

1D03 超低高度衛星搭載の姿勢制御機器

(リアクションホイール, 慣性基準装置) とその宇宙実証

○井澤克彦, 山中浩二 (宇宙航空研究開発機構), 松本政信, 古幡 智 (三菱プレジジョン)

Attitude Control Equipment (Reaction Wheel Assembly and Inertial Reference Unit) on Super Low Altitude Test Satellite (SLATS) and the Space Verification

Katsuhiko Izawa, Koji Yamanaka (JAXA), Masanobu Matsumoto, Satoshi Furuhashi (MPC)

Key Words: Reaction Wheel, Type S, Inertial reference Unit, Type III-C, Attitude Control

Abstract

New two attitude control equipment, Reaction Wheel Assembly Type S and Inertial Reference Unit Type III-C will be launched and flight verified on SLATS (Super Low Altitude Test Satellite). These equipment had co-developed by JAXA and Mitsubishi Precision Co., Ltd had been co-developed in the Development Program of Strategic Components and will expected to be a standard attitude control equipment of many domestic satellites. This paper describes its specifications, design, and qualification test results. And the philosophy of space verification on SLATS for two equipment are shown.

1. はじめに

超低高度衛星 (Super Low Altitude Test Satellite、以下略して SLATS) の姿勢制御用機器として、JAXA 研究開発本部と三菱プレジジョン (株) とで新規に開発した、国産新型ホイール・タイプ S、及び、慣性基準装置・タイプ III-C が搭載予定である。両コンポーネントとも、JAXA の戦略コンポーネントプログラムの枠組みの中で開発された。

国産新型ホイール・タイプ S を開発した背景に、最大蓄積角運動量が 10Nms 以下のいわゆる小型フライホイールについて国産品が存在せず、一方で、海外品は輸入制約から必要な技術・品質情報が入手できず、信頼性・品質の確保が難しい場合も多く、高信頼性を維持しつつ、ユーザからの一定の固有要求にも応える小型フライホイールが望まれていたことがある。中・大型サイズの国産新型ホイール・タイプ M、タイプ L[1] に引き続き、2008 年よりタイプ S 開発をスタートし、2013 年 12 月に認定試験を終え、開発を完了した[2][3]。開発の過程で、戦略コンポーネント宇宙実証のミッションも帯びた SLATS への搭載も決まり、SLATS 搭載仕様も開発仕様の一部織り込み開発している。また、SLATS に搭載されるフライト品の製作も進め、全数の製作が既に完了している。

慣性基準装置・タイプ III-C については、慣性基準装置・タイプ III-A[4][5] が国内の多くの衛星に搭載され、豊富な実績を有していたものの、衛星搭載に当たってのフットプリント面積が大きく使い勝手が悪いところもあった。製造メーカーである三菱プレジジョン (株) にて、実績を踏襲しつつ、小型・軽量・低コストを目指したタイプ III-C の開発研究が自主的に進められ、検証作業を JAXA 研究開発本部が支援し、2013 年 3 月に開発を完了した[6]。SLATS 基本設計の中で、慣性基準装置としてタイプ III-C が選定され、現在、フライト品製作に向けての調整が進められている

本講演では、国産新型ホイール・タイプ S、及び、慣性基準装置タイプ III-C の開発仕様、開発経過を紹介する。また、検討・調整の途中ではあるが、両コンポーネントの宇宙実証の考え方を示す。

2. 国産新型ホイール・タイプ S

2.1 開発仕様

表 1 にタイプ S の主要開発仕様を示す。タイプ S は、国産新型ホイールファミリーの中で、最大蓄積角運動量及び質量・寸法が最も小さいタイプとなり、衛星質量 300~500kg クラスの小型衛星への搭載をターゲットとしている。

