

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-670

三軸姿勢制御衛星のスラストプルーム・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

1981年5月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

三軸姿勢制御衛星のスラスタプルーム・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***

Thruster-Exhaust-Plume-Impingement Disturbance Torque of Three-Axis-Stabilized Satellite

By

Katsuhisa KOURA, Shoichi TSUDA,
Katsuyoshi ARAI, and Makoto KAJIKAWA

ABSTRACT

For a three-axis-stabilized satellite with reaction-control thrusters and extended solar-cell paddles, the thruster-exhaust-plume impingement on the paddle causes a plume-impingement disturbance torque. A method of theoretical estimation of the plume torque is established and the PITS (plume-impingement torque simulation software) is produced. The plume torque obtained by the PITS is compared with the plume-torque data of the Japanese medium-scale broadcasting satellite for experimental purpose (BS). The roll, pitch, and yaw torques indicate reasonable agreement with the BS data, although the roll torque is in partial disagreement.

Since the present theoretical model can reasonably estimate the BS plume torque, the PITS may be available for plume-torque estimation in forthcoming three-axis-stabilized satellites.

概 要

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、スラスタのプルームがパドルに衝突し、擾乱トルク(プルームトルク)が発生する。プルームトルクの理論的推定方法を確立し、プルーム・インピンジメント・トルク・シミュレーション用ソフトウェアPITSを開発した。我が国の実験用中型放送衛星(BS)のプルームトルク・データとPITSによるBSプルームトルク結果を比較した。ロールトルクに部分的不一致がみられるが、ロール、ピッチ、ヨートルク共に、全体的に良好な一致を示す。

本理論モデルによりBSのプルームトルクはほぼ推定できるから、PITSは今後開発される三軸姿勢制御衛星のプルームトルクの推定に有用であると思われる。

* 昭和56年3月12日 受付

** 空気力学第1部

*** 宇宙開発事業団 衛星設計第2グループ

I. 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、スラスタのプルームがパドルに衝突（プルーム・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。我が国の実験用中型放送衛星（BS）は、南北方向軌道制御時にロール軸（X軸，図1）まわりのトルク（ロールトルク）の急激な増大により三軸安定姿勢を喪失したが、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ることが指摘された¹⁾。従って、BS等の三軸姿勢制御衛星の設計及び運用技術²⁾において、プルームトルクを定量的に知る必要がある。プルームトルクの推定は外国でも行われているが³⁾、我が国においてもBSのプルームトルク・データ⁴⁾が蓄積されている。

本研究の目的は、BS プルームトルク・データの理論的解明と今後開発される三軸姿勢制御衛星のプルームトルクの定量的推定のため、プルームトルクの理論的推定方法を確立することである。

なお、本報告は、航空宇宙技術研究所（NAL）と宇宙開発事業団（NASDA）との共同研究「実験用中型放送衛星（BS）における太陽電池板へのスラスタプルーム・インピンジメントによる擾乱トルクの研究」における研究成果⁴⁾のうち、プルームトルクの理論的推定方法に関する成果報告である。

II. BSプルームトルク・データ

BS の静止衛星軌道上での概念図を図1に示す。

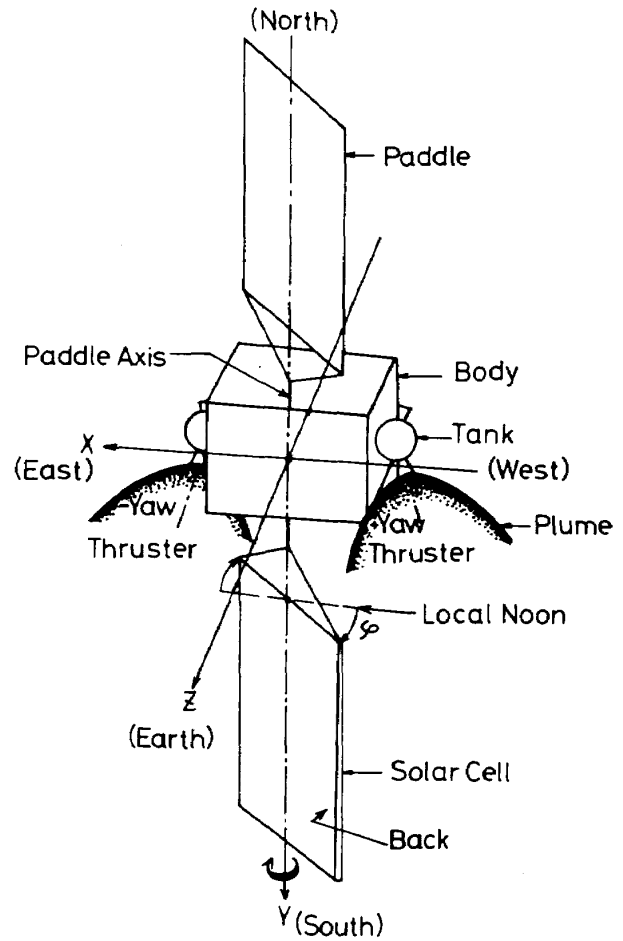


図1 BS概念図

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 本体東側及び西側に固定されている-Yaw, +Yawスラスタ対を同時に噴射する。噴射気体はヒドラジン

表1 BS プルームトルク・データ

| ϕ (degree) | ROLL (N·m) | PITCH(N·m) | YAW (N·m) |
|-----------------|------------|------------|-----------|
| 2.5 | 0.0454 | - | - |
| 41.0 | 0.0113 | 0.0165 | -0.0395 |
| 110.0 | -0.0089 | -0.0004 | -0.0329 |
| 120.0 | -0.0090 | -0.0015 | 0.0041 |
| 142.5 | 0.0023 | -0.0070 | 0.0349 |
| 211.8 | 0.0105 | 0.0138 | -0.0319 |
| 215.0 | 0.0089 | 0.0135 | -0.0295 |
| 305.0 | -0.0097 | -0.0047 | 0.0388 |

($N_2 H_4$) 分解気体である。図のスラストプルームは北方向制御 (North ΔV) の場合を示している。パドルは太陽電池面 (ソーラセル) が常に太陽方向に指向するようパドル回転軸の $+Y$ 方向まわりに回転する (図1)。

BSの南北方向軌道制御時に取得されたテレメトリ・データからBSの擾乱トルクが求められる。⁴⁾この擾乱トルクからプルーム・インピンジメントによるプルームトルクを算出した結果⁴⁾を表1に示す。ここに、パドル回転角 φ ($0 \leq \varphi \leq 2\pi$) の基準点 ($\varphi = 0$) は衛星地方時の正午⁴⁾ (Local Noon, 図1) に設定してある。ROLL, PITCH, YAW は各 X, Y, Z 軸まわりのプルームトルク ($N \cdot m$) を示す。

III. プルームトルク理論モデル

1. スラストプルーム・モデル

一般に、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、⁵⁾ 静止衛星飛行高度でのスラストプルームは十分に稀薄であり、分子間衝突の影響を無視する自由分子流近似が成立すると仮定する。プルーム気体分子はスラストノズル近傍の原点 O' (図2) から直線的に噴出されるものとする。噴出気体は噴出孔径の数倍程度で限界速度

$$U_l = \beta U^* \quad (1)$$

に達する。⁶⁾ここに、 $\beta = ((r+1)/(r-1))^{1/2}$, r は比熱比, $U^* = (2\gamma R T_0 / (\gamma+1))^{1/2}$ は限界速度, $R = k/m$, k はボルツマン定数, m は分子質量, T_0 は貯気槽温度である。スラストとパドルは十分に離れているから、噴出気体はパドル面に速度 U_l

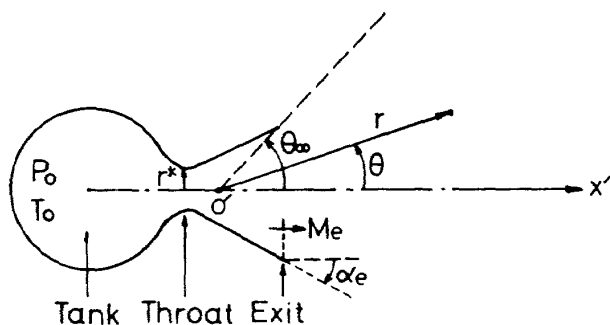


図2 スラストノズルとプルーム

で入射する。

プルーム原点 O' からの距離 r , プルーム中心軸 x' との角度 θ (図2) におけるプルーム気体密度 ρ は Boynton のモデル⁷⁾で良く近似される。

$$\rho = A \rho^* (r^*/r)^2 f(\theta), \quad (2)$$

$$f(\theta) = \cos^{2/(\gamma-1)}(\pi\theta/2\theta_\infty), \quad 0 \leq \theta \leq \theta_\infty, \\ = 0, \quad \theta > \theta_\infty, \quad (3)$$

$$A = (U^*/2U_l) \int_0^{\theta_\infty} f(\theta) \sin\theta d\theta. \quad (4)$$

ここに、 $\rho^* = \{2/(\gamma+1)\}^{1/(\gamma-1)} \rho_0$ は臨界密度, ρ_0 は貯気槽密度, r^* はノズル咽喉部半径, θ_∞ は限界角度で次式で与えられる。

$$\theta_\infty = \nu_\infty - \nu_e + \alpha_e. \quad (5)$$

α_e はノズル出口角, ν_∞ , ν_e は次式で定義される Prandtl-Meyer 角である。

$$\nu_\infty = (\pi/2)(\beta-1), \quad (6)$$

$$\nu_e = \beta \tan^{-1}[(M_e^2-1)^{1/2}/\beta] - \tan^{-1}(M_e^2-1)^{1/2}. \quad (7)$$

M_e はノズル出口マッハ数であり、図2に示す $P_0 = \rho_0 R T_0$ は貯気槽圧力である。

$\theta \sim \theta_\infty$ においては、ノズル境界層 (BL) の影響で、密度が Boynton のモデル(3)より大きくなるが、^{3,8)} プルームトルクへの影響は小さい (予備的計算による) ので、BL の影響は省略する。なお、BL の影響を考慮したプルーム気体密度モデル $f(\theta)$ を付録に記述する。

