

学位論文 博士（工学）

宇宙機運用シナリオに基づくコントロール  
モーメントジャイロの駆動則に関する研究

2017年8月

慶應義塾大学大学院理工学研究科

七森 泰之

# 論文要旨

宇宙機の姿勢制御用アクチュエータとして用いられるコントロールモーメントジャイロ (Control Moment Gyros, CMG) は同種のリアクションホイール (Reaction Wheel, RW) と比較し出力トルクの大きさや消費電力の面で大きなメリットがあるものの、トルク分解能の低さや機構の複雑さに起因する故障リスク、エネルギー貯蔵装置として用いた際の電力マネジメントが課題である。一方、CMG に関する多くの従来研究は単一姿勢マヌーバの成立性を目的とし、主に宇宙機からの要求トルクに対して所望のジンバル指令値を計算する際の逆行列計算における特異点問題を議論してきた。しかし CMG を搭載する宇宙機として特に高分解能地球観測衛星を対象とした場合、複数の時間スケールに対して宇宙機の実際の運用シナリオを考慮した新たな CMG 駆動則が必要となる。本論文では、多地点観測ミッションのための複数回連続姿勢マヌーバの成立性向上や宇宙機バスシステムの耐故障性・信頼性向上に寄与する新たな駆動則を提案する。

第 1 章では、本論文の背景および目的について述べた。

第 2 章では、宇宙機の姿勢運動およびダイナミクスについて定式化するとともに、CMG 駆動則に関する関連研究について述べた。

第 3 章では、連続姿勢マヌーバの実施 (数十秒～数分程度) を想定し、可変速度 CMG (Variable Speed CMG, VSCMG) を用いて高速な姿勢変更と高精度な姿勢整定を両立させるモード遷移駆動則を提案した。提案手法では各姿勢マヌーバにおいて、一定速度 CMG モードで高速な姿勢変更を行い、終局時には CMG のジンバルを停止させ、トルク分解能に優れる RW モードへ切り替えて姿勢整定を行う。この際、後続の高速姿勢変更へ向けて CMG のトルク出力性能を考慮したジンバル角度の制御を行う。

第 4 章では、長期間にわたる連続姿勢マヌーバの繰り返し (数時間～数ヶ月程度) を想定し、CMG の故障につながる特異点近傍でのジンバルの急激な動きと、特異点を通過しない場合に生じるジンバル駆動量の偏り、および駆動量の総和を抑制する手法を提案した。提案手法ではジンバル軸の駆動パターンおよび駆動量が初期ジンバル角組合せに依存する性質に着目し、複数回の連続姿勢マヌーバの合間に一定間隔でジンバルのヌル運動を挿入することで適切な初期ジンバル角の値を持たせるような制御を実施する。

第 5 章では、周回軌道における姿勢マヌーバの繰り返し (数時間～数年程度) を想定し、VSCMG における Integrated Power and Attitude Control System (IPACS) と呼ぶエネルギー貯蔵機能とバッテリーを合わせてハイブリッドシステムとする電源構成を考案した。更に VSCMG/IPACS が姿勢制御機能を担う一方でバッテリーの劣化モードを抑制する電力マネジメントを行う手法を提案した。これにより、VSCMG/IPACS を用いて宇宙機に搭載されたリチウムイオンバッテリーの長寿命化を図れることを示した。

最後に第 6 章では、本論文の結論を述べた。

# SUMMARY OF Ph.D. DISSERTATION

While the Control Moment Gyros (CMG) are often used as actuators for attitude control of a spacecraft for having advantages over Reaction Wheels (RW) in terms of output size of torques and power efficiency, the CMG also has several improvement areas including its low torque resolution, high risk of failure due to complex mechanism and power management when used as an energy storage device. So far, many existing studies on the CMG have been focused on the feasibility of the single attitude maneuver and the issue of the inverse matrix calculation for the gimbal command in responding to the request from the spacecraft while avoiding singularities. However, if the CMG is to be mounted especially on a high-resolution Earth observation satellite, a new steering law of CMG which fully considers the actual operation scenario based on multiple timescales will be essential. This dissertation proposes a new steering law which contributes to the improvement of the multi target pointing maneuvers on agile observation missions as well as enhancing fault tolerance and increasing reliability of the bus system of a spacecraft.

Chapter 1 introduces the background, motivation and objectives of this study.

Chapter 2 describes the formulation of the attitude control and dynamics of a spacecraft as well as relevant studies on the steering law of CMG.

Chapter 3 proposes a mode-scheduling steering law which achieves both agile attitude change and highly accurate attitude stabilization by using variable speed CMG (VSCMG) in conducting consecutive maneuvers for several seconds to several minutes. The proposed method is to firstly conduct agile attitude change maneuvers in CSCMG mode, then de-actuating the gimbal of the CMG at the final stage and switching to RW mode which is more accurate in torque resolution. During the RW mode, the gimbal angle will be controlled so that the better torque performance would be achieved for the next agile attitude change in CSCMG mode.

Chapter 4 proposes a method for a long-term operation of multiple consecutive maneuvers for a period of several hours to several months which would be beneficial in decreasing the potential of CMG failure such as by reducing radical motion of the gimbal near the singularity and also in decreasing the bias and total work load of the gimbals which have been an issue for avoiding singularities. By focusing on the fact that the movement and pattern of gimbal axis are dependent on the combination of initial gimbal angles, this proposal suggests inserting a null motion in intervals of the multiple maneuvers so that the gimbal returns to the appropriate angle.

Chapter 5 describes a hybrid power mechanism which utilizes a combination of Integrated Power and Attitude Control System (IPACS), an energy storage function and battery while conducting multiple attitude maneuvers during an orbit for a period of several hours to several years. Moreover, a new power management method which utilizes VSCMG and IPACS for attitude control as well as for decreasing battery deterioration is proposed. The proposed method indicates that the life of Lithium-ion batteries mounted on a spacecraft could be prolonged by using VSCMG and IPACS.

Chapter 6 describes the conclusion of this study.

# 目次

図目次.....	iv
表目次.....	vii
NOMENCLATURE.....	viii
第1章 序論.....	1
1.1. 人工衛星による宇宙からの地球観測.....	2
1.2. 地球観測衛星における姿勢マヌーバ要求とCMGの必要性.....	5
1.3. CMGに関する技術的課題と従来研究のアプローチ.....	8
1.4. 本論文の目的と具体的な課題解決アプローチ.....	13
1.5. 本論文の構成.....	15
第2章 宇宙機の姿勢運動とCMGダイナミクス.....	18
2.1. 本章の目的.....	19
2.2. 記号および用語の定義.....	19
2.3. CMGの種類と特徴.....	19
2.4. CMG配置方法 <sup>[12]</sup> .....	21
2.5. CMGのダイナミクス.....	22
2.5.1. 単一のCMGが搭載されている剛体宇宙機の運動方程式 <sup>[40]</sup> .....	22
2.5.2. 複数のCMGが搭載されている剛体宇宙機の運動方程式 <sup>[40]</sup> .....	26
2.6. CMG駆動則の導出.....	28
2.6.1. 系の安定性に関する議論 <sup>[40]</sup> .....	28
2.6.2. CMG駆動則.....	29
2.7. 特異点の定義と特異点回避駆動則.....	31
2.7.1. 特異点問題.....	31
2.7.2. 特異点の分類.....	31
2.7.3. 代表的な特異点回避駆動則.....	32
第3章 多地点指向観測における整定時間短縮を目指したモード遷移VSCMG駆動則	37
3.1. 緒言.....	38
3.2. VSCMGモード遷移駆動則と条件数.....	39
3.2.1. VSCMGモード遷移駆動則.....	39
3.2.2. 特異点と条件数の定義.....	40
3.2.3. モード遷移駆動則へのSDA法の組み込み.....	41
3.2.4. 目標終局ジンバル角度の選出に関する分析.....	43
3.3. 提案駆動則の設計.....	43

3.3.1.	概要 .....	43
3.3.2.	モード遷移駆動則へのジンバル角度フィードバック手法の組み込み .....	44
3.3.3.	姿勢マヌーバプロファイルの設計 .....	45
3.4.	数値解析 .....	45
3.4.1.	解析条件 .....	45
3.4.2.	解析結果 .....	48
3.5.	結言 .....	52
第4章	ジンバル駆動量の偏りを考慮した CMG 駆動則 .....	53
4.1.	緒言 .....	54
4.2.	コンセプトおよび提案手法の概要 .....	57
4.2.1.	コンセプト .....	57
4.2.2.	宇宙機運用期間中における提案手法の適用間隔 .....	58
4.3.	提案手法に関する定式化および設計手順 .....	59
4.3.1.	初期ジンバル角候補の準備 .....	59
4.3.2.	評価関数の設計 .....	60
4.3.3.	提案手法適用間隔の判断 .....	62
4.4.	数値解析 .....	62
4.4.1.	解析条件 .....	62
4.4.2.	解析結果 .....	63
4.5.	結言 .....	68
第5章	VSCMG 搭載宇宙機における姿勢制御とバッテリー長寿命化を考慮した電力 マネジメント .....	70
5.1.	緒言 .....	71
5.2.	VSCMG/IPACS 駆動則 .....	73
5.2.1.	VSCMG/IPACS モデル .....	73
5.2.2.	VSCMG/IPACS 駆動則 .....	74
5.3.	電力マネジメント手法の提案 .....	75
5.3.1.	宇宙機からの要求電力 .....	75
5.3.2.	バッテリー長寿命化の考慮 .....	77
5.4.	数値解析 .....	79
5.4.1.	解析条件 .....	79
5.4.2.	解析結果 .....	81
5.4.3.	バッテリー長寿命化についての評価 .....	87
5.5.	結言 .....	89
第6章	結論 .....	90
6.1.	本論文の総括 .....	91

6.2.	本論文で提案した手法の内容に関する概要と解決した課題.....	92
6.3.	今後の展望.....	94
参 考 文 献	.....	96
謝 辞	.....	103
著 者 論 文 目 録	.....	105

# 目 次

Figure 1.1 Advantages of remote sensing by Earth observation satellites .....	3
Figure 1.2 Observation of liquefaction in Urayasu city, Chiba Prefecture after the Great East Japan Earthquake by ALOS <sup>[2]</sup> .....	3
Figure 1.3 Observation of Fukushima Daiichi Nuclear Power Plant by Worldview-2 satellite of DigitalGlobe, Inc.(Photographed on March 14, 2011) <sup>[3]</sup> .....	4
Figure 1.4 Estimation analysis of oil stockpiles from satellite images by Orbital Insight <sup>[8]</sup> .....	4
Figure 1.5 Image of rapid multi-target pointing and high accuracy attitude control.....	5
Figure 1.6 Images of data acquisition capability adopting large and agile maneuvers (Japan and France) <sup>[13][14]</sup> .....	6
Figure 1.7 Images of Reaction Wheel and Control Moment Gyro .....	7
Figure 1.8 Images of Earth observing satellites using CMGs.....	7
Figure 1.9 4-skew array of CMGs .....	10
Figure 1.10 The three objectives and operational scenarios .....	14
Figure 1.11 Overview of this dissertation .....	17
Figure 2.1 Image of SGCMG <sup>[12]</sup> .....	20
Figure 2.2 Image of DGCMG <sup>[51]</sup> .....	20
Figure 2.3 Examples of CMG arrays <sup>[12]</sup> .....	21
Figure 2.4 Control Moment Gyro (1 unit) .....	22
Figure 2.5 Spacecraft body with a single CMG.....	23
Figure 2.6 Spacecraft body with 4-skew type CMG system (Image) .....	27
Figure 2.7 Spacecraft body with 4-skew type CMG system (Definition of vectors) <sup>[53]</sup> .....	27
Figure 2.8 Graphical image of singularity condition .....	32
Figure 2.9 Various type of steering laws <sup>[34]</sup> .....	33
Figure 3.1 Condition numbers $\kappa_s$ and $\kappa_g$ with respect to the gimbal angle <sup>[31]</sup> .....	38
Figure 3.2 Sequence of the proposed method .....	39
Figure 3.3 Weighting functions $W_s$ and $W_g$ of the steering mode .....	41
Figure 3.4 Wheel maximum output torque $U_{smax}$ .....	44
Figure 3.5 Designs of the slew rate profiles $\omega^{profile}$ of the spacecraft .....	46
Figure 3.6 Euler angle $\theta$ of the spacecraft.....	49
Figure 3.7 Weighting value $W_s$ and $W_g$ .....	49
Figure 3.8 Gimbal angles $\delta$ .....	50
Figure 3.9 Singular indices (condition numbers) $\kappa_g$ and $\kappa_s$ .....	50
Figure 3.10 Wheel rotational speed $\Omega$ .....	51

Figure 4.1 Example of CMG failure <sup>[64]</sup> .....	54
Figure 4.2 Failure mode of CMG (the defective lubrication of the wheel spin bearings) .....	55
Figure 4.3 A procedure of the proposed method .....	56
Figure 4.4 The leveling effect of the gimbal angular displacements of the CMGs.....	57
Figure 4.5 Definition of the symbols in relation to multiple attitude maneuvers.....	60
Figure 4.6 Time histories of null motion.....	66
Figure 4.7 Case study of parameter $K$ .....	66
Figure 4.8 Time histories of Euler angle (Case 2) .....	66
Figure 4.9 Gimbal angular displacements, related to term $S_1$ in the evaluation function .....	67
Figure 4.10 Time histories of gimbal angular acceleration.....	67
Figure 4.11 Transition of the average and variance of the gimbal angular displacements according to the numbers of maneuvers.....	67
Figure 4.12 Results of the multiple maneuvers.....	68
Figure 5.1 Hardware testing examples of VSCMG/IPACS <sup>[12][74]</sup> .....	71
Figure 5.2 Image of Li-ion battery installed in ALOS-2 <sup>[75]</sup> .....	72
Figure 5.3 Configuration of the proposed system .....	72
Figure 5.4 Block diagram of the proposed system.....	73
Figure 5.5 Image of SAR satellite.....	76
Figure 5.6 Earth observation missions by SAR spotlight mode .....	80
Figure 5.7 Example of relationship between energy capacity of IPACS $E_{IPACS}^{\max}$ and $J_s$ , $\Omega_{\max}$ .....	83
Figure 5.8 Profile of sunlight/eclipse and SAR observation mission .....	83
Figure 5.9 Error of Euler angle of the spacecraft.....	83
Figure 5.10 Power requirement (Method 1).....	84
Figure 5.11 Power requirement (Method 2).....	84
Figure 5.12 Power requirement (Method 3).....	84
Figure 5.13 Gimbal angles (upper) and wheel rotational speeds (lower) (Method 1) .....	85
Figure 5.14 Gimbal angles (upper) and wheel rotational speeds (lower) (Method 2) .....	85
Figure 5.15 Gimbal angles (upper) and wheel rotational speeds (lower) (Method 3) .....	85
Figure 5.16 Condition number of Jacobian matrix (Method 1) .....	86
Figure 5.17 Condition number of Jacobian matrix (Method 2) .....	86
Figure 5.18 Condition number of Jacobian matrix (Method 3) .....	86
Figure 5.19 Battery SOC (upper) and C rate (lower) (Method 1).....	87
Figure 5.20 Battery SOC (upper) and C rate (lower) (Method 3).....	87
Figure 5.21 Example of relationship between number of cycles and capacity deterioration rate for DOD <sup>[89]</sup> .....	88

Figure 5.22 Example of relationship between time and capacity deterioration rate for SOC (SOC=100%, 75%, 50%) <sup>[90]</sup> .....	89
Figure 6.1 Integrated use case image of the proposed method .....	94

## 表 目 次

Table 1.1 Comparison of retargeting agility of the Earth observation satellite <sup>[20]-[24]</sup> .....	7
Table 1.2 Comparison of RW and CMG from the viewpoint of performance <sup>[12]</sup> .....	8
Table 3.1 VSCMG and satellite parameters .....	47
Table 3.2 Design parameters .....	47
Table 3.3 Simulation conditions for the three methods .....	48
Table 4.1 CMG and satellite parameters .....	63
Table 4.2 Parameter settings .....	64
Table 5.1 Power distribution of $P_{BATT}^{ref}, P_{IPACS}^{ref}$ .....	79
Table 5.2 Parameters for simulation .....	82
Table 5.3 Simulation Methods .....	82
Table 6.1 Overview of the proposed methods in this dissertation .....	92

# NOMENCLATURE

Symbol	Description
$\hat{\mathbf{g}}_{s_i}$	$i$ -th unit direction vector of the spin axis
$\hat{\mathbf{g}}_{t_i}$	$i$ -th unit direction vector of the transverse axis
$\hat{\mathbf{g}}_{g_i}$	$i$ -th unit direction vector of the gimbals axis
$\delta$	Gimbal angles
$\delta_0$	Initial set of gimbal angles
$\dot{\delta}$	Gimbal angular velocity (Gimbal rates)
$\Omega$	Wheel rotational speed of CMGs around $\hat{\mathbf{g}}_{s_i}$ axis
$\Omega_0$	Initial set of wheel rotational speed
$\dot{\Omega}$	Wheel angular acceleration
$\omega$	Slew rate of the spacecraft
$\omega^{profile}$	Slew rate profile of the spacecraft
$\omega_{r,max}$	Maximum slew rate of the spacecraft around each axis
$\theta$	Euler angle of the spacecraft
$\theta^{profile}$	Maneuver profile of the spacecraft
$\theta^{ref}$	Reference attitude angle of the spacecraft after the Rest to Rest maneuver
$I$	Inertia matrix of the spacecraft including CMGs
$I_s$	Inertia matrix of the spacecraft excluding CMGs
$J_i$	Inertia matrix of the $i$ -th CMG
$E$	Rotational kinetic energy of CMG
$T_r$	Torque required from the spacecraft attitude control system
$C$	Gimbal Jacobian matrix associated with gimbal angles
$D$	Wheel Jacobian matrix associated with the wheel spin rate
$W$	Weighting diagonal matrix
$\beta$	Skew angle, 54.7 deg
$m$	Manipulability
$\kappa_g$	Condition number of $C$
$\kappa_s$	Condition number of $D$
$\sigma_{g1}, \sigma_{g2}, \sigma_{g3}$	Singular value of $C$
$\sigma_{s1}, \sigma_{s2}, \sigma_{s3}$	Singular value of $D$

# 第1章 序論

## 1.1. 人工衛星による宇宙からの地球観測

リモートセンシングは遠く離れた場所から対象物に直接触れずにその大きさ、形および性質を観測する技術である。特に地球観測衛星による観測は航空機や現地での実地調査等の他の手段と比較し、Figure 1.1 に示すような優位性（観測範囲の広域性、観測データの均質性、データ入手の迅速性、観測の周期性）を有する<sup>[1]</sup>。このことから地球観測衛星からの取得データは防災・危機管理、安全保障、地球環境や農林・水産・鉱物資源の把握といった様々な分野で広く活用されている。

例えば防災・危機管理分野では、地震や津波といった大規模災害へ迅速に対応し被害を軽減させるため、国や自治体といった関係機関が衛星画像をもとに災害発生時の迅速な状況把握や対策意思決定を行う。2011年3月11日に発生した東日本大震災では、Figure 1.2 に示すように津波や液状化の被害状況を観測するため JAXA の陸域観測衛星 ALOS (だいち) が東北地方沿岸を始めとする被災地を緊急観測した<sup>[2]</sup>。また、2011年3月14日には米 DigitalGlobe 社が同社の地球観測衛星 WorldView-2 により、水素爆発を起こした福島第一原子力発電所を観測、Figure 1.3 に示す画像を公開した<sup>[3]</sup>。陸域観測衛星 ALOS はその後、2011年5月12日に運用を終了したものの、JAXA では2017年現在の時点で陸域観測技術衛星 2号「だいち2号」(ALOS-2) を運用しており、Lバンド合成開口レーダ (PALSAR-2) により地球観測を行っている<sup>[4]</sup>。更に ALOS の光学ミッションを引き継ぐ地球観測衛星として、2020年に先進光学衛星の打ち上げを予定している<sup>[5]</sup>。

安全保障分野では、内閣衛星情報センターにて外交・防衛等の安全保障および大規模災害等への対応等の危機管理のために必要な情報の収集を主な目的として、情報収集衛星を運用している<sup>[6]</sup>。情報収集衛星は2017年現在、光学3,4,5号機およびレーダ3,4,5号機と予備機が軌道上で運用されている。2025年までにはデータ中継衛星2基を加え予備機を除く10基体制となり特定地点の対象を1日に複数回撮像することが可能となる予定である<sup>[7]</sup>。

更に、衛星からのリモートセンシング情報をもとに機械学習や深層学習といったアルゴリズムを用いて解析を行い、付加価値データを顧客へ提供するサービスも注目されている。米国のスタートアップ企業である Orbital Insight 社では商用の高分解能地球観測衛星により世界中の石油タンクを撮像、機械学習や深層学習といったアルゴリズムを用いて石油タンクの蓋に映し出された影の様子から世界中の石油備蓄量を Figure 1.4 に示すように推計、エネルギー関連企業や政府、投資家等へ需給ステータスを通知するサービスを提供している<sup>[8]</sup>。このようなベストプラクティスを踏まえ、我が国でも衛星リモートセンシングデータを活用した新産業創出の推進が掲げられている。宇宙基本計画（平成28年4月1日閣議決定）<sup>[9]</sup>では、「民生分野における宇宙利用の推進」の一つとして、「衛星リモートセンシング情報や衛星測位による位置情報等、宇宙システムを活用して取得・蓄積されるビッグデータから情報通信技術を駆使して新たな価値を生み出す等、宇宙に関連した新事業・新サービスを創出する民間事業者の取組を後押しし、国民生活の質を向上させ、持続的な産業発展と雇用機会の創出に貢献する」と記載されている。日本の超小型衛星ベンチャーである株式

会社アクセルスペースでは、超小型衛星”GRUS 衛星” 50 機を打ち上げ、地上の全球データを毎日収集し、画像データを公開するオープンプラットフォーム”AxelGlobe”の構築を目指すとしている<sup>[10]</sup>.

このように、人工衛星によるリモートセンシングと得られたデータは国民生活の安全・安心に役立つだけでなく、日々の経済活動や新産業創出といった分野でも重要な位置づけにあり、データ分析アルゴリズムやクラウドサービスをはじめとする計算機能力の進歩と合わせて今後の更なる発展が期待されている。

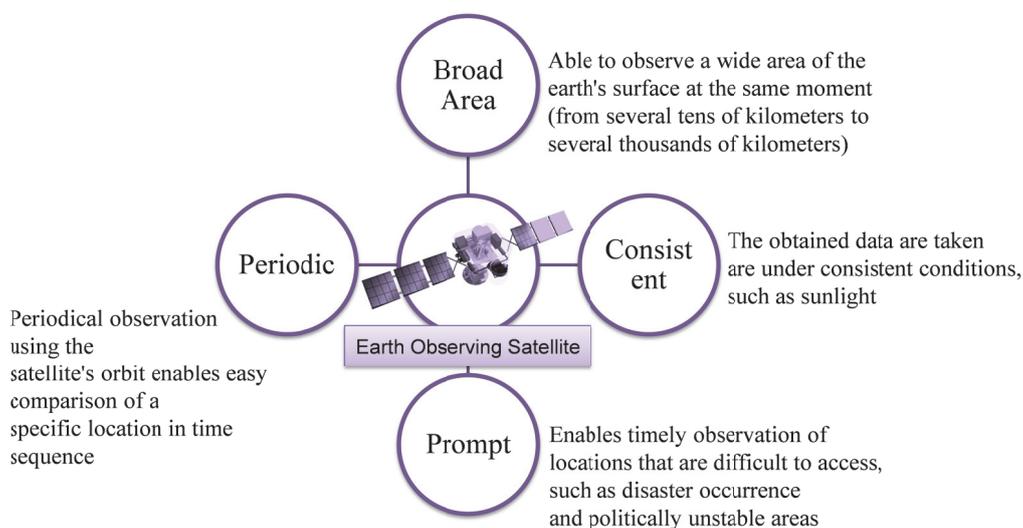


Figure 1.1 Advantages of remote sensing by Earth observation satellites

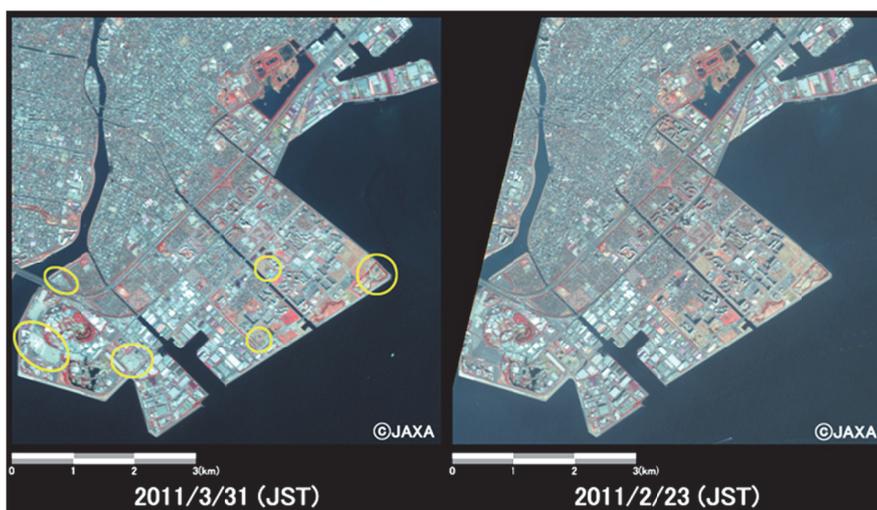


Figure 1.2 Observation of liquefaction in Urayasu city, Chiba Prefecture after the Great East Japan Earthquake by ALOS<sup>[2]</sup>



Figure 1.3 Observation of Fukushima Daiichi Nuclear Power Plant by Worldview-2 satellite of DigitalGlobe, Inc.(Photographed on March 14, 2011)<sup>[3]</sup>



Figure 1.4 Estimation analysis of oil stockpiles from satellite images by Orbital Insight<sup>[8]</sup>

## 1.2. 地球観測衛星における姿勢マヌーバ要求と CMG の必要性

近年、特に 1.1 節で述べたような防災・危機管理分野および安全保障分野等で要求される観測ミッションでは、地上分解能 1m 以下の高分解能センサにより特定地点・設備等の詳細な形状や稼働状況等を高頻度に把握・監視することが求められている。例えば災害監視ミッションであれば発災直後の被災地の状況を可能な限り迅速に把握するため、一回の軌道パス上で衛星直下点方向に対し姿勢（すなわち、観測センサの視線方向）を複数の目標方向へ変更し効率よく観測する高速姿勢マヌーバ技術が必要となる。高速姿勢マヌーバの実施イメージを Figure 1.5 および Figure 1.6 に示す。高速姿勢マヌーバ技術により衛星姿勢変更の俊敏性(アジリティ)が向上すると、リモートセンシングによる観測データ取得の面で以下のようなメリットがもたらされる<sup>[11]</sup>。

### ①観測可能領域の拡大

衛星軌道上から見て、直下視周辺の領域だけでなく本来観測できなかった更に広い範囲の場所を観測できる。

### ②時間分解能の向上

高速姿勢マヌーバと姿勢ポインティングを組み合わせることで、地上の同一地点を従来よりも高い頻度で観測できる。

### ③複数ユーザからのリクエストへの迅速な対応

広域災害発生時等の際、複数の顧客から異なる地点の新規撮像要求を受けた場合でも、衛星が高速かつ連続して姿勢マヌーバを繰り返すことで、多地点を連続的に観測、データを迅速に配布することが可能となる。

このような高速姿勢マヌーバ技術を実現するため、衛星バスシステムにおける姿勢制御用アクチュエータとして Figure 1.7 に示すように従来のリアクションホイール(Reaction

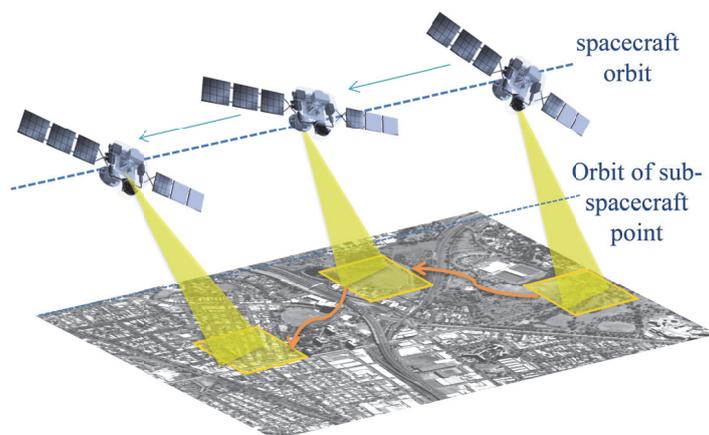
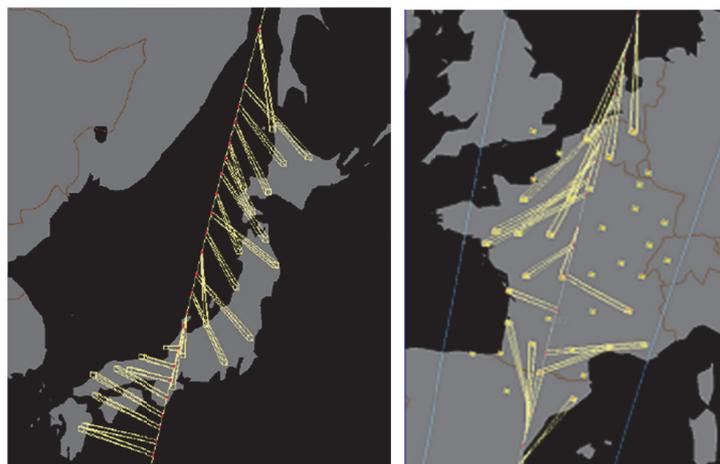


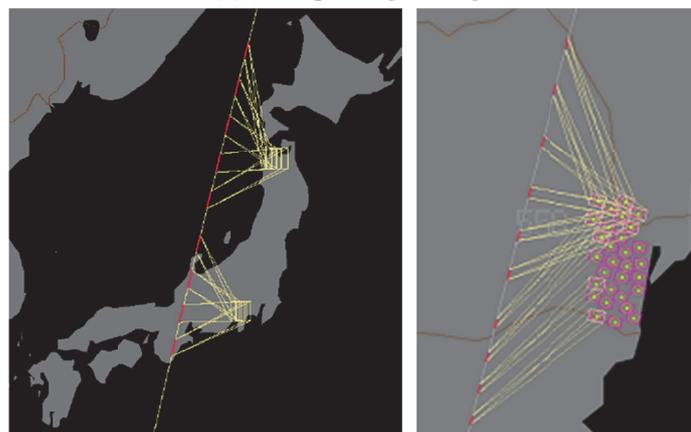
Figure 1.5 Image of rapid multi-target pointing and high accuracy attitude control

Wheel, RW)と比較し大トルクが出力可能なコントロールモーメントジャイロ(Control Moment Gyros, CMG)の搭載が必要となる。CMGは一定速度で高速回転するフライホイールを、スピン軸に直交する軸(ジンバル軸)周りに回転させることで生じるジャイロモーメントを制御トルクとして用いるアクチュエータであり、これまでアメリカの Skylab, ロシアの Mir space station, 国際宇宙ステーション(International Space Station, ISS)などの大型宇宙機の姿勢制御に用いられてきた<sup>[12]</sup>。それに加えて、特に高分解能地球観測衛星に対し高いマヌーバ性能が要求されるようになってきたことから、これまで RW で姿勢制御を行ってきたクラスの宇宙機にも、RW の数十倍のトルクが得られる CMG が搭載されている。

CMG が搭載されている地球観測衛星の代表例として Figure 1.8 (a)に示す米国 DigitalGlobe 社の WorldView シリーズがある。2016 年 11 月に打上げられた最新の WorldView-4 においても Lockheed Martin 社製 LM-900 バスに CMG が搭載され、地上で 200km 離れた撮像目標地点へ向けた姿勢マヌーバとターゲット補足を 10.6 秒で行う高いアジリティ能力を有してい



(a) Multiple target image



(b) Same pass large collection image

Figure 1.6 Images of data acquisition capability adopting large and agile maneuvers (Japan and France)<sup>[13][14]</sup>

る<sup>[15]</sup>. また Figure 1.8(b)に示すフランス国立宇宙研究センター(CNES)が運用する2機のコンステレーション地球観測衛星 Pleiades-HR (1A/1B)でも CMG を搭載している<sup>[16]</sup>. WorldViewシリーズや Pleiades-HR における姿勢変更能力を Table 1.1 に示すとともに, 比較の参考として高トルク RW を搭載する日本の ALOS-2 の値も併せて示す. この値からも, CMG を搭載する宇宙機は高いアジリティ能力を有していることがわかる.

Table 1.1 Comparison of retargeting agility of the Earth observation satellite <sup>[20]-[24]</sup>

Spacecraft (Agency)	Mass [kg]	Actuator	Agility [deg/s]
WorldView-1 (DigitalGlobe)	2500	CMG	4.5
WorldView-2 (DigitalGlobe)	2800	CMG	3.5
WorldView-3 (DigitalGlobe)	2812	CMG	3.5
Pleiades-HR (CNES)	970	CMG	2.4
ALOS-2 (JAXA)	2120	RW	0.7



(a) Reaction Wheel <sup>[17]</sup>



(b) Control Moment Gyro <sup>[18]</sup>

Figure 1.7 Images of Reaction Wheel and Control Moment Gyro



(a) WorldView-4 <sup>[15]</sup>



(b) Pleiades HR (1A/1B) <sup>[19]</sup>

Figure 1.8 Images of Earth observing satellites using CMGs

### 1.3. CMGに関する技術的課題と従来研究のアプローチ

宇宙機の姿勢制御用アクチュエータとしての特徴の面から、RW と CMG を Table 1.2 に示すとおり比較する。CMG は出力トルクや消費電力の面で RW と比較し大きなメリットがあるものの、(1)トルク分解能や(2)機構の複雑さの点で課題がある。更に CMG はホイール回転体が有する力学的エネルギーを利用し宇宙機バスで電力供給や蓄電を行う(3)エネルギー貯蔵装置としての利用も提案されているが、電力マネジメントを行うために必要となる機械的なストレスが高く、故障リスクが大きいといった課題がある。これら三つの課題について、従来研究および宇宙機運用の時間スケールと対比させる形で更に分析する。

#### (1) トルク分解能に関する課題

##### (a) 従来研究

トルク分解能が劣ることで姿勢整定時の制御性能が低下することになるが、これは CMG 特有の複雑な機構をアセンブリする際のミスアライメントによるトルク擾乱<sup>[25]</sup>やジンバルモータから発生する機械的擾乱および電磁氣的擾乱<sup>[26]</sup>が原因であることが指摘されている。また、これら内部擾乱を数学的にモデル化し、その影響を定量的に評価したり、モデルの精度や妥当性を試験環境で検証したりする研究<sup>[27][28]</sup>も行われている。このような研究成果を踏まえた組み付け精度の更なる向上、ジンバルモータの高性能化といったハードウェア

Table 1.2 Comparison of RW and CMG from the viewpoint of performance<sup>[12]</sup>

Viewpoint (related performance)	Reaction Wheel(RW)	Control Moment Gyro(CMG)
Output torque (maneuver agility)	△ (Approx. 0.01Nm-0.1Nm)	◎ (Approx. 0.1Nm-100Nm)
<u>(1)Torque resolution</u> <u>(pointing accuracy)</u>	◎	○ (Equivalent to or lower than RW and having singularity problem)
Power consumption per unit torque (power efficiency)	○ (Approx. 10W/Nm or more)	◎ (Approx. 0.1 W/Nm-1Nm/W)
<u>(2)Mechanism</u> <u>(complexity and risk of failure)</u>	○ (Simpler than RW)	△ (Slightly complex and having singularity problem)
<u>(3)Energy Storage</u> <u>(Energy Management)</u>	—	△ (High mechanical stress and competitive with chemical batteries)

面からの信頼性向上策がまず必要となる。しかしながら、ものづくりにおいては常に Quality (品質), Cost (費用), Delivery (納期) のバランスを取る必要があり、コンポーネントに対する一定水準以上の精度追求や信頼性確保は開発コスト増加や納期遅延のリスクを招くため、現実的な選択肢ではない場合も存在する。

また、姿勢制御用アクチュエータとして CMG に加え RW を追加で搭載し、双方を独立に制御する手法<sup>[29]</sup>も提案されている。CMG に加え RW を追加で搭載するアプローチは有効な手段であるが、打ち上げ時のロケットのペイロード制約、観測装置などミッション系機器の搭載必要性等により衛星構体内でアクチュエータの搭載スペースが限られているケースが多く、これは必ずしも現実的な選択肢とは言えない面がある。

一方、ホイールの回転速度が可変となる可変速度コントロールモーメントジャイロ (Variable Speed Control Moment Gyros, VSCMG) の概念を利用し、駆動モードを高速姿勢マヌーバ時には CMG, 姿勢整定時には RW と切り替えることで対処するアプローチ<sup>[30][31]</sup>も提案されている。VSCMG を利用することでソフトウェアの制御により柔軟に駆動モードを切り替える手法はハードウェア上の制約を解決し得る有効な手段である。ここで従来研究の手法は単一の Rest to Rest 姿勢マヌーバにおいて高速かつ高精度を実現する優れた手法であるが、終局状態では姿勢整定に最適な状態を取るためそこから次のマヌーバを開始する際のジンバル挙動については陽に考慮されていない。

## (b) 宇宙機運用の時間スケールとの関係

宇宙機が姿勢マヌーバを開始、観測センサの視線方向を目標地点へ向けて姿勢整定を行う一般的な Rest to Rest マヌーバを複数回繰り返す多地点連続姿勢マヌーバのケースを想定する。この場合、CMG の特異点回避等によりトルク誤差が想定以上に発生し、プロファイルで予め定めた時間内で所望の姿勢マヌーバを完了できない場合、その時点でのマヌーバ遅延の影響が後続の姿勢マヌーバにも波及し一連の観測ミッションに悪影響を及ぼすおそれがある。本ケースではこのような、一連の複数回姿勢マヌーバを実施する間の数十秒～数分程度の時間スケールを問題の対象とする。【運用シナリオ 1 (連続姿勢マヌーバの実施)】

## (2) 機構の複雑さに関する課題

### (a) 従来研究

CMG では機構の複雑さに起因する特異点問題が最も重要な課題となる。CMG を三軸姿勢制御用アクチュエータとして用いる場合には、冗長性の観点から Figure 1.9 に示すような 4 個の CMG をピラミッド型に配置する Skew 配置が取られることが多く、本論文でもこの配置を前提とする。CMG はジンバル軸周りの角度によってトルクの出力方向が変化するという性質を持つため、所望のトルクを出力するためのジンバル角速度指令を算出する逆運動学に基づく駆動則 (ステアリング則) が難解となる。RW の場合はホイールの回転軸が宇宙機の機体に対して固定されているため、駆動則は時不変な擬似逆行列などの簡単な式で

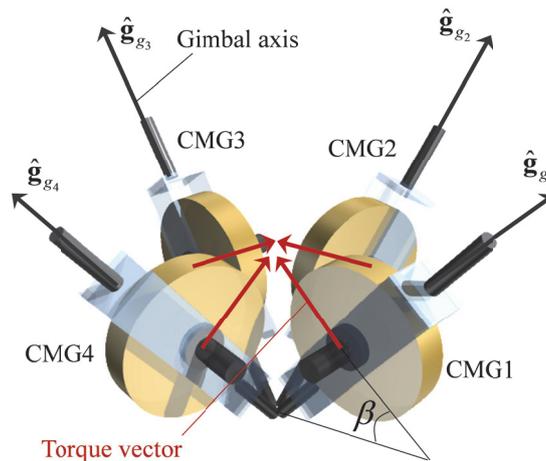


Figure 1.9 4-skew array of CMGs

表される．しかしながら CMG の場合はジンバル軸が固定されておらず，駆動則が時間によって変化するジンバル角度に依存した時変の式となる．このとき，あるジンバル角度の組み合わせにより出力可能なトルクが 3 次元から 2 次元に縮退してしまい所望の姿勢マヌーバを実現できなくなる特異点問題が存在する<sup>[32]</sup>．この特異点問題に対処するため，これまで多くの CMG 駆動則が提案されてきた<sup>[33][34]</sup>．代表的な特異点回避駆動則としては，特異点近傍で意図的にトルク誤差を与え特異点を回避する Generalized Singularity Robust Inverse (GSR-Inverse)法<sup>[35]</sup>，冗長自由度を利用しトルク発生を行わないジンバル駆動により特異点を回避するヌル運動法<sup>[36]</sup>，特異値分解によって特異方向を定め，特異点近傍においてそれに直交するジンバル駆動を行うことによって特異点を回避する特異値分解法(Singularity Direction Avoidance, SDA)<sup>[37]</sup>などがある．

これらを含め多くの特異点回避駆動則は特異点からの距離を変数として設定した上で，実時間で逆運動学を解き次の指令値を導出している．例えばヌル運動法はトルク指令値との誤差を生じることなく特異点を回避できるという利点を有する一方，全ての特異点を回避できることを保証していない<sup>[38]</sup>．更に特異点近傍で急激なジンバル駆動を要求する事が多いため，CMG ジンバル部の故障につながるリスクがあるという点で望ましくない<sup>[39]</sup>．また，GSR-Inverse 法は特異点近傍で意図的にトルク誤差を与えるため，仮に姿勢マヌーバ終了直前の段階で特異点近傍に陥った場合，駆動則が発生するトルク誤差が高精度な姿勢整定に悪影響を与える可能性がある．SDA 法ではパラメータ調整によって特異点状態を回避することを保証しているが，設計パラメータを付加することにより所望のトルクが出力できず，プロファイルで予め定めた時間内で姿勢マヌーバを完了できない可能性がある<sup>[39]</sup>．

