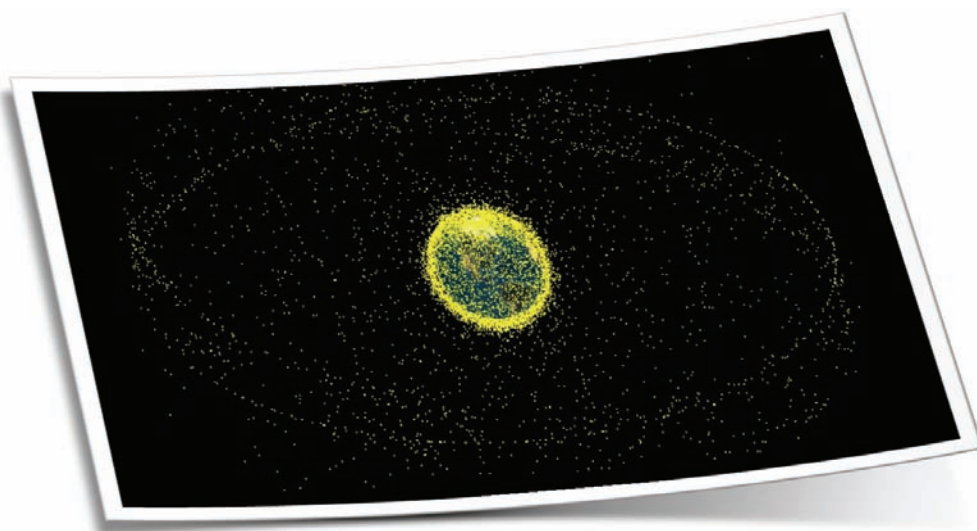


第4回「スペースデブリワークショップ」 講演資料集

Proceedings of the 4th Space Debris Workshop



2010年12月16日, 17日

宇宙航空研究開発機構

調布航空宇宙センター

宇宙航空研究開発機構
研究開発本部 未踏技術研究センター

宇宙航空研究開発機構特別資料
JAXA Special Publication

第4回「スペースデブリワークショップ」講演資料集
Proceedings of the 4th Space Debris Workshop

研究開発本部
未踏技術研究センター
Innovative Technology Research Center
Aerospace Research and Development Directorate

2011年2月
February 2011

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

目次

巻頭言

I. 総論

- 1-1 スペースデブリ問題の最近の論点
木部勢至朗 (JAXA) …… 1
- 1-2 世界のデブリ対策の進展状況
加藤 明 (JAXA) …… 16

II. 観測

- 2-1 美星スペースガードセンターにおけるデブリ観測の現状
西山広太 (JSGA) …… 29
- 2-2 TDI モードによる静止デブリ観測の試み
奥村真一郎, 坂本 強, 高橋典嗣 (JSGA), 中屋秀彦 (国立天文台),
工藤伸夫, 廣瀬史子, 松田郁未, 染谷一徳, 柳沢俊史, 吉川 真 (JAXA),
田中 済 (JSF) …… 42
- 2.3 スペースデブリの多色同時測光観測の役割
坂本 強 (JSGA) …… 59
- 2-4 重ね合わせ法によるロシア提供軌道デブリの観測
黒崎裕久, 柳沢俊史 (JAXA) …… 68
- 2-5 FPGA 化による高速画像解析技術
柳沢俊史, 黒崎裕久, 藤田直行 (JAXA) …… 84
- 2-6 次世代型デブリ観測の提案
上津原正彦, 田川 真, 花田俊也 (九大) …… 99
- 2-7 低軌道デブリ観測用搭載光学センサの検討
松本晴久, 柳沢俊史 (JAXA), 北澤幸人 (IHI, JAXA), 黒崎裕久 (JAXA) ……108
- 2-8 静止衛星観測用光学望遠鏡の現状と改修プラン
布施哲治 (NICT), 黒田大介 (国立天文台), 久保岡俊宏 (NICT) ……117
- 2-9 HTV 軌道高度の TLE 精度評価
工藤伸夫, 松田郁未 (JAXA), 倉田育枝, 足立 学 (富士通) ……126

III. モデル化

- 3-1 環境推移モデルによるスペースデブリの長期環境推移について
眞庭知成, 花田俊也 (九大), 河本聡美 (JAXA) ……135
- 3.2 デブリ衝突解析について
河本聡美, 東出真澄 (JAXA) ……145
- 3.3 宇宙ダスト計測技術の研究開発
北澤幸人 (IHI, JAXA), 松本晴久 (JAXA), 桜井 晃, 船越国広,
八坂哲雄 (QPS 研究所), 花田俊也 (九大), 長谷川直 (JAXA) ……156

IV. 防御

- 4-1 デブリ防護設計標準 (WG3)の活動状況
松本晴久 (JAXA), デブリ防護設計標準 WG ……169
- 4.2 Whipple バンパー防御機構に関する再考察
片山雅英 (伊藤忠テクノソリューションズ) ……182
- 4.3 防衛大におけるスペースデブリ衝突模擬実験
田村英樹 (防衛大) ……195

4.4	エジェクタ（二次デブリ）に関する国際標準規格案 CD11227 の紹介 赤星保浩（九工大），松本晴久（JAXA），北澤幸人（IHI）	・・・200
4.5	衛星構体パネルのデブリ衝突損傷評価 東出真澄，小野瀬直美，長谷川 直（JAXA）	・・・225

V. 除去

5-1	デブリ除去の必要性和ストラテジ 河本聡美，大川恭志，照井冬人，西田信一郎，北村正治，木部勢至朗（JAXA）， 花田俊也（九大），白坂成功（慶應大）	・・・237
5-2	宇宙デブリ除去システムの技術開発 西田信一郎，河本聡美（JAXA）	・・・249
5-3	デブリ回収機による故障衛星に対する画像情報に基づく運動推定と近傍飛行マヌーバ 照井冬人（JAXA）	・・・261
5-4	デブリ除去における非協力対象への接近と宇宙機システムについて 安田国治（三菱電機）	・・・272
5-5	デブリ衛星回収ミッション検討 大塚聡子，桑尾文博（NEC），池内正之（NEC東芝スペースシステム）	・・・281
5-6	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）	・・・292
5-7	デブリ除去に向けた導電性テザーシステムの研究 大川恭志，河本聡美，北村正治，東出真澄，上村平八郎，木部勢至朗， 松本康司，塩見 裕（JAXA）	・・・304
5-8	低密度材料を用いた受動的なスペースデブリの除去方法 有吉雄哉，嘉嶋 秀一，平山 寛，花田 俊也（九大），北澤 幸人（IHI,JAXA）， 川辺 有恒（IHI），松本 晴久（JAXA）	・・・317
5-9	大出力レーザーによるスペースデブリ除去の可能性 遠藤雅守（東海大）	・・・331
	付録・講演プログラム	・・・343

巻頭言

木部勢至朗

(宇宙航空研究開発機構 研究開発本部 未踏技術研究センター長)

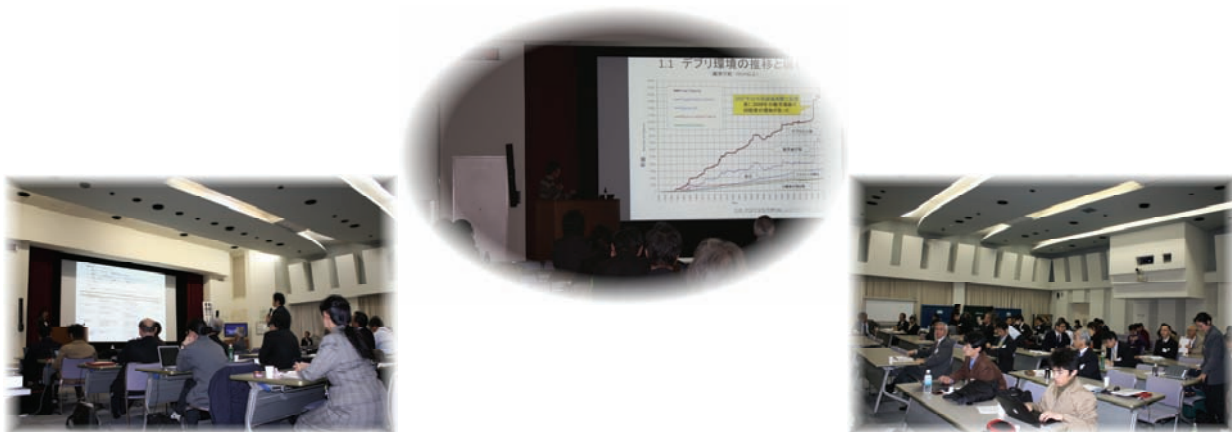
Seishiro KIBE

(Director, Innovative Technology Research Center, Aerospace Research and Development Directorate/JAXA)

私自身がデブリ研究に係るようになった契機は、20年近く前に遡る。当時宇宙ステーション計画の初期の段階であり、同施設が恒常的な軌道上有人施設であることから、デブリ問題が真剣に危惧され始めた時期であった。もともとデブリの危険性については、旧宇宙航空研究所（ISAS）の先達によって極めて早い時期に警鐘が鳴らされていたものの、国内では継続した研究の流れとはなっておらず、当時本問題を研究の対象としていた研究者の数は、旧航空宇宙技術研究所（NAL）の我々のグループ（グループと言っても2人のみであったが・・・）を含め、おそらく十指に足りないような状況であったと記憶している。

もともと、本「スペースデブリワークショップ」は、旧航空宇宙技術研究所に於けるデブリ関連研究成果の公開を主たる目的として企画されたものであったが、国内外における同問題の重要性・緊急性に対する認識の高まり、特に国内における研究者層の拡大、研究レベルの向上と共にその性格を変え、昨年12月16、17日開催された第4回ワークショップに至っては、デブリ問題に関するオールジャパンの研究発表・議論の場としての性格をも具備するようになってきている。およそ40件の関連先端技術に関する口頭発表に、延べ140人超の参加者を迎え、量・質とも極めて高い議論が出来たと考えている。冒頭述べた草莽期の状況を思うと隔世の感がある。巻頭言を書くに当たり、本ワークショップの企画・運営を担当したJAXA内外の関係者を始め講演者、参加者の皆様のご尽力・ご協力に対し深甚の謝意を表する次第である。

またご案内の様に、今回は「スペースガード研究会」と共同で開催となった。対象物の大きさ、危険性の時間スケール等々、異なる側面を持つNEO問題であるが、観測技術など技術的共通性もあり、何より人類共通の課題として取り組むコミュニティに共通している部分があることから、今回共同開催する運びとなった。これを機会に両コミュニティの一層の交流が図られ、両問題解決に向けた研究・開発活動が進展することを願っている。



I. 総論

スペースデブリ問題の最近の論点

○木部勢至朗（JAXA 研究開発本部未踏技術研究センター）

宇宙ステーションプログラムへの影響から世界の注目を集め、その削減が目指された「スペースデブリ」であるが、以降の各国宇宙機関、宇宙機関間デブリ調整会議、国連、ISO 等による懸命の活動にもかかわらず、最近の2つの軌道上破碎イベントも相俟って遂にカタログ化物体だけでも 15000 個を超えるに至っている。当初から懸念されていたデブリの相互衝突による連鎖的なデブリ増殖、所謂「ケスラーシンドローム」も現実のものとなっており、「Mitigation から Remediation」へと関係者の関心が移ってきている。本発表では、このような状況を解説すると共に、IADC, UN, ISO での発生防止標準化の進展、また現実のオペレーションとなってきたデブリ衝突回避と SSA、漸く各国が本気で関心を示し始めた積極的デブリ除去、更には国連宇宙空間平和利用委員会の科学技術小委員会で開始された「宇宙開発活動の長期持続性」に関する議論等々、デブリ問題を取り巻く最近の論点について述べることとする。

スペースデブリ問題の最近の論点

宇宙航空研究開発機構
研究開発本部未踏技術研究センター
木部勢至朗

3.6 衛星衝突回避の現状(1/2)

(3) 米空軍からの緊急通知 (2009年9月～)

(ア) JAXA軌道担当(TLE登録窓口)にメール通知

- デブリとの最接近距離、予想時刻等の情報(72時間前)
 - » 通知の背景、情報の定義等の説明なし。衝突回避判断に必要な情報不足。
 - » 衛星最新軌道の提供で、接近解析を再計算し結果を通知
- NASAからメール情報(2010年1月)
 - » 米空軍は運用中の全衛星へのデブリ接近解析を始めた

(イ) 接近通知の状況

- 2009年(JAXA衛星: 11回、他衛星: 10回)
- 2010年(JAXA衛星: 21回、他衛星: 12回)
 - » 他衛星(大学、民間)は、情報を転送
- 衝突回避の要否検討(衝突回避の実施はない)
 - » ASTRO-F、SOLAR-B、EXOS-D、GOSAT

2

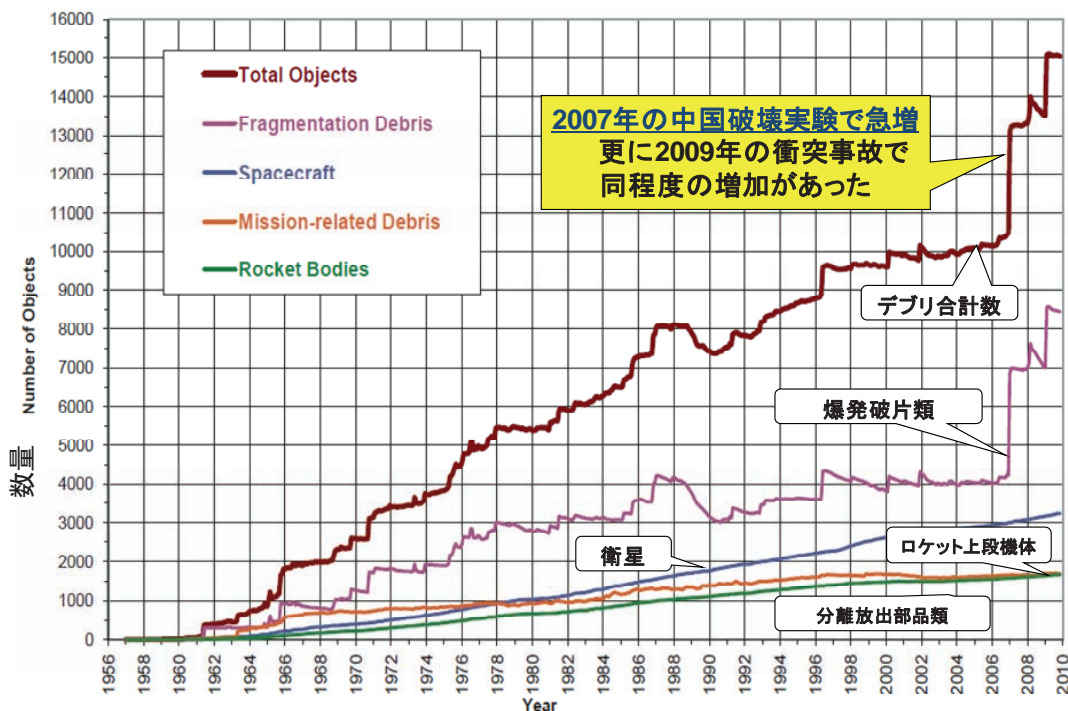
講演内容

1. デブリ環境の推移と現状
2. デブリ発生規制への活動
3. 現実のものとなった衝突回避
4. SSA agreement
5. 国連における
「宇宙開発の長期持続性に関する検討」
6. 有用軌道からの積極的デブリ除去
7. むすび

1. デブリ環境の推移と現状

1.1 デブリ環境の推移と現状

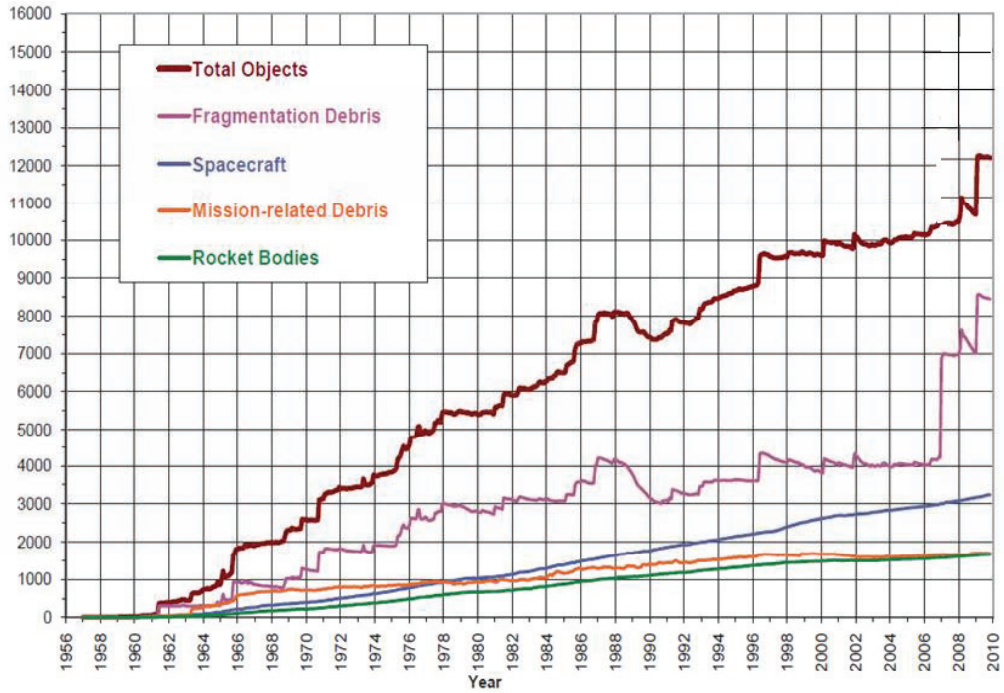
(観測可能: 10cm以上)



出典: 米宇宙監視網SSNIによるカタログ・データより 5

1.2 デブリ環境の推移と現状

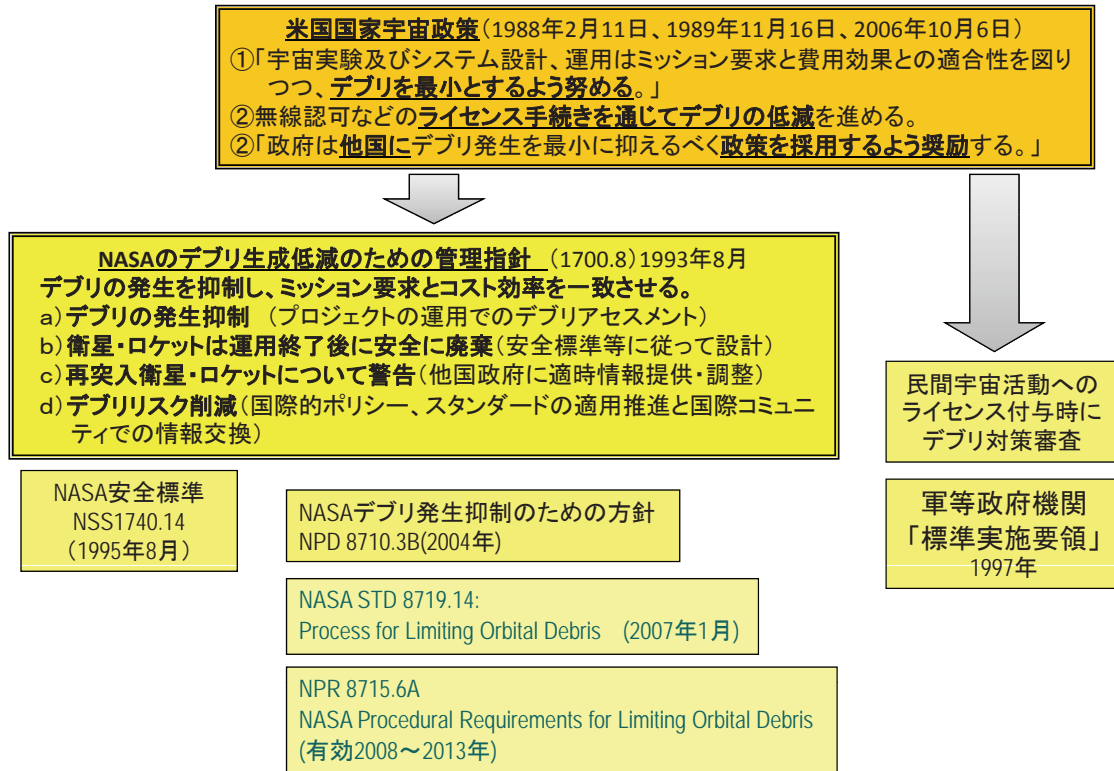
(観測可能: 10cm以上)



出典: 米国宇宙監視網SSNによるカタログ・データより 6

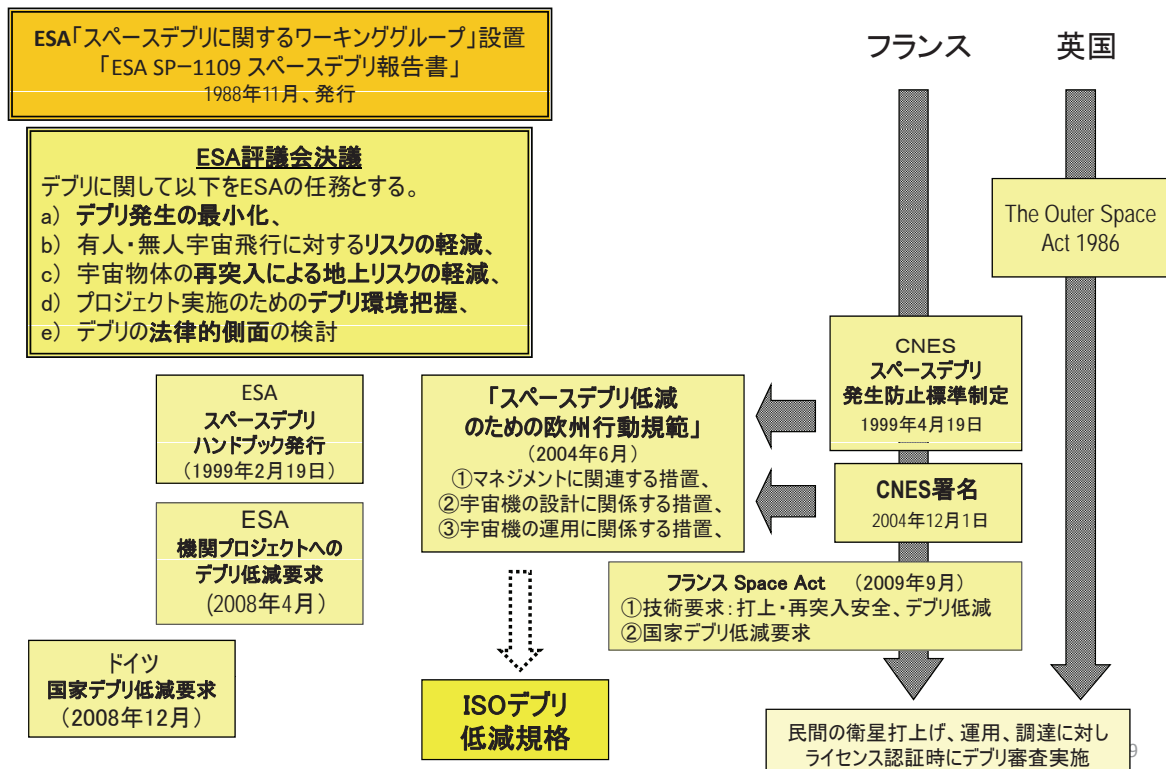
2. デブリ発生規制への活動

2.1 米国でのデブリ規制の流れ

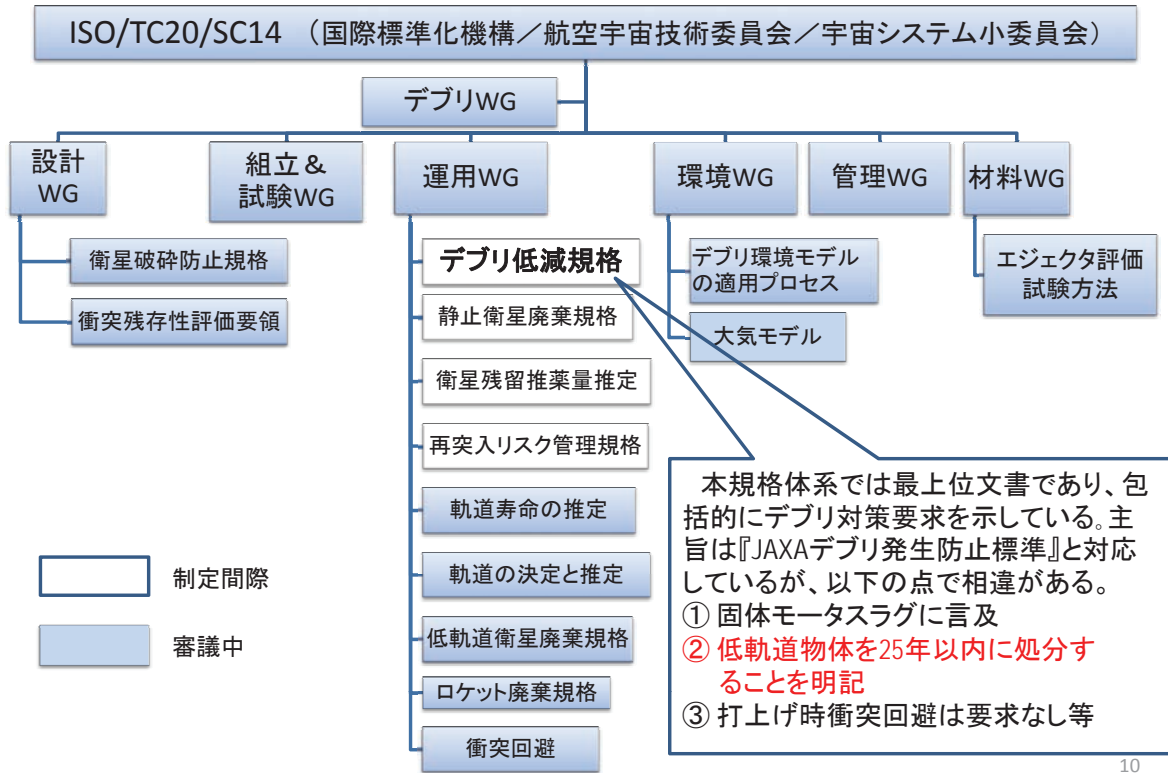


8

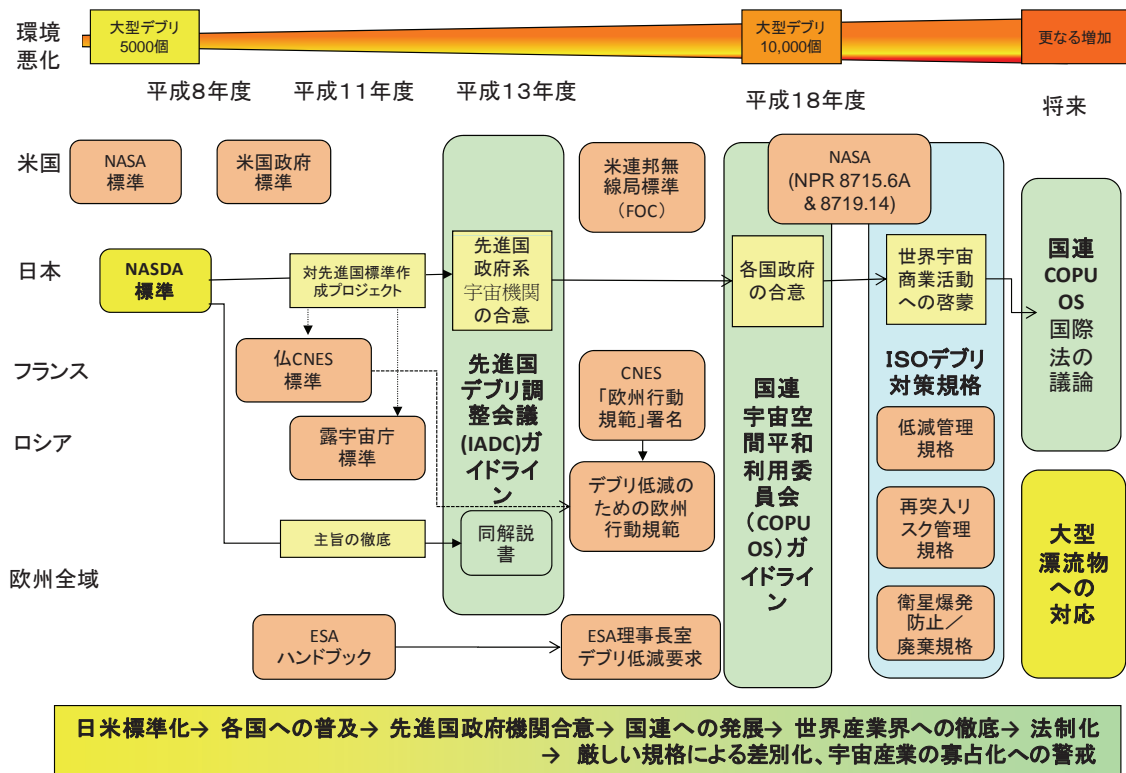
2.2 欧州でのデブリ規制の流れ



2.3 国際規格化(ISO)の状況

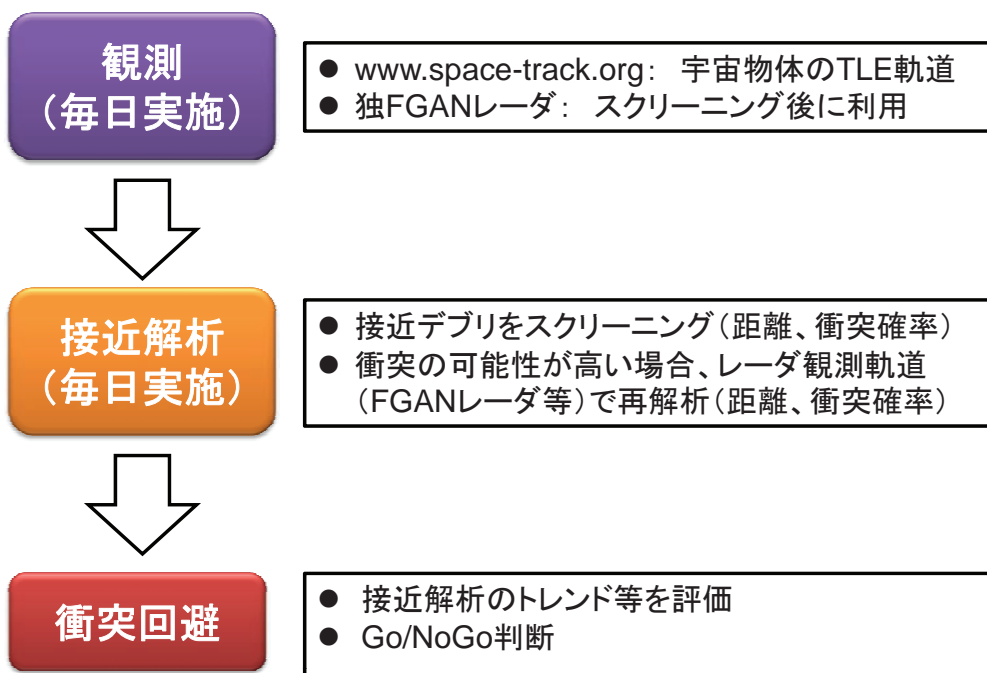


2.4 世界の動向

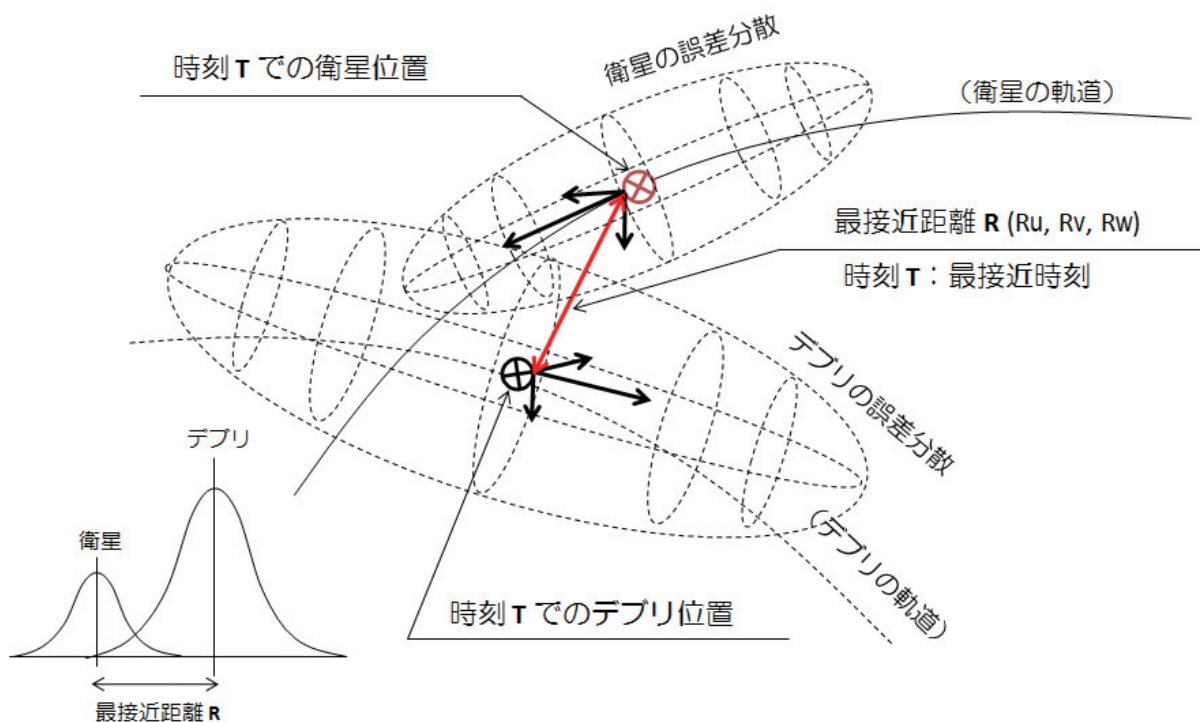


3. 現実のものとなった衝突回避

3.1 接近解析のプロセス



3.2 接近解析のイメージ



14

3.3. デブリと運用中衛星の衝突回避状況

● 接近解析

	ESA	CNES	NASA	JAXA
独自接近解析開始	1995頃	1997	2004	2008
初回の衝突回避	1997	1997	2005	2009

● 衝突回避マヌーバ

	ESA (2008)	CNES (2008)	NASA (2008)	JAXA (2009)
監視対象衛星数	2	17	約50	12
衝突回避マヌーバ	0	4	5 9 (2009)	1

15

3.4 衝突回避マヌーバ(NASA)

- NASA (2009年)

衛星	衝突回避マヌーバ	回避物体
TDRS3	1月27日	プロトンロケット上段
ISS	3月22日	CZ-4ロケット上段デブリ
Cloudsat	4月23日	コスモス2251デブリ
EO-1	5月11日	ゼニットロケット上段デブリ
ISS	7月17日	プロトンロケット上段デブリ
Space Shuttle	9月10日	ISS放出デブリ
PARASOL(仏)	9月29日	風雲1Cデブリ
Aqua	11月25日	風雲1Cデブリ
Landsat 7	12月11日	Formosat 3D衛星

出典： USA Space Debris Environment and Operational Update, NASA, UN COPUOS, STSC, 8-19 Feb. 2010

16

4. SSA Sharing agreement

4.1 SSA Sharing agreement

1. 2009年9月から、統合宇宙運用センター(JSpOC)よりデブリ接近警報がメールで伝えられ、最新の衛星軌道情報の提供の依頼、それに基づいた接近解析結果の提供が開始された(試行的であり、一部衛星のみ、提供情報限定的)。
2. 2010年1月、JSpOCが全運用衛星の接近解析を開始。
3. 2010年9月、戦略軍担当者より、本サービスに関する民間用SSA Sharing Agreement が送付された。

4.2 SSA Sharing agreement

4. SSAサービス: 接近解析、打ち上げ支援、軌道離脱・再突入支援、廃棄・寿命末期支援、不具合対策、電磁干渉対策。
5. 受益者は、対象衛星の軌道情報及び関連情報を提供する。
6. 当面は課金せず。
7. 課題
 - 国としての体制
 - 最終的な回避決定(我が国独自の観測能力のゴール)
 - 具体的な民間事業者へのオペレーション支援

5. 国連における 「宇宙開発の長期持続性に関する検討」

5.1 国連における「宇宙開発の長期持続性に関する検討」

1. 2010年2月、UN/COPUOS/STSCで標記課題に関するワーキンググループの設置を決定。
2. 検討範囲
 - 地上における持続可能な発展のための持続可能な宇宙開発
 - スペースデブリ
 - 宇宙天気
 - 運用
 - SSA共有ツール
 - 規制
 - 新規参入者へのガイドライン
3. 上記トピックスをグループピングし、4つの専門家会合を設置し、検討を進める。

