

画像処理技術を利用した超小型衛星の制御に関する研究

2003年3月

北海道工業大学大学院

石川智浩

## 概要

人工衛星を利用した位置計測や気象観測・通信は、今や我々の生活になくなくてはならない技術である。人工衛星は1960年代から打ち上げられ、その数は増加の一途を辿り、現在では数千に及ぶ人工衛星が運用されている。しかし、その一方で将来の人工衛星打ち上げに危機的で重大な問題が発生している。人工衛星は、通常長くても寿命により10数年で運用停止となるが、度重なる不具合や事故、隕石の衝突により突如として宇宙航行できなくなった場合などにより運用停止に陥ったケースは数多く存在する。その結果、宇宙に漂流するいわゆる“宇宙ゴミ”は数千機に及んでいる。この“宇宙ゴミ”は、さらなる“宇宙ゴミ”との衝突により、指数的に数を増やしており、新たなロケットの打ち上げや人工衛星運用の大きな弊害になりつつある。現在、この問題を解消するために様々な方向から検討が進められているが、その一つに軌道上サービス衛星が期待されている。

軌道上サービス衛星とは、故障や燃料切れが原因で運用を停止した人工衛星の調査や補修、燃料補給などを行う宇宙作業用ロボット衛星のことである。軌道上サービス衛星の研究は、近年多数の研究者により検討されており、時代の進歩とともに、その実現性は高まってきている。最近では、その一部となるロボットアームがスペースシャトルや日本の技術実証衛星で実験されている。軌道上サービス衛星に求められる機能は、接近・接触・作業であり、上述の宇宙ゴミのケースでは、接近・回収に続いて修理もしくは投棄が挙げられる。特に、接近に関しては信頼性の高い技術が必要であり、衛星には近距離での相対位置や姿勢を検出するセンサが必要不可欠である。相対位置を計測するには、レーザレンジファインダなどの光学距離センサがあれば計測できるが、レーザ光を照射するには、計測対象との相対姿勢情報が必要である。現在、相対姿勢センサとして最も有望視されているのが、カメラを用いた画像計測技術を利用するものである。

「画像情報による対象物体の位置計測および制御」技術は、産業ロボット分野を中心に浸透し、数多く実用化されているが宇宙分野への適用例は少ない。この技術の宇宙分野への応用は、過去に様々な理論的検討や計算機シミュレーションが行われてきたが、実験的検討を行うことが非常に難しい。産業ロボット分野の画像処理においては、2次元解析の

実験的検討が安易であることから急速に発展したが、3次元での適用は少ない。対象が宇宙機になると、上述した軌道上サービスの場合には3次元的な画像処理解析を必要とし、さらに実験環境は無重力三次元空間を模擬しなければならない。

画像情報による宇宙機の位置計測および制御の技術は、人工衛星や天体に接近・着陸・ドッキングする際には非常に有用である。特に対象物体との相対姿勢計測および制御においては、数ある計測制御技術の中でも画像処理を利用するものが最も適しており、今後の宇宙開発分野で発展させる価値と意義がある。本研究では、この技術の将来性と技術的価値に着目し、過去の研究例が少ない実験的研究の側面から検討を行った。

本論文では、画像情報による宇宙機の相対姿勢計測および制御に関する技術の将来性と技術的価値について述べ、この技術に関する実験的検討の結果と考察を記述している。

第1章では、軌道上サービス衛星のキーテクノロジーである「画像情報による宇宙機の相対姿勢計測および制御」について概観し、本研究の目的と実験的検討内容の意義について述べている。

第2章では、画像情報による宇宙機の相対姿勢計測および制御の実験的検討を行う際の、実験場所や実験条件について述べている。実験場所は無重力実験施設（北海道上砂川の地下無重力実験センター）であるため、この実験施設の仕様に合わせて実験条件を提示している。実験では、軌道上サービス衛星を模擬した超小型衛星と故障した衛星に相当する対象物体両者の位置関係や画像処理システムの構築条件を示している。

第3章では、実験で用いた画像処理による対象物体の特徴点検出および相対姿勢計測方法について説明し、実測値と計測値の比較をすることで、画像処理による計測誤差の検討結果について述べている。すなわち、画像情報から得られる対象物体の特徴点を幾つか検出し、画像上の特徴点の動きから対象物体との相対姿勢計測を行う手法を提案している。

第4章では、姿勢制御用CPUの宇宙放射線実験の実験意義、宇宙放射線実験評価方法、実験方法、実験機器を説明し、宇宙放射線耐性評価について述べている。地球周辺の宇宙空間で降り注いでいる宇宙放射線は、CPUやSRAMなどの記録情報の損傷や素子破壊を引き起こすことから、姿勢制御用CPUがどの程度の頻度でこれらの影響を受けるかが重要な問題となる。本章では、この問

題を宇宙放射線実験により明らかにし、実験結果から得られた影響内容から姿勢制御回路の設計指針についてまとめている。本 CPU は民生部品であり、この実験は民生技術の宇宙転用化として位置づけられる。実験手法は、電離放射線影響に関する試験および解析方法に準拠しており、宇宙放射線の影響については、宇宙用 CPU 評価用のエラー発生確率予測解析ソフトを用いている。評価結果から民生 CPU が宇宙用 CPU に劣らない宇宙放射線耐性を持っていることを定量的に明らかにしている。

第 5 章では、超小型衛星用姿勢制御アクチュエータである超小型リアクションホイールについて、性能や仕様の説明、無重力実験の結果について述べている。本研究では、超小型リアクションホイールと角速度センサを取り付けた衛星模擬機を製作し、無重力 3 次元空間での衛星姿勢制御実験を行っている。

第 6 章では、無重力下における超小型衛星の画像情報を利用した対象物体との相対姿勢制御の実験について説明し、重力下 1 次元空間での 1 軸相対姿勢制御実験と無重力 3 次元空間での 3 軸相対姿勢制御実験の結果とその考察を述べている。すなわち、本研究で製作した実験装置を無重力 3 次元空間で機能実証を行うことにより、重力下での実験で現れなかった多軸での姿勢制御効果が、無重力 3 次元空間で現れていることを確認した。この実験から無重力 3 次元空間での重要性が指摘された。

第 7 章は結論であり、本研究で開発した画像処理装置による画像情報による宇宙機の相対姿勢計測および制御の実験的検討についての研究成果を要約している。

本研究により、無重力 3 次元空間における「画像情報による宇宙機の相対姿勢計測および制御」の技術を実証することができた。本研究成果により、地上実験には現れない無重力での 3 次元的な効果が現れることを確認し、信頼性の問われる宇宙ロボット分野では無重力 3 次元空間での実験的検証が重要であることが指摘され、軌道上サービス衛星としての超小型衛星の今後の開発にとって有用な基礎資料が得られた。



## 概要

人工衛星を利用した位置計測や気象観測・通信は、今や我々の生活になくなくてはならない技術である。人工衛星は 1960 年代から打ち上げられ、その数は増加の一途を辿り、現在では数千に及ぶ人工衛星が運用されている。しかし、その一方で将来の人工衛星打ち上げに危機的で重大な問題が発生している。人工衛星は、通常長くても寿命により 10 数年で運用停止となるが、度重なる不具合や事故、隕石の衝突により突如として宇宙航行できなくなった場合などにより運用停止に陥ったケースは数多く存在する。その結果、宇宙に漂流するいわゆる“宇宙ゴミ”は数千機に及んでいる。この“宇宙ゴミ”は、さらなる“宇宙ゴミ”との衝突により、指数的に数を増やしており、新たなロケットの打ち上げや人工衛星運用の大きな弊害になりつつある。現在、この問題を解消するために様々な方向から検討が進められているが、その一つに軌道上サービス衛星が期待されている。

軌道上サービス衛星とは、故障や燃料切れが原因で運用を停止した人工衛星の調査や補修、燃料補給などを行う宇宙作業用ロボット衛星のことである。軌道上サービス衛星の研究は、近年多数の研究者により検討されており、時代の進歩とともに、その実現性は高まってきている。最近では、その一部となるロボットアームがスペースシャトルや日本の技術実証衛星で実験されている。軌道上サービス衛星に求められる機能は、接近・接触・作業であり、上述の宇宙ゴミのケースでは、接近・回収に続いて修理もしくは投棄が挙げられる。特に、接近に関しては信頼性の高い技術が必要であり、衛星には近距離での相対位置や姿勢を検出するセンサが必要不可欠である。相対位置を計測するには、レーザレンジファインダなどの光学距離センサがあれば計測できるが、レーザ光を照射するには、計測対象との相対姿勢情報が必要である。現在、相対姿勢センサとして最も有望視されているのが、カメラを用いた画像計測技術を利用するものである。

「画像情報による対象物体の位置計測および制御」技術は、産業ロボット分野を中心に浸透し、数多く実用化されているが宇宙分野への適用例は少ない。この技術の宇宙分野への応用は、過去に様々な理論的検討や計算機シミュレー

ションが行われてきたが、実験的検討を行うことが非常に難しい。産業ロボット分野の画像処理においては、2次元解析の実験的検討が安易であることから急速に発展したが、3次元での適用は少ない。対象が宇宙機になると、上述した軌道上サービスの場合には3次元的な画像処理解析を必要とし、さらに実験環境は無重力三次元空間を模擬しなければならない。

画像情報による宇宙機の位置計測および制御の技術は、人工衛星や天体に接近・着陸・ドッキングする際には非常に有用である。特に対象物体との相対姿勢計測および制御においては、数ある計測制御技術の中でも画像処理を利用するものが最も適しており、今後の宇宙開発分野で発展させる価値と意義がある。本研究では、この技術の将来性と技術的価値に着目し、過去の研究例が少ない実験的研究の側面から検討を行った。

本論文では、画像情報による宇宙機の相対姿勢計測および制御に関する技術の将来性と技術的価値について述べ、この技術に関する実験的検討の結果と考察を記述している。

第1章では、軌道上サービス衛星のキーテクノロジーである「画像情報による宇宙機の相対姿勢計測および制御」について概観し、本研究の目的と実験的検討内容の意義について述べている。

第2章では、画像情報による宇宙機の相対姿勢計測および制御の実験的検討を行う際の、実験場所や実験条件について述べている。実験場所は無重力実験施設（北海道上砂川の地下無重力実験センター）であるため、この実験施設の仕様に合わせた実験条件を提示している。実験では、軌道上サービス衛星を模擬した超小型衛星と故障した衛星に相当する対象物体両者の位置関係や画像処理システムの構築条件を示している。

第3章では、実験で用いた画像処理による対象物体の特徴点検出および相対姿勢計測方法について説明し、実測値と計測値の比較をすることで、画像処理による計測誤差の検討結果について述べている。すなわち、画像情報から得られる対象物体の特徴点を幾つか検出し、画像上の特徴点の動きから対象物体との相対姿勢計測を行う手法を提案している。

第4章では、姿勢制御用CPUの宇宙放射線実験の実験意義、宇宙放射線実験評価方法、実験方法、実験機器を説明し、宇宙放射線耐性評価について述べて

いる。地球周辺の宇宙空間で降り注いでいる宇宙放射線は、CPU や SRAM などの記録情報の損傷や素子破壊を引き起こすことから、姿勢制御用 CPU がどの程度の頻度でこれらの影響を受けるかが重要な問題となる。本章では、この問題を宇宙放射線実験により明らかにし、実験結果から得られた影響内容から姿勢制御回路の設計指針についてまとめている。本 CPU は民生部品であり、この実験は民生技術の宇宙転用化として位置づけられる。実験手法は、電離放射線影響に関する試験および解析方法に準拠しており、宇宙放射線の影響については、宇宙用 CPU 評価用のエラー発生確率予測解析ソフトを用いている。評価結果から民生 CPU が宇宙用 CPU に劣らない宇宙放射線耐性を持っていることを定量的に明らかにしている。

第 5 章では、超小型衛星用姿勢制御アクチュエータである超小型リアクションホイールについて、性能や仕様の説明、無重力実験の結果について述べている。本研究では、超小型リアクションホイールと角速度センサを取り付けた衛星模擬機を製作し、無重力 3 次元空間での衛星姿勢制御実験を行っている。

第 6 章では、無重力下における超小型衛星の画像情報を利用した対象物体との相対姿勢制御の実験について説明し、重力下 1 次元空間での 1 軸相対姿勢制御実験と無重力 3 次元空間での 3 軸相対姿勢制御実験の結果とその考察を述べている。すなわち、本研究で製作した実験装置を無重力 3 次元空間で機能実証を行うことにより、重力下での実験で現れなかった多軸での姿勢制御効果が、無重力 3 次元空間で現れていることを確認した。この実験から無重力 3 次元空間での重要性が指摘された。

第 7 章は結論であり、本研究で開発した画像処理装置による画像情報による宇宙機の相対姿勢計測および制御の実験的検討についての研究成果を要約している。

本研究により、無重力 3 次元空間における「画像情報による宇宙機の相対姿勢計測および制御」の技術を実証することができた。本研究成果により、地上実験には現れない無重力での 3 次元的な効果が現れることを確認し、信頼性の問われる宇宙ロボット分野では無重力 3 次元空間での実験的検証が重要であることが指摘され、軌道上サービス衛星としての超小型衛星の今後の開発にとって有用な基礎資料が得られた。

# 目次

概要	II
第1章 序論	1
1.1 研究の背景	1
1.2 従来の研究	3
1.3 本研究の目的	4
第2章 実験条件および実験場所について	6
2.1 まえがき	6
2.2 実験条件	6
2.3 無重力実験施設に関して	9
第3章 画像処理による対象物体の特徴点検出および相対姿勢計測方法	14
3.1 まえがき	14
3.2 画像処理による対象物体との相対姿勢計測	14
3.2.1 対象物体の特徴点検出方法	14
3.2.2 相対姿勢計測方法	19
3.3 画像情報による相対姿勢計測実験	25
3.3.1 実験内容	25
3.3.2 実験装置	25
3.3.3 実験結果および考察	27
3.4 まとめ	30
第4章 市販 CPU の宇宙放射線実験	31
4.1 まえがき	31
4.2 実験意義	31
4.3 CPU の宇宙放射線耐性の評価手順	31
4.4 放射線同位元素 $Cf_{252}$ による放射線実験	35
4.4.1 SEU および SEL 実験	35
4.4.2 実験結果および考察	39
4.5 重イオン照射による CPU の放射線実験	41
4.5.1 SEU および SEL 実験	41
4.5.2 実験結果および考察	44
4.6 まとめ	51

第5章 無重力下における超小型衛星用姿勢制御アクチュエータ実験	53
5.1 まえがき	53
5.2 超小型衛星用姿勢制御アクチュエータ	53
5.3 無重力下における超小型衛星用姿勢制御アクチュエータ実験	57
5.3.1 実験意義	57
5.3.2 実験内容	57
5.3.3 実験装置	57
5.3.4 実験結果と考察	64
5.4 まとめ	69
第6章 無重力下における画像情報を利用した対象物体との相対姿勢制御実験	70
6.1 まえがき	70
6.2 超小型衛星の姿勢制御理論について	70
6.3 実験内容	72
6.4 実験装置	78
6.4.1 超小型衛星	79
6.4.2 画像処理システム	82
6.4.3 衛星分離機構	82
6.4.4 JAMIC 実験システム機器配置	84
6.5 紐吊式1次元無重力模擬による画像姿勢制御実験	88
6.5.1 実験内容	88
6.5.2 実験結果	89
6.5.3 まとめ	91
6.6 実験結果および考察	91
6.7 まとめ	95
第7章 結言	109
今後の課題	110
謝辞	111
参考文献	112

## 図目次

図 2-1	本実験の基本的な体系	6
図 2-2	画像情報を利用した超小型衛星の相対姿勢制御実験システム	8
図 2-3	JAMIC 実験施設の全体構造	10
図 2-4	落下カプセル内部構造	11
図 2-5	実験カプセル	11
図 2-6	JAMIC 制動加速度	12
図 2-7	実験ラックのサイズ	13
図 3-1	固定ターゲットマーク (FTM)	15
図 3-2	FTM が発光している様子	16
図 3-3	画像処理による対象物体の特徴点検出フローチャート	17
図 3-4	画像処理による対象物体の特徴点検出の様子	18
図 3-5	画像処理による相対姿勢計測の機器配置	20
図 3-6	Z 軸の相対姿勢算出方法	22
図 3-7	X, Y, Z 軸相対姿勢角度の正負方向の説明	23
図 3-8	X 軸および Y 軸の相対姿勢算出方法	24
図 3-9	画像処理システムの全体写真	26
図 4-1	超小型衛星に使用する市販 CPU	32
図 4-2	市販 CPU の宇宙放射線耐性の評価手順	34
図 4-3	Cf <sub>252</sub> 実験の SEU 測定方法	36
図 4-4	Cf <sub>252</sub> 実験の SEL 測定方法	37
図 4-5	測定機器の構成 (Cf <sub>252</sub> )	38
図 4-6	散乱ビーム照射実験	42
図 4-7	測定機器の構成 (重イオン放射線実験)	43
図 4-8	LET-反転断面積特性曲線グラフ (SEU)	47
図 4-9	LET-反転断面積特性曲線グラフ (SEL)	48
図 5-1	超小型リアクションホイール	54
図 5-2	超小型リアクションホイールのステップ応答実験における時間と回転数の関係	55
図 5-3	超小型リアクションホイールのステップ応答実験における時間と発生トルクの関係	56
図 5-9	無重力実験内容	58
図 5-10	超小型リアクションホイールの無重力実験スケジュール	59
図 5-11	HIT sat	60

図 5-12	HITSat 内部機器構成	61
図 5-13	衛星分離機構の分離方法	62
図 5-14	HITSat 制御プログラムフローチャート	63
図 5-15	無重力実験の時系列映像	65
図 5-16	無重力下における超小型リアクションホイールの回転数履歴	66
図 5-17	無重力下における HITSat の角速度履歴	67
図 5-18	無重力下における HITSat の角加速度履歴	68
図 6-1	無重力実験の概要図	73
図 6-2	画像フィードバック制御	74
図 6-3	無重力実験内容 (1/2)	75
図 6-4	無重力実験内容 (2/2)	76
図 6-5	無重力実験スケジュール	77
図 6-6	全実験機器	78
図 6-7	超小型衛星 (HITSat2)	79
図 6-8	超小型衛星の内部機器	79
図 6-9	衛星分離機構の原理	83
図 6-10	衛星分離機構写真	84
図 6-11	実験装置配置全体図	85
図 6-12	実験装置配置各視点図	86
図 6-13	3 軸初期姿勢の配置	87
図 6-14	紐吊式の 1 次元無重力実験模擬装置	88
図 6-15	紐吊り方式での相対姿勢制御実験の結果グラフ (各軸)	90
図 6-16	JAMIC 微小重力データ (20 秒後から 10 秒間無重力)	96
図 6-17	JAMIC 実験時系列映像 2.5 秒~7.0 秒	97
図 6-18	JAMIC 実験時系列映像 7.5 秒~10.5 秒	98
図 6-19	JAMIC 実験時系列映像 2.5 秒~7.0 秒	99
図 6-20	JAMIC 実験時系列映像 7.5 秒~10.5 秒	100
図 6-21	超小型衛星カメラ視点の FTM の軌跡	101
図 6-22	無重力実験における超小型衛星の相対姿勢履歴	102
図 6-23	超小型衛星搭載の角速度センサによる角速度測定履歴	103
図 6-24	超小型リアクションホイールの回転数履歴	104
図 6-25	超小型衛星搭載の 3 軸角速度センサによる角速度値の積分値	105
図 6-26	無重力実験における超小型衛星の相対姿勢の微分値	106
図 6-27	超小型リアクションホイールの各軸トルク制御量	107
図 6-28	無重力と地上紐吊り実験の相対姿勢履歴の比較グラフ	108

## 表目次

表 2-1	無重力実験システム (JAMIC) の基本性能	1
表 3-1	超小型衛星に使用したカメラの仕様	25
表 3-2	画像処理システムの装置および性能仕様	26
表 3-3	X 軸相対姿勢計測結果	27
表 3-4	Y 軸の実験値および誤差値 (代表値)	28
表 3-5	Z 軸の実験値および誤差値 (代表値)	29
表 4-1	市販 CPU の性能仕様	32
表 4-2	SEU および SEL の実験条件 ( $Cf_{252}$ )	40
表 4-3	SEU 実験結果 ( $Cf_{252}$ )	40
表 4-4	SEL 実験結果 ( $Cf_{252}$ )	41
表 4-5	ビーム特性の詳細	43
表 4-6	重イオン放射線実験の SEU 測定結果 (SRAM all data =0x00)	45
表 4-7	重イオン放射線実験の SEU 測定結果 (SRAM all data =0xff)	45
表 4-8	重イオン放射線実験の SEL 測定結果	45
表 4-9	Weibull 特性曲線パラメータ	49
表 4-10	SEU および SEL 発生確率の評価モード	49
表 5-1	超小型リアクションホイールの性能仕様	54
表 6-1	超小型衛星の運動パラメータ	70
表 6-2	超小型衛星の仕様	80



## 主な記号

$I_x$ : 超小型衛星の X 軸慣性モーメント

$I_y$ : 超小型衛星の Y 軸慣性モーメント

$I_z$ : 超小型衛星の Z 軸慣性モーメント

$\theta_x$ : 超小型衛星の X 軸相対姿勢角度

$\theta_y$ : 超小型衛星の Y 軸相対姿勢角度

$\theta_z$ : 超小型衛星の Z 軸相対姿勢角度

$\omega_x$ : 超小型衛星の X 軸相対姿勢角速度

$\omega_y$ : 超小型衛星の Y 軸相対姿勢角速度

$\omega_z$ : 超小型衛星の Z 軸相対姿勢角速度

$T_x$ : 超小型衛星の X 軸にかかる外乱トルク

$T_y$ : 超小型衛星の Y 軸にかかる外乱トルク

$T_z$ : 超小型衛星の Z 軸にかかる外乱トルク

$K_R$ : P 制御ゲイン

$K_P$ : D 制御ゲイン

# 第1章 序論

## 1.1 研究の背景

人類は、かつて宇宙への探究心から天体観測をはじめ、その後、星座の動きや位置を観測することで方角や自分の位置を測量するようになった。最近では、ロケットで人工衛星を宇宙へ打ち上げて GPS により自分の位置が正確に測量できるようになった。人工衛星はその他にも通信や、気象、リモートセンシングなどにより人々の生活を豊かにし、今や人類にはかかせないものになっている。

現在、宇宙開発は国際宇宙ステーションの建設をはじめ、惑星探査などより一層の進展が見られるようになった。しかし、その一方では深刻な問題も起こりつつある。人工衛星は、通常その役目を果たした後は運用を停止し、“宇宙ゴミ”として宇宙空間に漂う。現在でも 4500 トン、およそ 1 万個の宇宙ゴミが地球を回っているが、稼働中の人工衛星はそのうちのたった 5% にすぎない。残る 95% は不要になった衛星やロケットなどの残骸や破片などである。この宇宙ゴミは、さらなる宇宙ゴミと衝突することで破片が四方に飛び散り、連鎖的にゴミが増大することも最近の研究によって明らかになってきた[1]。この危機的な状況を回避するためには、人工衛星の補修、推進剤の補給、投棄などの手段を考慮しなければならない。

そこで、将来必要とされる宇宙技術の一つとして、軌道上サービス衛星がある。軌道上サービス衛星とは、故障や燃料切れが原因で運用を停止した人工衛星の調査や補修、燃料補給などを行う宇宙作業用ロボットや、国際宇宙ステーションで働く宇宙飛行士のための IVA(Intra-Vehicle Activity: 船内活動)ロボットや EVA (Extra-Vehicle Activity: 船外活動)ロボットなどを含んだ支援衛星のことである[2]。これらは上記の危機的な状況を回避するために必要不可欠であり、宇宙ロボットの開発は、惑星探査や宇宙建造物の建設などにとっても将来の宇宙開発になくてはならないものである[3, 4]。

軌道上サービス衛星の一端となる研究は、数年前から NASA がスペースシャトルでロボットアームを用いたところから始まっている。日本の再利用可能な科学衛星 SFU(Space Flyer Unit)もこのロボットアームにより宇宙空間より回収され地上に持ち帰ることを可能にした[5, 6]。これは宇宙飛行士による操作であるが、このロボットアーム機構は軌道上

サービス衛星には必要不可欠な技術のひとつである。

無人での軌道上サービス衛星の基礎機能を実用化したのは1998年のETS-Ⅱ（日本）が初めてである。このETS-Ⅱは、2機の衛星が無人で接近・結合（ランデブ・ドッキング）することや、ロボットアームを地上からのオペレーションで動かすことを世界で初めて成功させた衛星である[7]～[10]。

軌道上サービス衛星を開発する上で、必要となる技術はロボットアームだけではない。例えば軌道上サービス衛星が、故障により漂流した衛星に近づく場合、衝突しないように故障衛星との近傍で相対位置や姿勢を計測しなければいけない[11]～[13]。相対位置を計測するには、レーザレンジファインダなどの光学距離センサがあれば計測できるが、レーザ光を照射にするには、計測対象との相対姿勢情報が必要である。相対姿勢センサとして現在最も有望視されているのが、カメラを用いた画像計測技術を利用するものである。

画像計測の技術は、かつて土木、産業ロボット、ミサイルの自動巡航などに至るまで幅広い分野で用いられている。宇宙分野では、日本の技術実証衛星ETS-Ⅱで初めて実用化され、ターゲット衛星とチェイサ衛星という関係で、画像計測を用いて相対位置や姿勢検出を行った。次いでアメリカのDeep-Space-1衛星は、深宇宙への航行のため画像処理を利用した[11]。2002年12月にH2A相乗り衛星として搭載されたμ-Labsat衛星は、画像による浮遊タンブリング衛星の状態認識を行う予定であり[13]、2003年には日本のMuses-C計画にある小惑星ネレウスへの軌道・接近誘導制御に画像処理が用いられる予定である[56]～[58]。このように近年（特に5年以内）、盛んに実用面で画像処理が宇宙機に利用され始めている。

「画像情報による宇宙機の位置計測および制御」の分野は最近実用化され始めてきているが、未だ実用化の件数が少ない。過去に画像処理が積極的に利用されなかった理由として考えられるのは、膨大な画像情報や重畳されるアルゴリズムによる実時間性の欠如が挙げられる。最近ではコンピュータの急速な進展により、この問題は解消されつつある。もうひとつの問題として「画像情報による宇宙機の位置計測および制御」は、過去に様々な理論的検討や計算機シミュレーションが行われてきたが、実証実験が難しいことが挙げられる。

「画像情報による宇宙機の位置計測および制御」を実験的に考察するには、無重力を模擬した実験環境を用意する必要があり、NASAや宇宙開発事業団など幾つかの研究機関は、

傾斜の少ない定盤（1次元平面上）で宇宙機の画像制御実験を行っている[21,24]. この実験環境は、摩擦や外乱が少なく宇宙環境に似た運動量保存則を得ることができるため、数分程度の無重力を模擬することができる. この実験環境はプログラムのアルゴリズムを検証するのに適しているが、あくまで1次元平面上であるため、3次元空間への効果を検証するには至っていない.

## 1.2 従来の研究

「画像情報による宇宙機の位置計測および制御」に関する研究は、計測する宇宙機の特徴点を認識する画像処理工学と、特徴点の運動状態から宇宙機の姿勢、運動パラメータなどを計算する動力学と、画像処理による演算遅れが生じる制御設計分野の3つの分野を組み合わせた研究である. 画像処理工学分野では古くから2次元画像から3次元物体の特徴点認識が行われており[28,47], 計測する対象物体が“既知”か“未知”で場合を分けて検討することが多い. 人工衛星や宇宙構造物などは形状や慣性モーメント等の固有パラメータが既知であるため、特徴点認識を行う場合は対象物体の形状データとマッチングを行ったり[55], 対象物体に特徴点であるマーカーを予め取り付けておく手法もある[1,2]. “未知”の物体に関する特徴点の認識も、小惑星探査分野で地形を利用した探査機の相対位置や姿勢計測に応用されている[56,58]. また、物理パラメータを複眼視（2機のカメラ）による画像情報を用いて推定する手法も考案されている[54]. 特徴点が認識できなかった場合や特徴点がカメラの陰に入った場合の対処も、ニューラルネットワークを用いた衛星の運動推定が考案されている[27]. 地球や恒星を画像情報と照らし合わせて自機の絶対位置や軌道角速度を推定する研究もある[52].

一方、動力学の観点からみると、対象物体が運動している場合には、画像の時系列から位置や姿勢を精度良く推定するため、Tanabeらは、等速直線、等速角運動を仮定したモデルに基づいてカルマンフィルタを用いる方法を提案している[27]. 下地らは、オイラーの運動方程式をモデルとしたカルマンフィルタによって、物体の位置姿勢とその速度を推定する方法を提案している[29]. これらの方法は、対象物体の慣性パラメータや慣性主軸と画像上の特徴として用いる幾何パラメータの関係がわかっている場合には有効な方法である. また、画像処理による演算遅れや特徴点認識の誤差が生じるため、制御系には遅れ

補償やロバストなプログラムを考慮しなければならない。

以上に示した研究は理論的研究であり、1次元平面上での実験環境でも画像の特徴点認識から計測、制御に至る実験的研究は少ない。3次元空間での「画像情報による宇宙機の位置計測および制御」に関する実験的研究は、岩田ら[60]や宇宙ロボットの壁を利用した宇宙航行実験ぐらいであり、その実験件数の少なさから3次元無重力空間での実験的研究は価値がある。

### 1.3 本研究の目的

「画像情報による宇宙機の位置計測および制御」の技術は、人工衛星や天体に接近・着陸・ドッキングする際には非常に有効な手段である。特に「宇宙機の対象物体との相対姿勢計測および制御」では、数ある計測技術の中でも画像計測技術が最も適しており、「画像情報による宇宙機の相対姿勢計測および制御」技術は、今後の宇宙開発で発展させる価値と意義がある。本研究では、この技術の将来性と技術的価値に着目し、過去の研究例が少ない実験的研究の側面から検討を行うこととした。

本研究の目的は、「画像情報による宇宙機の相対姿勢計測および制御」の技術を確立することである。本研究を行うにあたり、まず地上での無重力模擬実験を行い、次に無重力実験施設を利用した3次元空間での相対姿勢制御実験を行う。実験装置として、質量10kg以下、大きさ30cm程度の超小型人工衛星を試作する。この超小型衛星は将来のロケットによる打ち上げを視野に入れており、市販CPUの宇宙環境実験や姿勢制御アクチュエータの無重力実験も実施する。

本研究では、画像計測や姿勢制御アクチュエータ、CPUなど様々な技術を導入している。本論文は、これらの技術を下記の項目1)～6)の順に実験的に考察しながら最終的に本研究の目的である「画像情報による宇宙機の相対姿勢計測および制御」の技術に関する考察をまとめる。

- 1) 画像処理による対象物体の特徴点検出および相対姿勢計測方法の確立
- 2) 姿勢制御用市販CPUの宇宙放射線実験
- 3) 無重力下における姿勢制御アクチュエータの動作実験

- 4) 紐吊式 1 次元無重力模擬装置による画像相対姿勢制御実験
- 5) 無重力下における画像情報を利用した対象物体との相対姿勢制御実験

第 2 章で、「画像情報による宇宙機の相対姿勢計測および制御」実験を行う上での条件と実験環境について述べる。1)に関しては、「第 3 章 画像処理による対象物体の特徴点検出および相対姿勢計測方法」としてまとめる。2)に関しては、「第 4 章 市販 CPU の宇宙放射線実験」としてまとめる。3)に関しては、「第 5 章 無重力下における姿勢制御アクチュエータの動作実験」としてまとめる。4)と 5)に関しては、「第 6 章 無重力下における画像情報を利用した対象物体との相対姿勢制御実験」としてまとめる。

## 第2章 実験条件および実験場所について

### 2.1 まえがき

本章では、「画像情報による宇宙機の相対姿勢計測および制御」の実験の条件と無重力実験場所について述べる。まず本実験で行った超小型衛星と対象物体の位置関係を示し、実験条件を述べ、最後に実験場所となる無重力実験施設について説明する。

### 2.2 実験条件

本研究では「画像情報による宇宙機の相対姿勢計測および制御」の実験を行うため、図 2-1 のような関係を用意した。超小型衛星は、カメラを搭載した軌道上サービス衛星を模擬しており、対象物体は故障した衛星や小隕石などの剛体を想定している。

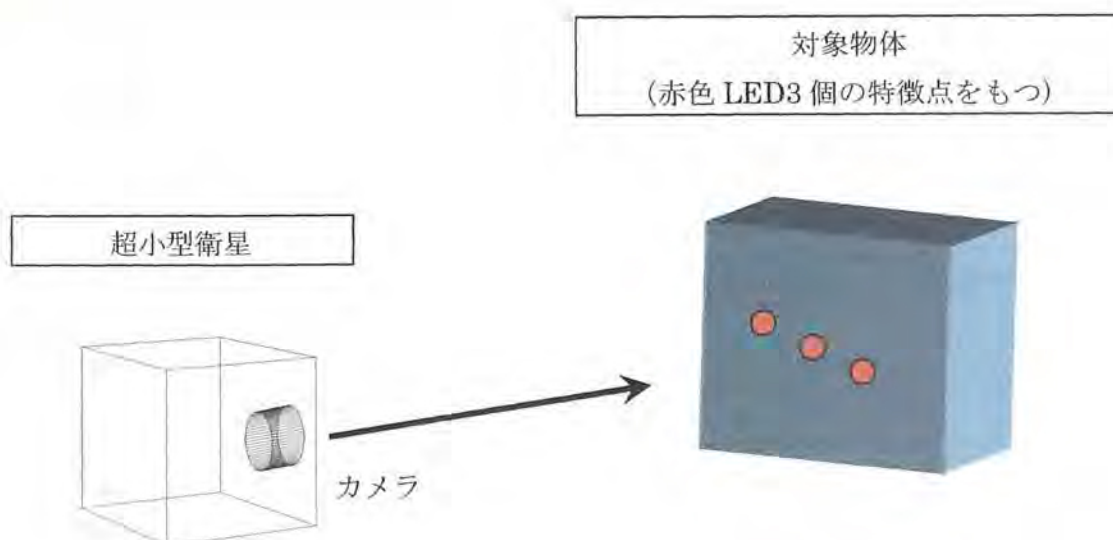


図 2-1 本実験の基本的な体系

この関係で本実験の実験条件を設定した。以下にその実験条件を挙げる。

- 1) 無重力実験時間は 10 秒間と短いため、相対姿勢計測や衛星制御は処理速度の高速化が必要である。また無重力実験施設の実験スペースは約  $0.87\text{m}\times 0.43\text{m}\times 0.44\text{m}$  と小さいため、本実験では対象物体は固定し、超小型衛星と対象物体の相対距離は  $0.5\text{m}$  である。つまり、無重力下で超小型衛星をその場に浮遊させて、ほぼ静止した対象物体に対して衛星は 3 軸相対姿勢制御を行う。
- 2) 超小型衛星と対象物体は、初めから正対した状態である（カメラ視野に対象物体を入れた状態にする）。
- 3) 対象物体には、特徴点 FTM として光源を 3 点（赤色 LED）取り付ける。超小型衛星は、この光源 3 点を用いて画像処理だけで相対姿勢計測を行う。
- 4) 実験の利便性を高めるため、画像処理システムは超小型衛星に搭載しない。図 2-2 のように超小型衛星に TV 電波を出力できるカメラを搭載して映像を外部に送信し、その電波を外部設置のパソコンに付属した TV チューナにより画像情報を取得する。パソコンは画像計測による処理結果を無線機で超小型衛星に相対姿勢制御の制御量としてフィードバックする。つまり、超小型衛星に画像処理システムを搭載したと同等になるシステムを構築している。

