

博士学位論文

ランデブドッキング用光学航法系のシステムデザイン  
に関する研究

2011年 3月

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

空野 正明

## 論文要旨

### ランデブドッキング用光学航法系のシステムデザインに関する研究

2011 年 3 月

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

杵野 正明

ランデブドッキング (Rendezvous Docking: RVD) 技術は、宇宙空間で高速に飛行する宇宙機同士を接近・結合させる技術である。RVD 技術は、月へ宇宙飛行士を送る或いは軌道上活動拠点 (宇宙ステーション) を組立てるために必須の技術として、1960 年代から米国、ロシアを中心に研究・開発されてきた。RVD を行うためには、誘導制御機能に加え、両宇宙機の相対位置、速度を推定するための航法機能が重要である。

RVD を行うための航法センサとしては、これまでは、スペースシャトルやソユーズ、プログレスで主に電波レーダが使用されてきた。しかし、電波レーダは、長距離、広域計測が可能な利点を有する半面、計測精度が低いという欠点がある。そこで、レーザレーダ (Rendezvous Radar: RVR) とカメラセンサ (Proximity Sensor: PXS) からなる光学航法システムを搭載した技術試験衛星 VII 型による RVD 実験を行い、光学航法システムが自動 RVD に適用可能であることを世界で初めて実証した。また、高精度である光学航法システムの特徴を生かし、チェイサ衛星が秒速 1cm 程度の接近速度で接近、非接触でターゲット衛星の捕獲を行う低衝撃ドッキングを実現した。

光学航法システムは、電波レーダを使ったシステムに比べ高精度であるが、太陽干渉やセンサ間の光学干渉が起きる欠点がある。本論文ではこれら光学干渉に対する設計指針を明らかにした。ETS-VII の光学航法システムは、同様なランデブ光学センサである米国の AVGS (Advanced Video Guidance Sensor) や欧州の RVS (Rendezvous Sensor) と異なり、研究段階において宇宙開発で最も重視される信頼性を高めるためシンプルな光学系が採用された。具体的には、RVR では、スキャン機構を用いずレーザ光を広角に広げて放射し、ターゲットからの反射光を得る方式、PXS では照明光源とカメラの光軸を同軸配置ではなくカメラの周りに稠密配置する方式がそれぞれ採用された。その結果、RVR、PXS とも計測領域内での光量の

確保に課題が生じたが、本論文で示す以下の対策を行った結果、信頼性の高い光学航法システムが実現可能であることを明らかにした。

RVR に関しては、レーザレーダを広角に照射した場合の簡易な光回線の光学伝播式による解析結果が軌道上実験結果と良く一致することを示し、遠距離での光回線成立性を確認した。PXS に関しては、CCD カメラ-LED アレイ-CCD カメラの離角が大きくなるドッキング近傍域での光量低下が予測されたため、ターゲットマーカ CCR の反射面の角度を僅かに傾ける改善策を提案し、解析及び軌道上実験によって改善効果を確認した。これらの解析、設計手法は今後のレーザレーダ、カメラセンサの設計に有効に活用することが可能である。

さらに将来の宇宙活動における光学航法システムの適用可能性を検討し、ETS-VII で開発・軌道上実証した光学航法システム及びそれらを拡張したシステムは、月・惑星探査等や軌道上での推薬補給や構造物の組み立て等、将来の宇宙活動において幅広く適用可能であり、今後の宇宙活動における RVD 技術の発展に大きく貢献可能であることを示した。

## Thesis Abstract

### Research on System Design of Optical Navigation System for Rendezvous Docking

March, 2011

Masaaki Mokuno

Graduate School of System Design and Management

Keio University

Rendezvous docking (RVD) is a technique that allows two spacecrafts flying at high speed to approach and dock to each other. Since the 1960's, the United States, Russia, and other countries have developed the RVD technique as an essential technique for various space activities including construction of the International Space Station (ISS), transportation of astronauts, and supply and retrieval of materials. To rendezvous and dock, spacecrafts should have the navigation function to estimate the relative position and velocity between chaser and target spacecrafts, as well as the guidance and control functions.

Until now, the US space shuttles and Russian spacecrafts have mainly used radio frequency radar system as rendezvous sensor. However, while the radio frequency radar system has the advantage of being able to measure long distances and broad areas, the measurement accuracy is low. Thus, optical sensors with a higher accuracy have been developed.

In 1997, NASDA (former JAXA) conducted autonomous RVD experiments with the Engineering Test Satellite VII (ETS-VII) carrying an optical navigation system consisted of the Rendezvous laser Radar (RVR) and the Proximity Sensor (PXS), and for the first time, demonstrated that the optical navigation system can be applied to automated RVD. In addition, characteristics of the optical navigation system enabled the satellites to approach at a speed of 1 cm/sec and conduct low-impact docking through noncontact capturing of the target spacecraft.

The optical navigation system has higher accuracy compared to those systems using radio frequency radars; however, it can be influenced by solar interference and inter-sensor interference. In the present paper, design strategies against these optical interferences are described. Unlike the NASA Advanced Video Guidance Sensor and the ESA Rendezvous Sensor that are similar rendezvous sensors, the optical navigation system of the ETS-VII employed a simple optical system in order to enhance the reliability in the research phase of ETS-VII. Specifically, for RVR, a system to emit laser beam in a wide angle and measure the reflected light from the target without laser scanning feature was used, and for the PXS system, the illuminating light sources were densely arranged around the optical axis of the CCD cameras rather than concentric arrangement. Although these systems resulted in problems in securing light intensity for both RVR and PXS, the problems were solved by certain approaches and the feasibility of a reliable optical navigation system was demonstrated. In the present paper, the details are described. As regards RVR, a simple formula for optical propagation when emitting laser radar in a wide angle was presented, and consistency between the data from on-orbital experiments and the analyzed data was confirmed. As for PXS, since reduction of light intensity in the proximity area of docking where the elongation formed by CCD camera and LED array becomes wide was predicted, measures to tilt the reflecting surface of the target marker CCR slightly was proposed to improve optical performance, and the effect of the measure was confirmed in the analysis and in orbit experiment. These analyses and design methods will be useful for the future designs of laser radar and camera sensors.

Moreover, the possibility to apply the optical navigation system for future various RVD activities was studied. As a result of this study, the optical navigation system established in the ETS-VII project and improved system can be applied to future space activities including exploration of the moon and planets, on-orbital propellant supply and construction and is expected to greatly contribute to further development of RVD technique.

# 目 次

略語表

記号表

第 1 章	序論 .....	1
1.1	研究の背景 .....	1
1.2	研究の目的 .....	6
1.3	論文の構成 .....	7
第 2 章	ランデブドッキングにおける航法システムの役割 .....	10
2.1	はじめに .....	10
2.2	ランデブドッキングの原理 .....	10
2.3	ランデブドッキングと航法の役割 .....	13
2.4	光学航法システムの優位性 .....	15
2.5	まとめ .....	17
第 3 章	技術試験衛星 VII 型の光学航法系のシステムデザイン .....	18
3.1	はじめに .....	18
3.2	技術試験衛星 VII 型 (ETS-VII) RVD 実験システム .....	18
3.3	光学航法システムによる航法 .....	20
3.4	ETS-VII の光学航法システムの概要 .....	21
3.4.1	ランデブレーダ (RVR) .....	23
3.4.2	近傍センサ (PXS) .....	28
3.5	光学航法システムに対する要求分析 .....	33
3.6	光学航法システムの課題と対処 .....	38
3.6.1	光学干渉 .....	38
3.6.2	光回線設計 .....	43
3.7	まとめ .....	54

第4章	光学航法システムの開発と軌道上実験による評価 .....	56
4.1	はじめに .....	56
4.2	光学航法システムの開発 .....	56
4.3	軌道上実験による評価 .....	60
4.3.1	光学航法システムを使ったランデブ飛行 .....	63
4.3.2	計測精度の評価 .....	68
4.3.3	捕捉及び追尾 .....	74
4.3.4	光学特性 .....	75
4.4	まとめ .....	79
第5章	ランデブドッキング用航法システムの将来展開 .....	80
5.1	はじめに .....	80
5.2	将来のランデブドッキングミッション .....	80
5.3	ランデブ航法システムの検討 .....	81
5.4	光学航法システムの適用可能性 .....	84
5.5	まとめ .....	94
第6章	結論 .....	96
	参考文献 .....	99
	謝辞 .....	105
	研究業績 .....	106

略語表

APD	Avalanche PhotoDiode
ARC	Automated Rendezvous and Capture
ATV	Automated Transfer Vehicle
AVGS	Advanced Video Guidance Sensor
Az	Azimuth
C-W	Clohessy-Wiltshire
CAM	Collision Avoidance Maneuver
CCD	Charge Coupled Device
CCR	Corner Cube Reflector
COAS	Crew Optical Alignment Sight
DA	Disable Abort
DARPA	Defense Advanced Research Projects Agency
DART	Demonstration for Autonomous Rendezvous Technology
DCLT	Dynamic Closed Loop Test
EM	Engineering Model
ESA	Earth Sensor Assembly
ETS-VII	Engineering Test Satellite VII
EI	Elevation
FDIR	Fault Detection Isolation and Recovery
FOV	Field Of View
GCC	Guidance Control Computer
GEO	GEostationary Orbit
GPS	Global Positioning System
HTV	H-II Transfer Vehicle
IRU	Inertial Reference Unit
ISS	International Space Station
JAXA	Japan Aerospace eXploration Agency
JSC	Johnson Space Center
LD	Laser Diode
LED	Light Emission Diode
LEO	Low Earth Orbit
LOS	Line Of Sight
LST	Local Sun Time
MLI	Multi Layer Insulation
MPU	Micro Processing Unit
MSFC	Marshall Space Flight Center
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NASDA	National Space Development Agency of Japan
ND	Neutral Density
PFM	Proto Flight Model

PXS	ProXimity Sensor
PXS-E	ProXimity Sensor Electronics
PXS-H	ProXimity Sensor Head
PXS-M	ProXimity Sensor Marker
RDOTS	Rendezvous & Docking Operation Test System
RVD	RendezVous Docking
RVR	RendezVous Radar
RVR-E	Rendezvous Radar Electronics
RVR-H	RendezVous Radar Head
RVR-R	Rendezvous Radar Reflector
RVS	RendezVous Sensor
RVS	RendezVous Sensor
S/N	Signal / Noise
SCLT	Static Closed Loop Test
TCS	Trajectory Control Sensor
TDRS	Tracking Data Relay Satellite
TF	Terminal phase Finalization
VGS	Video Guidance Sensor
VIC	Velocity Increment Cut Off
VP	Vicinity Point

## 記号表

記号	定義	値	単位
Az	アジマス角度	-	deg
B	受信帯域	-	Hz
D <sub>de</sub>	PXS マーカ E-D 間距離	-	M
D <sub>ervr</sub>	PXS マーカ E と RVR 遠距離用リフレクタ間距離	-	M
D <sub>r</sub>	受信光学部口径	-	M
EI	エレベーション角度	-	deg
F	F 値	-	M
I <sub>LED</sub>	LED の輝度	-	cd
L <sub>sun</sub>	太陽反射光による PXS CCD 面上の照度	-	lx
L <sub>tsun</sub>	太陽光によるターゲット衛星面上の照度	-	lx
M	APD 増倍率	-	-
P <sub>b</sub>	背景光電力	-	W
P <sub>r</sub>	受信光電力	-	W
R	相対距離	-	M
R <sub>TF</sub>	TF 点距離	-	m
R <sub>d</sub>	PXS マーカ D 半径	-	m
R <sub>e</sub>	PXS マーカ E 半径	-	m
R <sub>rvr</sub>	RVR 遠距離用リフレクタ半径	-	m
T	周期	-	sec
W(λ)	太陽分光放射発散度	-	W/m <sup>2</sup>
a	軌道長半径	-	m
c	光速	2.998×10 <sup>8</sup>	m/sec
e	離心率	-	-
q	電気素量	1.602×10 <sup>-19</sup>	C
f	焦点距離	-	m
f	周波数	-	Hz
h	プランク定数	6.626×10 <sup>-34</sup>	J
i	軌道傾斜角	-	deg
i <sub>b</sub>	背景光雑音	-	A
i <sub>c</sub>	熱雑音	-	A
i <sub>d</sub>	暗電流	-	A
i <sub>s</sub>	ショット雑音	-	A
i <sub>sg</sub>	受信信号	-	A
k	拡散反射率	-	-
k <sub>n</sub>	再帰反射係数	-	-
r	地心距離	-	m
r <sub>ccr</sub>	CCR の有効反射径	-	m
r <sub>e</sub>	地球半径	6378.137	km
t	時間	-	sec

$x$	過剰雑音指数	-	-
$\Delta\lambda$	バンドパスフィルタの帯域幅	-	M
$\Omega_{\text{sun}}$	太陽立体角	-	str
$\beta$	ターゲット衛星の鏡面反射率	-	-
$\delta_{\text{GPS}}$	GPS 相対航法誤差	-	m
$\delta_{\text{TF}}$	TF 点投入誤差	-	m
$\eta$	量子効率	-	-
$\theta$	ピッチ姿勢角, 角度	-	deg
$\theta_c$	光軸と CCR の離角	-	deg
$\theta_t$	ビーム拡がり角	-	deg
$\lambda$	波長	-	m
$\mu$	重力定数	$3.986 \times 10^{14}$	$\text{m}^3/\text{sec}^2$
$\varphi$	ロール姿勢角	-	deg
$\psi$	ヨー姿勢角	-	deg
$\omega$	角速度	-	deg/sec

## 第1章 序論

### 1.1 研究の背景

ランデブドッキング (RendezVous Docking: RVD) 技術は、宇宙空間で高速に飛行する宇宙機同士を接近・結合させる技術である。RVD技術は、月へ宇宙飛行士を送る或いは軌道上活動拠点 (宇宙ステーション) を組立てるために必須の技術として、1960年代から米国やロシアによって研究・開発されてきた[1][2]。1966年には、米国の宇宙飛行士ニール・アームストロングが操縦するジェミニ8号が標的衛星であるアジェナ衛星と世界で初めてのRVDに成功し、続く1967年には、ロシアのCOSMOS 186と188が自動RVDに成功した[3]。この成功以降、米国、ロシアは、それぞれジェミニ/アポロ宇宙船やコスモス等の開発・運用を通じてRVD技術を蓄積・発展させ、現在では、米国のスペースシャトルや、ロシアのソユーズ、プログレスといった宇宙機が国際宇宙ステーション (International Space Station: ISS) 組立て、要員の輸送、物資の補給、回収等のために、定常的にRVDを行うようになった (Fig. 1-1参照)。

RVDを行うためには、能動的に接近・結合する宇宙機 (チェイサ (追跡) 宇宙機) と相手宇宙機 (ターゲット宇宙機) との相対位置、速度を推定し (航法)、接近するための目標軌道を生成し (誘導)、エンジンを噴射しながら軌道、姿勢を制御 (制御) しつつ飛行する機能が必要である。チェイサ宇宙機は、ターゲット宇宙機間の相対距離に応じて異なる誘導・航法・制御方式を使用してRVDを行う。以下に地球軌道上にあるターゲット宇宙機に対するRVDについてその概略を述べる。まず、チェイサ宇宙機が、ターゲット宇宙機と近い軌道面になるタイミングでロケットにより打上げられ、軌道に投入される。チェイサ宇宙機の分離後、地上局によるレンジング[4]によりチェイサ宇宙機、ターゲット宇宙機の相対位置、速度が推定される。地上局は、両宇宙機の軌道決定結果に基づき、チェイサ宇宙機に制御指令を行い、チェイサ宇宙機をターゲット宇宙機との相対距離約数10km程度の近傍ランデブ領域に投入する。近傍ランデブ領域への投入後、チェイサ宇宙機は、自機に搭載しているランデブセンサを用いて、ターゲット宇宙機との相対位置、速度を推定してRVDを行う。ターゲット宇宙機までの相対距離に応じて単一或いは複数のランデブセンサが用いられる。

前述したスペースシャトルやソユーズ、プログレスでは、ランデブセンサとして主に電波レーダを利用している[5]。ソユーズやプログレスは、RFレーダシステム(Kurs)を用いてMirやISSに自動ドッキングする能力も有している[6]。電波レーダは、長距離、広域計測が可能という利

点を有している半面、計測精度が低いという欠点がある。航法精度が低いとドッキングする際の投入精度が悪くなり、捕獲領域を確保するためドッキング機構が大型になり宇宙機に負担となる。また、アポロやソユーズ、プログレスといった宇宙機には、コーン・プローブドッキングという方式が使われ、チェイサ宇宙機の先端のプローブがターゲット宇宙機のコーン上のドッキング面にならないながら慣性力を利用してドッキング機構を結合する方式を採用している。そのためドッキング速度は速く、数～30cm/sec程度である。衝撃ドッキングは宇宙機の構造に高い剛性、強度が要求されるが、小型の宇宙機や月・惑星探査機のように軽量かつ展開構造物を有する場合、衝撃力が小さくなるよう低速で接近してドッキングする必要がある。このように多様な宇宙活動に適用するため、RVD用光学センサの研究・開発が進められてきた。光学センサは、電波レーダに比べて長距離、広域計測が難しいこと、太陽干渉等の光学干渉がある等の点で劣るが、精度が高くかつ小型軽量化できる利点がある。

NASA JSC(Johnson Space Center)は、スペースシャトルに搭載するために、Trajectory Control Sensor (TCS)やHand Held Lidar (HHL)と呼ばれる光学ランデブセンサを開発、1994年から運用しており、主に宇宙飛行士の操縦を支援する航法情報提供のために使用されている。また、近年、無人宇宙機による宇宙ステーションへの物資補給や、推薬補給、軌道上における構造物の組立て、更には月・惑星からのサンプルリターン等のミッションが提案され、それらに対応するための高精度なランデブセンサとして、光学航法センサの研究開発が活発になっている。NASA MSFC (Marshall Space Flight Center)は、ARC (Automated Rendezvous and Capture)[7]と呼ばれるプログラムの下、無人宇宙機によるRVD技術の獲得を目指し、Video Guidance Sensor (VGS)と呼ばれる光学センサの研究・開発を進め、1998年にスペースシャトルに搭載したSpartan衛星を使って軌道上におけるセンサの機能性能確認を行った[8]。その後、VGSの発展型であるAdvanced Video Guidance Sensor (AVGS)[9][10]と呼ばれる光学センサが、米国高等国防計画局 (DARPA)のDART (Demonstration for Autonomous Rendezvous Technology), Orbital Expressといった宇宙機に搭載され、DARTは失敗したものの[11]、Orbital Expressで自動RVD実験に成功した[12][13]。また、MDA/Optech社が開発したRendezvous Lidar System[14]が米国空軍研究所(Air force Research Laboratory)のXSS-11(eXperimental Satellite System-11)に搭載され、2005年4月に打上げられランデブ実験が行われた。欧州では、ISSに物資を補給するためのAutomated Transfer Vehicle (ATV)と呼ばれる補給機に搭載するため、ランデブ光学センサであるRendezvous Sensor (RVS)

としてVideometer[15]とTelegoniometer[16][17][18]を開発し、2008年にISSとのRVDに成功した[19].

一方、我が国では、1970年代からRVD技術に関する研究・開発が行われ、1997年に宇宙開発事業団（NASDA）（現宇宙航空研究開発機構：JAXA）が、無人宇宙機による自動RVD実験を行うことを目的とした技術試験衛星VII型（ETS-VII）を打上げた[20][21]. ETS-VIIは、「チェイサ衛星（ひこぼし）」及び「ターゲット衛星（おりひめ）」と呼ばれる2つの衛星から構成され、軌道上においてチェイサ衛星がターゲット衛星を分離し、最大12kmまで離れた地点からRVD実験を行った。ETS-VIIのRVDを行うための航法システムとして、12km～500mの遠距離域で使用するGPS相対航法[22][23]と500m以近の近傍域で使用する光学航法システムの2つのシステムを開発した。光学航法システムは、ランデブレーダ（Rendezvous Radar: RVR）及び近傍センサ（Proximity Sensor: PXS）の2つのランデブセンサから構成される。RVRは、500m～2mの距離域で相対距離及び視線方向（LOS: Line of Sight）角を計測し、PXSは、2m～ドッキングまでの距離域で相対位置、姿勢を計測する機能を有する。NASDAは、1998年から1999年にかけて3回の自動RVD実験を行い成功裏に終了した[24][25][26]. これらETS-VIIで獲得したRVD技術は、日本のH-II Transfer Vehicle (HTV)の開発にも生かされ、HTVは、2009年にISSとのバーシング、ドッキングに成功している[27].

これらETS-VIIの実験を通じて、光学航法システムを自動制御系に組み込んだシステムによるRVD実験を行い、光学航法システムが自動RVDに適用可能であることを世界で初めて軌道上で実証した（Table 1-1参照）。また、高精度である光学航法システムの特徴を生かし、チェイサ衛星が秒速1cm程度の接近速度で接近、非接触でターゲット衛星の捕獲を行う低衝撃ドッキングを実現した。ETS-VIIの約10年後に実施されたOrbital ExpressによるRVD実験では、ドッキング時の接近速度は秒速3cm、制御精度は距離方向で $\pm 50\text{mm}$ 、距離垂直方向は $\pm 45\text{mm}$ であった。これは、接近速度でETS-VIIの3倍速く、距離垂直方向精度はETS-VIIの $\pm 25\text{mm}$ の約2倍である等、実験から10年にわたってETS-VIIのドッキング時の制御精度が世界一であったことが明らかになった[28]. 光学航法システムは、電波レーダを使ったシステムに比べ高精度かつ小型軽量化が可能である反面、太陽干渉やセンサ間の光学干渉が起きる欠点があるが、これら光学干渉に対する設計上の対処を行った結果、軌道上実験で問題なく動作したことを確認した。ETS-VIIの光学航法システムは、同様なランデブ光学センサであるAVGSやRVSと異なり、宇宙開発で最

も重視される信頼性を高めるために、研究段階でレーザをスキャンする機構系を持たないシンプルな光学系が採用された[29][30]。それによりRVR、PXSとも計測領域内での光量の確保に課題が生じたが、本論文で示す対策を行った結果、シンプルな構成で光学航法システムが実現可能であることを実証した。

ETS-VIIで開発・軌道上で実証した光学航法システムは、月・惑星探査等や軌道上での推薬補給、構造物の組み立て等、将来の宇宙活動において適用可能であり、今後の宇宙活動におけるRVD技術の発展に大きく貢献すると考えられる。

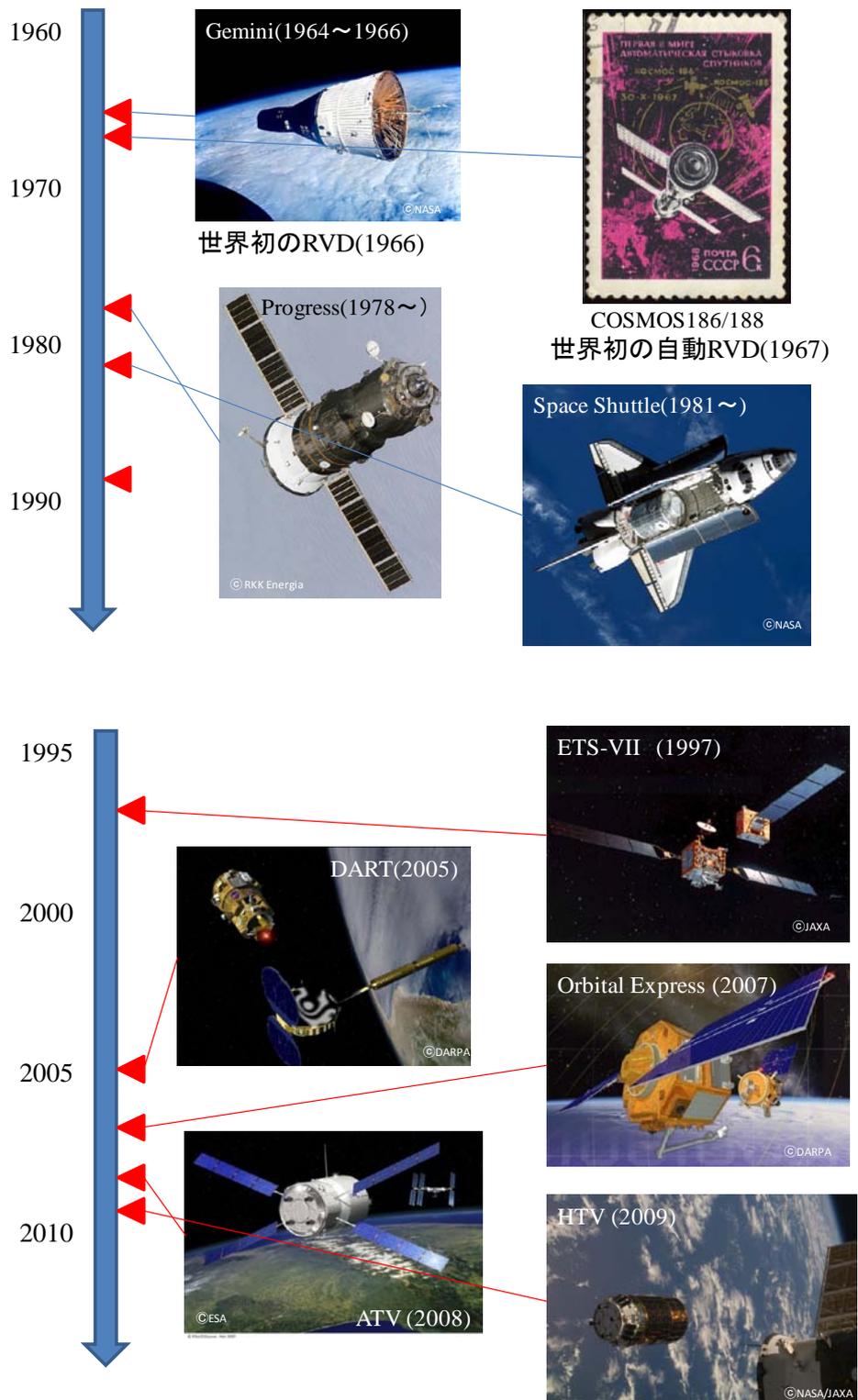


Fig. 1-1 Rendezvous docking flights

Table 1-1 Optical navigation sensors development history

First Flight	Optical navigation sensor	Spacecraft	Measurement parameters**
1992-	Hand Held Lidar (HHL)*	Space Shuttle	Rng
1994-	Trajectory Control Sensor (TCS)*	Space Shuttle	LOS, Rng, ReATT
1997	Video Guidance Sensor (VGS)*	STS-87,95	RePO, ReATT
1997	RendezVous Radar (RVR)	ETS-VII	LOS, Rng, ReATT
1997	ProXimity camera Sensor (PXS)	ETS-VII	RePO, ReATT
2005	Rendezvous Lidar System	XSS-11	LOS, Rng
2007	Advanced Video Guidance Sensor (AVGS)	DART, OE	RePo, ReATT
2007	Autonomous Rendezvous and Capture Sensor System (ARCSS)[31]	OE	LOS, Rng, RePO, ReATT
2008	RendezVous Sensor (Videometer)	ATV	LOS, Rng, ReATT
2008-	RendezVous Sensor (Telegoniometer)	ATV, HTV	LOS, Rng, ReATT

\* These sensors were not activated in the closed loop control system.

\*\* LOS: Line of sight (Az, El), Rng: Relative range, RePO: Relative position, ReATT: Relative attitude

## 1.2 研究の目的

RVDを行うためには、チェイサ宇宙機とターゲット宇宙機間の相対位置、速度等を推定する航法機能が必要不可欠である。本研究は、高精度で低衝撃なRVDを実現するために必要な光学センサを使った航法システム(本論文では光学航法システムと呼ぶ)技術の確立を目的とする。

まず、1997年7月にRVD及び宇宙ロボット技術の軌道上実証を目的として打上げられた技術試験衛星VII型(ETS-VII)に搭載したレーザレーダであるRVR及びカメラセンサであるPXSからなる光学航法システムへの要求条件を検討し、とりわけ光学系にかかるシステム要求を明らかにする。その上で、光学航法システムを実現する上で最も重要な課題である、太陽や光学センサ間の光学干渉の回避方法や光学センサの計測領域内における光回線の確保について検討する。

次に、ETS-VII打上げ後、1998年から3回にわたって実施した自動RVD実験における光学航法システムの実験結果を評価分析し、計測要求や光学特性の評価を行い、光学航法システムが高精度な自動RVDに有効であることを確認する。

最後に将来の月・惑星探査や軌道上における推進補給、構造物の組み立て等における利用に向けた光学航法システムの将来展望について考察する。

### 1.3 論文の構成

第1章では、本研究に至る背景と、光学航法システムに関する技術の現状を述べた後、本論文の目的について示す。

第2章でRVD技術の研究開発の意義と経緯、RVDの基本原理について説明した上で、RVDにおける航法システムの位置づけと役割について述べる。また、従来の航法システムである電波レーダと光学航法システムの比較を行い、光学航法システムの優位性について説明する。

第3章では、技術試験衛星VII型（ETS-VII）のRVD実験システムと光学航法システムについて説明し、ETS-VIIのRVD実験システムから光学航法システムに対する要求条件を明らかにする。また、要求分析結果に基づき設定された光学航法システムの設計のうち、光学システムに固有な光学干渉や光学伝播に関する課題と対策について述べる。

第4章では、光学航法システムの開発とETS-VIIのRVD実験によって得られた結果について考察し、光学航法システムの機能性能が設計要求を満足することを示す。

第5章では、将来の月・惑星探査や軌道上サービスに必要な航法システムについて論じ、今後の方向性に関する提案を行う。

第6章では、本論文で得られた結論を述べる。

本論文の構成をVモデルでまとめ、かつ原著論文と関係づけた図を Fig. 1-2 に示す。本研究は、光学航法システムとして ETS-VII の光学航法システムを題材に研究を行った。光学航法システムは 1980 年代から研究され、1992 年の ETS-VII 開発着手から 1997 年の打上げ、さらに 1998 年から 1999 年にかけての軌道上実験、その後の評価に至るまで長期に亘り研究開発が行われてきた。筆者は、そのうち 1992 年～1999 年の実験完了まで光学航法システムの開発及び軌道上実験評価を担当した。このライフサイクルを通じて行われた光学航法システムの研究開発の全体像を Fig. 1-3 に示す。本論文の対象とする研究範囲は Fig. 1-3 の赤字で示した部分である。



**原著論文**

① 空野正明, 河野功, 狼嘉彰, “技術試験衛星VII型近傍センサの光学特性の改善”, 計測自動制御学会産業論文集, Vol. 9, No.12, 2010, pp.84-90.

② Masaaki Mokuno, Isao Kawano, Takashi Suzuki, “In-Orbit Demonstration of Rendezvous Laser Radar for Unmanned Autonomous Rendezvous Docking”, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol.40, No.2, 2004, pp.617-626.

③ Masaaki Mokuno, Isao Kawano, “On Orbit Demonstration of Optical Navigation System for Autonomous Rendezvous Docking” (AIAA Journal of Spacecraft and Rockets : Accepted for publication pending minor modifications on Dec. 22, 2010).

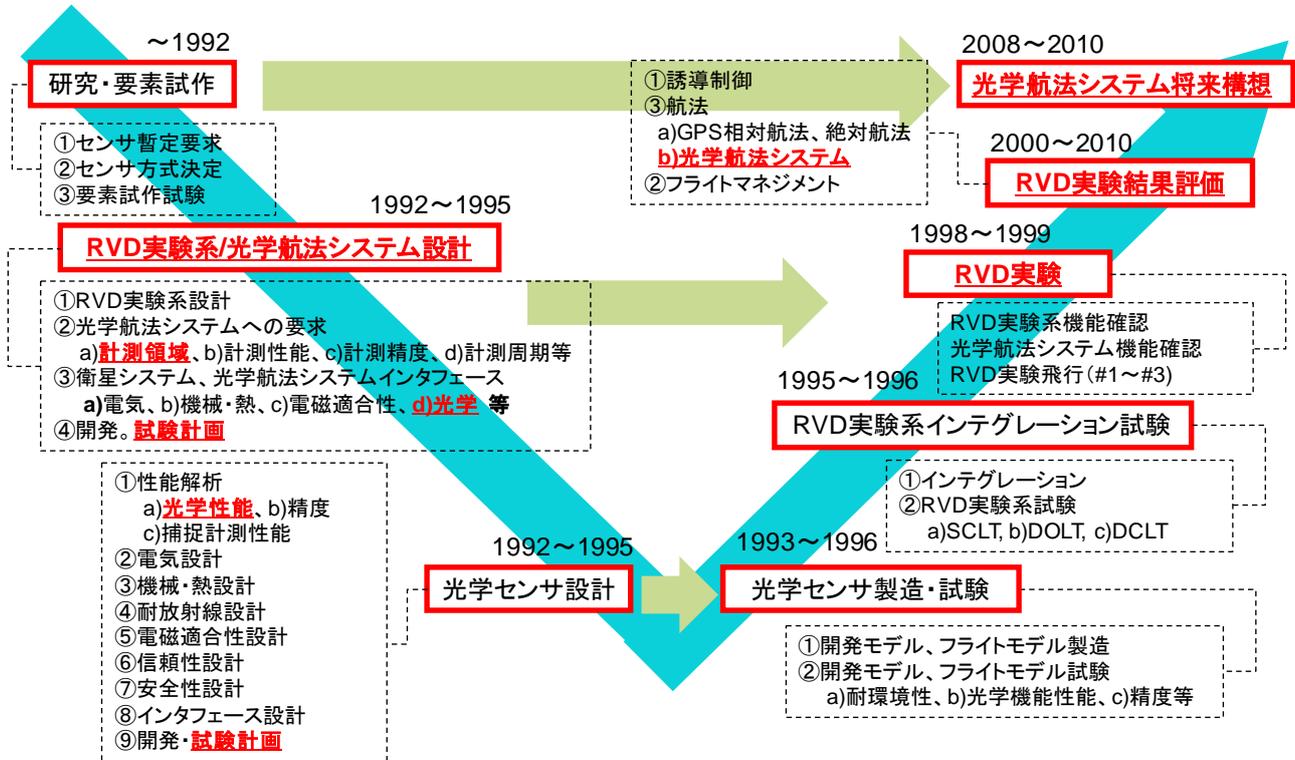
④ 河野功, 空野正明, 他, “ETS-VIIランデブ・ドッキング実験の結果”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.50, No.578, pp.95-102, 2002.

**国際会議論文**

① Masaaki Mokuno, Isao Kawano, et al. “Development of the ETS-VII RVD System, Preliminary design and EM development phase”, Proc. of the AIAA Guidance Navigation and Control Conference, AIAA-95-3357, 1995.

② Masaaki Mokuno, Isao Kawano, et al., “Engineering Test Satellite VII Rendezvous Docking Optical Sensor System”, Proc. of the AIAA Guidance Navigation and Control Conference, AIAA-94-3648, 1994.