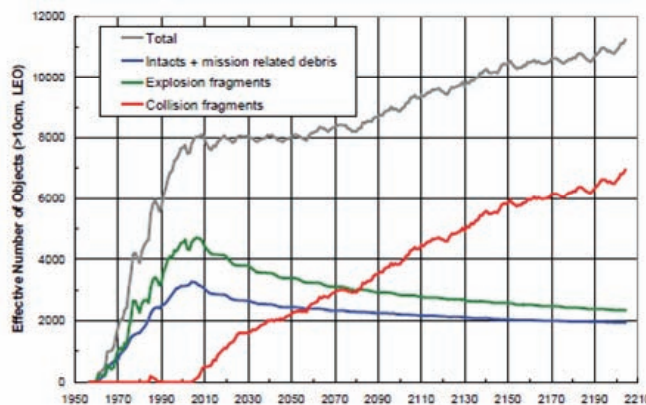
6. 有用軌道からの積極的デブリ除去

6.1 デブリ除去の必要性

低軌道では既存デブリ同士の衝突により、今後打上を行わない場合でもデブリが増加していくことが各国の研究により指摘。

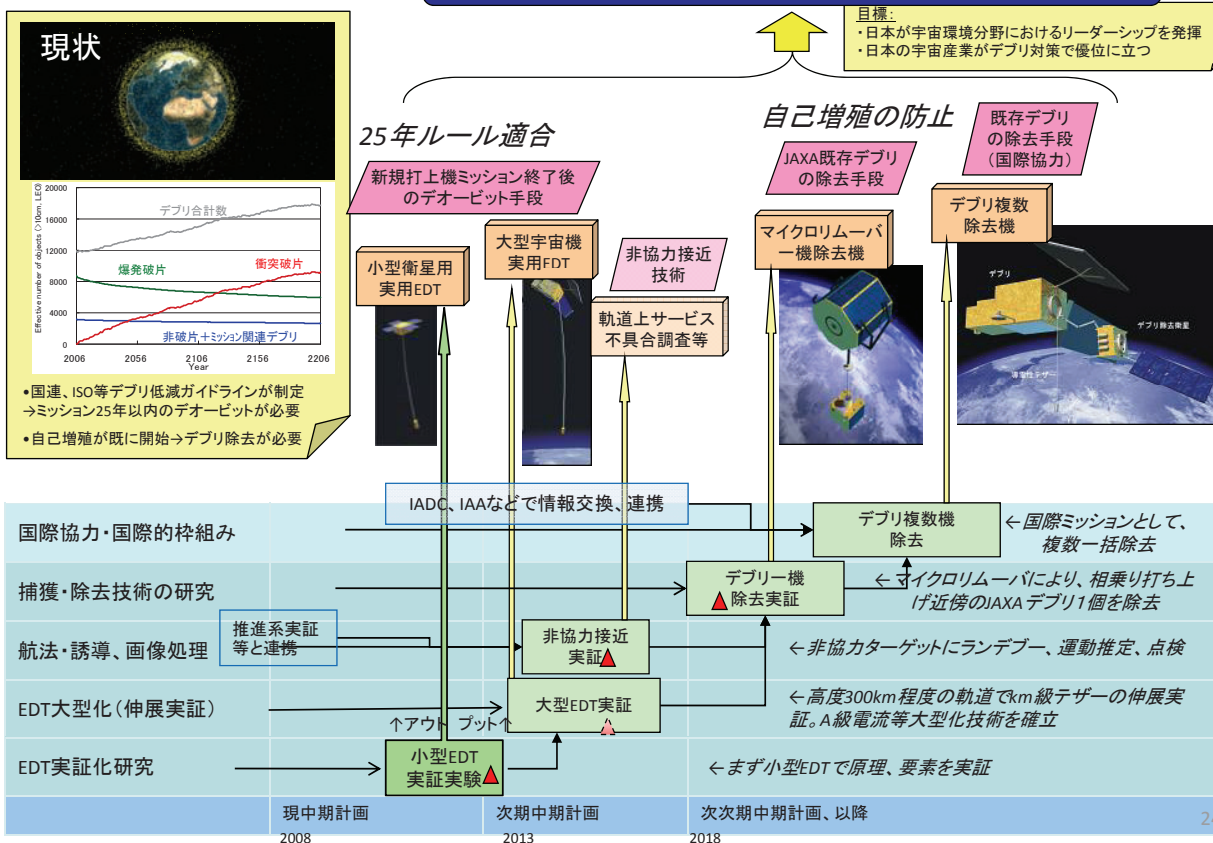
デブリ発生低減だけでは不十分で、デブリ除去が

→ 唯一の解決策



NASAの推移モデルLEGENDによる予測。2005年以降打ち上げが行われなくても衝突によりデブリが増加する。NASA 2006

デブリ除去ロードマップ案

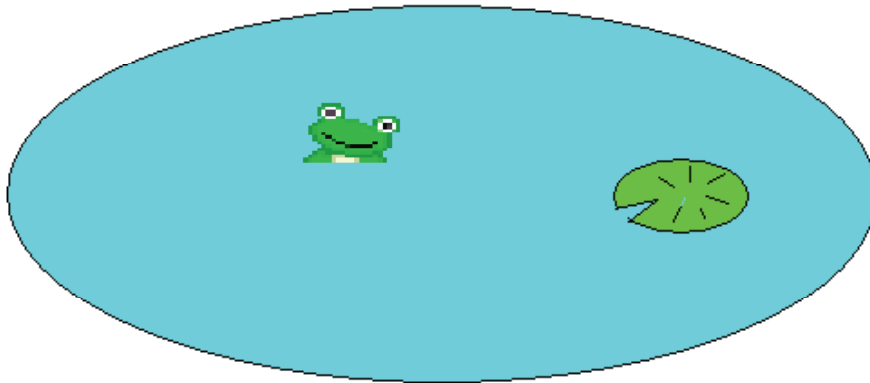


7 むすび

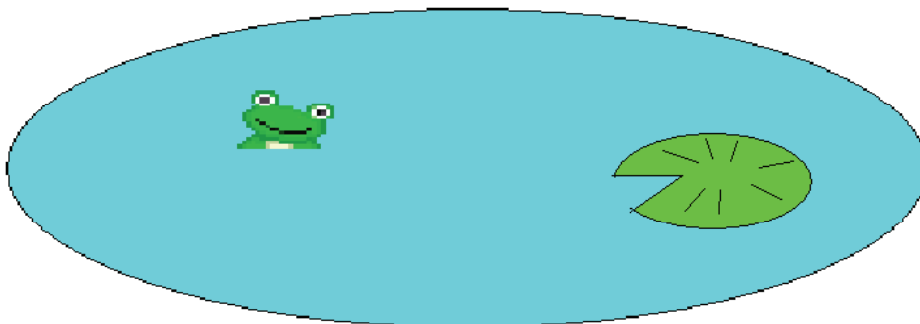
Rome Club Report

“Limit of the Growth”

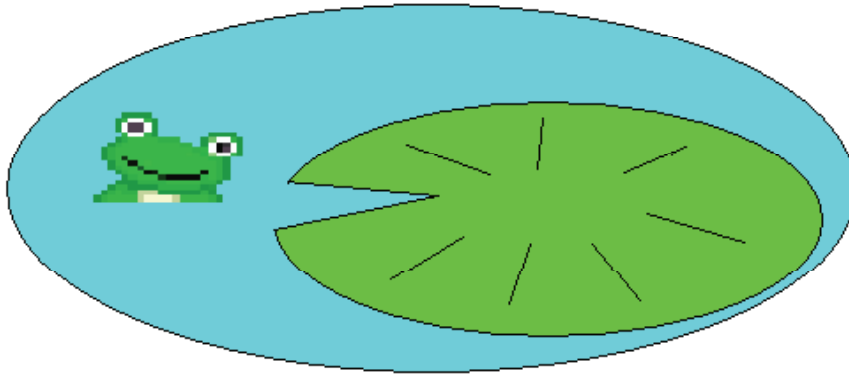
Day 1



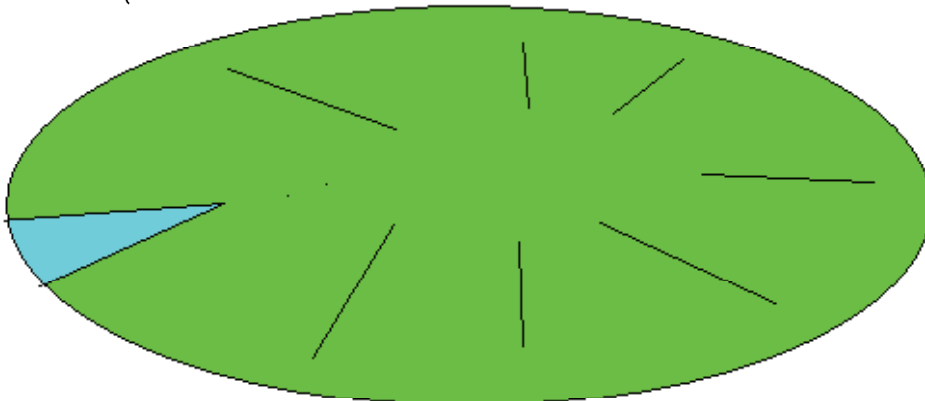
Day 2



Day X-1



Day X



世界のデブリ対策の進展状況

○加藤 明 (JAXA 安全・信頼性推進部)

JAXA は平成 8 年にデブリ発生防止標準を制定して以来、同様な管理が世界的に徹底されるよう働きかけてきており、その成果が国連ガイドラインにも反映されている。しかし、今では欧米がこれらを越える厳しい規制を制定し、それが国際標準化機構のデブリ関連規格にも反映されつつある。JAXA ではこれら欧米の規制強化に呼応して、世界と同等な管理体制の構築を目指し、海外共同事業の円滑な推進や我が国の宇宙ビジネスの健全性をアピールしようとしているが、国際調整の場では過剰な規制化の流れに対しては現実的な対応をとるよう主張して規制化の速度を調整している。一方、国連では新たに「宇宙活動の長期的持続性を保証するための活動」が開始されている。我が国もこのような状況に配慮して、国レベルで安全・快適な社会への貢献、科学の発展への貢献に寄与する宇宙活動の振興と、それらを保証する軌道環境の保全をバランスよく指向する必要がある。

スペースデブリワークショップ 世界のデブリ対策の進展状況

平成22年12月17日

宇宙航空研究開発機構

研究開発本部、安全・信頼性推進部

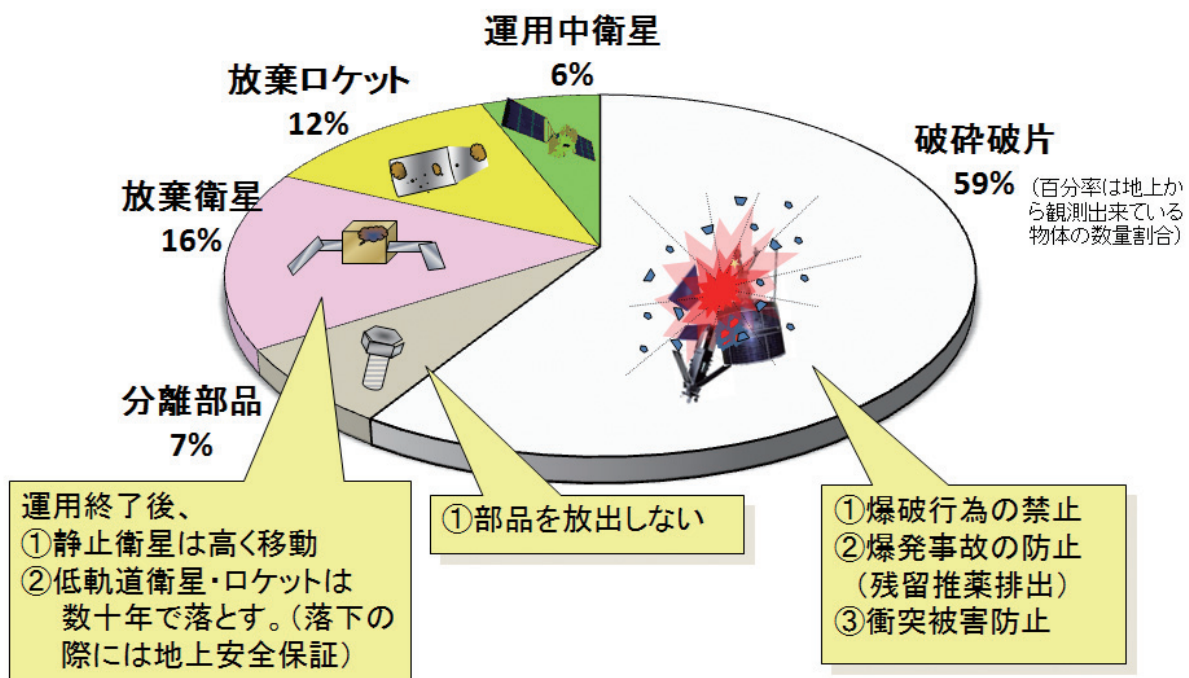
加藤 明

1. 軌道環境の現状

- (1) 状況-1: デブリの継続的な増加への対処
発生防止、衝突被害防止に一層の配慮が必要。
⇒対応: 発生防止とミッション保証支援の徹底
- (2) 状況-2: 衛星の被害リスクは無視できない。
デブリの衝突を考慮した軌道選択、構造設計、冗長設計、運用計画が必要。⇒対応: 衝突防御策の奨励
- (3) 状況-3: 微小デブリ分布モデルの世界統一見解が無い
国際協力で微小デブリ分布状態を明らかにする必要。
⇒対応: 微小デブリ検出と国際協力によるモデル化
- (4) 状況-4: デブリ相互衝突連鎖反応による自己増殖
持続的宇宙活動を保証すべく世界協調活動が必要。
⇒対応: 大型デブリの強制除去技術の研究

2

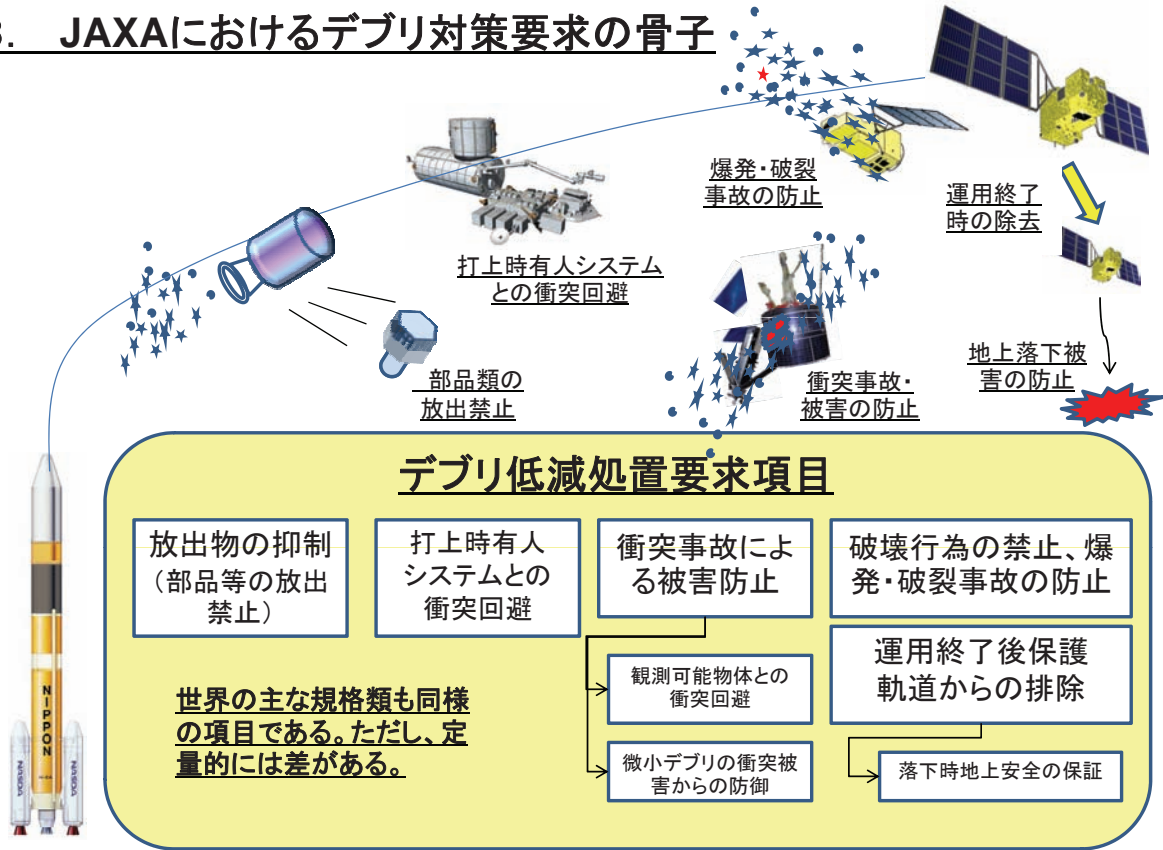
2. デブリの発生原因とそれに応じた主な対策 (地上観測可能な物体について)



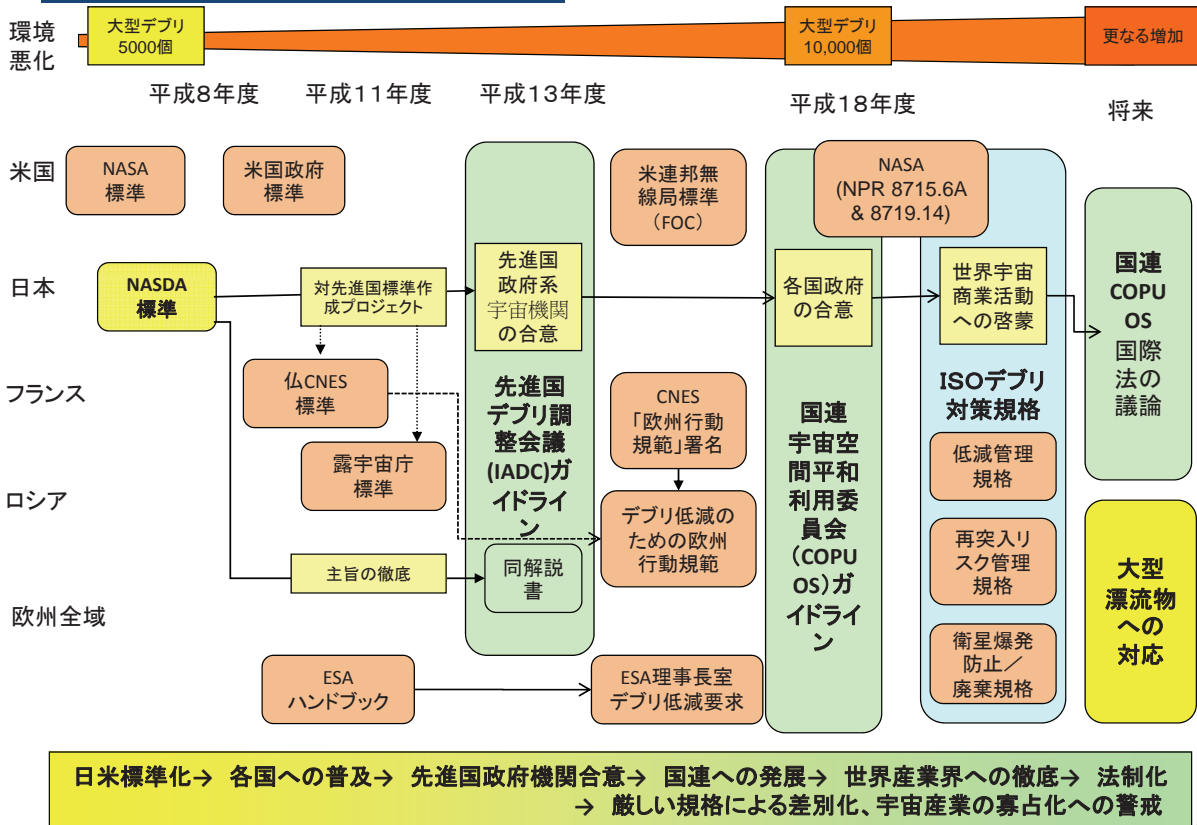
出典: ESAの2010年2月の国連COPUOS/STSCへの報告より

3

3. JAXAにおけるデブリ対策要求の骨子



5. 世界のデブリ対策動向



【補足】世界のデブリ規制の流れ(規格化の歴史等)

(1) 黎明期:平成7~8年

NASAは平成7年に安全標準の一部としてデブリ制限指針を世界に先駆けて制定した。JAXAは並行して検討を進め、平成8年に「デブリ発生防止標準」を制定した。

(2) 国際的拡大期:平成9~19年

日本/JAXAはこの流れを世界的なものとするべく、平成11年にCOPUOS/STSCに検討委員会設置を提案したが賛同無し。JAXAは転じてIADCにガイドライン整備を提案し、平成13年に「IADCガイドライン」を制定させた。米国はこれの成功を見て姿勢を変更し、これの国連文書化を提案。COPUOSは平成19年にその骨子を決議文として採択した。この動きはISO規格による産業界への規制化を促進した。

(3) 厳格化、戦略化推進期:平成11~20年

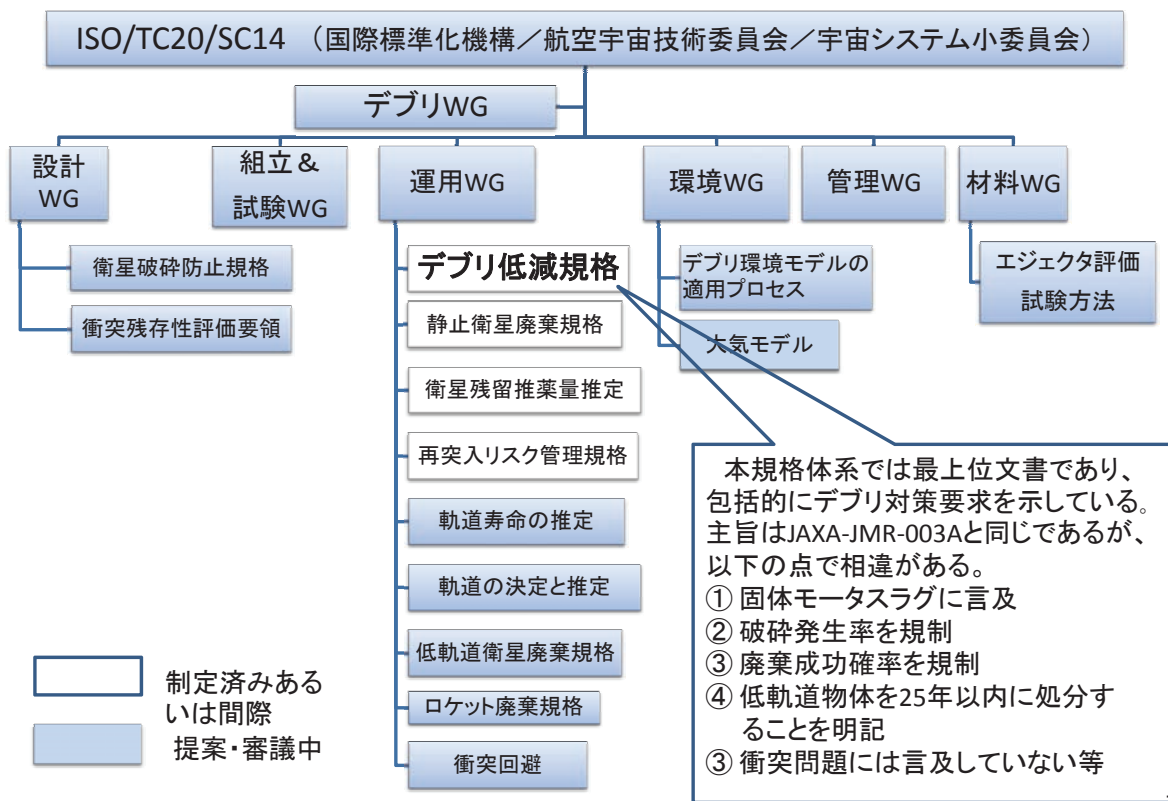
IADCガイドラインの議論と並行して、フランスCNESはデブリ標準を制定し、これが欧州行動規範に発展した。この行動規範で規制の厳しさが増し、例えば固体モータからの噴出物の規制は他国の固体ロケットの運用を制限する方向にある。この規制強化は、軌道環境保全の推進のみならず、国際市場において、デブリ対策技術の未熟な宇宙システムに排他的に作用する。NASAも同様に、より厳しい規格に向かっている。ISO規格にもこの厳格化の影響が大きく現れている。他方、仏国、英国は国内法で宇宙活動許認可条件としてデブリ対策を求めている。

(4) 持続性保証へ拡張期:平成20~

デブリ発生防止だけでは環境保全に不十分で、対デブリ衝突ミッション保証、地上落下安全、ガイドライン遵守強化を求める方向になりつつある。国連以外の場では、デブリの除去の研究調整も米国、ロシア、欧州で進みつつある。

6

6. ISOの規格化状況



4. 対策要求への適合状況

JAXAにおける遵守の状況を以下に示す。

	対策要求項目	JAXAの対応状況	現状評価
1	部品類の放出禁止	(1) 計画的放出物は稀であるが、想定外の放出物の存在は否定できない。 (2) 海外では固体モータ噴出物も規制対象	(1) 監視が必要 (2) 固体モータスラグへの対処要
2	爆発防止、破壊禁止	軌道上爆発事故は発生していない。	良好
3	静止衛星のリオービット	民間衛星も含めて遵守	良好
4	低軌道物体の早期落下	(1) 25年以内の除去(推奨)は比較的大きな負担と成る。 (2) 推進系を持たない小型衛星、長楕円軌道衛星で対応することは今後の課題である。企画・設計の早期のフェーズで配慮が望まれる。	努力が必要
5	不要衛星の地上落下からの安全確保	(1) 安全解析ツールの整備・維持を実施中 (2) 溶解性向上タンクの研究を実施中	改善努力継続要
6	衝突被害防止	(1) 接近解析ツールで日々監視中。米国からも接近警戒情報が送信されてきている。 (2) 微小デブリ衝突防護手段を衛星毎に検討しているが、設計標準も整備中。	(1) 衝突回避判断に高精度観測手段が必要。 (2) 世界的に微小デブリの正確なモデルが必要。

8

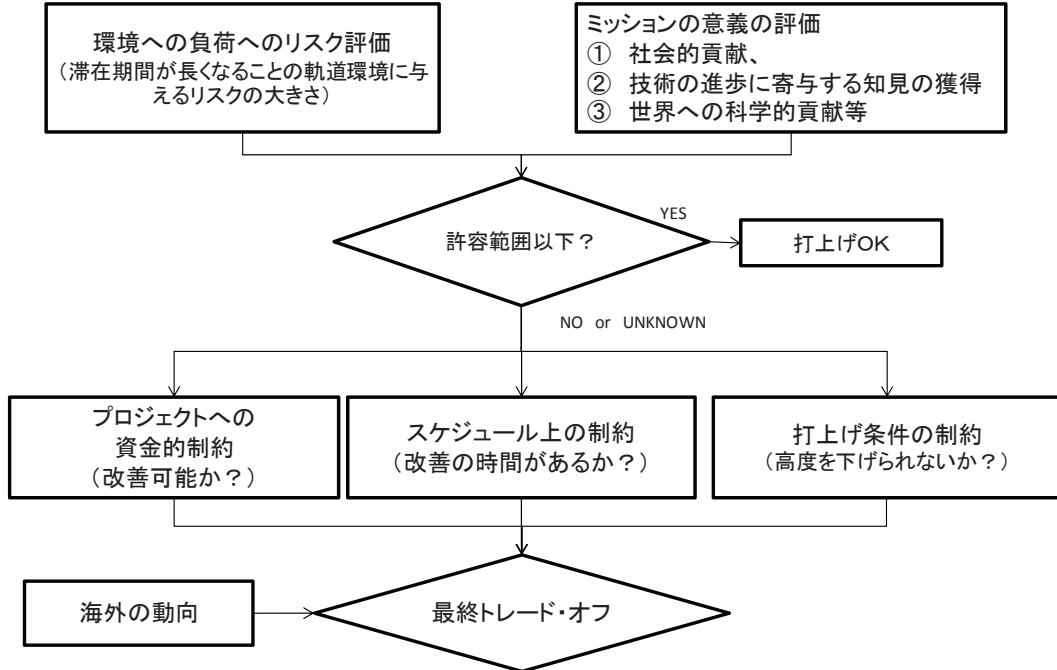
7. ISO規格による厳格化

	主要変更点	変更内容と対応
1	火工品からの燃焼生成物を1mm以下に制限	分離ボルト等火工品からの燃焼生成物を制限する。通常放出しないので遵守可能。
2	固体モータからの残渣物で軌道環境を汚染しないようにする。静止軌道への排出は規制されるが、低軌道への排出は努力目標である。	静止アポジキックモータの使用は控えなくてはならない。低軌道での固体モータの使用には注意する必要があるが規制されるわけではない。高度800kmまではスラグの早期落下が確認できるのでコンプライアンスは達成可能。
3	運用中の破砕発生確率をISOの要求を受けて0.001以下と明記する。	破砕発生確率を制限するものであるが、エンジン、機械構造物、輸入品については評価が容易ではない。日本側評価方法をISO規格にも反映するよう働きかける。
4	廃棄処分の条件付成功確率を0.9以上とする。	廃棄成功確率を制限するものである。一般に運用終了後に直ちに廃棄する場合は問題は無い。運用終了後2年程度放置すると問題になる。
5	静止衛星のリオービット後の離心率は「可能な限り小さく」から「0.003以下」となった。	IADCガイドラインなどですでに一般化している。やISO規格に合わせる。遠近地点の高度差を110km程度に抑える必要があるが、通常は満足できる。

9

8. 修整適用の判断指針

- 既に関発が進展しているプロジェクトには時期的に可能な範囲に適用する。
- 技術的・経済的実現性、信頼性への影響、海外の動向、その他デブリ対策に関連する条件を総合的に判断し、現実的に可能な範囲に適用する。



10

9. まとめ

9.1 軌道環境について

軌道環境は急激に悪化しており、以下が必要である。

- ① 状況の監視と変化の予測、
- ② デブリ衝突被害の防止、
- ③ 軌道環境の保全努力、
- ④ 衛星等の再突入地上安全の確保、
- ⑤ 究極的には既存大型物体の除去が必要である。

9.2 国際的視点から

- ① JAXAの「スペースデブリ発生防止標準(JMR-003A)」は平成15年6月11日付けでA改訂されて以来変更していないが、この間欧米ではより厳しい要求が課されるようになってきている。
- ② 特に本年制定された「ISO24113:デブリ低減規格」との整合を確保し、海外との連携の姿勢を明確にし、不当な批判を未然に回避すると共に、海外宇宙機関との協調作業や衛星打上げサービスビジネスなどが円滑に進むよう配慮すべきであろう。

世界のデブリ対策の進展状況

加藤 明

JAXA

Status of the World Space Debris Mitigation Activities

Akira Kato

Abstract

The world consensus has been made to mitigate debris generation by the “IADC Space Debris Mitigation Guidelines” and “UNCOUOS Space Debris Mitigation Guidelines”. But recent standards registered in NASA and European Code of Conduct for Space Debris Mitigation define more strict requirements. These tendency has been reflected in “ISO-24113 Space Debris Mitigation” established in 2010. JAXA is schedule to revise its “JMR-003 Space Debris Mitigation Standard” in order to coordinate with world trend.

and encourage international trade and launching services. .

Key Words: Debris Mitigation, ISO standard, Break-up probability

1 概要

JAXAは平成8年にデブリ発生防止標準を制定して以来、同様な管理が世界的に徹底されるよう働きかけてきており、その成果がIADCガイドラインを通じて国連ガイドラインにも反映されている。しかし、今では欧米がこれらを越える厳しい規制を制定し、それが国際標準化機構(ISO)のデブリ関連規格にも反映されつつある。JAXAではこれら欧米の規制強化に呼応して「スペースデブリ発生防止標準(JMR-003)」を改訂して世界と同等なレベルで管理することを内外に表明しようとしている。この効果は、海外共同事業の円滑な推進や我が国の宇宙ビジネスの健全性をアピールすることに貢献すると期待している。しかし、同時に国際調整の場では過剰な規制化の流れに対しては現実的な対応をとるよう主張して規制化の速度を調整している。一方、国連では新たに「宇宙活動の長期的持続性を保証するための活動」が開始されている。我が国もこのような状況に配慮して、国レベルで安全・快適な社会への貢献、科学の発展への貢献に寄与する宇宙活動の振興と、それらを保証する軌道環境の保全をバランスよく指向する必要がある。

2 環境の状況

軌道上物体は地上から観測できるものは公表されていない物体を含めれば20,000個を超えている。これは一般に公開されている約16,000個の物体と、発生源が不明等の理由で公表されていない6,000~7,000個の物体の合計である。これらより小さな物体ははるかに多

く、例えば中国の破壊実験の直後には1cm級の破片が17万個発生したことが米国の高性能レーダで観測されている。デブリの増加傾向は収まる気配も無い。

このようなデブリの衝突は宇宙ステーションのみならず一般の衛星にとっても脅威である。1mm以下のデブリでも衛星のアルミ・ハニカム・パネルを貫通して内部に被害を当てる可能性がある。この防御の方法についてはJAXAでも重要な研究課題と捕らえているが、実際に微小なデブリがどれほど存在しているかは、各国で意見の分かれているところである。

デブリの発生原因は半数以上が爆発事故や破壊行為によるものであるが、長期的にみれば、国連デブリ低減ガイドラインでも言及されているように、将来のデブリ発生原因は軌道上物体同士が衝突してその破片が更に他の物体に衝突してデブリを増殖させる連鎖反応であるとの見解が欧米宇宙機関の見解である。

3. デブリ発生原因

2010年2月にESAが国連・宇宙空間平和利用委員会に報告したところによれば、地上から観測できる物体の59%が破砕破片、16%が放棄された衛星、12%が放棄されたロケット、7%が放出された部品などで残りの6%が運用中の衛星であるとのことである。米国はこれらの大筋の情報を世界に公開しているので我が国でも大体把握できるが、通常は運用中の衛星と放棄された衛星を区別するのは困難である。(図-1参照)

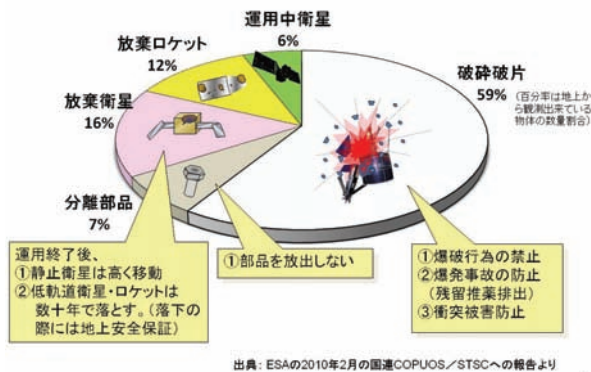


図-1 デブリの発生原因

4. 一般的デブリ対策

デブリ対策は当然前述の発生源に対応したものとなり、JAXA のデブリ発生防止標準では以下の対策を要求している。

- (1) 部品類の放出禁止
- (2) 破砕事故の防止、破壊行為の禁止
- (3) 運用を終了した衛星、ロケットを有用な軌道域から排除すること
- (4) 軌道から除去したロケット、衛星が落下した場合に地上に被害を及ぼさないこと、
- (5) 軌道上の衝突事故の防止

これらの要求の妥当性については世界的に共通の理解を得ている。JAXA ではこれらの対策のうち、軌道環境を加速的に悪化させる爆発事故の防止と、静止衛星の運用終了後の軌道変更（保護軌道域からの除去）を重視している。後者は、大気抵抗という自然の浄化力が働かない静止軌道域ではデブリは存在し続け、将来も除去は困難だからである。

5. 世界のデブリ対策の進展状況

JAXA では平成3年度よりデブリ問題の調査研究を開始し、平成5年度からデブリ発生防止標準の制定を目指した活動に移行した。そして、NASA が標準安全標準NSS1740.14: Guidelines and Assessment Procedures for Limiting Orbital Debris を平成7年に制定した翌年の平成8年にNASDA-STD-18「スペースデブリ発生防止標準」を制定した。

JAXA はこの取り組みを世界共通のものとするべく、政府を通じて平成11年2月の国連宇宙空間平和利用委員会に検討委員会の設置を提案したが、参加国からの賛同が全く得られなかった。当時米国は不必要な条約は不要であると述べており、デブリ対策は後進国が将

来の軌道環境の権益を確保するために不当に主張するものであるとの見解が一般的であった。JAXA は議論の場を国連から先進国政府系宇宙機関のデブリ研究者で構成する Inter-agency Space Debris Cooiditating Committee(IADC)に移し、そこでデブリ対策標準書の整備を提案し、約3年の活動を経て平成13年にこれを「IADC スペースデブリ低減ガイドライン」の形で制定するに至った。

この間、米国はNASA と DoD に適用する「米国政府標準手順」を発行し、フランス CNES も同様の標準書を作成した。

一方、国連宇宙平和利用委員会(UNCOPUOS)では過去数年に亘ってデブリ問題が取り上げられ、デブリ問題の解決の必要性については共通の認識が得られてはいたが、特に米国の消極的態度で、それ以上の進展が見られなかった。しかし、平成13年、米国はIADCガイドラインの制定の見通しがたつと、それまでの態度を一変させて、IADCガイドラインを国連でエンドースすることを欧州主要国と連名で提案し、これが受け入れられて検討が進み、平成19年の国連総会で「デブリ低減ガイドライン」として決議されるに至った。これはIADCガイドラインの上位の概念的なレベルで提言されているものである。

これと並行して欧州では「デブリ低減に向けた欧州行動規範」を制定し、CNES、ESA、UK Space Agency、DLR 等が署名している。この要求の内容はIADCガイドラインより更に厳しく、各要求に定量的要求を課している。固体モータのスラグの直径(0.01mm以下)、爆発事故発生率(0.0001以下)、廃棄処置の成功確率(0.9以上)等が規制されている。

しかし、ESA は欧州行動規範に署名しながらも、産業界に適用するには困難が生ずるとして平成19年にESAプロジェクトに対する要求として Director General's Office が「Space Debris Mitigation for Agency Projects」を発行している。ここには爆発発生確率や廃棄成功確率の規制はない。

一方、NASA はNPR 8715.6A(平成20年A改訂)と8719.14(平成19年)を制定し、要求内容を厳しく見直し、その適用方法について指針を示した。欧州行動規範と同レベルの要求であるが、固体モータスラグの規制が無いことと、爆発事故発生確率が0.001であることが異なっている。

平成22年、国際標準化機構はISO-24113「Space Debris Mitigation」を発行したが、その内容には欧米のこれらの動向が強く反映されている。JMR-003のB改訂ではこれらの世界の動きに合致するよう改訂される予定である。

