

# 宇宙ロボット衛星における姿勢安定に関する考察

## An Attitude Stability for Space Robot Satellites

○清水大晃, 吉田和哉

○Motoaki Shimizu, Kazuya Yoshida

東北大学

Tohoku University

キーワード : フリーフライング宇宙ロボット (Free Flying Space Robot), 位相面図 (Attitude Phase Chart), 姿勢停止限界 (Attitude Motion Boundary), 最大角運動量 (Maximum Angular Momentum)

連絡先 : 〒980-77 仙台市青葉区荒巻字青葉東北大学工学部 機械航空工学科 吉田研究室  
清水大晃, Tel.: (022)217-6993, Fax.: (022)217-6991, E-mail: shimizu@space.mech.tohoku.ac.jp

### 1. はじめに

国際宇宙ステーション計画に代表されるように、今世紀末から21世紀にかけて、宇宙開発は大いなる飛躍をとげることが予想される。しかし、宇宙開発においては人命を危険にさらす可能性があり、宇宙における人的資源の省力化が求められている。このような背景のもと、宇宙開発計画の中においてロボット技術の役割に対する期待がますます高まりつつある。

宇宙開発でのロボット技術の応用の具体例として考えられているのが“フリーフライング宇宙ロボット”<sup>1)</sup>である。フリーフライング宇宙ロボットとは人工衛星にロボットマニピュレータを搭載したロボット衛星である。

その使用用途として、軌道上での故障衛星の回収、修理あるいは宇宙ステーションのような軌道上大規模構造物の建設、運用、メンテナンスなどが検討されている。

現段階では軌道上での作業はスペースシャトル

による船外活動が考えられるが、スペースシャトルでは運用コストが高く、船外活動では作業性が低く危険である。そこでフリーフライング宇宙ロボットを用いて、作業を地上からの遠隔操作で行うことで、運用コストを安くできるとともに人命を危険にさらすこともなくなる。

宇宙では地上とダイナミクスが違うことから軌道上マニピュレーション技術、ロボットの姿勢制御技術ランデブ・ドッキング (RVD) 技術、太陽電池パドルの振動制御技術などの技術課題が考えられる。

そこで、本研究ではフリーフライング宇宙ロボットの具体例として1997年打ち上げ予定の人工衛星ETS-VIIをとりあげ、上記の技術的課題のうち、軌道上マニピュレーション、ロボットの姿勢制御について実用的な制御方式を提案する。

