



プロジェクトレビュー

超小型深宇宙探査機 PROCYON 推進系： 開発から宇宙運用までの道のりと教訓

Small Propulsion System on the Micro-Space Probe, PROCYON: Stories and Lessons Learned from the Development to the In-Flight Operation

小泉 宏之

KOIZUMI Hiroyuki

東京大学大学院新領域創成科学研究科

(原稿受付日：2016年3月24日)

超小型深宇宙探査機 PROCYON は H-IIA ロケット 26号機相乗り小型副ペイロードとして、2014年12月3日に惑星間軌道に放出された世界最小の深宇宙探査機である。PROCYON には軌道遷移用スラスタと姿勢制御用多軸スラスタを統合した小型推進系が搭載され、100 kg 以下サイズの宇宙機においては世界初の試みである。軌道遷移用のイオンスラスタはプラズマを利用することで効率的な推進を実現し、姿勢制御用のコールドガススラスタは簡易な構造と明快な物理に基づく確実な推進系を実現している。さらに、PROCYON およびその推進系の開発は、小型宇宙機の特長を活かし、1年3ヶ月という宇宙機としては異例の短期間で実施された。本稿では、この超小型推進系 I-COUPS の開発から初期運用までの経緯と結果を、工程の中で得られた多くの教訓と共に記す。

Keywords:

Microthruster, ion thruster, small satellite, plasma, space probe

1. はじめに

2000年代初頭に登場した小型宇宙機の流れは、実証の時代を経て2010年代の現在、実用の時代に入りつつある[1,2]。特に、小型宇宙機を利用した数多のスタートアップ企業の登場やそこへの大規模投資は目を見張るものがある。この流れにおいて、これまで低軌道が舞台であった小型宇宙機を、地球圏の外、深宇宙探査にも活用しようという方向は当然の結果と言える。NASA は火星探査機 In-Sight と共に 6U キューブサット MarCo を[3]、大型打ち上げロケットの実証機 SLS-1 と共に複数の 6U キューブサットを打ち上げる予定である[4]。両者とも、現時点においては2018年以降の打ち上げが予定されている。

この流れに先立ち、2013年、東京大学は超小型深宇宙探査機 PROCYON (プロキオン)[5]の開発を JAXA と共に開始した[6]。PROCYON は一辺約 50 cm 直方体および質量 67 kg のサイズを有し、小型宇宙機による深宇宙探査という新領域を開拓することを目的とする。このサイズの独立した宇宙機における深宇宙探査はこれまでに例がなく、PROCYON は最初の超小型深宇宙探査機である。ノミナルミッションは、各種の超小型深宇宙探査機バス技術の実証であり、深宇宙探査に必須の通信、電力、熱、姿勢、そして推進系が含まれている。さらに、アドバンスドミッションとして地球スイングバイを利用した小惑星探査、およびサイエンスミッションとして地球ジオコロナ撮像が含まれて

いる。

これら小型衛星の商用利用や PROCYON が先導する超小型深宇宙探査機のミッションには推進系が不可欠である。しかしながら、小型宇宙機が実用フェーズへと至る一方、多くは推進系を搭載していない状況が続いていた。数少ない搭載例はあるが、いずれも数 10 m/s クラスの速度成分を供給するスラスタに限られている。特に、プラズマを利用することにより排気速度を高め、推進剤の大幅な削減が可能な電気推進は[7]、小型宇宙機への適用が有望である。実際、小型推進系の必要性は早い段階から認識され盛んに研究開発が実施されてきたが[8]、実用に足る小型推進機の数少ない状況にあった。ようやく2010年代に入り、小型衛星技術の向上と、これまでの推進系研究の成果が実を結びはじめ、小型推進機の実証が増加してきた段階である。

PROCYON に搭載した推進系は、小型推進系の実用フェーズの幕開けという点と、2つのスラスタを統合した新しい推進系という点の2つの特長を持つ。PROCYON における推進系は、第一に深宇宙における姿勢制御、第二に地球スイングバイのための軌道遷移、そして、第三に小惑星接近時の短時間軌道修正という役割を持つ。特に、第一の姿勢制御(角運動量の放出)ができなければ、探査機は数週間で制御不能となる。PROCYON は推進系なしでは成立しない探査機である。これらの推進能力を提供するた

めに、PROCYONの推進系は、軌道遷移用の超小型イオンスラスタと姿勢制御および短時間大推力用のコールドガススラスタを搭載し[9]、I-COUPS (Ion thruster and Cold-gas thruster Unified Propulsion System) と名付けられた。リソースの限られた小型宇宙機において、2種類のスラスタ搭載を可能としたのは、イオンスラスタとコールドガススラスタの両者で単一の高圧ガス(キセノン)系を共有した点である。これにより、小型推進系において最も質量/体積を要するガス系乾燥質量の削減を達成し、大きな ΔV を担う主推進機および多軸の姿勢制御用スラスタのRCS (Reaction Control System) の両者を提供するフルセット推進系を実現している。

本稿では、この統合小型推進系 I-COUPS に関して、スラスタの物理や性能ではなく、その開発と初期運用までの過程と結果を記す。スラスタの研究結果、システムの詳細、そして宇宙実作動の結果は、多くの会議や雑誌において発表されるが、開発経緯に関して詳細を記す機会は多くはない。しかしながら、実験装置を構築できなければ新しい実験ができないのと同様に、実際の推進系が開発できなければ、折角の研究結果を宇宙で活かすこともできない。特に、小型宇宙機は大学/スタートアップ企業/小規模組織自身による開発が期待される領域である。大規模メーカーが技術を有してきた従来の大型宇宙機とは状況が異なる。小型推進系 I-COUPS は、探査機 PROCYON 同様、多くの“はじめて”を有する試みである。推進系の開発経緯を詳細に記すことにより、開発の一例および得られた教訓を残し、今後の小型推進系の発展の礎としたい。

2. 成り立ちと概要

2.1 MIPS 開発

小型推進系 I-COUPS のベースは、小型イオン推進システム MIPS (Miniature Ion Propulsion System) である [10, 11]。MIPS は、低電力化に成功したマイクロ波放電式の小型イオンスラスタに対して、適合するサブコンポーネントを開発し、イオンスラスタを用いた小型推進システムとして仕上げたものである。この開発は小型衛星「ほどよし4号」[12-14]への搭載のため、東京大学と次世代宇宙システム技術研究組合によって実施された。「ほどよし4号」は MIPS を搭載し2014年6月に打ち上げられ[15]、同10月にイオンスラスタの初作動を達成した。

MIPS の開発は、小型イオンスラスタ [16] への長寿命化および小型化のための改良と、サブコンポーネントの開発からなる。サブコンポーネントは、小型の電源(高電圧電源とマイクロ波電源)、小型のガス供給系、そして小型の制御器からなる。これらサブコンポーネントの開発は、COTS (商用品の利用) を基本として、かつ推進系開発の経験がない企業と共に実施された。この開発には多大な時間/労力を要し、このサブコンポーネント開発こそが MIPS 開発のメインである。

I-COUPS は MIPS の発展型にあたるが、実際には MIPS と I-COUPS は並行開発の様相となった。当初の計画では、MIPS 開発および宇宙運用の結果を活かし、I-COUPS の開

発を実施することを目論んでいた。しかし、当初予定では2013年打ち上げ/運用であった「ほどよし4号」の打ち上げが2014年までずれ込んでしまった。このため、2013年10月から2014年3月までは、MIPS-FM (FM: フライトモデル) と I-COUPS-STM (STM: 熱構造モデル) の開発/試験が重複、2014年4月から9月まで I-COUPS-FM 開発、PROCYON の JAXA 引き渡しから打ち上げまでの10-11月に MIPS 運用、そして12月からの I-COUPS 運用と息をつくまもない連続開発となった。

2.2 PROCYON の提案

PROCYON は「小型宇宙機 (100 kg 以下) による初めての深宇宙探査」が最大の特長であるが、開発スタートから打ち上げまで1年3ヶ月という超短期開発も類をみない特長である。H-IIA ロケット26号機相乗り公募小型副ペイロードの打ち上げ機会公募の開始が2013年4月であり、正式な決定は2013年9月、打ち上げは2014年12月である。開発期間と同様に、公募から提案までの期間も著しく短かった。

この短期間における提案およびその後の開発を可能としたのは、探査機本体/システムと推進系のそれぞれを担当する研究室間に日頃の連携があったことが大きい。実際、教員間での情報交換および研究室間での勉強会は、プロジェクト以前から存在していた。このため、小型衛星システムからの需要および小型推進系の能力に関して、プロジェクト前から両者互いに大まかな把握ができていた。そして、このような事前交流は、同じ専攻(建物)内に両者が居るといふ地の利の影響が大きい。また、開発開始後の意思疎通にも大いに役立ったと認識している。

2.3 I-COUPS の提案

I-COUPS の要はイオンスラスタとコールドガススラスタによるキセノン推進剤の共有である。このようなガス共有システムは、小型宇宙機および小型推進系に重要なものとして、PROCYON 以前より構想にあった。発想の源をたどれば、はやぶさ1号の復旧運用における中和器からの生ガス噴射による姿勢制御などである。ただ、コールドガススラスタは全ての推進系の中でもっとも性能の低いスラスタである。通常の宇宙機においては、このような緊急事態でもなければ、重宝されることはない。しかし、小型推進系においてはガス制御系の乾燥質量がネックとなるため、ガス系の共有は低性能という欠点を上回る利点となった。