このように従来研究における駆動則の多くは擬似逆行列計算におけるランク落ちを防ぐことを主目的としており，CMG を搭載した宇宙機の姿勢マヌーバ計画や実際の駆動に伴い生じる故障リスク等の物理的な問題とは独立して議論されているケースが多い．一例として，多地点連続姿勢マヌーバに伴う CMG の駆動負荷を考慮することも故障予防の観点から必要であるが，従来研究で言及されている例は少ない．

また、冗長自由度が多い VSCMG を用い、ホイールの加減速により特異点回避を行う手法も提案<sup>[40]</sup>されている。VSCMG では 1 ユニットが少なくとも 2 つ以上の VSCMG で構成され、ジンバル軸がお互いに平行でなく、かつホイール回転速度がゼロでない場合(例えば 4-skew 配置時)には、特異点状態は理論的には存在しないことが示されている<sup>[41]</sup>。

一方 VSCMG の場合には理論上の特異点は存在しないものの、高速で回転しているホイールを急激に加減速させることはエネルギーの観点からも非効率であることが指摘されている<sup>[41]</sup>。このため、VSCMG であっても実際の運用時には可能な限りホイールの回転速度を変えず、通常の CMG のようにジンバル駆動により特異点を避けて運用を行うことが求められる<sup>[42]</sup>。

### (b) 宇宙機運用の時間スケールとの関係

特に 4-skew 配置型 CMG における機構の複雑さと故障リスクという点に着目する。宇宙機に加わる外乱トルクを仮定せず、かつ 4-skew 配置において CMG が特異点に陥らない範囲で姿勢マヌーバを複数回繰り返す場合、マヌーバ開始時と終了時のジンバル角度はほぼ一致する傾向がある<sup>[43][44][45]</sup>ため、単一マヌーバでの 4 つの CMG 間での駆動量偏りは複数回の繰り返しによって蓄積され、特定の CMG の故障リスクを高めることになる。非修理系である宇宙機は軌道上で人手による修理を行うことは困難であり、CMG の故障が原因でミッション継続が不可能となる事態はそもそも避けるべきである。本ケースでは、宇宙機が姿勢マヌーバを複数回、長期間にわたり繰り返し実施する運用シナリオを想定し、数時間～数ヶ月程度の時間スケールを問題の対象とする。

#### 【運用シナリオ 2 (長期間にわたる連続姿勢マヌーバの繰り返し)】

### (3) エネルギー貯蔵装置としての利用に関する課題

#### (a) 従来研究

VSCMG に関しては、その高い自由度を活かし姿勢制御機能に加えエネルギー貯蔵機能を併せ持たせた Integrated Power and Attitude Control System (IPACS) と呼ばれるコンポーネントが提案されている<sup>[12]</sup>。近年では宇宙機バス系のコスト低減やコンポーネント質量・体積の削減を目指し、民生品 (Commercial off-the-Shelf, COTS) から構成される IPACS を小型衛星に搭載するシステム検討や実機検証も報告されている<sup>[46]</sup>。本論文では、姿勢制御機能とエネルギー貯蔵機能を併せ持つこのコンポーネントを VSCMG/IPACS と表現する。

VSCMG/IPACS は従来から電源系におけるリチウムイオン電池等の化学電池 (バッテリー) を代替する概念として研究が進められてきた<sup>[46]</sup>。しかし、VSCMG/IPACS は内力アクチュエータおよびエネルギー貯蔵装置という二つの機能にとって単一故障点となる点、ホイールの回転速度を通常の CMG と比較して高い値に保つ必要があり機械的ストレスが大きい点等から、バッテリー搭載を前提とした既存の宇宙機のシステムアーキテクチャを置き換えるまでには至っていない<sup>[12]</sup>。一方、代表的な化学電池であるリチウムイオン電池は従来の

ニッケル・カドミウム電池やニッケル水素電池と比較し高いエネルギー密度と充放電効率を有し、広く宇宙機用バッテリーとして搭載されている<sup>[47]</sup>。一方バッテリーは姿勢制御用アクチュエータと同様、宇宙機の寿命とミッションの継続性を左右するキーコンポーネントであり、長寿命化技術に関する研究が進められている<sup>[48]</sup>。バッテリーの寿命は充放電サイクルパターン等の使用条件に大きく依存するため、なるべくバッテリーを構成する各セルの劣化を抑え、長寿命化を図るバッテリーマネジメントが重要となる。このためには通常、なるべく多くの電池セルを搭載した上で各セルの放電深度を浅く、かつ急速な充放電を避けるよう制御を行うが、高価な特殊環境用のリチウムイオン電池を多く搭載することによるコスト面や質量・体積面でのデメリットが生じることになる。

#### (b) 宇宙機運用の時間スケールとの関係

姿勢制御機能を行うとともにエネルギー貯蔵機能も有する VSCMG/IPACS を特に一般的に用いられるリチウムイオンバッテリーとハイブリッドに構成し、両者が要求される電力に対して協調して充放電を行うことでバッテリー側の化学的な劣化要因を抑制する手法を考える。本ケースでは、低軌道を周回する宇宙機が日陰／日照の状態を繰り返しながら観測を行う運用シナリオを想定、数時間～宇宙機の軌道上でのライフサイクルに相当する数年程度の時間スケールを問題の対象とする。

【運用シナリオ3 (周回軌道における姿勢マヌーバの繰り返し)】

#### 1.4. 本論文の目的と具体的な課題解決アプローチ

本論文では、CMGに内在するトルク分解能の低さや機構の複雑さに起因する故障リスクの問題、およびエネルギー貯蔵装置として用いた際の電力マネジメントの困難さといった問題に対して、高分解能地球観測衛星の観測ミッションを想定した複数の時間スケールにわたる運用シナリオに着目し、宇宙機姿勢制御の性能向上やシステムの耐故障性・信頼性に寄与する新たなCMG駆動則を提案することを目的とする。

1.3節において述べたとおり、宇宙機の姿勢マヌーバ計画を含む運用シナリオはそれを実現するためのCMG駆動則との間に密接な関わりがあるものの、運用シナリオを考慮した駆動則の考え方はこれまであまり提案されていない。また、CMGに関する多くの従来研究は単一姿勢マヌーバの成立性を目的とし、主に宇宙機からの要求トルクに対して所望のジンバル指令値を計算する際の逆行列計算における特異点問題を議論してきた。本論文ではこれら従来研究の考え方を取り入れるとともに、宇宙機運用シナリオ上で特に考慮すべき姿勢マヌーバの特性を時間スケール毎に抽出する。次にこれらの特性を考慮した駆動則を適用することで、多地点連続観測ミッションのための複数回連続姿勢マヌーバの成立性や軌道上での長期間のミッション継続性を向上させることを目指す。

宇宙機の運用シナリオとして、Figure 1.10に示すような3つの時間スケールを想定し、それぞれのシナリオにおける課題と解決のアプローチを以下の通り設定する。

##### (1) 運用シナリオ1（連続姿勢マヌーバの実施）

災害発生時などの緊急観測が必要とされる際、宇宙機は一回の周回軌道上で数十秒～数分程度の間 Rest to Rest マヌーバを連続して複数回実施する運用シナリオが求められる。この際、従来研究におけるCMG駆動則では特異点回避に伴う急激な動きや意図的なトルク誤差が生じるため、予め定められたプロファイル通りに所望の姿勢マヌーバを完了できない可能性がある。また、単一の Rest to Rest マヌーバの成立性を高めると、後続の姿勢マヌーバ開始時におけるジンバル駆動に悪影響を与えるという課題もある。本論文では、複数回の Rest to Rest マヌーバにおいて大角度姿勢変更時の高速性と姿勢整定時の高精度指向を両立させることで、観測開始までの時間を短縮することを目指す。具体的な手法としてVSCMGを用いて各姿勢マヌーバ終局時にトルク分解能を向上させるモード遷移駆動則を提案する。提案手法では各姿勢マヌーバにおいて、一定速度CMGモードで高速な姿勢変更を行い、終局時にはCMGのジンバルを停止させ、トルク分解能に優れるRWモードへ切り替えて姿勢整定を行う。この際、後続の高速姿勢変更へ向けてCMGのトルク出力性能を考慮したジンバル角度の制御を行う。

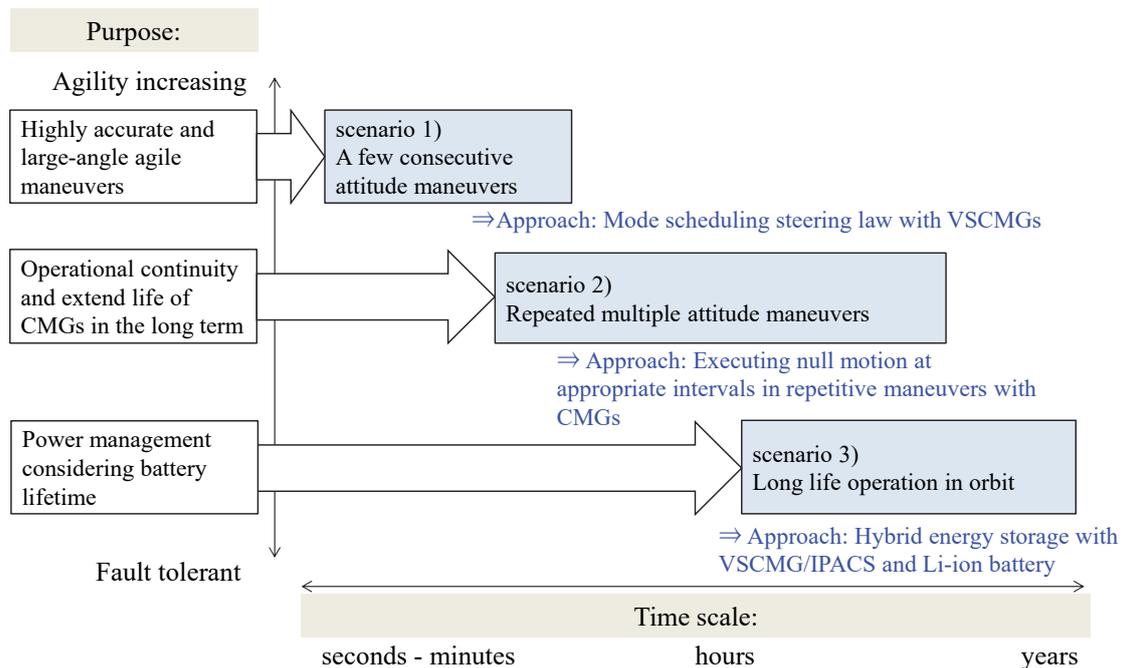


Figure 1.10 The three objectives and operational scenarios

## (2) 運用シナリオ 2（長期間にわたる連続姿勢マヌーバの繰り返し）

高分解能地球観測衛星のような宇宙機では運用シナリオ 1 に示すような一周回軌道上での連続姿勢マヌーバを数時間～数ヶ月程度の間複数回、長期間にわたり繰り返し実施する運用シナリオが求められる。この際、CMG が特異点に陥るとジンバルの急激な動きが励起され故障リスクの観点から望ましくない。一方で特異点に陥ることなく複数回姿勢マヌーバが繰り返される場合には、Skew 配置された 4 つの CMG のジンバル駆動量は互いに向かい合う 2 つの CMG に集中する傾向が見られる。これにより特定の CMG の故障リスクが高まるため同様に望ましくないという課題がある。本論文ではこれら両者のケースにおける CMG ジンバルの望ましくない動きや 4 つの CMG 間で生じる駆動量のばらつきを平準化するとともに、駆動量の総和を抑制することで故障リスクを低減することを目指す。具体的な手法として CMG ジンバル軸の駆動パターンおよび駆動量がステアリング開始時の初期角度組合せに依存する性質に着目、複数回の連続姿勢マヌーバの合間に一定間隔でヌル運動を挿入することで CMG に適切な初期ジンバル角の値を持たせるような制御を実施する。

## (3) 運用シナリオ 3（周回軌道における姿勢マヌーバの繰り返し）

多くの高分解能地球観測衛星は低軌道を周回しており、およそ 90 分おきに日照と日陰を繰り返す過酷な環境の中で太陽電池パドルを用いた発電やバッテリーでの充放電を繰り返す。

している。このような環境において宇宙機は必要な電力マネジメントを実施しながら観測ミッションを数時間～数年程度の間、連続的に実施する運用シナリオが求められる。この際、宇宙機が軌道上で長期間にわたり必要な観測ミッションを継続するためには重要コンポーネントであるバッテリーの劣化をなるべく抑制するとともに、エネルギー貯蔵機能の冗長化を図ることが重要となる。本論文ではまず、VSCMG/IPACS とバッテリーとを組み合わせるハイブリッドシステムとする電源構成を提案する。更に VSCMG/IPACS が必要な姿勢制御を実現しつつ、バッテリーの劣化モードに関する SOC 運用域および C レート値が予め定めた条件を逸脱しないよう必要な電力を供給し、宇宙機からの要求電力を満たすような電力分配則を設計する。これにより、VSCMG/IPACS を用いて宇宙機に搭載されたリチウムイオンバッテリーの長寿命化を図れることを示す。

## 1.5. 本論文の構成

各章の関係を整理したものを Figure 1.11 に示す。第 1 章では、本論文全体の研究背景と CMG に対するニーズ、従来研究の課題および本論文の目的について述べた。以降の各章の概要と特徴は以下の通りである。

### 第 2 章

宇宙機の姿勢運動と CMG ダイナミクスについて、本論文で用いる記号の定義および定式化を行う。以降の章における内容や式展開は、ここでの定義に基づくものとする。まず単一の CMG が搭載されている剛体宇宙機を仮定し、運動方程式を導出する。これをもとに、 $N$  個の CMG が搭載されている場合について式を拡張することで定式化を一般化する。さらにそこから CMG 駆動則を導出するとともに、代表的な特異点回避駆動則について紹介する。

### 第 3 章

VSCMG 搭載宇宙機の複数回連続姿勢マヌーバを想定し、モード遷移駆動則におけるホイール・ジンバルヤコビ行列条件数双方のバランスを考慮した単一姿勢マヌーバ終局時の目標ジンバル角度の選出手法および駆動則への実装について提案する。モード遷移駆動則に関しては、笠井・小島らが単一マヌーバの姿勢整定時に最も良条件にて RW モードを効率的に駆動させる手法を提案し、数値解析によりその有効性を示している<sup>[31]</sup>。著者らの分析によると、RW モードで姿勢整定を行う際、逆行列計算のホイール部ヤコビ行列条件数は必ずしも極小値を取る必要はなく、ある程度の値を保てば最も良条件を取る時とほぼ同等のトルク性能を保てることを確認している。本章で示す提案手法では後続の姿勢マヌーバにおいて CSCMG モードを効果的に駆動させるため、ジンバル部ヤコビ行列についてもある程度の良条件を保てるよう、予め設定した複数候補の中から望ましい目標終局ジンバル角度を選出し、その後ジンバル角フィードバック駆動則によりこれを実現することを特徴としている。

#### 第4章

4-skew 配置 CMG において各ジンバル駆動量の平準化および駆動量の抑制を図る駆動則を提案する。著者らはこれまで、CMG の駆動パターンはステアリング開始時の初期角度組合せに依存する性質<sup>[44]</sup>に着目し、特異点回避および内部擾乱抑制を目的として設計した評価関数にもとづき適切な初期ジンバル角度を予め姿勢マヌーバ開始前にオフラインにて動作予測計算を行い、CMG がトルクを発生しない協調動作（ヌル運動）を利用してこれを実現する手法を提案してきた<sup>[45]</sup>。本章ではこの手法の枠組を利用し、CMG の故障につながる特異点近傍でのジンバルの急激な動きと、特異点を通過しない場合に生じるジンバル駆動量の偏り、および駆動量の総和を抑制することを目的とし、適切な初期ジンバル角を選択する新たな評価関数設計手法を提案する。同時に、複数回姿勢マヌーバ実施時の提案手法適用間隔についての判断基準および数値解析的知見を提供する。

#### 第5章

本章ではまず、VSCMG/IPACS によるエネルギー貯蔵機能とバッテリーを合わせてハイブリッドシステムとする電源構成を提案する。更に VSCMG/IPACS が姿勢制御機能を担う一方でバッテリーの劣化モードを抑制する電力マネジメントを行う手法を提案する。提案手法ではバッテリーの State of charge (SOC) 運用域およびCレートを意図した範囲内に制限するよう、VSCMG/IPACS がエネルギー貯蔵や供給の機能の一部を補助することでバッテリーセルの劣化抑制を図る。これにより、CMG 駆動則は CMG 自身の耐故障性や信頼性を高めることができるだけでなく、宇宙機バスシステムの中でも重要なコンポーネントであるバッテリーの長寿命化に貢献できることを示す。

#### 第6章

本論文が対象とする分野における課題を再度整理するとともに、提案した新たな駆動則が解決した課題や宇宙機運用者にとってのメリットを結論付ける。また、本研究が現時点で有する課題を整理し、今後の展望を述べる。

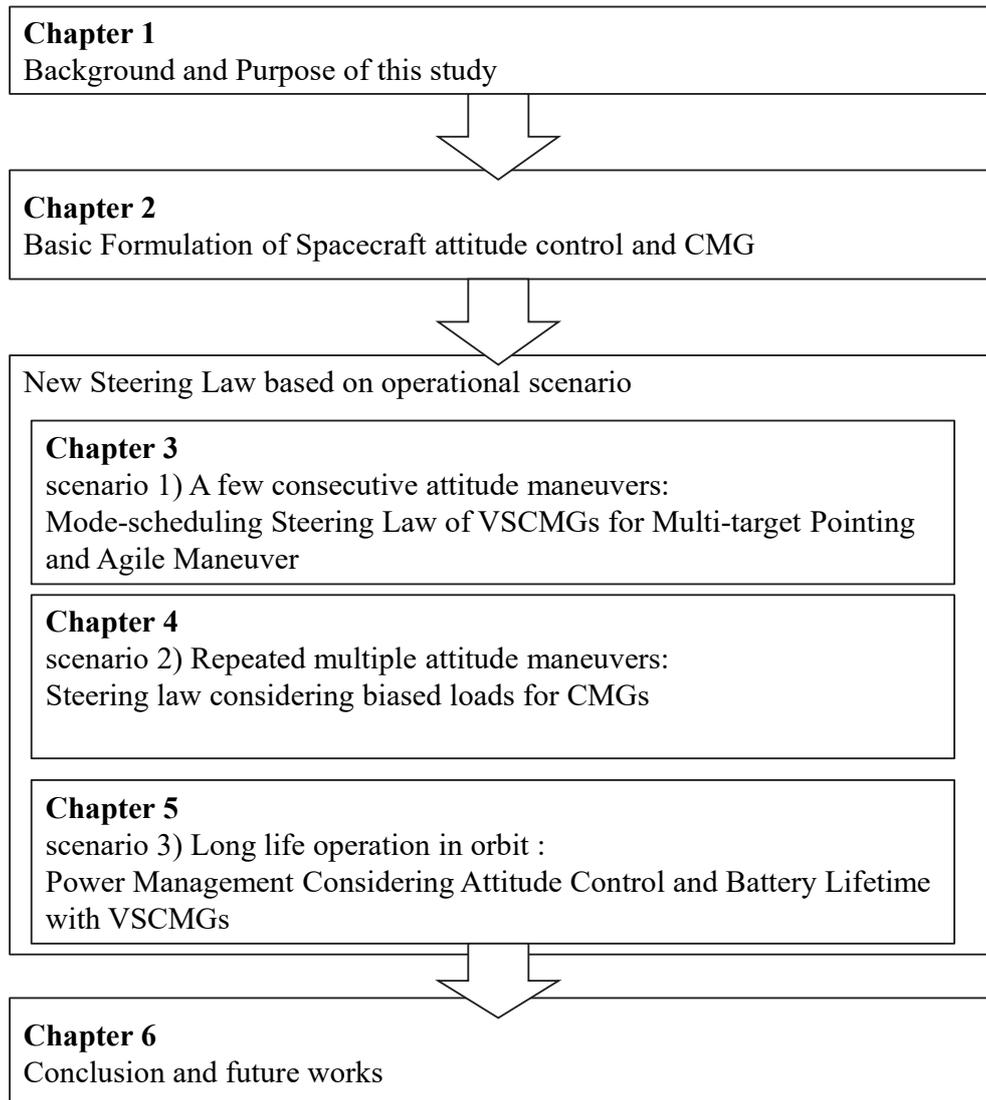


Figure 1.11 Overview of this dissertation

## 第2章 宇宙機の姿勢運動と CMG ダイナミクス

## 2.1. 本章の目的

本章では先行研究にもとづき CMG を搭載した剛体宇宙機の姿勢制御について定式化を行うとともに、CMG のダイナミクスにもとづき一般的な駆動則を導出する。CMG 駆動則は宇宙機姿勢制御系からの要求トルクに対してジンバル角速度およびホイール角加速度を導出するものであり、以降の章において提案手法の定式化を行う際の基本の式となる。更に CMG 駆動則でのヤコビ行列の逆行列計算における特異点問題の定義と分類を行った上で、代表的な特異点回避駆動則を紹介する。

## 2.2. 記号および用語の定義

本論文で頻繁に使用する各記号については、予め本論文冒頭の NOMENCLATURE に示すとおり定義する。その他の記号については都度、本文中にて説明を加える。

また、本論文で共通に利用している数式表現は以下の通りである。

- ・ベクトル、行列はボールド・斜体の文字で表現する。なお、ベクトルは原則として列ベクトルを表す。
- ・ $m \times n$  行列  $\mathbf{x}$  を以下のように定義した場合、その次元を  $\mathbf{x} \in R^{m \times n}$  のように表現する。

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} x_{1,1} & \cdots & x_{1,n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ x_{m,1} & \cdots & x_{m,n} \end{bmatrix}$$

- ・記号の上部に付したドット記号「 $\cdot$ 」は時間微分を表す。
- ・あるベクトル  $\mathbf{x}$  をある基準座標系 A 系に対して時間微分したときの表現を次のように定める。

$$\frac{{}^A d}{dt}(\mathbf{x})$$

- ・また、あるベクトル  $\mathbf{x}$  を基準座標系 N 系に対して時間微分したときの表現を次のように定める。

$$\frac{{}^N d}{dt}(\mathbf{x}) \equiv \dot{\mathbf{x}}$$

## 2.3. CMG の種類と特徴

一般的に、CMG のタイプは冗長性と耐故障性を保障するためにジンバル部の機構と単体を配置するコンフィギュレーションで分類される。CMG の基本的なタイプは Figure 2.1 に示すようなジンバル機構が 1 軸型の Single Gimbals Control Moment Gyro (SGCMG) と Figure 2.2 に示すような 2 軸型の Double Gimbals Control Moment Gyro (DGCMG) の 2 種類に分類される。SGCMG のジンバル機構は一軸型で、ホイール（ロータ）はジンバル軸に対して垂直

な面に沿ってジンバルするように固定されている。DGCMG のジンバル機構は 2 軸型で、ホイールは 2 つのジンバルの内部に取り付けられている。結果としてジンバル軸の動きに制限はなく、ホイールの角運動量をあらゆる方向へ向けることができる。駆動則の面から見ると DGCMG の方がシンプルな構成となるが、ハードウェアの観点から見ると SGCMG は DGCMG に比べて比較的単純であり、コスト、出力、重量、そして信頼性の面からも多くの長所を持つ<sup>[38]</sup>。更に、DGCMG のホイール回転速度を可変とし、一つのアクチュエータで三自由度を持たせる Double Gimbals Variable Speed Control Moment Gyro (DGVSCMG)についても提案されている<sup>[49][50]</sup>。DGVSCMG は 1 個で宇宙機の三軸姿勢制御を実現できるため、姿勢制御系コンポーネントの小型化や消費電力の低減につながるというメリットがある。

本研究では、CMG の中でも特に主流である SGCMG を研究対象として取り扱う。また、以降特に断りの無い限り、CMG という表現は SGCMG のことを示す。

CMG について、本論文ではホイール回転速度が常に一定であるタイプを特に区別する際には、"Constant Speed Control Moment Gyros (CSCMG)"という表現を用いる。また、ホイー

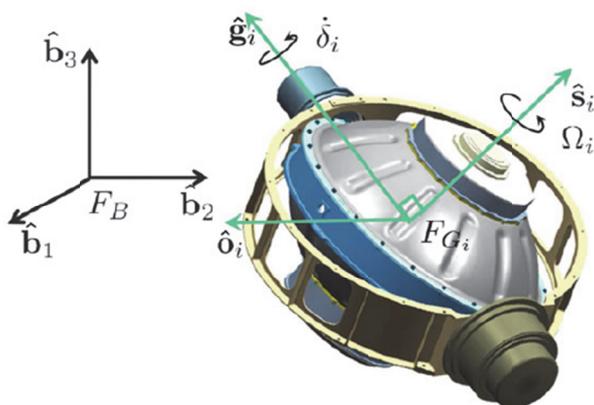


Figure 2.1 Image of SGCMG<sup>[12]</sup>

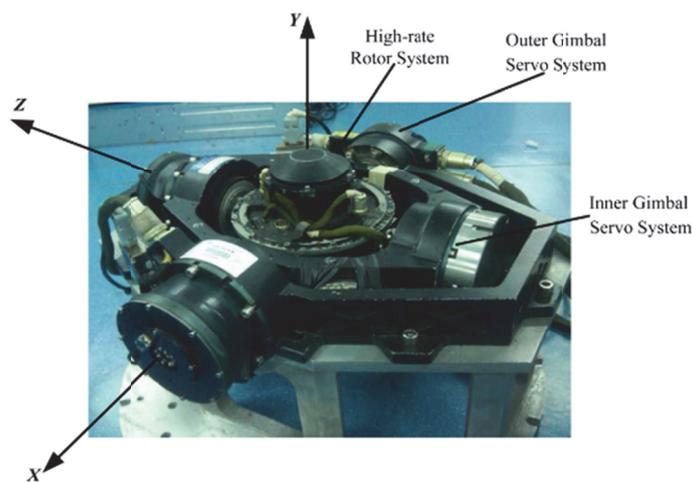


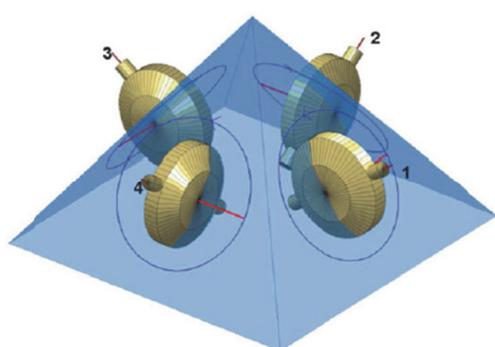
Figure 2.2 Image of DGCMG<sup>[51]</sup>

ル回転速度が可変となるタイプについては”Variable Speed Control Moment Gyros (VSCMG)”と表現する。

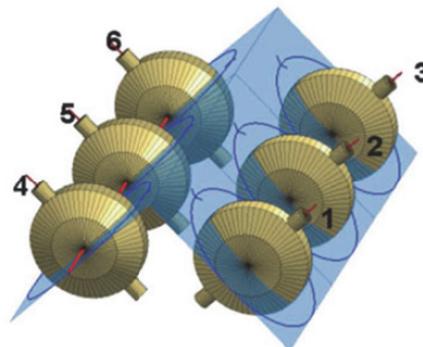
第 3 章におけるモード遷移駆動則について、CSCMG モードは文献によってはしばしば”CMG モード”と記載されている<sup>[52]</sup>。また、RW モードは”Fly Wheel (FW)モード”や”Momentum Wheel (MW)モード”とも表現される。本論文では、シンプルな形式として CSCMG モードおよび RW モードという表現で統一する。

## 2.4. CMG 配置方法<sup>[12]</sup>

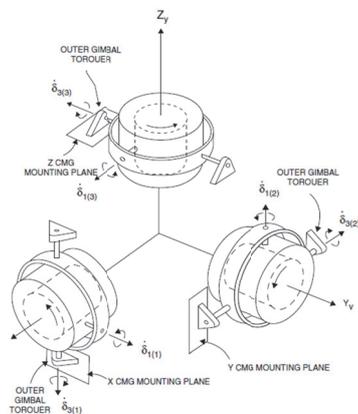
最適な冗長性を有し耐故障性をも兼ね備えるという目的を達成するために、Figure 2.3 に示すようにこれまで多くの異なる CMG 配置方法が考案されてきた。例として (a) 4 個の SGCMG をピラミッド型に Skew 配置するコンフィギュレーション、(d) 6 個の SGCMG を 3 個ずつ平行に並べて配置するコンフィギュレーション、(c) 3 個の DGCMG を互いに垂直になるように配置するコンフィギュレーション、(d) 4 個の DGCMG を平行に並べて配置するコンフィギュレーション等が挙げられる。



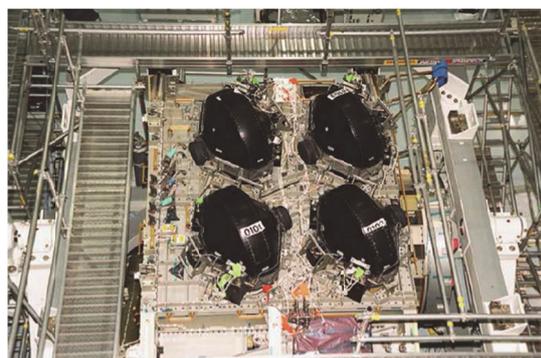
(a) 4-skew SGCMG array



(b) 6-SGCMG roof array



(c) Three orthogonal DGCMG array in Skylab



(d) Four DGCMG array in ISS

Figure 2.3 Examples of CMG arrays<sup>[12]</sup>

実際の採用例として、(c) 3 個の DGCMG を互いに垂直になるように配置するコンフィギュレーションを NASA の大型有人宇宙ステーション Skylab が、(b) 6 個の SGCMG を平行に並べて配置するコンフィギュレーションをロシアの宇宙ステーション Mir がそれぞれ採用している。また、国際宇宙ステーション(International Space Station, ISS)では Z1 トラスにおいて 4 個の DGCMG が互いに平行に配置されたコンフィギュレーションをなしている。

## 2.5. CMG のダイナミクス

CMG は Figure 2.4 に示すように、一定速度で高速に回転しているホイールをホイールスピンの軸に直交するジンバル軸まわりに回転させることにより、ジャイロ効果によってトルクを発生させるアクチュエータである。また、CMG は実際の運用の際には冗長性確保のために複数個を組み合わせて配置し協調して動作させる必要がある。一般的には 4 個の CMG をピラミッド状に配置する Skew 配置型で運用されることが多く、本研究においても特に断りが無い限りこの 4-skew 配置 CMG システムを取り扱う。

### 2.5.1. 単一の CMG が搭載されている剛体宇宙機の運動方程式<sup>[40]</sup>

はじめに理解を簡単とするため、1 つの CMG が剛体衛星に取り付けられているケースについて運動方程式を立てる。Figure 2.5 に示すように、ジンバルフレームに付属する CMG ジンバル基準座標系を  $G$  系、ホイールフレームに付属する座標系を  $W$  系、宇宙機基準座標系を  $B$  系、慣性座標系を  $N$  系とおく。 $G$  系を構成する単位ベクトルは全て  $B$  系に対して与えられ、 $[\hat{g}_s, \hat{g}_t, \hat{g}_g]$  と表現される。このとき  $\hat{g}_g$  は  $B$  系に対して常に固定されており、初期ジンバル角を  $\delta_0$ 、ある時刻におけるジンバル角を  $\delta(t)$  とおくと  $\hat{g}_s, \hat{g}_t$  はそれぞれ式(2.1)および式(2.2)のように表現される。

$$\hat{g}_s(t) = \cos(\delta(t) - \delta_0) \hat{g}_s(t_0) + \sin(\delta(t) - \delta_0) \hat{g}_t(t_0) \quad (2.1)$$

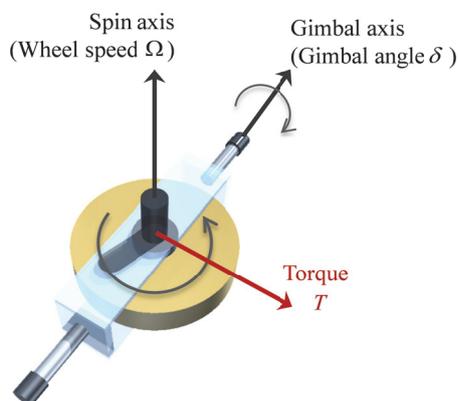


Figure 2.4 Control Moment Gyro (1 unit)

$$\hat{\mathbf{g}}_t(t) = -\sin(\delta(t) - \delta_0) \hat{\mathbf{g}}_s(t_0) + \cos(\delta(t) - \delta_0) \hat{\mathbf{g}}_t(t_0) \quad (2.2)$$

$\hat{\mathbf{g}}_s$  まわりのホイール回転速度を  $\Omega$  とおく.  $B$  系に対する  $G$  系の角速度ベクトルは式(2.3)のように表現される. また,  $G$  系に対する  $W$  系のホイール回転速度は式(2.4)のように表現される.

$$\boldsymbol{\omega}_{G/B} = \dot{\delta} \hat{\mathbf{g}}_g \quad (2.3)$$

$$\boldsymbol{\omega}_{W/G} = \Omega \hat{\mathbf{g}}_s \quad (2.4)$$

ここでジンバルフレームおよびホイールの慣性行列についてそれぞれ式(2.5)および式(2.6)のように記号を定義する.

$$\mathbf{I}_G = {}^G[\mathbf{I}_G] = \text{diag}(I_{G_s}, I_{G_t}, I_{G_g}) \quad (2.5)$$

$$\mathbf{I}_W = {}^W[\mathbf{I}_W] = \text{diag}(I_{W_s}, I_{W_t}, I_{W_g}) \quad (2.6)$$

なお, ホイールの形状は  $\hat{\mathbf{g}}_s$  軸に関して対称であるので,  ${}^W[\mathbf{I}_W] = {}^G[\mathbf{I}_W]$  であることに注意する.

$B$  系に対する  $G$  系の方向余弦行列  $[BG]$  はジンバルフレームにおける単位方向ベクトルを用いて式(2.7)のように表現できる.

$$[BG] = \hat{\mathbf{g}}_s \hat{\mathbf{g}}_t \hat{\mathbf{g}}_g \quad (2.7)$$

時不変な慣性行列  ${}^G[\mathbf{I}_G]$  および  ${}^G[\mathbf{I}_W]$  は  $B$  系における時変行列の成分として式(2.8)および式(2.9)のように表現できる.

$${}^B[\mathbf{I}_G] = [BG] {}^G[\mathbf{I}_G] [BG]^T = I_{G_s} \hat{\mathbf{g}}_s \hat{\mathbf{g}}_s^T + I_{G_t} \hat{\mathbf{g}}_t \hat{\mathbf{g}}_t^T + I_{G_g} \hat{\mathbf{g}}_g \hat{\mathbf{g}}_g^T \quad (2.8)$$

$${}^B[\mathbf{I}_W] = [BG] {}^G[\mathbf{I}_W] [BG]^T = I_{W_s} \hat{\mathbf{g}}_s \hat{\mathbf{g}}_s^T + I_{W_t} \hat{\mathbf{g}}_t \hat{\mathbf{g}}_t^T + I_{W_g} \hat{\mathbf{g}}_g \hat{\mathbf{g}}_g^T \quad (2.9)$$

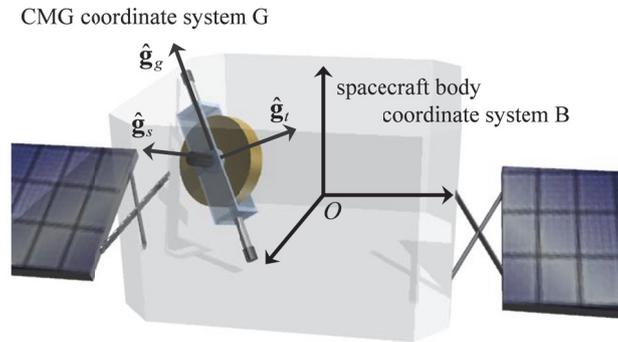


Figure 2.5 Spacecraft body with a single CMG

ここで宇宙機の質量中心周りについての宇宙機と CMG の総角運動量は式(2.10)のように記述される.

$$\mathbf{H} = \mathbf{H}_B + \mathbf{H}_G + \mathbf{H}_W \quad (2.10)$$

$\mathbf{H}_B$  は宇宙機コンポーネントの角運動量,  $\mathbf{H}_G$  はジンバルフレーム部の角運動量,  $\mathbf{H}_W$  はホイール部の角運動量を示す. 各部の角運動量について詳しく定式化する. いま,  $\mathbf{I}_S$  は宇宙機の慣性と, CMG の質量中心と宇宙機の質量中心が一致していないことによる CMG 慣性成分を含む.  $\mathbf{H}_B$  および  $\mathbf{H}_G$  はそれぞれ式(2.11)および式(2.12)のように表される.

$$\mathbf{H}_B = \mathbf{I}_S \boldsymbol{\omega}_{B/N} \quad (2.11)$$

$$\mathbf{H}_G = \mathbf{I}_G \boldsymbol{\omega}_{G/N} \quad (2.12)$$

ただしここで,  $\boldsymbol{\omega}_{G/N} = \boldsymbol{\omega}_{G/B} + \boldsymbol{\omega}_{B/N}$  である. 式(2.12)は式(2.3), (2.5)および(2.8)を使って書き直すと式(2.13)のように記述できる.

$$\mathbf{H}_G = \left( I_{G_s} \hat{\mathbf{g}}_s \hat{\mathbf{g}}_s^T + I_{G_t} \hat{\mathbf{g}}_t \hat{\mathbf{g}}_t^T + I_{G_g} \hat{\mathbf{g}}_g \hat{\mathbf{g}}_g^T \right) \boldsymbol{\omega}_{B/N} + I_{G_g} \dot{\delta} \hat{\mathbf{g}}_g \quad (2.13)$$

次に記述を簡潔にするために, 式(2.14)に示す以下 3 つの変数を導入する. これらはいずれも,  $\boldsymbol{\omega}_{B/N}$  の  $G$  系への投影を表している.

$$\omega_s = \hat{\mathbf{g}}_s^T \boldsymbol{\omega}_{B/N}, \quad \omega_t = \hat{\mathbf{g}}_t^T \boldsymbol{\omega}_{B/N}, \quad \omega_g = \hat{\mathbf{g}}_g^T \boldsymbol{\omega}_{B/N} \quad (2.14)$$

これより式(2.13)は以下の式(2.15)のように記述できる.

$$\mathbf{H}_G = I_{G_s} \omega_s \hat{\mathbf{g}}_s + I_{G_t} \omega_t \hat{\mathbf{g}}_t + I_{G_g} (\omega_g + \dot{\delta}) \hat{\mathbf{g}}_g \quad (2.15)$$

また, ホイール角運動量  $\mathbf{H}_W$  は以下のように記述できる. ただし  $\boldsymbol{\omega}_{W/N} = \boldsymbol{\omega}_{W/G} + \boldsymbol{\omega}_{G/B} + \boldsymbol{\omega}_{B/N}$  である.

$$\mathbf{H}_W = \mathbf{I}_W \boldsymbol{\omega}_{W/N} \quad (2.16)$$

$\mathbf{H}_G$  と同様に導入した変数を用いてこれを簡略化すると以下の式(2.17)のように記述できる.

$$\mathbf{H}_W = I_{W_s} (\omega_s + \Omega) \hat{\mathbf{g}}_s + I_{W_t} \omega_t \hat{\mathbf{g}}_t + I_{W_g} (\omega_g + \dot{\delta}) \hat{\mathbf{g}}_g \quad (2.17)$$

ここから, さらに記述を簡略化するために  $\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega}_{B/N}$  とする. この  $\boldsymbol{\omega}$  を  $G$  系において式(2.18)のように記述する.

$${}^G \boldsymbol{\omega} = \omega_s \hat{\mathbf{g}}_s + \omega_t \hat{\mathbf{g}}_t + \omega_g \hat{\mathbf{g}}_g \quad (2.18)$$

オイラーの方程式から, 剛体の回転運動方程式は式(2.19)のように記述される.

$$\dot{\mathbf{H}} = \mathbf{T} \quad (2.19)$$

ただしこの時の時間微分は基準座標系  $N$  系に対して行っている. また,  $\mathbf{T}$  は宇宙機にかかる全ての外部トルクの合計を表している.