Fig. 1-2 本論文の構成と原著論文との関係



※本論文の対象は赤字で示す部分である。

Fig. 1-3 ETS-VII 光学航法システムの研究・開発ライフサイクルと本論文の関係

## 第2章 ランデブドッキングにおける航法システムの役割

### 2.1 はじめに

ランデブドッキング (RVD) とは、軌道上で宇宙機同士が接近・結合することである。本章では、まず RVD の基本原理が、ケプラーの第 3 法則に則り両衛星の高度差を利用して接近することであることを示し、チェイサ宇宙機とターゲット宇宙機の相対運動を記述する HILL 方程式について説明する。次に RVD を行うために必要な誘導航法制御について、地上打上げ型の RVD を例にとって説明し、RVD における航法の役割について述べる。さらに本論文の対象である光学航法システムに関する研究の現状について述べ、RVD に光学航法システムを適用することの優位性について述べる。

### 2.2 ランデブドッキングの原理

宇宙におけるランデブドッキング (RVD) とは、軌道上の宇宙機同士が接近・結合することである。ここで、接近される側の宇宙機をターゲット宇宙機、接近する側の宇宙機をチェイサ宇宙機と呼ぶ。RVD の基本的原理は、宇宙機間の高度（軌道長半径）差を利用して接近することにある。具体的には、次式に示すケプラーの第 3 法則を利用する。

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (2-1)$$

ここで、

$T$ : 軌道周期  
 $a$ : 軌道長半径  
 $\mu$ : 重力定数

である。(2-1)式から分かるとおり、軌道長半径が長く（短く）なるほど軌道周期が長く（短く）なることから、2機の宇宙機の高度に差を付けることで、接近や離脱させることができる。Fig. 2-1 に原理を理解するための概念図を示す。

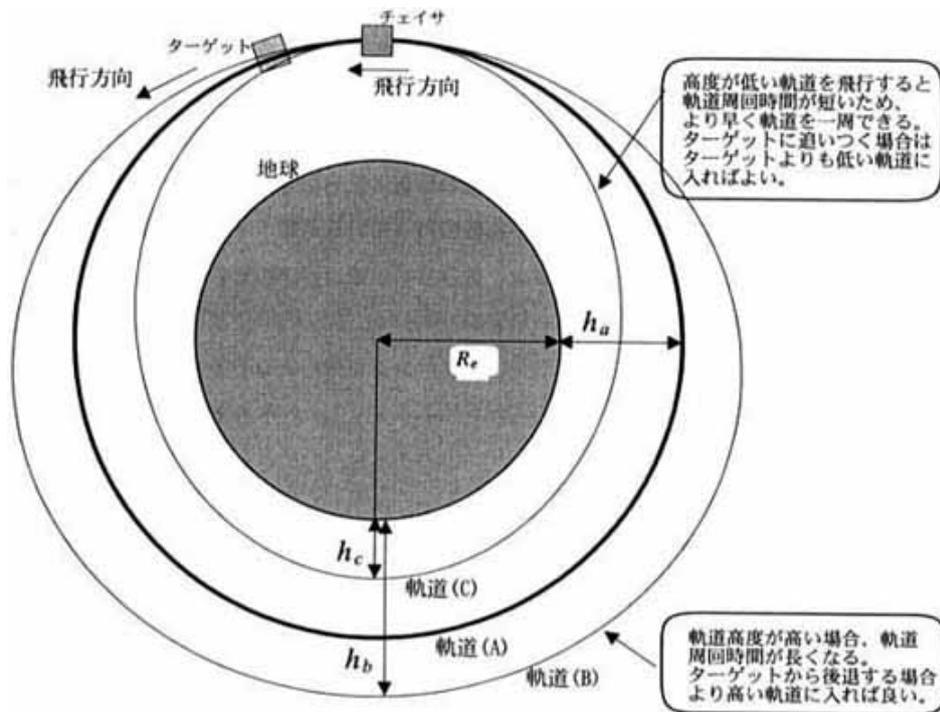


Fig. 2-1 Concept of rendezvous docking [32]

次に、チェイサ宇宙機とターゲット宇宙機が近傍にある時の相対運動について述べる。Fig. 2-2 に座標系を示す。ターゲット衛星を原点に固定し、ターゲット衛星が飛行する円軌道の上に X 軸，地心方向を Z 軸，これらと右手系をなすようにターゲット衛星の軌道面垂直方向に Y 軸をとる。この時，チェイサ衛星とターゲット衛星の相対運動は以下の式で表される[33]。

$$\begin{aligned}
 \ddot{X} &= a_x + 2\omega\dot{Z} \\
 \ddot{Y} &= a_y - \omega^2 Y \\
 \ddot{Z} &= a_z - 2\omega\dot{X} + 3\omega^2 Z
 \end{aligned}
 \tag{2-2}$$

ここで，チェイサ衛星に外力が作用しない，即ち，

$$a_x = a_y = a_z = 0
 \tag{2-3}$$

の場合の式(2-2)の一般解は，C-W (Clohessy-Wiltshire) 解[34]と呼ばれ，以下の式で表される。

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \\ \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 6(\sin \omega t - \omega t) & \frac{4}{\omega} \sin \omega t - 3t & 0 & \frac{2}{\omega}(\cos \omega t - 1) \\ 0 & \cos \omega t & 0 & 0 & \frac{1}{\omega} \sin \omega t & 0 \\ 0 & 0 & 4 - 3 \cos \omega t & \frac{2}{\omega}(1 - \cos \omega t) & 0 & \frac{1}{\omega} \sin \omega t \\ 0 & 0 & 6\omega(\cos \omega t - 1) & 4 \cos \omega t - 3 & 0 & -2 \sin \omega t \\ 0 & -\omega \sin \omega t & 0 & 0 & \cos \omega t & 0 \\ 0 & 0 & 3\omega \sin \omega t & 2 \sin \omega t & 0 & \cos \omega t \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \\ \dot{x}_0 \\ \dot{y}_0 \\ \dot{z}_0 \end{pmatrix} \quad (2-4)$$

$\omega$  : ターゲット衛星の軌道角速度

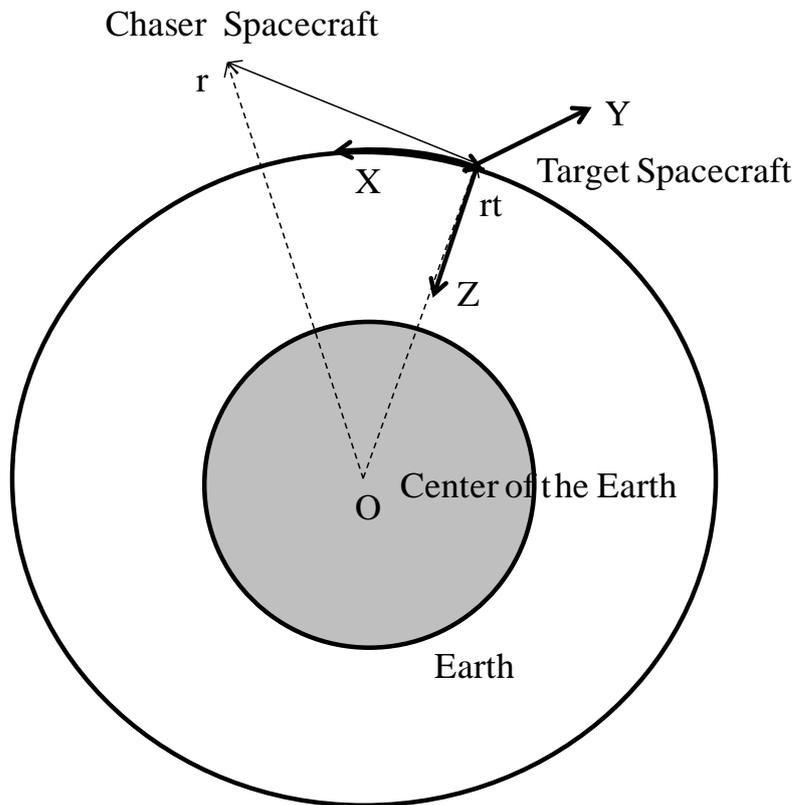


Fig. 2-2 HILL coordinate system

本式より、チェイサ衛星は軌道面外方向 (Y 方向) に対しては、単振動を行い、軌道面内 (X-Z 方向) には、X, Z が連成した運動を行うことがわかる。

## 2.3 ランデブドッキングと航法の役割

RVD を行うためには、航法センサ等の計測データに基づきターゲット宇宙機との相対位置、速度を推定し（航法）、接近するための目標軌道を生成し（誘導）、スラスタを噴射しながら軌道、姿勢を制御（制御）しつつ飛行する機能が必要である。また、自動 RVD を行うためには、これらに加えてチェイサ宇宙機に FDIR (Fault Detection, Isolation and Recovery)や飛行モード管理等からなる自動飛行管理機能が必要である。地上から打上げ、軌道上で RVD を行うシーケンスは、(1)打上げ、(2)軌道変換、(3)相対接近、(4)最終接近、(5)ドッキングの 5 つのフェーズに分類される。Table 2-1 に RVD のフェーズ毎の投入精度、航法、誘導・制御技術と飛行管理技術を整理したものを示す[35]。

Table 2-1 RVD flight phase and navigation technology

RVD flight phase	Relative distance	Injection accuracy	Navigation method	Measurement parameter
(1)Launch (2)Orbit Transfer	Several km ~20km	1km×2km	Inertial navigation	Position and velocity
(3)Relative Approach	100~500m	100m	GPS relative navigation	Relative position and velocity
(4)Final Approach	2~10m	30cm	Laser radar	Relative range, azimuth / elevation angle
(5)Docking*	~0	10cm	Camera sensor	Relative position and attitude

\* Docking can be also done using the laser radar

ここで、Table 2-1 に沿って地球軌道上のターゲット宇宙機に対する RVD の概略を説明する。まず、打上げフェーズでは、目標となるターゲット宇宙機の軌道は地上からのレンジングや地上レーダを利用して決定される。チェイサ宇宙機は、ターゲット宇宙機と同じ軌道面に入るよう、軌道面を可能な限り合わせた時刻に打上げられる。軌道変換フェーズでは、地上からチェイサ宇宙機及びターゲット宇宙機をレンジングや地上レーダを利用して軌道決定し、チェイサ宇宙機に両宇宙機のステートベクトルを送信し、チェイサ宇宙機はこれらの情報を用いてターゲット宇宙機との相対運動を推定する。チェイサ宇宙機は、C-W 誘導制御によって相対接近フェーズ開始点である相対距離約 10km 程度の地点に投入され、相対接近フェーズに引き継がれ

る。C-W 誘導制御とは、(2-4)式を利用した誘導制御である。相対接近フェーズ以降は、チェイサ宇宙機自身が持つランデブ用センサを使ってターゲット宇宙機の位置等を計測し、それに基づき C-W 誘導や基準軌道誘導制御等を使ってターゲット宇宙機に接近する。基準軌道誘導制御とは、予め決められた速度、位置のプロファイルに従って接近する誘導制御方式で、軌道上のある決めた軌道に沿って接近するような場合に用いられる。ターゲット宇宙機への最終接近の方法として、前方からの接近 (V バー接近 : +V bar Approach), や下方からの接近 (R バー接近 : +R bar Approach) が主として用いられる。ETS-VII は前者, HTV は後者の接近方法を採用している。(2-2) 式より, R バー接近はコリオリ力の他高度差に基づく潮汐力を補償しながら接近することからブレーキ力が強く, V バー接近より安全に接近できるメリットがあるが, ドッキング面が-Z 面となるため, 衛星間通信用機器や RVD 機器等を配置する必要がありシステム設計が複雑になることや, ターゲット宇宙機の地球センサやチェイサ宇宙機のアンテナ視野への影響が懸念される等のデメリットがある。

RVD における航法は, 以上に述べた RVD シーケンスの中で, 相対距離によって異なる誘導制御系からの要求に応じて相対位置, 速度の推定情報を提供することが役割である。特に, 軌道変換フェーズ終了後, 相対接近フェーズ以降は, 航法センサが重要となる。必要となる航法センサは, 宇宙機が飛行する軌道やミッションによって異なるが, 地上打上げ型の RVD を考えた場合, 相対距離 (フェーズ) に応じて以下の 3 種類の利用が考えられる。ランデブを行う宇宙機は, 衛星姿勢を保持するための姿勢センサとして, 恒星センサまたは地球センサと慣性基準装置を搭載していることを前提とする。

#### (1) GPS 相対航法 (相対接近フェーズ)

チェイサ宇宙機及びターゲット宇宙機に GPS 受信機を搭載し, それぞれで計測した位置, 速度データに基づき相対位置, 速度を推定する。

#### (2) ランデブレーダ (最終接近フェーズ)

電波またはレーザを使ったレーダでターゲット衛星との距離, 視線方向, 相対姿勢を計測する。視線方向角度を計測すれば, チェイサ宇宙機の姿勢センサの計測値と合わせて, ターゲット衛星に対する相対位置を計測することが可能である。相対姿勢は, ドッキングセンサが機能分担することも考えられる。

### (3) ドッキングセンサ（ドッキングフェーズ）

カメラ等を使って相対位置・姿勢を計測するセンサ。ドッキング時のチェイサ宇宙機とターゲット宇宙機のドッキング面の面合わせを行うために必要となる。

それぞれの航法センサの計測値に基づく航法誤差は、誘導制御誤差になることから、引継ぎ点における投入精度は、航法誤差によって影響を受ける。従って順次航法誤差の小さい航法センサに引継ぎながら RVD を行う。

## 2.4 光学航法システムの優位性

スペースシャトルやソユーズ、プログレスといった宇宙機では、ランデブ用航法センサとして主に電波レーダを使用してきた。例えば、スペースシャトルでは、相対距離 20km 程度の地点から電波レーダを使用してターゲット宇宙機の相対距離、視線方向を測定し、姿勢センサであるスタートッカや COAS (Crew Optical Alignment Sight) と呼ばれる視準器を用いて計測した角度、慣性基準装置の角速度計測値と組合せてターゲット宇宙機との相対位置、速度を推定する。また、ソユーズ、プログレスといった宇宙機では、KRUS と呼ばれる電波レーダが相対接近フェーズ以降の主センサとして使用されてきた。KRUS は、チェイサ宇宙機とターゲット宇宙機に搭載された複数のパラボラアンテナにより、距離、視線方向のみならず相対姿勢も計測することができる。このように、スペースシャトルやソユーズ、プログレス等では、ランデブ航法センサとして電波レーダを用いてきたが、電波レーダは、長距離、広域計測が可能という利点を有している半面、計測精度が低いという欠点があった。1995 年以降、スペースシャトルに Trajectory Control Sensor (TCS) と呼ばれるレーザレーダが搭載され、近傍ランデブ運用で使用されている。しかし、TCS は自動制御には組込まれておらず、宇宙飛行士に対する航法支援情報の提供に留まっている。

一方、1980 年代後半から、無人宇宙機による宇宙ステーションへの物資補給、推薬補給や軌道上における構造物の組立て、更には月・惑星からのサンプルリターン等のミッションが提案されるようになり、無人宇宙機による RVD とそれに必要な高精度なランデブセンサの研究開発が各国で行われるようになった。

NASA MSFC は、ARC (Automated Rendezvous and Capture) と呼ばれるプログラムの下、無人

宇宙機による RVD 技術の獲得を目指し、Video Guidance Sensor (VGS)と呼ばれる光学センサの研究・開発を進め、スペースシャトルに搭載した Spartan 衛星を使って軌道上におけるセンサの機能性能確認を行った。その後、VGS の発展型である Advanced Video Guidance Sensor (AVGS) と呼ばれる光学センサが、米国高等国防計画局 (DARPA) の DART や Orbital Express といった宇宙機に搭載され、Orbital Express で自動 RVD 実験に成功した。欧州では、ISS に物資を補給するための Automated Transfer Vehicle (ATV)と呼ばれる補給機に搭載するため、ランデブ光学センサである Videometer と Telegoniometer からなる RendezVous Sensor (RVS)を開発し、2008 年に ISS との RVD に成功した。

日本では、1970 年代から RVD に関する研究が行われ、1990 年に RVD 実験及び宇宙ロボット実験を主目的とした技術試験衛星 VII 型 (ETS-VII) の開発に着手した。ETS-VII の RVD 実験システムは、以下の理由から無人宇宙機による自動・低衝撃 RVD を目指して開発された。

#### (1) 無人宇宙機による RVD

一般的に宇宙飛行士は多忙であり、その作業負荷を軽減する必要がある。また、月・惑星探査のように人を送ることが困難な場所では、まず無人探査を行う必要がある。

#### (2) 自動 RVD

地上からの支援で RVD を行う場合、遠隔操縦は連続的な通信リンクが必要であるが、月・惑星探査のように時間遅れがある場合操縦が困難である。

#### (3) 低衝撃ドッキング

アポロやソユーズ、プログレスといった宇宙機は、コーン・プローブドッキングという方式が使われ、チェイサ宇宙機の先端のプローブがターゲット宇宙機のコーン上のドッキング面にならないながら慣性力を利用してドッキング機構を結合する。そのためドッキング速度は速く、数～30cm/sec 程度である。衝撃ドッキングは宇宙機の構造に高い剛性、強度が要求されるが、月・惑星探査機のように軽量かつ展開構造物を有する場合、衝撃力は小さいことが望ましい。そのため、1cm/sec 程度の低速で接近し、非接触でターゲット宇宙機の捕獲を行う低衝撃ドッキングを目指した。

ETS-VII は、上記の無人宇宙機による低衝撃自動 RVD を実現するため、世界で初めて相対距離 500m 以近の最終接近フェーズ以降に光学航法システムを適用して自動 RVD を行った。ETS-VII に採用したレーザレーダとカメラセンサは、他の光学センサと異なりスキャンする機構を持たず、レーザや照明光を広角に放射して反射光を計測する静的なセンサであり、宇宙開発で最も重視される信頼性に優れたシステムである。また、ドッキング近傍領域では、レーザレーダ、カメラセンサ何れでも計測可能であり、方式冗長となっており安全性が高いシステムである。一方、広角にレーザ光や照明光を照射する場合、反射光量が少なくなり、光回線の維持が難しくなる。また、光学センサは太陽光等の光学干渉が起きる欠点がある。このような課題に対する対処は第 3 章で議論する。

## 2.5 まとめ

ランデブドッキング (RVD) は、軌道上で宇宙機同士が接近・結合することである。チェイサ宇宙機が、ケプラーの第 3 法則に則り両衛星の高度差を利用してターゲット衛星に接近する。接近後のチェイサ宇宙機とターゲット宇宙機の相対運動は HILL 方程式で表され、外力が無い場合、C-W 解と呼ばれる解が得られ、本式を利用してランデブ相対運動を理解することができる。地上打上げ型の RVD に必要な誘導航法制御のうち、最終接近フェーズ以降では、姿勢制御のためのセンサの他、相対距離、視線方向、相対姿勢を計測可能なランデブ航法機能が必要である。これまでのランデブ航法センサは、主に電波レーダが使用されてきたが、長距離、広域計測が可能な半面、計測精度が悪いという欠点があった。それに対し、光学センサを使った航法システムは、計測精度が高く、高精度な RVD を実現することができる。ETS-VII の光学航法システムは、レーザレーダとカメラセンサの 2 種のセンサから構成される。これらは、他の光学センサと異なりスキャンする機構を持たず、レーザや照明光を広角に放射して反射光を計測する静的なセンサであり、宇宙開発で最も重視される信頼性に優れたシステムである。また、ドッキング近傍領域では、レーザレーダ、カメラセンサ何れでも計測可能であり、方式冗長となっており安全性が高い。

## 第3章 技術試験衛星VII型の光学航法系のシステムデザイン

### 3.1 はじめに

光学航法システムは、技術試験衛星VII型（ETS-VII）のRVD実験システムの一部として開発され、1997年に打上げられた。本章では、まずETS-VIIのRVD実験システムの概要を述べるとともに、ETS-VIIに搭載した光学航法システムと航法センサについて説明する。次に、光学航法システムに対する最終接近フェーズ以降におけるRVD実験システムからの要求を明らかにする。光学航法システムは、高精度である半面、光学干渉や光学伝播といった光学システムに特有な課題があることから、計測要求を実現する上で必要となる、それら課題に対する設計上の対処について議論する。

### 3.2 技術試験衛星VII型（ETS-VII）RVD実験システム

技術試験衛星VII型（ETS-VII）は、自動RVD及び宇宙用ロボット技術の習得を主目的として1997年11月28日にH-IIロケットにより打上げられた衛星で、自動RVDを行うためにチェイサ衛星（「ひこぼし」）、ターゲット衛星（「おりひめ」）の2機の衛星から構成されている。質量は、チェイサ衛星2.5t、ターゲット衛星0.4tの計2.9tであり、打上げ後、高度550km、軌道傾斜角35degの円軌道に投入された。ETS-VIIは軌道上でチェイサ衛星、ターゲット衛星を分離し、最大12km（実験値、計画は9km）まで離脱して自動RVD実験を実施した。軌道上概観図をFig. 3-1に示す。



Fig. 3-1 Engineering Test Satellite VII (ETS-VII)

ETS-VII の RVD 実験システムのブロックダイアグラムを Fig. 3-2 に示す。自動 RVD を行うためチェイサ衛星に誘導制御計算機 (GCC) が搭載されている。GCC には、搭載ソフトウェア (RVD Flight Software) がインストールされ、RVD 実験中のチェイサ衛星の軌道・姿勢制御を行うとともに、モード制御やフォルトトレラントといった飛行管理機能も有している。ETS-VII は、無人自動ランデブドッキングを行うために、3 つのランデブ航法機器を搭載している。それは、2m~ドッキングまでの距離域 (ドッキング接近フェーズ) で使用する近傍センサ (PXS), 500m~2m までの距離域 (最終接近フェーズ) で使用するランデブレーダ (RVR), 9km~500m までの距離域 (相対接近フェーズ) で使用する GPS 受信機である。本論文では、そのうち光学センサである RVR, PXS を光学航法システムと呼ぶ。GCC は、これら 3 つのランデブ航法機器を距離に応じて切り替えて誘導制御に使用する。これらランデブ航法機器に加え、地球センサ (ESA) 及び慣性基準装置 (IRU) が、姿勢及び姿勢レートを計測するために両衛星に搭載されて RVD に使用される。また、両衛星のアクチュエータとして、チェイサ衛星に 20N スラスタが、ターゲット衛星に 1N スラスタが搭載されている。ETS-VII の実験運用は、筑波宇宙センターから、NASA のデータ中継衛星 (Tracking and Data Relay Satellite (TDRS)) を介して実施した。

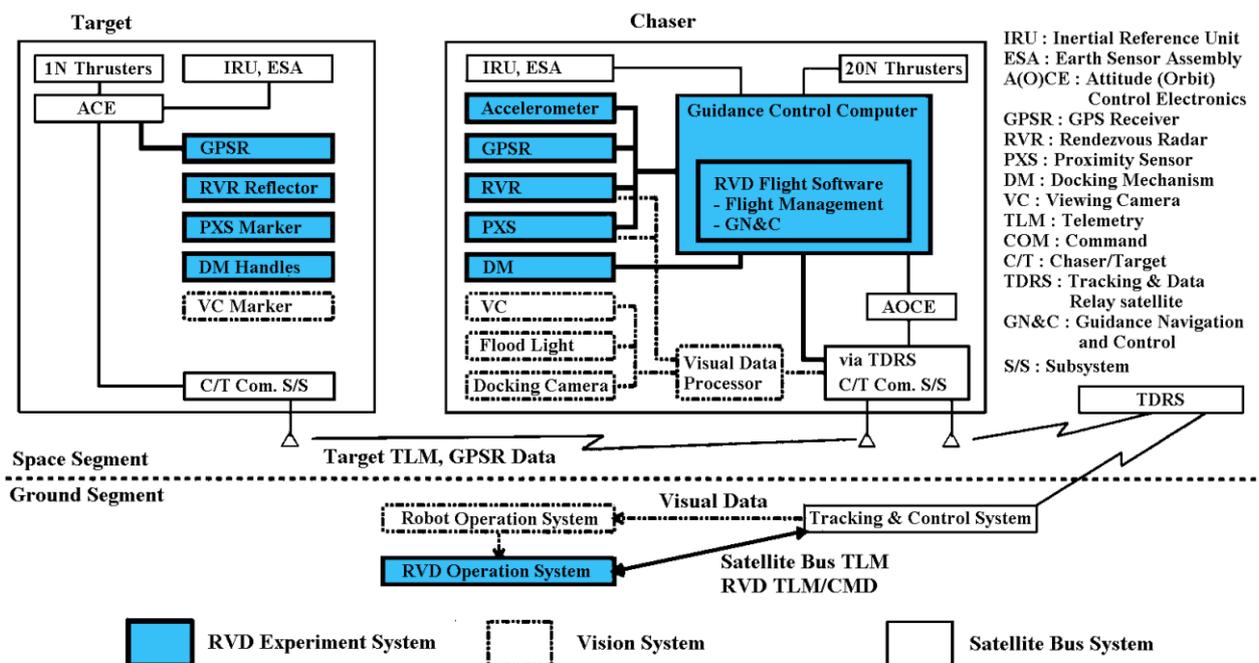


Fig. 3-2 Block diagram of ETS-VII RVD experiment system

### 3.3 光学航法システムによる航法

ETS-VII の RVD は、高度 550km の低軌道における協力的ターゲットに対する RVD を行うことから、GPS 相対航法で投入可能な相対距離約 500m の地点 (TF 点) に投入し、その後光学航法システムに引き継ぐ方法が採用された。チェイサ衛星及びターゲット衛星は ESA や IRU を搭載しており、3 軸地球指向制御を行う機能を有している。従って、チェイサ衛星は TF 点投入時に GPS 相対航法データよりチェイサ衛星に対するターゲット衛星の相対位置を知り、自身の地球指向姿勢を基準にしてターゲット衛星の方向に姿勢を向ける (LOS 指向) ことで RVR によりターゲット衛星を捕捉する。チェイサ衛星の RVR がターゲット衛星を捕捉する際のチェイサ衛星、ターゲット衛星の相対位置、姿勢の関係を Fig. 3-3 に示す。ターゲット衛星捕捉後は、RVR で計測する視線方向角度  $Az$ ,  $El$  及び相対距離  $R$  と、姿勢センサである ESA, IRU から得られた自身のヨー( $\psi$ )及びピッチ( $\theta$ )推定姿勢角を合わせて、次式からチェイサ衛星に対するターゲット衛星の 3 次元位置を推定しつつ接近する。これは、各国で開発されているレーザーレーダも同様である。

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = R \begin{pmatrix} 1 \\ \psi - Az \\ El - \theta \end{pmatrix} \quad (3-1)$$

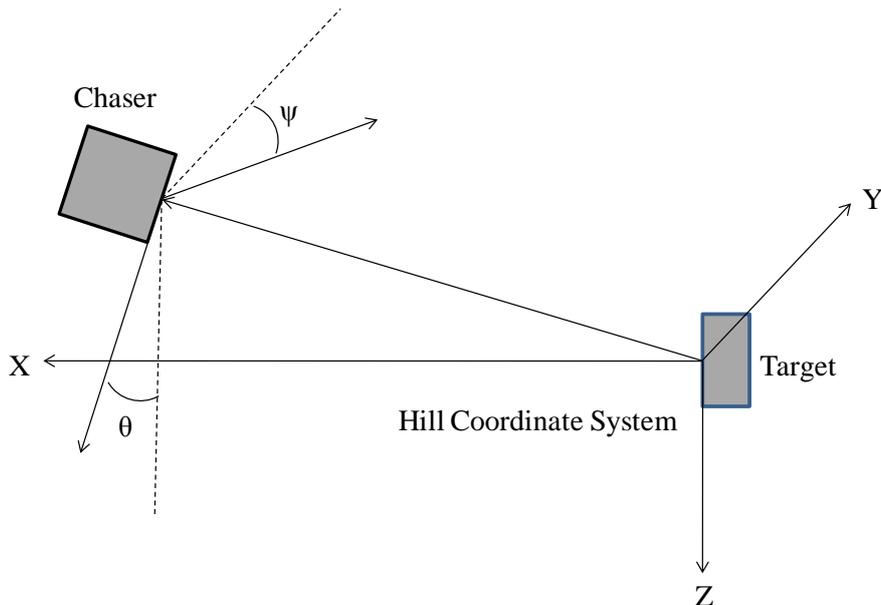


Fig. 3-3 Line of sight acquisition at TF

一方、ターゲット衛星とドッキングする際には、チェイサ衛星及びターゲット衛星のドッキング軸を合わせながらドッキングする相対 6 自由度制御が採用された。チェイサ衛星、ターゲット衛星とも 3 軸地球指向制御を行っていることから、前述したような RVR による 3 次元計測に基づいて接近・ドッキングすることも可能であるが、ターゲット宇宙機の姿勢が変動しているような非協力ターゲットへの RVD 等、将来の軌道上サービスへの応用も考慮して選定された。相対 6 自由度制御を実現するために近距離で利用可能な画像センサである PXS を用いて相対位置・姿勢を計測する。後述するように各国のレーザレーダは遠距離では相対距離、LOS 角、近距離では相対姿勢を検出するセンサもあるが、ETS-VII のセンサ構成は、最もクリティカルとなるドッキング近傍において、レーザレーダと画像センサを方式冗長となっていることから、他システムより安全性が高いと考えられる。

### 3.4 ETS-VIIの光学航法システムの概要

ETS-VII の光学航法システムを構成する RVR 及び PXS は、Fig. 3-4 に示すようにチェイサ衛星、ターゲット衛星に搭載されている。RVR は、チェイサ衛星にレーザ送受信を行うヘッド部と電子回路部がそれぞれ主系冗長系 2 式搭載され、チェイサドッキング面にヘッド部が配置されている。ターゲット衛星ドッキング面には遠距離用リフレクタ 1 式と近距離用リフレクタ 2 式が搭載され、遠距離用リフレクタは主従共用で、近距離用リフレクタはそれぞれヘッド部と正対して取り付けられている。PXS は、チェイサ衛星に照明及び撮像を行うヘッド部 1 式と電子回路部 2 式が搭載されており、ヘッド部は内部冗長構成となっている。ターゲット衛星ドッキング面には、ヘッド部と正対してターゲットマーカが搭載されている。

ETS-VII の光学航法システムは、シンプルな光学系を採用することで宇宙開発にとって最も重要な信頼性を高めている。RVR では、スキャニング機構を用いずにレーザ光を拡げてターゲット衛星を含む計測領域に照射する方式が採用され、PXS では、CCD カメラ周りに光源を稠密配置した LED の照明光でターゲット衛星を照射し、その反射光を CCD カメラで計測する方式が採用された。更にドッキングフェーズにおいて、航法データを PXS 及び RVR 双方から取得することができ、RVD で最もクリティカルなドッキング近傍において異なる計測手段による冗長性を確保した。両航法センサの仕様は、後述する RVD 実験システムからの要求に基づいて設定している。以下、両センサの概要について述べる。

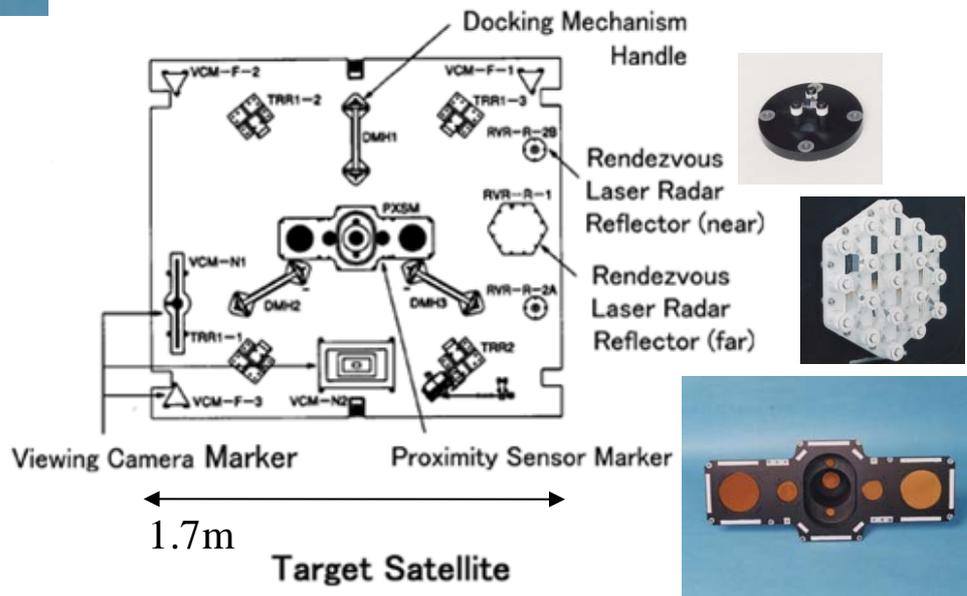
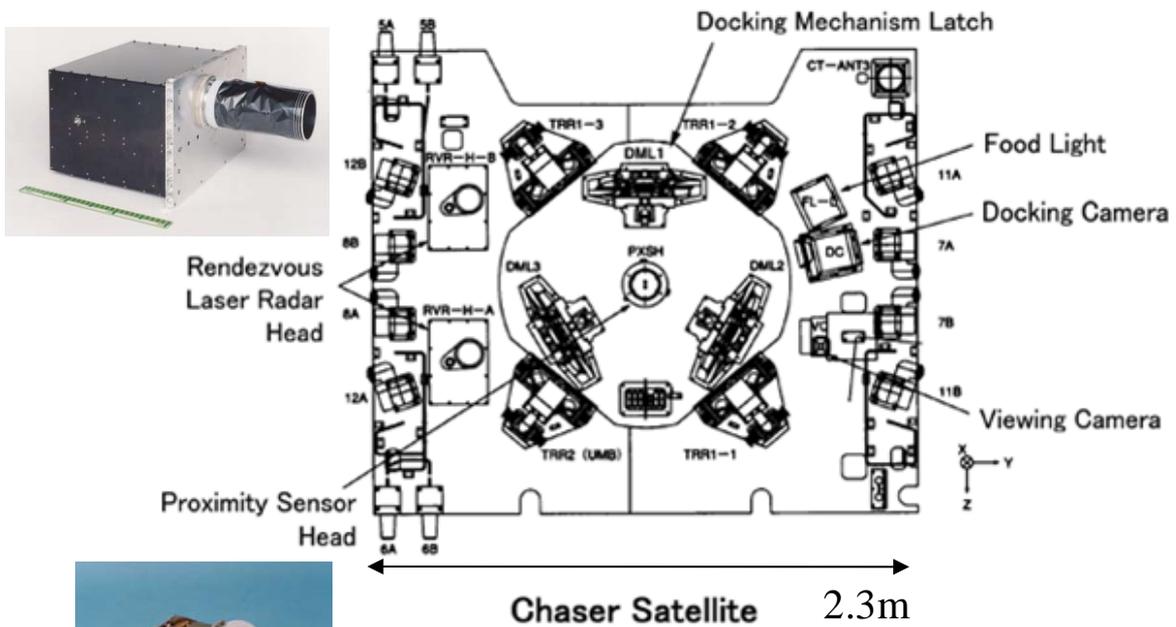


Fig. 3-4 Optical navigation system

### 3.4.1 ランデブレーダ (RVR)

ランデブレーダ(RVR)[36][37]は、近赤外のレーザダイオードを使用したレーザレーダである。RVRは、660mまでの相対距離と半頂角4degのコーン状領域内で計測することができる。RVRは、ヘッド部(RVR-H)、電子回路部(RVR-E)及びリフレクタの3つのサブコンポーネント(Fig. 3-5)から構成される。RVRの機能構成図をFig. 3-6に、RVRの主要仕様をTable 3-1に示す。以下に各RVRサブコンポーネントの詳細を示す。

RVR-Hは、レーザ送信及び受信機能を有している。RVR-Hは、出力50mWの半導体レーザを用いた近赤外光(波長:810nm)を全頂角約8.5degのコーン状領域に放射するもので、スキャン機構を有していないシンプルな構造となっている。レーザビームは、距離を計測するため、15MHz及び14.55MHzで強度変調されている。RVR-Hはまた、ターゲット衛星に取り付けられたCCRアレイからの反射光を受信する。受信光は、ハーフミラーで2次元CCDへの光路とアバランシェフォトダイオード(APD)への光路に分けられ、CCDは、反射光の2次元位置を検出し、APDはレーザ光強度を検出し、これらデータはRVR-Eに伝送される。また、RVR-Hにはセルフチェック機構(Self check mechanism)とNDフィルタが具備され、前者は計測値の校正の目的で、後者は光受光電力のダイナミックレンジの確保及び太陽干渉回避の目的で使用される。