2. パドルの受ける力

プルーム・インピンジメントによるパドルの単位面積当たりの力は、入射分子と反射分子の運動量変化から求められる。プルーム原点 O' からパドル面上におろした垂線の足をパドル原点 O , 垂線方向座標を z , パドル回転軸上のパドル展開方向座標を x ととり、 x, z 軸に垂直な方向座標を y とする (図3)。入射分子によるパドル流入運動量 (P_{ix}, P_{iy}, P_{iz}) は次式で与えられる。

$$P_{ix} = \rho U_l^2 \xi_x \xi_z, \quad (8)$$

$$P_{iy} = \rho U_l^2 \xi_y \xi_z, \quad (9)$$

$$P_{iz} = \rho U_l^2 \xi_z^2. \quad (10)$$

ここに、 $(\xi_x = x/r, \xi_y = y/r, \xi_z = h/r) = \xi$

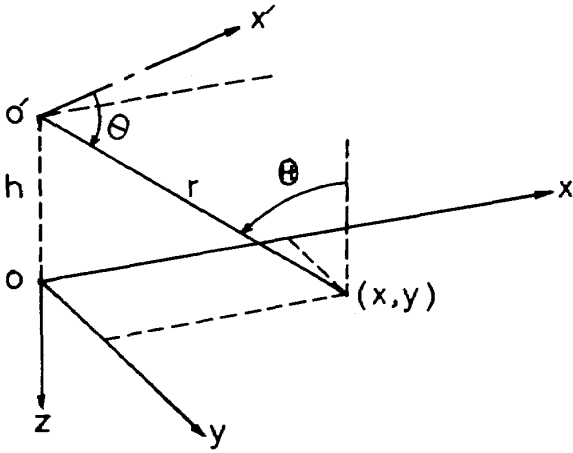


図3 スラストとパドル座標

は入射分子方向余弦, h は OO' の長さである。

反射分子によるパドル流出運動量 (P_{rx}, P_{ry}, P_{rz}) は, 流入運動量及び入射分子とパドル面の接線方向, 垂直方向運動量適応係数 σ_t, σ_n を用いて求められる。 x, y 方向の σ_t は近似的に等しいと仮定すれば, σ_t と σ_n の定義から⁹⁾

$$\sigma_t = (P_{ix} - P_{rx}) / P_{ix}, \quad (1)$$

$$\sigma_t = (P_{iy} - P_{ry}) / P_{iy}, \quad (2)$$

$$\sigma_n = (P_{iz} - P_{rz}) / (P_{iz} - P_{rw}). \quad (3)$$

P_{rw} はパドル面温度 T_w のマックスウェル速度分布を持つ分子の流出運動量で次式で与えられる。

$$P_{rw} = P_{iz} (U_w / U_l \xi_z). \quad (4)$$

ここに $U_w = (\pi RT_w / 2)^{1/2}$.

従って, 座標 (x, y) におけるパドル単位面積当りに受ける力 (P_x, P_y, P_z) は次のようになる。

$$P_x = P_{ix} - P_{rx} = \sigma_t P_{ix}, \quad (5)$$

$$P_y = P_{iy} - P_{ry} = \sigma_t P_{iy}, \quad (6)$$

$$P_z = P_{iz} + P_{rz} = (2 - \sigma_n) P_{iz} + \sigma_n P_{rw}. \quad (7)$$

図3で明らかなように, パドル面上の (r, θ) と (x, y) には次式の関係がある。

$$r = (x^2 + y^2 + h^2)^{1/2}, \quad (8)$$

$$\theta = \cos^{-1} \lambda \cdot \xi. \quad (9)$$

ここに, $\lambda = (\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z)$ はプルーム中心軸 x' の方向余弦で(68)-(76)式で与えられる。

3. プルームトルク

パドル単位面積当りの力 (P_x, P_y, P_z) によるBS重心(CG)まわりのトルクをパドル全面にわたって積分すればプルームトルクを得る。パドル回転軸 x に垂直な断面図4に示すように, スラスト I, II の

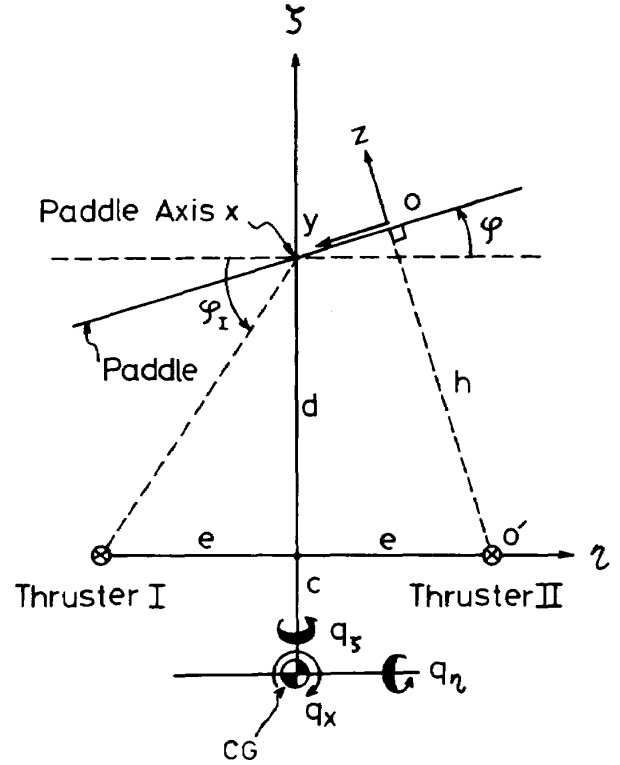


図4 パドル回転軸に垂直な断面図と プルームトルク

原点 O' を結ぶ直線を η 軸とし, x, η 軸に垂直な方向に ζ 軸をとる。 x 軸及びスラスト噴射は図面表側から裏側へ方向であるとする。 (P_x, P_y, P_z) によるCGまわりの (η, x, ζ) 軸方向トルク

$\mathbf{q} = (q_\eta, q_x, q_\zeta)$ は, パドル回転角 $0 \leq \varphi \leq \pi/2$ に対して次式で与えられる。

$$\mathbf{q} = \mathbf{R} \times \mathbf{P}. \quad (10)$$

ここに, ベクトル $\mathbf{R} = (\eta, x, \zeta), \mathbf{P} = (P_\eta, P_x, P_\zeta)$ はスラスト I, II に対して次のように定義される。

(a) スラスト II ($0 \leq \varphi \leq \pi/2$)

$$\eta = e - y \cos \varphi - h \sin \varphi, \quad (11)$$

$$x = x - x_t, \quad (12)$$

$$\zeta = c - y \sin \varphi + h \cos \varphi, \quad (13)$$

$$h = d \cos \varphi + e \sin \varphi, \quad (14)$$

$$P_\eta = -P_y \cos \varphi - P_z \sin \varphi, \quad (15)$$

$$P_\zeta = P_z \cos \varphi - P_y \sin \varphi. \quad (16)$$

長さ c, d, e の定義は図4に, CGの x 座標 x_t の定義は図5に示す。

(b) スラスト I ($0 \leq \varphi \leq \varphi_1$)

$$\eta = -e - y \cos \varphi - h \sin \varphi, \quad (17)$$

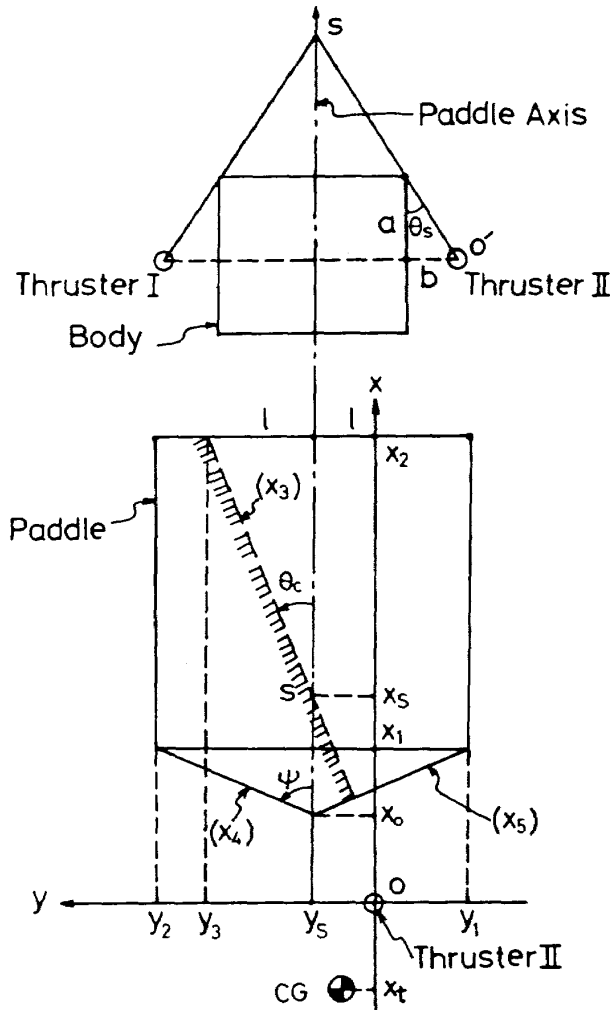


図5 パドルとプルーム遮断領域

$$x = x - x_t, \tag{28}$$

$$\zeta = c - y \sin \varphi + h \cos \varphi, \tag{29}$$

$$h = d \cos \varphi - e \sin \varphi, \tag{30}$$

$$P_\eta = -P_y \cos \varphi - P_z \sin \varphi, \tag{31}$$

$$P_\zeta = P_z \cos \varphi - P_y \sin \varphi. \tag{32}$$

角 φ_I は図4で定義され、次式で与えられる。

$$\varphi_I = \tan^{-1}(d/e). \tag{33}$$

(c) スラスタ I ($\varphi_I \leq \varphi \leq \pi/2$)

$$\eta = -e + y \cos \varphi + h \sin \varphi, \tag{34}$$

$$x = x - x_t, \tag{35}$$

$$\zeta = c + y \sin \varphi - h \cos \varphi, \tag{36}$$

$$h = -d \cos \varphi + e \sin \varphi, \tag{37}$$

$$P_\eta = P_y \cos \varphi + P_z \sin \varphi, \tag{38}$$

$$P_\zeta = -P_z \cos \varphi + P_y \sin \varphi. \tag{39}$$

スラスタ I または II によるプルームトルク

$Q = (Q_\eta, Q_x, Q_\zeta)$ は q をパドル面にわたって積分して求められる。

$$Q = \int_D q \, dx \, dy. \tag{40}$$

積分領域 D は、BS 本体によるプルーム遮断領域を除外したパドル全面にわたる (図1)。なお、BS 本体へのプルーム・インピンジメントによる擾乱トルクは小さいとして無視する。スラスタ II に対する D を図5に示す。BS 本体に接し、スラスタ II の原点 O' を通る面 [BS 側面となす角 $\theta_s = \tan^{-1}(b/a)$] とパドル回転軸との交点 $S(x_s, y_s)$ はパドル回転によって不変であり、

$$x_s = e \cot \theta_s, \tag{41}$$

で与えられる。 y_s はパドル回転による原点 O の移動により φ の関数となる。BS 本体によるプルーム遮断線方程式 (x_3) は

$$y = y_s + \tan \theta_c (x - x_s), \tag{42}$$

パドルフィレット境界線方程式 (x_4) (x_5) は

$$y = y_s \pm \tan \phi (x - x_0) \tag{43}$$

となる。ここに、

$$\tan \theta_c = \tan \theta_s / \cos \varphi, \tag{44}$$

$$\tan \phi = l / (x_1 - x_0). \tag{45}$$

長さ a, b, l 、及びパドル x 座標 x_0, x_1 の定義は図5に示す。積分領域 D を次のように書けば、スラスタ I, II に対する D は (a) - (c) で与えられる。

$$\int_D dx \, dy = \int_{y_{\min}}^{y_{\max}} dy \int_{x_{\min}}^{x_{\max}} dx. \tag{46}$$

