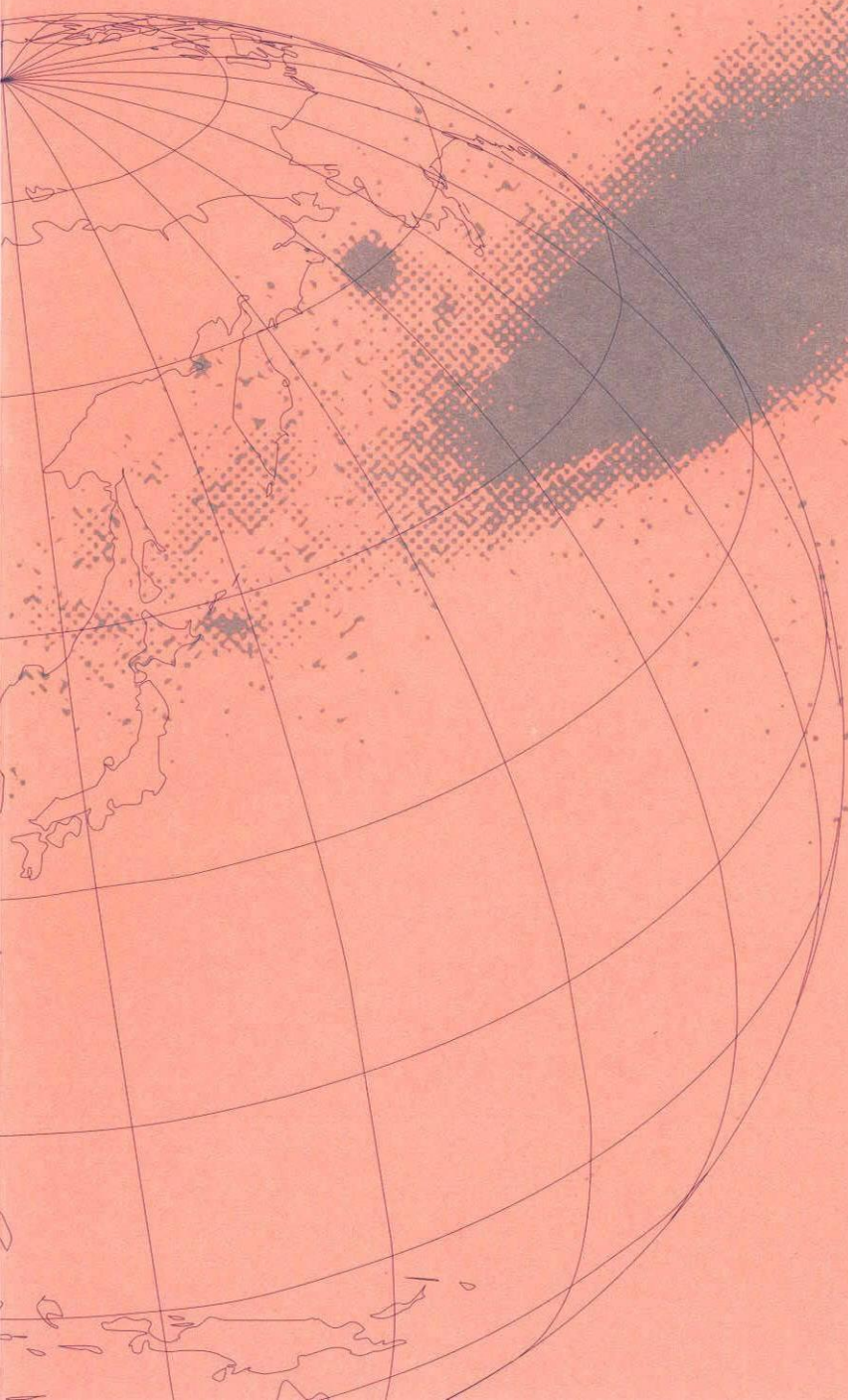


宇宙航空研究開発機構研究開発資料

ジンバル軸駆動トルクを考慮した CMGによる高速マヌーバ解析



2004年3月

宇宙航空研究開発機構

宇宙航空研究開発機構研究開発資料
JAXA Research and Development Memorandum

ジンバル軸駆動トルクを考慮したCMGによる
高速マヌーバ解析

Maneuver Simulation of a Spacecraft Considering CMG
Gimbal Axis Torques

川井 洋志

Hiroshi KAWAI

総合技術研究本部 システム誘導技術グループ

Spacecraft Guidance, Control and Dynamics Engineering Group
Institute of Space Technology and Aeronautics

2004年3月

March 2004

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

和 文 抄 録	<p>従来の CMG を使った宇宙機の運動解析では、CMG ジンバル軸の角速度を入力としている。その際には、ジンバル軸駆動トルクは CMG から発生できるトルクに比べて小さいため、無視する仮定をおいている。それに対して、本資料ではより実際に近い形での解析を行うため、ジンバル軸駆動トルクを入力とする解析の定式化を行った。</p> <p>さらに、JERS-1 のパラメータを利用して簡易解析を行い、ジンバル軸駆動トルクの定量的な評価を行った。</p>
和文キーワード	CMG、高速マヌーバ

