

超低高度衛星技術試験機 (SLATS) の希薄空力性能

藤田和央, 野田篤司 (宇宙航空研究開発機構)

Rarefied Aerodynamics of a Super Low Altitude Test Satellite (SLATS)

Kazuhisa FUJITA and Atsushi NODA (JAXA)

Abstract

The Super Low Altitude Test Satellite (SLATS) is an engineering test satellite currently under development in JAXA in an attempt to open a new frontier of space utilization on extremely low earth orbits. In the presence of aerodynamic forces acting on the satellite, the altitude and attitude of the satellite are maintained by ion engines so that the aerodynamic drag can be canceled. Thus, it is of primary importance to accurately assess the aerodynamics characteristics of the satellite prior to flight. In this article, the aerodynamic coefficients of the satellite are calculated for orbital altitudes from 160 to 300 km, taking into account the thermal accommodation of particles on the satellite surface and the free stream chemical composition.

1 はじめに

低軌道を周回する衛星は、通常の LEO 周回衛星よりも地表に近いという利点を利用して、低コストで小規模な光学系を用いても詳細な地表面の情報を得ることができる。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 (160~200 km) 宇宙環境のフロンティアを開拓する試みとして、現在 JAXA では超低高度衛星技術試験機 (Super Low Altitude Test Satellite; SLATS) が提案され、その検討が進められている [1]。その概要を Fig.1 に示す。

非常に希薄ではあるが高層大気の抵抗を受けるため、衛星は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。現在の検討では、Xe ガスを推進剤とする複数のイオンエンジンがこの機能を実現する。これに供する電力を経常的に確保するために、SLATS は太陽同期軌道もしくはそれに近い軌道へ投入される。

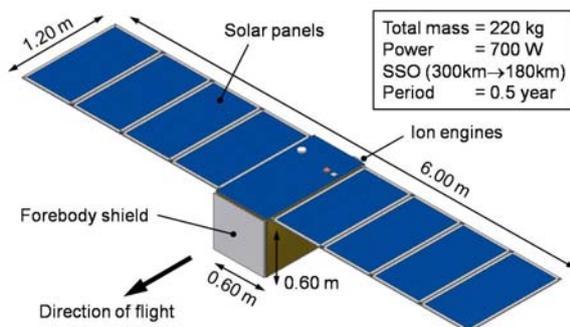


Fig. 1: A schematic view of Super Low Altitude Test Satellite (SLATS).

SLATS のシステム設計を行うためには、高速希薄気流中の衛星の空力性能を正確に評価する必要がある。また良く知られているように、超低高度では雰囲気ガスに含まれる原子状酸素 (AO) の密度が増加し衛星にダメージを与えることが予想されるため、AO の流束 (壁面衝突フルーエンス) を評価する必要がある。そこで本稿では、SLATS システム設計を行うために必要な空力データを提供することを目的として希薄流解析を行ったので、その概要を以下に紹介する。

2 大気モデル

本稿では、SLATS の空力性能を評価するために MSISE-90 大気モデル [2] を用いた。考慮したのは N_2 , O_2 , N , O , Ar , He , および H の 7 化学種である。超高層大気の状態は単純に高度だけの関数ではなく、経緯度や季節、そして太陽活動によっても変化する。SLATS は 2012 年頃の打ち上げを目指しているが、この時期は太陽活動の極大期にあたる。これらの要因を考慮して、2001 年の太陽極大期のデータを用い、ノミナル大気モデルとして経緯度や年間変化の平均値を、また分散として経緯度や季節変化に由来する変化を考慮した大気モデルを構成した。このようにして得られたノミナル大気モデルを Fig.2 に示す。

軌道高度が低くなると空力加熱が増加するため、SLATS の運用可能な軌道高度は 160 km 以上となると予想される [3]。従って解析は高度 160 から 300 km までの範囲で行った。上記の大気モデルにもとづけば流れの Knudsen 数は高度 160 km 以上では $100 m^{-1}$ より大きく、気流は自由分子流とみなせ、解析モデルを簡略化することが可能である。この仮定を検証するために、DSMC コード RARAC-3D [4] を用いた解析を代表的な飛行条件について行った結果、ラム圧縮が起こる機体の前面でも Knudsen 数は高々 $10 m^{-1}$ 程度であり、得られる空力係数は下記の簡易モデルを用いて得られる空力係数と明確な差異を示さなかった。そこで本稿で

