								
超音速風洞試験					■					
極超音速風洞試験							■			
遷音速風洞試験										■
アーク風洞試験				■						

9

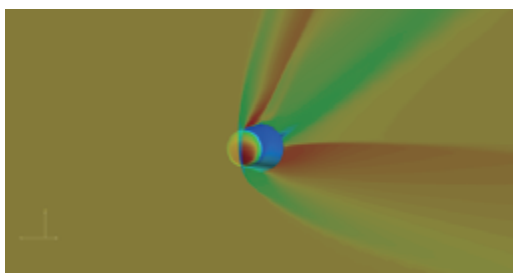
CFDによる静・動安定の検証

1. 静特性は、構造格子で、乱流モデル(SA-R)を用いてFaSTARで計算。
2. 動安定は、DESにより計算。振動中心は迎角 0° 、振幅は 10° 、振動周期は、計算効率を考慮して、50Hzで実施。

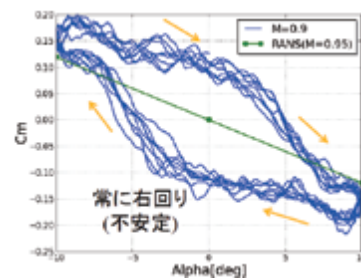
⇒ マッハ数0.4での弱い静安定と、遷音速での動的不安定が確認された。

CFD計算マッハ数

項目	計算マッハ数
静特性	0.4、0.8、0.95、1.05、1.4、2.5、4.0
動安定	0.9、1.1、1.4、3.0



静特性計算例(マッハ数2.5、迎角 20°)



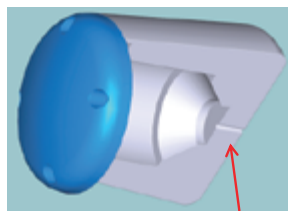
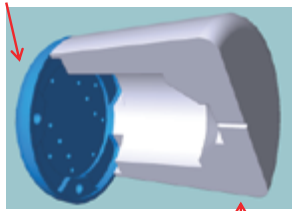
動安定計算例(マッハ数0.9)

10

バリステックレンジ試験計画

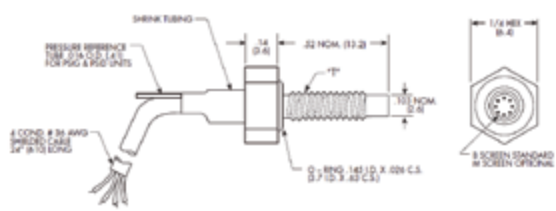
1. 模型サイズは、圧力センサ等の内挿を考慮して、バリステックレンジで使用できる最大サイズ(ベース面直径0.1m)とした。
2. ベース圧を計測できるように、圧力孔を穿孔、圧力センサを設置できるようにした。

