

# 衛星搭載ロボットアームと衛星姿勢の協調制御 —ロボットアーム動作時の衛星の姿勢安定の保証—

小田 光 茂\*

## Coordinated Control of the Satellite's Attitude and Its Manipulator — Stability of the Satellite Attitude Against the Robot Arm Motion —

Mitsushige Oda\*

When a robot arm is mounted on a satellite to perform tasks, the satellite attitude must be maintained to retain the communication link and to generate electrical power from its solar pannels. It is not realistic to control the total system as one dynamic system, since the number of degrees of freedom becomes large, and the computational requirement for the satellite-mounted computer becomes stringent. The proposed control method used independent control systems for control of the motion of the robot arm and satellite attitude control. The robot arm control system estimates the angular momentum which will be produced by the robot arm motion, and the attitude control system compensates for the disturbance by using the feedforward control. The robot controller also manages the motion plan of the robot arm in order not to disturb the satellite's attitude stability.

**Key Words:** Space Robot, Satellite Attitude Control, Coordinated Control

### 1. はじめに

人工衛星にロボットアームを搭載して各種の作業を行わせる場合、衛星はロボットアームの駆動等の電力を展開型太陽電池パネルから得ていること、およびロボットアームの制御等のための地上局との通信はデータ中継衛星を介して行い、そのためにデータ中継用アンテナをデータ中継衛星の方向に指向制御しなければならないことなどから、衛星の姿勢はロボットアームの動作にかかわらず安定に保たなければならない。

そのためには

- (1) ロボットアームの動作反力に対する衛星の姿勢制御
  - (2) 衛星の姿勢安定を乱さないロボットアームの制御
- が必要である。

また、上記制御を行うためには、ロボットアームが発生する反力を実時間で推定し、同反力をフィードフォワード補償でキャンセルすること、および姿勢安定を乱す可能性のあるロボットアーム動作計画を事前に修正する必要がある。

ロボットアーム搭載衛星の姿勢制御、および衛星搭載ロボットアームの制御を考える場合、これらを一つの動的システムと考えると制御対象自由度が多すぎて演算能力の限られている衛星搭載計算機では処理不可能である。衛星搭載計算機は宇宙空間に存在する宇宙放射線や荷電粒子の衝突による誤動作を防ぐための改良に時間を要するために、地上用として利用可能な

計算機に比べ数世代も遅れたものとなる。実際、衛星搭載計算機として現状で利用可能なものは8086相当(5 [MHz] 動作)、80386相当(20 [MHz] 動作)程度である。したがって、衛星の姿勢制御とロボットアームの制御はそれぞれ独立した制御系、および計算機で処理し、両制御系の間で必要最小限の情報交換により目的とする制御(協調制御)を実現する必要がある。

なお、浮遊する物体をロボットアームで捕獲する場合には、ロボットアームが相手物体と接触した際の反力により衛星の姿勢制御系が不用意に応答するのを防ぐため、捕獲の直前で姿勢制御をオフとしておくことが必要である。しかしながら捕獲の直前まで、および捕獲後は衛星上でロボットアームが作業をしているときと同様に通信回線の確保等のために衛星の姿勢制御を行う必要がある。実際、スペースシャトルのマニピュレータで他の衛星を捕獲回収する際にも捕獲の直前にシャトルオービタの姿勢制御はオフにされるが目標物にマニピュレータを接近させる過程や衛星捕獲後にはシャトルオービタの姿勢制御は実施されている。ただしスペースシャトルの場合、シャトルオービタの姿勢制御とマニピュレータの制御の間に直接的なインタフェースはなく、マニピュレータを操縦する宇宙飛行士により間接的な協調制御が行われていると考えられる。

衛星上のロボットアームの制御に関してはこれまでも多くの研究がなされているが、その多くは衛星本体の姿勢制御が行われない状態についての検討である[8][9][14][15]。しかしながら上述のように、データ中継用アンテナの指向制御等のために衛星の姿勢はロボットアームの動作反力に対しても安定に保たれていなければならない。

原稿受付 1996年3月27日

\*宇宙開発事業団

\*National Space Development Agency of Japan

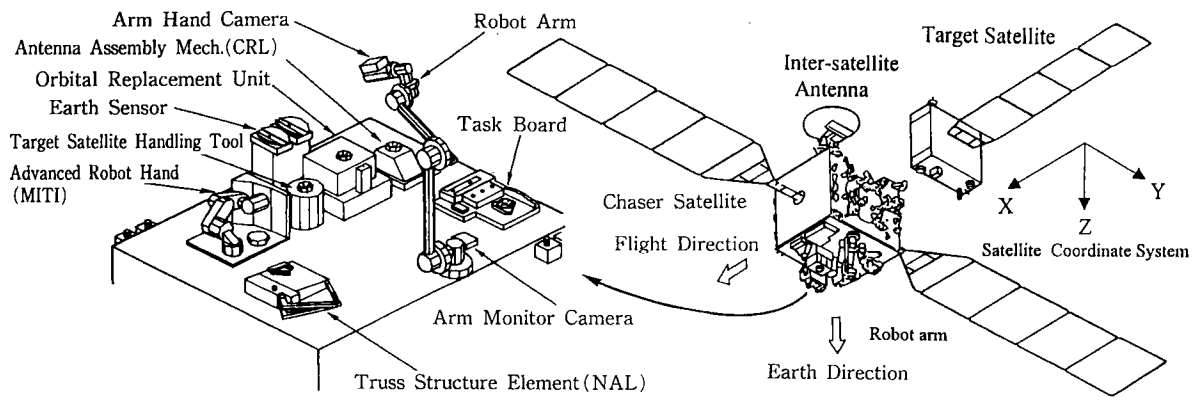


Fig. 1 Engineering test satellite #VII (ETS-VII) of NASDA

ロボットアームの動作反力に対する衛星の姿勢制御についてはこれまでもいくつかの方法が提案されているが、その多くは計算量が多く、演算能力が限られている衛星搭載計算機で実時間処理するには適していない。Longman et al. [10] や Fernandes et al. [16] はロボットアームの動作による擾乱をロボットアームの角運動量として求め、同角運動量をフィードフォワード保証することを検討しているが、そのための角運動量の計算は演算能力の限られている衛星搭載計算機で処理するには複雑である。Yoshida はロボットアームの動作反力を角運動量としてフィードフォワード補償する際の角運動量がロボットアームの目標関節角速度より比較的簡単に計算できることを示している [18]。しかしながら能力の限られた衛星搭載計算機で発生角運動量の実時間推定、およびロボットアームの制御等を行うためには角運動量の推定は可能な限り簡単なことが望ましい。またこれらのいずれの方法もロボットアーム動作時に衛星の姿勢安定が失われないことは保証していない。

また衛星の姿勢安定を乱さないロボットアームの制御手法に関しては、Sato et al. がロボットアームの動作速度を衛星の姿勢制御状態に応じて制御する手法を提案している [17]。Dubowsky, et al. は衛星の姿勢制御に必要な燃料消費を最小とする衛星搭載ロボットアームの動作経路制御のために衛星に対するロボットアームの動作による外乱の大小を Disturbance Map として表し、衛星に対する外乱を小さくなる経路を選んでロボットアームを動作させることを提案している [12]。また山田らはロボットアームを目標位置まで移動する場合、直線軌道よりもいったん衛星の重心方向に向かう双曲線軌道のほうが衛星の姿勢制御用ガスジェットの燃料使用量が少なくなることを示している [13]。ロボットアームの動作経路を制御することにより衛星本体への外乱を少なくする方法はロボットアームの長さが長い場合には採用可能な場合もあるが、ロボットアームの動作経路は作業の都合では一意に決まるため、その有効性は必ずしも活かされない。またこれらの方法はいずれもロボットアームの停止・急停止等の場合の衛星の姿勢安定までは保証していない。

