

F4

## スペースデブリの軌道上光学観測 Space Based Optical Observation of Space Debris

- 松本晴久(宇宙航空研究開発機構)、泉山卓(IHI)
- Haruhisa Mastumoto (JAXA), Taku Izumiyama (IHI)

米国 JSpOC は、2009 年 9 月から、軌道上の全ての運用衛星の接近解析を実施し、接近注意警報を各衛星運用機関に送信しているが、解析プロセス、情報品質、提供タイミング、検出サイズ等で課題がある。第 5 回スペースデブリワークショップでは、デブリ密度の高い低軌道デブリの軌道観測ミッションについてその有効性を報告した。今回は、利便性が非常に高く、かつ実用衛星が数多く運用されている静止軌道に対する光学センサによる数 10cm 級のデブリ検知、軌道決定及びデブリ回避システムの可能性について、回避実例を交えたシステムの検討結果について報告する。

# スペースデブリの軌道上光学観測

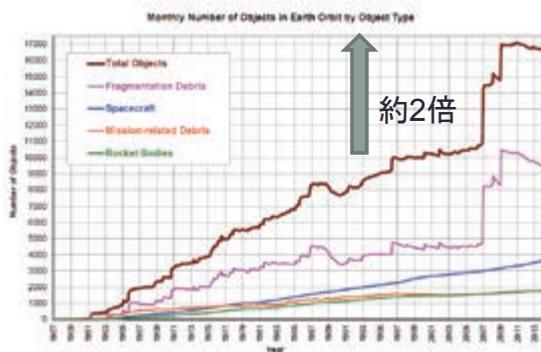
松本 晴久 (JAXA)、泉山 卓 (IHI)

## 発表概要

- 研究の背景
- 軌道上観測のメリット
- これまでの検討
  - 低軌道デブリ観測
- 静止軌道デブリ観測
  - 目的
  - デブリの見え方 (動画)
  - デブリ回避の可能性
  - 開発スケジュール
  - 特徴と懸念事項と素子の選定
- まとめ

## 研究の背景

- 1957年以降、2014年9月4日までに6,983個の衛星が打ち上げられた。運用中の衛星は、1,340個。軌道上登録物体は(低軌道で大きさ10cm以上)、1993年に約8,000個であったのに対して2013年に約17,000個、直近の20年で約2倍と悪化。約92%がスペースデブリ。

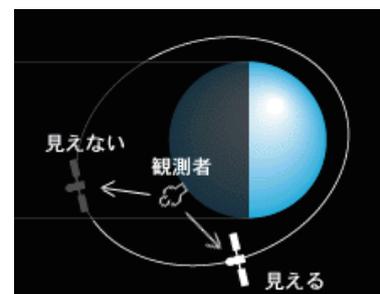


軌道上デブリの数量変化(NASA/JSC提供)

1cm~10cmのデブリは、10万個、  
1mm~1cmのデブリは、3,500万個と推定されている。

## 軌道上観測のメリット(1/2)

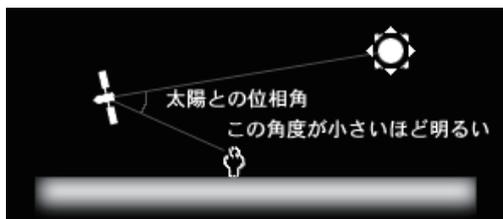
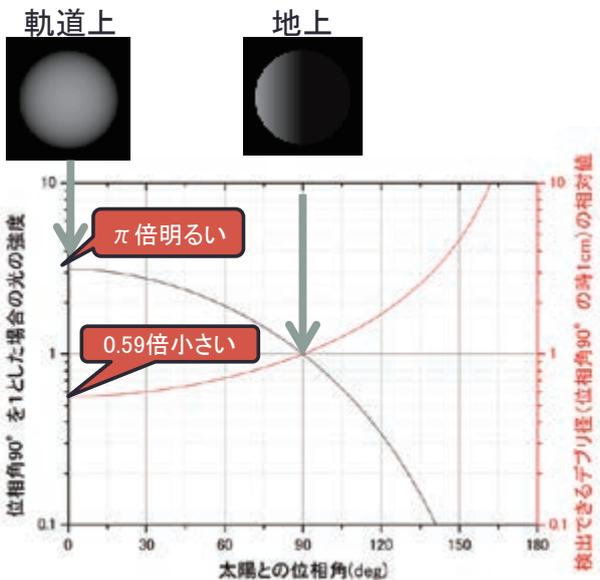
- 24時間/7時間が可能：観測制限がない、
- 例えば
  - 天気(雲、雨、エアロゾル、吸収)
  - 昼/夜 サイクル
  - 月の光, 光害
- 地理的制限がない
  - 地上観測は、場所が問題となる
- 運用の柔軟性
  - 目的とする軌道に対して、幾つかの観測方法が存在する
  - 地上観測より長い時間にわたる追跡が可能でカバー範囲が広い
- 短時間のデブリ検出と高い再検出率は、「準追跡」を可能にする
  - 未知デブリのカタログ作成
  - 衝突回避、破碎事故等への早い対応
  - 地上観測より早く検知できる



