

技術試験衛星VII型搭載近傍センサの光学性能の改善

杵野正明^{*,**}, 河野功^{*}, 狼嘉彰^{**}

Improvement of Optical Performance for Proximity Camera Sensor on Engineering Test Satellite VII

Masaaki MOKUNO^{*,**}, Isao KAWANO^{*}, Yoshiaki OHKAMI^{**}

Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) has successfully performed unmanned autonomous rendezvous docking (RVD) experiments by Engineering Test Satellite VII (ETS-VII) during 1998-1999. To conduct the autonomous RVD experiments, it is necessary for satellites to have not only the guidance and control function but also the navigation function. ETS-VII equipped Proximity Camera Sensor (PXS) to navigate the Chaser satellite of ETS-VII in the docking phase at the range from 2m to docking. PXS is the camera sensor which measures the relative position and attitude between the Chaser and Target satellites. PXS mainly consists of PXS-Head (PXS-H), PXS-Marker (PXS-M) and PXS-Electronics (PXS-E). PXS-H installed on the Chaser satellite has CCD cameras and LED array arranged around it. PXS-M installed on the Target satellite has circle shape and three dimensionally arranged marks whose surfaces are covered by micro-pitch Corner Cube Reflector (CCR). PXS-H illuminates the Target satellite and takes an image of PXS-M, and then PXS-E calculates the relative position and attitude. In the development phase of PXS, we had a problem not to acquire the enough optical intensity in near range. The LED array of PXS-H was not mounted on the same optical axis of CCD camera, and CCR on PXS-M has retro-reflection property. Therefore, elongation angle between LED array, PXS-M and CCD camera became large and the optical intensity reduces. To overcome this problem, we modified the inclination angle of reflection surfaces of CCR. As a result of this countermeasure, the optical performance of PXS is significantly-improved.

Key Words : ETS-VII, Rendezvous docking, Camera sensor, Corner cube reflector

1. はじめに

国際宇宙ステーション (ISS) の建設や、宇宙飛行士の輸送や物資の補給のため、米国のスペースシャトルや、ロシアのプログレス等の宇宙機が活躍している。このように軌道上の宇宙活動では、宇宙機同士を接近結合させるランデブドッキングは必須の技術である。ランデブドッキングを行うためには、宇宙機の誘導や制御といった機能の他に、ランデブする2機の宇宙機間の相対的な位置や姿勢を知るための航法機能が必要である。

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) は、宇宙活動に必須であるランデブドッキング技術を修得するため、1997年に技術試験衛星VII型 (ETS-VII) を打上げ、約2年間にわたってランデブドッキング実験を行った¹⁾。ETS-VIIには、自動ランデブドッキングを行うために相対距離に応じて、GPS受信機、ランデブレーダ、および近傍センサ (PXS) の3つの航

法センサが搭載され、そのうち、PXSは相対距離2mからドッキングまでの距離域を分担する航法センサとして開発・搭載された。PXSはカメラセンサであり、チェイサ (追跡) 衛星上に搭載されたセンサヘッドが、LEDアレイによりターゲット衛星を照射し、ターゲット衛星に配置されたコーナキューブリフレクタ (CCR) を用いた3次元マーカで反射、そのマーカ像をセンサヘッドのCCDカメラで撮像、画像処理することで相対距離、姿勢を計測する。

一般にCCRは、入射光に対し再帰反射性を有することから、本来は光源であるLEDアレイとカメラを同軸となるよう配置すべきである。ETS-VIIに搭載した500mから2mまでの距離域で使用する航法センサであるランデブレーダ²⁾や、ETS-VIIと同様に2007年5月に無人宇宙機による自動ランデブドッキングに成功した米国のOrbital Expressに搭載されたAdvanced Video Guidance Sensor (AVGS)³⁾においても、

* 宇宙航空研究開発機構 茨城県つくば市千現 2-1-1

** 慶應義塾大学大学院システムデザイン・マネジメント研究科 神奈川県横浜市港北区日吉 4-1-1

* Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), 2-1-1 Sengen, Tsukuba, Ibaraki 305-8505, Japan

** Graduate School of System Design and Management, KEIO University, 4-1-1, Hiyoshi, Minato-ku, Yokohama-city, Kanagawa

(Received January 25, 2010)

