

論文 / 著書情報
Article / Book Information

題目(和文)	衛星搭載モニタカメラによる宇宙用構造物の振動計測技術の研究
Title(English)	
著者(和文)	鈴木悟史
Author(English)	Satoshi Suzuki
出典(和文)	学位:博士(工学), 学位授与機関:東京工業大学, 報告番号:乙第4137号, 授与年月日:2017年3月31日, 学位の種別:論文博士, 審査員:小田 光茂,松永 三郎,大熊 政明,古谷 寛,坂本 啓
Citation(English)	Degree:Doctor (Engineering), Conferring organization: Tokyo Institute of Technology, Report number:乙第4137号, Conferred date:2017/3/31, Degree Type:Thesis doctor, Examiner:,,,,
学位種別(和文)	博士論文
Type(English)	Doctoral Thesis

学位論文

衛星搭載モニタカメラによる
宇宙用構造物の振動計測技術の研究

平成 29 年 3 月

指導教官 小田 光茂 教授

鈴木 悟史

目次

第 1 章 研究の背景と目的および範囲	1
1.1 研究背景.....	1
1.1.1 大型宇宙構造物と搭載機器の小型・軽量化	1
1.1.2 宇宙構造物の振動抑制と振動計測の重要性	6
1.1.3 軌道上における既存の振動計測手法.....	8
1.2 宇宙機における振動計測要求	10
1.2.1 展開構造物の振動計測要求	12
1.2.2 伸展構造物の振動計測要求	13
1.2.3 位置・姿勢変化を伴う構造物の計測要求	14
1.3 汎用の搭載機器を利用した振動計測	15
1.4 カメラを視覚センサとして利用した軌道上計測技術.....	17
1.4.1 計測用センサとしてのカメラの利用例	18
1.4.2 モニタカメラを利用した計測例.....	25
1.4.3 カメラを利用した計測の現状	27
1.5 光学環境の急変する軌道上でのモニタカメラによる振動計測における課題	28
1.6 モニタカメラを視覚センサとして利用する場合の前提条件.....	29
1.7 本研究の目的と範囲	35
1.8 本論文の構成と概要	36
第 2 章 単眼衛星モニタカメラを利用した展開構造物の振動計測	38
2.1 温室効果ガス観測技術衛星いぶき (GOSAT)	38
2.1.1 GOSAT の太陽電池パドル	41
2.1.2 GOSAT 搭載モニタカメラ	42
2.1.3 モニタカメラによる撮影条件	44
2.1.4 モニタカメラによるマーカ抽出時の課題	47
2.2 特徴点抽出のための 2 値化しきい値の決定に関する既存手法.....	49
2.3 形状情報を利用した 2 値化しきい値設定手法の提案.....	51
2.4 形状ベースしきい値設定手法の地上実験による評価.....	54
2.5 GOSAT 太陽電池パドルの軌道上振動計測	59
2.5.1 カメラキャリブレーション	59
2.5.2 形状ベースしきい値設定手法の適用	61

2.5.3	反射マーカ位置データの処理	63
2.5.4	従来アルゴリズムによる計測結果との比較	64
2.5.5	画像処理による太陽電池パドルの振動計測結果.....	67
2.5.5.1	長期的振動.....	67
2.5.5.2	短期的振動.....	70
2.6	提案手法によって得られた成果と課題	72
第3章	衛星搭載伸展構造物の先端位置計測.....	74
3.1	国際宇宙ステーションにおける伸展式ロボットアームの実験(REX-J)の概要.....	74
3.1.1	REX-J ミッション搭載伸展式ロボットアーム.....	78
3.1.2	REX-J ミッション搭載モニタカメラ	82
3.1.3	伸展式ロボットアーム振動計測用マーカ	85
3.1.4	モニタカメラによるマーカ抽出時の課題	86
3.2	ロボットアームの先端位置・姿勢計測に関する既存手法.....	86
3.3	形状ベースしきい値設定手法を応用した伸展長計測方法の提案.....	87
3.3.1	カメラキャリブレーションと座標系の定義	87
3.3.2	形状ベースしきい値設定手法を応用したマーカの抽出	90
3.3.3	アーム先端振動計測のための伸展長計測とマーカ位置データの処理.....	94
3.4	形状ベースしきい値設定手法を応用した伸展長計測方法の軌道上評価	96
3.5	REX-J ミッション伸展式ロボットアームの軌道上振動計測.....	97
3.5.1	伸展動作中の伸展長計測とねじれの計測	97
3.5.2	手先動作による振動計測	103
3.6	提案手法によって得られた成果と課題	108
第4章	複数の特徴点を利用した衛星搭載機器の位置・姿勢計測	110
4.1	REX-J ミッションにおけるテザー移動式ロボットの振動計測.....	110
4.1.1	宇宙ロボットの代表的な移動方式.....	110
4.1.2	REX-J ミッションにおけるテザー移動実験の概要	112
4.1.2.1	テザースリール機構	113
4.1.2.2	ハンドレール.....	114
4.1.2.3	テザー移動実験におけるロボット位置・姿勢の計測	115
4.1.2.4	モニタカメラ(CAM4)によるロボット本体の観測と課題	116
4.2	マーカを持たない対象の位置・姿勢計測に関する既存手法.....	117

4.3	仮想的な特徴点を利用した位置・姿勢計測手法の提案.....	120
4.4	仮想マーカ点を利用した位置・姿勢計測手法の地上実験による評価	125
4.5	REX-J ミッションにおけるテザー式移動ロボット位置・姿勢の軌道上計測.....	129
4.5.1	仮想マーカ点を用いた位置・姿勢計測手法の REX-J ミッションへの適用	129
4.5.1.1	座標系	129
4.5.1.2	カメラキャリブレーション	130
4.5.1.3	仮想マーカ点を利用した特徴点抽出	133
4.5.1.4	仮想マーカ点を基にしたロボット本体位置・姿勢の算出.....	136
4.5.2	テザー移動式ロボットの振動等の挙動計測結果.....	141
4.5.2.1	ロボット本体固定状態における位置・姿勢計測結果	141
4.5.2.2	テザー移動するロボット本体の位置・姿勢計測結果	143
4.6	提案手法の適用によって得られた成果と課題.....	153
第 5 章	衛星搭載モニタカメラを用いた衛星搭載機器等の振動計測における留意事項..	155
5.1	衛星搭載モニタカメラを利用した振動計測の総括.....	155
5.2	衛星搭載モニタカメラを振動計測に利用する際の留意事項.....	157
5.2.1	カメラ	157
5.2.2	計測対象における特徴点	158
5.2.3	事前試験	161
5.2.4	軌道上運用	162
5.3	振動計測用センサとしての衛星搭載モニタカメラ	163
第 6 章	結論.....	164
6.1	本研究の成果	164
6.2	今後の課題と展望	164
Appendix A:	地上で実用化されている視覚システム技術.....	169
Appendix B:	宇宙用視覚システムのための平面カラーマーカ	173
B.1	将来の宇宙用視覚システムのためのマーカの必要性	173
B.2	既存の視覚マーカの持つ課題.....	174
B.2.1	視覚マーカの形状に対する課題.....	174
B.2.2	視覚マーカの軌道上照明環境に対する課題.....	175
B.3	宇宙用視覚システムのためのマーカ	177

目次

B.3.1	マーカに対する要求定義	177
B.3.2	マーカに対する提案	177
B.4	平面カラーマーカを用いた視覚システムの評価	181
B.4.1	ArrayMark 機能の確認	181
B.4.2	撮影条件(露出)評価機能	182
B.4.3	ID 識別機能	184
B.5	軌道上実証実験計画	185
B.6	提案手法の評価結果と今後の課題	187
Appendix C:略語集.....		189
研究業績.....		191
引用文献.....		199
謝 辞.....		213

図目次

Fig. 1. 1	技術試験衛星および主な地球観測衛星の質量	2
Fig. 1. 2	国際宇宙ステーション	3
Fig. 1. 3	宇宙太陽光発電システムのイメージ	3
Fig. 1. 4	陸域観測技術衛星だいち (ALOS)	4
Fig. 1. 5	陸域観測技術衛星だいち (ALOS) における太陽電池パドル展開の様子	4
Fig. 1. 6	カナダアーム 2 (SSRMS)	4
Fig. 1. 7	テンセグリティ構造およびテンセグリティマストの例	5
Fig. 1. 8	宇宙におけるインフレータブル構造の実証例	5
Fig. 1. 9	薄膜展開構造の実証例 (IKAROS)	5
Fig. 1. 10	ハッブル宇宙望遠鏡	6
Fig. 1. 11	技術試験衛星きく 7 号(ETS-VII)	19
Fig. 1. 12	技術試験衛星きく 7 号における RVR の反射体	20
Fig. 1. 13	技術試験衛星きく 7 号における PXS システム	20
Fig. 1. 14	PXS システムにおけるマーカ	20
Fig. 1. 15	技術試験衛星きく 7 号搭載ロボット実験機器	21
Fig. 1. 16	技術試験衛星きく 7 号のロボット実験で使用されたマーカの例	21
Fig. 1. 17	迷光進入時のカメラ画像例	22
Fig. 1. 18	国際宇宙ステーションで使用するマーカ	23
Fig. 1. 19	小惑星探査機はやぶさ(MUSES-C)	24
Fig. 1. 20	小惑星探査機はやぶさのターゲットマーカ	24
Fig. 1. 21	温室効果ガス観測技術衛星いぶき(GOSAT)	26
Fig. 1. 22	技術試験衛星きく 8 号(ETS-VIII)と LDREX	26
Fig. 1. 23	ピンホールカメラモデル	30
Fig. 1. 24	ピンホールカメラの透視投影モデル	30
Fig. 1. 25	画像処理ライブラリ HALCON 標準のキャリブレーションテーブル	32
Fig. 1. 26	面発光パネル	34
Fig. 1. 27	キャリブレーションに使用した 20 枚の画像例	34
Fig. 1. 28	キャリブレーションテーブル撮影画像におけるレンズ歪みの補正例	34
Fig. 1. 29	本論文の構成概要	37
Fig. 2. 1	温室効果ガス観測技術衛星いぶきと主な搭載機器	39
Fig. 2. 2	温室効果ガス観測技術衛星いぶきの CAM-H1 における視野のイメージ	40

Fig. 2. 3	いぶき搭載モニタカメラにより撮影された太陽電池パドル展開の様子	40
Fig. 2. 4	温室効果ガス観測技術衛星いぶき搭載太陽電池パドル	41
Fig. 2. 5	温室効果ガス観測技術衛星いぶき搭載太陽電池パドルの温度センサ位置 ...	42
Fig. 2. 6	CAM-H1 による太陽電池パドル撮影画像例	43
Fig. 2. 7	シャッター速度設定 AUTO とマニュアルによる太陽電池パドル撮影画像例 ...	44
Fig. 2. 8	太陽電池パドル振動計測のための撮影条件.....	45
Fig. 2. 9	各条件における撮影画像例 (反射マーカ部拡大図).....	46
Fig. 2. 10	半影領域における反射マーカ周辺の明るさの変化	47
Fig. 2. 11	温室効果ガス観測技術衛星いぶき(GOSAT)の太陽電池パドル先端のマーカ ...	47
Fig. 2. 12	抽出領域の重心算出イメージ	48
Fig. 2. 13	2 値化しきい値設定手法例.....	49
Fig. 2. 14	マーカ領域の形状情報を基準としたしきい値の設定手法のフローチャート ..	52
Fig. 2. 15	双一次内挿法	53
Fig. 2. 16	形状ベースしきい値設定手法の地上実験装置	55
Fig. 2. 17	地上実験において取得した画像(マーカ模擬部 拡大).....	55
Fig. 2. 18	判別分析法と形状ベースしきい値設定手法によるマーカ領域抽出結果例 .	56
Fig. 2. 19	日陰および日照環境におけるマーカ領域抽出結果例	57
Fig. 2. 20	日照・日陰環境におけるマーカ位置計測結果	57
Fig. 2. 21	画像処理により計測した太陽電池パドル回転角度に対する反射マーカ間距離.	60
Fig. 2. 22	形状ベースしきい値設定手法適用の有無によるエッジ抽出結果	62
Fig. 2. 23	想定される太陽電池パドルの変形モード.....	63
Fig. 2. 24	理想的な反射マーカ軌跡を基にした変形モードの切り分け	64
Fig. 2. 25	画像処理による太陽電池パドル先端の面外方向変位計測結果	65
Fig. 2. 26	食入り時における太陽電池パドルの長期的振動計測結果	69
Fig. 2. 27	いぶき太陽電池パドル先端の面外方向変形シミュレーション	70
Fig. 2. 28	食入り時における太陽電池パドル先端の短期的変位計測結果(面外方向) ..	71
Fig. 2. 29	撮影時期による太陽電池パドルの照明環境の差	72
Fig. 3. 1	きぼう 船外実験プラットフォーム上のポート共有実験装置(MCE)	75
Fig. 3. 2	ポート共有実験装置(MCE)における REX-J の搭載位置	75
Fig. 3. 3	ポート共有実験装置(MCE)の開口部	75
Fig. 3. 4	テザーによる空間移動技術のイメージ	76
Fig. 3. 5	船外活動中の宇宙飛行士とハンドレール.....	76

Fig. 3. 6	REX-J ミッションにおけるロボット実験装置.....	77
Fig. 3. 7	テレスコープ方式伸展機構の例.....	78
Fig. 3. 8	STEM 方式伸展機構の例.....	79
Fig. 3. 9	積層 CFRP 製の STEM	79
Fig. 3. 10	Bi-STEM 方式.....	79
Fig. 3. 11	REX-J ミッションにおける STEM の伸展・収縮機構.....	80
Fig. 3. 12	REX-J ミッションの伸展式ロボットアームおよび手首/ハンド機構	81
Fig. 3. 13	REX-J ミッションのフック機構.....	82
Fig. 3. 14	フック係留時の小型カメラによる撮影画像	82
Fig. 3. 15	伸展式ロボットアームによるハンドレールへのフック係留実験の様子 ...	82
Fig. 3. 16	REX-J ミッションにおける小型カメラユニット(CAM).....	83
Fig. 3. 17	REX-J ミッションにおける小型カメラユニット(CAM)の搭載位置	84
Fig. 3. 18	ロボット本体上段に搭載された小型カメラユニット(CAM3)	84
Fig. 3. 19	オート設定とした CAM3 により撮影された伸展式ロボットアーム手先画像例..	85
Fig. 3. 20	小型モータ駆動回路ユニットに取り付けられたマーカ	85
Fig. 3. 21	伸展式ロボットアーム先端位置計測用マーカの位置とサイズ	86
Fig. 3. 22	伸展式ロボットアーム先端振動計測のための座標系	88
Fig. 3. 23	伸展長 0mm における世界座標原点とカメラ座標原点のオフセット.....	89
Fig. 3. 24	画像上のマーカ位置を基にしたカメラ外部パラメータ Z 軸方向距離の算出結果例.	90
Fig. 3. 25	マーカ半径とマーカ間距離の比率.....	91
Fig. 3. 26	画像上のマーカ半径とマーカ間距離の比率を基にしたしきい値の設定	93
Fig. 3. 27	マーカ間距離を基にした外部パラメータ値の設定	94
Fig. 3. 28	マーカを基にした STEM 先端位置とねじれの算出.....	95
Fig. 3. 29	カメラ外部パラメータ Z 軸方向距離の算出に使用した画像.....	96
Fig. 3. 30	画像処理による伸展長計測結果.....	96
Fig. 3. 31	伸展長の異なる条件におけるマーカ抽出と伸展長計測結果例	98
Fig. 3. 32	伸展動作中の伸展長の変化.....	99
Fig. 3. 33	伸展動作中の STEM 先端位置の変化.....	100
Fig. 3. 34	STEM 形状と世界座標系 X_w - Y_w 平面の関係	101
Fig. 3. 35	伸展動作中の伸展軸周りの STEM 先端角度の変化.....	102
Fig. 3. 36	手先動作による振動計測のためのハンド姿勢変更方向	103
Fig. 3. 37	手先動作による振動計測のためのマーカ抽出結果例	104

Fig. 3. 38	手先動作によるマーカ位置の変化の様子.....	105
Fig. 3. 39	手先動作による STEM 先端位置の算出結果.....	106
Fig. 3. 40	小型モータ駆動回路ユニットと手先搭載機器を接続するケーブル.....	107
Fig. 4. 1	REX-J ミッションにおけるロボット本体の搭載機器	113
Fig. 4. 2	REX-J ミッションにおけるハンドレール.....	114
Fig. 4. 3	ロボット本体下段に搭載されたテザーリール機構とフック	115
Fig. 4. 4	REX-J ミッションにおけるテザー移動実験のための機器配置	116
Fig. 4. 5	ベースプレート上に設置された小型モニタカメラ(CAM4).....	117
Fig. 4. 6	CAM4 における撮影画像例.....	117
Fig. 4. 7	温室効果ガス観測技術衛星いぶき(GOSAT)打ち上げロケットの PAF.....	118
Fig. 4. 8	小型ソーラー電力セイル実証機 IKAROS 主構体上の特徴点	119
Fig. 4. 9	直線エッジの延長による仮想マーカ点の取得イメージ	121
Fig. 4. 10	仮想マーカ点取得のためのアルゴリズム.....	122
Fig. 4. 11	仮想マーカ点を用いた位置・姿勢計測手法評価のための地上試験におけるターゲット...	125
Fig. 4. 12	マッチングに利用する CG モデル	126
Fig. 4. 13	地上試験用ターゲットにおける仮想マーカ点の候補位置	126
Fig. 4. 14	マーカ、モデルおよび仮想マーカ点を使用した位置・姿勢計測結果.....	127
Fig. 4. 15	テザー移動実験における座標系.....	129
Fig. 4. 16	ロンチロック位置における CG ロボットモデルの投影結果.....	131
Fig. 4. 17	REX-J ミッションにおける画像解像度の違い.....	132
Fig. 4. 18	ロボット本体の位置・姿勢計測に用いる特徴形状	133
Fig. 4. 19	レンズ歪みの補正.....	134
Fig. 4. 20	特徴点算出のためのアルゴリズム.....	134
Fig. 4. 21	仮想マーカ点の抽出結果.....	135
Fig. 4. 22	ちらつきの発生した画像例.....	136
Fig. 4. 23	仮想マーカ点を基にしたロボット本体の位置・姿勢算出アルゴリズムの概要.....	138
Fig. 4. 24	仮想マーカ点の選別を行なって算出したロボット本体の位置・姿勢.....	139
Fig. 4. 25	ちらつきのある画像におけるロボット本体の位置・姿勢計測結果.....	140
Fig. 4. 26	ロボット本体を固定するためのロンチロック	141
Fig. 4. 27	ロンチロックにより固定されたロボット本体の撮影画像	142
Fig. 4. 28	ロンチロックにより固定されたロボット本体の位置・姿勢計測結果画像.....	142
Fig. 4. 29	各条件における移動前後の撮影画像.....	145

Fig. 4. 30	条件 1 におけるロボット位置・姿勢の履歴	146
Fig. 4. 31	テレメトリ推定結果におけるテザー長の誤差要因	147
Fig. 4. 32	条件 2 におけるロボット位置・姿勢の履歴	149
Fig. 4. 33	REX-ミッションのロボット本体に接続されたケーブル	150
Fig. 4. 34	条件 3 におけるロボット位置・姿勢の履歴	151
Fig. 4. 35	テレメトリ推定結果を基にしたロボット位置・姿勢のシミュレーション結果	152
Fig. 5. 1	画像上のエッジ長と傾きの検出精度	160
Fig. 6. 1	平面カラーマーカの例	167
Fig. B. 1	軌道上で使用されている視覚マーカの例	175
Fig. B. 2	3次元視覚マーカの突起の影の影響	175
Fig. B. 3	軌道上環境においてカメラの露出自動調整機能により撮影された画像例(REX-J)	176
Fig. B. 4	高精度 2次元視覚マーカ「ArrayMark」	178
Fig. B. 5	HSV 色空間のイメージ	179
Fig. B. 6	平面カラーマーカの試作品	181
Fig. B. 7	彩度・明度を基にした 2 値化処理によるモアレのドットの抽出結果	182
Fig. B. 8	撮影条件(露出)評価機能の実験結果例	183
Fig. B. 9	軌道上実証実験用試料	186

表目次

Table 1. 1	微小重力模擬法	8
Table 1. 2	軌道上構造物の位置・姿勢計測センサ	10
Table 1. 3	振動計測に使用できる可能性のある機器の搭載状況	16
Table 1. 4	宇宙機搭載モニタカメラの例	16
Table 1. 5	宇宙機の視覚システム/モニタカメラを用いた計測例	18
Table 1. 6	モニタカメラを用いた振動等の挙動計測を実現するための制約	29
Table 2. 1	温室効果ガス観測技術衛星いぶきの主要諸元	39
Table 2. 2	CAM-H1 の主要諸元	42
Table 2. 3	投光器の主要諸元	43
Table 2. 4	計測精度を決定する要因と制御の可否	49
Table 2. 5	日照・日陰環境におけるマーカ位置計測誤差	58
Table 2. 6	日照・日陰環境におけるマーカ移動距離計測結果	58
Table 2. 7	「いぶき」搭載カメラ(CAM-H1)のカメラ内部パラメータ	59

目次

Table 3. 1	REX-J ミッションで実証した空間移動に関するロボット技術.....	77
Table 3. 2	REX-J ミッションにおける伸展式ロボットアームの主要諸元.....	80
Table 3. 3	REX-J ミッションにおける小型カメラユニット(CAM)の主要諸元.....	83
Table 3. 4	REX-J 搭載小型カメラユニット(CAM3)のカメラ内部パラメータ	88
Table 3. 5	カメラ外部パラメータ Z 方向距離とモータエンコーダ値を基にした伸展長の比較.	90
Table 3. 6	カメラ内部パラメータを基に算出した分解能と画像上のマーカ間距離.....	97
Table 3. 7	伸展動作中の振動計測に用いた伸展式ロボットアームの動作条件.....	98
Table 3. 8	伸展動作中における STEM 先端位置の平均と標準偏差	101
Table 3. 9	手先動作による振動計測のための手首機構の動作条件	103
Table 3. 10	画像処理による伸展長の一次計測結果.....	105
Table 3. 11	マーカ間距離を基にしたマーカ抽出精度評価結果	107
Table 4. 1	軌道上施設におけるロボットの代表的な移動方法.....	111
Table 4. 2	テザーリール機構の主要諸元	113
Table 4. 3	ロバスト性を向上させるための要因と制御の可否	120
Table 4. 4	各手法および条件によって計測されたカメラ座標系におけるマーカ位置・姿勢...	128
Table 4. 5	REX-J 搭載小型カメラユニット(CAM4)のカメラ内部パラメータ	130
Table 4. 6	ロボット本体位置・姿勢の画像処理による計測結果と設計値との比較...	143
Table 4. 7	位置・姿勢の計測および評価に使用したテザー移動実験条件.....	144
Table 5. 1	衛星搭載モニタカメラを振動計測センサとして利用するための留意事項.	163
Table B. 1	平面カラーマーカの試作に用いる色の組み合わせ案.....	180
Table B. 2	平面カラーマーカを用いた撮影条件(露出)評価機能の確認実験条件	183
Table B. 3	平面カラーマーカ色相値の計測結果	185

第1章 研究の背景と目的および範囲

本論文は、微小重力環境下における宇宙用構造物の振動を計測するためのセンサとして、宇宙機に搭載されたモニタカメラに着目し、これを用いた計測技術を提案する。

宇宙ミッションの高機能化に伴い衛星の大型化が進む一方、打ち上げコストの抑制のため、衛星は軽量で打ち上げ時には低体積であることが求められる。このため、展開や伸展/収縮する衛星搭載機器の利用が進んでいる。しかしながら、これらの機器は柔軟であり、衛星に作用する様々な力により振動を生じるため、その対策を検討する上でも振動計測が必要であるが、衛星打ち上げ前の地上試験では重力による影響が大きく微小重力環境での振動を再現できない。また、軌道上では、地上試験であれば使用可能な各種の計測機器が利用できない。このため、本研究では、近年の衛星ミッションで広報等のために搭載されることの多い「衛星搭載モニタカメラ」(SCAM Satellite mounted monitor CAMera) を、衛星搭載機器の振動計測用センサとして用いるための検討を行うことを目的とする。

本研究で計測対象とするのは、衛星の先端部の振動、伸展収縮型のロボットアームの伸展長や先端部の振動、空間内を移動し位置決めされる空間移動ロボットの位置姿勢とする。これらは工学的には、片持ち平板の振動計測、片持ち伸縮物の伸縮振動計測、空間に浮遊する物体の位置姿勢計測と捉えることができ、これらの計測の実現により今後の主要な宇宙ミッションでの搭載機器等の振動計測要求に応えることができる。

本論文は全6章から構成され、第1章では、研究の背景や目的および前提条件等を述べ、第2章では板状の展開構造物の振動計測、第3章では棒状の伸展構造物の振動計測、第4章では空間内に浮遊する物体の位置・姿勢計測を行なった結果を示す。第5章では各種の振動計測を行う際の留意事項等をまとめる。第6章では本研究のまとめと今後の課題について述べる。

1.1 研究背景

本節では、研究背景として、宇宙構造物の将来とその振動計測の重要性について述べる。

1.1.1 大型宇宙構造物と搭載機器の小型・軽量化

人工衛星は、災害監視、地球環境の観測、通信、GPS等、社会には欠かせない機器となっており、今後もさらなる高機能化が進んでいくことが予想される。この高機能化、高性

能化に伴い、人工衛星は大型化してきた。人工衛星は、質量によって1トン以上の大型衛星、500kgから1000kgの中型衛星、100kgから500kgの小型衛星に分類される[1]。人工衛星の質量の推移の例として、技術試験衛星および主な地球観測衛星の質量をまとめた(Fig. 1.1)ところ、年代とともに増大していることがわかる[2] [3] [4] [5] [6] [7] [8] [9]。また、近年の地球観測衛星については、機能の専用化、単一化によって質量が抑えられる傾向にあるが、それでも2トン近いものがほとんどである。

通信衛星等の商用衛星では、コスト低減要求に対応するため、衛星1基に対して多くのミッション機器を搭載することでロケット打ち上げ費用を平均的に低減する方針であり、重量5トン以上とより大型化が進んでいる[10]。これらの傾向から、人工衛星の質量増加の傾向は今後も続いていくことが予想される。また、人工衛星以外にも、大型の宇宙機に対する期待は大きい。例えば、既に運用されている国際宇宙ステーション(Fig. 1.2)は、微小重力等、特殊な宇宙環境を利用した実験のため、さらなる活用が望まれている。また、数kmに及ぶSSPS(Space Solar Power Systems)と呼ばれる宇宙太陽光発電システム(Fig. 1.3)など、将来的にはさらに大型の宇宙機の利用が進むことが予想される[11]。

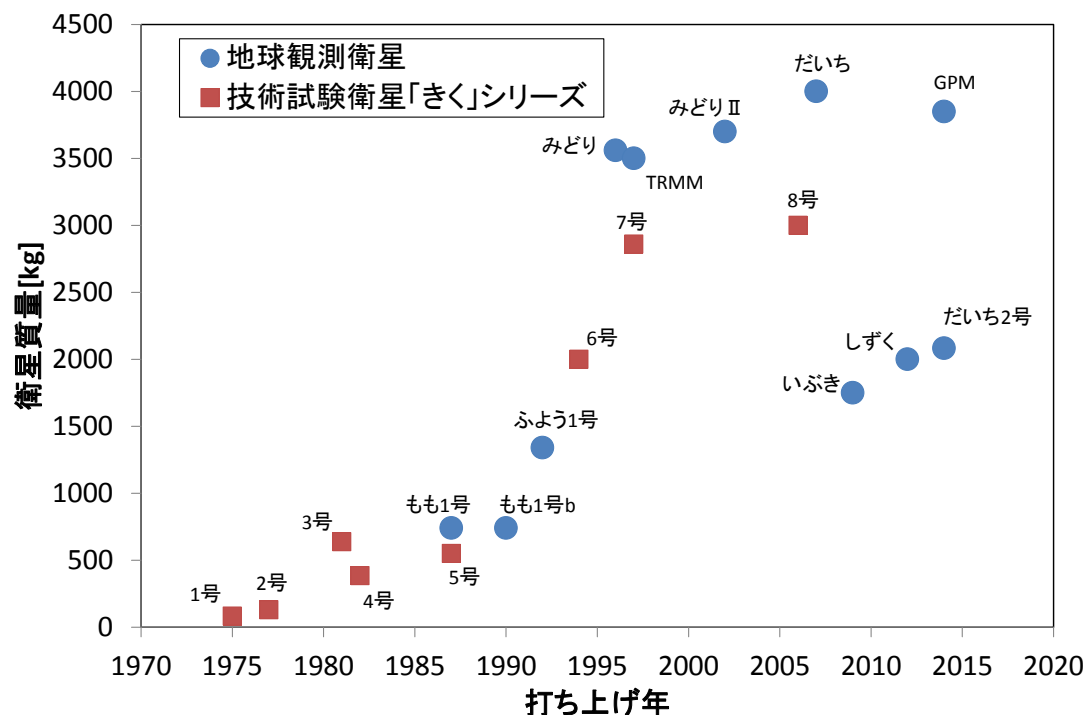


Fig. 1.1 技術試験衛星および主な地球観測衛星の質量 [2] [3] [4] [5] [6] [7] [8] [9]

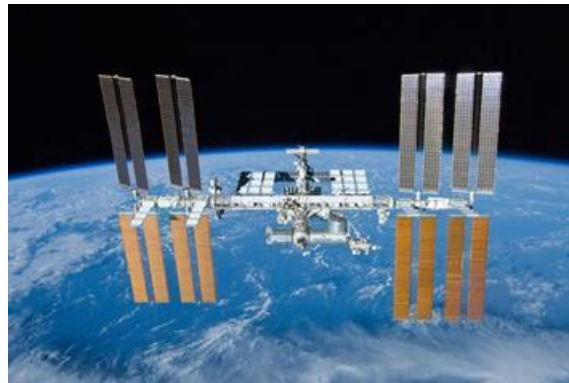


Fig. 1.2 国際宇宙ステーション ©JAXA/NASA

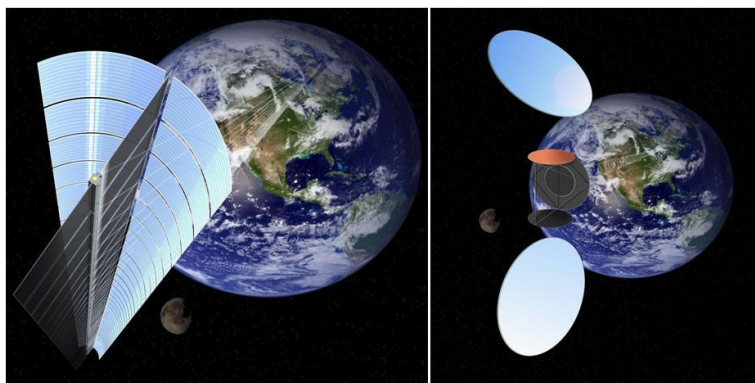


Fig. 1.3 宇宙太陽光発電システムのイメージ ©JAXA

大型化する宇宙機の要求に伴い、宇宙輸送機であるロケットの打ち上げ可能な容積や重量は年々増加している。しかし、打ち上げコストの低減やミッション機器の増加などの理由から、宇宙機の軽量化および小型化は重要な課題である。小型軽量化の実現のため、宇宙構造物やこれを構成するための機器について様々な工夫が行われている。

人工衛星の太陽電池パドルやアンテナ、そして国際宇宙ステーションで使用されるロボットアーム等の大型の構造物は、折りたたんだ状態で打ち上げ、軌道上で展開する等の方式がとられる。

例えば、陸域観測技術衛星だいち(ALOS; Advanced Land Observing Satellite) (Fig. 1.4)では、全長 $22 \times 3\text{m}$ という低地球軌道では国際宇宙ステーションに次ぐ大きさの太陽電池パドルを搭載しており、軌道上における展開(Fig. 1.5)を実現している[5] [12]。

また、国際宇宙ステーションで使用されているロボットアームの一つ、カナダアーム2(SSRMS; Space Station Remote Manipulator System)は、全長 17m、重量 1.5 トンのマニピュレータであり、全 7 自由度で構成される[13] [14]。このアームは、駆動用の関節の他に、打ち上げ時に折り畳むための関節を有している(Fig. 1.6)。

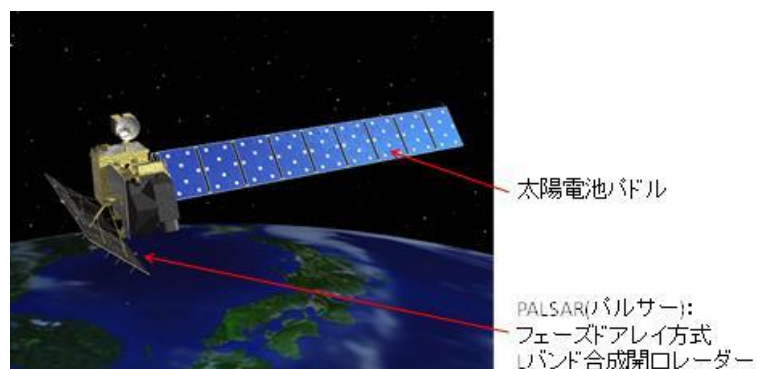


Fig. 1.4 陸域観測技術衛星だいち (ALOS) ©JAXA

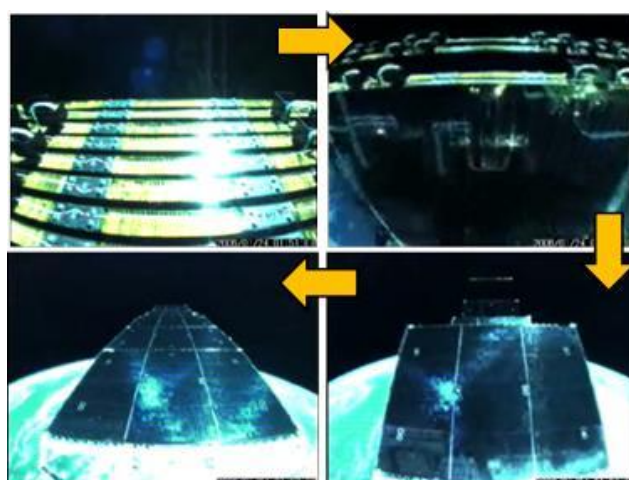


Fig. 1.5 陸域観測技術衛星だいち (ALOS) における太陽電池パドル展開の様子 ©JAXA

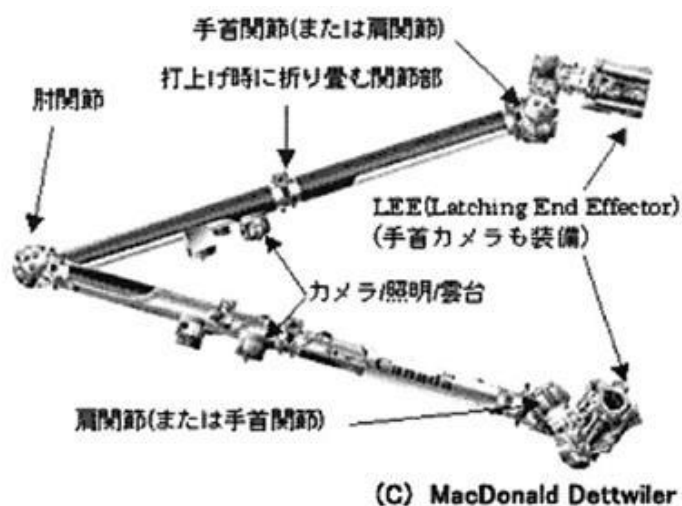


Fig. 1.6 カナダアーム2 (SSRMS) (上野, 2009) ©MDA [14]

その他にも、テンセグリティ構造(Fig. 1.7)やインフレータブル構造(Fig. 1.8)，薄膜展開構造(Fig. 1.9)等，小型・軽量でありながら展開や伸展により軌道上で大型化可能な構造物に関して様々な研究が実施されている[15] [16] [17]。

こうした例から，宇宙機の大型化が進む一方，宇宙機に搭載される宇宙構造物に関しては，小型化・軽量化が今後も積極的に進められていくと考えられる。

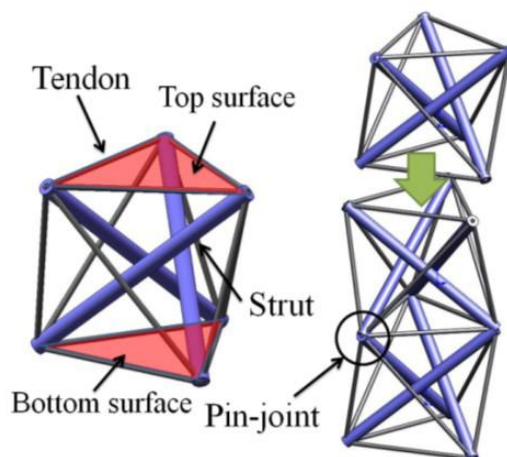


Fig. 1.7 テンセグリティ構造およびテンセグリティマストの例(Hagiwara & Oda, 2010) [15]



Fig. 1.8 宇宙におけるインフレータブル構造の実証例 ©JAXA/NASA



Fig. 1.9 薄膜展開構造の実証例 (IKAROS) ©JAXA [17]

1.1.2 宇宙構造物の振動抑制と振動計測の重要性

宇宙構造物は、軽量化および打ち上げ時の小型化を実現するため、多くの研究が実施されている。一方、小型化・軽量化の影響による課題も存在する。軌道上で展開する構造をもつ太陽電池パドルやロボットアームでは、折りたたみのためのヒンジ部の遊びや関節部のバックラッシュ等の影響により、柔軟性が大きくなってしまう。また、インフレータブル構造や薄膜展開構造等については、展開手法からの制約により使用できる材質の剛性を高くすることができない。

(1) 構造物の振動抑制

微小重力環境である宇宙においては、自重を支える必要が無いため、柔軟な構造物であっても利用が可能であるが、一方で低剛性のため外乱による影響が大きく、宇宙機の運用に際して様々な影響を及ぼす。

柔軟な展開構造物である太陽電池パドルへの影響としてよく知られるのが、熱による収縮や振動である。ハッブル宇宙望遠鏡(Fig. 1.10)では、打ち上げ後の初期チェックアウトにおいて姿勢擾乱が発生していることが確認された[18]。この擾乱の原因として、日照域と日陰域の境界において、太陽電池パドルに用いられている伸展ブームが急激な温度変化によって振動していることが後に確認されている。また、地球観測プラットフォーム技術衛星みどり(ADEOS)では、打ち上げ10ヶ月後に太陽電池パドルが破損した。この原因は、低温化で接着剤の予想以上の収縮が発生し、過大な張力が発生したことによるものであった[19]。



Fig. 1.10 ハッブル宇宙望遠鏡 ©NASA

また、宇宙ステーションやスペースシャトルに搭載される大型のロボットアームでは、関節剛性に起因する柔軟性が非常に大きいことが問題になっている。ロボットアームを使用した作業中に振動が発生すると、振動が収まるまで次の作業に移ることができない。特

に、船外活動(EVA; ExtraVehicular Activity)との共同作業においては、振動が収まるまで宇宙飛行士が近づくことができず、作業性を大きく低下させる。こうした問題に対し、Input Shaping と呼ばれるフィードフォワード制御を用いて振動を抑制する研究が実施されている[20][21]。この手法は、センサ等を必要とせず、振動抑制を可能とする利点を持つが、これを適用するためには、固有振動数等のパラメータが既知であることが必要という制約が存在する。

(2)柔軟構造物の試験

前述の例にあるように、大型で柔軟な宇宙構造物では、振動が運用性の低下や事故の原因となることが知られている。このため、軌道上の構造物の振動抑制は重要であり、軌道上環境における振動特性を地上で再現するために、様々な手法で微小重力環境が模擬されている。重力補償の一つの例として、空気浮上がある。空気浮上は、タンクやエアパッドなどから構成される空気浮上装置を備えた実験機器を定盤上に設置し、空気の吹き出しによって実験機器自体をわずかに浮上させて 2 次元平面における摩擦抵抗のない運動を実現する手法である。空気浮上を用いた微小重力環境を模擬した試験は、太陽電池パドルを模擬した柔軟構造物の振動等の挙動計測や国際宇宙ステーション(ISS; International Space Station) 日本実験棟「きぼう」搭載ロボットアームの地上試験として実施された例があり、この結果が機能性能評価や数学モデル評価などに利用されている[22][23]。ただし、この手法の特性上、模擬可能となるのは 2 次元平面上の動きに限られるという制約がある。前述の「きぼう」のロボットアームの例では、地上試験で確認のできない 3 次元的な動きに関しては、地上試験結果を基にした数学モデルを用いた解析によって検証している[23]。その他にも様々な微小重力の模擬方法(Table 1.1)が存在し、軌道上の微小重力環境をできる限り忠実かつ精密に再現すべく工夫がなされている[24]。

しかし、いずれの方法を用いた場合でもなんらかの制約は存在することから、微小重力環境下における大型構造物の 3 次元的な振動を長時間にわたり地上実験で再現することは困難である。さらに、軌道上環境では、外部熱入力や摩擦など、様々な要因が振動特性に影響することが想定され、前述のハッブル宇宙望遠鏡や ADEOS のように軌道上で予期せぬ振動が確認される例もある。前節で述べたように、現在も様々な大型構造物が実用化に向けて研究されているものの、これらの軌道上における振動特性については、十分な知見が得られておらず、予期せぬ振動が発生することが懸念される。よって将来の大型構造物の実用化に向け、軌道上環境における振動特性の知見を得ることは、振動抑制のための設計や運用に活用できる重要なデータとなると考えられる。

Table 1.1 微小重力模擬法 (松永, 2002) [24]

模擬手段	挙動模擬制御	模擬可能最大次元	模擬空間の広さ	模擬 [g]	実験可能時間	力学挙動の忠実度	費用
空気・磁気潤滑など水槽	受動	2	大	$10^{-2} \sim 10^{-4}$	数分～数十分	物理法則に忠実，質量特性の同等性難	小～中
				10^{-1}		浮力抵抗による影響大	大
航空機		3	中	$2 \sim 10^{-3}$	20～30秒	物理法則に忠実，気流の影響あり	中
落下塔				$1 \sim 10^{-4}$	～10秒	物理法則に忠実	小～中
モータ，テザーなど	能動（サーボ制御）		小	定常的には0	基本的に無制限	数学モデルを用いて計算，モデル化されていない物理法則や衝撃挙動など速い現象には不忠実	中～大
混合	受動と能動の組合せ	3, 一部2	大，一部中	上記の組合せ			中～大

1.1.3 軌道上における既存の振動計測手法

軌道上における宇宙機の位置や姿勢は様々な手法で計測が実施され，現状でも多くのセンサが実用化されている．本節では，振動計測に利用できる可能性のある既存のセンサを計測対象毎に分類し，それぞれの課題を整理した．(Table 1.2)

(1)姿勢角・角速度の計測

衛星の姿勢角，角速度計測には衛星の姿勢基準となる太陽や地球の方向，指向誤差角を検出する太陽センサや地球センサ，恒星センサが使用され，角速度の計測はレートジャイロや慣性基準装置(IRU; Inertial Reference Unit)が使用される．衛星の姿勢は，ジャイロの出力(角速度)を積分することにより求める．ただし，これらは外界センサではないことから，得られるのはある時刻からの相対的な変化量であり，絶対値を得ることはできない．また，長時間の積分によりドリフトが発生することも知られている．このため，太陽センサや恒星センサ，赤外線を用いた地球センサ，地磁気を用いた地磁気センサ等の絶対姿勢を計測することのできるセンサとの組み合わせることが必要[25]となる．

加速度計は，位置や姿勢の他に振動の計測用途としても用いられる．加速度計もジャイロ同様に外界センサではないため，絶対位置・姿勢の検出はできないこと，ドリフトの影響があることが課題であり，絶対位置・姿勢を求めるためには，他のセンサと組み合わせることが必要である．また，加速度センサは，信号がノイズにより埋もれてしまうことも懸念される．国際宇宙ステーションにおいて，宇宙ステーション補給機こうのとり(HTV; H-II Transfer Vehicle)のキャプチャおよびドッキング時における振動を加速度センサで計測した例では，加速度計にノイズが定期的に発生[26]しており，加速度計で計測されたドッキングによる振動はノイズと比較しても小さかった．こうした例からも，微小な変位や加速

度変化の小さい低周波の振動を加速度計で計測することは、困難であると言える。

(2)距離・高度の計測

距離や高度、そして振動に関しては、いずれもレーザ光を利用して計測可能である。計測原理はレーザ光が対象物との間を往復する時間を計測する Time of Flight 方式、あるいはレーザ光が帰ってくる方向から三角測量の原理で距離を計測する方式が中心である。

レーザを用いた計測センサとしては、LIDAR(Light Detection And Ranging)や RVLS(RendezVous Laser Sensor), LRF(Laser Range Finder)が挙げられる。レーザセンサを用いることで、レーザ光軸上にある対象までの距離を得ることができるため、小惑星探査機はやぶさ(MUSES-C; MU Space Engineering Spacecraft-C)では LIDAR を航法センサとして利用[27]している。一方、レーザによる手法では、計測対象の姿勢や方向を知ることができないため、様々な工夫が必要となる。HTV に搭載されているランデブレーザセンサでは、パルスレーザを用いた Time of Flight 方式の測距機能と、2 軸ガルバノミラースキャンアクチュエータを用いた測角機能を組み合わせ、ターゲットとなる ISS に設置されたコーナキューブリフレクタまでの相対距離と視線方向を計測している[28] [29]。また、はやぶさでは、レーザレンジファインダ(LRF)と呼ばれる近距離用のレーザ高度計により、着陸時の距離と姿勢の計測を実施している。はやぶさにおける LRF は、4 本のレーザによる距離計測を実施しており、それぞれのセンサから得られた距離データを基に小惑星に対する傾きを計測[30]している。はやぶさの例では LRF を用いて計測した距離は 4 点であったが、レーザを縦横にスキャンする機能を加えることによってセンサ視野内における 3 次元距離情報を取得することも可能となる。こうしたことから LRF は、探査ローバの地形計測用センサとしても有望視されている [31] [32]。しかし、スキャン中にセンサもしくは対象の移動が発生した場合、移動速度に比例してスキャン誤差が増大するという課題も存在する[33]。

距離を計測する方法では、カメラをセンサとして利用する方法も存在する。これは、カメラによって撮影された画像を処理することで計測が行われる。技術試験衛星きく 7 号(ETS-VII; Engineering Test Satellite-VII)に搭載された静的 3 次元レーザ・レーダであるランデブ・レーダ(RVR; RendezVous laser Radar)は、レーザと CCD を組み合わせることにより距離と方向の計測を実現[34]している。また、レーザを利用せず画像のみを利用したセンサとしては、ETS-VII による近傍センサ(PXS; ProXity Sensor) [34]やロボットアーム搭載のカメラが挙げられる。これらの視覚センサは、宇宙機に搭載されたカメラで計測対象を撮影し、画像処理により対象物までの距離と相対姿勢の取得を実現している。ただし、これらについては、画像中から計測対象を識別するために特徴的な視覚マーカ等が必要となることが多

い. また, 位置・姿勢を得るためには画像データの処理が必要であることから, 他のセンサと比較して, 処理すべきデータ量が多いことも課題の一つである.

このように軌道上における構造物の位置・姿勢や距離計測に用いられるセンサは, 計測対象や用途に応じて様々な種類が存在し, それぞれに課題も存在する. 軌道上の宇宙機の位置・姿勢計測では, これらの課題を補うため, 複数のセンサデータを組み合わせた活用や, センサに対応したハードウェアの追加等, 計測対象や要求される計測精度に応じて様々な工夫が行なわれている.

Table 1.2 軌道上構造物の位置・姿勢計測センサ [25] [33] [35]

手法	センサ名称	計測データ	課題
加速度/ 角速度	慣性基準装置 Inertial Reference Unit	慣性座標に対する 相対姿勢変化 (3軸)	ドリフトにより, 時間経過と共に誤差が増大 絶対姿勢を検出するセンサとの組合せが必須
	加速度計	相対位置・姿勢変化 (ただし1軸/個)	ドリフトにより, 時間経過と共に誤差が増大 信号がノイズに埋もれる可能性がある
レーザ	Light Detection And Ranging	対象までの距離 (スキャン無しの場合には 1軸のみ)	レーザ部が温度に敏感であることから, 温度的な制約が厳しい.
	RendezVous Laser Sensor	対象までの距離/方向	得られる情報はレーザ光軸にある点の距離と角度のみ
	Laser Range Finder	位置・姿勢 (6軸. ただし, 3次元距離 データの処理による)	3次元の距離情報を得るためにはスキャンが必要 スキャン速度により移動体の計測時に誤差が生じる
レーザ /画像	RendezVous laser Radar	対象までの距離と方向	得られる情報は距離と方向のみ
画像	視覚センサ (ProXity Sensor, カメラ)	対象の位置・姿勢 (6軸)	情報を得るためには画像データの処理が必要 位置/姿勢計測用のターゲット(マーカ)等が必要 センサデータである画像は周囲の照明の影響を受ける 挙動計測のために必要とするデータ量が多い *モニタカメラの画像データを利用する場合であれば, センサのためのデータ量増加は無し
	太陽センサ	慣性空間に対する 絶対姿勢 (2軸, Roll・Pitch)	姿勢と位置がカップルする 宇宙機と天体の相対位置が既知であることが必要 日陰では使用不可 単体では太陽方向周りの姿勢検出不可
	恒星センサ	慣性空間に対する 絶対姿勢 (2軸, Roll・Pitch)	姿勢と位置がカップルする 宇宙機と天体の相対位置が既知であることが必要 地触を防ぐためには複数台のセンサが必要 素子の冷却によるS/Nの改善が必要
その他	地球センサ	地球(惑星)との相対姿勢 (2軸, Roll・Pitch)	スキャンミラーによる操作が必要 低高度周回衛星の場合, 軌道位置精度が影響 逐次軌道位置の計算が必要
	地磁気センサ	地球(惑星)固定座標 に対する姿勢 (3軸)	軌道位置精度が姿勢精度に影響 搭載機器からの磁気干渉による精度悪化 高高度になると磁場が弱くなる

1.2 宇宙機における振動計測要求

軌道上における柔軟な構造物の振動等の挙動データは非常に貴重であるものの, 専用センサの開発や搭載は決して容易ではない.

宇宙機が運用される軌道上は、地上と比較して非常に厳しい環境である一方、搭載機器には高い信頼性が求められる。宇宙機に搭載される機器は、軌道上の真空環境および温度の大変化等に対する耐性に加え、打ち上げ時の振動への耐性が必要となる。このようにハードウェアに対する大きな制約があることから、搭載機器の開発は長い期間と多くのコストが必要となる。また、将来の宇宙機やこれに搭載される機器は、小型化および軽量化が強く望まれており、専用のセンサを搭載することによる容量・質量の増加も大きな制約となる。これらの理由から、ミッションの成否に重要な影響を及ぼす場合を除いて、振動等の挙動が計測可能な専用センサが宇宙機に搭載されることは現実的に困難であると言える。

さらに、振動計測専用センサの開発のためには、計測対象や要求精度に応じたセンサおよびターゲットが必要となる。しかし、将来の大型構造物の振動抑制のための知見を得ることを目的とする場合、地上では再現が困難かつ予期せぬ未知の振動現象を観測対象とすることから、センサの要求精度等の仕様を決定することができない。このことも、高価な専用センサの搭載が困難とされる理由である。

このように、個々の衛星の持つミッションの達成という観点からは、ミッションの成否に直接影響しない振動計測専用センサの搭載は期待できないものの、将来の大型構造物の開発のために軌道上の振動を観測したいという要求は数多く存在する。このため、既存のセンサや搭載機器を利用した振動の計測手法が求められている。

宇宙機における柔軟な構造物の代表例としては、1.1.1 節において紹介したように、展開および伸展により大型化する構造が挙げられる。展開構造物の根元は、衛星本体に固定されていることから、片持ち平板の振動計測であり、先端の微小な変位の計測が求められる。伸展構造物は、根元が衛星に固定されている条件は同じであるが、伸展・収縮により先端までの長さが増加することから、片持ち伸縮物の振動計測である。この振動特性を得るためには、先端の微小な変位の計測に加え、伸展長の計測も必要となる。加えて、前述の展開・伸展構造物以外で振動計測が求められる構造物としては、空間に浮いている物体が挙げられる。空間内に浮いている物体とは、多関節のロボットアームに運ばれる実験機器や空中を浮遊するロボット等、空間内で位置・姿勢変化を伴って移動する剛体を指す。こうした例では、センサから離れた対象との相対的な位置・姿勢を、センサデータを基に算出し、6自由度の振動を計測することが必要となる。

これら 3 種類の構造物に対する計測技術を確立することで、主要な宇宙ミッションにおける要求に対し、振動の観測・計測を実現できると考える。

本節では、展開構造物、伸展構造物、位置・姿勢変化を伴って空間内を移動する剛体の構造物を対象に、実際の宇宙ミッションからの振動計測要求をそれぞれ識別する。また、

これらの計測要求を実現するために利用可能なセンサを検討する。

1.2.1 展開構造物の振動計測要求

展開構造物を対象にした計測要求例として、太陽電池パドル先端の振動計測を挙げる。

低軌道の地球観測衛星における観測精度に対する要求は、年々高まる傾向にある。これに伴い、衛星には高い姿勢安定性が求められている。しかし、軌道上の衛星には、姿勢安定性を乱す多くの要因が存在する。これらの要因は、衛星の内部および外部擾乱トルクに大別される。内部擾乱トルクとしては、衛星の姿勢制御のためのホイール、指向性アンテナをコントロールするためのジンバル、地球観測センサのスキャンミラー等、衛星の駆動装置の動作によって発生するものが挙げられる。また、外部擾乱トルクとして、太陽輻射圧や大気による抵抗などが挙げられる。これらの要因については多くの研究が実施され、その成果が衛星の姿勢安定性向上に役立てられている。しかし、姿勢安定性を乱す要因の中には、直接の観測が困難であり軌道上における詳細なメカニズムが明らかにされていないものも存在する。

そのような要因の一つとして、熱による変形および振動がある[36][37][38]。中でも食入り、および食明けの際に低軌道衛星が姿勢変動を起こす主な原因と考えられているのがサーマルスナップである。サーマルスナップによる姿勢変動は、外部熱入力の変化による影響が大きいと思われる、太陽電池パドルの振動により引き起こされると考えられている。太陽電池パドルの振動は、次のように発生すると考えられている。日照時、低軌道衛星の太陽電池パドルの太陽光が当たる面(太陽電池セル面)は高温である。衛星が食に入ると太陽電池セル面、および太陽電池パドル全体の温度は急速に低下し、一時的に太陽電池パドルの表裏で温度差が大きくなる。そして、日陰中では太陽電池パドル全体が低温となり、太陽電池パドルの表裏における温度差は小さくなる。再び衛星が食明けを迎えると太陽電池セル面はまた急激に熱せられる。このように食入り、食明けにおいて、太陽電池パドルの温度は急激に変化すると共に、太陽電池パドルの表裏の温度差も変化する。この影響により、太陽電池パドルは熱膨張及び熱収縮し、変形が発生する。このような外部熱入力の影響による太陽電池パドルの温度差が、結果的に衛星の姿勢変動の原因となっていると推測されている。

陸域観測技術衛星だいち(ALOS)では、ジャイロや地球センサ、太陽センサ、スタートラッカ、GPS レシーバをセンサとして使用した AOCS(Attitude & Orbit Control System)によるフィードバック制御を用いて、太陽電池パドルのサーマルスナップによる姿勢変動を短時間で減衰させることに成功している[39]。しかし、サーマルスナップによる姿勢変動について

は計測・制御が行われたものの、その要因と推定される太陽電池パドルの変位や振動については直接の観測はされていない。

外部熱入力によって引き起こされる変形は微小であり、速度も小さいことから、加速度センサ等で計測を行うことは難しい。こうしたことから、サーマルスナップの原因と推定される柔軟構造物の詳細な振動が軌道上で直接観測された例はなく、そのメカニズムはシミュレーションや地上実験で観測されている[40][41]のみである。このため、軌道上で太陽電池パドルの微小な変形を計測する方法が求められている。

温室効果ガス観測技術衛星いぶき(GOSAT; Greenhouse gases Observing SATellite)では、太陽電池パドル先端の振動を求めるために、モニタカメラの撮影画像を利用して太陽電池パドル先端の変位計測を行う方法が提案されている。この画像処理による方法は、太陽電池パドル先端に取り付けられた小さなマーカの位置を基に変位計測を行うものであり、宇宙航空研究開発機構(JAXA; Japan Aerospace eXploration Agency)および東京工業大学によって開発された。これを利用して、マヌーバ時における太陽電池パドルの振動や、食入り時における太陽電池パドル先端の微小な変位が確認されている[42]。しかし、ここで計測された食入り時における太陽電池パドル先端の変位は、撮影画像の分解能よりも小さいことから、ノイズと外部熱入力による変位の切り分けが困難であり、サーマルスナップの原因と推定される太陽電池パドルの温度変化と振動に関する詳細な観測は実現できていない[43]。

温室効果ガス観測技術衛星いぶきにおいて、太陽電池パドル先端の振動を観測するために使用できるセンサは前述のモニタカメラのみであり、画像を利用した高精度な計測を実現する手法が求められる。

1.2.2 伸展構造物の振動計測要求

伸展構造物の計測要求例として、船外活動(EVA; ExtraVehicular Activity)支援ロボット実証実験(REX-J; Robot Experiment on JEM)ミッションの伸展式ロボットアームを挙げる。REX-J ミッションは、宇宙飛行士が行う船外活動等の有人宇宙活動を支援するロボット(EVA 支援ロボット)の実証を目的として、国際宇宙ステーション 日本実験棟きぼう(JEM; Japanese Experiment Module)を利用して2012年8月より実施されたロボットの実験である。REX-J ミッションでは、伸展式ロボットアームと「テザー」と呼ばれるひもを用いた脚を利用した新しい移動方式を実証することを目的として、小型のロボットによる実験が行われた。REX-J ミッションに搭載された伸展式ロボットアームは、先端の微小な振動や曲げを直接計測するためのセンサは搭載されていない。このため、伸展式ロボットアームの運用では、アームを駆動するモータの回転数を基にアーム先端の位置を算出すると共に、運用者がカ

メラの画像によって実験の様子を目視確認しながら、手先位置・姿勢を微調整するための動作量を決定している。こうした運用により、REX-J ミッションでは、世界で初めて宇宙での伸展式ロボットアームの動作実証に成功している。[44]

REX-J ミッションにおいて採用された伸展式ロボットアームは、小型・軽量化を重視するために低剛性であり、軌道上での振動や曲げが懸念されている。このため、微小重力環境下における低剛性な伸展式ロボットアームの振動特性の把握は、今後の宇宙用ロボットアームの開発に大きく貢献することが期待でき、アーム先端の振動や変位の計測に対する要求が高まっている。

しかし、REX-J ミッションにおける伸展式ロボットアームは、微小重力環境下での作業を前提としていることから、地上の重力環境下ではロボットアーム先端の質量を支えられる剛性が無いため、地上実験における振動特性の計測は困難である。地上試験では、空気浮上装置を利用する等の工夫により一定の制限下での変位や振動の計測[45]が実施されているが、アーム先端の振動やそれに伴うねじれなど、微小重力環境における伸展式ロボットアームの正確な振動を再現するには至っていない。

こうしたことから、REX-J ミッションにおいて搭載された既存のセンサを利用して伸展式ロボットアームの微小な変位を計測する手法が求められている。

1.2.3 位置・姿勢変化を伴う構造物の計測要求

位置・姿勢変化を伴う剛体の構造物の振動計測要求例として、前節で述べた REX-J ミッションにおけるロボット本体を挙げる。REX-J ミッションにおけるロボットは、小型・軽量かつ長距離の移動を実現するため、テザーと呼ばれるひもを利用した脚を持つ。REX-J ミッションでは、テザーの繰り出し・巻き取りを行うリール機構が3台搭載されており、リール機構を用いたテザーの長さ調節によりロボット本体の位置・姿勢を制御する。しかし、ロボットは位置と姿勢を精度よく計測するための外界センサを持たないことから、テザー長を基にした静安定によるモデルベースド手法を用いたロボット本体の位置・姿勢を推定することで、テザー方式での移動実験を成功させている。ただし、移動を繰り返すことでロボットの推定位置・姿勢に誤差が蓄積することも確認されており、定期的なタイミングで位置・姿勢の適切な補正が求められる。REX-J ミッションにおけるテザー移動実験の運用では、モニタカメラで撮影された画像によってロボット本体の様子を目視確認し、運用者の経験に基づいた調整によってロボット本体位置推定の妥当性が検証されている。[46]

しかし、静安定解析によるモデルベースド手法では、ロボット本体の位置・姿勢推定が実現できない条件も存在する。REX-J ミッションで搭載された長さの制御可能なテザーは3

本であり、平面移動を可能とする最小限の数である。このため、移動平面に対して垂直となる面外方向にロボット本体が振動する可能性が懸念されている。面外方向への変位は、将来のテザー移動式ロボットの実用化のために重要なデータであると考えられるが、テザー長を基にした静安定によるモデルベースド手法では推定することができない。

REX-J ミッションにおけるロボット本体には、加速度センサが搭載されているものの、軌道上においてロボットがテザーで懸垂されている期間は長期にわたることから、ドリフトの影響を考慮すると安定的に位置・姿勢を計測することは困難である。また、加速度から求めた位置・姿勢値の妥当性を評価するためのセンサも不足していることから、精度の良い計測は期待できない。

こうした理由から、REX-J ミッションにおいて、テザー長以外の情報からロボット本体位置・姿勢を計測する方法が求められている。

1.3 汎用の搭載機器を利用した振動計測

前節で提示したミッションにおける計測要求を実現するため、既存の搭載機器を用いて振動等の挙動を計測する方法が求められる。このため、1.1.3 節でまとめた既存の位置・姿勢計測に使用された実績のあるセンサと 1.2 節でまとめた計測要求を基に、センサとして使用できる可能性のある機器を識別した。(Table 1.3)

加速度・角速度を計測するセンサは、温室効果ガス観測技術衛星いぶき(GOSAT)の本体には搭載されている可能性が高いが、太陽電池パドルには搭載されておらず、パドル先端の変位を直接計測することはできないため搭載無しと判定した。EVA 支援ロボット実証実験 REX-J ミッションでは、ロボット本体に加速度計が搭載されているが、テザーで懸垂されている状態が長期間にわたることからドリフトの影響は無視できないと考える。

レーザ機器は変位を直接計測できることから有望であるが、GOSAT および REX-J のどちらにも搭載されていない。また、他の宇宙機にも汎用的に搭載される可能性は低いと考えられる。

視覚センサを構成する主な機器であるカメラは、モニタ用途としてはあるものの、GOSAT および REX-J のどちらにも搭載されている。

また、その他センサとして、GOSAT には、太陽電池パドルに温度センサが搭載されているが、このデータからパドルの変形を直接計測することは困難であり、太陽電池パドルの変形と温度変化の関係を補助的に確認する程度となると考えられる。

Table 1.3 振動計測に使用できる可能性のある機器の搭載状況

センサ	挙動計測要求		
	温室効果ガス 観測技術衛星いぶき	EVA支援ロボット 実証実験REX-J	
	太陽電池パドル先端	伸展式ロボットアーム先端	テザー移動時のロボット本体
加速度/ 角速度	無し	無し	本体に加速度センサ搭載
レーザ	無し	無し	無し
画像	モニタカメラ搭載	モニタカメラ搭載	モニタカメラ搭載
その他	温度センサ (直接的な計測は不可)	無し	無し

Table 1.4 宇宙機搭載モニタカメラの例 [47] [48] [49] [50] [51]

宇宙機名称	打ち上げ年	カメラ仕様
ETS-VI「きく6号」	1994	CCDカラー,4台, 30万画素
ETS-VII「きく7号」	1997	CCDモノクロ,4台, (668×485)
MDS-1「つばさ」	2002	CCDカラー,3台, 32万画素
DRTS「こだま」	2002	CCDカラー,4台, 32万画素 (659×494)
ADEOS-II「みどりII」	2002	CCDカラー,4台, 32万画素 (659×494)
ALOS「だいち」	2006	CCDカラー,6台, 33万画素
ETS-VIII「きく8号」	2006	CMOSカラー,6台, 30万画素 (640×480)
SELENE「かぐや」	2007	CCDカラー,4台, 33万画素 *別途1920×1080画素の ハイビジョンカメラを搭載
WINDS「きずな」	2008	CMOSカラー,3台, 30万画素
GOSAT「いぶき」	2009	CMOSカラー,8台, 130万画素 (1280×1024)
QZSS「みちびき」	2010	CMOSカラー,3台, 130万画素 (1280×1024)
「しずく」GCOM-W1	2012	CMOSカラー,6台, 130万画素 (1280×1024)
REX-J「EVA支援ロボット実証実験」	2012	CMOSカラー,4台, (320×240)

なお、モニタカメラは、多くの宇宙機での搭載実績を持つ。(Table 1.4) よって、これを用いた振動等の挙動計測手法が確立できれば、多くの宇宙機は視覚センサとして活用でき

るハードウェアを既に備えていると言え、汎用性・応用性の観点からも非常に有望であると考ええる。

また、モニタ用カメラを視覚センサとして利用することは、データ量における制限の緩和も期待できる。視覚センサは、サイズの大きい画像を扱うことから画像データのダウンリンクを行う場合には、他のセンサよりも不利となる。しかし、モニタカメラによる撮影画像は、地上における目視確認という用途から、運用中に必ず画像データの取得が行われると予想される。よって、モニタカメラによる撮影画像を利用することで、センサ用のデータを改めて取得する必要がないため、データ容量としても有利であると言える。

こうしたことから、既存の宇宙機搭載のモニタカメラを視覚センサとして利用する方法を確立することで、貴重な軌道上における振動特性の取得機会を拡大できると考えられる。さらに、特殊な機器の追加を必要としない計測システムを実現することは、将来の宇宙機の小型化・軽量化および開発コストの削減にも貢献できると考えられる。

1.4 カメラを視覚センサとして利用した軌道上計測技術

前節において、モニタカメラを振動計測用センサとして利用した際の利点について述べた。本節では、モニタカメラのセンサとしての利用可能性を検討するため、カメラを視覚センサとして利用した軌道上の計測技術の現状について整理する。

カメラを視覚センサとして利用した計測は、カメラで撮影された画像を入力として、画像処理を用いて対象物を抽出し、位置や姿勢値を得る。しかし、入力となる画像データは、軌道上環境から大きな影響を受け、安定的なデータを得ることが難しい。画像に対して最も大きな影響を及ぼすのは、軌道上における照明環境である。検査やロボットアームの位置決めのために用いられる地上の視覚システムでは、安定した画像を得るための照明技術は欠かせないものであり、計測対象に対して良好なコントラストを得るための照明装置やカメラ撮影条件の設定等、画像処理に適した環境が整備されることが重要である[52]。このため、視覚システムを用いた地上の高精度な位置・姿勢計測では、多くの場合、照明環境が大変化することは想定されていない。これに対し、地球周回の低軌道上における宇宙機搭載カメラの主な光源は太陽であり、光の当たる日照と地球の影に入る日陰で照明環境が大きく変化する。また、日照中は、大気散乱の無い太陽の直接光と地球反射のアルベド光が混在し、照度が 10^3 から 10^5lx まで大変化する複雑な環境[53]である。一方、日陰中は、宇宙機に搭載された照明装置が光源となるが、日照中と比較して極端に照度が小さくなる。さらに、低軌道上の宇宙機は約 90 分で地球を一周するため、照明環境変化が短時間で発生する。これらのことから、軌道上の照明環境は、地上の屋外環境以上に厳しい条件であり、

画像処理に適しているとは言い難い。また、カメラでは放射線の影響による画像の劣化が発生することも知られており[54][55]、ノイズのある画像に対しても安定的に計測ができることが求められる。

このように軌道上で利用する視覚センサは、照明環境変化やノイズの発生する厳しい環境において高い信頼性が必要とされることから、ロバスト性や計測精度の向上を目的とした様々な計測手法が研究・開発されている。

本節では、カメラをセンサとして利用する視覚システム、およびモニタカメラを用いて宇宙機の計測を実施した例について分類し紹介する。(Table 1.5)

カメラを用いた既存の計測技術で利用されるハードウェアは、カメラを計測用センサとして使用することを前提に搭載された「計測用途」、およびモニタカメラとして搭載された機器を利用する「モニタ用途」に分類できる。さらに、方式として、「レーザを利用」する方法、「マーカを利用」する方法、そして「特徴点を利用」する方法に分類した。

Table 1.5 宇宙機の視覚システム/モニタカメラを用いた計測例

用途	ミッション	事例	方式	計測内容	課題
計測用途	ETS-VII	ETS-VII ランデブドッキング用RVR	レーザを利用	距離と方向	・ターゲットに再帰反射性のあるリフレクタが必要。 ・6軸の位置・姿勢計測は不可。
		ETS-VII ランデブドッキング用PSX	マーカを利用	位置と姿勢(6軸)	・ターゲットに3次元形状のマーカ搭載が必要。 ・特定波長の照明およびフィルタが必要。
		ETS-VII ロボット実験用3次元マーカ		位置と姿勢(6軸)	・ターゲットに3次元形状のマーカ搭載が必要。 ・マーカ形状から安全性・取付位置に制約有り。
		ETS-VII ロボット実験用2次元マーカ		位置と姿勢(5軸)	・マーカデザインにより計測は5軸に制限される。 ・正面付近における姿勢計測精度の低下。
	国際宇宙ステーション	ISS-HTV グラッブルフィクスチャ用マーカ	マーカを利用	位置と姿勢(6軸)	・ターゲットに3次元形状のマーカ搭載が必要。 ・マーカ形状から安全性・取付位置に制約有。
		ISS・JEM搭載機器用3次元マーカ		位置と姿勢(6軸)	・ターゲットに3次元形状のマーカ搭載が必要。 ・マーカ形状から安全性・取付位置に制約有。
	はやぶさ	はやぶさターゲットマーカ	特徴形状を利用	探査機と小惑星上のマーカとの相対速度	・特徴的なマーカとフラッシュが必要。 ・6軸の位置・姿勢は計測不可。
		はやぶさ航法用画像処理		小惑星の方向(画像内の輝点位置)	・6軸の位置・姿勢は計測不可。 ・小惑星の3次元位置を知るためにはレーザ高度計データの併用が必要。
		はやぶさ地形照合航法		探査機の位置	・はやぶさの例では、マッチングは運用者の手作業。 ・自動で行う場合、影や例外的な特徴の補正が必要。 ・大規模なデータベースを必要とする。
	惑星探査ローバ	惑星探査ローバ Visual Odometry	特徴形状を利用	ローバの自己位置	・影の影響による特徴点誤認を防ぐ手法が必要。 ・複数画像でのマッチングを行うため、連続撮影が必要。
		惑星探査ローバ SLAM		ローバの自己位置 地図構築	・特徴点位置を得るためにLRFやステレオ視が必要。 ・複数画像でのマッチングを行うため、連続撮影が必要。
モニタ用途	GOSAT	GOSAT 太陽電池バドル モニタカメラ	マーカを利用	太陽電池バドル先端のマーカ位置	・照明環境の大変化により、対象を適切に抽出できない。 ・低解像度のため、挙動計測結果がノイズに埋もれる。
	LDREX	LDREX 展開状況モニタ用の監視カメラ	特徴形状を利用	平面マーカの画像上の変位量	・照度変化への対応が必要。 ・画像上の変位から実際の変位への変換が必要。
	IKAROS	IKAROS 分離カメラ		位置と姿勢(6軸)	・一部のパラメータの推定・仮定が必要。 ・十分な数の特徴点が視認できることが必要。

1.4.1 計測用センサとしてのカメラの利用例

本節では、計測用センサとしてカメラを利用した例を紹介する。

(1)技術試験衛星きく7号(ETS-VII)

カメラを計測用センサとして利用した視覚システム例として、「おりひめ・ひこぼし」の愛称を持つ技術試験衛星きく7号(ETS-VII) (Fig. 1.11)を紹介する。ETS-VIIは、ランデブ・ドッキング技術と宇宙ロボット技術の軌道上実証を目的とした衛星であり、用途に応じた複数の視覚システムを搭載している。

ランデブ・ドッキング実験では、軌道上でチェイサー衛星とターゲット衛星に分離し、自動および遠隔操縦によるランデブ・ドッキングの実証実験を実施した。この時、500m 以上の最終接近フェーズにおいて使用されたのが、RVR と呼ばれるレーザと CCD を併用した手法である。RVR は、赤外線レーザをターゲットに向けて照射する。ターゲットは、コーナキューブリフレクタと呼ばれる再帰反射特性を持つ反射体(Fig. 1.12)を搭載しており、レーザ光を反射する。反射されたレーザ光は、フォトダイオードと CCD で検出され、これを基にターゲットまでの距離と角度が計測される。[34]

10m 以下におけるドッキングフェーズの主航法センサとして使用されたのが、CCD カメラによるターゲットマーカの撮影画像を利用した、PXS と呼ばれる位置・姿勢計測システムである(Fig. 1.13)。PXS は、3 次元的な形状を持つマーカをターゲットに搭載し、その撮影画像から、位置・姿勢を計測する。このマーカは、中心部に奥行き方向の段差がある形状をしており、表面に4つ、奥行き方向に3つの円形のマークを持つ。(Fig. 1.14) 円形のマークは、チェイサー側に搭載された波長 660nm の赤色 LED からの照射光を再帰反射するように作られている。CCD カメラで撮影されたターゲットの画像から、円形マークの反射光の位置を画像処理によって識別する。そして、表面にある円形マークの基線長や基線の傾きからマーカの位置やロール方向の姿勢を、奥行き方向にある円形マークの位置から、ピッチ・ヨー方向の姿勢を算出する。[56]



Fig. 1.11 技術試験衛星きく7号(ETS-VII) ©JAXA

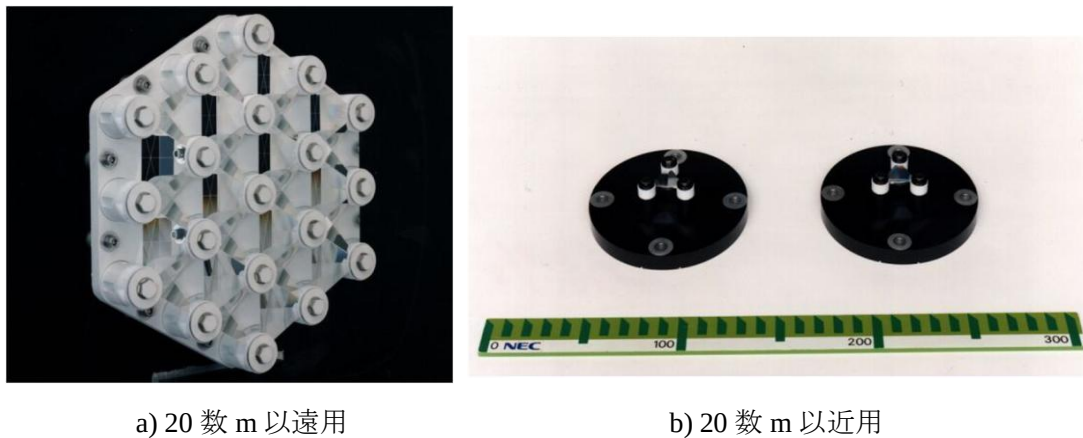


Fig. 1.12 技術試験衛星きく7号におけるRVRの反射体 ©JAXA [34]

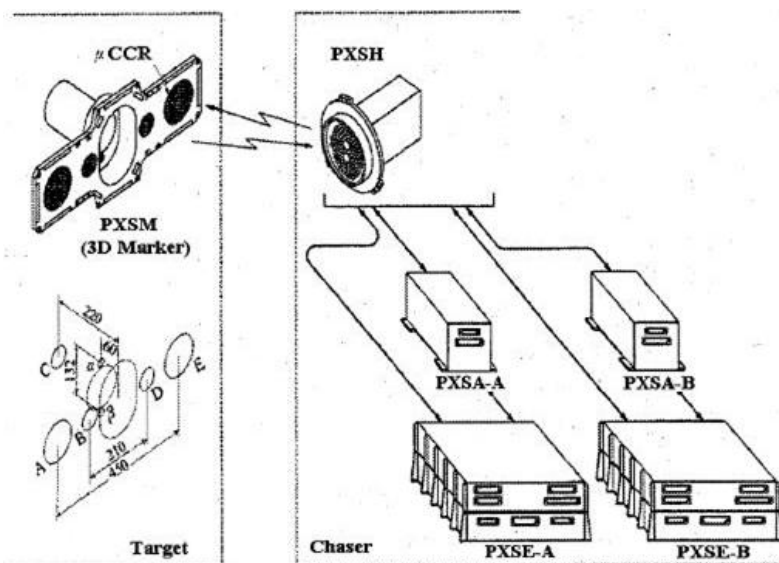


Fig. 1.13 技術試験衛星きく7号におけるPXSシステム (河野他, 2003) [56]

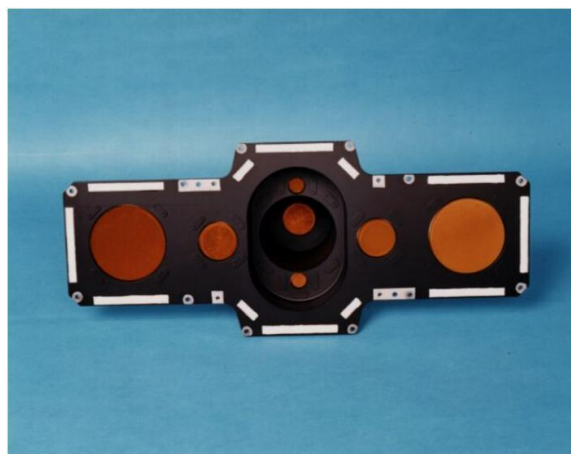


Fig. 1.14 PXSシステムにおけるマーカ ©JAXA [56]

