

超低高度衛星の希薄空力特性評価に向けた 希薄風洞計測と数値解析

小澤宇志, 今村俊介, 川崎春夫, 鈴木俊之, 藤田和央, 佐々木雅範
宇宙航空研究開発機構

Investigation of Rarefied Aerodynamics for Super Low Altitude Test Satellites

by

Takashi Ozawa, Shunsuke Imamura, Haruo Kawasaki, Toshiyuki Suzuki, Kazuhisa Fujita,
and Masanori Sasaki (JAXA)

ABSTRACT

At Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), the Super Low Altitude Test Satellite (SLATS) has lately been under development in order to extend space utilization into extremely low earth orbits. Because of the increase of aerodynamic forces acting on the satellite along with the decrease of altitude, ion engines will be used for the purpose of maintaining the altitude and attitude of the satellite. In this work, we develop aerodynamic database for orbital altitudes from 550 km to 150 km by carry out free-molecular and direct simulation Monte Carlo computations for the prediction of satellite duration and the operation of altitude and attitude control. Also, we carry out surface accommodation measurements in hypersonic rarefied wind tunnel at JAXA in order to improve the accuracy of aerodynamic prediction.

1. 目的および背景

通常の LEO(Low Earth Orbit)周回衛星は高度 300 km 以上を周回しているが, それよりも低高度を衛星が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。また, 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)の密度が LEO 周回衛星の環境よりも大きいことを利用し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。このような超低高度(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 (Super Low Altitude Test Satellite; SLATS) が提案され, JAXA で開発を行っている¹⁾。SLATS は高度 268 km よりも高高度では軌道遷移フェーズとして運用し, 高度 268 km から高度 180 km の間を高度保持フェーズとして運用する。高度保持フェーズでは, 非常に希薄ではあるが高層大気の抵抗を受けるため, イオンエンジンによって継続的に空気抗力を補償し, 適切な誘導制御法によって軌道高度が維持されるように飛行する。従って, 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可能である。

そこで本研究では, SLATS の空力特性を自由分子流(Free-Molecular; FM)解析²⁾と DSMC (direct simulation Monte Carlo)解析³⁾により検証し, SLATS 空力データベースの構築を目指す。さらに自由分子流領域から希薄流領域にかけては空力特性が表面熱適応係数に依存性するため, 極超音速希薄風洞(Hypersonic Rarefied Wind Tunnel: HRWT)⁴⁾⁵⁾において, SLATS の表面材料の代表的素材と考えられるホウケイ酸ガラス(Borosilicate glass; BSG), ポリイミド(Polyimide; PI)の表面熱適応係数を計測することにより, SLATS 空力予測への影響を評価する。

2. 数値解析手法

本稿の解析に使用する SLATS 形状を図 1 に示す。迎角を α , 横滑り角を β と定義し, α の範囲は -180° から 180° , β の範囲は -90° から 90° において空力解析を行う。また, SLATS 形状の概要を表 1 に示す。代表長(R_{ref})は 0.54 m, 代表面積(S_{ref})は 10.1 m^2 とする。大気モデルは NRLMSISE-00 モデル⁶⁾を使用する。本稿で考慮するのは,

N_2 , O_2 , N , O , Ar , He , および H の 7 化学種である。高度 550 km から 100 km 間のクヌーセン数と温度の変化を図 2 に示す。図に見られるように運用高度では自由分子流領域であるが, 高度 150 km よりも低くなると希薄流領域に遷移すると考えられる。本稿ではまず自由分子流解析と DSMC 解析を高度 150 km において行い, SLATS の空力特性を比較検証する。

表 1 Geometry of SLATS

項目	単位	寸法
高さ	m	0.54
横幅	m	0.66
奥行き	m	2.038
ソーラーパネル幅	m	5.17
ソーラーパネル厚	m	0.02

2. 1. 自由分子流解析

自由分子流解析では, 自由分子流は平衡状態とし, 壁面反射は Maxwell モデルを仮定する。表面の熱適応係数 γ を導入し, 表面に入射する粒子のうち割合 γ が表面と熱適応して拡散反射され, $1-\gamma$ が鏡面反射すると仮定する。また, 空力係数評価のための要素モデルを提案するために, 図 3 に示すような面要素に対して直交座標系

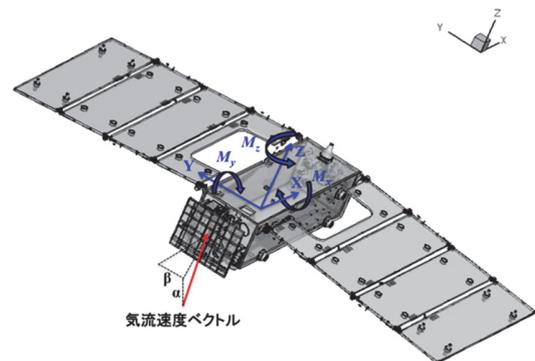


図 1 Image of SLATS.

