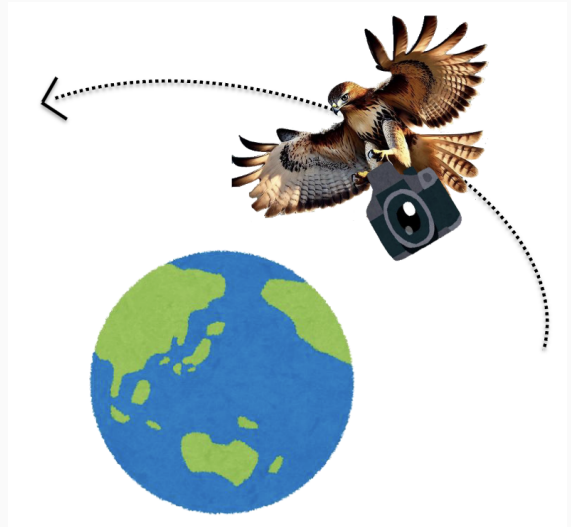


# Eagle Eye

Problem Description for the 12th Spacecraft  
Control System Design Contest

July 1, 2025



## テーマ

非常に低い地球周回軌道（VLEO）において、顕著な空気力学トルクが存在する環境下で角運動量を考慮しながら衛星の姿勢を制御し、日本上空通過時に指定された領域のリモートセンシング画像をできるだけ多く取得すること

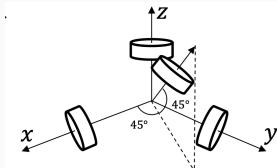
## 単純化の仮定

1. 地球の重力場は、中心力場（単純な逆二乗則）としてモデル化される。
2. 空気抵抗による軌道変化は撮影中は考慮しない。軌道制御は、必要であれば撮影後に行えばよいものとする。
3. 衛星は剛体として扱い、唯一の外乱は空気力学トルクのみである。
4. 空気力学トルクは衛星の姿勢によって変化する。トルクは衛星形状モデルに基づき、速度方向に投影された面積から計算される。
5. 衛星は自らの位置、速度、姿勢（クォータニオン）、ボディレート（角速度）を正確に知っている。また、リアクションホイールの角運動量と地磁気場も把握している。

# Outline of the Problem 2/2

## 衛星の条件

1. 衛星は、バスモジュールと、エリアセンサ付きの光学系を持つ。バスモジュールには展開可能な太陽電池パネル（SAP）と姿勢制御システムが含まれる。
2. 4つのRWはXYZ-S（xyz-skewed wheels）配置が可能で、トルクと角運動量には制限がある。
3. MTQ（磁気トルカ）にも磁気モーメント出力の上限がある。



## 運用シナリオ

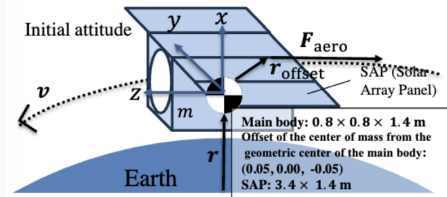
1. 事前に、ターゲット撮影エリアのリストが参加者に提供される（ファイル名：set\_Target.m）。各エリアの中心座標と4隅の座標（緯度経度）が含まれる。ターゲットエリアは、緯度経度に沿った矩形で定義される。
2. 今回の第1回大会では、提供済みリストを使用するが、今後の大会ではリストが変更される可能性がある。そのため、ターゲットエリアが急に変更されても対応できる柔軟なソフトウェアが望ましい。
3. 衛星は初期状態で高度 300km にある（会場での第2課題では 200km に変更される可能性がある）。
4. 初期位置は、日本上空の最初の撮影エリアに入る直前に設定されており、撮影に備えて姿勢制御を行うための準備時間がある。
5. 衛星の角速度とリアクションホイール角運動量は、初期状態でゼロに設定されている。
6. シミュレーションは、衛星軌道上からすべてのターゲットエリアが撮影不可能になるまで続行される。

## 記号

- $C_D$  : 空気抵抗係数
- $F_{aero}$  : 空気抵抗力
- $h$  : ホイール内に蓄積される角運動量およびその最大許容角運動量
- $I$  : 衛星の慣性モーメント
- $M$  : MTQ によって生成される磁気モーメント
- $m$  : 衛星の質量
- $q$  : 衛星のクォータニオン
- $r$  : 衛星の位置ベクトル
- $r_{offset}$  : 質量中心と速度方向に投影された面積の中心との間のオフセットベクトル
- $T_{aero}$  : 衛星に作用する空気力学トルク
- $T_{rw}$  : リアクションホイールのトルク
- $v$  : 衛星の速度ベクトル
- $\omega$  : 衛星の角速度ベクトル
- $S$  : 速度方向への投影面積
- $\mu$  : 地球の重力定数
- $\rho$  : 空気密度

