

# **Evaluation of HTV Electrical Power System and Design Improvement by On-orbit Operation compared with Simulation**

Osamu Kawasaki<sup>1)2)</sup>, Daisuke Tsujita<sup>2)</sup>, Chiaki Ichikawa<sup>2)</sup>

- 1) Institute of Space and Astronautical Science (ISAS), Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)  
3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagami-hara, Kanagawa, 252-5210, JAPAN
- 2) HTV Project Team, Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)  
2-1-1 Sengen, Tsukuba, Ibaraki, 305-8505, JAPAN

## Abstract:

H-II Transfer Vehicle (HTV) is an unmanned cargo transfer vehicle to the International Space Station (ISS) developed and built by JAXA. HTV delivers supplies to the ISS and planned to be launched seven in total. To approach the manned base ISS safely, HTV have to keep power distribution to its system even if at the worst situation. A common design approach for Electrical Power System (EPS) in past unmanned spacecraft was the “Design for Minimum Risk” such that the highly reliable single electrical bus provides power to the system. However, the single bus can mitigate the risk of the loss of bus but the possibility of the loss of bus can not be denied. HTV EPS promoted “Failure Tolerant Design” and achieved the ISS common requirement of “Two Failure Tolerant for Safe”. HTV EPS applied redundancy to the bus system and placed circuits around bus system not to propagate failures especially short circuits. HTV EPS consists of 120V system and 50V system. 50V system maintains HTV function such as Guidance, Navigation and Control (GNC) system, Data Handling (DH) system, and Communication (COM) system. 120V system received power from the ISS during the attached phase and provides power to the pressurized section of the HTV where the ISS crew can enter. 120V system also convert power to 50V system and keep HTV function during the attached phase. This paper gives an outline of HTV 50V system, its characteristics, power control design and its operation and on-orbit data compared with simulation on ground. HTV is an transportation vehicle so that its recurring cost is one of the most important parameter in procurement. As an HTV improvement activity, authors evaluated HTV EPS design comparing on-orbit operation result with simulation on ground from the aspect of power balance between provision and consumption and had a success of optimization of amount of solar array in subsequent HTVs.

# HTV 電力系の軌道上運用による設計評価と高度化検討

川崎治<sup>\*1)\*2)</sup>、辻田大輔<sup>\*2)</sup>、市川千秋<sup>\*2)</sup>

(\*1)宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 (\*2)宇宙航空研究開発機構 HTV プロジェクトチーム

## 1 はじめに

宇宙ステーション補給機 (H-II Transfer Vehicle: HTV) は、国際宇宙ステーション (International Space Station: ISS) へ物資を輸送する、日本が開発した大型の無人輸送機であり、将来にわたり合計 7 機の運用が予定されている。

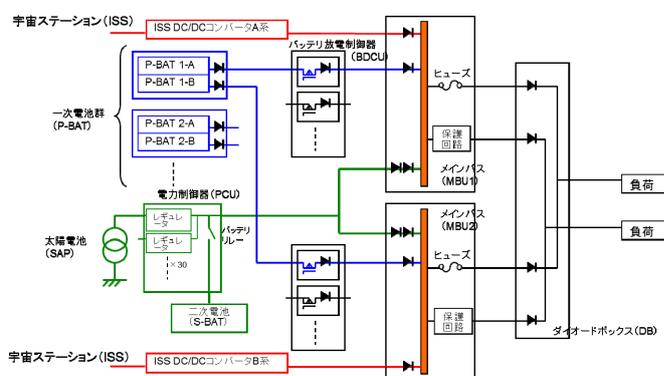
有人施設である ISS へ接近する HTV においては、万が一にも電力を喪失することは、ミッション達成上の影響以前に、衝突防止などの安全上の観点で許容できない。過去、日本の宇宙機の電力系に適用されてきた標準的な耐故障設計手法は、所謂「ミニマムリスク設計」であり、耐故障性が十分に高いと検証された単系の電力バスが負荷へ電力供給を行っていた。しかしながら単系のバスは、そこに想定外の故障が発生した場合、システムの全電力を喪失するリスクを伴う。HTV の電力系は、バスの冗長化をはじめとする多様な「故障許容設計」を取り入れ、1 故障発生時においてもミッションを達成し、かつ ISS の共通要求である 2 故障発生時においても確実に安全にかかわる機能を維持する”Two Failure Tolerant (2FT)”を実現した。