主要仕様項目の最大蓄積角運動量、最大出力トルクは、国内の小型衛星で採用されていた海外製小型ホイール仕様を包含するよう設定した。また、質量・寸法・電力仕様は、同海外製小型ホイールと同等を目指した。寿命仕様は、深宇宙探査機への搭載を視野に入れ、軌道上10年以上としている。

電源電圧仕様については、当初の開発仕様では50V非安定バスのみを対象としていたが、SLATSへの搭載が決定するに併せて、SLATS及び海外小型衛星にて採用されている28V非安定も対象に入れ、両電圧範囲を包絡する電圧範囲を設定した。

表1 タイプS開発仕様

主要項目	開発仕様
最大蓄積角運動量	5, 10Nms (バリエーション2種)
最大出力トルク	0.05Nm 以上
回転数	5000rpm 以下
寸法	Φ230×H100mm 以内
質量	3.9kg 以内 (5Nms) 5.3kg 以内 (10Nms)
消費電力 (定常)	15W 以下 @5000rpm
擾乱 (並進力)	$2 \times 10^{-2} \text{ N}$ 以下 [$f < 10 \text{ Hz}$] $2 \times 10^{-4} \times f^2 \text{ N}$ 以下 [$10 < f < 83.3 \text{ Hz}$] 1.4 N 以下 [$f > 83.3 \text{ Hz}$]
電源電圧	22~52 VDC
寿命	軌道上寿命 10 年

2.2 主要構成

図1の断面図に示すように、ホイールは、ローテータリングマス、モータ、ローテータリングマスを支持するベアリング・潤滑システム、振動減衰機構、モータの駆動及びテレメトリ/コマンド送受信等を行う駆動回路、そしてハウジングより構成される。

ローテータリングマス、モータ、および、ベアリング潤滑システム、振動減衰機構は、回転時の風損の除去、ベアリングオイル保持を目的に密封・減圧された容器(減圧部)に収めている。駆動回路は、排熱、空間の有効利用を考慮し、ホイール取付面に近い減圧部直下の空間に収めている。

最大蓄積角運動量は、ローテータリングマスの外径肉厚部の厚みを変え、慣性モーメント量を変更することにより、5~10Nmsの範囲で対応可能である(開発仕様は、設計解析のケースを限定する等の目的から、最小値/最大値の5Nms/10Nmsの2バリエーションに限定している)。ちなみに、図1においてローテータリングマス外径肉厚部の斜線で示す形状が

5Nms仕様、黒色で示す形状が10Nms仕様を示している。

ローテータリングマス/シャフトは、両端を2個の組合せベアリングで支持されており、精密な回転を実現するとともに、高剛性を確保している。モータは、高精度の回転数制御に適したDCブラシレスモータを採用している。DCブラシレスモータの回転子(マグネット側)はローテータリングマスと一体化しており、角運動量に寄与する慣性モーメントを効率良く稼ぐ設計としている。

本ホイールは、タイプL、タイプM設計から低擾乱性能を継承しており、最終アセンブリ形態でのローテータリングマスの精細なマスバランス調整、高精度軸受の採用、コアレスモータの採用(コギングトルクの除去)等の施策により低擾乱性能を実現している。

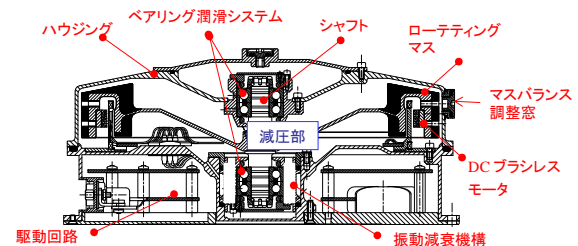


図1 タイプS断面図と主要構成

駆動回路は、図2に示すように、コマンド/テレメトリの送受信、電源電圧からのモータ用電圧/回路用電圧の生成、モータコントロール、ホイール内部状態を示すテレメトリ信号生成・送信等の機能を有する。駆動回路は、EMIフィルタによりフィルタリングされた電源電圧から、DC/DCコンバータにて、モータ電圧、回路駆動用電圧を作り出し、各部に供給する。I/Oインタフェース回路は、姿勢制御系からのトルクコマンドを受け、モータ電流制御ループの指令値を生成する。また、ホイール内部状態を表す、モータ電流、回転速度(タコパルス)、温度(ベアリング、回路、モータコイル)を検出し、衛星側に送信する。保護機能としては、回路異常等による過大な電流から電源を保護するために過電流リミッタ機能を有する。

