

## 第 17 章 「きぼう」衛星間通信システムの開発成果

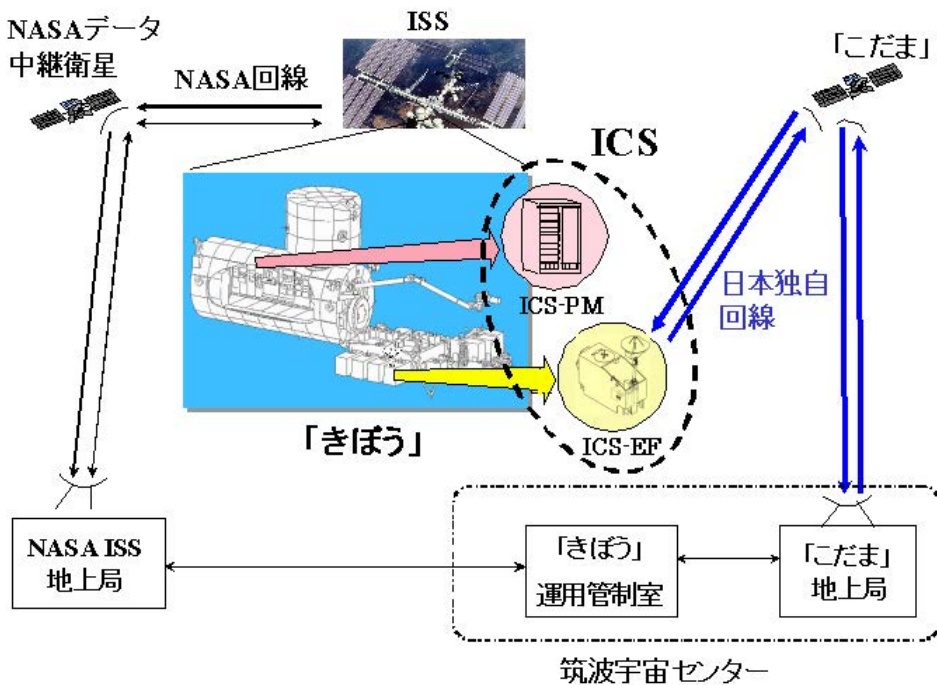
### 1. 序論

「きぼう」衛星間通信システム（ICS：Inter-Orbit Communication System）は、「きぼう」と「筑波宇宙センター（TKSC）」との間の、NASA のシステムを介さない直接通信を実現するために「きぼう」側に搭載されているシステムである。

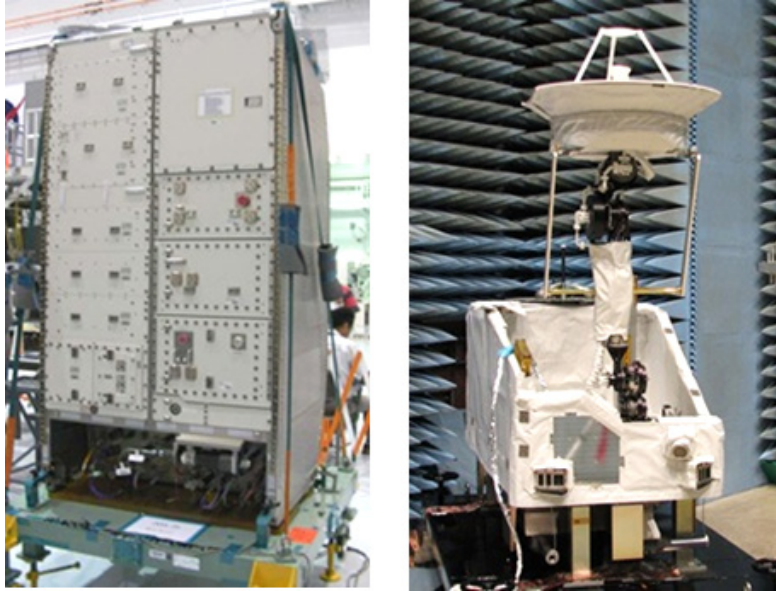
第 1 図に国際宇宙ステーション（ISS）／地上間通信アーキテクチャを示す。ISS の主回線は NASA データ中継衛星システムが受持つ一方で、ICS システムは「こだま」経由

