

3 衛星システムの開発

3 Development of the Satellite System

3-1 光衛星間通信実験衛星 (OICETS) の開発

3-1 Development of Optical Inter-orbit Communications Engineering Test Satellite (OICETS)

山脇敏彦

YAMAWAKI Toshihiko

要旨

光衛星間通信実験衛星 (OICETS) 「きらり」は、欧州宇宙機関 (ESA) の先端型データ中継衛星 (ARTEMIS) との間で光衛星間通信実験を行うことを主な目的として、J-I ロケット 2 号機により種子島宇宙センターから打ち上げる計画で開発された衛星である。

衛星の開発完了後、計画が見直され、2005 年 8 月にドニエプルロケットによりカザフスタン共和国バイコヌール宇宙基地から打ち上げられ、双方向光衛星間通信実験並びに低軌道地球周回衛星-光地上局間の双方向光通信実験に世界で初めて成功した。

本稿では、これらを実現した「きらり」開発の概要について述べる。

Optical Inter-orbit Communications Engineering Test Satellite (OICETS) “Kirari” is a satellite developed to demonstrate innovative technologies of laser-based optical inter-orbit communications between OICETS and European Space Agency’s (ESA) Advanced Relay and Technology Mission Satellite (ARTEMIS) and planned to be launched by Japanese J-I launch vehicle from Tanegashima Space Center.

After its Proto Flight Test has been completed, the plan had to be changed. Finally OICETS was launched by Dnepr launch vehicle from the Baikonur Cosmodrome in the Republic of Kazakhstan in August 2005, and successes the world first bi-directional optical communication experiments between two satellites and between low earth orbiting satellite and a ground station.

This paper describes the overview of OICETS and features of its development.

[キーワード]

光衛星間通信, 光衛星間通信実験衛星 (OICETS)

Inter-satellite laser communications, Optical Inter-orbit Communications Engineering Test Satellite (OICETS)

1 まえがき

光通信は、原理的に通信機器の小型・軽量化、通信速度の向上を期待できるとともに、指向性が高いことから電波に比べて干渉が起りにくく、秘匿性にも優れるなどのメリットを有し、中小型の地球周回衛星あるいは深宇宙探査機に搭載する通信機器の小型・軽量化、地球周回衛星から静止

軌道上のデータ中継衛星への大容量データ伝送などに利用することが期待されている。

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) (当時、宇宙開発事業団) は、1985 年度から光衛星間通信機器の調査・検討を開始し、1991 年度から 1993 年度にかけて研究モデルの試作試験を実施した。この成果をもとに ARTEMIS との軌道上実験の可能性を検討し、J-I ロケットにより高度 610 km、

軌道傾斜角 35° の低地球周回軌道に打ち上げる計画で「きらり」の開発に着手した。

「きらり」のプロトフライト試験 (PFT) を終了後、プロジェクトは凍結されたが、その間も定期的な試験、寿命品の確認試験、搭載ソフトウェアの追加試験等を実施し、信頼性の維持向上に努めた。

ARTEMIS が衛星に搭載された推進系を用いて静止軌道に到達することに成功したことを受けて、2003 年 9 月に光衛星間通信機器 (LUCE) エンジニアリングモデル (EM) をスペイン沖テネリフェ島の ESA 光地上局に搬入し、軌道上の ARTEMIS との間で捕捉追尾および通信機能の確認実験を行った。

2004 年度に打ち上げロケットをドニエプルロケットに、軌道を太陽同期軌道に変更することでプロジェクトを再開した。衛星の環境は大きく変わることになったが、「きらり」は J-I 打ち上げ用 500 kg 級標準バスを目指して幅広いミッションに対応する設計としていたため、基本的な設計を変更することなく、2005 年 8 月に打ち上げに成功し、2009 年 9 月に停波するまでの間、さまざまな軌道上実験に供された。

2 「きらり」開発の概要

「きらり」は、打ち上げ重量約 570 kg の衛星で、衛星構体は 1.1 m × 0.78 m × 高さ 1.5 m (ロケット結合リングを含めると 1.7 m) の直方体であり、3 段式 J-I ロケットの φ 1.4 m フェアリングに収納できる形状となっており、ドニエプルロケットのフェアリングにも適合している。軌道上で 2 翼の太陽電池パドルを展開し、必要電力を供給する。展開時、両翼のパドル先端間は約 9.36 m である。図 1 に射場整備作業時の最終外観を示す。

