

# 希薄空力数値解析及び希薄風洞計測

小澤宇志, 藤田和央

研究開発部門第二研究ユニット, 宇宙航空研究開発機構

**T. Ozawa and K. Fujita**

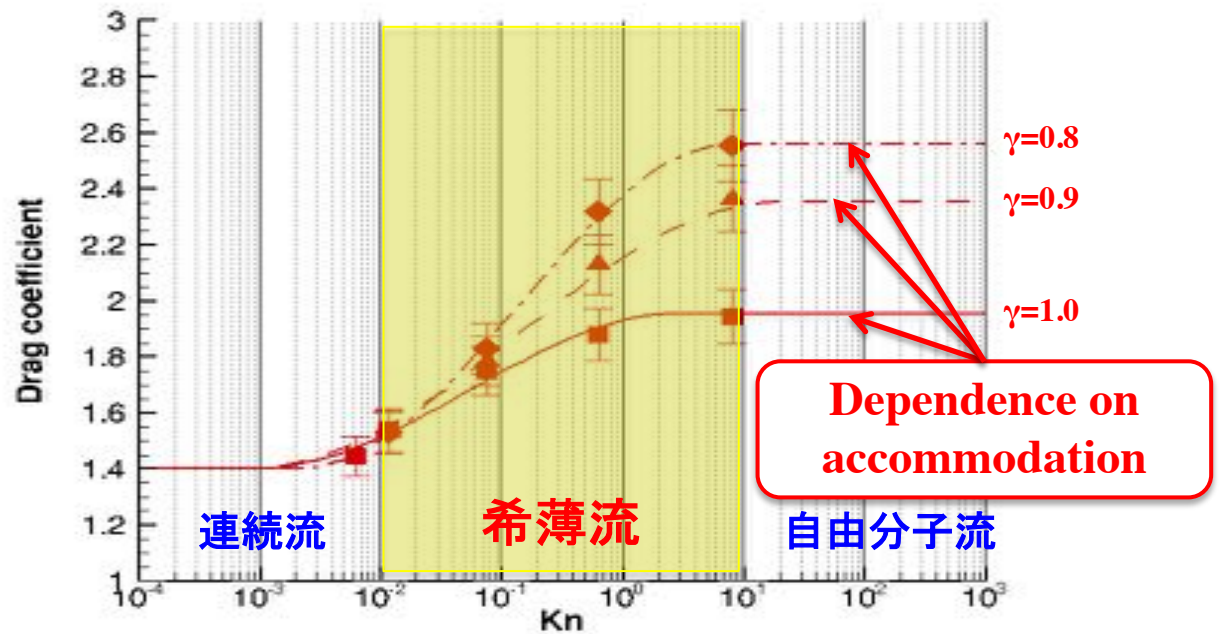
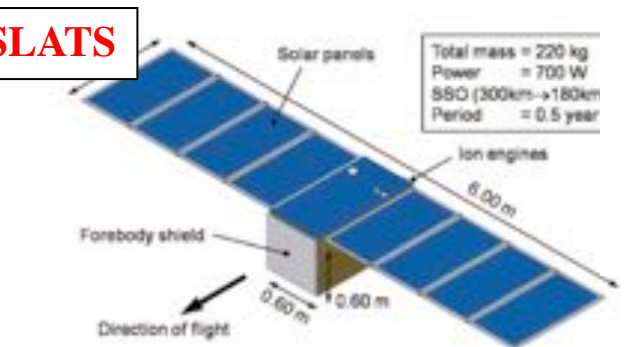
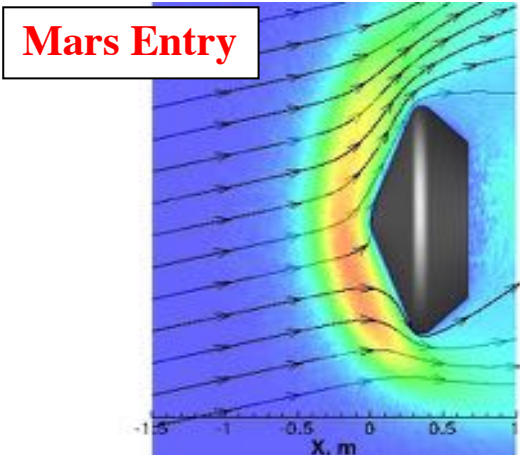
*Research and Development Directorate, JAXA*

超低高度衛星の利用に向けたワークショップ  
宇宙航空研究開発機構(JAXA) 東京事務所

2018年9月18日 15:45-16:00

# 希薄空力研究の背景

- 極超音速希薄空力の評価
  - 超低高度衛星 (Super low altitude test satellite: SLATS), 惑星大気突入等
- 希薄領域における自由分子流から連続流領域への空力特性の変化
- 希薄空力の表面熱適応係数依存性の評価
- 表面熱適応係数の気流組成・物質依存性評価



希薄空力の直接計測・表面熱適応係数評価によって空力特性評価精度が向上する。

- 通常のLEO(Low Earth Orbit)よりも低高度を周回することができれば、光学・熱赤外観測における地上分解能の向上、アクティブセンサ(SAR, LIDAR等)の小型化・送信電力の低減が可能となる。
- 超高層大気の長期的な観測や、雰囲気ガスに含まれる原子状酸素(AO)を用いた材料の耐酸化加速試験など、従来実現できなかった様々なミッションのポテンシャルを有している。
- 超低高度 (300 km以下)宇宙環境のフロンティアを開拓する試みとして、**超低高度衛星技術試験機(SLATS: Super Low Altitude Test Satellite; SLATS)**が開発されている。
- 高精度に空気抗力を予測することが誘導制御に重要であり、また、軌道遷移フェーズにおいてもエアロブレーキを有効に使うことにより、推進剤を節約することができる。