以上の動きを図-2に示す。

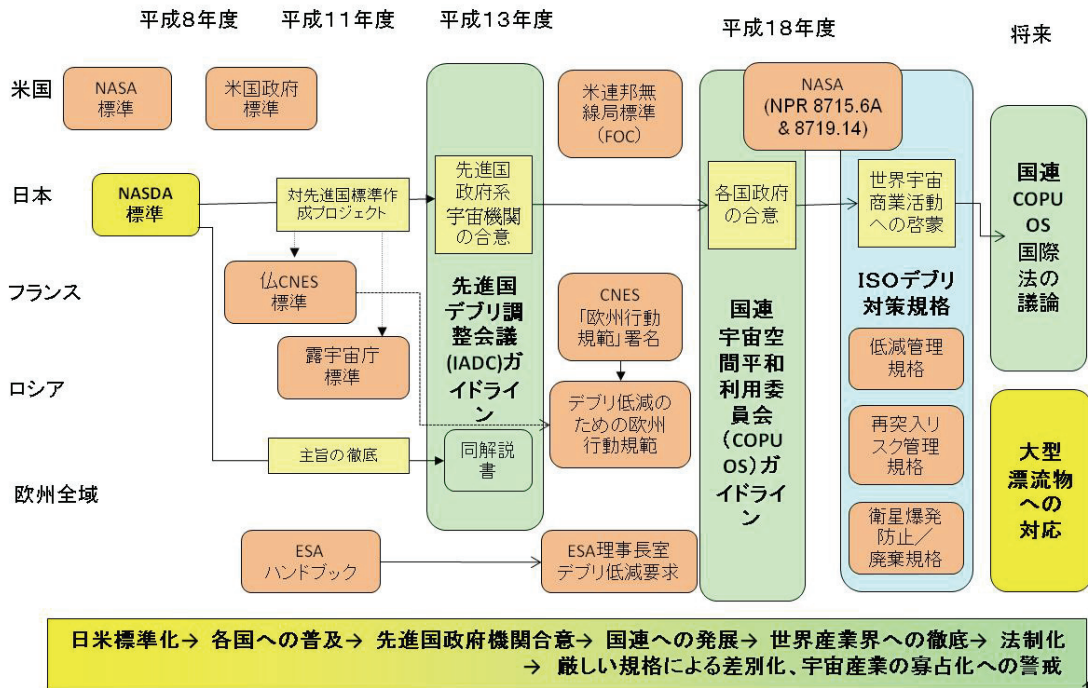


図-2 世界のデブリ対策規制の進捗状況

平成22年12月現在、IADC、国連、各国宇宙機関、国際宇宙機関が以下の文書を制定している。

- (1) IADC-02-01: IADC Space Debris Mitigation Guidelines, (Revised September 2007, Revision 1),
- (2) Space Debris Mitigation Guidelines of the COPUOS, United Nations Office (Resolution of 22 December 2007)
- (3) ISO-24113 Space Debris Mitigation (2010),
- (4) NASA-STD-8719.14: Process for Limiting Orbital Debris (Approved: 2007-08-28)
- (5) NPR 8715.6A: NASA Procedural Requirements for Limiting Orbital Debris, (Effective 19 February 2008)
- (6) European Code of Conduct for Space Debris Mitigation (28 June 2004, Issue 1.0)
- (7) Russia: National Standard on the Russian Federation, General Requirements on Space Systems for the Mitigation of Human-Produced near-Earth Space Pollution
- (8) ESA: Space Debris Mitigation for Agency Projects, ESA/ADMIN/IPOL(2008)2, Director General's Office (1 April 2008)

以上のデブリ対策標準の内容の比較を表-1 に示す。

6. デブリ対策要求への適合性

デブリ対策要求は、基本的には安全審査の場にて設計フェーズの進展に合わせて審査しているが、技術の限界や信頼性優先の考え方から、完全には満足できないことはある。例えば以下の例がある。

- (1) 複数衛星打ち上げ時の上部衛星支持構体は必然的

に放出されることになる。これは不可避であり、軌道寿命が短いために国際的には問題にはなっていない。

- (2) 運用終了後の低軌道衛星の保護機軌道域（高度2000km以下）からの除去については、衛星に推進系を有しない場合には困難を伴う。改善努力が必要である。
- (3) 地上落下の安全性保証については、世界的にも解析の精度などの問題もあり、また構造上溶融しない金属を使用せざるを得ない場合があり、改善努力の過程にある。落下時に溶融し易いタンク等を研究中である。

デブリ対策要求に完全に従いことができないのは世界共通の悩みであるはずである。米国国家宇宙政策（2006年版及び2010年版の両方）では「宇宙機、打上げサービス、試験・実験の調達及び実行において、ミッション要求とコスト効果の調和を図りつつ、米国政府軌道上デブリ低減標準活動に継続的に従う」と記されており、先のNASA-STD-8719.14においても「デブリ対策要求を満足させる際は、ミッション要求を満足させる必要性と資金管理の必要性の間で均衡を保たなければならないと理解されている。もし、あるデブリ対策要求がミッション要求、技術力、許容できないコストインパクトなどのために重大な矛盾を引き起こすならば、適切な理由と正当性を含めたデブリ・アセスメント・レポートを添付して、NASAプログラム・マ

ネジャーを通じてウェーバ申請することができる。」としている。

7. ISOデブリ低減規格とJAXAの対応

ISOは2010年にISO-24113 Space Debris Mitigationを制定した(表-1参照)。このISO-24113は包括的にデブリ対策を要求するが、この下位に多くのデブリ関連規格を制定することを計画している。これを図-3に示す。

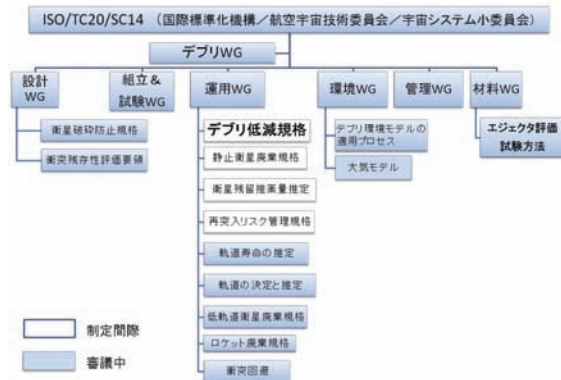


図-3 ISOの宇宙システム検討体制と計画中のデブリ関連規格体系

このISO-24113は、これまでのJAXAの標準、IADCガイドラインあるいは国連ガイドラインとも比較して以下の点で規制が強化されている。これらの規制が制定される過程ではわが国も実現性、検証可能性に関して疑義を表明し、修正案を要求してきたが、多数決の原則で不本意ながらも了解せざるを得ない部分もあった。それらの点への対処方法も含めて以下に説明する。

- (1) 火工品からの燃焼生成物が1mm以下に制限されている。これは分離ボルト等火工品からの燃焼生成物を制限するものである。我が国でも遵守可能である。
- (2) 固体モータからの残渣物で軌道環境を汚染しないよう規制が加わっている。これで静止軌道域と干渉する軌道への排出は規制されるが、低軌道への排出抑制は努力目標にとどまっている。この規制の議論の過程では軌道域への区別無く1mmの残渣物の放出が規制されるよう提案されていたが、米国同様我が国としても明確な定量的規制値を設けることは時期尚早であると主張した。残渣物の発生現象を地上で検証するためには軌道上での挙動を模擬することが必要であり、それは困難である。議論の結果、制し軌道については規制する必要があるが、低軌道での固体モータの使用は直接は制限されず、将来に向けて配慮する注意事項に留まることとなった。解析によれば1cm以下の残渣物であれば軌道高度800kmまでは早期の落下が確認できるのでコンプライアンスは確保可能と判

断できる。静止アポジキックモータの使用は控えてはならない。

- (3) 運用中の破砕発生確率が0.001以下と明記された。これはデブリの衝突以外の内部原因による破砕の発生確率を制限するものである。電子部品について信頼度計算は可能であるが、エンジン、機械構造物、輸入品などについては爆発原因に限定して評価することは容易ではない。JAXAでは安全率が確保されている圧力容器等は信頼度を1.0とみなし、エンジン等の複雑なシステムについては当該システム全体の信頼度が適切に管理されていれば妥当と評価することで良いと考えている。この評価要領をISO規格にも反映するよう要求している。
- (4) 廃棄処分の条件付成功確率が0.9以上とされた。これはミッションの成功を条件として、廃棄成功確率を制限するものである。一般の衛星は運用終了後に直ちに廃棄するので、その間の信頼度の低下は小さいので問題は無い。運用終了後2年程度以上放置すると問題になる。ただし、ISOが提示する計算式には問題があると認識しているので、これはJAXA方式に変更するよう要求している。

8. 今後のJAXAの対応予定

JAXAが海外機関と共同事業を行う場合、JAXAの搭載機器やロケットがIADCガイドラインや国連ガイドラインに遵守することの説明が求められる。今後はこれらガイドラインに変わってISO規格への遵守が求められることが予想される。一方では、宇宙ビジネスの分野ではこのISO規格を適用することが発注者の健全性の傍証手段として用いられ、対策を徹底したシステムで排他的に市場占有率を高める動きが出てくる可能性もある。

JAXAではこのISO規格とJAXA標準文書との整合性を図り、世界と同等な管理体制の構築を目指し、海外との連携の姿勢を明確にしようとしている。JAXAがこのような姿勢を示すことで我が国産業界にも同様な意識が醸成され、我が国の宇宙ビジネスの健全性が海外にもアピールできるようになることを期待している。

JAXAは今後も国際調整の場では過剰な規制化の流れに対しては現実的な対応をとるよう主張して規制化の速度を調整しようとしている。

一方、国連では新たに「宇宙活動の長期的持続性を保証するための活動」が開始されている。我が国もこのような状況に配慮して、国レベルで安全・快適な社会への貢献、科学の発展への貢献に寄与する宇宙活動の振興と、それらを保証する軌道環境の保全をバランスよく指向する必要がある。

表-1 各国宇宙機関のガイドラインの比較(1/2)

低減策	IADC ガイドライン	UN ガイドライン	ISO (ISO24113 及び関連規格)	NASA (NPR 8719.14)	米政府基準 (and NPR 8715.6A)
部品類放出抑制	○	○ (Rec-1)	○	(1) LEO: 1mm 以上の物体は, 25 年以内に軌道減衰、かつ全体で 100 個×年以内 (2) GEO: 5 cm 以上の物体は, 25 年以内に GEO-500km へ減衰	> 5 mm, < 25 years
			○		
			○		
			○		
固体モータ残渣物 火工品 二次デブリの発生 破壊行為禁止			○		
			○		
		○ (Rec-4)	○	(1) 10 cm 超える破片は 100 個×年 (2) 1mm を超える破片は 1 年以下 (3) 1mm を越える破片と運用中の衛星への衝突確率は 24 時間以内 10^{-6} 以下	
		○ (Rec-2) ○ (Rec-5)	○	○ 一般的に要求	○ 一般的に要求
運用中の事故 残留推薬放出、パツテ リの処置、圧力容器 大型物体衝突対策 小型物体衝突対策	○	○ (Rec-3) (CAM, COLA)	○	< 0.001 (with > 10 cm) disposal success > 0.01	
	○	○ (Rec-7)	○	235 km + (1,000 · Cr · A/m) 離心率 < 0.005 100 years 不干涉 成功率 > 0.9	> 36100 km (> 300km + GEO)
				GEO - 500 km	
				15 < 緯度 < 15 deg.	
GEO 下側保護域 保護域緯度範囲 軌道滞在期間短縮	-200 km -15 < 緯度 < 15 deg.	○ (Rec-6)	○	全期間 < 30 years, EOL 残存 < 25 years, 成功率 > 0.9	EOL 残存 < 25 年
	推奨 (25 年以内を引用)				
	言及せず		○	2,000 km ~ (GEO-500 km) (exclude 19,100 - 20,200 km) 10 年以内に回収	2,000 - 19,700 km 20,700 - 35,300 km 10 年以内に回収
		○ (Rec-6)	○	○ (Ec < 10^4), 衝突エネルギー > 15 J 考慮	○ (Ec < 10^4)
その他 デザー	○			○	

記号) a: 軌道長半径, Cr: 太陽輻射圧係数, A/m: 面積質量比, Ec: 傷害予測数, EOL: 運用終了

注) 廃棄処置の成功率は条件付確率 $P(D|M)$ は、 $P(D|M) = \frac{P'(M \cap D)}{P(M)}$ ここで、 $P(M)$ は運用終了時点のパス部の信頼度、 $P'(M \cap D)$ は廃棄操作系の操作完了時点の信頼度

表-1 各国宇宙機関のガイドラインの比較(2/2)

低減策	デブリ低減に関する 欧州行動規範	JAXA (JMR-003A)	RASA	ESA (April 2008) Space Debris Mitigation for Agency Projects
部品類放出抑制	○	○	○	○ (分離品は25年以内に落下)
固体モータ残渣物	スラグ<0.01mm (1mm 改定?)			スラグ<1mm
火工品	同上			粒子<1mm
二次デブリの発生	○(SD-DE-07)	○	○	
破壊行為禁止	○(SD-DE-04)	○	落下直前は許容	○
運用中の事故	破砕発生率<10 ⁻⁴ (SD-DE-05)	○	○	
残留推薬放出	○	○	○	○
バッテリーの処置	①圧力容器は、内圧<臨界圧の50%			2か月以内に実施
圧力容器	②無害化は廃棄終了後1年以内に完了し、成功率>0.9			
大型物体衝突対策	○	○ (CAM, COLA)	リスクの評価	リスクの評価
小型物体衝突対策	他の文書で防御対策推奨	○	リスクの評価	
リオービット距離	235 km+ (1,000・Cr・A/m)	235 km+ (1,000・Cr・A/m)	235 km+ (1000 Cr A/m)	235 km+ (1,000・Cr・A/m)
GEO 下側保護域	成功率>0.9			離心率<0.005
保護域緯度範囲	-200 km	-500 km 以下		-15<緯度<15 deg
軌道滞在期間短縮	残存<25年 成功率>0.9	25年以内推奨	25年以内	25年以内
墓場軌道への移動	○	○		(Galileo orbit を除く)
軌道上回収	○	○		
再突入時地上被害	○(Ec<10 ⁻⁴) ただし、仏を除く	○(Ec<10 ⁻⁴)	○ (毒性物質)	○(Ec<10 ⁻⁴)
テザー		○		

記号：a：軌道長半径, Cr：太陽輻射圧係数, A/m：面積質量比, Ec：傷害予測数, EOL：運用終了

出典

- a) IADC-02-01: IADC Space Debris Mitigation Guidelines, (Revised September 2007, Revision 1),
- b) Space Debris Mitigation Guidelines of the COPUOS, United Nations Office (Resolution of 22 December 2007)
- c) ISO-24113 Space Debris Mitigation (DIS) (published by the end of 2010),
- d) NASA-STD-8719.14: Process for Limiting Orbital Debris (Approved: 2007-08-28)
- e) NPR 8715.6A: NASA Procedural Requirements for Limiting Orbital Debris, (Effective 19 February 2008)
- f) European Code of Conduct for Space Debris Mitigation (28 June 2004, Issue 1.0)
- g) JAXA-JMR-003A: Space Debris Mitigation Standard,
- h) Russia: National Standard on the Russian Federation, General Requirements on Space Systems for the Mitigation of Human-Produced near-Earth Space Pollution
- i) ESA: Space Debris Mitigation for Agency Projects, ESA/ADMIN/IPOL(2008)2, Director General's Office (1 April 2008)

II. 観測

美星スペースガードセンターにおけるデブリ観測の現状

○西山広太（日本スペースガード協会）

岡山県美星町にある美星スペースガードセンターは、地球近傍小惑星およびスペースデブリの発見・監視を目的とした施設であり、口径 1.0m と 0.5m の2台の望遠鏡を使って、365日体制で観測を実施している。スペースデブリは、基本的に天空上での移動量が位置測定の基準となる恒星と大きく違う点の特徴である(スペースデブリの観測は軌道データ(TLE=Two Line Element 等)を使って対象天体を追尾する方法で行っている)。そのため、デブリ観測では観測方法(追尾や露出時間の制限)や解析方法(天体の検出、位置測定)が通常の天体観測とは異なっており、小惑星観測に比べ観測の効率や精度等が相対的に悪くなる傾向を生み出している。美星スペースガードセンターでは、アプリケーション等の開発によってデブリ観測の効率化を進めており、今回はそれを中心としたデブリ観測の概要、また、デブリ観測の精度についても報告する。

2010/12/16-17 第3回スペースガード研究会&第4回デブリワークショップ

美星スペースガードセンターにおけるデブリ観測の現状 (BSGC)

- 1) BSGCの仕事
- 2) デブリ観測の概要
観測装置、観測方法、検出・測定の流れ
- 3) 位置測定誤差について
- 4) 高速移動天体（低軌道衛星）の試験観測

日本スペースガード協会
美星スペースガードセンター観測員
西山広太

はじめに：BSGCの仕事

観測関係

- 365日体制で観測
- 「利用者」の依頼に基づき観測を実施
- 主として静止軌道帯の衛星・デブリ
- 即日、観測=>位置測定=>結果報告

観測以外

- 観測・解析環境の改善
 - 観測システムの開発・修正（望遠鏡、CCD制御プログラム等）
 - データ処理プログラムの開発（自動検出測定プログラム等）
- 観測機器・データの評価
 - 望遠鏡・CCDカメラの基本性能評価
 - 限界等級の評価
 - 位置測定値の精度やその要因についての検討
 - 気象データの解析
- あらたな観測手法の検討・開発等
 - 高速移動天体の試験観測（低軌道衛星：高度600～1000km程度）
 - TDIによるデブリ観測システムの開発

2) デブリ観測の概要

観測装置

観測方法

デブリの検出・位置測定

観測装置

美星スペースガードセンター観測システム

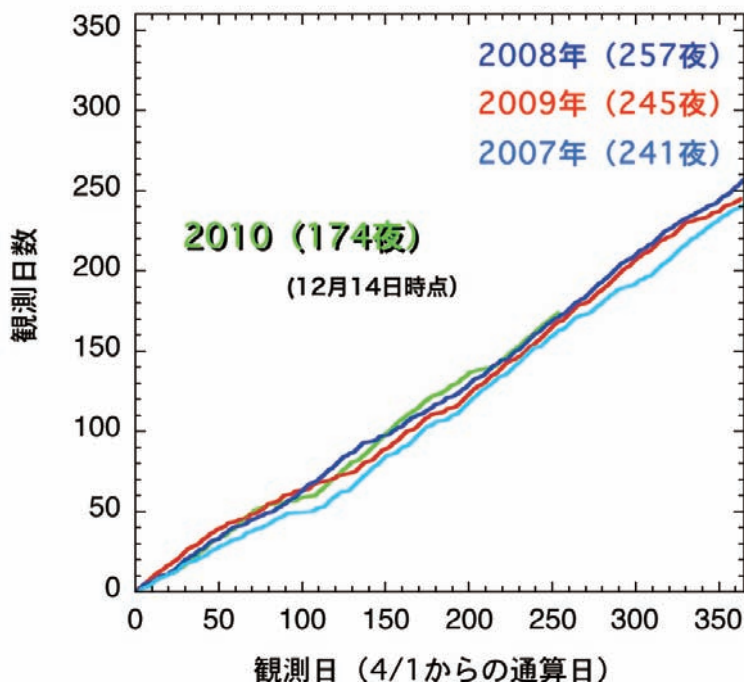
焦点モード	カセグレン焦点、合成F約2
視野角	1.8 x 1.8 度
最大追尾速度	赤経・赤緯5度/秒
架台方式	フォーク式赤道儀
CCDカメラ	2048x2048 x 1枚 (Apogee U42)

焦点モード	カセグレン焦点、合成F約3
視野角	1.2 x 2.3 度
最大追尾速度	赤経・赤緯2.5度/秒
架台方式	フォーク式赤道儀
CCDカメラ	2048 x 4096 x 4枚

焦点モード	ペーカリッチクレチアン、合成F約5
視野角	0.7 x 0.5 度
架台方式	ドイツ式赤道儀
CCDカメラ	2184 x 1472 x 1枚 (Sbig st10)

BSGCの観測日数

観測日数累計 **観測実施率~70%**



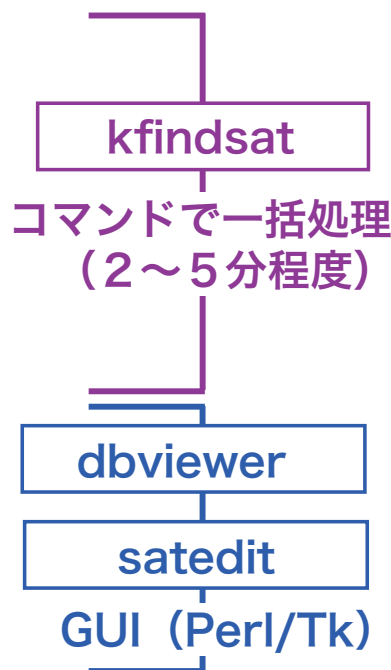
デブリの観測方法

- デブリの動きにあわせて追尾 (TwoLineElement : 衛星の軌道データを使用)
- 連続4~6枚程度撮像 → ブリンクして検出
- 露出時間 : 0.1秒~10秒 (長時間露出 : 恒星が線状となり座標決定が困難)



デブリの検出・位置測定 => ほぼ自動化

- 1) 観測画像の座標決定
 - 恒星像の重心の算出 (XY座標)
 - 星表との比較 (赤経、赤緯値の決定)
- 2) 点像物体のピックアップ
 - 画像からあるS/N以上の座標値を算出
 - 周辺3x3ピクセルの重心を計算 (XY座標)
- 3) デブリ候補像の決定
 - 複数画像の点像物体の座標値を比較
 - 座標の変化の誤差がしきい値以下かどうか
- 4) 誤検出確認
 - 観測者が画像をみて確認
- 5) 最終結果まとめ



*使用言語 : C, Perl, Perl/Tk(GUI)

3) 位置測定誤差について

デブリ観測時の誤差の特徴

1) 画像の座標決定の誤差が大きい

衛星は恒星に対して移動

静止衛星の場合 (15秒角/秒) [小惑星~0.01秒角/秒]

=>恒星が線像となる

=>恒星の重心位置の誤差が大きくなる

*典型的な露出時間(0.1秒~2.0秒)では
誤差は顕著に現れない(2009年調査)



小惑星観測

2) 時刻の誤差が位置誤差に影響

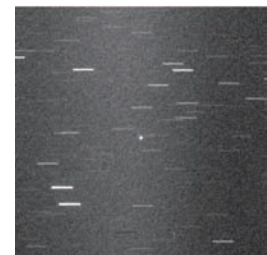
時刻**0.1秒**の誤差 => **1.5秒角** [1ピクセル = 1秒角 (1m望遠鏡)]
(静止軌道上で**310m**)

シャッター開閉時間の不安定生調査 (2007年調査)

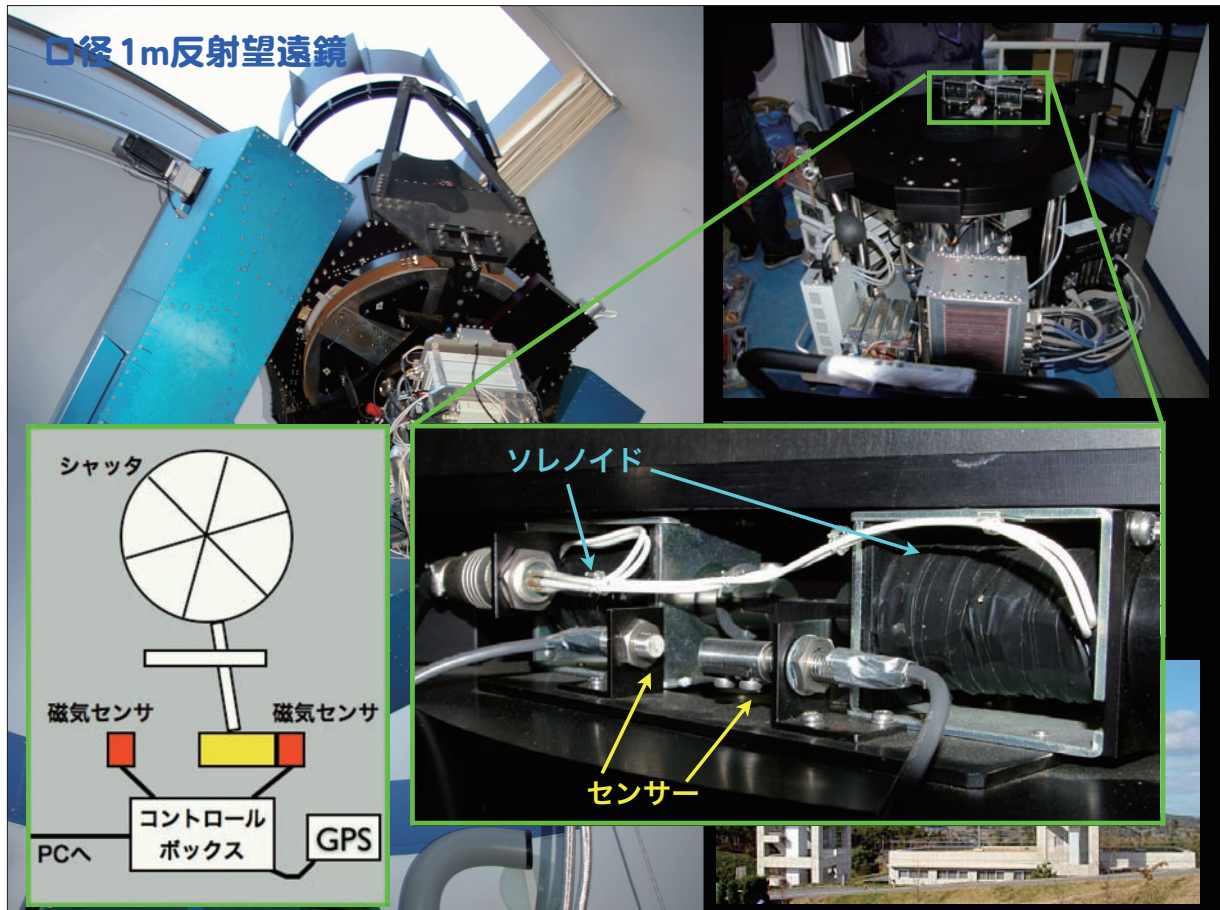
・0.5秒角程度の位置測定誤差に (赤経値)

赤緯の位置誤差 ~0.3秒角 (2008、2009年調査)

=> 新CCD導入 (2009年1月) 時にシャッターにGPSセンサを設置



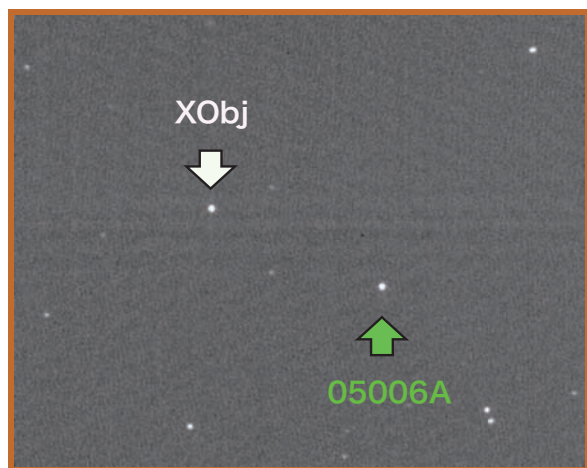
デブリ観測



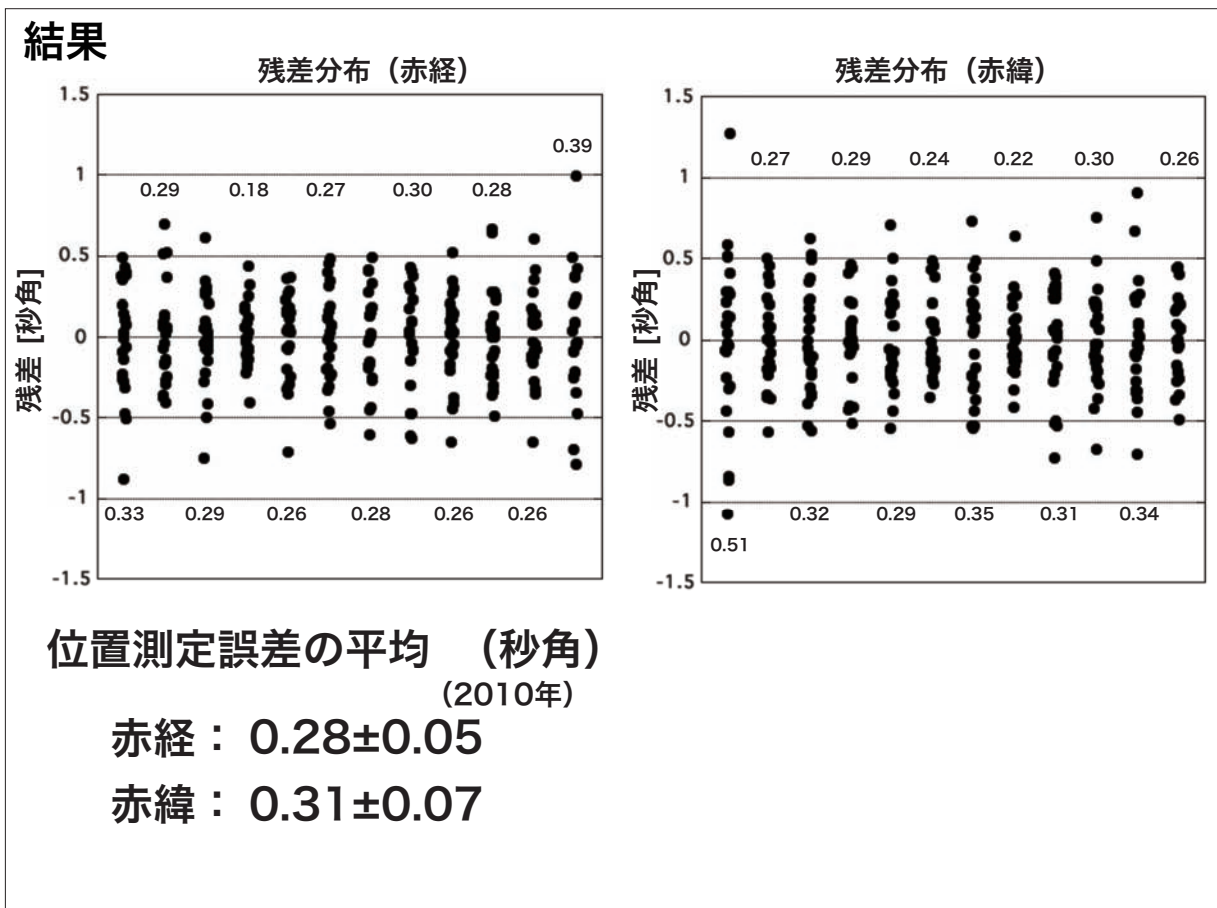
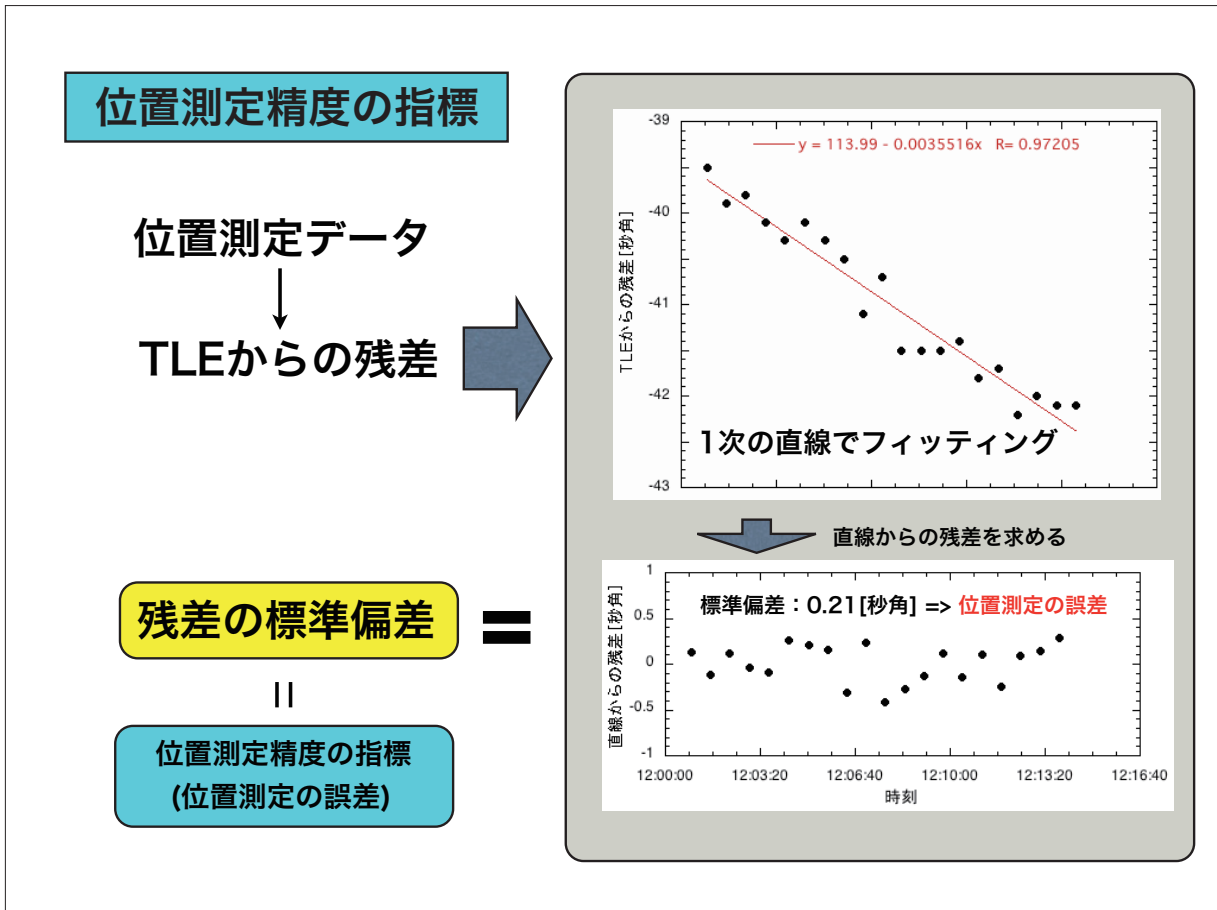
観測