目次

1. はじめに.....	1
2. ダイナミクス	1
2.1 詳細モデル	1
2.2 解析モデル	4
2.3 ジンバル軸角速度導出モデル	4
3. CMGのパラメータ	5
4. ジンバル軸角速度導出	5
5. 衛星への入力トルクの計算	7
6. 解析の流れ図	8
7. 解析結果	8
8. まとめ	10
参考文献	11

1. はじめに

近年の地球観測衛星ではミッションの高度化が求められている。その1つとして挙げられている人工衛星を用いた災害監視ミッションは、緊急時にさいして任意の方向に素早く姿勢を変化させて観測を行う。

このようなミッションを実現するためには、“高速姿勢マヌーバ技術”を確立することが重要である。宇宙機の姿勢制御アクチュエータとして、リアクション・ホイールやスラスターなどが使われている。それらのアクチュエータの1つとしてCMGが注目を集めている。CMGはジャイロ効果により大きなトルクを発生できるアクチュエータであり、従来はISSのような大規模宇宙構造物の姿勢制御に使用されてきた。そして、その大きなトルクを出せる特徴を生かして、高速マヌーバを行うための人工衛星用の小型CMGが欧米の衛星メーカーで開発されてきている。

CMGはジンバル軸周りのトルクを入力としてその角速度を制御する。CMGを使った宇宙機の運動解析では、ジンバル軸周りのトルクがCMG全体から発生できるトルクと比較して十分に小さいと仮定して、トルク入力の代わりに角速度入力の定式化を行っている[1]。そこで、本資料ではその仮定を検証することを目的とする。そのため、ジンバル軸周りの慣性モーメントを考慮したダイナミクスの定式化を行った。さらに、JERS-1のパラメータを利用して高速マヌーバの簡易解析を行い、ジンバル軸周りのトルクの定量的な評価を行った。

なお、CMGとしてはジンバル軸が1つのSG-CMGと2つあるDG-CMGの2種類がある。本資料ではより大きなトルクを発生させることが可能なSG-CMGを解析対象とした。

2. ダイナミクス

CMGはジンバル軸を駆動することで、トルクを発生させるアクチュエータである。宇宙機の3軸を制御するためには、少なくとも3つのCMGが必要である。さらに、CMGから発生するトルクがジンバル軸の角度によって変化するため、特異姿勢とよばれる状態が存在する。これは、CMG系から発生できるトルクが3次元から2次元に低下してしまい、宇宙機の制御に有効なトルクを発生できない状態である。衛星に搭載するCMGの数とそれらの配置によってCMG系が特異姿勢となる状態は異なる。

本稿では、図1に示すようにCMGを4つ使用してピラミッド構造にして衛星に搭載したと仮定する。

2. 1 詳細モデル

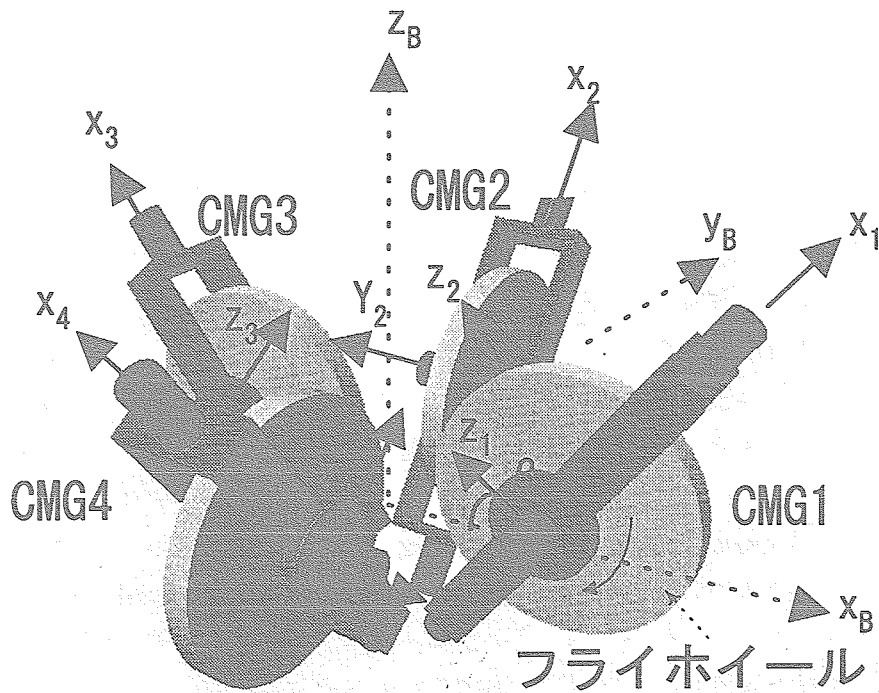


図 1 ピラミッド型 CMG

CMG 座標系は、 x 軸をジンバル軸、 y 軸をフライホイールの角運動量軸、 z 軸を右手系にとる。
CMG 座標系 1~4 と機体座標系の方向余弦行列は、

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{CMG1} = \begin{bmatrix} \sin \beta & 0 & \cos \beta \\ -\sin \theta_1 \cos \beta & \cos \theta_1 & \sin \theta_1 \sin \beta \\ -\cos \theta_1 \cos \beta & -\sin \theta_1 & \cos \theta_1 \sin \beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_B = C_1 \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_B \quad 2.1$$

