

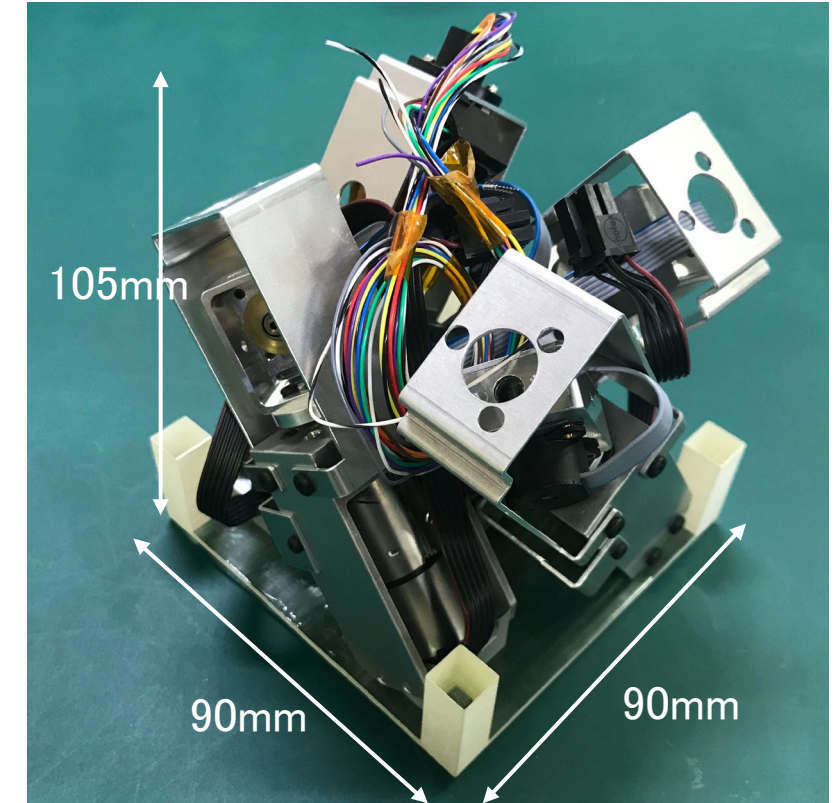
高速応答と省電力を実現する 3モード切替型CMG姿勢制御技術

東京電機大学 理工学部 理工学科
電子情報・生体医工学系
教授 田中 慶太

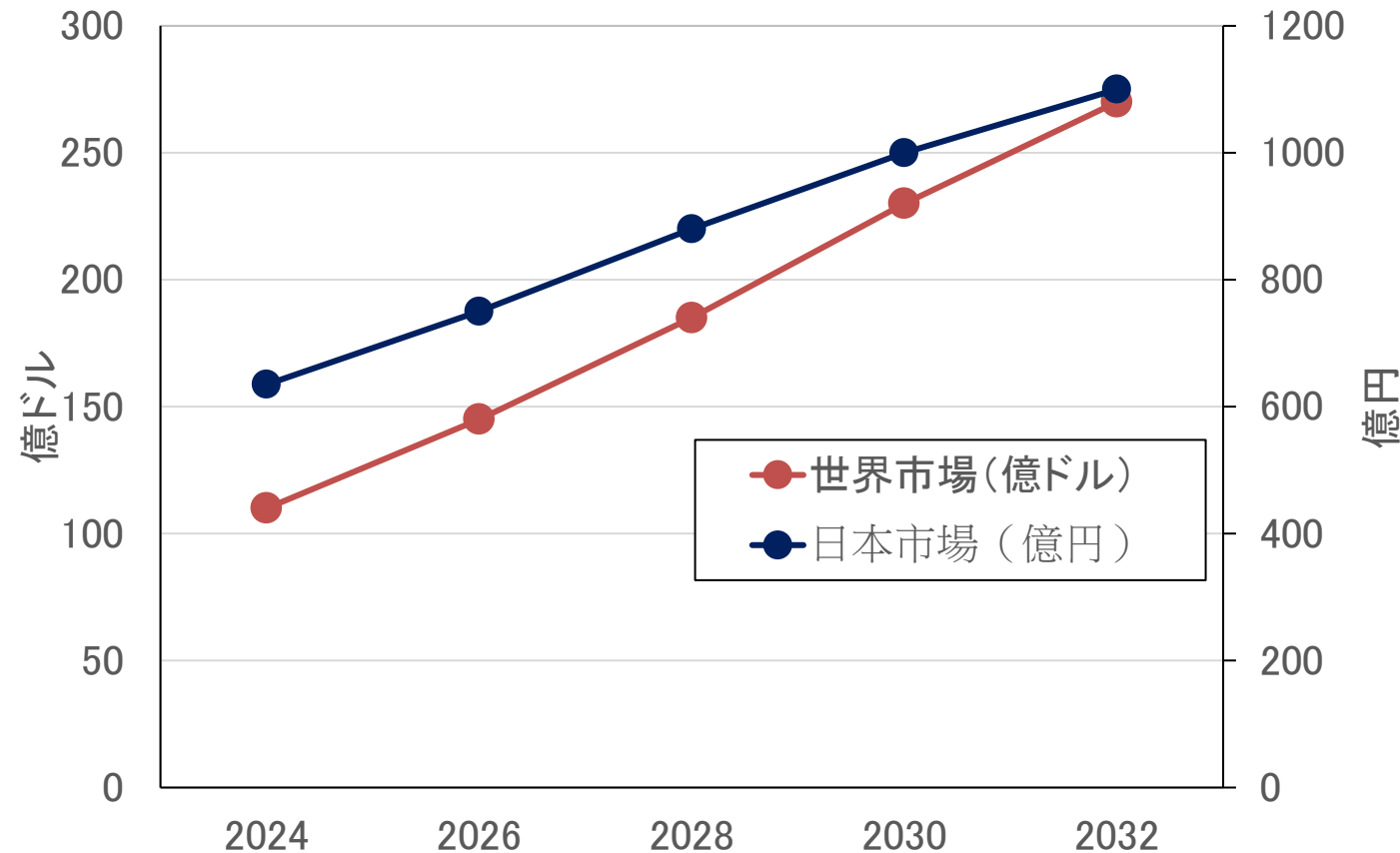
2025年11月4日

新技術概要（ハイブリッド型CMG姿勢制御装置）

- 小型衛星の姿勢制御は、リアクションホイールや磁気トルカが使用されているがトルクが小さい。
- 従来型のCMGはトルクが大きいが、大型で消費電力が大きく精度が低下。
- 中核技術は「最適化型コントロールモーメントジャイロ（CMG）」であり、**CMGとしての高トルク応答性とリアクションホイールとしての微小トルク精度を一体で実現できるハイブリッド型アクチュエータ**



