ワイヤレス通信を利用した二次元人工衛星
ダイナミクスシミュレータの試作研究*林 良一^{*1}, 松永三郎^{*2}, 狼 嘉彰^{*3}Development and Evaluation of Two Dimensional Satellite
Dynamics Simulator Utilizing Wireless ModemRyoichi HAYASHI^{*4}, Saburo MATSUNAGA and Yoshiaki OHKAMI^{*4} Mechanical and Aerospace Engineering, Tokyo Institute of Technology,
2-12-1 O-okayama, Meguro-ku, Tokyo, 152-8552 Japan

It is necessary for the future of space exploration, especially in the space robotics field, to simulate the dynamics of space mechanical systems on the ground. In order to simulate a micro-gravity environment, we have developed and tested a two-dimensional satellite dynamics simulator which is supported by air cushions. The major characteristic of this dynamics simulator is cable-free so that it can translate and rotate freely over the flat floor without any outside physical connections. We verify the properties of this system with regard to its ability to simulate the dynamics of various space-based mechanical systems, and show the results of preliminary experiments for capturing a failed satellite.

Key Words: Micro-Gravity, Floating Testbed, Satellite Dynamics Simulator and Wireless System

1. はじめに

宇宙開発を行っていく上で、地上において微小重力環境の宇宙機の運動を模擬することは極めて重要である。微小重力環境実験を行うためにパラボリックフライト⁽¹⁾や落下塔⁽²⁾⁽³⁾を用いる方法があるが、実験時間が短い、実験開始前・終了後に装置に大きなGがかかるなどの制約があり、また非常に高価である。そのため、今までにワイヤ⁽⁴⁾⁽⁵⁾や水の浮力⁽⁶⁾を用いたシミュレータ、シミュレータおよび数値シミュレーションを併用したハイブリット型シミュレータ⁽⁷⁾、空気浮上型シミュレータ⁽⁸⁾⁽⁹⁾などさまざまな模擬装置が考案・試作されてきた。しかし、これらの装置はたいていさまざまな配線により外部と接続されており、これらの配線の張力が装置の運動に悪影響を及ぼし、実験スペースを広く取ることができないために、微小重力環境を模擬するに至っていない。

本研究は、配線・配管の影響を受けることなく、広

範囲にわたる宇宙機の微小重力環境における二次元運動を模擬することのできるダイナミクスシミュレータ(以下シミュレータと略す)の試作試験を行った結果について述べる。本ダイナミクスシミュレータは、宇宙機モデルをエアパッドにより空気浮上させることにより低摩擦状態で移動が可能であり、空気噴射を利用するエアスラストにより外部と接触することなく移動・回転の3自由度運動が可能であり、テザー張力制御による不具合衛星の揺動緩和実験⁽¹⁰⁾などの応用実験に役立つ。

本システムは無線モデムを用いることにより外部コンピュータから非接触で遠隔操作をすることができ、また、一般的な宇宙機の推進器と同様に、宇宙機モデルの推進器にスラストを用いることにより宇宙機の運動を忠実に再現できる。さらに、位置の測定用に非接触で広範囲にわたり宇宙機モデルの位置を測定することのできる光学式二次元位置測定装置の試作も平行して行う。以上より、本装置は配線・配管などの拘束から開放され、その結果広範囲にわたる自由な移動が可能となり、宇宙機の二次元運動を模擬することができる。本論文では、試作を行ったダイナミクスシミュレータの構成および性能評価試験の結果について述べる。

* 原稿受付 2000 年 4 月 20 日。

^{*1} 正員、東京工業大学大学院(〒152-8552 東京都目黒区大岡山 2-12-1)。^{*2} 正員、東京工業大学大学院理工学研究科。^{*3} 正員、慶應義塾大学理工学部。

E-mail: ryo@horse.mes.titech.ac.jp

2. シミュレータの構成と特徴

2.1 主な仕様と特徴 本シミュレータは、図1に示すようにフラットフロア(3 m×5 m)と、この上で二次元自由運動をする宇宙機モデル、および地上に設置した計測・制御装置から構成される。本シミュレータの特徴は、宇宙機モデルと地上との間に配線・配管類が一切なく、二次元並進運動および垂直軸周りの回転運動が極めて小さな抵抗力下で実現されたことである。構成要素とおもな仕様は表1に示す通りである。二次元 x, y 平面上の移動可能範囲は、十分な安全マージンをみて、直径 800 mm の宇宙機モデルに対し 2 m×4 m 程度である。最大重量は 100 kg 程度で、実験時間は 1 分程度である。地上との通信については、すべて TCP/IP に基づいており、宇宙機モデルからのテレメトリデータ・地上からのコマンドともに 2 Mbps 回線を使用している。