# 軌道上観測のメリット(2/2)

## 効率の良いデブリ検出と計測の正確さ

- ・バックグラウンド・ノイズの減少(大気がない)  
→感度の向上、より小さな物体の発見
- ・光学系の回折限界(大気は分解能を低下させる)  
→感度の向上と空間的分解能
- ・デブリの明るさ(地上より明るい場合が多い)  
→位相角を小さく  
デブリまでの距離が短いものが多く存在する



位相角90°より位相角0°は、 $\pi$ 倍明るく観測できる。径は、0.59倍程小さいものが見える。

# 低軌道デブリ観測の概要

## 目的

衛星に衝突しそうな物の軌道を正確に決定する。破砕事故が起きた場合、全体の広がりを把握する。日本の衛星が多数運用されている600~800kmの軌道上物体(1cm以上)のカタログを作成する。

## 概要

物体が満月(位相角=0°)でセンサーの視界に現われる場合、位相角は最適化となる。例えば、反太陽指向で昼夜の明暗境界線近くの太陽同期軌道を使用する。さらに、衛星の軌道は、600kmとする。(800~1000kmの高いデブリ密度は避ける。)

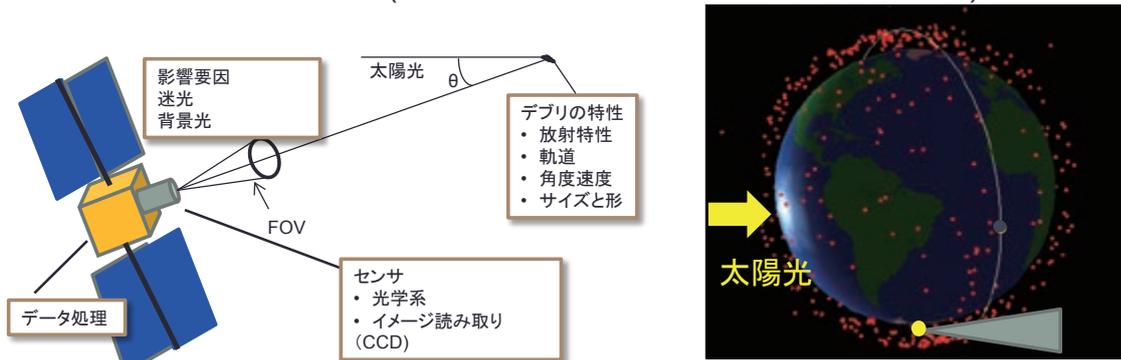


図1 低軌道デブリ観測衛星(案)(STK出力)

## シミュレーション条件

衛星：高度600kmの昼夜境界軌道

物体：高度600~800km、離心率0.002以下の967個

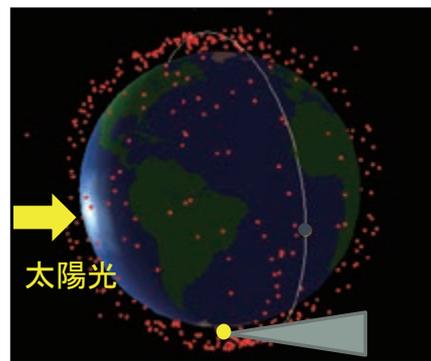
計算期間：2013/01/15 0:0:0から10日間

光学センサ：

視野方向：反太陽方向

FOV(全角)：15.8° × 15.8°

露光時間：1秒撮影

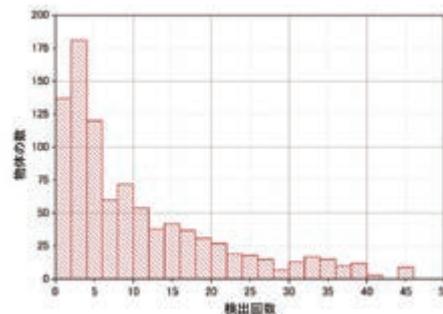


## 解析結果

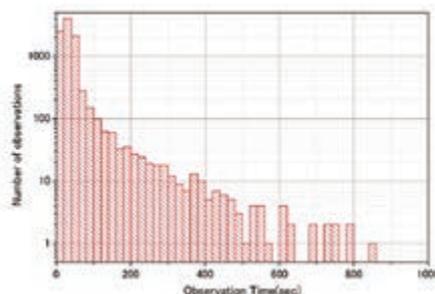
時間ごとの物体の検出数

検出時間	物体数	パーセント
1day	585	60.5%
2days	792	81.9%
3days	855	88.4%
4days	883	91.3%
10days	937	96.9%

