

宇宙ステーション補給機（HTV）
技術実証機プロジェクトの事後評価

質問に対する回答

平成 22 年 10 月 1 日

宇宙航空研究開発機構

【本資料の位置付け】

本資料は、平成22年9月21日（火）に開催された第4回推進部会における宇宙ステーション補給機（HTV）技術実証機プロジェクトの説明に対する構成員からの質問に対し、独立行政法人宇宙航空研究開発機構（JAXA）の回答をまとめたものである。

● 評価項目 1（成果（アウトプット, アウトカム, インパクト））に関連する質問

1-1	エクストラサクセスの達成結果	3 ページ
1-2	有人宇宙システム技術について	5 ページ
1-3	I S S 接近の際のシステム切り替え時の誤差について	6 ページ
1-4	I S S から分離する際の相対的位置について	9 ページ
1-5	仰角の浅い GPS 衛星データの処理について	10 ページ
1-6	H T V 関連装置の使用周波数について	11 ページ
1-7	如何なる組合せの 2 個の故障に対する安全性の試験について	13 ページ
1-8	インパクトについて	15 ページ
1-9	宇宙機器のシステム開発について	16 ページ
1-10	人材育成について	17 ページ

● 評価項目 3（効率性）に関連する質問

3-1	開発の見直しにおける費用について	18 ページ
3-2	H T V の輸送コスト	19 ページ
3-3	今後の作業体制、技術文書体系及び維持方針について	20 ページ

評価項目 1（成果（アウトプット, アウトカム, インパクト））に関連する質問

【質問番号 1-1】 エクストラサクセスの達成結果

【質問内容】

22 頁の表の中で、エクストラサクセスの達成結果として、4 つの事が挙げられています。これらの内容を少し詳しくご説明いただけませんか。

【資料の該当箇所】

推進 4-1-3 22 ページ

【回答者】 JAXA

【回答内容】

以下の通り回答させていただきます。(1)と(2)は余剰能力の再配分、(3)と(4)は運用の柔軟性の拡大に相当します。

(1) ヒータ消費電力削減の可能性

技術実証機打上げの前に、ミッション固有のタイムラインに沿って熱解析を行い、ヒータ消費電力を見積もっています。実運用結果を評価したところ、解析時に考慮していたマージンをそのまま余裕分として確保出来ることが判明しました。将来このマージンを切り詰めることによって、余剰電力を他の用途に振り向けられる可能性が出来ました。

(2) H-IIBとのインタフェース条件を0.3トン低減

H-IIBロケットとの重量インタフェースとして、16.7トン（カーゴ満載6トン含む）を設定していましたが、HTV機体の軽量化に努めた結果、運用機の総重量を16.4トンとすることが出来ました。差の0.3トン分はロケット側において様々な用途に活用できることとなります。

(3) ランデブ要求と係留期間

HTVのランデブ目標はISSであり、その軌道高度は350km～460kmです。この高度を要求条件としてランデブフライトソフトウェアを設計・検証しました。ところが、技術実証機の打上げ時期に、ISSは350km以下の高度で飛行することになり、技術実証機はこの高度でのランデブを余儀なくされました。この条件では、H-IIBロケットによる投入軌道とISS軌道の高度差が小さく位相調整しろが減少することから、ランデブ軌道設定に困難が伴いましたが、ランデブ飛行期間を1日延長することで無事ISSにランデブ・キャプチャ・係留することが出来ました。

係留期間については、HTVの設計要求は30日です。これに対応した設計検証を完了しています。技術実証機では、貨物補給に加えて廃棄物積込み処理もNASAから期待され、特にロシア廃棄物の積込み時間を確保するため、係留期間を延長するよう要請がありました。このため、係留延長の技術評価を行い、当初予定に無い仕様外の