世界・国内の小型衛星市場動向（成長機会）



小型衛星（SmallSat）市場は、**年平均成長率（CAGR）20～25%（近年は60%超）**で拡大中。

特に1U～12UクラスのCubeSat（10cm四方を基本単位とする超小型衛星）や、100kg未満の小型観測衛星・通信衛星の需要が急増。

世界：2032年、市場規模270億ドル（約4兆円）年平均約5%から16%の成長率

日本：2024年、市場規模635億円→2030年約1000億円想定

日本の宇宙機器開発の現状

【政府】

- 「宇宙産業ビジョン2030」で市場倍増（約1.2兆円→2.4兆円）を目標
- 経産省「宇宙基本計画（令和5年改定）」で2030年代に約8兆円市場を目指す
- 宇宙戦略基金で大学・スタートアップ・中小企業を重点支援

【JAXAの取り組み】

- J-SPARC：産学共創型R&Dプログラム、事業化を前提とした共創支援
- RAISE：軌道上実証プラットフォームによる迅速な宇宙実証支援

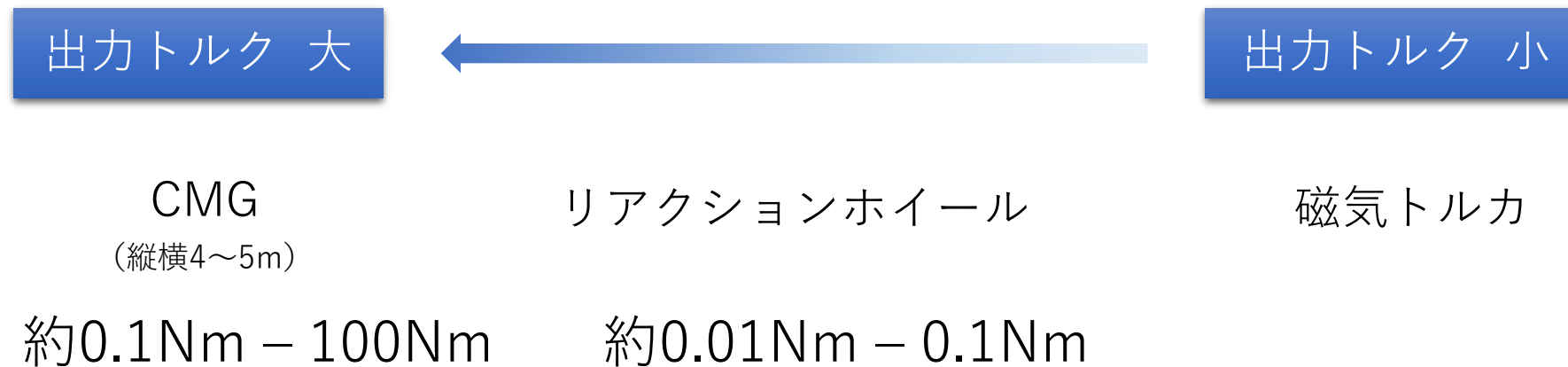
【民間主導の小型衛星開発】

- 小型SAR衛星・測位衛星計画が加速。

従来の姿勢制御システムの課題 (1/2)

- リアクションホイール (RW) : 小トルク、応答遅延
- 磁気トルカ : 精度不足
- 大型のCMG : 高トルクだが消費電力大、小型衛星には不向き

結果：小型衛星では「高精度・高速応答」な姿勢制御が困難



従来の姿勢制御システムの課題（2/2）

- 欧米製CMGは1基 数百万円～で**国内入手不可能**
- RW方式では姿勢誤差 $\pm 1.5^\circ$ 、地表観測精度が低下
- 部品依存リスク（輸入制限）によるコスト上昇
→ 国産・低電力・一体型制御技術が求められている

従来技術課題

高精度

- 1° 以下の高精度制御と高速応答性の両立

省電力

- 限られた電力でのアクチュエータ駆動（消費電力大）

小型化・軽量

- 限られた搭載スペースへの適応

技術シーズの概要

解決手段

CMG基本原理の拡張

ジンバル角速度とホイール角
運動量の外積に基づくトルク
生成

高精度

小型化

トルク制御モードの自動切替

「大トルクCMG制御」
「小トルク制御」
「RW制御」への切替

高精度

省電力

姿勢制御最適化アルゴリズム

トルク空間マッピングと予
測ベースのジンバル駆動抑
制制御

高精度

小型化（CMGとRWの機能を一体化）：従来は別ユニットだったCMGとRWを統合したハイブリッド構成を採用。駆動系と筐体を共通化することで、体積と質量を大幅に削減。

