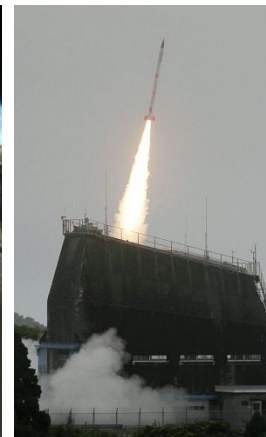


## S-310-41号機 観測ロケット実験



# 展開型柔軟エアロシエル 大気突入機の研究開発と 観測ロケットによる実証試験

展開型柔軟エアロシエルを有する  
大気圏突入システムの研究開発WG



鈴木宏二郎(東大新領域)  
山田和彦(JAXA/ISAS)  
安部隆士(JAXA/ISAS)  
永田靖典(JAXA/ISAS)  
秋田大輔(東工大)  
今村宰(日大)  
MAAC R&D グループ

# CONTENTS

## 研究背景

柔軟エアロシェル大気圏突入機の紹介  
各国の動向とこれまで研究開発

## 観測ロケットによる実証試験

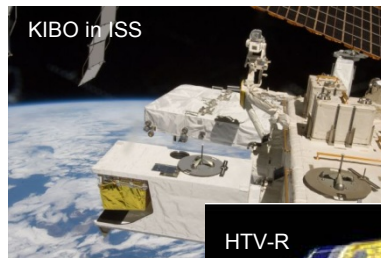
実験機及び実験シーケンス概要  
フライト結果

## 将来計画と今後のスケジュール

## まとめ

# 研究背景

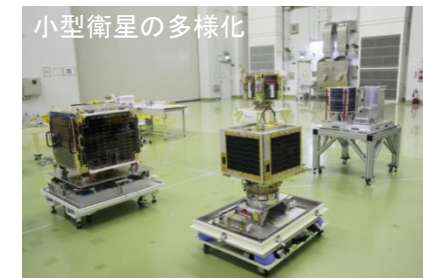
近年、宇宙活動の多様化にともない、再突入、大気圏突入システムの要求が増大している。



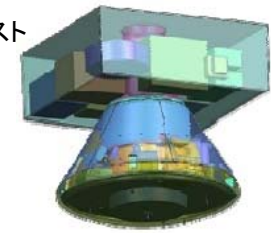
「きぼう」での宇宙実験の定常化に伴い、ISSからの物資の帰還回収要求の増大



「はやぶさ」の成功に続く、サンプルリターンミッションや惑星探査への期待



小型衛星用低コスト再突入システム



小型衛星の更なる可能性を開拓するため小型の再突入システムの開発

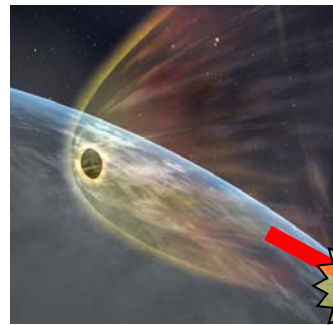
活発に宇宙と地上を往来する時代にむけて、大気圏突入システムに新たなオプションを提供する必要がある。



柔軟エアロシェルによる大気圏突入システム

# 柔軟エアロシェルを有する大気突入機

## 従来型システム



アブレータや高温耐熱材料で2000℃以上になる高温環境に

**耐える**

パラシュートを展開し、減速して軟着陸(着水). 海上回収の場合は、さらにフロートを放出.



APOLLO の時代から採用されており, USERS, HAYABUSA などでも採用

## 柔軟エアロシェルシステム

大気突入前に大面積のエアロシェルを展開し、空力加熱を

**避ける**



軌道上で回収物資にエアロシェルを装着

軌道上で展開を完了し、着陸形態になる.

低弾道係数を利用してそのまま緩降下&軟着陸(着水)可能. さらに、インフレータブル構造体の浮力により海上に浮揚できる

機体が高温環境にさらされないため、繊細精緻な耐熱材料が必要ない → 安全性向上, コスト減  
再突入前にすでに着水形態になっており, 飛行中にクリティカルな運用がない. → 信頼性向上  
海上回収に必要なフロート機能を有している. → 日本国内での回収を実現  
大気圏突入する物資の形状に依存しないシステムにできる可能性がある → 汎用性が高い

オリジナルな特徴が多くあり、大気圏突入システムの新たなオプションとなる.



# 各国の動向

柔軟構造体を利用した大気突入システムは  
1960年代から、様々な形状のものが研究されてきた。

具体的なミッション計画やフライト試験は、1990年代から

Russia:MARS-96's Penetrators→火星探査の突入機

ESA:IRDT→低軌道上からの大気突入試験、3度の挑戦

FINLAND:METNET→火星ペネトレータへの応用

**NASA:火星への大量輸送システムへの応用を目指して、  
精力的に研究開発をすすめている。**

IRVE:弾道ロケットを使った大気突入試験をシリーズで計画

IRVE-I                  ロケットからの分離に失敗

IRVE-II                2009/08実施

IRVE-III              2012/07実施

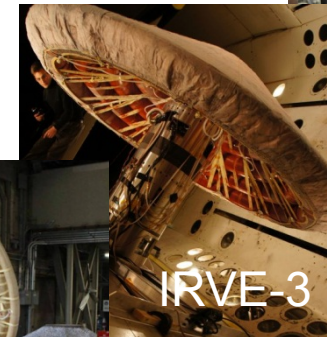
IRVE-IV              2015年実施計画

HEART-1, HEART-2, などの  
さらなる将来計画もある。

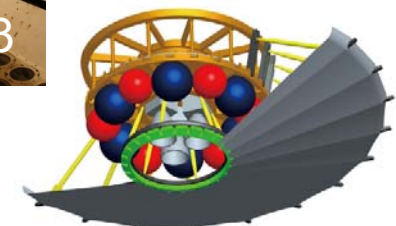
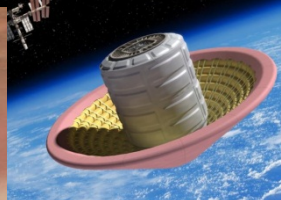
MARS-96