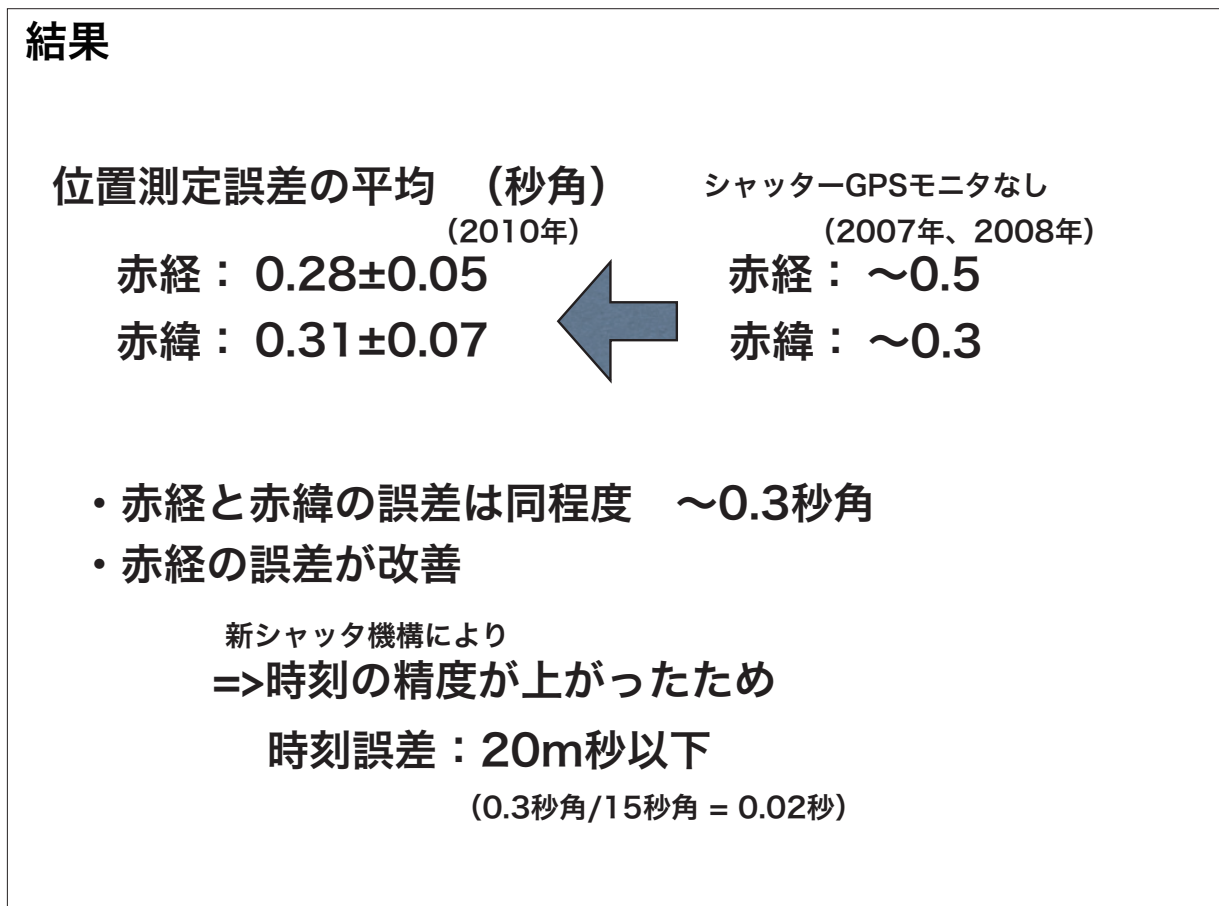
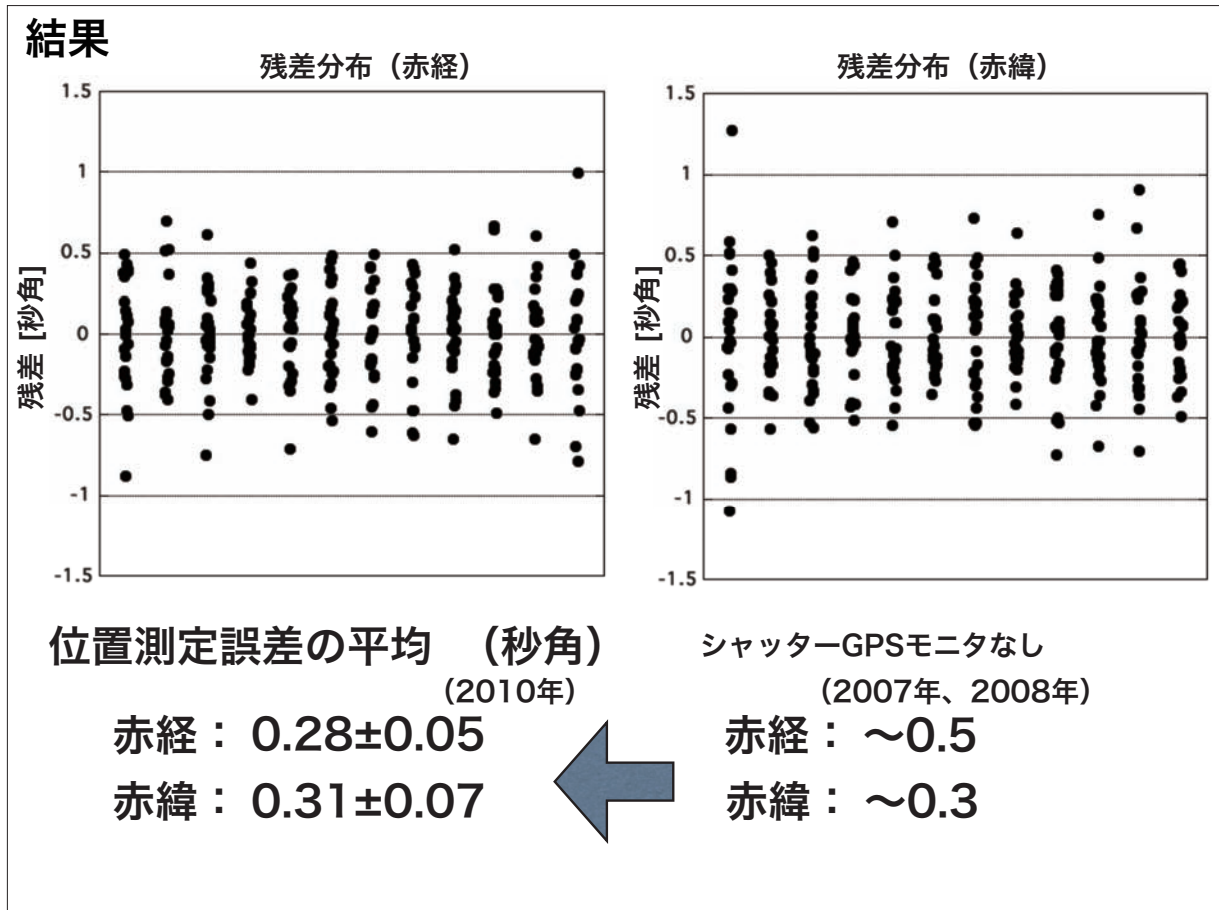
- 2010年12月11日
- 観測機器：1.0m望遠鏡
- TLEによるトラッキングモード
- 対象：MTSAT-1R (05006A)
35,775 x 35,797 km, 0.0°
(静止軌道)
明るさ12.5等程度

開始時刻 (UTC)	露出時間 (秒)	撮影枚数 (枚)
10:32:34	0.3	25
10:38:46	0.3	25
10:45:17	0.3	25
10:51:24	0.3	25
10:57:50	0.3	25
11:03:56	0.3	25
11:10:08	0.1	25
11:16:09	0.1	25
11:22:10	0.1	25
11:28:41	0.1	25
11:34:41	0.1	25
11:40:59	0.1	25



”05006A”の観測画像 (連続する5枚)
視野中心付近 (600x480) をトリミング
近傍の未確認衛星 => Xobj



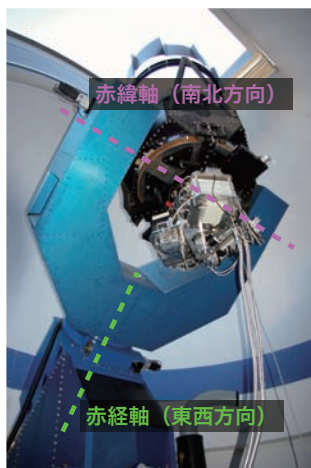


4) 高速移動天体の試験観測 (低軌道衛星)

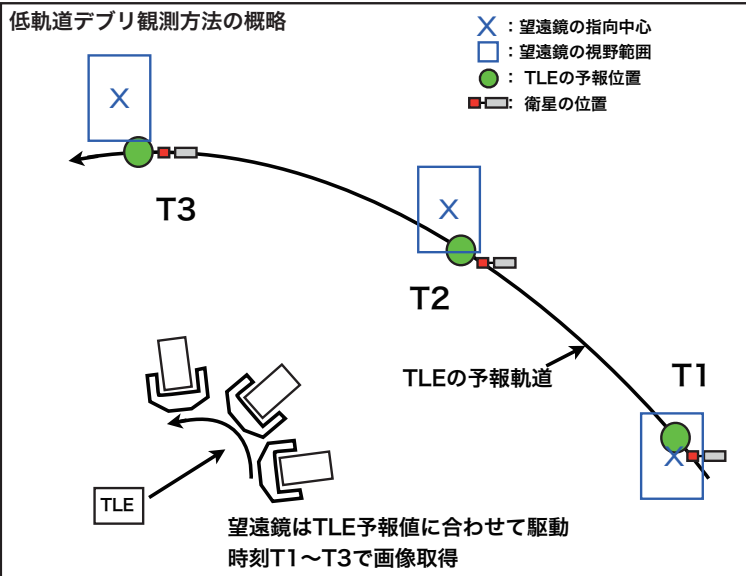
BSGCにおける低軌道デブリの観測

望遠鏡を軌道要素TLE(Two Line Element)に基づいて駆動させ天体をとらえる

1.0m望遠鏡の駆動軸



低軌道デブリ観測方法の概略



指向差分 = 望遠鏡の指向中心 (X) - TLE予報位置 (●)

指向差分が望遠鏡の視野内 = 検出

BSGCにおける低軌道デブリの観測

2006年～2007年：駆動軸の改修 =>

高い機械精度

0.1秒毎にエンコーダ値を監視・補正

	駆動速度	
軸	600秒角/秒	3600秒角/秒
赤経軸	1.0秒角rms以下	1.0秒角rms以下
赤緯軸	2.0秒角rms以下	7.0秒角rms

=

高度600km程度の
低軌道デブリは充分
追尾可能

1.0mの視野の1%以下

2008年～2009年：試験観測

機械精度に反して検出率は低い (38%)

=>低検出率の原因を特定：制御プログラムのバグ

試験観測で高検出率 (93%) を達成

試験観測と結果

観測:2010年3月25, 26日

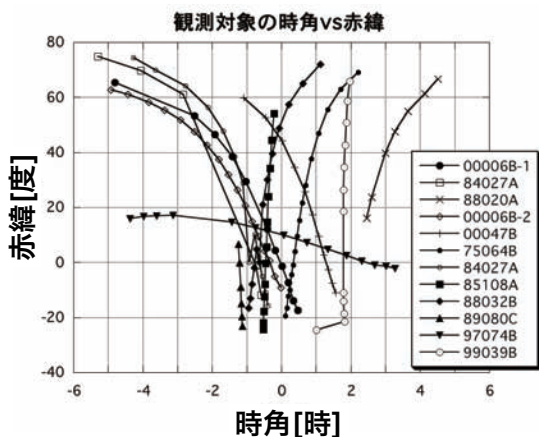
観測天体数：12

(高度500km～800km)

明るい対象を選定 (4等以上)

露出時間：0.1秒

TLEによる追尾

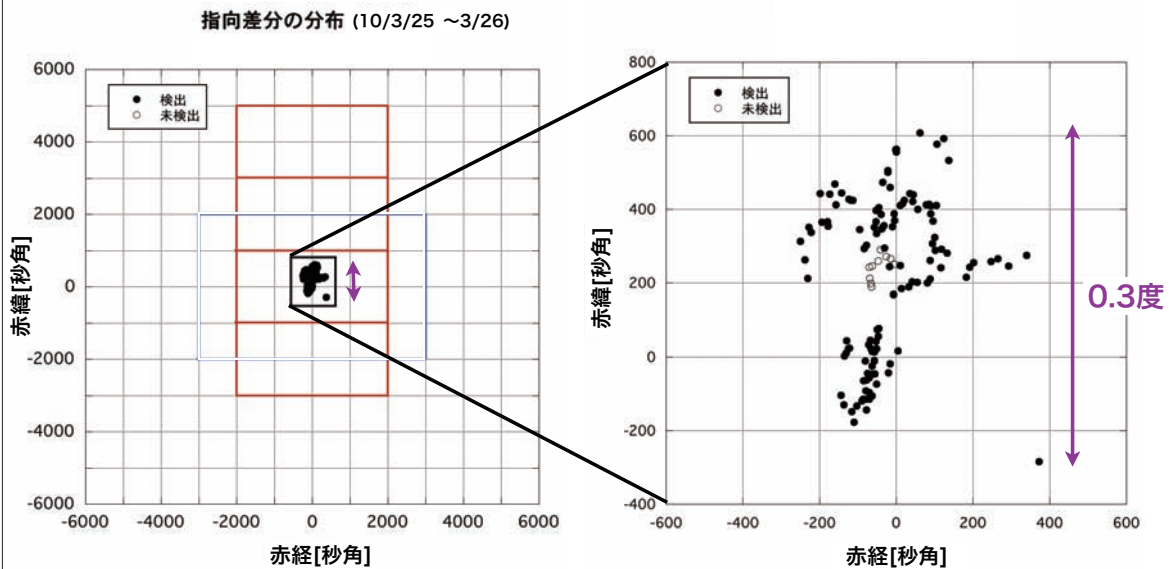


観測日	衛星名 (国際標識)	軌道高度	検出数/撮像枚数 積分時間	天球上の移動
2010年3月25日	Cosmos 2369 R (00006B)	831 x 852km	1/11 0.1sec	東南東→北北東
2010年3月25日	Cosmos 1544 (84027A)	532 x 552km	5/5 0.1sec	南南東→北北西
2010年3月25日	Cosmos 1933 (88020A)	568 x 585km	7/7 0.1sec	南→北
2010年3月26日	Cosmos 2369 R (00006B)	831 x 852km	17/17 0.1sec	南西→北北東
2010年3月26日	Lacrosse 4 R (00047B)	553 x 648km	11/11 0.1sec	南→北東
2010年3月26日	Meteor 2-1 R (75064B)	830 x 909km	16/16 0.1sec	北→南
2010年3月26日	Cosmos 1544 (84027A)	532 x 552km	12/12 0.1sec	南→北
2010年3月26日	Cosmos 1703 (85108A)	559 x 577km	12/12 0.1sec	北→南
2010年3月26日	Cosmos 1939 R (88032B)	553 x 605km	12/12 0.1sec	南南東→北
2010年3月26日	Intercosmos 24 R (89080C)	498 x 2449km	6/6 0.1sec	北→南南東
2010年3月26日	ETS-7 (97074B)	485 x 493km	14/14 0.1sec	西北西→東
2010年3月26日	Okean OR (99039B)	629 x 651km	12/12 0.1sec	北北東→南

• 検出率93% (125/135)

=>未検出の1天体 (00006B) は予報誤差または暗い天体であった可能性が高い

指向差分の分布 = 望遠鏡の指向中心 - TLE予報位置



望遠鏡の指向誤差は0.3度程度

TLEの予報誤差の推定

方法

検出天体の座標値とTLE予報値との差分

=> TLEの予報誤差

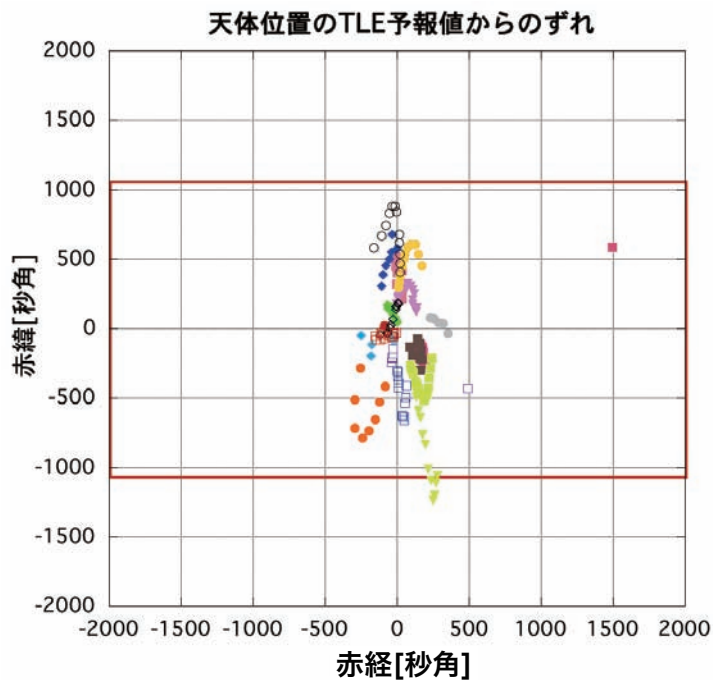
サンプル

検出天体 (2009年観測)

天体数: 19天体

188点 (総観測点数 204)

TLEの予報誤差の推定



TLE予報誤差**0.6度**程度 (指向誤差の2倍)

=> 検出の可否はTLE予報値の精度に依存

まとめ：高速移動天体（低軌道衛星）の試験観測

- 1.0m望遠鏡により低軌道衛星の追尾観測を実施
- 望遠鏡の指向誤差は0.3度程度
- TLE予報値の誤差は0.6度程度
- 検出の可否はTLE予報値の精度に依存
- 高度600km程度の低軌道衛星は充分追尾可能

2010/12/16-17 第3回スペースガード研究会&第4回デブリワークショップ

美星スペースガードセンターにおけるデブリ観測の現状

1) BSGCの仕事

まとめ

2) デブリ観測の概要

3) 位置測定誤差について

- 赤経と赤緯の誤差は同程度 ~ 0.3 秒角
(静止軌道衛星の場合)
- 時刻誤差：20m秒以下と推定

4) 高速移動天体（低軌道衛星）の試験観測

- 望遠鏡の指向誤差は0.3度程度
- TLE予報値の誤差は0.6度程度
- 高度600km程度の低軌道衛星は充分追尾可能

TDIモードによる静止デブリ観測の試み

○奥村真一郎、坂本 強、高橋典嗣（日本スペースガード協会）、
中屋秀彦（国立天文台）、工藤伸夫、廣瀬史子、松田郁未、染谷一徳、柳沢俊史、吉川 真（JAXA）、
田中 済（日本宇宙フォーラム）

TDI (Time Delay Integration) 方式とは、露光しながら CCD の電荷転送を行い、移動する撮影対象の速度・方向に対して電荷転送速度を一致させることにより移動対象を点状に撮像し、感度をあげる読み出し方式である。TDI 方式での天文観測は通常、望遠鏡を静止させ、恒星の日周運動にあわせて東から西に電荷転送を行う。一方、静止デブリは恒星の運動に対して天球上を逆向きに移動するので、TDI 方式の静止デブリ観測では、望遠鏡は日周運動に合わせて恒星を追尾させ、電荷転送速度を西から東に向かって日周運動の速度に同期させることにより、デブリを点像に撮像する。静止デブリ観測において、望遠鏡を静止させて撮影する場合と比べた TDI モード観測のメリットは、望遠鏡が常に天球上の同じ場所を見ているのを利用して位置測定用データを取得でき、長時間露出で恒星像が伸びてしまってもデブリの位置決定ができることである。われわれは美星スペースガードセンター1m望遠鏡を用いて、TDI モードによる静止デブリ観測の有効性について評価を進めている。その結果について報告する。

TDIモードによる 静止デブリ観測の試み

奥村真一郎、坂本 強、高橋典嗣
（日本スペースガード協会）、
中屋秀彦（国立天文台）、
工藤伸夫、廣瀬史子、松田郁未、染谷一徳、
柳沢俊史、吉川 真（JAXA）、
田中 済（日本宇宙フォーラム）

発表内容

- TDIモードについて
 - CCDにおける電荷転送について
 - TDIモード観測を可能にする条件
- TDIモード画像の例、特有のデータ処理
 - 位置測定画像
 - Image Subtraction法
- TDIモード観測での利点
- 軌道傾斜角をもつデブリへの対応
- 限界等級評価
- 他の観測方法(重ね合わせ法)との比較

2010/12/16

第4回スペースデブリワークショップ

TDIモードとは？

- TDI(Time Delay Integration)とは.....
露光しながら電荷転送を行い、一定速度で移動する対象の移動速度・方向に対してCCDの電荷転送速度・方向を一致させることにより、移動対象を点状に撮像し、高感度な観測を可能にするような特殊な読み出し方式。

2010/12/16

第4回スペースデブリワークショップ

CCDにおける電荷転送のしくみ

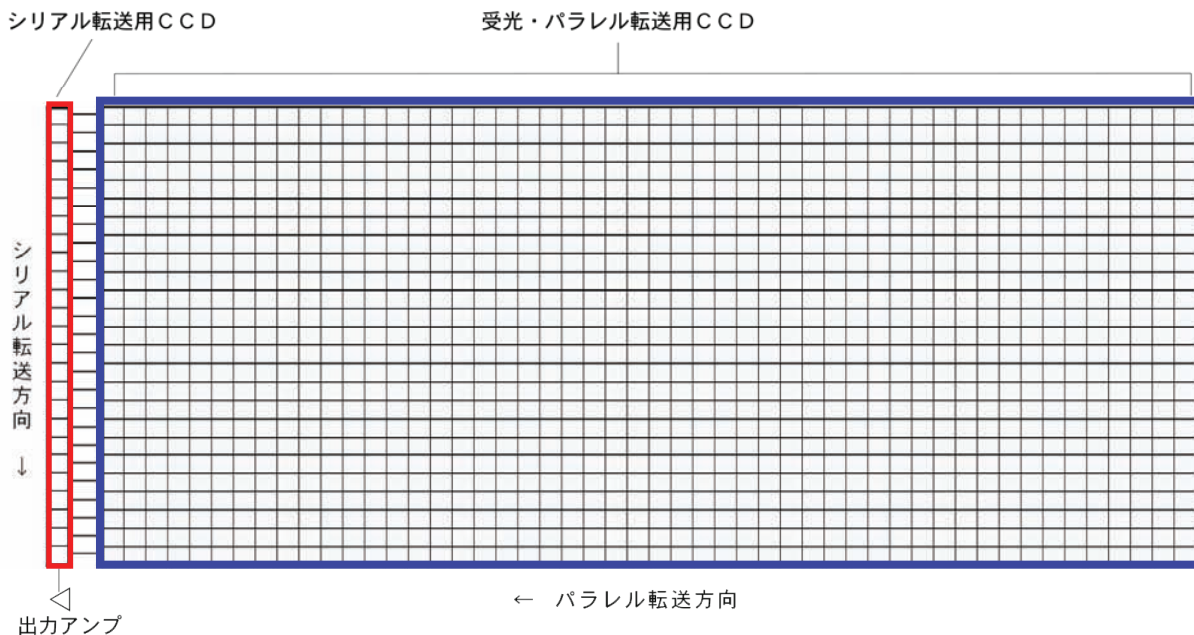
CCDでは電荷転送（いわゆるバケツリレー）により読み出しを行う

- ・ パラレル方向の転送
- ・ シリアル方向の転送

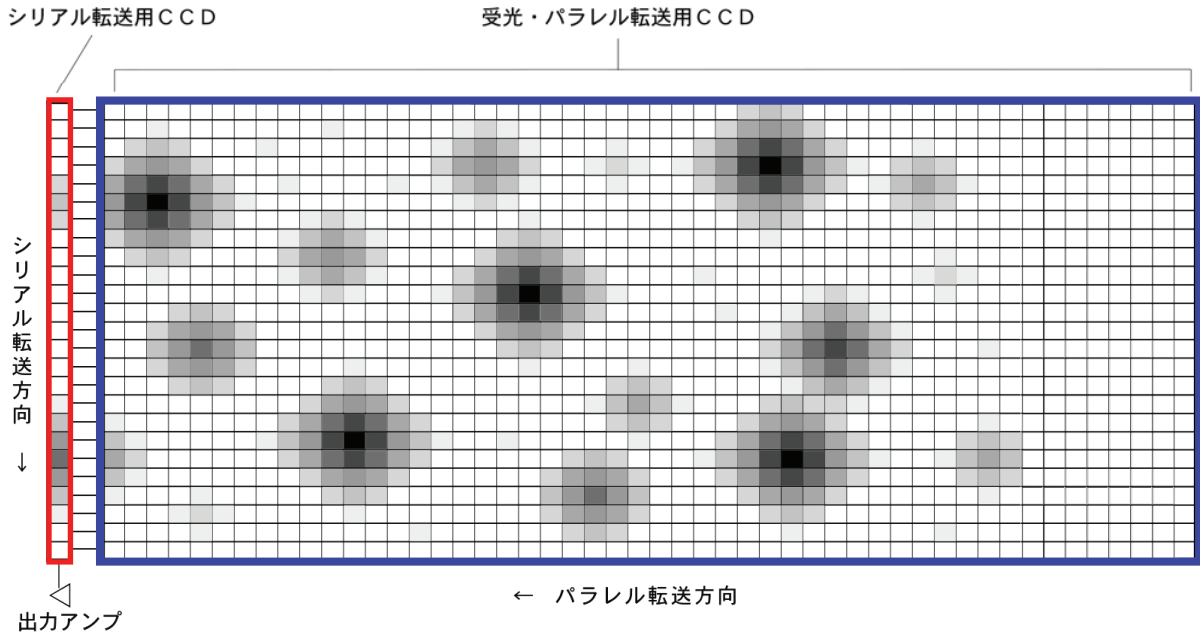
2010/12/16

第4回スペースデブリワークショップ

CCDにおける電荷転送のしくみ



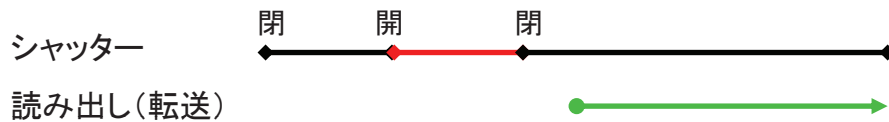
CCDにおける電荷転送のしくみ



通常読み出しとTDIの違い

- ・ 通常の読み出しシーケンス

シャッター開 → (露出) → シャッター閉 → 電荷転送



- ・ TDIの読みだしシーケンス

シャッター開・同時に電荷転送開始 → (電荷転送しながら露出) → シャッター閉、引き続き電荷転送



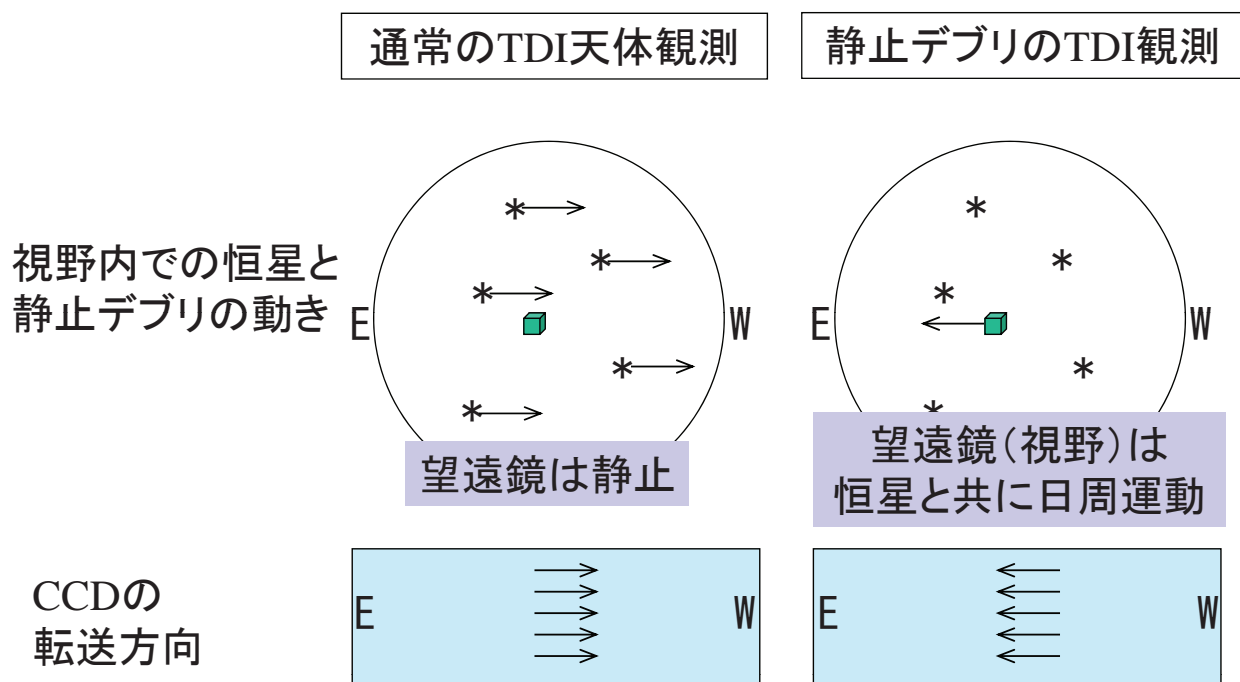
TDI観測を可能にするための条件

- ・ 移動天体が点状に撮像されること
 - a. パラレル方向(東西方向)の電荷転送速度と天体の移動速度が一致すること
 - b. シリアル方向(南北方向)に天体が移動しないこと
- ・ 必要な調査・調整作業
(赤道儀式望遠鏡、カセグレン焦点を仮定)
 - a. パラレル転送速度の調整
→ CCD制御のためのクロック信号を操作し、
移動速度に一致するよう調節
 - b. CCDの回転角の調整
→ 現在は東西方向に設定

2010/12/16

第4回スペースデブリワークショップ

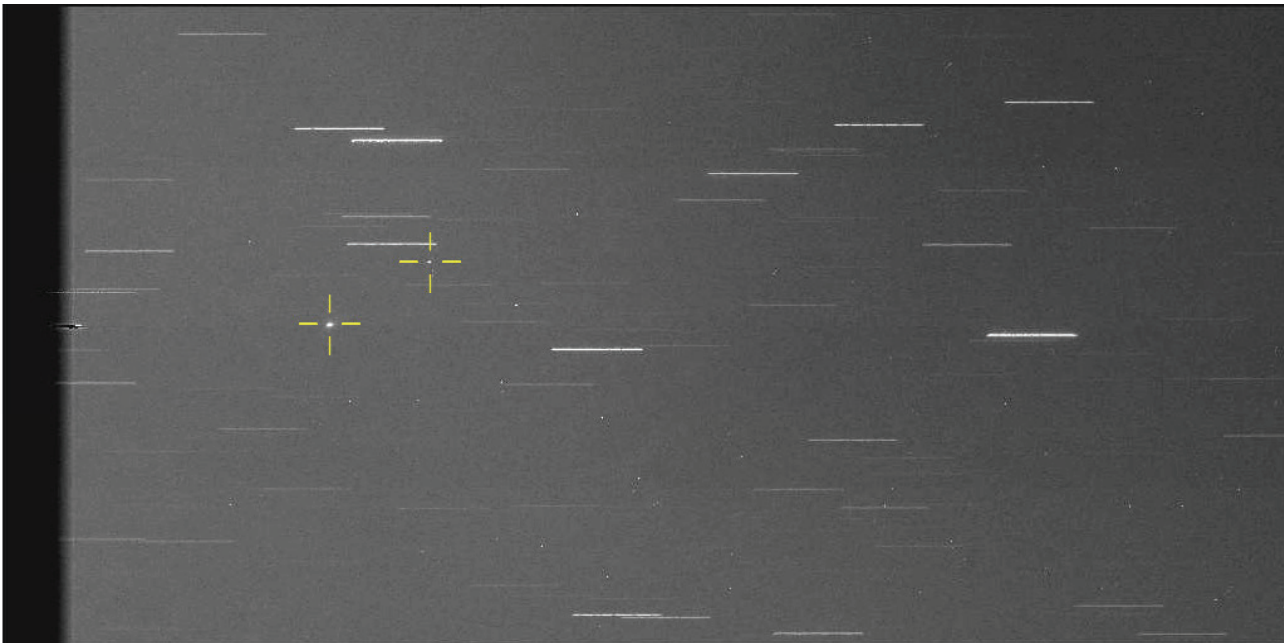
天体の動きと転送方向



2010/12/16

第4回スペースデブリワークショップ

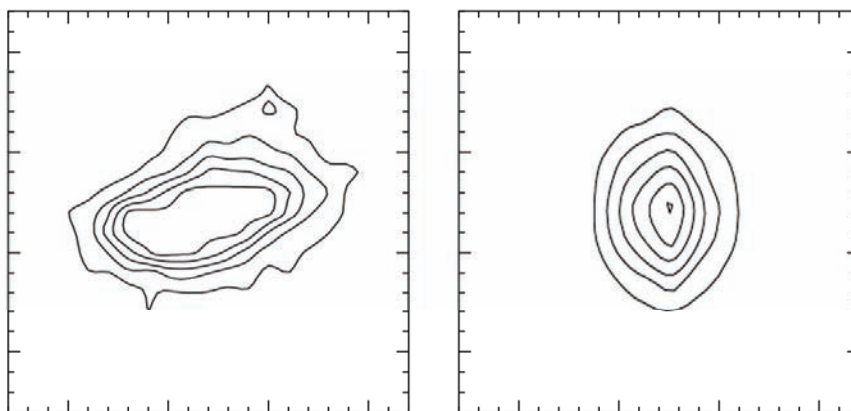
TDI観測画像



2010/12/16

TDI画像

電荷転送速度の微調節



左：調節前の静止デブリ像、
右：調節後の静止デブリ像。目盛りは1秒角。

2010/12/16

第4回スペースデブリワークショップ

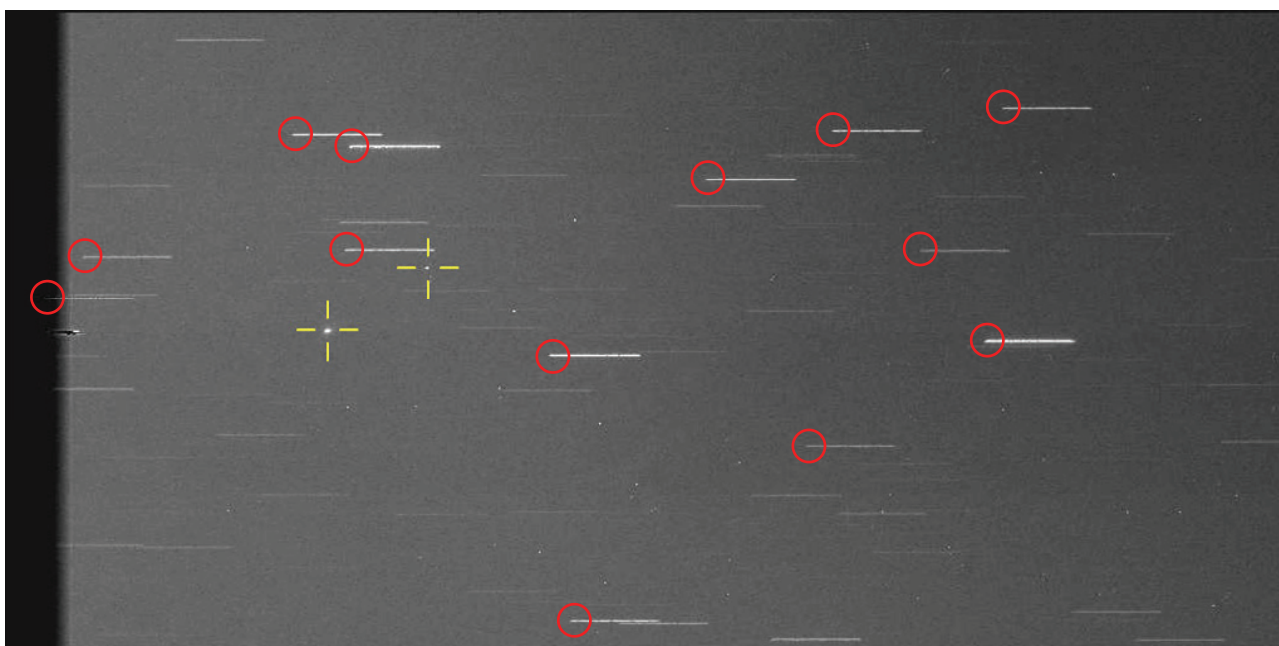
TDIデータ特有のデータ処理

- ・ 位置測定画像の利用
 - 長時間露出でもデブリの位置測定を可能にする。
- ・ Image Subtraction法
 - 画像同士の差し引きをすることにより暗電流、フラットなどのCCDの特性をキャンセルし、検出天体に対するS/N比を向上させるとともに視認性を向上させる。
 - 連続で取得した画像同士で引き算を実施すれば、背景の星を消し、移動天体(=デブリ)像をより高S/Nで検出できる可能性がある。また、背景の星と重なる場合でも測定が可能となる。

2010/12/16

第4回スペースデブリワークショップ

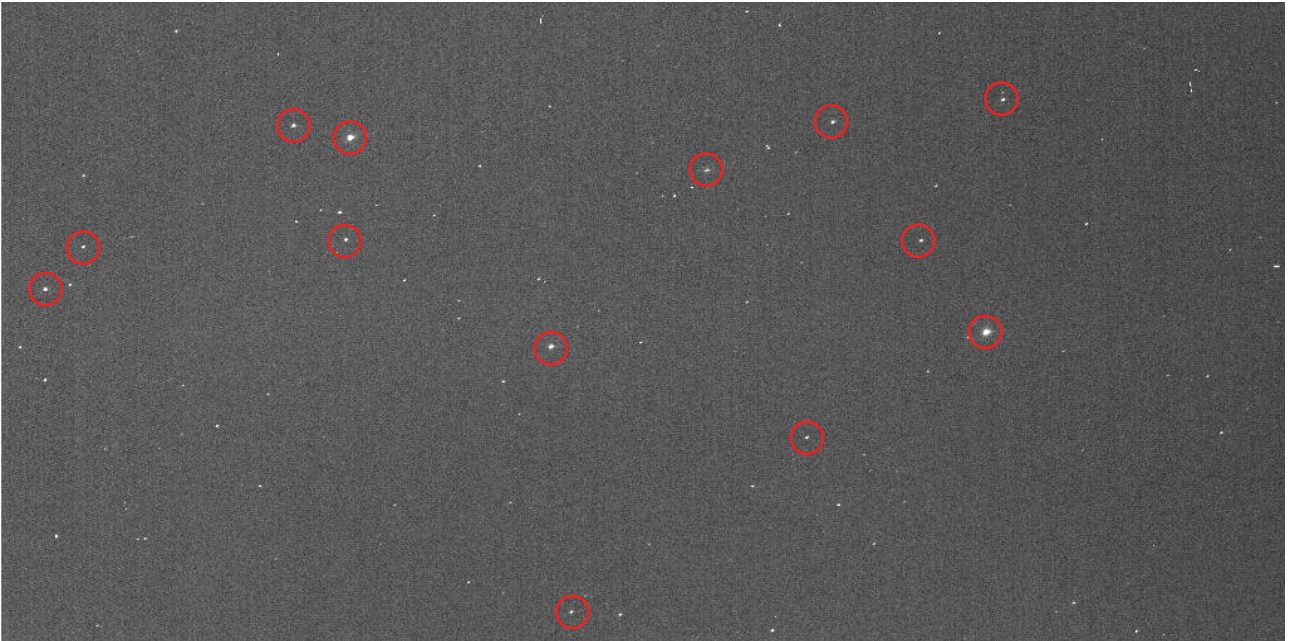
TDIデータ



2010/12/16

TDI画像

位置測定用データ



2010/12/16

位置測定用画像

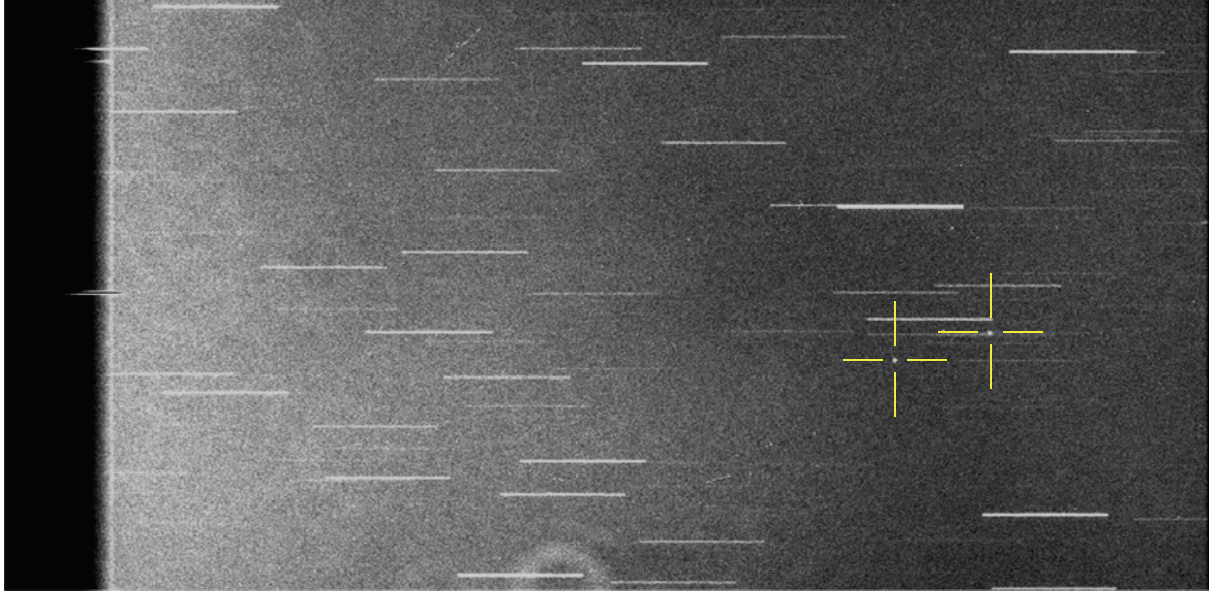
TDIデータ特有のデータ処理

- ・ 位置測定画像の利用
 - 長時間露出でもデブリの位置測定を可能にする。
- ・ Image Subtraction法
 - 画像同士の差し引きをすることにより暗電流、フラットなどのCCDの特性をキャンセルし、検出天体に対するS/N比を向上させるとともに視認性を向上させる。
 - 連続で取得した画像同士で引き算を実施すれば、背景の星を消し、移動天体(=デブリ)像をより高S/Nで検出できる可能性がある。また、背景の星と重なる場合でも測定が可能となる。