I-COUPS 開発は様々な検討からスタートしたが、開発自体とともに重要視したのが、用語の整理とスラスタの固有名称の提案である。多人数でとりかかるプロジェクトにおいて用語整理が重要であることは自明である。本開発でも全構成と名前(略称含む)付を早い段階で実施したことは、その後の開発に有意であった。一方、スラスタの固有名称は、一般的な推進系との区別という利便性の他に、推進系チームの雰囲気盛り上げる意味がある。愛着が湧いているほど開発が進むに違いない。ただし、中身を適切に表す頭字語であり、かつ英語圏で良い響きを持つ語を見つけるのは容易ではなかった。しかし、そこは学生に頑張ってもらい、多数の候補の中から最終的に I-COUPS と名をつけた。coup (クー) はフランス語の「打つこと」を語源に持

つ英語で、「一撃」「大成功」といった意味を有し、coups (クーズ)はその複数形である。小型宇宙機にとって革新的な推進系としての意味を込めることができた。なお、他にも、ECUPS, MECUPS, IGUPS, ICEPUS, MUCHEPSなどの案があった。何の略称であったかはお想像にお任せしたい。

2.4 I-COUPSの概要

I-COUPSは、次の4ユニットから構成される：イオンスラスタユニット (Ion Thruster Unit: ITU)、コールドガススラスタユニット (Cold-gas Thruster Unit: CTU)、電源ユニット (Power Processing Unit: PPU)、推進剤供給ユニット (Gas Management Unit: GMU)、ならびにI-COUPS制御ユニット (I-COUPS Control Unit: ICU)。制御器であるICUが探査機メインコンピュータOBC (On Board Computer)とのインターフェースとなり、全てのスイッチおよびバルブのOn/Offを制御し、電流・電圧・温度等の全てのテレメトリを管理する。ガスを制御するGMUは、イオンスラスタおよびコールドガススラスタの両者にガスを供給する。コールドガススラスタユニットCTUは、CTUのバルブ全てを集約するバルブターミナル、8本の1/16インチSUS配管、そして8基のスラスタからなる。ITUのイオンスラスタは、MIPS-FMで使用されたものと同型である。イオンスラスタを作動させるための電源であるPPUは、高電圧電源 (High Voltage Power Supply: HVP) およびマイクロ波電源 (Microwave Power Supply: MPS) からなる。

I-COUPSがMIPSと異なる点は、マイクロ波の出力を増加させた点、CTUを付加した点、そしてインテグレーション方式を採用した点である。マイクロ波の出力は、高い推力要求のためであり、MIPSの1.0 WからI-COUPSで1.4 Wへ増加させた (消費電力が増えたのみで外観上の変化はない)。I-COUPSのガス系統図を図1に示す。高圧レギュレータの下流からガス配管を分岐させることでCTUが付加している。MIPSにおいては、全てのガス系統およびコンポは2層構造のデッキに集約しモジュール化を実現した。しかし、I-COUPSで加わったCTUの配管は探査機全体に張り巡らされるため、完全なモジュール化は困難である。さらに、PROCYONでは全体の質量制限が極めて厳しかったため、探査機構体に各コンポーネントおよび配管を直接取り付けるインテグレーション方式を採用した。これにより、モジュール化のための構造部材を減らし、全体質量の軽量化が可能となった。具体的な質量打ち合わせを図2に示す。I-COUPSは、MIPSに対して推進剤質量を1.5 kg増加させCTUを付加したにも関わらず、全質量はMIPSの8.1 kgに対し[11]、I-COUPSの全質量は10.0 kgに納めることができた。

3. BBM/STM 開発および試験

3.1 I-COUPS-BBM/STMの概要

超短期間の開発の中で、FM (フライトモデル) に先立ち、2つのモデルBBM (ブレッドモードモデル) およびSTM (熱構造モデル) の開発を実施した。BBMの目的はコールドガススラスタの推力測定であり、CTU以外のユ

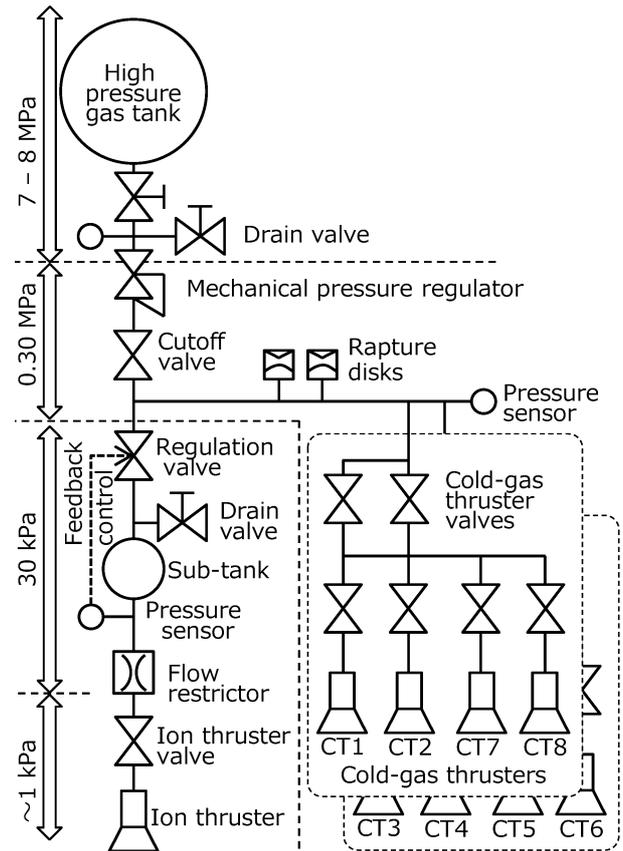


図1 I-COUPS ガス系統図。

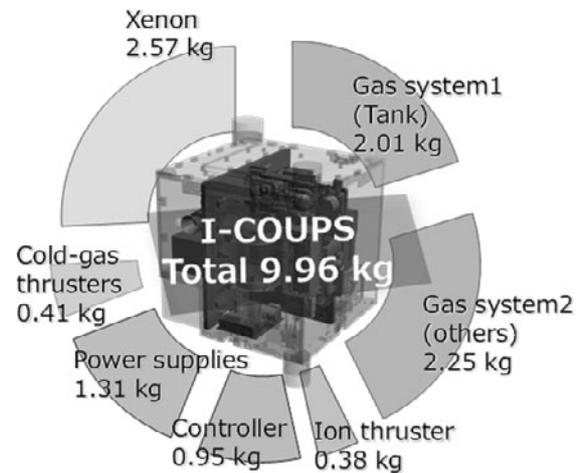


図2 I-COUPSの質量分配。

ニットは付随していない。STMの目的は振動環境への適合性確認であり、構造がMIPSから大きく変わるものと新規品が対象である。すなわち、STMにおいて、GMU, CTU, ICUのみが開発され、ITUおよびPPUはダミーマス (質量を合わせた金属塊) が使用された。BBMおよびSTMいずれのモデルにおいてもイオンスラスタに関するユニット (ITUおよびPPU) はない。したがって、並行開発となった「ほどよし4号」搭載のMIPSのFMが、実施的にI-COUPS-ITU/PPUのEM (エンジニアリングモデル) であった。

3.2 コールドガススラスタ BBM 性能測定

コールドガススラスタ BBM の目的は、推力および流量の測定に加え、実機におけるレギュレータからスラスタまでの配管長さおよび曲げ回数の影響を調べることであった。実機の配管は20-110 cm 長の1/16 インチ SUS チューブであり、BBM ではこれを模擬する複数のチューブを用意した。

コールドガススラスタの推力測定には、研究室内でホールスラスタ（電気推進の1つ）用に開発された零変位式のスラストスタンド[17]を使用した。本コールドガススラスタの推力は約 20 mN であり、本スタンドの測定範囲と合致していた。なお、このスタンドは2軸推力測定が可能であるが、試験時間の制限により、ここでは1軸推力測定のみを実施した。性能測定時の配置を図3に示す。作動は全て真空チャンバー内で行った。

コールドガススラスタの流量測定には、電子天秤とサブタンクを用いた。配管の容積よりも十分に大きいサブタンクを真空チャンバー外部に設置する。スラスタの上流圧を決めるレギュレータをサブタンクの下流に配置する。スラスタ作動中はサブタンクへのガス供給は行わない。スラスタの作動により、サブタンクと配管内のガスのみが消費され、その量を電子天秤により直接測定する。この方法は、イオンスラスタ研究において流量制御器の較正を行うために確立したものである。なお、オリジナルはドイツのゲーセン大学の電気推進研究室を見学した際に知ったものである。

測定の結果、上流圧 220 kPa において推力 22.0 mN、質量流量 92.4 mg/s を得た。配管の長さおよび曲げ回数は、測定精度の範囲内において推力に有意な変化をもたらさなかった。また、両者は、バルブ開放からスラスタ直前の圧力計