IRVE-2



IRVE-3



ガス圧を利用しない  
展開型エアロシェルを検討も

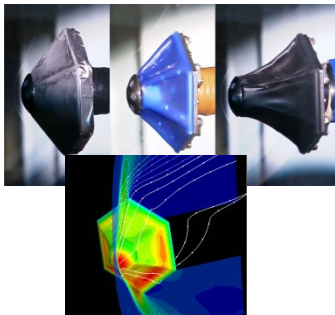
# 我々の研究開発

- 1990 柔軟構造エアロシェルを利用した大気突入機に関する基礎研究を開始
- 2000 風洞試験や数値解析など、多方面からのアプローチにより研究開発を加速
- 2004 大気球を利用した遷音速 & 亜音速飛翔性能試験を実施
- 2005 実用化にむけた課題の洗い出しと研究室レベルの要素研究を開始
- 2007 フレア型柔軟エアロシェルの極超音速風洞試験を開始
- 2009 大気球を利用したインフレータブルエアロシェルの展開及び飛翔試験を実施  
大気球を利用した成層圏でのイリジウム位置特定システムの実証試験を実施  
インフレータブル構造を有する模型の極超音速風洞試験を開始
- 2010 大型低速風洞による実スケールエアロシェルの構造試験を開始
- 2011 大気球実験においてイリジウム+GPSによる位置特定システムを実用化

## 2012: 観測ロケットによる大気圏突入試験を実施

併せて、実ミッションへの応用検討とエアロシェル高性能化にむけて研究を進めている

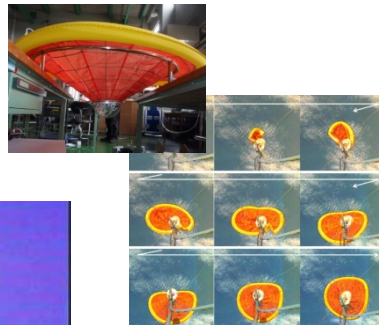
風洞試験, 数値解析による基礎研究



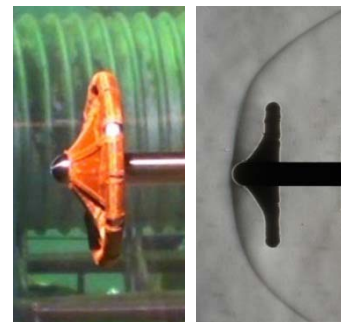
第一次大気球試験



第二次大気球試験



極超音速風洞試験

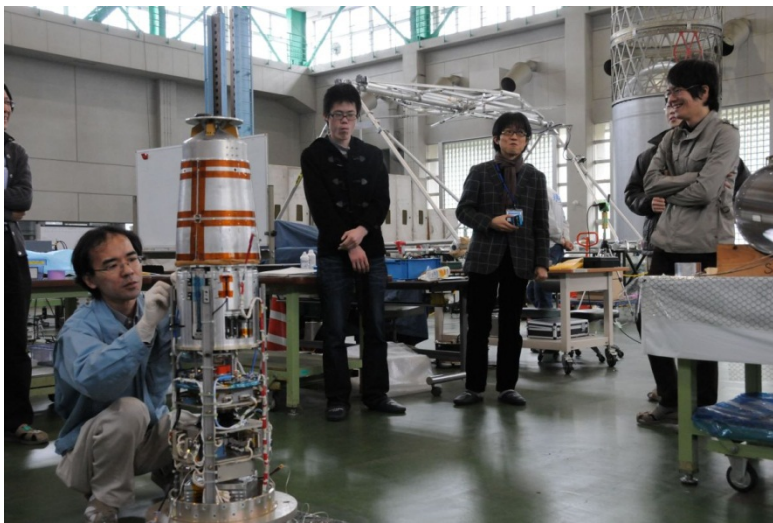


大型低速風洞試験





## 観測ロケットによる大気圏突入実証実験



## 観測ロケット実験の目的

次世代の大気突入機の候補の1つである柔軟エアロシェルに関して、これまで、極超音速風洞試験や気球実験などで各要素技術に対して実証してきたものを集約して、大気突入機を設計、製作する。そして観測ロケット(S-310)を利用して、その最も重要な機能である大気圏突入飛行を実証し、その間の挙動や特性を測定する。

- 1) 各種地上実験で検証し、設計したインフレータブルエアロシェルを有する低弾道係数飛翔体が大気圏突入環境で減速装置として機能すること
- 2) 無重量高真空下でインフレータブルエアロシェルが正常に展開し、正しい姿勢で大気圏へ突入することの実証
- 3) 高速自由飛行中の柔軟構造飛翔体の超音速～低速までの空力データおよび空力加熱環境データを取得すること

