

SFU 推進系 “RCS/OCT システム” の開発

Development of Propulsion System for Space Flyer Unit (SFU)

長崎造船所 古川克己*¹ 藤田 孝*²
 技術本部 山田 明*³
 文部省宇宙科学研究所 長友信人*⁴

我が国初の回収再利用型の衛星である SFU (Space Flyer Unit) は、第 1 回目のフライトとして平成 7 年 3 月 18 日種子島宇宙センターから H-II ロケット 3 号機で打上げられ、順調にミッション運用を行った後平成 8 年 1 月 13 日米国スペースシャトル (STS-72) により回収された。当社は、その姿勢制御用ガスジェット装置 (RCS) 及び軌道変換スラスタ (OCT) の開発を担当した。これらの開発は、厳しい熱環境条件、スペースシャトル対応の安全性及び信頼性要求等多くの課題をクリアしながら進められ、NASA を含むすべての段階の審査において、安全性のみならず設計上のアイデアも評価された。また打上げ後の実運用においても所期の役割を果たした。

SFU (Space Flyer Unit), the Japanese first reusable spacecraft, was launched for the first flight by H-II-3 vehicle on March 18, 1995 from the Tanegashima Space Center of NASDA and retrieved by the Space Shuttle (STS-72) on January 13, 1996, after successful mission operations. The MHI Nagasaki has been in charge of development of the propulsion systems (RCS and OCT) of the spacecraft. Development of these systems has been featured by reusable system design, unusually severe thermal environment due to their locations in the spacecraft and strict requirements to meet the NASA's Space Shuttle flight safety standard. The MHI Nagasaki has successfully undergone all the engineering reviews from design through flight operations, and contributed to the success of the first mission.

1. はじめに

SFU は、文部省宇宙科学研究所、科学技術庁宇宙開発事業団、通商産業省新エネルギー・産業技術総合開発機構、同無人宇宙実験システム研究開発機構の合同プロジェクトで開発された我が国初の回収型無人宇宙実験衛星であり、第 1 回目のフライトとして平成 7 年 3 月 18 日に H-II ロケット第 3 号機により宇宙開発事業団種子島宇宙センターから打上げられ、数多くの宇宙実験ミッションを成功裏に遂行した後、平成 8 年 1 月 13 日米国 NASA スペースシャトル (STS-72) により回収された。

SFU はスペースシャトルで回収されることから、搭載機器は NASA の有人システムに対する安全性及び信頼性の要求を満足

することが要求された。そのほかに、インタフェース上の制約も多く、推進系にとっては、従来の非回収型の衛星よりはるかに厳しい要求条件での開発であった。本報では、当社が担当した姿勢制御用ガスジェット装置 (RCS) 及び軌道変更用スラスタ装置 (OCT) の開発の特色について報告する。

2. SFU RCS/OCT の概要

SFU (外観は図 1 参照) は、回収型無人宇宙実験衛星として 5 回の再利用飛行が可能のように計画され、RCS 及び OCT とともにこの要求を満たすように開発された。SFU 上における RCS 及び OCT の搭載状況は、図 2 に示すとおりである。