なおロボットアームの動作経路・動作速度を衛星の姿勢制御用燃料の最小化等の最適化問題として扱った研究も見受けられ

るが、一つの動作経路を得るまでに地上用の EWS (ワークステーション) を用いても数分から数 10 分を要しており、実際の衛星上で使用できるものではない。

宇宙開発事業団は平成 9 年度にランデブドッキング技術と宇宙ロボット技術の軌道上実験を目的とした技術試験衛星 VII 型 (ETS-VII: Fig. 1 参照) を打ち上げる予定である [1]~[3]。ETS-VII には全長約 2 [m] の 6 自由度ロボットアームが搭載され遠隔操作等に実験に使用される。ETS-VII は高度約 550 [km] の低高度地球周回軌道で運用されるため、地上局から衛星搭載ロボットアームの遠隔操作や動作状態のモニタのための通信は静止軌道上のデータ中継衛星を介して通信が行われる。そのために ETS-VII に搭載されているデータ中継用のアンテナは衛星搭載ロボットアームの動作状態にかかわらず常に静止軌道上のデータ中継衛星の方向に指向していなければならない。そのためには上述のようなロボットアームの動作反力に対する「協調姿勢制御」、および衛星の姿勢安定を乱さない「協調ロボットアーム制御」が不可欠である。

本論文では第 2 章で衛星搭載ロボットアームのダイナミクスについて示し、第 3 章でロボットアーム動作反力の実時間推定を、第 4 章でロボットアームの動作反力に対する衛星の協調姿勢制御の方法を述べ、第 5 章で衛星の姿勢安定を保証する協調ロボットアーム制御について述べる。第 6 章では提案する協調制御の有効性を計算機シミュレーションで評価する。なお、本論文は既報 [4]~[7] をまとめるとともに、角運動量の推定誤差の影響、および衛星の姿勢安定の保証について加筆したものである。

## 2. ロボットアーム搭載衛星のダイナミクス

ロボットアームを含む衛星を Fig. 2 のようにモデル化する。衛星本体を「リンク-0」とし、 $n$  自由度のロボットアームは「リンク-1」から「リンク- $n$ 」で構成され、各リンクは直列に配置された回転型関節で接続されており、リンクは閉じた構造とならないものとする。「リンク- $k-1$ 」と「リンク- $k$ 」は「関節- $k$ 」で接続されている。また、把持されたペイロードは「リンク- $n$ 」の一部とする。なお、ロボットアームの本数は本論文では 1 本とするが、本協調制御方式においてロボットアームの

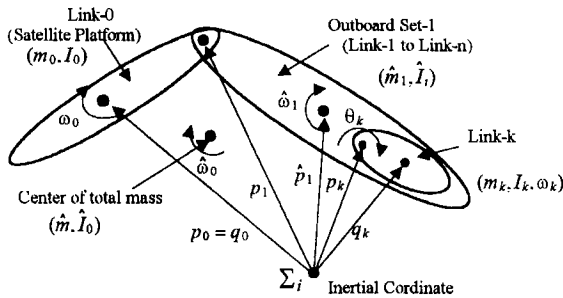


Fig. 2 Definitions of symbols

本数は本質的ではなく、ロボットアームの本数に関係なく適用可能である。

衛星上で動作しているロボットアームを含む衛星全体のダイナミクスを考えるに当たり、ロボット衛星全体の慣性空間における角運動量ベクトル ( $\mathbf{H}_{RS}^i$ ) を、衛星本体に対して静止しているロボットアームと衛星本体が慣性空間に対して持つ角運動量ベクトル ( $\mathbf{H}_s^i$ ) と、動作中のロボットアームが衛星本体に対して持つ角運動量ベクトル ( $\mathbf{H}_a^s$ ) に分けて考える。衛星本体の姿勢制御が行われておらず、また衛星全体に外部から力 (外乱トルク) が作用していない場合、ロボットアームの動作によりロボットアームが持つ角運動量が変化すると、角運動量の変化分に相当する逆方向の角運動量が衛星本体に蓄積され、衛星全体の角運動量は保存される。

$$\mathbf{H}_{RS}^i(t) = \mathbf{H}_s^i(t) + \mathbf{H}_a^s(t) = \text{constant} \quad (1)$$

ロボットアームの運動による角運動量が  $\mathbf{H}_a^s(t)$  から  $\mathbf{H}_a^s(t+1) = \mathbf{H}_a^s(t) + \mathbf{h}_a^s(t+1)$  に変化した場合、角運動量保存則から以下の関係が成立する。

$$\mathbf{H}_s^i(t+1) = \mathbf{H}_s^i(t) - \mathbf{h}_a^s(t+1) \quad (2)$$

ここで衛星全体の慣性テンソルを  $\mathbf{I}_s$ 、衛星本体の角速度ベクトルを  $\boldsymbol{\Omega}_s$  とすると、 $\mathbf{H}_s^i(t) = \mathbf{I}_s(t)\boldsymbol{\Omega}_s(t)$  であり、上記の関係式より以下の関係式が成立する。

$$\mathbf{I}_s(t+1)\boldsymbol{\Omega}_s(t+1) = \mathbf{I}_s(t)\boldsymbol{\Omega}_s(t) - \mathbf{h}_a^s(t+1) \quad (3)$$

$$\boldsymbol{\Omega}_s(t+1) = [\mathbf{I}_s(t)\boldsymbol{\Omega}_s(t) - \mathbf{h}_a^s(t+1)]\mathbf{I}_s(t+1)^{-1} \quad (4)$$

なお、 $\mathbf{I}_s^{-1}$  は衛星全体の慣性テンソルの逆行列である。式 (4) より、衛星の姿勢制御が行われていないときにロボットアームが動作すると、衛星本体の姿勢角速度が変化することが理解される。

### 3. ロボットアーム動作反力の実時間推定

ロボットアームの動作反力の補償や衛星の姿勢安定に影響を及ぼさないロボットアームの制御のためには、ロボットアーム動作反力の実時間推定が不可欠である。しかしながらロボットアームが発生するトルクを正確に推定することは困難なため、提案する協調制御系では反力を角運動量として推定する。

ロボットアームを有する衛星全体の角運動量ベクトルは以下の計算式により、ロボットアームのリンク単位、あるいは外集合単位で計算可能である。

(1) リンク単位で計算する場合

$$\mathbf{H}_{RS}^i = \sum_{i=0}^n (\mathbf{I}_i\boldsymbol{\Omega}_i + m_i\mathbf{q}_i \times \dot{\mathbf{q}}_i) \quad (5)$$

なお、 $\mathbf{q}_i$ 、 $\mathbf{I}_i$ 、 $\boldsymbol{\Omega}_i$ 、 $m_i$  はそれぞれリンク- $i$  の質量中心の慣性空間における位置ベクトル、慣性テンソル、角速度ベクトル、質量である。

(2) 外集合を用いて計算する場合

ロボットアームの関節- $i$  よりも外側のリンクの集合を「外集合- $i$ 」と定義し、外集合- $i$  の質量中心の慣性空間における位置ベクトルを  $\hat{\mathbf{p}}_i$ 、重心廻りの慣性テンソルを  $\hat{\mathbf{I}}_i$ 、質量を  $\hat{m}_i$ 、関節- $i$  の慣性空間における位置ベクトルを  $\mathbf{p}_i$ 、関節- $i$  の回転角度を  $\theta_i$ 、同角速度ベクトルを  $\dot{\theta}_i\mathbf{z}_i$  とすると、

$$\mathbf{H}_{RS}^i = \hat{\mathbf{H}}_0 = \sum_{i=0}^n (\hat{\mathbf{I}}_i\dot{\theta}_i\mathbf{z}_i + \hat{m}_i(\hat{\mathbf{p}}_i - \mathbf{p}_0) \times (\dot{\theta}_i\mathbf{z}_i \times \hat{\mathbf{r}}_i)) \quad (6)$$

である。ただし  $\hat{\mathbf{r}}_i = \hat{\mathbf{p}}_i - \mathbf{q}_i$  である。

ロボットアームが衛星本体に対して持つ角運動量  $\mathbf{H}_a^s$  は外集合  $\hat{\mathbf{H}}_1$  として求めることができるが計算式は複雑となる。一方、宇宙ロボットの構造的な特徴 (宇宙ロボットは大幅な軽量化が図られているため、主要質量は関節部に集中しており、関節同士をつなぐリンク構造体は非常に軽量である。また、ロボットアームが発生する角運動量は主にロボットアームの先端部の手首関節、エンドエフェクタ、ペイロード等の集中質量の運動による部分が支配的である) を考慮することにより、以下の簡略化した式で計算可能である。

$$\mathbf{H}_a^s \approx \mathbf{H}_a^i = \sum_{i=1}^n (\mathbf{I}_i\boldsymbol{\Omega}_i + m_i\mathbf{q}_i \times \dot{\mathbf{q}}_i) \quad (7)$$

$$\approx \sum_{i=1}^n \left( \mathbf{I}_i \sum_{j=1}^i \dot{\theta}_j + m_i\mathbf{q}_i \times \dot{\mathbf{q}}_i \right) \quad (8)$$

$$\approx \mathbf{I}_n \left( \sum_{j=1}^n \dot{\theta}_j \right) + m_a\mathbf{q}_a \times \dot{\sigma}_a \quad (9)$$