• JAXAでは、**極超音速希薄風洞(Hypersonic Rarefied Wind Tunnel)**の研究開発を進めている。

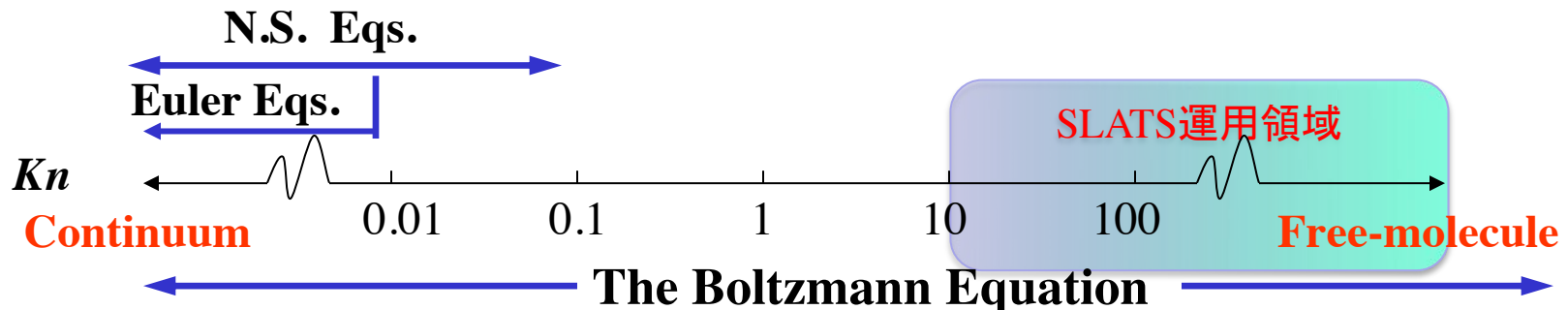
- 物質表面熱適応係数計測
- 希薄空力の直接計測

• クヌーセン数( $Kn$ ): 希薄度のパラメータ

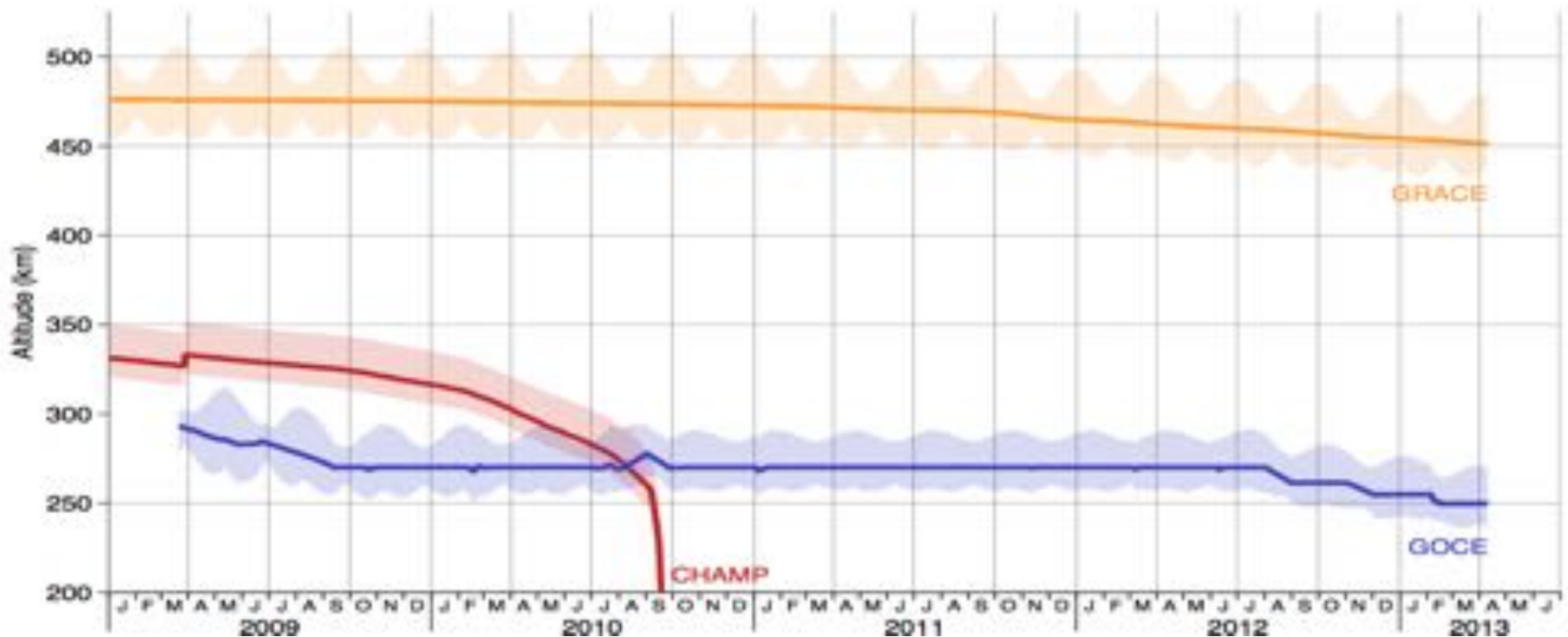
$$Kn = \frac{\lambda(\text{mean free path})}{L(\text{characteristic length})}$$

➢ マッハ数( $M$ ): 速さのパラメータ

$$M = \frac{U(\text{velocity relative to the medium})}{a(\text{speed of sound})}$$



- 超低高度衛星の一例高度300 km以下のデータ
  - GRACE: data between 450 and 500 km for more than 4 years
  - CHAMP: data lower than 350 km
  - GOCE: data between 250 and 300 km for about 4 years
  - GOCE and CHAMP data can be compared



- GOCE data
  - GOCE data between 250 and 300 km for about 4 years
  - GOCE data agree well with HASDM **with a factor of 1.25**
  - **25 % discrepancy may be mainly due to the simple aerodynamic model used in HASDM or any other atmospheric models**
  - **DTM-2013 has been developed by using the GOCE data**

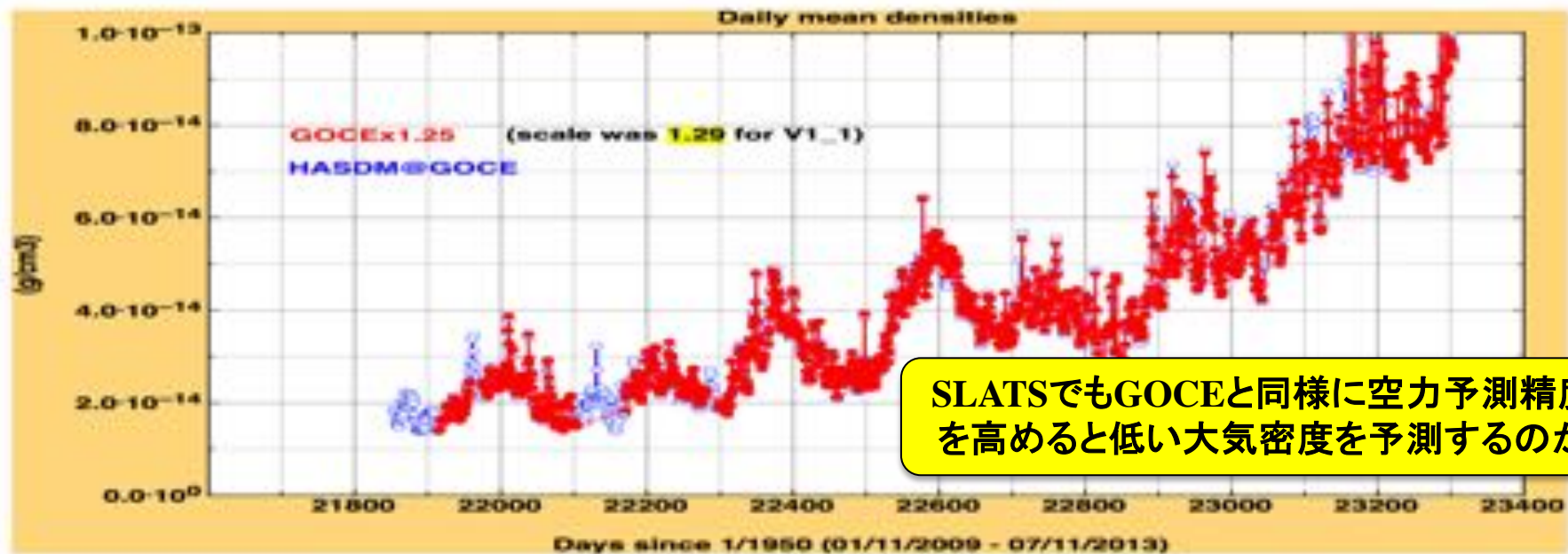
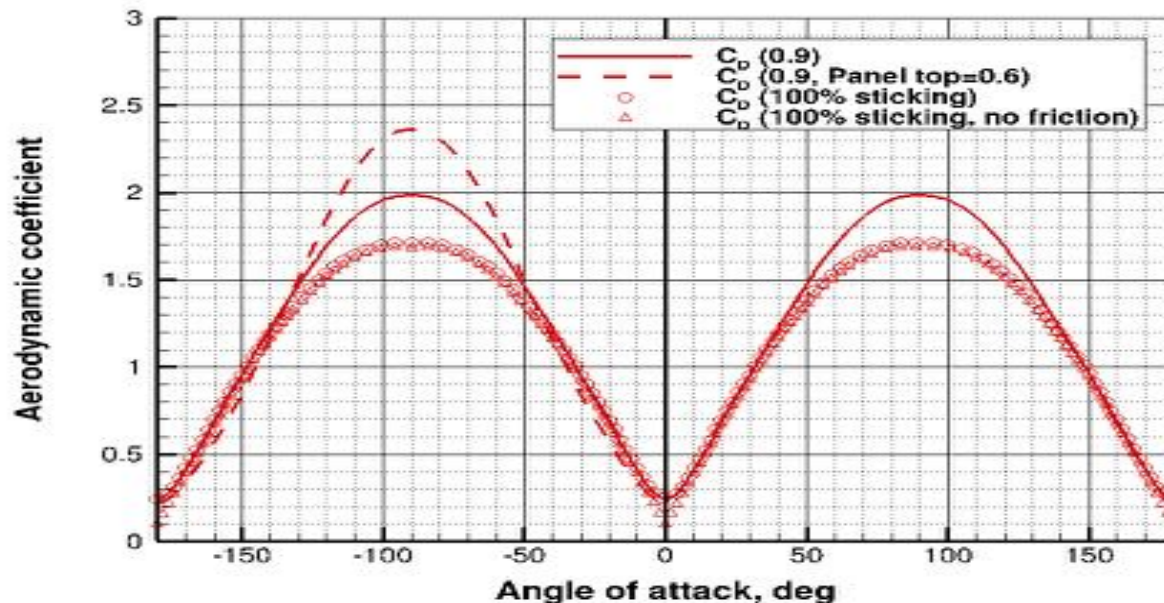


Fig. 1. The scaled GOCE densities version\_1\_4 (blue) and HASDM pseudo observations (red) for the entire Science Mission.