TRIA 012/10/0912©2010 SICE

光源と検出器の光軸は同軸になるよう配置されている。PXSでそれを実現するためには、反射鏡やハーフミラー等の光学系を付加する必要があるが、複雑さの増大による信頼性の低下や質量の増加を回避する観点から、PXSではCCDカメラの周りにLEDアレイを配置する単純な構成を採用した。本構成の場合、光源-マーカーカメラの離角が最大となるドッキング位置付近において、マーカーからの反射光量が低下するという問題を生じた。本論文では、本課題解決のために行った対処策及び軌道上での実証結果を示すとともに、今後の応用の可能性について述べる。



Fig.1 Engineering Test Satellite VII

2. 技術試験衛星VII型 (ETS-VII) ランデブドッキングシステムと近傍センサ (PXS) 4)

ETS-VIIは、無人自動ランデブドッキングおよび宇宙ロボット技術の修得を目的とした技術試験衛星で、1997年11月28日にH-IIロケットにより打上げられた。衛星の質量は約2.9tで、ランデブドッキングを行うため、チェイサ衛星(ひこぼし)およびターゲット衛星(おりひめ)の2機の衛星で構成されている。打上げ後、両衛星を分離し、最大12km程度までの相対距離域でランデブドッキング実験を実施した。ETS-VIIの軌道上外観図をFig.1に示す。

つぎにETS-VIIのランデブドッキング実験系の構成をFig.2に示す。ランデブドッキング実験系は、誘導制御計算機、航法センサであるGPS受信機、ランデブレダ、近傍センサ、およびドッキング機構から構成され、これらと衛星のバス系機器である姿勢軌道制御系、推進系、通信データ処理系、電源系機器を利用してランデブドッキングを行う。

ETS-VIIのランデブドッキング飛行は、Table 1に示すとおり距離域に応じて3つの飛行フェーズに分けられる⁵⁾。ランデブドッキング実験では、飛行フェーズごとに上述した3つの航法センサおよび誘導制御方式を切り替えながらランデブドッキングを行う。

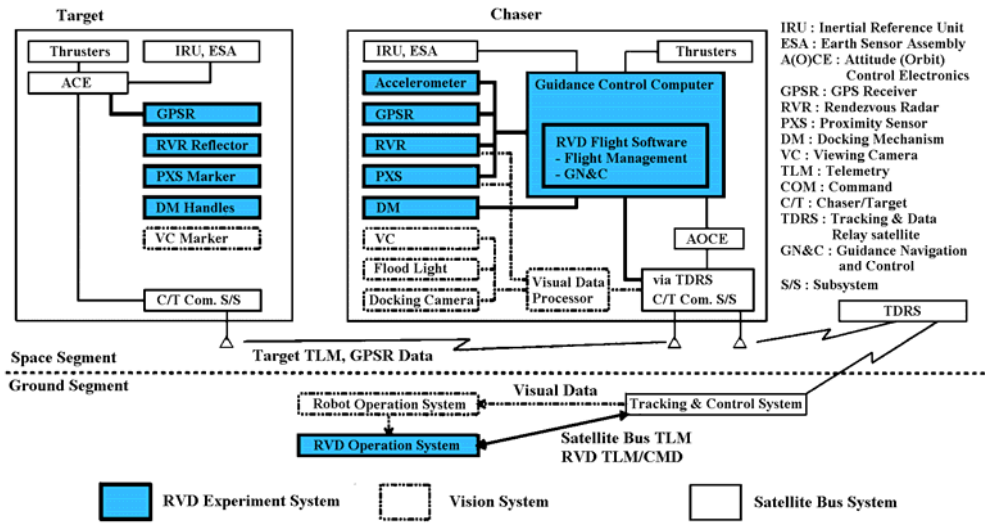


Fig.2 Block Diagram of ETS-VII Rendezvous Docking Experiment System 1)

Table 1 Flight Phase of Rendezvous Docking

Phase	Relative Range	Navigation	Guidance Control
Relative Approach Phase	12km~500m	GPS Relative Navigation	C-W Guidance
Final Approach Phase	500m~2m	RVR Navigation	Reference Trajectory Guidance
Docking Phase	2m~Docking	PXS Navigation	Relative 6 DOF control

RVR: Rendezvous Radar, DOF: Degree of Freedom

PXSは、これらの内、ドッキングフェーズにおいて使用される航法センサである。本フェーズの概要をFig.3に示す。本フェーズでは、チェイサ衛星がターゲット衛星に対する相対的な位置、姿勢を計測し、誘導制御計算機がそれらのデータをもとに誘導制御指令を行い、ガスジェットを噴射しながら接近する。ターゲット衛星のドッキング用ハンドルが、チェイサ衛星のドッキング機構の捕獲領域に入ったところでターゲット衛星を自動的に捕獲、ドッキングする。PXSの計測精度 (3σ ランダム) は、相対距離2m以内で、相対位置5mm (X軸), 1mm (Y,Z軸), 相対姿勢各軸0.2deg以下、計測周期は2Hzである。

