

3I04 クローズドループ式干渉型光ファイバジャイロの軌道上 実証に向けた PFM の評価状況

○松下智久, 松井友弘, 今村恒彦, 水上慎太郎, 菅沼嘉光 (多摩川精機株式会社)

Status about PFM for Demonstrations of Closed loop Interferometric Fiber Optic Gyroscope on LEO
Tomohisa Matsushita, Tomohiro Matsui, Tsunehiko Imamura, Shintaro Mizukami and Yoshimitsu Suganuma
(Tamagawa Seiki Co.,Ltd)

Key Words: IRU, Gyroscope, FOG

Abstract

Tamagawa-seiki has developed and manufactured FOG-IRU (Fiber Optic Gyroscope based Inertial Reference Unit) for attitude control system of Micro-Satellites since 2011 and has been building up actual performance records on-orbit. We are aiming to release higher accuracy IRU and IMU (Inertial Measurement Unit) using high performance closed-loop i-FOG (interferometric - Fiber Optic Gyroscope) for use in small satellites and space rovers etc. i-FOG will be demonstrated on-orbit soon in RAISE-2 of Innovative Satellite Technology Demonstration-2 of JAXA. We gave a paper on the details of development and concept at the previous symposium. This article refers to status of i-FOG evaluation and outlook.

1. 開発の経緯

図 1 に示す FOG-IRU は, 2011 年に次世代宇宙システム技術研究組合 (NESTRA) 及び多摩川精機が共同で開発したものであり, 50kg 級の超小型衛星に最適な IRU として多くの軌道上実績及びブラッシュアップを重ねてきた. しかし, センサにオープンループ式光ファイバジャイロを使用していることからこれ以上の精度向上は困難であり, 検出範囲の制約も相まって, 搭載に適した宇宙機器のカテゴリは限定的だった.

多摩川精機は次なるステップとして自社開発した i-FOG をセンサに使用することで, 更に高精度な宇宙用ジャイロの開発に着手した. これにより 100kg~数百 kg 級の小型衛星に適した $0.1^{\circ}/h$ 程度のレートバイアス不安定性と \pm 数百 $^{\circ}/s$ の検出範囲を両立し, 高性能・低コストな IRU を純国産品として安定供給することを目指した.

多摩川精機は, 平成 29 年度の宇宙産業技術情報基盤整備研究開発事業において, 自社開発の i-FOG を用いた IRU を試作した. また, 平成 30 年度の宇宙産業技術情報基盤整備研究開発事業により上記試作品に対して環境試験を実施し, 打ち上げ時や宇宙空間での装置妥当性について十分な見込みがあることを確認した.

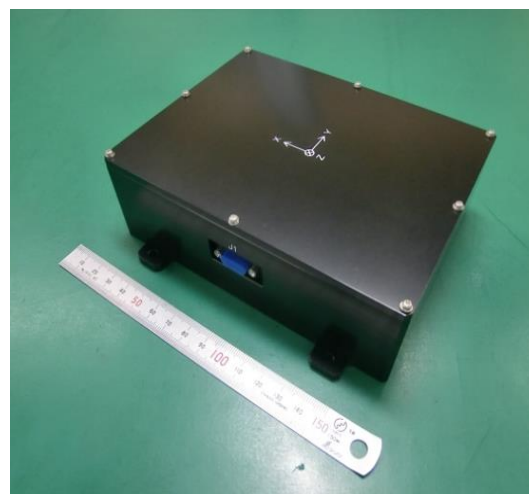


図 1 FOG-IRU

この度, 一連の開発が革新的衛星技術実証プログラムのテーマの一つとして採択され, 小型実証衛星 2 号機 (RAISE-2) における軌道上実証を行うこととなった. 本稿では, ここに至るまでの開発経緯や, 今後の見通しについて紹介する.

※現在, 多摩川精機ではクローズドループ式干渉型光ファイバジャイロを総括して「**i**-FOG」と公称しているが, RAISE-2 に搭載する実証機器においてはプロジェクト発足当時から呼称を継承して「**I**-FOG」と表記している.