- SLATSでは4種類の空力データベースを比較
  - (1) ノミナル: 表面係数 $\gamma=0.9$
  - (2) 表面係数 $\gamma=0.9$  + パネル表面のみ表面係数 $\gamma=0.6$
  - (3) 付着確率100 %
  - (4) 付着確率100 % + 摩擦抗力の影響を無視
- 姿勢によって抗力10倍程度変動する→各姿勢における空力データベースを作成
- 迎角90度: パネル表面係数不確定性・付着確率のため,  $\pm 20\%$ の誤差がある→地上試験により表面係数を評価
- 迎角0度: 摩擦抗力によって60%の誤差がある→大気モデル(温度)に依存, エアロスルーフライトデータ検証予定



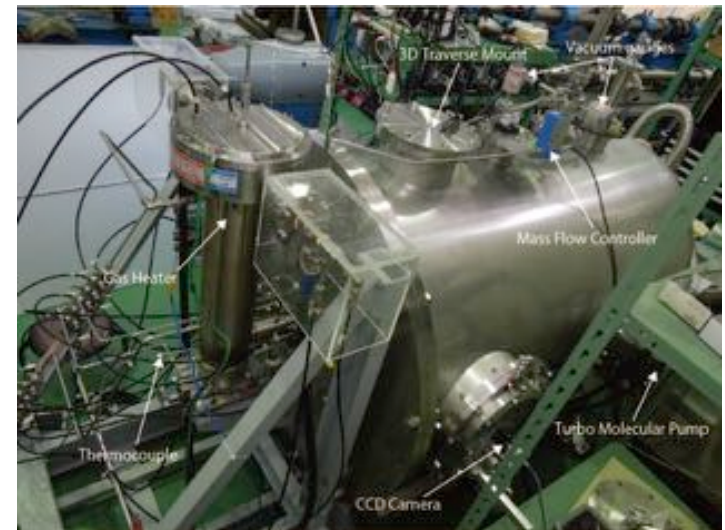
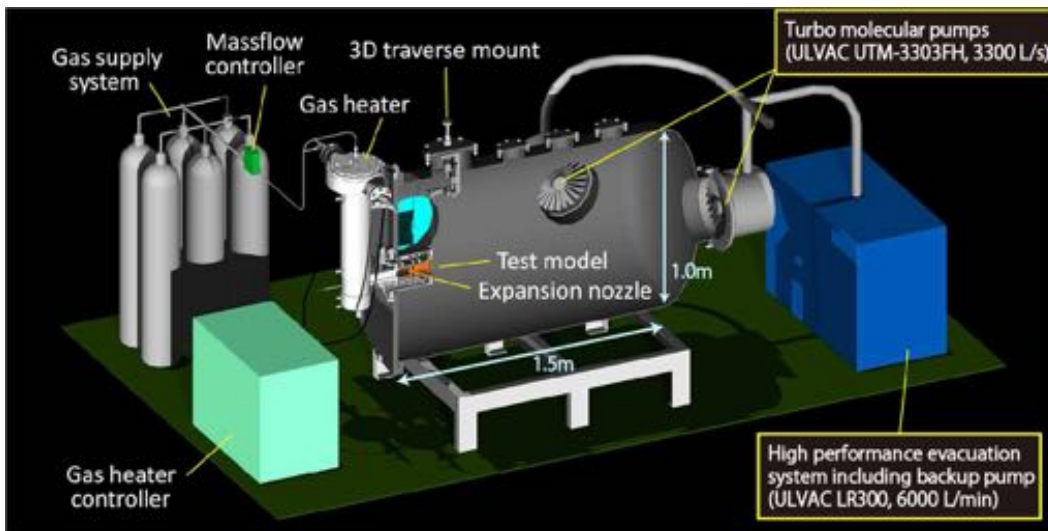
## SLATS希薄空力予測精度の向上を目指す

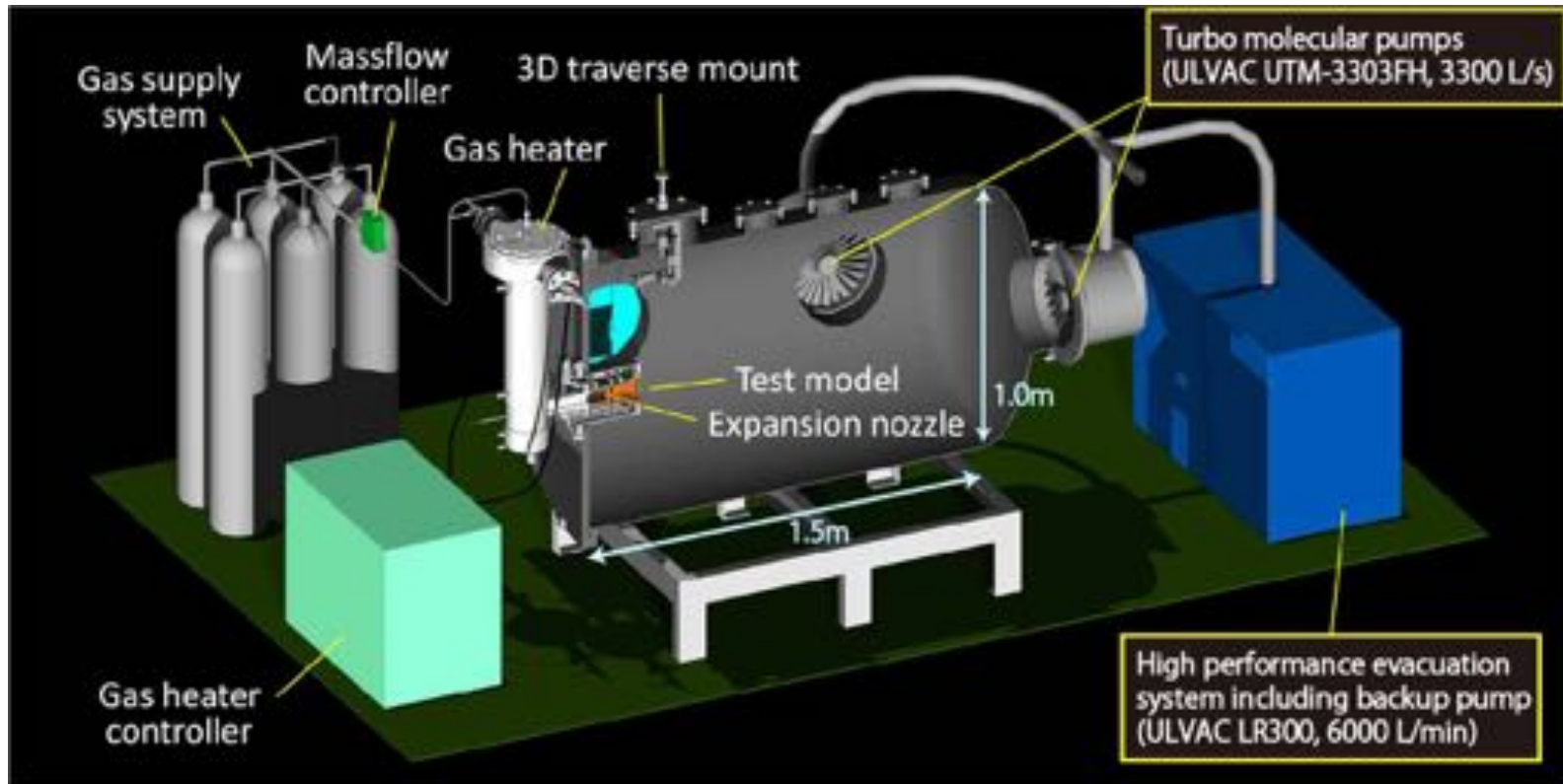
### • 表面係数依存性：地上試験によって

- JAXAでは、極超音速希薄風洞(Hypersonic Rarefied Wind Tunnel)の開発を進めている。
- 物質表面熱適応係数計測
- 希薄空力の直接計測

### • 姿勢依存性：数値解析によって

- SLATSの空力特性を自由分子流(Free-Molecular; FM)解析とDSMC (direct simulation Monte Carlo)解析により検証し、SLATS空力データベースの構築を目指す。