の反応までの時間へも、有意な変化を与えなかった。

3.3 I-COUPS-STM 振動試験

I-COUPS-STM 振動試験の目的は、新規部品（MIPS 開発において試験されていない部品）の検証である。これに該当する部品は、CTU、CTU のために基板が追加された ICU、そして構体直接取り付けによる配管配置変更およびタンクサイズの変更を有する GMU である。I-COUPS ではコールドガススラスタとしてもガスを消費するため、MIPS の 1.1 L タンクよりも約 2 倍の 2.0 L タンクを使用した。最終的にこのタンクには 2.5 kg のキセノンを搭載した。他方、イオンスラスタに関わる ITU および PPU は全てダミーマス（形状と質量だけ合わせた金属塊）が使用された。なお、高圧ガスタンクは FM と同等品が使用されたが、内部への高圧キセノンガス充填は実施しなかった（充填費用が高額であるため）。しかし、タンク全体の質量は高圧ガス充填を模擬する必要がある。キセノンの密度は、温度 25℃、圧力 7.02 MPa において 1250 kg/m³ である。水に砂糖および食塩を大量に溶かすことで、密度を同一値に調整した液体（砂糖塩水）を高圧ガスタンクに充填した。

振動試験における焦点は、コールドガススラスタの配管固定方法および高圧ガスタンクの固定方法の検証であった。コールドガススラスタ自体は金属片に穴（ノズル）が空いただけのものであり、振動に対する懸念は一切ない。ガス配管に使用した1/16インチSUS管も、配管自体には何の懸念はなかった。しかし、探査機内を配管が最大 110 cm に渡り這いまわるため、ある程度の長さ毎に配管の固定が必要となった。ここで、固定部材にネジという一般的な固定方法を選択すると、容易に配管全質量よりも固定具が重くなってしまう。1/16インチ配管の長所である軽量化を損なうのは避けなかった（加えてシステムからは厳しい軽量化要求がある）。また、高圧ガスタンクの固定に関しては、MIPS において既に確立されていたが、I-COUPS ではタンクは 2 倍以上の質量を有するため、固定方法の再検証が必要であった。

コールドガススラスタの配管の固定は、探査機構体へのカプトンテープ貼付け、1/16インチ管設置、アルミカバーのエポキシ樹脂接着という構造で決着がついた。固定具の写真を図4(a)に示す。カプトンテープは、再貼付け時の構体表面へのダメージを避けるために使用した。管はこの上に接着で固定される。アルミカバーは接着面積を増やすために使用されている。STM 試験では、再貼付けの容易性から接着剤としてシリコンゴム (RTV) も試験されたが、加振中に多数が剥がれ落ちる結果となったため、エポキシ系接着剤を採用した。また、FM では、図4(b)に示すように、配管の両端付近のみにネジ止め固定具を導入した。

高圧タンクの固定方法では、組立の難易度と締め付け不足によるタンクの回転が問題となった（振動試験時にタンクが回転してしまった）。これは市販品タンクには固定用の取り付け穴がなく、挟み込む固定であるための難しさである。最終的に FM では、SUS 薄板ベルトを用いてタンクを固定具に巻きつけ、その固定具を探査機本体に取り付け

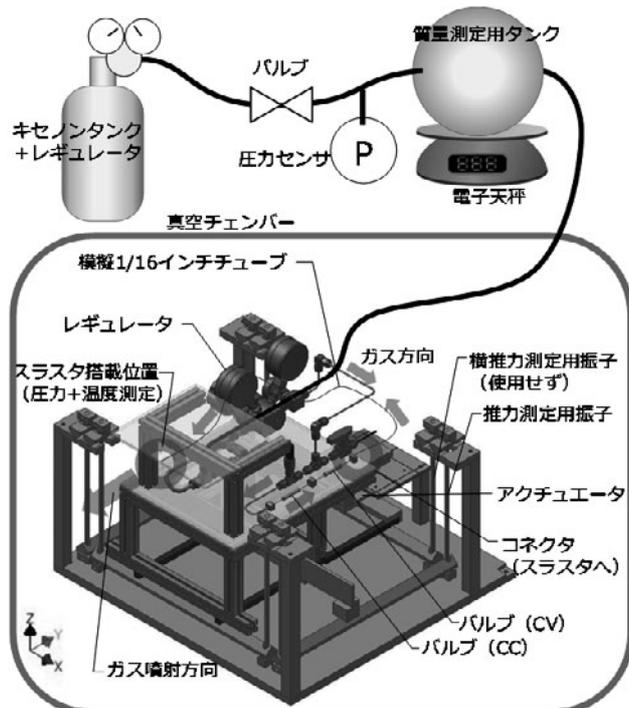


図3 コールドガススラスタ BBM における性能測定試験。

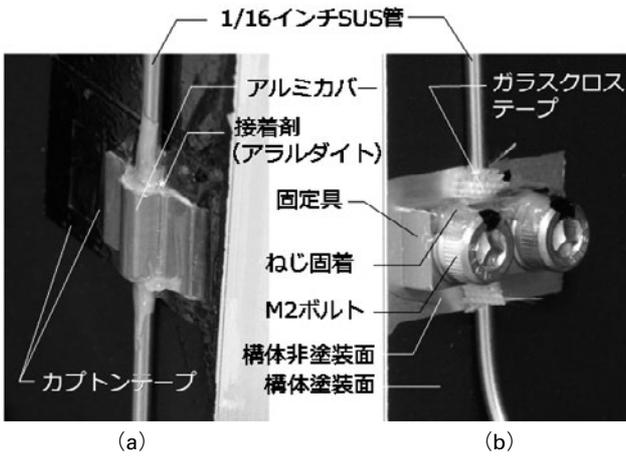


図4 コールドガススラスタ 1/16 インチ配管の固定方法。

る方法を採用した。ベルトの締め付け強度はネジにより調節可能であり、歪みゲージにより定量的に管理する。ベルト締め付け作業と探査機本体への組付作業を分離することにより、組立性の向上と定量的な締め付け度評価が可能となった。STMとFMにおけるタンク固定方法の違いを、後述のSTM挟み込み方法とともに図5に示す。ただし、STM振動試験を受けての設計変更となった上、高圧ガスタンクの固定はI-COUPSにおける最重量物であるため、FM固定方法は、単体での振動試験における検証（2014年6月実施）の上で、探査機FMに適用した。

3.4 STMシステム組立および振動試験のトラブル

推進系を含むPROCYON-STMの組立（システム組立）および振動試験は、打ち上げまで9ヶ月を切った2014年3月8日から21日にかけて実施され、想像以上に過酷なものとなった。外部で実施する実験／試験は、不慣れた環境と明確な時間制限のために困難を伴うのが常である。加えて、我々の研究室にとって初となる衛星組立作業および振動試験、年度末という時期（修士2年生が不在で主力は修士1年生）、就職活動との並行作業と、さらに厳しい条件がそろってしまった。連日連夜、9時から22時の作業が続いたこの期間は、著者自身の研究歴の中でも群を抜く厳しさであり、学生にとってはさらなるものであったに違いない。多くのトラブルが生じながらも何とか組立および振動試験を切り抜けることができたのは、彼らの奮闘の賜である。ここではSTMのシステム組立から振動試験において生じた代表的なトラブルを記す。

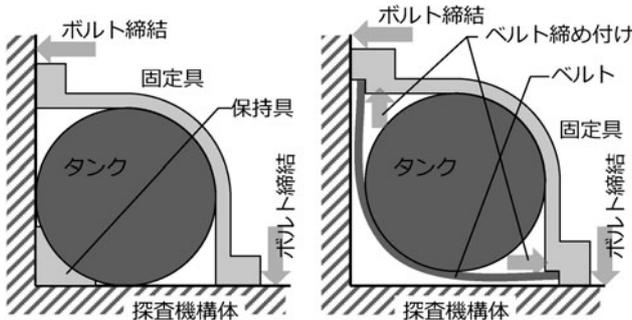


図5 高圧ガスタンクの固定方法；(a)STMにおける挟み込み固定、(b)FMにおけるベルト固定。

システム組立に先立つ推進系単体組立（2013年12月）において、高圧配管部に明らかな溶接不具合が見つかった（スヌープの泡が吹き飛び確認できないほどの激しい漏れ）。当然、溶接業者に差し戻すべきところだったが、衛星への組付期限まで数日しかないことと、STMでは8 MPaの高圧に耐える必要はないこと（レギュレータの作動を確保する0.5 MPaでよい）から、とりあえずの接着剤と自己融着テープによる応急処置で対処した。ところが、探査機パネル構体納品の遅れから、STM振動試験は当初予定より3ヶ月遅れた2014年3月実施となった。これは不具合対処にとっては恵みの雨となり得るのだが、実際の延長は1月から3月まで逐次的／連続的な引き伸ばしとなったため、各コンポは常時スタンバイでの待機を余儀なくされ、推進系も応急処置状態のまま振動試験を迎えることとなった。しかし、振動試験の後半3月19日にこの応急処置部から漏れが発生し、以降の気密試験ができなくなるというお粗末な結果となった。この不備は、実績のある業者による溶接を過信した点（長年の研究における溶接依頼では一度も不備がなかった）と、納期を優先して半端な対応を許してしまった点が原因である。FMでは高圧部溶接箇所の非破壊検査（浸透深傷試験とX線試験）と耐圧気密試験が導入された（これは別途、安全審査上で必須となったが）。