(a) スラスタ II ($0 \leq \varphi \leq \pi/2$)

$$y_{\min} = y_1, \tag{47}$$

$$y_{\max} = \min(y_2, y_3), \tag{48}$$

$$x_{\min} = \max(x_3, x_4, x_5), \tag{49}$$

$$x_{\max} = x_2. \tag{50}$$

ここに、

$$y_1 = y_s - l, \tag{51}$$

$$y_2 = y_s + l, \tag{52}$$

$$y_3 = y_s + \tan \theta_c (x_2 - x_s), \tag{53}$$

$$x_3 = x_s + \cot \theta_c (y - y_s), \tag{54}$$

$$x_4 = x_0 + \cot \phi (y - y_s), \tag{55}$$

$$x_5 = x_0 - \cot \phi (y - y_s), \tag{56}$$

$$y_s = e \cos \varphi - d \sin \varphi. \tag{57}$$

パドル x 座標 x_2 の定義は図5に示す。

(b) スラスタ I ($0 \leq \varphi \leq \varphi_I$)

$$y_{\min} = \max(y_1, y_3), \quad (58)$$

$$y_{\max} = y_2, \quad (59)$$

及び(49), (50)式。ここに, (51), (52), (55), (56)式及び

$$y_3 = y_s - \tan \theta_c (x_2 - x_s), \quad (60)$$

$$x_3 = x_s - \cot \theta_c (y - y_s), \quad (61)$$

$$y_s = -e \cos \varphi - d \sin \varphi. \quad (62)$$

(c) スラスタ I ($\varphi_I \leq \varphi \leq \pi/2$)

$$y_{\min} = y_1, \quad (63)$$

$$y_{\max} = \min(y_2, y_3), \quad (64)$$

及び(49), (50)式。ここに, (51), (52), (55), (56)式及び

$$y_3 = y_s + \tan \theta_c (x_2 - x_s), \quad (65)$$

$$x_3 = x_s + \cot \theta_c (y - y_s), \quad (66)$$

$$y_s = e \cos \varphi + d \sin \varphi. \quad (67)$$

なお, プルム中心軸 x' の方向余弦 λ は, x' 軸のパドル回転軸 x からの逃げ角 (δ, ϵ) を図 6 のように定義すれば, 次式で与えられる。

(a) スラスタ II ($0 \leq \varphi \leq \pi/2$)

$$\lambda_x = \cos \epsilon \cdot \cos \delta, \quad (68)$$

$$\lambda_y = \sin \epsilon \cdot \sin \varphi - \cos \epsilon \cdot \sin \delta \cdot \cos \varphi, \quad (69)$$

$$\lambda_z = -\sin \epsilon \cdot \cos \varphi - \cos \epsilon \cdot \sin \delta \cdot \sin \varphi. \quad (70)$$

(b) スラスタ I ($0 \leq \varphi \leq \varphi_I$)

$$\lambda_x = \cos \epsilon \cdot \cos \delta, \quad (71)$$

$$\lambda_y = \sin \epsilon \cdot \sin \varphi + \cos \epsilon \cdot \sin \delta \cdot \cos \varphi, \quad (72)$$

$$\lambda_z = -\sin \epsilon \cdot \cos \varphi + \cos \epsilon \cdot \sin \delta \cdot \sin \varphi. \quad (73)$$

(c) スラスタ I ($\varphi_I \leq \varphi \leq \pi/2$)

$$\lambda_x = \cos \epsilon \cdot \cos \delta, \quad (74)$$

$$\lambda_y = -\sin \epsilon \cdot \sin \varphi - \cos \epsilon \cdot \sin \delta \cdot \cos \varphi, \quad (75)$$

$$\lambda_z = \sin \epsilon \cdot \cos \varphi - \cos \epsilon \cdot \sin \delta \cdot \sin \varphi. \quad (76)$$

4. 運動量適応係数

運動量適応係数 σ_t, σ_n は, 一般に, 入射気体の種類, エネルギー, 入射角, 及び固体表面の材料, 温度, 粗さ, 付着気体に依存する。入射エネルギー $\lesssim 0(0.1)$ eV のヒドラジン分解気体 (水素, 窒素, アンモニア) とパドル面との σ_t, σ_n は, パドル面へのアンモニア等の付着, ソーラセルの張り付けによる特殊な表面粗さ等のため精確に推定することは困難であるが, 入射エネルギー 0.05 eV の He と種々の固体表面との σ_t, σ_n に関する精密な実験結果⁹⁾ を考察して, プルム・インピンジメントにおける σ_t, σ_n を推定する。パドル面温度 T_w は十分に低く, 拡散反射気体の大部分はパドル面で吸着されるか, 反射されても $P_{rw} \ll P_{iz}$ と仮定し, (17) 式の P_{rw} を省略する。 σ_t, σ_n の入射角 $\theta = \cos^{-1}(h/r)$ (図 3) への依存性は, 実験結果⁹⁾ から次の簡単なモデルを仮定する (図 7)。

$$\begin{aligned} \sigma_t &= C_{t1}, \quad 0 \leq \theta < \theta_t, \\ &= C_{t2} + (C_{t1} - C_{t2})(\pi/2 - \theta) / (\pi/2 - \theta_t), \\ &\quad \theta_t \leq \theta \leq \pi/2. \end{aligned} \quad (77)$$

$$\begin{aligned} \sigma_n &= C_{n1}, \quad 0 \leq \theta < \theta_n, \\ &= C_{n2} + (C_{n1} - C_{n2})(\pi/2 - \theta) / (\pi/2 - \theta_n), \\ &\quad \theta_n \leq \theta \leq \pi/2. \end{aligned} \quad (78)$$

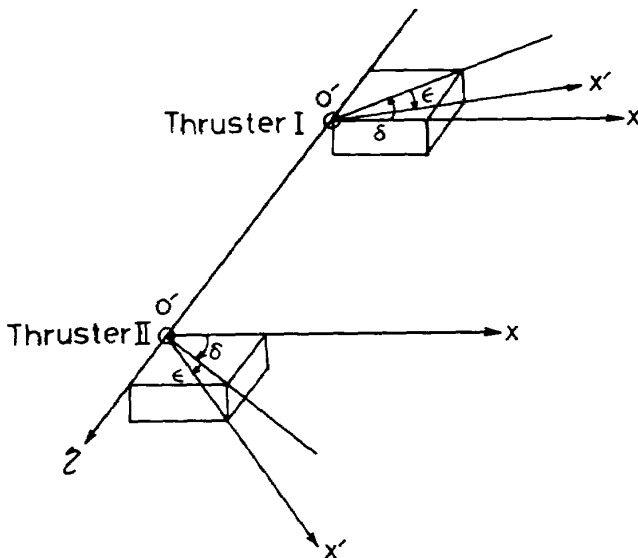


図 6 スラスタ逃げ角

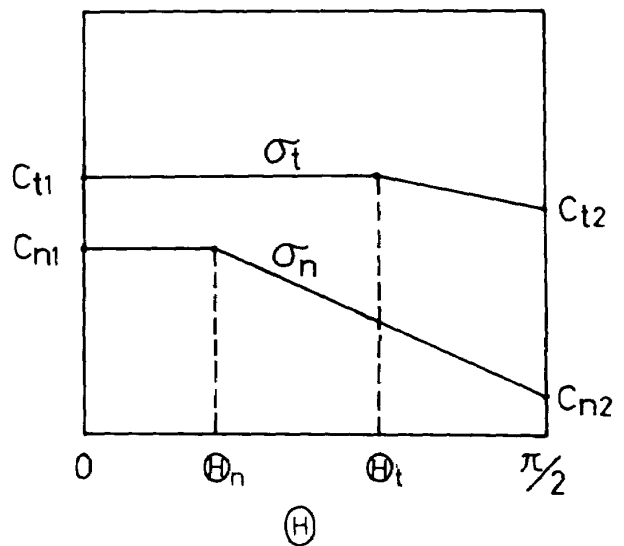


図 7 運動量適応係数モデル

ここに、定数 $(C_{t1}, C_{t2}, \theta_t), (C_{n1}, C_{n2}, \theta_n)$ は図7で定義する。実験結果⁹⁾によると、粗い面においては、 σ_t は $\theta \simeq 0$ で1以上に、 σ_n は $\theta \simeq \pi/2$ で0以下になり得る。従って(77), (78)式のパラメタ値域は $0 \leq \sigma_t, \sigma_n \leq 1$ の範囲外に及ぶ。

ソーラセル面 (Solar) 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 (Back) は粗いアルミ板に黒ペイント Z 306 が塗布してある。従って、両面ともプルーム気体のアンモニア等の付着で汚染された粗い面とみなせる。一般に、汚染された粗い面の σ_t, σ_n は1に近い値を示すが、⁹⁾ $\theta \simeq \pi/2$ における σ_n は、 P_{iz} が小さいため、 $P_{rn} \sim P_{iz}$ となり得るから、1より小さい場合が多い。⁹⁾ また、セル面は裏面より平均的になめらかであるから、セル面の σ_t, σ_n [AC (Solar)] は、裏面の σ_t, σ_n [AC (Back)] より幾分小さいことが推測される。

従って、第0近似的に、セル面の σ_n 以外はすべて1と推定し、 σ_n (Solar) は $C_{n1} = 1, \theta_n = \pi/6$ と推定する。⁹⁾ C_{n2} は $0 \lesssim C_{n2} \lesssim 1$ の範囲で合理的に推測する必要があるが、サファイアとガラス面の実験結果⁹⁾ を考察して、 $C_{n2} = 0.5$ と推定する。