2010/12/16

第4回スペースデブリワークショップ

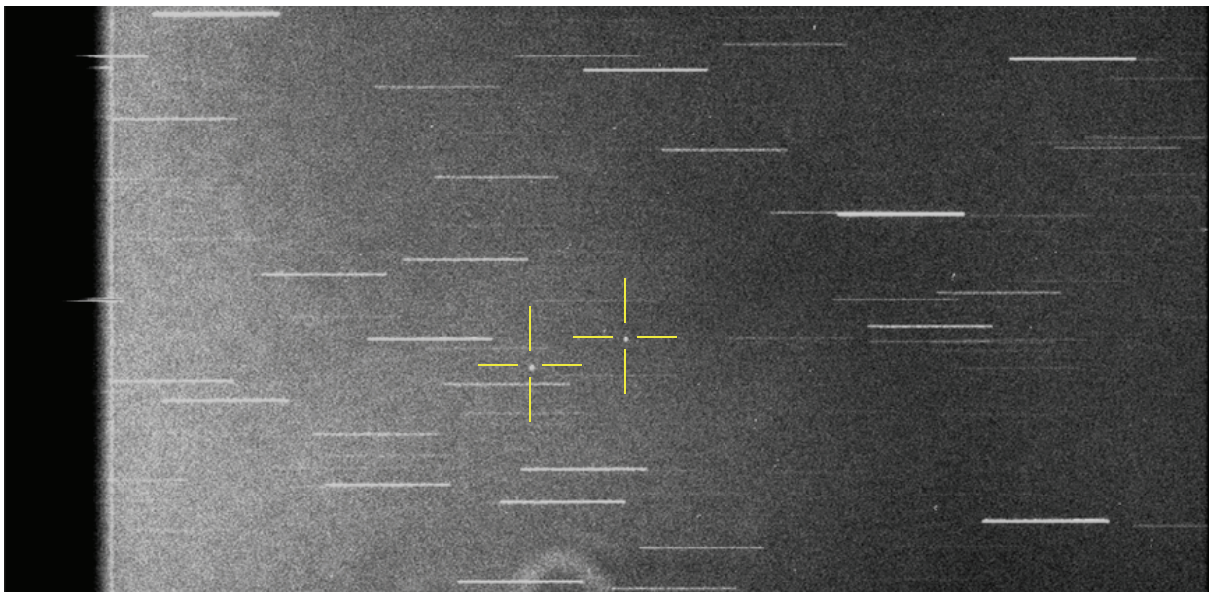
TDI Image 1



2010/12/16

第4回スペースデブリワークショップ

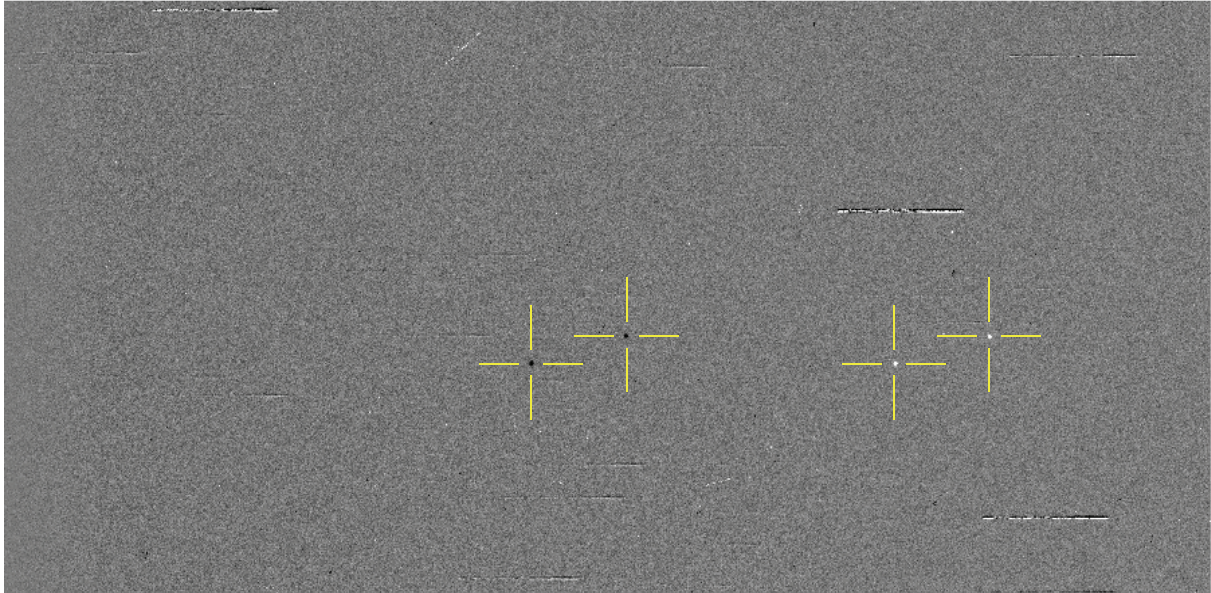
TDI Image 2



2010/12/16

第4回スペースデブリワークショップ

Subtraction Image (Image1 - Image 2)



2010/12/16

第4回スペースデブリワークショップ

TDI 観測の利点

- 通常のデブリ観測方法
(望遠鏡静止 or デブリの動きを追尾)と比べて
長い露出をかけても位置測定ができる。
(Image Subtraction法の適用、
位置測定用データの取得により)

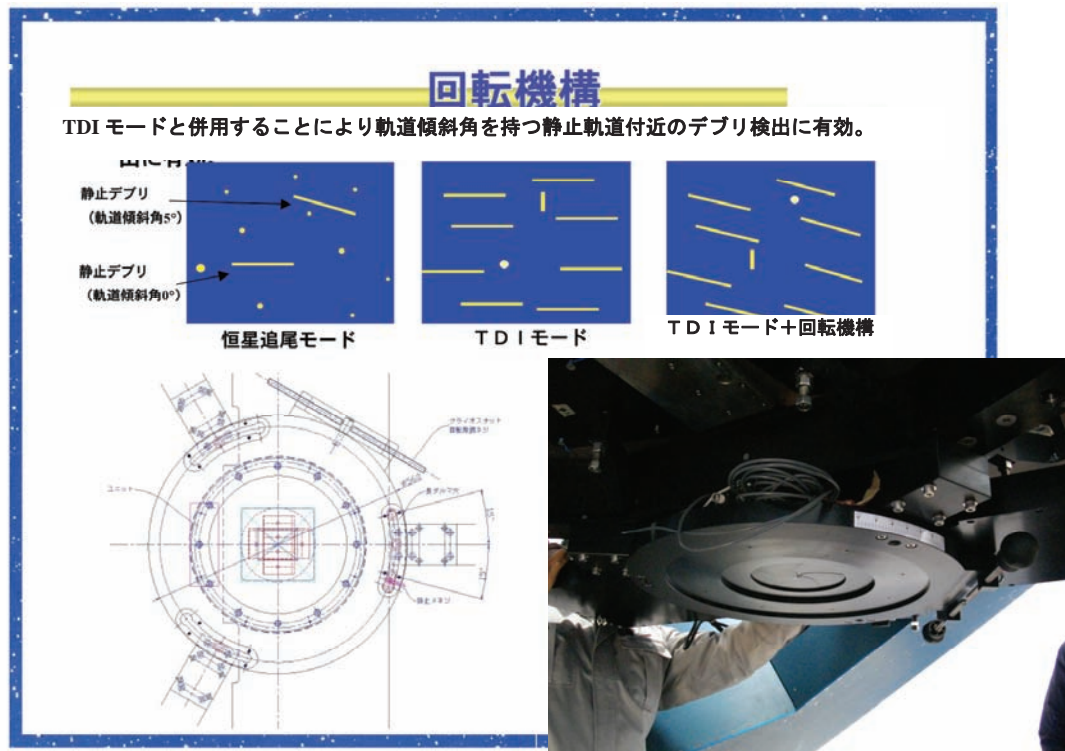


より暗い(=より小さい)デブリまで検出可能。

2010/12/16

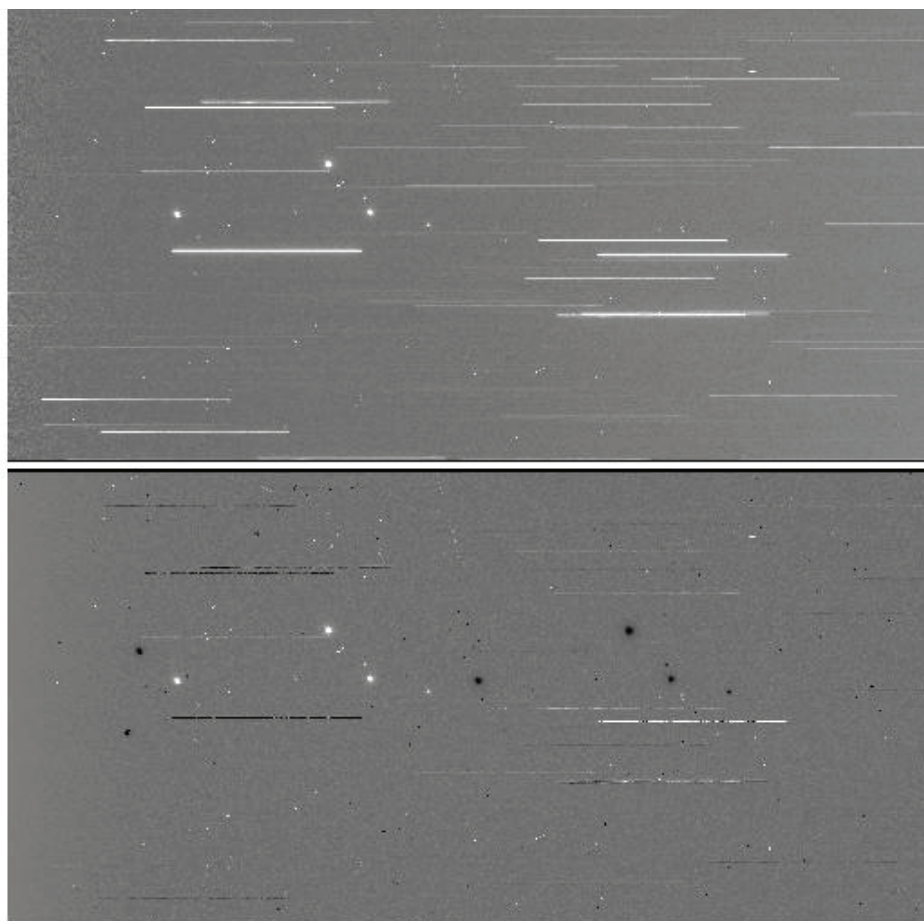
第4回スペースデブリワークショップ

カセグレンローターにより 軌道傾斜角をもつデブリにも対応



検出限界の評価

- TDIモードで静止デブリの観測データを取得
- 明るさのわかっている星(標準星)と出力を比較
- デブリの明るさが何等相当であるか評価
- 画像上でデブリのS/N比を算出
- $S/N=5$ となる明るさを算出、これを限界とする



検出限界の評価

- **結果**
60秒露出の時、限界等級はおよそ18.7等

他の観測方法(重ね合わせ法) との比較

	観測時間の オーバーヘッド (対時間効率)	様々な軌道 傾斜角への 対応	検出限界	位置 測定 精度
重ね合わせ法	×	○	○	?
TDI	○	×	○	?

2010/12/16

第4回スペースデブリワークショップ

まとめ

- TDI観測とは
→CCDの電荷転送速度を移動物体の速度にあわせ、
転送しながら露出してデータを取得する手法
- TDIによる静止デブリ観測の利点
→長い露出でも位置測定が可能
- 軌道傾斜角の大きい静止デブリにも対応可能
- BSGC1m鏡での観測では、18.7等程度の
デブリまで検出可能(60秒露出)
- 現在試験段階、徐々に通常の観測に組み込み予定

2010/12/16

第4回スペースデブリワークショップ

TDIモードによる静止デブリ観測の試み

奥村真一郎¹⁾・坂本 強¹⁾・高橋典嗣¹⁾・中屋秀彦²⁾・工藤伸夫³⁾・廣瀬史子³⁾・
松田郁未³⁾・染谷一徳³⁾・柳沢俊史³⁾・吉川 真³⁾・田中 濟⁴⁾

¹⁾ 日本スペースガード協会、²⁾ 国立天文台、³⁾ JAXA、⁴⁾ 日本宇宙フォーラム

Geostationary space debris observations by TDI mode

Shin-ichiro OKUMURA¹⁾, Tsuyoshi SAKAMOTO¹⁾, Noritsugu TAKAHASHI¹⁾, Hidehiko NAKAYA²⁾,
Nobuo KUDO³⁾, Chikako HIROSE³⁾, Ikumi MATSUDA³⁾, Kazunori SOMEYA³⁾,
Toshifumi YANAGISAWA³⁾, Makoto YOSHIKAWA³⁾, and Wataru TANAKA⁴⁾

Abstract

We are attempting the observations of geostationary space debris using TDI mode. In TDI-mode observations, the positions of geostationary space debris are able to be measured even if field stars appear as long horizontal streaks because of a long exposure. To make the best use of TDI mode, the use of the “image for a positional measurement” and the image subtraction method were examined. Detection limit for TDI observation was evaluated, and limiting magnitude is estimated to be 18.7 (60sec exposure, S/N~5).

Key Words: TDI (Time Delay Integration), GEO

1 はじめに

スペースデブリの光学観測において、暗いデブリを検出するための手法として良く用いられるのは、比較的短い露出時間の画像データを多数枚取得し、重ねることにより信号対ノイズ比を改善する重ね合わせ法である。重ね合わせ法は様々な移動方向、様々な移動速度のデブリに対して適応が可能であるという利点があるが、データ処理に高性能なCPUと多大な時間が必要であり、また実露出時間に対してCCDの読み出しに必要な時間の割合が多く、観測時の時間効率は良くない。

静止軌道帯の物体に限定されるが、暗い対象を観測するための手法としてTDIモードを応用した方法も適用可能である。TDI (Time Delay Integration) 方式とは、別名 Drift Scan方式とも言われており、露光しながらCCDの電荷転送を行い、電荷転送速度を移動する撮影対象の速度に同期させることにより検出感度をあげる読み出し方式である。

平成19~20年度にかけて、日本宇宙フォーラムと国立天文台の共同開発研究に基づき、美星スペースガードセンター（以下、BSGC）1m望遠鏡に搭載する新しいモザイクCCDカメラ「Volante」が開発された。このカメラはCCDの読み出しに国立天文台で開発された「Messia-V」と「MFront2」を使用しており、読み出し制御部分は自由にカスタマイズが可能であるため様々なパターンの電荷読み出しを実現出来る。

われわれはBSGC 1 m望遠鏡と「Volante」カメラを用いて、TDIモードを用いた静止デブリ観測の有効性について評価を進めている。その途中経過について報告する。

2 CCDにおける電荷転送とTDI

CCD (Charge Coupled Device) とは、日本語で「電荷結合素子」と言うように、電荷が素子間をバケツリレーの方式で転送されるような光センサのことを言う。2次元CCDの場合、光を受ける2次元の受光センサ部分と、読み出しの際に使われる1次元のシリアル転送（水平転送）用CCDから構成される（図1）。受光センサ部分の

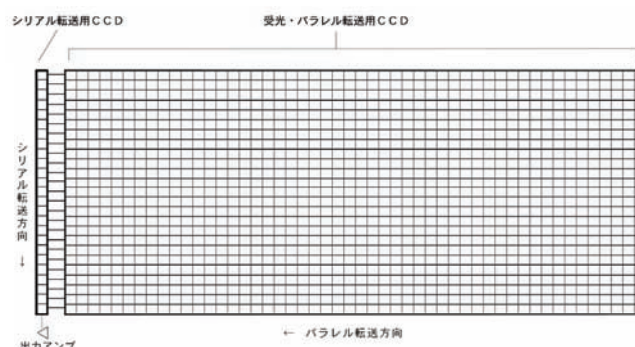


図1 CCDの構造。2次元の受光・パラレル転送用CCDと1次元のシリアル転送用CCDから成る。TDIモードでの実際の使われ方に合わせて縦と横を逆に図示しているため、図ではシリアル転送（水平転送）が縦方向、パラレル転送（垂直転送）が横方向の表示となっている。

電荷はシリアル転送用CCDに向かって1素子分（1列分）ずつ平行に転送される。この転送をパラレル転送（垂直転送）と言う。そのため2次元の受光センサ部分を別名パラレル転送用CCDとも言う。

パラレル転送により受光・パラレル転送CCDの左端にあった1列分の電荷がシリアル転送用CCDへ移動すると、次にシリアル転送により1列分の電荷を出力アンプへと転送し、順に電荷を読み出す。1列分の電荷の読み出しが完了すると、またパラレル転送により全体がシリアル転送用CCD側（図1で左方向）に1列分移動し、その際受光・パラレル転送CCDの左端の電荷がシリアル転送用CCDへ移る。このように、パラレル転送とシリアル転送を交互に繰り返すことによって全面の電荷を読み出す。通常読み出しは露出が終わった後、すなわちシャッターを閉じた後に読み出し（電荷転送）を開始するのであるが、TDIモードではあらかじめパラレル転送の速度を移動物体の速度に合わせた上で、露出をしながら電荷転送（読み出し）を行うことによって、移動物体を点状に撮像する。

3 静止デブリ観測におけるTDI

上述のように、TDIとは移動天体の移動速度とパラレル転送速度を同期させる読み出し方法である。通常天文観測にTDIモードを適用する場合には、望遠鏡を固定し東から西に向かって日周運動する天体（人工天体を除くほとんどすべての天体）の動きに合わせて、CCD受光面のイメージ上で東から西に向かって日周運動の速度に合わせたパラレル転送を行うことにより天体を点状に撮像する。一方、静止デブリは日周運動をする天体とは別の動きをする。静止デブリは恒星の運動に対して天球座標上を逆向きに移動するので、TDI方式を用いた静止デブリ観測では、望遠鏡は日周運動に合わせて恒星を追尾させておき、電荷転送方向は西から東に向かって、その速度は日周運動に同期させることにより静止デブリを点像に撮像するという手法を用いる（図2）。その結果、静止デブリは点状、恒星は線状に東から西に向かって伸びた画像データが得られることになる（図3）。これは望遠鏡を静止させ、通常読み出し方式で取得した画像とほとんど同じものであるが、通常では露出時間を長くすればするほど恒星像がそれだけ長く伸びるため、位置を測定するための基準座標を決める際に誤差が大きくなってしまふ。TDIモードによる観測では、その特性を生かすことによって露出時間を長くしても小さい誤差で座標系を決定することが可能である。TDI観測によるメリットを最大限に生かすための解析手法について以下で紹介する。

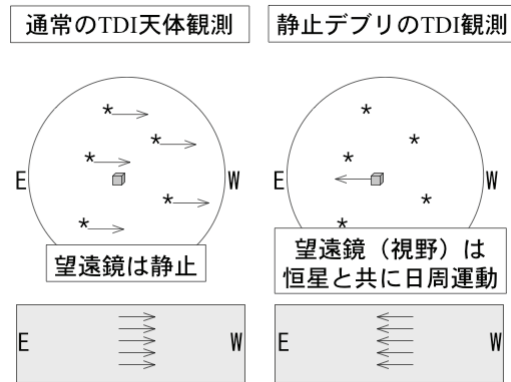


図2 通常の天体観測時と静止デブリ観測時での天体・デブリの移動方向とTDIモード時でのCCDの転送方向。円は望遠鏡の視野とその中の天体の動きを示す。E、Wはそれぞれ東と西。下段の長方形はCCDの受光面を表し、矢印は電荷の転送方向を示す。



図3 TDIモードで取得した静止デブリ画像の例。十字で示している、点状に写っているのが静止デブリ、線状に写っているのは背景の恒星。電荷転送方向は右から左。左端付近は相対的に露出時間が短くなるので暗くなっている。

4 TDI観測データ特有のデータ処理

4.1 位置測定用データの取得

TDIモードによる静止デブリ観測では、望遠鏡が恒星を追尾しているため背景に写る恒星が視野の中でいつも同じ位置にいる、という特徴がある。この特徴を利用すると、「位置測定用画像」を別途取得することにより、長時間露出のため座標を決める基準となる恒星像が長く伸びても精度を落とすことなく位置決定が可能となる。以下にその手順を示す。

- 1) TDI観測の前後に（あるいはTDI観測を長時間持続する場合には適宜途中で）「位置測定用画像」を取得する。TDIモード観測時と全く同じ読み出しパターンを使用し、なるべく短い露出（BSGCの場合、例えば0.2sec）で画像を取得する。
- 2) 「位置測定用画像」を利用して、天球座標とCCD上の座標との対応付けを行う。
- 3) 2)の座標関係を利用して、TDI画像に写っている静止物体の位置座標を決定する。

4) 時刻は、TDI画像の画像取得開始時（シャッターを開けた時刻）とし、3) で求めた位置座標とセットにして測定データとする。

図4にTDI画像と「位置測定用画像」の例を示す。TDI画像は図3と同じものである。背景の恒星はいつも同じ位置にいますので、シャッターを開いた時点での恒星の位置は、露出時間に因らずCCD上の同じ位置にいます。言い換えると、伸びた恒星像の「左端」は露出時間に因らずCCD上で同じ位置になる。短い露出でTDI画像を取得すれば恒星像は点状に近いものとなり、より正確に座標系を決定することができる。従って、「位置測定用画像」で決定した位置座標は、TDI観測画像の「シャッターを開いた時刻」におけるCCD上の位置座標と考えられる。これをもとに決定した座標系を用いて、各TDI画像において測定したデブリの位置は「シャッターを開いた時刻」での位置ということになる。

理論的には、「位置測定用画像」は一連の観測で1枚だけ取得すれば良いはずである。しかし、実際には望遠鏡のトラッキング誤差などがあるため、一定時間おきに取得することが望ましい。

4.2 「Image Subtraction (画像差し引き) 法」の適用

背景に写る恒星が視野の中でいつも同じ位置にいます、という特徴を利用して、Image Subtraction (画像差し引き) 法を適用すると、TDI画像に写った背景の恒星をうまく消去することができる。望遠鏡のトラッキング誤差や大気の状態の変化などを考慮し、なるべく近い時刻で撮った画像同士、つまり連続で取った前後の画像で引き算することが望ましい。図5は連続で取ったTDI画像とその差し引きをした画像の例である。差し引きをすることにより、背景の恒星を消すだけでなくバイアス、ダークなどCCDの特性をキャンセル出来、さらに光の当たり具合のムラも平らにすることが出来るのでデブリがより検出しやすくなる。さらに、デブリが恒星像と重なってしまった場合(図5上段、右上のデブリ)でも恒星像を消すことにより、位置の測定が可能となる。

5 軌道傾斜角をもつ静止デブリへの対応

静止デブリは大なり小なり、0でない軌道傾斜角を有する。軌道傾斜角がある場合、恒星時追尾をした望遠鏡での視野内の動きは、西から東でなく北東あるいは南東方向への動きとなる。「Volante」カメラは望遠鏡のカセグレン焦点に搭載されているが、望遠鏡に対する取り付け角度の調整機構を有するため、東西に対してプラスマイナス15°までの範囲で調整が可能である(図6)。

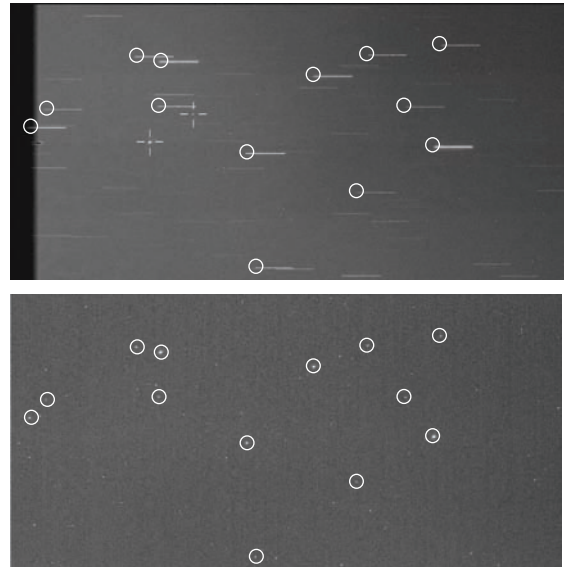


図4 位置測定用画像の例。上段はTDIモードで取得した画像、下段が位置測定用画像。位置測定用画像はTDI画像と同じセッティングの短時間露出で取得したものである。白丸で示した位置(恒星像の左端の位置)は露出時間に因らず一定の位置に来る。

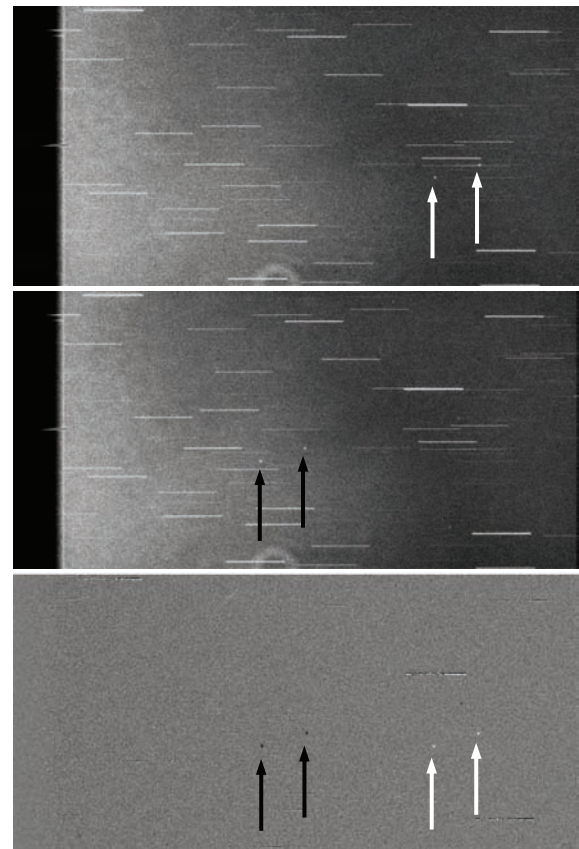


図5 上段：1枚目のTDI画像、中断：2枚目のTDI画像、下段：1枚目から2枚目を引き算した画像。引き算した画像では背景の恒星は消え、1枚目に写っていたデブリ(白矢印)はプラスの像として、2枚目に写っていたデブリ(黒矢印)はマイナスの像として見える。

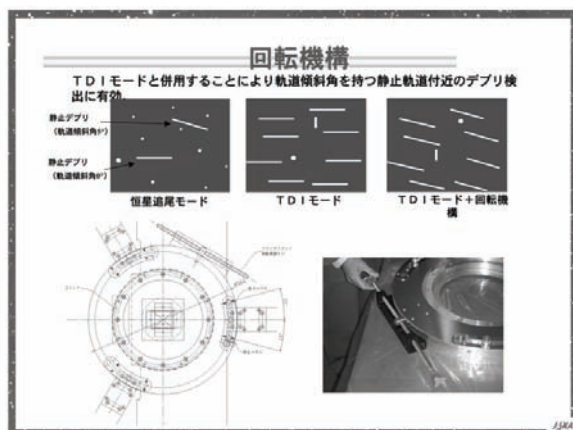


図6 カセグレン回転機構と軌道傾斜角をもつデブリへの対応。図はJAXA 柳沢俊史氏作成。

6 検出限界の評価

2010年9月4日、複数の宇宙物体が存在する方位218度、高度42度（赤緯 $-5^{\circ} 34'$ ）の位置に望遠鏡を向け、60秒露出で検出限界評価用のTDI画像を取得し、写っているデブリの画像上での信号対雑音比を算出した。同時に明るさのわかっている星（標準星）の観測データと比較を行い、評価用画像に写っているデブリが何等級相当であるか導出した。評価に使用したデブリについては、60秒露出でS/N~590、明るさは13.5等相当であった。ここからボグソンの式を用いて検出限界(=S/N~5となる等級、と定義)を求めると、およそ18.7等という値となった。静止軌道上のデブリの大きさに換算すると、反射率にもよるが20~50cm程度の大きさのデブリに相当する。

7 まとめ

以上、まとめると

- TDI観測とは、CCDの電荷転送速度を移動物体の速度にあわせ、転送しながら露出してデータを取得する手法である。
- TDIによる静止デブリ観測の利点は、長い露出でも位置測定が可能となることである。
- 軌道傾斜角の大きい静止デブリにも対応可能。
- BSGC 1 m鏡での観測では、60秒露出で18.7等程度のデブリまで検出可能であると推定される。静止軌道上で20~50cmの物体に相当する。

現在試験段階であり、今後は位置測定用画像を用いて位置決定するためのアルゴリズムの開発とその自動化を実施し、通常の観測に組み込む予定である。

スペースデブリの多色同時測光観測の役割

○坂本 強（日本スペースガード協会）

多色測光データの時間変化はスペースデブリの素材、姿勢、形状などを理解するための大変重要な手がかりとなる。特に、多くのデブリの明るさは、素材の違いや太陽の位相角によって時々刻々変化するので、同時測光データの取得はスペースデブリの3次元構造決定に大きな役割を果たす。しかし、過去の研究は単色のライトカーブ観測や同期していない多色測光観測に集中しており、多くのデブリの色の時間変化は未だ全く不明である。

そこで私は、MITSuME50cm 望遠鏡及び3色撮像装置を用いて観測を実施し、VRIの3色測光データを取得した。



スペースデブリの 多色同時測光観測の役割

Tsuyoshi Sakamoto (Japan
Spaceguard Association)

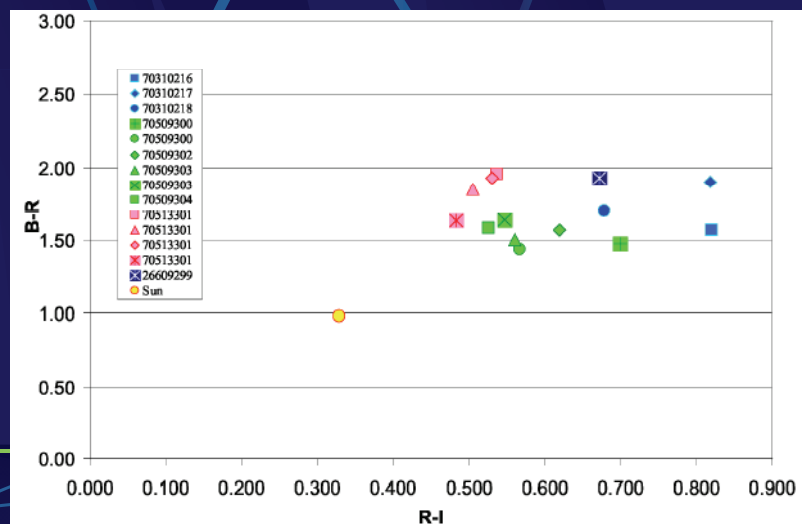
スペースデブリの色情報の重要性と最近の状況

- 多色測光観測+モニタリング観測
デブリの素材、姿勢、形状などの情報を与えるので重要。
- これまでの観測
ほとんど全て位置観測(nonfilter or W)
⇒得られる情報は軌道情報のみ。
- 衛星やデブリの物理情報はほとんど得られていない

過去の研究

- Schildknekt et al. (2008)
- 単一の望遠鏡でB->R->I... 変光幅<0.5のGEOのみプロット

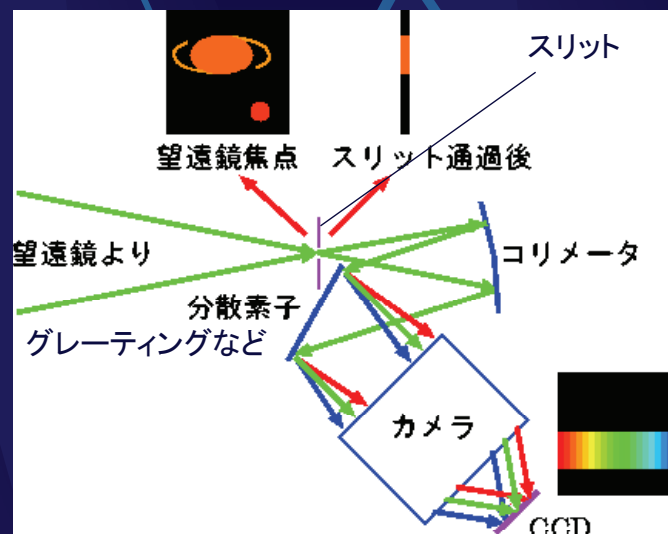
多色を同時に
観測する必要
あり



多色同時測光観測の手法

- 分光観測
分散素子を使用して、分光
- 複数台の望遠鏡+CCD
- 多色同時撮像装置
ダイクロイックミラーを使用して分光

分光器(**grating**など使用)



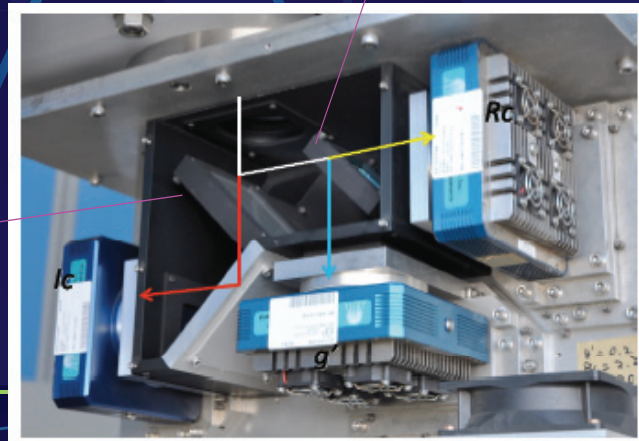
多色同時測光カメラ

● 3色の場合の例

ダイクロイックミラーを使用
ある波長よりも短い光
だけ反射、あとは透過

ダイクロイックミラー

ダイクロイックミラー



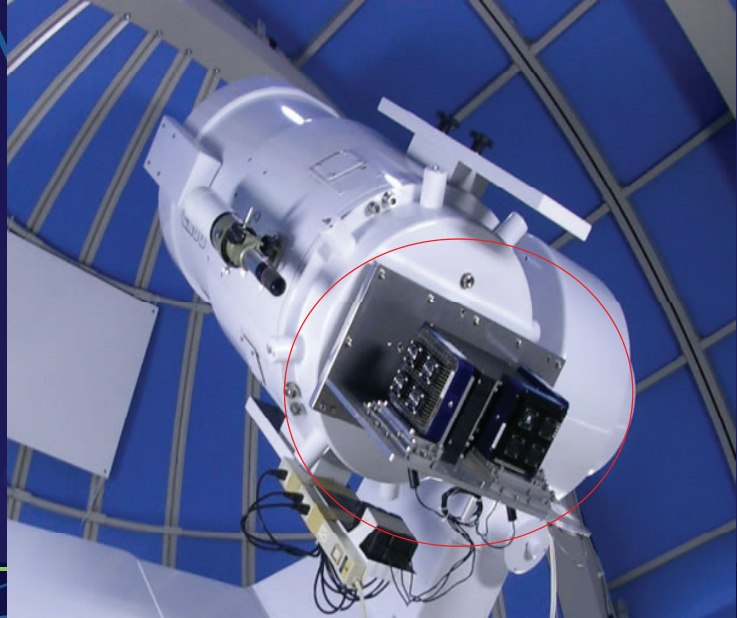
各観測手法の特徴

	分光器	複数台の望遠鏡	多色同時測光カメラ
太陽光の除去	○	×	×
overhead	×	○	○
ターゲットの運動情報	必要	△	△
望遠鏡の台数	1	3	1

⇒多色同時測光カメラを用いてスペースデブリを観測し、同時刻の物理特性を調査した。

MITSUME望遠鏡+ 3色同時撮像装置

- 口径50cm
- 3色同時測光カメラ (g',R,I)
- 主な観測
ガンマ線バースト
の追跡観測
- その他の観測
銀河系ハローの
ミラ型変光星探査



観測データ

- ミラ型変光星探査の観測データに偶然
入ったデブリを3色撮像
- 3天体(6data)
 - 71006B – 4data
 - 2天体:特定できず(1datax2)

71006B

- アトラスセントールロケット
- Name: Intlsat 4-2 Rocket
- RCS: 16m²
- 観測時の高度
約22234km



解析

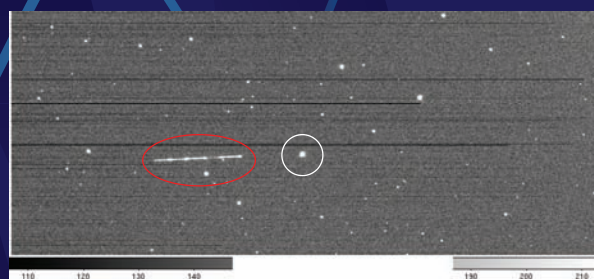
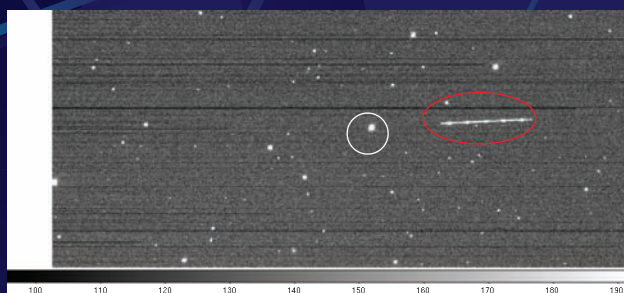
- Dark引き
- Sky flatで補正
- 楕円でaperture測光
- 相対測光

(比較星は視野内の星)

$I=13.2$

$g'-R=1.5$

$R-I=0.3$



まとめ

- 衛星やスペースデブリは多色を同時に撮像することが必要不可欠。
- 3色同時撮像装置で得られた画像にある71006Bの測光観測を行った。

Future works

- 今冬に美星天文台1m望遠鏡で分光観測を実施予定
- アーカイブデータを利用した解析
- 実験室での多色同時測光も必要不可欠

スペースデブリの多色同時測光観測の役割

坂本 強¹⁾ ・ 黒田 大介²⁾ ・ 柳澤 顕史²⁾ ・ 清水 康廣²⁾ ・ 戸田 博之²⁾ ・
長山 省吾³⁾ ・ 吉田 道利⁴⁾ ・ 太田 耕司⁵⁾ ・ 河合 誠之⁶⁾

¹⁾日本スペースガード協会²⁾ 国立天文台岡山天体物理観測所³⁾国立天文台⁴⁾広島大学
⁵⁾京都大学⁶⁾東京工業大学

Multicolor photometric observation of space debris

T. Sakamoto¹⁾ ・ Kuroda, D.²⁾ ・ Yanagisawa, K.²⁾ ・ Shimizu, Y.²⁾ ・ Toda, H.²⁾ ・ Nagayama, K.³⁾ ・
Yoshida, M.⁴⁾ ・ Ohta, K.⁵⁾ ・ Kawai, N.⁶⁾

Abstract

Some wide-field debris surveys have recently discovered debris with sizes of several ten cm and determined their orbital elements. However, their materials, shapes, and rotations still remained unclear. The luminosities of many debris change by 0.5 mag or larger over different spans, and then their simultaneous multiphotometry is essential. We perform simultaneous multiphotometry for a rocket body, 71006B, in three-bands.