2.1 RCS 及び OCT の概要

RCS は、SFU のミッション運用時及び軌道変更時にその姿勢

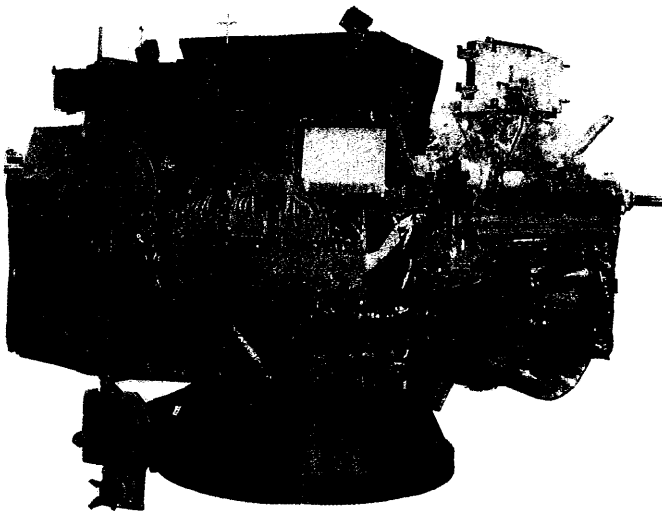


図 1 SFU 外観図 SFU 全体の機器搭載状況を示す。当社製作の RCS のスラスタ、タンクが見える。
 Outside view of SFU

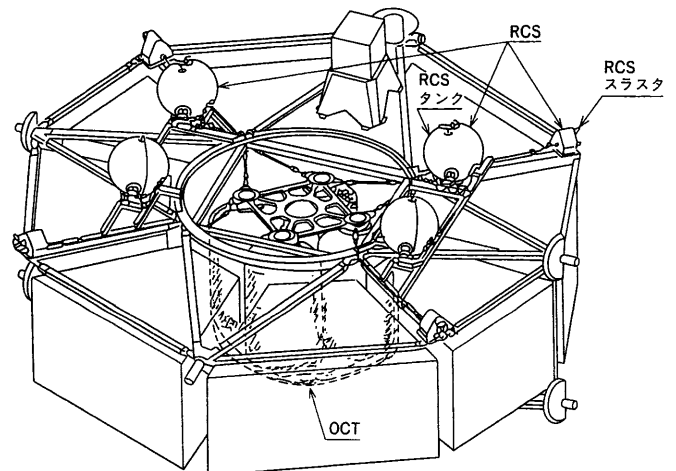


図 2 RCS/OCT 搭載図 SFU 全体の中で当社製作の RCS, OCT の取付けられている位置を示す。
 Location of RCS and OCT on SFU

*1 特殊機械部宇宙機器設計課
 *2 顧問

*3 長崎研究所流体・伝熱研究室 工博
 *4 宇宙エネルギー工学部門教授 工博

表1 RCS/OCT 主要性能
Principal specification of RCS/OCT

項目		RCS		OCT
		諸元		諸元
形式		ヒドラジン-液式		ヒドラジン-液式
推進供給方式		ブローダウン方式		ブローダウン方式、調圧方式
スラスタ	構成	3 N×12	23 N×4	23 N×4×2 系統
	比推力	215 s 以上	215 s 以上	215 s 以上
	連続燃焼時間	30 min 以上×2 回以上	30 min 以上×2 回以上	100 min 以上×2 回以上
	最小オンタイム	125 ms	125 ms	125 ms
	累積パルス	150 000 パルス以上	150 000 パルス以上	150 000 パルス以上
	累積噴射時間	17 000 s 以上	21 000 s 以上	21 000 s 以上
	再スタート回数	500 回以上	150 回以上	150 回以上
推進タンク	容積	39 l×4		180 l×4
	常用圧力	20 kgf/cm ²		20 kgf/cm ²
	搭載推進量	100 kg		650 kg
高压ガス タンク	容積			15.5 l×2
	常用圧力			135 kgf/cm ²