これらの実験条件で、本研究の目的である「画像情報による宇宙機の相対姿勢計測および制御」の実験的検討を行う。



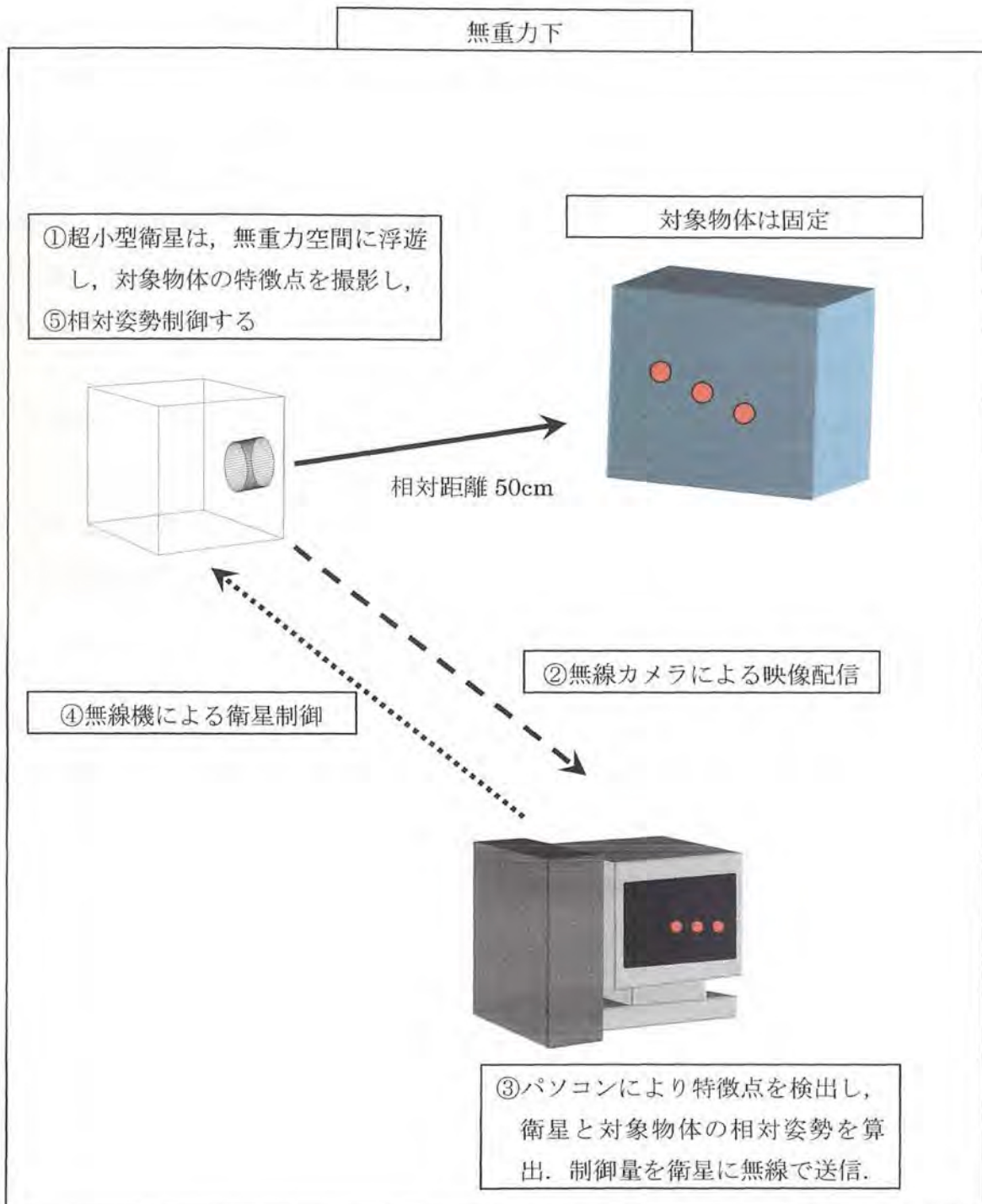


図 2-2 画像情報を利用した超小型衛星の相対姿勢制御実験システム  
(パソコンによる遠隔画像操作)

## 2.3 無重力実験施設に関して

実験場所は、北海道の上砂川にある地上無重力実験センター (JAMIC: Japan Microgravity Center) である。JAMIC は、炭坑閉鎖後の縦溝地下 710m を利用したもので、無重力環境の時間が 10 秒間と、この種の実験施設の中では世界一である (図 2-3)。無重力の発生原理は、図 2-4 の大型実験カプセルに実験装置を搭載して自由落下させ、実験装置を落下途中に切り離し浮遊させることで得られる。これにより無重力レベル  $10^{-5}g$  オーダーの微小重力を実現している (表 2-1)。図 2-6 は自由落下開始から終了まで野の微小重力加速度の推移グラフである。このグラフを見ると、自由落下開始 (実験開始) 0 秒時から一秒間はまだ重力が残留していることがわかる。また、10 秒後に激しく制動加速が生じていることがわかる (最大 8~9g)。これらから、本実験では確実に微小重力  $10^{-5}g$  となる時点である落下 1~2 秒後に実験を開始し、10 秒後には落下による衝撃で超小型衛星を破壊しないような構造にする必要がある。また、与えられた実験スペースは図 2-7 のように 4 種類あり、最大でフルラック 870W×870L×918H であるが、通常の人工衛星を考えるとかなり小さいが超小型衛星では、十分に実験を行える環境である。本研究の無重力実験はフルラックの 1/4 のサイズである。

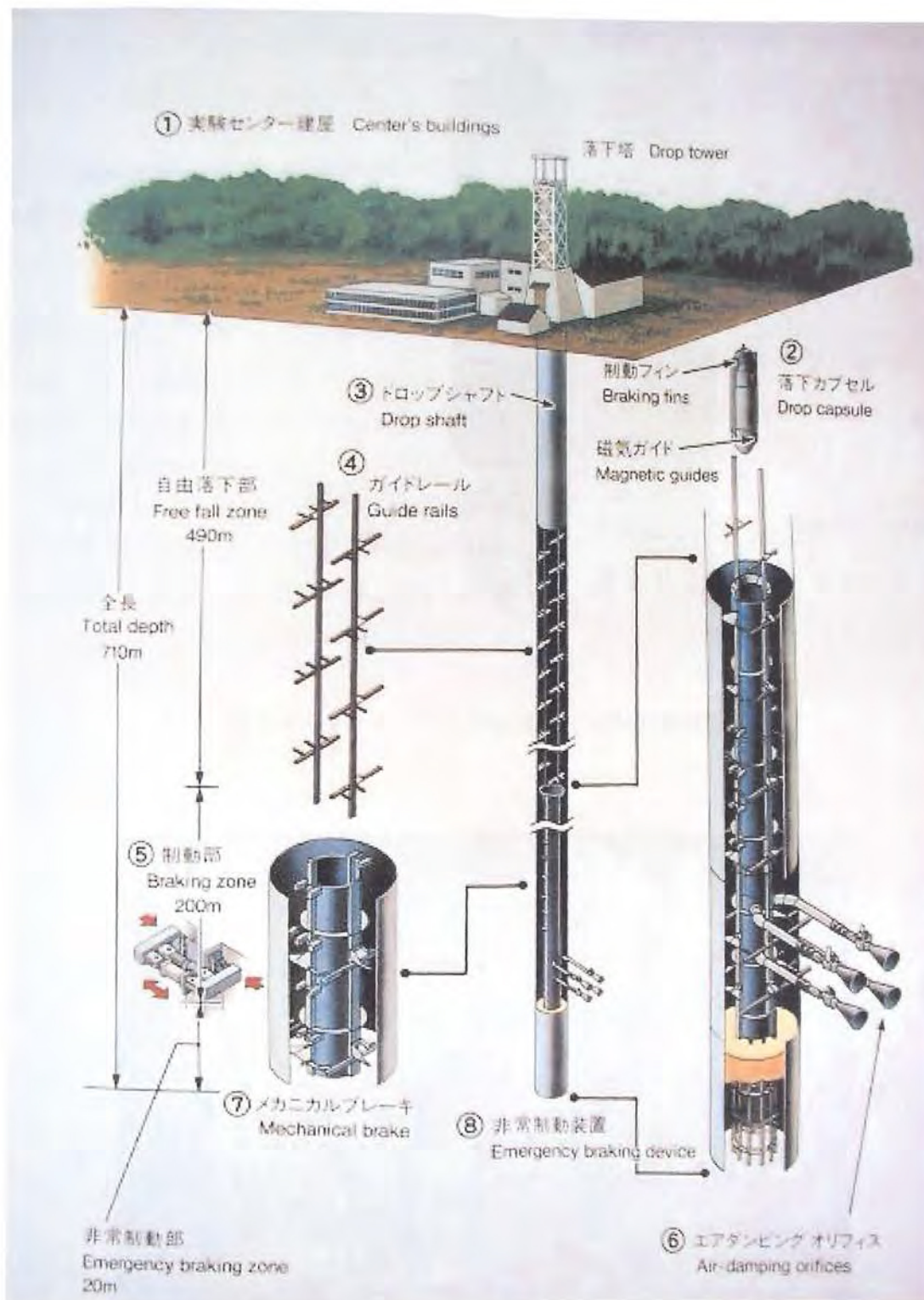


図 2-3 JAMIC 実験施設の全体構造 (JAMIC 提供資料)

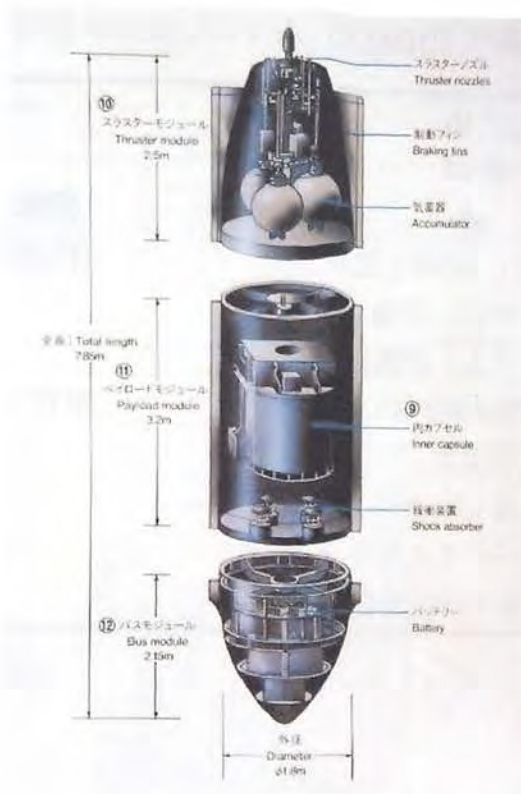


図 2-4 落下カプセル内部構造 (JAMIC 提供資料)



図 2-5 実験カプセル (落下時写真 : JAMIC 提供資料)

表 2-1 無重力実験システム (JAMIC) の基本性能

無重力レベル	$10^{-5} g$
無重力時間	10 秒
制動時最大減速加速度	8g
実験部環境 (カプセル内)	気圧 : 1atm (大気圧) 温度 : 20~45°C 磁場環境 : 4 ガウス以下
搭載可能最大重量 / 容積	500kg / 870W × 870L × 918H
落下環境	大気中
制動方式	エアブレーキ及びメカニカルブレーキ
データ伝送方法	リアルタイムカラー画像伝送 2ch 双方向通信伝送システム (10Mbps)

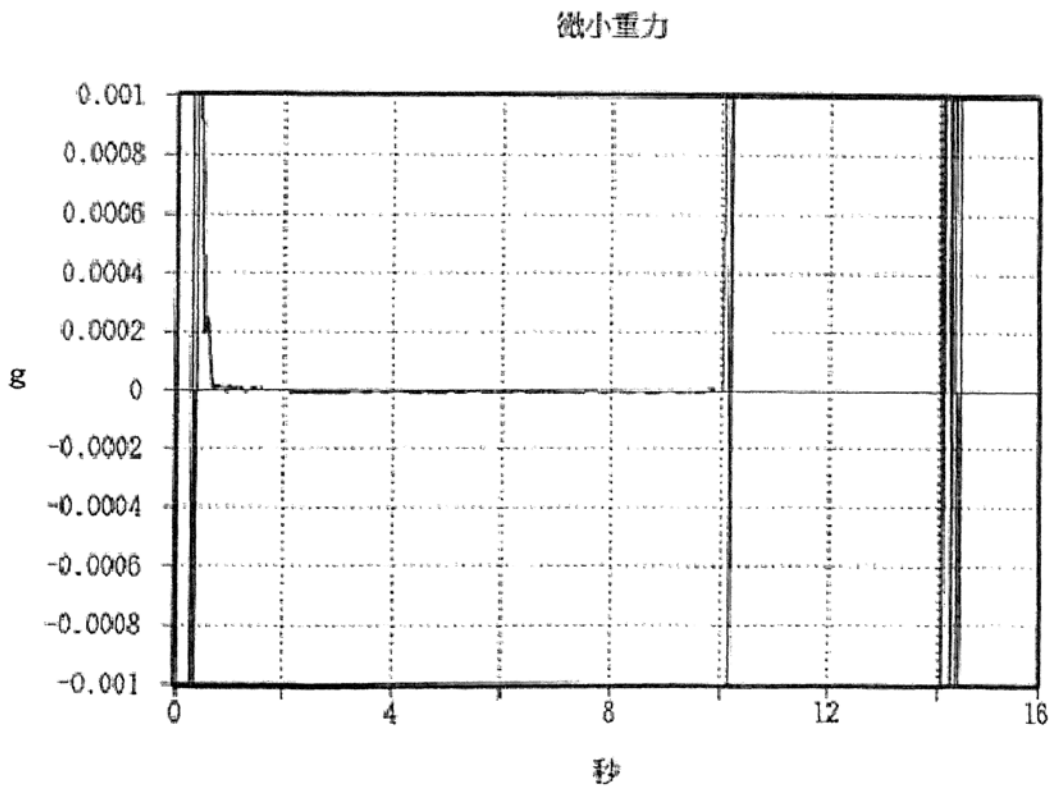


図 2-6 JAMIC 制動加速度 (落下方向 : JAMIC データ提供)

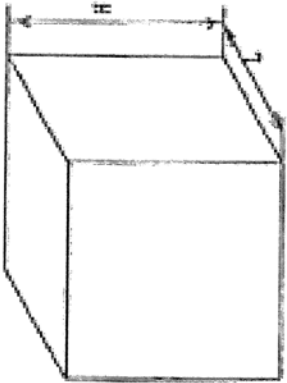
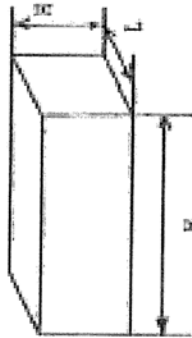
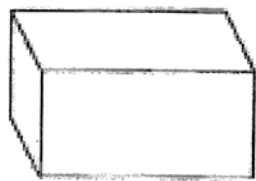

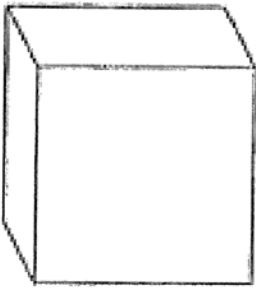
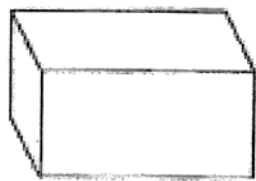
 <p>1ラック相当ユニット</p>	 <p>1/4ラック相当ユニット</p>	 <p>1/4ラック相当ユニット</p>
幅 (W)	幅 (W)	幅 (W)
870mm	870mm	425mm
奥行き (L)	奥行き (L)	奥行き (L)
870mm	425mm	425mm
高さ (H)	高さ (H)	高さ (H)
918mm	443mm	918mm
 <p>1/4ラック相当ユニット</p>	 <p>1/4ラック相当ユニット</p>	 <p>1/4ラック相当ユニット</p>
幅 (W)	幅 (W)	幅 (W)
870mm	870mm	425mm
奥行き (L)	奥行き (L)	奥行き (L)
870mm	425mm	425mm
高さ (H)	高さ (H)	高さ (H)
443mm	443mm	918mm

図 2-7 実験ラックのサイズ



## 第3章 画像処理による対象物体の特徴点検出および 相対姿勢計測方法

### 3.1 まえがき

本章では、画像処理による対象物体の相対姿勢計測方法について述べる。まず超小型衛星のカメラから取得される対象物体の画像から、対象物体の特徴点を検出する方法を説明し、次にその特徴点から対象物体との相対姿勢を計測する手法を記述する。最後に、相対姿勢の実測値と本手法による計測値を比較することで本手法の誤差の考察を行う。

### 3.2 画像処理による対象物体との相対姿勢計測

相対距離を検出するセンサは、電波方式、光学方式など幾つか市販されているが、相対姿勢を検出するセンサは、特注品として存在しているのが現状である。相対姿勢センサは、計測する対象物体の固有情報（形状や色など）を利用する 경우가多く、その計測原理には画像処理が頻繁に利用されている。

相対姿勢を画像処理で計測するには、まず対象物体の幾何学的な特徴点を検出する必要がある。

#### 3.2.1 対象物体の特徴点検出方法

画像処理による特徴点検出の方法は、数十年前より画像処理工学分野で盛んに検討が行われてきた。その中でもよく用いられる方法として、対象物体の固有情報（色識別や大きさ・濃度・形状・直線および曲線）を利用した検出方法[41][42]や画像差分方法[43]、ステレオ視（または、三眼視・多眼視、カメラ移動型）を用いたパターンマッチング手法[44][45]などがある。

これらの方法は、画像処理速度や検出精度、設備仕様などの要求により使い

分けられ、例えば産業ロボットのような高速でリアルタイム性が特に問われる分野には、対象物体の固有情報を利用した検出方法が用いられる。また、物体の非破壊検査などで比較的処理時間よりも精度に重視した分野にはステレオ視のパターンマッチングや複数映像を用いる。

本実験は、近距離で衛星間の相対姿勢制御を想定しているため、相対姿勢計測はリアルタイム性に重点を置いた。そのため、対象物体の固有情報を利用した検出方法を検討した。

本研究で用意した対象物体の固有情報は、図 3-1 にあるような赤色光 3 点である(以後、FTM (Fixed Target Mark) と呼び、対象物体は FTM とする)。FTM の写真と幾何学配置を記述する。

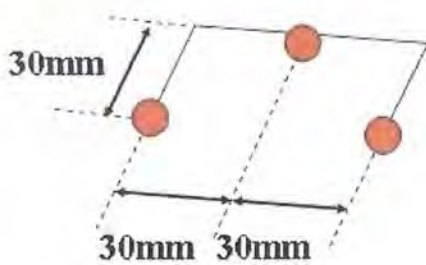


図 3-1 固定ターゲットマーク (FTM)



図 3-2 は FTM が発光している様子である。撮影環境は若干暗くした状態である。この図から考えられる FTM の特徴を以下に挙げる。



図 3-2 FTM が発光している様子

- 1) 特徴点は、赤色に近い色であり、赤色光の中心部は白い色である。
- 2) 特徴点は、発光することにより背景に比べ、特徴点 3 点のみ輝度値が高い。
- 3) 特徴点 3 点は、それぞれ輝度に対して、ある程度の大きさ(領域)を有する。
- 4) 赤色光の中心間の距離が、FTM の幾何学配置とほぼ一致している。

本研究は、これらの対象物体の固有情報を利用して画像処理を行い、赤色光 3 点をそれぞれ独立した特徴点として検出する手法を考案した。画像処理は図 3-3 に示すフローチャートの順で画像処理関数を用い、対象物体の特徴点の検出を行った。図 3-4(b)は本研究の考案した方法により特徴点検出した結果である。赤色光 3 点がそれぞれ独立して検出された。

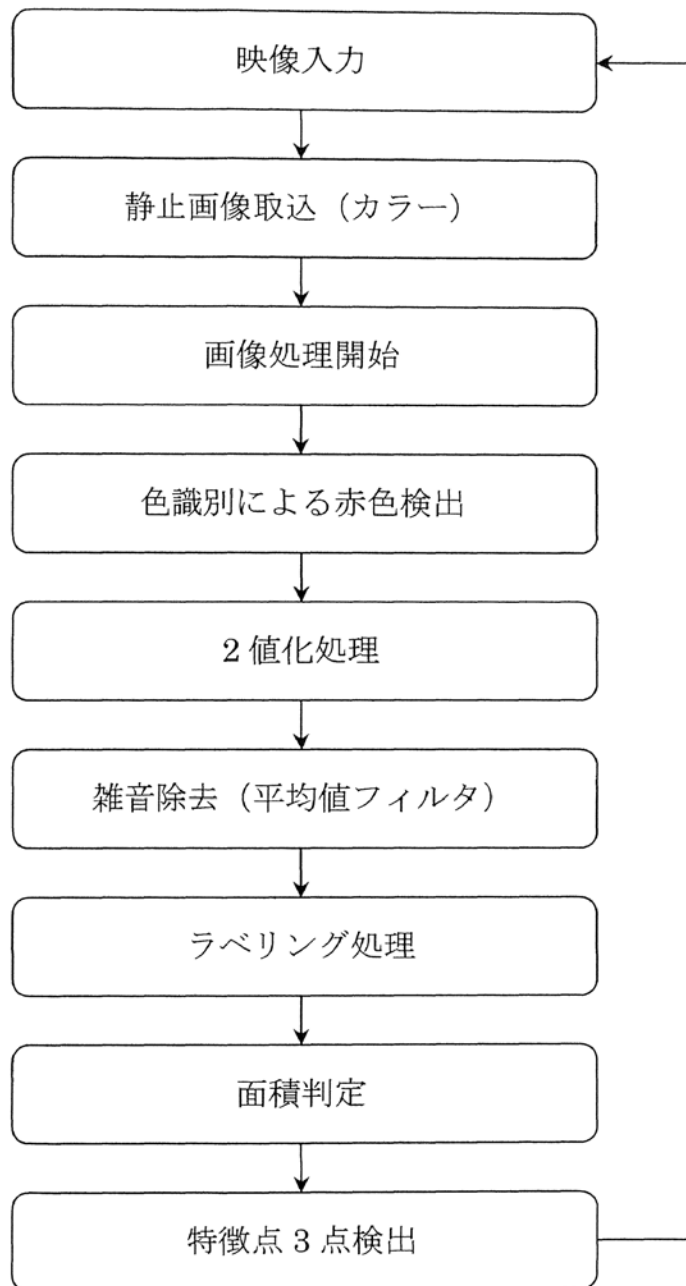
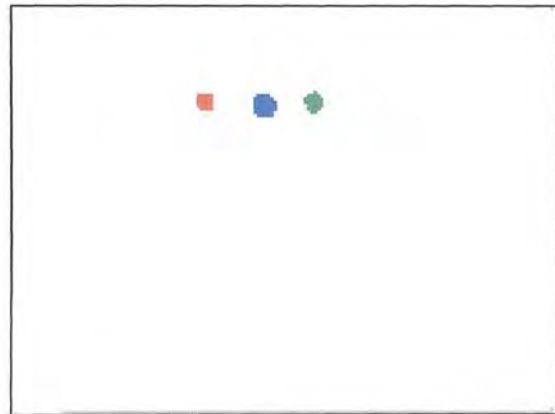


図 3-3 画像処理による対象物体の特徴点検出フローチャート



(a)元画像



(b)画像処理後

図 3-4 画像処理による対象物体の特徴点検出の様子

### 3.2.2 相対姿勢計測方法

3.2.1 節で、画像処理により対象物体の幾何学特徴点を検出することができた。得られた幾何学的特徴点を利用して、次に対象物体との相対姿勢計測を行う。この相対姿勢計測については以前に三橋ら[53]と共同して、FTM と超小型衛星との関係で画像から相対姿勢・位置を求める実験を行った。この手法ではFTM と超小型衛星との相対位置に関係なく、画像から相対姿勢・位置を求めることができるが計算量が膨大になり計算時間が2秒以上かかった。本研究の目的にある画像制御実験では最終的に無重力実験を行う。無重力実験の時間は10秒間しかないことからこの手法を用いることはできない。そのため、今回の相対姿勢計測には短時間で相対姿勢を計測する手法を考える必要がある。本節で述べる相対姿勢計測手法は、以前の研究にある手法の近似的な相対姿勢計測手法であり、高速に相対姿勢計測を行う手法として提案する。

図3-1のFTMには3点の特徴点があるが、今回は中央の点は利用しない。本研究で利用する幾何学情報は、FTM左右点から計算した中央点と左右点の傾きの2つである。

相対姿勢計測は、超小型衛星の回転軸であるX, Y, Z軸それぞれに関して、個別の数式により計測を行った。超小型衛星と対象物体の位置関係と姿勢回転軸を図3-5に示す。

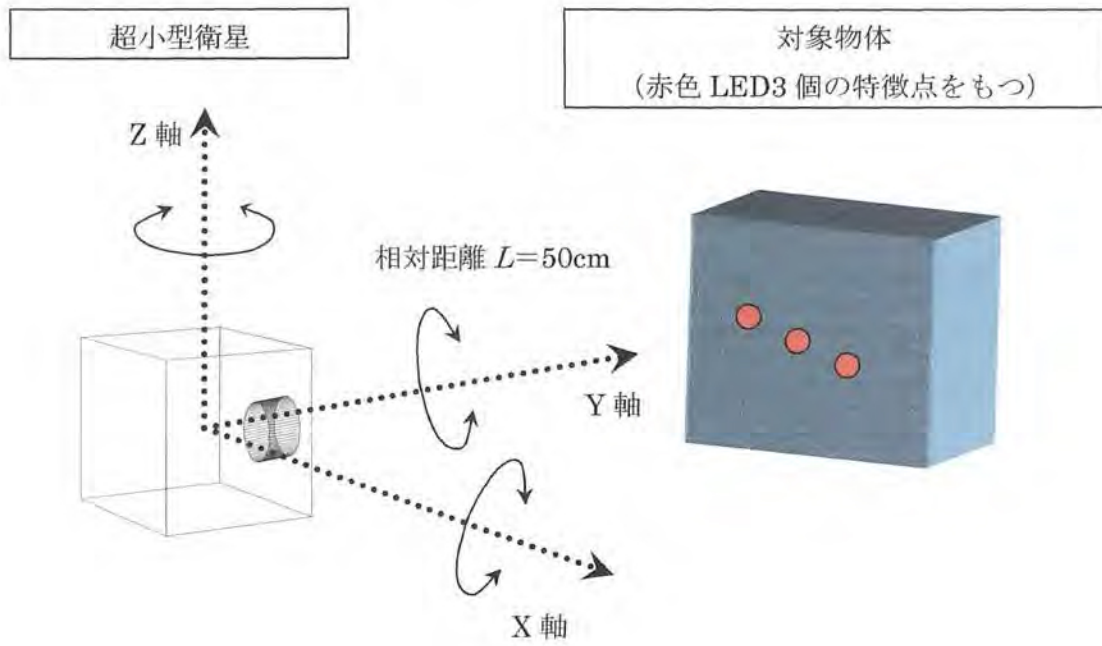


図 3-5 画像処理による相対姿勢計測の機器配置

まず図 3-6 に Z 軸に関する相対姿勢計測の原理を示す。カメラ映像をパソコンで静止画像に変換する際の静止画像サイズは  $(H_x, H_y) = (160, 120)$  pixel とした。このとき、カメラと対象物体との相対距離  $L$  を 500mm と固定した状態で、静止画像の画素 1 pixel あたりの対象物体の長さ  $P_s$  は、実測により式(3.1)から 2.3mm であった。この  $P_s$  は相対距離  $L$  を固定していることから距離定数  $P_s$  として定義する。

$$P_s = \frac{T}{P_c} \quad (3.1)$$

この距離定数  $P_s$  を用いて式(3.2)から、超小型衛星 Z 軸周りの FTM との相対姿勢  $\theta_z$  を求めた。

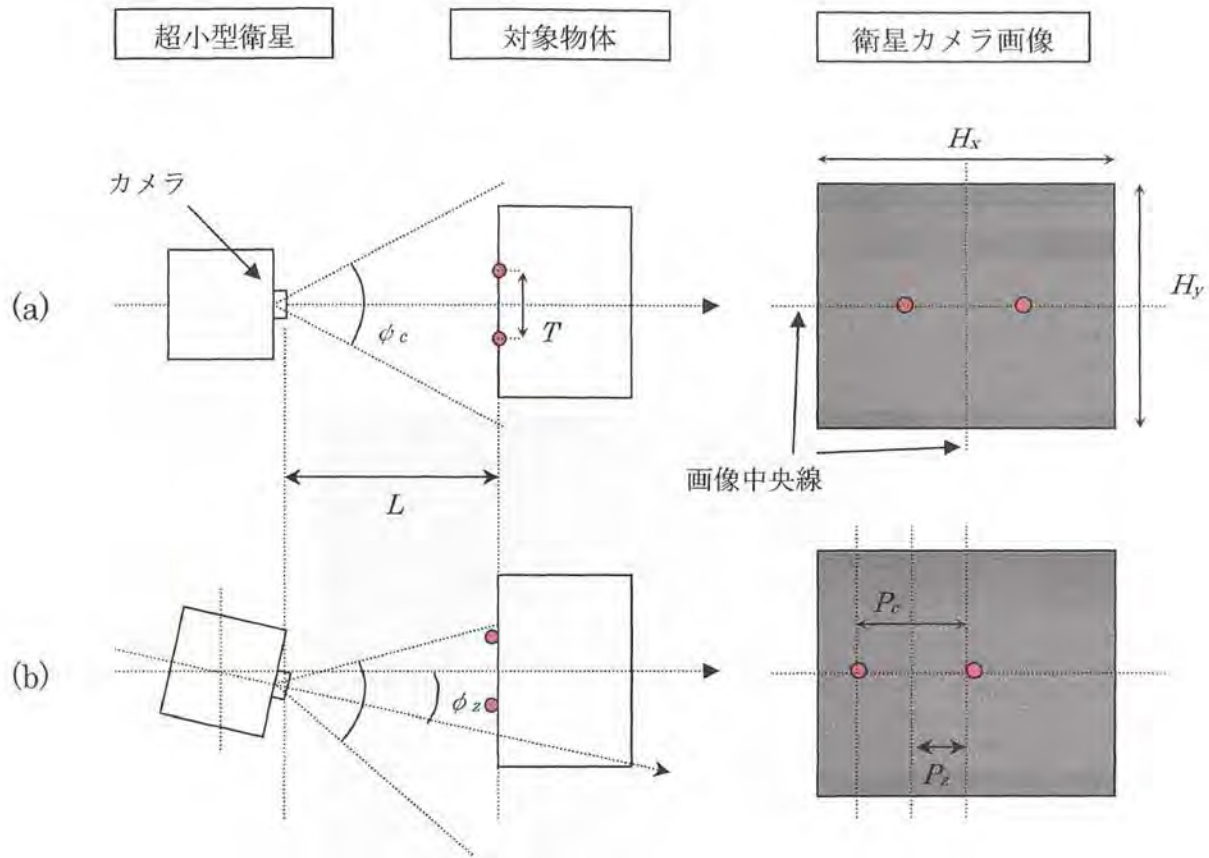
$$\theta_z = \tan^{-1}\left(\frac{P_s \times P_z}{L}\right) \times \frac{180}{\pi} \quad (3.2)$$

$\theta_z$  は、図 3-7 の線分 CD を零とし、線分 CD より右が正で、左が負とした。X 軸相対姿勢  $\theta_x$  に関しては、図 3-8 のパラメータを用いて式(3.3)から求めた。 $\theta_x$  は、図 3-7 の線分 AB より上が正で、下が負とした。また Y 軸相対姿勢  $\theta_y$  は式(3.4)から求めた。 $\theta_y$  は FTM 両端の 2 点の傾きで表す。線分 AB に対して平行になる軸を零として右回りを負、左回りを正とした。

次節 3.3 により、特徴点検出および相対姿勢計測の実験を行い、本節の原理を確かめた。

$$\theta_x = \tan^{-1}\left(\frac{P_s \times P_x}{L}\right) \times \frac{180}{\pi} \quad (3.3)$$

$$\theta_y = \tan^{-1}\left(\frac{P_{y2}}{P_{y1}}\right) \times \frac{180}{\pi} \quad (3.4)$$



- $\theta_z$  : 対象物体との相対姿勢[° ]
- $\phi_c$  : カメラ視野角[° ]
- $L$  : 対象物体までの相対距離[mm]
- $T$  : FTM の左右点間の長さ[mm]
- $H_x$  : 画像サイズ (水平) [pixel]
- $H_y$  : 画像サイズ (垂直) [pixel]
- $P_z$  : 画像中心と FTM 中心との偏差 (水平方向) [pixel]
- $P_c$  : FTM の左右点間の画素長さ[pixel]

図 3-6 Z 軸の相対姿勢算出方法

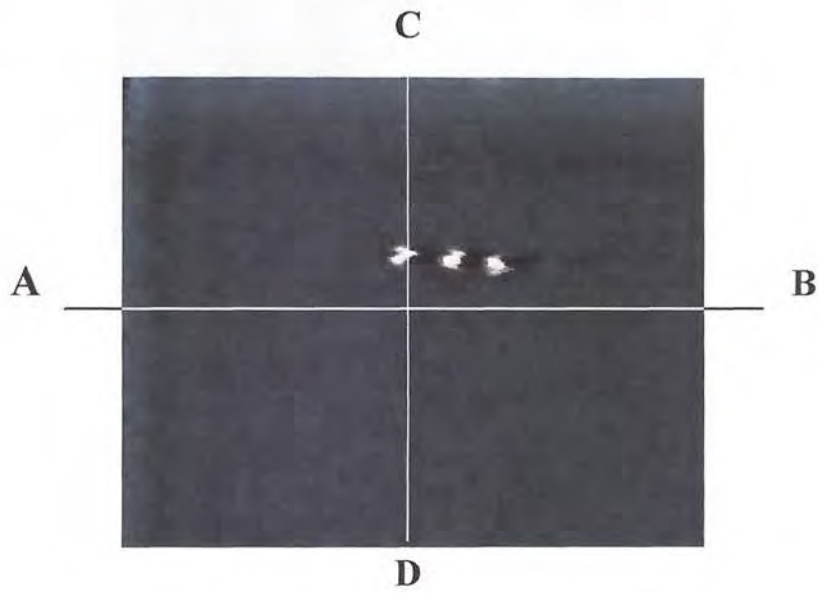
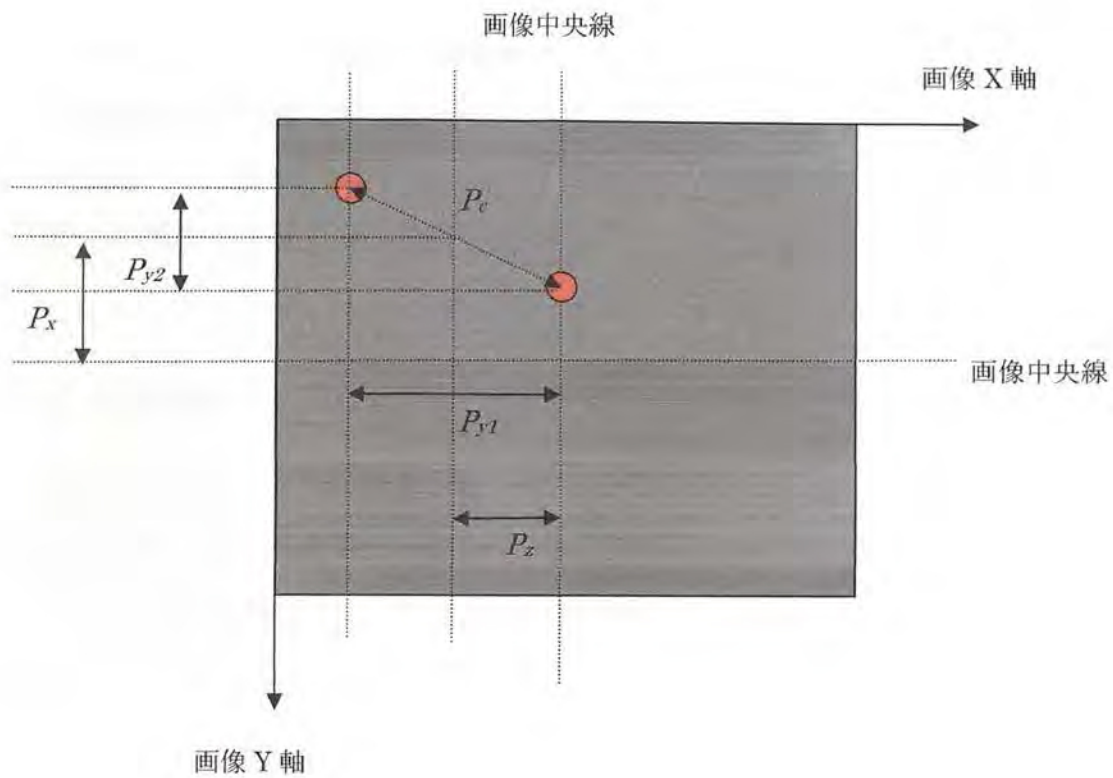