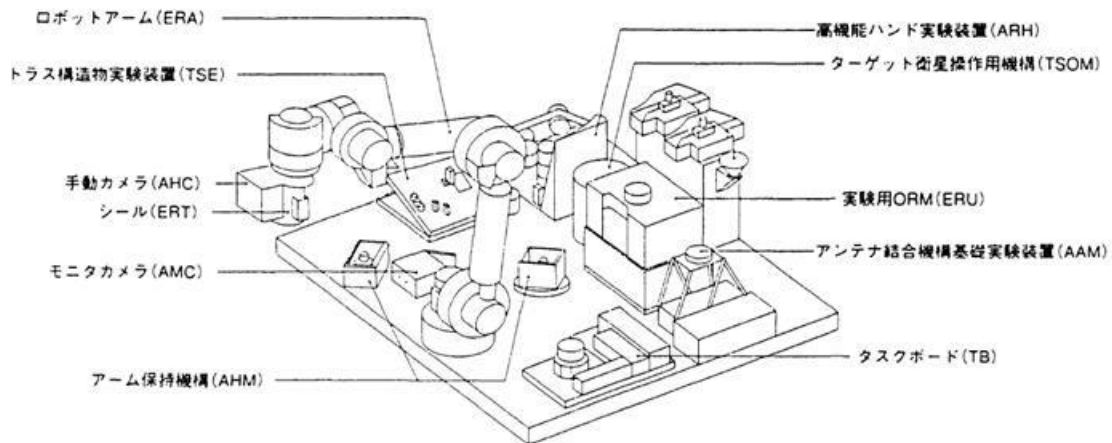
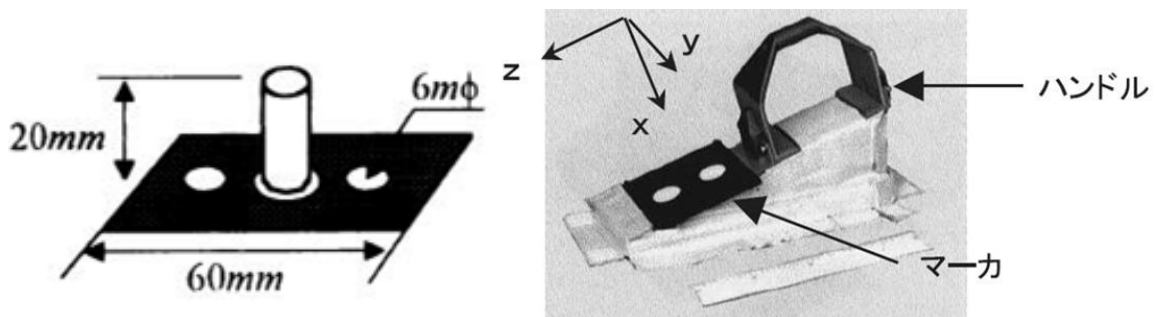


Fig. 1.15 技術試験衛星きく7号搭載ロボット実験機器 (小田, 1999) [57]

ETS-VIIの宇宙ロボット実験では、チェイサー衛星に搭載された6自由度のロボットアーム(Fig. 1.15)を用いて、ロボットアームの機能性能評価、地上からの遠隔制御、アームと衛星姿勢の協調制御、機器の点検や交換等の軌道上サービスのための基礎実験が実施された[57]。これらの実験に用いられたのが、マーカを利用した視覚システムである。

ロボット実験用の視覚システムとして、操作対象物に対するロボットアーム手先の位置決めに使われたのが、CCDカメラ画像とターゲットに搭載されたマーカである。CCDカメラによる画像処理の対象として、平板の中心に突起の付いた立体的な形状を持つ3次元マーカや平板に2つの円マークを持つ平面マーカ等、種々のマーカがロボットアームの主要な位置決め先に取り付けられている(Fig. 1.16)。[58] [59]



a)突起付の3次元マーカ (小田, 1997) [58] b)円マークの平面マーカ (稲場他, 2003) [59]

Fig. 1.16 技術試験衛星きく7号のロボット実験で使用されたマーカの例

平面に突起の付いた3次元マーカは、突起先端の特徴点を利用することでカメラに対するマーカの傾きを容易に検知することができ、高精度の姿勢計測を実現している。一方、

平面マーカでは、デザイン上の制約から計測できるのは位置と2軸分の姿勢のみとなる。平面マーカの採用理由としては、把持対象の特性上ヨー方向(Z軸周り)の姿勢に対する許容誤差が大きいため、ヨー方向姿勢の計測が不要と判断されたことによる[59]。なお、位置・姿勢の6軸を計測可能な平面マーカとしては、地上技術で ARTToolKit [60]等が利用されているが、こうした平面マーカを利用した計測では、正面付近の姿勢計測精度が低いという課題が存在する[61]。

ETS-VIIのロボット実験における画像処理では、カメラにより撮影された画像からマーカ内の白点を抽出し、その位置関係からカメラとマーカの相対的な位置・姿勢を算出する。こうして得られた結果がアーム動作にフィードバックされる。

照明環境変化への対処としては、白黒のコントラストの強いマーカを用いる方法が採用されている。こうしたマーカを使用することにより、照度変化に対する計測精度の劣化が軽減できることが地上実験により確認されている[58]。さらに、運用では、撮影画像を地上に伝送してヒストグラム解析し、適正なシャッター速度や白点抽出のためのしきい値を搭載系に教示することで、照明環境変化に対応する手法も取られている。ただし、軌道上環境における実験により、迷光がマーカの白点にかかった場合(Fig. 1.17)に画像処理できない事象や、環境の明るさや周辺の明暗模様による疑似マークの影響により、マーカの誤認が発生することも確認されている。迷光の対策としては、画像処理の妨げとなる太陽光のカメラ干渉が発生しない時間帯に運用できるよう計画する方法が提案されている[59]。また、疑似マークの対策としては、色情報を用いて疑似マークとターゲットの特徴点を識別する方法が提案され、研究が行われている[62]。

なお、ETS-VIIに搭載されたこれらのマーカは、画像処理を用いた画像フィードバック制御用途だけでなく、ロボットアームをマニュアル操作する際の指標としても使用[63]されており、人間が目視によりモニタした際の姿勢ずれが確認しやすいデザインとなっている。



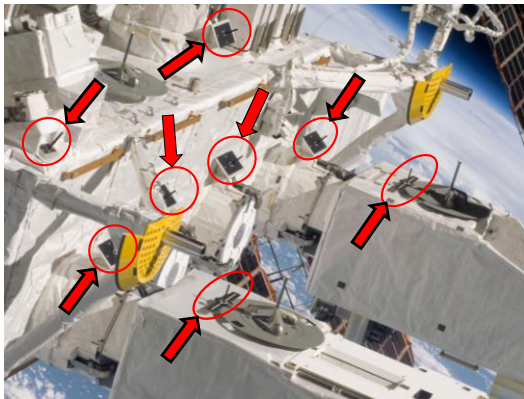
Fig. 1.17 迷光進入時のカメラ画像例 (稲場他, 2003) [59]

(2)国際宇宙ステーション

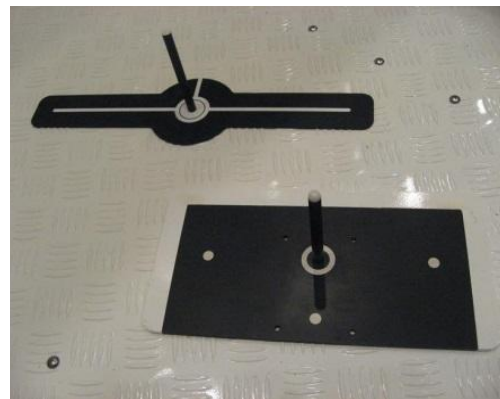
マーカを使用した視覚システムは、国際宇宙ステーションでも利用されている(Fig. 1.18). これらのマーカは、ETS-VIIで利用された3次元マーカと同様に平板に突起の付いた形状[64]をしており、宇宙飛行士や地上のオペレータがロボットアームを遠隔操作する際の位置決め利用されている。

また、国際宇宙ステーション 日本実験棟「きぼう」搭載のロボットアームは、手先カメラとマーカを用いた測距による位置決め機能も有している。この機能は、テレビモニタに投影された視覚ターゲットであるマーカの画像を見ながら、宇宙飛行士がマーカの特徴点を画面にて指示することにより、位置補正量が自動で計算されるものである。[65]

ただし、これらの3次元マーカは、突起先端の特徴点を基に高精度な姿勢計測を行うという特徴から、突起が破損した場合には計測精度が大きく低下してしまう。こうした理由に加え、安全上の制約から宇宙飛行士やロボットとの接触を避けるため、マーカの搭載位置が制限されるという課題がある。



a) 日本実験棟「きぼう」におけるマーカ搭載例



b) マーカ外観

Fig. 1.18 国際宇宙ステーションで使用されるマーカ ©JAXA/NASA

(3)小惑星探査機はやぶさ(MUSES-C)

マーカを利用した視覚システムは、小惑星探査機はやぶさ(MUSES-C) (Fig. 1.19)でも、利用されている。

はやぶさでは、小惑星への着陸時における相対速度評価のために視覚システムが使用された。この視覚システムでは、撮影画像中のターゲットマーカを追尾するために画像処理が実施されている。ターゲットマーカ追尾用画像処理では、再帰性反射シートを貼ったマーカ(Fig. 1.20)を小惑星に投下し、フラッシュ ON 時の画像と OFF 時の画像の差分を取ることによってマーカを抽出し、輝点をトラッキングしている。[66]



Fig. 1.19 小惑星探査機はやぶさ(MUSES-C) ©JAXA



Fig. 1.20 小惑星探査機はやぶさのターゲットマーカ ©JAXA

また，はやぶさでは，撮影画像の特徴形状を利用した計測も実施されている．小惑星の方向を計測するための航法用画像処理では，画像内における輝点の大きさ，明るさを基に評価し，最大評価値の輝点の中心アドレスを算出している．この結果とレーザ高度計のデータを併用することで，小惑星近傍において 3 次元相対位置を計測している．また，地形照合航法では，画像上の小惑星表面の特徴形状を利用して誘導を実施した．地上に伝送された画像データを利用した運用者の手作業によるマッチングではあるものの，約 3 億 km 離れた小惑星イトカワにおいて 10m 程度の誘導誤差で着陸させることに成功している．ただし，着陸時の計測としては，1.1.3 節で述べた通り LRF における計測データを利用した距離と姿勢の計測を実施しており，画像のみでの位置・姿勢計測は実施していない．[25] [30]

(4) 惑星探査用ローバ

惑星探査用ローバでも特徴形状を利用した視覚システムの利用が研究されている．ロー

バが不整地を走行する場合、車輪の回転数を基にした自己位置推定ではスリップ等の影響による誤差が大きくなる。よって、カメラ画像を基に特徴点を追尾して画像間の相対撮像位置を計測する Visual Odometry という手法が提案されている[66]。ただし、複数の画像上の特徴形状を追跡するという特性から、計測のためには連続的な画像が必要となることや、運動と連動しない特徴点の移動(照明環境変化やローバ自身の影等)を区別することが必要である等の課題も存在する。[67]

惑星探査用ローバの自己位置推定の方法として、SLAM(Simultaneously Localization And Mapping)を用いた方法も挙げられる。SLAM は、地図構築と自己位置推定を実施する方法である。ただし、SLAM による自己位置推定を行うためには、複数台のカメラを利用したステレオ視、もしくは LRF を利用した 3 次元的な位置データが必要となる。また、SLAM は観測する環境が静的であることを仮定して処理を行うため、動的な物体の計測を行うためには、動いている物体と静止している物体の分離方法など、課題が残る。また、Visual Odometry と同様、特徴点を追跡するという特徴から連続的なデータが必要となる。[31][68][69]

1.4.2 モニタカメラを利用した計測例

本節では、モニタカメラを利用して計測を実施した事例について紹介する。

(1)温室効果ガス観測技術衛星(GOSAT)

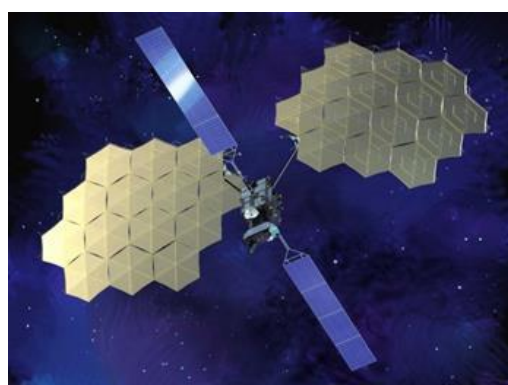
温室効果ガス観測技術衛星いぶき(GOSAT) (Fig. 1.21)では、衛星搭載モニタカメラによる撮影画像を用いて食入り時の太陽電池パドル先端振動を計測した[43]。この計測では、太陽電池パドル先端にマーカとなる反射材が取り付けられているものの、モニタカメラを使用していることからマーカサイズに対して十分な分解能が無いという課題があった。また、食入りの際の振動計測を目的としていたことから、計測時の照明環境が大変化することも課題となっている。加えて、食入りの瞬間における先端の変位が微小であることから、ノイズと変位との識別が困難であった。こうしたことから、モニタカメラを用いた計測としては、食の前後における太陽電池パドル先端変位の概要は観測できたものの、食入りの瞬間における詳細な変位を明らかにするには至っていない。GOSAT の太陽電池パドルの振動計測については、2 章で詳細に述べる。



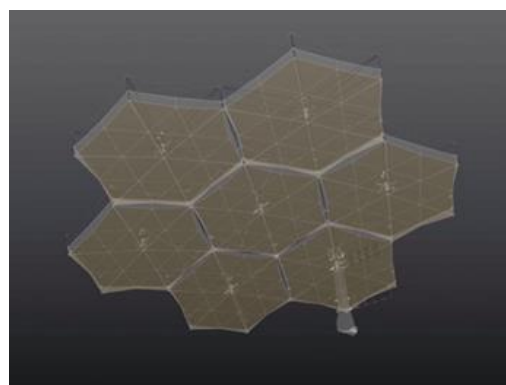
Fig. 1.21 温室効果ガス観測技術衛星いぶき(GOSAT) ©JAXA

(2) 技術試験衛星きく8号(ETS-VIII)の大型展開アンテナ小型・部分モデル(LDREX)

モニタカメラ撮影画像を用いた計測において、特徴形状を利用した事例について紹介する。軌道上画像における特徴形状を用いた大型構造物の振動計測として、技術試験衛星きく8号(ETS-VIII; Engineering Test Satellite-VIII)の大型展開アンテナ小型・部分モデル(LDREX; Large-scale Deployable Reflector Experiment) (Fig. 1.22)において、監視カメラで撮影された画像を基に展開構造物の特徴点における変位が計測された例がある。



a) 技術試験衛星きく8号(ETS-VIII)



b) LDREX

Fig. 1.22 技術試験衛星きく8号(ETS-VIII)と LDREX ©JAXA

この例では、画像相関法を用いることで、マーカや対象物の特徴領域が画面内を移動した際に移動後の特徴領域の位置計測を 1/100 ピクセルの精度で実現しており、構造物の展開時の動きの計測・理解のために役立てられた。ただし、単一のカメラで撮影された画像を使用していること、および柔軟な素材のマーカを利用していること等の制約から、実際のマーカの移動距離を計測するには至っていない。また、軌道上の照明環境の影響により一部の画像ではハレーションが発生していたことから、照度調節範囲を広げる等の照明環境の変化に対する対策も課題として挙げられている。[70]

(3) 小型ソーラー電力セイル実証機(IKAROS)

特徴形状を利用したもう一つの事例としては、小型ソーラー電力セイル実証機(IKAROS; Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun)において、IKAROS 本体から放出される分離カメラによる撮影画像を利用した計測例がある。IKAROS は、薄膜の帆が宇宙空間で展開された様子をモニタするための分離カメラを搭載している。この分離カメラで撮影された画像を基に、透視投影モデルを用いて分離カメラと IKAROS 本体の相対的な位置・姿勢の計測が実施された。この結果、画像を基に推定したカメラの分離速度と角速度が、計画値と同等であることが確認できている。ただし、推定誤差等の影響により、画素中に残留誤差があることも確認されている。[71]

また、IKAROS 主構体上の 10 個のボルト位置を特徴点として、分離カメラの軌道・姿勢の推定も実施されている。こうして得られた分離カメラの軌道・姿勢のデータを基に、分離カメラで撮影された画像 2 枚を用いたステレオ法によって展開した膜面の形状が推定されている。また、膜面形状は、サンセンサデータ、膜面の反射特性、分離カメラの位置、画像の陰影等の情報を利用した *shape from shading* による方法でも推定されている。[72][73]

ただし、これらの計測に関しては、一部のパラメータの仮定や推定が必要であること、および画像中に十分な数の特徴点が視認できていることが必要であるため、画像情報のみで軌道上の照明環境の大変化および特徴点が隠されるオクルージョンに対応した計測は困難であると考えられる。

1.4.3 カメラを利用した計測の現状

前節までに紹介したように、カメラを利用した視覚システムによる計測は、宇宙開発で欠かせない技術となっており、様々な手法が提案され利用されている。ただし、これまでの技術は、ミッション達成のために必要とされる計測精度が明確であり、視覚システムとしての計測精度を軌道上環境でロバストに実現するために、特徴的なマーカを使用する、照明環境に一定の制約を設ける、撮影画像を基に手動での調整を行うなどの工夫が行われている。また、3 次元的な位置・姿勢の計測を実施するために、立体的なマーカの利用や画像データと他のセンサデータを組み合わせる等の工夫がなされている。

一方、モニタカメラを利用した計測の事例では、単一のカメラで撮影された画像を使用することや、モニタ用途であるが故に十分な解像度や分解能を有していないこと、そして照明環境の変化に対応できるシステムとなっていないこと等の制約から、画像のみを利用して軌道上照明環境にロバストかつ高精度な計測を実現するには至っていない。

1.5 光学環境の急変する軌道上でのモニタカメラによる振動計測における課題

前節にて紹介したカメラを用いた既存の計測手法では、軌道上環境においてロバストかつ高精度な計測を実現するために、特徴的なマーカや画像以外のセンサ等を利用することが一般的であった。また、軌道上の照明環境変化に対しても、地上からのパラメータ教示や運用制約でカバーする等の対処を行うことで計測を実現している。これらの例のように、軌道上環境における視覚システムの実用化のためには多くの工夫が必要となる。しかし、モニタカメラは、計測を前提として開発されたものではないために多くの制約が存在し、既存の視覚システムにおいて開発された手法を適用することは困難である。

モニタカメラは、その名の通り搭載機器を監視することを想定して開発されていることから、監視や広報用途のための解像度が選定され、これを計測用として使用した場合に得られる分解能や精度の検討・確認がされていないことが課題である。「かぐや」のハイビジョンカメラのように高解像度のカメラが搭載された実績[51]はあるものの、通信容量の制約等を考慮すると、モニタ用途としてのみ利用されるカメラには将来的にも高い解像度は期待できない。このため、モニタカメラをセンサとして利用した場合に実現できる精度を評価することは、今後のモニタカメラの解像度を決定する重要な知見となると考えられる。

また、軌道運動による照明環境の大変化や計測対象の位置・姿勢変化等の理由から、画像上の特徴点の視認性が低下する条件も存在する。特にモニタカメラでの撮影画像は、運用時間などの制約から必ずしも対象の視認性が良い条件で撮影されるとは限らず、シャッター速度等の撮影条件も対象に合わせて最適化されていることは期待できない。加えて、今後開発される宇宙機に関しても、搭載容量や質量の観点から、立体的な形状や再帰反射材等が用いられた特殊なマーカが計測対象に搭載されることは期待できない。このため、現実的に使用可能なマーカは、小型軽量でミッションへの影響が小さい、ごく限定的なものに限られると考えられる。

これらを踏まえ、本研究が対象としているモニタカメラを用いた計測を実現するための制約を整理した。(Table 1.6).

一つめの制約は、センサデータとして得られるのが、単一のモニタカメラの画像のみとなることである。モニタカメラによる撮影では、レーザ等の計測を目的とした追加機器を必要としないことが前提であるため、単一のカメラで撮影された画像データのみから、振動や位置・姿勢を計測することが求められる。

二つめの制約は、モニタ用途で撮影された画像を用いることから、解像度および分解能が、振動計測用センサとして十分でない可能性が高いことが挙げられる。過大な解像度は、データ容量を増加させ、過小な解像度は目的の振動の計測を実現できない。よって、モニ

タカメラの振動計測用センサとしての計測技術を確立するためには、カメラの持つ解像度から実現可能な計測精度を評価し、解像度選定のための知見を得ることが求められる。

三つめの制約は、識別しやすいデザインや特徴的な3次元形状を持つマーカの利用が期待できないことである。このことから、本研究における視覚システムでは、マーカの無い対象、もしくは搭載容量や質量に影響を与えない簡易的なマーカを用いた計測を想定する。簡易的なマーカとは、形状に制限のある平面的なマーカであり、解像度および分解能の制限からマーカとしての特徴的な模様やエッジが正確に識別できないサイズを想定する。

もっとも大きな制約は、軌道上環境における照明の変化である。モニタカメラによる撮影では、照明条件の良い撮影タイミングの選定や対象を視認するために最適化された条件での撮影が期待できないため、軌道上における大きな照明変化に対してロバストな特徴点抽出が実現できることが必要である。

こうした制約から、モニタカメラを用いた振動等の挙動計測は、機器の追加を必要とせずに非常に貴重なデータを得られる手段として期待される一方、大変化する照明環境下で撮影された画像を基にロバストな計測を実現するという困難な課題の解決が求められる。さらに、このような軌道上環境における計測センサとして実現可能な精度を評価することも重要である。

Table 1.6 モニタカメラを用いた振動等の挙動計測を実現するための制約

No.	制約	原因
1	位置・姿勢推定は、単一のカメラで撮影された画像を基に実施することが必要。	搭載質量・容量やコストの制限から、複数のカメラや他のセンサを搭載できず、単一のモニタカメラによる撮影画像を活用するため。
2	解像度・分解能は、振動計測を前提に選定されていない。	モニタ用途として撮影された画像を活用することから、計測を意識せずに解像度が決定されているため。
3	マーカが無い、もしくは簡易的なマーカを持つ対象に対してロバストかつ高精度位置・姿勢計測手法の確立が必要。	搭載質量・容量やコストの制限から、使用可能なマーカが限られるため。
4	照明環境の大変化への対応が必要。	衛星の軌道運動の影響、また、日陰中は、搭載質量・容量・電力等の制限により、十分な明るさを持つ照明を搭載できないため。

1.6 モニタカメラを視覚センサとして利用する場合の前提条件

モニタカメラを視覚センサとして利用する場合、画像上の特徴点位置と3次元空間内に存在する点の対応付けが必要である。よって、この対応付けを行うためのパラメータが、事前に求められていることが前提条件となる。本節では、前提条件として使用するカメラモデルとそのパラメータの取得方法について述べる。

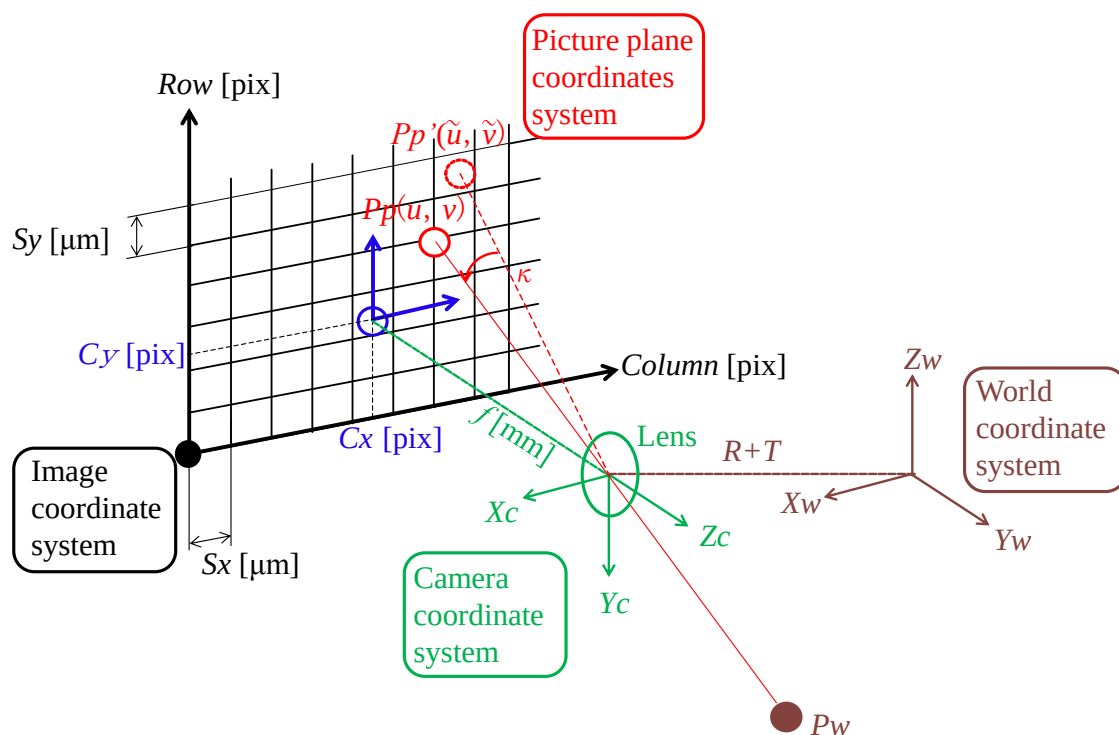


Fig. 1. 23 ピンホールカメラモデル [74]

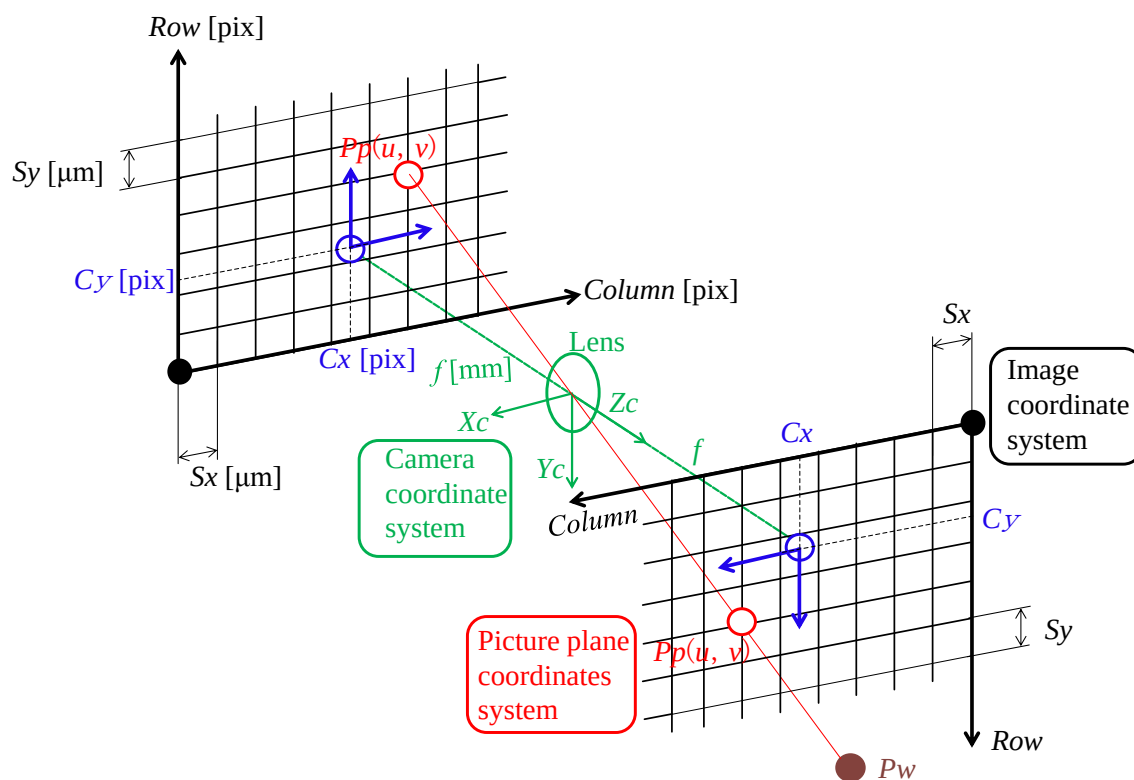


Fig. 1. 24 ピンホールカメラの透視投影モデル [74]

カメラで撮影した画像から、対象物の位置・姿勢を計測する際に、3次元空間内の点が撮影画像である2次元平面上のどの位置に投影されるかをモデル化することが必要である。宇宙機に搭載されるモニタカメラのようなエリアスキャンカメラに対するモデルとしては、ピンホールカメラモデル(Fig. 1.23)が使用されるのが一般的である。

このピンホールカメラモデルでは、実際のカメラ同様に画像平面はレンズの後方に存在する。このため、対象が画像に投影される際に像の反転が発生する。仮想的な画像平面を、レンズより前に置くことで、像の反転が発生せず、投影がより扱いやすくなる。こうしたモデルを透視投影モデル(Fig. 1.24)と呼ぶ。

本研究では、カメラのモデルとして、ピンホールカメラの透視投影モデルを使用することとした。

世界座標系における点 P_w は、式(1.1)により回転行列 R と平行移動ベクトル T によって、カメラ座標系に変換される。カメラ座標系は、レンズの投射中心を原点とし、光軸方向を Z 軸の正、画面右方向を X 軸の正、画面下方向を Y 軸の正とする座標系である。カメラ座標系で表された点は、レンズの投射中心を通り、式(1.2)に示すように焦点距離 f mm 離れた位置にあるイメージャ平面上の点 P_p に投影される。点 P_p の位置は、画像平面座標系 (u, v) で表される。ただし、点 P_p は、レンズの歪みによる影響を受けることにより、点 P_w とレンズ投射中心を結んだ直線状ではなく、点 P_p' のようにずれてイメージャ平面上に投影される。歪みは、式(1.3)の放射歪みの近似式により、補正することができる。点 P_p' は、式(1.4)の通り、イメージャにおける画素の大きさ S_x と S_y および、画像の主点 C_x と C_y によって Row と $Column$ で表される画像座標系に変換される。

$$P_c = RP_w + T \quad (1.1)$$

$$\begin{pmatrix} u \\ v \end{pmatrix} = \frac{f}{z_c} \begin{pmatrix} x_c \\ y_c \end{pmatrix} \quad (1.2)$$

$$\begin{pmatrix} u \\ v \end{pmatrix} = \frac{1}{1 + \kappa(\tilde{u}^2 + \tilde{v}^2)} \begin{pmatrix} \tilde{u} \\ \tilde{v} \end{pmatrix} \quad (1.3)$$

$$\begin{pmatrix} Row \\ Column \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\tilde{v}}{s_y} + c_y \\ \frac{\tilde{u}}{s_x} + c_x \end{pmatrix} \quad (1.4)$$

このようなピンホールカメラの透視投影モデルを用いることにより，世界座標系上の点 P_w が画像上に表示される位置 $Row, Column$ を決定することが可能である．[74]

なお，こうしたモデルを用いて画像上の点から世界座標系における位置を算出するためには，カメラ固有の焦点距離 f ，レンズ歪み率 κ ，イメージャセル間の水平距離 S_x ，イメージャセル間の垂直距離 S_y ，歪み中心の水平座標 C_x ，歪み中心の垂直座標 C_y といったパラメータが既知であることが必要である．これらのパラメータは，カメラ固有の値であることから，カメラ内部パラメータと呼ばれる．

なお，式(1.1)における R および T は，世界座標系とカメラ座標系の関係を表すことから，カメラ外部パラメータと呼ばれる．なお， R は，各軸周りの回転角度 α, β, γ をパラメータにした回転行列， T は，各軸方向の平行移動距離 t_x, t_y, t_z をパラメータにした平行移動ベクトルである．

カメラ内部パラメータとカメラ外部パラメータをまとめて，カメラパラメータと呼ぶ．

このカメラパラメータを算出するために実施されるのが，カメラキャリブレーションである．カメラキャリブレーションは，従来より多くの研究が実施されており，3次元位置が既知である特徴点群とそれを撮影した画像上の点の対応関係を基にカメラパラメータを求める3次元ベースの手法[75]や，2次元位置が既知である特徴点群が描かれた平面を複数のカメラ位置・姿勢から撮影して平面と画像面間の射影変換からカメラパラメータを求める2次元ベースの手法[76][77][78]等，様々な方法が提案されている．

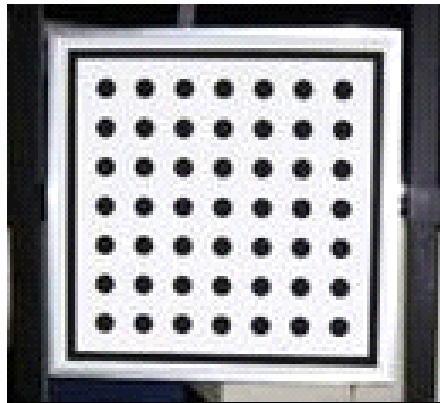


Fig. 1.25 画像処理ライブラリ HALCON 標準のキャリブレーションテーブル

本研究では、MVTec 社製の画像処理ライブラリ HALCON を利用し、2 次元位置が既知のドットが平面に印刷された HALCON 標準のキャリブレーションテーブル(Fig. 1.25)を用いて 2 次元ベースの手法でカメラキャリブレーションを実施した。

HALCON 標準のキャリブレーションテーブルは、白色の背景に 7 行 7 列のドットが印刷されており、中心のドットを原点とした 2 次元平面上の位置関係が既知である。1 枚の画像における k 個のドットに対して、2 次元平面上の位置 M_i とカメラパラメータ c から得られた投影 $\pi(M_i, c)$ を算出する。この投影と画像上のドット中心 m_i の距離が最小になるよう非線形最適化を行うことでカメラパラメータ c を得ることができる。ただし、キャリブレーションテーブルを撮影した画像を 1 枚のみ使用する場合、カメラパラメータ中の f および tz は共通のスケールリングファクターを含むため、一意にパラメータを決定できない等の問題が発生する。こうした問題を防ぐため、キャリブレーションテーブルとカメラの位置・姿勢を変化させながら撮影した複数の画像を基にキャリブレーションを実施する必要がある。また、レンズ歪みを精度よく求めるため、キャリブレーションに使用する複数の画像の中に、レンズ歪みの最も大きい画像の 4 隅にキャリブレーションテーブルを配置した画像を用いることも必要である。

l 枚の画像を用いたキャリブレーションでは、式(1.5)に示すように最適化問題を解く。なお、 $m_{i,j}$ は、 j 番目の画像における i 個目のドット位置である。また、 l 枚の画像では、外部パラメータが l 組存在するため、これらをカメラパラメータベクトル c に集約することとする。[74]

$$d(c) = \sum_{j=1}^l \sum_{i=1}^k \|m_{i,j} - \pi(M_i, c)\|^2 \rightarrow \min \quad (1.5)$$

今回実施したカメラキャリブレーションでは、特徴点であるドットと背景を識別しやすいよう、HALCON 標準のキャリブレーションテーブルを面発光パネル(Fig. 1.26)に貼り付け、カメラと面発光パネルの位置・姿勢を変化させながら 20 枚の画像を撮影(Fig. 1.27)した。さらにこれを 1 ターンとして、同様の作業を 3 ターン繰り返した。この 3 ターン分のキャリブレーションによって得られたカメラ内部パラメータの平均値を、キャリブレーションの結果として使用することとした。

キャリブレーションによって得られたカメラ内部パラメータを利用することで、画像におけるレンズ歪みの補正が可能となる。キャリブレーションテーブルの撮影画像を対象に、レンズ歪みの補正を実施した(Fig. 1.28)。補正前の画像ではキャリブレーションテーブルの

端がたる型に歪んでいるが、補正後の画像ではキャリブレーションテーブルが直線で構成され、歪みの無い画像が得られていることがわかる。

本研究で利用するモニタカメラは、本節で述べたように地上試験によるキャリブレーションが完了し、カメラ内部パラメータが既知であることを前提とする。



Fig. 1. 26 面発光パネル

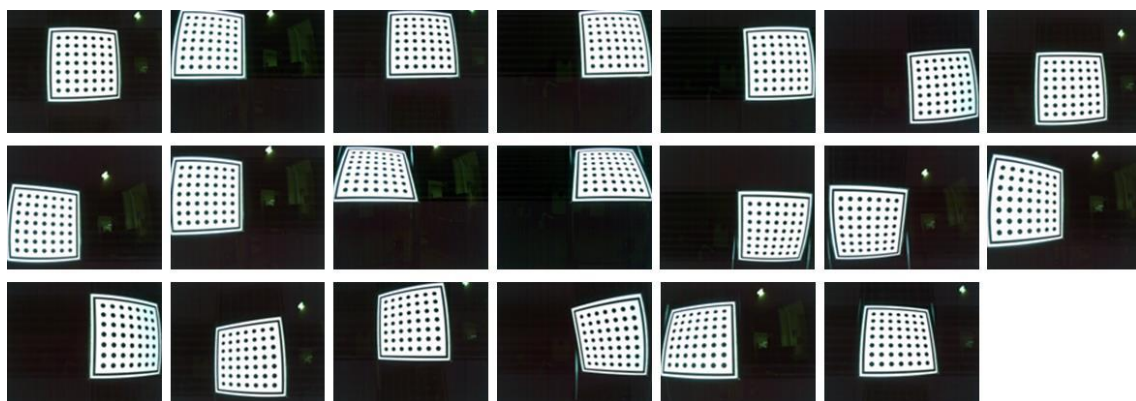


Fig. 1. 27 キャリブレーションに使用した 20 枚の画像例

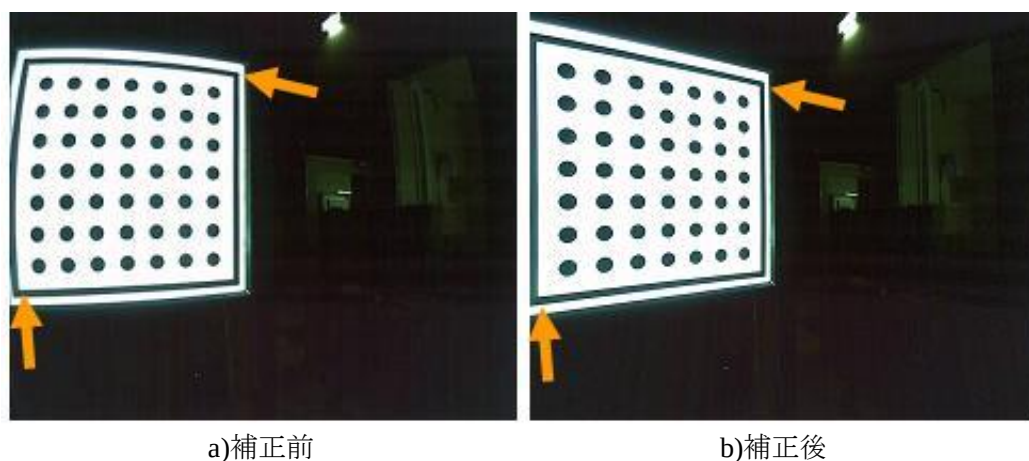


Fig. 1. 28 キャリブレーションテーブル撮影画像におけるレンズ歪みの補正例

1.7 本研究の目的と範囲

宇宙機に搭載される大型構造物は、展開や伸展等の機構を設けることで、打ち上げ時の小型軽量化の要求を実現してきた。しかし、小型軽量化の影響により柔軟になった構造物では、軌道上で予期せぬ振動が発生した例も存在する。このことから、軌道上における柔軟な構造物の振動計測は、地上試験では再現が困難な微小重力下での未知の振動を知ることができるため、将来の大型構造物の実現に向けて重要な知見となる。一方で、容積、質量、コスト等の制限から、衛星の主ミッションの成否に直接影響しない振動の観測のために振動計測専用センサが搭載されることは現実的でない。また、専用計測センサの搭載が可能となった場合であっても、対象が未知の振動であることから、計測センサの種類や要求精度等の仕様を決定することは困難である。よって、衛星の主ミッションを達成するためのリソースにできる限りインパクトを与えずに、地上では計測できない未知の振動現象の観測を行うことが求められる。

こうしたことから、専用センサを搭載しない宇宙機による軌道上での振動計測要求は多く、既存のセンサを利用した計測手法の開発が期待されている。

視覚センサを構成する主要な機器であるカメラは多くの宇宙機に搭載されており、その画像データはクリティカルなフェーズにおいては、多くの場合にモニタ用途として地上にダウンリンクされ、目視確認される。こうしたモニタカメラの撮影画像を計測のために利用することができれば、新たな機器の追加を必要とせずに貴重な軌道上の振動等の挙動データを得ることができ、汎用性の高い計測手法として利用されていくことが期待できる。

ただし、宇宙機に搭載されるモニタカメラの撮影画像は、一般的に人間が目視で確認することが前提であり、画像処理による計測を想定していない。また、通信容量の制限もあることから、画像処理による計測センサとしての解像度は考慮されていない。また、モニタ用途のカメラを使用することから、センサデータとして使用できるのは単一のカメラによって撮影された画像データのみであり、複数のカメラを利用するステレオ視や画像と他のセンサデータを組み合わせた計測手法は利用できない。さらに、位置・姿勢計測に特化した視認性の高いターゲットは利用できないこと、照明環境が短時間で大きく変化すること等の理由から、軌道上環境におけるモニタカメラを用いた振動計測の実現は容易ではない。

よって、本研究では、多くの宇宙機に搭載実績のある汎用的な機器としてモニタカメラに着目し、モニタカメラ画像を利用した振動計測技術の確立を目的とする。

なお、本研究における計測対象として、1.2 節で識別した実際の宇宙ミッションからの計測要求に基づき、展開構造物先端の振動計測例として GOSAT の太陽電池パドル、伸展構造

物の先端位置計測例として REX-J ミッションにおける伸展式ロボットアーム、空間内を位置・姿勢変化を伴って移動する剛体の構造物の位置・姿勢計測例として REX-J ミッションにおけるテザーで懸垂・移動するロボットの3種類を設定した。これらは、これらは工学的には、片持ち平板の振動計測、片持ち伸縮物の伸縮振動計測、空間に浮遊する物体の位置姿勢計測と捉えることができ、これらの計測技術を確立することにより、今後の主要な宇宙ミッションでの搭載機器等の振動計測要求に応えることが可能である。

本研究の取り扱い範囲は、衛星搭載モニタカメラによる前述の3つの構造物を対象とした振動計測技術の開発とし、これらを基に得られた知見からモニタカメラを振動計測センサとして利用するための留意事項を提示する。

また、達成目標は、モニタカメラの解像度を有効に利用するため、本研究での提案手法により分解能以下の計測精度を実現することとした。

1.8 本論文の構成と概要

本論文は、6つの章より構成される。(Fig. 1.29)

第1章「研究の背景と目的および範囲」では、本研究の背景として、宇宙機の大型化とこれに伴う振動等の挙動計測の重要性について述べ、これまでに開発された宇宙機の計測センサおよび計測手法を紹介した。次に、変位や振動計測のための専用センサを持たない宇宙機における計測要求を紹介し、振動計測用センサとして衛星搭載モニタカメラを利用することに着目した。さらに、カメラを利用した視覚センサに関する既存技術を整理し、光学環境が急変する軌道上におけるモニタカメラを利用した振動等の挙動計測に関する課題と前提条件を識別した。これらを基に、本研究の目的、振動計測対象と取り扱い範囲、および達成目標を設定した。

第2章「単眼衛星モニタカメラを利用した展開構造物の振動計測」では、人工衛星からの振動計測要求の一つとして、温室効果ガス観測技術衛星いぶき(GOSAT)の太陽電池パドルの振動計測を対象に、太陽電池パドル先端の特徴点をロバストに抽出するための2値化しきい値の設定手法について提案する。また、提案手法を用いて、これまで明らかにされていなかった食入り時の外部熱入力の変化による太陽電池パドルの振動を観測した結果について述べる。

第3章「衛星搭載伸展構造物の先端位置計測」では、国際宇宙ステーションで実施された伸展式ロボットアームの実証実験(REX-J; Robot Experiment on JEM)を対象に、2章で提案した画像処理手法を拡張し、これを適用した伸展式ロボットアームの伸展長の計測、および先端の振動を計測した結果について述べる。

第4章「複数の特徴点を利用した衛星搭載機器の位置・姿勢計測」では、第3章と同様に REX-J ミッションを対象に、視認性低下に対してロバストな直線エッジを利用した特徴点設定手法を提案し、テザーにより懸垂・移動するロボット本体の位置・姿勢計測を実施する。提案手法により、マーカを持たないテザー移動式ロボット本体に複数の特徴点を設定し、これを基にした位置・姿勢計測の結果とテザー移動中の振動計測を実施した結果について述べる。

第5章「衛星搭載モニタカメラを用いた衛星搭載機器等の振動計測における留意事項」では、本研究によって得た知見を基に、衛星搭載モニタカメラを振動計測用センサとして利用するための留意事項をまとめる。

第6章「結論」では、本論文をまとめ、今後の課題と展望について述べる。

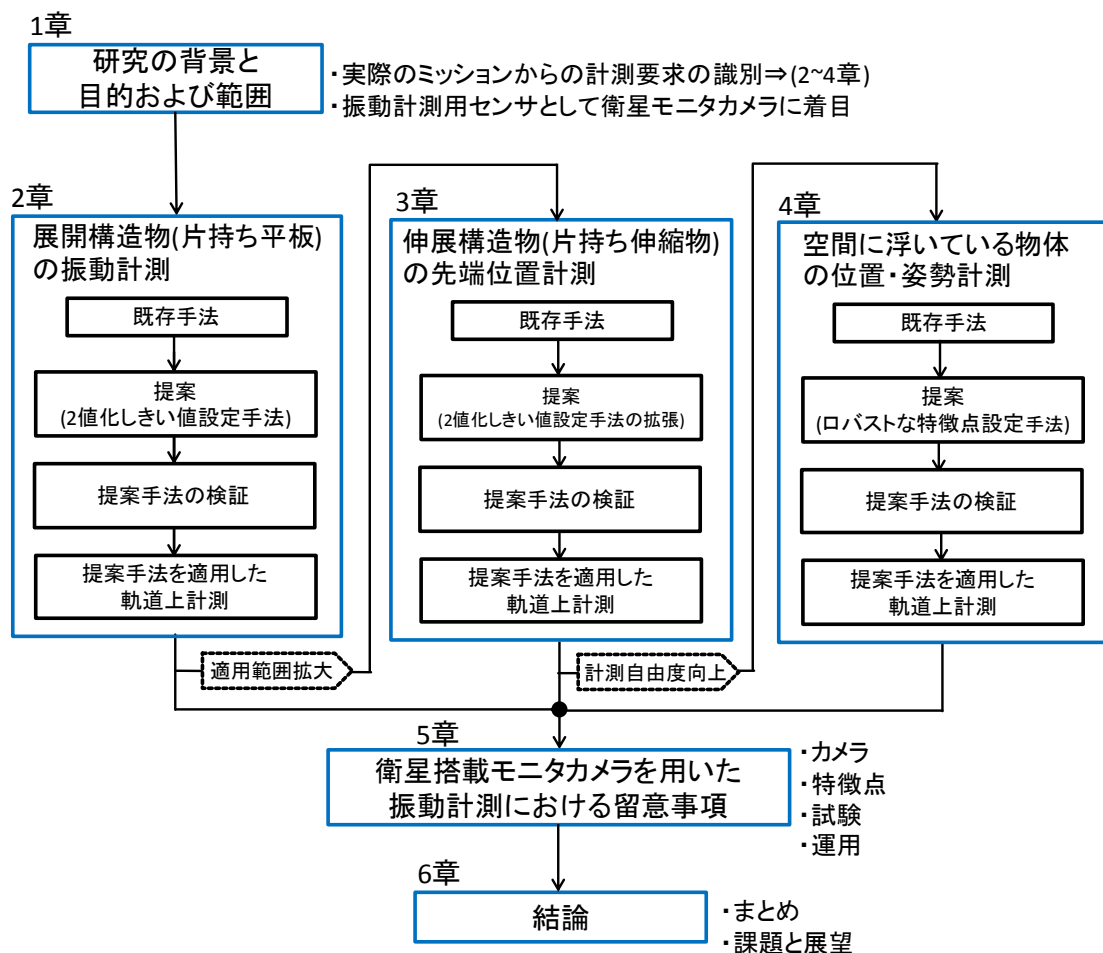


Fig. 1. 29 本論文の構成概要

第2章 単眼衛星モニタカメラを利用した展開構造物の振動計測

本章では、温室効果ガス観測技術衛星いぶき(GOSAT; Greenhouse gases Observing SATellite)の展開式太陽電池パドルを対象に、衛星搭載モニタカメラを利用した振動計測結果について述べる。

外部熱入力の変化による太陽電池パドルの変形は、食入り・食明け時に低軌道の衛星が姿勢変動するサーマルスナップの主な原因と考えられている。しかし、熱の影響による太陽電池パドルの変形は微小かつ低周波であることから、加速度センサ等での計測は困難であり、軌道上における変位や振動が直接観測された例は無い。よって、衛星搭載モニタカメラを用いた微小な振動の計測手法が求められている。一方、衛星搭載モニタカメラは、本来の使用目的から単眼で広い視野を持つ、さらに限られた通信容量での画像伝送が必要なことから低解像度である。加えて、撮像可能な照度範囲も限られることから、食入り時の急速な照明環境変化に対応できない。こうしたことから、モニタカメラで撮影した太陽電池パドルの形状を基に振動を計測するのは不可能であるため、同パドル先端に太陽電池セル面から僅かに顔を出す2枚の反射マークを取り付けた。しかし、それでも通常の画像処理手法では、食入りにより急速に暗くなる画面内でマークを識別するのは困難であった。

本研究では、照明環境変化に対してロバストな特徴点抽出を実現するため、形状情報とマーク周辺の明暗情報を基に2値化しきい値を設定する「形状ベースしきい値設定手法」を提案し、マーク位置のサブピクセルレベルでの計測を実現した。

2.1 温室効果ガス観測技術衛星いぶき(GOSAT)

本節では、温室効果ガス観測技術衛星いぶき(GOSAT)と衛星搭載モニタカメラを用いた振動計測にかかわる機器、およびその課題について述べる。

温室効果ガス観測技術衛星いぶき(GOSAT)は、質量1.75t、発生電力3.8kW、2翼の太陽電池パドルを搭載した衛星である。GOSATは、ミッションのための主センサとして、温室効果ガス観測センサ(TANSO-FTS; Thermal And Near infrared Sensor for carbon Observation-Fourier Transform Spectrometer)、副センサとして、雲エアロソルセンサ(TANSO-CAI; Thermal And Near infrared Sensor for carbon Observation-Cloud and Aerosol

Imager)を搭載(Fig.2.1)し、温室効果ガスの観測を目的に開発された。また、観測軌道は、高度 666km、軌道傾斜角 98 度の準回帰軌道である。[6]。 (Table 2.1)

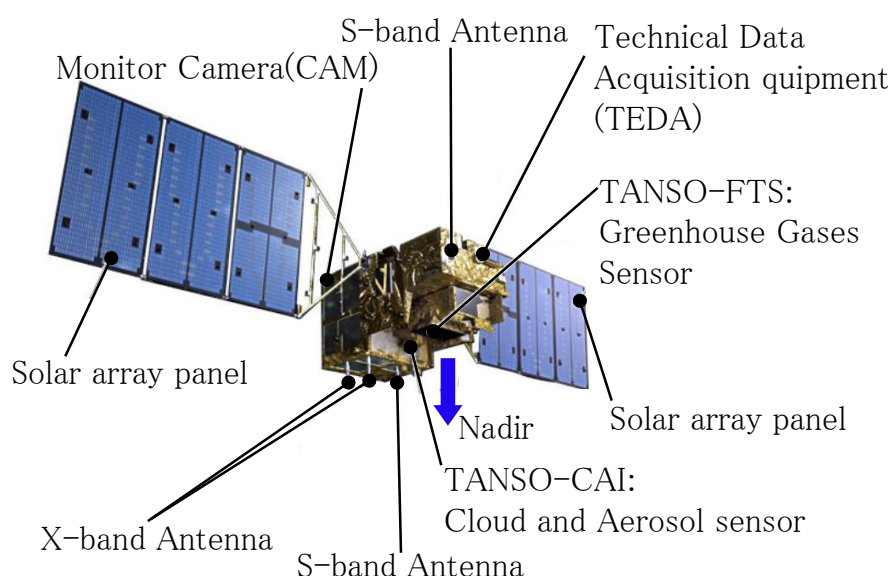


Fig. 2.1 温室効果ガス観測技術衛星いぶきと主な搭載機器 ©JAXA

Table 2.1 温室効果ガス観測技術衛星いぶきの主要諸元 [6]

質量	1750kg
電力	3.8kW
ミッション期間	5年
高度	666km
軌道	太陽同期準回帰軌道
軌道傾斜角	98度

このような低軌道の地球観測衛星では、日照と日陰の切り替わる食入り・食明けにおいてサーマルスナップと呼ばれる姿勢変動が発生することが知られている。サーマルスナップによる姿勢変動は、太陽電池パドルの振動が原因と推定されている。太陽電池パドルの振動は、外部熱入力の影響による熱膨張・熱収縮によるものと考えられているが、変位が微小であることから、軌道上でこの振動が詳細に観測された例は無い。軌道上における太陽電池パドルの振動は、サーマルスナップのメカニズムを解明するためには非常に貴重なデータであるものの、振動計測のためだけにセンサが搭載されることはコストや質量の観点から現実的ではない。「いぶき」についても同様であり、主ミッションの成否に直接影響しない太陽電池パドルの振動計測のための専用センサは搭載されていない。一方で、太陽

電池パドルの展開を観測するためのモニタカメラは、「いぶき」を含む多くの衛星に搭載されていることから、モニタカメラによる撮影画像を用いた振動計測手法が期待されている。

「いぶき」には、TANSO-FTS の視野確認/視野レジストレーション、および衛星各部のモニタを目的とした CAM(CAMera)と呼ばれるモニタカメラが搭載されている。CAM は、6 台の単体カメラヘッドと 4 台の投光機、および 2 台の投光器一体型カメラヘッド、および 1 台のカメラ制御部から構成される[47]。この内、「いぶき」の持つ左右 2 枚の太陽電池パドル全体をモニタできる視野角を持つのは、単体カメラヘッドである CAM-H1 (CAMera Head 1)および CAM-H3 である(Fig. 2.2)。これらのカメラは、軌道上で太陽電池パドルの展開をモニタするために使用された(Fig. 2.3)。なお、本研究では、CAM-H1 とこれに対応する単体投光機を用いて撮影した画像を使用した。

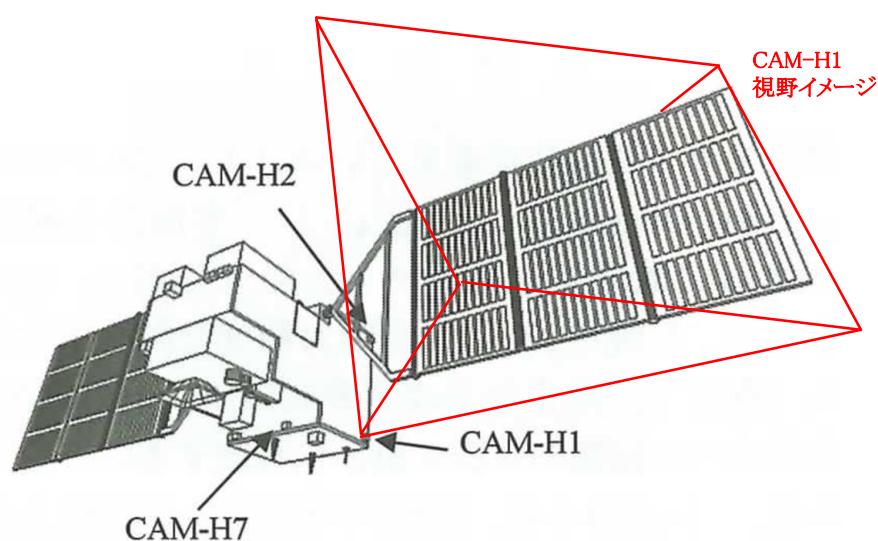


Fig. 2.2 温室効果ガス観測技術衛星いぶきの CAM-H1 における視野のイメージ ©JAXA [47]

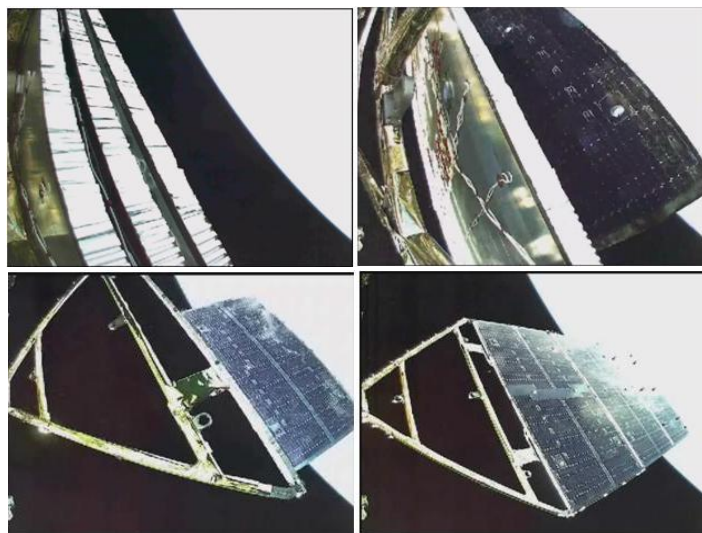


Fig. 2.3 いぶき搭載モニタカメラにより撮影された太陽電池パドル展開の様子 ©JAXA

2.1.1 GOSAT の太陽電池パドル

「いぶき」の太陽電池パドルは左右両翼で構成され、片翼は縦横 $1.4\text{m} \times 2.8\text{m}$ の太陽電池パネル3枚とヨーク部から構成され、片翼全体として $2.8\text{m(W)} \times 6\text{m(L)}$ である。計測に用いるモニタ用カメラはその本来の使用目的からして単眼で視野角は広く、画素数は少なく、撮像可能照度範囲は限られていることから、モニタカメラで撮影された太陽電池パドルの映像から振動を識別するのは不可能である。よって、同パドル先端に取り付け可能な小型・軽量な特徴点として、太陽電池セル面から僅かに顔を出す2枚の簡易的な反射マークを取り付けた(Fig. 2.4)。太陽電池パドルの振動計測では、モニタカメラによって撮影された画像から、2つの反射マークの位置を抽出することで、太陽電池パドル先端の位置を計測する。なお、反射マークは、構造上の制限から太陽電池パドルの表側(太陽電池セル面側)のみに取り付けられている。このため、反射マークが可視の状態となるのは、日照から日陰に入る食入り時のみである。このことから、本研究における太陽電池パドルの振動計測は、食入り時のみを対象に実施する。

また、食入り時におけるパドル先端の変位と外部熱入力による影響の関連性を確認するため、太陽電池パドルの温度データが必要である。太陽電池パドルの温度は、太陽電池パドルの裏側に取り付けられた温度センサによって計測され、テレメトリとして送信されるため、食入り時の温度変化に伴う太陽電池パドルの振動の観測が可能である(Fig. 2.5)。

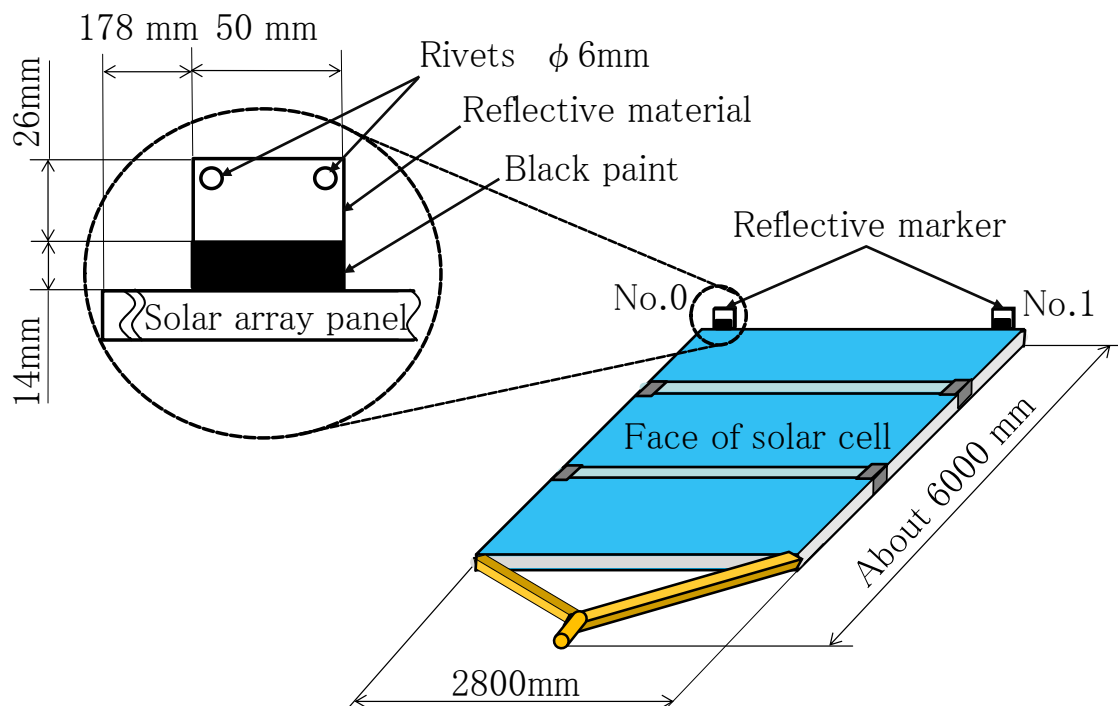


Fig. 2.4 温室効果ガス観測技術衛星いぶき搭載太陽電池パドル

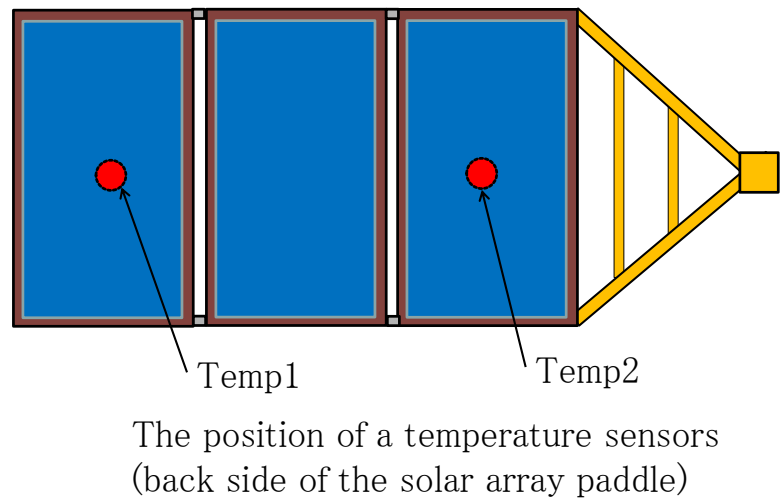


Fig. 2.5 温室効果ガス観測技術衛星いぶき搭載太陽電池パドルの温度センサ位置

2.1.2 GOSAT 搭載モニタカメラ

「いぶき」に搭載された CAM は、有効画素数 130 万画素の CMOS カラー素子を使用している(Table 2.2). この解像度は、「いぶき」以前に JAXA で開発された衛星監視用モニタカメラと比較して過去最高である. また、「いぶき」は, CAM-H1 に対応する LED の投光器(Table 2.3)を有しており, これが日陰中の光源となる. [47]

これらのことから, モニタカメラとしては高い視認性を有することが特徴である.

Table 2.2 CAM-H1 の主要諸元 [47]

項目		仕様値
イメージャ	有効画素数	約130万画素
	撮像素子	1/3.3型 CMOSカラー
レンズ	焦点距離	2.8mm
	明るさ	F2.0
	視野角	84.5° × 67.4° (SXGA時) 84.5° × 63.2° (VGA_SKIP時)
	撮影距離	1m ~ ∞
撮影	記録画素数	SXGA: 1280 × 1024画素 VGA_CUT, SKIP: 640 × 480画素
	シャッター速度	AUTO マニュアル1/2n (n=1 ~ 12) 秒

Table 2.3 投光器の主要諸元 [47]

項目	仕様値
LED	φ 5mm 白色LED 72個
指向性	15°

「いぶき」搭載太陽電池パドルの振動計測では、高解像度(SXGA; Super Extended Graphics Array : 1280×1024pixel)での撮影が可能なCAMと投光器を有することで、日照・日陰によらず、太陽電池パドル先端の反射マーカを視認することが可能となる(Fig. 2.6)。ただし、SXGAの解像度で撮影した画像であっても、画像中における太陽電池パドル先端の反射マーカのサイズは約7×4pixelであり、画像処理によって反射マーカ位置を詳細に決定するためには十分なサイズとは言えない。なお、画像上のマーカ間距離(pixel)とその設計値(2394mm)を基に算出した画像分解能は、約7.2mmであった。また、投光器により、日陰中でも反射マーカの視認は可能であるものの、日照中の画像と比較すると、反射マーカや背景の明るさが大きく変化している。このことから、画像処理による反射マーカと背景を切り分けるためのしきい値は、照明環境に合わせて変化させていくことが必要である。

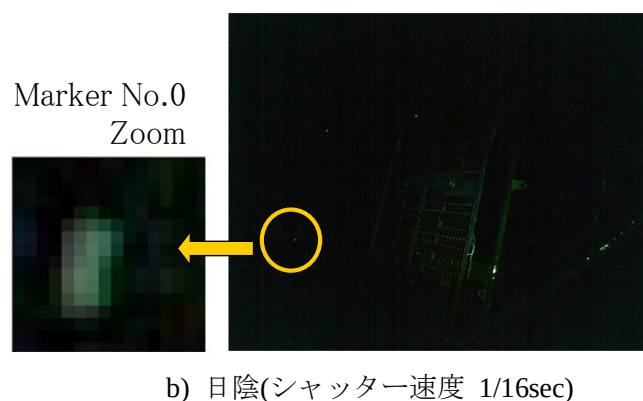
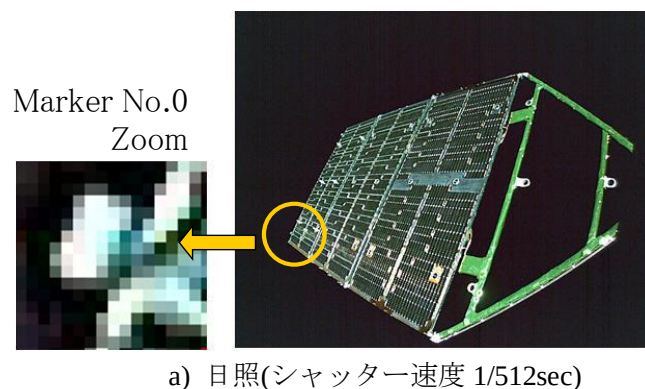


Fig. 2.6 CAM-H1による太陽電池パドル撮影画像例

2.1.3 モニタカメラによる撮影条件

軌道上の厳しい照明環境において、反射マークが可視化された画像を得るためには、適切なシャッター速度を設定し、撮影を行うことが必要である。

「いぶき」搭載モニタカメラは、シャッター速度の「AUTO」設定が可能である。しかし、「AUTO」および「マニュアル」のシャッター速度設定で撮影された画像を比較すると、日陰環境では「AUTO」設定で撮影した画像にノイズが多いことがわかる(Fig. 2.7)。

一般的なカメラでは、シャッター速度を「AUTO」設定とした場合、画像全体の明るさを基にシャッター速度値やゲインが決定されるため、暗い環境ではノイズも増幅される。日陰環境において「いぶき」搭載カメラにより撮影した画像は、投光器の照明があるものの全体的に暗く、太陽電池パドルの一部のみが視認できる状態である。こうした状況から、日陰環境における「いぶき」搭載カメラのシャッター速度を「AUTO」設定とした場合では、シャッター速度を長くするとともにゲインの値が大きく設定されたものと推測できる。このことから、シャッター速度「AUTO」設定で撮影した画像は、マニュアル設定と比較してノイズの影響が強く、ノイズによるマーク領域の抽出誤差が増大することが懸念される。

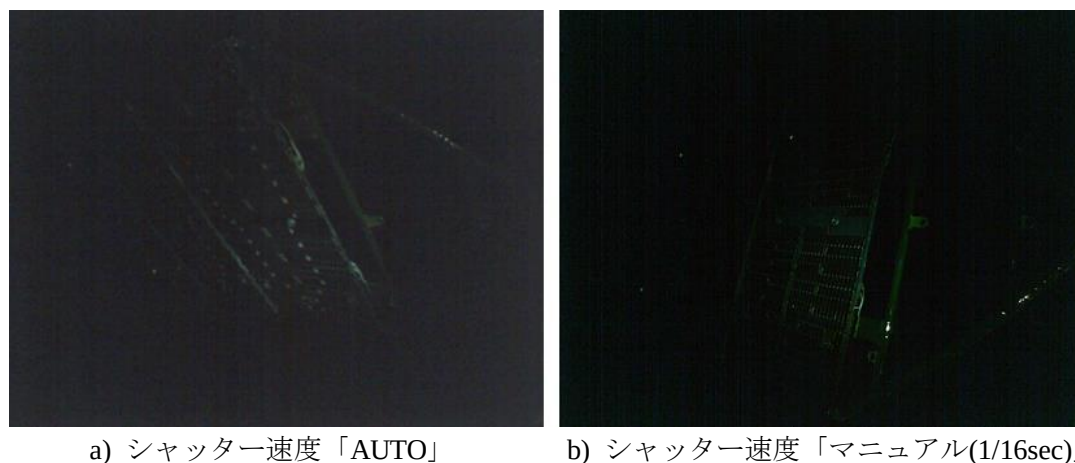
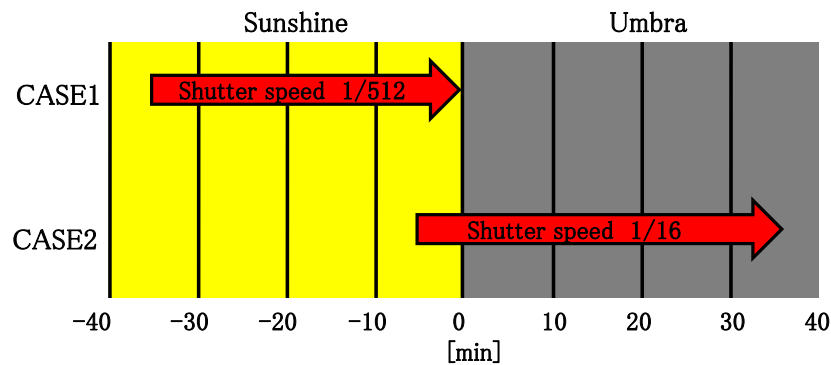


Fig. 2.7 シャッター速度設定 AUTO とマニュアルによる太陽電池パドル撮影画像例

よって、「いぶき」搭載カメラの持つシャッター速度「AUTO」設定機能では、反射マークの視認性を判断して、画像処理に適したシャッター速度に自動設定されることは期待できない。また、シャッター速度を「マニュアル」設定とした場合、運用中に任意の設定値に変更する際に約 70 秒間の撮影停止時間を設けることが必要となる。このため、1 周回分の撮影では、日照時から日陰時まで反射マークが可視化された画像を連続的に得ることはできない。よって、シャッター速度を「マニュアル」設定とし、地球 1 周回毎にシャッター速度設定値を変更しながら撮影を実施することとした。



a) 長期的な振動観測のための撮影条件

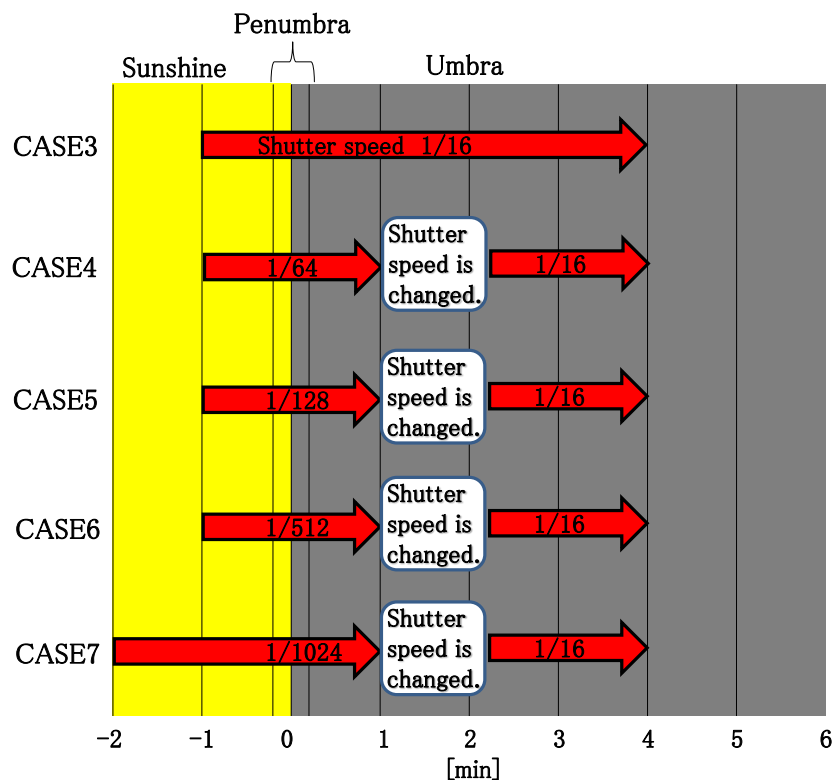


Fig. 2.8 太陽電池パドル振動計測のための撮影条件

撮影は、日照から日陰にかけての太陽電池パドルの長期的な振動計測に主眼をおいた観測、および食入り時の太陽電池パドルの短期的な振動計測に主眼をおいた観測の2種類の目的で実施し、それぞれの観測に合わせてシャッター速度および撮影のタイミングを設定した(Fig. 2.8). なお、長期的な振動計測を主眼とした CASE1 および CASE2 におけるフレームレートは最大で 2.2fps であり、短期的な振動計測を主眼とした CASE3 から CASE7 のフレームレートは最大で 6.7fps である。

このようにシャッター速度を変更しながら複数の周回を使用して撮影を行うことにより、日照から日陰にかけて反射マーカが可視状態となる一連の画像を得ることができる。

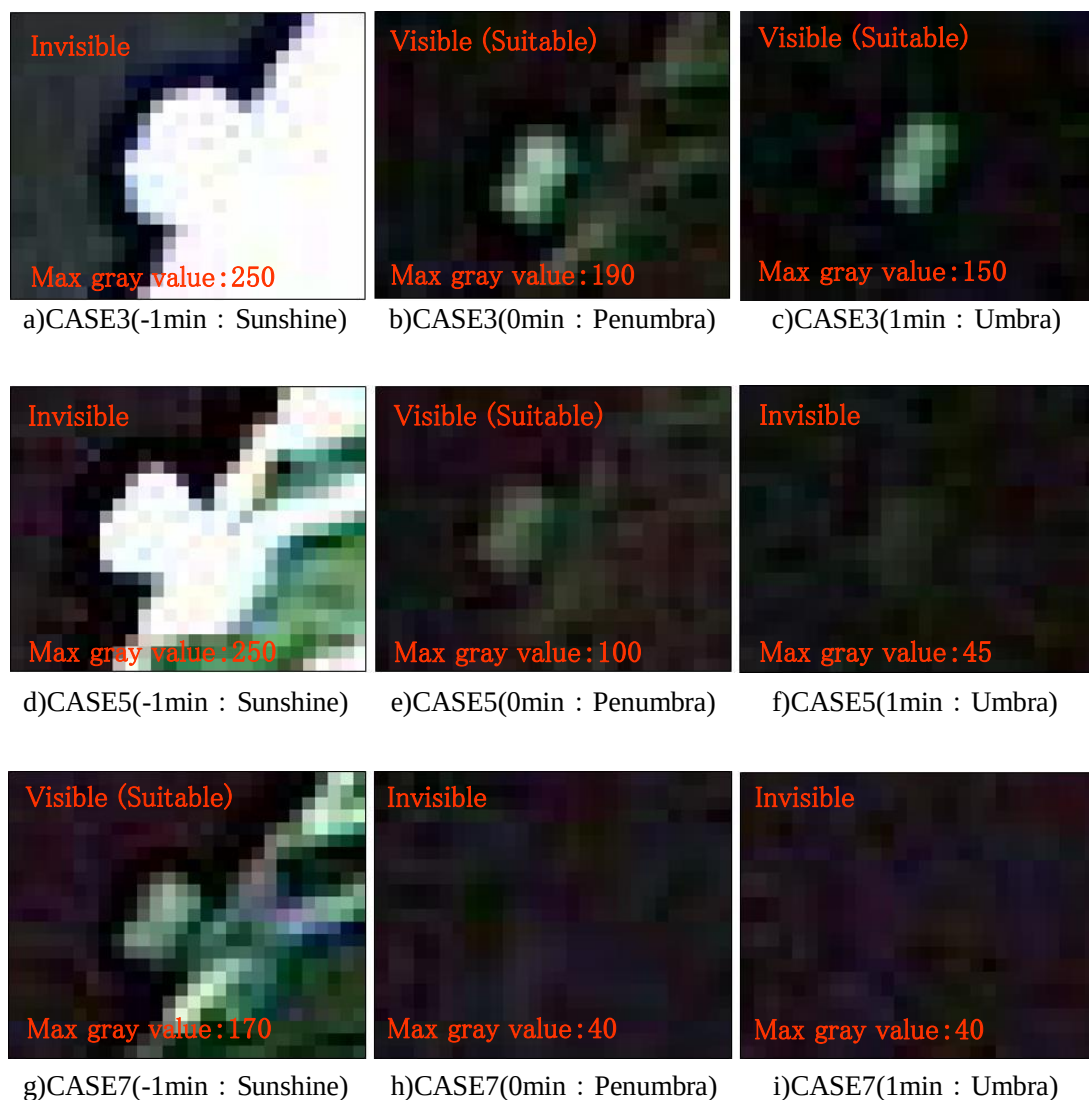


Fig. 2.9 各条件における撮影画像例 (反射マーカ部拡大図)

各条件における反射マーカの撮影画像例として、反射マーカ領域部の拡大図を示す(Fig. 2.9). 画像処理によるマーカと背景を識別する場合、反射マーカ領域と周囲の明るさの差が、8bit(256段階)で表されるグレイスケール値で100以上あることが望ましい。よって、CASE3では、半影から日陰時までのb)とc)、CASE5では半影時のe)、CASE7では日照時のg)が画像処理に適した画像であると言える。なお、反射マーカ領域が不可視で画像処理ができない例としては、a)やd)の画像のように、日照において反射マーカ領域と太陽電池セル面の明るさがほぼ同一となり、反射マーカ領域を画像上で決定することができないもの、およびf)、h)、i)の画像のように、半影から日陰において反射マーカ領域と周囲の明るさの差がグレイスケール値で50以下となるものが挙げられる。

ただし、日照から日陰に切り替わる半影領域では照明環境が短時間に大きく変化するため、反射マーカが可視状態であってもマーカとその周辺の明るさは衛星の軌道運動の影響を受けて時々刻々と変化していく (Fig. 2.10).