ここで得られた成果は、再突入回収ミッションに限らず、将来に計画される惑星探査などの大気突入ミッションすべてに応用できる可能性がある。

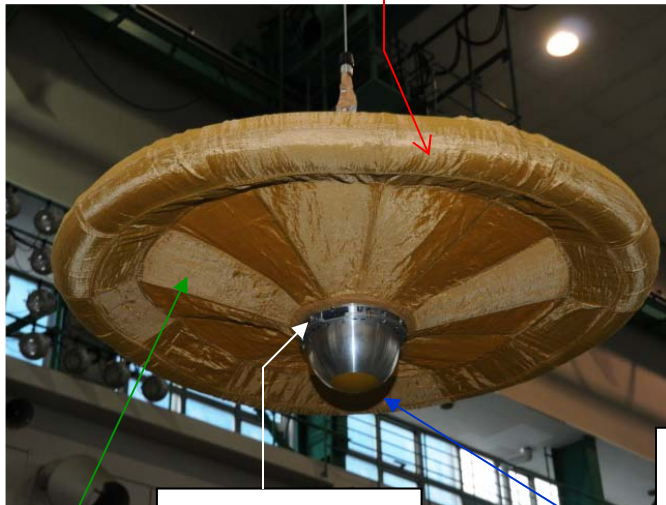


# 実験機概要

## <インフレーターブルトラス部>

材料：ZYLON紡績系織物，ZYLONフィラメント織物，  
シリコンゴムの3層構造

チューブ直径10cm，重量2.0kg（圧力配管部含む），外直径は120cm



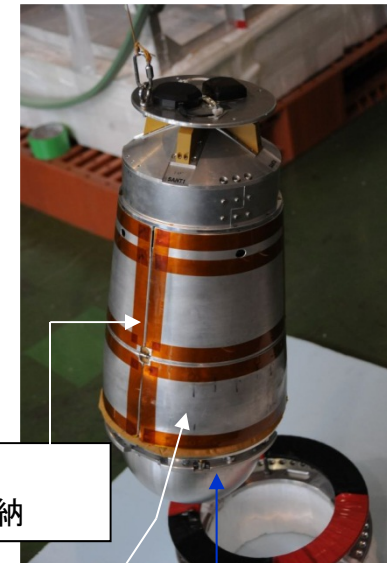
ロケットとの  
結合用フランジ



背面仕切り膜×6枚  
実験機の安定性を  
高める効果を期待

角柱部の回りに，  
エアロシェルを収納

## エアロシェル 収納状態



アルミ製のエアロシェル  
カバー（3つ割）

## <薄膜フレア部>

材料：ZYLONフィラメント織物

開き角70度の錐台形状

12枚の扇形の布を縫い合わせて製作  
フレーム部の内側と結合

重量0.7kg（取り付け用部材を含む）

## <カプセル本体>

頭部形状は直径19cmの半球

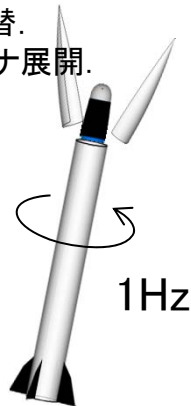
胴体部は角柱殻構造，後頭部は円筒＋円錐形状

内部に機器をすべて搭載（ガス注入系も含む）

直径20cm，高さ54cm，重量約13kg

# 実験シーケンス概要

②ロケット燃烧終了後.  
YO-YOデスピナ展開.  
ノーズコーン開頭,  
GPSアンテナ切替.  
画像送信アンテナ展開.

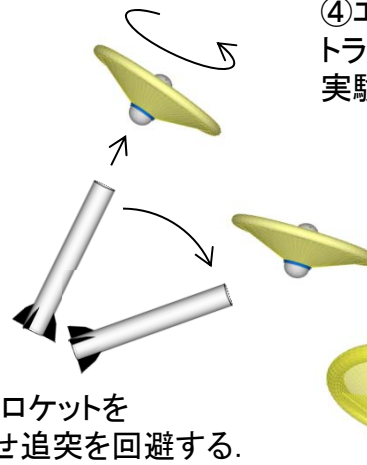


1Hz

③スピンレート1Hzでエアロシェルカバーを開放し,  
インフレーターブルトラスにガスを注入し, エアロシェルを展開する。  
(搭載カメラによって展開の様子を撮影)

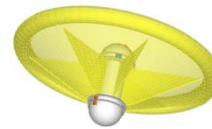


④エアロシェル展開後,  
トランスポンダ, 画像送信機アンテナ切替  
実験機を射出(射出速度50cm/sec)

