

略半球形状レンズによる小型遮光バッフル
を持つスターセンサの開発

河野 裕之

目次

第1章 序論

1-1	はじめに	1
1-2	スターセンサ開発の歴史と利用例	3
1-3	スターセンサにおけるこれまでの遮光設計	8
1-4	本研究の目的	11
1-5	本論文の構成	12
[添付資料 1-1]	2段バッフル長最小値算出の手順	13

第2章 スターセンサ光学系に要求される基本事項

2-1	汎用的な地球観測衛星に要求される姿勢制御性能	16
2-2	姿勢決定精度を決める素要素の関係	17
2-2-1	センサ計測精度	17
2-2-2	視野内の観測星数	18
2-2-3	観測頻度	19
2-3	スターセンサ光学系の素要素決定	20
2-3-1	撮像素子 CCD の決定	20
2-3-2	レンズの素要素の決定と要求される検出感度	20
2-4	5等星像による信号雑音比の見積もりと CCD ダイナミックレンジの決定	23
2-5	ヘッド配置	25
2-6	バッフルの目標とする性能	26
2-7	姿勢喪失が発生する頻度のシミュレーション	27
2-8	本章の結論	28

第3章 略半球形状レンズによる遮光手法の提案と結像光学系のシミュレーション

3-1	はじめに	29
3-2	略半球形状レンズを用いた遮光光学系と計算による遮光性能の評価	31
3-2-1	略半球形状レンズによる角度フィルター効果の実際例	31
3-2-2	略半球形状レンズを用いた遮光光学系におけるバッフル形状	31
3-2-3	整反射型のバッフル	33
3-2-4	略半球形状レンズでの散乱光	33
3-2-5	太陽光の減衰シミュレーション	35
3-3	略半球形状レンズを用いた結像光学系の性能評価	36
3-3-1	星像直径に対する輝度重心計算精度シミュレーション	36
3-3-2	デフォーカスによるスポット直径の調整	37
3-3-3	収差による星像位置誤差の見積もり	40
3-3-4	結像系の設計性能緒言	42

3-4	本章の結論	44
[添付資料 3-1]	光軸位置の見積もり誤差による星像位置の算出誤差	45
第4章 スターセンサ結像光学系の地上における評価		
4-1	はじめに	46
4-2	星像強度分布測定法の開発とレンズ-CCD間の焦点調整	47
4-3	CCDのアライメント誤差の推定と星像位置のランダム誤差の見積もり	52
4-3-1	実験方法	52
4-3-2	実験結果	53
4-4	星像と画素の相対関係による出力変動	55
4-5	CCD性能測定	57
4-5-1	CCDの感度およびノイズの測定方法	57
4-5-2	CCDの感度測定結果	57
4-5-3	CCDのノイズの分類	58
4-5-4	CCDのノイズ測定結果	59
4-5-5	5等星像認定率の評価	61
4-6	プロトン照射によるCCDの白傷発生状況の計測	63
4-6-1	白傷の発生原理	63
4-6-2	プロトン照射実験	63
4-6-3	白傷発生状況の計測	64
4-7	本章の結論	67
[添付資料 4-1]	CCD感度試験における5等星相当のCCD出力を与える光量	68
[添付資料 4-2]	プロトン等価照射量の算出	70
第5章 スターセンサ光学系の軌道上実験		
5-1	はじめに	72
5-2	軌道上実験概要と取得画像例	73
5-3	軌道上での遮光性能評価	76
5-4	太陽干渉の迷光解析と遮光光学系の改良	78
5-4-1	迷光解析	78
5-4-2	遮光光学系の改良	80
5-5	軌道上でのCCD感度評価	82
5-6	軌道上での星像認定率	83
5-7	軌道上での星像強度分布	85
5-8	軌道上での白傷発生状況の計測	87
5-9	軌道上画像を用いた光学系のアライメント誤差と姿勢決定精度の推定	90
5-9-1	CCDのアライメントパラメータの推定	91

5-9-2	ヘッド間アライメントパラメータの推定	92
5-9-3	単体ヘッドの視準方向と衛星バス姿勢決定値の比較	93
5-9-4	軌道上での星像追尾実験	93
5-9-5	星像位置のランダム誤差	95
5-9-6	センサ計測精度と姿勢決定精度の推定	96
5-10	本章の結論	98
[添付資料 5-1]	位置換算焦点距離 f' の地上評価と軌道評価での誤差要因	99
第6章 遮光光学系の地上での太陽干渉測定と画像信号処理による背景光除去		
6-1	はじめに	100
6-2	太陽干渉測定装置の開発	101
6-3	地上での太陽干渉測定	104
6-3-1	太陽干渉測定装置の評価	104
6-3-2	改良した遮光光学系の太陽干渉測定	104
6-3-3	地上における太陽干渉測定のまとめ	107
6-4	画像信号処理による背景光除去アルゴリズム	109
6-4-1	背景輝度推定アルゴリズム	109
6-4-2	実画像での背景輝度除去効果の検証	110
6-5	本章の結論	113
[添付資料 6-1]	空気散乱による背景ノイズの強度分布	114
第7章 まとめとバス機器への展開		
7-1	まとめ	115
7-2	バス機器への展開	118
付録	スターセンサを用いた統合型衛星制御装置	119
謝辞		122
引用文献		123
用語集		127

第1章 序論

1-1 はじめに

人工衛星や惑星探査機などの宇宙機は、一度ロケットで打ち上げられると、その修理、メンテナンスはほぼ不可能であり、その運用に絶対の信頼性が求められる。その運用を司る電源系や姿勢制御系などの衛星の基本となる構造体のことを衛星バスという。太陽電池パネル、電源の制御機器、自分の位置と姿勢の情報を得るセンサ、目的の軌道や天体に移動するための推進装置、地上との交信装置などはバス機器と呼ばれる。一方、衛星の主役となる装置はミッション機器と呼ばれ、放送や通信などの商業衛星であればアンテナ、地球や気象の観測衛星であれば各種センサや光学カメラ、天体観測衛星であれば望遠鏡がそれにあたる。これらのミッション機器が正常に動作し、所望の目的を達するためには、バス機器が確実に動作することが必要である。バス機器の開発は、ミッション機器の開発のように世間一般に知られることは少ないが、衛星の機能を支える上で重要である。また、その開発に使われる技術は多くの宇宙機において共通である。

衛星バス部の一つである姿勢制御系が行う姿勢制御方式には大きく 2 つの方式がある。一つの方式は、衛星自体を回転させて安定させるスピン安定方式である。構造が単純で、静止気象衛星「ひまわり」や月周回衛星「かぐや」の子衛星などに用いられている。

もう一つの方式は、衛星自体をスピンさせずに地球やある天体に指向性を持たせる三軸姿勢制御方式である。観測方向を測定対象物に高精度に指向させる必要のある地球観測衛星や、太陽電池パネルを常に太陽に指向させて大電力を生み出す必要のある大型衛星などに用いられている。この方式には、バイアスモーメント安定化三軸制御方式とゼロモーメント三軸制御方式がある。前者は人工衛星の内部に常に回転している円盤（ホイール）を持ち、その回転で安定化を図った上で姿勢制御用のアクチュエータにより姿勢を制御する方式である。後者は、内部で常に回転するホイールを持たずに、アクチュエータだけで姿勢を安定化させるものである。この方式を用いるゼロモーメント衛星の姿勢制御系の例を図 1-1 に示す。姿勢制御用のアクチュエータにはリアクションホイールとスラスタの 2 つがある。リアクションホイールとは円盤を回転させる反作用によって衛星姿勢を制御する装置で、高精度な姿勢制御が可能である。スラスタとはガスなどの作動流体を高速で噴射し、その反作用によって衛星を推進させる装置であり、リアクションホイールよりも大きく姿勢を変更する際に用いられる。ゼロモーメント衛星は、3 軸方向の姿勢を制御するために、3 軸方向それぞれに回転軸を持つ 3 個のリアクションホイールをもつ。スラスタは図 1-1 の下方の面に 6 個設置されており、どのスラスタを噴射するかを選択することにより、3 軸方向それぞれの姿勢を変化させることができる。

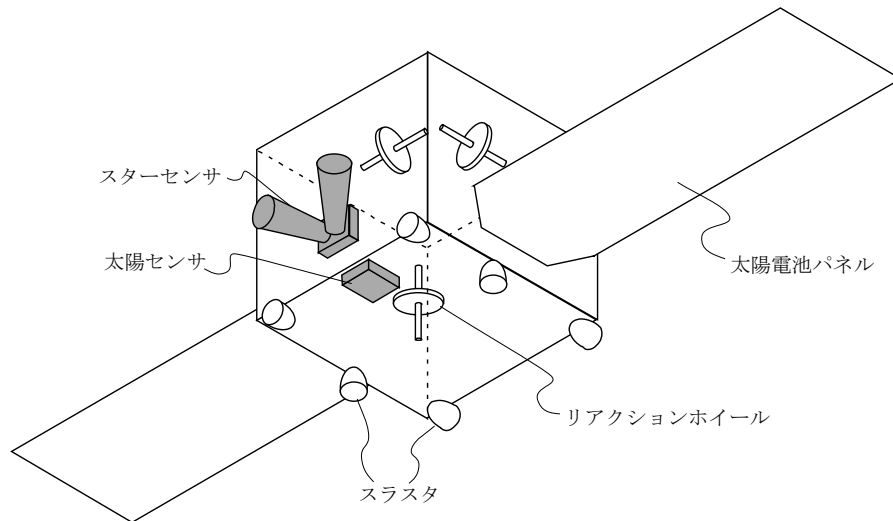


図 1-1 ゼロモーメンタム衛星とその姿勢制御系

宇宙機が三軸姿勢制御を行うためには、自分の位置の情報と姿勢の情報が必要である。

位置を知る手段としては、地球周回衛星ではカーナビにも用いられる GPS（全地球測位システム）が主に使われている。地球周回衛星は、搭載コンピュータにより、地上と通信することなく軌道上での位置を算出できる。一方、地球圏外を航行する探査機では、電波を用いて地上からその位置を計測する方法が用いられているため、その位置決定に地上からのサポートが必要である。探査機から届く電波を地上の 2 地点のアンテナで検出し、その 2 地点での電波遅延量を用いた三角測量によって、天球上での探査機の位置が求められる。探査機までの距離は、電波の往復に要する時間で求められる。さらに、電波の周波数推移を計測するドップラー計測により、視線方向の速度が求められる。

姿勢を知る手段としては、ジャイロを利用して姿勢の変化を測定する慣性センサと、太陽センサ、地球センサ、スターセンサなどの周囲の天体を利用して姿勢を測定する光学センサがある。以下、光学センサについて詳しく述べる。

太陽センサは、太陽からの放射光を利用して太陽の方向を求めるセンサである。最も簡単な方式は、太陽電池パネルを利用するものである。太陽光が太陽電池へ入射する角度により変化する発電量をモニターすれば、太陽の方向を大まかに推定できる。それをもう少し高度化したものが余弦則方式の粗太陽センサ（精度 1°程度）であり、図 1-1 に示すように太陽電池パネルと同じ面に設置される。光量を感じ取る複数個のフォトダイオードを異なる角度に設置し、その受光量の比率から太陽の方向を算出する。フォトダイオードへの入射光量がその入射角のコサインに比例することを利用しているため余弦則方式の名がある。スリットとアレイ状のフォトダイオードから構成される精太陽センサは、より精度が高い（精度 ±0.1°程度）。

地球センサは、地球から放射される赤外線を用いて地平線を検出し、地球に対する衛星の相対角度を検出するセンサである。季節、海陸、昼夜などにより赤外線放射は変動し、

不要な太陽光がセンサに入射して精度を劣化させる。精度は±0.1°程度である。

恒星を用いる姿勢センサはスターセンサもしくはスタートラッカと呼ばれる。図 1-1 では、衛星構体の側面に設置されている。明るい恒星のパターン、すなわち星座の画像を、CCD イメージセンサⁱや CMOS イメージセンサⁱⁱなどの撮像素子をもつデジタルカメラで取得し、天球上での恒星の方位のリストであるスターカタログと比較して、カメラの視準方向を算出するセンサである。太陽センサや地球センサよりも演算処理が複雑であるが、恒星は全天にほぼ一様に分布しているので太陽や地球の方向を除けばどの方向でも使用可能である。恒星は無限遠にある点光源と見なせるので計測精度が高い、という利点がある。また、地球や太陽から遠く旅立つ探査機にとっては地球センサや太陽センサは使えず、スターセンサは必須となる。

1-2 スターセンサ開発の歴史と利用例

宇宙開発の初期からスターセンサの開発が始まっており、さまざまな性能のものが宇宙で活躍してきた。この節ではこれまでのスターセンサの開発について概観する。

(1) スタースカナ

衛星開発の初期に用いられたスピン安定方式によるスピン衛星——近年でも小型衛星で用いられている——に対しては、スタースカナと呼ばれる姿勢センサが開発された。1990 年に打ち上げられた宇宙科学研究所の科学衛星「飛天」には、下記の原理のスタースカナが搭載された¹。衛星のスピン（1 分あたりの回転数 10～30 rpm）に従って、スタースカナのレンズ焦点面上の星像が高速で移動する。レンズ焦点面上に設置した V 字型のスリット状のフォトダイオードによって、時系列で変化するパルス列の信号が得られる。このパルス列から星を同定し姿勢を計測する。スタースカナもスターセンサの一種といえるが、一般にスターセンサと呼ばれるのは、2 次元的な星像のパターンを用いるスターセンサである。

(2) 第一世代スターセンサ

固体撮像素子が現れる前から撮像管を用いたスターセンサが開発されており^{2,3}，第一世代スターセンサと呼ばれる。

(3) 第二世代スターセンサ

1970 年に W. Boyle と G. Smith により CCD が発明される⁴と、1973 年には CCD を利用したスターセンサの開発が始まり⁵，以後、衛星の目的に合わせて、姿勢精度、装置の大きさ等の性能の異なる多くのスターセンサが開発されてきた。1980 年代のスターセンサでは、

ⁱ CCD(Charge Coupled Device)イメージセンサ：フォトダイオードで光を電荷に変換し、電荷結合素子によりその電荷を順次転送することにより読み出す撮像素子。単に CCD と呼んで、CCD イメージセンサのことを指すことが多い。本論文でも以下、単に CCD と記す

ⁱⁱ CMOS(Complementary Metal Oxide Semiconductor Image Sensor)イメージセンサ：フォトダイオードで光を電荷に変換し、行および列で選択された任意の画素の電荷を読み出す撮像素子

CCD の画像情報を地上にダウンロードし、衛星の姿勢を算出してから姿勢制御を行うための情報を衛星にアップロードする方法が行われていた。この方式のスターセンサは第二世代スターセンサと呼ばれる。

(4) 第三世代スターセンサ

コンピュータの性能向上に伴い、地上からのサポートなしに衛星搭載コンピュータだけで CCD の画像情報から姿勢情報を算出する、自律的なスターセンサが開発される。旧東ドイツの Jena-Optronik 社が開発したスターセンサ ASTRO 1 は、世界で最初の自律的なスターセンサであり、1989 年に旧ソ連のミール宇宙ステーションに搭載された⁶。現在主に使われているのは、この第三世代のスターセンサである。

(5) 第四世代スターセンサ

最近では、固体撮像素子の一つである APSⁱを用いた第四世代のスターセンサの開発が盛んである^{2,7,8}。APS とは、個々の画素に読み出しアンプを実装した CMOS イメージセンサであり、1993 年に E. R. Fossum により発表された⁹。2000 年代に入って APS が民生用の携帯電話用カメラやデジタルスチルカメラに多く利用されるようになり、解像度やノイズ性能が CCD に肩を並べるようになってくると、CCD より優れた APS の特長をスターセンサに生かそうという報告が多くなる。低消費電力であること、画素信号をランダムにアクセスして読みとれること、アナログ・デジタルコンバーターも含めた信号処理を同一チップでできること、などがその利点である。これらの利点により、電気部品まで含めたスターセンサの小型化、低消費電力化、姿勢決定の更新周期の高速化、太陽フレアによる一時的な誤信号や迷光などのノイズの多い悪条件下でも誤りなく姿勢決定できるロバスト化などが期待されている¹⁰。

表 1-1 に、国内および諸外国で開発されたものの一部ではあるが、主なスターセンサの仕様をまとめる。これまで国内では国の機関である JAXAⁱⁱしか開発していなかったが、海外では航空機器メーカ、光学メーカなど多数の民間企業が、さまざまなスペックのスターセンサをシリーズ化し市販している。

JAXA 開発の小惑星探査機「はやぶさ」(MUSES-C) と地球観測衛星「だいち」(ALOS) に搭載されたスターセンサの性能は、小型指向と高精度指向と目的が異なっているために、大きな違いがある。はやぶさは地球から約 3 億 km まで離れ、重量と電力に大きな制約がある。そのため、センサの画素数は 288×384 ピクセルと少なく、ペルチェ素子によるセンサ冷却も行わず、軽量 (1.41 kg) かつ低消費電力 (8 W) である。その一方で、計測精度は 3 分角 (3 σ) であり他のスターセンサと比べると劣る。だいちでは、地球表面の高精度な画像を得るという目的から、そのスターセンサは重量 39.8 kg、消費電力 150.4 W と大きいものの、9 秒角 (3 σ) という世界最高レベルの精度を達成している。

ⁱ APS(Active Pixel Sensor) : 個々の画素に読み出しアンプを実装した CMOS イメージセンサ

ⁱⁱ JAXA(Japan Aerospace Exploration Agency) : 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構

最も高精度なスターセンサは、BALL 社が開発したスターセンサ ACA (Aspect Camera Assembly) である。ACA は、チャンドラ X 線観測衛星ⁱに搭載され、そのセンサ計測精度ⁱⁱは 0.2 秒角(1σ)である。そのために、星像の輝度重心計算精度を 1/25 画素以下にする必要があるⁱⁱⁱ、シュミットカセグレンタイプの反射望遠鏡光学系を用いて、星像に非対称性を発生させるコマ収差を小さくしている。一方、狭い視野^{iv}でも観測できる星数を確保するために 10.2 等級の暗い星まで検出する必要があり、開口径は $\phi 112$ mm と大きい。反射光学系で光路が折り畳まれるとはいえ、焦点距離は 1 m 近くあり、バツフル^v長も 2 m を越えている。近年、BALL 社は ACA を元にして、HAST (High Accuracy Star Tracker) という高精度のスターセンサを製品化している。

スターセンサは画像を撮影する機能を持つので、単に姿勢計測を行うだけではない用い方をされる場合もある。小惑星イトカワに接近したはやぶさが、初めにイトカワの姿を捉えたのはスターセンサであり、その画像は広報発表されている¹¹。この画像をもとに、イトカワに対するはやぶさの精密な軌道決定が行われた¹²。

ⁱ 1999 年に打ち上げられ、現在も観測運用が続けられている

ⁱⁱ センサ計測精度：姿勢センサがセンサ単体として姿勢を計測する精度と定義する

ⁱⁱⁱ 観測視野が 1.4° 四方なので、撮像素子 1 画素あたりの角度分解能は 5 秒角である

^{iv} 視野：結像系で撮影できる領域。本論では無限遠の恒星を対象としているので、角度を単位とする。撮像素子の対角方向ではなく、辺方向の視野範囲を表す

^v バツフル：光学機器の視野外から入り込む迷光を適切に遮断する遮光筒

表 1-1 主なスターセンサの性能一覧 (その1). それぞれの性能は文献番号に示す引用文献から引用した. 搭載衛星は引用文献に記述のあるものを記載し, 特定の衛星のターゲットがなく市販されているものは市販と記した

文献番号	1	13,14	15,16	17	5	5	18
文献年	1991	1996	2000	2004	1995	1995	2000
開発機関	JAXA	JAXA	JAXA	JAXA	Hughes, 米	Hughes, 米	SODERN, 仏
搭載衛星	MUSES-A 飛天 (打上 90) 月スイングバイ	MUSES-B は るか (打上 97), 電波天文観測	MUSES-C はやぶさ (打上 03), 小惑星探査	ALOS だいち, 地球観測	(市販)	(市販)	(市販)
スターセンサ名称					HD-1003 Narrow FOV	HD-1003 Wide FOV	SED16
特長	スキャナ	高精度	小型軽量	高精度	小型		小型低コスト
視野	10×10 deg	64 deg ²	30×40 deg	8×8 deg	8×8 deg	φ 20 deg	φ 25 deg
開口径	φ 50 mm	φ 48 mm	φ 8.5 mm	φ 40 mm			φ 20 mm
焦点距離	60 mm	61.5 mm	12 mm	84.95 mm			28 mm
口径比	1.2	1.3	1.4	2.1			1.4
感度	2 Mv	6 Mv	3 Mv	6.5 Mv	6 Mv	4.7 Mv	
更新周期		0.031 Hz	1 Hz	1 Hz	10 Hz	4 Hz	≤ 10 Hz
CCD	(V型 Si フォトダイオード)	Ti 社 TC213	288×384 pixel	1024×1024, 12×12 μm	512×512	512×512	1024×1024, 13×13 μm
センサ冷却		ペルチェ冷却 -20°C	なし	ペルチェ冷却 5 ±1°C			
使用星数		3 まで	5	5	6	6	
精度	10 分角	ランダム 4" (1σ) バイアス 7"	ランダム 3 分角 (3σ) バイアス 1 分角	ランダム 9" (3σ) バイアス 0.74"	Pitch/Yaw 2" (1σ), Roll 40"	Pitch/Yaw 10" (1σ), Roll 50"	36"-72" (3σ)
太陽光回避角	74°	41.2° (2 段), 減衰率 3.9×10 ⁻⁸	(1 段)	35°, 減衰率 1.2×10 ⁻⁸	35°	40°	40°
バップル長				450 mm			160 mm
大きさ	356 長 ×130×156 mm		1.41 kg, φ 180×195 長 mm	39.8 kg (3 系 統)	406 長 ×157×112 mm (バップル含)	178 長 ×157×112 mm (バップル含)	2.6 kg
消費電力	0.37 W		8 W	150.4 W	9 W	9 W	7.6-10.7W

表 1-1 主なスターセンサの性能一覧 (その2). それぞれの性能は文献番号に示す引用文献から引用した. 搭載衛星は引用文献に記述のあるものを記載し, 特定の衛星のターゲットがなく市販されているものは市販と記した

文献番号	19,20	21	22	23	2	2,6	24	25
文献年	2002	2000	2000	1999	2009	2009	2005	1998
開発機関	ロッキードマ ーチン, 米	Sira-Electro -Optics 英	Terma, Denmark	TPD, 蘭	Jena Optronik, 独	Jena Optronik, 独	BALL, 米	BALL, 米
搭載衛星	外販, 例: DS-1, NASA's SSTI Clark spacecraft	PROBA (ESA)	NEMO, 米海 軍, リモート センシング		(市販)	(市販)	(市販)	チャンドラ X 線観測衛星
スターセ ンサ名称	AST-201				ASTRO 10	ASTRO 15	HAST	ACA
特長		小型, 広角					高精度	高精度
視野	8.8×8.8 deg	19.3×14.4 deg	22×22 deg	30×40 deg	18.4×13.7 deg	13.25×13.2 5 deg	8.8×8.8 deg	1.4×1.4 deg
開口径	φ 42 mm				φ 23 mm	φ 50 mm	φ 110 mm	φ 112 mm
焦点距離	50 mm				30 mm	55 mm	200 mm	990 mm
口径比	1.2		1.4		1.3	1.1	1.8	8.8
感度	7.5 Mv	6 Mv		6 Mv	6 Mv	6.5 Mv	5.5 Mi	10.2 Mi
更新周期	5 Hz	≦20Hz			8 Hz	4 Hz	2 Hz	2 Hz
CCD	512×512	770×576, 22.5 μ m (EEV 社)	1024×1024, (EED-4720)	288×385	668×520, 12.9 μ m	1024×1024, 13 μ m	2048×2048	1024×1024
センサ冷却		ハッフルによる 放射冷却		ハッフルによる 放射冷却				-10°C
使用星数	16		64					5
精度	Roll/Pitch 50", Yaw 36"(3σ)	3"at 5Hz(1 σ)	Pitch/Yaw 2", Roll 14"	Pitch/Yaw 15", Roll 90"(3σ)	Pitch/Yaw 2", Roll 15"(1σ)	Pitch/Yaw 1", Roll 10"(1σ)	0.2"(1σ)	0.2"(1σ)
太陽光回避 角	40° (20°)	60°	40°	45°	30° (40°)	30° (25°)	37°(1段)	20°(2段)
ハッフル長	126 mm (320 mm)	155 mm	393 mm	199 mm	262 mm(205 mm)ハット全体	496 mm(552 mm)ハット全体		2300 mm
大きさ	4.0 kg※ハッ フル除く	87×110×112 mm, 1 kg ※ ハッフル除く	ハッフル除いて 1.9 kg+ハッフル 1.9 kg		1.74 kg	5.85 kg		
消費電力	12-16.5 W		11.5 W	7 W	14.9 W	15 W		

1-3 スターセンサにおけるこれまでの遮光設計

太陽、地球、もしくは衛星上の他の構造物が光学機器の前方にあっても、そこからの不要妨害光線をミッションに問題とされないレベルに減衰させる必要がある。そのため衛星搭載光学機器にとってバツフルは必須である。ミッション要求を満足できる最小の妨害光入射角を妨害光回避角と呼び、光軸からのコーン角で定義される。妨害光回避角が狭いほど広い範囲でその光学機器を使用できるが、一方バツフルは大型化するというトレードオフがある。その妨害光が太陽光である場合、妨害光回避角を太陽光回避角と呼ぶことにする。

遮光性能を落とさずにバツフルの体積を小型化する研究開発は 70 年代初頭から行われてきた^{26,27}。その一例を図 1-2 に示す。

(a) 伸縮バツフル²⁸

ロケットのフェアリングには収納物のサイズの制限があり、それがバツフルの大きさを制限する最大の要因である。それを回避するために、この伸縮バツフルはアコーディオンのような構造をしており、打ち上げ時には畳んでロケットに収納され、宇宙空間で遮光バツフルとして使うときに展開される。

(b) 整反射型バツフル²⁹

通常バツフル内面はつや消しの黒色で塗装され、光を減衰させるための襞状の構造が複雑である。この整反射型バツフルは、その表面を拡散面ではなく光沢面にすることによって、バツフルへの入射光を外部へ整反射させて遮光する。バツフルの内面が階段状構造であり、襞状構造より単純である。

(c) エッジの先鋭化³⁰

通常、バツフル構造物のエッジからの散乱光が迷光の最大の発生源である。エッジでの散乱光を抑制するために、エッジの先端付近を 2 段の階段状にし、エッジ先端部を小さくする研究もある。

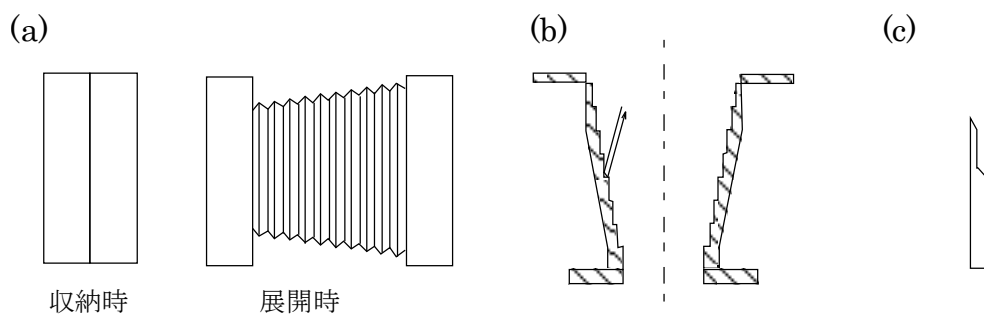


図 1-2 過去の特徴的なバツフル研究の例。(a) 伸縮バツフル。(b) 整反射型バツフル。(c) エッジ先鋭化

以上のような研究もあるが、通常の遮光方式は、1 段バツフルおよび 2 段バツフル^{21,22,31}である。それらの構造断面図を図 1-3 に示す。2 段バツフルのほうが大型であるが、大きな減衰が得られるためスターセンサではもっとも一般的に用いられてきた。

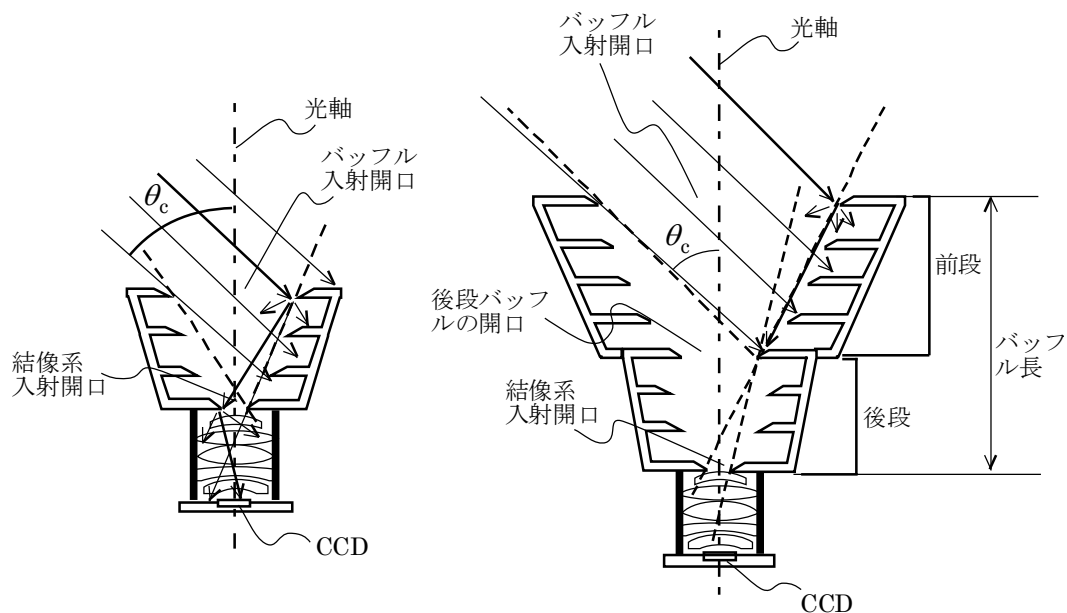
(1) 1段バッフル

1段バッフルの断面図を図1-3(a)に示す. 次の2条件を満たすように, バッフル入射開口部および結像系入射開口部のエッジ位置が決められ, バッフル全体の大きさが決まる.

[1段バッフルの構成条件]

- ① 1段バッフルに妨害光回避角 θ_c より大きな角度で入射する入射光線は, 結像系入射開口部を直接照射しない
- ② バッフルからの1次散乱光は CCD に直接到達しない

しかし, そのバッフルからの1次散乱光が結像系入射開口部のエッジや結像系内に到達し, そこでの2次散乱光が CCD に到達し迷光となる.



(a) 1段バッフル

(b) 2段バッフル

図1-3 従来型バッフルの構造断面図

(2) 2段バッフル

2段バッフルの断面図を図1-3(b)に示す. 2段バッフルは前段と後段の2つの構造を持ち, バッフルで2回以上散乱減衰した光線しか結像系入射開口部に入射させない. 次の3条件を満たすように, バッフル入射開口部, 後段バッフルの開口部, 結像系入射開口部のエッジの位置が決められ, バッフル全体の大きさが決まる.

[2段バッフルの構成条件]

- ① 2段バッフルに妨害光回避角 θ_c より大きな角度で入射する入射光線は, バッフル前段の構造物を直射するだけでバッフル後段以降を直射しない
- ② バッフル前段での1次散乱光のうち, 結像系入射開口部以降に到達する光線は存在しない
- ③ バッフル後段での2次散乱光のうち, CCDには直接到達する光線は存在しない

このように、2段バツフルは、1段バツフルよりも1回以上多く散乱減衰した光線しかCCDに到達させないので、より大きな減衰効果をもつ。この条件の定式化は、[添付資料 1-1]で議論する。

図 1-4 に、表 1-1 の文献に記述のあるバツフル長を太陽光回避角に対してプロットしたグラフを示す。文献中にバツフル単体の長さの記述がない場合は、バツフルと結像系を合わせた長さであるヘッド長をプロットした。図中の実線は、詳細は[添付資料 1-1]で説明するが、本研究で開発するスターセンサに要求される遮光性能を 2 段バツフルで実現とした場合の最小の長さである。バツフルの設計は、太陽迷光の減衰率、太陽光回避角などの遮光性能だけではなく、結像系の開口径、最大画角ⁱなどにも依存するので、図 1-4 の数値を単純に比較できないが、以下のことが読み取れる。

- 太陽光回避角を小さくするとバツフル長が急激に増大する
- スターセンサの多くが 30°から 40°の太陽光回避角の仕様を持つ

2 段バツフルでは小型化に限界があり、ブレイクスルーとなる遮光手法が必要である。

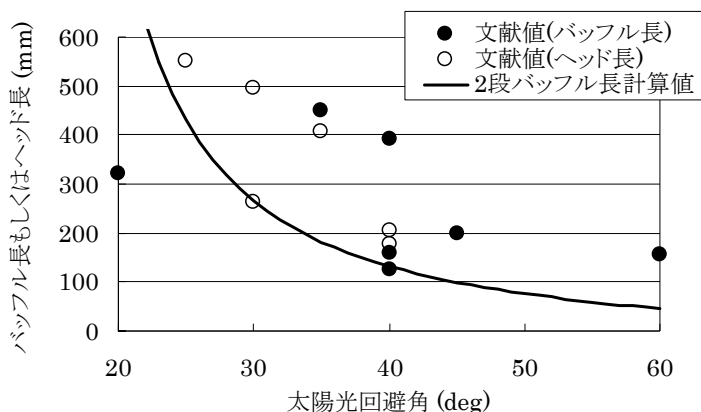


図 1-4 バツフル長もしくはヘッド長の文献値と 2 段バツフル長の計算値。表 1-1 に記載の文献中のバツフル長を●で示す。バツフル長の記述がない場合はヘッド長を○で示す。実線は、2 段バツフル長最小値の計算値である [添付資料 1-1]

ⁱ 画角：結像系へ入射する主光線と光軸とのなす角。最大画角は、撮像素子の隅に結像するときの、結像系への主光線の入射角度である

1-4 本研究の目的

我が国でのスターセンサの開発は一部の科学衛星用途に限られており、商用衛星などの他の大部分の衛星には海外メーカーのスターセンサを用いてきたのが現状である。我が国の宇宙開発が産業として自立するためには、衛星制御装置の基幹部品であるスターセンサを国内で調達できることが必要である。また、宇宙環境を利用しやすくするには、衛星の価格を下げバス機器を小型化することによって、一つの衛星にミッション機器を多く搭載できるようにすればよい。

そのために、汎用的な地球観測衛星に搭載することを想定して、小型で汎用的なスターセンサを開発することを目標とする。小型で低価格な装置を実現できれば、従来太陽センサなど他の姿勢センサを用いていた衛星への用途展開も期待できる。

本研究の目的は、

- (1) 小型のスターセンサを開発するために、従来の2段バツフルの小型化の限界を超える新しい遮光手法を提案すること、
- (2) 汎用的な地球観測衛星に要求される姿勢決定精度を満たすことを実証すること、
- (3) その実証の過程で必要になる地上および軌道上でのスターセンサの評価手法について確立すること、

である。

1-5 本論文の構成

本論文の構成を図 1-5 に示す。章立ては、机上検討、地上での評価、軌道上での評価、改良バツフルの地上評価、と開発の段階ごとに時系列でまとめた。技術内容による分類——遮光系、結像系、姿勢決定精度の推定——については、図中に破線で示す。

第 2 章では、汎用的な地球観測衛星に姿勢制御装置として要求される条件より、スターセンサの設計に重要となる素要素を確定する。

第 3 章では、バツフルを小型化するための略半球形状レンズを用いた新しい遮光手法について提案し、星像の輝度重心計算に最適なデフォーカス量をシミュレーションする。

第 4 章では、略半球形状レンズを用いた撮像光学系を製作し、地上にて模擬星像の輝度重心計算精度を評価した実験について論じる。また、宇宙環境を想定し、CCD へのプロトン照射実験を地上にて行う。

第 5 章では、装置を技術実証衛星 SERVIS-1 に搭載することで、遮光性能の評価、光学系のアライメント誤差推定手法の確立、姿勢決定精度の評価を行った実験について論じる。また、プロトンによる白傷数の抑制には CCD の冷却が有効であることを明らかにする。

第 6 章では、地上で太陽干渉を測定する装置の開発と、改良後のバツフルの遮光性能評価について述べる。

第 7 章では、本研究で得られた結果についてまとめ、バス機器への展開について述べる。

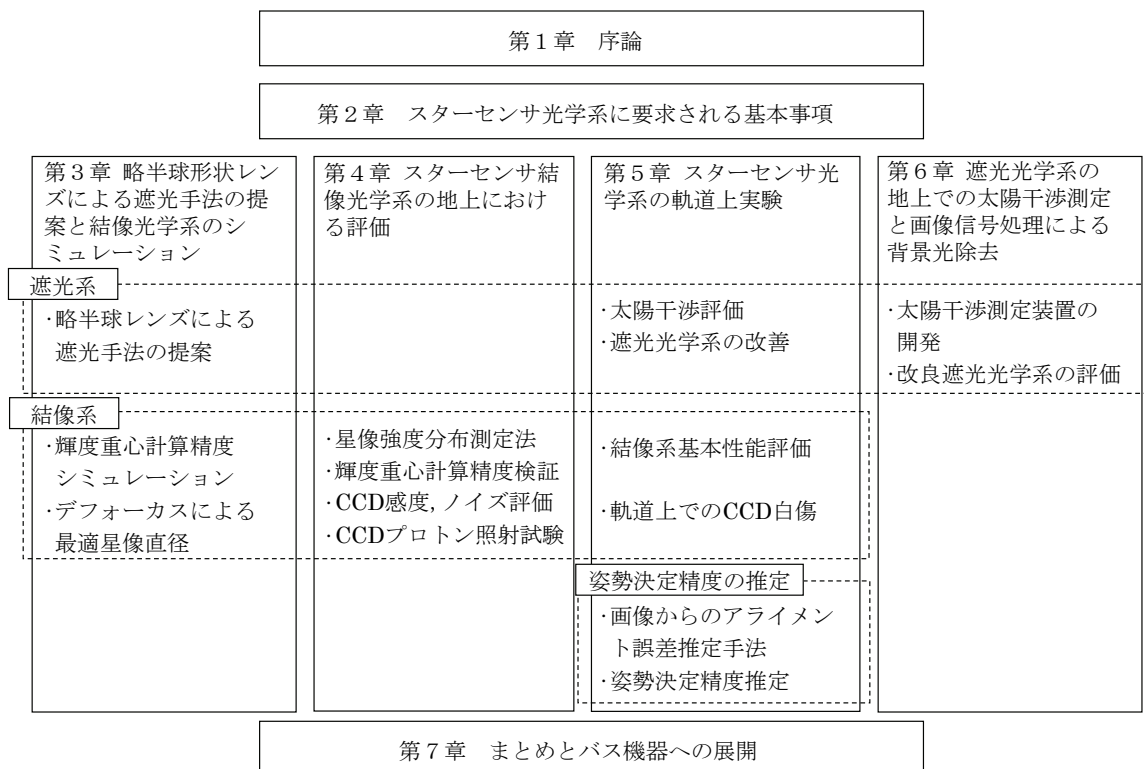


図 1-5 論文の構成

[添付資料 1-1] 2段バッフル長最小値算出の手順

2段バッフルの構造断面図(図1-6)を用いて、1-3節の2段バッフルの構成条件①～③を定式化する。各パラメータの表す内容は図1-6の右欄に示す。

条件①は、 θ_c より大きな角度での入射光線はエッジBを直射しない、と言い換えることができる。下式において、 Δ_{sun} は太陽光回避角のマーヅンである。

$$l_2 \tan(\theta_c - \Delta_{\text{sun}}) > R_1 + R_2 \quad \dots(1)$$

条件②は、エッジAとエッジBを結ぶ直線が光軸となす角は、エッジBとエッジC'を結ぶ直線が光軸となす角よりも大きい、と言い換えることができる。

$$\frac{R_2 - R_1}{l_2} > \frac{R_1 + r}{l_1} \quad \dots(2)$$

条件③は、結像系の視野領域はバッフルに遮られない、と言い換えることができる。

$$R_1 > r + l_1 \tan \theta_f \quad \dots(3)$$

式(3)は、バッフル後段のエッジBの位置を決めるパラメータである R_1 と l_1 を制限する条件である。 l_1 の値を決めるとき、 R_1 の値は、

$$R_1 = r + l_1 \tan \theta_f + \Delta_1 \quad \dots(4)$$

であるとする。ここで、 Δ_1 は R_1 のマーヅンである。式(1),(2)を整理すると下式となる。

$$R_2 < l_2 \tan(\theta_c - \Delta_{\text{sun}}) - R_1 \quad \dots(1)'$$

$$R_2 > \frac{l_2}{l_1}(R_1 + r) + R_1 \quad \dots(2)'$$

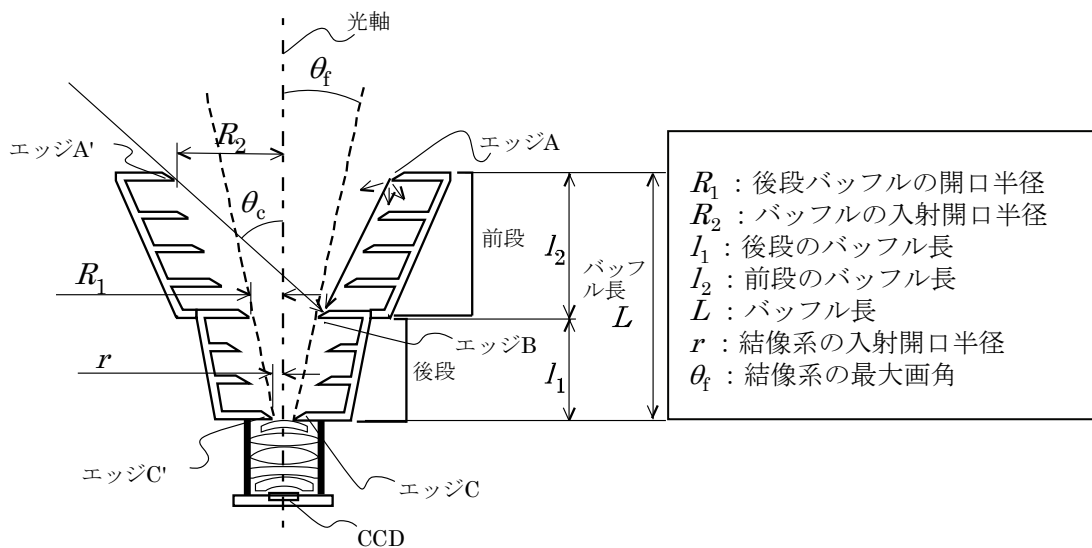


図1-6 2段バッフルの構造断面図

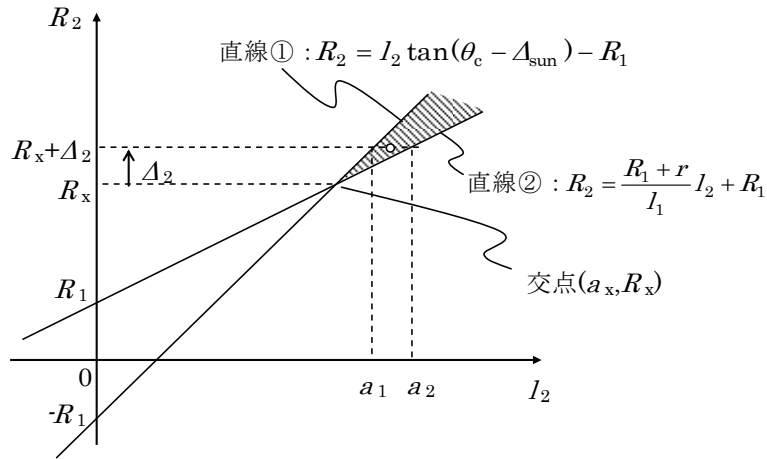


図 1-7 前段バッフルのエッジ A の位置を決めるパラメータ R_2 と I_2 の関係

式(1)'と(2)'の条件を満足する領域を R_2 と I_2 をパラメータとしたグラフ上で表すと、図 1-7 のハッチ部になる。直線①と直線②の交点を (a_x, R_x) とする。 R_x の値は下式である。

$$R_x = \frac{R_1(R_1 + r) - R_1 I_1 \tan(\theta_c - \Delta_{\text{sun}})}{I_1 \tan(\theta_c - \Delta_{\text{sun}}) - (R_1 + r)} \quad \dots(5)$$

R_2 の値は、 R_x にマージン分の Δ_2 を加えた値とする。

$$R_2 = R_x + \Delta_2 \quad \dots(6)$$

式(6)の R_2 を持つときの直線①と②の I_2 の値を a_1, a_2 とする。

$$a_1 = \frac{R_x + \Delta_2 + R_1}{\tan(\theta_c - \Delta_{\text{sun}})} \quad \dots(7)$$

$$a_2 = \frac{R_x + \Delta_2 - R_1}{R_1 + r} I_1 \quad \dots(8)$$

式(1)'と(2)'の両方の条件にマージンを持たせるために、 a_1 と a_2 の中間の値を I_2 の値とする。

$$I_2 = \frac{a_1 + a_2}{2} \quad \dots(9)$$

バッフル長 L は、下式である。

$$L = I_1 + I_2 \quad \dots(10)$$

式(5),(7)~(10)により、マージン Δ_1 、 Δ_2 、 Δ_{sun} を加えるときのバッフル長 L を、パラメータ I_1 を使って表わすことができる。数値計算によりパラメータ I_1 を振って L の最小値を求めれば、その値が最小の 2 段バッフル長である。

結像系の最大画角のマーヅンを取るために、後段バッフルの開口半径のマーヅンを $\Delta_1 = 1$ mm とする。バッフル製造上のマーヅンとして、バッフル入射開口半径のマーヅンを $\Delta_2 = 1$ mm とする。太陽光はおよそ $\pm 0.5^\circ$ の広がりを持つ光線であり、さらにエヅジでの回折により広がるので、太陽光回避角のマーヅンを $\Delta_{\text{sun}} = 1^\circ$ とする。

2-3 節にて、レンズの素要素を求めると、入射瞳半径は 6.4 mm、視野 13° である。入射瞳半径と結像系の入射開口半径が等しいとすると、 $r = 6.4$ mm である。最大画角は、対角方向の光軸からの角度なので、 $\theta_f = 9^\circ$ である。これらの値を代入して、 θ_c に対して L の最小値を求めると、**図 1-4** の実線のグラフとなる。

第2章 スターセンサ光学系に要求される基本事項

2-1 汎用的な地球観測衛星に要求される姿勢制御性能

軌道高度 500 km から地上の被災地域を観測する衛星を一つの例として、姿勢制御装置の姿勢制御精度と姿勢決定精度に要求される条件を見積もる。ここで、姿勢制御精度とは、アクチュエータにより実際に制御された衛星姿勢の、目標の姿勢に対する精度であると定義する。姿勢決定精度とは、複数の姿勢センサの姿勢計測情報を元に姿勢制御装置が算出する姿勢の精度であると定義する。

姿勢制御装置としての開発目標性能を表 2-1 に示す。姿勢制御精度は、取得したい地表の領域に対して衛星を指向させる精度から要求される。一枚の画像の地表の撮像範囲として 10 km 四方を仮定する。取得したい領域面積の 80%以上を視野内に収めるとすると、精度 1 km 以下の指向性が必要である。500 km 離れた上空から画像を取得するので、衛星には $\text{Arctan}(1/500) \sim 0.1^\circ$ の姿勢制御精度が要求される。そこで、目標の姿勢制御精度は、直交 3 軸の各軸に対して 0.1° と決める。

姿勢決定精度は、取得した画像を分析するとき、どのくらいの精度で地球固定座標系に対応づけることができるか、ということから要求される。防災や環境計測を始めとする多くの目的にとっては、交差点や建物などの地図上の特徴となるものがなくても、精度 150 m 程度で地上の位置が分かればよいであろう。500 km 離れた上空から精度 150 m で絶対位置を決めるためには、衛星には $\text{Arctan}(0.15/500) \sim 1$ 分角の姿勢決定精度が要求される。そこで、目標の姿勢決定精度は 1 分角と決める。

表 2-1 姿勢制御装置の開発目標性能

	項目	値	根拠記載箇所
姿勢制御機能	姿勢制御精度	各軸 0.1 deg	2-1
	観測頻度	8 Hz (露光時間 125 ms)	2-2
姿勢決定機能	姿勢決定精度	各軸 1 分角 (3σ , 慣性空間基準)	2-1
	恒星検出感度	5 等星までの恒星を検出可能	2-3

2-2 姿勢決定精度を決める素要素の関係

姿勢決定精度を決める要因の関係を図 2-1 に示す。姿勢決定精度は、スターセンサ単体のセンサ計測精度とセンサ数から決まる。 n 個のセンサがあれば、ランダムな誤差成分は $1/\sqrt{n}$ 倍に減る。

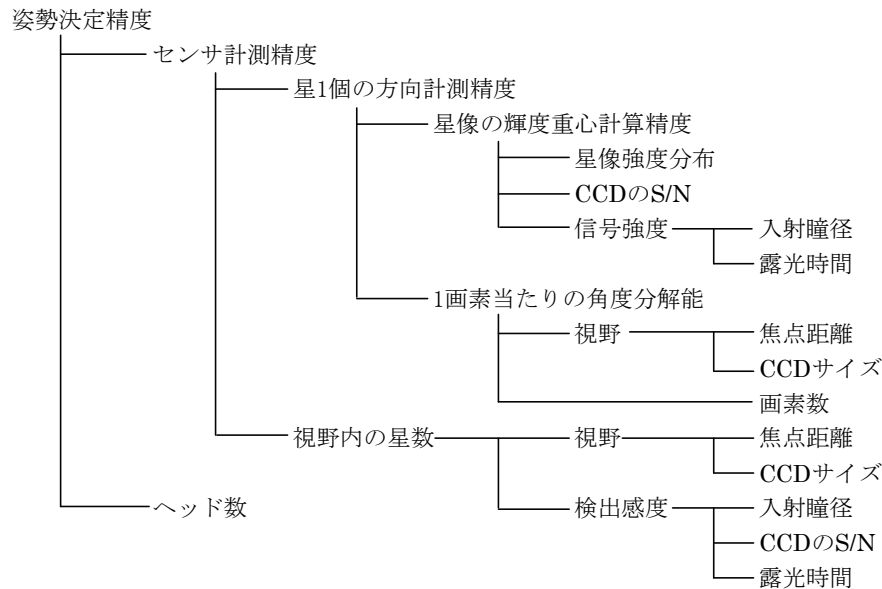


図 2-1 姿勢決定精度を決める素要素の関係

2-2-1 センサ計測精度

センサ計測精度について、その決定要因を順に素要素に分解する。ヘッド単体のセンサ計測精度は、星 1 個の方向計測精度と姿勢検出に用いる視野内の星数から決まる。星像の数が多いほど精度は上がる。星 1 個の方向計測精度は、CCD 上でのサブピクセル単位での星像の輝度重心計算精度と、CCD の 1 画素あたりの角度分解能から決まる。星像の輝度重心計算精度については、星像の強度分布、CCD チップのノイズ (S/N 比)、星像の信号強度が決定要因である。点に近い星像よりも、CCD 画素サイズ以上の大きさに適切にぼやけた星像の強度分布のほうが、精度が高い。星像の信号強度は、飽和しない範囲で CCD 出力の大きいほうが S/N が良く、精度が高い。信号強度は、レンズの入射瞳径が大きいほど、CCD の露光時間が長いほど、大きくなる。

