

TR-O-0025

48

成層圏無線中継航空機を用いた  
宇宙光通信実験

古濱洋治 荒木賢一

1990. 3. 30

ATR光電波通信研究所

## 概要

成層圏中継航空機は大都市の上空に停留し半径数百kmの範囲にわたって通信中継のサービスを提供する通信プラットフォームであり、将来の都市内移動通信需要に対処する目的から郵政省通信総合研究所と科学技術庁航空技術研究所の共同で研究が行われている。軽量航空機の開発、地上からのマイクロ波電力伝送技術が主要な開発課題であり、さらには他の中継航空機システムと接続するための宇宙空間等を経由した大容量回線の確保も重要な課題と考えられている。

本レポートでは、宇宙光通信の技術開発を有効に進めることを狙いにして、この成層圏中継航空機を利用した実験についてその目的、可能性、問題点等について述べる。

## 目次

1. まえがき	1
2. 成層圏無線中継航空機の概要	3
3. 宇宙光通信の概要	6
3.1 宇宙光通信技術開発の動向	6
3.2 光衛星間通信の基礎技術	9
4. 成層圏無線中継航空機を用いた宇宙光通信実験	17
4.1 成層圏中継航空機-衛星間回線の特徴	17
4.2 実験項目	19
4.3 航空機搭載実験装置に関する検討課題	19
5. あとがき	23
謝辞	23
参考文献	24

## 1. まえがき

成層圏中継航空機は大都市の上空に停留し半径数百kmの範囲にわたって通信中継のサービスを提供する通信プラットフォームであり[1-4]、将来の都市内移動通信需要に対処する目的から郵政省通信総合研究所と科学技術庁航空宇宙技術研究所の共同で研究が行われている。軽量航空機の開発、地上からのマイクロ波電力伝送技術が主要な開発課題であり、さらには他の中継航空機システムと接続するための宇宙空間等を経由した大容量回線の確保も重要な課題と考えられている。

一方、宇宙を飛んでいる飛翔体の中で自由に通信ができれば、(1)通信衛星を利用する地上間の通信では必要な衛星や地球局の数を少なくできる、(2)いつでも地上と地球観測衛星や有人宇宙ステーションとの間で通信ができる、(3)衛星やロケットの位置と動きをより正確に把握できるなど、地上や宇宙での電気通信はもちろんのこと、これらを基盤とする宇宙開発についても大きな進展が期待される。このような衛星間通信は現在、マイクロ波帯を用いたものが米国のデータ中継衛星システムTDRSS (Tracking and Data Relay Satellite System) として開発されている。将来に目をむけると、増える一方の衛星通信需要、宇宙飛翔体の増加、人類の宇宙への本格的な進出などに伴って、宇宙で扱うべき情報量は莫大なものになると予想され、これに対処できる新しい宇宙通信システムの構築が重要性を増してきている。このような将来の宇宙通信技術の中核を担うと考えられているのが、光衛星間通信技術である[5]。衛星間の通信にレーザー光を用いることにより、装置の小型軽量化、通信容量の増大に加え相互干渉の無い通信が可能になる。しかし、その実現には多くの要素技術の開発が必要となり、さらに国内はもとより国際間の研究協力が大切になってくる。

宇宙光通信に関する要素技術の有効な開発を狙いとして、次に示すように成層圏中継航空機を利用した種々の実験が考えられる。

### (1) 光衛星間通信のための捕捉・追尾・指向技術の開発・実証

周回衛星、静止衛星、等を対象として経済的な技術開発・実証が可能である。

### (2) 深宇宙光通信の受信中継基地としての機能検証

大気の影響が小さいため、高感度の通信(主として受信)が必要となる超遠距離の月面基地、惑星探査機、等との通信、地上への中継に利用できる。

(3) 大容量データ中継機能の検証

地上から衛星への或るいはその逆のデータ伝送において、一旦航空機を経由することが考えられる。地球探査データ、地域監視データ、等の中継を行う。

(4) 航空機レーザービーコン局の実現性の検討

地上レーザービーコンに対応するものとして、宇宙通信システムのための位置と方向の高精度基準としての利用法を検討する。雲が無いので、常時あるいは必要なときはいつでも利用することができる。

(5) 応用科学実験プラットフォームとしての機能検証

大気計測、天文観測など種々の科学実験を行うためのプラットフォームとしての利用法および有効性を検討する。

次節以降では、まず成層圏中継航空機システムと宇宙光通信技術の概要について述べ、次いで成層圏中継航空機を用いた実験の特徴、検討課題等について触れる。

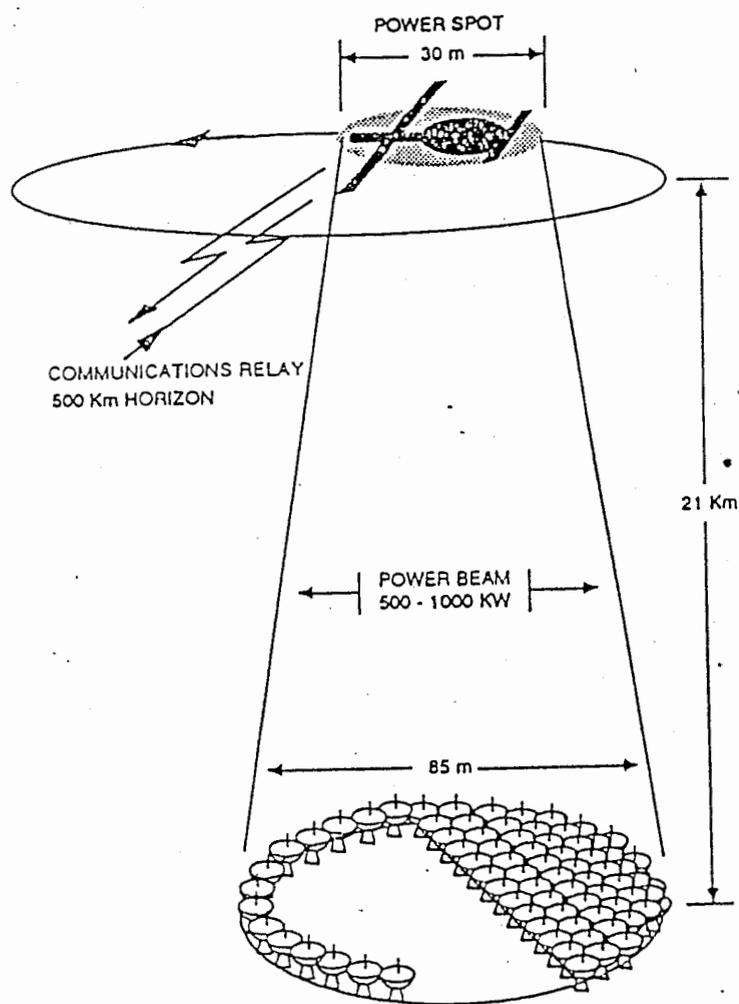
## 2.成層圏中継航空機の概要[1-4]

成層圏無線中継システムは、表1に示すように成層圏の高度約20 km に無人航空機を滞留させて無線中継基地とし、都市圏の数百 km の範囲の経済的で簡易な移動体通信の実現を目指すものである。無人航空機の飛行高度である高度20 km 付近は、年間を通じて風速が極少なので、エネルギー消費が少なく、長期間の飛行に適している。無線中継基地としての利用の面からは、地上の無線システムのようにビルなどの障害物の影響をあまり考慮しなくとも良いために、小電力の通信が可能となり、ポケット型や超小型の携帯用通信端末の利用もいよいよ現実味を増してくる。