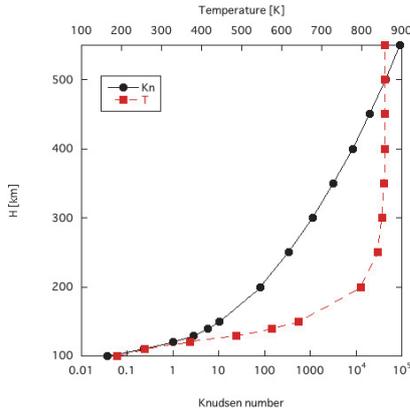


図2 Variation of Knudsen number and temperature along with the decrease of altitude.

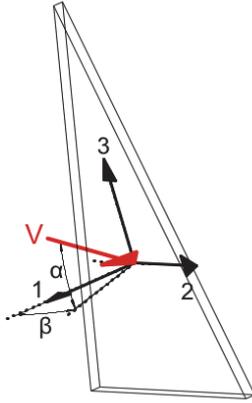


図3 Surface element and coordinate system.

(1,2,3)を設定する。壁面温度を T_w と仮定すると、単位面積当たりに作用する法線方向の力は次式で与えられる²⁾。

$$F_{i,j} = -\frac{n_i k T}{2\sqrt{\pi}} (2 - \gamma) \left\{ 2c_{1,i} \exp(-c_{1,i}^2) + \sqrt{\pi} (1 + 2c_{1,i}^2) [1 + \operatorname{erf}(c_{1,i})] \right\} - \frac{1}{2} n_i^D k T_w \quad (1)$$

接線方向($j=2,3$)の力は次式で与えられる。

$$F_{j,i} = m_i \gamma V_j \Gamma_i \quad (2)$$

ここで

$$\Gamma_i = n_i \sqrt{\frac{kT}{2\pi m_i}} \left\{ \exp(-c_{1,i}^2) + \sqrt{\pi} c_{1,i} [1 + \operatorname{erf}(c_{1,i})] \right\} \quad (3)$$

$$c_{1,i} = -V_1 \sqrt{m_i / 2kT}, \quad n_i^D = \gamma \Gamma_i \sqrt{2\pi m_i / (kT_w)} \quad (4)$$

であり、衛星全体の抗力・揚力は次式で与えられる。

$$F_{D,L} = \sum_k \left[\sum_j \left(\sum_i F_{j,i} \right) \mathbf{i}_j \cdot \mathbf{i}_{D,L} \right] \quad (5)$$

式(5)中の k は各面要素のインデックスを表し、 $\mathbf{i}_{D,L}$ は抗力・揚力方向の単位ベクトルである。抗力・揚力係数は

$$C_{D,L} = F_{D,L} / (1/2 \rho_\infty U_\infty^2 S_{ref}) \quad (6)$$

で決定され、モーメント係数は次式で与えられる。

$$C_{M,j} = M_j / (\rho_\infty U_\infty^2 S_{ref} R_{ref}) \quad (7)$$

ここで M_j は重心周りのモーメントを表す。自由分子流解析の詳細については文献2)を参照のこと。また、従来の自由分子流コードではすべての面要素において力とモー

メントを計算していたため、自由分子流に暴露されていない面要素が存在する場合、自由分子流領域であっても自由分子流解析結果と無衝突 DSMC 解析結果の間に差異が生じていた²⁾。本稿では、自由分子流コードに Ray-tracing 機能を追加し、各迎角、横滑り角の環境で暴露される面要素を解析することによって上記の解析誤差を低減している。Ray-tracing 機能を追加した自由分子流解析を本稿では補正自由分子流解析と称する。

SLATS の空力解析では7化学種($N_2, O_2, N, O, Ar, He, H$)を考慮し、表面反射は Maxwell モデルを使用する。モデルにおいて、表面熱適応係数の範囲は 0.8~1.0、表面温度は 300 K と仮定する。