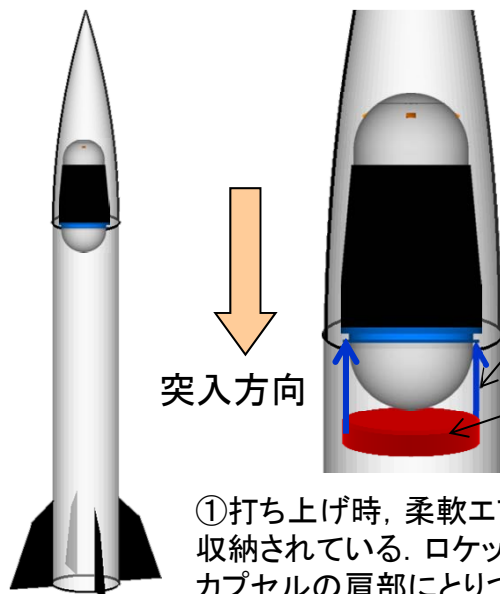


⑥最高地点、高度150kmを通過し  
重力によりさらに加速

⑦動圧が大きくなるにつれて、  
空力安定により迎角0度に指向  
するとともに、空気力をうけ、  
エアロシェルの形状が安定する。



⑤分離後、ロケットを  
タンブルさせ追突を回避する。



突入方向

支持, 分離,  
射出機構

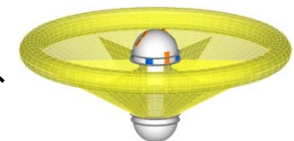
外部アンテナとの  
接続機器類

①打ち上げ時, 柔軟エアロシェルはコンパクトに  
収納されている。ロケットとは、頭部を下向きに,  
カプセルの肩部にとりつけたフランジで結合される。  
すべての機器は打ち上げ前に電源ONする。

⑧高度75-45kmの間に  
最大マッハ数 4.6  
最大空力加熱  $16.5\text{ kW/m}^2$   
最大動圧 0.5kPa  
を経験する。