ただし、 $\mathbf{I}_n$  は把持されたペイロードを含む最先端部リンクの慣性テンソルである。また、 $m_a$ 、 $\mathbf{q}_a$ 、 $\dot{\sigma}_a$  はロボットアームの手首関節、エンドエフェクタ、把持したペイロードなどからなる先端部集中質量の質量、および同集中質量の慣性空間における位置ベクトル、衛星本体に対する速度ベクトルである。上記の計算式において第1項は把持したペイロードの慣性テンソルが大きく、かつ大きな回転角速度が与えられている場合にのみ考慮すべき項であり、ロボットアームの動作がペイロードに並進運動のみを与える場合には第2項の先端部集中質量 (質点) の並進運動のみを考慮すればよい。これまでに提案されている角運動量の計算方法は式 (6)、あるいは式 (7) をベースにしたものがほとんどであり、ロボットアームの自由度が増えるに伴い

演算量も増大する性質を有していた。一方、本論文で提案する計算式はロボットアーム先端部集中質量（質点）の運動にのみ注目すればよく、ロボットアームの自由度が増大しても計算量が増加することはなく、これまでに提案されている他の方法のいずれの方法に比べてもはるかに少なくなっている。また、簡易計算式を用いることによる角運動量の推定誤差は Fig. 1 に示す ETS-VII の場合、たかだか 10% 以内である。なお角運動量の推定誤差の影響の評価は 4.4 節で検討する。

#### 4. ロボットアームの動作反力に対する衛星の協調姿勢制御

##### 4.1 姿勢制御用アクチュエータの選択

衛星の姿勢制御用アクチュエータとして、一般にリアクションホイール (RW)、モーメントムホイール (MW)、ガスジェットスラスタ (Reaction Control System: RCS と呼ばれることが多い)、磁気トルカ等が使用されているが、ロボット衛星は作業の都合等により衛星の姿勢を自由に変更できることが望ましいため衛星の各軸廻りにバイアス角運動量を持たせないゼロモーメントム方式で姿勢制御を行うこととし、姿勢制御用アクチュエータとしては RW、RCS を組み合わせて使用する。なおゼロモーメントム方式の姿勢制御を行う場合、衛星の各軸の姿勢は独立に制御可能であるため [19]、以降では衛星のある任意の一軸廻りの姿勢運動について考え、衛星の姿勢角の一つを  $\theta_s$ 、角速度を  $\omega_s$ 、当該軸廻りの衛星の慣性モーメントを  $I_s$  とする。

##### 4.2 リアクションホイールを用いた協調姿勢制御

リアクションホイール (RW) はホイールに直結したモータの回転数を制御することにより、角運動量を蓄積・放出するとともに、モータ/ホイールが加減速する際にトルクを発生することにより衛星の姿勢を制御するアクチュエータである。RW への制御指令 (角運動量指令  $H_{cc}$ ) に対するトルク出力  $T_c$  は以下のように一次遅れ微分形式となる。

$$T_c = sH_{cc}/(k_w s + 1) \quad (10)$$

なお、 $k_w$  は RW の時定数である。

ロボットアームの動作反力がある場合、衛星の姿勢制御系はロボット制御系で推定された角運動量値  $\hat{H}_a^s$  を用いてフィードフォワード補償を行うとともに、定常外乱に対しては姿勢計測センサで計測された姿勢角  $\theta_m$  を用いてフィードバック制御を行う。この場合、リアクションホイールへの角運動量指令  $H_{cc}$  は以下のように与えられる。

$$H_{cc} = -\hat{H}_a^s - \theta_m(k_p + k_d s)/s \quad (11)$$

なお、上記の制御指令は PI 制御形式となっているが、RW が一次遅れ微分特性を有することから RW の出力に対しては PD 制御形式となる。また、 $\hat{H}_a^s$  は推定されたロボットアームの発生角運動量で、式 (12) に示すように、実際に発生する角運動量  $H_a^s$  に対して、誤差  $\epsilon$  を含んでいるものとする。

$$\hat{H}_a^s = H_a^s - \epsilon \quad (12)$$

ロボットアームの動作反力  $T_a$ 、自然外乱トルク  $T_d$ 、姿勢制御トルク  $T_c$  による衛星の姿勢運動は以下ようになる。

$$\begin{aligned} \theta_s &= (T_a + T_d + T_c)/I_s s^2 \\ &= [H_a^s s + T_d - \hat{H}_a^s s/(k_w s + 1) \\ &\quad - \theta_m(k_p + k_d s)/(k_w s + 1)]/I_s s^2 \end{aligned} \quad (13)$$

上式を  $\theta_s$  について整理することにより、以下の式を得る。なお、衛星の姿勢計測センサは理想的なものを考え、 $\theta_m = \theta_s$  とする。

$$\theta_s = \frac{k_w H_a^s s^2 + \epsilon s + (k_w s + 1)T_d}{k_w I_s s^3 + I_s s^2 + k_d s + k_p} \quad (14)$$

リアクションホイールの時定数  $k_w$  は衛星の姿勢運動の周期に比べて小さいため無視すると、以下の式を得る。

$$\theta_s = (\epsilon s + T_d)/(I_s s^2 + k_d s + k_p) \quad (15)$$

上記式より、ロボットアームによる発生外乱の推定誤差が、自然外乱トルクと同レベル程度に小さければ、通常の衛星のフィードバック制御系で吸収可能なことが分かる。

なお、RW の出力トルクは通常 0.1 [Nm] 程度に制限されており、ロボットアームの動作反力のほうが RW の出力トルクよりも大きい場合には式 (11) の指令通りの角運動量はただちには実現されず、実時間で補償されない反力トルクは衛星全体に角運動量として蓄積され、時間をおいて姿勢誤差として表れる。そのため、反力トルクが大きい場合は次に示すガスジェットスラスタを使用した姿勢制御を行う必要がある。

##### 4.3 ガスジェットスラスタを使用した協調姿勢制御

ガスジェットスラスタは一般に石油系燃料 (ヒドラジン等) と酸化剤、または触媒を反応させて燃焼ガスをノズルから放出することにより推力、またはトルクを発生するアクチュエータで、人工衛星の姿勢制御用としては公称推力が 20 [N]、4 [N]、1 [N] のものがある。

スラスタを姿勢制御アクチュエータとして使用する場合、スラスタの推力レベルは各スラスタに固有で制御できないため、スラスタの噴射時間を制御することにより単位時間当たりに発生する角運動量=トルクを制御する。姿勢制御回路がアナログ回路で実現されていた初期の衛星ではそのためのスラスタの制御則として Bang-Bang-Control や Pseudo Rate Modulator が使用されていたが [19]、ここでは最近のデジタル計算機を用いた姿勢制御系で一般的に使用されている PWM (Pulse Width Modulation) を使用する。この場合、スラスタ駆動回路 (PWM) への指令は以下の式のように次の制御周期 ( $\Delta t$ ) において新たに必要とする角運動量  $\Delta h_c$  とする。

$$\Delta h_c(t) = H_{cc}(t) - H_{cc}(t - \Delta t) \quad (16)$$

なお、

$$H_{cc} = -\hat{H}_a^s - \theta_m(k_p + k_d s)/s \quad (17)$$

は、ガスジェットスラスタにより実現 (放出) すべき角運動量である。スラスタへの上記指令入力に対するスラスタからのト

ルク出力  $T_c$  は以下のようになる．なお  $\tau$  はスラスタの時定数である．

$$\begin{aligned} T_c &= sH_{cc}/(\tau s + 1) \\ &= -\frac{s(H_a^s - \epsilon)}{\tau s + 1} - \frac{\theta_m(k_p + k_d s)}{\tau s + 1} \\ &= -\frac{T_a - \epsilon s}{\tau s + 1} - \frac{\theta_m(k_p + k_d s)}{\tau s + 1} \end{aligned} \quad (18)$$