2.2 宇宙機モデル 宇宙機モデルは、質量中心

Table 1 Components of dynamics simulator

Subsystem	Components
Propulsion	10l Air Tank x2 Air Thruster x8
Control, Command/ Data Handling	On-Board Computer Gyro Sensor (Attitude) Amplifier Circuit (for Thrusters)
Communication	2GHz SS Radio LAN Modem LAN Card
Power	12V Cyclon-G Battery x2
Structures	Pin Joint x3 (for Air Pad) Thruster Mounter x4 Disk Base
Floating system	Air Pad x3, Air Compressor x2
Ground	Communication & Control PC User Interface PC, Joystick 2GHz SS Radio LAN Modem
Others	Flat Floor, 2D Positioning Sensor

Fig. 1 Conceptual model of dynamics simulator

が軸付近になるようオンボード機器をフレームの回転軸中心に対称に配置している。図2に試作した宇宙機モデルを示す。宇宙機モデルは、(1)オペレータによる3自由度ジョイスティックを用いた操作、(2)起動データを用いた操作を外部コンピュータを介して遠隔で行うことができる。個々の機器について2.2.1~2.2.4項に示す。

2.2.1 エアスラスタ エアスラスタは、2ポート電磁弁および図3に示す試作ノズルにより構成される。ノズルの断面形状は、ベルヌーイの定理⁽¹⁾を用い、出口断面積とスロート断面積の比を決定し、流路は制作を簡素化するために直線とした。設計仕様は、内部圧力 0.5 MPa、出口圧力 0.1 MPa、推力 1.6 N 程度とした。空気は、2 MPa に圧縮した 10 リットルタンクから減圧弁を経て 0.5 MPa に減圧しエアスラスタに供給する。オンボードコンピュータからの信号を増幅し、直接 2 ポート電磁弁の開閉を行い、推力を

Fig. 2 Spacecraft model

Fig. 3 Arrangement of air thrusters

発生する。

2・2・2 エアスラスタの配置 エアスラスタの配置を図3に示す。8つのエアスラスタを4方向に、フレームの回転中心に対称となるように配置している。また、表2に示すエアスラスタ駆動ロジックを用いることにより、平面における並進・回転の3自由度を独立に制御することができる。ここで、 dx は x 方向、 dy は y 方向、 $d\theta$ は鉛直軸周りの制御力であり、 Δ は x, y どちらの方向がより大きな制御力を必要とするかを示しており、 $\Delta=+$ は x 方向が、 $\Delta=-$ は y 方向がより大きな制御力を必要としていることを意味する。例えば、 $+x$ 方向に移動する場合、0, 7 のエアスラスタを、 $+x, +y$ 両方向に移動する場合、0, 5, 6, 7 のエアスラスタを、 $+x, +y$ 両方向に移動し、かつ z 軸周りに正回転する場合、 $\Delta=+$ であれば 0, 3, 5, 7, $\Delta=-$ であれば 1, 5, 6, 7 のエアスラスタを駆動すればよい。回転角の制御法を2種類用意し、並進2方向の位置偏差の大きさを比較することにより切り替えて使用する。これは、偏差が大きい方向により多くの制御力が必要であり、他方向制御用スラスタを用い偶力を発生することで回転力を得るためである。例えば、 z 軸周りに正回転する場合、 x 方向の位置偏差が大きい場合 1, 5 を、 y 方向の位置偏差が大きい場合 3, 7 を駆動する。

2・2・3 エアパッドの配置 フラットフロアの水平面の影響をあまり受けないようにするために、3つのエアパッドを用い、宇宙機モデルを3点支持してい

る。宇宙機モデルが互いに力学的な干渉を伴う実験を行うときに、干渉力によりモーメントを生じる。このときエアパッドの接地面が傾いてしまうことを防ぐために、エアパッドと宇宙機モデルの間は点接触している。また、負荷の少ないエアパッドに空気が集中することを防止するために、それぞれのエアパッドに、2つのスピードコントローラを取付け、空気流量を制限している。