での日本独自の回線確立に供される。

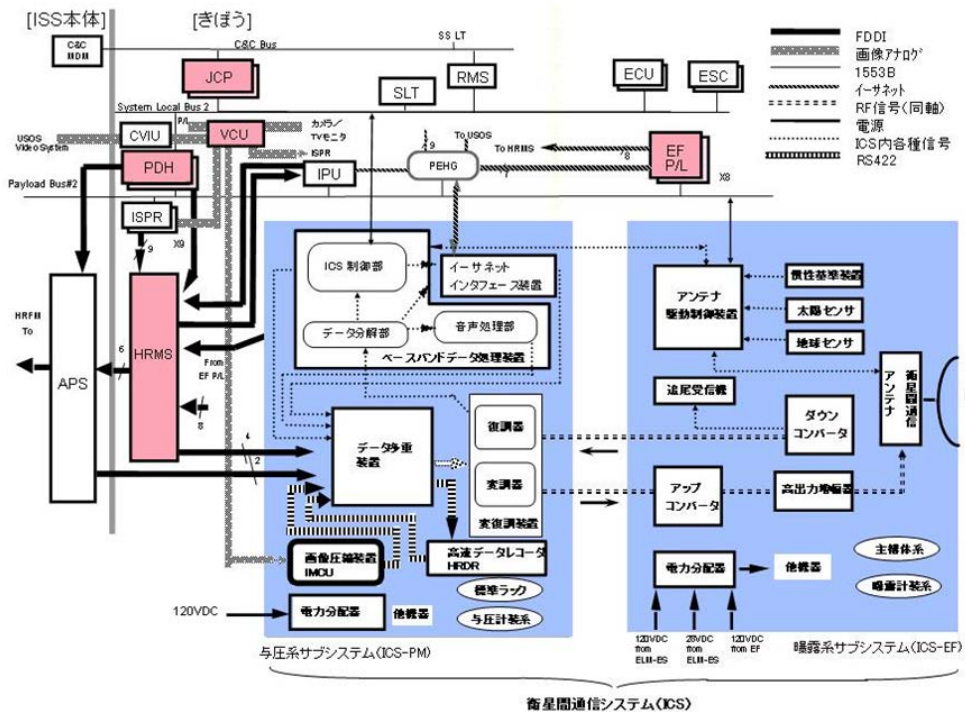
ICS は与圧系サブシステム（ICS-PM）（第 2 図左）と、曝露系サブシステム（ICS-EF）（第 2 図右）とから構成される。ICS-PM は ICS 全体の管理を行うと共に、システム機器や実験機器の送受信データの多重化や変復調などの処理を行う。ICS-EF は、送受信用アンテナ及びその駆動装置、周波数変換器、高出力電力増幅器、各種センサ（地球センサ、太陽センサ、慣性基準装置）などから構成され、RF 信号処理を行う。ICS の構成を第 3 図に、主要緒元を第 1 表に示す。



第 1 図 国際宇宙ステーション（ISS）／地上間通信アーキテクチャ



第2図 与圧系サブシステム (ICS-PM) (左) 及び曝露系サブシステム (ICS-EF) (右)



第3図 衛星間通信システム (ICS) の構成

第 1 表 衛星間通信システム主要緒元

Item	Characteristics
Return Link I/F	Ka: 26.35GHz QPSK (50Mbps) (I:Q=1:1), LHCP EIRP: 52.4 dBW
FWD Link I/F	Ka: 23.385GHz, BPSK (3Mbps), LHCP Rx Sensitivity: -95dBm(Min.)
FWD Beacon	Ka: 23.54GHz, LHCP
Baseband I/F	CCSDS 701.0-B-2, Advanced Orbiting Systems (AOS)
Baseband Data Processing	Multiplexing : 11ch De-multiplexing : 4ch Recording Capacity: 20Gbits
Downlink Data	Total 50Mbps - JEM System/RMS/ICS H&S data - File transfer data - High Rate data - Ethernet data(downlink) - Video data - ICS audio data - Playback data of above data
Uplink Data	Total 3Mbps - JEM System/RMS/ICS command - File transfer data - Ethernet data(uplink) - Payload command - ICS audio data - Forward bitstream data
Weight	ICS-PM: 360 kg (except HTV PROX) ICS-EF: 330 kg
Power	ICS-PM: 210W (except HTV PROX) ICS-EF: 230 W (except Heater Power)
Size	ICS-PM: 2m(H)*1m(W)*0.86m(D) ICS-EF: 2m(H)*0.8m(W)*1.8m(D)