### 2. ETS-VIIの概要

技術試験衛星VII型 (ETS-VII) とはフリーフ

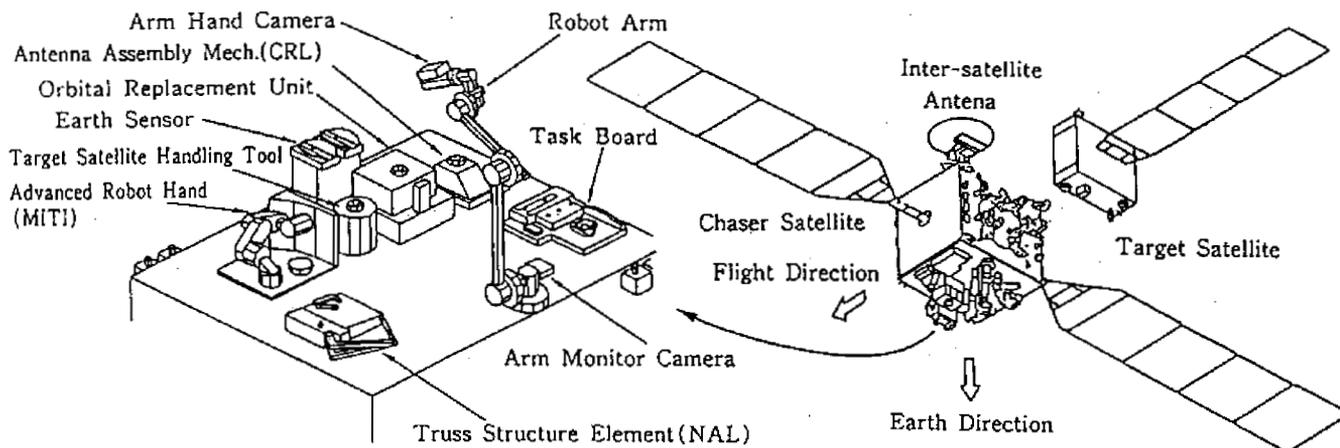


図. 1 ETS-VII の計画図

ライニング宇宙ロボットの実験衛星であり、平成9年度中の打ち上げを目指して、宇宙開発事業団(NASDA)によって開発が進められている。

ETS-VIIの概観を図1に示す。ETS-VIIは衛星本体に6自由度ロボットアーム、展開型太陽電池パドルおよび指向性アンテナを搭載している。太陽電池パドルや指向性アンテナにはそれぞれ指向精度要求があり、衛星本体の姿勢をロール、ピッチ、ヨー軸の3軸それぞれに制御しなくてはならない。しかし、ロボットアームの動作は、その反動として衛星本体に姿勢外乱を発生するので、マニピュレーションの際はアームと姿勢の協調制御が必要である。

### 3. シミュレーションモデル

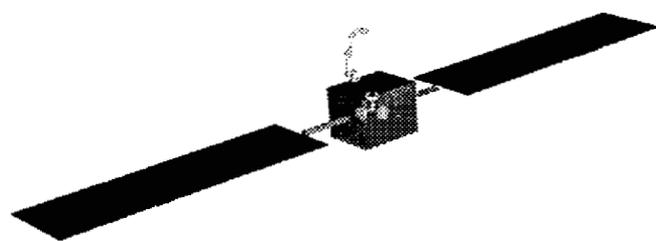


図. 2 ETS-VII のモデル図

フリーライニング宇宙ロボットの姿勢運動のダイナミクスを検討するためにシミュレーションを行う。

シミュレーションはMDI社が開発した機構系ダイナミクス解析ソフトADAMSを用いて行なった。ADAMSで作成したETS-VIIのモデルを図2に示す。

モデルは6自由度ロボットアーム、展開型太陽電池パドルおよび衛星本体から構成される。今回、指向性アンテナは省略した。

6自由度ロボットアームは剛体リンクから成り、手先にベイロードを仮定する。アームおよびベイロードのパラメータを表1に示す。太陽電池パドルはフレキシビリティを模擬するため、剛体を弾性ヒンジで結合してモデリングしている。衛星本体は3軸にリアクションホイールを配置したゼロモーメント方式を仮定する。リアクションホイールのパラメータを表2に示す。

### 4. 姿勢運動に関する考察

#### 4.1 位相面図

フリーライニング宇宙ロボットが軌道上で作業を行なう際、ロボットアームの動作反動により姿

Table 1 衛星本体とアームのパラメータ

	質量 [kg]	長さ [m]		
	$m$	$l_x$	$l_y$	$l_z$
<i>base</i>	2500	2.0	2.5	2.0
<i>link1</i>	15	0.30	0.15	0.15
<i>link2</i>	15	0.87	0.35	0.35
<i>link3</i>	15	0.63	0.35	0.35
<i>link4</i>	8	0.18	0.09	0.09
<i>link5</i>	8	0.18	0.09	0.09
<i>link6</i>	14	0.43	0.20	0.20
<i>Payload</i>	20	0.30	0.30	0.30

Table 2 リアクションホイールのパラメータ

R.W.	質量 [kg]	長さ [m]	最大トルク [Nm]
	$m$	$radius$	$\tau_{max}$
<i>Roll</i>	5.0	0.1	0.1
<i>Pitch</i>	5.0	0.1	0.1
<i>Yaw</i>	5.0	0.1	0.1