式(2.19)の左辺について詳しく考えてみる． $\mathbf{H}_W$ の時間微分は以下のように記述される．

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{H}}_W &= \hat{\mathbf{g}}_s I_{W_s} (\dot{\Omega} + \hat{\mathbf{g}}_s \dot{\omega} + \dot{\delta} \omega_t) \hat{\mathbf{g}}_s \\ &+ \hat{\mathbf{g}}_t \left( I_{W_s} \dot{\delta} \omega_s + I_{W_t} \hat{\mathbf{g}}_t^T \dot{\omega} + (I_{W_s} - I_{W_t}) \omega_s \omega_g + I_{W_s} \Omega (\dot{\delta} + \omega_g) \right) \\ &+ \hat{\mathbf{g}}_g \left( I_{W_t} \hat{\mathbf{g}}_g^T (\dot{\omega} + \dot{\delta}) \right) + (I_{W_t} - I_{W_s}) \omega_s \omega_t + I_{W_s} \Omega \omega_t\end{aligned}\quad (2.20)$$

$\mathbf{T}_W$ をジンバルフレームがホイール部に影響を及ぼすトルクとすると，ホイールにおけるオイラーの回転運動方程式は $\dot{\mathbf{H}}_W = \mathbf{T}_W$ となる． $\hat{\mathbf{g}}_t, \hat{\mathbf{g}}_g$ 方向のトルク成分はジンバルフレームそれ自身から発生される． $\hat{\mathbf{g}}_s$ 方向のトルク成分 $u_s$ のみはホイールのトルクモータから発生するので，式(2.20)から以下の式(2.21)のように与えられる．

$$u_s = I_{W_s} (\dot{\Omega} + \hat{\mathbf{g}}_s \dot{\omega} + \dot{\delta} \omega_t) \quad (2.21)$$

次に $H_G$ の時間微分は以下の式(2.22)のように記述される．

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{H}}_G &= \hat{\mathbf{g}}_s \left( (I_{G_s} - I_{G_t} + I_{G_g}) \dot{\delta} \omega_t + I_{G_s} \hat{\mathbf{g}}_s^T \dot{\omega} + (I_{G_s} - I_{G_t}) \omega_t \omega_g \right) \\ &+ \hat{\mathbf{g}}_t \left( (I_{G_s} - I_{G_t} - I_{G_g}) \dot{\delta} \omega_s + I_{G_t} \hat{\mathbf{g}}_t^T \dot{\omega} + (I_{G_s} - I_{G_t}) \omega_s \omega_g \right) \\ &+ \hat{\mathbf{g}}_g \left( I_{G_g} (\hat{\mathbf{g}}_g^T \dot{\omega} + \dot{\delta}) + (I_{G_t} - I_{G_s}) \omega_s \omega_t \right)\end{aligned}\quad (2.22)$$

ここでCMGの慣性マトリクスについて，ホイール部とジンバルフレーム部を以下のように簡潔にまとめて表現する．

$$\mathbf{J} = \mathbf{I}_G + \mathbf{I}_W = \text{diag}(J_s, J_t, J_g) \quad (2.23)$$

$\mathbf{T}_G$ をCMGが宇宙機に影響を及ぼすトルクとすると，オイラーの回転運動方程式は $\dot{\mathbf{H}}_G + \dot{\mathbf{H}}_W = \mathbf{T}_G$ となる． $\mathbf{T}_G$ のうち $\hat{\mathbf{g}}_g$ 軸まわりから発生するトルク成分はジンバルトルクモータからのものである．式(2.20)および式(2.22)を加えて式(2.23)を利用すると，ジンバルトルク $u_g$ は以下のように表現できる．

$$u_g = J_g (\hat{\mathbf{g}}_g^T \dot{\omega} + \dot{\delta}) - (J_s - J_t) \omega_s \omega_t - I_{W_s} \Omega \omega_t \quad (2.24)$$

$\mathbf{H}_B$ の時間微分は簡潔に以下の式(2.25)のように記述される．

$$\dot{\mathbf{H}}_B = \mathbf{I}_S \dot{\omega} + \tilde{\omega} \mathbf{I}_S \omega \quad (2.25)$$

ただしここで演算子 $\tilde{\omega}$ を以下の式(2.26)のように定義する．

$$\tilde{\omega} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

ここで運動方程式をさらに簡潔にするために，宇宙機全体の慣性マトリクス $\mathbf{I}$ を以下の式のとおり導入する．

$$\mathbf{I} = \mathbf{I}_S + \mathbf{J} \quad (2.27)$$

式(2.20), 式(2.22), および式(2.25)を式(2.19)へ代入し, 式(2.27)の定義を用いると, 単体で CMG を搭載した剛体宇宙機の運動方程式を以下の式(2.28)のように得ることができる.

$$\begin{aligned} \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} = & -\tilde{\boldsymbol{\omega}}\mathbf{I}\boldsymbol{\omega} - \hat{\mathbf{g}}_s \left( J_s \dot{\delta}\boldsymbol{\omega}_t + I_{W_s} \dot{\boldsymbol{\Omega}} - (J_t - J_g) \boldsymbol{\omega}_t \dot{\delta} \right) \\ & - \hat{\mathbf{g}}_t \left( (J_s \boldsymbol{\omega}_s + I_{W_s} \boldsymbol{\Omega}) \dot{\delta} - (J_t + J_g) \boldsymbol{\omega}_s \dot{\delta} + I_{W_s} \boldsymbol{\Omega} \boldsymbol{\omega}_g \right) \\ & - \hat{\mathbf{g}}_g \left( J_g \ddot{\delta} - I_{W_s} \boldsymbol{\Omega} \boldsymbol{\omega}_t \right) + \mathbf{T} \end{aligned} \quad (2.28)$$

ここで, CMG 慣性のうちのほとんどはホイールの慣性成分であるという仮定が成り立つので,  $J_s \approx I_{W_s}$  とみなすことができる. ゆえにジンバルフレーム慣性  $I_{G_s}$  は無視することができるので, 式(2.28)に対応する運動方程式は以下の式(2.29)のように簡略化される.

$$\begin{aligned} \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} = & -\tilde{\boldsymbol{\omega}}\mathbf{I}\boldsymbol{\omega} - \hat{\mathbf{g}}_s \left( J_s (\dot{\boldsymbol{\Omega}} + \dot{\delta}\boldsymbol{\omega}_t) - (J_t - J_g) \boldsymbol{\omega}_t \dot{\delta} \right) \\ & - \hat{\mathbf{g}}_t \left( (J_s (\boldsymbol{\omega}_s + \boldsymbol{\Omega})) \dot{\delta} - (J_t + J_g) \boldsymbol{\omega}_s \dot{\delta} + J_s \boldsymbol{\Omega} \boldsymbol{\omega}_g \right) \\ & - \hat{\mathbf{g}}_g \left( J_g \ddot{\delta} - J_s \boldsymbol{\Omega} \boldsymbol{\omega}_t \right) + \mathbf{T} \end{aligned} \quad (2.29)$$

#### 2.5.2. 複数の CMG が搭載されている剛体宇宙機の運動方程式<sup>[40]</sup>

ここから式(2.29)を拡張し,  $N$  個の CMG が搭載されている剛体宇宙機の運動方程式を考える. マトリクス  $\mathbf{G}_s, \mathbf{G}_t, \mathbf{G}_g$  は以下の式(2.30)に示すように, それぞれの CMG の単位方向ベクトルを表している.  $N=4$  である 4-skew 配置の例と単位方向ベクトルの座標定義を Figure 2.6 および Figure 2.7 に示す. 4 つの CMG が Figure 2.7 のような位置関係のある場合の各ジンバル角度を 0 deg と定義する.

$$\mathbf{G}_s = [\hat{\mathbf{g}}_{s_1} \cdots \hat{\mathbf{g}}_{s_N}] \quad \mathbf{G}_t = [\hat{\mathbf{g}}_{t_1} \cdots \hat{\mathbf{g}}_{t_N}] \quad \mathbf{G}_g = [\hat{\mathbf{g}}_{g_1} \cdots \hat{\mathbf{g}}_{g_N}] \quad (2.30)$$

このとき宇宙機の総慣性マトリクスは以下の式(2.31)のように表現される.

$$\mathbf{I} = \mathbf{I}_S + \sum_{i=1}^N \mathbf{J}_i = \mathbf{I}_S + \sum_{i=1}^N J_{s_i} \hat{\mathbf{g}}_{s_i} \hat{\mathbf{g}}_{s_i}^\top + J_{t_i} \hat{\mathbf{g}}_{t_i} \hat{\mathbf{g}}_{t_i}^\top + J_{g_i} \hat{\mathbf{g}}_{g_i} \hat{\mathbf{g}}_{g_i}^\top \quad (2.31)$$

有効トルク量  $\boldsymbol{\tau}_s, \boldsymbol{\tau}_t, \boldsymbol{\tau}_g$  は以下の式(2.32)のように定義される.

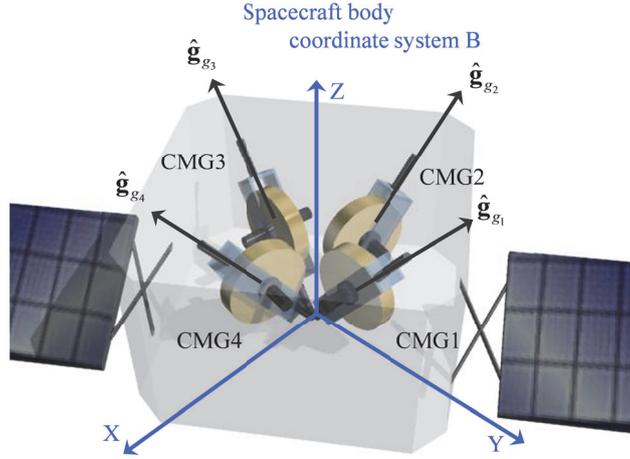


Figure 2.6 Spacecraft body with 4-skew type CMG system (Image)

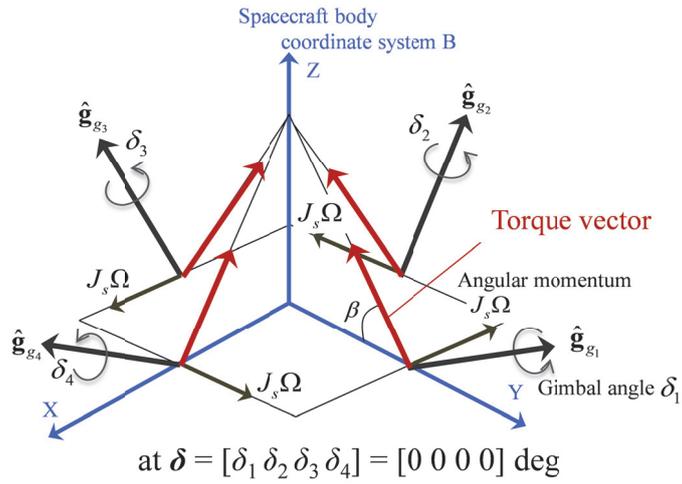


Figure 2.7 Spacecraft body with 4-skew type CMG system (Definition of vectors)<sup>[53]</sup>

$$\begin{aligned}
 \boldsymbol{\tau}_s &= \begin{bmatrix} J_{s_1} (\dot{\Omega}_1 + \dot{\delta}_1 \omega_{t_1}) - (J_{t_1} - J_{g_1}) \omega_{t_1} \dot{\delta}_1 \\ \vdots \\ J_{s_N} (\dot{\Omega}_N + \dot{\delta}_N \omega_{t_N}) - (J_{t_N} - J_{g_N}) \omega_{t_N} \dot{\delta}_N \end{bmatrix} \\
 \boldsymbol{\tau}_t &= \begin{bmatrix} J_{s_1} (\Omega_1 + \omega_{s_1}) \dot{\delta}_1 - (J_{t_1} + J_{g_1}) \omega_{s_1} \dot{\delta}_1 + J_{s_1} \Omega_1 \omega_{g_1} \\ \vdots \\ J_{s_N} (\Omega_N + \omega_{s_N}) \dot{\delta}_N - (J_{t_N} + J_{g_N}) \omega_{s_N} \dot{\delta}_N + J_{s_N} \Omega_N \omega_{g_N} \end{bmatrix} \\
 \boldsymbol{\tau}_g &= \begin{bmatrix} J_{g_1} \ddot{\delta}_1 - J_{s_1} \Omega_1 \omega_{t_1} \\ \vdots \\ J_{g_N} \ddot{\delta}_N - J_{s_N} \Omega_N \omega_{t_N} \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{2.32}$$

すると,  $N$  個の CMG を含んだ剛体宇宙機の回転運動方程式は以下の式(2.33)のように記述される.

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} = -\tilde{\boldsymbol{\omega}}\mathbf{I}\boldsymbol{\omega} - \mathbf{G}_s\boldsymbol{\tau}_s - \mathbf{G}_t\boldsymbol{\tau}_t - \mathbf{G}_g\boldsymbol{\tau}_g + \mathbf{T} \quad (2.33)$$

また,  $N$  個の CMG を含んだ剛体宇宙機の回転運動エネルギー  $E$  は以下の式(2.34)のように与えられる.

$$E = \frac{1}{2}\boldsymbol{\omega}^T \mathbf{I}_s \boldsymbol{\omega} + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N J_{s_i} (\Omega_i + \omega_{s_i})^2 + J_{t_i} \omega_{t_i}^2 + J_{g_i} (\omega_{g_i} + \dot{\delta}_i)^2 \quad (2.34)$$

これを時間微分すると, 仕事率を以下の式(2.35)のように求める事ができる.

$$\dot{E} = \sum_{i=1}^N \dot{\delta}_i u_{g_i} + \Omega_i u_{s_i} + \boldsymbol{\omega}^T \mathbf{T} \quad (2.35)$$

## 2.6. CMG 駆動則の導出

### 2.6.1. 系の安定性に関する議論<sup>[40]</sup>

CMG 駆動則の導出に先立ち, リアプノフの安定理論を用いた宇宙機の姿勢制御則について考える. まず, 以下の式(2.36)のような正のリアプノフ関数  $V$  を定義する.

$$\begin{aligned} V(\boldsymbol{\omega}, \boldsymbol{\sigma}) &= \frac{1}{2}\boldsymbol{\omega}^T \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} + 2K \log(1 + \boldsymbol{\sigma}^T \boldsymbol{\sigma}) \\ &= \frac{1}{2}\boldsymbol{\omega}^T \mathbf{I}_s \boldsymbol{\omega} + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N (J_{s_i} \omega_{s_i}^2 + J_{t_i} \omega_{t_i}^2 + J_{g_i} \omega_{g_i}^2) + 2K \log(1 + \boldsymbol{\sigma}^T \boldsymbol{\sigma}) \end{aligned} \quad (2.36)$$

ここで  $K$  はスカラ量である姿勢フィードバックゲイン,  $\boldsymbol{\sigma}$  は MRP という姿勢パラメータであり, 以下の式(2.37)のように記述される.

$$\sigma_i = \frac{q_i}{1 + q_0} \quad i = 1, 2, 3 \quad (2.37)$$

ただし  $q_0, q_1, q_2, q_3$  はクォータニオンである.

このリアプノフ関数  $V$  を微分すると, 以下のように記述される.

$$\dot{V} = \boldsymbol{\omega}^T \left( \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \sum_{i=1}^N (J_{s_i} - J_{t_i}) \dot{\delta}_i \omega_{t_i} \hat{\mathbf{g}}_{s_i} + K\boldsymbol{\sigma} \right) \quad (2.38)$$

リアプノフの安定理論から, 系の安定性を保証するためには  $\dot{V}$  が負である必要がある.  $\mathbf{P}$  を正の角速度フィードバックゲイン行列と定めると,  $\dot{V}$  は以下の式(2.39)の通り記述される.

$$\dot{V} = -\boldsymbol{\omega}^T \mathbf{P}\boldsymbol{\omega} \quad (2.39)$$

すると式(2.38)および式(2.39)から以下の式(2.40)の安定条件の式が求まる.

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} = -K\boldsymbol{\sigma} - \mathbf{P}\boldsymbol{\omega} - \sum_{i=1}^N (J_{s_i} - J_{t_i}) \dot{\delta}_i \omega_{t_i} \hat{\mathbf{g}}_{s_i} \quad (2.40)$$

すべての姿勢状態量  $\boldsymbol{\sigma}$  に対して漸近安定性を保証するためには, リアプノフ関数のさらなる高次の微分が必要になる. その必要十分条件は,  $\dot{V} = 0$  すなわち  $\boldsymbol{\omega} = \mathbf{0}$  なるときに  $V$  の高次微分値が  $0$  でない負の値をとることである. 式(2.39)をさらに微分して  $V$  の 2 階微分値を

取ると、以下の式(2.41)のように表される。

$$\frac{d^2}{dt^2}V = -2\boldsymbol{\omega}^T \mathbf{P}\dot{\boldsymbol{\omega}} \quad (2.41)$$

$\boldsymbol{\omega} = \mathbf{0}$  なるときにこの値は  $\mathbf{0}$  になる。さらにこの式を微分して 3 階微分値を取ると、以下の式(2.42)のように表される。

$$\frac{d^3}{dt^3}V = -2\dot{\boldsymbol{\omega}}^T \mathbf{P}\dot{\boldsymbol{\omega}} - 2\boldsymbol{\omega}^T \mathbf{P}\ddot{\boldsymbol{\omega}} \quad (2.42)$$

式(2.42)に式(2.40)を代入し  $\boldsymbol{\omega} = \mathbf{0}$  をとると、リアプノフ関数の 3 階微分値は以下の式(2.43)のように記述される。

$$\frac{d^3}{dt^3}V = -K^2 \boldsymbol{\sigma}^T (\mathbf{I}^{-1})^T \mathbf{P} (\mathbf{I}^{-1}) \boldsymbol{\sigma} \quad (2.43)$$

ここで行列  $\mathbf{I}$ ,  $\mathbf{P}$  は正であることから、式(2.43)は負である。よってこの系の漸近安定性が証明できた。

## 2.6.2. CMG 駆動則

次に CMG ユニットにおける駆動則について考える。ここで駆動則とは宇宙機姿勢制御系の姿勢コントローラからの要求トルクに対し、いかにそれを実現するようにジンバル軸およびホイールスピン軸を制御するかというロジックの部分の意味している<sup>[12]</sup>。(2.33)式を(2.40)式へ代入し結果を簡潔に表現すると、安定性に関する以下の式(2.44)の条件が導かれる。

$$\sum_{i=1}^N (\hat{\mathbf{g}}_{s_i} J_{s_i} \dot{\boldsymbol{\Omega}}_i + \hat{\mathbf{g}}_{g_i} J_{g_i} \ddot{\boldsymbol{\delta}}_i + \hat{\mathbf{g}}_{t_i} (J_{s_i} (\boldsymbol{\Omega}_i + \boldsymbol{\omega}_{s_i}) - J_{t_i} \boldsymbol{\omega}_{s_i}) \dot{\boldsymbol{\delta}}_i) = K\boldsymbol{\sigma} + \mathbf{P}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{T} \quad (2.44)$$

この式をよりコンパクトにわかりやすくまとめるために、いま以下の式(2.45)に示す  $3 \times N$  のマトリクスを導入する。

$$\begin{aligned} \mathbf{C}_1 &= [\hat{\mathbf{g}}_{t_1} J_{s_1} (\boldsymbol{\Omega}_1 + \boldsymbol{\omega}_{s_1}) \cdots \hat{\mathbf{g}}_{t_N} J_{s_N} (\boldsymbol{\Omega}_N + \boldsymbol{\omega}_{s_N})] \\ \mathbf{C}_2 &= [\hat{\mathbf{g}}_{t_1} J_{t_1} \boldsymbol{\omega}_{s_1} \cdots \hat{\mathbf{g}}_{t_N} J_{t_N} \boldsymbol{\omega}_{s_N}] \\ \mathbf{D} &= [\hat{\mathbf{g}}_{s_1} J_{s_1} \cdots \hat{\mathbf{g}}_{s_N} J_{s_N}] \\ \mathbf{B} &= [\hat{\mathbf{g}}_{g_1} J_{g_1} \cdots \hat{\mathbf{g}}_{g_N} J_{g_N}] \end{aligned} \quad (2.45)$$

ここで  $\dot{\boldsymbol{\Omega}}, \ddot{\boldsymbol{\delta}}, \dot{\boldsymbol{\delta}}$  はそれぞれ  $N \times 1$  のベクトルであり、 $i$  番目の要素はそれに対応する CMG の状態量であるとする。これらの記号を用いて式(2.44)を書き換えると以下の式(2.46)のように表される。

$$\mathbf{B}\ddot{\boldsymbol{\delta}} + (\mathbf{C}_1 - \mathbf{C}_2)\dot{\boldsymbol{\delta}} + \mathbf{D}\dot{\boldsymbol{\Omega}} = \mathbf{T}_r \quad (2.46)$$

なお、 $\mathbf{T}_r = K\boldsymbol{\sigma} + \mathbf{P}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{T}$  であり、姿勢コントローラからの要求トルクを表す。式(2.46)においてホイールの回転速度が一定、すなわち  $\dot{\boldsymbol{\Omega}} = \mathbf{0}$  とおくと、一般的な CSCMG の安定条件の式として表現されることになる。この条件式は物理的な制御トルク  $u_{s_i}, u_{g_i}$  を含んでおらず、その代わりにジンバル角速度と角加速度、そしてホイールの角加速度を含んでいる。このこ

とが、式(2.46)を満足するように要求トルク  $T_r$  を実現する  $\dot{\delta}$  および  $\Omega$  の時刻歴を決定していくという駆動則につながる。

ここで CMG のジンバル慣性のうち  $J_g$  はホイールスピン軸まわりの慣性  $J_s$  に比較して十分に小さいので、対応する  $B$  もまた他の項に比べて十分小さく、無視しても差し支えないとする。また、CMG が持つトルク増幅効果を十分に利用するために、要求トルク  $T_r$  のうちの多くは  $(C_1 - C_2)\dot{\delta}$  の項から発生させられるべきである。この理由から典型的な CMG 駆動則では  $\ddot{\delta}$  ではなく  $\dot{\delta}$  を制御するようなロジックになっている。VSCMG においては要求トルク  $T_r$  に対してホイール回転角加速度  $\dot{\Omega}$  とジンバル角速度  $\dot{\delta}$  の両方を同時に制御することが求められる。典型的な CSCMG のジンバル角速度ベース駆動則と同様に、VSCMG ジンバルフレーム慣性とホイールスピン軸に対して垂直な軸まわりに関する項は無視しても差し支えない。すると式(2.46)は以下の式(2.47)のように表される。

$$C\dot{\delta} + D\dot{\Omega} = T_r \quad (2.47)$$

ただし  $C_1 - C_2 \cong C_1 = C$  としている。

一般的な CSCMG 駆動則とマトリクス  $C_1$  を比較し、VSCMG 駆動則における  $\hat{g}_i J_s \omega_s$  項に注目する。CSCMG 駆動則では  $\omega_s$  は一般的に  $\Omega$  に対して十分小さいと仮定しても差し支えないため  $\hat{g}_i J_s \omega_s$  項は抜け落ちているが、VSCMG では  $\Omega$  は時変となるためもはやこの仮定は成立せず、式(2.45)ではこの項は残っている。

記述を簡便にするために、ここで  $2N \times 1$  の状態変数ベクトル  $\eta$  および  $3 \times 2N$  のマトリクス  $Q$  を導入する。

$$\eta = \begin{bmatrix} \delta \\ \Omega \end{bmatrix} \quad (2.48)$$

$$Q = [C \quad ; \quad D] \quad (2.49)$$

これを用いると、式(2.47)は簡略に以下の式(2.50)のように記述できる。

$$Q\dot{\eta} = T_r \quad (2.50)$$

式(2.50)から、ホイール角加速度、ジンバル角速度および要求トルクとの間の関係式が得られた。これから、要求トルクに対してジンバル軸およびホイールスピン軸をどのように動かせばよいかを決定することができる。式(2.50)について、擬似逆行列を解くことにより状態変数ベクトル  $\eta$  に関する式を得ることができるが、ここで重み関数  $W$  を導入し駆動則を以下の式(2.51)のように導出する。

$$\dot{\eta} = \begin{bmatrix} \dot{\delta} \\ \dot{\Omega} \end{bmatrix} = WQ^T (QWQ^T)^{-1} T_r \quad (2.51)$$

ここで  $W$  は  $2N \times 2N$  の対角行列であり、以下の式(2.52)のように定義される。

$$W = \text{diag}\{W_{g_1}, \dots, W_{g_N}, W_{s_1}, \dots, W_{s_N}\} \quad (2.52)$$

$W_{g_i}$  はジンバル軸制御に関する重み、 $W_{s_i}$  はホイール回転制御に関する重みである。

## 2.7. 特異点の定義と特異点回避駆動則

### 2.7.1. 特異点問題

本項では CSCMG における特異点問題について述べる. 式(2.52)において  $\dot{\boldsymbol{\Omega}} = \mathbf{0}$  とした場合, CSCMG におけるジンバル角速度・角度とトルク関係式は以下の式(2.53)となる.

$$\mathbf{C}\dot{\boldsymbol{\delta}} = \mathbf{T} \quad (2.53)$$

このとき, 最も単純な駆動則はヤコビ行列  $\mathbf{C}$  の擬似逆行列を用いるものであり, 以下の式(2.54)のように表される.

$$\dot{\boldsymbol{\delta}} = \mathbf{C}^T(\mathbf{C}\mathbf{C}^T)^{-1}\mathbf{T} \quad (2.54)$$

この式においてあるジンバル角度  $\boldsymbol{\delta}$  の組み合わせにより, 出力可能なトルクが三次元から二次元へと縮退してしまう状態を特異点と呼ぶ. 特異点近傍においてはジンバル角速度指令値  $\dot{\boldsymbol{\delta}}$  が非常に大きな値を持つことになり, 姿勢制御性能の劣化やジンバル軸の急峻な動きにより, CMG に大きな負担がかかり故障につながる可能性がある. 数学的には, 特異点は以下の式(2.55)に示すような条件と等しくなる.

$$\text{rank}(\mathbf{C}) < 3 \text{ or } \text{rank}(\mathbf{C}\mathbf{C}^T) < 3 \Leftrightarrow \det(\mathbf{C}\mathbf{C}^T) = 0 \quad (2.55)$$

このとき, 可操作度と呼ばれる指標により特異点状態を以下の式(2.56)で評価することができる. 可操作度は系が特異点に近づくほど値が小さくなり, 特異点上で 0 になるという性質を持つ.

$$m = \sqrt{\det(\mathbf{C}\mathbf{C}^T)} \quad (2.56)$$

CMG が特異点に陥っている状態のイメージを Figure 2.8 に示す. 図中, 左側の状態では赤い矢印で示した 4 つのトルクベクトルは三次元空間上に存在しているが, 右側の特異点状態では二次元に縮退している様子がわかる.

### 2.7.2. 特異点の分類

特異点はその状態によって大きく外部特異点と内部特異点に分けることができる. 外部特異点とは, 4 個の CMG が保持する全角運動量が, 特定の方向への出力の性能限界に達したために, その方向にそれ以上の角運動量が出せない状態を指す. 内部特異点とは, CMG の保持する全角運動量が限界値を超えてはいないが, ジンバル角度の組み合わせにより, 各 CMG が出せるトルクが同一平面上に存在するために, その垂直方向にトルクが出せない状態を指す<sup>[38]</sup>.

内部特異点は更に Hyperbolic 型特異点と Elliptic 型特異点の 2 つに分類され, これらはヌルベクトルの有無によって判断される. ヌルベクトルとは, CMG がトルクを出力せずジンバル角度のみを変更するヌル運動を行う際に, ジンバル角速度指令値に付加するベクトル

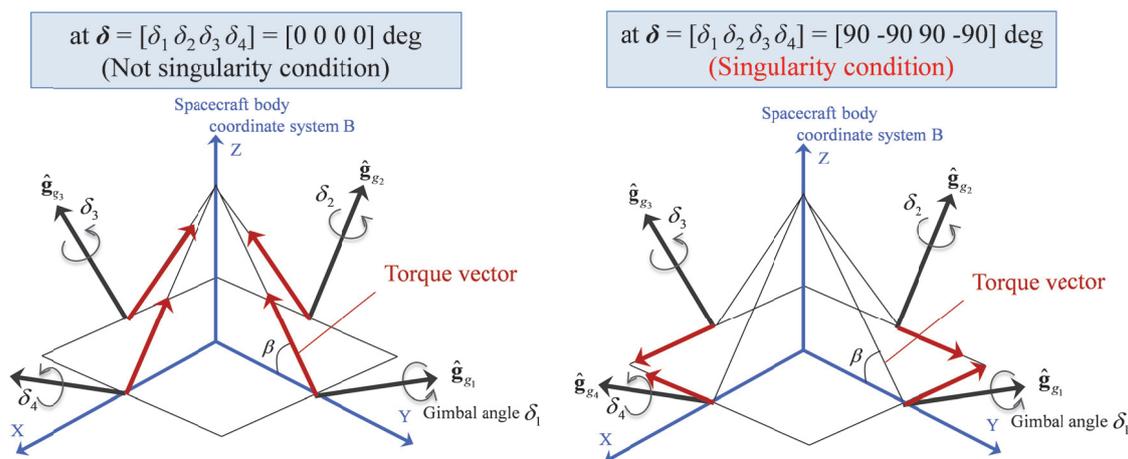


Figure 2.8 Graphical image of singularity condition

のことである。ヌルベクトルが存在する場合には、その特異点は **Hyperbolic** 型特異点であり、ヌル運動を行うことができる<sup>[34]</sup>。この時ヌル運動の有無は内部特異点の種類のみを判別しており、特異点そのものの有無を判別できない。そのため、あるジンバル角度を評価する場合には、特異値指標と組み合わせる必要がある。

### 2.7.3. 代表的な特異点回避駆動則

駆動則において生じる特異点問題を回避するため、式(2.54)をベースとした様々な特異点回避手法が提案されている。特異点回避手法の体系的な分類図を **Figure 2.9** に示す。特異点へのアプローチとしては、特異点との距離を見て特異点近傍において誤差トルクやヌル運動を発生させる手法、特異曲面を評価し経路探索や軌道計画を行う手法、特異点の種類 (**Hyperbolic** 型特異点と **Elliptic** 型特異点) を判別しそれぞれの種類に応じた回避動作を生成させる手法等がある。ここでは、代表的な特異点回避駆動則をいくつか整理する。

#### (1) Generalized Singularity Robust Inverse 法<sup>[54][55]</sup>

Generalized Singularity Robust Inverse 法 (GSR-Inverse 法) は、CMG 系に入力するジンバル角速度指令値を以下のように与え、トルクの発生誤差を与えることで特異点状態においてもトルクを発生させ、特異点を回避するものである。

$$\dot{\delta} = C^{\#} T_r \quad (2.57)$$

$$\begin{aligned} C^{\#} &= [C^T P C + \lambda I_4]^{-1} C^T P \\ &= C^T [C C^T + \lambda P^{-1}]^{-1} \\ &= C^T [C C^T + \lambda E]^{-1} \end{aligned} \quad (2.58)$$

$$\mathbf{P}^{-1} \equiv \mathbf{E} = \begin{bmatrix} 1 & \varepsilon_3 & \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 & 1 & \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 & \varepsilon_1 & 1 \end{bmatrix} > \mathbf{0} \quad (2.59)$$

ここで,  $\varepsilon_i = \varepsilon_0 \sin(\omega t_0 + \phi_i)$  ( $i=1,2,3$ ),  $\lambda = \lambda_0 e^{-\mu m^2}$ ,  $\omega = \pi/2$ ,  $\phi_i = (1-i)(\pi/2)$  ( $i=1,2,3$ ) である.  $t_0$  は時間を示す. また,  $\lambda_0$ ,  $\varepsilon_0$ ,  $\mu$  は設計パラメータである.

## (2) 特異値分解法(Singularity Direction Avoidance, SDA)<sup>[56]</sup>

特異値分解法とは, ヤコビ行列の特異値分解によって特異方向を定め, 特異点近傍においてそれに直交するジンバル駆動を行うことによって特異点を回避する手法である. 特異値分解をヤコビ行列  $\mathbf{C}$  に対して行うと以下の式(2.60)のようになる.

$$\mathbf{C} = \mathbf{U}\mathbf{\Sigma}\mathbf{V}^T$$

$$\mathbf{\Sigma} = \begin{bmatrix} \sigma_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_3 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.60)$$

ただし  $\sigma_i$  はヤコビ行列  $\mathbf{C}$  の特異値 ( $\sigma_1 \geq \sigma_2 \geq \sigma_3 \geq 0$ ) とする. また, この時  $\mathbf{U} = [\mathbf{U}_1 \mathbf{U}_2 \mathbf{U}_3]^T$ ,  $\mathbf{V} = [\mathbf{V}_1 \mathbf{V}_2 \mathbf{V}_3 \mathbf{V}_4]$  はそれぞれ左特異ベクトル, 右特異ベクトルを表す. これを用いると,  $\mathbf{C}$  の擬似逆行列  $\mathbf{C}^+ = \mathbf{C}^T(\mathbf{C}\mathbf{C}^T)^{-1}$  は次の式(2.61)のように表すことができる.

$$\mathbf{C}^+ = \mathbf{V}\mathbf{\Sigma}^+\mathbf{U}^T = [\mathbf{V}_1 \ \mathbf{V}_2 \ \mathbf{V}_3 \ \mathbf{V}_4] \begin{bmatrix} 1/\sigma_1 & 0 & 0 \\ 0 & 1/\sigma_2 & 0 \\ 0 & 0 & 1/\sigma_3 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{U}_1^T \\ \mathbf{U}_2^T \\ \mathbf{U}_3^T \end{bmatrix} \quad (2.61)$$

特異点近傍では, 特異値  $\sigma_i$  は 0 に近い値を持つため,  $\mathbf{\Sigma}$  の要素が無限大に発散してしまう. そのとき, 特異値の中で最小である  $\sigma_3$  が最初に 0 に近づくため,  $\mathbf{\Sigma}^+$  を以下の式(2.62)のように修正することで特異方向に対して特異点回避を行う.

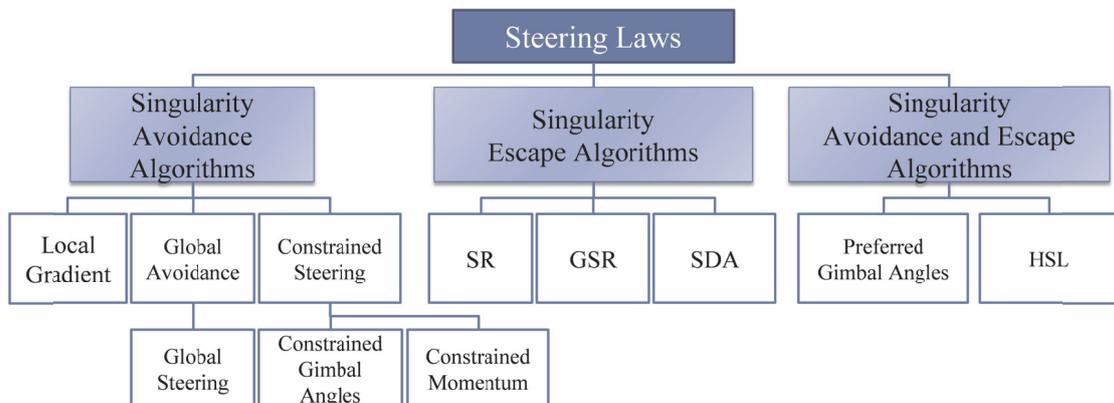


Figure 2.9 Various type of steering laws<sup>[34]</sup>

$$\Sigma_{SDA}^+ = \begin{bmatrix} 1/\sigma_1 & 0 & 0 \\ 0 & 1/\sigma_2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_3 / (\sigma_3^2 + \alpha) \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.62)$$

この時、 $\alpha$  は特異点近傍において値を持つように設計する変数であり、一例として次の式(2.63)のように選ばれる。

$$\alpha = \alpha_0 e^{-k_\sigma \sigma_3^2} \quad (2.63)$$

$$k_\sigma = \frac{\sigma_1}{\sigma_3} \quad (2.64)$$

ここで、 $\alpha_0$  は設計パラメータである。これより、SDA 法による駆動則は以下の式(2.65)のように表現される。

$$\dot{\delta} = C^+ T_r = (V \Sigma_{SDA}^+ U^T) T_r \quad (2.65)$$

### (3) ヌル運動法<sup>[57]</sup>

ヌル運動法は、特異点を回避するために擬似逆行列に対して、特異点近傍においてヌル運動を発生させ、特異点回避を行う手法である。ヌル運動とは、トルク発生を行わないジンバル駆動であり、以下の式(2.66)で表せる。これを用いることで、トルク発生誤差を最小に抑えつつも、特異点の回避を実現することができる。このとき、 $\mathbf{n}$  はヌル運動をするジンバル角速度である。

$$C \mathbf{n} = \mathbf{0} \quad (2.66)$$

そして、CMG 系に入力するジンバル角速度指令値を以下の式(2.67)のように与える。

$$\dot{\delta} = C^T (C C^T)^{-1} T_r + \gamma \mathbf{n} \quad (2.67)$$

このとき、 $\gamma$  を特異点近傍で大きくなるように次の式(2.68)のように与える。

$$\gamma = \begin{cases} 0 & (m > M) \\ \gamma_0 \left(1 - \frac{m}{M}\right)^2 & (m \leq M) \end{cases} \quad (2.68)$$

ここで、 $\gamma_0, M$  は設計パラメータである。これにより、式(2.67)の右辺は特異点近傍において  $\gamma \mathbf{n}$  の項が支配的になり、このときジンバルは通常の駆動に加えてヌル運動をするようになる。よって、特異点近傍でも適当なジンバル角速度指令値を得ることができ、かつその付加された運動によってトルクは発生しないため、宇宙機の姿勢変更に対する影響はない。ただし、前述の通り特異点が Elliptic 型である場合には、このヌル運動を生成することが出来ない点が明らかになっている<sup>[12][38]</sup>。

#### (4) 特異点曲面を利用した特異点回避手法<sup>[58]</sup>

特異点曲面を解析だけでなく，特異点回避手法に取り入れた例として高田・小島らの手法が挙げられる．各特異点はトルクが出力できない方向のベクトルである特異ベクトルを持つため，CMG が保持する角運動量の時間変化 $\dot{\mathbf{h}}$ の向きが特異ベクトルに近い場合，参照トルク指令値 $\mathbf{T}_r$ 通りにはトルクを出力できない場合がある．そこで，元々用意しておいた特異点および特異ベクトルの情報と現在 CMG が保持する全角運動量 $\mathbf{h}$ から，次式(2.69)で特異点の影響をコスト $J_{Sh,\dot{\mathbf{h}}}$ として評価する．

$$J_{Sh,\dot{\mathbf{h}}} = \sum_{\varepsilon_s=1}^7 \left[ \gamma_{\varepsilon_s} (\mathbf{n}_{h^s} \cdot \dot{\mathbf{h}}) \right] \quad (2.69)$$

$$\gamma_{\varepsilon_s} = \left| \prod_{i=1}^4 (\varepsilon_{gi} \cdot \varepsilon_{si}) \right|$$

ここで $\mathbf{n}_{h^s}$ は4個のCMGが保持する全角運動量 $\mathbf{h}$ に最も近い特異点の特異ベクトル， $\varepsilon_{gi}, \varepsilon_{si}$ は各ジンバル角および特異点について符号を決定する値であり， $\pm 1$ のどちらかの値を取る．

この式で得られたコスト $J_{Sh,\dot{\mathbf{h}}}$ とトルク指令値 $\mathbf{T}_r$ から以下の式(2.70)，式(2.71)のように修正トルク指令値 $\mathbf{T}_c$ を求める．

$$\mathbf{T}_{per} = 0.1\beta(\mathbf{g}_{cs} \times \mathbf{T}_r) \quad (2.70)$$

$$\mathbf{T}_c = \mathbf{T}_r + \mathbf{T}_{per} \quad (2.71)$$

ここで， $\beta$ は-4, -3,  $\dots$ , 3, 4であり，最大出力可能トルク以内に収まり，コスト $J_{Sh,\dot{\mathbf{h}}}$ が最も小さいときの値が採用される．また， $\mathbf{g}_{cs}$ は4個のCMGのジンバル軸方向ベクトルである．

#### (5) Hybrid Steering Logic 法<sup>[34][59]</sup>

Frederickらにより提案されたHybrid Steering Logicは，CMGの内部特異点の種類に応じてLocal gradient (LG)法とSDA法をハイブリッドに使い分け，両者の駆動則のデメリットを互いに補う手法である．LG法はトルク誤差を出力せずに特異点回避を行うことができるが，内部特異点のうちHyperbolic型特異点に対してのみ有効であり，Elliptic型特異点に対しては回避ができない．一方のSDA法は全ての内部特異点に対して有効であるが，特異点回避の際にトルク誤差が大きく出てしまうというデメリットがある．Hybrid Steering Logicでは，LG法とSDA法を一つの駆動則に同時に適用，接近した特異点の種類を判別し，Elliptic型特異点の際にはSDA法を，Hyperbolic型特異点の際にはLG法を採用する．

Hybrid Steering Logicの駆動則は以下の式(2.72)のように表される．

$$\dot{\delta} = \mathbf{C}^{SDA,\alpha} \dot{\mathbf{h}} + \beta \left[ \mathbf{1} - \mathbf{V} \begin{bmatrix} \mathbf{1} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0}^T & \mathbf{0} \end{bmatrix} \mathbf{V}^T \right] \mathbf{d} \quad (2.72)$$

本駆動則における特異点指標である $\alpha$ と $\beta$ は以下の式(2.73)のように定義される．

$$\alpha = \alpha_0 e^{-a\alpha} e^{-\mu_1 m}$$

$$\beta = \beta_0 e^{-b\beta} e^{-\mu_2 m} \quad (2.73)$$

ここで、 $a, b, \mu_1, \mu_2, \alpha_0, \beta_0$  は正のスカラ定数であり、 $m$  は可操作度を表す。ここで内部特異点の種類判別については、以下の式(2.74)に示す特異点定義行列  $\mathbf{Q}$  を用いる。

$$\begin{aligned}
 \mathbf{Q} &= \mathbf{N}^T \mathbf{P} \mathbf{N} \\
 \mathbf{N} &= \text{null}(\mathbf{C}) \\
 \mathbf{P} &= \text{diag}(\mathbf{h}_i \cdot \mathbf{s}) \\
 \mathbf{s} &= \text{null}(\mathbf{C}^T)
 \end{aligned}
 \tag{2.74}$$

ここで、 $\mathbf{h}_i$  は  $i$  番目 CMG の角運動量、 $\mathbf{s}$  は任意の方向へのトルク出力を指す。内部特異点の種類判別の定義は以下の式(2.75)となる。

$$\begin{aligned}
 \det(\mathbf{Q}) \leq 0 & : \text{Elliptic 型特異点} \\
 \det(\mathbf{Q}) > 0 & : \text{Hyperbolic 型特異点}
 \end{aligned}
 \tag{2.75}$$