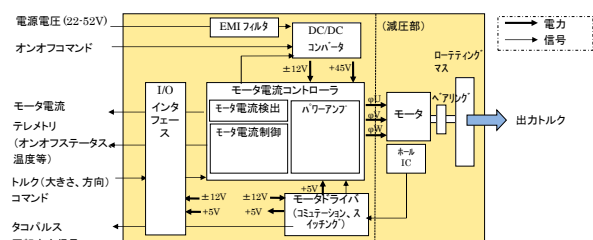


図2 タイプS駆動回路 機能ブロック図

2.3 技術課題と開発経過

表 1 に示した開発仕様を実現するに当たり、同ホイールファミリーのタイプ L、タイプ M の設計を可能な限り活用することを念頭に置いたが、寸法、質量、コストの制約から活用が難しい要素もあり、以下の新規開発要素を識別した。

- ①小径ベアリングの開発
- ②小型駆動回路の開発
- ③構造設計

本格的な開発に入る前に、上記の新規開発要素に対する要素試作を実施し、試験評価、構造モデル評価を通して、実現性の目途を得た。また、EM 製作・試験を通して、開発仕様、及び、環境条件への適合性を確認した。但し、質量、ロストルクが若干仕様を超過したため、詳細設計フェーズにて対策を立案し、認定モデル・認定試験に臨んだ。

2.4 認定試験

認定モデルは、電子部品の品質保証レベルを除き、フライト品と設計・工程を同じとしている。角運動量仕様は 10Nms で代表している。図 3 に認定モデル外観を示す。認定試験は、認定モデルを供試体に、図 4 の試験フローに示す通り、環境試験を含む、一連の試験項目全てを実施した（タイプ L、タイプ M 認定試験と同じ）。表 2 に環境試験の試験条件を示す。



図 3 タイプ S 認定モデル(QM)

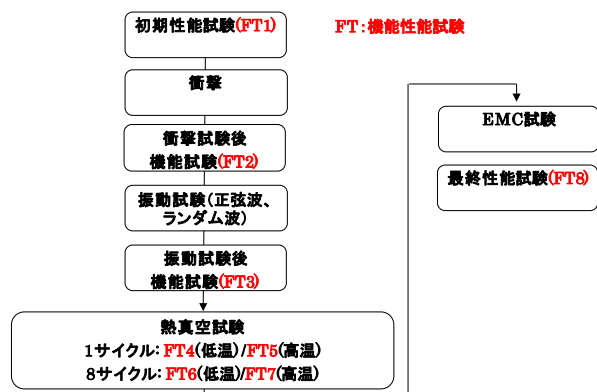


図 4 タイプ S 認定試験 試験フロー

表 2 認定試験 環境試験条件

項目	試験条件
正弦波振動	<ul style="list-style-type: none"> ・加速度：245m/s²(25G)(最大) ・掃引率：2 oct/分 ・電源：ON
ランダム波振動	<ul style="list-style-type: none"> ・QT レベル 面内：196m/s² (20Grms) (実効値) 面外：206m/s² (21Grms) (実効値) 印加時間：180 秒 電源：ON
衝撃	<ul style="list-style-type: none"> ・加速度：9806m/s²(1000G) SRS(Q=10) ・電源：OFF
熱真空	<ul style="list-style-type: none"> ・温度プロファイル -30~+70°C,1 サイクル -5~+60°C,8 サイクル
EMC	<ul style="list-style-type: none"> ・EMC 試験項目(MIL-STD-461C ベース) 伝導雑音：CE01/03/11/13/14/20 伝導感受性：CS01/02/06 放射雑音：RE01/02 放射感受性：RS02/03/11