本提案の中核技術は「**最適化型ハイブリッドCMG**」。

多段階トルク制御を可能とする独自機構と制御アルゴリズム。

現在、地上試作機の制御アルゴリズム検証を完了し、モジュール設計段階。

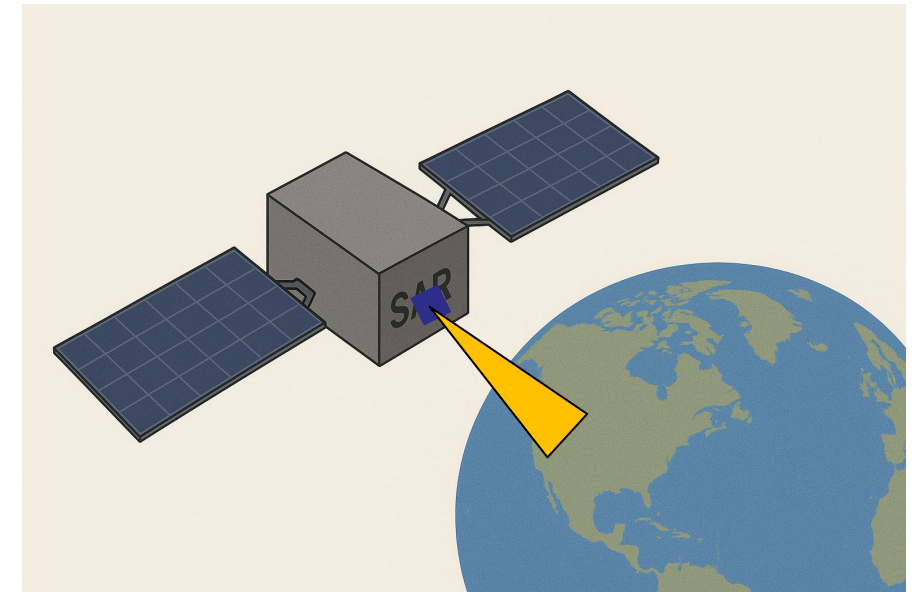
特許3件出願済み

CMG(Control Moment Gyro)とは

ジンバル軸の回転によってホイールの回転の向きを変更することにより得られるトルク（ジャイロ効果）により、姿勢を制御するアクチュエータ。

- 高トルクかつ高速応答が可能であり、国際宇宙ステーション（ISS）でも主要な姿勢制御手法として採用。