図 3-7 X, Y, Z 軸相対姿勢角度の正負方向の説明





- $P_x$  : 縦軸画像中心線と FTM 中心との偏差 [pixel]
- $P_{y1}$  : FTM2 点の画素距離 (画像 X 軸成分) [pixel]
- $P_{y2}$  : FTM2 点の画素距離 (画像 Y 軸成分) [pixel]

図 3-8 X 軸および Y 軸の相対姿勢算出方法

### 3.3 画像情報による相対姿勢計測実験

#### 3.3.1 実験内容

本実験では，超小型衛星と対象物体との相対姿勢を本研究の考案した手法により画像処理で計測した．図 3-5 のように超小型衛星と対象物体との相対距離を 50cm とし，超小型衛星側を X, Y, Z 回転軸それぞれについて回転させ，相対姿勢の実測値と本手法の計測値を求めた．

#### 3.3.2 実験装置

本実験で使用したカメラの仕様を表 3-1 に示す．また画像処理システムの全体写真を図 3-9 にシステム仕様を表 3-2 に示す．超小型衛星から無線により TV チューナー付き画像キャプチャ機器に映像配信し，その後ノートパソコンで画像処理を行った．

表 3-1 超小型衛星に使用したカメラの仕様

カメラ種類	無線カメラ
メーカー	TELSTAR
サイズ	W120×H73×D55mm
カメラ重量	210g
レンズ/明るさ	F2.0
水平解像度	300 本以上
電波到達距離	10～15m
電波周波数	11ch または 12ch 切り替え
有効画素数	510(H)×492(V) 25 万画素
撮像素子	1/3 インチ CMOS イメージセンサ
撮像方式	NTSC 信号
配色	カラー
消費電力	9V/1.1W



図 3-9 画像処理システムの全体写真

表 3-2 画像処理システムの装置および性能仕様

事項	説明 1	説明 2
パソコンメーカー		東芝ノートパソコン
パソコン動作周波数		400[MHz]
TV チューナー付 画像入力機器	入力映像の電波チャンネル	11ch
	映像入力方式	USB 端子による映像データ転送
	映像入力方式	オーバーレイ方式

### 3.3.3 実験結果および考察

X 軸の相対姿勢計測実験の結果の代表値を表 3-3 に示す. 計測誤差は相対姿勢 1 ~ 15°までの各値の誤差は約 0.2°以内である. 誤差は一定の大きさの誤差であったため, 式(3.5)のような補正式を挿入することにより精度を改善した.

$$\text{補正計測値} = \text{計測値} - 0.1 \quad (3.5)$$

表 3-3 X 軸相対姿勢計測結果

実測値 [°]	計測値 [°]	誤差値 [°]	補正式挿入後 [°]	補正後誤差 [°]
1.0	1.2	-0.2	1.1	-0.1
2.0	2.1	-0.1	2.0	0.0
3.0	3.2	-0.2	3.1	-0.1
4.0	4.1	-0.1	4.0	0.0
5.0	5.2	-0.2	5.1	-0.1
6.0	6.1	-0.1	6.0	0.0
7.0	7.1	-0.1	7.0	0.0
8.0	8.1	-0.1	8.0	0.0
9.0	9.1	-0.1	9.0	0.0
10.0	10.2	-0.2	10.1	-0.1
11.0	11.2	-0.2	11.1	-0.1
12.0	12.2	-0.2	12.1	-0.1
13.0	13.2	-0.2	13.1	-0.1
14.0	14.2	-0.2	14.1	-0.1
15.0	15.2	-0.2	15.1	-0.1

Y 軸の相対姿勢計測実験の結果の代表値を表 3-4 に示す. 計測誤差は角度が増す毎に誤差が大きくなり 10°以上では 1°以上の誤差があった. この結果から式 (3.6) のような補正式を挿入することにより精度を改善した.

$$\text{補正計測値} = \text{計測値} - (0.05 \times \text{計測値}) \quad (3.6)$$

表 3-4 Y 軸の実験値および誤差値 (代表値)

実測値 [°]	計測値 [°]	誤差値 [°]	補正式挿入後 [°]	補正後誤差 [°]
1.0	1.6	0.6	1.1	0.1
2.0	2.5	0.5	2.0	0.0
3.0	3.5	0.5	3.0	0.0
4.0	4.5	0.5	4.0	0.0
5.0	5.5	0.5	5.0	0.0
6.0	6.6	0.6	6.1	0.1
7.0	7.7	0.7	7.2	0.2
8.0	8.8	0.8	8.3	0.3
9.0	9.7	0.7	9.2	0.2
10.0	10.9	0.9	10.4	0.4
11.0	11.8	0.8	11.3	0.3
12.0	13.1	1.1	12.6	0.6
13.0	14.0	1.0	13.5	0.5
14.0	16.4	2.4	15.9	1.9
15.0	17.4	2.4	16.9	1.9

Z 軸の相対姿勢計測実験の結果の代表値を表 3-5 に示す. 計測誤差は 1 ~ 15° までの各値の誤差 0.5°以内である. この結果から式(3.7)のような補正式を挿入することにより精度を改善した.

$$\text{補正計測値} = \text{計測値} - 0.5 \quad (3.7)$$

表 3-5 Z 軸の実験値および誤差値 (代表値)

実測値 [°]	計測値 [°]	誤差値 [°]	補正後 [°]	補正後誤差 [°]
1.0	1.3	-0.3	1.3	0.3
2.0	2.1	-0.1	2.0	0.0
3.0	3.2	-0.2	3.0	0.0
4.0	4.2	-0.2	4.0	0.0
5.0	5.3	-0.3	5.0	0.0
6.0	6.3	-0.3	6.0	0.0
7.0	7.3	-0.3	7.0	0.0
8.0	8.4	-0.4	8.0	0.0
9.0	9.4	-0.4	8.9	-0.1
10.0	10.4	-0.4	9.9	-0.1
11.0	11.4	-0.4	10.9	-0.1
12.0	12.5	-0.5	11.8	-0.2
13.0	13.5	-0.5	12.8	-0.2
14.0	14.4	-0.4	13.7	-0.3
15.0	15.4	-0.4	14.7	-0.3

計測値は, 無線カメラの電波状況が良好な場合のデータである. 場合によって映像の揺らぎやノイズが混入した場合はこれらの精度は維持できない. このため, 映像受信のアンテナの設置には注意が必要である. 特に無重力実験時では注意した点である.

本実験から, 提案した高速版の相対姿勢計測方法は各軸相対角度が 1~7°以内で 0.2°以下の精度が得られた. 1°以下の計測範囲は, 画像分解能の量子誤差の影響が現れており計測精度は低い. そのため姿勢制御への収束精度はこれに依

存する。

本実験を通して、第6章で行う姿勢制御実験では、初期姿勢を  $1\sim 7^\circ$  に設定して実験を行う。画像処理速度は、1サンプルあたり平均で約 0.08 秒であった。

### 3.4 まとめ

本章では、画像処理による対象物体の相対姿勢計測方法について、まず超小型衛星のカメラから取得される対象物体の画像から、対象物体の特徴点検出する方法を説明し、その特徴点から対象物体との相対姿勢を計測する手法を記述した。また実験により本手法の有効性と誤差に関して考察した。得られた成果を以下に要約する。

- 1) 画像処理によって対象物体の特徴点を検出し、得られた特徴点から相対姿勢の計測を行う画像処理システムを製作した。
- 2) 本提案による画像処理システムは、画像処理時間が1サンプルあたり約 0.08 秒であり、対象物体との相対姿勢が  $1\sim 7^\circ$  の範囲のとき計測誤差が  $0.2^\circ$  以内であった。

## 第4章 市販 CPU の宇宙放射線実験

### 4.1 まえがき

本章では、超小型衛星の姿勢制御コンピュータとして搭載する市販 CPU の宇宙放射線実験に関して考察する。まず、実験意義を説明し、実験方法と評価手順を記述する。次に予備実験として放射線同位元素  $\text{Cf}_{252}$  (カリフォルニウム) による初期評価結果を記述し、最後に重イオン放射線実験により、市販 CPU の宇宙放射線耐性に関して考察する。

### 4.2 実験意義

地球周辺の宇宙空間では、太陽や銀河系より宇宙放射線が降り注いでいる。この宇宙放射線は、CPU や SRAM などの記録情報の損傷 (Single Event Upset : SEU) や素子破壊 (Single Event Latch up : SEL) を引き起こすことが知られている。SEU は、RAM などの記憶素子に放射線が入射することにより、記憶していた情報がビット反転してしまう現象であり、SEL は、半導体素子が放射線の影響により過大電流が発生してしまう現象である。これらの現象は、本研究の CPU にも影響する。

本 CPU は一般に市販されている CPU で、価格は 2000 円ほどであるが、同じ性能の宇宙用の CPU は一個あたり数十万円で、さらに納期は半年以上かかる。宇宙用高信頼性部品は高い耐宇宙環境性を持つ反面、高コストで開発期間が長く、その部品を使用した機器開発完了時には民生部品に比べ技術的、機能的な遅れが生じる問題点がある。そこで本研究では、市販されている CPU がどの程度、宇宙放射線に耐えることができるか調査した。

本実験では、市販 16bit-CPU の宇宙放射線実験の実験方法、実験結果および衛星軌道上でのエラー発生頻度予測評価結果について述べる。



### 4.3 CPU の宇宙放射線耐性の評価手順

表 4-1 に、本実験で使用した市販 CPU の仕様を示す。この CPU (図 4-1) は、ごく一般に市販され、大学・高専などの教育機関で普及し、入手性と拡張性に

表 4-1 市販 CPU の性能仕様

	Hitachi H8-3048
Power voltage [V]	5±5%
Power current [mA]	50 (Typical)
Clock frequency [MHz]	16
Package type	QFP 100pin
On-chip SRAM capacity [byte]	4096



図 4-1 超小型衛星に使用する市販 CPU

優れている。また、内部周辺機器として、EEPROM(128kbyte), SRAM(4kbyte), A/D・D/A 変換器, 通信用インターフェース, I/O 機能が備わっているなど、前述の超小型カメラ衛星での使用条件を満足していることから選択した。現在市販されている CPU の大半は、CMOS メモリ構造の内蔵 SRAM を搭載しており、我々の選んだ CPU もこのタイプの IC である。CMOS 構造のメモリは、一般に SEU の影響を受けやすい構造であることが過去の研究からも知られており、本 CPU の内蔵 SRAM も SEU の発生が懸念される。また、SEL に関しても、CPU の素子構造（寄生サイリスタなど）から放射線の影響を受ける可能性があるため、宇宙環境での発生確率を予測する必要がある。最近の市販半導体部品の放射線影響に関する研究調査では、CPU の場合は、SEU と SEL の地上実験をすることで宇宙環境での発生確率を予測している。本研究もこの方法に従って評価を行うこととした。

本研究で設定した市販 CPU の宇宙放射線耐性の評価手順を図 4-2 に示す。実験は、 $Cf_{252}$ 放射線実験と重イオン放射線実験の2段階で行った。 $Cf_{252}$ 実験では、CPU 選定のための初期的な放射線耐性評価実験として行い、重イオン放射線実験で、選定された CPU の詳細な放射線耐性調査を行った。最終的に、Naval Research Laboratory が作成した宇宙環境におけるエラー発生確率を予測するための解析ソフト CREME (Cosmic Ray Effects on Micro Electronics) [41]に、実験データを代入し、実際の衛星軌道上でのシングルイベントの発生確率を算出した。

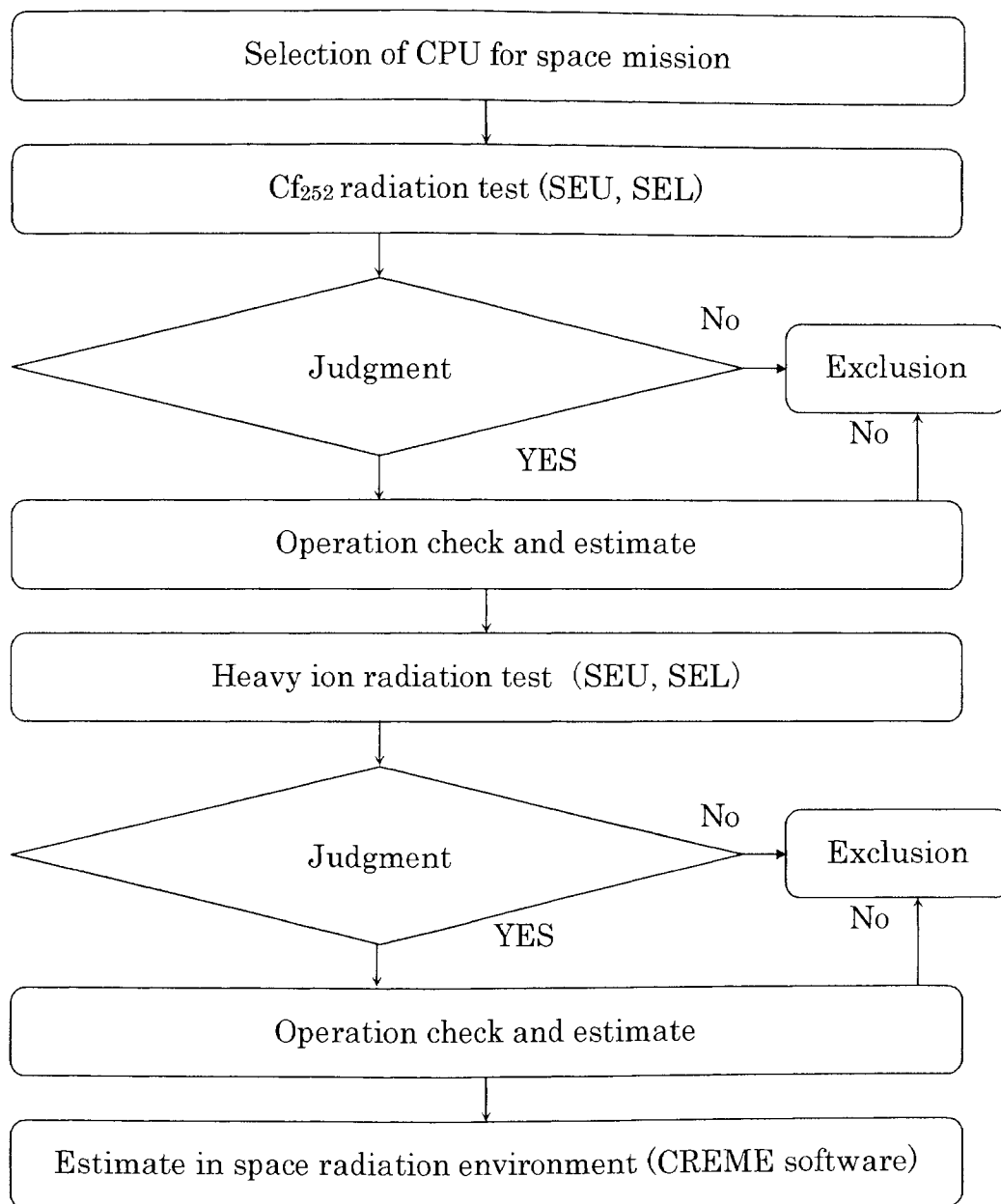


図 4-2 市販 CPU の宇宙放射線耐性の評価手順

## 4.4 放射線同位元素 $Cf_{252}$ による放射線実験

### 4.4.1 SEU および SEL 実験

宇宙開発事業団の電子機器・部品実験棟のシングルイベント評価室にて、 $Cf_{252}$  を用いた本 CPU の SEU および SEL の実験を実施した。この  $Cf_{252}$  実験場では、放射線エネルギー付与率である LET 値が  $20\sim 40\text{MeV}/(\text{mg}/\text{cm}^2)$  と広く分布した形で照射され、飛程は短い、実験作業が容易であることから、放射線耐性に対する大雑把な選別には適した実験といえる。本実験では特別な評価基準はないため、既存の宇宙用 SRAM および宇宙用 CPU の放射線実験結果と本実験による結果を比較することで本 CPU の可否を決定した。

実験では、CPU パッケージによる放射線影響の依存性をなくすため、CPU 上部のパッケージを取り除いて、CPU 内部のウエハー基板部を露出させた(デキャップ)。これにより精度よくシングルイベントを測定することができ、かつ短時間での実験ができる[42]。また、SEU と SEL 現象は発生のメカニズムや頻度は違うが、SEU のみを観測していても SEL は発生するので、同一の実験で SEU と SEL を同時に観察することができる。

図 4-3 に  $Cf_{252}$  実験の SEU 測定方法を示す。まず、予め CPU 内蔵 SRAM へ指定した数字を記憶させ、一定時間放射線に曝す。その後 SRAM の情報をパソコンで読み込み、SEU の発生頻度を測定した。SEU は、上記のデキャップ作業により、早い周期で発生することが予測されたため、SRAM 書き込みから読み込みまでの時間を 18 秒とし、それを数回繰り返した。SRAM への書き込み情報は全て 0x00 とした (SRAM 初期化)。

図 4-4 に  $Cf_{252}$  実験の SEL 測定方法を示す。SEL 検出は、CPU 電源端子にデジタルマルチメータを並列接続して、目視により電流の変化を観察し、同時にプロッターに電流値を記録した。SEL 発生の判定基準となる閾値電流は、CPU 電気的特性の定常電流の 2 倍である 100mA とした(設定基準は文献[43]に準拠)。SEL 発生後は、CPU に過大電流が流れて発熱し、完全に機能停止に陥る。通常このような状態になった場合は、電源を再投入することでしか CPU 機能の復帰ができない。そのため、SEL 検出後 2 秒以内に必ず電源を OFF にし、冷却期

間として4秒放置してから電源をONにした. 図4-5に測定機器の構成を示す.

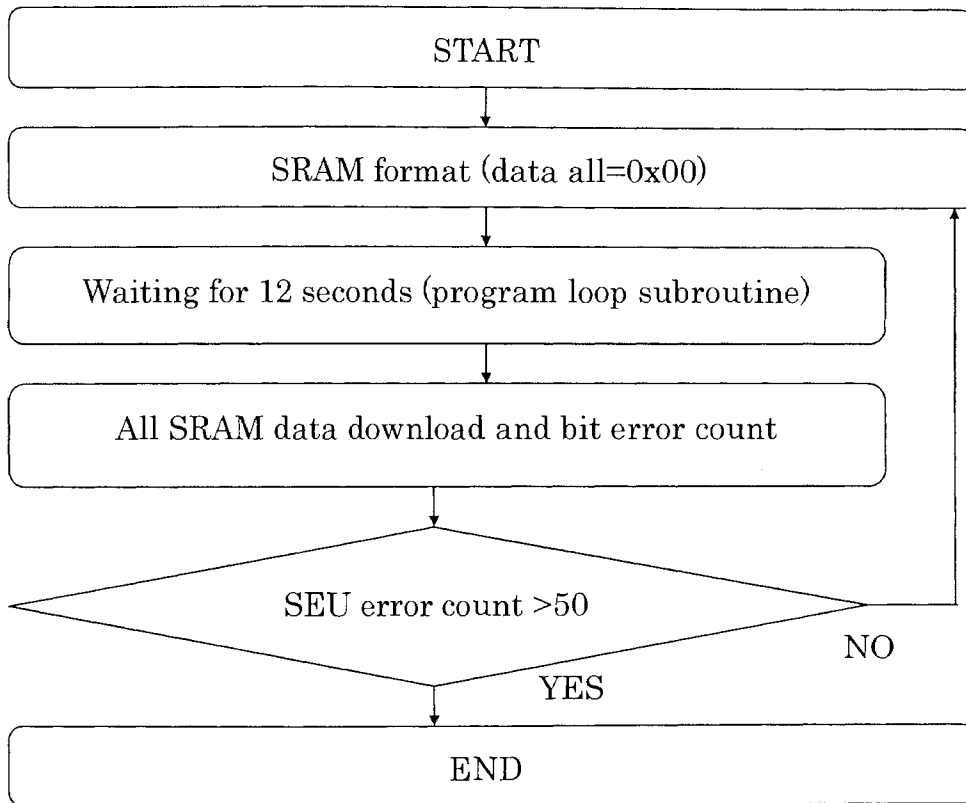


図4-3 Cf<sub>252</sub>実験のSEU測定方法

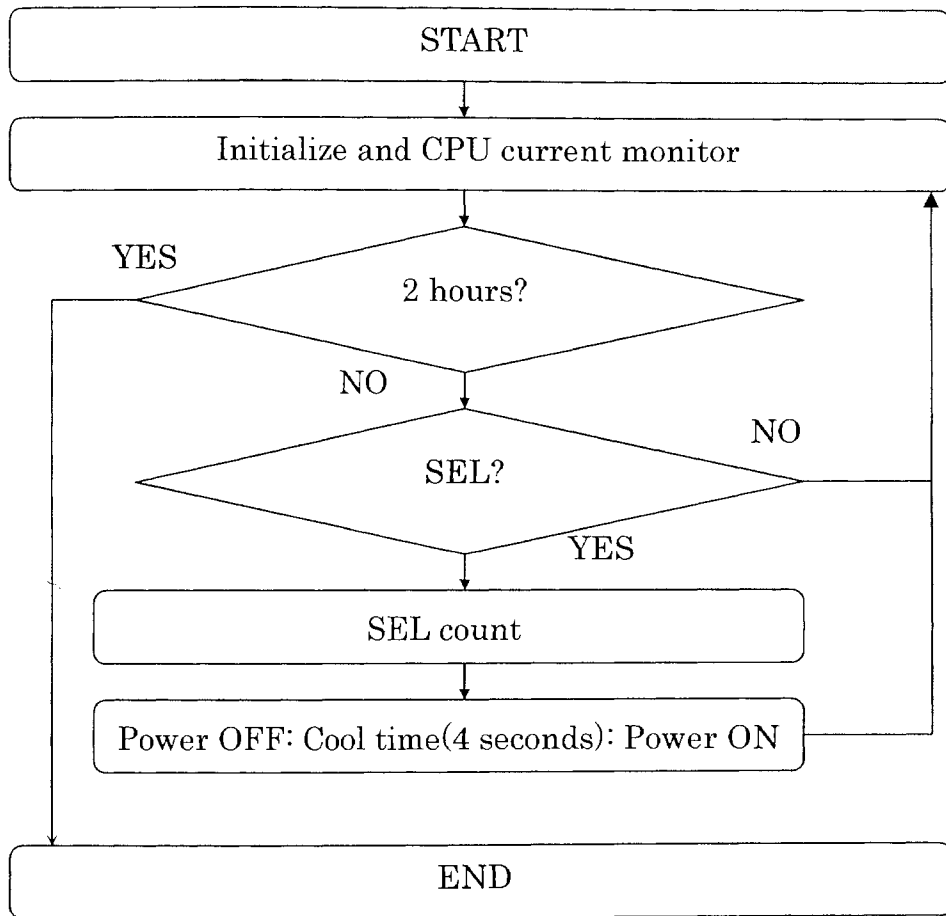


図 4-4 Cf<sub>252</sub> 実験の SEL 測定方法

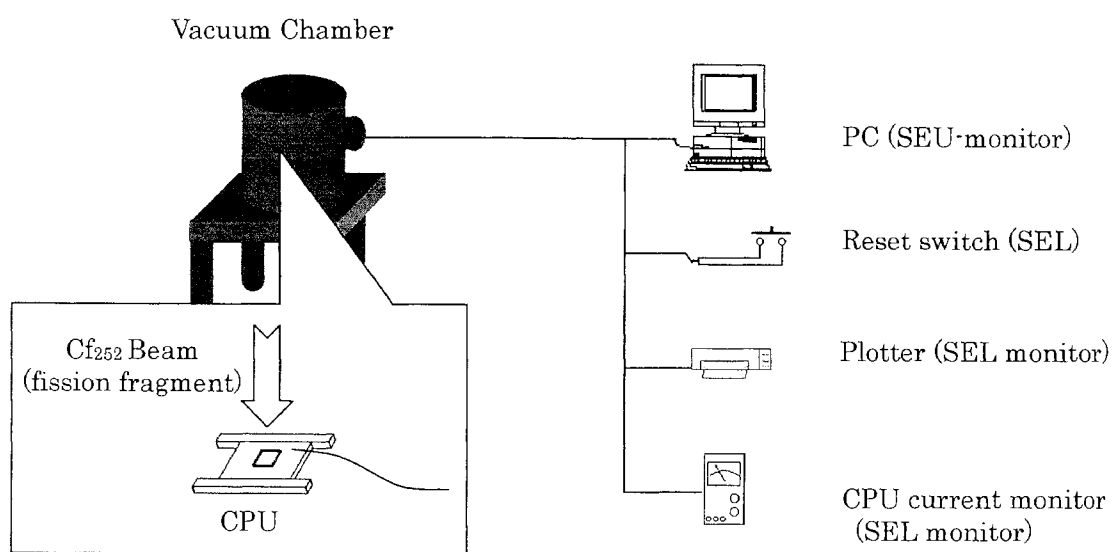


図 4-5 測定機器の構成 ( $\text{Cf}_{252}$ )

#### 4.4.2 実験結果および考察

表 4-2 に SEU および SEL の実験条件を示す. 表 4-3 に SEU 実験結果, 表 4-4 に SEL 実験の結果を示す. 実験結果から, SEU は測定時間 222 秒で 52 個, SEL は測定時間 7200 秒で 2 個確認した. この結果を宇宙用半導体素子の場合と比較するため, 式(4.1)より SEU と SEL の反転断面積  $\sigma$  を求めた.

$$\sigma = \frac{A}{T \times b \times f} \quad (4.1)$$

ここで,

$\sigma$ : 反転断面積[cm<sup>2</sup>/bit]

$A$ : SEU 発生個数[times]

$T$ : 測定時間[second]

$b$ : 対象ビット数[bit]

$f$ : フルエンスレート[times/sec/cm<sup>2</sup>]

である. この反転断面積は, 一般に実験デバイスの放射線耐性を評価する指標となっている.

SEU の反転断面積を比較すると, 本 CPU の内蔵 SRAM は  $2.38 \times 10^{-7}$ cm<sup>2</sup>/bit, 宇宙用 SRAM(128kbyte)は  $1.05 \times 10^{-7}$ cm<sup>2</sup>/bit であった. この結果から, 大きな差はないことがわかる.

SEL についても同様に反転断面積を比較すると, 本 CPU は  $9.30 \times 10^{-6}$ cm<sup>2</sup>/bit, 宇宙用 CPU は,  $8.53 \times 10^{-6}$ cm<sup>2</sup>/bit であり, これも反転断面積に大きな差はない. SEL 発生時の電流変化は, 2 件の SEL とともに 140mA の大電流が発生することが確認された. 本 CPU の定常電流である 50mA から SEL に達するまでの電流の変化は, 非常に緩やかで 2 秒であった. また, SEL 発生後に電源を OFF にし, 冷却後, 電源を ON することにより CPU 機能が復旧することも確認された. 実験後に CPU の I/O 端子の電氣的動作チェックをしたが, 異常はなかった.

結果として, 本 CPU の Cf<sub>252</sub> 放射線の影響は, 既存の宇宙用素子と比較して, SEU と SEL 発生確率に大きな差はないことが明らかになった. また, 本 CPU



が放射線の影響によりどのような影響を受けるかをモニタすることができた。

表 4-2 SEU および SEL の実験条件(Cf<sub>252</sub>)

Temperature in vacuum chamber [°C]	23
Vacuum level [Torr]	<10 <sup>-5</sup>
Distance of CPU and Cf <sub>252</sub> [cm]	1.12
Cf <sub>252</sub> -flux-rate [times / (sec /cm <sup>2</sup> )]	30
Current threshold (for SEL) [mA]	100
SRAM data pattern (for SEU)	0x00

表 4-3 SEU 実験結果(Cf<sub>252</sub>)

	H8/3048(SRAM) 4kbyte	Space-SRAM 128kbyte
Test time [s]	222	120
SRAM capacity [bit]	32768	1048576
LET [MeV/(mg/cm <sup>2</sup> )]	20~40	23.38
Flux-rate [times / (sec/cm <sup>2</sup> )]	30	87.65
SEU [times]	52	299
Cross-section [cm <sup>2</sup> /bit]	2.38×10 <sup>-7</sup>	1.05×10 <sup>-7</sup>

表 4-4 SEL 実験結果(Cf<sub>252</sub>)

	H8/3048	Space-CPU
Test time [second]	7200	14400
Flux-rate [times / (sec/cm <sup>2</sup> )]	30.0	22.3
SEL [times/hour]	2	3
Cross-section [cm <sup>2</sup> /bit]	9.30×10 <sup>-6</sup>	8.53×10 <sup>-6</sup>

## 4.5 重イオン照射による CPU の放射線実験

### 4.5.1 SEU および SEL 実験

Cf<sub>252</sub> 実験による初期評価を得た後、さらに厳密に本 CPU の評価を行うため、重イオン照射によるシングルイベント実験を行った。本実験の特徴は、Cf<sub>252</sub> 実験でできなかった指定 LET 値での反転断面積が求められることである。これにより、半導体デバイスの LET に対する飽和反転断面積が精度よく求められる。実験では、高崎原子力研究所のイオン照射研究施設 (TIARA) の AVF サイクロトロン重イオンビームコース HE2 ポートに設置されたデバイス実験用照射部 (散乱ビーム照射実験装置) を使用した (図 4-6)。重粒子イオン種には、カクテルイオンビーム 3 種 (<sup>20</sup>Ne<sup>6+</sup>, <sup>40</sup>Ar<sup>8+</sup>, <sup>84</sup>Kr<sup>20+</sup>) を選択した。ビーム特性の詳細を表 4-5 に示す。照射粒子のフルエンス率は半導体検出器 (SSD : Silicon Surface barrier Detector) を用いて高精度に測定された。また、本装置にはデバイスに対してイオンビームを均一に照射するイオンビーム均一化装置が装備されている。

本実験の目的は、各 LET 値での CPU の SEU と SEL を測定し、そのデータを基に反転断面積を算出し、LET 対反転断面積のグラフを作成することである。このグラフより、本 CPU の飽和反転断面積、感応領域や閾値 LET、臨界電荷

量などが求められ、最終的に、CREMEを用いて、任意の軌道上の人工衛星に搭載されたCPUのエラー発生率を予測することができる。本実験は、Cf<sub>252</sub>実験と同様に、実験デバイスのデキャップ、デバイスの実験前動作確認、実験治具の作成を行い、SEU測定用プログラム、SEL自動検出装置、緊急用SEL手動電源スイッチを用いた。電気的実験条件は、メーカー指定の絶対電気定格に合わせた。

重イオン実験のSEUとSEL測定方法はCf<sub>252</sub>実験と同様である。測定装置の構成を図4-7に示す。照射条件は、文献[43]の電離放射線影響に関する実験および解析方法に準拠して設定した。本実験では、上記の実験条件に加えて、SRAMの全アドレスエリアの記憶情報として0x00と0xffの場合の2種類のパターンを用い、記憶情報による放射線耐性に差が生じるかを調査した。またCPUの工場製造ロット違いを考慮して、製造ラインによるCPUの放射線耐性の差の有無も調査した。

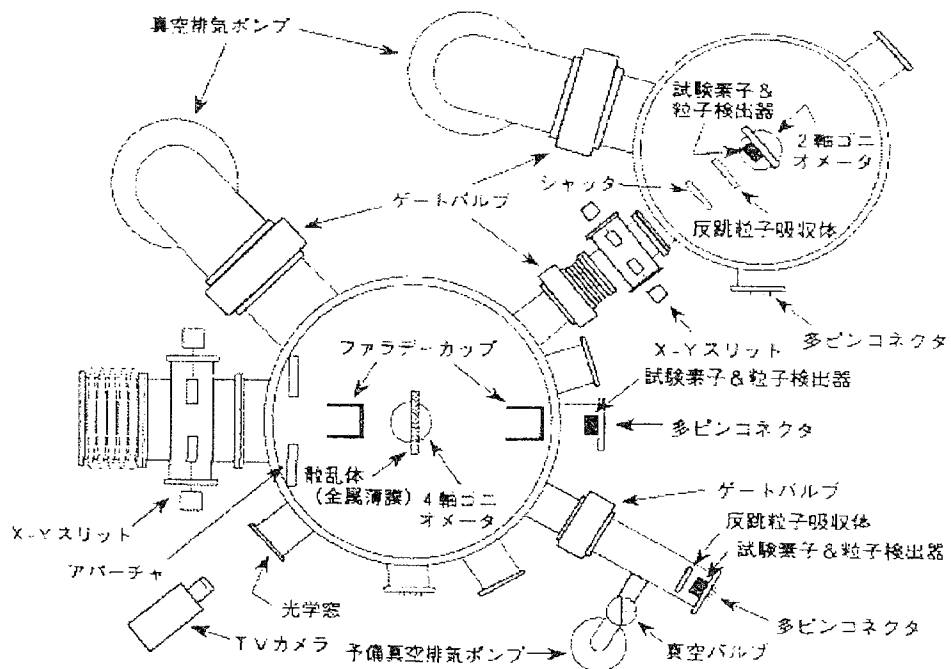


図 4-6 散乱ビーム照射実験

表 4-5 ビーム特性の詳細

Ion	Energy [MeV]	LET [MeV/ (mg/cm <sup>2</sup> )]
<sup>20</sup> Ne <sup>6+</sup>	75	5.9
<sup>40</sup> Ar <sup>8+</sup>	150	14
<sup>84</sup> Kr <sup>20+</sup>	322	34

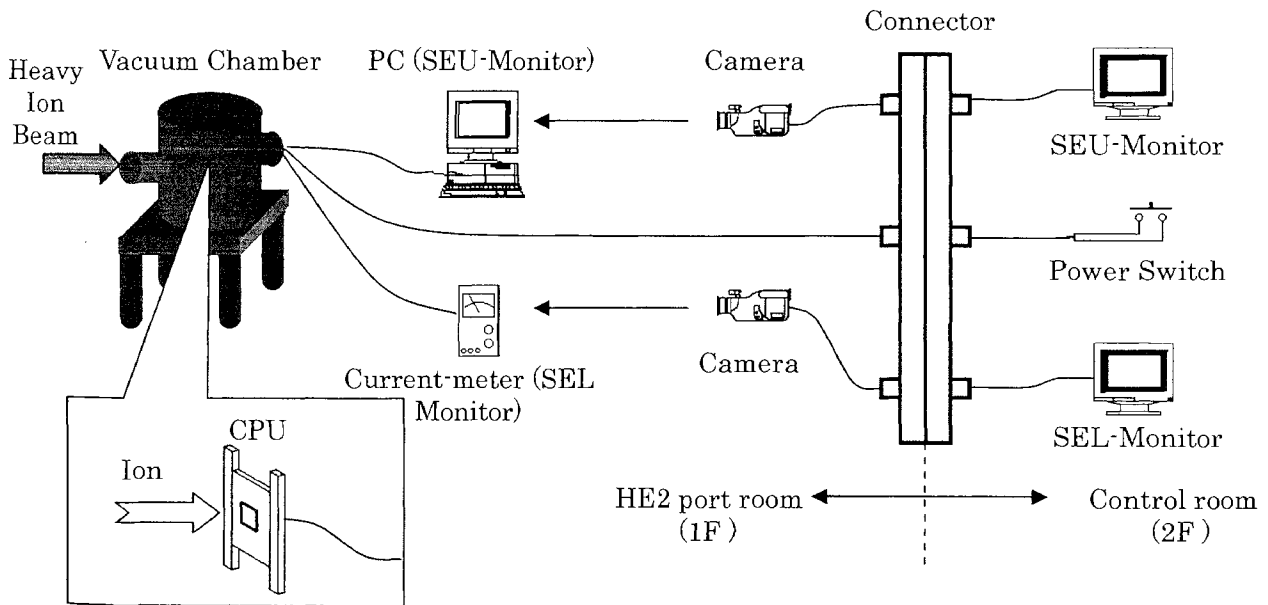


図 4-7 測定機器の構成 (重イオン放射線実験)

## 4.5.2 実験結果および考察

重イオン放射線実験の SEU 測定結果(代表値)を表 4-6 と表 4-7 に示す. CPU 内蔵 SRAM では, LET 値が高いほど, SEU が多く発生していることがわかる. 特に注目すべきことは, 表 4-7 の記憶情報が 0xff の場合には SEU の発生が 0x00 に比べ非常に少ないことである. この原因として CPU への重イオン照射位置ずれの懸念があったが, 後の調査で位置ずれは検出されず, また高 LET 値時に SEL が発生していることから正しく照射されていることを確認した. これにより, 実際の衛星ミッション運用の際には, SRAM へ記憶する情報を可能な限り 0xff に近い形で記録することで, 宇宙環境でも SEU 発生率を抑制させることができる.