認定試験結果は、すべての開発仕様を満足し、環境試験後にも、劣化等の傾向は観察されなかった。表 3 に認定試験結果のサマリを示す。

EM 評価試験で見出された課題、質量、ロストルクについては、設計通り低減が実現でき、仕様に対して余裕を持たせることができた。

表 3 タイプ S 認定試験結果サマリ

主要項目	開発仕様	試験結果
最大蓄積角運動量	10Nms ± 1.5%	9.96Nms (-0.4%)
最大出力トルク	>0.05Nm@5000rpm	>0.073Nm@5000rpm
ロストルク	<0.018Nm@5000rpm	<0.0078Nm@5000rpm
寸法	<Φ230×H100mm	Φ222×99.7mm
質量	<5.3kg 以内	5.13kg
消費電力(定常)	<15W@5000rpm	<10.7W@5000rpm
擾乱(並進力)	<1.4N [f > 83.3 Hz]	Max. <1.09N @ f=83.3Hz

3. 慣性基準装置・タイプ III-C

3.1 開発仕様

慣性基準装置・タイプ III-C の主要開発仕様を表 4 に示す。後述する通り、タイプ III-C は、チューンド・ドライジャイロ (以下 TDG と呼ぶ) をはじめ、基本的な設計はタイプ III-A で確立された設計を踏襲しているため、タイプ III-A とほぼ同じ仕様を設定してい

る。但し、NEA（雑音等価角）など、タイプⅢ-Aのこれまでの製造実績を通して、仕様に対して実力に余裕があると判断された仕様項目については、実力に合わせて仕様を設定している。

また、慣性基準装置については、これまで擾乱仕様が設定されていなかったが、姿勢・指向安定度要求の厳しいミッションも現れるなか、擾乱性能を管理する必要があると判断し、擾乱仕様を追加した。開発仕様は、過去にいくつか計測した TDG、及びタイプⅢ-Aの擾乱計測値をベースに、グレードを分けて、低擾乱仕様（オプション仕様）、標準擾乱仕様を設定した。なお、慣性基準装置の擾乱性能は、TDGの製造出来に依存しており、TDGを選別して実現する。そのため、低擾乱仕様設定に当たっては、歩留り・納期を考慮し、実行可能な仕様とした。

表4 タイプⅢ-C 主要開発仕様

項目	タイプⅢ-A	タイプⅢ-C
計測範囲	±4 deg/s	±4 deg/s
NEA (雑音等価角)	2 arcsec p-p 以下	1 arcsec p-p 以下
出力角度 分解能	0.05 arcsec ±1%	0.05 arcsec ±0.5%
バイアス 安定性	0.006 deg/h (3σ)	0.006 deg/h (3σ)
消費電力 (3ch)	起動時： 50.8 W 以下 通常時： 36.0W 以下	起動時： 50.8 W 以下 通常時： 36.0W 以下
標準擾乱仕様	(規定無し)	0.2 N 以下 (全軸) at 155Hz
低擾乱仕様 (オプション)	(規定無し)	0.05N 以下 (全軸) at 155Hz
寸法	364×257× 120 mm	213×227× 179mm 以下
取付面面積	935 cm ²	483 cm ² 以下
質量	約 10kg	7 kg 以下
寿命	15.7 年以上	15.7 年以上

