

## 第一章 序論

### 1.1 研究背景

1957年10月4日に、人類初の人工衛星スプートニク1号が打ち上げられてから50年以上の間に各国から多くの人工衛星が打ち上げられた。

この50年間の人工衛星は大型化し、運用期間も長期化してきた。それに伴い衛星の搭載機器も多くなり、システムが複雑化し、開発期間の増加、開発コストの増加が増加する一因となっている。1999年、いままでの衛星の大型化の流れとは別の流れをスタンフォード大学の Robert Twiggs 教授が提唱した。これは10cm角の立方体で構成する超小型衛星を作成し、打ち上げ、実際に運用するという CubeSat プロジェクトである。

このような超小型衛星のメリットとしては、大型衛星と比較して、開発期間が短い、低コストでの開発が可能という点がある。またこの超小型衛星は、開発期間や、コストなどの面から学生の教育用としても非常に注目されている。

九州工業大学においても100周年記念事業として2006年に衛星開発プロジェクト“鳳龍プロジェクト”が開始され、2006～2010年にかけて Cubesat 鳳龍1号機の開発を行った。そして2010年度には JAXA の相乗り衛星として宇宙空間にて世界初の300V発電に挑戦する“高電圧技術実証衛星鳳龍式号”が選出され、2012年度の打ち上げに向けて新たなプロジェクト体制で衛星の開発がスタートした。この論文はこの高電圧技術実証衛星鳳龍式号のミッション機器の制御やデータの取得、保存に必要なオンボードコンピュータの開発について述べたものである。

### 1.2 研究目的

本研究の目的は高電圧技術実証衛星 鳳龍式号 を1年間の運用期間において正常に監視、制御することができる OBC (オンボードコンピュータ) 基板を開発することである。この目標を達成するため OBC 基板を開発・設計し基板単体の動作試験や、他の基板と統合した統合試験、実際に宇宙環境を模擬した環境試験など様々な試験を行った。

### 1.3 研究動向

他大学及び企業が作成している50kg以下の超小型衛星のOBCシステムの開発動向について述べる。近年の傾向としてCPUには放射線耐性があり、かつ様々な要求にこたえることができるFPGAを使用する大学、企業が増加している。またデータの処理を中央集権で行うのではなく、各ミッション機器等で行うなど処理を分散させる手法も多く取り入れられるようになってきた。最新の傾向としてはコストの削減や、制作期間の短縮、技術の蓄積を目的としてI/Fの規格を共通化した次世代規格であるSpaceWireを取り入れたOBCの開発が始められている。

### 1.3.1 ほどうし2号機 (RISING-2) のC&DHシステム (東北大)

ほどうし2号機とは東京大学の中須賀教授を中心として行われている国際理学観測衛星の開発のプロジェクト (50kg 級衛星) であり、現在東北大学が中心となって開発している衛星である。この衛星のバス機器は将来的には他の理学ミッションにも柔軟に対応できるような設計とし、継続的に利用できることを開発の目標としている。

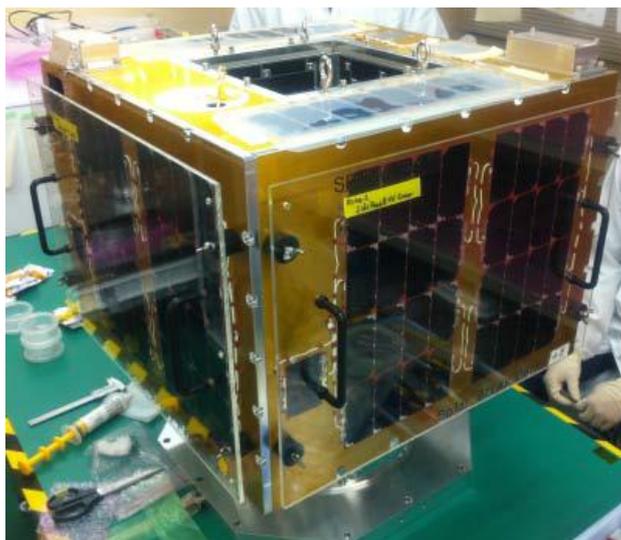


図 1.1 RISING-2 フライトモデル

(参考文献：第 55 回宇宙科学技術連合講演会講演集\_3s19 参照)