5. BS プルームトルク

North ΔV スラスト噴射 (図1) に対する BS プルームトルク (Q_X, Q_Y, Q_Z) は、 $\mathbf{Q} = (Q_\eta, Q_x, Q_z)$ を用いて求められる。ここに、 Q_X は X (ロール) 軸まわりのロールトルク、 Q_Y は Y (ピッチ) 軸まわりのピッチトルク、 Q_Z は Z (ヨー) 軸まわりのヨートルクである。スラスト I, II を結ぶ η 方向と +Yaw, -Yaw スラストを結ぶ X 方向は一致する。パドル回転軸 x と Y 軸は近似的に一致するから (x 軸と Y 軸のなす角は 3° 程度)、 ζ 方向と Z 方向も近似的に一致する。パドル回転角の基準点 ($\varphi = 0$) を Local Noon に設定すると、North ΔV 噴射の場合、パドルは図4の φ と反対方向に回転する ($0 \leq \varphi \leq 2\pi$) (図1)。 $0 \leq \varphi \leq \pi/2$ に対して、 $\mathbf{Q} = (Q_\eta, Q_x, Q_z)$ が求められていること、及びスラストの CG に関する対称性を考慮すれば、

+Yaw, -Yaw スラストによる各プルームトルク $(Q_X^+, Q_Y^+, Q_Z^+), (Q_X^-, Q_Y^-, Q_Z^-)$ は次のよう

に求められる。なお、スラスト I, II によるプルームトルクは super. I, II で区別し、運動量適応係数を AC と書く。

$$(a) \quad 0 \leq \varphi \leq \pi/2$$

$$Q_X^+(\varphi) = Q_\eta^{\text{II}}(\varphi), \quad (79)$$

$$Q_Y^+(\varphi) = -Q_x^{\text{II}}(\varphi), \quad (80)$$

$$Q_Z^+(\varphi) = -Q_z^{\text{II}}(\varphi), \quad (81)$$

$$AC = AC(\text{Solar}). \quad (82)$$

$$Q_X^-(\varphi) = Q_\eta^{\text{I}}(\varphi), \quad (83)$$

$$Q_Y^-(\varphi) = -Q_x^{\text{I}}(\varphi), \quad (84)$$

$$Q_Z^-(\varphi) = -Q_z^{\text{I}}(\varphi), \quad (85)$$

$$AC = AC(\text{Solar}), \quad 0 \leq \varphi \leq \varphi_I, \\ = AC(\text{Back}), \quad \varphi_I \leq \varphi \leq \pi/2. \quad (86)$$

$$(b) \quad \pi/2 \leq \varphi \leq \pi, \quad \varphi' = \pi - \varphi$$

$$Q_X^+(\varphi) = Q_\eta^{\text{I}}(\varphi'), \quad (87)$$

$$Q_Y^+(\varphi) = Q_x^{\text{I}}(\varphi'), \quad (88)$$

$$Q_Z^+(\varphi) = Q_z^{\text{I}}(\varphi'), \quad (89)$$

$$AC = AC(\text{Back}), \quad 0 \leq \varphi' \leq \varphi_I, \\ = AC(\text{Solar}), \quad \varphi_I \leq \varphi' \leq \pi/2. \quad (90)$$

$$Q_X^-(\varphi) = Q_\eta^{\text{II}}(\varphi'), \quad (91)$$

$$Q_Y^-(\varphi) = Q_x^{\text{II}}(\varphi'), \quad (92)$$

$$Q_Z^-(\varphi) = Q_z^{\text{II}}(\varphi'), \quad (93)$$

$$AC = AC(\text{Back}). \quad (94)$$

$$(c) \quad \pi \leq \varphi \leq 2\pi, \quad \varphi' = 2\pi - \varphi$$

$$Q_X^+(\varphi) = Q_X^-(\varphi'), \quad (95)$$

$$Q_Y^+(\varphi) = -Q_Y^-(\varphi'), \quad (96)$$

$$Q_Z^+(\varphi) = -Q_Z^-(\varphi'), \quad (97)$$

$$Q_X^-(\varphi) = Q_X^+(\varphi'), \quad (98)$$

$$Q_Y^-(\varphi) = -Q_Y^+(\varphi'), \quad (99)$$

$$Q_Z^-(\varphi) = -Q_Z^+(\varphi'). \quad (100)$$

+Yaw, -Yaw スラスト対による全プルームトルク (Q_X, Q_Y, Q_Z) は各スラストのプルームトルクの和で与えられる。

$$Q_X(\varphi) = Q_X^+(\varphi) + Q_X^-(\varphi), \quad (101)$$

$$Q_Y(\varphi) = Q_Y^+(\varphi) + Q_Y^-(\varphi), \quad (102)$$

$$Q_Z(\varphi) = Q_Z^+(\varphi) + Q_Z^-(\varphi). \quad (103)$$

6. PITS

プルームトルク計算のための電子計算機用ソフトウェアを開発し、PITS (Plume-Impingement Torque Simulation) と命名した。以下に示すパラメタ値 (数値は BS に対する入力値) を入力し、North ΔV 噴射に対する +Yaw, -Yaw スラスタの各プルームトルク (Q_X^+, Q_Y^+, Q_Z^+), (Q_X^-, Q_Y^-, Q_Z^-) をパドル回転角 φ ($0 \leq \varphi \leq 2\pi$) の関数としてシンプソンの数値積分法により計算し、全プルームトルク (Q_X, Q_Y, Q_Z) と共に出力する。

PITS は NAL の大型電子計算機に適した FORTRAN 語で書かれており、特に、2重積分法の部分は各計算機に適する型に変換する必要がある。なお、PITS を使用した結果を公表する場合は、PITS 使用の旨、明記することを条件とする。

(a) スラスタ入力パラメタ

- $r = 1.28,$
- $M_e = 5.1,$
- $P_0 = 19.0 \text{ (kgf/cm}^2\text{)},$
- $\alpha_e = 15.0 \text{ (degree)},$
- $\delta = 13.0 \text{ (degree)},$

$$\epsilon = 0.0 \text{ (degree)},$$

$$r^* = 0.0387 \text{ (cm)},$$

$$a = 28.6 \text{ (cm)},$$

$$b = 26.2 \text{ (cm)},$$

$$c = 0.0 \text{ (cm)},$$

$$e = 92.2 \text{ (cm)},$$

$$x_t = -32.4 \text{ (cm)}.$$

(b) パドル入力パラメタ

$$x_0 = 33.7 \text{ (cm)},$$

$$x_1 = 85.7 \text{ (cm)},$$

$$x_2 = 415.0 \text{ (cm)},$$

$$l = 73.9 \text{ (cm)},$$

$$d = 39.7 \text{ (cm)},$$

$$\sigma_t \text{ (Back)} = 1.0,$$

$$\sigma_t \text{ (Solar)} = 1.0,$$

$$\sigma_n \text{ (Back)} = 1.0,$$

$$\sigma_n \text{ (Solar)} = 1.0, \quad 0 \leq \theta \leq \pi/6, \\ = 0.5 + 0.5(\pi/2 - \theta)/(\pi/3), \\ \pi/6 \leq \theta \leq \pi/2.$$

IV. プルームトルクの結果と検討

PITSによる BS プルームトルク結果と BS プルームトルク・データ (表1) の比較を図8-10に示す。ここに、プルームトルクの単位は $N \cdot m$, パドル