3.2 慣性基準装置 構成

図5に慣性基準装置の機能ブロック図を示す。慣性基準装置は、大きく分けてTDGの搭載されるセンサブロック部と電気回路部から構成される。

センサブロック部には、計3個のTDGが、衛星打ち上げ時の機械環境から保護するため、緩衝器を介して筐体に固定されている。TDGは1個で2軸の角速度検出が可能であるため、仮に1個が故障したとしても、残りの2個で直交3軸の角速度を計測できる、2 out of 3の冗長構成としている。ユーザーの希望により、冗長構成を排して、TDG2個の構成も可能であり、この場合、構造特性を維持するため、除いた1個のTDGの代わりにマスタミーが置かれる。SLATS 搭載フライト品については、ミッション寿命が短いこともあり、2個構成タイプが採用された。

電気回路部は、TDGのモータを駆動するモータ駆動回路、ジャイロロータの位置検出・制御を行うピックアップ励磁回路・リバンスループ回路、パルス信号(角度増分パルス)を生成・出力するV/Fコンバータ・インタフェース回路、2次電源を生成するDCDCコンバータ等で構成される。

3.3 技術課題と開発経緯

タイプⅢ-Cは、TDG設計をはじめ、タイプⅢ-Aで確立された設計を踏襲しつつ、小型・軽量・低コストを図ったが、小型軽量化及び新規仕様の設定を行う中で、以下の技術課題が識別された。

① 熱設計の成立性

回路基板の小型化、フットプリント面積の低減を目的に、回路基板上の部品実装密度向上、回路基板部のセンサブロック上部への配置を図った。これらにより、熱設計(排熱設計)の成立性が課題となった。

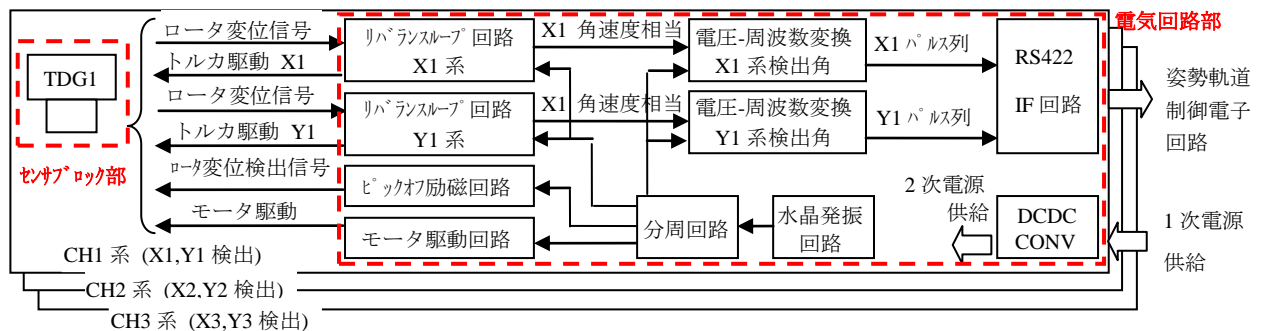


図5 慣性基準装置 機能ブロック図

②回路基板内の電磁的干渉

これまで分離していた DCDC コンバータとリバランスループ回路基板を一体とするため、DCDC コンバータのスイッチングノイズがリバランスループ回路に重畳しないか懸念された。

③擾乱仕様の設定

前述した通り、これまで設定していなかった擾乱仕様を新たに設定することとしたが、個体差をどのように見積もるかが課題となった。

①②については、設計レベルにて、熱数学モデルによる検証、ノイズ伝搬を考慮した部品配置・実装配慮により懸念を回避できる目途を得て、かつ、認定モデルの基板回路を製作する中で、基板回路単体の熱真空試験、ノイズ確認試験を実施し、設計の妥当性を確認した。

③については、擾乱発生源である TDG 単体の擾乱計測データは比較的多く存在し、統計解析や慣性基準装置に組み込んだ際の取付け面までの伝達特性、機械環境試験後の変動等を考慮して、擾乱仕様を設定し、詳細設計審査の場にて議論し、有識者の理解を得た。