「きらり」は通常、慣性基準装置 (IRU)、地球センサ (CES)、精太陽センサ (FSS) により姿勢検出を行い、4 台のリアクションホイール (RW) を用いて、衛星下面 (ロケット結合側) を地球に指向させるように 3 軸姿勢制御を行う。光衛星間通信機器光学部 (LUCE-O) と S バンド衛星間通信用アンテナは、ARTEMIS および我が国のデータ中継技術衛星 (DRTS) との視野を

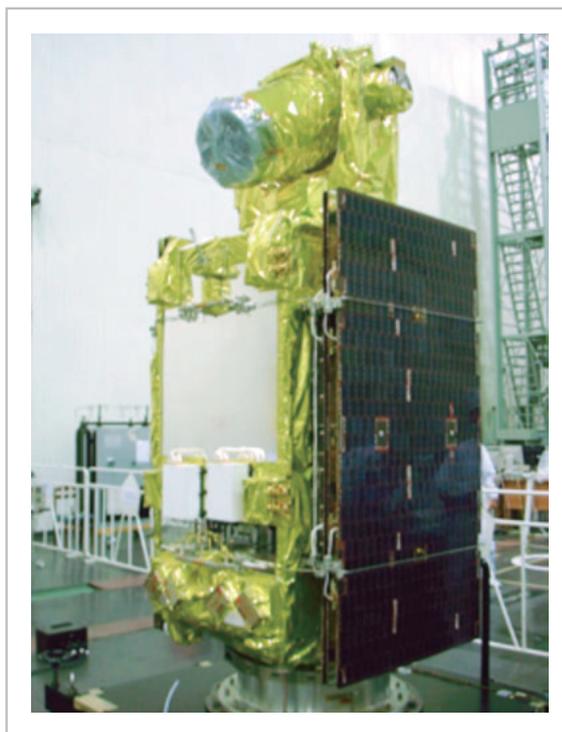


図 1 「きらり」打上前最終外観

確保するため、衛星上面に搭載している。

光地上局との通信実験においては、IRU 計測値を基準に衛星の姿勢を慣性座標系に対して固定する「慣性ロック」と呼ばれるモードで運用する。「慣性ロック」モードで地球を半周すると、LUCE-O 搭載面が地球を向き、光地上局との通信実験が可能となる。

図 2 に「きらり」の機能ブロック図を示す。また表 1 に主要諸元を示す。ミッション系は光衛星間通信機器 (LUCE) と微小振動測定装置 (MVE) から構成される。LUCE は、対向する衛星を捕捉追尾指向し、光信号の授受を行う光学部 (LUCE-O) と、衛星バスとの電気信号の授受および光学部の制御を行う電子回路部 (LUCE-E) に分かれ、電子回路部は衛星構体内部に搭載されている。LUCE-O は、2 軸ジンバル、主鏡口径 26 cm のカセグレン式反射望遠鏡光アンテナ、およびセンサ、レーザダイオード、リレー光学系等を収納する内部光学部から構成されている。MVE は、「きらり」に搭載されているリアクションホイール等の駆動機構が発生する微小振動を測定し、LUCE の捕捉追尾性能への影響を評価することを目的に搭載されている。

