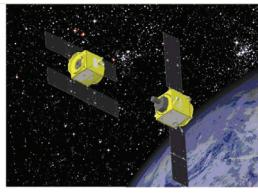




# P3-140 FFAST高精度フォーメーションフライ特制御系(第2報)

○河野功、山元透、巳谷真司(JAXA)、常深博(大阪大)、FFAST WG

## FFASTのFF誘導制御システム



		軌道面内(Y)	軌道面外(Z)	相対距離(X)
		Pitch	Yaw	Roll
絶対制御	ミラー衛星	絶対指向決定精度 30arcsec	30arcsec	30arcsec
	検出器衛星	絶対指向制御精度(*) 1arcmin(***)	1arcmin(**)	3deg(**)
相対制御	ミラー衛星	相対指向制御精度(*) 1arcmin	1arcmin	3deg(**)
	検出器衛星	相対位置決定精度 3mm	3mm	1cm
		相対位置制御精度 30cm	30cm	5cm
		相対速度制御精度 (****)	0.35mm/s	1mm/s

(\*)「制御精度」は、「決定精度」と含む値として設定。

(\*\*) 要求としては特に不要無し。システム要求として3degを設定する。

(\*\*\*) 相対指向制御精度からの派生的な要求

(\*\*\*\*) ドリフトスキャン観測の星像変動に対する要求から配分。

FFASTは検出器衛星(左)とミラーエリート(FF)させて、焦点距離20mの線望遠鏡を構成するミッションである。望遠鏡として光学的に成立するために、検出器衛星の検出器中心の位置をミラー衛星の焦点位置に精密に制御し続けることが必要である。

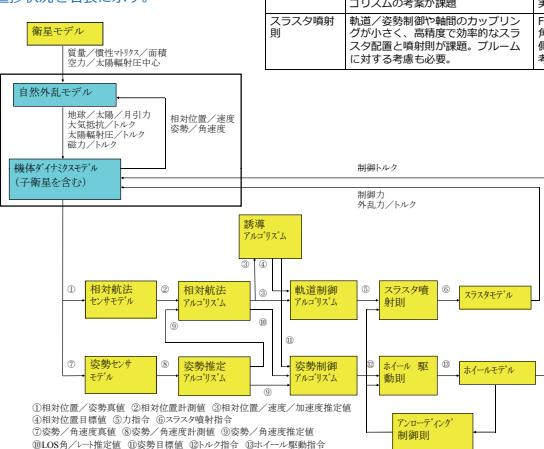


## FF制御系シミュレータの構成と課題

技術項目	技術課題	対応策と研究進捗状況
FINE数学モデル	H/W特性に忠実な数学モデルの構築が課題	現状はハイアス+ラグダム誤差のモデル。距離やLOS角依存性のモデル化を進めて行く計画。
相対航法アルゴリズム	航法センサの計測誤差を除去する航法アルゴリズム。スラスター噴射直後の計測誤差の增大を抑える必要があります。加速度推定の要否と実現性を精査する課題。	最小二乗フィルタにより、ラグダム誤差を4分の1に低減可能であることを確認した。加速度推定も可能であることを確認した。スラスター噴射については、噴射指令の情報により補完し、効率性も考慮。
軌道制御アルゴリズム	レコード速度推定結果に加え、加速度推定結果を基に制御履歴に算出するアルゴリズムや、相対速度要素ダイナミクスに基づくアルゴリズムによる課題。	位置 + 速度推定結果に加え、加速度推定結果を基に制御履歴に算出するアルゴリズムや、相対速度要素ダイナミクスに基づくアルゴリズムによる課題。
スラスタ噴射制則	軌道・姿勢制御・噴射時間のカップリングが小さく、スラスターの効率を最大化するため、出発角制限を考慮するスラスター噴射制則が課題。ブルームに対する考慮も必要。	FINE数学結果に基づき、ミラー衛星側でホイールによるLOS角制限。スラスターの外乱の影響を最小化するために、出発角制限を精密スラスターにより制御する。効率的なスラスター噴射制則を考慮する。

FF制御アルゴリズムレベルでの成立性を確認するためのシミュレータを開発中である。

下図がシミュレータの構成である。衛星モデルやライダーモデル、航法、誘導、制御アルゴリズム、センサ、アクチュエータモデルから成る。また、技術課題と対応策、現在の研究進捗状況を右表に示す。



## FINE機能モデルの開発状況

### 相対軌道要素の定義

$$\begin{aligned}\Delta t &= \omega_c - \omega_r \\ \Delta u &= u_c - u_r \\ \Delta e &= e_c \cos \omega_c - e_r \cos \omega_r \\ \Delta \epsilon &= e_c \sin \omega_c - e_r \sin \omega_r \\ \Delta I &= I_c - I_r \\ \Delta f &= (\Omega_c - \Omega_r) \sin i_r\end{aligned}$$

- チェイサーから見たターゲットの相対軌道要素として定義

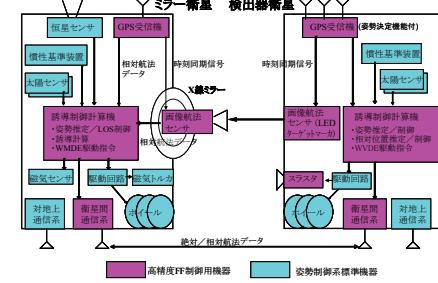
- 相対軌道長半径  $\Delta a$ 
  - along-track 方向のドリフト速度を特徴づける
- 相対離心率ベクトル  $\Delta e$  ( $e, \omega$ )
  - 周期的な面内運動を特徴づける
- 相対軌道傾斜角ベクトル  $\Delta i$  ( $i, \Omega$ )
  - 周期的な面外運動を特徴づける
- 相対平均緯度引数  $\Delta u$  ( $u=\omega+M$ )
  - along-track 方向の相対位相