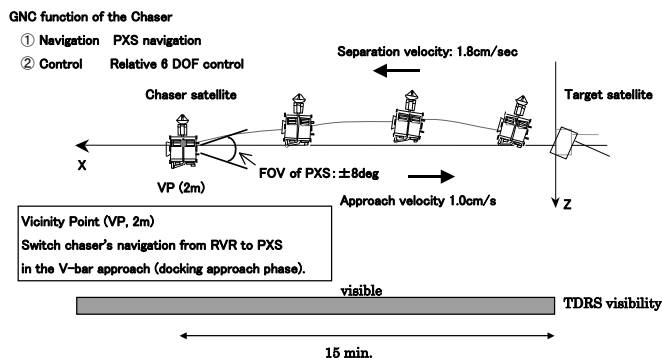
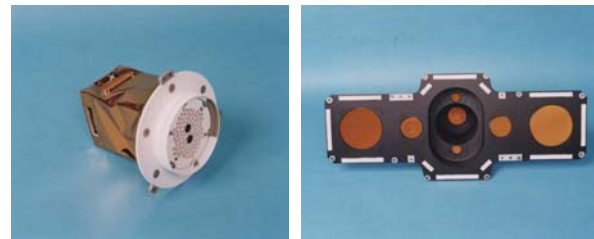


Fig.3 GN&C during Docking Phase

3. 近傍センサの構成と光学上の課題

PXSは、チェイサ衛星とターゲット衛星の相対位置姿勢を計測するための航法センサで、3次元に配置されたターゲットをカメラで撮像し、画像処理する方式を採用している。PXSの外観をPhoto 1に、構成をFig.4に示す。PXSは、チェイサ衛星に搭載されるPXSヘッド (PXS-H)、アナログ信号処理回路 (PXS-A)、および電子回路部 (PXS-E) と、ターゲット衛星に搭載される3次元マーカ (PXS-M) から構成される。PXS-Hは、冗長構成の2個のCCDカメラとその周囲に取り付けられた96個のLEDアレイを有し、PXS-Mへの照明光の照射および反射像を撮像する機能を有する。PXS-HのCCDカメラで得られたアナログ信号はPXS-Aでアナログデジタル変換され、PXS-Eに伝送される。PXS-Eは、取得画像の処理および相対位置姿勢の演算や誘導制御計算機とのテレメトリ・コマンド処理等を行う。PXS-Mは、金属表面に削りだして形成されたマイクロピッチのコーナキューブリフレクタ (CCR) を有する複数個の円形上の反射板を三次元配置したマーカで、Fig.5に示すように距離に応じて対象マーカを切り替えながら計測を行う。マークC、 α 、 β は奥行きがあり、マークCは相対姿勢計測をするために全計測領域で必ず選択され、マーク α 、 β は近距離域で使用される。



(a)PXS-H (b)PXS-M

Photo 1 PXS

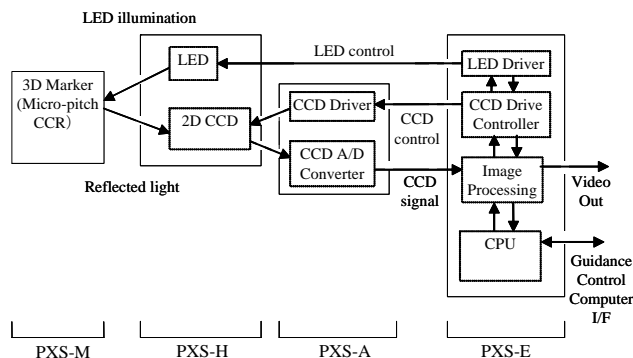
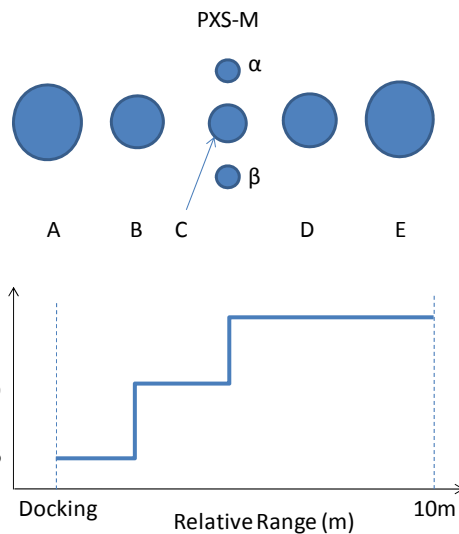