ロボットアーム動作反力  $T_a$ ，自然外乱トルク  $T_d$ ，スラスタ制御トルク  $T_c$  による衛星の姿勢運動は以下の式で表わされる．

$$\begin{aligned} \theta_s &= [T_a + T_c + T_d]/I_s s^2 \\ &= \frac{T_a}{I_s s^2} - \frac{T_a - \epsilon s + \theta_m(k_p + k_d s)}{(\tau s + 1)I_s s^2} + \frac{T_d}{I_s s^2} \end{aligned} \quad (19)$$

上式を  $\theta_s$  について整理するとともに，理想的なセンサを考え， $\theta_m = \theta_s$  とし，スラスタの時定数  $\tau$  が衛星の姿勢制御系の応答時間に比べ十分に小さいことからこれを無視すると，外乱入力に対する姿勢運動の応答を表す以下の式を得る．

$$\theta_s = \frac{-\epsilon s + T_d}{I_s s^2 + k_d s + k_p} \quad (20)$$

上記式は  $\epsilon s$  を除けば，通常の衛星の姿勢応答と同じであり，ロボットアームの運動により発生する外乱とその推定値の誤差の微分（トルク誤差）が，自然外乱トルクと同程度に小さければ，推定誤差は衛星の通常の姿勢制御系（フィードバック制御系）で姿勢制御精度を劣化することなく補償可能なことが分かる．

#### 4.4 協調姿勢制御の効果，および角運動量の推定誤差の影響の評価

上記の協調姿勢制御の効果，および協調姿勢制御実施時の角運動量推定誤差の影響を評価するため，リアクションホイール (RW)，およびガスジェットスラスタ (RCS) を用いた協調姿勢制御を行う場合にフィードフォワード補償される角運動量が実際に発生した角運動量の 0%（協調姿勢制御なし），80%，100%，120% の場合についてシミュレーション解析を行った．解析は Fig. 1 に示すロボット衛星 (ETS-VII) を参考に，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 Y 軸（太陽電池パネルの回転軸方向）廻りを Fig. 3 のように簡略化したモデルについて行った．また，シミュレーション解析に使用した主要パラメータを Table 1 に示す．

シミュレーション結果を Fig. 4 に示す．これらのシミュレーション結果より協調姿勢制御を行うことにより，ロボットアーム動作時の衛星の姿勢変動を抑えることができること，角運動量の推定誤差は協調姿勢制御結果を大きく左右するものではないが外乱角運動量の推定値が真値よりも大きい場合には制御過多となりロボットアーム停止後の衛星姿勢の揺れ戻しが増大することが理解される．制御過多によるオーバーシュートを回避するには式 (9) による角運動量推定の簡易計算において先端部集中質量の質点を先端部集中質量の重心に設定するのが有効である．また，フィードフォワードゲインを 1 以下に設定して

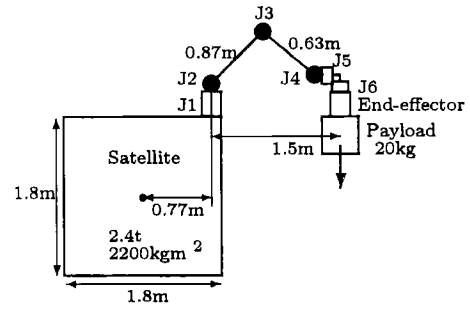


Fig. 3 Simulation model

Table 1 Major parameters used in simulations

Parameters	Value
Satellite Platform	
Size(x,y,z)	1.8 [m] × 2.2 [m] × 1.8 [m]
Mass	2.4 [t]
$I_s$	2,700 [kgm <sup>2</sup> ]
Robot Arm	
Size	2 [m]
Mass of Joints	@20 [kg] × 6 [axis]
Mass of an End-effector	20 [kg]
Payload	20 [kg]
Peak Angular Momentum	
RW control case	1.5 [Nms] (for 50 [sec])
RCS control case	5 [Nms] (for 50 [sec])
Natural Disturbance Torque	0.001 [Nm] (Air drag, etc.)

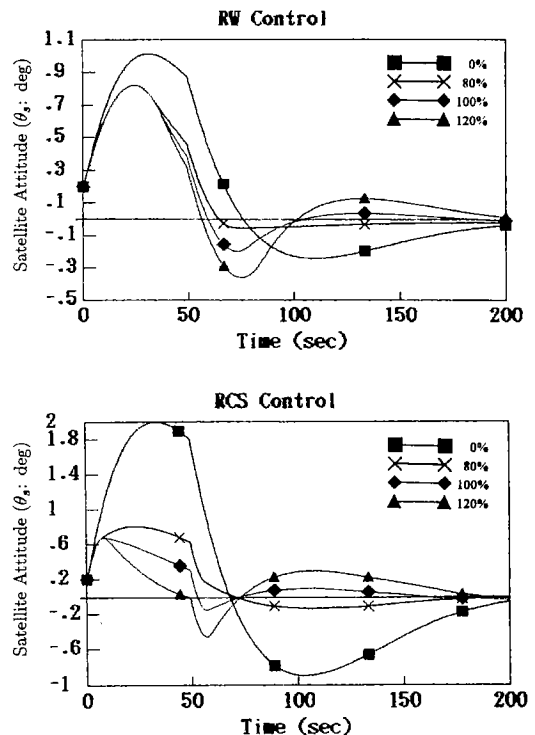


Fig. 4 Satellite attitude motion by the feed-forward control

部分的なフィードフォワード補償とすることも有効である。これらの結果より、3章に示した角運動量の推定は複雑な計算式を用いて正確に推定する必要がないことが理解される。

## 5. ロボットアームの協調制御

前章までに示したロボットアームの動作反力を吸収する衛星の協調姿勢制御を行ったとしてもロボットアームの動作反力があまりに大きければ、衛星の姿勢制御系は動作反力を吸収することができず、衛星の姿勢安定が失われることになる。本章では衛星の姿勢安定を保证するロボットアームの協調制御について検討する。

### 5.1 ロボットアームの運動による衛星の姿勢変動

ロボットアームの動作反力はロボットアームの起動、停止時に発生し、その持続時間は短いため、衛星の姿勢安定から見ると、インパルス状の外乱トルクとして作用する。インパルス状の外乱トルクに対して衛星の姿勢制御系はただちには反力トルクを発生できないために、同トルクは角運動量として衛星に蓄積される。その結果、ロボットアームの起動・停止による衛星の姿勢変動は最初に衛星の姿勢角速度変動として現れ、その後、姿勢角変動として現れる。

式(4)、(15)、(20)で表されるロボットアームの動作による衛星の姿勢運動を、衛星の姿勢 $\theta_s$ 、姿勢角速度 $\omega_s$ 平面で表すと、Fig. 6 となる。図中のA-Bはロボットアームが負方向に起動した際の動作反力による衛星の正方向への姿勢変動を表し、B-Cは姿勢制御系による姿勢誤差の補正過程である。また、C-Dはロボットアームの停止動作による衛星の姿勢変動を示し、D-Eはロボットアーム停止後の姿勢制御系による姿勢誤差吸収過程である。Case-aはロボットアームが起動後、短時間で停止した場合で、Case-bは長い時間動作した後に停止した場合である。

ロボットアームの起動、停止タイミングはロボットの作業の都合(目標位置に移動終了等)のみで決まり、ロボットアーム起動時の条件が同じでもロボットアームの停止のタイミングにより衛星の姿勢変動の様子は大きく異なってくる。したがってロボットアームがどのようなタイミングで起動し、どのようなタイミング、減速パターン(緊急停止を含む)で停止しても衛星の姿勢安定を乱さないように、ロボットアームの動作計画を適切に制御する必要がある。

衛星の姿勢安定を乱さないロボットアームの制御を検討する上で、ロボットアーム動作時の衛星の最大許容姿勢誤差 $\theta_{max}$ 、最大許容姿勢角速度 $\omega_{max}$ 、およびロボットアームが非動作時の最大許容姿勢誤差 $\theta_{normal}$ 、最大許容姿勢角速度 $\omega_{normal}$ を定義する。このうち、ロボットアーム動作時の最大許容姿勢角速度 $\omega_{max}$ は主に衛星の姿勢角速度を計測する慣性基準装置(ジャイロ)の計測可能範囲、およびデータ中継用アンテナの追尾可能性能で制約される。また、最大許容姿勢誤差 $\theta_{max}$ は主に衛星の姿勢角計測用センサ(地球センサ等)の計測可能範囲、データ中継用アンテナの指向制御性能等により決まる。データ中継用アンテナを用いて相手衛星と正常に通信するには双方の衛星の軌道上の位置の推定誤差によるアンテナ指向方向の指示誤差、衛星の姿勢制御誤差、およびアンテナの追尾制御誤差等