2. 2. DSMC 解析手法

DSMC 計算は MOTIF(Modeling Of Transitional-Ionized Flows)コードを使用する(MOTIF コードの詳細は、文献7)を参照)。MOTIF コードでは、分子の衝突周波数モデルは NTC(Non Time Counter)法、分子衝突断面積モデルは VHS(Variable Hard Sphere)モデルを採用している。さらに MOTIF コードには、温度依存の回転、振動衝突数を用いた BL(Borgnakke-Larsen)モデル⁸⁾が R-T (Rotation - Translation)、V-T (Vibration - Translation)エネルギー交換モデルとして組み込まれている。化学反応モデルは TCE (Total Collision Energy)モデルが組み込まれている。衝突セルにはオクトリー多階層構造を導入し、本稿では2階層で計算している。タイムステップ、セル幅、ドメインサイズ、粒子数は、計算結果がこれらのパラメータに依存しないような適した値を用いた。マクロパラメータのサンプリングは定常状態に達したタイムステップから開始する。

SLATS の DSMC 空力解析では、自由分子流解析と同様に7化学種を考慮した。また、分子の R-T、V-T エネルギー交換は考慮するが、高度が 100 km 以上であり、化学反応による空力への影響が無視できることから、本稿では化学反応は考慮しない。気体と表面の相互作用には CLL(Cercignani-Lampis-Lord)反射モデルと Maxwell モデルが使用できるが、本稿では Maxwell モデルを使用し、壁面温度は 300 K と仮定する。また、MOTIF では形状のデータタイプは二次元軸対称形式と STL(Standard Triangulated Language)形式が使用可能であるが、SLATS では STL 形式を用いる。

3. 結果と考察

3. 1. SLATS 迎角依存性

まず、横滑り角 0 度において迎角 α を変化させた場合の SLATS 空力係数を解析した。SLATS に使用される材料の表面熱適応係数 γ は通常の工業的な表面と同様であると仮定して、0.8 から 1.0 の間で評価した。高度 150 km における自由分子流解析の結果(抗力係数 C_D 、揚力係数 C_L 、ピッチングモーメント係数 $C_M(2)$)を図4に示す。図に見られるように迎角が変化し、有効断面積が大きくなるに従って抗力係数が増加していることがわかる。また空力係数は γ に強く依存し、 $\gamma=0.9$ をノミナルとした場合、抗力係数においては γ が 0.1 変化すると最大で 10%程度抗力係数も変化する。一方、空力係数は軌道高度にあまり影響されないことがわかる(図5参照)。有効断面積が大きく抗力係数が高い場合、 γ 依存性の方が重要である。ただし、迎角が小さい場合は、自由分子流速度と拡散反射速度比の変化および気流組成変化による影響が大きいため、軌道高度が低くなるにつれて抗力係数も小さくなる傾向にある。

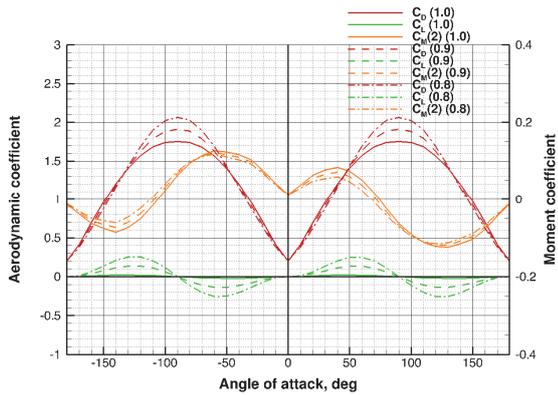


図 4 Comparison of C_D , C_L , and C_M among $\gamma=0.8, 0.9$, and 1.0 at $\beta=0$ estimated by FM.

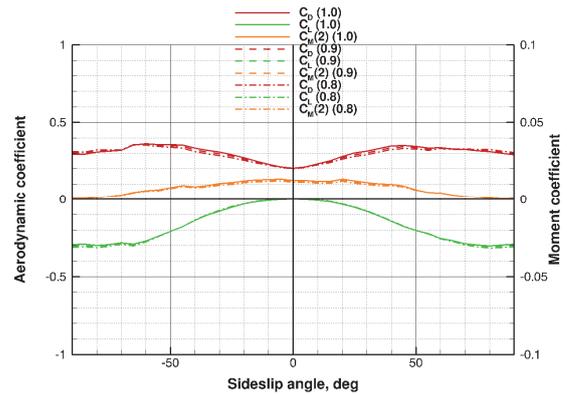


図 7 Comparison of C_D , C_L , and C_M among $\gamma=0.8, 0.9$, and 1.0 at $\alpha=0$ estimated by FM.

