

軌道上のデブリ識別と相対航法について

○池内正之（NEC東芝スペースシステム）

1. 目的

デブリ等の非協力対象物への光学系による接近について、対象物以外のデブリと衝突することなく、かつ対象物へ接近するミッションを達成するための基本的な要求について検討したので報告する。

2. ミッションを達成するためのリスク評価

デブリ衝突頻度および接近対象となるデブリの光学的識別限界の2つの観点から基本的なリスク評価を行うことにより、宇宙機と光学系への要求を検討して、小型宇宙機、FOV 7~10°、デブリ識別限界等級 > 4~7 等星を検討の前提条件とした。

3. GN&C に用いる光学系

光学系によるデブリ識別限界を仮定して、太陽反射光の実視等級、識別限界等級を解析した。ここでは識別限界を直径>5cmと仮定して、光学系性能に依存する対象物の最大識別相対距離を求めた。

光学センサの性能のうち、FOV、識別限界等級、ダイナミックレンジ等は、最大識別相対距離と関係するので、相対接近等に適した光学系と軌道計画を検討した。

4. 光学系の応用によるGN&Cの課題

対象物の推定軌道情報の有無と精度、可視条件、日照条件等から、宇宙機のGN&Cにはある程度の柔軟な自律機能が望まれる。そこで光学系を対象物の相対測位と接近に応用する際の自律性を念頭に置いて、相対軌道計画とGN&Cの課題を検討した。

光学系による相対測位に関するこれまでの検討からは、軌道制御による位置等の状態変位(これをプロービングと呼ぶ)が必要であることが分かっている。プロービングとして行う軌道制御は対象物の可観測性と相互作用があることを紹介し、FOVと識別限界等級等を考慮した相対軌道について概説する。プロービングを応用した相対測位精度としては、相対距離の1/20程度を目標としている。

軌道上のデブリ識別と相対航法について

軌道上のデブリ識別と 相対航法について

2010年12月17日

池内 正之

NEC東芝スペースシステム株式会社

軌道上のデブリ識別と相対航法について

- 1. 目的
 - デブリ等の非協力対象物への光学系による接近について、対象物以外のデブリと衝突することなく、かつ対象物へ接近するミッションを達成するための基本的な要求について検討したので報告する。
- 2. ミッションを達成するためのリスク評価
 - デブリ衝突頻度および接近対象となるデブリの光学的識別限界の2つの観点から基本的なリスク評価を行うことにより、宇宙機と光学系への要求を検討して、小型宇宙機、FOV7~10°、デブリ識別限界等級>4~7等星を検討の前提条件とした。
- 3. GN&Cに用いる光学系
 - 光学系によるデブリ識別限界を仮定して、太陽反射光の実視等級、識別限界等級を解析した。ここでは識別限界を直径>5cmと仮定して、光学系性能に依存する対象物の最大識別相対距離を求めた。
 - 光学センサの性能のうち、FOV、識別限界等級、

ダイナミックレンジ等は、最大識別相対距離と関係するので、相対接近等に適した光学系と軌道計画を検討した。

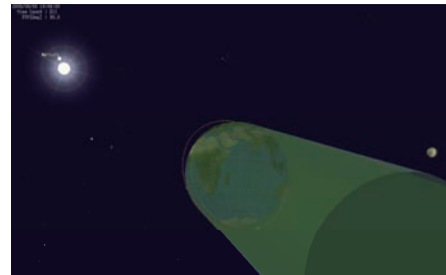
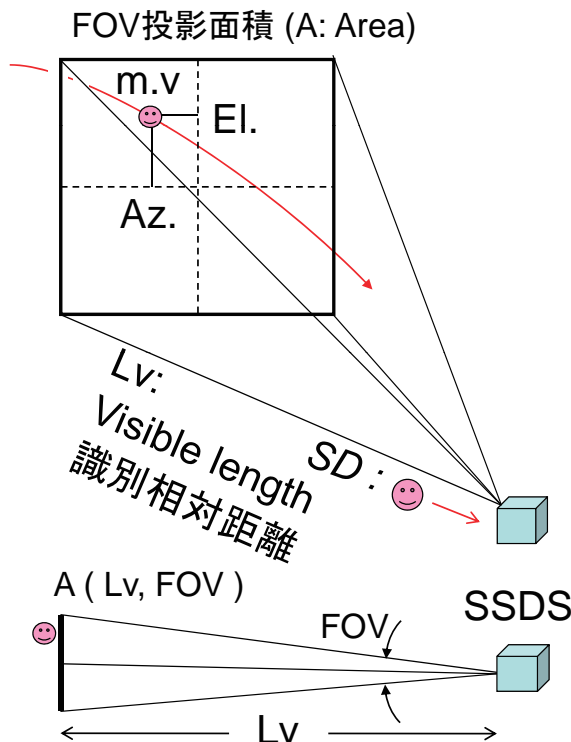
- 4. 光学系の応用によるGN&Cの課題
 - 対象物の推定軌道情報の有無と精度、可視条件、日照条件等から、宇宙機のGN&Cにはある程度の柔軟な自律機能が望まれる。そこで光学系を対象物の相対測位と接近に応用する際の自律性を念頭に置いて、相対軌道計画とGN&Cの課題を検討した。
 - 光学系による相対測位に関するこれまでの検討からは、軌道制御による位置等の状態変位（これをプロービングと呼ぶ）が必要であることが分かっている。プロービングとして行う軌道制御は対象物の可観測性と相互作用があることを紹介し、FOVと識別限界等級等を考慮した相対軌道について概説する。プロービングを応用した相対測位精度としては、相対距離の1/20程度を目標としている。