ロット違いの CPU については, 本実験で LET 値が最も小さい  $^{20}\text{Ne}^{6+}$  の場合でも SEL が多発し, SEU の測定が不能な状態に陥った. その後も高 LET のもとで実験を行ったが, 常時発生する SEL 現象のため, SEU 測定はできなかった. これは比較的差の出た例かもしれないが, 本 CPU には, ロット違いによる放射線耐性の違いがあることが明らかとなった.

記憶情報パターンやロット違いによる放射線耐性の違いについては, 本研究に限らず他研究の記憶素子でも同じ現象が多数報告されており, 記憶情報が 0xff のほうが, 比較的 SEU の発生は抑えられ, ロット違いによるシングルイベント耐性の違いは存在することが確認されている. 本論文では, この事例に関して具体的に述べないが, 記憶情報パターンの違いによる SEU 発生頻度差の原因として, SRAM の CMOS 回路構造上の理由が挙げられており, ロット違いに関しては, 工場製造ライン個々の精度の違いが原因であること, などが報告されている[44,45].

SEL 測定結果(代表値)を表 4-8 に示す.  $^{20}\text{Ne}^{6+}$ ,  $^{40}\text{Ar}^{8+}$ での SEL 発生は検出されなかったが,  $^{84}\text{Kr}^{20+}$ から SEL が頻繁に発生している. SEL 発生時の電流値は, Cf<sub>252</sub> 実験時と同様であった. また, SEL 過電流耐久実験として, SEL 発生時から 5 秒放置して電源カットする実験を行ったが, 同工程を 10 数回行って, 素子の破損は見られなかったことから, SEL 発生による過大電流に対して比較的強いことがわかった.

表 4-6 重イオン放射線実験の SEU 測定結果 (代表値) (Case: SRAM all data =0x00)

ION	LET [MeV/(mg/cm <sup>2</sup> )]	Flux-rate [times / (sec/cm <sup>2</sup> )]	Time [second]	SEU [times]	Cross-section [cm <sup>2</sup> /bit]
<sup>20</sup> Ne <sup>6+</sup>	4.68	6469	155	3	9.13×10 <sup>-11</sup>
<sup>40</sup> Ar <sup>8+</sup>	14.2	1400	30	103	7.48×10 <sup>-8</sup>
<sup>40</sup> Ar <sup>8+</sup>	14.2	936	45	115	8.33×10 <sup>-7</sup>
<sup>40</sup> Ar <sup>8+</sup>	14.2	936	60	93	5.05×10 <sup>-8</sup>
<sup>40</sup> Ar <sup>8+</sup>	14.2	963	49	147	9.51×10 <sup>-8</sup>
<sup>84</sup> Kr <sup>20+</sup>	33.9	10.4	42	158	1.10×10 <sup>-5</sup>

表 4-7 重イオン放射線実験の SEU 測定結果 (代表値) (Case : SRAM all data =0xff)

ION	LET [MeV/(mg/cm <sup>2</sup> )]	Flux-rate [times / (sec/cm <sup>2</sup> )]	Time [second]	SEU [times]	Cross-section [cm <sup>2</sup> /bit]
<sup>20</sup> Ne <sup>6+</sup>	4.68	4737	60	0	1.07×10 <sup>-10</sup>
<sup>20</sup> Ne <sup>6+</sup>	4.68	7344	60	0	6.93×10 <sup>-11</sup>
<sup>20</sup> Ne <sup>6+</sup>	4.68	16841	61	0	2.97×10 <sup>-11</sup>
<sup>40</sup> Ar <sup>8+</sup>	14.2	1628	60	1	3.12×10 <sup>-10</sup>
<sup>40</sup> Ar <sup>8+</sup>	14.2	5413	184	0	3.06×10 <sup>-11</sup>
<sup>84</sup> Kr <sup>20+</sup>	33.9	947	60	0	5.37×10 <sup>-10</sup>
<sup>84</sup> Kr <sup>20+</sup>	33.9	4532	106	0	6.35×10 <sup>-11</sup>

表 4-8 重イオン放射線実験の SEL 測定結果 (代表値)

ION	LET [MeV/(mg/cm <sup>2</sup> )]	Flux-rate [times / (sec/cm <sup>2</sup> )]	Time [second]	SEL [times]	Cross-section [cm <sup>2</sup> /bit]
<sup>20</sup> Ne <sup>6+</sup>	4.68	16841	60	0	9.89×10 <sup>-10</sup>
<sup>40</sup> Ar <sup>8+</sup>	14.2	5413	184	0	1.00×10 <sup>-6</sup>
<sup>84</sup> Kr <sup>20+</sup>	33.9	964	60	1	1.73×10 <sup>-5</sup>
<sup>84</sup> Kr <sup>20+</sup>	33.9	4532	112	11	2.17×10 <sup>-5</sup>

重イオン実験により得られたデータを用いて、宇宙環境における SEU と SEL の発生率予測解析を行った。SEU 解析に使用した実験データは、素子状態の最悪ケースを考慮して、表 4-6 の 0x00 データを選んだ。SEL 解析に使用した実験データは表 4-8 である。これをもとに LET-反転断面積グラフを作成し、CREME へ代入する Weibull 曲線特性パラメータを取得した。Weibull は離散点の曲線の当てはめ方法として、信頼性工学では機器寿命の解析などによく用いられる手法である。図 4-8 と図 4-9 は、式(4.2)でフィッティングした LET-反転断面積特性曲線グラフである。

$$\sigma = \sigma_0 \times \left\{ 1 - \exp\left(-1 \times \left(\frac{L - L_0}{W}\right)^S\right) \right\} \quad (4.2)$$

ここで、

$\sigma$ : 反転断面積 [cm<sup>2</sup>/bit]

$\sigma_0$ : 飽和反転断面積 [cm<sup>2</sup>/bit]

$L$ : 実行 LET [MeV/(mg/cm<sup>2</sup>)]

$L_0$ : 閾値 LET [MeV/(mg/cm<sup>2</sup>)]

$W$ : 形状パラメータ [MeV/(mg/cm<sup>2</sup>)]

$S$ : 指数パラメータ

である。SEU と SEL の曲線パラメータを表 4-9 に示す。

次に、CREME に代入する宇宙放射線に関わる環境条件について述べる。著者らが研究開発している超小型カメラ衛星のミッションでは、軌道要素は国際宇宙ステーションと同様で、ミッション期間は1ヵ月間を予定している[63]。このことから、表 4-10 にある Type-1~4 の4つのモードに分けて解析した。解析の焦点は太陽活動、地磁気気候の2つであり、それぞれの CREME の解析結果を示す。

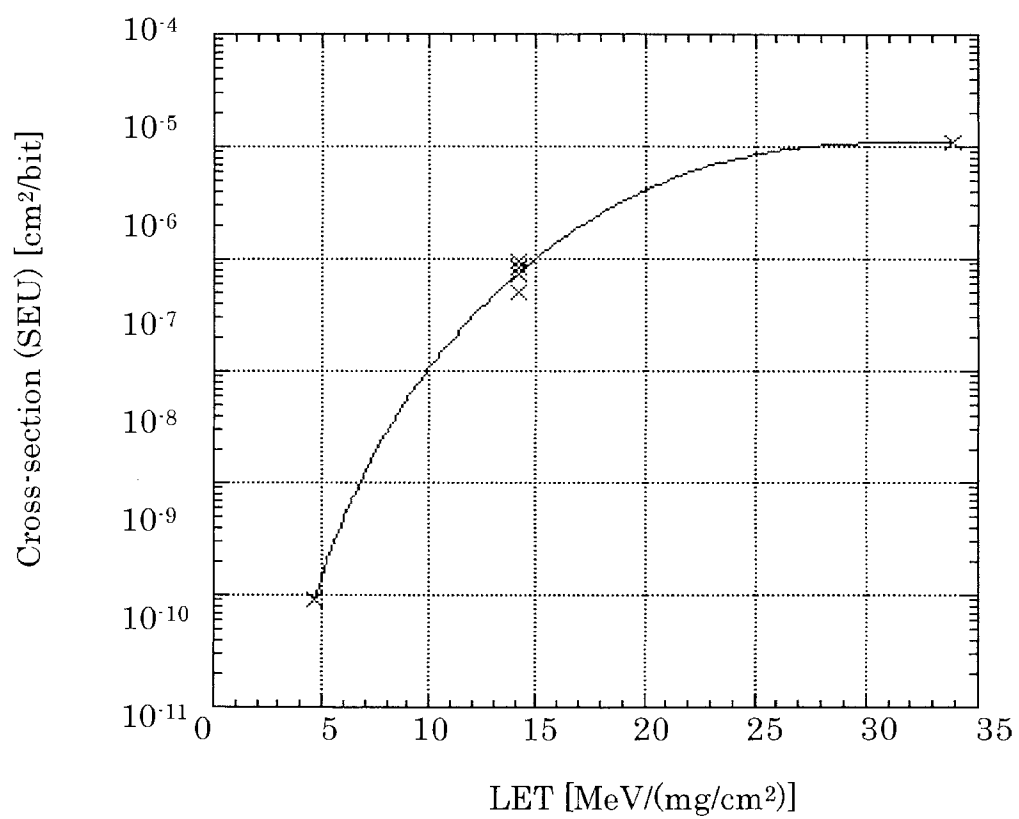


図 4-8 LET-反転断面積特性曲線グラフ (SEU)



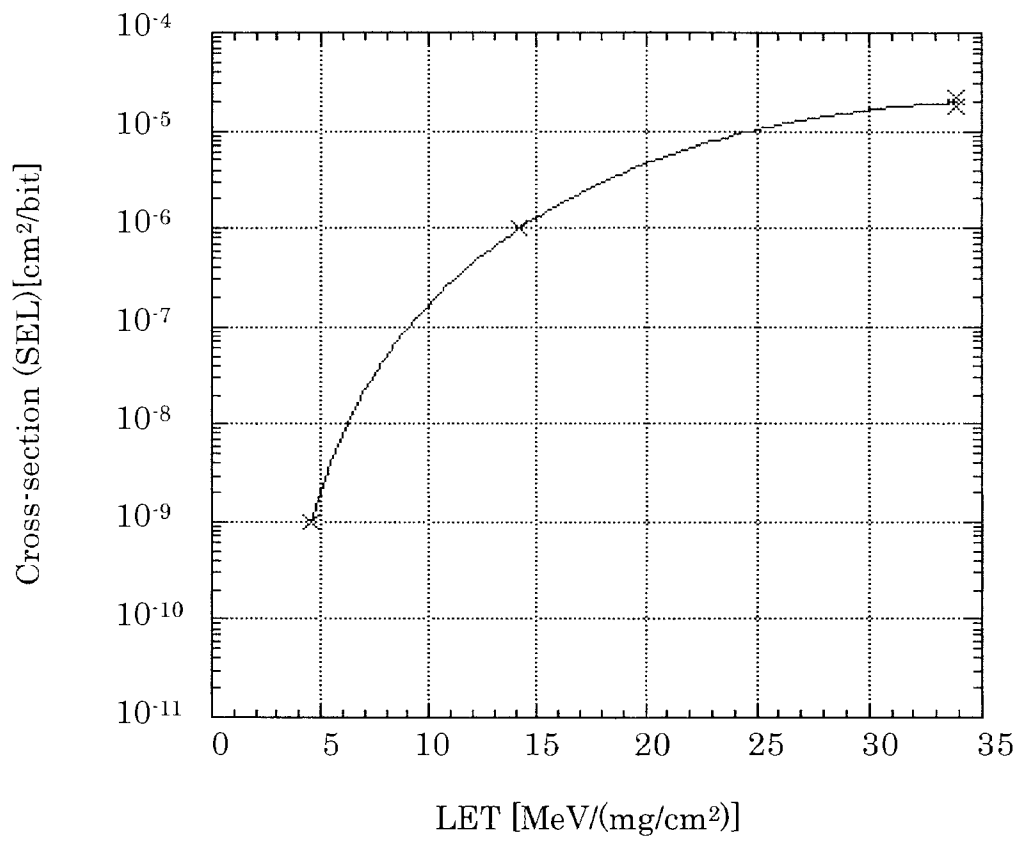


図 4-9 LET-反転断面積特性曲線グラフ (SEL)

表 4-9 Weibull 特性曲線パラメータ

Weibull Fitting data	Parameter (SEU)	Parameter (SEL)
Limiting or plateau cross-section [cm <sup>2</sup> /bit]	1.10×10 <sup>-6</sup>	2.11×10 <sup>-5</sup>
Threshold LET [MeV/(mg/cm <sup>2</sup> )]	1.36	2.54
Width parameter [MeV/(mg/cm <sup>2</sup> )]	21.76	24.84
Dimensionless exponent	5	4

表 4-10 SEU および SEL 発生確率の評価モード  
(軌道高度：国際宇宙ステーションと同等)

Case	Type-1	Type-2	Type-3	Type-4
Magnetic weather condition	Stormy	Quiet	Stormy	Quiet
Solar quiet condition	Min	Min	Max	Max
Atomic number of lightest	1	1	1	1
Atomic number (heaviest)	92	92	92	92
Shield thickness [cm]	0.2	0.2	0.2	0.2
SEU-rate [SEU/day]	3.93×10 <sup>-3</sup>	2.22×10 <sup>-3</sup>	9.92×10 <sup>-4</sup>	7.06×10 <sup>-4</sup>
SEL-rate [SEL/day]	2.80×10 <sup>-6</sup>	1.81×10 <sup>-6</sup>	9.95×10 <sup>-7</sup>	7.98×10 <sup>-7</sup>

SEU 解析の結果、環境条件が最も悪い場合である Type-1 でも、本 CPU1 個あたりの SEU の発生確率は、 $3.93 \times 10^{-3}$  SEU/day (8.48 ヶ月に 1 回程度) であることが予測された。この結果から、ミッション期間中の SEU 発生確率は低いことが確認された。

SEL については、 $^{20}\text{Ne}^{6+}$ 、 $^{40}\text{Ar}^{8+}$  に対する実験 (表 4-8) で SEL が検出されなかったが、たとえ LET 値が低くても、宇宙環境では稀に多量の粒子個数の照射が一度に暴露される場合があるなど、決して SEL 発生確率はゼロにはならない。このことから、 $^{20}\text{Ne}^6$  では SEL が 0.001 回、 $^{40}\text{Ar}^{8+}$  での SEL が 1 回生じたと仮定して、反転断面積を再計算した。この解析の結果、環境条件が最も悪い条件で、本 CPU 1 個あたりの SEL の発生は、 $2.80 \times 10^{-6}$  SEL/day (11904 ヶ月に 1 回程度) であることが予測された。この結果から、本ミッション期間中の SEL の発生は非常に低いものと予測できる。また Type-1 から Type-4 に変化するにつれて、SEU と SEL の発生確率が非常に低くなっており、表 4-10 の場合分けでも最大約 5.5 倍の差が生じることが明らかになった。このことから、ミッション運用時期を Type-4 に合わせる事が可能であれば、ミッションの成功率が向上すると考えられる。上記の結果より、予定された宇宙軌道における SEU と SEL の発生確率は、宇宙環境における実用面で、本ミッション仕様に満足した放射線耐性を持っていることが明らかになった。

最後に、本 CPU を超小型衛星に搭載する上で、設計視点となる事項を以下に挙げる。

- ①組込みシステムを構築するケースで考えると、 $\mu\text{ITRON}$ 、WindowsCE 等の小型リアルタイム OS を使用しない限りは、SRAM を極端に大きく消費することはない。OS を含まないシステムでは一般に SRAM 領域を汎用レジスタと一時的なデータ保存として使用するため、実際には複数割込みタスクを要するシステムを構築しても 1kbyte の SRAM 領域もあれば十分にシステム構築が可能である。
- ②大容量 SRAM を使用するシステムを構築する場合は、H8 内蔵 SRAM は汎用レジスタや一時データ保管にのみ使用することを考え、放射線に強い大容量

量 SRAM があればそれを外付けとして使用することも健全なシステム構築する上で一つの有効な手段であると考えられる。また小容量であれば放射線の影響が殆どないとされる EEPROM を使用する方が良い。

- ③H8 内蔵 SRAM の内容を ALL=0x00 と ALL=0xff で試験を行ったが、ALL=0xff の方が圧倒的に SEU の発生が少ないことがわかった。よってプログラムによるカウンタやレジスタの状態、未使用 SRAM の初期状態を ALL=0xff にすることでよりシステムを安定に動作させることができると考える。
- ④SRAM に長期のデータ保存する場合、H8 内蔵 SRAM の場合 4kbyte の領域があるため一つのデータを複数箇所（3つ以上）に点在して記憶しても十分容量に余裕があると考えられる（内蔵 SRAM の使用条件による）。複数箇所に記憶されたデータを後に多数決によりデータを取得すれば SEU が発生しても自己復旧という形でデータを補間することができる（データ冗長）。
- ⑥CPU に加える電源電圧は、高いと SEU の発生確率が高まり、低いと SEL の発生確率が高まるという研究報告がある。しかし発生メカニズムが未だ明確ではないため、実機搭載時には規格に準拠した電圧で実装するのが最良である。

## 4.6 まとめ

本実験は、超小型衛星に搭載する市販 CPU の宇宙放射線実験に関して、放射線同位元素  $Cf_{252}$  の照射実験の初期評価から、より詳細な解析ができる重イオン放射線実験を実施した。下記に本実験により得られた成果を挙げる。

- 1) 本研究が購入した市販 CPU は、実験により宇宙ステーション軌道で宇宙環境状態が悪い条件でも、SEU は 8.48 ヶ月に 1 回程度、SEL は 11904 ヶ月に 1 回程度とその発生率は非常に低いことが明らかになった。これにより超小型衛星の姿勢制御用 CPU として、長期の宇宙ミッションに耐えうる十分な放射線耐性であることが確認された。また、市販 CPU が宇宙用 CPU として使用できることが、定量的に明らかになった。

- 2) 本 CPU の SRAM のデータ記録保存状態は 0x00 とするより、0xff の方が圧倒的に SEU の発生が少ないことがわかった。プログラムによるカウンタやレジスタの状態、未使用 SRAM のデータ記録状態を 0xff にすることで、よりシステムを安定に動作させることができることが確認された。
- 3) SEL 発生時から 5 秒放置して電源カットする実験を行ったが、同工程を 10 数回行っても、素子の破損は見られなかったことから、本 CPU は SEL 発生による過大電流に対して比較的強いことが確認された。
- 4) 本 CPU のロット違いを実験すると、LET 値が最も小さい  $^{20}\text{Ne}^{6+}$  の場合でも SEL が多発し、SEU の測定が不能な状態に陥った。これにより本 CPU には、ロット違いによる放射線耐性の違いがあることが明らかとなった。

# 第5章 無重力下における姿勢制御アクチュエータの動作実験

## 5.1 まえがき

本章は、超小型衛星用姿勢制御アクチュエータである超小型リアクションホイールの説明、無重力実験の結果について述べる。まず超小型リアクションホイールの性能および仕様について説明する。次に本アクチュエータの無重力実験を行うことで、超小型リアクションホイールを取り付けた衛星が、無重力環境でも姿勢制御アクチュエータとして動作するか調査した。

## 5.2 超小型衛星用姿勢制御アクチュエータ

通常、人工衛星が固定点のない無重力環境で姿勢変換するには、ヒドラジンガスなどの高密度高圧ガスを衛星の角運動量ベクトルを変化させる方向に噴射することで人工衛星の姿勢変換を行うのが大半であるが、超小型衛星は低重量であることからリアクションホールによる姿勢変換が好ましい。リアクションホイールとは、モータの軸に重量物（ロータ）を取り付けた装置である。ロータを回転させると角運動量が発生し、宇宙空間では固定点がなく空気摩擦も少ないため、リアクションホイールを取り付けられた人工衛星は、角運動量保存則により姿勢回転する。本研究ではこの原理を用いた姿勢変換装置を用いた。

本研究の超小型衛星の大きさは 30cm 程度であるが、この中には 3 軸姿勢制御するためのリアクションホイールが 3 機必要である。しかし、このサイズの要求を満たすリアクションホイールは世界には販売されていないため、長田ら[2]と共同して独自に研究開発した(図 5-1)。超小型リアクションホイールの仕様を表 5-1 に示す。

表 5-1 超小型リアクションホイールの性能仕様

構体重量[g]	26
モータ重量[g]	30
回路・センサ重量[g]	20
ロータ重量[g]	54
超小型リアクションホイール重量合計[g]	130
消費電力[W]	Max 2
最大蓄積角運動量[Nms]	$1.5 \times 10^{-2}$
回転数検出センサ精度	$\pm 1\text{rps}$ (128rps 時)

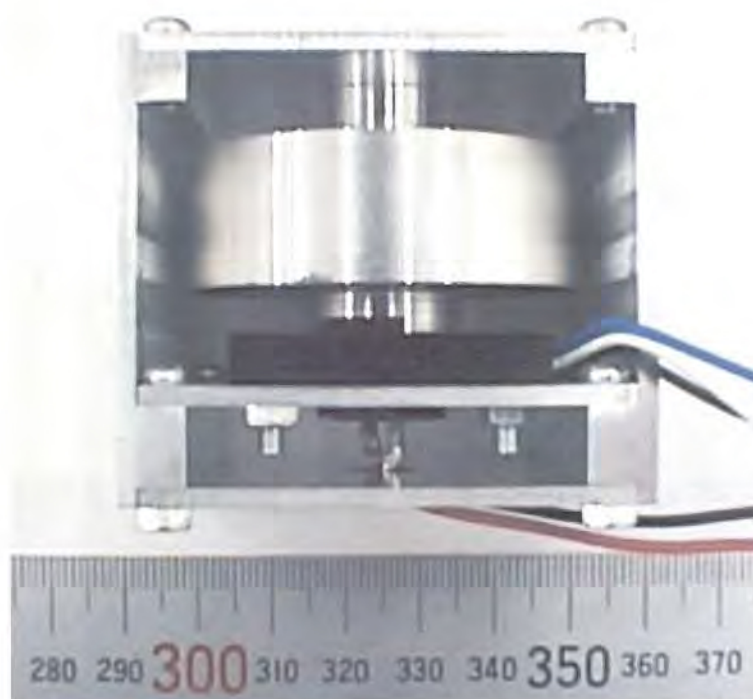


図 5-1 超小型リアクションホイール

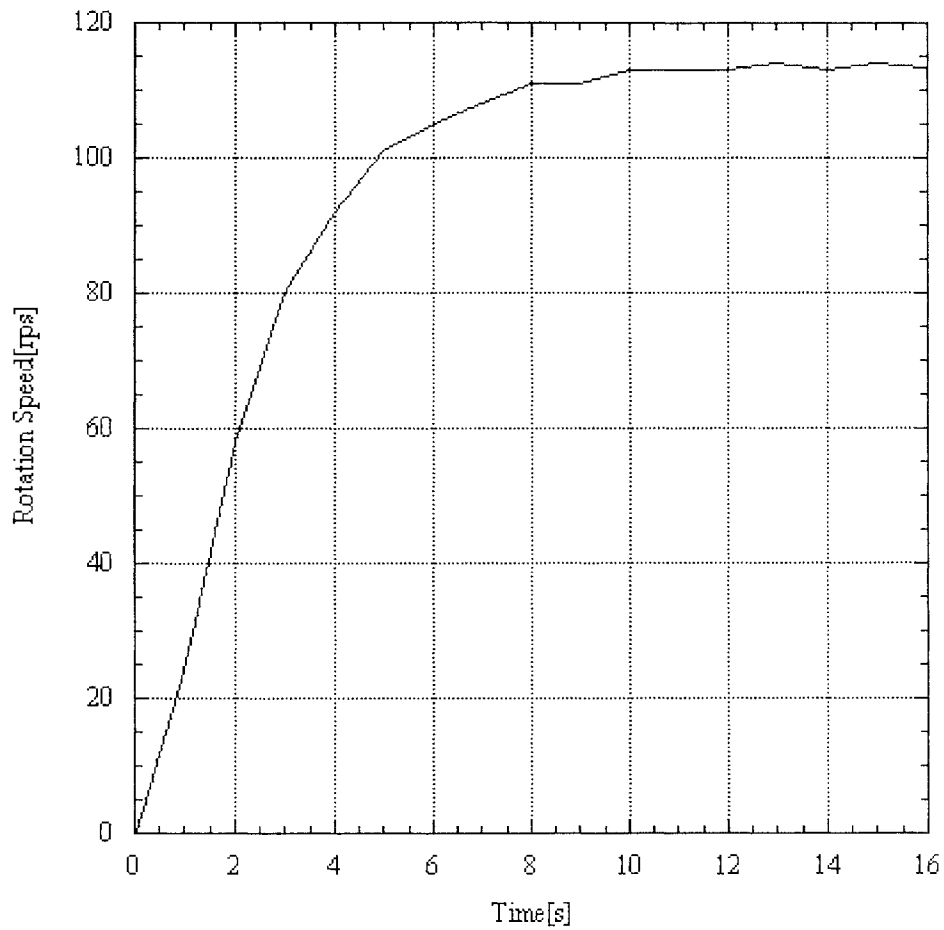


図 5-2 超小型リアクションホイールのステップ応答実験  
時間と回転数の関係  
(モータ電圧 12V)



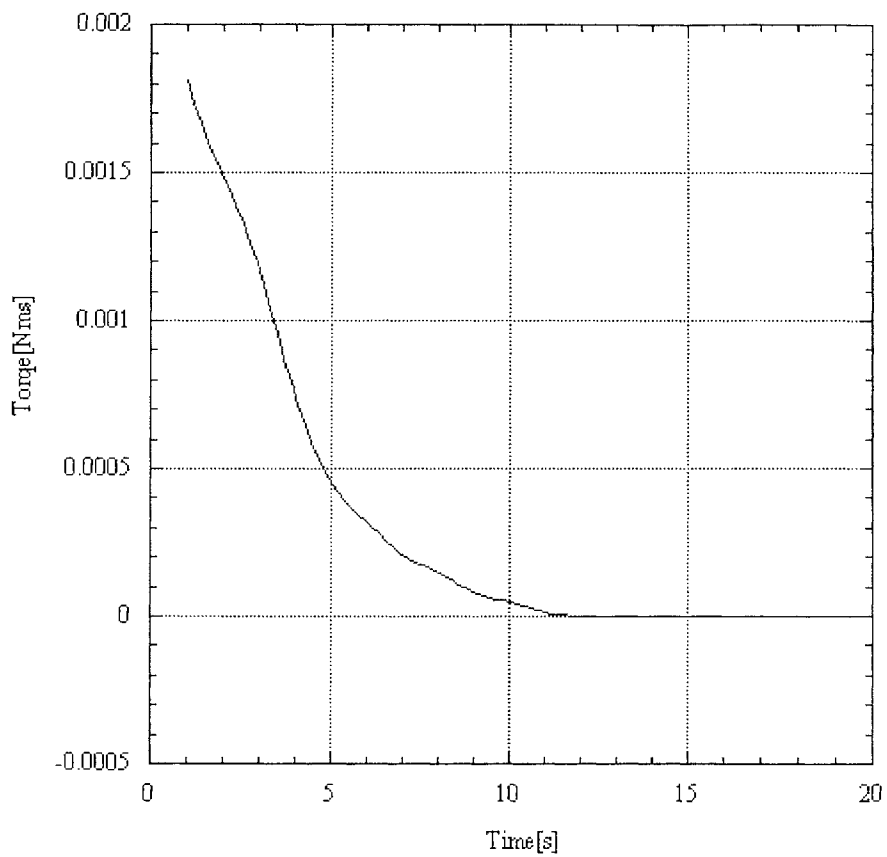


図 5-3 超小型リアクションホイールのステップ応答実験における時間と発生トルクの関係  
(モータ電圧 12V)

## 5.3 無重力下における超小型衛星用姿勢制御アクチュエータ実験

### 5.3.1 実験意義

本研究室で試作した姿勢制御アクチュエータが，無重力下でも問題なく動作するか，地上実験だけでは不十分である．無重力実験施設による無重力実験を行い，アクチュエータとしての性能を検討する必要があると考えられる．

### 5.3.2 実験内容

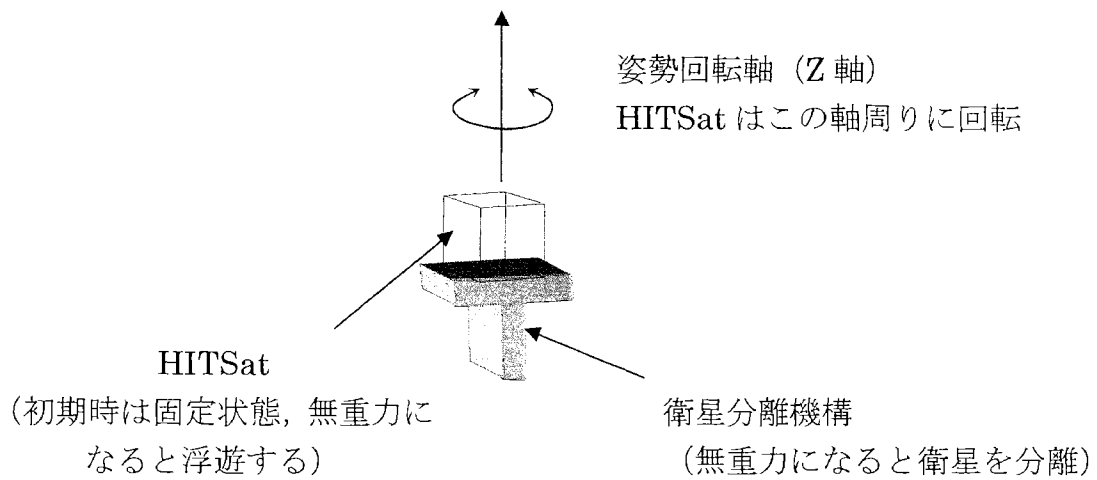
本実験は，無重力下で衛星をある任意の角速度まで回転させ，ある時点からジャイロセンサ（角速度センサ）による衛星の回転停止制御を行う．実験概要図を図 5-9，実験スケジュールを図 5-10 に示す．落下+1.5 後に衛星実験機を衛星分離機構から分離する．その後 3 秒間右回転に衛星姿勢を強制的に回転させ，残りの 5 秒間で衛星実験機の回転を停止させる制御を行う．制御方法は，角速度センサの偏差を用いた ON/OFF 制御である．

本実験により得られるデータは，衛星実験機の角速度履歴，SRW 回転数履歴と無重力中のビデオ映像である．

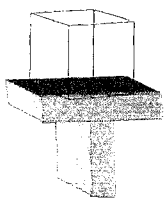
この実験により，姿勢制御アクチュエータとしての考察を行う．

### 5.3.3 実験装置

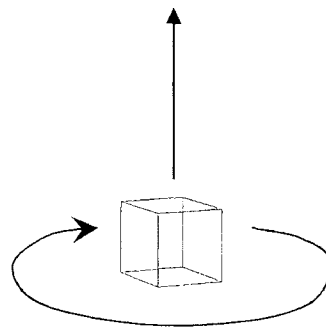
実験装置として，姿勢制御装置を搭載した衛星実験機と衛星実験機を無重力中に静的に分離する機構が必要になる．衛星実験機 HITSat (図 5-11(a)) には，姿勢制御を行うためのアクチュエータである超小型リアクションホイールと衛星実験機の角速度を検出するためのジャイロセンサ，実験データを外部に伝えるための無線機を搭載した (図 5-11(b))．また，衛星分離機構には図 5-12 のような機構を採用した．



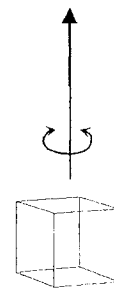
(a)



(b) 実験開始から 1.5 秒まで衛星を分離しない



(c) 衛星分離後, 1.5 秒～5 秒まで HITSat は右方向に高速回転



(d) 5 秒～10 秒まで衛星回転停止制御を行う

図 5-9 無重力実験内容

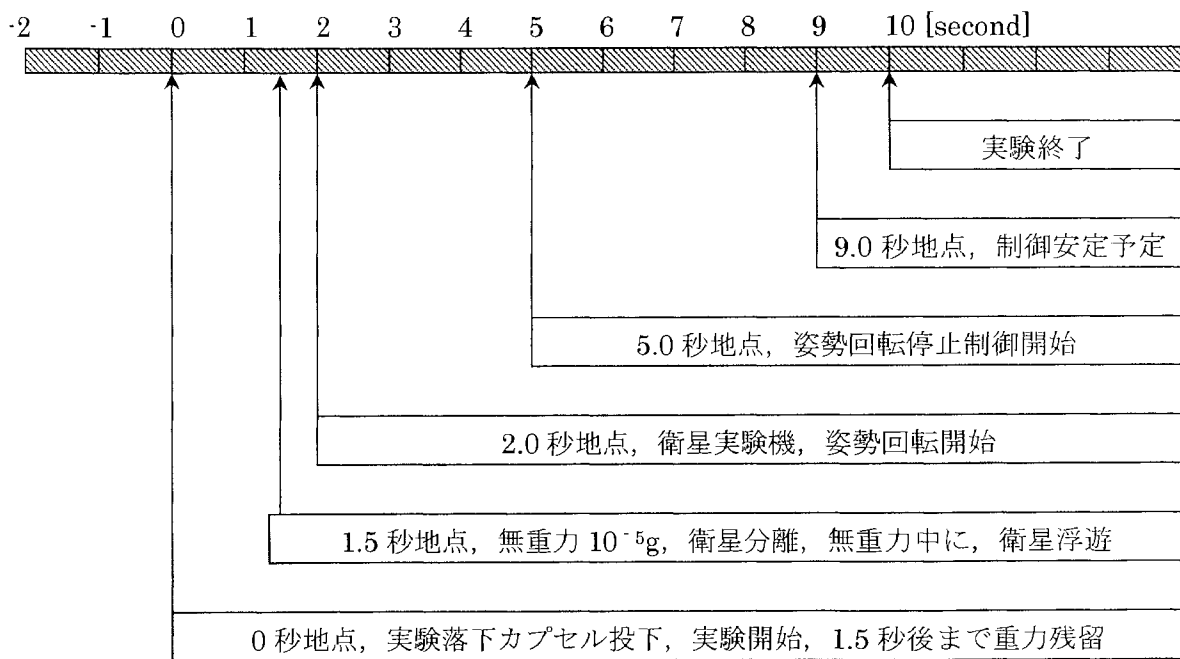
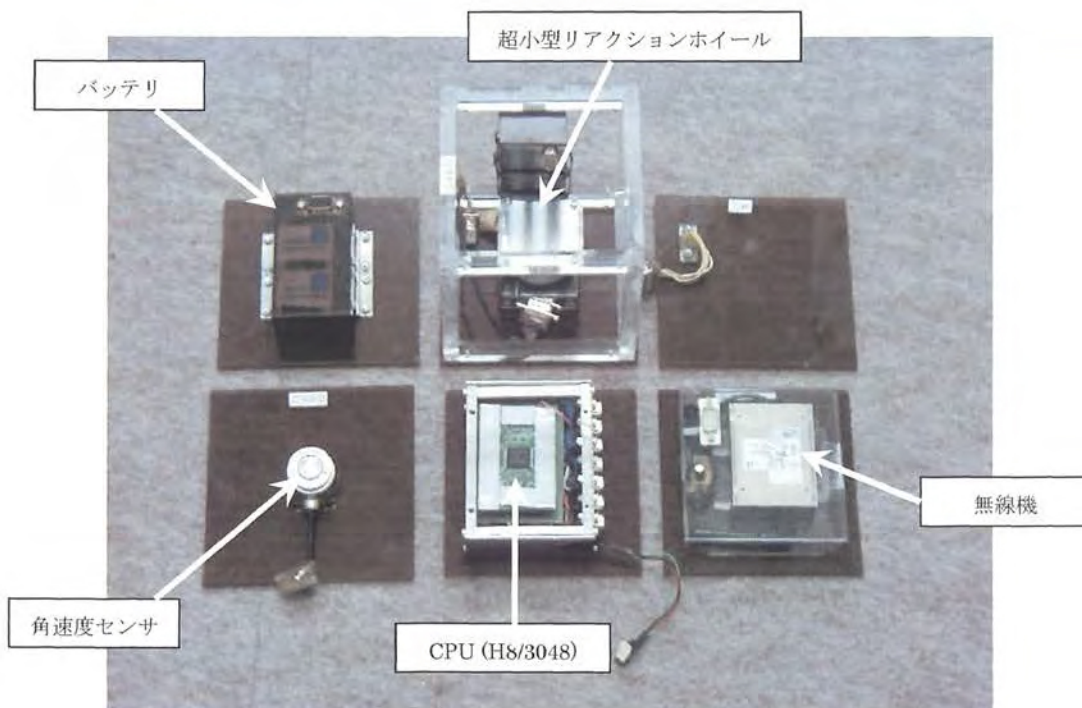