RVR-Eは、位置、距離等の計算、RVR各機器の制御及びテレメトリコマンド機能を有する。RVR-Eは、APDやCCDデータを用いて、相対距離や、LOS角の計算を行う。計測方法をFig. 3-7に示す。まず、相対距離に関しては、RVR-Eは測距信号処理部(Range Data Processing Unit)で生成された送信ビームとRVR-Hの測距受信部(Range Measurement Receiver)で受光した受信ビームとの位相差を検出し、光速にその位相差を掛けて相対距離を計算する。

$$R = \frac{c}{2} \Delta t \quad (3-1)$$

1波長で計測する場合、10mのアンビギュイティ(不確定性)を生じるので、捕捉時にはアンビギュイティを解くために15MHz及び14.55MHzの2周波で計測を行う。これら2周波で計測した場合でも333mのアンビギュイティが生じることになるが、これは、RVR-Eに予め設定した反射光の強度の閾値と受信光強度を比較することによって除去している。LOS角に関しては、

RVR-E は、画像処理手法を用いて CCD データの処理を行う。計測にあたり、RVR は LD オンと LD オフの 2 画像を取得し、その差分をとることによって、光学ノイズを除去している。次にその差分画像をラベリング[38]やグルーピングの手法を使って画像処理している。最終的に、RVR-E は、反射光の CCD 上の  $X, Y$  位置を出力し、RS-422 を介して GCC に伝送する。GCC は次式を用いて視線方向角度  $Az$ ,  $El$  を算出する。RVR の計測周期は 2Hz である。

$$\begin{aligned} Az &= \tan^{-1}\left(\frac{X}{f}\right) \\ El &= \tan^{-1}\left(\frac{Y}{f}\right) \end{aligned} \quad (3-2)$$

ここで、 $X$ ,  $Y$  は CCD 像面の位置、 $f$  は焦点距離である。RVR-R は、ターゲット衛星に搭載され、2 種のリフレクタから構成される。RVR-R-1 は遠距離計測時に使用され、RVR-R-2 は近距離計測時に使用される。RVR-R-1 は一辺 5cm の CCR24 個が稠密配置された CCR アレイで、主従 RVR で共用される。RVR-R-2 は 2 個あり、それぞれ一辺 2cm の CCR 1 個で構成される。

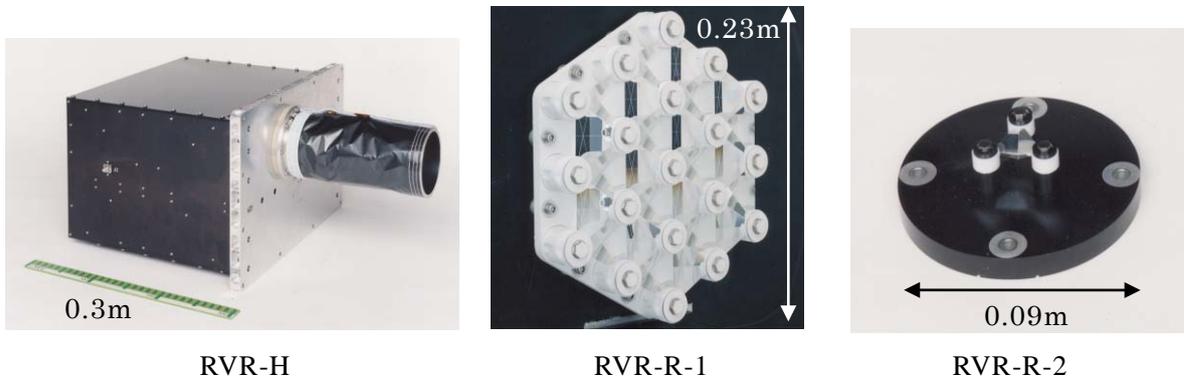


Fig. 3-5 Rendezvous Laser Radar (RVR)

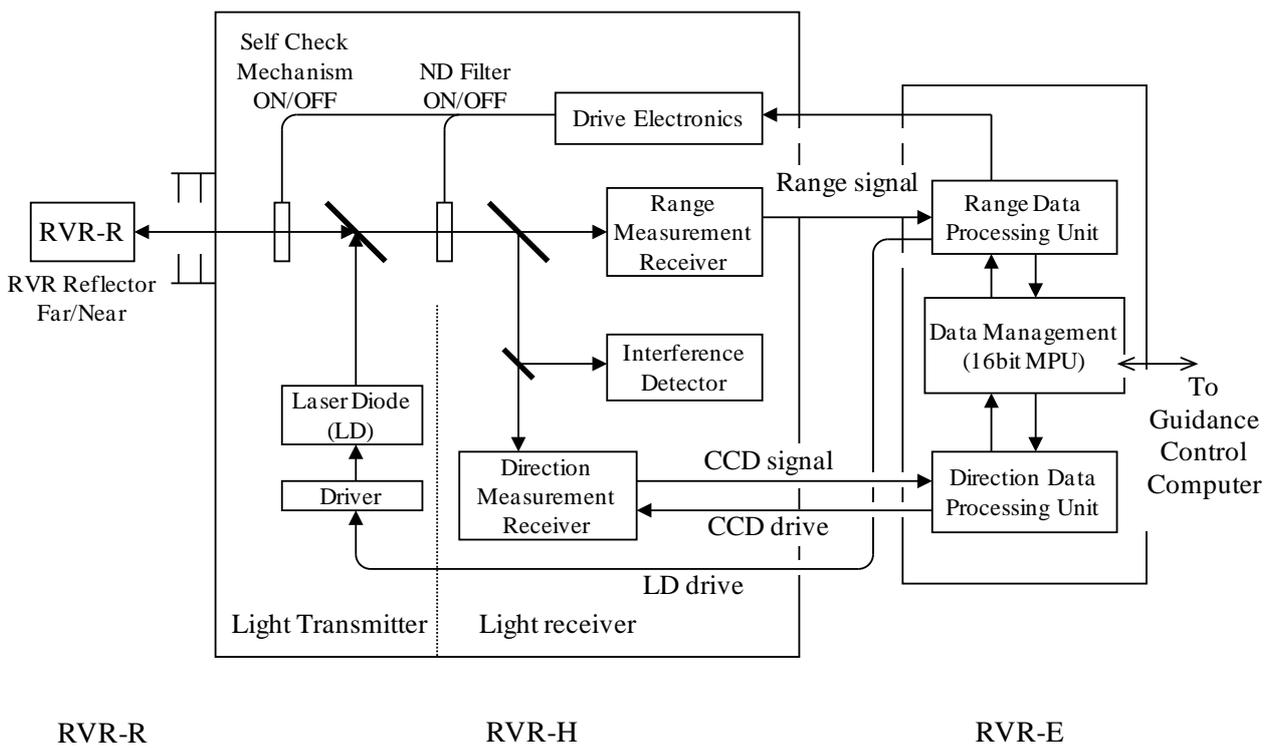


Fig. 3-6 Schematic diagram of RVR



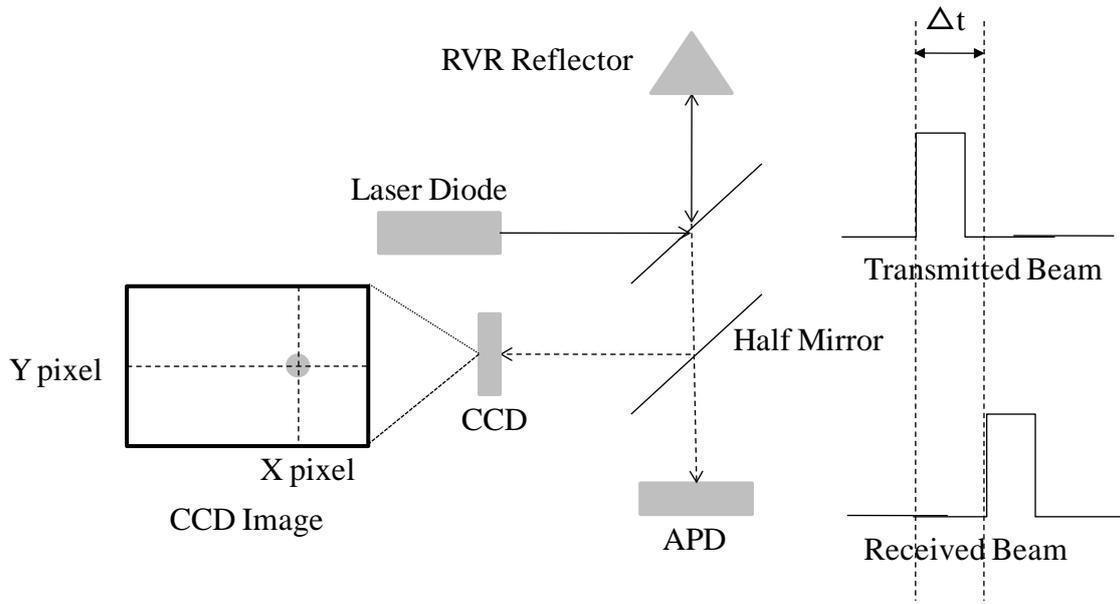


Fig. 3-7 Measurement principle of RVR

### 3.4.2 近傍センサ (PXS)

近傍センサ (PXS) [39][40]は、LED アレイを光源として用いた能動型カメラセンサである。PXS は、相対距離 10m までの相対距離と、相対距離 3m 以内では 8deg までの相対姿勢を計測することができる。PXS は、近傍センサヘッド部(PXS-H)、近傍センサアナログ信号処理回路 (PXS-A)、近傍センサ電子回路部(PXS-E)、近傍センサマーカ(PXS-M)の 4 つのサブコンポーネントから構成される。Fig. 3-8 に PXS の機能ブロックダイアグラムを、Table 3-2 に PXS の主要仕様を示す。

PXS-H は、LED 光の放射及び受光機能を有する。PXS-H は、Fig. 3-9 に示すように、CCD カメラの周りに稠密配置された 96 個の LED アレイから全頂角約 30deg のコーン状領域にパルス光を放射する。パルスレートは 2Hz で、放射光の波長は 640nm である。PXS-H はターゲット衛星に搭載されたターゲットマーカ(PXS-M)からの反射像を CCD カメラで撮像する。撮像された画像の電気信号は PXS-A に送られて AD 変換されたあと、PXS-E に送られる。PXS-H は、主従 2 系統の CCD カメラを有していて、規定された計測領域を計測できるよう、広い FOV(30deg) を有している。それぞれのカメラには、RVR や太陽との干渉を避けるため、バンドパスフィルタが装着されている。

PXS-M は、Fig. 3-9 に示すとおり 3 次元マーカである。PXS-M は 7 個の円形マークから構成され、個々のマークは約  $100\mu\text{m}$  の  $\mu\text{CCR}$  からなっており、LED アレイからの光を再帰反射する。中心マークは他のマークより 1 段低い所に取り付けられており、他の 6 つのマークは、中心マークに対して対称に 3 セットのマークに分けられ、計測時には、中心マークと相対距離に応じて選択される他の 2 つのマークを使って、相対位置、姿勢を計測する。

PXS-E は、相対位置、姿勢の計算、PXS 各機器の制御及びテレメトリコマンド機能を有する。PXS-E は、PXS-H 及び PXS-A に制御信号を送り、LED や CCD カメラの駆動を行う。また、PXS-E はこれら機能を実現するために 16 ビット MPU を有している。捕捉時において、PXS は、LED オン、LED オフの 2 画像を取得し、それぞれ、定められた閾値で 2 値化したあと、差分をとってノイズを除去する。その後、必要な計測領域にウィンドウを設定し、以降は、定められた閾値で 2 値化した画像を使って、画像処理を行う。PXS-E は、輪郭追跡[38]や特徴抽出等の手法を使って 3 つのマークの中心位置を算出し、相対位置及び姿勢を計算する。計算結果は、RS-422 を介して GCC に送られる。PXS の計測周期は、2Hz である。

相対位置, 姿勢は, 上述したPXS-Mの選択された3つのマークの中心位置データ及び予めPXSにインプットされたPXS-Mマークの配置情報を用いて以下のように計算する[41]. Fig. 3-10に計測概念図を示す. まず, PXSが既知の3つのマークの座標 $P_k$  ( $k=1\sim 3$ )を同次座標系で表すとそれぞれ,

$$P_k = [x_k \quad y_k \quad z_k \quad 1] \quad (3-1)$$

となる. これらの点が移動及び回転するとき, その変換行列は次のように表すことができる.

$$T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & x_0 \\ 0 & 1 & 0 & y_0 \\ 0 & 0 & 1 & z_0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad R_\phi = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi & 0 \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$R_\theta = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad R_\psi = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3-2)$$

$P_k$ の移動及び回転の結果,  $P_k'$ は以下の式で表される.

$$P_k' = T \cdot R_\phi \cdot R_\theta \cdot R_\psi \cdot P_k \quad (3-3)$$

一方,  $P_k'$ とカメラ像面上の座標 $H_k$ の関係には以下の関係がある.

$$H_k = C \cdot P_k' \quad (3-4)$$

ここで $C$ はカメラパラメータと呼ばれる $4 \times 4$ 行列でカメラ毎に事前のキャリブレーションによって算出される既知の行列である. (3-3)及び(3-4)式より, PXSマークの位置及び姿勢が変化した場合の $P_k$ の像面位置は次式で表される.

$$H_k = C \cdot T \cdot R_\phi \cdot R_\theta \cdot R_\psi \cdot P_k \quad (3-5)$$

上式には,  $x, y, z, \phi, \theta, \psi$ の6個の未知の値があり, 3個以上の $P_k$ と $H_k$ の組み合わせによってこれらの値を算出することができる.

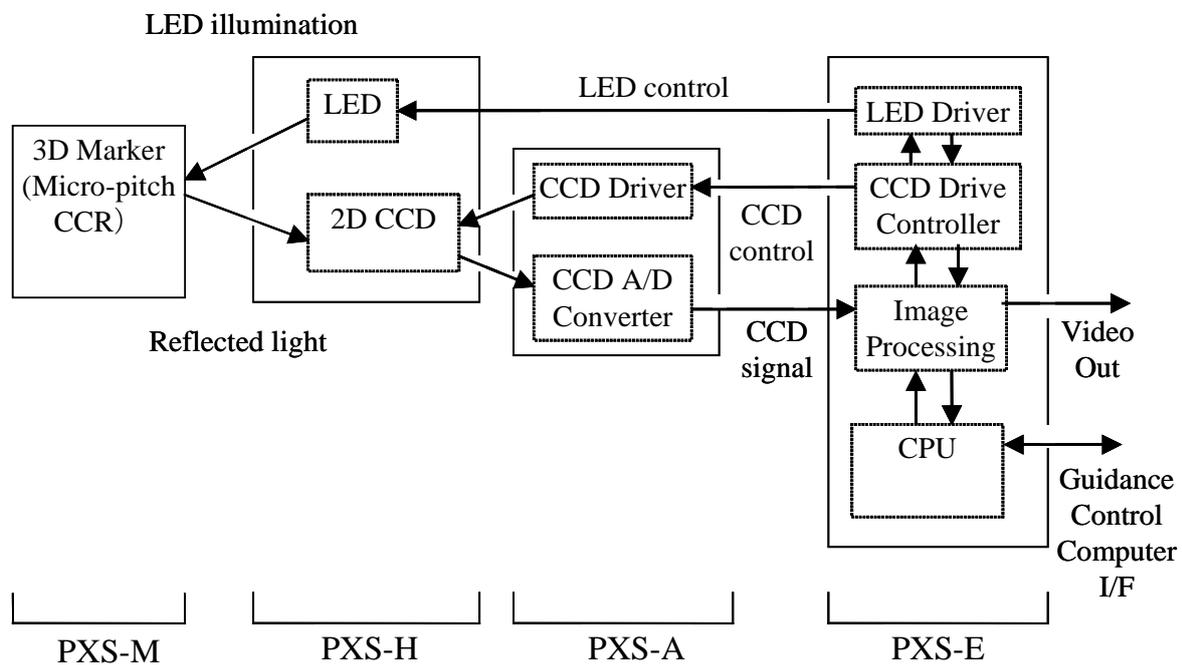
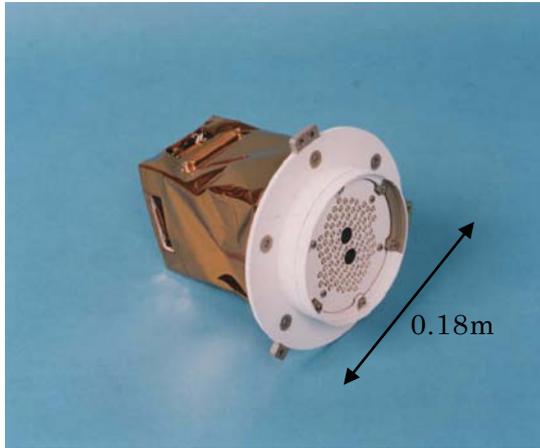


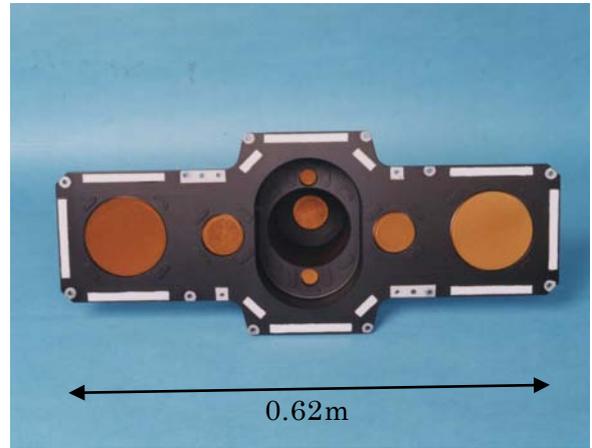
Fig. 3-8 Schematic diagram of PXS

Table 3-2 Specifications of PXS

Item	Specification
Emission Device	Light Emission Diode (LED) array (96 LEDs)
Receiver Device	Two dimensional CCD
Acquisition/Measurement Condition	Relative range: 0.35m - 10m Field of View: 6 deg in half corn angle 8 deg in half corn angle (Non linear) Relative attitude: 4 deg max 8deg max (Non Linear) Relative speed: 0 - 0.05m/sec LOS angle rate: 0 - 0.5deg/sec
Acquisition/Measurement Performance	Acquisition time: < 10sec Measurement rate: 0.5sec Output delay time: 0.5sec Relative position measurement accuracy (R: relative range) X: Bias: Max(0.01, 0.022·R) m Random(3σ): Max(0.005, 0.005·R) m Y,Z: Bias:Max( 0.003 , 0.005·R ) m Random(3σ): Max( 0.001 , 0.001·R ) m Relative attitude angle measurement accuracy: Roll: Bias: 1.1deg Random(3σ): 0.2deg(<2m), 0.4deg(>2m) Pitch, Yaw: Bias: 0.75deg (R<0.5m) (R-0.5)*0.1+0.75deg (0.5m<R<0.75m) 0.85deg (R>0.75m) Random(3σ): 0.2deg(<2m) 0.4deg(>2m)



a) PXS-H



b) PXS-M

Fig. 3-9 Photo of PXS

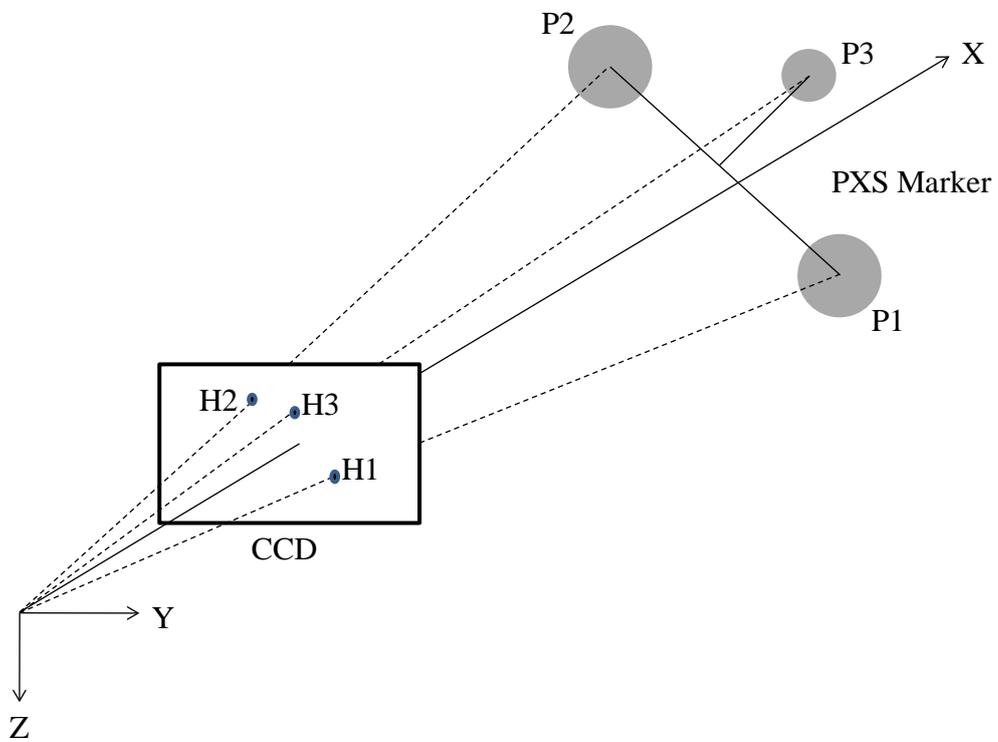
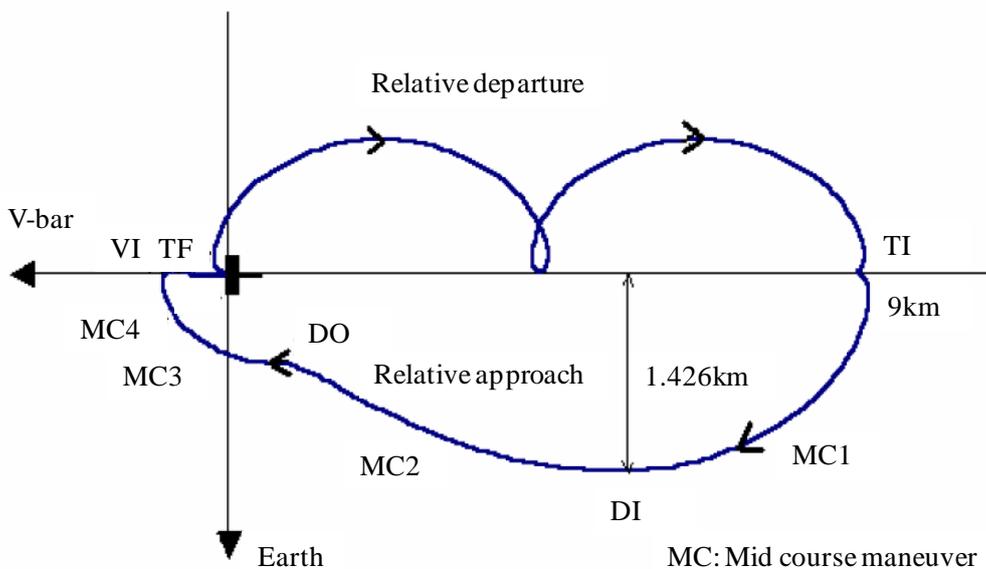


Fig. 3-10 Measurement principle of PXS

### 3.5 光学航法システムに対する要求分析

ETS-VII の RVD 実験では、チェイサ衛星は、ターゲット衛星から最大 9km 離れたところから接近する。当初の計画では、打上げ後 6 回の RVD 実験を行い、自動 RVD に必要な機器技術、航法誘導制御技術、運用管理技術について段階的に軌道上で実証する予定であった[42]。Fig. 3-11 に RVD 実験飛行の計画飛行プロファイルを示す。チェイサ衛星は、Table 2-1 で示した誘導航法制御方法を用いて自動 RVD を行う。ETS-VII の航法システムは、前述のとおり、GPS 相対航法と、光学航法システムを組み合わせた航法システムを採用しており、光学航法システムは、GPS 相対航法による TF (Terminal phase Finalization) 点への投入からドッキングまでの航法を分担する。



Separation → VP → Relative departure → TI → DO → VI → V hopping → TF → V-bar approach  
 → VP → Docking (6 revolutions after separation)

Fig. 3-11 ETS-VII RVD experiment flight path

光学航法システムは、最終接近フェーズとドッキングフェーズで使用され、それぞれのフェーズで、2種の異なるセンサと誘導制御方法が利用される。RVRは、最終接近フェーズで使用され、PXSは、ドッキングフェーズで使用される。チェイサ衛星はこれら航法センサを相対距離に応じて切り替えながら RVD を行う。ハンドオーバーポイントでは、チェイサ衛星は自動的に

順次精度の高い航法センサに切り替えを行い、投入領域は、次の航法センサの捕捉領域より小さくなるように設計されている。そこで、以下に示すようにして、各フェーズにおける RVD 誘導制御から光学航法システムに対する要求を設定した。

相対接近フェーズでは、チェイサ衛星、ターゲット衛星間の相対位置、速度を推定するため、長距離での使用に適したGPS相対航法が採用された。GCCは、GPS相対航法結果に基づきHILL方程式のCW解を用いて速度増分を計算、軌道制御スラスタ噴射を行って、チェイサ衛星をRVRが捕捉可能な領域に投入し、最終接近フェーズに移行させる。Fig. 3-12にTF点における投入領域を示す。チェイサ衛星は、TF点においてGPS相対航法結果からターゲット衛星との相対位置が分かるので、チェイサ衛星のドッキング面、すなわちRVRをターゲット衛星方向に指向し、RVRでターゲット衛星を捕捉する。ここで、チェイサ衛星とターゲット衛星の相対姿勢角が大きいとレーザー光の光軸とターゲット衛星に搭載しているコーナキューブリフレクタの成す角が大きくなり反射光量が低下する。特に相対姿勢が 15degを超えると光量が著しく低下することから、TF点投入誤差と相対距離の関係は式(3-1)で制約される。ここで、 $R_{TF}$ はターゲット衛星からTF点までの距離を、 $\delta_{TF}$ はTF点投入誤差を示す。

$$\tan^{-1} \frac{\delta_{TF}}{R_{TF}} \leq 15 \text{ (deg)} \quad (3-1)$$

次にチェイサ衛星がターゲット衛星を指向した際、GPS 相対航法誤差のために指向誤差が生じる。この指向誤差に対して RVR が計測できるようにするため、RVR の視野要求は、式(3-2)を満足する必要がある。

$$FOV = \tan^{-1} \frac{\delta_{GPS}}{R_{TF} - \delta_{TF}} \quad (3-2)$$

ここで $\delta_{GPS}$ は、GPS相対航法誤差である。(3-1)(3-2)両式を満足させるためには、 $R_{TF}$ を大きくすると良いが、 $R_{TF}$ は宇宙用に適用可能なレーザーパワーで制約される。TF点におけるGPS相対航法誤差( $\delta_{GPS}$ )及び投入誤差( $\delta_{TF}$ )がそれぞれ 20m及び 80mと見積もられたこと、及びETS-VII開発当時に 50mW級のレーザーダイオードが入手可能であったことから、 $R_{TF}$ を 520mとし、RVRに対する要求をTable 3-3 のとおり設定した。

Table 3-3 Requirements for RVR

Item	Requirement
Relative Distance	>600m
Line of Sight Angle	>3deg
Relative Attitude	>15deg

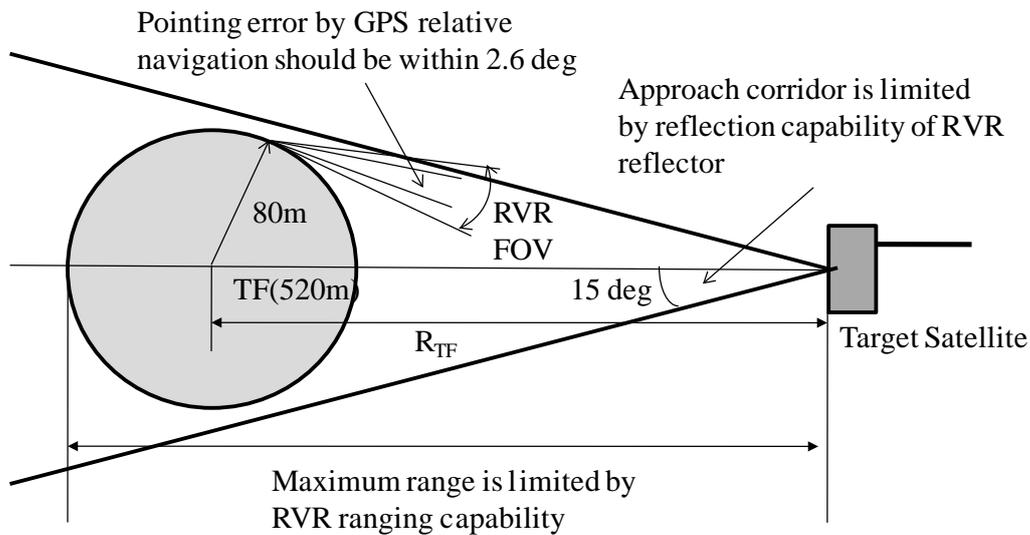


Fig. 3-12 Handover point from GPS to RVR navigation

次に、最終接近フェーズの概要を Fig. 3-13 に示す。チェイサ衛星は、基準軌道誘導測を使ってターゲット衛星に接近する。RVR は、相対距離及び視線方向 (LOS) 角を計測するための主センサとして用いられる。GCC は、RVR、ESA 及び IRU を用いて、両衛星の相対位置及び速度を推定する。GCC は、それら航法に基づき、V-bar 上に沿って設定された基準軌道にそった位置、速度コマンドを生成する。チェイサ衛星は 5~10cm/sec の速度で接近/離脱を行う。V-bar 接近/離脱中は、チェイサ衛星はターゲット衛星に対して LOS 指向制御を行う。最終的にチェイサ衛星は VP 点 (2m) に到達し、ドッキング接近フェーズに移行する。VP 点では、RVR 航法から PXS 航法にハンドオーバーするため、PXS の捕捉計測領域 (LOS 及び相対姿勢) は Fig. 3-14 に示すとおり RVR の計測領域より大きく設定している。VP 点への投入精度は、X 方向位置 0.3m 以下、YZ 方向位置 0.2m 以下、速度 0.01m/sec 以下とそれぞれ規定されている。VP 点においては、この投入精度は、LOS 角または相対姿勢角で 6.7deg に相当する。

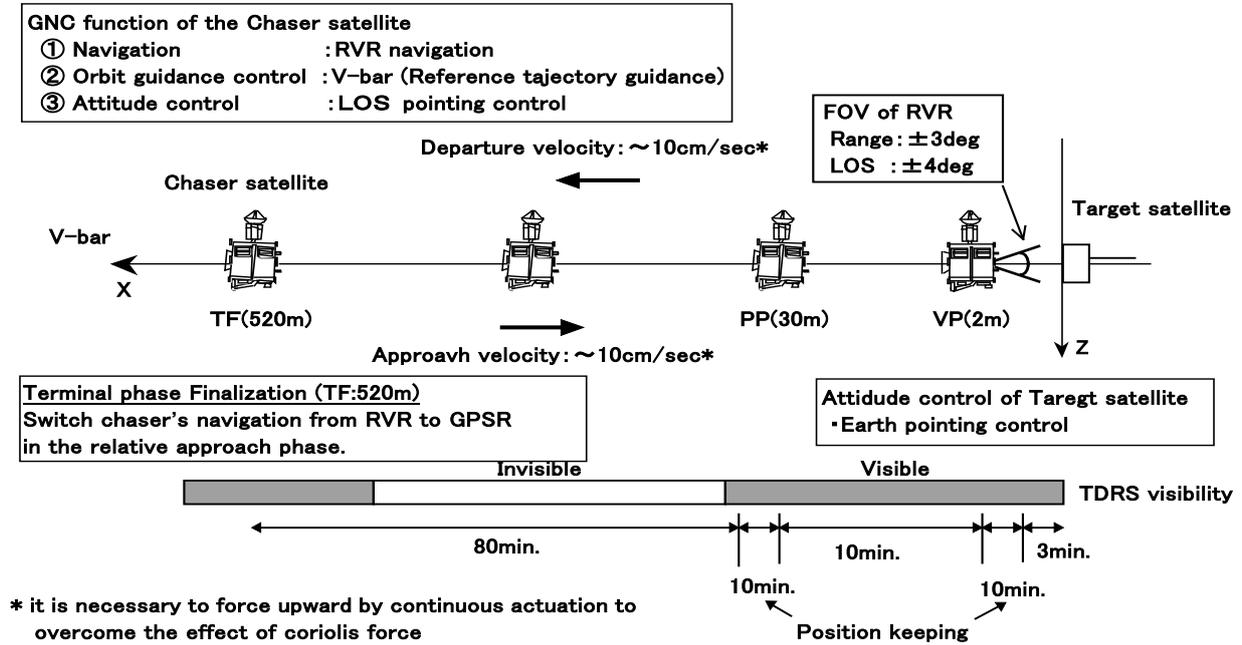


Fig. 3-13 Overview of final approach phase

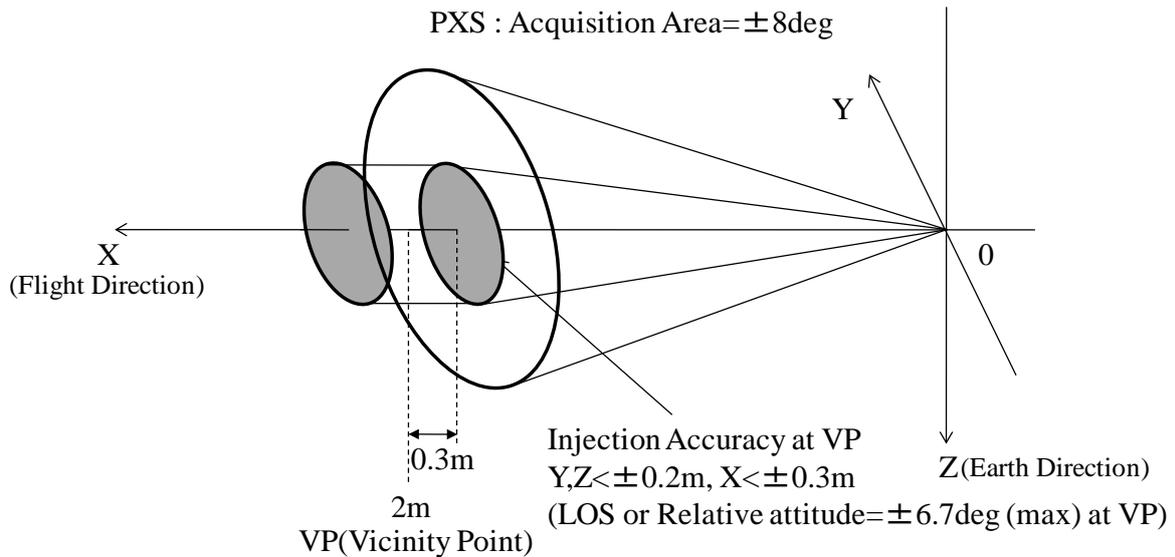


Fig. 3-14 Handover point from RVR to PXS navigation at VP

ドッキング接近フェーズの概要を Fig. 3-15 に示す。ドッキング接近フェーズは、VP (Vicinity Point) 点から開始される。ドッキング接近を開始する直前には、ターゲット衛星の姿勢制御がディセーブルされ、チェイサ衛星は、両衛星のドッキング軸を合わせるように相対 6 自由度制御しながら約 1cm/sec でターゲット衛星に接近する。PXS は、両衛星の相対位置、姿勢を計測するための主センサとして使用される。チェイサ衛星は、ターゲット衛星がドッキング機構の捕獲領域に入ると、自動的にスラスタをオフし、ターゲット衛星を捕獲する。捕獲領域への投入精度は、X 方向位置が 5cm 以下、YZ 方向位置が 2.5cm 以下、速度が 5mm/sec 以下と規定されている。一方、分離の際には、チェイサ衛星はターゲット衛星から約 1.8cm/sec の速度で分離される。分離直前には、両衛星の制御がディセーブルされ、チェイサ衛星はドッキング機構の捕獲領域の外側へドリフトしていく。捕獲領域を出たところでチェイサ衛星は自動的に制御をイネーブルし、PXS 航法に基づき相対 6 自由度制御を開始する。上述したとおり、分離中あるいはドッキング中は両衛星の制御がディセーブルされるので、その間相対位置や相対姿勢値が増大する。特に分離時においては、ドッキング機構の性能にドリフト量が左右される[43]。近傍センサの計測領域は、これらドリフト領域をカバーするように設定されており、その最大 LOS 角は半頂角 8deg、相対姿勢計測角は、4deg (非線形領域 8deg) に設定した。