システム組立における最大の障害は、1/16インチSUS配管の曲げ加工および取り回し（ルーティング）の“見た目の悪さ”であったと言える。1/16インチSUS配管は1/4配管に比べれば各段に曲げ易い。しかし、多数の機器が混みあった探査機内部における3次元曲げ加工は予想を超えて困難であった。コールドガススラスタシステムの配管を図6に示す。銅線を用いての事前の加工練習を経ていたものの、曲げの試行錯誤を繰り返した結果、配管の“見た目”は悪くなっていった。さらに、余った配管を経路中で巻き取る設計が“見た目の悪さ”に拍車をかけた（配管の両端はフランジ溶接であり長さ調整ができない）。この配管の長さおよび曲げ回数が性能に影響を与えないことは先のBBM試験で実証されおり、配管の“見た目の悪さ”は本質的には問題ない。ただ、極めて丁寧に作成されてきた他コ

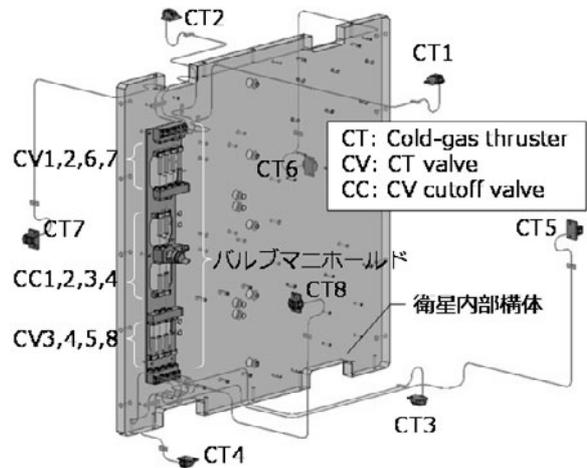


図6 コールドガススラスタシステム。

ンポと比べ、この配管の“見た目の悪さ”は突出しており苦情が寄せられた。確かに、お世辞にも“美しい”配管とは言えなかった（実用上は支障ないはずであるが）。

この点を反省し、FMでは1)配管仮組み専用の探査機モックアップの作成、2)ネジ式固定具の導入、3)チューブ一端へのOリング同軸シール導入を採用した。モックアップは樹脂製であるがFMと同一構造実物大であり、スラストおよび配管用のネジ穴も再現されている。そこにFMスラストおよびバルブをセットして、まわりに障害物がない状態で最善の曲げ作業を実施した。モックアップからFM構体への移設は多少の曲げ修正だけで可能であるため、STMに比べ容易にそして各段に“美しく”ルーティングが完了した。

システム組立におけるもう1つの問題が、高圧ガスタンクの固定作業であった。高圧ガスタンクSTMは、探査機中心部のパネルに、固定具を用いて縦向きに挟み込んで固定された（図5(a)参照）。高圧ガスタンクはCFRP/GFRP製であり、基本形状は円筒+半球であるが、最外皮に塗られた樹脂層のために“いびつ”な形状となっている。この隙間を埋めるためにシリコンシートを挟み込む。この方法は強度としての問題はなかったが、取り付け性に難点があった。高圧ガスタンクの質量は、ドライマス1.20 kgと推進剤（STMではダミー）2.50 kgの合計3.70 kgである。この重量タンクの保持/位置合わせ、固定具の保持/位置合わせ、パネル裏側からのネジ止めを、小さな探査機に対し2人ないし3人で実施していく作業は困難を極めた。結果として、シリコンシートを挟み込めない箇所が生じ、加振中に最外皮樹脂層が固定具金属と接触し、異音の発生（加振中に恐ろしい音がする）および外皮の損耗につながった。さらに、5月に実施された振動試験の追試では、急なスケジュールにより担当外の者が固定を実施した結果、振動試験中に高圧タンクが180度回転するという事態が生じた。

4. I-COUPS-FM 開発/試験

4.1 I-COUPS 開発概要

2014年4月からは（STMの追試が残る中）、FM開発が始まりI-COUPSの目玉であるイオンスラストFMの製造/試験もスタートした。イオンスラストの開発は組立、中和器オリフィス形状決定、イオン源/中和器流量分配決定、イオンビーム中心測定、I-COUPS単体環境試験と分かれている。以上の項目を実スケジュール上では4月末から7月末の3ヶ月の間に実施した。ここでは代表的な試験と開発中に生じた主なトラブルを記す。

4.2 中和器オリフィス試験

イオンスラストのイオン放出と同時に、探査機電位（宇宙空間に対する電位）を保つために電子を放出する中和器は、推力を生成するイオン源と同等に重要な機器である。その性能を向上させること（電子を放出するための流量、電力を減らすこと）は、推進システムとの性能を向上させることと等価である。I-COUPS-ITU-FMでは、作動試験において最適なオリフィスを選定し、中和器性能を最大限引

き出すこととした。

I-COUPSの中和器は、イオン源と同一のプラズマ源に電子放出オリフィスを装着している。中和器全体に負電位を印加することでプラズマから電子が外部に放出される。これまでの研究において、電子放出オリフィスの形状が電子放出効率に大きな影響を与えることがわかっておいた。しかし、プラズマ源内およびオリフィス近傍において、電子は100 mT程度の強磁場にトラップされており、どのような輸送過程を経て電子が外部に放出されているかは明らかになっておらず、これまで実験により最適なオリフィス形状を選定してきた。この点に関しては、実験と並行して、鷹尾らと共同で数値計算を用いた解明を進めている[18]。そして、この研究の中で提案された新しいオリフィス形状4パターンを、I-COUPS作動試験に導入しもっとも電子放出能力が高いオリフィスを選定することとした。これは中和器オリフィスの交換が容易であるために実現できたものである。試験の詳細は参考文献を参照されたい[19]。

4.3 イオン源/中和器流量分配決定

イオン源と中和器への流量分配はオリフィス（分配オリフィス）を用いて受動制御を行う。この分配オリフィスのサイズは実験的に決める必要がある。これは、オリフィス以外の流量経路のコンダクタンスが無視できない大きさであり、分子流と流体の中間領域であり予測が難しいことに起因する。分配オリフィスは、直径5.0 mmの円板に直径50 μ mほどの孔を複数設けたものであり、孔の数によってコンダクタンスを調整する。

これまでの研究から、イオン源と中和器の流量比は100:40程度が目安であった。I-COUPSでは、事前の中和器オリフィス試験によって中和器性能が上昇したため（同一の電子電流がより少ない流量で供給できる）、中和器流量の比率を下げる事ができた。しかし、具体的にどこまで下げられるかは試験なしではわからない。一般に、中和器流量を下げていくと、比推力が向上し同時に中和器電圧が上昇する。中和器電圧が高くなりすぎると、中和器の寿命に影響を与える[20]。このため、中和器電圧を30 V以下に抑えるという条件の下で、可能な限り比推力が高くなるようにオリフィスを選定した。

4.4 イオンビーム中心測定

I-COUPSはジンバル機構を有しておらず、イオンスラスト推力軸と探査機重心のずれは必ずトルクを生み出す。このトルクは一時的には探査機のリアクションホイールによって吸収されるが、最終的にはコールドガススラストによって外部に放出されなければいけない。つまり、推力軸と重心のずれは、実効的なイオンスラスト比推力の低下と等価である。したがって、イオンスラストの初期取り付け位置/方向はミッションにとって極めて重要である。イオンスラストのグリッドアライメントのずれにより、イオンビーム方向はイオンスラストの機械的軸とは必ず差がでる。

推力軸と重心のずれを最小とするため、FMに対しイオンビーム測定を実施し、その結果を反映してイオンスラストの取り付け角度を最終調整する方法をとった。取り付け角度の調整は、イオンスラストは探査機に固定するアルミ

製ブラケットの調整（製造）によって実施した。すなわち、イオンビーム測定結果より調整角度を決定し（2014年7月8日）、ブラケットの設計を確定し（7月14日）、製造し（10日間）、実機に搭載した（7月25日）。ビーム測定は複数回試し、その平均値を用いた。さらに、後述の振動試験あるいは実際の打ち上げ振動においてグリッドアライメントがずれる可能性も否定できない。この懸念を払拭するために、振動試験の前後においてビーム測定を実施し、有意な差が生じなかったことを確認した。イオンビーム測定結果の詳細さらに宇宙運用結果との比較は、参考文献[21]に記されている。ここでは測定されたイオンビーム分布の例をのみを図7に記す。

4.5 単体環境試験

I-COUPSは、探査機構体にインテグレートされた構造であり、全ユニット統合環境試験を行うことが難しい（衛星自体を模擬する構体が必要となる）。さらに、ユニット毎に納品時期が異なったため「ITU, ICU, MPS, 高圧タンクを除くGMU」、HVPS, CTUバルブ, 高圧加圧レギュレータ, 高圧タンクと複数回にわけて実施した。ここでの環境