## 2. 開発成果

衛星間通信システムの開発成果の第一は、「有人システム上に構築した我が国初めての日本独自通信回線の実現」である。

次に、着手時に与えられた開発期間が短かったことから「PFM 単一開発」にチャレン

ジし、それに成功したことである。

また、ISS 自体が有人システムであることから有人対応技術の面でも様々な成果を得ることができた。

### 2.1 有人システム初の日本独自通信回線の実現

ISS 計画の初め、ISS の管理は NASA が全て実施する、従って通信回線も ISS と NASA 地上局とを結ぶ通信回線 (NASA データ中継衛星経由)のみとすることを NASA は主張していた。

これに対して JAXA 側は「きぼう」のコントロールや実験データダウンリンク伝送の自由度を増すために独自の通信回線を保有することを交渉し続け、ロシアの参加を契機に、各参加機関が独自に通信回線を保有できることが合意された。

通信技術自体は従来的人工衛星の延長線上であるが、有人宇宙システムにおいて独自の通信回線を得ることの意義は非常に大きい。この回線を通じて、日本初の有人宇宙システムである「きぼう」に対する独自管制技術を習得する機会が与えられたからである。衛星間通信システムとしても、以下に示すような成果を得ることができた。

#### (1) 柔軟構造物に設置された状態での高精度捕捉追尾系の構築

時刻・位置・速度は ISS 本体の情報から得られるが、姿勢については ISS が柔軟構造物であることから自身で検知する必要があり、人工衛星搭載と同じく姿勢センサ 3 種 (慣性基準装置、地球センサ、太陽センサ) を有して高精度姿勢決定する。併せて「こだま」位置を内部計算機で軌道伝播により求める。ISS から配布の時刻・位置・速度には伝送遅延に伴い誤差が大きく、また柔軟構造物であることから姿勢擾乱も大きい中で、上記

情報を処理・必要な捕捉追尾精度を得るアルゴリズムを構築した。

## (2) CCSDS AOS (\*) 勧告完全準拠双方向通信&マルチメディアデータの多重/分解処理

リターン/フォワードリンクの双方向について、宇宙機通信用に標準化が行われた CCSDS AOS 勧告に完全準拠した通信を実現した。これにより、今後の宇宙機開発を含めた標準化及び国際的なインタオペラビリティ確保を高めることができた。またこの勧告準拠の通信リンクのもと、MIL-STD-1553B データ、FDDI (\*) 光ファイバ、NTSC/MPEG ビデオ、音声、イーサネットといったマルチメディアのデータ通信を宇宙において実現した。

(\*) CCSDS AOS: Consultative Committee  
for Space Data Systems Advanced  
Orbiting Systems  
FDDI: Fiber-Distributed Data  
Interface

## (3) 国際貢献

日本独自の通信回線ではあるが、NASA TDRS と Ka 帯において回線が成立する設計となっている。また開発当初は ESA ARTEMIS とも通信することを計画していた。このため、日本国内での使用のみならず、NASA/ESA 衛星との相互データ通信という国際貢献に寄与できるシステムとなっている。

## 2.2 PFM 単一開発

周知の通り、宇宙機開発は、3段階開発(開発モデル-EM: エンジニアリングモデル-FM: フライトモデル)、または2段階開発(EM-FM)で行うことが多い。これは開発モデルまたは EM を製作することで設計や製造技術上の問題を洗い出し、それを FM に

反映し、確実な開発を行うためである。ところが、衛星間通信システムは2.1節に述べた事情により開発着手が「きぼう」の他システムから数年遅れたため、打上げまでに残された時間が少なく、従って「プロトフライトモデル(PFM)」のみの開発で行うこととなった。これを実現するために取った方策は以下の通りである。

### (1) 人工衛星技術の活用

従来の人工衛星用の設計、機器を可能な限り活用した(UPC/DNC/HPA/TRKRX(\*)等のRF機器や、姿勢センサは衛星用機器を活用)。これにより設計要素は小さくなり開発スケジュールは抑えられたが、反面NASA有人システムの部品・材料要求への適合証明のための解析・試験・書類作成作業は膨大になった。