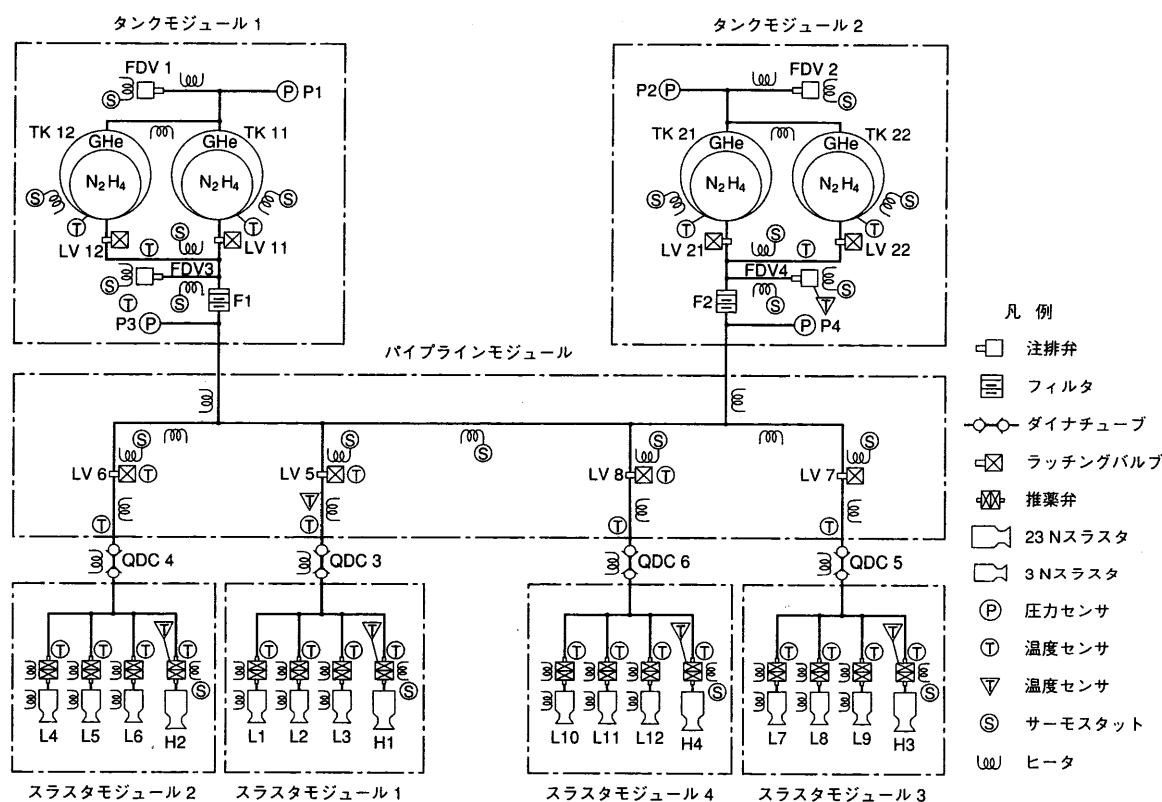


図3 RCS 配管系統図 RCS の構成機器、推進供給系路を示す。
Schematic diagram of RCS

制御を行うためのアクチュエータで、ヒドラジンを推進とする一液式のガスジェット装置である。RCS の仕様を表1に、その配管系統図を図3に示す。推進供給方式は、ブローダウン方式を採用している。

OCT は、SFU の軌道変更を制御するためのアクチュエータで、RCS と同じく、ヒドラジン-液式のガスジェット装置である。OCT の仕様を表1に、その配管系統図を図4に示す。推進供給方式は、調圧方式とブローダウン方式を併用している。

2.2 SFU の運用構想

SFU の基本的な運用では、H-II ロケットによる打上げ直後及びスペースシャトルによる回収直前に OCT による軌道変更を行う。そしてフライトごとに機能回復処理を行うことで5回までの再使用を行う。第1回フライトでは、H-II ロケットにより高度

約 330 km に打上げられた後のミッション運用軌道高度約 480 km への軌道変更は OCT により実施したが、回収時はスペースシャトル (STS-72) 側が SFU のミッション運用軌道付近まで上昇する方式が採用され、OCT による軌道変更はなかった。第2回目以降のフライト計画は未定である。

3. 推進系設計上の特色

3.1 設計の基本事項

SFU のコアシステム設計においては、スペースシャトルの安全要求を満足することが基本であった。このため宇宙科学研究所から出された基本方針は、新規技術は極力採用せず RCS、OCT とともにヒドラジン-液式スラスタなど各国で実績のある機器システムを採用することであった。この基本方針に基づいて設計を進め

