三軸姿勢制御衛星におけるプルーム・インピンジメントによる擾乱トルク*

古 浦 勝 久**・津 田 尚 一**
荒 井 功 恵***・梶 川 實***

Key words: Artificial satellites; space engineering; rarefied gas flows; plume impingement; plume torque

1. ま え が き

軌道・姿勢制御用スラスタと展開型太陽電池板（パドル）を有する三軸姿勢制御衛星においては、スラスタの噴射気体（プルーム）がパドルに衝突（インピンジメント）し擾乱トルク（プルームトルク）が発生する。わが国の実験用中型放送衛星（BS：第1図）は1978年6月27日の南北方向軌道制御時にロール軸まわりの姿勢誤差の急激な増大により三軸安定姿勢を喪失した。その原因はプルーム・インピンジメント等による擾乱トルクであり¹⁾、三軸姿勢制御衛星の設計および運用技術²⁾においてプルームトルクを精確に知る必要があることが指摘された¹⁾。また、観測衛星等における三軸制御精度向上の必要性からプルームトルクの高精度推定が要求されている。

プルームトルクの研究は米国を中心に主に外国で行われているが^{3)~5)}、とくに最近、精密な実験的・理論的研究がなされつつある⁶⁾。わが国においてもBSのプルームトルクの実測データが蓄積されており、それらの理論的解析が行われた⁷⁾。

本報告では、BSにおけるプルームトルクの理論値と実測値との比較によりプルームトルク・モデルに関する考察を行い、プルームトルクの高精度推定のための今後の研究課題について言及する。

2. プルームトルク・モデル

静止衛星軌道上におけるBSの概念図を第1図に示す。BSはスラスタを固定した箱型本体と南北方向に展開する2枚のパドルを有する。東方向にX（ロール）

軸、南方向にY（ピッチ）軸、地球方向にZ（ヨー）軸をとる。南北方向軌道制御時には、BS本体の東および西側に固定されている+Yawおよび+Yawスラスタ対を同時に噴射する。図のプルームは北方向制御時の場合を示している。噴射気体はヒドラジン(N₂H₄)分解気体(H₂, N₂, NH₃)である。パドルは太陽電池面（ソーラセル）が常に太陽方向を指向するようパドル回転軸の+Y方向まわりに回転する。BSの南北方向軌道制御時に取得されたフライト・データから北方向制御時に対応するプルームトルクの実測値が得られた⁷⁾。

BSプルームトルクの理論値は以下の仮定(i)~(iv)に基づくプルームトルク・モデルを用いて求められた⁷⁾。

(i) 気体が超音速で物体に衝突する場合、入射分子と反射分子の分子間衝突による衝撃波発生等を伴う複雑な流れとなるが⁸⁾、静止衛星飛行高度(36,000km)ではプルームはパドル近傍で十分に希薄になり、分子間衝突を無視する自由分子流近似が成立する。

(ii) スラスタとパドルは十分に（スラスタノズル出口径の数倍以上）離れているから、スラスタ噴射気体はノズル咽喉部近傍から放射状に広がり、パドル面に限界速度で衝突する。

(iii) スラスタノズル咽喉部近傍からの距離 r およびプルーム中心軸からの角度 θ におけるプルーム密度 ρ はBOYNTONのモデル⁹⁾

$$\rho \propto r^{-2} f(\theta),$$

$$f(\theta) = \cos^{2/(\gamma - 1)} (\pi \theta / 2\theta_0), \quad 0 \leq \theta \leq \theta_0,$$

$$= 0, \quad \theta > \theta_0,$$

で与えられる。ここに、 γ は比熱比、 θ_0 は限界角度である。

(iv) パドル面における単位面積当たりの入射分子運動量 P_i のパドル面接線方向および垂直方向成分は反射分子運動量 P_r の各成分とおおの接線方向(σ_t)および垂直方向(σ_n)運動量適応係数(AC)によって関係づけられる。ACは実験によって与えられるが、入射分子の種類・エネルギー・入射角および固体表面の材