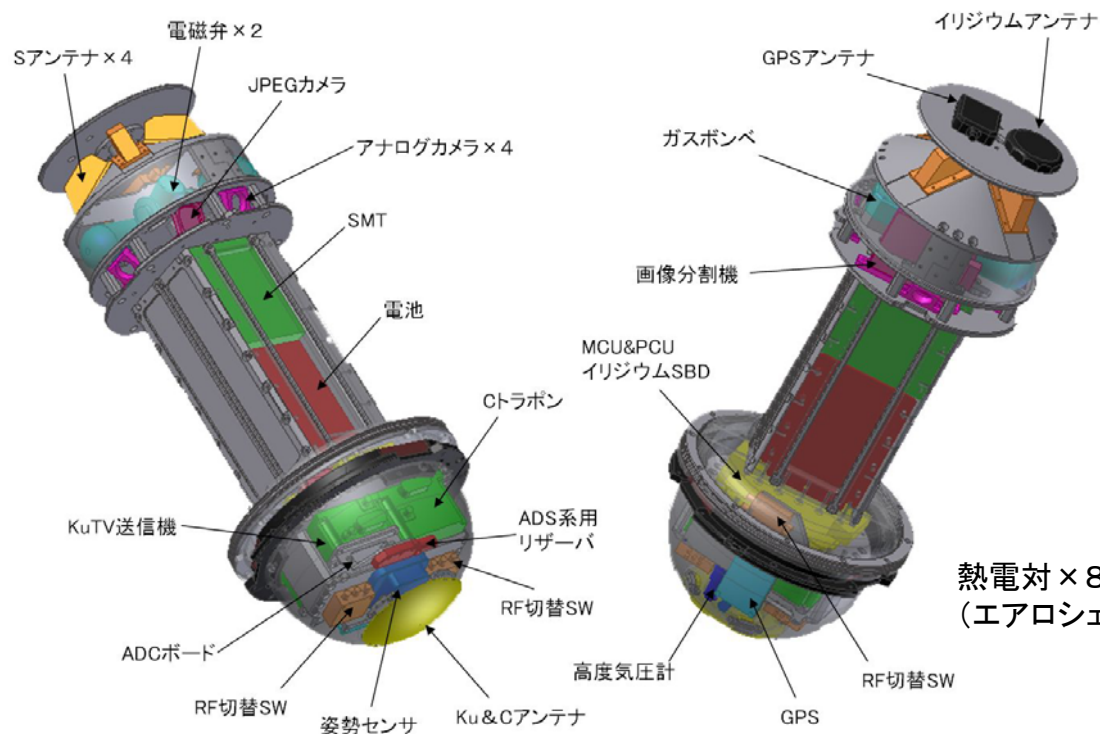


⑨打ち上げ後1340秒後  
最高点到達後約1150秒後に、  
終端速度15.3m/sで着水

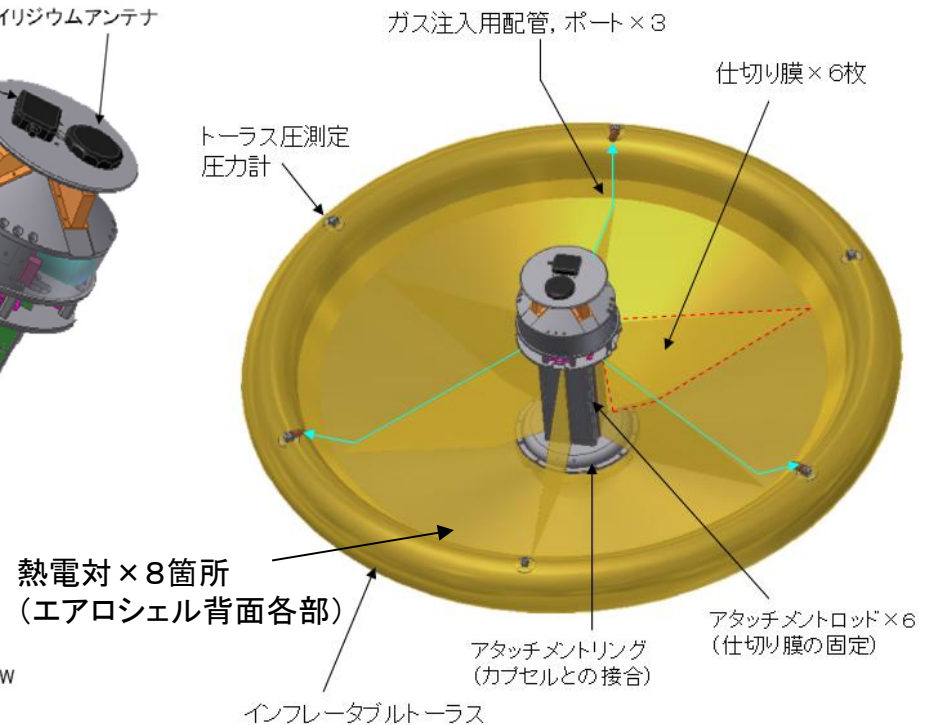


# 実験機の構成と測定項目

## カプセル内部の搭載機器配置



## エアロシェル展開時(背面から)



測定項目: 展開時、飛行時のエアロシェルの画像(CCDカメラ×4台、JPEGカメラ)  
 実験機の位置(レーダートラボン、気圧計)  
 実験機の運動、姿勢(加速度、角速度、地磁気、頭部半球の圧力分布)  
 エアロシェル上の温度(熱電対)  
 インフレーターブルトラス内部の圧力(小型絶対圧力計)



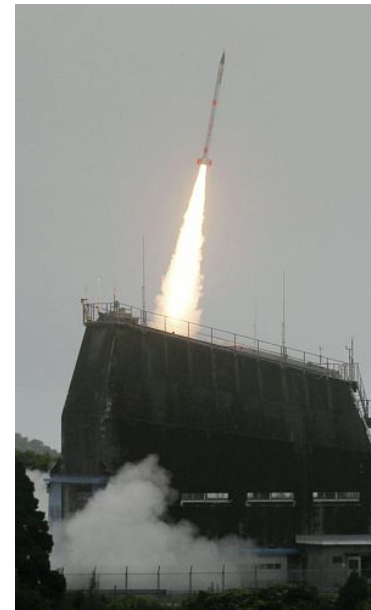
## フライト結果概要

観測ロケットS-310-41号機は、平成24年8月7日16時30分に内之浦宇宙空間観測所から、打ち上げられた。インフレータブルカプセルの飛翔試験のシーケンスは、すべて順調に行われ、目的であった大気圏突入飛行を実証でき、飛行中のフライトデータもすべて正常に取得できた。

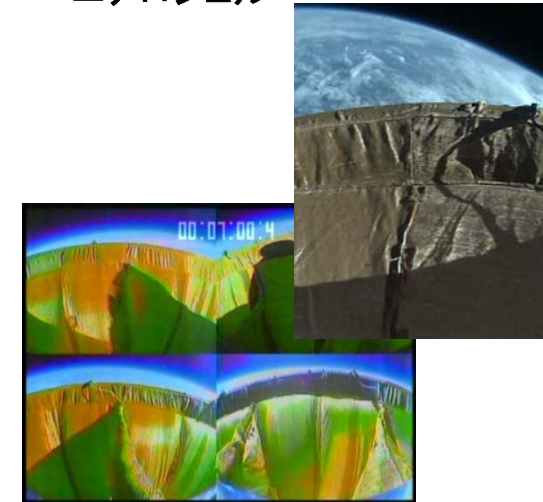
### 実験シーケンス(フライト実績):

X=0	ロケット打ち上げ
X=60sec	ノーズコーン開頭
X=90sec	エアロシェルカバー開放
X=95sec	ガス注入
X=100sec	実験機分離 & 射出 (射出速度50cm/s)
X=190sec	頂点通過 (最高高度: 150km)
X=320sec	最高速度 (1.32km/s) に達した後、 空気力により減速開始 (高度70km)
X=400sec	平衡速度到達 (高度30km)
X=1320sec	着水 (終端速度約16m/s)