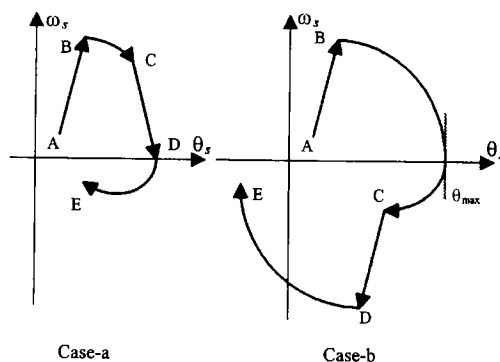


Fig. 5 Satellite attitude motion by the robot-arm motion

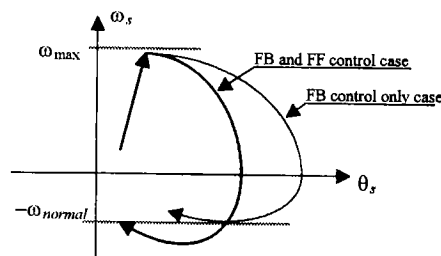


Fig. 6 Satellite attitude motion by the feed-forward compensation

で決まるアンテナの指向方向の誤差がアンテナから放射される電波のビーム幅以内となる必要がある。また、ロボットアーム非動作時の最大許容姿勢誤差 $\theta_{normal}$ 、最大許容姿勢角速度 $\omega_{normal}$ は衛星に作用する衛星外部からの外乱トルク(太陽輻射圧、大気抵抗、ガスジェットスラストの推力のアンバランス)、姿勢制御用アクチュエータの能力等とのトレードオフで決定される。

### 5.2 ロボットアームの起動直後の衛星の姿勢角速度が許容範囲に留まるための条件

衛星の姿勢が安定している状態( $|\theta_s| \leq \theta_{normal}$ ,  $|\omega_s| \leq \omega_{normal}$ )からロボットアームが起動した場合の衛星の姿勢角速度は以下の式で与えられる。なお、ロボットアーム起動前の衛星の姿勢角速度を $\omega_{s0}$ 、起動直後の姿勢角速度を $\omega_{s1}$ とする。

$$\omega_{s1} \approx \omega_{s0} - H_a^s / I_s \quad (21)$$

ロボットアーム起動後の衛星の姿勢角速度 $\omega_{s1}$ の絶対値が $\omega_{max}$ 以下となるためには

$$|H_a^s| \leq I_s (\omega_{max} - |\omega_{s0}|) \quad (22)$$

でなければならない。

### 5.3 ロボットアーム停止時の衛星の姿勢変動

ロボットアームが停止する際に衛星本体から吸収・放出される角運動量はロボットアーム起動時とは絶対値が同じで方向が逆となる。なお、ロボットアームの加減速を時間をかけてゆっくり行うことにより衛星の姿勢制御系へのインパクトを少なくすることも考えられるが、ここでは衛星の姿勢制御系へのイ

ンパクトが最も厳しくなる急加速、急減速を考える。ロボットアームが停止する直前の衛星の姿勢角速度を  $\omega_{s2}$ 、同停止動作直後の姿勢角速度を  $\omega_{s3}$ 、ロボットアームが動作中に持っている角運動量を  $H_a^s$  とすると、ロボットアーム停止直後の衛星の姿勢角速度  $\omega_{s3}$  は

$$-\omega_{\max} \leq \omega_{s3} \approx \omega_{s2} + \frac{H_a^s}{I_s} \leq \omega_{\max} \quad (23)$$

でなければならない。

したがって、ロボットアームの角運動量は

$$|H_a^s| \leq I_s(\omega_{\max} - |\omega_{s2}|) \quad (24)$$

でなければならない。

式 (22)、および式 (24) が同時に成立するためには

$$|\omega_{s2}| \leq |\omega_{s0}| \quad (25)$$

でなければならない。しかしながら、本条件を常に満たすことは困難である。特に  $\omega_{s0}$  が小さい場合には式 (25) を満たすことは不可能である。そのため衛星の姿勢が安定している場合には  $|\omega_{s0}| \leq \omega_{\text{normal}}$  であることからロボットアーム起動時の条件式 (22) を

$$|H_a^s| \leq I_s(\omega_{\max} - \omega_{\text{normal}}) \quad (26)$$

と強化し、姿勢制御系の設計において、

$$|\omega_{s2}| \leq \omega_{\text{normal}} \quad (27)$$

を保証することとし、具体的方法を 5.5 節に示す。

#### 5.4 衛星に姿勢誤差がある状態からロボットアームを起動/停止した場合の衛星の姿勢安定の条件

前節まででは衛星の姿勢制御が正常な状態 ( $|\theta_s| \leq \theta_{\text{normal}}$ ,  $|\omega_s| \leq \omega_{\text{normal}}$ ) からロボットアームが起動する場合の姿勢安定について論じたが、ロボットアームの起動/停止により増大した姿勢誤差が十分収束する前に再度ロボットアームを起動しなければならないこともある。衛星の姿勢誤差、姿勢角速度が大きい状態からロボットアームが起動してもロボットアーム起動後の衛星の姿勢角速度  $\omega_{s1}$  が、最大許容姿勢角速度以内 ( $|\omega_{s1}| \leq \omega_{\max}$ ) となるには以下の条件を満たす必要がある。

$$-\omega_{\max} + f(\theta) \leq \omega_{s0} - H_a^s/I_s \leq \omega_{\max} - f(\theta) \quad (28)$$

なお、 $f(\theta)$  はロボットアーム動作時の衛星の最大許容姿勢角速度を規定する際に、衛星の姿勢誤差が大きい場合には許容値を小さくする必要があるので規定する関数 (例えば  $f(\theta) = k\theta^2$ ) である。また、ロボットアームの停止動作時の衛星の姿勢安定を保証するためには 5.3 節と同様に、式 (26) が同時に満たされる必要がある。

#### 5.5 衛星の姿勢制御系の調整

ロボットアームの起動/停止時の衛星の姿勢安定に必要な条件 ( $|\omega_{s2}| \leq \omega_{\text{normal}}$ ) を満たす衛星の姿勢制御系について検討する。

外乱トルク入力  $T_d$  に対してフィードバック制御されている衛星の姿勢運動は以下の式のように標準 2 次系で近似できる。

$$\theta_s/T_d = \frac{1}{I_s s^2 + k_d s + k_p} = \frac{k}{s^2 + 2\zeta\Omega_n s + \Omega_n^2} \quad (29)$$

なお、 $\zeta$  は姿勢制御系を含む衛星ダイナミクスの減衰係数、 $\Omega_n$  は衛星ダイナミクスの固有周波数である。

式 (29) より、姿勢制御系の比例ゲイン  $k_p$ 、微分ゲイン  $k_d$  はそれぞれ、以下の式で与えられる。

$$k_p = \Omega_n^2 I_s \quad (30)$$

$$k_d = 2\zeta\Omega_n I_s \quad (31)$$

ロボットアームからの動作反力により、Fig. 5 Case-b に示すように、衛星の姿勢角に最大  $\theta_{\max}$  の姿勢変動が生じた場合、その後の姿勢誤差が収束する過程の衛星の姿勢角  $\theta_s$ 、姿勢角速度  $\omega_s$  はそれぞれ以下の式で与えられる。

$$\theta_s = A \sin B \quad (32)$$

$$\omega_s = A\Omega_n \left( -\zeta \sin B + \sqrt{1 - \zeta^2} \cos B \right) \quad (33)$$

ただし、

$$A = \theta_{\max} e^{-\zeta\Omega_n t} / \sqrt{1 - \zeta^2} \quad (34)$$

$$B = \Omega_n t \sqrt{1 - \zeta^2} + \tan^{-1} \frac{\sqrt{1 - \zeta^2}}{\zeta} \quad (35)$$

である。

したがって、 $|\omega_{s2}| \leq \omega_{\text{normal}}$  を成立させるには、式 (33) より  $|\omega_s| \leq |\omega_{\text{normal}}|$  となる  $\zeta$ ,  $\Omega_n$  を求め、式 (31), (31) より姿勢制御系の定数を決定すればよい。