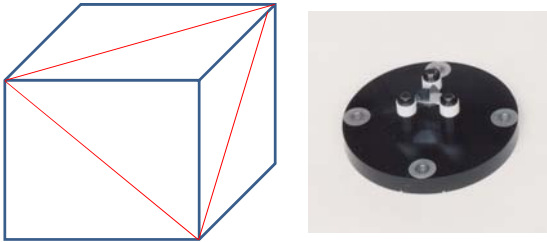
Fig.4 Block Diagram of PXS



(Mark C must be selected to measure the relative attitude)

Fig.5 Mark Selection Logic of PXS

CCRは、Fig.6のように立方体の一つの角を隣り合う3つの頂点で切り取って得られる三角錐であり、その内側の3面が反射面となる。各面間のなす角度は90度であり、光源から入射した光は、光源の方向に反射される特性 (再帰反射性) を有している。



Corner Cube Reflector (CCR) is a triangular pyramid, which are cut out in the red line on the cube, with three inner reflection surface shown in the left figure. The right picture is an example of CCR.

Fig.6 Concept of CCR (Corner Cube Reflector)

PXSによる相対位置姿勢計測を実現するためには、計測領域内でマーカの画像を適切に撮像し続けることが必要である。具体的には、太陽光等の外乱光の影響を回避するとともに、PXS-Hが照射したLEDアレイ光がPXS-Mから反射され、十分な光量がCCDカメラに入射されねばならない。概念図をFig.7に示す。PXS-Hには、PXS-Hが照射したLED光のPXS-Mによる反射光以外に、外乱光として、太陽からの直射光（直射干渉光）や、ターゲット衛星構体からの反射光（反射干渉光）が入射する。外乱光の内、直射干渉光については、光強度が強く、センサ側で対処することが難しいことから、直射干渉光が入射しない位置でドッキング運用を行うという制約を設けている。一方、反射干渉光については、PXSの計測領域全域にわたって、PXS-MからのLED反射光が太陽反射干渉光を上回るように設計した。

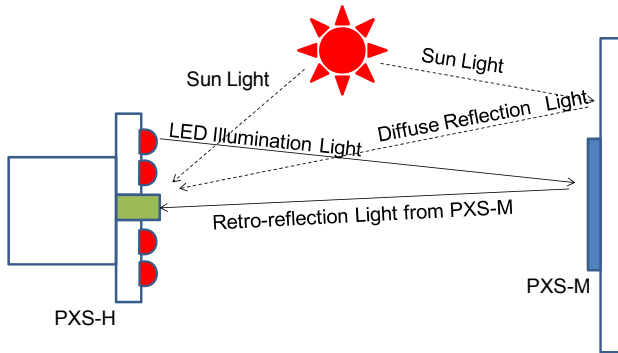


Fig.7 Optical Environment on PXS

太陽光がターゲット衛星面で反射してCCDに入射した場合のCCDカメラ上の照度 L_{sun} は、太陽光によるターゲット衛星面上の照度を L_{tsun} 、拡散反射率を k 、CCDカメラのF値を F 、PXSの光学フィルタの太陽光透過率を α_{sun} とすると、次式で表わされる。

$$L_{sun} = \alpha_{sun} \cdot k \cdot \frac{L_{tsun}}{4F^2} \quad (1)$$

一方、LEDアレイによる照明光は、ターゲット衛星面のCCRで再帰反射され、CCDカメラに入射する。まず、個々のLEDの照明によるターゲット衛星面上の照度は、照明光の立体角を ω 、ターゲット衛星面の照明面積を S とすると、

$$L_{iLED} = I_{LED} \cdot \frac{\omega}{S} \quad (2)$$

となる。つぎに、CCRから反射してCCDに戻る光は、LED-PXS-M-CCD間の離角（以下観測角という）の大きさによって再帰反射率が異なることから、ある距離における n 番目のLEDに対する再帰反射係数を k_n 、PXSの光学フィルタのLED光透過率を α_{LED} とすれば、LEDアレイの照明によるCCDカメラ上の照度は、

$$L_{LED} = \sum_{n=1}^n \left(\alpha_{LED} \cdot k_n \cdot \frac{L_{iLED}}{4F^2} \right) \quad (3)$$