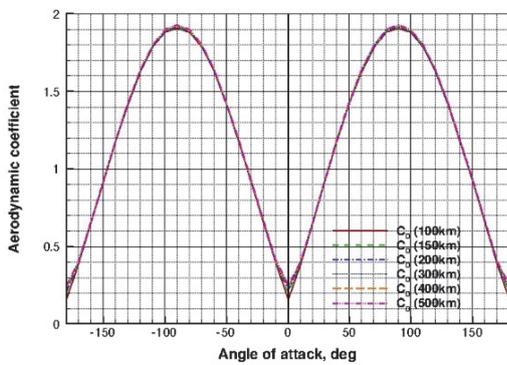


図 5 Variation in C_D , with respect to altitude with $\gamma=0.9$ at $\beta=0$ estimated by FM.

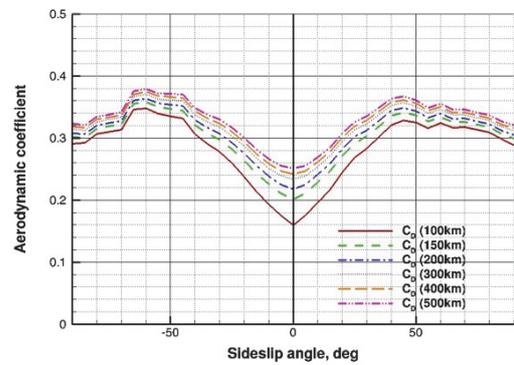


図 8 Variation in C_D , with respect to altitude with $\gamma=0.9$ at $\alpha=0$ estimated by FM.

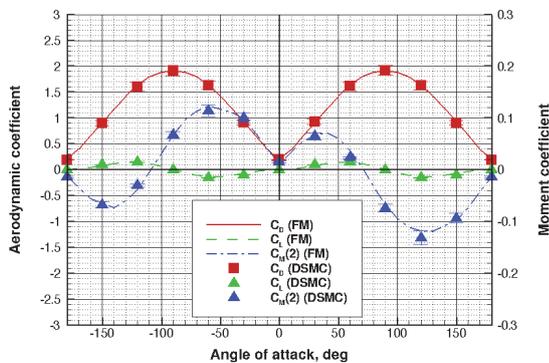


図 6 Comparison of C_D , C_L , and C_M between FM and DSMC at $\beta=0$ and $\gamma=0.9$.

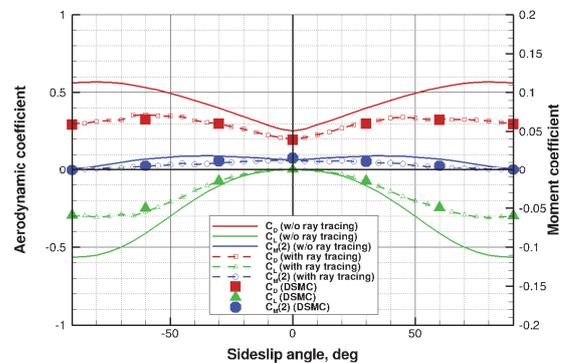


図 9 Comparison of C_D , C_L , and C_M between FM and DSMC at $\alpha=0$ and $\gamma=0.9$.

次に、自由分子流解析結果を DSMC 解析結果と比較した。高度 150 km における例を図 6 に示す。図に見られるように自由分子流解析 ($\gamma=0.9$, Ray-tracing 有) によって得られた空力係数は全迎角範囲において DSMC 結果と良い一致を示している。迎角 0 度近傍では重心周りのピッチングモーメントは正であるため、迎角が負の場合は空力安定であるが、 $\alpha > 0$ の場合は希薄不安定性を有している。

3. 2. SLATS 横滑り角依存性

本節では迎角 0 度において横滑り角 β を変化させた場合の SLATS 空力係数を解析した。前節と同様に表面熱適応係数 γ は 0.8 から 1.0 の間で評価した。高度 150 km における自由分子流解析の結果(抗力係数, 揚力係数, ピッチングモーメント係数)を図 7 に示す。横滑り角が 0 度か