#### 5.6 フィードフォワード補償実行時の衛星の姿勢安定の保証

前節の姿勢制御系のゲイン調整によるロボットアーム動作時の衛星の姿勢安定の保証は衛星の姿勢制御がフィードバック制御のみの場合にのみ有効である。協調姿勢制御実施時、すなわちフィードフォワード補償実施時には通常のフィードバック制御指令に加え、フィードフォワード指令が姿勢制御用アクチュエータに与えられる。フィードバック (FB) 制御のみの場合、およびフィードフォワード (FF) 補償を併用している場合の衛星の姿勢運動は概略、Fig. 6 のようになる。

したがって、フィードフォワード補償併用時に衛星の姿勢誤差が大きくフィードバック制御指令が大きい場合、あるいはロボットアームの動作反力が大きくフィードフォワード補償指令が大きい場合にはロボットアーム動作時の衛星の姿勢安定の条件の一つである式 (27) が満たされない場合が出てくる。

フィードフォワード補償併用時においてもロボットアーム動作による衛星の姿勢安定を保証するため、ここでは簡易に安定性が保証できる方法として、Fig. 7 に示すように衛星の姿勢角

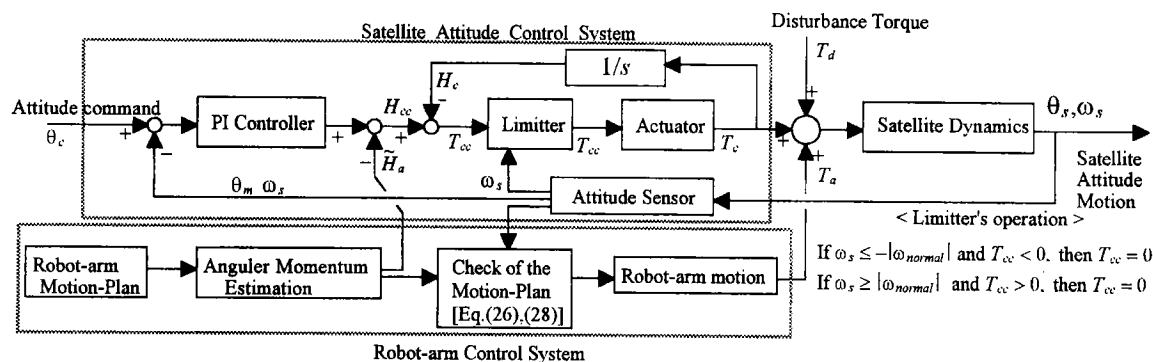


Fig. 7 A coordinated satellite attitude and robot-arm control system

Table 2 Major parameters used in simulations

Fig.	Actuator	$H_a^s$ and duration	Coordinated control		Attitude Control Requirements & Result			
			S. Attitude	Robot-arm	$\theta_{max}$	$\omega_{max}$	$\omega_{normal}$	Result
Fig. 8	RW	4 [Nms] / 10 [sec]	×	×	2 [deg]	0.1 [deg/s]	0.05 [deg/s]	NG
Fig. 9	RW	4 [Nms] / 90 [sec]	×	×				NG
Fig. 10	RW	1.5 [Nms] / 180 [sec]	×	○				OK
Fig. 11	RW	1.5 [Nms] / 180 [sec]	○	○				OK
Fig. 12	RCS	10 [Nms] / 25 [sec]	×	×	3 [deg]	0.2 [deg/s]	0.05 [deg/s]	NG
Fig. 13	RCS	10 [Nms] / 25 [sec]	○	×				NG
Fig. 14	RCS	5 [Nms] / 50 [sec]	○	○				OK

速度が式 (27) を越えて増大する方向へのアクチュエータの駆動を禁止するリミッタをアクチュエータ駆動ラインに挿入することとする。本リミッタによりフィードフォワード補償併用時においても式 (27) の成立が保証され、ロボットアームの運動に対する衛星の姿勢安定が保証される。

### 5.7 多自由度への拡張

前節までの議論はロボットアームの動作反力によるロボットアーム搭載衛星のある任意の一軸廻りの衛星姿勢運動についての議論であった。一方、4.1 節に記したようにロボットアーム搭載衛星の姿勢制御は姿勢変更が容易に行えるように、衛星のどの軸廻りにも大きなバイアス角運動量を持たせないゼロモーメント方式を使用することとしている。したがって衛星の三軸廻りの姿勢安定のためにはロボットアームの三次元動作による発生外乱角運動量を式 (9) により計算した後に、同角運動量を衛星の各軸廻りの成分に分割して各軸ごとに角運動量の適否を判断すればよい。ただし、ある軸廻りの角運動量が許容値を超過している場合にその軸廻りのロボットアームの速度のみを減速するとロボットアームの動作経路が変更されるので、改めて障害物との干渉の有無の確認等を行うか、あるいはロボットアームの動作速度を各軸廻りに均等に減速し、ロボットアームの動作経路を変更しないようにするかの判断が必要である。

### 5.8 ロボットアーム動作計画の制御

前節までの衛星の姿勢安定を満たすロボットアームの動作条件はロボットアームの動作開始・変更前に確認されなければならない。以下にロボットアームの制御モード別にいかにこの条件判断を行うかを検討する。

#### (1) 自動操作によるロボット制御の場合

ロボットアームの動作計画が事前に作成される場合、予定し

た動作計画を実行する際に発生する角運動量を事前に求めて式 (26)、式 (28) を満たすかどうかを判断する。動作速度が早過ぎる場合は動作計画を修正するか、速度リミッタを設定する必要がある。実システムへの実装性の点からは、要求されている速度の制限が強過ぎる場合には動作計画の実行を中止し、制限が緩やかな場合は速度リミッタを付加するのが現実的な設計であろう。

#### (2) 遠隔操作時

ロボットアームの動作計画が事前に把握できない遠隔操作の場合、ロボットアームに与えられる速度指令を積分し、ロボットアームが急停止した場合に放出される角運動量を常に計算しておき、同角運動量が、許容上限に達したならば速度リミッタを機能させ、さらなるロボットアームへの加速指令があっても無視する必要がある。本方式によりロボットアームの動作計画の良否を実時間で判断可能である。

なお、提案する協調ロボットアーム制御を行う場合、角運動量が常に許容範囲内に管理されているため、自動操作時、遠隔操作時を問わず動作中のロボットアームを任意のタイミングで任意の方法（急停止等）で停止させても衛星の姿勢安定が失われることはない。

## 6. シミュレーション解析

前章までに示した衛星搭載ロボットアームと衛星姿勢の協調制御方式の有効性を確認するため、シミュレーション解析を行った。解析は4.4 節と同様に Fig. 3 の簡略化モデルについてロボットアームの発生角運動量（動作速度）を制御した場合と制御しない場合を比較した。シミュレーション解析に使用した主要パラメータは Table 1 および Table 2 に示す通りである。



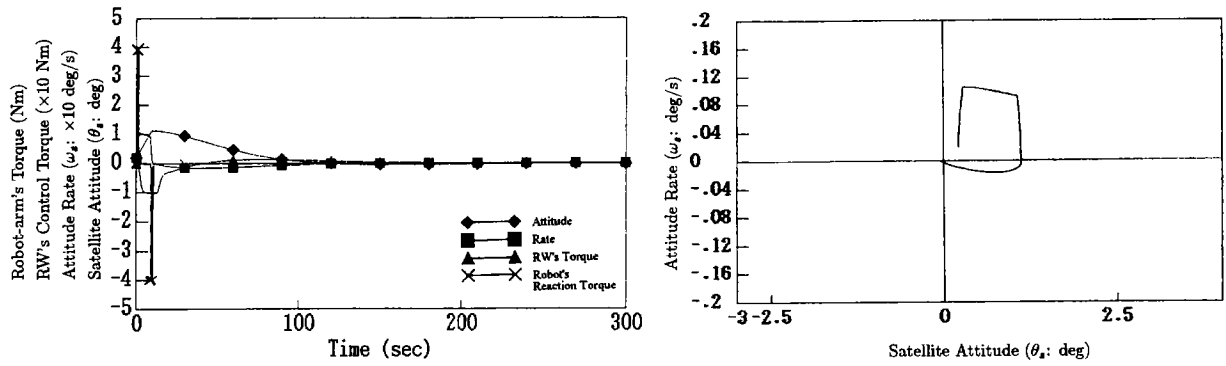


Fig. 8 Case of the independent satellite-attitude control using RW and the independent robot-arm control