2. 本プログラムにおける取組

図2に示す RAISE-2 搭載モデル（以降「I-FOG」と称す）は電源ボード、MPUボード（演算ボード）、センサ部（i-FOG×1軸）から成り、それらを 97mm×97mm×78mm（取付部を除く）のアルミ合金製の筐体に收容する構造となっている。質量は 900g（PFM 実測結果）であり、M4 ネジ 4 本にて衛星構体に取り付ける。



図2 I-FOG (PFM)

I-FOG は外部電源投入により自動的に動作を開始し、1軸の角速度データの他にカウンタ、ステータス（自己診断結果や動作モード）を RS-422 形式にて外部に出力する。出力周期は外部コマンドにより 0.1 又は 10Hz を選択可能な仕様とし、ミッションに応じて使い分ける。軌道上における性能評価は、地球周回により発生する角速度（約 200°/h）及び衛星の manoeuvre により発生する角速度（地球周回角速度±約 1800°/h）を検出することにより行う方針である。

3. 性能及び耐環境性評価結果

I-FOG のアラン分散評価結果を図3に示す。第 64 回の当会講演会において EM 仮調整品の結果を紹介したが、PFM においては精密調整を実施して周囲温度に対する補正を精緻に実施した結果、長時間の変動（ドリフト）特性が向上したことでレートバイアス不安定性が大幅に改善された。角度ランダムウォークが数値上若干劣るものの、0.001°/√h 程度の誤差は個体差や測定の実現性で発生し得るものであり、有意な性能差はないと判断した。

環境試験に対しては、表1に示す項目について実施した。各環境印加前後で機能・性能確認を実施したものの、いずれも有意な変化は無く、良好な結果を得た。

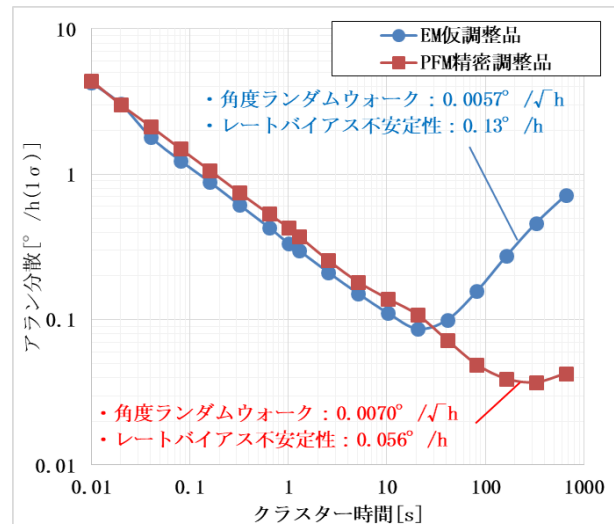


図3 アラン分散プロット

表1 環境試験項目一覧

No.	項目	条件
1	熱真空試験	・温度：-10℃～50℃ (8サイクル) ・真空度： 1.3×10^{-3} Pa
2	振動試験	正弦波 3軸方向：20G
3		ランダム ・面内方向：17.1Grms ・面外方向：15.9Grms
4	衝撃	400Gsrs

4. 今後の取組方針

現状 RAISE-2 は 2021 年度中に打ち上げ予定であり、予定通りの打ち上げ及びエクストラサクセスの達成に向けて引き続き準備を進めていく。

また、製品化に向けての準備にも着手する。実績のある FOG-IRU の設計思想をベースに、ユーザサイドの期待に適合する機能や性能、フォルトトレラント等の仕様について情報収集及び検討を進める。

以前の当会講演会において触れた小型軽量化手法の確立については、必ずしも軌道上での評価に限定する必要はないと考えられる。よって、自動運転や無人特殊車両等をメインターゲットとした地上用 i-FOG で得られた知見を積極的に取り入れることで、宇宙機器特有の限られた実証機会をカバーしていく方針である。

参考文献

- 1) 松下智久, 他, クローズドループ式干渉型光ファイバジャイロの軌道上実証, 第 63 回宇宙科学連合講演会講演集, 3K09, 2019
- 2) 松下智久, 他, クローズドループ式干渉型光ファイバジャイロの軌道上実証, 第 64 回宇宙科学連合講演会講演集, 4C08, 2020