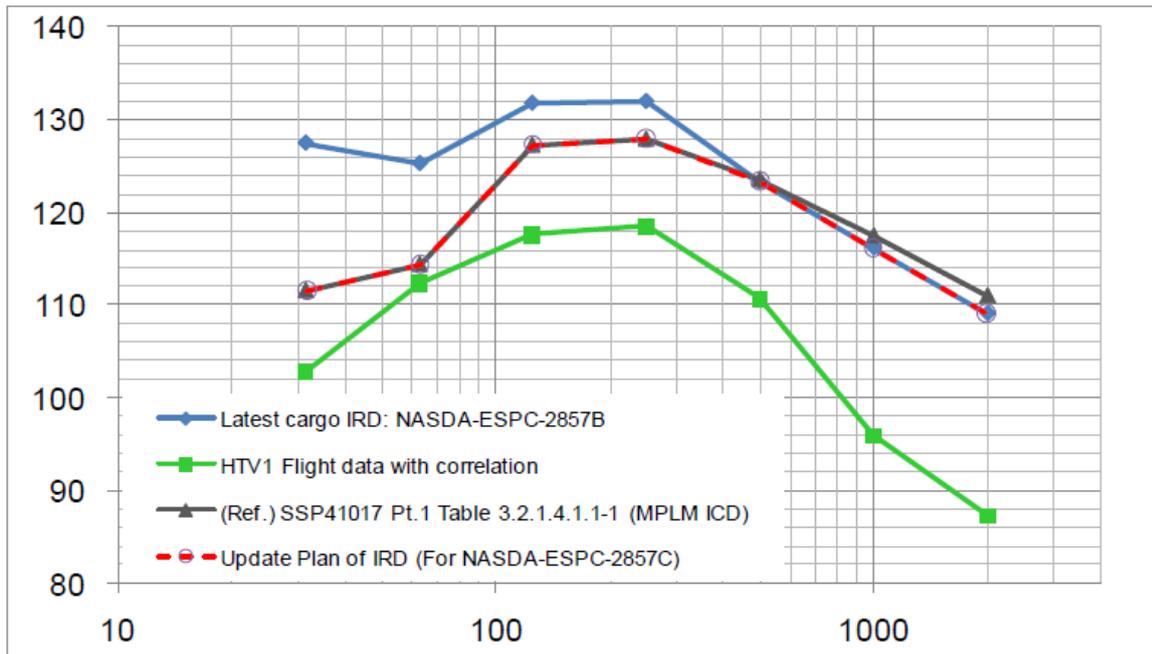
43日間係留を実証しました。

(4) カーゴ環境

カーゴに対する音響などの環境条件は過去のフライトデータから推定して設定していました。技術実証機の実フライト計測データから、マージンを考慮してもシャトル相当まで緩和できることが明確になりました。具体的な音響環境について、下の図に示します。

これにより、シャトル環境にて検証されたカーゴについて、HTV搭載のための追加検証が不要となり、カーゴ搭載の柔軟性が向上しています。

dB



Hz

与圧部内音響環境

- i) ここに、◇はこれまでのHTV環境条件の規定。
- ii) △ (MPLM) はスペースシャトルの場合の環境条件
- iii) □は技術実証機の実測データ
- iv) ○は技術実証機の実測データによる見直し。

【質問番号 1-2】 有人宇宙システム技術について

【質問内容】

25 頁の表は有人宇宙システム技術全般を（将来を見据えて）総括したものとなっていると見受けられますが、この表のベースは、HTV プロジェクトが作成したものですか、あるいは、どこかでの、将来の有人化への向けての議論で作られたものですか。参考までにお教え下さい。

【資料の該当箇所】

推進 4-1-3 25 ページ

【回答者】 J A X A

【回答内容】

本表のベースとなっているものは、ご指摘のとおり、有人宇宙システム技術を総括するために整理したもので、きぼう打上げ前よりJAXAが使用しているものです。きぼうやHTVの開発運用を通じて我が国が獲得できるものや、我が国として足りないものを明確にすることを目的としております。

今回ご提示した表は、HTVの開発運用の視点から色分けをしたものとなります。

【質問番号 1-3】ISS 接近の際のシステム切り替え時の誤差について

【質問内容】

HTV が ISS に接近する際、いくつかシステムを切り替えているが、切り替え時のそれぞれのシステムの誤差はどれくらいか？

【資料の該当箇所】

推進4-1-3 26ページ

【回答者】JAXA

【回答内容】

航法精度の要求スペック値は以下の通りです。

航法	精度要求スペック
絶対GPS航法 (HTVのみ)	45m
差分GPS航法 (HTVとPROXの差分)	150m
相対GPS航法	39m
ランデブセンサ航法	1.5m (距離500mの時)
近傍通信システムによる測距	4.0m

接近に必要な位置を決定する航法は、絶対GPS航法⇒相対GPS航法⇒ランデブセンサ航法に切り替えられて行きます。また、接近中、別途独立に近傍通信システムの応答時間で距離を評価しています。