1日から3日間及び10日間を比較した場合、**3日間**でほぼ検出できることから、以後3日間で検討する。



2013/01/15 から3日間の検出回数、  
3日間連続して観測できる物体は315個(32.6%)



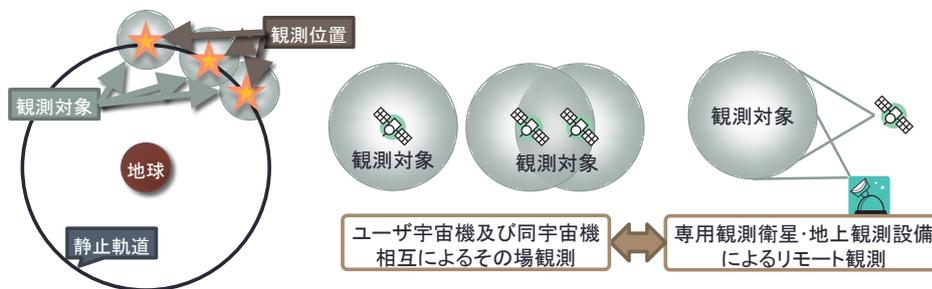
物体の観測時間

但し、デブリ回避やカタログ化するには、技術的課題が大きい。

## 静止軌道デブリ観測

### 目的

- EISCAT(欧州非干渉散乱)レーダーなどでも、低軌道2cmのデブリの検知、軌道決定が可能である。
- しかし、**静止軌道での数cm級のデブリ観測は、地上観測では困難である。**静止軌道は、利便性が非常に高く、かつ**実用衛星が数多く運用されており低軌道より早く実現することが重要であると判断した。**
- **また、デブリ回避運用を実現する。**
- 観測手段として、静止衛星(ユーザ宇宙機)自身による「その場観測」を検討している。

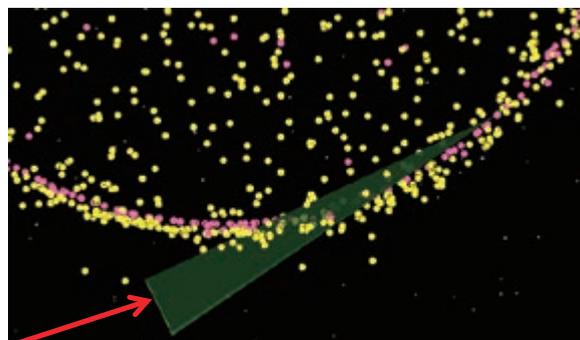


## デブリがどの様に見えるか (例1)

- 観測衛星(カメラ搭載衛星) JCSAT-5A(衛星番号29045)
- 観測期間 2013/11/1 00:00:00 ~ 2013/11/8 00:00:00 UTC
- カメラ
  - 視野角: 7×7 [deg]
  - 視野方向: Azimuth 185[deg], 進行方向と逆側
  - Elevation 15[deg], 地心と反対側