ここで、レンズの基本パラメータと撮像範囲の関係を図 2-2 に示す。口径比 F は、瞳内の縁を通る光線と中心を通る光線とのなす角 α を用いて次式で定義され、 f と結像系の入射瞳径 D の比に等しい。

$$F = \frac{1}{2 \sin \alpha} = \frac{f}{D} \quad \dots(2-2.1)$$

1 画素あたりの角度分解能 $\Delta\theta_{\text{pixel}}$ は、レンズの視野 θ_{FOV} を画素数 N_{pixel} で割った値である。 θ_{FOV} が小さく N_{pixel} が大きい方が、角度分解能は良い。

$$\Delta\theta_{\text{pixel}} = \frac{\theta_{\text{FOV}}}{N_{\text{pixel}}} \quad \dots(2-2.2)$$

CCD 上での星像の位置を 1 画素よりも細かい分解能 Δr で決められるときは、星の方向の角度分解能 $\Delta\theta$ は、次式で表せる。

$$\Delta\theta = \frac{\Delta r}{f} \quad \dots(2-2.3)$$

視野 θ_{FOV} は、レンズの焦点距離 f と CCD の受光面サイズから決まる。 CCD 中心から辺端部までの距離 r_{max} を f で割った値の 2 倍に等しい。

$$\theta_{\text{FOV}} = 2 \cdot \frac{r_{\text{max}}}{f} \quad \dots(2-2.4)$$

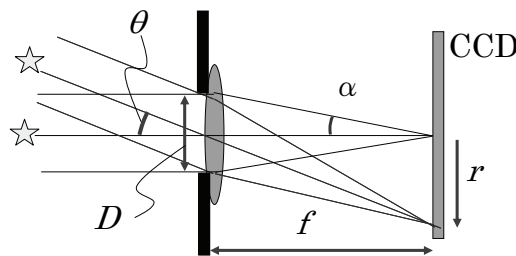


図 2- 2 レンズの基本パラメータと撮像範囲の関係。 f : 焦点距離, D : 入射瞳径, r : CCD 中心からの距離, θ : 入射角, α : 瞳内の縁を通る光線と中心を通る光線とのなす角

2-2-2 視野内の観測星数

視野内の星数は、センサ計測精度ばかりでなく常に安定して姿勢計測を行うためにも重要である。宇宙空間における恒星の空間分布密度にはむらがある。スターセンサヘッドが恒星の少ない方向を向いている場合でも姿勢検出を行うためには最低 2 個の星像を確保する必要がある。そのための視野内の観測できる星数の目安として平均 5 個を仮定する。この仮定で十分かどうかは、レンズの視野角と感度仕様が決定された後で、2 個以上星数が確保されない確率をシミュレーションにより検討する (2-7 節)。

ある実視等級よりも明るい全天の恒星数 N_1 を図 2- 3 に示す。光強度 I は距離 L の自乗に反比例して減少する一方で、光強度 I よりも明るい星数 N_1 は距離 L 内の空間体積 L^3 におおよそ比例するので、 N_1 は I の -1.5 乗におおよそ比例する。

$$N_1 \propto I^{-1.5} \quad \dots(2-2.5)$$

ⁱ 視野：結像系で撮影できる領域。本論では無限遠の恒星を対象としているので、角度を単位とする。通常、撮像素子の対角方向ではなく、辺方向の視野範囲を表す

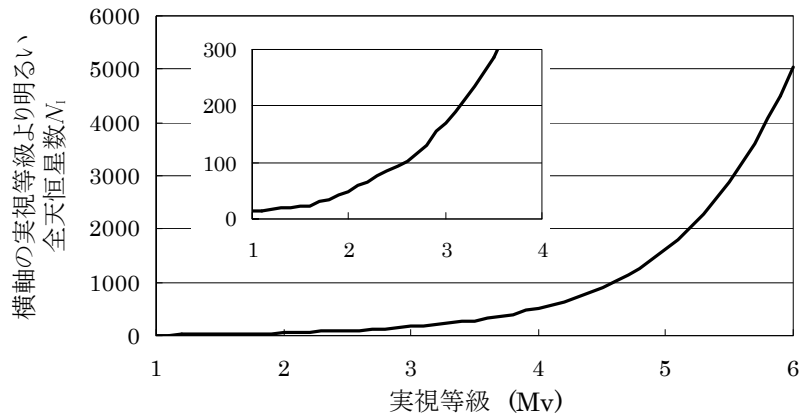


図 2-3 ある実視等級よりも明るい全天の恒星数. 挿入図は範囲 1-3.5 M_v の拡大図である

ある恒星検出感度を仮定するときに、視野の中に捉えられる平均星数を図 2-4 に示す。視野内の平均星数を 5 個以上とするには、例えば、検出感度 6 M_v の場合には視野 6.5°以上、検出感度 5 M_v の場合には視野 13°以上必要である。視野 θ_{FOV} を大きくすると星数は増加し姿勢検出の安定性が向上するが、一方、CCD の 1 画素あたりの角度分解能は大きくなりセンサ計測精度が悪化するというトレードオフが発生する。

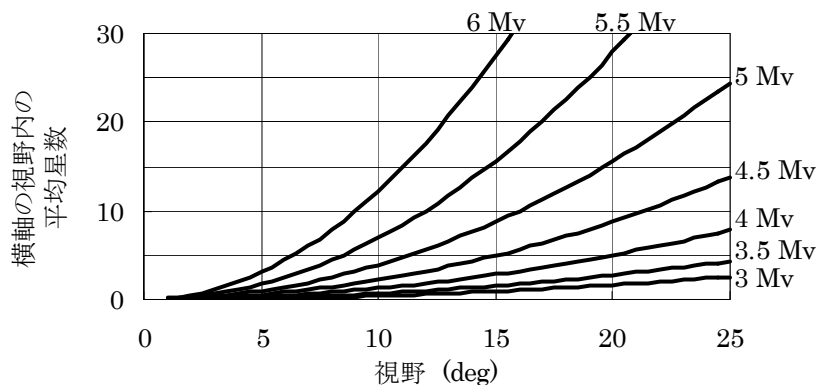


図 2-4 視野に対する視野内平均星数. 横軸の視野は正方形の視野の一辺を表す. 検出感度 (図中の等級数字) ごとにそれよりも明るい星像が視野内に存在する平均数を計算した

2-2-3 観測頻度

CCD に光を蓄積する露光時間は、衛星に想定される最大角速度や姿勢決定の演算周期から制限がある。低軌道衛星では 8 Hz の制御周期が典型的に使われる数値であるので、観測頻度 8 Hz で姿勢決定を行うとする。CCD の露光時間は 8 Hz 内で最大の 125 ms とする。

2-3 スターセンサ光学系の素要素決定

2-3-1 撮像素子 CCD の決定

CCD の画素サイズは小さければ小さいほど光学系を小型化できるが、飽和電荷量が小さくなり、ノイズが大きくなるというトレードオフがある。小型化を優先し、スターセンサ開発当初の段階で汎用の民生品として入手可能な CCD の中で、最小レベルの画素サイズの CCD を選択した。その CCD の性能緒言を表 2-2 に示す。この飽和電荷量やノイズの性能で、十分なダイナミックレンジや信号雑音比 (S/N 比) が得られるかどうかは、2-4 節で議論する。

表 2-2 CCD の性能緒言

No.	項目	仕様
1	方式	インターライン型
2	有効画素数	659×494
3	使用画素数*	512×494
4	画素サイズ	7.4 μm
5	飽和電荷量	22000 e ⁻
6	読み出しノイズ	18 e ⁻
7	暗電流	3 e ⁻ /pixel/s @20°C
		8 e ⁻ /pixel/s @30°C

* 姿勢計測に用いる使用画素領域は、CCD の全有効画素領域よりも小さい

2-3-2 レンズの素要素の決定と要求される検出感度

この節では、レンズの素要素である口径比 F と焦点距離 f の値を求める。前節で撮像素子を決定しているので、式(2-2.4)により、 f が決まれば視野が求まる。視野が決まれば視野内の平均星数の条件 (図 2-4) から、必要な検出感度が決まる。

同じ f の値に対しては、 F は小さければ小さいほど、式(2-2.1)により入射瞳径 D が大きくなり星像の光量が増大する。しかし、レンズの周辺光も多く撮像に寄与することになるので収差の補正が難しくなる。経験的な値ではあるが、収差を抑えられる現実的な値として $F=1.3$ とし、議論を進める。

f を決めるために、以下の(1)と(2)において角度分解能と太陽光回避角の条件を検討する。

(1) 角度分解能の条件

f と星の方向の角度分解能 $\Delta\theta$ の関係 (式(2-2.3)) を図 2-5 に示す。星像の位置分解量 Δr が、1/2 と 1 pixel の場合の計算結果である。輝度の重心計算を行えば $\Delta r=1/2$ pixel は十分に達成できる値なので、 $\Delta r=1/2$ pixel として $\Delta\theta$ を 1 分角以下にする条件を求めると、

$$f \geq 12.7 \text{ (mm)} \quad \dots(2-3.1)$$

である。

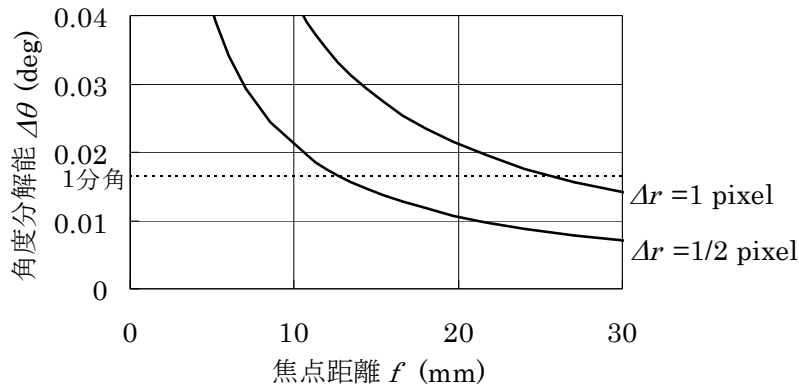


図 2-5 焦点距離と角度分解能の関係. CCD 上での星像の位置分解量 $\Delta r = 1/2, 1 \text{ pixel}$ の場合である

(2) 太陽光回避角の条件

最小の 2 段バッフル長を, f をパラメータとして計算した結果を図 2-6 に示す. 計算に際しては, 最大画角 θ_f と結像系の入射開口半径 r を下式のように f で表して, [添付資料 1-1] で述べた手順を用いた.

$$\theta_f = \frac{\sqrt{2}}{2} \theta_{\text{FOV}} = \sqrt{2} \frac{r_{\text{max}}}{f} \quad \dots(2-3.2)$$

$$r = \frac{D}{2} = \frac{f}{2F} \quad \dots(2-3.3)$$

式(2-3.2)においては, 最大画角は視野領域の対角方向の半角であることと式(2-2.4)を用い, 式(2-3.3)においては, 結像系の入射開口直径($2r$)は入射瞳径 D と等しいという仮定と式(2-2.1)を用いている. また, 太陽光回避角は 35° (2-6 節にて後述) とし, マージンの条件は[添付資料 1-1]の値と同じとしている.

f に対する 2 段バッフル長のグラフは, $f = 16.6 \text{ mm}$ に極小値をもつ. このとき, 式(2-3.1)の条件は満たされているので, $f = 16.6 \text{ mm}$ と決める. このときの最小 2 段バッフル長は, 182 mm である.

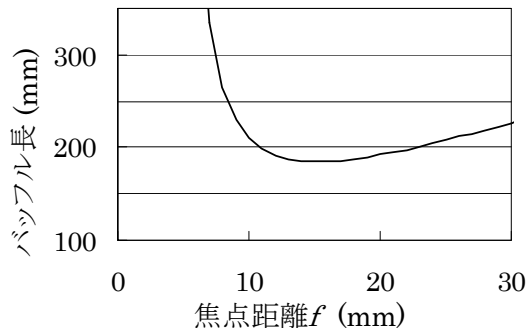


図 2-6 焦点距離と最小 2 段バッフル長の関係. 太陽光回避角 35° , $F = 1.3$ としている

$f = 16.6 \text{ mm}$ とすると、次の量が導かれる。

- ① 星 1 個の 1/2 画素分解能は 0.0127° (0.76 分角) である
- ② 視野は、(2-2.4)式より 13° である

(3) 視野内の平均観測星数の条件

検出感度が一定の場合の、 f に対する視野内の平均星数 \bar{N} の関係を図 2-7 に示す。式 (2-2.4) から視野 θ_{FOV} と f は反比例の関係にあるので、撮像の視野領域 (立体角) は f の自乗に反比例する。 \bar{N} は撮像の視野領域 (立体角) に比例するので、 \bar{N} は f の自乗に反比例して減少することになる。このグラフから $f = 16.6 \text{ mm}$ のとき、検出感度 4.5 Mv では $\bar{N} = 3.7$ 個で 5 個に足りず、検出感度 5 Mv で $\bar{N} = 6.7$ 個と 5 個以上であることが分かる。

より正確に \bar{N} が 5 個となる検出感度を求めるには、図 2-3 を用いればよい。視野 13° の視野領域の立体角 (0.051 str) と全天の立体角 ($4\pi \text{ str}$) との比から、視野 13° での平均観測星数 5 個は、全天での星数が 1220 個であることに相当する。図 2-3 より、全天での星数が 1220 個となるのは、 4.8 Mv のときである。よって、 $\bar{N} = 5$ 個となるのは、 4.8 Mv のときである。しかし、マージンを取り、必要な検出感度を以下のように決める。

- ③ 必要な検出感度は 5 Mv とする

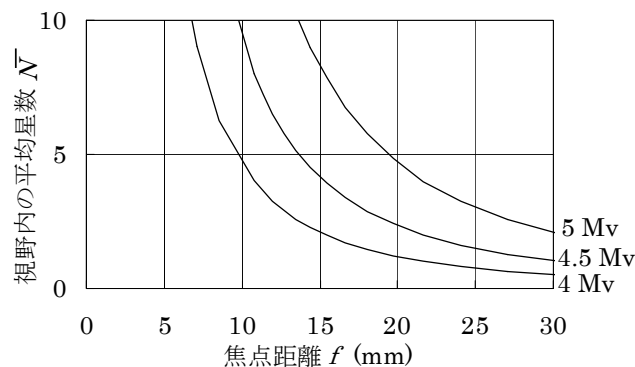


図 2-7 焦点距離と視野内の平均星数の関係 (検出感度が一定の場合)

2-4 5等星像による信号雑音比の見積もりと CCD ダイナミックレンジの決定

2-3 節において、5等星までの検出が必要であることを述べたが、5等星像の信号雑音比 (S/N 比) が 5等星像の検出に十分な値であることを示す。

太陽と同じスペクトルを持つ 5等星を仮定し、CCD に到達する光子数を計算する。5等星の光がレンズを通過した後の単位波長あたりのエネルギー $I_{\text{star}}(\lambda)$ は、下式で求められる。

$$I_{\text{star}}(\lambda) = \frac{A_{\text{sun}}}{m_a} \cdot B_{\text{Norm}}(\lambda) \cdot \pi \cdot (D/2)^2 \cdot \eta_{\text{lens}} \cdot t_{\text{exp}} \quad (\text{J/nm}) \quad \dots(2-4.1)$$

ここで、 $B_{\text{Norm}}(\lambda)$ は、プランクの法則の式(2-4.2)において、温度 $T=6000 \text{ K}$ を代入し、その最大値が 1 となるように規格化した関数である。

$$B(\lambda) = \frac{2hc^2}{\lambda^5} \frac{1}{e^{hc/(\lambda kT)} - 1} \quad \dots(2-4.2)$$

h はプランク定数、 c は光速、 k はボルツマン定数である。 $B(\lambda)$ は $\lambda = 480 \text{ nm}$ で最大値をとるので、 $B_{\text{Norm}}(\lambda) = B(\lambda)/B(480 \text{ nm})$ である。 A_{sun} は $2.01 \text{ W/m}^2/\text{nm}$ であり、 $A_{\text{sun}} \cdot B_{\text{Norm}}(\lambda)$ は、地球の軌道上で照射される太陽エネルギースペクトルを表す。 m_a は地球の軌道上での太陽と 5等星の明るさの比であり、 $m_a = 5 \times 10^{12}$ である。 $\pi \cdot (D/2)^2$ はレンズの入射瞳面積を表し、 $f = 16.6 \text{ mm}$ 、口径比 $F = 1.3$ として、レンズの入射瞳径 $D = 12.8 \text{ mm}$ である。レンズの透過率 η_{lens} は波長によらず 70% を仮定する。CCD の露光時間 t_{exp} は 125 ms である。

CCD に入射する光子数 N_0 は式(2-4.1)を用いて下式で求まる。

$$N_0 = \int_{400}^{1000} \frac{I_{\text{star}}(\lambda)}{hc/\lambda} d\lambda \quad \dots(2-4.3)$$

CCD によって光電変換された後の電子数 N_1 は、CCD の感度スペクトル $I_{\text{CCD}}(\lambda)$ を式(2-4.3)の被積分項に掛けて積分することにより求まる。

$$N_1 = \int_{400}^{1000} \frac{I_{\text{star}}(\lambda)}{hc/\lambda} \cdot I_{\text{CCD}}(\lambda) d\lambda \quad \dots(2-4.4)$$

式(2-4.3)と(2-4.4)を評価すると次の値が得られる。

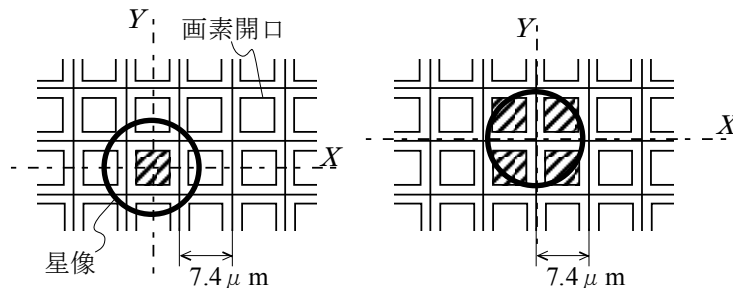
- 5等星の入射光子数： $N_0 = 6516 \text{ photon}$,
- 5等星の入射光が CCD で光電変換される電子数： $N_1 = 1405 \text{ e}^-$

ここで、ピーク画素集中度とは、星像を構成する画素の中で最も明るい画素の出力値 V_{max} を、星像を構成する全画素の出力値の和 V_{total} で割った値 $V_{\text{max}}/V_{\text{total}}$ であると定義する。ピーク画素集中度は CCD の画素に対する星像の相対的な位置により変動する。図 2-8 (a) に示すように星像の輝度重心が画素中心にあるとき V_{max} は最大となり、図 2-8 (b) に示すように 4画素境界部にあるとき V_{max} は最小となる。図 2-8 (b) のときの出力をもって S/N 比を議論することにする。

また、4画素境界ピーク出力とは、星像の輝度重心が 4画素境界にあるときの最大出力強

度であると定義する．星像が4画素境界にあるときのピーク画素集中度を0.25と仮定すると，5等星像の4画素境界ピーク出力 N_{peak} は，下式で表される．

$$N_{\text{peak}} = 1405 \times 0.25 = 351 \text{ e}^- \quad \dots(2-4.5)$$



(a) 画素中心に星像があるとき (b) 4画素境界部に星像があるとき

図 2-8 星像と画素の相対的位置関係を表す模式図

一方，表 2-2 から，30°Cでの暗電流ノイズは露光時間 125 ms を掛けて 1 e⁻，読み出しノイズは 18 e⁻である．よって，ノイズは読み出しノイズが支配的なので S/N 比は，

$$S/N = 351/18 = 19.5 \quad \dots(2-4.6)$$

と見積もることができる．これだけの S/N 比があれば，光電子数の観点からは 5 等星像出力信号とノイズとは充分区別できる．

CCD のダイナミックレンジは飽和電荷量 (22000 e⁻，表 2-2) で制限される．CCD の出力レンジをデジタル出力値に変換する A/D 分解能は，処理回路の能力から 8 bit に制限される．飽和電荷量を 8 bit 分解能で出力させると，下式の値を得る．

- 5 等星像の 4 画素境界ピーク出力のデジタル出力値：

$$(255/22000) \times 351 = 4.1 \text{ LSB}^i \quad \dots(2-4.7)$$

- ノイズ：

$$(255/22000) \times 18 = 0.2 \text{ LSB} \quad \dots(2-4.8)$$

以後，星の明るさを星等級ではなく光量に比例する量で議論することが多いので，星等級 M からその光量 I への換算についてまとめる．5 等星の光量 I_{5Mv} を基準とした星等級 M の光量 $I(M)$ は下式で書ける．星等級に対する光量比 $I(M)/I_{5Mv}$ の数値を表 2-3 に示す．

$$I(M) = I_{5Mv} 100^{5-M} \quad \dots(2-4.9)$$

表 2-3 星等級に対する光量

星等級 M	6	5.5	5	4.5	4	3.5	3	2.5	2	1.5	1	0.5	0
光量比 $I(M)/I_{5Mv}$	0.4	0.63	1	1.58	2.51	3.98	6.31	10	15.8	25.1	39.8	63.1	100

ⁱ LSB(Least Significant Bit) : A/D 変換後の最小の量子化単位

2-5 ヘッド配置

スターセンサのヘッドは、以下の 3 つの理由により最低でも 2 個以上配置されるのが普通である。

- (1) 複数のヘッドで視野を広げ、トータルの観測星数を増加させる方が精度がよい
- (2) 1 個のヘッドでは、CCD 面内の平行移動である X, Y 方向よりも視準方向 Z 軸周りの位置決め精度が悪い。異なる方向を向く 2 個のヘッドを用いると、 Z 軸周りの悪い精度を補完できる
- (3) 1 個のヘッドが地球干渉や太陽干渉を受けて星像を検出できない状況でも、もう 1 個のヘッドで姿勢検出ができる

どんな条件でも 2 個以上のヘッドで姿勢計測を行い、演算処理装置により姿勢決定を行うこととし、異なる方向を向く 4 個のヘッドを設ける。ミッション期間中に 1 個のヘッドが永久故障することを想定に入れ、また別の 1 個が太陽方向を向いているために星像を検出できないという最悪の場合に備えるためである。

4 個の光学ヘッド配置を図 2-9 に示す。図のように直交座標系の 3 軸を X_0, Y_0, Z_0 とおく。4 個のヘッドは $m = A, B, C, D$ で表し、ヘッドそれぞれの直交座標系の 3 軸は X_m, Y_m, Z_m で表す。各ヘッドの視準方向が Z_m 軸である。4 つの Z_m 軸が Z_0 軸に対して 55° の傾きを持ち、かつ Z_0 軸周りには均等な角度で 4 個のヘッドを配置する。図のように、 Y_m 軸は Z_0 軸と Z_m 軸との外積ベクトルの方向であり、 X_m 軸は Z_0 軸と 145° をなす方向である。

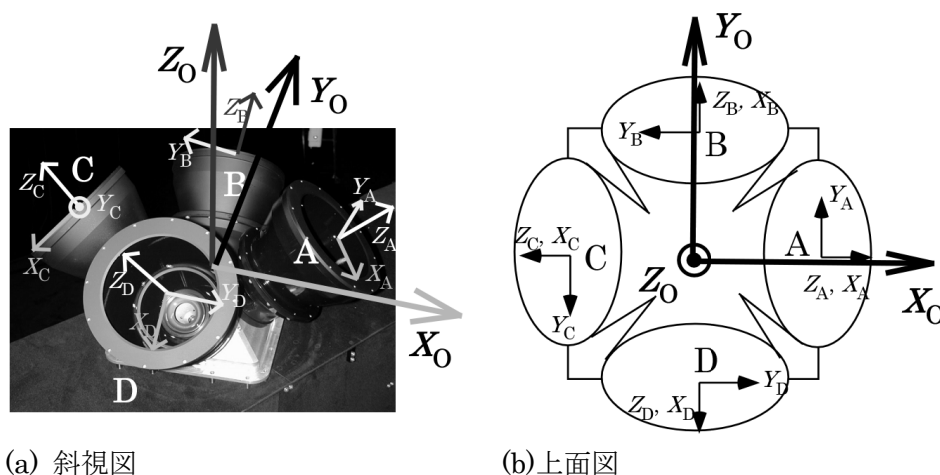


図 2-9 4 個のヘッド配置と座標系の関係。4 個のヘッドは、 Z_0 軸に対して 55° の傾きを持ち、 Z_0 軸周りに均等な角度で配置される。各ヘッドの視準方向を Z_m 軸 ($m = A, B, C, D$) とし、CCD の垂直読み出し方向を X_m 軸、水平読み出し方向を Y_m 軸とする

2-6 バッフルの目標とする性能

バッフルの目標性能を表 2-4 に示す。太陽がどの方向にあっても太陽干渉のために同時に使用できないヘッドは 1 個以下であるように、バッフルの太陽光回避角と複数個のバッフルの配置が設計されるのが基本である。図 2-9 の配置では、隣接する 2 ヘッド間の間隔、例えばヘッド A とヘッド B の視準方向間角度は 70.8° である。よって、それぞれのヘッドが 35° の太陽光回避角を持てば、例え太陽が 2 つのヘッドの中間の方向にあったとしても、2 個のヘッドが同時に太陽干渉を受けることはない。そこで、太陽光回避角の目標性能を 35° と設定した。

太陽による迷光は感度目標を 5 等星としたので、撮像素子上で 5 等星像の強度以下に減衰することを目標とする。太陽光減衰率は、軌道上での太陽照度を 1 とした場合の、レンズ通過後の太陽迷光による撮像素子上での最大照度であると定義する。

- (1) 軌道上において太陽は 5 等星と比べると $m_a = 5 \times 10^{12}$ 倍明るい
- (2) 撮像素子上で結像される星像の照度は、レンズ入射前の照度に比べ増加する。その増加率を m_b とおく。星像は 2×2 画素で構成されると仮定する。撮像素子の 1 画素の寸法は $7.4 \mu\text{m}$ なので入射開口面積と星像の面積との比から、 $m_b = 5.9 \times 10^5$ となる

上記 2 項目から、軌道上での太陽照度に対する撮像素子面上での 5 等星像の強度比は、 $m_b/m_a = 1.2 \times 10^{-7}$ となる。太陽光減衰率の目標性能は、 1.2×10^{-7} 以下とする。

バッフル長の目標は、1-4 節で述べたように、2 段バッフル長よりも小さくすることである。

表 2-4 バッフル目標性能

No.	項目	目標性能	備考
1	太陽光回避角	35°	4 ヘッド 55° 配置を想定
2	太陽光減衰率	1.2×10^{-7} 以下	5 等星像が 2×2 画素の等しい出力で構成されるとき出力強度以下
3	バッフル長	2 段バッフル長よりも小さくする	最小の 2 段バッフル長は 182 mm

2-7 姿勢喪失が発生する頻度のシミュレーション

検出感度を 5 Mv, レンズの視野を 13°とし, 使用できる光学ヘッドが 2 個と 3 個の場合に, 検出される星数がそれぞれ 1, 2, 3 個となる頻度を表 2-5 に示す. 技術実証衛星 **SERVIS-1**ⁱのトワイライト軌道ⁱⁱを仮定し, 一年間地球指向姿勢で運用したときに視野内に入る星数をカウントするシミュレーションを行った結果である. 2 ヘッドの場合には 8.1 時間に 1 回の割合で 1 個しか星が検出されない状態が発生し, この瞬間には姿勢の推定ができない. しかし, その場合には, 衛星の姿勢が急変しないことを前提に直前に求めた姿勢変化をそのまま利用して姿勢決定値を出力することになっているので, 継続的な姿勢計測への影響は小さい.

表 2-5 視野内の星数が 1 個, 2 個, 3 個となる頻度 (検出感度 5 Mv)

視野内の星数	1 個	2 個	3 個
2 ヘッドの場合	8.1 hr	1.0 hr	0.2 hr
3 ヘッドの場合	—	—	3.7 day

ⁱ 民生部品・技術の宇宙環境での耐性を軌道上で実証することを目的とする衛星. 2003 年打ち上げ (プロジェクト名 **SERVIS** については, 用語集を参照)

ⁱⁱ トワイライト軌道: 地球の北極上空付近と南極上空付近を結び, 地球上の昼と夜の境界付近を周回する軌道. 太陽電池パネルを常に太陽に向けることが可能である

2-8 本章の結論

汎用的な地球観測衛星に姿勢制御装置として要求される性能について論じ、姿勢決定精度の目標性能は各軸 1 分角(3σ)とした。

姿勢決定精度を決めるための素要素（ヘッド数、角度分解能、視野中で観測すべき星数、観測頻度、撮像素子）の関係を明らかにした。角度分解能の条件と太陽光回避角 35° で最小となる 2 段バツフル長の条件、および口径比 $F=1.3$ の仮定からレンズの焦点距離を $f=16.6$ mm とした。これにより、スターセンサの光学系に要求される素要素は、検出感度 5 Mv、視野 13° 、星 1 個の 1/2 画素分解能 0.76 分角、5 等星以上の視野内の平均星数 6.7 個、露光時間 125 ms と確定した。

上記のレンズの素要素の値から、CCD に入射する光子数を計算し、撮像素子の性能表のノイズ値とから 5 等星像の S/N 比を算出した。5 等星像の S/N は 19.5 であり、信号出力とノイズは十分に区別できる。すなわち、検出感度 5 Mv は十分に達成できる見込みである。

太陽光回避角の目標値は、4 個のヘッドが一つの軸に対して 55° の傾きを持って取り付けられる配置において、2 個のヘッドが同時に太陽干渉を受けないようにという条件から、 35° と決まる。太陽光減衰率の目標性能は、5 等星像のピーク強度以下に相当する 1.2×10^{-7} 以下とした。

第3章 略半球形状レンズによる遮光手法の提案と結像光学系のシミュレーション

3-1 はじめに

従来のスターセンサには2段バツフルが通常用いられており、1-3節で説明したように、太陽光回避角 θ_c 、結像系の入射開口半径 r 、最大画角 θ_f が与えられると、その長さがほぼ自動的に決まる。この2段バツフル長の長さの制約を超えてバツフル長を小さくするために、略半球形状レンズを用いる遮光手法を本章で提案する。

その概念を図3-1に示す。以下で説明するように、半球形状の平凸レンズの底面での内部全反射や屈折を利用すれば、入射角度により選択的に光を通過させる角度フィルターができる。

(a) 高角度入射光 (図3-1(a)) : 全反射臨界角 θ_t を超える高角度入射光は内部全反射によって遮光される

(b) 中角度入射光 (図3-1(b)) : θ_t 以下の入射角でも、 θ_t に近い大きな入射角であれば半球形状レンズ底面で大きな屈折偏向を受ける。半球形状レンズの下に第1アパーチャを設け、その下方に距離を空けて第2アパーチャを設ければ、第2アパーチャの開口外に光線を導いて、第1アパーチャ透過光を遮断することができる。この遮光のための空間を光吸収ゾーンと呼ぶことにする。第1アパーチャを通り抜けた光線が全て第2アパーチャで遮断される最小の入射角を θ_m とおく

(c) 低角度入射光 (図3-1(c)) : θ_m 以下の入射光は第2アパーチャの開口を通過するので、大きな減衰量の遮光はできない。結像系の最大画角 θ_f 以下の低角度入射光による口径食ⁱが発生しないように、第1アパーチャの開口径を決める

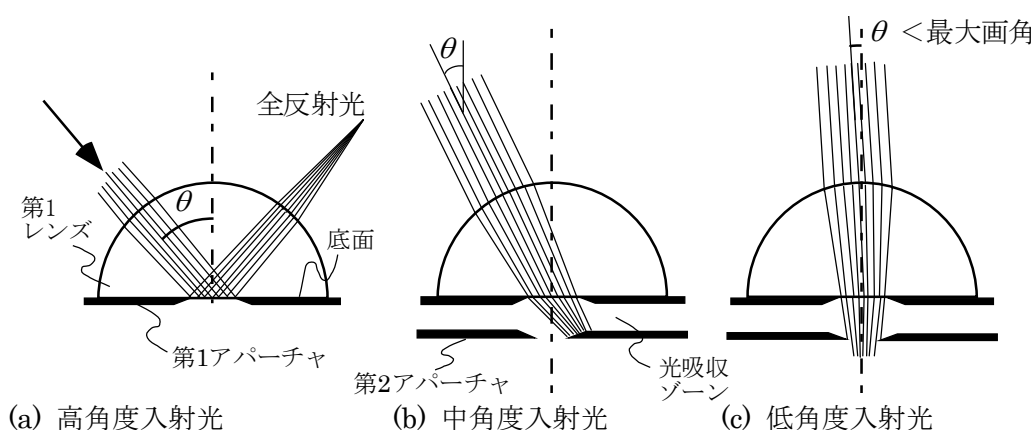


図3-1 半球形状レンズの角度フィルター効果の概念図。(a)高角度入射光は全反射により遮光され、(b)中角度入射光は大きな屈折偏向により第2アパーチャで遮光され、(c)視野内の星などの低角度入射光は通過する

ⁱ 口径食：撮像に寄与する光線束の一部が鏡筒や開口絞り以外のアパーチャで欠けること

このような半球形状の平凸レンズを結像光学系の最前面にある第1レンズとすれば、 θ_m 以上の入射角の光を大きく減衰できる角度フィルター機能を結像光学系にもたせることができる。完全な半球形状では球面収差が大きく、現実的なレンズ枚数ではその補正が難しいため、中心厚を薄くした略半球形状の平凸レンズを用いることにする。

この略半球形状レンズを太陽光が直射すると、レンズ表面での散乱光はCCDに直接入射し大きな迷光となるので、この角度フィルター効果だけでは2段バッフルに匹敵する太陽光減衰率は得られない。そこで、図3-2に示すように、略半球形状レンズから第2アパーチャまでの構造を2段バッフルでのバッフル後段部に対応させ、2段バッフルでのバッフル前段部に相当するバッフルを略半球形状レンズの前に設置する。バッフルと略半球形状レンズの2段階で太陽光を減衰できるので、2段バッフルと同様に大きな減衰効果が得られる。光吸収ゾーンが結像系の中に含まれており、結像系が遮光機能の一部を担っていること、および光吸収ゾーンの長さが、略半球形状レンズ底面での屈折作用により短くなることにより、遮光系と結像系の両者を合わせた光学系が小さくなる可能性がある。実際にバッフル長が短縮されることを、3-2節で述べる。

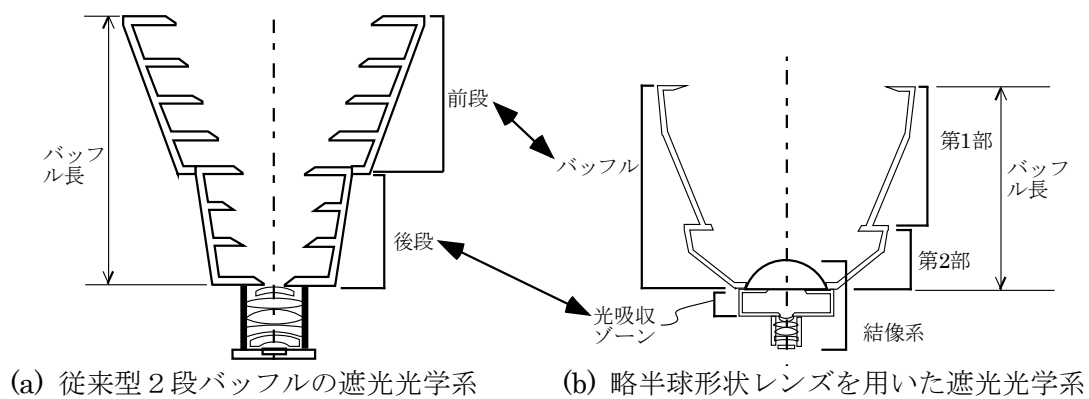


図 3-2 従来型 2 段バッフルと本バッフルとの遮光機能に着目した対応

このように略半球形状レンズは入射角度に対する遮光機能の分担が明確なので、図 3-2 (b)に示すように、構造が簡単であるという利点のある整反射型バッフルを採用する。整反射型のバッフルには、図 1-2 (b)に示したように、バッフル内面を階段状にする以外に曲面で構成する例^{32,33,34}もある。表面での反射光の行き先は整反射方向だけに限定されるので、反射光の到達先のチェックは必要となるが、襷状の減衰板が不要になり構造が簡単になる。また、バッフルの構造を第 1 部と第 2 部に分け、それぞれの領域からの略半球形状レンズへの入射光の角度を図 3-1 の (b)と (a)の状態にそれぞれ対応させれば、バッフル形状の設計が容易になる。

また、本章では、略半球形状の平凸レンズを用いることにより星像に球面収差が発生するが、星像の輝度重心計算精度の劣化は小さいことを示す。

i 球面収差：光軸上の一点から出る光線がレンズに入射する際、レンズ上の光軸から離れた場所を通る周辺光線ほど、光線の屈折量が過大となり、理想結像位置からずれて光軸と交わる現象。理想結像位置から手前の点像強度分布はリング状になる（巻末の用語集に図あり）

3-2 略半球形状レンズを用いた遮光光学系と計算による遮光性能の評価

3-2-1 略半球形状レンズによる角度フィルター効果の実際例

略半球形状は、曲率 $R = 30 \text{ mm}$ 、中心厚 $t = 20 \text{ mm}$ の平凸形状とする。一般的な光学ガラス材料は添加物を含んでおり、宇宙空間で曝露されるガンマ線によって着色する³⁵⁾ので、ガラス材料は不純物のない合成石英（屈折率 $n = 1.458$ ）を選択する。

略半球形状レンズにおいては、レンズ底面での全反射臨界角 θ_c とそのときのレンズへの入射角 θ_{it} は、図 3-3 に示すように異なる角度である。半球形状レンズでは、 $\theta_{it} = \theta_c = 43.3^\circ$ であるが、上記の略半球形状レンズでは、 $\theta_{it} = 50^\circ$ となる。

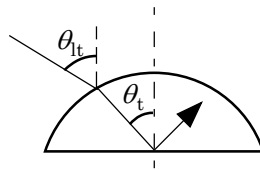


図 3-3 略半球形状レンズ底面で全反射を起こすレンズへの入射角 θ_{it}

レンズへの入射角が $\theta_{it} = 50^\circ$ 以下の入射光を遮光するために、略半球形状レンズ底面から 18 mm 後方に第 2 アパーチャを設け、 25° から 50° の範囲の入射光が第 2 アパーチャの開口外に入射するようにする。

最大画角以下の入射光線は、第 1 アパーチャで口径食を受けることなく第 2 アパーチャを通過し、第 2 アパーチャ以降のレンズにより CCD 上に像を形成する。結像系の視野は 13° なので、角方向の最大画角は $\theta_f = 9^\circ$ である。

以上まとめると、略半球形状レンズ ($R = 30 \text{ mm}$ 、 $t = 20 \text{ mm}$) による角度フィルター効果の領域分類は以下のようになる。

- (a) 全反射による遮光領域： $\theta \geq 50^\circ$
- (b) 光吸収ゾーンによる遮光領域： $25^\circ \leq \theta \leq 50^\circ$
- (c) 遮光しない領域： $\theta < 25^\circ$ （内、撮像に寄与する領域 $\theta \leq 9^\circ$ ）

3-2-2 略半球形状レンズを用いた遮光光学系におけるバッフル形状

略半球形状レンズの前に装着するバッフルに対する要求条件を求める。その設計プロセスを図 3-4 のバッフル構造の断面図を用いて説明する。

まず、太陽光回避角に対して略半球形状レンズへの直射を防ぐように、バッフル入射開口のエッジ（エッジ-A とおく）の位置を決める。そのために、図 3-4 (a) において、次の条件(a)が必要である。

条件(a) 「太陽光回避角の傾きを持ちかつ略半球形状レンズの表面に接する接線(l_a)を引き、その接線よりも上側にエッジ-A をおく」

バッフルの構造を図 3-4 (b) に示すように第 1 部と第 2 部の 2 つに分け、レンズから見て第 2 部の構造物が高角度入射光範囲の領域 ($\theta \geq 50^\circ$) に存在するようにする。図 3-4 (b)

に、第1部と第2部の境界のエッジからの散乱光が全反射される光線追跡の様子を示す。第2部の構造物はこのエッジよりも外側にあるので、第2部からの散乱光は略半球形状レンズにおいてすべて全反射する。

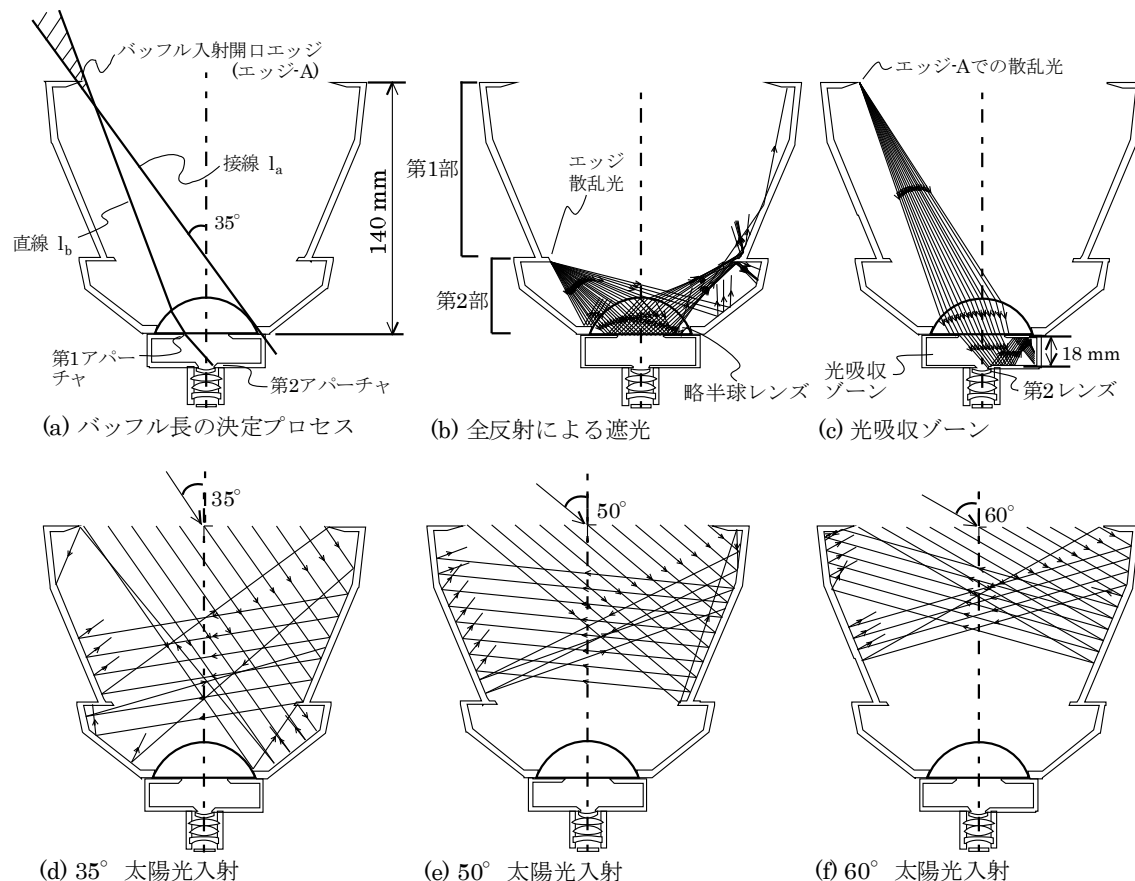


図 3-4 バツフルの断面図とバツフル形状設計プロセスを説明する光路図

実際の製造プロセスではバツフルのエッジ先端部を完全なナイフエッジにすることは困難なので、バツフルのエッジから散乱光が生じる。エッジからの散乱光を除去するようにバツフルの構造を決定する。特にエッジ-A は 90° 以下のどんな入射角でも太陽光に直射されるので、エッジ-A からの散乱光を除去することが必要である。そのためには、図 3-4 (a) において、次の条件(b)が必要である。

条件(b) 「第2アパーチャのエッジから第1アパーチャの反対側のエッジに向かって仮想光線を発射させ、その光線が略半球形状レンズを通り抜けた後の光線の軌跡を直線 l_b とおく。この直線 l_b よりも下側にエッジ-A がある」

条件(a)と条件(b)を満たす範囲を図 3-4 (a)中にハッチで示す。太陽が有限の大きさであるために太陽光線束は $\pm 0.5^\circ$ の角度広がりを持ち、回折現象とバツフル製造上の誤差があるので、直線 l_a と l_b のちょうど交点にエッジ-A をおくのではなく、マージンを持たせた位置に

エッジ-A を設定する。その結果、バッフル長は 140 mm、バッフル入射開口直径は $\phi 132$ mm となる。エッジ-A の位置と略半球形状レンズ、光吸収ゾーンをモデルに入れて光線追跡ソフト ZEMAX[®] (Zemax Development Corp., USA) を用いて光線追跡を行った結果を図 3-4 (c) に示す。エッジ-A からの散乱光は第 2 アパーチャで遮断されており、条件(b)が満たされていることが確認できる。また、入射角 35°の平行光線が入射するときの光線追跡結果を図 3-4 (d) に示す。入射角 35°の太陽光は略半球形状レンズを直射せず、条件(a)が満たされていることが確認できる。

3-2-3 整反射型のバッフル

バッフルの内側を光沢のある黒色表面として、整反射型のバッフルを構成する。光沢のある黒色表面を実現する手段として、宇宙航空用として実績のある塗料 Chemglaze-Z302^{36,37} を塗布する。その反射率の測定値を表 3-1 に示す。一回の反射でどれくらい光量が減衰し、どれくらい散乱成分が存在するかを見積もるために、散乱光成分を含む全光線反射率ⁱと、全光束から整反射光を除いた散乱光の反射率を測定した。

バッフルには第 1 部と第 2 部の境界に円板上の構造があるだけで、従来のバッフルに必須である遮光襷は存在しない。入射角 50°以上の入射光線は、図 3-4 (e), (f) に例示するように、バッフルの第 1 部のみで整反射されて外界へ戻されるように、バッフル内面の形状を設計する。

入射角 35°から 50°の間に入射光線については、バッフル第 2 部に直接入射する光線が存在するので、入射方向に整反射させるようにバッフル第 2 部の内面形状にテーパーをつける。入射角 35°~50°の間に入射光のうち第 1 部に入射する光線で、一回の反射の後に第 2 部に到達する光線が存在する。しかし、それらの光線は黒色表面で少なくとも 3 回以上反射を経たのちにしか略半球形状レンズに入射せずⁱⁱ、かつこの入射角は全て 3-2-1 節で求めた遮光領域(a)または(b)に属するので、迷光に対する影響は小さい。

表 3-1 光沢のある黒色塗料 Z302 の反射率測定値

全光線反射率	5.3%
散乱光反射率	0.46%

3-2-4 略半球形状レンズでの散乱光

略半球形状レンズの表面あるいは内部での散乱光について見積もるために、散乱光の実測を行う。散乱を抑制するために底面にスーパーポリッシュ³⁸を施した結果、底面の表面粗さ δ は $\delta = 3 \text{ \AA}$ (rms, 平均自乗平方根) であった。このレンズに、波長 532 nm のグリーンレーザー光を入射角 50°で照射し、レンズ底面部を通過する光量をパワーメータで測定すると、入射光に対して 1×10^{-4} の漏れ光量が観測された。

一方、ある平面から半空間上に散乱する全光量を表す全散乱光 (Total Integrated Scatter;

ⁱ 全光線反射率 : (日本工業規格 JIS K 7375) 試験片の平行入射光束に対する全反射光束の割合

ⁱⁱ バッフル内面での 1 回の整反射率は表 3-1 より $5.3\% \cdot 0.46\% = 4.8\%$ なので、3 回反射の後、 $(4.8\%)^3 \sim 10^{-4}$ に減衰される

TIS) を表面粗さから見積もる。反射時の TIS は次式で表される³⁹。

$$\text{TIS} = \left(\frac{4\pi\delta}{\lambda} \right)^2 \quad \dots(3-2.1)$$

δ は表面粗さ (平均自乗平方根) で, λ は光の波長である。上記の表面粗さ実測値 $\delta = 3 \text{ \AA}$ (rms) と $\lambda = 532 \text{ nm}$ を代入すると, TIS は 5×10^{-5} となり, 実測とオーダーは一致する。

漏れ光量の実測値 1×10^{-4} は, (a)全反射時の漏れ光だけでなく, (b)レンズ上面を透過するときの散乱光と(c)レンズ媒質中を通過するときの散乱光も含んでいる。この 3 つの要因による散乱光が撮像素子に到達する光量を見積もる。

(a) 全反射時の漏れ光

仮想的に略半球形状レンズ底面に完全拡散面光源をおくときの CCD への到達光量と, 太陽斜入射光がバッフルを装着した状態で略半球レンズ底面を照射する光量とを別々に光線追跡により計算し, 両者を掛け算して全反射の漏れ光量を評価する。その結果, 太陽入射角 49° のとき最大の迷光が発生し, その照度は, 太陽迷光の減衰光量の目標値である 5 等星像 4 画素境界ピーク出力 4.1 LSB (式(2-4.7)) の 16%となる。

(b) レンズ上面を透過するときの散乱光

視野範囲内の略半球形状レンズ上面を照射する光量を光線追跡により計算すると, 45° のとき最大となり, その値は上記(a)における底面照射光量の 30%であった。レンズ上面での屈折時の散乱率も反射時の漏れ光量の実測値 1×10^{-4} と等しいと仮定すると, レンズ上面の散乱による最大の迷光強度は 5 等星像 4 画素境界ピーク出力の 5%となる。

(c) レンズ媒質中での散乱光

ガラス内部での散乱はガラスの不均一性によるレーリー散乱が主である。小沢はさまざまなガラス材料に対して表面での散乱率と 10 mm 当たりの内部散乱率を比較した^{40,41}。その結果によると, 一般にガラス 10 mm を通過するときの内部散乱率はガラス表面での散乱より 2 桁ほど小さい。熔融石英の場合には, 表面での散乱率は 1.30×10^{-4} であるのに対し, 10 mm 当たりの内部散乱率は 1.63×10^{-6} であり 2 桁小さい。略半球形状レンズの中心厚は 20 mm であり, 表面での散乱に比べガラス内部での散乱率は十分小さく無視できる。

上記(a)~(c)による迷光量をあわせると 5 等星像 4 画素境界ピーク出力 4.1 LSB の 21%である。略半球形状レンズは入射瞳位置の近くに存在するので, そこでの散乱光は焦点面上で像を形成せず, 一様な分布となる。フォトンノイズによる背景輝度のノイズ増分は, わずか 0.1 LSBⁱであり, 略半球形状レンズでの散乱光の影響は十分に小さい。

ⁱ 2-4 節より, 1 LSB は $22000/255=86 \text{ e}^-$ に相当する。この迷光量を光電子数に換算すると, $4.1 \text{ LSB} \times 21\% \times 86 \text{ e}^- = 74 \text{ e}^-$ である。よって, フォトンノイズの光電子数は $\sqrt{74} = 8.6 \text{ e}^-$ であり, これは $8.6/86 = 0.1 \text{ LSB}$ に相当する

3-2-5 太陽光の減衰シミュレーション

バツフルの3次元形状とレンズ構成を光線追跡シミュレーションソフト ZEMAX[®]に入力し、太陽光の減衰シミュレーションを行う。光沢のある黒色のバツフル内面での散乱放射分布とレンズ表面でのフレネル反射は模擬しているが、3-2-4節で考察した略半球形状レンズでの散乱光はモデルに入れていない。バツフル前面開口部に平行光線を入射させ、図中の①～⑤に記す各位置に到達する全光束を計算した結果を図3-5に示す。減衰目標の直線は、5等星像のピークに相当する照度が CCD 面内に一様に照射される場合の光束であるⁱ。

バツフル前面開口を通過する光量①は、太陽入射角のコサインに従って減少する。略半球形状レンズの内部底面に到達する光量②は 35°以下で大きいのが、右図の光線(a)のように略半球形状レンズに太陽光が直射されるためである。略半球形状レンズ下の第1アパーチャを通過する光量③は、右図の光線(b)のような内部全反射による減衰効果により、太陽入射角 40°～50°で大きく減衰する。第2アパーチャの通過光量④は、右図の光線(c)のように光吸収ゾーンで遮光される効果により、3～4桁減衰する。CCD 受光面に到達する光量⑤は、右図の光線(d)のような受光領域外に到達する光量を除くとさらに1桁減衰し、減衰目標以下（減衰率 1.2×10^{-7} 以下（2-6節））に減衰する。