Hybrid Steering Logic は全ての内部特異点を回避でき、かつトルク誤差を軽減し高精度な姿勢制御が実現できる点、LG 法において生じるヌル運動によるジンバル駆動量を低減できるという点で優れた手法である。一方、Elliptic 型特異点の際には SDA 法を用いるため、この際のトルク誤差は依然として課題である。

### 第3章 多地点指向観測における整定時間短縮を 目指したモード遷移 VSCMG 駆動則

### 3.1. 緒言

本章では、VSCMG 搭載宇宙機の複数回連続姿勢マヌーバを想定し、モード遷移駆動則におけるホイール・ジンバルヤコビ行列双方の条件数を考慮した単一姿勢マヌーバ終局時の目標ジンバル角度の選出手法および駆動則への実装について提案する。

4-skew 配置 VSCMG の駆動をソフトウェアの制御により Constant Speed Control Moment Gyros (CSCMG)/Reaction Wheel (RW) とハイブリッドに使い分ける手法として、著者らは初期ジンバル角度適正化駆動則において、姿勢整定時に宇宙機の姿勢誤差に応じて滑らかにモードを遷移させることでジンバルを停止させ、ホイール回転速度の調整のみで高精度な姿勢制御を行う手法を提案している<sup>[30]</sup>。笠井・小島らはゲインスケジューリング駆動則を提案し、宇宙機の姿勢誤差量に加えて駆動則の逆行列計算におけるヤコビ行列の条件数に着目している。Figure 3.1 に示すように宇宙機がゼロモーメント状態では駆動則におけるホイール部とジンバル部のヤコビ行列条件数は互いにトレードオフの関係を有する。この関係において笠井・小島らは単一マヌーバの姿勢整定時に最も良条件にて RW モードを効率的に駆動させる駆動則を提案し、数値解析によりその有効性を示している<sup>[31]</sup>。

一方著者らの分析によると、RW モードで姿勢整定を行う際、ホイール部ヤコビ行列条件数は必ずしも極小値を取る必要はなく、ある程度の値を持てば条件数が極小値である状態とほぼ同等のトルク性能を保てることを数値解析により確認している。提案手法では次の姿勢マヌーバにおいて CSCMG モードを効果的に駆動させるためにジンバル部ヤコビ行列もある程度の良い条件を保てるよう、予め設定した複数候補の中から望ましい目標終局ジンバル角度を選出する。提案手法による姿勢マヌーバと駆動則の概要を Figure 3.2 に示す。選出した目標終局ジンバル角度はヌル運動を用いたジンバル角度フィードバック手法<sup>[60]</sup>を適用することで実現する。ここで当手法は目標終局ジンバル角度への完全な到達実現性を保証するものではない<sup>[33][34]</sup>ため、次の二つのアプローチにより到達実現性を高める。一つ目に、Rest to Rest マヌーバの姿勢レートプロファイルにおいて姿勢角速度減速開始時刻を境界時点とし、境界時点でのジンバル角度の値に応じて予め設定した複数候補の中からユー

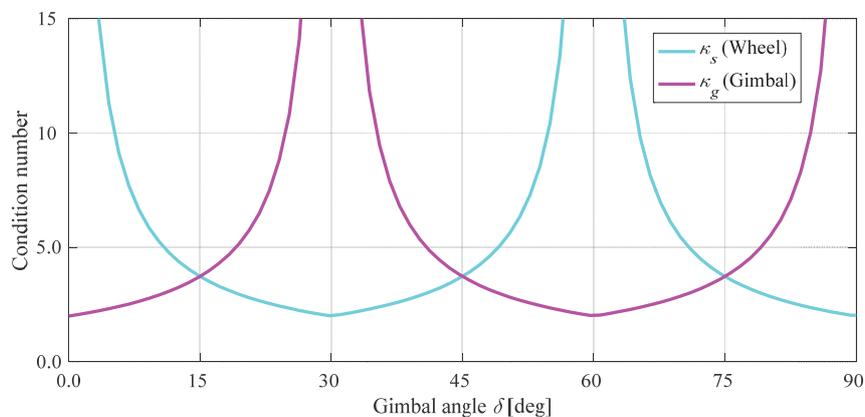


Figure 3.1 Condition numbers  $\kappa_s$  and  $\kappa_g$  with respect to the gimbal angle<sup>[31]</sup>

クリッドノルムが最小となる直近の組合せを目標終局ジンバル角度として選択，以降の駆動によって RW モードへ遷移するまでの時間にて到達する．二つ目に，境界時点以降のジンバル角度フィードバック時間をより長く取るために，後半の角加速度をより緩やかに取るような姿勢レートプロファイルを設計する．本章では提案手法の具体的な設計手順を示すとともに，数値解析により提案手法の有効性を確認する．

### 3.2. VSCMG モード遷移駆動則と条件数

#### 3.2.1. VSCMG モード遷移駆動則

式(2.51)および式(2.52)より，VSCMG における代表的な駆動則は以下の式(3.1)となる．

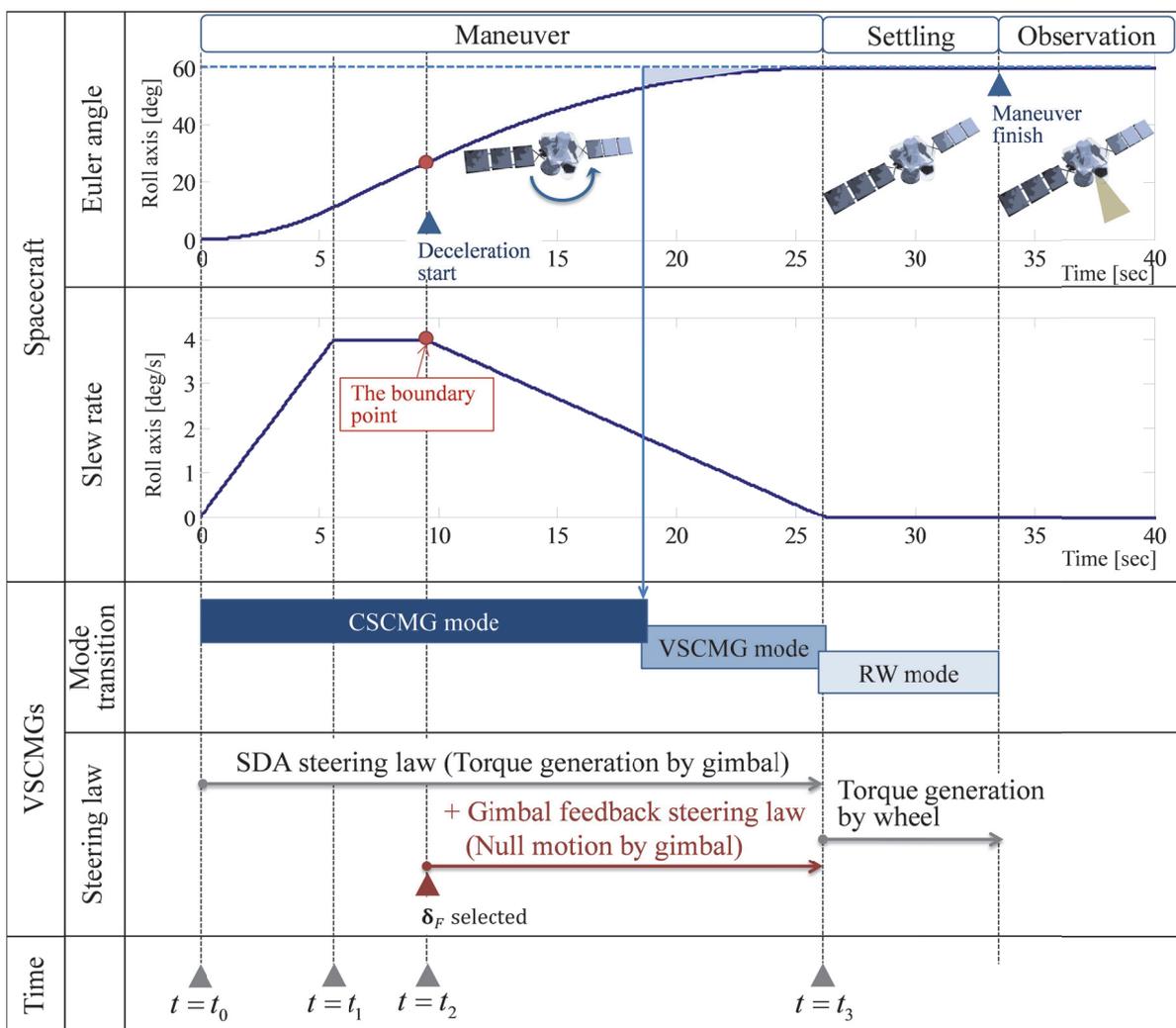


Figure 3.2 Sequence of the proposed method

$$\begin{aligned}
\dot{\eta} &= \begin{bmatrix} \dot{\delta} \\ \dot{\Omega} \end{bmatrix} = \mathbf{W}\mathbf{Q}^T (\mathbf{Q}\mathbf{W}\mathbf{Q}^T)^{-1} \mathbf{T}_r \\
\mathbf{Q} &= [\mathbf{C} \quad \mathbf{D}] \\
\mathbf{C} &= [\hat{\mathbf{g}}_1 J_{s_1} (\Omega_1 + \omega_{s_1}) \cdots \hat{\mathbf{g}}_{I_N} J_{s_N} (\Omega_N + \omega_{s_N})] \\
\mathbf{D} &= [\hat{\mathbf{g}}_1 J_{s_1} \cdots \hat{\mathbf{g}}_{s_N} J_{s_N}]
\end{aligned} \tag{3.1}$$

ここで  $N=4$  である.  $\mathbf{W}$  は 4-skew 配置 VSCMG の場合  $8 \times 8$  の対角行列であり, 以下の式(3.2)のように定義される.

$$\mathbf{W} = \text{diag}(W_{g1}, W_{g2}, W_{g3}, W_{g4}, W_{s1}, W_{s2}, W_{s3}, W_{s4}) \tag{3.2}$$

$W_{g_i}$  はジンバル軸制御に関する重み,  $W_{s_i}$  はホイール回転制御に関する重みである. この重みを導入することで,  $\mathbf{T}_r$  を実現するため  $\dot{\delta}$  および  $\dot{\Omega}$  をどのように分配するかについて, 設計者の意図に沿って設定することができる. 式(3.2)における  $\mathbf{W}$  について  $W_{s1}, W_{s2}, W_{s3}, W_{s4} = W_s$ ,  $W_{g1}, W_{g2}, W_{g3}, W_{g4} = W_g$  とし, 駆動モードの遷移を目標姿勢に対する現在姿勢の誤差の絶対値の総和  $\theta^{error}$  の関数として式(3.3)に定義する.

$$\begin{aligned}
W_g(\theta^{error}) &= \frac{a}{1 + be^{-c\theta^{error}}}, \quad W_s(\theta^{error}) = 1 - W_g(\theta^{error}) \\
\theta^{error} &= \sum_{i=1}^3 |\theta_i^{target} - \theta_i|
\end{aligned} \tag{3.3}$$

ここで,  $a, b, c$  は任意の正の定数であり, 本論文では  $a=1, b=1808, c=1.5$  と試行錯誤的に設定している.  $\theta^{error}$  と  $\mathbf{W}$  の関係を Figure 3.3 に示す. これにより, 大角度の姿勢マヌーバを行う際にはホイールの回転速度を一定に保ち, CSCMG モードとして駆動する. 次にジンバル軸の急激な停止を防ぐため中間帯として設けた VSCMG モードを経て, 最終的にジンバル軸を停止させ RW モードとしてホイール回転速度の加減速により目標姿勢角へ整定する.

### 3.2.2. 特異点と条件数の定義

モード遷移駆動則において CMG が CSCMG あるいは RW として駆動する際, 特異点を考慮する必要がある. 式(3.1)において定義した駆動則に従い CSCMG モードと RW モードを区別し要求トルクを各ジンバルに分配する際には, ジンバルヤコビ行列  $\mathbf{C}$  およびホイールヤコビ行列  $\mathbf{D}$  の特異点を個別に考慮する必要がある<sup>[61]</sup>. RW モードおよび CSCMG モードにおける特異点とはそれぞれ以下の式(3.4)および式(3.5)を満たす状態である.

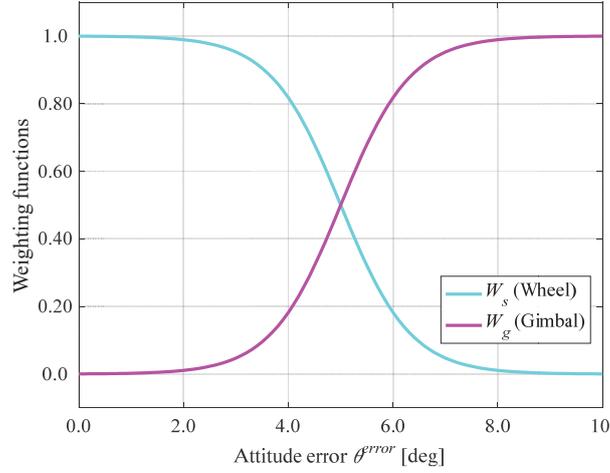


Figure 3.3 Weighting functions  $W_s$  and  $W_g$  of the steering mode

$$\text{rank}(\mathbf{C}) < 3 \text{ or } \text{rank}(\mathbf{C}\mathbf{C}^T) < 3 \Leftrightarrow \det(\mathbf{C}\mathbf{C}^T) = 0 \quad (3.4)$$

$$\text{rank}(\mathbf{D}) < 3 \text{ or } \text{rank}(\mathbf{D}\mathbf{D}^T) < 3 \Leftrightarrow \det(\mathbf{D}\mathbf{D}^T) = 0 \quad (3.5)$$

特異点からの距離を表す特異値指標については、ヤコビ行列を特異値分解することで得る。 $\mathbf{C}$ の特異値( $\sigma_{g1} \geq \sigma_{g2} \geq \sigma_{g3} \geq 0$ )および $\mathbf{D}$ の特異値( $\sigma_{s1} \geq \sigma_{s2} \geq \sigma_{s3} \geq 0$ )を用い、特異値指標は以下の式(3.6)および式(3.7)の通り定義される<sup>[37]</sup>。

$$\kappa_g = \frac{\sigma_{g1}}{\sigma_{g3}} \quad (3.6)$$

$$\kappa_s = \frac{\sigma_{s1}}{\sigma_{s3}} \quad (3.7)$$

$\kappa_g, \kappa_s$  は値が大きいほど特異点に近い状態であることを示している。また、これらの変数は行列の不安定性の指標である条件数としても定義される。系において角運動量のゼロモーメントム(ここでは $\boldsymbol{\delta} = [\delta \ -\delta \ \delta \ -\delta]^T$ )を仮定した時の $\delta$ と $\kappa_g, \kappa_s$ との関係は Figure 3.1 に示す通りである。

### 3.2.3. モード遷移駆動則への SDA 法の組み込み

CSCMG における特異点回避について、本手法では特異値分解法(Singular Direction Avoidance, SDA)<sup>[37]</sup>を VSCMG 駆動則へ組み込む。式(3.1)におけるジンバルヤコビ行列 $\mathbf{C} \in R^{3 \times 4}$ に対して特異値分解を行うと、以下の式(3.8)となる。

$$\mathbf{C} = \mathbf{U}_g \boldsymbol{\Sigma}_g \mathbf{V}_g^T \quad (3.8)$$

$$\boldsymbol{\Sigma}_g = \begin{bmatrix} \sigma_{g1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{g2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{g3} & 0 \end{bmatrix}$$

ここで、 $\sigma_{gi} (i=1, \dots, 3)$  は  $\mathbf{C}$  の特異値、 $\mathbf{U}_g$ 、 $\mathbf{V}_g^T$  はユニタリ行列である。また、このとき  $\mathbf{C}$  の擬似逆行列  $\mathbf{C}^+ = \mathbf{C}^T (\mathbf{C}\mathbf{C}^T)^{-1}$  は式(3.9)となる。

$$\mathbf{C}^+ = \mathbf{V}_g \boldsymbol{\Sigma}_g^+ \mathbf{U}_g^T$$

$$\boldsymbol{\Sigma}_g^+ = \begin{bmatrix} 1/\sigma_{g1} & 0 & 0 \\ 0 & 1/\sigma_{g2} & 0 \\ 0 & 0 & 1/\sigma_{g3} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

特異点近傍では、特異値  $\sigma_{gi}$  の中で最小である  $\sigma_{g3}$  が最初に 0 に近づくため、式(3.9)を以下の式(3.10)のように修正することで特異点回避を行う。

$$\boldsymbol{\Sigma}_{gSDA}^+ = \begin{bmatrix} 1/\sigma_{g1} & 0 & 0 \\ 0 & 1/\sigma_{g2} & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{g3}/(\sigma_{g3}^2 + \alpha) \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

このとき  $\alpha$  は特異点近傍に近づくにつれて値が大きくなるように設計する変数であり、以下の式(3.11)のように設定する。

$$\alpha = \alpha_0 e^{-\det(\mathbf{C}\mathbf{C}^T)} \quad (3.11)$$

ここで  $\alpha_0$  は設計パラメータであり、正の定数として設定する。これより、CSCMG における SDA 法による駆動則は式(3.12)のように表現される。

$$\dot{\boldsymbol{\delta}} = \mathbf{C}^+ \mathbf{T}_r = (\mathbf{V}_g \boldsymbol{\Sigma}_{gSDA}^+ \mathbf{U}_g^T) \mathbf{T}_r \quad (3.12)$$

次に、式(3.12)を VSCMG 駆動則である式(3.1)へ組み込むことを考える。 $\mathbf{Q} = [\mathbf{C} \ : \ \mathbf{D}]$  において、 $\mathbf{C}$  を特異値分解した上で、特異点回避項を加えると新たな行列  $\mathbf{C}_{SDA}$  は式(3.13)のように表せる。

$$\mathbf{Q} = [\mathbf{C} \ : \ \mathbf{D}] = [\mathbf{U}_g \boldsymbol{\Sigma}_g \mathbf{V}_g^T \ : \ \mathbf{D}] \rightarrow \mathbf{Q}' = [\mathbf{C}_{SDA} \ : \ \mathbf{D}] = [\mathbf{U}_g \boldsymbol{\Sigma}_{gSDA} \mathbf{V}_g^T \ : \ \mathbf{D}]$$

$$\boldsymbol{\Sigma}_{gSDA} = \begin{bmatrix} \sigma_{g1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{g2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & (\sigma_{g3}^2 + \alpha)/\sigma_{g3} & 0 \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

ただし、 $1/\sigma_{g3} \rightarrow \sigma_{g3}/(\sigma_{g3}^2 + \alpha)$  より  $\sigma_{g3} \rightarrow (\sigma_{g3}^2 + \alpha)/\sigma_{g3}$  の関係を用いた。以上より、SDA 法を適用した VSCMG 駆動則は式(3.14)の通り表現される。

$$\dot{\boldsymbol{q}} = \begin{bmatrix} \dot{\delta} \\ \dot{\boldsymbol{\Omega}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{W}_g \boldsymbol{C}_{SDA}^T \\ \boldsymbol{W}_s \boldsymbol{D}^T \end{bmatrix} \left[ \boldsymbol{D} \boldsymbol{W}_s \boldsymbol{D}^T + \boldsymbol{C}_{SDA} \boldsymbol{W}_g \boldsymbol{C}_{SDA}^T \right]^{-1} \boldsymbol{T}_r \quad (3.14)$$

### 3.2.4. 目標終局ジンバル角度の選出に関する分析

連続姿勢マヌーバにおける駆動を考慮した，単一姿勢マヌーバ終局時に取りべき  $\delta$  について考察する．Figure 3.1 における対称性から  $\delta$  [deg] を  $0 \leq \delta \leq 30$  の範囲に限定し， $\delta = 5, 15, 25$  を中心とする  $0 < \delta < 10$ ， $10 \leq \delta \leq 20$ ， $20 < \delta < 30$  の三つの領域で特性を考える．まず  $20 < \delta < 30$  の領域では  $\boldsymbol{C}$  が特異状態に近く，この状態ではジンバルの挙動が安定せずマヌーバ終局時に RW モードへの切り替えが円滑に行えない可能性がある．また，次の駆動をジンバル特異点近傍から開始せざるを得ない．よって， $\boldsymbol{C}$  の条件数を確保するという点から  $\delta \leq 20$  が望ましい．次に  $0 < \delta < 10$  の領域では  $\boldsymbol{D}$  が特異状態に近く，RW モードを駆動させる際トルク出力方向によっては制約が生じる．この点について更に分析する． $\boldsymbol{D}$  について式(3.15)に示すように特異値分解を行う．

$$\boldsymbol{D} = \boldsymbol{U}_s \boldsymbol{\Sigma}_s \boldsymbol{V}_s^T = \begin{bmatrix} \boldsymbol{u}_{s1} & \boldsymbol{u}_{s2} & \boldsymbol{u}_{s3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{s1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{s2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{s3} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{v}_{s1} \\ \boldsymbol{v}_{s2} \\ \boldsymbol{v}_{s3} \\ \boldsymbol{v}_{s4} \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

これより，ホイールの最大出力可能トルクは式(3.16)となる．

$$\boldsymbol{U}_{smax} = \sigma_{s1} \boldsymbol{u}_{s1} + \sigma_{s2} \boldsymbol{u}_{s2} + \sigma_{s3} \boldsymbol{u}_{s3} \quad (3.16)$$

$\boldsymbol{U}_{smax} \in R^{3 \times 1}$  の各成分はそれぞれ Roll 軸，Pitch 軸，Yaw 軸まわりの最大出力可能トルクを表している． $\delta$  と  $\boldsymbol{U}_{smax}$  の各成分の関係を Figure 3.4 に示す．なお， $\boldsymbol{u}_{s1}, \boldsymbol{u}_{s2}, \boldsymbol{u}_{s3}$  各ベクトルの成分についてはそれぞれ絶対値を取っている．Figure 3.4 より， $\delta$  が 0 deg に近づくにつれ，Yaw 軸まわりに出力できるトルクが制限される傾向がわかる．地球観測をミッションとする衛星では主に Roll 軸まわりの姿勢マヌーバを行うことが多いものの，RW モードでは姿勢整定時に Pitch 軸，Yaw 軸まわりにも生じた姿勢誤差を修正する必要がある．このため， $\boldsymbol{D}$  の条件数を確保するという点から  $10 \leq \delta$  が望ましい．これより， $\boldsymbol{C}$ ， $\boldsymbol{D}$  双方の条件数  $\kappa_s, \kappa_g$  のトレードオフを取った  $\delta = 15$  を中心とする  $10 \leq \delta \leq 20$  の領域が望ましい．よって，目標終局ジンバル角度を以下の式(3.17)のように設定する．

$$\boldsymbol{\delta}_F(k) = [\delta_{f1} \ \delta_{f2} \ \delta_{f3} \ \delta_{f4}]^T = [\delta_f \ -\delta_f \ \delta_f \ -\delta_f]^T \quad (3.17)$$

$$\delta_f(k) = 15k, \quad k \in N$$

## 3.3. 提案駆動則の設計

### 3.3.1. 概要

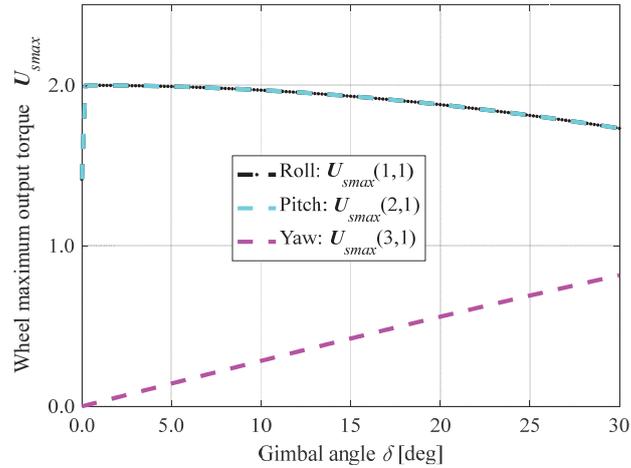


Figure 3.4 Wheel maximum output torque  $U_{smax}$

本論文では宇宙機姿勢制御系のゲインは所与のものであるとし、モード遷移 VSCMG 駆動則にヌル運動を付加し、所望の姿勢制御と目標終局ジンバル角度への到達を実現する。一回の姿勢マヌーバにおける、時系列に沿った提案手法の全体像は Figure 3.2 に示す通りである。姿勢レートプロファイル上において姿勢マヌーバ開始時刻を  $t_0$ 、台形型における角速度加速から角速度一定スリューに変化する時刻を  $t_1$ 、角速度減速開始時刻を  $t_2$ 、目標姿勢角へ到達時刻を  $t_3$  とする。なお、レートプロファイルが三角形型の場合は  $t_1 = t_2$  である。

- $t \geq t_0$  において、モード遷移駆動則により大角の姿勢マヌーバを行う際にはジンバリングにより大トルクを出力しつつ (CSCMG モード)、姿勢整定時にはジンバルを停止させホイールの加減速により小角の姿勢揺動を修正する (RW モード)。
- $t = t_2$  を境界時点と定義し、この時点でのジンバル角度を起点と呼ぶ。式(3.17)に示す複数候補より起点からのユークリッドノルムが最小となる直近の組合せを目標終局ジンバル角度として選択する。以降  $t \geq t_2$  の駆動にてヌル運動を利用したジンバル角度フィードバックを実施し、RW モードへ遷移するまでの時間にて目標角度へ到達する。
- 境界時点以降のジンバル角度フィードバック時間をより長く確保しヌル運動の実現性を高めるために、後半の角加速度をより緩やかに取るような姿勢レートプロファイルを設計する。

### 3.3.2. モード遷移駆動則へのジンバル角度フィードバック手法の組み込み

マヌーバ終局時に所望のジンバル角度を取り RW モードへ移行させるため、式(3.14)にヌル運動を用いたジンバル角度フィードバック駆動則<sup>[60]</sup>を組み込む。これは、ヌル運動を用いてトルク出力に影響させずにジンバル角度を所望の角度に誘導する手法である。CSCMG におけるジンバル角度フィードバック駆動則は以下の式(3.18)のように表現される。

$$\dot{\delta} = C^T (CC^T)^{-1} T_r + K_N I_{4 \times 4} S(\delta_F - \delta) \quad (3.18)$$

$$S = I - P$$

$$P = C^T (CC^T)^{-1} C$$

ここで、 $K_N$  は正のヌル運動ゲイン、 $\delta_F$  は目標終局ジンバル角度である。式(3.18)を式(3.14)の VSCMG 駆動則へ組み込むと、以下の式(3.19)の通り表現できる。

$$\dot{q} = \begin{bmatrix} \dot{\delta} \\ \dot{\Omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} W_g C_{SDA}^T \\ W_s D^T \end{bmatrix} \left[ C_{SDA} W_g C_{SDA}^T + D W_s D^T \right]^{-1} T_r + \begin{bmatrix} K_N I_{4 \times 4} S(\delta_F - \delta) \\ \mathbf{0}_{4 \times 1} \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

ヌル運動は姿勢マヌーバプロファイルにおいて  $t = t_2$  以降に動作するため、 $K_N$  は式(3.20)の通り設計する。

$$\begin{aligned} K_N &= 0 (t_0 \leq t < t_2) \\ K_N &\neq 0 (t_2 \leq t) \end{aligned} \quad (3.20)$$

$\delta_F$  は  $t = t_2$  において以下の式(3.21)を満たす条件のもとに設定される。

$$\begin{aligned} \text{minimize } f(k) &= \|\delta(t = t_2) - \delta_F(k)\| \\ \text{subject to } \delta_F(k) &= [\delta_{f1} \ \delta_{f2} \ \delta_{f3} \ \delta_{f4}]^T = [\delta_f \ -\delta_f \ \delta_f \ -\delta_f]^T \\ \delta_f(k) &= 15k, \quad k \in N \end{aligned} \quad (3.21)$$

### 3.3.3. 姿勢マヌーバプロファイルの設計

ヌル運動は全ての特異点を回避することができないため、プロファイルで定めた時間までに目標終局ジンバル角度へ収束させることができない可能性が残る。ヌル運動によるジンバル角度フィードバックの実現性を高めるため、境界時点以降の角加速度をより緩やかに取るよう設計する。姿勢マヌーバプロファイル設計の概要を Figure 3.5 に示す。宇宙機が取りうる姿勢レート最大値を  $\omega_{rmax}$ 、姿勢角加速度を  $\alpha$  とおく。姿勢レート指令値は最大値  $\omega_{rmax}$ 、目標姿勢角  $\theta^{target}$ 、宇宙機の姿勢角加速度  $\alpha$  の値に応じて三角形型と台形型のいずれかの型を取る。この時、 $t_0 \leq t \leq t_1$  における姿勢角加速度  $\alpha$  の値を式(3.22)に示すように更に大きく取ることによって、後半の姿勢マヌーバ時間  $t_2 \leq t \leq t_3$  をより長く取る。

$$\alpha' = \gamma \alpha \quad (3.22)$$

ただし  $\gamma$  は  $\gamma \geq 1$  なる正の定数である。

## 3.4. 数値解析

### 3.4.1. 解析条件

はじめに数値解析の条件を設定する。宇宙機を初期状態  $\theta(t_0) = [0 \ 0 \ 0]^T \text{ deg}$  から Roll

軸周りに目標姿勢角  $\theta^{target} = [60 \ 0 \ 0]^T$  deg まで姿勢変更を行い，そこから更に  $\theta^{target} = [-15 \ 0 \ 0]^T$  deg へ向けて姿勢変更する Rest to Rest 連続姿勢マヌーバを行う．解析に用いた宇宙機および CMG のパラメータを Table 3.1 に，駆動則における設計パラメータを Table 3.2 に示す．

本研究における数値解析では，他の CMG 特異点回避駆動則に関する先行研究<sup>[41][62]</sup>と同様，物体上の任意の点の距離が普遍であると理想化した単一の三次元剛体の回転運動を取り扱う．また，理想的な条件を仮定し駆動則の検証を行うという観点から，実運用時には考慮すべき重力傾斜トルクや太陽輻射圧トルク，空気抵抗トルクといった外乱トルク，ホイールインバランス，ミッション機器や太陽電池パドルの駆動等に起因する内部擾乱トルク<sup>[63]</sup>，軌道の関係で受ける摂動力，および恒星センサや慣性基準装置(Inertia Reference Unit, IRU)といった姿勢角センサの誤差については仮定していない．姿勢制御系におけるフィードバック制御器を PD 制御とした．また，姿勢マヌーバ開始時の機体の角速度と CMG ジンバル角速度は，姿勢マヌーバ時の角速度に比べて非常に小さいため，ゼロと仮定する．これらの仮定については以降の章の数値解析でも同様とする．

提案手法による姿勢マヌーバプロファイルの設計およびジンバル角度フィードバック駆動則の有効性を確認するため，Table 3.3 に示す三つの手法を同一の条件下で比較する．Method 1 および Method 2 が比較手法，Method 3 が提案手法である．Method 1 では  $\kappa_s$  が極小値を取るよう目標終局ジンバル角度を設定する．Method 2 では姿勢マヌーバプロファイルを設計せず，通常の Rest to Rest マヌーバとしている．

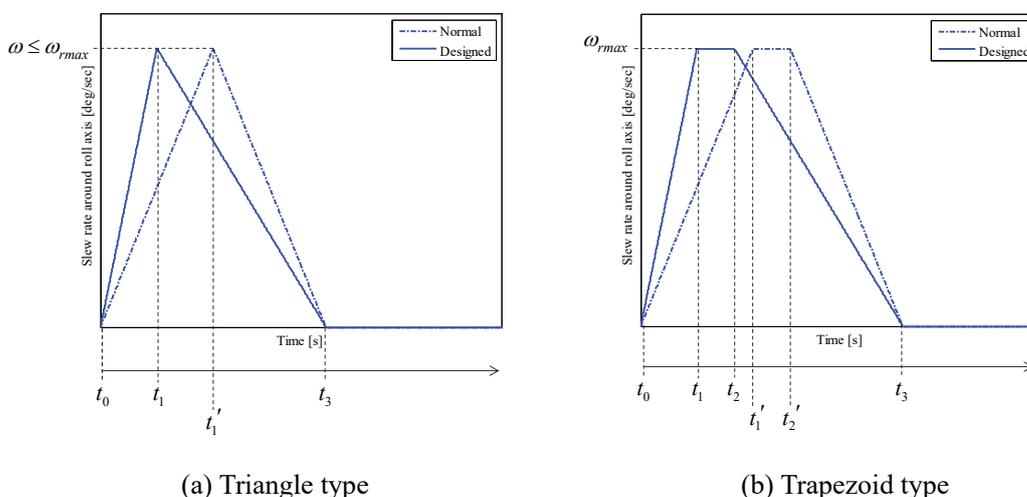


Figure 3.5 Designs of the slew rate profiles  $\omega^{profile}$  of the spacecraft

Table 3.1 VSCMG and satellite parameters

Parameters	Value
Wheel axis moment of Inertia $J_{si}$	0.110 kgm <sup>2</sup>
Maximum angular velocity of gimbal axis $\dot{\delta}_{\max}$	57.3 deg/s
Maximum angular acceleration of gimbal axis $\ddot{\delta}_{\max}$	$1.72 \times 10^2$ deg/s <sup>2</sup>
Wheel rotational speed $\Omega$	6000 rpm $\pm$ 30%
Maximum wheel angular acceleration $\dot{\Omega}_{\max}$	$2.29 \times 10^2$ deg/s <sup>2</sup> (approx. 38rpm/s)
Skew angle $\beta$	54.7 deg
Initial gimbal angles $\delta(t_0)$	$[30.0 \quad -30.0 \quad 30.0 \quad -30.0]^T$ deg
Initial wheel rotational speed $\Omega(t_0)$	$[6000 \quad 6000 \quad 6000 \quad 6000]^T$ rpm
Spacecraft moment of inertia $I_B$	$I_B = \begin{bmatrix} 1.50 \times 10^3 & 0 & 0 \\ 0 & 1.50 \times 10^3 & 0 \\ 0 & 0 & 1.50 \times 10^3 \end{bmatrix}$ kgm <sup>2</sup>

Table 3.2 Design parameters

Steering law parameters	Value
$a$	1.00
$b$	$1.81 \times 10^3$
$c$	1.50
$\alpha_0$	$5.00 \times 10^{-2}$
$K_N$	$5.00 \times 10^{-1}$
Maneuver profile parameters	Value
$\omega_{r\max}$	4.00 deg/s
$\alpha$	$0.360$ deg/s <sup>2</sup>
$\gamma$	2.00

Table 3.3 Simulation conditions for the three methods

	Method 1	Method 2	Method 3
CSCMG steering law	SDA		
Gimbal angle feedback	$t \geq t_0$	$t \geq t_2$	
reference gimbal angles $\delta_F$	$[30 \ -30 \ 30 \ -30]^T$	$[15m \ -15m \ 15m \ -15m]^T, m=1$	
Maneuver profile	Normal	Normal	Designed

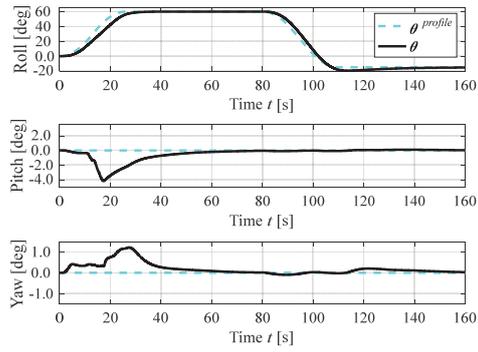
### 3.4.2. 解析結果

三つの Method 毎に、宇宙機の姿勢角、重み関数を Figure 3.6 および Figure 3.7 に示す。VSCMG の内部状態量について、ジンバル角、特異指標（条件数）、ホイール回転数をそれぞれ Figure 3.8, Figure 3.9, および Figure 3.10 に示す。目標終局ジンバル角度として、Method 1 では1回目、2回目マヌーバともに  $\delta_F(k) = [30 \ -30 \ 30 \ -30]^T$  を設定している。Method 2 および Method 3 では境界時点におけるジンバル角度値から、式(3.21)にもとづき1回目、2回目マヌーバ共に目標終局ジンバル角度  $\delta_F(k) = [15 \ -15 \ 15 \ -15]^T$  を選出している。

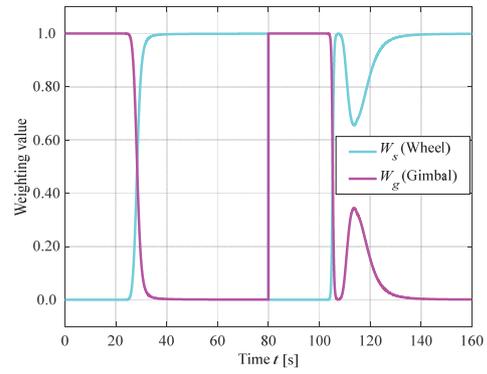
まず目標終局ジンバル角度の観点から Method 1 と Method 3 を比較する。Figure 3.6～Figure 3.10 より、 $0 \leq t < 80$  における1回目の姿勢マヌーバではいずれの手法においてもなめらかに駆動モードを切り替えた上で目標姿勢角度へ同程度の性能にて到達・整定できている。 $t \geq 80$  における2回目のマヌーバでは、Figure 3.9 より Method 1 における終局ジンバル角度はジンバルヤコビ行列  $C$  にとって特異点であり、ジンバル挙動が不安定な状態にてジンバル角度フィードバックを継続しており、CMG 1 および CMG 2 のジンバルが収束していない。このため Figure 3.10 より、Method 1 ではホイールの回転速度も継続的に変化したままとなっている。このような動きはホイール回転数の飽和を誘起するものであり望ましくない。Method 3 では1回目・2回目のマヌーバともに終局にて、ジンバル角度とホイール回転数を意図した値へ収束させることができている。

次にジンバル挙動の観点から Method 2 と Method 3 を比較する。Figure 3.8 より、Method 2 ではジンバル角度フィードバックが機能せず目標終局ジンバル角度への到達に失敗している。一方、Method 3 では境界時点以降の姿勢マヌーバ時間をより長く設計することでジンバル角度フィードバックが有効に働き、目標終局ジンバル角度付近へ到達できている。その結果 Figure 3.9 に示す通り、Method 3 では2回のマヌーバとも  $\kappa_g, \kappa_s$  双方を姿勢マヌーバ終盤で適切な値に保てていることがわかる。

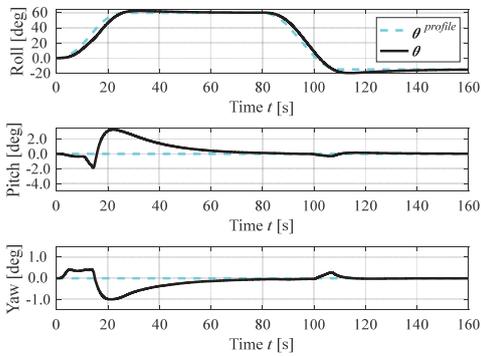
これより、提案手法では連続姿勢マヌーバにおいて各回終局時に特異状態からの距離を考慮し望ましいジンバル角度を実現しつつ、所望の姿勢マヌーバを実現できたことを確認した。



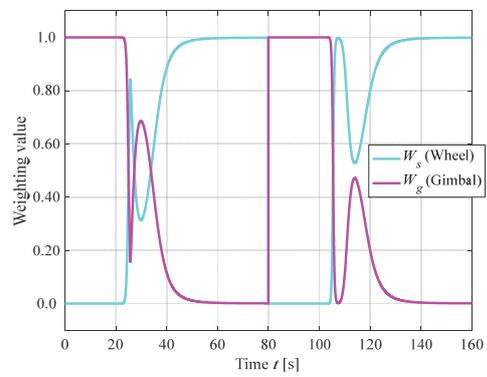
(a) Method 1



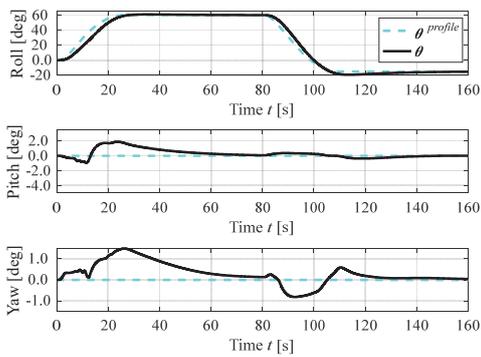
(a) Method 1



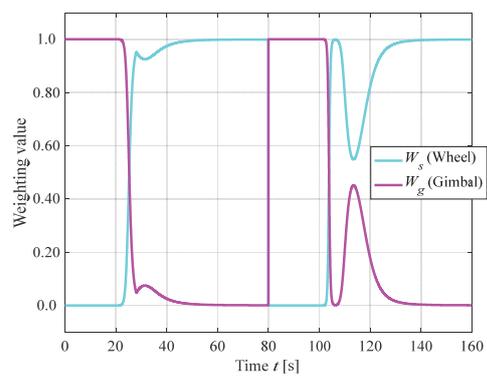
(b) Method 2



(b) Method 2



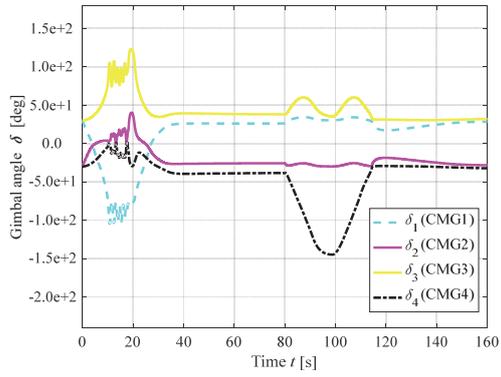
(c) Method 3



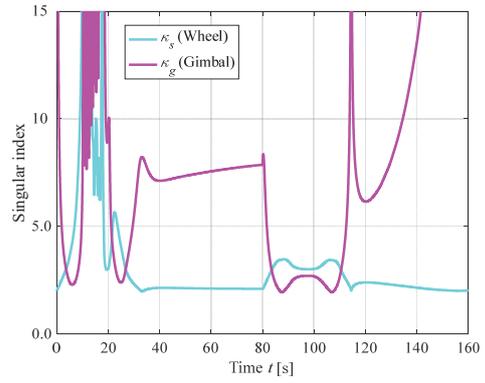
(c) Method 3

Figure 3.6 Euler angle  $\theta$  of the spacecraft

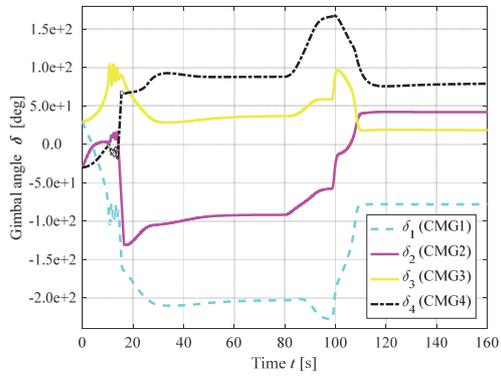
Figure 3.7 Weighting value  $W_s$  and  $W_g$