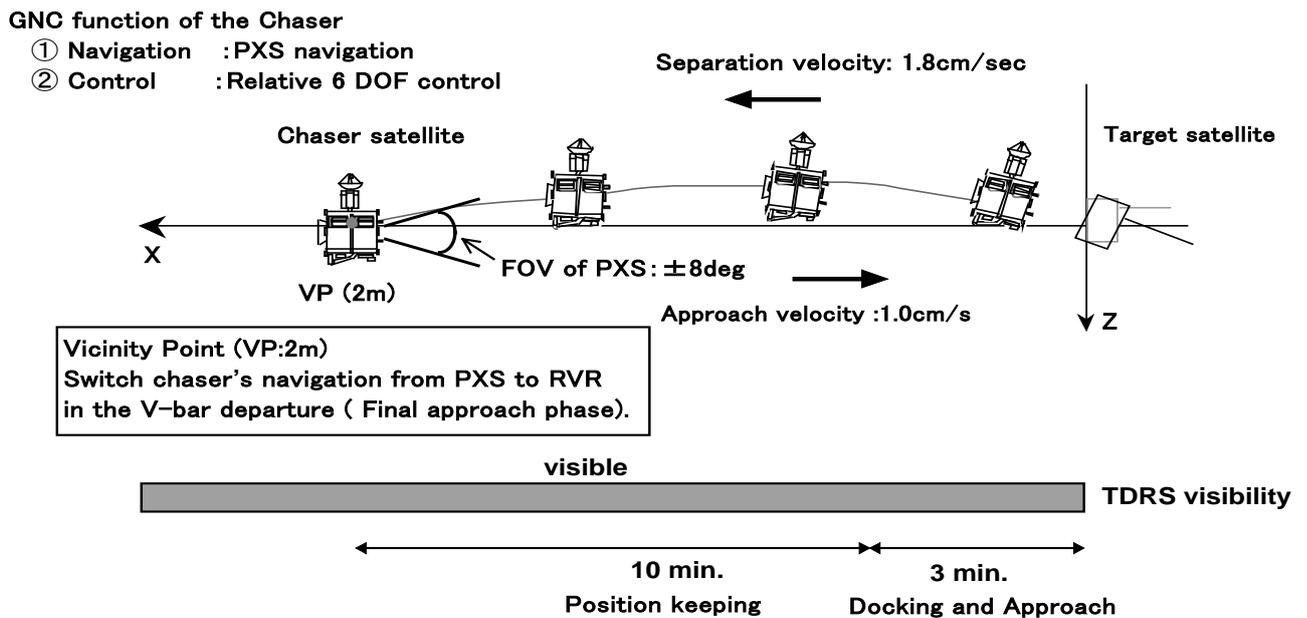


Fig. 3-15 Overview of docking approach phase

### 3.6 光学航法システムの課題と対処

光学航法システムは、電波レーダ等の電波を使った航法に比べ、高精度な航法や低衝撃ドッキングを実現できるといった利点がある半面、光学システムに特徴的な以下の2つの主要な解決すべき課題があった。

#### (1) 光学干渉の回避

低軌道を飛行する宇宙機の軌道周期は約100分程度なので毎週回日照日陰があり、様々な角度からの太陽光干渉を受ける。また光学センサ間の光学干渉が起きる可能性がある。

#### (2) 光回線の成立性

宇宙機の相対位置、姿勢の変動範囲で計測に必要な光量を確保し、計測に支障を生じないようにする必要がある。

#### 3.6.1 光学干渉

光学干渉には、太陽干渉とセンサ間干渉の2種の干渉が存在する。太陽干渉は、太陽光が直接光学センサに入射する、或いは、ターゲット衛星で反射した太陽光が光学センサに入射し、計測障害を引き起こす。本論文では前者を太陽直射干渉、後者を太陽反射干渉と定義する。センサ間干渉は、センサからの放射光が他のセンサに入射する、或いは、センサ自身のリフレクタと他のリフレクタを誤認識することによって発生する。

太陽干渉は、チェイサ衛星／ターゲット衛星の軌道位置に依存して発生する。一般に、ETS-VIIの軌道高度と軌道傾斜角の衛星は、(3-3)式に示すJ2項（地球扁平の回転楕円体の効果を表す定数）による軌道面回転により、昇交点赤経の摂動が生じ、その結果として軌道面と太陽方向とのなす角（ $\beta$ 角）が数十日の周期で周期変動する[44]。

$$\dot{\Omega} = -9.97 \left( \frac{r_e}{r} \right)^{3.5} (1 - e^2) \cos i \quad (3-3)$$

$e$ : 離心率,  $i$ : 軌道傾斜角,  $r$ : 地心距離,  $r_e$ : 地球半径

ETS-VIIは、高度550km、軌道傾斜角35degの円軌道を飛行することから、周期は約50日程度となる。Fig. 3-16にETS-VIIの $\beta$ 角履歴計算例を示す。また、ETS-VIIは、軌道周期約100分程度で地球を周回する。そのため、Fig. 3-17に示すように軌道周回中、様々な角度から太陽光が入射する。衛星の軌道位置と太陽方向の関係を地方太陽時（Local Sun Time: LST）で表す

と、LST18 時付近において、チェイサ衛星に搭載している光学センサに太陽直射干渉が発生する可能性がある。宇宙で太陽直射を受けると対流が無いために照射対象が高温になり易い。特にセンサの検出素子である CCD は熱的な制約があり、可能な限り太陽直射を避ける必要がある。また、太陽直射干渉の場合、全計測領域内でセンサ側への干渉を排除することは困難なことから、RVD 実験の実施を  $\beta$  角が光学センサの FOV より大きい期間に制限することとした。具体的には、太陽直射干渉を避けるため、RVD 実験運用を  $\beta$  角が 25deg 以上の領域に制限した。Fig. 3-16 では、実際の実験運用制約が 25~35deg となっているが、これは  $\beta$  角が大きくなると実験遂行に十分な衛星発生電力が得られなくなることによる制約である。一方、Fig. 3-17 に示すように、ターゲット衛星には様々な角度から太陽光が入射、反射する。従って、太陽反射干渉は実験時期によらず発生し、計画で避けることはできない。そのため、光学航法システムには、太陽反射干渉対策として、以下の対策を取ることとした。

- (1) ターゲット衛星からの太陽反射干渉光を低減するためドッキング面の拡散反射率を 20% 以下とし、それを達成するためターゲット衛星ドッキング面の断熱材に黒色 MLI (Multi Layer Insulation) を採用した。
- (2) 光学航法センサの受光部にバンドパスフィルタを使用し、光学センサと同じ波長の光のみを通し、余分な太陽光を除去する。
- (3) 光学航法センサの照射光 (レーザまたは LED) のオン/オフの画像を取得し、その画像を差分して外乱像を除去する。

更に RVR においては、強力な干渉光が入射した場合、Fig. 3-6 に示すように ND フィルタを挿入して減衰させる機能を有している。各光学航法センサは、太陽干渉またはセンサ間干渉が発生した場合、干渉フラグを出力する機能を有している。RVR, PXS 共、干渉により閾値を超え画像として認識される画素が増加する現象を識別して異常の有無を判断している。

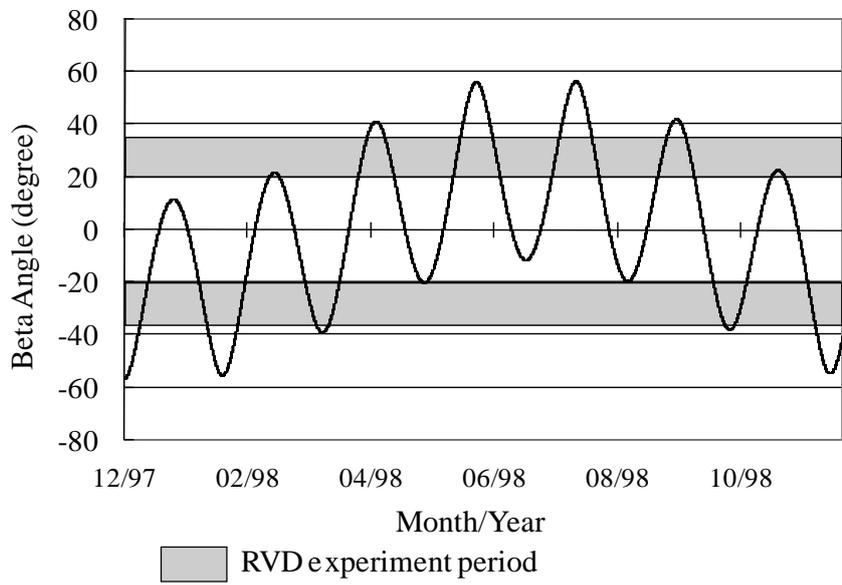


Fig. 3-16 Beta angle trend (Angle between orbit plane and sun direction)

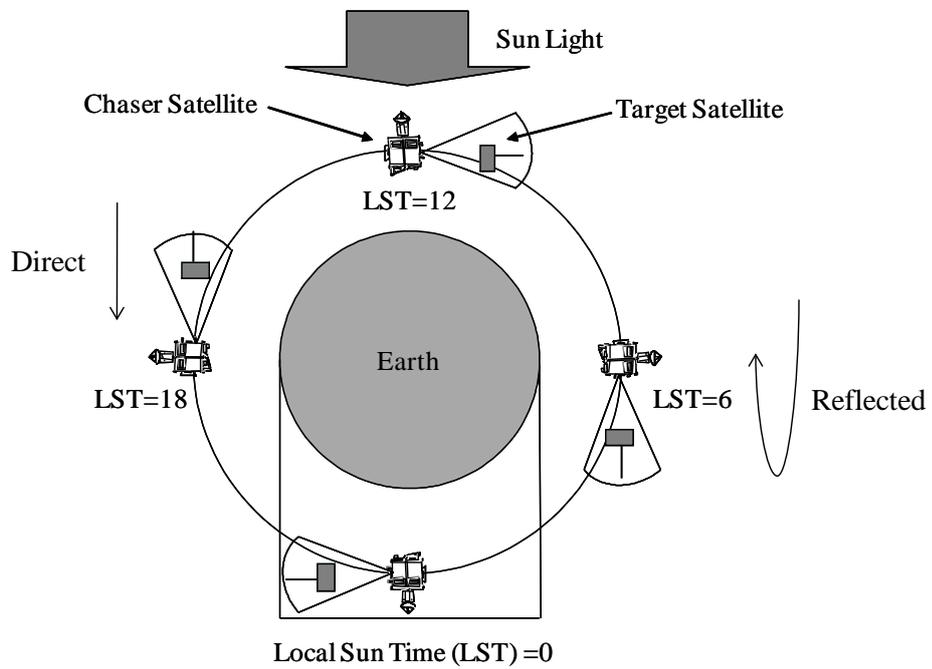


Fig. 3-17 Sun light interference and Local Sun Time (LST)

PXS マーカや RVR リフレクタは, Fig. 3-18 に示すとおり両方ともターゲット衛星のドッキング面に取り付けられている. これらはともに CCR を利用しており, 再帰反射性を有している. そのため, 一方の光学センサが他の光学センサのリフレクタを誤認するセンサ間干渉が起きる可能性がある. このセンサ間干渉に対しては, 太陽直射干渉や太陽反射干渉で取った対策は有効ではない. 従って PXS, RVR とも, ソフトウェアでセンサ間干渉を排除する対策を採用した.

RVR は, 以下に述べる 2 つの方法で PXS マーカを排除している. まず, 接近時には, RVR 遠距離リフレクタが最も大きいリフレクタなので, 最大面積のリフレクタを自身のリフレクタとして捕捉する. その後は自身が計測する距離に応じて適切なリフレクタを選択する. 近距離リフレクタに切り替える際は, Y 方向位置が PXS マークより大きいので, それにより, 近距離リフレクタを選択する. 相対距離に応じてリフレクタ面積を推定し, これにより PXS マーカを排除する.

また, PXS は, 7 つのマークから中心の奥行きがあるマーク C を含む 3 つのマークを距離に応じて選択し, 相対位置, 姿勢を算出する. マークの選択ロジックは Fig. 3-19 に示すとおりである. 接近時においてマーカの捕捉を行う場合, PXS は A-C-E マークを選択して計測を行うが, その際, RVR の遠距離用リフレクタを PXS のマークとして誤認して C-E-RVR(Far)を選択しないようにする必要がある. そのため, PXS は, 円形フィルタやマーカ特徴抽出といったロジックにより自身のマーカを選択識別する. 円形フィルタは, マーカの面積とマーカ半径の 2 乗との比を計算し, そのマーカが円形であるか否か判定するロジックである. マーカ特徴抽出は, 7 つの PXS マーク間の半径と基線長の比を計算し, 計測に必要なマーカか否か判定する. RVR の遠距離用リフレクタを誤認しないためには, 次式を満足する必要がある.

$$\frac{Re}{Rd \cdot Dde} \neq \frac{Rrvr}{Re \cdot Dervr} \quad (3-4)$$

以上のロジックにより, PXS は RVR のリフレクタを排除する.

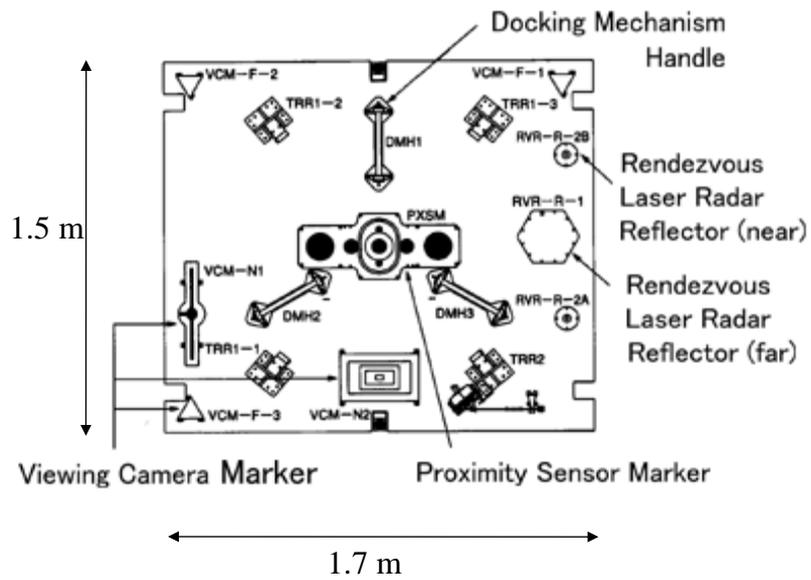


Fig. 3-18 RVD equipments on docking surface of the Target satellite

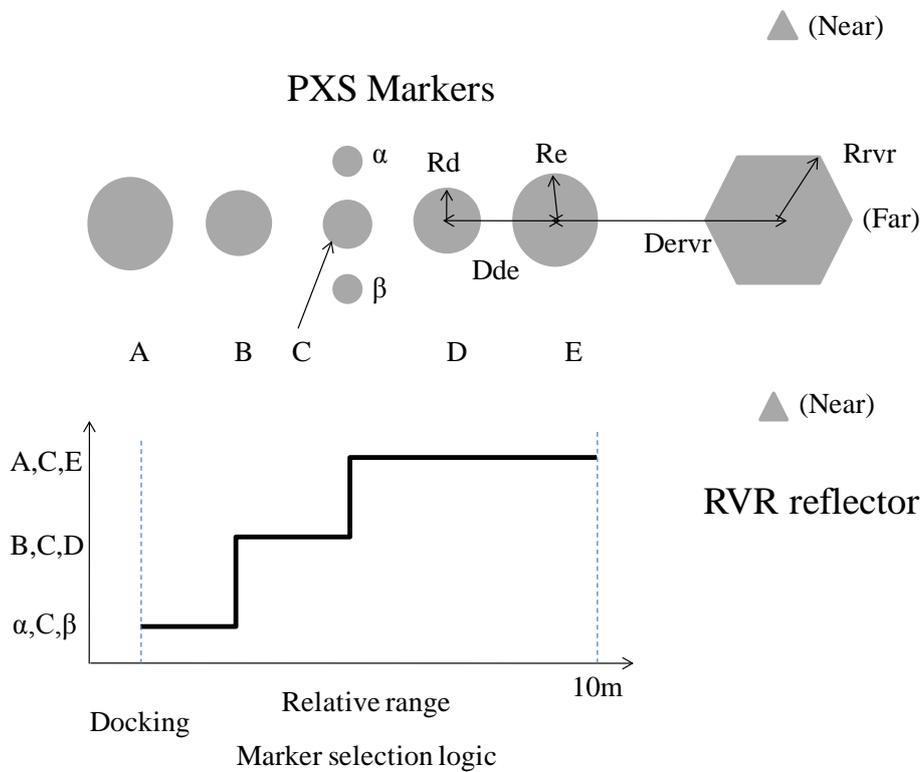


Fig. 3-19 Arrangement of PXS markers and RVR reflectors

### 3.6.2 光回線設計

光学航法センサである RVR 及び PXS は、何れもレーザ光及び LED 光をターゲット衛星のリフレクタに照射し、その反射光を利用して相対位置、姿勢等を計測する。従って、両センサの計測領域内で、適切な反射光量を確保することが重要である。ETS-VII の光学航法システムは、宇宙開発で最も重視される信頼性の高い航法センサとするため、RVR では、レーザレンジファインダのようにスキャニングするための機構を持たず、レーザ光を計測視野内のコーン状に広げて照射・計測を行うスタティックタイプが採用されたが、そのため計測領域内で急激に光量が低下するという課題があった。一方、PXS では、光学系の複雑化を避けるため、カメラの周りに LED アレイを稠密配置した形態が採用された。また、PXS はドッキング近傍で使用するため高い計測精度が要求されている（X 軸方向 1cm, YZ 方向 3mm）ことや、画像処理の容易性、更には回折拡がりによる回線確保のため、PXS マーカとして  $\mu$  ピッチの CCR が採用された。しかし、 $\mu$  ピッチの CCR の場合、CCR の再帰反射特性のため、近距離域で LED-CCR-カメラ間の離角が大きくなり、もっともクリティカルなドッキング近傍において反射光量が低下するという問題が生じた。本項では、これら信頼性を高めるが故に生じた光学伝播上の課題に対する整理、対策を示すとともに、光学航法システムの今後の宇宙機への適用可能性を示す。

#### (1) RVR

RVR は、そのレーザ光を全頂角 8.5deg のコーン状領域に広げて放射し、ターゲット衛星に搭載したリフレクタからの反射光を計測、相対距離、視線方向角度を計測する。Fig. 3-20 に RVR の光学伝播にかかる概略図を示す。

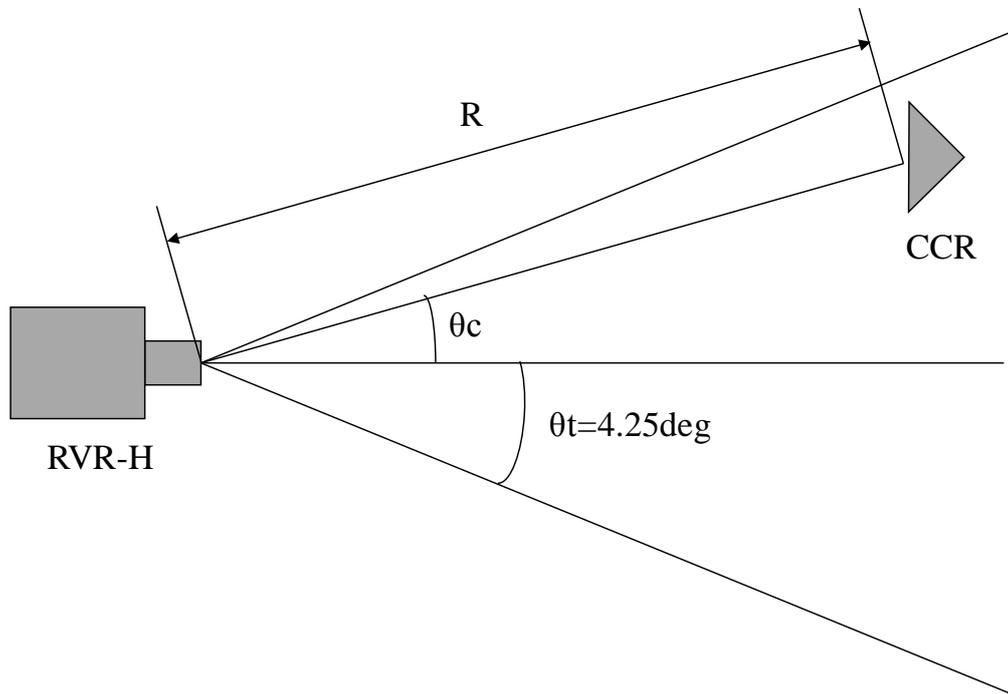


Fig. 3-20 Definition of CCR arrangement

ここで、放射されるレーザー光が、ガウスビームで  $\theta_t$  に広げられたものと仮定する。  $\theta_c$  は光軸と CCR 方向のなす角であり、CCR における往路光学損失を  $L_t$  とすると、  $L_t$  は以下の式で表される。

$$L_t = \frac{2}{\pi \theta_t^2 R^2} \cdot \exp\left(-\frac{2\theta_c^2}{\theta_t^2}\right) \cdot A_c \cdot N_c \quad (3-5)$$

ここで、  $R$  は、光源から CCR までの距離、  $N_c$  は CCR の個数、  $A_c$  は CCR の有効反射面積である。

一方、リフレクタからの反射光のランデブセンサでの受光は、CCR が再帰反射性を有することから Fig. 3-21 のようになる。

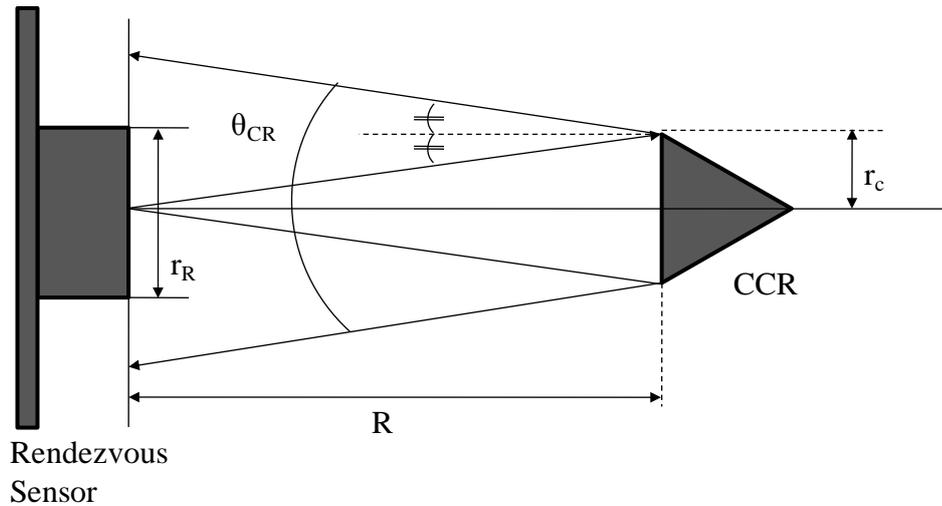


Fig. 3-21 Reflecting light from CCR

RVRの受信光学系の半径を $r_R$ 、CCRの有効反射面の半径を $r_c$ とすると、 $2r_c$ が $r_R$ より大きい場合に受復路損失は次式で表される。次に、CCRからの反射光が受光部に入射するまでの復路損失を $L_o$ とすると、 $L_o$ は次式で表される。

$$L_o = \left( \frac{r_R}{\theta_{CR} \times R} \right)^2 \approx \left( \frac{r_R}{2r_c} \right)^2 \quad (3-6)$$

ここで、 $\theta_{CR}$ は、CCRで反射したビームの拡がり角である。これに送受信系に挿入されている、CCR、フィルタ、ミラー、レンズ等の損失 $L_{trc}$ を加えれば、総損失を計算することができる。光源のパワーを $P_o$ とすれば、受光部で受信可能なパワーは、以下のように示される。

$$P = P_o \times L_t \times L_o \times L_{trc} \quad (3-7)$$

ここで、RVRの場合、仮に $r_R = 2r_c$ と設定すると、CCRの数を変化することによって、受光電力を最適化することができる。但し、(3-6)式は、幾何光学の下で成り立つのみであって、実際には、CCR径が相対距離に対して十分小さくなる場合には、フレネルやフランホーファ回折効果を考慮しなくてはならない。この効果によって、相対距離600mでは、1~2dB程度受信電力が低下することがわかっている。

受光部で受信可能なパワー $P$ とノイズレベルとのS/Nは、地上試験の結果及び軌道上における不確定性を考慮して10dBのマーヅンを確保することを目指した。

## (2) PXS [45]

PXS は、Fig. 3-9 に示すとおり、CCD カメラの周りに LED アレイを稠密配置する構造をとっており、光源とカメラが同一光学軸上に配置されていない。これは、単純な構成により信頼性を向上させることを目的としている。しかし、CCR の再帰反射特性を考えると、このような配置では、十分な再帰反射光を得るのが困難なことから、ターゲットマーカには、 $\mu$  ピッチの CCR を用いた反射体（マイクロ CCR）を用いることで、フランホーファ回折効果を積極的に利用して受光量の増加を図っている。マイクロ CCR は、CCR のピッチが小さいので、マークを適切な形状に加工することができ、PXS のような画像処理を行うセンサにとって大きな利点となっている。更に、CCR による反射光中心誤差が小さいことから高精度な計測が期待できる[46]。

PXS の構成としては、実際に採用した方式 (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考えられる。これら方式の概要を Fig. 3-22 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 method [47]を用いて評価した結果を Table 3-4 に示す。

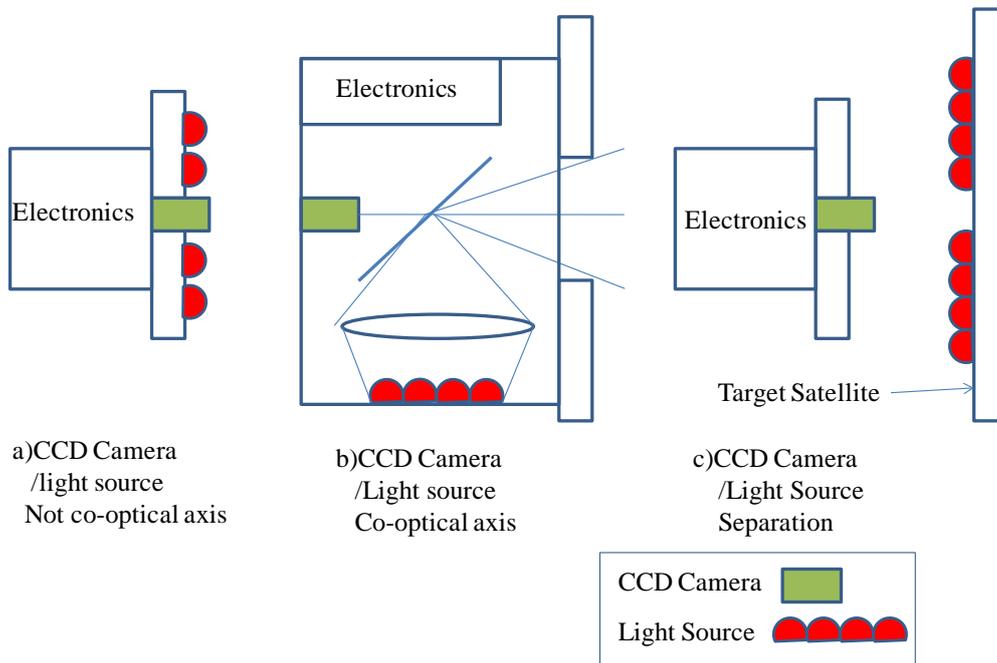


Fig. 3-22 PXS configuration

Table 3-4 Evaluation of PXS configuration 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 -High Accuracy	Reference	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 3-4 の左端の列は評価項目である。これらの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言える。

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. 3-23 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（太陽直射干渉光）や、ターゲット衛星ドッキング面からの反射光（太陽反射干渉光）が入射する。外乱光の内、太陽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、3.6.1 項で述べたとおり、太陽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 の計測領域全域に亘って、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。

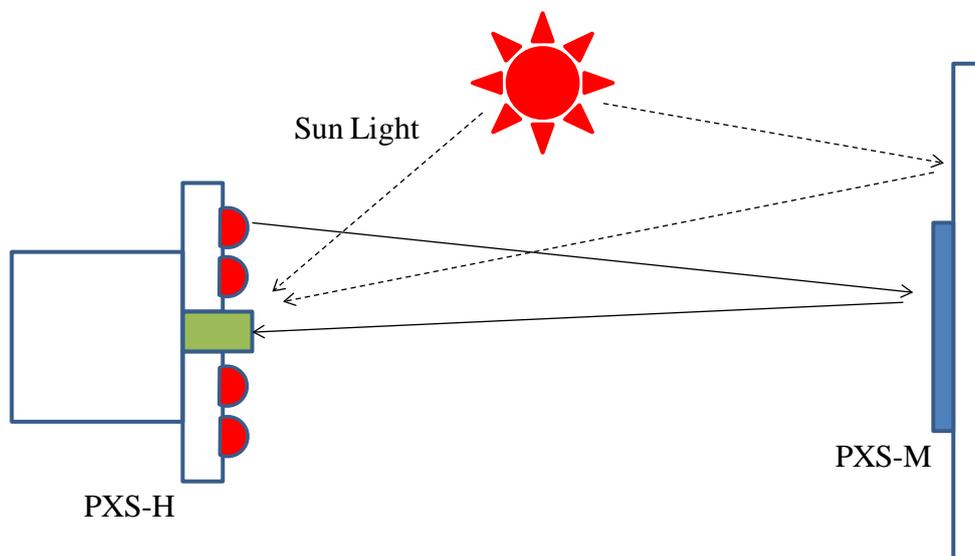


Fig. 3-23 Optical environment on PXS

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 $L_{sun}$ は次式で表せる．ここで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 $\alpha_{sun}$ とする．

$$L_{sun} = \alpha_{sun} \cdot k \cdot \frac{L_{tsun}}{4F^2} \quad (3-8)$$

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，LEDの光度を $I_{LED}$ ，照明光の立体角を $\omega$ ，ターゲット衛星面の照明面積を $S$ とすると，

$$L_{LED} = I_{LED} \cdot \frac{\omega}{S} \quad (3-9)$$

となる．次に，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 $\alpha_{LED}$ とすれば，LEDアレイの照明によるCCDカメラ上の照度は，

$$L_{LED} = \sum_{n=1}^n \left( \alpha_{LED} \cdot k_n \cdot \frac{L_{tLED}}{4F^2} \right) \quad (3-10)$$

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、

$$L_{LED} \succ L_{sun} \quad (3-11)$$

でなければならない。

ここで、 $k_n$ は、CCRの再帰反射の性質から、観測角が大きくなると急激に小さくなる特性があり、その結果として反射光量が小さくなる。特に近距離域では、観測角が大きくなるため、その傾向が顕著となる。PXS-Hは、Fig. 3-24 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。

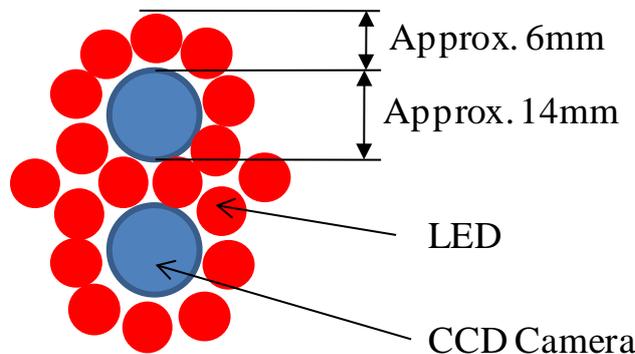


Fig. 3-24 Arrangement of CCD and LED on PXS-H (Only around center of CCD)

ここで、CCDカメラの直径は約14mm、LEDの直径は約6mmで、CCDカメラ-LED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100~200μm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特性は、波長を $\lambda$ 、開口径を $D$ とすれば以下の式で与えられる。

$$\theta = \frac{1.22\lambda}{D} \quad (3-12)$$

ここで、PXS の波長は、660nm、CCR の開口径を 100 $\mu$ m とすると、回折広がりは約 0.46deg であり、ドッキング時における観測角 1.6deg より小さく、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  $\alpha$ 、 $\beta$  について、CCR の個々の形状を通常の CCR ではなく、3 面の鏡面を Fig. 3-25 に示すように角度  $\alpha$  だけ傾け、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。

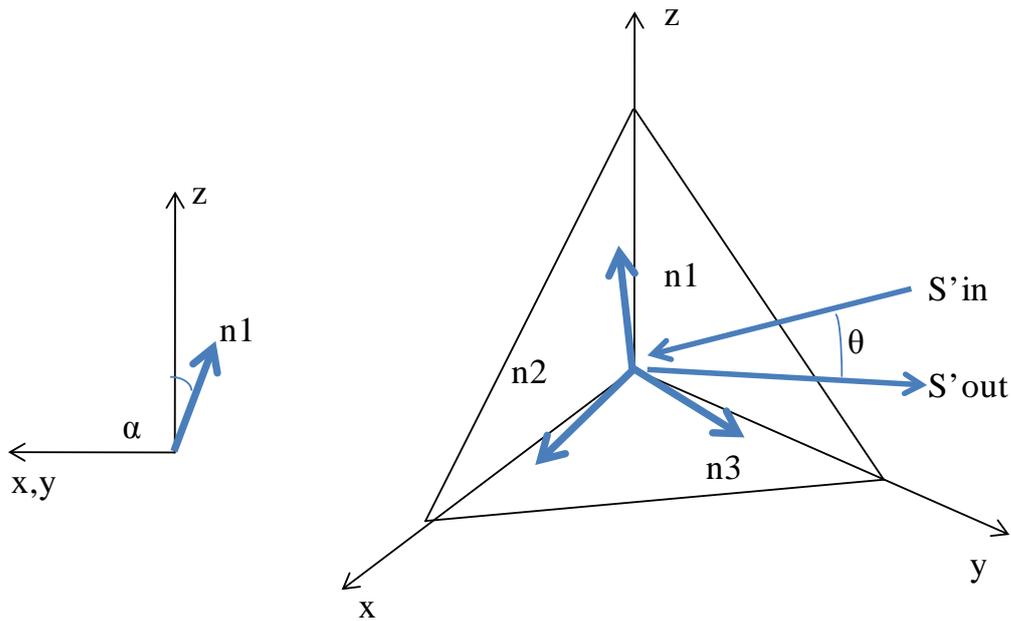


Fig. 3-25 Inclination modification of reflectors in CCR

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。

$$\begin{aligned}\vec{S}_{out} &= \vec{S}_{in} - 2(\vec{S}_{in} \cdot \vec{n}) \cdot \vec{n} \\ &= (I - 2\vec{n}\vec{n}^T)\vec{S}\end{aligned}\quad (3-13)$$