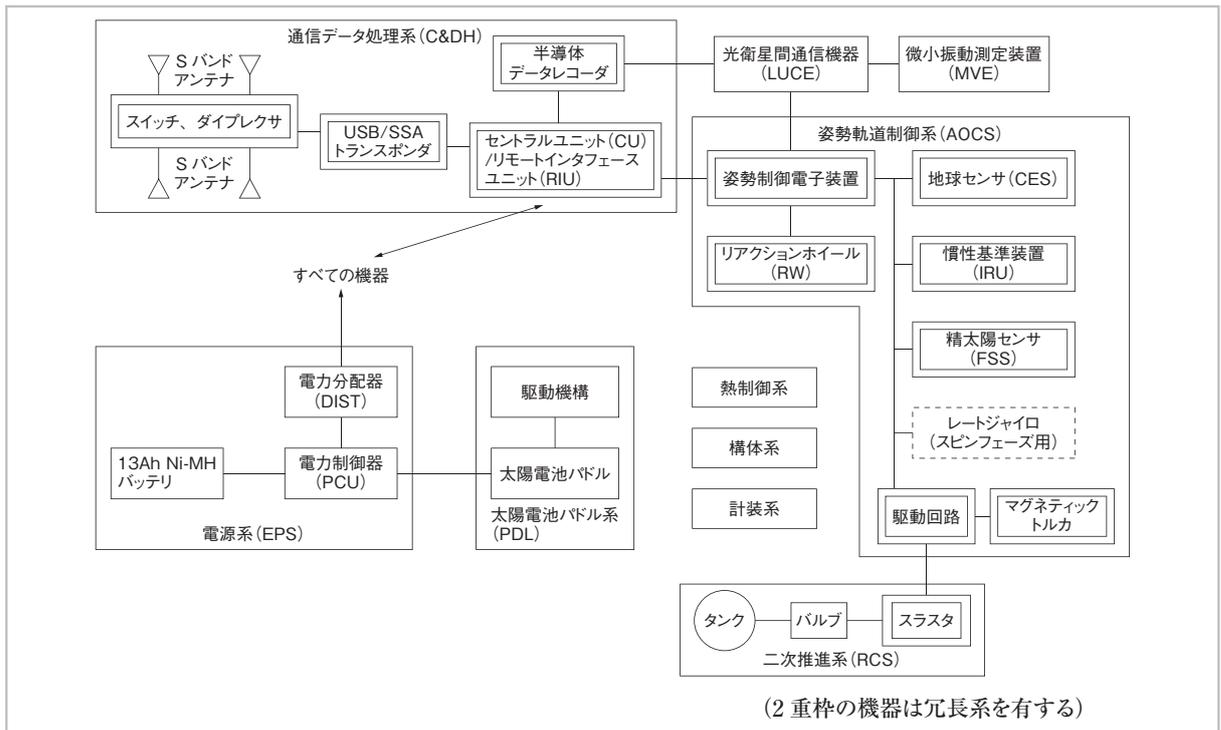


図2 「きらり」機能ブロック図

表1 「きらり」の主要諸元

項目	内容
質量	約 570 kg
形状	2翼太陽電池パドルを有する箱型
寸法	衛星構体：1.1 m × 0.78 m × 高さ 1.5 m LUCE 天頂時高さ：2.93 m パドル展開時横幅：9.36 m
太陽電池パドル系	発生電力：1220 W 以上 (EOL、β角 = 0°) 高効率 NRS/BSF 型シリコンセル
電源系	非安定バス型分散方式 13Ah Ni-MH セル × 2 台並列
姿勢制御系	ストラップダウン姿勢決定系 4 スキューゼロモーメントム姿勢制御方式
通信データ処理系	USB/SSA 共用トランスポンダ 半導体データレコーダ
二次推進系	ヒドラジンモノプロペラントブローダウン方式 1N スラスタ × 4 × 2 (完全冗長系)
計装系	レーザ反射器 (CCR)
ミッション機器	光衛星間通信機器 (LUCE) 微小振動測定装置 (MVE)
ミッション期間	1 年以上
軌道	高度：610 km 軌道傾斜角：97.8° (太陽同期軌道)
打上げロケット	ドニエプルロケット
射場	バイコヌール宇宙基地
打上げ日	2005 年 8 月 24 日

通信系の S バンドトランスポンダは、主にハウスキーピングテレメトリとコマンドを地上局と送受信する際に用いる USB (Unified S Band) モード、同じくデータ中継衛星と送受信する際に用いる SSA (S band Single Access) モード、および主としてミッションデータを地上局にダウンリンクする際に用いる高速の HSB (High-speed S Band) モードを有している。姿勢制御系は、地球センサ、精太陽センサ、慣性基準装置の他に、レートジャイロを有しているが、これは固体ロケットである J-I ロケットが衛星をスピン状態で軌道に投入するフェーズで使用するためのものである。アクチュエータには、リアクションホイールとマグネティックトルカを使用する。二次推進系は、4 組のスラスタと 2 個のタンク等で構成されている。4 組のスラスタで姿勢制御と軌道制御を行うため、軽量化と低コスト化を図ることができる。一方すべてのスラスタが衛星を増速する方向に配置されることになるため、減速制御には、「慣性ロック」モードを使用して姿勢を反転し、スラスタを所定の方向に向ける運用が必要となる。タンクには、ロケットの投入誤差を補償するために、最大 45 kg の燃料を搭載することが