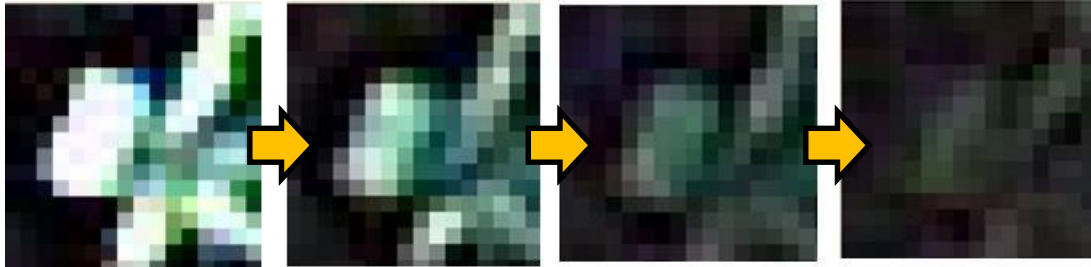


Fig. 2.10 半影領域における反射マーカ周辺の明るさの変化

2.1.4 モニタカメラによるマーカ抽出時の課題

2.1.1 節で述べた通り、太陽電池パドルの変位は、パドル先端に取り付けられた簡易的な反射マーカの位置を計測することで実施する。ただし、モニタカメラの解像度の影響によりマーカ部の分解能が低く、反射材の正確な形状やエッジを画像から識別することは困難である。さらに軌道運動により、画像上の反射材の視認性が大きく変化することもマーカ領域の抽出を困難としている要因である。(Fig. 2.11)

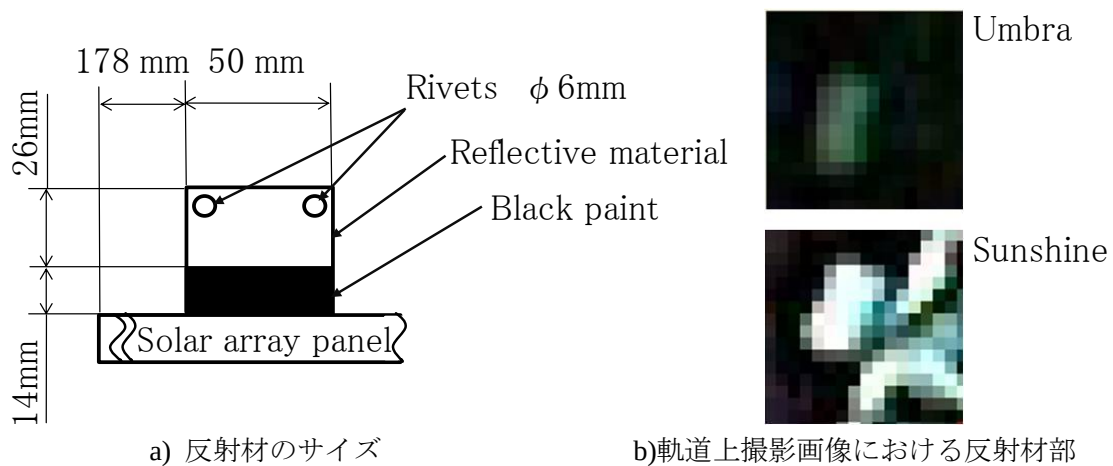


Fig. 2.11 温室効果ガス観測技術衛星いぶき (GOSAT) の太陽電池パドル先端のマーカ

画像上におけるマーカ位置を特定するためには、画像上の明るさをしきい値とした 2 値化やエッジの抽出処理を実施し、マーカと背景を切り分けることによるマーカ領域の抽出が必要となる。抽出された領域の重心は、領域の画素数 n と画素の位置 Row と $Column$ を用いて式(2.1)により算出でき、領域の中心位置を特定できる (Fig. 2.12).

$$(Row_{center}, Column_{center}) = \left(\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n Row_i, \frac{1}{n} \sum_{i=0}^n Column_i \right) \quad (2.1)$$

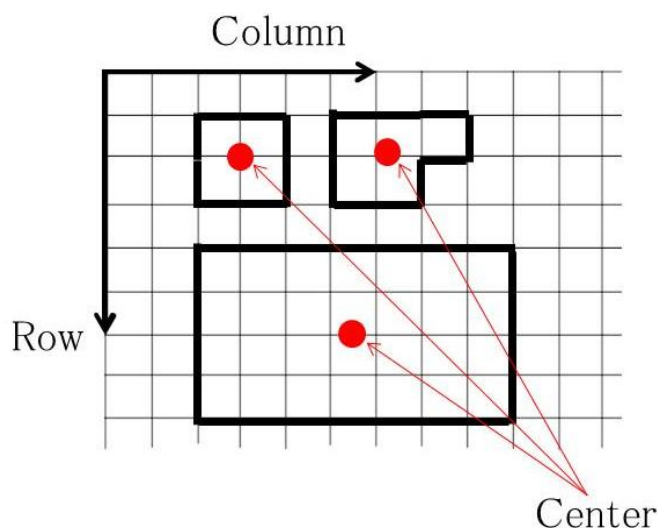


Fig. 2.12 抽出領域の重心算出イメージ

これより、重心位置に対する誤抽出画素の影響は、抽出領域の面積が小さいほど大きくなることがわかる。よって、マーカの画像上のサイズはできる限り大きいことが望ましい。

一方、温室効果ガス観測技術衛星いぶき(GOSAT)の太陽電池パドル先端に取り付けられたマーカは画像上のサイズが $4 \times 7\text{pix}$ 程度と小さいことから、領域の算出時における1画素の影響が大きく、マーカ領域周辺の数 pix が誤抽出されただけでもマーカ重心位置が 1pix 近く変化してしまう。

さらに、サーマルスナップは、食明け・食入り時に発生する現象であり、照明環境が最も大きく変化する環境でのマーカ抽出が必要となる。加えて、シャッター速度などの撮影条件を照明環境に合わせて変更することはできないため、画像上のマーカの明るさは常に変化する。

これらの制限を踏まえ、計測精度向上を実現するため要因 (Table 2.4) を整理した。精度を決定する要因としては、ハードウェアや周辺環境が主であるが、「いぶき」搭載モニタカメラを利用した振動計測の場合、既存の機器を利用することから、これらを制御することは不可能である。よって、計測精度の向上のためには、画像中の背景とマーカ領域を区別し正確に抽出するためのしきい値の設定は欠かせない条件であり、照明環境変化に対してロバストなしきい値設定方法を確立することが課題となる。

Table 2.4 計測精度を決定する要因と制御の可否

計測精度決定要因	制御可否	備考
マーカサイズ	×	既存機器のため固定
解像度	×	既存機器のため固定
照明環境	×	食入り時の計測が前提のため変更不可
画像撮影条件	×	照明環境に合わせた微調整不可
しきい値	○	取得画像に合わせて最適化可能

2.2 特徴点抽出のための2値化しきい値の決定に関する既存手法

画像から領域の抽出を行う場合、一般的に使用されるのが、画像上の濃度値(明るさ情報・グレイ値)を基にした識別である[79]。明るさによる領域の抽出方法としては、設定したしきい値を基に、しきい値以下のグレイ値を持つ領域としきい値より高いグレイ値を持つ領域に分割する2値化や、隣り合う画素間のグレイ値の差がしきい値以上であればエッジと判定するエッジ検出等があるが、正しい領域を抽出するためにはいずれの方法であっても適切なしきい値を設定することが重要である。

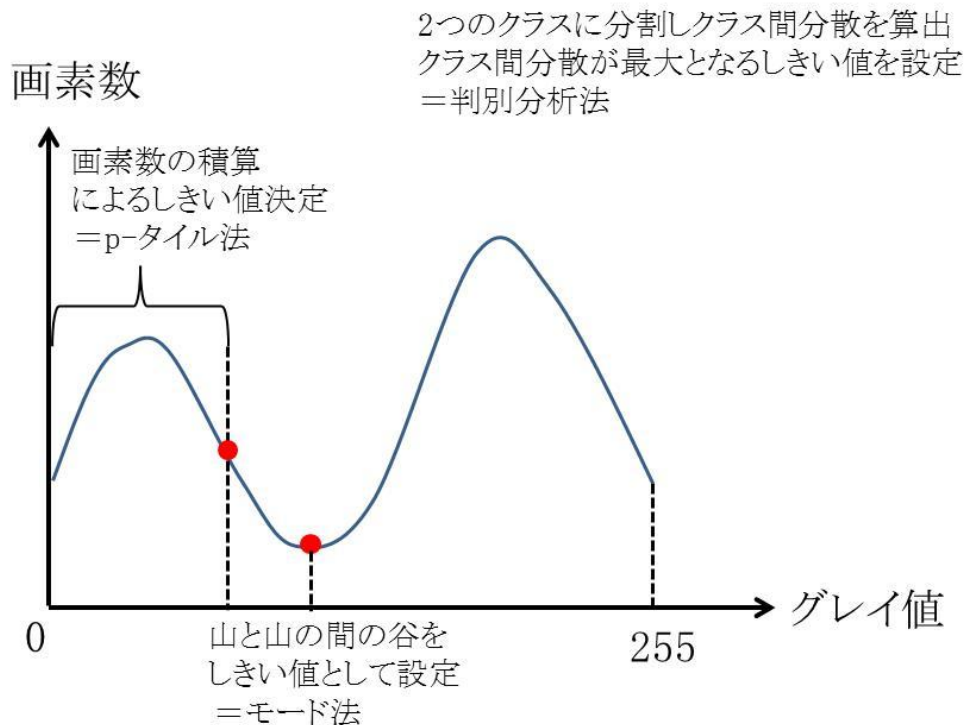


Fig. 2.13 2値化しきい値設定手法例 [80]

しきい値を設定する手法は、従来から多くの研究が実施されている。2値化であれば、しきい値を0から順に増加させて選択された画素数をカウントし、画素数が一定以上になっ

たところのしきい値を採用する p-タイル法や、横軸をグレイ値、縦軸を画素数としたヒストグラムを作成して明るさの高い部分と低い部分の谷間をしきい値とするモード法、あるしきい値でヒストグラムを 2 つのクラスに分割した場合のクラス間分散が最大になるようしきい値を選択する判別分析法等が挙げられる(Fig. 2.13). 判別分析法による 2 値化しきい値を判定するためのクラス間分散 σ_b^2 は、黒画素クラスの画素数 ω_1 とグレイ値平均 m_1 、白画素クラスの画素数 ω_2 とグレイ値平均 m_2 を基に式(2.2)によって算出される. 判別分析法は、ヒストグラムの形状によらず一意にしきい値が決定できるという利点がある. ただし、これらの 2 値化しきい値の設定手法は、p-タイル法では抽出すべき領域のサイズが画像上で既知であることが必要であり、モード法では識別すべき領域同士が十分な画素数を持つことが必要となる. また、判別分析法は目的とする抽出領域とそれ以外が 2 クラスの明るさに分類できることが前提となる. 既存のしきい値の設定手法では、こうした制約も存在する. [80] [81]

$$\delta_b^2 = \frac{\omega_1 \omega_2 (m_1 - m_2)^2}{(\omega_1 + \omega_2)^2} \quad (2.2)$$

また、画像上の照明条件にロバストなしきい値決定方法として、背景の明るさの分布に着目しこれを基にしきい値を決定する方法や、シェーディングのある画像に対して背景の濃度に応じて領域を分割しそれぞれにしきい値を設定する方法が提案され、明るさ分布のある書類画像から文字を認識する等の方法に適用されている.[82] しかし、この方法は、シェーディングのように背景がある程度様な照明変化をしている画像には有効であると考えが、「いぶき」太陽電池パドルの撮影画像のようにマーカ周辺に様々な明るさを持つ構造物が存在する場合や、マーカと明るさの近い構造物がマーカ周辺に存在する場合等の条件においてマーカと背景領域を正確に切り分ける用途にそのまま適用することはできない.

また、近年では、画像上の明るさを基に特徴をクラス毎に分類することを目的に、各クラスの誤分類画素を最小化するようしきい値を決定する方法も提案されている. ただし、この方式は、各クラスの分布が既知である必要があり、各クラスが正規分布に従うことを仮定して実施されている. また、本手法を用いた比較実験においても、条件により数%の誤分類は発生している.[83] こうしたことから、「いぶき」太陽電池パドルのマーカのように、マーカサイズが微小かつマーカ領域のほとんどが白とびするような条件の画像や、抽出す

べき領域の誤差が数ピクセル以下となることを求められるような場合には、適用することは困難である。

明るさを基にしきい値を決定する既存手法では、各クラスで数ピクセル程度の抽出誤差は大きな問題とされない場合がほとんどであり、2値化しきい値の設定手法として十分有用である。しかし、本研究で対象とするような、大変化する照明環境の中で微小なマーカ領域の重心を 1pix 以下の精度で特定する条件は非常に特殊であり、既存のしきい値設定手法では背景画素の誤抽出を防止して期待する抽出精度を実現することは困難である。

よって、画像上の明るさ以外の情報を併用して、より適切なしきい値を決定する方法が求められる。

2.3 形状情報を利用した 2 値化しきい値設定手法の提案

本研究で対象とする太陽電池パドル先端のマーカ抽出では、軌道上の照明環境の影響により、マーカと背景(本件の場合には太陽電池セル)を分割するために適切なしきい値が時々刻々と変化する環境で微小なマーカ領域を正確に抽出することが求められる。このため、明るさを基準にしきい値設定を行う既存手法をそのまま適用することは困難である。

よって、いぶきの太陽電池パドル振動を計測するためのしきい値設定手法として、パドル先端のマーカ領域の形状情報を利用してしきい値を設定する手法(Fig. 2.14)を提案する。

この手法では、まず、画像上のマーカと背景を切り分けるために 2 値化処理を行う。ここで 2 値化処理に用いるしきい値は仮の値とする。2 値化処理によって抽出した領域の外周をエッジとし、サイズやエッジの長さ、真円度によってノイズとマーカ領域の切り分けを行う。その後、マーカ領域として絞り込まれたエッジに対して、最小二乗法による矩形フィッティングを行う。

こうして得られたマーカ領域サイズをマーカの設計値と比較し、抽出領域の良否を判定する。ただし、画像上のマーカ領域サイズは、太陽を指向するための太陽電池パドルの回転運動により変化する。このため、画像上のマーカサイズをそのまま利用することはできず、設計値と比較可能な単位に変換することが必要である。よって、矩形フィッティングされたマーカ領域の長さと幅は、1.6 節で述べたピンホールカメラの透視投影モデルを基に、世界座標系における座標値に変換され、この結果をマーカの設計値と比較する。仮のしきい値を変化させながらこれを繰り返し、画像から算出した矩形領域サイズとマーカの設計値の差が最も小さかったしきい値を、2 値化に用いるパラメータとして設定する。

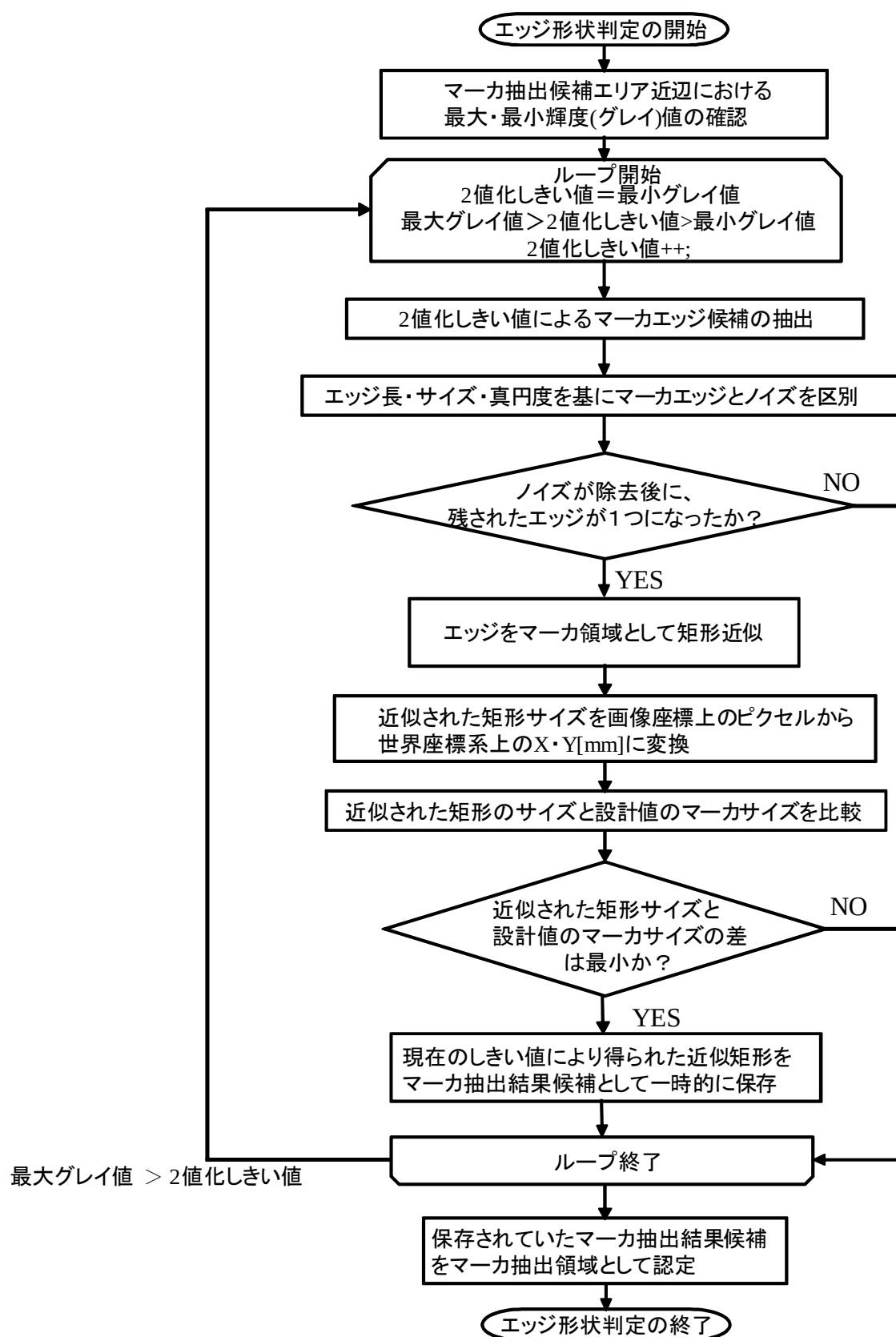


Fig. 2.14 マーカ領域の形状情報を基準としたしきい値の設定手法のフローチャート

なお、世界座標系におけるマーカの位置やサイズを算出する際には、マーカの存在する領域をカメラに対して固定された2次元平面として設定することが必要である。画像から得られるマーカ領域の位置情報は、画像座標系における *Row* と *Column* の2自由度のみである。このマーカ領域は太陽電池パドルの回転運動により移動を行うが、これは一意に決定される平面内において円を描くような2次元的な移動である。また、先端が振動する際の太陽電池パドルの変形量は、太陽電池パドルの長さと比較して十分に小さい値である。このことから、マーカの運動は、カメラに対して固定された2次元平面上の移動と仮定できる。よって、この2次元平面を、世界座標系の X_w - Y_w 平面と定義し、マーカの世界座標位置を決定するために4自由度を拘束する。こうすることで、単一のカメラで撮影された画像におけるマーカ領域情報から、世界座標におけるマーカの位置やサイズを算出することが可能となる。

この提案手法を、以降は「形状ベースしきい値設定手法」と呼ぶ。なお、形状ベースしきい値設定手法では、マーカ領域サイズをより精度よく決定するため、2値化処理は、サブピクセルレベルで実施している。サブピクセルレベルは、離散的な画素における明るさの値を、双一次内挿法(Fig. 2.15)を用いて連続関数に変換することで実現した。双一次内挿法による内挿点のグレイ値 g は、これらを取り囲む画素のグレイ値 g_{00} , g_{01} , g_{10} , g_{11} と各画素との距離 a および b を基に、式(2.3)により求められる。 [84]

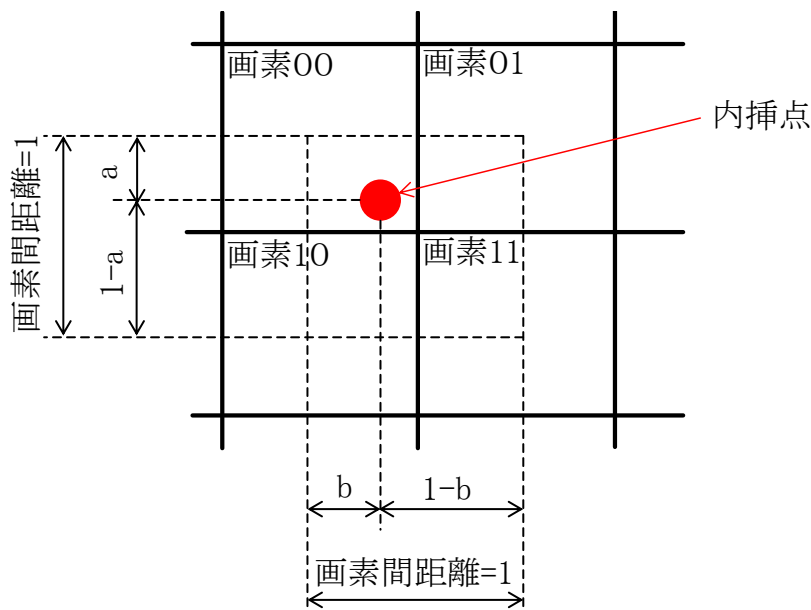


Fig. 2.15 双一次内挿法 [84]

$$g = b(ag_{11} + (1 - a)g_{01}) + (1 - b)(ag_{10} + (1 - a)g_{00}) \quad (2.3)$$

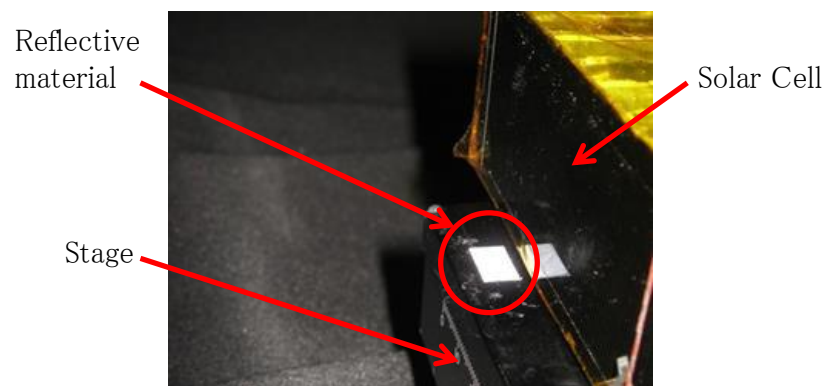
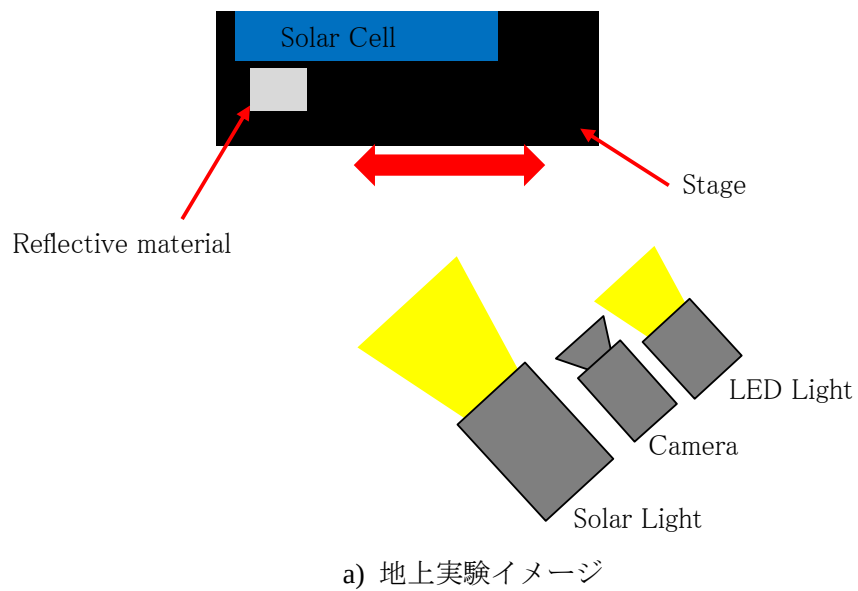
既存手法では、画像上の明るさのみを基準にしきい値を決定していたことから、背景画素の誤抽出を検知することができない。一方、本手法はマーカ形状を基準にしきい値を設定することから、背景領域の誤抽出を検知でき、誤抽出の最も少ないしきい値の選択を実現する。このため、既存手法と比較してマーカ領域を正確に特定でき、マーカ領域の重心位置をサブピクセルレベルで決定することが期待できる。

2.4 形状ベースしきい値設定手法の地上実験による評価

提案した形状ベースしきい値設定手法の有効性を確認するために、地上実験(Fig. 2.16)を実施した。地上実験における撮影対象は、反射材および太陽電池セルとし、温室効果ガス観測技術衛星いぶき(GOSAT)における太陽電池パドル先端のマーカを模擬した。また、反射材と太陽電池セルはステージに取り付けられており、ステージを動かすことによってマーカが任意の距離を移動する様子を模擬することが可能である。ステージを用いて、マーカの位置を任意に変更しながら、カメラによって撮影を行い、ステージの目盛を基にしたマーカの移動距離と画像処理によって得られたマーカ位置から算出した移動距離を比較することで、提案手法におけるマーカ位置計測精度を評価する。

実験は、軌道上の照明環境を模擬するため暗幕内にて実施し、日照・日陰における光源として、太陽光照明装置およびLED照明装置を使用した。マーカ位置が同一の条件において、日照環境及び日陰環境を模擬して撮影を行い、これらの画像から、照明環境に対するロバスト性を検証した。ただし、地上実験では、実験エリアの制限から、マーカに対するカメラや照明装置を、温室効果ガス観測技術衛星いぶき(GOSAT)の実機と同等の距離に設置することはできない。このため、撮影画像上におけるマーカのサイズや明るさが実機で撮影された画像と同等になるよう、カメラや照明位置を調整した上で画像の取得を行なった。(Fig. 2.17)

なお、1.6節で述べた前提条件に従い、実験に使用するカメラは、事前にキャリブレーションが実施されたものを利用する。よって、カメラ内部パラメータ、およびステージの移動する平面を示すカメラ外部パラメータは既知である。



b) 温室効果ガス観測技術衛星いぶき(GOSAT)の太陽電池パドル先端のマーカ模擬部

Fig. 2.16 形状ベースしきい値設定手法の地上実験装置

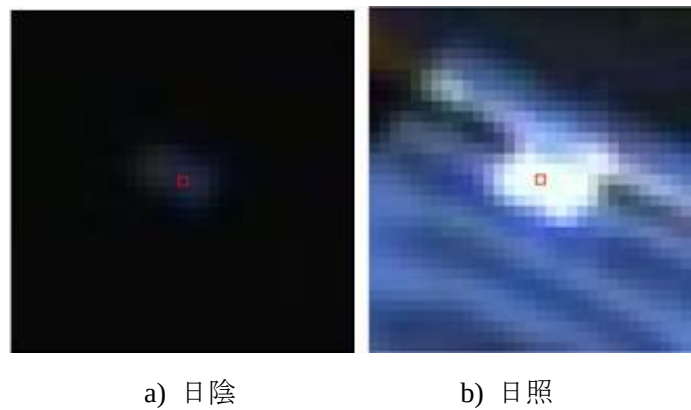


Fig. 2.17 地上実験において取得した画像(マーカ模擬部 拡大)

地上実験によって取得した画像に対し、判別分析法を用いたマーカ領域抽出と形状ベースしきい値設定手法を用いたマーカ領域抽出を実施し、これらによるマーカ領域抽出結果を比較(Fig. 2.18)した。判別分析法によるマーカ領域抽出結果では、太陽電池セルと反射材の画像上の明るさが近いことから、マーカとなる反射材のみを抽出できていないことがわかる。形状ベースしきい値設定手法では、仮のしきい値を変更しながら2値化処理を実施するため、複数のエッジ候補が検出され、フィッティングされた矩形サイズを基に最も反射材サイズの設計値に近いエッジ候補が得られるしきい値を選定する。これにより、背景領域の画素の誤抽出が抑制され、精度よく太陽電池セルと反射材の識別ができています。

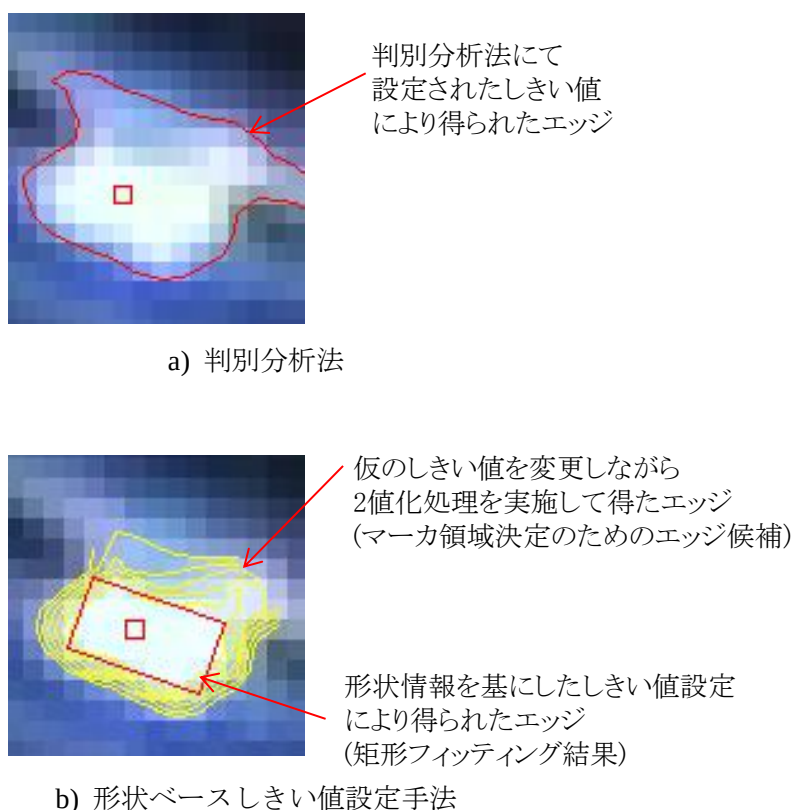


Fig. 2.18 判別分析法と形状ベースしきい値設定手法によるマーカ領域抽出結果例

また、日陰と日照を模擬した環境において撮影した画像を基に、マーカ領域を抽出した結果(Fig. 2.19)から、判別分析法を用いた場合では日陰と日照でエッジ形状が大きく変化しているのに対し、形状ベースしきい値設定手法を用いた場合では照明環境によらずほぼ同等のエッジ形状が得られていることがわかる。

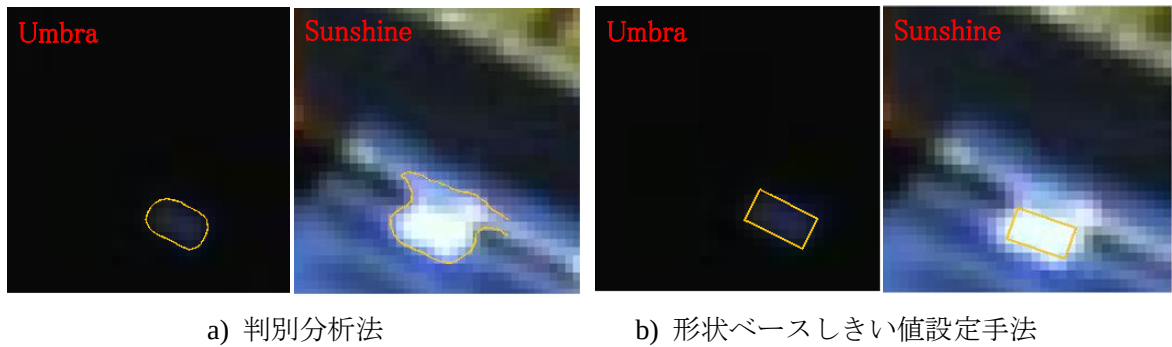


Fig. 2.19 日陰および日照環境におけるマーカ領域抽出結果例

照明環境変化に対するロバスト性および計測精度の定量的な評価として、画像処理を基に計測したマーカ位置を日照と日陰で比較した。なお、比較に使用した画像は、ステージの移動機能を用いてマーカを初期の設置位置から 1mm および 3mm 移動させて撮影したものを使用した。

形状ベースしきい値設定手法により計測した日陰のマーカ位置を基準として、日照時および判別分析法を用いた場合のマーカ位置の比較結果をグラフ(Fig. 2.20)に示す。

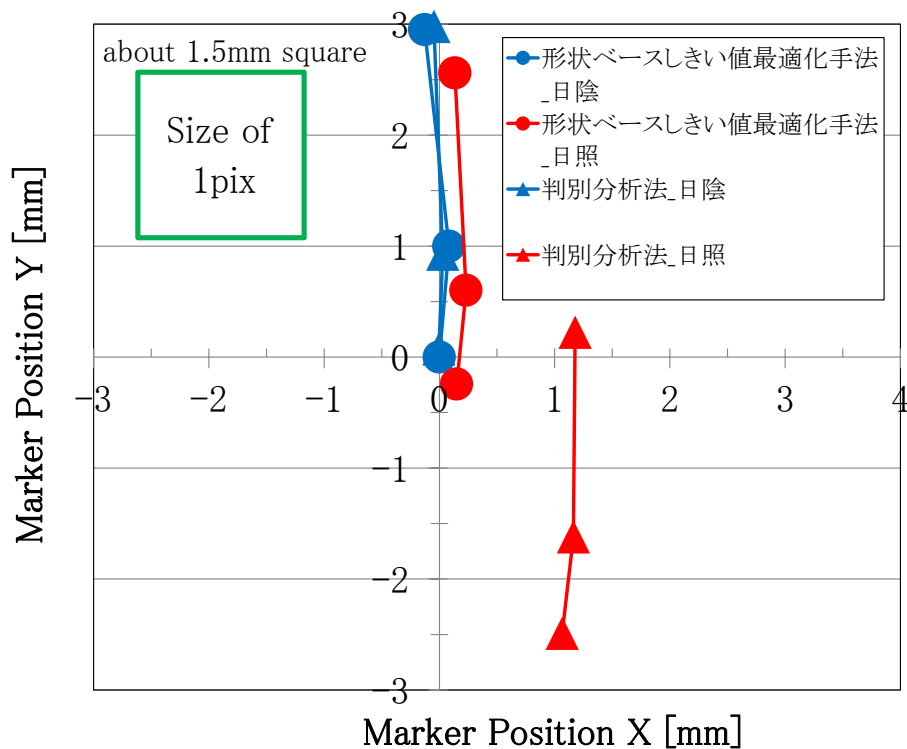


Fig. 2.20 日照・日陰環境におけるマーカ位置計測結果

また、位置誤差を表にして比較した(Table.2.5). なお、この時の画像分解能は、約 1.5mm/pix である。日陰条件におけるマーカ位置計測結果については、形状ベースしきい値設定手法と判別分析法の差は十分小さく、0.1mm 以下(1/15pix 以下)であった。日陰環境においては、マーカと背景の切り分けが容易であることから、どちらの手法を用いた場合でも十分に精度よくマーカ位置を計測できるものと考えられる。日照環境におけるマーカ位置の計測結果では、形状ベースしきい値設定手法を用いた場合、日陰との位置誤差は約 0.4mm であり、1/4pix 程度の誤差を持つことが確認できた。判別分析法を用いた場合では、X 方向 Y 方向共に大きくずれており、日陰時と比較して約 2.9mm の位置誤差を持つことが確認できた。これは約 2pix 分の誤差に相当する。日照環境で判別分析法を用いた場合では、反射材だけでなく背景画素である太陽電池セル部までマーカ領域として誤抽出される影響により誤差が増大したと考えられる。

精度評価として、ステージによるマーカの移動距離と画像処理により計測したマーカの移動距離を比較した。移動距離は、日照・日陰それぞれの環境で計測したマーカの初期位置を原点とし、原点に対する相対的な移動距離を計測した。移動距離の計測結果を示した表(Table.2.6)より、日陰環境における形状ベースしきい値設定手法を用いた結果が最もステージの移動距離との誤差が小さかった。逆に最も誤差が大きかったのが、日照環境における判別分析法を用いた場合の結果であるが、移動距離に関する誤差は、最大でも約 0.3mm であり 1/5pix 程度の精度であった。

これらの結果より、既存技術である判別分析法は、同一の照明環境下におけるマーカの移動距離計測に対しては十分に有効であるものの、照明環境変化に対しては精度のよい計測が困難であることがわかる。

Table 2.5 日照・日陰環境におけるマーカ位置計測誤差

	形状ベースしきい値最適化手法		判別分析法	
	日陰	日照	日陰	日照
位置誤差 [mm]	0(原点)	0.39	0.08	2.85
位置誤差 [pix]	0(原点)	1/4	1/19	1.9

Table 2.6 日照・日陰環境におけるマーカ移動距離計測結果

ステージ 移動距離	形状ベースしきい値最適化手法		判別分析法	
	日陰	日照	日陰	日照
0mm(初期位置)	0(原点)	0(原点)	0(原点)	0(原点)
1mm	1.00	0.85	0.85	0.87
3mm	2.95	2.80	2.91	2.71

地上実験の結果より、照明環境が一定であれば、マーカ位置計測に判別分析法を用いた場合でも、マーカの相対的な移動距離はサブピクセルレベルの精度で計測可能であることが確認できた。ただし、世界座標系におけるマーカ位置については、照明環境変化の影響を強く受けるため、本実験における取得画像に対し判別分析法を用いた計測結果において2pix程度の位置誤差を含むことが確認できた。一方、形状ベースしきい値設定手法では、照明環境変化にロバストであり、日照と日陰におけるマーカの位置誤差は、1/4pix程度とサブピクセルレベルの計測精度を実現できた。

これらの結果から、提案した形状ベースしきい値設定手法は、背景画素の誤抽出抑制が実現でき、マーカ位置の計測精度向上に有効であることが確認できた。

2.5 GOSAT 太陽電池パドルの軌道上振動計測

前節において、提案手法の有効性を地上実験により確認した。しかし、10万lxから数lxまで変化する軌道上の厳しい照明環境や太陽電池パドルなどの複雑な背景、そして大気が無いことによる光と影の高いコントラストを地上で完全に再現することは困難であるため、軌道上で撮影された画像への適用性を評価することは重要である。よって、本節では、温室効果ガス観測技術衛星いぶき(GOSAT)搭載のモニタカメラによる太陽電池パドルの撮影画像を用いて、形状ベースしきい値設定手法を適用した太陽電池パドル先端のマーカ抽出および抽出結果を基にした太陽電池パドルの振動計測結果について述べる。

2.5.1 カメラキャリブレーション

「いぶき」搭載カメラ CAM-H1 のカメラ内部パラメータは、2次元位置が既知のドットが平面に印刷されたキャリブレーションテーブルを用い、1.6節で述べたキャリブレーション方法により取得した(Table 2.7)。カメラ内部パラメータを得るためのキャリブレーション作業は、打ち上げ前に地上で実施した。

Table 2.7 「いぶき」搭載カメラ(CAM-H1)のカメラ内部パラメータ

Focal length of the lens f [mm]	2.9
Radial distortion coefficient κ [m^{-2}]	-44069.5
Width of a cell on the CMOS-chip S_x [μm]	3.3
Height of a cell on the CMOS-chip S_y [μm]	3.3
X-coordinate of the image center C_x [pixel]	637.4
Y-coordinate of the image center C_y [pixel]	514.6

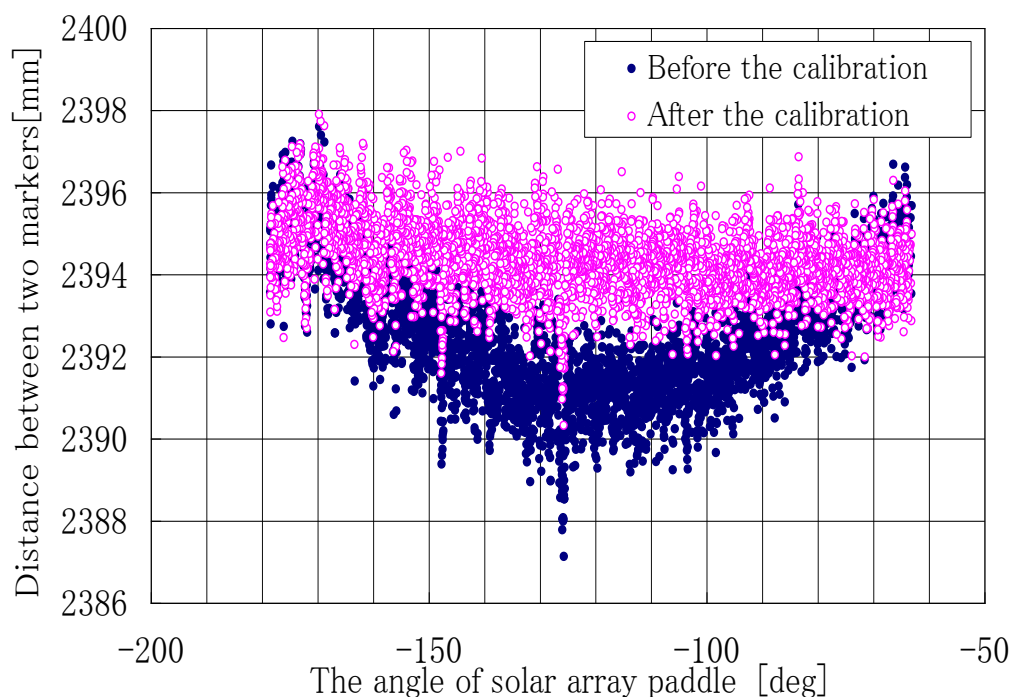


Fig. 2. 21 画像処理により計測した太陽電池パドル回転角度に対する反射マーカ間距離

一方、世界座標系とカメラ座標系の関係を表すカメラ外部パラメータは、打ち上げ後に軌道上で撮影された画像を基に補正を行なった。2.3節で述べたとおり、太陽電池パドルの回転運動により発生する反射マーカの移動は、一意に決定される平面内において円を描くような2次元的な移動である。また、サーマルスナップで想定される太陽電池パドル先端の変形量は、太陽電池パドルの長さと比較して十分に小さいため、反射マーカはカメラに対して固定された2次元平面上に存在すると仮定できる。よって、反射マーカの存在する2次元平面を世界座標系の X_w - Y_w 平面と定義した。このように世界座標系は太陽電池パドル先端のエッジ面であると定義できることから、カメラ外部パラメータは、「いぶき」搭載のモニタカメラ(CAM-H1)の取付け位置と展開後の太陽電池パドル先端位置から算出可能である。しかし、これはカメラの組立時に発生するレンズ取付けのわずかな公差や、衛星本体に機器を取り付ける際の公差等は考慮されていない。よって、設計値を基に算出した外部パラメータを初期値として、軌道上で得た画像中の反射マーカ領域の座標位置を基に、外部パラメータを補正することが必要である。外部パラメータが正しく設定されていれば、画像処理を基に計測された2つの反射マーカ間の距離は太陽電池パドルの回転によらず一定である。しかし、回転とともに変化する場合には、反射マーカの移動する X_w - Y_w 平面の設定が正確に行われていないと考えられる。よって、反射マーカ間距離が一定であることを条件として、外部パラメータの初期値を基に、世界座標系とカメラ座標系の関係を表す

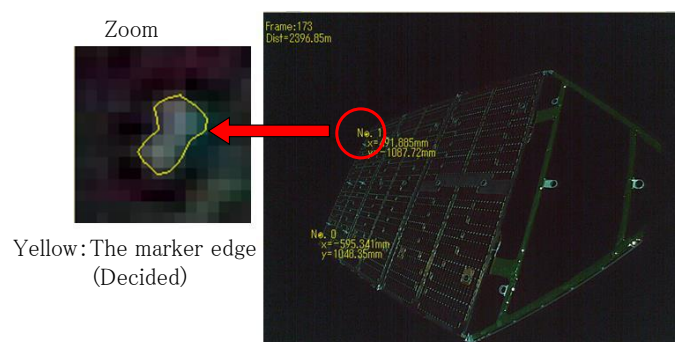
方向余弦行列と世界座標系の X_w - Y_w 平面までの距離を非線形方程式により算出し、この結果を補正後の外部パラメータ値とした。画像処理によって得られた反射マーカ間距離を外部パラメータの補正前後で比較した例を示す(Fig. 2.21)。補正前の外部パラメータを用いた場合には、太陽電池パドル角度の変化と共に反射マーカ間距離値が変動している。これは、 X_w - Y_w 平面が最適化されていないことが原因で、画像処理によって計測された反射マーカの位置が太陽電池パドルの回転の影響を受け、大きな誤差を持ったためと考えられる。これに対し、補正後の外部パラメータを用いた場合には、太陽電池パドルの回転による角度変化に伴う反射マーカ間距離の変動が軽減されていることが確認できる。

このことから、軌道上画像を用いた外部パラメータの補正を行うことで、太陽電池パドル先端の反射マーカ位置をより正確に計測することが可能となり、画像処理精度の向上に有効であることが確認できた。

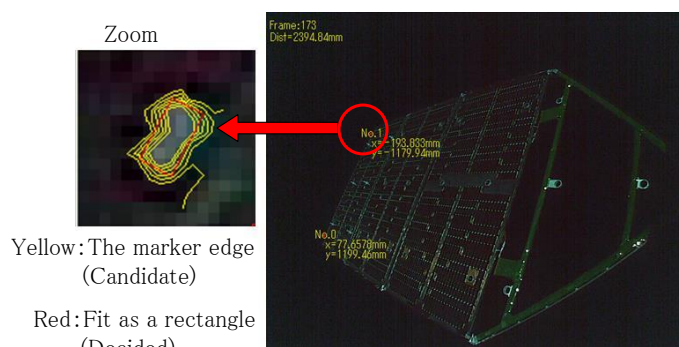
また、補正後のマーカ間距離は、設計値である $2394\text{mm} \pm 2\text{mm}$ 程度であった。マーカ間距離は2つのマーカ位置を基に算出されることから、各マーカ位置の抽出誤差はこれよりも小さいと考えられる。マーカ位置における画像分解能は 7.2mm であるため、マーカ間距離の計測結果からも、マーカ位置がサブピクセルレベルで計測できていることを確認した。

2.5.2 形状ベースしきい値設定手法の適用

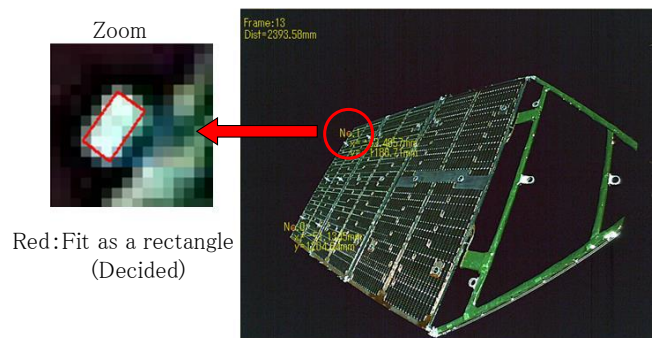
「いぶき」の太陽電池パドル先端に取り付けられた反射マーカの画像上の位置を算出するための従来の画像処理アルゴリズムでは、反射マーカと背景やノイズを識別するため、まず反射マーカ領域付近の明るさを基に2値化処理のしきい値を決定し、画像上の明るい領域を反射マーカの候補として抽出していた。候補とされた領域は、面積、エッジの長さ、および抽出領域に極端な凹凸がないことを判定するための真円度、そして、2つの反射マーカ間距離を使用して、反射マーカ領域とノイズを識別していた。ただし、この方法では、反射マーカ領域に微小なノイズが重なるような場合や、背景となる太陽電池セル面と反射マーカの明るさの差が微小な場合には、実際の反射マーカ領域形状とは異なるエッジが抽出される。これに伴って、反射マーカ領域の位置がわずかながら変化する。食入り時における反射マーカ領域の変位が分解能以下の場合、このエッジ形状の影響を無視することはできない。このため、照明環境が大変化する軌道上画像に対し、2.3節で提案した「形状ベースしきい値設定手法」を適用することで正確なエッジの抽出を試みた。



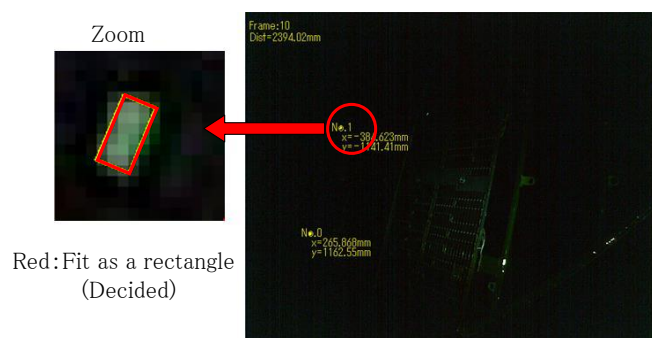
a) 明るさを基にしたエッジ抽出結果(従来手法)



b) 形状ベースしきい値設定手法によるエッジ形状の判定



c) 形状ベースしきい値設定手法によるエッジの抽出結果 (日照)



d) 形状ベースしきい値設定手法によるエッジの抽出結果 (日陰)

Fig. 2.22 形状ベースしきい値設定手法適用の有無によるエッジ抽出結果

形状ベースしきい値設定手法の有効性を評価するため、反射マーカのエッジ抽出結果を従来のアルゴリズムを用いた場合と比較した(Fig. 2.22)。画像上の明るさを基に2値化しきい値を決定していた従来のアルゴリズムでは、反射マーカ領域のエッジとして抽出された形状はいびつであり、照明環境の影響により抽出される領域が変化していることがわかる。これに対して、形状ベースしきい値設定手法を適用した場合では、照明環境によらず、反射マーカの実寸に最も近い適切なエッジの形状を得ることができている。

2.5.3 反射マーカ位置データの処理

画像処理によって反射マーカ位置を特定するだけでは、外部熱入力による太陽電池パドル先端の変位を正確に把握することは困難である。反射マーカは、太陽電池パネルが太陽を指向するための回転の影響を受け、外部パラメータによって定義された世界座標系における X_w - Y_w 平面上で円を描くように移動する。このように計測された反射マーカ位置の変化には、太陽電池パドルの回転による影響が含まれることから、回転による変位と外部熱入力による変位を区別することが必要となる。

このため、まず外部熱入力による太陽電池パドルの変形を、太陽電池パドル面に対して垂直方向、水平方向、回転方向の3つのモードとして識別した(Fig. 2.23)。パドル面に対して垂直な方向の変位を面外方向変位、水平な方向の変位を面内方向変位と呼ぶ。

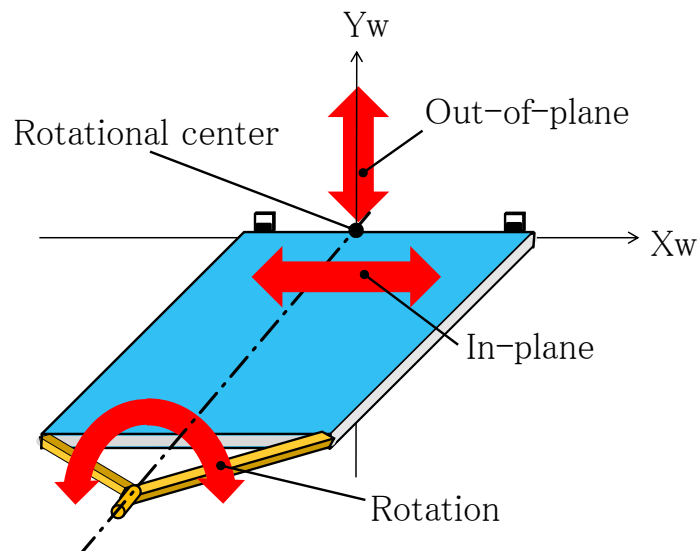


Fig. 2.23 想定される太陽電池パドルの変形モード

外部熱入力の影響による反射マーカの変位を明らかにするためには、太陽電池パドルの回転による変位を取り除き、上記3つの変形モードによる反射マーカ位置の変位をそれ

ぞれ算出することが必要である．変形モード毎の変位の切り分けを行うため，まず回転による反射マーカの理想的な軌跡を求めることとした．理想的な軌跡の算出のため，反射マーカが視認できる角度範囲分の撮影画像を利用し，世界座標系における X_w - Y_w 平面における反射マーカの軌跡を計測した．外部熱入力による振動は，食入りおよび食明けの短い時間に発生すること，および太陽電池パドルの回転による反射マーカ位置の変化量と比較して微小であることから，計測された反射マーカの軌跡は，太陽電池パドルの回転による影響が最も大きいと考えられる．よって，計測された反射マーカ位置の軌跡を円近似した結果を理想的な反射マーカの軌跡と仮定することとした．

この理想的な軌跡と食入り前後の画像から計測された反射マーカ位置を比較し，反射マーカが円の法線方向に変位している場合には面内方向，円の接線方向に変位している場合には面外方向への変形が発生したと考える．また，2つの反射マーカ位置から太陽電池パドルの回転角度を算出し，微分することで角速度を求める．これが一定でない場合には，太陽電池パドルが変形したことより回転方向に振動が発生したと考えられる．(Fig. 2.24)

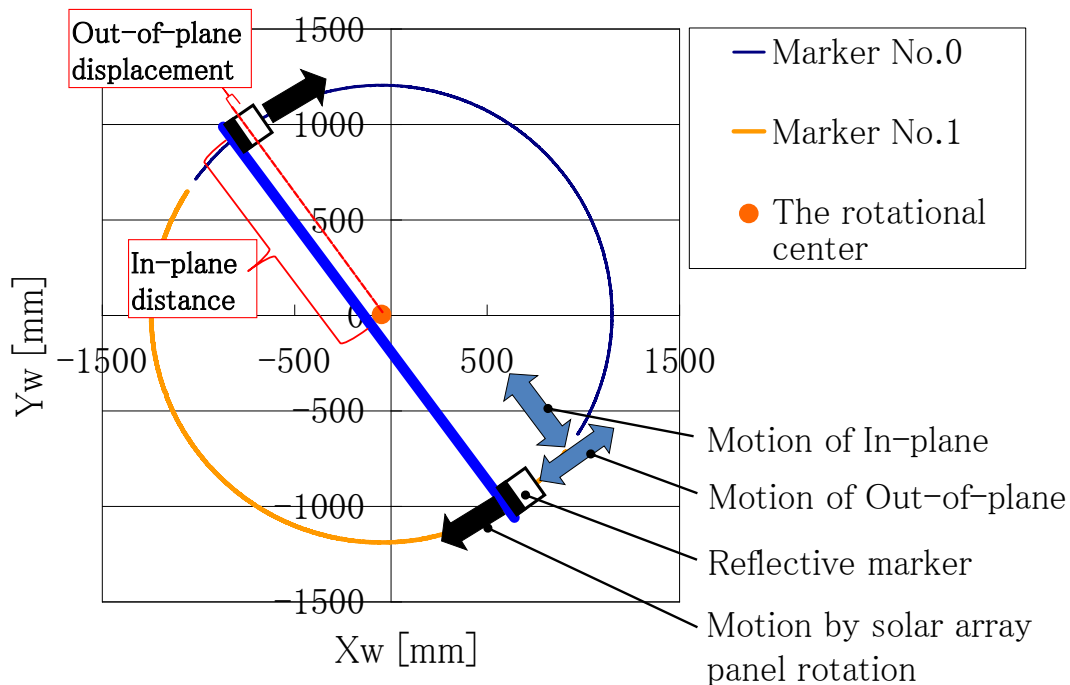
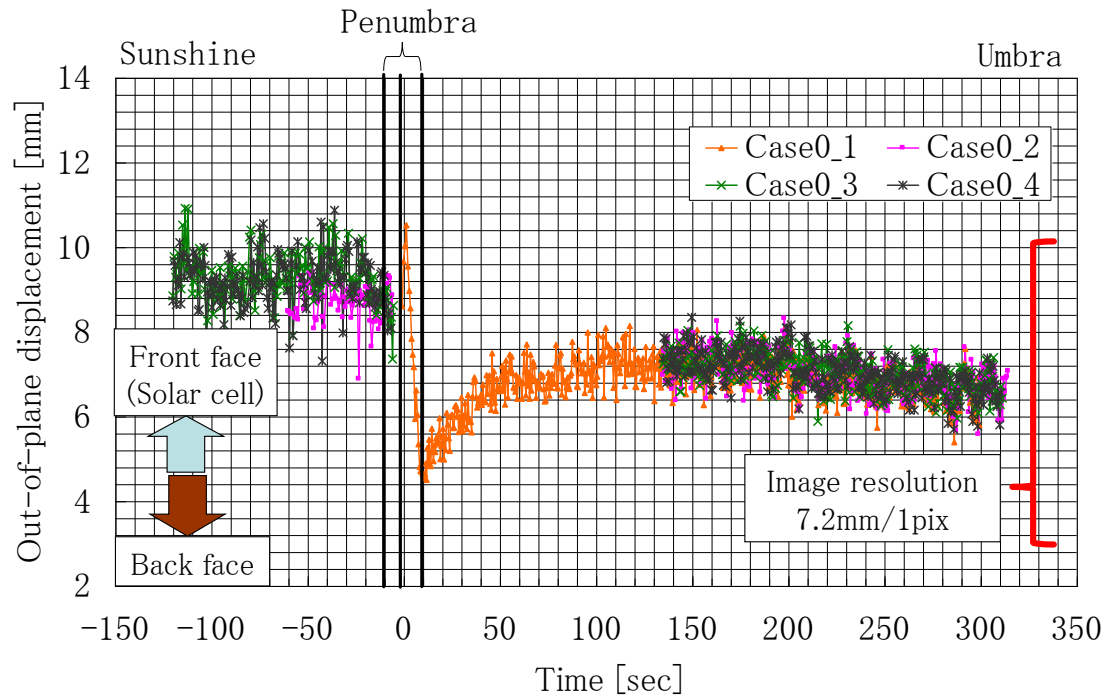


Fig. 2.24 理想的な反射マーカ軌跡を基にした変形モードの切り分け

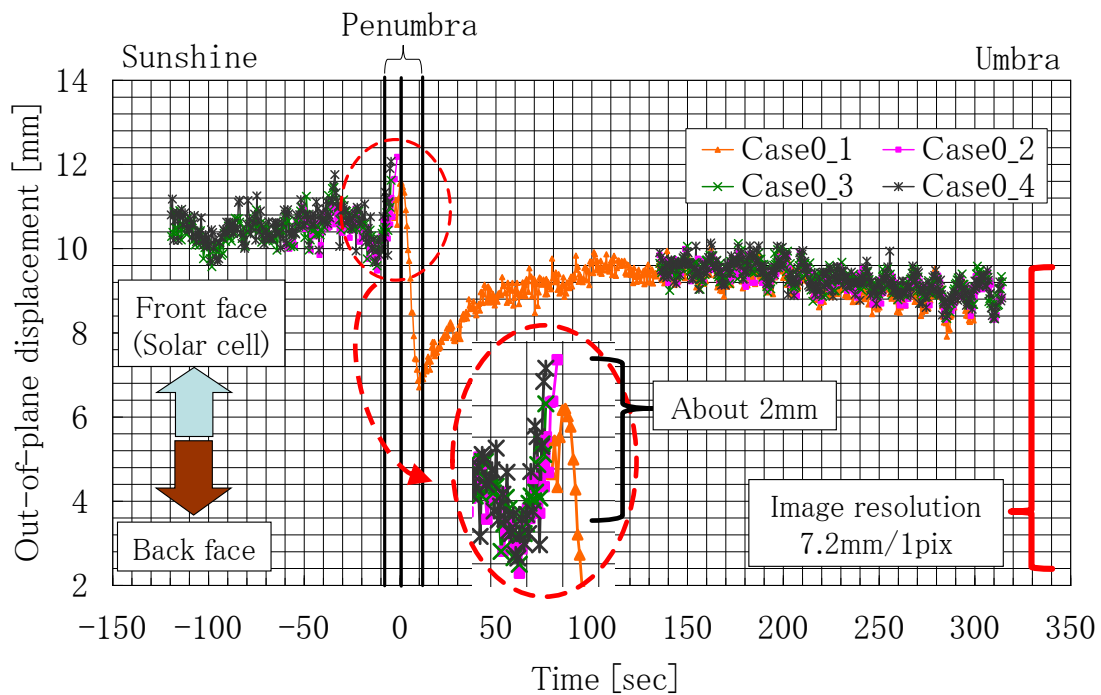
2.5.4 従来アルゴリズムによる計測結果との比較

形状ベースしきい値設定手法の有効性を評価するため，食入り時に撮影された画像を用い，従来アルゴリズムと形状ベースしきい値設定手法を用いたアルゴリズムにより面外方

向変位の計測を実施した(Fig. 2.25). なお, ここで用いた従来アルゴリズムとは, 反射マーカ領域を抽出するための2値化処理において, 反射マーカ周辺の明るさ情報を基にしきい値を決定する手法である.



a) 従来アルゴリズム(明るさを基にした2値化しきい値の決定)



b) 形状ベースしきい値設定手法

Fig. 2.25 画像処理による太陽電池パドル先端の面外方向変位計測結果

同一の画像に対し、これらのアルゴリズムを用いて反射マーカ位置を計測し、2.5.3 節にて述べた手法を用いて面外方向変位を算出した。

面外方向変位計測では、周回毎に異なるシャッター速度で撮影した画像中から画像処理によって可視と判断された時間帯の結果をプロットし、複数の周回における計測結果を組み合わせることで、日照から日陰までの変位計測を実現した。面外方向変位計測結果の横軸は、食入り時刻を 0[sec]とした時間である。なお、この食入り時刻は、衛星の軌道予測情報から、衛星が完全に地球の影に入る時刻を指す。半影は、撮影画像の明るさが変化する時間帯から算出した。この結果、軌道予測情報から決定した食入り時刻は、半影の時間帯のほぼ中間であることが確認できている。よって、横軸の正の方向では「いぶき」が日陰域にあることを、負の方向では「いぶき」が日照域にあることを示す。

面外方向変位計測結果の縦軸は、太陽電池パドル先端に取り付けられた反射マーカの面外方向位置である。これらの結果から、従来のアルゴリズムによる結果では、特に日照時における面外方向位置のばらつきが大きく、食入りの際の変位が埋もれてしまっている。また、半影領域については、画像処理によって可視と判断され、変位計測が実施された CASE は、1 つだけであった。これは、2 値化処理のしきい値を明るさ情報のみを基に設定したことで、反射マーカと背景やノイズを区別できず、不可視と判断された CASE が多いためである。このため、半影領域における反射マーカの変位計測結果については、周回毎の再現性が評価できなかった。これに対し、形状ベースしきい値設定手法を適用した結果では、複数の CASE で撮影された画像から半影領域における変位が計測できている。これは、形状を基にしきい値を設定したことで、反射マーカと背景およびノイズの区別をより正確に実施できた結果である。これより、異なる周回において、半影領域で同様の面外方向変位が発生していることが明らかとなり、周回毎の再現性があることが確認できた。また、形状ベースしきい値設定手法を用いた結果では、日照および日陰のいずれの領域においてもばらつきが改善されている。これにより、半影領域において太陽電池パドル先端に 2mm 程度の微小な変位が発生している様子が明確に計測された。分解能は約 7.2mm/pix であることから、2mm の変位は分解能の 1/3 以下と微小であり、従来のアルゴリズムでは詳細に計測できなかった現象である。

これらの結果から、形状ベースしきい値設定手法を用いて、反射マーカ領域の抽出を行うことによって、照明環境の変化によるノイズや背景の誤抽出による影響が軽減され、軌道上においても画像処理精度が改善できたことがわかる。よって、軌道上で撮影された太陽電池パドル先端の反射マーカ位置計測に関して、形状ベースしきい値設定手法が有効であると言える。

2.5.5 画像処理による太陽電池パドルの振動計測結果

形状ベースしきい値設定手法を用いた画像処理による太陽電池パドルの振動計測として、食入り前後 15 分以上を対象とした長期的な計測と、食入り前後の数分間を対象とした短期的な計測に分け、それぞれ撮影を実施した。長期的な振動計測では、2.1.3 節で述べた CASE1 および CASE2 の条件で撮影した画像を使用した。また、短期的な振動計測では、同様に CASE3 から CASE7 の条件で撮影した画像を使用した。周回毎に異なる CASE による撮影を実施し、複数の周回で撮影された画像による計測結果を組み合わせることで、食入り前から食入り後までの太陽電池パドル先端の変位および振動の様子を明らかにした。

2.5.5.1 長期的振動

形状ベースしきい値設定手法を適用した画像処理によって、太陽電池パドルの長期的な振動を計測した(Fig. 2.26)。長期的計測結果の横軸は、食入りの時刻を 0sec とした時間であり、負の方向では「いぶき」が日照域、正の方向では「いぶき」が日陰域にあることを示す。これより、「いぶき」が食入り前 1000sec から食入り後 2000sec までの太陽電池パドル先端の変位を計測することができる。また、長期的計測結果における縦軸は、各方向における変位計測結果と太陽電池パドル裏面における温度の計測値を表している。

温度センサによる計測値から、食入り直後に太陽電池パドルの温度は低下していき、食入り後約 900sec でほぼ一定になることがわかった。また、この温度変化に伴う面内および面外方向への変形が計測できた。

なお、「いぶき」の太陽電池パドルにおける温度センサは、裏面のみに取り付けられていることから、サーマルスナップの原因と考えられる裏表での温度差を直接観測することはできない。しかし、「いぶき」の太陽電池パドルをモデル化したシミュレーションにより、日照中の表裏の温度差は約 20℃であり、食入りと共に温度差が急激に減少すると推定されている。[43]

面内方向の変位計測結果は、縦軸は原点(太陽電池パドルの回転に伴う反射マーカ位置の理想的な軌跡の中心)から反射マーカまでの法線方向の距離を示しており、2 つの反射マーカの法線方向の距離の合計が、反射マーカ間距離となる。日照時の太陽電池パドルの温度が高い状態における面内方向変位の傾向として、原点から反射マーカまでの法線方向距離が 2 つの反射マーカでずれていく様子が観測された。反射マーカは原点から等距離に取り付けられているため、面内方向への変形が無い場合、2 つの反射マーカまでの法線方向距離は同一となる。しかし、日照状態では、反射マーカの面内方向距離が時間と共に変化し、食入り直前には反射マーカ No.0 までの面内方向距離は約 1200mm、同様に No.1 では 1194mm

であった。これは、太陽電池パドル先端が面内方向に 3mm 変位していることを示している。「いぶき」が食に入り、太陽電池パドルの温度の低下に伴って、反射マーカの面内方向距離のずれは小さくなっていく。そして、温度がほぼ一定となる食入り後 900sec 頃に、2 つの反射マーカの面内方向距離は等しくなり、設計値である 1197mm で落ち着いた。この結果から、太陽電池パドルは、温度の変化と共に面内方向に変形している様子が観測できた。

(Fig. 2.26 a)

面外方向の変位計測結果は、反射マーカの理想的な軌跡に対する接線方向の変位量を面外方向位置として示している。日照域における反射マーカの面外方向位置は、原点から面外方向に約 6mm の位置にあり、食入り直後から約 120sec にかけて急激に太陽電池パドル表面方向(太陽電池セル面方向)に変形する様子が観測できた。その後、温度の低下と共に太陽電池パドル裏面方向に変形し、温度が一定となる 900sec 以降は約 7mm の位置で一定となった。(Fig. 2.26 b)

回転方向に関する変位計測結果としては、画像処理によって得られた反射マーカの位置を基に太陽電池パドルの回転の角速度を算出し、日照から日陰までの角速度値として示している。この結果から、2 つの反射マーカ位置を基に算出した太陽電池パドルの回転角速度は、約 0.061deg/sec であった。これは、「いぶき」の軌道周期である約 98 分で太陽電池パドルが 1 回転する角速度とほぼ一致している。また、計測された角速度の標準偏差は 0.0026deg/sec であり、この 3σ を超える角速度の変動が、半影領域にて観測された。よって、食入りの影響により、面外、面内の変形だけでなく、回転方向における振動も発生していることがわかった。これらの結果から、衛星の軌道運動による温度変化の影響により太陽電池パドルが変形している様子を観測できた。(Fig. 2.26 c, Fig. 2.26 d)

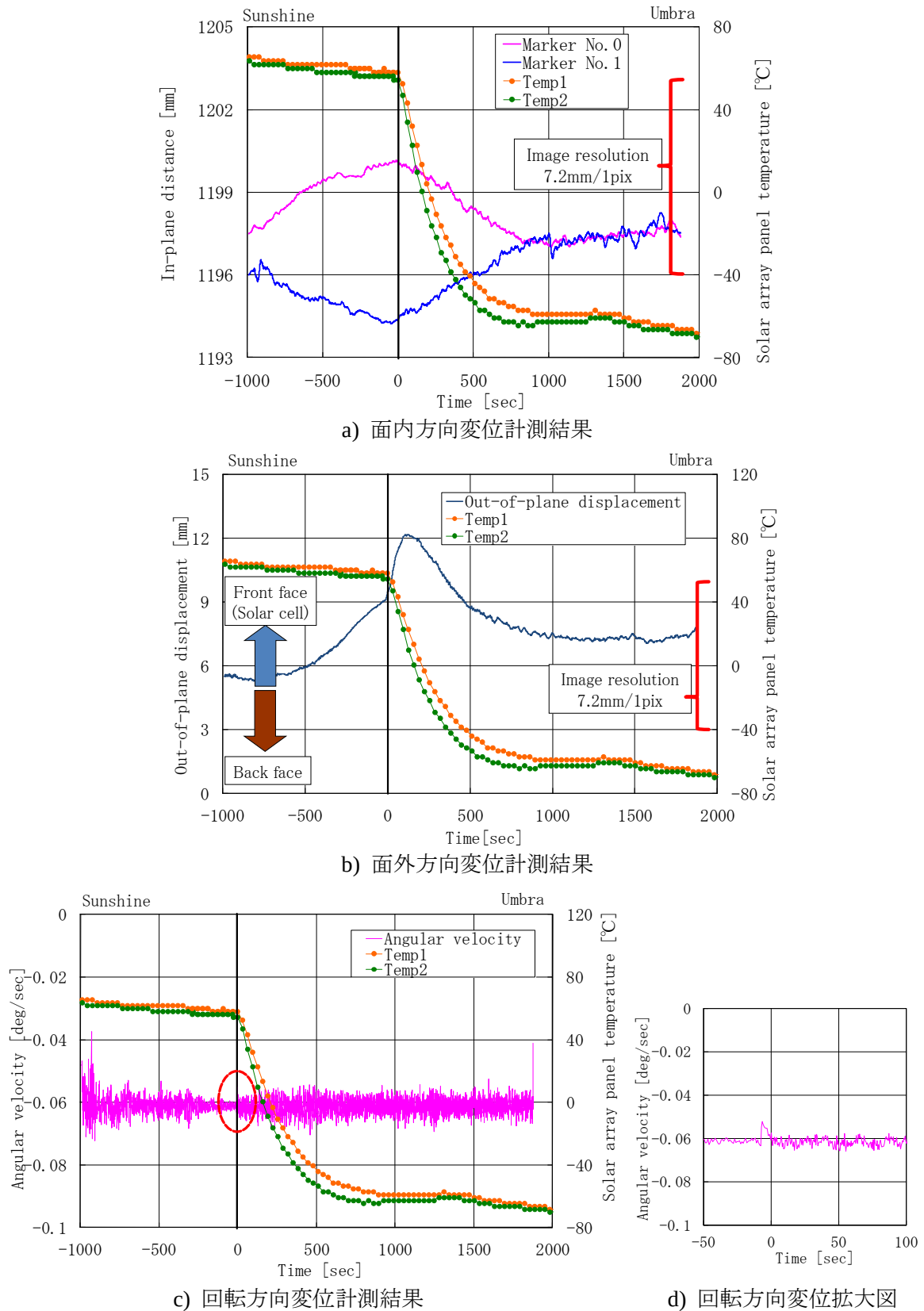


Fig. 2.26 食入り時における太陽電池パドルの長期的振動計測結果

画像処理による太陽電池パドル先端変位の計測結果を、本田らによって行われた「いぶき」太陽電池パネルの面外方向変形のシミュレーション結果(Fig. 2.27)と比較した。これより、食入り直後に太陽電池パネル先端は、面外方向に約 2mm 急激に変形する[85]様子が見られ、今回の計測結果における食入り直後の変位とほぼ一致した。また、画像処理による計測で観測された日照中における太陽電池パドルの面外方向への変形は、シミュレーション結果においても確認できた。しかし、計測結果とシミュレーション結果では日照中の変形量が異なるという点で違っていた。さらに計測結果とシミュレーション結果で異なる点として、計測結果において食入り後 120sec 以降に太陽電池パネルが裏面方向へ戻る様子が挙げられる。この違いの原因として考えられるのが、シミュレーションにおける太陽電池パネルの温度に関する条件である。シミュレーションでは、温度傾斜は太陽電池パネルの厚み方向のみに存在するとして、面内方向温度を一定と仮定している。このため、計測結果と比較して面内方向への変形が少なくなっていると考えられる。これに対し、計測結果では、面内方向に 3mm 程度の変形が観測されており、日照中から日陰後に温度が一定となる時間まで変形が続いている。

これより、太陽電池パネルの面内方向の温度傾斜による面内方向への変形が、計測結果とシミュレーションとの違いとなっていると考えられる。

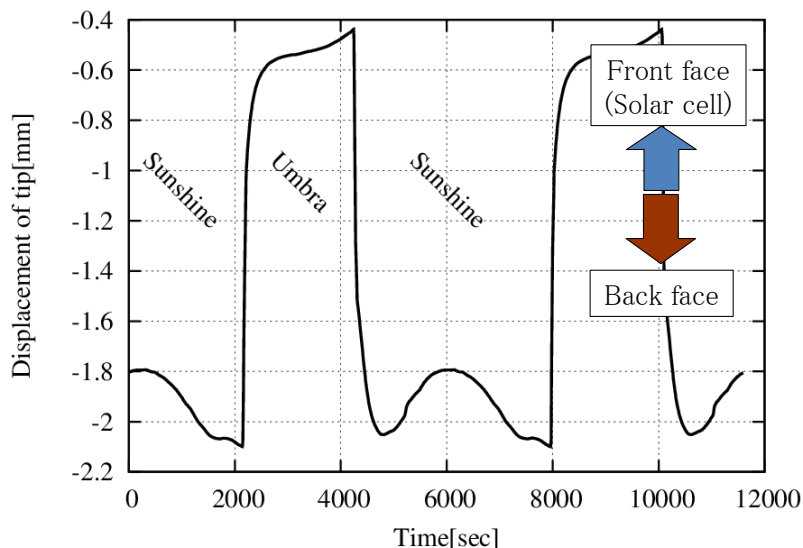


Fig. 2.27 いぶき太陽電池パドル先端の面外方向変形シミュレーション (本田他, 2012) [85]

2.5.5.2 短期的振動

食入りの際の太陽電池パドルの短期的な振動計測として、形状ベースしきい値設定手法を適用した画像処理を用いて反射マーカ位置を計測し、食入り前後数分間で急激な変形が観

測された面外方向の変位をより詳細に計測した(Fig. 2.28). 面外方向変位計測結果における横軸は、食入りの時刻を 0sec とした時間である. また、縦軸は、面外方向における反射マーカ位置と太陽電池パドル裏面の温度を表す. これより、半影領域における太陽電池パドル先端の面外方向挙動としてマーカが急激に太陽電池セル面方向に移動する様子、および半影領域が終わるころに元の位置に戻る様子が観測できた. 日陰に入ると、温度の低下に伴ってマーカは太陽電池セル面方向に移動し、約 120 秒程度で一時的に一定となる. その後、ゆっくりと太陽電池パドル裏面方向に移動し始める様子が観測できた. これにより、半影領域において、太陽電池パドル先端が急激に変形する様子と、日陰域において、ゆっくりとした変形をする様子を観測することができた.