3.4 認定モデル製造・認定試験

電子部品の品質保証レベルを除き、フライト品と同じ設計・工程で認定モデル 1 台を製作した。擾乱仕様は、低擾乱仕様とし、擾乱特性でスクリーニングした TDG を組み込んだ。認定モデル外観図を図 6 に示す。

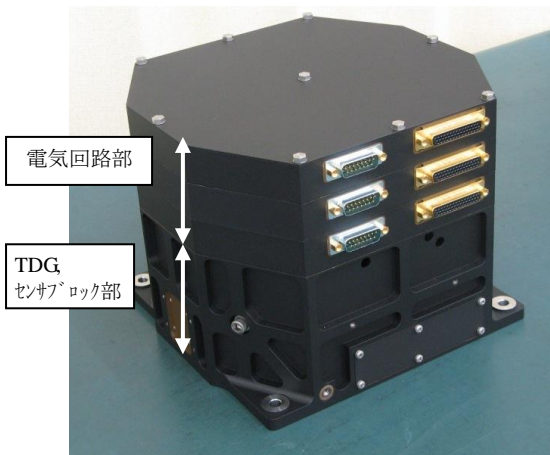


図 6 タイプ III-C 認定モデル (QM)

図 7 に認定試験の試験フローを示す。EMC 試験をはじめ、一通りの試験項目をすべて実施した。

認定試験における環境試験条件は、従来の衛星システム要求を包絡するレベルを設定した。表 5 に環境試験の試験条件を示す。

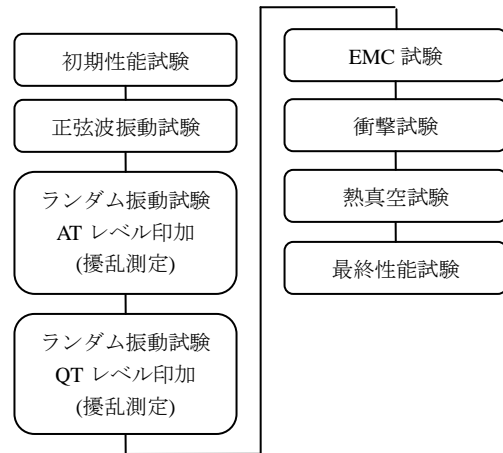


図 7 タイプ III-C 認定試験 試験フロー

表 5 タイプ III-C 認定試験 環境試験条件

項目	試験条件
正弦波振動	<ul style="list-style-type: none"> ・加速度：176.4m/s²(18G)(最大) ・掃引率：2 oct/分 ・電源：OFF
ランダム波振動	<ul style="list-style-type: none"> ・AT レベル 加速度密度：13.13Grms(実効値) 印加時間：60 秒 電源：OFF ・QT レベル 加速度密度：19.7Grms(実効値) 印加時間：120 秒 電源：OFF
衝撃	<ul style="list-style-type: none"> ・加速度：19600m/s²(2000G) SRS(Q=10) ・電源：OFF
熱真空	<ul style="list-style-type: none"> ・温度プロファイル -10~+50°C, 8 サイクル
EMC	<ul style="list-style-type: none"> ・EMC 試験項目(MIL-STD-461C ベース) 伝導雑音：CE01/03/11/13/14 伝導感受性：CS01/02/06 放射雑音：RE01/02 放射感受性：RS02/03/11

認定試験はすべての開発仕様を満足し、良好に完了した。主要な認定試験結果を表 6 に示す。また、環境試験前後で、有意な劣化を示す傾向は見られず、表 5 に示す環境条件に対し、十分な環境耐性を有することを確認した。

表6 タイプⅢ-C 認定試験結果サマリ

項目	開発仕様	試験結果
計測範囲	±4 deg/s	±4 deg/s
NEA (雑音等価角)	1 arcsec p-p 以下	0.41 arcsec 以下
出力角度分解能	0.05 arcsec ±0.5%	0.19%以下
バイアス安定性	0.006 deg/h (3σ)	0.0043 deg/h (3σ)以下
消費電力 (3ch)	起動時:50.8W 以下 通常時:36.0W 以下	起動時:48.1W 通常時:34.5W
低擾乱仕様(オ ブション)	0.05N 以下(全 軸) at 155Hz	~ 0.032N(AT レベル印加後)
寸法	213×227× 179 mm 以下	208.6×218.3 ×175.4 mm
質量	7 kg 以下	6.6 kg