第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

2

軌道上のデブリ識別と相対航法について

1. ミッション

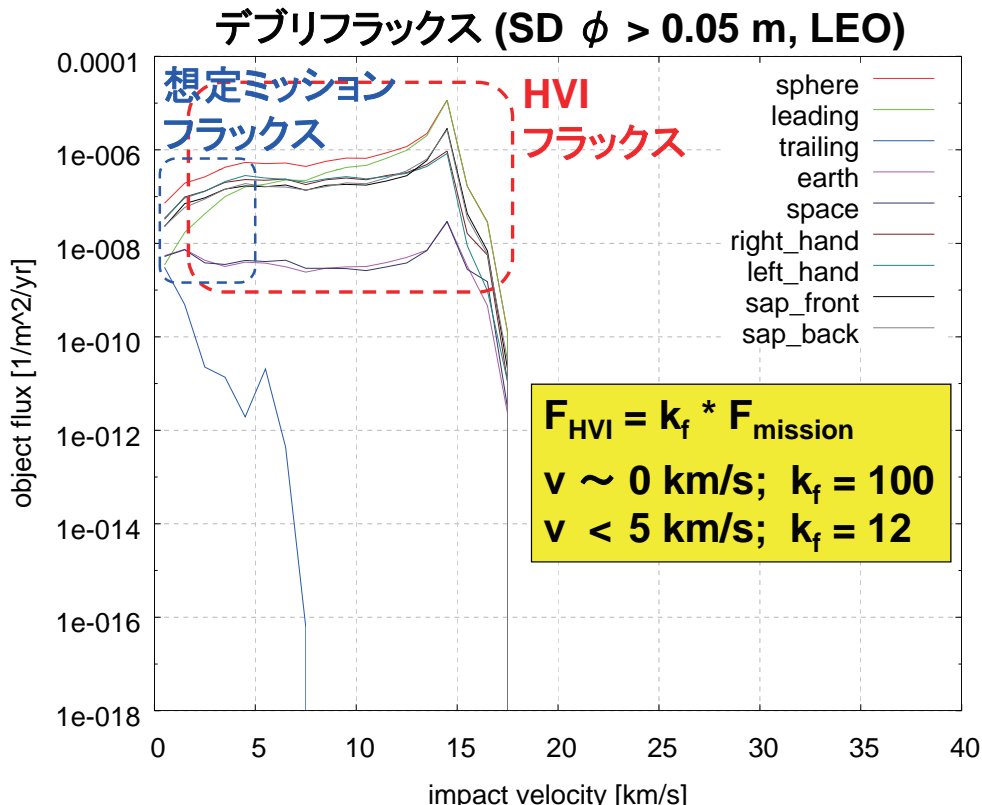


- 光学系とプロービングによるSD識別・測位・接近
SD < 0.1m φ 級
Space Debris
- SSDS: 仮称
Small Space Debris Sweeper
- ARACS: 仮称
Autonomous Rendezvous Approach & Capturing System
- 国際的デブリ除去・衛星廃棄

第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

3

軌道上のデブリ識別と相対航法について



第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

軌道上のデブリ識別と相対航法について

2. ミッションを達成するためのリスク評価

	ミッション実現性	リスク High Vel. Impact
目的	ミッション回数最大	HVI回数最小
ゴール	目標回数以上のSD識別・接近・捕獲等	リスク許容できるSSDSのHVI発生頻度
想定 TAF	Max. TAF ・今日SDを見つけたか? 接近し易い安全なSDを想定。	Min. TAF ・今日HVIがあったか? 高速のSDを想定。
Time	ミッション期間は長く	ミッションSOEは短く
Area	FOV投影面積を広く	SSDS断面積を小さく
Flux	SD ϕ (直径) < 0.1 m (識別直径)	