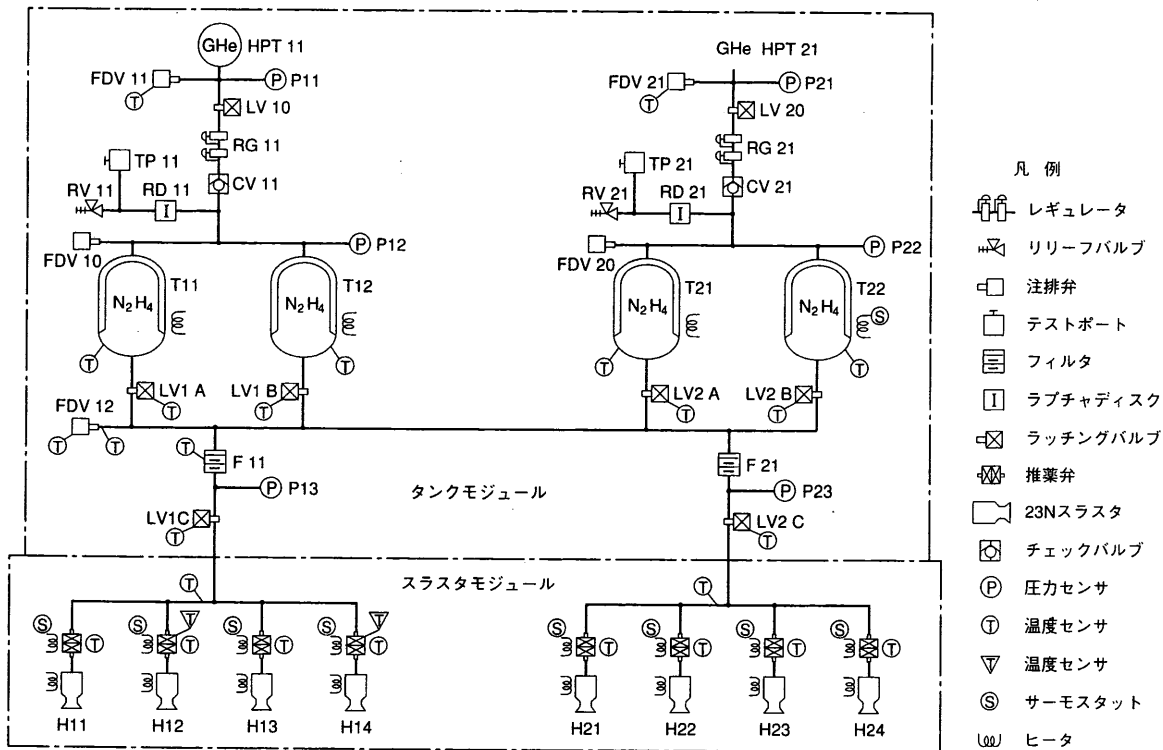


図4 OCT 配管系統図 OCTの構成機器、推薬供給系路を示す。
Schematic diagram of OCT

だが、前者の方針に沿うために次項以降に述べる点については従来衛星の推進系とは異なる新規技術を採用することとなった。

3.2 耐圧設計

RCS, OCT とも危険物であるヒドラジンを取扱うため、系全体を宇宙用圧力機器として安全率2.0以上の耐圧設計を行った。また燃料タンク、配管等の圧力容器類については、クラックが表面に存在したと仮定して製造過程から5フライト終了するまでに遭遇する環境条件において、成長しても貫通に至らないことを解析にて確認した。

3.3 推薬漏えい防止設計

SFUでは、スペースシャトルによる最初の回収が失敗した場合、軌道を上昇して次のスペースシャトルによる回収機会を待つことを想定してRCS/OCTの搭載推薬量を決定しているため、順調な回収が行われた場合は必ず相当量の推薬が残留する。このためNASA側の最も重要な関心は推薬の漏えい防止であり、これに関連し構成機器の破損防止、凍結解凍及び過熱防止などの要求がある。NASA側の要求により従来衛星と機器構成が変わったのは次の点である。

- (1) RCS/OCTとも推薬供給ラインのラッチングバルブを直列に2段配置させ、推薬弁と合わせて推薬タンクからスラスタ下流までの3重の機械的遮断機能を確保した。
- (2) OCTの推薬タンクガス部の圧力リリーフ機構にもヒドラジン蒸気を含むガス漏えい防止策に3重の機械的遮断機能を確保するために、2段直列式のリリーフバルブとラプチャディスクを併置させた。