2・2・4 搭載機器および制御系 宇宙機モデルは、外部コンピュータとの通信、ジャイロセンサの制御・データ取得およびエアスラスタの駆動を遠隔操作するために小形・軽量のノートコンピュータ(オンボードPC)を搭載している。エアスラスタの制御は、オンボードPC内のPCMCIA DIOカードからの信号を用いるが、電流増幅回路を介し直接駆動を行うことで高速な応答性を得ることができる。宇宙機モデルの回転角度・角速度はジャイロセンサにより計測し、RS-232Cを用いオンボードPCに取り込む。外部コンピュータとの通信は、スペクトル拡散無線LANモデムを用い、無線で行う。通信プロトコルはTCP/IPを用い、最大通信速度は2.0 Mbps、通信周期は20 Hzである。ジャイロセンサの制御・データ取得は、RS-232C・通信速度19.2 Kbps、通信周期は20 Hz程度である。

宇宙機モデルに用いた制御系のブロック線図を図4に示す。PD制御とバングバング制御を組合わせたフィードバック制御になっている。この制御を並進位置 x, y 、ヨー角 θ の3変数について独立に行う。姿勢制御は常に行っているわけではなく、50 ms 制御・150

Table 2 Actuating thrusters logic

dx	dy	$d\theta$	Δ	Thruster	dx	dy	$d\theta$	Δ	Thruster
0	0	0			+	-	0		0 1 2 7
0	0	+	-	3 7	+	-	+	+	0 1 3 7
0	0	+	+	1 5	+	-	+	-	1 2 5 7
0	0	-	-	0 4	+	-	-	+	0 2 4 7
0	0	-	+	2 6	+	-	-	-	0 1 2 6
0	+	0		5 6	-	0	0		3 4
0	+	+		3 5 6 7	-	0	-		2 3 4 6
0	+	-		0 4 5 6	-	0	+		1 3 4 5
0	-	0		1 2	-	+	0		3 4 5 6
0	-	+		1 2 3 7	-	+	+	+	3 4 5 7
0	-	-		0 1 2 4	-	+	+	-	1 3 5 6
+	0	0		0 7	-	+	-	-	2 4 5 6
+	0	+		0 1 5 7	-	+	-	+	0 3 4 6
+	0	-		0 2 6 7	-	-	0		1 2 3 4
+	+	0		0 5 6 7	-	-	+	+	1 3 4 7
+	+	+	-	1 5 6 7	-	-	+	-	1 2 3 5
+	+	+	+	0 3 5 7	-	-	-	-	1 2 4 6
+	+	-	-	0 2 5 6	-	-	-	+	0 2 3 4
+	+	-	+	0 4 6 7					

$\Delta = |dx| - |dy|$

Fig. 4 Block diagram of spacecraft model

ms 無制御の間隔で制御している。これは、姿勢制御には位置制御に比べ推力を必要とせず、また3変数 x, y, θ を同時に制御する場合は並進制御力が半減するためである。

二次元位置測定装置の測定周期および無線 LAN の通信周期 50 ms より宇宙機モデルの制御周期を 50 ms と決定した。エアスラストの制御周期は、オンボード PC 上でパルス幅変調を用いることにより、10 ms で行っている。

2・3 フラットフロア 宇宙機の実験を模擬するために、3 m×5 m、厚さ 10 mm の板ガラスを用いたフラットフロアを作成した。本フラットフロアは、100 mm 程度のセルフレベリングコンクリートにより基礎を作り、その上に板ガラスを乗せている。

2・4 二次元位置測定装置 宇宙機の位置を真横から測定するための二次元位置測定装置の概略図を図 5、試作した装置を図 6 に示す。このシステムは、長距離レーザ変位センサ、CCD カメラ、ダイレクトドライブモータ駆動式ミラーで構成されている。本装置の位置測定法を以下に示す。

- (1) CCD カメラにより被測定物の映像を取得
- (2) 画像処理を行い、被測定物の映像が常に画像の中心に位置するようにミラーの回転を制御
- (3) レーザ変位センサにより距離を測定
- (4) モータ制御によりミラー角度を測定
- (5) 極座標により被測定物の位置を計算

以上のように CCD カメラの映像およびレーザ変位センサを用い、被対象物を自動追尾することにより位置を測定している。計算負荷を軽減するために 2 値化

画像処理を行っており、計算周期は 50 ms である。ミラーは、慣性主軸とモータ軸が一致するように取付け、ダイレクトドライブモータにより駆動し 200 Hz まで追従することができる。測定範囲は、距離：1.4～10 m 程度、角度：±30 deg である。