ら大きくなるにつれて有効断面積が大きくなり抗力係数が増加するが、 β が 60 度を超えると後方の太陽パネル面が自由分子流に対して非暴露部分になるため、その寄与がなくなり抗力係数が小さくなる。本ケースにおける空力係数の γ 依存性はそれほど高くなく、むしろ軌道高度による影響の方が大きい(図 8 参照)。迎角が 0 度近傍において横滑り角を変化させた場合、各高度で同様の横滑り角依存性を示すが、自由分子流・拡散反射速度比の変化および気流組成変化による影響が大きく、軌道高度が低くなるにつれて抗力係数も小さくなる。

次に、高度 150 km における自由分子流解析結果と DSMC 解析結果を図 9 で比較する。図では自由分子流解析における Ray-tracing 機能有無のケースも比較しており、有効断面積が小さいケースにおいて横滑り角を変化させ

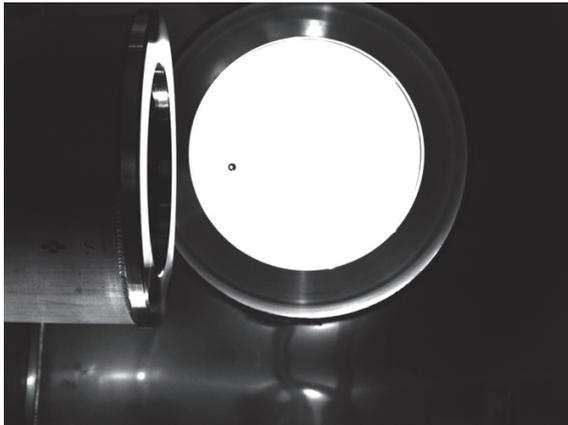


図 10 Picture of displacement measurement for borosilicate glass in HRWT.



図 12 Picture of displacement measurement for polyimide in HRWT.

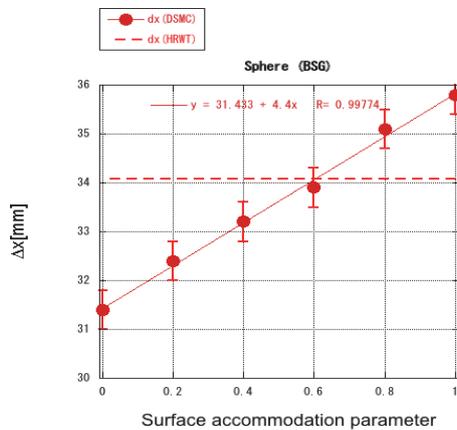


図 11 Comparison of displacement for borosilicate glass sphere model between the measured and computed values as a function of surface accommodation parameter.

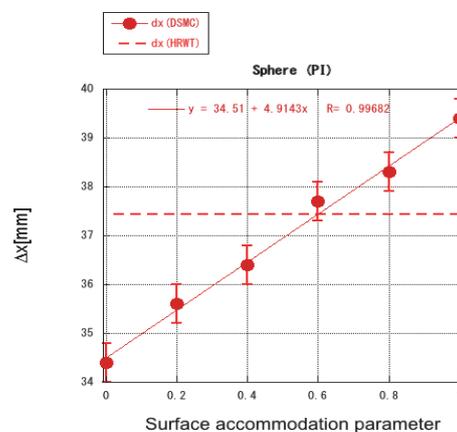


図 13 Comparison of displacement for polyimide sphere model between the measured and computed values as a function of surface accommodation parameter.

た場合、非暴露面による誤差が無視できないことがわかる。特に横滑り角が大きい領域では非暴露面割合が高くなるため、その影響評価が重要である。Ray-tracing を考慮しない場合、最大で 50%以上の誤差が生じるが、補正自由分子流解析結果は DSMC 解析結果と良い一致を示している。上記は補正自由分子流解析の一例であるが、高度 150 km 以上ではすべての迎角、横滑り角の場合において、補正自由分子流解析結果は DSMC 解析結果と一致する。