RISING-2 の電氣的システムアーキテクチャを図 1.2 に示す。RISING-2 のサブシステムは電算処理系 (C&DH)、電源系 (PSS)、姿勢制御系 (ACS)、通信系 (TT&C)、熱制御系 (TCS)、及びミッションデータ用通信系からなりなっている。それぞれ複数の CPU と FPGA によって分散的に処理されるようになっている (分散処理型の衛星)。特に高い信頼性が要求される部分には放射能耐性のあるアンチフェーズタイプの FPGA を導入している。この中で鳳龍式号の OBC 系にあたる部分は電算処理系 (C&DH) であり、メイン CPU には FPGA が使用されており主にコマンド処理、時刻の管理などを行っている。また分散的な処理として姿勢制御 (ASC) では専用のメインコンピュータ SHC (Science Handling Unit) において理学機器の制御、及びデータ処理を行う仕様となっている。

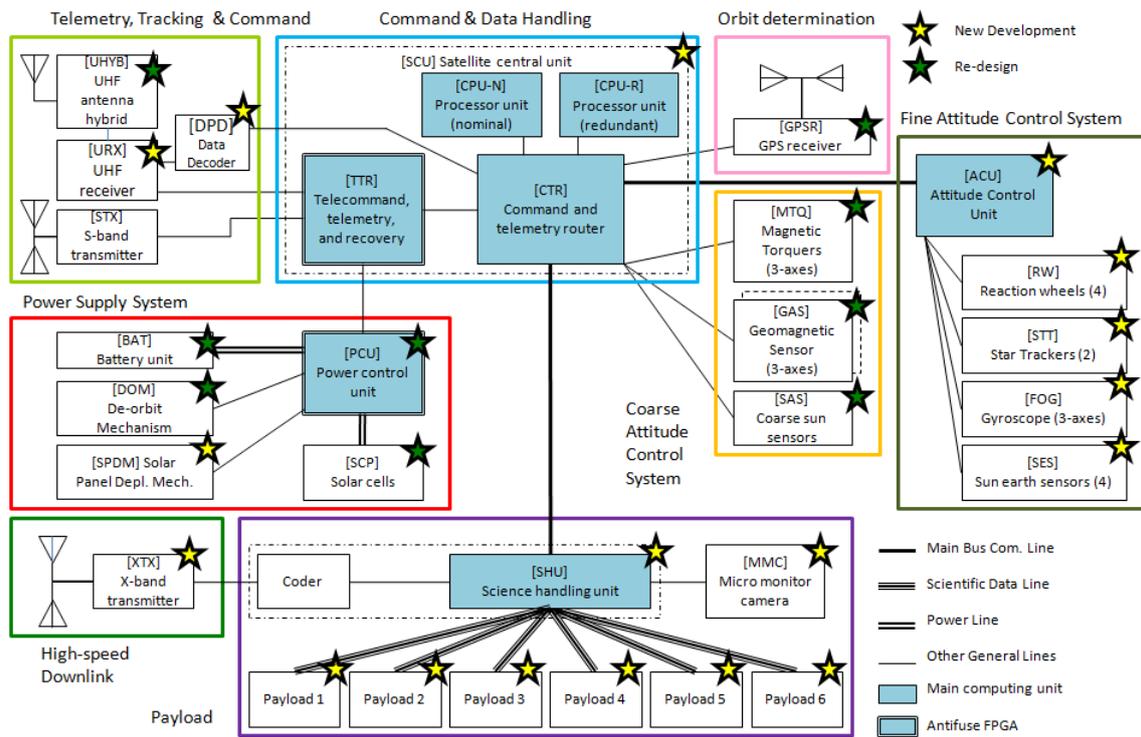


図 1.2 RISING-2 の電氣的システムアーキテクチャ

(参考文献：第 55 回宇宙科学技術連合講演会講演集\_3s19 参照)