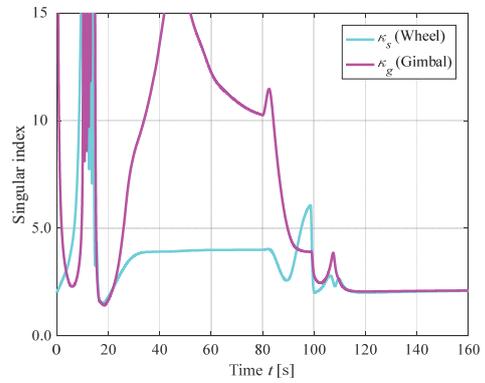
(a) Method 1



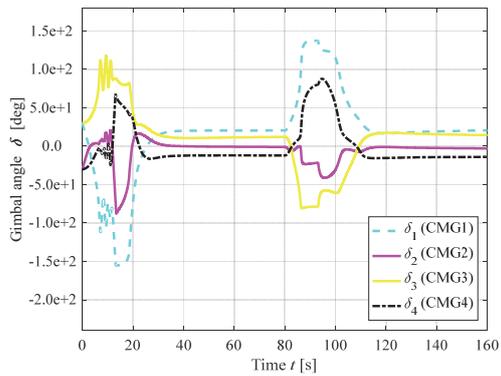
(a) Method 1



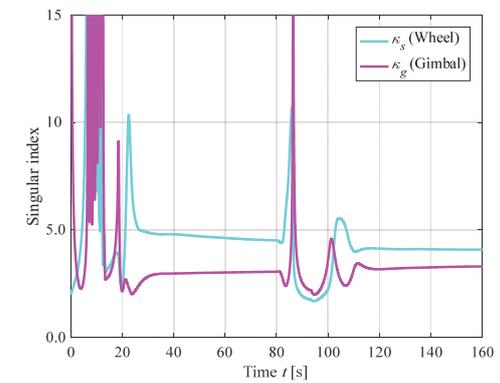
(b) Method 2



(b) Method 2



(c) Method 3

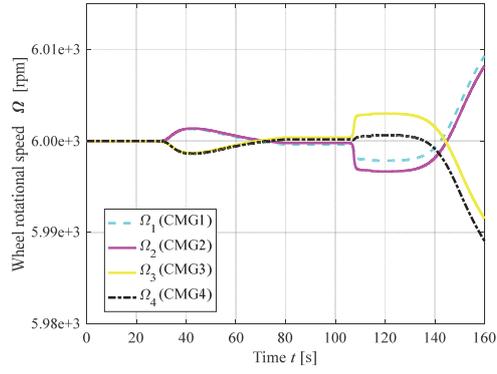


(c) Method 3

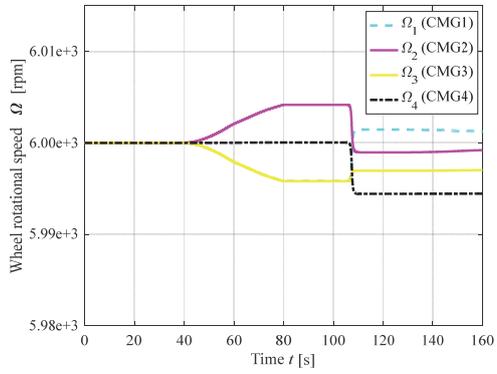
Figure 3.8 Gimbal angles  $\delta$

Figure 3.9 Singular indices (condition numbers)

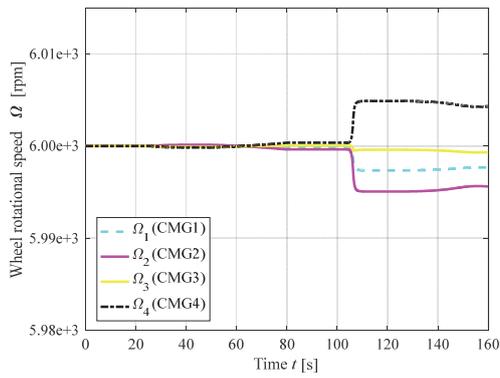
$\kappa_g$  and  $\kappa_s$



(a) Method 1



(b) Method 2



(c) Method 3

Figure 3.10 Wheel rotational speed  $\Omega$

### 3.5. 結言

VSCMG 搭載宇宙機の多地点連続姿勢マヌーバを想定し、モード遷移駆動則における単一マヌーバ終局時のジンバル角度選出方法および駆動則への実装について提案した。第一に、複数回連続して姿勢マヌーバを行う際には単一マヌーバ終局時の RW モードに関する条件数と次のマヌーバに備えた CSCMG モードにとっての条件数双方を考慮する必要があることを示した。その上で、単一マヌーバ終局時に取るべきジンバル角度の値を提案した。第二に、目標終局ジンバル角度実現のため、モード遷移駆動則においてヌル運動を利用したジンバル角度フィードバック手法を実装した。ヌル運動の実現性を高めるため、プロファイルにおいて姿勢レートが正から負に変わる境界時点でのジンバル角度に応じ、終局ジンバル角度候補からユークリッドノルム上で直近のものを目標として選択する。併せて、境界時点以降のマヌーバ時間をより長く取るようなプロファイルの設計を行った。Rest to Rest 姿勢マヌーバを連続して行う数値解析により、提案手法を用いて宇宙機が所望の姿勢マヌーバを実現するとともに、境界時点以降のジンバル角度フィードバックにより目標終局ジンバル角度が実現できたことを確認した。

## 第4章 ジンバル駆動量の偏りを考慮した CMG 駆動則

#### 4.1. 緒言

本章では 4-skew 配置 CMG において各ジンバル駆動量の低減および平準化を図る駆動則を提案，複数回姿勢マヌーバを繰り返すケースにおける提案手法適用間隔の考え方を提示する。

CMG はかねてより，国際宇宙ステーション(International Space Station, ISS)，ミール(Mir)のような大型宇宙構造物に搭載され大トルクを利用した姿勢制御が行われてきたが，これらの宇宙機では CMG の故障により姿勢制御性能が喪失・あるいは制限され，ミッションの継続が困難になる例が Figure 4.1 に示すように多数報告されている．大型宇宙機 Mir は 1997 年に搭載していた Single Gimbal CMG(SGCMG)が故障し，太陽電池を太陽方向に指向することができず電力が不足する自体に陥った．また，ISS に搭載された Double Gimbal CMG(DGCMG)についても，2005 年に 4 個のうち 2 個が故障し，残存した 2 個で姿勢制御を行ったという事例が報告されている<sup>[64]</sup>．宇宙ステーションのような大型宇宙構造物に搭載された CMG であれば，機能維持のためコストをかけてでも宇宙飛行士により CMG をモジュールごと修理・交換することも想定されるが，複数機をなるべく低コストで製造・運用し，投資回収を最大化する必要がある民間の商用リモートセンシング衛星等では軌道上での人手による修理は困難であり，CMG の故障が原因でミッション継続が不可能となる事態はそもそも避けるべきである．なお，実際にリモートセンシング衛星に搭載されている CMG の例として CNES の Pleiades-HR (1A/1B)における Airbus Defence&Space 社製の“15-45S”があり，設計寿命として 10 年を想定している<sup>[65]</sup>．一方，米国の空軍研究所(Air Force Research Laboratory, AFRL)における文献では CMG に対してメンテナンスフリーで最低でも 15 年の寿命が必要であるとされている<sup>[66]</sup>．このことから，宇宙機のキーコンポーネントである CMG に対しては更なる長寿命化，高信頼性が求められていると言える。

ここで，CMG の主な故障部位はホイールスピン部ベアリングと推定されている．ホイールスピン部ベアリングの故障モードの概要を Figure 4.2 に示す．ジンバル軸を急激に回転させることによりホイールスピン部ベアリングに過大なラジアル荷重が加わり，ボールスキ



##### 1. Mir

- Actuator: SGCMG (× 6)
- Failure: SGCMG (× 1)

##### 2. Skylab

- Actuator: DGCMG (× 3)
- Failure: DGCMG (× 1)

##### 3. International Space Station

- Actuator: DGCMG (× 4)
  - Failure: DGCMG (× 2)
- \* SG-CMG: Single Gimbal CMG  
DG-CMG: Double Gimbal CMG

Figure 4.1 Example of CMG failure<sup>[64]</sup>

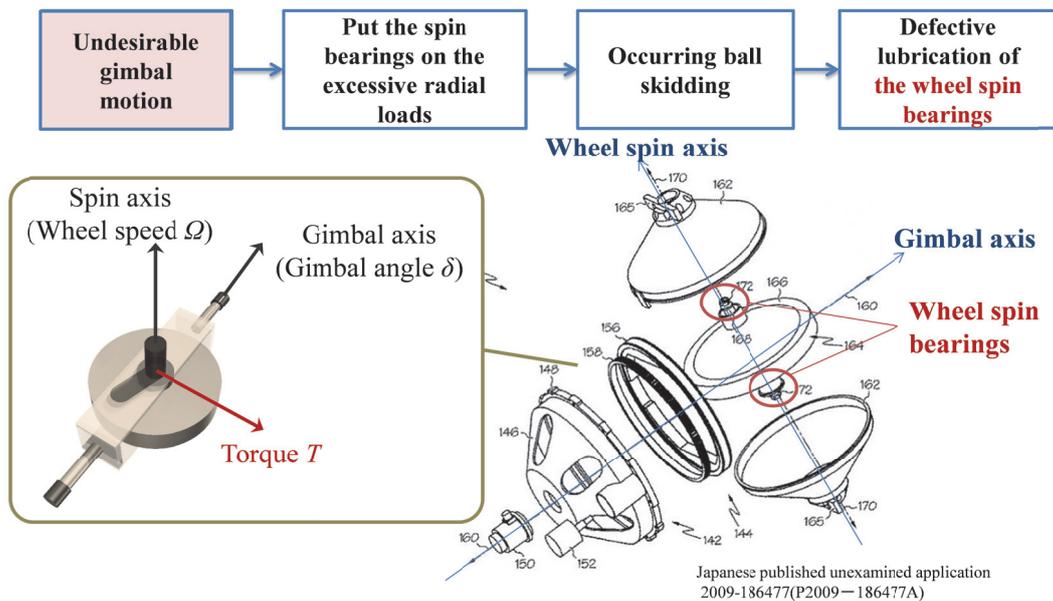


Figure 4.2 Failure mode of CMG (the defective lubrication of the wheel spin bearings)

スキiddingが発生することにより潤滑不良に至ると推定されている<sup>[67]</sup>。すなわち、ジンバル軸周りの急激な動きを繰り返すことはホイールスピンド部ベアリングの内部機構の損傷を早め、結果としてCMGの故障につながる。このような動きはCMGが特異点に近づく際に引き起こされるため、駆動則を考慮する必要がある。また、宇宙機が姿勢マヌーバを複数回繰り返すと特定のCMGに駆動量が偏るケースもある。例えば特異点に陥らず宇宙機がRoll軸まわりにRest to Restマヌーバを複数回繰り返す場合、駆動量は互いに向かい合う2つのCMGに集中する傾向が見られる。このため、宇宙機の姿勢マヌーバ実行時には駆動則によってCMGジンバル軸の急激な動きを避けると同時に、駆動量の低減や偏りを平準化させることが望ましい。

一方、従来の駆動則は特異点回避を目的としており、このような観点は考慮されていない。著者らはこれまで、CMG駆動パターンは駆動開始時の初期角度組合せに依存する性質<sup>[44]</sup>に着目、特異点回避および内部擾乱抑制を目的として設計した評価関数にもとづき適切な初期ジンバル角度を予め姿勢マヌーバ開始前にオフラインでの動作予測計算により求め、4-skew配置CMGがトルクを発生しない協調動作(ヌル運動)を利用してこれを実現する手法を提案してきた<sup>[45]</sup>。宇宙機の観測ミッションと照らしあわせた当先行研究のシーケンスをFigure 4.3に示す。しかしながら、当先行研究では故障原因となるジンバル駆動パターンについては考慮しておらず、また、一回の姿勢マヌーバに対して毎回初期ジンバル角を変更するため、ヌル運動による駆動量増加が課題となる。

そこで本研究では、当先行研究の枠組を利用しつつ、ジンバルの急激な動きおよび駆動量抑制の観点から適切な初期ジンバル角を選択する新たな評価関数設計手法を提案する。その概念をFigure 4.4に示す。同時に、複数回姿勢マヌーバ実施時の提案手法適用間隔についての判断基準および数値解析的知見を提供する。提案手法は、ヌル運動による駆動量増

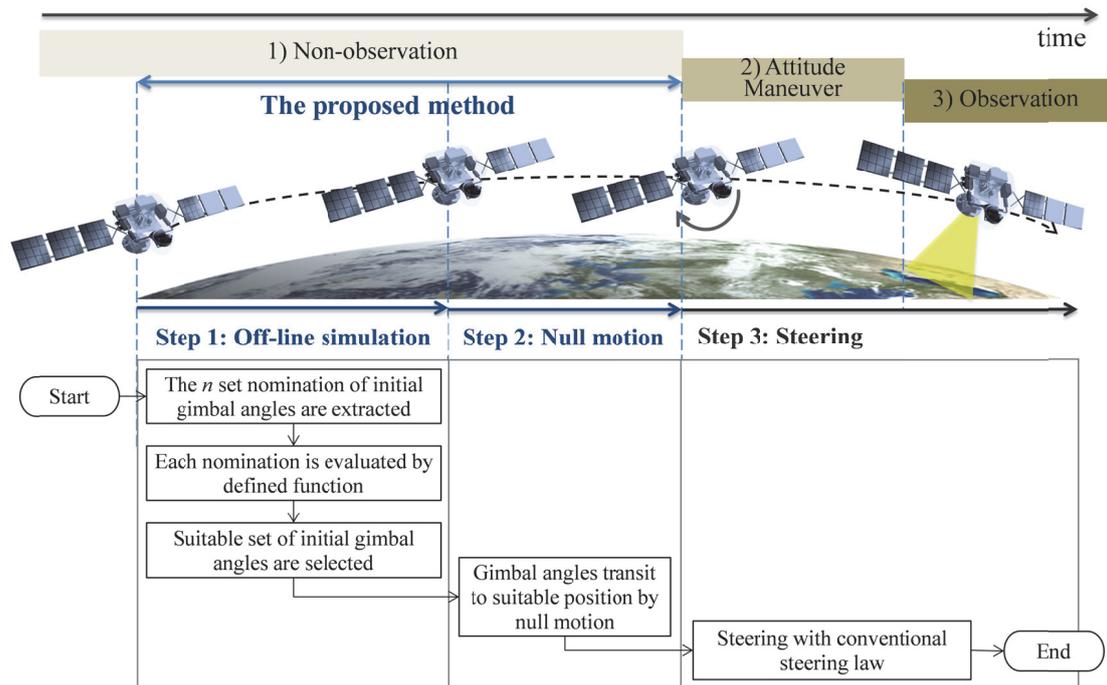


Figure 4.3 A procedure of the proposed method

加分および複数回姿勢マヌーバを経て蓄積する初期ジンバル角と終局ジンバル角の間のずれを考慮し、複数回姿勢マヌーバの間隙に一回の割合で挿入される。また、適切な初期ジンバル角組合せの導出については宇宙機のオンボード計算機上で行うか、リソース制約を考慮する場合には地上の計算機を利用し、その結果を受信管制局経由でコマンドとして送信する運用を想定する。提案手法の有効性を確認するために、4-skew 配置型 CMG を想定し、提案手法を適用した場合の数値シミュレーションを行う。本来、宇宙機に任意の目標姿勢角が都度与えられ姿勢マヌーバを繰り返す場合を想定する必要があるが、本論文では宇宙機が同一の姿勢マヌーバを複数回繰り返し、かつその間に CMG が特異点に陥らないという制約条件を設ける。この条件を仮定した際の CMG 駆動量平準化効果、急激なジンバル駆動の抑制効果、および提案手法適用の間隔について評価する。

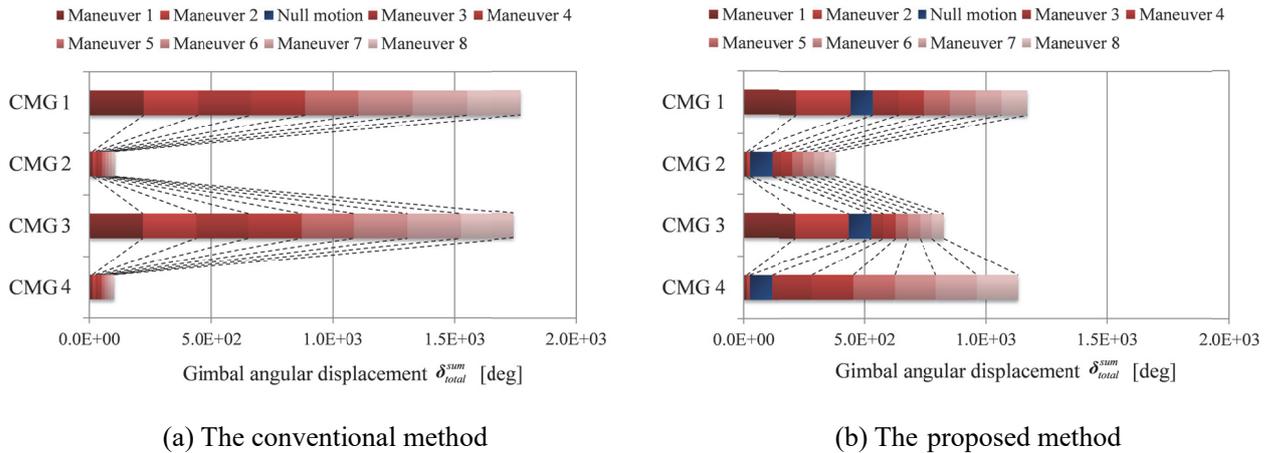


Figure 4.4 The leveling effect of the gimbal angular displacements of the CMGs

## 4.2. コンセプトおよび提案手法の概要

### 4.2.1. コンセプト

提案手法では、初期ジンバル角候補それぞれについて姿勢マヌーバ開始前にオフラインにて各ジンバル角度の組合せから姿勢マヌーバを実施する動作予測シミュレーションを行い、定義する評価関数に基づいて探索的に適切な初期ジンバル角を選定し、ヌル運動によりこれを実現する。評価関数では駆動量平準化に関する指標として各 CMG が蓄積しているジンバル駆動量の平均および分散を、特異点からの距離に関する指標として可操作度を考慮する。なお、本論文ではジンバル駆動量について、ある単位時間におけるジンバル回転の量の累積値、すなわち角変位量として定義する。提案手法は姿勢マヌーバ開始前を起点とし、3つの手順を経て姿勢マヌーバを行う。具体的には、Step 1 では現在の初期ジンバル角による駆動の評価、Step 2 ではヌル運動による初期ジンバル角変更を経た駆動の評価、Step 3 では適切な初期ジンバル角の導出を実施する。

#### Step 1:

姿勢マヌーバ開始前、現在の初期ジンバル角から次の姿勢マヌーバを行った場合の駆動を評価する。ジンバル駆動量は、これまでの姿勢マヌーバで蓄積している量と次の姿勢マヌーバで蓄積する量の総和で表される。次にジンバル駆動量の偏りを評価するために、平均および分散を求める。同時に、特異点からの距離を評価するために、可操作度の時刻歴を求める。

#### Step 2:

ヌル運動による初期ジンバル角変更を経た場合の駆動を評価する。現在の CMG ジンバル

角度の組合せを起点とし，そこからヌル運動により到達可能なジンバル角度の組合せを一定時間間隔にて抽出し，初期ジンバル角候補として用意する．なお，ヌル運動の生成時間および初期ジンバル角候補の抽出時間間隔は設計パラメータであり，本論文ではそれぞれ生成時間を 5 秒，抽出時間間隔を 0.5 秒と設定している．各候補を初期状態として姿勢マヌーバを行った場合のジンバル駆動量を求める．ジンバル駆動量は，これまでの姿勢マヌーバで蓄積している量，ヌル運動による量，および次の姿勢マヌーバで蓄積する量の総和で表される．Step 1 と同様に，ジンバル駆動量の平均および分散，可操作度の時刻歴を求める．

### Step 3:

求めたジンバル駆動量の平均，分散および可操作度の時刻歴の値を定義した評価関数によって評価値とする．Step 2 で求めた評価値の中から，Step 1 で求めた評価値よりも値が下回るものの中で，評価値が最も小さくなるジンバル角度の組合せを選び，姿勢マヌーバ開始時の初期ジンバル角度とする．Step 1 で求めた評価値を下回る条件がない場合には，ヌル運動は実施せず，現在のジンバル角度の組合せを初期状態として姿勢マヌーバを開始する．

Step 3 において適切な初期ジンバル角が選定された後，提案手法は CMG が姿勢マヌーバ開始前にヌル運動を行う段階を経て，実際に姿勢マヌーバを行う段階へ移行する．なお，ヌル運動を行っている間，宇宙機は他の観測ミッションを行っていないものとする．宇宙機が姿勢マヌーバを行う段階では，CMG がトルクを出力する際の駆動則として式(4.1)で定義される SDA 法を採用し，フィードバック制御則により特異点に対処する．

$$\dot{\delta} = C^{\#} T_r = (V \Sigma_{SDA}^{\#} U^T) T_r$$

$$\Sigma_{SDA}^{\#} = \begin{bmatrix} 1/\sigma_1 & 0 & 0 \\ 0 & 1/\sigma_2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_3/(\sigma_3^2 + \alpha) \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

#### 4.2.2. 宇宙機運用期間中における提案手法の適用間隔

ヌル運動を挿入することに伴う駆動量の増大および複数回姿勢マヌーバを経て蓄積する初期ジンバル角のずれを考慮し，複数回姿勢マヌーバにおける提案手法の適用間隔  $r$  の範囲  $r_{\min} \leq r \leq r_{\max}$  を設定する． $r_{\min}$  は既存手法と比較した場合，ジンバル駆動量の平均および分散が有利となるような条件で決められる． $r_{\max}$  はヌル運動挿入による提案手法の効果継続期間に応じて設定する．宇宙機に加わる外乱トルクを仮定せず，かつ初期ジンバル角変更により以降のマヌーバにおいて CMG が特異点を通過しない場合，マヌーバ開始時と終了時のジンバル角度はほぼ一致する傾向がある<sup>[43]</sup>．このため直前と同様のパターンにてジンバル

駆動を行えるが、複数回これを繰り返すうちに計算誤差などにより初期ジンバル角と終局ジンバル角の間にわずかなずれが蓄積、ある段階でヌル運動挿入直後と同様の駆動が行えない状態となる。この段階にいたるまでに、再度ヌル運動を挿入し初期ジンバル角を修正する。ヌル運動挿入による効果持続は姿勢マヌーバのパターンによって異なるため数値解析的に設定する必要がある。本論文での具体的な  $r_{\max}$  設定のユースケースおよび判断基準については、以降の節で示す。

#### 4.3. 提案手法に関する定式化および設計手順

##### 4.3.1. 初期ジンバル角候補の準備

各 CMG ジンバル駆動量を平準化させるための  $n$  セットの初期ジンバル角候補を  $\{\alpha_1, \dots, \alpha_n\}$  と置く。宇宙機が非観測状態であるとき、CMG は制御トルクを伴わないヌル運動を行うことにより、4 つのジンバル角の組合せを変化させることが可能である。ヌルベクトル  $\mathbf{n}$  は式(4.2)を満たす<sup>[38]</sup>。

$$\mathbf{C}(\gamma\mathbf{n}) = \mathbf{0} \quad (4.2)$$

ここで  $\mathbf{n} = [C_1 \ C_2 \ C_3 \ C_4]^T$  はヌル運動を行う角速度ベクトル、 $C_i = (-1)^{i+1} M_i$  ( $i=1, \dots, 4$ ) はヤコビ行列の余因子、 $M_i = \det(\mathbf{C}_i)$  はヤコビ行列の小行列式、 $\mathbf{C}_i$  はヤコビ行列  $\mathbf{C}$  から  $i$  列目を取り除いた行列、 $\gamma$  はスカラ値である。ここで、ヤコビ行列  $\mathbf{C}$  を式(4.3)にて置き換える。

$$\mathbf{C}' = \frac{\mathbf{C}}{J_s \Omega} = \begin{bmatrix} -\cos \delta_1 \cos \beta & \sin \delta_2 & \cos \delta_3 \cos \beta & -\sin \delta_4 \\ -\sin \delta_1 & -\cos \delta_2 \cos \beta & \sin \delta_3 & \cos \delta_4 \cos \beta \\ \cos \delta_1 \sin \beta & \cos \delta_2 \sin \beta & \cos \delta_3 \sin \beta & \cos \delta_4 \sin \beta \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

次にスカラ値  $\gamma$  を式(4.4)のように設定する。

$$\gamma = \begin{cases} m'^6 & \text{for } m' \geq 1 \\ m'^{-6} & \text{for } m' < 1 \end{cases} \quad (4.4)$$

$$m' = \sqrt{\det(\mathbf{C}'\mathbf{C}'^T)}$$

なお、ヌルベクトルについては、ジンバル角速度の制約値に応じてノルムを修正する。

$$\mathbf{n}' = \begin{cases} \frac{\mathbf{n}}{\|\mathbf{n}\|} & \text{for } \|\mathbf{n}'\| \geq k \dot{\delta}_{limit} \\ \gamma \mathbf{n} & \text{for } \|\mathbf{n}'\| < k \dot{\delta}_{limit} \end{cases} \quad (4.5)$$

ここで、 $k$  は正のスカラ定数であり、本論文では  $k=2$  と設定している。 $\dot{\delta}_{limit}$  は4つのCMGそれぞれのジンバル角速度リミットを表す。また、非観測状態においてヌル運動を開始する時刻を  $t_0$ 、ヌル運動を継続させる最大の時刻を  $t_1$  とおく。この間において、一定時間  $\Delta t$  毎

に  $n$  セットの初期ジンバル角度候補を抽出する. スル運動中のジンバル角速度を  $\mathbf{n}'(t) \in R^{4 \times 1}$  と定義すると,  $p$  番目の初期ジンバル角組合せ候補は式(4.6)のように表される.

$$\mathbf{a}_j = \sum_{p=1}^j \mathbf{n}'(t_0 + p\Delta t)\Delta t \quad (4.6)$$

なお, 組合せ候補数はこれより,  $j = (t_1 - t_0)/\Delta t$  となる.

#### 4.3.2. 評価関数の設計

初期ジンバル角候補それぞれについて姿勢マヌーバ開始前にオフラインにて各ジンバル角度の組合せから姿勢マヌーバを実施する動作予測シミュレーションを行い, 抽出した候補の中から本節で定義する評価関数によって適切な初期ジンバル角候補を選出する. 評価関数では, 著者らによる先行研究<sup>[45]</sup>において考慮している特異点からの距離の指標となる可操作度の項に加え, 新たに姿勢マヌーバ中の 4 つのジンバル駆動量についての平均・分散に関する項を追加する. 可操作度の項により特異点近傍での急激なジンバルの動きの抑制効果を, ジンバル駆動量平均・分散の項により駆動量抑制・平準化の効果を評価する. 評価関数の定式化にあたり定義する記号と運用シーケンスとの関係を Figure 4.5 に示す.

まず, 評価関数第一項における可操作度に関する評価項目を定式化する. 特異点近傍での急激な動きは, 駆動中の可操作度の値が 0 に近づいた際に発生するという関係を考慮し, 式(2.56)で定義された可操作度の時刻歴  $m(t)$  に対し, 定義したある閾値  $m_{th}$  を下回る部分の面積を評価する. 著者らによる先行研究では可操作度の平均を取ることで駆動を評価していたが, 特異点近傍におけるジンバルの急激な動きとより強い相関関係を持たせるため, 本研究では評価に改良を加えた. 可操作度に関する評価関数第一項  $S_1$  を式(4.7)のように定義する.

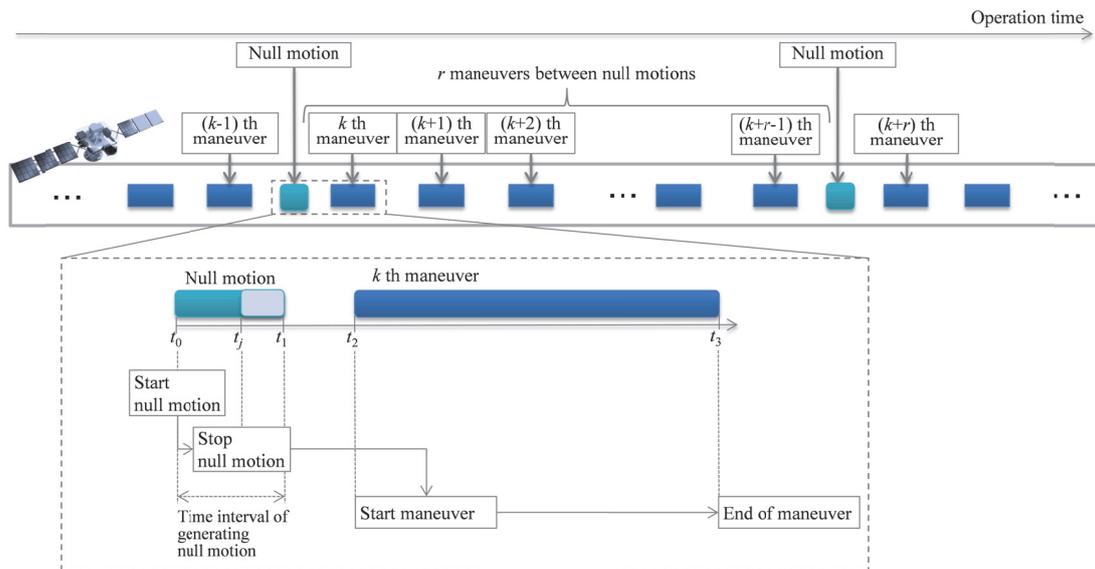


Figure 4.5 Definition of the symbols in relation to multiple attitude maneuvers

$$S_1(j) = \sum_{p=1}^{q_k} (m_{th} - m(t_2 + p\Delta t_s)) \Delta t_s \quad \text{for } m_{th} > m(t) \quad j=1, \dots, n \quad (4.7)$$

次に、ジンバル駆動量に関する評価項目を定式化する。いま想定する姿勢マヌーバが運用開始時点から  $k$  番目であると仮定する。 $k$  番目姿勢マヌーバ開始時刻を  $t_2$ 、終了時刻を  $t_3$ 、微小時間  $\Delta t_s$  を姿勢マヌーバシミュレーションにおけるサンプル時間とすると、自然数(The counting number)  $q_k$  は  $q_k = (t_3 - t_2) / \Delta t_s$  にて定義される。 $k$  番目の姿勢マヌーバにおいて CMG が蓄積するジンバル駆動量  $\delta^{sum}(k)$  は式(4.8)のように定式化される。

$$\delta^{sum}(k, j) = \sum_{p=1}^{q_k} \left( \left| \dot{\delta}_i(k, j, (t_2 + p\Delta t_s)) \right| \Delta t_s \right) \quad (4.8)$$

式(4.8)における 4 つのジンバル駆動量  $\delta^{sum}$  に対し、平均と分散を式(4.9)および式(4.10)にて定義する。

$$\delta^{ave}(k, j) = \frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 \left( \sum_{p=1}^{q_k} \left( \left| \dot{\delta}_i(k, j, (t_2 + p\Delta t_s)) \right| \Delta t_s \right) \right) \quad (4.9)$$

$$\delta^{var}(k, j) = \frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 \left( \sum_{p=1}^{q_k} \left( \left| \dot{\delta}_i(k, j, (t_2 + p\Delta t_s)) \right| \Delta t_s \right) - \delta^{ave}(k, j) \right)^2 \quad (4.10)$$

評価関数第二項  $S_2$  では、初期ジンバル角組合せ変更により、4 つの CMG におけるジンバル駆動量を低減させ、かつ分散を小さくすることを目的とする。4 つの CMG における駆動量の平均と分散のトレードオフを考慮し、式(4.11)にて定義する。

$$S_2(j) = \nu_1 \delta^{ave} + \nu_2 \delta^{var} \quad j=1, \dots, n \quad (4.11)$$

ここで、 $\nu_1$ 、 $\nu_2$  は重みに関する任意の正のスカラ値である。式(4.7)および式(4.11)より、評価関数の第一項および第二項のオーダーを揃えた上で、最終的に評価関数を式(4.12)のように定義する。

$$S(j) = K \frac{S_1(j)}{\bar{S}_1} + \frac{S_2(j)}{\bar{S}_2} \quad j=1, \dots, n \quad (4.12)$$

ここで、 $\bar{S}_1$ 、 $\bar{S}_2$  はそれぞれ式(4.7)および式(4.11)における  $S_1(j)$ 、 $S_2(j)$  の平均値を表す。また、 $K$  は重みに関する任意の正のスカラ値であり、評価関数において可操作度とジンバル駆動量間のトレードオフを設定する。式(4.12)より、 $n$  セットの初期ジンバル角候補の中から、評価関数値が最小となるセットが式(4.13)に示す、求めるべき初期ジンバル角  $\alpha_{su}$  となる。

$$\alpha_{su} = \min[S(j)] \quad j=1, \dots, n \quad (4.13)$$

現在のジンバル角の状態から、初期ジンバル角  $\alpha_{su}$  へはヌル運動に従い姿勢を乱すことなく遷移させる。その後、式(4.1)に示す SDA 法により駆動を行い、姿勢マヌーバを実施する。なお姿勢制御系はフィードバック系を構成しており、未知外乱に対してはこれで対応する。

### 4.3.3. 提案手法適用間隔の判断

ヌル運動を挿入することに伴う駆動量の増分を考慮し、複数回姿勢マヌーバに対する提案手法の適用間隔の最小値  $r_{\min}$  が決められる。いま宇宙機が  $k$  番目の姿勢マヌーバ直前にヌル運動を実施し、その後同一の姿勢マヌーバを  $r$  回繰り返すとした場合、それまでに蓄積したジンバル駆動量  $\delta_{total}^{sum}(k, j, r)$  は式(4.8)を利用して式(4.13)のように表される。

$$\delta_{total}^{sum}(k, j, r) = \delta^{null}(k, j) + \sum_{k'=k}^{k+r} \delta^{sum}(k', j) \quad (4.14)$$

ここで、 $\delta^{null}(k, j)$  は式(4.15)に示すようにヌル運動にて蓄積するジンバル駆動量、 $k'$  は自然数(The counting number)を表す。

$$\delta^{null}(k, j) = \left[ \sum_{l=1}^{q_{null}} |n_1'(t_0 + l\Delta t_s)| \Delta t_s \quad \dots \quad \sum_{l=1}^{q_{null}} |n_4'(t_0 + l\Delta t_s)| \Delta t_s \right]^T \quad (4.15)$$

$$\mathbf{n}'(t) = \left[ n_1'(t) \quad \dots \quad n_4'(t) \right]^T$$

$\mathbf{n}'(t)$  は式(4.5)においてヌル運動を行うヌルベクトルである。ヌル運動により、ジンバル角度を候補番号  $j$  番目の値にセットする時の時刻を  $t_j$  とすると、自然数(The counting number)  $q_{null}$  は  $q_{null} = (t_j - t_0) / \Delta t_s$  にて定義される。提案手法によりヌル運動分を含め蓄積した式(4.14)におけるジンバル駆動量  $\delta_{total}^{sum}(k, j, r)$  は、提案手法を適用しなかった場合、すなわちヌル運動を実施せずに姿勢マヌーバを  $r$  回繰り返した場合よりも低減されている必要があるため、その条件は以下の式(4.16)のように表される。

$$\delta_{total}^{sum}(k, j, r) < \sum_{k'=k}^{k+r} \delta^{sum}(k', 1) \Rightarrow r \geq r_{\min} \quad (4.16)$$

一方で、ヌル運動挿入による提案手法の効果は永続的ではないため、ある段階で再度ヌル運動を挿入し初期ジンバル角を修正する必要がある。その間隔を姿勢マヌーバ  $r_{\max}$  回に 1 回とおくと、 $r_{\max}$  は複数回姿勢マヌーバを経た際のマヌーバ開始時初期ジンバル角および可操作度の値のずれを確認した上で数値解析的に設定する。提案手法においてヌル運動を挿入すべき間隔は最終的に式(4.17)で定義する範囲内で設定する。

$$r_{\min} \leq r \leq r_{\max} \quad (4.17)$$

## 4.4. 数値解析

### 4.4.1. 解析条件

宇宙機を静止状態から Roll 軸周りに特定の目標姿勢（ここでは 30deg と設定）まで到達させ、観測ミッションを行った後、再び元の姿勢まで戻るような、Rest to Rest マヌーバを 2 回繰り返す姿勢マヌーバプロファイルを設定する。なお、Roll 軸まわりに限らず本提案手法はあらゆる 3 軸姿勢マヌーバに適用可能である。宇宙機の姿勢レートは最大 4deg/s、平均

2deg/s と設定する。また、SDA 法を駆動則として適用し、本提案手法を適用した場合としない場合を同一のフィードバック制御系、姿勢マヌーバ条件で比較することで、本提案手法の有効性を確認する。解析に用いた宇宙機および CMG のパラメータを Table 4.1 に示す。本解析では、姿勢制御系におけるフィードバック制御器を PD 制御とした。なお、その他の数値解析条件については、第 3 章の数値解析における条件で述べた通りとする。

#### 4.4.2. 解析結果

##### (1) 初期ジンバル角候補の生成

初期ジンバル角の候補  $n$  セットを姿勢マヌーバ開始前の動作予測計算用に生成する。ここでは式(4.2)および式(4.5)にて定義されるヌル運動について、最大継続時間  $t_1 - t_0$  を 5 秒間と仮定し、0.5 秒間隔で候補数  $n = 10$  の初期ジンバル角候補を抽出する。生成するヌル運動を Figure 4.6 に示す。本数値解析では、ヌル運動開始時点でのジンバル角について、一般性を失わない範囲で全てゼロであると仮定する。ただしジンバル角が任意の値を持つ場合には、ヌル運動はそれらのジンバル角度から開始するものとする。

##### (2) 適切な初期ジンバル角の選択

初期ジンバル角候補  $n$  セットそれぞれに対して姿勢マヌーバ開始前に動作予測計算を行い、その結果から評価関数の値が最小となるセットを適切な初期ジンバル角として選択する。ここで、式(4.7)における評価関数第一項  $S_1(j)$  の定数  $m_{th}$  については  $m_{th} = 1.5$ 、式(4.11)における評価関数第二項  $S_2(j)$  の重み係数については  $v_1 = 1.0$ ,  $v_2 = 2.0$  と設定した。式(4.12)における評価関数  $S(j)$  の重み係数  $K$  の値を変化させ、評価関数第一項、可操作度に関する項が与える影響について考察する。Case 1 から Case 3 まで  $K$  の値をそれぞれ 0.0, 2.0, 0.10 と変化させた時、選ばれる候補番号  $j$  とその際の初期ジンバル角組合せ  $\alpha_{su}$  の値を Table 4.2

Table 4.1 CMG and satellite parameters

Parameters	Value
Wheel axis moment of Inertia $J_{si}$	0.110 kgm <sup>2</sup>
Maximum angular velocity of gimbal axis $\dot{\delta}_{\max}$	57.3 deg/s
Maximum angular acceleration of gimbal axis $\ddot{\delta}_{\max}$	$1.72 \times 10^2$ deg/s <sup>2</sup>
Wheel rotational speed $\Omega$	6000 rpm
Skew angle $\beta$	54.7 deg
Spacecraft moment of inertia $I_B$	$I_B = \begin{bmatrix} 1.50 \times 10^3 & 0 & 0 \\ 0 & 1.50 \times 10^3 & 0 \\ 0 & 0 & 1.50 \times 10^3 \end{bmatrix} \text{kgm}^2$