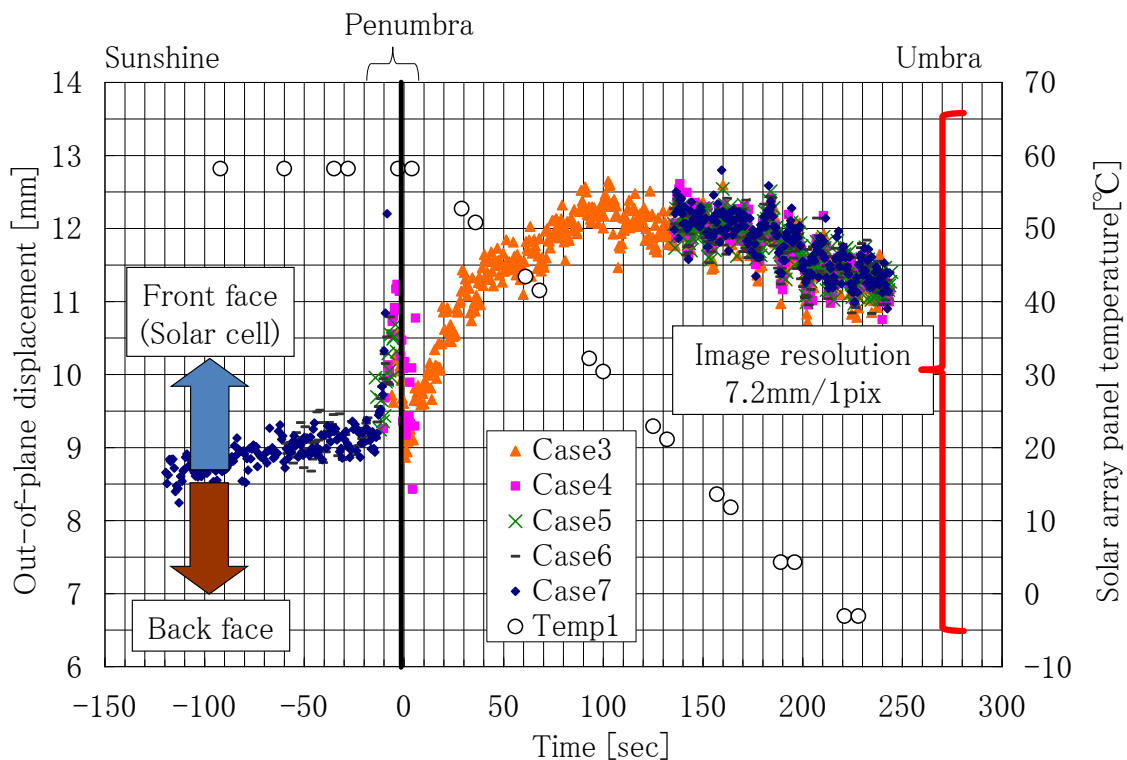


Fig. 2.28 食入り時における太陽電池パドル先端の短期的変位計測結果(面外方向)

また、2.5.4 節にて計測した面外方向変位計測結果(Fig. 2.25 b)と、本節における面外方向変位計測結果(Fig. 2.28)を比較したところ、半影領域と日陰領域における面外方向位置の傾向については、一致していることが確認できた. しかし、日照域における太陽電池パドル先端の面外方向位置が異なることが明らかとなった. この原因としては、太陽電池パドルの画像を撮影した季節が異なる影響が考えられる. Fig. 2.25 b に示した CASE0 の計測結果は、2010 年 2 月に撮影した画像を使用したものであり、Fig. 2.28 に示した CASE3 から CASE7 の計測結果は、2011 年 6 月に撮影した画像を使用したものである. それぞれの時

期に撮影された画像例(Fig. 2.29)より、太陽電池パドルのヨーク部分の照明環境が異なっていることが確認できた。これより、太陽電池パドルの先端変位には、太陽電池パドル部分の温度変化だけでなく、ヨーク部分および衛星構体の温度も影響しているものと考えられる。

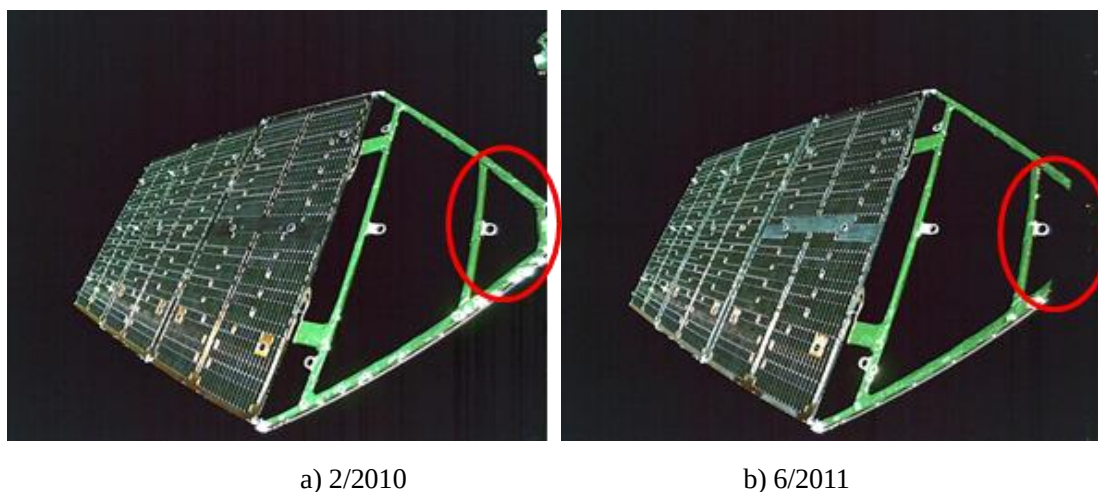


Fig. 2.29 撮影時期による太陽電池パドルの照明環境の差

2.6 提案手法によって得られた成果と課題

本章では、衛星搭載展開構造物の振動計測例として、外部熱入力による太陽電池パドルの変形および振動の計測を実施した。対象となる温室効果ガス観測技術衛星「いぶき」は、振動計測のための専用センサを搭載しない。このため、モニタカメラによる太陽電池パドルの撮影画像を用いた振動計測を提案した。画像を用いた計測では、照明環境変化が特徴点抽出の妨げとなる。本章では、特徴点抽出のためのパラメータを形状情報を基に評価する「形状ベースしきい値設定手法」を提案し、太陽電池パドル先端の計測を実現した。

「形状ベースしきい値設定手法」は、2値化しきい値の決定に特徴点形状を利用することで、画素の明るさを利用する従来のしきい値設定手法では困難であった「背景画素の誤抽出」を検知・抑制でき、照明環境によらず画像上のマーカ重心を高精度に算出可能とする。

提案手法をいぶき搭載のモニタカメラで撮影された画像に適用し、照明環境が大変化する食入り時の太陽電池パドル先端変位を計測した。なお、食明け時は、太陽電池パドルの角度により先端のマーカが視認できないことから、今回の計測は食入り時のみを対象とした。マーカの抽出精度は、軌道上画像から計測された2つのマーカ間の距離を基に評価し、 $\pm 2\text{mm}$ (1/3 ピクセル)以下であることを確認した。また、計測の結果、カメラから約 6m 先の太陽電池パドル先端が約 3mm 変位していることがわかり、太陽電池パドル先端が食入り

に伴う温度変化と連動した挙動を示す様子を観測できた。

これらのことから、モニタカメラは太陽電池パドルの振動計測用センサとして有用であり、照明環境が大変化する軌道上において提案手法の有効性を示すことができた。

ただし、提案手法を適用するためには、マーカの移動する平面が一意に決定されることが前提であり、マーカが平面外に移動する場合には本手法を直接適用することができない。よって、本計測を伸展構造物の振動計測へと適用するためには、計測平面の変化に対する対応が必要である。

第3章 衛星搭載伸展構造物の先端位置計測

本章では、衛星搭載伸展構造物の振動計測例として、EVA(ExtraVehicular Activity)支援ロボット実証実験(REX-J; Robot Experiment on JEM)ミッションに搭載された伸展式ロボットアーム(ERA; Extendable Robot Arm)を対象に、第2章で示した「形状ベースしきい値設定手法」を応用し、片持ち伸縮物に適用した結果について述べる。伸展式ロボットアームの手首部にはマーカとして黒色の円形が2つペイントされ、アームの伸縮状態をモニタするカメラ画像を基にマーカ位置の計測が行われる。伸展式ロボットアームは、第2章で対象とした太陽電池パドルと異なり、マーカの存在する平面がアームの伸展長によって変化する。このため、形状ベースしきい値設定手法を拡張し、画像内における2つのマーカの大きさと位置関係の比率を利用して2値化しきい値の設定を行うことで、伸縮によるマーカの見かけ上のサイズ変化に対応した。また、伸展式ロボットアームの内界センサ(伸縮駆動用モータ軸のエンコーダ)により算出した伸展長と比較することで画像処理による計測結果を評価し、伸縮長、振動、ねじれ等に関して誤差の少ない計測を実現した。

3.1 国際宇宙ステーションにおける伸展式ロボットアームの実験(REX-J)の概要

本節では、REX-J ミッションの概要と伸展式ロボットアームの振動計測に関連する機器について説明し、振動計測における課題を識別する。

REX-J ミッションは、宇宙飛行士が行う船外活動等の有人宇宙活動を支援するロボット(EVA 支援ロボット)の実証を目的として、国際宇宙ステーション 日本実験棟(きぼう)にて2012年8月より実験が開始された。REX-J ミッションは、「きぼう」の船外実験プラットフォームに取り付けられた、ポート共有実験装置(MCE; Multi-Mission Consolidated Equipment)において実施された(Fig. 3.1)。MCEは、複数のミッションを混載した実験装置[86]であり、REX-J ミッションは、この一区画を利用して行われた(Fig. 3.2)。なお、REX-J ミッションにおけるロボットは、MCEの内部に設置されているものの、その上面および側面には開口部(Fig. 3.3)が設けられているため、伸展式ロボットアームやモニタカメラを含むロボット実験装置は、軌道上環境に直接曝露された状態でミッションが行われる。

REX-J ミッションの目的は、EVA 支援ロボットの実現に不可欠な空間移動技術を実証す

ることである．ここで実証される空間移動技術とは，小型軽量かつ広範囲の移動を実現する，STEM方式を採用したSRA(Storable tubular extendable member Robot Arm)と呼ばれる伸縮可能な伸展式ロボットアームと，テザーと呼ばれるひもを用いた空間移動である．

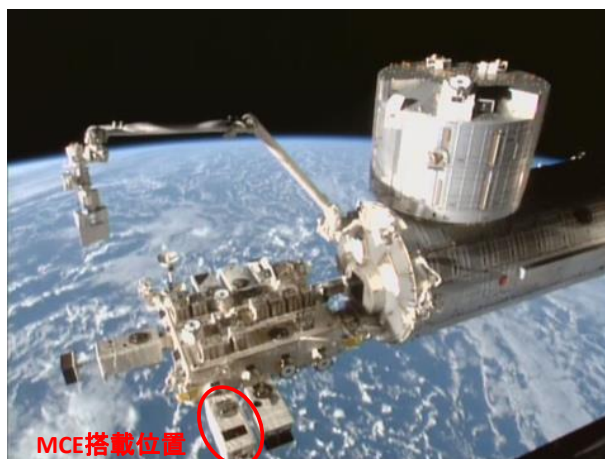


Fig. 3.1 きぼう船外実験プラットフォーム上のポート共有実験装置(MCE) ©JAXA/NASA

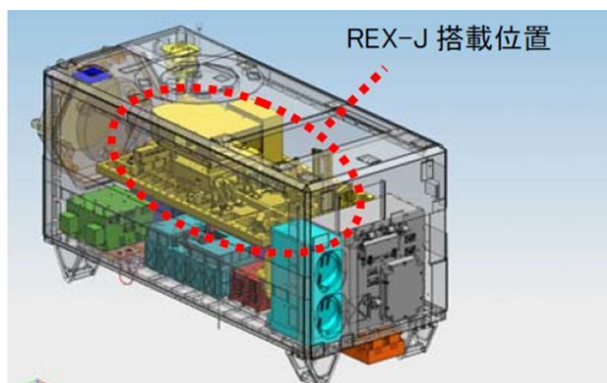


Fig. 3.2 ポート共有実験装置(MCE)における REX-J の搭載位置 ©JAXA [48]

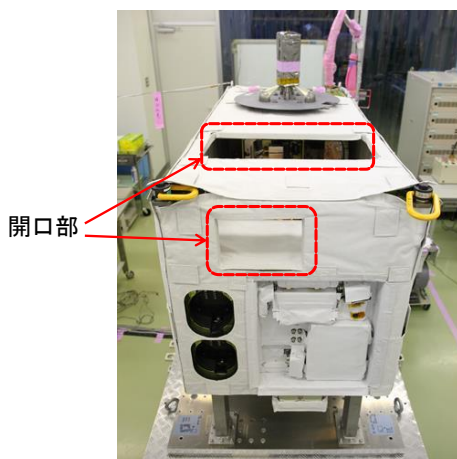


Fig. 3.3 ポート共有実験装置(MCE)の開口部 ©JAXA

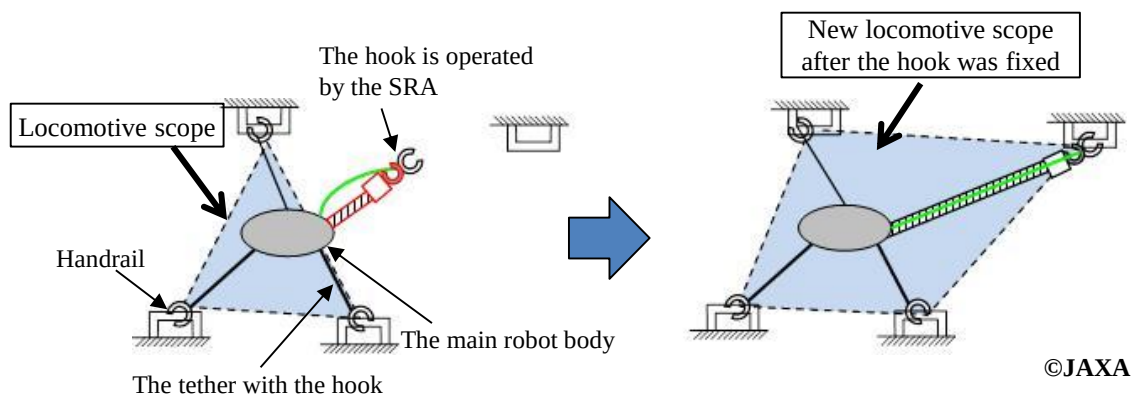


Fig. 3.4 テザーによる空間移動技術のイメージ ©JAXA [48]



Fig. 3.5 船外活動中の宇宙飛行士とハンドレール ©NASA

テザーによる空間移動技術(Fig. 3.4)では、ロボット本体に搭載されたテザーとその長さを制御するためのリール、および伸展式ロボットアームが利用される。テザーの先端には、テザーに係留するためのフックが取り付けられている。このフックを、宇宙飛行士が移動の際に使用するハンドレールと呼ばれる手すり(Fig. 3.5)に取り付けることで、ロボット本体が移動可能となる領域を拡大することができる。フックの操作には、伸展式ロボットアームを使用する。伸展式ロボットアームは、先端に手首機構およびハンドを備えており、ハンドレールに対してフックの脱着を行う機能を持つ。この機能によって、ロボット自身がフックの係留先を変更することができる。

このようなテザーによる空間移動技術を実証することは、小型軽量かつ広範囲の移動を可能とするロボットの実現に向けて必要であり、有人宇宙活動支援ロボットの実用化のためには不可欠である。REX-J ミッションでは、空間移動技術の実証のため、伸展式ロボットアームによるフックの係留、およびテザー制御による移動を宇宙の曝露環境で実証した。

REX-J ミッションにおけるロボット本体やハンドレール等の実験装置は、実験領域である

ベースプレート上に配置される。ロボット本体は、2段式となっている。ロボット本体下段は、長さ制御可能な3本のテザーが取り付けられている。3本のテザーの内2本は、ロボット本体外に設置されたリール機構で制御される。これらは、打ち上げ時点で既にロボット本体に結び付けられており、テザー係留済みの状態を模擬している。長さ制御可能なテザーの残る1本は、打ち上げ時点では未係留であり、ロボット本体内部のリール機構によって巻き取られた状態となっている。未係留状態のテザー先端にはフックが取り付けられており、ロボット本体上段に搭載された伸展式ロボットアームによって、ロボット自身がフックを介してテザーをハンドレールに係留する。フック付テザーの係留が完了すると、ロボット本体は長さ制御が可能な3本のテザーによって懸垂された状態となり、それぞれのテザー長を変えることで平面内を移動することができる。(Fig. 3.6)

REX-J ミッションは、2012年8月から2013年5月にかけて筑波宇宙センターからの遠隔制御によって実施され、予定していた全ての実験を完了した。これによって空間移動に関する世界初となる3つのロボット技術(Table 3.1)を実証し、運用を終了している。[44]

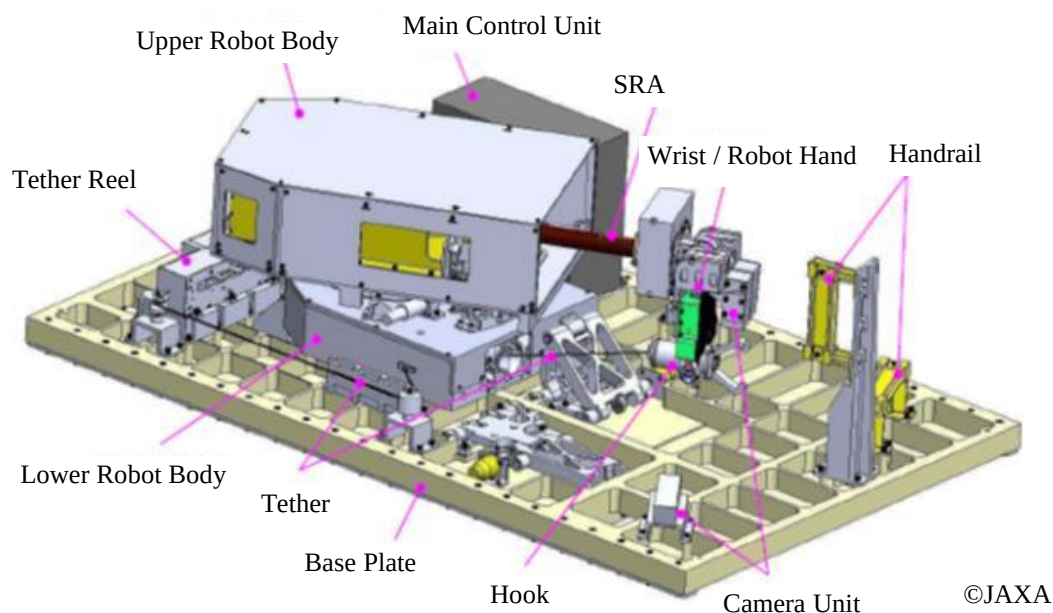


Fig. 3.6 REX-J ミッションにおけるロボット実験装置 ©JAXA [48]

Table 3.1 REX-J ミッションで実証した空間移動に関するロボット技術

No.	実証内容
1	伸展式ロボットアーム動作の宇宙実証
2	テザーを用いたロボット移動の宇宙実証(曝露環境下)
3	伸展式ロボットアームとテザーを用いたロボット移動の宇宙実証

3.1.1 REX-J ミッション搭載伸展式ロボットアーム

REX-J ミッションにおける伸展式ロボットアームは、打ち上げ時に未係留状態のテザーを係留するために使用される。テザー先端にはフック機構が取り付けられており、このフック機構のハンドレールへの係留を伸展式ロボットアームによって実施する。

代表的な伸展機構を例に REX-J ミッションに搭載された伸展式ロボットアームの特徴について説明する。代表的な伸展機構として、テレスコープ(Fig. 3.7)と呼ばれる方式を用いた機構が挙げられる[87] [88] [89]。この方式は、入れ子状になった金属や CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastics)製の筒を伸展させるものであり、比較的剛性が高いことが利点である。テレスコープ方式における伸展長は、入れ子になっている筒の段数と一段あたりの筒の長さによって決まる。よって、最大伸展長を増加させる場合には、段数を増やすか、一段あたりの筒の長さを増やすことが必要であり、収縮状態における容積や質量が増加することが課題となって高い伸展率は期待できない。

一方、剛性の面ではテレスコープよりも劣るものの、高い伸展率を実現できる手法として STEM(Storable Tubular Extendable Member)方式がある。STEM は、金属や CFRP の薄板によって作られた開口部のある円筒形状の構造である(Fig. 3.8)。円筒形状である STEM を収縮する際には、開口部を押し開き、平板状態とすることでテープのように巻き取ることが可能となる。このため、テレスコープ方式と比較して小型軽量かつ高い伸展率を実現することができる。STEM はこうした特徴から、テレスコープ方式内部に組み込まれて駆動機構としての利用[89]や、ハッブル宇宙望遠鏡における太陽電池パドルの伸展機構としての利用[18]、およびアンテナ[90]としての利用等、多くの使用実績がある。しかし、剛性の低さから STEM 方式の伸展機構がロボットアームとして使用されることは一般的ではない。しかし、REX-J ミッションでは、軌道上の微小重力環境下での作業を前提としていることから、剛性よりも小型軽量化を重視して STEM 方式が採用された。STEM 方式を採用したロボットアームとして軌道上での実証が行われたのは、REX-J ミッションが世界初である[44] [91]。

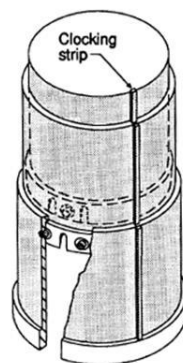


Fig. 3.7 テレスコープ方式伸展機構の例 (Thomson, 1994) [89]

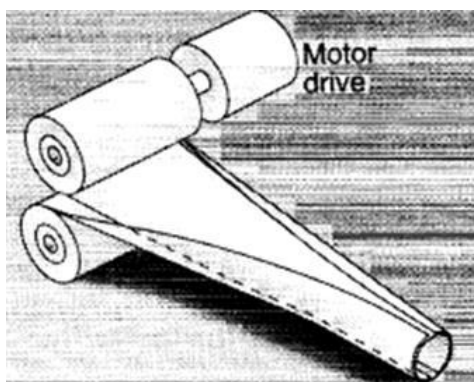


Fig. 3.8 STEM 方式伸展機構の例 (Thomson, 1994) [89]



Fig. 3.9 積層 CFRP 製の STEM ©JAXA [48]

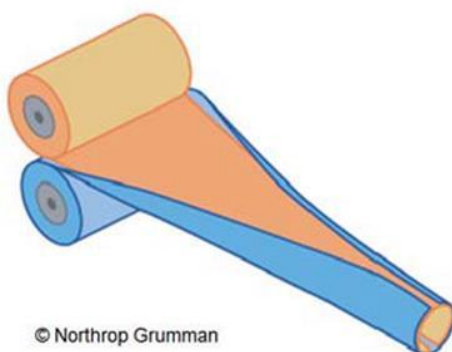


Fig. 3.10 Bi-STEM 方式 ©Northrop Grumman

REX-J ミッションにおける伸展式ロボットアームの伸展部は、積層 CFRP により作られた STEM(Fig. 3.9)を 2 本組み合わせて構成される。2 本の STEM は、Bi-STEM と呼ばれる方式 (Fig. 3.10)で開口部を向い合せて組み合わせた状態で伸展する。このような方式を利用することで、単一の STEM と比較して剛性の向上を実現しているものの、地上の重力環境下ではアーム先端の手先質量を支えられる剛性は無い。こうした理由から、REX-J ミッションにおける伸展式ロボットアームは、宇宙機に搭載される他の大型で柔軟な構造物と同様に、

微小重力環境における 3 次元的な振動特性を地上試験で計測することは困難である．このため，地上における特性評価としては，空気浮上装置を利用する等の工夫により一定の制限下での計測[45]が実施されているものの，伸展式ロボットアーム先端の振動やそれに伴うねじれなど，正確な振動等の挙動を再現するには至っていない．

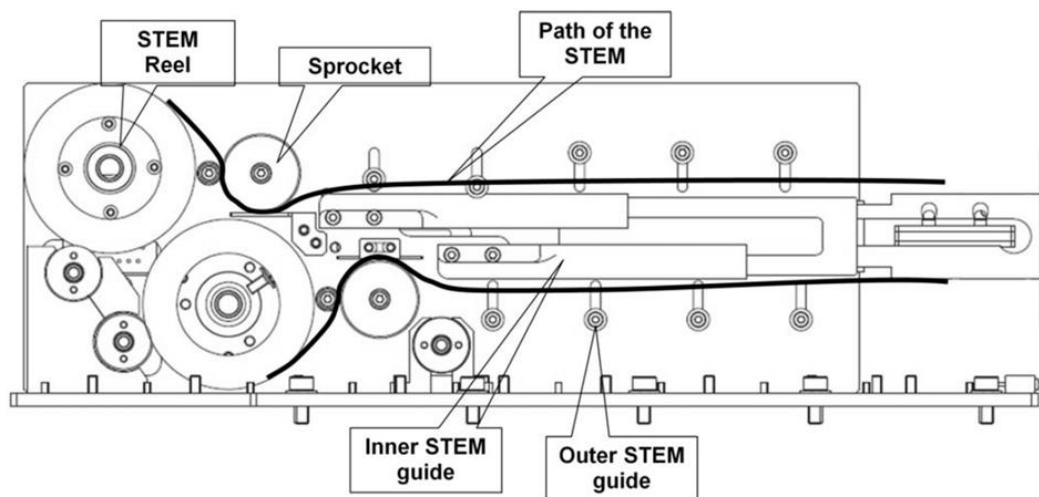


Fig. 3.11 REX-J ミッションにおける STEM の伸展・収縮機構 (上野, 2010) [92]

Table 3.2 REX-J ミッションにおける伸展式ロボットアームの主要諸元 [48]

項目	仕様
サイズ	L300 × W600 × H100mm *アーム伸展時bi-STEM直径 φ 30mm STEM厚み 0.15mm
質量	3.5kg アーム先端質量 約2.7kg (モータ駆動回路ユニット・手首機構・ハンドユニットの合計)
最大伸展長	1300mm
伸展速度	10mm/sec
駆動アクチュエータ	ブラシレスDCモータ(Maxon製 EC-max16)
通信インタフェース	12V 3A, 12ch × 2本

STEM は，収縮時には開口部を押し広げることによって平板状態となり，リールへの巻き取りが行われる．REX-J ミッションにおける伸展式ロボットアーム機構では，STEM の両端にスプロケット用の穴が設けられており，リールに巻き付けられた STEM はスプロケットを介して伸展・収縮が行われる．伸展式ロボットアームは，リールおよびスプロケットを駆動するモータを制御することによって，STEM を任意の長さに伸展・収縮させることが可能である．このため，STEM の伸展長はテレメトリとしてダウンリンクされるモータのエン

コード値を基に算出する。(Fig. 3.11)

STEM 機構を利用することにより、REX-J ミッションにおける伸展式ロボットアームは、 $300\text{mm} \times 160\text{mm} \times 100\text{mm}$ 、 3.5kg と小型軽量でありながら、最大伸展長は 1300mm と高い伸展率を実現している。(Table 3.2)

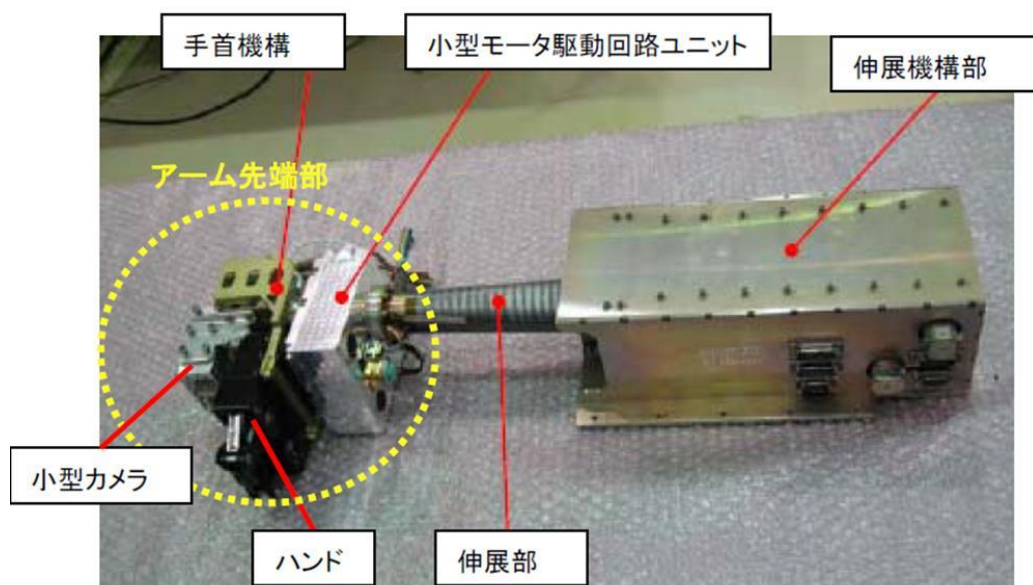


Fig. 3.12 REX-J ミッションの伸展式ロボットアームおよび手首/ハンド機構 ©JAXA [48]

また、STEM 先端には、フック機構を把持・操作するためのハンド機構と手首機構、2 台の小型カメラ、およびこれらを制御するための小型モータ駆動回路ユニットが搭載されている。(Fig. 3.12) なお、ハンドおよび手首を制御するための通信および電源は、STEM の円筒内を通るフラットケーブルにより供給される。STEM 収縮時には、フラットケーブルは STEM と同様にリールに巻き取られる。

ハンドによって操作されるフックは、テザー先端に取り付けられており、爪の開閉を行うためのボタンを有する。ハンド機構でフックを把持することでボタンが押され、爪を開くことができる。(Fig. 3.13)

ハンドレールにフックを係留する際の位置の確認は STEM 先端に搭載された小型カメラによって行われ、位置・姿勢の微調整は手首機構によって行われる。(Fig. 3.14)

REX-J ミッションでは、伸展式ロボットアームによりフック機構を操作し、ロボット自身がフックをハンドレールに係留することに成功している。(Fig. 3.15)



Fig. 3.13 REX-J ミッションのフック機構 ©JAXA [48]



Fig. 3.14 フック係留時の小型カメラによる撮影画像 ©JAXA



Fig. 3.15 伸展式ロボットアームによるハンドレールへのフック係留実験の様子 ©JAXA

3.1.2 REX-J ミッション搭載モニタカメラ

REX-J ミッションにおける実験は、モニタカメラによる画像を基に地上からの遠隔操作 [93]によって実施される。このモニタカメラは、照明装置として2つのLEDを搭載した小型カメラユニット(Fig. 3.16)であり、CAM(CAMera unit)と呼ばれる。

主要諸元(Table 3.3)より、CAMは照明装置を含めても $30 \times 30 \times 70\text{mm}$ のサイズで 0.3kg と小型軽量である。一方、解像度はQVGA(Quarter Video Graphics Array : 320×240)であり、実験中のロボットの様子を目視確認するモニタ用途としての使用であれば問題ないものの、画像処理による位置・姿勢計測用途としては低解像度であり、高精度な計測を実現するためには、解像度を有効に利用するため1pix以下の精度での特徴点抽出が求められる。

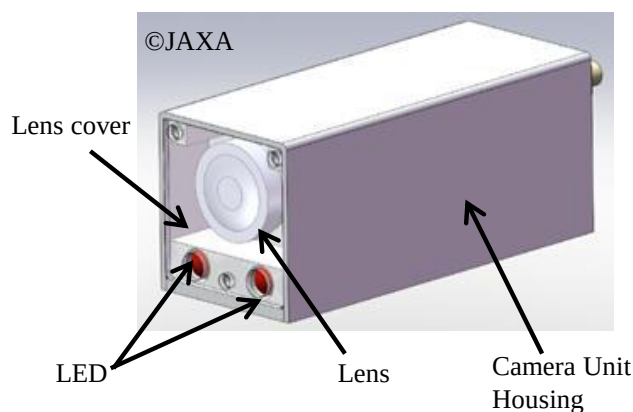


Fig. 3.16 REX-J ミッションにおける小型カメラユニット(CAM) ©JAXA

Table 3.3 REX-J ミッションにおける小型カメラユニット(CAM)の主要諸元 [48]

項目	仕様
サイズ	W30mm × D30mm × L70mm
質量	0.3kg
画素数	320 × 240pixel
画角	水平画角 78.43deg 垂直画角 63.63deg 固定焦点
画像出力	NTSC規格準拠

REX-J ミッションでは、実験の様子を監視するために合計 4 台の CAM が搭載(Fig. 3.17)されており、CAM1 から CAM4 までの番号によって識別されている。CAM1 および CAM2 の 2 台は、前節にて述べたとおり、伸展式ロボットアームの先端に搭載されており、フック係留のためのモニタとして使用される。CAM3 は、ロボット本体上段に搭載されており、光軸が伸展式アームの伸展収縮方向に平行となるよう取り付けられている。本章で述べる伸展式ロボットアームの振動計測には、この CAM3 を使用する。(Fig. 3.18)

残る 1 台は CAM4 と呼ばれ、実験中のロボット本体の様子を俯瞰できるよう、実験領域であるベースプレートの端に取り付けられている。CAM4 については、4 章で詳細に述べる。

REX-J ミッションにおける実験は、地上からの遠隔操作によって行われることから、小型カメラユニットにより撮影された画像の確認や送信したコマンドが軌道上の機器に反映されるまでには、時間遅れが存在する。また、コマンドの送信タイミングについても運用上の制約があり、国際宇宙ステーションの軌道運動による照明環境変化に合わせてリアルタイムに CAM の撮影条件を指定することはできない。このため、シャッター速度やホワイトバランス等の撮影条件は、CAM におけるイメージャの初期設定であるオート設定を使用し

ている．また，CAM に搭載されている LED 照明によって，日陰中であっても実験の様子をモニタすることが可能である．しかし，イメージャの持つオート設定で画像を撮影した場合でも軌道上の照明環境変化の影響は大きく (Fig. 3.19)，実験の様子を目視によりモニタするような用途であれば十分に使用可能であるが，常に同等の品質の画像を得ることは期待できない[94]．こうしたことから，画像処理により特徴点を抽出するためには，照明環境の変化にロバストな特徴点抽出手法を適用することが必要である．

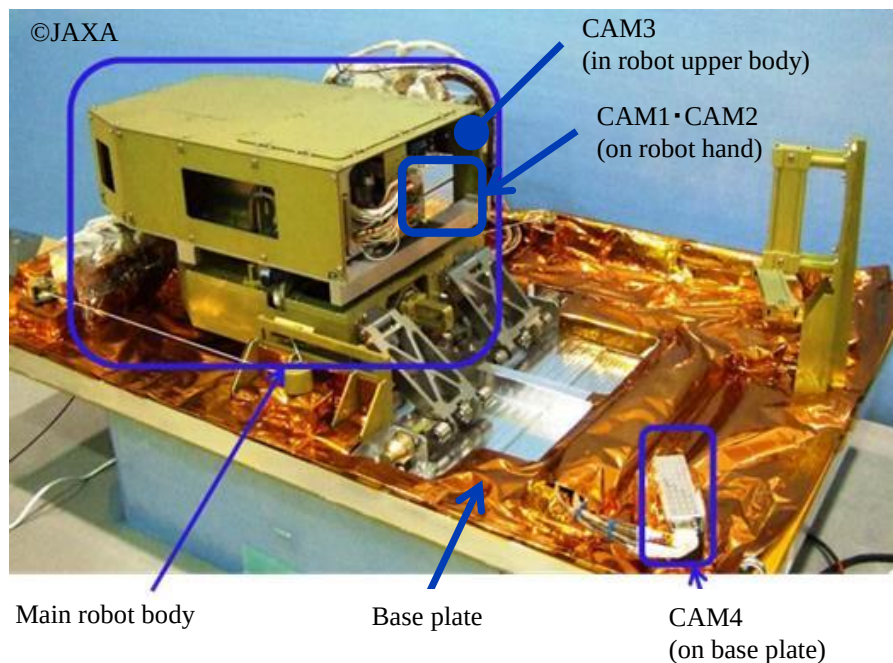


Fig. 3.17 REX-J ミッションにおける小型カメラユニット(CAM)の搭載位置 ©JAXA [48]

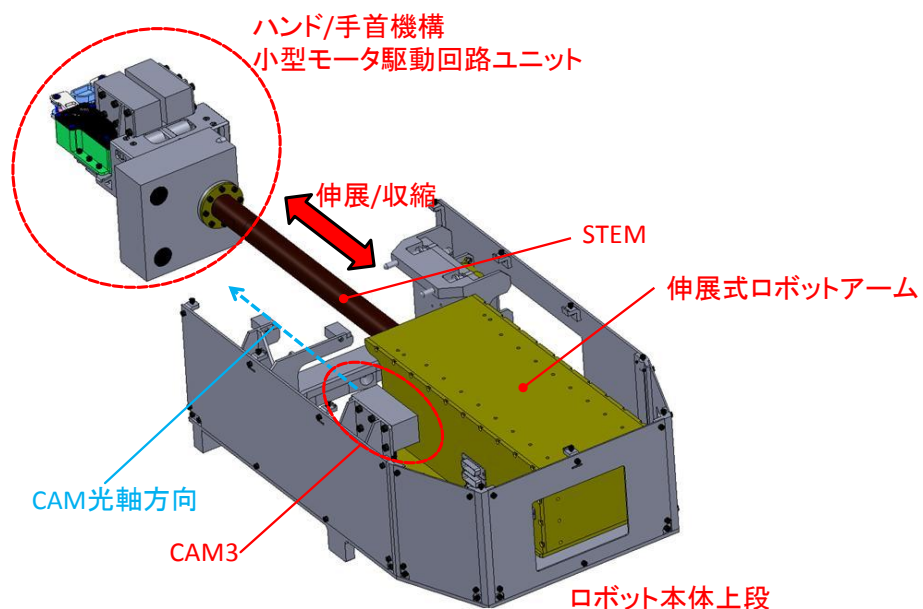


Fig. 3.18 ロボット本体上段に搭載された小型カメラユニット (CAM3) ©JAXA



Fig. 3.19 オート設定とした CAM3 により撮影された伸展式ロボットアーム手先画像例

3.1.3 伸展式ロボットアーム振動計測用マーカ

伸展式ロボットアームの振動計測は, REX-J ロボット本体上段に搭載された小型カメラユニット(CAM3)により STEM 先端を撮影した画像を基に実施する. このため, STEM 先端の手首部を構成する小型モータ駆動回路ユニットには, 画像処理を行う際に特徴点となるマーカ(Fig. 3.20)が2つペイントされている. マーカの色は, 小型モータ駆動回路ユニットの筐体とのコントラストが大きくなるよう黒色である. マーカの形状は, 直径 20mm の円形であり, 2つのマーカ間距離は 70mm である(Fig. 3.21). CAM3 による撮影画像から, 2つのマーカの抽出結果を基に伸展式ロボットアームの先端位置を計測する.

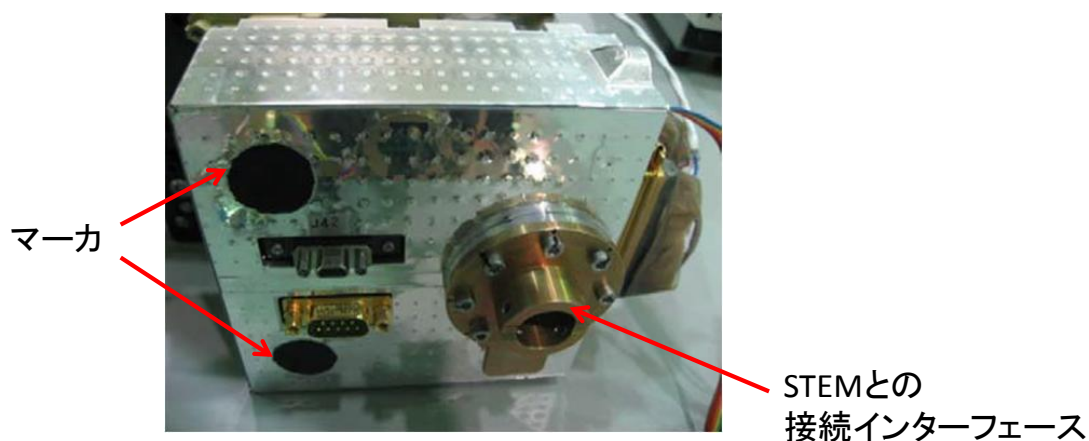


Fig. 3.20 小型モータ駆動回路ユニットに取り付けられたマーカ ©JAXA [48]

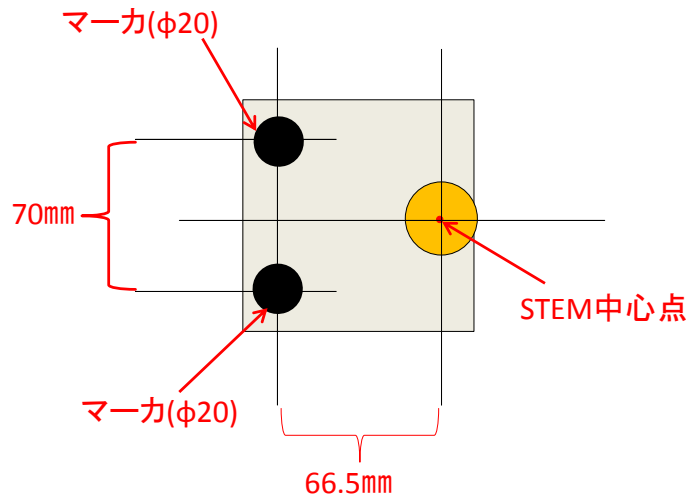


Fig. 3.21 伸展式ロボットアーム先端位置計測用マーカの位置とサイズ

3.1.4 モニタカメラによるマーカ抽出時の課題

伸展式ロボットアームの振動計測は、2章で述べた太陽電池パドルの振動計測同様に、先端に取り付けられた簡易的なマーカの位置を計測することで実施する。このため、2章で提案した「形状ベースしきい値設定手法」を利用することで、マーカ領域の正確な抽出が可能になると考えられる。ただし、伸展式ロボットアームは、伸展・収縮動作によってマーカの存在する面が変化することから、世界座標系原点を一意に決めることができない。このため、画像上のマーカサイズを世界座標系における座標値に変換するためには、画像から伸展距離を計測することが必要となる。

3.2 ロボットアームの先端位置・姿勢計測に関する既存手法

カナダアーム 2(SSRMS; Space Station Remote Manipulator System)や日本実験棟きぼう搭載のロボットアーム(JEMRMS; JEM Remote Manipulator System)等、国際宇宙ステーションで使用されている既存のロボットアームでは、アームを駆動する関節の角度値を基に手先位置・姿勢の算出が行われている[95]。この手法による手先位置・姿勢算出の前提として、関節と関節を結ぶリンク構造が高剛性であり変形しないことが求められる。よって、REX-J ミッションにおける伸展式ロボットアームの手先位置をモータの回転角度値から算出した場合、剛性の低い STEM の変形による影響が考慮されないため、既存手法では伸展式ロボットアームの手先位置を把握することはできない。

また、関節角度を基にした手先の位置・姿勢値は、ギヤのバックラッシュ等の影響による誤差を有する。このため、これらのロボットアームにより対象を把持する際には、手先に搭載されたモニタカメラの画像を基に、作業対象との相対位置・姿勢値を計測している。

ただし、モニタカメラによる手先位置・姿勢計測を行うためには、作業対象に3次元的な形状を持つ特徴的なマークが取り付けられていることが前提である[64]。一方、REX-Jミッションでは、実験エリア内に前述のようなマークは存在しない。また、STEMの変位が大きくなることが予想される最大伸展時には、実験エリアに設置された開口部を通じて手先が宇宙空間に露出することから、手先に搭載されたモニタカメラの視野範囲にマークを設置することは不可能である。

これらのことから、既存手法を伸展式ロボットアーム手先の振動計測に適用することはできず、モニタカメラの撮影画像を基にした振動計測手法の開発が必要である。REX-Jミッションにおける伸展式ロボットアームの振動計測では、アーム先端の小型モータ駆動回路ユニットに2つのマークを持つことから、2章で提案した「形状ベースしきい値設定手法」を利用した計測が有望であると考えるが、前述の通り、伸展・収縮動作に伴ってマークの存在する計測平面が変化してしまうという課題も存在する。

なお、しきい値の決定に関する既存技術については、2.2節にて詳細に述べたため、本節では触れない。

3.3 形状ベースしきい値設定手法を応用した伸展長計測方法の提案

本節では、REX-Jミッションにおいてロボットに搭載された伸展式ロボットアームの振動を計測するため、「形状ベースしきい値設定手法」を応用した伸展長の計測方法および先端位置の計測方法について述べる。

3.3.1 カメラキャリブレーションと座標系の定義

REX-Jミッションに搭載された小型カメラユニットCAM3のカメラ内部パラメータ(Table 3.4)は、2次元位置が既知のドットが平面に印刷されたキャリブレーションテーブルを用い、1.6節で述べたキャリブレーション方法により取得した。カメラ内部パラメータを得るためのキャリブレーション作業は、打ち上げ前に地上で実施した。

また、世界座標系とカメラ座標系の関係を表すカメラ外部パラメータを求めるため、世界座標系の定義が必要である。伸展式ロボットアームでは、伸展/収縮動作によりマークの存在する平面とカメラ間の距離が変わるため、2章における「いぶき」太陽電池パドル先端の振動計測で実施したように、マークが一意に決定された平面上に常に存在するという仮定は使用することができない。ただし、CAM3は、伸展方向に直交する平面に正対するように取り付けられており、伸展式ロボットアームで想定されるSTEM先端の変形量は、伸展長と比較して十分に小さい。このため、マークの存在する平面は、常にCAM3における

カメラ座標系の X_c - Y_c 平面と正対しており、カメラの光軸方向の距離のみが変化すると仮定できる。よって、世界座標系は、CAM3 の投射中心を原点としたカメラ座標系と同一の姿勢とし、世界座標系における X 軸および Y 軸の原点位置は、CAM3 の光軸上に存在するものと定義した。また、 Z 軸の原点位置は、小型モータ駆動回路ユニット上のマーカと同一の平面上に存在するものと定義した。よって、世界座標系における Z 軸原点(世界座標系における X_w - Y_w 平面位置)とカメラ座標系の Z 軸原点間の距離は、伸展式ロボットアームの伸展距離に応じて変化する。これらのことから、世界座標系を表すカメラ外部パラメータの X/Y 軸の原点位置と姿勢は、カメラ座標系と同一であるため全て 0 とし、 Z 軸方向における原点についてのみ伸展式ロボットアームの伸展距離に応じて変化する。(Fig. 3.22)

Table 3.4 REX-J 搭載小型カメラユニット(CAM3)のカメラ内部パラメータ

Focal length of the lens f [mm]	2.6
Radial distortion coefficient κ [m^{-2}]	-64228.9
Width of a cell on the CMOS-chip S_x [μm]	12
Height of a cell on the CMOS-chip S_y [μm]	12
X-coordinate of the image center C_x [pixel]	159.8
Y-coordinate of the image center C_y [pixel]	129.5

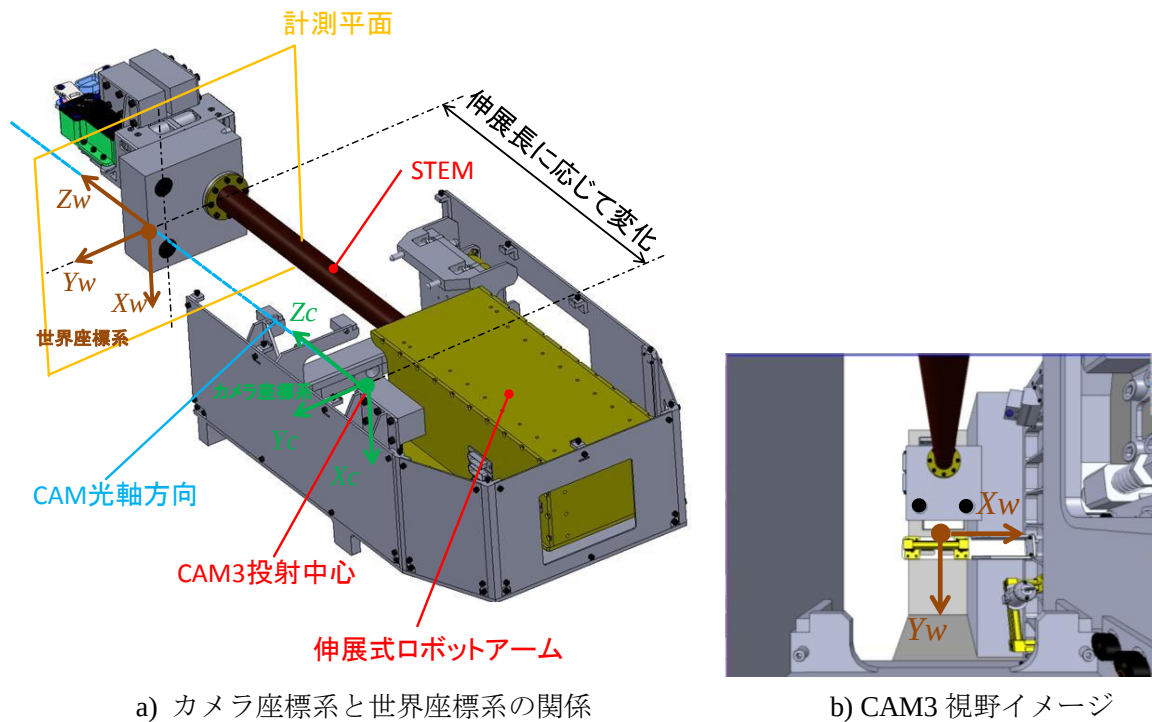


Fig. 3.22 伸展式ロボットアーム先端振動計測のための座標系

伸展式ロボットアーム先端の振動を計測するための画像処理としては、カメラ座標系に対する世界座標系の Z 軸方向距離および、世界座標系における X_w - Y_w 平面上のマーカ位置を算出することとした。カメラ座標系に対する世界座標系までの Z 軸方向距離は、伸展式ロボットアームの伸展長に相当するものの、CAM3 の投射中心であるカメラ座標系原点と伸展式ロボットアームにおける伸展長の原点にはオフセットが存在する(Fig. 3.23)。

CAM3 の投射中心は、カメラ筐体表面とイメージャ間の光軸上に存在すると考えられるものの、この位置を正確に計測することは困難である。よって、オフセット量は、REX-J 初期運用フェーズにおいて伸展/収縮動作時に CAM3 により撮影した画像を基に計測した値を採用することとした。

画像上から 2 つのマーカを抽出し、この位置を基にマーカ間距離が設計値である 70mm となるよう、カメラ外部パラメータの Z 軸方向距離を調整した(Fig. 3.24)。こうして得られた Z 軸方向距離と、伸展式ロボットアームを駆動するモータのエンコーダ値を基に算出された伸展長を比較し、その差からオフセット量の計測を行なった。

画像を基に算出したカメラ外部パラメータ Z 軸方向距離と伸展式ロボットアーム駆動用モータのエンコーダ値を基に算出した伸展長の比較を、初期運用フェーズにおける異なる 5 種の伸展長において実施した結果、この差は $42.4 \pm 1\text{mm}$ であった(Table. 3.5)。よって、オフセット量は、42.4mm と設定することとした。

この結果から、画像処理によって算出されたカメラ外部パラメータ Z 軸方向距離からオフセット量である 42.4mm を差し引いたものを、画像処理による伸展長計測結果と定義する。

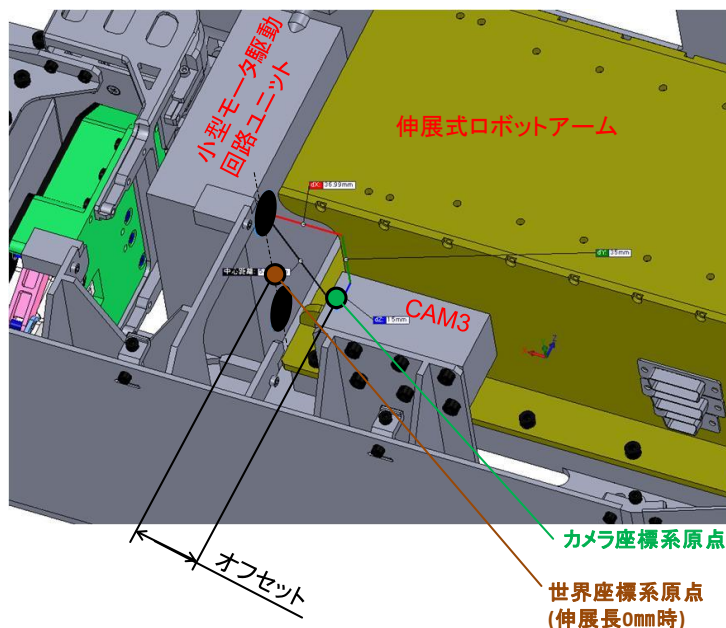


Fig. 3.23 伸展長 0mm における世界座標原点とカメラ座標原点のオフセット

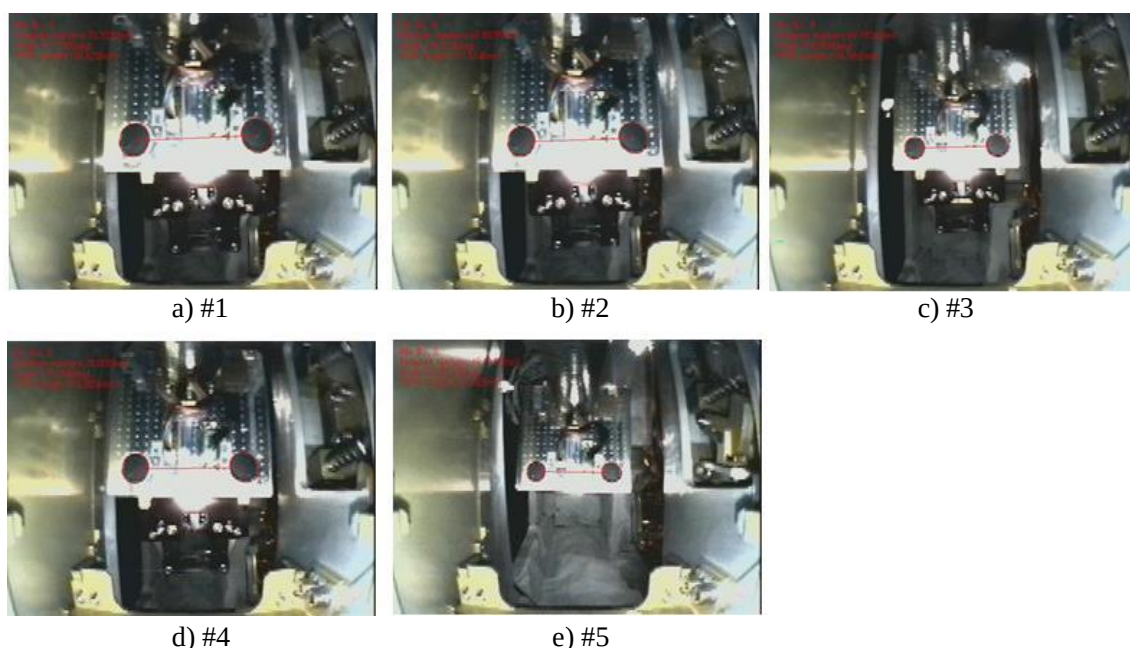


Fig. 3.24 画像上のマーカ位置を基にしたカメラ外部パラメータ Z 軸方向距離の算出結果例

Table 3.5 カメラ外部パラメータ Z 方向距離とモータエンコーダ値を基にした伸展長の比較

No.	動作	伸展長 [mm] (モータ エンコーダ値)	カメラ外部パラメータ Z軸方向距離 [mm] (画像処理)	オフセット量 [mm]
#1	伸展	94.88	138.26	43.38
#2	伸展	108.63	151.32	42.69
#3	伸展	168.47	210.62	42.15
#4	収縮	114.36	156.58	42.22
#5	収縮	188.65	230.23	41.58
			オフセット量平均	42.40
			オフセット量標準偏差	0.60

3.3.2 形状ベースしきい値設定手法を応用したマーカの抽出

2章において「いぶき」の太陽電池パドル先端に取り付けられた反射マーカを抽出するために用いた形状ベースしきい値設定手法では、マーカが一意に決定された平面上に常に存在することから、カメラ外部パラメータは常に一定であった。このため、カメラ内部パラメータおよびカメラ外部パラメータを既知としてピンホールカメラの透視投影モデルを用いることで、画像から抽出されたマーカ領域のサイズを算出し、これが設計値に最も近くなるようしきい値の設定が行われた。一方、伸展式ロボットアーム先端に取り付けられたマーカは、ロボットアームの伸展長に伴いマーカの存在する平面が変化する。よって、カ

メラ外部パラメータの Z 軸方向距離が未知となることから、画像上のマーカ領域のサイズを設計値と比較できる値として算出することができない。

このため、伸展式ロボットアームの振動計測では、形状ベースしきい値設定手法を応用し、画像上の特徴点サイズの比率を使用してしきい値を設定することとした。

この方法では、画像上におけるマーカの半径と、2つのマーカ間距離を使用する。これらは、pixel 単位で表されるため、設計値と直接比較することはできないが、マーカの設計情報から2つのマーカの半径は同一であり、マーカ間距離は半径の7倍の距離を持つ形状であることがわかる(Fig. 3.25)。

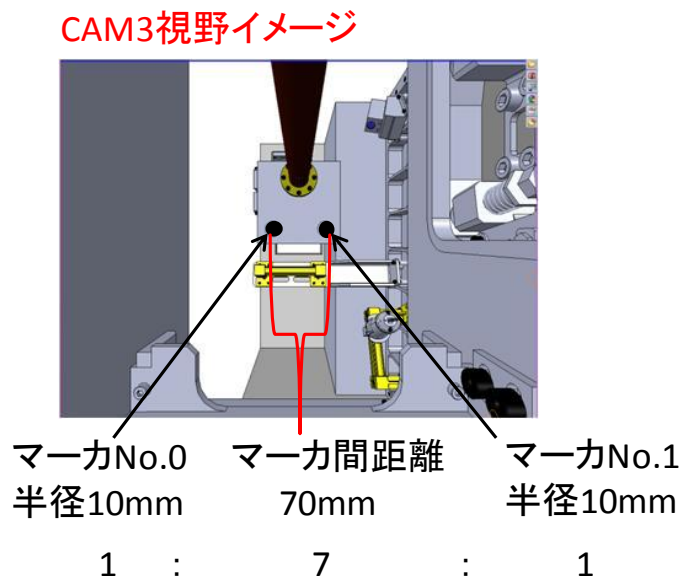


Fig. 3. 25 マーカ半径とマーカ間距離の比率

よって、1つめのマーカ(マーカ No. 0 と呼ぶ)の半径とマーカ間距離、および2つめのマーカ(マーカ No. 1 と呼ぶ)の半径の比率を基準とし、これらの値が設計値と同等の比率である1:7:1に最も近くなるよう、しきい値を設定することとした。なお、上記手法を用いるための下準備として、画像の歪み補正とコントラスト強調処理を実施した。CAM3により撮影された画像はレンズ歪みの影響を受け、画像上のマーカ半径とマーカ間距離の関係が設計値を基にした比率とは異なることが想定される。よって、しきい値設定のための処理に先立ち、カメラキャリブレーションにより既知であるカメラ内部パラメータを用いて、画像全体の歪補正を実施することが必要である。さらに、照明環境変化の影響に対してロバスト性を向上させるため、マーカ部のコントラスト強調処理を実施した。コントラスト強調処理として使用したのは、Illuminate 処理および Emphasize 処理である。Illuminate 処理は、画像の暗い部分を明るくし、明るい部分を暗くする処理である。式(3.1)に示す通り、垂直水

平方向それぞれのマスクサイズ X_i と Y_i で平均化したグレイスケール値 m_{mean} , および係数 f をパラメータとして使用し, 元のグレイスケール値 m_{orig} に対する新しいグレイスケール値 m_{new} を算出する. 今回の処理においては, マスクサイズ X_i と Y_i は, 共にマーカ候補となる領域の直径とし, 係数 f は 1 以下の値とした. **Emphasize** 処理は, 画像の高周波成分を強調する処理であり, 式(3.2)に示す通り, 垂直水平方向それぞれのマスクサイズ X_i と Y_i で平均化したグレイスケール値 m_{mean} , および係数 f をパラメータとして使用し, 元のグレイスケール値 m_{orig} に対する新しいグレイスケール値 m_{new} を算出する. 今回の処理では, マスクサイズ X_i と Y_i は, 共にマーカ候補となる領域の半径とし, 係数 f は 1 以上の値とした. [96]

レンズ歪み補正後の画像に対して **Illuminate** 処理と **Emphasize** 処理の 2 つを施してコントラストを強調し, この画像を基にマーカ抽出のためのしきい値設定処理を実施した. (Fig. 3.26)

なお, 画像処理を行う際のしきい値設定処理を実施する候補領域(ROI; Region Of Interest)の選定は, 1 フレーム目に関しては, マーカの存在する周辺を囲う円を, 人間が目視により大まかに作成することで行う. 2 フレーム目以降は, 前フレームにおけるマーカ抽出結果を基にその周囲を自動で選択し, ROI とする処理を実施した.

$$m_{new} = \text{round}((127 - m_{mean}) \times f + m_{orig}) \quad (3.1)$$

$$m_{new} = \text{round}((m_{orig} - m_{mean}) \times f) + m_{orig} \quad (3.2)$$

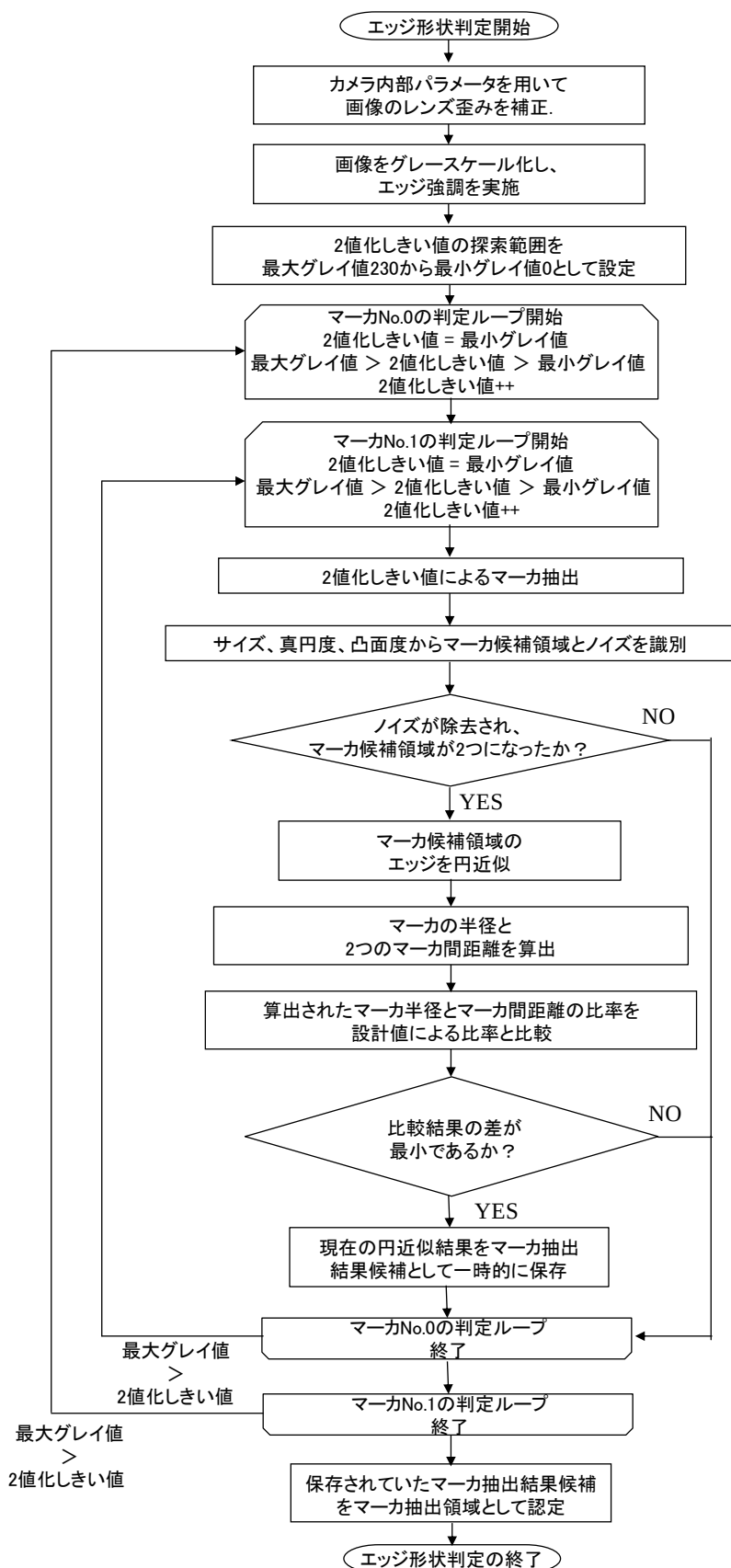


Fig. 3. 26 画像上のマーカ半径とマーカ間距離の比率を基にしたしきい値の設定

3.3.3 アーム先端振動計測のための伸展長計測とマーカ位置データの処理

本節では、「形状ベースしきい値設定手法」により抽出したマーカを基にした伸展距離の計測，および伸展式ロボットアーム先端位置とねじれの算出について述べる．

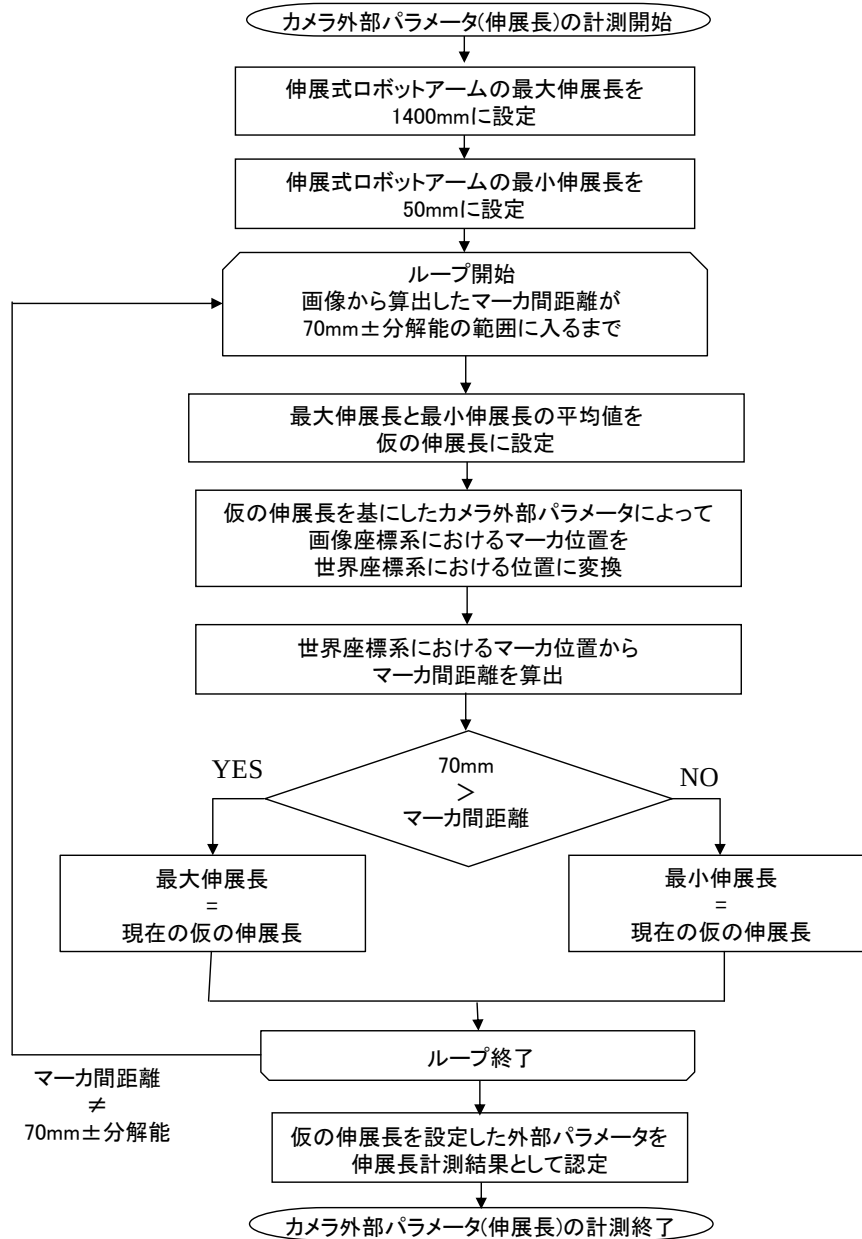


Fig. 3. 27 マーカ間距離を基にした外部パラメータ値の設定

3.3.2 節で述べた手法により，しきい値の設定は可能であるものの，世界座標系におけるマーカ位置を特定することはできない．世界座標系におけるマーカ位置を算出するため，カメラ外部パラメータを設定することが必要となる．伸展式ロボットアームの振動計測におけるカメラ外部パラメータは，3.3.1 節にて定義した通り，Z 軸方向距離(カメラの光軸方

向距離)のみが変化する．よって，カメラ外部パラメータとして設定が必要となるのは， Z 軸方向距離のみであることから，マーカ間距離から計測した伸展長を利用することとした．

伸展長計測は，設定されたしきい値により抽出された 2 つのマーカの画像上の位置を基に実施する．初期値として任意の Z 軸方向距離を設定したカメラ外部パラメータを用い，画像上のマーカ位置を世界座標系上の位置に変換する．こうして得られた世界座標系における 2 つマーカ位置からマーカ間距離を算出し，これを設計値である 70mm と比較する．この値が設計値よりも小さい場合，任意に設定した Z 軸方向距離は，マーカが実際に存在する X_w - Y_w 平面までの距離よりも小さいことを示す．逆にマーカ間距離が設計値よりも大きい場合には，任意に設定した Z 軸方向距離は，実際にマーカの存在する X_w - Y_w 平面までの距離よりも大きいことを示す．任意に設定したカメラ外部パラメータを用いて算出したマーカ間距離を指標とし，世界座標系におけるマーカ間距離が設計値に十分近くなるようカメラ外部パラメータの Z 軸方向距離の調整を行なった(Fig. 3.27)．なお，今回の計測においては，画像から算出したマーカ間距離と設計値の差が分解能以下になる Z 軸方向距離をカメラ外部パラメータとして採用することとした．

こうして得られた Z 軸方向距離を基に，伸展式ロボットアームの伸展長を算出する．さらに，設定した外部パラメータ値を基に，世界座標系の X_w - Y_w 平面における 2 つのマーカ位置を算出する．伸展式ロボットアーム先端の振動計測としては，得られた 2 つのマーカ位置を基に，小型モータ駆動回路ユニットと STEM を接続するためのインターフェースの中央点を算出して，STEM 先端位置とした．また， X_w 軸と平行な軸に対する 2 つのマーカを結ぶ直線の角度から STEM 伸展方向周りの回転(STEM ねじれ)を算出した．

よって，伸展式ロボットアームの手先に関するデータとしては，伸展長，STEM 接続インターフェース中央点の位置，STEM 伸展方向周りのねじれが取得可能である．(Fig. 3.28)

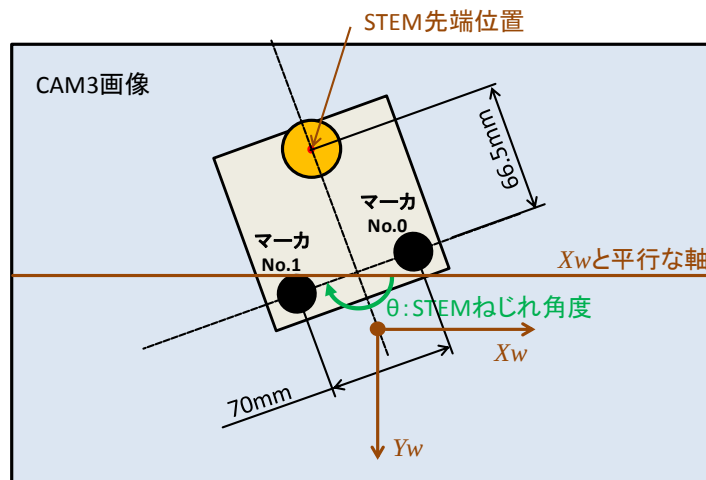
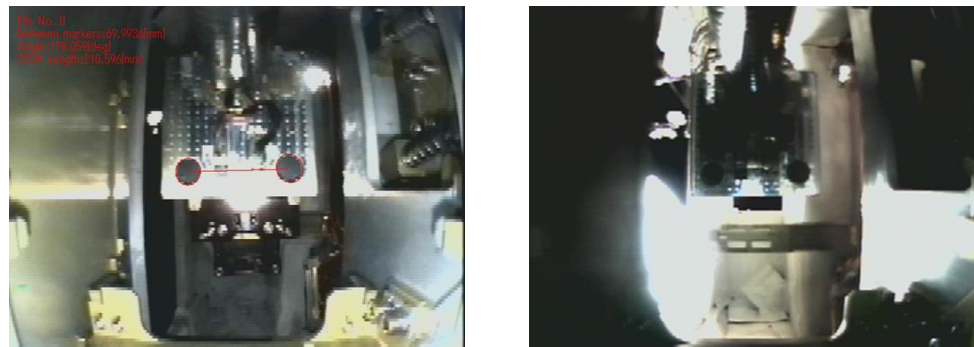


Fig. 3.28 マーカを基にした STEM 先端位置とねじれの算出

3.4 形状ベースしきい値設定手法を応用した伸展長計測方法の軌道上評価

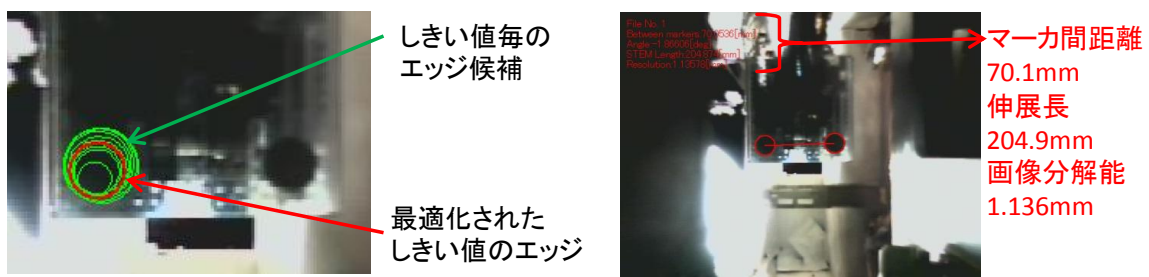
「形状ベースしきい値設定手法」の有効性については、2.4 節において地上試験による評価を基に詳細に述べた。本節では、形状ベースしきい値設定手法を応用したアルゴリズムの評価として、軌道上画像から算出した伸展長と伸展・収縮用モータのエンコーダ値を基にした伸展長の比較結果について述べる。評価例として使用した画像は、3.3.1 節で用いたカメラ外部パラメータ Z 軸方向距離の算出に使用したマーカ部のコントラストが高い画像と比較して、コントラストが低くマーカエッジがより抽出しにくいものである。(Fig. 3.29)

マーカ半径とマーカ間距離の比率を基にしきい値を設定し、これによって得られたマーカ位置からマーカ間距離の設計値(70mm)を基にカメラ外部パラメータ Z 軸方向距離の計測を行なった。これより、画像処理による伸展長計測結果は、204.9mm であった。(Fig. 3.30)



a) 高コントラスト画像のマーカ抽出結果 b) 評価に用いる低コントラスト画像

Fig. 3.29 カメラ外部パラメータ Z 軸方向距離の算出に使用した画像



a) しきい値設定により得られたマーカエッジ b) マーカ位置を基に計測した伸展長

Fig. 3.30 画像処理による伸展長計測結果

これに対し、モータエンコーダ値を基にした伸展長は、206.1mm であり、画像処理による伸展長計測結果より約 1.2mm 長いことが確認できた。画像処理による伸展長計測では、マーカ間距離を基に計測を行なっているため、カメラ外部パラメータにおける Z 軸方向距離の分解能は、カメラに正対した世界座標系 X_w - Y_w 平面における分解能と比較して、精度

が落ちる。Z 軸方向距離の分解能を求めるため、カメラ内部パラメータを基に、伸展長 204.9mm 付近の X_w - Y_w 平面における分解能と画像上のマーカ間距離を算出した。ここで、Z 軸方向距離の分解能を、マーカ間距離が画像上で 1pix 分変化する量と定義し、1pix 分の変化に相当する Z 軸方向距離を求めた。これより、伸展長 204.9mm 時の X_w - Y_w 平面における分解能は、1.136mm であり、画像上のマーカ間距離は 61.6pix に相当する。これに対し、画像上のマーカ間距離が ± 1 pix 分変化するための Z 軸方向距離は、伸展長が 204.9mm の時 ± 4 mm であった。これより、伸展長 204.9mm における Z 軸方向距離の分解能は、4mm/pix となる。よって、モータエンコーダ値を基にした伸展長との差である 1.2mm は、マーカ間距離における 0.3pix の誤差に相当する。マーカ間距離は、2つのマーカの位置から算出されるため、それぞれのマーカの位置計測精度は、0.3pix よりも小さいと考えられる。(Table 3.6)

これらのことから、伸展式ロボットアーム先端の振動計測のために形状ベースしきい値設定手法を応用した画像処理アルゴリズムは、サブピクセルレベル以下の精度でマーカの抽出および伸展長(外部パラメータ)の計測が実現できていると言える。

Table 3.6 カメラ内部パラメータを基に算出した分解能と画像上のマーカ間距離

伸展長 [mm]	X_w - Y_w 平面 分解能 [mm/pix]	画像上の マーカ間距離 [pix]	備考
208.8	1.155	60.6	
206.1	1.142	61.3	モータエンコーダを基にした伸展長
204.9	1.137	61.6	画像処理による伸展長計測結果
200.9	1.118	62.6	

3.5 REX-J ミッション伸展式ロボットアームの軌道上振動計測

形状ベースしきい値設定手法を応用した画像処理による伸展式ロボットアームの振動計測として、伸展動作中の振動と、手先動作による振動に分け、それぞれ計測を実施した。伸展動作中の振動計測では、伸展長 200mm から 950mm までの伸展動作中における STEM 先端の変位とねじれを計測した。また、手先動作による振動計測では、伸展長 950mm において、手首機構によりロボットハンドの姿勢を変更した際の反力によって手先が振動する様子を計測した。

3.5.1 伸展動作中の伸展長計測とねじれの計測

伸展式ロボットアームの伸展動作中の振動計測として、伸展の様子を撮影した画像を利用する。ただし、REX-J ミッションでは、200mm から 950mm までを 1 回の動作で伸展させるような運用は実施されていない。このため、REX-J ミッション中に実施した伸展式ロボッ

トアームの伸展長変化ができる限り大きい動作として、伸展長 200mm から 600mm まで伸展を実施した条件、および伸展長 580mm から 950mm まで伸展を実施した条件の2つの動作を選定した。(Table 3.7)

Table 3.7 伸展動作中の振動計測に用いた伸展式ロボットアームの動作条件

No.	伸展アーム動作(JST)		動作条件の概要	モータエンコーダ値を基に算出した伸展長 [mm]	
	日	時刻		動作前	動作後
1	2013.3.5	12:17	伸展(200mmから600mm)	201.6	596.4
2	2013.3.22	12:55	伸展(580mmから950mm)	580.1	953.8