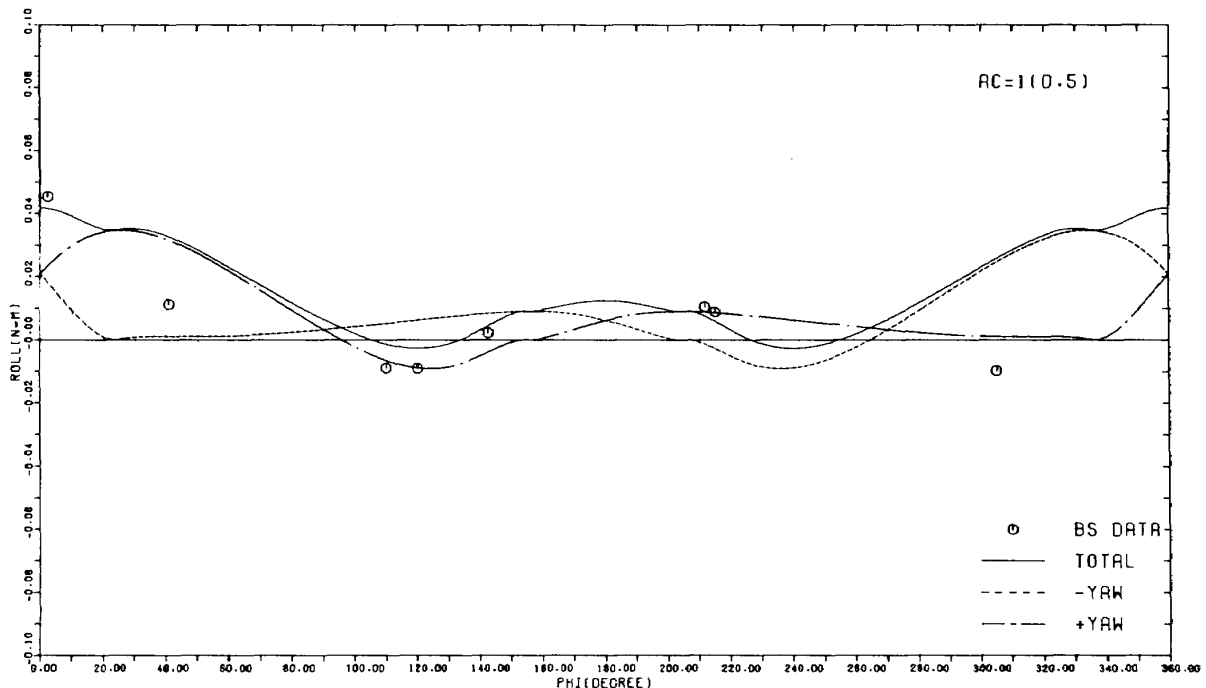


図8 ロールトルク

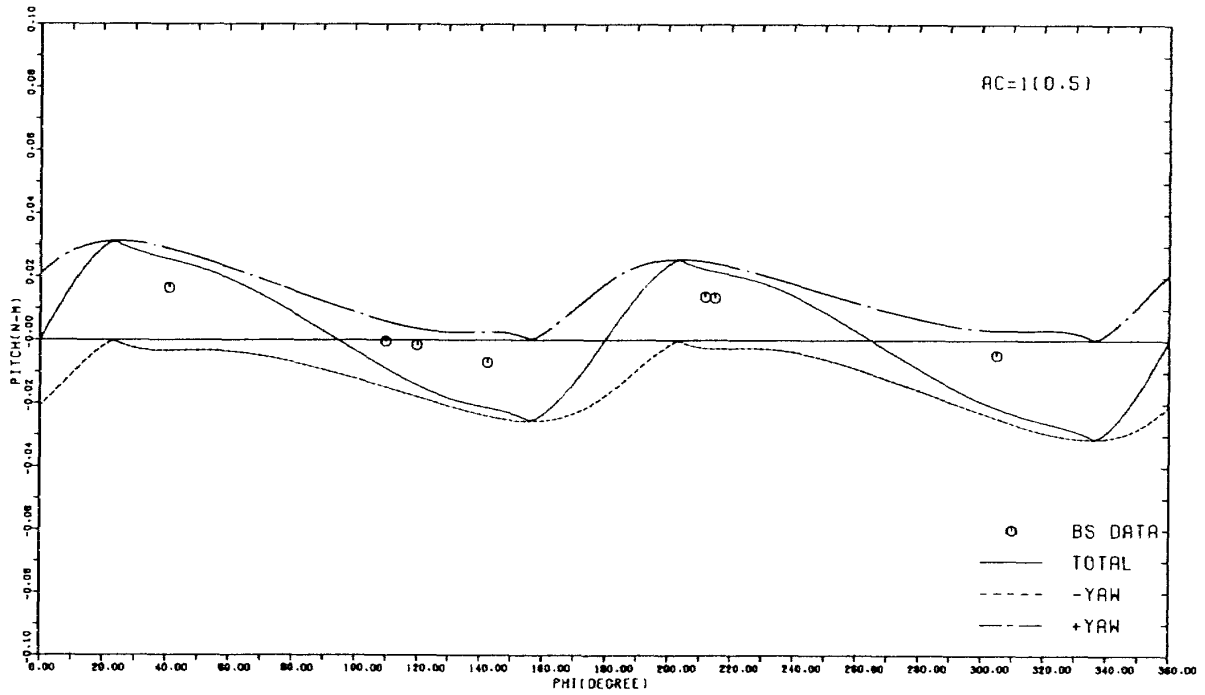


図9 ピッチトルク

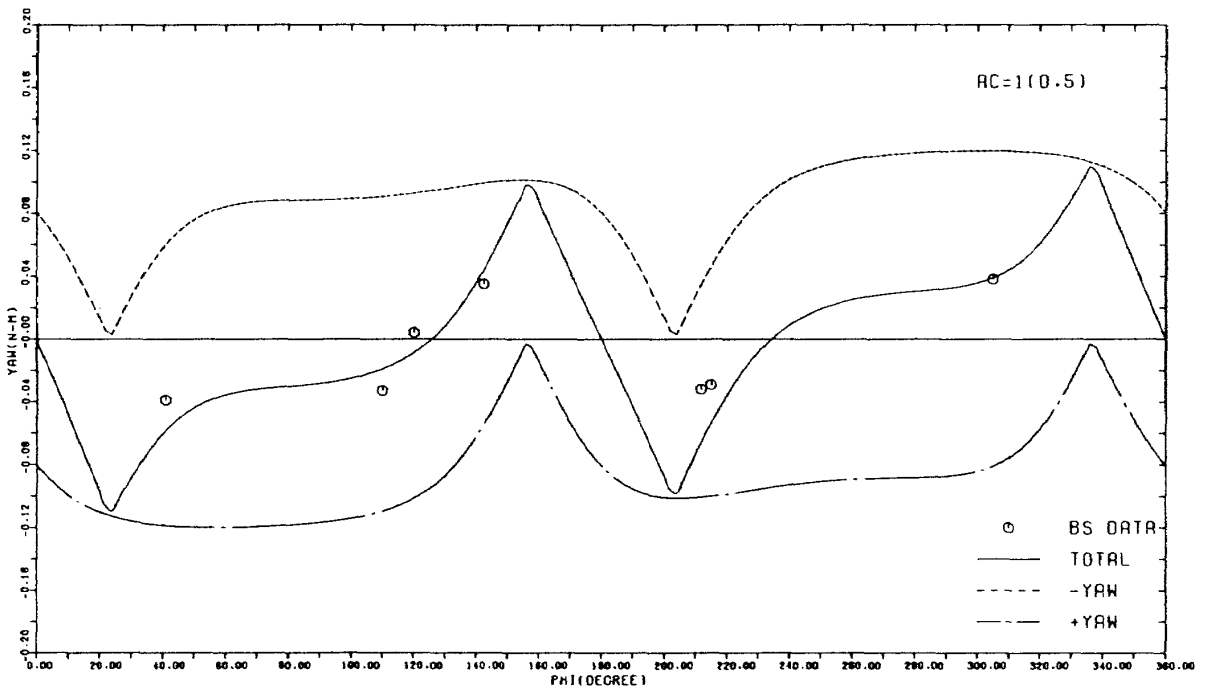


図10 ヨートルク

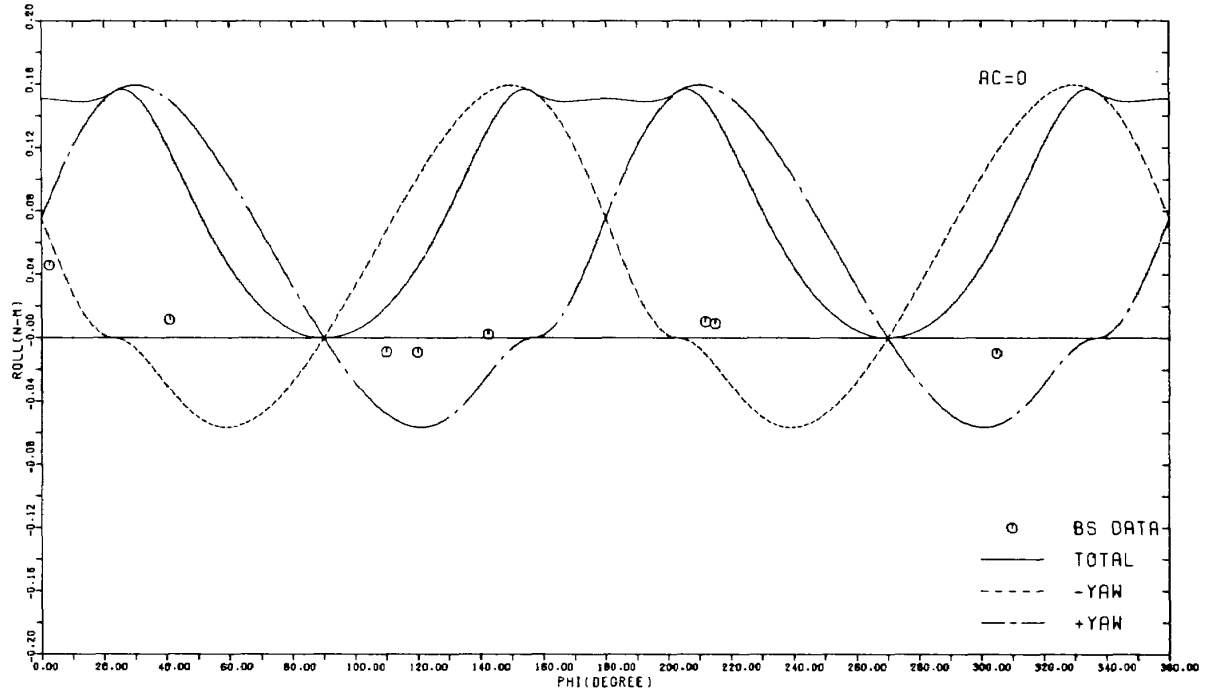


図11 ロールトルク (AC=0)

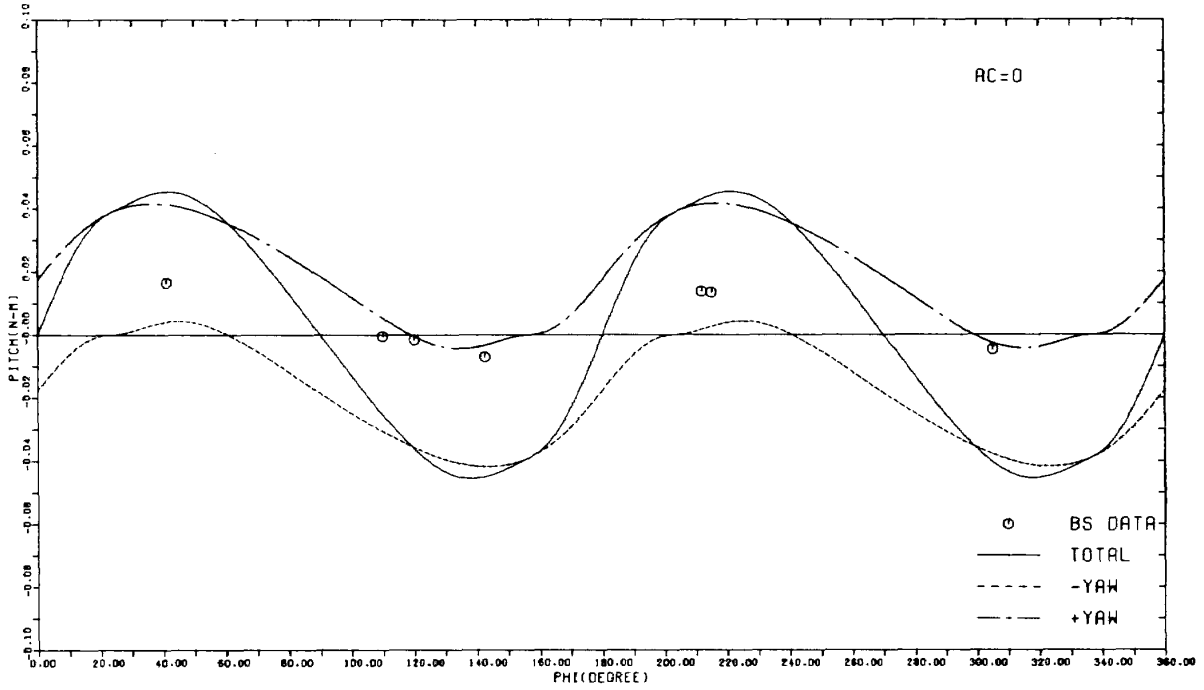


図12 ピッチトルク (AC=0)