に示す。また、各 Case における可操作度の時刻歴を Figure 4.7 (a)に、可操作度指標  $S_1(j)$  およびジンバル駆動量平均  $\delta^{ave}(j)$ 、分散  $\delta^{var}(j)$  の値を Figure 4.7 (b)に示す。なお、Figure 4.7 (b)では単一のグラフ上で複数項目の値を比較するため、分散  $\delta^{var}(j)$  については  $\sqrt{\delta^{var}(j)}$  の値をプロットしている。Case 1 ( $K = 0.00$ )にて評価関数内で可操作度指標を考慮しなかった場合、Figure 4.7(a)に示すように CMG は駆動完了後も特異点近傍にとどまり、次の姿勢マヌーバにとって好ましくない。一方 Case 2 ( $K = 2.00$ ) は Case 3 ( $K = 0.10$ )と比較しても、ジンバル駆動量平均・分散および可操作度の 3 つの観点からバランスのとれた駆動を実現できている。このようなケーススタディから、本研究では  $K = 2.0$  と設定した。この時、式(4.13)にもとづき適切な初期ジンバル角候補として式(4.18)の値を算出した。

$$\alpha_{su} = \alpha(j|j=7) = [-16.2 \quad 16.2 \quad 76.2 \quad -76.2]^T \text{ deg} \quad (4.18)$$

### (3) 単一姿勢マヌーバの解析結果

式(4.18)にて導出された初期ジンバル角を用いて姿勢マヌーバを行った場合の姿勢角について、既存手法と比較した結果を Figure 4.8 に示す。なお、今回設定した姿勢マヌーバでは、CMG は特異点を通過していない。既存手法、提案手法、提案手法におけるヌル運動分についてそれぞれ 1 回の駆動終了後のジンバル駆動量を Figure 4.9 に示す。同様に、ジンバル角加速度の時刻歴について Figure 4.10 に示す。

Figure 4.8 より、提案手法と既存手法で目標値に対する追従精度に大きな差はみられず、いずれも所望の姿勢マヌーバを実現できている。加えて Figure 4.9 (b)より、駆動量の平均と分散に関して、既存手法では  $\delta^{ave} = 1.16 \times 10^2$ 、 $\delta^{var} = 1.43 \times 10^4$ 、提案手法(Case2)では  $\delta^{ave} = 9.23 \times 10^1$ 、 $\delta^{var} = 3.41 \times 10^3$  となり、提案手法の適用によりジンバル駆動量抑制および平準化を行う効果があることが確認できる。Figure 4.9 (a) に示すように、既存手法において特異点を通過しない姿勢マヌーバでは特定の CMG (特に CMG 1, CMG 3) に駆動量が偏る傾

Table 4.2 Parameter settings

Conditions		Simulation Results	
	Weighting factor $K$	Nomination number $j$	Suitable set of initial gimbal angles $\alpha_{su}$
Conventional	-	1	$[0.00 \ 0.00 \ 0.00 \ 0.00]^T \text{ deg}$
Case 1	0.00	3	$[30.4 \ -30.4 \ 30.4 \ -30.4]^T \text{ deg}$
Case 2	2.00	7	$[-16.2 \ 16.2 \ 76.2 \ -76.2]^T \text{ deg}$
Case 3	0.100	8	$[-30.5 \ 30.5 \ 90.5 \ -90.5]^T \text{ deg}$

向があり、同一の姿勢マヌーバが複数回繰り返される場合にはこの偏りが更に増幅される。この点から Figure 4.9 (b)に示すように、提案手法では駆動量の平準化が達成されている。ここで Figure 4.7 (a)より、提案手法(Case 2)の方が既存手法と比較し可操作度を全体的に高い値で保っており、より特異点から離れて姿勢マヌーバを行えている。このことは、特異点に近づいた際に生じる急激なジンバルの動きが抑制できることを意味しているが、特異点を通過しない今回のケースにおいては Figure 4.10 からその傾向は顕著には見られない。この効果は、姿勢マヌーバ中に CMG が特異点を通過するケースにおいてより顕著に出ることになるだろう。

#### (4) 複数回姿勢マヌーバの解析結果

複数回マヌーバにおける提案手法適用間隔の最小値  $r_{\min}$  を設定する。同一姿勢マヌーバの複数回繰り返し回数に対するジンバル駆動量の平均と分散を Figure 4.11 に示す。Figure 4.11(b)より同一の姿勢マヌーバを複数回繰り返した後は、提案手法では既存手法と比較して分散を低く抑えている。ただし、提案手法では姿勢マヌーバ開始前にヌル運動を実行することで、この分の駆動量  $\delta^{me} = 91.1$  が前もって追加されるため、ジンバル駆動量平均の観点からヌル運動は一定マヌーバ回数の間隔を空けて挿入する必要がある。Figure 4.11 (a)より、本ケースでは提案手法は 4 回以上の姿勢マヌーバに対して 1 回の適用が適切である。

次に、ヌル運動による効果が継続する範囲としての最大のマヌーバ回数間隔  $r_{\max}$  を設定する。姿勢マヌーバの繰り返し回数  $r$  に対し、ヌル運動により設定した初期ジンバル角からのずれを Figure 4.12 (a)に示す。また、ヌル運動実施直後の姿勢マヌーバ( $r = 1$ )とその後 100 回おきの姿勢マヌーバ( $r = 100, 200, 300, 400, 500$ )における可操作度時刻歴とジンバル駆動量の比較を Figure 4.12 (b)および(c)に示す。Figure 4.12 (a)におけるマヌーバ開始時初期ジンバル角のずれ、および Figure 4.12 (b)における  $r = 1$  での可操作度初期値からのずれを確認し、本研究では  $r_{\max} = 300$  と設定する。すなわち、式(4.17)より本研究における適用間隔  $r$  は以下の式(4.19)の範囲で設定する。

$$4 \leq r \leq 300 \quad (4.19)$$

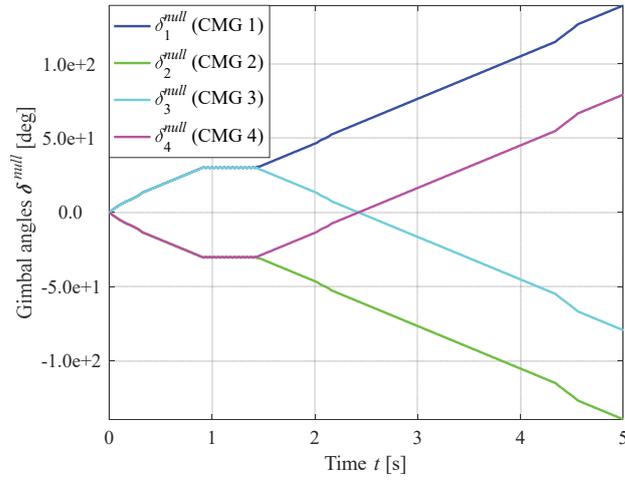
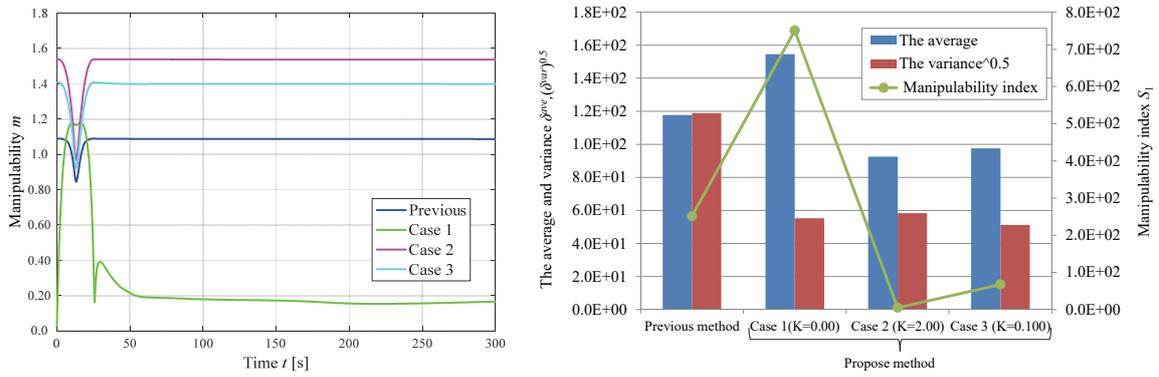


Figure 4.6 Time histories of null motion



(a) Time histories of manipulability

(b) Each term on evaluation function

Figure 4.7 Case study of parameter  $K$

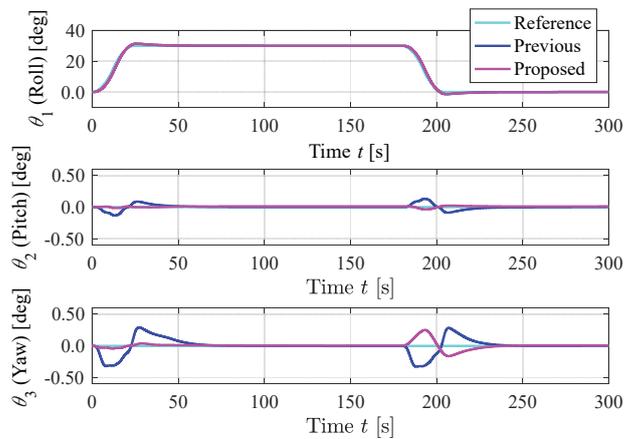


Figure 4.8 Time histories of Euler angle (Case 2)

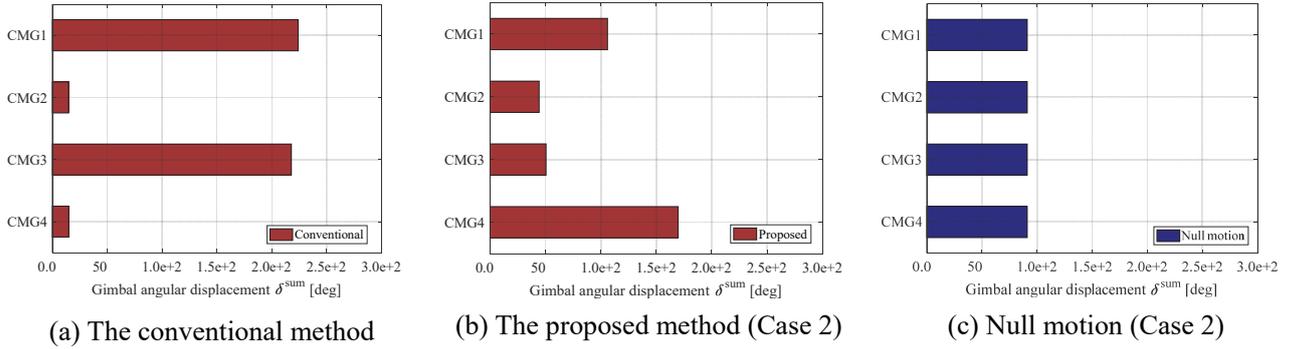


Figure 4.9 Gimbal angular displacements, related to term  $S_1$  in the evaluation function

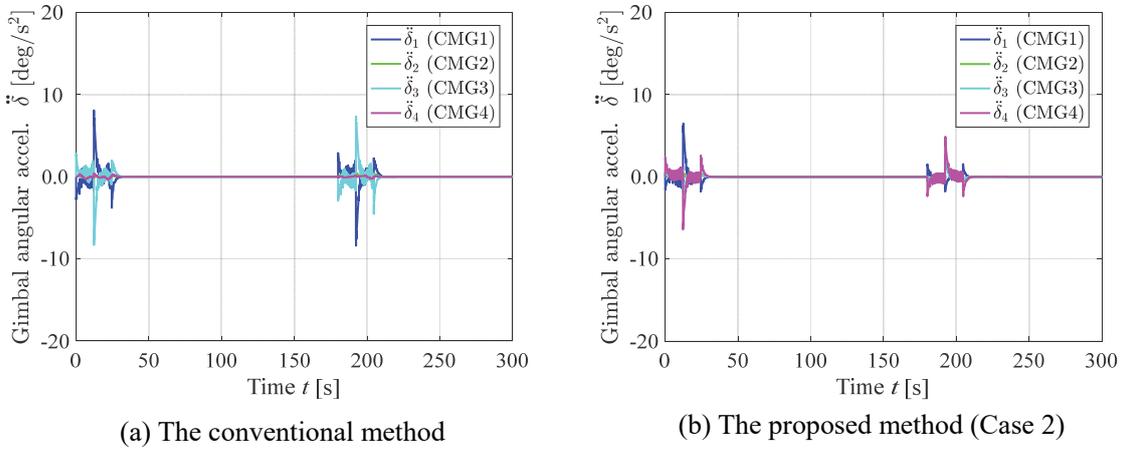


Figure 4.10 Time histories of gimbal angular acceleration

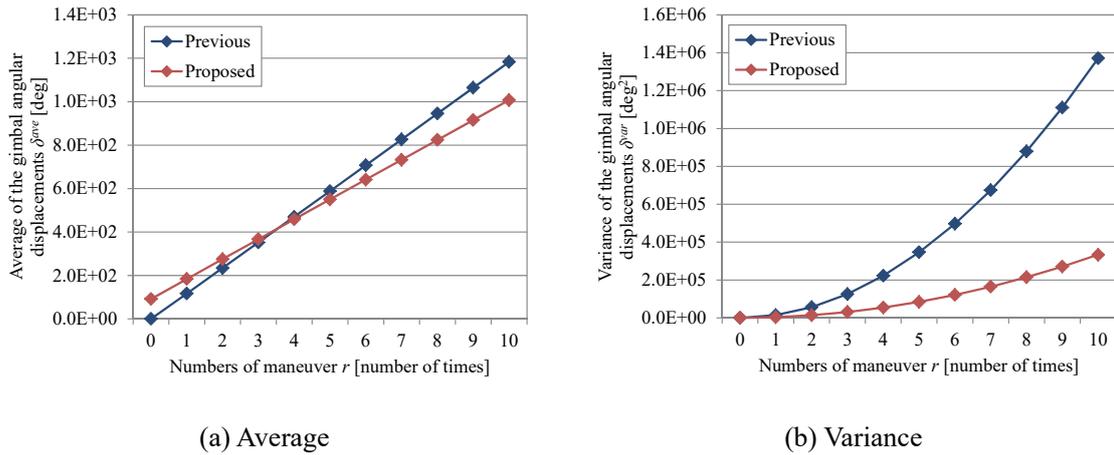
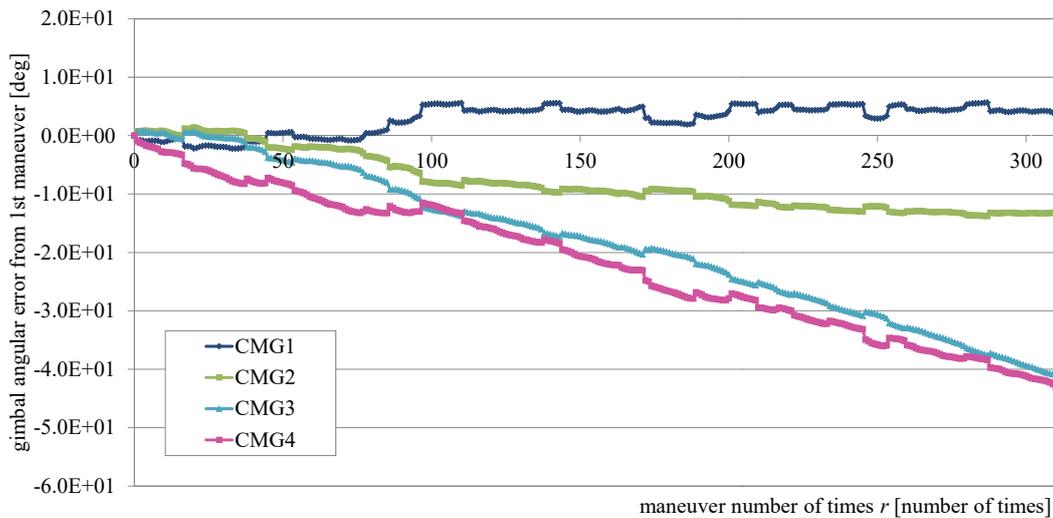
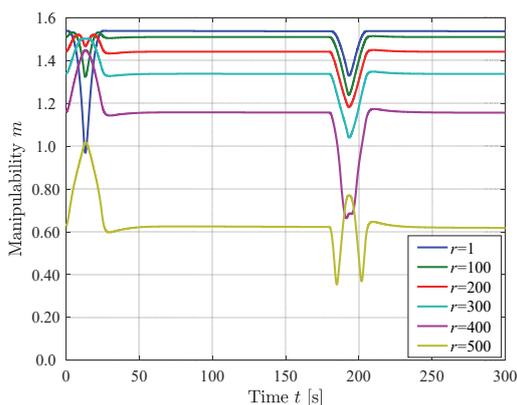


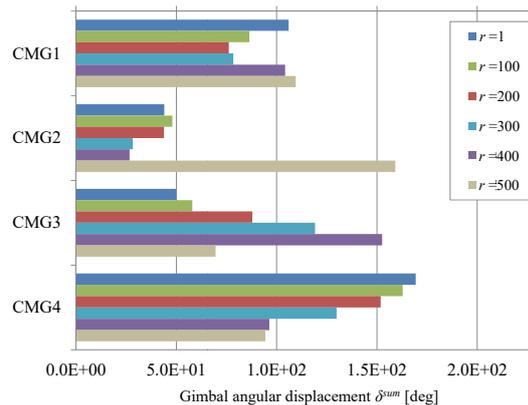
Figure 4.11 Transition of the average and variance of the gimbal angular displacements according to the numbers of maneuvers



(a) Gimbal angle error against the suitable initial gimbal angles according to the numbers of maneuvers



(b) Time histories of manipulability



(c) Gimbal angular displacements

Figure 4.12 Results of the multiple maneuvers

#### 4.5. 結言

本章では 4-skew 配置 CMG において各ジンバル駆動量の低減および平準化を図る駆動則を提案，複数回姿勢マヌーバを繰り返すケースにおける提案手法適用間隔の考え方を提示した．提案手法では，ジンバル軸の駆動パターンが初期ジンバル角組合せに依存する性質を利用する．姿勢マヌーバ実施前に複数の初期ジンバル角候補を設定し，それぞれについてオフラインにて動作予測計算を行い，評価関数によって適切な初期ジンバル角を選定し，ヌル運動によりこれを実現する．評価関数の設計において，著者らの先行研究で特異点回避の観点から入れていた可操作度項に加え，新たにジンバル駆動量およびその偏りを評価する項を追加することで，各ジンバルの急激な動きの抑制と駆動量の低減および平準化を達成した．加えて，CMG が特異点を通過せず宇宙機が同一の姿勢マヌーバを複数回繰り返

すケースにおける駆動パターンの傾向を分析し，提案手法の適用間隔設定に対する指針を得た．ヌル運動自身による駆動量増加分および複数回姿勢マヌーバの繰り返しによる初期ジンバル角の誤差蓄積を考慮し，提案手法の適用間隔は設定される．4-skew 配置 CMG モデルに対する数値解析により，提案手法において姿勢マヌーバの性能を損なうことなく，ジンバル駆動量の低減および平準化を行う効果が示された．今後の課題としては，特異点を通過する単一の姿勢マヌーバを行うケース，および任意の目標姿勢角が都度与えられ姿勢マヌーバを繰り返すケースにおいて提案手法の有効性を確認する点が挙げられる．

## 第5章 VSCMG 搭載宇宙機における姿勢制御と バッテリー長寿命化を考慮した電カマネジメント

## 5.1. 緒言

本章では、宇宙機搭載リチウムイオンバッテリーの長寿命化を目的とし、VSCMG/IPACSによるエネルギー貯蔵装置のハイブリッド構成と姿勢制御の同時実現手法を提案する。

CMG の概念を拡張し、ホイール部の回転速度を可変とした VSCMG に関する研究が NASA 等で進められてきた<sup>[46][68]</sup>。特に VSCMG が持つ高い自由度を活かし、姿勢制御機能とエネルギー貯蔵機能を併せ持つコンポーネントは Integrated Power and Attitude Control System (IPACS)と呼ばれる。IPACS の開発事例について Figure 5.1 に示す。米国 NASA および空軍研究所(Air Force Research Laboratory, AFRL)では Honeywell と共同で Flywheel Attitude Control and Energy Transmission System (FACETS)と呼ばれるプロトタイプを開発、空気浮上型の衛星ダイナミクスシミュレータ上で検証を行った<sup>[69]</sup>。近年では英国サリー大学のサリー宇宙センター(Surrey space centre, SSC)がコスト低減やコンポーネント質量・体積の削減を目指し、民生品 (Commercial off-the-Shelf, COTS) から構成される IPACS を小型衛星に搭載するシステム検討や実機検証も報告されている<sup>[70][71]</sup>。

従来から IPACS は電源系におけるリチウムイオン電池等の化学電池 (バッテリー) を代替する概念として捉えられてきた。しかし、VSCMG/IPACS は内力アクチュエータおよびエネルギー貯蔵装置という二つの機能にとって単一故障点となる点、ホイールの回転速度を通常の CMG と比較して高い値に保つ必要があり機械的ストレスが大きい点等から、IPACS がバッテリー搭載を前提とした既存の宇宙機のシステムアーキテクチャを置き換えるまでには至っていない<sup>[12]</sup>。また、化学電池の代わりにハイレート充放電特性を有する電気二重層キャパシタを用いる研究<sup>[72][73]</sup>も行われているが、エネルギー密度が低い点が課題であり、広く実用衛星に搭載されるには至っていない。

一方、代表的な化学電池であるリチウムイオン電池は従来のニッケル・カドミウム電池やニッケル水素電池と比較し高いエネルギー密度と充放電効率を有し、Figure 5.2 に示すように広く宇宙機用バッテリーとして多く搭載されている。ここでバッテリーの寿命は充放電サイクルパターン等の使用条件に大きく依存するため、なるべくバッテリーを構成する各セルの劣化を抑え、長寿命化を図るバッテリーマネジメントが重要となる。また、バッテリーに不具合が生じた場合でも、他のコンポーネントに冗長的にエネルギー貯蔵機能を



(a) “FACETS” by NASA/AFRL

(b) Surrey Space Centre assembly design

Figure 5.1 Hardware testing examples of VSCMG/IPACS<sup>[12][74]</sup>

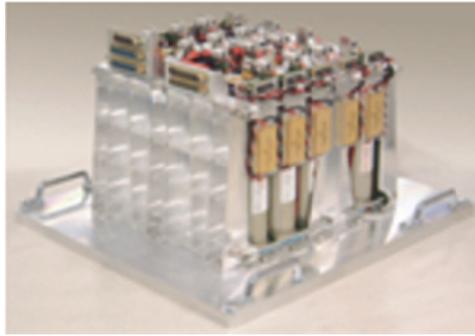


Figure 5.2 Image of Li-ion battery installed in ALOS-2<sup>[75]</sup>

持たせておくことは宇宙機の信頼性向上に寄与する。

以上の背景より、本研究では Figure 5.3 および Figure 5.4 に示すように、VSCMG/IPACS を用いて宇宙機の所望の姿勢制御を実現するとともに、バッテリーと組み合わせた蓄エネルギー装置として機能させ、バッテリーの劣化モードを抑制し長寿命化を図る手法を提案する。提案手法では、VSCMG/IPACS ホイール回転速度均等化駆動則<sup>[76]</sup>を用いて外部特異点を回避しつつ、バッテリーの充放電レートおよびバッテリーの電池容量(State of Charge, SOC)運用域を予め意図した範囲内に制限することでバッテリーセルの劣化を抑制する。更に要求電力とバッテリー電力の差分を VSCMG/IPACS 側が担うべき電力として計算し、駆動則によりこれを実現する。

本研究では姿勢制御用アクチュエータとしての VSCMG、エネルギー貯蔵装置としてのバッテリーおよび IPACS をモデル化する。数値解析について、姿勢制御を VSCMG にて行うとともに要求電力の実現をバッテリーのみで行った場合、IPACS のみで行った場合、提案手法を適用してバッテリーと IPACS を組み合わせて行った場合それぞれについて結果を示す。

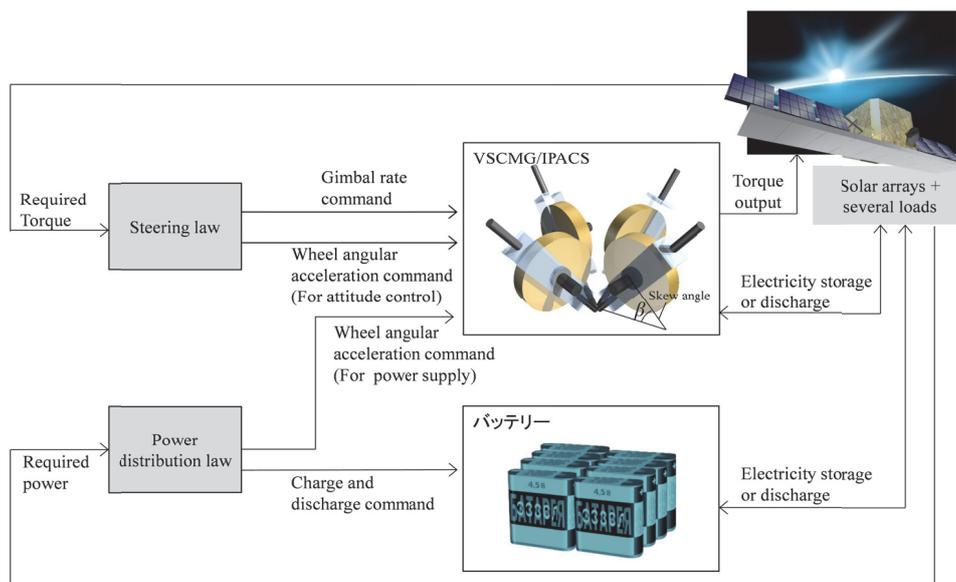


Figure 5.3 Configuration of the proposed system

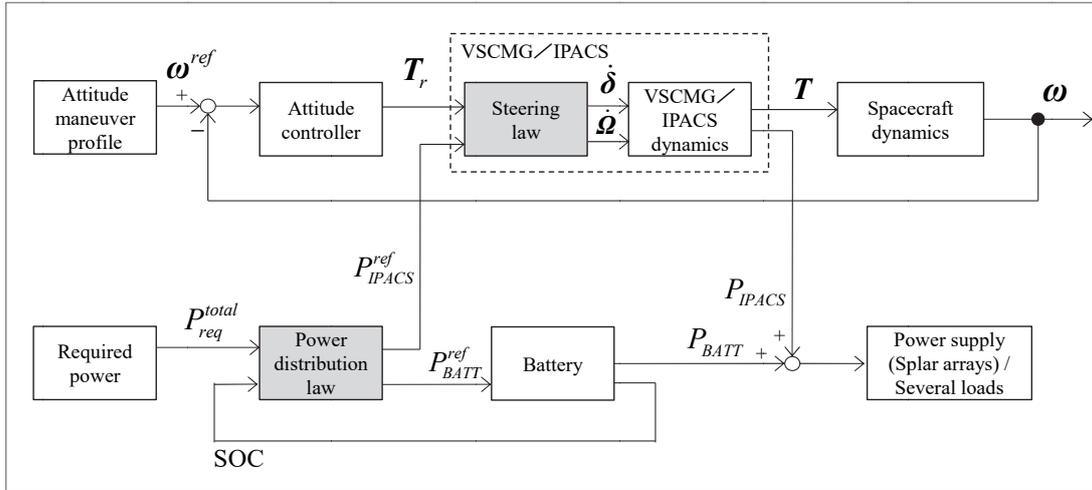


Figure 5.4 Block diagram of the proposed system

特に SOC および C レート（電池容量に対する充放電電流値）の変化を比較し，提案手法の有効性を確認する．

## 5.2. VSCMG/IPACS 駆動則

### 5.2.1. VSCMG/IPACS モデル

VSCMG/IPACS はホイールをその回転軸に対して直交するジンバル軸周りに回転させてジャイロ効果によるトルクを発生させるとともに，ホイールの回転数を加減速させることで余剰電力を蓄積したり，必要な際に取り出したりするエネルギー貯蔵機能を有するアクチュエータである<sup>[12]</sup>．VSCMG を三軸姿勢制御用アクチュエータとして用いる場合には，冗長性・耐故障性の観点から Figure 5.3 に示すように 4 個をピラミッド型に Skew 配置する場合が多く，本章においてもそのようなシステムを対象とする．本研究では Skew 角  $\beta$  を  $54.7\text{deg}$  とし，4-Skew 配置 VSCMG/IPACS のモデル化を行う．

はじめに，2.6.2 項で定義したように，ジンバル軸方向の慣性項を無視すると，VSCMG におけるジンバル角速度  $\dot{\delta}$  およびホイール角加速度  $\dot{\Omega}$  とトルク  $T$  の間で次の関係式が導かれる．

$$C\dot{\delta} + D\dot{\Omega} = [C \quad D] \begin{bmatrix} \dot{\delta} \\ \dot{\Omega} \end{bmatrix} = T \quad (5.1)$$

$$\begin{aligned} C &= [\hat{g}_{s1}J_{s1}(\Omega_1 + \omega_{s1}) \quad \dots \quad \hat{g}_{s4}J_{s4}(\Omega_4 + \omega_{s4})] \\ D &= [\hat{g}_{s1}J_{s1} \quad \dots \quad \hat{g}_{s4}J_{s4}] \end{aligned} \quad (5.2)$$

ここで， $J_{si}$  は  $i$  番目の VSCMG におけるホイールスピン軸周りの慣性モーメントを表す．

また， $\hat{g}_{si}$  に対して互いに直交する  $\hat{g}_{ti}, \hat{g}_{gi}$  周りの慣性モーメントは  $J_{si}$  と比較して十分小さ

いとみなし，ここでは簡単化のため無視している<sup>[40]</sup>．本研究では4つのVSCMGは全て同一であるとし， $J_{si} = J_s$ とする．また，ホイール回転速度 $\boldsymbol{\Omega} = [\Omega_1 \ \dots \ \Omega_4]^T$ における回転数の範囲を $\boldsymbol{\Omega}_{\min} \leq \boldsymbol{\Omega} \leq \boldsymbol{\Omega}_{\max}$ と置く． $\boldsymbol{\omega}_{si}$ は宇宙機の姿勢角速度 $\boldsymbol{\omega}$ を各VSCMGのスピン軸方向へ投影した値，すなわち $\boldsymbol{\omega}_{si} = \hat{\boldsymbol{g}}_{si}^T \boldsymbol{\omega}$ を表す．第二に，IPACSから入出力可能なエネルギーは蓄えられている運動エネルギーからホイール回転速度が最小の際の運動エネルギーを差し引き<sup>[73]</sup>，次の式のように表される．

$$E_{IPACS} = \frac{1}{2} J_s \boldsymbol{\Omega}^T \boldsymbol{\Omega} - \frac{1}{2} J_s \boldsymbol{\Omega}_{\min}^T \boldsymbol{\Omega}_{\min} \quad (5.3)$$

また，IPACSが最大で利用可能なエネルギー容量 $E_{IPACS}^{\max}$ は次のように表される．

$$E_{IPACS}^{\max} = \frac{1}{2} J_s \boldsymbol{\Omega}_{\max}^T \boldsymbol{\Omega}_{\max} - \frac{1}{2} J_s \boldsymbol{\Omega}_{\min}^T \boldsymbol{\Omega}_{\min} \quad (5.4)$$

ここでIPACSからの電力は式(5.3)の時間微分として次のように表される．

$$P_{IPACS} = \frac{dE_{IPACS}}{dt} = J_s \boldsymbol{\Omega}^T \dot{\boldsymbol{\Omega}} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{1 \times 4} & J_s \boldsymbol{\Omega}^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{\delta}} \\ \dot{\boldsymbol{\Omega}} \end{bmatrix} \quad (5.5)$$

なお，IPACSのようなシステムでは回転体の運動エネルギーを電力として取り出す際には発電機の慣性の影響等による時間遅れ<sup>[77]</sup>やアセンブリ時のミスアライメントによる擾乱トルク<sup>[78]</sup>が生じるが，本研究ではこのような実際のダイナミクスは考慮せず，定式化を単純化している．式(5.1)および式(5.5)より，VSCMG/IPACSにおけるジンバル角速度 $\dot{\boldsymbol{\delta}}$ ，ホイール角加速度 $\dot{\boldsymbol{\Omega}}$ とトルク $\boldsymbol{T}$ および電力 $P_{IPACS}$ との関係式は次の式(5.6)および式(5.7)のように表される<sup>[76]</sup>．

$$\boldsymbol{Q} \boldsymbol{u} = \boldsymbol{L}_{TP} \quad (5.6)$$

$$\boldsymbol{u} = \begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{\delta}} \\ \dot{\boldsymbol{\Omega}} \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{Q} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{C}(\boldsymbol{\Omega}, \boldsymbol{\delta}) & \boldsymbol{D}(\boldsymbol{\delta}) \\ \mathbf{0}_{1 \times 4} & J_s \boldsymbol{\Omega}^T \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{L}_{TP} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{T} \\ P_{IPACS} \end{bmatrix} \quad (5.7)$$

### 5.2.2. VSCMG/IPACS 駆動則

式(5.7)における $\boldsymbol{T}$ および $P_{IPACS}$ をそれぞれ宇宙機からの要求トルク $\boldsymbol{T}_r$ および要求電力 $P_{IPACS}^{ref}$ として置き換え，これらを実現するための $\dot{\boldsymbol{\delta}}$ および $\dot{\boldsymbol{\Omega}}$ を導出する駆動則を考える．本論文では，駆動中なるべく4つ全ての回転速度が揃うようにして各ホイールにおける蓄積エネルギーが均等に配分されるホイール回転速度均等化駆動則<sup>[76]</sup>を適用する．これにより特定のホイールの回転速度が飽和してスラスト噴射によるアンローディングが必要となったり，回転速度が極端に低下して姿勢制御用アクチュエータとしての性能が劣化したりする状態を可能な限り避けることができる．この駆動則では式(5.6)の逆行列演算に際して，重み付き最小二乗法に加えホイール回転速度のばらつきを最小とする次の式(5.8)，式(5.9)，および式(5.10)で定義される評価関数を導入する<sup>[76]</sup>．

$$J = \frac{1}{2} \mathbf{u}^T \mathbf{W}^{-1} \mathbf{u} + \mathbf{R} \mathbf{u} \quad (5.8)$$

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} w_1 e^{-w_2 \kappa(C)} \mathbf{I}_{4 \times 4} & \mathbf{0}_{4 \times 4} \\ \mathbf{0}_{4 \times 4} & \mathbf{I}_{4 \times 4} \end{bmatrix} \quad (5.9)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{R} &= \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{1 \times 4} & w_3 \boldsymbol{\Omega}_e^T \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{1 \times 4} & w_3 \left( \boldsymbol{\Omega} - \left( \frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 \boldsymbol{\Omega}_i \right) \mathbf{1}_{4 \times 1} \right)^T \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5.10)$$

ここで、 $w_1, w_2, w_3$  は正の定数である。式(5.6)を満たすという制約条件のもと、式(5.8)の評価関数を最小とする最適化問題を解くことで、次の式(5.11)および式(5.12)の駆動則を導出する。

$$\mathbf{u} = \mathbf{W} \left[ \mathbf{Q}^T (\mathbf{Q} \mathbf{W} \mathbf{Q}^T)^{-1} (\mathbf{L}_{TP} + \mathbf{Q} \mathbf{W} \mathbf{R}^T) - \mathbf{R}^T \right] \quad (5.11)$$

ただし、 $\mathbf{Q}$  がフルランクでない場合、次式を用いる。

$$\mathbf{u} = \mathbf{W}^{\frac{1}{2}} \left( \mathbf{Q} \mathbf{W}^{\frac{1}{2}} \right)^\dagger \mathbf{L}_{TP} - \left[ \mathbf{I} - \mathbf{W}^{\frac{1}{2}} \left( \mathbf{Q} \mathbf{W}^{\frac{1}{2}} \right)^\dagger \mathbf{Q} \right] \mathbf{W} \mathbf{R}^T \quad (5.12)$$

ここで、記号 $\dagger$ はある行列におけるムーア・ペンローズの擬似逆行列を表す。

### 5.3. 電力マネジメント手法の提案

#### 5.3.1. 宇宙機からの要求電力

本研究では宇宙機における電源として太陽電池パドルを、負荷として合成開口レーダ (Synthetic Aperture Radar, SAR), VSCMG ジンバル機構、およびその他ベース負荷を、蓄エネルギー装置としてバッテリーおよび VSCMG/IPACS を想定する。

ここで SAR は太陽光が利用できない夜間、降雨や雲で覆われた天候時にも観測が可能なマイクロ波を利用したレーダである。SAR では宇宙機の軌道運動とそれによるドップラー周波数、およびコヒーレント性 (可干渉性) を利用して、数 km 以上の等価的な開口径を実現して数 m 以下の地上分解能を得るものである。一方宇宙機に搭載される SAR センサは 500km 以上の高度からマイクロ波を放射して地表からの微弱な受信信号を受信するため、kW オーダー程度の送信 RF 電力と、数 m 以上のアンテナが必要になる<sup>[79]</sup>。SAR センサを搭載した衛星のイメージを Figure 5.5 に示す。

以下では、これらの電力について定式化する。ここで、蓄エネルギー装置からみて充電する場合の符号を正、放電する場合を負と定義する。太陽電池パドルについては、日照時に定格出力にて発電し、日陰時には発電は行わないと仮定する。なお、周回軌道上で宇宙機が日陰から日照に遷移する場合、太陽電池のアレイ温度はおおよそ摂氏-80 度から+70 度まで変化する<sup>[80]</sup>ため、実際には発電電力は太陽電池素子の温度特性に依存する<sup>[81]</sup>。本研究

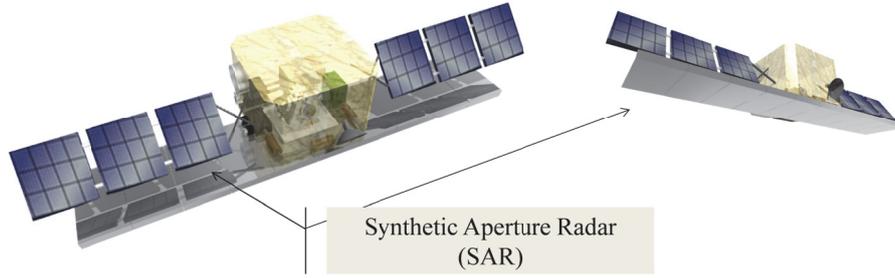


Figure 5.5 Image of SAR satellite

では先行研究のモデル化を適用し，この特性を考慮せずステップ関数として単純化して表す<sup>[82]</sup>．ある時刻における発生電力  $P_{PV}$  を次の式(5.13)および式(5.14)のように表す．

$$P_{PV} = p_{PV}^{flag} P_{PV}^{NRP} \quad (5.13)$$

$$p_{PV}^{flag} = \begin{cases} 1 & (\text{sunlight}) \\ 0 & (\text{eclipse}) \end{cases} \quad (5.14)$$

ここで， $p_{PV}^{flag}$  はある時刻での日照／日陰の区別を示すフラグ， $P_{PV}^{NRP}$  は太陽電池パドルの定格出力を表す．

SAR についても観測時にのみ定格電力を消費すると仮定する．ある時刻における消費電力  $P_{SAR}$  を次の式(5.15)および式(5.16)のように表す．

$$P_{SAR} = -p_{SAR}^{flag} P_{SAR}^{NRP} \quad (5.15)$$

$$p_{SAR}^{flag} = \begin{cases} 1 & (\text{observe}) \\ 0 & (\text{non observe}) \end{cases} \quad (5.16)$$

ここで， $p_{SAR}^{flag}$  はある時刻での SAR による観測時／非観測時の区別を示すフラグ， $P_{SAR}^{NRP}$  は SAR の定格消費電力を表す．

VSCMG についてはジンバルモータの消費電力をモデル化する．IPACS ホイール部分については太陽電池パドルからの発電電力のうち余剰分を貯める蓄エネルギー装置として捉え，その変換効率については次節で述べる．ある時刻におけるジンバルモータの消費電力  $P_{CMG}^{total}$  はジンバル角速度に線形に比例すると仮定し，次の式(5.17)のように表す．

$$P_{CMG}^{total} = -\sum_{i=1}^4 \left( \frac{P_{CMG}^{peak} - P_{CMG}^{stby}}{\delta_{max}} \dot{\delta}_i(t) + P_{CMG}^{stby} \right) \quad (5.17)$$

ここで  $P_{CMG}^{peak}, P_{CMG}^{stby}$  はそれぞれジンバルモータの最大消費電力および待機電力， $\delta_{max}$  はジンバル角速度の取りうる上限値， $\dot{\delta}_i(t)$  は  $i$  番目 VSCMG のジンバル角速度を表す．その他，各種搭載機器は常に一定の電力を消費していると仮定し，ベース負荷による消費電力  $P_{base}$  を負の値を持つ一定値と仮定する．

式(5.13)から式(5.17)および  $P_{base}$  の総和を取り，宇宙機における要求電力の総和を次の式(5.18)のように表す．

$$P_{req}^{total}(t, \delta) = P_{PV}(t) + P_{SAR}(t) + P_{CMG}^{total}(t, \delta) + P_{base} \quad (5.18)$$