このように、本シミュレーション結果は図3-1の角度フィルター効果をよく表しており、略半球形状レンズを用いた遮光光学系の遮光メカニズムが明らかになった。

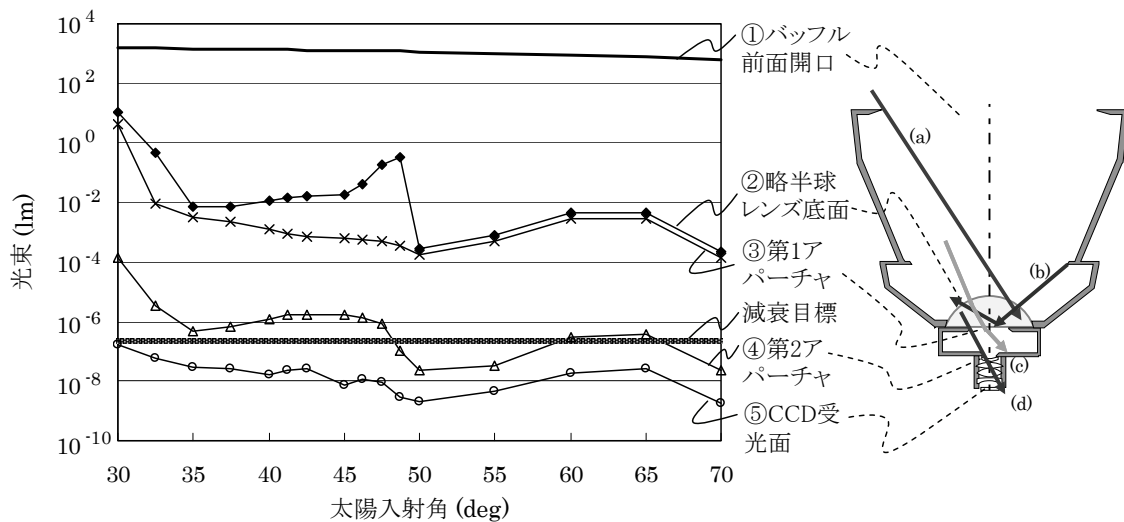


図3-5 太陽光の減衰シミュレーション結果。左図の縦軸は図中の①～⑤の各位置に到達する全光束である

ⁱ 太陽照度(130,000 (lx))に、地球軌道上での太陽照度に対する撮像素子面上での5等星像の強度比(1.2×10^{-7}) (2-6節)と CCD 受光面積を掛け算して、 2.2×10^{-7} (lm)である

3-3 略半球形状レンズを用いた結像光学系の性能評価

星像の輝度重心位置の検出精度は光学的に鮮明な画像よりもぼやけている方が良好なので、スターセンサの結像光学系においては、故意に撮像素子を焦点面から外れた位置に置くデフォーカス調整が行われる⁴²。まず、星像の明るさと直径をパラメータとして、星像の輝度重心位置の精度をシミュレーションすることにより、スターセンサにとって十分な精度が得られる星像直径を求める。次に最適なデフォーカス量をシミュレーションする。

3-3-1 星像直径に対する輝度重心計算精度シミュレーション

星像の強度分布をガウス関数と仮定し、 $1/e^2$ 直径 ϕ_{1/e^2} に対してどれくらいの輝度重心計算精度が達成されるかを見積もる⁴³。星像の位置と画素の相対的な関係により CCD の出力分布は大きく変わるので、星像の位置座標とフォトンノイズを乱数としたモンテカルロシミュレーションを行う。シミュレーションの方法は以下の通りである。

- (1) CCD 上での星像の中心位置を (X_g, Y_g) とし、それを乱数とする
- (2) 上記星像が直径 ϕ_{1/e^2} のガウス関数の強度分布を持つとして、CCD の各画素に照射される光子数 N_{photon} を計算する。5 等星像の全光子数は $N_0 = 6516 \text{ photon}$ (2-4 節) とし、他の等級の場合は表 2-3 の光量比 I/I_{5Mv} を N_0 に掛けた値とする。計算の簡単のため、CCD の画素開口は 100% の開口率を持つとする
- (3) 各画素に照射される光子数 N_{photon} にフォトンノイズを加える。フォトンノイズの標準偏差 σ_{photon} は光子数の平方根 $\sqrt{N_{\text{photon}}}$ であるので、 σ_{photon} をもつ正規分布で確率的な重み付けをした乱数の値をフォトンノイズとする
- (4) 星像による出力信号と CCD の背景輝度ノイズとを分離するため、下限のしきい値 (CCD のデジタル出力値に換算して約 2 LSB に相当する 700 photon) を設け、それより小さい出力の場合には、信号をゼロとする
- (5) CCD の飽和電荷量を超える場合には、信号は飽和電荷量で一定とする
- (6) 以上により算出された画素ごとの出力強度から輝度重心位置 $(X_{\text{cal}}, Y_{\text{cal}})$ を計算し、真の中心位置 (X_g, Y_g) との誤差量 Δ を下式により計算する

$$\Delta = \sqrt{(X_{\text{cal}} - X_g)^2 + (Y_{\text{cal}} - Y_g)^2} \quad \dots(3-3.1)$$

- (7) 上記の(1)-(6)の計算を 1000 回繰り返して、誤差量 Δ の平均値を求める。この平均誤差値を輝度重心計算精度の目安とする

4~5.5 等星について、横軸を星像の $1/e^2$ 直径 ϕ_{1/e^2} 、縦軸を輝度重心計算精度 (平均誤差) にとったグラフを図 3-6 (a) に示す。飽和の影響を見るために、同様に -1 から 3 等星までの精度を計算したものを図 3-6 (b) に示す。

図 3-6 (a) は、4 等星までの明るさの範囲では明るい星ほど輝度重心計算精度が良いことを示している。この範囲では画素出力は飽和せず、明るい星ほどフォトンノイズによる S/N 比の劣化が小さく、かつしきい値による信号の除去が少ないからである。

また、星像の直径が 1.5~2 pixel の領域で精度が最も良くなる。星像が小さすぎると、星

像の構成画素数が少なくなり精度が悪化する．逆に星像の直径が大きすぎると，1画素あたりの出力が小さくなって S/N 比が下がり，かつ下限のしきい値を下回る画素も増えるので精度が悪化する．なお，5.5等星では直径3 pixel 以上になると，星像を構成する画素数が1以下となる確率が増え，星像と認識されない場合が起こる．

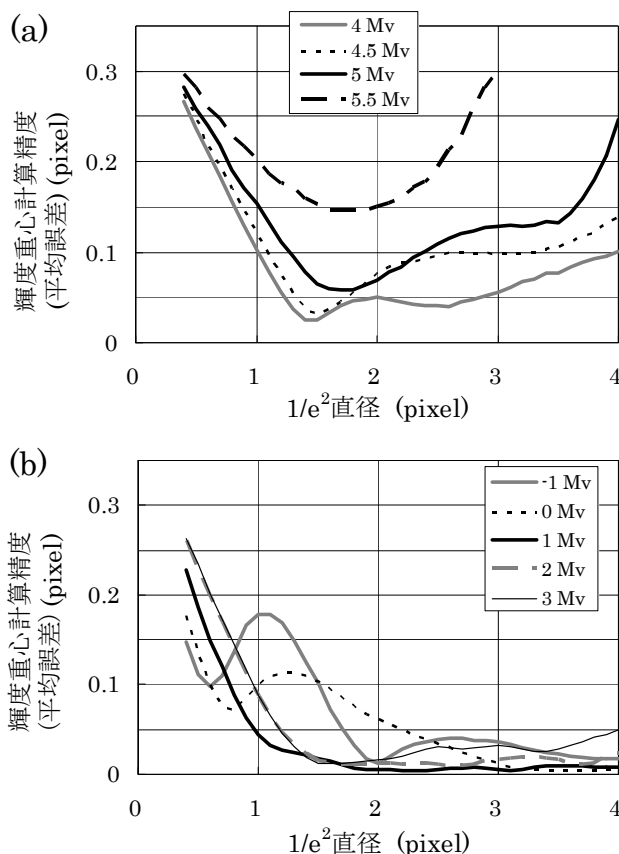


図 3- 6 星像直径に対する輝度重心計算精度のシミュレーション結果. (a) 5.5 等級～4 等級の場合 (b) 3 等級～-1 等級の場合 (星像の強度分布はガウス関数を仮定)

目標の姿勢決定精度 (表 2- 1, 各軸 1 分角(3 σ)) は, 前章で求めたレンズの素要素 (焦点距離 $f=16.6$ mm, 視野 13 $^\circ$) の場合 CCD 上での星像位置の計測精度に換算すると, 0.22 pixel (1 σ) に相当する. 最低でもヘッド 2 個は観測に使う (2-5 節) ので, ヘッド 1 個あたりのセンサ計測精度は $\sqrt{2}$ 倍の 0.31 pixel (1 σ) でよい. ヘッド 1 個で捉えられる星数が 1 個であったとしても上記センサ計測精度を満足するように, 5 等星よりも明るい 1 個の星像の重心計算精度 (平均誤差) は, マージンを取って 0.12 pixel 以下と決める. このとき, 図 3- 6 (a)より, 星像直径に要求される条件は $1.2 \leq \phi_{1/e^2} \leq 2.7$ (pixel) である.

3-3-2 デフォーカスによるスポット直径の調整

必要な輝度重心計算精度を達成できる星像直径を得るために, デフォーカスした位置に撮像素子を置く. 実際の星像分布は収差により様々な分布形状を持つが, 星像分布がガウ

ス関数でない場合の星像直径の目安として、RMS スポット直径 ϕ_{RMS}^i を導入する。星像分布がガウス関数ならば RMS スポット直径は $1/e^2$ 直径に等しい。

レンズが無収差の場合のデフォーカス量について考察する。デフォーカス量に対する RMS スポット直径 ϕ_{RMS} の関係を図 3-7 に示す。幾何光学的な光線は、ジャストフォーカス位置では一点に集光し、そこから Δz デフォーカスした位置では、下式(3-3.2)に記す半径 r_{max} の円の中に一様な光線密度で分布する。

$$r_{\text{max}} = \Delta z \cdot \sin \alpha = \frac{\Delta z}{2F} \quad \dots(3-3.2)$$

ただし、 α は図 2-2 で定義された角度である。無収差レンズの場合の ϕ_{RMS} は、脚注の式を積分形式で表現して下式で書ける。図 3-7 のグラフはこの式より計算した。

$$\phi_{\text{RMS}} = 2 \cdot \frac{\int_0^{r_{\text{max}}} r \cdot 2\pi r dr}{\int_0^{r_{\text{max}}} 2\pi r dr} = \frac{4}{3} r_{\text{max}} \quad \dots(3-3.3)$$

用いる CCD の画素サイズでは、前節で求めたスポット直径の目標値 $1.2 \leq \phi_{1/e^2} \leq 2.7$ (pixel) は、 $8.9 \leq \phi_{1/e^2} \leq 20.0$ (μm) に相当する。 $F=1.3$ のとき、RMS スポット直径を $8.9 \sim 20.0 \mu\text{m}$ とするデフォーカス量は、図 3-7 より $\Delta z = -39 \sim -17 \mu\text{m}$ および $17 \sim 39 \mu\text{m}$ である。しかし、実際には視野 13° という広角のレンズ設計において視野全体で無収差を実現するのは困難なので、実設計後に RMS スポット直径を計算し、最適なデフォーカス量を見積もる。

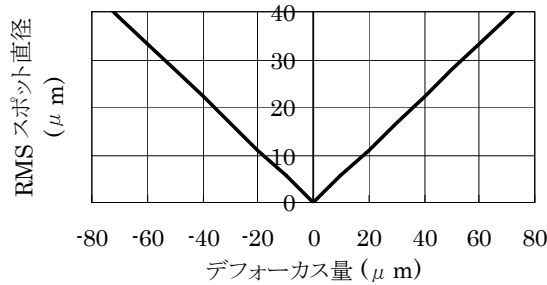


図 3-7 無収差レンズでのデフォーカス量に対する RMS スポット直径 ($F=1.3$)

3-2 節で決めた略半球形状レンズを用いて、第 2 章で求めたレンズ素要素を満足するレンズを設計した。そのレンズに単一波長 $\lambda = 500 \text{ nm}$ の平行光線が入射するときの像の強度分

ⁱ RMS(Root-mean-squared)スポット直径:結像面でのスポットダイアグラム——入射瞳面内で均等な空間密度になるように配置した N 本の光線束が結像面と交わる位置を 2 次元的にプロットした図——において、基準位置(本論文では主光線の到達点)を (x_0, y_0) 、各光線の到達点を (x_i, y_i) とするとき、次式で定義される値である

$$\phi_{\text{RMS}} = 2 \cdot \frac{\sum_{i=1}^N \sqrt{(x_i - x_0)^2 + (y_i - y_0)^2}}{N}$$

布を図 3-8 に示す。焦点面よりもマイナス側にデフォーカスしている場合にはリング状の強度分布となり、プラス側にデフォーカスしている場合には中心の強いピークとなだらかな裾をもつ強度分布となる。このように、略半球形状レンズで大きな球面収差が発生するために、結像系のレンズ設計後でも球面収差は残存する。ただし、実際の星の光は様々な波長を含むので、色収差のため、よりぼやけた強度分布の星像となる。

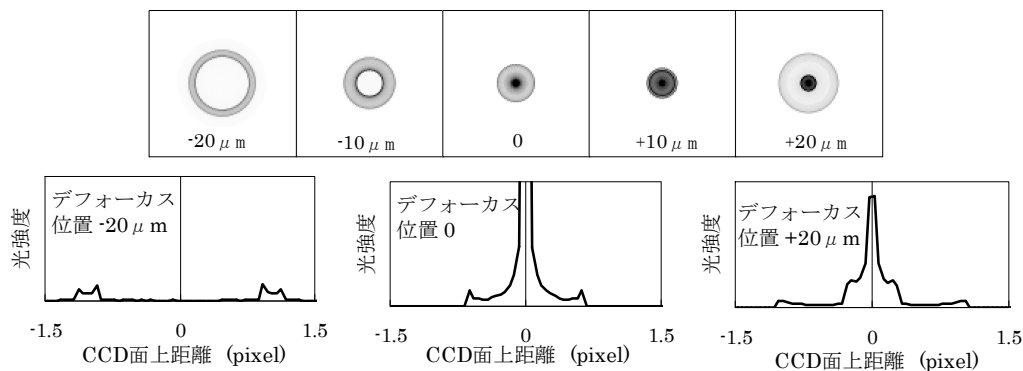


図 3-8 略半球形状レンズをもつ結像レンズのデフォーカス特性 ($\lambda = 500 \text{ nm}$).
 (a) 2次元点像強度分布 (デフォーカス位置 $-20 \sim +20 \mu\text{m}$) 色の濃い領域が光強度が強いことを表す。枠の一辺は CCD の 5 画素に相当する。(b) 光軸を通る断面での強度分布

このレンズに対して、デフォーカス量に対する ϕ_{RMS} の変化を、光線追跡により計算した結果を図 3-9 に示す。像面湾曲収差ⁱⁱのため、画角の大きなグラフでは極小位置が負の側にシフトしている。画角の大きなグラフの極小値が大きいのは主に次節で述べるコマ収差ⁱⁱⁱのためである。デフォーカス量を $-20 \pm 5 \mu\text{m}$ の範囲で CCD を組み立てると、 ϕ_{RMS} は 1.9 ~ 2.7 pixel の範囲の値を持ち、 $1.2 \leq \phi_{\text{RMS}} \leq 2.7 \text{ (pixel)}$ を満足する。

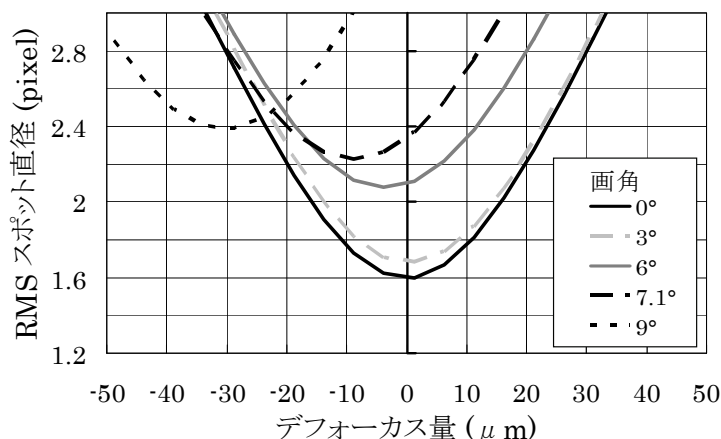


図 3-9 実際のレンズ設計でのデフォーカスによる RMS スポット直径の変化

i デフォーカス量の正負はジャストフォーカス位置からレンズより遠ざかる方向を正とする
 ii 像面湾曲収差：光軸に垂直な平面が湾曲して結像する現象 (巻末の用語集に図あり)
 iii コマ収差：軸外物点から出る光線束のうち、レンズの中心部を通る光線と周辺部を通る光線とが結像面上で一点に集まらず、彗星のように尾を引いた非対称な点像となる現象 (巻末の用語集に図あり)

3-3-3 収差による星像位置誤差の見積もり

第1レンズが略半球形状であるという制約を受けるので、結像系の設計も影響を受け、各種収差を完全に補正することは難しい。実際の設計例に対し、これらの収差がどの程度の星像位置の誤差を生じるのかを見積もる。

(1) 倍率色収差による星像位置誤差

レンズの貼り合わせは用いないこと、ガラスは宇宙環境で実績のある材料に限ることから、倍率色収差を完全に補正することは困難である。レンズ設計後の倍率色収差の計算値を図3-10に示す。波長600nmの入射光の主光線が焦点面上に到達する位置を基準として、横軸に示す波長と凡例に示す画角を持つ主光線が焦点面上に到達する位置との差を、倍率色収差として計算した。画角9.0°、波長400nmのとき、最大の倍率色収差-4.9μmをもつ。しかし、実際の星は単一波長ではなく連続スペクトルを持つので、輝度重心位置の誤差は-4.9μmよりも小さくなる。水平方向視野端付近（画角6.3°）における、星の温度の違いによる星像移動量の計算値を表3-2に示す。画角6.3°の星像移動量は、3900Kの赤い星では-0.36μm、30000Kの青い星では-1.11μmなので、その差は0.10pixel(0.75μm)である。同様の計算を6.3°以下の画角についても行い画面全体での平均を計算すると、倍率色収差による星像位置誤差の平均値は0.04pixelである。

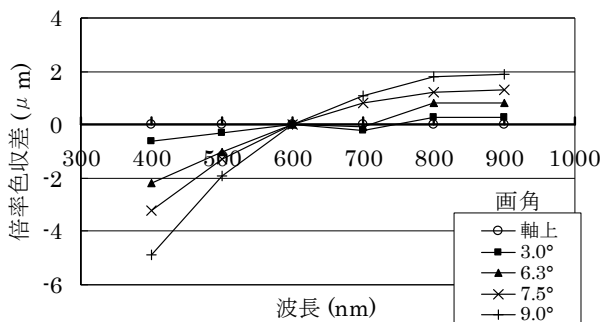


図3-10 倍率色収差の設計解析結果。波長600nmの入射光線が焦点面上で到達する位置と主光線の到達位置との誤差を示す

表3-2 水平方向視野端付近（画角6.3°）における星の温度の違いによる星像移動量

黒体色温度	星像移動量
3900 K	-0.36 μm
6000 K	-0.67 μm
30000 K	-1.11 μm

(2) ディストーションによる星像位置誤差

ディストーションとは、レンズによる像の歪み量を表す指標である。焦点距離 f 、画角 θ に対して、主光線の像高を y_{chief} 、基準の像高を $y_{\text{ref}} = f \tan \theta$ とすると、ディストーション関数 $d(\theta)$ を次式で定義する。これを100分率で表示したものがディストーションである。

$$d(\theta) = \frac{y_{\text{chief}} - y_{\text{ref}}}{y_{\text{ref}}} \quad \dots(3-3.4)$$

本スターセンサのレンズのディストーションを図3-11に示す。画角の大きな光線ほどマイナスの大きなディストーションを持つ、いわゆる樽型のディストーションである。ディストーションが存在しても、光軸がCCD受光面上で交わる位置Pが分かれば、星像

位置の歪み量を補正することができる。しかし、光軸位置 P の見積もりに誤差があると、ディストーション補正後の星像の算出位置に誤差が生じる。光軸位置 P の見積もり誤差を 5 pixel と仮定して、図 3-11 で示されるディストーションの値を持つときにその誤差を計算すると、水平方向の最大入射角 6.5° のときに最大の誤差 (0.25 pixel) を生じ、画面全体での平均的な星像位置誤差は 0.08 pixel である[添付資料 3-1]。

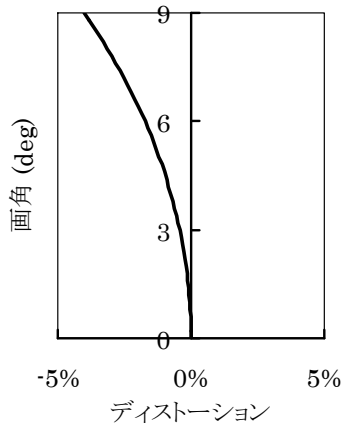


図 3-11 ディストーション。慣習に従い、縦軸を画角、横軸をディストーション値とする

(3) 星像歪み (球面収差, コマ収差) による星像位置誤差

ガウス関数を仮定する場合の輝度重心計算位置精度は 3-3-1 節より 0.12 pixel (平均誤差) であるが、視野周辺の星像では非対称な強度分布のコマ収差を持つので、ガウス関数の場合よりも誤差が増大する。白色光の幾何光線追跡によるデフォーカス $-20 \mu\text{m}$ での画角 6° の星像の強度分布を図 3-12 に示す。図 3-12 (a) の 2 次元的な強度分布に示すように、コマ収差による非対称な分布と、球面収差によるリング状の分布 — 色収差のためほど図 3-8 ほど明瞭ではない — とが合わさった分布をしている。図 3-12 (b) は 2 次元的な星像の強度分布を x 方向に積算し、1 pixel の開口で y 方向に平均化したグラフである。背景輝度ノイズと信号とを区別するために下限しきい値 $I_{\text{th}} = 3 \text{ LSB}$ を設定し、それ以上の信号だけを用いて輝度重心計算を行う。星像のピーク値に対する I_{th} の比を相対的しきい値 \hat{I}_{th} と定義する。星の等級が大きくなると、 \hat{I}_{th} が増加して輝度重心計算に用いられる画素数が減少し、演算精度が悪くなる。図 3-12 (b) のグラフにおいて、 \hat{I}_{th} をパラメータとし、 \hat{I}_{th} 以下の強度をゼロとして輝度重心計算を行った結果を図 3-13 に示す。5 等星像が画素中心にあるときのピーク出力強度は 12.4 LSBⁱⁱ なので $\hat{I}_{\text{th}} = 3/12.4 = 24\%$ であり、フルレンジ 255 LSB のときは $\hat{I}_{\text{th}} = 3/255 = 1\%$ である。よって、5 等星より明るい星では $\hat{I}_{\text{th}} = 1 \sim 24\%$ なので、輝度重心計算位置は図 3-13 より、 $-0.03 \sim 0.18 \text{ pixel}$ の範囲でばらつく。すなわち、コマ収差のために明るい星ほど星像の輝度重心計算位置は光軸から遠いところにあり、星の明るさによるばらつきは 0.21 pixel である。

ⁱ x 方向 i 番目、 y 方向 j 番目の画素強度を I_{ij} とするとき、 $J_j = \sum_i I_{ij}$ を計算した

ⁱⁱ 後述する式(4-4.1)より、5 等星像が画素中心にあるときの光電子数は 1068 e⁻ であり、2-4 節より、1 LSB は $22000/255 = 86 \text{ e}^-$ に相当するので、 $1068/86 = 12.4 \text{ LSB}$ と計算される

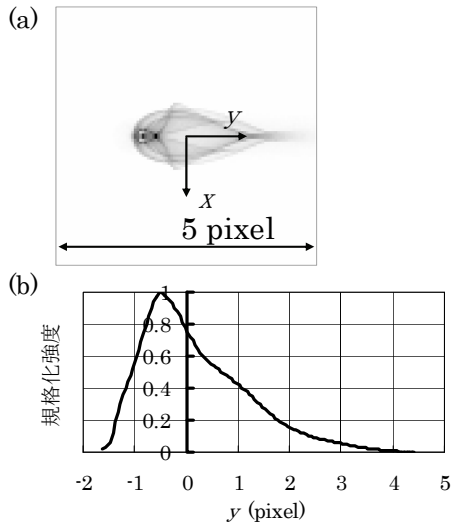


図 3-12 画角 6° での星像強度分布 (デフォーカス位置 $-20 \mu\text{m}$). (a) 2次元強度分布. (b) x 方向に射影した y 方向の強度分布. 1 pixel の開口で y 方向に平均化した

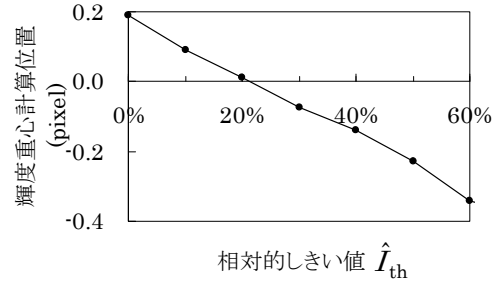


図 3-13 コマ収差をもつ星像における輝度重心計算位置. 図 3-12 (b)のグラフにおいて, I_{th} 以下の強度をゼロとして輝度重心計算をした

(4) 星像位置誤差のまとめ

3-3-1 節で述べたように, ヘッド 1 個あたりに要求されるセンサ計測精度は 0.31 pixel (1σ)であり, ヘッド 1 個で 5 等星よりも明るい星は平均 6.7 個検出できる (2-3 節) ので, 星像 1 個あたりに要求される検出精度は $\sqrt{6.7}$ 倍して 0.80 pixel (1σ)である.

一方, 上記の(1)~(3)をまとめると,

- ① 倍率色収差起因 : 0.04 pixel (平均),
- ② ディストーション起因 : 0.08 pixel (平均), (光軸見積もり誤差 5 pixel を仮定する),
- ③ 星像強度分布起因 : 0.12 pixel (ガウス関数仮定, 平均誤差) とコマ収差分 0.21 pixel (最大),

となり, これらを全部足し合わせても最大 0.45 pixel であり, 星像 1 個あたりに要求される検出精度 0.80 pixel (1σ)よりも小さい. よって, 倍率色収差, ディストーション, コマ収差による星像位置誤差は, 要求精度よりも小さく, 星像の輝度重心位置を求めるというスターセンサの機能にとっては十分である.

3-3-4 結像系の設計性能緒言

実際に設計を行ったレンズの設計性能緒言を表 3-3 にまとめる. 焦点距離と口径比は 2-3-2 節で決めた値である. CCD の使用画素領域が水平方向(X)と垂直方向(Y)で若干異なるために, 視野も X, Y 方向で表の値のようにわずかに異なる. 入射瞳径は, 式(2-2.1)より $\phi 12.8 \text{ mm}$ である. 第 1 レンズの形状と光吸収ゾーンの寸法は, 3-2-1 節で決めた値である.

有効波長範囲は, CCD の受光感度のある近赤外域を含めて光量を大きくするために, $400 \sim 900 \text{ nm}$ とする. CCD の受光感度スペクトルと黒体輻射スペクトルを図 3-14 (a)と (b)に示す. 図のスペクトルは上記設計波長内での最大値が 1 となるように規格化している.

温度の低い赤い星では近赤外光を含むので光量増大が大きくなる。赤外カットフィルターで近赤外光を除去せずに、波長 650 nm 以上の光量も結像に使うことによる光量増大分は、30000 K の青白い星で 10%、6000 K の黄色い星で 27%、3900 K の赤い星で 54% である。

第 2 アパーチャ前面から撮像素子までの寸法は 29 mm である。よって、第 1 レンズから撮像素子までの結像光学系全体の長さは、図 3-15 に示すように 67 mm である。バッフルを含めた光学系の寸法を図 3-15 に示す。レンズの組み立て後の外観写真を図 3-16 に示す。

表 3-3 結像系の設計性能緒言

項目	設計値
1 焦点距離	16.6 mm
2 口径比 F	1.3
3 視野	$13.1^\circ \times 12.6^\circ$ (対角: 18.6°)
4 入射瞳径	$\phi 12.8$ mm
5 第 1 レンズ	平凸レンズ曲率 30 mm, 中心厚 20 mm, 合成石英
6 光吸収ゾーン	18 mm
7 有効波長範囲	400~900 nm
8 第 2 アパーチャ前面から撮像素子までの寸法	29 mm

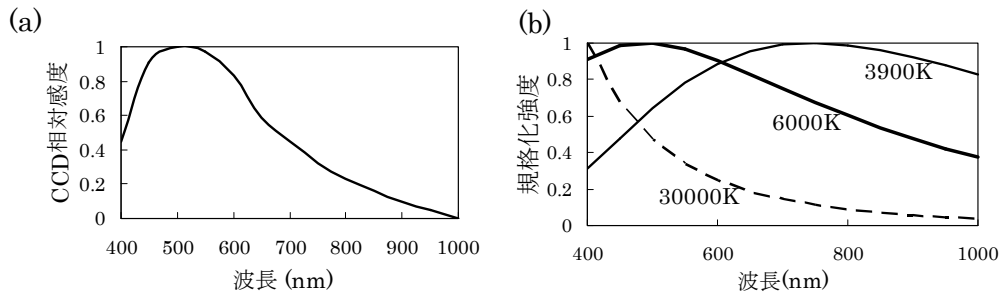


図 3-14 CCD 感度特性(a)と黒体輻射スペクトル(b)

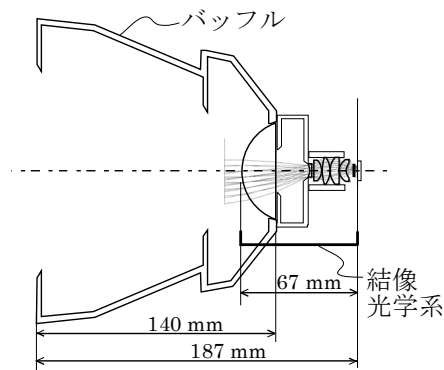


図 3-15 遮光光学系と結像光学系の寸法



図 3-16 結像レンズの外観写真

3-4 本章の結論

[1] 略半球形状レンズによる遮光手法

略半球形状レンズを、入射角により光線の通過と遮光を区別する角度フィルターとして用いる新しい遮光設計手法を提案した。高角度入射光は全反射により遮光し、中角度入射光は大きな屈折角を利用して遮光し、視野内の星の光は通過させることができる。略半球形状レンズにバッフルを取り付けることにより、バッフルと略半球形状レンズの2段階で太陽光を減衰することができるので、2段バッフルと同様に大きな減衰効果が得られる。略半球形状レンズは結像系の一部でもあるので、2段バッフルよりも全長が短くなる。略半球形状レンズに要求されるバッフルの開口位置の設計条件について論じ、従来構造よりもシンプルな整反射型のバッフルを採用した。太陽光回避角 35° のときの一例であるが、2段バッフルでは 182 mm のバッフル長が、本手法によれば 140 mm と 23% 減少する。開口部を通過する光量を光線追跡法によりシミュレーションすることによって、十分な減衰率が得られることを示し、略半球形状レンズを用いた遮光光学系の遮光メカニズムを明らかにした。

[2] 最適デフォーカス量のシミュレーション

星像強度分布をガウス関数と仮定して、モンテカルロシミュレーションにより輝度重心計算誤差を見積もり、星像の明るさ、直径と輝度重心計算精度の関係を明らかにした。1個の星像に対する輝度重心計算の誤差を 0.12 pixel (平均誤差) まで許容するならば、星像の $1/e^2$ 直径は $1.2\sim 2.7\text{ pixel}$ の範囲に調整する必要がある。略半球形状レンズは結像系に球面収差およびコマ収差を発生させるが、CCD を $-20\text{ }\mu\text{ m}$ デフォーカスさせて設置すれば星像直径は上記の範囲に収まること、収差による星像の位置誤差は最大でも 0.45 pixel であり、星像1個あたりに要求される検出精度 0.80 pixel (1σ) よりも小さいことをシミュレーションにより示した。

[添付資料 3-1] 光軸位置の見積もり誤差による星像位置の算出誤差

ディストーションの定義から、画角 θ の星像位置の像高は、

$$y(\theta) = (1 + d(\theta))f \tan \theta \quad \dots(1)$$

である。

図 3-17 を用いて、光軸位置 P の見積もり誤差による星像位置の誤差を見積もる。光軸位置の見積もり誤差を δy とし、真の光軸位置を P_0 、誤って見積もられた光軸位置を P' とする。

位置 P' を基準とした星光源の入射角 θ' から、誤って見積もられる星像 Q の像高 y'' は、

$$y'' = (1 + d(\theta'))f \tan \theta' \quad \dots(2)$$

である。

ここで、画角 θ が小さいときのディストーション関数はほぼゼロなので、下式が成り立つ。

$$\delta y = f \tan(\theta - \theta') \quad \dots(3)$$

一方、位置 P' を基準とする真の像高 y' は、下式で書ける。

$$y' = (1 + d(\theta))f \tan \theta - \delta y \quad \dots(4)$$

よって、星像位置の見積もり誤差 Δ は、下式で書ける。

$$\Delta = y'' - y' \quad \dots(5)$$

画角 $\theta = 6.5^\circ$ 、光軸位置の見積もり誤差 $\delta y = 5 \text{ pixel} (= 37 \mu\text{m})$ とすると、式(3)より $\theta' = 6.37^\circ$ であり、式(2),(4),(5)より $\Delta = 0.25 \text{ pixel}$ となる。 $\theta = 0 \sim 6.5^\circ$ まで 0.5° 刻みの θ に対して同様の計算をして Δ を算出し、平均をとると 0.08 pixel となる。

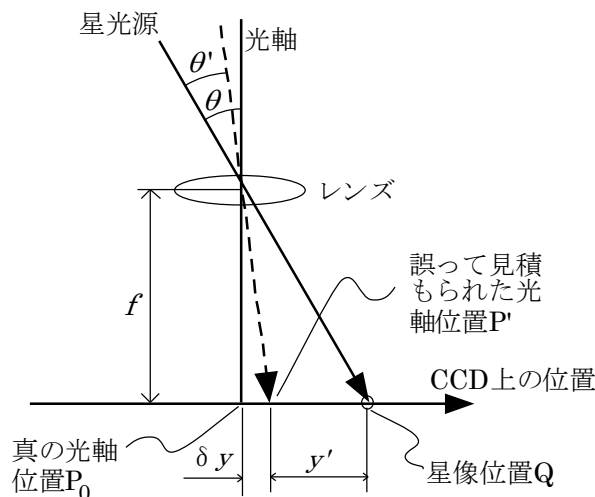


図 3-17 光軸位置と星像位置の関係

第4章 スターセンサ結像光学系の地上における評価

4-1 はじめに

略半球形状レンズを用いた結像光学系において、適切にぼやかした星像を得て輝度重心計算精度を高めるためには、 $\pm 5 \mu\text{m}$ の精度でレンズと CCD の焦点調整を行う必要があることを前章で述べた。そのためには画素サイズ以下の分解能で星像の強度分布を測定する必要があるが、スターセンサにおいては画素サイズの分解能での計測例⁴⁴しかなかった。そこで、白色平行光である模擬星光をレンズに入射させ、レンズを微小角度で回転させながら画像を取得することにより、強度分布を測定する手法を開発する。本手法を用いて、模擬星像の強度分布を直接計測しながら適切なデフォーカス位置に CCD を固定する。

CCD 上での星像位置からレンズへの星の光の入射角を算出するためには、CCD 上での光軸の位置 $P(x_0, y_0)$ と本論文で位置換算焦点距離と呼ぶパラメータ f' を個々のスターセンサヘッドにつき求める必要がある。CCD 上での光軸位置 P から星像までの距離 r を用いて、レンズへの星の光の入射角 θ を算出するには、次の関係式を用いる。

$$r = f' \cdot \tan \theta \cdot (1 + d(\theta)) \quad \dots(4-1.1)$$

ここで、 $d(\theta)$ は図 3-11 のグラフにおいて、画角 θ に対するディストーション値を関数表示したものである。この光学系ではデフォーカス位置に CCD 受光面があるので、 f' はレンズ設計上の焦点距離 f とわずかに異なる値を持つ。光軸位置 $P(x_0, y_0)$ はレンズに対する CCD の面内方向の取り付け位置に依存し、 f' は CCD の焦点方向の取り付け位置に依存するパラメータなので、これらを CCD のアライメントパラメータと呼ぶことにする。CCD のアライメントパラメータを求めるために、レンズへの模擬星光源の入射姿勢を変えることにより CCD 面内の多数の位置で模擬星像を取得する実験を行う。模擬星光源のレンズへの入射姿勢から求まる模擬星像の位置 Q_i' (i は星像の番号) は CCD のアライメントパラメータに依存するので、CCD 上で観測される模擬星像の輝度重心位置 Q_i と位置 Q_i' がもっとも誤差なく一致する CCD のアライメントパラメータを最小自乗法により求める。さらに、この実験における位置 Q_i と Q_i' の相違から、星像位置のランダム誤差ⁱを見積もる。

CCD は衛星軌道上でプロトンに被曝し、白傷^{45, ii}と呼ばれる永続的な画素欠陥が生じる⁴⁶。この白傷は星像と誤認識され、姿勢計測精度を悪化させる。演算装置により、一旦白傷と認識されれば、その画素を姿勢算出演算に使わないようにする処理を行うが、白傷数が多くなると、CCD の有効範囲が狭くなる、白傷の位置を記憶するメモリ容量が多くなるなどの不都合が生じる。そのため、地上において CCD にプロトンを照射して白傷を発生させて、軌道上で発生する白傷数を予測し、白傷数を抑制するための冷却温度について論じる。

ⁱ 星像位置のランダム誤差：CCD 上で星像の輝度重心位置がランダムにばらつく誤差

ⁱⁱ 白傷：光の入射がない暗状態でも、画面上の固定された画素に白い点が現れるノイズ。プロトンによりシリコン結晶の構造が破壊され、熱的な暗電流が発生することにより、永続的な輝度増加が起こる

4-2 星像強度分布測定法の開発とレンズ-CCD間の焦点調整

点光源からの白色光をコリメートレンズにより平行光線にする。Xe ランプの発光をライトガイドによって白色拡散板に導光し、白色拡散板の上に設置した $\phi 20 \mu\text{m}$ のピンホールから発光させたものを点光源とする。コリメートレンズの焦点距離を $f_2 = 300 \text{ mm}$ とし、ピンホール開口直径が有限の大きさであることによるビーム拡がり $\Delta\theta_{\text{hole}}$ は、

$$\Delta\theta_{\text{hole}} = \pm(\text{ピンホール半径})/f_2(\text{rad}) = \pm 0.0019^\circ = \pm 0.076 (\text{pixel}) \quad \dots(4-2.1)$$

となる。実際の星からの平行光線よりも $\Delta\theta_{\text{hole}} = \pm 0.076 \text{ pixel}$ 分だけ星像が広がることになるが、 0.1 pixel 程度の計測精度を目指しているので十分平行である。

ピンホールをコリメートレンズの焦点面に合わせる調整を行う光学系を図 4-1 に示す。まず、コリメートレンズに入射させるレーザ平行光を作る。He-Ne レーザ (633 nm) からの光線をビームエキスパンダにより $\phi 10 \text{ mm}$ 程度に広げる。平行度は、図の位置 A にてコリメーションチェッカーでチェックする。次に、コリメートレンズを通してピンホール周囲のミラー部にレーザ光を当てる。その反射光のコリメートレンズからの出射光がコリメートされていれば、ピンホールの焦点方向位置はコリメートレンズの焦点面にある。ハーフミラーを通過した後の位置 B にもコリメーションチェッカーを置いて、平行度をチェックしながら、コリメートレンズと点光源の焦点調整を行う。実際に使用したコリメーションチェッカーによるピンホールの焦点方向の位置決め精度は $\pm 0.1 \text{ mm}$ である。ピンホールからの点光源とコリメートレンズの組み合わせによるこの模擬星光を被験レンズⁱ ($f_1 = 16.6 \text{ mm}$) に入射させるとき、被験レンズの焦点調整精度は、縦倍率の計算式により $\pm 0.3 \mu\text{m}$ であるⁱⁱ。この誤差量は目標としている焦点位置精度 $\pm 5 \mu\text{m}$ より十分小さい。

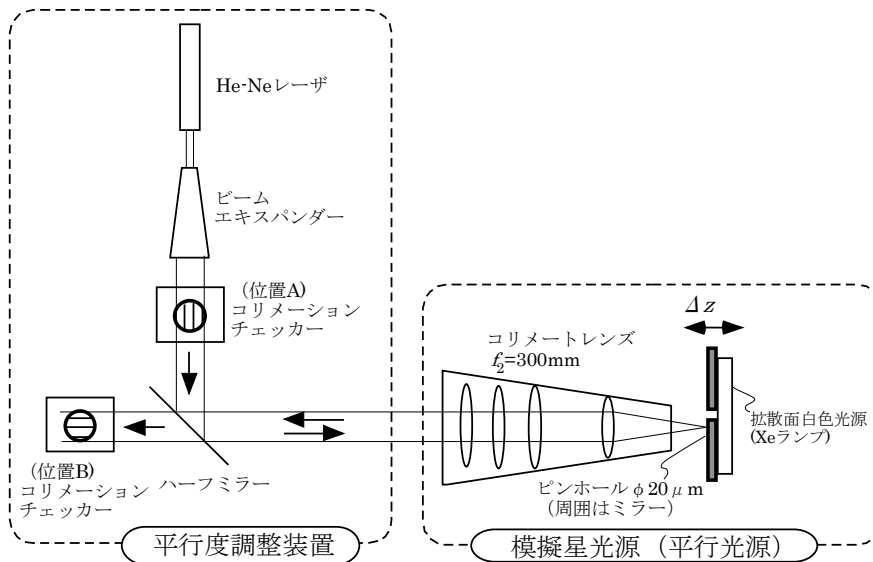


図 4-1 模擬星光源をコリメート調整するための光学系

ⁱ 実験の対象となるレンズを被験レンズと呼ぶことにする

ⁱⁱ この系の横倍率は f_1/f_2 である。焦点方向の倍率である縦倍率は横倍率の自乗 (f_1/f_2)² である

今回開発した模擬星像の強度分布の測定配置を図 4-2 に示す。前節で述べた手法でコリメート調整した模擬星光源を被験レンズの前に設置する。被験レンズは、パルスモータ駆動の 2 軸回転ステージの上に設置する。1 パルスあたりの駆動角は $0.002^\circ/\text{pulse}$ であり、CCD 上での模擬星像の移動量に換算すると、 $1/13 \text{ pixel}/\text{pulse}$ である。模擬星光源を固定し、被験レンズの角度を振ることにより CCD 上で模擬星像をスキャンする。

CCD 上での模擬星像と画素配置の関係を図 4-3 に示す。図中のハッチされている 1 画素に着目し、この画素の近辺で模擬星像をスキャンして、画素出力強度の変化から模擬星像の強度分布を計測する。まず、着目している画素の出力が最大になるように 2 軸ステージの角度を微調整し、模擬星像の中心をその画素中心に合わせる。Y 軸周りに少し逆回転させてから順方向に回転させ、1 パルス回転させるごとにハッチされた画素の出力を記録する。回転角に対するこの出力変化は CCD 上の X 軸に沿った光の強度分布を表す。Y 軸に沿った強度分布についても同様の計測を行う。

画素は有限の開口を持つので、測定された強度分布は実際の強度分布よりも広がる。星像強度分布としてガウス関数を仮定し、画素開口として開口面積率 50% の $0.7 \times 0.7 \text{ pixel}^2$ を仮定する。 $1/e^2$ 直径で $1.2 \sim 2.4 \text{ pixel}$ の範囲のガウス関数を上記画素開口でコンボリューションすると、その強度分布の $1/e^2$ 直径は 0.2 pixel 大きくなる。よって、この場合の強度分布幅の測定分解能は 0.2 pixel 程度である。

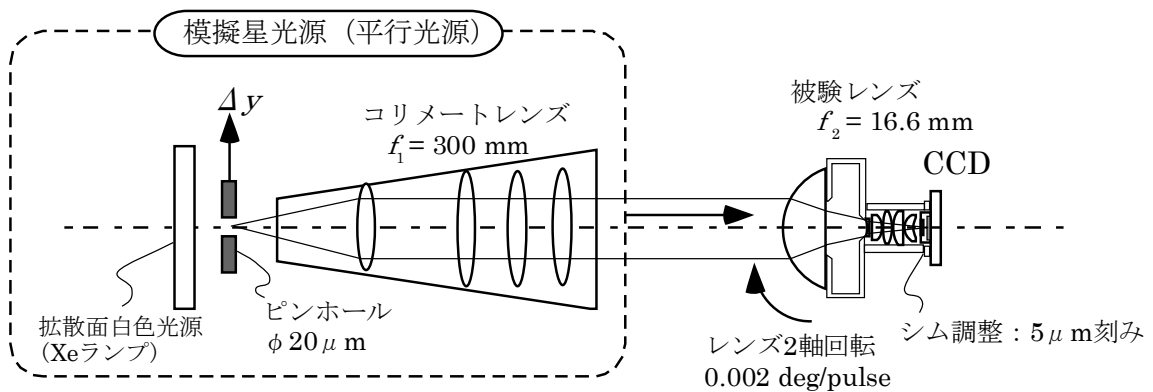


図 4-2 模擬星像スキャンによる模擬星像の強度分布の測定配置

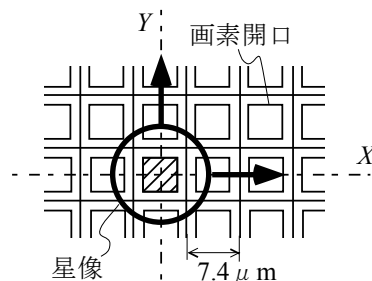


図 4-3 模擬星像強度分布測定時の模擬星像と CCD 画素配置の関係

[測定結果]

レンズと CCD の間の距離を変えながら上記の手法で模擬星像の強度分布を計測し、最良のデフォーカス位置を探して固定する。CCD 基板とレンズ鏡筒間は、焦点調整用のシム——厚さの異なる複数の金属板を組み合わせることで厚さを調整する——を挟むことにより調整する。シムの最小厚は $5 \mu\text{m}$ であり、最終的に $5 \mu\text{m}$ の分解能で焦点調整を行う。

ヘッド A での焦点調整時のデータの一例を図 4-4 に示す。CCD 面内での模擬星像の測定箇所は図 4-4 (a) に示す 5 点である。レンズの Y 軸周りの回転角 θ_Y と X 軸周りの回転角 θ_X による結像位置として、CCD 上での座標を (θ_Y, θ_X) と表記する。シムの厚さを 0.38, 0.39, 0.40 mm と変えて、3 つの焦点位置で模擬星像の強度分布を測定した結果を図 4-4 (b) に示す。Y 軸周りの回転による X 方向の強度分布と、X 軸周りの回転による Y 方向の強度分布を重ねて描画する。グラフの横軸はステージの回転角を画素単位に変換したものであり、縦軸は 1 画素の信号強度を表している。

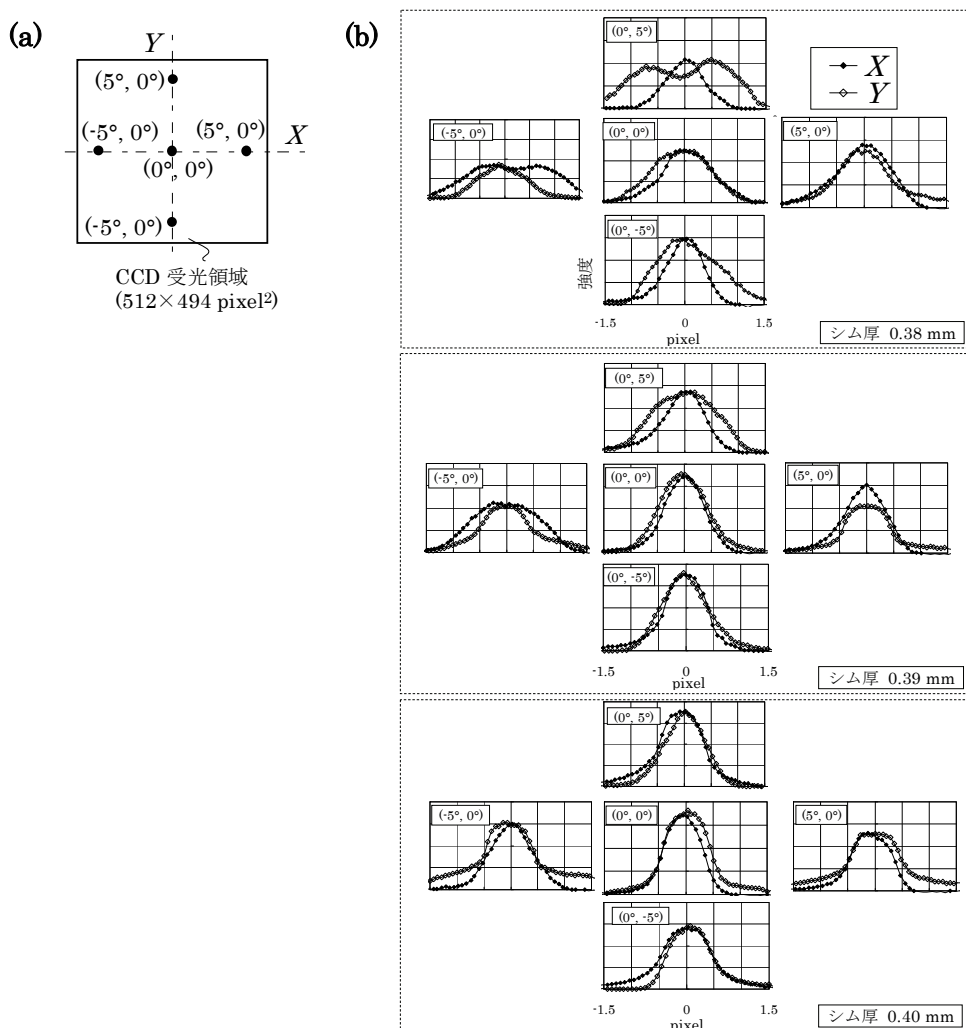


図 4-4 焦点調整中の模擬星像の強度分布 (ヘッド A)。(a) CCD 上での測定箇所 5 点。(b) シム厚 0.38, 0.39, 0.40 mm のときの模擬星像強度分布。横軸は CCD 上での距離を表し、一目盛り 0.5 pixel である。縦軸は画素出力信号強度 (相対強度) である

光軸上(0°,0°)での強度分布は、シムの厚さ 0.38 mm のときのグラフの幅が 0.39, 0.40 mm のときよりも広いので、この領域では CCD 受光面はレンズの焦点面よりもレンズに近い側にある。シムの厚さ 0.38 mm のとき、図の上側の(0°,5°)と左側の(-5°,0°)のグラフは、下側の(0°,-5°)と右側の(5°,0°)のグラフよりもピーク強度が小さいので、図 4-4 (a)における左上側の領域がレンズに近くなる向きに CCD 受光面が傾いていることが分かる。そこで、その傾きをキャンセルするために、レンズ鏡筒と CCD 保持基板の間に挟み込むシムの厚さを位置により変え、図の左上側を光軸よりも 8 μm 遠く、右下側を 8 μm 近くなるように受光面を 0.5°傾けた。