成層圏無人航空機は移動体通信の中継基地としての利用の他にも、災害時にも有効な通信・放送、難視聴地域の解消、移動体の正確な測位、高層気象や大気汚染の定常観測、大気に影響されない宇宙観測等、多方面への利用が考えられる。この無人航空機は、必要なときには地上からの指令で着陸させられるので、保守点検、部品交換などが可能であり且つ搭載機器は人工衛星用のように厳しい品質基準に

表1. 成層圏無線中継航空機システムの主要諸元

位置	高度	20 km
	旋回半径	1 km
	速さ	60 m/s (max)
気温、気圧		~-50°C, ~ 50 mb
風速		~20 m/s
ペイロード重量		100 kg
ペイロード電力		10 kW



Configuration of SHARP system

図1 SHARP システムの構成[4]

従うものでなくても良いため、経済的なシステムが作れることが大きな利点の一つである。

航空機は非常に細長い翼とレクテナを備え、電動プロペラによって推進される。無人航空機が数ヶ月から数年間無着陸で飛行するためのエネルギーは、図1にその概念が示されているように地上からのマイクロ波電力伝送により供給される。使用する周波数は工業・科学・医療分野に割当てられている帯域の中から選ばれる(例えば、2.45 GHz)。地上の送信アンテナは、直径80 m程度の大型のフェーズドアレイを使用する。航空機高度でのビーム幅が30 m程度に収束されるような

送信の仕方をし、しかも常にビームが航空機を捕えているように電氣的なビーム走査を行う。この電波が運ぶ電力(百 kW 以上)は航空機底部に取付けられたレクテナ[レクティブファイア(整流器)とアンテナを組み合わせた言葉]と呼ばれるアンテナによって受信され、数十 kW の電力がプロペラを回す電動機や搭載機器類に供給される。

光衛星間通信技術に代表される宇宙光通信技術の経済的、効率的な研究開発という観点から、この航空機システムは非常に魅力あるものである。まえがきで述べたように、基礎から応用にわたって幅広い実験が可能である。そこで、宇宙光通信技術の動向と課題を把握しておくとともに、航空機の利用に際しての問題点、制限条件等の明確化を行っておくことは重要である。

### 3. 宇宙光通信の概要

#### 3.2 宇宙光通信技術開発の動向

宇宙光通信の概念図を図2に、要素技術を表2に示している。また、内外の宇宙光通信システム開発の歴史と動向(アメリカ、ヨーロッパ、日本)をまとめると、図3に示すようになる。開発の動向としては、より小型高性能で信頼性の高いシステムを開発するため、現在高出力化と高性能化が進められている半導体レーザーや固体レーザーを用いたシステムについて、1990年代における宇宙実験の実現を目指している。航空機に関するものとしては、航空機間の光通信[6,7]、USAFによる地上-航空機間実験[8-10]や実際の衛星を対象にした実験計画(航空機-ACTS衛星間 NASA/LeRC)[11]があった。

米国では、ACTS衛星(1992年打ち上げ予定)での実験が計画されていたNASAとMIT(マサチューセッツ工科大学)の共同で半導体レーザー(波長 0.83  $\mu\text{m}$ )による光通信ミッションは中止になり、現在、宇宙ステーション(フリーダム)を利用した強度変調方式の光通信実験がNASAによって計画されている[12]。NASAとジェット推進研究所(JPL)は金星や火星等の惑星探査さらには太陽系外空間の探査で、固体レーザーによる光通信の計画を推進させてきたが、現在、土星探査衛星のカッシーニでの実験が計画されている[13]。

欧州でも欧州宇宙機関(ESA)を中心に研究が進んでおり、1994/1995年に打ち上げが予定されている仏の地球観測衛星SPOT-4と静止軌道上の技術ミッション衛星を利用した実験が計画されている[14]。

日本では、郵政省通信総合研究所によって技術試験衛星ETS-VI(1993年打ち上げ予定)を利用した光衛星間通信の基礎実験が行われることになっており[15]、また宇宙ステーション JEM (1997/1998年打ち上げ予定)においても光衛星間通信装置の搭載が考えられている。国内のレーザー応用技術、光通信技術、光デバイス技術及び半導体技術など関連基礎技術のレベルの高さから、日本における技術開発は国際的にも注目されている[5]。