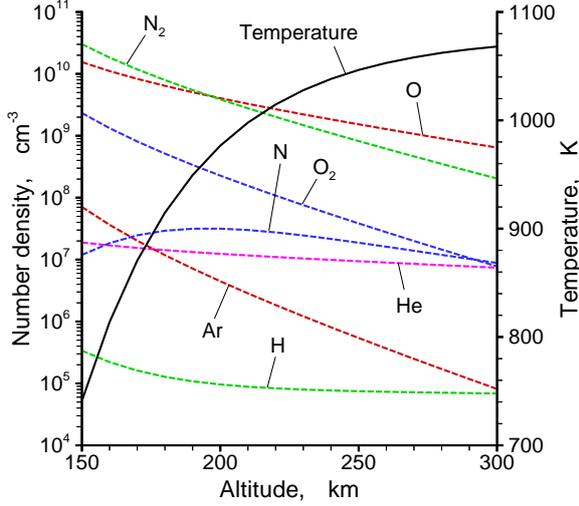


Fig. 2 : Nominal thermochemical model for upper atmosphere.

は、自由分子流近似にもとづいたモデルを用いる。

3 SLATS の希薄空力性能

3.1 解析モデル

空力係数評価のための要素モデルを提案するために、Fig.3 に示すような面要素に対して直行座標系 (1,2,3) を設定し、流れの速度ベクトル \mathbf{V} と面の法線ベクトルのなす角を θ と定義する。自由流では粒子の熱速度はよい近似で雰囲気温度 T の Boltzmann 速度分布関数に従うと仮定できるため、座標系 (1,2,3) でガス種 i に対する速度分布関数を与えると

$$f_i^F = \left(\frac{m_i}{2\pi kT} \right)^{3/2} \exp \left\{ -\frac{m_i}{2kT} \left[(v_1 + V \cos \theta)^2 + v_2^2 + (v_3 + V \sin \theta)^2 \right] \right\} \quad (1)$$

となる。ここで m は粒子の質量、 k は Boltzmann 定数、 v_j は粒子速度の j 方向成分であり、添字 i は化学種 i を示す。表面の熱適合係数 γ を導入し、表面に入射する粒子のうち γ が表面と熱適合してランダムに散乱され、 $1 - \gamma$ が鏡面反射すると仮定する。表面でランダムに散乱される粒子の速度分布関数は、壁面温度を T_W として

$$f_i^D = \left(\frac{m_i}{2\pi kT_W} \right)^{3/2} \exp \left(-\frac{m_i v^2}{2kT_W} \right) \quad (2)$$

で与えられる。ただし $v^2 = v_1^2 + v_2^2 + v_3^2$ である。

壁面へ到達する粒子の流束は以下の式で与えられる。

$$\Gamma_i = \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^0 n_i v_1 f_i^F dv_1 \quad (3)$$

ここで n_i は自由流のガス種 i の数密度である。面の単位面積当たり作用する法線方向、接線方向の力は次式

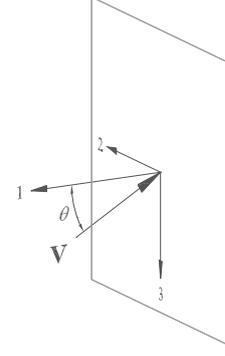


Fig. 3 : Surface element and coordinate system.

で与えられる。

$$F_{1,i} = \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^0 m_i v_1 (2 - \gamma) n_i v_1 f_i^F dv_1 - m_i \tilde{v}_1 \gamma \Gamma_i \quad (4)$$

$$F_{3,i} = \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^0 m_i v_3 \gamma n_i v_1 f_i^F dv_1 \quad (5)$$

ただし

$$\tilde{v}_1 = \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \int_0^{\infty} v_1 f_i^D dv_1 = \frac{1}{4} \sqrt{\frac{8kT_W}{\pi m_i}} \quad (6)$$