Key Words: Space debris, simultaneous multiphotometry

1 Introduction

スペースデブリは地球周りを高速で軌道運動しているため、運用中の人工衛星を破壊、あるいはその一部の機能を損傷させるのに十分能力をもっている。従って、人工衛星を安定かつ安全に運用するためには、スペースデブリの軌道情報や、素材や形状などの物理情報を様々な観測手法を用いて収集することが必要不可欠である。特に、現在いくつかの国々で計画されているような、テザー衛星などによるデブリの回収は、テザー衛星のみによる撮像観測ではデブリの3次元構造や3軸周りの回転運動に関して十分な情報は得られない。従って、地上の光学望遠鏡などによる多方向からの多色モニタリング観測が重要となる。

近年、レーダーや光学望遠鏡による系統的なスペースデブリ観測が実施され、数十cmサイズまでのスペースデブリが発見されてきた。これらのデブリに関して長期にわたる追跡観測もなされてきており、高精度の軌道情報も徐々に集積されつつある。しかし、これらの観測は位置測定を目的としているので、デブリの明るさを精密測定するような解析は行っていない。また、フィルターのない観測システムであるので、素材に関してほとんど情報が得られていない。

Schildknecht et al.(20??)は3色測光観測を実施した。その結果、一部のデブリの明るさは数秒～数分以下の短いタイムスケールで変光し、その変光幅は0.5等以上と大きいことを示した。従って、真の多色測光情報を得るためには、多色で時刻が同期した観測が必要不可欠であることを示している。

同時刻に多色の測光情報を得るためには大きく分けて3つの手法がある。

- (1) グレーティングなどの分光素子を用いた分光観測
- (2) 複数台の望遠鏡に各1台のカメラ及び1枚のフィルターを取り付け、シャッター開閉時刻を同期させた観測システムによる同時測光観測
- (3) 1台の望遠鏡に多色同時撮像装置をつけた観測システムによる同時測光観測

多くのデブリの軌道決定精度はスリット幅(数秒程度)よりも悪く、また低軌道デブリは可視の時間が短く数度/分以上の高速移動するので、一般にスリット上にデブリをすばやくのせ、追尾することは困難である。従って、分光素子を使った分光観測は Geosynchronous Equatorial Orbit(GEO)あるいは Geostationary Transfer Orbit上を運動するデブリにのみ有効と考えられる。

本研究では、多色同時撮像装置をつけた観測システムの有効性を検証する。

2 観測データ

本研究では、文部科学省科学研究費(学術創生研究費)「ガンマ線バーストの迅速な発見、観測による宇宙形成・進化の研究」(代表:河合誠之・東京工業大学教授)による研究チームが国立天文台岡山天体物理観測所に設置したMITSuMe(Multicolor Imaging Telescope for Survey and Monstrous Expolotions) 50cm望遠鏡(refs.)によって取得されたデータを用いる。この望遠鏡は遠方宇宙で起こるガンマ線バースト残光追跡観測を目的とした自動観測望遠鏡である(Kotani et al. 2005; Shimokawabe et al. 2008)。この望遠鏡には、g、R、Iの3バンドを同時撮像可能な冷却CCDカメラが取り付けられている。それぞれのフィルターの中心波長は、480、650、800nmである。望遠鏡は恒星時追尾であるので、スペースデブリがカメラ視野内を通過すると、線状に延びる。使用した画像データの視野は $26^{\circ} \times 26^{\circ}$ であり、露出時間は30秒であった。

3 解析及び結果

我々はまず、スペースデブリの正体を探るべく、線状に延びた背景の星に関して、USNOB1.0カタログを用いて座標系を決定し、線状のデブリの重心位置を測定した(図1)。なお、デブリは4枚×3バンドの画像に写っていたが、一枚の画像は星と明らかに重なっており、使用していない。3データしかないので、線形性のチェックは行っていない。次に、SpaceTrackにある最新の軌道要素から得られる予報位置と比較する。露出時間が長いので、時刻はシャッターの開いた時刻に露出時間の半分を加え、中間時刻を出し、この時刻の予報位置と観測から得られたデブリの位置のみを比較した。その結果、10分角程度の精度で71006Bの位置と一致した。71006Bはアトラスセントロールロケット(Intlsat 4-2 Rocket)、観測時の高度約22234kmであった。RCSは 16m^2 とデブリの中ではかなり大きい。

次に、IRAFを用いてスペースデブリの測光を実施した。ダーク引き、スカイフラットによるフラット補正を行い、参照星はデブリに最も近い星を使用した。Apertureは線状に延びたデブリを含むような楕円形を用いた。その結果、 $I=12.2$, $g-R=1.5$ $R-I=0.3$ となった。

このように、3色同時撮像装置を用いた観測はスペースデブリの多色測光に有効な手法である。71006Bは1枚の画像の中でも明らかな変光が見られる。これらの解析を行えば、時間分解能の高い測光情報が得られると期待される。

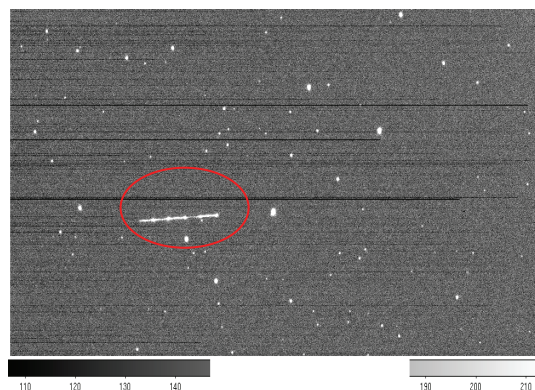


図1:Iバンドの画像。線状に延びた天体が71006B。

参考文献

- 1) Schildknecht, T., Musci, R., Fruh, C., Ploner, M. 2008, Proceedings of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference, held in Wailea, Maui, Hawaii, September 17-19, 2008, Ed.: S. Ryan, The Maui Economic Development Board., p.E51
- 2) Kotani, T.; Kawai, N.; Yanagisawa, K.; Watanabe, J.; Arimoto, M.; Fukushima, H.; Hattori, T.; Inata, M.; Izumiura, H.; Kataoka, J.; Koyano, H.; Kubota, K.; Kuroda, D.; Mori, M.; Nagayama, S.; Ohta, K.; Okada, T.; Okita, K.; Sato, R.; Serino, Y.; Shimizu, Y.; Shimokawabe, T.; Suzuki, M.; Toda, H.; Ushiyama, T.; Yatsu, Y.; Yoshida, A.; Yoshida, M. 2005, Il Nuovo Cimento C, vol. 28, Issue 4, p.755.
- 3) Shimokawabe, T., Kawai, N., Kotani, T., Yatsu, Y., Ishimura, T., Vasquez, N., Mori, Y., Kudo, Y., Yoshida, M., Yanagisawa, K., Nagayama, S., Toda, H., Shimizu, Y., Kuroda, D., Watanabe, J., Fukushima, H., Mori, M. 2007, GAMMA-RAY BURSTS 2007: Proceedings of the Santa Fe Conference. AIP Conference Proceedings, Volume 1000, pp. 543-546 (2008)

重ね合わせ法によるロシア提供軌道デブリの観測

○黒崎裕久、柳沢俊史 (JAXA)

ロシアで観測されカタログ化されている微小デブリ(静止軌道上で数十 cm サイズ)の観測と検出を行った。ロシアから提供された軌道の予報値をもとに入笠山に設置してある口径 35cm の光学望遠鏡で観測を行い、観測データ(画像)は JAXA が開発したデブリ検出ソフトを用いて観測対象となるデブリを探索した。解析において第1段階では、線分検出法によりデブリの検出を行い、比較的明るいデブリを検出した。次に第2段階では、1枚の画像からは判断できないような、より暗いデブリを検出するために、重ね合わせをもとにしたデブリ検出ソフトを使った。デブリの予報値によるモーション(向き、移動量)から探索した結果、8対象のうち5つの対象デブリを検出した。重ね合わせ検出では、1枚の画像ではノイズに埋もれて判断できないデブリも検出でき、その有効性は高いと思われる。

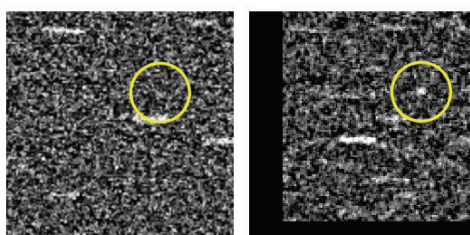


図 重ね合わせの効果

**重ね合わせ法によるロシア提供
軌道デブリの観測**

黒崎裕久，柳沢俊史

**宇宙航空研究開発機構 (JAXA)
研究開発本部**

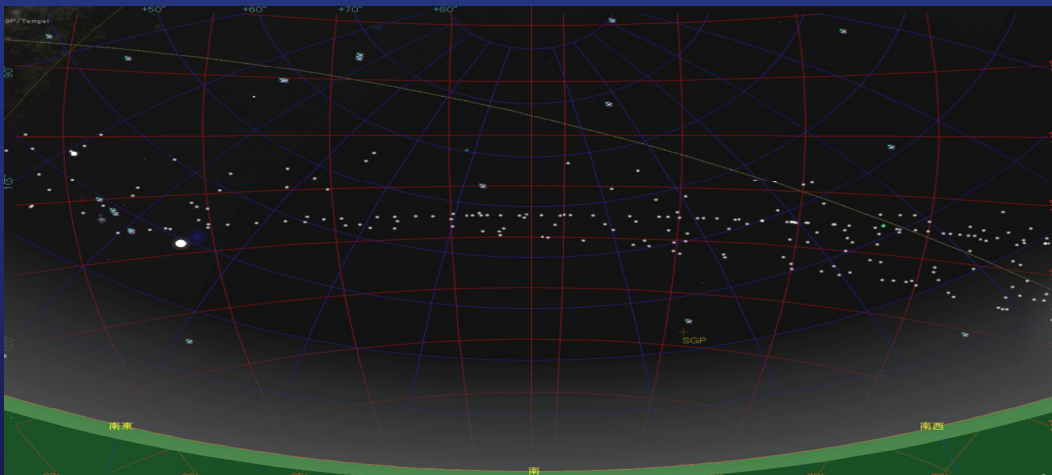
背景と目的

- 静止軌道には社会活動に重要な多くの人工衛星があり、これらの衛星の事故はあらゆる分野に影響を及ぼす。
- 静止軌道は有限であるため、状況を把握することは重要であり、小さなデブリを早期発見しカタログ化することで、他の衛星への衝突防止対策を検討する必要がある。
- ここでは観測システムのハード・ソフトを含めたデブリの検出能力を把握することが目的。

2

観測対象の微小デブリ

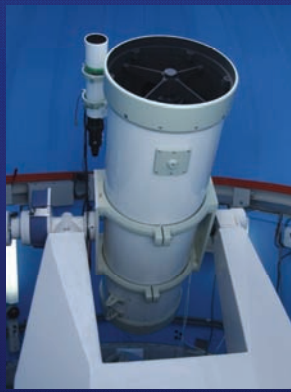
- ロシアの観測によってカタログ化されているデブリ
- Space Track提供のTLEカタログには載っていない
- 比較的暗い微小デブリの予報値の提供を受け観測



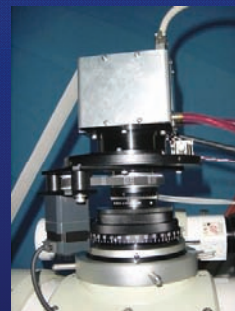
3

観測（入笠山光学観測施設）

- 入笠山光学観測施設（標高1870m）
- JAXA研開本部が長野県伊那市高遠の入笠高原に設置
- 主に静止軌道上デブリ、衛星などの観測技術の研究開発
- 2基のドームに、35cm望遠鏡と25cm望遠鏡を設置



望遠鏡 タカハシ E-350
口径355mm f=1248mm F/3.6
赤道儀 昭和機械製 フォーク式 25EF



カメラ N.I.L.製 2K2K裏面照射型
e2v CCD
視野角 1.27deg.

4

観測対象

- 軌道要素は提供されず日時における座標や光度等の予報値のみ（TLEの取扱は慎重）
- デブリ17個のうち観測当日の条件に合わせて8個を選択.

観測

日時：2010.3.19 15:10～18:10(UT)

対象：8個

デブリID

90006, 90031, 90032, 90041,
90183, 90008, 90036, 90055

```
20100319
0
1 15 10 00 15 212.5000 43.5000 20 90006
2 15 15 00 15 212.3000 42.9000 20
3 15 20 00 15 212.3000 42.6000 20
4 15 25 00 15 212.1000 42.3000 20
5 15 30 00 15 211.9000 41.9000 20 90006
6 15 35 00 15 211.8000 41.6000 20
7 15 40 00 15 211.7000 41.3000 20
8 15 45 00 15 211.5000 40.9000 20
9 15 50 00 15 233.9000 39.3000 20 90031
10 15 55 00 15 233.7000 39.1000 20
11 16 0 00 15 233.4000 38.8000 20
12 16 5 00 15 233.2000 38.5000 20
:
```

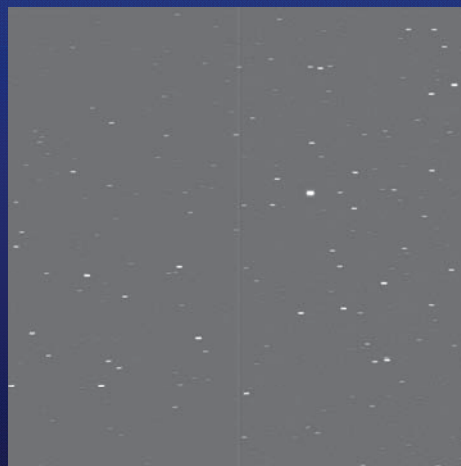
5

観測手法

- 望遠鏡を目的の観測座標に移動後、指定時刻に恒星追尾を停止。
→ 視野のAz, Elが固定
- 軌道制御されている衛星は点像に写る、
デブリは、速度により点像または線像に写る。
- 観測ソフトは一晩の観測を自動で行う。

観測 1領域1セットの観測に5分

- 探食用3秒露出の画像18枚
- 恒星の位置合わせ用に
短時間1秒露出画像を1枚取得する。

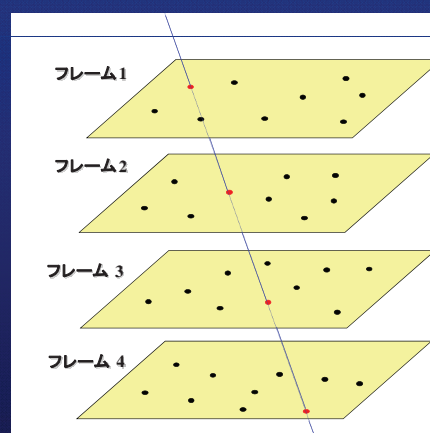


6

解析 1 線分検出

- Linuxマシン: IRAFスクリプトによる解析
- 連続して撮った各フレームから、ある閾値以上のものを星像候補とし、観測開始から終了までの直線上に載る像を検出。
- 1枚の画像からデブリ候補を検出するので、ノイズに埋もれる暗い天体は検出できない。
- 1領域の探索時間: およそ12分
デスクトップPC (CentOS5.4)
Core2Duo E8400 3GHz, メモリ4GB

観測後すぐに解析を始める



7

解析 1 線分検出

- 線分検出で検出できたデブリ

90006領域	71006A, 05046A(対象外)
90032領域	90032らしき物体, 他未知1個
90041領域	90041らしき物体

- 目視できるデブリはほぼ検出
- ノイズに埋もれる暗いものは検出が難しい

8

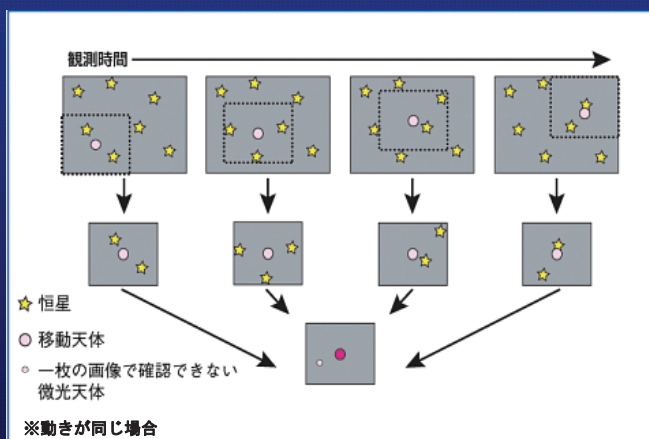
解析 2 重ね合わせ検出

デブリの動き(モーション)を仮定して、画像をシフトさせ重ね合わせることで移動天体を検出。

1枚の画像ではノイズに埋もれて検出できない移動天体(デブリ)を検出できる。

多数の画像を使用すれば2倍の口径をもつ望遠鏡と同等以上の検出能力がある。

観測施設でも可能だが、データを持ち帰って処理



9

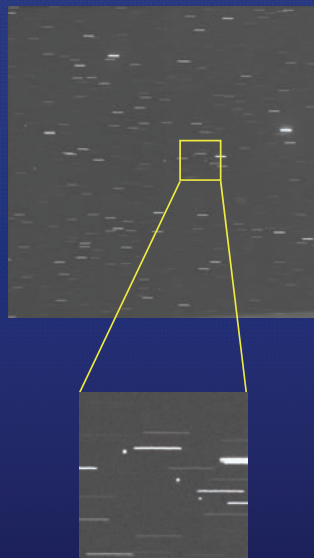
重ね合わせ探索の流れ

探索の流れ	
前処理	ダーク/フラット補正 (画像のノイズ, ムラなどの補正)
	画像マッチング (カタログマッチングで視野特定)
	スカイレベル補正 (全画像の明るさを一定にする)
	線像マスク処理 (恒星の除去)
探索	1次探索 (モーションを仮定し画像を重ね合わせて検出)
	2次探索 (ノイズとのふるい分け, ブリンク確認)
出力	精測 (座標と光度の測定)
	人口衛星同定 (軌道要素からの既知衛星の同定)
確認	星図表示 (画像上での検出位置の表示)

10

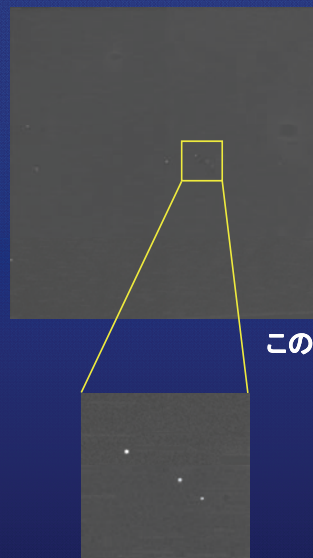
恒星の除去(線像マスク処理)

マスク処理前



赤道儀の恒星追尾を停止

マスク処理後



線像の恒星はマスクされ
移動天体のみ残る

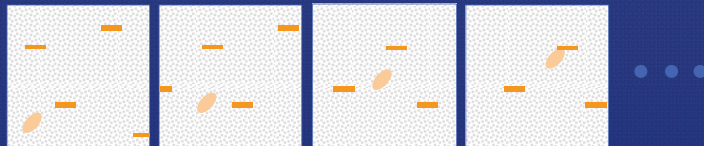
この画像で探索をおこなう

11

探索の原理

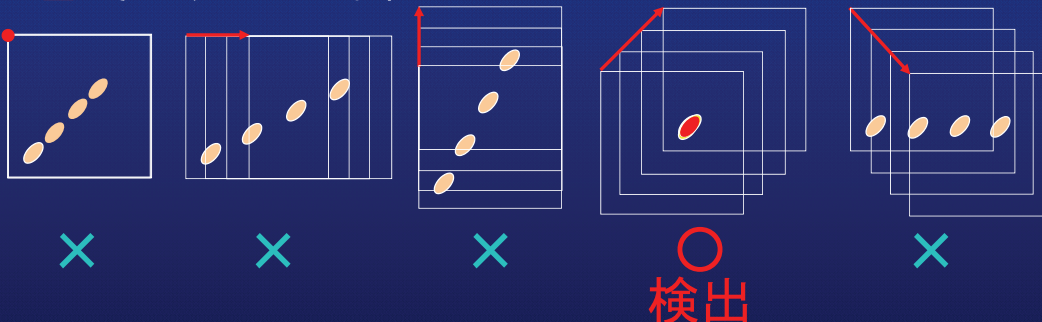
モーション

移動天体の動きを仮定して画像をシフトさせて重ね合わせることで、1枚の画像ではノイズに埋もれ見えないような移動天体を探索する。



望遠鏡を停止して撮影した画像

シフト量にそってずらして重ね合わせる



デブリの動きと重ね合わせる画像のシフト量が一致したときデブリが検出される

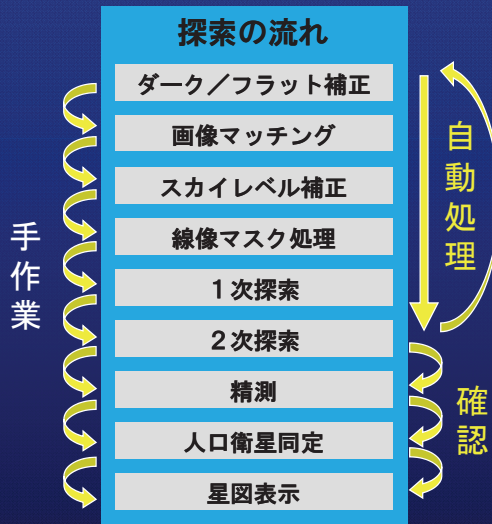
モーションの決定

```

    graph TD
      A[提供された予報値からモーションを算出] --> B[3分毎の推定座標と移動レートから求める]
      B --> C[画像上での移動量に変換]
      C --> D[観測開始から終了までのピクセル値(X,Y成分)]
      D --> E[若干の余裕を持たせて探索]
      E --> F[モーションは時間とともに変化, 観測時間における変化を考慮]
      F --> G[画像上で目視可能な他の物体はその移動量を求めて探索]
  
```


自動シーケンス処理

- 自動で処理を行うシーケンス機能を搭載
- 探索パラメータに従い連続して何領域でも自動で探索



- 2次探索までを自動で処理

デブリ探索1領域あたり
 ・手動で30分(手慣れて)
 ・自動処理では約2分

探索者はシーケンス処理終了後に
 2次探索で検出した候補を確認.

➡ 時間の短縮、手間を省く
 間違いがない

検出結果 90006

2天体を検出.

予報値とのモーシオンが異なり同定処理をすると71006Aと05046A
 対象デブリではない.

予報値では16.5等級と暗く、ノイズに埋もれ検出できない可能性あり.

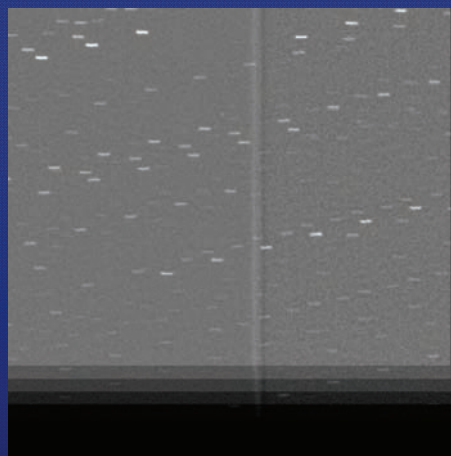
ID	セット	観測開始時刻 UT h m s	領域 Az El		予報値			検出物体						対象デブリ可能性	線分検出		
					移動量		光度	移動量		光度	同定	移動量				光度	同定
					X	Y	Mag.	X	Y	Mag.		X	Y			Mag.	
90006	001	15 10 20	212.5	43.5	55 ~ 53	424 ~ 416	16.5	81	430	13.7	71006A	1	-1	11.2	05046A	×	71006A, 05046A
	002	15 15 20	212.3	42.9				80	431	13.3	71006A	0	-2	10.1	05046A	×	71006A
	003	15 20 20	212.3	42.6				79	427	13.3	71006A	1	-1	10.0	05046A	×	71006A
	004	15 25 20	212.1	42.3				78	424	13.3	71006A					×	71006A
	005	15 30 20	211.9	41.9				79	426	13.1	71006A					×	71006A
	006	15 35 20	211.8	41.6				77	426	13.1	71006A					×	71006A
	007	15 40 20	211.7	41.3				77	427	13.1	71006A					×	71006A
	008	15 45 20	211.5	40.9													-

※移動量は1セット観測時間における画像でのピクセル量

検出結果 90031

各セットで16等級台の同一物体を検出。
既知衛星と同定できず、
予報値と一致し対象デブリの可能性あり。

1枚の画像から判断は難しく、
ブリンクによる目視で探すのは不可能。
重ね合わせではうまく検出。

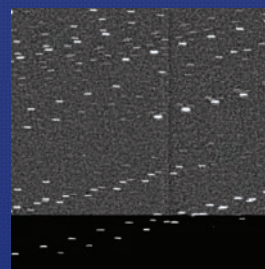


ID	セット	観測開始時刻 UT	領域		予報値			検出物体							対象デブリ可能性	線分検出			
					移動量		光度	移動量		光度	同定	移動量		光度			同定		
					X	Y	Mag.	X	Y	Mag.		X	Y	Mag.					
90031	009	15 50 20	233.9	39.3	33 ~ 39	402 ~ 412	15.9	36	406	16.6	-						○	-	
	010	15 55 20	233.7	39.1				34	401	17.2	-	18	396	10.1	-			○	-
	011	16 00 20	233.4	38.8				37	409	16.4	-							○	-
	012	16 05 20	233.2	38.5				38	403	16.8	-							○	-

※移動量は1セット観測時間における画像でのピクセル量

検出結果 90032, 90041, 90008

すべてのセットで検出
予報値と一致し対象デブリの可能性あり。



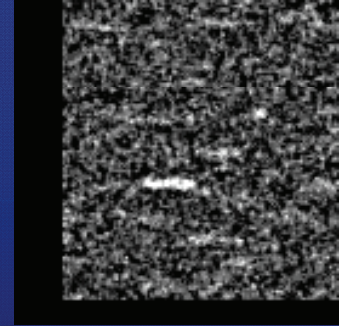
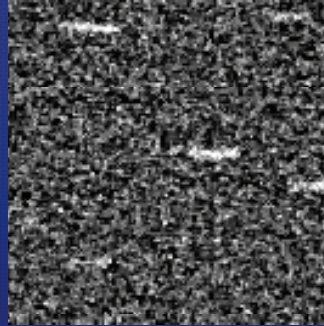
90008

ID	セット	観測開始時刻 UT	領域		予報値			検出物体							対象デブリ可能性	線分検出				
					移動量		光度	移動量		光度	同定	移動量		光度			同定			
					X	Y	Mag.	X	Y	Mag.		X	Y	Mag.						
90032	013	16 10 20	234.3	34.9	53 ~ 51	419 ~ 425	12.9	54	424	14.9	-	-107	195	16.8	-			○	-	
	014	16 15 20	234.0	34.6				51	423	14.6	-	-178	222	17.1	-			○	-	
	015	16 20 20	233.8	34.3				51	422	15.2	-							○	-	
	016	16 25 20	233.6	34.1				51	425	14.7	-							○	-	
90041	017	16 30 20	244.8	35.6	-7 ~ 2	298 ~ 317	15.7	-4	298	15.3	-							○	-	
	018	16 35 20	244.6	35.5				-1	306	15.6	-								○	-
	019	16 40 20	244.3	35.3				0	311	15.2	-								○	-
	020	16 45 20	244.1	35.1				2	315	15.3	-								○	-
90008	025	17 10 20	246.0	24.0	36 ~ 39	410 ~ 412	16.3	36	410	16.4	-							○	-	
	026	17 15 20	245.7	23.7				38	409	16.8	-								○	-
	027	17 20 20	245.5	23.5				37	415	16.5	-								○	-
	028	17 25 20	245.2	23.2				42	408	16.7	-								○	-

検出結果 90036

4セットのうち2回は望遠鏡駆動の問題で観測できなかった。

2回は検出に成功。
予報値に一致し対象デブリと思われる。



画像1枚のみ

重ね合わせ(8枚)

ID	セット	観測開始時刻 UT	領域		予報値			検出物体						対象デブリ可能性	線分検出			
					移動量		光度	移動量		光度	同定	移動量				光度	同定	
					X	Y	Mag.	X	Y	Mag.		X	Y			Mag.		
90036	029	17 30 20	160.8	35.4	-67 ~ -71	52 ~ 23	15.8	恒星追尾						-	-			
	030	17 35 20	160.8	35.4				恒星追尾						-	-			
	031	17 40 20	160.8	35.3				-67	37	17.2	-						○	-
	032	17 45 20	160.7	35.3				-62	29	16.6	-						○	-

検出結果 90183, 90055

全セットで検出できなかった。

予報値はおよそ17.0等級と暗いため検出できない？
閾値を下げて探索を行えば検出できる可能性は残る。
ただ視野を外れてる可能性も否定できない。

ID	セット	観測開始時刻 UT	領域		予報値			検出物体						対象デブリ可能性	線分検出						
					移動量		光度	移動量		光度	同定	移動量				光度	同定				
					X	Y	Mag.	X	Y	Mag.		X	Y			Mag.					
90183	021	16 50 20	249.8	23.5	107 ~ 130	400 ~ 399	17.0										-	-			
	022	16 55 20	249.7	23.2															-	-	
	023	17 00 20	249.4	22.9																-	-
	024	17 05 20	249.3	22.6																-	-
90055	033	17 50 20	166.5	31.9	-314 ~ -344	238 ~ 181	16.7											-	-		
	034	17 55 20	166.3	31.7															-	-	
	035	18 00 20	166.0	31.4															-	-	
	036	18 05 20	165.8	31.3															-	-	

考察

- いずれの検出でもソフトによって検出した等級は予報値よりも若干暗い。
- 予報等級が16.5等より暗い対象については、検出が難しい。
- これまでは1セット画像が18枚であるが、さらに増やせばこの重ね合わせの効果はより出るものと思われ、現在の観測では32枚に増やしている。

20

まとめ

- ロシアから提供された軌道の予報値による微小デブリの観測を行った。
- 第1段階は、線分検出により、目視できる明るめのデブリを検出した。
- 第2段階は、重ね合わせにより、デブリの予報値をもとに探索して、8対象のうち5対象を検出した。
- 重ね合わせ法は、1枚の画像では判断できないデブリも検出でき、その有効性は高い。
- 大型望遠鏡の導入には多大なコストがかかるが、小型望遠鏡でも解析によって能力以上の観測ができる。

21

重ね合わせ法によるロシア提供軌道デブリの観測

黒崎裕久・柳沢俊史

JAXA

Observation of the Russia offer orbital debris by the Stacking method

Hirohisa KUROSAKI and Toshifumi YANAGISAWA

Abstract

We observed the small debris that Russia had made a catalog. We observed the area based on the orbit with the optical telescope of the Mt. Nyukasa. The search for the debris used the debris detection software that JAXA had developed. The first stage detected the debris by the Line-identification method, and detected bright debris. The second stage used the debris detection software of the stacking to detect the faint debris that could not be identified from the image. Five debris of eight debris were detected as a result of searching for the observed debris from the motion of the prediction.

Key Words: Space Debris, Observation, Telescope, Detection, Analysis

1 はじめに

静止軌道にある衛星は見かけ上、いつも同じ方向に見えるという利便性から、通信、放送、気象観測など、社会とは切り離すことのできないたくさんの人工衛星が利用している。しかし静止軌道は有限であるため運用終了後に、軌道遷移などのデブリ対策が行われている。ところが過去に打ち上げられたものや制御不能になったものはデブリとして飛び交っており、事故が起きる可能性が十分ある。これらの静止軌道の衛星やデブリを観測して、状況を把握することは重要であり、小さなデブリを早期発見することで、他の衛星への衝突防止対策を検討する必要がある。

2 微小デブリ

ここでいう微小デブリとは数十cmクラスのものである。今回の観測対象は、IADCにて議論された、ロシアでカタログ化されているデブリのうち比較的暗い微小デブリの予報値（日時における座標情報等）の提供を受け観測を行うこととした。これらのデブリはSpace Track提供の一般カタログには含まれていない。なお、同時期に美星スペースガードセンター（BSGC）でも観測を行っている。

3 観測

微小デブリの観測は、長野県伊那市の入笠高原にJAXA研究開発本部が設置した入笠山光学観測施設（標高1870m）で行った。この観測施設は主に静止軌道上のデブリをはじめとして、衛星やGTOなどの観測

技術の研究開発のために設置されている^{1),2)}。今回の観測に用いたシステムは、観測施設の主要機器であるf/3.6 35cmニュートン式反射望遠鏡と400万画素(2K2K)裏面照射型高感度CCDカメラである。この望遠鏡とカメラの組み合わせで視野は1.27度角である。図1に入笠山光学観測施設の全景を示す。



図1 入笠山光学観測施設の全景（冬期）

4 観測手法

観測は2010年3月19日の後半夜に、ロシアから提供された予報値（17個）の中から当日の観測条件の良い対象8個を選択して観測を行った。

静止軌道デブリを観測する際は、望遠鏡を目的の領域に移動したあと赤道儀を停止して、恒星時駆動せずに撮像する。地平座標を固定した視野になるので、軌道制御されている静止衛星ならば、ほぼ点像として写

る. 図2に観測画像の一例を示す. 1領域あたり3秒露出で18フレーム撮像するが, 恒星は流れるため, そのままでは座標合わせの精度が悪い. そのため, 短時間の1秒露出を1枚取得することで, 位置合わせの精度を高めている. これらを1領域1セットとするが, 画像をCCDカメラからPCへ転送する時間が1フレーム毎に必要なので, 1セットの観測に費やす時間はおよそ5分間である. 今回は1つの対象デブリについて4セット観測した. 観測当日はかなり風が強く, 画像が安定しないものも多く含まれていた.

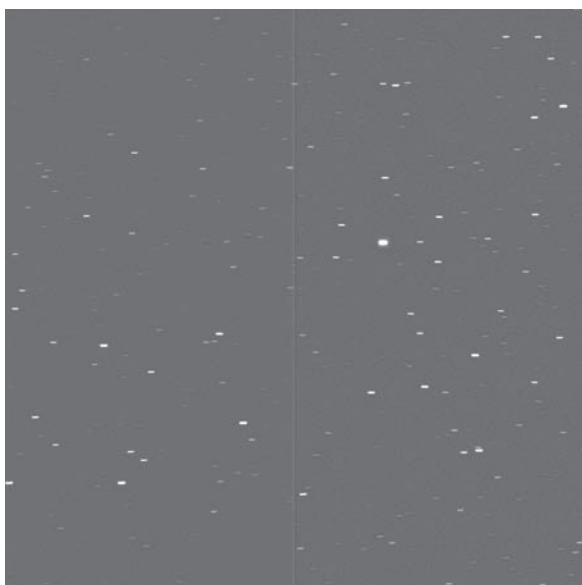


図 2 観測画像の一例 (3秒露出)

5 解析1 (線分検出)

観測が終了すると, すぐにLinuxマシンでIRAFスクリプトによる解析を行う. これは連続して撮った画像フレーム1セットから, ある閾値以上のものを星像候補として検出し, 観測開始から終了までの直線上にある像を検出するものである. この線分検出のイメージを図3に示す. この方法では1枚の画像からデブリ候補を検出するので, ノイズに埋もれるような暗い天体は検出できない³⁾. 今回, 検出できたのは8領域において3物体であった. その結果を表1に示す. 線分検出の1領域探索にかかる時間は, Core2Duo E8400 3GHz, メモリ4GB搭載のデスクトップPC (CentOS5.4) で, およそ12分であった. 候補を検出したあと座標決定して, 軌道要素TLEを用いて既知衛星との同定を行う.