で表される。以上から、太陽反射干渉下で光回線が成立するためには、

$$L_{LED} \succ L_{sun} \quad (4)$$

でなければならない。

PXS-Hは、Photo 1, Fig.7に示すようにCCDカメラと照明光源であるLEDアレイが同じ光軸上に配置されていない。一方、PXS-MのCCRは再帰反射性を有することから、PXS-HとPXS-Mの相対距離が近い場合に観測角が大きくなり、(3)式の k_n が急激に小さくなり、その結果として反射光量が少なくなる欠点がある。これを回避するためのPXSの構成として、PXSで採用した方式(a)以外に、(b)光源とCCDの光軸を合わせる、(c)光源をターゲット衛星側に持たせるといった方式があった。これら方式の概要をFig.8に示す。これら3つの方式について、システムエンジニアリングの一手法として用いられるPugh method⁹を用いて評価した結果をTable 2に示す。

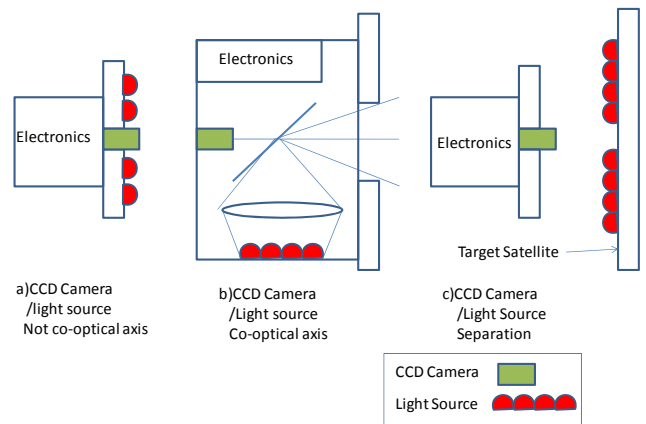


Fig.8 PXS configurations

Table 2 Evaluation of PXS configurations by using Pugh Method

Evaluation Item	a) CCD Camera /Light Source Non co-optical axis (PXS)	b) CCD Camera /Light Source Co-optical axis	c) CCD Camera /Light Source Separation
Performance	Reference		
-High Accuracy		S	S
-Light Weight		-	-
-Optical Performance		+	+
-Optical Interference		S	S
-Target Satellite Resource		S	-
Cost		-	-
Development Schedule		-	-
Reliability		-	-
Evaluation Points of "+"	Reference	1	1
Evaluation Points of "-"		4	5
Evaluation Points of "S"		3	2
Total*		-3	-4

* Evaluation Point is calculated as "+"=1, "-"=-1, "S"=0 each evaluation item.

Table 2 の左端の列は評価項目である。それら評価項目に対し現方式(a)以外の2方式について評価し、現方式より良い場合は+、悪い場合は-、同じ場合はSを記し、それぞれ、+1点、-1点、0点として加算評価した。(b)の方式は、現方式に比べて光源と CCD カメラが同軸であることから、光回線成立性が高いが、内部に反射ミラー等の光学系を付加する必要がある等、構成が複雑となるため、現方式に比べて質量、コスト、信頼性の面で劣っている。(c)の方式は、(b)と同様に現方式に比べて光回線成立性は高いが、太陽光の反射による干渉を排除するために、チェイサ衛星とターゲット衛星の間で光源点灯と CCD 撮像のタイミングを合わせるための情報交換を行うことが必要となり、構成が複雑になる。以上の評価の結果から、光回線成立上の欠点を考慮しても現方式の方が優れていると判断した。

4. PXS 光学性能の改善

3章で述べたとおり、PXSは光源であるLEDと CCD カメラが同じ光軸上に配置されていない欠点があり、特に近距離域において CCD カメラに入射する光量が十分でないという課題があった。PXS-Hは、Photo 1 および Fig. 9 に示すとおり、CCD カメラの周りに同心円上にLEDが配置されている。

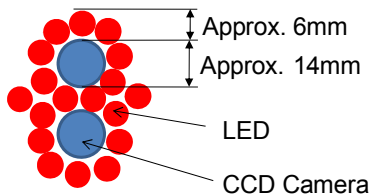


Fig.9 Arrangement of CCD and LED on PXS-H
(Only around center of CCD)

CCR は、CCD カメラの直径は約 14mm、LED の直径は約 6mm で、中心間の最短距離は約 10mm である。ドッキング時のチェイサ衛星、ターゲット衛星距離は約 350mm なので、ドッキング時にお