このように、受光面を傾けて固定した後に模擬星像強度分布を測定した結果を図 4-5 に示す。CCD 上での測定位置は、各グラフ内に(θ_Y, θ_X)で表示している。図の下方のグラフは若干コマ収差が見られるが、おおむねどの位置でもバランスの取れた強度分布が得られている。このように傾きをつけることによってスポット形状を補正することが可能である。

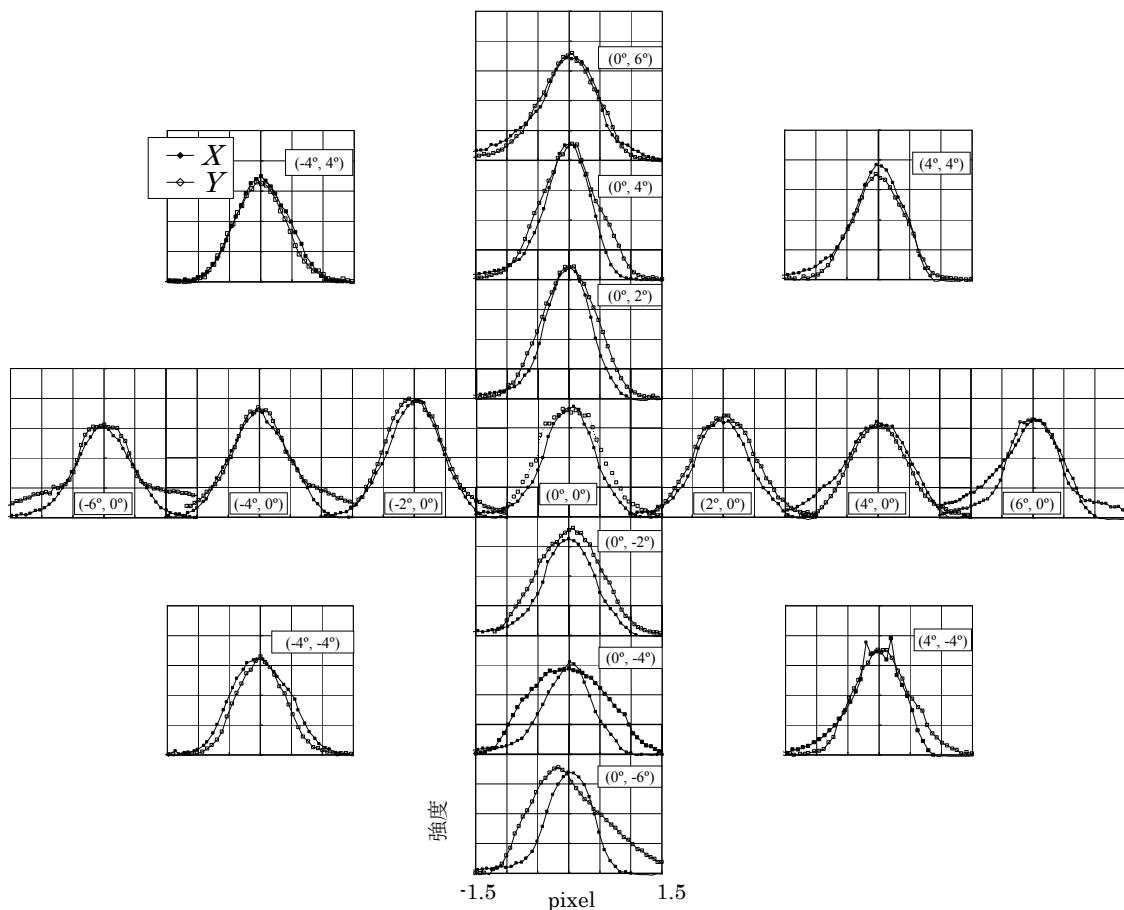


図 4-5 最終組み立て後の模擬星像強度分布 (ヘッド A)。図 4-4 の測定結果を反映し、シムで傾きを補正した後の測定結果である。横軸は CCD 上での距離を表し、一目盛り 0.5 pixel である。縦軸は画素出力信号強度 (相対強度) である。図中の凡例(θ_Y, θ_X)は、固定された模擬星光源に対するレンズの Y 軸および X 軸周りの回転角を表している

全4個のレンズの最終組み立て後の模擬星像の強度分布を図4-6に示す。他の3個については、シムの傾き調整が不要であった。各ヘッドのデータごとにX方向とY方向でグラフを分け、 $(\theta_Y, \theta_X) = (0^\circ, 0^\circ), (5^\circ, 5^\circ), (5^\circ, -5^\circ), (-5^\circ, -5^\circ), (-5^\circ, 5^\circ)$ の5箇所の測定ポイントでのグラフを重ねている。1/e²スポット直径は、最小11.0 μm (1.5 pixel) から最大15.6 μm (2.1 pixel) であり、3-3-1節で定めた目標の直径の範囲 $1.2 \leq \phi_{1/e^2} \leq 2.7$ (pixel) に収まる。

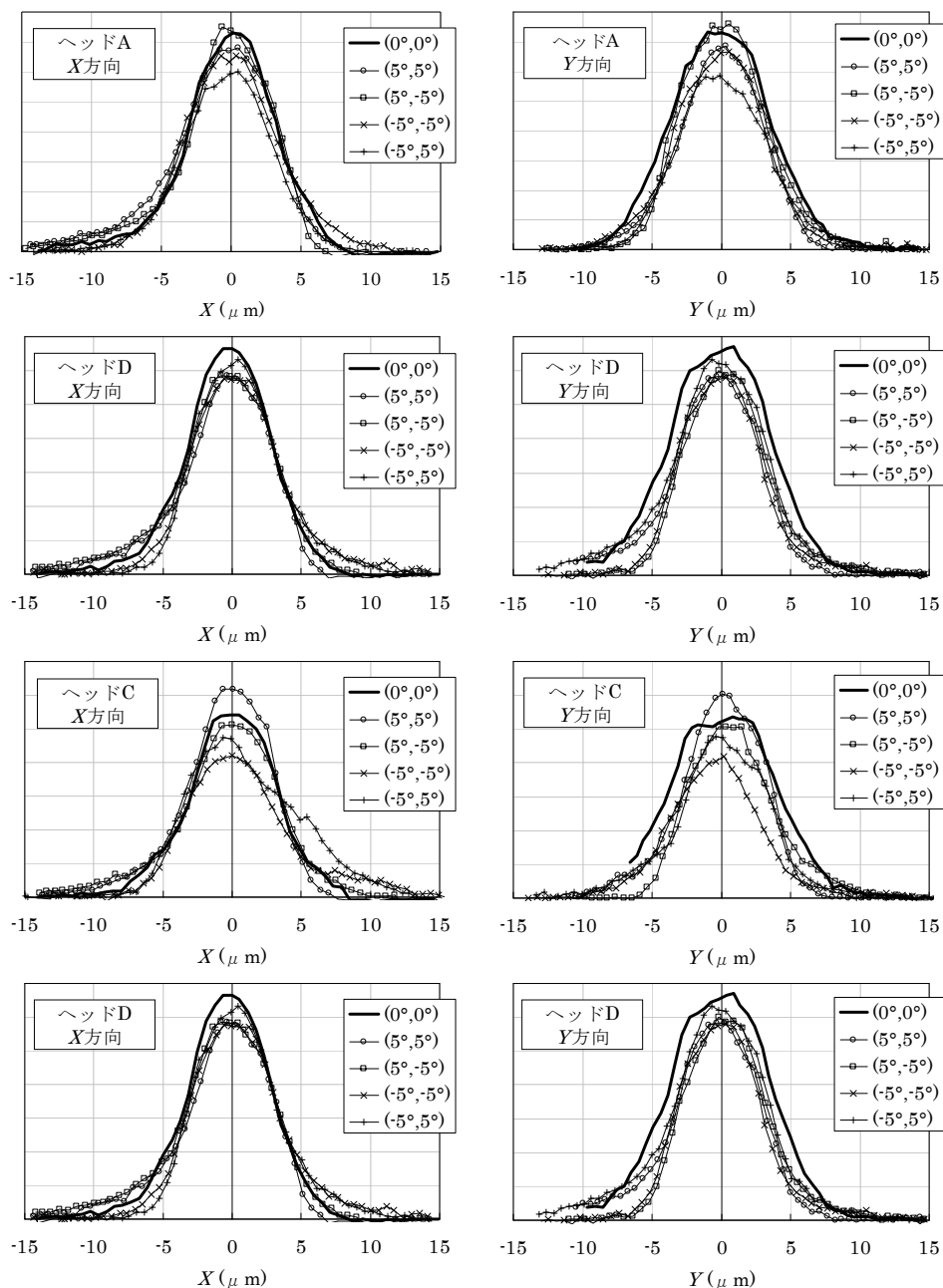


図4-6 最終組み立て後の模擬星像強度分布。縦軸は相対強度である。左列がX方向、右列がY方向のデータである。凡例はCCD面内での測定ポイント5点を表し、X,Y軸周りのヘッド回転角 (θ_Y, θ_X) で表記している

4-3 CCDのアライメント誤差の推定と星像位置のランダム誤差の見積もり

4-3-1 実験方法

星像の輝度重心位置のばらつきを評価する方法としては、複数個の星のパターンを生成する恒星模擬装置を使って1回の撮像で複数の星像を取得する方法がある⁴⁷が、模擬星像の位置精度を被験レンズの角度分解能以上にする必要がある。ここでは、単一の固定された模擬星光源に対して被験レンズの角度を精密に振る方法を採用する。

実験装置の概略図を図4-7に示す。評価はレンズ単体ではなく4個のヘッドを組み立てた状態で行う。4個のヘッドが載せられているモーションテーブルの3軸には回転角を測定するエンコーダが取り付けられ、その回転角は3軸モーションテーブル制御用コンピュータで制御される。各ヘッドそれぞれの斜め上方に設置された模擬星光源は、 $\phi 10 \mu\text{m}$ のピンホールから出射する赤色LEDの拡散光を焦点距離 $f=180 \text{ mm}$ 、口径比 $F=2.8$ のコリメートレンズにて平行光に調整したものである。模擬星光源の明るさはCCD出力が飽和しない範囲でノイズよりも十分大きくなるように、2等級程度の明るさとした。3軸モーションテーブルの回転により模擬星光源に対するレンズの姿勢を変化させ、CCD面内で100点以上の模擬星像を画像計測用コンピュータで一つ一つ取得する。

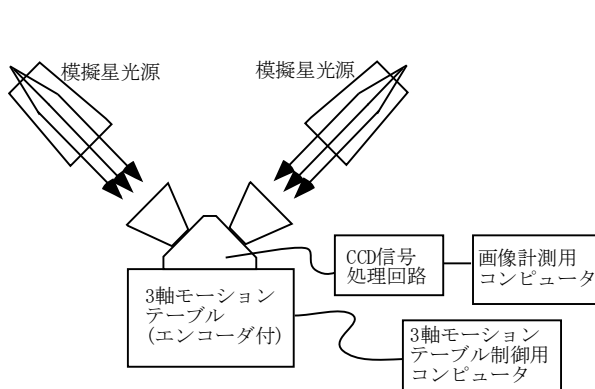


図4-7 CCDのアライメントパラメータ推定と星像位置ランダム誤差の評価装置

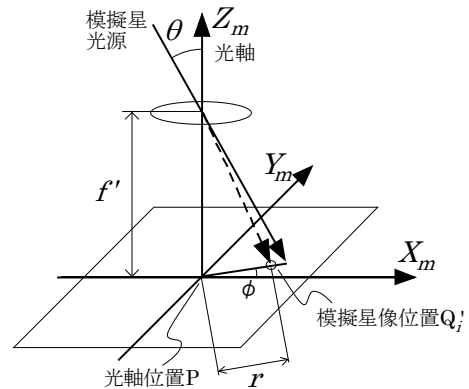


図4-8 CCD上の星像位置と光源入射角の関係

[解析方法]

CCD上の模擬星像の輝度重心計算位置 Q_i と、3軸モーションテーブルの回転角(エンコーダの算出角度 α, β, γ)から求まる位置 Q_i' とを比較する。図4-8にCCD上の星像位置と光源入射角の関係の模式図を示す。CCDの水平、垂直画素方向の座標軸と光軸方向から構成される各ヘッド($m=A, B, C, D$)に固有の座標系に対して、模擬星光源の入射方向から星像の位置を算出する際の誤差要因には、以下の4項目、6つのパラメータがある。

- ① 位置換算焦点距離 f' (1パラメータ)
- ② CCD上での光軸の位置 $P(x_0, y_0)$ (2パラメータ)
- ③ 模擬星光源に対する3軸モーションテーブル回転軸の姿勢 (2パラメータ)
- ④ 3軸モーションテーブルを基準とした光軸周りのCCDの回転 (1パラメータ)

パラメータ③, ④に適切な初期値を仮定し, 模擬星光源の方向に対して 3 軸モーショントーブルの回転操作 (角度 α, β, γ) による座標変換を行い, レンズへの模擬星光源入射角 θ と, 光軸位置 P と位置 Q_i' とを結ぶ直線 PQ_i' が X_m 軸方向となす角 ϕ を求める. パラメータ ①, ②にも適切な初期値を仮定すると, 次式により位置 Q_i' ($x_{Q'}, y_{Q'}$) が算出される.

$$\begin{aligned} x_{Q'} &= x_0 + r \cos \phi \\ y_{Q'} &= y_0 + r \sin \phi \end{aligned} \quad \dots(4-3.1)$$

ここで, r は P- Q_i' 間の距離で, 式(4-1.1)を用いて θ から求められる. 位置 Q_i' と位置 Q_i との間の距離 Δ_i をすべての星像について求める. ①~④の 6 つのパラメータの値を変化させ, Δ_i の自乗和 $\sum_i \Delta_i^2$ が最小となるパラメータをそれぞれのヘッドについて求める.

4-3-2 実験結果

[CCD のアライメント誤差の推定]

上記で述べた, $\sum_i \Delta_i^2$ を評価関数とする最小自乗法の作業を行った後の CCD 上での位置 Q_i と位置 Q_i' を図 4-9 (a)-(d) の各上段にプロットする. 個々の Δ_i の値を入射角 θ に対してプロットしたグラフを図 4-9 (a)-(d) の各下段の図に示す. 最小自乗法の結果得られた, CCD のアライメントパラメータ (f' と P(x_0, y_0)) を表 4-1 に示す.

[星像位置のランダム誤差]

輝度重心位置の誤差を表す Δ_i は, 視野周辺で大きくなる傾向があるものの, たかだか $5 \mu\text{m}$ である. この Δ_i の平均値を星像位置のランダム誤差として, 表 4-1 の右列に示す. その値は $1.1 \sim 1.8 \mu\text{m}$ ($0.15 \sim 0.24$ pixel に相当) である. ただし, 測定に用いた模擬星光源の明るさは 5 等星よりも明るい 2 等星程度なので, 軌道上の運用では星像位置のランダム誤差はもっと大きな値になると見込まれる. 設計段階での星像位置の誤差見積もりは 0.45 pixel (誤差最大値) 以下であり (3-3-3 節), この結果と矛盾しない.

表 4-1 地上評価による CCD のアライメントパラメータと星像位置のランダム誤差. f' は位置換算焦点距離, (x_0, y_0) は光軸中心の CCD 座標である

ヘッド	CCD のアライメントパラメータ			星像位置のランダム誤差 (平均誤差) (μm)
	f' (mm)	x_0 (pixel)	y_0 (pixel)	
A	16.586	264.6	254.6	1.1
B	16.600	259.8	266.9	1.3
C	16.595	258.8	266.0	1.7
D	16.632	254.5	264.6	1.8

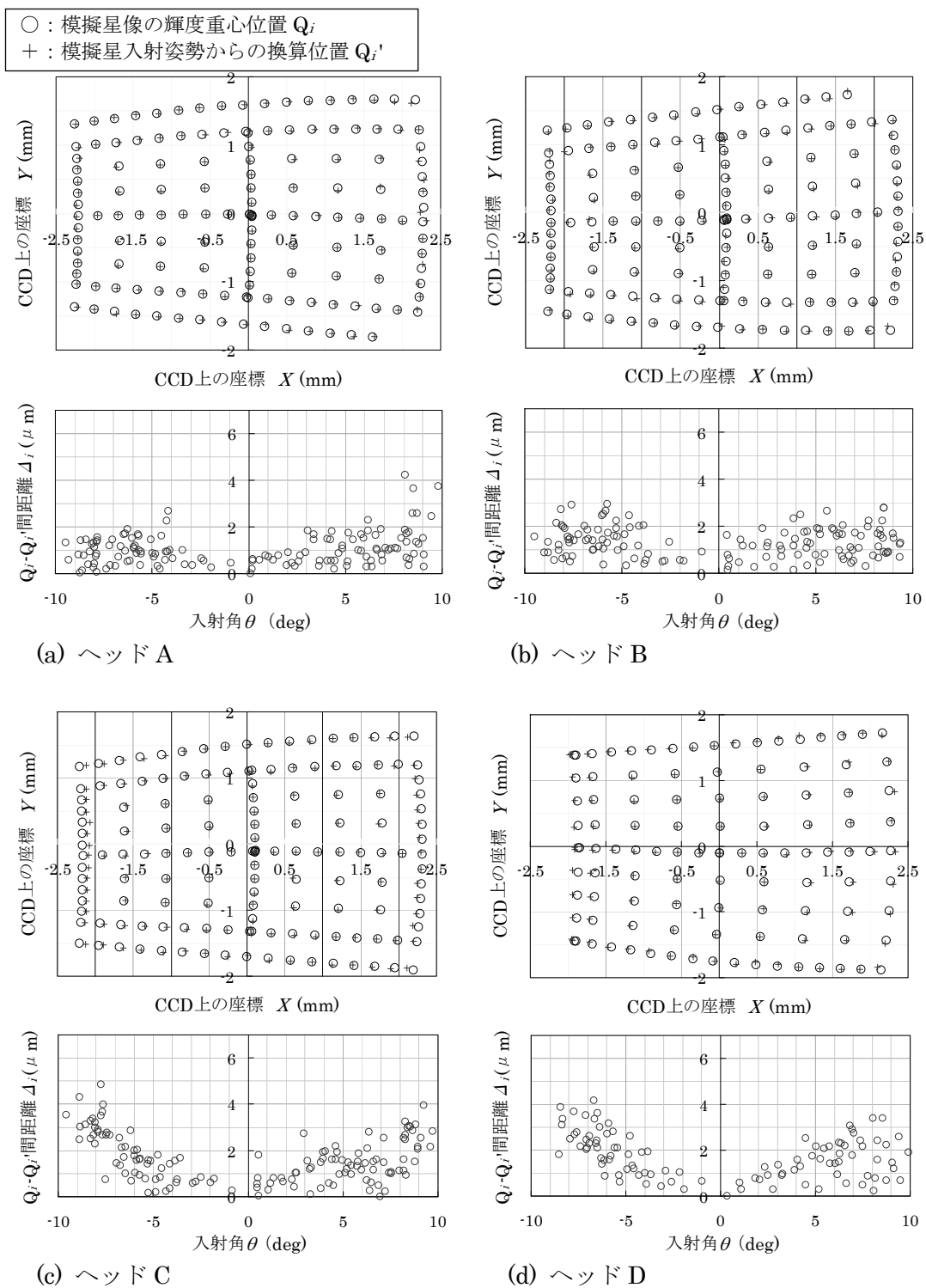


図 4-9 CCD のアライメント評価データ. (a)-(d)の上段図 : CCD 上での位置 Q_i と位置 Q_i' をプロットした図. 表示上強調するために位置 Q_i から位置 Q_i' へ向かうベクトルを 20 倍した位置に+印をプロットしている. (a)-(d)の下段図 : 模擬星入射角 θ に対して Δ_i をプロットした図. ただし, 横軸 θ の±の符号は上段の図の X 軸の符号に対応させている

4-4 星像と画素の相対関係による出力変動

星像と画素の相対関係により画素の出力値が変動する。図 2-8 に示した 2 通りの場合、すなわち、(a)星像が画素の中心にあるときと、(b)星像が 4 画素の境界部にあるときのピーク画素集中度 ξ_{peak} を測定する。4-2 節で述べた模擬星像の強度分布測定法を用いて、被験レンズの角度を振ることにより模擬星像を画素に対してスキャンさせる。

図 4-10 (a)にこの実験での CCD 面上での星像と画素の関係を示す。図 4-10 (a)の左の円から右の円の位置まで X 軸に沿って星像をスキャンさせるときの、図中に示す画素 A, 画素 B, 画素 C の出力と全画素の出力和を図 4-10 (b)に示す。同様に、図 4-10 (a)の下の方の円から上の円の位置まで Y 軸に沿って星像をスキャンさせるときの、図中に示す画素 D, 画素 B, 画素 E の出力と全画素の出力和を図 4-10 (c)に示す。図 4-10 (b),(c)の縦軸は CCD のデジタル出力値である。図 4-10 (b)において、全画素の出力和の平均値は 1820 LSB, 画素 B のピーク値は 1380 LSB であり、この比は 0.76 である。よって、

- (a) 星像が画素の中心にあるとき、ピーク画素集中度 ξ_{peak} は最大値をとり、 $\xi_{\text{peak}} = 0.76$ である。

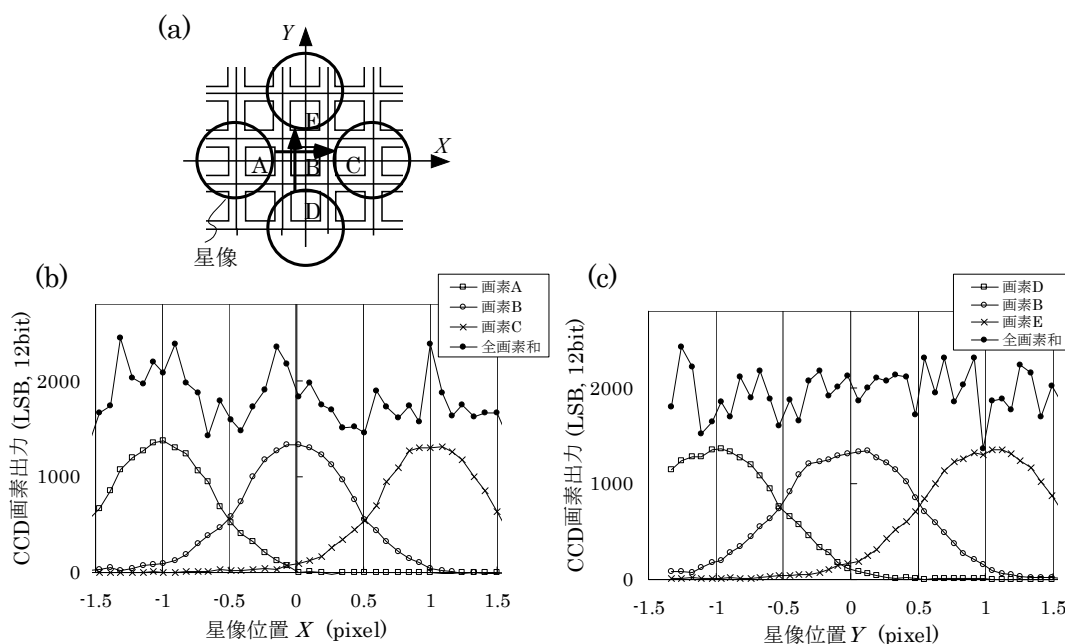


図 4-10 星像を CCD 上でスキャンさせるときの各画素の出力変化。(a) この実験における CCD 上での星像の位置。(b) (または(c)) 図(a)における X 軸 (または Y 軸) に沿って星像がスキャンされるときに画素 A,B,C (または D,B,E) の出力と全画素の出力和。この実験においては、CCD のデジタル分解能は 12 bit である

また、図 4-10 (b)の $X=0$ と $X=0.5$ pixel での出力の比 c_x は $c_x = 0.40$, 図 4-10 (c)の $Y=0$ と $Y=0.5$ pixel での出力の比 c_y は $c_y = 0.56$ である。上記(a)の場合のピーク画素集中度 $\xi_{\text{peak}} = 0.76$ に c_x と c_y を掛けた値は 0.17 である。よって、

- (b) 星像が 4 画素の境界部にあるとき、ピーク画素集中度 ξ_{peak} は最小値をとり、 $\xi_{\text{peak}} = 0.17$ である。

星像と画素の相対関係がランダムである場合のピーク画素集中率の統計値を求める。前節の実験において、図 4-9 のデータの星像位置と画素の相対関係は、サブピクセルのオーダーではランダムである。そこで、図 4-9 (a) の模擬星像一つ一つについてピーク画素集中率、2 番目画素出力割合ⁱ、3 番目画素出力割合を求めた。その一つ一つのデータを図 4-11 に示す。図 4-11 のデータの平均値、標準偏差値を計算したものを表 4-2 に示す。

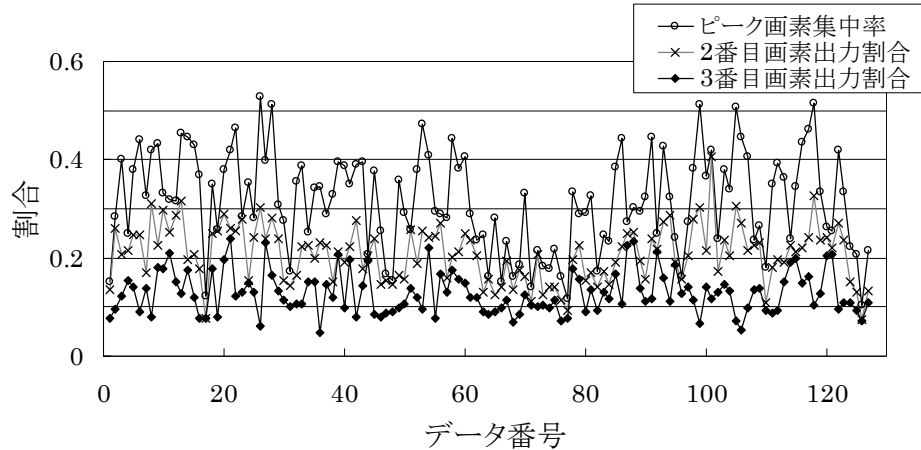


図 4-11 ピーク画素集中率，2 および 3 番目画素出力割合（ヘッド A，図 4-9 (a) より）

表 4-2 ピーク画素集中率，2 および 3 番目画素出力割合の統計値(ヘッド A，図 4-11 より)

	ピーク画 素集中率	2 番目画素 出力割合	3 番目画素 出力割合
平均値	0.32	0.21	0.13
標準偏差値 σ	0.096	0.055	0.043

5 等星像と画素の相対関係が図 2-8 (a),(b) の場合のピーク出力を与える画素の光電子数 N_{peak} を求める。5 等星像の総光電子数は 2-4 節より $N_1 = 1405 e^-$ であり、 N_1 に上で求めたピーク画素集中率 ζ_{peak} を掛ける。

(a) 5 等星像が画素中心にあるとき、

$$N_{\text{peak}} = 1405 \times 0.76 = 1068 e^- \quad \dots(4-4.1)$$

(b) 5 等星像が 4 画素境界にあるとき、

$$N_{\text{peak}} = 1405 \times 0.17 = 239 e^- \quad \dots(4-4.2)$$

この値は、次節でフォトンノイズを見積もるときに用いる。

ⁱ 2 番目画素出力割合とは、星像の輝度値の和を分母とし、2 番目に強い強度の 1 画素出力値を分子として計算した比であると定義する。星像の輝度値の和は、それぞれの星像についてピーク画素の周囲 5×5 画素の出力の和を求め、全データの平均値を計算したものである。3 番目画素出力割合も同様である

4-5 CCD 性能測定

4-5-1 CCD の感度およびノイズの測定方法

CCD の感度およびノイズの測定装置の構成を図 4-12 に示す。測定対象の CCD は、レンズとのデフォーカス調整が完了しているため、レンズから取り外すことができない。Xe ランプからの白色光を光ファイババンドルに導光する。光ファイババンドルの出力端には $\phi 10 \text{ mm}$ の円開口を持つ拡散板が取り付けられている。この円開口をコリメータレンズを通して被験レンズで CCD 上に結像する。【添付資料 4-1】より、図 4-12 の光量測定位置で $1.9 \times 10^{-5} \text{ lx}$ のとき、一様強度分布の円開口像の 1 画素あたりの出力値は 5 等星像 4 画素境界ピーク出力と等しい。回転式可変 ND フィルターにより入射光量を変化させて測定を行う。この照度は小さく直接の測定は難しいので、CCD 出力測定時には光ファイババンドルの入射口手前に減衰率の分かっている固定 ND フィルターを挿入し、被験レンズへの入射照度測定時には固定 ND フィルターを外す。画像データは、露光時間 125 ms で連続して 64 枚取得する。解析に用いるのは、CCD の中心の $40 \times 40 \text{ pixel}^2$ の領域である。

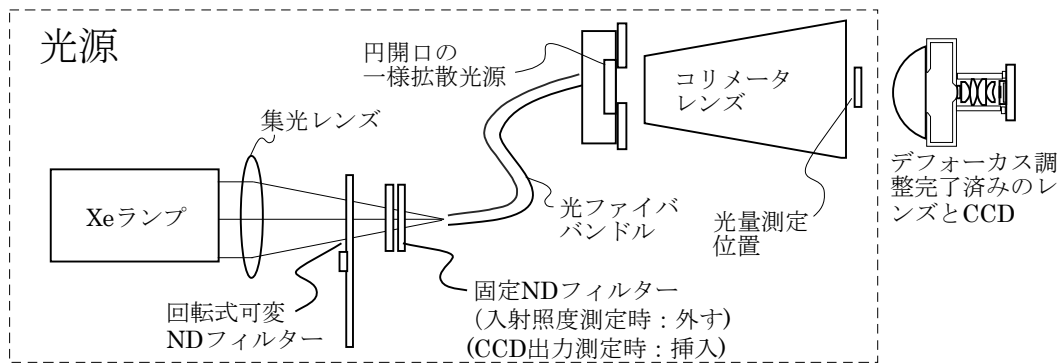


図 4-12 CCD の感度およびノイズの測定装置の構成

4-5-2 CCD の感度測定結果

感度を算出するには、4-5-1 節で述べた方法において、連続して取得した 64 枚の画像の中心領域 ($40 \times 40 \text{ pixel}^2$) での平均出力を求める。CCD 感度の測定結果を図 4-13 に示す。グラフの縦軸は、図 4-12 の測定系での円開口像中の CCD 1 画素あたりの平均出力である。横軸は、図 4-12 の測定系における被験レンズへの入射照度 J の、5 等星像 4 画素境界ピーク出力値を与える照度 J_{5Mv_4peak} に対する比 J/J_{5Mv_4peak} である。各ヘッドのデータについてゼロ点を通る近似直線を示し、その直線の式を横軸 x 、縦軸 y として凡例中に記す。その近似直線の傾きは、5 等星像の 4 画素境界ピーク出力に相当する。

5 等星像の 4 画素境界ピーク出力値を表 4-3 に示す。後で軌道上での測定結果（表 5-1）と比較するために、5 等星像の 4 画素境界ピーク出力値をピーク画素集中度 $\zeta_{peak} = 0.17$ （4-4 節）で割った値を星像出力和とし、その星像出力和の値にピーク画素集中度の平均値 $\zeta_{peak} = 0.32$ （表 4-2）を掛けた値を平均のピーク出力として表に加える。5 等星像の 4 画素境界ピーク出力値は、計算値 4.1 LSB（2-4 節）に対し、ヘッド A では 3.6 LSB でありほぼ等しい。一方、ヘッド B では 2.7 LSB とヘッド A の 76% であり、若干の感度不足が予測される。

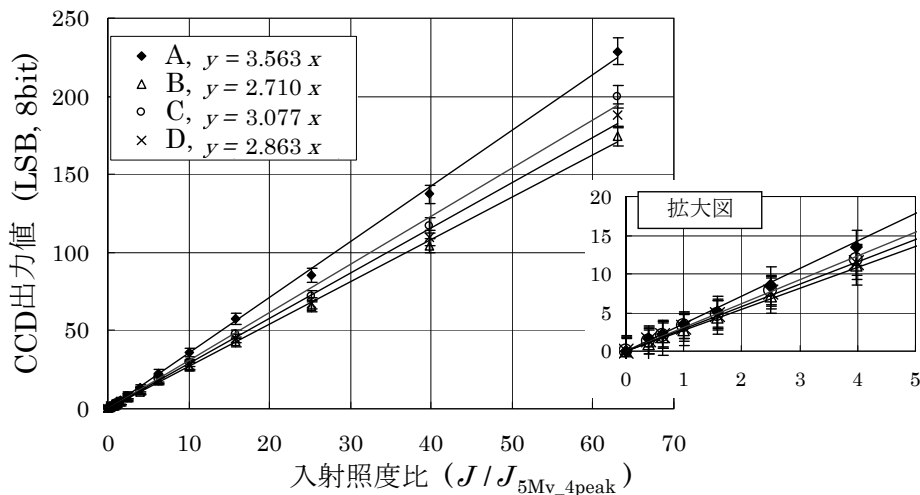


図 4-13 CCD 感度地上測定結果 (4 ヘッド, 挿入図は原点付近の拡大図).
 横軸: 被験レンズへの入射照度 J の, 5 等星像 4 画素境界ピーク出力値を与える照度 J_{5Mv_4peak} に対する比. ヘッドそれぞれにつき, 原点を通る近似直線式を求めた. 図の誤差棒は 4-5-4 節で述べるノイズの測定値 (CCD の固定パターンノイズとフォトンノイズの標準偏差値の自乗和平方根を σ とおく) の 3σ を \pm で表示したものである

表 4-3 地上評価による 5 等星像のピーク出力値の見積もり

5 等星像 4 画素境界 ピーク出力 (LSB)		比	星像出力和 (LSB)	平均のピーク出 力 (LSB)
A	3.6	1.00	20.9	6.7
B	2.7	0.76	15.9	5.1
C	3.1	0.86	18.2	5.8
D	2.9	0.81	17.0	5.4

4-5-3 CCD のノイズの分類

CCD のノイズの要因⁴⁸は主に次の 3 つである.

- (1) CCD 固定パターンノイズ (画面内での出力ばらつき)
- (2) CCD ランダムノイズ (ある 1 画素出力の時間的なばらつき)
- (3) 量子化誤差

固定パターンノイズとは, 個々の画素を構成するフォトダイオードの特性のばらつきである. 光電変換特性のばらつきである感度不均一, 熱励起による暗電流発生のばらつきである暗電流不均一, 光を照射していないときにも出力される電荷量 (バイアス電荷量) のばらつきの合わさったものである. 一様な強度分布の光を入射させて多数の画像を取得し, その多数の画像の平均画像を求めると, 個々の画素の時間的な揺らぎは平均化される. その平均画像の画面内のばらつきが固定パターンノイズを表す.

ランダムノイズとは, 暗電流ノイズの時間的な変動である暗電流ショットノイズと, 光子の量子力学的な性質であるフォトンノイズを合わせたものである. ノイズの足し算である

から、ランダムノイズは次式のように自乗和平方根で計算される。

$$\text{ランダムノイズ} = \sqrt{(\text{暗電流ショットノイズ})^2 + (\text{フォトンノイズ})^2} \quad \dots(4-5.1)$$

一様な強度分布の光を入射させて多数の画像を取得し、個々の画素の時間的なばらつき、すなわち画像間でのばらつきを計算した値がランダムノイズである。暗電流ショットノイズを求めるには、センサを遮光した状態でランダムノイズを測定すればよい。

量子化誤差とは CCD アナログ出力を 8 bit 出力に変換する際のデジタル化誤差である。

4-5-4 CCD のノイズ測定結果

ランダムノイズを算出するには、4-5-1 節で述べた方法において、画像の中心領域 (40×40 pixel²) での *i* 行 *j* 列の画素それぞれについて連続して取得された 64 回の出力の標準偏差を求め、その後で 40×40 pixel² 内のすべての画素についての平均値を求める。

同様に、固定パターンノイズを算出するには、画像の中心領域 (40×40 pixel²) での *i* 行 *j* 列の画素それぞれについて連続して取得された 64 回の出力の平均値を求め、その後で 40×40 pixel² 内での標準偏差を求める。

4 個のヘッドのランダムノイズと固定パターンノイズの測定結果を図 4-14 と図 4-15 に示す。図の横軸は図 4-13 と同様である。5 等星像 4 画素境界ピーク出力値を与える照度では、ランダムノイズは 0.6 LSB(1σ) 程度、固定パターンノイズは 0.3 LSB(1σ) 程度であり、ランダムノイズの方が 2 倍大きい。

ヘッド A についてのランダムノイズと固定パターンノイズの測定値、およびフォトンノイズとランダムノイズの計算値を図 4-16 に示す。5 等星像が 4 画素境界にあるとき、ピークの画素で光電変換される電子数は、式(4-4.2)より $N_{\text{peak}} = 239 \text{ e}^-$ である。フォトンノイズの標準偏差値 σ_{photon} は光電子数の平方根なので、入射照度比 J/J_{5Mv_4peak} を用いて下式で表せる。

$$\sigma_{\text{photon}} = \sqrt{239 \cdot J / J_{5Mv_4peak}} \text{ e}^- \quad \dots(4-5.2)$$

図 4-16 のフォトンノイズ計算値は式(4-5.2)を計算したものであり、ランダムノイズ計算値は、式(4-5.1)において、暗電流ショットノイズに 図 4-14 の光量ゼロでの値 0.32 LSB を代入した値である。ランダムノイズの測定値は計算値とよく一致している。信号強度を 5 等星像 4 画素境界ピーク出力の測定値 3.6 LSB (表 4-3) とし、ノイズを暗電流ショットノイズ 0.32 LSB とすると、S/N 比は 11.1 である。計算段階での S/N 比の見積もりは式(2-4.6)より 19.5 であったのでそれよりも小さい。その原因として、CCD チップからのアナログ出力電圧を A/D 変換素子でデジタル信号に変換するまでの回路上でのノイズが疑われる。

i この方法では、暗電流ノイズだけではなく後で加算される読み出しノイズも含まれる

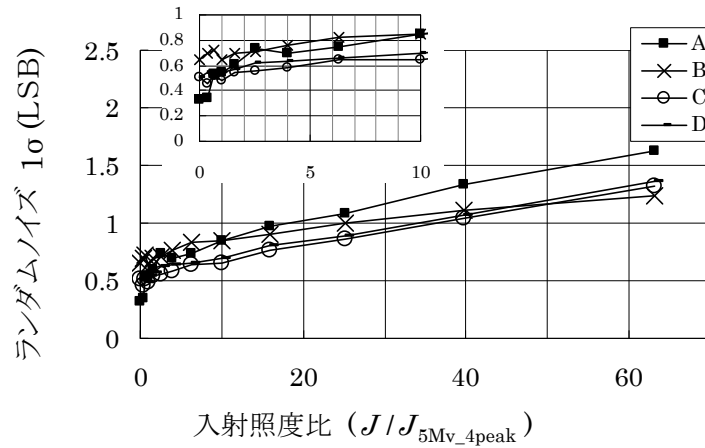


図 4-14 CCD のランダムノイズ (4 ヘッド). 挿入図は拡大図

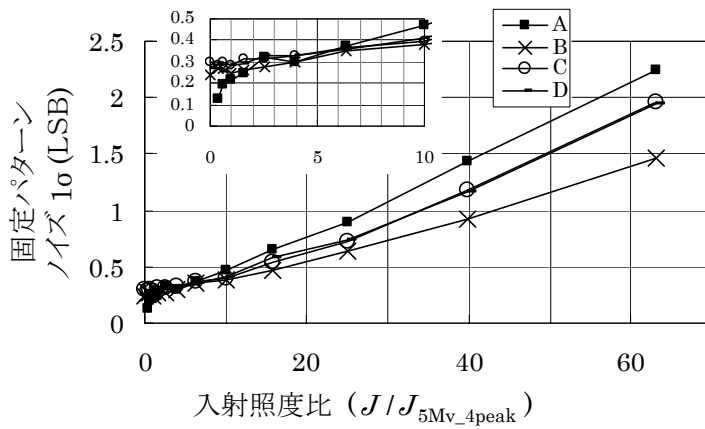


図 4-15 CCD の固定パターンノイズ (4 ヘッド). 挿入図は拡大図

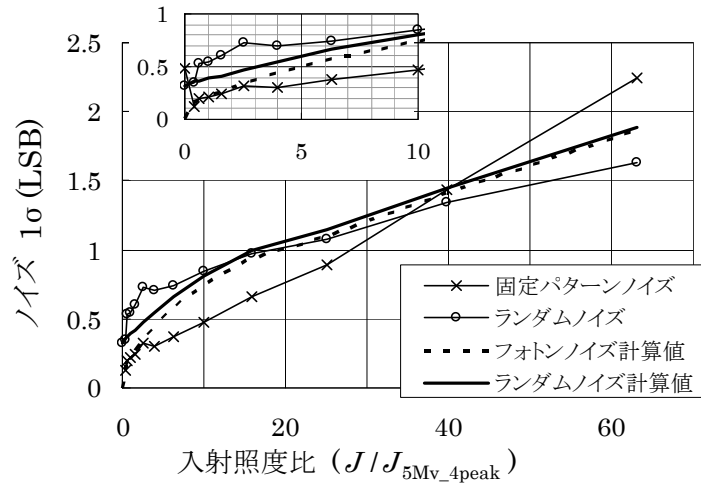


図 4-16 CCD ノイズ測定値とフォトンノイズ計算値 (ヘッド A). 挿入図は拡大図

4-5-5 5等星像認定率の評価

前節で評価したノイズをもとに星像による信号とノイズとを区別するしきい値を決め、5等星像がどの程度の割合で検出できるかを見積もる。地上評価において、星像は以下の条件を満たすものとする。

[星像の条件 (地上評価)]

「あるしきい値以上の出力の画素が3画素以上隣接している画像を星像とする」

星像を構成する画素のうち3番目に強い強度の画素出力がしきい値以上となるかどうかで、その星像が認定されるかどうかを見積もることになる。5等星像がこの条件を満たす割合を5等星像認定率と定義する。

ヘッドAの地上評価での5等星像出力和(表4-3)の値20.9 LSBに、表4-2の3番目画素出力割合の平均値0.13を掛けると、3番目画素出力(平均値)は2.72 LSBとなる。5等星像の3番目画素出力のばらつきの要因を表4-4に示す。星像と画素の相対関係によるばらつきは、5等星像出力和20.9 LSBに表4-2の3番目画素出力割合の標準偏差 $\sigma = 0.043$ を掛けて0.90 LSBである。ランダムノイズ、固定パターンノイズ、フォトンノイズは図4-14、図4-15、図4-16からの値である。量子化ノイズは、 $-0.5 < x < 0.5$ の範囲で一様に分布する数 x の標準偏差を計算して0.29 LSBである。表4-4の5つの要因によるばらつきの標準偏差値の自乗和平方根は1.12 LSBである。

表4-4 3番目画素出力のばらつきの要因 (ヘッドA)

要因	標準偏差値 σ	根拠
(1) 画素と星像との相対的な位置関係によるばらつき	0.90 LSB	(5等星像出力和 20.9 LSB) × (表4-2の3番目画素出力割合の σ :0.043)
(2) ランダムノイズ	0.50 LSB	図4-14
(3) 固定パターンノイズ	0.25 LSB	図4-15
(4) フォトンノイズ	0.20 LSB	図4-16
(5) 量子化ノイズ	0.29 LSB	$-0.5 < x < 0.5$ の範囲で一様に分布する数 x の標準偏差
(1)-(5)の自乗和平方根	1.12 LSB	

一方，光の入力がないときの暗時ノイズは，ランダムノイズ 0.50 LSB，固定パターンノイズ 0.25 LSB，量子化ノイズ 0.29 LSB の自乗和平方根を計算し，0.63 LSB である．ヘッド B，C，D についても同様の計算を行い，表 4-5 の数値を得る．

表 4-5 5 等星像の 3 番目画素出力強度と暗時ノイズ

	5 等星像の 3 番目 画素出力強度 (LSB)	暗時ノイズ (LSB)
ヘッド A	2.72±1.12 (1σ)	0±0.63 (1σ)
ヘッド B	2.07±0.95 (1σ)	0±0.63 (1σ)
ヘッド C	2.37±1.02 (1σ)	0±0.63 (1σ)
ヘッド D	2.21±0.98 (1σ)	0±0.63 (1σ)

表 4-5 の数値のばらつきが正規分布に従うとしてしきい値 0.5, 1.5, 2.5, 3.5 (LSB) を仮定するとき，

- (A) 5 等星像の 3 番目の画素出力がしきい値を超える割合，
- (B) 暗時ノイズがしきい値を超える割合，

を計算したものを表 4-6 に示す．しきい値は小数点の四捨五入値が整数値に分かれる境界値として，小数以下の値を 0.5 とした．しきい値が 1.5 LSB のとき，ヘッド A の(A)は 86.2% と高い値で，(B)は 0.9% と低い値である．しかし，暗時ノイズとして 1 LSB のマージンは見込む必要があるので，(A)の値は小さくなるものの，しきい値は 2.5 LSB と設定する．

表 4-6 5 等星像 3 番目画素出力と暗時ノイズがしきい値を超える割合 (ヘッド A)

しきい値 (LSB)		0.5	1.5	2.5	3.5
(A) 信号がしきい値を 超える割合	ヘッド A	97.6%	86.2%	57.8%	24.3%
	ヘッド B	95.1%	72.6%	32.5%	6.6%
	ヘッド C	96.7%	80.3%	44.9%	13.4%
	ヘッド D	95.9%	76.6%	38.4%	9.4%
(B) 暗時ノイズがしき い値を超える割合	ヘッド A-D	21.4%	0.9%	0.0%	0.0%

4-6 プロトン照射による CCD の白傷発生状況の計測

4-6-1 白傷の発生原理

人工衛星に搭載される機器は様々な種類の放射線を被曝する。CCD ではガンマ線被曝により 1 画素に瞬間的な輝度増加ノイズが発生するが（シングルイベント現象）、通常最も深刻なダメージはプロトンによる白傷ノイズである。

軌道上でのプロトン被曝はその軌道条件によって大きく異なる。プロトンの由来は、超新星爆発に由来する銀河宇宙線、太陽フレアに由来する太陽粒子線、地磁気の磁力線により捉えられた捕捉粒子線の 3 つである⁴⁹。1000 km 程度の低軌道では、捕捉粒子線が主要な被曝源になる。プロトンが捕捉されている陽子帯は平均高度 3600 km 上空にあるが、南大西洋上空では磁場が弱くなっているために陽子帯の高度が垂れ下がり、1000 km 程度の低軌道でも被曝が大きい。この領域のことを南大西洋異常 (South Atlantic Anomaly : SAA) という。本スターセンサを搭載する SERVIS-1 の軌道は高度 1000 km であるために、SAA によるプロトン被曝を多く受ける。

白傷現象は以下の過程により発現する。シリコンにプロトンが入射しエネルギーを失う過程において、ほとんどはイオン化効果によって電子-ホール対を生成する⁵⁰。それと同時に 0.1%以下とわずかな確率ではあるが、非イオン化効果によってエネルギーを失い、Si 結晶格子から原子の位置がずれる格子欠陥過程も生じる⁵¹。格子欠陥を起こしても 90%以上は元に戻るが、安定して残ってしまう場合もある。格子欠陥を起こすことにより、シリコンバンドギャップの中間付近に遷移準位が作られ、この遷移準位を介して価電子帯から伝導帯に熱電子の遷移が起りやすくなる。この暗電流が画面上での白傷として観測される。白傷現象は熱による暗電流によるものなので、その信号強度は温度に強く依存する。文献⁵²に記載されているグラフによると、 $-30^{\circ}\text{C}\sim+30^{\circ}\text{C}$ の領域では CCD を 10°C 冷却すると輝度値がおおよそ $1/2\sim 1/3$ に低下する。

この節では、地上でプロトン照射を行って白傷を発生させた CCD に対して、温度を変えて白傷の発生を計測し、輝度ヒストグラムがどのように変化するかを評価する。

4-6-2 プロトン照射実験

軌道上では、広いエネルギー範囲のプロトンを被曝するが、地上の照射実験においてはそのスペクトルを模擬してプロトンを照射することは難しい。そこで、単一エネルギーのプロトンを照射し、それをシリコン損傷の等価線量に換算して軌道上で想定される照射年数を見積もることが通常行われる⁴⁶ [添付資料 4-2]。

CCD にプロトンを照射する実験を 2003 年、東北大学にて行った。その照射条件を表 4-7 に示す。CCD のサンプル 3 個に対して 20 MeV の低エネルギープロトンを照射した。

SERVIS-1 と SERVIS-2 の衛星運用軌道条件を表 4-8 に示す。SERVIS-2 の実運用期間は 1 年であるが、設計寿命は 5 年である。サンプル No.1 と No.2 の照射条件はほぼ同じで SERVIS-1 軌道における 44 年分の照射であり、サンプル No.3 はその半分の照射量である。

ⁱ SERVIS-2 : SERVIS-1 の後継の技術実証衛星である。2010 年 6 月打ち上げ (7-2 節)

表 4-7 プロトン照射条件（東北大学にて 2003 年 12 月 16, 17 日に照射）

サンプル No.	照射エネルギー	照射フルエンス [p/cm ²]	フラックス [p/cm ² /s]	SERVIS-1 軌道での被曝換算年数	SERVIS-2 軌道での被曝換算年数
No. 1	20 MeV	1×10 ¹¹	1.86×10 ⁸	44 年分	22 年分
No. 2	20 MeV	1×10 ¹¹	1.82×10 ⁸	44 年分	22 年分
No. 3	20 MeV	5×10 ¹⁰	1.85×10 ⁸	22 年分	11 年分

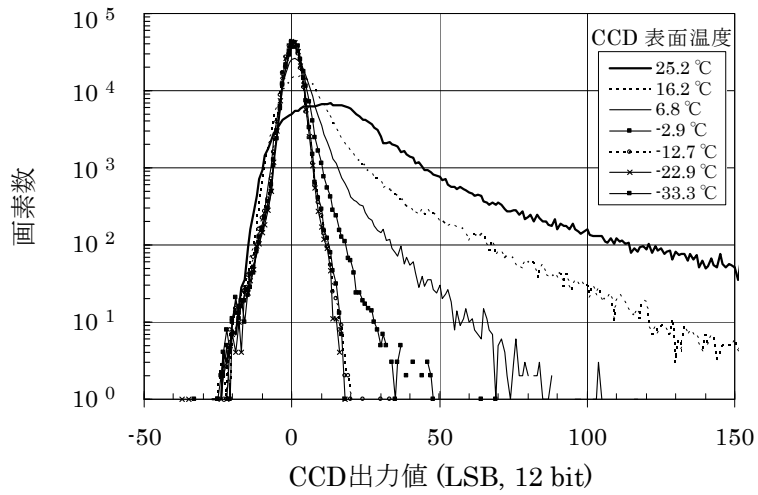
表 4-8 SERVIS 衛星運用軌道と運用期間

衛星軌道	高度	軌道傾斜角	運用期間	打ち上げ時期
SERVIS-1	1000km	99.5°	2 年	2003 年 10 月
SERVIS-2	1200km	100°	1 年 (設計寿命 5 年)	2010 年 6 月