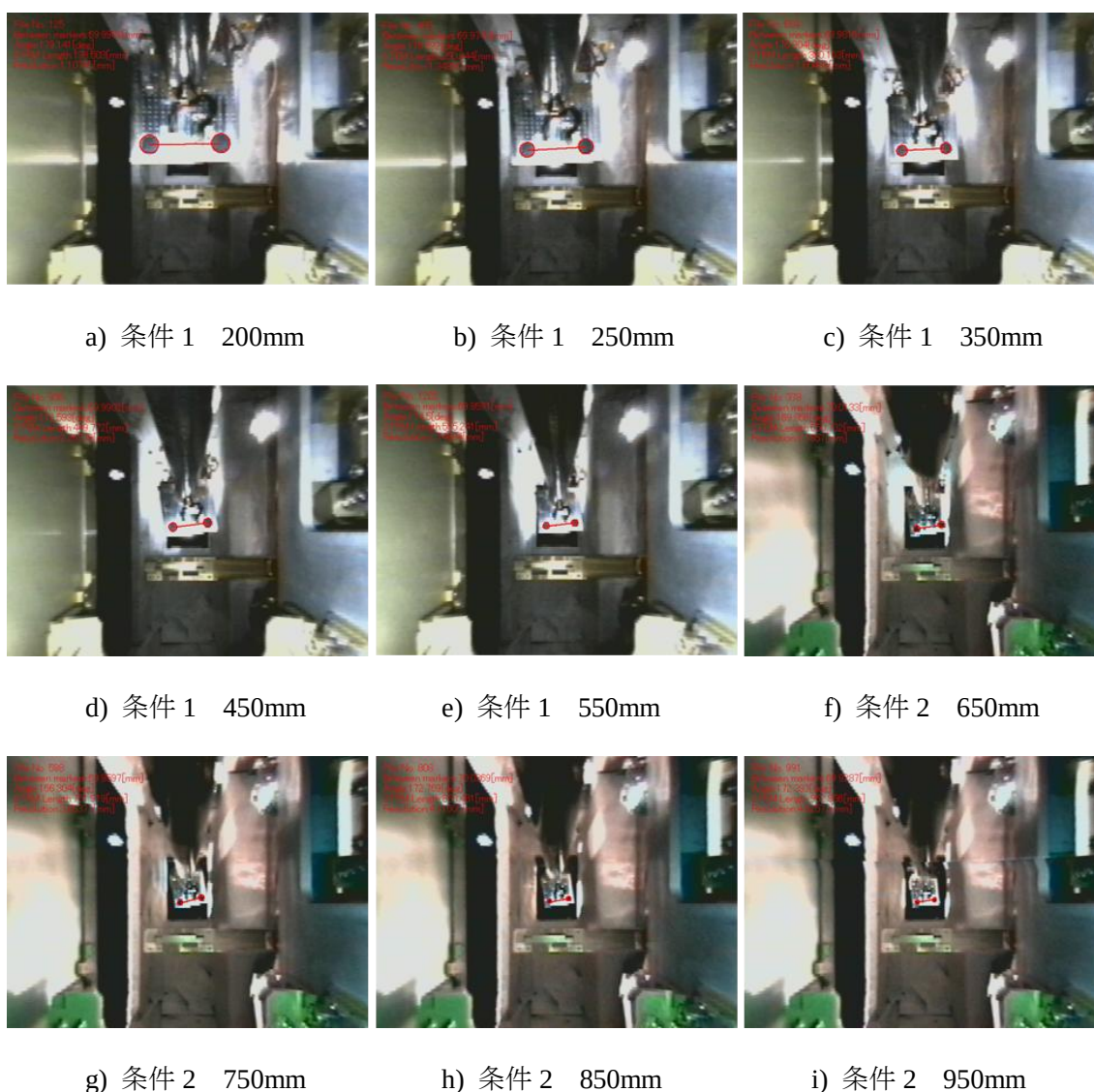
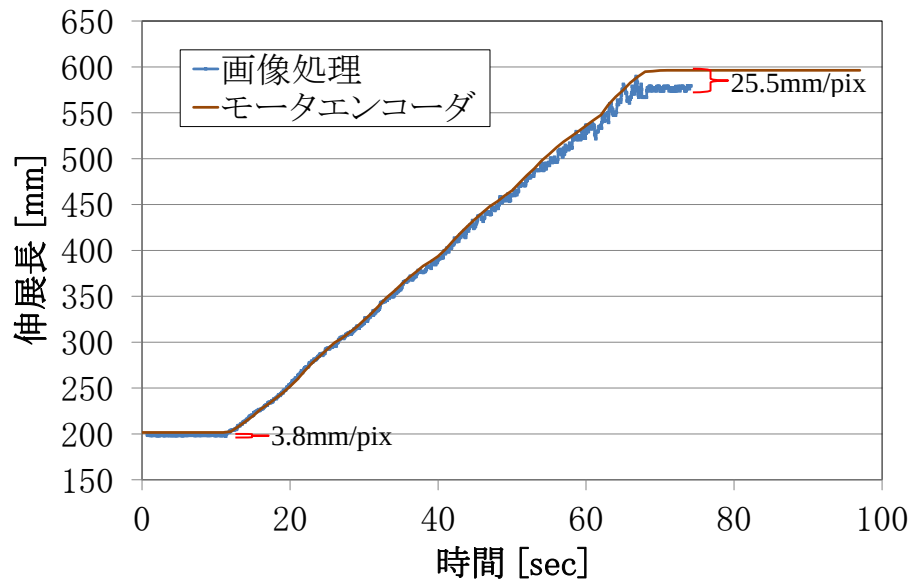
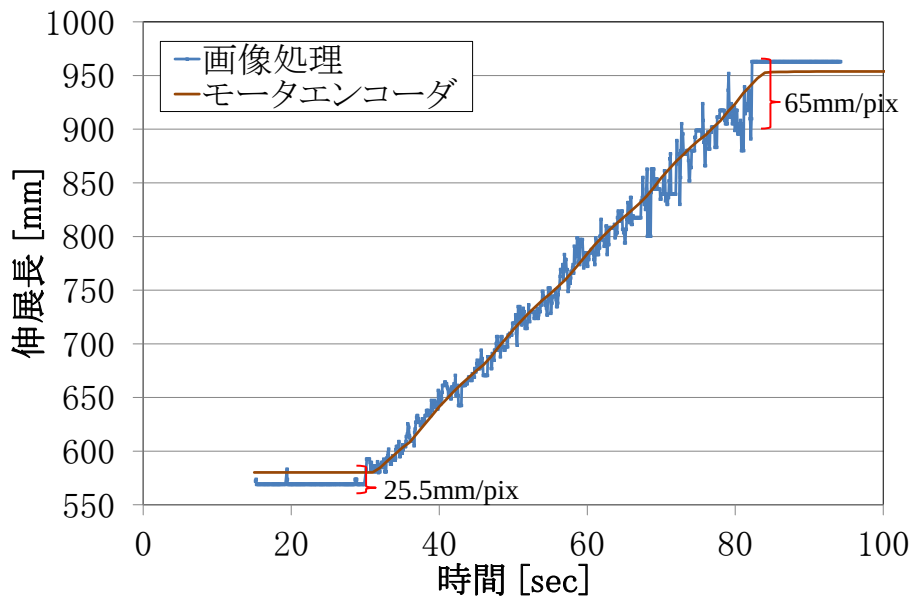


Fig. 3.31 伸展長の異なる条件におけるマーカ抽出と伸展長計測結果例

なお、振動計測のために使用する画像は、地上のモニタに映し出された映像を計算機に取り込み、静止画として連続的に保存することで作成した。なお、静止画の保存は、ベストエフォートにて実施されるためフレームレートは固定されていないが、画像 1 枚ごとに取り込み時の時刻を記録しているため、時刻毎の手先位置を計測することが可能である。こうして取得された条件 1 および条件 2 における撮影画像に対し、形状ベースしきい値設定手法を応用して適用することで、伸展長が連続的に変化する条件であってもマーカの抽出と伸展長の計測を実現した。(Fig. 3.31)



a) 条件 No. 1 200mm から 600mm までの伸展動作

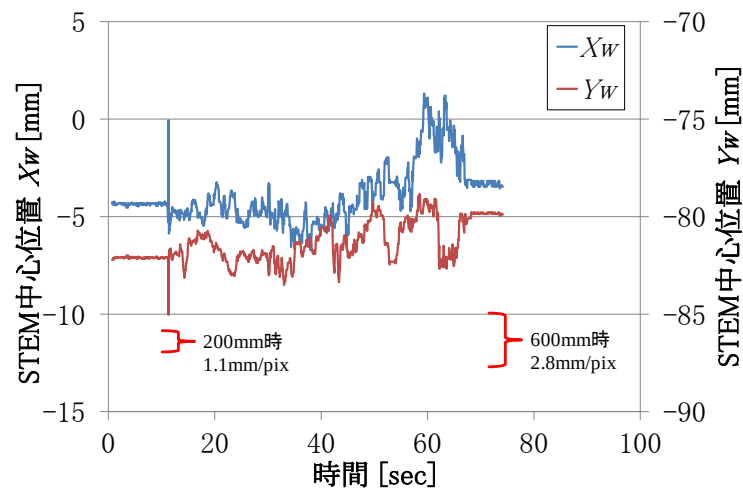


b) 条件 No. 2 580mm から 950mm までの伸展動作

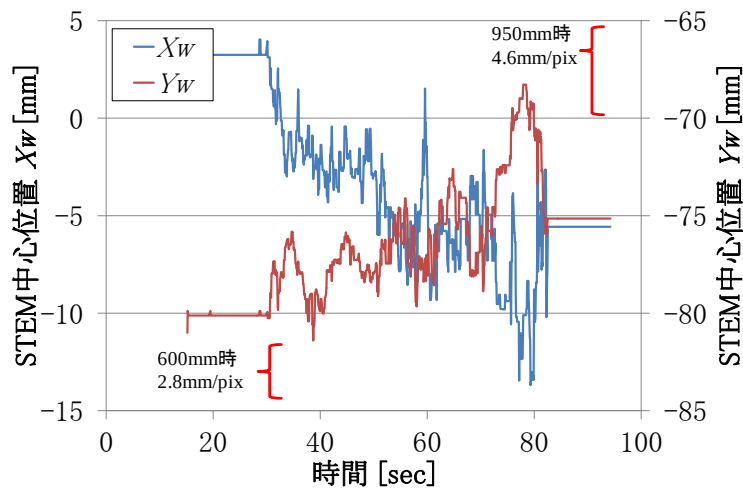
Fig. 3. 32 伸展動作中の伸展長の変化

条件 No. 1 および条件 No. 2 の画像を基にした伸展長計測結果は、伸展・収縮用モータのエンコーダ値を基に算出した伸展長とほぼ同一の傾向を示すことを確認した。ただし、伸展長の増加と共に両者の誤差が大きくなっていることも確認できた。この誤差の増加の原因として考えられるのが、世界座標系 X_w - Y_w 平面とカメラ投射中心間の Z 軸方向(光軸方向)距離が進展に伴って増加することによる、分解能の変化である。伸展長 200mm における Z 軸(光軸)方向の分解能は約 4mm/pix であるが、伸展長 600mm 時の分解能は約 26mm/pix、伸展長 950mm 時の分解能は約 65mm/pix と、伸展長の増加に伴い分解能が低下する。これを考慮すると、画像処理による伸展長計測結果における誤差は分解能以下であり、1pix 以下の精度でマーカの抽出が実現できていることが確認できた。(Fig. 3.32)

また、2つのマーカ位置を基に算出した STEM 中心点位置の算出結果より、伸展動作中に X_w 方向および Y_w 方向に振動が発生している様子が観測できた。(Fig. 3.33)



a) 条件 No. 1 200mm から 600mm までの伸展動作



b) 条件 No. 2 580mm から 950mm までの伸展動作

Fig. 3.33 伸展動作中の STEM 先端位置の変化

さらに、伸展動作中の STEM 中心位置の平均値と標準偏差を計測し、設計値との比較を行なった。これより、条件 No. 1 の伸展長 600mm までの伸展動作においては、画像処理により計測した X_w 方向位置と設計値との誤差は約 4mm、画像処理により計測した Y_w 方向位置と設計値の誤差は約 0.2mm であった。同様に、条件 No. 2 の伸展長 950mm までの伸展動作においては、画像処理により計測した X_w 方向位置と設計値との誤差は約 3mm、画像処理により計測した Y_w 方向位置と設計値の誤差は約 5mm であった。

また、伸展動作に伴う振動の評価として、伸展動作中の各軸方向位置の標準偏差を算出した。これより、条件 No. 1 の伸展長 600mm までの伸展動作における X_w 方向位置では約 1.5mm、 Y_w 方向位置では約 1mm であった。同様に、条件 No. 2 の伸展長 950mm までの伸展動作における X_w 方向位置では約 4.2mm、 Y_w 方向位置では約 2.8mm であった。どちらの条件においても、 Y_w 方向と比較して、 X_w 方向の方が振動が大きいことが確認できた。(Table 3.8)

STEM は、リールに巻き取られる際に押し広げられ、平板状に変形する。 X_w 方向は、この平板に対して垂直な方向であることから、 Y_w 方向と比較して、振動が大きかったものと考えられる。また、REX-J ミッションにおける STEM は、開口部を向い合せに組み合わせた Bi-STEM 方式を採用しており、2つの STEM はそれぞれ異なるリールに巻き取られる。よって、伸展動作中にリールから送り出される2つの STEM の長さに誤差がある場合、これが X_w 方向の位置誤差や振動の原因になると考えられる。(Fig. 3.34)

Table 3.8 伸展動作中における STEM 先端位置の平均と標準偏差

条件	先端位置 [mm]			
	X_w 平均	X_w 標準偏差	Y_w 平均	Y_w 標準偏差
No. 1 伸展(200mmから600mm)	-3.9	1.5	-81.3	1.0
No. 2 伸展(580mmから950mm)	-3.1	4.2	-76.7	2.8
設計値	0	-	-81.5	-

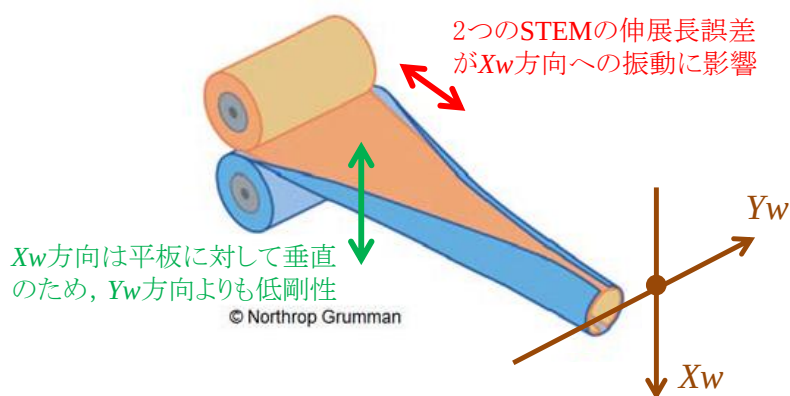
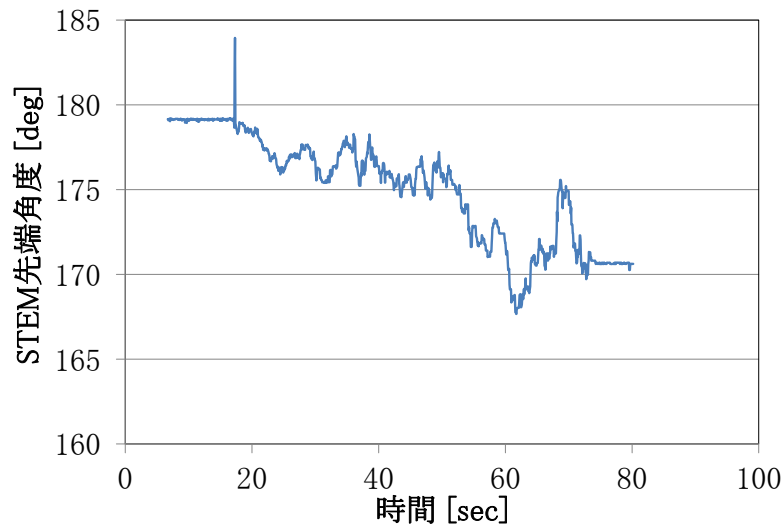


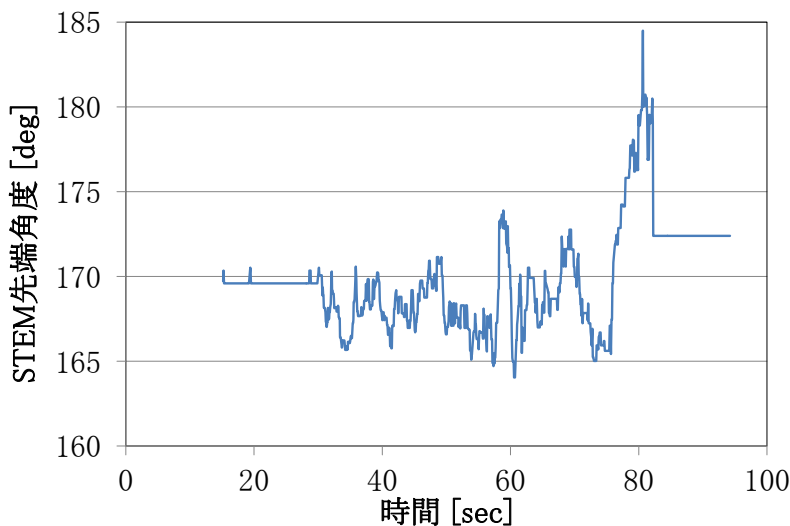
Fig. 3.34 STEM 形状と世界座標系 X_w - Y_w 平面の関係(STEM 部画像©Northrop Grumman)

ただし、今回の振動計測の結果から、950mm までの伸展における先端位置精度は、標準偏差を考慮しても $X_w \cdot Y_w$ 方向共に 20mm 以下と考えられる。よって、伸展式ロボットアームによるフックの係留作業等を想定した場合、この程度の誤差は、手首機構によって十分補正可能な範囲にあると考えられる。このことから、REX-J ミッションにおける伸展式ロボットアームは、先端の位置決めに関して、十分な精度を有していると言える。

一方、伸展動作中の 2 つのマーカ位置から算出した角度を基に伸展方向周りの STEM のねじれを計測した結果、最大で 15deg 程度ねじれが発生している様子が観測できた。これより、STEM 方式を採用した伸展式ロボットアームでは、位置決め精度と比較してねじれの誤差が非常に大きいことがわかる。(Fig. 3.35)



a) 条件 No. 1 200mm から 600mm までの伸展動作



b) 条件 No. 2 580mm から 950mm までの伸展動作

Fig. 3.35 伸展動作中の伸展軸周りの STEM 先端角度の変化

よって、STEM方式を採用した伸展式ロボットアームは、ねじれによる先端角度誤差を補正するための機構を設けることが重要であると言える。なお、REX-J ミッションの伸展式ロボットアームでは、手首機構により先端のロボットハンド機構の姿勢を制御することが可能であり、STEM 先端のねじれ角度分を手首の制御により補正することで、ねじれに対処する方針としている。

3.5.2 手先動作による振動計測

手先動作による振動計測では、伸展式ロボットアーム先端に取り付けられているハンドの姿勢を変更した際の反力による手先位置の計測を行う。3.5.1 節の結果から、世界座標系 X_w 方向に対して手先動作を実施した際の影響が大きいと想定される。よって、本節で取り扱う振動計測対象として、世界座標系 X_w 軸方向に平行となるようなハンドの姿勢変化が行われた際の撮影画像を用いることとした。なお、ハンドの姿勢変更は、手首機構の制御により行なった。ハンドを X_w 軸の正方向へと向ける動作を条件 No. 1 とし、その反対に X_w 軸の負方向へと向ける動作を条件 No. 2 とした(Fig. 3.36)。また、この時の伸展式ロボットアームの伸展長は、約 950mm とした。(Table 3.9)

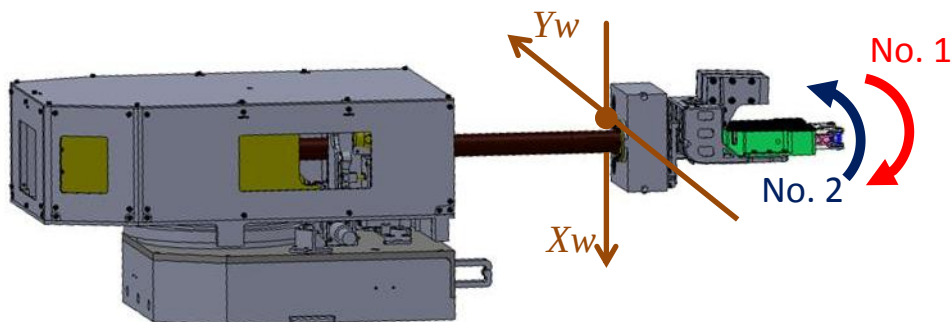


Fig. 3.36 手先動作による振動計測のためのハンド姿勢変更方向

Table 3.9 手先動作による振動計測のための手首機構の動作条件

No.	手首機構動作(JST)		動作条件 概要	モータエンコーダ値を 基にした伸展長 [mm]
	日	時刻		
1	2013.3.5	15:21	X_w 正方向へ45deg動作	952.6
2	2013.3.5	15:11	X_w 負方向へ45deg動作	952.6

評価用の画像は、3.5.1 節と同様に、地上モニタ用画像を静止画として連続的に保存したものを使用する。画像から計測した手先位置は、画像保存時のタイムスタンプを基に時間的な変化の様子を計測する。

また、手先動作による振動計測では、伸展動作時の振動計測と異なり、伸展長は一定である。このため、伸展長を計測する処理を実施した場合、マーカ位置のわずかな変化を伸展長の変化として吸収してしまうことが懸念される。よって、手先動作による振動計測においては、一次計測として画像処理による伸展長の計測を含んだマーカ位置の算出を実施し、これによって計測された画像毎の伸展長の平均値を算出する。その後、二次計測として、一次計測による伸展長の平均値を正としてマーカ位置の算出を行う。これによって、伸展長計測による誤差を排除し、マーカ位置の微小な変化を計測することとした。

こうした条件による画像処理を実施し、条件 No. 1 および条件 No. 2 の画像からマーカを抽出した。なお、これらの画像において、手先の小型モータ駆動回路ユニットと背景である外部伸展用窓枠の部分を拡大すると、手首機構の動作前と後で小型モータ駆動回路ユニットの位置がわずかに変化していることが目視でも観測できる。(Fig. 3.37)

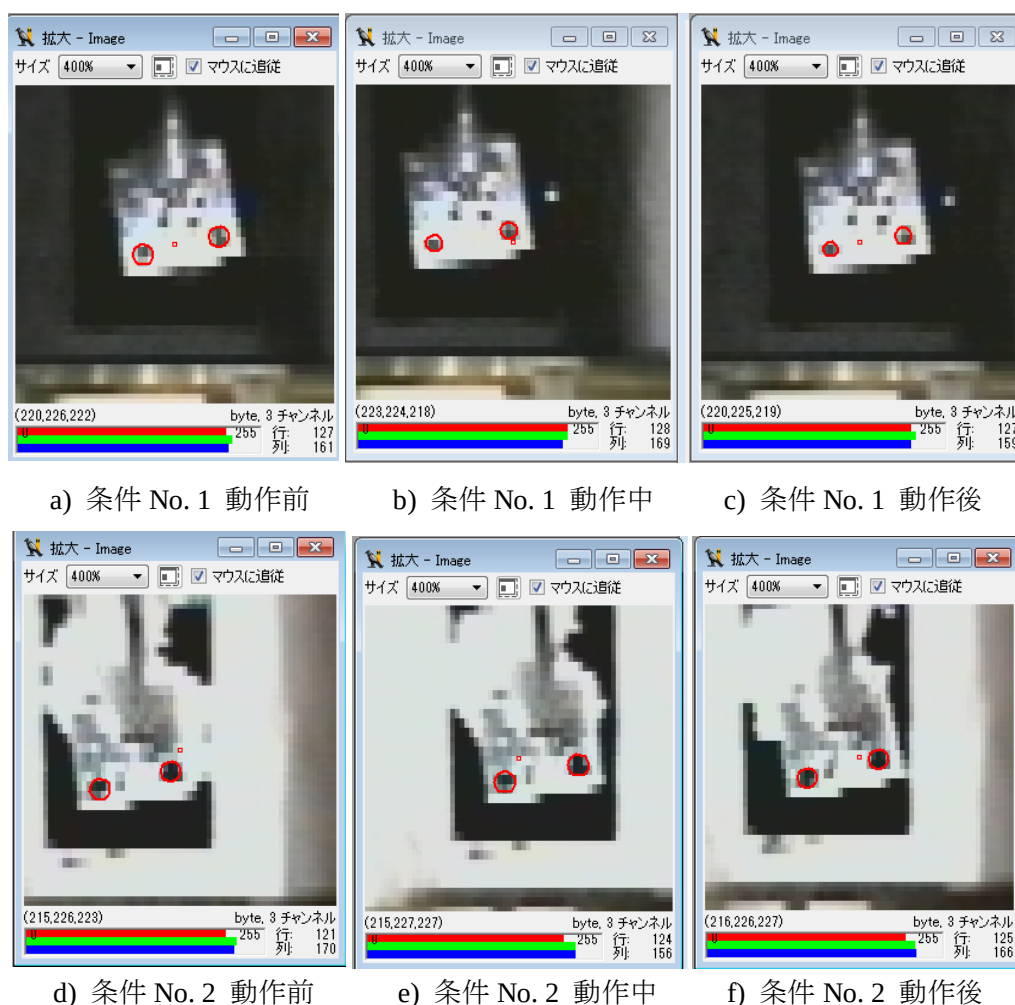


Fig. 3.37 手先動作による振動計測のためのマーカ抽出結果例

また、一次計測における伸展長は、条件 No. 1 で 934.6mm、条件 No. 2 で 943.3mm であった。画像処理による一次計測により求めた伸展長とモータエンコーダを基にした伸展長を比較したところ、差の大きい条件 No. 1 であっても、誤差は約 18mm であった。これは、伸展長 950mm における Z 軸(光軸)方向距離の分解能 65mm/pix よりも十分小さい値であることから、伸展長の計測精度としては問題ないと言える。(Table 3.10)

一次計測により求めた伸展長の平均を固定値として、画像処理によるマーカ位置の計測を行なった。この結果、条件 No. 1 および条件 No. 2 共に、2つのマーカは X_w 軸方向に約 10mm と大きく変位している様子が観測できた。ただし、条件 No.1 は、マーカ位置が振動を伴って変位しているのに対し、条件 No.2 では、振動が発生せずマーカ位置が変位している様子が観測できた。(Fig. 3.38)

Table 3.10 画像処理による伸展長の一次計測結果

No.	動作条件 概要	画像処理による伸展長 一次計測結果 [mm]	モータエンコーダ値を 基にした伸展長 [mm]	差 [mm]	分解能 [mm/pix]
1	X_w 正方向へ45deg動作	934.6	952.6	18	65
2	X_w 負方向へ45deg動作	943.3	952.6	9.3	65

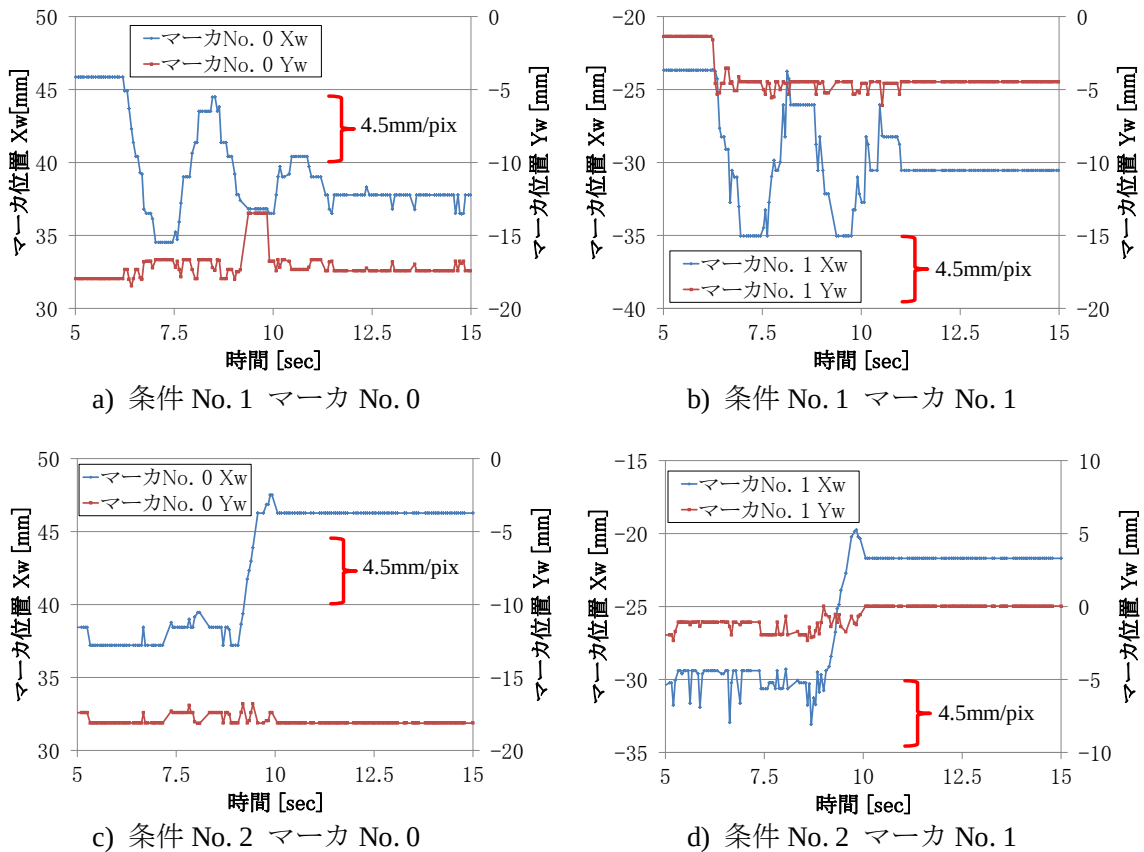


Fig. 3.38 手先動作によるマーカ位置の変化の様子

2つのマーカを基に, STEM 中心位置の変化と STEM 伸展方向周りの角度変化を算出した. これより, マーカ位置の計測結果同様, 条件 No. 1 では, 手先位置の X_w 方向において振動が発生していた. 一方, 条件 No. 2 では振動が発生せずに X_w 方向位置に変位が発生していた. 角度変化では, 条件 No. 1 は手先動作に伴い, 角度が最大で 6deg 程度変化していた. 一方, 条件 No. 2 では, 角度の変化が観測できなかった. このため, 条件 No. 1 の手先動作では, 手先の振動が発生し, この影響で STEM 伸展方向周りのねじれが引き起こされたものと考えられる. 一方, 条件 No. 2 では, 手先が変位したのみであり振動が発生してないことから, STEM 伸展方向周りにねじれが発生しなかったと思われる. また, 角度の分解能は, 2つのマーカの位置から算出されるため, マーカ間距離 70mm と X_w - Y_w 平面における分解能(約 4.5mm/pix)から求められる. これより, 角度の分解能は約 3.7deg/pix となる. (Fig. 3.39)

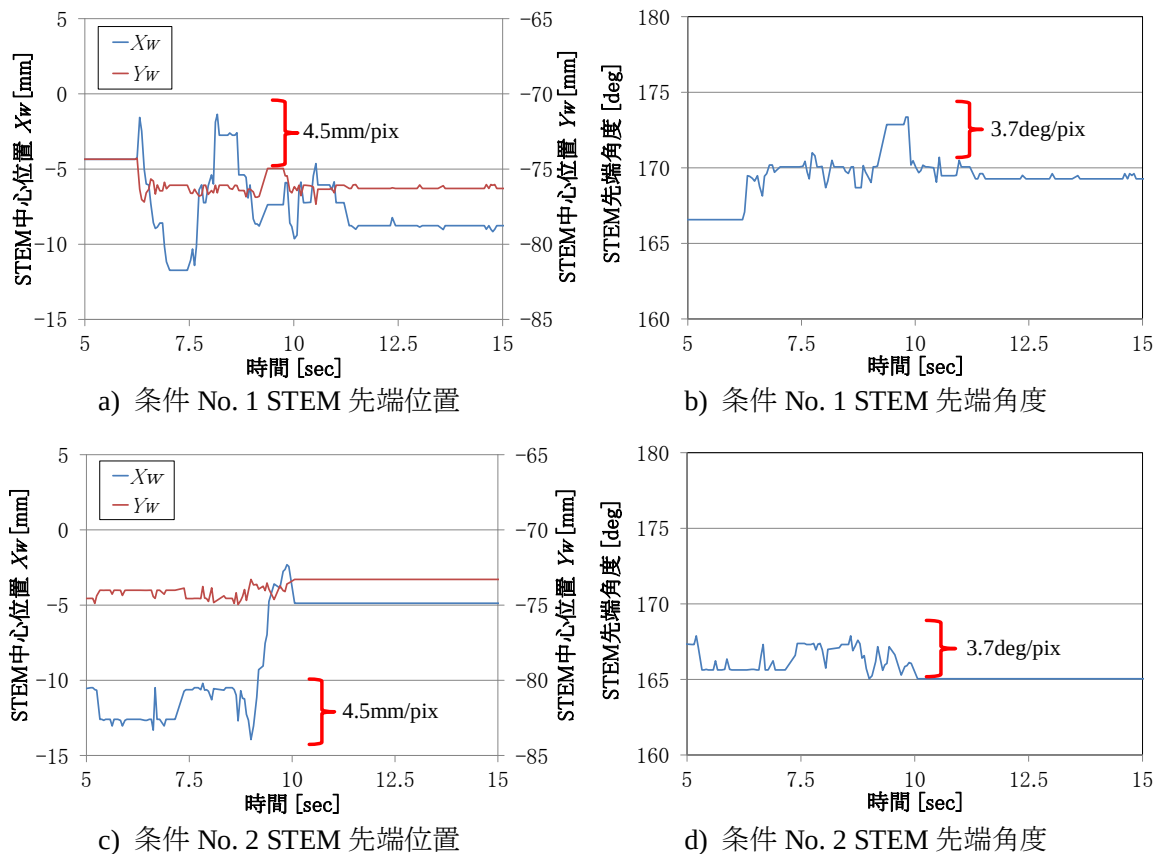


Fig. 3.39 手先動作による STEM 先端位置の算出結果

また, 今回の画像処理においては, 一次計測により得られた伸展長の平均値を固定値として世界座標系における X_w - Y_w 平面を定義し, STEM 先端のマーカ位置計測を実施している. このため, マーカ位置の抽出誤差は, マーカ間距離の誤差として確認することができ

る．条件 No. 1, 条件 No. 2 におけるマーカ間距離の平均は，設計値と同等でありその誤差は，分解能と比較して十分に小さいものであった．また，マーカ間距離の標準偏差は，条件 No. 1 では，約 1.1mm である．この値は， 3σ を考慮した場合でも，分解能である 4.5mm/pix よりも小さいことから，高い精度でマーカ位置を特定できていると考えられる．(Table 3.11)

Table 3. 11 マーカ間距離を基にしたマーカ抽出精度評価結果

No.	動作条件 概要	画像処理による マーカ間距離 [mm]		マーカ間距離 設計値 [mm]	差 [mm]	分解能 [mm/pix]
		平均	標準偏差			
1	X_w 正方向へ 45deg 動作	70.0	1.1	70	0.0	4.5
2	X_w 負方向へ 45deg 動作	70.2	0.7	70	-0.2	4.5

なお，手首の動作方向により振動特性が異なる原因として考えられるのが，STEM の内部摩擦，および小型モータ駆動回路ユニット周辺のケーブルである．

REX-J ミッションにおける伸展式ロボットアームは，3.1.1 節にて説明した通り，STEM を 2 つ組み合わせた Bi-STEM 方式を採用している．このことから，STEM 同士の内部摩擦の影響で，手首の動作方向により振動特性が変化したものと考えられる．

また，REX-J ミッションにおける伸展式ロボットアームの手先には，手首機構駆動用に 2 つのモータ，ハンド駆動用に 2 つのモータ，そして 2 台のカメラが搭載されている．これらを制御するため，各機器と小型モータ駆動回路ユニット間は多数のケーブルで接続されている．このケーブルの剛性による影響が，手首機構の動作方向による振動特性の差となるもう一つの原因と考えられる．(Fig. 3.40)

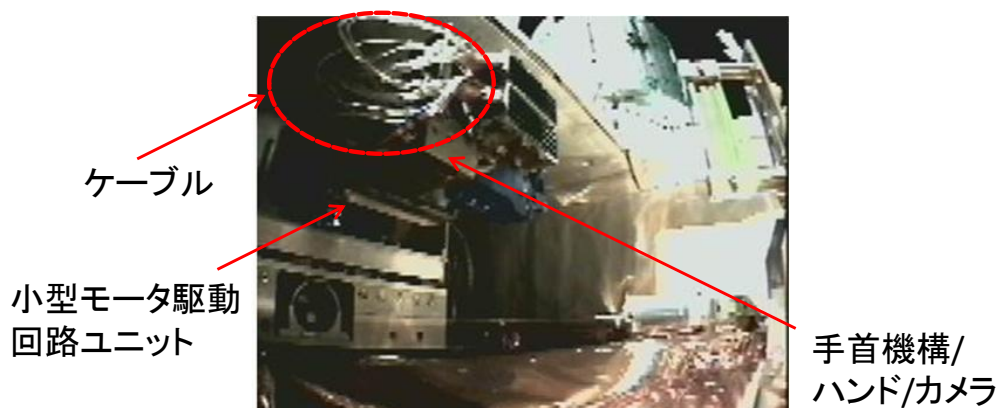


Fig. 3. 40 小型モータ駆動回路ユニットと手先搭載機器を接続するケーブル ©JAXA

3.6 提案手法によって得られた成果と課題

本章では、伸展構造物の振動計測例として、REX-J ミッションに搭載された伸展式ロボットアームを対象に手先変位の計測を実施した。REX-J ミッション搭載の伸展式ロボットアームは、小型軽量化のために剛性の低い STEM 方式を採用しており、微小重力環境下における振動等の挙動特性は、将来の伸展構造物の設計や運用のためには非常に貴重なデータとなる。しかし、REX-J ミッションの成否には直接影響のないアーム手先の変位や振動を計測するためのセンサは搭載されていない。さらに、剛性の低い伸展式ロボットアームの振動特性を地上の重力環境下で計測することは困難であり、軌道上で先端振動の様子を観測することが求められる。よって、ロボット本体に搭載されたモニタカメラを利用し、軌道上での撮影画像を基にした計測を実施した。伸展式ロボットアームの手先には、特徴点として2つのマーカを有する。ロバストかつ高精度なマーカ抽出には、2章で提案した「形状ベースしきい値設定手法」が有望であるものの、この適用のためにはマーカの存在する平面が一意に決定されていることが必要である。一方、伸展式ロボットアームでは、その伸展・収縮動作によってマーカの存在する平面を一意に決定することができない。このため、形状ベースしきい値設定手法を応用し、画像上のマーカ間距離とマーカサイズの比率を基にしきい値を設定することとした。また、伸展式ロボットアームの伸展長は、マーカの抽出結果から算出したマーカ間距離を設計値と比較することで計測した。

提案手法の精度は、伸展・収縮用モータのエンコーダ値を基に算出した伸展長と、画像処理によるマーカ抽出結果を基に計測した伸展長を比較することで評価した。これより、伸展長の計測が 1/3 ピクセル以下の精度で実現できることを確認した。この結果、マーカの存在する平面がカメラ光軸方向に変化する場合でも、提案手法を用いたしきい値の設定による高精度なマーカ抽出および伸展長計測が実現できた。

さらに、伸展式ロボットアーム伸展方向に直交する平面内における STEM 先端中心の位置、および STEM 伸展方向周りのねじれに関する計測を行なった。伸展動作の影響により、Xw 方向におよそ 20mm 程度、Yw 方向に 15mm 程度の変位、伸展軸周りにおよそ 15deg 程度のねじれが発生する様子が観測できた。また、手先動作による伸展式ロボットアーム先端の振動計測では、伸展長 950mm において Xw 方向に 10mm 程度の振動を観測した。こうした計測の結果から、手先の動作方向によって異なる振動特性を示す様子が観測できた。これは、STEM の内部摩擦や手先のケーブル剛性による影響であると考えられ、伸展式ロボットアームの先端振動に関する新たな知見を得ることができたと言える。

これらの結果から、マーカの存在する平面が 1 軸方向に変化する伸展式ロボットアームに対しても提案した形状ベースしきい値設定手法が適用でき、モニタカメラを利用した振

動計測が実現可能であることを示すことができた。

ただし、今回提案した方法は、カメラ光軸と伸展方向が同一であり、計測平面がカメラに正対しているという前提において適用することが可能である。このため、カメラ光軸に対し、計測対象の姿勢変化がある条件では適用できないことが課題となる。よって、6自由度での位置・姿勢変化のある対象の振動をロバストに計測するための手法が求められる。

第4章 複数の特徴点を利用した衛星搭載機器の位置・姿勢計測

本章では、空間内を位置・姿勢変化を伴って移動する構造物の計測として、第3章と同様に REX-J(Robot Experiment on JEM)ミッションを対象に、ロボットの空間内位置決め・移動実験の際の位置・姿勢計測を単眼のモニタカメラによる撮影画像を基に実施した結果について述べる。REX-J ミッションのロボットはテザーによる脚を持ち、この長さ調整によって移動する。REX-J ミッションでは、テザー長を基にした位置・姿勢計測とモニタカメラ画像の目視確認により、遠隔操作による移動実験を成功させている。しかし、ロボット本体には、位置・姿勢計測用のセンサは搭載されておらず、移動中の振動等の挙動は計測されていない。このため、モニタカメラ画像を利用したロボット本体の位置・姿勢計測が求められているが、REX-J ミッションのロボット本体には、テザーや伸展式ロボットアームが搭載されることから、計測のために必要な数のマーカを取り付けるスペースが無い。さらに、軌道上の照明環境変化の影響による影や白とびの発生、伸展式アームやハンド等でロボット本体が隠されるオクルージョンによる視認性の低下が発生し、特徴点を安定的に得ることは困難である。よって、本研究では、モニタカメラ視野内にある箱状のロボット本体のエッジ交点を特徴点として設定する「仮想マーカ点」を利用し、空間内におけるロボット本体の位置・姿勢計測を実現した。

4.1 REX-J ミッションにおけるテザー移動式ロボットの振動計測

本節では、宇宙ロボットの代表的な移動方式を紹介し、テザー移動式ロボットの利点と振動計測の必要性について述べる。また、本研究で計測対象とする REX-J ミッションのテザー移動実験の概要について説明し、ロボット本体の振動計測における課題を識別する。

4.1.1 宇宙ロボットの代表的な移動方式

軌道上施設におけるロボットの代表的な移動方法としては、①浮遊によるもの、②大型の親アームにより搬送されるもの、③専用のレール上を移動するもの、④肩部と手先の両方に把持機構を有して尺取虫のように移動するもの、⑤多数の腕を搭載し本体を固定するための腕を交互に入れ替えながら歩行するように移動するもの、そして、⑥紐(テザー)を利

用して繰り出しと巻き取りによりテザー長を制御することで移動を行うものに大別される。

Table 4.1 軌道上施設におけるロボットの代表的な移動方法

No.	移動方式	代表例	特徴・課題
1	浮遊	AERCAM(NASA), Spheres(MIT)	・移動範囲の制約なし/物資搬送に向かない ・急停止できず衝突の危険性あり
2	親アーム搬送	Dextre(CSA), JEMRMS子アーム(JAXA)	・移動は親アームが行うため、自身の制御は不要 ・移動可能な範囲は親アームの動作範囲内に限られる
3	レール	SSRMS(CSA)	・大型の物資を搬送することができる/移動範囲は レールが設置可能な場所のみに限られる
4	尺取虫	SSRMS(CSA)	・アームの届く範囲内に足場があれば、 障害物を回避しつつ移動可能 ・ある程度以上大型のアームでないと、歩幅が小さくなり、 移動のための運用が複雑になる ・移動には専用の足場を設ける必要あり
5	歩行	EUROBOT(ESA), RBR(JAXA)	・人間(宇宙飛行士)と同様な移動が可能 ・関節数が膨大であるため、故障の可能性が高く、 故障した際の影響が大きいことが課題
6	テザー	Charlotte(NASA), REX-J(JAXA)	・システムが簡易であり小型軽量化が可能 ・機器のサイズに対する移動範囲が大きい ・テザーの係留方法が課題

浮遊による移動例としては、NASA(National Aeronautics and Space Administration)の AERCAM [97]や MIT(Massachusetts Institute of Technology)の Spheres [98]が挙げられる。この方法は、移動範囲の制約が無いという利点がある反面、物資の搬送に向かないことや急停止ができない等の課題も存在する。

親アームによる搬送の例としては、CSA(Canadian Space Agency)の Dextre [99]や JAXA(Japan Aerospace eXploration Agency)の JEMRMS(JEM Remote Manipulator System)子アーム [100]が挙げられる。これらのロボットは、移動機能を親アーム側が持つことで移動に関する自身の制御が不要となるメリットがあるものの、移動範囲は親アームに依存してしまうことが課題である。

レール移動、尺取虫移動の例としては、CSAの SSRMS(Space Station Remote Manipulator System) [14]がある。この方法は、大型物資の搬送等が可能であるが、移動のために専用の足場が必要となることや、尺取虫移動では、ある程度大型のアームでないと歩幅が小さくなり、移動のための運用が複雑になる等の課題がある。

歩行方式の例としては、ESA(European Space Agency)の EUROBOT [101]や JAXAの RBR(Reconfigurable Brachiating space. Robot) [102]がある。これらは、人間(宇宙飛行士)と同様の移動が可能である反面、多数の関節およびアームを必要とすることから部品点数が多く、故障の可能性が高くなるとともに故障時の影響が大きいという問題もある。

テザー移動方式は、NASAの Charlotte [103]や本章で取り扱う JAXAの REX-J(Robot

Experiment on JEM) [48]がある。この方法は、テザーを脚とした長さ制御による移動であるため、リールという簡易なシステムで移動が実現できることから信頼性が高いこと、移動範囲に対して必要とされる機器サイズの小型軽量化が可能なこと等の特徴がある。こうした特徴から、テザーによる脚は、将来の有人宇宙活動支援ロボットのための移動手段として有力であると考えられている。一方、移動範囲を変更するためにはテザーの係留および取り外しを行うための方法が別途必要になるという課題が存在する。(Table 4.1)

これまでに実証されてきたテザー式移動ロボット(Charlotte)では、テザーの係留のために宇宙飛行士の作業が必要となる等、運用面に課題があった。一方、REX-J ミッションにおけるテザー移動は、テザーの係留および取り外しをロボット自身が実施可能であり、ロボットの制御も地上からの遠隔操作によって実施できることから、有人宇宙活動支援ロボットとしてより柔軟な運用が期待できる。ただし、テザー移動方式によるロボットを実用化するためには、微小重力環境下におけるロボットの振動等の挙動を明らかにすることが重要である。Charlotte では、8本のテザーを用いた空間移動の実証が行われた[103]。テザー移動式ロボットの姿勢安定性を考慮すると、テザーは立体的な方向に4本以上係留されていることが望ましい。しかし、REX-J ミッションにおいて搭載された長さ制御可能なテザーは3本で、平面移動を可能とする最小限の数であり、移動平面に対する垂直方向への振動が懸念される。しかし、ロボット自身がテザーの係留を行うことを想定した場合、4本目のテザー係留のために平面内の移動を行うことも十分に想定される。このため、テザー3本での係留状態におけるテザー移動時の面外方向の振動等、微小重力環境下における詳細な挙動を明らかにすることはテザー移動式ロボットの実用化に向けて非常に重要である。よって、REX-J ミッションにおけるロボットのテザー移動実験を対象に、ロボットの位置・姿勢を詳細に計測する方法の開発が期待されている。

4.1.2 REX-J ミッションにおけるテザー移動実験の概要

REX-J ミッションに関する概要については3.1節にて説明した。本節では、REX-J ミッションにおけるテザー移動実験の概要、および実験に使用される搭載機器について説明する。

REX-J ミッションにおけるロボット本体は、2段式となっており、上段には3章で述べた伸展式ロボットアーム、下段には先端にフックが取り付けられたテザーとそれを制御するためのテザースリール機構が搭載されている(Fig. 4.1)。テザー移動実験は、ロボット本体下段に取り付けられたテザーの長さを制御することによって実施される。

なお、小型のロボット本体に多くの機器を搭載することから、ロボット本体にはマーカの取付けスペースが無く、ロボット自身の形状を基にした位置・姿勢計測が求められる。

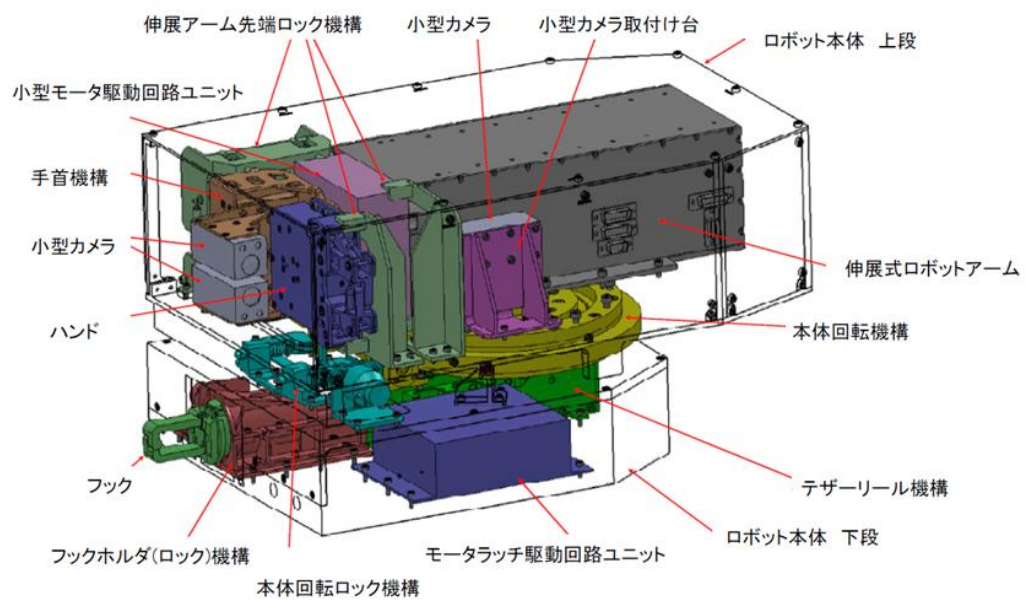


Fig. 4.1 REX-J ミッションにおけるロボット本体の搭載機器 ©JAXA [48]

4.1.2.1 テザーリール機構

テザー移動において、空間的な移動を実現する場合は 4 本、平面的な移動であっても 3 本の長さ制御可能なテザーが必要となる．テザーの繰り出し/巻き取りによる長さ制御を行うためのテザーリール機構は、複数台の搭載が前提となることから、小型軽量化が求められる．

REX-J ミッションにおけるテザーリール機構は、テザーとそれを巻き取るためのリール、そしてリールの回転を制御するブラシレス DC モータから構成されるシンプルな機構である．これにより、サイズ 199×107×60mm、質量約 0.9kg と小型軽量化を実現したことで、3 台のテザーリール機構を搭載することが可能となった．(Table 4.2)

Table 4.2 テザーリール機構の主要諸元 [48]

項目	仕様
サイズ	L199 × W107 × H60mm
質量	0.9kg
巻き取り速度	10mm/sec (ノミナル)
保持張力	175N
駆動アクチュエータ	ブラシレスDCモータ(Maxon製 EC-max16)
テザー	太さ 約φ 1.2mm 構成 コア:テクノーラT240B 1670T × 3本 スリーブ:PET 220T/2 × 16本 引張り強さ 1150N

一方、こうした搭載質量に関する制限、および開発期間、コスト等の制約により、REX-J ミッションに採用されたテザーリール機構では、機構内部におけるテザーの緩み防止機能が省略されている。よって、テザーに加わる張力が低い場合、リール機構内部でテザーの緩みが発生することが懸念される。このため、テザーの繰り出し時には外部から張力を加えることが必要である。REX-J ミッションにおけるテザー移動実験では、テザーの緩みを防ぐため、1 台のテザーリール機構をトルク制御とした定負荷制御手法を用いている。[104]

4.1.2.2 ハンドレール

テザー移動を実現するためには、テザーの係留が必要である。テザーの係留先の候補として考えられるのが、ハンドレールと呼ばれる宇宙飛行士が移動のために使用する手すりである。REX-J ミッションでは、宇宙飛行士の使用するものと同一形状のハンドレールがベースプレート上に 2 本搭載されている。テザー移動実験のためのテザー係留先として使用されるのは、実験用と呼ばれるハンドレールである。(Fig. 4.2)

ロボット本体下段に搭載されたテザーリール機構は、テザーの先端にフックが取り付けられている。(Fig. 4.3)

このフックは、3.1.1 節にて述べたとおり、伸展式ロボットアームとその先端の手首機構/ロボットハンドによってハンドレールに係留される。

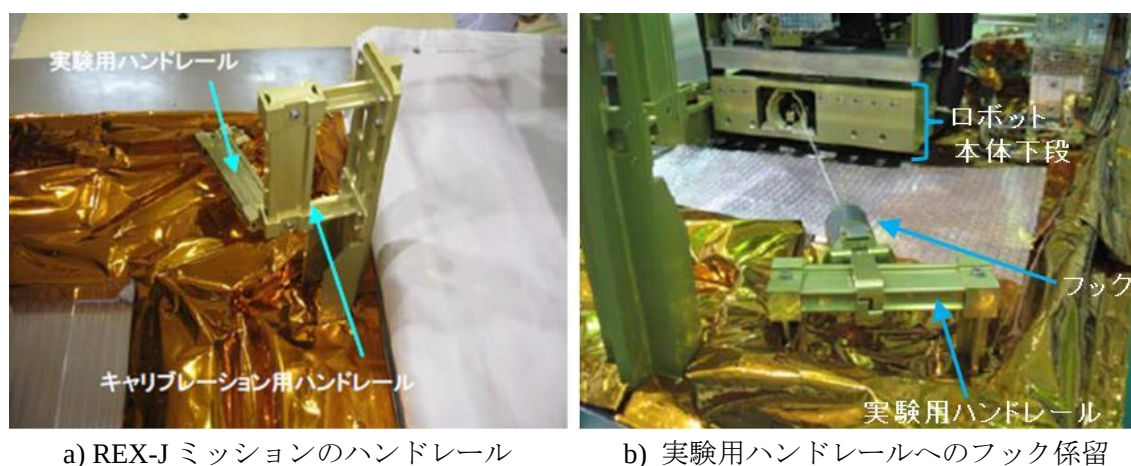


Fig. 4.2 REX-J ミッションにおけるハンドレール ©JAXA [48]

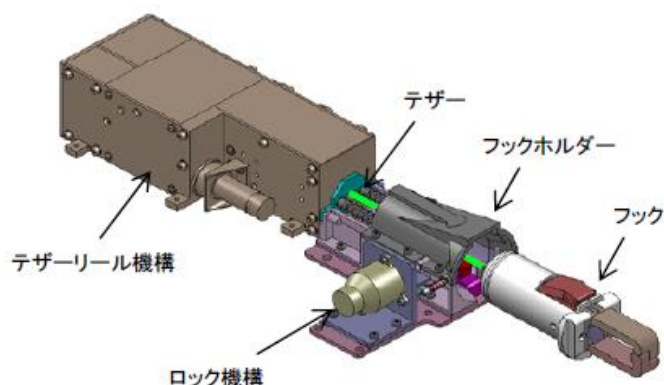


Fig. 4.3 ロボット本体下段に搭載されたテザーリール機構とフック ©JAXA [48]

4.1.2.3 テザー移動実験におけるロボット位置・姿勢の計測

ロボット本体下段は、長さ制御可能な3本のテザーと固定長である1本のテザーを持つ。テザー移動実験は、これらのテザーにより実施される。長さ制御可能な3本のテザーの内2本は、テザー2およびテザー3と呼ばれ、ロボット本体外に設置されたテザーリール機構により制御される。テザー2とテザー3は、打ち上げ時点で既にロボットに取り付けられており、テザー係留済みの状態を模擬している。長さ制御可能なテザーの残る1本は、ロボット本体内部に搭載されたテザーリール機構によって制御されるテザー1である。テザー1は、打ち上げ時点ではリールに巻き取られた状態であり、未係留である。前節で述べた通り、テザー1の先端にはフックが取り付けられており、ロボット本体上段に搭載された伸展式ロボットアームによって、ロボット自身がフックをハンドレールへと係留する。フックの係留が完了すると、ロボット本体は長さ制御が可能な3本のテザーによって懸垂された状態となり、それぞれのテザー長を変えることで平面内の移動が可能となる。

なお、テザー4は、テザー1が取り付けられない状態となった際に使用される予定のテザーである。テザー4は、テザー1にトラブルが発生した際にも移動実験を継続するための冗長系であることから、テザー長を制御するためのリール機構は持たず、固定長である。REX-J ミッションでは、伸展式ロボットアームを用いたテザー/フックの係留に成功していることから、テザー長制御可能な3本のテザーを使用した平面内の移動実験が実施された。このため、本章で取り扱うテザー移動実験では、テザー4には張力が発生しない方向にロボットが移動する条件であることから、テザー4の影響は考慮しない。(Fig. 4.4)

REX-J ミッションでは、ロボット本体の位置・姿勢は、テザー配置とテザー長のテレメトリデータを基に推定される。推定では、リールの動作量から算出した3本のテザー長を入力とし、ロボット側のテザー取付け点とREX-J 実験領域におけるテザーの係留位置を基

に、静安定解析によってテザーで拘束されるロボット本体の位置・姿勢値を算出する[46]. このため、推定によって得られるロボット本体の位置・姿勢は、テザー移動を行う平面上におけるロボット本体の位置と平面に垂直な軸方向周りの姿勢のみであり、テザー移動時の面外方向振動は推定することができない. また、推定結果は、テザーの伸びや繰り出し長の誤差、フックによって係留したテザー端点位置の誤差等の影響を受けることが懸念されている. よって、テレメトリによるテザー繰り出し長の情報以外から、ロボット本体の位置・姿勢を計測する方法が求められており、REX-J ミッションにおける実験モニタ用カメラで撮影された画像を用いた画像処理による計測が有力な候補の一つとされている.

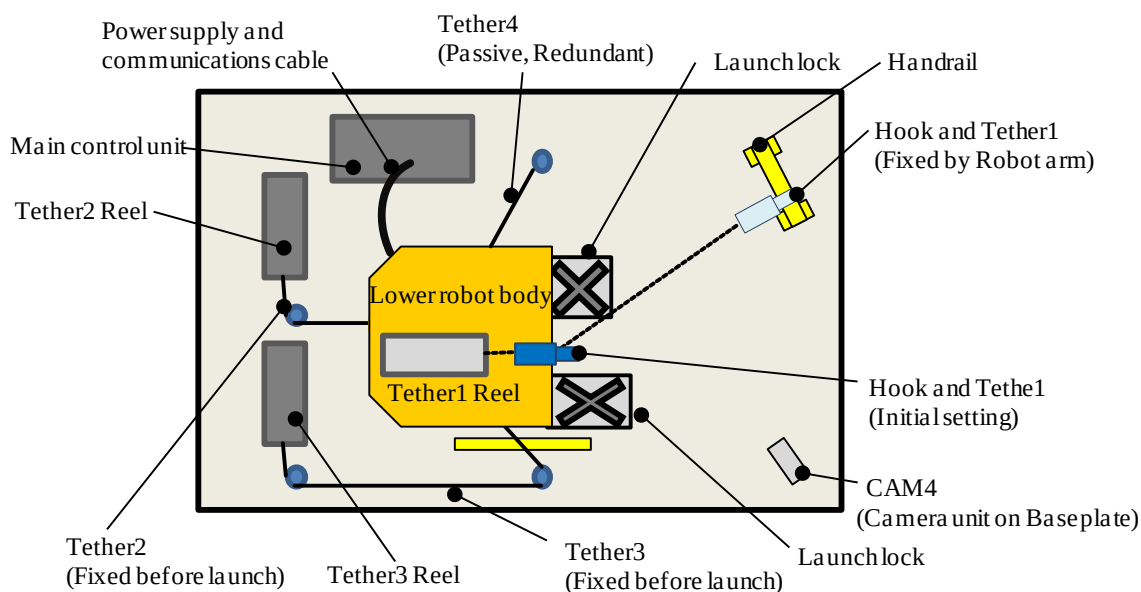


Fig. 4.4 REX-J ミッションにおけるテザー移動実験のための機器配置

4.1.2.4 モニタカメラ(CAM4)によるロボット本体の観測と課題

3.1.2 節において述べた通り、REX-J ミッションの実験装置には、CAM (CAMera unit)と呼ばれる 4 台の小型カメラユニットが搭載されている. テザー移動実験の様子をモニタするために使用されるのは、ベースプレート上に配置されている CAM4 と呼ばれる小型カメラユニットである(Fig. 4.5). CAM4 は、REX-J ミッションにおける実験領域の多くをカバーする視野を持ち、テザーによる移動の様子をモニタすることが可能である.

なお、運用上の制約から、ロボット本体が移動する際の照明環境変化に合わせてリアルタイムに CAM4 の撮影条件を指定することはできない. このため、シャッター速度やホワイトバランス等のテザー移動実験中の撮影条件は、CAM4 におけるイメージャの初期設定

であるオート設定としている．オート設定による撮影であっても，軌道上の大きく変化する照明環境に対して常に同等の品質の画像を得ることは期待できない．特に日陰中の LED 照明環境下では，全体的に暗くロボット本体の一部に影が落ちる等，日照中に撮影された画像と比較して視認性が大きく低下している．(Fig. 4.6)

視認性の低下に加え，画像上のロボット本体の様子が日照と日陰で大きく変化することや伸展式ロボットアーム先端の手首機構/ロボットハンドにより，ロボット本体の一部が隠される条件も存在する．こうしたことから，CAM4 で撮影された画像上のロボット本体は，抽出可能なエッジや特徴点を一意に設定しにくく，特徴点の安定的な取得が課題となる．

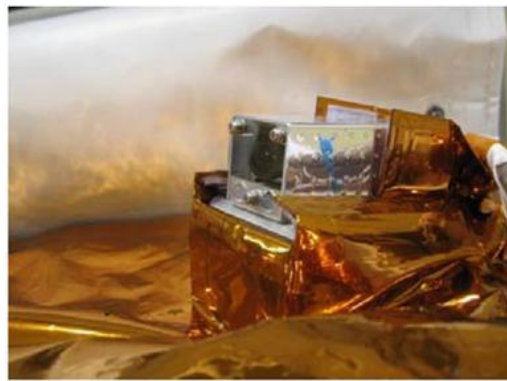


Fig. 4.5 ベースプレート上に設置された小型モニタカメラ(CAM4) ©JAXA [48]



a) 日照



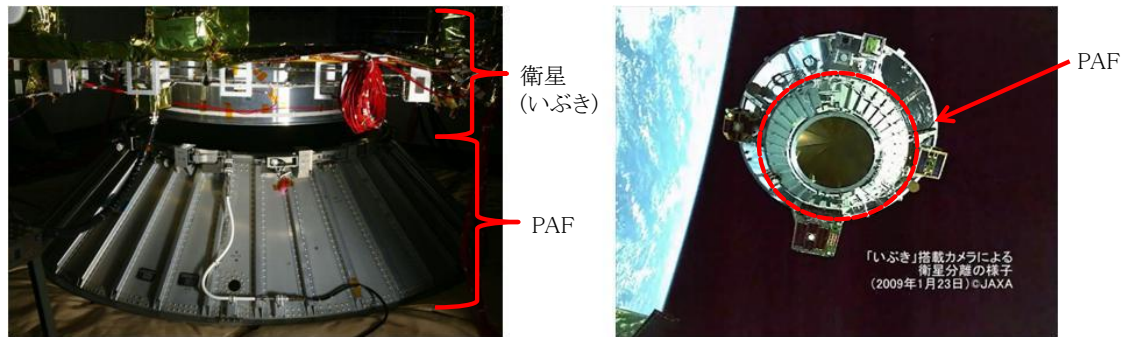
b) 日陰

Fig. 4.6 CAM4 における撮影画像例

4.2 マーカを持たない対象の位置・姿勢計測に関する既存手法

REX-J ミッションで位置・姿勢計測が要求されるロボット本体は，4.1.2 節にて述べた通り，特徴点となるマーカを有していない．よって，REX-J ミッションのロボット本体の位置・姿勢計測は，計測対象の特徴的な形状を利用して行うことが求められる．本節では，マー

カの無い対象に対する既存の位置・姿勢計測手法を整理し、REX-J ミッションにおけるロボット本体の位置・姿勢計測への適用可能性について検討する。



a) 「いぶき」の PAF への固定

b)軌道上のロケット上段の PAF

Fig. 4.7 温室効果ガス観測技術衛星いぶき(GOSAT)打ち上げロケットの PAF ©JAXA

マーカの無い非協力のターゲットの撮影画像から、形状情報を基に位置・姿勢計測を行う手法は、宇宙空間においてデブリとなっているロケット上段を捕獲するための運動計測用途として研究されている。この例では、ロケットと衛星を固定するための PAF(Payload Attach Fitting) (Fig. 4.7)を特徴形状として利用することを想定している。PAF は、内部が中空の円錐形状をしていることから明確なコントラストが得やすいこと、円形というシンプルな形状のため画像上認識しやすいこと、計測対象の大きさに近いサイズを持つために遠距離からの画像でも特徴形状として識別しやすいこと、等の理由から画像処理のための特徴形状として適していると考えられる。また、日本の H-II、H-II A を初め、Arian, Atlas, Delta 等のロケットは、サイズの違いはあるものの、いずれも同様の形状を持つことから、同一の手法が適用しやすいことも利点である。[105]

また、サイズの大きな中空の円錐という PAF の特徴を使用するこの手法では、円近似や楕円近似によりエッジ形状を補間できることから、特徴形状の一部が隠される等、視認しにくい場合でも非常に有用であると考えられる。一方、同様の特徴形状を持つことが期待できない衛星やロボット、実験機器等が計測対象となった場合、この手法を適用することは困難であり、汎用性に課題が残る。こうしたことから、この手法によって、REX-J ミッションにおけるロボット本体の位置・姿勢計測を実現することは期待できない。

マーカの無い宇宙機の位置・姿勢計測のもう一つの事例としては、小型ソーラー電力セイル実証機 IKAROS(Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun)において、IKAROS 本体から放出される分離カメラによる撮影画像を利用した計測例がある。IKAROS

では、主構体上の10個のボルト位置を特徴点(Fig. 4.8)として、分離カメラの軌道・姿勢の計測が実施された。本手法は、構体の特徴を利用して位置・姿勢計測を実現しており、非常に有用な方法であると考えられる。

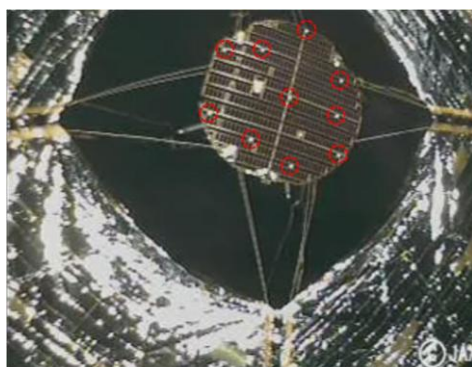


Fig. 4.8 小型ソーラー電力セイル実証機 IKAROS 主構体上の特徴点(ボルト) ©JAXA [72]

しかし、REX-J ミッションにおけるロボット本体の場合、自身の搭載機器である伸展式ロボットアームやロボットハンド、そしてテザーや本体を固定するためのロック機構等により、特徴点の一部が隠されるオクルージョンの発生が懸念される。さらに、実験エリアの凹凸や前述の搭載機器の影等により、特徴点の視認性が著しく低下することも知られている。このように、REX-J ミッションのロボット本体の位置・姿勢計測では、特徴点の視認性が確保されていることは期待できないため、視認性の低下に対しロバストであることが求められる。よって、視認可能な特徴点を用いる手法をそのまま適用することは困難である。

また、地上における産業用ロボット等の視覚センサとしては、CAD 等による CG の 3D モデルと撮影画像とのマッチングにより位置・姿勢を計測する方法[106]が用いられている。しかし、この方法はマッチングに必要な・十分な精度の CG モデルや CAD データが必要となる。CAD データは重要な設計情報であることから、多くの機関・企業が開発に関係する宇宙機では、これが公開されることは期待できない。また、仮に CAD モデルが公開された場合でも、設計情報を含まないよう簡略化されたものである場合が多い。このような簡略化によって、モデルの寸法が実機と異なることは十分に想定される。こうした誤差を含んだモデルによるマッチングは、位置・姿勢計測精度を劣化させる原因となる。これらの理由から、宇宙機に関しては、画像とのマッチングに必要なレベルの正確な CAD データを手に入れることは、現実的に困難であると言える。なお、近年では学習による画像認識も研究されている。宇宙機を想定した位置・姿勢計測のための工程の一つとして、計測対象と周辺環境の識別のためにニューラルネットワークを用いた方法が採用され、地上実験が実施されている[107]。この結果により、照明環境が不均一となる条件や十分良好なコントラスト

トが無い条件等，位置・姿勢計測が困難となる条件が確認されている．こうした課題は，異なる環境で学習されたネットワークを利用することで改善されることが報告されているものの，照明環境変化に関するロバスト性は学習の状況により変化してしまうと言える．モニタカメラを利用した位置・姿勢計測では，複雑に変化する照明環境に対して十分な学習データを得ることは困難であり，既に軌道上にある REX-J ミッションに適用することはできない．また，学習を要するため，汎用性という観点からも様々な対象をモニタカメラを利用して計測する手法としては現実的でないと考える．

REX-J ミッションのような軌道上のロボットの位置・姿勢計測では，ロボット自身によるオクルージョンや照明環境変化により特徴点の喪失が頻繁に発生することが懸念される．よって，特徴点喪失に対して高いロバスト性を持つ計測手法を開発する必要がある．

なお，地上における画像を用いた計測技術については，詳細を Appendix A にまとめた．

4.3 仮想的な特徴点を利用した位置・姿勢計測手法の提案

本節では，REX-J ミッションのロボット本体の位置・姿勢計測におけるロバスト性を向上させるための要因を整理(Table 4.3) し，モニタカメラによる撮影画像から位置・姿勢計測を実現するための手法を提案する．

Table 4.3 ロバスト性を向上させるための要因と制御の可否

計測ロバスト性向上要因	制御可否	備考
マーカ搭載	×	既存機器のため搭載不可
解像度	×	既存機器のため固定
照明環境	×	運用時間の制約により調整不可
画像撮影条件	×	照明環境に合わせた微調整不可
機器特徴の設定	○	照明・オクルージョンによる視認性低下への対処の必要あり

ロバスト性向上のためには，マーカの取り付けや微小な特徴形状を検出するための解像度の向上等のハードウェア的な対処，そして，照明環境の変化による影響を軽減するための運用時間の選択や画像撮影条件の設定等の運用的な対処が考えられる．しかし，既に軌道上で運用が行われている REX-J ミッションでは，ハードウェア的な変更は不可能であり，運用に使用可能な時間の制約から運用的な対処も現実的ではない．このため，これらを制御することでロバスト性を向上させることは期待できない．

こうしたことから，モニタカメラによる撮影画像を基にした位置・姿勢計測において，ロバスト性向上のためには，画像上のロボット本体における特徴点の設定方法の改善が求

められる。

そこで、本研究では、REX-J ミッションにおけるロボット本体を含め、計測対象となる構造物の多くが持つ特徴である直線的なエッジに着目する。ただし、エッジそのものを利用する手法では、照明環境の変化や計測対象自身の動きによってエッジが隠されて視認できなくなることが想定され、ロバスト性の向上は期待できない。このため、提案する手法では、エッジの形状そのものを特徴形状として認識するのではなく、画像上から抽出された直線エッジを延長し、それらの交点を仮想的な特徴点(「仮想マーカ点」と呼ぶ)として利用することを提案する。これにより、エッジ同士の交点部分が直接視認できない条件であっても、エッジの延長により交点を取得することができるため、視認性の低下に対するロバスト性の向上が期待できる。また、仮想マーカ点を利用する手法であれば、実際には直接交差していない直線エッジであっても、それらを延長した結果として交差する場合には仮想マーカ点を設定することができる。この結果、画像上は特徴点になりえない部分にも仮想マーカ点を作成できるという利点がある。(Fig. 4.9)

さらに、この方法であれば、計測対象全体の CAD モデルを必要とせず、指定したエッジの位置に関する寸法値のみという最低限の情報で、位置・姿勢計測が実現できることも利点である。CAD モデル等の設計情報の入手が困難な宇宙機において、限定された情報から位置・姿勢計測を実現できることは、実用性が高いと考えられる。

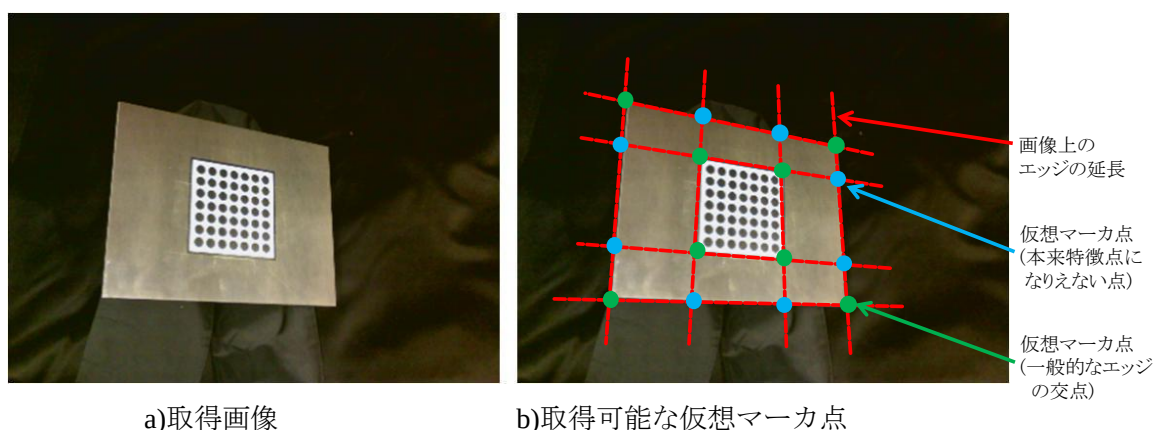


Fig. 4.9 直線エッジの延長による仮想マーカ点の取得イメージ

なお、仮想マーカ点を用いる際の制限として、レンズ歪みの無いことが挙げられる。画像上の直線エッジの交点を仮想マーカ点として設定することから、レンズ歪みによる直線エッジの変形は誤差要因となる。よって、仮想マーカ点の利用条件として、キャリブレーションによってカメラ内部パラメータが既知であり、エッジ抽出の前処理としてカメラ内

部パラメータを基にした画像のレンズ歪み補正が実施されていることが必要である。

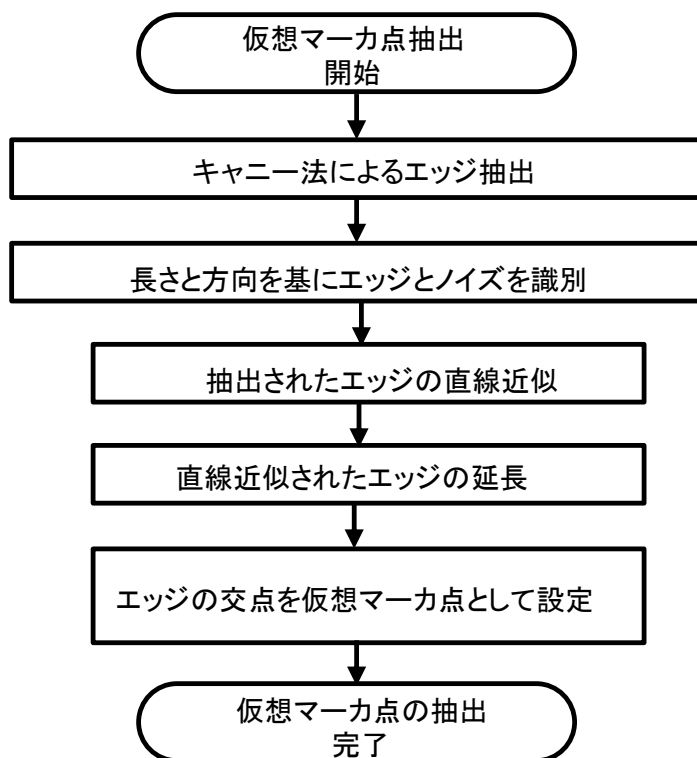


Fig. 4.10 仮想マーカ点取得のためのアルゴリズム

仮想マーカ点の取得アルゴリズム(Fig. 4.10)では、レンズ歪み補正後の画像に対して、まずエッジの検出処理が行われる。エッジの検出処理では、候補とするエッジの付近を手動で大まかに選択し、その範囲からエッジ検出を行うこととする。エッジ検出手法としては、CANNY 法[108]を使用することとした。CANNY 法によるエッジの検出では、まず画像に対してガウシアンフィルタによる平滑化を行う。その後、画素を方向毎に微分して勾配の大きさと方向を算出する。さらに勾配に対するしきい値処理によって、エッジを検出する。このしきい値処理は、高と低の 2 つのしきい値によってエッジ検出が行われる。まず、しきい値(高)は、勾配がこの値を超えていればエッジと判定される。しきい値(低)は、勾配がこの値よりも小さい場合にはエッジではないと判定される。勾配がしきい値(高)としきい値(低)の間にある場合には、しきい値(高)によって検出されたエッジと隣接している場合のみにエッジと判定される。

次に得られた直線エッジに対し、直線近似を行う。直線近似には、重み付きの最小二乗ラインフィッティングを用いる。最小二乗ラインフィッティングでは、回帰直線を算出し、エッジを構成する各点から回帰直線までの平均距離を算出する。この平均距離に任意の係

数を乗じたものをパラメータとし、各点における回帰直線までの距離がパラメータよりも大きいものは、回帰直線の計算から除外する。これを任意の回数繰り返すことで直線近似を行う。こうして近似された直線エッジを延長し、直線エッジ同士の交点を仮想マーカ点とする。

なお、2番目のフレーム以降は、前フレームにおいて検出されたエッジの周囲を自動で候補領域として選択し、その中からエッジ検出処理を行うこととしている。

平面上の特徴点として仮想マーカ点が4点以上得られれば、カメラに対するターゲットの相対位置・姿勢を得ることが可能である。[109]

得られた仮想マーカ点を基にターゲットの相対位置・姿勢を算出するためには、式(4.1)に示す平面射影変換行列 H (Homography)を用いる。式(4.2)に示すように、画像平面座標 (u, v) で表される点 m' は、Homography H によって、ターゲットの持つローカルな座標系 (x, y) で表される点 m に変換される。ただし、ここで s はスケール変数である。式(4.5)は、式(4.2)を成分で表示した結果であり、 s を消去すると式(4.6)が得られる。さらに、 a から h を未知数のベクトルとすると、式(4.7)が得られる。これより、 m' と m の対応点が1組につき、2つの式が得られるため、画像上の直線エッジの交点より算出した仮想マーカ点が4点以上あれば、3次元空間内の平面上における特徴点位置と画像に投影された仮想マーカ点の関係を示す平面射影変換行列を算出することが可能となる。[110]

$$H = \begin{bmatrix} a & b & c \\ d & e & f \\ g & h & 1 \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

$$sm' = Hm \quad (4.2)$$

$$m' = \begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

$$m = \begin{bmatrix} x \\ y \\ 1 \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

$$\begin{cases} ax + by + c = su \\ dx + ey + f = sv \\ gx + hy + 1 = s \end{cases} \quad (4.5)$$

$$\begin{cases} ax + by + c - gxu - hyu = u \\ dx + ey + f - gxv - hyv = v \end{cases} \quad (4.6)$$

$$\begin{bmatrix} x & y & 1 & 0 & 0 & 0 & -xu & -yu \\ 0 & 0 & 0 & x & y & 1 & -xv & -yv \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a \\ b \\ c \\ d \\ e \\ f \\ g \\ h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \\ v \end{bmatrix} \quad (4.7)$$

こうして得られた Homography H は、式(4.8)に示すように、カメラの内部パラメータ行列 A と外部パラメータ R および T に分解することができる[111]. カメラの内部パラメータ行列は、式(4.9)に示すように、焦点距離 f とイメージャにおける画素の大きさ S_x と S_y および、画像の主点 C_x と C_y によって構成される. これらは、1.6 節に述べたカメラキャリブレーションによって取得できるため、既知とする.