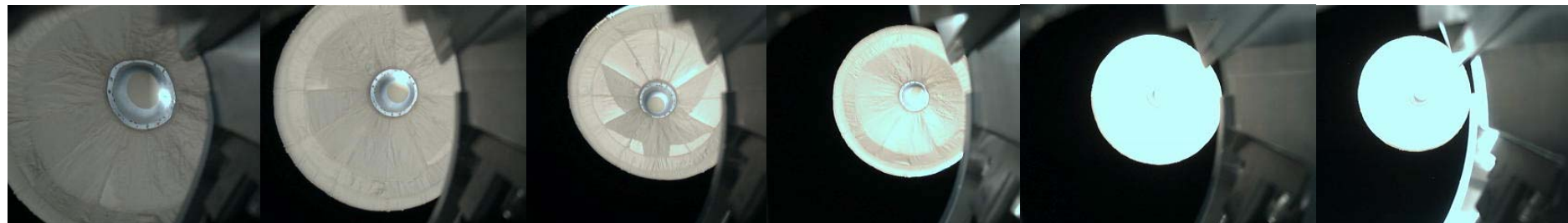
ロケットの打ち上げの様子



カプセル搭載カメラで撮影した  
エアロシェル



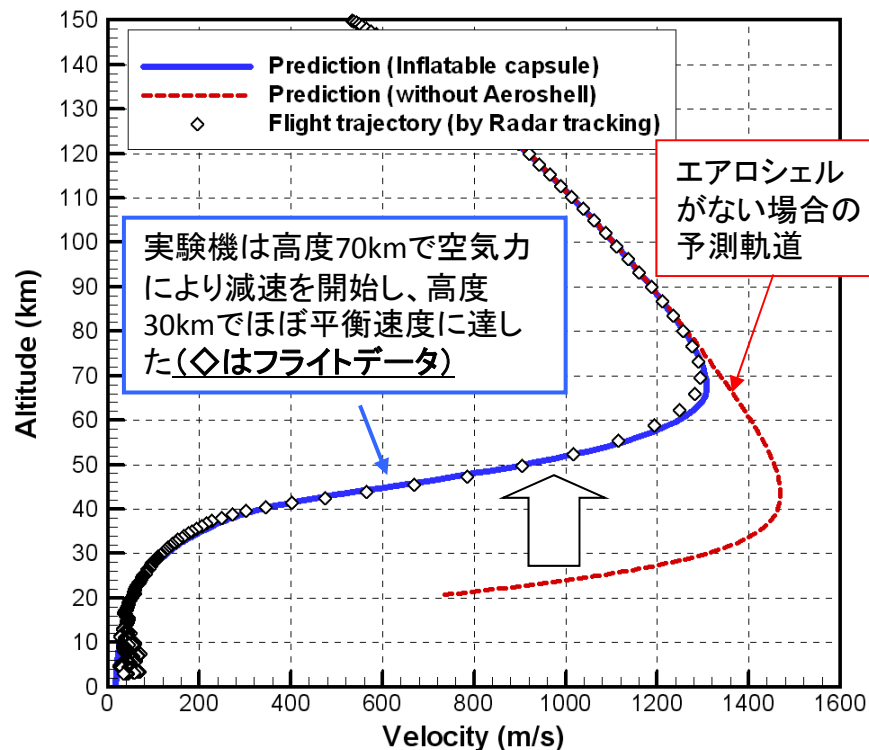
実験機の分離時にロケットから撮影した映像



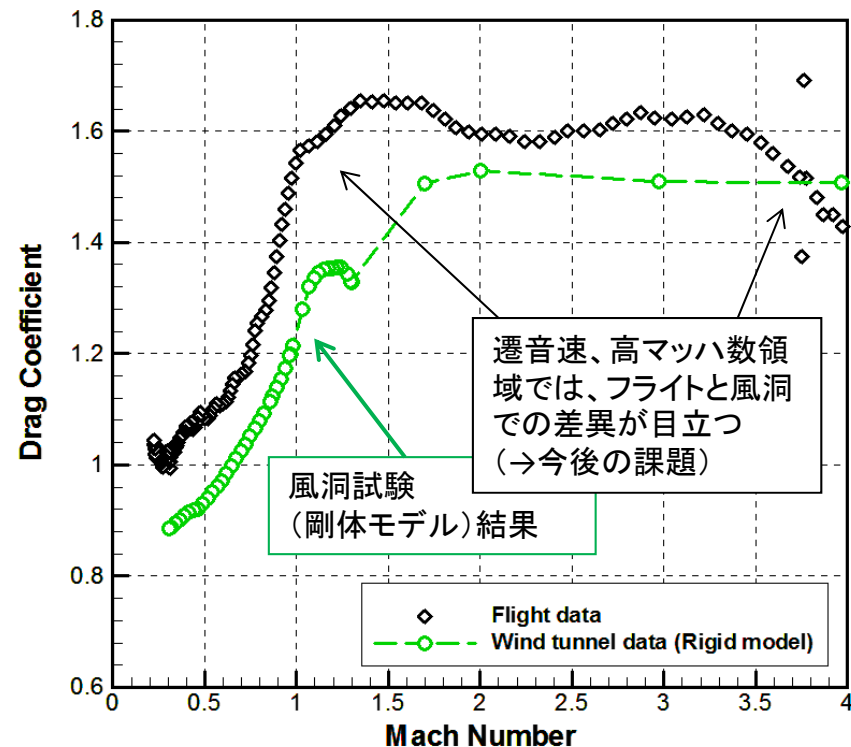
<フライト時の動画>

# フライトデータの一例

2次レーダーにより取得した実験機の再突入軌道と事前の数値解析の結果の比較  
(速度vs高度)