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、 $\vec{S}'_{out}$  及び入射光線と反射光線のなす角  $\theta$  は次式で表される。

$$\vec{S}'_{out} = (I - 2\vec{n}_3\vec{n}_3^T)(I - 2\vec{n}_2\vec{n}_2^T)(I - 2\vec{n}_1\vec{n}_1^T)\vec{S}'_{in} \quad (3-14)$$

$$\cos\theta = \vec{S}'_{in}^T \vec{S}'_{out} \quad (3-15)$$

これらの式を用いて、実際に3面あるCCRの反射面を $\alpha$ 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. 3-26 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ことがわかった。

CCRからの反射光は、Fig. 3-21のように図示される。角度付けした場合、反射像はドーナツ上に分布することが予想されるが、 $\mu$ ピッチのCCRを用いた場合は角度拡がりやCCRの製造ばらつきなどがあること、また、LED照明光がノンコヒーレントであることから、比較的均質な反射像が得られると考えられる。

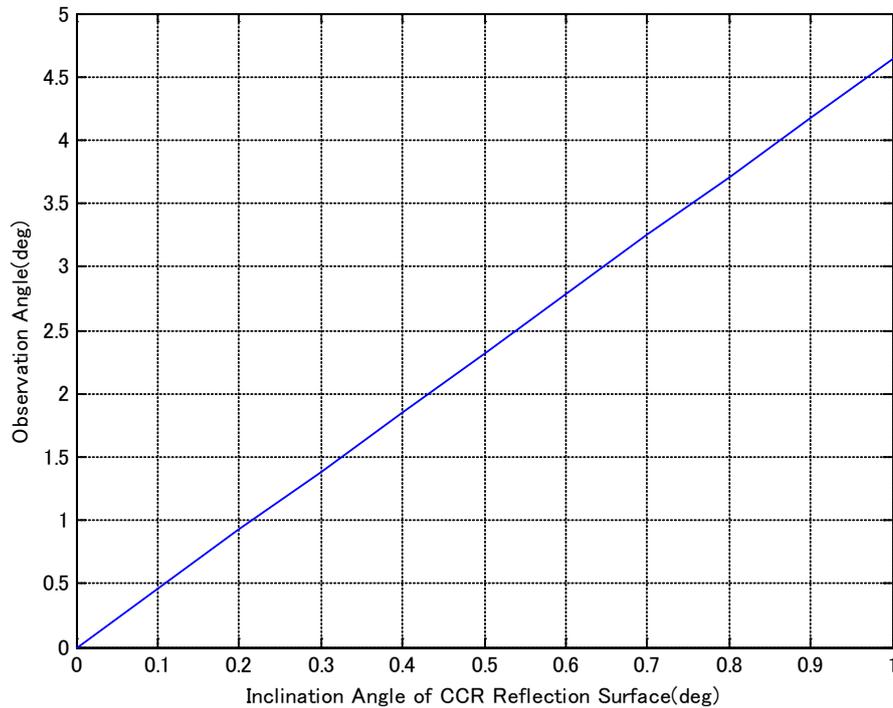


Fig. 3-26 Inclination angle of CCR reflection surface versus observation angle

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(3-8)～(3-10)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の2種類に対して行い、それぞれの再帰反射係数（(3-10)式の $k_n$ ）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. 3-27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することを確認した。

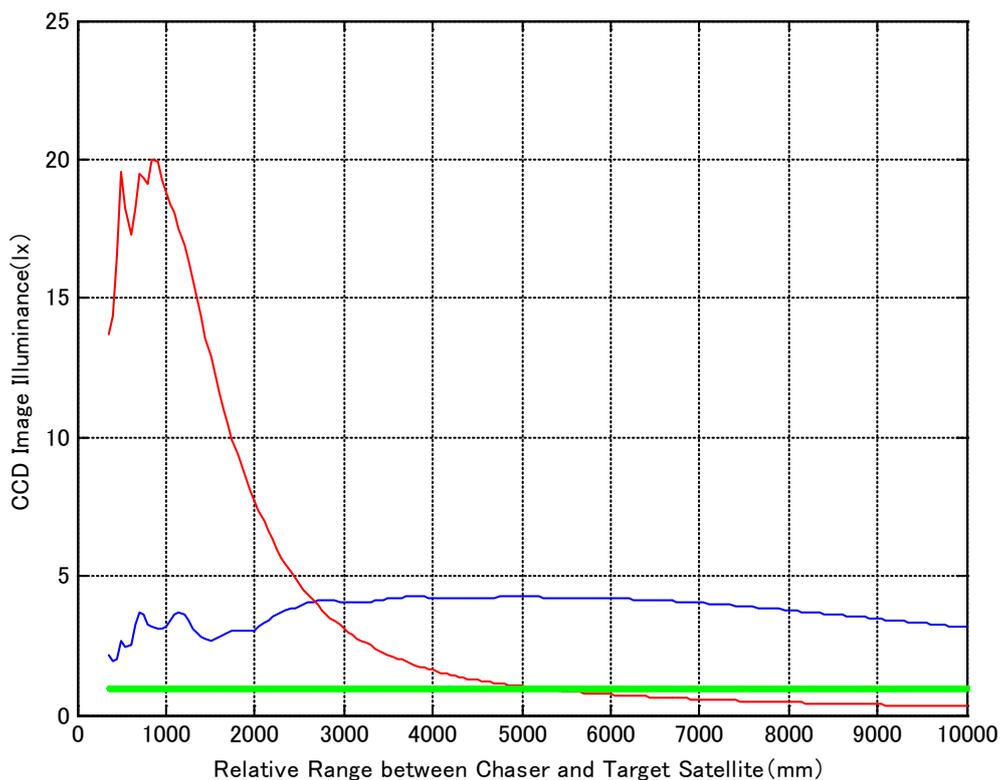


Fig. 3-27 Reflectivity improvement using CCR with small inclination angle

### (3) 光回線設計のまとめ

光回線は、受信光レベルが太陽の反射光等に起因するノイズレベルに対して十分な余裕を持つように設計する。受信レベルの増加は、光源の出力を増加させるか、CCR の個数を増やすまたは個々のリフレクタを大きくすることによって面積を増やすことで実現する。前者は、同軸光学系を用いた場合に迷光等によるノイズの増加が懸念される一方、後者はドッキング面の機器配置に影響を及ぼすため、実際の設計に当たってはトレードオフ検討が必要となる。

RVR のようにレーザ光出力に制約がある場合、後者、すなわち CCR の個数や面積を増やす手法を採用ことになるが、Fig. 3-21 に示すとおり、CCR の有効反射径が受光径の 1/2 とするのが回線設計上最適であるため、CCR 径は固定して CCR の個数の増減で反射光強度を調整する。

一方、近距離域では 1 個の CCR の大きさは回線確保に支障の無い限り小さい方がよい。これは、CCR 径が大きいと、入射角が増すと CCR の光学中心にずれが生じ、バイアス誤差要因となるためである。そのため PXS では  $\mu$  ピッチの CCR を用い、計測範囲にわたり高精度な計測を実現している。

RVR、PXS とも宇宙開発で最も重視される信頼性向上を重視して、RVR については、レーザをスキャンしない同軸光学系を、PXS については、カメラ周りに LED 光源を配置する非同軸光学系が採用されたが、それらシンプルな光学系で光回線の確保が可能であることを示した。しかし、光回線確保の観点からは、上述したように、遠距離域では非同軸型光学系／大型 CCR、近距離域では同軸型光学系／小型 CCR を採用した方が有利と考えられる。これらについては 5 章で議論する。

また、CCR は入射角が約 15deg を超えると急激に光量が低下するため、15deg を超えるような視野要求がある場合は、CCR の配置面を球面にする等の工夫が必要となる。この手法は HTV 等で用いられている。

## 3.7 まとめ

ETS-VII の光学航法システムは、RVR と PXS から構成され、それぞれ、最終接近フェーズとドッキングフェーズで使用される。RVD 実験システムからの要求に基づき、RVR はレーザレーダで全頂角 8.5deg にレーザを広げて照射し、ターゲット衛星に搭載したリフレクタからの反射光を CCD 及び APD で受光し、相対距離と視線方向を計測する。PXS はカメラセンサで、CCD カメラの周りに稠密配置された LED アレイでターゲット衛星上の  $\mu$ CCR で構成したマーカを照射し、その反射像を処理して相対位置、姿勢を計測する。何れのセンサもスキャンする機能を持たず、シンプルな光学系としていることから宇宙開発で最も重視される信頼性は高いものの、

光学伝播上の課題があった。そこで **RVR** については、レーザレーダを広角に照射した場合の簡易な光学伝播式を示し、解析可能であることを示した。また、**PXS** については、**CCD** カメラ—**LED** アレイ—**CCD** カメラの離角が大きくなるドッキング近傍域で光量低下を起こす問題に対し、ターゲットマーカ **CCR** の反射面の角度を僅かに傾ける改善策を示し、解析によって改善効果を確認した。以上により、信頼性の高いシンプルな光学航法システムを実現可能であることを示した。

## 第4章 光学航法システムの開発と軌道上実験による評価

### 4.1 はじめに

JAXA（実験実施当時は NASDA）は、1992 年に技術試験衛星 VII 型（ETS-VII）の開発に着手し、5 年の開発期間の後、1997 年 11 月 28 日に種子島宇宙センターから H-II ロケットで打上げた。打上げ後、衛星の機能確認を経て、1998 年から 1999 年にかけて、3 回にわたり、無人自動 RVD 実験を実施した。最初の実験は、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 回目及び 3 回目の実験は、それぞれ、1998 年 8 月及び 1999 年 10 月に実施された。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全ての実験項目の軌道上で実証を行うことができた。本章では、ETS-VII の光学航法システムの開発と地上検証について述べるとともに、軌道上実験における光学航法システムの機能性能の評価を行い、適切に機能したことを示す。

### 4.2 光学航法システムの開発

光学航法システムを含む RVD 実験システムの開発は、ETS-VII と同じく 1992 年に着手し、約 4 年の期間をかけて行われた。RVD 実験システムを構成するサブシステム、コンポーネントは、まずエンジニアリングモデル（EM）と呼ばれる試験用モデルを製作し、開発試験によって検証した上でフライトモデル（PFM）を製作試験するという EM-PFM 開発方式が採用された。RVD 実験システムの機能性能を検証するためには、様々な距離、姿勢、無重量、質量特性、太陽干渉等を模擬する必要があるが、これらの条件を同時に模擬することは困難である。光学航法システムの開発にあたってはこれら環境に対して Table 4-1 に示す地上検証を行った。光学航法システムの検証は、コンポーネント試験（RVR, PXS）、サブシステム試験（RVD 実験系）、衛星システム試験の 3 種類に分けて行った。RVD 実験系以上の上位レベル試験で RVR, PXS の全計測領域の計測機能、性能を検証することは困難なため、主に計測機能性能の検証はコンポーネント試験で行った。RVR では、測距仕様である 660m までの試験を行うため、計量研究所（現産業技術総合研究所）の長距離光学トンネル（～200m）における試験や、フィールド試験（～600m）を実施して計測機能性能を検証した。PXS については、相対距離 3m まで計測可能な専用の 6 軸モーションシミュレータを整備して計測機能性能を検証した。また、両コンポーネント試験では、太陽直射干渉に対する耐性や相互のリフレクタ、マーカの誤認が無いこと

を確認する試験を実施し、光学干渉が無いことを確認した。また、熱真空環境下において温度によらず計測性能が変化しないことを確認するため、熱真空試験チェンバにセンサヘッドとリフレクタを入れて、計測を行う試験も実施した。

Table 4-1 Verification by ground test for optical navigation system

Environment		Component		Subsystem (RVD)	Satellite System
		PXS	RVR		
Measurement area	Relative range	Measurement performances were verified by using 6DOF motion simulator within 3m and by multi point's measurements from 3-10m.	Near and middle range (-220m) test at manufacturing facility and AIST optical tunnel. Far range (-600m) test at field.	Measurement functions were verified by DCLT. RVR and PXS were arranged on docking surface as same as flight configuration.	Measurement functions were verified under docking condition.
	Relative attitude		N/A		
	Az, El		N/A		
Optical environment	Sun light interference	Direct and reflected sun light interferences were evaluated by irradiating simulated sun light to sensors.		Solar simulator was used for evaluating reflected sunlight interference during DCLT.	N/A
	Inter sensor Interference	Inter sensor interference was verified by using other reflectors as well as own reflectors in each component test.		Inter sensor interference was verified by DCLT.	
Thermal vacuum		Sensor head and reflector was installed in vacuum chamber and measurement performance was verified.		N/A	Measurement functions were verified in thermal vacuum test.
Launch environment		Measurement functions were verified through vibration and shock test.		N/A	Measurement function was verified at pre/post system environment test
Zero gravity		N/A		Dynamics was simulated by DCLT.	N/A
Radiation		Verified in test or analyze of parts level.		N/A	N/A

RVD 実験系のレベルでは、静的閉ループ試験 (SCLT : Static Closed Loop Test), RVD 実験系インテグレーション試験, 及び動的閉ループ試験 (DCLT: Dynamic Closed Loop Test) を実施した。これら試験の RVD 実験のフェーズ (相対距離) との関係を図 4-2 に示す。SCLT では、誘導制御計算機の実機と航法センサ, ダイナミクス, アクチュエータ等のモデルを用いた閉ループ試験であり, RVD 実験システムの全体的な機能性能検証を行った。動的閉ループ試験は, ランデブ・ドッキングシステム開発試験設備 (RDOTS : Rendezvous & Docking Operation Test System) [48]を用いて行った。RDOTS は, チェイサ衛星, ターゲット衛星の相対距離 7m 以内の両衛星の相対運動を模擬することができる。ターゲット衛星ドッキング面に 6 軸アクチュエータ, チェイサ衛星ドッキング面に 2 軸アクチュエータを有し, PD 制御によって駆動される。DCLT では, 実際にチェイサ衛星, ターゲット衛星のドッキング面に光学航法センサのヘッドとリフレクタを取り付けて, 光学航法システムの実データを誘導制御計算機(GCC)に取り込み, 制御指令に基づきモーションシミュレータを駆動する閉ループ試験を行った。DCLT のコンフィギュレーションを図 4-1 に示す。GPS インテグレーション試験は, GPS 相対航法の機能・性能を検証するための試験であるが, ここでの説明は割愛する。

光学航法システムについては, 主にサブシステム試験における DCLT とコンポーネント試験で地上検証を行った。DCLT では, RVR, PXS の両センサを RDOTS 上のチェイサ衛星, ターゲット衛星ドッキング面に取り付け計測することで, 両センサ間の干渉に問題がないことを確認した。本試験では, 通常の試験の他に, 太陽光模擬装置を用意して, ターゲット衛星ドッキング面に模擬太陽光を照射し, 反射干渉下で RVR, PXS が適切に機能することも確認した。試験の結果, RVR, PXS は, 7m 地点と 2m 地点で不具合があり, RVR は測角ソフトウェアを, PXS はマーカ選択ロジックをそれぞれ改良することができた。

Table 4-2 Verification plan of overall RVD system through the ground test [49]

verification method		SCLT	DCLT	GPSR INTEG TEST	VERIFICATION BY COMPONENT TEST
Docking phase	docking capture	○	×	N/A	DM:docking and separation dynamics test
	VP-capture	○	○	N/A	
Final approach phase	7m-VP	○	○	N/A	
	TF-7m	○	△	N/A	RVR:long range test using optical tunnel and field test
Relative approach phase	TI-TF	○	×	○	GPSR:field test
Off nominal case	all phase	○	△	△	

\* In the system test,interface between RVD system and related subsystem

\* In the component test, the performance and function of each component are verified

○:verified △:partially verified ×:not verified

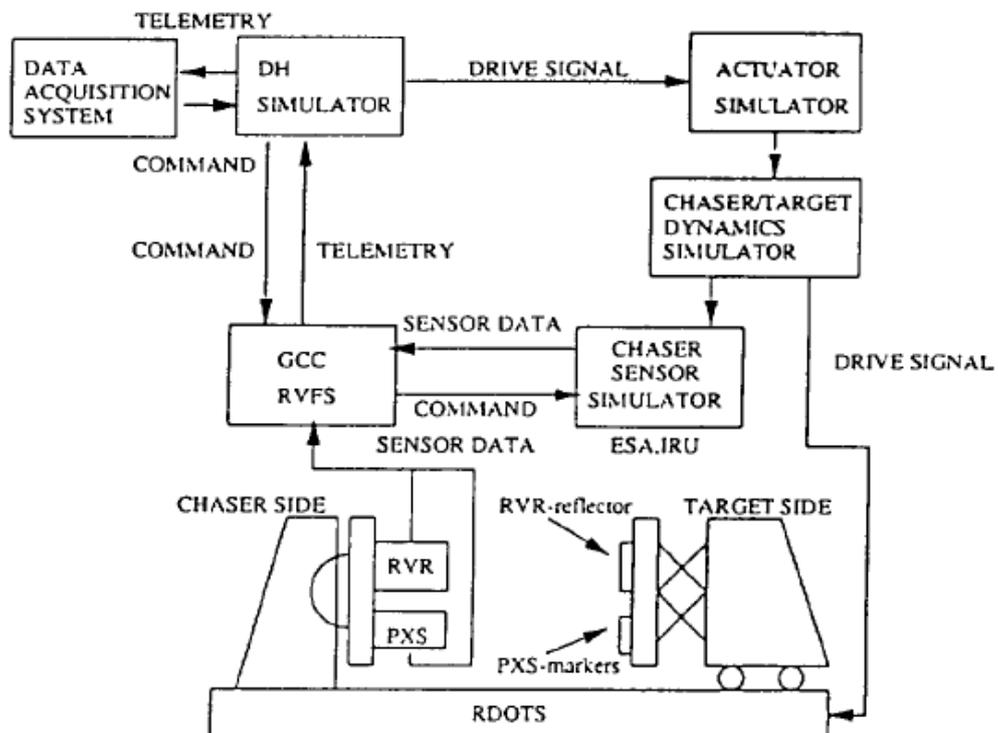


Fig. 4-1 DCLT configuration [49]

### 4.3 軌道上実験による評価

技術試験衛星 VII 型 (ETS-VII) は 1997 年 11 月 28 日に種子島宇宙センターから H-II ロケットで打上げられ、打上げ後の機能確認を経て、1998 年から 1999 年にかけて、3 回にわたり、無人自動 RVD 実験が実施された。各実験の概要を Table 4-3 に示す[50][51][52]。ETS-VII の第 1 回 RVD 実験は、1998 年 7 月 7 日 (七夕) に実施した。「ひこぼし」と名付けられたチェイサ衛星は、「おりひめ」と名付けられたターゲット衛星分離後、2m 地点で相対停止し、約 15 分間のランデブ飛行を行った後、再度ドッキングに成功した。続く、8 月 7 日には、チェイサ衛星を 520m 地点まで離脱させ(Fig. 4-2)、その地点から同一軌道上(V-bar)を接近しドッキングすることで、RVR 及び PXS を使用した RVD を検証する予定であったが、V-bar 接近中にスラスターの噴射異常が発生し、その都度接近が中断されるという不具合が生じたため、再ドッキングまで 3 週間を要した。しかし、その間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大半の実験項目が達成された(Fig. 4-3)。1999 年 10 月には、地上からの遠隔操縦、衝突回避マヌーバ機能及び R バー接近機能の確認を目的とした第 3 回実験を実施し、成功裏に終了した。これら RVD 実験を通じ、光学航法システムは適切に機能し、自動 RVD に有効であることを軌道上で実証した。その詳細を以下に示す。

Table 4-3 ETS-VII RVD flight experiments summary

	#1 RVD Flight	#2 RVD Flight	#3 RVD Flight
Flight duration	7/7/1998	8/7-26/1998	10/26-27/1999
Main objectives (As planned)	PXS navigation Relative 6 DOF control	RVR navigation V-bar approach LOS pointing control	Collision avoidance maneuver Remote piloted rendezvous R-bar approach
Flight distance	Docking-2 m	Docking-12 km	Docking-9 km
Flight description	After the separation, the Chaser started to control relative position and attitude automatically, and separated up to the VP (2 m hold point). They continued formation flight for 15 minutes keeping a constant distance of 2 m. Then, the Chaser approached and docked with the Target.	In the original plan, the Chaser approaches the TF at a distance of 520 m along the V-bar. But during the V-bar approach from the TF, a Chaser attitude anomaly occurred and the Chaser conducted an abort activity based on the on-board safety management function. After that, several attitude anomalies occurred during the rendezvous flight and the Chaser approached up to a maximum distance of 12 km. The attitude deviations were caused by the anomaly of the firing thrusters. To handle this problem, the on-board flight software was modified. Consequently, the Chaser could again dock with the Target.	After the separation, the Chaser was remotely piloted from the ground station up to a distance of 30 m. Then the Collision Avoidance Maneuver (CAM) was executed as planned and the Chaser approached to 9 km behind the Target. The Chaser conducted the R-bar approach demonstration and went to 5.5 km ahead of the Target. After that, the Chaser was injected from 220 m (TF) ahead of the Target using C-W guidance and then approached along the V-bar. In VP, the Chaser started relative 6 DOF control and finally docked with the Target.
Optical navigation system operation	PXS used as navigation sensor for relative 6 DOF control. RVR data were also acquired.	RVR was used as navigation sensor for V-bar departure and approach as well as the PXS. The RVR data were also acquired at a maximum distance of 600 m.	The optical navigation system was used as navigation sensor within 220 m.
Flight Profile	-	Fig. 4-3	-

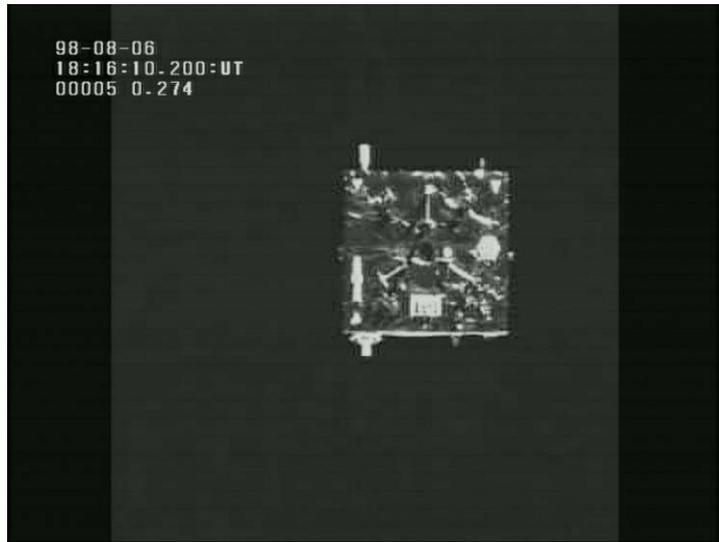


Fig. 4-2 Target satellite departure from Chaser satellite on second RVD experiment

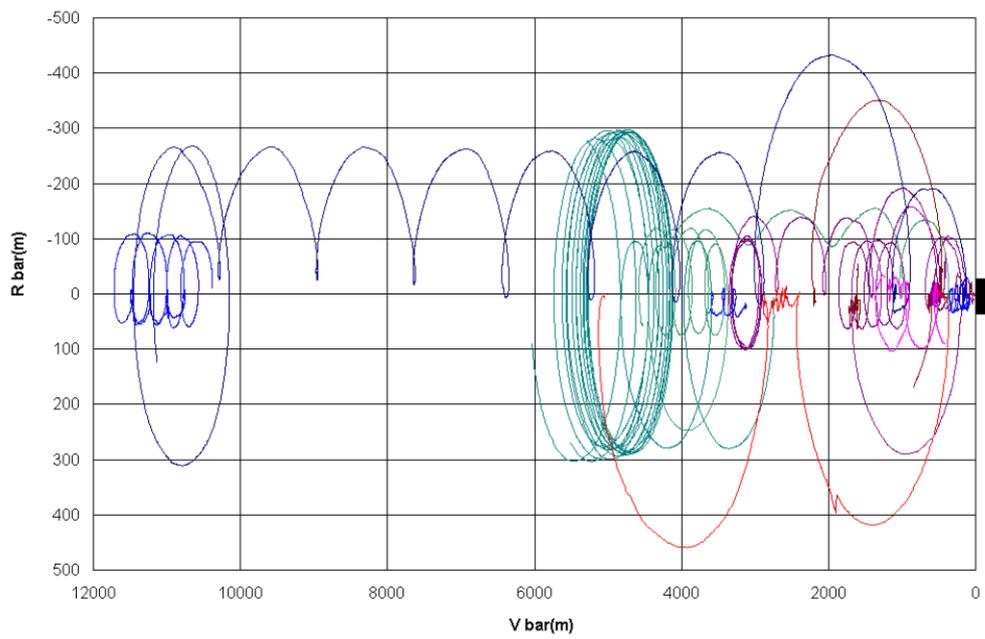


Fig. 4-3 Actual flight profile of second RVD experiment

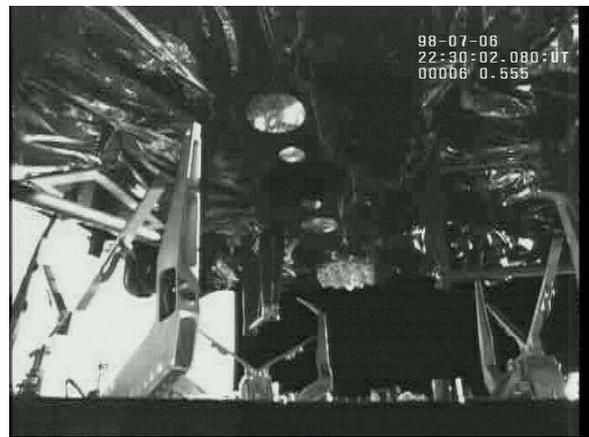
### 4.3.1 光学航法システムを使ったランデブ飛行

ETS-VII の RVD 実験において、光学航法システムは、最終接近フェーズ及びドッキングフェーズにおいて使用された。第 1 回 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、チェイサ衛星は再度接近を行い、ターゲット衛星との再ドッキングに成功した。ドッキング時の様子を Fig. 4-4 に示す。この実験で、チェイサ衛星は、PXS を用いた相対 6 自由度制御を行った。Fig. 4-5 に第 1 回 RVD 実験における相対 6 自由度制御結果を示す。2m 点における保持精度は、図に示すとおり要求仕様を上回るものであった。

第 2 回、第 3 回 RVD 実験においても、PXS を用いた相対 6 自由度制御を行った。Fig. 4-6 に第 3 回 RVD 実験結果を示す。本実験では、第 1 回、第 2 回の RVD 実験と同様、VP 点で PXS を用いた相対 6 自由度制御に移行し、1cm/sec で接近を行った。チェイサドッキング機構はターゲット衛星を相対距離 0.53m 地点で捕獲した。投入時における位置精度は、Fig. 4-6 に示すとおり $\pm 1\text{cm}$  (Y, Z) 以内であり、これは、要求仕様である投入位置精度 $\pm 2.5\text{cm}$  を十分上回る結果であった。



(a)Relative distance: 2m



(b)Capturing Target before docking

NOTE: These Photographs were taken by Docking Camera on Chaser satellite. Upper is Target satellite and lower side is Chaser satellite. Left bright sphere is Earth. Docking Mechanism (DM) on Chaser satellite captured target handle in the center of capturing area of DM.

Fig. 4-4 Docking operation of ETS-VII

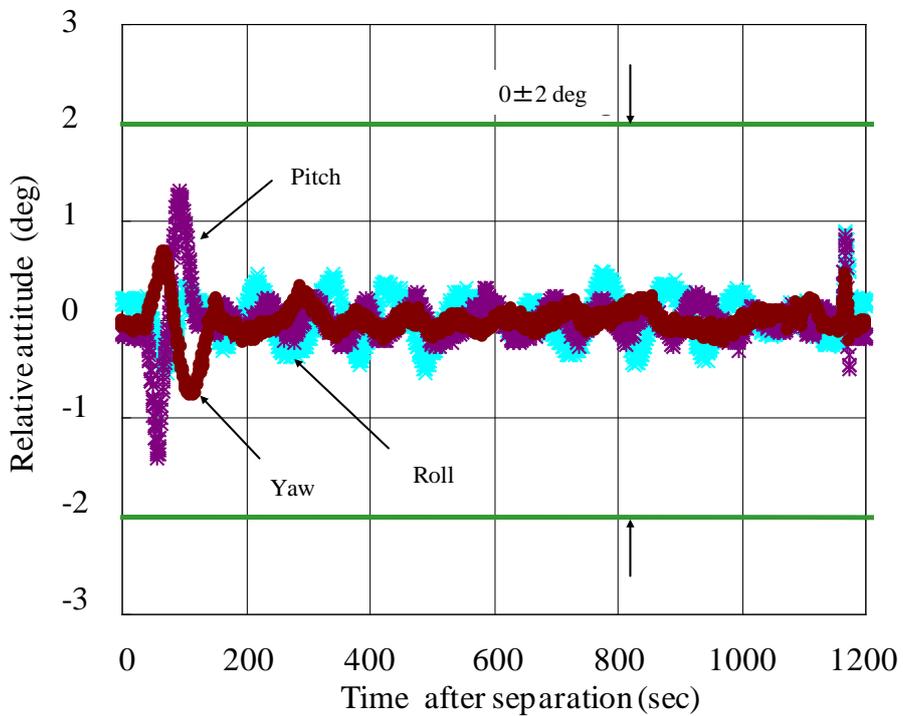
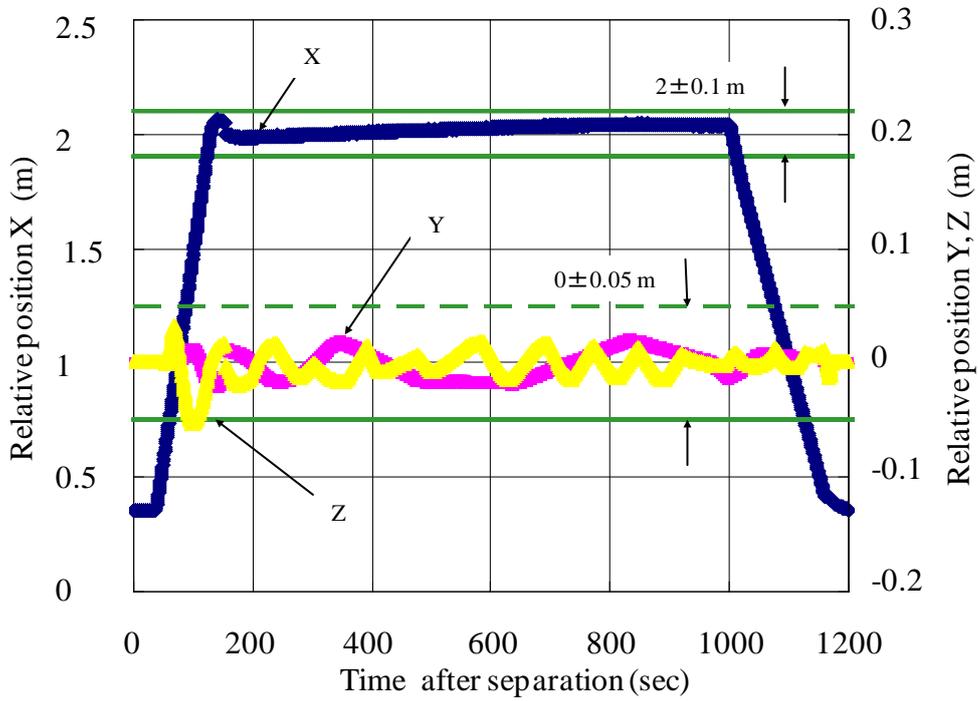