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{CMG2} = \begin{bmatrix} 0 & \sin \beta & \cos \beta \\ -\cos \theta_2 & -\sin \theta_2 \cos \beta & \sin \theta_2 \sin \beta \\ \sin \theta_2 & -\cos \theta_2 \cos \beta & \cos \theta_2 \sin \beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_B = C_2 \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_B \quad 2.2$$

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{CMG3} = \begin{bmatrix} -\sin \beta & 0 & \cos \beta \\ \sin \theta_3 \cos \beta & -\cos \theta_3 & \sin \theta_3 \sin \beta \\ \cos \theta_3 \cos \beta & \sin \theta_3 & \cos \theta_3 \sin \beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_B = C_3 \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_B \quad 2.3$$

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{CMG4} = \begin{bmatrix} 0 & -\sin \beta & \cos \beta \\ \cos \theta_4 & \sin \theta_4 \cos \beta & \sin \theta_4 \sin \beta \\ -\sin \theta_4 & \cos \theta_4 \cos \beta & \cos \theta_4 \sin \beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_B = C_4 \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_B \quad 2.4$$

β は CMG 座標系の z 軸と、機体座標系での x y 平面の角度を表す一定値である。それぞれの方

向余弦行列を微分すると、

$$\dot{C}_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -\cos\theta_1 \cos\beta & -\sin\theta_1 & \cos\theta_1 \sin\beta \\ \sin\theta_1 \cos\beta & -\cos\theta_1 & -\sin\theta_1 \sin\beta \end{bmatrix} \dot{\theta}_1 \quad 2.5$$

$$\dot{C}_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \sin\theta_2 & -\cos\theta_2 \cos\beta & \cos\theta_2 \\ \cos\theta_2 & \sin\theta_2 \cos\beta & -\sin\theta_2 \sin\beta \end{bmatrix} \dot{\theta}_2 \quad 2.6$$

$$\dot{C}_3 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \cos\theta_3 \cos\beta & \sin\theta_3 & \cos\theta_3 \sin\beta \\ -\sin\theta_3 \cos\beta & \cos\theta_3 & -\sin\theta_3 \sin\beta \end{bmatrix} \dot{\theta}_3 \quad 2.7$$

$$\dot{C}_4 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -\sin\theta_4 & \cos\theta_4 \cos\beta & \cos\theta_4 \sin\beta \\ -\cos\theta_4 & -\sin\theta_4 \cos\beta & -\sin\theta_4 \sin\beta \end{bmatrix} \dot{\theta}_4 \quad 2.8$$

以下、人工衛星と CMG のダイナミクスを求める。

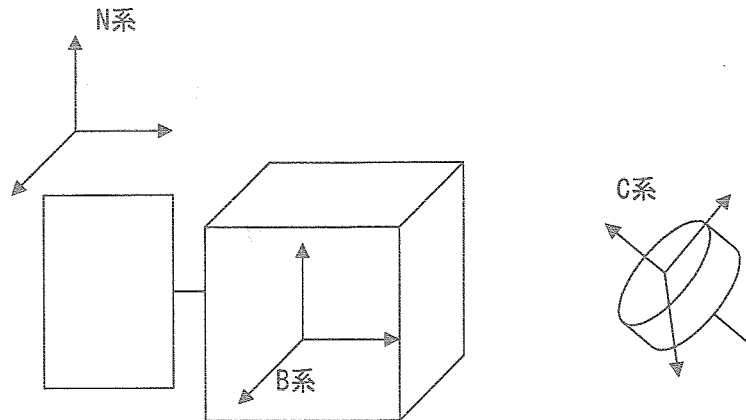


図 2 座標系の定義

$$I_B = \{b\}^T I_B \{b\} \quad 2.9$$

$$I_c = \{c\}^T I_c \{c\} = \{b\} C^T I_c C \{b\} \quad 2.10$$

$$\omega_{B/C} = \{b\} C^T \omega^C = \{c\}^B \omega^C \quad 2.11$$

$$\omega_{N/B} = \{b\} \omega_{N/B} \quad 2.12$$

B系で表したシステム全体の角運動量 $H_{N/D}$ は、

$$H_{N/D} = I_B \omega_{N/B} + \sum_{i=1}^4 C_i^T I_C C_i (\omega_{N/B} + C_i^T \omega_{iB/C}) \quad 2.13$$

角運動量保存則より、

$$\left\{ \frac{dH_{N/D}}{dt} \right\}_N = \left\{ \frac{dH_{N/D}}{dt} \right\}_B + \omega_{N/B} \times H_{N/D} = 0 \quad 2.14$$

式 2.14 の第 1 項は、

$$\left\{ \frac{dH_{N/D}}{dt} \right\}_B = I_B \dot{\omega}_{N/B} + \sum_{i=1}^4 \left\{ \dot{C}_i^T I_C C_i + C_i^T I_C \dot{C}_i \right\} \omega_{N/B} + C_i^T I_C C_i \dot{\omega}_{N/B} + \dot{C}_i^T I_C \omega_{iB/C} + C_i^T I_C \dot{\omega}_{iB/C} \quad 2.15$$