小型・軽量の装置

高速・大容量の通信

システム間干渉が無い通信

宇宙光通信の回線例

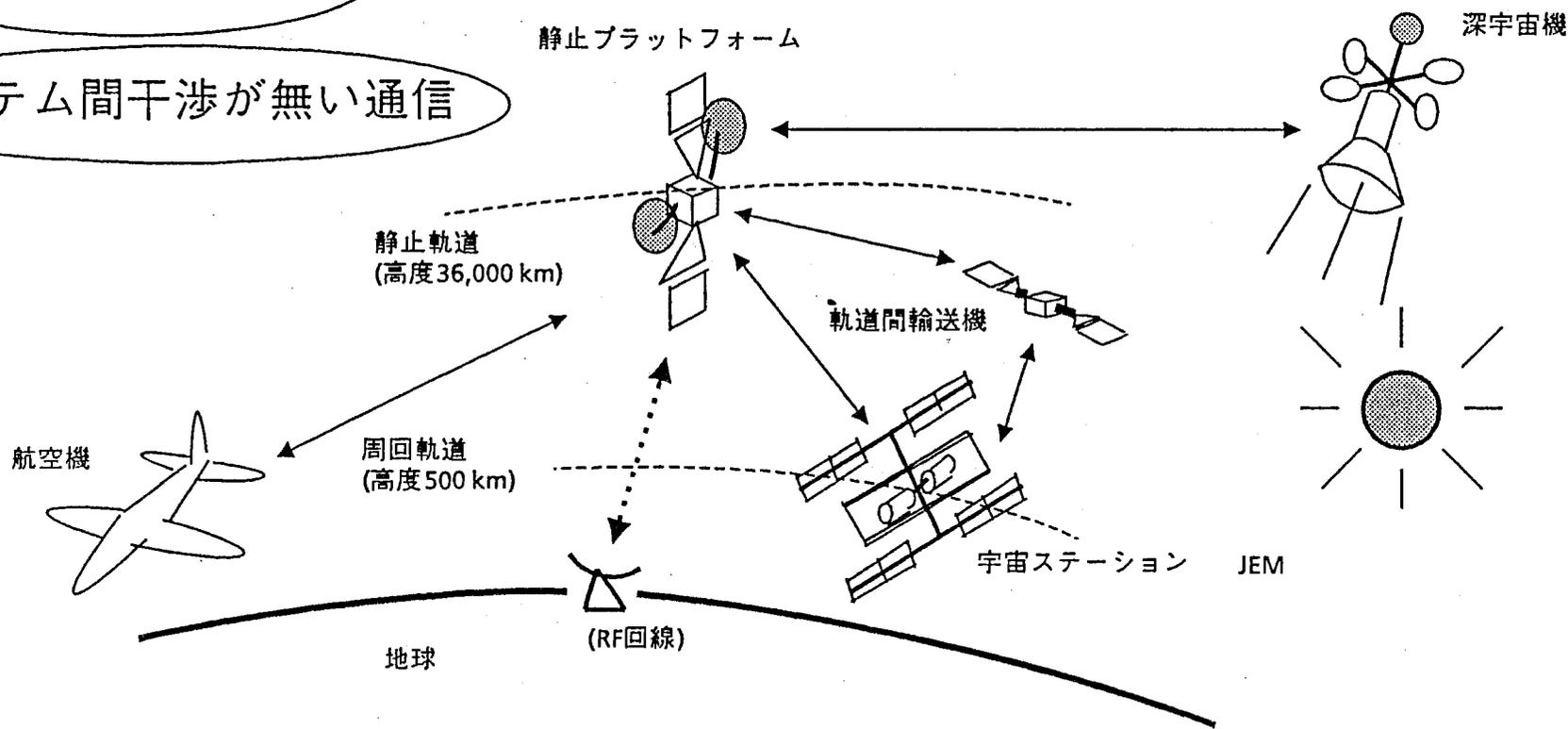


図 2 宇宙光通信の概念図

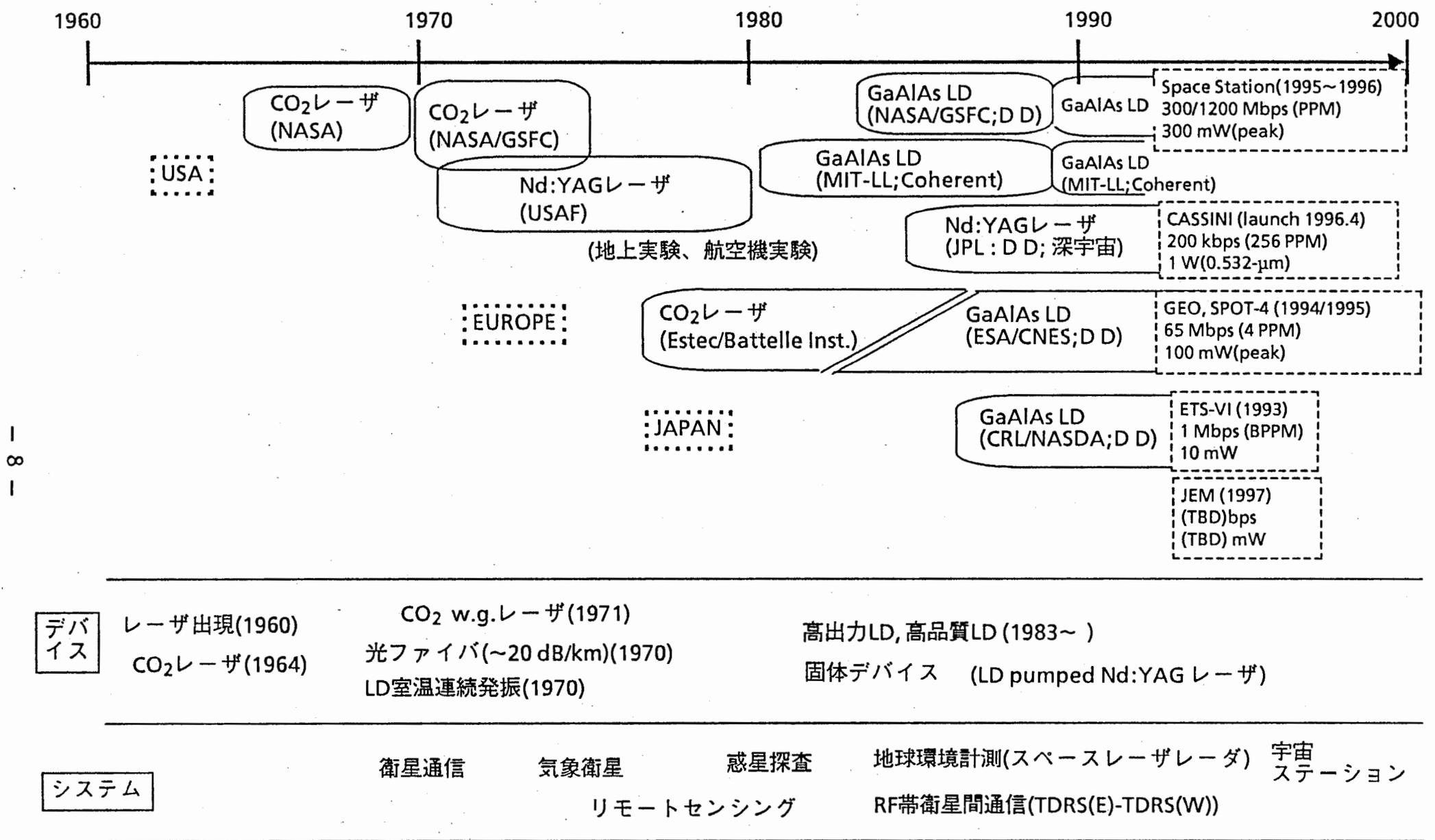


図3 宇宙光通信技術の研究開発の動向

表2 宇宙光通信の要素技術

- 
1. レーザと光検出器を中心とする光デバイス技術
  2. 宇宙環境下の高信頼度化技術、素子選別・評価技術
  3. 光アンテナ、自動追尾、ビーム指向等の光伝送技術、  
回線保持技術
  4. 符号化方式、変復調方式等の信号伝送技術
  5. 光部品、機構部品の固定技術、組立て技術
  6. 熱制御技術、宇宙線シールド技術
  7. 冗長系技術、素子交換技術
  8. オンボードコンピュータ技術
  9. 衛星姿勢測定・制御技術
  10. RFシステムと光システムとの結合技術
- 

### 3.2 光衛星間通信の基礎技術

ここでは、光衛星間通信の技術的な課題と当研究所における検討の一例を紹介する。

#### 光ビーム制御技術

光は波長が短いので、広がらないで非常に遠くまで届く光ビームを小さなアンテナで作ることができる。しかし、逆に広がらないことから通信ができるように衛星間を光で結ぶことが大変難しくなってくる。

一つの例として、静止軌道上に等間隔に配置した3個の静止衛星によるデータ中継システムを考える。このとき隣どうしの距離は約74,000 kmとなるが、直径20 cmのアンテナを使えば波長0.85 $\mu$ mの光ビームの大きさを相手衛星の位置で約300mの直径にすることができ、数10 mWのレーザ出力でも十分なデータ中継が

表3 指向・追尾誤差の要因

要因	記事
剛体運動	姿勢制御、マヌーバ
屈曲運動	プラットフォーム振動、自励振動
軌道運動	軌道要素履歴
姿勢測定	精度とドリフト
熱的な軸ずれ	光軸変化
恒常的軸ずれ	打ち上げ時の負荷
アンテナ駆動	精度、分解能、スムーズネス
追尾センサ雑音	背景雑音、ショット雑音、回路雑音等
見越し角	軌道予測誤差、軸誤差

表4 光ビーム指向の初期不確定性

プラットフォーム	誤差 ( $\pm 3\sigma$ )
低高度衛星	$\pm 0.5^\circ (\pm 8.7\text{mrad})$
航空機	$\pm 0.25^\circ (\pm 4.4\text{mrad})$
静止衛星	$\pm 0.1^\circ (\pm 1.8\text{mrad})$