よって、式(4.10)に示すように、Homography H とカメラ内部パラメータ行列から、外部パラメータ R および T が算出でき、カメラに対するターゲットの位置・姿勢が求められる. なお、外部パラメータにおける r_1 は回転行列の第一列、同様に r_2 は第二列、 t は並進のベクトルである.

なお、仮想マーカ点が5点以上ある場合には、最小二乗法を用いて Homography H の算出を行うものとする[112].

$$H = A[R \quad T] \quad (4.8)$$

$$A = \begin{bmatrix} \frac{f}{s_x} & 0 & c_x \\ 0 & \frac{f}{s_y} & c_y \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

$$[R \quad T] = [r_1 \quad r_2 \quad t] = A^{-1}H \quad (4.10)$$

こうした仮想マーカ点を利用することで、エッジの一部が取得できない場合や直接交差するエッジが少ない場合であっても、多くの特徴点を得ることができ、計測対象の視認性低下に対してロバストな特徴点抽出が期待できる.

4.4 仮想マーカ点を利用した位置・姿勢計測手法の地上実験による評価

仮想マーカ点を利用したターゲットの位置・姿勢計測手法の有効性を確認するため、地上実験を実施した。地上実験では、ターゲットとして、マーカを貼りつけたアルミ板を使用した(Fig. 4.11)。

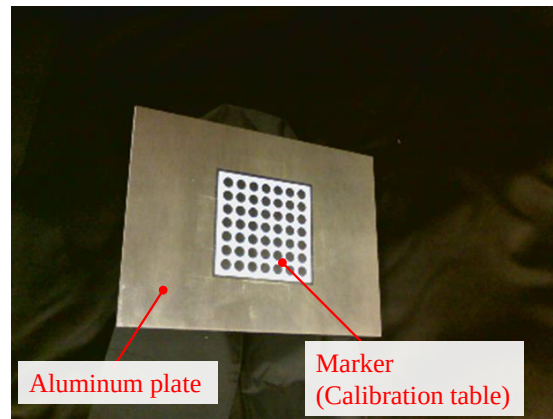


Fig. 4.11 仮想マーカ点を用いた位置・姿勢計測手法評価のための地上試験におけるターゲット

このターゲットの位置・姿勢を、既存の手法2種類(マーカを利用した手法、モデルマッチングを利用した手法)と提案の「仮想マーカ点」を利用した手法によって計測し、それぞれの手法によって得られた位置・姿勢値を比較した。マーカを利用した手法において、マーカとして利用したのが、ドットパターンが印刷されたカメラキャリブレーション用のキャリブレーションテーブルである。ドットパターンの位置は既知であるため、画像から抽出した各ドットの位置を特徴点としてキャリブレーションテーブルの位置・姿勢の計測を行うことができる。このキャリブレーションテーブルをアルミ板の中央に貼り付け、特徴点であるドットパターンを基に位置・姿勢計測を実施した。なお、この手法による計測結果を基準とし、モデルマッチングを利用した手法と仮想マーカ点を利用した手法の位置・姿勢計測結果を比較することで評価を実施した。

モデルマッチングを利用した手法では、アルミ板のエッジとキャリブレーションテーブルのエッジをモデル化(Fig. 4.12)し、これを基にマッチングを行うこととした。

今回の実験における位置・姿勢計測は、産業用ロボット等の画像処理に用いられる MVTec 社製の画像処理ソフトウェア HALCON を利用して実施し、モデルマッチングを利用した手法では2次元的なモデルを利用する「透視歪みマッチング」を採用した。

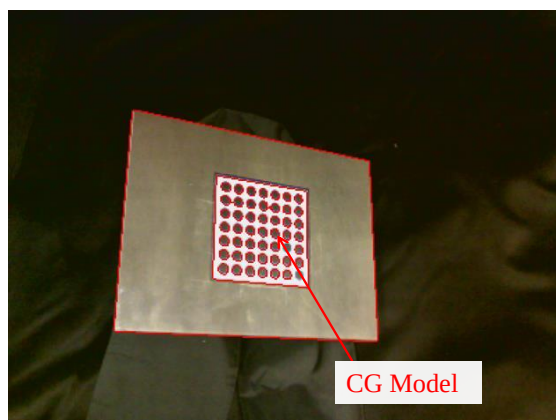


Fig. 4.12 マッチングに利用する CG モデル

一方，仮想マーカ点を用いた画像処理手法では，アルミ板のエッジとキャリブレーションテーブルの外枠のエッジを利用して仮想マーカ点を作成することとし，エッジの交わるポイントを仮想マーカ点の候補として最大 12 箇所設定(Fig. 4.13)した．この 12 箇所の特徴点の中から取得できた仮想マーカ点を利用して位置・姿勢の計測を実施した．

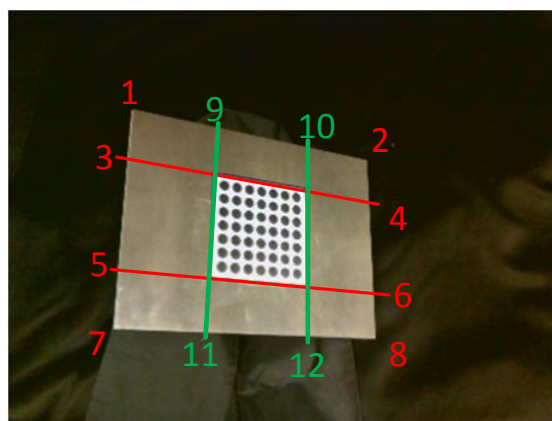
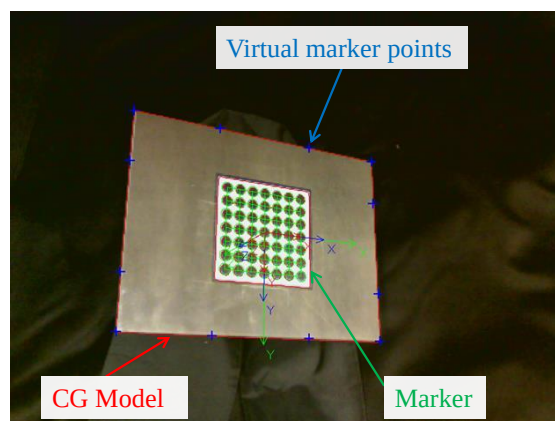
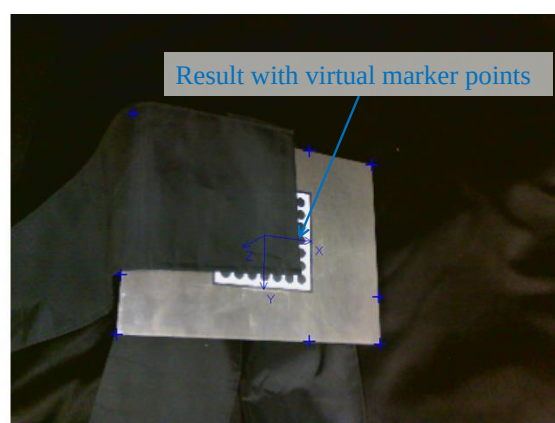
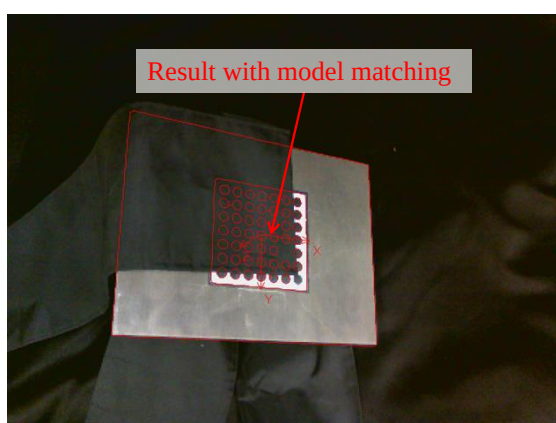


Fig. 4.13 地上試験用ターゲットにおける仮想マーカ点の候補位置

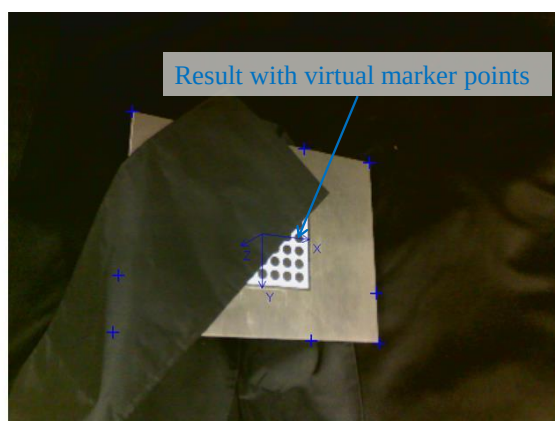
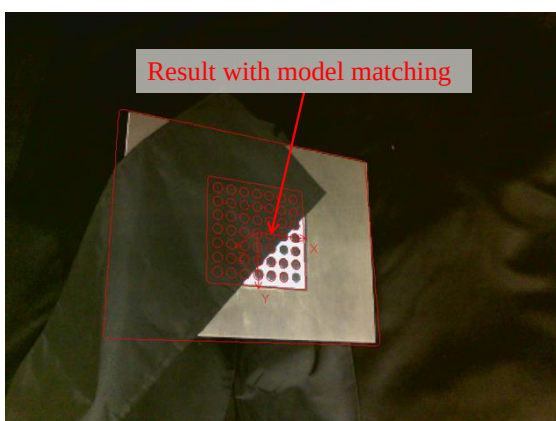
実験では，ターゲット全体が視認できる条件，およびターゲットの一部を暗幕で覆うことでエッジの一部を隠して視認性の低下した状態を模擬した条件を 2 種類設定して撮影を行い，それぞれの手法で位置・姿勢計測を実施した．位置・姿勢計測の結果として，マーカを利用した方法を緑色，モデルマッチングを利用した方法を赤色，仮想マーカ点を利用した方法を青色で画像上に示した(Fig. 4.14)．



a) ターゲット全体が視認可能な条件



b) エッジが隠れた状態を模擬した条件その1



c) エッジが隠れた状態を模擬した条件その2

Fig. 4.14 マーカ、モデルおよび仮想マーカ点を使用した位置・姿勢計測結果

この結果より、ターゲット全体が視認できる条件では、いずれの方法を利用して位置・姿勢を計測することができた。一方、エッジを暗幕によって隠した条件では、マーカを利用する方法の場合、マーカが視認できなくなったことで位置・姿勢計測ができなくなって

いる。モデルマッチングを利用した方法と仮想マーカ点を使用した方法では、位置・姿勢計測に成功している。ただし、モデルマッチングを利用する方法では、マッチング結果と画像上のターゲットにずれが発生していることが目視でも確認できた。

各手法によって計測されたカメラに対するターゲットの相対位置・姿勢値を比較し、評価を行なった(Table 4.4)。これより、マーカを用いた位置・姿勢計測結果と、仮想マーカを用いた位置・姿勢計測結果の差は 1pix 以下であり、エッジが不完全な状態であっても、マーカを利用した画像と同等の精度で位置・姿勢の計測が可能であることが確認できた。

一方、モデルマッチングを利用した方法では、エッジが不完全な条件において分解能以上の誤差が発生していることが確認できた。誤差の増大は、暗幕によってターゲットの一部が隠されたことにより、ターゲット端のエッジ位置が特定できなくなったことが原因と考えられる。一方、仮想マーカ点を利用する方法では、残されたエッジからターゲットの端点を復元し、特徴点として設定することができるため、分解能以下の高い精度で位置・姿勢を計測することができたと考えられる。

なお、本実験における画像の分解能は、以下の方法で算出した。まず、画像から計測されたターゲットの位置・姿勢値を基準として、ターゲットが各軸方向に一定距離(mm)動くことを想定した。この移動によって、画像上におけるターゲットの移動距離(pix)を算出する。こうした実際の移動距離と画像上の移動距離を基に 1pix あたりの移動距離を算出し、これを分解能(mm/pix)と定義することとした。

Table 4.4 各手法および条件によって計測されたカメラ座標系におけるマーカ位置・姿勢

Name	Result with marker	Result with model matching			Result with virtual marker points			Resolution [mm/pix]
		Complete edge	Incomplete edge 1	Incomplete edge 2	Complete edge	Incomplete edge 1	Incomplete edge 2	
X position [mm]	-25.1	-25.1	-24.6	-25.6	-25.5	-25.6	-25.4	1.1
Y position [mm]	15.7	15.7	15.0	14.7	15.9	15.8	16.0	0.9
Z position [mm]	411.2	411.2	406.4	395.2	411.3	411.1	409.9	1.9
X attitude [deg]	-17.4	-17.3	-17.4	-20.7	-17.2	-17.4	-18.0	-
Y attitude [deg]	-28.2	-28.2	-29.2	-28.5	-28.5	-28.5	-28.6	-
Z attitude [deg]	-0.4	-0.4	-0.4	-2.4	-0.3	-0.4	-0.9	-

これらの地上実験より、マーカの無い非協力的なターゲットに対し、エッジの交点に設定した仮想マーカ点を特徴点として利用する手法を用いることで、マーカのあるターゲットと同等の精度で位置・姿勢計測が実現できることを確認した。この結果、提案手法の有

効性を示すことができた。

これより、照明環境変化やオクルージョンの影響が懸念される REX-J ミッションのロボット本体に対しても、仮想マーカ点の利用によるロバストな特徴点抽出が期待できる。

4.5 REX-J ミッションにおけるテザー式移動ロボット位置・姿勢の軌道上計測

前節において、地上実験による提案手法の有効性の確認結果について述べた。しかし、宇宙機搭載モニタカメラへの適用性を評価するためには、軌道上特有の厳しい照明環境変化および複雑背景に対しての有効性の評価が重要である。よって、本節では、REX-J ミッションにおけるテザー移動実験を対象として提案手法を適用し、モニタカメラによる軌道上での撮影画像を基にしたロボット本体の位置・姿勢計測結果について述べる。

4.5.1 仮想マーカ点を用いた位置・姿勢計測手法の REX-J ミッションへの適用

本節では、「仮想マーカ点」を用いた位置・姿勢計測手法を REX-J ミッションに適用するための方法として、位置・姿勢計測の前提条件となる座標系やキャリブレーション、特徴点の抽出方法、およびこれを基にした位置・姿勢の算出方法について述べる。

4.5.1.1 座標系

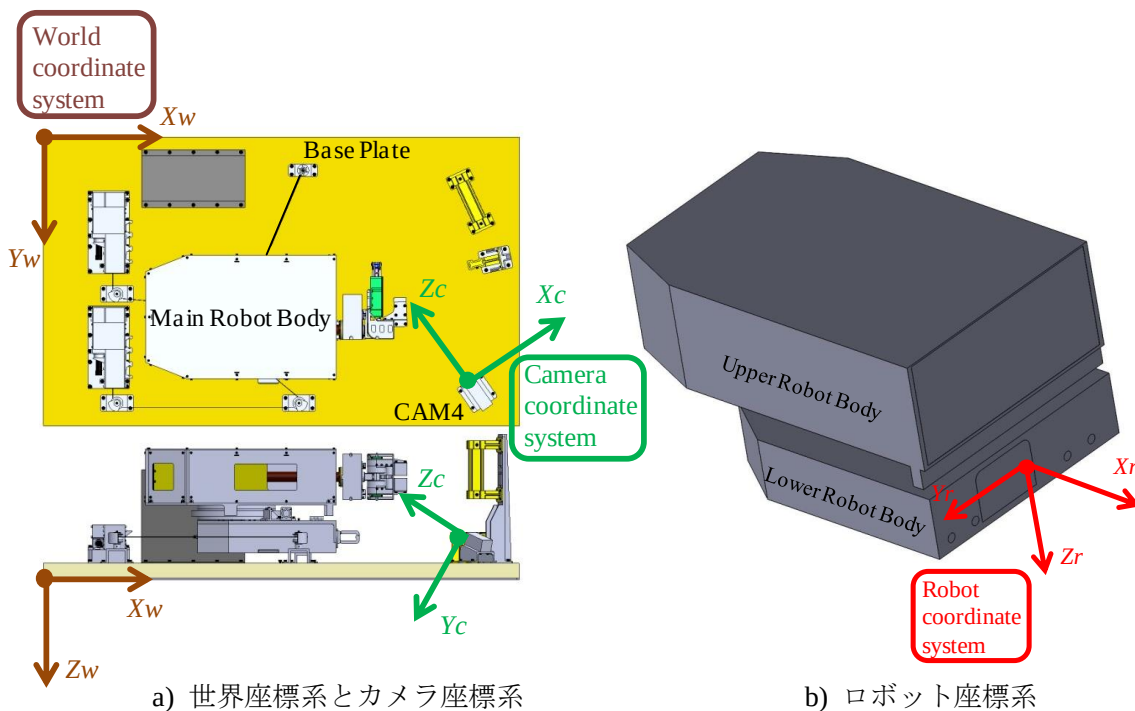


Fig. 4.15 テザー移動実験における座標系

REX-J ミッションにおけるロボット本体の位置・姿勢計測に係る座標系として挙げられるのが、CAM4 の投射中心を原点としたカメラ座標系、テザー移動実験の際の実験エリアにおける基準点となる世界座標系、ロボット本体の移動と共に変化するローカルなロボット座標系の3つである。(Fig. 4.15)

原点となる世界座標系は、実験エリア端点に固定された REX-J ミッションにおけるグローバルな座標系であり、ロボットの位置・姿勢によって変化しない。一方、ロボット本体の移動と共に変化するロボット座標系は、ロボット本体下段前面の中央を原点とした。

本章におけるロボット本体の位置・姿勢とは、世界座標系に対するロボット座標系の位置・姿勢と定義する。

4.5.1.2 カメラキャリブレーション

REX-J ミッションに搭載された小型カメラユニット CAM4 のカメラ内部パラメータは、2次元位置が既知のドットが平面に印刷されたキャリブレーションテーブルを用い、1.6 節で述べたキャリブレーション方法により取得した(Table 4.5)。カメラ内部パラメータを得るためのキャリブレーション作業は、打ち上げ前に地上で実施した。

Table 4.5 REX-J 搭載小型カメラユニット(CAM4)のカメラ内部パラメータ

Focal length of the lens f [mm]	2.6
Radial distortion coefficient κ [m^{-2}]	-64982.9
Width of a cell on the CMOS-chip S_x [μm]	12
Height of a cell on the CMOS-chip S_y [μm]	12
X-coordinate of the image center C_x [pixel]	154.1
Y-coordinate of the image center C_y [pixel]	126.6

画像処理によるロボット本体の位置・姿勢計測にて得られる結果は、カメラ座標系に対するロボット座標系の位置・姿勢である。これを世界座標系に対するロボット座標系の位置・姿勢に変換するためには、世界座標系とカメラ座標系の関係を表すカメラ外部パラメータが必要となる。

世界座標系に対するカメラの取付位置・姿勢は、設計値により既知であるものの、カメラの視線方向は、カメラの組み立てやカメラをベースプレートに組み付けた際の精度の影響により、わずかながら変化する。視線誤差の主な原因と考えられるのは、イメージャに

対するレンズの取付け時に発生する取付け誤差や、小型カメラユニットをベースプレートに取り付ける際に発生する組み付け誤差である。この内、最も大きな誤差要因となるのが、イメージャに対するレンズの取付け誤差であると考えられる。

この誤差は、カメラキャリブレーションによって得られたカメラパラメータ値から推測することができる。カメラの内部パラメータより、レンズの歪み中心は、画像座標系においてイメージャの中心から $X(\text{Column})$ 方向, $Y(\text{Row})$ 方向共に約 6pix ずれている。これをレンズの取付け誤差によるものと仮定する。この取付け誤差は、イメージャに対するレンズの位置ずれと姿勢ずれが複合した結果であるが、このずれが全て姿勢ずれによるものと仮定する。この場合、焦点距離 2.6mm に対するセル間距離 $12\mu\text{m} \times 6\text{pix}$ のずれとなるため、視線方向のずれは約 1.6deg に相当する。よって、カメラパラメータから推測されるずれ方向に対して、1.6deg 以下の範囲で視線補正を実施することとした。

視線補正は、打ち上げ後の画像を用いて実施した。打ち上げ直後のロボット本体位置・姿勢が明確なロンチロック固定状態における撮影画像に対して、レンズの取付け誤差が無いと仮定して世界座標系で定義されたロンチロック固定位置にコンピュータグラフィック(CG)のロボットモデルを投影する。この CG ロボットモデルの投影結果は、レンズの取付け誤差により実際の画像とずれが生じていることが目視確認されたため、実際の画像と合致するように補正を実施した。この結果、画像の水平軸および垂直軸回りに -0.6deg 補正することで、CG モデルの投影結果と実画像が合致した。(Fig. 4.16)

この視線補正の結果をカメラ外部パラメータに反映し、世界座標系とカメラ座標系の関係を定義した。

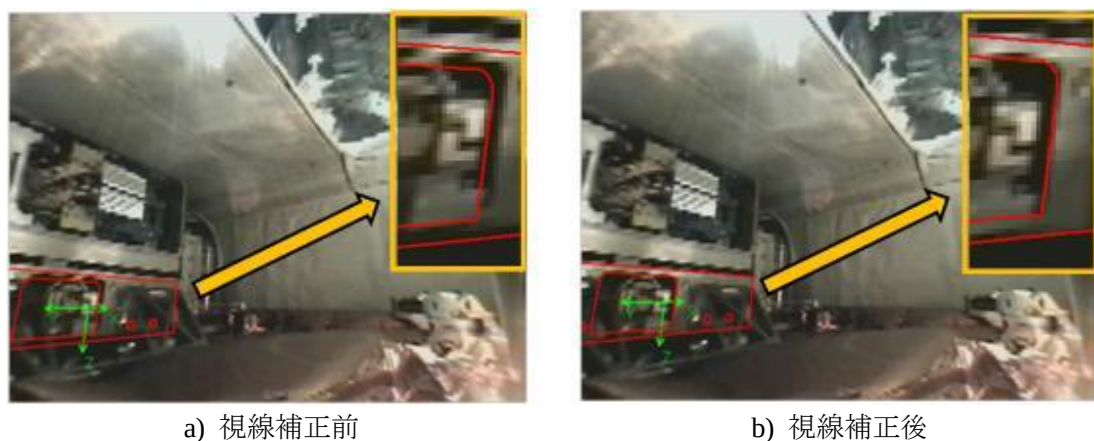


Fig. 4.16 ロンチロック位置における CG ロボットモデルの投影結果

なお、REX-J ミッションにおいて CAM にて撮影された画像は、ISS 内部の機器や地上装

置を経由して伝送される。伝送された画像は、REX-Jの地上運用設備にて保存する段階においてNTSC(National Television System Committee)信号として出力される。NTSC信号から得られた映像は、地上でモニタされると共に、画像処理用として計算機でキャプチャされ320pix×240pixの解像度で保存される。このようにして保存された画像は、軌道上のカメラおよび地上設備のコンフィグレーションが同一であっても、解像度の低下が起こることが確認されている。REX-Jミッションで取得した画像を拡大すると、発展実験フェーズ開始前の画像では、同一の色の画素が垂直(Row)方向に2画素ずつ並んでおり、発展実験の開始前と開始後で垂直方向解像度に差があることが確認できる。一方、水平方向の画素については、いずれの場合でも1画素毎に色が変化している。(Fig. 4.17)

NTSC信号では、垂直方向の走査線数が規定されていることから、走査線の数よりも低い解像度のデジタル画像をD/A変換によりNTSC信号とした場合、垂直方向には同一の画素が並ぶことが予想される。一方、水平方向では、NTSC信号波形を任意の数でサンプリングした結果が解像度となることから、解像度の低いデジタル画像をD/A変換した場合でも1画素毎の色が変化すると推測できる。

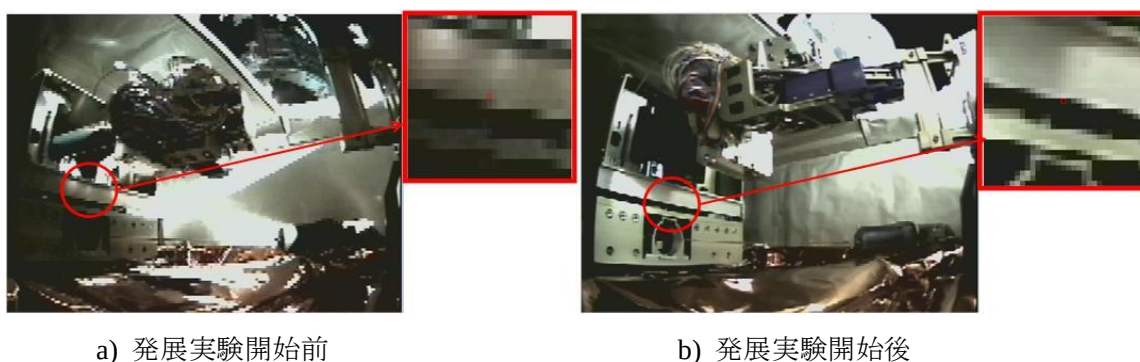


Fig. 4.17 REX-J ミッションにおける画像解像度の違い

これらの事象から、CAMによって撮影された画像は、伝送過程においてA/D変換・D/A変換が行われ、変換処理の影響で解像度が1/2(160pix×120pix)まで圧縮されたものと予想できる。この結果として、キャプチャ時の静止画を320pix×240pixで保存した際に、垂直方向の2pixが同色になってしまったものと考えられる。

よって、発展実験開始前にCAM4で撮影した画像の解像度は、見かけ上320pix×240pixであるものの、実質は160pix×120pixまで劣化していると思われる。

本章では、発展実験開始前に実施されたテザー移動実験を評価対象としていることから、モニタカメラの解像度は160pix×120pix相当として取り扱うものとする。

4.5.1.3 仮想マーカ点を利用した特徴点抽出

REX-J ミッションにおけるロボット本体には、位置・姿勢計測用の特徴的なマーカは取り付けられていない。よって、マーカの代わりとなる特徴点を設定するため、提案した「仮想マーカ点」を用いた画像処理手法を適用する。

REX-J ミッションにおけるロボット本体の画像処理に使用可能な特徴形状としては、ロボット座標系における位置が既知であるロボット本体前面の直線エッジ、およびロンチロック固定用の穴の円形エッジが考えられる(Fig. 4.18)。しかし、照明環境の変化、およびロボット自身の動きの影響により、抽出目標である特徴形状の一部が隠れてしまう場合が存在する。例えば、手首やハンドの動作によってエッジの一部が隠れてしまう場合や、照明環境変化によってエッジそのものの視認性が大きく低下する場合等には、特徴形状の追跡が困難となることが予想される。

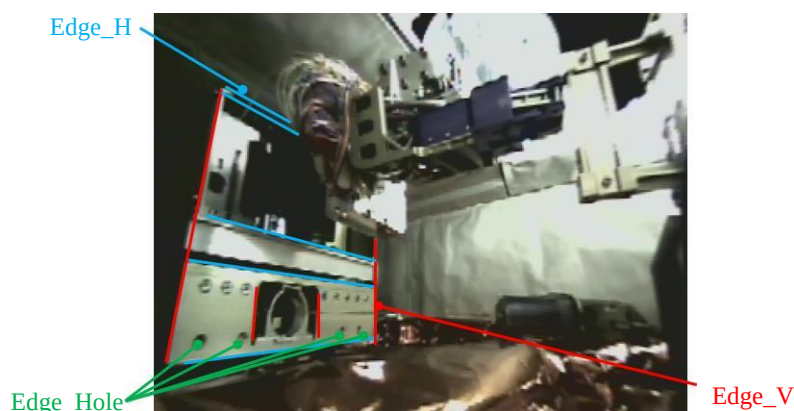


Fig. 4.18 ロボット本体の位置・姿勢計測に用いる特徴形状

こうした問題を解決するため、「仮想マーカ点」を用いた画像処理手法を適用し、直線エッジの形状そのものをマーカとするのではなく、直線エッジを延長した交点に「仮想マーカ点」と設け、特徴点として使用することとした。エッジの交点を仮想的なマーカとする方法であれば、ロボット本体の動きや照明環境の影響によってエッジの一部が隠れた場合でも、直線エッジを延長することによって交点を得ることができる。また、仮想マーカ点は、画像上のエッジの交点に対応するロボット座標系の位置情報が既知であれば作成することができる。よって、直接交差していない直線エッジであっても、それらを延長した結果として交差する場合であれば、仮想マーカ点の設定が可能である。この結果、画像上は特徴点になりえない部分にも仮想マーカ点を作成することができるため、よりロバストな画像処理を実現することができる。

仮想マーカ点は、4.3節で述べた通り、直線エッジの交点に設定する．このため、直線のエッジは、画像上でも直線として表示されることが求められる．しかし、CAMによる撮影画像には、レンズの影響による歪みが存在し、画像の中心から離れた場所では、実際は直線であるエッジが画像上では円弧のように表示されてしまう．このレンズ歪みの影響で、エッジを延長して算出した仮想マーカ点の位置がずれる可能性がある．このため、画像処理に先立って、カメラ内部パラメータを用いたレンズ歪みの補正を実施した．(Fig. 4.19)

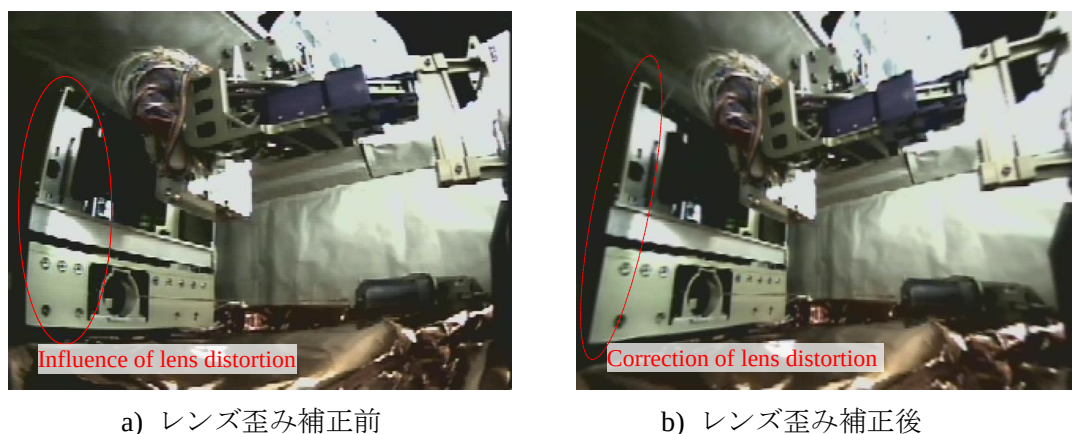


Fig. 4.19 レンズ歪みの補正

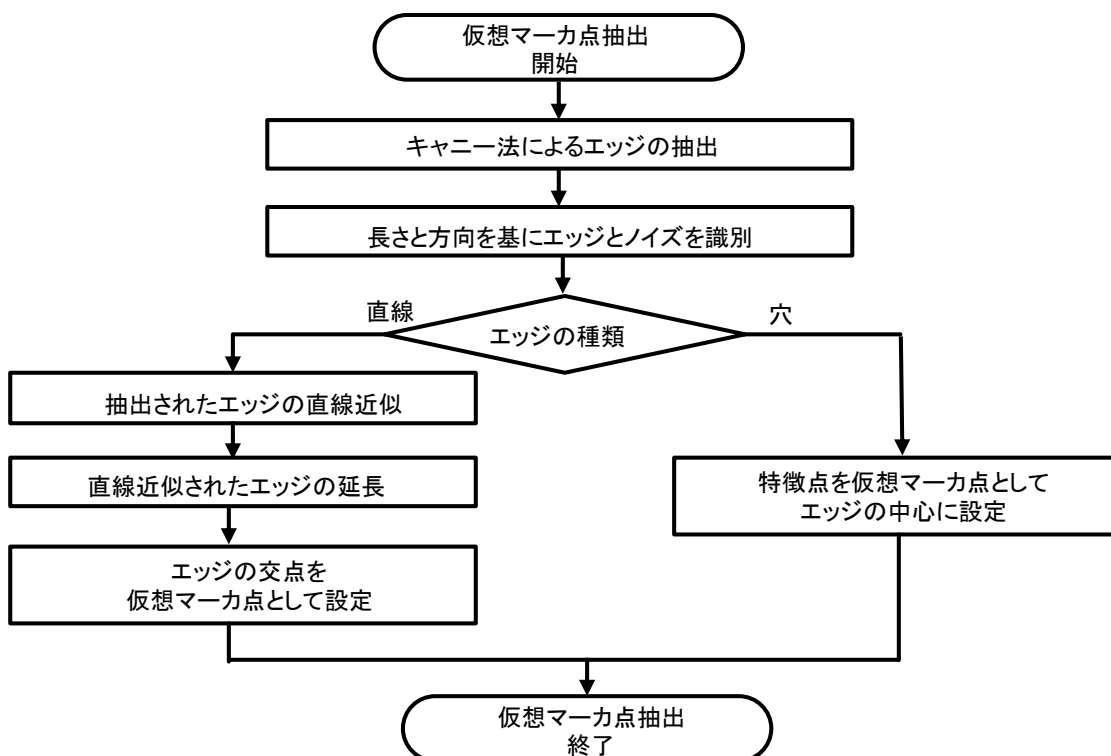


Fig. 4.20 特徴点算出のためのアルゴリズム

特徴点となる仮想マーカ点の抽出は、こうしたレンズ歪み補正後の画像を用いて実施した。特徴点抽出のためのアルゴリズム(Fig. 4.20)では、まず CANNY 法によるエッジの取得を行う。得られたエッジはノイズを含むため、画像上のエッジの方向やサイズを基にエッジとノイズの識別を行い、残されたエッジを特徴形状として利用する。その後、特徴形状であるエッジを直線と円で区別し、円形状のエッジについては中心点を算出する。直線のエッジである Edge_H および Edge_V (Fig. 4.18)については、画像から得られたエッジを基に直線近似を行う。直線近似は、重み付きの最小二乗ラインフィッティングとし、エッジを構成する各点から回帰直線までの平均距離を算出する。この平均距離に任意の係数を乗算したものをパラメータとし、各点における回帰直線までの距離がパラメータよりも大きいものは、回帰直線の計算から除外する。これを任意の回数繰り返すことで直線を近似する。こうして近似された直線エッジを延長して、直線エッジ同士の交点を仮想マーカ点とした。

なお、REX-J ミッションにおける特徴点抽出では、直線エッジの交点に設定した特徴点と円形状のエッジの中心に設定した特徴点のいずれも、仮想マーカ点と呼ぶこととする。

仮想マーカ点の抽出結果(Fig. 4.21)において、赤いラインは画像から得たエッジを直線近似した結果、青の十字はエッジを延長することで算出した仮想マーカ点を示す。エッジが比較的取得しやすい条件である日照時において撮影された画像とエッジが不明瞭となる日陰環境において撮影された画像を比較したところ、画像上のロボット本体の視認性は大きく異なるものの、いずれの条件においても位置・姿勢算出のために必要な数の仮想マーカ点を得ることが可能であった。

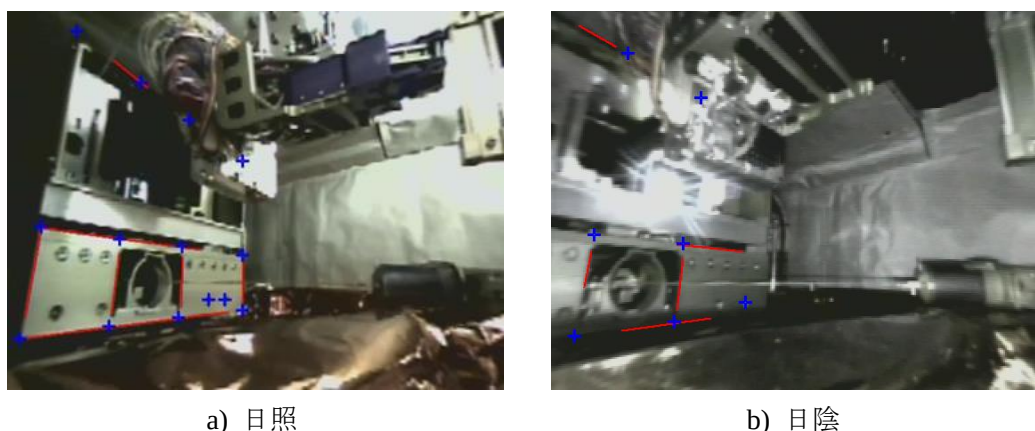


Fig. 4.21 仮想マーカ点の抽出結果

なお、REX-J ミッションにおけるロボット本体の位置・姿勢計測に使用する画像は、地上のモニタに映し出されたテザー移動実験中の映像を計算機に取り込み、静止画として連続

的に保存することで作成した。静止画の保存は、ベストエフォートにて実施されるため、フレームレートは固定されていないものの、画像 1 枚ごとに取り込み時の時刻を記録しているため、時刻毎の位置・姿勢を計測することが可能である。

このため、テザー移動中のロボット本体の計測は、静止画を連続的に処理することで実施される。初回の 1 フレーム目においては、特徴形状の抽出候補となる領域を手動で設定するが、画像処理によって一度仮想マーカ点を得た後のフレームでは、前フレームにて抽出したエッジ情報を基に、自動でエッジ抽出のための候補エリアが選定され、画像処理による位置・姿勢計測が連続的に行われる。

4.5.1.4 仮想マーカ点を基にしたロボット本体位置・姿勢の算出

ロボット本体の特徴点となる仮想マーカ点が 4 点以上あれば、4.3 節にて説明した通り、平面射影変換行列 H (Homography) を用いて、位置・姿勢の算出が可能である。ただし、精度の良い計測のためには、画像から得られる仮想マーカ点の画像上の位置誤差は小さい方が望ましい。しかし、使用する画像によっては、取得できる直線エッジが極端に短い場合がある。このような短い直線エッジは傾きの誤差が大きいため、これを延長して算出した仮想マーカ点の位置が大きな誤差を持つことが想定される。また、軌道上から送られる画像では、伝送の状態によって一部のフレームにちらつきが発生する場合がある (Fig. 4.22)。このようなちらつきは、正確なエッジ抽出の妨げとなり、抽出された仮想マーカ点が誤差を持つ要因となる。

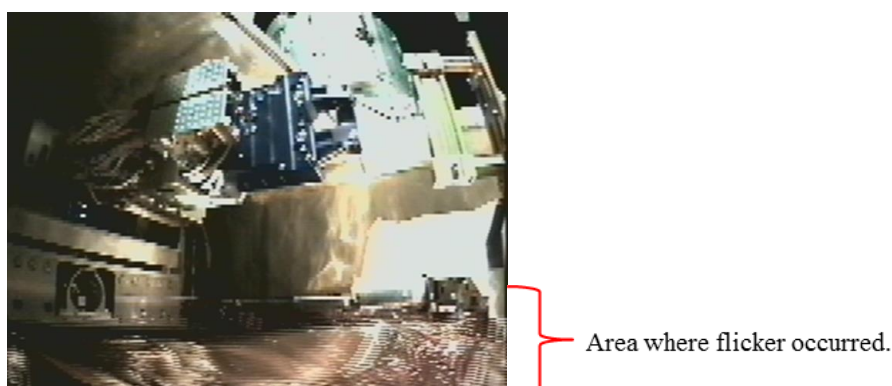


Fig. 4.22 ちらつきの発生した画像例

ロボット本体の位置・姿勢を精度よく計測するため、位置誤差が大きい仮想マーカ点は、位置・姿勢算出のための特徴点から除外することとした。画像から抽出した仮想マーカ点の位置を評価するためには、リファレンスとなる仮想マーカ点の位置が必要である。リフ

ァレンスとなる仮想マーカ点位置は，カルマンフィルタによるロボット本体の位置・姿勢の推定値を基に算出することとした．

カルマンフィルタは，画像処理における移動物体の追跡等に従来から使用されている．カルマンフィルタを使用する場合，モデルが必要となるが，移動体の計測において正確なモデルを構築することは難しい．このため，移動体は，微小時間において，等速運動を行なっていると仮定してモデル構築を行う手法が用いられる．[113]

REX-J におけるロボット本体の移動の場合，テザーリールの最大巻き取り速度は，ノミナル時において 10mm/sec である．また，今回の計測用に取得した画像のフレームレートは，約 15fps である．このことから，フレーム間におけるロボット本体の移動量は最大でも約 0.7mm であり，これは後述(4.5.2.1 節)の分解能と比較しても十分小さい値である．よって，ロボット本体の移動速度に対する画像取得の間隔は微小であると言える．このことから，画像取得から次のフレームの画像を取得するまでの間において，ロボット本体は等速運動を行なっていると仮定し，状態空間モデルを構築した．以下にモデルを示す．式(4.11)は，位置(もしくは角度) x および速度(もしくは角速度) $\dot{x}$ を成分とする状態ベクトルである．式(4.12)は，時刻 $t+1$ の時の状態である．ここで A は，式(4.13)に示す遷移行列である．また， $v_{(t)}$ は，システム誤差である．式(4.14)は，時刻 $t+1$ の時のシステムからの観測量である．ここで C は，式(4.15)に示す観測行列である．また， $w_{(t)}$ は，観測誤差である．この状態空間モデルをロボット本体の各軸位置および各軸姿勢値の算出結果対して適用し，カルマンフィルタによってロボット本体の位置・姿勢推定値を算出した．

$$x_t = \begin{bmatrix} x \\ \dot{x} \end{bmatrix} \quad (4.11)$$

$$x_{(t+1)} = Ax_{(t)} + v_{(t)} \quad (4.12)$$

$$A = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

$$y_{(t+1)} = Cx_{(t)} + w_{(t)} \quad (4.14)$$

$$C = [1 \quad 0] \quad (4.15)$$

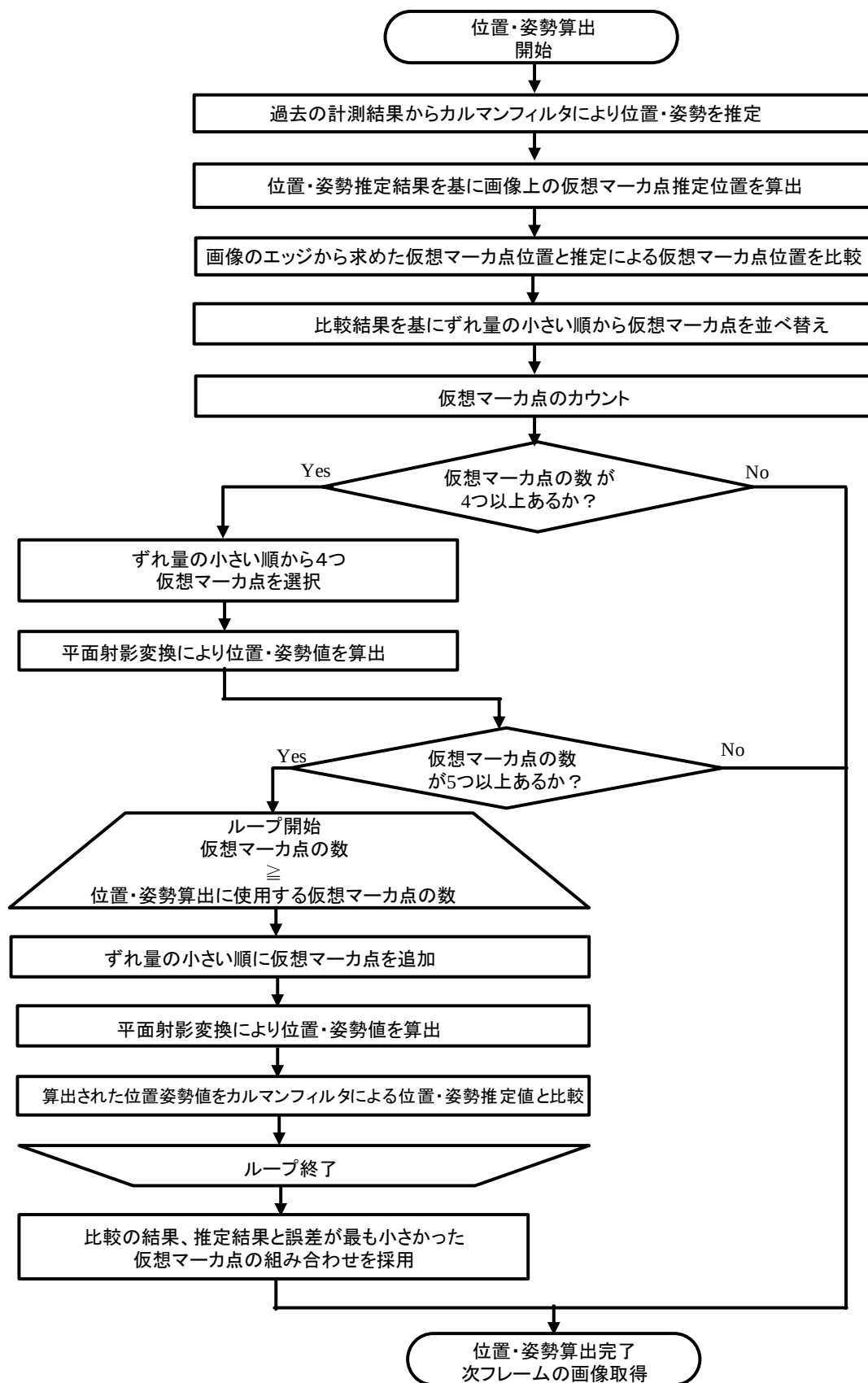


Fig. 4. 23 仮想マーカ点を基にしたロボット本体の位置・姿勢算出アルゴリズムの概要

ロボット本体の仮想マーカ点を基にした位置・姿勢算出のアルゴリズムでは、まず、カルマンフィルタを基に推定されたロボット本体の位置・姿勢値(以下、位置・姿勢推定値と呼ぶ。)から、仮想マーカ点群の画像上における座標(Row, Column)の推定位置(以下、仮想マーカ点群推定位置と呼ぶ。)を算出する。これと、エッジから求めた仮想マーカ点群の画像における座標の位置(以下、仮想マーカ点群画像処理位置と呼ぶ。)を比較し、画像から抽出された仮想マーカ点の位置誤差を算出した。次に、画像から抽出された仮想マーカ点を位置誤差の小さいものから順に並べる。仮想マーカ点が4点の場合には、4点すべてを利用してロボット本体の位置と姿勢値を求める。抽出された仮想マーカ点が5点以上の場合、仮想マーカ点群推定位置に近い値を持つもの上位4点に対して、誤差が小さい順に1点ずつ仮想マーカ点を加えながらロボット本体の位置と姿勢を算出する。こうして得られた位置・姿勢の算出結果とカルマンフィルタによる位置・姿勢推定値を比較し、位置・姿勢推定値に最も近い結果が得られる組み合わせの仮想マーカ点群を求める。(Fig. 4.23)

このように、不適切な仮想マーカ点を取り除くことで、不完全なエッジからでもロボバストにロボット本体の位置・姿勢値を算出することが可能となった。

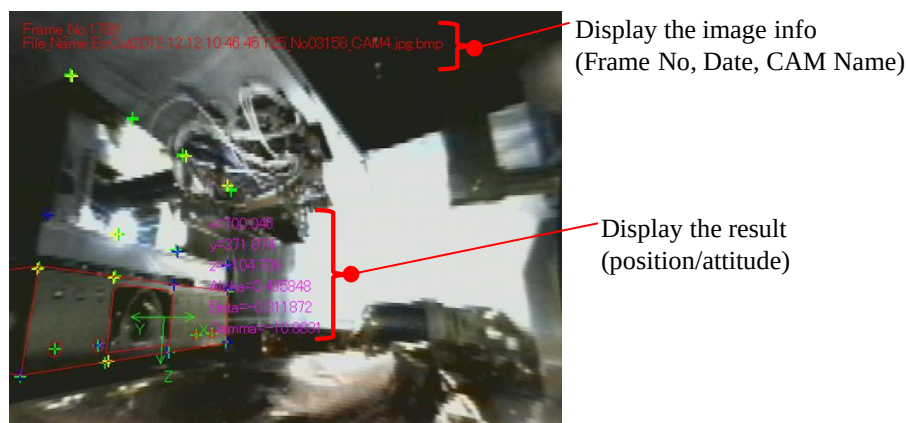


Fig. 4.24 仮想マーカ点の選別を行なって算出したロボット本体の位置・姿勢

不適切と判定された仮想マーカ点を取り除いて位置・姿勢を算出した結果(Fig. 4.24)において、画像中に緑色の十字で表示されているのが、仮想マーカ点群推定位置である。黄色の十字は、画像中のエッジを基に算出された仮想マーカ点を表し、青色の十字は、位置誤差が小さくロボット本体位置・姿勢の算出に適していると判定された仮想マーカ点を表す。黄色と青色の十字が存在することから、取得した仮想マーカ点がすべて使用されるのではなく、一部の仮想マーカ点是不適切と判定されていることがわかる。

また、赤い線で表示されているのは、ロボット本体下段のコンピュータグラフィック(CG)

モデルである．これは，仮想マーカ点から算出したロボット本体の位置・姿勢を基に，CGモデルを画像中に投影したものであり，画像と位置・姿勢計測結果のずれを視覚的に判断することができる．また，CGモデルの右側には，現フレームにおける画像処理結果として位置・姿勢の計測値が紫色の文字によって表示される．この計測値の詳細な評価については，4.5.2 節で述べる．

なお，画面下部にちらつきが発生している画像であっても，仮想マーカ点の識別が適切に実施できていることを確認した(Fig. 4.25)．この画像におけるロボット本体下部のエッジは，ちらつきの影響により抽出結果に誤差を含む．画像処理結果より，ちらつきの生じているロボット本体下部のエッジを基に算出した仮想マーカ点は，黄色の十字で表示されている．よって，黄色の十字で表示された点は，画像からエッジの抽出ができており仮想マーカ点として設定されているものの，位置・姿勢算出のためには使用されなかったことがわかる．これは，ちらつきの影響によりカルマンフィルタを基に算出した仮想マーカ点群推定位置とのずれが大きく，ロボット本体の位置・姿勢算出には不適と判定されたためである．

さらに，この画像ではロボット本体上部のエッジも照明環境の影響で視認できない状態であるが，提案した画像処理手法によって適切に仮想マーカ点が選別され，ロボット本体の位置・姿勢計測を実現している．このことは，画像処理によって得られたロボットの位置・姿勢計測結果を基に投影したCGモデルと画像上のロボット本体が良く一致したことから確認できる．

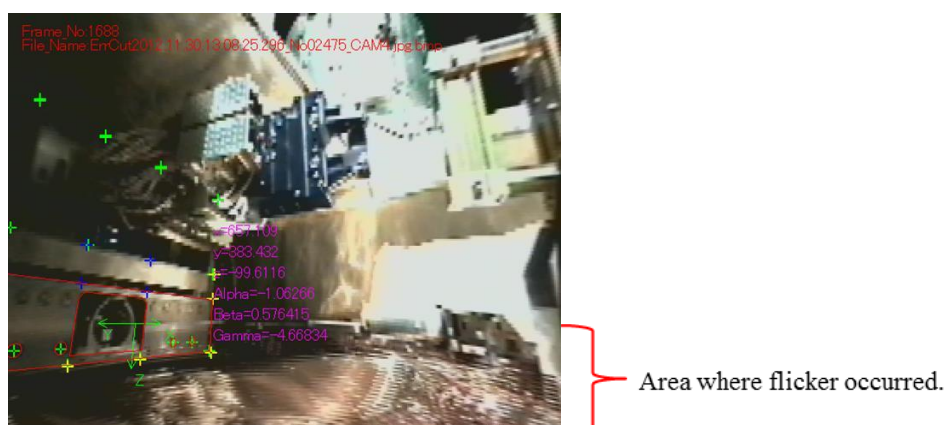


Fig. 4.25 ちらつきのある画像におけるロボット本体の位置・姿勢計測結果

この結果から，マーカがなく計測対象のエッジが視認しにくい画像であっても，提案した画像処理手法によってロバストに位置・姿勢の計測が実現可能であると言える．

4.5.2 テザー移動式ロボットの振動等の挙動計測結果

本節では、軌道上のテザー移動式ロボットに提案手法を適用した結果として、ロボット本体が固定された状態の画像を用いた位置・姿勢計測精度の評価結果、およびテザー移動中に撮影された画像に提案手法を適用してロボット本体の振動等の挙動計測を行なった結果について述べる。

4.5.2.1 ロボット本体固定状態における位置・姿勢計測結果

本節では、仮想マーカ点を利用した画像処理手法を REX-J ミッションに適用し、軌道上のロボット本体の位置・姿勢計測精度を評価した結果について述べる。

評価のために使用した軌道上の画像は、ロボット本体位置・姿勢が既知の状態において撮影されたものである。ロボット本体位置・姿勢が既知である状態は、ロンチロックと呼ばれる打ち上げ時の振動に耐えるための機構によって、ロボット本体が固定された状態である。ロンチロックは、前後(ロボット座標系における X_r 軸)方向から挟み込むようにして、ロボット本体下段を保持する機構である。ロボット本体の前面側に配置されたロンチロックは可動式であり、ピンプラーと呼ばれる、形状記憶合金を用いたアクチュエータによってロックの解除が行われる[114]。ロボット本体の背面側に設置されているのは、無可動の固定用板である。打ち上げ時には、この固定用板と前面のロンチロックによってロボット本体を挟みこむことにより、打ち上げ振動に耐えるための固定を実現している。(Fig. 4.26)

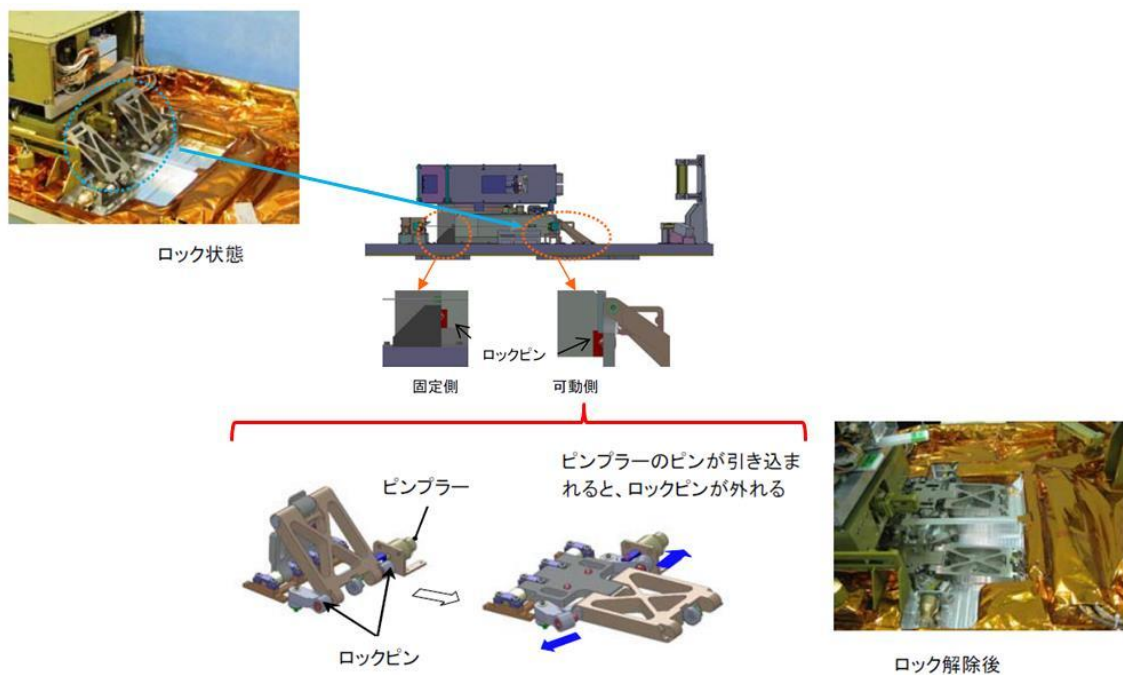


Fig. 4.26 ロボット本体を固定するためのロンチロック©JAXA [48]

ロンチロックによって固定されたロボット本体の位置・姿勢値は、設計値から知ることができるため、画像処理による計測結果と比較が可能である。ロボット本体がロンチロックによって固定された状態をCAM4にて撮影した画像(Fig. 4.27)では、エッジの多くがロンチロックによって隠されている状態であるため画像処理に適しているとは言えないが、エッジが取得しにくい画像の一例として、仮想マーカ点を用いた画像処理手法の評価に使用した。

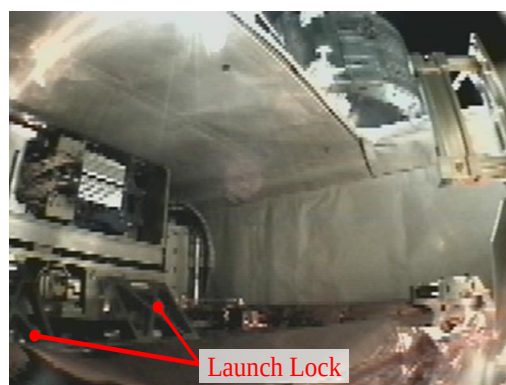


Fig. 4.27 ロンチロックにより固定されたロボット本体の撮影画像

ロンチロック固定状態の画像を用いた画像処理による位置・姿勢計測結果(Fig. 4.28)から、特徴形状となるエッジの多くが隠されている条件でも、提案手法によってロボット本体の位置・姿勢計測が実現可能であることがわかる。

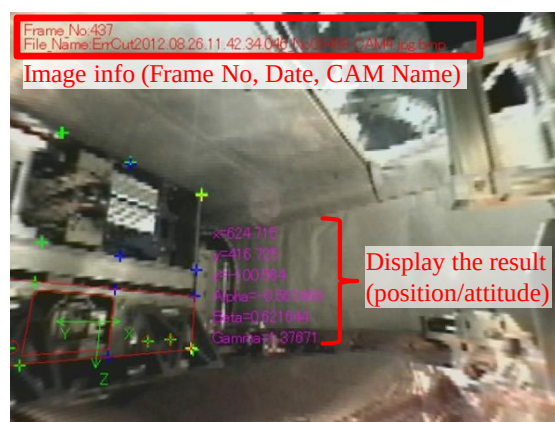


Fig. 4.28 ロンチロックにより固定されたロボット本体の位置・姿勢計測結果画像

また、設計値と画像処理による計測値を比較した結果(Table 4.6), 差は最大でも 3.3mm であった。これは、画像における分解能よりも小さい値であり、サブピクセルレベルの精度

でロボット本体の位置・姿勢が計測できることを確認した。よって、提案した画像処理手法を用いた計測としては、カメラの性能(解像度)に対して十分な精度が得られていると言える。また、REX-J ミッションにおいて、ロボットがフックの取付け・取り外し等の作業を行うことを想定した場合、数 mm 程度の本体位置誤差は許容範囲内であることから、画像処理を用いた計測結果はロボットの運用を行う観点からも十分な精度を持つと言える。

Table 4.6 ロボット本体位置・姿勢の画像処理による計測結果と設計値との比較

Name	Designed value (CAD Model)	Image processing result		
		Average	Standard deviation	Resolution [mm/pix]
X position [mm]	630	626.7	2.9	8.1
Y position [mm]	420	418	1.5	3.4
Z position [mm]	-99	-100.5	0.5	3.6
X attitude [deg]	0	-0.6	0.3	-
Y attitude [deg]	0	1.1	0.6	-
Z attitude [deg]	0	1.9	0.6	-

なお、画像を用いたロボット本体の位置・姿勢計測における分解能は、ロボット本体の位置・姿勢により変化するため、一意に決定することはできない。よって、分解能の目安を知るため、ロボット本体がロンチロックによる固定状態にある時のロボット座標系原点位置から、ロボット本体が各軸方向に一定距離(mm)動くことを想定した。この時のロボット座標系原点の画像上における移動距離(pixel)を算出する。これらの移動距離を基に算出した分解能(mm/pixel)を、分解能の標準値とした。よって、本章では、各軸の分解能の値として、分解能の標準値(Table 4.6)を用いることと定義した。

4.5.2.2 テザー移動するロボット本体の位置・姿勢計測結果

REX-J ミッションにおけるテザー移動時のロボット本体の位置・姿勢を、仮想マーカ点を用いた画像処理手法を適用することで計測した。さらに、画像処理による計測結果(以下、画像処理計測結果と呼ぶ)とテレメトリにて得たテザー長を基に推定した結果(以下、テレメトリ推定結果と呼ぶ)とで比較し、位置・姿勢計測手法の評価を行なった。テレメトリ推定結果は、リールの動作量から算出した 3 本のテザー長を入力とし、ロボット側のテザー取付け点と REX-J 実験領域におけるテザーの係留位置を基に静安定解析によってテザーで拘束されるロボット本体の位置・姿勢値を算出した結果である。

計測・評価に用いるテザー移動の例として、3つの移動条件(Table 4.7)を挙げる。条件1は、テザー移動実験を開始するために移動起点と呼ばれる基準位置へとロボット本体が移動した際の条件である。この条件は、ロボット本体が周囲の構造物に接触しておらず、テザーの張力のみで懸垂された状態における初めてのテザー移動となる。条件2は、条件1の移動から21回目の移動となる条件である。REX-Jにおいて、テレメトリにて得たテザー長から推定した本体位置と移動目標位置を比較した結果、本体移動を繰り返すことで誤差が蓄積し、拡大していくことがわかっている[46]。よって、条件2は、十分な回数の移動を繰り返した後のロボット本体の位置を計測するために設定した。

Table 4.7 位置・姿勢の計測および評価に使用したテザー移動実験条件

No.	Date	Time(JST)	Note
1	December 12, 2012	10:44	Robot moved to the starting point of the tether-locomotion experiment for the first time.
2	January 17, 2013	14:28	The 21st tether-locomotion experiment after No. 1
3	November 30, 2012	13:06	In an initial position, robot touches the wall.

(JST; Japan Standard Time)

条件1および2は、ロボット本体とベースプレート上の構造物との接触が無い状態における移動例である。一方、条件3は、ロボット本体と周囲の構造物との接触がある状態における移動例である。この条件では、移動開始前においてロボット本体はロンチロックによる固定位置にある。このため、初期状態においては、ロボット本体背面とロンチロック用の固定板が接触している。テザー移動によって、固定板からロボット本体が離れるため、この時の位置・姿勢の変化を計測する。なお、条件1と2は日陰中、条件3は日照中に実施された移動である(Fig. 4.29)。

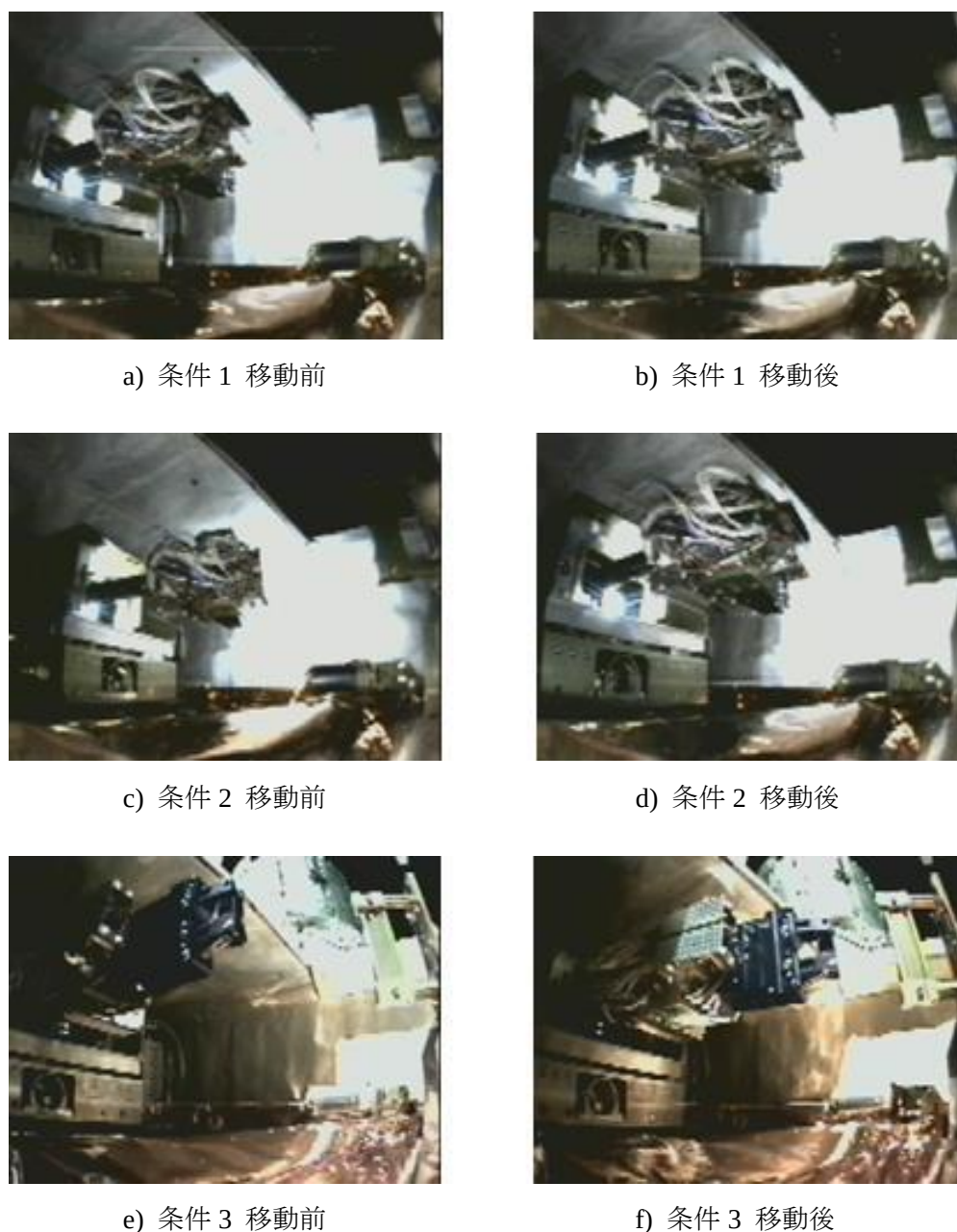


Fig. 4. 29 各条件における移動前後の撮影画像

(1) 条件 1 の計測結果

条件 1 におけるロボット本体の位置・姿勢の履歴(Fig. 4.30)において画像処理計測結果を点，テレメトリ推定結果を実線で表示した．ロボット本体位置のテレメトリ推定結果と画像処理計測結果を比較すると，傾向は合っているものの Y 方向位置に約 5mm(1.5pixel)のオフセットがあった(Fig. 4.30 a). Z 方向位置および X および Y 方向姿勢については，テレメトリ値から推定することはできない値であるため，画像処理計測結果のみであるが，移動中

にこれらの値が変化している様子が観測できたことから、テザー移動に伴って面外方向への振動も発生していることがわかる(Fig. 4.30 b, Fig. 4.30 c).

また、ロボット本体 Z 軸姿勢の画像処理計測結果では、振動しながら負方向に増加している様子が観測されたが、テレメトリ推定結果では、移動中の姿勢変化は小さくほぼ一定の姿勢を保っていた(Fig. 4.30 d).