## 座標系

- 慣性座標系  
原点：地球重心  
軸： $x, y, z$  軸（慣性空間内で固定）
- ボディ座標系  
原点：衛星の重心  
軸： $x, y, z$  軸（衛星のボディに固定）  
 $x$  軸：SAP 展開パネルに対して垂直方向  
 $z$  軸：望遠鏡の視線方向（光学軸）  
 $y$  軸： $x$  軸と  $z$  軸の両方に垂直な方向（右手系に従う）
- 地球中心・地球固定座標系  
全軸が地球の自転とともに回転する座標系。地球表面に対して固定された座標系。



## 衛星初期姿勢

衛星の初期姿勢は、光学軸を速度ベクトル方向に合わせ、かつ回転しながら太陽電池パネルが太陽方向を向くようにする。これにより、空気抵抗とトルクが最小化され、発電量が最大化される。

制御システムは 10Hz で動作し、空力トルクや角運動量変化を考慮しながら、撮影に適した姿勢制御を行う。

## 運動方程式

- 軌道運動：

$$m\ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{F}_{\text{aero}} - \mu \frac{\mathbf{r}}{r^3}$$
$$\mathbf{v} = \dot{\mathbf{r}}, \quad \mathbf{F}_{\text{aero}} = -\frac{1}{2} C_D S \rho v \mathbf{v}$$

- 姿勢運動：

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} = -\boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{h}) - \mathbf{T}_{\text{rw}} + \mathbf{T}_{\text{aero}} + \mathbf{T}_{\text{MTQ}}$$

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -[\times \boldsymbol{\omega}] & \boldsymbol{\omega} \\ -\boldsymbol{\omega}^\top & 0 \end{bmatrix} \mathbf{q} \quad (\text{クォータニオンの時間変化方程式})$$

- リアクションホイールトルク：

$$\mathbf{T}_{\text{rw}} = \dot{\mathbf{h}}$$

- MTQ によるトルク：

$$\mathbf{T}_{\text{MTQ}} = \mathbf{M} \times \mathbf{B}$$

- 空気力学トルク：

$$\mathbf{T}_{\text{aero}} = \mathbf{r}_{\text{offset}} \times \mathbf{F}_{\text{aero}}$$

- 行列表記例：

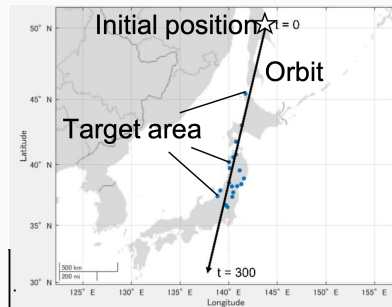
$$\mathbf{T}_{\text{rw}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \cos \frac{\pi}{4} & \cos \frac{\pi}{4} \\ 0 & 1 & 0 & \sin \frac{\pi}{4} & \cos \frac{\pi}{4} \\ 0 & 0 & 1 & \sin \frac{\pi}{4} & \sin \frac{\pi}{4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_{\text{rw1}} \\ T_{\text{rw2}} \\ T_{\text{rw3}} \\ T_{\text{rw4}} \end{bmatrix}$$

## 評価

- 各ターゲットエリアについて、面積サイズ × カバレッジ率（実際に撮像できたエリア/要求エリア）の積によってスコアが算出される。最終スコアは全エリアのスコア合計。
- 各エリアには固有のスコア重みがある。カバレッジ率が一定の閾値を下回る場合、そのエリアのスコアはゼロになる。

## 撮影中に満たすべき条件

- 衛星とターゲットエリア間の距離が指定されたしきい値以下であること（GSD：地上分解能要件に基づく。単純化のため距離のみ考慮、視野角は考えない）
- 地上での視線速度（line-of-sight の地上速度）が一定のしきい値以下であること（これは、撮影中の姿勢変動や画像ブレを抑えて、S/N 比や画質を保証するための制約）



## フォルダ構成

- 制御アルゴリズムを `control.m` に実装する。
- オプションで「Plan.m」にプランニングアルゴリズムを追加することも可能。

## 変数

`control.m` の入力変数：

- `t`：現在時刻 [秒]
- `utc`：現在の UTC 日時 (datetime 型)
- `r`：衛星位置ベクトル (3×1) [m]
- `v`：衛星速度ベクトル (3×1) [m/s]
- `q`：衛星姿勢クォータニオン (4×1, `q(4)` はスカラー部) [-]
- `w`：衛星の角速度ベクトル (3×1) [rad/s]
- `hw`：リアクションホイールの角運動量 (4×1) [Nms]
- `mag`：ボディ座標系での地磁気ベクトル (3×1) [T]

`control.m` の出力変数：

- `T_rw`：リアクションホイールの制御トルク (4×1) [Nm]
- `M_mtg`：MTQ による出力磁気モーメント (3×1) [Am<sup>2</sup>]
- `is_observe`：撮影条件が整ったときに自動で撮影を許可するフラグ (true/false で切替、必須ではないがスコア向上のため有効)