図 5-10 超小型リアクションホイールの無重力実験スケジュール

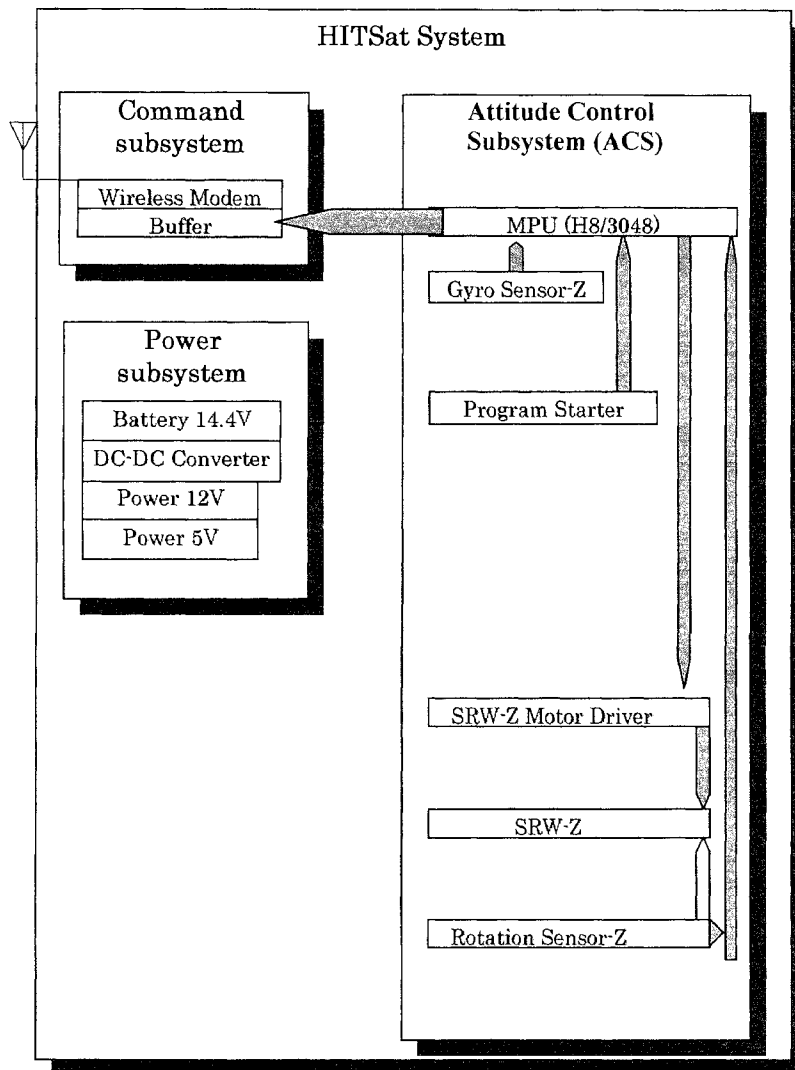


(a) HITSat 概観写真



(b) HITSat 部品要素写真

図 5-11 HIT sat



※SRW：超小型リアクションホイール  
(Small Reaction Wheel)

図 5-12 HITSat 内部機器構成

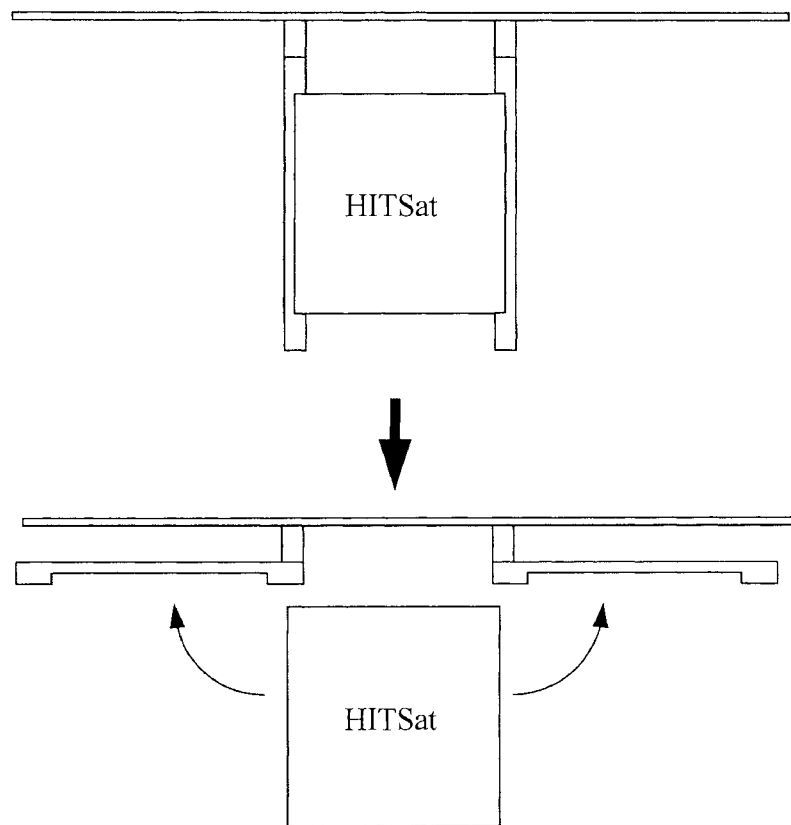


図 5-13 衛星分離機構の分離方法

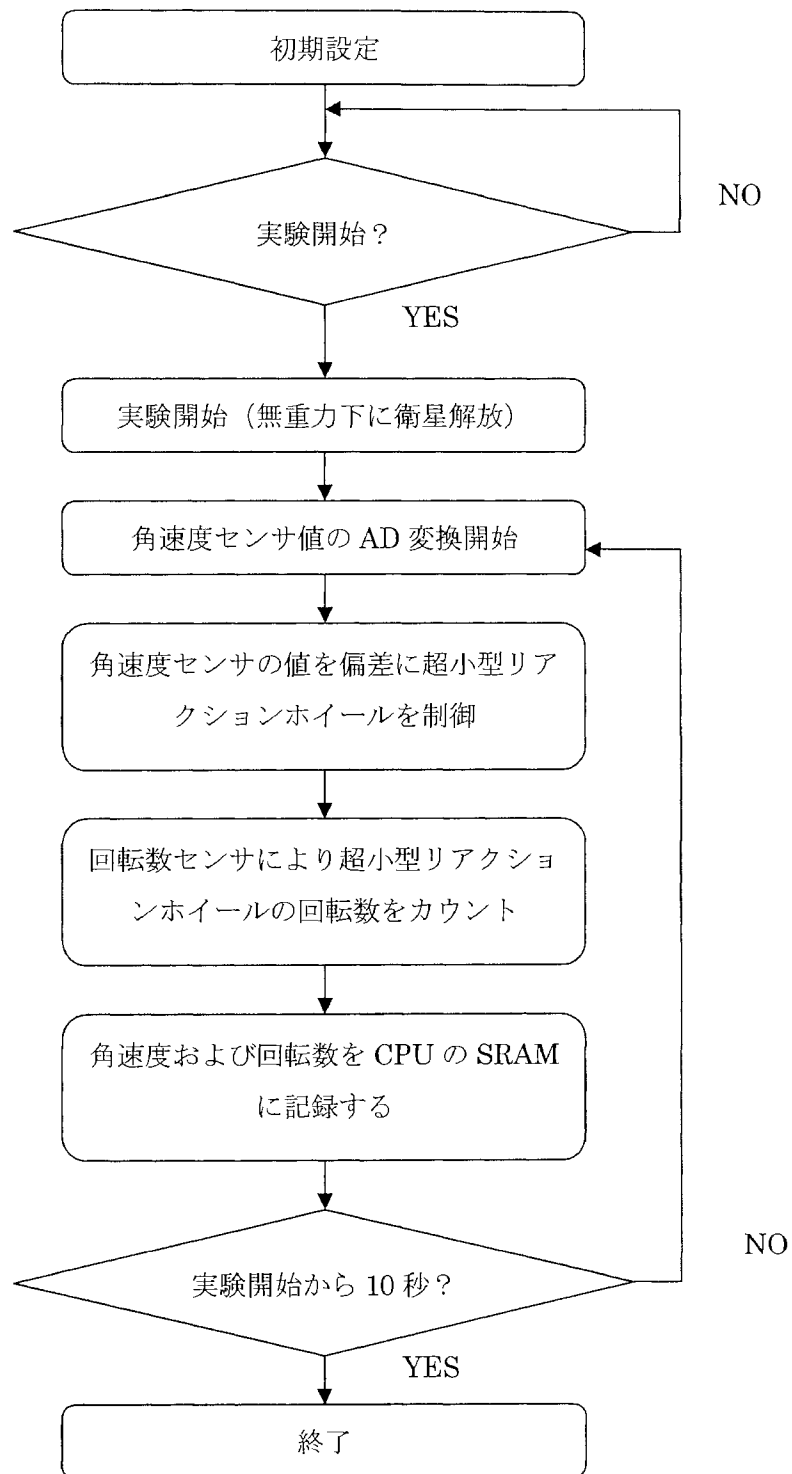


図 5-14 HITSat 制御プログラムフローチャート



### 5.3.4 実験結果と考察

2001年1月に、JAMICにて無重力実験を行った。図5-1に実験の時系列画像を示す。衛星実験機の実験での動作を時間経過ごとに説明する。

実験開始0秒時は、残留重力が残っているため、衛星実験機は把持された状態である。1.5秒後に衛星分離機構から衛星実験機が放出される。2秒後、衛星実験機はプログラム通り、強制的に右方向に姿勢回転を開始した。4秒後に、衛星の回転停止制御を開始。5秒後に衛星回転がほぼ停止状態となった。制御軸以外の回転も認められる。10秒後に衛星実験機は重力下に戻る。

実験終了後、衛星実験機内部の制御データを確認したところ、SRW回転数データ、角速度センサデータと衛星実験機の実験ビデオ映像を取得することができた。また実験結果より、下記のことが確認された。

- 1) 衛星実験機は、2秒間ステップ応答による制御をした。
- 2) 衛星実験機は、回転停止制御開始から約1秒間であった。
- 3) 衛星実験機 Z 軸周りの姿勢平均角速度  $2.3591\text{rad/s}$  の状態から、平均角速度  $0.1582\text{rad/s}$  にまで減速された。
- 4) 衛星実験機は、衛星分離時から制御軸以外の回転が外乱として発生していた。
- 5) 衛星実験機は、制御目標は角速度を零にすることであったが、若干の角速度が残った。

実験の考察として、1)について、衛星実験機はアクチュエータにより2秒間のステップ応答を実施した。地上実験と比較して、ほぼ同様の角速度が得られた(図5-10)。また画像から解析しても、角速度センサと同等の数値であることが確認できた(図5-11)。また、2)についてもグラフから回転停止制御による角速度減速効果が見られた。3)の衛星分離時の外乱は、衛星を把持していた両アームが展開するとき、空気の圧力差が生じて微小な風が発生し、衛星に影響を与えたと考えられる。4)は、角速度センサの電圧効果による基準電圧のずれが原因である。この結果から、Z軸周り以外にも回転成分が出たが、本研究の姿勢制御アクチュエータを用いて衛星の姿勢変換ができることを実証した。



図 5-15 無重力実験の時系列映像

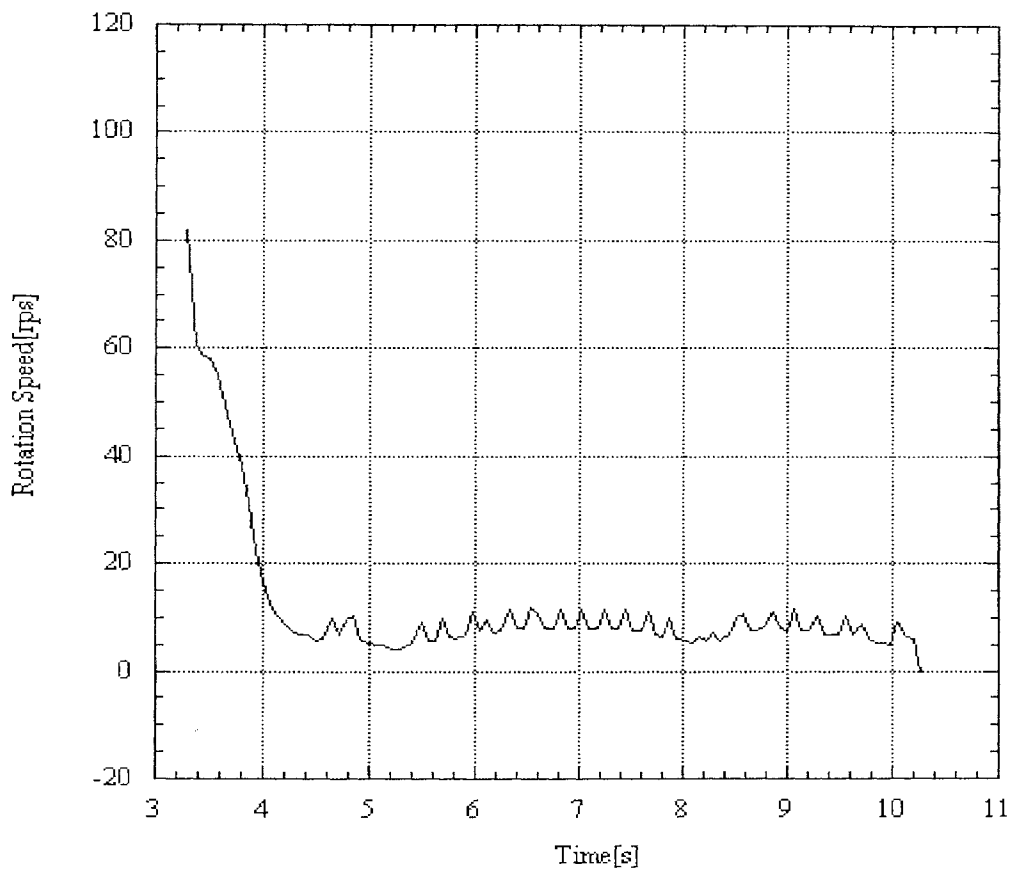


図 5-16 無重力下における超小型リアクションホイールの回転数履歴（絶対値）

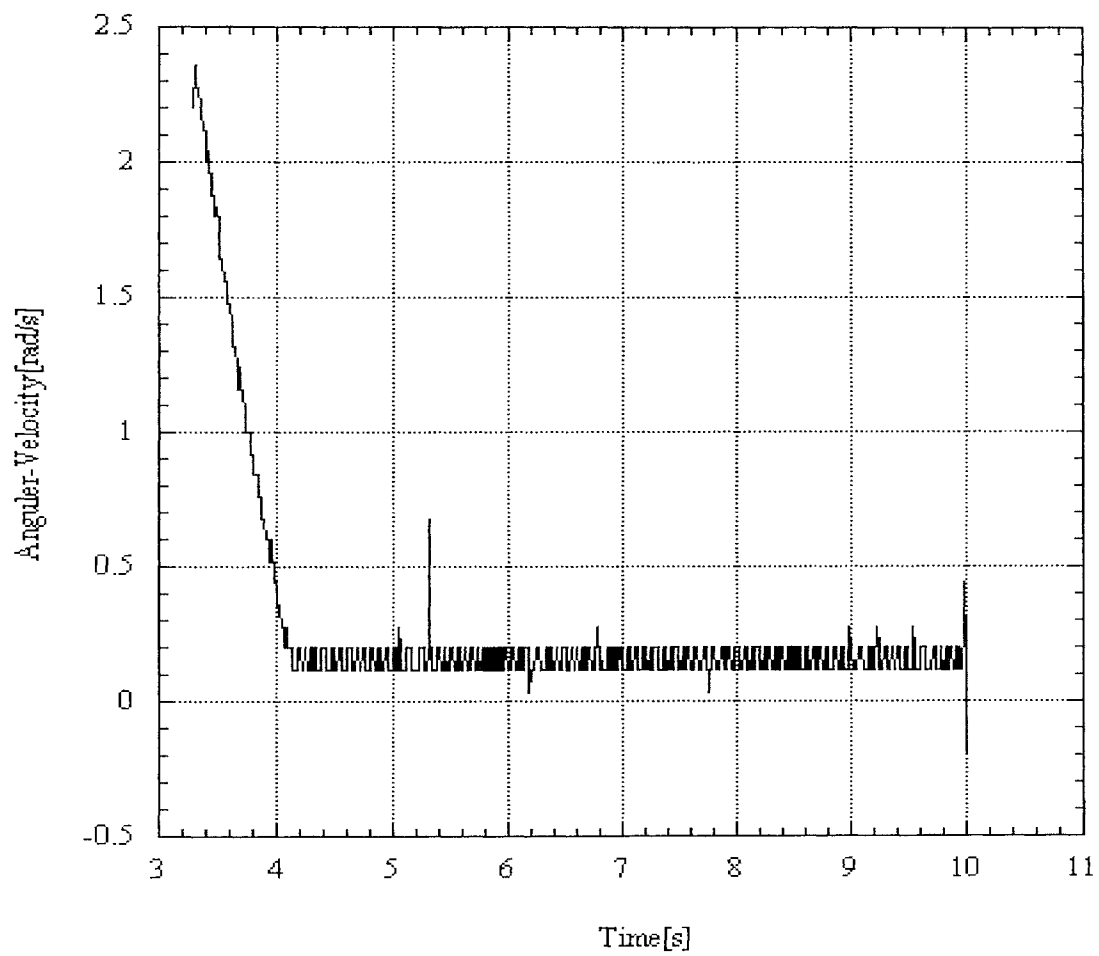


図 5-17 無重力下における HITSat の角速度履歴

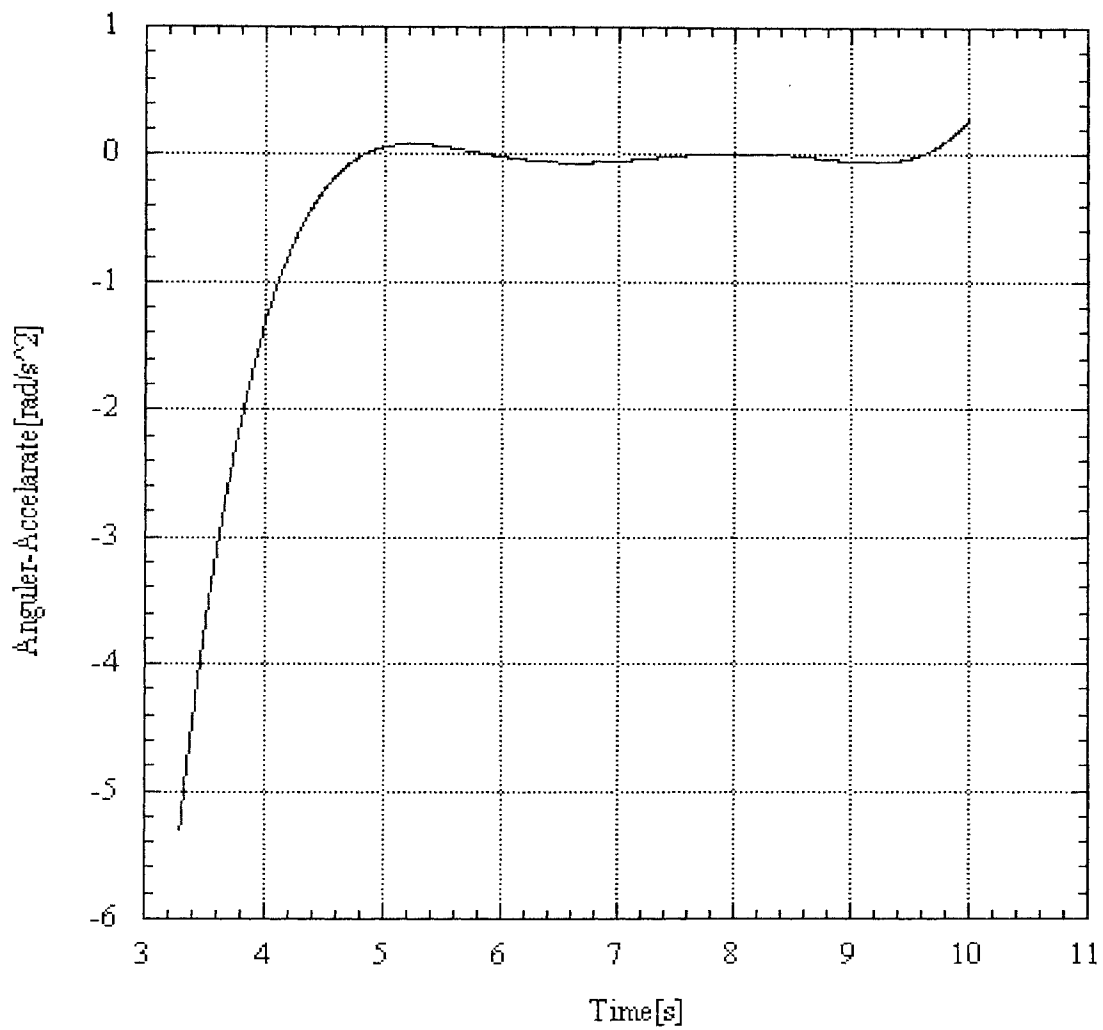


図 5-18 無重力下における HITSat の角加速度履歴

## 5.4 まとめ

超小型リアクションホイールは、本研究が目標とする 10kg 以下、30cm 程度の超小型衛星に搭載する姿勢制御用アクチュエータとして製作した。無重力下での姿勢制御実験により、衛星実験機 Z 軸周りの姿勢平均角速度 2.3591rad/s の状態から、平均角速度 0.1582rad/s に減速させ、さらに角速度を一定する制御を行った。本実験により、無重力下で衛星の姿勢制御動作を確認した。この結果、本研究の超小型リアクションホイールは、人工衛星の姿勢制御に有用なアクチュエータ機器であること実証された。

## 第6章 無重力下における画像情報を利用した対象物体との相対姿勢制御実験

### 6.1 まえがき

本章では，無重力下における超小型衛星の画像情報を利用した対象物体との相対姿勢制御実験について述べる．本実験により，本研究の目的である「画像情報による宇宙機の相対姿勢計測および制御」の考察を最後に行う．

まず無重力実験の実験内容，実験装置について説明する．次に，地上実験として重力下での「紐吊式 1 次元無重力模擬による画像姿勢制御実験」を行い，最後に無重力下における 3 次元での実験を行う．本章は，第 3 章～第 5 章で実験考察された計測法と部品を使用した実験である．

### 6.2 超小型衛星の姿勢制御理論について

本実験で用いる超小型衛星(英語名：HITSat2 とする)は，第 5 章で製作した超小型リアクションホイールを 3 個搭載することで，3 軸姿勢制御が可能であるため，人工衛星の姿勢制御の手法の一つであるゼロ・モーメント方式(3 個の独立なリアクションホイールを衛星の 3 軸に取付け，各々のホイールの回転速度を変化させることで，衛星の姿勢を制御する方式)を利用する．まず，超小型衛星の仕様を表 6-1 に示す．

表 6-1 超小型衛星の運動パラメータ

	記号	数値
衛星サイズ	$A_x, A_y, A_z$	0.175×0.175×0.175m
衛星重量	$M$	3.5kg
慣性モーメント	$I_x, I_y, I_z$	0.017865 kg·m <sup>2</sup>

超小型衛星を製作する段階で慣性主軸が得られるように計算により調整を行った。本実験の実験場所である無重力実験施設は、空気中で行われるが本実験の衛星は角速度を十分小さく設定するため、空気抵抗の項は無視した。

本実験は、相対姿勢角度を制御偏差として制御を行う。制御方式は PD 制御を選択した。D成分は角速度であるが、相対姿勢角度の微分値から角速度を計算する。しかし、画像処理システムの制御サンプリング時間は約 0.3 秒であるため、角速度は誤差を多く含む。このことからDゲインである  $K_R$  は、Pゲインに比べ、非常に小さくして、ほぼP制御に近い制御を行うことを考えた。

以上のことから、無重力下での超小型衛星の姿勢制御運動方程式は、式(6-1) (6-2) (6-3)で表現できる。

$$I_x \ddot{\theta}_x + K_{R_x} \dot{\theta}_x + K_{P_x} \theta_x = T_x \quad (6-1)$$

$$I_y \ddot{\theta}_y + K_{R_y} \dot{\theta}_y + K_{P_y} \theta_y = T_y \quad (6-2)$$

$$I_z \ddot{\theta}_z + K_{R_z} \dot{\theta}_z + K_{P_z} \theta_z = T_z \quad (6-3)$$



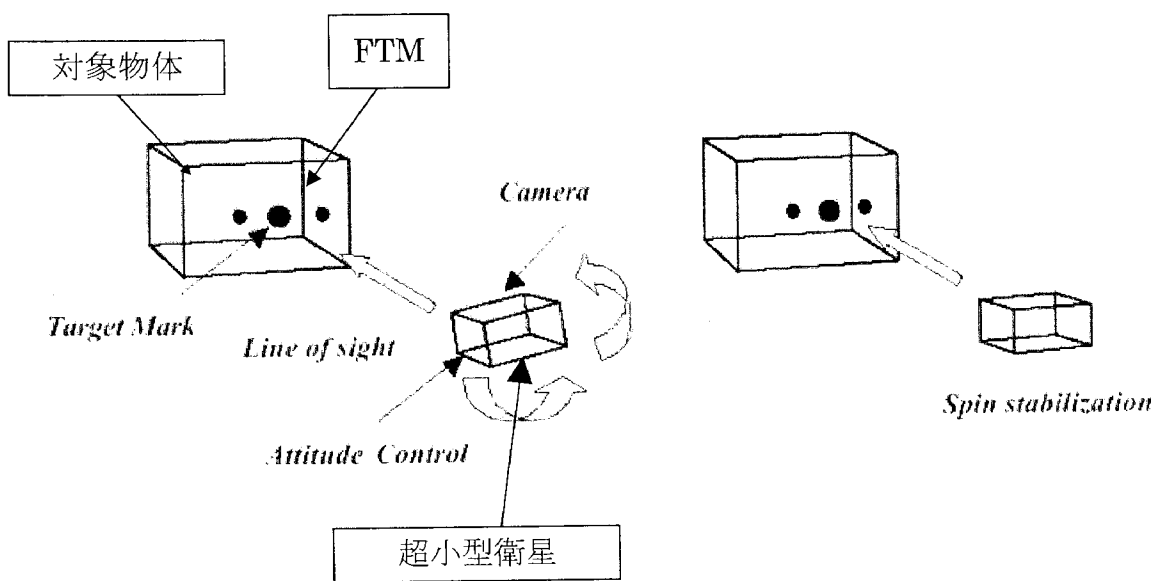
## 6.3 実験内容

本実験の目的は、無重力下で超小型衛星が画像処理によって対象物体との相対姿勢を、ある所定の相対姿勢に制御することである(第2章 2.2 の実験条件1)を参照)。

図 6-1 は実験概要図である。超小型衛星のカメラ側に正対するように設置した対象物体の固定ターゲットマーク (FTM: Fixed Target Mark) を、まず超小型衛星の無線カメラが撮影する。この映像はパソコンに TV 電波により配信され、静止画像として取り込む。パソコンは、得られた静止画像から FTM の幾何学配置を利用して超小型衛星と FTM との相対姿勢を画像処理により算出する。その後、超小型衛星をある所定の相対姿勢まで制御するため、パソコンに付属した無線機を通して超小型衛星のアクチュエータに制御量を送信する(図 6-2)。これにより、超小型衛星は対象物体 FTM との相対姿勢制御を行う。

本無重力実験の実験イメージを時間経過毎に図 6-3, 6-4 に示す。また実験タイムスケジュールを図 6-5 に示す。衛星実験機を衛星分離機構で分離する時間は落下 2.0 秒後とした。そして落下 2.5 秒後に 3 軸姿勢制御を開始する。その後落下 10 秒後まで収束制御を行い、実験を終了する。

本実験により得られるデータは、3 軸相対姿勢履歴、3 軸角速度センサ履歴、3 軸超小型リアクションホイールの回転数履歴、画像情報の取得(無重力下でのビデオ画像)、画像処理履歴である。この実験により、3 次元無重力下での画像処理による 3 軸姿勢制御の実用上の検討を行う。また、本研究で製作した超小型衛星の画像処理による 3 軸姿勢制御の特徴も明らかになる。



(a)初期相対姿勢の偏差がある状態

(b)指定された相対姿勢に収束制御

図 6-1 無重力実験の概要図

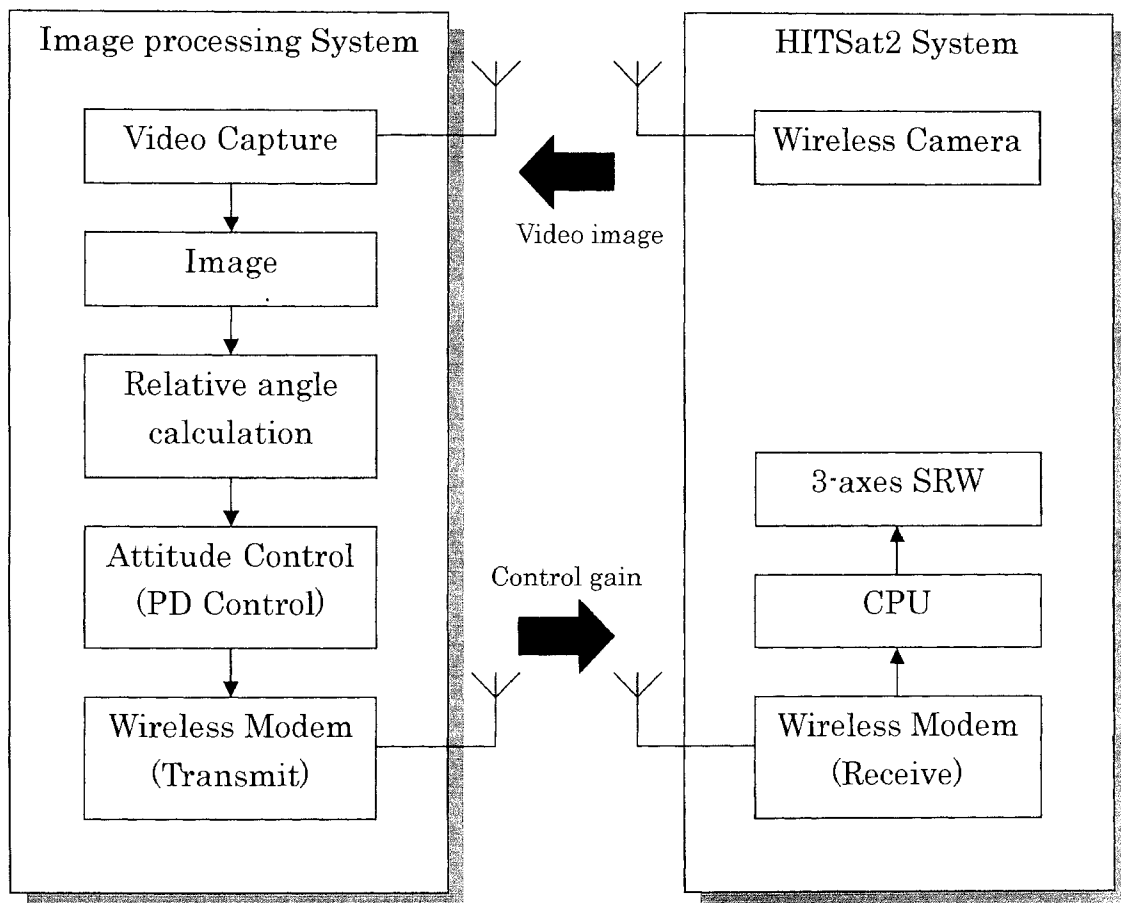
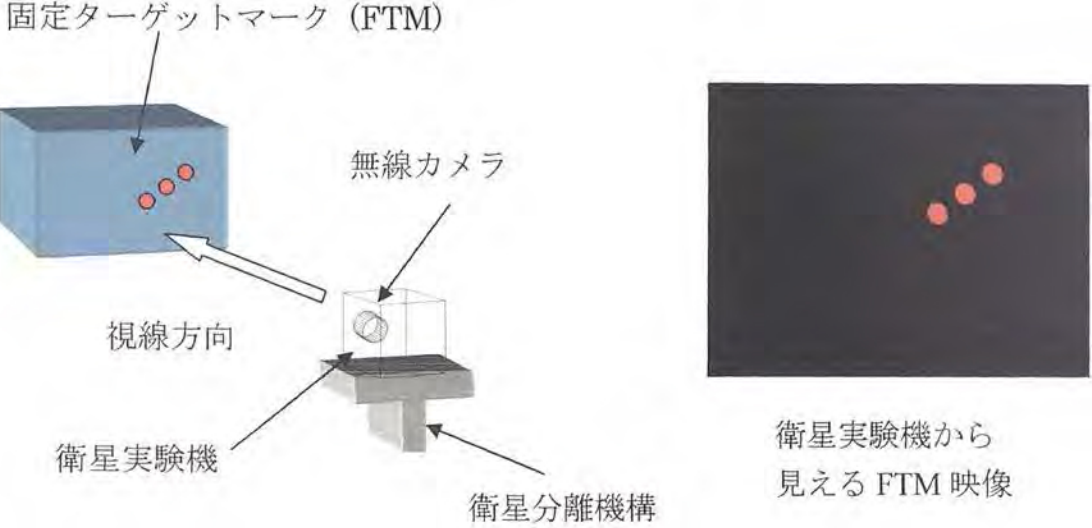


図 6-2 画像フィードバック制御

実験開始 5 秒前 (重力下)

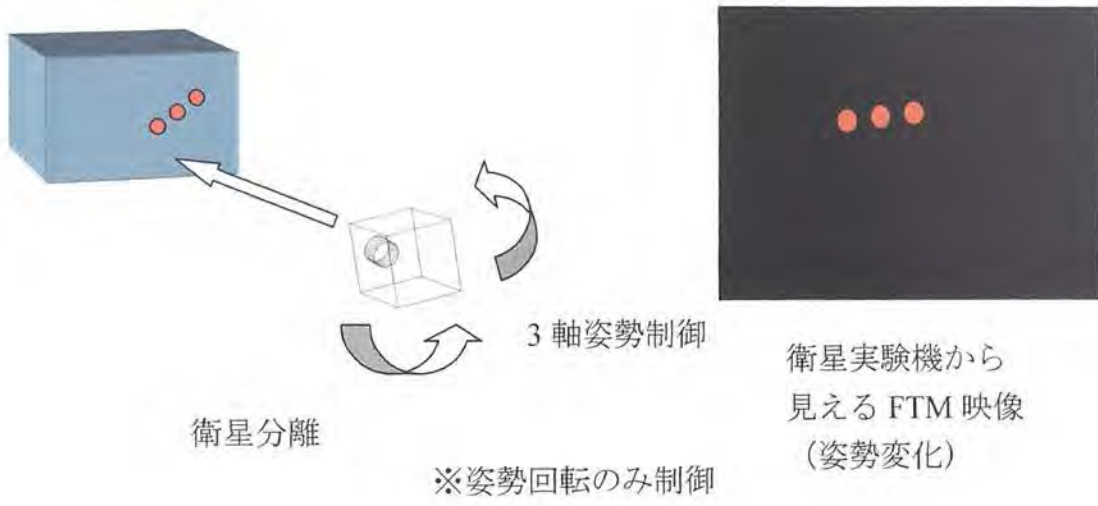


実験開始 0~2.5 秒 (まだ重力が残るため、衛星を分離せず)