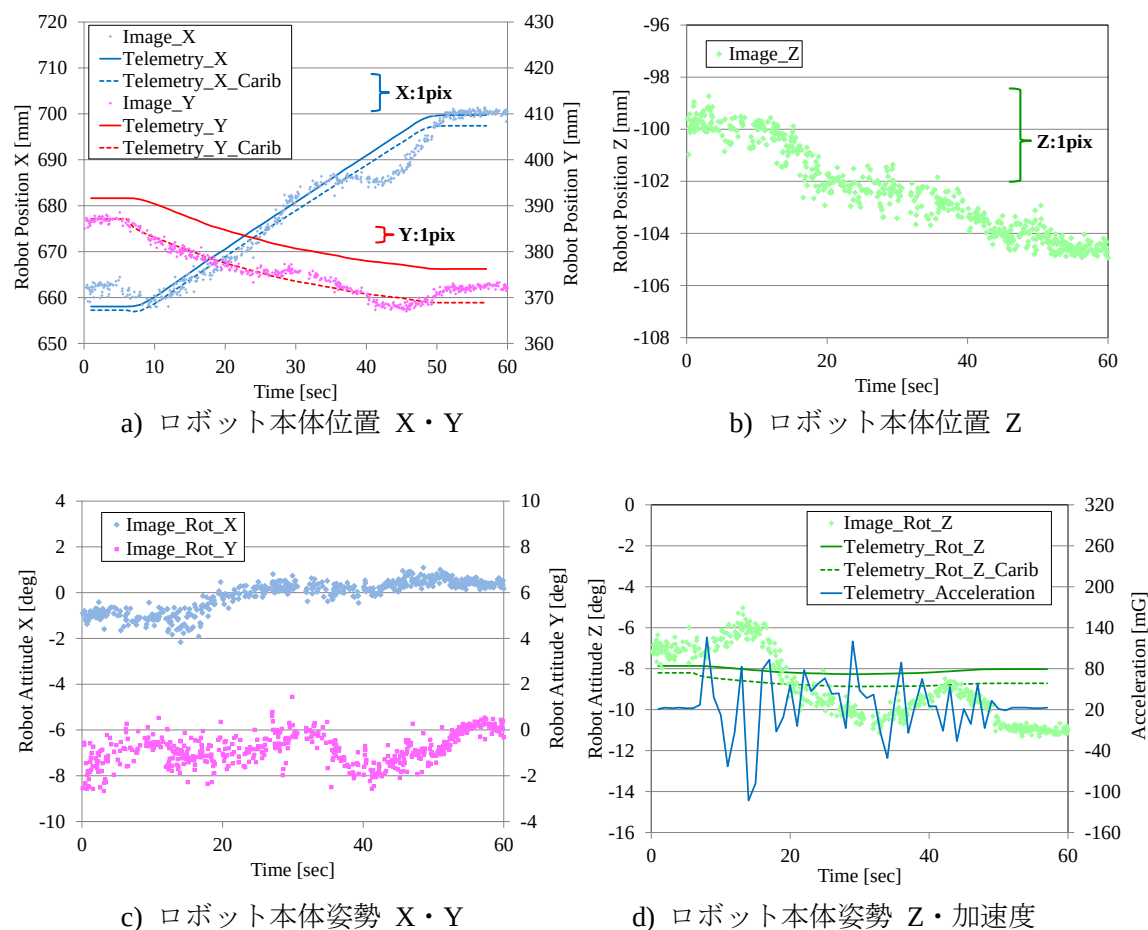


Fig. 4.30 条件1におけるロボット位置・姿勢の履歴

画像処理計測値における振動については、ロボット本体の重心がテザーによって作られた平面外にあることが影響しているものと推測できる。テザーは、ロボット本体下段に取り付けられており、この上には伸展式ロボットアーム、手首機構、およびロボットハンドが搭載されたロボット本体上段がある。このため、ロボット本体の重心位置は、テザーによって作られる平面よりも上段側に寄った位置となる。この重心のずれが、ロボット本体の移動時に振動を発生させる原因となると考えられる。

なお、ロボット本体に取り付けられた加速度計による計測結果(Fig. 4.30 d)から、加速度

が大きく変化したタイミングで画像処理計測結果の姿勢値にも変化が生じているのがわかる。よって、加速度計の結果からもロボット本体が移動中に振動していることが確認できる。テレメトリ推定結果における姿勢値は、テザー長のみを基に算出されることから重心のずれ等はモデル化されておらず、これに伴う振動は観測できない。このために画像処理計測結果のみで振動が観測されていると考えられる。

条件1における画像処理計測結果とテレメトリ推定結果の比較から、ロボット本体位置のオフセット、および姿勢値変化の傾向の違いが確認された。こうした原因の一つとして考えられるのが、テレメトリからロボット本体位置・姿勢を推定する際のテザー長のモデル化誤差である(Fig. 4.31)。テレメトリ推定値の算出に用いるテザー長は、移動前におけるテザー長の初期値をパラメータとして設定し、これにテレメトリから得たテザー長の変化を加えたものである。移動前におけるテザー長の初期値は、設計情報から得たテザーの端点間の長さ、およびテザースリールの動作履歴を基に設定している。ただし、初期状態において既に係留されているテザー2およびテザー3のテザー長については、ロボット組立時の巻き取り張力の影響やテザー取付け点の結び目の位置などから微小なモデル化誤差を持つことが想定され、リール動作前の状態における正確なテザーの長さを知ることはできない。

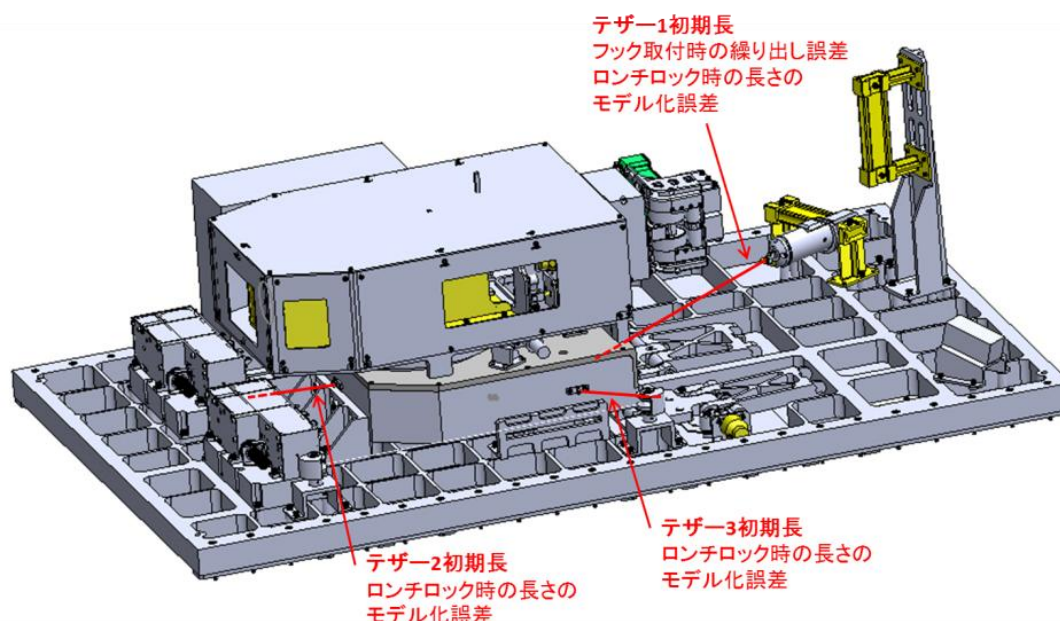


Fig. 4.31 テレメトリ推定結果におけるテザー長の誤差要因

さらに、REX-J ミッションで使用しているテザースリール機構は、4.1.2.1 節でも述べた通り、開発期間・コスト・搭載質量などの制約から、リール機構内部のテザー緩み防止機構が省略されている。よって、テザーに加わる張力が低い場合、リール機構内部でテザーの緩み

が発生する可能性があり、これも誤差要因となる。一方、テレメトリにおけるテザー長は、リールの回転量から算出していることから、リール機構内部で緩みが発生した場合にはテレメトリにおけるテザー長と、実際に繰り出されたテザー長が一致しない可能性がある。よって、フックのついたテザー1は、フック取付けの際に繰り出しと巻き取りを繰り返した影響により誤差が蓄積していることが想定される。このようなテザー長の誤差により位置・姿勢推定結果に影響が出ることは地上実験においても確認されている[115]。よって、テレメトリ推定結果を算出するために使用したテザー長初期値が、誤差要因の一つであると考えられる。

一方、画像処理計測結果における位置は、4.5.2.1 節で述べたとおり、エッジの多くが隠れた状態であってもサブピクセルレベルの精度で計測できることを確認している。よって、画像処理計測値を基準とし、それにテレメトリ推定値が合うよう、テザー長初期値の補正を行なった。テザー長初期値の補正を行なった後のテレメトリ推定結果を、条件1におけるロボット本体の位置・姿勢の履歴(Fig. 4.30)に破線で示す。補正を実施した結果、 X 軸・ Y 軸におけるロボット本体位置に関しては、画像処理計測結果とテレメトリ推定結果が分解能以下の誤差となり、ほぼ一致したと言える。一方、テレメトリ推定結果における Z 軸姿勢については、テザーの初期長補正によってわずかにオフセットしたものの、傾向はほぼ変わらず、テザー長初期値の補正による効果があったとは言えない。テレメトリ推定結果と画像処理計測結果における姿勢値の違いに関する考察は、条件2におけるテザー移動の評価を踏まえて後述する。

(2) 条件2の計測結果

条件2におけるロボット本体位置・姿勢の履歴(Fig. 4.32)において、点で示しているのが画像処理計測結果であり、破線で示しているのが補正後のテザー長初期値を用いたテレメトリ推定結果である。なお、条件2のテレメトリ推定結果では、条件1の評価の際に補正したテザー長の初期値を使用してロボット本体の位置・姿勢算出を行なった。しかし、ロボット本体位置における X 方向では約1pixel、 Y 方向では約0.5pixel分、画像処理計測結果に対してオフセットを持つことが確認できた。これは、テザー移動を繰り返すことによりテレメトリにおけるテザー長の誤差が蓄積したことが原因と考え、画像処理結果に一致するように、条件2の移動前のテザー長を再度補正した。テザー長の再補正を行なったテレメトリ推定値を鎖線で表示し、画像処理計測結果とテレメトリ推定結果を比較した。この結果、ロボット本体位置に置ける X 軸・ Y 軸方向が分解能以下の精度で一致すること、および Z 軸姿勢の傾向がよく一致することが確認できた。(Fig. 4.32 a, Fig. 4.32 d)

条件 1 と条件 2 におけるテザー長初期値の補正による効果について評価したところ、条件 2 では、ロボット本体位置と姿勢共にテザー長初期値の補正による効果が高いことが確認できた。しかし、条件 1 ではロボット本体位置は一致したものの、姿勢値においてはずれが大きくテザー長初期値の補正による効果が確認できなかった。テザー長のテレメトリを基にしたロボット本体の位置・姿勢推定には、静安定解析によるモデルベースド手法を用いており、任意のロボット本体位置に対して、ロボット本体がテザーで拘束される姿勢を数値解析によって算出している[46]。よって、テザー長初期値の誤差による影響で位置・姿勢値が画像処理結果とずれている場合であれば、テザー長の補正によって位置・姿勢値共に一致すると想定される。しかし、条件 1 では位置のみが一致し、姿勢値のずれは改善されなかった。一方、条件 2 ではテザー長の補正により、位置・姿勢共によく一致した。このことから、条件 1 では、別な要因がロボット本体位置・姿勢に影響を与えていた可能性が高いと考えられる。

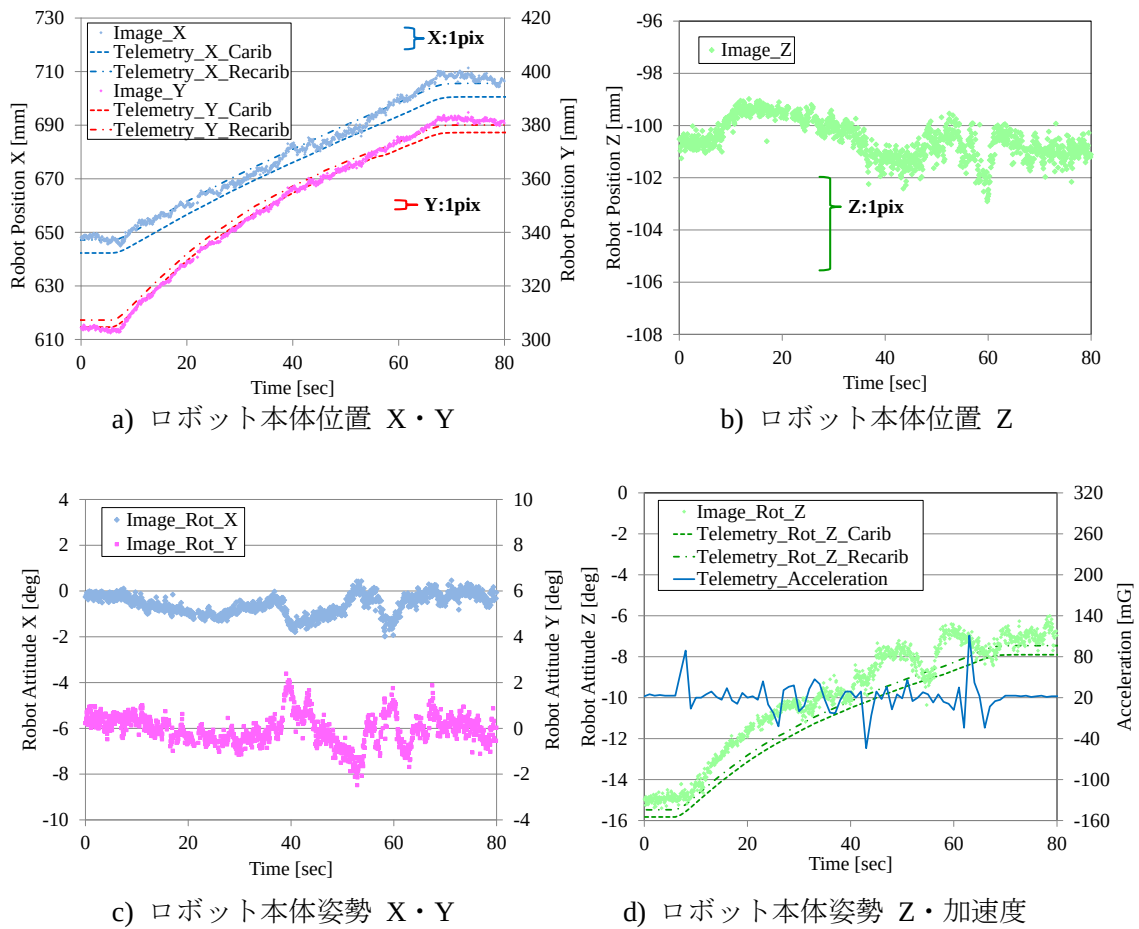


Fig. 4.32 条件 2 におけるロボット位置・姿勢の履歴

テザー長初期値の誤差以外にロボット本体の位置・姿勢値に影響を与える要因としては、ロボット本体に接続されている電源供給および通信用ケーブル(Fig. 4.33)が考えられる。テザーの張力が低い場合、これらのケーブルの剛性がロボット本体の位置・姿勢に影響を及ぼす可能性がある。条件1と条件2の移動中における加速度の変化を比較すると、条件1の方が移動中の加速度変化が大きい。これより、条件1の方が条件2の移動よりも振動が発生しやすかったと考えられる。REX-J ミッションではテザー張力を精度よく計測する機能は搭載されていないが、これらのことを考慮すると、条件1における移動実験では、条件2における移動実験と比較してテザーの張力が小さく、ケーブルの剛性による影響を受けやすかったものと推測できる。

また、条件1におけるZ軸方向位置(Fig. 4.30 b)と条件2におけるZ軸方向位置(Fig. 4.32 b)を比較すると、条件2ではZ軸方向位置がおおよそ - 100mm 程度で安定しているものの、条件1では時間経過と共にZ軸方向位置が変化し最終的には - 104mm を超えていた。なお、REX-J ミッションにおけるテザー移動実験では、テザーの配置の関係上 Z 方向位置が一定となる平面内の移動に限定される。この平面におけるZ軸方向位置は、設計上 - 99mm である。これらのことから、条件1におけるZ方向位置の変化は、ロボット本体にテザーによる張力以外の外力が加わったことを示すものと考えられる。



Fig. 4.33 REX-ミッションのロボット本体に接続されたケーブル ©JAXA [48]

これらの考察結果から、条件2のようにテザー長初期値の補正によって画像処理結果とテレメトリ推定結果が一致する場合には、テザー長初期値の誤差が強く影響してテレメトリ推定結果がずれたと考えられる。一方、条件1のようにテザー長初期値を補正してもテレメトリ推定結果における位置・姿勢値が、画像処理における計測結果と一致しない場合

では、テザー長初期値の誤差だけでなく、電源供給用および通信用のケーブル剛性が影響していることが考えられる。

(3) 条件3の計測結果

ロボット本体に対し、テザー張力以外の外力が加わっている条件として、条件3のテザー移動がある。条件3は、前述の通り、移動の初期においてロボット本体背面がロンチロック用の固定板と接触している。

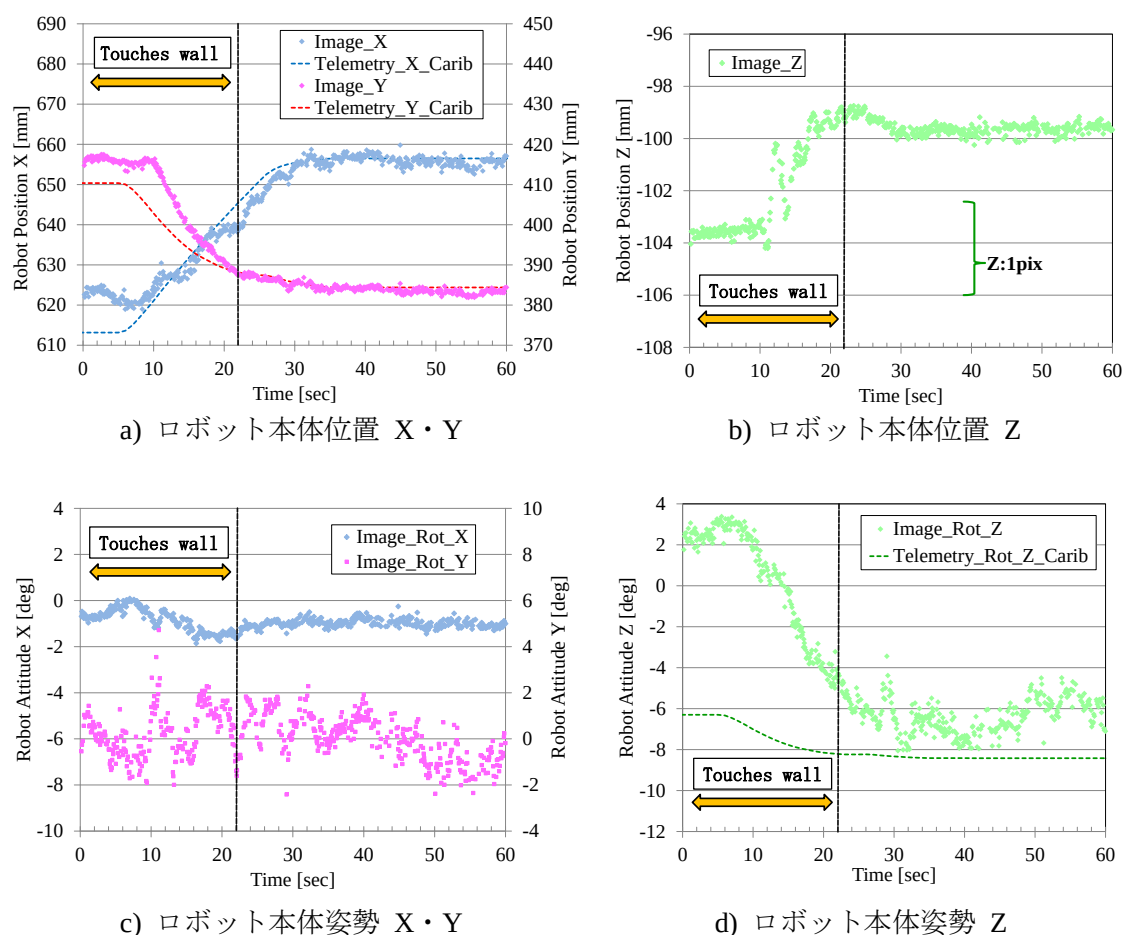


Fig. 4.34 条件3におけるロボット位置・姿勢の履歴

条件3におけるロボット本体位置・姿勢の履歴(Fig. 4.34)において、画像処理計測結果とテレメトリ推定結果の比較を実施した。ロボット本体位置・姿勢履歴を点で示しているのが画像処理計測結果であり、破線で示しているのが補正後のテザー長初期値を用いたテレメトリ推定結果である。ロボット本体のX軸・Y軸方向位置(Fig. 4.34 a)における画像処理結果とテレメトリ推定結果は、移動開始前は大きくずれているものの、おおよそ22秒におい

てほぼ一致した。また、Z軸方向位置(Fig. 4.34 b)は、移動開始時において - 104mm と設計値から大きくずれているものの、時間経過と共に設計値に近付き、おおよそ 22 秒でほぼ設計値と一致した。X 軸・Y 軸方向姿勢(Fig. 4.34 c)の計測結果では、移動開始時に Y 軸周りに約 6deg の幅で振動している様子が観測できた。Z 軸姿勢(Fig. 4.34 d)では、移動開始時のテレメトリ推定結果と画像処理計測結果に大きな差があるものの、時間経過と共に差が減少し、おおよそ 22 秒以降においてほぼ同等となっている。

テレメトリ推定結果を基にしたシミュレーションにより、ロボット本体下段の位置・姿勢を可視化した(Fig. 4.35)。この結果、移動開始時点におけるロボット本体は、ロンチロック用固定板と干渉する位置にあることがわかる。画像処理計測結果とテレメトリ推定結果がほぼ一致した時間である 22 秒時点からは、ロンチロック用固定板からロボット本体が離れる位置となり、接触が発生していない。こうした結果から、REX-J ミッションのロボット本体に働く力がテザー張力のみであれば、画像処理計測結果とテレメトリ推定結果がよく一致することが確認できた。

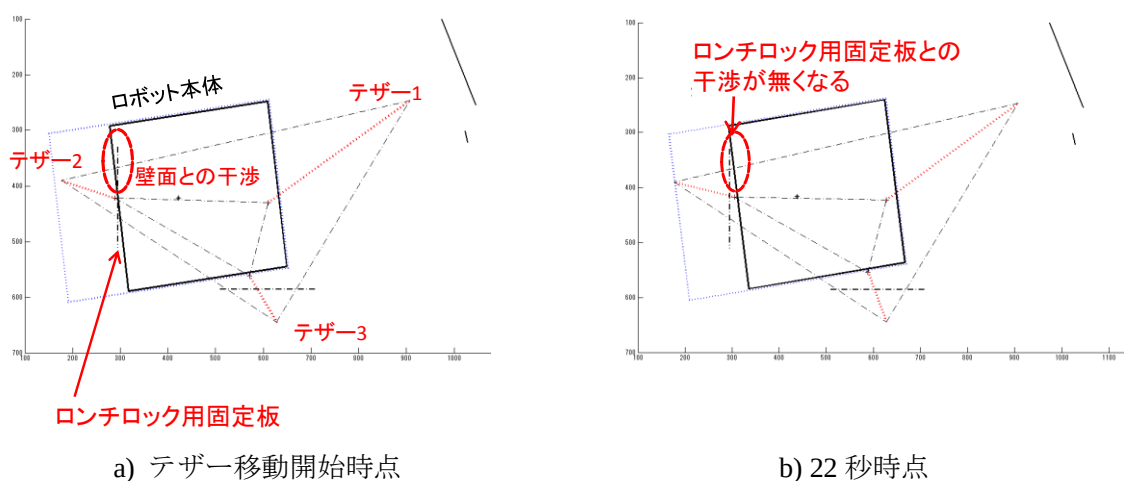


Fig. 4.35 テレメトリ推定結果を基にしたロボット位置・姿勢のシミュレーション結果

(4) テザー移動式ロボット運用における位置・姿勢計測手法の評価

仮想マーカ点を用いた画像処理手法を適用することで、テザー長を基にした推定では計測できない条件においても、ロボット本体の位置・姿勢変化を伴う振動等の挙動計測を実現できた。このため、提案した手法は、テザー移動式ロボットの実用化に向けた振動計測方法として、非常に有用であると言える。

ただし、テザー長を用いた位置・姿勢値の推定は、推定に必要となるデータ量が画像データと比較して少ないため、通信容量に制限のある宇宙ロボットにとって大きな利点であ

と考えられる。一方、テザー長からロボット本体の位置・姿勢を精度よく推定するためには、テザー長の初期値が誤差なく計測できていること、および構造物への接触やケーブル剛性等による外力の影響がない条件が重要であり、これらが既知でない条件においては、テザー長からの推定によって得られる位置・姿勢値に誤差を含む。

仮想マーカ点を用いた画像処理による位置・姿勢の計測では、モニタカメラの画像がダウンリンクできることが必要な条件であるため通信量が大きくなるが、テザー長以外の外力の影響が懸念される場合であってもロボットの振動等の挙動が計測可能である。

よって、軌道上のテザー移動式ロボットの実用化を想定した場合、画像処理による位置・姿勢計測とテザー長による推定を組み合わせる運用することが望ましいと考えられる。通信容量が制限される条件においては、テザー長を基に位置・姿勢値の推定を実施し、テザー長に誤差が蓄積していると想定される場合や外力の影響が疑われる場合等には、画像処理による計測結果を基に位置・姿勢値の誤差量を確認しテザー長の補正を行うことが望ましい。このように双方の利点を活用することで、テザー移動式ロボットの位置・姿勢を精度よく把握しつつ、効率的な運用が可能になると考えられる。

4.6 提案手法の適用によって得られた成果と課題

本章では、空間内を位置・姿勢変化を伴って移動する剛体の構造物における計測要求の一つとして、テザー移動式ロボットの振動等の挙動をモニタカメラによって計測した。モニタカメラを利用した計測では、エッジ交点を特徴点とする「仮想マーカ点」を利用することで、テザー移動中のロボット位置・姿勢を計測した。これにより、モニタカメラ画像を利用したテザー移動ロボットの位置・姿勢計測をサブピクセルで実現するという目標を達成した。

「仮想マーカ点」は、有人宇宙活動を支援するためのロボットの実証実験(REX-J ミッション)におけるロボット本体のように、マーカの無い対象の特徴点をロバストに抽出するために提案した手法である。宇宙環境における既存の画像処理手法では、計測対象に特徴的なマーカを取り付けることや視認可能な特徴形状を用い、これをターゲットとして位置・姿勢計測を実現している。このため、照明環境の変化や他の物体の影になるオクルージョン等の影響により特徴点の視認性が低下した場合には、計測ができなくなるという課題があった。一方、提案した画像処理手法では、計測対象のエッジを抽出し、エッジの交点を仮想的なマーカ点として使用する。これにより、軌道上の照明環境変化やロボット自身の動作によって、一部の特徴が取得できない場合であっても計測を継続することが可能であるという利点を持つ。また、直線エッジを複数持ち、なおかつ形状が既知である計測対象

であれば適用することができるため、汎用性が高いことも利点である。仮想マーカ点の利用によって、既存手法では困難であった照明環境変化やオクルージョンによる特徴の喪失に対して、ロバストな特徴点の取得を実現できる。

REX-J ミッションのテザー移動実験において撮影された画像に対し、仮想マーカ点を利用した特徴点抽出を行い、ロボット本体の位置・姿勢計測を実施した。この結果、ロボット本体の特徴となるエッジの多くが隠された条件であっても、サブピクセルレベルの精度で位置・姿勢計測が可能であることを確認した。また、REX-J ミッションにおけるテザー移動時の位置・姿勢推定方法の評価として、REX-J ミッションで採用されていたテザー長テレメトリ値を基に推定する手法と、仮想マーカ点を用いてモニタカメラ画像から計測する手法を比較した。この結果から、画像を用いた位置・姿勢計測は、テザー長を基にしたロボット本体の位置・姿勢推定が適用できない外力の働く条件においても有効であり、面外方向に対する 4mm 程度の変位や ± 2 度程度の姿勢変化を伴う振動が発生している様子を観測できた。

ただし、本手法は、直線エッジの交点を利用することから、カメラパラメータが未知である場合、画像のレンズ歪みによるエッジの変形が補正できないため適用することができない。また、完全に白とび・黒つぶれした画像ではエッジが取得できないことから、適用できない。提案手法の適用範囲を拡大するため、これらの課題への対応が必要になると考える。

第5章 衛星搭載モニタカメラを用いた衛星搭載機器等の振動計測における留意事項

本研究では、衛星搭載モニタカメラを用いて、片持ち平板、片持ち伸縮物、空間内を位置・姿勢変化を伴って移動する構造物の振動計測手法を提案し、実際の宇宙ミッションにおける構造物の振動計測を実施した。これにより、振動計測センサとしての衛星搭載モニタカメラの有効性を示すことができ、地上実験および軌道上実証結果から達成目標である1ピクセル以下の計測精度を実現できることを確認した。本章では、前章までの議論の総括し、衛星搭載モニタカメラを振動計測センサとして兼用する場合の留意点として、カメラ・特徴点・事前試験・軌道上運用に着目する。これより、視野角・画素数・シャッター速度・画像データの圧縮処理等のカメラ仕様や、明暗や分解能から求められる特徴点の仕様、焦点距離、レンズの歪み等のパラメータを得るための試験、カメラの組み立てや取り付けによる視線誤差の補正、そして照明環境の急変に対する運用等、衛星設計段階から衛星システム担当(モニタカメラ担当)との情報交換により、衛星打ち上げ前の時点で準備しておくべき事項についてまとめる。

5.1 衛星搭載モニタカメラを利用した振動計測の総括

宇宙機は、打ち上げ容量や質量、コストの制限から小型軽量化に関する強い要求がある。こうした要求に答えるため、展開や伸展等の機構により、打ち上げ時には小型でありながら軌道上で大型化する構造物が研究・実用化されている。しかし、小型軽量化の影響により柔軟となった大型構造物は、重力のある地上での試験が困難であり、軌道上での振動特性を正確に再現することはできない。このため、軌道上での振動特性を計測したデータは非常に貴重であるが、現ミッションの成否に直接影響しない場合、容積、質量、コスト等の制限から振動計測のための専用センサの搭載は期待できない。よって、軌道上における振動現象の観測機器の候補として、衛星搭載モニタカメラに着目した。

衛星搭載モニタカメラは、対象の目視確認を目的とすることから、計測センサ用途としての解像度は考慮されていない。よって、軌道上の柔軟な構造物の未知の振動を観測する

ためには、画像の持つ解像度を最大限に利用したサブピクセルレベルでの特徴点抽出が求められる。また、位置・姿勢を精度よく計測するために十分なサイズや識別性を持つ既存の3次元的な形状を持ったマーカを利用することは期待できない。さらに、衛星の軌道運動による照明環境の大変化に伴う画像上の特徴点の視認性変化、特徴点が隠されるオクルージョン等に対する対策もなされていない。よって、照明環境や計測対象の特徴が不規則に変化する未知の環境において、環境変化に応じた特徴点抽出手法が求められる。

本研究では、衛星搭載モニタカメラを振動計測センサとして利用するため、片持ち平板の例として展開構造物、片持ち伸縮物の例として伸展構造物、空間に浮かんだ構造物の例として、位置・姿勢変化を伴って移動する剛体の構造物の3種類を計測対象として識別し、それぞれの対象に合わせた計測手法の提案と評価を実施した。

本研究では、展開構造物の例として温室効果ガス観測技術衛星いぶき(GOSAT; Greenhouse gases Observing SATellite)の太陽電池パドルを対象にした観測、伸展構造物の例として有人宇宙活動支援ロボットの実証実験(REX-J; Robot Experiment on JEM ミッション)における伸展式ロボットアームを対象にした観測を実施した。これらのミッションでは、構造物先端に取り付けられた特徴点(簡易的なマーカ)を画像上から抽出し、振動を計測する。本研究では、照明環境の大変化に伴う画像上のマーカの視認性変化に対し、適切な2値化しきい値を設定する「形状ベースしきい値設定手法」を提案した。提案手法は、マーカの形状情報を基に2値化しきい値の評価・設定を行う方法であり、画像上の明るさを基にしきい値設定を行う従来手法で課題となっていた背景画素の誤抽出抑制を実現した。提案手法の有効性と計測精度は地上実験により確認され、照明環境の変化による影響を低減しサブピクセルレベルの計測精度を実現できた。提案手法を対象ミッションに適用した結果、太陽電池パドルの温度変化に伴う先端変位や、伸展式ロボットアームの伸展動作に伴うねじれ・内部摩擦の影響による振動特性の変化など、地上実験では再現困難な振動現象を観測できた。なお、いぶき搭載太陽電池パドルの計測結果を基にした研究により、熱による太陽電池パドルの振動がシミュレーションモデル化され、振動メカニズムの解明に貢献できた。[116]

位置・姿勢変化を伴って空間内を移動する剛体の構造物の例として REX-J ミッションにおけるテザー移動ロボット本体を対象に、位置・姿勢計測を実施した。マーカを有しない REX-J ロボット本体の特徴点を抽出する手法として、直線エッジを延長した交点を仮想的な特徴点とする「仮想マーカ点」を提案した。CAD データとのマッチングやマーカを利用する既存手法では、想定する特徴が画像上で隠された際に計測が不可能となる、計測精度の劣化が発生する等の課題を持つ。これに対し、提案手法では、軌道上の照明環境変化やオクルージョンによる視認性の変化に対してロバストな特徴点抽出が期待できる。提案手法

の有効性は地上実験および軌道上実験から確認され、テザー移動ロボットの振動計測を実現できた。

5.2 衛星搭載モニタカメラを振動計測に利用する際の留意事項

本研究では、実際の宇宙ミッションからの要求に基づき、軌道上の照明環境変化や特徴点が隠されるオクルージョンに対応した特徴点設定手法を提案することで、汎用的な搭載機器であるモニタカメラを用いた振動計測を実現した。これらの計測手法は、今回対象としたミッションに留まらず、モニタカメラを搭載する多くの宇宙機での活用が期待される。

しかし、一般的に利用される衛星搭載モニタカメラは、その目的から視野角が広く、データ容量の制限から低解像度である。また、モニタカメラに使用されるイメージャは、民生品ベースであるが、軌道上の熱真空環境や放射線への耐性が求められることから、衛星搭載機器に利用するためには多くの試験が必要とされる。これら試験の信頼性を確保するためには、使用される部品はロット単位での購入が必要である一方、衛星搭載機器の生産される数量は民生品と比較して圧倒的に少ないことから部品 1 個あたりの価格は非常に高額となってしまう。よって、各種試験により宇宙環境に耐性を持つことが確認された部品は、コスト低減の目的から有効に活用されるため、地上品ほど容易にモデルチェンジができない。

これらのことから、振動計測用途向けの衛星搭載モニタカメラが開発されることは期待できないが、本研究の結果から、既存の衛星搭載モニタカメラでも、いくつかの準備を行うことで振動計測センサとしての利用を実現できた。よって、本節では、本研究を通じて得られた知見を基に、衛星搭載モニタカメラを振動計測センサとして利用する際に考慮すべき点を抽出し、その留意事項について述べる。

5.2.1 カメラ

(1) 視野角

衛星搭載モニタカメラは、撮影対象とする構造物が視野内にいることが必要である。しかし、解像度が同一であれば、視野角の増加は分解能を低下させるため、適切な視野角を持つレンズを選定することが必要である。モニタカメラが複数台搭載され、モニタ用途としての視野範囲が複数のカメラで重なる場合、分解能向上のために視野範囲を適切に狭めることも必要と考える。

なお、特徴点の画像座標位置から実際の変位量や位置・姿勢を算出するためには焦点距離等を含むカメラ内部パラメータが既知であることが必要となる。しかし、ズームや

絞りにより視野角が変化した場合、焦点距離が変化することから、事前に取得したカメラ内部パラメータを使用することができない。このため、振動計測に使用するカメラは、視野角の変化しない単焦点であることが必要である。なお、モニタ用途としてズーム機能が必要な場合には、取得画像をソフトウェア的に拡大・縮小するデジタルズームの利用が望ましい。

(2) 解像度

本研究で提案した手法を用いた計測精度として、地上試験および軌道上画像への適用結果からサブピクセルレベルでの計測が実現可能であることが明らかとなった。よって、振動計測のために必要とされる精度要求およびモニタカメラと計測対象の位置関係を基に、必要な画像分解能(mm/pix)が算出できる。衛星搭載モニタカメラによる振動計測を実現するためには、宇宙環境に耐性を持つことが確認されたイメージャの中から、視野角と必要な分解能を基に適切な解像度を持つものを選定することが望ましい。

(3) データ量の圧縮

衛星搭載モニタカメラは、信頼性向上やコスト削減の目的から機能や部品の削減が求められ、通信データ量の削減のために低解像度のイメージャが選定されることも多い。しかし、振動計測に必要な分解能を実現する解像度を持つイメージャを選定した場合、モニタ用途と比較して解像度が高くなることが想定されることから、画像データ量が増加してしまう。データ量の増加は、画像のダウンリンクに多くの時間を要し、運用性の低下を招くことが懸念される。よって、画像のデータ量と運用性を考慮し、カメラには画像データの圧縮機能を設けることが望ましい。圧縮機能としては、モニタ用途としての利用を想定して圧縮率の高いjpg等の形式に画像を変換する機能や、計測用途としての利用を想定して対象領域のみを切り出すトリミング機能が必要であると考えられる。

5.2.2 計測対象における特徴点

(1) マーカ

本研究で対象とした展開構造物および伸展構造物の振動計測では、先端に簡易なマーカを搭載し、特徴点として利用した。これらのマーカサイズは、画像からの抽出精度を考慮した場合、できる限り大きいことが望ましい。しかし、サイズの大きなマーカは、容量・質量の観点から望ましいとは言えず、取り付け性の低下を招く。本研究で提案した「形状ベースしきい値設定手法」を用いた伸展式ロボットアームの計測では、分解能

の2倍程度の直径を持つマーカを用いてサブピクセルレベルの伸展位置計測を実現していることから、画像上のマーカサイズが直径2pix以上であれば提案手法が適用可能であると考えられる。

マーカ形状に関しては、REX-J ミッションにおける伸展式ロボットアーム先端に取り付けられたような円形状が望ましい。円形のマーカは、エッジの一部が欠けた場合であっても、残されたエッジから円近似、もしくは楕円近似によって欠けたエッジの補完が可能であり、オクルージョンや照明環境変化に対してロバストであると言える。

なお、本研究の結果からマーカのコントラスト(画像上におけるマーカと周囲の明るさの差)が50digit以下となるような画像では、精度の良いマーカ抽出ができなかった。このため、使用するマーカは周辺との識別性を向上させるために、周囲環境の色とできるだけ異なる配色が望ましく、明るさや色等に工夫が必要である。よって、白と黒などの高いコントラストを持つ配色が望ましい。

なお、展開構造物の例として計測対象に選定した温室効果ガス観測技術衛星いぶき(GOSAT)では、再帰反射特性を持つ反射材をマーカとして利用していた。この材料は、光の入射した方向と同じ方向に反射する特性を持つ。このため、フラッシュを搭載したカメラ、もしくはカメラ光軸と同じ方向に光軸を持つ照明装置がカメラ付近に搭載されている場合には、再帰性反射材料の利用は非常に有効である。

(2) 仮想マーカ点を構築するための対象エッジ

仮想マーカ点を利用する手法は、延長した直線エッジの交点を仮想的な特徴点として利用する方法である。このため、抽出したエッジを直線近似することにより得られる画像上のエッジの傾きが、仮想マーカ点の位置精度に大きく影響する。計測対象のエッジが微小な傾きを持つ場合、画像上のエッジの傾きを画像分解能以下で検出することは困難であり、誤差要因となる。画像上のエッジの傾きを検出する場合、エッジ端点位置が1pix以上の変化を持つことが望ましい。よって、画像上におけるエッジの傾きを1degの精度で検出すると仮定した場合、エッジ長が60pix以上あることが必要であり、求める角度分解能を基に利用するエッジを選定することが必要である。(Fig. 5.1)

また、仮想マーカ点を設定するために必要な長さのエッジ(延長後のエッジ)に対して画像上で視認・抽出可能なエッジ(延長前のエッジ)が極端に短い場合、エッジの傾きが正確に検出できず、設定された仮想マーカ点は大きな位置誤差を持つことが懸念される。画像上から抽出されたエッジの傾きの誤差は、延長する長さに応じて線形に拡大することから、抽出エッジの傾きが分解能相当(1pix)の傾き誤差を持つ場合、仮想マーカ点設定の

ためにエッジを2倍に延長すると仮想マーカ点位置誤差は2pixに拡大してしまう。よって、延長のための倍率は2倍以下程度に留めることが望ましい。

ただし、上記はエッジ延長を外挿により実施する場合である。延長されるエッジが、内挿により補間される場合であればこうした問題を回避することが可能と考える。よって、仮想マーカ点を設定するために延長するエッジは、内挿により求められることが望ましい。

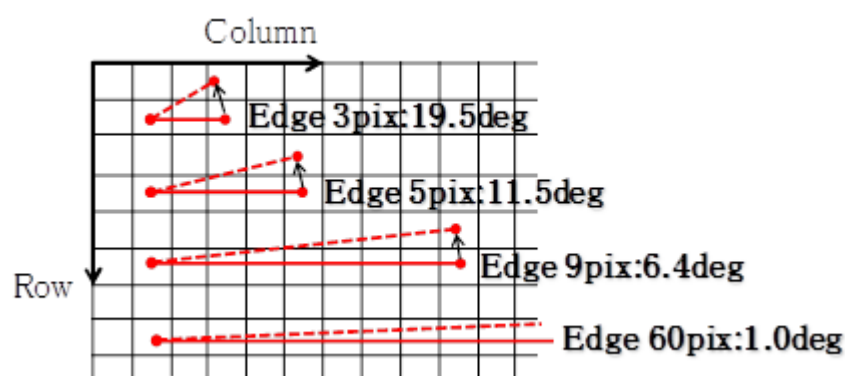


Fig. 5.1 画像上のエッジ長と傾きの検出精度

なお、本研究で対象とした REX-J ミッションのテザー移動ロボット本体の場合、モニタカメラの解像度が低いことや使用できるロボット本体のエッジが限られていたことから、上記の条件を満たせる状態では無かった。よって、連続で撮影された画像を利用してカルマンフィルタを用いた仮想マーカ点位置の推定を実施し、エッジの延長により設定された仮想マーカ点位置と比較して誤差が大きいものを除去することで、画像を用いた位置・姿勢の計測に利用可能な仮想マーカ点の識別を実施した。

(3) 特徴点の数量

マーカや仮想マーカ点として得られる特徴点の数量は、多いほうが望ましい。焦点距離やレンズ歪み等のカメラ内部パラメータを取得するために本研究で使用したキャリブレーションプレートは縦横7つずつ計49点の特徴点を持つ。これらの特徴点位置を基に内部パラメータを取得するとともにキャリブレーションプレートの位置・姿勢計測が実施される。一方、REX-J ミッションにおけるロボット本体の例のように、宇宙機においてマーカが取り付け可能な面積が限られている場合が多く、上述のような数量の特徴点を設定することは困難である。

本研究における展開構造物および伸展構造物の振動計測では、先端に取り付けられた2

点のマーカを利用した。これらの結果から、構造物先端の微小な振動計測であれば、最低2点のマーカによって実現可能であると言える。

また、計測対象の位置・姿勢を算出するためには、4章で述べたとおり最低4点の特徴点が必要となる。ただし、特徴点の数量が4点の場合、照明環境変化や対象が別の物体に隠されるオクルージョンに対するロバスト性が低く、特徴点の喪失によって位置・姿勢の計測が不可能となる。このため、想定されるオクルージョンを考慮し、いくつかの特徴点が欠けても4点以上の特徴点が設定され計測が継続できるように計測対象の環境を構築することが必要である。本研究で提案した仮想マーカ点は、画像上で直接交差していないエッジも利用可能であることから、離れたエッジを利用して多くの特徴点が設定可能となる利点を持つ。よって、マーカが搭載された機器の計測であっても、より多くの特徴点を設定するため、仮想マーカ点も併用することが望ましい。

5.2.3 事前試験

(1) 内部パラメータの取得

本研究で提案した衛星搭載モニタカメラを利用した振動計測では、画像を基に計測対象の位置や姿勢値を得ることが必要となる。このため、焦点距離やレンズ歪み等のカメラの特性を表すカメラ内部パラメータが事前に取得されていることが前提となる。カメラ内部パラメータは、1章で述べたとおり、キャリブレーションプレートを複数枚撮影することで取得可能である。このように、内部パラメータ取得のための試験は比較的簡易な設備かつ短時間で実施可能であり、これによって振動計測用センサとしてモニタカメラの利用可能性を拡大することができる。また、内部パラメータは、レンズ歪み補正にも利用可能であるため、モニタ用や広報用の画像を得る目的にも有用であり、試験に要するコスト・期間に対して大きな効果が得られる。

よって、今後開発される衛星搭載モニタカメラにおいては、打ち上げ前にカメラ内部パラメータの取得試験を実施しておくことが望ましい。

なお、カメラ内部パラメータには、前述の通り、焦点距離やレンズの歪み率、歪み中心等が含まれることから、パラメータ取得試験後にピントや絞りの調整が行われると、内部パラメータが変化してしまう。よって、カメラ内部パラメータの取得試験は、カメラの開発及び調整が完了した後から衛星搭載直前までに実施することが必要である。また、軌道上の特徴点を利用してカメラ内部パラメータの取得試験が実施できることがより望ましく、前節で述べたマーカなどの特徴点を活用したキャリブレーション手法が求められる。

(2) 外部パラメータの取得

4章で述べたとおり、カメラは、組み立てや取り付け精度の影響で視線方向に誤差を持つ。このため、カメラを宇宙機に取り付けた後に視線方向の補正を行う必要がある。視線方向の補正は、カメラに対する対象の相対的な位置・姿勢を表す外部パラメータを取得することで実施する。外部パラメータは、特徴点の位置が既知の対象を撮影することで取得可能である。本研究で取り扱った REX-J ミッションにおけるロボット本体の位置・姿勢計測では、ロボット本体が既知の座標位置にある条件において撮影された画像を基に外部パラメータを設定し、補正を行なった。このように、カメラと対象の相対位置・姿勢が既知な条件を設定し、外部パラメータ取得のための事前試験が必要である。

5.2.4 軌道上運用

(1) 照明環境変化への対応

地球周回の低軌道上は、日照・日陰で大きく照明環境が異なる。さらに食入り・食明けでは、非常に短時間で照明環境が大変化する。こうした環境に対して単一のシャッター速度で撮影を実施した場合、照明環境によっては計測対象が不可視となる条件が発生し、画像による振動計測は実施できない。また、放射線の影響によりレンズの変色が発生することが知られており、このことも計測対象の視認性を低下させる原因となる。

本研究における温室効果ガス観測技術衛星いぶき(GOSAT)の太陽電池パドル先端の振動計測では、周回毎にシャッター速度を変更しながら撮影し、複数周回で得られたデータを組み合わせることで対象が不可視となった画像の補完を実施した。

軌道上のような照明条件の大変化が発生する環境では、シャッター速度の制御は欠かせない機能である。一般的なカメラに標準で搭載される自動シャッター速度設定機能は、画像全体もしくは指定した特定領域における明るさを基にシャッター速度が決定される。しかし、軌道上で撮影される画像は、宇宙空間が背景となる等非常に高いコントラストを持つことが想定されることから、カメラ標準の自動シャッター速度設定機能を利用した場合でも特徴点を可視化するために適したシャッター速度が設定されとは限らない。このため、モニタカメラのシャッター速度設定機能としては、自動設定に加えてマニュアルで固定されたシャッター速度を複数種類の中から選定できる機能を持つことが望ましい。

(2) 時間遅れへの対応

衛星の運用では、通信時間遅れや運用制約から、撮影された画像をリアルタイムで確

認することは困難であり、画像を確認しながらシャッター速度を変更するコマンドを送信するような運用は現実的ではない。このため、指定のタイミングで指定のシャッター速度に切り替えるシーケンス設定機能を持つことがより望ましいと考える。

5.3 振動計測用センサとしての衛星搭載モニタカメラ

本章では、本研究を通じて得られた知見を基に、衛星搭載モニタカメラを用いて柔軟な宇宙用構造物の振動を計測するための留意点を抽出し、準備すべき事項を挙げた。本節では、REX-J ミッションにおけるモニタカメラを例に、振動計測センサとして衛星搭載モニタカメラを利用するための留意点をまとめた。(Table 5.1)

Table 5.1 衛星搭載モニタカメラを振動計測センサとして利用するための留意事項

項目	留意点	REX-Jミッションのモニタカメラの例	振動計測センサとして利用するための準備
カメラ	視野角	水平: 78deg 垂直: 64deg 固定焦点(ズーム等無し)	・分解能を考慮し、適切な視野角を選定する。 ・視野角が変化しない単焦点のカメラとする。 ・ズームが必要な場合にはデジタルズームを利用する。
	解像度	320 × 240 pixel	・視野角と必要とする分解能を基に適切な解像度のイメージャを選定する。 ・提案手法によりサブピクセルレベルの計測の実績
	データ量	アナログNTSC出力 (国際宇宙ステーションの モニタ用途として画像確認)	・モニタ用途としての運用性低下を防止するため、 jpgへの変換やトリミングなどによるデータ圧縮機能が必要。
特徴点	マーカ	伸展式ロボットアームの手首部 に黒色の円形マーカをペイント (最大伸展長時、直径2pix程度)	形状ベースしきい値設定手法の適用条件 ・マーカサイズ2pix以上。 ・高コントラスト(50digit以上)であること。 ・オクルージョン対策として、円形マーカが望ましい。 ・照明装置を併用できる場合、再帰性反射材が有効。
	エッジ	ロボット本体エッジを利用	・傾きの誤差は画像上のエッジ長に依存。 ・画像上での傾きの許容誤差が1degの場合、60pix以上のエッジが望ましい。 ・エッジの延長倍率は2倍以下が望ましい。
	数量	伸展式ロボットアーム: 2点 ロボット本体: 無し(仮想マーカ点利用)	・展開構造物・伸展構造物先端の振動計測のためには、2点以上。 ・位置・姿勢推定のためには、4点以上。
事前 試験	内部パラメータ	打ち上げ前の試験により取得	・レンズ歪み、焦点距離等のハードウェア的なパラメータであるため、 ハードウェアの仕様(ビント等)が確定した後に取得試験を実施する必要がある。
	外部パラメータ	設計値を基に設定し、軌道上画像 により補正	・カメラと計測対象の関係を表すパラメータであるため、 カメラと対象の相対位置・姿勢が既知の条件における撮影画像を基に補正。
軌道上 運用	照明環境変化	カメラ標準の自動シャッター速度設定 を利用	・一般的なカメラに標準搭載のシャッター速度自動設定機能は期待できない。 ・シャッター速度をマニュアルで設定できる機能が必要。
	時間遅れ	対応無し	・画像を目視確認しながらのシャッター速度調整は困難。 ・シーケンス的にシャッター速度を変更できる機能が望ましい。

これらの点に留意するとともに、本研究で提案した特徴点の抽出手法を適用することで、衛星搭載モニタカメラによる振動計測が実現できる。よって、新たなミッションを実施する際には、衛星搭載モニタカメラを有効に活用するため、本章で提示した留意事項に基づき、衛星設計段階から衛星システム担当(モニタカメラ担当)との情報交換を行い、開発・試験・運用を実施することが重要である。

第6章 結論

本章では、本研究の成果をまとめ、今後の課題と展望を識別し、課題を解決するための提案について述べる。

6.1 本研究の成果

本研究では、近年の多くの衛星に搭載されているモニタカメラを衛星搭載機器の振動計測用センサとして利用することの検討を行い、計測対象に取り付けた小型のマーカや、機器への円形塗装等のマーカ類がモニタカメラ視野内においてどのように視認できるかを推定しながら画像処理を行う「形状ベースしきい値設定手法」、およびマーカの無い計測対象に対して、機器のエッジ部交点を特徴点として利用する「仮想マーカ点」を提案した。本提案手法を利用することにより、衛星搭載太陽電池パドルの展開監視用等の簡易なモニタカメラであっても太陽電池パドル先端の振動計測や、ロボットアーム先端部の振動計測、空間移動ロボットの位置姿勢計測に利用できることを明らかにした。また、本研究で得られた知見を基に、今後、類似の計測を行う際の留意事項をまとめた。本研究の成果、知見が今後の宇宙ミッションに活かされることを期待する。

6.2 今後の課題と展望

本研究では、太陽電池パドル等の展開の様子をモニタするためのモニタカメラを利用することを前提としている。また、焦点距離等のカメラの特性を表すカメラ内部パラメータは既知であることを前提としており、これらのパラメータが未知のまま衛星が打ち上げられている場合、本研究で提案する手法をそのまま適用して振動計測を行うことは困難である。

本研究では未解決の課題を以下に識別し、今後の展望について述べる。

(1) より多くの特徴点の利用

本研究では、展開構造物・伸展構造物の振動計測には2つの特徴点、位置・姿勢変化を伴って空間内を移動する剛体の構造物の位置・姿勢計測には、4つ以上の特徴点を利用することで、振動計測を実現している。このため、特徴点間は基本的に剛体であるということが前提であり、特徴点を設定した構造物の変形は計測することができない。よって、太陽

電池パドルにおいて連結されたパネル毎の振動や伸展式ロボットアームの伸展部の変形などの計測を実現するため、より多数の特徴点を配置し、これらを利用したより詳細な計測を実現する手法が必要となる。また、空間内を移動する剛体の構造物においても、計測対象をいくつかの剛体と仮定した特徴点配置により、変形や物体間の相対位置・姿勢計測の実現が求められる。

(2) 計測対象の統一

今回提案した「仮想マーカ点」を用いる位置・姿勢計測手法は、計測対象の形状に合わせて画像から抽出すべき特徴点を選択しているため、マーカを持たない既存の機器に対しても有効であるという利点がある一方で、計測対象に合わせた画像処理プログラムのカスタマイズが必要になるという課題も残る。汎用性向上のため、多くの宇宙機に共通する特徴点を検討することが必要である。

(3) カメラ内部パラメータの取得

提案手法を適用して計測を行うための前提として、カメラ内部パラメータが既知であることが必要である。よって、本研究で利用したモニタカメラのカメラ内部パラメータは、打ち上げ前の地上キャリブレーションにより取得したものを利用した。しかし、キャリブレーションが実施されていないモニタカメラでは、内部パラメータが未知であることが大きな課題となり、位置・姿勢を計測できない。このため、モニタカメラを搭載するミッションでは、事前準備としてカメラキャリブレーションを実施しておく等、主たるミッション要求の達成以外にも目配りをするのが重要であると考えられる。また、カメラ内部パラメータが未知の場合においても、軌道上で撮影された画像を基にキャリブレーションを実施する方法の確立が求められる。

(4) 画像撮影条件の設定

本研究では、宇宙機搭載モニタカメラによって撮影された画像を利用することから、ダウンリンク済みの画像を対象としていた。このため、照明環境に適した撮影条件が設定されておらず、軌道上の照明環境変化の影響によって特徴点が完全に白とびもしくは黒潰れした画像も存在する。こうした画像に対しては、提案手法が適用できず計測が実施できない。モニタカメラ画像を利用した計測では、こうした白とび、黒つぶれへの対策が大きな課題となる。

前述の 4 つの課題を解決するためには、カメラの制御やターゲットを含め、画像処理に協力的なシステムを構築することが必要であると考え。一例として、汎用的な画像処理用マーカの利用が挙げられる。汎用的な画像処理用マーカの利用により、異なる宇宙機においても計測対象が統一されることから、同一の画像処理アルゴリズムが使用でき、課題(2)の解決が期待できる。また、本研究における提案手法は、マーカの無いターゲットやごく簡易的なマーカのみを持つターゲットを計測対象としていたものの、画像処理用マーカに対して適用することでよりロバストな特徴点抽出を実現し、さらなる高精度化が期待できる。

さらに、課題(3)を解決するための方法としても、画像処理用マーカの利用が期待できる。キャリブレーション用の特徴点として画像処理用マーカを利用することができれば、軌道上画像を用いたカメラ内部パラメータの取得も可能となり、より正確なキャリブレーションが実現できると考える。しかし、画像処理用マーカを取り付けることで質量や容量、コストの増加が見込まれた場合、ミッションに採用されることは現実的でない。よって、低コストかつ小型軽量で取り付け性が良く、高精度な画像処理用マーカの開発が求められる。

また、課題(4)を解決するための方法として、画像を評価し撮影条件を最適化する手法が必要である。大気のない軌道上では、光の散乱が無いことから、高いコントラストの画像となる。このことから、背景の宇宙空間や影の影響により、画像上の明るさやコントラストのみで撮影条件の良し悪しを判定することは困難であると考え。このため、撮影条件を決定する指標としてコントラスト以外の情報(色等)を利用して撮影条件の評価を行う手法が必要になると考える。

こうした取り付け性の良いマーカの実現により、より多くの特徴点を容易に得られることが期待でき、課題(1)に対しても大きく貢献できるものと考え。

これらのことから、将来的には、軌道上におけるカメラキャリブレーション用のターゲットとしても利用可能な取り付け性の高い画像処理用マーカ、背景や影の影響を受けずターゲットに対して最適なシャッター速度を実現するカメラおよび画像評価手法など、振動計測を行うために協力的な環境構築が必要である。なお、これらの課題を解決するための提案の一つとして、Appendix B に示した平面的な形状を持つカラーマーカ(Fig. 6.1)の利用が検討されている。このような小型・軽量かつ高精度なマーカを実現することによって、対象の位置・姿勢計測が遥かに容易となり、より高精度な振動計測の実現が期待できる。

こうした研究を進めることで、汎用的なモニタカメラを利用しつつも、より高精度かつロバストな計測が実現され、大型構造物の建造やこれに伴う軌道上サービス等、将来の宇宙開発への貢献が期待される。

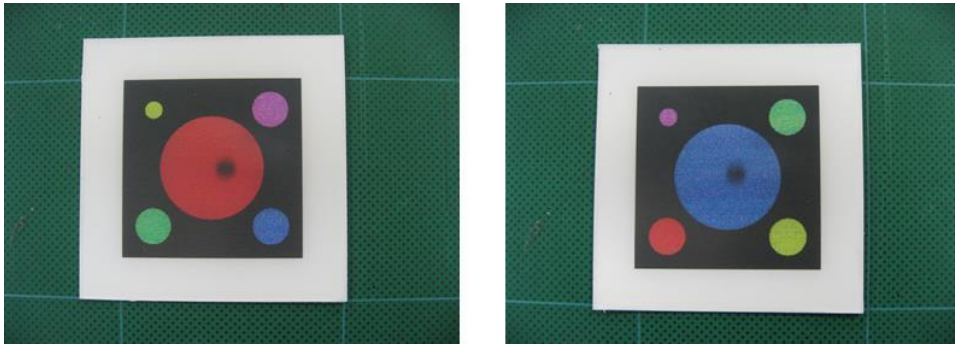


Fig. 6.1 平面カラーマーカの例

Appendix A:地上で実用化されている視覚システム技術

本文では、振動等の挙動計測のための視覚システムとして、特に宇宙機で利用されているものに特化して調査を行い、検討を実施した。しかし、画像を利用した視覚システムによる計測は、宇宙用途だけでなく地上における産業用ロボット等のセンサとしても有望であり、多くの研究が進められている。

よって、Appendix として、地上用視覚システムに関する調査結果について紹介し、宇宙用視覚システムとしての利用について評価した結果について述べる。

カメラをセンサとして活用する画像処理技術は、近年のコンピュータの進歩に伴って様々なアプリケーションに適用されており、地上では実用化された事例が数多くある。こうした地上環境における画像処理技術を基に、軌道上環境における画像処理への適用可能性を検討した。

地上の製造現場では、ロボットアームを用いた材料ピッキングのための位置・姿勢計測や製品の検査等に画像処理技術が適用されている。材料ピッキングのための画像処理技術としては、2次元的な計測と3次元的な計測に分類される。2次元的な計測では、対象となる材料の設置される平面は固定されているため、ロボット原点座標に対する材料設置面座標は既知であり、平面上における対象の位置および平面に垂直な軸方向周りの回転を検出することが求められる。平面上の対象検出には、エッジ情報を基に登録されたモデルから対象を検出するパターンマッチングや、画像の2値化により抽出した領域の面積・周囲長等の特徴量を基に識別する方法が用いられ、ベルトコンベアやXYステージ上の材料位置検出等に適用されている[117] [118]。3次元的な計測では、対象のエッジの中から円のような単純な形状を持つエッジを基に認識や位置・姿勢計測を行う方法[119]やCAD等で作成されたCGモデルを利用して画像上の対象物とのマッチングにより位置・姿勢を求める方法[106]、そして距離画像を利用した方法が用いられる。CGモデルを利用する方法では、マッチングに必要・十分な精度のモデルが必要となる。しかし、多くの機関・企業が参加する宇宙プロジェクトでは、設計情報となることから、こうしたCADモデルが公開されることは期待できない。また、CADモデルを利用できた場合でも、軌道上における照明の大変化により画像の対象物の視認性が変化することは、マッチングの誤差要因となる。距離画像を利用する方法は、通常の画像における色や明るさの値の代わりに、対象物までの距離を用いた点群データを利用するものである。こうした距離情報を得るための方法としては、ステレオ視の他に投影光と反射光の位相差を基に距離を算出するTOF方式[120] [121]や、既知のパ

ターン光を投影した対象を撮影した画像を基に距離を算出する能動ステレオ法[122] [123],
そしてラインレーザを照射した対象を撮影した画像を基に距離を算出する光切断法[123]等,
様々な方法が研究されている。

ロボットアームの位置決めなど精度の良い計測を画像処理によって行う場合、地上技術
では、通常のカメラで撮影された画像に加えて距離画像を併用する手法が採用[124] [125]さ
れることが多く、これらの手法を宇宙機に搭載されているモニタカメラでの撮影画像にそ
のまま適用することはハードウェア的な制約からできない。

一方、地上では特徴的なマーカを単一のカメラで撮影した画像を基に位置・姿勢を計測
する技術も実用化が進められている。現在、最もよく利用されているのは、2次元平面に印
刷した数センチ角のマーカを用いる方法である。このマーカの撮影画像を基に、カメラに
対するマーカの相対的な位置・姿勢が計測される。ARToKitに代表されるこうした技術は、
主にカメラで撮影した画像上にCGを投影する拡張現実感応用システムに利用されている
[60]。ただし、このような2次元平面上のマーカを利用する際の課題として、マーカがカメ
ラに正対するような条件では、姿勢計測精度が劣化することも知られている[126]。このよ
うに一定の制限はあるものの、地上環境では、平面的なマーカによる位置・姿勢計測の実
用化が進んでいる。しかし、宇宙機のカメラは、多くの場合通信容量の制限から低解像度
の場合が多く、こうしたマーカの特徴形状を識別するために十分な分解能を有していない。
このため、宇宙機のカメラの解像度で識別可能なマーカを利用する場合には、カメラとマ
ーカまでの距離を十分短くするか、相応の大きさのマーカを取り付ける必要がある。

マーカを必要としない画像処理技術としては、PTAM(Parallel Tracking And Mapping for
small AR workspaces) [127]に代表されるVisual SLAM(Visual Simultaneously Localization And
Mapping)が挙げられる。これは、移動ロボットのための地図作成と自己位置推定に使用され
る手法であり、単一のカメラで撮影した画像の特徴点を追跡することでカメラ位置・姿勢
の相対的な変化を推定することができる。ただし、これらの利用にはいくつかの課題が存
在する。まず、Visual SLAMでは、特徴点を追跡することから静止した空間であることが必
要であり、空間上に多くの移動物体があることは好ましくない。よって、背景のある環境
に存在する物体を対象とする場合、背景と対象物体との切り分け[69]が課題となる。また、
画像上の特徴点を利用することから、計測対象はコントラストの高いテクスチャを持つこ
とが必要であり、得られた特徴点が画像中に適度に広がった状態で分布することが望まし
い。ただし、似たテクスチャが繰り返されるような場合には、特徴点の誤認が発生するこ
とが懸念される。さらに、点群を追跡するためには、フレームを超えても特徴点が安定し
て取得できることが必要であり、計測対象の移動速度よりも十分に高速かつ連続的に画像

の撮影と処理が必要となる[128]. なお, PTAM を利用した計測では, 対象の並進移動については精度良く計測できるが, 回転を伴う姿勢変化に対しては特徴点の追跡精度が落ちることから, 追跡の失敗が多くなることも報告されている[129]. このため, 照明環境の大変化が発生する軌道上では, 画像上の特徴点が大きく変化してしまうことから安定した特徴点追跡が課題になると考えられる. また, モニタカメラの場合, 高速かつ連続的に画像を得ることができない可能性が高いことも課題である.

照明環境に関しては, 検査やロボットアームの位置決めのために用いられる地上の画像処理技術では, 安定な画像を得るための照明技術は欠かせないものであり, 計測対象に対して良好なコントラストを得るための照明装置やカメラ撮影条件の設定等, 画像処理に適した環境が整備されることが重要である[52]. このため, 産業用ロボット等において画像処理技術を用いた精度の良い位置・姿勢計測を実施する際, 多くの場合には照明が大変化する環境は想定されていないと言える.

照明環境が変化する際の地上における画像処理としては, 自動車用の画像処理技術が挙げられる. 自動車における画像処理としては, 道路上の白線や構造物など物体の検出が主である. 白線検出としては雨や太陽光の影響を軽減するためカメラが路面に対して垂直に取り付けられる等の工夫[130]がなされていることや, 距離の計測用途としては 3D レーザレンジファインダ等の画像以外のセンサデータが併用されている[130] [131] [132] こと等, 画像処理のみで照明環境にロバストな位置・姿勢計測は実現できていない. また, 自動車用の画像処理技術は, ロボットによる物体の捕獲や把持等の作業と比較すると, その用途からほとんどの場合で精密な距離測定は必要とされていない. このため, 照明環境にロバストかつ精密な位置・姿勢計測を実現する画像処理技術は, 現状では地上用途であっても発展途上である.

一方, 宇宙機における計測では, 搭載モニタカメラによる撮影が地球周回の低軌道上で実施されることとなる. この場合, 日照中における光源としては, 大気散乱の無い太陽の直接光と地球反射のアルベド光が混在する環境であり, 照度は 10^3 から 10^5lx のオーダーで変化する. また, 日陰環境では, 宇宙機に搭載された照明装置が光源となるが, 日照と比較して照度は極端に小さくなる. さらに, 低軌道上の宇宙機は約 90 分で地球を一周するため, 照明環境が短時間で大きく変化してしまう. こうしたことから, 軌道上の照明環境は, 地上の屋外以上に厳しい条件であり, 画像処理に適しているとは言い難い. [53]

これらのことより, 軌道上環境で利用する視覚システムとして, 地上技術をそのまま導入することは困難であり, 大変化する照明環境への対応と, 限られた情報から位置・姿勢を計測するための工夫が必要になると考える.

Appendix B:宇宙用視覚システムのための平面カラーマーカ

本付録では、本文 6.2 節(今後の課題と展望)にて述べた、カメラおよびターゲットを含めた画像による計測システムの一案として、平面カラーマーカを用いた宇宙用視覚システムについて提案し、平面カラーマーカの試作品を用いた地上実験、およびこれに関連する軌道上実証実験の計画について説明する。

B.1 将来の宇宙用視覚システムのためのマーカの必要性

本文では、軌道上の照明環境に対してロバストな振動等の挙動計測を実現するための画像処理手法について提案し、この有効性について検証してきた。これらの提案手法は、既存の宇宙機搭載モニタカメラで撮影された画像を使用して計測が可能となるため、ハードウェアに対する要求が低いという利点がある。一方、宇宙機搭載のモニタカメラによって撮影されダウンリンクされた画像を対象にしていることから、画像処理結果をカメラの制御にフィードバックすることはできず、軌道上の照明環境変化の影響が過大となって特徴点が白とびもしくは黒潰れした画像に対しては適用することができない。また、提案手法は、計測対象の形状に合わせて画像から抽出すべき特徴点を選択しているため、マーカを持たない既存の機器に対しても有効であるという利点がある一方で、計測対象に合わせた画像処理プログラムのカスタマイズが必要になるという課題も残る。

近年、人と同じ空間において支援を行うロボットの実現に向け、変化する状況に対してロボットの適応性を向上させるため、人とロボットの双方に使用しやすい作業環境を構築する「環境の構造化」[133]が望まれている。特に視覚を用いた画像処理による計測は、明るさや照明の入射方向等の照明条件の変化、遮蔽等の視認性の変化に影響を受けやすい処理であるため、構造化されていない環境においては不確実な処理[134]であると言える。こうしたことから、画像処理の実用化に向けたロバスト性向上のためには、環境の構造化技術が不可欠であり、画像処理に適した環境の構築が求められる。画像処理に適した環境構築の一例として、背景との識別性や特徴点の抽出精度の向上を目的に、計測対象に特徴的な「視覚マーカ」を設置することが挙げられる。

地上と比較して照明環境の変化が大きな軌道上の宇宙機において、視覚システムのための「環境の構造化」は、有効な手段であると考えられる。よって、将来の視覚システムとしては、画像処理手法の工夫のみに留まらず、周辺環境を含めたより実用的な手法の開発が必要である。例えば、モニタカメラで撮影を行う際に露出の最適化ができれば、照明環境の

変化に対してよりロバストな計測を実現できる。また、小型軽量で取り付け性の良いマーカを開発することは、ターゲットと周辺環境との識別性を向上させるため、ロバストかつ高精度な計測が期待できる。さらに、マーカは、軌道上におけるキャリブレーション用の特徴点としての利用も期待できる。

本付録では、将来の宇宙用視覚システムのための視覚マーカとして、平面カラーマーカを提案し、これを利用した画像処理手法およびカメラ制御に関する地上実験結果について説明する。さらに、平面カラーマーカの実用化に向けた軌道上実証実験の計画について述べる。

B.2 既存の視覚マーカの持つ課題

本節では、軌道上で使用されている既存の視覚マーカの持つ課題を識別する。

B.2.1 視覚マーカの形状に対する課題

軌道上で実用化されているロボットの作業例としては、国際宇宙ステーションにおける実験機器の交換や宇宙ステーション補給機こうのとり (HTV; H-II Transfer Vehicle) のキャプチャ等がある。こうしたロボットによる宇宙近傍作業では、作業対象の位置・姿勢の確認のためにモニタカメラによる撮影画像が用いられている。このような軌道上のモニタカメラ画像を用いた位置・姿勢計測には、平面に突起の付いた 3 次元視覚マーカが一般的に使用されている (Fig. B.1)。

これらの 3 次元視覚マーカは、突起先端の特徴点位置からカメラとマーカの姿勢ずれを判断しやすいという利点がある。しかしその一方で、突起があることによる課題も存在する。視覚マーカ上における突起の先端位置精度は、計測精度に大きく影響する。このことから、ロボットや宇宙飛行士と突起との接触による変形や破損が懸念されており、安全性や取り付けスペースの面から設置可能な場所が限られるという課題がある。

また、照明環境によっては、突起の影が視覚マーカ上に落ちる場合がある (Fig. B.2)。こうした照明環境では、視覚マーカ上の特徴点のコントラストが突起の影により低下する。画像処理によるロバストな特徴点抽出のためには、特徴点のコントラスト低下は望ましい環境とはいえない。

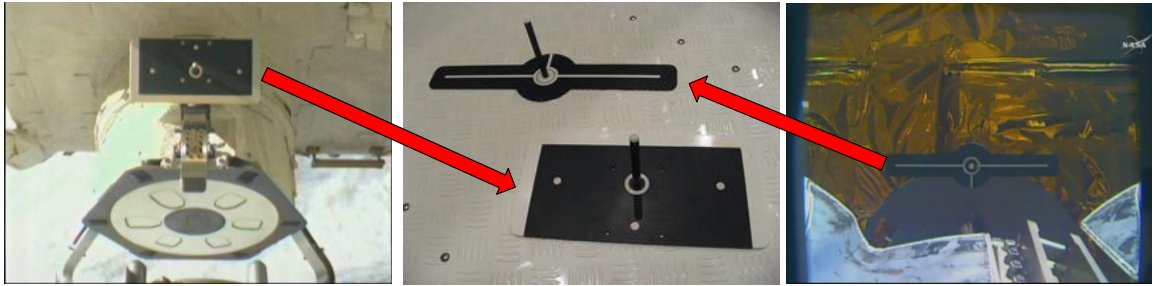


Fig. B.1 軌道上で使用されている視覚マーカの例 ©JAXA/NASA

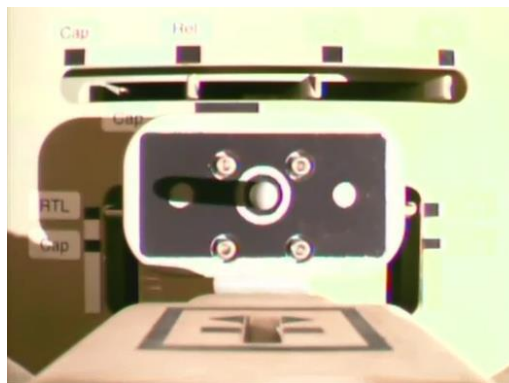


Fig. B.2 3次元視覚マーカの突起の影の影響 ©JAXA/NASA

B.2.2 視覚マーカの軌道上照明環境に対する課題

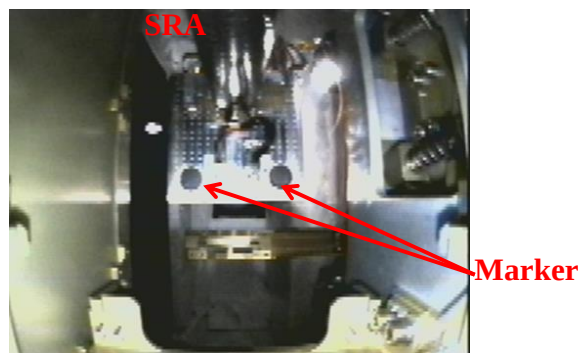
軌道上の照明環境において、画像処理による視覚マーカ抽出および位置・姿勢の計測には、いくつかの課題が存在する。そのうちの 하나가、軌道上でのモノクロマーカを用いた場合に発生する課題である。モノクロマーカを画像処理によって抽出する際、疑似マーク(背景の明暗模様をマーカの特徴形状である白点と誤認)が誤抽出されることが知られている。この対策として、カラーマーカを用いた色画像処理が提案され、有効性が確認されている[62]。よって、環境の構造化を目的とした場合、疑似マークとの区別が可能なカラーマーカが必要である。

また、撮影画像に大きな影響を与えるのが、軌道上における照明環境の変化である。マーカを用いた画像処理による位置・姿勢計測のためには、画像中にマーカが可視化されていることが必要であり、マーカの特徴を際立たせるため、照明や撮影条件を整えることが重要となる。しかし、軌道上では、大気散乱の無い太陽の直接光と地球反射のアルベド光が混在し、 $10^3 \sim 10^5 \text{lx}$ のオーダーでの照度変化に加え、軌道運動による日陰も存在する[53]。

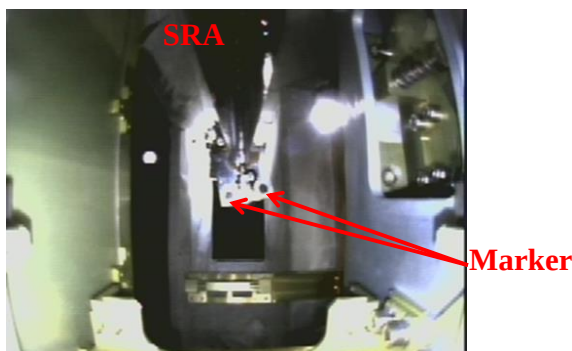
こうした照明環境の変化に対応するため、多くのカメラは撮影条件(露出)を自動的に調整する機能を持つ。しかし、これらの機能は画像全体の平均的な光量を基に撮影条件(露出)

を調整する場合が多く、単に平均的な光量に合わせた画像では、画像処理を目的とした場合には十分でない可能性がある。

軌道上環境においてカメラの露出自動調整機能により撮影された画像の例としては、有人宇宙活動支援ロボット実証実験(REX-J; Robot Experiment on JEM ミッション) の運用中にロボット搭載のモニタカメラによって撮影された画像がある。この画像は、本文 3 章にて述べた伸展式ロボットアーム(SRA; Storable tubular extendable member Robot Arm)の振動計測のために撮影されたものであり、アーム先端に取り付けられた 2 つの黒い円形のマーカを撮影対象としている。しかし、照明環境によっては、マーカ部に白とびや黒つぶれが発生しており、マーカ領域と背景を正確に区別することは困難である(Fig. B.3)。こうしたことから、汎用的なモニタカメラに標準で搭載される露出自動調整機能では、微小なマーカ部を画像処理に適した明るさで撮影するための軌道上環境変化に合わせた設定が困難であると言える。



a)マーカ部抽出可能



b)マーカ部抽出難(白とび)



c)マーカ部抽出難(黒つぶれ)

Fig. B.3 軌道上環境においてカメラの露出自動調整機能により撮影された画像例(REX-J)

B.3 宇宙用視覚システムのためのマーカ

本節では、既存の視覚マーカの課題を基に、宇宙用視覚システムのためのマーカに対する要求を整理し、これを解決するためのマーカについて提案する。

B.3.1 マーカに対する要求定義

宇宙用視覚システムに用いるマーカは、B-2 節より、突起を持たない平面的な形状であること、および軌道上の照明環境変化に対してロバストであることが求められる。

照明環境変化に対するロバスト性を向上させるためには、マーカ部と周辺環境との識別性を向上させるために色情報を利用することが有効であり、さらに画像中のマーカが画像処理に適した明るさで撮影されていることが必要である。よって、視覚マーカには、撮影条件(露出)を判定するための機能が求められる。

加えて、軌道上での運用の場合、ロボットがアクセスする可能性のある場所や機器には、それぞれマーカが取り付けられることが予想される。ロボットによる自律作業において、それぞれのマーカをロボット自身が識別することができれば、作業性の向上が期待できる。よって、複数種類のマーカを識別する ID 機能が求められる。

これらのことから、将来的な視覚システム用マーカとして、要求される機能を以下の通り定義した。

- ①視覚マーカは、突起などを持たない平面的な 2 次元マーカであること。
- ②周辺環境との識別性向上のため、色情報を利用すること。また視覚マーカの持つ色情報を基に撮影画像を評価し、カメラの撮影条件にフィードバックできること。
- ③同一視野内における複数の視覚マーカを識別するため、色情報を基にした ID 機能を有すること。

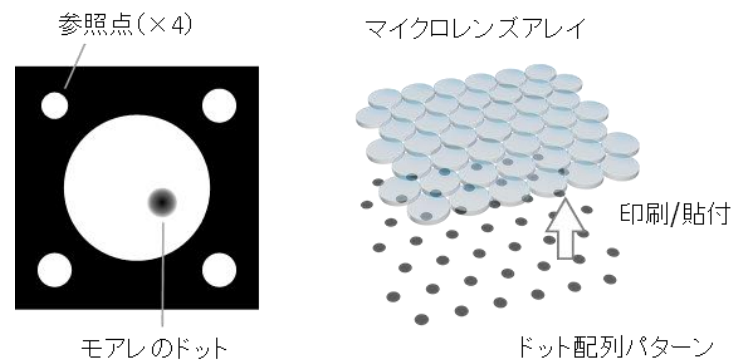
B.3.2 マーカに対する提案

本節では、宇宙用視覚マーカに対する要求定義結果を基に、宇宙用視覚マーカを提案する。まず、平面的な形状を持つ 2 次元視覚マーカについて述べる。地上技術では、2 次元視覚マーカとして「ARToolKit」[60]等が開発され、多くのアプリケーションに適用されている。しかし、2 次元視覚マーカを用いた画像処理では、正面付近における姿勢の計測精度が低いという課題が存在する。これらの課題を解決するために産業技術総合研究所によって

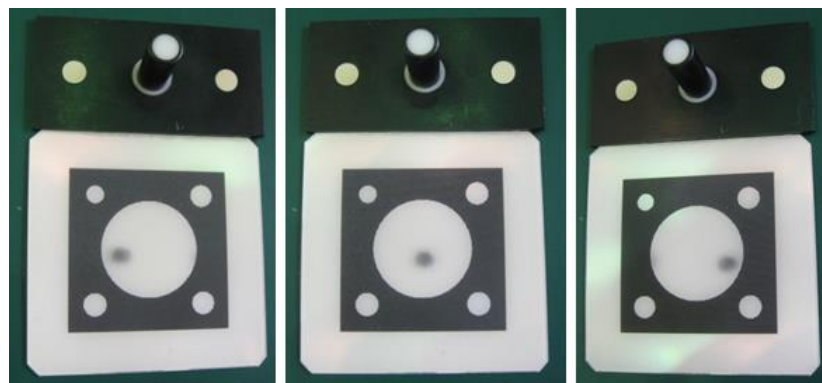
開発されたのが、「ArrayMark」[135]である。ArrayMark は、マイクロレンズアレイとドットパターンを重畳することにより作成された、モアレのドットを利用している。ArrayMark では、カメラに対するマーカの位置・姿勢に応じて変化するモアレのドットの位置を基に、高精度に姿勢を計測することができる。(Fig. B.4)

このように、ArrayMark は、2次元視覚マーカでありながら高精度の姿勢計測が可能であるという利点を持つことから、地上利用だけでなく宇宙環境における実用化に向けた研究も進められている[136]。

このため、本研究における宇宙用視覚システムのためのマーカについても、B.3.1 節で示した要求定義①を満たすことから、この「ArrayMark」の技術を利用することとする。



a) ArrayMark の原理 [135][136]



b) 異なる角度から撮影した 3次元視覚マーカと ArrayMark

Fig. B.4 高精度 2次元視覚マーカ「ArrayMark」

将来の宇宙用視覚システムのためのマーカとして、ArrayMark を基にマーカ内の白色の円領域(5 個所)に色情報を付与することで識別性を向上した、平面カラーマーカを提案する。

平面カラーマーカを使用した視覚システムでは、色情報を用いたカラー画像処理によって

画像中のマーカの明るさを評価し、露出を最適化することが期待できる。

マーカに付与した色を検出するためのカラー画像処理は、RGB 色空間から HSV 色空間 (Fig. B.5) に変換した上で実施することとした。RGB 色空間では、赤・緑・青それぞれの明るさ(グレースケール値)を組み合わせることで色を表現していることから、画像処理においては、照明環境の変化により色を識別するためのしきい値が変動してしまうという欠点がある。一方、HSV 色空間は、色を色相 H(Hue)、彩度 S(Saturation)、明度 V(Value) で表現するものであり、明るさと色を区別することができるという利点がある。色相 H は、色の種類を 0 から 360deg で表す指標である。このため、0deg と 360deg はいずれも赤色となる。彩度 S は、鮮やかさを表す指標である。彩度が高い場合は鮮やかに発色していることを示し、低い場合はモノクロに近い色となる。明度 V は、明るさを示す指標である。明度が小さい場合には、明るさが低くなるため、色は黒に近づく。

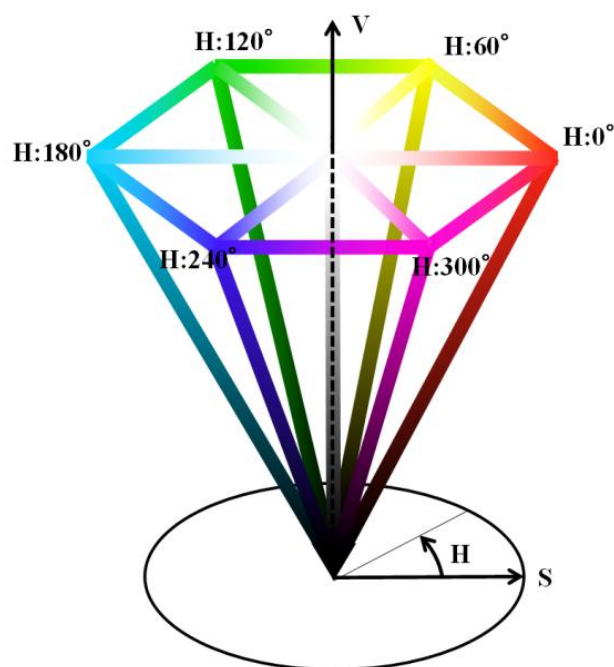


Fig. B. 5 HSV 色空間のイメージ

よって、要求機能②については、HSV 色空間における彩度 S と明度 V を基に撮影条件(露出)を評価することで対応する方針とした。撮影画像が明るすぎる場合、平面カラーマーカにおける色情報部は、白とびすることが予想され、彩度 S は低下すると考えられる。一方、撮影画像が暗すぎる場合には、色情報部の明るさ V が低下すると考えられる。よって、平面カラーマーカの色情報部の彩度 S と明度 V ができる限り高い値を示すよう撮影条件(露出)

を決定することとした。

要求機能③については、HSV 色空間における色相 H を基にマーカに付与された色を区別し、複数のマーカを識別する方針とした。なお、今回の試作においては、平面カラーマーカにて使用する色の数を 5 色とした。5 色が 5 つの円領域に割り当てられる場合、組み合わせにより 5 の 5 乗通り(3125 通り)の ID を有することとなる。

平面カラーマーカに使用する色は、周辺環境における疑似マークとの区別や色同士の識別のため、彩度や明度はできる限り高い方が望ましい。よって、彩度と明度については、いずれの色でも画像上で最大となるように設定した。なお、今回の試作において、彩度と明度はそれぞれ 8bit で表すこととする。よって、最大値は 255 とする。

また、色の種類については、識別性を考慮した場合、それぞれができる限り異なることが望ましい。よって、5 つの色の色相値をできる限り離れた値とするため、360deg を 5 等分した値である 72deg 刻みで設定することとした。なお、色相値についても、彩度・明度同様に 8bit で表すため、色相値(deg)を 2 で除して 0 から 180 の範囲で表記することとした。

この方針に従い、カラーマーカの試作に用いる 5 色の組合せを案 A と案 B の 2 種類提案する。案 A は、色相値 0 から 36(72deg)刻みで 5 色設定したものである。案 B は、案 A の色相値に対して 18(36deg)分オフセットしたものであり、案 1 の色相値の中間となる色相値をもつものとした。(Table B.1)

Table B.1 平面カラーマーカの試作に用いる色の組み合わせ案

	H range(1-180, 1=2deg), S・V Range(1-255)				
	No.1	No.2	No.3	No.4	No.5
Color Plan A	H:0 S:255 V:255	H:36 S:255 V:255	H:72 S:255 V:255	H:108 S:255 V:255	H:144 S:255 V:255
Color Plan B	H:18 S:255 V:255	H:54 S:255 V:255	H:90 S:255 V:255	H:126 S:255 V:255	H:162 S:255 V:255

平面カラーマーカの試作品(Fig. B.6)では、マーカ内の 5 つの円領域がそれぞれ異なる色となるよう配色を行い、1 枚のマーカで設定した 5 色全ての評価ができるようにした。

サンプル 1 およびサンプル 2 は、モアレのドットのある円領域に配置する色を赤系および青系としたものであり、色相によらず、モアレのドット位置の抽出が可能であることを確認する。

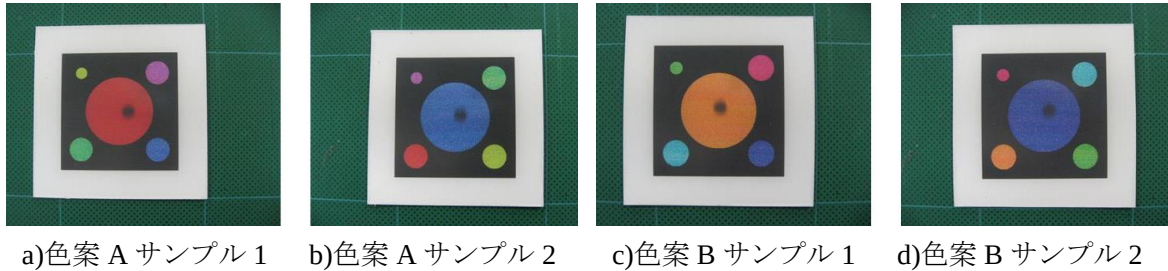


Fig. B. 6 平面カラーマーカの試作品

B.4 平面カラーマーカを用いた視覚システムの評価

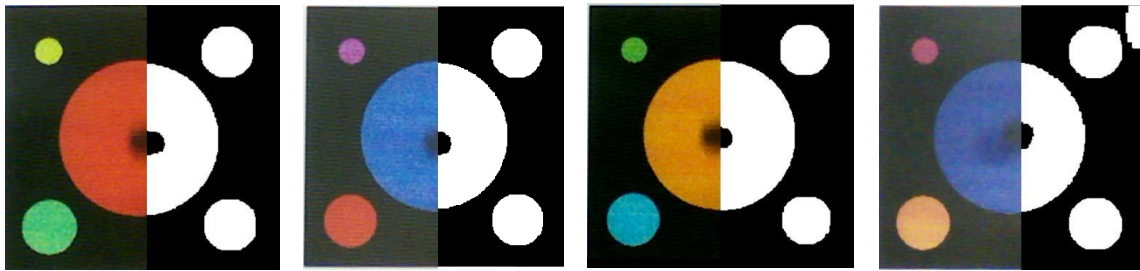
平面カラーマーカを用いた画像処理システムを評価するため、地上実験を実施した。平面カラーマーカ試作品を用いた地上実験として、ArrayMark 機能の確認、撮影条件(露出)評価機能の確認、ID 識別機能の確認のための実験をそれぞれ実施し、評価を行なった。