* 昭和57年10月26日、第26回宇宙科学技術連合講演会にて講演。昭和57年12月11日原稿受理 Thruster-Exhaust-Plume Impingement Disturbance Torque in Three-Axis Stabilized Satellite

** 航空宇宙技術研究所(NAL) Katsuhisa KOURA and Shoichi TSUDA

*** 宇宙開発事業団(NASDA) Katsuyoshi ARAI and Makoto KAJIKAWA

第1図 実験用中型放送衛星 (BS) 概念図

料・粗さ・温度・付着気体等に複雑に依存する^{10), 11)}。

衛星本体へのブルーム・インピンジメントによるトルクは小さいとして無視すれば、衛星重心まわりのブルームトルク Q はパドル単位面積当たりのトルク $q = R \times (P_i - P_r)$ をパドル面上のブルーム衝突領域にわたって積分して得られる。ここに、 R は衛星重心からのパドル面上の位置ベクトルである。なお、衛星座標 (X, Y, Z) 軸まわり (第1図) のトルク ($Q_x, Q_y,$

Q_z) はおののロール, ピッチ, ヨートルクと呼ばれる。

3. BS ブルームトルク

ソーラセル面は Ta_2O_5 の光反射防止コーティングをしたカバーガラス表面をもつ $2\text{ cm} \times 4\text{ cm}$ セルが張り付けてあり、セル間に多数の溝がある。パドル裏面は粗いアルミ板に黒ペイント Z 306 が塗布してある。またヒドラジン分解気体のアンモニアはきわめて付着しやすい。このような場合に対する AC の実験値は報告されていないので、第0近似として、汚染された粗い面に対する拡散反射 ($AC=1$) を仮定する^{4), 10), 11)}。パドル面温度 T_w は十分に低温であるから $T_w=0\text{ K}$ と仮定する。第2図にロールトルク ($\text{N} \cdot \text{m}$) の理論値と実測値 (BS DATA) の比較を示す。PHI (度) は衛星地方時の正午 (Local Noon: 第1図) を基準点 ($\varphi=0^\circ$) とするパドル回軸角, $\pm YAW$ はおのの $\pm Yaw$ スラスタによるブルームトルク, TOTAL は全ブルームトルクである。 $\varphi \approx 0^\circ$ で、理論値は実測値より非常に小さい。したがって、さらに正確な AC の推定が必要である。

ソーラセル面はガラス質であり、 σ_n には溝の影響は少ないと考えられるから、ソーラセル面の σ_n は1より小さい可能性がある^{10), 11)}。また、 σ_n は面の法線からの入射角 θ の増大 ($\rightarrow 90^\circ$) とともに減少する傾向がみられる^{10), 11)}。したがって、第1近似として、ソーラセル面の σ_n 以外はすべて1ととり、ソーラセル面の σ_n は次式で与える^{10), 11)} [$AC=1(0.5)$] と表記

第2図 ロールトルク ($AC=1$)

第3図 ロールトルク [AC=1(0.5)]

第4図 ピッチトルク [AC=1(0.5)]

する].

$$\sigma_a = 1, \quad 0^\circ \leq \theta \leq 30^\circ, \\ = 0.5 + 0.5 (90^\circ - \theta) / 60^\circ, \quad 30^\circ < \theta \leq 90^\circ.$$

ロール, ピッチ, ヨートルクをおおの第3, 4, 5図に示す. ロールトルク (第3図) の理論値は $\varphi=0^\circ$ で実測値とよい一致を示す. しかし, $\varphi=40^\circ$ および 300° 近傍で理論値は実測値より大きい. この部分的不一致は AC 推定の不精確さ, 実測データの誤差等による

ものと思われる. ピッチトルク (第4図) の理論値は絶対値において実測値より幾分大きい, φ への依存性は実測値とよい一致を示す. ヨートルク (第5図) の理論値は実測値とよい一致を示す. なお, $\varphi=90^\circ$ における負値および $\varphi=270^\circ$ における正値は, ソーラセル面の σ_a が裏面のそれより小さいことによる.