図 6-3 無重力実験内容 (1/2)

実験開始 2.5~9 秒 (無重力下)



実験開始 9~10 秒 (無重力下)

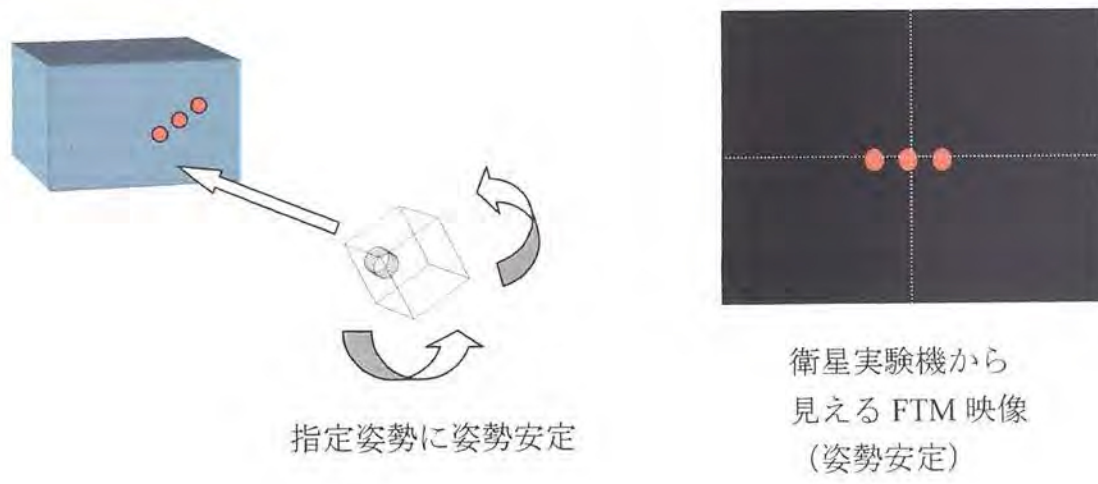


図 6-4 無重力実験内容 (2/2)

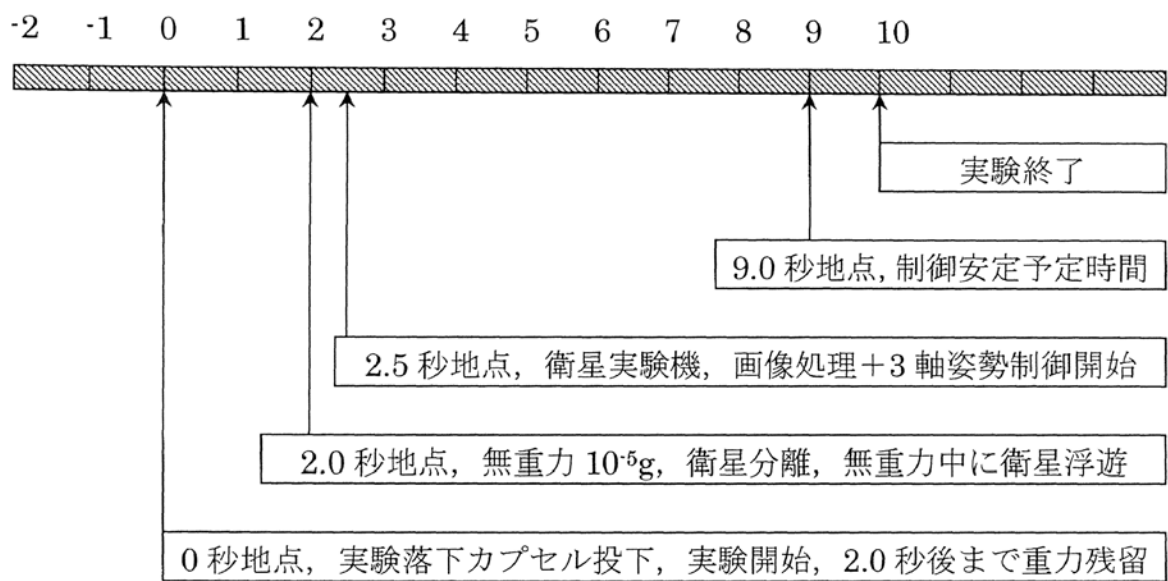
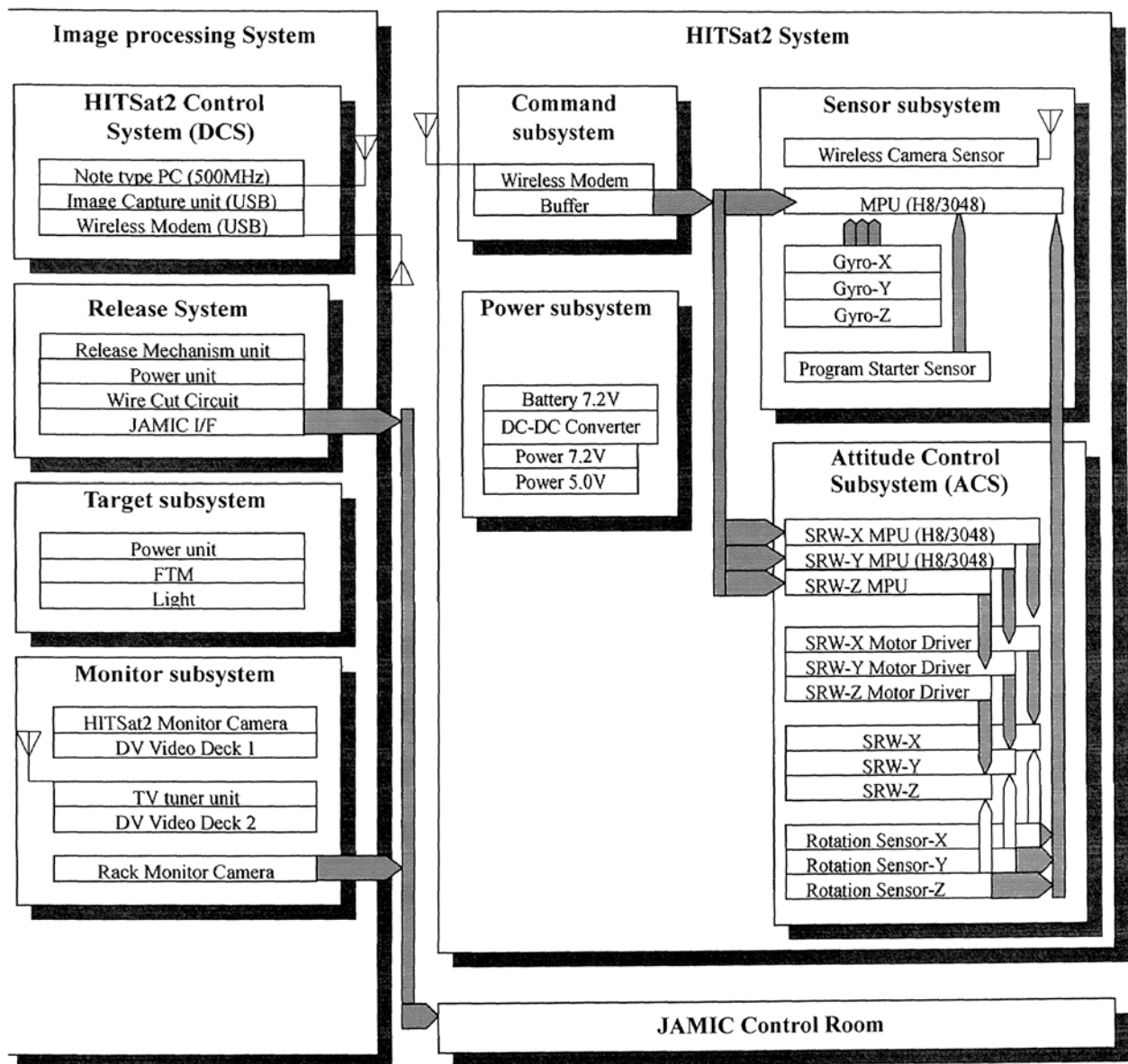


図 6-5 無重力実験スケジュール

## 6.4 実験装置

本実験には超小型衛星, 画像処理システム, 衛星分離機構の3つの要素機器が必要になる. この節では各要素機器について説明する. 図 6-6 に全体機器構成を示す.



※SRW : 超小型リアクションホイール(Small Reaction wheel)

図 6-6 全実験機器

#### 6.4.1 超小型衛星

図6-7に超小型衛星の概観写真, 図6-8に超小型衛星の内部機器写真を載せる.  
また表6-2に超小型衛星の仕様を示す.



図 6-7 超小型衛星(HITSat2)



図 6-8 超小型衛星の内部機器



表 6-2 超小型衛星の仕様

仕様分類	機能・定格
使用電圧	7.2V
電源電流	定常時, 約 500mA
大きさ	175×175×175mm (縦, 横, 奥行き)
重量	3.5kg
使用バッテリー容量	3800mAh(1700mAh×2 個並列)
最大瞬時電流	1500mA
センサ	CPU・16bit タイマーによる正確な検出. ジャイロセンサ 3 軸 サンプルレタム 31.25ms 回転数検出センサ 3 軸 サンプルレタム 31.25ms
	把持部開放センサ (光学式) 反射・非反射で ON/OFF, 検出距離は対象面素材によるが, 8mm 以上を ON する.
超小型リアクションホイール	駆動電圧 7.2V 左右, ブレキ, 逆転コマンド指定可能, 回転速度は 0~10000 まで変化可能. DC モータ, PWM 制御.
無線カメラ	電圧 5V 電波 VHF12ch 送信, 11ch 送信可能 カメラ焦点調節可能, 明るさ自動調整機能付き 電波送信見通し距離 200m
無線モデム	電圧 5V 通信モード, 調歩同期, 9600bps
通信バッファ回路	電圧 5V 送信部バッファなし. 受信部バッファ 3 チャンネル
電源回路	入力電圧 4.5~9V 出力電圧 5V±5% DCDC コンバータ, 最大出力電流 1000mA, 最大出力電力 5W
構体素材	外部全アルミ→側面上部 1.5mm, 底面 3mm. 内部一部半透明アクリル 3mm 側面 2 面はザグリ構造にてネジによる凹凸なし. 底面中央部 RW のネジ 4 本あるが, 四つ角なし. 底面カメラ前面部隅に把持部開放検出用センサあり.
連続使用可能時間	JAMIC 用途で, 3 時間. AD 分解能 16bit にて約 5mV 単位でサンプル

超小型衛星の搭載機器は、姿勢制御系（超小型リアクションホイール 3 機、CPU、モータドライバ、光学式回転数センサ）、電源系（バッテリー・電源回路）、通信系（無線機器、多通信ハブバッファ回路）、ミッションセンサ系（3 軸角速度センサ、無線 CCD センサ、把持部開放検出センサ）、実験モニタ系（シーケンス表示 LED）、構造系（2 層構造、重心位置調整用重石）である。各システムについて順に説明する。

まず姿勢制御系は、第 5 章の無重力下で動作を実証した超小型リアクションホイールを用いた。また姿勢制御コントローラは、第 4 章で放射線実験を行った CPU を用いた。姿勢制御コントローラは超小型リアクションホイール一機ごとに接続されており、それぞれがパソコンからの制御量を受信できるように無線機と接続した（通信形式はシリアル RS232C）。超小型リアクションホイールのモータ電圧は 7.2V で PWM 制御である。PWM 制御とは一種のパルス制御で、ある周期パルスの ON/OFF を Dudy 比指定することによりモータにかかる電圧レベルを 0~10000 まで細かく可変させることが可能な制御方法である。光学式赤外リフレクタセンサは、超小型リアクションホイールの回転数センサとして使用した。

次に電源系を説明する。電源系はバッテリーと電源回路（DCDC5V）で構成され、バッテリーは 7.2V1700mA のバッテリーである。衛星の主電源はこれを 2 本並列搭載し、7.2V3400mA とした。電源回路は 7.2V3A（電流値は超小型リアクションホイールの制御状態に依存し上限は 10A とする）と 5V1A の 2ch で設計した。

他、通信系の構成は無線機器、多通信シリアルハブバッファ回路である。ミッションセンサ系は 3 軸角速度センサ、無線 CCD センサ、把持部開放検出センサである。3 軸角速度センサは、超小型衛星の 3 軸慣性主軸上に設置した。無線 CCD センサは、一般 TV 電波である VHF 帯 11ch を利用した。把持部開放検出センサは超小型衛星の底位置に取付けられ、このセンサは超小型リアクションホイールで使用した回転数センサと同じセンサである。把持部開放時に超小型衛星が無接点作動するように設計した。

実験モニタ系としてシーケンス表示 LED を超小型衛星前面部に設置した。

これは JAMIC 施設制御モニタ室のディスプレイに無重力落下中の超小型衛星の動作を確認するための LED である。これにより超小型衛星の動作シーケンスを確かめた。

#### 6.4.2 画像処理システム

画像処理システムは制御 Note-PC, 無線機 (親機), TV チューナ画像キャプチャ機器, FTM, 照明器から構成される。画像処理システムの全実験機器は第 3 章で構築したシステムを利用した。画像処理システムの超小型衛星への制御仕様を以下に挙げる。

- 1) 無重力下での実験時間は, 約 7.5 秒間である。この短時間に姿勢制御の収束性を確かめるため, 臨界制動ではなく減衰制動 (オーバーシュート) 制御をさせた。これにより収束ラインを解析しやすくなる (臨界制動に設定すると制御による変位か, 外乱による変位かが分からなくなる場合がある)。
- 2) 超小型衛星への姿勢制御の制御サンプリング周期は, 画像処理時間と無線送信時間を含め, 平均約 0.3 秒であった。
- 3) 超小型衛星の 3 個の超小型リアクションホイールには同時独立に制御した。
- 4) 超小型衛星が FTM を見失った場合を想定し, 本制御プログラムのロバスト性を高めた。

#### 6.4.3 衛星分離機構

無重力 3 次元空間で, 超小型衛星が 3 軸方向にそれぞれ姿勢回転するためには, 衛星を空中に浮遊させる必要がある。無重力実験施設では, 約 2.5 秒間かけて重力場から無重力場に変化するが衛星はそれまでの時間どこかに固定されていなければならない。そして, 固定状態から解放されたときには, 3 軸回転が可

能なスペースに浮遊していなければならない。こうした要求から、竹澤ら[62]と共同で図 6-9 のような原理の衛星分離機構を製作した。

この衛星分離機構の焦点は、衛星分離時に超小型衛星に運動量を伝えないようにすること、そして実験装置の組み込みから無重力実験スタート 2 秒後まで衛星を把持し続けることである。

この衛星分離機構の原理は、把持アームの上に超小型衛星を乗せて下方から弧軌道開放させる単純な手法である。この方式は外力が働きづらく、構造・展開の制御が簡単である。アーム展開制御は、JAMIC 制御室よりコマンド指令で両アームの固定に利用したテグスを電熱線で切ることによって 1 命令で展開制御できる。両アームは展開後、ばねの力と吸収材でラック外側に寄せられ、超小型衛星は広いスペースで浮遊し、3 軸制御することができる。図 6-10 は衛星分離機構に搭載された超小型衛星である。

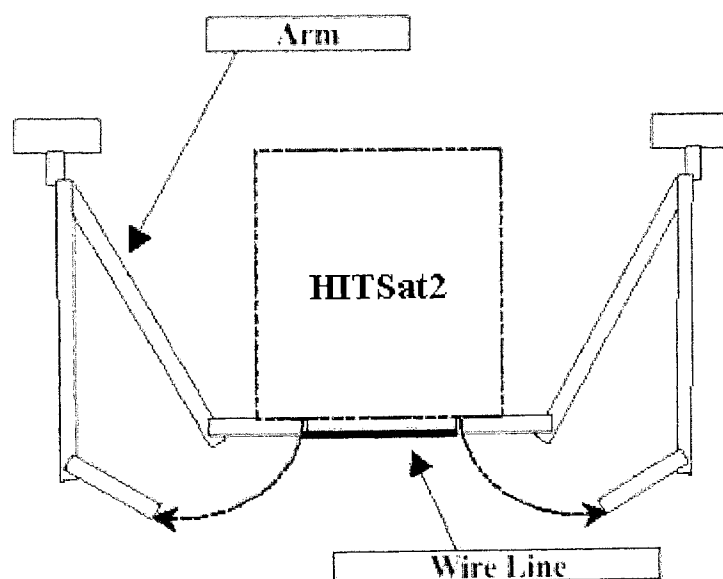


図 6-9 衛星分離機構の原理



図 6-10 衛星分離機構写真

#### 6.4.4 JAMIC 実験システム機器配置

衛星実験機、画像処理システム、衛星分離機構を次の条件で実験ラック内（図 2-7 の 1/4 ラック）に設置した（図 6-11, 6-12）。

- 1) 超小型衛星は 3 軸姿勢制御するため、回転しても障害物がないように配置設計した。
- 2) 実験ラック内は画像処理を行うため、ラック照明や外部からの光を遮断するため黒い板で覆った。
- 3) 外部からの電磁波をカットするため網アルミ材にて実験ラック外側を覆った。
- 4) 超小型衛星は浮遊回転後、重力下に戻った時に強い衝撃で叩きつけられることが予想されたため、超小型衛星の下に衝撃吸収材を敷いた。
- 5) 画像処理システムは、高い密度で積載されるため熱暴走が予想される制御 Note-PC を熱吸収材にて熱対策した。

実験配置で最も重要なのは FTM と超小型衛星の初期姿勢位置の設計である。本実験では、超小型衛星の位置のみで 3 軸姿勢の初期ずれを作成しないで、固定ターゲットマークと超小型衛星の両方をずらすことで 3 軸初期姿勢を調整した。図 6-13(a)は制御前の 3 軸初期姿勢の配置である。左にある画面は、超小型衛星視点の FTM の映像である。Z 軸は把持部アーム上で超小型衛星を光軸上より  $5.6^\circ$  ずらし、Y 軸は FTM を  $5.3^\circ$  回転させた。X 軸は超小型衛星カメラ光軸上の縦方向に FTM を  $6.14^\circ$  ずらした。これにより 3 軸初期姿勢は、 $(\theta_x, \theta_y, \theta_z) = (6.14, -5.3, 5.6)$  と設定された。無重力実験では、この 3 軸初期姿勢値で制御を開始し。図 6-13(b)の左の映像面のように特徴点 3 点が画像中央に並ぶ姿勢が制御目標値  $(\theta_x, \theta_y, \theta_z) = (0, 0, 0)$  である。

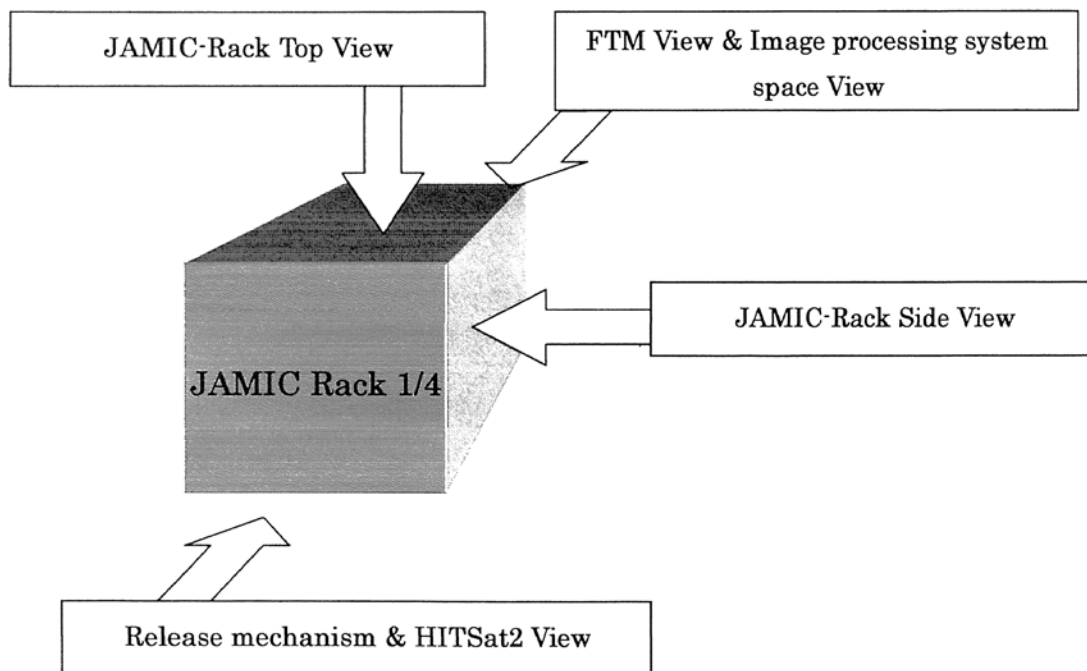


図 6-11 実験装置配置全体図

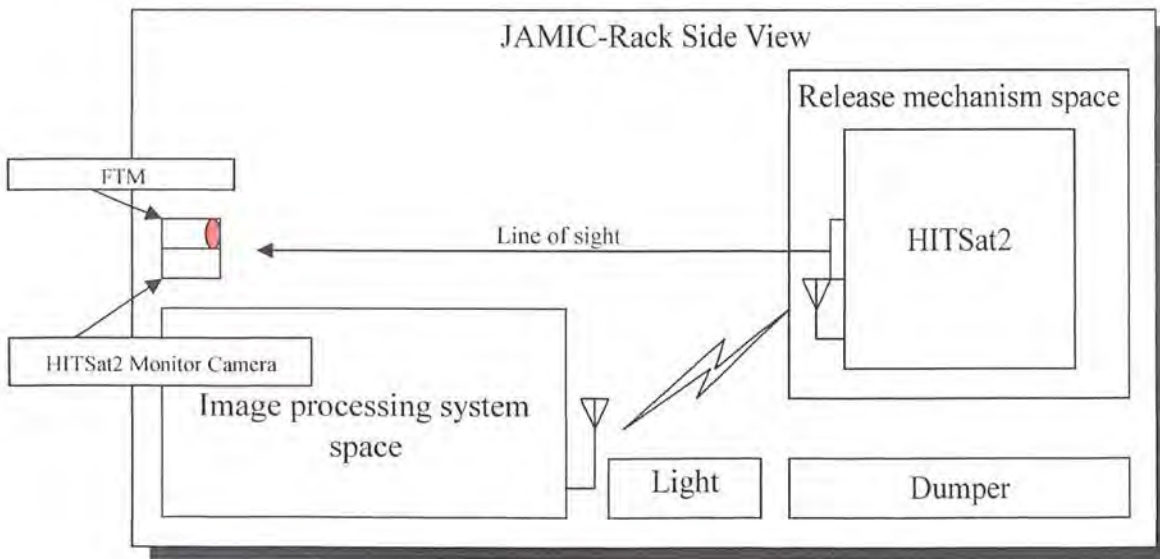
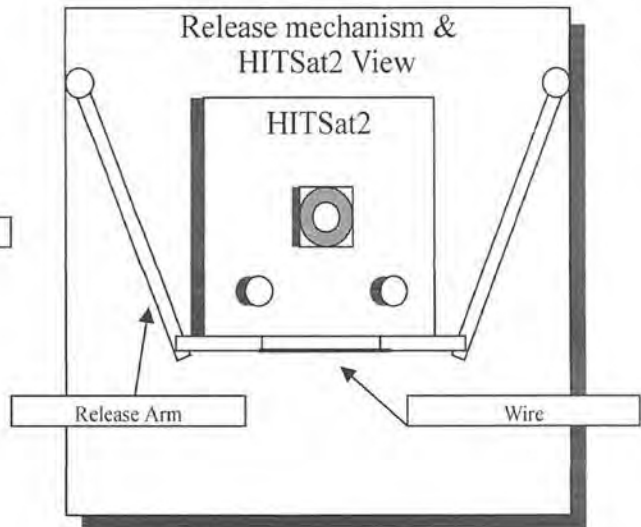
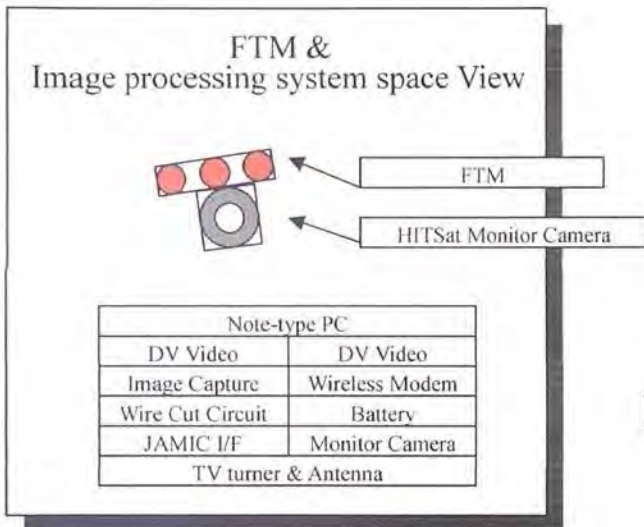
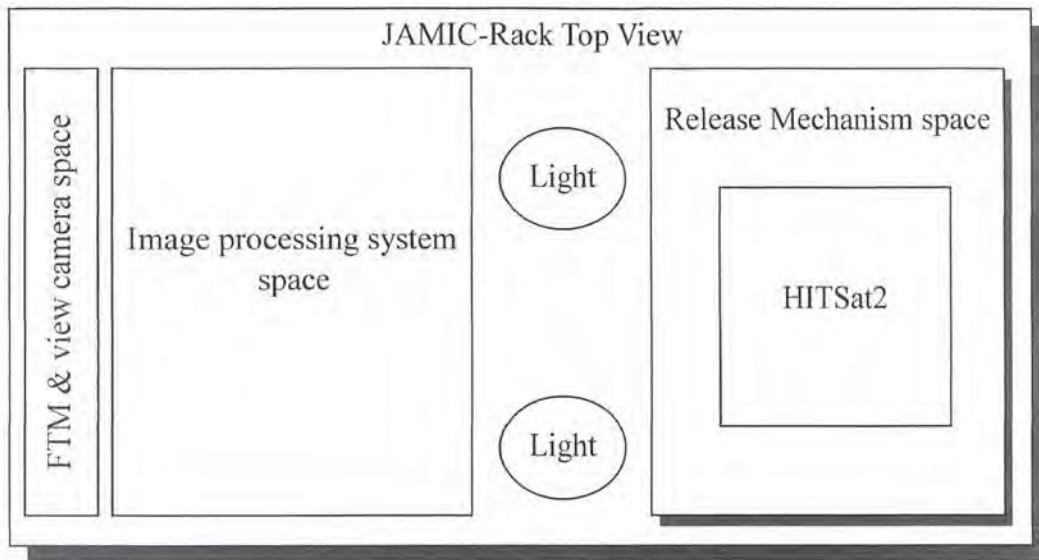
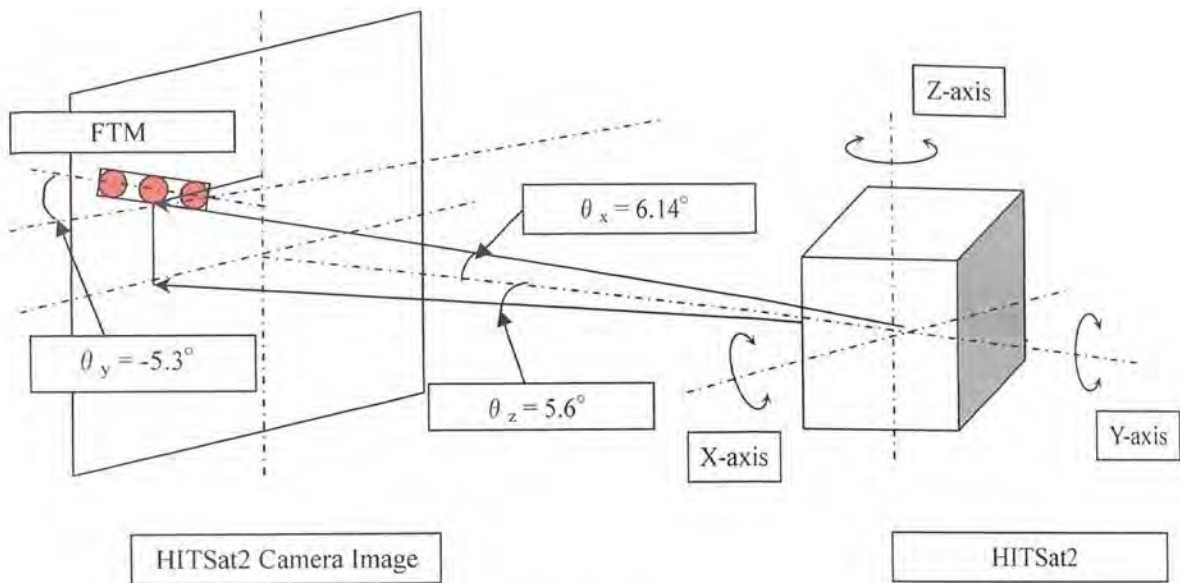
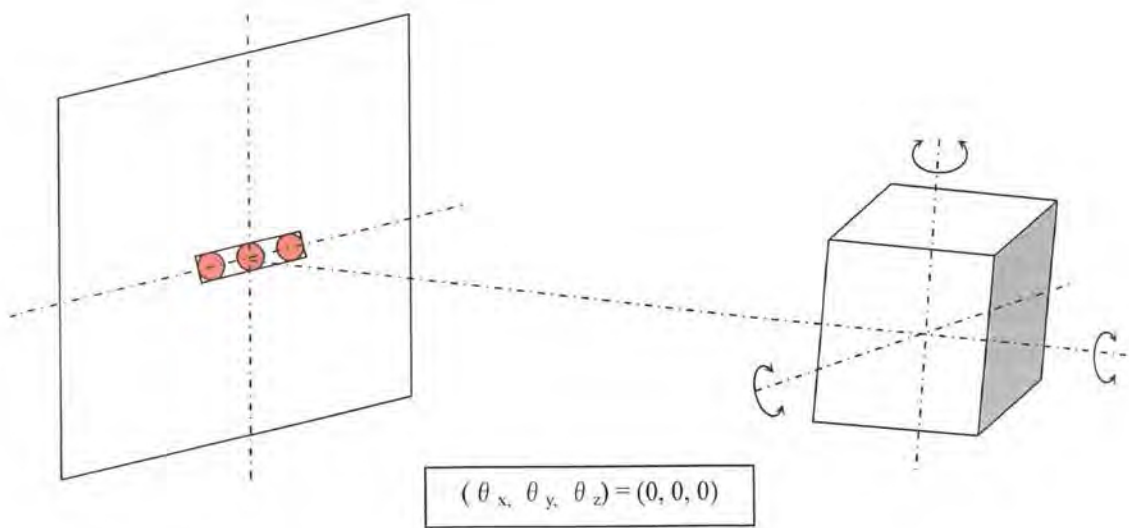


図 6-12 実験装置配置各視点図



(a) 制御前



(b) 制御収束後

図 6-13 3 軸初期姿勢の配置



## 6.5 紐吊式 1次元無重力模擬による画像姿勢制御実験

### 6.5.1 実験内容

本実験は、無重力実験の地上実験として、図 6-14 のように超小型衛星に紐を取り付けて天井に吊るし、1次元での無重力を模擬した実験環境を用意した。実験装置は、上記で述べたシステムを利用した。本実験の目的は、任意に設定した初期相対姿勢を零に制御をすることである。

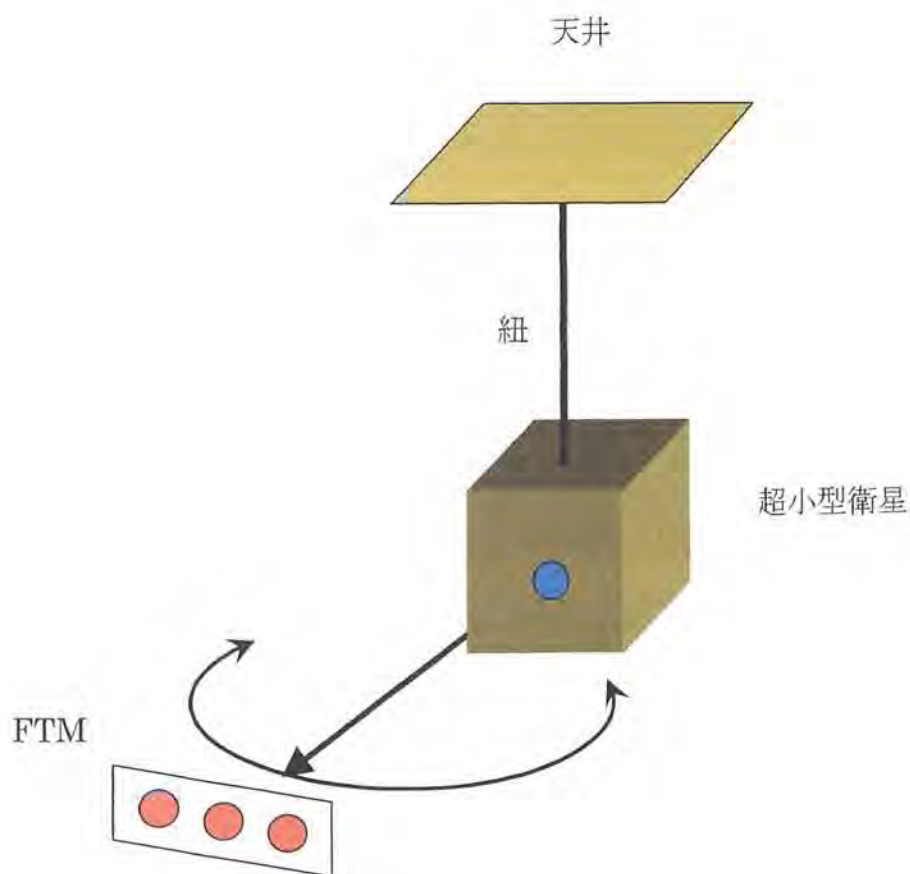


図 6-14 紐吊式の 1次元無重力実験模擬装置

衛星を紐吊で吊る実験であるため、衛星を各軸で吊るして軸個別に実験することで 3 軸相対姿勢の実験データを取得する。紐吊り式での地上実験と無重力実験の実験環境の差として考えられるのは、下記の事項である。

- 1) 紐による張力が生じていること
- 2) 超小型衛星と紐吊り固定の場所が超小型衛星の重心位置と一致しなければならぬこと

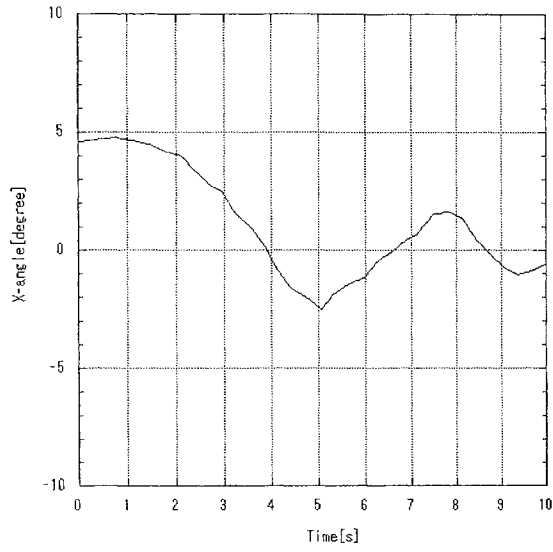
本実験では、各軸ともに無重力実験の初期相対姿勢値に近い、初期相対姿勢が約 5°付近から制御を開始し、その収束性を見る。

## 6.5.2 実験結果

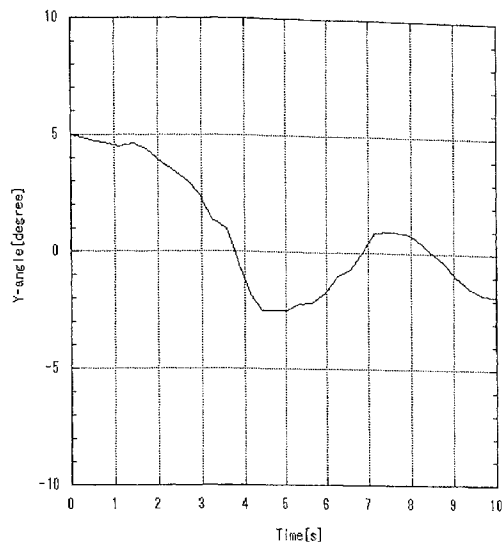
図 6-15 に紐吊りによる各軸の姿勢制御履歴を示す。これらのグラフから、下記のことがわかった。