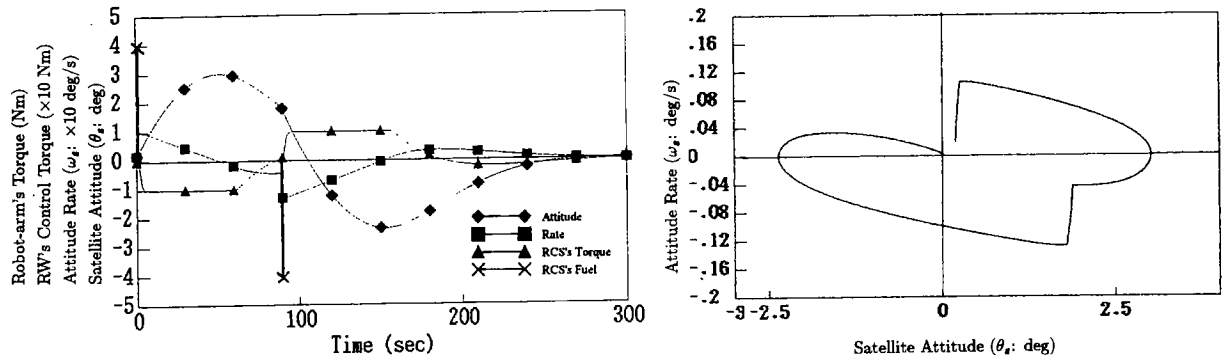


Fig. 9 Case of the independent satellite-attitude control using RW and the independent robot-arm control

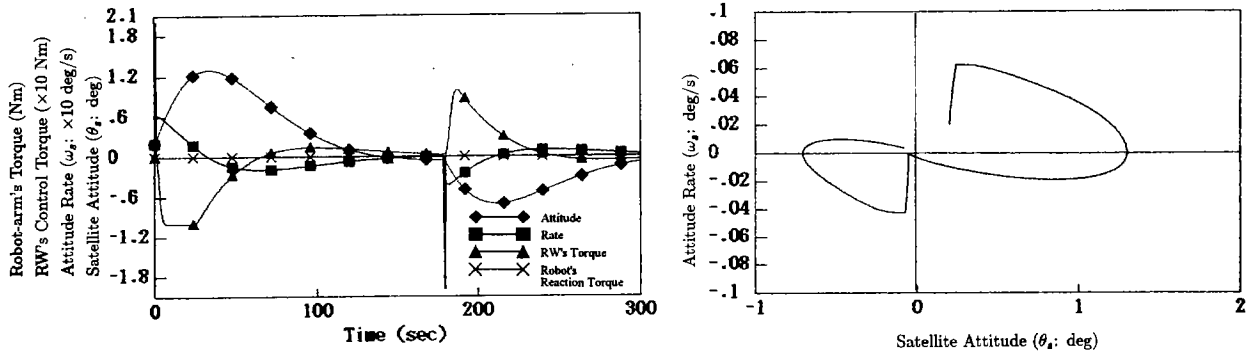


Fig. 10 Case of the independent satellite-attitude control using RW and the coordinated robot-arm control

なお、衛星の初期姿勢角、初期姿勢角速度はいずれのケースもそれぞれ 0.2 [deg], 0.02 [deg/s] である。衛星の姿勢制御性能を規定する  $\theta_{max}$ ,  $\omega_{max}$  は姿勢制御能力が小さい RW 使用時には大誤差からの姿勢誤差の除去が困難なため小さく設定してある。なお RW 使用時の  $\omega_{max}=0.1$  [deg/s] は衛星の姿勢角速度を検出する慣性基準装置 (IRU) の高精度姿勢角速度計測範囲の上限でもある。

Fig. 8, Fig. 9 はいずれもロボットアームが発生する角運動量が大きすぎる場合である。ただし Fig. 8 はロボットアームは

起動後、短時間 (10 秒後) で停止したため衛星の姿勢安定が速やかに元の状態に近い状態に戻った例である。一方、Fig. 9 はロボットアームの動作時間以外は Fig. 8 と同一条件であるが、ロボットアームの動作時間の違いにより衛星の姿勢変動の様子が Fig. 8 の場合とは大きく異なり、本ケースで要求されている姿勢安定条件 ( $\omega_{max}=0.1$  [deg/s]) を満たせなかった場合である。Fig. 10, Fig. 11 は Fig. 9 と同じロボットアームの動作要求に対して協調ロボットアーム制御によりロボットアームの動作速度を 1/2 とし、ロボットアームの動作時間を 2 倍とし

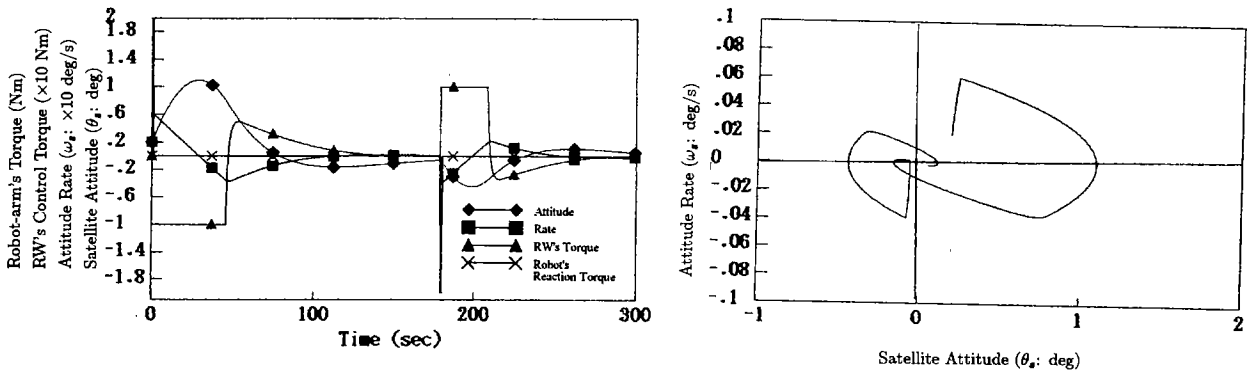


Fig. 11 Case of the coordinated satellite-attitude control using RW and the coordinated robot-arm control

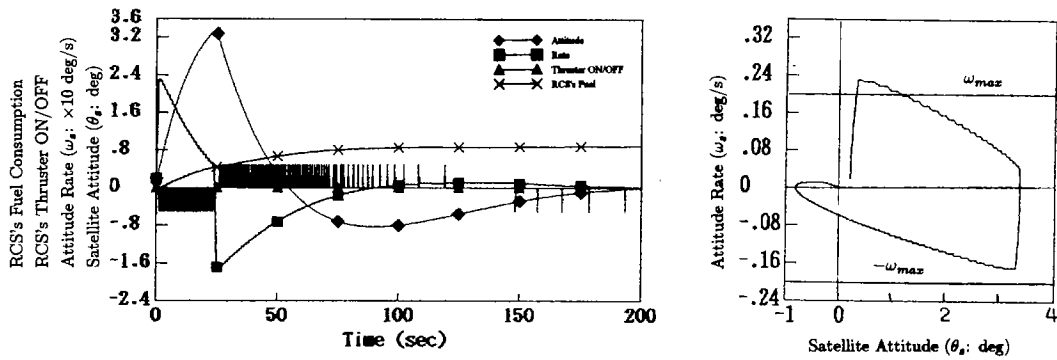


Fig. 12 Case of the independent satellite-attitude control using RCS and the independent robot-arm control using RW

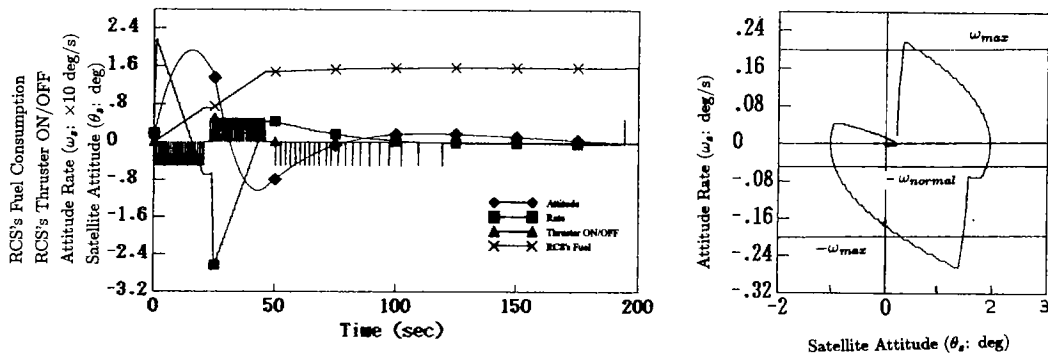


Fig. 13 Case of the coordinated satellite-attitude control using RCS and the independent robot-arm control