- この方式を超小型衛星に適用することで、従来困難であった高効率・高精度の姿勢制御が実現できる。
- 特に、同一方向に視野を固定できることから、
 - 通信衛星における安定した回線保持
 - SAR（合成開口レーダー）衛星での高分解能撮像
 - 光学リモートセンシング衛星での長時間安定観測

幅広い人工衛星ミッションで活用が期待されている



ハイブリッド型CMG (提案技術)

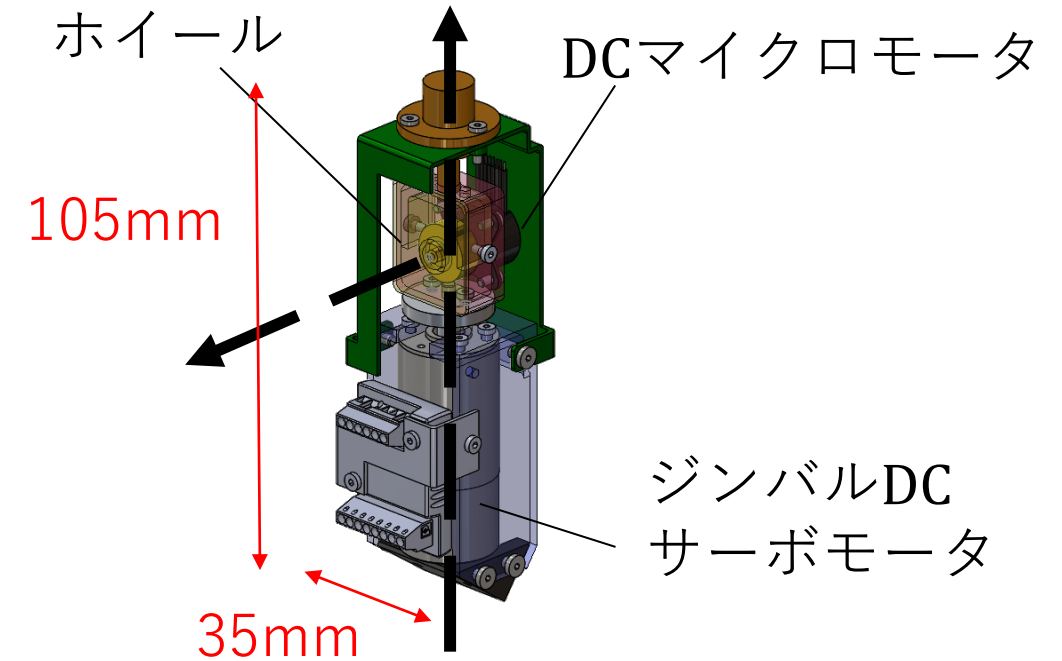
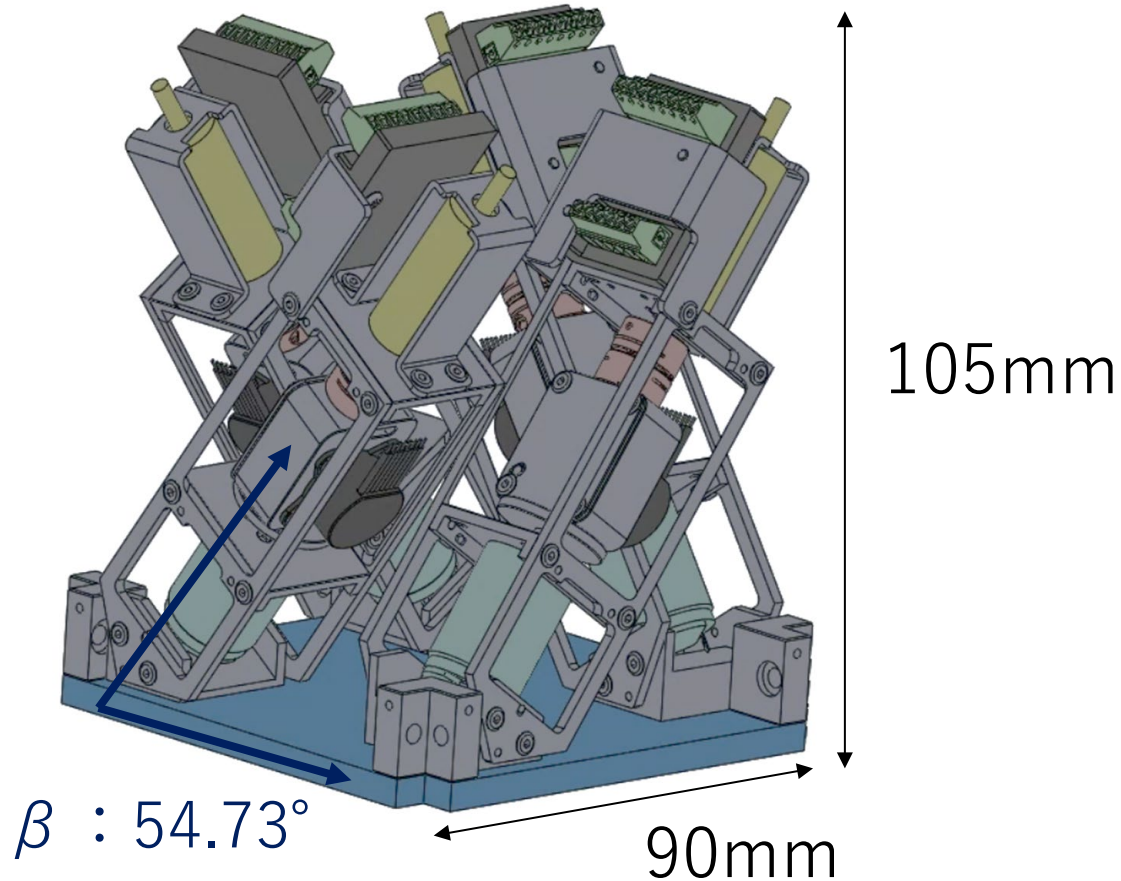
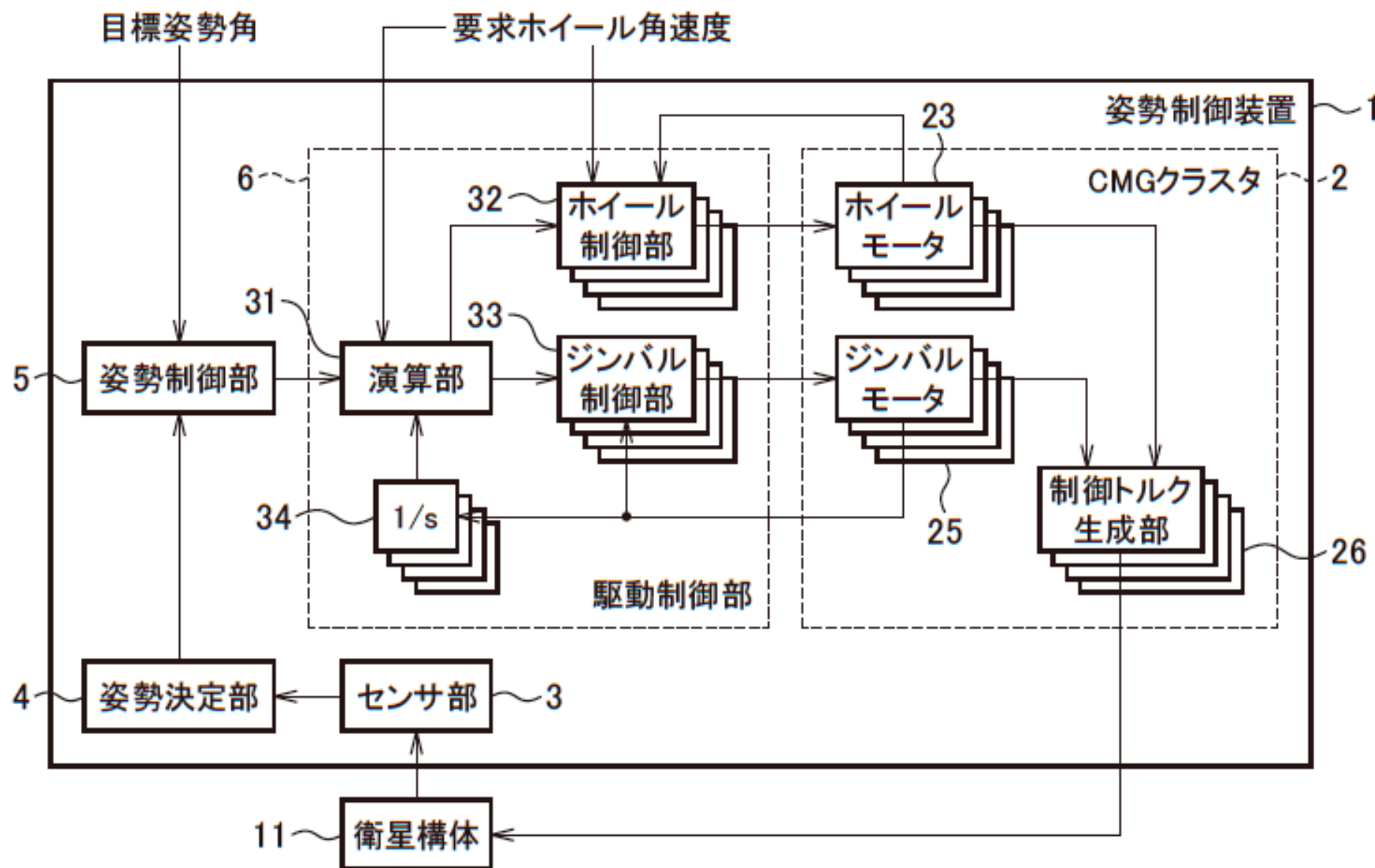