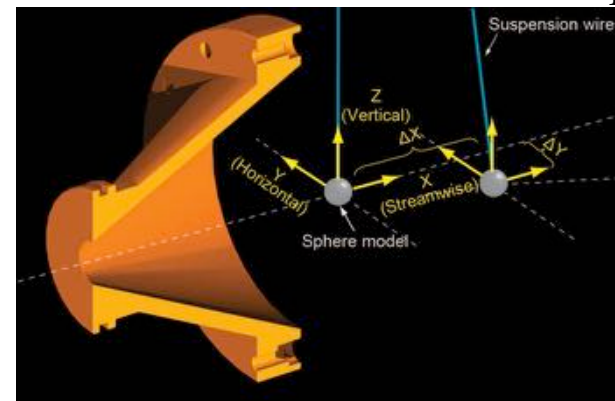


- 真空チャンバー, ノズル, 排気システムで構成される
- 真空チャンバー:  $D=1.0$  m,  $L=1.5$  m
- 3台のターボ分子ポンプとドライポンプ
- タングステンメッシュヒーター:  $T_0 \sim 750$  K( $N_2$ )
- $45^\circ$  コニカルノズル:  $D_e=100$  mm, 開口比( $A_e/A_{th}$ ) $\approx 3,755$
- 3軸移動装置: 真空チャンバー上部, ステッピングモーター使用



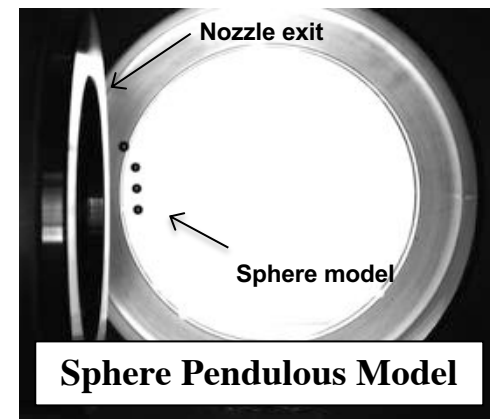
## 吊り下げ変位計測

- 希薄空力は微小であるため、吊り下げ球模型による変位計測を行い、動圧を推定する。
- 2台(side and bottom)のCCDカメラを使用し、画像処理手法を用いて変位計測を行う。
- 球模型 (Stainless-Steel[SUS], Aluminum, Graphite, SiC, C/C, Borosilicate glass, Polyimide等)変位計測より表面熱適応係数の物質依存性を評価する。



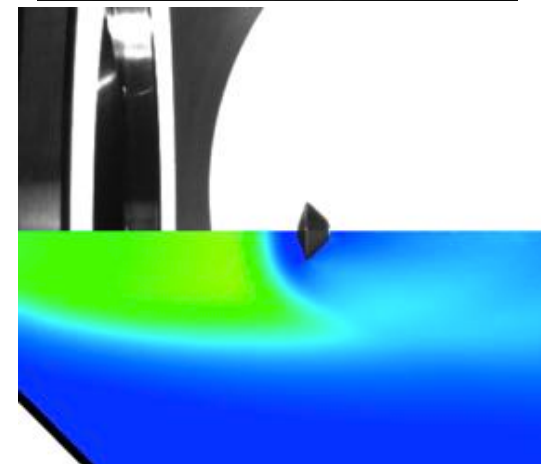
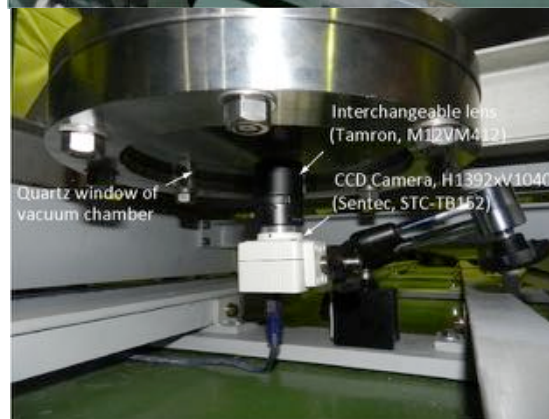
### Camera 01

- 横方向
- 流れ方向( $\Delta x$ )と鉛直方向( $\Delta z$ )の変位

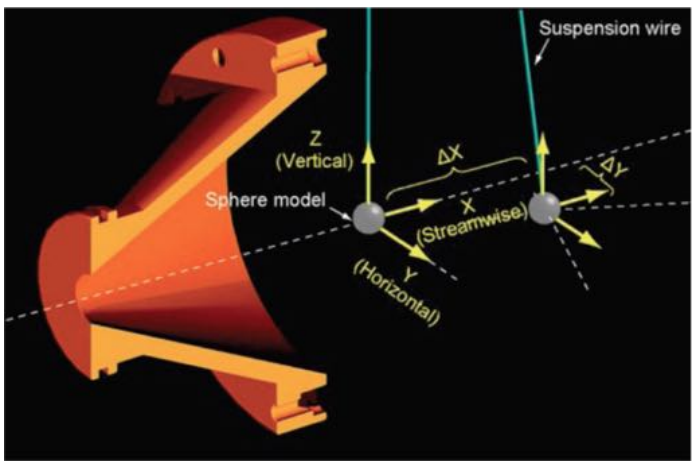


### Camera 02

- 鉛直方向
- 流れ方向( $\Delta x$ )と横方向( $\Delta y$ )の変位, 回転( $\Phi$ )



# 計測と数値解析による球模型の変位予測



## HRWT計測概要

- 5mm球模型
- 2自由度の変位( $\Delta x, \Delta y$ )計測
- 20 $\mu$ m SUS細糸で1点支持, 1本吊り
- 支点( $x_e+17, y_0, 220$ ) mm (ひもの長さ  $L_{st}=220$  mm)
- $y_0=0\sim 10$  mm

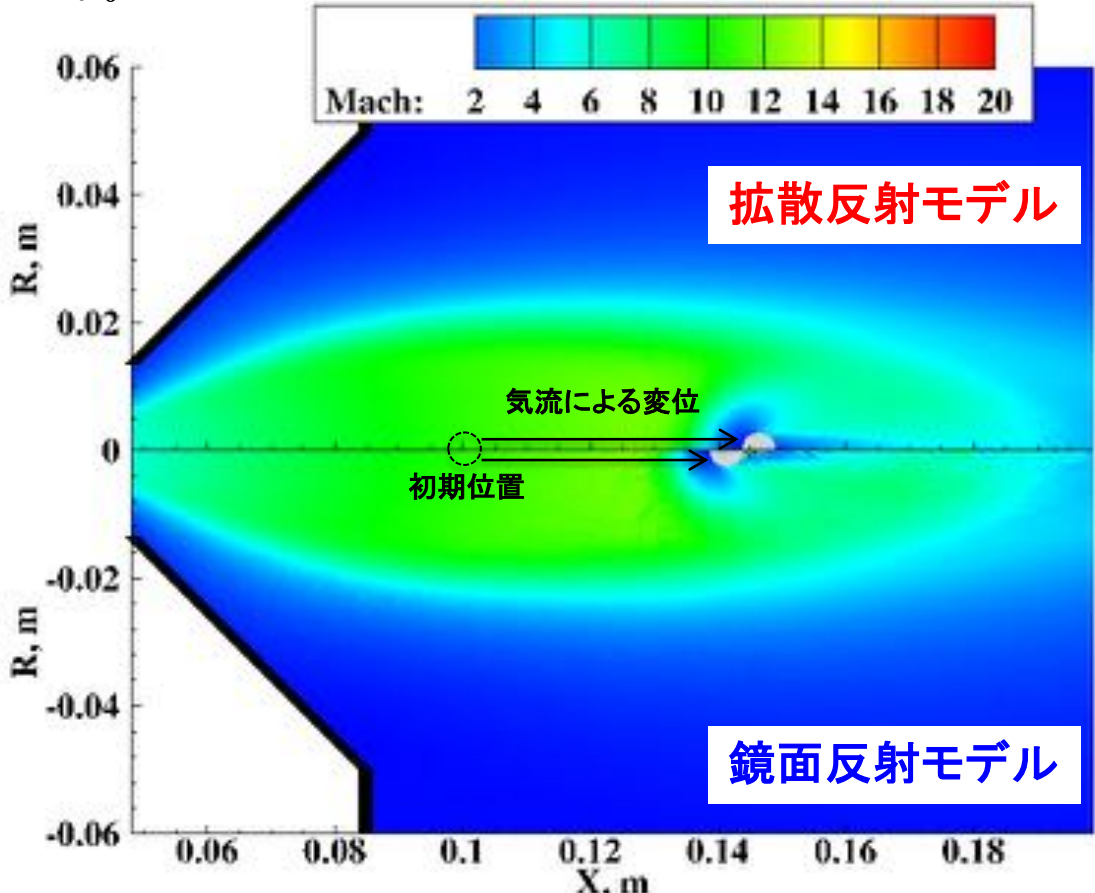
### 拡散反射モデル

- 球模型の変位が大きい
- 熱適応係数:  $\gamma=1.0$

熱適応係数( $\gamma$ )が大きくなるほど, 模型の変位も大きくなる.