勢運動が変化する。しかし、通信アンテナや太陽電池パドルの指向精度要求により衛星本体の姿勢角と姿勢角速度を許容範囲内に収まるように制御しなくてはならない。そこでフリーフライング宇宙ロボットの運動を議論するために位相面図を用いることにする<sup>2)</sup>。位相面図とは図3に示すように横軸に衛星本体の姿勢角  $\Omega$ 、縦軸に衛星本体の姿勢角速度  $\omega$  をとったものである。この位相面図を用いると、姿勢運動をグラフィカルに表示できる。

位相面図の例を図3に示す。図中、AB間はアームの起動、BC間はアームの等速移動、CD間はアームの停止の反動によってそれぞれ生じる姿勢変動であり、またDE間はアームの停止後の衛星本体の姿勢誤差の収束過程を示している。(以下、本論文で扱う位相面図において、図中にてでくるA~Eの記号はここで説明したことと同様の意味を指し示すものとする。)

図はAB間でロボットアームを衛星本体の機体軸の負方向に起動している場合で、衛星本体は正方向に姿勢角がずれるとともに正の角速度も生じる。その後BC間でアームが等速運動している間に姿勢制御系の働きで衛星本体の姿勢角誤差と姿勢角速度誤差をある程度吸収する。CD間ではアームの停止により衛星本体には負方向の姿勢のずれを生じ、再び姿勢誤差が増加する。DE間ではアームは停止しており、姿勢制御系の働きのみが起きているので衛星本体の姿勢誤差は吸収される。また、ロボットアームを正方向に起動する場合は図3の位相面図は  $\omega$ ,  $\Omega$  の正負が反転した図となる。

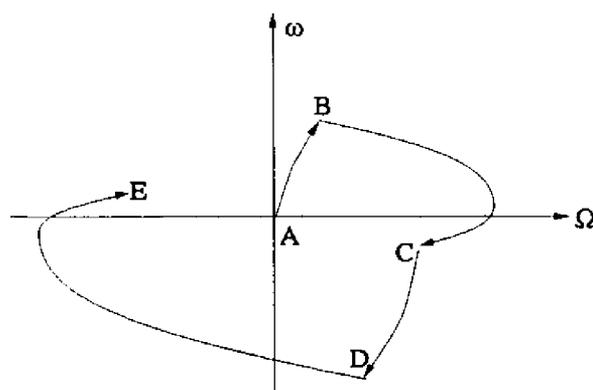


図. 3 位相面図

## 4.2 姿勢停止限界

ロボットアームを動作させる場合、衛星本体の姿勢誤差を許容範囲に抑えなくてはならない。そこで衛星本体の姿勢運動を許容範囲に停止できるかを判定する基準として“姿勢停止限界”なる概念を提案する。

姿勢停止限界とは、リアクションホイールが最大トルクで作用したとき、許容姿勢角の範囲内で姿勢を停止することができる  $\omega$  の範囲である。

次に姿勢停止限界を規定する曲線の導出を示す。導出にあたり以下の条件を考える。

- (i) 衛星本体の姿勢角速度が  $\omega > 0$  の時、衛星本体を停止させるためには(図3のDE間に

相当)リアクションホイールは負方向のトルクを発生する。この際、衛星本体の姿勢角誤差は正の最大姿勢角  $\Omega_{max}$  を越えてはならない。

- (ii) 衛星本体の姿勢角速度が  $\omega < 0$  の時、衛星本体を停止させるためにはリアクションホイールは正方向のトルクを発生する。この際、衛星本体の姿勢角誤差は負の最大姿勢角  $-\Omega_{max}$  を越えてはならない。

(i) の場合、ある姿勢  $\Omega_S$  において角速度  $\omega_S$  を持っていたとする。この姿勢運動を最大トルクで停止させたときの姿勢角  $\Omega'$  は以下の式で表わされる。

$$\Omega' = \int \omega(t)dt + \Omega_S \quad (1)$$

$$= \frac{1}{2} \frac{I_S}{\tau_{max}} \omega_S (\Omega_S)^2 + \Omega_S \quad (2)$$