(\*) UPC: Upconverter

DNC: Downconverter

HPA: Hi Power Amplifier

TRKRX: Tracking Receiver

### (2) 部分開発モデルの製作

開発要素が高い機能要素に限定して部分開発モデルを製作した(CCSDS AOS 勧告完全準拠の多重化/分解機能、イーサネット/CCSDS 変換処理機能)。これによりこの機能要素のフライト品開発をスムーズに行うことができた。

### (3) 民生ボードの活用

一般に専用 IC で処理を行っている MPEG 圧縮、イーサネットプロトコル、ITU-T 音声変換について宇宙搭載化された IC が無く、これらを開発している時間は無かった。そのため民生品の処理ボードを評価し、宇宙搭載化した。部品一点毎の評価データは揃えられないが、ボードレベルあるいは装置レベルで安全性を評価する、また内部冗長構成を採用することで信頼性の不足を補

った。これにより要求のスケジュールを満足するとともに、民生品ボードをバス機器の一部として宇宙搭載化する技術を獲得することができた。

#### (4) モックアップの製作

ICS-PM の ORU (\*) 交換 (故障時の宇宙飛行士による装置交換) に対応したクローアクセス性向上の実装確認のため、モックアップ (紙、アクリル使用) を製作して 3 次元的なアクセス性設計を確認することでフライト品に反映した。

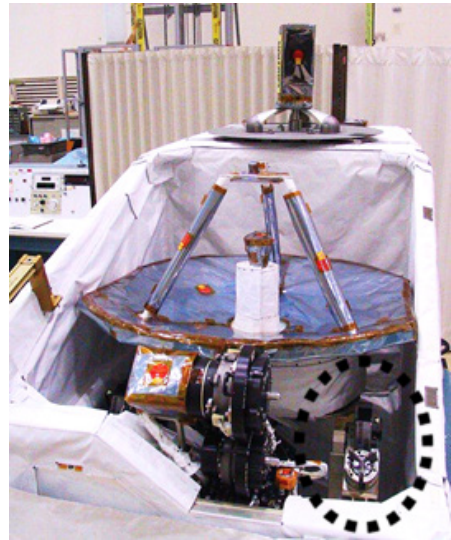
### 2.3 有人対応技術

ISS は宇宙飛行士によるロボットアーム操作、船外活動 (EVA) による組立・保守作業、船内での実験装置操作等、宇宙飛行士なくしては成り立たないシステムであり、従って操作性の確保は勿論、宇宙飛行士に対する安全性の確保が最重要課題になる。

ここでは特に苦労した安全性確保に関する 2 アイテムについて報告する。

#### (1) アンテナ保持機構

通信運用中は第 2 図右の様にアンテナを立てた形態であるが、打上げ及び回収時はシャトルオービタ搭載のため構体内に収納する。このとき、振動により誤って飛び出すとオービタ破壊、ひいては人命損失につながるため、高い安全性が求められる。開発当初の NASA 要求は 1 故障許容であり、それに基づき設計・製作を完了したが、その後 NASA 要求が 2 故障許容に変更されたため、大変更を余儀なくされた。フェーズ的に電氣的 I/F は変更不可であるため EVA 作業だけで固定及び解除が行え、かつ 2 故障許容を満足するアンテナ保持機構 (第 4 図) に変更した。



第 4 図 アンテナ保持機構

#### (2) RF 放射制御

衛星間通信システムは通信が目的のため RF 放射は必要な行為であるが、一方ではこれが当たることによって機器誤動作、EVA 装置の誤動作 (人命損失)、目の損傷等の被害をもたらす。この対策として以下の手法を採用した。

- 固定構造物の大部分に対して機械的にアンテナレフを向かせない機構を採用。
- 他部分に対しては、計画立案時にその部分を考慮してこだまとの通信時間帯を決定し、RF 放射開始・停止時刻を含む自動コマンドにより運用する。
- 上記 b) による自動運用と並行して、アンテナ向きと放射有無を自身でモニタし、放射禁止方向で放射検知したら自動停止する機能を有する。
- EVA クルーに対しては、アンテナとの距離がある範囲内で作業する場合は、2 故障許容に基づく放射停止処置を行う。

上記 b)、c) は、計算機のソフトウェア処理により実現するものであるため、それが NASA 安全要求を満足することの証明は、計算機・ソフトウェアの構成、コマンド体系、処理アルゴリズム等に基づき論理的に組み立てた証明とする必要があった。NASA はこれらを体系的に整理した CBCS (Computer Based Control System) 理論を有しており、これに合致するように論理を組立て、解析・試験を実施して証明を完了した。