HTV の電力系は 120V 系と 50V 系の 2 系統からなり、航法誘導制御、データ処理、通信などのシステム機能は 50V 系で動作する。120V 電力は ISS 係留中に ISS から受電して与圧部の船内機器及び環境制御用のヒータを動作させるとともに 50V 系に変換されシステムに電力を供給する。今回の発表においては、システム機能を維持する 50V 電力系及び太陽電池系について概説し、運用結果と打上げ前の解析の比較に基づき設計を評価し、後続運用機の電力マージンの最適化による主にコストダウンを中心とした高度化検討状況について報告する。

## 2 HTV 電力系の特徴

第 1 図に 50V 電力系のスキーマを示す。HTV は電源からの電力を負荷に供給する電源バスとして 2 つのメインバスユニット (Main Bus Unit: MBU) を有し、全ての負荷に対してこれらの出力をダイオードボックス (Diode Box: DB) にてダイオードオアで結合して給電する。飛行中 2 つの MBU は冗長で動作し、万が一、何らかの理由で

片方のバスを喪失した時においても全ての下流負荷機器への電力供給が継続する。また MBU と負荷機器は 1 対 1 で接続され、MBU は各接続系統毎に過電流保護機能を有する。これにより、負荷機器内部の短絡故障のみならず、配電経路上に万が一の短絡故障が発生してもバスが保護されるようになっている。また短絡故障を発生させた機器や配電系統が他の健全な系統を共倒れの的に使用不能とすることが無い。



第 1 図 50V 電力系スキーマ

MBU より上流側の電源について、HTV は運用状態に応じて 3 種類の電源を使い分ける。

飛行中は太陽電池パネル (Solar Array Panel: SAP) とその出力をバスに結合する電力制御器 (Power Control Unit: PCU) を介して充電される二次電池 (Secondary Battery: S-BAT) により電力供給を行う。太陽電池セルには平均変換効率約 26.5% の GaInP/GaAs/Ge の 3 接合セルを採用し、S-BAT には 100Ah リチウムイオン電池を採用した。

飛行中において SAP に十分な発電を期待できない場合、例えば ISS 近傍において SAP 上に ISS の影が落ちる場合や飛行中の姿勢制約などにより軌道周回平均の発生電力で負荷電力を補えない場合などは、不足する電力を一次電池 (Primary battery: P-BAT) が補償する。P-BAT には 200Ah のリチウムイオン電池を採用し、後述するリソース設計に基づいて 14 並列を搭載している (初号機 (HTV1) は 175Ah 電池を 22 並列搭載した)。S-BAT の直列段数は 13 直列であり P-BAT の直列段数

は 11 直列である。P-BAT は放電回路 (Battery Discharge Controller: BDC)を通じて常時バスと接続しており、S-BAT の電圧が低下した場合、無停電で P-BAT に電源が移行する。