ここで、 $I_S$  は衛星本体の慣性モーメント、 $\tau_{max}$  はリアクションホイールの最大出力トルクである。

条件より  $\Omega' < \Omega_{max}$  でなければならないが、その最大限界は  $\Omega' = \Omega_{max}$  であり、この最大限界に到達する姿勢角速度を  $\omega' = \omega_{limit}$  とすると

$$\Omega_{max} - \Omega_S = \frac{1}{2} \frac{I_S}{\tau_{max}} \omega_{limit}^2 \quad (3)$$

となる。(3) 式を  $\omega_{limit}$  について解くと、 $\omega_{limit} > 0$  より

$$\omega_{limit} = \sqrt{\frac{2\tau_{max}}{I_S} (\Omega_{max} - \Omega_S)} \quad (4)$$

となる。

(ii) の場合、(i) と同様にして

$$\omega_{limit} = -\sqrt{-\frac{2\tau_{max}}{I_S} (-\Omega_{max} - \Omega_S)} \quad (5)$$

を得る。

(4) 式と (5) 式を位相面図に図示すると図 4 の 23 間及び 41 間に相当する。図中の 12341 の線を姿勢停止限界と名付ける。

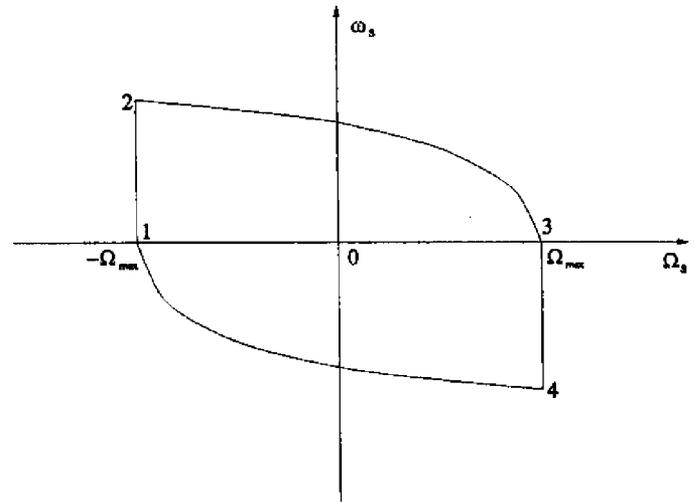


図. 4 姿勢停止限界説明図

### 4.3 姿勢制御シミュレーション

衛星本体の姿勢運動を制御する方法の一つに、次式で表わされる PD フィードバック制御法が知られている。

$$\tau = K_p(\Omega_d - \Omega) + K_d(\omega_d - \omega) \quad (6)$$

(6) 式において、 $K_p$  は比例ゲイン、 $K_d$  は微分ゲイン、 $\Omega_d$  は姿勢角の目標値、 $\omega_d$  は姿勢角速度の目標値、 $\tau$  はリアクションホイールの出力トルクである。この制御法は既存の人工衛星の姿勢制御に用いられている。

そこで、この PD 制御法を ETS-VII に適用しシミュレーションを行った。シミュレーションの条件は姿勢角および姿勢角速度の目標値を常にそれぞれ  $\Omega_d = 0$ 、 $\omega_d = 0$  とし、ロボットアームの動作が衛星の姿勢安定に及ぼす影響が最も顕著に現れる衛星のピッチ軸(太陽電池パドルの回転軸方向)廻りについて、ペイロードの搬送を仮定した。

結果を図 5 に示す。図中の破線は姿勢停止限界を表わす(他のシミュレーション結果についても図中の破線は姿勢停止限界を表わす)。図より衛星本体の姿勢運動が  $+\Omega$  方向に姿勢停止限界を越えてしまっていることがわかる。