ける観測角は、最小でも約 1.6deg となる。設計当初はこの欠点に対処するため、ターゲットマーカに1辺が約 100~200 μm 程度のピッチ間隔を持った CCR を採用し、その回折広がり特性を利用して CCD カメラへの入射光量を確保することとしていた。一般に円形開口のフランホーファ回折広がり率は、波長を λ、開口径を D とすれば、以下の式で与えられる。

$$\theta = \frac{1.22\lambda}{D} \quad (5)$$

PXS の波長は、660nm、CCR の開口径を 100 μm とすると、回折広がり率は約 0.46deg であり、近距離域ではフランホーファ回折効果を期待できない状況であった。

そこで、近距離域で使用するマーク α、β (Fig. 5 参照) について、CCR の個々の形状を Fig. 6 で示す通常の CCR ではなく、3面の鏡面を Fig. 10 に示すように角度 α だけ傾けることで、反射光を入射光から僅かにずれた方向に返すことで CCD への入射光量を増加させる方法を考案した。

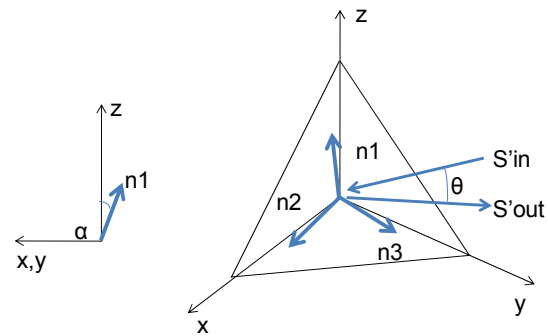


Fig.10 Inclination Modification of reflectors in CCR

ここで、平面への入射光線ベクトルを \vec{S}_{in} 、反射光線ベクトルを \vec{S}_{out} 、平面の法線ベクトルを \vec{n} (何れも単位ベクトル) とすると、 \vec{S}_{out} は幾何学的関係から以下の式で表わされる。ここで I は単位行列を表わす。

$$\begin{aligned} \vec{S}_{out} &= \vec{S}_{in} - 2(\vec{S}_{in} \cdot \vec{n}) \cdot \vec{n} \\ &= (I - 2\vec{n}\vec{n}^T) \vec{S}_{in} \end{aligned} \quad (6)$$

CCR に入射した光線は、異なる面で3回反射して戻ることから、CCR に入射した光線を \vec{S}'_{in} 、反射光線ベクトルを \vec{S}'_{out} 、CCR の各反射面の法線ベクトルをそれぞれ \vec{n}_1 、 \vec{n}_2 、 \vec{n}_3 とすれば、 \vec{S}'_{out} および入射光線と反射光線のなす角 θ は次式で表わされる。

$$\vec{S}'_{out} = (I - 2\vec{n}_3\vec{n}_3^T)(I - 2\vec{n}_2\vec{n}_2^T)(I - 2\vec{n}_1\vec{n}_1^T)\vec{S}'_{in} \quad (7)$$

$$\cos \theta = \vec{S}'_{in}^T \vec{S}'_{out} \quad (8)$$

これらの式を用いて、実際に CCR の反射面を α 度傾けた場合の入射光線ベクトルと反射光線ベクトルのなす角を計算した結果を Fig. 11 に示す。この図から、僅かに CCR の反射面を傾けることで、観測角の大きい近傍域で CCD への入射光量を増加させることができる。