画像処理による計算負荷を軽減するために、モータ駆動式ミラーの制御には計算負荷の小さい PID 制御法を採用した。しかし、被測定物までの距離により取得画像の大きさが変化するので、比例ゲインを距離の関数として線形的に変化させている。また、図 5 に示すように、CCD カメラの光軸とレーザセンサの光軸は一致していないため、被測定物までの距離により画像処理領域を上下させている。この制御系のブロック図を図 7 に示す。

3. システムの性能検証

3・1 二次元位置測定装置の特性 二次元位置測定装置から得られる被測定物の二次元座標 (x, y) の精度を検証するために、宇宙機モデルを 3 m×5 m のフラットフロアの縁に沿って移動させ、その位置を測定した。この結果を図 8 に示す。図 8(a) は宇宙機モデルの軌跡、(b) は制御の偏差、(c) はレーザ変位センサのデータ(レンジ)、(d) は宇宙機モデルの移動角(アジマス：ミラー角×2)を示している。なお、図 8(a) に示した“Sensor”は二次元位置測定装置の設置場所を示しており、“→”はレーザや CCD カメラの光軸を意味する。宇宙機モデルが二次元位置測定装置に最も接近した場合、二次元位置測定装置との距離は

Fig. 5 Concept model of 2D positioning sensor system

Fig. 6 2D positioning sensor system

Fig. 7 Block diagram of 2D positioning sensor

最小測定距離 1.4 m になるように設置している。宇宙機モデルの軌跡(a)は x, y 方向に対して直進性・直交性が保たれていることを示している。(b)は画像処理による制御の偏差を画素単位で示しているが、ほぼ ± 2 pixel に収まっている。これは、(c)に示すレンジにより大きさが左右されるが、 ± 5 mm 程度の精度で自動追尾ができています。これは抽出画像をもとにした制御の収束性であり、画像ノイズの影響などは考慮していない。経路④から⑤にかけて、(b)が大きく振動している。これは、(c)、(d)によると近距離においてアジマス角速度が大きい場合、照明に近いために画像ノイズが入るなどの影響によるものであるが、実際にはこのような領域での実験は行われることは少なく、問題はない。照明の配置を最適化することで解決することができると考えられる。

Fig. 8 Performance of 2 D positioning laser sensor

3.2 フラットフロアの平面度 フラットフロアの平面度を検証するために、2つの実験を行った。まず、宇宙機モデルを鉛直軸周りに 10 rpm 程度で回転させ、ジャイロセンサによって回転角速度を測定し、この回転角速度の対数減衰率を求めた。その結果を図 9 に示す。ここで、実線は宇宙機モデルの角速度であり、破線はその値を $\exp(-at+b)$ で近似した曲線である。このとき回転角速度の対数減衰率 a は 0.00014 であった。次に、宇宙機モデルに初速を与え等速運動をさせ、その際の位置データを数値微分することにより速度を計算した。実験結果を図 10 に示す。3~16 s の間は二次元位置測定装置から遠ざかる方向へ、20~32 s の間は近づく方向へ等速運動をさせている。二次元位置測定装置からの距離が離れると速度は振動的になっているが、これは画像処理による計測精度の影響である。 $t=3, 32$ において被測定物との距離は約 1.4 m であり、このとき CCD の 1 画素当たりの大きさは約 3 mm/pixel となっている。一方 $t=16, 20$ において距離は約 4 m であり、このとき CCD の 1 画素当たりの大きさは 8 mm/pixel 程度と 3 倍程度となっている。そのため被測定物との距離が離れてしまうと位置測定精度が劣化し、それに伴い位置微分により求める速度も劣化し、振動的になっている。

以上から、フラットフロアの摩擦や空気抵抗などは微小であり、本実験装置は微小重力環境を模擬することが可能であることが示された。

3.3 エアスラスタの推力推定 エアスラスタの推力を推定するために、ダイナミクスシミュレータ装置内のジャイロおよび位置測定装置を用い、宇宙機モデルの質量・慣性モーメントの推定実験を行った。宇宙機モデルにばねを取付け、並進方向・回転方向に振動運動をさせ、位置・姿勢の振動数を計算し、推定を

Fig. 9 Angular velocity of spacecraft model

Fig. 10 Speed of spacecraft model

Fig. 11 Trajectory and attitude of spacecraft model with ramp input for position and attitude

Fig. 12 Trajectory and attitude of spacecraft model with circular input for position