同様に 2.14 式の第 2 項は、

$$\omega_{N/B} \times H_{N/D} = \omega_{N/B} \times I_B \omega_{N/B} + \sum_{i=1}^4 \omega_{N/B} \times C_i^T I_C C_i (\omega_{N/B} + C_i^T \omega_{iB/C}) \quad 2.16$$

ダイナミクスを、2つに分けて考える。

$$(I_B + \sum_{i=1}^4 C_i^T I_C C_i) \dot{\omega}_{N/B} + \omega_{N/B} \times (I_B + \sum_{i=1}^4 C_i^T I_C C_i) \omega_{N/B} = u \quad 2.17$$

$$\sum_{i=1}^4 C_i^T I_C \dot{\omega}_{iB/C} + \sum_{i=1}^4 (\dot{C}_i^T I_C C_i + C_i^T I_C \dot{C}_i) \omega_{N/B} + \sum_{i=1}^4 \dot{C}_i^T I_C \omega_{iB/C} + \omega_{N/B} \times \sum_{i=1}^4 C_i^T I_C \omega_{iB/C} = -u \quad 2.18$$

2. 2 解析モデル

2.17 式において、CMG の慣性モーメント I_C が衛星構体 I_B よりも十分に小さいとみなす。つまり、

$$(I_B + \sum_{i=1}^4 C_i^T I_C C_i) \approx I_B \quad 2.19$$

その結果、

$$I_B \dot{\omega}_{N/B} + \omega_{N/B} \times I_B \omega_{N/B} = u \quad 2.20$$

2.18 式において $\omega_{iB/C}$ に比べて $\omega_{N/B}$ が小さいとするなら、第 2 項を 0 と見なすことができる。

$$\sum_{i=1}^4 C_i^T I_C \dot{\omega}_{iB/C} + \sum_{i=1}^4 \dot{C}_i^T I_C \omega_{iB/C} + \omega_{N/B} \times \sum_{i=1}^4 C_i^T I_C \omega_{iB/C} = -u \quad 2.21$$

2. 3 ジンバル軸角速度導出モデル

目標ジンバル軸角速度を導出するときは、CMG のジンバル軸周りのトルクが小さいと見なす [1]。つまり、2.21 式の第 1 項を 0 と考える。また、CMG 系から発生するトルクを u の代わりに

τ_{cmg} とする。その結果、

$$\sum_{i=1}^4 \dot{C}_i^T I_C \omega_{iB/C} + \omega_{N/B} \times \sum_{i=1}^4 C_i^T I_C \omega_{iB/C} = -\tau_{cmg} \quad 2.22$$

3. CMGのパラメータ

Honeywell 製 M-50 型 CMG のパラメータを表 1 に示す

表 1 CMG の特性値

X 軸（ジンバル軸）周りの慣性モーメント I_{cx}	0.19[kgm ²]
Y 軸（フライホイール軸）周りの慣性モーメント I_{cy}	0.11[kgm ²]
Z 軸周りの慣性モーメント	不明
X 軸周りの最大角速度	1.0[rad/s]
X 軸周りの最大角加速度	3.0[rad/s ²]
Y 軸周りの角速度(一定値) ω_{cmg}	200 π [rad/s]
Z 軸周りの角速度、角加速度	0[rad/s], 0[rad/s ²]

4. ジンバル軸角速度導出

式 2.22 に代入すると、第 1 項は、

$$\sum_{i=1}^4 \dot{C}_i^T I_C \omega_{iB/C} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -\cos\theta_1 \cos\beta & -\sin\theta_1 & \cos\theta_1 \sin\beta \\ \sin\theta_1 \cos\beta & -\cos\theta_1 & -\sin\theta_1 \sin\beta \end{bmatrix}^T \dot{\theta}_1 \begin{bmatrix} I_{Cx} \dot{\theta}_1 \\ I_{Cy} \omega_{cmg} \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$+ \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \sin\theta_2 & -\cos\theta_2 \cos\beta & \cos\theta_2 \sin\beta \\ \cos\theta_2 & \sin\theta_2 \cos\beta & -\sin\theta_2 \sin\beta \end{bmatrix}^T \dot{\theta}_2 \begin{bmatrix} I_{Cx} \dot{\theta}_2 \\ I_{Cy} \omega_{cmg} \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$+ \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \cos\theta_3 \cos\beta & \sin\theta_3 & \cos\theta_3 \sin\beta \\ -\sin\theta_3 \cos\beta & \cos\theta_3 & -\sin\theta_3 \sin\beta \end{bmatrix}^T \dot{\theta}_3 \begin{bmatrix} I_{Cx} \dot{\theta}_3 \\ I_{Cy} \omega_{cmg} \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$+ \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -\sin\theta_4 & \cos\theta_4 \cos\beta & \cos\theta_4 \sin\beta \\ -\cos\theta_4 & -\sin\theta_4 \cos\beta & -\sin\theta_4 \sin\beta \end{bmatrix}^T \dot{\theta}_4 \begin{bmatrix} I_{Cx} \dot{\theta}_4 \\ I_{Cy} \omega_{cmg} \\ 0 \end{bmatrix} \quad 4.1$$

$$= I_{Cy} \omega_{cmg} \begin{bmatrix} -\cos\theta_1 \cos\beta & \sin\theta_2 & \cos\theta_3 \cos\beta & -\sin\theta_4 \\ -\sin\theta_1 & -\cos\theta_2 \cos\beta & \sin\theta_3 & \cos\theta_4 \cos\beta \\ \cos\theta_1 \sin\beta & \cos\theta_2 \sin\beta & \cos\theta_3 \sin\beta & \cos\theta_4 \sin\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta}_1 \\ \dot{\theta}_2 \\ \dot{\theta}_3 \\ \dot{\theta}_4 \end{bmatrix} \quad 4.2$$