1. 絶対GPS航法値と相対GPS航法値の比較：

ISS下3kmの軌道において航法値の差（航法差）は25m以下

ただし、直接の比較はできないので、ここではHTVとJEMの2つのGPSの差分航法値と相対航法値の差で評価しております。

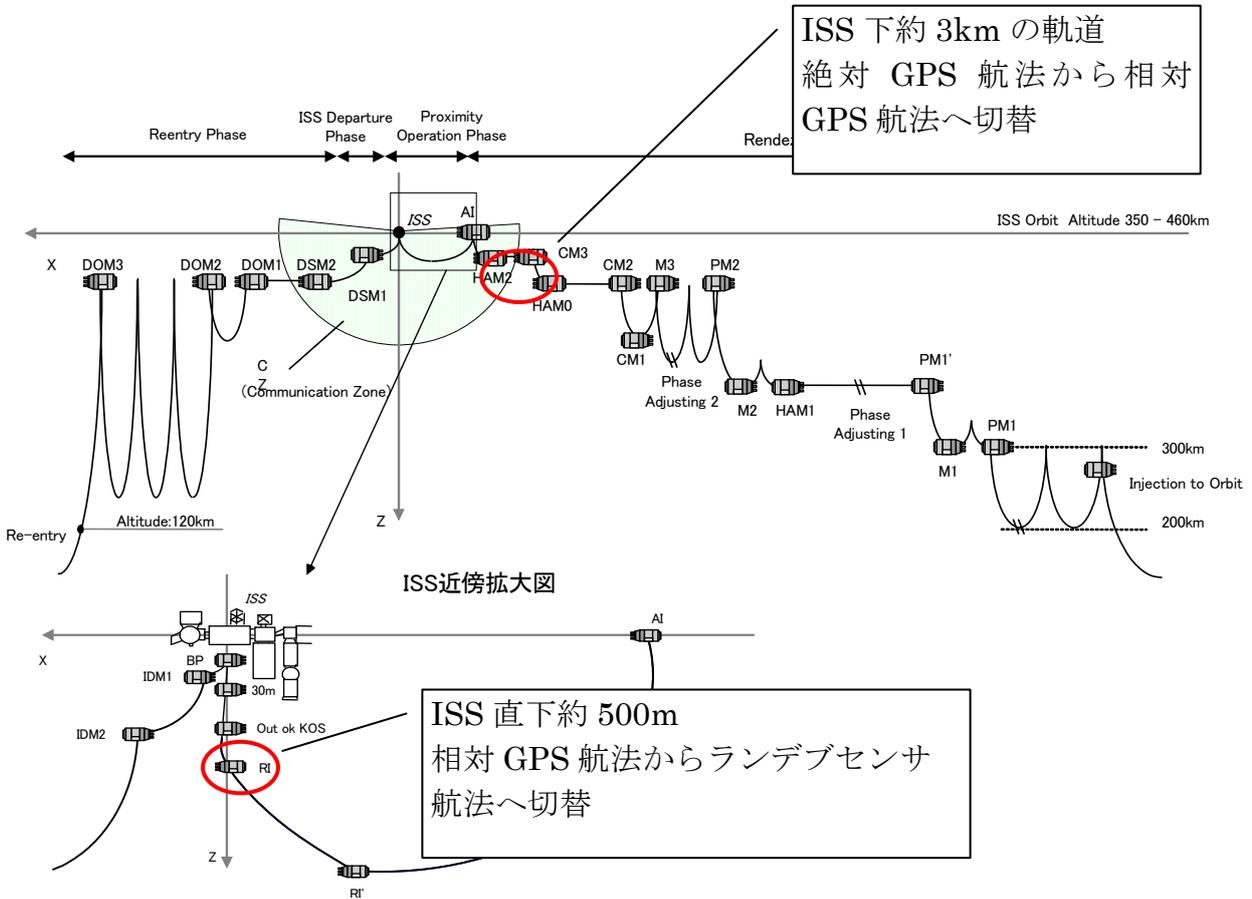
2. 相対GPS航法値とランデブセンサ航法値の比較：

ISS直下約500m、ランデブセンサ航法開始時に約2m以下

3. ランデブセンサ航法値と近傍通信システムの測距値の比較

ISS直下300mホールド点において平均3m程度：

(参考) HTVの軌道とセンサの切り替え位置について



【質問番号 1-4】ISS から分離する際の相対的位置について

【質問内容】

HTV が ISS から分離する際、相対的位置の履歴実績はどうか？

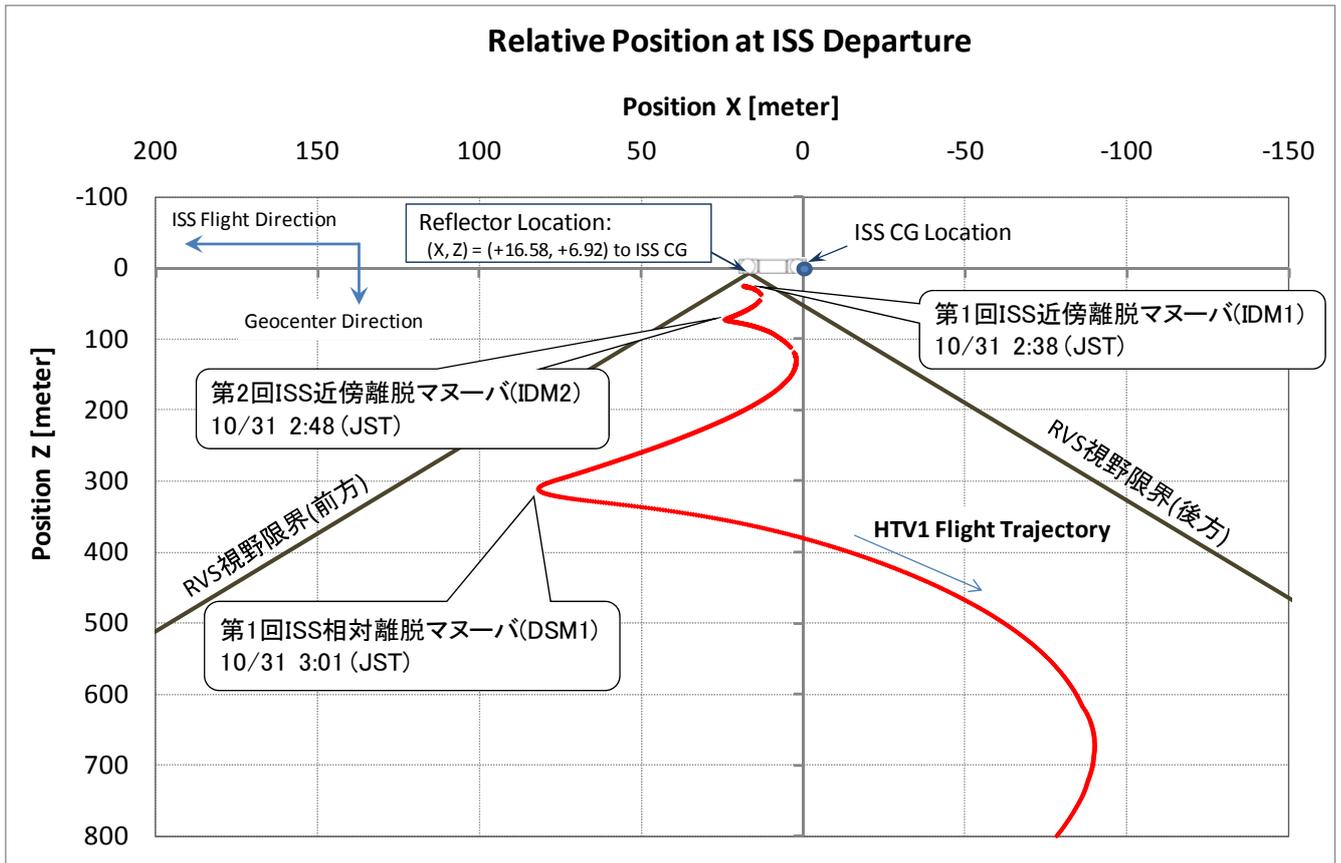
【資料の該当箇所】

推進4-1-3 27ページ

【回答者】JAXA

【回答内容】

国際宇宙ステーションロボットアームから分離・放出が10/31 2:32に行われた後、3回のマヌーバにより国際宇宙ステーションの下方から離脱しました。最初の2回の離脱マヌーバをRVSの視野内で実施することが取りきめられており、下図のようにRVS視野内でマヌーバを実施することができました。



【質問番号 1-5】仰角の浅いGPS衛星データの処理について

【質問内容】

GPS 衛星のデータを取り込む際、仰角の浅い位置の衛星データをどのように処理したのか？

【資料の該当箇所】

推進4-1-3 40ページ

【回答者】JAXA

【回答内容】

GPS受信機のソフトウェアにおいて、各GPS衛星の位置より仰角を計算して、設定した仰角（マスク角）以下のGPS衛星の情報を取り込まない処理を行うことができます。

PROXのGPS受信機では、地上局による点検時に誤差の増大（100m～150m程度）が見られたため、電離層遅延の影響の可能性を考慮し、技術実証機の打上げ前にマスク角を-10度から0度へ変更しました。