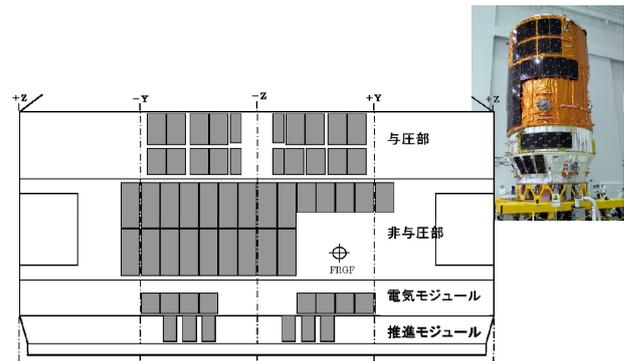
また ISS 係留時には、ISS から 120V 電力を受電し DC/DC コンバータ (ISS DC/DC)により 50V に変換して MBU に配電する。HTV は 2 系統の ISS DC/DC を有し、各 MBU へ 1 系統ずつ接続されている。係留中の MBU は待機冗長となり 1 系統の ISS 電力をバス故障時あるいは ISS DC/DC 故障時に切り替えて運用する。前述のとおり、バスには P-BAT が常時接続されているため、飛行中の SAP/S-BAT 電力と ISS 電力間の電源移行運用時、また不時の ISS 停電時や系統切り替え時にも電力供給上の影響なしで完全にシステム維持できる。

### 3 電力制御設計及び電力制御運用

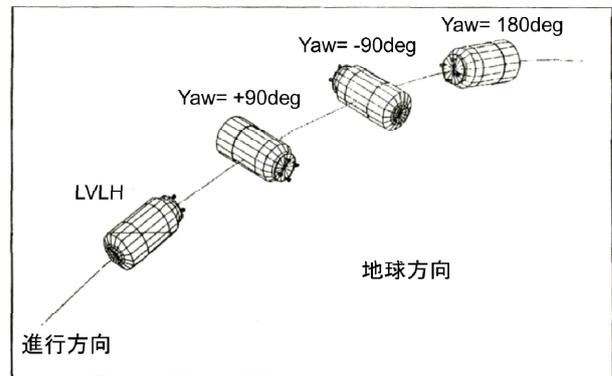
機体展開図上の SAP のレイアウトを第 2 図に示す。HTV の SAP は、アルミハニカムコアと CFRP スキンよりなる従来のリジッドタイプの設計を踏襲した 57 枚のパネルを機体主構造表面に取付脚により実装している。これは展開型パドルを採用した場合の衛星フェアリング包絡域との干渉制約、機構系追加による信頼度への影響、ISS 近傍での ISS 構造との接触等の懸念を考慮した設計結果である。また、ISS 係留にあたりロボットアーム (SSRMS) に把持される構造部である FRGF (Flight Releasable Grapple Fixture) 周囲には、ロボットアームの把持不具合時に ISS クレーンが船外活動を実施するため、SAP を実装することができない。この SAP 配置の非対象性から、FRGF 側から太陽光が照射される場合には発生電力が低く、HTV の軌道周回平均消費電力がこれを上回って高くなると電力収支成立が困難となる。

このため PCU には限られた SAP 出力を可能な限り効率よく利用するため、最大電力点追尾 (Maximum Power Point Tracker: MPPT) 機能を搭載するとともに、飛行中、ISS とのランデブ位相調整時等、機体の姿勢に特別な制約を受けない飛行フェーズでは、太陽方向に応じて Yaw 軸周りに機体を回転した「Yaw アラウンド姿勢」にて飛行することにより電力収支の向上を図っている。Yaw アラウンド姿勢ケースは、第 3 図のように Yaw=90deg、180deg、-90deg (270deg) であり、通常飛行姿勢である LVLH 姿勢と合わせて運用時の  $\beta$  角に応じていずれか発生電力の高い姿勢を取って飛行をする。

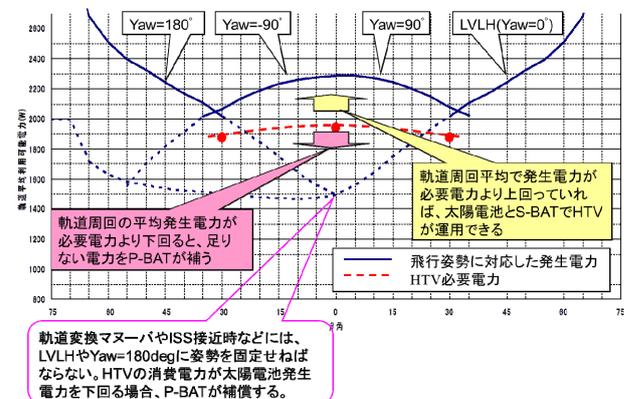
第 4 図に各飛行姿勢をとった場合の  $\beta$  角に対する軌道周回平均の発生電力を示す。