できることが知られている。ところが、表3に示しているような衛星の位置の誤差、姿勢測定誤差や姿勢の時間変化などによって、表4のように静止衛星では最大0.1度程度の方向誤差が見込まれる。これは相手衛星の位置に換算して考えると、相手が約10 km四方の範囲(光ビームの300倍以上の大きさ)の何処かわからない所で揺れ動いていることに相当する。このため、光通信回線を形成・保持するには、まず相手衛星を見つけることが必要で(捕捉)、見つけた後は相手を常に追跡しながら(追尾)、相手に向けて光ビームを送る(指向)という機能が必要になる。

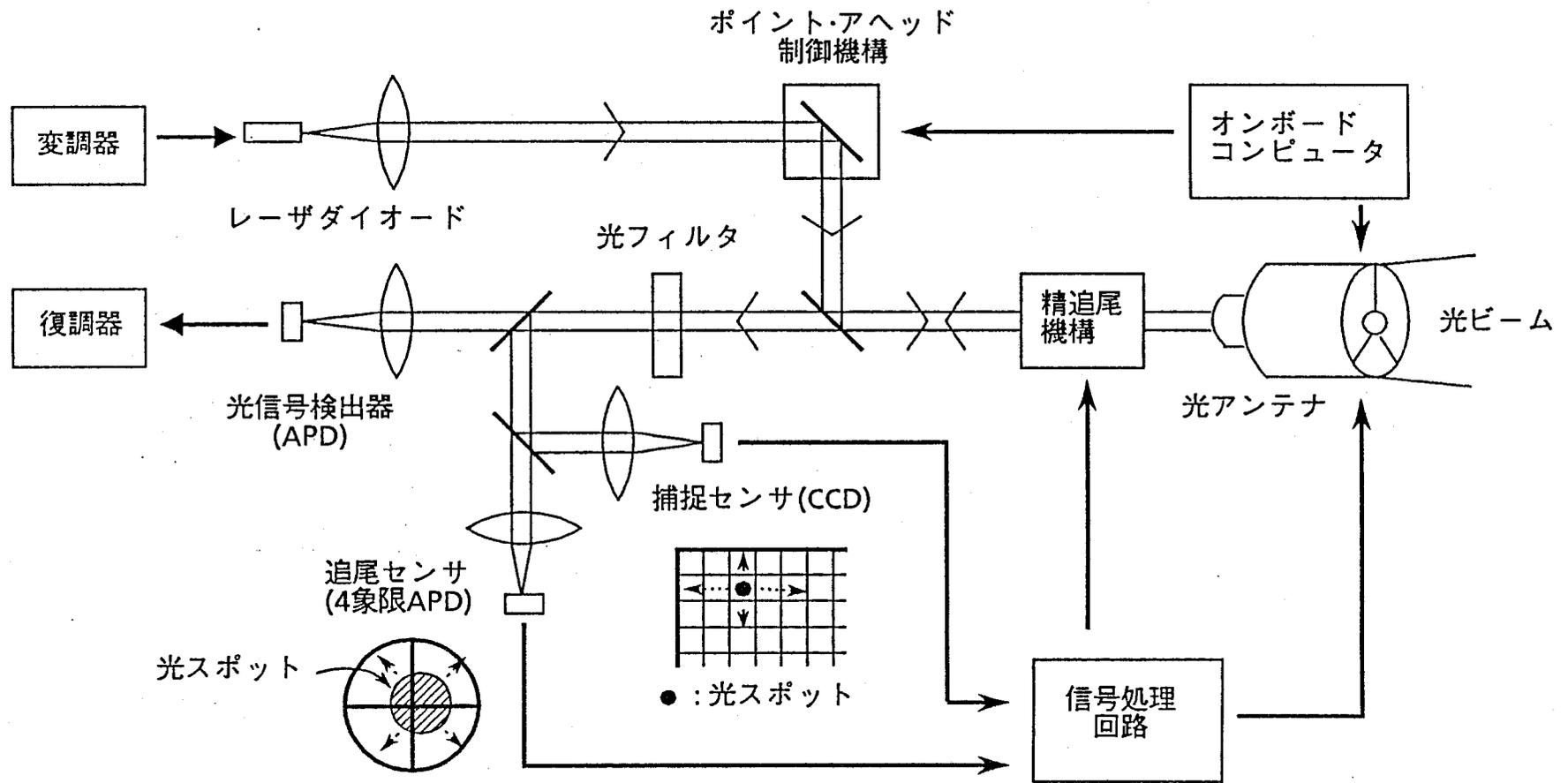


図4 光衛星間通信装置の基本構成例

このような機能を実現するための光ビーム制御機能を含む光通信装置の基本構成例を図4に示す。光アンテナ、送受信光学系、捕捉と追尾用の光センサ、信号処理回路、精追尾機構、光アンテナ駆動機構等から構成されている。捕捉センサは0.2度から0.5度の広い視野を持つCCDイメージセンサであり、これによって相手衛星からのビーコン光あるいは信号光の到来方向を検出し、光アンテナの指向方向を制御し受信光ビームを追尾センサ上に導く。追尾センサは高感度の4象限APD(アバランシェフォトダイオード)であり、このセンサの4つのエレメント出力に基づいて精追尾機構を制御して追尾状態を保持し、受信光を常に光信号検出器に導くとともに送信光ビームを相手衛星の方向に正確に指向させる。送信光ビームは、受信方向ではなく光の往復時間内での衛星移動を考慮に入れた方向に送出される。これは、見込み角(Point Ahead Angle)補正と呼ばれ、その大きさは静止衛星一周回衛星間の場合通信用ビーム幅の数倍以上にもなることがある。