参考文献：第 55 回宇宙科学技術連合講演会講演集

3S19 ほどよし 2 号機の開発状況

○ 榎原聡文, 坂本祐二, 吉田和哉 (東北大学)

### 1.3.2 JAXA 小型実証衛星搭載計算機の開発 (JAXA)

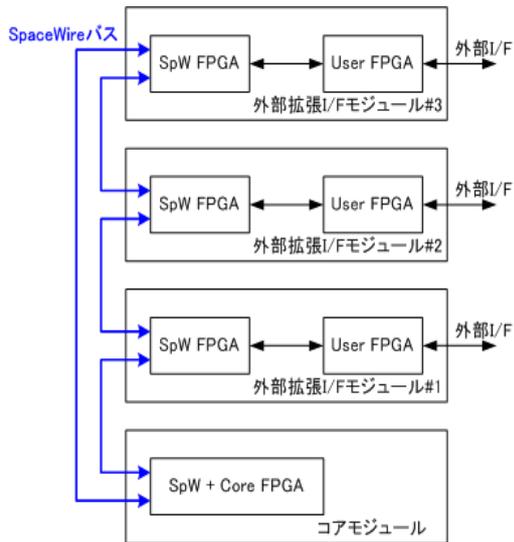
宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 研究開発本部 宇宙実証研究共同センターでは、軌道上の先端宇宙技術の実証に低コスト・短期開発が可能である小型衛星が有用であるという考えから 50kg~100kg 級の小型衛星の研究開発が進められており、これに伴い汎用的でかつ小型で高機能な計算機な OBC の研究開発が行われている。その研究開発により開発された OBC は私達が開発した鳳龍式号と同じく水循環変動観測衛星 (GCOM-W1) の相乗り衛星の一つの小型実証衛星 4 型 (SDS-4) の OBC として搭載され、実証試験される予定である。



図 1.3 SDS-4 に搭載予定の OBC (PFM) 外観

OBC の構成としては、1つの非安定バス電源より OBC 内部で使用する定格電源モジュール部分、2つのプロセッサを持ち、演算処理を行うコアモジュール部分、及び外部機器との I/F を持つ外部拡張 I/F モジュールより構成されている。外部拡張 I/F モジュールの内部データバスには SpaceWire (図 1.4 参照) を採用している。また I/F モジュールは衛星側の必要性に応じて 1~3 枚までの増減が可能である。プロセッサには大学衛星などで使われる民生用品ではなく三菱重工と ISAS/JAXA の共同開発である SOI-SoC2 プロセッサを使用している。

この SDS-4 搭載の OBC には上記で述べたように次世代規格である SpaceWire が採用されている。SpaceWire を使用することで図 1.4 左図のようにリング型ネットワークを構築することで、ケーブルの断線やインターフェイス回路の故障等に対して迂回ルートによる冗長を持った構成になっている。図中の SpwFPGA は SpaceWire を実装された FPGA である。外部拡張 I/F モジュールは開発された OBC に要求される汎用性・多様性を担う部分であり、衛星毎に異なる外部機器 I/F に、モジュール枚数や内部の回路構成を変更することで対応することができる。外部拡張の範囲の仕様を図 1.5 に示す。図 1.4 右図に示す規格については User FPGA の内部信号配置を変更することでその機能を実装する事ができる。



Item	Specification
外形寸法	269 x 201 x 18(H) mm
質量	530 g
消費電力	3.6W*
外部信号 I/F	RS422(IN/OUT): 8ch, SPI(Slave Select): 8ch, 3.3VCMOS BiLevel(IN/OUT): 8ch, Active Analog(16bitADC): 8ch, Passive Analog(16bitADC): 8ch, Passive BiLevel: 8ch
選択可能 シリアル通信 プロトコル	UART: 10ch 2線式同期シリアル(IN/OUT): 2ch, 通信機 I/F(CCSDS IN/OUT): 1ch

\*電源モジュール DC/DC コンバータでの損失を含む.