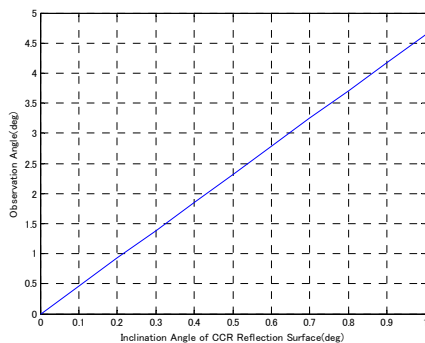


Fig. 11 Inclination Angle of CCR Reflection Surface versus Observation Angle

上述した僅かに CCR 反射面を傾けたマーカ（以下「角度付けマーカ」と呼ぶ）の入射光量増加の効果を確認するため、PXS-H の LED アレイを PXS-M に照射した際の CCD 像面照度を (1)~(4) 式により計算した。計算は角度付けマーカと通常のマーカに 2 種類に対して行い、それぞれの再帰反射係数 (3) 式 (の kn) は実測値を用いた。また、簡単のためチェイサ衛星とターゲット衛星の相対姿勢、相対位置誤差が無い条件で実施した。計算結果を Fig. 12 に示す。赤線は角度付けマーカで、青線は通常のマーカである。緑線は太陽光による反射干渉レベルで、ターゲット衛星面の拡散反射率を 20%、安全係数 3 として計算している。通常マーカは、近距離域で光量が少なく、太陽反射干渉に対して余裕が少ないのに対し、角度付けマーカは近距離域（相対距離 1m 以内）で十分な光量が得られている。以上より、角度付けマーカを使用することで、太陽干渉に対する耐性が向上し、CCD の必要像面照度を十分に確保していることを確認した。

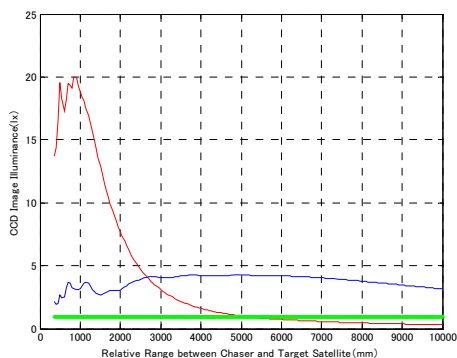


Fig. 12 Reflectivity Improvement using CCR with Small Inclination Angle

5. 軌道上運用結果

JAXA は、1998 年から 1999 年にかけて 3 回にわたり、ETS-VII による無人自動 RVD 実験を実施した。第 1 回目の実験は、PXS を主航法センサとして実施した 2m 以内における分離・ドッキング実験であり、1998 年 7 月 7 日に実施した。2 回目および 3 回目の実験は、それぞれ、1998 年 8 月および 1999 年 10 月に実施した。これらの実験で、チェイサ衛星はターゲット衛星から最大 12km 離れ、打上げ前に計画したすべての実験項目の軌道上実証を行い成功裏に実験を完了した。

第 1 回目の RVD 実験では、チェイサ衛星は地上からのコマンドによりターゲット衛星を分離し、2m の相対距離を保って約 15 分間飛行した。その後、再接近してターゲット衛星と再ドッキングした。本実験中、チェイサ衛星は、PXS を用いた相対 6 自由度制御を行った。その 2m 点における位置保持精度およびドッキング機構の捕獲領域への投入精度は、要求仕様を上回るものであった。Fig. 13 に PXS を用いた相対 6 自由度制御結果を示す。

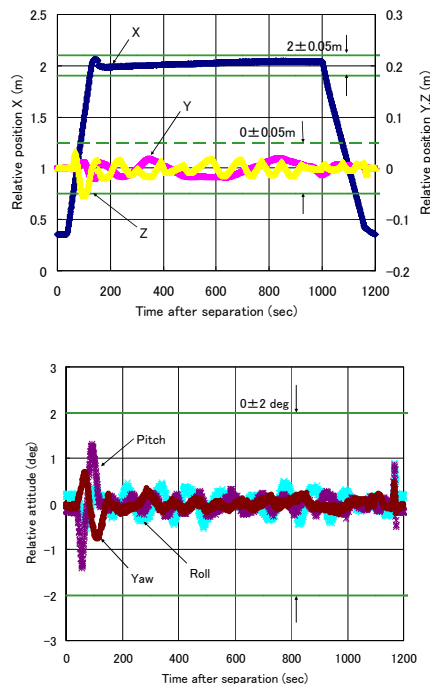


Fig. 13 Result of Relative 6 Degree of Freedom Control using PXS

PXS は、第 1 回目から第 3 回目までの実験中において、太陽干渉や ETS-VII に搭載された他の光学センサであるランデブレードとの相互干渉といった光学干渉に起因する計測不良は発生しなかったことを確認した。加えて、PXS-M の初期捕捉にかかる時間は、要求値 10 秒に対して 6 秒以下と要求を満足しており、このことから光学干渉レベルが十分小さいものであったと推定される。Photo 2 に PXS の典型的な取得画像を示すが、画像処理を行うに十分鮮明であった。