なお、電離層遅延の影響についてマスク角を変えてデータを長時間取得したところ、それら取得データにより、40ページに記述している通り、主たる変動原因はGPS受信機のソフトウェア（時刻管理モジュール）にあることがわかりました。本問題は、約12時間おきにフィルタリセットを行うことで回避できるため、PROXのGPS受信機はこれを運用ルールとしています。なお、HTVのGPS受信機はソフトウェアを改修して問題を解決しました。

【質問番号 1-6】HTV 関連装置の使用周波数について

【質問内容】

HTV では ISS 近傍領域で様々な周波数を使った通信を行うため、送受信間距離の相違などから、思わぬ混信などが起こらないとも限らない。

下記のリンクについて、使用周波数と送信電力、情報速度などを開示して欲しい。いずれも概略値で構わない。

- 1) HTV-ISS (Prox による通信)
- 2) HTV-地上
- 3) ISS-地上

【資料の該当箇所】

【回答者】 J A X A

【回答内容】

ご質問に関する通信系のデータは以下の通りです。

(1) HTV-ISS (PROXリンク)

a) 使用周波数

- ① フォワードリンク (PROX→HTV) : 2.0GHz
- ② リターンリンク (HTV→PROX) : 2.2GHz

b) 送信電力 (EIRP)

- ① フォワードリンク (PROX→HTV) : -10.9dBW (後方アンテナ) -14.9dBW (前方アンテナ) -18.4dBW (上方アンテナ) (ボアサイト角+/- 60とした場合)
- ② リターンリンク (HTV→PROX) : -4.6dBW (天頂アンテナ)、-16.9dBW (地表側アンテナ)

c) ビットレート

- ① フォワードリンク (PROX→HTV) : 8000bps
- ② リターンリンク (HTV→PROX) : 8000bps

(2) HTV-地上 (TDRSリンク)

a) 使用周波数

- ① フォワードリンク (TDRS→HTV) : 2.1GHz
- ② リターンリンク (HTV→TDRS) : 2.3GHz

b) 送信電力 (EIRP)

- ① リターンリンク (HTV→TDRS) : 6.0dBW

c) ビットレート

- ① フォワードリンク (TDRS→HTV) : 250bps
- ② リターンリンク (HTV→TDRS) : 8000bps (SSA) 、2000bps (SMA)

- (3) ISS-地上 (PROX-PROX点検用地上局)
- a) 使用周波数
 - ① リターンリンク (地上局→PROX) : 2.2GHz
 - b) 送信電力 (EIRP)
 - ① リターンリンク (地上局→PROX) : 37.3dBW
 - c) ビットレート
 - ① リターンリンク (地上局→PROX) : 8000bps
(フォワードリンクは(1)と同様)

なお、いずれのRFリンクもスペクトラム拡散通信方式 (PNコード変調方式) を用いており、混信に対して強い設計としています。

【再質問内容】

- (1) SSA/SMAはどのような多重 (アクセス?) 方式でしょうか
- (2) PROX-PROX地上局間のフォワードリンク情報は開示願えないでしょうか。
- (3) HTVへのテレメトリー・コマンドはPROX経由でしょうか、TDRS経由でしょうか。

【回答内容】

- (1) TDRSが提供するサービスのうち、SSAはS-band Single Access、SMAはS-band Multiple Accessの略ですが、それぞれ以下の特徴があります。
 - SSA: TDRSのパラボラアンテナを占有。通信性能高。
 - SMA: TDRSのフェイズドアレイアンテナ使用。リターンリンクは20ユーザまで同時使用可能。通信性能はSSAより低い。多重方式はいずれも、CDMA方式です。
- (2) これは先に回答した(1) HTV-ISS (PROXリンク) のフォワードリンクと同じものです。地上局はHTVを模擬した通信を行っており、異なるのは送信電力のみです。
- (3) ISSとの距離によって、経路が異なります。遠方域と近傍域でそれぞれ、以下の経路がプライムとなりますが、近傍域ではTDRSリンクもバックアップとして使用可能です。
 - (遠方域: TDRSリンク)
つくば管制室-米国ホワイトサンズ地上局-TDRS-HTV
 - (近傍域: ISS-PROXリンク)
つくば管制室-ヒューストン管制所-ホワイトサンズ地上局-TDRS-ISS-PROX-HTV