図 1.4 Space wire の配置及び外部 I/F の規格

参考文献：第 55 回宇宙科学技術連合講演会講演集

1A04 小型実証衛星搭載計算機の開発

○堀川雄太，河原宏昭，平子敬一（JAXA）大石篤，益川一範，笹原松隆，黒田能克（三菱重工）

## 1.4 高電圧技術実証衛星鳳龍2号の基本スペック

図 1.5 に鳳龍のモデル図及び基本スペックを示す。

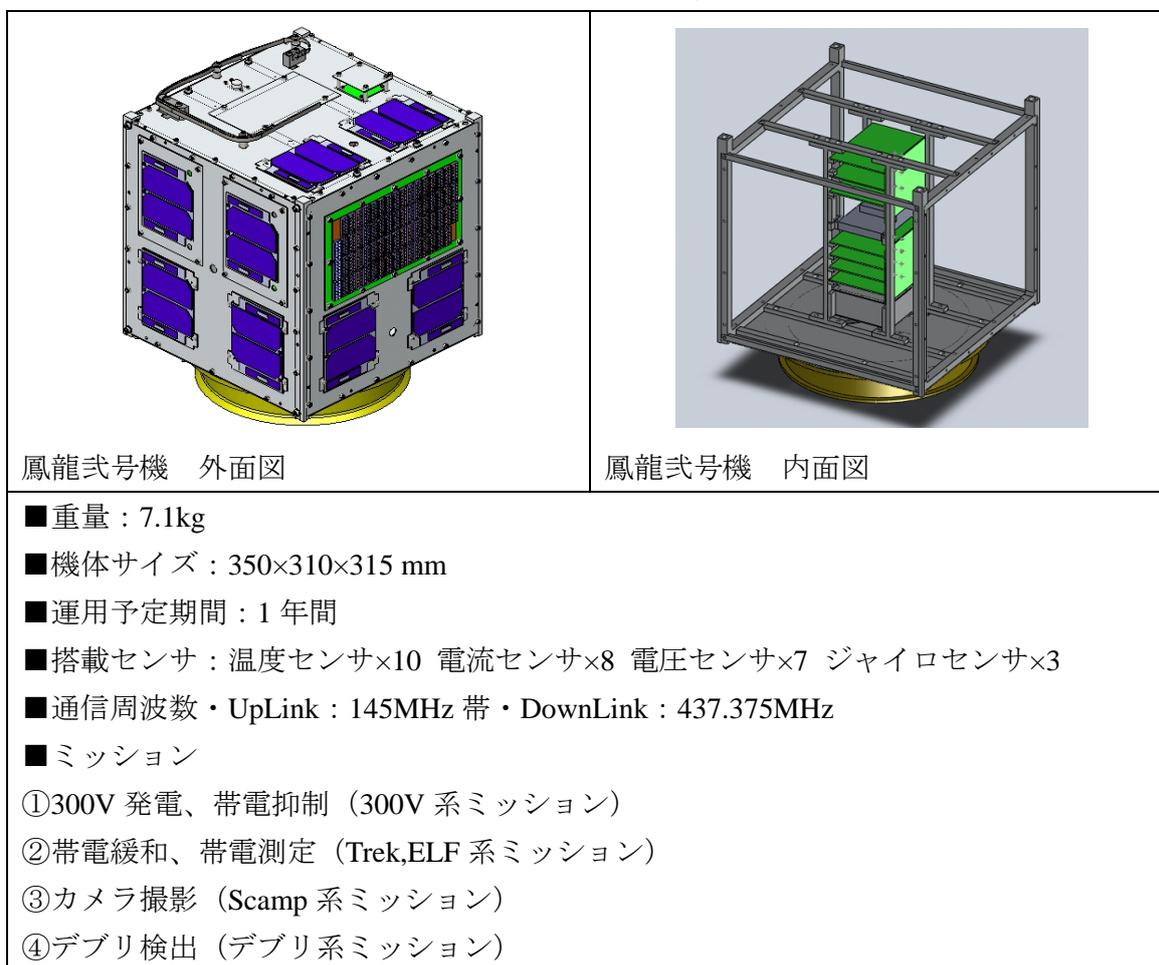


図 1.5 鳳龍の基本スペック一覧

鳳龍式号機の特徴として大きさの割に非常に重量が軽いということがあげられる。これは JAXA から提示された打ち上げ条件の一つである 25 年以内に de-orbit すること（地球の大気圏に再突入すること）を満たすために表面積を広くし、密度を下げる設計を行ったためである。

地上との送受信についてはアマチュア無線バンドを使用し、電波の送受信を行っている。通信方法としては 2 パターン有り、一つが衛星の追跡、ハウスキーピングデータの取得を目的とした CW 通信（モールス信号による通信）である。この通信のメリットとしては低消費電力、無指向性ということがあげられる。またもう一つの通信方法として FM 通信を採用している。FM 通信は CW 通信よりも高レートでデータ送信ができるというメリットがあるが、消費電力が非常に大きいためミッションデータやセンサデータのダウンリンクや、衛星へのコマンドを送信するアップリンクに使用している。この通信のデータパケット構成などは 3.1 章の鳳龍 2 号機データフォーマットの項目にて詳

細に述べる。

またミッションとしてはメインミッションである世界初の 300V 発電に挑戦する 300V 系ミッション、帯電緩和、及び帯電測定が目的の Trek 及び ELF ミッションなどがあり、これらの機能を搭載している基板を本研究で開発した OBC によりコントロールすることでミッションの起動、データ取得、ミッション終了などのコントロールを行う。この詳細については次章の 2.6 のミッション制御にて詳細に述べる。