- 1) 本研究が製作した画像処理システムを利用して、超小型衛星の相対姿勢が収束方向に向かって(零値)制御されていることが各軸で確認された。
- 2) 画像処理システムで設定した減衰制動が確認された。
- 3) 収束限界は各軸ともに平均約 $\pm 0.64^\circ$ であることがわかった。

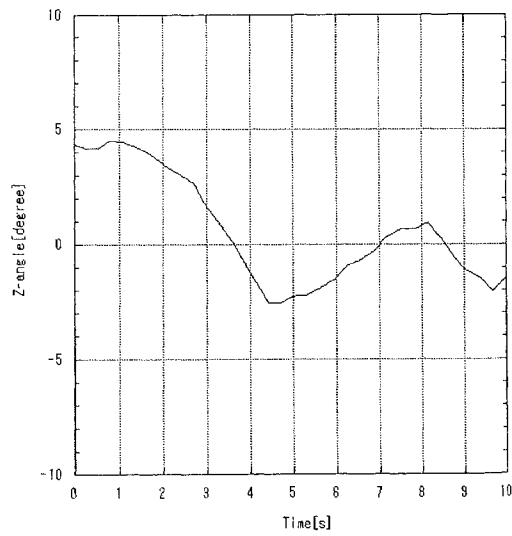
また、このグラフには現れなかったが、各軸ともに回転軸まわりの微小な歳差運動が発生した。この実験の考察は、次節の無重力実験の結果と比較しながら行う。



(a) X 軸を紐で吊った場合



(b) Y 軸を紐で吊った場合



(c) Z 軸を紐で吊った場合

図 6-15 紐吊り方式での相対姿勢制御実験の結果グラフ(各軸)

### 6.5.3 まとめ

この実験から本実験システムは、画像処理による相対姿勢制御が実現できることが確認された。実験結果のグラフから各軸ともに本実験システムで設定した減衰制動制御が得られ、振動しながら初期姿勢を零に向かって制御していることがわかった。次節に、本実験システムを用いた無重力実験を行う。

## 6.6 実験結果および考察

2001年10月、地下無重力センター（JAMIC）にて無重力下での超小型衛星3軸姿勢制御実験を行った。実験は予定されたタイムスケジュール通り行われ、相対姿勢データなど各種データが取得できた。

まず、超小型衛星の相対姿勢制御が、本実験装置により正しく動作していたか各センサの値やビデオ映像から確認検討する。

JAMIC から提供された実験時の微小重力値のグラフを図 6-16 に示す。このグラフから本実験の開始時（衛星分離時）には各軸ともに微小重力レベルが  $10^{-4}$  ~  $10^{-5}g$  であることがわかった。これにより、実験は無重力環境であったことが確認された。本実験の様子を捉えたビデオ映像の時系列画像を図 6-17~6.20 に示す。図 6-17, 18 は超小型衛星視点の FTM の映像である。この映像結果から FTM が実験終了時まで映像から外れていないことがわかった。これにより、FTM が画面外に外れた場合の例外処理が行われなかったことが確認された。また、図 6-19, 20 は FTM 方向のカメラから超小型衛星を見た映像である。この映像結果から超小型衛星は衛星分離機構により分離し、その後どこにも衝突せずに浮遊した状態を保ったまま、実験を終了していることが確認された。図 6-21 に、画像処理システムで FTM の特徴点検出後の座標軌跡を示す。このグラフから実験開始時から終了時までの FTM 中心位置の推移が確認できた。

画像処理システムにより計測された3軸の相対姿勢値を図 6-22 に、超小型衛星の3軸の角速度センサの測定値を図 6-23 に、超小型リアクションホイールの回転数センサの測定値を図 6-24 に示す。また、これらの測定値の微分値や積分値、計算値を図 6-25~27 に示す。

角速度センサの測定値を積分することで得られる角度値を図 6-25 に示す。このグラフを図 6-22 と比較すると、グラフの時間的な推移形状が一部類似していることが確認できる。角度が変化している地点の時刻についてはほぼ一致していることがわかる。各軸全てで見られる角度の大きさの違いは、角速度センサのノイズによる誤差と積分時の累積誤差の影響であるといえる。次に、参考として図 6-26 の 3 軸相対姿勢データの微分値（角速度）と図 6-23 の 3 軸角速度センサを比較する。3 軸相対姿勢データの微分値は、0.3 秒ごとのデータであるため、微分誤差を多く含むが、姿勢反転時の時間的なタイミングは一致していることがわかった。また、超小型リアクションホイールの回転数から図 6-27 のようにトルク履歴に計算して表示した。上記のグラフと同様、姿勢反転時の時間的な同期が見られ、超小型衛星の姿勢制御に必要なトルクを与えていることがわかった。

上記により、各センサの数値のスケールはノイズによる誤差や微分により精度を欠いているが、時間的な履歴や姿勢の正負方向は、全てのグラフでほぼ一致していることから、超小型衛星の姿勢制御が無重力下で正常に行われていたことが推測される。

次に、無重力実験と地上実験との差について検討する。無重力実験の相対姿勢履歴と 6.4 で実験した紐吊り式の地上実験の相対姿勢履歴を比較するため、図 6-28 のようにグラフにひとつにまとめた。

図 6-28 グラフを見ると、地上実験と同様に減衰制動が見られるが、各軸ともに明らかに地上実験よりも姿勢変動の周期が早いことがわかった。これは地上実験時の重力による一次元的な拘束が、無重力になったことで解放されたため、各軸の実質的なトルクが衛星に作用することで、姿勢変動の周期が早くなった結果である。6.5 節の地上実験に見られた歳差運動は、重力による一次元的な拘束により発生していることが、無重力実験により明らかになった。

また、X と Z 軸グラフで、姿勢変化の大きさが地上実験よりも大きくなっていることが確認できる。これは、まず姿勢変動の周期が早くなることにより、減衰制動が大きくなった結果であることが考えられる。しかし、Y 軸は姿勢変動の周期が早くなったのにもかかわらず、それほど姿勢変化の大きさに影響がな

かった。この結果から X と Z 軸は何らかの要因により、姿勢変化が大きくなったと考えられる。

この原因と地上実験で見られた歳差運動の発生原因として、超小型衛星の 3 軸の重心位置がずれたことによる慣性主軸のずれ、すなわち慣性テンソルの非対角成分による外乱効果が考えられる。

衛星の慣性テンソルの Z 主軸方向の成分を  $I_z$ 、X 主軸方向の成分を  $I_x$  とし、非対角成分を  $I_{xz}$ 、 $I_{zx}$  とする。ここで、 $I_{xz} = I_{zx} = \varepsilon I_0$  と定義すると、姿勢運動の支配方程式であるオイラー方程式は、

$$I_z \ddot{\theta}_z + \varepsilon I_0 \ddot{\theta}_x + K_{R_1} \dot{\theta}_z + K_{p_1} \theta_z = 0 \quad (6-4)$$

$$\varepsilon I_0 \ddot{\theta}_z + I_x \ddot{\theta}_x + K_{R_2} \dot{\theta}_x + K_{p_2} \theta_x = 0 \quad (6-5)$$

と書ける。ただし、 $|\varepsilon| \ll 1$  である。

$t=0$  で、 $\theta_z$  が目標値にあり、 $\theta_x$  のずれの方が大きかったと仮定すると、式(6-4)(6-5)は次のように変形できる。現象の理解を用意にするために、ダンピング項を 0 とし、

$$I_z \ddot{\theta}_z + K_{p_1} \theta_z = -\varepsilon I_z \ddot{\theta}_x \quad (6-6)$$

$$I_x \ddot{\theta}_x + K_{p_2} \theta_x \doteq 0 \quad (6-7)$$

両式は、以下のように変形できる。

$$\ddot{\theta}_z + \omega_z^2 \theta_z = -\varepsilon \ddot{\theta}_x \quad (6-8)$$

$$\ddot{\theta}_x + \omega_x^2 \theta_x = 0 \quad (6-9)$$

$$\theta_x = \theta_x(0) \cos \omega_x t \quad (6-10)$$

$$\ddot{\theta}_x = -\omega_x^2 \theta_x = -\omega_x^2 \theta_x(0) \cos \omega_x t \quad (6-11)$$

式(6-8)と(6-11)より,

$$\ddot{\theta}_z + \omega_z^2 \theta_z = \varepsilon \omega_x^2 \theta_x(0) \cos \omega_x t \quad (6-12)$$

$\theta_x$  の一般解は,

$$\theta_z(t) = C_1 \cos \omega_z t + C_2 \sin \omega_z t + \varepsilon \frac{\omega_x^2}{\omega_z^2 - \omega_x^2} \theta_x(0) \cos \omega_x t \quad (6-13)$$

となる ( $C_1$  と  $C_2$  は任意).

慣性モーメントの非対角成分による外乱項の効果を定量的に調べてみると,

$$\varepsilon \times \frac{\omega_x^2}{\omega_z^2 - \omega_x^2} = \frac{\varepsilon}{2} \left( \frac{\omega_x}{\omega_z - \omega_x} - \frac{\omega_x}{\omega_z + \omega_x} \right) \quad (6-14)$$

図 6-22(a)と(c) より,  $\omega_z = 1.1 \times \omega_x$  程度であることから,  $\omega_z \approx \omega_x$  より,

$$\frac{1}{|\omega_z - \omega_x|} \gg \frac{1}{|\omega_z + \omega_x|} \quad (6-15)$$

なので,

$$\varepsilon \times \frac{\omega_x^2}{\omega_z^2 - \omega_x^2} = \frac{\varepsilon}{2} \left( \frac{\omega_x}{\omega_z - \omega_x} \right) \quad (6-16)$$

$\varepsilon$  は, 質量分布の不均一性が最も大きな部品が寄与する. その部品は形状が長くて, 質量の大きいバッテリー (バッテリーサイズは, 100mm×40mm×20mm) が挙げられる. これから,

$$\varepsilon \approx \frac{\text{バッテリー質量}}{\text{衛星質量}} = \frac{0.6}{3.5} = 0.17 \quad (6-17)$$

$$\varepsilon \times \frac{\omega_x^2}{\omega_z^2 - \omega_x^2} = \frac{0.17}{2} \times 10 = 0.85 \quad (6-18)$$

つまり,  $\omega_z \approx \omega_x$  による共振現象のために  $\theta_x(0)$  の影響が 50~100%まで増

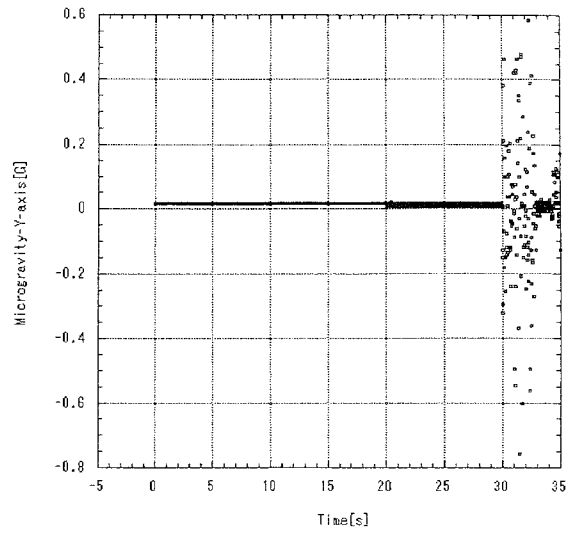
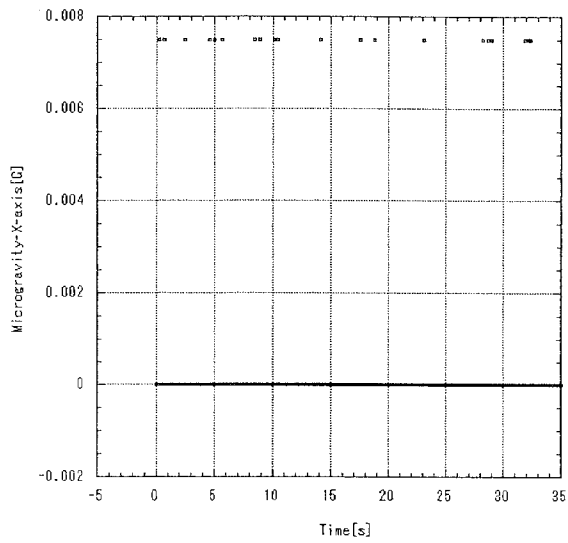
幅されて  $\theta_z$  への影響が現れていることがわかる。実験では、図 6-22(a), (c) の 2 組のピークの比が約 1:2 であることから、 $\theta_x$  の影響が  $\theta_z$  へ 125% のオーダーで効いていることがわかる。 $\varepsilon$  が 0.2 程度および見積の精度から考えて、定量的にもほぼ一致しているといえる。

## 6.7 まとめ

本章では、無重力下における超小型衛星の画像情報を利用した対象物体との相対姿勢制御実験について述べた。製作した実験装置により地上実験と無重力実験を行い、「画像情報による宇宙機の位置計測および制御」の実験的検証を行うことができた。本実験の結果を考察し、以下の成果が得られた。

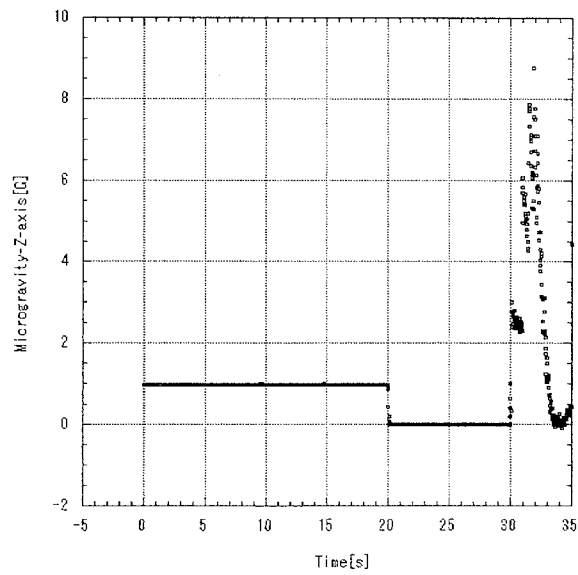
- 1) 本研究で製作した実験装置により、紐吊り式地上実験で画像処理による対象物体との相対姿勢制御実験を行い、初期相対姿勢を零に収束制御できることを確認した。
- 2) 本実験装置の無重力での 3 次元効果を実験するため、無重力実験施設により無重力での実験を行った。実験結果から、3 軸ともに収束傾向にあったが、10 秒間の無重力実験環境内では完全に収束させるには至らなかった。しかし、この無重力実験により地上実験には現れない 3 次元的な効果が確かめられた。





(a) 実験ラック X 軸方向の重力加速度

(b) 実験ラック Y 軸方向の重力加速度



(c) 実験ラック Z 軸方向の重力加速度

図 6-16 JAMIC 微小重力データ (20 秒後から 10 秒間無重)

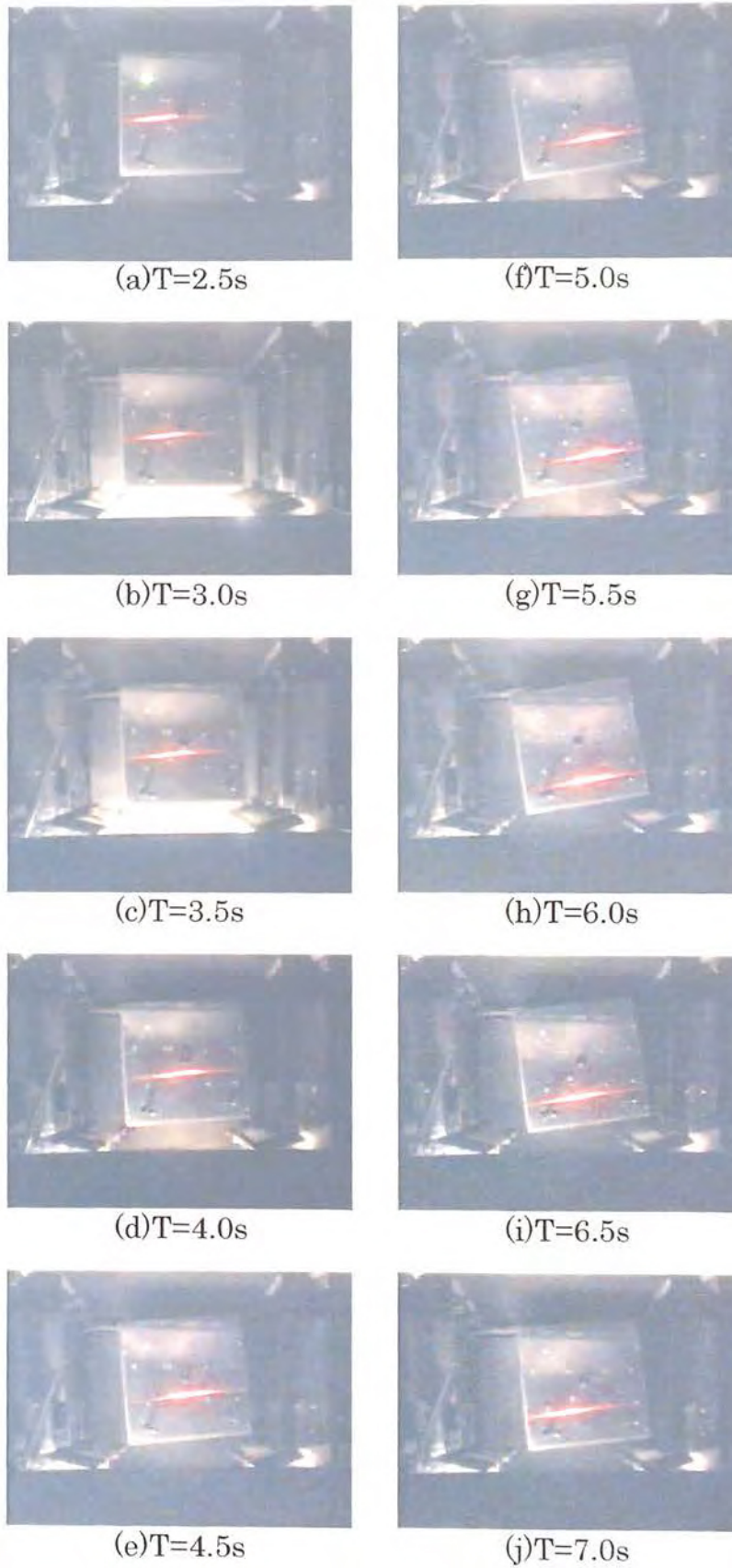


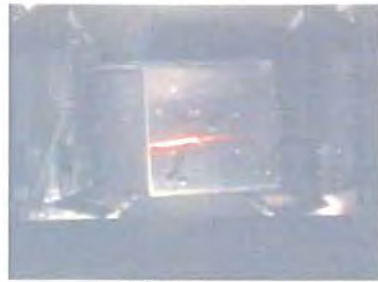
図 6-17 JAMIC 実験時系列映像 2.5 秒～7.0 秒 (FTM 視点の衛星カメラ軌跡)



(k)T=7.5s



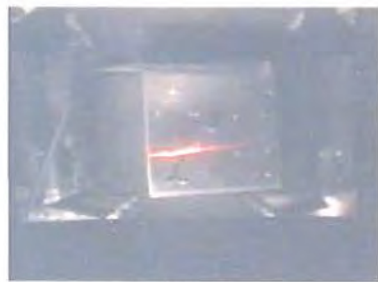
(p)T=10.0s



(l)T=8.0s



(q)T=10.5s



(m)T=8.5s



(n)T=9.0s



(o)T=9.5s

図 6-18 JAMIC 実験時系列映像 7.5 秒～10.5 秒 (FTM 視点の衛星カメラ軌跡)

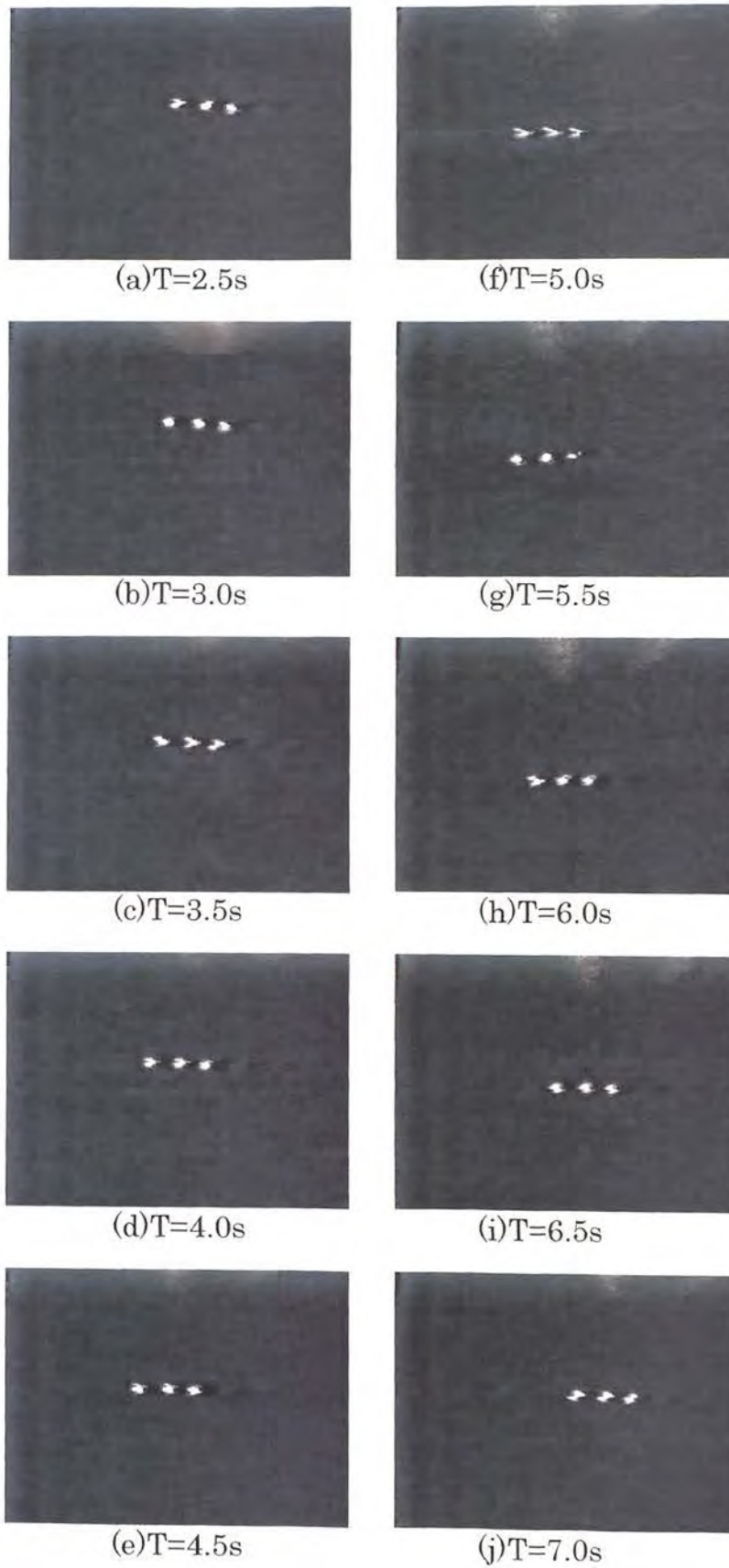


図 6-19 JAMIC 実験時系列映像 2.5 秒～7.0 秒 (衛星カメラ視点の FTM 軌跡)

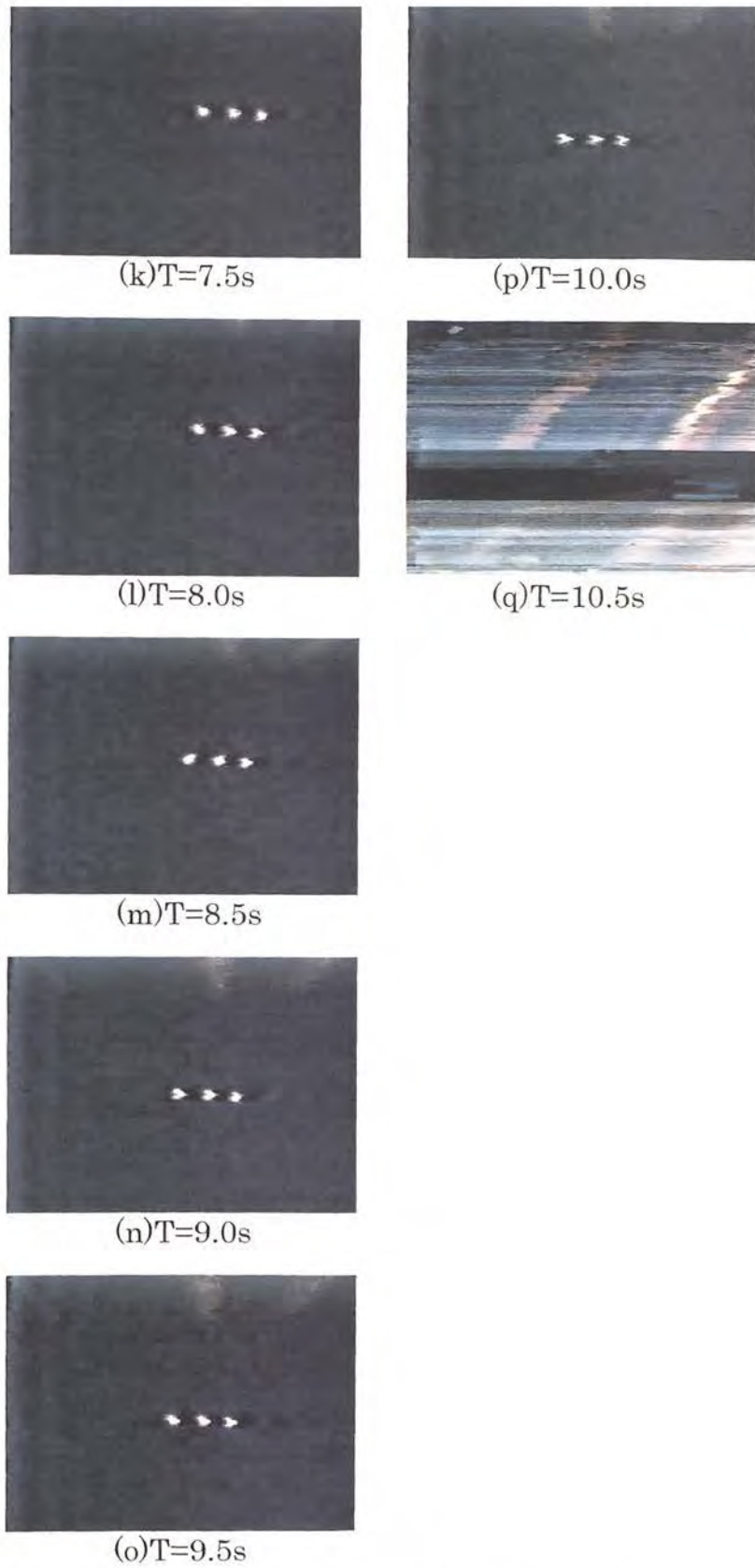


図 6-20 JAMIC 実験時系列映像 7.5 秒～10.5 秒（衛星カメラ視点の FTM 軌跡）

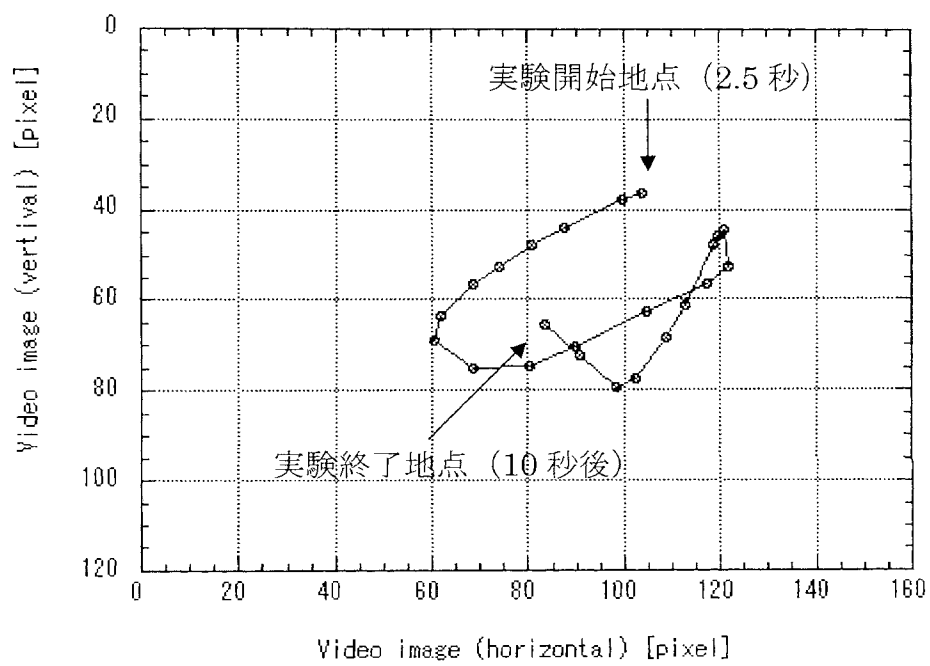
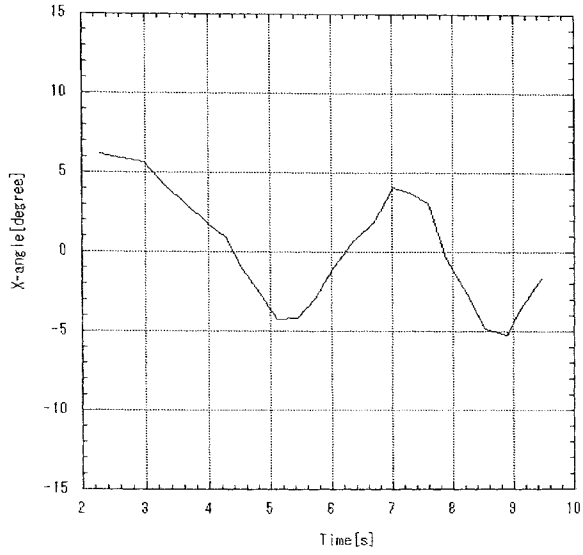
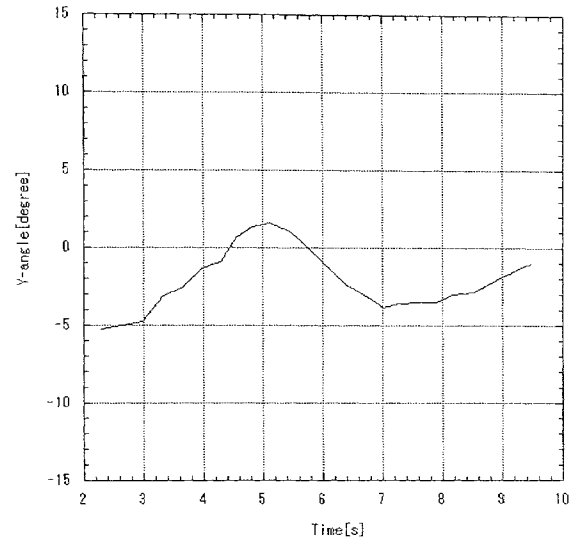


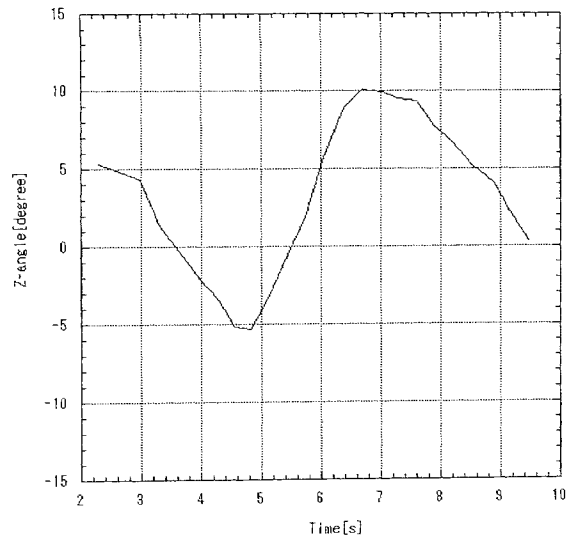
図 6-21 超小型衛星カメラ視点の FTM の軌跡  
(横軸：水平画素，縦軸：垂直画素)