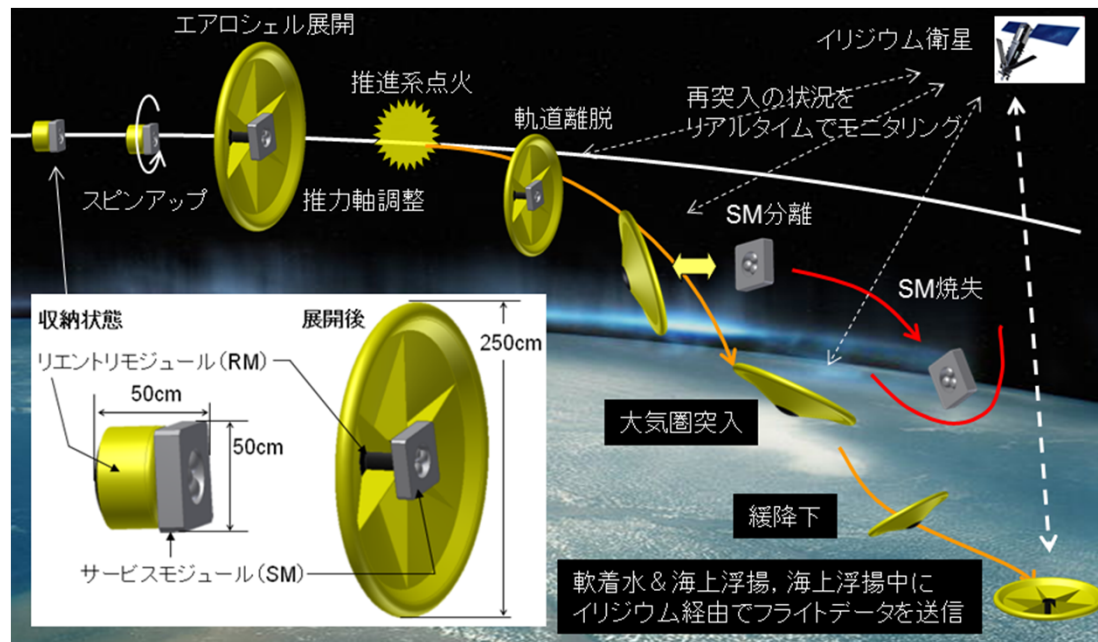
フライト軌道から推定した実験機の抵抗係数と風洞試験(剛体モデル)結果の比較  
(マッハ数vs抵抗係数)



フライトデータは予測軌道とよく一致しており、また、事前の風洞試験から予測した抵抗係数とフライト軌道から得た値は定性的に一致しているおり、これらから、実験機は大気圏突入時に、想定どおりの減速性能を発揮したと言える。また、エアロシェルのない場合との比較から、柔軟エアロシェルにより、効率よく空気力を利用し、大気密度の薄い高高度で減速が実証できたといえる。