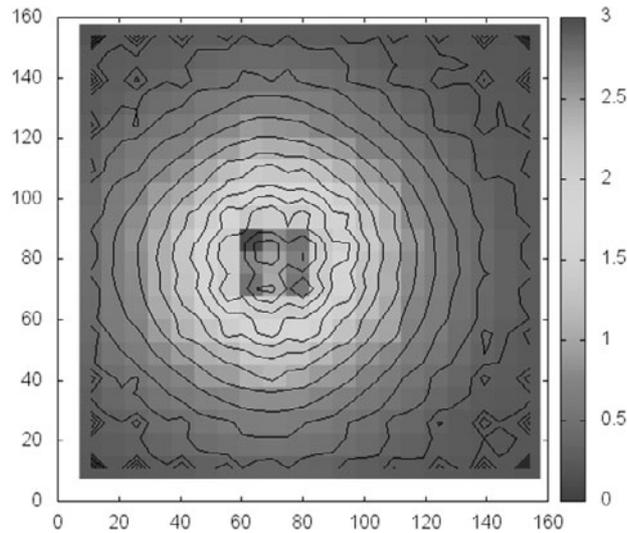


図7 イオンビーム測定；スラストより30 cm 下流におけるイオン飽和電流密度分布（単位は任意）。

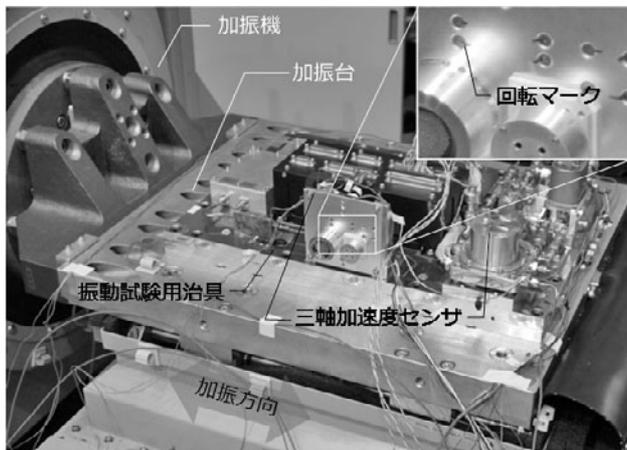


図8 I-COUPS 単体振動試験；本試験では、ITU, ICU, MPS, GMU（高圧タンク除く）を試験した。

試験とは、振動試験および温度サイクル試験のみ意味する。大型品の振動試験は九州工業大学の超小型衛星試験センターにおいて、小型品の振動試験および全ての温度試験は、探査機を取りまとめている東京大学 中須賀・船瀬研究室の装置を利用した。なお、環境試験に熱真空試験を含めていない。大半の機器がITU作動試験により長時間に渡り高真空環境にさらされるため、真空中での健全性確認のための熱真空試験は不要とした（最終的には探査機組み込み後の熱真空試験がある）。

振動試験の最終目的は、3軸それぞれでの規定強度・時間の加振である。一般に、初めから最大強度・時間を試すことはせず、数段階にわけて徐々に加振強度をあげる。また、通常、加振タイプはランダム振動とサイン振動に別れる。したがって、たとえば、各3段階の強度で進めた場合、3軸×3段階×2種類と18回の試験が必要となる。この各加振毎に、機器の健全性確認を実施する。I-COUPSの場合、大気中で可能な試験は少なく、外観検査と圧力値によるリーク発生有無の確認であった。しかし、これだけでは機械的な微妙な変化（ネジの緩みなど）は発見できない。確認の主力は、モーダルサーベイと呼ばれる微小加振による周波数応答のチェックである。対象物の各場所には3軸加速度センサが取り付けられ、加振前後において周波数応答に変化がないことを確認しながら試験を進めた。九州工業大学において実施されたI-COUPS単体振動試験の様子を図8に、このときの周波数応答の例を図9に示す。ここで描かれる応答は、ITUプレートに対して垂直方向のランダム加振前後でのモーダルサーベイの結果である（加速度もITUプレート垂直方向）。周波数540 Hz付近に大きなピークがあり、これがプレートの固有振動数に相当する。例えば、プレート締結ネジに緩みがあればこのピークが低周波側にシフトする。振動工学，制御工学，フーリエ

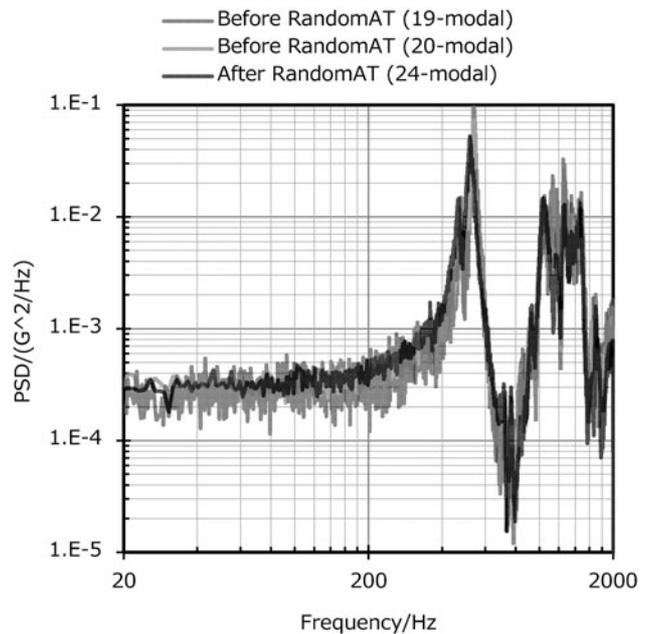


図9 I-COUPS 振動試験におけるモーダルサーベイ結果；ITU面に垂直加振時の同方向加速度。

解析等の学問をダイレクトに使う試験は大変に興味深かった（学生実験の教材にはぴったりだと感じた）。

しかし、スケジュールは、常時かつ非常に余裕がなかったため、学生たちが振動試験を楽しむ余裕は皆無であったかもしれない。表1にFM単体の振動試験の履歴を記す。7月中旬にほとんどのFMの環境試験が集中し、過密スケジュールとなった（さらに、この合間にITU作動試験が入った）。特に、九州での試験は、1-2日を要する配送時間を省くため、ほぼ全てが新幹線での人力運搬移動となり（半日で移動可能）人的負担は増大した。さらに、回数をこなす程に各人の技量が上がるため、効率化のためには特定の人物に依頼が集中する。このような非線形効果はプロジェクトの各所に現れていた。I-COUPS-STMおよびMIPS-FMにおいて様々なトラブルを出し尽くしていたために、FMの試験自体に大きな問題は生じなかったのが唯一の救いであった。

4.6 ITU 標準作動試験

環境試験前後等においてイオンスラスタの健全性を確認するため、標準作動試験と呼ばれるルーティンを導入した。約1時間程度にわたり、ある流量範囲を掃引し、その区間における推進性能を取得する。毎回のITU作動試験において、同じ運転を行うことによって、不慮の故障/異常の発見を行う。これは宇宙運用が開始してからも、健全性を確認するためのデータとなるため大変重要なものである。流量分配試験が終了した段階で標準作動試験を規定し、以降、作動を行う度にこの試験を実施した。標準作動試験において取得されたデータ例を図10に示す。

一方、宇宙作動を経た後日の教訓は、標準作動試験として異なる温度条件を実施すべきであったことである。I-COUPSの標準作動試験は全て水冷プレート上で実施され、温度環境は一定温度に統一されていた（プレート温度が15℃程度）。しかし、宇宙作動において温度が地上と異なる場合に（通常、異なる）、スラスタ健全性の確認が難しくなる。本開発においても、地上試験においてチラーを導入して温度制御を行う計画はあったが、スケジュール上、導入が間に合わなかった。現在、この温度制御は地上試験として必須の機能であったと認識している。

表1 I-COUPS-FM 環境試験スケジュール。

日時	内容	場所	対象	担当
6月10-11日	振動	九工大	高圧タンク	河原, 小泉
7月8-9日	振動	九工大	I-COUPS 単体	浅川, 笠木, 小泉
7月15-18日	温度	東大	I-COUPS 単体	柳沼
7月16日	振動	東大	レギュレータ	笠木
7月22日	振動	九工大	CTU バルブ	笠木, 浅川
7月24日	振動	東大	改修後 HVPS	河原
7月24日	温度	東大	CTU バルブ, 改修後 HVPS	柳沼
9月4日	振動	東大	ICU 基板	笠木
9月5日	温度	東大	ICU 基板	柳沼
9月5日	温度	東大	ICU 基板	柳沼

4.7 イオンスラスタ開発中のトラブル

イオンスラスタ開発中の最大のトラブルは、HVPS（高電圧電源）の2回の故障である。一度目は、HPVS納入直後の標準作動試験における1.5kV系の故障、二度目は熱真空試験時の作動における中和器用電圧系の故障である。結果的にどちらも真空度が原因と推測している。一度目は、他コンポよりも遅れて納品されたHVPSに対し、「これまでの作動試験と同時間の真空引き」の後に試験を実施したために、HPVS内部で放電が生じたと推測している。十分なアウトガス放出のため、長時間の真空放置を実施すべきであった。二度目は、システム熱真空試験における放電多発によるものである。熱真空試験チャンバーの圧力計は、シュラウド外部に設置され、シュラウド内部の圧力は不明であった。シュラウド内部とポンプ間のコンダクタンスの初期見積の精度が低く、シュラウド内部圧力が想定よりも高かったものと判断している。この2つの故障とその対応（修理）により、過密なスケジュールがさらに過密となってしまった。

他にも、突入電流対策のために提案された改修案による、FET素子の故障、耐プロトン照射耐性向上のためのDCコンバータの変更など多数のトラブルがあった。イオンスラスタ本体の作動に大きなトラブルがなかったことが救いであった。

また、FM開発時に部分的にSTMコンポを使用したことが系を複雑化させ、ケアレスミスによる故障や作業の負担を増加させた。しかし、部分的なSTMの使用はスケジュールを成立させるため不可避であった。したがって、これはSTM開発時より尾を引いているもので、一度、負サイクルに入ると脱出が厳しいこと痛感した。単純に余裕をもった予定を組むだけでは解決せず、難しい課題だと認識している。