(a) X 軸の相対姿勢履歴



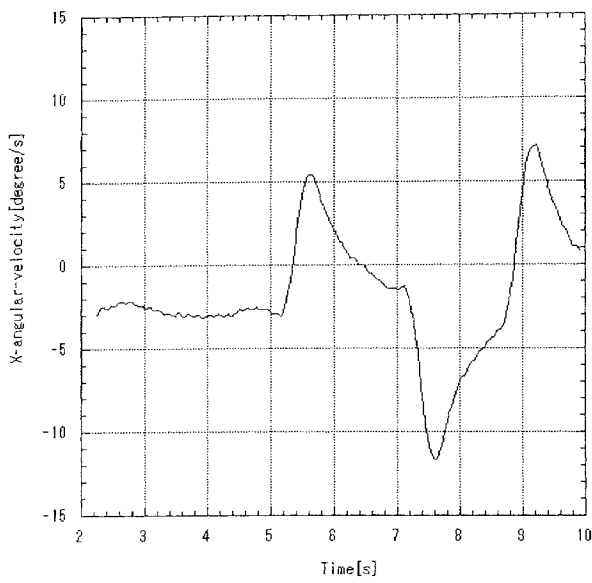
(b) Y 軸の相対姿勢履歴



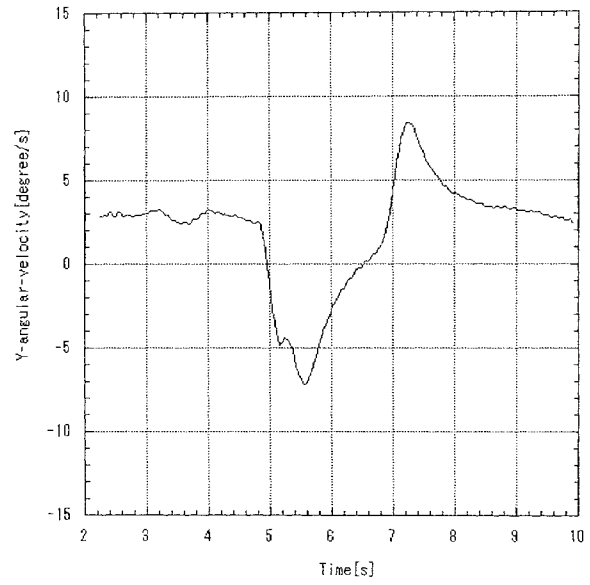
(c) Z 軸の相対姿勢履歴

図 6-22 無重力実験における超小型衛星の相対姿勢履歴

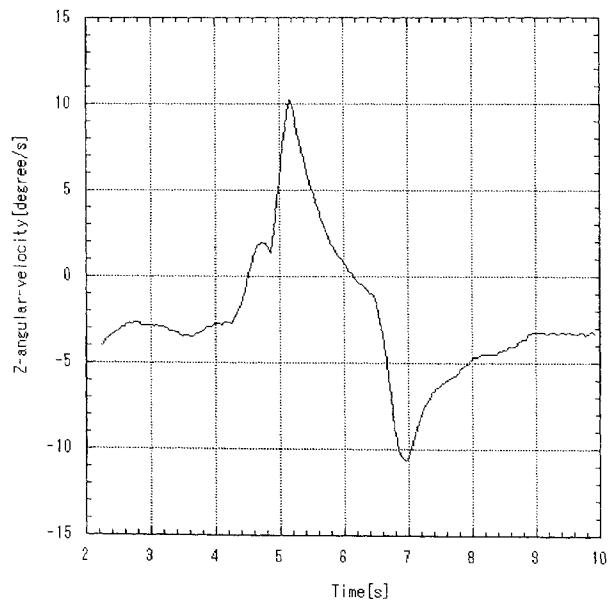




(a) 角速度センサ X 軸の測定履歴



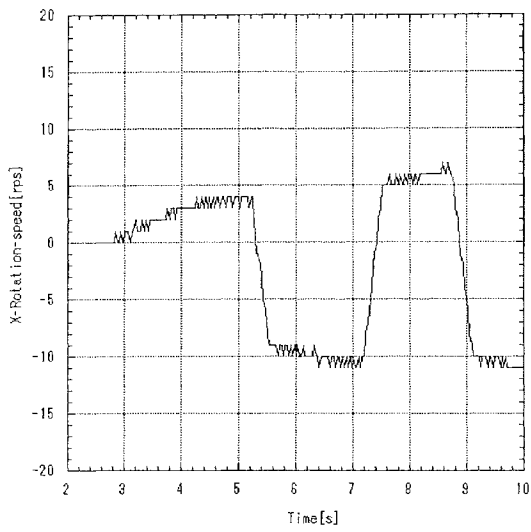
(b) 角速度センサ Y 軸の測定履歴



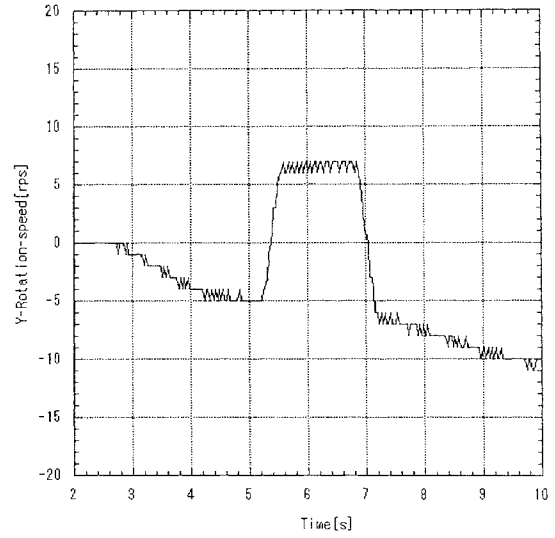
(c) 角速度センサ Z 軸の測定履歴

図 6-23 超小型衛星搭載の角速度センサによる角速度測定履歴

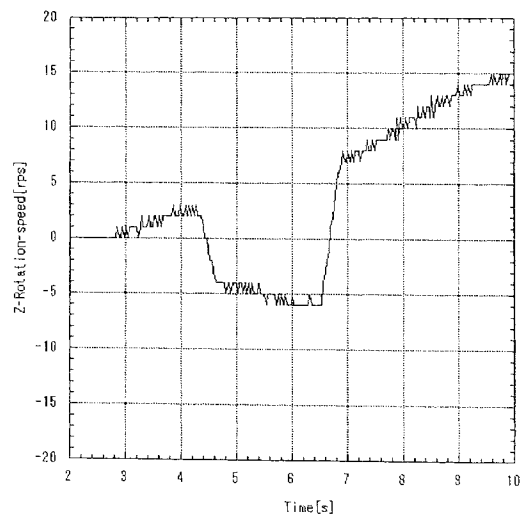




(a) X軸の回転数履歴

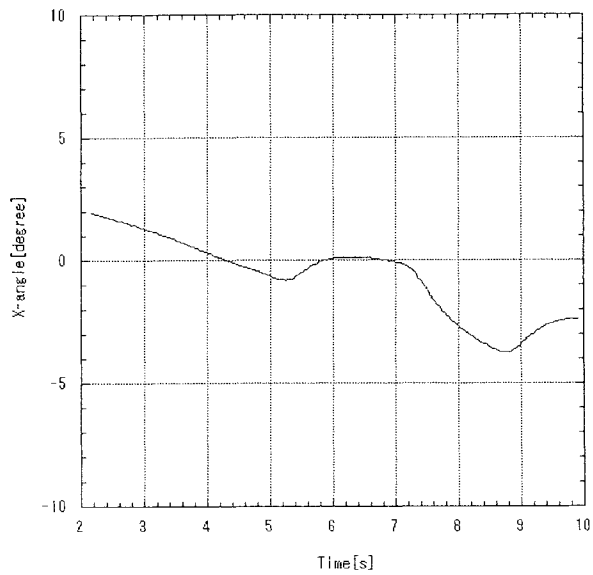


(b) Y軸の回転数履歴

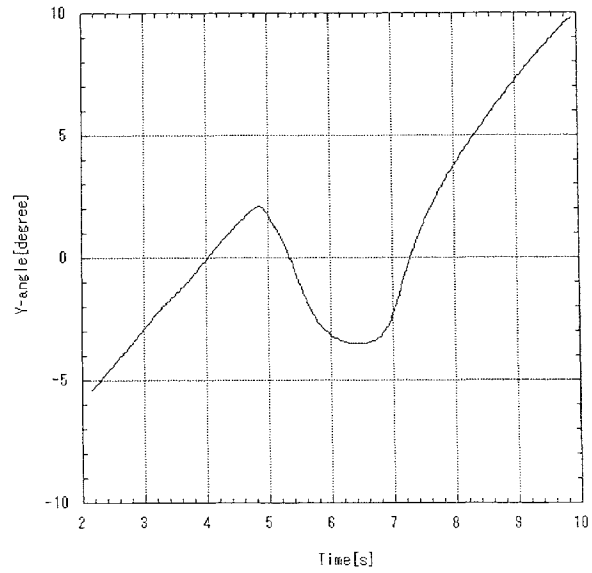


(c) Z軸の回転数履歴

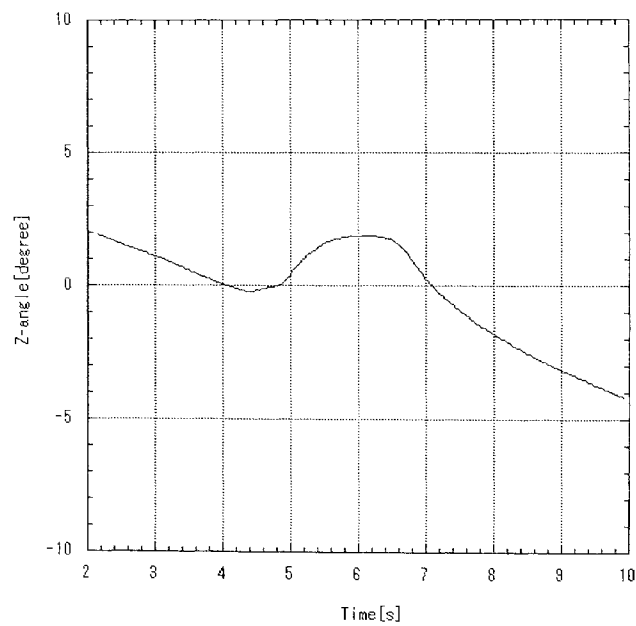
図 6-24 超小型リアクションホイールの回転数履歴



(a)角速度センサ X 軸の積分値

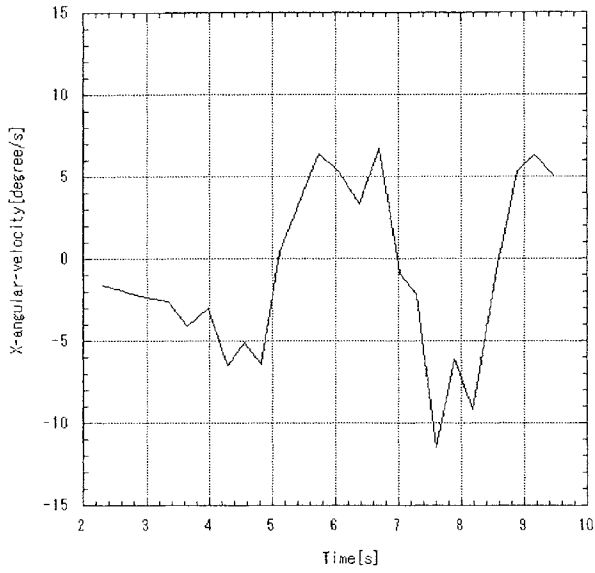


(b)角速度センサ Y 軸の積分値

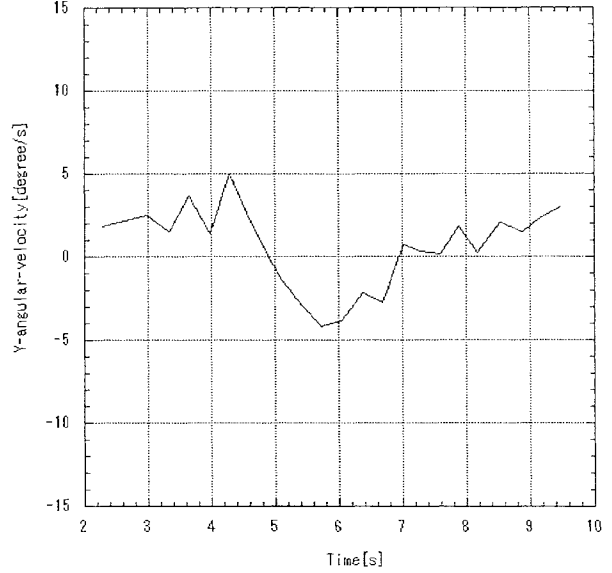


(c)角速度センサ Z 軸の積分値

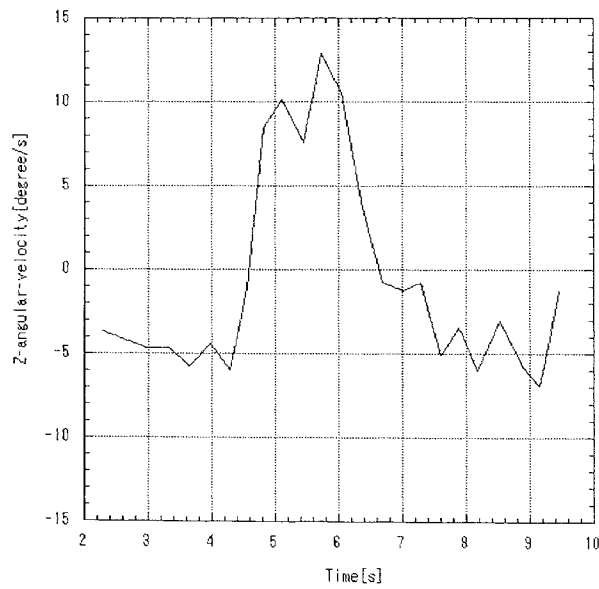
図 6-25 超小型衛星搭載の 3 軸角速度センサによる角速度値の積分値  
(超小型衛星の 3 軸相対姿勢履歴との比較として表示)



(a) 相对姿勢データ X 軸の微分値

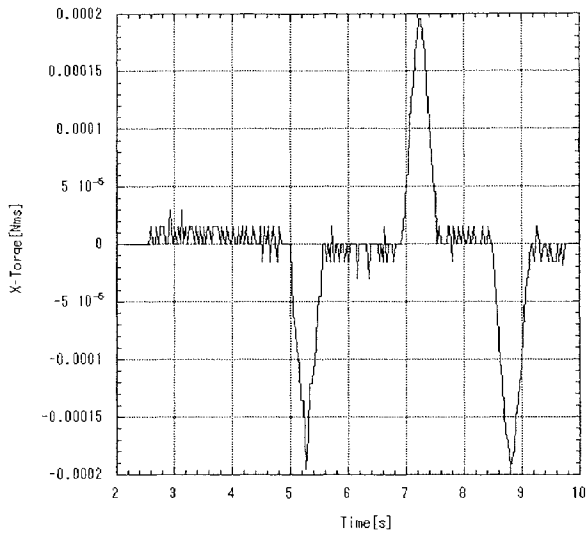


(b) 相对姿勢データ Y 軸の微分値

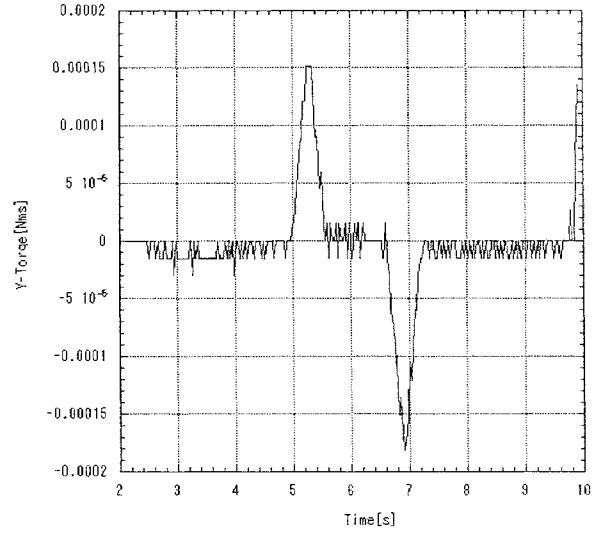


(c) 相对姿勢データ Z 軸の微分値

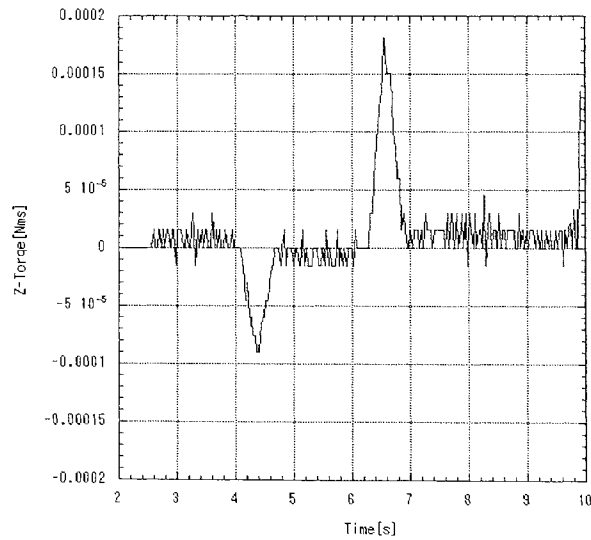
図 6-26 無重力実験における超小型衛星の相对姿勢の微分値  
(超小型衛星の 3 軸角速度センサ値との比較として表示)



(a) X軸のトルク履歴

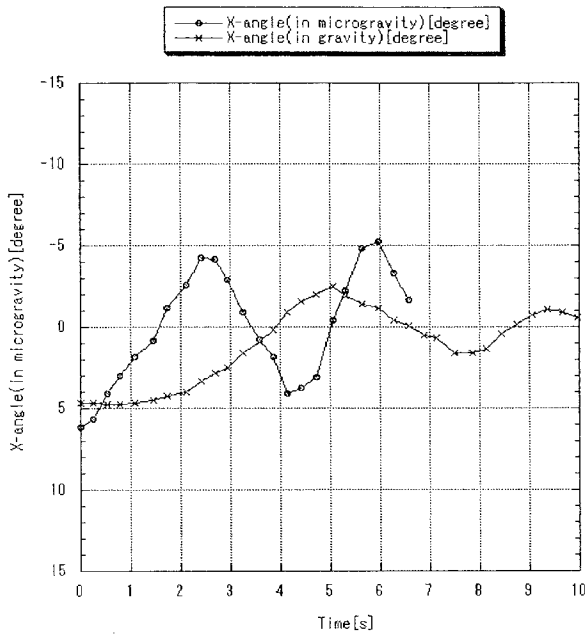


(b) Y軸のトルク履歴

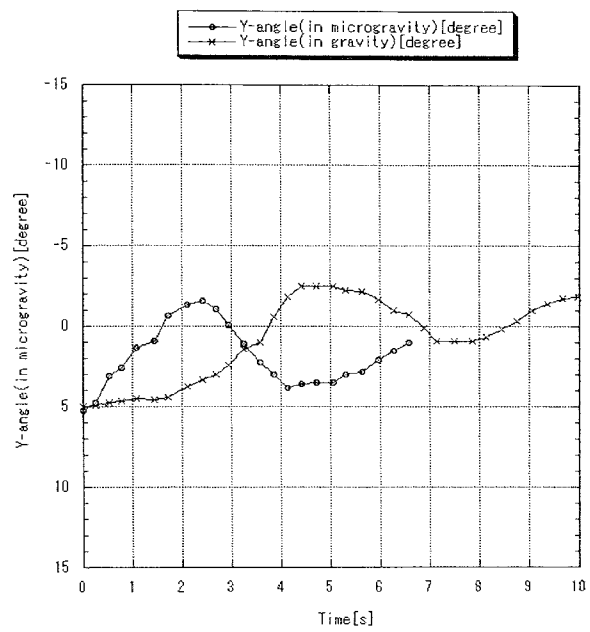


(c) Z軸のトルク履歴

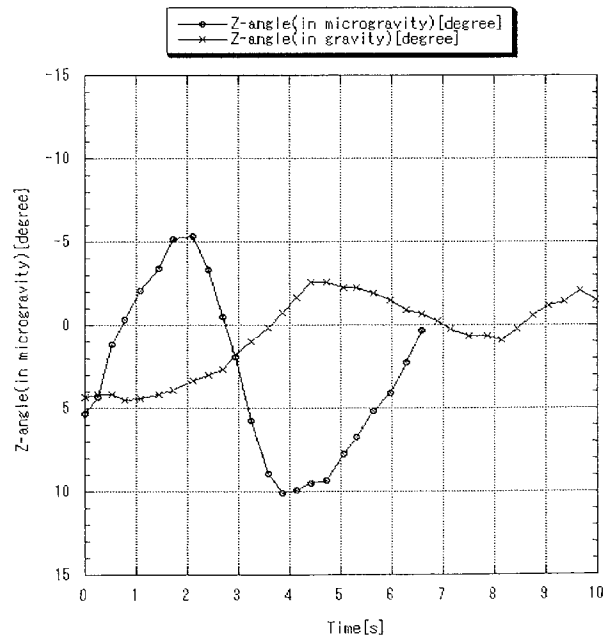
図 6-27 超小型リアクションホイールの各軸トルク制御量  
(回転数からの計算値)



(a) X 軸の相対姿勢比較



(b) Y 軸の相対姿勢比較



(c) Z 軸の相対姿勢比較

図 6-28 無重力と地上紐吊り実験の相対姿勢履歴の比較グラフ

## 第 7 章 結言

本論文では、本研究の目的である「画像情報による宇宙機の相対姿勢計測および制御」技術の将来性と技術的価値について述べ、この技術に関する実験的検討の結果と考察を記述した。

本研究では、実験装置として超小型衛星と画像処理システムを試作し、画像処理を用いた重力下での 1 次元相対姿勢制御実験と無重力下での 3 次元相対姿勢制御実験を行った。また、試作した超小型衛星に搭載する制御 CPU の宇宙放射線実験も実施した。以下に、本研究で得られた成果を要約する。

- 1) 超小型衛星のカメラ画像を用いて対象物体の特徴点検出、相対姿勢測定、相対姿勢制御を行う実験装置を製作した。
- 2) 作した実験装置を用いて、重力下での 1 次元相対姿勢制御実験を行い、超小型衛星と対象物体との初期相対姿勢を零近傍に収束制御できることを確認した。
- 3) 無重力下での 3 次元相対姿勢制御実験を行うことで、地上実験には現れない 3 次元的な効果が発生することが明らかとなった。この実験を通して 3 次元無重力による実験的検討の必要性を明らかにした。
- 4) 市販 CPU の宇宙放射線実験を行い、宇宙ステーションと同軌道の放射線環境で評価した結果、宇宙ミッションに十分耐えうる性能評価が得られた。
- 5) 超小型衛星に搭載する姿勢制御アクチュエータを製作し、無重力実験を行うことで、本アクチュエータは無重力での姿勢制御に有効な機器であることを確認した。

## 今後の課題

「画像情報による宇宙機の相対姿勢計測および制御」技術の実験的検討を行う上での、今後の課題を以下に記述する。

- 1) 超小型衛星に画像処理ボードを実装することで、より実用化に向けた実験検討が行える。本実験装置で画像処理アルゴリズムを十分に検討し、実験結果が良好であった画像処理アルゴリズムを画像処理ボードに実装することで、より画像処理の高速化が期待される。その結果、制御サンプリング周期も早くなり衛星の相対姿勢制御の性能が格段に向上することが期待される。
- 2) 本実験装置の相対姿勢測定には近似式を用いたが、三橋ら[53]と研究した3軸相対姿勢および相対位置を正確に計測する技術の高速処理化を目指すことで、より実用的な実験検討を行うことができる。
- 3) 画像処理による遅延を考慮した制御系の設計を行うことで、より高度な姿勢制御技術が構築できることが考えられる。
- 4) 超小型衛星の慣性モーメントの実測をすることで、より厳密な実験ができることと期待される。慣性モーメントの実測は宇宙開発事業団の設備を利用することで実測できる。
- 5) 超小型衛星に搭載される電子部品は、CPU 以外にも宇宙環境実験を行う必要がある。部品レベルで宇宙用としての実験を行うことでより現実的な実験検討に結びつくと考えられる。

## 謝辞

本研究は、平成10年4月より北海道工業大学大学院工学研究科 機械システム工学専攻 熱流体システム工学研究室において、北海道工業大学教授 豊田国昭先生の御指導のもとに行われたものです。本論文は、北海道工業大学教授 豊田国昭先生との共同研究として、日本マイクログラビティ応用学会論文集や日本機械学会論文集などに公表した研究論文を中心にまとめたものであります。

本論文を結ぶにあたり、終始一貫御指導ならびにご鞭撻を賜りました北海道工業大学教授 豊田国昭 先生に、心から深く感謝し、厚くお礼申し上げます。

本論文をまとめるに際し、北海道工業大学教授 丸山晃市 先生，教授 大滝誠一 先生，教授 一ノ宮修 先生，助教授 竹澤聡 先生，助教授 佐鳥新 先生からは、本論文に対する注意深いご検討と多くの有益なご教授を賜りました。ここに謹んで感謝申し上げます。

北海道工業大学助教授 三橋龍一 先生，講師 平元 理峰先生からは、日頃から研究遂行のための御助言とご支援を賜りました。心から御礼申し上げます。

北海道宇宙科学技術創成センター理事長(元 宇宙科学研究所所長) 秋葉鎌二郎 先生からは、貴重なご意見ならびにご鞭撻を賜りました。ここに謹んで感謝申し上げます。

東京大学教授 中須賀真一 先生，東京工業大学助教授 松永三郎 先生からは、共同研究で貴重なご助言ならびにご鞭撻を賜りました。ここに謹んで感謝申し上げます。

実験に関して貴重な意見を頂いた、東京大学の津田君，共同実験を行った東京工業大学の宇井君，占部君にも深く感謝の意を表します。

本研究の実施にご協力頂いた、当時の佐鳥研究室および三橋研究室の4年生に深く感謝の意を表します。

本研究を遂行するにあたり、ご協力を頂いた北海道工業大学大学院 熱流体システム工学研究室の院生，複合科学研究室，流体工学研究室ならびに宇宙システム工学実験室の学部生の諸氏をはじめ、本論文をまとめるにあたりご支援いただいた方々に、心から感謝申し上げます。

最後に、ここまで暖かく見守っていただいた父と母に深く感謝の意を表します。



## 参考文献

- [1] 戸田勸・八坂哲雄・小野田淳次郎・鈴木良昭, スペースデブリ問題の現状と課題, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 41, No.478, (1994), 603-614.
- [2] 岩田勉・小田光茂・今井良一, 軌道上作業機(OSV)の開発構想, 第2回宇宙用人工知能/ロボット/オートメーションシンポジウム講演集, (1988),125-128.
- [3] 狼嘉彰, 世界における宇宙ロボットの研究開発動向, 計測と制御, Vol. 28, No. 12, (1989), 1041-1046.
- [4] 中谷一郎, 宇宙ロボットの展開| 無人宇宙基地の提案|, 第4回宇宙ステーション講演会講演集, (1988), 21-26.
- [5] 二宮敬虔・中谷一郎・斎藤宏文・川口淳一郎, フリーフライヤによる衛星の回収実験について, 第1回宇宙用人工知能/ロボット/オートメーションシンポジウム講演集, (1987), 145-148.
- [6] 文部省宇宙科学研究所, 宇宙実験・観測フリーフライヤー (SFU) の成果報告, (1996), 1-55.
- [7] 小田光茂・若林靖史・今井良一・秋山正雄・五百木誠, ランデブ・ドッキング/宇宙ロボット実験衛星(ETS-VII)の開発, 第10回日本ロボット学会学術講演会予稿集, (1992), 459-462.
- [8] 宇宙開発事業団契約報告 NASDA-CNT-000011, ETS-VIIターゲット衛星点検・捕獲実験の検討 (そのア), 宇宙開発事業団, (2000), 1-55.

- [9] 宇宙開発事業団契約報告 NASDA-CNT-000014, ランデブ航法用画像処理技術の検討, 宇宙開発事業団, (2000), 1-89.
- [10] 宇宙開発事業団契約報告 NASDA-CNT-000013, 民生部品の宇宙機への適用に係る評価試験 ETS-VIIの評価解析 (研究業務), 宇宙開発事業団, (2000), 1-63.
- [11] 町田和雄・戸田義継・大井嘉敬・尾崎文夫・大明準治・益川和之・吉田一哉, 軌道保全作業機による回転する衛星の捕獲実験, 第46回宇宙科学技術連合講演会論文集, (2002), 1F2, 376-381.
- [12] 津田雄一・中須賀真一, 制御量制約を考慮した高速タンブリング物体の実時間姿勢制御法, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.50, No.584, (2002), 343-350.
- [13] 藤原健・中村大賀・津田雄一・中須賀真一, 無重力空間におけるタンブリング物体の運動状態の認識とその捕獲, 第41回宇宙科学技術連合講演会, (1997), 12-20.
- [14] 河野功・上野浩史・石島義之・足立忠司・飯島恭彦, 非協力ターゲット接近用 LPF の研究, 第46回宇宙科学技術連合講演会論文集, (2002), 2D9, 763-767.
- [15] 吉河章二・西口憲一・山田克彦, 画像を用いた軌道上サービス機の航法誘導, 日本航空宇宙学会論文集, (1999), 427-432.
- [16] Rayman, D., Varghese, P., David, H., Lehman and Livesay, L., RESULTS FROM THE DEEP SPACE 1 TECHNOLOGY VALIDATION MISSION, 50th International Astronautical Congress, Amsterdam, The Netherlands, 4-8 October, 1999, IAA-99-IAA.11.2.01, (2000), 475-488.

- [17] 下地治彦・井上正夫・土屋和雄・中谷一郎・川口淳一郎・二宮敬虔, 不利  
フライングロボットによる視覚情報を用いたターゲットの捕獲, 日本ロボ  
ット学会誌, Vol.12, No.3, (1994), 444-450.
- [18] 上村平八郎・照井冬人・本橋聡美・岡本修, 色情報を用いたターゲットの  
認識, 第43回宇宙科学技術連合講演会, (1999), 99-3C6.
- [19] Tsuda,Y., Sako,N., Eishima,T., Ito,T., Arikawa,Y., Miyamura,N.,  
Tanaka,A. and Nakasuka, S., “University of Tokyo's CubeSat Project -  
Its Educational and Technological Significance,” The 15th Annual  
AIAA/USU Conference on Small Satellites, (2001) , SSC01-VIIIb-7.
- [20] 宇井恭一・中谷幸司・宮下直己・居相政史・松永三郎, 小型親子衛星用ド  
ッキング機構の微小重力実験, 第 45 回宇宙科学技術連合講演会講演集,  
(2001) 01-3D5, 825-830.
- [21] 町田和雄・戸田義継・大井嘉敬・尾崎文夫・大明準治・益川和之・吉田一  
哉, 軌道保全作業機による回転する衛星の捕獲実験, 第 46 回宇宙科学技術  
連合講演会論文集, (2002), 1F2, 376-381.
- [22] 河野功・石島義之・上野浩史・横尾篤志・榎本雅幸・久保田伸幸, 非協力  
ターゲット接近用画像センサの研究, 第 46 回宇宙科学技術連合講演会論文  
集, (2002), 2D8, 757-762.
- [23] 河野功・石島義之・檜原弘樹・細田寛人・川勝浩司・小田賢治, 画像認識  
センサシミュレータの開発, 第 46 回宇宙科学技術連合講演会論文集,  
(2002),2D10, 768-772.
- [24] 中村晃・末廣尚士・町田和雄, 軌道上保全作業機における検査対象を考慮

- したビジョンシステム, 第 46 回宇宙科学技術連合講演会論文集, (2002), 2D13, 781-786.
- [25] 二宮敬虔・中谷一郎・若山敏康, 画像処理による宇宙浮遊物体の運動推定, 計測自動制御学会, 第30回学術講演会予稿集, (1991), 259-260.
- [26] 深瀬幹夫・丸山次人・内山隆岡本修・山口功, RVD の自律化のための視覚センサの研究, 第2回宇宙用人工知能/ ロボット/ オートメーションシンポジウム講演集, (1988), 43-46.
- [27] Tanabe, T. and Koyama, H., Autonomous relative navigation using multiple imagery information for space robotic applications, In 38th Cong. Int. Astronautical Federation, (1987).
- [28] 岡林桂樹・渡辺一郎・青木孝・丸山次人・内山隆, 動的視覚計測による移動物体のトラッキング, 第10回日本ロボット学会学術講演会予稿集, (1992), 873-876.
- [29] 下地治彦・井上正夫・土屋和雄・二宮敬虔・中谷一郎・川口淳一郎, 画像情報を用いた浮遊するターゲットの捕獲, 第3回宇宙用人工知能/ ロボット / オートメーションシンポジウム講演集, (1989), 206-209.
- [30] 永松弘行・久保田孝・中谷一郎, 宇宙用マニピュレータを用いた衛星捕捉制御, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 42, No. 490, (1994), 692-699.
- [31] Fagerer, C., Dickmanns, D., and Ernst, D., Visual grasping with long delay time of a free floating object in orbit. Autonomous Robots, Vol. 1, No. 1, (1994), 53-68.

- [32] Aggarw, J.K. and Nandhakumar, N., On the computation of motion from sequence of image a review, Proc .IEEE, Vol. 76, No. 8, (1988), 917-935.
- [33] Arai, T. and Umeda, K., Measurement of 3D motion parameters from range images, In Proc .IEEE/RSJ. Int, Workshop on Intelligent Robots and Systems '91, (1991), 383-388.
- [34] 宇宙開発事業団契約報告 NASDA-CNT-010059, 民生部品の宇宙機への適用に係る評価試験, 宇宙開発事業団, (2002), 1-50.
- [35] 宇宙開発事業団契約報告 NASDA-CNT-010036, 耐放射線強化技術及びシングルイベント発生機構の検討, 宇宙開発事業団, (2001), 1-39.
- [36] 宇宙開発事業団技術報告 NASDA-TMR-020011, 編隊飛行技術を用いた次世代地球観測衛星構想, 宇宙開発事業団, (2002), 1-15.
- [37] Kinoshita, H., Yoko, N. and Yamanaka, K., Conceptual Study of Guidance for Landing Probe onto the Moon, Takahiro 7th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, ISAS, (1997), 177-182.
- [38] 中須賀真一・松永三郎, CanSat 計画—日米大学による手作り衛星への挑戦, 日本航空宇宙学会誌, No.48, Vol.562, (2000), 589-596.
- [39] 宇宙開発事業団, 先導的期間プログラムのコンセプト—宇宙への「しきい」を下げる—, 宇宙開発委員会報告, (2002).
- [40] Satori, S., Takezawa, S., Mitsuhashi, R., Nagata, A., Ishikawa, T., Nakasuka, S. and Okamoto, H., Development of Nanosatellite for

Mothership -Daughtership Experiment by Japanese Universities, The journal of space technology and science, vol.16 no.1, (2000) , 19-26.

- [41] Naval Research Laboratory, Homepage:  
<http://crsp3.nrl.navy.mil/creme96/>, (1996).
- [42] 宇宙開発事業団, 宇宙用太陽電池・半導体素子の耐放射線性の研究 第二編半導体デバイス, 共同研究成果報告書, (1999).
- [43] NASA, Space Station Ionizing Radiation Environment Effects Test and Analysis Techniques, SSP30513B, (1994).
- [44] Tsuzuranuki, R., Chiba, K., Makihara, A., Kuboyama, S. and Matsuda, S., A Comprehensive SEU Test Method for Microprocessors, Proceedings of the 4<sup>th</sup> international workshop on radiation effects on semiconductor devices for space application,(2000), 109-112.
- [45] Velezco, R., Karoui, S. and Chapuis, SEU Testing of 32-bit microprocessors, IEEE Radiation Effects Data Workshop Record, (1992), 16-20.
- [46] 木下源一郎, ロボット作業における検出情報の種類とその特徴, 計測と制御, Vol.26, No.2, (1987), 99-110.
- [47] 石井・坂根・柿倉・三上, 3次元位置・姿勢センサとロボットへの応用, 計測自動制御学会論文集, Vol.21, No.4, (1985), 403-410.
- [48] 茂原正道, 宇宙工学入門, 培風館, (1994).

- [49] 見城尚志, 実験とシミュレーションで学ぶモータ制御, 日刊工業新聞社, (2001).
- [50] 雨宮好文, デジタル制御入門, オーム社, (2001).
- [51] 佐藤宏介, 三次元画像計測, 昭晃堂, (1998).
- [52] David, M., Prapad, S. and Kristin, M., Digital CMOS Cameras for Attitude Determination, The 14th Annual AIAA/ Utah State University Conference on Small Satellites, (2000), SSC00-V-1.
- [53] 三橋龍一・今井規晶・佐々木大輔・石川智浩・佐鳥新, 超小型カメラ衛星のドッキング時画像航法の検討, 第12回電気関係学会北海道支部連合大会講演論文集, (2000), 21.
- [54] 片山保宏・二宮哲次郎・佐々木修一・澤井秀次郎・橋本樹明・石島義之・児島敦, 月面着陸のための画像センサによる障害物検知手法の検討, 第46回宇宙科学技術連合講演会論文集, (2002), 2C12, 684-689.
- [55] 笠井昌二・田中宏明, 複数カメラによるモーションステレオを用いた小惑星の形状測定, 第46回宇宙科学技術連合講演会論文集, (2002), 3E16, 1342-1346.
- [56] Hirai, M., Masutani, Y. and Miyazaki, F., Motion Estimation of an Unknown Rigid Body Rotating Freely under Zero Gravity Condition Based on Position Information of a Pint on the Body, 7<sup>th</sup> Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, (1997), 359-366.
- [57] Nakamura, T., Sawai, S., Ohsawa, H. and Matuo, H., Image Based

- Relative Motion Estimation with respect to an unknown body, 7<sup>th</sup> Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, (1997), 342-377.
- [58] Yoshikawa, S. and Yamada, K., Altitude Estimation for a Planet Lander Using On-board CCD Camera, 7<sup>th</sup> Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, (1997), 336-341.
- [59] 松永三郎, 宇宙工学教育の新展開:日米大学共同開発プロジェクト, 日本機械学会誌, 宇宙工学部門ニューズレターNo.14, Vol.104, No.987, (2001), 98-101.
- [60] Iwata, T., Murakami, H., Kodama, K., Numajiri, F. and Takeshita, Y., Navigation Method of Space Robot Pushing Walls, 99th-AIAA, (1999), 1886-1894.
- [61] Satori, S., Takezawa, S., Mitsushashi, R., Nagata, A., Ishikawa, T., S, Nakasuka and Okamoto, H., Development of Nanosatellite for Mothership Daughtership Experiment by Japanese Universities, The journal of space technology and science, vol.16 no.1, (2000) , 19-26.
- [62] 石川智浩・竹澤聡・三橋龍一・佐鳥新・豊田国昭, 超小型衛星  $\mu$  sat 搭載機器の宇宙環境試験, 北海道工業大学研究紀要, Vol.30, (2002), 167-174.
- [63] 石川智浩・長田淳・佐鳥新・三橋龍一・鈴木勝裕, 超小型カメラ衛星(マイクロサット)のシステム検討, 北海道工業大学研究紀要, Vol.28, (2000), 265-270.
- [64] 石川智浩・長田淳・佐鳥新・三橋龍一・鈴木勝裕, 超小型カメラ衛星の実験室シミュレータの製作と画像処理実験, 映像情報メディア学会技術報告



ITE Technical Report Vol.23, No47, (1999), 7-12.