前部:アルミ



後部:NCナイロン

圧力孔



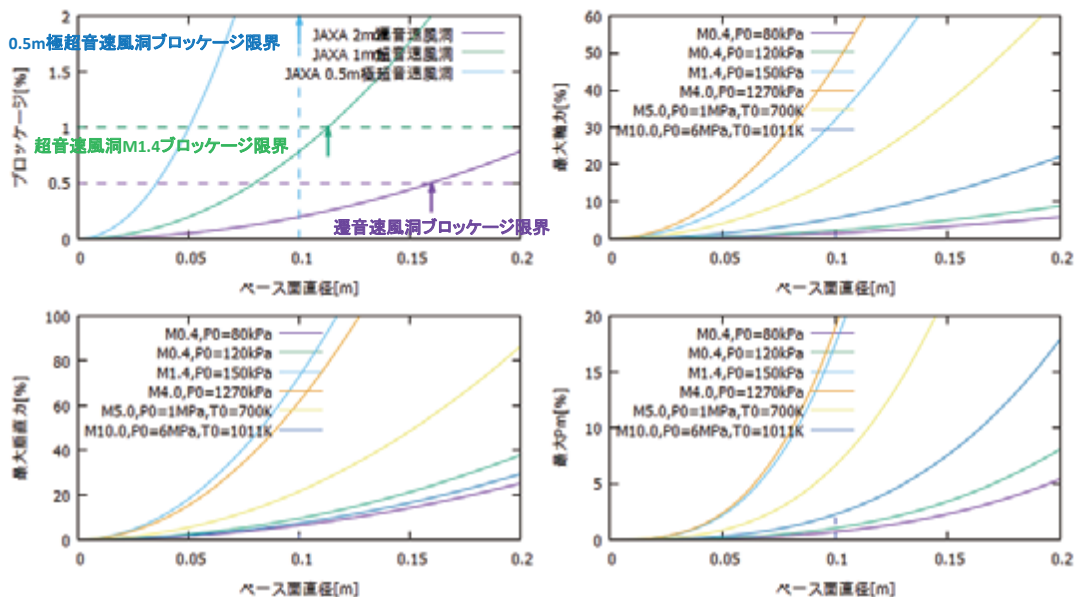
kulite XT-140M

※模型2個、サポ-20個を製作。

※加速度計測と圧力計測は、使用するデータロガーが異なるため、別々に実施。

遷・超・極超音速風洞試験計画

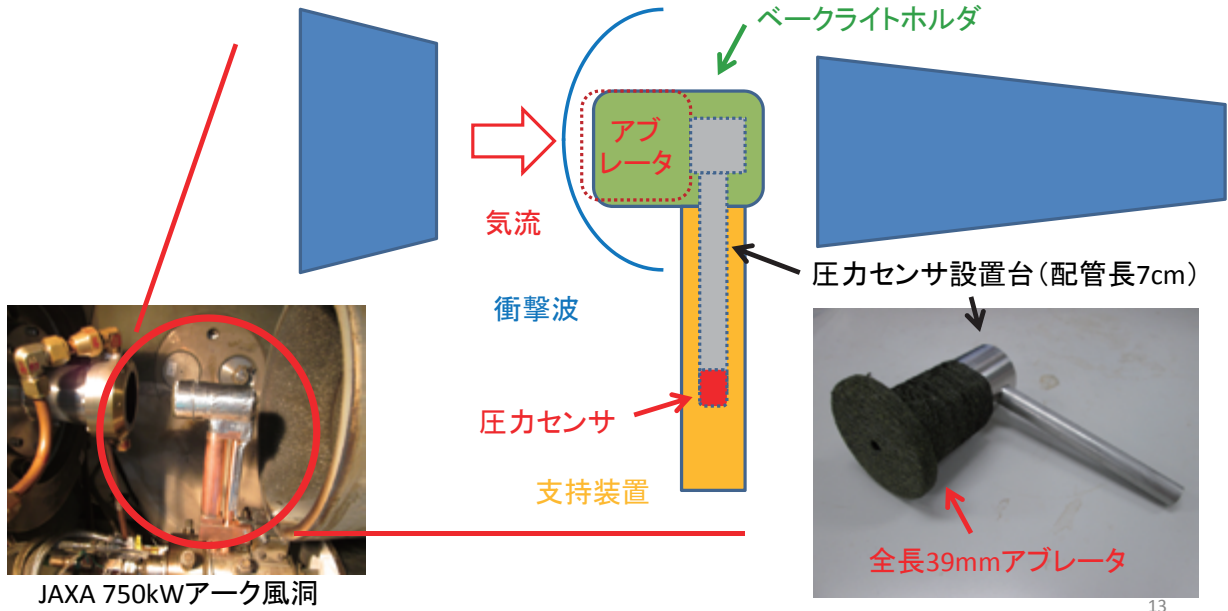
HTV-R回収機風洞試験用天秤を使い、すべての風洞で同一の模型を使用する方針とした。



JAXA1m × 1m超音速風洞マッハ数1.4の通風と、JAXA0.5m極超音速風洞マッハ数5.0の通風、及び天秤容量を考慮して、ベース面直径0.1mの模型を使用する事とした。