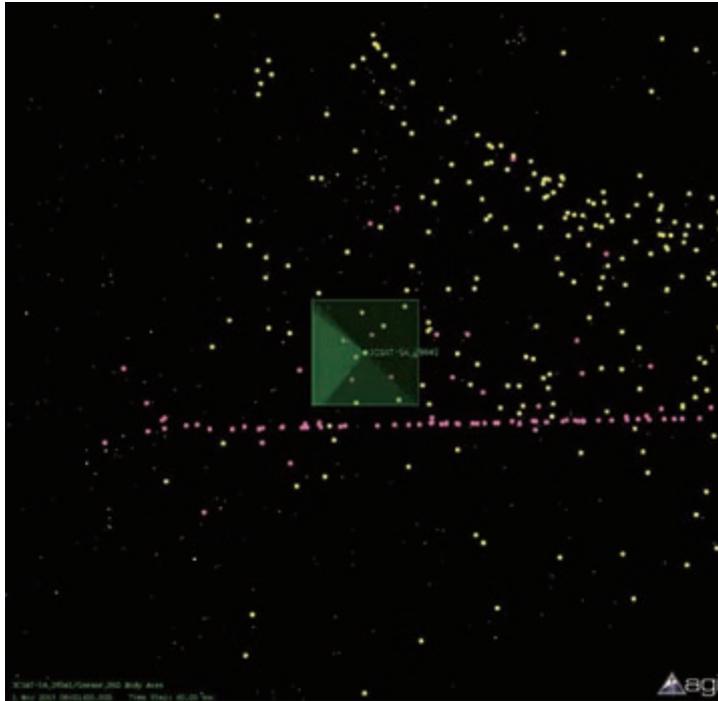


拡大



緑: 観測衛星 JCSAT-5A  
 黄: 遠地点高度20000[km]以上のデブリ  
 観測期間中、可視となるか、可視とならないかは関係なく、  
 カタログ化されているもの全てを表示  
 ピンク: 遠地点高度20000[km]以上の運用中衛星  
 観測期間中、可視となるか、可視とならないかは関係なく、  
 カタログ化されているもの全てを表示

## シミュレーション(例1)



一番近い運用衛星は、約150km

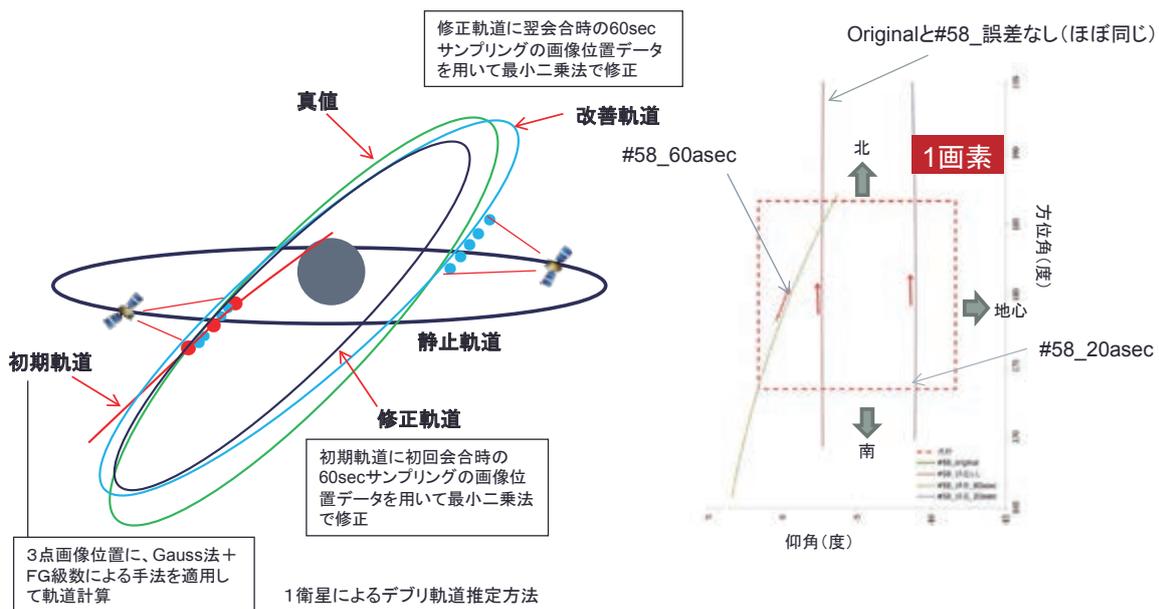
## デブリがどの様に見えるか(例2) -回避運用した例-

- 観測衛星(カメラ搭載衛星) Superbird\_A3 (衛星番号24880)
- 観測期間 2012/12/16 00:00:00 ~ 2013/1/17 00:00:00 UTC
- 視野角: 13.28 × 13.28 [deg]
- 視野方向:
  - Azimuth 180[deg], 進行方向と逆側
  - Elevation -5[deg], 地心側
- 動画上の物体識別
  - 緑: 観測衛星 Superbird\_A3
  - 黄: 観測期間内に観測衛星から距離5000km 以内で視野に入るデブリ
  - ピンク: 観測期間内に観測衛星から距離5000km 以内で視野に入る運用中衛星
  - 白: 観測期間内に視野内に入るが、観測衛星から距離が5000km 以上のデブリおよび運用中衛星
  - 青: 観測対象軌道上物体 Express\_2

## シミュレーション(例2)



## デブリ回避の可能性



- ・視野を南北方向 約25度とすることで、次回観測で軌道上物体を同定可能なレベルの軌道決定が可能となる。
- ・最接近時刻・距離の正確な推定には、1回の観測では困難である。
- ・したがって、次回観測で軌道上物体を同定して、複数回観測により精度向上を行うアプローチをとる必要がある、