4. 宇宙実証

国産新型ホイール・タイプ S、慣性基準装置・タイプⅢ-C とも、基本的に、地上試験にてすべての機能性能の検証が完了している。また、軌道上環境の微小重力、放射線環境に対しても、軌道上実績を有する類似設計品の実績から不確実な要素は少ない。衛星バス機器（姿勢制御機器）として使用する中で、機器が正常に働き、想定外の事象や劣化が発生しないかの確認が、主な宇宙実証の目的となる。

この目的のため、国産新型ホイール・タイプ S、慣性基準装置・タイプⅢ-C から出されるテレメトリ、及び、SLATS 姿勢制御系のテレメトリを随時プロジェクトから提供頂き、機器が正常に機能していることの確認、及び、両機器ともベアリング潤滑が主な劣化要因であるため、モータ電流値からベアリングロストルクのトレンド等を評価する予定である。

以下にテレメトリを利用しての確認項目案を示す。今後、プロジェクト側とテレメトリの取得頻度等について調整していきたいと考えている。

国産新型ホイール・タイプ S、慣性基準装置・タイプⅢ-C 宇宙実証 確認項目（案）

- (1) 機器の機能性能確認
 - ・トルクコマンドとホイール角運動量変化との整合性
 - ・ホイール角運動量変化と衛星レート変化との整合性
 - ・推定擾乱と衛星姿勢安定度との整合性
- (2) 機器の健全性確認

- ・タイプ S ホイールにおける角運動量とモータ電流値との相関関係の安定性
- ・慣性基準装置・タイプⅢ-C におけるモータ電流値の安定性

5. おわりに

国産新型ホイール・タイプ S、及び、慣性基準装置・タイプⅢ-C は、2016 年度打ち上げ予定の超低高度衛星(Super Low Altitude Test Satellite)に搭載されて、初フライトする予定である。

通常の衛星ミッションと異なるところも多いが、宇宙実証の貴重な機会であり、軌道上での機器の特性、健全性に係るデータを取得・評価し、今後の機器選定や信頼性評価に資するデータを得たい。

参考文献

<国産新型ホイール・タイプ S 関連>

- 1) 井澤克彦、市川信一郎「次世代高性能フライホイールの研究開発」第 52 回宇宙科学技術連合講演会（2008）講演、2E10
- 2) 井澤克彦、神澤拓也、柴田源「次世代高性能フライホイールの開発（小型タイプの開発）」第 53 回宇宙科学技術連合講演会（2009）講演、3G4
- 3) 井澤克彦、岩田隆敬、田島崇男、田邊和久、梶田直希、谷口典史「次世代高性能フライホイールの開発（小型タイプの開発）」第 56 回宇宙科学技術連合講演会（2012）講演、3D17

<慣性基準装置・TypeⅢ-C 関連>

- 4) 里誠、大谷崇、川井洋志、平田晋吾、小島正人、高口広樹、”高信頼性 TDG-IRU の研究開発結果”第 51 回宇宙科学技術連合講演会(2007)講演会、1F14
- 5) 平田晋吾、小島正人、大地一嘉、”人工衛星搭載用 TDG-IRU の小型軽量化”、三菱プレシジョン技報、Vol. 6、pp.13-16、2011
- 6) 佐々木善信、井澤克彦、岩田隆敬、中山聡、小島正人、慣性基準装置(IRU)タイプ III-C：高精度 IRU の小型軽量化、第 56 回宇宙科学技術連合講演会(2012)講演、3D20