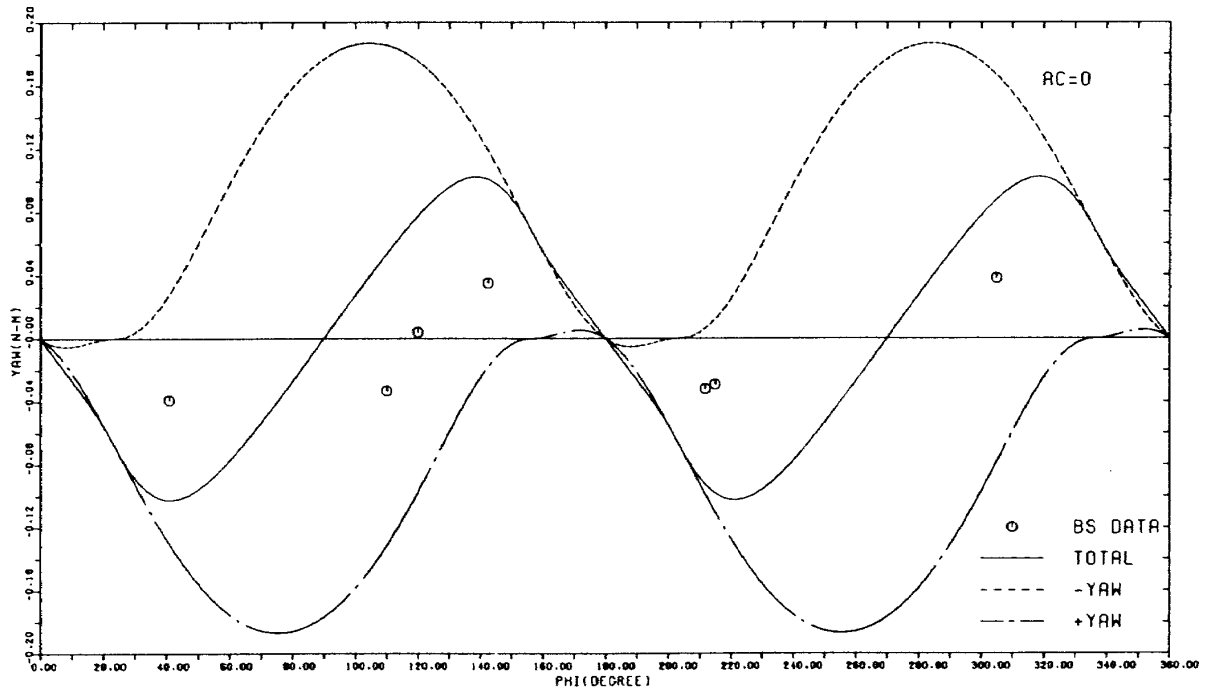


図13 ヨートルク (AC=0)

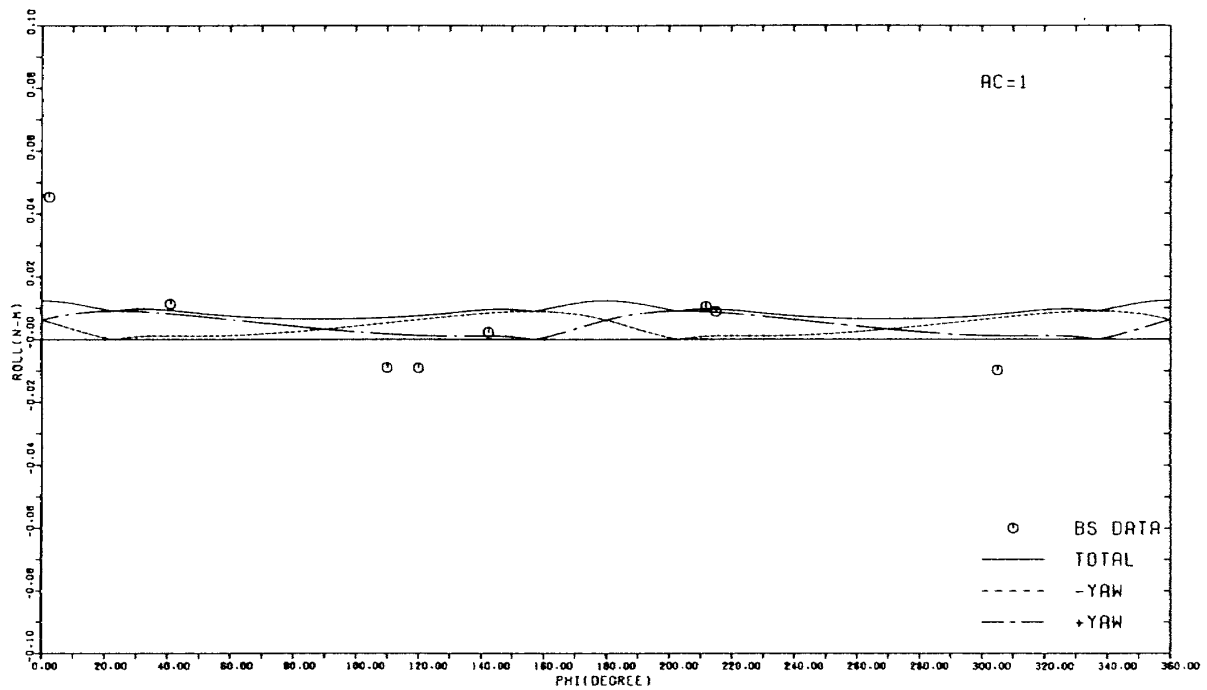


図14 ロールトルク (AC=1)

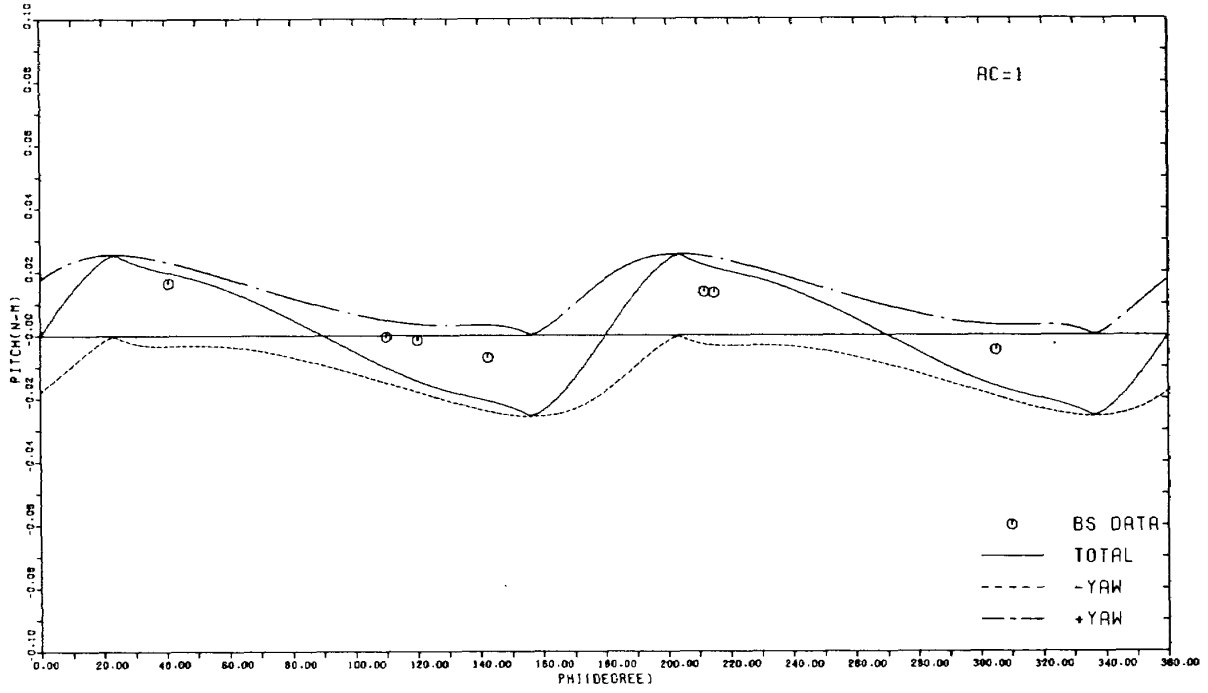


図15 ピッチトルク (AC=1)

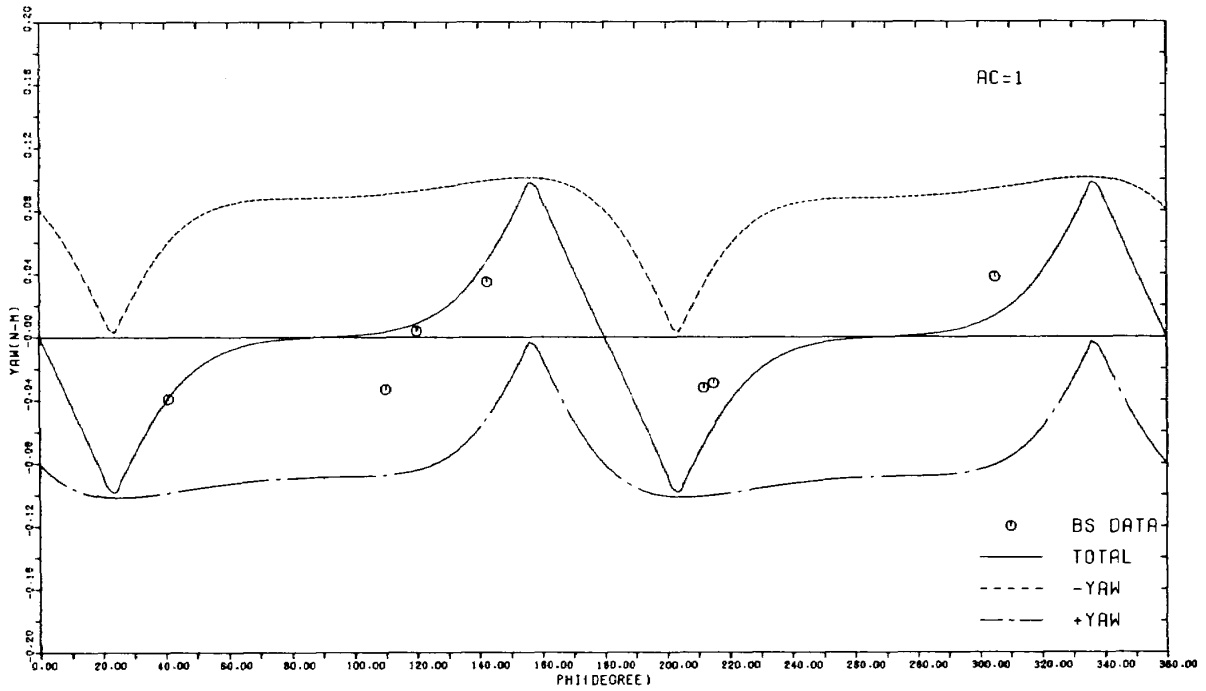


図16 ヨートルク (AC=1)