TAF: [Time]*[Area]*[Flux] \propto 『ミッション機会とリスク発生頻度』

第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

軌道上のデブリ識別と相対航法について

2. ミッションを達成するためのリスク評価

TAF: [Time]*[Area]*[Flux] ∝ 『ミッション機会とリスク発生頻度』

TAF	要求	ベースライン (仮)
Time (T)	想定機会(数) Expected Opportunity	1/月: 微小SDとの遭遇 ∝ 推薬量@ミッション運用 1/7.2H: 明るい軌道上物体
	ミッション寿命 Mission Life	3年 ∝ ミッション運用回数
Area (A)	FOV投影面積 (Large view area)	$1.2 \times 10^8 \text{ m}^2 = [Lv \times \text{FOV}]^2$ $= [10,954]^2 \text{ m}^2$
	SSDS衛星断面積	1 m ²
Flux (F)	想定ミッションフラックス Expected Mission Flux	$10^{-5} / \text{kf} \text{ (1/m}^2\text{/年)}$ kf = 12 ~ 100
	想定HVI	$10^{-5} \text{ (1/m}^2\text{/年)}$

第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

6

軌道上のデブリ識別と相対航法について

3. システム技術

3.1 SDはどの様に見えるか?

Lv (VS ; SD φ, Sun):

識別相対距離:

> 22.5 ~ 88.8 km

実視等級 : > 4 ~ 7 m.v

SD φ : > 50 mm

断面積 : $1.96 \times 10^{-3} \text{ m}^2$

・解析上の想定

太陽-SD-SSDS 角: 45°

反射率: 0.5

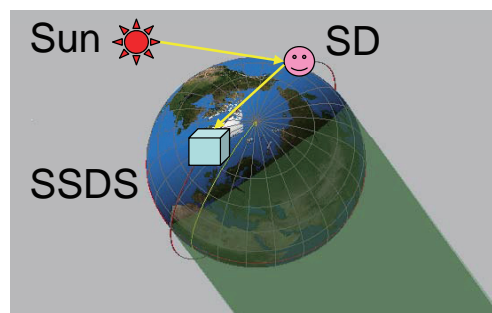
注意

“Observability” 可観測性

“Visibility” 識別実視等級

恒星・惑星の実視等級等

Mag.	No.	Mag.	Planets
-1	2	-26.8	Sun
0	7	-2.4	Mercury
1	12	-4.7	Venus
2	67	-12.6	Earth, Moon
3	190	-3.0	Mars
4	710	-2.8	Jupiter
5	2000	-0.5	Saturn
6	5600		
7	16000		



第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

7

軌道上のデブリ識別と相対航法について

3. システム技術

3.2 想定する光学センサ(VS)の性能

VS (FOV, 識別実施等級 m.v; ダイナミックレンジ)

➤ FOV: 7 ~ 10°

➤ VS識別実施等級

明るい人工天体: > 4 m.v (実視等級)