### 鏡面反射モデル

- 球模型の変位が小さい
- 熱適応係数:  $\gamma=0.0$



## 球模型のサンプル

- (1) PI球(コーティング無し):  $d=6.35$  mm, 0.19213 g
- (2) PI球(ITOコーティング有):  $d=6.35$  mm, 0.19236 g

## 表面観察手法

- (1) 光学顕微鏡観察: VHX-1000
- (2) レーザー顕微鏡: VK-8710

光学顕微鏡観察



PI球



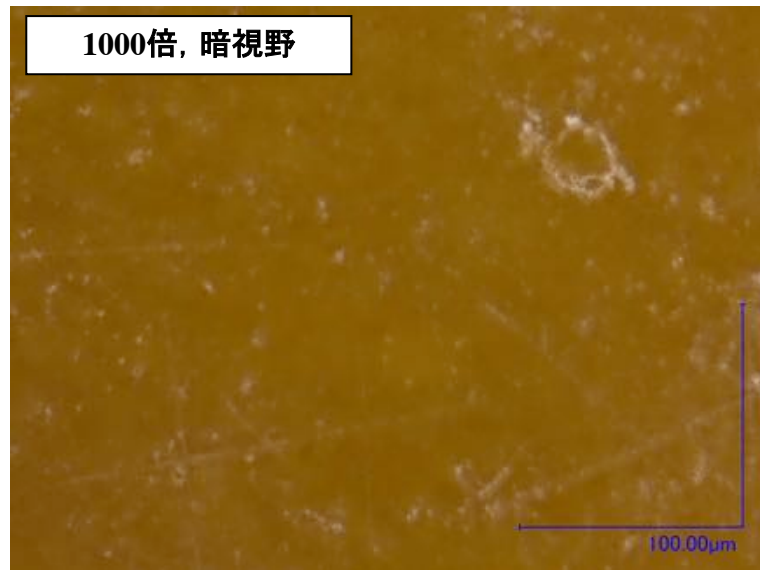
PI球  
(ITO)



# ポリイミド球模型の表面観察(光学顕微鏡)

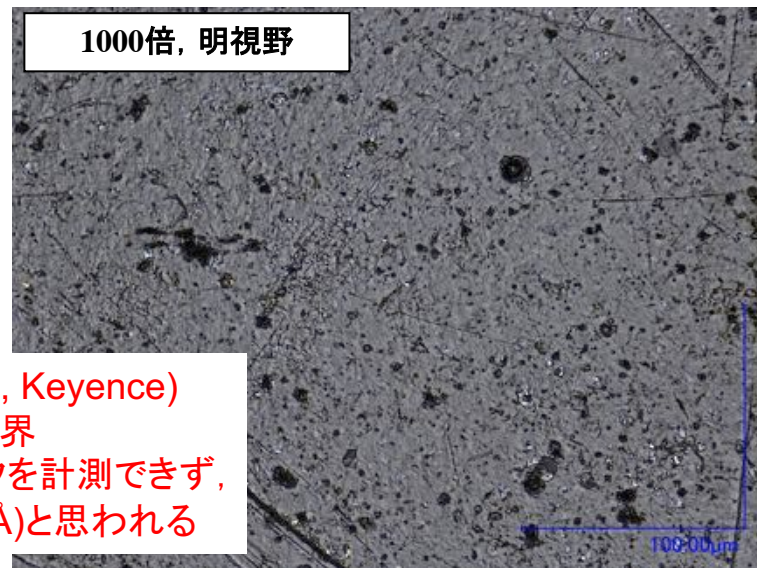
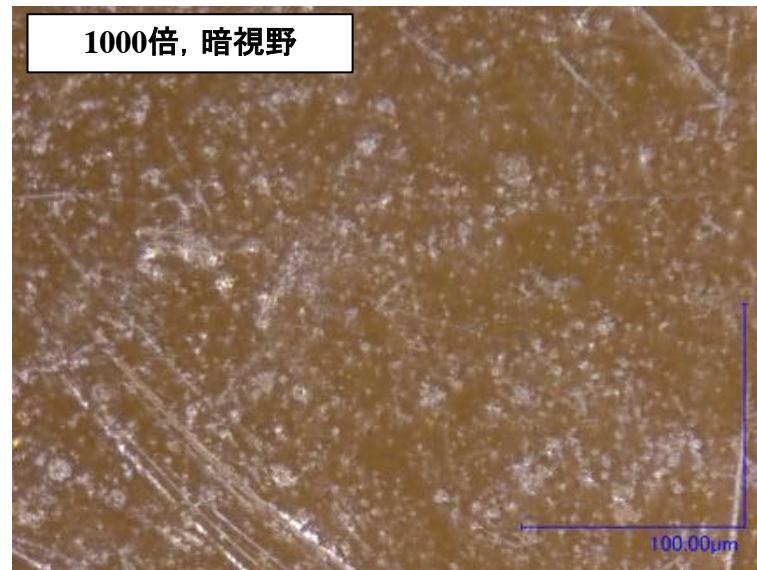
PI球(コーティング無し):  $d=6.35$  mm, 0.19213 g

- 暗視野: PIのカラーが鮮明に見える
- 明視野: 表面の傷が見えやすい



PI球(ITOコーティング有):  $d=6.35$  mm, 0.19236 g

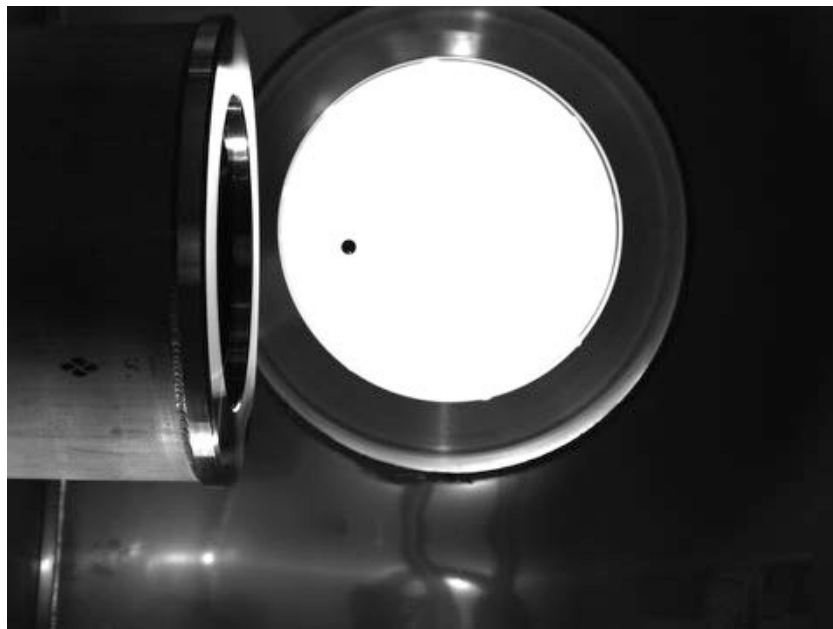
- 暗視野: 表面カラーがくすんでいる. 白透明系
- 明視野: 表面のスポットがより細かい



レーザー顕微鏡(VK-8710, Keyence)  
膜厚は $1\mu\text{m}$ 程度が計測限界  
本装置ではITO膜のピークを計測できず,  
ITO膜厚は $\text{sub}\mu\text{m}$ (約 $100\text{\AA}$ )と思われる

# PI球模型変位の熱適応係数依存性検討

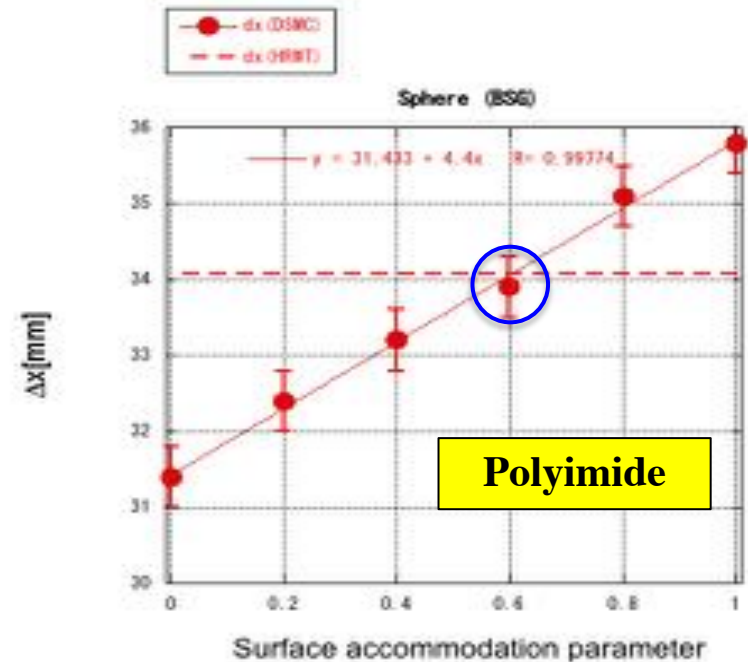
- ポリイミド(Polyimide; PI)
  - MLI等のSLATS表面の代表的素材
  - ポリイミド球模型(6.35 mm)
  - $\Delta x$  (HRWT)=37.4 mm
  - 鏡面と拡散反射では,  $x$ 方向には約5.0 mm程度の変位変化がある
  - PI球模型表面熱適応係数計測結果:  
 $\gamma=0.60 \pm 0.05$