たケースである。なお、Fig.10では衛星の姿勢制御はフィードバック制御のみ(協調姿勢制御なし)で、Fig.11はフィードバック補償を併用(協調姿勢制御あり)している。いずれの方法でも姿勢変動は許容範囲内に入っているが協調姿勢制御を行っている場合が姿勢制御状態は良好である。

また、Fig.12~Fig.14はRCSによる姿勢制御を行っている場合である。そのうち、Fig.12は衛星の姿勢、およびロボットアームの制御はいずれも相手制御系とは独立の制御で、ロボットアームの発生角運動量が大きすぎる場合である。Fig.13

はFig.12のケースで協調姿勢制御を行った場合である。ただし、Fig.13では5.6節に示すリミッタがアクチュエータ駆動ラインに挿入されていないため、ロボットアームの停止動作前に式(27)の条件が満たされていない。また、例えリミッタが導入されたとしてもこのケースではロボットアームの発生角運動量が大きすぎるため協調姿勢制御を行っても衛星の姿勢角、角速度を指定された許容範囲内にすることはできない。そのためFig.14ではロボットアームの動作速度、すなわち発生角運動量を1/2とするとともにロボットアームの動作時間を2倍とする

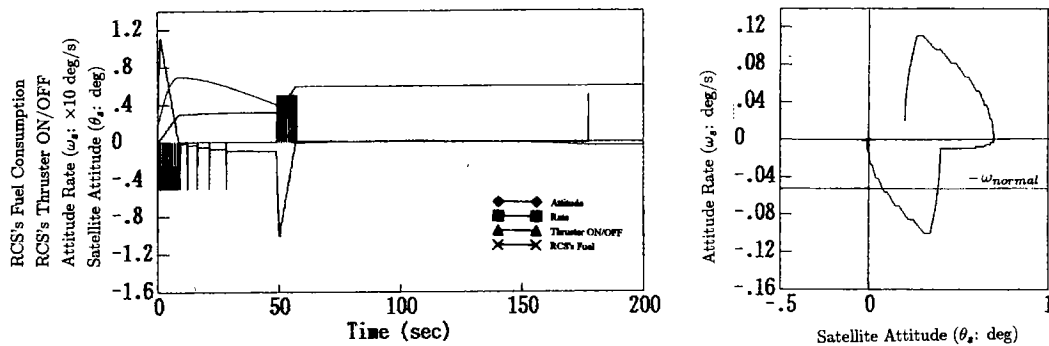


Fig. 14 Case of the coordinated satellite-attitude control using RCS and the coordinated robot arm control

とともに協調姿勢制御（フィードフォワード補償）を行っている。そのため衛星の姿勢誤差，姿勢角速度のいずれも十分小さくなっている。

Fig. 8～Fig. 14 に示すシミュレーション結果から協調ロボットアーム制御を実施することにより衛星の姿勢安定が確保されること，および協調姿勢制御により単独姿勢制御時に比べて良好な姿勢制御性能をあげていることが確認される。

## 7. ま と め

人工衛星にロボットアームを搭載する場合に必要となるロボットアームと衛星姿勢の協調制御について示した。本論文で示した制御手法は衛星上でロボットアームが動作する場合の衛星の姿勢変動を抑制するとともにロボットアームの動作，急停止等により衛星の姿勢安定が失われることがないことを保証している。また本制御方式は簡易な計算式で実現されており衛星搭載計算機の能力が制限されていても実時間で実行可能なもので，平成9年度に打ち上げ予定の技術試験衛星 VII 型 (ETS-VII) に応用される予定である。

## 参 考 文 献

- [1] 小田：“技術試験衛星 VII 型”，計測自動制御学会誌，vol.34, no.8, p.683, 1995.
- [2] M. Oda et al.: “ETS-VII (Engineering Test Satellite #7) — a Rendezvous Docking and Space Robot Technology Experiment Satellite —,” 46th International Astronautical Congress, Oct. 2-6, 1995, Oslo, Norway, IAF-95-U.2.01.
- [3] M. Oda et al.: “ETS-VII, Space Robot In-Orbit Experiment Satellite,” Proc. of 1996 IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation, Minneapolis, U.S.A. pp.739-744, April 22-28, 1996.
- [4] M. Oda: “Coordinated Control of Spacecraft Attitude and its Manipulator,” Proc. of 1996 IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation, Minneapolis, U.S.A. pp.732-738, April 22-28, 1996.
- [5] 小田：“人工衛星に搭載されたロボットアームと衛星姿勢の協調制御（第1報，ロボットアーム動作反力の実時間推定）”，日本機械学会論文誌 (C)，vol.62, no.601, pp.3596-3602, 1996.
- [6] 小田：“人工衛星に搭載されたロボットアームと衛星姿勢の協調制御（第2報，ロボットアームの動作反力に対する衛星の姿勢制御）”，日本機械学会論文誌 (C)，vol.62, no.602, pp.3826-3833, 1996.
- [7] 小田：“人工衛星に搭載されたロボットアームと衛星姿勢の協調制御（第3報，衛星の姿勢安定を乱さないロボットアーム制御）”，日本機械学会論文誌 (C)，vol.62, no.601, pp.3834-3841, 1996.
- [8] R.W. Longman et al.: “Special Issue on Robotics in Space,” The Journal of the Astronautical Sciences, vol.38, no.4, 1990.
- [9] Yangsheng Xu and Takeo Kanade (edit): “Space Robotics — Dynamics and Control,” Kluwer Academic Publishers, 1993.
- [10] R.W. Longman and R.E. Lindberg: “Kinematic and Dynamic Properties of an Elbow Manipulator Mounted on a Satellite,” The Journal of the Astronautical Science, vol.38, no.4, pp.397-422, 1990.
- [11] Z. Vafa and S. Dubowsky: “On the Dynamics of Space Manipulators Using the Virtual Manipulator, with Applications to Path Planning,” The Journal of the Astronautical Science, vol.38, no.4, pp.441-472, 1990.
- [12] S. Dubowsky and M. Torres: “Minimizing Attitude Control Fuel in Space Manipulator Systems,” Proc. of the 1st International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Kobe, Japan, pp.259-262, 1990.
- [13] 山田，土屋：“宇宙ロボットのハンドの運動軌道と本体の姿勢変動について”，計測自動制御学会論文集，vol.28, no.3, pp.374-382, 1992.
- [14] K. Yoshida and Y. Umetani: “Control of Space Manipulators with General Jacobian Matrix,” Space Robotics: Dynamics and Control, ed. by Y. Xu and T. Kanade, pp.165-204, Kluwer Academic Publishers, 1993.
- [15] K. Senda: “Dynamics and Control of Rigid / Flexible Space Manipulators,” A Doctoral thesis, Univ. of Osaka Prefecture, Sep. 1993.
- [16] C. Fernandes, L. Gurvits and Z.X.Li: “Attitude Control of Space Platform / Manipulator System Using Internal Motion,” Space Robotics — Dynamics and Control, (ed. by) Y. Xu and T. Kanade, Kluwer Academic Publishers, 1993.
- [17] Y. Sato et al.: “Reducing Attitude Disturbances while Teleoperating a Space Manipulator,” Proc. of the 1993 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 1993.
- [18] K. Yoshida: “Practical Coordination Control between Satellite Attitude and Manipulator Reaction Dynamics based on Computed Momentum Concept,” Proc. of 1994 IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems (IROS'94), Munchen, Germany, pp.1578-1584, Sept. 12-16, 1994.
- [19] M. Kaplan: “Modern Spacecraft Dynamics and Control,” John Wiley & Sons, 1976.



小田光茂 (Mitsushige Oda)

1951年10月4日生。1975年東京工業大学工学部制御工学科卒業。1977年同大学院理工学研究科修士課程修了。同年宇宙開発事業団入社。人工衛星の姿勢制御技術の研究，宇宙ロボット技術の研究に従事。現在，技術試験衛星 VII 型のロボット実験の責任者。工学博士。日本機械学会，計測自動制御

学会等会員。

(日本ロボット学会正会員)