Fig. 4-5 Six degree of freedom control using PXS on first RVD experiment

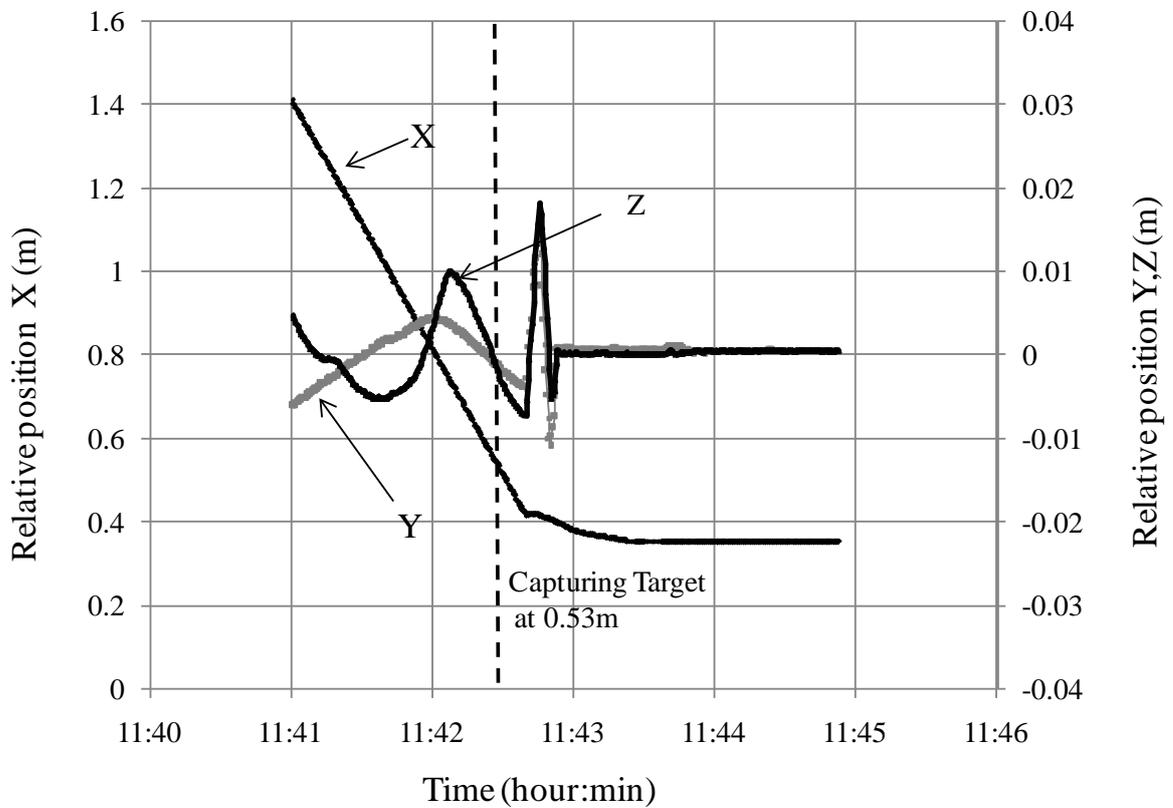
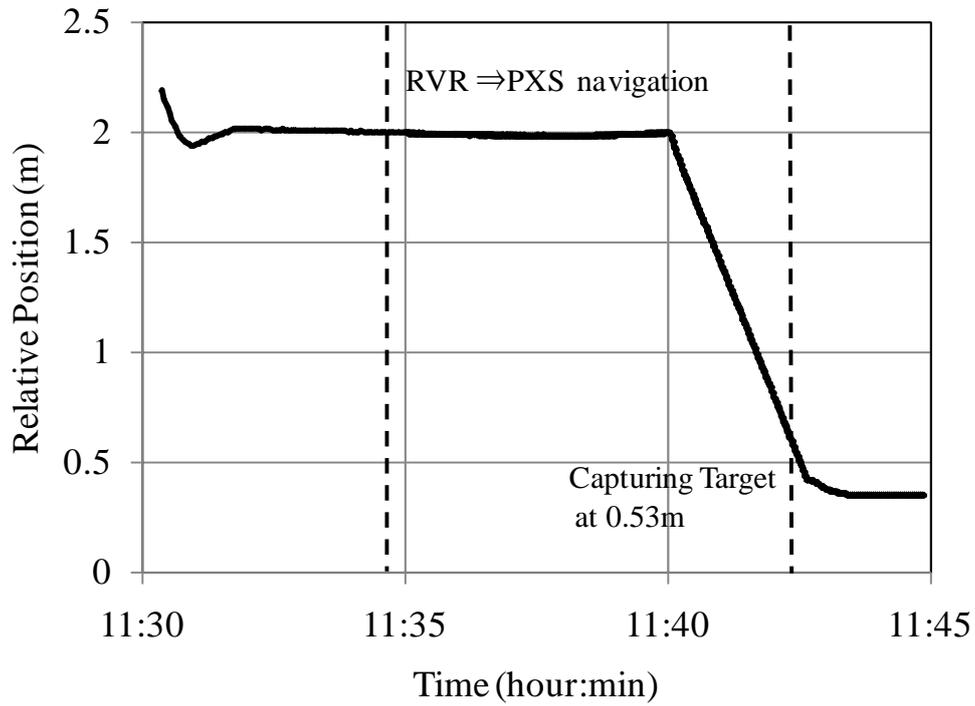
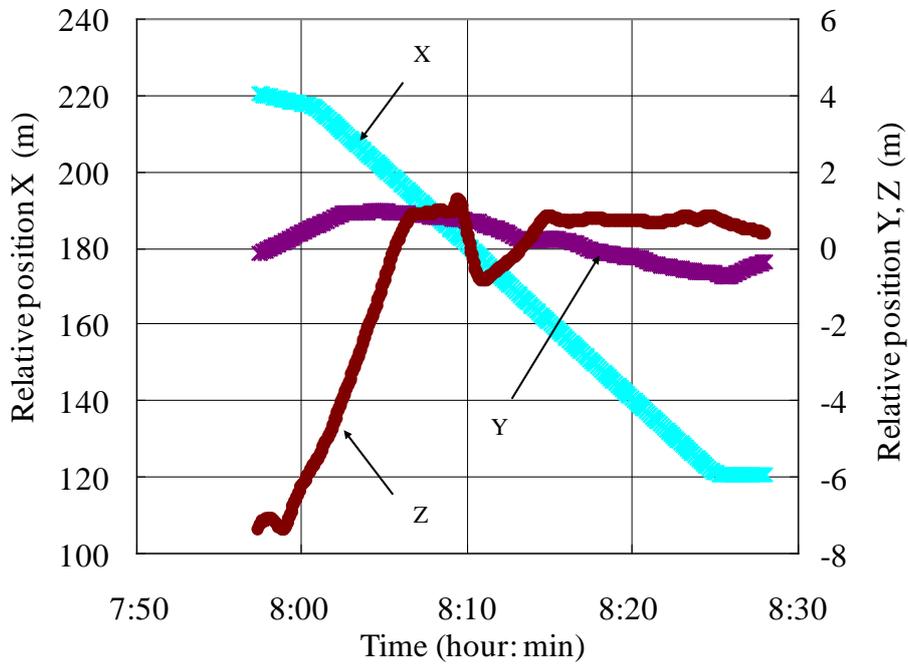


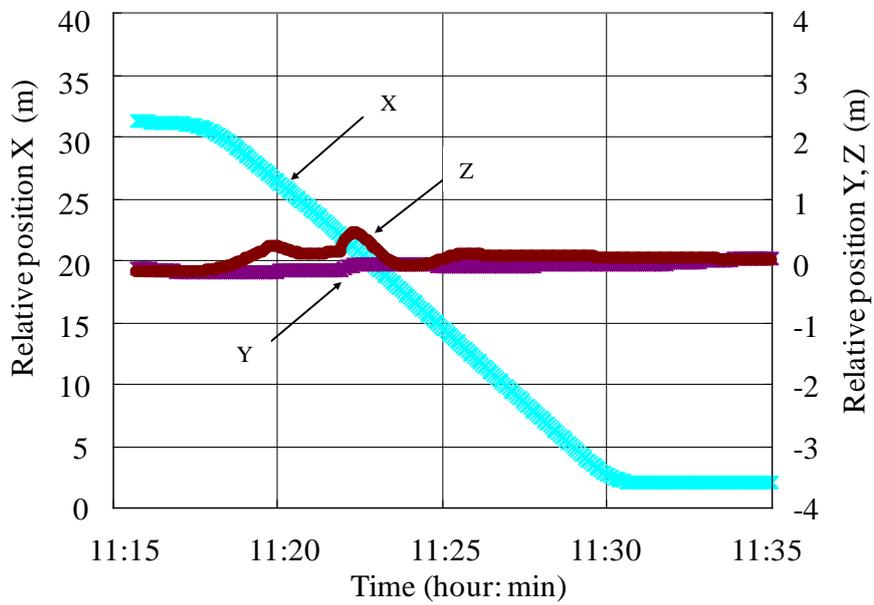
Fig. 4-6 Docking approach using PXS navigation on third RVD experiment

第2回 RVD 実験では、チェイサ衛星は、ターゲット衛星から最大 12km 離れてランデブ飛行を行った。チェイサ衛星は PXS だけでなく、RVR や GPS 相対航法を使用して自動 RVD を行った。第3回実験では、チェイサ衛星は、GPS 相対航法を用いた C-W 誘導に基づき 220m 点に投入された。その後、チェイサ衛星は主航法センサを GPS 相対航法から RVR に切り替え、RVR 航法に基づき V-bar 接近を行った。Fig. 4-7 a) に 220m 点周辺における RVR 航法結果を示す。チェイサ衛星は、GCC によって計算された基準軌道に従って、V-bar をターゲット衛星に向けて接近している。接近速度は 7cm/sec で計画速度に一致している。

V-bar 接近完了後、チェイサ衛星は VP 点で RVR 航法から PXS 航法に切り替える。同図 b) に 30~2m までの RVR 航法結果を示す。チェイサ衛星は VP 点に適切に投入され、投入精度は、要求仕様である相対位置 0.2m (Y,Z) 以下であった。



(a) From TF to 120m



(b) From 30m to VP

Fig. 4-7 V-bar approach using RVR navigation

### 4.3.2 計測精度の評価

打上げ後、RVD 飛行の前に、RVR 及び PXS のチェックアウトを実施した。この運用では、チエイサ衛星とターゲット衛星がドッキングした状態で、軌道上データと打上げ前に取得した地上試験データの比較を行った。Table 4-4 及び Table 4-5 に運用結果を示す。RVR 及び PXS の計測精度は共に、地上試験結果と一致している。地上試験データから軌道上試験データを引いたバイアス誤差は、RVR の EI を除き、要求仕様を満足している。これらの差異には、打上げ時の振動、熱変形や他の効果が含まれており、実際の計測精度は、これらの結果以上であると推定される。ランダム誤差は、軌道上データの  $3\sigma$  値で表され、何れも要求仕様を満足している [53][54]。

Table 4-4 RVR measurement accuracy while docked

#### a) Bias Error

		On orbit data (1)		Ground test data (2)		Difference (2)-(1)		Spec.
		Sub**	Main**	Sub	Main	Sub	Main	
Range (m)*		0.478	0.478	0.495	0.481	0.017	0.003	0.1
LOS (deg)	EI	0.073	0.036	0.021	0.009	-0.052	-0.027	0.05
	Az	-0.025	-0.134	-0.051	-0.131	-0.026	0.003	0.05

\*The range was 0.481m measured before launching ETS-VII.

\*\* Main: Primary component, Sub: Spare component

#### b) Random error ( $3\sigma$ )

		On-orbit data	Spec.
Range (m)		0.0046	0.006
LOS (deg)	EI	0.0043	0.02
	Az	0.0084	0.02

Table 4-5 PXS measurement accuracy while docked

## (a) Bias error

	On-orbit data(1)	Ground test data(2)	Difference (2)-(1)	Spec.
X(m)*	0.432	0.432	0.000	0.01
Y(m)	0.0002	0.0003	0.0001	0.003
Z(m)	-0.0000	-0.0000	0.0000	0.003
Roll(deg)	0.275	0.219	-0.056	1.1
Pitch(deg)	-0.003	0.045	0.048	0.75
Yaw(deg)	-0.099	-0.065	0.034	0.75

\*The range was 0.43m measured before launching ETS-VII.

(b) Random error (3 $\sigma$ )

	On-orbit data	Spec.
X(m)	0.0001	0.005
Y(m)	0.0001	0.001
Z(m)	0.0000	0.001
Roll(deg)	0.015	0.2
Pitch(deg)	0.018	0.2
Yaw(deg)	0.059	0.2

次に、RVR 及び PXS の飛行中のデータについて述べる。RVR は、PXS が唯一比較可能な航法センサである。第 2 回 RVD における PXS 及び RVR のデータを Fig. 4-8 に示す。本図より、2 ~ 10m までの RVR バイアス誤差を評価した。ここでの RVR と PXS の差の平均は約 7cm であり、バイアス誤差要求値の 10cm を満足している。次に RVR と PXS で計測した LOS 角を Fig. 4-9 に示す。ここで、PXS については、相対位置データを LOS 角に変換している。RVR と PXS の差の平均は、Az で 0.09deg、El で 0.12deg であった。これらの値は、Table 4-4 で示したチェックアウト結果より大きくなっている。この違いは、PXS のミスアライメントや相対姿勢誤差によるものと考えられる。相対距離 2m 以内では、チェイサ衛星は、PXS 航法に基づきチェイサ衛星ドッキング軸をターゲット衛星のドッキング軸に合わせるように接近する。RVR は Fig. 3-4 で示されるとおりドッキング軸から離れて取り付けられているので、チェイサ衛星とターゲッ

ト衛星間の相対姿勢誤差により RVR ヘッド部の位置が変化することから, RVR と PXS 間の LOS 角差を増大させると推定している.

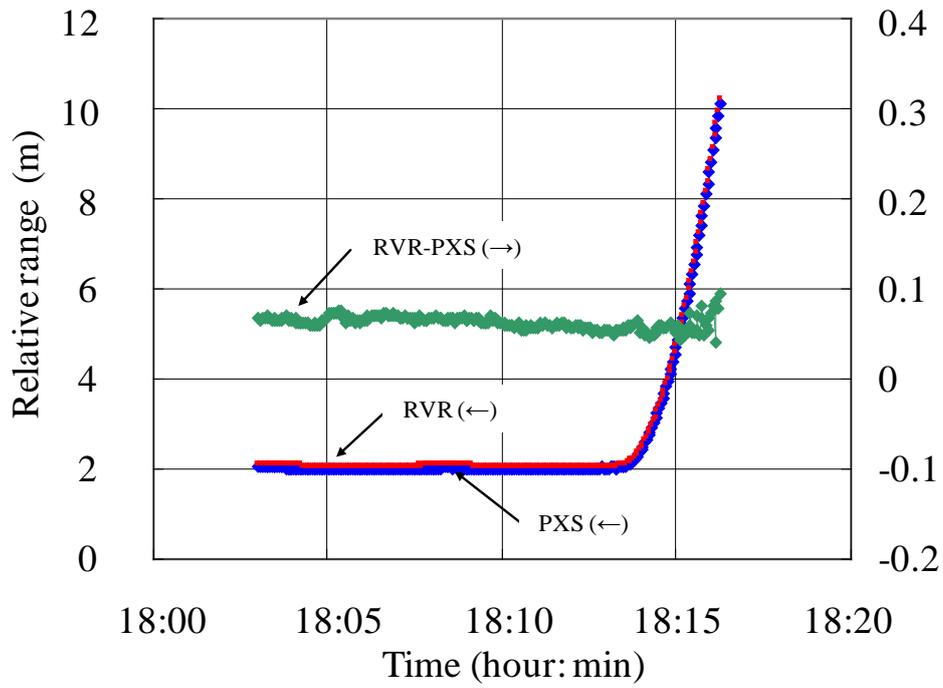


Fig. 4-8 Relative range measurement of RVR and PXS

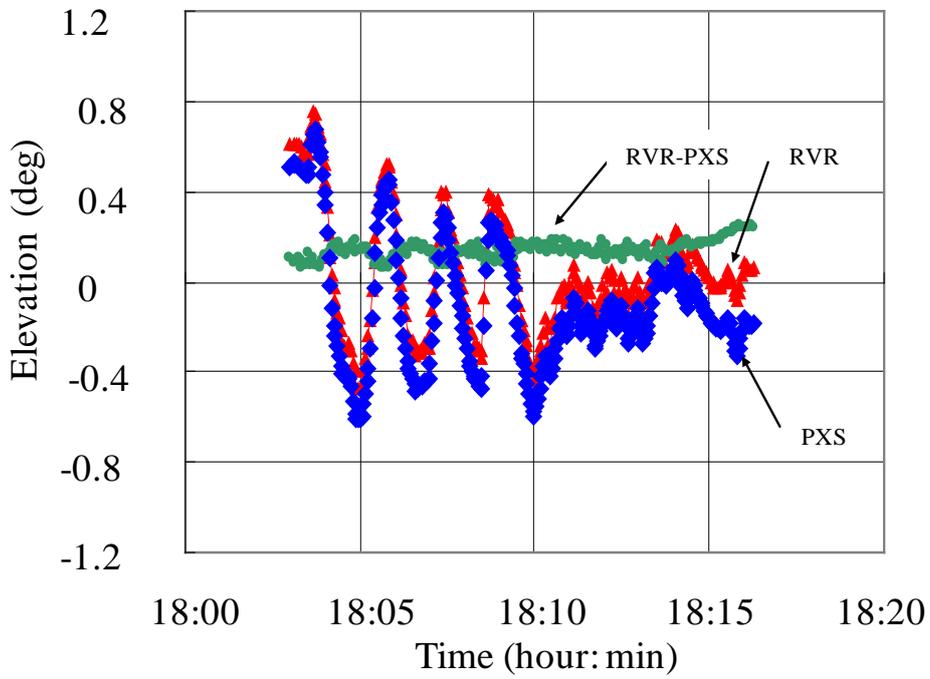
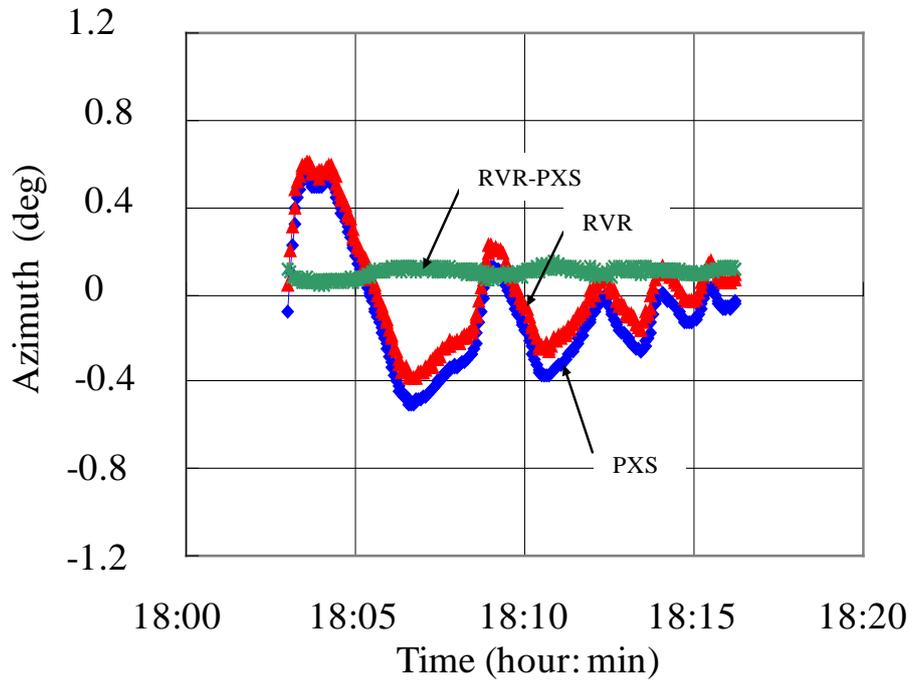


Fig. 4-9 LOS angle measurement of RVR and PXS

遠距離域におけるRVRバイアス誤差は、GPS相対航法と比較して評価する。GPS相対航法はRVR航法より精度が低い、遠距離域でのバイアス誤差を評価することができる。Fig. 4-10に相対距離630mにおけるGPS相対航法とRVR航法の差を示す。GPS相対航法は、HILL座標系で相対位置X, Y, Zを出力するので、これらを $R=\text{SQRT}(X^2, Y^2, Z^2)$ で変換する。その結果、RVR航法とGPS相対航法の差の平均は、1.43mであった。

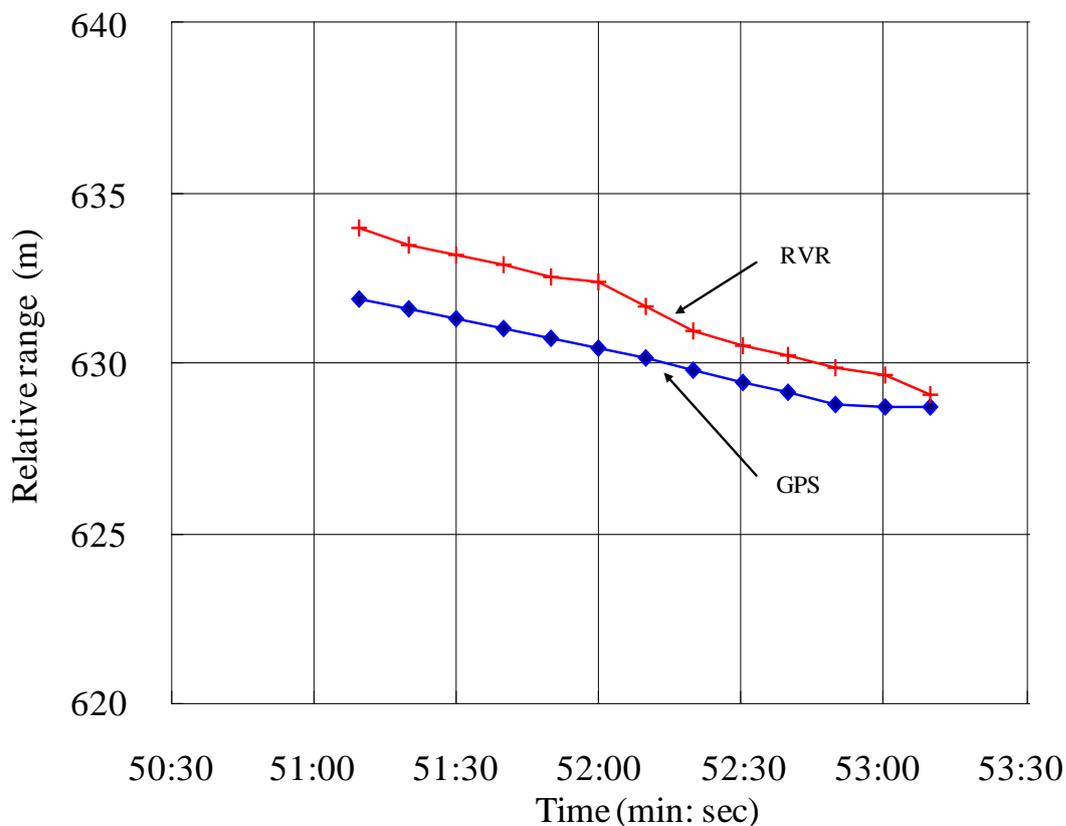


Fig. 4-10 Relative range of RVR and the GPS relative navigation

PXSは、ETS-VIIの搭載航法センサの中で最も高精度なセンサであることから、飛行中のPXSの計測精度を評価することは困難である。参考にRVRの計測値を基準とすれば、PXSの相対位置計測精度は、X,Y,Zでそれぞれ、0.07m, 0.0016m ( $=2 \cdot \tan(0.09\text{deg})$ ), 0.002m ( $=2 \cdot \tan(0.12\text{deg})$ )となる。また、相対姿勢については、PXS相対姿勢計測値とチェイサ衛星及びターゲット衛星に搭載したESAデータの差と比較して評価したが、Table 3-2に示す要求仕様を十分満足するものであった。比較結果をFig. 4-11に示す。

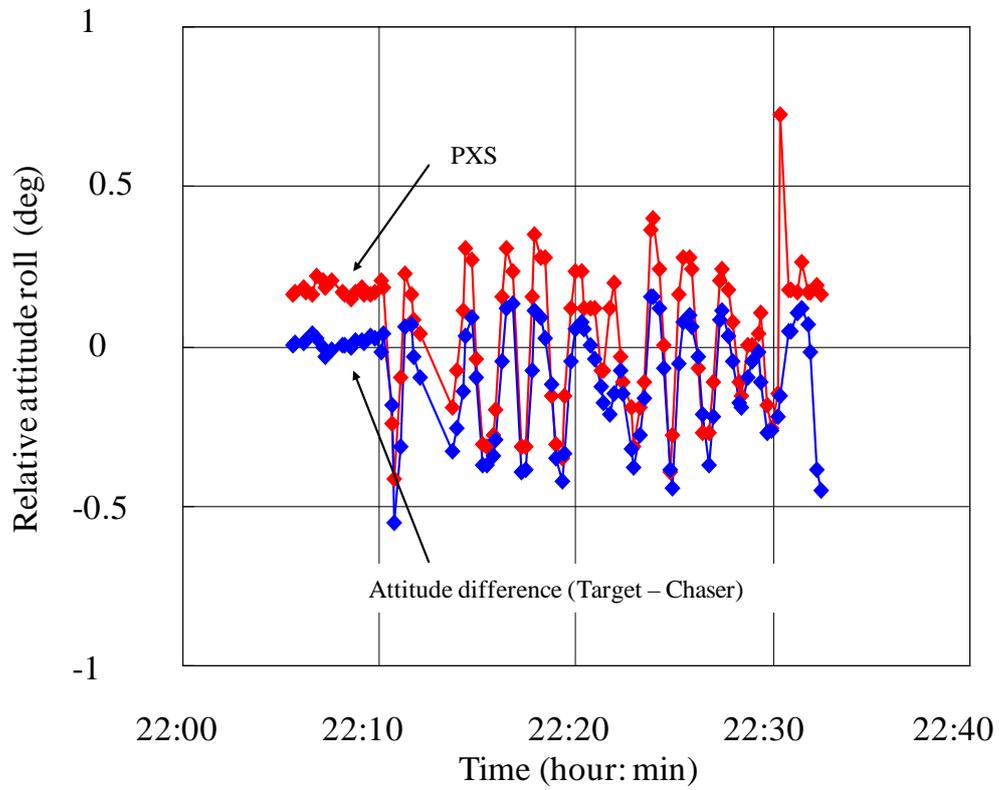


Fig. 4-11 Relative attitude difference between PXS and the relative attitude estimation

### 4.3.3 捕捉及び追尾

RVR 及び PXS は、捕捉開始後、各自のリフレクタやマーカを認識し、正常に計測を行った。もし、光学干渉が存在した場合、捕捉完了までの時間が長くなることが予想される。捕捉は、ドッキング時やハンドオーバーポイント等色々な位置で必要となる。Table 4-6 に実験中の捕捉時間を計測したものを示す。表より RVR 及び PXS の全ての捕捉時間が、要求を満足していることがわかった。最終チェックアウトのデータは、打上げ 2 年後に計測されたものであるが、初期チェックアウトと同じ性能を維持している。このことは、捕捉性能が実験期間中維持されたことを示している。

Table 4-6 Acquisition time of RVR and PXS

	Acquisition time			Specification
	Initial Check Out	RVD flight*	Final Check Out	
PXS Main****	6 sec	6 sec **	6 sec	10 sec
Sub ****	7 sec	6 sec **	6 sec	10 sec
RVR Main	8 sec	12 sec ***	8 sec	12 sec
Sub	-	-	8 sec	12 sec

\* Third RVD experiment

\*\* PXS acquisition was executed at the relative range of 10m.

\*\*\* RVR acquisition was executed at the relative range of 220m.

\*\*\*\* Main: Primary component, Sub: Spare component.

実験では、RVR 及び PXS は相対運動するターゲット衛星を適切に追尾することができた。第 2 回 RVD 実験では、RVR が GPS 相対航法からの引継ぎに必要な最大相対距離 600m まで計測可能であることを示した。LOS 角についても、220m 点で GPS 相対航法から引き継ぐ際最大 2deg で計測可能なことを示した。PXS に関しては、規定された最大相対距離 10m で相対位置を計測することができた。最もクリティカルな領域である分離直後の相対姿勢についても適切に計測が行われ、分離から RVR との引継ぎ点まで連続的に計測することができた。

#### 4.3.4 光学特性

光学航法センサにとって、光学回線を確保し、飛行中に光学干渉を引き起こさないことは、非常に重要である。

RVR に関しては、光回線状態を確認するために相対距離計測に使用している APD の受光レベルを用いて評価した。まず、打上げ後の初期機能確認時、各実験飛行前、及び最終確認時には、ドッキング状態で受光レベルを計測し、打上げ前と変化が無いことを確認した。次に相対距離に対する光強度は、実験飛行中のデータを用いて評価した。Fig. 4-12 に相対距離と光パワーの関係を示す。軌道上で取得したデータは、(3-5)～(3-7)式で計算した計算値とほぼ一致していることがわかる。地上試験データは軌道上データより若干低いですが、これは、大気の揺らぎなどの効果が影響しているものと考えられる。相対距離と受光電力の関係の他、LOS 角と受光電力の関係についても評価した。第 3 回 RVD 実験では、220m 点において GPS 相対航法から RVR 航法に引継ぎを行った。GPS 相対航法からの引継ぎ後、RVR がターゲット衛星を捕捉し、チェイサ衛星が RVR 航法に基づいてターゲット衛星視線方向にむけて姿勢を制御する (LOS 指向制御)。つまり、LOS 角 0deg を目標に制御を行う。Fig. 4-13 にその際の LOS 角と受光電力の関係を示す。本図で RVR 捕捉完了時の LOS 角 2deg から LOS 指向が完了時の LOS 角 0deg まで約 2deg LOS 角が変化している。その変化に対する受光電力の変化は、1.5dB であったのに対し、計算値は約 1.9dB であったことから、実験と計算値は概ね一致していると考えられる。

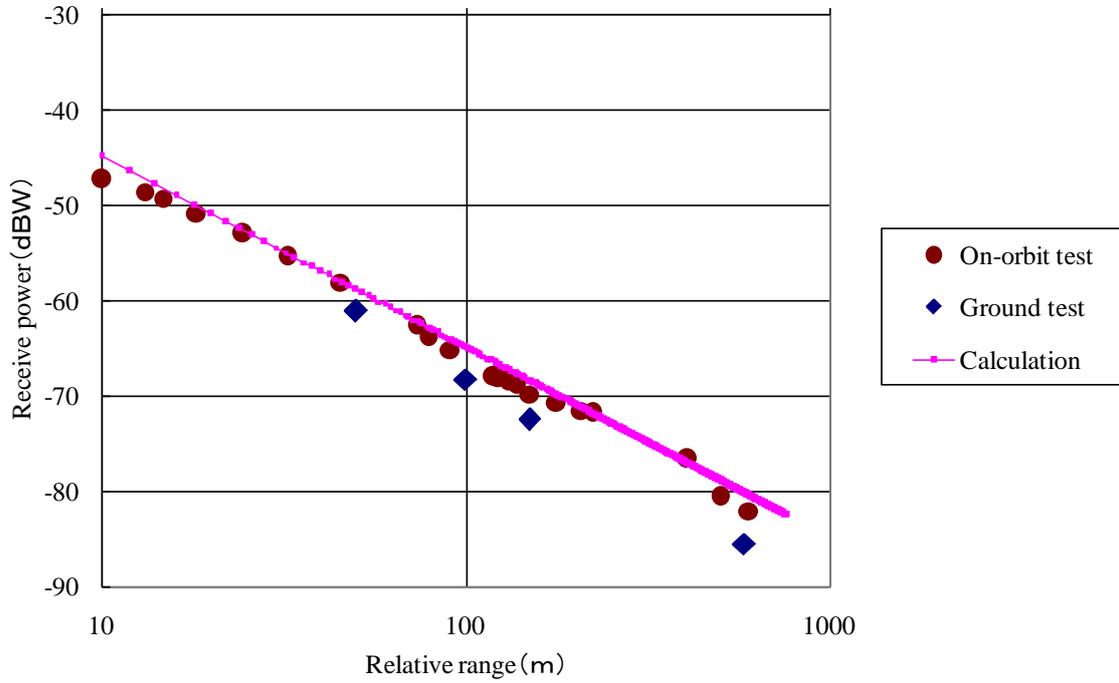


Fig. 4-12 RVR Optical power versus relative range [55]

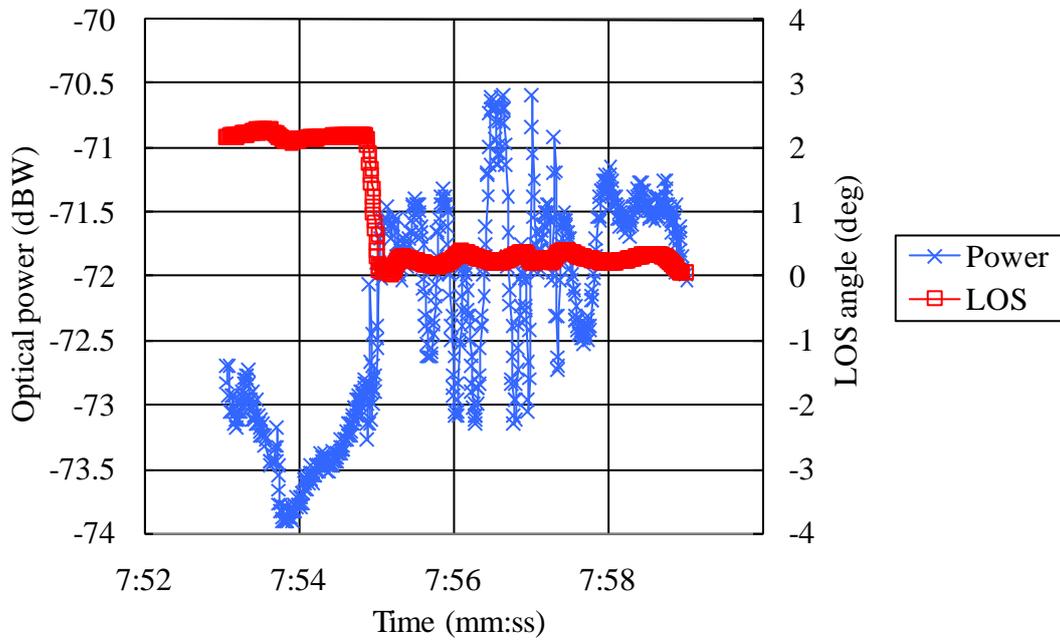


Fig. 4-13 RVR Optical power versus LOS angle [55]

PXS に関しては、打上げ後の初期機能確認時、各実験飛行前、及び最終確認時にドッキング状態で光回線状態を確認した。PXS の軌道上におけるターゲットマーカ画像は、2 値化後のデータしか得られないことから、シャッタースピードや閾値を変化させるコマンドを送信して画像取得を行い、地上であらかじめ取得した画像と比較することで回線状況の把握を行った。その結果、若干の画像レベルのオフセット的な変動があったものの、計測に支障となる変動は見られなかった。また、これらの確認において、3.6.2(2) 項で述べた角度付けマークの CCD 受光量増加の効果も確認した。Fig. 4-14 にシャッタースピードを通常の 1/6 にした画像を示す。中心のマーク C は、角度付けを行っていないマークで、上下のマーク  $\alpha$ 、 $\beta$  は角度付けを行ったマークである。画像から明らかとおり、マーク C に比べて、マーク  $\alpha$ 、 $\beta$  の反射像は欠けもなく鮮明であり、角度付けマーカの有効性を軌道上でも実証することができた。

実験中において、RVR、PXS 共、太陽干渉やセンサ間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と推定される。このことは、干渉が発生した際に各センサが出力する干渉テレメトリで確認している。加えて、捕捉計測時間は、前項で示したとおり要求を満足しており、このことから両センサにとって光学干渉レベルが十分小さいものであったと思われる。Fig. 4-15 及び Fig. 4-16 に RVR 及び RVR 及び PXS の典型的な取得画像を示す。これらの画像は、画像処理を行うに十分鮮明である。このように RVR 及び PXS の光学回線レベルは計測に十分なレベルを有し、光学干渉対策は十分に機能していることを確認した。

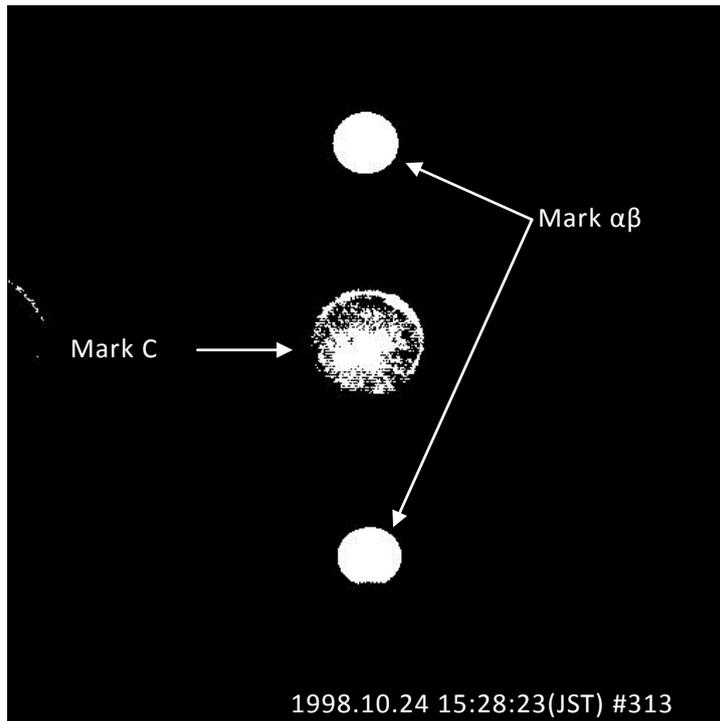


Fig. 4-14 Improvement of reflection performance of PXS

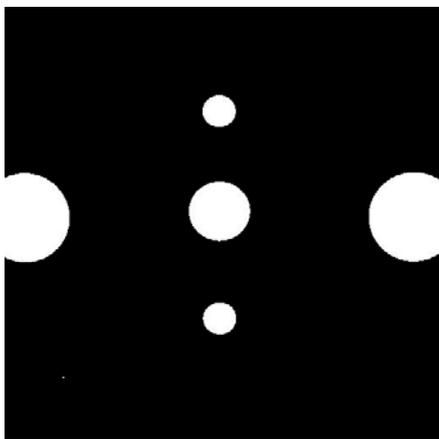


Fig. 4-15 Maker image of PXS

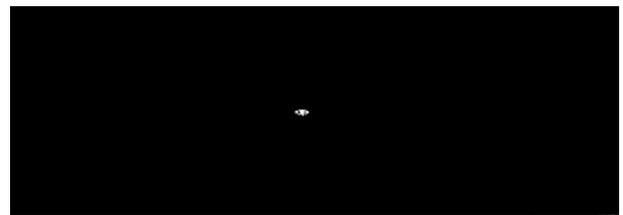


Fig. 4-16 Reflector image of RVR

#### 4.4 まとめ

光学航法システムを搭載した ETS-VII は 1997 年 11 月に打上げられ、1998 年 7 月より 3 回に亘って自動 RVD 実験を実施した。これらの実験中、相対距離 500m 以近の最終接近以降の RVD 飛行において光学航法システムは適切に機能した。実験を通じて航法システムの切り替えは正常に行われ、ドッキング時の投入精度として相対位置 0.01m (Y,Z)、相対速度 0.01m/sec 以下と光学航法システムによる高精度な RVD を軌道上で実証した。各航法センサの計測精度は、地上試験時の値との比較、航法センサ間の比較によって確認し、要求仕様を上回る精度であることを確認した。また、光学干渉については、センサからの干渉ステータスが無く、捕捉時間が仕様内であったことから問題なかったと判断した。光学伝播については、RVR の受信レベルと解析値、地上試験値の比較を行い、解析値と良く一致していることを確認した。また PXS の取得画像からドッキング近傍域における光量改善効果を確認した。以上より 3 章で示した解析手法が有効であることを実証した。