微小SD: > 4 ~ 7 m.v

➤ VSダイナミックレンジ: 7 m.v

注意: VS画面を横切る高速SDも識別できるが、SD捕捉は別の機会を待つ必要がある。

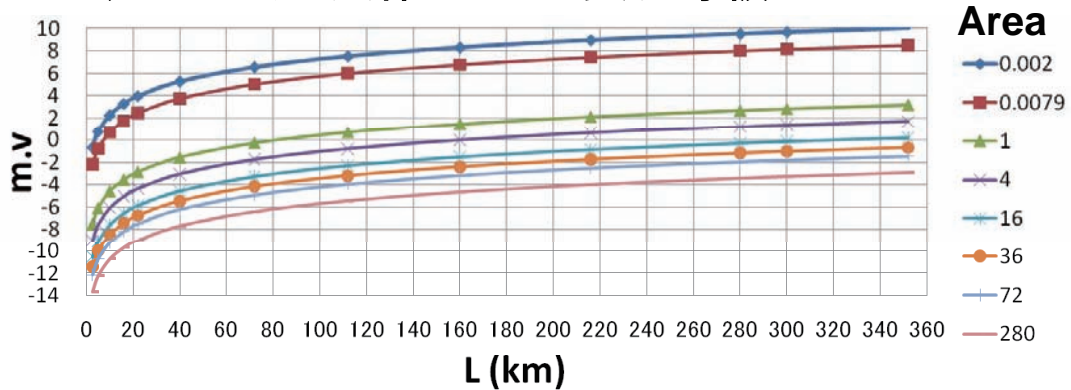
➤ 恒星はビジュアルキューとして使う

➤ State-of-the-art レベルで識別

第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

軌道上のデブリ識別と相対航法について

明るい人工天体やSDの実施等級 m.v



マイルストーン				G8		G7	G6	G5	G4	G3	G2		G1	
Distance	L (km)	2.6	5.0	10.0	16.0	22.0	40.0	72.0	112.0	160.0	216.0	280.0	300.0	352.0
0.05m SD	0.0020	-0.7	0.7	2.2	3.3	4.0	5.3	6.5	7.5	8.3	8.9	9.5	9.7	10.0
0.10m SD	0.0079	-2.2	-0.8	0.7	1.7	2.4	3.7	5.0	6.0	6.8	7.4	8.0	8.1	8.5
物体の 断面積 (m ²)	1	-7.5	-6.1	-4.6	-3.5	-2.8	-1.5	-0.3	0.7	1.5	2.1	2.7	2.9	3.2
	4	-9.0	-7.6	-6.1	-5.1	-4.4	-3.1	-1.8	-0.8	0.0	0.6	1.2	1.3	1.7
	16	-10.5	-9.1	-7.6	-6.6	-5.9	-4.6	-3.3	-2.3	-1.5	-0.9	-0.3	-0.2	0.2
	36	-11.4	-10.0	-8.5	-7.4	-6.8	-5.4	-4.2	-3.2	-2.4	-1.8	-1.2	-1.1	-0.7
	72	-12.2	-10.7	-9.2	-8.2	-7.5	-6.2	-4.9	-4.0	-3.2	-2.5	-2.0	-1.8	-1.5
	280	-13.7	-12.2	-10.7	-9.7	-9.0	-7.7	-6.4	-5.4	-4.7	-4.0	-3.4	-3.3	-2.9



物体視



光源視

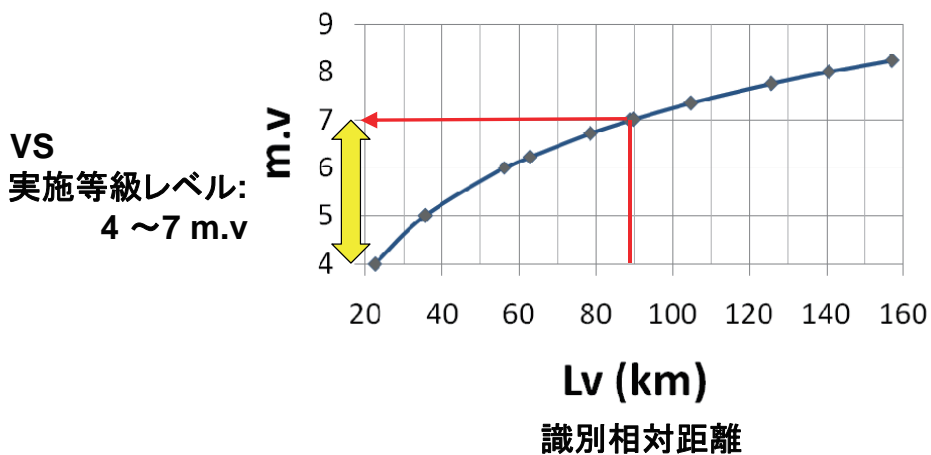
第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

軌道上のデブリ識別と相対航法について

軌道上のデブリ識別

m.v (Lv ; SD: $\phi = 50\text{mm}$, Sun: $R = 0.5$, $\delta = 45^\circ$)

m.v: 実施等級



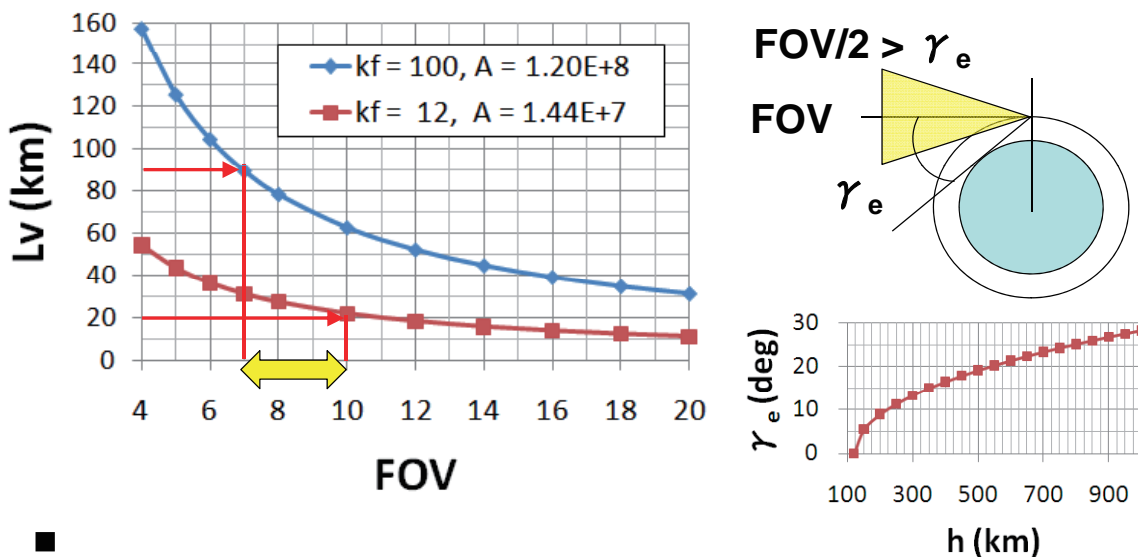
第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