3.4 凍結許容設計

ヒドラジンは凍結時に収縮し解凍時に膨張するため、推薬供給ラインが凍結すると解凍時に破裂してヒドラジンが漏えいするおそれがある。SFUは、回収時にスペースシャトルから保温用電力供給を受けない前提であったため、推進系には凍結許容設計が

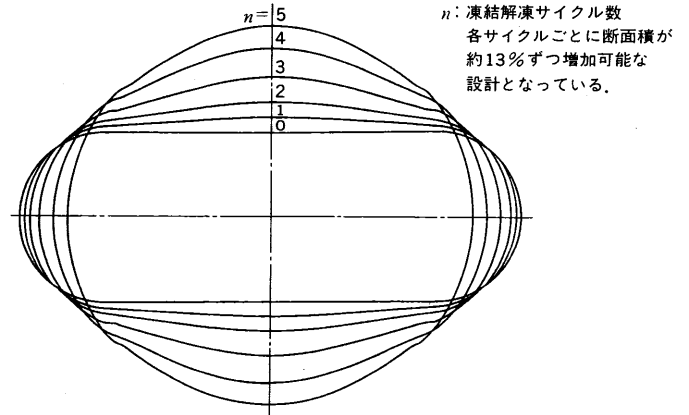


図5 だ円断面配管変形図 だ円断面配管内部でヒドラジンが凍結、解凍を繰返したときの配管が変形する状況を示す。
Deformation of oval tube due to cyclic freezing and thawing of hydrazine

要求された。

このため、5回までの凍結解凍サイクルでも破裂しない配管として図5に示すようなだ円断面配管を考察し、NASAの審査を経て配管の相当部分にこれを採用した。しかしバルブ類については適当な対策がなく、次に述べるようにスペースシャトルの電力による保温を行い、凍結許容設計の全面採用は断念した。

3.5 熱設計

図2に示すとおり、RCSは推薬タンクを含めすべての機器が衛星の外面に搭載されるため、日照時は高温環境に、日陰時は低温環境にさらされる。これに対し高温側は多層断熱材による断熱、低温側は保温ヒータシステムにより対処する熱設計とした。

このほかに次のとおり種々の要求条件を満足する熱設計を行った。

- (1) 熱制御を行うヒータは、ミッション運用時とスペースシャトル

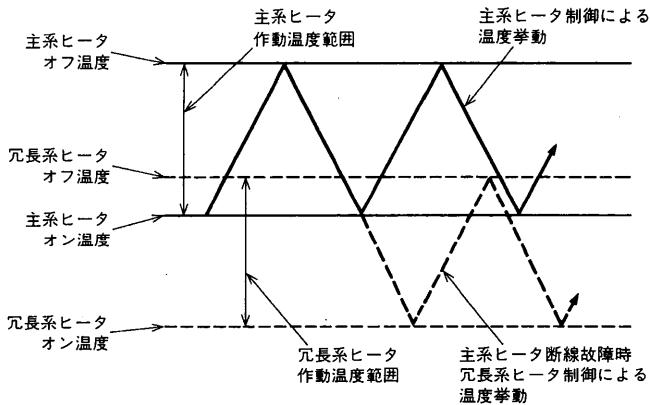


図6 RCS/OCT サーモスタット作動説明図 主系、冗長系の2系統のヒータ及びサーモスタットによる温度制御の方法を示す。
Conceptual diagram of thermostat control

ル回収後とて供給電圧の異なる電源を用い、かつそれぞれに冗長性を持たせたため、合計4系統のヒータを各コンポーネントに装着するという複雑な構成となった。

- (2) ミッション運用時のヒータについては、可視時間が短いため、主系から冗長系への切替を推進系側で自動的にを行うことが要求された。このため、図6に示すように、冗長系のサーモスタットの設定温度を主系に比べて少し低目に設定することにより、両者の切替を自動的に行うこととした。
- (3) スペースシャトル回収後のヒータについては、当初スペースシャトル側の電流容量上の制約があり、ミッション運用時の約1/2のヒータ容量で熱設計を行った。またスペースシャトル回収後のモニタ点数をRCS/OCT全体で温度モニタ点6点と、ヒータ電流モニタ点6点(主系5点冗長系1点)のみに制約されたので、ヒータラインをRCSは3ライン、OCTは2ラインにまとめ、これらのデータからヒータ系の健全性及び全体の温度管理ができるように工夫をこらした。