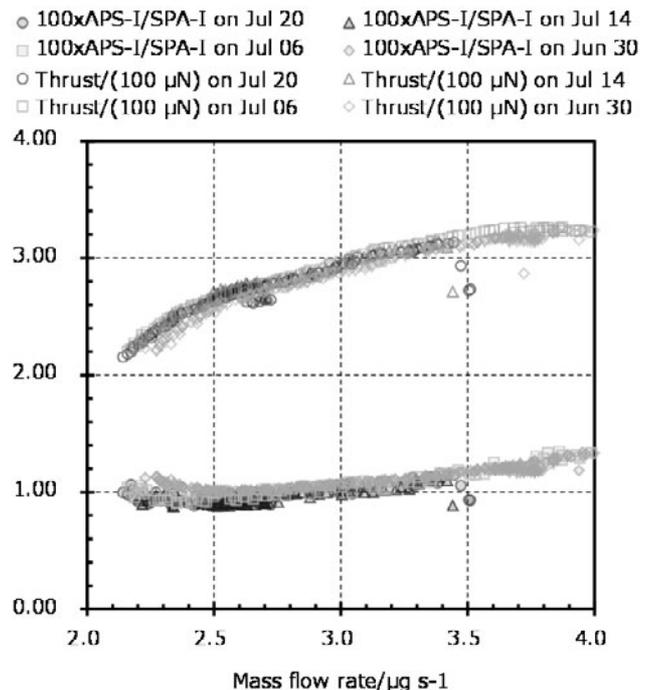


図10 ITU 標準作動試験。

5. システム開発／試験

5.1 探査機への組み込み

2014年7月末にI-COUPSの探査機組み込み作業を実施した。組み込みは、CTU配管、高圧ガス系配管部、マイクロ波電源、CTUバルブ、高電圧電源、高圧タンク、制御器、ITUの順序で実施した。STMにおいて多くの知見／修正を得たおかげで、順調に作業が進み2日間で組み込みが完了した。特に、1) 高圧ガスタンクの締め付けと探査機組み込みを分離改良した点、2) コールドガススラストの配管曲げ作業を探査機モックアップ上で事前に実施した点が、組み込みを大幅に改善した。

また、全ての部品の質量を、組み込み直前に測定したことは、後々、役に立った。少なくない部品が設計時／納品時に対し変更を加えられた。このため設計時／納品時の質量だけを加算しても、正確な合計質量が得られないケースが多い。また、ネジ、ハーネス、テープ、接着剤の質量も合わせると無視できないものである。計測忘れへの対策も含めて、組付直前の質量把握が、後々の正確な質量配分の把握に役立った。

5.2 耐圧気密試験と安全審査

小型副ペイロードの打ち上げにあたり、推進系内において最大の課題となったのが高圧ガス系の安全性確保である。高圧ガス系は、JAXAにより規定されるハザード候補の1つである「圧力システムの破裂、爆発」に該当する。規定される条件を満たさなければ、打ち上げに至ることができない。この条件とは、最悪条件における圧力に対して、1) 全てのコンポーネントが規定の耐圧力を有すること、2) 規定される耐圧試験を実施すること、そして、3) 二故障下の状態においても制御不能な破壊を生じさせないこと、の3点を確保するものである。

はじめに規定すべきものはガス系に要求される耐圧力である。これは最悪条件における最高圧力 (MEOP: Maximum Expected Operation Temperature) と安全係数によって決まる。最悪条件と安全係数は、射場およびロケット飛行中のそれぞれにおいて別途規定される。ガス系に対しての最悪条件は最高温度条件と等しく、射場では30℃、飛行中では50℃ (これはロケットから提示される環境条件と探査機の熱解析から、システム側で算出した値) である。安全係数は、射場と飛行中それぞれにおいて引張強度に対し2.50および1.25が要求される。以上の最高圧力とその時に必要な安全係数を乗じた値を表2にまとめる。結果、一次系 (高圧ガス部) の耐圧力として、19.5 MPaが要求され、全てのガス系コンポーネントは、この耐圧力を満たすものを選定した。なお、4 MPa以上の高圧環境下では、キセノ

ンは理想気体とはかけ離れた挙動を示すため、計算にはデータベース[22]の値を使う必要がある。

耐圧試験は各コンポーネントに対し、仕様だけでなく実際の耐圧を確認するために必要であった。耐圧試験に要求される圧力は最高圧力 (MEOP) の1.5倍であり、5分以上の負荷が必要である。一次系および二次系に対し16.2 MPaおよび0.52 MPaのヘリウムを印加した。ヘリウムの利用は後述の気密試験のためである。圧力の注入には、一次系および二次系それぞれのドレインバルブを用いた。耐圧試験以降、ガス系には一切の変更を加えることができない (変更すれば再度試験が必要)。このため、耐圧試験は、全てのガス系を探査機本体へ組み込み、本体上でのスラスト作動試験を完了し、配管および継手の固着が終了した後に実施した。また、一次系の耐圧試験では、過負荷を避けるために、吐出圧 (二次圧) の精密制御が可能な専用的高圧調圧弁を使用した。

上記の耐圧試験と同時に気密試験を行い、実際には耐圧気密試験を実施した。気密試験は、打ち上げ許可のためではなく、ミッション要求から実施した。ヘリウムリークディテクタを用いて、全ての継手部におけるリーク量を測定し問題がないことを確認した。なお、I-COUPSの推進剤であるキセノンに対し、打ち上げ許可に必要な気密性は、酸素濃度低下に伴う窒息を防ぐものである。I-COUPSの場合、仮に、フェアリング内の作業時において、搭載キセノン全量が漏れた場合であっても窒息の危険性がないことを確認した。すなわち、主衛星を除いたフェアリング内体積に搭載キセノン全量が充満した場合に、酸素濃度が規定値 (18 vol%の低濃度安全限界) 以下に達しないことを確認した。

高圧ガス系コンポーネントの二故障時の安全保証のため、高圧レギュレータ下流にラプチャーディスクを2台搭載した。ラプチャーディスクは規定の圧力への到達時に、板が破裂してガスを放出する安全装置である。高圧ガス系の要である調圧弁が吹き抜け故障を発生した場合、二次系に一次系の圧力が負荷される。しかし、二次系コンポーネントは、一次系最高圧力×安全係数の耐圧仕様を満たさず、制御不能な破壊にいたる可能性がある。ラプチャーディスクの設置により、この状況においても安全なガス放出を行う。ラプチャーディスクの設定圧力は2.0 MPaであり、この値は同ロットの複数製品に対し破裂試験を行うことで確認されている。また、ラプチャーディスクの破裂を確実にするため、二次系コンポーネントには2.0 MPaに対し、規定の安全係数を乗じた耐圧が要求される (表2)。

表2 ガス系に要求される耐圧力。

ガス系区分 ケース	一次系		二次系		二次系 (故障時)	
	射場	飛行中	射場	飛行中	射場	飛行中
最高温度/℃	30	50	30	50	調圧弁吹抜時	
最高温度時圧力/MPa	7.8	10.8	0.30	0.35	2.0	2.0
安全係数	2.5	1.25	2.5	1.25	2.5	1.25
要求耐圧力/MPa	19.5	13.5	0.75	0.43	5.0	2.5

5.3 I-COUPS/PROCYON 統合試験

I-COUPS/PROCYON 開発の大きな特徴は、イオンスラスタを搭載した探査機を丸ごと真空チェンバーに入れて、イオンスラスタの作動試験を行った点である。さらに、これを2ヶ月という短期間のうちに、探査機本体の熱真空試験および振動試験を挟みながら、3回実施した。この試験によって、宇宙作動に不可欠な修正項目を見出し、システム環境試験後における健全性を確認し、探査機を送り出すことができた。電気的な機器であるイオンスラスタは、宇宙機との電気的な干渉の可能性が否定しきれない。深宇宙において初めてイオンスラスタを実用化したNASAのDS1の開発では、直径4mの真空チェンバーに探査機を丸ごと入れて試験を実施したと聞いている。I-COUPSでは、大学内の装置を用いて、このような“丸ごと試験”を短期間のうちに複数回実施できたことは、小型宇宙機・小型推進機開発のメリットを端的に表すものと言える。統合試験の様子を図11に示す。

第一回目の統合試験において、イオンスラスタブルームからの電子逆流の問題が明らかとなった。イオンスラスタの加速後、数十秒から数分の作動の間に、スクリーン電流が急激な上昇を始め最大値に達し作動が止まるという現象が幾度となく繰り返された。これは、イオンスラスタ設置プレートと探査機壁面の隙間から、ブルーム領域に存在する電子が逆流することが原因であった。これにより見かけ

上のイオンビーム電流が増加する。電子放出を促す中和器電源はイオンビーム電流と連動しているが、この違いを区別できない。このため、中和器電源は見かけのビーム電流増加に対応して電子電流を増やし、これがさらに電子逆流を増加させた。最終的に中和器電圧が最大値にかけり運転が停止した。当初の設計では、問題となる隙間は存在していなかったが、最終的に、イオンスラスタ推力軸を探査機重心に合わせるために、設置プレートを傾けたために大きな隙間が生じてしまった。この問題は、プレート用の専用の小型MLI (Multi-Layer Insulation) を用意し、探査機MLIと重ね合わせることで解決した。