第2図および第3図より, プルームトルクは AC に強く依存することがわかるが, さらに, Newtonian

第5図 ョートルク [AC=1(0.5)]

第6図 ロールトルク (Newtonian)

モデル ($\sigma_t=0$, $\sigma_n=1$) に対するロールトルクを第6図に示す。理論値は実測値よりかなり大きくなり、ブルームトルクの AC への強い依存性を示している。

4. ブルームトルク・モデルの検討

静止衛星飛行高度でパドルとスラスタが十分に離れている場合、仮定(i)の自由分子流近似は成立すると考えられ、ブルームトルク・モデルはきわめて簡単になる。自由分子流近似が成立しない場合には、モン

テカルロ・シミュレーション等^{8),12)}による複雑な数値計算を行う必要がある。仮定(ii)は、仮定(i)が成立すれば妥当な近似であると思われる。

仮定(ii)における BOYNTON のブルーム密度モデルは、スラスタノズルの境界層による $\theta \sim \theta_n$ における密度増加を無視している。ノズル境界層の影響を考慮したモデルに SIMONS のモデル¹³⁾がある。 $f(\theta)$ はノズル中心部に対する $f_c(\theta)$ とノズル境界層に対する $f_{BL}(\theta)$ に分離され、次式で与えられる。

第7図 スラストノズル境界層によるプルーム密度増大効果を考慮したロールトルク [$\kappa=\kappa^*/3$, $AC=1(0.5)$]

$$f(\theta) = f_c(\theta) = \cos^{2/(\gamma-1)}(\pi\theta/2\theta_0), \quad 0 \leq \theta \leq \theta_0, \\ = f_{BL}(\theta) = f_c(\theta_0)e^{-\kappa(\theta-\theta_0)}, \quad \theta_0 < \theta < \pi.$$

θ_0 および κ はノズル出口条件から決定されるが、正確な値を得るのが困難である。 $\theta=\theta_0$ における $f_c(\theta)$ と $f_{BL}(\theta)$ の勾配が等しい条件 [$df_c(\theta_0)/d\theta = df_{BL}(\theta_0)/d\theta$] から κ を求めると次式を得る⁷⁾。

$$\kappa = \kappa^* \equiv [\pi/(\gamma-1)\theta_0] \tan(\pi\theta_0/2\theta_0).$$

ノズル境界層のプルームトルクへの影響を正確に調べるためには、数値計算による密度分布を用いるべきであるが^{4), 5), 14)}、ここでは簡単のために、数値計算結果⁴⁾に SIMONS のモデルを適合させて求めた値 $\kappa \approx \kappa^*/3$ および $\theta_0 \approx 30^\circ$ に対してプルームトルクを求めた。ロールトルクを第7図に示す。理論値は実測値よりかなり大きくなり、プルームトルク推定にはノズル境界層の密度増大効果を考慮すべきことを示している。

仮定(iv)は AC が正確に推定できる場合には有効である。しかし、現在のところ、ソーラセルの溝の AC への影響等が明らかでないので、 AC の正確な推定は困難であり、したがって、プルームトルクの推定精度には限界がある。