PI球模型の希薄風洞計測写真

## PI球模型変位の熱適応係数依存性

$\gamma$	$\Delta x$ [mm]
1.00	39.4
0.80	38.3
0.60	37.7
0.40	36.4
0.20	35.6
0.00	34.4



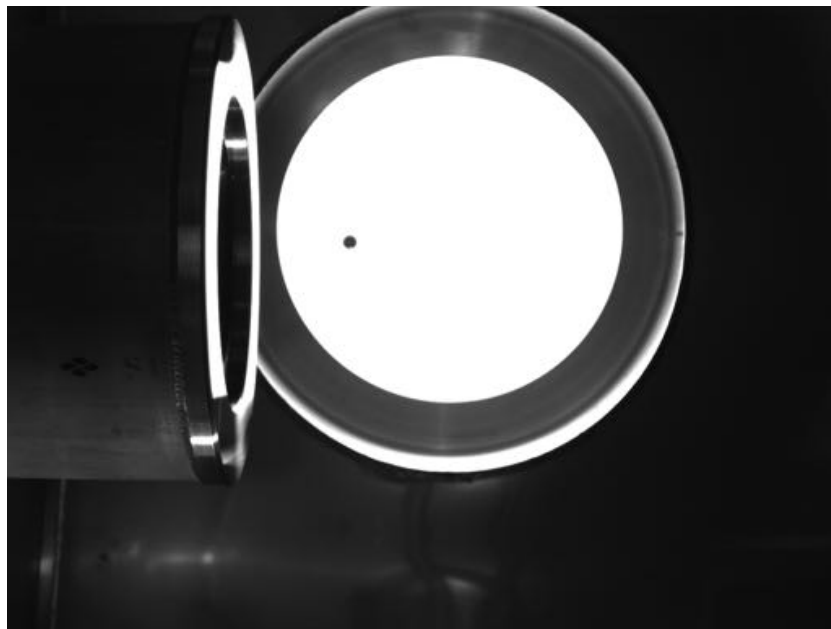
PI球模型の $\Delta x$ 比較( $y_0=0$ mm)

# PI(ITO)球模型変位の熱適応係数依存性検討



- ポリイミド(Polyimide; PI)球模型(6.35mm)の変位と熱適応係数の相関性

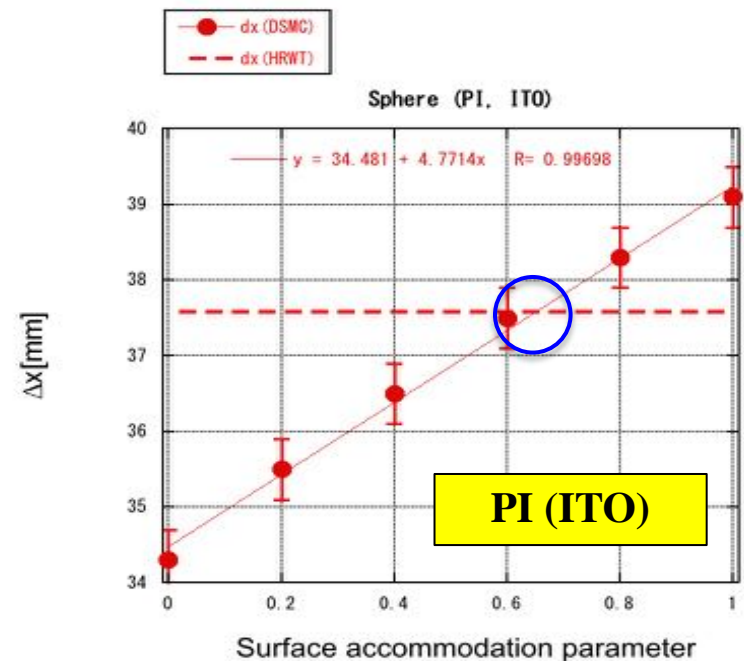
- ITO(Indium Tin Oxide)コーティング
- $\Delta x$  (HRWT)=37.6 mm
- 鏡面と拡散反射では,  $x$ 方向には約5.0 mm程度の変位変化がある
- PI球模型表面熱適応係数計測結果:  
 $\gamma=0.65 \pm 0.05$



PI(ITO)球模型の希薄風洞計測写真

## PI(ITO)球模型変位の熱適応係数依存性

$\gamma$	$\Delta x$ [mm]
1.00	39.1
0.80	38.3
0.60	37.5
0.40	36.5
0.20	35.5
0.00	34.3



PI球模型(ITO)の $\Delta x$ 比較( $y_0=0$ mm)

# 熱適応係数計測結果のSummary

- 極超音速希薄風洞において1~2自由度球模型変位計測を実施し、熱適応係数計測システム検討を行った。
  - $\Delta x, \Delta y / \Delta y_0 = 0, 5, 10$  mmにおいて良い一致が得られた。
  - $C_D$ (拡散) >  $C_D$ (鏡面), その差はクヌーセン数が高いほど大きくなる。
  - 金属系やカーボン系はアルミニウム以外は拡散反射に近いが、ボロシリケートガラス・ポリイミドは鏡面反射の割合が高い。

Material	$\Delta x$ [mm]	$\gamma(N_2, HRWT)$	$\gamma$ (Refs)
Stainless	13.9	$0.90 \pm 0.1$	0.96-0.97(Fe, Air, Wing On) <sup>4</sup>
Aluminum	30.9	$0.80 \pm 0.06$	0.77(N <sub>2</sub> , Acharya) <sup>1</sup>
Graphite	39.9	$0.95 \pm 0.05$	-
SiC	27.7	$0.88 \pm 0.07$	-
C/C	44.2	$0.89 \pm 0.05$	-
BSG <sup>2,3</sup>	34.1	$0.60 \pm 0.06$	0.5-0.7(Ar, Yamaguchi) <sup>3</sup>
PI	37.4	$0.60 \pm 0.05$	-
PI (ITO)	37.6	$0.65 \pm 0.05$	-

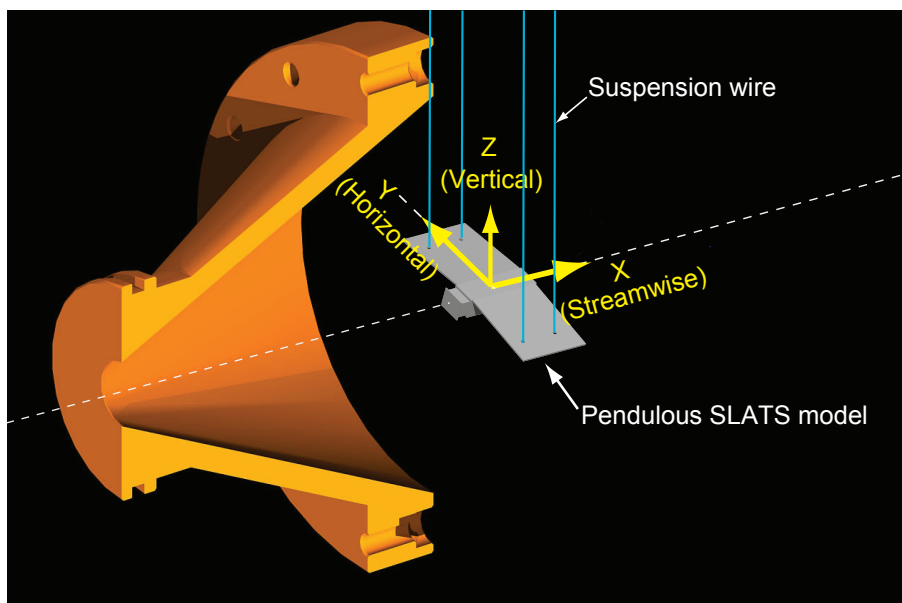
<sup>1</sup>Acharya, T., Falgoust, J., and Martin, M., AIAA Paper 2014-2115, June 2014.  
<sup>2</sup>Morrison, J. A. and Tuzi, Y., *J. Vac. Sci. Technol.*, Vol. 2, No. 3, pp. 109-112 (1965).  
<sup>3</sup>Yamaguchi, H., *et al.*, *J. Vac. Sci. Technol. A*, Vol. 32, No. 2, 061602 (2014).  
<sup>4</sup>Wing On, H.,” Master Thesis Paper 7041, Missouri University of Science and Technology (1970).