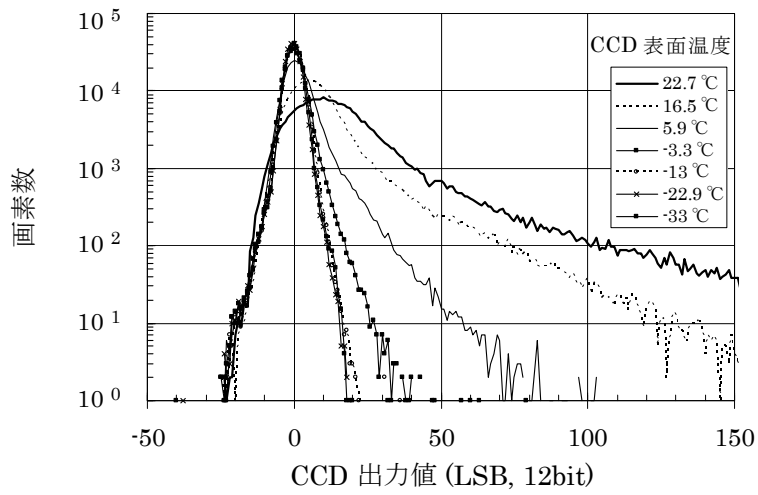
4-6-3 白傷発生状況の計測

プロトン照射後の白傷発生状況の計測は、プロトン照射の 1 ヶ月後（2004 年 1 月 15, 16 日）に実施した。CCD の露光時間は軌道での使用条件と同じ 125 ms である。輝度値のデジタル分解能は、軌道上では 8 bit で運用されるが、より詳細な結果を得るためにこの実験では 12 bit とする。CCD を恒温槽に入れ、-40～20℃までおよそ 10℃ずつ変化させて、遮光状態での画像を取得する。CCD の裏面に熱電対を貼り付けて CCD の温度を測定する。熱解析シミュレーションによると CCD 表面温度は裏面よりも 5℃高いので、CCD 表面温度推定値 T は、CCD 裏面温度測定値に 5℃を加えた値とする。3 つのサンプルについて、横軸に示す輝度値（12 bit 分解能での CCD デジタル出力値）をもつ画素数を縦軸としてヒストグラムにまとめた結果を図 4-17 に示す。このグラフから以下の結論が得られる。

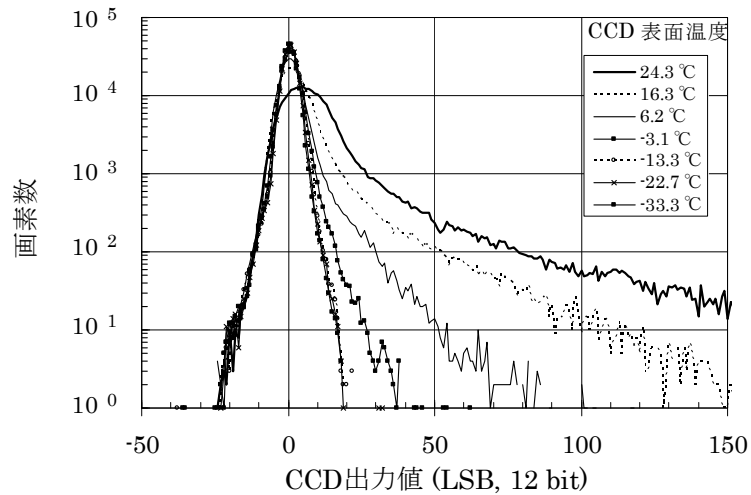
- (1) CCD 表面温度 $T = -3^{\circ}\text{C}$ 以下では白傷の輝度値に大きな変化はないが、それ以上の温度では温度に対する変化が大きい



(a) サンプル No.1



(b) サンプル No.2



(c) サンプル No.3

図 4-17 白傷輝度値ヒストグラムの温度変化 (測定分解能 12 bit). (a)-(c)は表 4-7 のサンプル No.1, 2, 3 にそれぞれ対応する. プロトン照射 1 ヶ月後に測定した. 凡例の温度は CCD 表面温度の推定値である

軌道上でのミッション終了後の白傷数予測値を図 4-18 に示す。軌道上 (8 bit 分解能) で 2.5 LSB に相当する 24 LSBⁱ (12 bit 分解能) を超える画素数 N を図 4-17 のデータからカウントする。軌道上での経過年数と白傷の数は比例関係にあると仮定し、表 4-7 の被曝換算年数に対する運用期間との比を上記のカウント数に掛けて図 4-18 の値を求めた。さらに、 $T = 5.9^{\circ}\text{C}$ 以上の SERVIS-1 軌道 (2 年) 換算のデータの近似直線を加えた。その直線は、

$$\log N = 0.0725T + 1.73 \quad \dots(4-6.1)$$

である。以下の 2 点の結論が得られる。

(2) 図 4-18 の SERVIS-1 軌道, SERVIS-2 軌道それぞれについてのサンプル No.1, No.2, No.3 のグラフがよく一致している。サンプル No.3 はサンプル No.1, No.2 の半分のプロトン照射量であるにも関わらず、その照射量に応じて予想されるミッション終了後の白傷予測値が一致するので、白傷数はプロトン照射量に比例するといえる

(3) CCD 表面温度 $T = 6 \sim 25^{\circ}\text{C}$ の領域では、 10°C の温度増加によって、24 LSB 以上の白傷数 N は 5.3 倍ⁱⁱに増える

この実験結果から、白傷を抑制するには CCD を冷却すればよいことが明らかになった。SERVIS-1 の軌道条件では、白傷を 255 個以下に抑えるには CCD 表面温度を 9°C 以下にすればよい。

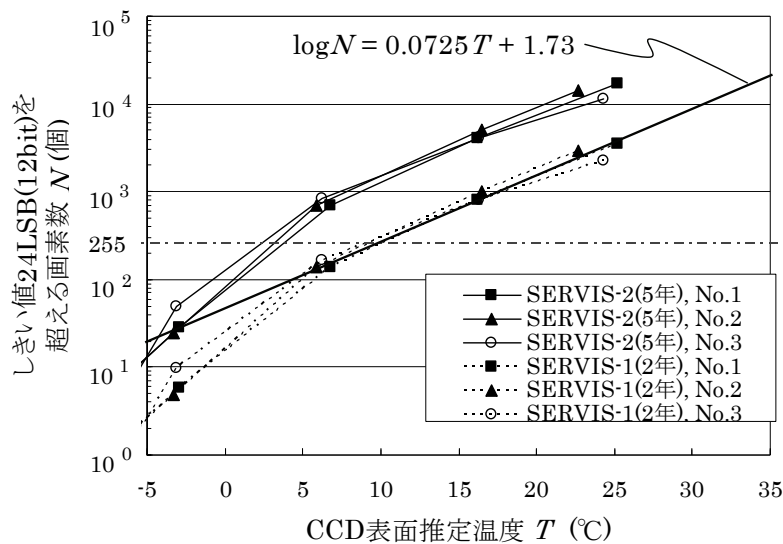


図 4-18 軌道上でのミッション終了後の白傷数予測値 (測定分解能 12bit)。図 4-17 の 3 つのサンプルのデータそれぞれについて、しきい値 24 LSB——軌道上 (8 bit 分解能) では 2.5 LSB 相当——を超える画素数をカウントし、SERVIS-1 軌道では 2 年後、SERVIS-2 軌道では 5 年後の白傷数を、軌道上での経過年数と白傷の数が比例するとして計算した

ⁱ プロトン照射試験時の CCD デジタル出力値 9.5 LSB(12bit)が、スターセンサ軌道上実験モデルでの 1 LSB(8bit)に相当する。16 倍にはなっていない

ⁱⁱ 式(4-6.1)より $10^{0.0725 \times 10} = 5.3$ 倍である

4-7 本章の結論

[1] 星像強度分布測定手法と焦点調整

白色平行光である模擬星光をレンズに入射させ、レンズを 0.002° (本スターセンサでは CCD 上で $1/13$ pixel に相当) 回転させるごとに画像を取得し、模擬星像の強度分布を測定する手法を確立した。強度分布幅の測定分解能は画素の開口率で決まり、画素開口率 50% で 0.2 pixel 程度の分解能である。レンズ-CCD 間のデフォーカス調整完了後でも、数画素程度の広がりをもつ模擬星像の強度分布を測定できる。本手法を用いて、デフォーカス調整後の星像直径を測定した結果、 $1.5 \sim 2.1$ pixel ($1/e^2$ 直径) の範囲であり、第 3 章で求めたスターセンサに要求される星像直径の条件 ($1.2 \leq \phi_{1/e^2} \leq 2.7$ (pixel)) を満たすことを示した。

[2] CCD のアライメント誤差の推定と星像位置のランダム誤差

レンズを 3 軸モーションテーブル上に設置し、模擬星光源に対するレンズの姿勢を変えることにより CCD 面内の多数の位置で模擬星像を取得する実験を行った。模擬星光の入射姿勢から求まる個々の星像の位置と、CCD 上で観測される模擬星像の輝度重心位置との間の距離の自乗和を評価関数とし、3 軸モーションテーブルの回転軸に対する模擬星光源の姿勢をパラメータとする最小自乗法において、CCD のアライメント誤差もパラメータとすることにより、CCD のアライメントパラメータ (CCD 上での光軸の位置と位置換算焦点距離) を算出する手法を確立した。この実験から個々の星像位置のランダム誤差も算出でき、2 等星相当の明るさの模擬星像に対して平均誤差は $0.15 \sim 0.24$ pixel であった。第 3 章でのシミュレーションによる見積もりでは、ガウス分布の星像の場合で平均誤差 0.12 pixel、実際の収差を含んだ星像の場合で 0.45 pixel (誤差最大値) であったので、シミュレーション結果の妥当性が確認でき、スターセンサに要求される条件を満たすことを明らかにした。

[3] CCD へのプロトン照射による白傷発生状況の計測

地上でプロトン照射を行って白傷を発生させた CCD に対して、白傷数の温度変化を計測した結果、CCD 表面温度 $T = 6 \sim 25^\circ\text{C}$ の領域では、 10°C の温度増加によって、 24 LSB 以上の白傷数 N は 5.3 倍に増えた。この実験結果から、白傷を抑制するには CCD を冷却すればよいことを明らかにした。本スターセンサを搭載する SERVIS-1 の軌道条件では、白傷を 255 個以下に抑えるには CCD 表面温度を 9°C 以下にすればよい。

[添付資料 4-1] CCD 感度測定における 5 等星相当の CCD 出力を与える光量

図 4-12 に示した地上での CCD 感度測定方法において、5 等星像相当の CCD 出力を与える被験レンズへの入射光照度（光量測定位置での照度）を算出する。図 4-19 は、図 4-12 における円開口、コリメータレンズ、被験レンズの配置の関係を示したものである。コリメータレンズ（焦点距離 $f_c = 300 \text{ mm}$ ）の焦点位置に $S_S = 25\pi \text{ mm}^2$ の面積をもつ円開口がある。コリメータレンズの開口径は被験レンズの開口径よりも十分大きい。

光量測定位置での照度 $J(\text{lx})$ は次式のように書ける。

$$J = \rho \cdot \Theta_D \quad \dots(1)$$

ρ : 被験レンズに入射する光の輝度 ($\text{lm/m}^2/\text{str}$)

Θ_D : パワーメータ位置での受光光線の立体角 (str)

光量測定位置での受光光線の立体角 Θ_D はコリメータレンズの位置から開口を見こむ立体角 Θ_S と等しいので、 Θ_D は次式で表せる。

$$\Theta_D = \Theta_S = \frac{S_S}{f_c^2} \quad \dots(2)$$

よって、被験レンズに入射する光の輝度 ρ は、式(1)と式(2)から次のように表せる。

$$\rho = \frac{J}{\Theta_D} = \frac{J \cdot f_c^2}{S_S} \quad \dots(3)$$

入射光は CCD 上に一様強度の円形開口像を作る。輝度 ρ によって CCD の 1 画素あたりに到達する光束量 $I_{1\text{pixel}}$ を求める。

$$I_{1\text{pixel}} = \rho \cdot S_H \cdot \Theta_p \cdot \eta_{\text{lens}} \quad \dots(4)$$

S_H : ヘッドの開口面積, $40.96\pi \text{ mm}^2$

η_{lens} : レンズの透過率

Θ_p : 1 画素あたりの見こみ立体角

Θ_p は次式である。

$$\Theta_p = \frac{S_{1\text{pixel}}}{f_H^2} \quad \dots(5)$$

f_H : ヘッドの焦点距離, 16.6 mm

$S_{1\text{pixel}}$: 1 画素の面積, $7.4 \times 7.4 \mu\text{m}^2$

式(4)に式(3)と式(5)を代入して、次式が求まる。

$$I_{1\text{pixel}} = \frac{J \cdot S_H \cdot \Theta_p \cdot \eta_{\text{lens}}}{\Theta_D} \quad \dots(6)$$

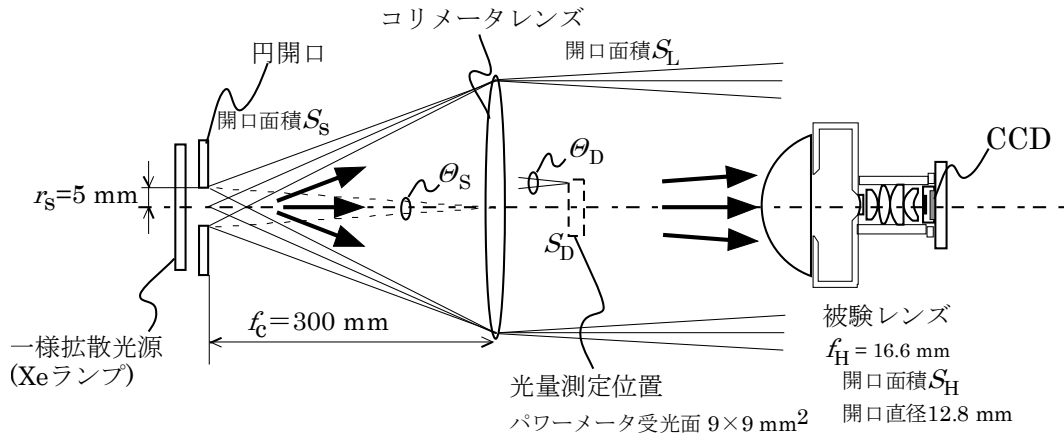


図 4-19 CCD 感度実験方法の説明図

一方、実際の 5 等星が CCD 上の 1 pixel に与える光束量は下式で表せる。

$$I_{1\text{pixel}} = L_5 \cdot S_H \cdot \xi_{\text{peak}} \cdot \eta_{\text{lens}} \quad \dots(7)$$

L_5 : 5 等星照度, 2.5×10^{-8} lx

ξ_{peak} : 星像のピーク画素集中率 (4-4 節)

5 等星像相当の CCD 出力を与える光量測定位置での照度 J_{5Mv} を $J = J_{5Mv}$ とし、式(6)に代入し、式(6)と式(7)の右边が等しいとすると下式となる。

$$J_{5Mv} = L_5 \cdot \xi_{\text{peak}} \cdot \frac{\theta_D}{\theta_p} \quad \dots(8)$$

5 等星像出力相当を与える光量測定位置での照度は下式となる。

$$J_{5Mv} = 1.1 \times 10^{-4} \times \xi_{\text{peak}} \quad (\text{lx}) \quad \dots(9)$$

図 4-19 の光源を用いるとき、被験レンズは強度一様な円形の像を CCD 上に結ぶ。その円形の像の CCD 出力が 5 等星像出力と等しくなる入射照度 J_{5Mv} は(9)式で与えられる。特に、5 等星像が画素の中心と 4 画素の境界にあるとき (図 2-8) と同じ CCD 出力を与える入射照度は、 ξ_{peak} として 4-4 節の値を代入すると、以下のようなになる。

(a) 5 等星像が画素の中心にあるとき、 $\xi_{\text{peak}} = 0.76$ なので、

$$J_{5Mv_pixel\text{-center}} = 8.4 \times 10^{-5} \quad (\text{lx}). \quad \dots(10)$$

(b) 5 等星像が 4 画素の境界にあるとき、 $\xi_{\text{peak}} = 0.17$ なので、

$$J_{5Mv_4\text{pixel}} = 1.9 \times 10^{-5} \quad (\text{lx}). \quad \dots(11)$$

[添付資料 4-2] プロトン等価照射量の算出

軌道高度と軌道傾斜角，運用時期によりその軌道でのプロトンの被曝量が推測できる。ここでの計算は，宇宙での放射線環境をシミュレートするツールである SPENVIS⁵³を用いた。SERVIS-1, 2 の軌道条件での捕捉プロトンと太陽プロトンの予測被曝量のエネルギースペクトルを図 4-20 に示す。一年間に単位面積あたり 1 MeV のエネルギー幅内のプロトンを何個被曝するかを表している。

さらに，対象とするデバイスの周囲にどれだけの遮蔽物があるかによって，そのデバイスの被曝する放射線量の変動する。プロトンでは，遮蔽物を通過する間にエネルギーが減衰するため，ある値以上の高エネルギーのプロトンしかデバイスまで到達しない。遮蔽の効果はプロトンの物質通過距離中の物質質量でほぼ表すことができ，アルミニウム換算厚が単位として使われることが多い。ある入射エネルギーのプロトンが減衰してゼロになる確率の最も高い遮蔽物の厚さはレンジと呼ばれ，エネルギー対レンジの対照表が作成されている⁴⁶。本スターセンサの場合，CCD 周囲の遮蔽厚はアルミニウム換算厚で 46 mm である。このとき，上述のレンジ対照表によると，100 MeV 以下のプロトンは CCD まで到達しない。100 MeV 以上のプロトンだけが，遮蔽物を通過後，より低いエネルギーとして CCD を照射する。

遮蔽物を通過した後の放射線のエネルギースペクトルも SPENVIS で計算できる。アルミニウム厚 1~50 mm を通過した後の SERVIS-1 の軌道条件でのエネルギースペクトルを図 4-21 に示す。ある物質に対してあるエネルギーのプロトンが与えるバルクダメージの効果は，NIEL (Non-Ionizing Energy Loss) の値を使って，他のエネルギーのプロトンが与えるバルクダメージの効果に換算できる⁴⁶。NIEL についても図 4-21 中に右軸として合わせて示す。NIEL のグラフは低エネルギーのプロトンほど大きなダメージを CCD に与えることを示している。

SERVIS-1 と SERVIS-2 の軌道条件において，ある厚みのアルミニウムを通過した後にプロトン被曝により受けるバルクダメージと等しい損傷を与える 20 MeV プロトン照射量を図 4-22 に示す。これより，地上実験での 20 MeV プロトン照射量 1×10^{11} p/cm² は SERVIS-1 軌道の環境で 44 年，SERVIS-2 軌道の環境で 22 年となる。

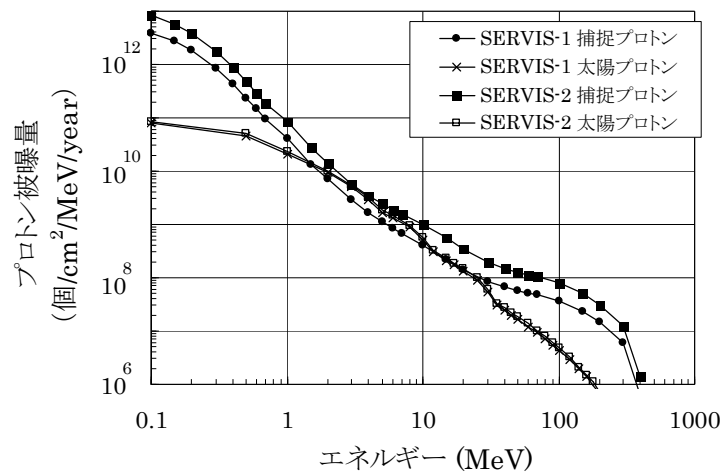


図 4-20 軌道上でのプロトンのエネルギースペクトル. SPENVIS による計算値である

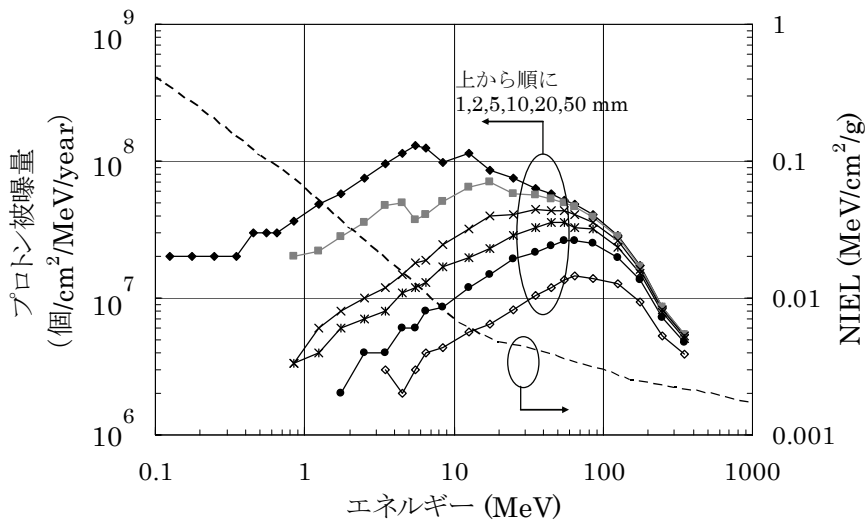


図 4-21 遮蔽物通過後のプロトンのエネルギースペクトル (左軸, 計算値) と NIEL (右軸). 遮蔽物としてアルミ厚換算で 1,2,5,10,20,50 mm の場合を計算した

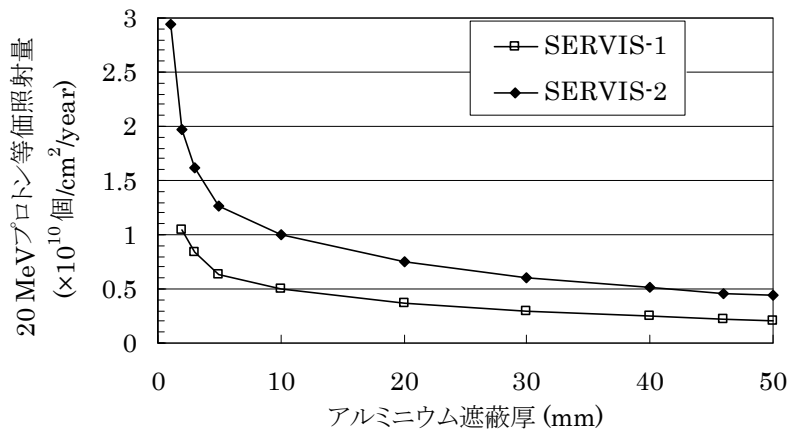


図 4-22 軌道上でのバルクダメージと等しい損傷を与える 20 MeV プロトン照射量. SERVIS-1 と SERVIS-2 の軌道条件で計算した

第5章 スターセンサ光学系の軌道上実験

5-1 はじめに

スターセンサを技術実証衛星 SERVIS-1 に搭載することで、高度 1000 km の軌道上にて、遮光性能の評価、アライメント誤差の推定手法の確立、姿勢決定精度の評価を行う。

(1) 軌道上での遮光性能評価 (5-3 節, 5-4 節)

第 3 章において、遮光光学系は減衰率 1.2×10^{-7} 以下の性能をもつことを太陽光の減衰シミュレーションにより示したが、それを軌道上で検証し、遮光光学系の改善すべき点を明らかにする。

(2) 結像光学系の基本性能評価 (5-5 節, 5-6 節, 5-7 節)

軌道上の限られた画像データから、CCD 感度、星像認定率、星像強度分布を評価し、シミュレーションと地上評価の妥当性について論じる。

(3) 軌道上での CCD の白傷発生の計測 (5-8 節)

軌道上で発生する白傷数の経時変化を計測し、地上でのプロトン照射実験結果からの予測と比較する。また、温度による白傷数変化を検証する。

(4) アライメント誤差の推定手法の確立と姿勢決定精度の推定 (5-9 節)

軌道上で撮像した画像内での i 番目の星像の輝度重心位置 Q_i と、 i 番目の星像に対応するスターカタログ中の星の方位座標を CCD 上の座標に変換した位置 Q_i' との間の距離を Δ_i とおくと、 Δ_i の自乗和 $\sum_i \Delta_i^2$ を評価関数として、天球座標に対する光学ヘッドの姿勢を求める最小自乗法に則った解析を行う。この作業を画像整合と呼ぶことにする。画像整合において、レンズと CCD の相対関係である CCD アライメントパラメータも最小自乗法の変数とすることで、各ヘッドの CCD アライメントパラメータを求めることができる。さらに、4 個のヘッドで同時に撮像された画像より求めた各ヘッドの姿勢から 4 ヘッド間の相対関係を求める。そのヘッドの視準方向間角度の誤差の偏差から姿勢決定精度を推定する。

5-2 軌道上実験概要と取得画像例

本研究で開発したスターセンサは、スターセンサ統合型衛星制御装置 (SISⁱ)⁵⁴のメインの姿勢計測装置である。SIS は技術実証衛星 SERVIS-1 に実験機器として搭載された。以後、SERVIS-1 に搭載されたこのスターセンサをスターセンサ軌道実験モデルと呼ぶことにする。SERVIS-1 とスターセンサの模式図を図 5-1 に示し、打ち上げ前の SERVIS-1 とスターセンサ軌道実験モデルの写真を図 5-2 に示す。SERVIS-1 は 2003 年 10 月 30 日にロシア、プレセツク射場より打ち上げられた。SIS に 2003 年 11 月 14 日に初めて電源が投入されてから 2005 年 10 月までの 2 年間、軌道上での性能評価実験が行われた。

2-5 節において、太陽光回避角 35° のとき 4 個のヘッドは中心軸である Z_0 軸に対して 55° 傾けて配置されると述べたが、軌道実験モデルにおいては Z_0 軸に対して 45° 傾けて配置した。この方が、2 ヘッド間の相対間角度がちょうど 90° となり、センサの計測精度を評価するのに都合がよいからである。また、CCD 上に発生する白傷を抑制するには、CCD を冷却すればよいことを前章で述べたが、軌道上での白傷の発生状況を調べるために CCD は冷却していない (CCD の表面温度 19~33°C)。

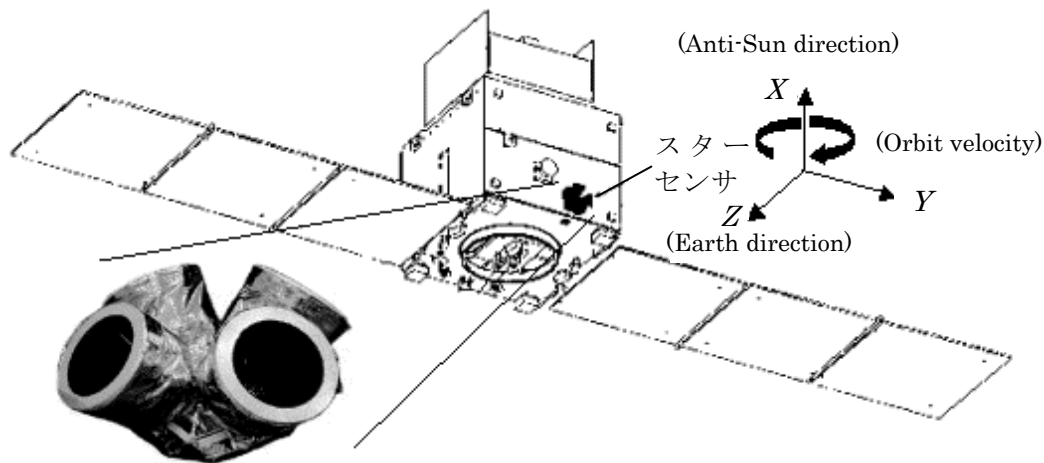


図 5-1 技術実証衛星 SERVIS-1 とスターセンサの模式図。X: ロール軸 (図の上方), Y: ピッチ軸 (図の右やや下方向), Z: ヨー軸 (図のスターセンサの搭載されている衛星構体面の法線方向が $-Z$ 方向である)

ⁱ SIS(Satellite Controller Integrated with Star Sensors) : スターセンサ統合型衛星制御装置 (巻末の付録参照)

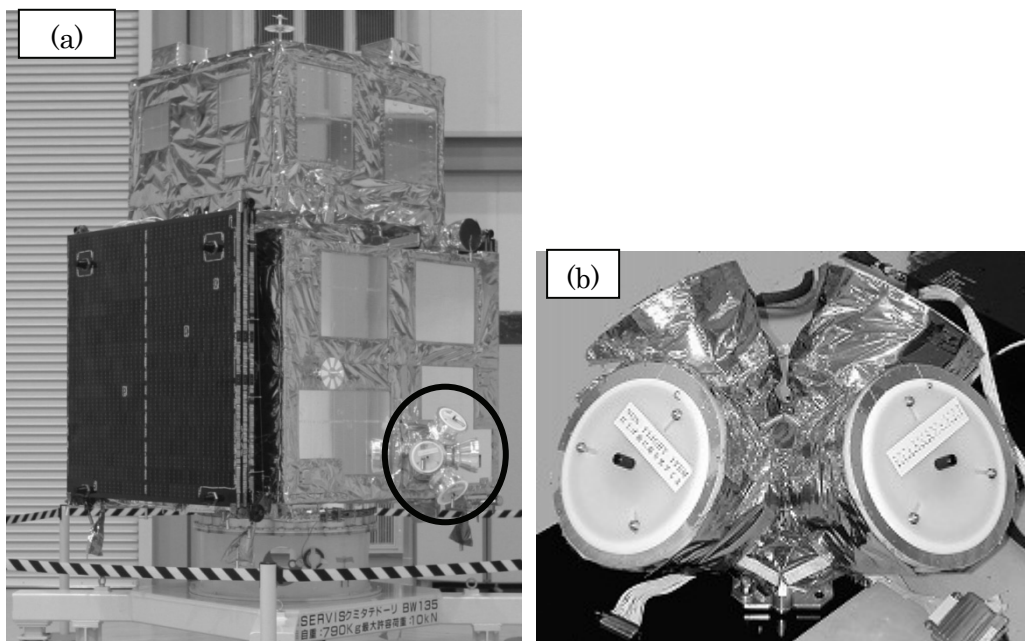
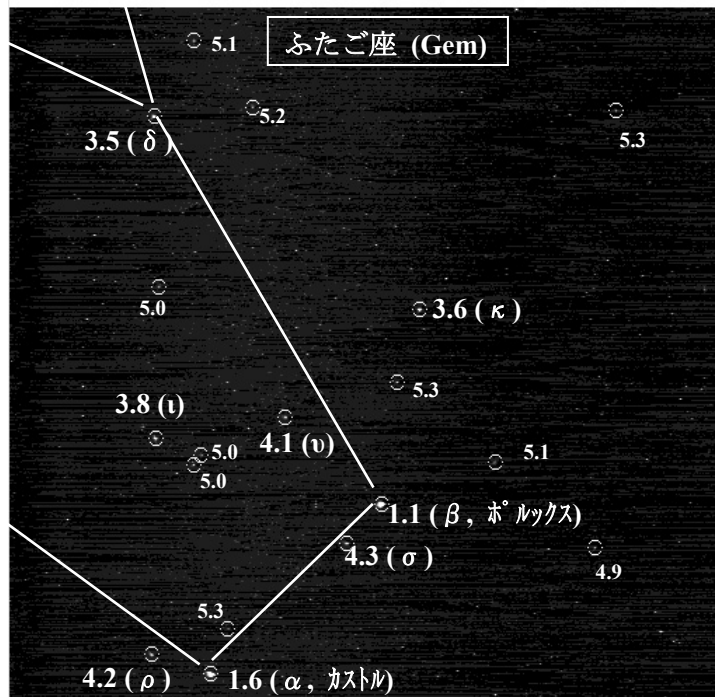


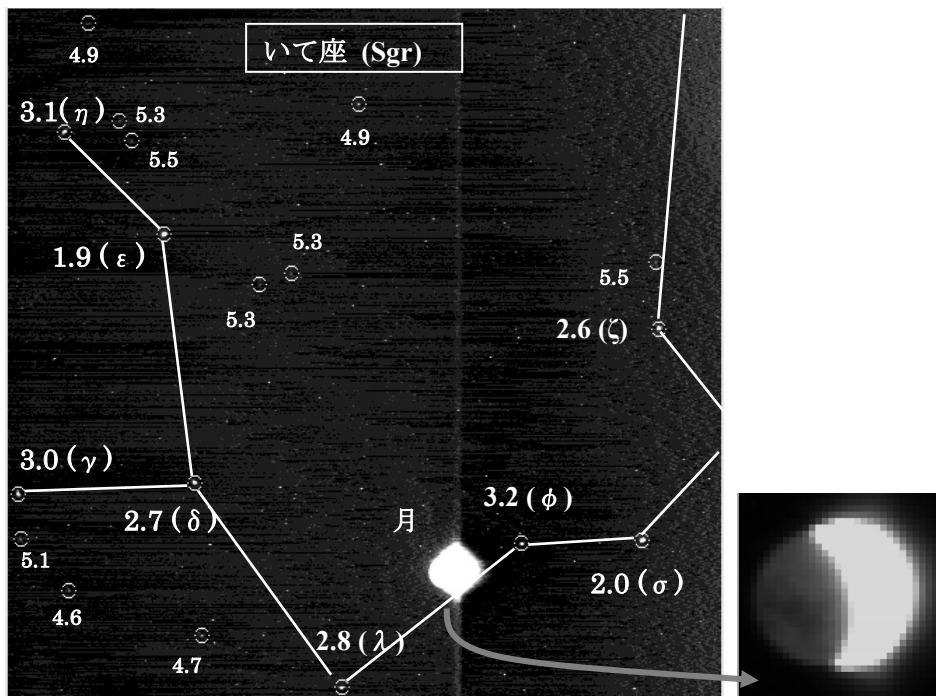
図 5-2 打ち上げ前の技術実証衛星 SERVIS-1(a)とスターセンサ軌道実験モデル(b)

実運用の時には取得した星画像を衛星に搭載するコンピュータで処理し姿勢を決定するが、テストモードとして取得した画像をそのまま地上にダウンロードすることもできる。ミッション期間 2 年間の間に地上にダウンロードされた画像は 472 枚である。

軌道上で取得した画像の例を図 5-3 に示す。図中の○印は、スターカタログから計算される 5.5 等星よりも明るい星像の位置を表し、数字はその星の実視等級を示す。各星座の主な構成星を直線で結んでいる。○印の中心に少し広がった白点が見られ、スターカタログから予測される位置に星像が存在することが確認できる。図 5-3 (b)の画面下方には月が写っている。右図に示すように三日月であるが、図の表示上の輝度ゲインをあげているために月の陰の領域も左図では飽和している。月の昼に当たる領域は CCD 素子の飽和電荷量を超えており、上下方向に白線の入るスミア現象が発生している。



(a) ふたご座方向の画像例 (ヘッド A) 画像取得日 2004/3/5



(b) いて座方向の画像例 (ヘッド C) 画像取得日 2004/2/17

図5-3 軌道上での取得画像例。○印は、スターカタログから計算される5.5等星よりも明るい星の位置を表し、数字はその星の実視等級を表す

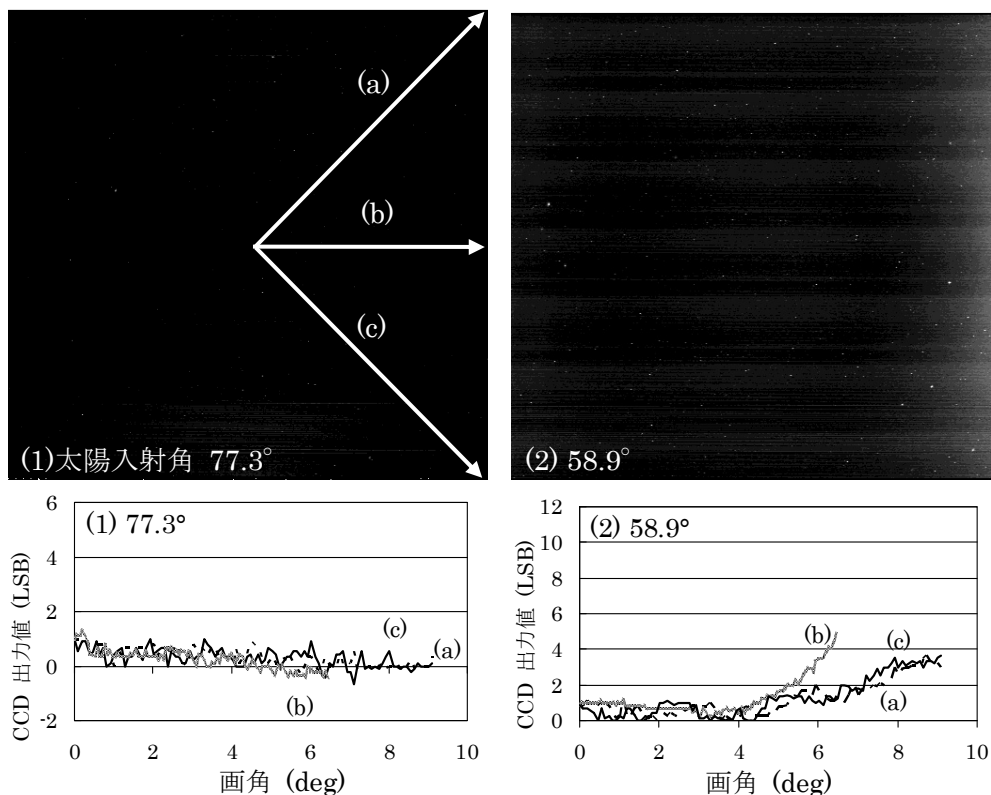
5-3 軌道上での遮光性能評価

35°以上のいくつかの太陽入射角において、軌道上で取得された画像を図5-4に示す。太陽迷光を紙面上で強調するように表示上のゲインを調整している。画像(1)から(5)における画面の中心から右上(a)、右(b)、右下(c)へかけての強度分布(図5-4(1)の画像中に矢印で例示)を各画像の下に示す。画像(6)においては、中心から下方への強度分布を示す。グラフの横軸は画像中での像高を画角に変換して表記したものである。

太陽迷光の目標の許容基準値は、5等星像4画素境界ピーク出力の計算値が4.1 LSB(式(2-4.7))なので、4 LSBと設定する。

太陽入射角77.3°の画像(1)では、太陽迷光は最大でもたかだか1 LSBであり良好である。しかし、太陽入射角58.9°の画像(2)になると4 LSB程度の太陽迷光が画面右方に見られる。太陽入射角が小さくなるにつれて迷光量が増加し、52.5°の画像(3)では右下隅で10 LSB、45°の画像(4)では右方の上下隅で18 LSB、35.4°の画像(5)の右下隅付近においては44 LSBである。すなわち、太陽入射角が小さくなるにつれて60°付近から迷光が現れ始め、太陽光回避角の目標性能である35°付近では画面隅付近に大きな迷光が発生する。このような大きな迷光が存在すると暗い星像は迷光に埋もれてしまう。

また、逆に太陽入射角が90°に近い84.0°の画像(6)においては、隅付近ではなくやや中心に近いところに3 LSB程度の迷光がある。81°から90°の範囲でこのような弱い迷光が観測されており、上述の低入射角度での迷光とは異なる原因によるものと推測される。これらの迷光の発生原因について次節で考察する。



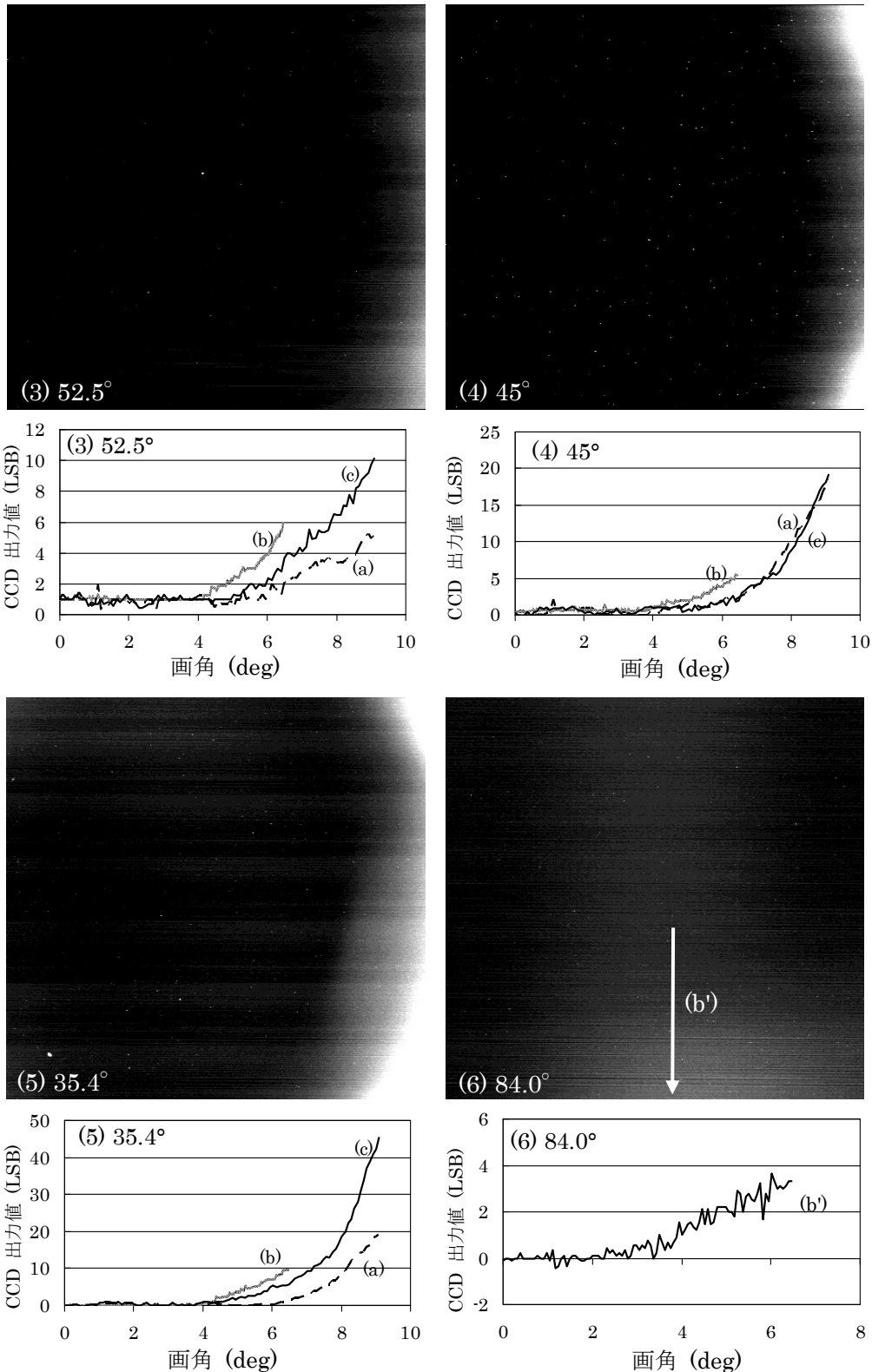


図5- 4 軌道上での遮光性能評価結果. 図中に表示した太陽入射角において軌道上で取得した画像と強度分布である. (1)-(5)のグラフ : (1)の画像中に例示する矢印に沿った強度分布. (6)のグラフ : 中心から下方への強度分布. グラフの横軸は画像中での像高を画角に変換して表記した. 本画像では迷光を強調するように表示している

5-4 太陽干渉の迷光解析と遮光光学系の改良

5-4-1 迷光解析

光線追跡シミュレーションにより迷光発生光路を推定する。バッフルの内壁面は光沢のある黒塗料が塗装されているが、散乱光成分も 0.46%存在する（表 3- 1）ので、この散乱光の行方を追跡する。太陽入射角 50° の場合、バッフル第 2 部は直射されずにバッフル第 1 部だけが直射される。この様子を図 5- 5 (a),(b)に示す。

図 5- 5 (a)は、バッフル第 1 部の上方にある点 P から散乱され、第 1 レンズへ向かう迷光光路を表す。点 P での散乱光線の一部は、第 1 レンズ底面に入射する。その光線は大部分（約 96%）が屈折透過し、光吸収ゾーンで遮光される。その他の残りの光線（約 4%）のうち、さらに第 1 レンズ上面で約 4%のフレネル反射をする光線が CCD に到達しうる。

図 5- 5 (b)は、バッフル第 1 部の下方にある点 Q から散乱され、第 1 レンズへ向かう迷光光路を表す。点 Q からの散乱光線も図 5- 5 (a)と同様の経路をたどるが、第 1 レンズ底面への入射角が全反射角を越えている点が異なる。第 1 レンズ底面で全ての光線が反射されるので、図 5- 5 (a)の場合よりも図 5- 5 (b)の場合のほうが強い迷光となる。点 Q からの光線が第 1 レンズ内での多重反射の後に第 1 レンズ底面を透過する点を Q'、結像面上に到達する点を Q''とおく。

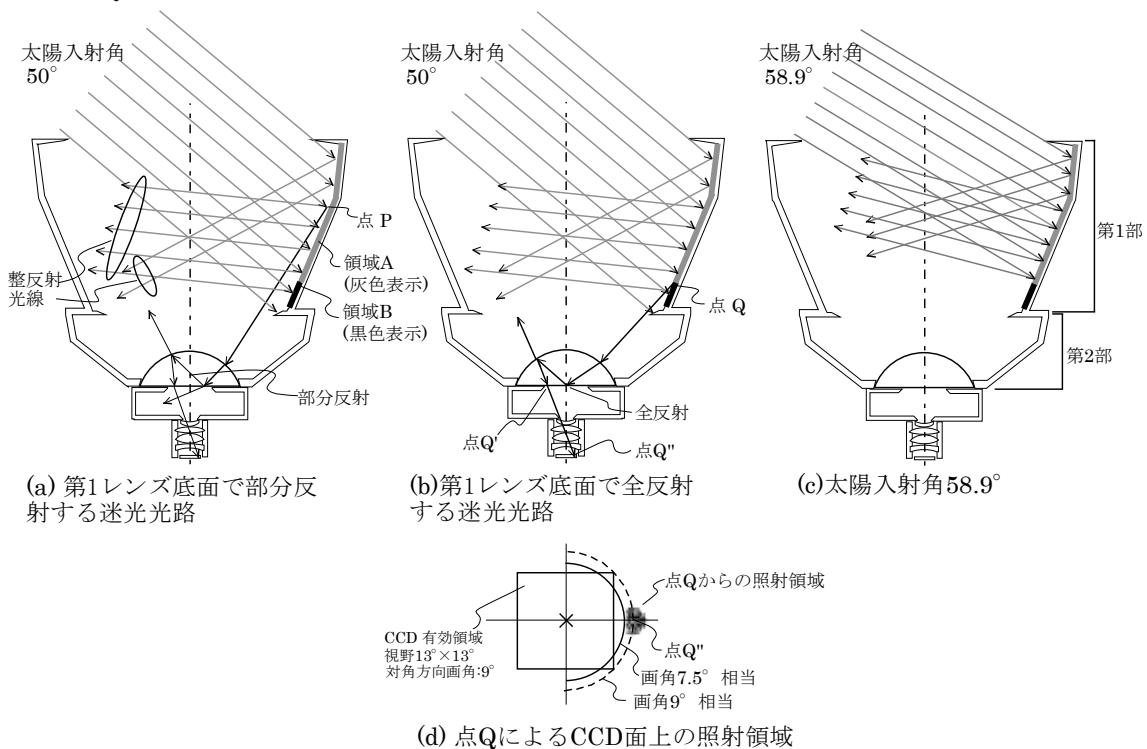


図5- 5 バッフル第1部の内壁面からの迷光光路の解析。(a) 図の領域A内の点Pからの散乱光において、第1レンズ底面で部分反射をした後、CCDに到達する光路が存在する。(b) 図の領域B内の点Qからの散乱光において、第1レンズ底面で全反射をした後、CCDに到達する光路が存在する。第1レンズ底面で全反射する迷光光路が存在するか否かで、バッフル第1部の表面領域を領域Bと領域Aに分ける。(c) 太陽入射角 58.9° の光路。(d) 図(b)の点Qに拡散点光源をおいた場合のCCD面上での照射領域のシミュレーション結果

バッフル第 1 部からの散乱光が、第 1 レンズ底面で全反射するか否かで、バッフル第 1 部の表面領域を領域 B と領域 A に分ける。領域 B を照射するのは、入射角 56° 以下の場合である。点 P、点 Q はそれぞれ領域 A、領域 B に属する。図 5-5 ではその 2 領域を灰色と黒色で色分けする。

図 5-5 (c) は、前節の図 5-4 で弱い迷光が現れた太陽入射角 58.9° の場合の光路を表す。バッフル第 1 部の領域 B には太陽は直射されないので、弱い迷光が現れるのみである。

図 5-5 (d) は、領域 B からの迷光が CCD 上にどのような迷光強度分布を生じさせるかをシミュレーションした結果を表す。点 Q に仮想上の拡散点光源において光線追跡を行い、CCD 面上での照射領域を計算した。画角換算の像高で 7.5° 以上の領域に、点 Q からの散乱光が到達している。視野の水平方向端 6.5° の外側ではあるが、隅方向の最大画角 9° の内側である。領域 B 内のあらゆる点から散乱される光線を仮定すると、CCD 面上を照射する領域の集合は、内直径が画角 7.5° に相当する半ドーナツ形状を形成する。よって、領域 B からの散乱光により CCD の隅近傍にのみ強い迷光が現れる。これにより、図 5-4 において 52.5° 以下の領域で隅付近に大きな迷光が現れる現象を説明できる。バッフルの断面図において、バッフル入射開口エッジと、バッフル第 1 部と第 2 部の境界の開口（バッフル仕切開口と呼ぶことにする）のエッジを結ぶ直線が光軸となす角は 50° なので、入射角が 50° 以下になっても領域 B で太陽に直射される面積は変わらない。しかし、散乱光の放射分布は整反射方向に偏っているので、太陽入射角が小さくなると迷光となる方向への散乱光が増える。太陽入射角が小さくなるほど迷光が大きくなる軌道上の実験結果も定性的に説明できる。

以上まとめると、バッフル内壁の光沢のある黒表面からの整反射でない散乱光成分のうち第 1 レンズで多重反射する光路が迷光の主要光路である、と推測される。特に太陽入射角が 56° 以下の場合、第 1 レンズ底面で全反射した後に多重反射する光路が存在するので迷光強度が強くなる。

図 5-4 (6) のような、 90° に近い高角度入射時の迷光の光路を図 5-6 (a) に示す。バッフル入射開口のエッジ部が下側に 9° の斜面を持つので、入射角 81° から 90° の光線はこの斜面を直射する。この斜面を含むエッジ部は、エッジ部での散乱を小さくするためにつや消し黒塗料が塗布されているので、この斜面を直射する光線は散乱角度の大きな散乱を起こす。その散乱光は、図 5-5 (a) と同様にレンズ内での多重反射によって CCD 面に到達する。散乱光の第 1 レンズへの入射角が図 5-5 の領域 A からの散乱光よりも小さいために、より CCD の中心側に迷光が現れる。バッフル入射開口エッジ部に仮想点光源において CCD 面上に到達する光線を計算すると、図 5-6 (b) のようになり、CCD 受光領域の広い領域で迷光が現れる。 90° に近い高角度入射時の迷光の対策としては、バッフル入射開口のエッジ部の下向きの斜面を上向きに変えればよい。そうすれば、バッフル前面の円盤の裏側には太陽光は直接照射しないので、図 5-6 (a) の迷光光路はなくなる。また、この変更は結像系に対して何ら影響を与えない。

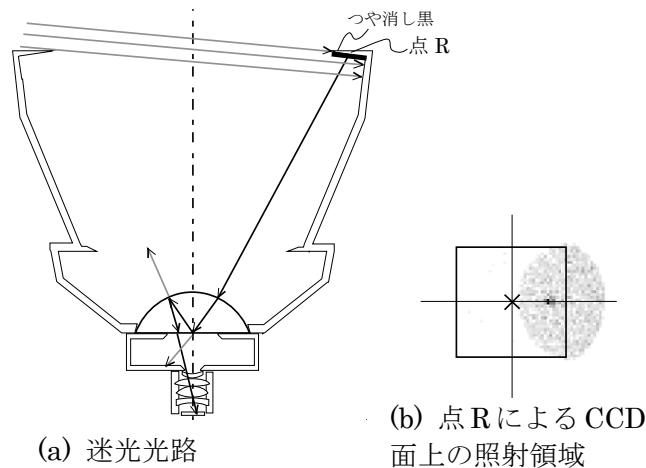


図5-6 バッフル入射開口エッジ斜面からの迷光光路の解析結果。(a) 入射角90°付近での迷光光路。(b) 図(a)のエッジ斜面部の点Rに拡散点光源をおいた場合のCCD面上での照射領域のシミュレーション結果