軌道上のデブリ識別と相対航法について

軌道上のデブリ識別

FOV (Lv: m.v, SD: $\phi = 50\text{mm}$, Sun: $R = 0.5$, $\delta = 45^\circ$)

VS (FOV, 識別相対距離 (Lv) ; m.v)



第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

軌道上のデブリ識別と相対航法について

4. 設計技術

4.1 プローピングの定義

Control \underline{u} is called as **probing** over $(t_0, t_1]$, if that knowledge of $\underline{u}(t_0, t_1]$ makes a state \underline{x}_0 observable at t_0 , when the output $\underline{y}(t_0, t_1] = \underline{g}(\underline{x}_0; \underline{u}=0)$ makes a state \underline{x}_0 not observable at t_0 .

注意:

「プローピング」は一般的概念。ミッションに直接依存しない。

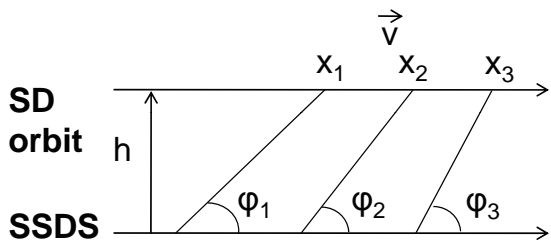
■参考文献

- New Concept for Autonomous Rendezvous Approach Navigation and Guidance System Using Only target Image Information, M. Ikeuchi, T. Tanabe, 1989, 11th IFAC
- Method and apparatus for estimating a position of a target, United States Patent 5,130,934, M. Ikeuchi, Jul. 14, 1992
- Small Space Debris Sweeper with Probing, M. Ikeuchi, S. Kawamoto, 2010, 18th IFAC

第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

軌道上のデブリ識別と相対航法について

プローピングによる相対航法の直感的な理解

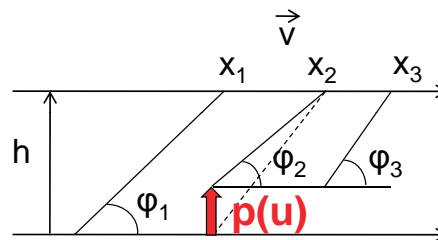


$$\alpha_n = \tan \phi_n = \frac{h}{x + vnt}$$

$$\begin{bmatrix} \alpha_1 & \alpha_1 t & -1 \\ \alpha_2 & 2\alpha_2 t & -1 \\ \alpha_3 & 3\alpha_3 t & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ v \\ h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$C(t) \cdot \underline{x} = \underline{z} = \underline{0}$$

行列Cは、非正則。
(x, v, h) は非可観測。



$$\alpha_2' = \tan \phi_2 = \frac{h - p(u)}{x + 2vt}$$

$$\begin{bmatrix} \alpha_1 & \alpha_1 t & -1 \\ \alpha_2' & 2\alpha_2' t & -1 \\ \alpha_3' & 3\alpha_3' t & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ v \\ h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ -p(u) \\ -p(u) \end{bmatrix}$$

$$C(t) \cdot \underline{x} = \underline{z} \neq \underline{0}$$

行列Cは、正則。
(x, v, h) は可観測。
プローピング Δv による $p(u)$ が可観測にした。

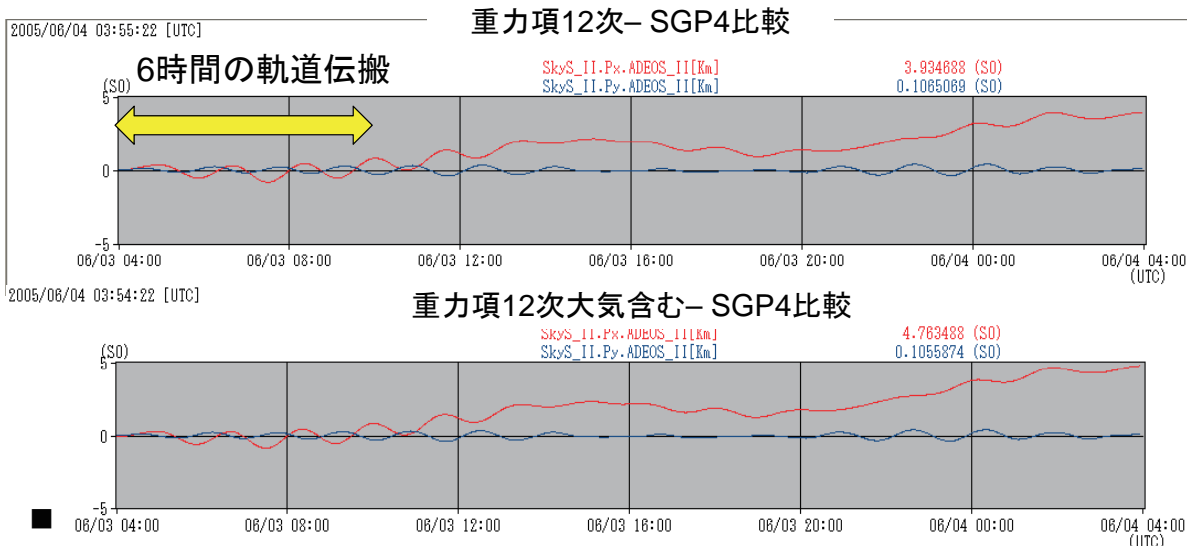
第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