### J2による相対軌道要素の摂動



## 課題への対応策とFF制御システム設計結果

技術項目	技術課題	対応策
FF軌道	X線観測の広天走査と重点観測の両立による重点観測の両立	レコード盤軌道による走査観測と、慣性空間上の周期的同期制御による重点観測の両立
精密相対航法	20mの距離を1cm、LOS角を10秒角の精度で計測する相対航法センサ	ETS-V6の近傍センサ(画像センサ)をさらに長距離化・高精度化し、ミラーとのアライメント誤差を最小化するために、ミラー中心構造内に共軸配置できるFINE-HD部を開発する。
精密距離制御	20mの距離を5cmの精度で制御する	FINE航法結果に基づき、検出器衛星側で精密スラスターにより制御する。効率的なスラスター噴射制則を考慮する。
精密LOS角制御	20mの距離でLOS角を30秒角の精度で制御する検出器衛星	FINE航法結果に基づき、ミラー衛星側でホイールによりLOS角制御。スラスターの外乱の影響を最小化するために、検出器衛星側で精密スラスターにより制御する。効率的なスラスター噴射制則を考慮する。



上表の技術課題を効率的に解決するために、左図のようなFF制御システムを設計した。ミラー中心構造内に共軸配置したFINEに計測値に基づき、距離は検出器衛星のスラスターにより、LOS角はミラーのホイール(姿勢制御)により要求精度内に制御される。

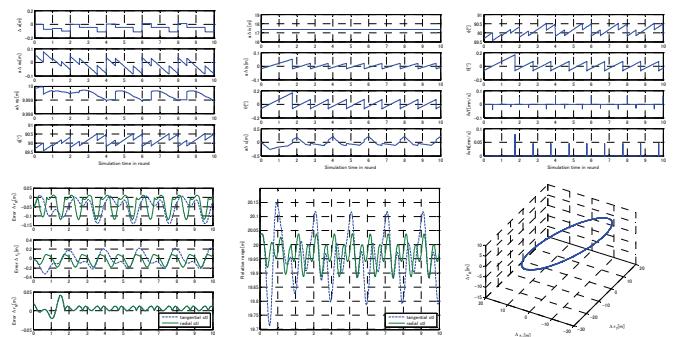
## シミュレーション結果の例

相対軌道要素表現によるレコード盤軌道制御を適用した数値計算結果を示す。この制御則は離心率・軌道傾斜角ベクトル位相を制御し集中観測するFFASTにとって目標値が分かり易く、且つ、インパリス噴射による相対軌道要素の変化が明快、J2項、相対加速度(Differential Drag)の影響も容易に付加可能というメリットがある。

図は軌道一周当たり、面内においてアングルトラック方向に2バーン、面外においてアングルトラック方向に2バーン増速した場合の相対位置誤差を示す。この例ではアングルトラック方向制御の方が制御精度が良く、距離方向に±5cm程度で制御可能なことがわかる。

もともとFFAST軌道高度500km、軌道傾斜角31°の場合、J2の影響のみで、相対離心率ベクトル、相対平均緯度引数、相対軌道傾斜角ベクトルの変動により各々12cm、5.4cm、4cm動くため、効率よく軌道制御できていることが分かる。更に制御精度を上げるために軌道1周回当たりのスラスター噴射回数を更に増やす必要がある。

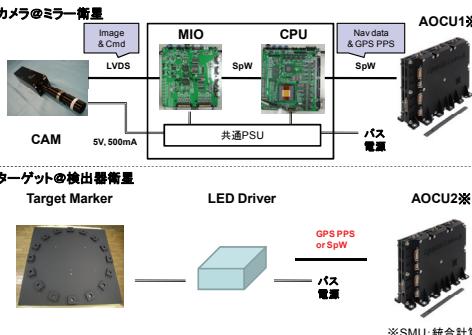
レコード盤軌道制御結果。上段は相対軌道要素の履歴と噴射スラスター量。下段はHill座標表現での目標軌道誤差、距離方向誤差、相対軌道の3次元表現をプロットした。



## FINEとFFシミュレータを統合した Hardware-in-the-loop 試験

2衛星の距離・LOS角を計測する画像航法カメラ(FINE)を開発中である。FINE画像処理計算機部に他プロジェクトへのヘリテッジが活用できるSpiceCardを採用した。現段階では通信速度が4Mbps程度だが、右下図のように不要領域を転送しない等画像転送方法を工夫することにより、定期的に要求の2Hzで航法値を計算可能なことを確かめた。

また、FINE全体のシステム検討を実施している。下図が現在検討しているAOCSとのインターフェースであり、カメラ撮像とターゲットLED発光とのタイミングは、GPS受信機からのクロック情報をSpacewireのタイムコードとPPSで受信することにより1ms以下で同期させる。



取得画像の転送方式の一例。  
ターゲットマーカーを含むROIを抽出した後は、ROIを含まない画像領域を1つ転送しないことで画像情報を効率的に転送可能となる。

試作したFINEカメラ・ターゲットをHTPCで使用したドッキングシミュレータを用いて、定常制御状態のフォーメーションフライ特制御系を実験する。

実施予定である。リアルタイム計算環境Matlab/SimulinkのxPC Targetを用いて構築した。FINEハードウェアとリアルタイム計算機とはSpacecubeを用いてSpacewire-Sリアルタイム変換することで接続する。

ハードウェア実験環境は概ね整備完了しており、あとは上記で検討している

制御則や航法ルータをS-function

やSimulinkベースで構築し、提案する

レコード盤軌道を長時間に渡り安定して実現可能であることを確かめる。