である。式 (1) を用いると式 (3) から (5) はそれぞれ

$$\Gamma_i = \frac{n_i v_i^T}{4} \left\{ \exp(-c_i^2) + \sqrt{\pi} c_i [1 + \text{erf}(c_i)] \right\} \quad (7)$$

$$F_{1,i} = -m_i n_i (2 - \gamma) \left\{ \frac{v_i^T}{4} V \cos \theta \exp(-c_i^2) + \frac{kT}{m_i} \left(\frac{1}{2} + c_i^2 \right) [1 + \text{erf}(c_i)] \right\} - m_i \tilde{v}_1 \gamma \Gamma_i \quad (8)$$

$$F_{3,i} = -\Gamma_i \gamma m_i V \sin \theta \quad (9)$$

となる。ここで

$$c_i = \sqrt{m_i V^2 / 2kT} \cos \theta \quad (10)$$

$$v_i^T = \sqrt{8kT / \pi m_i} \quad (11)$$

である。

式 (8), (9) を化学種についての総和をとることで、単位面積に作用する法線方向、接線方向の力が得られる。

$$F_j = \sum_{i=1}^7 F_{j,i} \quad (12)$$

法線方向、接線方向の作用力係数はそれぞれ

$$C^N \equiv -F_1 / (\rho V^2 / 2) \quad (13)$$

$$C^T \equiv -F_3 / (\rho V^2 / 2) \quad (14)$$

により決定される。ここで ρ は自由流の密度である。

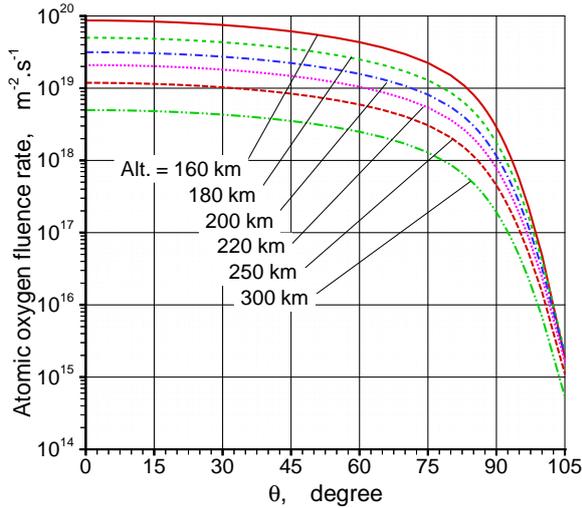


Fig. 4: Atomic oxygen fluence rate.

3.2 AO 流束と作用力係数

式 (7) により各軌道高度において評価された AO 流束を θ の関数として Fig.4 に示す. AO 流束は θ の増加と共に幾何学的な効果により減少する. しかし面が流れと平行となる場合 ($\theta = 90^\circ$) においても流れに垂直な RAM 面の場合 ($\theta = 0^\circ$) の約 1/10 程度の流束があることは注意されたい. この理由は, 高層大気において粒子は大きな熱速度を有するため, 流れに垂直な方向へも粒子が拡散するためである. 従って, 例えば AO の流束を RAM 面の場合より 3 桁以上低減させたい場合は $\theta > 100^\circ$ とする必要がある. これは衛星正面に設ける AO 遮蔽シールドを設計する上での基本情報である.

式 (13), (14) で定義される作用力係数を θ の関数として各高度について評価した結果を Fig. 5 に示す. 作用力係数は高度にそれほど依存しないが, 表面の熱適合係数 γ に強く依存することが分かる. γ が減少すると鏡面反射する粒子の割合が増加し, 面に垂直な方向への運動量伝達は大きく, 壁面に平行な方向への運動量伝達は小さくなるため, C^N は増加し C^T は減少する. 面が流れに平行な場合 ($\theta = 90^\circ$) でも C^T が 0 とならないのは, 流束の場合と同様の理由による. またこの効果により, 衛星のソーラーパネルのように自由流に平行に置かれた薄い平板においても抗力が発生することになり, その大きさは $C_D = 0.06 \pm 0.012$ である.

3.3 SLATS の希薄空力係数

最後に, 前節の結果を利用して, Fig. 1 に示す SLATS 形状の空力係数を以下に導出する. この解析では Fig. 5 に得られる C^N や C^T を用いて, SLATS が迎角 α , 横滑り角 β を有して飛行する際に各面に作用する垂直方向, 接線方向の作用力を算出し, これを全機体で総和をとることにより求める. 厳密に言えば, この方法が正確となるのは SLATS の完全な凸多面体である場合であり, 例えばソーラーパネルの取付部分については正確な評価ができない. しかしこのような領域は全暴露面から