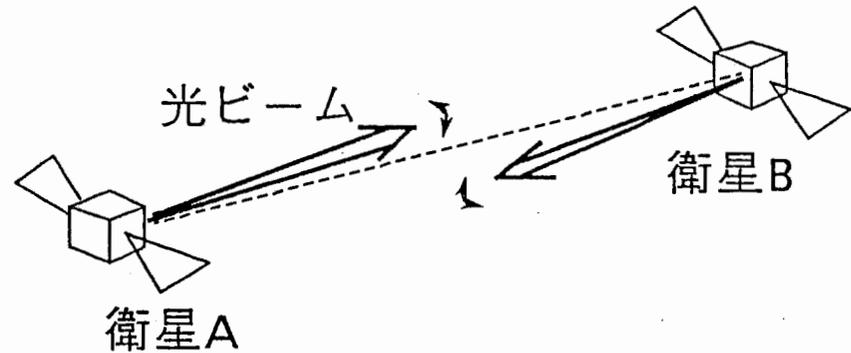
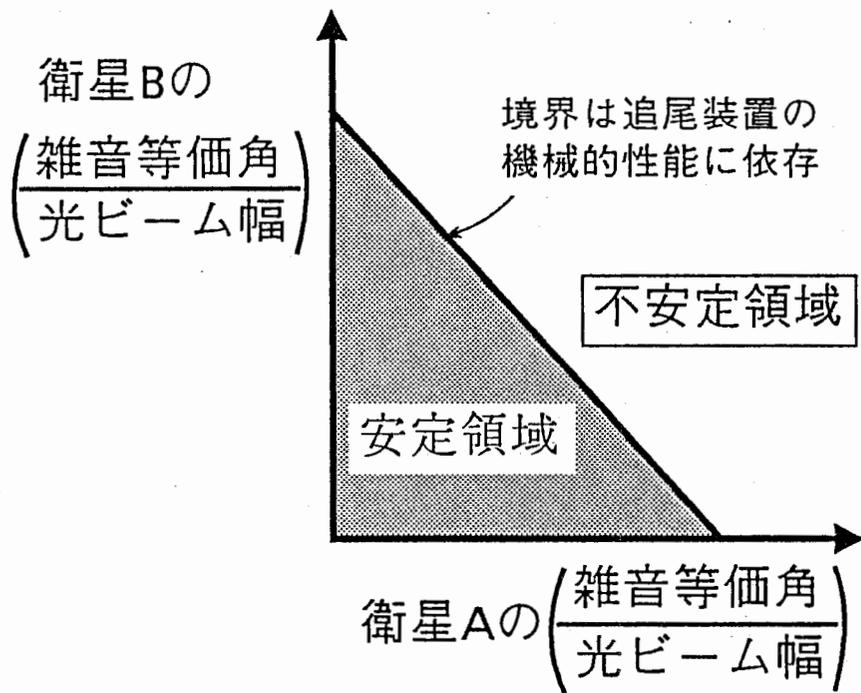
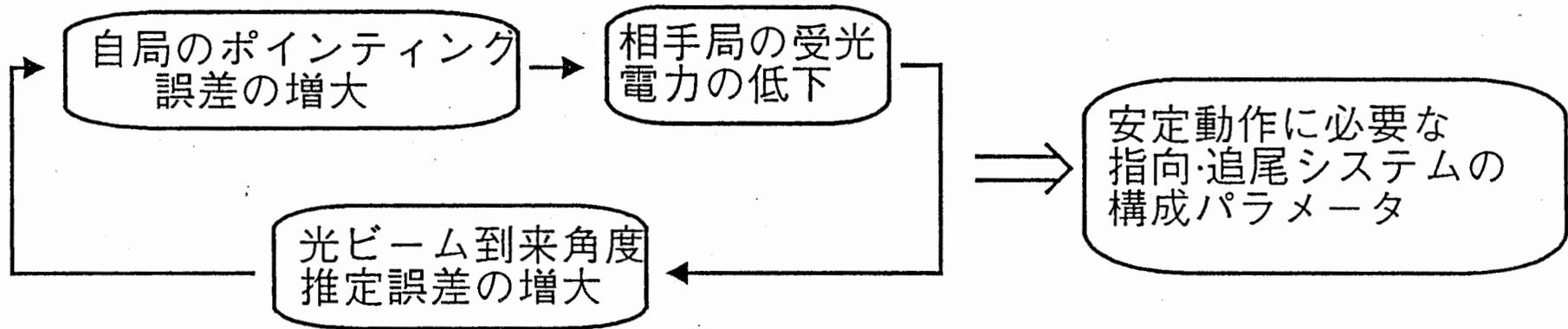
小型軽量で光の特長を最大限に活かした衛星間通信を実現するためには、光アンテナを始めとする光ビーム制御装置の構成要素、捕捉追尾方式に関して多くの研究が必要である。高精度の光ビーム計測技術、地上での捕捉追尾方式の実験評価、光センサの改良や評価、宇宙環境下での使用に耐える送受信光学系構成と信頼性の評価など問題は山積している。

指向・追尾の精度は熱による軸ずれ、機械的振動、追尾センサ雑音等に依存している。また、当然のことながら相手衛星から到来する光の強度即ち相手衛星における指向・追尾の精度にも依存する。従って、指向・追尾に関して互いに影響を及ぼし合うことになり、悪くすると自分の誤差が相手の誤差を大きくしてしまう悪循環が生じ追尾が外れ回線断になる。このような衛星間の相互作用について検討した結果を図5に示している[16]。安定した回線を保持するために必要な光ビーム幅と雑音等価角に対する条件を示しているが、この結果は追尾装置の軸ずれ量、雑音等価角等に関する許容値を明らかにしており、衛星間通信システムの設計指針を与えるので重要である。また、図6に示すように太陽のように強力な背景光があっても、双方向通信を行いながら回線維持が可能な追尾方式を新しく提案し、その追尾特性や装置化等の検討も行われている[17]。

## 光変復調方式

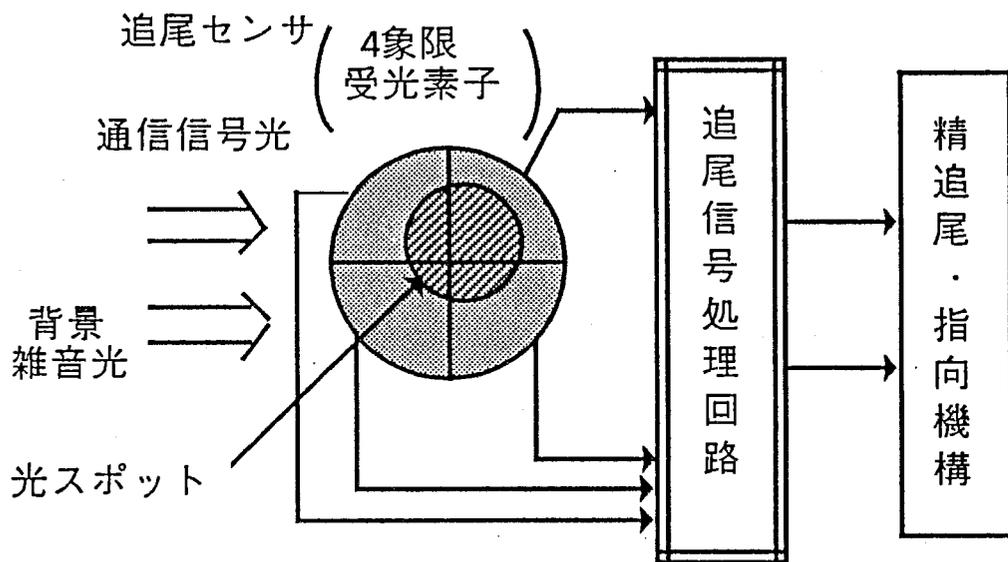
光ビーム制御技術は光変復調方式にも関係する。現在のところ、光衛星間通信に用いる光変復調方式としては光のエネルギーにより通信を行う強度変調/直接検波方式が最も実現性の高い方式であるが、これには高出力半導体レーザの高速変調を必要とする(図7参照)。しかし、変調時の遠方界パターン等詳細はまだ十分に検討されておらず、送信光ビームの方向、ビーム幅に与える影響を評価していく必要がある。また、無線通信のように光の位相や周波数により通信を行うコヒーレント通信方式の場合、強度変調/直接検波方式に比べて受信感度が大幅に改善されるものの、衛星間通信特有の課題として光ビーム制御とも密接に関連する信号光と局発光の電界整合[18]、衛星の高速移動に起因する10 GHz程度のドップラ周波数シフト補償などの問題が研究の対象である。

小型・軽量の装置で大容量通信ができるという光の特長が宇宙応用ではまだ十分に活かされていない。半導体レーザや固体レーザの高出力化と高信頼度化はアンテナを含め全体システムの小型化に繋がるが、この他にも光ビーム制御系、通信方式の工夫などによって光の特長を本当に引き出した光衛星間通信を実現できると考えられる。また、光衛星間通信技術確立のためにはシステム的な実証実験についての数少ない機会をとらえていくことが重要であり、航空機を利用した実験はその経済的な実現性から見て有力な候補であると考えられる。