可能となっている。熱制御系は受動制御を主として、バッテリーや二次推進系 (RCS) のような許容温度範囲がクリティカルな機器のみヒータ制御を行っている。

冗長系を含むこれらの機器をコンパクトに収め、かつアクセス性を維持するために、構体は、太陽電池パドルを搭載していない2つの側面 (+ X 面および - X 面) を開放できる構造となっている。

3 「きらり」の開発

「きらり」は、開発コストの低減を図るため、地上試験用モデルと軌道上モデルの2段階開発方式を採用している。このため、衛星バスに関しては可能な限り既存のコンポーネントを用い、半導体レコーダ、13Ah Ni-MH バッテリー等新規開発が必要な一部のコンポーネントを除いて、BBM あるいは EM 相当のモデルの製作は行わないこととした。

ミッション機器 LUCE の開発には、大きな困難を伴ったが、主な課題とその対処は以下のとおりである。

1) LUCE は、ARTEMIS に搭載されている光衛星間通信機器 (OPALE) とのインタフェース文書に基づいて、日本独自の技術で開発を実施したものである。双方の開発スケジュールの点から、地上において実機の対向試験によるインタフェース確認試験は行わない計画となっていた。このため、以下のような方策でインタフェースの確認を行った。

- ・光リンクを確立するうえで重要となる通信シーケンスについては、日-ESA 双方で作成した数学モデルによりシミュレーションを実施し、成立性を確認した。
- ・波長、偏光などインタフェースで規定されている光学特性については、OPALE の開発試験に使用した光学特性試験装置と同等の試験装置を使用して LUCE の開発試験を実施することにより適合していることを確認した。この試験装置は、大気中と真空中で波長、ファースフィールドパターン、偏光などの光学特性を測定することができるものである。
- ・ESA 光地上局に設置した LUCE エンジニアリ

ングモデルで静止軌道上の ARTEMIS の捕捉追尾実験を行うことにより、宇宙環境下で発生する衛星の姿勢外乱、熱ひずみ等の影響は模擬できないものの、ARTEMIS 捕捉追尾機能、光通信機能、光行差補正機能を確認した。

2) 宇宙環境下で高精度の光学系を組むために、熱ひずみの影響を極力排除した設計とする必要があった。特に光アンテナについては、通信光の波面精度要求を満足するために、 μm オーダの精度で主鏡と副鏡の距離を維持する必要があった。光アンテナの熱制御はヒータ等の能動型素子を使用しない受動型熱制御を採用し、光アンテナの主鏡、副鏡、鏡筒などはすべて常温付近で熱膨張率が非常に小さい特殊なガラス材料を使用している。また機械締結によるひずみを避けるため、切削・研磨加工したこれらの部材は接着により結合している。なお波面精度要求を満足するため、主鏡の鏡面は $\lambda/20$ (rms) 以下の精度で研磨加工されている。

このように光アンテナが脆性材料で製作されているため、地上試験および打上時の荷重 (準静的加速度) に対しての強度保証方法が課題となった。このような材料に関しては、破壊力学の観点から、加工時に発生したマイクロクラックを起点に地上試験、打上等の負荷を受けて亀裂が進展し、光アンテナの破壊に至るというモードがクリティカルとなる。目視検査等ではこのようなマイクロクラックの有無を確認することが困難であるため、逆に一定の負荷をかけても壊れないことを試験により確認することで保証する方法を採用した。具体的には、振動試験機に光アンテナを設置し、2~3周期の極短時間の正弦波を負荷するサインバーストによるプルーフ試験を実施している。図3に試験状況を示す。

3) 「きらり」は比較的小型の衛星であるが、そのミッションの特性上、姿勢制御系と光衛星間通信機器制御系のふたつの制御システムを有しているという特徴がある。姿勢制御系は衛星本体を地球指向させ、光衛星間通信機器の制御系は衛星本体上で、独自のセンサ出力を用いて LUCE-O を ARTEMIS に指向させる。