## • SLATS模型(200A)

- 1/200スケール, Al製,  $m=0.395$  g
- 製作上, パネル厚さを2 mmに変更
- 2自由度の変位( $\Delta x, \Delta y$ )計測
- 10 $\mu$ m SUS細糸で2点支持・4本吊り手法
- 支点( $x_e+x_0, y_0 \pm 10, 220$ ) mm
- $x_0=17\sim 51$  mm,  $y_0=0$  mm
- $T_w=290$  Kと仮定
- 参照面積:  $S_{ref}=263$  mm<sup>2</sup>
- 参照長:  $R_{ref}=2.7$  mm

Table 1: SLATSモデル形状

項目	記号	単位	実機モデル	200Aモデル
高さ	H	mm	540	2.7
横幅	W	mm	660	3.3
奥行き	D	mm	2038	10.19
パネル幅	$W_p$	mm	5171	25.9
パネル厚	$T_p$	mm	21	2.0



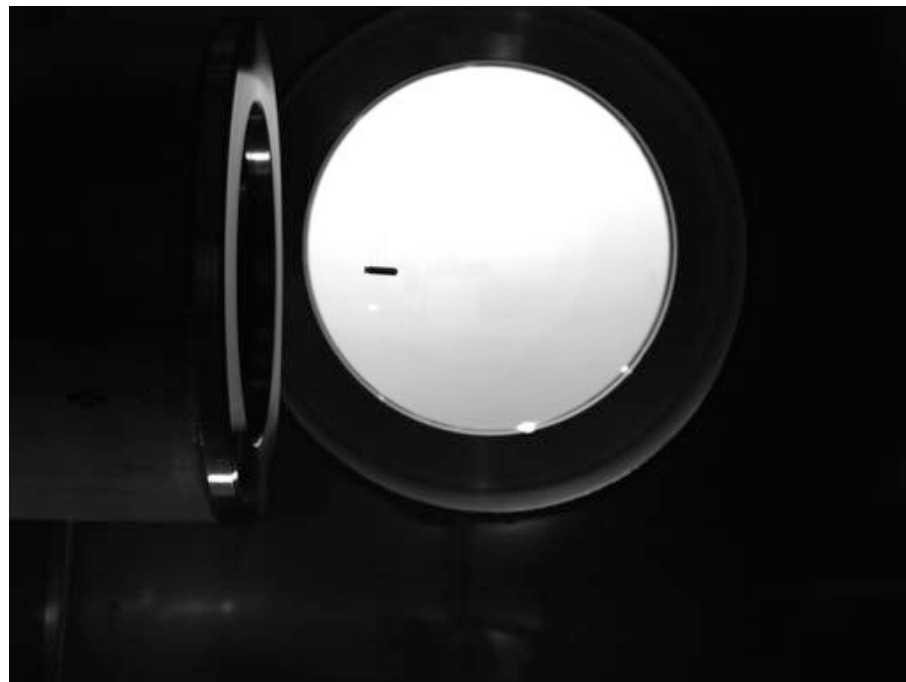
SLATS吊り下げ模型

- 1/200スケールSLATS模型
- 迎角 $5 \pm 1$ 度に設定し,  $\Delta x$ を計測
- $C_D$  (HRWT)  $\sim C_D$  (diffuse)  $> C_D$  (specular)

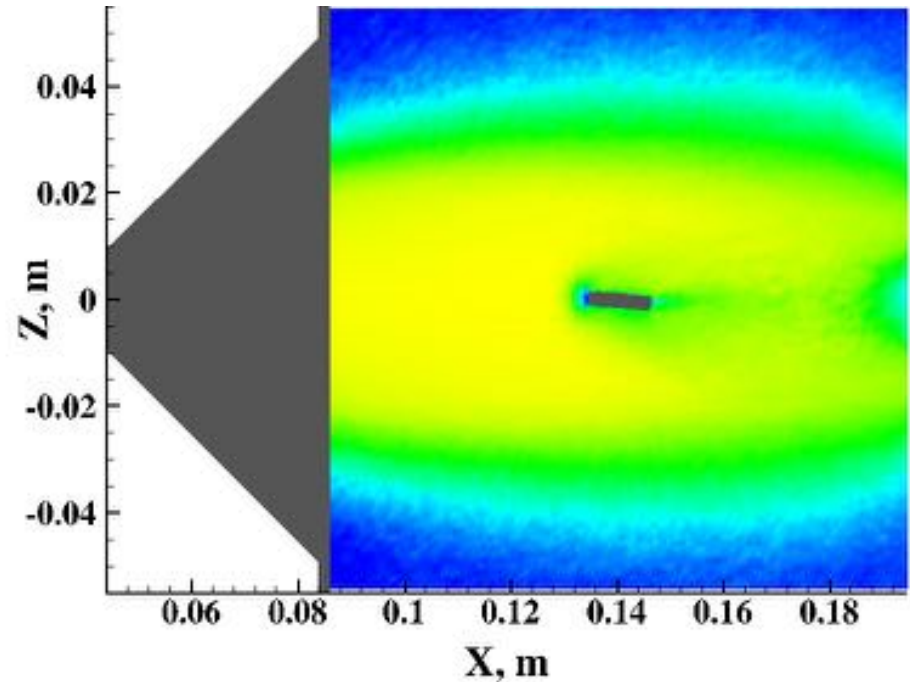
$$C_D = \frac{2F_D}{\rho V^2 A}$$

$F_D$ =抗力 [N]  
 $A$ =模型の断面積[m<sup>2</sup>]

Case	HRWT	DSMC (Diffuse)	DSMC (Specular)
$\Delta x$ [mm]	$31.68 \pm 2.0$	$32.3 \pm 1.0$	$19.1 \pm 1.0$
$C_D$	$0.3126 \pm 0.02$	$0.32 \pm 0.01$	$0.19 \pm 0.01$

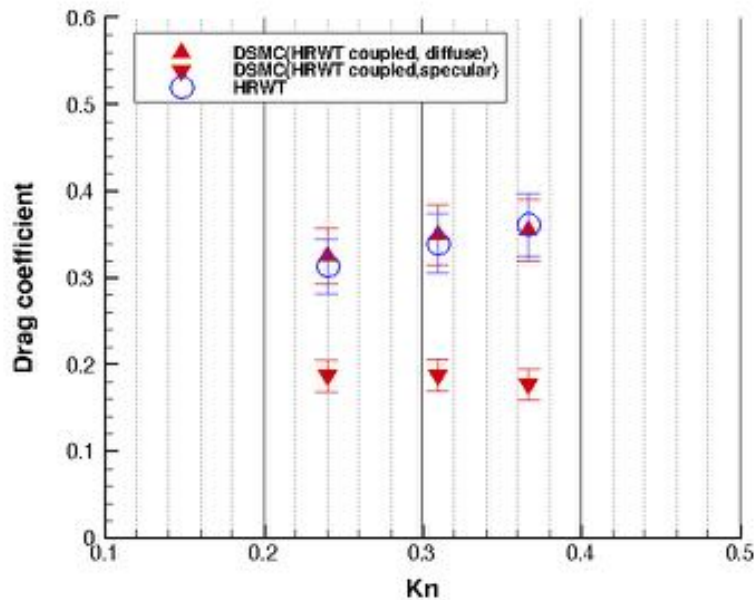


希薄風洞試験写真 (Side view)