3.6 再使用設計

SFUのコア機器は、5回のフライトを前提とした開発が要求されたが、一方では原則的に使用実績のあるコンポーネントを使用することも要求された。新規設計を行ったタンク類や構造部材のほかは、交換なしに5フライト使用できないため、寿命管理を行うこととし、あらかじめ定めた寿命管理品目については有効寿命に基づいて交換を行い、これら以外の品目については、外観調査、非破壊検査、機能検査結果から使用可否判断を行うこととした。

4. 試験検査

RCS/OCTの開発に関して実施した数多くの試験・検査の中からここではタンク類について紹介する。

4.1 品質確認試験(QT)

タンク類は、RCS/OCTの構成機器の内で最も構造強度上の安全係数が小さい。5フライト分の耐久性を保証するために、次のようなQTを実施した。

- (1) タンク類が製造過程から5フライト終了するまでに遭遇する保証圧力レベル及び設計圧力レベルの圧力サイクル予想回数に、寿命安全係数4を掛けた回数の圧力サイクル試験を実施した(表2参照)。
- (2) 同様に製造過程から5フライト終了するまでに遭遇する実現

表2 タンクに対するQT試験回数一覧
Specification of QT on fuel and pressurant gas tank

区分	条件	RCS 推進 タンク	OCT 推進 タンク	OCT 高圧 ガスタンク
振動試験	実フライトで予想される最高レベルの振動環境(ATレベル)	実フライト予想回数	13	11
		試験回数	52	44
	ATレベルに安全率を掛けたレベルの振動環境(QTレベル)	実フライト予想回数	0	0
		試験回数	1	1
圧力試験	最大使用圧力レベルの圧力サイクル	実フライト予想回数	43	38
		試験回数	172	152
	保証圧力レベルの圧力サイクル	実フライト予想回数	8	7
		試験回数	32	28

予想レベル(ATレベル)の振動環境回数に寿命安全係数4を掛けた回数分の振動試験と、1回のATレベルに安全係数を加味したQTレベル振動試験を実施した(表2参照)。

- (3) タンク破壊試験は、上記の振動試験及び圧力サイクル試験を履歴したモデルを加圧破壊して、破壊安全係数が2.0以上あることを確認した。

4.2 フライトモデルの品質保証

フライトモデルの品質保証は、コンポーネントレベル、サブシステムレベルとも、上記のQTと同様の手順で、ATレベルの環境条件における機能・環境試験を実施した。

5. 軌道運用

RCS/OCTの軌道運用の評価は、軌道運用データの詳細な解析及び回収後の検査結果を待たねばならない。軌道運用及び回収が終了した現時点における概要としては、スラスターの一部に機能低下が見られた点及びスペースシャトルカーゴベイへ回収後の最低温環境で主系及び冗長系の両ヒータを投入する必要があったものの、軌道運用中における熱制御などには全く問題なく、回収が最大の目的であったSFUのコア機器として、目的を果したものと考えられる。

6. まとめ

我が国初の回収型無人宇宙実験衛星であるSFUのRCS/OCTの開発を担当し、これをSFUに搭載してH-IIロケットによる打上げ、ミッション運用及びNASAスペースシャトルによる回収までを完遂することができた。

今回の開発で得られた成果は、次のとおりである。

- (1) 再使用型宇宙機器の設計技術を確認できたこと。
- (2) NASAの有人宇宙機システムに対する安全性及び信頼性要求を満足する宇宙機器の設計・製造技術を確認できたこと。
- (3) 厳しい熱環境条件である、衛星構体外付けの推進系についての熱設計技術を確認できたこと。

終わりにSFU推進系の開発、運用及び回収全般にわたり、多くのご指導を受けた文部省宇宙科学研究所の栗木教授、上杉教授、都木助教授を初めとする関係各位、及びシステムを担当しご支援を頂いた三菱電機(株)の関係各位に深く感謝の意を表します。