第 2 図 太陽電池パネルのレイアウト



第 3 図 4 種の Yaw アラウンド飛行姿勢



第 4 図  $\beta$  角に応じた飛行姿勢と発生電力

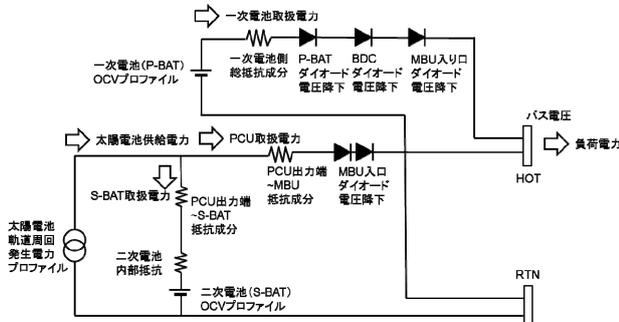
HTV の  $\beta$  角の遭遇範囲は -75deg から 75deg であるが、 $\beta$  角に応じて適切な Yaw アラウンド姿勢をとることにより全  $\beta$  角領域で十分に電力収支を成立させることができる。なお、軌道高度変更のためのメインスラストの噴射時や ISS 近傍運用時など姿勢制約が発生し、かつ SAP と S-BAT による電力収支が成立しない場合は前述のように P-BAT が不足する電力を補償する。

### 4 リソース設計 (P-BAT 搭載量の決定)

SAP の発生電力を期待できない状況を含む、あらゆる運用状態に対して 2FT で HTV の安全な運用を成立させるため、以下の故障ケースの 2 故障組み合わせ時においても電力供給を賄える P-BAT を搭載することを設計要件としている。

- ・MBU 片系の喪失
- ・SSRMS 把持直後 24 時間の SSRMS 停止
- ・アボート(緊急離脱)及び 7 日間待機後、再接近
- ・6 時間の ISS 停電
- ・S-BAT セル 1 故障
- ・P-BAT 放電経路の 1 故障

故障の組み合わせに対応した P-BAT の消費量を予測するために運用解析ツールを開発した。運用解析ツールに用いた電力系モデルを第 5 図に示す。



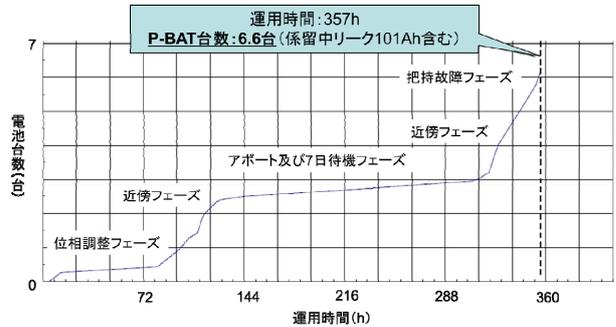
第 5 図 運用解析モデル

ツールは、打上げからミッション終了(再突入)までの運用フェーズに応じた消費電力(機器消費電力プロファイル、ヒータ消費電力プロファイル)と MBU から見た電源の電位(SAP 発生電力、S-BAT の SOC、P-BAT の SOC、及び配電経路の電圧降下)をパラメータとしてミッション進行に伴う電力収支を逐次計算する。

実運用では、ミッションに応じて HTV の遭遇する  $\beta$  角範囲は様々であるが、P-BAT 搭載量を決定するリソース設計においては、いかなる  $\beta$  角の状況においても P-BAT の枯渇を生じさせないため、太陽電池発生電力のもっとも低くなる  $\beta=30\text{deg}$  及び  $-30\text{deg}$ 、ヒータ消費電力が最も高くなる  $\beta=0\text{deg}$  の 3 種のケースに  $\beta$  角を固定して 2 故障に遭遇する解析を実施し、最も P-BAT 消費量が高くなるケースを評定として P-BAT 搭載量を決定することとした。