## 第5章 ランデブドッキング用航法システムの将来展開

### 5.1 はじめに

ランデブドッキング (RVD) 技術は、将来の宇宙活動に必須の技術である。1960 年代以降、有人月飛行や宇宙ステーション組立等を目的として、米国のアポロ・ジェミニ、スペースシャトルやロシアのソユーズ、プログレス等、様々な宇宙機で RVD が行われてきた。1998 年以降 ETS-VII を始め、米国の Orbital Express や欧州の ATV といった無人自動 RVD が成功したことで、地球周回軌道のみならず、サンプルリターン等月・惑星探査等の分野への応用が期待される[56]。しかし、光学センサは電波センサと比べて長距離化が難しく、特に遠距離域での計測が要求される月惑星探査に適用する上で課題とされている[57]。本章では、将来予想される RVD ミッションと近傍航法システムに対する要求を分析するとともに、高精度かつ低衝撃 RVD を可能にする光学航法システムのこれらミッションへの適用可能性について考察する。

### 5.2 将来のランデブドッキングミッション

RVD が必要となる将来の宇宙活動として、宇宙ステーションのような地球軌道上の滞在拠点との往復や、月惑星からのサンプルリターン、地球周回軌道における推薬の補給、太陽発電衛星のような大型構造物の組み立て、不要衛星の捕獲・回収等、多様なミッションが考えられる。これら宇宙機ミッションと RVD を行うターゲット宇宙機の軌道、RVD の形態は Table 5-1 のように区分される[58]。ここでターゲット宇宙機の“形態”は、ランデブセンサのリフレクタや GPS 受信機と通信機器等、受動的な RVD 機器を有し、自身の姿勢を安定的に制御している宇宙機を“協力的”と定義し、受動的な RVD 機器を有さず、姿勢制御していない宇宙機を“非協力的”と定義する。

Table 5-1 Future RVD missions

Use	Purpose	Orbit*	Configuration
Space Station	Manned transportation, material supply and retrieval	LEO	Cooperative
Lunar/Planet Explore	Landing, Return to mother ship	Lunar/Planet	Cooperative
In orbit service	Fuel supply	LEO, GEO	Cooperative
	Structure connection and construction	LEO, GEO	Cooperative
	Space debris retrieval	LEO, GEO	Not cooperative

\* LEO: Low Earth Orbit, GEO: Geostationary Orbit

Table 5-1 のミッションのうち、宇宙ステーションへの人員輸送や月惑星への有人探査のように有人で行われる RVD もあるが、それ以外の多くのミッションは、無人宇宙機で実施される可能性が高い。宇宙ステーションへの RVD では有人ミッションであるが故に高い安全性が求められ、冗長性やフェールセーフ設計が重視される。月・惑星探査ミッションでは、探査機質量の制約が厳しいことから RVD 機器が小型・軽量であることが必須であり、探査機自身も軽量化されていることから、ドッキング時の衝撃力を小さくすることが望ましい。軌道上サービスミッションでは、例えば太陽発電衛星のような大型構造物の場合、部品に分割して大量に打上げ、軌道上で RVD を行って組立てを行うことも想定される。デブリ回収ミッションについては、回収にかかる費用を抑えなければミッション自体が成立しない。このように、軌道上サービスの場合、信頼性を確保しつつ、RVD 機器が安価であることが重要となる。

### 5.3 ランデブ航法システムの検討

前項で述べた将来のミッションに必要な RVD を行うために必要な近傍航法システムについて検討を行う。

RVD 用の航法システムは、ランデブフェーズによって異なる複数のランデブ航法センサを組合せたものになる。一般に相対距離数十 km の遠距離域では、ターゲット宇宙機の軌道を目標として、高度と位相を合わせるように接近する。チェイサ宇宙機とターゲット宇宙機の位置、速度は、それぞれ地上からのレンジングや GPS 絶対航法等によって推定され、チェイサ宇宙機に対してステートベクトルや誘導指令を送信して軌道制御を行って相対距離数 km～数百 m の

相対的な航法が可能な領域に投入する(Fig. 5-1). これは 2.3 項における相対接近以降のフェーズに相当する. 本章では, この領域を近傍ランデブ領域と呼ぶ. 近傍ランデブ領域投入後は, チェイサ宇宙機が GPS 相対航法や自身のランデブ航法センサを用いてターゲット宇宙機との相対位置, 速度を推定し, チェイサ宇宙機の誘導制御計算機からの誘導制御指令に基づき軌道制御を行って接近する.

近傍ランデブ領域における航法システムは, Table 5-1 に示す RVD ミッションによって違ったシステム構成になる. 例えばターゲット宇宙機の軌道が LEO であれば, 既に軌道上実証されている GPS 相対航法と光学航法システムの組合せが適用可能である. 一方 GEO や月・惑星軌道の場合は, GPS に代わる航法手段が必要となる. その候補として, 電波レーダ, レーザレーダ, 衛星間通信による測距とカメラの組合せといった手段が考えられる.

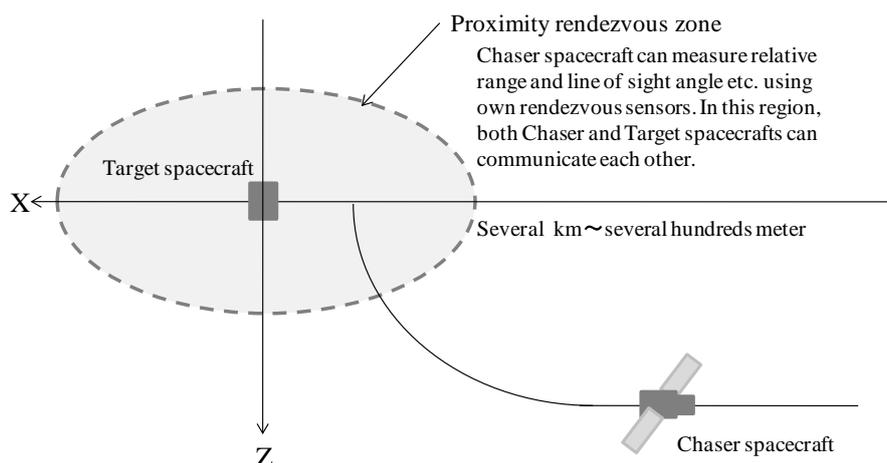


Fig. 5-1 Proximity rendezvous zone

また, ターゲット形態についても, 協力的ターゲット宇宙機は, 3 軸姿勢制御や GPS 受信機やランデブセンサのリフレクタの搭載が期待できるが, デブリのような非協力的なターゲットに対する RVD を行うためには, 相対位置, 速度推定のためのレーダの他, 捕獲するためにターゲット衛星の運動同定するための画像センサが必須となる. 後者のような非協力ターゲットへの RVD は現在研究段階であり, 軌道上で実証された例は無い.

本章では, 地球軌道, 月惑星軌道における協力的ターゲットに対する RVD のための近傍ランデブ航法システムを対象に議論する.

(1) 地球軌道上の場合

地球軌道上の場合，低軌道と静止軌道でランデブ航法システムに対する要求が異なる．低軌道の場合，遠距離域では GPS 絶対航法，近傍ランデブ領域では GPS 相対航法を用いることが可能である．GPS 相対航法を使えば，チェイサ宇宙機とターゲット宇宙機の相対距離数百 m の距離に投入することが可能であり，ETS-VII の実験等で軌道上実証されたとおり，光学航法システムを適用した高精度な RVD を実現することが可能である．Fig. 5-2 に ETS-VII の航法システムの適用範囲を示す．ETS-VII に搭載した光学航法システムは，ランデブレーダ（RVR）と近傍センサ（PXS）から構成され，RVR は相対距離，視線方向角度を，PXS は相対位置姿勢を計測する．RVR，PXS は，最もクリティカルなドッキング近傍領域において方式冗長を構成して安全性の面でも優れている．このようにレーザレーダと画像センサを組合せた光学航法システムは，将来の地球低中高度の軌道における RVD ミッションで活用可能と考えられる．一方，静止軌道上においては，GPS 衛星を利用することができないため，地上からのレンジングにより近傍ランデブ領域に投入する必要がある．レンジングとは，複数の地球局から対象宇宙機に測定用連続波を送り，これを宇宙機で折り返して送信波と受信波の位相差で距離を，ドップラ計測により距離変化率を，到来方向から角度を計測して軌道決定を行う方式である．この方式による静止軌道上における軌道決定精度は 1～2km 程度であり，近傍ランデブ領域への引継ぎ点は，軌道決定精度の約 10 倍の相対距離 10～20km 程度を見込む必要がある[33]．この場合，近傍ランデブ領域では現在使用されているような光学航法センサは使用できず，遠距離計測可能な航法センサが必要となる．

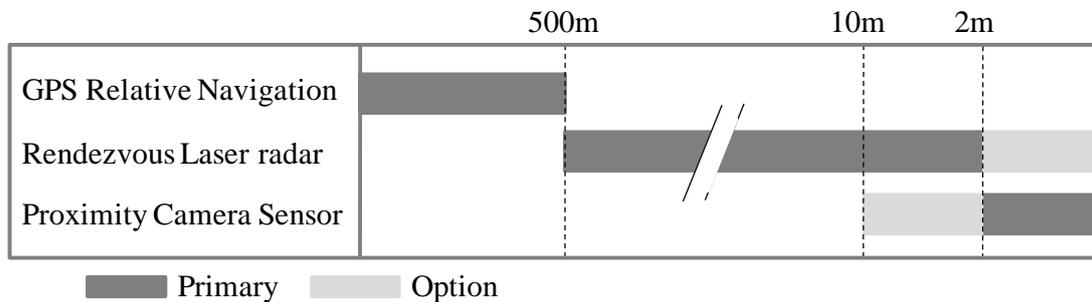


Fig. 5-2 Rendezvous sensor of ETS-VII rendezvous navigation system

(2) 月惑星軌道上の場合

地球低中高度軌道上では利用可能な GPS 絶対航法，相対航法は，静止軌道と同様に月・惑星軌道上では使用できない．従って，月惑星における軌道決定精度が航法システムの構成に大きく影響する．2007 年に打上げられた日本の月探査機“かぐや”（SELENE）や米国の火星探査機の実績から，月及び火星における軌道決定精度は，5km 程度[57],[59]とされている．このことから，レンジングによる軌道決定に基づく近傍ランデブ領域への引継ぎ点への投入精度は，軌道決定精度の約 10 倍の相対距離 50km 程度を見込む必要がある．従って月・惑星軌道においても静止軌道と同様な航法システム構成になる．

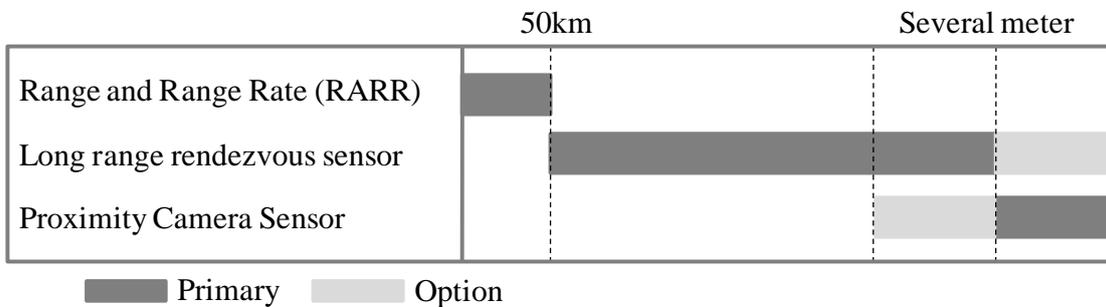


Fig. 5-3 Optical navigation system for lunar/planet explore mission

(3) 地球／惑星間軌道の場合

惑星間軌道の場合は，フォーメーションした宇宙機の分離/ドッキング等が考えられるが，RVD 用の航法システムに関しては月・惑星軌道と大きな違いは無く，同様な構成で実現可能である．

5.4 光学航法システムの適用可能性

近傍ランデブ領域における航法システムとしては，前述したとおり電波レーダ，光学センサ，衛星間測距とカメラの組合せといった手段が選択可能であるが，①高精度・低衝撃な RVD が実現可能である．②小型・軽量化が期待できる．等の理由から光学センサを航法手段に利用することが望ましい．各国においても光学航法センサを用いた RVD に力を入れている．Table 5-2 に各国で開発されている主要なランデブ用光学航法センサの一覧を示す．

Table 5-2 Major optical navigation sensors

Sensor	AVGS	TCS	RVS	RVR
Spacecraft	Orbital Express	Space Shuttle	ATV, HTV	ETS-VII
Type	Dynamic	Dynamic	Dynamic	Static
Relative Range	1km～ Docking	1.5km～ Docking	730m～ Docking	660m～ Docking
LOS Angle	8×8deg	20deg Corn	40×40 deg	8deg Corn
Relative Attitude	300m>	300m>	300m>	Not applicable
Laser Device	Laser Diode	—	Laser Diode	Laser Diode
Wavelength	850/808nm	—	905nm	810nm
Receiver Device	2D Imager (CMOS)	—	APD	APD+2D Imager (CCD)
Measurement Rate	5Hz	1Hz	2Hz	2Hz

\*AVGS : Advanced Video Guidance Sensor, TCS: Tracking Control Sensor

RVS: Rendezvous Sensor, RVR: Rendezvous Laser Radar

Table 5-2 から現在使われているランデブ用光学航法センサの計測可能な相対距離は約 1km 程度であることが分かる。これら光学航法センサは、大きく 2 種類に区分できる。AVGS[60], TCS[7], RVS[16]は、レーザ光を視野範囲内に可動ミラーでスキャンしてターゲット宇宙機を照射して、相対距離、視線方向角度を計測するセンサで、近距離域では、リフレクタの配置情報から相対姿勢も計測することができる。このようにレーザ光をスキャンさせる方式をダイナミックタイプと定義する。これに対して RVR は可動ミラーを持たず、レーザ光を計測領域内に拡げてターゲット宇宙機を照射し、相対距離、視線方向角度を計測する。これをスタティックタイプと定義する。 Table 5-2 の各光学航法センサの計測方法の詳細を Table 5-3 に示す。

Table 5-3 Measurement method of rendezvous sensors

No.	Sensor	Measurement method
1	AVGS	AVGS scans the laser beam within the measurement area, takes a two dimensional image of multiple reflectors on Target spacecraft and outputs relative position and attitude.
2	RVS TCS	RVS scans the laser beam within the measurement area, measure the relative range using time to flight and line of sight angle from scanning angle. In the near range, RVS also outputs relative attitude using multiple reflectors.
3	RVR	RVR extends the laser within the measurement area, and measures the relative range using time of flight and the line of sight angle using two dimensional CCD.

Table 5-2 に挙げた光学航法センサは、主に LEO における RVD に使用された航法センサであるが、これらを 5.3 項で述べた GEO や月・惑星軌道における RVD に適用するためには遠距離化を図る必要がある。Table 5-3 に示す計測方法のうち、NO.1 の AVGS は、2次元イメージャのみを搭載しており、取得した画像中のリフレクタ間距離から相対距離を検出する方式である。そのため、遠距離で計測可能とするにはターゲット宇宙機に搭載するリフレクタ間の距離を大きくする必要があり制約が大きい（相対距離 3km においてリフレクタ間距離が 2.5m 必要とされている[61]）。また、距離計測開始前に誤差 25%の測距補助情報が必要であり、他センサの故障の影響を受ける可能性があり望ましくない[28]ことから、NO.2 または NO.3 の計測方法を遠距離化の前提として以後の検討を行う。

検討する光学航法センサとして、レーザ光をターゲットのリフレクタに照射してその反射光を計測して相対距離、視線方向角度を検出するシステムを仮定する。一般にレーザ光源にはレーザダイオード (LD) が使用され、出力レベルは数十 mW から数 W 程度のものが適用可能である。リフレクタにはコーナキューブリフレクタ (CCR) と呼ばれる再帰反射性を有するリフレクタ[62]を使用する。また、受信光の検出には、遠距離域における微弱光の検出性能に優れたアバランシェフォトダイオード (APD) を使用する。相対距離の計測は(3-1)式で示した Time of Flight により行う。

視線方向角度の検出は、スキヤニングタイプでは RVS と同様にスキヤニング角度情報から得るものとし、スタティックタイプでは 2 次元イメージャを使用する. Fig. 5-4 にスタティックタイプ及びダイナミックタイプのランデブセンサのレーザ光伝搬の概念を示す.

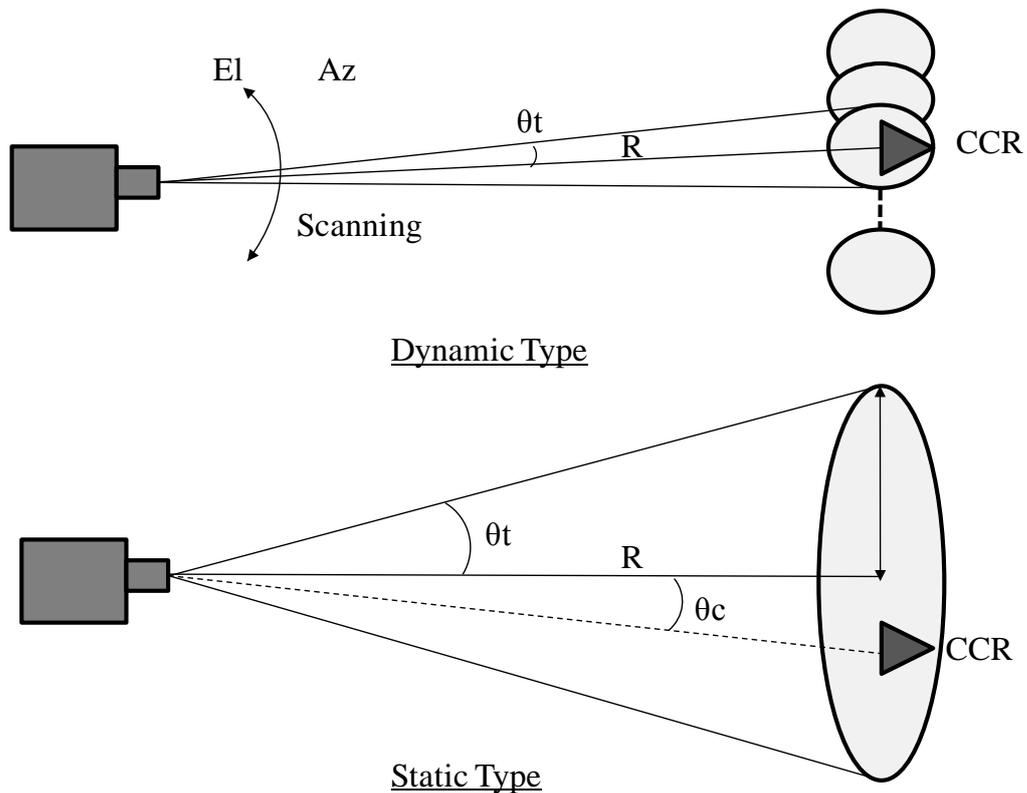


Fig. 5-4 Concept of dynamic and static rendezvous sensor

ランデブセンサから出力したレーザ光の反射光強度は、(3-5)~(3-7)式で計算する.

スタティックタイプとダイナミックタイプのビーム拡がり角をそれぞれ $\theta_{ts}$ ,  $\theta_{td}$ とすると, レーザパワーが同一であれば, ダイナミックタイプの方がスタティックタイプに比べて  $(\theta_{ts}/\theta_{td})^2$  の受光電力が得られ, 遠距離化の点で有利である.

レーザレーダによる距離計測を行うためには, 十分な信号対雑音比 (S/N 比) を有する信号を受光する必要がある. 受信部に使用する素子である APD は, 従来のフォトダイオードに比べ低雑音で高感度である特徴があり, S/N 比は次式で表すことができる[63],

$$SNR = \frac{i_{sg}^2}{i_s^2 + i_d^2 + i_b^2 + i_c^2} \quad (5-2)$$

ここで、 $i_{sg}$ は受信信号電流、 $i_s$ はショット雑音、 $i_d$ は暗電流、 $i_b$ は背景光雑音、 $i_c$ は熱雑音である。このうち、長距離域においては、微弱光の検出となるため背景光雑音及びショット雑音が大きく影響する。従って上式中 $i_s$ と $i_b$ が支配的となることから $SNR$ は次式で表わされる。

$$SNR \approx \frac{i_{sg}^2}{i_s^2 + i_b^2} = \frac{\left(\frac{\eta e}{hf} MP_r\right)^2}{2qM^{2+x} FB \left(\frac{\eta e}{hf}\right) (P_r + P_b)} \quad (5-3)$$

ここで、 $P_r$ は受信光電力、 $P_b$ は背景光電力、 $M$ はAPD増倍率、 $x$ は過剰雑音指数、 $B$ は雑音帯域幅、 $\eta$ は量子効率、 $q$ は電気素量、 $h$ はプランク定数、 $f$ は光周波数である。背景光として太陽光のターゲット衛星面での鏡面反射を想定すると、レーザ光波長近傍における背景光入力は次式で表される。

$$P_b = \frac{W(\lambda)}{\pi} \cdot \Omega_{sun} \cdot \beta \cdot \pi \cdot \left(\frac{D_r}{2}\right)^2 \cdot \eta \cdot \Delta\lambda \quad (5-4)$$

ここで、 $W(\lambda)$ は太陽分光放射発散度、 $\Omega_{sun}$ は太陽の立体角、 $\beta$ はターゲット面の反射率、 $D_r$ は受信光学系の口径、 $\eta$ は受信光学系の透過率、 $\Delta\lambda$ はレーザレーダのバンドパスフィルタの波長幅である。(3-5)～(3-7)式から求めた信号レベルと、(5-4)式から求めた背景光雑音やショット雑音の比を(5-3)式より計算してS/N比を得る。

レーザレーダの長距離化の可能性を検討するため、ダイナミックタイプのレーザレーダである RVS とスタティックタイプのレーザレーダである RVR を例にして検討を行う。RVS, RVR それぞれの主要な光学パラメータは Table 5-4 に示すとおりである[17][55].

Table 5-4 Major optical parameter of RVS and RVR

Navigation Sensor	RVS	RVR
Relative Range	730m (for HTV)	660m
Laser Power	4 W	50 mW
Minimum Receiving Power	3 $\mu$ W	-
Beam Spread Angle	2.5mrad (=0.14deg)	8.5deg
Field of View	40 $\times$ 40 deg	8deg (Corn)
Measurement Rate	2 Hz	2 Hz

また、RVDのターゲットとして、Fig. 3-18に示すETS-VIIのターゲット衛星（おりひめ）を仮定する。「おりひめ」は、大きさ1.7 $\times$ 1.5 $\times$ 0.6m、質量約400kgの衛星で3軸姿勢制御機能を有し、ターゲット面にRVR用レフレクタ（遠距離用1個（主従センサ共用）、近距離用2個）を搭載している。近距離用は一辺2cm、遠距離用は一辺5cmのCCR 24個を稠密配置している。

RVRの測距性能は、1998-1999年に行われたETS-VIIのRVD実験で600mまで計測可能であることを軌道上実証した。Fig. 5-5に示すとおり(3-5)～(3-7)式より計算した計算値と軌道上実験結果は良く一致しており、(5-3)式より求めたS/N=10dB以上の領域で計測が出来ている。送受信電力のダイナミックレンジは最大で70～80 dBであった。

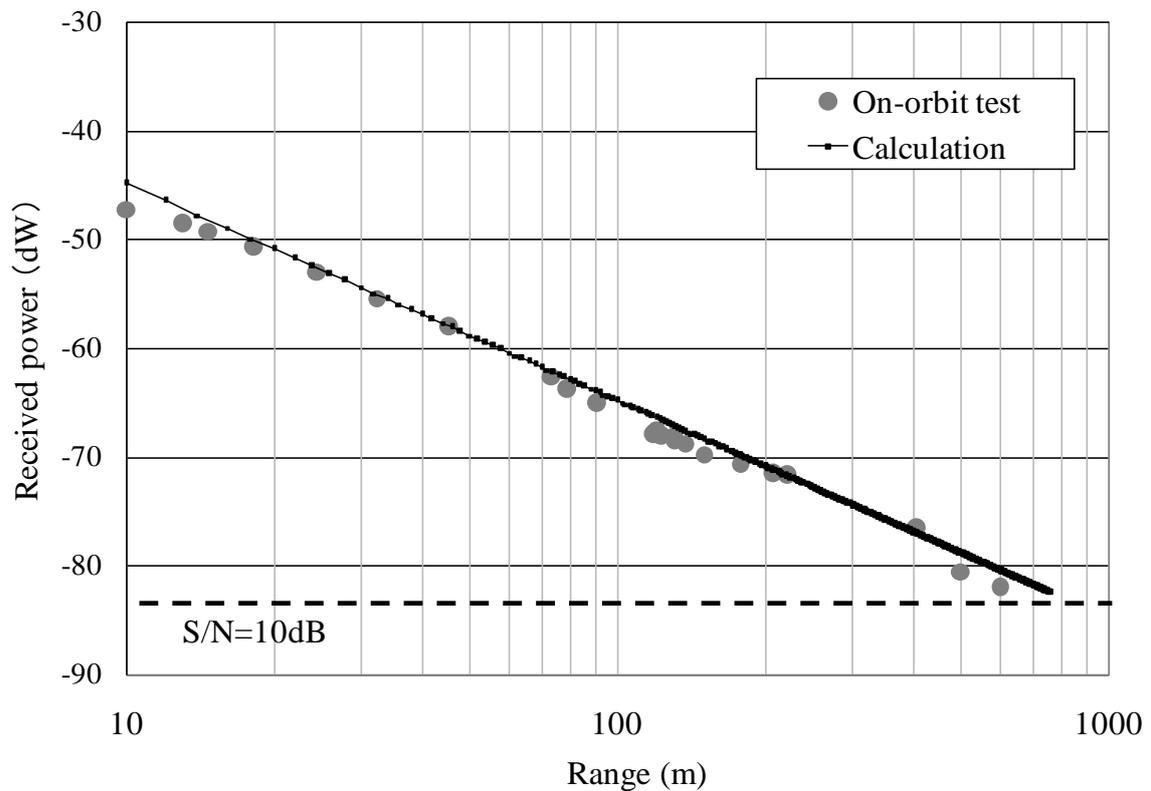


Fig. 5-5 On-orbit test versus analysis data on receiving power of RVR

RVRはスタティックタイプのレーザレーダであり、レーザ光を半頂角4.25degのコーン状領域に放射、その反射光を受光するため、光強度の減衰が大きい。RVRの放射角度を前提とすると、レーザ光出力を仮に10倍増加させるか、リフレクタの面積を10倍にすれば、理論的には計測可能距離を1km以上に延ばすことが可能である。例としてレーザ光出力を10倍とした場合の受光レベルをFig. 5-6に示す。この場合、相対距離3kmまで計測可能となる。しかし、レーザ光出力を10倍にする場合、近距離域においては、距離に応じて送信部に減衰フィルタを挿入する等して受信レベルが飽和することを回避できるが、遠距離域では送受信のダイナミックレンジが10dB増加し、センサ内での迷光への対処がより難しくなる。また、リフレクタ面積を10倍にすると、Fig. 3-18からわかるとおりドッキング面の機器配置に制約が大きくなる。以上より、現実的には相対距離1km程度での使用が適切と考えられる。

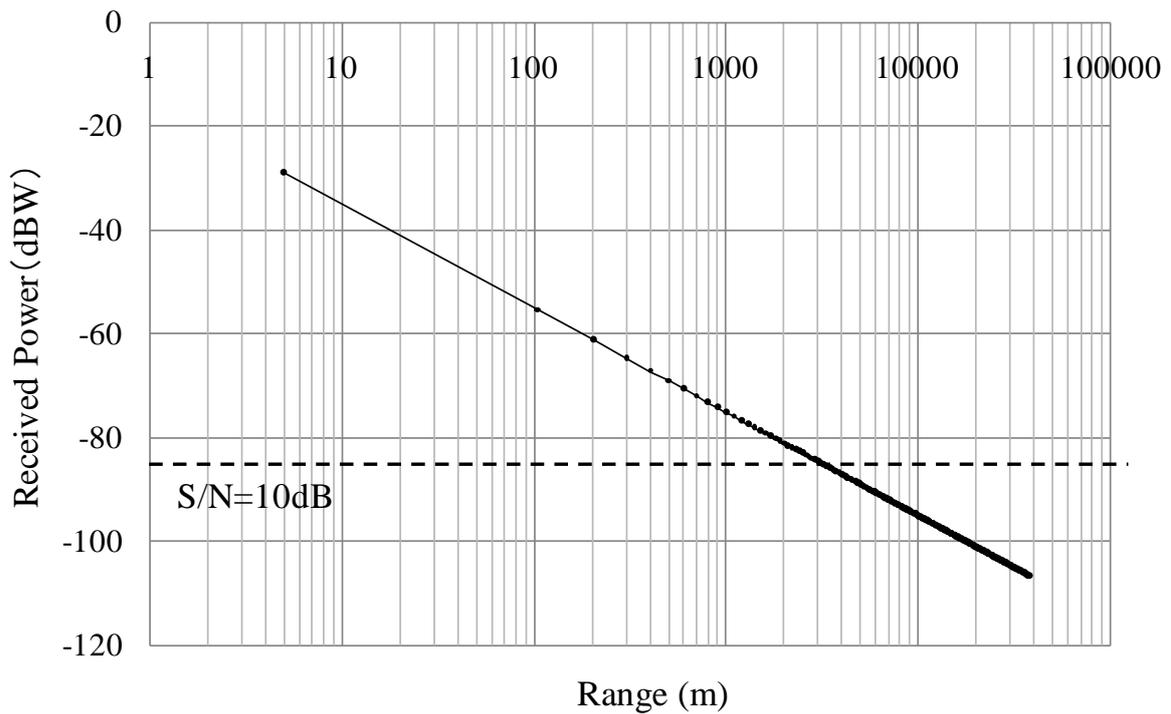


Fig. 5-6 Possibility of long range measurement of RVR

一方、ダイナミックタイプのランデブセンサの場合、前述したとおりレーザ光を絞ることができるので、スタティックタイプに比べて長距離化に有利である。ここで、RVRの光学パラメータを変えずに出力をRVSと同じ4W、ビーム拡がり角を0.14degと仮定した場合の受信レベルをFig. 5-7に示す。RVSのダイナミックレンジはTable 5-3から約60dBと推定されることから、10dBマージンを考えると10km程度まで計測可能と考えられる。

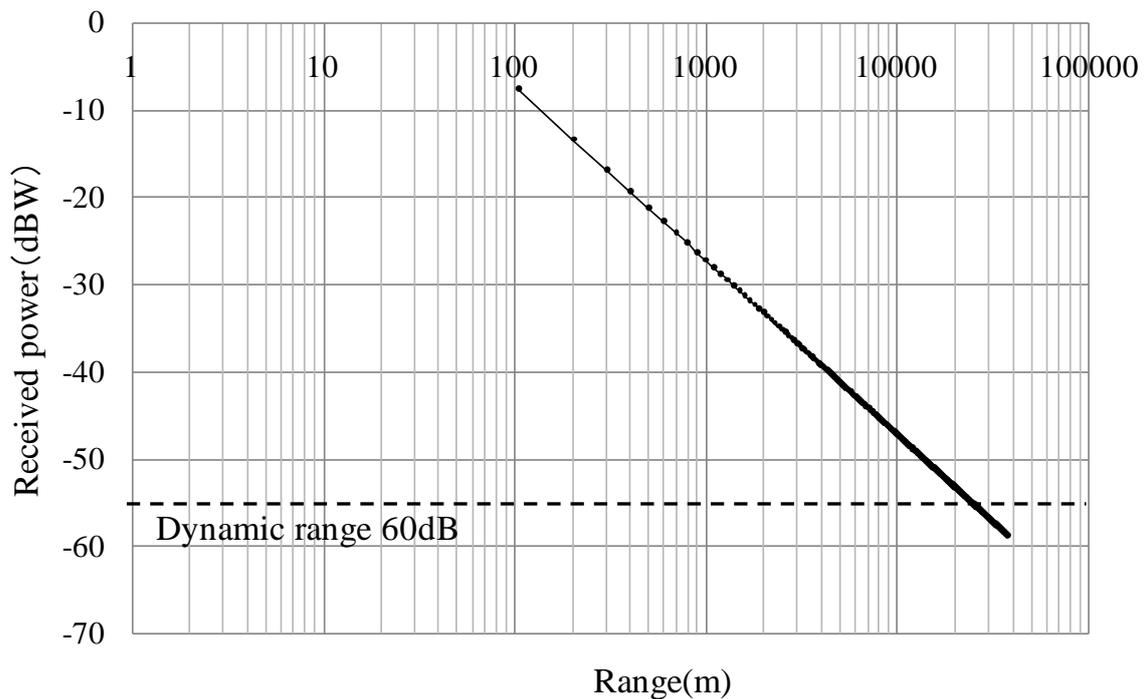


Fig. 5-7 Receiving power estimation on dynamic type laser radar

また、①RVR と同様にダイナミックレンジを改善する、②リフレクタの面積を大きくする、③レーザ光出力を増す等の何れかの手段を取ることで、理論的には相対距離 50km 以上まで計測可能となる可能性がある。このうち、②に関しては、スタティックタイプの場合と同様な制約がある。③に関しては、スタティックタイプと同様に迷光の問題が考えられるが、遠距離域ではリフレクタである CCR が大きくても計測精度に支障が無いことから、CCR を大きくした上で、送受信系の干渉を避ける目的で Fig. 5-8 のように遠距離域では送受信部を分離する形態（但し送受の光学軸はできる限り接近させる）とし、遠距離用送信部に高出力レーザを用いることで遠距離化を実現できる可能性がある。これを長距離化光学航法センサ(Long range optical rendezvous sensor)と呼ぶ。送信部の方式としては、スタティックタイプのようにレーザ光をある角度に拡げて放射する方法と、スキャニングタイプのようにレーザ光をスキャンさせる方法がある。前者は、スキャニング機構が増えず信頼性は高い利点があるが、光回線の成立性に課題がある。現在 30W 級の LD をランデブセンサに適用する研究[64]も行われており、仮にこの LD を適用し半頂角 3deg で放射することを考えると、(3-5)~(3-7)式から 50km 地点の直径約 5km の領域で回線成立性があるが、これは軌道決定精度と同じ値であり、そのままでは成立しない。