このように組立てた RF 放射制御機能も、衛星間通信システムの大きな開発成果のひとつである。

### 3. 軌道上運用状況

ICS-PM は STS-123/1J/A にて、ICS-EF は STS-127/2J/A にて、各々打ち上げられた。ICS の軌道上初期チェックアウトは、2009 年 9 月から 2010 年 1 月中旬にかけて、要求書 (JCS-1354 JEM 軌道上初期チェックアウト要求書 ICS 編) に基づき実施された。その結果を踏まえて、1 月末の「きぼう」運用管理会議において、ICS が実運用に使用できる状態にあることが確認され、2 月 1 日より定常運用に移行した。

#### 3.1 運用制約に係る国際調整

チェックアウトの実施に当たっては、NASA 並びに他の IP との間で、ハザード制御も含めた運用制約に係る技術調整と合意の文書化を精力的に実施して準備を整えた。

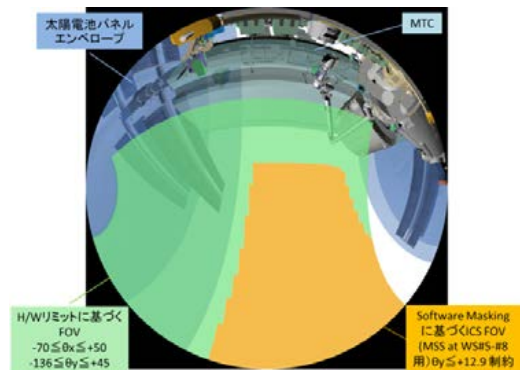
以下に、運用制約の具体例を挙げる。

(1) シャトルが ISS に係留している期間中は ICS の運用を不可とする。これは、当該期間中はシャトルの耐熱タイル保護の観点から ISS の飛行姿勢が-XVV にされることから、ICS の姿勢推定が正常に機能しないこと

と、シャトルの窓及び SRMS に対する ICS の RF 放射ハザードを抑制する目的による。

(2) ソユーズやプログレス等のドッキング等に伴う軌道上荷重イベントや ISS の姿勢変動イベント時は ICS の運用を不可とする。これは、荷重制約から、ICS の慣性基準装置 (IRU) を Hi モードにする (感度を下げる) か、もしくは遮断する必要があることと、センサの運用範囲を超えるため、地球センサ (ESA) / 太陽センサ (FSS) を遮断する必要があり、これらにより姿勢推定を継続できなくなることによる。

(3) SSRMS が左舷側トラスに係留されている場合には、SSRMS への RF 放射を抑制するため、ソフトウェアによる RF 放射マスキングの領域を大きくすることとした (第 5 図参照)。これにより、リンク時間が最大 25% 程度削減されることとなった。



第 5 図 ソフトウェアによる  
マスキングを施した ICS 視野例

これらの運用制約は、チェックアウト実施中は Chit と呼ばれる電子的な準リアルタイム計画調整ツールを用いて国際間合意の形成と文書化が行われ、定常運用移行時にはこれらの合意内容が改めてフライトルールと

して制定された。

### 3.2 初期チェックアウトの実施結果

軌道上初期チェックアウトでは、捕捉・追尾系やデータ伝送・記録系などの機能・性能、回線特性、熱制御機能に係る 18 項目のチェックアウトを実施した（第 2 表参照）。この中で、ICS 開発の最重要ポイントである高精

度捕捉追尾系の精度測定は 2 種の追尾モードで実施し、以下の測定結果を得た（第 3 表参照）。これにより、要求仕様を十分満足する精度で「こだま」の捕捉追尾が可能であることが確認できた。その他の項目についても機能・性能に問題なく、ICS が実運用に供せる状態にあることが検証できた。