3. 3. 表面熱適応係数計測結果

さらに本稿では、表面熱適応係数の不確定性による空力係数の不確実性を評価するため、JAXA で開発されている極超音速希薄風洞(HRWT)において表面熱適応係数試験を行った。HRWT では、球模型の希薄空力による変位が表面熱適応係数に比例的に依存する特性を活かし、希薄風洞計測-数値解析融合手法を用いることにより表面熱適応係数を決定する(試験手法の詳細については文献 9)を参照のこと)。これまで HRWT では金属系素材とカーボン系素材の表面熱適応係数計測を行ってきたが、本稿では SLATS の代表的素材として、太陽パネルの代表的素材であるホウケイ酸ガラス(Borosilicate glass; BSG)および MLI(Multi Layer Insulation)の主成分であるポリイミド(Polyimide; PI)の表面熱適応係数を計測した。HRWT 気流組成は 100%N₂、質量流量は 0.08 g/s、マッハ数は約 11、

クヌーセン数は約 0.1 の条件でノズル出口から 17 mm 下流を試験部として球模型の変位計測を行った。

図 10 に BSG 球模型の HRWT 変位計測写真を、図 11 に DSMC 数値解析によって得られた BSG 球模型の変位と計測結果の比較を示す。本稿では直径 5 mm の BSG 球模型を使用した。DSMC 数値解析による BSG 模型の変位は表面熱適応係数 γ が大きくなり拡散反射の比率が高くなるほど γ に比例して変位が大きくなる。球模型の変位計測結果は約 34.1 mm であり、数値解析結果と比較することにより BSG の表面熱適応係数 0.60 ± 0.06 が得られた。

次に、図 12 に PI 球模型の HRWT 変位計測写真を、図 13 に DSMC 数値解析によって得られた PI 球模型の変位と計測結果の比較を示す。本稿では直径 6.35 mm の PI 球

表 2 Surface accommodation coefficients for materials measured by the HRWT method

Material	Δx [mm]	$\gamma(N_2)$
Stainless	13.9	0.90±0.10
Aluminum	30.9	0.80±0.06
Graphite	39.9	0.95±0.05
SiC	27.7	0.88±0.07
C/C	44.2	0.89±0.05
BSG	34.1	0.60±0.06
PI	37.4	0.60±0.05

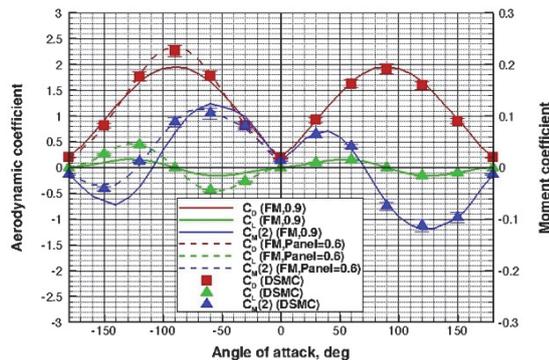


図 14 Comparison of C_b , C_L , and C_M between DSMC and FM for $\gamma=0.9$ and 0.6 at $\beta=0$.

模型を使用した。PI 球模型の変位計測結果は約 37.4 mm であり、BSG の場合と同様の手法を用いて得られた表面熱適応係数は 0.60 ± 0.05 であった。

表 2 にこれまで HRWT で計測された素材の表面熱適応係数一覧を示す。これまで金属・カーボン系ではアルミニウムが 0.8 と低いが、それ以外は 0.9 前後であり表面熱適応係数想定範囲の 0.8~1.0 であった。しかし、BSG・PI の両素材はこれまで想定してきた表面熱適応係数の範囲よりも低く、鏡面反射の割合が高い。そのため、平板面要素が多い SLATS 形状では抗力係数がノミナル ($\gamma=0.9$) よりも高くなる可能性がある。