アーク風洞試験計画

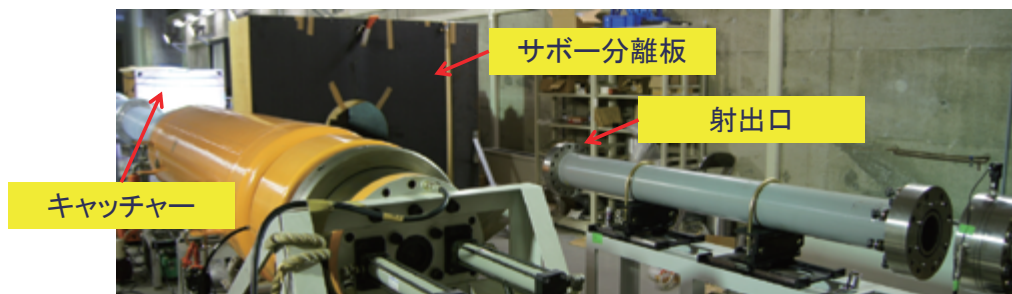
実機と同一のアブレータ、アブレータ厚さ、圧力センサ設置法で試験を実施。
 実機と同一の圧力センサ設置台を使用する為に、新たに支持装置を製作。



13

3. 検証試験結果

第四研究ユニットの協力により、角田宇宙センターのバリスティックレンジで検証試験を実施。



バリスティックレンジ概観



高速度カメラによる供試体撮影

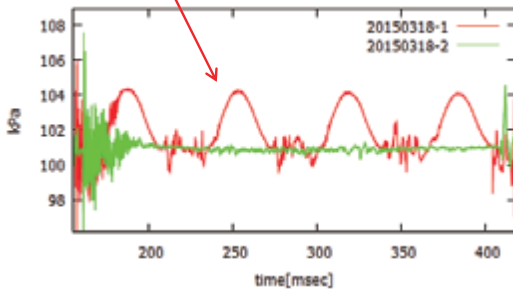
14

バリスティックレンジ試験結果

ベース圧計測結果

- マッハ数0.25でベース圧係数-0.24程度、マッハ数0.49でベース圧係数-0.3~-0.4程度となり、CFDの検証が出来た。

模型とサポー分離板の接触により、回転運動が発生。



ベース圧計測例(マッハ数0.25)

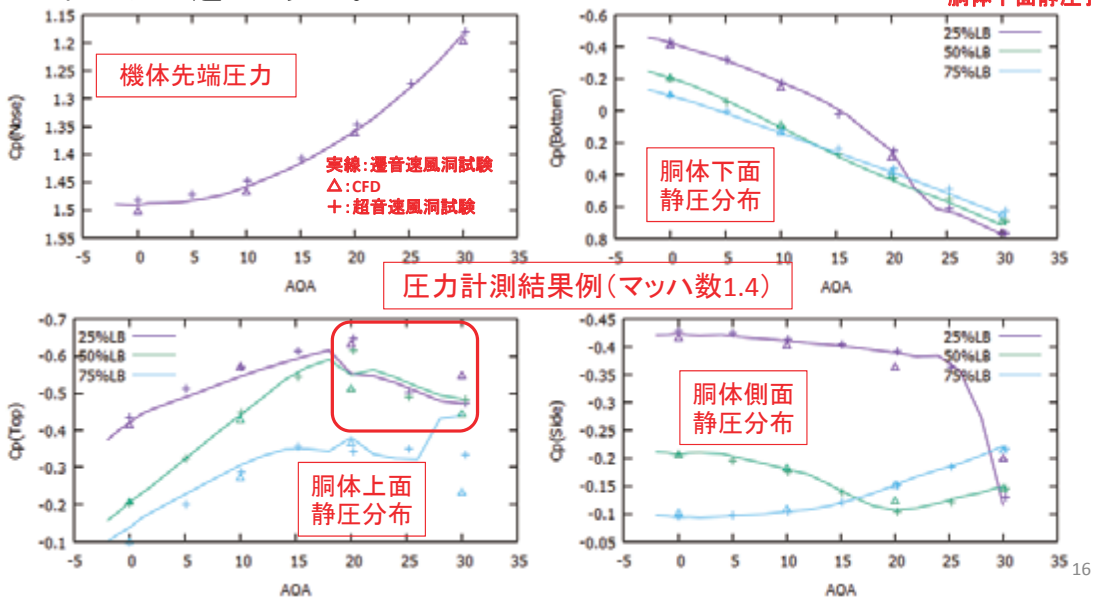
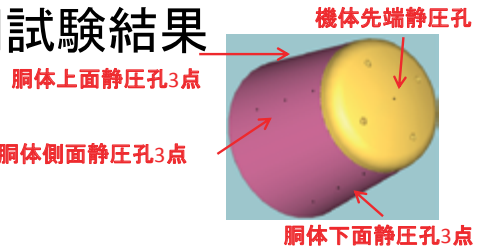