光衛星間通信機器の制御系は、CCD を受光センサとしダイレクトドライブモータで2軸ジンバルを駆動する粗捕捉追尾系 (CP系)、4象限光

検知器を受光センサとし積層ピエゾ素子でミラーを駆動する精捕捉追尾系 (FP系)、精捕捉追尾系と同じ構成を持つ光行差補正系 (PA系) から成っている。

光衛星間通信実験ミッションの達成には、これら一連の制御系が協調し、それぞれの制御系に加わる外乱・擾乱下で十分な性能を発揮できることおよびそれらの制御系が相互に、もしくは衛星ダイナミクス等と干渉しないよう構成することが重要であった。図4にこの模式図を示す。

衛星ダイナミクスには太陽電池パドル等柔軟物の固有振動数を避ける設計も含まれていたが、プロトフライト試験においてLUCEを駆動した際に衛星構体が振動するという不具合が発生した。シミュレーションにより、衛星コンフィギュレーション、拘束条件 (衛星固定方法) で自励振動が発生する可能性があることが明らかになり、LUCE制御系にフィルタを入れることで対処したが、ごく限られた条件で発生する事象であり、設計段階で予測することは困難であった。軌道上ではこの事象の発生は観測されず、正常に動作した。

図4のうち、「きらり」に搭載されている駆動機器；リアクションホイール (RW)、パドル駆動装置 (PDM)、地球センサ (CES)、慣性基準装置 (IRU)、およびLUCE自身が発生する衛星内部擾乱のLUCE指向安定性への影響については、解析的に評価することが困難であるため、実

機と同等のハードウェアを用いた微小振動環境下捕捉追尾試験を実施した。

本試験では、図5に示すように衛星を固有振動数の低い吊り具で吊り、吊り具および構体下には揺れ止め (エサフォーム) を追加した。また空調を止める、試験場所近くを車両が走行することで発生する振動の影響を避けるため試験を夜間実施する等、測定への影響を与える擾乱源を可能な限り抑えて実施した。これにより、バックグラウンドの擾乱加速度が 10^{-2} m/s^2 (約 1 mG_{0-p})程度以下に抑えられ、「きらり」として微小振動の影響の判定に十分な測定が実施できた。

LUCEの指向性能は、LUCEの送信光を光通信の対向ターミナルシミュレータ (TS) で受け、LUCE送信光軸の誤差角を測定することにより評価した。また、各部の微小振動は高感度の加速

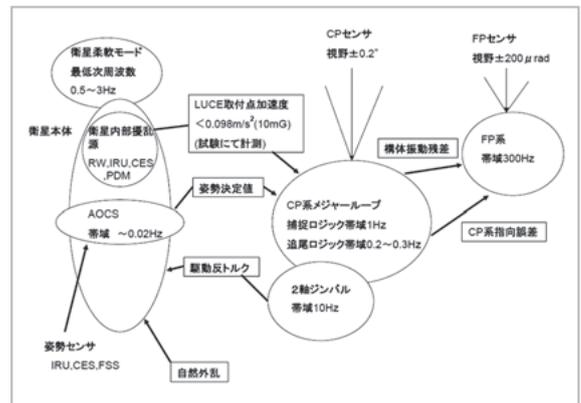


図4 「きらり」制御系間の影響 模式図



図3 光アンテナ ブルーフ試験

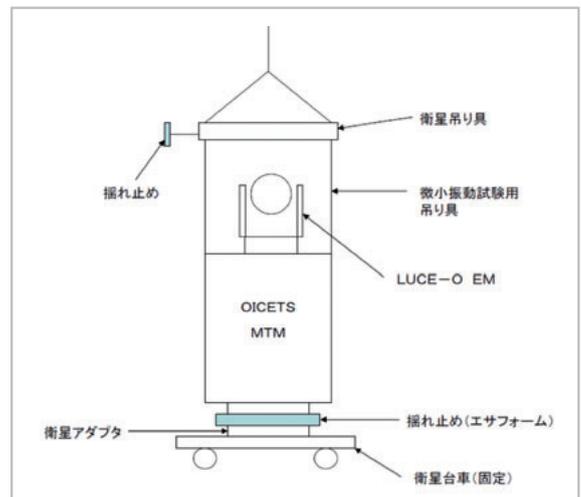


図5 微小振動環境下捕捉追尾試験コンフィギュレーション

度センサにより測定した。この結果RWが最も大きな擾乱源となっていること、および想定される最大の微小振動環境下においてもLUCEは捕捉追尾要求を満足していることが確認された。