軌道上のデブリ識別と相対航法について

4.2 プロービングの応用

LEO上のSD自律軌道伝搬の例

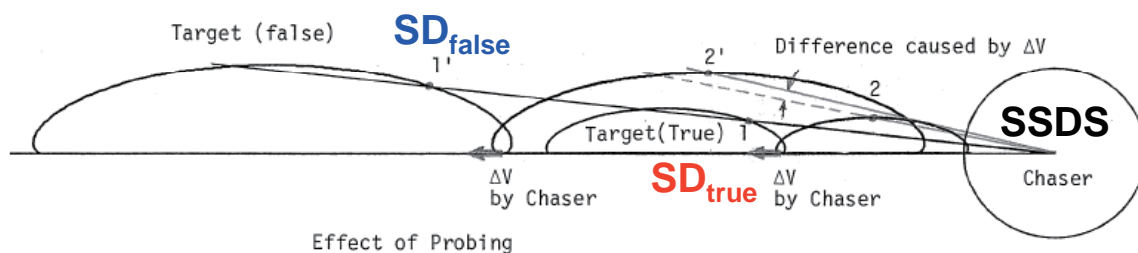
- ✓ 軌道上での光学系による対象物測位(測量)
- ✓ SSDS軌道計画, SSDSによるSD自律軌道伝搬と相対航法
- ✓ SSDS ARCAS(GN&C)実装、GPSRによる絶対航法



第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

軌道上のデブリ識別と相対航法について

プロービングによるSD真値の識別 (相対航法)



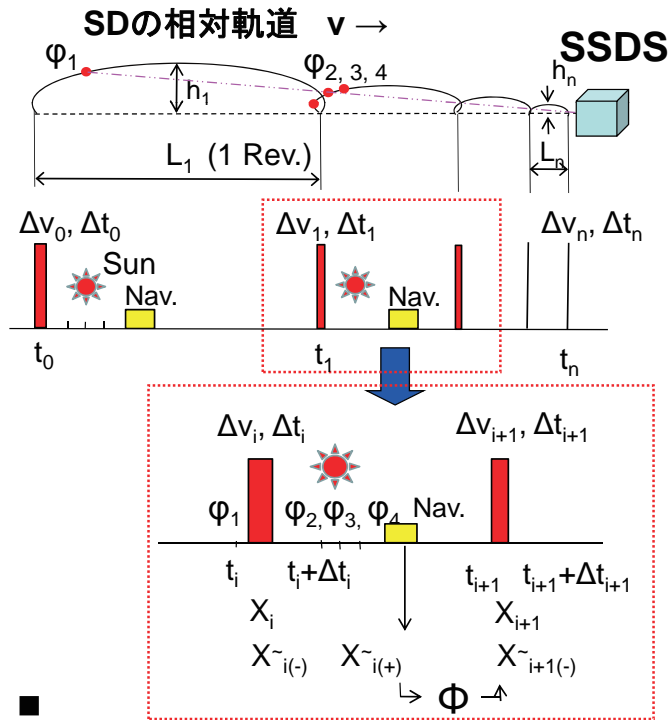
航法と誘導の連携
 $P \delta \underline{x} = \delta \underline{u}$
P: 4 × 4 行列
 要素はヒル方程式の遷移行列 Φ から構成
 $\delta \underline{x}$: 状態変数の誤差
 $\delta \underline{u}$: スラスト誤差 (プロービング時の)

- どんな形状の接近をすればより正確な $\delta \underline{x}$ が得られるか?
 → プロービングによる航法と誘導の連携
- 定性的には、
 $\det(P^{-1})$ を小さくしたい
 または、
 $\delta \underline{u}$ を小さくしたい

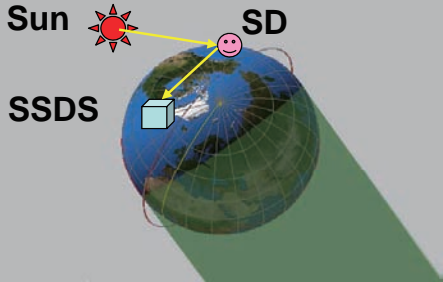
第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