### 5.3.2. バッテリー長寿命化の考慮

式(5.18)の要求電力  $P_{req}^{total}$  を IPACS とバッテリーにより次式(5.19)のように表す。

$$P_{req}^{total} = P_{BATT}^{ref} + P_{IPACS}^{ref} \quad (5.19)$$

ここで、 $P_{BATT}^{ref}$  はバッテリーによる電力を表す。一般にリチウムイオンバッテリーは急速な充放電を繰り返すほど、また、広い SOC 範囲で利用するほど容量低下や内部抵抗の増大が生じる<sup>[83]</sup>。加えて極端な低温・高温環境下での充放電も主要な劣化要因となるが、宇宙機では一般的にバッテリーの周辺をサーマルシールド等により囲うとともにヒータを用いて適切な温度範囲（リチウムイオンバッテリーの場合、摂氏 10 度から 25 度の範囲）となるように能動的な温度制御を行っている<sup>[84]</sup>。そこで本研究では温度環境を除く急速な充放電や広い SOC 範囲での利用という二つの劣化要因に着目し、バッテリーセルの長寿命化を目指し C レートが一定以上の閾値を超えないよう、また、SOC が一定の範囲内を超え深い放電深度や満充電状態に至らないように意図し、 $P_{BATT}^{ref}$  を導出する。仮に、要求電力全てをバッテリーで満たすとした場合の C レートを次の式(5.20)のように計算する。

$$C_r^{all} = \frac{P_{req}^{total}}{\eta_{BATT} E_{BATT}} \quad (5.20)$$

ここで、バッテリーのエネルギー変換効率  $\eta_{BATT}$  は  $0 < \eta_{BATT} < 1$  なる定数である。この際  $|C_r^{all}|$  が 1C を超えるようであればその超えた分の電力は IPACS が分担し、バッテリーは 1C 分の充放電を分担する。1C 充放電に相当する電力  $P_{req}^{1C}$  は理想的には  $P_{req}^{1C} = 1E_{BATT}$  であるため、バッテリー電力  $P_{BATT}^{ref}$  は次の式(5.21)のように表される。

$$P_{BATT}^{ref} = \begin{cases} P_{req}^{1C} / \eta_{BATT} & (\text{if } C_r^{all} > 1) \\ P_{req}^{total} / \eta_{BATT} & (\text{if } |C_r^{all}| \leq 1) \\ -P_{req}^{1C} / \eta_{BATT} & (\text{if } C_r^{all} < -1) \end{cases} \quad (5.21)$$

式(5.19)および式(5.21)より、VSCMG/IPACS で担うべき電力はエネルギー変換効率を考慮して次の式(5.22)となる。

$$P_{IPACS}^{ref} = (P_{req}^{total} - P_{BATT}^{ref} \eta_{BATT}) / \eta_{IPACS} \quad (5.22)$$

ここで、IPACS のエネルギー変換効率  $\eta_{IPACS}$  は  $0 < \eta_{IPACS} < 1$  なる定数である。ただし、IPACS に充電（放電）が要求され、ホイール回転速度  $\Omega$  が上限値  $\Omega_{max}$ （下限値  $\Omega_{min}$ ）に達している場合、IPACS は設計範囲を超える動作は行わず、バッテリー側にて充電（放電）を行う。

SOC の値と  $P_{req}^{total}$  の符号に応じた  $P_{BATT}^{ref}, P_{IPACS}^{ref}$  の計算式を Table 5.1 に示す。また、 $P_{BATT}^{ref}, P_{IPACS}^{ref}$  の電力分配はバッテリーの SOC,  $P_{req}^{total}$  の符号, およびホイール回転速度  $\Omega$  の値に応じて例外を設ける。例外を適用する際の判断基準のうち、バッテリーの SOC に関しては上限および下限の閾値をそれぞれ  $SOC_{th}^{max}$  および  $SOC_{th}^{min}$  として定義する。

- [例外 1] SOC が  $SOC_{th}^{max}$  以上で更に充電が要求される場合、C レートの値に依らず全て余剰電力は IPACS へ充電する。ただし全ての  $\Omega$  が上限値  $\Omega_{max}$  にて飽和する場合、この電力は余剰とみなし、宇宙機の外へ熱  $Q_{out}$  として放出する。
- [例外 2] SOC が  $SOC_{th}^{min}$  以下で充電が要求される場合 ( $P_{req}^{total} > 0$ )、C レートの値に依らず全ての余剰電力はバッテリーへ充電する。
- [例外 3] SOC が  $SOC_{th}^{min}$  以下で更に放電が要求される場合 ( $P_{req}^{total} < 0$ )、全ての電力を IPACS が供給する。ただし全ての  $\Omega$  が下限値  $\Omega_{min}$  にて飽和する場合、全てバッテリーにて放電を行う。

これらの分配法則にもとづき、バッテリーとともに VSCMG/IPACS を式(5.11)および式(5.12)の駆動則により駆動させることで、宇宙機の姿勢制御と電力マネジメントを同時に行う。

Table 5.1 Power distribution of  $P_{BATT}^{ref}$ ,  $P_{IPACS}^{ref}$

		要求電力	
		$P_{req}^{total} > 0$ (充電)	$P_{req}^{total} < 0$ (放電)
バッテリーSOC	$SOC > SOC_{th}^{max}$	[例外1] if $\Omega_{min} \leq \Omega < \Omega_{max}$ $\begin{cases} P_{BATT}^{ref} = 0 \\ P_{IPACS}^{ref} = P_{req}^{total} / \eta_{IPACS} \end{cases}$ if $\Omega = \Omega_{max}$ $\begin{cases} P_{BATT}^{ref} = 0 \\ P_{IPACS}^{ref} = 0 \\ Q_{out} = P_{req}^{total} \end{cases}$	
	$SOC_{th}^{min} \leq SOC \leq SOC_{th}^{max}$	if $\Omega_{min} \leq \Omega < \Omega_{max}$ $P_{BATT}^{ref} = \begin{cases} P_{req}^{IC} / \eta_{BATT} \text{ (if } C_r^{all} > 1) \\ P_{req}^{total} / \eta_{BATT} \text{ (if }  C_r^{all}  \leq 1) \\ -P_{req}^{IC} / \eta_{BATT} \text{ (if } C_r^{all} < -1) \end{cases}$ $P_{IPACS}^{ref} = (P_{req}^{total} - P_{BATT}^{ref} \eta_{BATT}) / \eta_{IPACS}$ if $\Omega = \Omega_{max}$ $\begin{cases} P_{BATT}^{ref} = P_{req}^{total} / \eta_{BATT} \\ P_{IPACS}^{ref} = 0 \end{cases}$	if $\Omega_{min} < \Omega \leq \Omega_{max}$ $P_{BATT}^{ref} = \begin{cases} P_{req}^{IC} / \eta_{BATT} \text{ (if } C_r^{all} > 1) \\ P_{req}^{total} / \eta_{BATT} \text{ (if }  C_r^{all}  \leq 1) \\ -P_{req}^{IC} / \eta_{BATT} \text{ (if } C_r^{all} < -1) \end{cases}$ $P_{IPACS}^{ref} = (P_{req}^{total} - P_{BATT}^{ref} \eta_{BATT}) / \eta_{IPACS}$ if $\Omega = \Omega_{min}$ $\begin{cases} P_{BATT}^{ref} = P_{req}^{total} / \eta_{BATT} \\ P_{IPACS}^{ref} = 0 \end{cases}$
	$SOC < SOC_{th}^{min}$	[例外2] $\begin{cases} P_{BATT}^{ref} = P_{req}^{total} / \eta_{BATT} \\ P_{IPACS}^{ref} = 0 \end{cases}$	[例外3] if $\Omega_{min} < \Omega \leq \Omega_{max}$ $\begin{cases} P_{BATT}^{ref} = 0 \\ P_{IPACS}^{ref} = P_{req}^{total} / \eta_{IPACS} \end{cases}$ if $\Omega = \Omega_{min}$ $\begin{cases} P_{BATT}^{ref} = P_{req}^{total} / \eta_{BATT} \\ P_{IPACS}^{ref} = 0 \end{cases}$

#### 5.4. 数値解析

##### 5.4.1. 解析条件

観測センサとして SAR を搭載したリモートセンシング衛星が Figure 5.6 に示すように 1 周回における軌道上でスポットライトモードにより複数回地表の観測を行うミッションを想定する。数値解析に用いたパラメータを Table 5.2 に示す。なお、その他の数値解析条件については、第 3 章の数値解析における条件で述べた通りとする。

IPACS 各ホイールの  $\boldsymbol{\Omega}_{\max}, \boldsymbol{\Omega}_{\min}$  については、式(5.4)で示す最大で利用可能なエネルギー容量  $E_{IPACS}^{\max}$  を、バッテリーのエネルギー容量とほぼ同程度となるように設定した。ホイール慣性  $J_s$  およびホイール回転速度の最大値  $\boldsymbol{\Omega}_{\max}$  を仮に設計パラメータとした場合、IPACS が最大で持てるエネルギー量との関係を Figure 5.7 に示す。図中において、赤い丸点で示すプロットの部分の値をパラメータとして採用した。また、宇宙機はゼロモーメント方式を想定するが、予期せぬ外乱によりこれが保てない場合でも姿勢制御が実現できることを示すため、初期状態  $\boldsymbol{\Omega}_0$  は同一でない値を設定した。

次に 1 周回における日照/日陰および SAR による観測間隔（式(5.14)および式(5.16)）を Figure 5.8 に示す。宇宙機は太陽同期準回帰軌道を周回しているとし、軌道周期を 5800 s、このうち日照時間が 3742 s、日陰時間が 2058 s とする。宇宙機が SAR スポットライトモードにより複数回地表の観測を行うことを想定し、姿勢マヌーバプロファイルとして三軸周りの姿勢角速度をそれぞれ次の式(5.23)のような正弦関数として模擬する<sup>[51]</sup>。

$$\boldsymbol{\omega}^{ref}(t) = \begin{bmatrix} \omega_1^{ref}(t) \\ \omega_2^{ref}(t) \\ \omega_3^{ref}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.002 \sin\left(\frac{2\pi t}{9000}\right) \\ -0.003 \sin\left(\frac{2\pi t}{12000}\right) \\ 0.001 \sin\left(\frac{2\pi t}{10000}\right) \end{bmatrix} \quad (5.23)$$

電力分配則におけるバッテリーの SOC 閾値  $SOC_{th}^{\max}, SOC_{th}^{\min}$  に関しては、以下の式(5.24)に示す 2 Case を想定する。なお、SOC の初期値は各 Case での  $SOC_{th}^{\min}$  の値を用いる。

$$\begin{aligned} \text{Case 1 : } & SOC_{th}^{\max} = 80 \% , \quad SOC_{th}^{\min} = 20 \% \\ \text{Case 2 : } & SOC_{th}^{\max} = 80 \% , \quad SOC_{th}^{\min} = 50 \% \end{aligned} \quad (5.24)$$

Case 1 での  $SOC_{th}^{\min}$  については、地上の車載用途や定置用途向けのリチウムイオンバッテリーの試験において良く用いられる値を採用する<sup>[85]</sup>。一方 Case 2 での  $SOC_{th}^{\min}$  は宇宙用リチウムイオンバッテリーが実際に軌道上で運用される場合の放電深度を考慮した値を採用する。

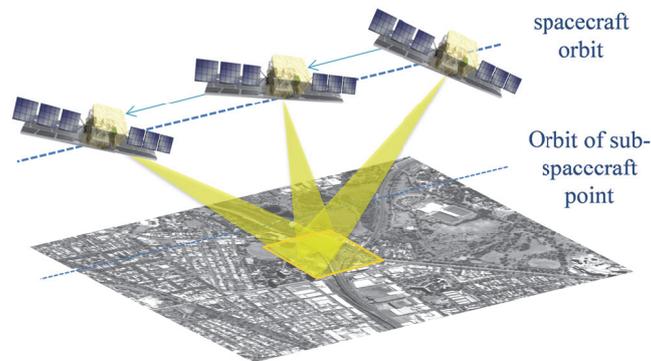


Figure 5.6 Earth observation missions by SAR spotlight mode

数値解析として、Table 5.3 に示すように、比較手法として Method 1 ではエネルギー貯蔵の全てをバッテリーでまかない、VSCMG は姿勢制御のためにのみ用いる。Method 2 ではエネルギー貯蔵および姿勢制御を全て VSCMG/IPACS でまかなう。提案手法として、Method 3 ではエネルギー貯蔵をバッテリーと IPACS 双方でまかない、VSCMG/IPACS 駆動則およびバッテリーへは Table 5.1 にもとづく  $P_{IPACS}^{ref}$  および  $P_{BATT}^{ref}$  を入力する。

#### 5.4.2. 解析結果

各 Method および各 Case において姿勢マヌーバを行った際の宇宙機の姿勢角誤差  $\theta - \theta^{ref}$  を Figure 5.9 に示す。式(5.23)より本数値解析では姿勢整定を想定していないが、いずれの Method および Case でも宇宙機は大きく姿勢を乱すことなく姿勢変更プロファイルに追従している。また、提案手法(Method 3)を適用した場合の結果について、Method 1 および Method 2 を適用した場合と比較して大きな違いは生じておらず、提案手法を適用しても姿勢制御性能は劣化しないことが確認できる。

次に各条件について Figure 5.10 から Figure 5.12 に宇宙機からの要求電力、Figure 5.13 から Figure 5.15 にジンバル角およびホイール回転速度、Figure 5.16 から Figure 5.18 にヤコビ行列条件数を示す。

Figure 5.10 から Figure 5.12 より、各条件で要求電力を実現するための  $P_{BATT}^{ref}$ 、 $P_{IPACS}^{ref}$  が計算できていることがわかる。Figure 5.13 から Figure 5.15 より、いずれの条件でもホイールの回転速度を均一に揃えるように制御を行っているが、Method 2 および Method 3 では姿勢制御に加えて IPACS で要求電力を実現するため、ホイール回転速度の平均値を変化させている。特にシミュレーション時間の後半、日陰時に SAR で観測する際にはホイールの回転速度を落とし、バッテリーに加えて IPACS からも宇宙機へ電力を供給していることがわかる。

ただし、Method 2 では要求電力の全てを IPACS で担う必要があり、回転速度の変化が大きく、Figure 5.17 よりホイールヤコビ行列の条件数が悪化していることがわかる。Method 3 ではバッテリーと要求電力を分担するため、Figure 5.18 より条件数の悪化を抑制できている。

更に Figure 5.19 および Figure 5.20 にそれぞれ Method 1 および Method 3 のバッテリー SOC および C レートを示す。Method 1 と比較し、提案手法である Method 3 では設計意図どおり、バッテリーの SOC 運用域を予め定義した閾値  $SOC_{th}^{min}$  から  $SOC_{th}^{max}$  の間の範囲に、C レートを  $\pm 1C$  の範囲に収めることができている。

Table 5.2 Parameters for simulation

Symbol	Value	Unit
$J_s$	0.700	kgm <sup>2</sup>
$w_1$	$1.00 \times 10^{-4}$	-
$w_2$	1.00	-
$w_3$	$2.00 \times 10^{-3}$	-
$P_{PV}^{NRP}$	$3.00 \times 10^3$	W
$P_{SAR}^{NRP}$	$4.00 \times 10^3$	W
$P_{CMG}^{peak}$	95.0	W
$P_{CMG}^{sby}$	11.0	W
$\dot{\delta}_{max}$	57.3	deg/s
$P_{base}$	680	W
$E_{BATT}$	$1.50 \times 10^3$	Wh
$E_{IPACS}^{max}$	$1.73 \times 10^3$	Wh
$\eta_{BATT}$	0.850 <sup>[86]</sup>	-
$\eta_{IPACS}$	0.900 <sup>[87]</sup>	-
$\delta_0$ (Initial gimbal angles)	$[15.0 \ -15.0 \ 15.0 \ -15.0]^T$	deg
$\Omega_0$ (Initial wheel rotational speed)	$[2.00 \ 1.60 \ 1.10 \ 0.600]^T \times 10^4$	rpm
$\Omega_{max}$	$[2.10 \ 2.10 \ 2.10 \ 2.10]^T \times 10^4$	rpm
$\Omega_{min}$	$[0.600 \ 0.600 \ 0.600 \ 0.600]^T \times 10^4$	rpm
Spacecraft moment of inertia $I_B$	$I_B = \begin{bmatrix} 1.50 \times 10^3 & 0 & 0 \\ 0 & 1.50 \times 10^3 & 0 \\ 0 & 0 & 1.50 \times 10^3 \end{bmatrix}$	kgm <sup>2</sup>

Table 5.3 Simulation Methods

Method number	Energy storage function	Attitude control function
Method 1 (Comparative method)	Battery only	VSCMG
Method 2 (Comparative method)	IPACS only	VSCMG
Method 3 (Proposed method)	Battery + IPACS	VSCMG

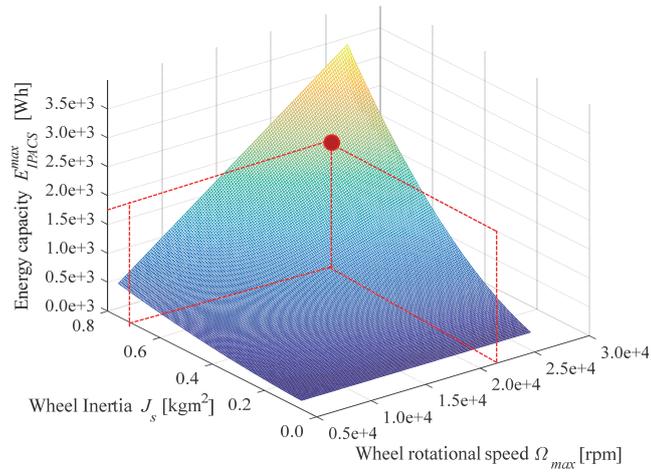


Figure 5.7 Example of relationship between energy capacity of IPACS  $E_{IPACS}^{max}$  and  $J_s$ ,  $\Omega_{max}$

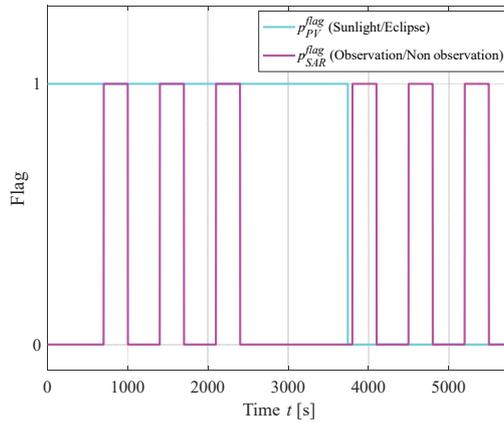


Figure 5.8 Profile of sunlight/eclipse and SAR observation mission

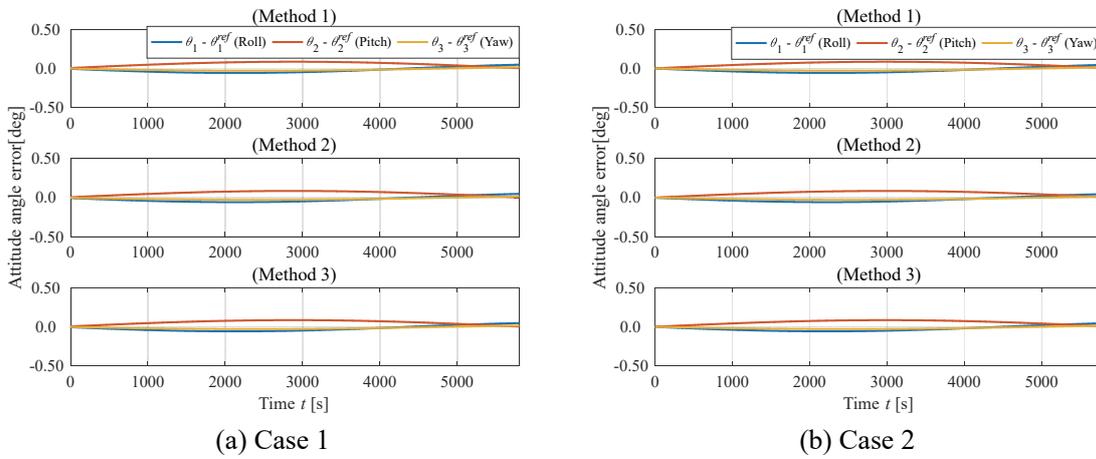
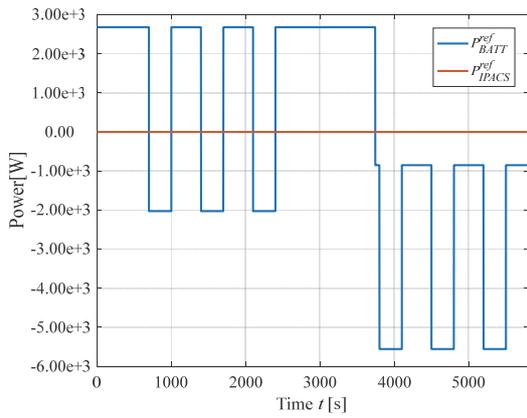
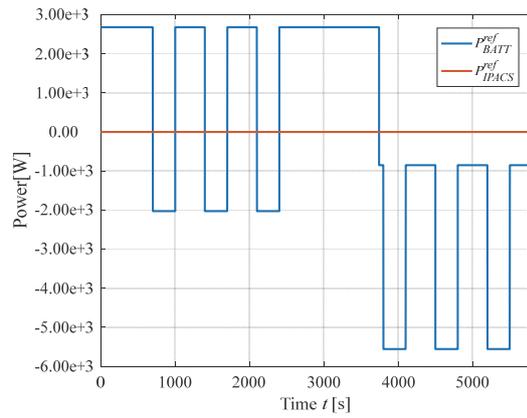


Figure 5.9 Error of Euler angle of the spacecraft

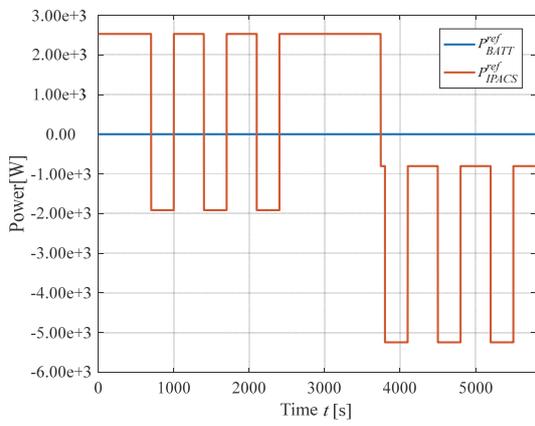


(a) Case 1

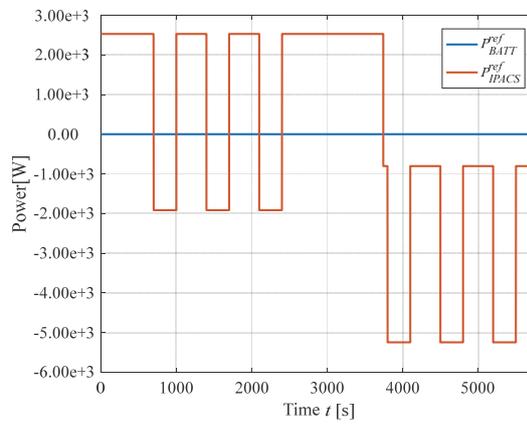


(b) Case 2

Figure 5.10 Power requirement (Method 1)

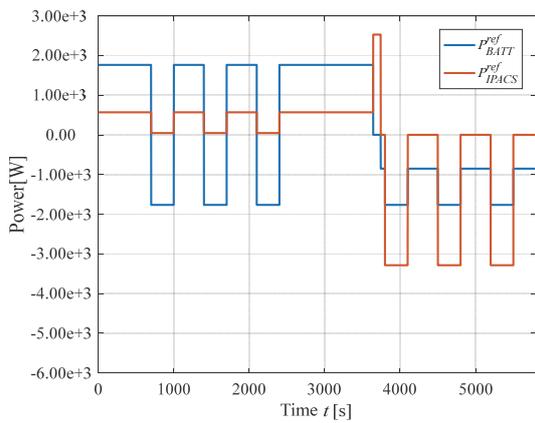


(a) Case 1

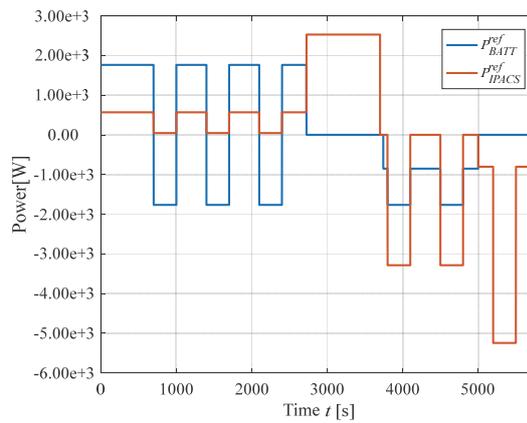


(b) Case 2

Figure 5.11 Power requirement (Method 2)

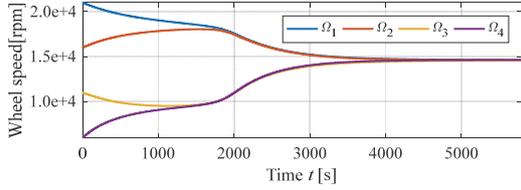
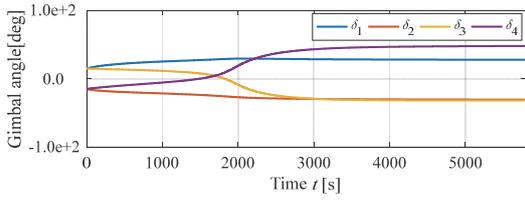


(a) Case 1

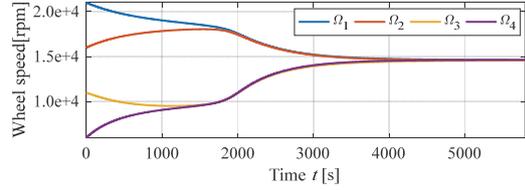
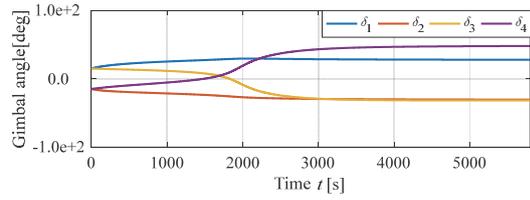


(b) Case 2

Figure 5.12 Power requirement (Method 3)

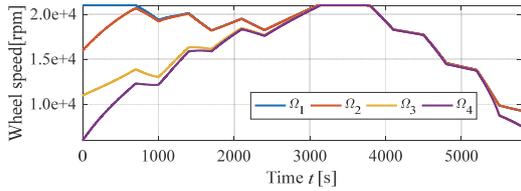
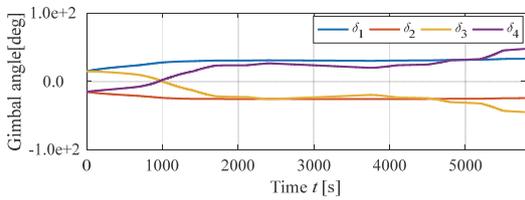


(a) Case 1

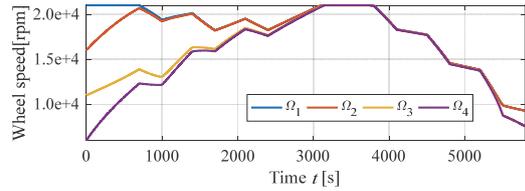
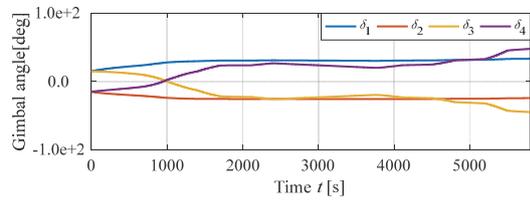


(b) Case 2

Figure 5.13 Gimbal angles (upper) and wheel rotational speeds (lower) (Method 1)

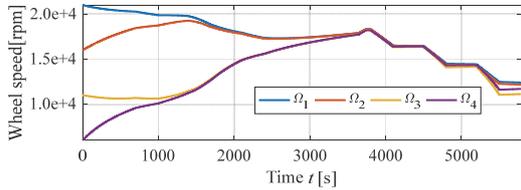
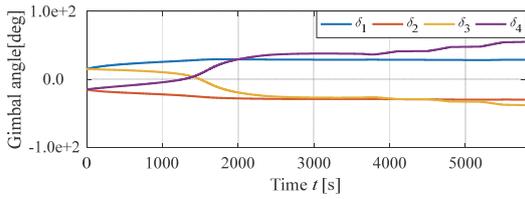


(a) Case 1

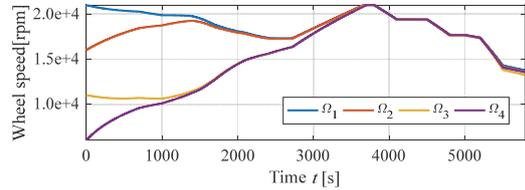
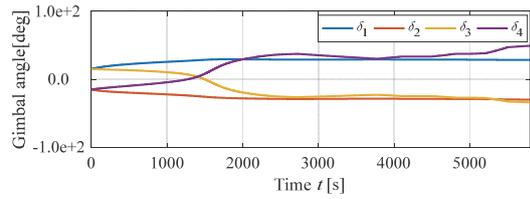


(b) Case 2

Figure 5.14 Gimbal angles (upper) and wheel rotational speeds (lower) (Method 2)

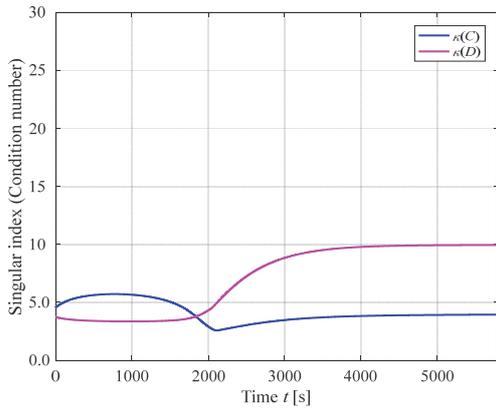


(a) Case 1

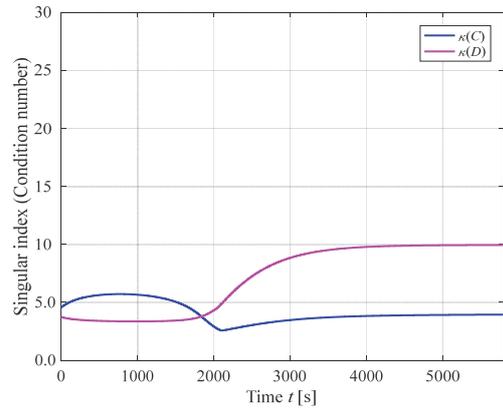


(b) Case 2

Figure 5.15 Gimbal angles (upper) and wheel rotational speeds (lower) (Method 3)

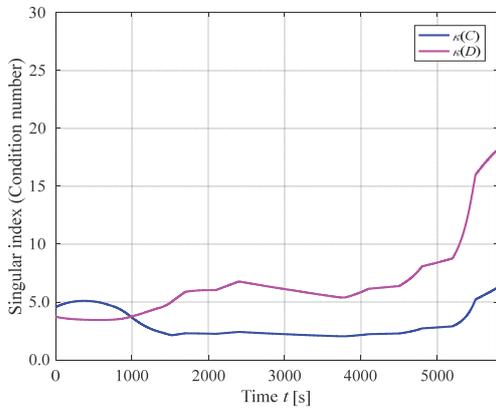


(a) Case 1

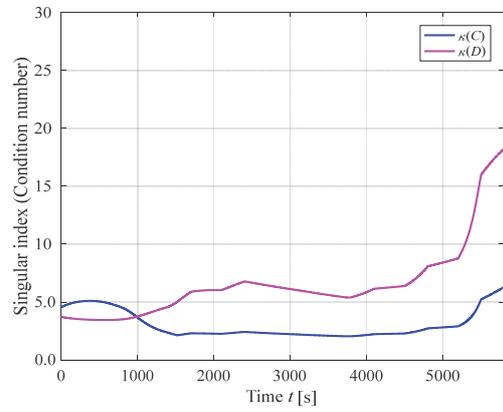


(b) Case 2

Figure 5.16 Condition number of Jacobian matrix (Method 1)

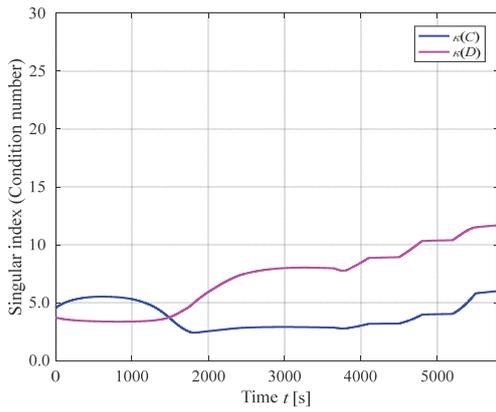


(a) Case 1

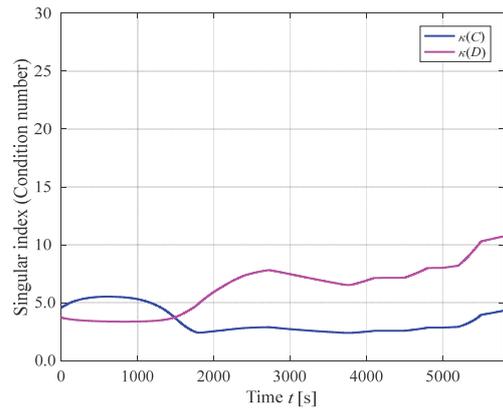


(b) Case 2

Figure 5.17 Condition number of Jacobian matrix (Method 2)



(a) Case 1



(b) Case 2

Figure 5.18 Condition number of Jacobian matrix (Method 3)

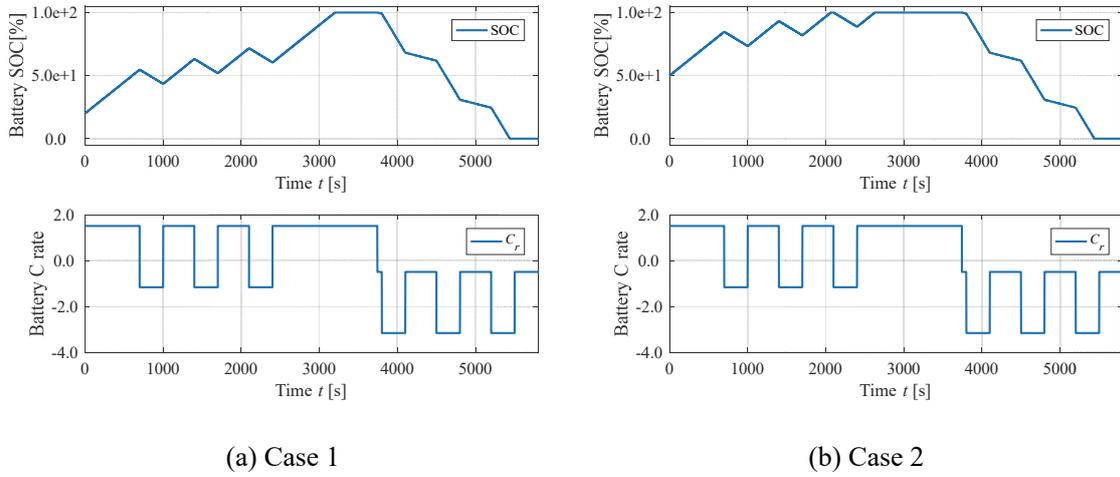


Figure 5.19 Battery SOC (upper) and C rate (lower) (Method 1)

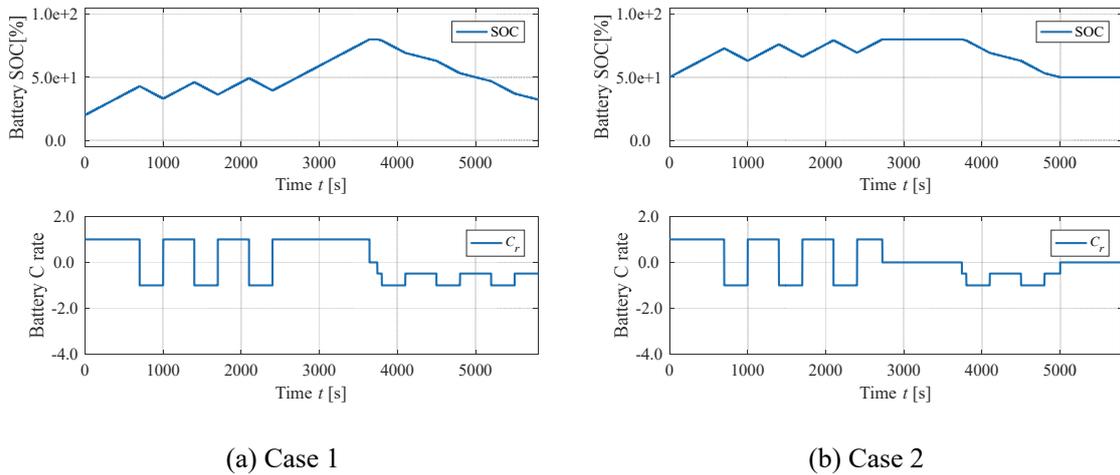


Figure 5.20 Battery SOC (upper) and C rate (lower) (Method 3)

### 5.4.3. バッテリー長寿命化についての評価

数値解析の結果から、本研究の提案手法がリチウムイオン二次電池の長寿命化ほどの程度寄与するかについて、電気化学の分野における先行研究事例を踏まえ参考値を試算する。

リチウムイオン電池の寿命は大きく充放電回数に関係する劣化（サイクル寿命）および時間による劣化（カレンダー寿命）に大別される。一般にこれらの劣化要因は多岐にわたり、電池の種類によっても異なる依存性を持つため一概に劣化を定量的に表現することは難しいと言われている<sup>[88]</sup>。

ここで傾向として、サイクル寿命は一回の充放電での放電深度(Depth of Discharge, DOD=1-SOC)の値が小さいほど、すなわち浅い放電を繰り返すほど劣化を抑制することができる。一回の充放電での DOD に対するサイクル回数と容量劣化率の関係例を Figure 5.21 に示す。

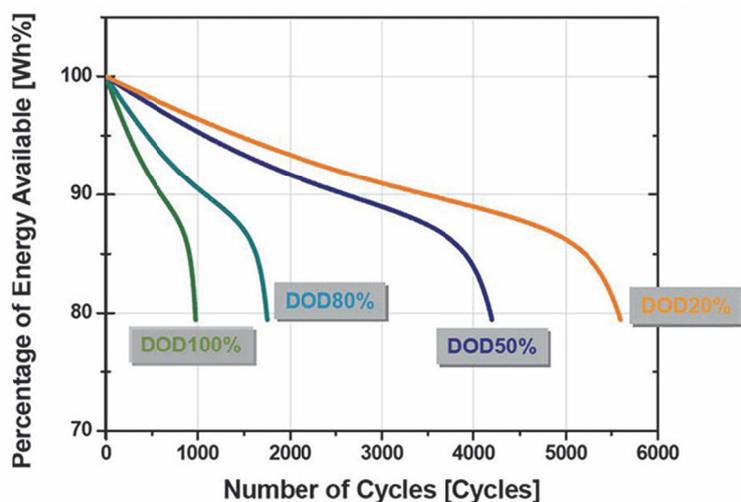


Figure 5.21 Example of relationship between number of cycles and capacity deterioration rate for DOD<sup>[89]</sup>

図中では横軸に充放電サイクルの回数，縦軸に利用可能なエネルギー容量を初期満充電容量に対する百分率の値として表している．この縦軸のパラメータを電池の健全度(State of Health, SOH)と定義する．初期満充電容量から劣化が20%進行し，SOHが80%に達するまでを寿命と定義し，このサイクル数を比較すると，DODが100%（SOCが0%）の場合は約1000サイクルであり，50%の場合は約4200サイクルである．Figure 5.19 (b)およびFigure 5.20 (b)より，Case 2において提案手法(Method 3)ではDODを50%に抑えているのに対し比較手法で(Method 1)ではDODを100%まで深く放電していることがわかる．これにより1サイクルに要する時間を同一と仮定すると，提案手法の適用によりおよそ4.2倍の長寿命化が見込める．

カレンダー寿命については，温度，時間，および開回路電圧(Open Circuit Voltage, OCV)，すなわちSOC値に依存する劣化特性を示す．本研究ではバッテリー周辺の温度環境は宇宙機内部にて理想的な状態に保たれていると仮定しているため，SOCに関係する劣化モードに着目する．保存時のSOCに対する保存期間と容量劣化率の関係をFigure 5.22に示す．図中では横軸に保存期間の平方根，縦軸に容量劣化の度合いを百分率で表している．この縦軸のパラメータは容量劣化の進行度合いであり， $1 - \text{SOH}$ として定義される．カレンダー寿命に関して，一般にリチウムイオン電池は充放電の有無に依らず，保存している際のSOCが高いと劣化が大きく，寿命が短くなることが明らかとなっている．前述と同様に容量劣化率が20%，すなわちSOHが80%に至る状態を寿命と定義，それまでの時間を比較すると，およその目分量ではあるが，SOCが100%となるまで充電するよりも80%となるまでの充電とした方が，およそ1.5倍の長寿命化が見込める．

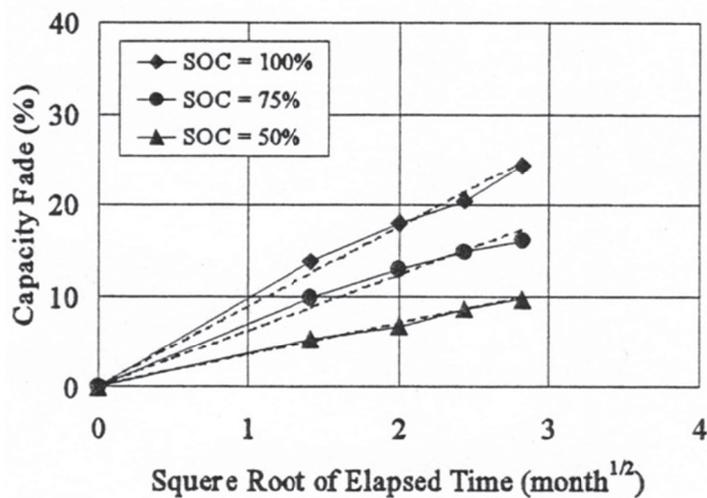


Figure 5.22 Example of relationship between time and capacity deterioration rate for SOC (SOC=100%, 75%, 50%)<sup>[90]</sup>