`Plan.m` の入力変数：

- `t`：現在時刻 [秒]
- `utc`：現在の UTC 日時 (datetime 型)
- `r`：衛星初期位置ベクトル (3×1) [m]
- `v`：初期速度ベクトル (3×1) [m/s]
- `q`：初期姿勢クォータニオン (4×1, `q(4)` はスカラー部)
- `w`：初期角速度ベクトル (3×1) [rad/s]
- `hw`：初期ホイール角運動量 (4×1) [Nms]
- `targets`：ターゲットリスト (n×1 のセル配列)

### トルクと磁気モーメントコマンド

- 応募者は「Control.m」を通じて、リアクションホイール（RW）および MTQ にトルク・磁気モーメントコマンドを送信可能。
- 出力トルクと磁気モーメントはそれぞれ次の範囲に制限される：
  - RW トルク： $[-trq\_max, trq\_max]$
  - MTQ モーメント： $[-mtq\_max, mtq\_max]$
  - ホイール角運動量： $[-hw\_max, hw\_max]$

### 補助関数・制約

- 提供済みのユーティリティ関数が使用可能。（座標変換、観測条件判定など。「utility」フォルダ内にあり、コメント内に使い方の説明あり）
- 以下の環境モデルファイルも参考可能：
  - Magneticfield.m：地球磁場モデル（双極子モデル）
  - Airdensity.m：標準大気密度モデル（高度依存）
- 使用可能なグローバル変数は「user」のみ。
- ユーザー定義関数も使用可能。「user」フォルダ内に保存すること。
- MATLAB の Toolbox 関数は使用不可！



# Sample Setting 1/2

「#」付きの値は、当日の会場で変更される可能性あり。

	Symbol	Description	Value
Constant	conv_rw2body	torque and momentum distribution matrix from rw to body	Refer to "Dynamics" on page 4.
	dt_control	control cycle	0.10 s
	fov_corner_pxpy, fov_corner_mpxpy, fov_corner_mxmy, fov_corner_pxmy	corner vectors of field of view in body coordinate	Refer to the source code#
	fov_x, fov_y	telescope field of view	1.2, 0.8 deg#
	hw_max	maximum momentum stored in each wheel	0.52 Nms#
	II	moment of inertia of satellite	[12.0, 0.10, 0.20; 0.10, 10.0, 0.15; 0.20, 0.15, 10.0] kgm <sup>2</sup>
	II_inv	inverse of II	inv(II)
	los	line of sight	[0; 0; 1]
	mass	mass of satellite	1.0*10 <sup>2</sup> kg
	mtq_max	maximum applicable magnetic moment of each MTQ	5.0 Am <sup>2</sup>
	mu	gravity constant of the Earth	3.986004e+14 m <sup>3</sup> /s <sup>2</sup>
	observarion_cover_min	Ratio of the imaged area to the total area of the target region required to earn a score.	70%
	observation_interval_min	minimum interval of observations	0.50s
	observation_los_speed_max	maximum allowable speed of the point where line of sight intersect the surface of earth when observation	2.4*10 <sup>3</sup> m/s#

# Sample Setting 2/2

「#」付きの値は、当日の会場で変更される可能性あり。

	Symbol	Description	Value
Constant	observation_offnadir_max	maximum allowable offnadir angle when observation	30 deg#
	panel_vertices_px, panel_vertices_mx, panel_vertices_py, panel_vertices_my, panel_vertices_pz, panel_vertices_mz	vertices of each panel in body coordinate	Refer to the source code
	r_earth	radius of the Earth	6378137 m
	trq_max	maximum applicable torque of each wheel	0.10 Nm#
	Symbol	Description	Value at t=0
Initial Value	hw	angular momentum of wheels	[0.0; 0.0; 0.0; 0.0] Nms
	q	quaternion of satellite	[0.826683; 0.358458; 0.413488; 0.130887]#
	r	position of satellite in ECI coordinate	[3956773.901; 1598570.956; 5136732.910] m#
	utc	coordinated universal time	datetime(2025, 5, 8, 0, 48, 0)
	v	velocity of satellite in ECI coordinate	[6006.637; 618.309; -4819.272] m/s#
	w	angular velocity of satellite	[0.0; 0.0; 0.0] rad/s

## 注意事項

以下のページに記載：<https://ists.ne.jp/the35th/12th-spacecraft-control-system-design-contest/>

## 参加申込について

本コンテストへの参加希望者は、以下の申込フォーム（E メール不可）から申込が必要：

申込締切：2025 年 7 月 7 日まで

フォームリンク：

<https://docs.google.com/forms/d/1IWWsGCo-a5ly0uzWb4NH1wNdGDWqFDGKHZV7rBi7x04/edit#responses>

## 提出物のアップロード

以下のアイテムを 2025 年 7 月 16 日まで に、次の URL に提出：

<https://nuss.nagoya-u.ac.jp/s/C6m2aPGrQQfG9d8>

- ZIP 圧縮した「user」フォルダ（あなたが作成した「Control.m」および「Plan.m」を含めること）
- PowerPoint プレゼン資料（チームまたは個人、ならびに作成した制御コードとその特徴について紹介する内容）

## コンテスト当日

最新情報は随時ウェブで確認