最後に、HRWT の計測結果を踏まえて、太陽パネル上面が BSG と仮定した場合の SLATS 空力特性を評価した。下記の 2 ケースで空力係数を比較した。

- (1) すべての面要素において γ が 0.9
- (2) 太陽パネル上面のみ γ が 0.6, それ以外は 0.9

その結果を図 14 に示す。図では横滑り角が 0 度において迎角を変化させた場合の抗力係数、揚力係数、ピッチングモーメント係数の変化を示している。ノミナルのケース(1)と比べて、ケース(2)では迎角が負の場合により高い抗力係数を予測し、迎角が -90 度近傍で最大 20% 高い抗力係数となる。一方、迎角が 0 度の場合、ケース(1)よりケース(2)は 5% 程度低い抗力を予測する。また、これらの補正自由分子流解析の結果はすべての迎角の範囲において DSMC の解析結果と良い一致を示している。迎角が -90 度近傍でエアロブレーキ等を利用して軌道遷移制御を行う場合には、結果として太陽パネルの表面熱適応係数の影響により、ノミナル空力データベース ($\gamma=0.9$) において誤差を 20% 許容する必要がある。ただし、本稿の表面熱適応係数計測結果はコーティングによる影響を考慮していないため、今後はゲルマニウムコーティングや ITO (Indium Tin Oxide) コーティングの影響を評価する必要がある。

4. おわりに

超低高度衛星技術試験機 (SLATS) の希薄空力特性を補正自由分子流解析と DSMC 解析によって評価し、飛行高度 550 km から 150 km の範囲において空力データベースを開発した。本データベースは SLATS の運用に向けて SLATS プロジェクトチームに提供されている。有効断面積が大きい姿勢の場合は、抗力係数が大きく表面熱適応係数依存性の方が支配的であるが、有効断面積が小さい場合は機体の空力係数は軌道高度にも依存することがわかった。また、迎角 0 度近傍において横滑り角が大きいような、暴露面に対して非暴露面の比率が高いケースで

は、従来の自由分子流解析では誤差が大きく補正が必要であることがわかった。 $\gamma=0.9$ をノミナル、 γ の不確定性を ± 0.1 とした場合、空力係数の誤差は $\pm 10\%$ を許容する必要がある。また、本稿では SLATS の代表的素材としてホウケイ酸ガラスおよびポリイミドの表面熱適応係数を極超音速希薄風洞において計測した。その結果、両素材ともに $\gamma=0.6$ であることが判明した。SLATS 太陽パネル上面の γ が 0.6 と仮定して機体空力特性を評価したところ、ノミナルケースと比べて最大で 20% の誤差が生じることがわかった。これらの結果は、SLATS の姿勢軌道解析および大気密度解析において留意する必要がある。

謝辞

本研究は科研費 (15K06611) の助成を受けたものである。

参考文献

- 1) Noda, A. *et al.*, "The Study of a Super Low Altitude Satellite," ISTS-f-05, The 26th International Symposium on Space Technology and Science, Hamamatsu, Shizuoka, Japan, June 2008.
- 2) Fujita, K. and Noda, A., "Rarefied Aerodynamics of a Super Low Altitude Test Satellite," AIAA paper 2009-3606, San Antonio, Texas, June 2009.
- 3) Bird, G. A., *Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows*, Clarendon, Oxford, England, U.K., 1994.
- 4) Fujita, K., Suzuki, T. and Ozawa, T., "Development of a Pilot Model of Hypersonic Rarefied Wind-Tunnel," 27th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, *AIP Conference Proceedings*, edited by D. A. Levin, I. J. Wysong, and A. L. Garcia, Vol. 1333, pp. 407-412, 2011.
- 5) Ozawa, T., Fujita, K., and Suzuki, T., "Development of an Aerodynamic Measurement System for Hypersonic Rarefied Flows," *Review of Scientific Instruments*, Vol. 86, No. 1, 2015, 015105.
- 6) Picone, J. M., Hedin, A. E., Drob, D. P., and Aikin, A. C., "NRL-MSISE-00 Empirical Model of the Atmosphere: Statistical Comparisons and Scientific Issues," *J. Geophys. Res.*, Vol. 107, No. A12, 2002, pp. SIA15-1-SIA15-16.
- 7) Ozawa, T., Suzuki, T., Takayanagi, H. and Fujita, K., "Analysis of Non-Continuum Hypersonic Flows for the Hayabusa Reentry," AIAA Paper 2011-3311, 42nd AIAA Thermophysics Conference, Honolulu, Hawaii, June 27-30, 2011.
- 8) Borgnakke, C. and Larsen, P. S., "Statistical Collision Model for Monte Carlo Simulation of Polyatomic Gas Mixture," *Journal of Computational Physics*, Vol. 18, No. 4, 1975, pp. 405-420.
- 9) Ozawa, T., Suzuki, T., and Fujita, K., "Aerodynamic Measurements and Computational Analyses in Hypersonic Rarefied Flows," *AIAA Journal*, Vol. 53, No. 11, 2015, pp. 3327-3337.