行った。その結果、質量：58 kg、慣性モーメント：4.5 kg・m²となった。質量の実測値が64 kgであることを考えると、誤差は10%程度になっているのがわかる。原因はばね定数にあると考えられる。質量よりばね定数を逆算した場合、慣性モーメントは5.0 kg・m²となる。これらおよびエアスラスタ噴射の噴射による加速度・角加速度からエアスラスタの推力を推定した結果、1.3 N程度であった。

3・4 宇宙機モデルの特性 宇宙機モデルの特性を検証するために以下の3種の実験を行った。

(1) 位置 x, y 、姿勢角 θ にランプ入力を与え、位置・姿勢を二次元位置測定装置・ジャイロセンサによって測定した。このときの宇宙機モデルの軌跡を図11に示す。位置制御は3 cm程度に、姿勢角は ± 3 deg程度に収束している。20 sに停止後、8 s間現在位置を保持している。

(2) 位置 x, y に円軌道を、姿勢角 θ に0 degの指令を与えた場合の宇宙機モデルの軌跡を図12に示す。位置制御は2.5 cm程度に、姿勢角は ± 3 deg程度に収束している。

(3) 位置 x, y に円軌道を、姿勢角 θ にランプ入力の指令を与え、位置・姿勢は同期をとって宇宙機モデルが定点を指向するような運動をさせた。宇宙機モ

Fig. 13 Trajectory and attitude of spacecraft model with circular input for position and sinusoidal input for attitude

デルの軌跡を図13に示す。位置制御は3 cm程度に、姿勢角は ± 5 deg程度に収束している。

なお、以上の実験において47 sにエアタンク内の圧縮空気圧力が低下したために、 x 方向に大きくオーバーシュートしている。

これらの実験結果から、計算負荷の小さいPD制御・バングバング制御を組合わせた簡単な制御法で、満足すべき追従性が得られることが実証され、また平面運動の3自由度を独立に制御できることが確認できた。

実際の人工衛星の位置制御、姿勢制御の要求性能は、例えば技術試験衛星VII型(ETS-VII)において、位置制御精度 ± 4 cm程度、姿勢制御精度 $\pm 0.5 \sim 3.0$ deg程度となっている。本宇宙機モデルでは、ETS-VIIとのスケールファクタを考慮し、1/10程度の推力のスラスト推力を使用している。また、通常の人工衛星が大小さまざまな大きさの推力のスラストを搭載し、姿勢制御系にリアクションホイールを搭載していることを考慮すると、単一推力のスラストのみで位置制御精度 ± 3 cm程度、姿勢制御精度 ± 3 deg程度を実現している本宇宙機モデルは満足すべき性能を実現していると考えられる。今後は、リアクションホイールの搭載などによる姿勢制御精度の向上、位置測定精度の向上などを目指した改良を行っていく予定である。リアクションホイールの搭載により、3自由度を同時に制御

する場合、並進制御力の半減してしまうことを避けることができ、さらに制御性の向上が期待できる。

4. 応 用 実 験

本実験装置は、不具合衛星などの捕獲・運動緩和⁽¹²⁾実験を行うことができる。そこで捕獲・運動緩和の予備実験として、不具合衛星の回転速度を減衰・励起させる二次元実験を行った。遠隔操作を行う宇宙機モデルを捕獲衛星(以下チェーサ)および自由飛行をする宇宙機モデルを不具合衛星(以下ターゲット)の2つの宇宙機モデルを用いた。なお、ターゲットには太陽電池パドルを模したパドルを取付けてある。

(1) 鉛直軸周りに10 rpm程度で回転するターゲットにチェーサを接近させ、ターゲットのパドルに、エアスラストから空気噴射を行い、回転速度を減衰させる。

(2) 静止しているターゲットのパドルに、エアスラストから空気噴射を行い、ターゲットの回転を励起する。

これらエアスラストの空気噴射を用いた回転角速度を減衰・励起させる実験の概念図を図14に示す。ターゲットにパドルを取付けた結果、空気抵抗の影響により回転角速度の対数減衰率が0.0127となっている(図15参照)。(1)の実験結果として、ターゲットの回転角速度を図16に示す。本実験において、パドルに向けたエアスラストの噴射は8~11 sに行い、11 sにターゲットの回転は停止した。このときターゲットの角速度の対数減衰率は1.56と120倍程度大きくなっている。以上より、エアスラストからパドルに空気噴射することによって、ターゲットの回転角速度を減少させる方法が有効であることが示された。(2)の実