第 2 表 (1/4) ICS チェックアウト項目実施結果

#	項目	概要	実施結果
1	時刻管理機能確認	ICS (PM/EF) 内部時刻の健全性を確認する。	ICS の各種時刻テレメトリデータを 1 週間毎にピックアップし、トレンド評価した。各時刻は同期しており、ICS の各種時刻が正常に動作していることを確認した。
2	アンテナ駆動確認	アンテナ駆動範囲内でアンテナが正常に駆動することを確認する。	アンテナ駆動範囲内(ソフトウェアリミット内) で正常に駆動することを確認した。
3	姿勢センサ校正	以下の APE-C DB ファイルの校正を実施する。 ・姿勢センサ校正 (LL) ファイル	・LL ファイルの姿勢センサアライメント校正係数を更新し、捕捉追尾が問題なく実施できる精度に姿勢センサが校正されていることを確認した。
4	運用スケジュール+プロ追機能確認 (短期/長期)	運用スケジュールによるプログラム追尾機能を確認する。	・運用スケジュール通りに動作する事、プログラム追尾機能が正常であることを確認した。 ・誤差角のテレメトリが評価値 (±0.367deg) の範囲内に入っていることを確認した
5	運用スケジュール+RF プロ追機能+RF 特性 (BCN 系) 確認 (短期/長期)	・運用スケジュールによる RF プログラム追尾機能を確認する。 ・ICS BCN 回線の RF 特性を確認する。	・運用スケジュール通りに動作する事、RF プログラム追尾機能が正常であることを確認した。 ・収束後は誤差角のテレメトリが評価値 (±0.21deg) の範囲内に入っていることを確認した。 ・DRTS からのビーコン信号の受信レベルが正常であることを確認した。

第2表 (2/4) ICS チェックアウト項目実施結果

#	項目	概要	実施結果
6	運用スケジュール+スキャンサーチ機能確認	スキャンサーチ(コニカルスキャン)機能による捕捉が出来ることを確認する。	運用スケジュール通りに動作すること、スキャンサーチが想定した通りに開始し、スキャン動作によりビーコン信号を捕捉出来ることを確認した。
7	ICS リンク確立確認	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ICS/DRTS 間のビーコン回線/リターン回線/フォワード回線を確認する。</li> <li>・システムテレメトリ、圧縮画像の地上伝送を確認する。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ICS リンク確立 (BCN 回線、RTN 回線、FWD 回線の確立) を実施し、正常に確立できることを確認した。</li> <li>・MOD ON 判定機能、ブロッキング運用が正常にできており運用手順が妥当であることを確認した。</li> <li>・RTN 回線で伝送した圧縮画像 (主系 5Mbps) に付いては、正常に地上で画像表示できることを確認した。</li> </ul>
8	バイアス補正 (短期/長期)	<p>以下の APE-C DB ファイルの校正を実施する。</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・アンテナ校正 (DD) ファイル</li> <li>・トラッキングレシーバ温度補正 (JJ) ファイル</li> <li>・トラッキングレシーバアライメント補正 (OO) ファイル</li> <li>・追尾判定レベル (GG)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・<math>\beta</math> 角=-68.3~+21deg においてデータ取得・評価を行い、短期バイアス補正を行った。</li> <li>① RF プログラム追尾時の基準となる TRKRX 誤差電圧 (角度) に対する (通信) ビーム中心は一致しており、バイアス値 (DD ファイル) の設定は不要であった。</li> <li>② APM 座標と TRKRX 座標とのずれを評価し、JJ ファイルにより補正を実施した。この補正により、RF プログラム追尾の目標地点に向けて、直線的 (即ち、より短時間に) に引込むことを確認した。</li> <li>・更にその後数ヶ月間、上記で未取得の高 <math>\beta</math> 角を含めてデータを評価し、<math>\beta</math> 角に対するビーム中心の変動は無いことを確認した (長期バイアス補正)。</li> </ul>
9	パドルブロッキング運用確認	ISS 太陽電池パドルを横切るパスの際に、パドルへの RF 直接放射を避けるため、ICS リンクの回線停止/再開が実施できることを確認する。	パドルブロッキング開始前の回線停止、パドルブロッキング終了後の回線再捕捉が計画通りに実施できることを確認した。