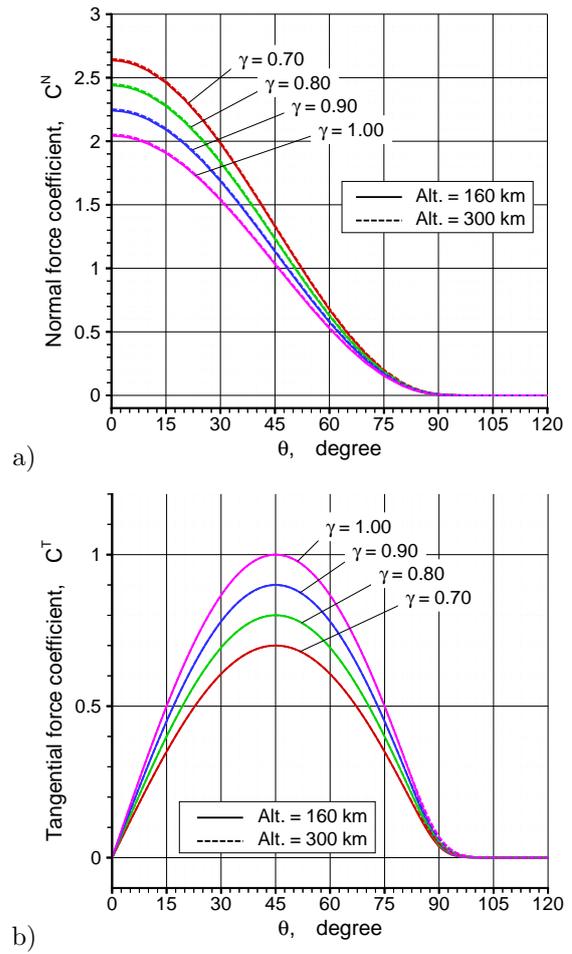


Fig. 5: Normal and tangential force coefficients.

見ると小さく, その影響は熱適合性の不確実性に由来する分散よりもはるかに小さい. SLATS の空力基準点は機体の幾何中心 (先頭より 0.6 m 後方, 下面より 0.3 m 上方で, 対称面上) とし, 機体軸は航空機の場合と同様の定義とする. 代表長は全長 (1.2 m), 代表面積はソーラーパネルの面積 ($1.2 \times 6 = 7.2 \text{ m}^2$) とした. 空力係数の例を Fig. 6 および 7 に示す.

一般論として, 空力係数は軌道高度にあまり影響されないが, 熱適合係数 γ に強く依存する. SLATS に使用される材料の γ は通常の工業的な表面と同様であり 0.8 から 1.0 の間にあると考えられる. このため, C_D , C_L , そして C_m は, $\gamma = 0.9$ の場合を中心値として, それぞれ ± 6 , ± 80 , そして $\pm 6\%$ の不確実性を有するといえる. 注意すべき点は, 揚力係数 C_L および横滑り係数 C_S の γ に由来する不確実性は, 迎角 α および横滑り角 β の増加とともに ($0 \sim 60^\circ$ の範囲では) 増大する点である. 従って, 空力予測分散を抑えるためには, SLATS を迎角, 横滑り角ともに 10° 以下で運用することが望ましいであろう. もっとも, 抗力係数は迎角の増加と共に急激に増加してしまうため, 迎角は 5° 以下に保持されるべきである.

もう一つ注意すべき点は, ピッチングモーメント係数

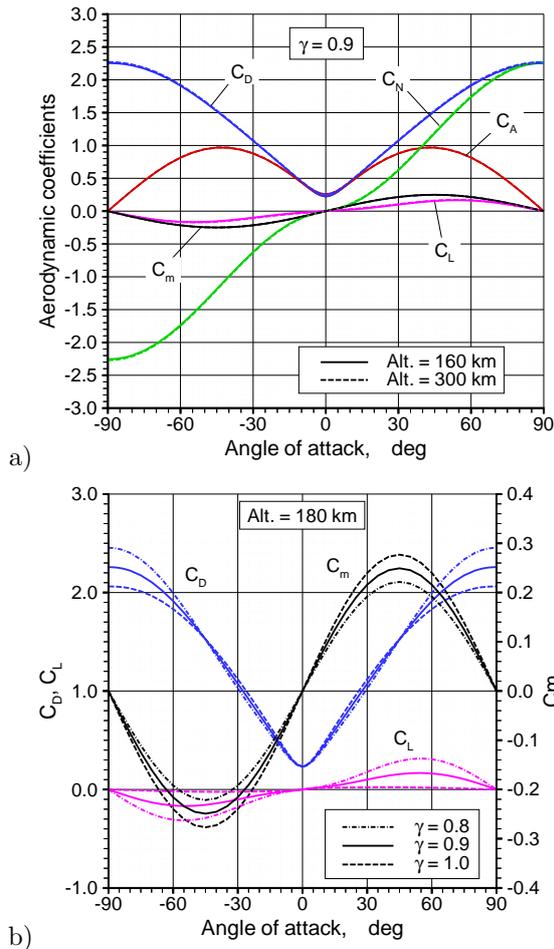


Fig. 6 : Longitudinal aerodynamic coefficients.