第二回目の統合試験においては、イオンスラスタの定常作動には成功したが、探査機全システムのシャットダウンが問題となった。これは探査機にチェンバー外部からバス電圧を供給するラインの抵抗によるバス電圧降下を見逃しており、想定以上にバス電圧が低下したことに起因していた。この状態においてイオンスラスタの作動電流に瞬時的な変動が加わると、システムのUVC (Under Voltage Control) 機能が作動しシステムシャットダウンが発生する。さらに、この低バス電圧環境では、スラスタ系の電気的ラッチスイッチの解除も問題となった。これらは、地上試験系の不備であるため、ラインの修正と高めのバス電圧作動により解決した。ただ、微小放電による瞬時的な電圧変動が電気的ラッチを外す可能性があることは、実運用に活かすことができた。

第三回目の統合試験においては、イオンスラスタ自体は問題なく作動し、環境試験後の健全性を確認することができた。しかし、イオンスラスタの制御器において、着火から加速を自動で実施するソフトウェアにバグが見つかった。直前に並行開発を実施していた「ほどよし4号」用イオンスラスタにおいて全く同じソフトウェアを使用していたことと、全体スケジュールの遅れによりソフトウェア試験を先延ばしにしたことが仇となった(バグの要因は、古いバージョンのソフトウェアを導入したヒューマンエラーである)。ソフトウェアの修正にはコンポーネントの取り外しが必要であり、この時点においては実施不可能であった。このため、探査機OBCにコマンド送信/異常検知機能を応用して、同様の自動加速機能を持たせることで解決した。実は、この対策は後日の宇宙運用において怪我の巧妙となった。軌道上にて発覚した別の不具合/異常事態への対応は、このOBC機能がなければ不可欠であったのである。実績の少ないコンポを多用する小型宇宙機において、システムの柔軟性が重要であることを強く学ぶこととなった。

これら三回に渡る統合試験なしでは、I-COUPS イオンスラスタの宇宙作動は達成できなかったと言ってよく、大変に価値の高い試験であった。しかし、今後さらに効率的に小型探査機/小型衛星の開発を行うためには、次の3項目が必須であることを教訓として得た：1)探査機の温度制御、2)クリーンな真空環境、3)搬入性の向上。今回、温度制御(放熱機構)ができなかったために、スラスタ作動時間の制限および宇宙運用を模擬した運転ができなかった。宇宙作動の健全性を確実にするために、地上での作動



図11 I-COUPS/PROCYON 統合試験の様子。

試験は広範囲の温度条件で実施することが必要である。さらに、本チャンパーは油拡散ポンプを用いており、コンタミの観点からも長期間の真空設置／作動試験に制限があった。3) PROCYONは小型探査機と言えど、作業者が手持ちできるレベルのものではない。搬入性の悪さによって統合試験の実施頻度を落とすことがあってはいけな

6. 初期運用

I-COUPSを搭載した PROCYONは2014年12月3日に、「はやぶさ2」と共に無事に深宇宙へ解き放たれた。打ち上げ数時間後から、探査機の初期運用が開始され、打ち上げ翌々日の12月5日からI-COUPSの初期運用が開始された。最重要の確認項目は、多大な労力をはらった高圧ガス系の健全性である。幸いに全てのテレメトリデータは、最終状態から変化がなく無事に健全性を確認した。その後、全てのコールドガススラストの作動を確認し、はじめての角運動量調整を実施した。イオンスラスト系の作業は、探査機システムの健全性確認および高電圧電源からのアウトガス放出を待って12月15日から開始した。流量制御器、マイクロ波電源、高電圧電源、プラズマ着火と確認を進め、2014年12月28日に初めてのイオンスラスト加速を実施した。この日、累計40分の作動を無事に成功させた。

軌道上における宇宙機は、摩擦のない振子のようなもので、推進系の一挙一動を即座に反映し大変に面白い。イオンスラストによる並進加速は、電波のドップラーシフトとなって表れ、わずかな重心ずれによるトルクもリアクションホイールの回転数となって表れる。もちろんコールドガススラストによる回転制御は、盛大なホイール回転数の変化を生む。地上で苦心して開発する推力測定スタンドの超高性能版のようなものである（もちろん宇宙機の開発の方がスタンドよりもはるかに苦労が多いが）。図12はイオンスラスト初作動時のビーム電流履歴とドップラーシフトデータである。ドップラーシフトから得られた探査機の視線方向加速度より推力が366 μN と得られた。さらに、この間の探査機の角速度変化量が約2 μNm であり、重心ずれが5 mm程度であると推定できた。このような微小トルクの地上における直接測定は大変な困難を伴うものである。なお、多くの作動から実施した最終的な重心と推力ずれの値は参考文献[20]に詳細が記載されている。

順調な初期作動の一方で、軌道上においていくつかの不具合／異常が発覚／発生した：1)イオンスラストバルブのリーク、2)流量制御ソフトの異常作動、3)スラスト制御器のフリーズ、4)中和器電圧の地上試験との差異。1)に関しては、推進剤の損失量が増えるものの致命的とはならず、プラズマ着火方式を変更するのみで対処ができた。2)および3)に関して、原因となるソフト上のバグは早い段階で見つかった。2)は、コールドガススラストとの併用を避けることが一時的な対処策となり、イオンスラストの初期運用はこれで乗り切った。しかし、2)の恒久的対策、さらに3)および4)の対策には2ヶ月の時間を要し、最終的に全ての問題への対処策が見つかったのは2月後半である。紙面の都合もあり、以降の運用に関しては参考文

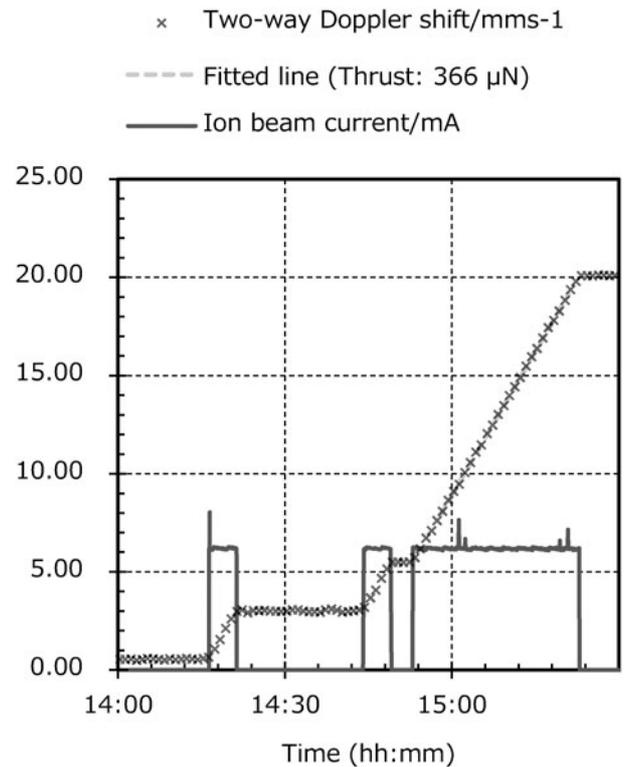


図12 イオンスラストの初作動時（2014年12月28日）のイオンビーム電流履歴とドップラーシフトデータ。

献を参照いただきたい[23, 24]。

最終的に、I-COUPSイオンスラストは累計223時間の宇宙作動に成功した。100 kg以下の小型宇宙機におけるイオンスラストの作動時間としては、2016年3月時点において最長のものであり、小型探査機による深宇宙探査の実現に向けた実証作動という目的は達成された。しかし、PROCYONの地球スイングバイに必要なであった作動時間は3000時間を超えるものであり、その目標には到達できなかった。さらに、イオンスラスト本来の姿としては、一万時間級の作動が不可欠であるため、今後の更なる開発が必要である。

7. おわりに

統合型超小型推進系I-COUPSは、1年3ヶ月という超短期開発にも関わらず、厳しい安全審査と全ての環境試験を乗り越えて打ち上げに到達し、軌道上での作動に成功した。深宇宙における小型宇宙機のRCSおよび電気推進の実用は世界初めのものである。また、地球軌道を含めた全ての小型宇宙機の中においても、電気推進の搭載は「ほどよし4号」につづき2例目であり、RCS+電気推進の組合せは世界初である。I-COUPSは、宇宙作動を果たした小型推進系史上もっとも高機能的な推進系であり、大きなマイルストーンとなった。

一方、多くの成功と共に、開発時のスケジュール遅れ、不具合発生から運用後の様々なトラブル等、多くの失敗そして反省点があった。開発から運用を含めた約2年半は、成功も失敗もつめ込まれた極度に濃縮された期間であった。その中で多くの教訓を得たが、ここでは技術的な諸々