#### 4.4 新しい姿勢制御アルゴリズムの提案

図5のシミュレーション結果から、PDフィードバック制御法による衛星本体の姿勢制御ではアームの動作反動がそれほど大きくない場合でも、姿勢停止限界を越えてしまう可能性があることがわかった。そこで姿勢停止限界を越えないような姿勢制御アルゴリズムを以下に提案する。

- (a) アーム動作中かつ  $\Omega < 0$  のとき、  
 $\Omega_d = -\Omega_{max}$ ,  $\omega = 0$  とする。  
アーム停止後は  $\Omega_d = 0$ ,  $\omega = 0$  とする。
- (b) アーム動作中かつ  $\Omega > 0$  のとき、  
 $\Omega_d = \Omega_{max}$ ,  $\omega = 0$  とする。  
アーム停止後は  $\Omega_d = 0$ ,  $\omega = 0$  とする。

このアルゴリズムの特徴を以下に説明する。衛星本体の姿勢が許容範囲を越えるのはアームの停止及びアーム停止後の衛星本体の姿勢誤差収束過程である(図3のDE)。そこでアームが停止動作に突入する直前の図3のC点を  $\omega > 0$  の場合にはなるべく左側、 $\omega < 0$  の場合にはなるべく右側に近づけることで姿勢停止限界までの距離を最大にすることができる。これによりアームの停止による衛星本体の姿勢運動を姿勢停止限界以内に抑えられる可能性が向上する。

ここで提案した姿勢制御アルゴリズムの有効性を確認するためにシミュレーションを行った。アーム動作については図5と同一とし、姿勢制御に上記アルゴリズムを用いた。結果を図6に示す。図より衛星本体の姿勢運動が姿勢停止限界内に収まっていることがわかる。よって提案したアルゴリズムの有効性が確認できた。

#### 5. マニピュレータの動作に関する考察

前節では衛星本体の姿勢制御について考えたが、この節ではマニピュレータの動作に関して考えら

れる制約条件について議論する。

図4において姿勢停止限界曲線の23を  $\omega_{limit}(\Omega)$  で表す。図4中の41は  $-\omega_{limit}(\Omega)$  で表される。衛星本体の姿勢角速度  $\omega$  は常にこの限界内になければならないから、

$$-\omega_{limit}(\Omega) \leq \omega \leq \omega_{limit}(\Omega) \quad (7)$$

一方、衛星本体の角運動量を  $H_S$ 、マニピュレータの角運動量を  $H_m$ 、リアクションホイールの角運動量を  $H_\omega$  で表すと、外力が働かないと仮定すれば角運動量は保存されるから以下の式が成り立つ。

$$H_S + H_m + H_\omega = 0 \quad (8)$$

衛星本体の角運動量は  $H_S = I_S \omega$  であるから、(8)式は

$$H_m + H_\omega = -H_S = -I_S \omega \quad (9)$$

となる。よって(7)式と(9)式から以下の式が導出できる。

$$I_S \omega_{limit}(\Omega) - H_\omega \geq H_m \geq -I_S \omega_{limit}(\Omega) - H_\omega \quad (10)$$

ここで、 $\omega$  と  $H_\omega$  は異符号だから、 $H_\omega = 0$  と仮定すると、以下の式のようにより厳しい制約条件を与える。

$$I_S \omega_{limit}(\Omega) \geq H_m \geq -I_S \omega_{limit}(\Omega) \quad (11)$$

また、 $\omega_{limit}(\Omega)$  の代表値として  $\omega_{limit}(0)$  を考えると

$$I_S \omega_{limit}(0) \geq H_m \geq -I_S \omega_{limit}(0) \quad (12)$$

が導出できる。(12)式はマニピュレータに許容される最大角運動量を与える式である。

図5および図6のシミュレーションにおいては、 $H_m$ が(12)式の条件を満たすようなアーム動作を仮定していた。いま、 $H_m$ が(12)式の条件を越えるような(より高速な)アーム動作を仮定すると、たとえ4.4節に提案した制御アルゴリズムを用いても図7のように衛星本体の姿勢誤差は姿勢停止限界を越えてしまう。