第2項については、

$$\omega_{N/B} \times \sum_{i=1}^4 C_i^T I_C \omega_{I_B/C} = \omega_{N/B} \times \left\{ \begin{bmatrix} \sin\beta & 0 & \cos\beta \\ -\sin\theta_1 \cos\beta & \cos\theta_1 & \sin\theta_1 \sin\beta \\ -\cos\theta_1 \cos\beta & -\sin\theta_1 & \cos\theta_1 \sin\beta \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} I_{Cx} \dot{\theta}_1 \\ I_{Cy} \omega_{cmg} \\ 0 \end{bmatrix} \right. \\ \left. \begin{bmatrix} 0 & \sin\beta & \cos\beta \\ -\cos\theta_2 & -\sin\theta_2 \cos\beta & \sin\theta_2 \sin\beta \\ \sin\theta_2 & -\cos\theta_2 \cos\beta & \cos\theta_2 \sin\beta \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} I_{Cx} \dot{\theta}_2 \\ I_{Cy} \omega_{cmg} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\sin\beta & 0 & \cos\beta \\ \sin\theta_3 \cos\beta & -\cos\theta_3 & \sin\theta_3 \sin\beta \\ \cos\theta_3 \cos\beta & \sin\theta_3 & \cos\theta_3 \sin\beta \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} I_{Cx} \dot{\theta}_3 \\ I_{Cy} \omega_{cmg} \\ 0 \end{bmatrix} \right. \\ \left. + \begin{bmatrix} 0 & -\sin\beta & \cos\beta \\ \cos\theta_4 & \sin\theta_4 \cos\beta & \sin\theta_4 \sin\beta \\ -\sin\theta_4 & \cos\theta_4 \cos\beta & \cos\theta_4 \sin\beta \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} I_{Cx} \dot{\theta}_4 \\ I_{Cy} \omega_{cmg} \\ 0 \end{bmatrix} \right\} \quad 4.3$$

$$= \omega_{N/B} \times \left\{ \begin{bmatrix} \sin\beta & 0 & -\sin\beta & 0 \\ 0 & \sin\beta & 0 & -\sin\beta \\ \cos\beta & \cos\beta & \cos\beta & \cos\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{Cx} \dot{\theta}_1 \\ I_{Cx} \dot{\theta}_2 \\ I_{Cx} \dot{\theta}_3 \\ I_{Cx} \dot{\theta}_4 \end{bmatrix} \right. \\ \left. + \begin{bmatrix} -\sin\theta_1 \cos\beta - \cos\theta_2 + \sin\theta_3 \cos\beta + \cos\theta_4 \\ \cos\theta_1 - \sin\theta_2 \cos\beta - \cos\theta_3 + \sin\theta_4 \cos\beta \\ \sin\theta_1 \sin\beta + \sin\theta_2 \sin\beta + \sin\theta_3 \sin\beta + \sin\theta_4 \sin\beta \end{bmatrix} I_{Cy} \omega_{cmg} \right\} \quad 4.4$$

よって、2.22式は次式のように書き直すことができる。

$$A \begin{bmatrix} \dot{\theta}_1 \\ \dot{\theta}_2 \\ \dot{\theta}_3 \\ \dot{\theta}_4 \end{bmatrix} + \omega_{N/B} \times \begin{bmatrix} -\sin\theta_1 \cos\beta - \cos\theta_2 + \sin\theta_3 \cos\beta + \cos\theta_4 \\ \cos\theta_1 - \sin\theta_2 \cos\beta - \cos\theta_3 + \sin\theta_4 \cos\beta \\ \sin\theta_1 \sin\beta + \sin\theta_2 \sin\beta + \sin\theta_3 \sin\beta + \sin\theta_4 \sin\beta \end{bmatrix} I_{Cy} \omega_{cmg} = -\tau_{cmg} \quad 4.5$$

ただし、

$$\begin{aligned}
A = I_{C_y} \omega_{cmg} & \begin{bmatrix} -\cos\theta_1 \cos\beta & \sin\theta_2 & \cos\theta_3 \cos\beta & -\sin\theta_4 \\ -\sin\theta_1 & -\cos\theta_2 \cos\beta & \sin\theta_3 & \cos\theta_4 \cos\beta \\ \cos\theta_1 \sin\beta & \cos\theta_2 \sin\beta & \cos\theta_3 \sin\beta & \cos\theta_4 \sin\beta \end{bmatrix} \\
& + \tilde{\omega}_{N/B} I_{C_x} \begin{bmatrix} \sin\beta & 0 & -\sin\beta & 0 \\ 0 & \sin\beta & 0 & -\sin\beta \\ \cos\beta & \cos\beta & \cos\beta & \cos\beta \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{4.6}$$