表 主要諸元

項目	値	単位
重量	0.58	kg
サイズ	90 × 90 × 105	mm
姿勢制御精度	0.5	deg
アジリティ (俊敏性)	5.3	deg/s

ハイブリッド型CMGの構成



システムの概要（3モード統合制御）

CMGによる高速姿勢制御(**大トルク**)



2段階制御による低速姿勢制御 (**小トルク**)

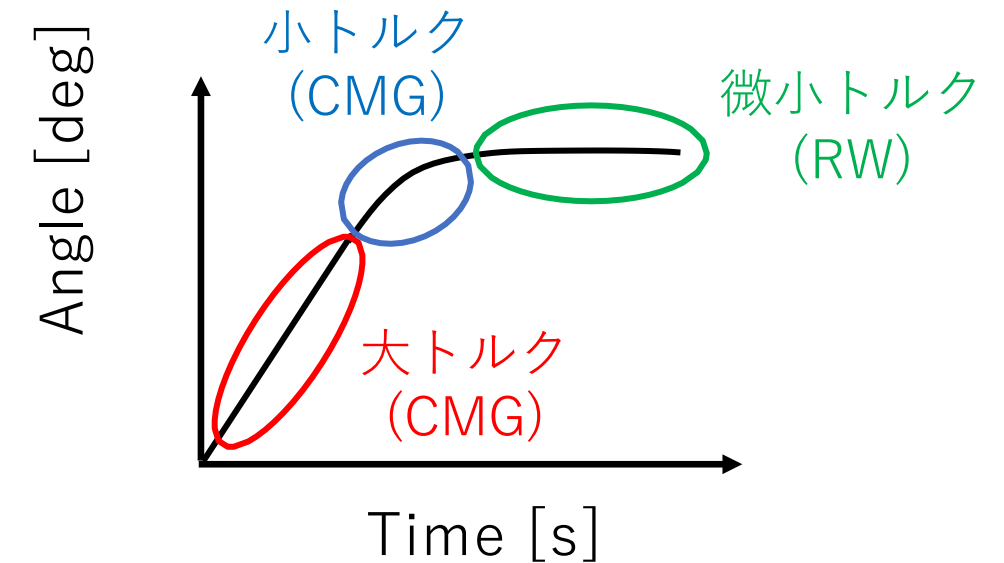


RWによる姿勢整定 (**微小トルク**)