第 6 図に解析の結果を示す。最も P-BAT を消費する評定ケースは、 $\beta=-30\text{deg}$  において ISS 近傍で何らかの異常によりアボートと呼ばれる緊急離脱及び 7 日間待機

を実行(1 故障目)した後、再接近及び係留を行い、ISS からの分離における SSRMS 把持時に 24 時間の SSRMS の停止故障(2 故障目)が発生するケースとなる。この場合、P-BAT 消費量は 2,640Ah(6.6 台相当)となり、搭載量は 7 台とした。

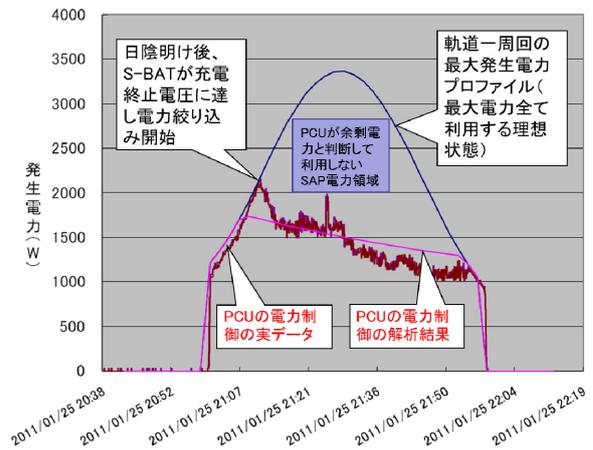


第 6 図 P-BAT 搭載量評定解析結果 ( $\beta=-30\text{deg}$  固定解析)

## 5 運用解析と軌道上運用結果

運用解析ツールを用いて HTV の実運用ミッションを解析し、軌道上の実運用データと比較することにより、HTV 電力系が設計意図どおりに動作していることを確認するとともに解析ツールの有効性を確認した。

第 7 図に HTV2 の軌道一周回における電力収支状態のミッション解析結果と軌道上運用結果を示す。

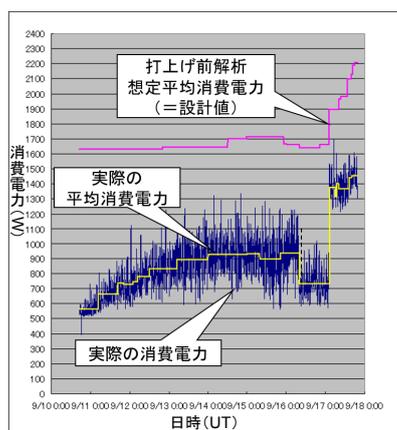


第 7 図 軌道一周回における電力収支の解析と実運用比較

日陰明けの実際の発生電力挙動は、ツールで想定する設計値の挙動に対して非常によく一致しており、PCU が適切に最大電力点追尾を実施していることがわかる。PCU は S-BAT が充電終了電圧に達すると最大電力点追尾から S-BAT の CV 充電に動作が移行するため、

ある時点から動作点は発生電力の設計値のカーブから外れ、CV 充電制御に従って徐々に電流が絞り込まれていく。日陰近くになり SAP の発生電力による PCU の出力電流が S-BAT の CV 充電を維持できなくなると PCU は再び SAP の最大電力点追尾を開始する。解析ツールは発生電力と PCU の電力制御動作を模擬できていることがわかる。