5. 衛星への入力トルクの計算

式 2.21 を展開する。第 1 項は、

$$\begin{aligned}
\sum_{i=1}^4 C_i^T I_C \dot{\omega}_{iB/C} &= \begin{bmatrix} \sin\beta & 0 & \cos\beta \\ -\sin\theta_1 \cos\beta & \cos\theta_1 & \sin\theta_1 \sin\beta \\ -\cos\theta_1 \cos\beta & -\sin\theta_1 & \cos\theta_1 \sin\beta \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} I_{C_x} \ddot{\theta}_1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \\
&+ \begin{bmatrix} 0 & \sin\beta & \cos\beta \\ -\cos\theta_2 & -\sin\theta_2 \cos\beta & \sin\theta_2 \sin\beta \\ \sin\theta_2 & -\cos\theta_2 \cos\beta & \cos\theta_2 \sin\beta \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} I_{C_x} \ddot{\theta}_2 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\sin\beta & 0 & \cos\beta \\ \sin\theta_3 \cos\beta & -\cos\theta_3 & \sin\theta_3 \sin\beta \\ \cos\theta_3 \cos\beta & \sin\theta_3 & \cos\theta_3 \sin\beta \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} I_{C_x} \ddot{\theta}_3 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \\
&+ \begin{bmatrix} 0 & -\sin\beta & \cos\beta \\ \cos\theta_4 & \sin\theta_4 \cos\beta & \sin\theta_4 \sin\beta \\ -\sin\theta_4 & \cos\theta_4 \cos\beta & \cos\theta_4 \sin\beta \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} I_{C_x} \ddot{\theta}_4 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{5.1}$$

$$= I_{C_x} \begin{bmatrix} \sin\beta & 0 & -\sin\beta & 0 \\ 0 & \sin\beta & 0 & -\sin\beta \\ \cos\beta & \cos\beta & \cos\beta & \cos\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\theta}_1 \\ \ddot{\theta}_2 \\ \ddot{\theta}_3 \\ \ddot{\theta}_4 \end{bmatrix} \tag{5.2}$$

第 2 項と 3 項は式 4.5 と同様である。よって、

$$I_{C_x} \begin{bmatrix} \sin\beta & 0 & -\sin\beta & 0 \\ 0 & \sin\beta & 0 & -\sin\beta \\ \cos\beta & \cos\beta & \cos\beta & \cos\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\theta}_1 \\ \ddot{\theta}_2 \\ \ddot{\theta}_3 \\ \ddot{\theta}_4 \end{bmatrix} + A \begin{bmatrix} \dot{\theta}_1 \\ \dot{\theta}_2 \\ \dot{\theta}_3 \\ \dot{\theta}_4 \end{bmatrix}$$

$$+ \omega_{N/B} \times \begin{bmatrix} -\sin\theta_1 \cos\beta - \cos\theta_2 + \sin\theta_3 \cos\beta + \cos\theta_4 \\ \cos\theta_1 - \sin\theta_2 \cos\beta - \cos\theta_3 + \sin\theta_4 \cos\beta \\ \sin\theta_1 \sin\beta + \sin\theta_2 \sin\beta + \sin\theta_3 \sin\beta + \sin\theta_4 \sin\beta \end{bmatrix} I_{Cy} \omega_{cmg} = -u \quad 5.3$$

6. 解析の流れ図

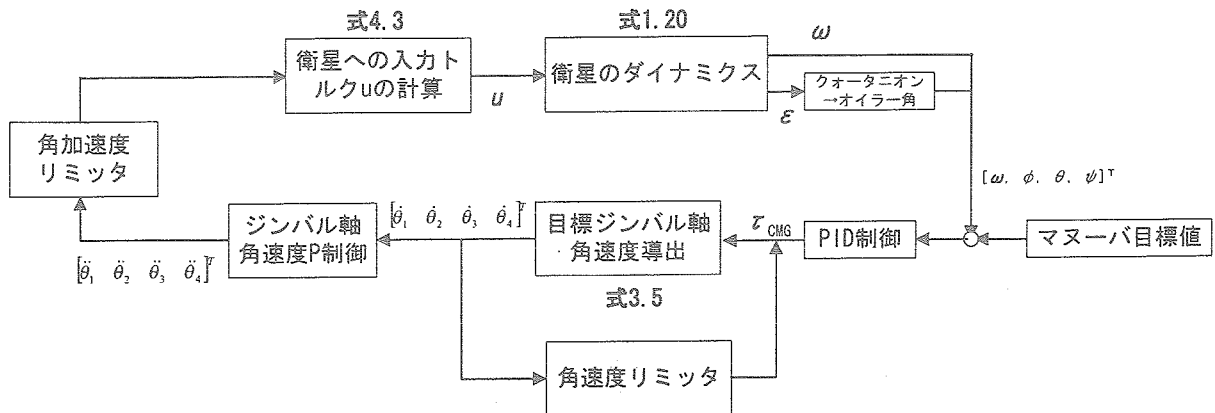


図3 フローチャート

トルクからジンバル軸角速度を導出するときは、式 4.5 の行列 A の疑似逆行列を利用する。

角速度リミッタは、 τ_{CMG} に対して表 1 に示した角速度の制限を越えてしまう場合、 τ_{CMG} のベクトルの方向は変えずにノルムを小さくして最適な目標ジンバル軸角速度を導出する。