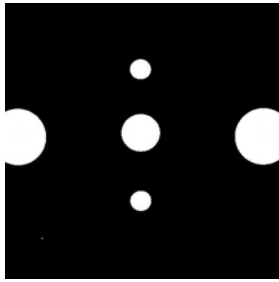


Photo 2 PXS Image taken on-orbit

5. 他分野への応用

コーナキューブリフレクタ (CCR) は色々な分野で使用されている。古くは、アポロ 11 号が月面に着陸した際に設置された CCR アレイがあり、これを用いて月・地球間の距離計測が行われている。また、複数の人工衛星に CCR が搭載され、地上からレーザ測距が行われ、衛星の軌道決定に使用されている。CCR はこのように距離計測として使用される他、自動車や自転車の後部反射体や、交通標識、歩行者の安全を守るための保安シール等にも利用されている。本稿では、光源—CCR—受光部に離角がある場合に、CCR 形状を工夫することで受光部の光量を増加させることを説明したが、たとえば、自転車の運転者による標識の認識について考えると、自転車のヘッドライト、標識、人の目には必ず離角があり、本手法を標識に適用することで視認性を向上できる可能性がある。

6. まとめ

宇宙航空研究開発機構は、1997 年 11 月に技術試験衛星 VII 型を打上げ、無人宇宙機による自動ランデブドッキング実験に成功した。ドッキングフェーズ用の航法センサとして開発した近傍センサは、CCD カメラと照明光源である LED アレイの光軸が異なることから、特にドッキング近傍域で LED の観測角が大きくなり、CCR の有する再帰反射性のために相対位置姿勢計測に十分な反射光量が得られないという問題があった。これに対し、近傍センサマーカの一部の近距離用マークの CCR 反射面を僅かに傾けることで解決し、ETS-VII の自動ランデブドッキングの成功に大きく寄与することができた。CCR が反射体として使用され、かつ光源と受光部の光軸が同一でない場合、同じ手法を適用すれば反射光量を増大させることが可能であり、産業への応用も期待される。

謝辞

本論文執筆にあたり貴重なご助言およびデータを提供頂きました慶応義塾大学大学院システムデザイン・マネジメント研究科浦郷正隆准教授、および川崎重工業株式会社航空宇宙カンパニー久保田伸幸氏に感謝致します。

参考文献

- 1) I. Kawano, M. Mokuno et al: Result of Autonomous Rendezvous Docking Experiment of Engineering Test Satellite-VII, Journal of Spacecraft and Rocket, **38-1**, 105/111 (2001)
- 2) Masaaki Mokuno, Isao Kawano et al: In-orbit Demonstration of Rendezvous Laser Radar for Unmanned Autonomous Rendezvous Docking, IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, **40-2**, 617/626 (2004)
- 3) Geoffrey C. Hintze et al: AVGS, AR&D for Satellites, ISS, the Moon, Mars and Beyond, Proceeding for AIAA Infotech@Aerospace 2007 Conference and Exhibit, AIAA2007-2883 (2007)
- 4) 河野功, 李野正明他: ETS-VII ランデブ・ドッキング用近傍センサの軌道上性能評価, 計測自動制御学会論文誌, **39-1**, 1/10 (2003)
- 5) 河野功, 李野正明: ETS-VII ランデブ・ドッキング実験, 計測と制御, **38-11**, 673/676 (1999)
- 6) Pugh, Stuart: Total Design: Integrated Methods for Successful Product Engineering, Addison-Wesley Pub. (1991)

[著者紹介]

李野 正明 (正会員)



1990 年大阪大学大学院工学研究科修士課程修了, 同年宇宙開発事業団 (現宇宙航空研究開発機構) 入社, 技術試験衛星 VII 型の開発等に従事, 現在地球環境変動観測ミッション (GCOM) プロジェクトチーム サブマネージャ. 1999, 2006 年本会技術賞.

河野 功 (正会員)



1986 年東京大学大学院工学系研究科修士課程 (航空学) 修了, 同年宇宙開発事業団 (現宇宙航空研究開発機構) 入社, 技術試験衛星 VII 型の開発等に従事, 現在研究開発本部誘導制御グループ. 1999 年本会技術賞・友田賞. 2009 年日本航空宇宙学会技術賞.

狼 嘉彰 (正会員)



慶応義塾大学システムデザイン・マネジメント研究科委員長・教授. 1968 年東京工業大学大学院博士課程終了 (工博). 科学技術庁航空宇宙技術研究所, 東京工業大学機械宇宙学科, 慶応義塾大学システムデザイン工学科教授を経て現職. この間, 米国 UCLA 客員研究員, 宇宙開発事業団研究総監を兼任. 専門は宇宙システムのダイナミクスと制御, 日本機械学会フェロー, 日本航空宇宙学会, IEEE などの会員.