消費電力について第 8 図に HTV1 における解析ツール入力値と実運用結果の比較を示す。



第 8 図 HTV1 消費電力の打上げ前解析と実運用結果

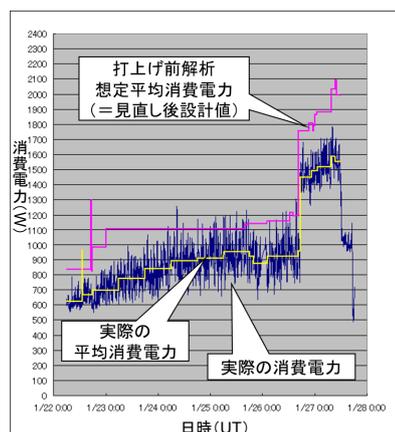
解析ツールの入力値は設計値として用いた消費電力であるが、実運用結果と大きな乖離があった。乖離の原因の一部はヒータ電力の設計値と実運用結果の差であり、実運用結果に合わせて熱光学定数の再評価を行い、ヒータ消費電力を見直した。この見直しにより、太陽電池発生電力と消費電力の収支バランスが設計時の想定点より大きく変化し、結果として太陽電池が余剰となっていることが予測された。HTV は輸送機であるため、その輸送コストを低減する努力を行うことは非常に需要である。このため HTV の高度化の検討の一環として、余剰な太陽電池を削減することを目標に電力収支の設計値の再評価を行った。第 1 表に現コンフィギュレーションと推進モジュールの太陽電池 6 枚を削減した場合の結果を示す。

第 1 表 HTV1 後電力収支設計値再評価結果 ( $\beta$  角は各条件で固定)

| 解析ケース        | 現コンフィギュレーション                      | 推進モジュール削減後                     |
|--------------|-----------------------------------|--------------------------------|
| 7日待機         | 4.8台 ( $\beta=0\text{deg}$ )      | 5.4台 ( $\beta=0\text{deg}$ )   |
|              | 4.3台 ( $\beta=-30\text{deg}$ )    | 4.8台 ( $\beta=-30\text{deg}$ ) |
| 7日待機+SSRMS故障 | 5.5台 ( $\beta=0\text{deg}$ ) (評定) | 5.9台 ( $\beta=0\text{deg}$ )   |
|              | 4.9台 ( $\beta=-30\text{deg}$ )    | 5.4台 ( $\beta=-30\text{deg}$ ) |
| 7日待機+片バス故障   | 4.5台 ( $\beta=0\text{deg}$ )      | 4.9台 ( $\beta=0\text{deg}$ )   |
|              | 3.9台 ( $\beta=-30\text{deg}$ )    | 4.4台 ( $\beta=-30\text{deg}$ ) |

推進モジュール太陽電池 6 枚を削減しても P-BAT 台数 7 台以内で電力収支が成立することがわかる。この結果を受けて HTV5 からは推進モジュール 6 枚の太陽電池を削減する計画である

第 9 図にヒータ電力見直し後に HTV2 に対して実施したミッション解析の結果と実運用結果の比較を示す。



第 9 図 HTV1 消費電力の打上げ前解析と実運用結果

見直し後も解析入力値は実運用結果に対して平均約 200W 程度高い。ヒータ消費電力については見直し後解析と実運用結果がよく一致していることを確認しているため、この差は機器消費電力及びハーネス等配電系の損失に起因すると考えられる。特に配電系の損失は、設計においてはワーストを考慮し、負荷状態が最大状態で見積もられているために、この差が生じているものと考えている。HTV3 の飛行結果でも同様の約 200W の解析と実運用の差が認められたため、現在、この差をさらに取り込んでリソース解析のチューニングを進め、推進モジュールの太陽電池 6 枚に加えて非与圧部の太陽電池を追加で削減することを検討中である。

## 6 まとめ

有人施設である ISS へ無人で飛行する HTV の電力系には、耐故障性を有する高度で効率のよいシステムを構築することができた。また輸送機である HTV の調達にあたってコストは重要であり、軌道上データを設計値と比較することにより、適切な設計値の見直しとマージンの把握により設計の最適化を果たし、将来号機における太陽電池の削減によるコストダウンという高度化検討作業を達成することができた。

今後も着実にミッションの達成を重ねデータの蓄積を図ることが技術の改良と設計最適化に重要と考える。