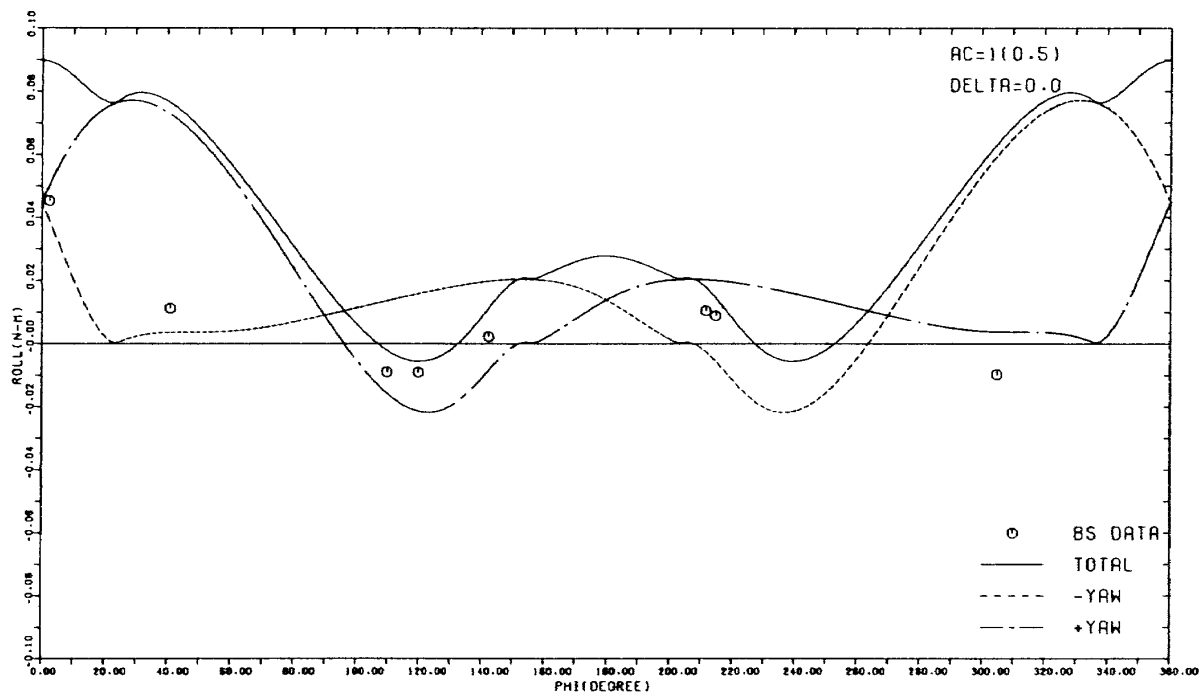


図17 ロールトルク ($\delta=0^\circ$)

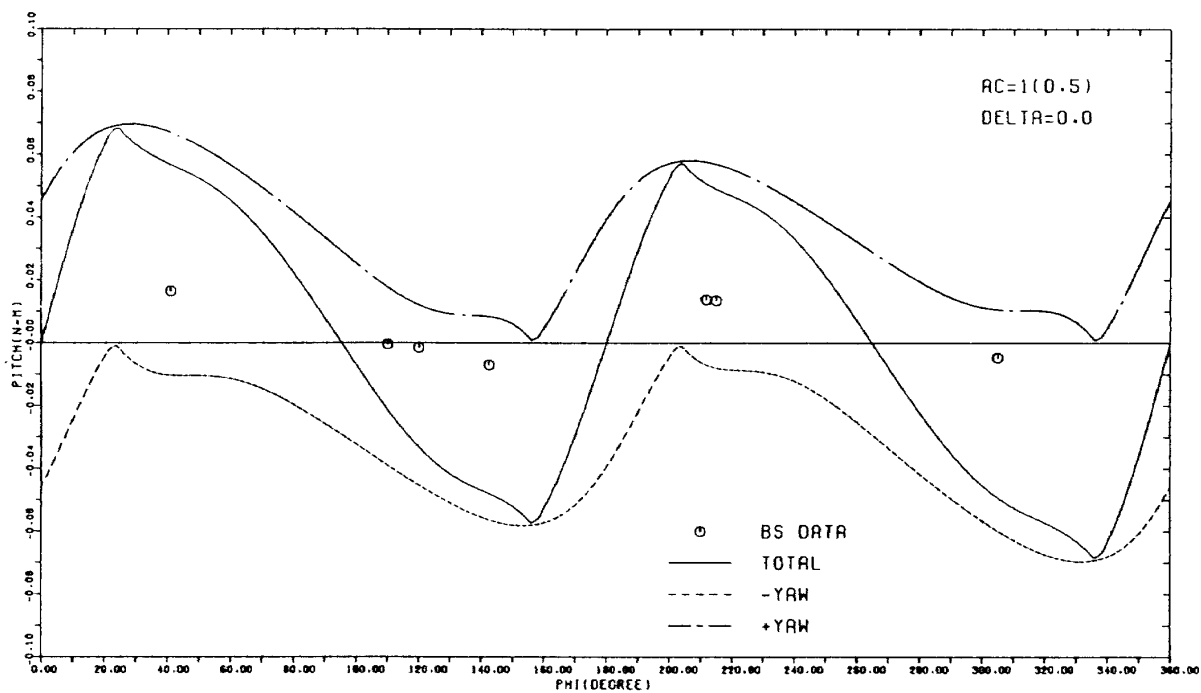
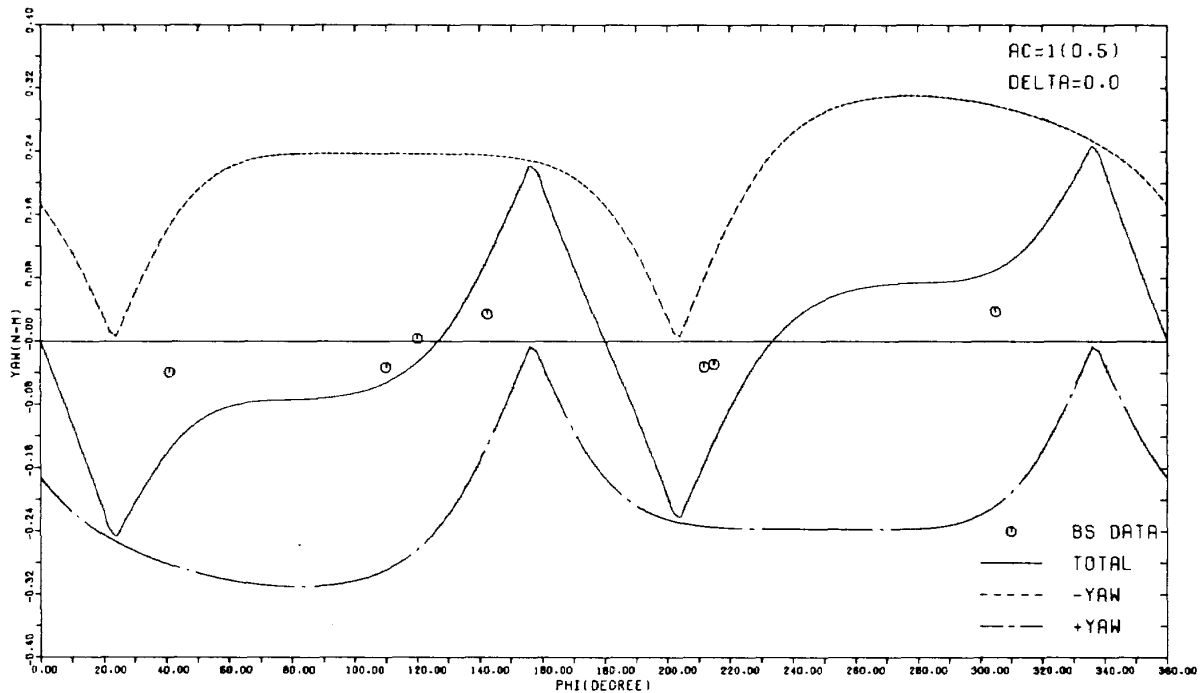


図18 ピッチトルク ($\delta=0^\circ$)

図19 ヨートルク ($\delta=0^\circ$)

回転角 φ (PHI) の単位は degree である。+Yaw, -Yaw スラスタによるプルームトルクを各+YAW, -YAW, 全プルームトルクをTOTALで示してある。なお、運動量適応係数 AC は、 $C_{n2} = 0.5$ 以外はすべて1であるから、 $AC = 1(0.5)$ と表記する。

ロールトルク Q_X (ROLL) を図8に示す。 Q_X は $\varphi = 0$ で最大値を示し、 $\varphi \approx \pi/4$, $7\pi/4$ 付近を除いてBSデータとほぼ一致する。 $\varphi \approx \pi/4$, $7\pi/4$ 近傍における Q_X はBSデータより大きい。この部分的不一致は、 AC 推定の不精確さ、BSプルームトルク・データの推定誤差等によるものと思われるが、現在のところ解明されていない。

ピッチトルク Q_Y (PITCH) を図9に示す。 $|Q_Y|$ はBSデータより幾分大きい。が、 Q_Y の φ への依存性における全体的傾向はBSデータと一致する。

ヨートルク Q_Z (YAW) を図10に示す。 Q_Z はBSデータと良好な一致を示す。なお、パドル表面と裏面の AC が等しい場合、 $\varphi = \pi/2$, $3\pi/2$ においてパドルの対称性から $Q_Z = 0$ となるが、BSデータは $0.04(N \cdot m)$ 程度の0でない値を示し、PITSによる Q_Z とほぼ一致する。

一般に、稀薄気体においては、 AC の影響が大きい¹⁰⁾、プルームトルクの AC への依存性をみるため

に、完全鏡面反射 $\sigma_t = \sigma_n = 0$ ($AC = 0$) と完全拡散反射 $\sigma_t = \sigma_n = 1$ ($AC = 1$) の場合を各図11-13, 図14-16に示す。プルームトルクの AC への依存性は大きく、ロールトルク Q_X において特に大きい(図11, 14)。 $\varphi \approx 0$ において、 $AC = 0$ ではBSデータの3倍程度、 $AC = 1$ ではBSデータの1/4程度の Q_X となる。ピッチトルク Q_Y (図12, 15) においても、ロールトルクと同様、 $AC = 0$ に対する $|Q_Y|$ は、 $AC = 1$ に対する $|Q_Y|$ より大きい。ヨートルク Q_Z (図13, 16) は、 φ の依存性において AC の影響を強く受けるが、最大値はあまり AC に依存しない。