【質問番号 1-7】 如何なる組合せの2個の故障に対する安全性の試験について

【質問内容】

「如何なる組合せの2個の故障若しくは誤操作が発生しても、安全上問題を生じさせない」システムを成果として言い切る根拠として、どのような試験をしたのか？

【資料の該当箇所】

推進4-1-3 26、27ページ

【回答者】 JAXA

【回答内容】

2FT (two fault tolerant) の安全要求を満足するために、カタストロフィックハザードの発生原因を網羅的に識別し、それらを制御する方法を3つ以上持つように、単一故障点を排除した冗長系設計とFDIR (failure Detection Isolation and Recovery) 設計を行っています (ただし、ミニマムリスク設計適用箇所除く)。設計要求は、フライトセグメント→モジュール→サブシステム→コンポーネントの順序でレベルごとにブレイクダウンし、ソフトウェア/ハードウェアの検証は逆の順序で積上げ、各レベルで解析や試験を実施して、設計通り機能することを確認しています。

代表的なハザードの例として「ISSとの衝突」や「ISS係留時の爆発」がありますが、これらを制御出来ていることは以下の通り確認できています。特にモジュールレベル/フライトセグメントレベルでは、実機ハードウェアを結合した総合的なFDIR動作を確認しています。

(1) ISSとの衝突

ISSと衝突しない根拠としては、まず突然HTVが機能喪失してもISSへ衝突しない接近軌道を設定したうえで、衝突回避マヌーバを行ったときに24時間以内にISSへ衝突しない設計としており、その検証としてモンテカルロ軌道解析を行っています。

次にISSとの衝突を引き起こす可能性のある2故障の組み合わせは、全てソフトウェア試験を実施しています。GCCの系統切り替えを伴う2故障の組み合わせについては、ハードウェアを使用せざるを得ないので、GCCを使用したハードウェア試験 (SCLT) で検証しています。

なお、衝突に至らないような2故障の組み合わせについても、無作為に抽出してロバスト性確認と称する試験をしています。

これにかかる試験として、以下の試験を実施しています。

- a) ランデブフライトソフトウェア総合試験 [GCC/ACU (Guidance Control Computer / Abort Control Unit) を数学モデルとした計算機上シミュレーション]
- b) センサ結合試験 (バルブ駆動ユニット、GPS/IMU、地球センサ、ランデブセンサ)
- c) SCLT (静的閉ループ試験：GCC/ACUは実機ハードウェア)
- d) DCLT (動的閉ループ試験：GCC/ACUと対象センサは実機ハードウェア)
- e) DOLT (動的開ループ試験：GCC/ACUとGPS/IMUは実機ハードウェア)

また、誤操作に関しては、つぎのような検証をしています。

- ・ハザードを引き起こす可能性のあるコマンド（ハザードスコマンド）を識別して、誤ったコマンドを送信した場合の挙動を確認する試験を実施した。
- ・クルーが操作するHCP（Hardware Command Panel）についても、コマンドの順序制御・状態モニタに関する検証試験を行った。

(2) ISS係留時の爆発

HTVが爆発を起こさないことは、推進系のバルブ類を冗長構成とすることや異常圧力・異常温度に対するFDIR設計、さらには圧力解放機能を付加するなどにより実現しています。

爆発発生原因として想定されるものには、圧力異常上昇、推進剤内部混合、異常加熱、スラスタバルブ駆動装置ON故障、推進薬凍結、スラスタバルブリーク、リプライミング（軌道上での配管系への推進剤再充填）時におけるウォーターハンマ現象があります。これらを制御する機能は、最終的には本体（電気モジュール・推進モジュール）機能試験や全機機能試験において検証しています。

- a) ヒータ・温度センサ、圧力センサ、遮断弁、スラスタ推薬弁等の機能試験
- b) 調圧弁圧力異常上昇や閉故障等に対するFDIR動作確認試験、警報発信機能試験、コマンドシーケンス試験
- c) 本体外部配管継手部、スラスタ等の漏洩点検

【質問番号 1-8】インパクトについて

【質問内容】

HTV 開発に参加した企業（MHI、NEC、IHI など）において、本プロジェクトで開発された技術がいかに企業の別の製品開発に転用されたか、事例があればお示してください。