軌道上のデブリ識別と相対航法について

4.3 SOE (シーケンスオブイベント)



✓プロービング用 Δv が必要となるが、軌道制御用 Δv により兼用できる。
 ✓左図の場合、相対測位のために1-2周回観測実施。



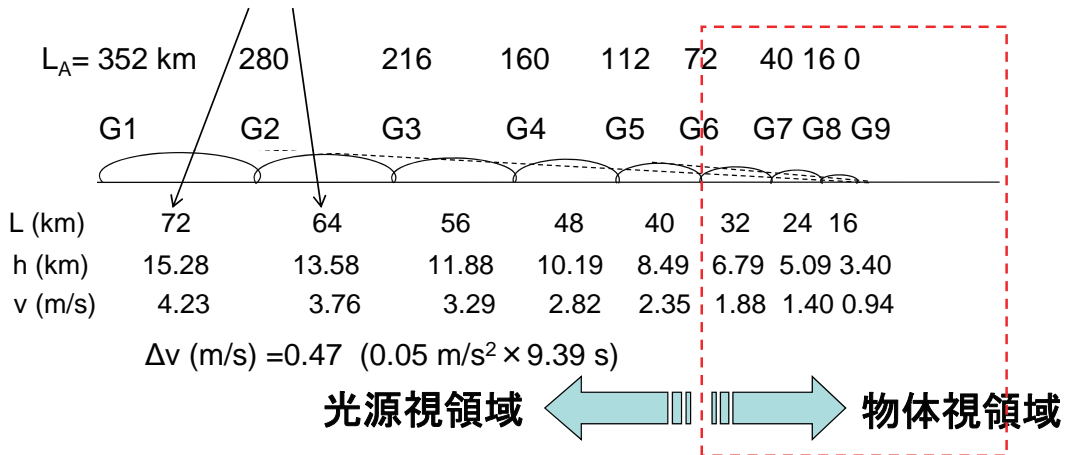
第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

軌道上のデブリ識別と相対航法について

4.3 SOE (シーケンスオブイベント)

光学系により非協力対象物に相対接近する軌道計画例

SD相対測位を維持するために計画的プロービングを行う。
 下図では、毎周回8kmずつアーク間隔を短くするプロービング Δv を実施。



第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

軌道上のデブリ識別と相対航法について

4.3 SOE (シーケンスオブイベント)

GN&C解析例

非協力対象物への相対航法

Mile stone	L (m)	Vy (m/s)	δ_x (m)	δ_y (m)	δ_z (m)	$\sqrt{\delta^2}$ (m)	L/ $\sqrt{\delta^2}$	L/ δ_y	d δ_x /dt (m/s)	d δ_y /dt (m/s)	d δ_z /dt (m/s)	$\sqrt{(d\delta/dt)^2}$ (m/s)	Vy/ $\sqrt{(d\delta/dt)^2}$
G1	352,000	4.228	350	20234	-693	20249	17.4	17.4	-0.256	-0.496	0.150	0.578	7.3
G2	280,000	3.758	270	12907	-628	12925	21.7	21.7	-0.200	-0.394	0.120	0.458	8.2
G3	216,000	3.288	201	7803	-526	7823	27.6	27.7	-0.151	-0.303	0.093	0.351	9.4
G4	160,000	2.818	142	4402	-411	4423	36.2	36.3	-0.109	-0.222	0.070	0.257	11.0
G5	112,000	2.349	93	2264	-292	2285	49.0	49.5	-0.074	-0.150	0.050	0.175	13.5
G6	72,000	1.879	54	1025	-180	1042	69.1	70.2	-0.045	-0.088	0.033	0.104	18.0
G7	40,000	1.409	24	387	-86	397	100.7	103.4	-0.022	-0.039	0.020	0.049	28.7

非協力対象物への誘導 (FTA)