なお、BSにおいては、プルームトルクを減少させるため、スラスタ逃げ角が $\delta = 13^\circ$ に設定されている。逃げ角 δ のプルームトルクへの影響をみるため、 $\delta = 0^\circ$ の場合を図17-19に示す。 δ の減少につれてプルームトルクは増大するが、 $\delta = 0^\circ$ において、ロール、ピッチ、ヨートルクは、共に2倍程度大きくなる。

V. 結 論

スラスタプルームが十分に稀薄で自由分子流近似が成立すると仮定し、プルーム密度分布に Boynton

のモデルを用い、プルーム気体とパドルとの運動量適応係数 AC を用いてプルームトルクの理論的推定方法を確立した。本理論モデルによるプルーム・インピンジメント・トルク・シミュレーション用ソフトウェア PITS を開発した。

BS の AC を推定し、PITS により BS のプルームトルクを求め BS プルームトルク・データと比較した。ロールトルクにおける部分的不一致はみられるが、ロール、ピッチ、ヨートルク共に、全体的に良好な一致を示す。従って、本理論モデルによってプルームトルクはほぼ推定できるから、PITS は今後開発される三軸姿勢制御衛星のプルームトルクの推定に有用であると思われる。

なお、プルームトルクは AC に大きく依存することが本研究で明らかになっているから、 AC の推定は注意深く行う必要がある。衛星の AC が未知の場合、 $AC = 0, 1$, 及び $1 (0.5)$ 等に対するプルームトルクを求め、衛星のプルームトルクの大きさ、パドル回転角への依存性等を合理的に推定することが必要となる。

VI. あとがき

本研究は NAL-NASDA 共同研究として行われたが、NASDA による BS プルームトルク・データの解析、NAL による PITS (Plume Impingement Torque Simulation 用ソフトウェア) の開発等、今後の三軸姿勢制御衛星の開発に対して有用な成果を得た。

おわりに、NAL-NASDA 共同研究者として有益な貢献をされた市川洋 (NASDA), 清水享 (NHK 技術本部), 下世古幸雄 (郵政省電波研究所), 金原晃 (NHK 総合技術研究所), 山内慎二 (NASDA), 並びに和田勇, 恩地瑛, 中村嘉宏 (NAL) 各氏に深く感謝したい。

付録 ノズル境界層 (BL) の影響を考慮したプルーム気体密度モデル

ノズル BL の影響を考慮した $f(\theta)$ のモデルとして Simons のモデル⁸⁾ がある。(2)式における $f(\theta)$ をノズル中心部に対する $f_C(\theta)$ とノズル BL に対する $f_{BL}(\theta)$ に分離し、次式で与える。

$$\begin{aligned} f(\theta) &= f_C(\theta) = \cos^{2/(r-1)}(\pi\theta/2\theta_\infty), \\ & \quad 0 \leq \theta \leq \theta_0, \\ &= f_{BL}(\theta) = f_C(\theta_0)e^{-\kappa(\theta-\theta_0)}, \\ & \quad \theta_0 < \theta < \pi. \end{aligned} \quad (\text{A.1})$$

定数 $\theta_0 (< \theta_\infty)$ 及び $\kappa (> 0)$ はノズル出口条件で決定され⁸⁾ 次式で与えられる。

$$\cos^{2/(r-1)}(\pi\theta_0/2\theta_\infty) = (2\delta_e/\tau_e)^{2/(r+1)} \quad (\text{A.2})$$

$$\kappa = A\beta(2\bar{U}_l/U_l)(\tau_e/2\delta_e)^{1/\beta^2} \quad (\text{A.3})$$

ここに、 τ_e はノズル出口半径、 δ_e はノズル出口における BL の厚さ、 \bar{U}_l は BL の平均限界速度である。なお、(A.3)式は $\kappa \gg 1$, $\sin\theta_0 \sim O(1)$ の場合に有効である。⁸⁾ $\theta_0 \sim \theta_\infty$ であるから、 θ_0 は (A.2) 式の左辺を展開して次式で与えられる。

$$\theta_0 \approx \theta_\infty \left[1 - (2/\pi)(2\delta_e/\tau_e)^{1/\beta^2} \right]. \quad (\text{A.4})$$

(A.2)–(A.4) 式を用いる場合、 δ_e 及び \bar{U}_l/U_l の値を知る必要があるが、 δ_e は平板境界層の値³⁾で、 \bar{U}_l/U_l は $0.5 < \bar{U}_l/U_l < 1$ の値をとるので、⁸⁾ $\bar{U}_l/U_l \sim 0.75^{3,8)}$ で近似する。

(A.1) 式は $f_C(\theta_0) = f_{BL}(\theta_0)$ を満たすが、 $\theta = \theta_0$ における勾配 $f'_C(\theta_0)$ と $f'_{BL}(\theta_0)$ は (A.3) 式で与えられる κ に対して等しくない。勾配が等しい条件、 $f'_C(\theta_0) = f'_{BL}(\theta_0)$, から κ を決定すると次式を得る。¹¹⁾

$$\kappa = \left[\pi/(r-1)\theta_\infty \right] \tan(\pi\theta_0/2\theta_\infty). \quad (\text{A.5})$$

BL の影響を考慮したモデル (A.1)–(A.5) を用いてプルームトルクの予備的計算を行なったが、Boyn-ton のモデル(3)によるプルームトルクとの相違は数%以内であった。

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 (1978-OCT) pp.27-29.
- 2) S. Shimizu, K. Kato, K. Arai, A. Yamamoto, S. Yamanouchi, M. Sato, and M. Suenaga；BSE on Orbit Performance, IAF '80 Tokyo, Paper No. D-5 (1980).
- 3) J. E. Genovese；Rapid Estimation of Hydrazine Exhaust Plume Interaction, AIAA Paper No. 78-1091 (1978).
- 4) 古浦勝久，津田尚一，恩地瑛，中村嘉宏，和田勇(NAL)；荒井功恵，梶川實，山内慎二，市川洋(NASDA)；実験用中型放送衛星(BS)における太陽電池板へのスラストプルーム・インピンジメントによる擾乱トルクの研究，NAL-NASDA 共同研究成果報告書(1981).
- 5) K. Koura；Transient Hypersonic Leading-Edge Flow, Proc. 10th ISTS Tokyo (1973) pp. 409-414；NAL TR-289 T (1972).
- 6) R. Cattolica, F. Robben, L. Talbot, and D. R. Willis；Translational Nonequilibrium in Free Jet Expansions, Phys. Fluids, Vol. 17 (1974) pp. 1793-1807.
- 7) F. P. Boynton；Highly Underexpanded Jet Structure: Exact and Approximate Calculations, AIAA J. Vol. 5 (1967) pp. 1703-1704.
- 8) G. A. Simons；Effect of Nozzle Boundary Layers on Rocket Exhaust Plumes, AIAA J. Vol. 10 (1972) pp. 1534-1535.
- 9) M. Seidl and E. Steinheil；Measurement on Momentum Accommodation Coefficients on Surfaces Characterized by Auger Spectroscopy, SIMS and LEED, in Rarefied Gas Dynamics (9th, 1974) pp. E. 9-1-E. 9-12.
- 10) K. Koura；Transient Couette Flow of Rarefied Binary Gas Mixtures, Phys. Fluids, Vol. 13 (1970) pp. 1457-1466.
- 11) K. Koura；(1979) (unpublished).

既 刊 報 告

- TR-660 慣性航法用冗長センサ系について
Study on Strapdown Inertial Navigation
Redundant Sensor System 1981年 2月 新宮博公
- TR-321T 空冷軸流タービンの空力設計及びその全体性能
An Aerodynamic Design and the Overall Stage
Performance of an Air-Cooled Axial-Flow
Turbine 1981年 1月 山本孝正, 高原北雄
能瀬弘幸, 井上重雄
臼井 弘, 三村富嗣雄
- TR-661T A Study on Numerical Method for Evaluating
Spanwise Integral in Subsonic Lifting-Surface
Theory March 1981 Teruo ICHIKAWA
- TR-662 液体酸素・液体水素小型高膨脹燃焼器の実験(1)
Experimental Performance of a Small Lox/H₂
Thrust Chamber with a High Area Ratio Nozzle
(1) 1981年 4月 宮島 博, 毛呂明夫
日下和夫, 中橋和博
黒田行郎, 熊谷達夫
木皿且人, 鎌田真登
佐藤政裕, 阿部 登
勝田秀明
- TR-663 炭素繊維複合材(CFRP)桁/リブ要素模型試験
Carbon Fibre Reinforced Plastics (CFRP)
Sper/Rib Element Model Test 1981年 4月 機体第一部・機体第二部
- TR-664 亜音速非定常揚力面理論に現われる核関数の漸近
展開
Asymptotic Expansion of the Kornel Function
in Subsonic Unsteady Lifting Surface Theory 1981年 4月 上田哲彦
- TR-665 遷音速翼型の風洞試験結果の翼幅方向の一様性に
ついて
On the Spanwise Uniformity of the Wind
Tunnel Test data of Transonic Airfoils 1981年 4月 伊藤 忠, 鈴木弘一
神谷信彦
- TR-666 ガスタービンの希薄一次燃焼領域模型における燃
焼・排気特性
Combustion and Emission Characteristics of
a Model Gas Turbine Combustor Burning
Lear Heterogeneous Mixtures 1981年 4月 林 茂, 山田秀志
- TR-667T New Estimation Method for Flutter or
Divergence Boundary from Random
Responses at Subcritical Speeds April. 1981 Yuji MATSUZAKI and
Yasukatsu ANDO
- TR-668 5孔アロー型円錐型ピトー管による流れの特性計
算法
On the Flow Measurement and Velocity
Vector Analysis Using Five-Holes Pitot Tubes 1981年 4月 西村英明
- TR-669 矩形翼翼端小翼の横力低速風洞実験
Wind-Tunnel Investigation for the Side-Force of
Rectangular Winglets on the Tip of a
Rectangular Wing 1981年 5月 瀧沢直人, 川幡長勝
岡田典秋, 岩崎昭人

航空宇宙技術研究所報告670号

昭和56年5月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊦182
印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山5-6-17