角加速度リミッタは、表 1 に示した角加速度の制限を越えてしまう場合、入力角加速度の方向は変えずにノルムを許容範囲内まで小さくする。

7. 解析結果

JERS-1 のパラメータを利用して、ロール角で 50[deg] のマヌーバを想定する。

表 2 シミュレーションパラメータ

I_B	[kg m ²]	$\begin{bmatrix} 2168.6 & -282.6 & -33.4 \\ -282.6 & 3207.4 & 27.3 \\ -33.4 & 27.3 & 4670.5 \end{bmatrix}$
β	[deg]	54.7

結果を図 4~7 に示す。図 4 から 30[s]程度でマヌーバが収束していることが分かる。また、図 6 から、マヌーバ開始後 2[s]から 20[s]において、CMG の配置が特異姿勢に陥り有効なトルクを発

生できていない。図7に示しているジンバル軸駆動トルクは、最大でも1[Nm]程度である。

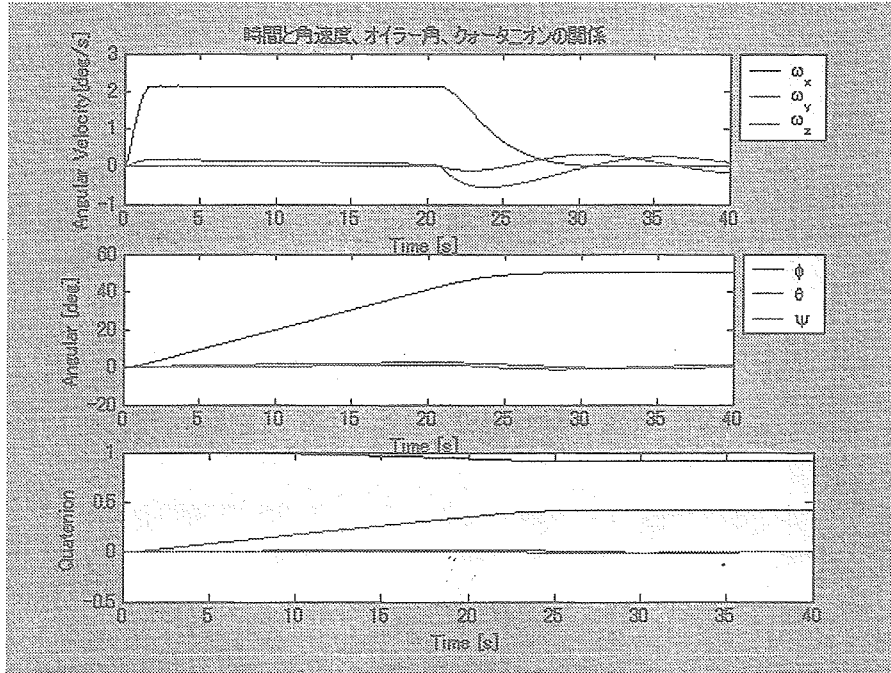


図4 人工衛星 (JERS-1) の状態量 (角速度、オイラー角、クォータニオン) と時間の関係

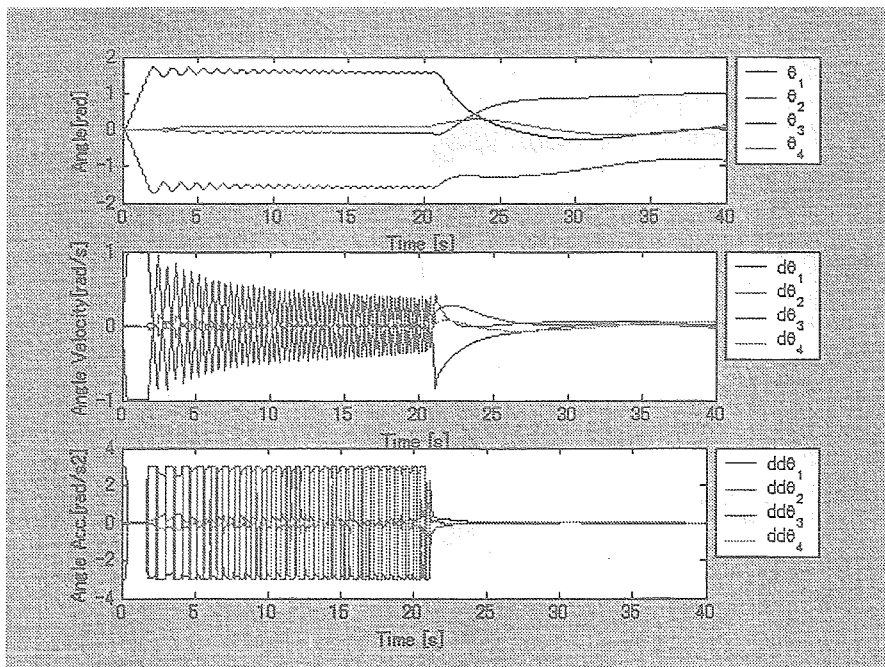


図5 ピラミッド型 CMG の状態量 (角度、角速度、角加速度) と時間の関係

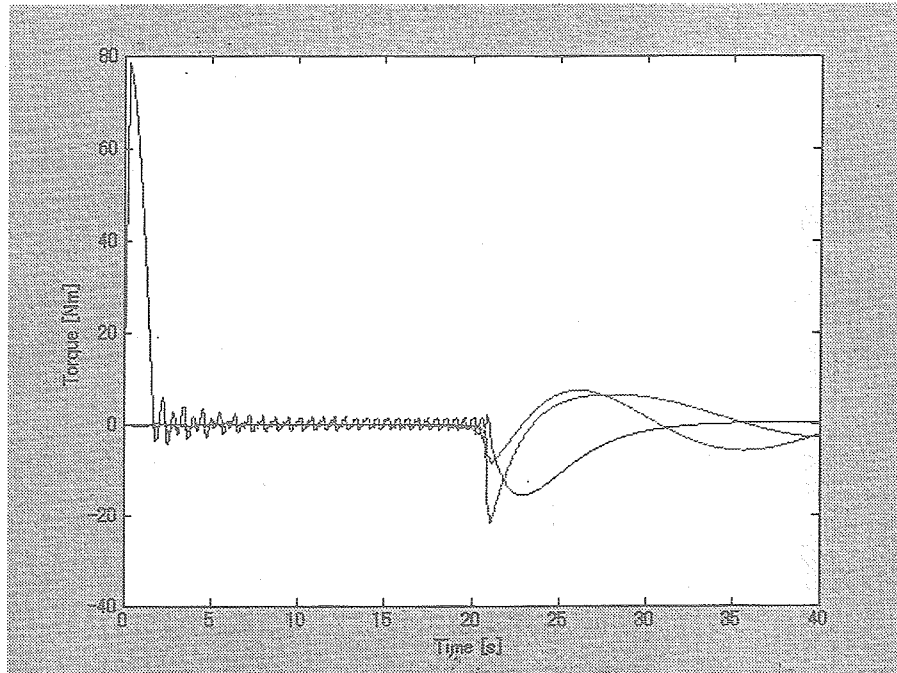