従って、マニピュレータの軌道計画があらかじめわかっている場合、マニピュレータを動作させる前にマニピュレータの角運動量を計算し、(12)式を用いた判定を行う必要がある。もし求められた角運動量が許容される最大角運動量を上回っているならば、マニピュレータの動作を中止し、角運動量が小さくなるように(一般的にはアーム動作をより低速にするように)マニピュレータの軌道計画を再計画しなければならない。

アーム反動による姿勢変動を許容範囲内に収めるためには、(12)式に基づくマニピュレータの軌道計画と、4.4節に提案した姿勢制御アルゴリズムの両者を併用しなければならない。

## 6. あとがき

本論文では、姿勢停止限界なる概念を提案し、姿勢制御アルゴリズムを示すとともに、マニピュレータに許容される最大角運動量の概念を提案した。またシミュレーションによる裏付けも行なった。

今後の課題は、姿勢制御アルゴリズムをオンラインでも通用するように拡張すること、及びマニピュレータの角運動量の計算を実時間でできるようにすることが考えられる。

## 参考文献

- 1) 宇宙におけるロボティクスおよびオートメーション研究フォーラム成果報告書, 宇宙環境利用推進センター, (1990)
- 2) 小田 光茂: 衛星搭載ロボットアームと衛星姿勢の協調制御について(第1報) ロボットアーム動作反力の実時間推定, 日本機械学会論文集, (1995)

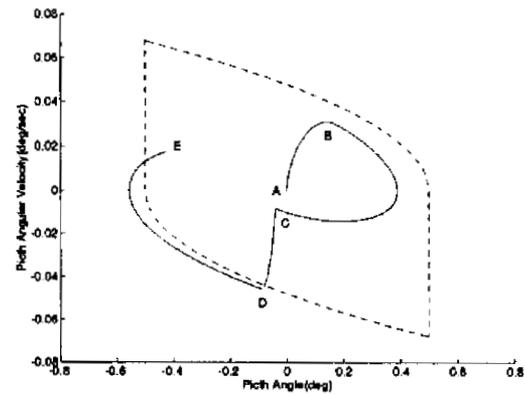


図. 5 シミュレーション結果(その1)

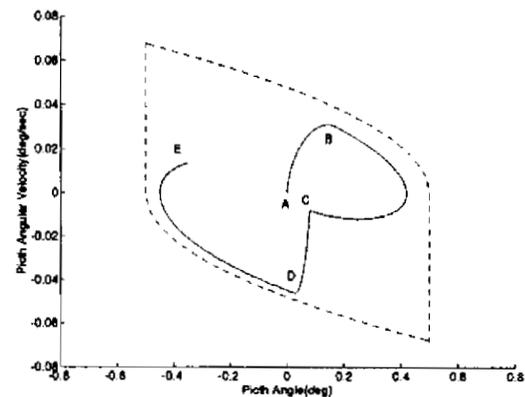


図. 6 シミュレーション結果(その2)

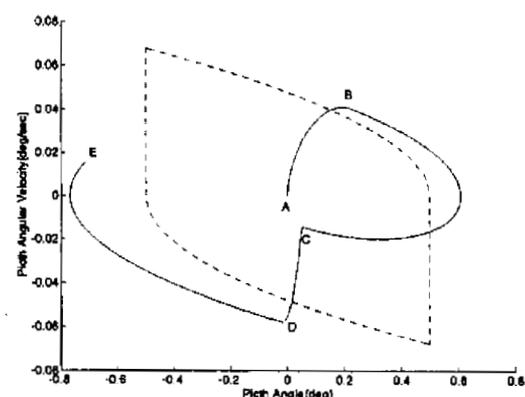


図. 7 シミュレーション結果(その3)