得られる効果

姿勢制御の高速化、高精度化
消費電力の削減

状況に応じて3種類トルクを使い分けることで高速かつ高精度の姿勢制御を実現する



システムの概要

目標姿勢との誤差 θ_e に応じて
3種類のトルクを使い分ける

1. 大トルク制御

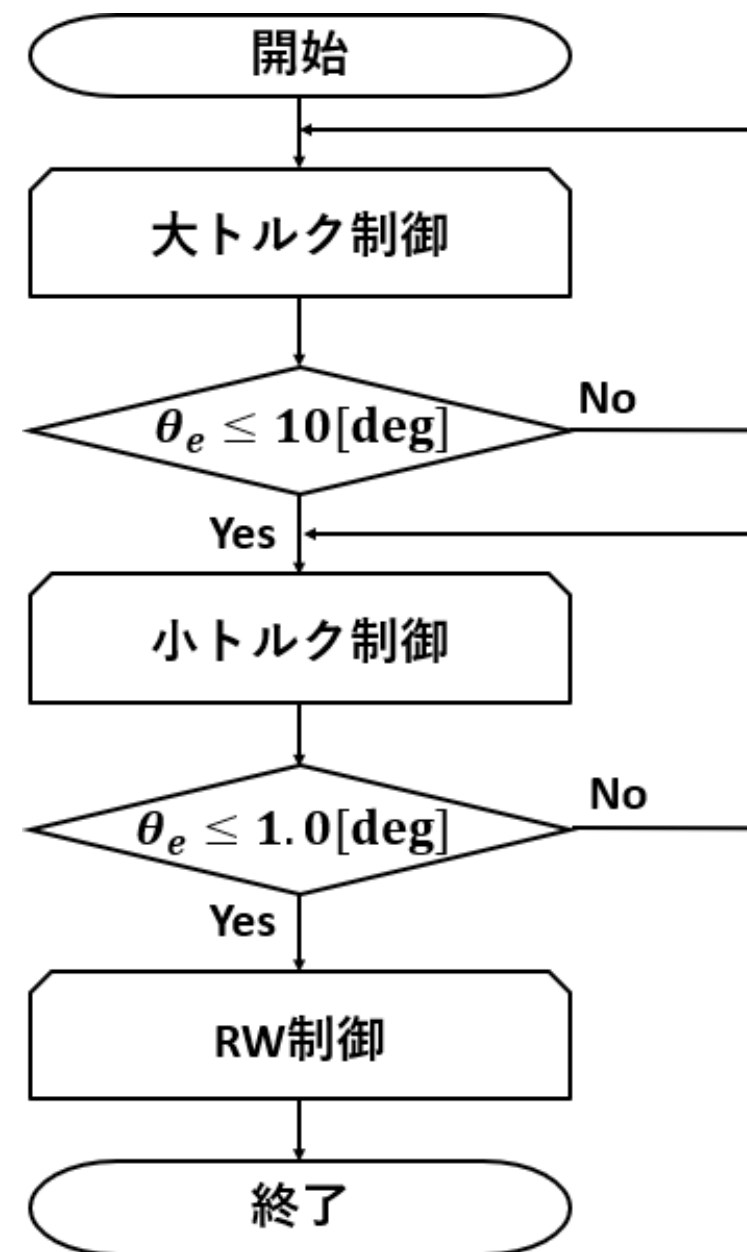
- ・ ホイールを高速回転させる
- ・ 出力トルク：大，制御精度：低

2. 小トルク制御

- ・ ホイールを低速回転させる
- ・ 出力トルク：中，制御精度：中

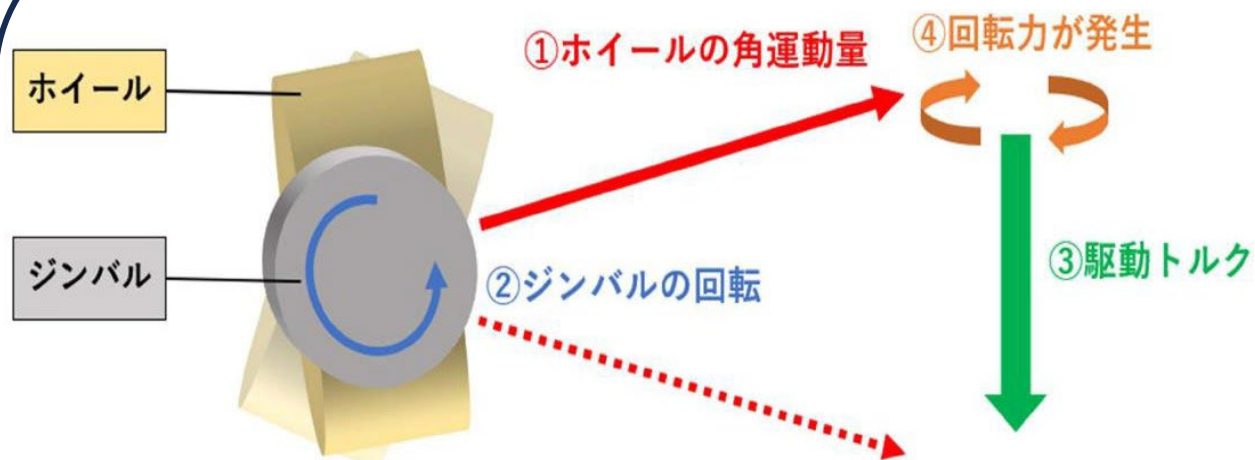
3. リアクションホイール (RW) 制御

- ・ ホイールの加減速のみで制御を行う
- ・ 出力トルク：小，制御精度：高



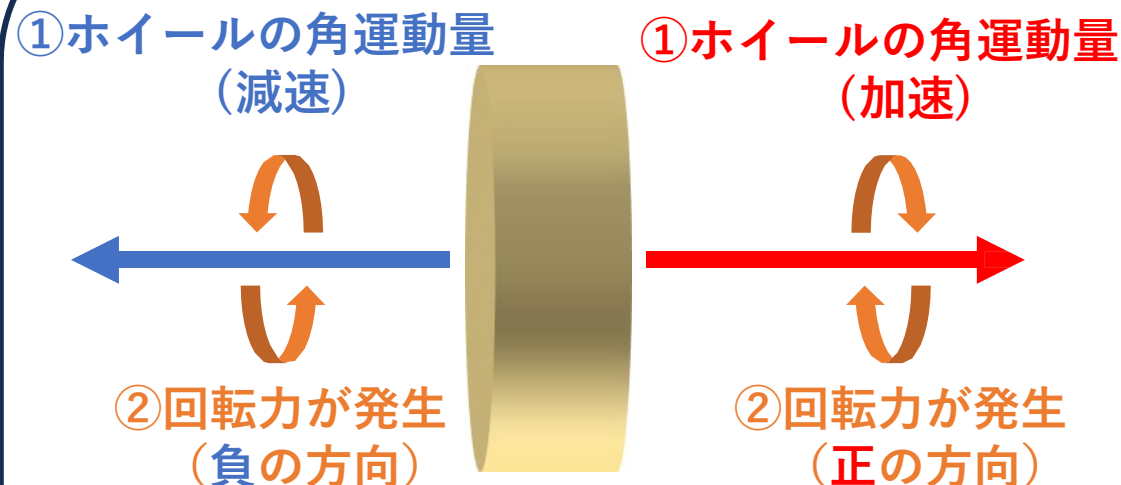
CMGとリアクションホイールの原理

CMG



ジンバルを回転させ、ホイールの角運動量ベクトルの方向を変化させることでトルクを生成する

リアクションホイール



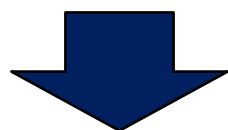
ホイールの角運動量ベクトルの大きさを
変化させることでトルクを生成

→ ジンバルを固定することでリアクションホイールとして運用可能

CMGとリアクションホイールの比較

CMGの課題

- ・消費電力が大きい
- ・高トルクが超小型衛星には過大



CMGをリアクションホイール(RW)
として運用

項目	RW	CMG
トルク分解能	大	小
出力トルク	小	大
消費電力	小	大
制御の複雑さ	易	難

2段階制御

出力トルクが大きく，高速な姿勢制御が可能

超小型衛星にとっては過大であり姿勢制御精度が低下

$$T_{CMG} = h_{Wheel} \times \omega_{Gimbal}$$

回転の勢い

2段階に分ける

h_{Wheel} : ホイール角運動量
 ω_{Gimbal} : ジンバル角速度

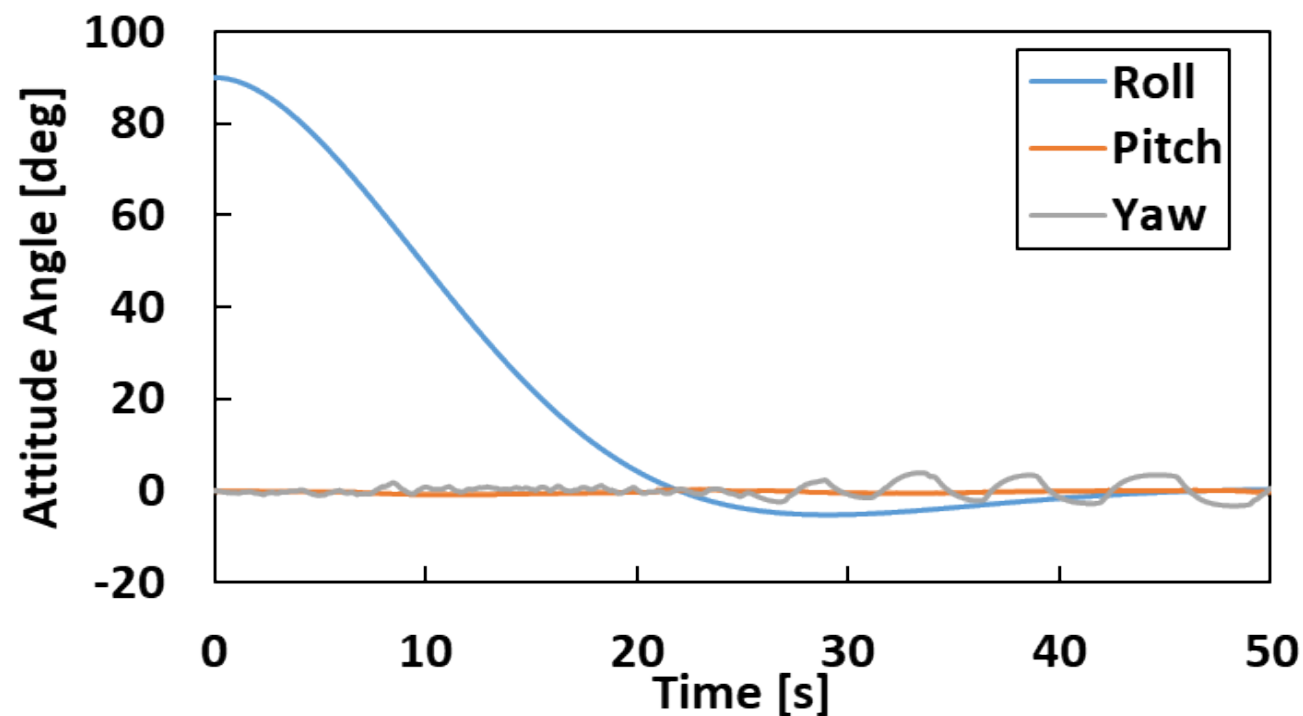
解決策

ホイール回転数を下げることでトルクの微調整を可能とする

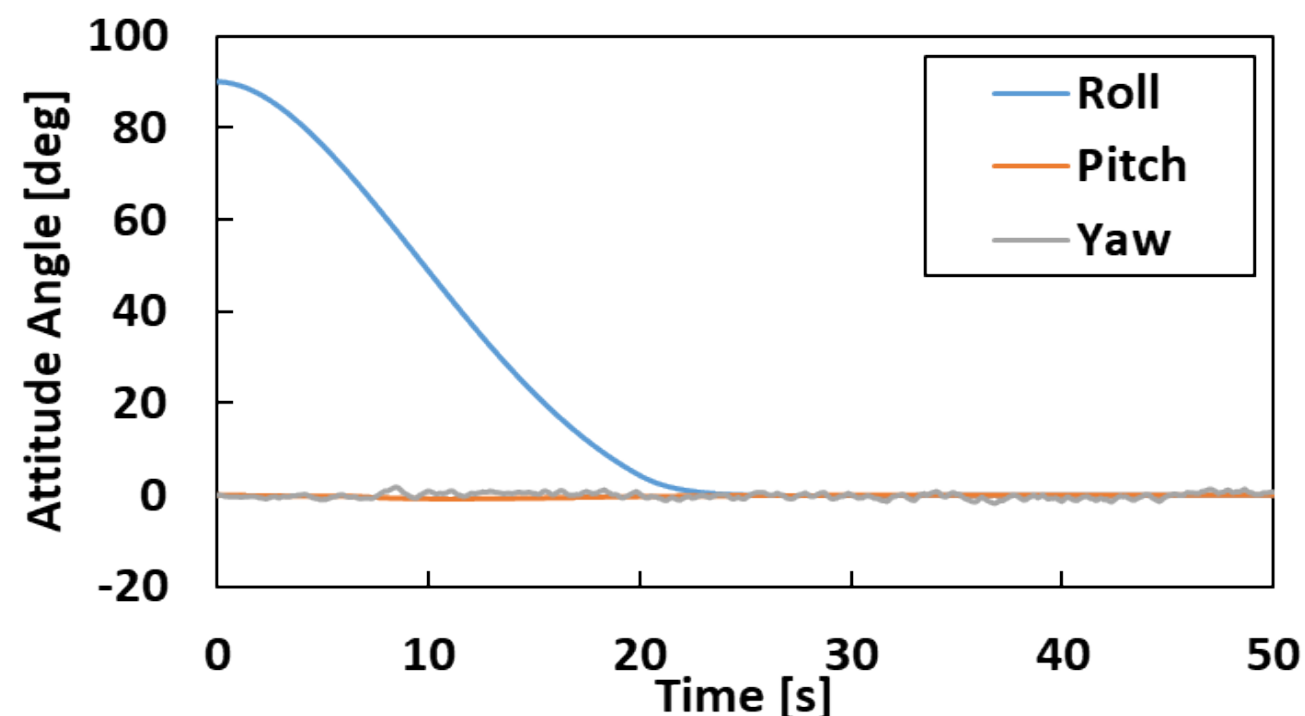