15

遷・超・極超音速風洞試験結果

調布航空宇宙センターの風洞で検証試験を実施。

- CFDと風洞試験結果は、概ね一致。
- マッハ数1.4では、迎角 20° 付近に風洞試験とCFDの上面圧力の違いが発生。

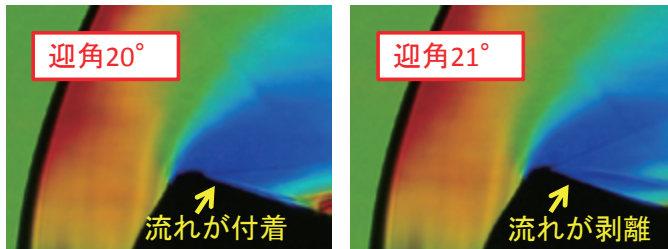


16

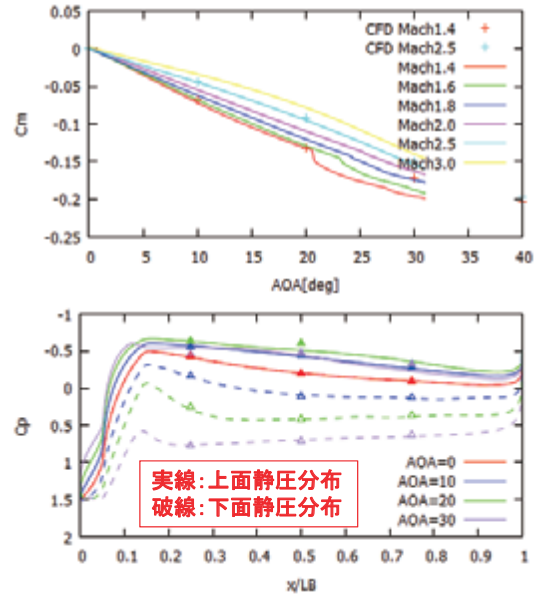
遷・超・極超音速風洞試験結果

1. マッハ数1.4では、迎角 20° 付近でCFDには見られないピッチングモーメントのキックが発生。
 - 風洞試験とCFDの剥離の微妙な差が原因と推定。
2. マッハ数2.5ではピッチングモーメントのキックは完全に消滅。