## 将来計画と今後のスケジュール

### 地球再突入帰還実証ミッション



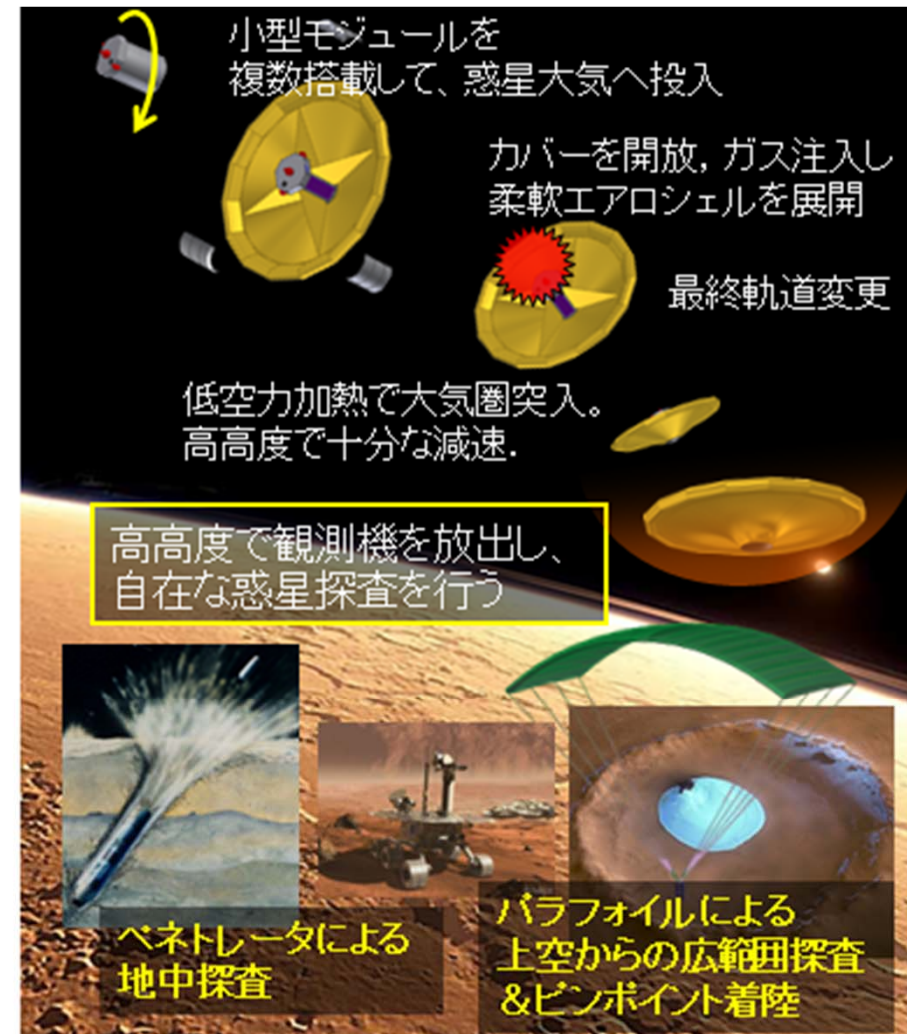


## 実応用にむけてのミッション検討

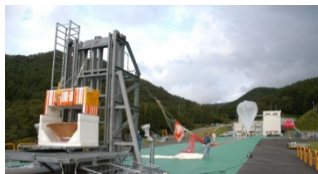
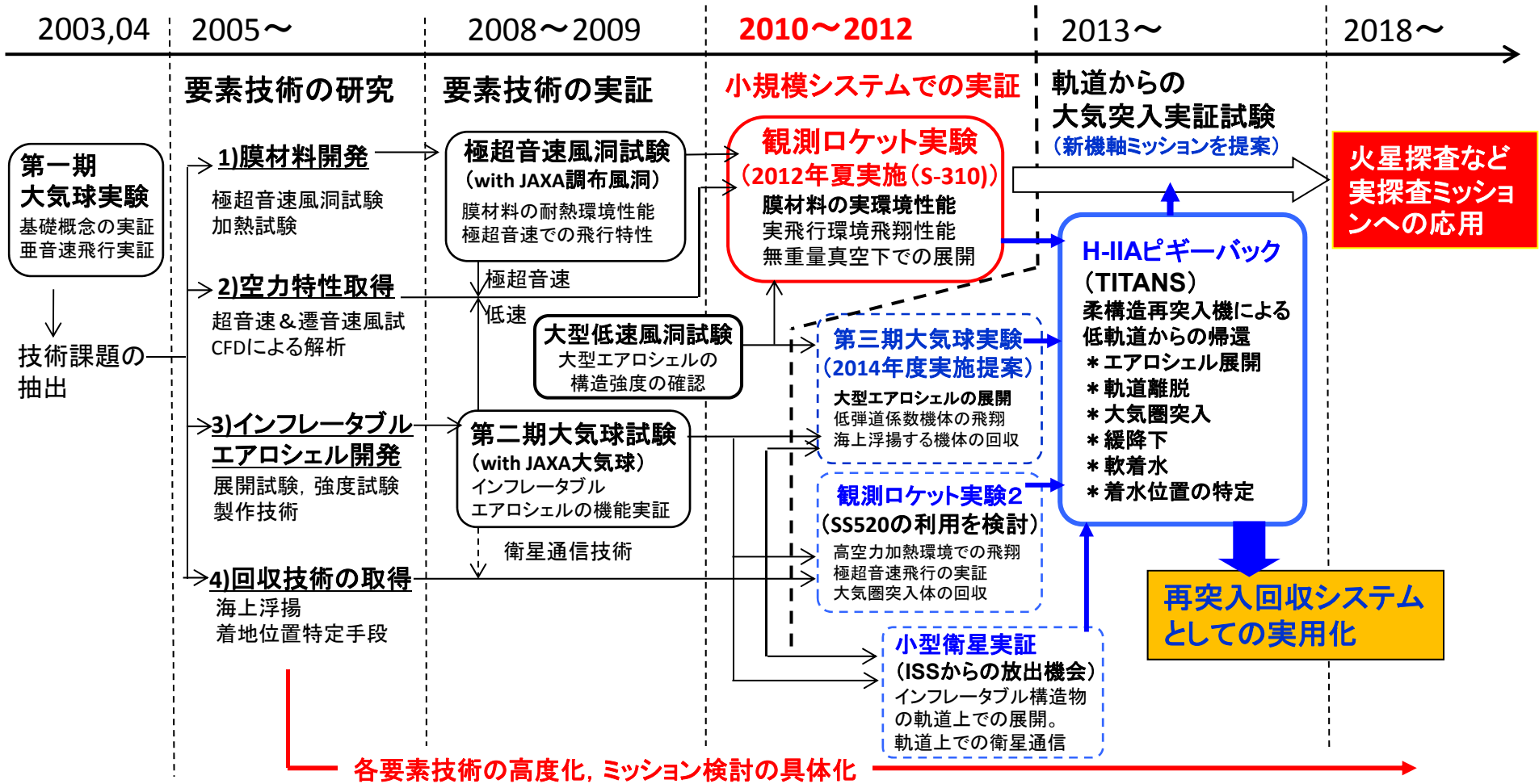
### ＜再突入回収システムへの応用＞ 小型、高頻度、低コストの帰還システムへ



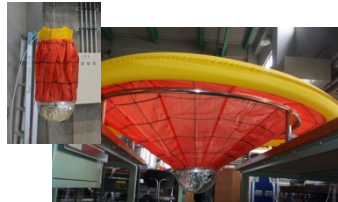
### ＜惑星探査への応用＞ 新しい探査手法→分散型 & 立体的な探査



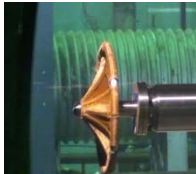
# 研究開発スケジュール



第一期気球実験の様子



第二期気球実験の実験機



極超音速風試



大低風試



観測ロケット実験用実験機



開発中の大型エアロシェル(直径2.5m)

## まとめ

- 次世代の大気圏突入システムである展開型柔軟エアロシェルの研究開発の重要なマイルストーンとして、観測ロケット(S-310)を利用した、大気圏突入実証試験を行った。
- 実証試験により、高度150kmからの弾道飛行による大気圏突入飛行中、柔軟エアロシェルを有する実験機は健全であり、想定どおりの減速性能を発揮し、従来型の大気突入機に比べ高高度で減速できることが実証された。
- 現在、本研究開発の実用にむけた最後のマイルストーンとしては、地球低軌道からの再突入帰還実証ミッションを想定してそれにむけた準備を進めるとともに、実応用(低軌道からの地球再突入や火星大気への直接投入)にむけて、ミッション検討を進めている。



## 謝辞

本試験を遂行するにあたり、JAXA宇宙研観測ロケット実験室、内之浦宇宙空間観測所の方々、また、宇宙研の工学委員会からは、多大なるご支援、ご協力をいただきました。この場をかりて、心より感謝申し上げます。