## 開発スケジュール

- 撮像素子選定
  - 耐久性(動作時間、動作温度)、限界照度、感度の均一性、宇宙用のカスタマイズ(工程の一部変更)
- 工程変更の検討
  - 分光感度特性、マイクロレンズ不採用(揮発性質量損失及び黄変対策)、パッケージ交換、接着剤の見直し等
- 粒子追跡法等の処理アルゴリズムの作成
- 研究モデルの製作
- CMOSの詳細なデータ取得
  - リニアリティ
  - ダークフレーム
  - ホットピクセル
  - 読み出しノイズ計測
- 恒星模擬装置Ⅲのソフトウェアを改修し、デブリを表示できるようにする。

## 撮像素子選定

### -静止軌道デブリ観測の特徴と懸念事項等-

- 特徴
  - 画像内に輝度の低いもの、高いものの異なるものが混在する。
    - 現在、想定している視野方向(ラム又はウェイク)では、**運用衛星が約150kmと近くに存在し**、非常に明るい疑似星(>1等星)となる。
    - 一方、観測しようと考えている10cm以下のデブリは、12等級~15等級と暗い。
    - また、カメラを搭載する衛星が、静止衛星の運用初期の場合、衛星は、ほとんど位置(緯度、経度、高度)が変化しない。
  - 視野方向(ラム又はウェイク)の場合、星は、+X方向、デブリは主に±Y方向に移動する。
- 懸念事項
  - スミアやブルーミング
  - 焼き付き

## 撮像素子の比較

	CCD	EMCCD	CMOS	I. I.+CCD(CMOS)
画素数	△	△	◎	CCD又はCMOSに同じ
構造(シンプルさ)	△	△	◎	同上
消費電力	×	△	◎	同上
画質	◎	◎	○	同上
量子効率	◎	◎	○	同上
電子シャッター	◎	◎	△	同上
ブルーミング	×	×	○	
スマア	△	△	○	同上
リニアリティー	◎	△	◎	×
寿命	—	—	—	I.I.明るい光に弱い
読み込み速度(rt)	>0.1sec程度	>0.1sec程度	0.03~0.01sec	数10ns~数ms
低ノイズ(高SN)	◎	フォトンカウンティング領域	○	フォトンカウンティング
評価結果	△(rt>0.1sec)	×	◎(trt<0.1)	△(明るい光に対する対策)

## センサ候補

- 民生品のCMOSセンサ、長時間動作可能な阻止、2/3インチ以上、ADC12ビット以上、ダイナミックレンジ80dB程度

項目	A社	B社	C社
サイズ	2/3インチ	1インチ	2/3インチ
分解能	1920×1080	4144×3063	1280×1024
ピクセルサイズ	5μm×5μm	3.1μm×3.1μm	7.1μm×7.1μm
シャッター	グローバルシャッター	ローリングシャッターとグローバルリセット	ローリングシャッター
	カラー	カラー、モノクロ	カラー、モノクロ
ADC	12bit(14.7fps)、 10bit(22.5fps)	12bit(24fps) 10bit(60fps)	18bit
ダイナミックレンジ	60dB	79dB	80dB
QE	60~70% 0.005lux	68%(カラー: Green) 80%(モノクロ)	約70% 0.0001lux
スピード	59.94fps	24fps,60fps	30fps,50fps
ノイズ	<2e-~<3e-程度	<2e-程度	<1e-1@30fpc64回積分

## 静止軌道デブリ観測カメラ(案)

Lambertian 球、距離 2300km, アルベド 0.1  
位相角=0°, デブリ速度 0.4°/sec,

項目	レンズ
検出素子	3.1 $\mu$ m × 3.1 $\mu$ m 4144 × 3063 CMOS
焦点距離(f)(mm)	60
Fナンバー(Fn)	1.2
全角(FOV)	12° × 9°、対角15°
有効口径(D)(mm)	50
波長域( $\Delta\lambda$ )	0.2 $\mu$ m (450~650nm, 基準波長:550nm)
光学特性	0.35
S/N(dB)	2(目標)
リードノイズ	2e-
検出直径(重ね合わせ法) (理論値)	7(3)cm
台数	3台

## まとめ

- 静止軌道衛星に光学カメラを搭載することにより、デブリ回避の可能性が確認できた。
- 視野を南北方向 約25度することで、初期軌道推定後、次回の観測で軌道上物体を同定可能なレベルの軌道決定が可能である。
- 今年度中に素子の選定及びデータ処理アルゴリズムの基本部分を開発する。

### 謝辞

本ミッション構想を検討するに際し、チーフエンジニア室 ミッションデザイン支援グループにご協力を頂きました。