の点は置いて、もっとも大きなものとして次の3点を挙げる。

- ・推進性能以外の指標の重要性
- ・地上試験と冗長性の重要性
- ・運用の重要性

開発から運用までを経験した上で、小型推進機研究を見ると、現在、研究で使用されている指標は甚だ不十分と見える。端的に言えば、小型宇宙機のための装置として小型推進機を評価できておらず、推進性能を追求してばかりいる。これが研究と実用の間に大きな溝をつくり、たとえ良い研究を実施しても実用は稀有という悲しい状況の一旦であると思う。具体的に必要指標の例をあげれば、温度依存性、電力特性、寿命評価、振動耐性、真空度依存性、安全性、取り扱い性、そして価格などである。広範な温度環境下でも同一の性能を出す推進機、電力消費量を自由に換えられる推進機、年単位の作動を経ても性能が変わらない推進機、脆弱な部品を持たず振動破壊の懸念がない推進機、広範な周囲圧力において同一の性能を出す推進機、空輸が可能なほど安全な推進機、スイッチ1つで作動開始/停止する推進機など、とにかく安い推進機、これらはいずれも魅力的な推進機になりうる。推進性能が重要であることは間違いないが、あくまで数ある指標の1つに過ぎない。もちろん、全ての指標を含めた統一的評価を行う目的関数を設定することは容易ではない。しかし、そもそも宇宙機/ミッション毎に要求が違うのであるから、ある目的関数を使って各種推進機を一例に並べることは意味が薄い。重要な点は、ある推進系が有する様々な指標を把握することである。ICOUPSの開発/運用は、これらの指標を把握し/未知の指標に対処することだったと言っても良い。研究段階からそのような視点を持っていれば、よりよい推進系を実現できたであろうと考えている。

宇宙機は周囲環境など多くの点で地上装置と異なるが、最大の点は“後戻りができない”点であると思う(ハッブルやISSなど稀有な例外はあるが)。これは誰も知っていることであるが、研究段階での認識が薄いと感じる(PROCYON前の自分を含め)。特に、宇宙機運用における故障/操作ミスは、容易に全損を引き起こし決して後戻りができないものである。勝手知ったる実験室とは大きく状況が異なる。もし自家用車なり家電なりが、故障は決して修理できず操作ミスが永久故障につながるとしたら、装置の作り方から使い方まで全く変わるだろう(そんな装置は売れないが)。もちろん従来の宇宙機開発はこの点を十分に認識し、信頼性と冗長性を柱として今日までの成功を築いた。しかし、安価、短期間、多頻度をめざす小型宇宙機において、同じ方法が最適とは思えない。PROCYONの開発から運用を経て痛感したことは、地上試験と柔軟設計の重要性である。統合試験がなければイオンスラスタは宇宙で1時間も動かなかったし、OBCの柔軟性がなければ定常作動は実現できなかった。小型宇宙機の「サイズ」は地上試験のハードルを大きく下げ、小型ゆえの「手軽さ」は性能低下との引き換えの柔軟性向上という選択肢を許容する。小型宇宙機が重きを置くべきは地上試験と柔軟性であると考えている。

宇宙機の目的はミッションの達成であり、ミッションの成否は開発が半分/運用が半分を担う。実際、PROCYONにおける開発は大変な苦勞の連続であったが、運用はそれを遥かに上回る苦行であった(本記事では紙面と時間の都合により運用までを記せなかったのは残念である)。しかし、世間を見ていると開発から打ち上げまでが華々しく取り上げられる割に、運用に対する注目が低いように感じる。「アポロ13」や「はやぶさ」のように運用が脚光を浴びることもあるが、素晴らしい“ものづくり”で衛星を開発し、打ち上げてお終いという流れが多い気がしてならない。特に、小型宇宙機は従来の大型機に比べればどうしても完成度が低い。PROCYONにおいても開発の未熟さを運用でカバーした側面があったが、これはどの小型宇宙機でもあてはまると思う。運用は開発と双璧をなして重要であるが、運用の知見/技術の蓄積は、開発に比べてはるかに浅い。また、運用の知見/技術は良い開発を行うためにも必須である。自動車に乗ったことがない/運転したことがない人が良い自動車を作れるとは思えない。飛行機などは誰も運転経験をもつわけではないが、どう考えても操者からのフィードバックなくして良い開発は不可能である。運用の知見を蓄積し、運用の経験を増やし、運用の技術を向上させることは、小型推進系だけでなく小型宇宙機にとって重要と考える。

以上、ICOUPSの開発と運用では、目玉であるイオンスラスタ、そしてその核であるプラズマ以外の箇所に力を注いできた。しかし、結局、最後に推進系を悩ませたのはプラズマであったことは皮肉である。温度、時間、そして未知の不具合に対して、プラズマの挙動を完全に読みきれずイオンスラスタは作動停止に至った。今更であるが、日常的感觉とはかけ離れたプラズマの難しさを再認識させられた。そして、このプラズマの難しさは、電気推進を宇宙機の中でも特別に異質なものに仕上げている。そもそも宇宙機は相当な複合装置である。その基本は電子制御機器であるが、通信では高周波を使い、電源では熱処理を行い、展開部やホイールでは機械を駆動させ、化学推進部ではガスを使い、そして、ミッション部では高電圧を利用することもある。しかし、宇宙機の中であって、電子制御、高周波、熱、機械駆動、ガス、高電圧、これら全てを取り扱う系は電気推進だけである(通常の電気推進はジンバル機構を有する)。そこに、プラズマが加わるのであるから、数あるコンポーネントの中でも完全な異端児となる。この特殊さは他系との連携を容易に阻害する。連携が重要な宇宙機開発/運用の中で、電気推進に通じた者の層の薄さは有益な意見の損失に繋がる。小型電気推進を、宇宙機の装置として真に適用していくためには、プラズマへの理解を極め、他系との親和を極めることが鍵であろう。

謝辞

本推進系の核となった小型イオンスラスタの研究は、平成22-24年度科学研究補助金(若手研究(A)、課題番号22686080)および平成25-28年度科学研究費金(基盤研究(B)、課題番号25289304)による継続的な補助を受けて行

われたものであり、ここに感謝の意を示します。

超小型探査機 PROCYON の開発・運用に関係された全ての皆様に感謝の意を示します。宇宙機における推進系は、電源、熱／構造、姿勢、OBC、通信、軌道計画／決定、地上系、そして動機となるミッションと、数多の系があっではじめて成立し、いずれか1つでも欠ければここまで到達できませんでした。小型推進系の役割を最後まで完遂できなかった点は痛恨の極みでしかありません。粛々と研鑽を積み、さらなる推進系の発展をもって皆様の尽力に報いたいと思います。

最後に、2013年9月の開発開始から今日までの2年半にわたり、推進系の開発・運用に力を注いでくれた研究室の学生達に最大限の感謝の意を示します。開発と運用の両者を成し遂げてくれた河原大樹君、柳沼和也君、浅川純君、開発を主導してくれた笠木友介君、稲垣匡志君、運用を支えてくれた中川悠一君、中村友祐君、松隈俊大君、小島隼一君、倉重宏康君、立ち上げの柱となってくれた直井太郎君、林知之君。初の深宇宙作動、初のフルセット推進系という小型推進系にとっての大きなマイルストーンは、君らの働きによって築かれたものです。

参考文献

- [1] E. Buchen, Small Satellite Conference, SSC14-I-3 (2014).
- [2] E. Buchen, Small Satellite Conference, SSC15-VII-7 (2015).
- [3] A. Klesh and J. Krajewski, Small Satellite Conference, SSC15-III-3 (2015).
- [4] M. Tsay *et al.*, Small Satellite Conference, SSC15-XI-1, (2015).
- [5] R. Funase *et al.*, Small Satellite Conference, SSC14-VI-3 (2014).
- [6] 船瀬 龍, 川勝康弘: 第58回宇宙科学技術連合講演会, 講演番号: 2H12 (2014)
- [7] 栗木恭一, 荒川義博: 電気推進ロケット入門 (東京大学出版会, 2003).
- [8] M.M. Micci and A.D. Ketsdever, *Micropropulsion for Small Spacecraft* (AIAA, Washington, D.C., 2000).
- [9] H. Koizumi *et al.*, Small Satellite Conference, SSC14-VI-6 (2014).
- [10] H. Koizumi *et al.*, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan **12**, (2014) No. ists29.
- [11] H. Koizumi *et al.*, Space Propulsion 2014, No. 2980890 (2014).
- [12] S. Nakasuka, The 3rd Aerospace Innovation Workshop, University of Tokyo, Japan, 2011.
- [13] S. Nakasuka, 8th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, 2011.
- [14] 中須賀真一: 電子情報通信学会技術研究報告. SANE, 宇宙・航行エレクトロニクス **110**, 201 (2010).
- [15] 間瀬一郎 他: 第58回宇宙科学技術連合講演会, 講演番号: 1K10 (2014).
- [16] H. Koizumi and H. Kuninaka, J. Propulsion Power **26**, 601 (2010).
- [17] N. Nagao *et al.*, Rev. Sci. Instrum. **78**, 115108 (2007).
- [18] Y. Takao *et al.*, Plasma Sources Sci. Technol. **23**, 064004 (2014)
- [19] 笠木友介 他: 第58回宇宙科学技術連合講演会, 3J03 (2014).
- [20] W. Ohmichi and H. Kuninaka, J. Propulsion Power **30**, 1368 (2014).
- [21] 柳沼和也 他: 日本航空宇宙学会論文集 **64**, 131 (2016).
- [22] J.A. Manion *et al.*, NIST Chemical Kinetics Database, NIST Standard Reference Database 17, Version 7.0 (Web Version), Release 1.6.8, Data version 2015.12, National Institute of Standards and Technology, Gaithersburg, Maryland, 20899-8320. Web address: <http://kinetics.nist.gov/>
- [23] H. Koizumi *et al.*, Transactions of JSASS, 日本航空宇宙学会 (*to be printed*).
- [24] 小泉宏之 他: 第59回宇宙科学技術連合講演会, 1G11 (2015).