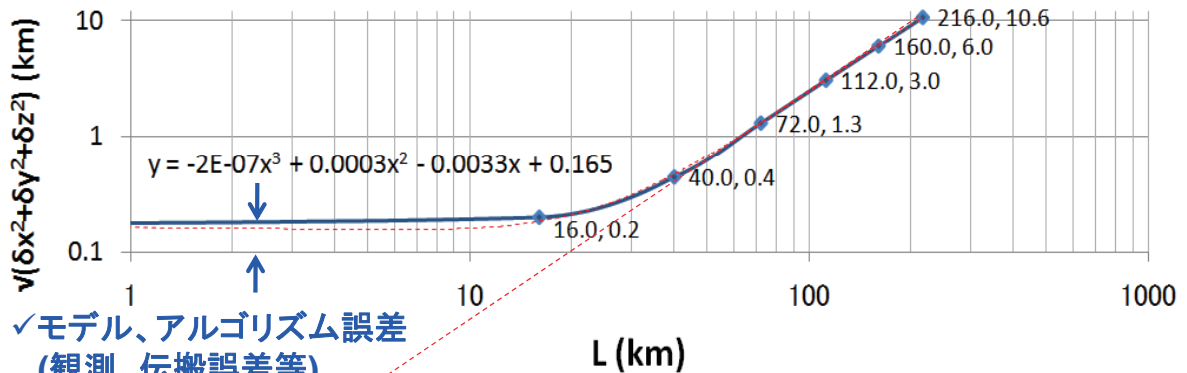
Mile stone	L (m)	Vy (m/s)	δ_x (m)	δ_y (m)	δ_z (m)	$\sqrt{\delta^2}$ (m)	L/ $\sqrt{\delta^2}$	L/ δ_y	d δ_x /dt (m/s)	d δ_y /dt (m/s)	d δ_z /dt (m/s)	$\sqrt{(d\delta/dt)^2}$ (m/s)	Vy/ $\sqrt{(d\delta/dt)^2}$
G3	216,000	3.288	350	10577	-693	10605	20.4	20.4	-0.256	-0.492	0.150	0.575	5.7
G4	160,000	2.818	270	5955	-628	5994	26.7	26.9	-0.200	-0.394	0.120	0.458	6.2
G5	112,000	2.349	201	2988	-526	3041	36.8	37.5	-0.151	-0.303	0.093	0.351	6.7
G6	72,000	1.879	142	1230	-411	1305	55.2	58.5	-0.109	-0.222	0.070	0.257	7.3
G7	40,000	1.409	93	314	-292	439	91.2	127.4	-0.074	-0.150	0.050	0.175	8.1
G8	16,000	0.939	54	62	-180	198	80.9	258.1	-0.045	-0.088	0.033	0.104	9.0
G9	0	0.000	24	-137	-86	164	0.0	0.0	-0.022	-0.039	0.020	0.049	0.0

軌道上のデブリ識別と相対航法について

4.3 SOE (シーケンスオブイベント)

GN&C解析例

FTA Guidance Accuracy with Probing



- ✓モデル、アルゴリズム誤差 (観測、伝搬誤差等)
- ✓センサ誤差

「プロービング」を続ければ、この直線状の誘導誤差を実現できるだろうか?
 ✓「オクターブ接近」を想定。

軌道上のデブリ識別と相対航法について

4.4 地上局支援とSSDSの自律化レベルの関係

➤ 支援範囲

OD (軌道決定)精度:

Along track 4 km, 他は 2 km = $2\sqrt{5}$ km (仮)
限られた地上局数にて実施。
データ中継衛星支援は無しかミニマム。

➤ 支援内容

SDイメージ: 非リアルタイム
SD Az./ El.: リアルタイム

➤ SSDS機能

軌道上でのSD識別相対距離 (Lv):

< 56.2 km (6 m v) ~ 88.8 km (7m.v): SD Φ > 0.05m

プロービングを用いた相対測位精度:

1 ~ 2 km at Lv= 56.2 km (識別可能相対距離)

$2\sqrt{5}$ km at Lv=120.3 km (プロービング有効距離)

第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

20

軌道上のデブリ識別と相対航法について

4.5 推薬質量

➤ SSDS断面積を小さく (HVIリスク軽減) → 質量制約

➤ ミッション遂行と衛星廃棄のための推薬質量

スラスタ > 1.5N (EOL) @340kg, IB: 0.02~0.05Nsとして

ΔV	要 求 概 要	推薬 (kg)	推薬	全備質量
			割合 %	割合 %
微小SD 観測	60 回	5.6	27.3	1.7
非協力接近	12 回	13.0	63.2	3.8
CAM	4 回	1.0	4.9	0.3
25年寿命軌道投入	h = 670km	0.9	4.6	0.3
Σ 推薬小計		20.6	100.0	6.1
マージン	6 % (標準)	1.2	6.0	0.4
推薬合計		21.9	106.0	6.4
最大推薬積載量	暫定値	45.0		
最大推薬積載率		48.6		

初期高度 (km)	692	推薬質量比 %
SSDS 質量 (kg)	340	6.1
Isp (EOL)	210	

第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

21

軌道上のデブリ識別と相対航法について

5. 結論

■実現性

- SSDS(小型衛星)、プロービング、及び光学系システムにより微小SDへ接近・捕捉し、衛星廃棄を行うことが可能なミッションがあると考えている。

■軌道上で視認する最小 SD (*Space Debris*)

- SD $\phi > 0.05$ m を前提として解析した。

■プロービングの理論と応用

- プロービングは個別ミッションに依存しない一般的概念。
光学系による相対接近において、観測と制御の相互関係は興味深く、宇宙測位・測量技術に応用できる。
- 課題
可観測性が最大(最も有効)となる軌道計画の提示。
システムへの実装検討。