は $\alpha > 0$ に対して $C_m > 0$ であり、またヨーイングモーメント係数は $\beta > 0$ に対して $C_n < 0$ であることである。これらのことは、SLATS がピッチングおよびヨーイングに対していずれも絶対空力不安定性を有することを意味している。このような希薄不安定性は希薄流中でしばしば発生する現象である [5]。このように、現状では SLATS は飛行中に風見安定を実現することができないため、イオンエンジンによる抗力補償とは別に、なんらかの能動的な姿勢制御を行わなければならない。幸いなことに、空気力の絶対値は小さいため、姿勢制御は従来使用されてきた衛星用の姿勢制御方法がそのまま利用できると思われる。

4 まとめ

超低高度衛星技術試験機 (SLATS) の希薄空力性能を評価し、飛行高度 160 から 300 km の範囲において総合的な空力データベースを開発した。また原子状酸素 (AO) が衛星表面に到達する流束を、各高度において、面が自由流と成す角の関数として評価した。これらのデータは SLATS 設計のために提供されている。得られた空力データベースを見ると、機体の空力係数は軌道高度にほとんど依存せず、SLATS 機体表面材料の熱適合係数 γ に強く依存することが分かった。このため

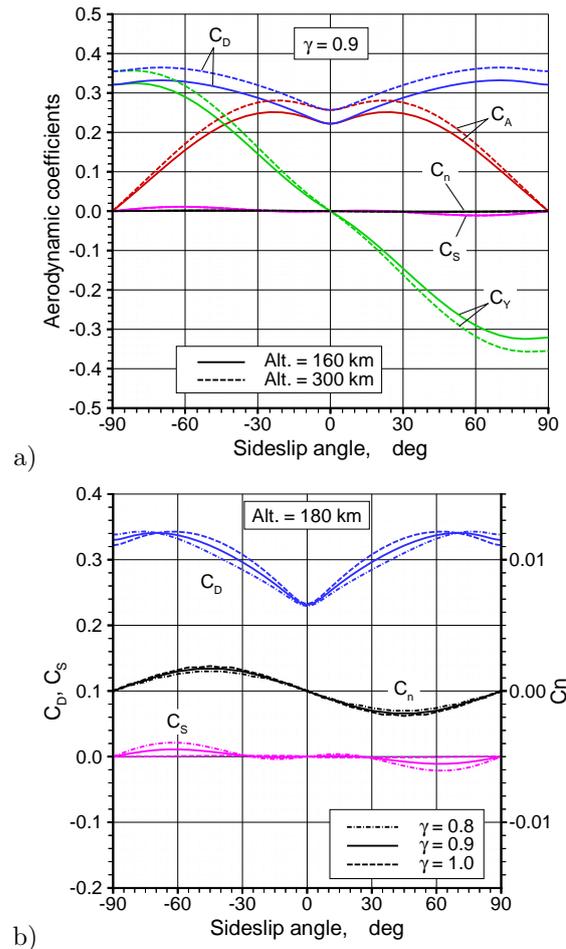


Fig. 7 : Transverse aerodynamic coefficients.

抗力係数とピッチングモーメント係数は、 $\gamma = 0.9$ の場合を中心値として $\pm 6\%$ 程度の誤差を免れ得ない。また SLATS は幾何中心に対して絶対空力不安定であり、なんらかの能動的な姿勢制御を行わなければならない。これらの課題は今後、衛星の仕様が詳細に決定するに従い取り組まなければならない。

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] Hedin, A.E., *Journal of Geophysical Research*, Vol.92, 1987, pp.4649-4662.
- [3] Fujita, K., *Journal of Japan Society of Aeronautics and Space Science*, Vol.52, 2004, pp.514-521.
- [4] Fujita, K. et al., *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.42, No.6, 2004, pp.925-931.
- [5] Wilmoth, R.G. et al., *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.36, No.3, 1999, pp.436-441.