図6は4台のRWが発生する擾乱を地上試験時にIRU取付部で測定された加速度と仮定し、また地上試験時と軌道上実験時の擾乱の大きさが同等と仮定した場合、地上試験で得られた伝達特性と軌道上でMVEにより測定した伝達特性を比較したものである。

この結果、低い周波数では地上試験で軌道上の伝達特性は同じような傾向を示すものの、高い周波数では伝達率に開きがあることが確認された。近年、擾乱の影響は高い指向精度を要求する地球観測衛星や天文衛星で課題となっており、その影響を評価する上で、地上試験と軌道上測定結果の積み重ねが重要となっており、「きらり」の成果はその一端を成すものである。

4 「きらり」の打上

プロジェクト再開にあたって、打上機会を増やすため、太陽同期軌道（軌道傾斜角97.8°）を許

容し、海外ロケットの使用も視野に入れて調査を行った結果、2004年7月にウクライナ製のドニエプルロケットにより「きらり」を打ち上げることで作業に着手した。表2にJ-Iロケットからドニエプルロケットに変更したことによる主な影響とその対処を示す。「きらり」と地上系（追跡管制系、実験計画系）では、軌道変更に伴うソフトウェアの改修が大きな作業を占めた。一方、ロケット、射場の変更に伴うインタフェースの変更は、おもに打上げ方式の変更に伴うものであった。ドニエプルロケットでは衛星電源をオフして打上げ、衛星分離後にオンするコールドロンチを標準としているが、日本では衛星電源をオンにした状態で打ち上げるホットロンチを採用している。ホットロンチを行うためには、ロケット搭載後に衛星に電源を供給するライン（アンビリアルライン）や、衛星と通信するライン（RFリンク）、フェアリング空調などの設備が必要となるため、射場の施設設備を改修した。また衛星の分離方式をJ-Iのクランプバンド方式から分離ボルト方式へ変更するため、衛星と衛星分離部の間にインタフェースリングを追加、衛星分離時にアンビリアルコネクタを引き抜く機構を追加などの変更が必要であったが、これらをロケットの改修により吸収したことで、衛星構造の変更は行っていない。

この後約1年という短期間で衛星と地上系（追跡管制、実験計画系）設備の改修試験を実施し、2005年6月初めに「きらり」をバイコヌール宇宙基地に輸送し、2ヶ月半におよぶ射場整備作業を開始した。

射場整備作業では、推進系の開発試験結果を有効にするため推進薬（ヒドラジン）は日本から輸送するが、充填作業は現地の施設設備に習熟した現地会社に委託するなど、現地調査結果を踏まえた作業計画を作成した。

宇宙科学研究所の小型衛星「れいめい」を副衛星として同時に打ち上げることもあって、この間平均約30名、審査会等のピーク時には約50名の日本人が現地に滞在して作業にあたった。6月の日中には40℃を越える暑さと乾燥した気候や、食事など慣れない生活環境、バイコヌール宇宙基地の支援企業との共同作業時の言葉の壁や習慣の違いなど多くの困難はあったが、現地スタッフや

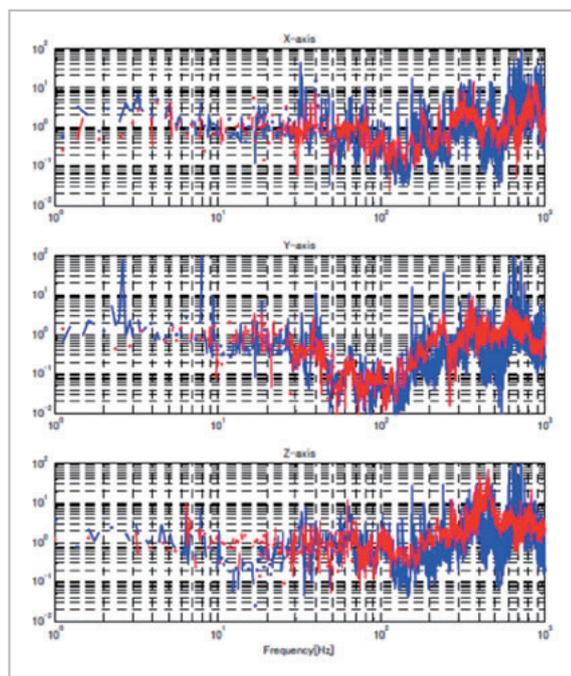


図6 地上試験時と軌道上実験時の伝達特性の比較
(赤は地上試験時、青は軌道上実験時を示す)