Fig. 14 Thruster method

Fig. 16 Angular velocity of target

Fig. 15 Angular velocity of target

Fig. 17 Angular velocity of target

験結果として、ターゲットの回転角速度を図17に示す。本実験において、エアスラスタの噴射は0sから行い、ターゲットに回転を与えることができています。回転だけではなく並進運動も誘発しており、ターゲットはチェーサから遠ざかっており、噴射の効果が徐々に減少している。

これら実験結果より、エアスラスタを用いたターゲットの回転角速度の減衰・誘発法が有効であることが示された。

5. 結 論

空気圧を利用した宇宙機モデルおよびレーザ変位センサを用いたスキャン型二次元位置測定装置から構成されるダイナミクスシミュレータの試作を行った。宇宙機モデルはエアパッドにより3m×5mのフラットフロア上を浮上しエアスラスタを用い推進することにより外力を受けることなく広範囲な移動・回転が可能になった。また、二次元位置測定装置は微小重力環境を模擬する際に悪影響を及ぼす配線を用いることなく位置の測定をすることができる。すなわち、本ダイナミクスシミュレータは完全無線化システムで、フラットフロアは低摩擦であるので微小重力環境における二次元運動を極めて忠実に模擬することが可能である。また、PD制御とバングバング制御を組合わせた制御系により、十分な制御性能を実現した。

また、不具合衛星捕獲予備実験として、本ダイナミクスシミュレータを用い不具合衛星の回転角速度の減少・誘発を行う実験を行いその有効性を示した。

今後は、本研究の成果をもとに改良を加えたダイナミクスシミュレータ⁽¹³⁾の設計・試作を行っていく。

文 献

- (1) 澤田弘崇・林良一・山本宏・森淳・宇井恭一・松永三

- 郎・狼嘉彰, “再構成歩行型宇宙ロボットRBRの航空機微小重量実験”, 第16回宇宙ステーション講演会, NASDA, (2000-4), つくば.
- (2) 岩田敏彰・樹神謙三・沼尻文雄・菊田容造・村上寛, “落下施設を用いたロボットの運動実験”, 日本ロボット学会誌, **13**-8(1995), 1206-1209.
- (3) 中村仁彦・渡辺泰之・荒木健悟, “宇宙ロボットの自由落下無重力実験”, 日本ロボット学会誌, **17**-7(1999), 974-982.
- (4) Matunaga, S. and Natori, M., “A Ground Test Equipment with Suspension Wires for Adaptive Structures”, *First Joint U. S./Japan Conf. on Adaptive Structures, Maui, Hawaii*, A Technomic Publishing Company Book, (1990), 917-927, Pennsylvania.
- (5) 丸山次人・飯田好高・江尻革・佐藤裕一・神田真司・内山隆・内山賢治・藤井裕矩, “三次元吊り方式による宇宙ロボット用無重力模擬システムの開発”, 日本ロボット学会誌, **17**-6(1999), 828-838.
- (6) Akin, D. L. and Spofford, J. R., “Redundancy Control of a Free-Flying Telerobot”, *J. Guidance, Control and Dynamics*, **13**(1990), 515-523.
- (7) 下地治彦・井上正夫・稲場曲康・若林靖史, “バーシングダイナミクスシミュレータを用いた宇宙ロボットの挙動評価”, 日本ロボット学会誌, **13**-1(1995), 127-133.
- (8) Alexander, H. L. and Cannon, R. H., “An Extended Operational Space Control Algorithm for Satellite Manipulators”, *J. Astronaut. Sci.*, **38**-4(1990), 473-489.
- (9) 梅谷陽二・吉田和哉・藤森光章・岡村宏樹, “自由浮遊する宇宙ロボット・モデルによる対象物の捕獲制御実験”, 日本ロボット学会誌, **7**-6(1989), 725-731.
- (10) Nakaya, K., Matunaga, S., Mori, O. and Ohkami, Y., “Tether Control Experiments for Damping Angular Momentum of Uncontrolled Satellites”, *9th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics*, (1999), 37-42, ISAS.
- (11) Peter Fortescue and John Stark, “Spacecraft Systems Engineering Second Edition”, WILEY, (1995), 146-155.
- (12) Matunaga, S., Hayashi, R. and Ohkami, Y., “A Tether Based Method for Capturing In-Orbit Objects”, *Advances in The Astronautical Sciences*, **96**(1997), 61-74.
- (13) Matunaga, S., Mori, O., Kanzawa, T., Tsurumi, S. and Maeda, N., “Concept of Robot Satellite Cluster and Ground Experiment System”, *Pre-print on TITech COE/Super Mechano-Systems Symposium 2000*, (2000), 103-111, Tokyo.