表1 線分検出でできたデブリ

90006 領域	71006A, 05046A (対象外)
90032 領域	90032 らしき物体, 他未知1個
90041 領域	90041 らしき物体

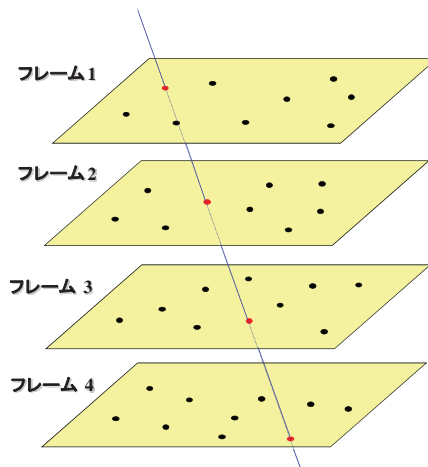


図3 線分検出法

6 解析2 (重ね合わせ検出)

6.1 移動天体検出ソフト

次に, 重ね合わせをもとにしたJAXA開発の移動天体検出ソフトを用いて解析を行った. このソフトはデブリの動き (モーション) を仮定して画像をシフトさせながら重ね合わせることで移動天体の検出を行うものである. これにより1枚の画像だけでは, ノイズに埋もれて確認することができないような移動天体 (デブリ) を検出することができる.

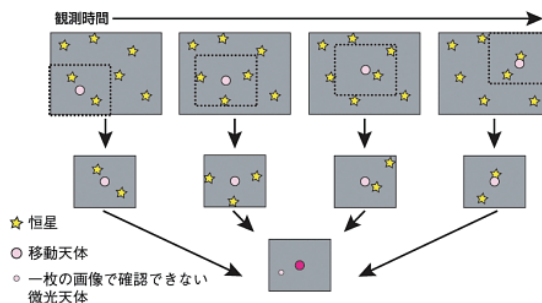


図 4 重ね合わせ法

この移動天体検出ソフトは, デブリのほかにも小惑星探索にも利用され, これまでに同観測施設において多くの暗い小惑星を発見していることから, 多数の画像を使用すれば2倍の口径をもつ望遠鏡と同等以上の検出能力があることが実証されている. 詳細においては過去の論文を参照されたい^{4),5)}.

移動天体検出ソフトを用いた実際の探索の流れを図5に示す.

前処理では, ダーク/フラット補正 (画像のノイズ, ムラなどの補正), 固定視野マッチング (カタログとのマッチングで視野の特定), スカイレベル補正 (全画像の明るさを一定にする), 恒星マスク処理 (恒星の除去) を行う.

前処理が終了した画像は、一次探索（モーションを仮定し画像を重ね合わせて検出）、二次探索（ノイズのふるい分け、ブリンク確認）、精測（座標と光度の測定）を行い、検出したデブリ候補の観測日時と赤道座標、地平座標、光度などを出力する。検出した候補は人工衛星同定（軌道要素からの既知衛星の同定）、星図表示（画像上での検出位置の表示）で確認する。

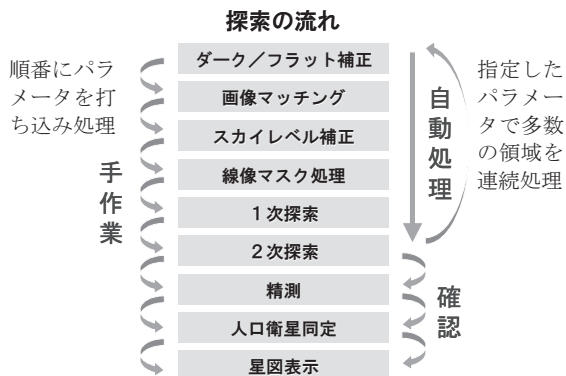


図5 移動天体検出ソフトの自動化

移動天体検出ソフトは仮定したモーションをもとに画像を重ね合わせて検出を行うため、探索に用いる方向と移動量をパラメータとする必要がある。この検出ソフトでは、観測開始から終了までのピクセル値を移動量（x,y成分）として設定する。

今回は、提供された予報値を基に画像の取得時間の移動量を計算して探索パラメータとした。

デブリのモーションは時間とともに変化するため、その対象の観測時間における変化を考慮し、探索に用いるモーションに若干の幅を設定して探索を行った。

6.2 自動シーケンス処理

これまで、この検出ソフトは、手動で前述の各処理を順に行ってきたが、2010年度末に改良を行い、自動で処理を行うシーケンス機能を搭載した。あらかじめ探索に必要なパラメータをテキスト形式で記載しておくことで、連続して探索を行うことができる。このファイルは全ての探索に共通する探索用のパラメータファイルと各領域毎の座標マッチングのための個別情報などを記載したファイルの2つからなる。このシーケンス処理によって数十探索であっても、二次探索までを自動で処理するため、探索時間の大幅な短縮と人手を省けることになった。たとえば、ID作成から二次探索まで1領域当たり手動ならば少なくとも30分はかかる作業が、この自動シーケンス処理では2分程度で完了する。探索者はシーケンス処理終了後に二次探索において検出した候補を確認すればよく、検出状況に応じて

一次探索から手動でやり直せばよい。

6.3 検出結果

90006においては、観測領域から2つの天体を検出できたが、予報値とのモーションが異なり、同定処理をすると71006Aおよび05046Aで、観測対象のデブリではなかった。予報値では16.5等級と暗いのでノイズに埋もれ検出できない可能性がある。この観測の後半のセットは、観測領域が地球の影に突入して衛星食の状態になり、衛星やデブリ等が写っていなかった。

90031は4領域において予報モーションから16等級台の同一物体を検出できた。これは既知衛星と同定することができず、予報値とモーションが一致することから観測対象デブリである可能性が高い。1枚の画像から判断するのは難しく、また、ブリンクによって画像全体の中から探し出すのは不可能である。しかし、重ね合わせではうまく検出することができた。検出できた90031の画像を図6に示す。

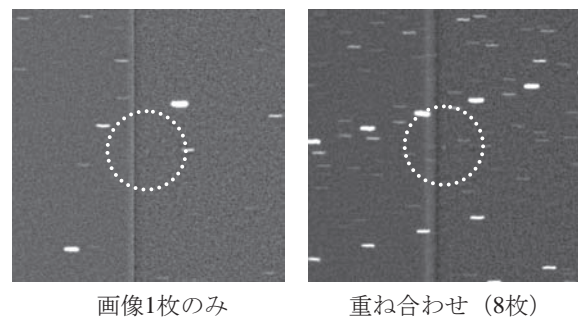


図6 90031の画像

90032, 90041, 90008は4回の観測すべてのセットで検出できており、モーションおよび予測光度からも観測対象のデブリと思われる。

90036は4回の観測のうち2回は望遠鏡駆動の問題で観測できなかったが、2回は検出に成功した。モーション、等級も予報値に一致しているため、観測対象デブリと思われる。90036の画像を図7に示す。

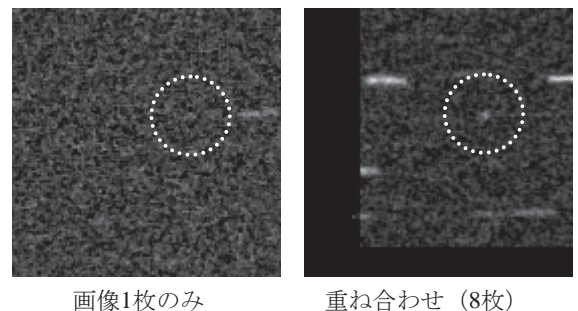


図7 90036の画像

90183, 90055においては全ての観測セットで検出することはできなかった。

この両者は予報値ではおよそ17.0等級と他に比べて暗いため検出できなかったものと思われる。ただし、さらに閾値を下げて探索を行っていけば検出できる可能性は残されている。しかし視野に写っていない可能性も否定することはできない。

今回の移動天体検出ソフトでの検出結果を表2に示す。いずれの検出でも検出ソフトによって検出して測光した等級は予報値よりも暗めに出ている。そのため、予報等級が16.5等を超える対象については、検出が難しいことがわかった。

しかし、重ね合わせ探索では、目視によるブリンクでは不可能な1枚の画像からは見つけれられないデブリを今回のように検出することができる。デブリモードでは画像が18枚であるが、さらに増やせばこの効果はより出るものと思われる。現在のデブリ観測では32枚に増やしている。

7 まとめ

ロシアでカタログ化されている微小デブリの情報を受け観測を行った。ロシアから提供された軌道の予報値をもとに入笠山に設置してある光学望遠鏡で観測を行い、観測データ（画像）はJAXAが開発したデブリ検出ソフトを用いて対象デブリを探索した。

第1段階では、線分検出法によりデブリの検出を行い、比較的明るいデブリを検出した。

第2段階では、1枚の画像からは判断できないような、より暗いデブリを検出するために、重ね合わせをもとにしたデブリ検出ソフトを使って、デブリの予報値によるモーションから探索した結果、8対象のうち5つの観測対象デブリを検出した。

重ね合わせによる探索は、1枚の画像で判断できないデブリも検出することができるので、その有効性は高いと思われる。

表2 デブリの検出状況

objectID	セット	観測開始時刻			領域		予報値			検出物体							対象デブリの可能性		
		UT			Az	El	X	Y	等級	移動量		等級	同定	移動量		等級		同定	
		h	m	s						X	Y			X	Y				
90006	001	15	10	20	212.50	43.50	55	424	16.5	81	430	13.7	71006A	1	-1	11.2	05046A	×	
	002	15	15	20	212.30	42.90	?	?		80	431	13.3	71006A	0	-2	10.1	05046A	×	
	003	15	20	20	212.30	42.60	53	416		79	427	13.3	71006A	1	-1	10.0	05046A	×	
	004	15	25	20	212.10	42.30				78	424	13.3	71006A					×	
	005	15	30	20	211.90	41.90				79	426	13.1	71006A					×	
	006	15	35	20	211.80	41.60				77	426	13.1	71006A					×	
	007	15	40	20	211.70	41.30				77	427	13.1	71006A					×	
	008	15	45	20	211.50	40.90													-
90031	009	15	50	20	233.90	39.30	33	402	15.9	36	406	16.6	-						○
	010	15	55	20	233.70	39.10	?	?		34	401	17.2	-	18	396	13.9	-		○
	011	16	0	20	233.40	38.80	39	412		37	409	16.4	-						○
	012	16	5	20	233.20	38.50				38	403	16.8	-						○
90032	013	16	10	20	234.30	34.90	53	419	12.9	54	424	14.9	-	-107	195	16.8	-		○
	014	16	15	20	234.00	34.60	?	?		51	423	14.6	-	-178	222	17.1	-		○
	015	16	20	20	233.80	34.30	51	425		51	422	15.2	-						○
	016	16	25	20	233.60	34.10				51	425	14.7	-						○
90041	017	16	30	20	244.80	35.60	-7	298	15.7	-4	298	15.3	-						○
	018	16	35	20	244.60	35.50	?	?		-1	306	15.6	-						○
	019	16	40	20	244.30	35.30	2	317		0	311	15.2	-						○
	020	16	45	20	244.10	35.10				2	315	15.3	-						○
90183	021	16	50	20	249.80	23.50	107	400	17.0										-
	022	16	55	20	249.70	23.20	?	?											-
	023	17	0	20	249.40	22.90	130	399											-
	024	17	5	20	249.30	22.60													-
90008	025	17	10	20	246.00	24.00	36	410	16.3	36	410	16.4	-						○
	026	17	15	20	245.70	23.70	?	?		38	409	16.8	-						○
	027	17	20	20	245.50	23.50	39	412		37	415	16.5	-						○
	028	17	25	20	245.20	23.20				42	408	16.7	-						○
90036	029	17	30	20	160.80	35.40	-67	52	15.8										-
	030	17	35	20	160.80	35.40	?	?											-
	031	17	40	20	160.80	35.30	-71	23		-67	37	17.2	-						○
	032	17	45	20	160.70	35.30				-62	29	16.6	-						○
90055	033	17	50	20	166.50	31.90	-314	238	16.7										-
	034	17	55	20	166.30	31.70	?	?											-
	035	18	0	20	166.00	31.40	-344	181											-
	036	18	5	20	165.80	31.30													-

※移動量は1セット観測時間における画像でのピクセル量

参考文献

- 1) 黒崎裕久, 中島厚, 柳沢俊史, 静止デブリ観測用光学観測施設, 宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-07-011, 2008.
- 2) 黒崎裕久, 中島厚, 入笠山光学観測所におけるスペースデブリ検出技術の開発, 第51回宇宙科学技術連合講演会2F16, 札幌, 2007
- 3) Toshifumi Yanagisawa, Hirohisa Kurosaki and Atsushi Nakajima, Activities of JAXA's Innovative Technology Center on Space Debris Observation, AMOS 2009.
- 4) 柳沢俊史他, 重ね合わせ法による微小静止デブリの検出, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.51, No.589, pp.61-70, 2003
- 5) Yanagisawa, T., et al, Automatic Detection Algorithm for Small Moving Objects, *Publ. Astron. Soc. Japan*, Vol57, pp.399-408, 2005

FPGA 化による高速画像解析技術

○柳沢俊史、黒崎裕久、藤田直行（JAXA）

宇宙航空研究開発機構(JAXA)ではデブリ問題解決のためにデブリの観測技術を研究開発している。その一環として、未踏技術研究センターではカタログにない暗い静止デブリを検出する技術、重ね合わせ法の開発を行っている。これまで実際にソフトウェアの開発を実施し小惑星や静止デブリの観測を通してその有効性が証明されたが、移動量が大きくその動きが予測不可能である物体にたいしては解析時間が膨大にかかるという弱点があった。今回、解析時間を大幅に短縮し、さらに重ね合わせ法とほぼ同様の効果をもたらすアルゴリズムを開発した。また、そのアルゴリズムを FPGA ボードに実装しさらなる解析時間の短縮が可能になることを示した。これにより従来の解析時間を約 1200 分の1に短縮することに成功した。図に我々が開発した FPGA ボードシステムを示す。



第4回スペースデブリワークショップ

FPGA化による高速解析手法

宇宙航空研究開発機構
未踏技術研究センター

柳沢俊史、黒崎裕久、藤田直行



序論

宇宙航空研究開発機構 未踏技術研究センターでは、スペースデブリを光学的に観測する技術の研究を進めており、未知デブリの検出や軌道決定をし、JAXA独自のカタログの生成及び静止軌道付近のデブリ状況の把握を目標にしている。

1枚の画像では検出できない非常に暗い静止デブリを検出する技術“重ね合わせ法”の開発をしている。重ね合わせ法の弱点である、膨大な解析時間を大幅に短縮するアルゴリズムを開発しその実用化に成功した。



にゅうかさやま JAXA 入笠山光学観測所

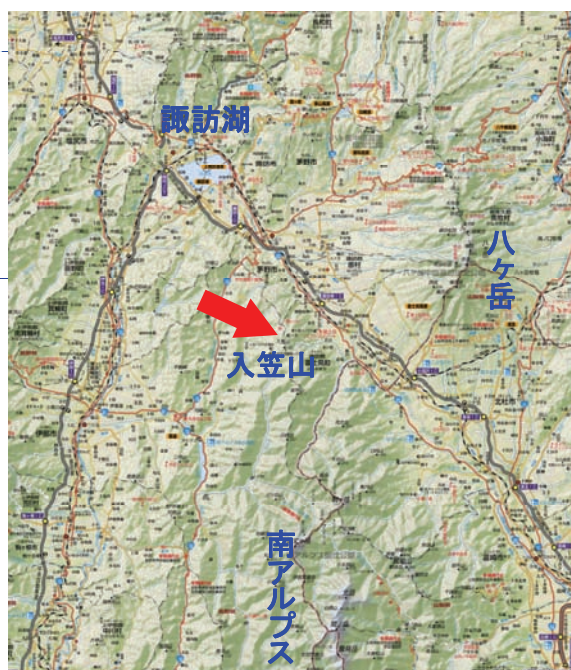
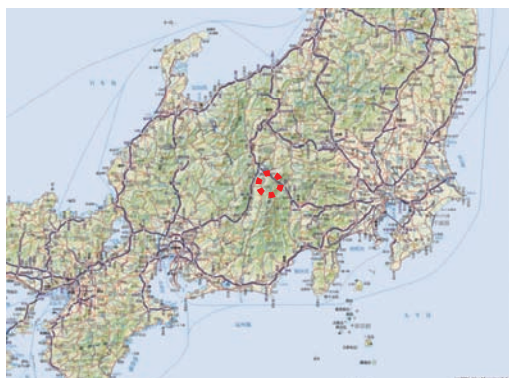
長野県伊那市高遠町芝平大沢山

経度 東経138度10分18秒

緯度 北緯 35度54分05秒

標高 1870m

MPCコード 408 Nyukasa



JAXA入笠山光学観測所



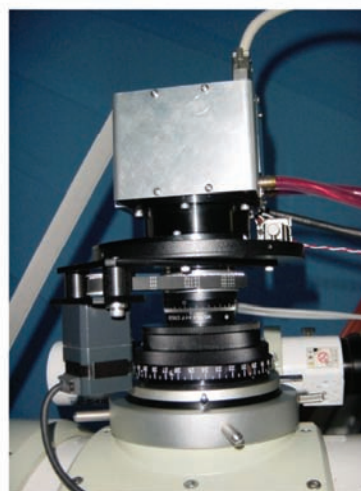
35cm望遠鏡と25cm望遠鏡を設置



観測装置：35cm望遠鏡と2K2KCCDカメラ



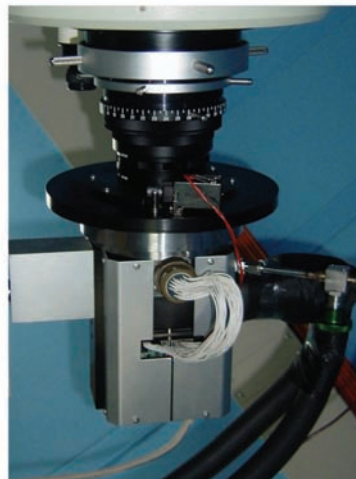
望遠鏡 タカハシ ϵ -350
口径355mm $f=1248\text{mm}$ $F/3.6$
赤道儀 昭和機械製 フォーク式 25EF



カメラ N.I.L製
2K2K裏面照射型 (e2v)
視野角 1.27deg.



観測装置：25cm望遠鏡と4K4KCGDカメラ



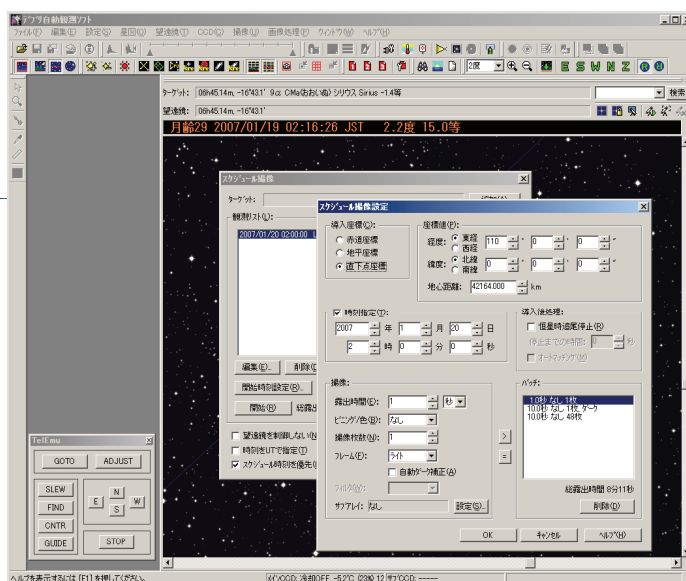
望遠鏡 BRC-250 (2台まで同架可能)
口径250mm f=1268mm F/5.1
赤道儀 昭和機械製 エキセントリックエルボ式 25EL

カメラ N.I.L製
2K4K裏面照射型(e2v) × 2チップ
視野角 2.78deg.



観測ソフト

それぞれの赤道儀、望遠鏡、CGDカメラは1つのソフトウェア(デブリ自動観測ソフト)で制御されている。指定した時刻に指定した視野に望遠鏡を向け、指定した撮影を連続で行うことが可能。スケジュール設定後は全て自動で観測が行われる。

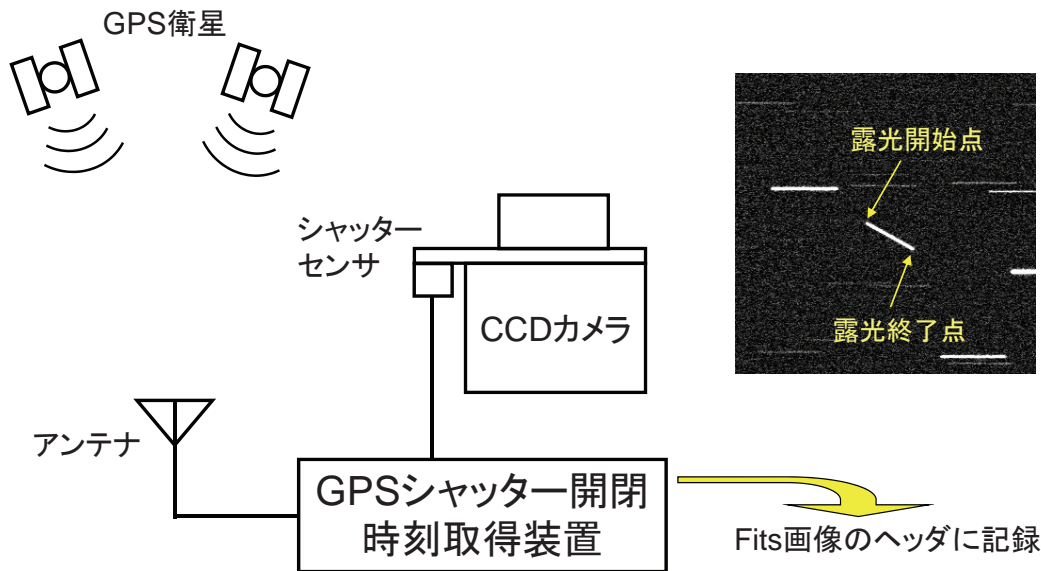


デブリ自動観測ソフトのスケジュール設定



GPS時刻取得装置

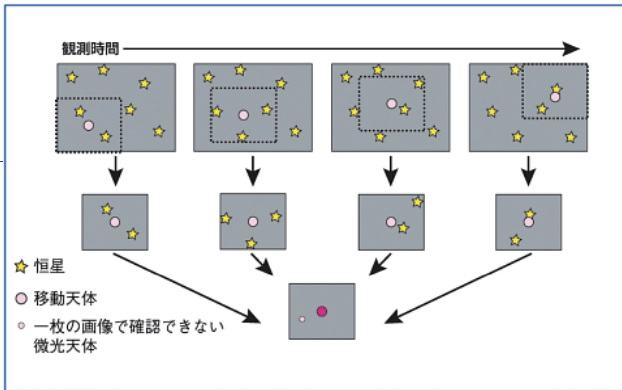
CCDカメラのシャッター開閉時刻を正確(1/1000)に計ることで、露光開始時刻と終了時刻が精度よく求まる。



データ解析手法①:重ね合わせ法

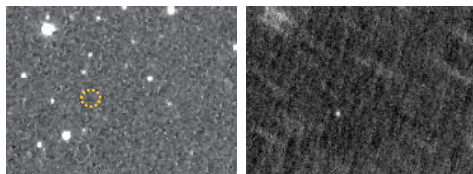
重ね合わせ法は1枚の画像では検出できない非常に暗いデブリを検出する技術。2000年から研究開発を進めている。

「移動天体の検出方法」

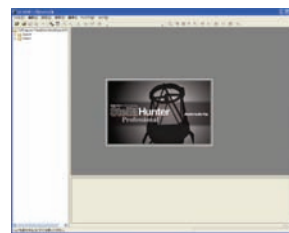


移動天体の動きを仮定して画像をずらして重ね合わせることで、1枚の画像では確認できない微光天体が浮かび上がる。

多数の小惑星の発見で実証されている。



重ね合わせ法による検出例。処理前(左)、処理後(右)。

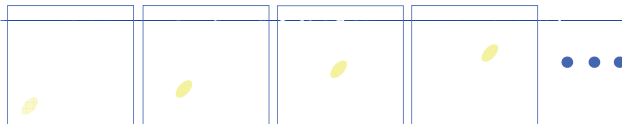


市販用の小惑星、彗星等の検出ソフト、ステラハンターを開発。



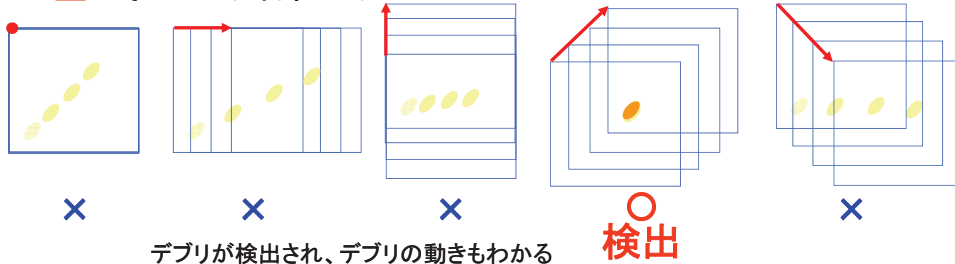
データ解析手法①: 重ね合わせ法

移動方向が未知のデブリや地球接近小惑星の検出にはあらゆる方向で重ね合わせをしないといけないため解析に時間がかかる。



望遠鏡を固定して連続で撮影した画像

シフト量によって重ね合わせる



デブリが検出され、デブリの動きもわかる

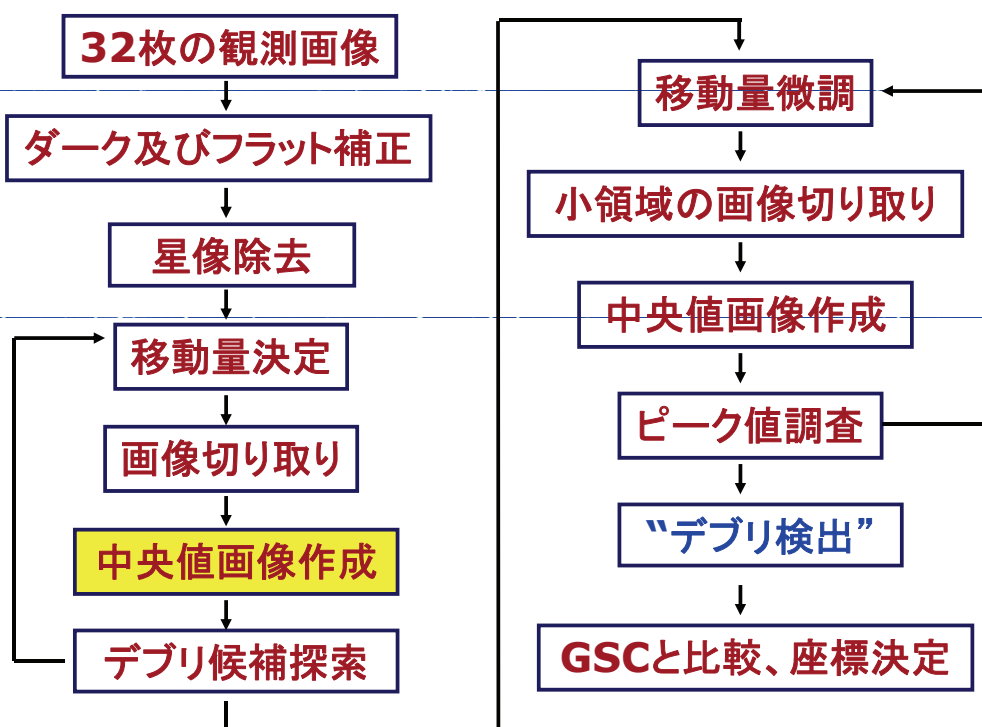
1024 × 1024画素のCCD画像32枚について画像内を256 × 256画素の範囲内で移動する物体を検出しようとした場合65536通りの解析をする必要がある。



市販のPC1台で要する解析時間は**280時間！！**

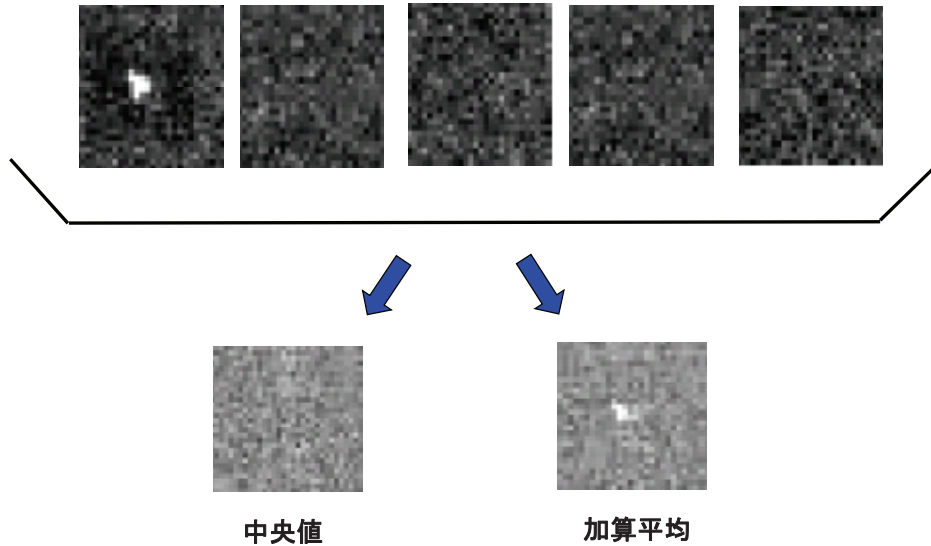


データ解析手法①: 重ね合わせ法



データ解析手法①: 重ね合わせ法

中央値と加算平均の違い

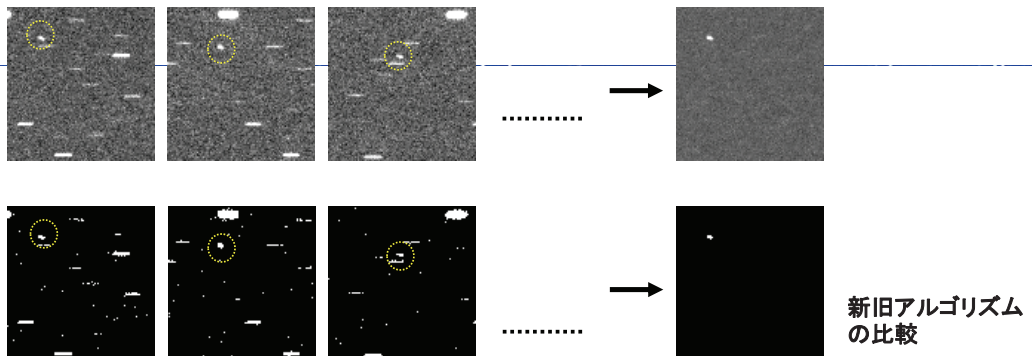


新アルゴリズムの開発

中央値の計算は加算や平均と比較すると計算が複雑で時間を要する。

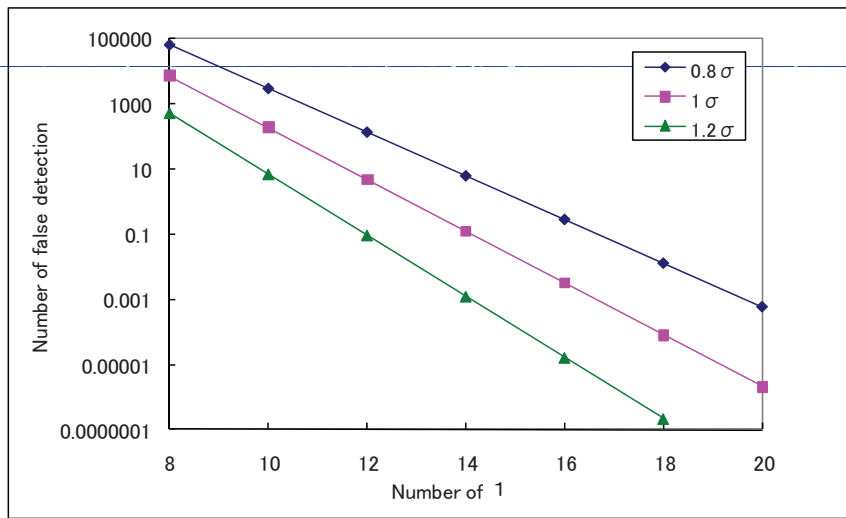
中央値の利点(高いノイズの影響を除去できる)をいかしつつ加算などの単純な計算と代用できないか。

画像を2値化することにより2つの特徴を網羅できる。

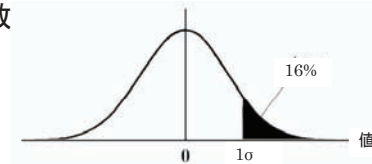


解析時間を**60分の1**に短縮できる。

新アルゴリズムの開発



各閾値、1の数に対する誤検出の数



新アルゴリズムの開発

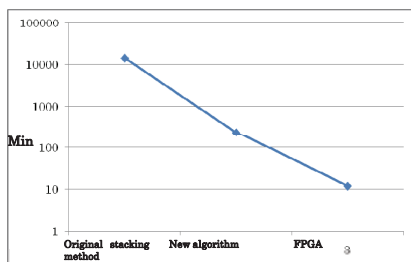
新アルゴリズムをFPGAに実装しさらなる高速化を図る。



Nallatech社製FPGAボード H101-PCIXM



iDAQs社製FPGAボードシステム



解析時間の変化

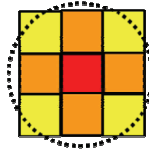
解析時間をさらに**20分の1**にできる。
合計で**1200分の1**に短縮。

280時間 → 14分

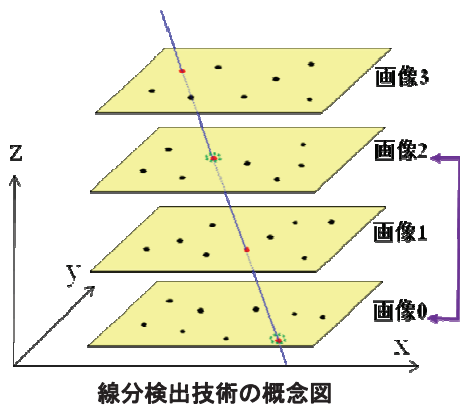


データ解析手法②:線分検出技術

重ね合わせ法を補完する検出技術として線分検出技術を開発。



形状パラメータ=
9画素値合計/中央画素値



多数枚の画像を取得

画像中の星像候補閾値、形状
パラメータを利用してを検出

移動量をもった直線上にの
るものを検出

利点:

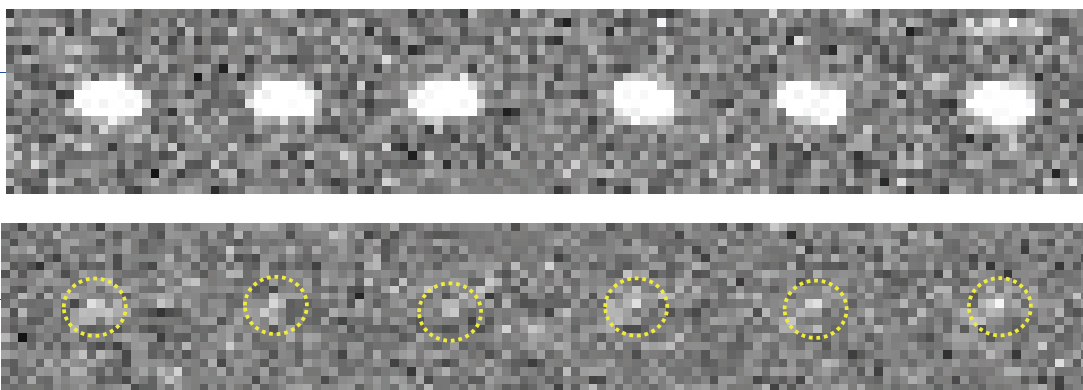
あらゆる移動方向を想定しなくてよい。

計算機の力に応じて星像候補数を調節できる。

実際の観測に即適用できる。



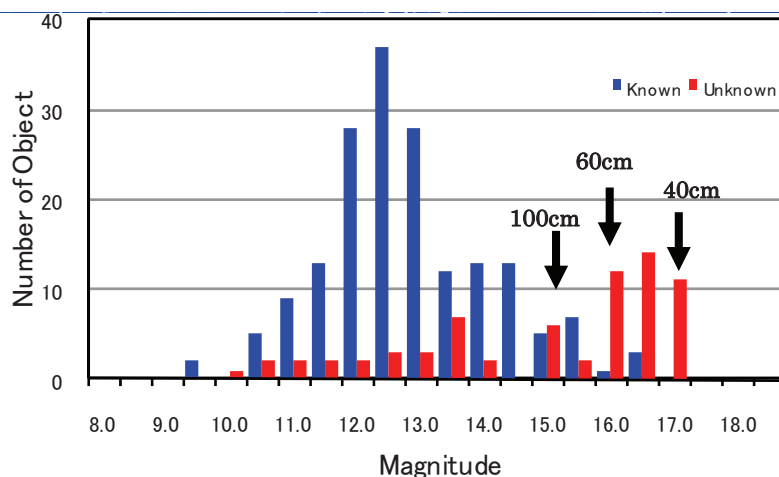
データ解析手法②:線分検出技術



線分検出技術を利用した検出例。6枚の連続撮影画像において候補付近の画像を並べた様子。12等のカタログ物体(上)及び17等の未知デブリ。



線分検出法による観測結果



入笠山光学観測施設の35cm望遠鏡で取得された画像、15日分を線分検出法で解析した結果



まとめ

JAXAが開発中の高速画像解析手法について紹介した。重ね合わせ法における新たなアルゴリズムの開発やそのアルゴリズムのFPGAボードへの実装によりこれまで重ね合わせ法の弱点とされてきた解析時間の問題を解決できるみとおしができてきた。また、線分検出技術は候補数の調整によって解析時間を変更できるため現在ほぼ実用化の段階にきておりその成果があらわれている。今後は検出した未知デブリの軌道決定をするための研究開発をおこない日本独自の静止軌道物体のカタログの作成を行っていききたい。



FPGA化による高速解析手法

柳沢俊史¹⁾・黒崎裕久¹⁾・藤田直行¹⁾

¹⁾JAXA

Fast Analysis Methods for CCD Images of GEO Debris Observation

Toshifumi YANAGISAWA, Hirohisa KUROSAKI and Naoyuki FUJITA

Abstract

JAXA is developing analysis technologies which is able to detect faint GEO objects that are not on the catalog provided by U.S. The stacking method is developed and shown to be useful for detection of faint objects, so far. The method has the disadvantage that is time-consuming to detect objects whose movements are unpredictable. In order to overcome this, a FPGA board system and some new algorithms are developed. In this paper, these are described.