B.4.1 ArrayMark 機能の確認

ArrayMark の主要な機能は、マーカ中央の円領域におけるモアレのドットの位置を基に姿勢の補正を行うものである。このため、ArrayMark では、中央の円領域を 2 値化処理することでモアレのドットを抽出している。このことから、円領域各部に色情報を付与した平面カラーマーカを用いた場合でも、モアレのドットが抽出できれば、ArrayMark 機能は維持できていると言える。

なお、従来の ArrayMark では画素毎の明るさを基にした 2 値化処理を行うことでモアレのドットを抽出していたが、平面カラーマーカでは、彩度・明度をしきい値として設定した 2 値化処理をおこなうことでモアレのドットを抽出する。平面カラーマーカにおけるモアレのドット抽出の評価として、彩度・明度による 2 値化処理結果を評価した。

2 値化処理結果の評価用として、平面カラーマーカの左半分は撮影画像をそのまま示し、右半分に 2 値化処理をした結果を重ね合わせて示した(Fig. B.7)。2 値化処理結果において、一定以上の彩度・明度を持つ平面カラーマーカの円領域を白色で表示している。逆に、彩度・明度共に低いモアレのドット部は黒色で表示している。これより、色情報が付与された部分は、白色で表示され、マーカ中央の円領域内のモアレのドット部は黒色で表示されているのがわかる。このことから、色情報の付与後であってもモアレのドットの抽出は実現可能であると言える。



a) 色案 A サンプル 1 b) 色案 A サンプル 2 c) 色案 B サンプル 1 d) 色案 B サンプル 2

Fig. B. 7 彩度・明度を基にした 2 値化処理によるモアレのドットの抽出結果

さらに、モアレのドットのある円領域の色については、色相が赤系および青系のいずれの場合であってもモアレのドット部が抽出できている。このことから、彩度・明度を基にした 2 値化処理において、色相による影響は小さいと言える。この結果から、「ArrayMark」の基本機能は維持しつつ、色情報を追加した平面カラーマーカの実現性を示すことができた。

B.4.2 撮影条件(露出)評価機能

平面カラーマーカを用いた撮影条件(露出)の評価には、彩度および明度を用いる。試作した平面カラーマーカに用いる色は、彩度および明度が最大値となるよう定義されている (Table B.1)。よって、画像処理によって、画像上における平面カラーマーカ部の彩度と明度を計測し、これを撮影条件(露出)評価のための指標とする。これらの計測値が、定義された値に近づくよう、自動で露出の調整を行うアルゴリズムを開発した。アルゴリズムの概要は下記の通りである。

- ①画面全体から、マーカ形状である四角形を検索
- ②検出された四角形内に彩度・明度がしきい値以上となる円(参照点および中央円)を検索
- ③円が全て抽出された四角形は、マーカと判定し、中央円の彩度・明度を計測
- ④下記の条件に従ってマーカ領域の明るさを評価し、露出パラメータを調整
 - ・彩度<<明度：マーカ領域が明るすぎる
 - ・明度<<彩度：マーカ領域が暗すぎる
 - ・明度・彩度共に低い：マーカ領域が暗すぎる
 - ・明度・彩度が共に高い：適正露出

*なお②まででマーカが検出できない場合、露出が不適と判定し、マーカが検出されるまで露出パラメータを変化させながら、検索する。マーカ検出後は、③に移行する。

試作した平面カラーマーカを用いた撮影条件(露出)評価機能の確認実験として、平面カラーマーカを白色および黒色の背景前に設置した状態でカメラによる撮影を実施した。なお、撮影条件(露出)は、カメラ標準の自動調整機能を用いた場合と、平面カラーマーカの彩度と明度を基に自動調整を行なうアルゴリズムを使用した場合の 2 種類とし、撮影された画像の比較を行なった。(Table B.2)

なお、今回試作した平面カラーマーカは、ArrayMark の機能も有していることから、色情報が付与された円領域 5 個所およびモアレパターンが抽出できれば、位置・姿勢の計測を行うことができる。

Table B. 2 平面カラーマーカを用いた撮影条件(露出)評価機能の確認実験条件

No.	Color Plan	Sample	Back ground	Photographing conditions
1	A	1	White	AUTO (Camera standard or Measured S/V base)
2	A	2	Black	
3	B	1	White	
4	B	2	Black	

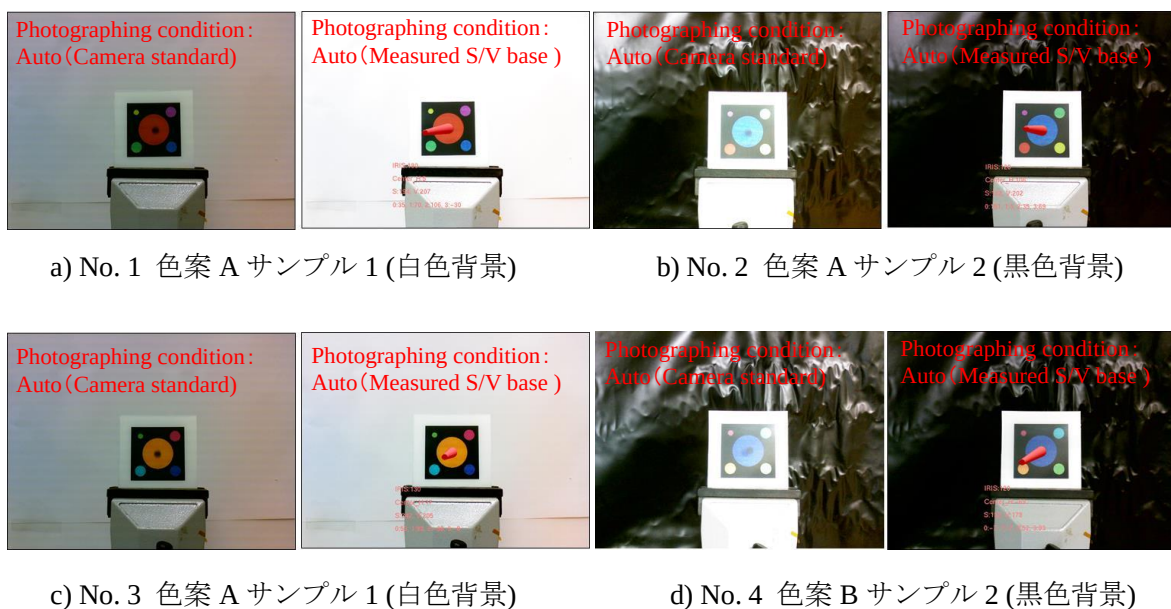


Fig. B. 8 撮影条件(露出)評価機能の実験結果例

実験により取得された画像を比較したところ、カメラ標準の撮影条件(露出)自動調整機能を用いた場合では、背景の影響を受けて画像上の平面カラーマーカ部の明るさが不適とな

っていた(Fig. B.8). 白色背景にマーカを置いた場合、画面全体が暗くなり、位置・姿勢の計測が実施できなかった。一方、黒色背景にマーカを置いた場合では、画面全体が明るく、マーカ部の参照点の一部には白とびが発生していた。この場合も、位置・姿勢の計測が実施できていない。カメラ標準の撮影条件(露出)自動調整機能では、背景全体の明るさを基に露出に関するパラメータを決定していると想定され、サイズの小さいマーカ部よりも背景側に合わせた露出調整が実施されたことがマーカ部における視認性低下の原因と考えられる。この結果、マーカの特徴形状である参照点の彩度や明度の値が、抽出のためのしきい値の下限を下回ったために位置・姿勢計測が行われなかったものと考えられる。

一方、画像から計測した彩度と明度を基に撮影(露出)条件を自動調整した場合では、平面カラーマーカの中央に、位置・姿勢計測結果を示す赤色のロッドが CG で表示されている。これにより、画像から参照点やモアレパターンを正しく抽出し、位置・姿勢計測が実施できていることがわかる。また、円領域に付与した色情報について、実物に近い鮮やかな色として画像中に表示されていることが目視でも確認できる。

これらの結果から、彩度と明度を基にした撮影(露出)条件を評価・自動調整することで、平面カラーマーカ部の白とびや明るさの不足を改善できることがわかった。この実験により、色情報を基にした撮影条件(露出)評価機能の有効性を示すことができた。

B.4.3 ID 識別機能

ID 識別は、平面カラーマーカの円領域における色相を基に実施する。よって、画像から計測された色相を、各色に定義された色相と比較することで、ID 識別機能の評価とした。

なお、色相計測に使用した画像は、B.4.2 節において、彩度と明度を基に撮影条件(露出)の自動調整を行なった画像と同一である。このため、各色案においてサンプル 1 は白色の背景に平面カラーマーカを設置して撮影した場合の結果であり、サンプル 2 は黒色の背景に平面カラーマーカを設置して撮影した場合の結果である。

平面カラーマーカの色相計測結果(Table B.3)において、定義された色相と計測結果のずれは、色案 A では最大で 7、色案 B では最大で 15 であった。各色相は、36 刻みとなるよう定義されていることから、色相のずれが±18 以下であれば、色の同定は可能であると考えられる。よって、今回の実験における色相のずれ量は、色の同定結果に影響しない範囲である。

なお、色相値のずれは、背景によらず特定の色において特定の方向にずれていた。この原因の一つとして、平面カラーマーカ作成時の印刷工程に使用する塗料の特性が影響している可能性が考えられる。

Table B. 3 平面カラーマーカ色相値の計測結果

a)色案 A

		H range(1-180, 1=2deg)				
		No.1	No.2	No.3	No.4	No.5
Definition		0	36	72	108	144
Measurement	Sample1	5	35	70	106	150
	Sample2	3	35	69	106	151
	Average	4	35	69.5	106	151
Error		4	-1	-2.5	-2	6.5

b)色案 B

		H range(1-180, 1=2deg)				
		No.1	No.2	No.3	No.4	No.5
Definition		18	54	90	126	162
Measurement	Sample1	17	53	93	112	172
	Sample2	17	52	93	111	173
	Average	17	52.5	93	112	173
Error		-1	-1.5	3	-14.5	10.5

B.5 軌道上実証実験計画

「ArrayMark」および平面カラーマーカを新しい宇宙用の視覚マーカとして実用化するため、2015 年より軌道上実証実験が実施されている。本節では、軌道上実証実験計画の概要について説明する。

軌道上実証実験は、ArrayMark を用いて計測した位置・姿勢値や光学特性に対する軌道上環境の影響の評価、および長期間曝露されることによる経時変化の評価を主な目的としており、国際宇宙ステーション 日本実験棟(きぼう)の船外プラットフォームを利用して行われる。

軌道上実証実験に用いる実験用試料は、「ArrayMark」を取り付ける領域と、色の評価を行うためのカラーパターンを取り付ける領域から構成される。さらに、これらの領域は、AO(Atomic Oxygen)と呼ばれる原子状酸素、および紫外線(UV; UltraViolet)から保護するためのコーティングを施したカバーによって覆われた部分と、カバーが無く直接宇宙環境に曝露される部分に分かれている。(Fig. B.9)

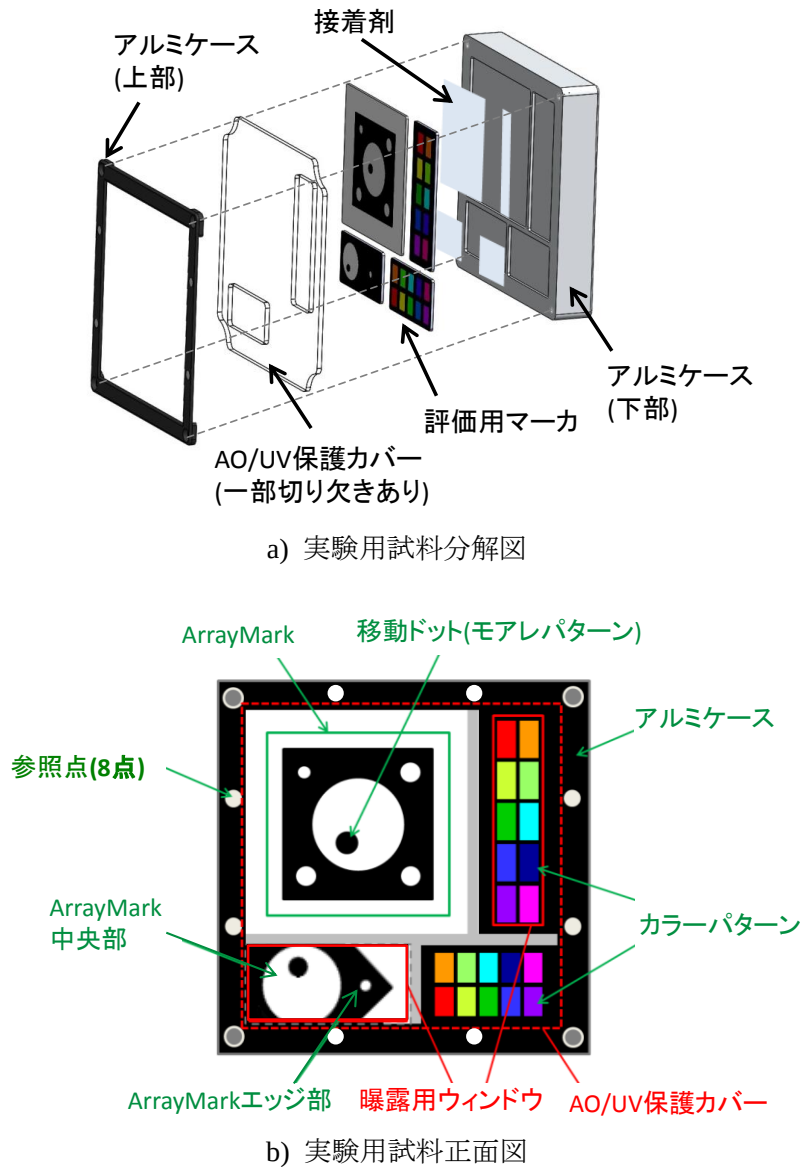


Fig. B.9 軌道上実証実験用試料

この試料は、簡易曝露実験装置(ExHAM; Exposed Experiment Handrail Attachment Mechanism) [137]に搭載され、ExHAMは、日本実験棟(きぼう)の船外プラットフォーム上のハンドレールに搭載される。こうした状態において、宇宙環境への曝露実験がおおよそ1年間かけて実施される。また、曝露中の試料は、日本実験棟(きぼう)搭載のロボットアーム(JEMRMSの子アーム)のカメラにより撮影される。

こうして得られた画像を基に、宇宙環境がArrayMarkおよびカラーパターンに及ぼす影響評価、および宇宙ロボット作業に用いる位置・姿勢計測ターゲットとしての技術実証を行うことが想定されている。また、曝露実験開始後におおよそ1年間経過した試料は、

ExHAM から取り外され、地上に帰還する。このため、曝露による影響の評価を地上で詳細に確認することも想定している。

B.6 提案手法の評価結果と今後の課題

本付録では、カメラおよびターゲットを含めた画像による計測システムの一案として、高精度な 2 次元視覚マーカである「ArrayMark」に色情報を追加した「平面カラーマーカ」について提案し、これを利用した画像計測システムの高機能化に関する地上実験を行なった。

平面カラーマーカの試作品を用いた地上実験により、色情報を利用したカメラの撮影(露出)条件最適化手法の有効性をについて確認することができた。また、色の識別による ID 機能の確認では、撮影画像を基にマーカ特徴点毎の色相値を計測し、それぞれの色を区別可能であることが確認できた。

現在は、ArrayMark およびカラーパターンを取り付けた実験用試料の軌道上実証実験により、軌道上環境におけるマーカの経時変化の評価が進められている。

今後は、こうした軌道上実証実験の結果を踏まえ、軌道上環境に対してよりロバストな画像計測システムについて、さらなる検討を行なっていきたいと考える。

Appendix C:略語集

ADEOS	ADvanced Earth Observing Satellite
ADEOS- II	ADvanced Earth Observing Satellite- II
ALOS	Advanced Land Observing Satellite
AO	Atomic Oxygen
AOCS	Attitude & Orbit Control System
AR	Augmented Reality
CAM	CAMera, CAMera unit
CAM-H	CAMera Head
CCD	Charge Coupled Device
CFRP	Carbon Fiber Reinforced Plastics
CG	Computer Graphics
CMOS	Complementary Metal Oxide Semiconductor
CSA	Canadian Space Agency
DRTS	Data Relay Test Satellite
ERA	Extendable Robot Arm
ESA	European Space Agency
ETS-VI	Engineering Test Satellite — VI
ETS-VII	Engineering Test Satellite — VII
ETS-VIII	Engineering Test Satellite — VIII
EVA	ExtraVehicular Activity
ExHAM	Exposed Experiment Handrail Attachment Mechanism
GCOM-W1	Global Change Observation Mission – Water1
GOSAT	Greenhouse gases Observing SATellite
HTV	H-II Transfer Vehicle
IKAROS	Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun
IRU	Inertial Reference Unit
ISS	International Space Station
JAXA	Japan Aerospace eXploration Agency
JEM	Japanese Experiment Module
JEMRMS	JEM Remote Manipulator System
JST	Japan Standard Time
LDREX	Large-scale Deployable Reflector Experiment

LED	Light Emitting Diode
LIDAR	Light Detection And Ranging
LRF	Laser Range Finder
MCE	Multi-Mission Consolidated Equipment
MDS-1	Mission Demonstration test Satellite-1
MIT	Massachusetts Institute of Technology
MUSES-C	MU Space Engineering Spacecraft-C
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NTSC	National Television System Committee
PAF	Payload Attach Fitting
pix	pixel
PTAM	Parallel Tracking And Mapping for small AR workspaces
PXS	ProXity Sensor
QVGA	Quarter Video Graphics Array
QZSS	Quasi-Zenith Satellites System
RBR	Reconfigurable Brachiating space. Robot
REX-J	Robot Experiment on JEM
ROI	Region Of Interest
RVLS	RendezVous Laser Sensor
RVR	RendezVous laser Radar
SAP	Solar Array Paddole
SCAM	Satellite mount monitor CAMera
SELENE	SELEnological and ENgineering Explorer
SLAM	Simultaneously Localization And Mapping
SRA	Storable tubular extendable member Robot Arm
SSPS	Space Solar Power Systems
SSRMS	Space Station Remote Manipulator System
STEM	Storable Tubular Extendable Member
SXGA	Super Extended Graphics Array
TANSO-CAI	Thermal And Near infrared Sensor for carbon Observation
TANSO-FTS	Thermal And Near infrared Sensor for carbon Observation
UV	UltraViolet
WINDS	Wideband InterNetworking engineering test and Demonstration Satellite

研究業績

会誌掲載論文(本論文に関係するもの)

- [1] 鈴木悟史, 中村俊之, 吉井正広, 中島正勝, 中西洋喜, 本田瑛彦, 小田光茂, “高精度画像処理アルゴリズムによる「いぶき」太陽電池パネル挙動計測”, 日本機械学会論文集 C 編, Vol. 79, No. 807, pp. 4233-4248, 2013
(本論文との対応：第二章)
- [2] Hiroki Nakanishi, Satoshi Suzuki, Atsushi Ueta, Keisuke Watanabe, Hiroki Kato, Masahiro Yoshii, Shinichiro Nishida, Mitsushige Oda, “Vibration Analysis for the Extendable Robot Arm of REX-J”, TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, Vol. 12, No. ists29, pp. Tk_57 -Tk_62, 2014
(本論文との対応：第三章)
- [3] 鈴木悟史, 吉井正広, 中西洋喜, 山隅允裕, 小田光茂, 上田敦史, 渡邊恵佑, 加藤裕基, 星亜友美, 西田信一郎, “REX-J ミッションにおける画像処理を用いたデザー移動の評価”, 日本機械学会論文集, Vol. 81, No. 824, p. 14-00298, 2015
(本論文との対応：第四章)

会誌掲載論文(本論文に関係しないもの)

- [1] 松崎邦男, 花田幸太郎, 初鹿野寛一, 清水透, 鈴木悟史, 淵沢定克, “MgB2 の生成と超伝導特性に及ぼすボロン粉末粒度の影響”, 粉体および粉末冶金, Vol. 50, No. 4, pp. 306-309, 2003
- [2] 松崎邦男, 花田幸太郎, 初鹿野寛一, 清水透, 鈴木悟史, 淵沢定克, “AZ31 合金粉末を用いた MgB2 超伝導体の作製と特性”, 粉体および粉末冶金, Vol. 50, No. 4, pp. 310-313, 2003
- [3] 松崎邦男, 花田幸太郎, 初鹿野寛一, 清水透, 鈴木悟史, 淵沢定克, “HIP 処理による MgB2 の高密度化と超伝導特性”, 粉体および粉末冶金, Vol. 50, No. 9, pp. 717-720, 2003
- [4] Mitsushige Oda, Hirotaka Sawada, Masahiro Yoshii, Kazuya Konoue, Hiroki Kato, Satoshi Suzuki, Yusuke Hagiwara, Taihei Ueno, “Proposal of a Tethered Space Walking Robot - REX-J: Robot Experiment on JEM-“, TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, SPACE TECHNOLOGY JAPAN, Vol. 7, No. ists26, pp. Td_7-Td_12, 2009

- [5] Mitsushige Oda, Masahiro Yoshii, Hiroki Kato, Satoshi Suzuki, Yusuke Hagiwara, Taihei Ueno, "Development of a Tether Based Space Walking Robot to Be Tested on ISS/KIBO", TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, Vol. 8, No. ists27, pp. To_4_19-To_4_24, 2010
- [6] Mitsushige Oda, Yusuke Hagiwara, Satoshi Suzuki, Toshiyuki Nakamura, Noriyasu Inaba, Hirotaka Sawada, Masahiro Yoshii, Naoki Goto, "Measurement of Satellite Solar Array Panel Vibrations Caused by Thermal Snap and Gas Jet Thruster Firing", Recent Advances in Vibrations Analysis (ISBN 978-953-307-696-6), InTech, pp. 123-140, 2011
- [7] Naohiro Uyama, Kazuya Yoshida, Hiroki Nakanishi, Mitsushige Oda, Hirotaka Sawada, Satoshi Suzuki, "Contact Dynamics Modeling for Snare Wire Type of End Effector in Capture Operation", TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, Vol. 10, No. ists28, pp. Pd_77-Pd_84, 2012
- [8] Mitsushige Oda, Akihiko Honda, Satoshi Suzuki, Yusuke Hagiwara, "Vibration of Satellite Solar Array Paddle Caused by Thermal Shock When a Satellite Goes Through the Eclipse", Advances in Vibration Engineering and Structural Dynamics (ISBN 978-953-51-0845-0), InTech, pp. 333-354, 2012
- [9] Akihiko Honda, Mitsushige Oda, Hiroki Nakanishi, Satoshi Suzuki, "Contact Dynamics Analysis for HTV Capturing by SSRMS", TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, Vol. 12, No. ists29, pp. Pc_9 - Pc_14, 2014
- [10] Kentaro Iki, Satomi Kawamoto, Yasushi Ohkawa, Teppei Okumura, Kazutaka Kawashima, Moto Takai, Katsuhiko Izawa, Koji Matsumoto, Satoshi Suzuki, Yasuhiro Katayama, Yuuta Horikawa, Koichi Inoue, "Expected On-orbit Tether Deployment Dynamics on the KITE Mission", TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, Vol. 14, No. ists30, pp. Pr_9-Pr_18, 2016

学会発表(査読有, 本論文に関係するもの)

- [1] Mitsuhide Oda, Satoshi Suzuki, Yusuke Hagiwara, Toshiyuki Nakamura, Noriyasu Inaba, Kazuya Konoue, Hirotaka Sawada, “MEASUREMENT OF THE SOLAR ARRAY PANEL’S VIBRATION CAUSED BY THERMAL SNAP AND DELTA-V USING MONITOR CAMERAS ON THE GREENHOUSE GASES OBSERVING SATELLITE (GOSAT)”, 60th International Astronautical Congress, IAC-09.C1.9.3, Daejeon, 2009
- [2] Mitsuhide Oda, Masahiro Yoshii, Kato Hiroki, Atsushi Ueta, Satoshi Suzuki, Yusuke Hagiwara, Taihei Ueno, “Astrobot, the Astronaut Support Robot, Its concept and an experiment plan on the space station KIBO”, 60th International Astronautical Congress, IAC-09.A5.2.-B3.6.3, Daejeon, 2009
- [3] Yusuke Hagiwara, Satoshi Suzuki, Mitsuhide Oda, Toshiyuki Nakamura, “MEASUREMENT AND ANALYSIS OF SOLAR ARRAY PANEL’S DYNAMIC DISPLACEMENT CAUSED BY THERMAL SNAP USING AN ON-BOARD MONITOR CAMERA”, 61th International Astronautical Congress, IAC-10-C1.3.11, Prague, 2010
- [4] Mitsuhide Oda, Masahiro Yoshii, Yoshinori Tabo, Hiroki Kato, Atsushi Ueta, Satoshi Suzuki, Yusuke Hagiwara, Taihei Ueno, “REX-J (Robot Experiment on ISS/JEM) to demonstrate technologies for Astronaut support robots (Astrobot)”, 61th International Astronautical Congress, IAC-10.B3.6.-A5.38, Prague, 2010
- [5] Mitsuhide Oda, Masahiro Yoshii, Hiroki Kato, Atsushi Ueta, Satoshi Suzuki, Yusuke Hagiwara, Taihei Ueno, “REX-J, Robot Experiment on the ISS/JEM to demonstrate the Astrobot’s locomotion capability”, 10th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, 090, Sapporo, 2010
- [6] Mitsuhide Oda, Masahiro Yoshii, Hiroki Kato, Hiroki Nakanishi, Atsushi Ueta, Satoshi Suzuki, Mitsuhiro Yamazumi, “Development Status of the REX-J mission, Astronaut support robot experiment on the ISS/JEM”, 62nd International Astronautical Congress, IAC-11.A5.3.-B3.6.5, Cape Town, 2011
- [7] Akihiko Honda, Satoshi Suzuki, Yusuke Hagiwara, Mitsuhide Oda, “Measurement and Analysis of the Solar Array Paddle’s Dynamic Displacements for GOSAT”, 11th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, 03b-03, Turin, 2012

- [8] Daichi Hirano, Akinori Kobayashi, Kenji Nagaoka, Kazuya Yoshida, Satoko Abiko, Mitsushige Oda, Hiroki Nakanishi, Hiroki Kato, Keisuke Watanabe, Atsushi Ueta, Shinichiro Nishida, Masahiro Yoshii, Satoshi Suzuki, “Modeling and Analysis of Tether-Based Mobile Robot Based on Flight Experiments”, IEEE Aerospace Conference 2014, 10.1109/AERO.2014.6836266, Big Sky, 2014
- [9] Hiroki Nakanishi, Mitsuhiro Yamazumi, Soutaro Karakama, Mitsushige Oda, Shinichiro Nishida, Hiroki Kato, Keisuke Watanabe, Atsushi Ueta, Masahiro Yoshii, Satoshi Suzuki, “Tether-based Robot Locomotion Experiments in REX-J mission”, 12th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, 0026, Montreal, 2014
- [10] Atsushi Ueta, Keisuke Watanabe, Yuto Takei, Satoshi Suzuki, Hideyuki Tanaka, “A High-Accuracy 2D Visual Marker for Dexterous Manipulation Robot in Space”, 12th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, 0085, Montreal, 2014
- [11] Atsushi Ueta, Keisuke Watanabe, Yuto Takei, Satoshi Suzuki, Hideyuki Tanaka, “A High-Accuracy 2D Color Marker for Dexterous Manipulation in Space”, 65th International Astronautical Congress, IAC-14.D3.3.10, Toronto, 2014
- [12] Satoshi Suzuki, Hideyuki Tanaka, Shinichiro Narita, Keisuke Watanabe, Atsushi Ueta, Masaru Wada, Yusuke Matsumura, Hitoshi Morimoto, “The First Experiment of A High-Accuracy 2D Color Marker in Space”, 13th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Beijing, 2016

学会発表(査読有, 本論文に関係しないもの)

- [1] Hirotaka Sawada, Satoshi Suzuki, Mitsushige Oda, “A CONTACT DYNAMICS ANALYSIS OF SPACECRAFT CAPTURING AND RIGIDIZING”, 9th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space (POSTER SESSION), m084, Hollywood, 2008
- [2] Junji Kikuchi, Satoshi Suzuki, Hiroki Kato, Hirotaka Sawada, Masatsugu Otsuki, “3D Mapping by Active Stereo Sensor on Sampling Mission of Asteroid Surface”, IEEE Aerospace Conference 2017, 6.0201, Big Sky, 2017

学会発表(査読無，本論文に関係するもの)

- [1] 小田光茂, 吉井正広, 田保則夫, 加藤裕基, 鈴木悟史, 上野泰平, 萩原裕介, “「きぼう」船外実験プラットフォームでの有人宇宙活動支援ロボット実証実験”, 第52回宇宙科学技術連合講演会, 1D03, 淡路, 2008
- [2] Mitsushige Oda, Satoshi Suzuki, Yusuke Hagiwara, Toshiyuki Nakamura, Noriyasu Inaba, Kazuya Konoue, Hirotaka Sawada, “Measurement of the solar array panel’s vibration caused by the “Thermal Snap” using the Greenhouse gases Observing Satellite, GOSAT -- 1st report: development of the vibration measurement system and its initial functional check after launch of the satellite --”, 27th International Symposium on Space Technology and Science, 2009-d-11, Tsukuba, 2009
- [3] 小田光茂, 鈴木悟史, 萩原裕介, 中村俊之, 稲場典康, 此上一也, 澤田弘崇, “GOSAT搭載モニタカメラによる衛星の太陽電池パドルの振動計測”, 第53回宇宙科学技術連合講演会, 1D16, 京都, 2009
- [4] 小田光茂, 吉井正広, 田保則夫, 加藤裕基, 上田敦史, 鈴木悟史, 上野泰平, 萩原裕介, 三浦尚幸, 久我楽南, “「きぼう」船外実験プラットフォーム二期利用ミッション「EVA支援ロボット実証実験」の開発”, 第53回宇宙科学技術連合講演会, 2D06, 京都, 2009
- [5] 小田光茂, 吉井正広, 中西洋喜, 加藤裕基, 上田敦史, 鈴木悟史, 萩原裕介, 山隅充裕, 平野大地, “EVA支援ロボット実証実験(REX-J)の開発状況”, 第54回宇宙科学技術連合講演会, 3B05, 静岡, 2010
- [6] Mitsushige Oda, Masahiro Yoshii, Hiroki Nakanishi, Hiroki Kato, Atsushi Ueta, Satoshi Suzuki, Mitsuhiro Yamazumi, “Preparation of the REX-J mission to demonstrate technologies for the astronaut support robot”, 28th International Symposium on Space Technology and Science, 2011-d-27, Okinawa, 2011
- [7] Yusuke Hagiwara, Satoshi Suzuki, Mitsushige Oda, “On-Orbit Measurement of Solar Array Paddle’s Thermally Induced Deformation Using A Monitor Camera Mounted On GOSAT”, 28th International Symposium on Space Technology and Science, 2011-d-39, Okinawa, 2011
- [8] 小田光茂, 吉井正広, 中西洋喜, 加藤裕基, 上田敦史, 鈴木悟史, 山隅允裕, “EVA支援ロボット実証実験(REX-J)の開発状況”, 第55回宇宙科学技術連合講演会, 2F01, 愛媛, 2011

- [9] 本田瑛彦, 鈴木悟史, 萩原裕介, 小田光茂, “地球観測衛星の日照状態の急変に伴う太陽電池パドルの振動の解明”, ロボティクス・メカトロニクス講演会 2012, 1P1-J07, 浜松, 2012
- [10] 小田光茂, 吉井正広, 中西洋喜, 加藤裕基, 上田敦史, 西田信一郎, 鈴木悟史, 山隅允裕, “EVA 支援ロボット実証実験 (REX-J) の打ち上げ”, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 1A2-J07, 別府, 2012
- [11] Atsushi Ueta, Shinichiro Nishida, Hiroki Kato, Hiroki Nakanishi, Keisuke Watanabe, Ayumi Hoshi, Masahiro Yoshii, Satoshi Suzuki, Mitsushige Oda, “On-orbit Performance of the Extendable Robotic Manipulator in the REX-J Mission”, 29th International Symposium on Space Technology and Science, 2013-k-33, Nagoya, 2013
- [12] Hiroki Nakanishi, Satoshi Suzuki, Atsushi Ueta, Keisuke Watanabe, Hiroki Kato, Masahiro Yoshii, Shinichiro Nishida, Mitsushige Oda, “Vibration Analysis for the Extendable Robot Arm of REX-J”, 29th International Symposium on Space Technology and Science, 2013-k-34, Nagoya, 2013
- [13] 山隅允裕, 中西洋喜, 小田光茂, 西田信一郎, 加藤 裕基, 渡邊 恵佑, 上田 敦史, 吉井 正広, 鈴木悟史, “REX-J におけるテザーを用いた宇宙ロボットの移動実験”, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 1M01, 米子, 2013
- [14] 小林明誉, 平野大地, 永岡健司, 安孫子聡子, 吉田和哉, 上田敦史, 中西洋喜, 鈴木悟史, 渡邊恵佑, 加藤裕基, 吉井正広, 小田光茂, 西田信一郎, “EVA 支援ロボット実証実験 REX-J の軌道上実験に基づく伸展アームの振動特性評価”, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 1M02, 米子, 2013
- [15] 益子裕堯, 天野萌, 鶴山尚大, 鳴海智博, 木村真一, 吉井正広, 鈴木悟史, 加藤裕基, 渡邊恵佑, 上田敦史, 西田信一郎, 中西洋喜, 小田光茂, “REX-J における軌道上自律画像誘導に向けた画像取得に関する基礎実験”, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 1M03, 米子, 2013
- [16] 天野萌, 益子裕堯, 鶴山尚大, 鳴海智博, 木村真一, 吉井正広, 鈴木悟史, 加藤裕基, 渡邊恵佑, 上田敦史, 西田信一郎, 中西洋喜, 小田光茂, “REX-J における軌道上自律画像誘導に向けた 3 次元形状再構成に関する基礎実験”, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 1M04, 米子, 2013
- [17] 鈴木悟史, 吉井正広, 山隅允裕, 中西洋喜, 小田光茂, 上田敦史, 渡邊恵佑, 加藤裕基, 西田信一郎, “REX-J ロボット位置・姿勢の計測のための画像処理方法”, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 1M05, 米子, 2013

- [18] 小田光茂, 中西洋喜, 山隅允裕, 西田信一郎, 加藤裕基, 上田敦史, 吉井正広, 鈴木悟史, “EVA 支援ロボット実証実験 (REX-J) ミッションの総括”, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 1M06, 米子, 2013
- [19] 天野萌, 鳴海智博, 木村真一, 鷗山尚大, 吉井正広, 鈴木悟史, 加藤裕基, 渡邊恵佑, 上田敦史, 西田信一郎, 中西洋喜, 小田光茂, “REX-J における軌道上の照度変化を考慮した 3 次元復元に関する基礎実験”, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 1M13, 長崎, 2014
- [20] 星亜友美, 上田敦史, 鈴木悟史, “テザー移動ロボット用リール機構の改良”, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 3H04, 長崎, 2014
- [21] 鈴木悟史, 田中秀幸, 武井悠人, 渡邊恵佑, 上田敦史, “宇宙近傍作業に用いる平面カラーマーカの試作”, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 3H11, 長崎, 2014
- [22] 鈴木悟史, 田中秀幸, 成田伸一郎, 渡邊恵佑, 上田敦史, 武井悠人, 松村祐介, 森本仁, “「きぼう」日本実験棟における簡易曝露実験装置(ExHAM)を用いた高精度平面マーカの宇宙実証実験”, 第 59 回宇宙科学技術連合講演会, 2F07, 鹿児島, 2015
- [23] 鈴木悟史, 田中秀幸, 成田伸一郎, 渡邊恵佑, 上田敦史, 和田 勝, 森本仁, 松村祐介, 及川幸揮, “簡易曝露実験装置(ExHAM)を用いた高精度平面マーカの軌道上環境影響評価”, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会, 3F15, 函館, 2016

学会発表(査読無, 本論文に関係しないもの)

- [1] 上野浩史, 稲葉一幸, 小田光茂, 鈴木悟史, “宇宙用 4 足歩行ロボットの地上実験: 足先画像フィードバックによる自動歩行実験”, ロボティクス・メカトロニクス講演会 2005, 1P2-S-053, 神戸, 2005
- [2] Hirotaka Sawada, Satoshi Szuki, Mitsushige Oda, “A contact dynamics for spacecraft capturing and rigidizing by end-effector of space manipulator”, Proceedings of 17th Workshop on JAXA Astrodynamics and Flight Mechanics, pp. 350-355, Sagamihara, 2007
- [3] Naohiro Uyama, Kazuya Yoshida, Hiroki Nakanishi, Mitsushige Oda, Hirotaka Sawada, Satoshi Suzuki, “Contact Dynamics Modeling for Snare Wire Type of End Effector in Capture Operation”, 28th International Symposium on Space Technology and Science, 2011-d-35, Okinawa, 2011

- [4] 中西洋喜, 小田光茂, 鈴木悟史, “宇宙大型マニピュレータによる宇宙ステーション補給機「こうのとり」捕獲時の運動解析”, ロボティクス・メカトロニクス講演会 2012, 1A2-J07, 浜松, 2012
- [5] Akihiko Honda, Mitsushige Oda, Hiroki Nakanishi, Satoshi Suzuki, “Contact Dynamics Analysis for HTV Capturing by SSRMS”, 29th International Symposium on Space Technology and Science, 2013-c-24, Nagoya, 2013
- [6] 片山保宏, 渡邊恵佑, 鈴木悟史, 林正人, 河本聡美, “デブリ除去における画像計測と運動推定についての現状報告”, 第6回 スペースデブリワークショップ, C5, 調布, 2014
- [7] Kentaro Iki, Satomi Kawamoto, Yasushi Ohkawa, Teppei Okumura, Kazutaka Kawashima, Moto Takai, Katsuhiko Izawa, Koji Matsumoto, Satoshi Suzuki, Yasuhiro Katayama, Yuuta Horikawa, Koichi Inoue, “Expected On-orbit Tether Deployment Dynamics on the KITE Mission”, 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015-r-27, Kobe, 2015
- [8] Kotomi Shoji, Yasuhiro Katayama, Atsushi Ueta, Daisuke Tsujita, Yuta Horikawa, Satoshi Suzuki, Tomohiro Narumi, Shinichi Kimura, “CAMERA FOR SPACE DEBRIS REMOVAL FOR SMALL SATELLITE”, 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015-f-72, Kobe, 2015

賞罰

- [1] 2013 年度 日本機械学会 宇宙工学部門 一般表彰 スペースフロンティアをEVA 支援ロボット実証実験「REX-J」開発/運用チームとして受賞
- [2] 2014 年度 宇宙航空研究開発機構 研究開発本部より REX-J プロジェクトへの協力／貢献に対する感謝状を株式会社エイ・イー・エスとして拝受

引用文献

- [1] 吉富進, “小型衛星”, *International Journal of Microgravity Science and Application*, Vol. 30, No. 3, pp. 135, 2013
- [2] 宇宙開発事業団, “宇宙開発データブック 2000”, pp. 555-561, 2000
- [3] 高畑博樹, “技術試験衛星Ⅷ型「きく 8 号」の開発と運用”, *電子情報通信学会 通信ソサイエティマガジン*, No. 3, pp. 64-78, 2007
- [4] 細田聡史, 金正浩, 趙孟佑, 豊田和弘, 河北史朗, 艸分宏昌, 高橋真人, 前島弘則, “ADEOS-II におけるケーブル間持続放電現象の地上検証”, *日本航空宇宙学会論文集*, Vol. 54, No. 633, pp. 427-433, 2006
- [5] 岩田隆敬, 畠田政信, “陸域観測技術衛星(ALOS): その技術と成果”, *日本機械学会誌*, Vol. 112, No. 9, pp. 24-27, 2009
- [6] 浜崎敬, 中島勝勝, 金子豊, 久世暁彦, 竹島敏明, 長尾法人, “温室効果ガス観測技術衛星(GOSAT)と地上システムの概要”, *日本リモートセンシング学会誌*, Vol. 28, No. 2, pp. 119-126, 2008
- [7] 伊藤徳政, “GCOM-W1 (「しずく」) と A-Train の概要”, *写真測量とリモートセンシング*, Vol. 52, No. 4, pp.178-181, 2013
- [8] 鈴木新一, “ALOS-2 の概要”, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2A07, 2014
- [9] 古川欣司, 小嶋正弘, 三浦健史, 百束泰俊, “全球降水観測計画/二周波降水レーダ(GPM/DPR)の開発”, *日本航空宇宙学会誌*, Vol. 63, No. 6, pp. 187-193, 2015
- [10] 迎久幸, “商用衛星について”, *電気設備学会誌*, Vol. 31, No. 5, pp.323-326, 2011
- [11] 藤田辰人, 佐々木進, 福室康行, 木皿且人, 瀬在俊浩, 鈴木拓明, “JAXA における宇宙エネルギー利用システム(SSPS)の研究概要”, 第 52 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 3G14, 2008
- [12] 細田聡史, 金正浩, 趙孟佑, 岩田隆敬, 三浦健史, 杢野正明, 高橋真人, 河北史朗, 野崎幸重, “極軌道衛星の太陽電池パドル裏面の帯電・放電抑制に関する地上試験”, *日本航空宇宙学会論文集*, Vol. 55, No. 643, pp. 380-387, 2007
- [13] Rod McGregor and Layi Oshinowo, “Flight 6A: Deployment and Checkout of the Space Station Remote Manipulator System (SSRMS)”, *Proceeding of the 6th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space*, AM131, 2001

- [14] 上野浩史, “国際宇宙ステーションにおけるロボット技術”, 日本ロボット学会誌, Vol. 27, No. 5 pp. 498-501, 2009
- [15] Yusuke Hagiwara, Mitsushige Oda, “Transformation Experiment of a Tensegrity Structure Using Wires as Actuators”, 2010 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, pp. 985-990, 2010
- [16] 青木隆平, 石村康生, 泉田啓, 角田博明, 古谷寛, 宮崎康行, 石澤淳一郎, 岸本直子, 樋口健, 酒井良次, 渡邊秋人, 渡辺和樹, “宇宙インフレータブル構造の宇宙実証”, 第 24 回宇宙利用シンポジウム, pp. 98-99, 2008
- [17] Hirokata Sawada, Osamu Mori, Nobukatsu Okuizumi, Yoji Shirasawa, Yasuyuki Miyazaki, Michihiro Natori, Saburo Matunaga, Hiroshi Furuya, Hiraku Sakamoto, “Evaluation of Solar Power Sail Deployment Mechanism of IKAROS”, 28th International Symposium on Space Technology and Science, 2011-o-4-04v, 2011
- [18] C. L. Foster, M. L. Tinker, G. S. Nurre, W. A. Till, “The Solar Array-Induced Disturbance of the Hubble Space Telescope Pointing System”, NASA Technical Paper 3556, 1995
- [19] 前田惟裕, “衛星ミッションの動向と宇宙実証-通信, 測位, 観測-”, 電子情報通信学会論文誌 B, Vol. J88-B, No. 1, pp. 3-12, 2005
- [20] 澤田弘崇, 此上一也, 松永三郎, 上野浩史, 小田光茂, “大型ロボットアームのマニュアル操作における制振実験”, ロボティクス・メカトロニクス講演会 2005, 1P2-S-054, 2005
- [21] 此上一也, 松永三郎, 澤田弘崇, 上野浩史, 小田光茂, “大型柔軟ロボットアームの操作時振動抑制実験”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 56, No. 652, pp. 195-202, 2008
- [22] 已谷真司, 上野浩史, “レーザレンジファインダを用いた柔軟宇宙構造物のパラメタ同定の地上実験”, 日本機械学会 2005 年度年次大会講演論文集(5), 3403, pp. 407-408, 2005
- [23] 桑尾文博, “「きぼう」のロボットアームの開発とその機能”, 日本機械学会誌, Vol. 107, No. 1025, pp. 238-240, 2004
- [24] 松永三郎, “宇宙ロボットおよび宇宙用機構の微小重力実験”, 日本マイクログラビティ応用学会誌, Vol. 19, No. 2, pp. 101-105, 2002

- [25] 橋本樹明, 久保田孝, “宇宙機のセンサ技術”, 映像情報メディア学会誌, Vol. 57, No. 10, pp. 1230-1234, 2003
- [26] 大熊隼人, 村上敬司, 後藤雅享, “宇宙輸送機による国際宇宙ステーションの振動”, 日本マイクログラビティ応用学会誌, Vol. 28, No. 1, pp. 13-17, 2011
- [27] 水野貴秀, 津野克彦, 奥村英輔, 中山通雄, “小惑星探査機はやぶさ搭載用レーザ高度計: 機器開発とその実運用結果報告”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 54, No. 634, pp. 514-521, 2006
- [28] 山元透, 井澤克彦, 岩田隆敬, 葛西徹, 植松洋彦, 西沢俊広, 村山勉, 山下敏明, 村田茂, “HTV 用国産ランデブセンサの開発”, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2G09, 2012
- [29] 西沢俊広, 村山勉, 山下敏明, 村田茂, 福島 E.文彦, 玉田守, 山元透, 井澤克彦, 岩田隆敬, “HTV 搭載ランデブレーザセンサ用ミラースキャンアクチュエータおよび制御手法の開発”, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 3B07, 2012
- [30] 荻野慎二, “小惑星探査機「はやぶさ」の開発と成果, NEC 技報, Vol. 64, No. 1, pp. 130-138, 2011
- [31] 西田信一郎, “今後の宇宙探査に向けた技術課題”, 第 52 回自動制御連合講演会講演論文集, A6-2, 2009
- [32] 中谷一郎, 片山雄二, 森康夫, “月面探査ローバの検討”, 愛知工科大学紀要, Vol. 8, pp. 21-28, 2010
- [33] 上田達朗, 川田浩彦, 富沢哲雄, 大矢晃久, 油田信一, “移動測域センサ-走行中も正しい計測が可能な移動ロボット用測域センサシステム-”, 計測自動制御学会第 6 回システムインテグレーション部門講演会予稿集, pp. 574-575, 2005
- [34] 河野功, 杵野正明, 姉川弘, 若林靖史, 鈴木孝, 卯尾匡史, 檜原弘樹, 森村忠昭, 功刀信, “ETS-VII ランデブ・レーダの軌道上性能評価”, 計測自動制御学会論文集, Vol. 38, No. 12, pp. 1047-1054, 2002
- [35] 日本電気株式会社, “姿勢制御系装置 「地球センサ」” (online), available from <<http://jpn.nec.com/solution/space/technology/bus001.html>> (参照日 2016 年 4 月 30 日)

- [36] Earl A. Thornton, Yool A. Kim, “Thermally Induced Bending Vibrations of a Flexible Rolled-Up Solar Array” , Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 30, No. 4, pp. 438-448, 1993
- [37] Earl A. Thornton, “Thermal Structures for Aerospace Applications”, AIAA, pp. 343-346, 1996
- [38] 小島寧, 谷脇滋宗, 狼嘉彰, “フレキシブル太陽電池パドルのスティックスリップによる衛星姿勢変動評価” , 電子情報通信学会論文誌 B, Vol. J88-B, No. 1, pp. 158-166, 2005
- [39] Takanori Iwata, Takeshi Yoshizawa, Horoki Hoshio, Ken Maeda, “PRECISION ATTITUDE AND ORBIT CONTROL SYSTEM FOR THE ADVANCED LAND OBSERVING SATELLITE (ALOS)” , AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Vol. 4, 2003
- [40] Changduk Kong, Kyung-Won Oh, Hyun-Bum Park, Y. Sugiyama, “Study on thermally induced vibration of flexible boom in various thermal environments of vacuum chamber” , Proceedings of International Society for Optics and Photonics, Vol. 5649, pp. 692-699, 2005
- [41] Armaghan Salehian, “Micropolar Continuum Modeling of Large Space Structures with Flexible Joints and Thermal Effects: Theory and Experiment” , PhD Thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, pp. 97-125, 2008
- [42] Mitsushige Oda, Yusuke Hagiwara, Satoshi Suzuki, Toshiyuki Nakamura, Noriyasu Inaba, Hirotaka Sawada, Masahiro Yoshii, Naoki Goto, “Measurement of Satellite Solar Array Panel Vibrations Caused by Thermal Snap and Gas Jet Thruster Firing” , Recent Advances in Vibrations Analysis, pp. 123-140, 2011
- [43] 萩原裕介, “宇宙展開構造物の熱誘起変形の計測と形状制御に関する研究” , 博士学位論文, 東京工業大学, pp. 33-109, 2011
- [44] 西田信一郎, 上田敦史, “EVA 支援ロボット実証実験(REX-J)” , 日本機械学会誌, Vol. 116, No. 1139, p. 738, 2013

- [45] Daichi Hirano, Kazuya Yoshida, Mitsushige Oda, Hiroki Nakanishi, “Experimental Verification of Vibration Control of a Flexible Arm for REX-J Robotic Demonstration on JEM”, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol. 10, No. ists28, pp. Pd_27-Pd_32, 2012
- [46] 山隅允裕, 中西洋喜, 小田光茂, 西田信一郎, 加藤裕基, 渡邊恵佑, 上田敦史, 吉井正広, 鈴木悟史, “REX-J におけるテザーを用いた宇宙ロボットの移動実験”, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2013-4210, 2013
- [47] 中村俊之, “「いぶき」搭載モニタカメラの概要と軌道上成果”, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 58, No. 675, pp. 111-115, 2010
- [48] 宇宙航空研究開発機構,
“EVA 支援ロボット実証実験(REX-J)ミッションプレスキット” (online), available from <http://robotics.jaxa.jp/rexj/pdf/20111209_REXJ_press.pdf>, 2011 (参照日 2015 年 11 月 27 日)
- [49] 明星電気株式会社, “衛星搭載モニタカメラ” (online), available from <<http://www.meisei.co.jp/products/monitorcameraforsatellite.pdf>> (参照日 2016 年 5 月 4 日)
- [50] 宇宙航空研究開発機構,
“1. 技術試験衛星Ⅶ型(ETS-Ⅶ) 1.5 ETS-Ⅶの主要サブシステム” (online), available from <http://robotics.jaxa.jp/project/ets7-HP/ets7_j/p_kit/p_h26f_15_j.htm> (参照日 2016 年 5 月 4 日)
- [51] 山崎順一, “月周回衛星「かぐや」搭載ハイビジョンカメラ”, 映像情報メディア学会誌, Vol. 62, No. 10, pp. 1527-1533, 2008
- [52] 増村茂樹, “画像処理システムにおけるライティング技術とその展望”, 映像情報インダストリアル, Vol. 34, No. 1, pp.29-36, 2002
- [53] 小田光茂, 稲場典康, “宇宙ロボット／ランデブ・ドッキング用視覚センサ”, コンピュータビジョンとイメージメディア, Vol. 2002, No. 102, pp. 39-44, 2002
- [54] 山内正仁, 山崎純一, 横田明俊, 阿久津亮夫, 加藤充康, 松本邦裕, 久保山智司, 永松愛子, 俵裕子, “国際宇宙ステーションにおけるハイビジョン用 CCD の白傷評価”, 映像情報メディア学会年次大会講演予稿集, 12-5, 2003

- [55] 山内正仁, 山崎純一, 渡辺敏英, 三橋政次, 安藤孝, 横田明俊, 久保山智司, 油谷崇志, 鈴木崇弘, 岩田佳之, 村上健, “ハイビジョン用 CCD に対する宇宙放射線の影響”, 映像情報メディア学会技術報告, Vol. 25, No. 75, pp. 27-32, 2001
- [56] 河野功, 空野正明, 葛西徹, 小山浩, 鈴木孝, 阿閉裕, 山羽勝志, 三石格禎, 寺島樹雄, 久保田伸幸, 坂田隆司, “ETS-VII ランデブ・ドッキング用近傍センサの軌道上性能評価”, 計測自動制御学会論文集, Vol. 39, No. 1, pp. 1-10, 2003
- [57] 小田光茂, “ETS-VII ロボット実験”, 計測と制御, Vol. 38, No. 11, pp. 704-709, 1999
- [58] 小田光茂, “衛星搭載ロボットアームの遠隔操作模擬実験-通信時間遅れや通信容量の制約等の環境を模擬した実験”, 日本ロボット学会誌, Vol. 15, No. 4, pp. 581-589, 1997
- [59] 稲場典康, 小田光茂, 西田信一郎, 林正人, “宇宙ロボットによる浮遊衛星捕獲のシステム設計”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 51, No. 596, pp. 469-474, 2003
- [60] 加藤博一, “拡張現実感システム構築ツール ARToolKit の開発”, 電子情報通信学会技術研究報告 PRMU, Vol. 101, No. 652, pp. 79-86, 2002
- [61] Yuko Uematsu, Hideo Saito, “Improvement of Accuracy for 2D Marker-Based Tracking Using Particle Filter”, Proceedings of 17th International Conference on Artificial Reality and Telexistence 2007, pp. 183-189, 2007
- [62] 上村平八郎, 西田信一郎, “実用カラーマーカの製作と模擬軌道上環境での性能評価”, 第 49 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2E02, pp. 759-764, 2005
- [63] 西田信一郎, 稲垣哲哉, 土井利次, 内堀康弘, “ETS-VII ロボット実験システム”, 日本ロボット学会誌, Vol. 17, No. 8, pp. 1062-1066, 1999
- [64] Michel Bondy, Rubakumar Krishnasamy, Derry Crymle, Piotr Jasiobedzki, “Space Vision Marker System (SVMS)”, Proceedings of AIAA SPACE 2007 Conference & Exposition, 2007
- [65] 上野浩史, 土井忍, 若林靖史, 桑尾文博, 竹貝朋樹, 吉江勇貴, 高田正治, 服部浩明, 福井教夫, 渡辺順一郎, “「きぼう」ロボットアームと装置交換機構による軌道上組立技術の実用化”, 日本ロボット学会誌, Vol. 30, No. 1 pp. 49-50, 2012
- [66] 橋本樹明, “太陽系探査と画像処理”, 映像情報メディア学会誌, Vol. 64, No. 6, pp. 789-793, 2010

- [67] 大津恭平, 久保田孝, “特徴の少ない地形における惑星探査ローバのビジュアルオドメトリ法”, 日本ロボット学会誌, Vol. 32, No. 9, pp. 825-831, 2014
- [68] 雲凱, 外本伸治, “小型探査ローバのためのレーザーレンジファインダーによる環境認識”, 日本機械学会論文集, Vol. 82, No. 835, 2016
- [69] 森岡博史, 李想揆, Tongprasit Noppharit, 長谷川修, “人の多い混雑な環境下でのSLAMによる移動ロボットのナビゲーション”, 第28回日本ロボット学会学術講演会講演概要集, 2010
- [70] 木村真一, 竹内誠, 深瀬勇太郎, 播磨浩一, 佐藤等, 吉田哲二, 宮坂明宏, 野田浩幸, 砂川圭, 本間正修, “画像相関法を用いた高精度変位計測手法の展開構造物の状態解析への応用-技術試験衛星Ⅷ型大型展開アンテナ小型・部分モデル展開実験(LDREX)への応用-”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 50, No. 587, pp. 496-503, 2002
- [71] Saburo Matunaga, Shinichi Inagawa, Toshiyuki Nishihara, Shinichi Kimura, Hiroataka Sawada, Osamu Mori, Kenji Kitamura, IKAROS STRUCTURE TEAM, “On-Orbit Demonstration of Deployable Camera System for Solar Sail IKAROS”, 28th International Symposium on Space Technology and Science, 2011-o-4-07v, 2011
- [72] 北村憲司, 西原俊幸, 澤田弘崇, 白澤洋次, 森治, 松永三郎, “IKAROS 搭載カメラ画像を用いた膜面形状推定”, 航空宇宙技術, Vol. 12, pp. 47-55, 2013
- [73] 知識柔一, 森治, 澤田弘崇, 白澤洋次, “分離カメラ画像の陰影による IKAROS の膜面形状推定”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 60, No. 4, pp. 167-172, 2012
- [74] Carsten Steger, Markus Ulrich, Christian Wiedemann, 株式会社リンクス 画像システム事業部訳, “画像処理アルゴリズムと実践アプリケーション”, pp. 180-198, 2008
- [75] Roger Y. Tsai, “A Versatile Camera Calibration Technique for High-Accuracy 3D Machine Vision Metrology Using off-the-Shelf TV Cameras and Lenses”, IEEE JOURNAL OF ROBOTICS AND AUTOMATION, Vol. RA-3, No. 4, pp. 323-344, 1987
- [76] Zhengyou Zhang, “Flexible Camera Calibration By Viewing a Plane From Unknown Orientations”, Proceedings of 7th International Conference on Computer Vision, Vol. 1, pp. 666-673, 1999
- [77] Peter F. Stutm, Stephen J. Maybank, “On Plane-Based Camera Calibration: A General Algorithm, Singularities, Applications”, Proceedings of Computer Vision and Pattern Recognition, Vol. 1, pp. 432-437, 1999

- [78] 植芝俊夫, 富田文明, “平面パターンを用いた複数カメラシステムのキャリブレーション”, 情報処理学会論文誌: コンピュータビジョンとイメージメディア, Vol. 44, No. SIG17(CVIM8), pp. 89-99, 2003
- [79] 三浦靖, “デジタル画像解析”, 日本食品科学工学会誌, Vol. 60, No. 5, pp. 242-256, 2013
- [80] CG-ARTS 協会, “ディジタル画像処理[改訂新版]”, pp. 180-182, 2015
- [81] 草野信之, 伊能憲英, 木谷収, 岡本嗣男, 鳥居徹, “自律走行のための作物列の画像処理に関する研究(第1法)-色解析による2値化-”, 農業機械学会誌, Vol. 57, No. 4, pp. 37-44, 1995
- [82] 山川毅, 山城毅, 渡久地實, “照明条件に影響されない簡易高速2値化法”, 琉球大学工学部紀要, No. 65, pp. 23-30, 2003
- [83] 東健太, 新井康平, “積算を目的としたしきい値の自動選定法”, 写真測量とリモートセンシング, No. 51, Vol. 2, pp. 84-94, 2012
- [84] Carsten Steger, Markus Ulrich, Christian Wiedemann, 株式会社リンクス 画像システム事業部訳, “画像処理アルゴリズムと実践アプリケーション”, pp. 96-100, 2008
- [85] 本田瑛彦, 鈴木悟史, 萩原裕介, 小田光茂, “地球観測衛星の日照状態の急変に伴う太陽電池パドルの振動の解明”, ロボティクス・メカトロニクス講演会'12 講演論文集, 1P1-J07, 2012
- [86] 高柳昌弘, “「きぼう」船外実験プラットフォーム利用の概要”, 日本マイクログラフィティ応用学会誌, Vol. 28, No. 1, pp. 18-22, 2011
- [87] M. E. Humphries, “A Mechanical Drive for Retractable Telescopic Masts”, Proceedings of the 15th Aerospace Mechanisms Symposium, pp. 205-217, 1981
- [88] P. Becchi, S. Dell'Amico, “Design and Testing of a Deployable, Retrievable Boom for Space Applications”, Proceedings of 23rd Aerospace Mechanisms Symposium, N89-23898, pp. 101-112, 1989
- [89] M. W. Thomson, “Deployable and Retractable Telescoping Tubular Structure Development”, NASA Conference Publication, N94-33317, pp. 323-338, 1994

- [90] Takayuki Ono, Atsushi Kumamoto, Yasushi Yamaguchi, Atsushi Yamaji, Takao Kobayashi, Yoshiya Kasahara, Hiromu Nakagawa, Shoko Oshigami, and Hiroshi Oya, “Initial Results of the Lunar Radar Sounder (LRS) Experiment on-board the KAGUYA (SELENE) Spacecraft” , 39th Lunar and Planetary Science Conference, Vol. 39, 2008
- [91] 小田光茂, 吉井正広, 中西洋喜, 加藤裕基, 上田敦史, 鈴木悟史, 山隅允裕, “EVA 支援ロボット実証実験(REX-J)の開発状況” , 第 55 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2F01, 2011
- [92] 上野泰平, “宇宙飛行士支援・代替ロボットのための伸展式ロボットアームと作業用ハンドの研究開発” , 博士学位論文, 東京工業大学, pp. 6-1-6-31, 2010
- [93] Atsushi Ueta, Mitsushige Oda, “A Ground-Based Operation System for EVA Support Robot Experiments” , Proceedings of 10th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, P04, pp. 574-579, 2010
- [94] 益子裕堯, 天野萌, 鶴山尚大, 鳴海智博, 木村真一, 吉井正広, 鈴木悟史, 加藤裕基, 渡邊恵佑, 上田敦史, 西田信一郎, 中西洋喜, 小田光茂, “REX-J における軌道上自律画像誘導に向けた画像取得に関する基礎実験” , 第 57 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1M03, 2013
- [95] Wakabayashi Y, Morimoto H, Satoh N, Hayashi M, Aiko Y, and Suzuki M, “Performance of Japanese robotic arms of the international space station” , Proceedings of 15th triennial world congress (TWC), 2002
- [96] MVTec Software GmbH,
 “HALCON Reference Manual Version 10.0.4 /Filters/Enhancement” (online),
 available from
 <http://www.halcon.com/halcon/download/documentation/reference_jp-10/toc_filters_enhancement.html> (参照日 2015 年 12 月 25 日)
- [97] Steven E. Fredrickson, Larry W. Abbott, Steve Duran, J. David Jochim, J. William Studak, Jennifer D. Wagenknecht, Nichole M. Williams, “Mini AERCam : Development of a Free Flying Nanosatellite Inspection Robot” , Proceedings of SPIE, Vol. 5088, pp. 97-111, 2003

- [98] Alvar Saenz-Otero, David Miller, “ THE SPHERES LABORATORY FOR RENDEZVOUS AND FORMATION FLIGHT” , ESA Guidance, Navigation, and Controls Conference, No. 29, 2002
- [99] Elliott Coleshill, Layi Oshinowo, Richard Rembala, Bardia Bina, Daniel Rey, Shelley Sindelar, “Dextre: Improving maintenance operations on the International Space Station” , Acta Astronautica, Vol. 64, pp. 869-874, 2009
- [100] 福井教夫, 土井忍, “きぼうロボットアームの運用の成果” , 電子情報通信学会技術研究報告 : 信学技報, Vol. 110, No. 92, pp. 65-69, 2010
- [101] Frederic Didot, P. Schoonejans, E. Pensavalle, G. Battistoni, S. Ferraris, S. Estable, T. Huesling, EADS-Astrium, “EUROBOT Underwater Model: System Overview, Tests Results & Outlook” , Proceedings of 9th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, 2008
- [102] Ryoichi Hayashi, Saburo Matsunaga, Yoshiaki Ohkami, “Capability Evaluation of Reconfigurable Brachiating Space Robot” , Proceedings of 26th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society IECON 2000, Vol. 4, pp. 2461-2466, 2000
- [103] Patrick. L. Swaim, Clark. J. Thompson, Perry D. Campbell, “ The Charlotte Intra-Vehicular Robot” Technical Report N95-23703, NASA, pp.157-162, 1994
- [104] 山隅允裕, “宇宙ロボットのテザーを用いた移動手法に関する研究” , 博士学位論文, 東京工業大学, pp. 51-57, pp. 86-93, 2013
- [105] 久保田伸幸, 榎本雅幸, 河本聡美, 仁田工美, 中西洋喜, “デブリ捕獲用把持システムの概念検討” , 第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1C16, JSASS-2012-4076, 2012
- [106] 島輝行, “民生品の 3D 技術とは違う産業用 3 次元認識技術 3 次元計測のしくみを知る” , Interface 2010 年 12 月号, pp. 85-93, 2010
- [107] Stefan Scherzinger, Dennis Vetter, Johannes Mangler, Steffen Ruhl, Arne Ronnau, Rudiger Dillmann, “Vision-Based Localization of Modular Satellite Interfaces for Robotic On-Orbit Manipulation” , Proceedings of The 13th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, 2016

- [108] John Canny, “A Computational Approach to Edge Detection” IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, Vol. PAMI-8, No. 6, pp. 679-698, 1986
- [109] 加藤博一, Mark Billingham, 浅野浩一, 橘啓八郎, “マーカ追跡に基づく拡張現実感システムとそのキャリブレーション”, 日本バーチャルリアリティ学会論文誌, Vol. 4, No. 4, pp. 607-616, 1999
- [110] 松澤類, “テクスチャと表面構造を用いた姿勢推定”, 法政大学大学院理工学・工学研究科紀要, Vol. 56, 2015
- [111] Zhengyou Zhang, “A Flexible New Technique for Camera Calibration”, IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, Vol. 22, No. 11, pp. 1330-1334, 2000
- [112] 劉賀, 長谷博行, “ホモグラフィ分解法による三次元運動パラメータの推定”, 画像ラボ, Vol. 23, No. 6, pp. 68-76, 2012
- [113] 梶川伸哉, 大場光太郎, 石原正, 猪岡光, “単眼による三次元移動体の実時間計測法”, 日本機械学会論文集 C 編, Vol.60, No.577, pp.3157-3163, 1994
- [114] 渡辺晋也, 木村卓也, 村瀬浩史, 萩原裕介, 栗屋伊智郎, 上田敦史, “船外活動(EVA)支援ロボット実証実験“REX-J”プロジェクトの宇宙実証エクストラサクセス達成”, 三菱重工技報, Vol. 51, No. 4, pp. 60-68, 2014
- [115] 山隅允裕, 小田光茂, “宇宙ロボットのテザーをもちいた移動手法における位置同定に関して”, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2011-4158, 2011
- [116] Mitsushige Oda, Akihiko Honda, Satoshi Suzuki, Yusuke Hagiwara, “Vibration of Satellite Solar Array Paddle Caused by Thermal Shock When a Satellite Goes Through the Eclipse”, Advances in Vibration Engineering and Structural Dynamics (ISBN 978-953-51-0845-0), InTech, pp. 333-354, 2012
- [117] 中西徹弥, 南一弘, “高速デルタパラレルリンクロボット「ピクスター」”, 日本ロボット学会誌, Vol. 30, No. 2, pp. 157-159, 2012
- [118] 吉田拓文, 溝口知広, 小林義和, 白井健二, “画像認識によるロボットハンド用自動操作システムの開発”, 2012 年度精密工学会春季大会学術講演会講演論文集, I62, pp. 751-752, 2012

- [119] Krisnawan Rahardja, Akio Kosaka, “Vision-Based Bin-Picking: Recognition and Localization of Multiple Complex Objects Using Simple Visual Cues” , Proceedings of 1996 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Vol. 3, pp. 1448-1457, 1996
- [120] 藤吉弘亘, 梅田和昇, 山元和彦, “画像入力・計測技術の新展開-三次元画像計測技術を中心として-” , 精密工学会誌, Vol. 75, No. 2, pp. 228-232, 2009
- [121] Thierry Oggier, Michael Lehmann, Rolf Kaufmann, Matthias Schweizer, Michael Richter, Peter Metzler, Graham Lang, Felix Lustenberger, Nicolas Blanc, “An all-solid-state optical range camera for 3D real-time imaging with sub-centimeter depth resolution (SwissRanger)” , Proceedings of SPIE , Vol. 5249, pp. 534-545, 2004
- [122] 糟谷望, 阪下和弘, 佐川立昌, 古川亮, 川崎洋, “波線パターン投影による高速表面形状計測” , 検査技術, Vol. 18, No. 5, pp. 16-21, 2013
- [123] Christian Hruscha, 山口新, “最新三次元画像処理技術” , 電気製鋼, Vol. 83, No. 2, pp. 109-118, 2012
- [124] 立野圭祐, 小竹大輔, 内山晋二, “ビンピッキングのための距離・濃淡画像を最ゅうに統合する高精度高安定なモデルフィッティング手法” , 電子情報通信学会論文誌 D, Vol. J94-D, No. 8, pp. 1410-1422, 2011
- [125] 小野桂太郎, 小川卓哉, 前田雄介, 中谷茂樹, 永安剛, 清水領, 大内規嵩, “ステレオビジョンを用いた巻ばねの認識とビンピッキング” , 日本機械学会論文集 C 編, Vol. 79, No. 804, pp. 2769-2779, 2013
- [126] Katharina Pentenrieder, Peter Meier, Gudrun Klinker, Metaio GmbH, “Analysis of Tracking Accuracy for Single-Camera Square-Marker-Based Tracking” , Proceedings of Dritter Workshop Virtuelle und Erweiterte Realitt der GIfachgruppe VR/AR, 2006
- [127] Georg Klein, David Murray, “Parallel Tracking and Mapping for Small AR Workspaces” , Proceedings of 6th IEEE and ACM International Synmposium on Mixed and Augmented Reality (ISMAR ' 07), pp. 225-234, 2007
- [128] 亀田能成, “マーカレス AR” , 映像情報メディア学会誌, Vol. 66, No. 1, pp. 45-51, 2012
- [129] 酒井研斗, 堀浩一, “小型 UAV による自律型 SLAM システムの実証研究” , 第 28 回 人工知能学会全国大会論文集, 2L3-2, 2014

- [130] 須田義大, 青木啓二, “自動運転技術の開発動向と技術課題”, 情報管理, Vol. 57, No. 11, pp. 809-817, 2015
- [131] 津川定之, “自動運転システムの展望”, IATSS review, Vol. 37, No. 3, pp. 199-207, 2013
- [132] Sheetal Ds Rathod, “An autonomous driverless car: an idea to overcome the urban road challenges”, Journal of Information Engineering and Applications, Vol. 3, No. 13, pp. 34-38, 2013
- [133] 吉見卓, 香月理絵, 大賀淳一郎, “環境・作業情報構造化を利用したロボット作業技術”, 東芝レビュー, Vol. 64, No. 1, pp. 14-18, 2009
- [134] 鏡慎吾, “高速ビジョンのための OpenCV の活用”, 日本ロボット学会誌, Vol. 31, No. 3, pp.244-248, 2013
- [135] Hideyuki Tanaka, Yasushi Sumi, Yoshio Matsumoto, “A High-Accuracy Visual Marker Based on a Microlens Array”, Proceedigs of the 2012 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, pp. 4192-4197, 2012
- [136] Atsushi Ueta, Keisuke Watanabe, Yuto Takei, Satoshi Suzuki, Hideyuki Tanaka, “A High-Accuracy 2D Visual Marker for Dexterous Manipulation Robot in Space”, Proceedings of the 12th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, 0085, 2014
- [137] 渡辺英幸, 西堀俊幸, 白澤洋次, 佐巻義昭, 赤城弘樹, 山岸明彦, 古田 秀則, “「きぼう」日本実験棟における船外簡易取付機構(ExHAM)を用いた実験計画について”, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2014-4526, 2014

謝辞

本論文の執筆にあたり，多くの方々に多大なるご指導・ご支援を頂きました．ここに感謝の意を表します．

指導教官である東京工業大学 工学院 機械系 教授の小田光茂先生には，お忙しい中でも時間を割いていただき，多大なるご指導を賜りました．小田先生との出会いが無ければ，研究し論文を書く，ということ自体が社会人になった後の私にとって遠い世界のことのままであったと考えております．本論文を執筆する機会と動機を与えていただけましたこと，そして本論文の完成まで丁寧にご指導いただけましたことをここに深く感謝いたします．

また，東京工業大学 工学院 機械系 教授の松永三郎先生，大熊政明先生，準教授の古谷寛先生，坂本啓先生には，お忙しい中，本論文をご精読いただき，多くのご指導を賜りました．私のために貴重なお時間を割いてご審査いただけましたことをここに深く感謝いたします．東京工業大学 工学院 機械系 助教の中西洋喜先生には，論文に関するご指導にとどまらず，実験や研究を進める中で大変多くのご指導を賜りました．また，悩んだ時，困った時に相談に乗っていただけたことが本当にありがたく感じております．ここに深く感謝いたします．

宇宙航空研究開発機構の稲場典康氏は，本研究のきっかけである温室効果ガス観測技術衛星いぶき(GOSAT)が食入りする際の太陽電池パドルの振動計測の提案者であり，2005 年の研究開始以来，大変多くの御指導を頂きました．この太陽電池パドルの振動計測というテーマに参加させていただけたことに深く感謝いたします．また，澤田弘崇氏，此上一也氏，中村俊之氏，後藤尚樹氏，中島正勝氏には，GOSAT の太陽電池パドルの振動計測のための画像処理におきまして，貴重な軌道上画像を使用させていただきました．また，研究に対し，多大なるご指導を頂きました．ここに深く感謝いたします．

宇宙航空研究開発機構の加藤 裕基氏には，REX-J ミッションにおける地上試験装置・地上運用装置の開発から，論文の書き方に至るまで多大なるご指導を頂きました．何事もご自身のことのように真剣に考え，熱くご指導いただきましたこと，大変ありがたく考えております．

宇宙航空研究開発機構の上田敦史氏には，REX-J ミッションおよび平面カラーマーカに関する研究において，多大なるご指導を頂きました．REX-J の運用やデータ評価に際し，非常にお忙しい中にあっても私の話を真剣に聞いていただき，丁寧にご指導いただけましたことは本当にありがたく感じております．

宇宙航空研究開発機構の渡邊恵佑氏には，REX-J ミッションおよび平面カラーマーカに関

謝辞

する研究において大変お世話になりました。マーカや画像処理に関する質問に対し、お忙しい中でも丁寧に準備頂いた上で対応していただきました。誠にありがとうございました。

宇宙航空研究開発機構の妻木俊道氏には、投稿論文に関してご指導いただきましたこと、また、宇宙ロボティクスにとどまらず、幅広い分野に関して知識を授けていただきましたこと、誠にありがたく感じております。

宇宙航空研究開発機構の平野大地氏には、論文執筆の際に、大変多くの相談に乗っていただきました。また、研究に対する考え方や、論文のまとめ方等を含め、多くのことを学ばせていただきました。誠にありがとうございました。

宇宙航空研究開発機構の片山保宏氏には、画像処理に関して多くのご指導を頂きました。また、多くの相談に対し丁寧にご対応いただきました。今後、少しでもお役に立てるよう画像処理に関する技術の向上に努めていきたいと考えております。本当にありがとうございました。

鳥取大学 教授の西田信一郎先生には、宇宙航空研究開発機構にいらした当時から鳥取大学に移られた後まで、画像処理において多大なるご指導を頂きました。REX-Jの画像処理に関する論文について、丁寧なご指導を頂きましたこと、大変ありがたく考えております。

また、平面カラーマーカに関する研究を通じ、産業技術総合研究所の田中秀幸氏、宇宙航空研究開発機構の成田伸一郎氏をはじめとする軌道上実証実験の関係各位には、大変お世話になりました。ArrayMarkが新たな宇宙用視覚マーカとして実用化されますことをお祈り申し上げますと共に、ここに深く感謝いたします。

また、宇宙航空研究開発機構の上野浩史氏、谷嶋信貴氏、高橋一平氏をはじめとする宇宙ロボット実験室関係各位には、実験や研究、および本論文の作成に際し、大変多くのご指導を賜りました。皆様からご指導いただきました一つ一つの経験が、このような論文を書く力の基となったと考えております。本当にありがとうございました。

宇宙航空研究開発機構の山中 浩二氏、杉田 寛之氏には、論文執筆を快くご了承いただき、温かく見守っていただきました。ここに深く感謝申し上げます。

東京工業大学 JAXA 連携講座卒業生の上野泰平氏、萩原裕介氏、久我楽南氏、荒川清一郎氏、山隅允裕氏、そして卒業生であり宇宙航空研究開発機構の三浦尚幸氏、武井悠人氏、吉川健人氏には、宇宙ロボット実験室在籍時より、研究や実験なども含め大変お世話になりました。また、皆様の執筆されました論文は、本論文執筆において貴重な資料となりました。誠にありがとうございました。

JAXA 連携講座の本田瑛彦氏には、本論文の執筆に際し多くの相談に乗っていただきました。自身の研究だけにとどまらず多くのことに積極的に取り組む本田氏の姿勢を見習わせ

ていただきます。本当にありがとうございました。JAXA 連携講座の関係各位に厚くお礼申し上げます。

株式会社エイ・イー・エスの吉田忠彦社長，富田一正所長，鵜沼咲子取締役，吉川一雄取締役，宮本貴文氏には，宇宙ロボティクス関連の業務に携わる機会を与えていただき，温かく，時に厳しいご指導を頂きました。頂きました多くのご指導は，ここに至るまで大変励みになりました。吉井正広氏には，公私ともに多大なるご指導を頂きました。REX-J ミッションにおいて，仕事の進め方を間近で見せていただけたことは，私にとって貴重な経験でした。また，戸田和宏氏，菊地哲也氏，大塚紀子氏には，業務のみならず本論文の執筆に関しても多くの相談に乗っていただき，ご助言を頂きました。こうしたご指導を頂けたことは，業務と論文の執筆を両立するに際し大きな力になりました。稲葉一幸氏，西槇健司氏には，新入社員として宇宙ロボティクス関連業務に就いたばかりの右も左もわからない私に対し，非常に丁寧なご指導を頂きました。稲葉氏と一緒に業務を行なった入社後の 3 年間で教えていただいた仕事に取り組む姿勢は，今でも心の支えとなっております。同僚であった星亜友美氏は，宇宙ロボット実験室在籍時において良き相談相手でした。星氏の作成する丁寧な資料には，業務や研究を進める際に大変助けられました。こうした資料作りを私も見習わせていただきます。萩原洋介氏には，宇宙ロボット実験室における作業の際に相談に乗っていただき，多くのご協力を頂きました。本当にありがとうございました。

また，ここに至るまでに多大なるご指導を賜りました宇宙航空研究開発機構および株式会社エイ・イー・エスの関係各位に心より感謝申し上げます。

最後になりますが，三十を過ぎてからの博士論文執筆，という私の望みを応援してくれた両親と義両親，そして，どんなときにも励まし続け，私の力になってくれた妻 鈴木慶子と，子 希望と拓真に心より感謝します。

平成 29 年 3 月吉日