図 6 人工衛星への入力トルクと時間の関係

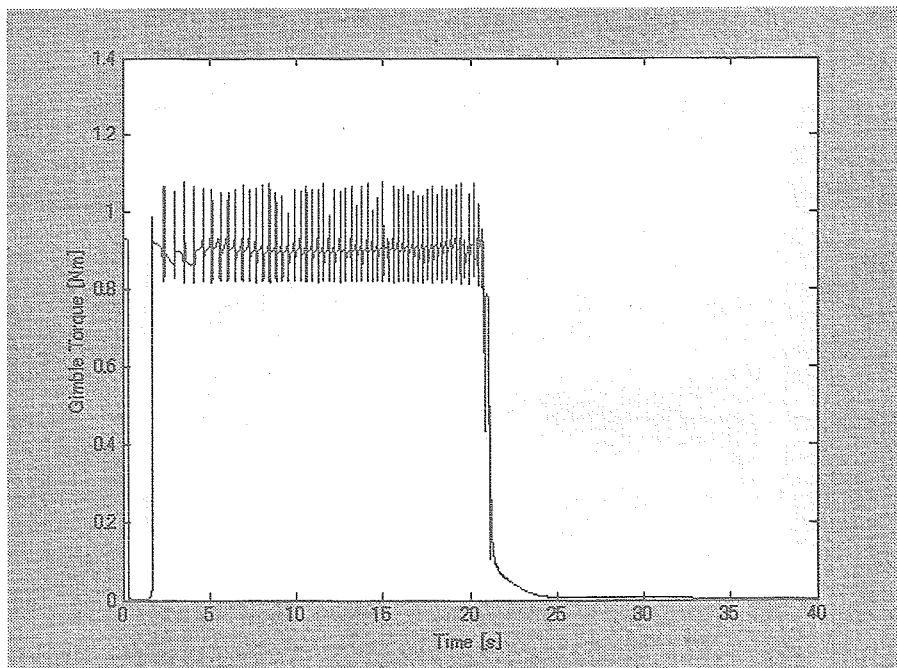


図 7 ジンバル軸駆動トルクのノルム

8. まとめ

本稿では、CMGのジンバル軸周りの慣性モーメントを考慮したダイナミクスの定式化を行い、JERS-1の慣性行列パラメータと組み合わせてマヌーバ解析を行った。その結果として、ジンバ

ル軸周りのトルクは CMG 系全体から発生できるトルクと比較して、十分に小さい事が分かった。しかしながら、光通信衛星のような高安定度な制御が要求される場合は、ジンバル軸周りのトルクが与える衛星への影響を考慮する必要があると思われる。

参考文献

- [1] Space Vehicle Dynamics and Control Bong Wie 7.5.2 節

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-03-015

発行日 2004年3月25日
編集・発行 独立行政法人宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1
TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所 株式会社 ビー・シー・シー・
東京都港区浜松町2-4-1

©2004 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