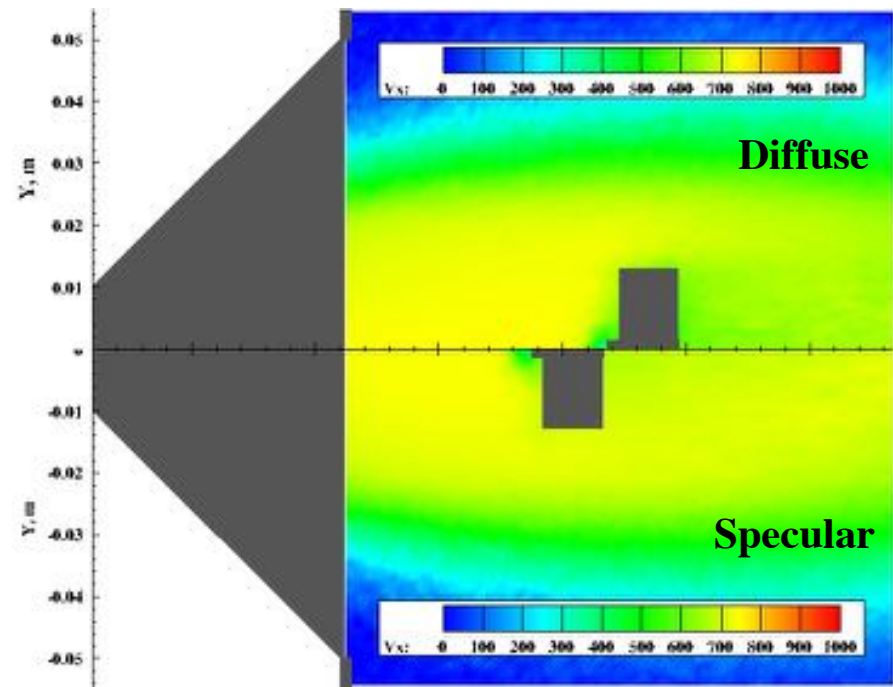


DSMC contour plots (Side view)

- 気流のコア直径は約25mm
- アルミ模型( $H=2.7$ )で $Kn=0.2\sim 0.4$ の範囲で計測
- 迎角5度の解析結果(拡散反射モデル)と良い一致
- 拡散反射モデルと鏡面反射モデルでは10mm以上変位差が生じる (@17mm)
- クヌーセン数が高くなるほど抗力係数も高くなる

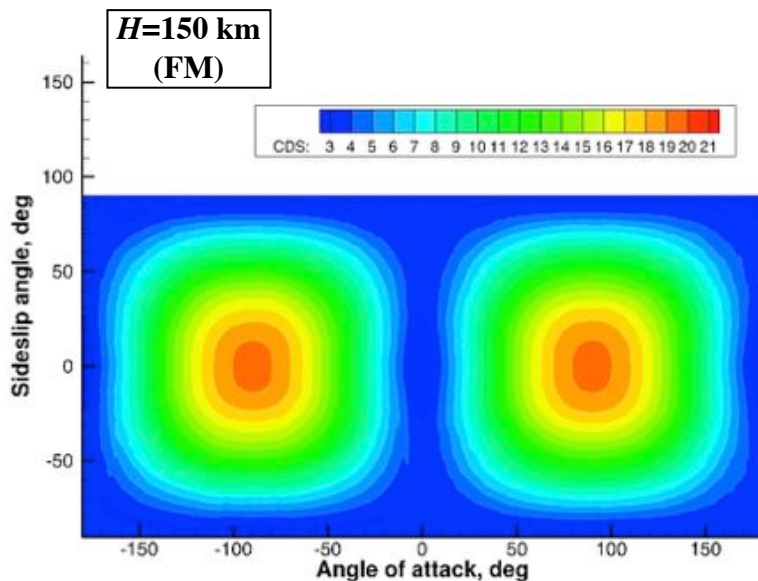
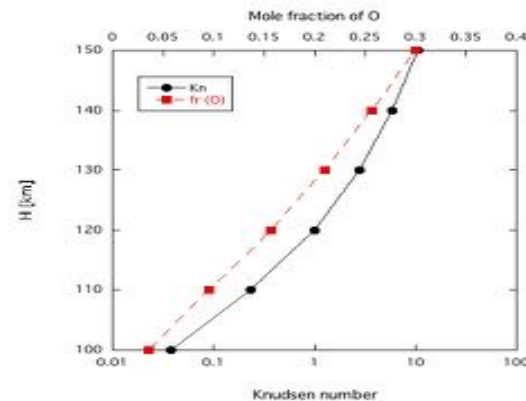


Comparison of  $C_D$  between DSMC and HRWT

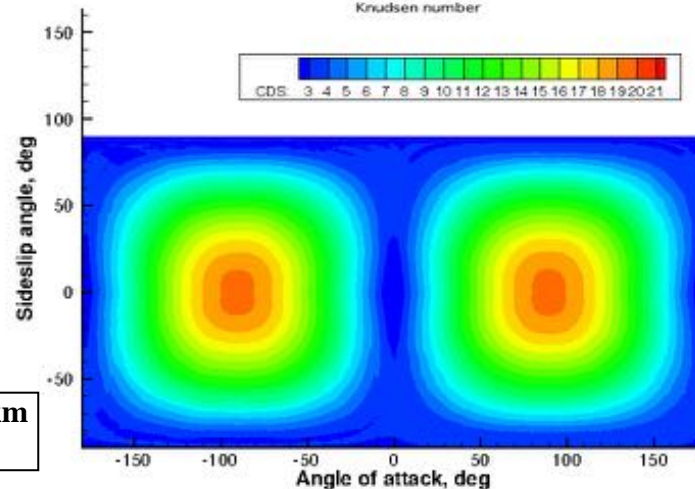


DSMC contour plots (Top view)

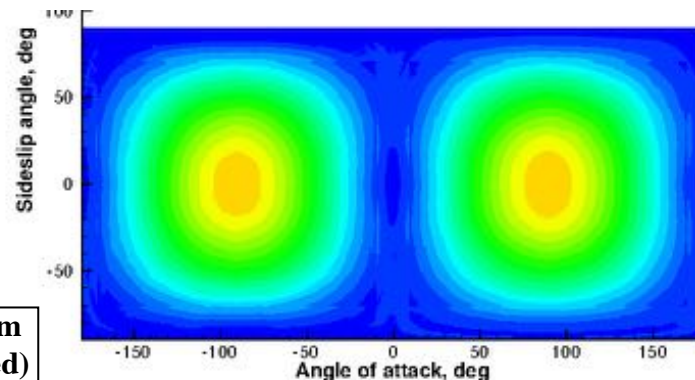
- 高度550~150 km: 自由分子流解析
- 高度150~100 km: DSMCによる補正
- 高度120 km以下では $Kn$ が急激に高くなり、希薄効果の補正が重要となる。
- Oのモル分率は15%以下となる。
- 高度100 kmにおいて、DSMCによる補正をFM解析結果に適用する。



**H=100 km (FM)**



**H=100 km (Corrected)**



- 極超音速希薄風洞において、表面熱適応係数計測手法を構築し、表面係数の物質依存性を評価した。
  - アルミニウム、ボロシリケートガラス、ポリイミドに関しては、他の金属・カーボン系素材と比べて鏡面反射の寄与が高いことが判明した。
  - 太陽パネル上面をBSG( $\gamma=0.6$ )と仮定して、 $\alpha=-90$ 度、 $\beta=0$ 度の場合でその影響を評価したところ、ノミナルのケースより**約20%高い抗力を予測した。**
- SLATSモデルを用いた希薄空力直接計測手法を構築し、希薄空力を評価した。
  - 2点支持・4本吊り手法にて、安定した変位計測が可能であることが判明した。
  - 1/200, 1/400スケールのモデルを用いて複数の $Kn$ において抗力係数依存性を評価した。
  - $AoA=5^\circ$  (低迎角)及び $AoA=-107^\circ$  (高迎角)において、数値解析結果は計測結果と良い一致を示した。
- SLATSの空力係数を自由分子流解析とDSMC解析により評価した。
  - 高度150 km以上では自由分子流とDSMC解析の結果は良い一致を示した
  - **SLATSもGOCEと同様従来の大気モデルよりも低い密度を予測している**

- 将来計画

- 表面コーティング(ゲルマニウムコーティング等)による影響評価
- HRWT計測における迎角の設定精度の向上
- 高クヌーセン数での空力係数評価およびクヌーセン数依存性の評価
- 高クヌーセン数領域の計測に向けたオリフィスプローブによる気流計測手法の構築
- 表面化学反応による影響評価
- 表面係数の気流組成依存性の評価
- 模型表面冷却による表面係数速度比依存性の評価
- SLATSフライトデータ後解析

- 謝辞

- **I would like to acknowledge Prof. Fujita and Dr. Suzuki of JAXA, and Prof. Levin of the University of Illinois for useful advices of rarefied aerodynamics.**
- **Special thanks are to Drs. Imamura and Sasaki for SLATS analysis advices.**
- **The research performed at JAXA was partly supported by the Grant-in-Aid for Scientific Research (C), No. 15K06611 and 18K04565 from Japan Society for the Promotion of Science (JSPS) whose support is gratefully acknowledged.**