5-4-2 遮光光学系の改良

図5-5 (b)の点Qは、第1レンズ下の第1アパーチャ（半径11.5 mm）のエッジに近い位置にあるので、第1アパーチャの内径を少し小さくするだけで第1レンズ内での多重反射光路を遮断できる。

改良前と改良後の遮光光学系の断面図を図5-7に示す。改良モデルには、バッフル長140 mmのままのものと、より小型化したバッフル長120 mmのものと2つある。変更点は以下の5点である。

- (1) 第1アパーチャの直径を23 mmから18.6 mmに縮小する。第1アパーチャによる口径食が発生するが、周辺光量比の減少は視野端でたかだか10%である
- (2) バッフル仕切開口の直径を100 mmから70 mmに縮小する
- (3) バッフル入射開口の直径を132 mmから120 mmに縮小する。第1アパーチャの直径が小さくなるので、3-2-2節で述べた条件(a)と条件(b)を満足しつつ、バッフル入射開口を小さくできる
- (4) 条件(a)と条件(b)を満足しつつ、バッフル長を120 mmに縮小することもできる（図5-7(c)）
- (5) バッフル入射開口のエッジの斜面を上向きにする

この改良バッフルを試作した。その概観写真を図5-8に示す。各写真の左側が140 mm長のバッフル(b)であり、右側が120 mm長のバッフル(c)である。

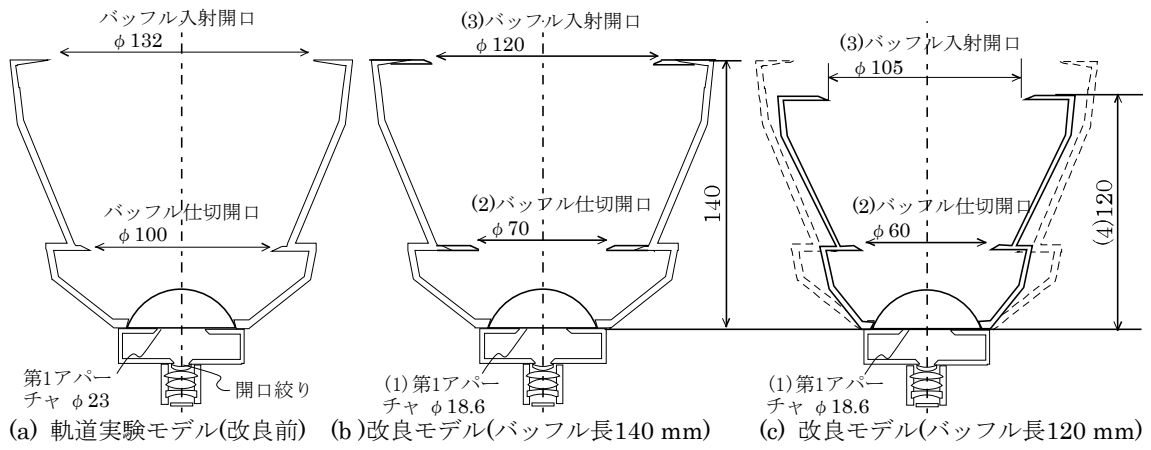
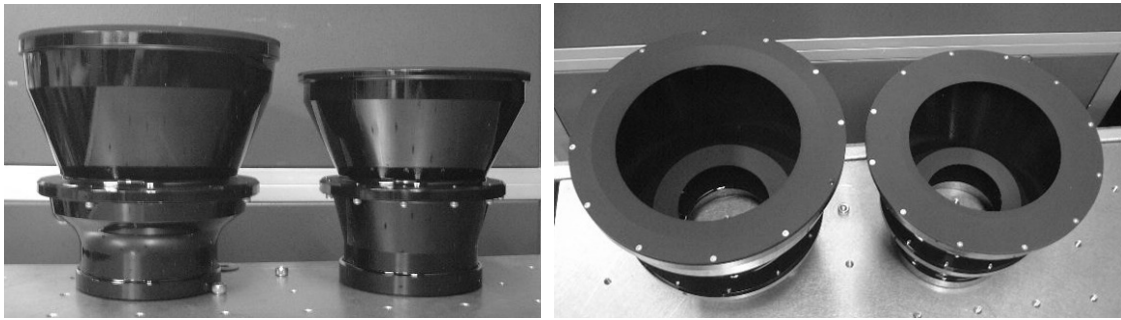


図5-7 改良前後の遮光光学系断面図



(a) 側面図

(b) 上面図



(c) 4ヘッド組図

図5-8 改良バブルの外観写真. (a)-(c)それぞれの写真において、左図は図5-7 (b)の140 mm長のバブル、右図は図5-7 (c)の120 mm 長のバブルである

5-5 軌道上での CCD 感度評価

軌道上で撮像された星像の CCD 出力値を地上での評価値と比較する。4-5-3 節において地上評価における星像の基準を定めたが、軌道評価で用いる星像の条件は次のように定める。

[星像の条件 (軌道評価)]

「スターカタログから予測される位置の近傍であって、しきい値 3 LSBⁱ以上の出力をもつ画素が 3 画素以上隣接している画像を星像とする」

軌道上で撮像された画像 472 枚の中でこの星像の条件に合致するものは、ヘッド A,B,C,D でそれぞれ、1662, 1306, 1859, 1841 個であった。

ヘッド A で取得された全ての星像について、5 等星を基準とした星の明るさ (I/I_{5Mv}) を横軸とし、星像の CCD デジタル出力値を縦軸にプロットしたものを図 5-9 に示す。星像を構成する画素の中で最も明るい輝度値をピーク出力、星像の出力の和をとったものを星像和とする。それぞれのデータについての近似直線も合わせて示す (図中に縦軸を y 、横軸を x とした近似式を記載する)。この近似直線の傾きは 5 等星の出力値に相当する。

他の 3 つのヘッドについてもヘッド A と同様の処理を行い、5 等星像の星像和と平均のピーク出力値について表 5-1 にまとめる。5 等星像の平均のピーク出力値を地上での評価結果 (表 4-3) の平均のピーク出力と比較するⁱⁱと、ヘッド A~D それぞれに対し、地上での予測値の 84%, 82%, 91%, 87% である。この差異は、地上での CCD 感度評価装置 (図 4-12) の入射照度の見積もり誤差によるものと推測する。ヘッド A の 5 等星像 4 画素境界ピーク出力は、表 4-3 の 3.6 LSB の値に 84% を掛けて、3.0 LSB と見込まれる。星像を構成する画素の出力しきい値を 3 LSB としているのので、5 等星では検出されない場合が生じると予測される。次節にて星像がどの程度検出されるかを見積もる。

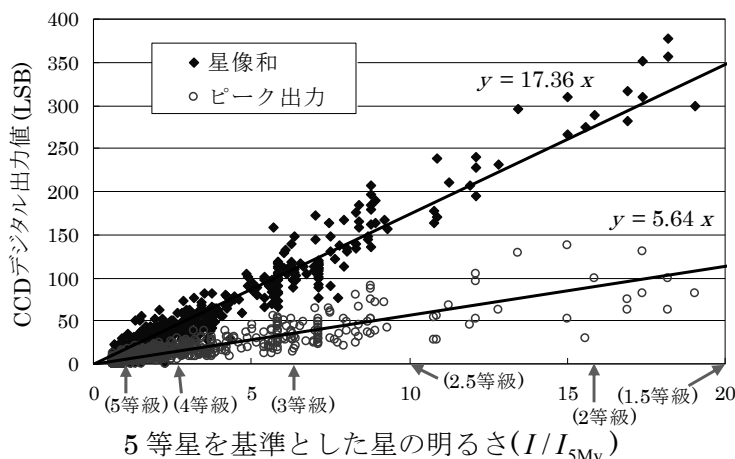


図 5-9 軌道上で撮像された星像の明るさ (ヘッド A)

表 5-1 5 等星像の出力平均値

	星像和 (LSB)	平均のピーク出力 (LSB)
A	17.4	5.6
B	13.9	4.2
C	15.7	5.3
D	13.1	4.7

ⁱ このしきい値 3 LSB は 4-5-5 節で定めたしきい値 2.5 LSB と同等である

ⁱⁱ 軌道評価では CCD 画素に対する星像の位置がランダムなので、表 5-1 のピーク出力は、表 4-3 の平均のピーク出力に対応する

5-6 軌道上での星像認定率

軌道上評価における星像認定率とは、スターカタログから予測される位置に前節の条件に合う星像が検出される割合であると定義する。星像構成画素数とは、スターカタログから予測される位置の近傍にあり、かつしきい値 3 LSB 以上の出力をもつ画素数と定義する。前節の星像の条件には当てはまらないが、星像構成画素数の算出には 2 画素以下の星像と認定されない画像も含める。星像認定率と平均の星像構成画素数を図 5-10 に星の明るさごとにまとめる。横軸は実視等級を 0.25 等級ごとに区切った範囲（ただし 3 等級未満はひとつにまとめる）であり、縦軸はその範囲内での星像認定率と平均星像構成画素数である。ヘッド B に限り、しきい値を 2 LSB とした星像の条件の場合も図 5-10 (b) に示す。

明るい星ほど平均星像構成画素数が多いので、星像認定率も高く、4 等級より明るい星ではほぼ 100% の星像認定率である。平均星像構成画素数のグラフを見ると、4 等級より明るい星では、誤差棒の下限値でも構成画素数 3 画素を超えている。

4.5 から 5 等級付近でのヘッド間での星像認定率の落ち込み方の違いは、CCD の感度の違いによるものである。実視等級が 4.75~5 の範囲の星像認定率は、ヘッド A~D についてそれぞれ 50%、18%、50%、31% である。一方、地上評価での信号強度とノイズ強度から見積もったヘッド A の 5 等星像認定率(表 4-6 のしきい値 2.5 LSB の欄)は 57.8%、32.5%、44.9%、38.4% であった。軌道上評価と地上評価の値はおおむね一致している。

ヘッド B の CCD 感度はヘッド A の 76% (表 4-3) であるが、星像認定率の違いはそれ以上に大きい。5 等星像の 3 番目画素出力強度がしきい値 3 LSB (実数では 2.5 LSB) に近い値なので、CCD 感度の変化が星像認定率を大きく変化させるからである。しきい値を 2 LSB に下げると (図 5-10 (b))、4.75~5 等級の星像認定率は 81% に向上するので、CCD の感度を向上させると星像認定率が向上することが確認できる。

視野内で星像として検出される数を見積もる。視野内に存在する星の平均数を実視等級範囲ごとに計算したものを図 5-11 に示す。右軸に対応するグラフは、図 5-10 (a) の星像認定率のデータを再プロットしたものである。それぞれの実視等級範囲における視野内に存在する平均星数と星像認定率とを掛けて足し合わせると、視野内で星像として検出される星数が平均 5.3 個と求まる。5 等星より明るい星が視野内に存在する平均星数 6.7 個よりも少ないが、目安とした 5 個 (2-2 節) より多い。

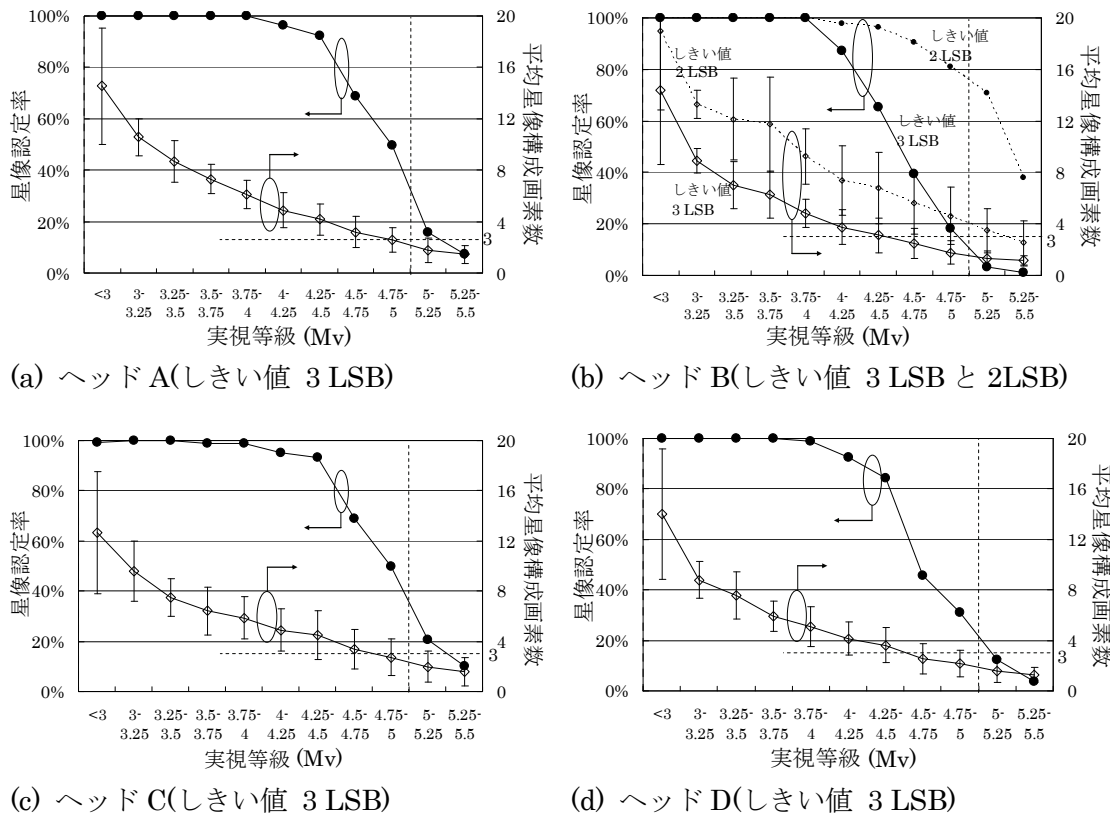
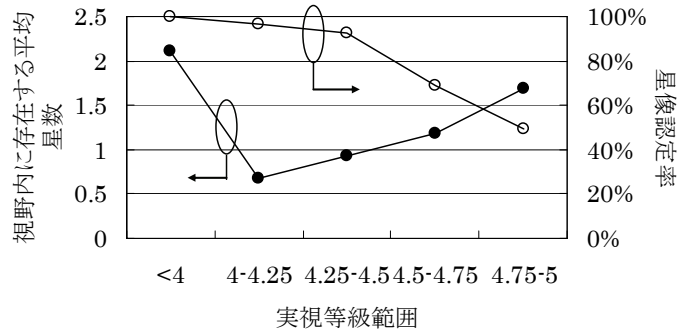


図5-10 星像認定率と平均星像構成数。ヘッドBのみ、しきい値2 LSBの場合も計算した。平均星像構成画素数の誤差棒は標準偏差値($\pm \sigma$)である。縦の点線は5 Mvの境界を表す



5-7 軌道上での星像強度分布

ある特定の一つの星 (4.3 等級) がヘッド A の視野を通過するとき、その星像近傍の輝度情報だけを連続的に抜き出して星像の強度分布を評価する実験を行う。その星像の CCD 上での 320 秒間の軌跡を図 5-12 に示す。CCD の露光時間は定常運用と同じ 125 msec である。画像の記録領域は、図 5-13 のように星像の極大値をとる画素を中心とした 3×4 pixel² の画素領域である。軌道上から地上へのデータの送信容量が限られているので、ダウンロードする情報を星像周りの輝度情報だけに限り、1 Hz の更新レートでデータを取得する。

画素の中心に星像があるときに、図 5-13 の X 軸、Y 軸に沿った画素の出力強度分布をプロットしたグラフを図 5-14 に示す。像高による分布の違いがないかを見るために、CCD の画面領域を図 5-12 に示すように Y 方向に 3 つの領域 A,B,C に分割し、それぞれの領域で取得された星像について解析する。サブピクセルのオーダーでは星像と画素の相対関係はランダムなので、星像の輝度重心位置が画素中心に対して ± 0.1 pixel 以内の画像だけを選択し、画素ごとに出力の平均値を計算する。中心画素の強度で規格化し、隣接画素の平均的な強度値とその標準偏差を示す。図 5-14 の X 方向の隣接画素の光量比は 23% から 34% の範囲であり、Y 方向では 6% から 11% の範囲である。

一方、星像が目標の直径範囲であるときの、ピーク画素に対する隣接画素の出力強度を求める。星像強度分布としてガウス関数を仮定し、星像の輝度重心位置が画素の中心と一致するときの隣接画素の強度を図 5-15 に示す。星像の輝度重心が画素の中心にあるときの隣接画素の強度は、目標の星像直径である $1.2 \leq \phi_{1\sigma} \leq 2.7$ (pixel) の範囲では 5% ~ 40% の範囲である。実際の星像の強度分布はガウス関数ではないが、軌道上での隣接画素の光量比の実験値はこの範囲に収まっており、軌道上においても星像直径は目標の値を満足していることが確認された。

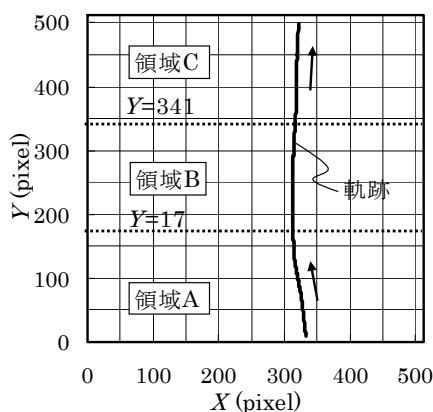


図 5-12 CCD 面上での星像の軌跡

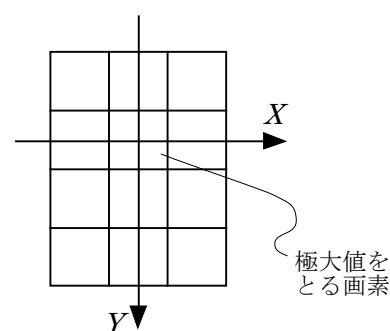


図 5-13 画像記録領域

i この実験条件下での衛星姿勢変化によるヘッド A の星像移動速度は、垂直方向に -1.52 pixel/sec である

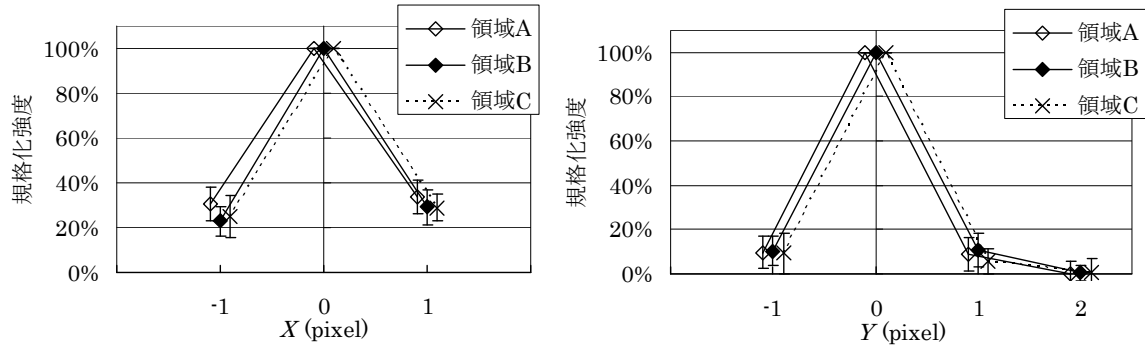


図 5-14 画素の中心に星像があるときの隣接画素の出力強度. 図 5-12 の領域 A,B,C における平均的な強度分布である. 左図と右図は図 5-13 のそれぞれ X 軸, Y 軸に沿った出力値である. 誤差棒は標準偏差を示す

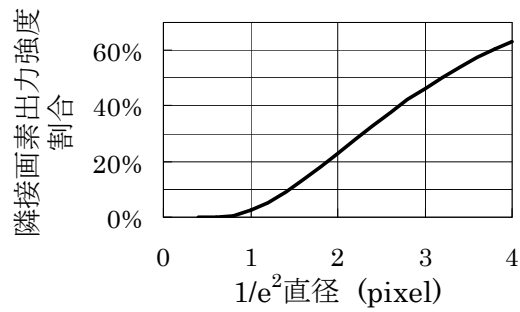
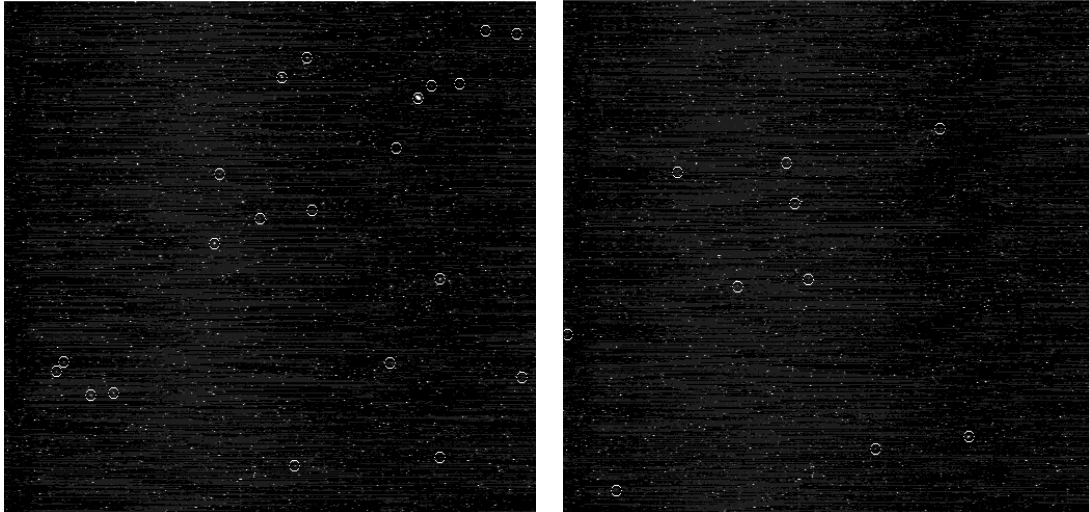


図 5-15 ガウス関数分布の星像中心が画素中心と一致するときの隣接画素出力 (対ピーク出力比)

5-8 軌道上での白傷発生状況の計測

軌道上で発生した白傷の例を図 5-16 に示す。SERVIS-1 のミッション終了直前の 2005 年 9 月 20 日に、異なる方向を撮像した 2 枚の画像である。図中の○印はスターカタログから算出した 6 等星よりも明るい星像の位置を示す。白傷は半永久的な画素損傷なので、図 5-16 (a),(b)の画像において同じ位置にある白点が白傷である。撮像時の CCD 表面の推定温度は、図 5-16 (a),(b)それぞれ 26.7°C, 25.1°C である。地上での測定から予測されたように (図 4-18), ミッション終了直前には多くの白傷が観測された。



(a) 画像取得日時 2005/9/20 22:13 (26.7°C) (b) 画像取得日時 2005/9/20 23:43 (25.1°C)

図5-16 軌道上で撮像された画像の白傷の例。(a)と(b)は異なる方向を同日の異なる時刻に撮像した画像である。白傷は半永久的な画素損傷なので、両画像の同じ位置にある白点が白傷である。○印は6等星より明るい星像のスターカタログからの算出位置を表す。()内は CCD表面の推定温度である

軌道実験と地上実験での白傷数の輝度値ヒストグラムを図 5-17 に示す。グラフ(a)は、図 5-16 (a)の画像からある一つの CCD 出力デジタル値を持つ画素数をカウントしたものである。白傷と星像の画素のカウントをとともに含むが、図 5-16 (a)の画像を見て分かるように星像よりも白傷の方が多いので、白傷によるカウントがほとんどである。グラフ(b)は、地上において 12 bit で測定された図 4-17 (c)の 24.3°Cのグラフを 8 bit に換算したものであり、プロトン照射量 22 年分に相当する地上実験での白傷数予測を表す。グラフ(c)は、グラフ(b)の縦軸の値を 1/11 倍したもので、プロトン照射量 2 年分に相当する地上実験からの白傷数予測を表す。グラフ(a)と(c)を比較すると、CCD 出力の小さい領域では両者のグラフはよく一致している。

i CCD 表面の温度はレンズ近くに設置された温度センサから推定する。熱解析シミュレーションにより、CCD 表面の温度はこの温度センサの設置位置の温度よりも 26°C 高いことが計算されているので、温度センサ計測値に 26°C を加えた値を CCD 表面温度推定値とする。2 年間の運用中の CCD 表面温度は、SERVIS-1 衛星の 2 つの姿勢モード (地球指向姿勢と太陽指向姿勢) により大きく変動するが、後に図 5-18 に示すようにおおよそ 19°C から 33°C の範囲にある

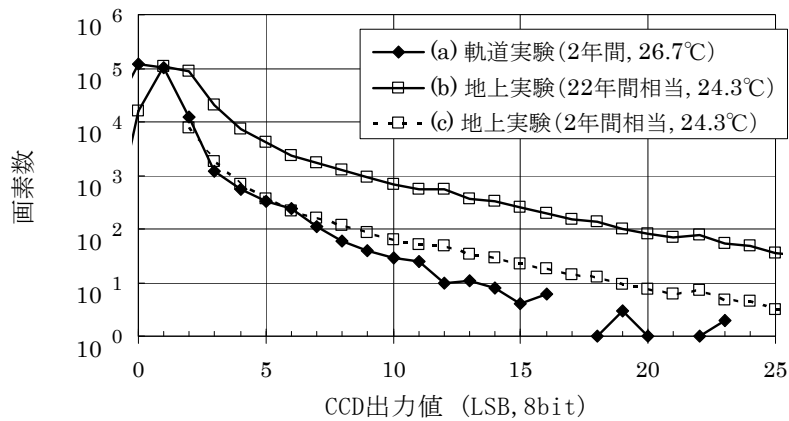


図5-17 軌道実験と地上実験での白傷数の輝度値ヒストグラム. (a) 図5-16 (a)から算出した軌道上2年後の白傷数. (b) 地上実験によるプロトン照射量22年相当の白傷数. 図4-17 (c)の24.3°Cのグラフを12bitから8bitに換算した. (c) 地上実験によるプロトン照射量2年相当の白傷数. グラフ(b)を1/11倍したものである. CCD出力が1 LSB程度のデータは白傷ではないノイズなので, グラフ(c)では1 LSB以下のデータは削除した

2年間の軌道上での白傷数の推移とデータ取得時点の CCD 表面推定温度を図5-18に示す. 白傷と星像とを区別するために同日の異なる時刻に撮像した2枚の画像を比較し, 同じ座標上に5 LSB以上の輝度値が計測されるときに, その画素を白傷画素としてカウントする. 白傷数は温度に強い依存性があるので, 図5-18 (a)の凡例に示すように, 温度範囲を $23\pm 1^\circ\text{C}$, $25\pm 1^\circ\text{C}$, $27\pm 1^\circ\text{C}$, $29.5\pm 1.5^\circ\text{C}$, その他で印を変えてプロットする. SERVIS-1の CCD 表面温度は 25°C 前後であるが, 軌道投入2年後には 25°C の条件で300個, 1年9ヶ月後の 33°C の条件では1300個の白傷が観測された. この図から, 白傷数は経過時間とともに増加すること, 温度に対する依存性が強いことが明らかになった.

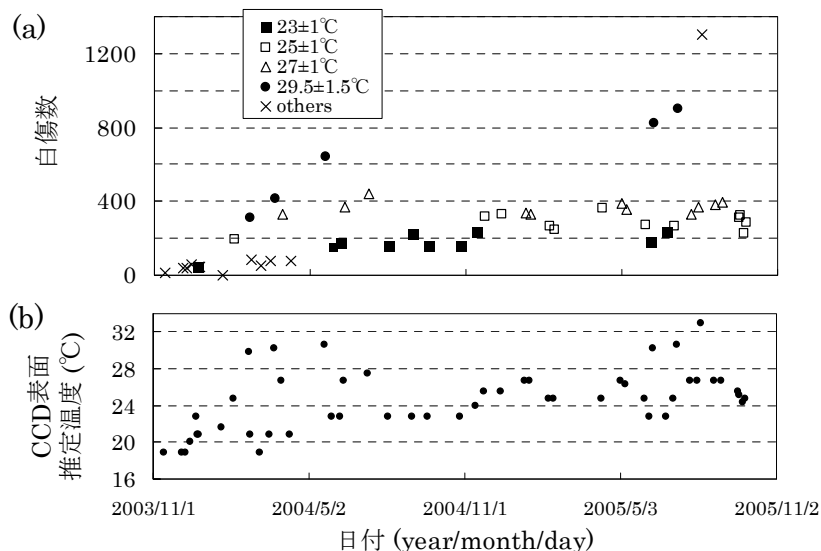


図5-18 軌道上での白傷数の推移と CCD 表面温度. (a) 白傷数推移. 2枚の画像を同日の異なる時刻に取得し, 同一座標で5 LSB以上の輝度値をもつ画素を白傷とする. 撮像時の温度範囲ごとに異なる記号でプロットした. (b) CCD 表面温度. 2枚の画像撮像時の CCD 表面温度は異なるので, 白傷輝度値の小さくなる低い方の温度を撮像時の温度とする

軌道上 2 年後の白傷数の予測を図 5-19 に示す。図の軌道実験データは、軌道上での白傷数を計測した各時点のデータから 2 年後の白傷数を予測した値である。白傷数は軌道上での経過日数 d に比例するとして図 5-18 (a) の白傷数に係数 $(365 \times 2/d)$ を掛ける。打ち上げから一年以内のデータから換算した白傷数予測値（前半）は●で、一年以後のデータから換算した白傷数予測値（後半）は○で示す。地上実験の 3 つのサンプルのデータは、図 4-18 の SERVIS-1 (2 年) のデータと同一である。この図から以下の 3 点が明らかになった。

- (1) 軌道データにおける白傷数の温度変化率は地上実験と同程度である
- (2) 軌道実験後半のデータから予測される白傷数は、軌道実験前半のデータから予測される白傷数に比べ、およそ半減している
- (3) 軌道上での前半期間のデータが、プロトン照射 1 ヶ月後に測定した地上実験のデータとよく一致している

上記の(2)と(3)は、白傷のアニール効果によるものと推測される。画素内のシリコン結晶の損傷によって発生した白傷は、時間の経過とその間に加えられた熱によって損傷の程度が緩和し、輝度値が低下していく現象である。軌道上での白傷観測数の推移にはアニール現象による白傷数の減少傾向があるので、今回の地上実験による白傷数予測値は厳しめの評価であるといえる。よって、第 4 章で検討した SERVIS-1 での CCD 表面温度の目標上限値 (9°C) は十分である。

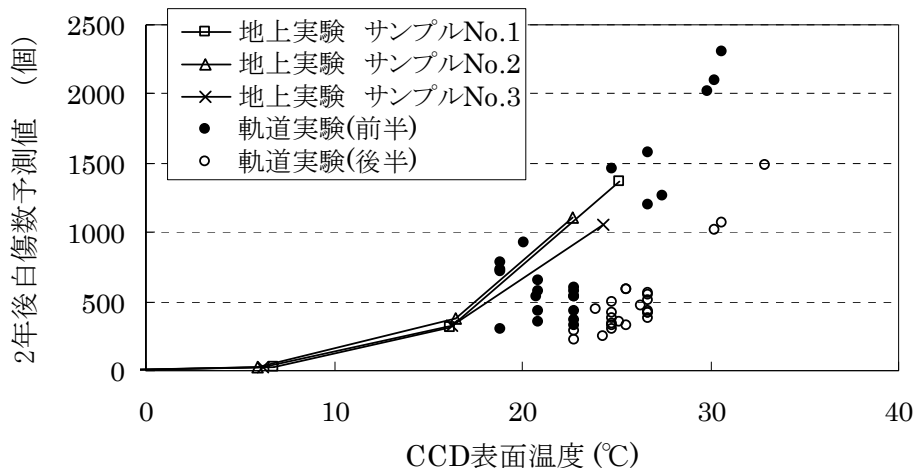


図 5-19 軌道上 2 年後の白傷数の予測。軌道上データからの白傷数予測値は、図 5-18 (a) のデータをもとに、2 年後の白傷数が軌道上での経過日数に比例するとして換算した。打ち上げから一年以内のデータは●印で、それ以降のデータは○で示す。地上実験での予測値は、図 4-18 の SERVIS-1 (2 年) のデータである

5-9 軌道上画像を用いた光学系のアライメント誤差と姿勢決定精度の推定

姿勢計測に関わるアライメントについては、

- (A) CCD のアライメント (結像系の光軸と CCD の相対関係),
- (B) 複数ヘッド間の相対関係,
- (C) 衛星本体とスターセンサとの相対関係,

の3項目がある。(C)については、本スターセンサはSERVIS-1に実験装置として搭載されているので、衛星本体とのアライメントは行っていない。地上評価においてレンズのディスターションのパラメータを補正する方法と結果を述べている報告⁵⁵があるが、軌道上の試験結果については述べられておらず、複数ヘッド間のアライメントについても述べられていない。軌道上のデータを元に2つのヘッド間のアライメントをアップデートし、姿勢誤差が小さくなったという報告がある⁵⁶が、試験方法についての詳細は述べられていない。そこで、軌道上での画像データを用いて、(A)と(B)のアライメント誤差を推定する手法を確立する。その手法により求められた(A)と(B)のアライメントパラメータを軌道上にアップデートし、姿勢精度が向上するかどうか検証する。

衛星のメインセンサの精度が $\pm 0.2^\circ$ なので、衛星搭載センサを元にした姿勢計測では姿勢決定精度の目標性能(各軸1分角(3σ))を達成しているかどうか確認できない。そこで、ミッション期間中に4ヘッド同時に取得された画像を用いてヘッド間の相対的な角度を求めることにより、ヘッド単体でのセンサ計測精度と複数ヘッドでの姿勢決定精度を推定する。

5-9-1 CCDのアライメントパラメータの推定

軌道評価においても、CCDのアライメントパラメータ（位置換算焦点距離 f' とCCD上での光軸の位置座標 $P(x_0, y_0)$ ）を算出する。そのために、4ヘッド同時に撮像された15組の画像に対して画像整合を行う。各ヘッドについて以下の6自由度のパラメータがある。

- ① 視準方向（2自由度）とレンズの光軸周り回転（1自由度）の計3パラメータ
- ② f' と $P(x_0, y_0)$ の3パラメータ

上記①のパラメータは画像ごとに異なる値であり、②のパラメータはヘッド固有の値である。一枚ごとの画像整合の手順は以下の通りである。

- (1) 姿勢を表す上記パラメータ①の初期値は、バス機器搭載の姿勢制御センサ（姿勢決定精度 $\pm 0.2^\circ$ ）の姿勢情報から算出する値とし、CCDのアライメントパラメータ②の初期値は、地上で求めた表4-1の値とする。これらの初期値を用いてスターカタログにリストされている星のCCD上での星位置 Q_i' を計算する
- (2) 星像の輝度重心計算を行い、個々の星像について輝度重心位置 Q_i と位置 Q_i' との距離 Δ_i を計算する
- (3) 上記①、②の6個のパラメータの値を変化させて、画像一枚の中で Δ_i の自乗和 $\sum_i \Delta_i^2$ が最小になるパラメータの値を求める

上記画像整合の手順を4ヘッドそれぞれ15枚の画像全てについて行い、ヘッドごとに f' と (x_0, y_0) の平均を求める。この値と地上評価での値(表4-1)を図5-20にプロットする。

光軸位置 P の2つの評価での最大誤差はヘッドDの X 座標における6 pixelである。仮に軌道評価による光軸見積もり位置が真の光軸位置であるとすれば、地上評価での値を用いて姿勢計測を行わなければならない打ち上げ初期の段階では、設計段階での見積もり5 pixel(3-3-3節(4)の②)をわずかに上回ることになる。

f' の値は軌道評価のほうが地上評価よりも0.048 mmから0.076 mmも小さい。レンズの各種収差による視野周辺の像の位置ずれがその原因の一部である【添付資料5-1】が、誤差の要因は完全に分析できていない。軌道評価のほうが、3軸モーションテーブルなどの地上評価装置による誤差がなく正確であると考えられるので、以後の解析では軌道評価で得られたCCDのアライメントパラメータ(f' と $P(x_0, y_0)$)を固定値として扱う。

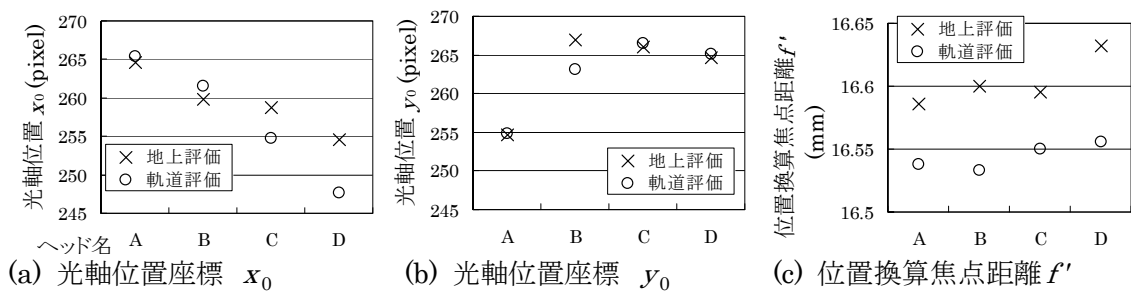


図5-20 軌道評価と地上評価によるCCDのアライメントパラメータ

5-9-2 ヘッド間アライメントパラメータの推定

4 個のヘッドそれぞれのローカルな座標系 (X_m - Y_m - Z_m 座標軸($m = A, B, C, D$)) の間の相対的な関係 (図 2-9) を、軌道上で撮像した画像から求める。前節で求めた f' と $P(x_0, y_0)$ を固定した条件で、4 ヘッド 19 組、計 76 枚の画像に対し、前節と同様の画像整合を行う。すると 4 ヘッド一組の画像セットごとに、天球座標系に対する 4 ヘッドの座標系が求まる。各ヘッドの視準方向である Z_m 軸の間の角度を、画像セットごとに求めたものを図 5-21 に示す。ヘッド AC 間角度と BD 間角度の平均値は、それぞれ 90.20° 、 89.97° である。

天球座標に対して求めた各ヘッドの姿勢から、便宜的にヘッド A の座標系を基準として、各ヘッドの各座標軸のベクトルを求めたものを表 5-2 に示す。上で求めた 19 組のデータを天球座標系からヘッド A の基準座標系に座標変換した後で、平均化した値であるⁱ。以後の解析では、この解析から得られたヘッド間の相対関係を固定値として扱う。

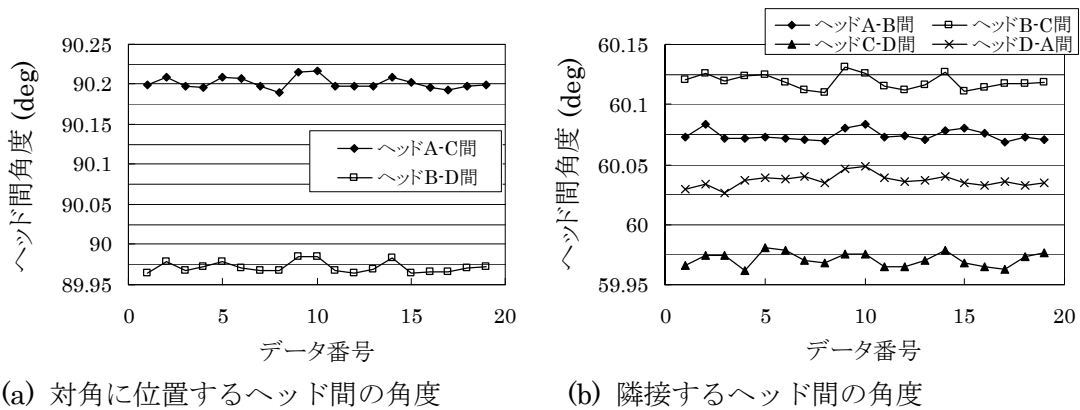


図 5-21 2 ヘッド間の視準方向の分離角度

表 5-2 4 ヘッド座標軸ベクトルの方位 (ヘッド A 基準座標系)

	X_m 軸ベクトル	Y_m 軸ベクトル	Z_m 軸ベクトル
A	(1, 0, 0)	(0, 1, 0)	(0, 0, 1)
B	(0.50814, 0.70730, -0.49145)	(-0.70025, 0.00706, -0.71386)	(-0.50144, 0.70688, 0.49887)
C	(0.00349, 0.00827, -0.99996)	(0.00212, -0.99996, -0.00826)	(-0.99999, -0.00209, -0.00351)
D	(0.50159, -0.70722, -0.49825)	(0.70547, 0.00103, 0.70874)	(-0.50072, -0.70699, 0.49944)

ⁱ 各座標軸のベクトルを単純に算術平均すると、一つのヘッド内での X_m - Y_m - Z_m 座標軸間の直交性がくずれてしまうので、次の平均化操作を行う。(1) Z_m 軸ベクトルは 19 個のデータの平均を取って規格化した値とする。(2) 19 個の X_m 軸ベクトルを単純に平均したものを補助的に X_m' 軸ベクトルとする。 Y_m 軸ベクトルは Z_m 軸ベクトルと X_m' 軸ベクトルの外積とする。(3) X_m 軸ベクトルは、 Y_m 軸ベクトルと Z_m 軸ベクトルの外積とする

5-9-3 単体ヘッドの視準方向と衛星バス姿勢決定値の比較

ヘッド A で撮像した画像から求めた視準方向と、その撮像時刻における衛星バス姿勢決定値から求めた方向との差を図 5-22 に示す。SERVIS-1 には、地球センサ、太陽センサとジャイロがバス機器の姿勢制御計測装置として搭載されており、姿勢決定値の精度は $\pm 0.2^\circ$ である。本スターセンサの目標精度よりも 1 桁粗いので、このバス姿勢決定値を基準として姿勢決定精度を評価することはできないが、大きな違いがないかのチェックはできる。

図 5-22 から、誤差量は $0.5 \pm 0.2^\circ$ の範囲内にあることが分かる。ばらつきがバス姿勢決定精度と同程度であることから、ヘッド A のセンサ計測精度は少なくとも 0.2° 以下であると結論できる。 0.5° のオフセットは、衛星構体とヘッド A との間の取り付けアライメント誤差であると推測する。

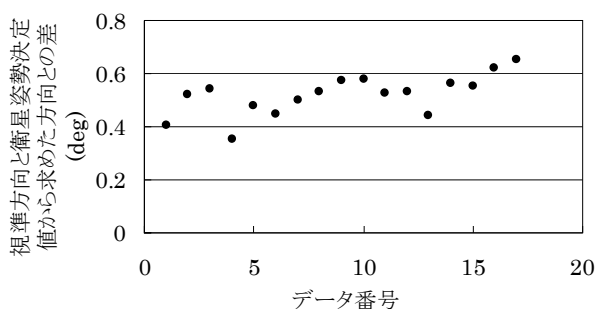


図 5-22 視準方向と SERVIS-1 姿勢決定値から求めた方向との角度差（ヘッド A）

5-9-4 軌道上での星像追尾実験

画像を地上にダウンロードせずに、衛星に搭載されているコンピュータで星像を自動的に追尾し、姿勢を自律的に算出する実験を行った。この実験を星像追尾実験と呼ぶ。この実験によるスターセンサの姿勢決定値と、衛星バス姿勢決定値の比較を図 5-23 と図 5-24 に示す。

図 5-23 はアライメントパラメータ更新の効果を見るための実験のデータで、図中の矢印で示す時点において、5-9-1 節、5-9-2 節で求めたアライメントパラメータに更新した。更新前後で用いたアライメントパラメータの出典を表 5-3 に示す。図 5-23 の縦軸は、図 5-1 で示したロール軸・ピッチ軸・ヨー軸それぞれの軸周りの回転に対する、本実験での姿勢決定値とバス姿勢決定値との差である。更新前では、横軸の時間 5 分前後において姿勢決定値の不連続的で急な変動が見られる。これは 4 つのヘッドそれぞれで求めた姿勢で矛盾が生じているからであるが、更新後にはそのような急な変動がなくなっている。また、誤差の絶対値も小さくなり、この図中の最大誤差量は 0.29° から 0.17° へと改善されている。

図 5-24 は軌道一周回りに渡って安定した姿勢決定ができるかを評価したグラフである。SERVIS-1 はトワイライト軌道を周回し、この実験時には地球指向姿勢であったので、ヨー軸を地球に指向させた状態でロール軸回りに 105 分の軌道周期で慣性空間に対して 1 回転する。その間のロール軸回りの角速度と姿勢について、本スターセンサによる決定値とバス制御装置による決定値との誤差をそれぞれ図 5-24 (a) と (b) に示す。この図によると、バス決定値との比較において、本スターセンサの角速度と姿勢の決定誤差はそれぞれ ± 0.002

deg/s, ± 0.1 deg である. なお, 図 5-24 のデータにおいては, バス決定値をオフライン上で補正している. バス制御装置の地球センサには地球の扁平性による周期的な誤差が含まれるので, それを緯度の正弦波関数として簡易モデル化し, バス制御器の推定誤差を補償した.

本実験による姿勢決定誤差の推定は, 比較対象のバス決定値の精度で制限されるので, ± 0.1 deg 程度の推定値が限界である. しかし, 軌道一周回に渡って不連続な誤差が発生していないことから, 個々のヘッドで撮像される星像の数は増減しても, 安定して姿勢決定できると結論できる.