表2 打上げ手段変更の影響

項目	J-I	ドニエプル	対処
軌道傾斜角	35°	97.8°	「きらり」 ・姿勢制御ソフトウェア改修 ・地上系（追跡管制、実験計画）ソフトウェア改修
ロケット搭載後のアクセス	可	不可	「きらり」 ・射場整備手順に反映
打上げモード	ホットロンチ	コールドロンチ（標準）	「ドニエプル」 ホットロンチに対応 ・アンビリアルライン追加 ・RFリンク追加 ・フェアリング空調追加
	スピン投入	3軸投入	「きらり」 ・姿勢制御ソフトウェア改修
分離方式	クランプバンド	分離ボルト	「ドニエプル」 ・衛星インタフェースリング製作 ・PAF新規製作 ・アンビリアルコネクタ引き抜き機構製作
射場	種子島宇宙センター	バイコヌール宇宙基地	・100V電源新設 ・RFリンク新設 ・LAN新設 ・高圧ガス供給設備新設 ・推進薬充填を現地会社に委託

日本人派遣員の協力を得て、2005年8月24日に無事打上げに成功することができた（図7）。



図7 「きらり」 打上げ

5 むすび

「きらり」の開発開始から軌道上実験までに13年の歳月を要した。この間LUCEの開発、ロケット、射場の変更等に様々な困難を伴ったが、軌道上実験の成功により、光衛星間通信のシステム実証、実運用に向けた研究に資することができた。

筆者は、「きらり」の開発並びに打上げに貢献された、日本電気(株)、NEC 東芝スペースシステム(株)、(株)アイ・エイチ・アイ・エアロスペース、石川島播磨重工業(株)、ISC コスモトラス、ユジノエ、住友商事(株)、コクサイエアロマリン(株)の関係各位に深く感謝し、本稿のむすびとしたい。

参考文献

- 1 武内由成, 山本昭男, 山脇敏彦, 勝山良彦, 佐藤彰典, “OICETS 光アンテナの構造設計,” 第40回宇宙科学技術連合講演会講演集, pp. 553–554, 1996.
- 2 山本昭男, 山脇敏彦, 武内由成, 大山正夫, 小川育郎, 勝山良彦, 佐藤彰典, 村山直樹, “脆性材料機器の強度保証試験,” 第40回宇宙科学技術連合講演会講演集, pp. 361–362, 1996.
- 3 Ooi Y., Kamiya T., Jono T., Takayama Y., and Yamawaki T., “Evaluation of ground and orbit microvibration of OICETS,” Satellite System Conf. AIAA, AIAA 2003–2406, April 2003.

- 4 Toyoshima M., Jono T., Takahashi T., Yamawaki T., Nakagawa K., and Arai K., "Transfer Function of Microvibrational Disturbances on a Satellite," Satellite System Conf. AIAA, AIAA 2003-2406, April 2003.
- 5 Yamawaki T., Takahashi N., Arai K., Mase I., Ikebe K., and Nakajima J., "Launch of Kirari (OICETS) from Baikonur," ISTS 2006-j-06, 2006.
- 6 日本航空宇宙学会誌, "OICETS 特集号," 第 55 巻, 第 636 号, 2007 年 1 月.
- 7 The Journal of Space Technology and Science Special issue "OICETS ('Kirari')," Vol. 23, No. 2, 2007 Autumn.

(平成 24 年 3 月 14 日 採録)

やまわき としひこ
山脇敏彦

宇宙航空研究開発機構研究開発本部
衛星構造・機構グループ
主幹開発員テクノロジスト
衛星構造、構造動力学、指向精度に
対する微小振動の影響
yamawaki.toshihiko@jaxa.jp