【資料の該当箇所】

【回答者】 J A X A

【回答内容】

HTVの打上げが昨年度であったことから、まだ具体的に転用されて実用化されたものではありません。ただし、現在開発企業でいくつか検討が行われています。

- 重工メーカーにおいては、非与圧部開口部開発にて開拓した大褶曲構造の解析技術を他製品に適用可能と考えています。
- 電気メーカーにおいては、故障許容設計、故障安全設計、ソフトウェア安全設計等はロボット、医療機器、産業機器、車両制御等の高安全化/高信頼性化、また高精度な GPS 相対飛行制御技術は交通車両の管制や衝突防止等への活用を構想しています。
- 下請け企業においては、構体の加工で確立した手法を航空機製造に適用したり、開発製造を通して得た品質管理（細かさ）、開発要領（仕様書の作成要領）を、品質向上のために利用しています。

【質問番号 1-9】宇宙機器のシステム開発について

【質問内容】

宇宙機器のシステム開発においては、既存品を最大限活用すると共に新たに技術開発を行うことも重要ですが、HTVの開発では Make or Buy はどのような考えで決められましたか？主な新技術開発アイテムにはどのようなものがありますか、また今後生産中止となる恐れのある海外調達品はありませんか？大口径共通バーシヨング機構の開発はどのような形態で行なわれ、Design Authority の所有はどのようになっていますか？

【資料の該当箇所】

推進4-1-3 32ページ

【回答者】JAXA

【回答内容】

HTVの開発は、当初開発期間が5年以下ということで、既存品を最大限活用する(Buy)方針で進められました。

主な新技術開発アイテムは、与圧部コストダウンを目的とした循環ファン、ベントリリーフバルブ、安全要求に対応する非与圧部のFRGF（HTVがISSに結合する際にISSのロボットアームでHTVを掴むための把持部）分離機構、推進モジュールの安全弁などが挙げられます。ランデブソフトウェアも重要な新技術開発アイテムです。

完全に入手が困難となる生産中止となる海外調達コンポーネントは現時点ありませんが、部品レベルでは生産中止になるものもあり、今後改修が必要となる可能性はあります。なお、7号機までについては、まとめ買いを実施しており、生産中止により影響を受けることはありません。

大口径共通バーシヨング機構については、NASA/Boeingが開発し、きぼうと同様にJAXAが購入しており、Design AuthorityはNASA/Boeing社が有しております。

【質問番号 1-10】人材育成について

【質問内容】

HTV の開発を通じてロケット、衛星、宇宙ステーション等の各分野の設計思想および技術の相互理解が出来たと説明されていますが、具体的にはどのような成果があったのでしょうか。或いは、各分野のエンジニアはお互いにどのような知識を得、また新たにどのような認識を持ったのでしょうか？2~3の例でも教えてください。

【資料の該当箇所】

推進4-1-3 29ページ

【回答者】JAXA

【回答内容】

数多くありますが、主な例は挙げますと以下の通りです。

○ISS→衛星

コンピュータによる制御システムの安全技術要求に対する設計。NASA で確立されたソフトウェアに関する安全技術要求を満足する設計を経験。衛星等においても参考になるものがあります。（トヨタ車電子制御の暴走の疑いの調査に NASA が参加とのニュースもありました）有人安全に対するソフトウェア設計手法の知識を得ました。

○ロケット→衛星

量産設計の視点。同じものを繰り返して生産出来る仕組み、形態・変更管理、文書化の徹底、判り易い文書、改善積み重ね等。環境試験でスクリーニングするのではなく、製造・検査で保証する設計。今後の衛星の量産化を進める上で重要です。

○衛星→ロケット

衛星推進系におけるコンタミネーション管理。推進系などより厳しい管理が必要でありました。

評価項目 3（効率性）に関連する質問

【質問番号 3-1】開発の見直しにおける費用について

【質問内容】

HTV の開発途上ではプログレス衝突事故やコロンビア事故等の HTV の開発内容に対して大きな影響を与える事故が発生しており、外的要因によるとは言え開発着手から打上げまでに 12 年を要しており、通常の開発に比較してやり直し作業が多かったのでは無いかと思います。最終的に設計が固まったのは何時ですか。またそれ以前に掛かった費用とそれ以降に掛かった費用の区分はどの程度ですか？

開発の途中で大きな仕様変更があった場合には設計のやり直しによる費用の増加、途中まで開発した機器が無駄になることはある程度避けられませんが、HTV 開発ではその費用はどの程度と考えますか？この点に関して、今後の類似プロジェクトに対して役に立つ Lesson-Learned はありましたか？