表 5-3 星像追尾実験 (図 5-24) 中のアライメントパラメータの出典

	CCD アライメント $f', (x_0, y_0)$	4ヘッド間アライメント
更新前	地上評価値(表 4-1)	設計値(図 2-9)
更新後	軌道評価値(図 5-20)	軌道評価値(表 5-2)

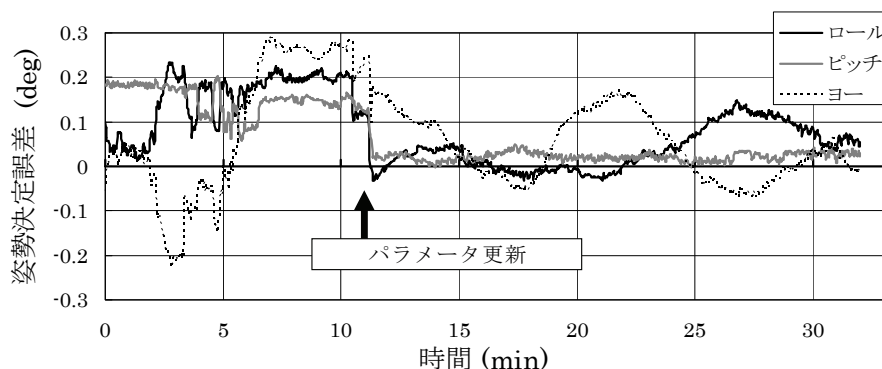


図 5-23 パラメータ更新による姿勢決定誤差の評価 (実験日 04 年 10 月 15 日). ロール・ピッチ・ヨーそれぞれの軸周りの回転に対して, 星像追尾実験での姿勢決定値とバス姿勢決定値との誤差を算出した. 矢印の時点で CCD アライメントパラメータと 4ヘッド間のアライメントパラメータを更新した

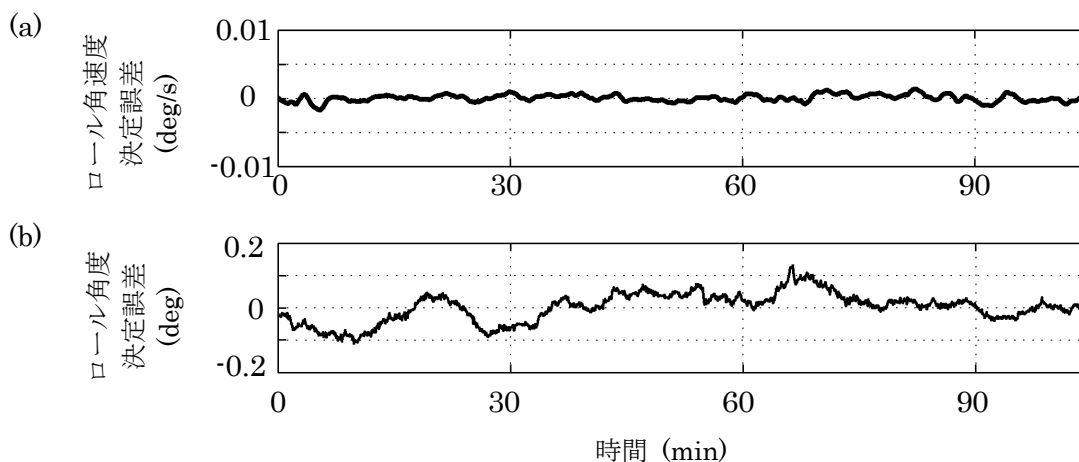


図 5-24 バス決定値との比較による姿勢決定誤差評価 (実験日 05 年 6 月 5 日). (a) ロール角速度決定誤差. (b) ロール角度決定誤差. 軌道一周回中の星像追尾実験での角速度と姿勢の決定値をバスによる決定値と比較した

5-9-5 星像位置のランダム誤差

ヘッドAについて星の明るさごとに星像位置のランダム誤差を算出したデータを図5-25に示す。2年間に取得された画像160枚それぞれについて画像整合を行い、個々の星像の輝度重心位置とスターカタログによって予測される星像位置との誤差をX, Y方向それぞれについて求める。図の横軸で示す星等級の範囲ごとにその誤差の標準偏差 σ を算出し、それを縦軸にプロットした。明るい星ほど星像位置ランダム誤差が小さく、3等級以下では0.1 pixelである。地上評価では、2等級程度の模擬星像の計測でヘッドAのランダム誤差1.1 μ m (0.15 pixel相当, 平均誤差)であったが(表4-1), それよりも小さな値である。地上評価装置の誤差によるものと推測する。

4つのヘッドそれぞれについて画像一枚ごとに星像位置のランダム誤差を計算し、それをすべての画像について平均をとったものを表5-4に示す。ヘッドAでは、X, Y方向それぞれについて0.0047°, 0.0042°であり、CCD面上ではそれぞれ0.19, 0.17 pixelに対応する。CCD感度の小さいヘッドB, Dでは星像位置ランダム誤差がヘッドA, Cよりも大きい。

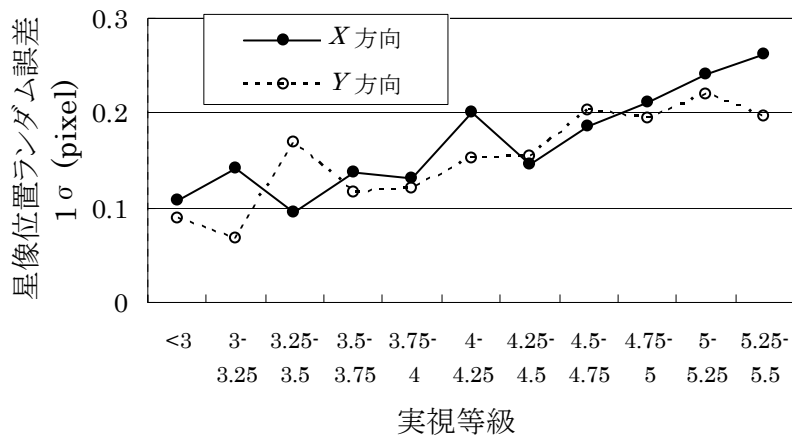


図5-25 明るさごとの星像位置ランダム誤差 (ヘッドA)。0.25等級ごとに範囲を区切り(ただし、3等級未満は全部まとめた)、その範囲内に含まれる星ごとに、星像位置とスターカタログ予測位置との誤差量の標準偏差を求めた

表5-4 軌道上画像1枚の星像位置ランダム誤差(1σ)の平均値。X, Yそれぞれの方向の星像位置ランダム誤差(1σ)を画像1枚ごとに求め、全ての取得画像について、ヘッドごとにそのランダム誤差の平均をとった

ヘッド名	X方向平均値(deg)	Y方向平均値(deg)
A	0.0047	0.0042
B	0.0058	0.0063
C	0.0047	0.0043
D	0.0051	0.0051

5-9-6 センサ計測精度と姿勢決定精度の推定

スターセンサの各 2 ヘッド間の角度を、2 年間の経時変化としてプロットしたものを図 5-26 に示す。図 5-26 のデータの平均値と偏差(3σ)を表 5-5 に示す。2 年間のミッション期間中 4 ヘッド同時に撮像された画像 118 組のそれぞれにおいて、画像整合により天球座標系における 4 ヘッドの方向を求め、2 ヘッド間の角度を算出した。撮像した順番にデータを並べているが、画像は 2 年間にほぼ均等な時間間隔で撮像している。

表 5-4 の星像位置ランダム誤差の結果から、ヘッド B,D のセンサ計測精度は、ヘッド A,C よりも若干劣ると推測されるが、その差異は小さいので、それぞれのヘッドのセンサ計測精度は同じであると仮定する。また、星像位置ランダム誤差は、表 5-4 の X 方向と Y 方向でほぼ同じ値なので、センサ計測精度も方向依存性はないとする。ヘッド A-C 間の角度から求まる単独ヘッドのセンサ計測精度は、ヘッド A-C を結ぶ方向 (X 方向) の精度であるが、この精度をスターセンサ軌道実験モデルの単体ヘッドのセンサ計測精度とする。

ヘッド A-C 間角度の標準偏差 σ_{A-C} から、単独ヘッドのセンサ計測精度 (標準偏差 σ_A) は下式で求められるⁱ。

$$\sigma_A = \sigma_{A-C} / \sqrt{2} = 0.0047^\circ \quad \dots(5-9.1)$$

n 個の複数ヘッドを持つスターセンサでは n 個のヘッドからの姿勢情報を用いることができるので、それぞれの誤差が正規分布に従うとすれば、センサ計測精度は $1/\sqrt{n}$ 倍になる。以下に複数ヘッドを使う場合の姿勢決定精度の推定値を記す。

- 単独ヘッド : $3\sigma = 0.014^\circ$ (= 50 秒角 = 0.56 pixel)
- 2 ヘッドを使う場合 : $3\sigma = 0.0099^\circ$ (= 36 秒角 = 0.40 pixel)
- 3 ヘッドを使う場合 : $3\sigma = 0.0081^\circ$ (= 29 秒角 = 0.32 pixel)
- 4 ヘッド全てを使う場合 : $3\sigma = 0.0072^\circ$ (= 26 秒角 = 0.29 pixel)

本スターセンサは、2-2 節で述べたように、最低でも 2 ヘッドを用いて姿勢制御演算ができるように設計されているので、姿勢決定精度として 36 秒角 (= 0.60 分角) (3σ) は確保される。

この見積もりはスターセンサの CCD から出力される画像信号を、衛星に搭載されているコンピュータで姿勢演算処理した結果ではなく、地上にダウンロードした画像を元に推定した値であるので、本来のスターセンサの姿勢決定精度ではない。しかし、太陽干渉迷光、およびプロトンによる白傷が有効に除去されれば、結像光学性能としては目標の姿勢決定精度 1 分角 (3σ) を十分に満足できることが示された。

ⁱ 1 次元量の 2 つのデータがそれぞれ独立に同じ標準偏差量 σ_A の正規分布に従ってばらつくとき、その 2 つの差分量の標準偏差は $\sqrt{2}\sigma_A$ である

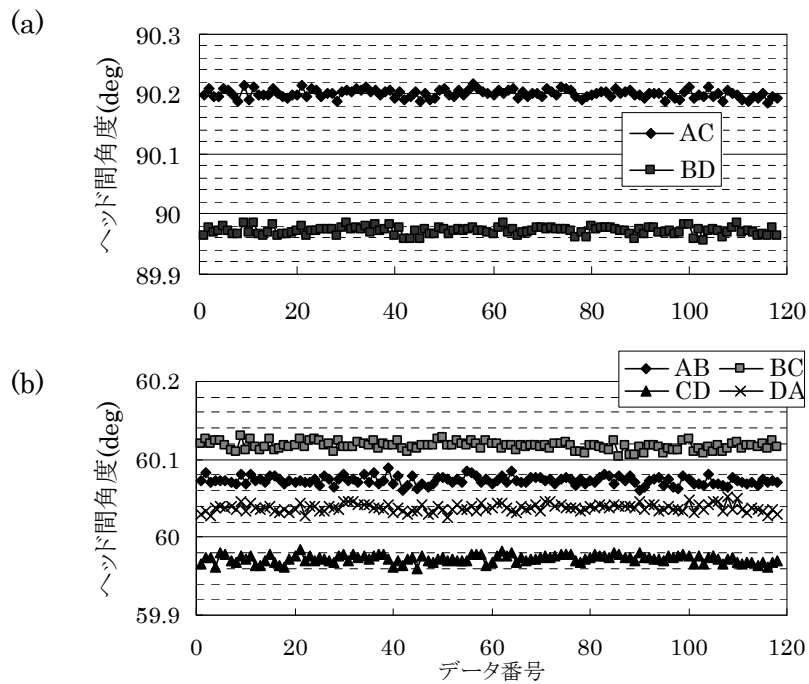


図 5-26 軌道上画像から算出した 2 ヘッド間の角度. スターカタログとの画像整合により 4 ヘッドの視準方向を求め、2 ヘッド間の角度を算出した. 2 年間にほぼ均等な時間間隔で画像を取得し、撮像した順番にデータを並べた

表 5-5 2 ヘッド間の角度の平均値と偏差 3σ . (図 5-26 のデータより. σ は標準偏差値)

2 ヘッド名	角度 ($\pm 3\sigma$)
A-C	$90.200 \pm 0.020^\circ$
B-D	$89.972 \pm 0.020^\circ$
A-B	$60.072 \pm 0.016^\circ$
B-C	$60.117 \pm 0.016^\circ$
C-D	$59.972 \pm 0.015^\circ$
D-A	$60.038 \pm 0.015^\circ$

5-10 本章の結論

スターセンサを技術実証衛星 SERVIS-1 に搭載することで、高度 1000 km の軌道上にて地上での評価結果を確認するための実験を行った。

[1] 軌道上での遮光性能評価

軌道上での遮光性能を評価した結果、画面の隅近傍で大きな迷光が観測された。バッフル内面の黒光沢面での微小な散乱光が略半球形状レンズ内で多重反射して CCD に到達する光路が、この迷光の原因であることを光線追跡シミュレーションで明らかにした。その改良策として、略半球形状レンズ下に設置されている第 1 アパーチャの開口径を縮小して迷光光路を遮断すればよいことを見出し、遮光光学系の修正を行った。

[2] 軌道上での CCD の白傷発生状況の計測

軌道上で発生した CCD の白傷数をカウントしたところ、地上でのプロトン照射実験から予測される数とよく一致した。軌道上での 2 年間の被曝で、CCD 表面温度 25°C のとき 300 個、33°C のとき 1300 個の白傷数である。温度に対する白傷数の変化も地上実験とよく一致しており、白傷数を抑制するには CCD の冷却が有効であることを実証した。

[3] 軌道上でのアライメント誤差推定

軌道上で撮像された画像における個々の星像の輝度重心計算位置と、スターカタログから求まる星像の位置との誤差の自乗和が最小となる姿勢を求める最小自乗法において、レンズと CCD 間のアライメント誤差および 4 つの光学ヘッド間のアライメント誤差もパラメータとすることにより、それらのアライメント誤差を求める手法を確立した。本手法により推定したアライメントパラメータを軌道上のスターセンサに送信し、姿勢決定精度が向上することを確認した。

[4] 姿勢決定精度の推定

4 ヘッド同時に撮像された画像からそれぞれのヘッドの視準方向を算出し、対角に位置する 2 ヘッド間の角度の偏差から 1 個のヘッドのセンサ計測精度を推定したところ、50 秒角 (= 0.83 分角) (3σ) であった。本スターセンサは、最悪条件下でも 2 個のヘッドを用いて姿勢演算を行う。2 個のヘッドを使う場合の姿勢決定精度の推定値は、36 秒角 (= 0.60 分角) (3σ) であり、汎用的な地球観測衛星に要求される姿勢決定精度 1 分角 (3σ) を満たすことを実証した。

[添付資料 5-1] 位置換算焦点距離 f' の地上評価と軌道評価での誤差要因

軌道評価での f' の値が地上評価よりも 48~76 μm 小さい要因を考察する。下記①~③は、レンズの収差による視野周辺の像の位置ずれである。

① レンズの温度倍率収差

地上評価時の温度は 25°Cであったが、軌道上でのレンズの温度は約 0°Cである。レンズの温度による f' の変動は、-25°Cで-5 μm である。

② レンズの倍率色収差

図 3-10 で示したように、レンズの倍率色収差により、軸外では青色の星は赤色の星よりも光軸寄りに結像する。地上評価での模擬星光源は赤色単色光であったが、実際の星はこれよりも青色の成分が多い。表 3-2 より画角 6.3°のとき 6000K の星では-0.67 μm 、30000K の星では-1.11 μm 位置が移動する。この位置移動-1.11 μm による f' の変動への寄与は-10 μm である。

③ コマ収差

3-3-3 節で述べたように、視野周辺で発生するコマ収差により、暗い星像は明るい星像よりも光軸寄りに輝度重心位置が計算される。地上評価で用いた模擬星像は 2 等星程度の明るさであり(4-3-2節)飽和に近い光量を与えるが、より数の多い5等星では0.21 pixel(=-1.6 μm) 光軸よりに輝度重心計算位置がずれる。この位置移動-1.6 μm による f' の変動への寄与は -14 μm である。

④ その他

上記①~③を全て足し合わせても-29 μm の f' の変動しか説明できない。他の誤差要因として、地上評価での 3 軸モーションテーブルの誤差などが考えられる。

第6章 遮光光学系の地上での太陽干渉測定と画像信号処理による背景光除去

6-1 はじめに

前章で改良した遮光光学系が目標減衰率以下の遮光性能を持つことを確認するために、地上の実験室環境で5等星像強度以下の微弱な太陽干渉迷光を評価できる装置を開発する。強い照度の模擬太陽光に照射されている状態で微弱な迷光を測定するためには、次の2つの課題がある。

(課題1) 宇宙ではレンズの視野内に人口構造物は存在しないので、太陽に照射されたスターセンサからの散乱光がレンズに戻ることはない。一方、地上の実験室は有限の空間なので、バツフル自身による模擬太陽光の散乱光が実験室内を照らし、レンズ前方の黒カーテンなどの物体の像がCCDに結像される

(課題2) レンズ視野内の空気による散乱光がCCDに到達する

これらの課題に対して、新しく考案した光トラップ装置を設置し、実験室を無塵化した太陽干渉測定装置を開発し、改良した遮光光学系の遮光性能を評価する。

また、太陽迷光は緩やかな輝度分布を持つ背景光なので、個々の星像の強度分布には影響を与えずに背景光成分だけを取り除く信号処理アルゴリズムを開発する。

6-2 太陽干渉測定装置の開発

地上での太陽干渉を測定するための装置の構成を図 6-1 に、その前景写真を図 6-2 に、測定装置主要部の写真を図 6-3 に示す。レンズにバッフルが装着された状態の被験遮光光学系は、回転ステージの回転によりバッフルへの模擬太陽入射角を変えて、CCD により画像を取得する。ソーラーシミュレータは、3.6 kW のキセノンランプからの光線をコリメートし、白色平行光線である模擬太陽光を出射する装置であり、軌道上の太陽光照度である 130,000 lx を得ることができる。バッフルの開口領域以外の光線を遮光するために照射光用アパーチャを設置する。回転ステージの回転軸上にバッフルの開口中心があるので、回転角によらず常に模擬太陽光の光線束中心はバッフルの開口中心に入射する。

6-1 節で述べた 2 つの課題を解決するために、それぞれに対し次の 2 つの対策を行う。

(対策 1) 光トラップ装置

特定の方向からの入射光をその入射方向に戻さない光トラップ装置をバッフル前方に設置する。この光トラップの構造を図 6-1 中に示し、その写真を図 6-3 (a) に示す。同様の機能を持つものに、ウッズホーン^{57,58}と呼ばれるものがある。ウッズホーンとはひねりを加えた円錐形状の光吸収装置であり、内表面が黒く塗られているため、光は反射の繰り返しによって吸収されながら奥へと入り込み、入射方向へは戻らない。

今回開発した光トラップ装置は横 400 mm×縦 900 mm の入射開口を持ち、2 枚の黒色鏡面と、光の散乱吸収部から構成されている。被験遮光光学系と光トラップは同一の回転ステージ上に設置されているので、両者の相対関係は常に同じである。黒色鏡面の第 1 面は円筒面形状であり、レンズの光軸に対し斜めに配置されている。黒色鏡面は光沢のある黒塗料をアルミの板金上に塗布したものである。第 1 面はバッフルからの散乱光を吸収し、残りの整反射光をコリメートして黒色鏡面第 2 面に入射させる。第 2 面は平面であり、第 1 面からの入射光を吸収し、残りの整反射光を散乱吸収部へと入射させる。最奥部にある散乱吸収部には、つや消し黒塗料で塗装された襞構造があり、第 2 面からの入射光を散乱吸収する。このように吸収と反射を繰り返すので、バッフルから光トラップへの散乱光はバッフルの方向に戻らない。

(対策 2) 無塵化

バッフル周辺部のほこりを除去する対策を行った。空気による散乱には、空気中に浮遊するほこりによるものと、空気を構成する分子による散乱があるが、ほこりによる散乱光が分子による散乱光よりも大きい。分子散乱による影響を除くには装置全体が入る大きな真空装置が必要になるが、製作が難しいのでこの対策は行わない。ほこりを取り除くためにヘパフィルター (High Efficiency Particular Air filter) をバッフルの直下に設置し、暗室の外から装置全体をリモートコントロールできるようにする。ヘパフィルターは、バッフル周辺のほこりを大部分除去することができ、通常大気中では 1 立方フィートあたり数百万個存在するほこりを 1 万個以下に減少させる。

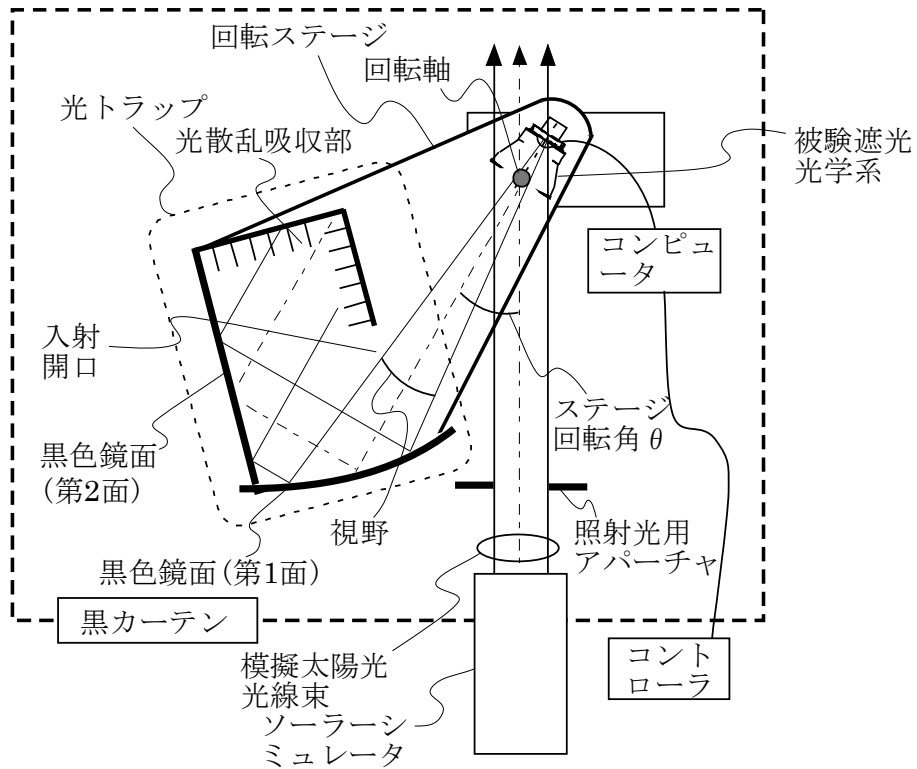


図 6-1 太陽干渉測定装置の構成

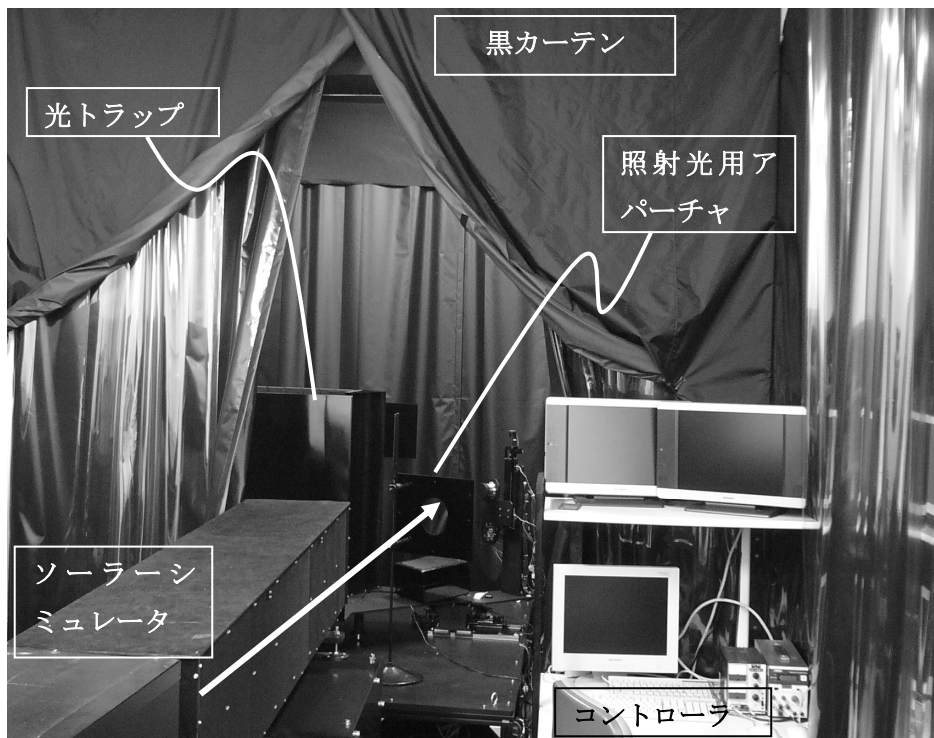
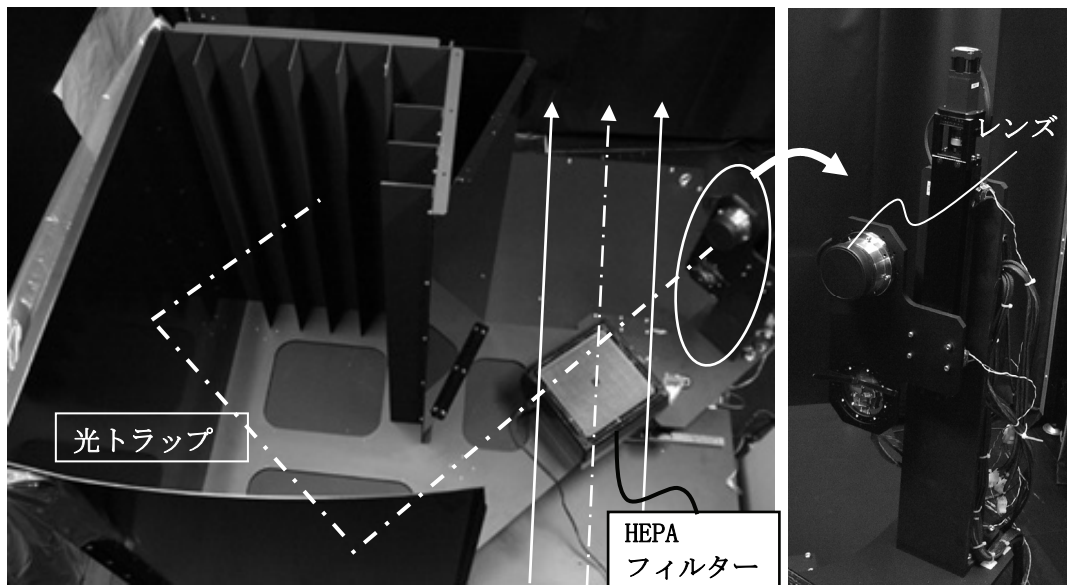


図 6-2 測定装置前景写真



(a) 回転ステージと光トラップ

(b) バッフル設置ステージ

図 6-3 測定装置主要部の写真。回転ステージ上に光トラップ，HEPA フィルター，バッフル設置ステージを搭載する。本写真ではバッフル設置ステージにはバッフルは搭載されていない。レンズの光軸を一点鎖線で，模擬太陽光線を直線矢印で示す

6-3 地上での太陽干渉測定

6-3-1 太陽干渉測定装置の評価

太陽干渉測定装置を用いて地上で評価した画像と、軌道上で撮像した画像を比較して、太陽干渉測定装置が正しく機能しているかどうかを検証する。この地上での測定においては、CCDの画素使用領域は軌道上で使用する 512×494 画素ではなくCCDの有効画素全体の 659×494 画素を用いているので、横長の長方形の画像である。また、前節で行った無塵化の対策後でも残りのほこりや空気分子からの散乱光は残り、測定上の背景ノイズとなる。この背景ノイズには視野内でわずかな分布がある[添付資料 6-1]が、CCD中心の迷光がゼロになるように一定値を差し引いてグラフにする。

軌道実験モデル(図 5-7 (a))での入射角 35° の太陽干渉測定装置による画像と対角線に沿った強度分布を図 6-4 (a)と図 6-5 (a)に示す。横軸は、画像中心から対角線上までの距離を画角に換算し、左上の領域には負号を付与した値であり、画角相当角と名づける。入射角 35.4° での軌道上画像(図 5-4 (5))と同様に、画面右上と右下の隅付近に強い迷光がある。定量的にも、画角相当角 9° での迷光強度が軌道データでは19 LSB, 45 LSBであるのに対して、地上の測定では23 LSBでありほぼ一致している。

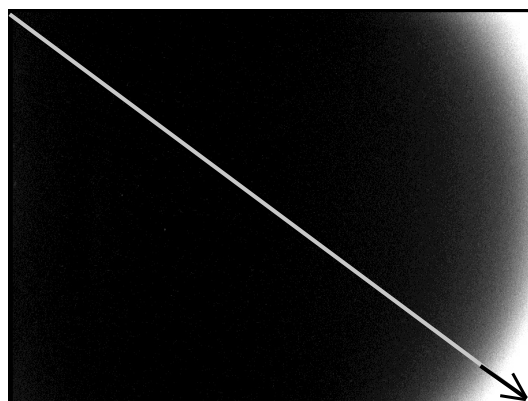
同様に、軌道実験モデル(図 5-7 (a))での入射角 88° の太陽干渉測定装置による画像と対角線に沿った強度分布を図 6-6 (a)と図 6-7 (a)に示す。入射角 84.0° での軌道上画像(図 5-4 (6))と同様に、隅付近よりも辺の中央付近の方が迷光強度が強い。定量的にも、辺端部に相当する画角相当角 6° での強度は両者とも2~3 LSB程度であり一致している。これらのことより、地上での太陽干渉測定装置は軌道上で発生した迷光を再現し、正しく機能していると結論する。

6-3-2 改良した遮光光学系の太陽干渉測定

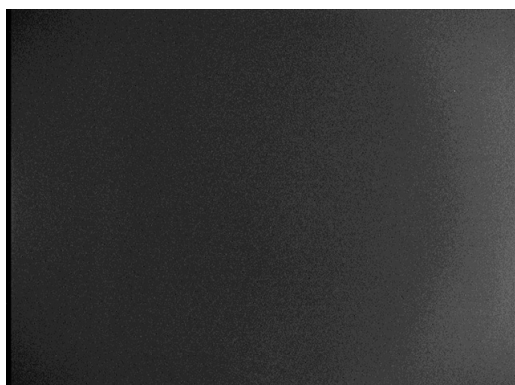
改良モデル(図 5-7 (b),(c))での太陽干渉測定装置による画像を用いて、改良モデルの遮光性能が改善していることを示す。

入射角 35° および 88° における改良モデルの太陽干渉測定装置による画像と対角線に沿った強度分布を図 6-4 (b),(c)と図 6-5 (b),(c)、および図 6-6 (b)と図 6-7 (b)に示す。図 6-4 (b),(c)では、図 6-4 (a)に見られる右上端と右下端の迷光による輝度がほぼ消えており、遮光性能に改善がある。図 6-5 のグラフで定量的に確認すると、改良モデルによる最大の迷光量は、(b)では2.7 LSB, (c)では1.6 LSBであり、迷光の目標許容基準である4 LSB(5-3節)よりも小さい。入射角 88° の改良前後のデータでも、改良モデルでは迷光が消えている。バッフル入射開口のエッジの斜面の向きを上向きにした効果である。

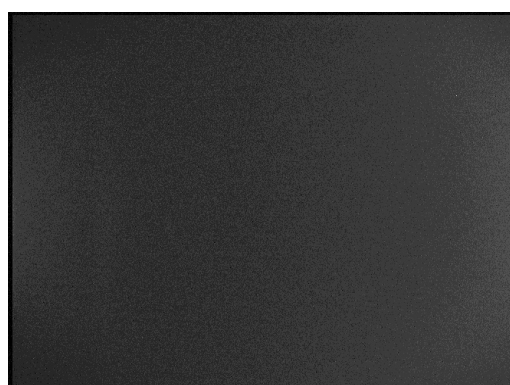
それ以外の入射角度についても、2つの改良モデルにおける対角線に沿った強度分布を図 6-8 に示す。140 mm 長、120 mm 長のどちらのバッフルにおいても、太陽入射角の増加に従ってグラフのピークは減少している。上述したように、入射角 35° でのピークは許容基準以下なので、 35° 以上のすべての入射角度について目標性能を満足している。



(a) 軌道実験モデル (改良前)



(b) 改良モデル (バッフル長 140 mm)



(c) 改良モデル (バッフル長 120 mm)

図6-4 地上での太陽干渉測定画像 (太陽入射角 35°) . 図5-7のモデル(a)-(c) に対応

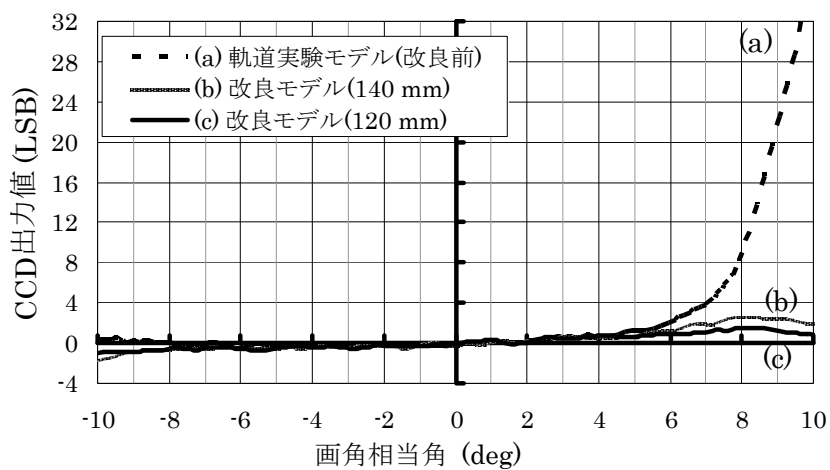
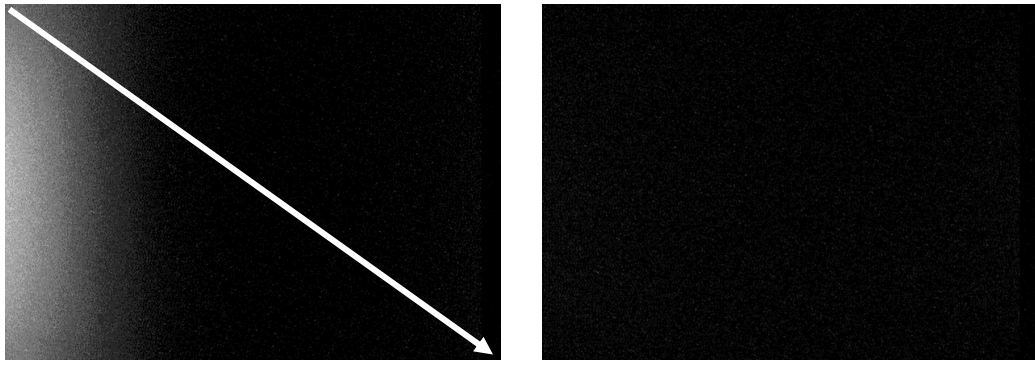


図6-5 地上での太陽干渉測定画像における眩光強度分布 (太陽入射角 35°) . 図6-4の対角線に沿ったCCDの出力強度である



(a) 軌道実験モデル (改良前)

(b) 改良モデル (バッフル長 140 mm)

図 6-6 地上での太陽干渉測定画像 (太陽入射角 88°). 図 5-7 のモデル(a)と(b)に対応

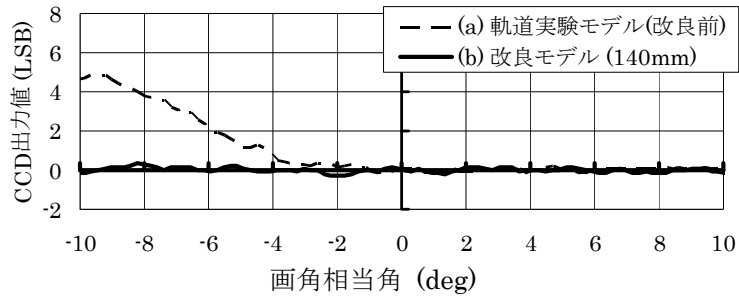
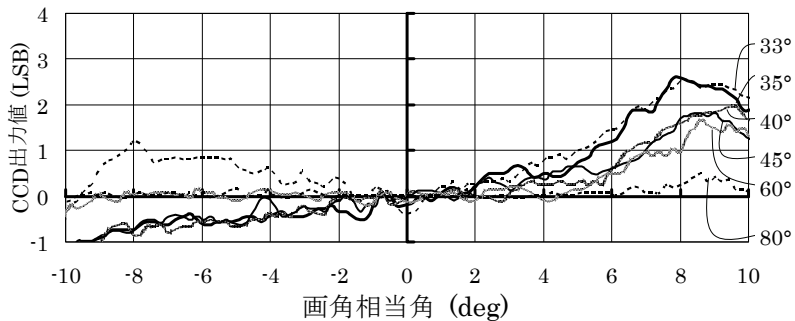
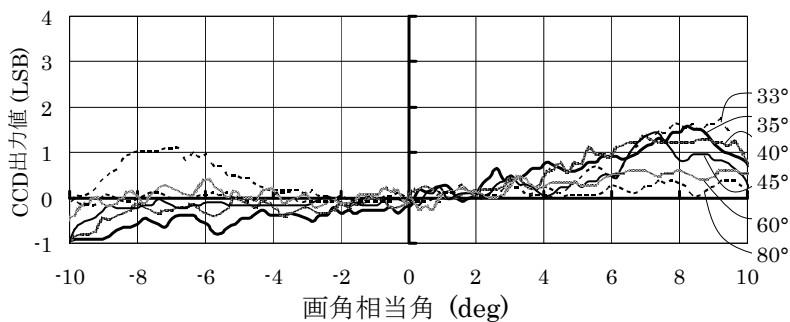


図6-7 地上での太陽干渉測定画像における迷光強度分布 (太陽入射角88°). 図6-6の対角線に沿ったCCDの出力強度である



(a) 改良モデル (バッフル長 140 mm) (図 5-7 (b))



(b) 改良モデル (バッフル長 120 mm) (図 5-7 (c))

図6-8 地上での太陽干渉測定画像における迷光強度分布 (太陽入射角: 図中の右端に示す角度)

6-3-3 地上における太陽干渉測定まとめ

略半球形状レンズによる遮光のメカニズムとバッフルの役割を明らかにするために、(a) バッフルなしの軌道実験モデル（次の(b)においてバッフルを外した状態）、(b) 軌道実験モデル（改良前）、(c) 改良モデル（バッフル長 140 mm）について、 15° ～ 90° の広い太陽光入射角範囲で地上での太陽干渉の測定を行った。その結果を図 6-9 にまとめる。CCD 受光面上での最大の迷光照度とバッフルへの入射光照度の比を減衰率として縦軸にとりⁱ、模擬太陽光入射角を横軸にとる。太陽光照度と同じ 130,000 lx を照射すると CCD 出力が飽和する場合には、ソーラーシミュレータの出力を下げて測定する。

バッフルなし（図 6-9 (a)）のグラフでは、 20° 、 45° 、 55° 付近で特徴的な光量減衰がある。このメカニズムを図 6-10 を用いて説明する。図 6-10 (a) の入射角 17° の場合の光線追跡図のように、 20° より小さい場合には第 2 アパーチャを通過する光線が存在するが、 20° 以上では第 2 アパーチャで全て遮光されるため、この角度で大きく光量が減衰する。図 6-10 (b) の入射角 40° の場合の光線追跡図に示すように、 45° 以下の入射光線は略半球形状レンズ底面を屈折により通り抜けているが、入射角が 45° を超えると内部全反射の効果により減衰率が小さくなる。しかし、入射角 50° の場合の光線追跡図（図 6-10 (c)）に示されているように、入射角 45° ～ 55° の範囲では CCD 受光面まで到達する略半球形状レンズ内での多重反射光線が存在するので 10^{-3} 程度の減衰率しか得られていない。 55° を超えると、多重反射光線が CCD 受光面に到達しなくなり、 10^{-5} 程度の小さな減衰率が得られるようになる。

バッフルを装着した軌道実験モデル（図 6-9 (b)）では、図 5-5 (b) で示したように、略半球形状レンズ底面での全反射を介した多重反射迷光により十分な減衰率が得られていない。本測定結果においては CCD 上での最大の迷光照度を評価しているが、図 3-5 の太陽光減衰シミュレーションにおいては CCD 受光面全体に到達する光束量を計算している点が異なる。

改良モデル（図 6-9 (c)）では、略半球形状レンズ下の第 1 アパーチャの開口径を小さくして多重反射迷光を遮光することにより、軌道実験モデルで現れた迷光を抑制し、 35° 以上では 5 等星像のピーク強度に相当する目標の減衰率(1.2×10^{-7})以下に減衰されている。

以上のように、3 つの各モデルについて地上での太陽干渉測定装置を用いた測定を行うことにより、略半球形状レンズによる遮光のメカニズムとバッフルを装着することによる遮光の増大効果を明らかにした。

ⁱ 5 等星像 4 画素境界ピーク出力 4 LSB が減衰率 1.2×10^{-7} に等しいとして変換する

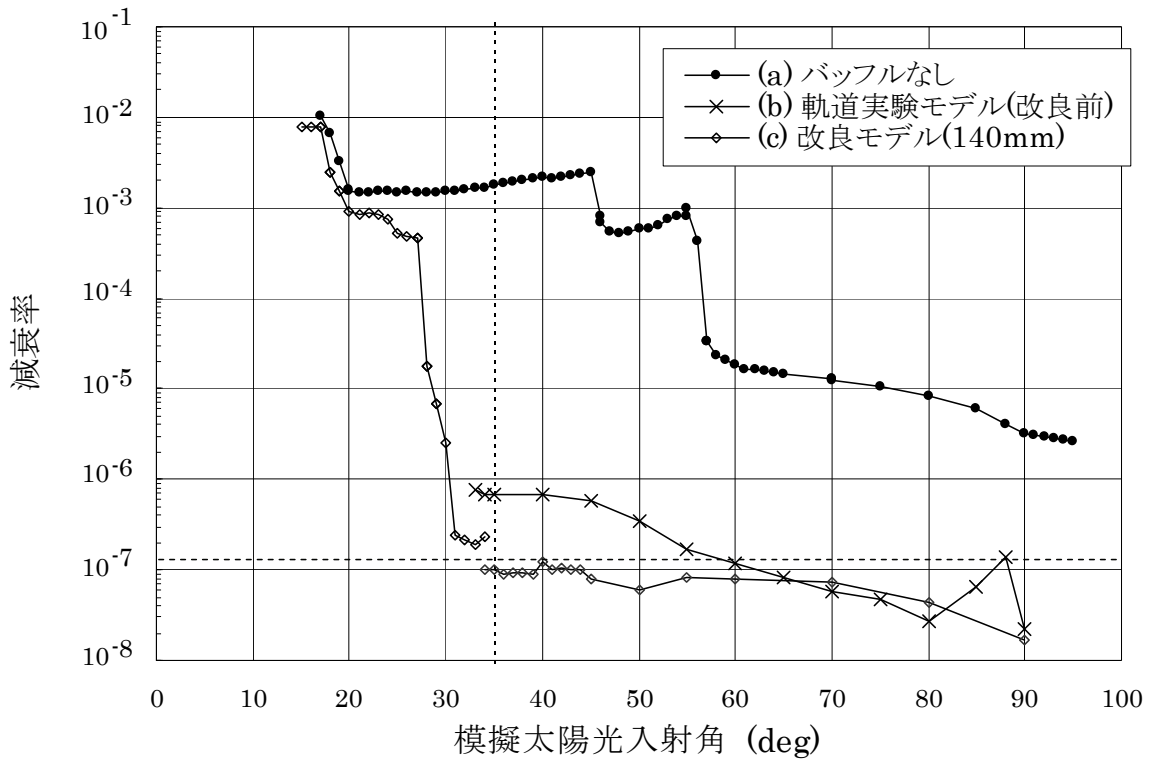


図 6-9 地上での減衰率測定結果. (a) バッフルなし (軌道実験モデルでバッフルを取り外したもの). (b) 軌道実験モデルの遮光光学系 (図 5-7 (a)). (c) 改良モデルの遮光光学系 (バッフル長 140 mm) (図 5-7 (b)). 図中の縦の点線は, 目標の太陽光回避角 35° を表し, 横の点線は目標の減衰率 1.2×10^{-7} を表す

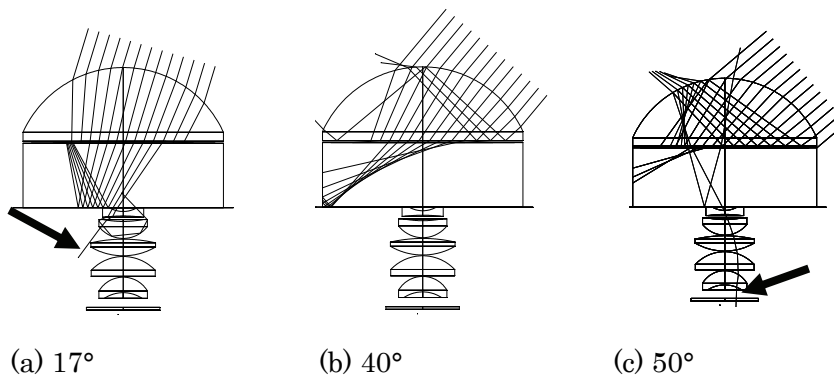


図 6-10 バッフルなしの場合の減衰率測定結果(図 6-9 (a))を説明する光線追跡図 太陽入射角が, (a) 17° , (b) 40° , (c) 50° の場合である

6-4 画像信号処理による背景光除去アルゴリズム

個々の星像の強度分布には影響を与えずに、緩やかな背景ノイズだけを除去するために、空間ハイパスフィルターの作用をするアルゴリズムについて論じる。衛星に搭載される演算装置は、耐放射線に対する信頼性や電力消費量の観点から計算機の手数やメモリの容量に制限があるので、画像全体を保存して処理する重い計算はできない。そのため、メモリをほとんど必要としない簡単なアルゴリズムが必要である。

6-4-1 背景輝度推定アルゴリズム

軌道上の限られた能力の演算装置で計算を行うために、次の2条件を設定する。

(条件1) CCDの一行の水平読み出しを行いながらその履歴からその画素での背景輝度値を推定する

(条件2) 整数演算のみで計算する

条件1を満たす演算として、 i 番目の画素における背景輝度値 B_i^{real} (実数とする) は、 $(i-1)$ 番目の画素の背景輝度値 B_{i-1}^{real} と i 番目の画素の出力値 I_i^{int} (整数である) とを $(N_1-1):1$ の割合で加重平均した下式で推定する。

$$B_i^{\text{real}} = \frac{B_{i-1}^{\text{real}} \cdot (N_1 - 1) + I_i^{\text{int}}}{N_1} \quad \dots(6-4.1)$$

ここで、 N_1 は足し合わせの混合比を決めるパラメータであり、2以上の整数であるとする。また、 i 番目の画素は星像の一部ではないと仮定している。

上の(条件2)を満たすために、(6-4.1)式の演算を整数演算で近似する。そのために、 $(i-1)$ 番目の B_{i-1}^{real} に対して、整数 N_2 倍して小数部分を切り捨てた整数 y_{i-1}^{int} を用いる。ただし、 N_2 は N_1 の整数倍であるとする。

$$y_{i-1}^{\text{int}} = \langle N_2 \cdot B_{i-1}^{\text{real}} \rangle \quad \dots(6-4.2)$$

ただし、 $\langle \rangle$ はその中の数字の小数部分を切り捨てて整数に変換する記号とする。

整数 y_i^{int} は、式(6-4.1)と同様に次式で推定する。

$$y_i^{\text{int}} = \left\langle \frac{y_{i-1}^{\text{int}} \cdot (N_1 - 1) + (N_2 \cdot I_i^{\text{int}}) \cdot 1}{N_1} \right\rangle \quad \dots(6-4.3)$$

式(6-4.3)を計算した後に、次式により i 番目の画素の、背景輝度値 B_i^{int} (整数とする) を推定する。

$$B_i^{\text{int}} = \left\langle \frac{y_i^{\text{int}}}{N_2} \right\rangle \quad \dots(6-4.4)$$

(6-4.3)、(6-4.4)式を用いて背景輝度を推定する演算のフローチャートを図6-11に示す。

この演算処理を開始する初期値として、初めの $N_0 = 8$ 画素までの出力値 I_j^{int} の平均値から小数点以下を切り捨てた整数を使うこととする。初期値決定後 ($i \geq N_0 + 1$)、 i 番目の画素が星像であるかどうかを以下に記す条件判定を行い、背景輝度値 B_i^{int} を推定する。

もし、 i 番目の画素が星像の一部である場合、あるいは白傷である場合には、その画素強度を背景輝度の計算から外す必要がある。画素強度が急に変化する場合、すなわち、 i 番目の画素の強度 I_i^{int} とその前の ($i-1$) 番目の画素での背景輝度 B_{i-1}^{int} との差が特定のしきい値 $B_{\text{threshold}}$ 以上である場合には、 y_i^{int} は、(6-4.3)式を使わずに、 y_{i-1}^{int} と等しいとする。

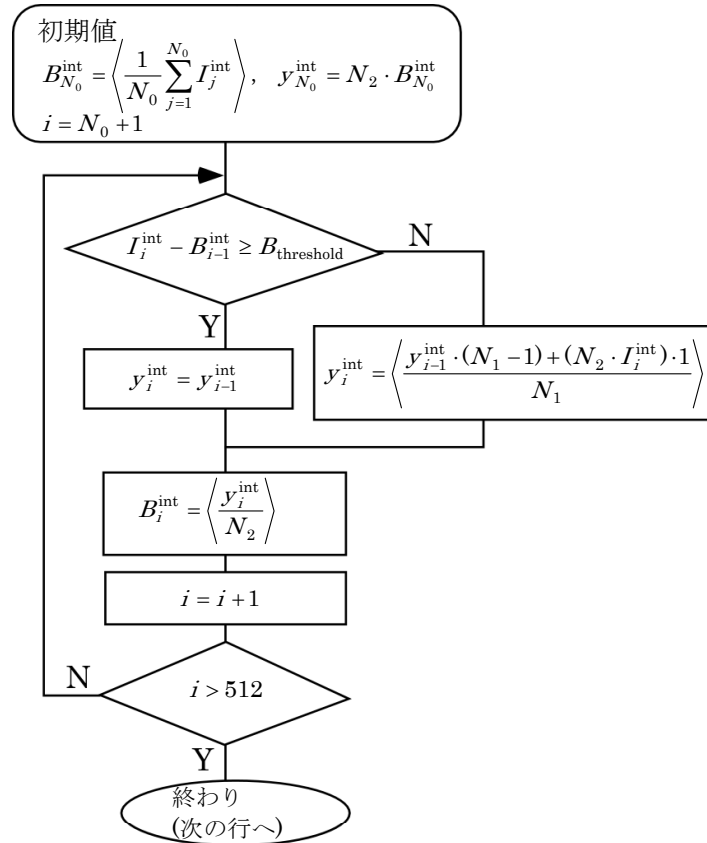


図 6-11 背景輝度を推定する演算のフローチャート

6-4-2 実画像での背景輝度除去効果の検証

軌道上で撮像した太陽迷光の発生している画像と本アルゴリズムを適用した後の画像を図 6-12 に示す。パラメータは、 $N_1 = 8$, $N_2 = 16$, $B_{\text{threshold}} = 4$ とした。

図中の矢印に沿った背景輝度分布を図 6-13 に示す。図 6-12 (a) では、右端付近に太陽迷光による背景輝度の増加があり、縦方向には周期 100 ピクセル程度の大きなうねりがある。縦方向のうねりは CCD 信号処理回路起因の空間バイアスノイズによるものである。図 6-13 において、本アルゴリズム適用前にはグラフ A₀ で 10 LSB, グラフ B₀ で 1 LSB 程度の背景輝度のピークがあるが、本アルゴリズム適用後のグラフ A₁, B₁ では、ともに背景輝度分布の振幅が 1 LSB 以下に平坦化されている。

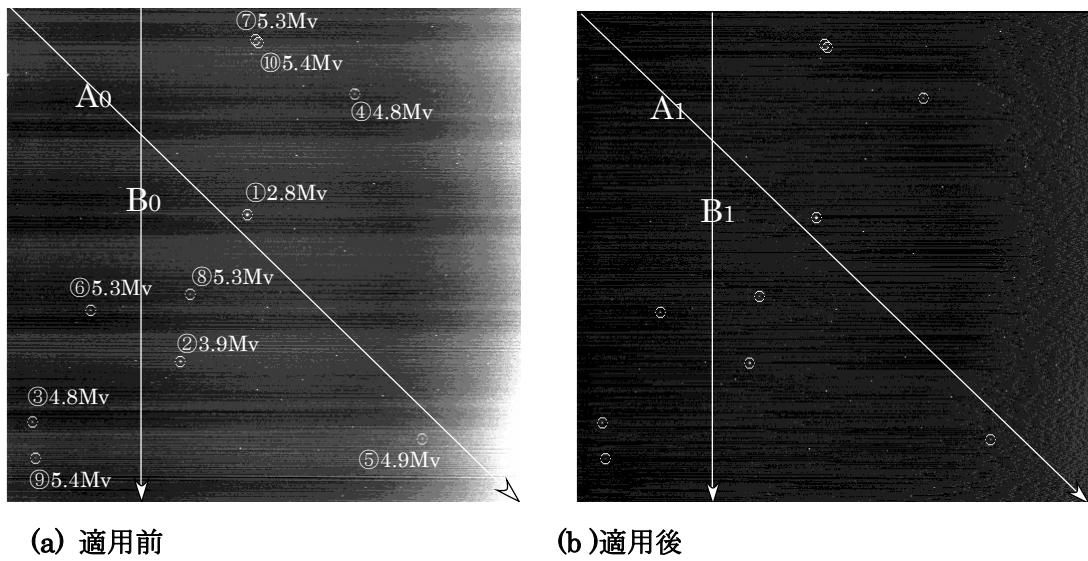


図 6-12 太陽迷光除去アルゴリズム適用前後の画像 (ヘッド C, 撮像日: 03 年 11 月 14 日, 太陽入射角 51.5°). 5.5 等級以上の星像予測位置を○印で示す

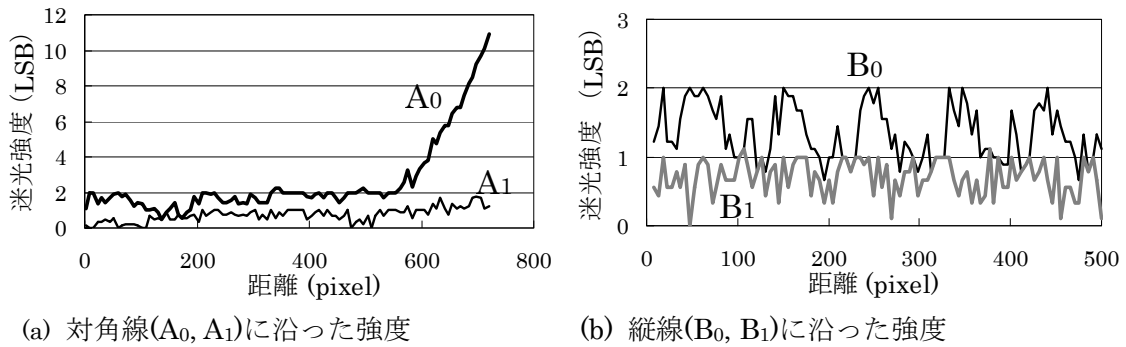


図 6-13 太陽迷光除去アルゴリズム適用前後の背景輝度分布. 図 6-12 の矢印に沿った強度分布である. 各点の周り 9 点の平均をとっている

比較的迷光の強い領域に存在する図 6-12 (a)における星像⑤を例にとり, アルゴリズム適用前後での星像強度分布を図 6-14 に示す. 図 6-14 (a)は星像⑤のピーク出力値を与える画素を通る水平線に沿った強度分布で, 図 6-14 (b)は垂直方向の強度分布である. この星像の近傍に限ると, 4 LSB の一様な背景ノイズが加算されていると推測されるが, アルゴリズム適用後には 4 LSB の背景ノイズが 1 LSB に軽減され, かつ星像の強度分布形状は変化していない.

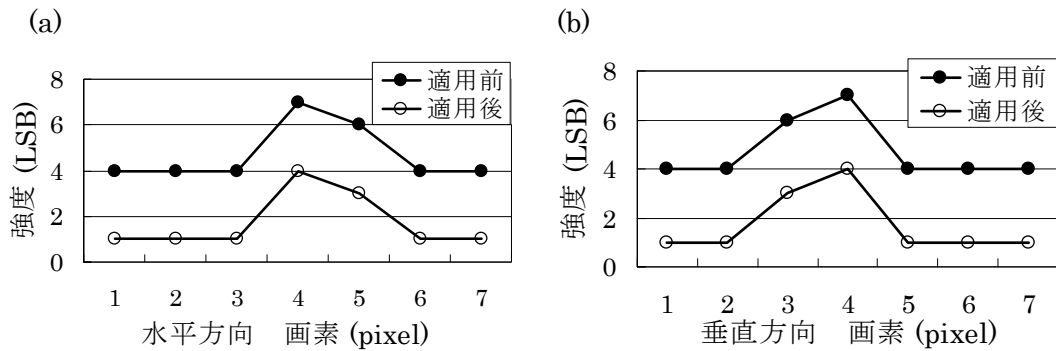


図 6-14 太陽迷光除去アルゴリズム適用前後の星像強度分布. 図 6-12 の星像⑤のピーク出力を与える画素を通る水平方向(a)と垂直方向(b)の強度分布である

太陽迷光除去アルゴリズム適用前後それぞれについて, 図 6-12 の 5 等星より明るい星像①から⑤の輝度重心計算位置の誤差量を計算した結果を図 6-15 に示す. スターカタログから予測される星像位置と CCD 上で観測された星像の輝度重心位置との誤差量を水平方向と垂直方向について算出した値をそれぞれ ΔX , ΔY とする. この場合には, 本アルゴリズムの適用により, ほとんどの誤差量は変化しないかもしくは小さくなっており, 星像の輝度重心位置の計算精度が改善されている.

この実画像での検証は, 本アルゴリズムを適用すれば星像の輝度重心位置には変化を与えずに, くだらかに変化する背景輝度だけが除去されることを示している.