雑音等価角  
 追尾装置の電気雑音を追尾角度誤差に等価的に置き換えたもの

図5 指向・追尾システムの安定動作条件の導出

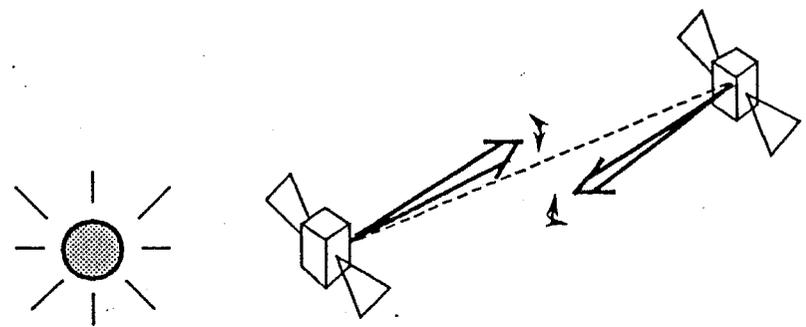


(目的)  
 太陽干渉時にも双方向通信回線の維持が可能な追尾信号処理方式

(方式的特徴)  
 ・追尾信号は通信信号光から抽出  
 ・直流成分の除去  
 ・非線形操作  
 ・雑音低減のための演算処理

(従来からの方式の特徴)  
 ・通信信号光の直流成分利用 (太陽干渉時には著しく劣化)  
 ・正弦波変調ビーコン光 (ビーコン用の別光源利用)

⇒ (交流電力方式、タイミング成分方式、等)



(太陽干渉時の追尾特性の計算例)

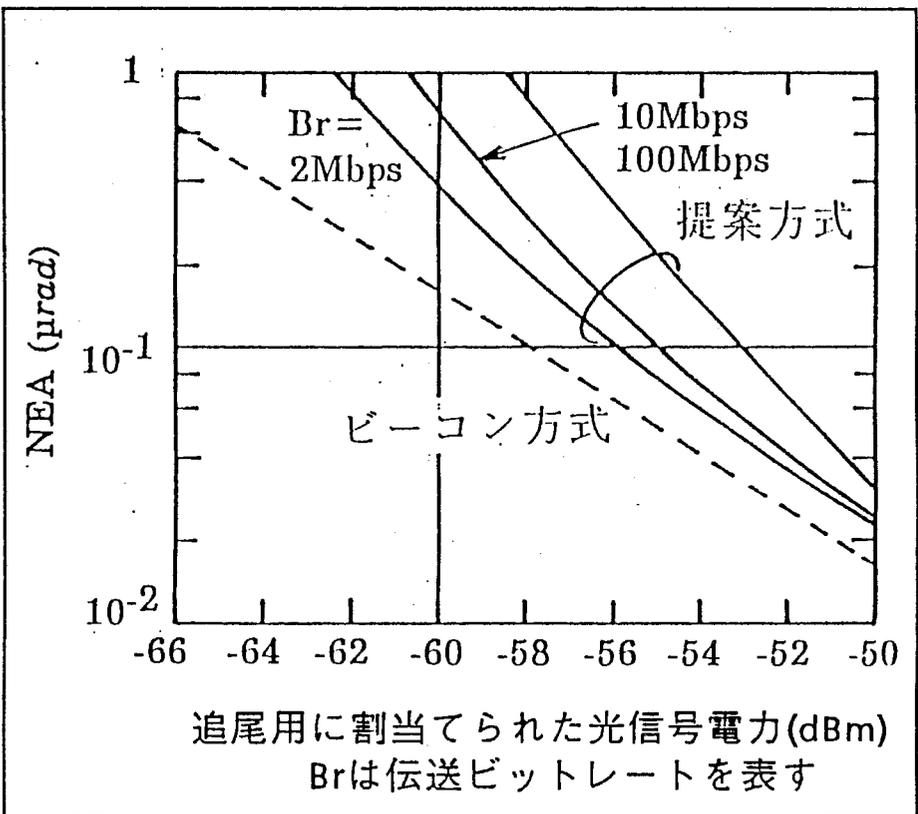


図6 背景雑音光に強い追尾方式

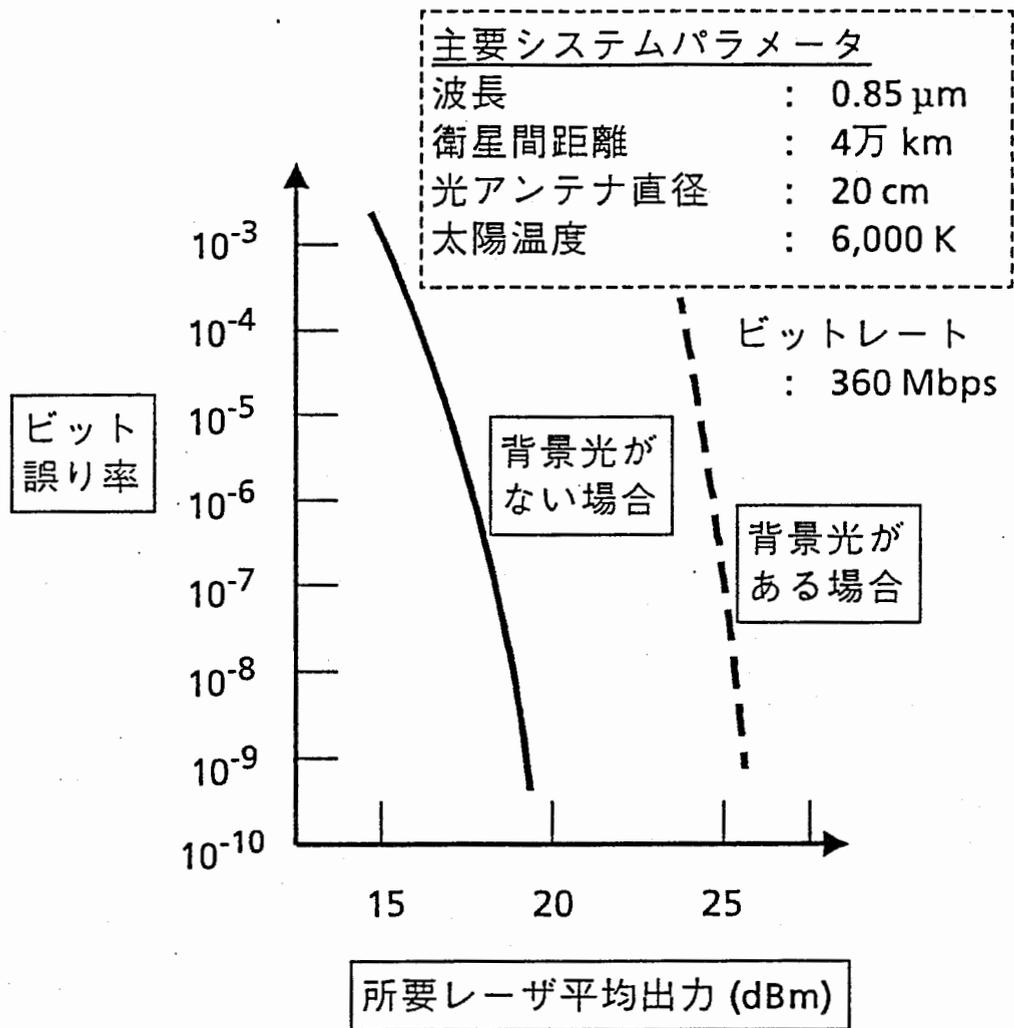


図7 強度変調/直接検波方式の回線計算例

## 4. 成層圏中継航空機を用いた宇宙光通信実験

宇宙光通信技術の開発に資する有効な実験を行うためには、利用できる回線の性質や特徴、実験可能な項目と評価方法、さらに搭載用の実験装置の構成等について検討しておくことが必要である。ここでは、その概略を示す。