## 1.5 OBC の設計要求

各ミッション機器やバス機器は設計前に RAS（要求解析表）を作成し、各機器がもつ設計要求の一覧を作成した。表 1.1 に OBC が主責任を持つ設計要求の一覧を示す。

表 1.1 OBC 系の設計要求一覧

ID	設計要求
DR.8.2	放射線による暴走を検知し、リセットできること
DR10.5	収集データをモールス信号に変換すること
DR14.1	300V 発電状態をモニタするデータを収集できること
DR14.2	衛星温度状態をモニタするデータを収集すること
DR14.3	衛星の姿勢状態をモニタするデータを収集すること
DR14.4	カメラの制御をおこなうこと
DR14.5	どの太陽電池で何回放電したのかを把握すること
DR14.6	V-I 測定 of データを収集できること
DR14.7	ELF の実証をモニタするデータを収集できること
DR14.8	TREK の実証をモニタするデータを収集すること
DR14.9	DS によりデブリをモニタするデータを収集すること
DR14.11	ミッション状況を把握できること
DR14.12	地上からのミッション開始コマンドを受信し各ミッションが開始できること
DR15.1	保存されたデータを読みだして、送信用フォーマットに変換すること
DR15.2	各データを FM 信号として送信すること
DR16.1	テーブルサットを行いバグが発生せず動作すること
DR28.1	運用シーケンスを決定する
DR28.2	運用シーケンスに沿った動作をさせる
DR29.1	衛星の異常・故障を判断することができる

DR29.2	ミッション系の異常・故障の場合にミッションを切り離すことができる
DR29.3	ミッション運用中に電源系の異常・故障により電力が低下した場合に通常運用モードに転換できる
DR29.4	衛星の運用が危ぶまれるような故障が起きた場合に停波措置がとれる
DR29.7	リセット信号を受けてリセットできること
DR29.8	システムが暴走した時に自動的にリブートできること

上記の表は OBC が最低限持たないといけない機能であり、この設計要求を満たす事ができるようなハードウェア設計を行った。表 1.1 の機能を正常に実装できているか次章以降に示す単体試験や様々な環境試験を経て実証を行っている。