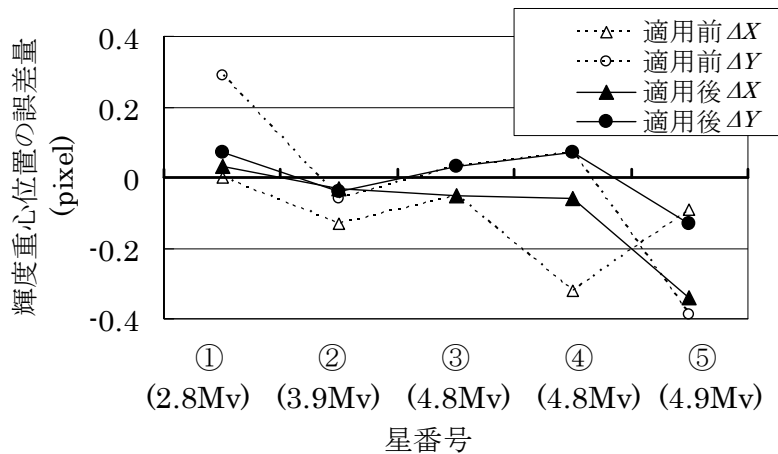


図 6-15 太陽迷光除去アルゴリズム適用前後での星像輝度重心位置の誤差量 (図 6-12 の星像①~⑤). スターカタログから予測される星像位置との誤差量である

6-5 本章の結論

[1] 太陽干渉測定装置の開発

地上の実験環境は有限の空間であるために視野前方にある物体の像が CCD 上に写りこんでしまうが、その測定上のノイズを防ぐための光トラップ装置を新たに考案した。光トラップ装置を設置した太陽干渉測定装置により、模擬太陽光照度 130,000 lx の照射下で、5 等星像強度以下の迷光があるかどうかを検証できる。

[2] 改良した遮光光学系の遮光性能

本太陽干渉測定装置を用いて改良遮光光学系を評価したところ、CCD 上での最大迷光量は 5 等星像強度以下まで改善されており、十分な性能で遮光できることを実証した。略半球形状レンズを含む結像系単体（軌道実験モデルでバッフルを取り外した状態）、軌道実験モデル、改良モデルでの遮光性能の評価についてまとめ、略半球形状レンズとバッフルによる遮光のメカニズムを明らかにした。

[3] 背景輝度除去アルゴリズム

整数値だけの簡単な演算で緩やかな輝度変化を持つ背景輝度を推定するアルゴリズムを開発した。太陽迷光の存在する軌道上画像に適用した結果、星像の輝度分布は変化させずに、輝度の振幅が 1 LSB 以下に抑えられることを実証した。

[添付資料 6-1] 空気散乱による背景ノイズの強度分布

地上での太陽干渉の測定において、空気散乱による背景ノイズの強度は画角と正の相関がある。バッフル近傍において模擬太陽光が空気によって散乱される様子を図 6-16 に示す。模擬太陽光の光線束がレンズの視野を横切る領域のうち、視野中央より模擬太陽光入射側を領域 I とし、出射側を領域 II とする。このとき、次の 2 点により領域 II よりも領域 I からのほうが、散乱迷光が大きい。

- (1) 領域 I のほうが、レンズ側から見て模擬太陽光の光線束領域を横切る距離が長い ($L_1 > L_2$)。よって、単位立体角あたりのほこりや空気分子からの散乱光量は領域 I の方が多い
- (2) 領域 I のほうが、模擬太陽光進行方向に対するレンズ方向への角度が小さい ($\theta_1 < \theta_2$)。空気分子によるレーリー散乱では、前方への散乱光量が大きいので、偏向角が小さいほどレンズへ到達する散乱光量も大きい

地上での測定結果では、画面中心 (画角 0°) の CCD 出力値はゼロではなく最大 3 LSB までの値を示したが、これは空気散乱光に起因するものなので、画角 0° の迷光強度をゼロとしてグラフ化した。背景ノイズの分布の補正はしていないので、図 6-8 において、マイナス角度側で強度がマイナスとなっている場合がある。

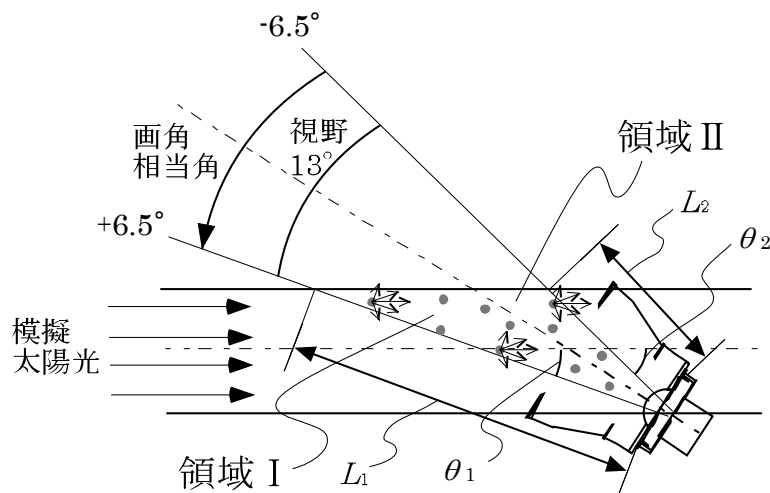


図 6-16 バッフル周辺での空気による散乱光の模式図

第7章 まとめとバス機器への展開

7-1 まとめ

人工衛星の姿勢制御に用いられるスターセンサにおいて、遮光バツフルの小型化に有用な略半球形状レンズを用いた新しい遮光手法を考案し、遮光光学系と結像光学系の設計・開発、それらの地上および軌道上での評価について論じた。

[1] スターセンサ光学系に要求される素要素の関係

汎用的な地球観測衛星に姿勢制御装置として要求される性能について論じ、スターセンサの姿勢決定精度の目標性能を各軸 1 分角(3σ)と決めた。姿勢決定精度を決めるための素要素（ヘッド数、角度分解能、視野中で観測すべき星数、観測頻度、星像の輝度重心精度、撮像素子）の関係を明らかにし、スターセンサの結像光学系の設計に重要となる素要素（口径比、焦点距離、露光時間）を確定した。

[2] 略半球形状レンズを用いた新しい遮光手法の提案

略半球形状レンズを、入射角により光線の通過と遮光を区別する角度フィルターとして用いる新しい遮光設計手法を提案した。高角度入射光は全反射により遮光し、中角度入射光は大きな屈折角を利用して遮光し、視野内の星の光は通過させることができる。略半球形状レンズにバツフルを装着することにより、バツフルと略半球形状レンズの 2 段階で太陽光を減衰することができるので、2 段バツフルと同様の大きな減衰効果が得られる。略半球形状レンズは結像系の一部でもあるので、2 段バツフルよりも全長が短くなる。略半球形状レンズに要求されるバツフルの開口位置の設計条件について論じ、従来構造よりもシンプルな整反射型のバツフルを採用した。太陽光回避角 35° のときの一例では、2 段バツフルでは 182 mm のバツフル長が、本手法では 140 mm と 23%減少する。

軌道上での遮光性能を評価した結果、画面の隅近傍で大きな迷光が観測された。バツフル内面の黒光沢面での微小な散乱光が略半球形状レンズ内で多重反射して CCD に到達する光線が、この迷光の原因であることを光線追跡シミュレーションにより明らかにした。その改良策として、略半球形状レンズ下に設置されている第 1 アパーチャの開口径を縮小して迷光光路を遮断すればよいことを見出し、遮光光学系の改良を行った。

新開発した太陽干渉測定装置(下記[4] (a))を用いて改良した遮光光学系を評価したところ、CCD 上での最大迷光量は 5 等星像のピーク強度以下まで改善されており、遮光光学系は十分な遮光性能をもつことを実証した。略半球形状レンズを含む結像系単体（軌道実験モデルでバツフルを取り外した状態）、軌道実験モデル、改良モデルでの遮光性能の評価についてまとめ、略半球形状レンズとバツフルによる遮光のメカニズムを明らかにした。

[3] 略半球形状レンズを用いた結像系の姿勢決定精度の検証

星像強度分布をガウス関数と仮定して、モンテカルロシミュレーションにより輝度重心

計算誤差を見積もり、星像の明るさ、直径と輝度重心計算精度の関係を求めた。その結果、星像の大きさは CCD の画素サイズよりも少し大きくぼやかした 1.2~2.7 pixel ($1/e^2$ 直径) とするとき、もっとも輝度重心計算精度が良くなることを見出した。略半球形状レンズは結像系に球面収差およびコマ収差を発生させるが、本研究での設計例では CCD を $-20\mu\text{m}$ デフォーカスさせて設置すれば星像直径は上記の範囲に収まること、収差による星像の位置誤差は最大でも星像 1 個あたりに要求される検出精度よりも小さいことをシミュレーションにより示した。

下記[4] (b)に記す手法によりデフォーカス調整後の星像直径を測定した結果、シミュレーションで求めた上記星像直径の範囲内であることを示した。下記[4] (c)に記す手法により地上でのランダム誤差を評価した結果、シミュレーション結果の妥当性が確認でき、スターセンサに要求される条件を満たすことを明らかにした。下記[4] (e)に記す手法により、2 個のヘッドを使う場合の姿勢決定精度を推定すると 0.60 分角 (3σ) であり、汎用的な地球観測衛星に要求される姿勢決定精度 1 分角 (3σ) を満たすことを実証した。

[4] 地上および軌道上でのスターセンサの評価手法の確立

(a) 地上での太陽干渉測定装置の開発

地上の実験環境は有限の空間であるために視野前方にある物体の像が CCD 上に写りこんでしまうが、その測定上のノイズを防ぐために新たに光トラップ装置を考案した。光トラップ装置を設置した太陽干渉測定装置により、模擬太陽光照度 130,000 lx の照射下で、5 等星像強度以下の迷光があるかどうかを検証できる。

(b) 地上での星像強度分布測定手法と焦点調整

白色平行光である模擬星光をレンズに入射させ、レンズを微小角度回転させるごとに画像を取得し、一画素の強度変化から模擬星像の強度分布を推定する手法を確立した。本手法によりレンズ-CCD 間のデフォーカス調整を行うことができる。

(c) 地上での CCD のアライメント誤差と星像位置のランダム誤差の推定手法

レンズを 3 軸モーションテーブル上に設置し、模擬星光源に対するレンズの姿勢を変えることにより CCD 面内の多数の位置で模擬星像を取得する。入射姿勢から求まる個々の星像の位置と、CCD 上で観測される模擬星像の輝度重心位置との間の距離の自乗和を評価関数とし、3 軸モーションテーブルの回転軸に対する模擬星光源の姿勢をパラメータとする最小自乗法において、レンズに対する CCD のアライメント誤差もパラメータとすることにより、CCD のアライメント誤差を推定する手法を確立した。最小自乗法の作業を行なった後の輝度重心位置の誤差を見積もることにより、星像位置のランダム誤差も算出できる。

(d) 軌道上でのアライメント誤差推定

軌道上で撮像された画像における個々の星像の輝度重心計算位置と、スターカタログから求まる星像の位置との誤差の自乗和が最小となる姿勢を求める最小自乗法において、レンズと CCD 間のアライメント誤差および 4 つの光学ヘッド間のアラ

イメント誤差もパラメータとすることにより, それらのアライメント誤差を求める手法を確立した. 本手法を用いて推定したアライメントパラメータを軌道上のスターセンサに送信し, 姿勢決定精度が向上することを確認した.

(e) 軌道上での姿勢決定精度の推定

4ヘッド同時に撮像された画像からそれぞれのヘッドの視準方向を算出し, 対角に位置する2ヘッド間の角度の偏差から1個のヘッドのセンサ計測精度を推定し, スターセンサの姿勢決定精度を推定する手法を確立した.

[5] 宇宙環境を想定した CCD へのプロトン照射実験を地上で行い, 白傷数を抑制するには CCD の冷却が有効であることを明らかにした. **SERVIS-1** の軌道上での白傷数は, 地上での予測とよく一致しており, 地上実験での結論を実証した.

以上の成果により, 本論文で提案した略半球形状レンズを用いる遮光手法を用いれば, 従来用いられてきた2段バツフルよりも小型のスターセンサを実現でき, なおかつ本遮光手法を用いた結像光学系は汎用的な地球観測衛星に要求される姿勢決定精度を満足できることを明らかにした.

7-2 バス機器への展開

本論文で述べた研究により遮光光学系と CCD の信号増幅率に関して改良すべき点が見つかり、CCD の適切な冷却温度について知見を得た。本論文で開発して **SERVIS-1** に実験機器として搭載したスターセンサを、実際に衛星を制御するためのバス機器として製品化するために以下 4 点の改良・変更を行った。その結果、改良されたスターセンサは技術実証衛星 **SERVIS-2** にバス機器として搭載された。

(1) 遮光光学系の改良

図 5-7 (b) の改良遮光光学系を採用した。

(2) CCD の信号増幅率の増加

軌道上での CCD 感度評価結果 (5-5 節) から、5 等星像の 4 画素境界ピーク出力値は 3 LSB と見積もられ、4.75~5 等星の範囲の星像認定率は 50% (ヘッド A, 5-6 節) と低かった。その理由は、星像の信号として輝度重心計算に用いるか棄却するかのしきい値を 3 LSB (整数値) としているので、量子化誤差により星像が認定されないケースが多いからである。そこで量子化誤差を半分にするために CCD の信号増幅率を 2 倍にした。

(3) CCD の冷却

スターセンサ軌道実験モデルでは軌道上での白傷の発生状況を調べるために CCD を冷却しなかったが、バス機器として搭載するためにはミッション終了後でも白傷数を 255 個以下に抑制する必要がある。図 4-18 より、**SERVIS-2** 軌道では、CCD の表面温度を 3°C 以下にすれば良いことが分かる。マージンをとり、CCD の表面温度が -5°C となるように排熱構造を設計した。

(4) ヘッド間角度

スターセンサ軌道実験モデルでは評価のしやすさを優先して、中心軸である Z_0 軸に対して 4 個のヘッドを 45°傾けて配置した (5-2 節) が、**SERVIS-2** 搭載モデルでは 35°の太陽光回避角で同時に 2 個以上のヘッドが干渉することがないように (2-5 節)、 Z_0 軸に対して 55°傾けて配置した。

SERVIS-2 衛星は 2010 年 6 月 2 日に、**SERVIS-1** と同様にロシア、プレセツク射場より、高度 1200 km の軌道に打ち上げられた。2010 年 12 月現在、本論文の開発成果を元にしたスターセンサは所定の姿勢決定性能を満足し、**SERVIS-2** は順調に飛行を続けている。

付録 スターセンサを用いた統合型衛星制御装置

本論文で開発したスターセンサはスターセンサ統合型衛星制御装置 (SIS) の構成要素の一つである。以下に述べるように、従来は複数の姿勢計測センサと処理回路を用いて衛星の姿勢を決定していたが、SIS はこれらを統合化しているところが新しい。

SIS はスターセンサの他に補助の姿勢計測装置として粗太陽センサとレートセンサを備え、アクチュエータに対し姿勢制御信号を出力する処理回路を備えている。SIS の概観写真を図(付録)- 1 に示す。

- (1) スターセンサ：光学ヘッド 4 個と CCD から輝度信号を出力するための回路基板から構成される。それぞれの光学ヘッドは、星像を取得する結像光学系と、視野範囲外の太陽光を遮断する遮光光学系と、CCD および駆動回路から構成される
- (2) レートセンサ：小型 ($\phi 41$ mm) の MEMS ジャイロセンサⁱ 4 個がスターセンサのベースの内部に収められている (図示されていない)
- (3) 粗太陽センサ：余弦則方式の粗太陽センサである。4 つの窓の中央のそれぞれにフォトダイオードが設置されている
- (4) 制御信号演算処理部：スターセンサと粗太陽センサからの信号を処理して姿勢を決定し、リアクションホイールやスラスタなどのアクチュエータに制御信号を出力する電気回路である



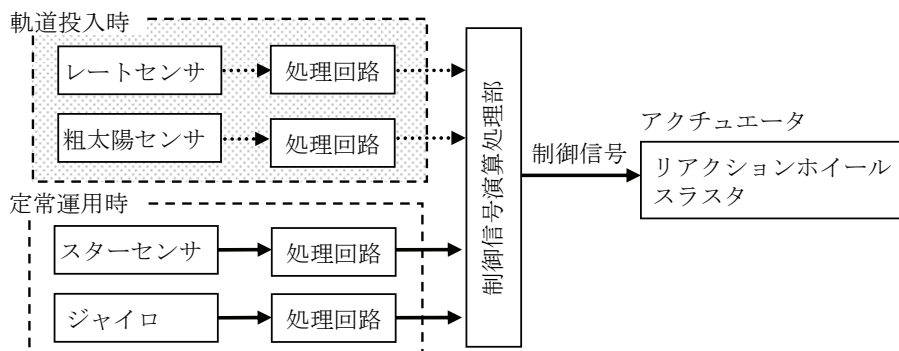
図(付録)- 1 スターセンサ統合型衛星制御装置 SIS の概観写真

スターセンサを用いた従来の姿勢制御系の構成と SIS における姿勢制御系の構成を図(付録)- 2 に示す。衛星がロケットから切り離され軌道で安定した姿勢を保つまでの軌道投入時には、どちらの場合でもレートセンサと粗太陽センサを用いて素早く姿勢を安定させる。

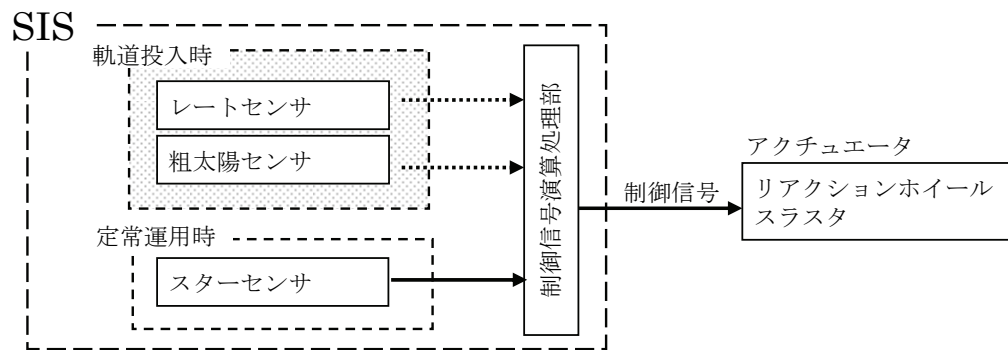
ⁱ MEMS(Micro Electro Mechanical Systems)ジャイロセンサ：微細加工により形成されたシリコン振動子を電氣的に強制振動させ、外部から加わる角速度によって発生するコリオリ力を計測することで角速度を検知するセンサ

しかし、それぞれに付随する処理回路があるかないかという違いがある。定常運用時には、以下のように各姿勢制御系で用いるセンサが異なる。

- (a) スターセンサを用いた従来の姿勢制御系では、スターセンサで姿勢を計測し、ジャイロで角速度を計測する。それぞれに付随する処理回路で姿勢と角速度を計測し、それぞれの情報を衛星側の制御信号演算処理部で統合し、アクチュエータへの制御信号を生成する。宇宙用の CPU の性能ではスターセンサだけで角速度まで算出することはできなかった。
- (b) SIS では、姿勢情報と角速度情報を算出するのにスターセンサのみを用いる。高速の民生用 CPU の搭載された制御信号演算処理部は、スターセンサからの画像信号を処理し、一枚の画像信号を用いて姿勢情報を算出し、時系列的な複数の画像信号を用いて角速度を算出できる。



(a) スターセンサを用いた従来の姿勢制御系



(b) スターセンサ統合型衛星制御装置 (SIS) における姿勢制御系

図(付録)-2 スターセンサを用いた姿勢制御系の構成

SIS は、小型・低価格化のために次の 3 つの特長がある。

(1) センサの統合化

図(付録)-2 に示すように、ジャイロが不要で、かつ個々のセンサに対応した演算処理回路も不要なので、小型低価格化が可能である。

(2) 高性能民生半導体素子の利用

民生用半導体素子を利用することで低価格化が可能である。SIS で採用した民生用素子は、撮像素子である CCD、センサ信号を処理する CPU、データ記録に使う SDRAM とプログラム記憶に使う E²PROM の 4 種である。高性能の民生用 CPU を採用することにより、これまで別々の CPU で計算していた画像処理、姿勢系の処理、データ処理系の処理を 1 個の CPU で行うことができ、小型・低価格化を進めることができる。一方、民生用 CPU を使用すると放射線による単発的な信号エラーが発生しやすいという問題があるが、それを回避するために冗長性を持たせた多数決処理回路としている。民生用 CCD では宇宙用 CCD よりも画素サイズの小さなものが存在するので、光学系全体も小さくできるという利点もある。

(3) スターセンサ光学系の小型化

本論文で述べた内容である。光学ヘッドの構成部品のうち遮光用のバッフルが最も大きな体積を占めるため、遮光光学系を小型化した。

謝辞

本研究をまとめるにあたり，懇切なご指導とご教示を賜りました京都大学大学院工学研究科蓮尾昌裕教授に慎んで感謝の意を表します．また，大学院時代の恩師長澤信方博士（元東京大学大学院理学系研究科教授）には温かいご助言，ご指導をいただきました．

本研究は三菱電機株式会社先端技術総合研究所において，筆者が2000年から進めてきたスターセンサの光学設計に関する研究の成果をまとめたものであり，この間多くの方々のご協力，ご鞭撻をいただきました．ここに深く感謝いたします．井上正夫博士（元メカトロニクス技術部宇宙システムグループマネージャ）には，本研究の機会を頂き，終始熱心にご指導をいただきました．とりわけ，吉河章二博士（現メカトロニクス技術部宇宙システムグループマネージャ），下地治彦博士（元メカトロニクス技術部宇宙システムグループマネージャ），宮武克昌主席研究員には，ともにスターセンサを開発する中で，宇宙工学についてのご指導，本研究に対するご指導を頂き，有益なご討論をいただきました．福島一彦主席研究員には，実験装置の開発や実験にご協力いただきました．また，多忙な日常業務の中で学位取得に向け，私の上司にはご理解，ご支援をいただきました．佐藤行雄主席技師長（元グループマネージャ），鷺見和彦 センサ情報処理技術部部長，岡徹 博士（元グループマネージャ），仲嶋一グループマネージャ各氏に感謝申し上げます．

最後に，私の研究生活を支えてくれた妻と家族に感謝します．

引用文献

- 1 二宮敬虔, 広川英治, 奥村英輔, 岡本二彦, “科学衛星飛天搭載スタースカナ,” 電子情報通信学会 宇宙・航行エレクトロニクス研究会 SANE91-2, p9 (1991).
- 2 Jena Optronik GmbH, Germany, <http://www.jena-optronik.com/>
- 3 SODERN, France, <http://www.sodern.com/>
- 4 W. Boyle and G. Smith, “Charge coupled semiconductor devices,” *Bell Syst. Tech. J.* **49**, pp.587-593 (1970).
- 5 L. W. Cassidy and L. Schlom, “A miniature star tracker for small remote sensing satellites,” in *Proc. Guidance and Control*, AAS 95-044, 88, R. D. Culp and J. D. Medbery, Eds., pp.349-354, American Astronautical Society, (1995).
- 6 U. Schmidt, Ch. Elstner and K. Michel, “ASTRO 15 star tracker flight experience and further improvements towards the ASTRO APS star tracker,” *Proc. Guidance, Navigation, and Control*, AIAA 2008-6649 (2008).
- 7 D. Ying, X. Fei and Y. Zheng, “An APS based autonomous star tracker,” *Proc. Advanced Material and Devices for Sensing and Imaging II*, A. Wang, Y. Zhang and Y. Ishii Eds., SPIE 5633, pp.225-233 (2005).
- 8 L. Blarre, J. Ouaknine, L. Oddos-Marcel and P. E. Martinez, “High accuracy Sodern star trackers,” *Proc. Guidance, Navigation, and Control*, AIAA 2006-6046 (2006).
- 9 E. R. Fossum, “Active Pixel Sensors: Are CCD’s Dinosaurs? ,” in *Proc. SPIE 1900*, pp.2-14 (1993).
- 10 U. Schmidt, “Intelligent error correction method applied on active pixel sensor based star tracker,” *Detectors and Associated Signal Processing II*, J. Chatard and P. Dennis Eds., SPIE 5694-56940J (2005).
- 11 JAXA 広報発表 http://www.jaxa.jp/press/2005/08/20050815_hayabusa_j.html
- 12 大西隆史, 吉川真, 加藤隆二, 市川勉, “小惑星到着直前の「はやぶさ」軌道決定解析,” 第49回宇宙科学技術連合講演会, pp.1421-1425(2005).
- 13 二宮敬虔, 橋本樹明, 広川英治, 野口一秀, 佐藤康志, 櫻川了一, 小倉直人, “MUSES-B用スタートラッカの開発,” 第40回宇宙科学技術連合講演会, pp.197-198 (1996).
- 14 二宮敬虔, 橋本樹明, 広川英治, 野口一秀, 佐藤康志, 櫻川了一, 小倉直人, “MUSES-B用スタートラッカ,” 科学衛星・宇宙観測シンポジウム, pp.54-57 (1996).
- 15 広川英治, 斎藤宏文, 橋本樹明, 水野貴秀, 馬越宏太, “MUSES-C スタートラッカ PM のフィールド試験結果,” 第44回宇宙科学技術連合講演会, pp.1331-1336 (2000).
- 16 斎藤宏文, 水野貴秀, 広川英治, 橋本樹明, 岡本二彦, 津野克彦, 馬越宏太, “MUSES-C搭載小型・軽量スタートラッカの開発,” 第41回宇宙科学技術連合講演会, pp.1385-1390 (2000).

-
- 17 T. Iwata, K. Sato, R. Kashikawa, H. Takayasu and M. Yamamoto, "Precision star tracker for the advanced land observing satellite (ALOS)," *Proc. 27th AAS G&C*, AAS04-027, pp.1-20 (2004).
- 18 J. P. Krebs, P. Pissavin and D. Vilaire, "SED 16 autonomous star tracker," *Proc. 4th ESA international conference on spacecraft guidance, navigation and control systems* (European Space Agency, Noordwijk, The Netherlands, 1999), ESA SP-425, pp.569-573 (2000).
- 19 R. W. H. van Bezooijen, "Autonomous star trackers for geostationary satellites," *Proc. SPIE 2812*, pp.847-858 (1996).
- 20 R. W. H. van Bezooijen, K. A. Anderson and D. K. Ward, "Performance of the AST-201 star tracker for the microwave anisotropy probe," AIAA 2002-4582, pp.718-728 (2002).
- 21 R. Cockshott, D. Purll, N. Fillery and V. Lewis, "The UK wide angle star sensor (WASS)," *Proc. 4th ESA International Conference on spacecraft guidance, navigation and control systems* (European Space Agency, Noordwijk, The Netherlands, 1999), ESA SP-425, pp.537-541 (2000).
- 22 L. Maresi, R. Noteborn, O. Mikkelsen, R. Nielsen, T. Paulsen, F. Alstrup, P. Lombardi, A. Nørskov, E. Petersen, O. Steffensen and J. Sørensen, "A Compact autonomous medium resolution, high accuracy star tracker for earth remote sensing spacecraft," *Proc. 4th ESA International Conference on spacecraft guidance, navigation and control systems* (European Space Agency, Noordwijk, The Netherlands, 1999), ESA SP-425, pp.531-536 (2000).
- 23 C. W. de Boom, "Status of MEFIST startracker development," *TPD Space Instrumentation* (Nov 1999).
http://microsat.sm.bmstu.ru/e-library/Components/StarCameras/cam_nl.pdf
- 24 D. Michaels, "Ball aerospace star tracker achieves high tracking accuracy for a moving star field," *Proc. IEEE Aerospace Conf.*, pp.1-7 (2005).
- 25 D. Michaels, "Performance of the Aspect Camera Assembly for the Advanced X-Ray Astrophysics Facility," *Proc. SPIE 3365*, pp.232-241 (1998).
- 26 R. P. Breault, "Stray light technology overview of the 1980 decade (and a peek into the future)," *Proc. SPIE 1331*, pp.2-11 (1990).
- 27 C. Leinert and D. Klüppelberg, "Stray Light Suppression in Optical Space Experiments," *Appl. Opt.*, 13(3), pp.556-564 (1974).
- 28 F. W. Schenkel, "An automatic self deployable high attenuation light shade for spaceborne sensors," *J. of British Interplanetary Society*, **26**, 589-596 (1973).
- 29 M. Gervasi, P. de Bernardis, M. De Petris, Silvia Masi and G. Pisano, "Baffling and

-
- shielding system for a millimeter-wave balloonborne telescope,” *Appl. Opt.*, **37**(19), 4277-4283 (1998).
- 30 R. P. Heinisch and C. L. Jolliffe, “Light Baffle Attenuation Measurements in the Visible,” *Appl. Opt.*, **10**(9), 2016-2020 (1971).
- 31 G. Marette and J. -C. Gérard, “Rocket-borne baffled photometer: design and calibration,” *Appl. Opt.*, **15**(2), pp.437-439 (1976).
- 32 W. A. Kleinbans, “Skew ray results for condensing light pipes and reflective baffles,” *Appl. Opt.*, **15**(10), pp.2437-2439 (1976).
- 33 G. L. Peterson, S. C. Johnston and J. Thomas, “Specular Baffles,” *Proc. SPIE* 1753, pp.65-76 (1992).
- 34 J. J. Bock, A. E. Lange, H. Matsuhara, T. Matsumoto, T. Onaka and S. Sato, “Cooled baffle system for spaceborne infrared telescopes,” *Appl. Opt.*, **34**(13), pp.2268-2277 (1995).
- 35 A. Holems-Siedle and Len Adams, “Handbook of radiation effects,” Chapter 8, Oxford University Press (1993).
- 36 M. D. Blue and S. Perkowitz, “Space-exposure effects on optical-baffle coatings at far-infrared wavelength,” *Appl. Opt.*, **31**(21), pp.4305-4309 (1992).
- 37 S. M. Pompea and R. P. Breault, “Black surfaces for optical systems,” Chap. 37 in *Handbook of optics II* 2nd ed., M. Bass ed., McGraw-Hill (1995).
- 38 M. Romoli, H. Weiser, L. D. Gardner and J. L. Kohl, “Stray-light suppression in a reflecting white-light coronagraph,” *Appl. Opt.*, **32**(19), 3559-3569 (1993).
- 39 J. M. Elson, J. P. Rahn and J. M. Bennett, “Relationship of the total integrated scatter from multilayer-coated optics to angle of incidence, polarization, correlation length, and roughness cross-correlation properties,” *Appl. Opt.*, **22**(20), pp.3207-3219 (1983).
- 40 S. Kozawa, “On the flare of flat glass plates and lenses,” *Proc. Conf. Optical Instruments and Techniques*. London 1961, K. J. Habell ed. (Chapman 1962), pp.410-428 (1962).
- 41 小沢七兵衛, “光学ガラスの光散乱,” 応用物理 **37**, pp.337-343 (1967).
- 42 C. C. Liebe, “Star trackers for attitude determination,” *IEEE AES Systems Magazine*, pp.10-16, June (1995).
- 43 C. C. Liebe, “Accuracy performance of star trackers – a tutorial,” *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems* **38**(2), pp.587-599 (2002).
- 44 岩田隆敬, 広川英治, 星野裕毅, 吉沢剛, 棚町健彦, 前田健, 森佳幸, 佐藤康志, 東野勇, 松村誠司, 高橋正人, 山本淳, 権田仁, “恒星センサを用いた地球指向衛星姿勢決定系のフィールド試験,” 第 49 回宇宙科学技術連合講演会予稿集 pp.462-467 (2005).

-
- 45 笹田正明, 藤井正美, 斉藤威, Yu. D. Kotov, N. I. Zelentchikov, “有人宇宙ステーションにおける CCD 劣化,” 映像情報メディア学会技術報告, **23**, pp.13-18 (1999).
- 46 J. R. Janesick, “Scientific Charge-Coupled Devices,” SPIE Press, Chapter8 (2001).
- 47 川井洋志, 関口毅, 朝野貢, 吉井正広, 横山泰人, “次世代型スタートラッカの開発における技術課題,” 第 47 回宇宙科学技術連合講演会予稿集 pp.1624-1629 (2003).
- 48 川井洋志, 関口毅, 横山泰人, “スタートラッカの開発における技術課題,” 第 48 回宇宙科学技術連合講演会予稿集 pp.1198-1203 (2004).
- 49 A. Holmes-Siedle and L. Adams, “Handbook of radiation effects,” Oxford Univ. Press, Chapter 2 (1993).
- 50 G. R. Hopkinson, “Proton Effects in Charge-Coupled Devices,” *IEEE Trans. Nucl.* **43**(2), pp.614-627 (1996).
- 51 T. D. Hardy, M. J. Deen and R. Murowinski, “Effects of Radiation Damage on Scientific Charge Coupled Devices,” *Advances in imaging and electron physics*, Academic Press, **106**, pp.1-96 (1999).
- 52 J. R. Janesick, “Scientific Charge-Coupled Devices,” SPIE Press, Chapter7 (2001).
- 53 ESA(European Space Agency, 欧州宇宙機関)により無償で公開されている .
<http://www.spennis.oma.be/>
- 54 K. Miyatake, H. Shimoji, K. Hama and K. Mitani, “Development of SIS - Satellite Controller Integrated with Star Sensors,” in *Proc. 7th Int. Symp. On Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space* (2003). (i-SAIRAS)
- 55 T. E. Paulsen and L. Maresi, “Calibration and verification of the TERMA star tracker for the NEMO satellite,” in *Proc. AIAA Space 2000 Conference & Exposition*, AIAA-2000-5338, American Institute of Aeronautics & Astronautics (2000).
- 56 J. S. Rao, D. Pullaiah, S. Padmasree, G. N. Rao and T. K. Alex, “Star tracker alignment determination for Resourcesat-I,” in *Proc. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*, AIAA-2004-5392, American Institute of Aeronautics & Astronautics (2004).
- 57 鶴田匡夫, 「光の鉛筆」第 35 章「黒」, 新技術コミュニケーションズ (1984).
- 58 J. E. Butler, “Efficient baffles for laser light scattering experiments,” *Appl. Opt.*, **21**(20), pp.3617-3618 (1982).

用語集

用語に(*)を付記したものは、本論文で定義した言葉である
括弧内のページ番号は初出ページを表す

1 段バッフル(p.8) : 妨害光回避角よりも大きな入射光線は結像系の入射開口に直接進入しないように、光をさえぎる遮光板構造を持つバッフル。バッフルの基本となる構成である

2 段バッフル(p.8) : 遮光板構造が 2 段構えになっており、内部で 2 回以上散乱減衰させた光線しか結像系入射開口に入射させないバッフル。スターセンサにおける太陽光遮光など、大きな減衰が必要なバッフルにおいて一般的に用いられている

4 画素境界ピーク出力(*) (p.23) : 星像の輝度重心位置が 2×2 画素領域の中心にあるときの 1 画素出力の最大値

APS(Active Pixel Sensor)(p.4) : 個々の画素に読み出しアンプを実装した CMOS イメージセンサ

CCD(Charge Coupled Device)イメージセンサ(p.3) : フォトダイオードで光を電荷に変換し、電荷結合素子によりその電荷を順次転送することにより読み出す撮像素子。単に CCD と呼んで、CCD イメージセンサのことを指すことが多い

CCD のアライメントパラメータ(*) (p.46) : 位置換算焦点距離 f' と CCD 上での光軸の位置座標 (x_0, y_0)

CMOS (Complementary Metal Oxide Semiconductor)イメージセンサ(p.3) : フォトダイオードで光を電荷に変換し、行および列で選択された任意の画素の電荷を読み出す撮像素子

FOV(Field Of View)(p.6) : レンズの全視野角

JAXA(Japan Aerospace Exploration Agency)(p.4) : 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構

LSB(Least Significant Bit) (p.24) : A/D 変換後の最小の量子化単位

NEDO(New Energy and Industrial Technology Development Organization)(p.128) : 独立行政法人 新エネルギー・産業技術開発機構

RMS(Root-mean-squared)(p.38)スポット直径 : 結像面でのスポットダイアグラム——入射瞳面内で均等な空間密度になるように配置した N 本の光線束が結像面と交わる位置を 2 次元的にプロットした図——において、基準位置(本論文では主光線の到達点)を (x_0, y_0) 、各光線の到達点を (x_i, y_i) とするとき、次式で定義される値

$$\text{RMSスポット直径} = 2 \times \frac{\sum_{i=1}^N \sqrt{(x_i - x_0)^2 + (y_i - y_0)^2}}{N}$$

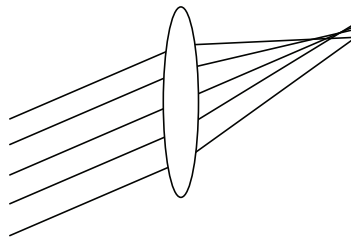
SERVIS(Space Environment Reliability Verification Integrated System)(p.63) : 宇宙環

境信頼性実証システム. NEDO(用語集)からの委託を受けて USEF(用語集)が進めるプロジェクトである. 宇宙で使える見込みのある高機能で低コストの民生部品・技術の宇宙環境での耐性を軌道上で実証することを目的とする

SIS(Satellite Controller Integrated with Star Sensors)(p.73) : スターセンサ統合型衛星制御装置. 三菱電機㈱が開発したスターセンサを用いた衛星制御装置. 太陽センサやレートセンサ, スターセンサを計測センサとし, アクチュエータに対し姿勢制御信号を出力する処理回路までを一つにまとめた姿勢制御システム

USEF(Institute for Unmanned Space Experiment Free Flyer)(p.128) : 財団法人 無人宇宙実験システム研究開発機構

コマ収差(p.5) : 軸外物点から出る光線束のうち, レンズの中心部を通る光線と周辺部を通る光線とが結像面上で一点に集まらず, 彗星のように尾を引いた非対称な点像となる現象



スターカタログ(p.3) : 天球上での各々の恒星の方位のリスト. 恒星間の離角情報が含まれているが, 星の明るさの情報を含む場合もある

スターセンサ(p.2) : 恒星のパターン画像を 2 次元撮像素子をもつデジタルカメラで取得し, 天球上での各々の恒星の方位情報であるスターカタログと比較して, カメラの視準方向を算出することにより, 衛星の姿勢情報を算出するセンサ. スタートラッカ, 恒星センサともいう

センサ計測精度(*) (p.5) : 姿勢センサがセンサ単体として姿勢を計測する精度

ディストーション(p.40) : レンズの像の歪み量を表す指標. 焦点距離 f , レンズへの主光線の入射角 θ に対して, 主光線の像高を y_{chief} , 基準の像高を $y_{\text{ref}} = f \tan \theta$ とするとき, 次式で定義される. 歪曲収差ともいう

$$\text{Distortion} = 100 \times \frac{y_{\text{chief}} - y_{\text{ref}}}{y_{\text{ref}}}$$

トワイライト軌道(p.27) : 地球の北極上空付近と南極上空付近を結び, 地球上の昼と夜の境界付近を周回する軌道. 太陽パネルを常に太陽に向けることが可能である

バッフル(p.5) : 光学機器の視野外から入り込む迷光を遮断する遮光筒

ピーク画素集中率(*) (p.23) : 星像を構成する画素の中で最も明るい画素の出力値 V_{max} を, 星像を構成する全画素の出力値の和 V_{total} で割った値 $(V_{\text{max}}/V_{\text{total}})$ と定義する

リアクションホイール(p.1) : 円盤を回転させる反作用によって衛星姿勢を制御する装置

ロール・ピッチ・ヨー(p.93) : 衛星の進行方向をロール軸(X 軸), 地球を向いた軸をヨー軸(Z 軸), 軌道面の垂直方向をピッチ軸(Y 軸)という

位置換算焦点距離(*)**(p.46)** : 光の入射角度 θ から CCD 上での位置に換算する際の係数.

光軸から CCD 上の星像の位置までの距離 r は, 位置換算焦点距離 f' , レンズへの入射角 θ , レンズのディストーション関数 $d(\theta)$ を用いて次式で書ける.

$$r = f' \times \tan \theta \times (1 + d(\theta))$$

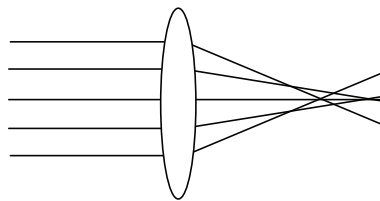
衛星バス**(p.1)** : 電源系や姿勢制御系などの衛星の基本となる構造体

画角**(p.10)** : 結像系へ入射する主光線と光軸とのなす角

画角相当角(*)**(p.104)** : CCD 面上での対角線上の強度を表すグラフにおいて, 対角線上の位置を画角で表すために, 画角に正負の符号を付けた値

画像整合(*)**(p.72)** : 軌道上で撮像した画像内での i 番目の星像の輝度重心位置 Q_i と, i 番目の星像に対応するスターカタログ中の星の方位を CCD 上の座標に変換した位置 Q'_i との間の距離を A_i とおくと, A_i の自乗和 $\sum_i A_i^2$ を評価関数として天球座標に対する光学ヘッドの姿勢のパラメータを求める最小自乗法に則った解析作業. CCD のアライメントパラメータ (用語集) も変数とすることで, 各ヘッドの CCD アライメントパラメータを求めることができる

球面収差**(p.30)** : 球面収差 : 光軸上の一点から出る光線がレンズに入射する際, レンズ上の光軸から離れた場所を通る周辺光線ほど, 光線の屈折量が過大となり, 理想結像位置からずれて光軸と交わる現象. 理想結像位置から手前の点像強度分布はリング状になる



検出感度 (恒星検出感度) **(p.16)** : 検出できる下限の星の明るさ. 本論文では, 星の実視等級で表す

口径食**(p.29)** : 撮像に寄与する光線束の一部が鏡筒や開口絞り以外のアパーチャで欠けること

姿勢決定精度**(p.11)** : 複数の姿勢センサの姿勢計測情報を元に姿勢制御装置が算出する姿勢精度

姿勢制御精度**(p.16)** : アクチュエータにより実際に制御された衛星姿勢の, 目標の姿勢に対する精度

視野**(p.5)** : 結像系で撮影できる領域. 本論では無限遠の恒星を対象としているので, 角度を単位とする. 撮像素子の対角方向ではなく, 辺方向の視野範囲を表す

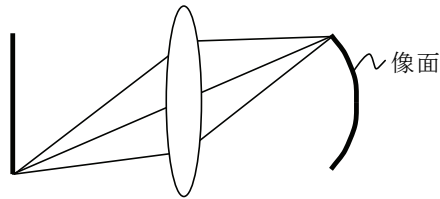
主光線**(p.40)** : 結像系において, 開口絞りの中心を通る光線

自律的なスターセンサ**(p.4)** : 地上からのサポートなしに, 衛星搭載コンピュータだけで CCD の画像情報から姿勢情報を算出できるスターセンサ

白傷のアニール効果(p.89) : 画素内のシリコン結晶の損傷によって発生した白傷が、熱緩和過程により損傷の程度が緩和する現象. 時間の経過とともに白傷の輝度値が低下する

白傷(p.12, p.46) : 光の入射がない暗状態でも、画面上の固定された画素に白い点が見れるノイズ. プロトンによりシリコン結晶の構造が破壊され、熱的な暗電流が発生することにより、永続的な輝度増加が起こる

像面湾曲収差(p.39) : 光軸に垂直な平面が湾曲して結像する現象



太陽センサ(p.2) : 太陽からの放射光を利用して太陽の方向を求めるセンサ

太陽干渉(p.12) : 不要な太陽光が受光素子に入り込み、センサシステムの精度を悪化させること

太陽光回避角(p.6, p.8) : 不要妨害光が太陽である場合の妨害光回避角

太陽光減衰率(*) (p.26) : 軌道上での太陽照度を 1 とした場合の、レンズ通過後の太陽迷光による撮像素子上での最大照度

地球センサ(p.2) : 地球から放射される赤外線を用いて地平線を検出し、地球に対する衛星の相対角度を検出するセンサ

平均星像構成画素数(*) (p.83) : スターカタログから予想される位置の近傍にあるしきい値以上の出力をもつ画素数

妨害光回避角(p.8) : 不要妨害光線の強度がミッションに問題とならないレベルになる最小の妨害光入射角. 光軸からのコーン角で定義される

星像位置のランダム誤差(p.46) : CCD 上で星像の輝度重心位置がランダムにばらつく誤差

星像追尾実験(*) (p.93) : SIS に搭載されているコンピュータで星像を自動的に追尾し、姿勢を自律的に算出する試験

星像認定率(*) (p.61) : CCD 上でスターカタログから予想される位置に星像が検出される割合. 星像は、スターカタログから予想される位置の近傍であって、あるしきい値以上の出力をもつ画素が 3 画素以上隣接している画像であると定義する

露光時間(p.64) : 一枚の画像を得る際に CCD を露光している時間. 露出時間ともいう

学位論文に関連する発表リスト

査読論文（筆頭）

1. **H. Kawano**, H. Shimoji, S. Yoshikawa, K. Miyatake, K. Hama, and S. Nakamura, "Solar-light shielding using a near-hemispherical lens for a star sensor," *Opt. Eng.*, **45**(12), 124403 (2006).
2. **H. Kawano**, H. Shimoji, S. Yoshikawa, K. Miyatake, K. Hama, and S. Nakamura, "Optical Testing of Star Sensor (I): Defocus Spot Measuring Technique for Ground-Based Test," *Opt. Rev.*, **15**(2), pp.110-117 (2008).
3. **H. Kawano**, H. Shimoji, S. Yoshikawa, K. Miyatake, K. Hama, and S. Nakamura, "Optical Testing of Star Sensor (II): Alignment of Star Sensor from Off-Line Pictures Taken in Orbital Test," *Opt. Rev.*, **15**(2), pp.118-124 (2008).

特許

1. 特許第 3733293 号 恒星センサ, 発明者: 河野 裕之, 佐藤 行雄, 西前 順一, 岡本 達樹
2. 特許第 3804579 号 恒星センサ, 発明者: 河野 裕之, 佐藤 行雄

国際会議（筆頭）

1. **H. Kawano**, H. Shimoji, S. Yoshikawa, K. Miyatake, K. Hama, S. Nakamura, "Suppression of Sun Interference in the Star Sensor Baffling Stray Light by Total Internal Reflection," *Proc. of SPIE* **5962**, 59621R, (2005), Jena, Germany.
2. **H. Kawano**, Y. Sato, K. Mitani, H. Kanai and K. Hama, "New Light-Shielding Technique for shortening the baffle length of a star sensor," *Proc. of SPIE* **4767**, pp.62-69, July (2002) Seattle USA.

国内学会，研究会

1. **河野裕之**, 下地治彦, 吉河章二, 宮武克昌, 濱一守, 中村修治, "粗太陽センサの軌道上試験結果における地球干渉評価," 日本光学会年次学術講演会 *Optics Japan* 予稿集 4pB8, (2004) .
2. **河野 裕之**, 下地 治彦, 宮武 克昌, 三谷 健司, 金井 宏, 濱 一守, "全反射遮光型スターセンサの結像性能評価," 日本光学会年次学術講演会 *Optics Japan* 予稿集 8pG10, (2003) .
3. **河野裕之**, 下地治彦, "全反射遮光型スターセンサの遮光性能評価," 春季応物予稿集 No.3, 28pYS-7 (2003) p.1057.
4. **河野裕之**, 佐藤行雄, 三谷健司, 金井宏, 濱一守, "レンズの内部全反射による小型スターセンサーの遮光設計," 日本光学会第 27 回光学シンポジウム予稿集(2002 年 6 月), 講演番号 4.

関連論文

査読論文（共著）

1. 吉河章二, 下地治彦, 宮武克昌, 河野裕之, 浜一守, 中村修治, “スターセンサを用いた衛星姿勢および角度の推定とその軌道上実証,” 日本航空宇宙学会論文集, 55, pp.426-431, (2007).

国際会議（共著）

1. S. Yoshikawa, H. Shimoji, K. Miyatake, H. Kawano, K. Hama, and S. Nakamura, “Spacecraft attitude and body rate estimation with star sensors and their on-orbit verification results,” in *Proc.25th ISTS*, pp.708-713 (2006).
2. S. Yoshikawa, H. Shimoji, K. Miyatake, H. Kawano, K. Hama, and S. Nakamura, “On-board verification of spacecraft attitude determination using star sensors,” in *Proc. SICE Annual Conf.*, pp.1955-1958, Society of Instrument and Control Engineers (2005).
3. H. Shimoji, S. Yoshikawa, K. Miyatake, K. Fukushima, K. Yoshioka, H. Kawano, N. Yoshida, M. Inoue, “Development of satellite controller integrated with star sensors (SIS),” in *Proc. 1st international CubeSat symposium* (2003) Tokyo.

国内学会, 研究会（共著）

1. 宮武克昌, 下地治彦, 吉河章二, 河野裕之, 浜一守, 中村修治, “スターセンサ統合型衛星制御装置 (SIS) の開発と宇宙実証成果,” 第 50 回宇宙科学技術連合講演会講演集 p1497, 3C02 (2006) .
2. 宮武克昌, 下地治彦, 吉河章二, 河野裕之, 福島一彦, 吉岡啓輔, 馬殿進路, 井上正夫, 浜一守, 中村修治, “スターセンサ統合型衛星制御装置の開発と宇宙実証結果,” 第 48 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1A13 (2004) .
3. 井上正夫, 下地治彦, 吉河章二, 宮武克昌, 福島一彦, 吉岡啓輔, 河野裕之, 吉田憲正, 町田宏隆, 馬殿進路, 中村博, 阿倍俊夫, 浜一守, 三谷健司, “SIS—スターセンサ統合型衛星制御装置—の開発,” 第 46 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1D14 (2002) .

学位論文関連以外の論文リスト

査読論文（筆頭）

1. Hiroyuki Kawano, Holger Muentz, Yukio Sato, Junich Nishimae and Atsushi Sugitatsu, "Effective UV Exposure Technique by Holographic Optical Element for the Fabrication of Long Period Fiber Grating," *Jpn. J. Appl. Phys.* **42** (2003) pp.122-126.
2. Hiroyuki Kawano, Holger Muentz, Yukio Sato, Junich Nishimae and Atsushi Sugitatsu, "Reduction of Transmission Spectrum Shift of Long-Period Fiber Grating by a UV-Preexposure Method," *J. Lightwave Technol.*, **19** (2001) pp1221-1228.
3. Hiroyuki Kawano and Tomohiro Sasagawa, "Development of Planar Optics for an Optical Tracking Sensor," *Jpn. J. Appl. Phys.* **37** (1998) pp.5593-5597.

査読論文（共著）

1. Atsushi Sugitatsu, Hiroyuki Kawano, Tatsuo Hatta and Kumio Kasahara, "A Novel Fabrication Technique of Long Period Fiber Gratings Using a Holographic Optical Element," *Opt. Rev.* **8**, No. 4 (2001) pp.267-270.
2. Masahiko Sakamoto and Hiroyuki Kawano, "Development of Micro-Optics Using Total Internal Reflection for an Optical Tracking Sensor," *Jpn. J. Appl. Phys.* **40** (2001) pp.5314-5320.

国際会議

1. Hiroyuki Kawano, Holger Muentz, Junich Nishimae, Yukio Sato and Atsushi Sugitatsu, "Effective Fabrication of Long Period Fiber Grating with High Contrast Stripe Beam by HOE," *Proc. of Cleo/Pacific Rim, volume-II* pp.450-451, Chiba Japan, July (2001).
2. Hiroyuki Kawano, Tomohiro Sasagawa, Junichi Nishimae and Yukio Sato, "Development of integrated optical tracking sensor by planar optics," *Proc. SPIE* **3620** San Jose, January (1999) pp.332-337.
3. H. Kawano and T. Sasagawa, "Planar Optics Design for an Optical Tracking Sensor," *Proc. MOC/GRIN*, Tokyo, October (1997) pp.56-59.