### 4.1 成層圏中継航空機-衛星間回線の特徴

成層圏中継航空機と周回衛星、静止衛星との間の回線の特徴には、伝搬、視野あるいはカバレッジ、プラットフォーム等に関して次のようなものがある。

#### (a) 準自由空間伝搬

伝搬路に雲などの障害物が無く、また高度20 kmでは気圧が50 mbと地上に比べておよそ1/20であるため、気温が低い(-50°Cで絶対温度で地上のおよそ70%)にもかかわらず空気分子密度が小さく、大気シンチレーションの影響が少ない。宇宙空間での光伝搬を十分良く近似できるという利点がある。

#### (b) 地上に比べて広い視野

雲が無いので上空(宇宙)を見た場合、常時、半球以上の視野が確保されている。

#### (c) 重力安定プラットフォーム

中継航空機には人工衛星のように特別な姿勢制御システムを用意する必要がなく、重力で姿勢が安定化されかつ重力の方向を基準として利用することができる。

#### (d) 準固定の中継基地(近似的に地上局を雲の上に実現)

ある定点から半径1 km程度の範囲にいるので、遠く離れた衛星から見た場合準固定とみなせる。

対象とする衛星の種類による回線の特徴としては、(i) 航空機-静止衛星間回線では方向及び距離の変化が小( $R \sim 40,000$  km)であり、(ii) 航空機-周回衛星間回線では角度追尾範囲と追尾速度、距離の変化が大となる。表5にACTS衛星と航空機間の回線を想定した時の通信システムパラメータの一例を示している[11]。

表 5 ACTS/Aircraft Communication Link Parameters \* (An Example)

PARAMETER	ACTS-TO-AIRCRAFT		AIRCRAFT-TO-ACTS	
DATA RATES	110 MBPS		110 MBPS	
MODULATION FORMAT	DIRECT DETECTION BPPM		DIRECT DETECTION BPPM	
SOURCE WAVELENGTH	0.870 MICRON		0.840 MICRON	
DETECTOR QUANTUM EFF	Si-APD 70%		Si-APD 70%	
AVG XMIT LASER POWER	SINGLE 30 mW GaAs laser	- 15.23 dbW	SINGLE 50 mW GaAs laser	- 13.01 dbW
XMIT OPTICS EFFICIENCY	40%	- 3.98 db	40%	- 3.98 db
XMIT DIAMETER AND GAIN	20 cm APERTURE	117.17 db	20 cm APERTURE	117.17 db
POINTING LOSS	0.5 microrad rms pointing error	- 1.02 db	0.5 microrad rms pointing error	- 1.02 db
ATMOSPHERIC LOSS CLEAR AIR	0.83	- 0.8 db	0.83	- 0.8 db
RANGE/SPACE LOSS	38070 km	- 294.81 db	38070 km	- 294.81 db
RECV OPTICS EFFICIENCY	6%	- 2.08 db	6%	- 2.08 db
RECV DIAMETER AND GAIN	20 cm APERTURE	117.48 db	20 cm APERTURE	117.48 db
AVAILABLE LINK MARGINS **	DAYTIME OPERATION	- 3.73 db	DAYTIME OPERATION	2.46 db
	NIGHTTIME OPERATION	0.48 db	NIGHTTIME OPERATION	2.84 db

\*\* RECV PARAMETERS

BER = 1.0E - 6  
 RECV FOV = 100 MICRORAD  
 OPTICAL FILTER BW  
 = 2.0E - 3 MICRON(AIRCRAFT)  
 = 1.6E - 2 MICRON(ACTS)

## 4.2 実験項目

成層圏中継航空機-衛星間回線を用いて行うことができる実験項目を次に示す。

### (a) 光ビーム制御技術に関する実験

- ・光ビームパターン測定
- ・相互捕捉・再捕捉実験及び制御アルゴリズムの実証
- ・相互追尾・指向特性の計測・評価

### (b) 光通信実験

- ・航空機-衛星間光通信実験
- ・フォトンカウンティング方式の受信実験 (光検出器: APD)

### (c) 応用実験

- ・衛星からの航空機搭載レーザビーコンの検出実験
- ・航空機搭載Corner Cube Reflector を利用した衛星からの測距実験
- ・オンボード軌道計算プログラム開発のための衛星追尾・恒星追尾実験

## 4.3 航空機搭載実験装置に関する検討課題

光通信実験装置の構成、方式を定める要因には次のようなものがある。

- |       |           |                       |
|-------|-----------|-----------------------|
| (i)   | ・航空機の基本特性 | 旋回半径、速度、姿勢、振動、構造、重量、等 |
| (ii)  | ・周囲環境条件   | 風、気温、気圧               |
| (iii) | ・光学的条件    | 背景光                   |
| (iv)  | ・力学的条件    | 重力場                   |

これらをもとに、航空機搭載光通信実験装置としての検討課題は、

- (i) 光デバイスと通信方式
- (ii) 光アンテナと内部光学系
- (iii) ビーム制御方式
- (iv) 周辺装置(光学窓、ジンバル機構、等)
- (v) 重量、消費電力、大きさ

である。さらに、システム的な検討課題としては、

- (i) 種々の実験システムの両立性

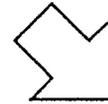
(ii) 他のRF帯回線との接続方式

(iii) 光衛星間通信への適用性評価(回線形態、真空・無重力状態との機能の相違)

がある。以上の関係を図8にまとめて示している。

## 光通信装置構成、方式を定める要因

- ・航空機の基本特性
  - 旋回半径、速度、姿勢、振動、
  - 構造、重量、等
- ・周囲環境条件
  - 風、気温、気圧
- ・光学的条件
  - 背景光
- ・力学的条件
  - 重力場



### 光通信実験装置の検討課題

- (i) 光デバイスと通信方式
- (ii) 光アンテナと内部光学系
- (iii) ビーム制御方式
- (iv) 周辺装置(光学窓、ジンバル機構、等)
- (v) 重量、消費電力、大きさ

### システムの検討課題

- (i) 種々の実験システムの両立性
- (ii) 他のRF帯回線との接続方式
- (iii) 光衛星間通信への適用性評価  
(回線形態、真空・無重力状態との機能の相違)