従って、本方式を成立させるためには、レーザ出力を高出力化するか、送信系を Az, El の各軸のスキヤニングではなく、4 象限スキヤン等簡単な機構で実現する可能性を検討する必要がある。後者の方式は、送信系をスキヤニングタイプとして受信系と同期させる。本方式は、光回線確保は容易な反面、受信系との同期や機構の増加に伴う信頼性低下といった課題がある。

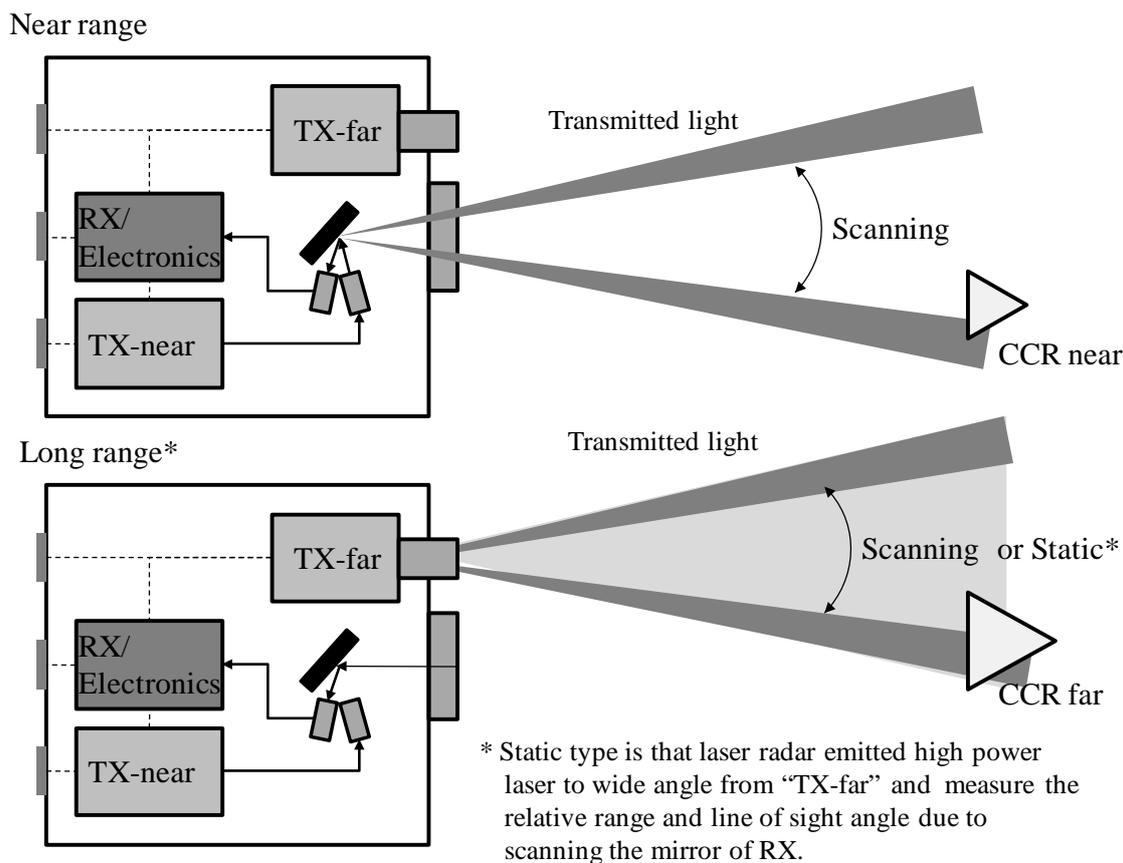


Fig. 5-8 Example of long range optical rendezvous sensor

これまでの検討では、現在地球軌道上で行われている RVD に適用されているランデブセンサの拡張性を中心に述べた。GPS 絶対・相対航法が利用できる地球低中高度軌道では、近傍ランデブとの引継ぎ距離を 1km 以内に設定できることから RVR のようなスタティックタイプや AVGS, RVS のようなダイナミックタイプのランデブセンサがそのまま利用可能である。静止軌道においては、AVGS や RVS 等、ダイナミックタイプを拡張した光学航法センサが利用可能である。一方、月・惑星探査ミッションでは、これらセンサの拡張だけでは実現が困難であり、

更に長距離用のランデブセンサが必要となる。その候補としては、Fig. 5-8 で述べたような長距離化光学航法センサや“はやぶさ”に適用されたレーザ高度計[65]の応用、更には衛星間通信機器を用いた距離測定と望遠カメラの組合せ等が考えられる。以上をまとめたものを Fig. 5-9 に示す。月惑星探査においては遠距離化という課題があるものの、光学航法センサの持つ小型・軽量、高精度という特徴を考えれば、今後の近傍ランデブ航法に光学航法システムの使用は必須であると考えられる。

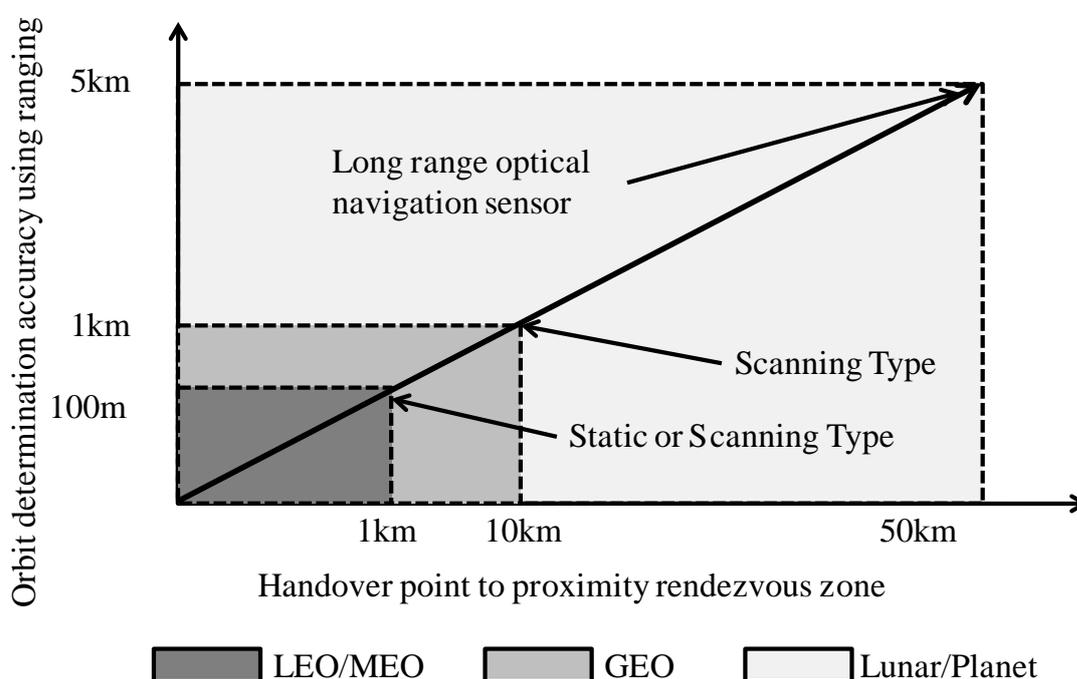


Fig. 5-9 Rendezvous sensor type and applicable range

## 5.5 まとめ

今後の RVD ミッションとして地球軌道上における推薬補給、構造物の組立てや宇宙ステーションへの物資の補給、回収や、月・惑星探査におけるサンプルリターン等様々な宇宙活動が考えられる。これら将来予想されるミッションの RVD では、高精度・低衝撃な RVD の実現とともに、RVD 機器の小型・軽量化が求められる。これらを実現するために、近傍ランデブ領域に光学航法システムを適用する可能性について検討を行った。

まず、地球周回軌道のうち、低中高度軌道では、GPS 絶対・相対航法が利用可能であり、相

対距離 1km 以下の距離まで投入可能であることから、ETS-VII 等で軌道上実証されている光学航法システムが利用可能である。一方、静止軌道においては GPS が使用できないことから地上からのレンジングに基づき接近するが、レンジングの精度から相対距離 10km 程度の距離が近傍ランデブ領域との引継ぎ点となる。これに対しては、現在使用されているスキャンニングタイプのレーザレーダを長距離化することで近傍ランデブ航法が実現可能であることがわかった。

次に月・惑星探査の場合、レンジングの精度からランデブ領域への投入点が相対距離 50km 程度になる可能性があり、これまで開発されている RVD 用航法センサを拡張するだけでは十分でない。そこで、遠距離用と近距離用に送信部を分けて、遠距離域では送受光学系を分離して送信系の干渉を極力排除し、近距離域ではダイナミックタイプを用いるセンサや“はやぶさ”のレーザ高度計の改良、更には衛星間通信機器と望遠カメラの組合せが考えられる。

将来の近傍ランデブ航法システムの研究・開発では、レーザレーダの長距離化や小型・軽量化が重要になると考えられる。

## 第6章 結論

従来の RVD では、主に電波レーダが航法手段として用いられてきたが、技術試験衛星 VII 型 (ETS-VII) において、光学航法システムを開発し、世界で始めて自動 RVD に適用し軌道上で実証した。光学航法システムは、レーザレーダ (RVR) とカメラセンサ (PXS) の 2 種の航法センサから構成し、最終接近フェーズとドッキングフェーズで適用した。光学航法システムは、ランデブ実験システムからの要求を満たし、かつ信頼性の高いセンサを目指しスキャン機構等を持たないシンプルな構成が研究段階において採用された。それにより光学センサ特有の光学干渉や光学伝搬に関する課題が生じたが、本論文で解決する設計手法を提案し、信頼性の高い光学航法システムが実現可能であることを示した。また、軌道上における RVD 実験結果を評価した結果、光学航法システムが良好に機能していることを確認した。光学航法システムとその設計手法は、軌道上サービスや月惑星探査など将来の RVD システムに適用可能である。現に ETS-VII の RVD 技術は、有人宇宙ステーションへのランデブ宇宙機である HTV の開発・運用に活用されている。以下に本研究で得られた成果をまとめる。

- (1) RVD を行うためには、誘導制御機能のみならず航法機能が重要となる。特に、最終接近フェーズ以降では、姿勢制御のためのセンサの他、相対距離、視線方向、相対姿勢を計測可能なランデブ航法機能が必要である。これまでのランデブ航法センサは、主に電波レーダが使用されてきたが、長距離、広域計測が可能な半面、計測精度が悪いという欠点があった。それに対し、光学センサを使った航法システムは計測精度が高く、チェイサ衛星が秒速 1cm 程度の接近速度で接近、非接触でターゲット衛星の捕獲を行う低衝撃ドッキングを実現可能にした。
- (2) ETS-VII の光学航法システムは、RVR と PXS から構成され、それぞれ、最終接近フェーズとドッキングフェーズで使用される。RVR はレーザレーダで全頂角 8.5deg にレーザを広げて照射し、ターゲット衛星に搭載したリフレクタからの反射光を CCD 及び APD で受光し、相対距離と視線方向を計測する。PXS は、カメラセンサで、CCD カメラの周りに稠密配置された LED アレイからターゲット衛星上の  $\mu$ CCR で構成したマーカからの反射像を処理して相対位置、姿勢を計測する。両センサとも宇宙開発で最も重視され

る信頼性を高めるために研究段階でスキャンする機能を持たないシンプルな光学系が採用されたが、RVR については遠距離域、PXS については近距離域の光学伝播に課題が生じた。そこで RVR については、レーザレーダを広角に照射した場合の簡易な光学伝播式を示し、解析により光学伝播を事前に予測可能であることを示した。また、PXS については、CCD カメラ-LED アレイ-CCD カメラの離角が大きくなるドッキング近傍域で光量低下を起こす問題に対し、ターゲットマーカ CCR の反射面の角度を僅かに傾ける改善策を示し、解析によって改善効果を確認した。以上により、信頼性の高いシンプルな光学航法システムを実現可能であることを示した。

- (3) 光学航法システムを搭載した ETS-VII は 1997 年 11 月に打上げられ、1998 年 7 月より 3 回に亘って自動 RVD 実験を実施した。光学航法システムを使用する最終接近以降の RVD 飛行において、光学航法システムは適切に機能した。実験を通じて航法システムの切り替えは正常に行われ、ドッキング時の投入精度として相対位置 0.01m (Y,Z) 以下、相対速度 0.01m/sec と光学航法システムによる高精度な RVD を軌道上で実証した。各航法センサの計測精度は、地上試験時の値との比較、航法センサ間の比較によって確認し、要求仕様を上回る精度であることを確認した。また、光学干渉については、センサからの干渉ステータスが無く、捕捉時間のデータからシステムに悪影響を与えないことを確認した。光学伝播については、RVR の受信レベルと解析値、地上試験値の比較を行った結果、解析値と良く一致することを確認した。また PXS の取得画像からドッキング近傍域における光量改善効果を確認した。3 章で示した解析手法が有効であることを実証した。

- (4) 今後の RVD ミッションとして地球軌道上における推薬補給、構造物の組立てや宇宙ステーションへの物資の補給、回収や、月・惑星探査におけるサンプルリターン等様々な宇宙活動が考えられる。これら将来予想されるミッションの RVD では、高精度・低衝撃な RVD の実現とともに、RVD 機器の小型・軽量化が求められる。これらをミッションについて光学航法システムを近傍ランデブ領域に適用する可能性について検討を行った。その結果、地球周回低中高度軌道では、GPS 絶対・相対航法が利用可能で相対距離 1km 以

下の距離までチェイサ宇宙機を投入可能なことから、ETS-VII 等で軌道上実証されている光学航法システムが適用可能であること、静止軌道では GPS が使用できないことから地上からのレンジングと現在使用されているスキャンニングタイプのレーザレーダを長距離化することで実現可能であることがわかった。月・惑星探査の場合、これまで開発されている RVD 用航法センサを拡張するだけでは十分で無く、遠距離用と近距離用に送信部を分けて、遠距離域では送受光学系を分離して送受信系の干渉を極力排除し、近距離域ではダイナミックタイプのセンサ等が考えられることを示した。将来の近傍ランデブ航法システムの研究・開発では、レーザレーダの長距離化や小型・軽量化が重要になると考えられる。

## 参考文献

- [1] John L. Goodman, “History of Space Shuttle Rendezvous and Proximity Operation”, *AIAA Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.43, No.5, 2006, pp.944-959.
- [2] David C. Woffinden and David K. Geller, “Navigating the Road to Autonomous Rendezvous Docking”, *AIAA Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.44, No.4, 2007, pp.898-909.
- [3] V. P. Legostayev and B. V. Raushenbakh, “Automatic Assembly in Space”, Translation of “Avtomaticeskaya Sborka v Kosmose”, *Proceedings of the 19<sup>th</sup> Congress of the International Astronautical Federation*, 1968, NASA TT F-12, 113.
- [4] 高野忠 他, “宇宙における電波計測と電波航法”コロナ社, 2000.
- [5] Michael J. Little, “Space Shuttle Orbiter Onboard Rendezvous Navigation”, *Proceedings of the IEEE PLANS 82 Position Location and Navigation Symposium*, pp.105-109.
- [6] V. Suslennikov, “Radio System for Automatic Rendezvous and Docking of Soyuz, Progress Spacecraft and MIR space station” *Proceedings of the Third European In-orbit Operation Technology Symposium*, Noordwijk, Jun. 1993, pp.101-106
- [7] Michael E. Polites “An Assessment of the Technology of Automated Rendezvous and Capture in Space,” NASA, Tech. Rep. NASA-TP-1998-208528, 1998.
- [8] Richard T. Howard, et al., “The Video Guidance Sensor: A Flight Proven Technology”, *Advances in the Astronautical Science*, Vol.101, 1999, pp.281-298.
- [9] Stephen Van Winkle, “Advanced Video Guidance Sensor (AVGS) Project Summary”, *Proceedings of SPIE*, Vol. 5418, 2004, pp.10-20.
- [10] Richard T. Howard, Albert S. Johnston, “Advanced Video Guidance Sensor (AVGS) development testing”, *Proceedings of SPIE*, Vol. 5418, 2004, pp.50-60.
- [11] NASA, “Overview of the DART Mishap Investigation Result (For Public Release)”, 2007.
- [12] Mulder T. A. “Orbital Express Autonomous Rendezvous and Capture Flight Operation Part 2 of 2: AR & C Exercise 4, 5, and End of Life”, *Proceedings of the AIAA/AAS Astro-dynamics Specialist Conference and Exhibit*, AIAA 2008-6768, 2008, pp.290-297.
- [13] Robin M. Pinson, Richard T. Howard, et al., “Orbital Express Advanced Video Guidance Sensor: Ground Testing, Flight Results and Comparisons”, *Proceedings of the AIAA Guidance Navigation*

and Control Conference, AIAA 2008-7318, 2008.

- [14] Andrew C. M. Allen, Christopher Langley, et al., “Rendezvous Lidar Sensor System for Terminal Rendezvous, Capture, and Berthing to the International Space Station”, *Proceedings of SPIE*, Vol. 6958, 2008.
- [15] Ludovic Blarre, Nicolas Perrimon, et al., “ATV Videometer Qualification”, *Proceedings of 55<sup>th</sup> International Astronautical Congress*, IAC-04-A.3.07, 2004.
- [16] Karl-Hermann Kolk, et al., “Rendez-Vous sensor for automatic guidance of transfer vehicles to the International Space Station”, *Proceedings of SPIE*, Vol. 4134, 2000.
- [17] Juegen Luther et al., “Laser Range Finder of Rendez-Vous Sensor for ATV and HTV”, *Proceedings of SPIE*, Vol. 4134, 2000, pp.310-321.
- [18] Bettina Moebius, “Tele-goniometr Rendezvous Sensor for HTV and ATV Guidance to ISS - Operational Moding Concept on Specific Conditions”, *Proceedings of ISTS*, ISTS-2002-d-16, 2002, pp.741-746.
- [19] Baize Lionel, Vanhove Martial et al., “The ATV “Jules Verne” supplies the ISS”, *Proceedings of Space Ops 2008 Conference*, AIAA 2008-3573, 2008.
- [20] “ETS-VII 「おりひめ」「ひこぼし」 実験成果報告会前刷集”, 宇宙開発事業団会議報告, NASDA-CON-990003, 2000.
- [21] “衛星搭載ロボットアームと衛星姿勢の協調制御の研究”, 宇宙開発事業団技術報告, NASDA-TMR-960030, 1997.
- [22] 河野 功 , 杵野 正明 , 鈴木 孝 , 五日市 敦 , 前田 裕昭 , 内田 千秋, “ETS-VII 自動ランデブ用 GPS 相対航法システムの設計”, 計測自動制御学会論文集, Vol. 37, No. 4, 2001, pp. 281-289.
- [23] 河野 功 , 杵野 正明 , 鈴木 孝 , 宮野 智行 , 五日市 敦 , 前田 裕昭, “ETS-VII 自動ランデブ用 GPS 相対航法の性能評価”, 電子情報通信学会論文誌 B, Vol. J84-B, No. 12, 2001, pp. 2169-2178.
- [24] Isao Kawano, Masaaki Mokuno et al., “Result of Autonomous Rendezvous Docking Experiment of Engineering Test Satellite-VII”, *AIAA Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.38, No.1, January-February 2001, pp.105-111.

- [25] Masaaki Mokuno, Isao Kawano, Toru Kasai, “Experimental Result of Autonomous Rendezvous Docking on Japanese ETS-VII Satellite”, *Proceedings of the 22<sup>nd</sup> Annual AAS Guidance Control Conference*, AAS-99-022, 1999.
- [26] Isao Kawano, Masaaki Mokuno, et al., “First Autonomous Rendezvous Using Relative GPS Navigation by ETS-VII”, *Journal of the Institute of Navigation*, Vol.48, No.1, 2001, pp.49-56.
- [27] Satoshi Ueda, Toru Kasai, et al., “HTV Rendezvous Technique And GN&C Design Evaluation Based on 1<sup>st</sup> Flight On-orbit Operation Result”, *Proceedings of the AIAA Guidance Navigation, and Control Conference*, AIAA 2010-7664, 2010.
- [28]河野功, 杵野正明: ETS-7「おりひめ」「ひこぼし」10年後の評価 ETS-7 ランデブ・ドッキング実験の再評価, *日本航空宇宙学会誌*, Vol.56, No.658, 2008, pp.291-297.
- [29] Hiroshi Anegawa, Yasufumi Wakabayashi et al., “Tracking Laser Radar for Rendezvous Docking: A Conceptual Design”, *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, AIAA, 1989, pp.1590-1597.
- [30] Isao Kawano, Yasufumi Wakabayashi et al., “In orbit Demonstration Concept for Rendezvous and Docking”, *Proceeding of 40<sup>th</sup> Congress of the International Astronautical Federation*, IAF-89-017, 1989.
- [31] Manny R. Leinz, Chih-Tsai Chen, et al., “Orbital Express Autonomous Rendezvous and Capture Sensor System (ARCSS) Flight Test Results”, *Proceedings of SPIE*, Vol. 6958, 2008.
- [32]“H-II ロケット 6 号機の打上げ”, プレスキット, 宇宙開発事業団, 1997.
- [33] 河野功, 杵野正明, 他, “ETS-VII 自動ランデブ接近軌道の設計”, *日本航空宇宙学会論文集*, Vol.49, No.575, 2001, pp.432-437.
- [34] Clohessy, W. H. and Wiltshire R. S., “A Terminal Guidance System for Satellite Rendezvous”, *Aerospace Science*, Vol. 29, 1960, pp.653-658.
- [35]河野功, 杵野正明, “ETS-VII ランデブ・ドッキング実験”, *計測と制御*, 第 38 巻, 第 11 号, 1999, pp. 673-677.
- [36] Hiroki Hihara, Ken Nagai et al., “Development of the Rendezvous Radar for the Engineering Test Satellite VII”, *Proceedings of the 17<sup>th</sup> International Communication Satellite Conference*, AIAA 98-1297, 1998, pp.400-4007.

- [37] 卯尾匡史, 桧原弘樹, 河野功, 姉川弘, 杵野正明, “ETS-VII ランデブドッキング用ランデブレーダ”, 計測と制御, 第 38 巻, 第 11 号, 1999, pp.682-685.
- [38] 大崎絃一, 神代充, 他, “画像認識システム学”, 共立出版, 2005.
- [39] 杵野正明, 梶原堅一, 河野功, 他, “ランデブ・ドッキング用近傍センサ・システム”, 第 37 回宇宙科学技術連合講演会, 1993.
- [40] 山羽勝志, 阿閉裕, 河野功, 杵野正明, “ETS-VII ランデブ・ドッキング用近傍センサ”, 計測と制御, 第 38 巻, 第 11 号, 1999, pp.686-690.
- [41] 平山真明, 上田澄広, 他, “宇宙機用視覚センサの開発(第一報), 川崎重工技報, 113 号, 1992, pp.63-68.
- [42] Isao Kawano, Masaaki Mokuno et al., “In-orbit Demonstration of Unmanned Automatic Rendezvous and Docking System by Japanese Engineering Test Satellite VII”, *Proceedings of the AIAA Guidance Navigation and Control Conference*, 1994.
- [43] 市川信一郎, 安田国治, 河野功, 他, “無人・自動ドッキングにおける航法・誘導・制御精度とドッキング条件の検討”, 信学技報, SANE92-51, 1992, pp.81-88.
- [44] 茂原正道, 鳥山芳夫, “衛星設計入門”, 培風館, 2002.
- [45] 杵野正明, 河野功, 狼嘉彰, “技術試験衛星 VII 型近傍センサの光学特性の改善”, 計測自動制御学会産業論文集, Vol. 9, No.12, 2010, pp.84-90.
- [46] J. E. LeCroy, R. T. Howard, et al., “Effects of Optical Artifacts in a Laser-Based Spacecraft Navigation Sensor”, *Proceedings of the 45<sup>th</sup> AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit*, AIAA 2007-1202, 2007.
- [47] Stuart Pugh, “Total Design: Integrated Methods for Successful Product Engineering,” Addison-Wesley Pub., 1991.
- [48] 堀井道明, 横田清美, 他, “ランデブ・ドッキングシステム開発試験設備(RDOTS)における接触模擬機能の追加”, 宇宙開発事業団特別報告, NASDA-SPP-970001, 1997, pp.151-154.
- [49] Masaaki Mokuno, Isao Kawano, et al., “Development of ETS-VII RVD system, Preliminary design and EM development phase”, *Proceedings of the AIAA Guidance Navigation and Control Conference*, AIAA-95-3357, 1995.
- [50] 河野功, 杵野正明, 鈴木孝, 小山浩, 功刀信, “ETS-VII ランデブ・ドッキング実験の結果”,

日本航空宇宙学会論文集, Vol.50, No.578, pp.95-102, 2002.

- [51] 河野 功 , 杵野 正明 , 山中 浩二 , 鈴木 孝 , 小山 浩 , 功刀 信, “ETS-VII ランデブ・ドッキング実験の再計画と飛行結果”, 日本機械学会論文集 C 編, Vol. 68, No. 671, pp.2059-2066, 2002.
- [52] 河野 功 , 杵野 正明 , 葛西 徹 , 鈴木 孝 , 小山 浩 , 功刀 信, “ETS-VII 遠隔操縦ランデブ実験結果”, 日本機械学会論文集 C 編, Vol.68, No.672, 2002, pp.2354-2362.
- [53] 河野功, 杵野正明, 姉川弘, 若林靖, 鈴木孝, 卯尾匡史, 檜原弘樹, 森村忠昭, 功刀信, “ETS-VII ランデブ・レーダの軌道上性能評価”, 計測自動制御学会論文集, Vol.38, No.12, 2002, pp.1047-1054.
- [54] 河野功, 杵野正明, 葛西徹, 小山浩, 鈴木孝, 阿閉裕, 山羽勝志, 三石格禎, 寺島樹雄, 久保田伸幸, 坂田隆司, “ETS -VII自動ランデブ・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, Vol.39, No.1, 2003, pp.1-10.
- [55] Masaaki Mokuno, Isao Kawano, Takashi Suzuki, “In-Orbit Demonstration of Rendezvous Laser Radar for Unmanned Autonomous Rendezvous Docking”, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol.40, No.2, 2004, pp.617-626.
- [56] Douglas Zimpfer, et al., “Autonomous Rendezvous, Capture and In-Space Assembly: Past, Present and Future”, *Proceedings of the 1st Space Exploration Conference*, AIAA 2005-2543, 2005.
- [57] Michael F. Machula, Gurpartap S. Sandhoo, “Rendezvous Docking for Space Exploration”, *Proceedings of the 1st Space Exploration Conference*, AIAA 2005-2716, 2005.
- [58] 河野功, 小田光茂, 他, “ランデブ・ドッキング技術開発の将来展望”, 計測と制御, 第 38 巻, 第 11 号, 1999, pp.710-712.
- [59] 池田人,他, “「かぐや」定常運用における軌道決定, 軌道生成の精度”, 第 52 回宇宙科学技術連合講演会, 2A13, 2008.
- [60] Geoffrey C. Hintze, Keith G. Cornett, et al., “AVGS, AR&D for Satellites, ISS, the Moon, Mars and Beyond”, *Proceedings of the AIAA Infotech@Aerospace 2007 Conference and Exhibit*, AIAA 2007-2883, 2007.
- [61] Elizabeth Tanner, Stephan Granade, et al.: Autonomous rendezvous and docking sensor suite, *Proceedings of SPIE*, Vol.5086, 2003, pp.329-339.

- [62] 人工衛星光学追跡用コーナ・キューブ・レーザ・リフレクタの解析, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第 14 巻, 第 1 号(A), 1978, pp.1-20.
- [63] 国際電気通信基礎技術研究所編著, “光衛星間通信”, オーム社, 1995.
- [64] 加瀬貞二, 山下俊昭, 他: ランデブ用レーザセンサの高安全性, 高ロバスト性設計, 第 52 回宇宙科学技術連合講演会, 2008, 2E11.
- [65] 水野貴秀, 津野克彦, 他: 小惑星探査機はやぶさ搭載用レーザ高度計: 機器開発とその実運用結果報告, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.54, No.634, 2006, pp.514-521.

## 謝辞

本研究は、著者が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後期博士課程在学中に、同研究科狼嘉彰教授・研究科委員長の指導のもとに行ったものです。本研究の実施にあたり、終始懇切なご指導、ご鞭撻を賜りました、狼嘉彰教授に厚くお礼申し上げます。また、論文を作成するにあたり、ご指導とご助言を賜りました、システムデザイン・マネジメント研究科、日比谷孟俊教授、春山真一郎教授、神武直彦准教授、理工学部システムデザイン工学科、高橋正樹専任講師に心から感謝いたします。また、本論文の基礎となる査読付原著論文作成にあたり、貴重なご意見、ご指導をいただきました、システムデザイン・マネジメント研究科、浦郷正隆准教授に深く感謝いたします。

本研究は、独立行政法人宇宙航空研究開発機構における技術試験衛星Ⅶ型（ETS-VII）のランデブドッキング実験システムの開発及び実験運用の一部を利用して行ったものです。ETS-VIIランデブドッキング実験システムの開発及び実験運用を主導し、ご指導いただきました、技術研究本部誘導制御技術グループの河野功技術領域リーダーに心より感謝致します。また、ETS-VIIの開発、実験運用を通じてご指導いただいた、元 ETS-VII プロジェクトマネージャの山形史郎氏、故山田重雄氏、鈴木孝氏の各氏、及び岐部公一電源技術グループ長、今井良一主席開発員、姉川弘主任開発員の各氏に深く感謝いたします。また、ETS-VII の実験運用を共にした全ての実験チームメンバーに感謝申し上げます。

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には、独立行政法人宇宙航空研究開発機構からの派遣として在学、研究を行いました。派遣に際してご指導いただきました、システムエンジニアリング推進室の向井利典チーフエンジニア（現技術参与）、山本静夫室長（現人事部長）に感謝いたします。また、同研究科への派遣を希望した際、快く承諾いただきました、宇宙利用ミッション本部地球環境変動観測ミッション（GCOM）プロジェクトチーム 中川敬三プロジェクトマネージャに深く感謝いたします。最後に本研究の遂行を暖かく見守っていただきました、GCOM プロジェクトチームのメンバーに感謝いたします。

2011 年 3 月

杵野 正明

## 研究業績

### 原著論文：

- 1 柰野正明, 河野功, 狼嘉彰, “技術試験衛星VII型近傍センサの光学特性の改善”, 計測自動制御学会産業論文集, Vol. 9, No.12, 2010, pp.84-90.
- 2 Masaaki Mokuno, Isao Kawano, Takashi Suzuki, “In-Orbit Demonstration of Rendezvous Laser Radar for Unmanned Autonomous Rendezvous Docking”, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol.40, No.2, 2004, pp.617-626.
- 3 Masaaki Mokuno, Isao Kawano, “On Orbit Demonstration of Optical Navigation System for Autonomous Rendezvous Docking”, (AIAA Journal of Spacecraft and Rockets: Accepted for publication pending minor modifications on Dec. 22, 2010).
- 4 河野功, 柰野正明, 鈴木孝, 小山浩, 功刀信, “ETS-VIIランデブ・ドッキング実験の結果”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.50, No.578, 2002, pp.95-102.

### 国際会議論文：(First Author)

- 1 M. Mokuno, I. Kawano, T. Kasai, “Experimental Result of Autonomous Rendezvous Docking on Japanese ETS-VII Satellite”, *Proceedings of the 22<sup>nd</sup> Annual AAS Guidance Control Conference*, AAS-99-022, Feb. 1999.
- 2 Masaaki Mokuno, Isao Kawano, Hiroshi Horiguchi, Koichi Kibe, “Development of the ETS-VII RVD system, Preliminary design and EM development phase”, *Proceedings of the AIAA Guidance Navigation and Control Conference*, AIAA-95-3357, Aug. 1995,.
- 3 Masaaki Mokuno, Isao Kawano, Hiroshi Horiguchi, Koichi Kibe, “Engineering Test Satellite VII Rendezvous Docking Optical Sensor System”, *Proceedings of the AIAA Guidance Navigation and Control Conference*, AIAA-94-3648, 1994.

### 国内学会発表：(本人発表分)

- 1 柰野正明, 中川敬三, “地球環境変動観測ミッション (GCOM) 第一期衛星の開発”第 53 回宇宙科学技術連合講演会, 2C02, 2009 年, 京都市

- 2 杗野正明，倉伸宏，高見哲也，手塚幸広，荒井功恵，豊田泰啓，“運用性の観点から見た光衛星間通信実験の評価”，第 50 回宇宙科学技術連合講演会，2D17，2006 年 11 月，北九州市
- 3 杗野正明，城野隆，高山佳久，大日向幸一，倉伸宏，藤原勇一，山脇敏彦，臼杵茂，荒井功恵，池辺憲一，白玉公一，小倉直人，間瀬一郎，藤原宏悦，豊田泰啓，“光衛星間通信実験衛星（OICETS）の軌道上運用結果”，電子通信情報学会技術研究報告，SANE2006-76，Vol106，No.107，2006，pp.57-62.
- 4 杗野正明，河野功，“ETSVIIランデブレーダの軌道上光学特性の評価”，第 47 回宇宙科学技術連合講演会，1F16，2003 年 11 月，北九州市.
- 5 杗野正明，河野功，“ETS-VII「おりひめ・ひこぼし」の自動ランデブドッキング実験”，1999 年電子情報通信学会ソサエティ大会，TB-1-1，1999 年 9 月，日本大学（船橋市）
- 6 日高哲男，小林剛，石田暁，杗野正明，“大型音響試験設備（1600m<sup>3</sup>）による音響発生とその制御”，第 35 回宇宙科学技術連合講演会，1E14，1991 年 10 月，長岡市

#### 解説記事：

- 1 杗野正明，“宇宙空間で宇宙機同士をつなぐ技術－技術試験衛星VII型（ETS-VII/おりひめ・ひこぼし）のランデブドッキング技術”，日本機械学会誌，Vol.103，No.982，2000 年 9 月，pp.598-599.
- 2 杗野正明，“ETS-VII「おりひめ・ひこぼし」の自動ランデブドッキング実験”，Science & Technonews Tsukuba，No.52，1999 年 10 月，pp.14-16.
- 3 杗野正明，“技術試験衛星VII型（ETS-VII）の実験運用始まる”，ISCS BULLETIN，N0.157，1998.
- 4 杗野正明，“技術試験衛星VII型及び熱帯降雨観測衛星打上げ”，ISCS BULLETIN，No.150，1998.
- 5 杗野正明，“「おりひめ」「ひこぼし」の再会にかけた 20 日間－ETS-VII第 2 回ランデブドッキング実験の記録－”，宇宙先端，Vol.14，No.6，1998，pp.121-137.

受賞：

- 1 2009 年日本航空宇宙学会 技術賞 「技術試験衛星VII型(ETS-VII)自動・自律ランデブ・ドッキング技術」
- 2 2007 年計測自動制御学会 技術賞 「光衛星間通信実験衛星(OICETS)による光衛星間通信実験」
- 3 1999 年計測自動制御学会 技術賞（友田賞）「技術試験衛星VII型(ETS-VII)自動ランデブ・ドッキング技術の開発」
- 4 Best Paper Award: Isao Kawano, Masaaki Mokuno, Toru Kasai, “First Autonomous Rendezvous using Relative GPS Navigation by ETS-VII”, 12<sup>th</sup> International Technical Meeting on ION, Sep. 14-17, 1999, Nashville.