回転数を下げるためRW駆動時に加速方向のトルクも出力可能

2段階制御



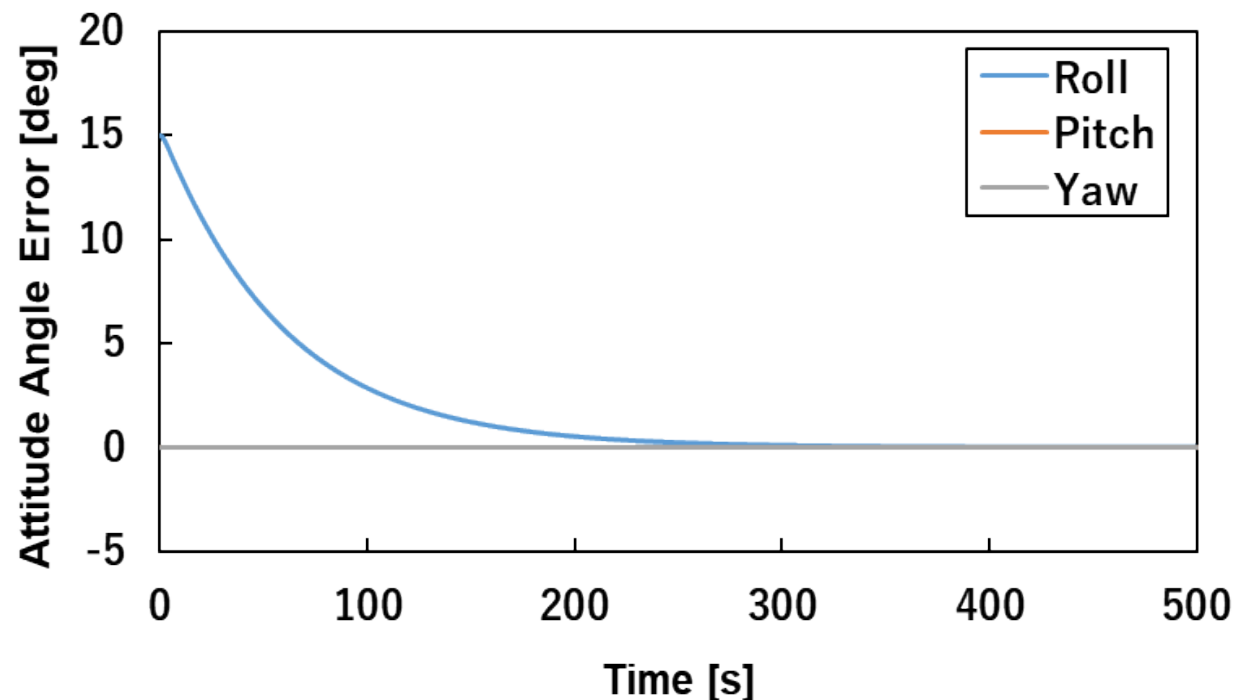
2段階制御なし 衛星姿勢角



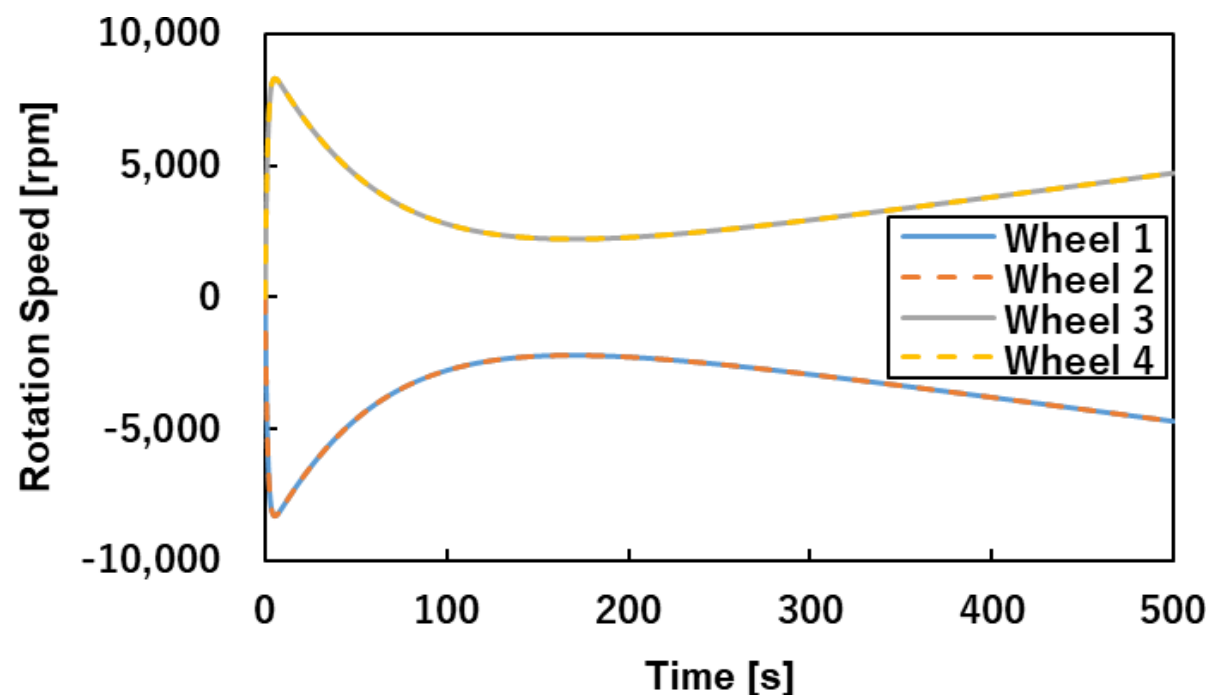
2段階制御あり 衛星姿勢角

項目	2段階制御なし	2段階制御あり	単位
衛星角速度	-	3.55	deg/s
姿勢制御精度	3.3	0.42	deg

CMGのリアクションホイール (RW) 利用



衛星姿勢角



ホイール回転数

項目	値	単位
衛星角速度	0.05	deg/s
姿勢制御精度	0.04	deg

- ・ 300[s]で15[deg]の姿勢変更 → 小規模 or 急を要さない姿勢制御は可能
(太陽光パネルの指向, 姿勢維持など)
- ・ ホイール角速度が上昇 → 外乱を相殺し続けるためホイールが動作を継続

新技術の特徴・従来技術との比較

提案技術は、**大トルクかつ高精度の姿勢制御、低消費電力、小型化**という超小型衛星に求められる特長を兼ね備えている

項目	リアクションホイール (RW)	従来型CMG	ハイブリッド型CMG (提案技術)
出力トルク	低～中	高	低～高 (3モード対応)
姿勢制御精度	中 (～1°)	中 (～1°)	高 (0.5° 以下)
消費電力	中～高	高	低 (モード切替)
小型化対応	○	× (中型以上)	○ (CubeSat対応)
コスト	低	中	中
特異点問題	なし	あり (ジンバル特異点)	なし (RW補間で回避)

想定される用途

- 通信衛星：高精度姿勢制御による安定した回線保持
- SAR衛星：高分解能観測のための長時間指向安定
- 光学リモートセンシング衛星：地球観測・農業モニタリング等での高精度撮像
- 探査衛星・深宇宙探査機：姿勢変化の高速応答と省電力運用
- 小型衛星コンステレーション：多数機連携時の高効率姿勢同期

対象技術と想定連携先

区分	技術内容	想定される連携先	提携形態
A	制御プロトコル	衛星制御SW開発企業	ライセンス供与
B	制御コントローラー	小型衛星メーカー	共同開発・委託製造
C	ハードウェアCMG	精密加工・モーターメーカー	試作・評価・量産化