※実際にはアブレーションの影響により、形状が多少異なる。



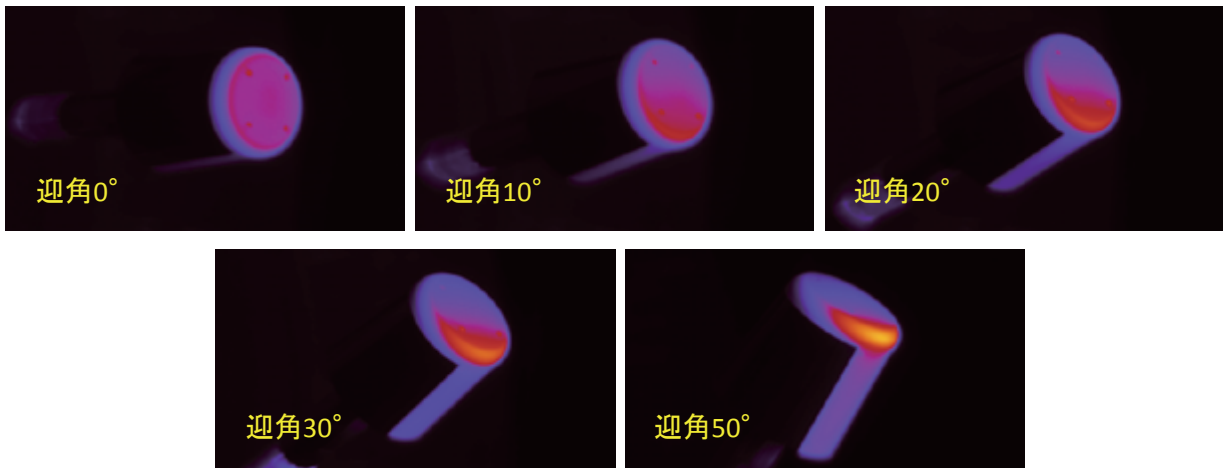
マッハ数1.4、(超音速風洞試験)



遷・超・極超音速風洞試験結果

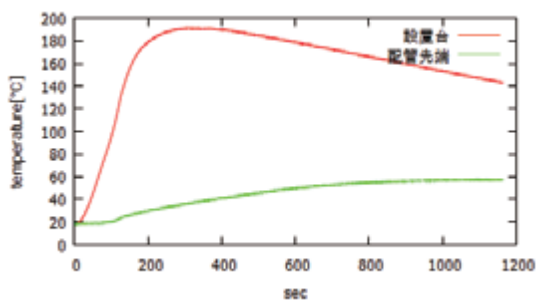
JAXA1.27m極超音速風洞で空力加熱率計測試験を実施。
設計検証用の層流空力加熱率を計測出来た。

空力加熱率計測結果

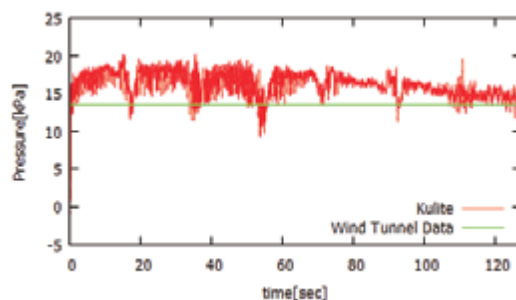


750kWアーク加熱風洞試験結果

- よどみ点加熱率 1.76MW/m^2 、衝撃圧 13.9kPa を目標値として、総加熱量を実機と合わせる為に127秒間通風を実施。(実機最大よどみ点加熱率 1.42MW/m^2 、衝撃圧 9.74kPa)
- 圧力センサ設置台の最大温度は、通風終了後約170秒で 190°C 程度、圧力センサ取付け部では、 60°C 程度。
 - 想定よりも温度が低いのは、配管設置台接触面の温度が、アブレータ昇華温度に達していない事が主な原因と推定。
 - 高温対応圧力センサを用いれば、配管設置台にセンサを設置しても問題無し。配管先端であれば、通常の圧力センサでも問題無し。
- 圧力計測値は、風洞測定値と比較して、最大 6.6kPa 程度の差が発生。



圧力センサ設置台温度計測値



圧力計測値

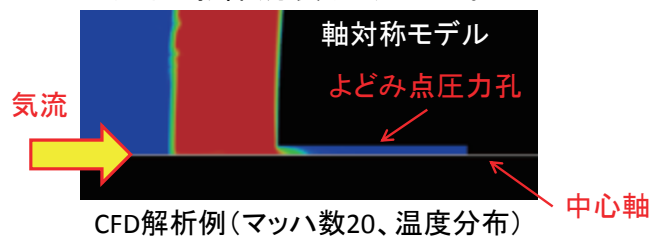
19

750kWアーク加熱風洞試験結果

- 圧力配管中には、ほこり程度が付着するのみで、大きいアブレータ片等や詰まりは無し。
- アブレタリセッションにより、全長は 27mm に減少(リセッション量 12mm)する。また、元々直径 4mm の圧力孔周りに、最大直径 12mm 、深さ 6mm の窪みができる。
- 圧力孔穿孔の影響は、アブレタリセッション以外の影響(分裂など)は無し。
- アブレータ背面は影響なし。