【資料の該当箇所】

推進 4-1-3 42、43、53 ページ

【回答者】 JAXA

【回答内容】

① 設計の確定時期

平成9年度に開発を着した後、プログレス衝突事故などの安全要求の見直し、曝露物資輸送の追加要求などを反映した設計を平成13年度にJAXAとして一旦確定させました。ただし、その後にNASAから安全に関する設計変更要求があり、さらに設計変更を行い、現在の設計を確定させたのは平成15年度です。

② 以前にかかった費用・やり直しによる費用の増加

要求の確定に懸念があったため、システムレベルの設計審査を先行させていた。要求変更、設計見直しがあっても、やり直しはシステム設計のみに留まり、製造のやり直しとなったコンポーネントはありません。

平成13年度までのシステム設計費用は合計13億円です。やり直しによる費用の増加は、可能な限り設計を踏襲しているので算出は難しいですが、推進系や与圧部など設計変更が少ないモジュールもあることから、割合は少ないものと推測されます。

③ Lessons-learned

HTVのように、国際プロジェクトかつ新規のシステムの場合は、国内組織だけでは決められない、また設計がある程度固まらないと要求が確定できません。従って、上述のように開発前半ではシステムレベル審査会を先行させることが望ましいと考えられます。これによりコンポーネントの製造のやり直しを抑えることが可能となります。特に、国際プロジェクトで、要求設定側が経費を負担しない場合、容易に要求変更がされる場合もあるので、合意形成を諮りながら進める必要があります。

【質問番号 3-2】HTVの輸送コスト

【質問内容】

HTVの輸送コストは約47億円/トン(280億円)と述べられていますが、その内訳(H-II Bコスト等)を示して下さい。この金額とISSへの輸送コスト250億円/年の差について説明下さい。

【資料の該当箇所】

推進4-1-3 48ページ

【回答者】JAXA

【回答内容】

コストの差については、HTVの長納期部品の調達は先行して早期に行う必要があること、またHTV1機の製作には約4年を要することから、HTV6機の打上げ・運用(平成22年度~27年度)に向けたHTVの調達は平成17年度に開始しています。そのため、HTV調達に必要な年間経費(ISSへの輸送コスト)は、HTV1機当たりの経費よりも低く抑えられており、今後の予算額として約250億円/年を想定しています。

なお、内訳については、H-II Bロケット民間移管後の受注交渉等に影響を及ぼす可能性があるため、提示は控えさせていただきます。

【質問番号 3-3】 今後の作業体制、技術文書体系及び維持方針について

【質問内容】

HTV は今後も継続生産されますが、今後の作業体制および技術文書体系、その維持方針等は明確になっていますか？

【資料の該当箇所】

【回答者】 J A X A

【回答内容】

運用機製造の進め方としては、以下の通り明確に整理しています。

(1) 生産作業体制

運用機調達については、RFPの結果のプライムコントラクターとしてMHI社を選定しており、MELCO社、IA社は同社のサブコントラクターになります。MHI社は、製造管理・品質管理など全機の製造責任を負います。設計変更管理に関しては引続きJAXAが承認を行います。特に、電気モジュールの設計変更に関しては、各社間で十分な情報共有がなされるよう留意しています。

(2) 技術文書体系

運用機に対する以下の要求文書はJAXAが維持管理しています。

(ア) 宇宙ステーションプログラム要求文書（2国間共同管理文書）

SSP-50273 Segment Specification for HTV

SSP-50438 ISS-HTV Interface Control Document

その他

(イ) システム仕様書・製品仕様書等

NASDA-ESPC-2020 宇宙ステーション補給機 システム仕様書

JX-ESPC-100337 フライトセグメント製品仕様書

JX-ESPC-100477 電気モジュール製品仕様書

その他

(ウ) 他システムとのIF管理仕様書

JAXA-ESPC-100714 HTV/H-IIBロケット インタフェース管理仕様書

NASDA-ESPC-2857 カーゴ標準インタフェース要求書

その他

一方、実際の製造に必要な図面、スペック及び手順書等については、技術実証機の開発成果を維持しながら、MHI社（サブコントラクター内部図面はサブコントラクター）が維持管理をしていきます。

(3) 維持方針

前項で掲げた通り、システム・モジュールレベルの要求技術文書はJAXAが、図面等については、MHI社及びサブコントラクターが、運用機製造終了まで維持管理する計画です。