第2表 (3/4) ICS チェックアウト項目実施結果

#	項目	概要	実施結果
10	IRU 冗長機能確認	3式の IRU が機能・性能を満足していることを確認する。	TDG1 と TDG2 については健全である事、TDG3 については地上での確認時と同様の变化傾向（但し、変化率は減少傾向）が継続していることが確認された。
11	RF 特性（RTN 回線）確認（短期/長期）	ICS RTN 回線の RF 特性として送信周波数特性、送信 EIRP（送信出力特性）、スペクトラム特性を確認する。	SN 局ループストレス、DRTS 受信電力、SN 局スペクトラム特性データより、RTN 回線特性として問題のないことを確認した。
12	RF 特性（FWD 回線）確認（短期/長期）	ICS FWD 回線の RF 特性として、受信周波数特性（搬送波捕捉範囲）、受信レベルを確認する。	ICS DEM のループストレス、受信レベルデータより、FWD 回線特性として問題のないことを確認した。
13	RTN データ確認	システムデータ、圧縮画像データ、高速系データ、中速系データが地上に伝送できることを確認する。	各データが多重化されて地上に伝送されることを確認した。
14	FWD/RTN 双方向データ確認	テストコマンドの実行、中速系 PING を確認する。	JCP へのテストコマンド及び中速系での MAXI への PING 送信が正常に行われることを確認した。これにより、ICS リンクによるコマンド及び中速系の双方向通信が正常に実施できることを確認した。
15	ファイル転送確認	地上/JCP 間のファイル転送機能の健全性を確認する。	軌道上へのファイルアップリンク及びファイルダウンリンクが正常に実施され、ファイル照合の結果も問題ないことを確認した。
16	HRDR 機能確認	HRDR 主系/冗長系の記録・再生が正常に実施できることを確認する。	主系及び冗長系ともに、データの記録・再生を行い、記録・再生中の ICS のテレメトリデータ及び再生データの確認を実施した（全記憶領域への記録再生も実施）。テレメトリデータ及び再生データ（システムデータ/PDH データ）は正常であり、HRDR の機能が正常に動作していることを確認した。

第2表 (4/4) ICS チェックアウト項目実施結果

#	項目	概要	実施結果
17	音声機能・画像 圧縮機能確認	<ul style="list-style-type: none"> <li>・APC（主系/冗長系）による音声機能が正常であることを確認する。</li> <li>・IMCU 主系/冗長系による圧縮画像伝送が正常に実施されることを確認する。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・DPU 前面パネルのスピーカーから音声確認、ボリュームの制御が出来ることを確認した。</li> <li>・軌道上からの音声は SSIPC にて明瞭に聞こえ、相互会話が問題なく実施出来ることを確認した。</li> <li>・IMCU 両系による圧縮画像伝送が正常に実施されることを確認した。</li> </ul>
18	ICS-EF 系熱制御機能確認	ICS-EF 系の熱制御機能を確認する。	<p>NASA リンク経由によりフライト 2J/A 以降継続的に <math>\beta</math> 角 = <math>-75\text{deg} \sim +75\text{deg}</math> のデータ取得を行い、評価を実施した。これにより以下を確認した。</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・ヒータ動作及び温度テレメトリが正常であること。</li> <li>・熱数学モデルが妥当であること（<math>\beta</math> 角 = <math>+65 \sim +75\text{deg}</math> において一部外部機器の実測温度が予測温度よりも若干高い傾向を示しているが、全体的にはよく一致している）</li> </ul>

第3表 ICS の軌道上捕捉追尾精度達成実績

追尾モード	モードの説明	規格	測定結果
プログラム 追尾モード	自身の姿勢推定値と、「こだま」軌道伝播計算結果に基づき、アンテナ指向方向を計算して追尾するモード	$\pm 0.367\text{deg}$ 以内	0.34deg 以内
RF プログラム 追尾モード	自身の姿勢推定値と、「こだま」軌道伝播計算結果に加え、「こだま」からのビーコン信号を捕捉して追尾するモード	$\pm 0.21\text{deg}$ 以内	0.084deg 以内

ICS は、初期チェックアウトを終了し、定常運用へ移行した後、MAXI のコマンドファイルのアップリンク等に供されていたが、2011 年 8 月に ICS-PM の機器（多重化装置（MUX）の電源部並びに電力分配装置（IP-PCDU））に不具合を生じ、2012 年 12 月現在、運用を中断している。HTV4 による交換部品の打上げを計画しており、2013 年度中の機能回復、運用再開を予定している。

#### 4. まとめ

1996 年に開発がスタートした ICS は、打上げ、軌道上組立、初期チェックアウトの完了を経て、実運用に供せられるに至り、有人システム特有の安全要求にも対応した新たな通信システムを開発し自立的に運用する技術を実証した。今後は引き続き将来の深宇宙探査ミッションにおける通信ネットワーク技術の基盤確立に資するテストベッドとしての利用などの検討も進めていく予定である。