実用化に向けた課題

- 電力消費の最適化：超小型衛星の電力制約に適合する省電力化設計
- 小型化・モジュール化：衛星バスの制約に収まる寸法・重量設計
- 制御アルゴリズムの高度化：特異点回避・安定制御の実証
- 軌道上実証実験：真空・無重力環境での実機検証
- 量産・信頼性確保：宇宙用部品化・製造コスト低減への対応

社会実装への道筋

フェーズ	年度	開発内容	企業連携内容
Ver.1.0 *	2025	地上試作・制御実証	試作評価・構造解析
Ver.1.5	2026	ベンチ試験・耐環境評価	部品供給・加工評価
Ver.2.0	2027	軌道上実証	宇宙機器企業との共同申請
実用化	2028	量産・提供開始	製造・販売ライセンス協定

* 東京都大学発スタートアップ創出支援事業

企業への期待

- 宇宙機器開発や小型衛星事業に取り組む企業との連携
- 小型モータや精密制御部品を持つ、企業との共同研究を希望
- 試作機を活用したベンチ試験・評価への協力
- また小型飛翔体（小型衛星，ドローンなど）を開発中の企業、宇宙産業分野への展開を考えている企業には、本技術の導入が有効と思われる。
- 国による宇宙航空関連の企業の支援がある（共同申請）。

企業への貢献、PRポイント

企業メリット	内容
競争力強化	小型・省電力CMGによる新規市場参入が可能
コスト削減	複数アクチュエータの統合で部品数・重量削減
技術シナジー	自社モータ・制御技術の転用が可能
国産化貢献	欧米依存からの脱却、調達リスク低減

本技術に関する知的財産権

- 発明の名称 : 姿勢制御装置および姿勢制御方
- 出願番号 : 特願2025-070333
- 出願人 : 学校法人東京電機大学
- 発明者 : 田中 慶太、遠藤 健太

産学連携の経歴

- 2018年- A大学と共同研究実施
- 2020年-2023年 B大学と共同研究実施
- 2021年- C社と共同研究実施
- 2021年-2022年 埼玉県産学連携による技術開発力向上支援事業採択
- 2025年 東京都大学発スタートアップ創出支援事業に採択

TDU 東京電機大学

お問い合わせ先

東京電機大学
研究推進社会連携センター
産官学連携担当

TEL 03-5284-5225

e-mail crc@jim.dendai.ac.jp