図8 航空機搭載実験装置に関する検討課題

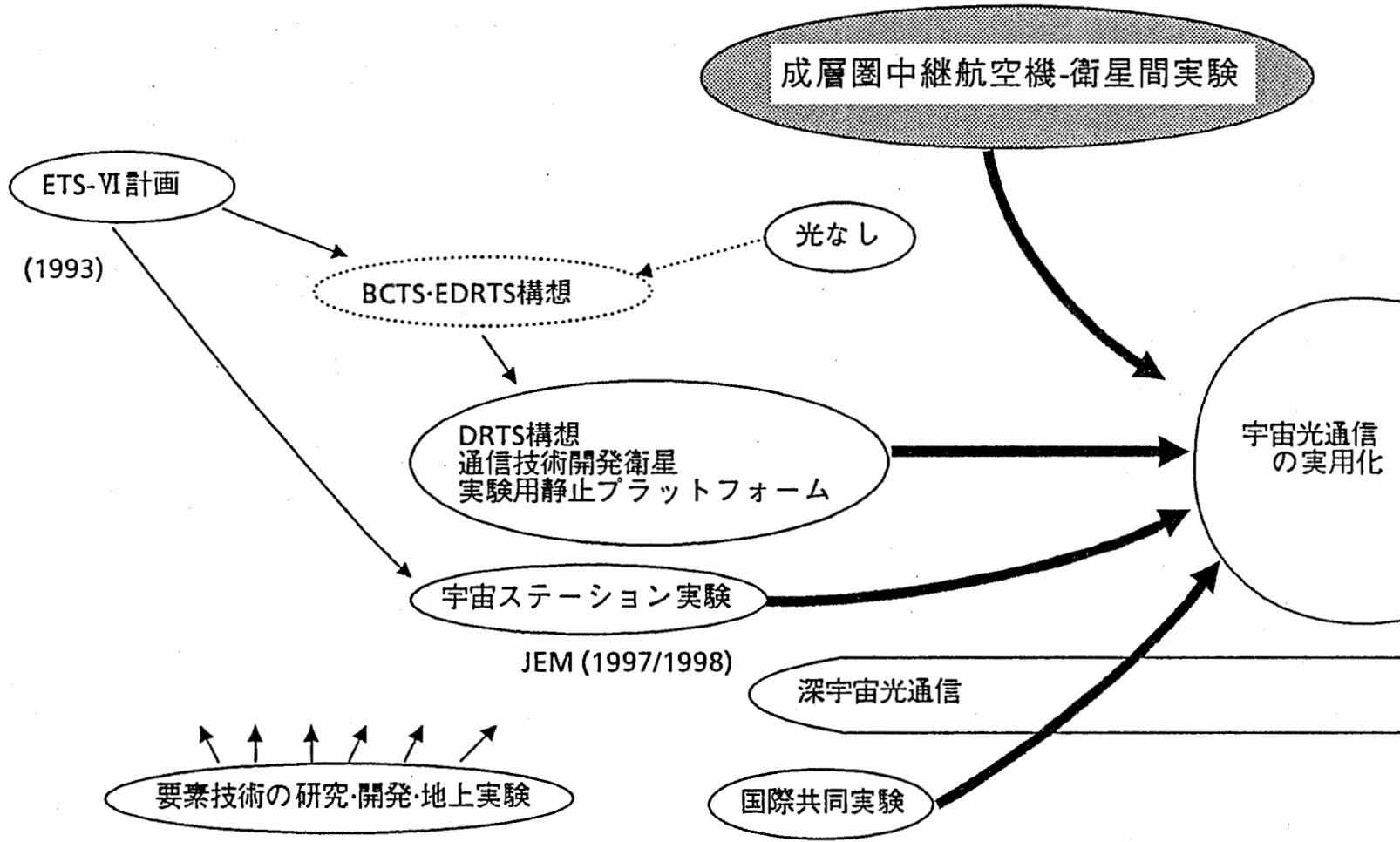


図9 宇宙光通信技術研究開発シナリオ

## 5. あとがき

本レポートでは、成層圏中継航空機を利用した宇宙光通信に関する実験について述べた。ここでは、検討課題を提示するに留まっている。本レポートで述べた種々の実験の実現性はこれから開発が進められる航空機に依存すると考えられる。初期の航空機開発と衛星計画とのフェーズを合わせ有効な光通信実験を提案し、基礎検討を着実に進めていくことが重要と思われる。

日本における宇宙光通信技術開発シナリオとの係わりについては、図9に示すような位置付けと考えられる。本質的に経済的な開発を約束するので、宇宙光通信の研究開発を加速する可能性がある。将来、中継航空機を利用する実験は、宇宙光通信システムの開発・実証或いは機能確認のための重要な一ステップとして期待できるのではと思われる。

## 謝辞

貴重な研究資料を提供して頂いた郵政省通信総合研究所電波媒質研究室長、森弘隆氏に感謝致します。

## 参考文献

- [1] 吉田、遠藤：“高高度無人航空機によるデータ中継・放送・監視システム”，昭和61年信学会通信部門全大、454 (1986).
- [2] K. Takasawa : “Feasibility Study on a Long Duration Airplane at High Altitude for the Communication Relay Purpose”，第26回飛行機シンポジウム、1E4 (1988).
- [3] 高澤金吾、森弘隆：“成層圏無線中継システムについて - 高高度無人航空機の可能性とその通信分野での利用 -”，電子情報通信学会誌、Vol.73, No.1, pp. 69 - 71 (1990).
- [4] G. W. Jull, *et al.* : “SHARP ( Stationary High Altitude Relay Platform) : Telecommunication Missions and Systems”，IEEE Global Telecommunications Conference (Dec. 1985).
- [5] Y. Furuhashi, *et al.* : “Present Status of Optical ISL Studies in Japan”，Fourth International Symposium on Optical and Optoelectronic Applied Science and Engineering , SPIE Proc. 810, pp.141-149 (1987.3).
- [6] A. K. Majumdar and G. H. Fortescue : “Wide-Beam Atmospheric Optical Communication for Aircraft Application Using Semiconductor Diodes”，Applied Optics, Vol. 22, No. 16, p.2495 (1983).
- [7] A. K. Majumdar : “Optical Communication between Aircraft in Low-Visibility Atmosphere Using Diode Lasers”，Applied Optics, Vol. 24, No. 21, p.3659 (1985).
- [8] M. Ross, *et al.* : “Space Laser Communications Systems for the Eighties”，AIAA Meeting, 80-0560 (1980).
- [9] Morris Katzman, Editor : *Laser Satellite Communications*, Chap. 2, pp.56-67, Prentice-Hall, Inc. (1987).
- [10] *Laser Focus*, April 1980, p.30 : “Tracking Portion of Lasercom System is Demonstrated in Air Force Tests”.

- [11] C. Povencher and R. Spence : "A Laser Communication Experiment Utilizing the ACT Satellite and an Airborne Laser Transceiver", SPIE Proc. 885, pp.143- 152 (1988).
- [12] M. Fitzmaurice and R. Bruno : "Laser Communication Transceiver for Space Station Freedom", SPIE OE/LASE'90, 1218-41 Los Angeles (Jan. 1990).
- [13] M. D. Rayman and J. R. Lesh : "Optical Communications for Future Deep-Space Missions", AIAA Space Programs and Technologies Conference, Paper 88-3507 (June 1988).
- [14] G. Oppenhauser and M. Wittig : "The European SILEX Project: Concept, Performance, Status and Planning", SPIE OE/LASE'90, 1218-3, Los Angeles (Jan. 1990).
- [15] M. Shikatani, *et al.* : "Optical Intersatellite Link Experiment between the Earth Station and ETS-VI", SPIE OE/LASE '90, 1218-1, Los Angeles (Jan. 1990).
- [16] 荒木賢一、榎木勘四郎、稲垣恵三、安川交二、古濱洋治 : "光ISL追尾・指向システムの2局間相互作用", 信学技報、SANE 87-23 (1987.9)
- [17] 榎木勘四郎、荒木賢一、安川交二 : "背景雑音光に強い光ISLビーム追尾方式の提案", 昭和63年信学春季全大、B-160 (1988.3)
- [18] 後藤、荒木、安川 : "ヘテロダイナ光ISLに関する検討(その1)--整合誤差によるヘテロダイナ効率の劣化--、昭和63年信学春季全大、B-159 (1988.3).