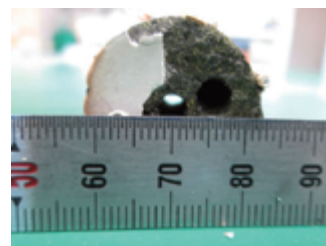
圧力配管中の付着物



通風前アブレータ前面



通風後アブレータ前面



通風後アブレータ背面

⇒よどみ点圧力計測における圧力配管温度の妥当性、アブレータや配管への悪影響が無い事を確認できた。

20

4. 検証試験で判明した試験における課題

1. バリスティックレンジ試験

- 模型が回転する現象が発生。原因としては、そもそも静安定が弱いので擾乱に弱い、サボー・模型分離時の物理的・空力干渉の可能性が考えられる。
- 飛行速度を上げられない。重量を考慮せずに模型を最大サイズにしたため、最大マッハ数が0.49となった。この重量でこれ以上飛行速度を上げるには、キャッチャーの改修等が必要。
- 空力特性の同定には、計測値の処理を考慮した加速度センサの配置等の事前検討が必要。

2. アーク風洞試験

- 欲を言えば、空力加熱率と動圧を飛行条件に合わせられるとより良い。

3. 極超音速風洞試験

- 遷・超音速風洞試験と同様の圧力計測方法を採用したため、圧力配管長が2.3m程度となった。この為、配管内部の粘性の影響により、測定部圧力0~80Pa程度の範囲で、圧力センサ出力に変化が無くなった。
- 天秤温度が懸念されたが、50°Cを超えないことが分かった。但し、天秤の温度勾配による温度ドリフトの影響は懸念される。

4. 遷・超音速風洞試験

- 通常の遷・超音速風洞試験における模型の設計法を用いたので、特に問題は無かった。

21

5. まとめ

空力設計等検証試験を実施し、以下の事が分かった。

- カプセル形状は単純な形状であるので、風洞試験結果と静特性の定常CFD計算結果が良く合った。但し、マッハ数1.4付近のピッチングモーメントのキックのような、剥離を伴う現象にはCFDは弱い事が分かった。これは、非定常CFD計算により改善の可能性はある。
- バリスティックレンジ試験における圧力計測試験は、余り事前の検討をせずに、有効なデータを得ることが出来る。
- 力計測等より有効なバリスティックレンジ試験の実施には、空力特性の検討や模型・サボーの設計等、事前準備が必要である。
- 極超音速風洞試験における圧力配管を用いた圧力計測は、圧力配管応答の他、粘性の影響による真空付近の圧力応答の消滅の回避が課題である。

22

謝辞

空力設計等検証試験の実施には、多くの皆様の御協力を頂きました（敬称略）。ここに感謝の意を表します。

1. バリスティックレンジ試験
 - 丹野英幸、小室智幸、他
2. アーク風洞試験
 - 藤田和央、鈴木俊之、水野雅仁、滝沢直美（供試体設計、熱電対計装）
 - 足立寛和（供試体製作）
 - 藤井啓介、水野雅仁、吉田哲生、猪野秀幸、平間一貴、他（支持装置設計、試験計画・実施）
3. 超音速風洞試験
 - 満尾和徳、渡辺光則、飯島秀俊、安藤法久、西島寛典、平野貴司、他
4. 極超音速風洞試験
 - 藤井啓介、津田尚一、小山忠勇、板橋幸広、中川宗敬、中村晃祥
5. 遷音速風洞試験
 - 永井伸治、渡邊篤史、知念大実、平間一貴、真城仁、馬込誠、我那覇義人、他（試験計画・実施）
 - 口石茂、越智康浩（ハイブリッド風洞）
6. 事務手続き
 - 佐藤美砂子