### 5.5. 結言

宇宙機搭載リチウムイオンバッテリーの長寿命化を目的とし、VSCMG/IPACSによるエネルギー貯蔵装置のハイブリッド構成と姿勢制御の同時実現手法を提案した。数値解析結果より、提案手法ではVSCMGにて宇宙機の所望の姿勢制御を実現するとともに、IPACSにてホイールの回転速度を変化させることでバッテリーからの電力と合わせて宇宙機の要求電力を満たすことが示された。このとき、バッテリーのSOC運用域およびCレートを意図した範囲内に制限しIPACSが一部を補助することで、バッテリーセルの劣化を抑制し長寿命化へ寄与する効果が期待できる。更に副次的な効果として、放電電力の一部をIPACSが担うことで、バッテリーからの発熱を抑制できるというメリットも想定できる。

## 第6章 結論

## 6.1. 本論文の総括

本論文では、CMGに内在するトルク分解能の低さや機構の複雑さに起因する故障リスクの問題、およびエネルギー貯蔵装置として用いた際の電力マネジメントの困難さに関する問題に対して、高分解能地球観測衛星の観測ミッションを想定した複数の時間スケールにわたる運用シナリオに着目し、宇宙機姿勢制御の性能向上やシステムの耐故障性・信頼性に寄与するCMG駆動則を提案した。

CMGは宇宙機姿勢制御のために用いられる同種の内力アクチュエータであるRWと比較し出力トルクの大きさや単位トルクあたり消費電力の面で大きなメリットがあり、これまでISSやMirといった大型の宇宙構造物の姿勢制御に用いられてきた。一方、昨今では危機管理分野・安全保障分野を中心に数十cm以下という極めて高分解能な衛星画像を迅速に取得し、ユーザへ即座に配布するニーズが大きく、この要求に応えるため高分解能地球観測衛星にCMGを搭載し、姿勢制御のアジリティ（俊敏性）を高めている。この際、所望の地点の画像を高精度かつ鮮明に取得するためにはCMGに内在する(1)RWと比較したトルク分解能の低さや(2)機構の複雑さに起因する特異点問題や故障リスクといった点に対して対処する必要がある。更にCMGはホイール回転体が有する力学的エネルギーを利用し宇宙機バスにおいて電力供給や蓄電を行う(3)エネルギー貯蔵装置としての利用も提案されている。現在、宇宙機電源系におけるバッテリーとしてはリチウムイオン電池が標準的に搭載されているが、その劣化や故障は観測ミッションの継続性に直結するため、更なる信頼性向上が求められている。

本論文ではこれらハードウェア面を含む各種課題について、宇宙機の姿勢マヌーバ計画を含む運用シナリオはそれを実現するためのCMG駆動則との間に密接な関わりがあるという点に着目した。ここでCMG駆動則に関する従来研究では単一姿勢マヌーバの成立性を目的とし、主に宇宙機からの要求トルクに対して所望のジンバル指令値を計算する際の逆行列計算における特異点問題を議論してきた。本論文ではこれら従来研究の考え方を取り入れるとともに、特に多地点連続観測ミッションや軌道上での長期間の運用といった視点を新たに加えた解決策を提案した。関連する課題点、提案手法の概要、運用シナリオ（時間スケール）についてTable 6.1に示す。提案手法では各課題に対応した宇宙機運用における時間スケールを意識した上で、姿勢マヌーバ計画の仮定と運用シナリオの設定を行っている。

以下に、本論文で提案した手法の内容に関する概要と解決した課題、宇宙機システムの要求面から見た本論文の貢献と今後の展望を述べて結論とする。

Table 6.1 Overview of the proposed methods in this dissertation

Chap.	Issue	Proposed method	Operational scenario (Time scale)
3	Torque resolution	Mode transition steering law of VSCMGs aiming at shortening settling time for multipoint observation missions	Continuous attitude maneuvers (several tens of seconds to several minutes)
4	Failure risk due to the complexity of the mechanism	CMG steering law which considers biased loads of gimbals	Continuous attitude maneuvers over a long period of time (for several hours to several months)
5	Utilization as an energy storage device	Power Management which considers attitude control and battery lifetime for spacecraft with VSCMGs	Repetition of the attitude maneuver in orbit (for several hours to several years)

## 6.2. 本論文で提案した手法の内容に関する概要と解決した課題

第3章では宇宙機の連続姿勢マヌーバ（数十秒～数分程度）を想定し、VSCMGを用いて各姿勢マヌーバ終局時にトルク分解能を向上させるモード遷移駆動則を提案した。VSCMGを利用することでソフトウェアの制御により柔軟に駆動モードを切り替えるモード遷移駆動則はCMGのハードウェア制約を解決し得る有効な手段である。従来、単一のRest to Rest姿勢マヌーバを仮定し終局状態で姿勢整定に最適な状態を取る手法が提案されてきたが、後続のマヌーバを開始する際のジンバル挙動について陽に考慮されていないため、予めプロファイルとして設定した一連の連続姿勢マヌーバが成立しない可能性がある。本論文では単一姿勢マヌーバ終局時の姿勢整定の性能と後続姿勢マヌーバ開始時の性能について、駆動則におけるホイールヤコビ行列とジンバルヤコビ行列の条件数に着目、両者のバランスを考慮した終局ジンバル角度の設定方針とヌル運動による実現手法を提案した。

これにより、高分解能地球観測衛星が一回の軌道パス上で連続して多地点観測を行う際の姿勢制御性能の向上を図った。

第4章では、長期間にわたる連続姿勢マヌーバの繰り返し（数時間～数ヶ月程度）を想定し、CMGの故障につながる特異点近傍でのジンバルの急激な動きと、特異点を通過しない場合にSkew配置された4個のCMG間で生じるジンバル駆動量の偏り、および駆動量の総和を抑制する手法を提案した。従来、多くのCMG駆動則は擬似逆行列計算におけるランク落ち（特異点）を防ぐことを主目的とし、実時間で特異点からの距離を変数として設定

した上で逐次指令値を計算するケースが多い。この場合特異点近傍で生じる急激なジンバル駆動が故障を誘発する恐れがあり、ハードウェアにとっては望ましくない。一方、仮に特異点を通過せず宇宙機が姿勢マヌーバを複数回繰り返すと、特定の CMG に駆動量が偏るケースが確認され、これも同様にハードウェアにとっては望ましくない。本論文ではこの問題に対し、CMG ジンバル駆動パターンはステアリング開始時の初期角度の組み合わせに依存する性質に着目した。従来、"Preferred gimbal angles"として特異点回避に用いられてきた手法を応用し、姿勢マヌーバ開始前の時間を活用した動作予測計算とヌル運動を併せて実施することで、これら二つの課題点に対し解決を図った。

これにより、高分解能地球観測衛星が頻繁に観測センサの視線方向を目標地点へ向けるいわゆる"首振り動作"を繰り返す際に想定される CMG の故障リスク低減が期待できる。

第 5 章では、まず宇宙機バスにおけるエネルギー貯蔵機能としての VSCMG/IPACS とバッテリーとを組み合わせるハイブリッドシステムとする電源構成を提案した。更に VSCMG/IPACS が必要な姿勢制御を実現しつつ、バッテリーの劣化モードに関する SOC 運用域および C レート値が予め定めた条件を逸脱しないよう必要な電力を供給、宇宙機からの要求電力を満たすような電力分配則を設計した。VSCMG/IPACS はこれまで電源系における化学バッテリーを代替する概念として捉えられてきたが、内力アクチュエータおよびエネルギー貯蔵装置という二つの機能にとって単一故障点となる点、ホイールの回転速度を通常の CMG と比較して高い値に保つ必要があり機械的ストレスが大きい点等から実用化には至っていない。そこで本論文では VSCMG/IPACS とバッテリーを合わせてハイブリッドシステムとする電源構成を提案し、VSCMG/IPACS が姿勢制御機能を担う一方でバッテリーの劣化モードを抑制するようなエネルギーマネジメントを行う手法を提案した。

これにより、宇宙機の寿命とミッションの継続性を左右するキーコンポーネントであるバッテリーの長寿命化への貢献が期待できる。また、VSCMG/IPACS とバッテリーがハイブリッド構成を取ることで、万が一バッテリーに不具合が生じた場合でも VSCMG/IPACS が冗長的にエネルギー貯蔵機能を提供することが可能となる、バッテリー側の発熱を抑制できるといったメリットが生じる。これにより宇宙機の信頼性向上、しいては長期間の観測ミッション継続性向上に寄与することが可能である。

本論文の第 3 章、第 4 章、および第 5 章にて提案した各駆動則はそれぞれ異なる時間スケールでの運用シナリオにもとづき設計されたものであるが、各々の手法は宇宙機バス系から要求されるトルクおよび電力を実現するためのジンバル角速度およびホイール角加速度を導出するという基本的な CMG 駆動則の原理に基づくものである。ゆえに、提案手法は各運用シナリオを想定しつつも、複数の時間スケールにわたる各課題を解決する駆動則として統合的に取り扱うことが可能である。提案手法を統合的に捉えた概念を Figure 6.1 に示す。複数回連続姿勢マヌーバは第 3 章で示すように、モード遷移駆動則を用いて後続の姿勢マヌーバで CSCMG モードを効果的に駆動できるよう、フィードバック手法により終局時まで実現する。このような複数回連続姿勢マヌーバを長期間繰り返す場合には

4-skew 配置 CMG における各ジンバル駆動量やその偏りをなるべく平準化させることが望ましいため、第 4 章に示すように適切な初期ジンバル角を予め導出、ヌル運動により事前配置する。この際、第 3 章で示した提案手法での初期および終局ジンバル角度の値にこれを採用することで、双方の手法から得られるメリットを同時に実現可能である。更に、このような運用を軌道上で数年以上の間継続して行う場合には、第 5 章に示すように VSCMG/IPACS とバッテリーのハイブリッド構成を取り、提案する電力分配則を適用することでバッテリーの長寿命化にも貢献できる。VSCMG/IPACS 駆動則では先行研究による特異点回避手法を組み込んでいるが、当然ながらその部分には第 3 章および第 4 章で提案した駆動則を適用することも可能である。以上から本研究の提案手法は駆動則としてソフトウェアにより実装され、宇宙機バスシステム上でのハードウェアの変更や改修を最小限に留め、複数の課題を効果的・効率的に解決することが可能であると言える。

### 6.3. 今後の展望

本研究が現時点で有する課題を整理した上で、今後の研究の展望について以下に述べる。

#### (1) モード遷移 VSCMG 駆動則における課題と今後の展望

本論文では各単一マヌーバにおける目標終局ジンバル角度実現のため、モード遷移駆動則においてヌル運動を利用したジンバル角度フィードバック手法を実装した。また、ヌル運動の実現性を高めるために終局ジンバル角度候補からユークリッドノルム上で直近のものを目標として選択、併せて境界時点以降のマヌーバ時間をより長く取るプロファイルを設定している。一方で理論上、ヌル運動は選定した終局ジンバル角度への確実な到達を保

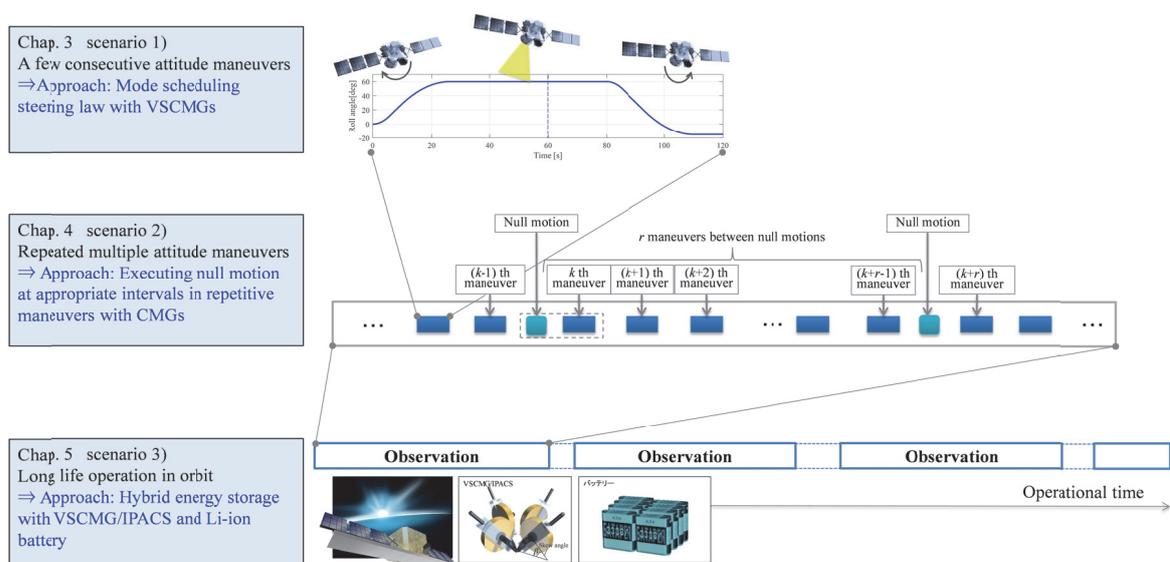


Figure 6.1 Integrated use case image of the proposed method

証するものでないため、複数ケースを想定したモンテカルロシミュレーション等を通じた更なる検証や改善が必要である。

## (2) ジンバル駆動量の偏りを考慮した CMG 駆動則における課題と今後の展望

本論文では姿勢マヌーバ開始前の初期ジンバル角度設定により CMG が以後、特異点を通過しないことを前提とし、同一の姿勢マヌーバを複数回繰り返すケースにおける駆動パターンの傾向を分析することで、提案手法の適用間隔設定に対する指針を得た。一方、特異点を通過する単一の姿勢マヌーバを行うケースや、任意の目標姿勢角が都度与えられ姿勢マヌーバを繰り返すケースについては更なる分析と提案手法の有効性確認が必要である。

## (3) VSCMG/IPACS による姿勢制御とバッテリー長寿命化を考慮した電力マネジメントにおける課題と今後の展望

本論文では、VSCMG/IPACS 側がバッテリー側の SOC 値および C レートの値を実時間で把握し、意図した範囲を超えないよう IPACS が一部電力を補助するような電力分配則を提案した。このため、VSCMG/IPACS とバッテリーはそれぞれ別個のモデルとして定式化がなされており、バッテリーの状態量に応じて VSCMG/IPACS における指令値が非連続な値を取る可能性がある。今後は更なる性能向上へ向けて、VSCMG/IPACS とバッテリーを一つの統合的なモデルとして取り扱い、非線形な挙動を含めた状態空間表現と最適化による電力マネジメント手法の確立が必要であろう。

## 参考文献

- [1] 宇宙航空研究開発機構(JAXA), ”リモートセンシングとは”,  
[http://www.eorc.jaxa.jp/rs\\_knowledge/](http://www.eorc.jaxa.jp/rs_knowledge/) (accessed April 5th, 2017).
- [2] 宇宙航空研究開発機構(JAXA), ”陸域観測技術衛星「だいち」(ALOS)による東日本大震災の緊急観測結果”,  
[http://www.eorc.jaxa.jp/ALOS/img\\_up/jdis\\_opt\\_tohokueq\\_110405.htm](http://www.eorc.jaxa.jp/ALOS/img_up/jdis_opt_tohokueq_110405.htm) (accessed April 5th, 2017).
- [3] Institute for science and international security, ”Satellite Image Shows Damage to Reactor Buildings at Fukushima Daiichi Complex after Explosions”,  
<http://isis-online.org/isis-reports/detail/satellite-image-shows-damage-to-reactor-buildings-at-fukushima-daiichi-comp/37> (accessed April 5th, 2017).
- [4] 宇宙航空研究開発機構(JAXA), ”陸域観測技術衛星 2号「だいち 2号」(ALOS-2)”,  
<http://www.jaxa.jp/projects/sat/alos2/> (accessed April 5th, 2017).
- [5] 宇宙航空研究開発機構(JAXA), ”先進光学衛星”,  
<http://www.satnavi.jaxa.jp/project/senshin/> (accessed April 5th, 2017).
- [6] 内閣衛星情報センター, ”情報収集衛星”,  
<http://www.cas.go.jp/jp/gaiyou/jimu/pdf/csice2.pdf> (accessed April 5th, 2017).
- [7] 内閣衛星情報センター, ”情報収集衛星に係る経費の平成 29 年度政府予算案”,  
[http://www.cas.go.jp/jp/gaiyou/jimu/pdf/h29\\_yosanan.pdf](http://www.cas.go.jp/jp/gaiyou/jimu/pdf/h29_yosanan.pdf) (accessed April 5th, 2017).
- [8] Orbital Insight, ”World Oil Storage Index”,  
<https://orbitalinsight.com/solutions/world-oil-storage-index/> (accessed April 5th, 2017).
- [9] 内閣府, ”宇宙基本計画(平成 28 年 4 月 1 日閣議決定)”,  
<http://www8.cao.go.jp/space/plan/plan3/plan3.pdf> (accessed April 5th, 2017).
- [10] 株式会社アクセルスペース, ”地球観測画像データのプラットフォーム「AxelGlobe」が本格始動”,  
<https://www.axelspace.com/info/news/20151210/axelglobe-start/> (accessed April 5th, 2017).
- [11] 機械システム振興協会, 無人宇宙実験システム研究開発機構, ”高度なマヌーバビリティを有する地球観測監視衛星に関する調査研究報告書(2009 年度)”,  
<http://www.jspacesystems.or.jp/library/archives/usef/gijyustu/pdf/18-R-14.pdf> (accessed April 6th, 2017).
- [12] Leve, F. A., Brian, J. H., and Mason, A. P., ”Spacecraft Momentum Control Systems”,  
*Springer Space Technology Library*, Vol. 1010 (2015), pp.151-152.
- [13] Airbus Intelligence Defence & Space, ”PLEIADES Meeting with FFG”, (2009).
- [14] CNES, ”CNES projects library – Pleiades system”,

- [https://pleiades.cnes.fr/en/PLEIADES/GP\\_systeme.htm](https://pleiades.cnes.fr/en/PLEIADES/GP_systeme.htm) (accessed April 5th, 2017).
- [15] DigitalGlobe, "Meet WorldView-4", <http://worldview4.digitalglobe.com/#/main> (accessed April 8th, 2017).
- [16] Gleyzes, M-Alain, Lionel Perret, and Philippe Kubik., "Pleiades system architecture and main performances", *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Vol. 39, (2012).
- [17] 宇宙航空研究開発機構(JAXA), "Reaction Wheel Assenmbly Type S", <http://www.kenkai.jaxa.jp/eng/database/e-gha002.html> (accessed April 13th, 2017).
- [18] Honeywell, "Technology Insertion: A Well-Grounded Approach to Implementing Out of this World Technology", <https://www.slideshare.net/SWEMarketing/technology-insertion-a-wellgrounded-approach-to-implementing-out-of-this-world-technology> (accessed April 13th, 2017).
- [19] 一般財団法人リモートセンシング技術センター, "衛星総覧 Pleiades-HR (1A / 1B)", <https://www.restec.or.jp/satellite/pleiades-hr-1a-1b>, (accessed April 13th, 2017).
- [20] DigitalGlobe, "WorldView-1 data sheet".
- [21] DigitalGlobe, "WorldView-2 data sheet".
- [22] DigitalGlobe, "WorldView-3 data sheet".
- [23] Damilano, Patrice., "Pleiades high resolution satellite: a solution for military and civilian needs in metric-class optical observation", *15th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, (2001).
- [24] 神澤拓也, 井澤克彦, 勘角幸弘, 三浦恭平, 梶田直希, 田邊和久, 田島崇男, "ALOS-2 搭載高トルクリアクションホイールの軌道上性能評価", *第59回宇宙科学技術連合講演会講演集*, (2015), JSASS-2015-4117.
- [25] Varatharajoo, R., and Fasoulas, S., "Methodology for the Development of Combined Energy and Attitude Control Systems for Satellites", *Aerospace Science and Technology*, Vol.6, (2002), pp.303-311.
- [26] Heiberg, Christopher J., David Bailey, and Bong Wie., "Precision spacecraft pointing using single-gimbal control moment gyroscopes with disturbance", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 23, No.1, (2000), pp. 77-85.
- [27] Li, Xue, Wei Cheng, and Xiongfei Li., "Modelling of Gimbal Control Moment Gyro and analysis of gimbal disturbance impact" *Tehnicki Vjesnik-Technical Gazette*, Vol. 21, No. 6, (2014), pp. 1189-1199.
- [28] 神澤拓也, 遠藤達也, 川井洋志, 藤原謙, "可変フィードバックゲインを用いた高速・高精度姿勢マヌーバ則と CMG ミスアライメント擾乱の低減", *第54回宇宙科学技術連合講演会講演集*, (2010), JSASS-2010-4363.
- [29] Dov, V. and Vaios, J.L., "Rapid Rotational Maneuvering of Rigid Satellites with Hybrid

- Actuators Configuration”, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 36, No. 2, (2013), pp. 532-547.
- [30] Takahashi, M., Nanamori, Y., and Yoshida, K., “Rapid Multi-target Pointing and High Accuracy Attitude Control Steering Law of Variable Speed Control Moment Gyroscopes”, *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, (2008), AIAA 2008-7015.
- [31] Kasai, S. and Kojima, H., “Gain-scheduled Steering Control Law for Variable Speed Control Moment Gyros”, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, (2013), AIAA 2013-4796.
- [32] 能美亜衣, 高橋正樹, "コントロールモーメントジャイロ搭載宇宙機の耐故障姿勢制御系", *日本機械学会論文集*, Vol. 81, No. 826, (2015), pp. 14-00297.
- [33] Kurokawa, Haruhisa, "Survey of theory and steering laws of single-gimbal control moment gyros", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 30, No.5, (2007), pp. 1331-1340.
- [34] Leve, Frederick A., and Norman G. Fitz-Coy., "Hybrid steering logic for single-gimbal control moment gyroscopes", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 33, No. 4, (2010), pp. 1202-1212.
- [35] Wie, B., “Singularity Robust Steering Logic for Redundant Single-Gimbal Control Moment Gyros”, *Journal of Guidance, Control, Dynamics*, Vol. 24, No. 5, (2001), pp. 865-872.
- [36] Schaub, H., Junkins, L.J., “Singularity Avoidance Using Null Motion and Variable-Speed Control Moment Gyros”, *Journal of Guidance, Control, Dynamics*, Vol. 23, No. 1, (2000), pp. 11-16.
- [37] Ford, K. A., Hall, C. D., “Singular Direction Avoidance Steering for Control-Moment Gyros”, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 23, No. 4, (2000), pp. 648-656.
- [38] Wie, B., “Space Vehicle Dynamics and Control Second Edition”, *AIAA Education Series*, (2008).
- [39] 佐藤峻介, 高橋正樹. "コントロールモーメントジャイロ搭載人工衛星の角運動量経路計画による特異点回避", *日本機械学会論文集 C 編*, Vol. 79, No. 801, (2013), pp. 1526-1539.
- [40] Schaub, Hanspeter, Srinivas R. Vadali, and John L. Junkins., "Feedback control law for variable speed control moment gyros", *Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. 46, No. 3, (1998), pp. 307-328.
- [41] Yoon, Hyungjoo, and Panagiotis Tsiotras., "Singularity analysis of variable speed control moment gyros", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol.27, No.3, (2004), pp. 374-386.
- [42] Jay, M. and Schaub, H., “Simplified Singularity Avoidance Using Variable-Speed Control Moment Gyroscope Null Motion”, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 32, No. 6, (2009), pp. 1938-1943.

- [43] 神澤拓也, 春木美鈴, 山中浩二, “CMG のトルク動作とジンバル角度制御のためのヌル運動を併用した高速多地点姿勢マヌーバ”, 第57回宇宙科学技術連合講演会講演集, (2013), JSASS-2013-4369.
- [44] Vadali, S. R., Oh, H. S., and Walker, S. R., “Preferred gimbal angles for single gimbal control moment gyros”, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 13, No. 6, (1990), pp. 1090-1095.
- [45] 七森泰之, 高橋正樹, “衛星姿勢制御用コントロールモーメントジャイロの初期ジンバル角最適化ステアリング則”, *日本機械学会論文集 C 編* Vol. 74, No. 747, (2008), pp. 2698-2704.
- [46] Fausz, Jerry, et al. "Survey of technology developments in flywheel attitude control and energy storage systems", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 32, No. 2, (2009), pp. 354-365.
- [47] GS YUASA, “ニュースリリース GS ユアサの宇宙用リチウムイオン電池採用数 110 機以上に到達～ 軌道投入総容量は世界トップクラスへ～”,  
[http://www.gs-yuasa.com/jp/newsrelease/article.php?ucode=gs151214173215\\_216](http://www.gs-yuasa.com/jp/newsrelease/article.php?ucode=gs151214173215_216)  
(accessed April 13th, 2017).
- [48] 宇宙航空研究開発機構(JAXA), “研究開発部門 長寿命化技術の研究”,  
<http://www.kenkai.jaxa.jp/research/longlife/longlife.html> (accessed April 13th, 2017).
- [49] Sasaki, Takahiro, Takashi Shimomura, "Generalized Dynamics of A Spacecraft with Plural MEDs and Attitude Control with DGVSCMGs via LPV Control Theory", *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, (2015).
- [50] 佐々木貴広, 下村卓. "DGVSCMG 搭載宇宙機の特異点にロバストな制御器設計", 第60回宇宙科学技術連合講演会講演集, (2016).
- [51] Cui, Peiling, et al. "Performance testing of a magnetically suspended double gimbal control moment gyro based on the single axis air bearing table", *Sensors*, Vol. 12, No. 7, (2012), pp. 9129-9145.
- [52] Richie, David J., Vaios J. Lappas, and Bong Wie, "Practical steering law for small satellite energy storage and attitude control", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 32, No.6, (2009), pp. 1898-1911.
- [53] Wie, B., "Singularity analysis and visualization for single-gimbal control moment gyro systems", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 27, No. 2, (2004), pp. 271-282.
- [54] Wie, B., “Singularity Robust Steering Logic for Redundant Single-Gimbal Control Moment Gyros”, *Journal of Guidance, Control, Dynamics*, Vol. 24, No. 5, (2001), pp. 865-872.
- [55] Wie, B., “Singularity Escape/Avoidance Steering Logic for Control Moment Gyro Systems”, *Journal of Guidance, Control, Dynamics*, Vol. 28, No. 5, (2005), pp. 948-956.
- [56] Ford, K. A., Hall, C. D., “Singular Direction Avoidance Steering for Control-Moment Gyros”,

- Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 23, No. 4, (2000), pp. 648-656.
- [57] Schaub, H., Junkins, L.J., "Singularity Avoidance Using Null Motion and Variable-Speed Control Moment Gyros", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 23, No. 1, (2000), pp. 11-16.
- [58] Takada, Kohei, Hirohisa Kojima, and Naoki Matsuda, "Control moment gyro singularity-avoidance steering control based on singular-surface cost function", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 33, No. 5, (2010), pp. 1442-1450.
- [59] Leve, Frederick A., "Evaluation of steering algorithm optimality for single-gimbal control moment gyroscopes." *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, Vol. 22, No. 3, (2014), pp. 1130-1134.
- [60] S.R. Vadali, S. Krishna, "Suboptimal Command Generation for Control Moment Gyroscopes and Feedback Control of Spacecraft", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 18, No. 6, (1995), pp. 1350-1354.
- [61] Liang, T., and Shijie, X., "Integrated power and attitude control using VSCMGs for agile satellite", *Automatic Control in Aerospace*, (2004), pp. 167-172.
- [62] Wie, Bong, David Bailey, and Christopher Heiberg, "Rapid multitarget acquisition and pointing control of agile spacecraft", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 25, No. 1, (2002), pp. 96-104.
- [63] 宇宙航空研究開発機構(JAXA), "擾乱管理標準 (平成 24 年 5 月 10 日 A 改訂)", <http://sma.jaxa.jp/TechDoc/Docs/JAXA-JERG-2-152A.pdf> (accessed May 30th, 2017).
- [64] Gurrisi, C., Seidel, R., Dickerson, S., Didziulis, S., Frantz, P., Ferguson, K., "Space Station Control Moment Gyroscope Lessons Learned", *Proceedings of the 40th Aerospace Mechanisms Symposium*, (2010), pp. 161-176.
- [65] Airbus Defence&Space, "CMG 15-45S", <https://spaceequipment.airbusdefenceandspace.com/avionics/control-momentum-gyroscopes/cmg-15-45s/> (accessed June 5th, 2017).
- [66] Johnson, Samuel C., "Design of a Control Moment Gyroscope Attitude Actuation System for the Attitude Control Subsystem Proving Ground", *AIR FORCE INST OF TECH WRIGHT-PATTERSON AFB OH GRADUATE SCHOOL OF ENGINEERING AND MANAGEMENT*, No. AFIT-ENY-13-M-19, (2013).
- [67] Burt, R. R., and Loffi, R. W., "Failure analysis of International Space Station Control Moment Gyro", *Proceedings of the 10th European Space Mechanisms and Tribology Symposium*, (2003), pp. 13-25.
- [68] Viswanathan, Sasi P., et al., "Dynamics and control of spacecraft with a generalized model of variable speed control moment gyroscopes", *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, Vol. 137, No. 7, (2015), 071003.

- [69] Fausz, Jerry L., and D. J. Richie., "Flywheel simultaneous attitude control and energy storage using a VSCMG configuration", *Proceedings of the 2000 IEEE International Conference on*, pp. 991-995.
- [70] Richie, David J., Vaios J. Lappas, and George Prassinis., "A practical small satellite variable-speed control moment gyroscope for combined energy storage and attitude control", *Acta Astronautica*, Vol. 65, No. 11, (2009), pp. 1745-1764.
- [71] Richie, David J., Vaios J. Lappas, and Phil L. Palmer., "Sizing/optimization of a small satellite energy storage and attitude control system", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 44, No.4, (2007), pp. 940-952.
- [72] 宇宙航空研究開発機構(JAXA), "多様化するミッションに向けた蓄電技術", <http://www.isas.jaxa.jp/j/forefront/2004/sone/03.shtml>, (accessed June 5th, 2017).
- [73] 鵜野将年, 豊田裕之, "電気二重層キャパシタを蓄電源に用いた新しい宇宙機電源システム (宇宙応用シンポジウム-観測・通信衛星の軌道上評価と将来衛星搭載機器開発-)", *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*, Vol. 108, No.100, (2008), pp. 139-143.
- [74] Fausz, Jerry, et al., "Survey of technology developments in flywheel attitude control and energy storage systems", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 32, No. 2, (2009), pp. 354-365.
- [75] 宇宙航空研究開発機構(JAXA), "研究開発部門 宇宙用 Li-ion 電池の研究開発", [http://www.kenkai.jaxa.jp/research\\_fy27/dengen/den-sub5.html](http://www.kenkai.jaxa.jp/research_fy27/dengen/den-sub5.html), (accessed April 13th, 2017).
- [76] Yoon, Hyunjoo, and Panagiotis Tsiotras., "Spacecraft adaptive attitude and power tracking with variable speed control moment gyroscopes", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 25, No.6, (2002), pp. 1081-1090.
- [77] Akagi, Hirofumi, and Hikaru Sato, "Control and performance of a doubly-fed induction machine intended for a flywheel energy storage system", *IEEE Transactions on Power Electronics*, Vol. 17, No. 1, (2002), pp. 109-116.
- [78] Varatharajoo, R., and Fasoulas, S., "Methodology for the Development of Combined Energy and Attitude Control Systems for Satellites", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 6, (2002), pp. 303-311.
- [79] 齋藤宏文, et al., "100Kg 級の衛星に搭載可能なマイクロ波合成開口レーダ", *信学技報*, (2013), SANE2013-15.
- [80] 桑島三郎, "宇宙用エネルギー機器技術の現状と課題: 主に衛星用パワーシステムについて", *電子情報通信学会技術研究報告 電子通信エネルギー技術*, Vol. 101, (2001), pp. 31-38.
- [81] 桑島三郎, "衛星の電源システム", *日本航空宇宙学会誌*, Vol. 29, No. 330, (1981), pp. 333-340.

- [82] Tsiotras, P., Shen, H., and Hall, C., "Satellite Attitude Control and Power Tracking with Energy/Momentum Wheels", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 24, No. 1, (2001), pp. 23-34.
- [83] 松田智行, 安藤慧佑, 明神正雄, 今村大地, "1/3C サイクル試験におけるリチウムイオン電池の劣化機構", *JARI Research Journal*, (2015), ID 6763.
- [84] 宇宙航空研究開発機構(JAXA), "電源系設計標準 (平成 21 年 7 月 8 日制定)", [http://sma.jaxa.jp/TechDoc/Docs/JAXA-JERG-2-214\\_N1.pdf](http://sma.jaxa.jp/TechDoc/Docs/JAXA-JERG-2-214_N1.pdf) (accessed May 30th, 2017).
- [85] 多田安伸, "リチウムイオン電池加速劣化試験結果について", *四国電力, 四国総合研究所研究期報*, Vol. 104, (2016), pp. 41-45.
- [86] 田中康平, 曾根理嗣, 清川丈, 斎藤宏文, "MicroXSAR ミッションのためのオリビン型リチウムイオン電池の性能評価", *第 14 回宇宙科学シンポジウム講演集 (Proceedings of the 14th Space Science Symposium)*, (2014).
- [87] Altay, Alkan, Ozan, Tekinalp, "Spacecraft energy storage and attitude control", *Recent Advances in Space Technologies, 2005. RAST 2005. Proceedings of 2nd International Conference on*, IEEE, (2005).
- [88] 足立修一, 廣田幸嗣, "バッテリーマネジメント工学 電池の仕組みから状態推定まで", *東京電機大学出版局*, (2015).
- [89] 株式会社エジソンパワー, "エジソン先生のリチウムイオン電池講座", <http://www.edisonpower.co.jp/lithium/> (accessed June 5th, 2017).
- [90] 市村雅弘, 下村誠, 竹野和彦, 代田玲美, 高野和夫, "小型リチウムイオン電池の寿命特性", *信学技報*, Vol. 105, No. 197, (2005), pp. 19-23.

## 謝 辞

本研究は、著者が慶應義塾大学大学院理工学研究科後期博士課程在学中に、同大学理工学部システムデザイン工学科高橋正樹准教授の指導のもとに行ったものである。

高橋正樹准教授には、本研究を遂行するにあたり、終始適切な御指導を賜りました。社会人大学院生として研究室に頻繁に通うことが難しい中、常日頃より親身に相談に乗って頂くと共に、多くのご助言、ご助力を賜り、研究を一步一步進めることができました。著者が後期博士課程として高橋研究室に在籍した5年間を通して、研究・学会活動など数多くの貴重な経験をさせて頂きました。この研究活動を通じて得られた多くの方々との出会いや気付き、そして自己の成長は日々の社会人生活だけでは決して得ることが出来なかったであろう、かけがえのないものです。この場を借りて改めて心より厚く御礼申し上げます。

本論文の執筆にあたり、慶應義塾大学理工学部の中澤和夫准教授、石上玄也准教授、そして慶應義塾大学大学院システムデザイン・マネジメント研究科の白坂成功教授に数多くの適切なお指導とご意見を頂きました。先生方からの多くのご助言とご指摘により、本論文の完成度を高めることができました。ご多忙にも関わらず、著者の研究内容について議論する機会を与您にいただきましたことは大変光栄であり、研究者として刺激かつ充実した経験を得ることができました。改めて厚く御礼申し上げます。

国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 神澤拓也氏、春木美鈴氏には本研究を遂行するにあたり、地球観測衛星の観測ミッションやそれに伴う姿勢マヌーバのケース等について実運用の視点から数多くのご助言を賜りました。御力添え無くして本研究は成し得ませんでした。深く御礼申し上げます。

大阪府立大学大学院航空宇宙工学分野 下村卓教授、佐々木貴広氏、首都大学東京大学院システムデザイン研究科 航空宇宙システム工学域 小島広久教授には学会発表等の場においてCMG駆動則に関する多くの有益なご意見を賜りました。深く感謝の意を表します。

研究室の中でも特に衛星班メンバーとして共に活動してきた能美亜衣氏、小布施聡氏、小屋迫優士氏、小澤僚太郎氏、森光汰氏、また、平澤遼氏、石田貴行氏とは、研究ミーティング等の場でのディスカッションを通じ研究を進めて行くにあたって多くの示唆・刺激を受けることができました。メンバーは皆、修士課程を修了後それぞれの進路へ進み、現在は社会の一線で活躍されている、あるいは今後活躍することになるだろうと思います。数年間の間という短い期間でも同じチームとして語り合えたことを嬉しく思うとともに、皆さんとはこれからも「宇宙」「衛星」というキーワードでどこかで接点を持つことができるだろうと信じています。

研究室の博士課程の先輩である瀧（旧姓：牛島）由美子氏、福喜多輝氏には社会人大学院生として出身研究室へ戻るにあたっての大きな道しるべと模範を示していただきました。自身が修士課程に在籍している際、社会人大学院生として研究室に来られる姿を見て、そのようなキャリア形成の仕方があるのだと大いに刺激を受け、将来の目標となりました。社会人生活との両立は一筋には行きませんでした。なんとか期限内にこの文章を記せるところまで来ました。心より御礼申し上げます。

また、研究室在籍中の博士課程の先輩である横山和人氏、萬礼応氏、三浦奈々子氏、森野佐芳梨氏、小西隆介氏には研究内容や研究生活に関して、貴重なご助言を数多く賜りました。深く感謝の意を表します。それぞれ研究分野は異なりますが、後期博士課程の仲間が存在が著者の心の支えでもありました。感謝を申し上げるとともに、皆様の今後の更なる御活躍を願っています。また、在籍中の研究室の修士課程・学士課程のメンバーの皆様には研究発表練習の場などで多くの意見をいただきました。年齢差に関係なくたまに居室に顔を出してもいつも気さくに接してくれたこと、感謝しています。慶應義塾大学秘書 明石陽子氏には、事務的な面で数多くのサポートをして頂きました。厚く御礼申し上げます。

著者の研究・私生活において、高橋正樹准教授をはじめとして、素晴らしい先輩・同輩・後輩に恵まれたことを、感謝申し上げます。

最後に、常に著者の研究生活を陰で支えて下さった家族、両親、友人、そして社外での研究活動を暖かく見守ってくださった会社関係の方々に深く敬意を表し、本論文の謝辞と致します。

2017年8月

七森泰之

## 著者論文目録

### 1. 定期刊行誌掲載論文（主論文に関連する原著論文）

- [1] Yasuyuki Nanamori, Masaki Takahashi, "Mode-scheduling Steering Law of VSCMGs for Multi-target Pointing and Agile Maneuver of a Spacecraft", *International Journal of Advanced Computer Science and Applications (IJACSA)*, Vol. 8, No. 5, (2017), pp. 25-34.
- [2] 七森泰之, 高橋正樹, "VSCMG 搭載宇宙機における姿勢制御とバッテリーの長寿命化を考慮した電力マネジメント", *日本航空宇宙学会論文集*, Vol. 65, No. 2, (2017), pp. 95-102.
- [3] Yasuyuki Nanamori, Masaki Takahashi, "Steering law considering biased loads for control moment gyroscopes", *Mechanical Engineering Journal*, Vol. 2, No.5, (2015), pp. 1-15 (14-00554).
- [4] Yasuyuki Nanamori, Masaki Takahashi, "Steering law of control moment gyros using optimization of initial gimbal angles for satellite attitude control", *Journal of System Design and Dynamics*, Vol. 5, No. 1, (2011), pp. 30-41.

### 2. 定期刊行誌掲載論文（その他の論文）

- [1] 七森泰之, 高橋正樹, "衛星姿勢制御用コントロールモーメントジャイロの初期ジンバル角最適化ステアリング則", *日本機械学会論文集C編*, Vol. 74, No. 747, (2008), pp. 2698-2704.

### 3. 国際会議論文（査読付きの full-length papers）

- [1] \*Yasuyuki Nanamori, Masaki Takahashi, "An Integrated Steering Law Considering Biased Loads and Singularity for Control Moment Gyroscopes", *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Kissimmee, Florida, USA, (2015), AIAA 2015-1091.
- [2] \*Yasuyuki Nanamori, Masaki Takahashi, "Steering law considering biased loads for control moment gyroscopes", *12th International Conference on Motion and Vibration Control (Movic2014)*, Sapporo, Hokkaido, Japan, (2014), 1D14.
- [3] \*Masaki Takahashi, Yasuyuki Nanamori, and Kazuo Yoshida, "Rapid multi-target pointing and high accuracy attitude control steering law of variable speed control moment gyroscopes," *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, Hawaii, USA, (2008), AIAA 2008-7015.

#### 4. その他の国際会議発表

なし.

#### 5. 国内学会発表

- [1] \*七森泰之, 高橋正樹, “VSCMG 搭載宇宙機における姿勢制御とバッテリーの長寿命化を考慮した電力マネジメント”, 第60回宇宙科学技術連合講演会, 札幌, (2016), JSASS-2016-4317.
- [2] \*七森泰之, 高橋正樹, “長期間運用を考慮した宇宙機用コントロールモーメントジャイロステアリング則”, *Dynamics and Design Conference 2014 (D&D2014)*, 東京, (2014), 741.
- [3] \*七森泰之, 高橋正樹, “宇宙機高速姿勢マヌーバにおける整定時間短縮を目指した可変速度コントロールモーメントジャイロステアリング則”, 第13回「運動と振動の制御」シンポジウム(MOVIC2013), 福岡, (2013), A30.

#### 6. その他

<賞罰>

- [1] \*Yasuyuki Nanamori, Masaki Takahashi, Best Presentation in Session, The American Institute of Aeronautics and Astronautics, "An Integrated Steering Law Considering Biased Loads and Singularity for Control Moment Gyroscopes", *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference 2015, Kissimmee, Florida*, (2015).