プルームトルクの高精度推定のための今後のおもな研究課題は、上述の議論により以下の(1)~(4)であると思われる。

(1) 衛星の AC [仮定(iv)] を実験的 (理論的) に正確に知ること。とくに、ソーラセルの溝を有するパドルの AC を知る必要がある。

(2) プルーム密度分布 [仮定(iii)] に与えるスラストノズルの境界層の影響を理論的・実験的に正確に

知ること。

(3) 自由分子流近似 [仮定(i), (ii)] が成立するための条件を実験的・理論的に明らかにすること。

(4) プルーム・インピンジメントに関する [(1)~(3)] を含む 基礎的実験データの集積とそれらの理論的解析によるプルームトルク・モデルの精密化。

5. あとがき

外国では、プルーム・インピンジメントに関して、プルームと衛星 (平板等) との干渉実験が低密度風洞を用いて行われ、基礎的実験データの集積とそれらの理論的解析が精力的に進められている⁶⁾。BS プルームトルクの実測データの誤差等を考慮すれば、わが国においてもプルーム・インピンジメントに関する基礎的実験データの蓄積が不可欠である。正確な実験データが望まれる。

本研究は1979年度 NAL-NASDA 共同研究および1980年度技術援助として行われ、その後 NAL 経常研究として行われている。1979年度共同研究者各氏に感謝の意を表します。

参考文献

- 1) 宇宙開発委員会第四部会: I.3. 実験用中型放送衛星 (BS) の打上げ, 宇宙開発委員会月報, No. 29 (Oct. 1978), pp. 27-29.
- 2) SHIMIZU, S., SAITO, K., ARAI, K., YAMAMOTO, A., YAMANOUCHI, S., SATO, M. and SUENAGA, M.: BSE on Orbit Performance, IAF '80 Tokyo, Paper No. D-5 (1980).
- SHIMOSEKO, S., IWASAKI, K., KURAKAKE, Y. and

- KAJIKAWA, M.: Aspects of the Satellite Broadcasting Experiments Using the BSE and its In-Orbit Performance, IEEE Transactions on Broadcasting, Vol. BC-28, No. 4 (Dec. 1982), pp. 120-130.
- 3) GENOVESE, J. E.: Rapid Estimation of Hydrazine Exhaust Plume Interaction, AIAA Paper No. 78-1091 (1978).
 - 4) BAERWALD, R. K.: Rocket Exhaust Plume Impingement on the Voyager Spacecraft, AIAA Paper No. 78-1090 (1978).
 - 5) YEH, T. P. and DIETZ, M. S.: Thruster Location and Orientation Optimization Based on Rocket Plume Effects, AIAA Paper No. 82-1197 (1982).
 - 6) Thirteenth International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, Novosibirsk (July, 1982).
 - 7) KOURA, K., TSUDA, S., ARAI, K. and KAJIKAWA, M.: Thruster-Exhaust-Plume Impingement Disturbance Torque in Three-Axis Stabilized Satellite, Proc. Thirteenth Int. Symp. Space Technology and Science, Tokyo (1982), pp. 541-546; NAL TR-670 (1981).
 - 8) KOURA, K.: Transient Hypersonic Leading-Edge Flow, Proc. Tenth Int. Symp. Space Technology and Science, Tokyo (1973), pp. 409-414; NAL TR-289 T (1972).
 - 9) BOYNTON, F. P.: Highly Underexpanded Jet Structure: Exact and Approximate Calculations, AIAA J., Vol. 5, No. 9 (1967), pp. 1703-1704.
 - 10) SEIDL, M. and STEINHEIL, E.: Measurement of Momentum Accommodation Coefficients on Surfaces Characterized by Auger Spectroscopy, SIMS and LEED, Rarefied Gas Dynamics, DFVLR Press, Porz-Wahn (1974), pp. E. 9-1—E. 9-12.
 - 11) KNUTH, E. L.: Free-Molecule Normal-Momentum Transfer at Satellite Surfaces, AIAA J., Vol. 18, No. 5 (1980), pp. 602-605.
 - 12) KOURA, K.: Transient Couette Flow of Rarefied Binary Gas Mixtures, Phys. Fluids, Vol. 13, No. 6 (1970), pp. 1457-1466.
 - 13) SIMONS, G. A.: Effect of Nozzle Boundary Layers on Rocket Exhaust Plumes, AIAA J., Vol. 10, No. 11 (1972), pp. 1534-1535.
 - 14) MOSELEY, V. A.: (private communication).