Key Words: Space Debris, FPGA

1. 序論

宇宙航空研究開発機構(JAXA)ではデブリ問題解決のためにデブリの観測技術を研究開発している。その一環として、未踏技術研究センターではカタログにない暗い静止デブリを検出する技術、重ね合わせ法の開発を行っている。これまで実際にソフトウェアの開発を実施し小惑星や静止デブリの観測を通してその有効性が証明されたが、移動量が大きくその動きが予測不可能である物体にたいしては解析時間が膨大にかかるという弱点があった。今回、解析時間を大幅に短縮し、さらに重ね合わせ法とほぼ同様の効果をもたらすアルゴリズムを開発した。また、そのアルゴリズムをFPGAボードに実装しさらなる解析時間の短縮が可能になることを示した。重ね合わせ法とは別の微小物体検出アルゴリズム、線分検出技術の開発も進んでいる。

2章では重ね合わせ法の概略に触れその弱点、それを克服するためのアルゴリズムやそのアルゴリズムを実装したFPGAについて述べる。3章では線分検出技術について紹介したい。

2. 1 重ね合わせ法

重ね合わせ法は1枚の画像では検出できない非常に暗いデブリを検出する技術で2000年から研究開発をすすめている[1-3]。JAXA 所有の入笠山光学観測施設[4]で取得された画像を利用して本手法の有効性の検証や実用化を行っている。詳しくは参考文献を参

照していただくとしてここでは概略を述べる。

図1に示すように、多数のCCD画像からデブリ等の移動天体の動きに合わせた画像を切り取ってくる。その後、全ての切り取り画像の中央値画像を作成する。この過程において移動天体からの光子は全ての切り取り画像上の同じ画素に蓄積される。また、恒星は切り取り画像上では移動しているため、中央値画像を作成することによりほぼ完全に除去することができる。図2(a)はCCD画像1枚の一部分である。図2(b)は同じ領域の40枚の画像に対し「重ね合わせ法」を実行した際の最終画像で、小惑星が検出されている。図2(a)中の黄色い円内に小惑星が存在するはずであるが、確認は不可能である。一方、図2(b)においては小惑星が明確に認識され、恒星は完全に除去されている。本手法の有効性は多数の小惑星を新発見したことで証明されている。35cmの望遠鏡で1mに匹敵する検出能力を示すことができた。

本手法の最大の弱点として画像の切り取りをあらゆる移動方向を仮定しておこなわなくてはならないという点がある。メインベルト小惑星のようにある程度の動きが予想されるもの、また予め軌道要素のわかっている暗いデブリの追跡観測には有効であるが、動きの予想のつかない未知デブリや地球接近小惑星の検出には膨大な解析時間を要し、現実的ではないことがわかった。例えば1024×1024画素のCCD画像32枚について画像内を256×256画素の範囲内で移動する物体を全て検出しようと

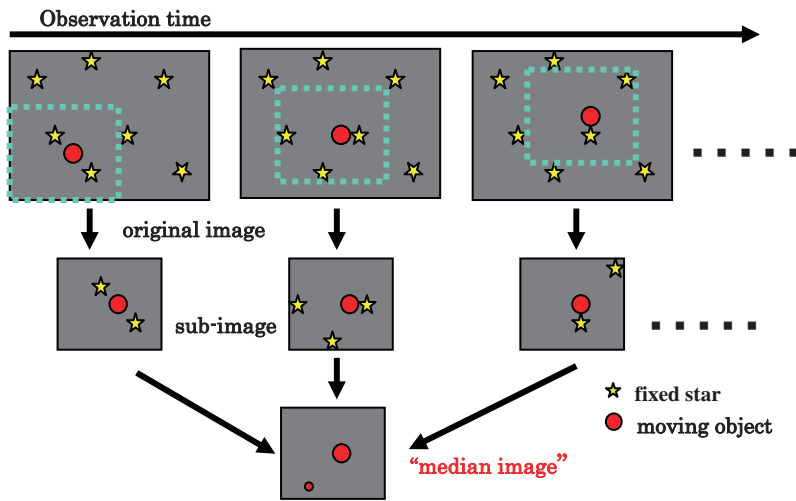


図1：重ね合わせ法

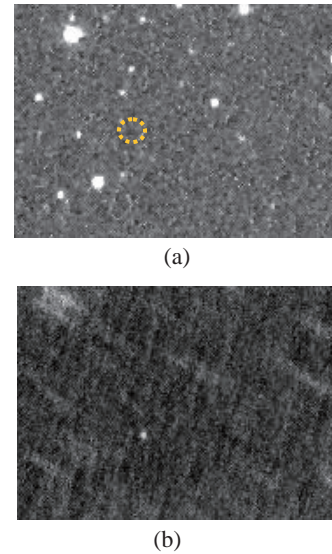


図2：重ね合わせ法で検出された小惑星

した場合65536通り(256×256)の探索回数が必要であるが、重ね合わせ法がこれだけの回数の計算に要する時間は通常のPCで約280時間である。計算機を複数台ならべて並列で解析する手法も考えられるが、今後のCCDの大型化を考えると新たなアルゴリズムの開発や斬新な技術改革の必要があるとおもわれる。

2.2 新アルゴリズムの開発

図1の重ね合わせ法でもっとも計算時間を要する部分は中央値を計算する箇所である。中央値の計算は複数ある値を値の高い順に並べ替え、中央の値を採用するというもので加算や平均と比較すると高い値を示す雑音の影響を受けなくてすむので、重ね合わせ法にとっては必要不可欠であり、肝となる部分

である。我々は、画像をある閾値(閾値A)で2値化し中央値の計算部分を計算速度の速い加算にして最終画像においてある閾値(閾値B)以上の値を示すものを移動天体とすることで、図1の重ね合わせ法とはほぼ同じ結果を示し、かつ解析時間を飛躍的に短縮できることを発見した。

移動天体検出方法において利用する画像は通常各画素は65536階調の16ビットの画像データを使用するが、本発明において利用する全ての画像データをある閾値(閾値A)以上は1、それ以下を0という2値データに変換する(図3参照)。閾値Aの決定については後で述べる。移動物体の移動量を仮定して切り取ってきた画像についてはそのまま加算する。出来上がった画像について、ある値以上を示すものがその移動量を有する移動物体と判断する。

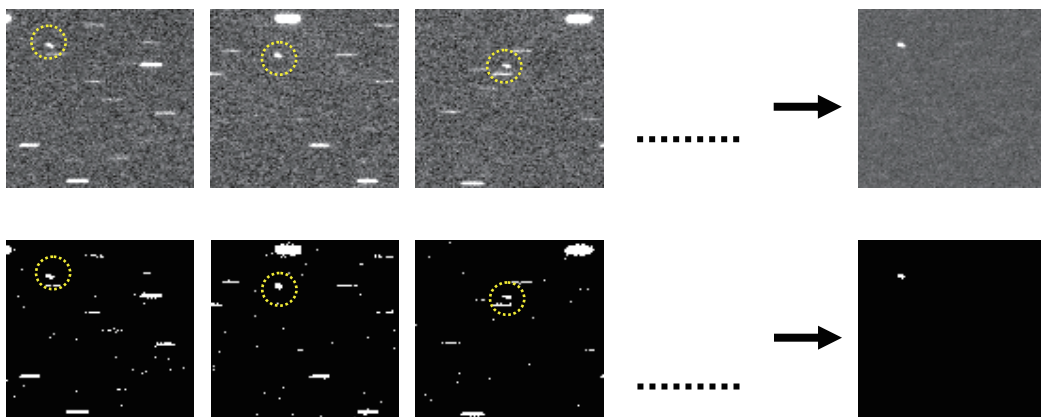


図3：(上) 16ビットの画像、複数枚を利用して中央値画像を作成している様子。(下) 16ビットのデータを2値化しその加算データのうちある閾値(閾値B)以上を示す画素を表示したもの。

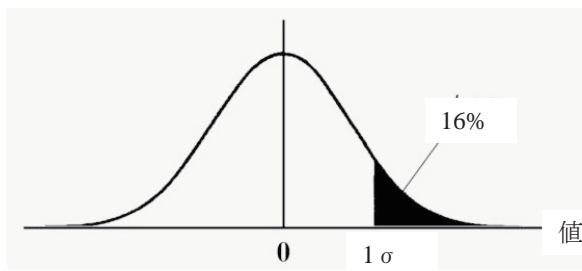


図4：画像中の値の頻度分布

この手法の利点を以下に述べる。まず、16ビットデータを1ビットデータに変換したことで扱うデータ量が16分の1と大幅に軽減された。

次に2値化した画像の切り取り画像すべての中央値画像を作成するのではなく加算画像を作成することにより最も時間を要していた中央値の計算をする必要がなくなった。

なぜ、中央値の計算の必要がなくなったかを述べる。移動天体検出方法では雑音となる恒星等の影響を除去するために中央値の計算を実施している。中央値は非常に大きな値を示す雑音（恒星や検出器の熱雑音）の影響を除去する目的において加算平均や加算より有効であるため移動天体検出方法で採用されている。しかし画像の2値化によって各画像における雑音の大小は関係なくなり、そこに移動物体もしくは雑音があるかないかのみ情報になる。また、2値化画像の切り取り画像を加算した結果は、その移動量を持つ物体もしくは雑音はその最終加算画像の

示す位置に該当する各画像の位置に何回現れたかを示す。最終加算画像の示す値は0から利用した画像の枚数になるが、この値が利用した枚数の値に近ければ、雑音が偶然仮定した移動量の場所に多数回出現する可能性は低く、移動物体である可能性が高い。つまり、ここで最終加算画像についてある閾値（閾値B）を設定しその値より大きいものを移動物体とすることが可能になる。このような操作により16ビット画像の中央値画像をつくったときとほぼ同じ結果を出すことが可能になる。

閾値A及びBの選定について述べる。閾値Aにより画像中の何%が2値(0か1)のうち1を示すかを決定される。すなわち閾値を背景雑音レベルの 1σ とした場合、それ以上の値を示す画素が1となるため画像全体の16%が1となる。図4に画像中の値の頻度分布を示す。図4中で黒く塗られた部分が1を示す画素でありそのほとんどが雑音であるが、なかには背景雑音レベル 1σ 以上の値を示す移動物体の信号も含まれている可能性がある。N枚の画像を利用してある移動量の仮定をした場合、各画像の 1σ 以上の雑音が偶然その移動量で並ぶ確率は 0.16 のN乗になる。図5に用いるCCDの画素数を 1024×1024 、仮定する移動量を16384通りとしたときに、偶然、雑音が仮定した移動量のように並んで検出される（誤検出）回数の様子を3通りの閾値A（ 0.8σ 、 1σ 、 1.2σ ）について示す。横軸は利用した複数枚の画像のうち仮定した移動量に沿って1を示す画素がいくつあったかを示す。つまり閾値Bということになる。図5

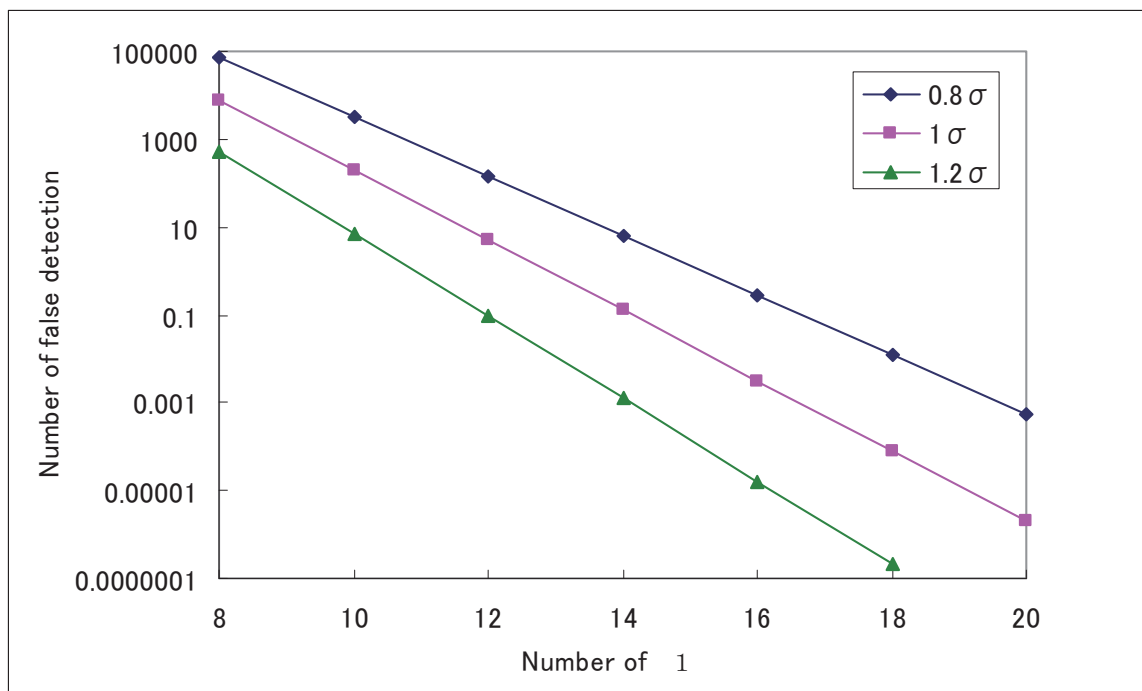


図5：仮定した移動量に沿って1を示す画素数と誤検出の関係



図6：Nallatech社製FPGAボード H101-PCIXM

から以下のことがわかる。1の数が増えればそれぞれの閾値で雑音による誤検出の数が減る。また、閾値が 0.8σ のように低い場合は移動物体を検出するために、より多くの1を示す画素が必要になる。つまりより多くの画像を利用しなくてはならない。一方閾値が 1.2σ のように高くなるとより少ない画像数で検出できる。当然 0.8σ では 1.2σ より暗い移動物体が検出できる。より暗い移動物体を検出するためにはより多くの画像を利用する必要がある。移動物体を雑音と区別して検出するために、閾値 A を低くすれば閾値 B は多めに設定しておく必要があり、閾値 A を高くしておけば閾値 B は少なくすむ。図5から閾値 A が 0.8 、 1.0 、 1.2σ のそれぞれの場合、閾値 B が 18 、 15 、 13 あたりであれば雑音による誤検出をすることなく移動物体の検出が可能となることわかる。この新しいアルゴリズムを用いることにより中央値を計算していた従来の重ね合わせ法と比べて解析時間を 60 分の 1 に短縮することが可能になった。

2.3 専用FPGAボードの製作

2.2章で示したアルゴリズムは複数の2値化データの一部を加算して閾値を設けて移動物体を検出するというもので比較的単純なアルゴリズムである。そこで、図1に示した解析においてこの部分を専用に行うFPGA(Field Programmable Gate Array)ボードを製作した。FPGAはこのような単純な計算を大量

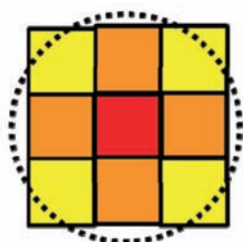


図7：星像候補の輝度分布

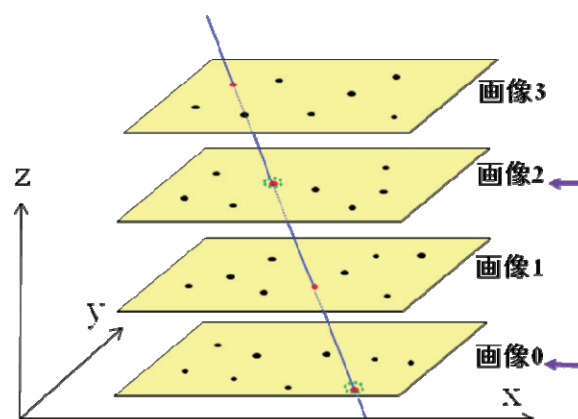


図8：線分検出技術の概念図

に高速でやるのに適している。図6に製作したFPGAボードを示す。Nallatech社製のH101-PCIXMでC言語によるアルゴリズムの実装が可能である。2.2章のアルゴリズムのFPGA化によりさらに解析時間を 20 分の 1 に短縮することが可能になった。2.2章の結果とあわせると従来の重ね合わせ法と比べて解析時間を 1200 分の 1 に短縮したことになる。これは大きな進歩であり、今後、宇宙デブリや地球接近天体の発見に大きく貢献するはずである。

3 線分検出技術

重ね合わせ法を補完する検出技術として線分検出技術を開発している。本技術の基本的な概念を紹介する。重ね合わせ法と同様に複数枚の画像を利用することは同じであるが、本技術では画像中の星像候補をまず検出する。星像候補の検出は次のようなアルゴリズムを用いる。CCD画像上の天体は雑音とはことなり図7に示すような最も高い値を示す画素を中心にある程度明るさの勾配をもった画素値分布を示す。そこで形状パラメータとして図7に示すような9画素の値の合計を中央の最も高い画素値で割ったものを定義する。形状パラメータが1に近ければそれはその画素だけが突発的に高い値を示す雑音のようなものであるし、形状パラメータが大きくなればそれは図7に示すような天体からの光度分布であろう。そこで①ある閾値、②ある形状パラメータを設定し③まわりの8画素が自身の値以下であるという条件を満たす画素を星像候補として探す。当然、閾値を下げたり形状パラメータを1近くに設定すれば星像候補数は飛躍的に増加する。星像の候補数については後で記述する。

このような操作によって各画像の星像候補を検出しておく。次に図8に示すように各画像の星像候補の画像上の位置を x 、 y とし取得された画像番号 z

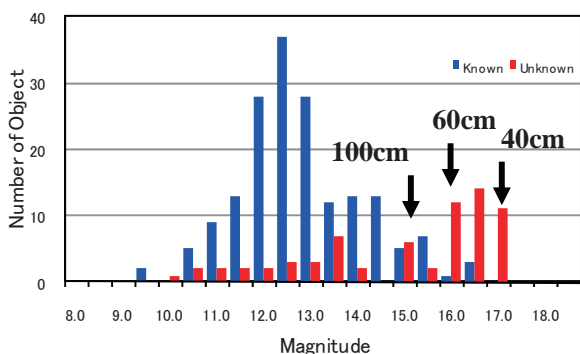


図9：線分検出技術で検出された静止軌道物体の明るさ分布。JAXA 入笠山光学観測施設 35cm 望遠鏡を利用。

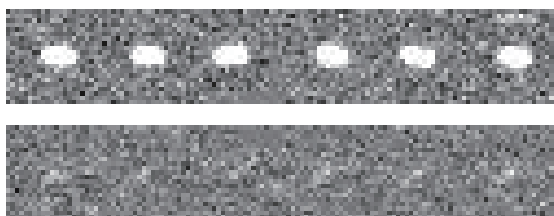


図10：線分検出技術で検出されたカタログ物体（上）と未知物体。カタログ物体の明るさは12等級、未知物体の明るさは17等級であった。

とするような3次元空間を仮定しそのなかで直線にならぶような星像候補のグループを探す。具体的には複数の画像中から2枚の画像対を決めその画像中でそれぞれの星像候補の対についてその2点を結ぶ直線上に注目している2枚の画像以外の画像上で星像候補がないかを探す。これをすべての場合について行う。これによって星像候補がある個数以上が含まれるようであればそれは画像中を等速で移動している物体を捉えたことになるであろう。

この手法をもちいることにより、画像中で様々な動きをするデブリや地球接近小惑星の検出が可能である。重ね合わせ法と異なり移動方向は、あらゆる場合を想定する必要がなく、星像候補の位置によって決まるため、単純に星像候補の数に依存する。たとえば市販のPC(DELTA Precision 450)で1枚の画像の星像候補数を400(図8中の黒丸の1画像あたりの数)、使用する画像枚数を17枚とすると解析にかかる時間はおよそ7分であり、きわめて現実的である。計算機の能力や観測可能な画像枚数に応じて各画像における星像候補の検出数を調整すればよい。計算機の能力が高ければ画像の星像検出の閾値を下げ、多くの星像候補を検出することが可能となりより暗いデブリ等の検出が可能になる。

図9に JAXA 所有の入笠山光学観測施設の口径 35cm 望遠鏡で取得された画像を線分検出技術で解析して検出した静止軌道物体の明るさ分布を示す。15 日間のサーベイ観測結果を表したもので、横軸に明るさを等級で示し縦軸は検出した個数を示す。青い棒グラフはカタログに載っている物体を示し、赤い棒グラフは未知物体を示す。静止軌道上では 16.5 等及び 17.5 等の物体のサイズはおおよそ 60cm 及び 40cm である。図10に線分検出技術で検出した静止軌道物体の例を示す。上はカタログに載っている物体で明るさは12等であった。下は未知物体で明るさは17等であった。図10からもわかるように、重ね合わせ法の能力にはかなわないが、線分検出技術においてもかなり暗い物体の検出が可能である。

4. まとめ

JAXA が開発中の高速画像解析手法について紹介した。重ね合わせ法における新たなアルゴリズムの開発やそのアルゴリズムの FPGA ボードへの実装によりこれまで重ね合わせ法の弱点とされてきた解析時間の問題を解決できるみとおしが出てきた。また、線分検出技術は候補数の調整によって解析時間を変更できるため現在ほぼ実用化の段階にきておりその成果があらわれている。今後は検出した未知デブリの軌道決定をするための研究開発をおこない日本独自の静止軌道物体のカタログの作成を行ってきたい。

参考文献

- [1]柳沢俊史他：重ね合わせ法による微小静止デブリの検出，日本航空宇宙学会論文集，Vol51, No.589, pp.61-70, 2003
- [2]T.Yanagisawa et al: Automatic Detection Algorithm for Small Moving Objects, Publ. Astron. Soc. Japan, Vol57, pp. 399-408, 2005
- [3]黒崎裕久，中島厚：入笠山光学観測所におけるスペースデブリ検出技術の開発，第51回宇宙科学技術連合講演会 2F16, 札幌，2007
- [4]柳沢俊史，黒崎裕久，中島厚：JAXA 光学観測施設のデブリ観測の現状，第52回宇宙科学技術連合講演会 2H15, 淡路島，2008

次世代型デブリ観測の提案

○上津原正彦, 田川真, 花田俊也 (九州大)

九州大学では2つの次世代型のデブリ観測の研究に取り組んでいる。

1つ目は地上光学観測による静止軌道デブリのサーチ観測の実証研究である。サーチ観測とは、デブリ生成・軌道伝播の数値計算により宇宙機の破砕現象由来のデブリの分布や運動を適切に予測することで、破砕現象由来のデブリを選択的に観測する方法である。貴重な軌道資源である静止軌道周辺では過去に宇宙機の破砕現象が10件以上起こっていると指摘されているが、そのうち破砕の瞬間が確認出来た事例は2件、また破砕で生じたデブリのうち現在追跡されているものは僅か4個に過ぎない。このように未解明な静止軌道デブリ環境をサーチ観測することで、効率良く環境解明を図る事が可能になる。

2つ目は軌道上ライダー観測システムを用いたデブリの軌道上観測の実現可能性の検討に関する研究である。ライダーとはレーザー光を用いた検知・測距技術であり、高い空間分解能での観測が可能である。光学観測とライダーの組合せによりデブリ軌道決定精度の向上を、軌道上に観測システムを配置することにより観測能力の拡充を図る。より多くの対象について高精度の軌道情報を得ることで、宇宙機に対する脅威評価を有効に実施することが可能となる。

次世代型デブリ観測の提案

上津原正彦*, 田川真, 花田俊也
九州大学



研究概要

地上光学観測グループ

IHI⁽¹⁾, JAXA⁽²⁾, 九州大⁽³⁾⁽⁴⁾

デブリ光学観測の 高効率化

- ◇ 数値解析によるデブリ状態推定
- ◇ サーチ観測技術
- ◇ デブリ検出技術(画像解析)
- ◇ デブリ起源同定技術

軌道上光学観測グループ

IHI⁽¹⁾, 九州大⁽³⁾⁽⁵⁾

レーザー光による軌道上 観測のフェージビリティ

- ◇ LEO→LEO光学観測
- ◇ 最適投入軌道・観測方向の探索
- ◇ 軌道決定精度評価

- (1) 川辺, 北澤, 橋本, 坂野
- (2) 柳沢, 黒崎
- (3) 花田
- (4) 藤田, 藤原, 山岡, 上津原
- (5) 田川 (敬称略)

10/12/16

2

次世代型デブリ観測の提案

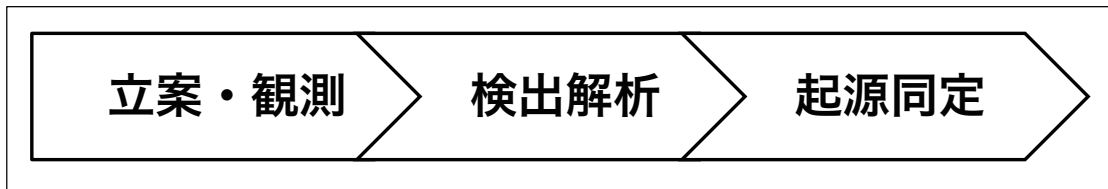
I. 静止軌道デブリのサーチ観測

10/12/16

3

研究目的

- 光学観測による未知デブリの効率的な検出
 - 未知物体:
UCT(Uncorrelated Target)
 - 既知物体:
CT(Correlated Target)
 - 発生起源が未同定
 - 宇宙機の破砕で生じた破片
 - 小さい, 低S/N比 (=暗い)
 - 位置・速度ベクトル分布不明確



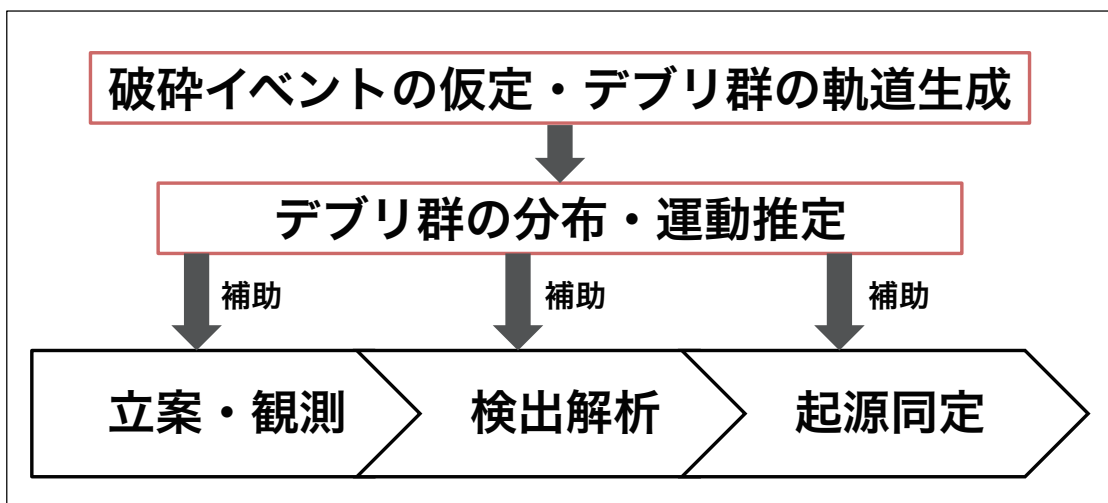
一般的なデブリ観測の流れ

10/12/16

4

サーチ観測の提案

- 任意の破砕由来デブリ群を選択的に観測



サーチ観測の流れ

10/12/16

5

分布・運動推定

• 分布推定

- 慣性空間上の
デブリ群の軌道分布を推定

• 運動推定

- 観測座標で取得される時系列画像上の
デブリ群の速度(移動量)ベクトル分布を推定

10/12/16

6

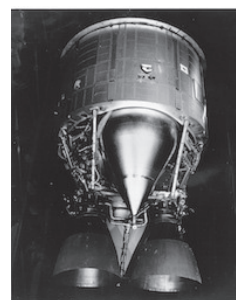
分布・運動推定の解析結果例

サーチ観測対象：

TitanIII C Transtage (68081E)

由来デブリ群

- 1992.2.21 9:31GMTに爆発
- 爆発直後、光学観測により23個の破片確認
- 8個の破片がSpace Trackカタログに登録
(2010.12.1現在)



TitanIII Transtage
(Wikipedia)

観測地点・期間：

JAXA入笠山光学観測施設

- Φ35cm望遠鏡+2k2kCCD
- 2010.12.4-6 (新月期)



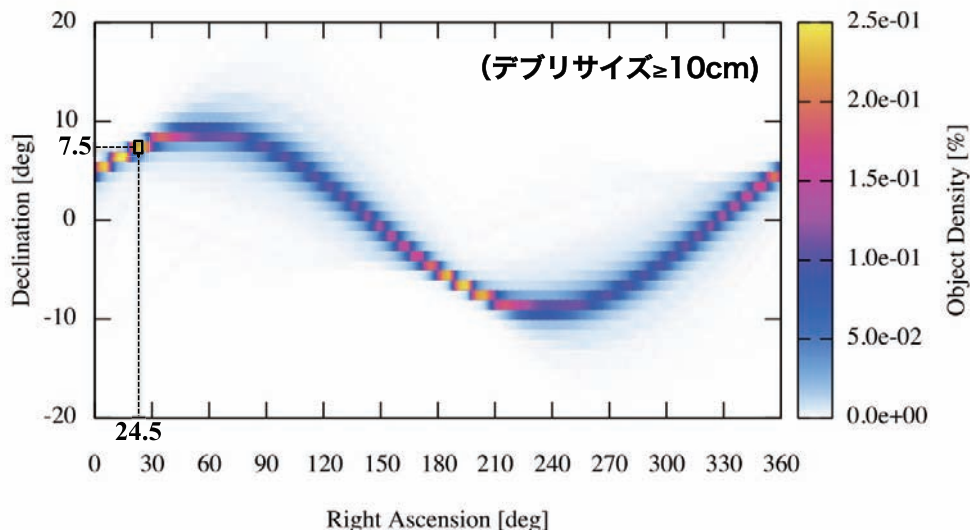
JAXA入笠山光学観測施設 (JAXA)

10/12/16

7

分布推定結果

68081Eデブリ群の推定存在確率密度分布



観測地点の可視域を考慮し、**確率密度の高い領域**を観測座標に設定
 →地心赤経24.5度, 地心赤緯7.5度を**定点観測**

10/12/16

8

運動推定結果

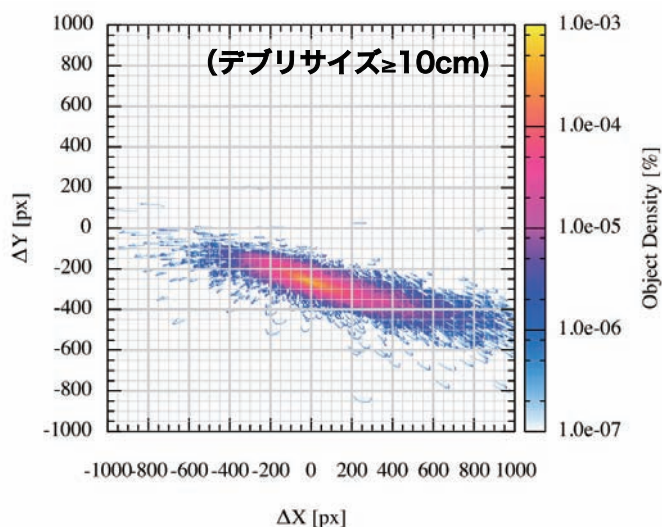
定点観測で取得される68081Eデブリ群の時系列画像上の
 推定移動量ベクトル確率密度分布

観測時間：

18:00 JST - 24:00 JST

撮像条件：

- 1セットの時系列画像:
3秒露出 \times 32枚 / 7分
- 画像幅:縦横2048 px
- 画像解像度:2.25 arcsec
- 時系列画像取得中は
方位仰角固定



10/12/16

9

サーチ観測初期解析結果

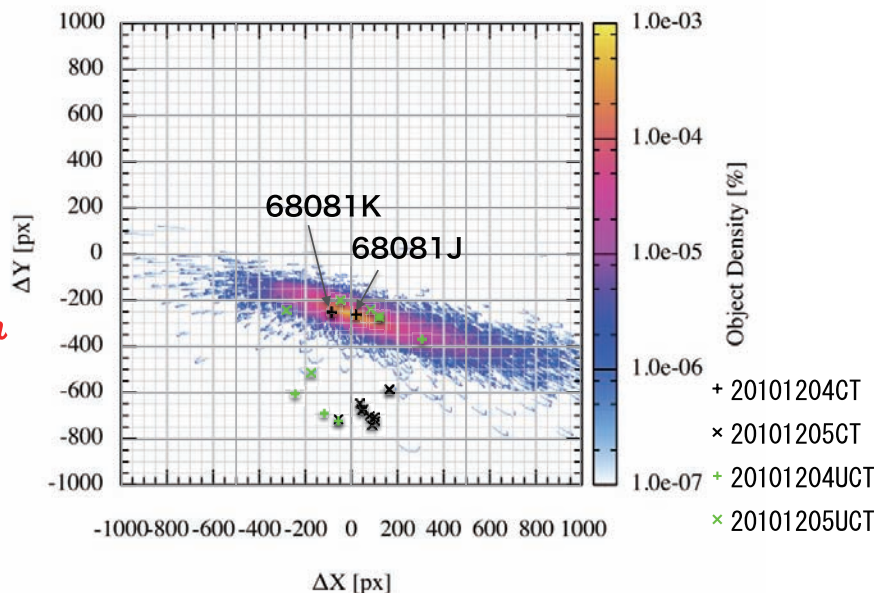
検出方法：線分検出技術

線分検出技術の移動量ベクトル計測値と、
68081Eデブリの推定移動量ベクトル確率密度分布を比較

6個のUCTと、
68081Eデブリの
CT2物体(K,J)が
p分布の傾向に一致
している。

68081E非由来の
CT10物体と
UCT4個はp分布の
傾向から大きく外れ
ている。

→ サーチ観測
成功の確証
高い。



10/12/16

10

今後の計画

- UCTの起源同定解析
- 暗いUCTの検出
- 68081Eデブリのサーチ観測の継続
- 分布・運動推定の精度検証
- 分布・運動推定方法の適用例の検討
 - TDI観測への応用
 - 静止軌道以外の軌道への適用
 - デブリ検出アルゴリズムへの組み込み

10/12/16

11

次世代型デブリ観測の提案

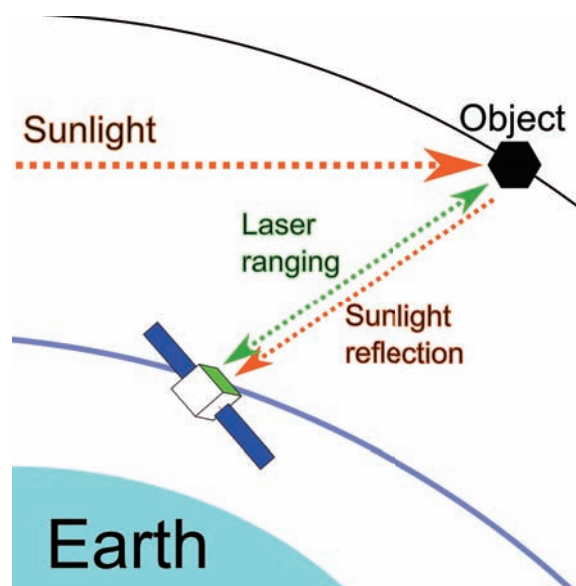
II. レーザー光を用いた軌道上デブリ観測

10/12/16

12

レーザー光を用いた軌道上デブリ観測

- LEO→LEO観測
 - 軌道上光学観測
 - 検出・軌道決定
- 通常光学+
レーザー観測
 - 高精度測距
 - 高精度軌道決定

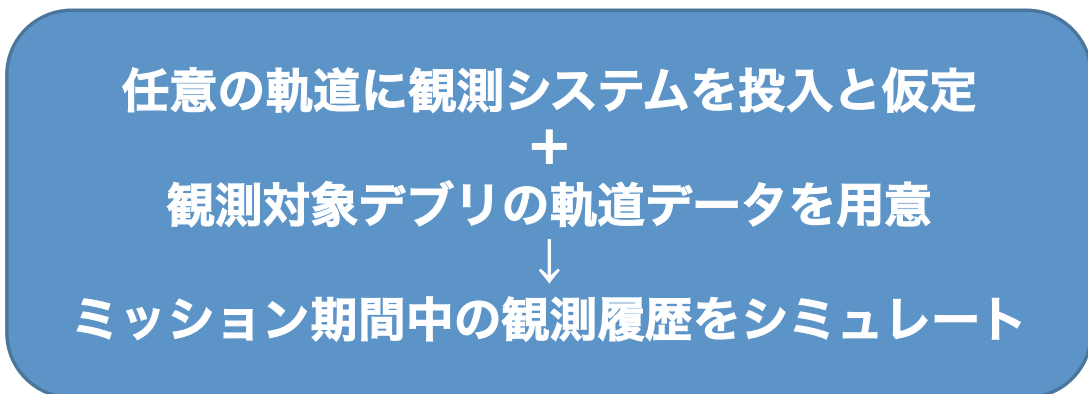


10/12/16

13

投入軌道・観測方向の検討

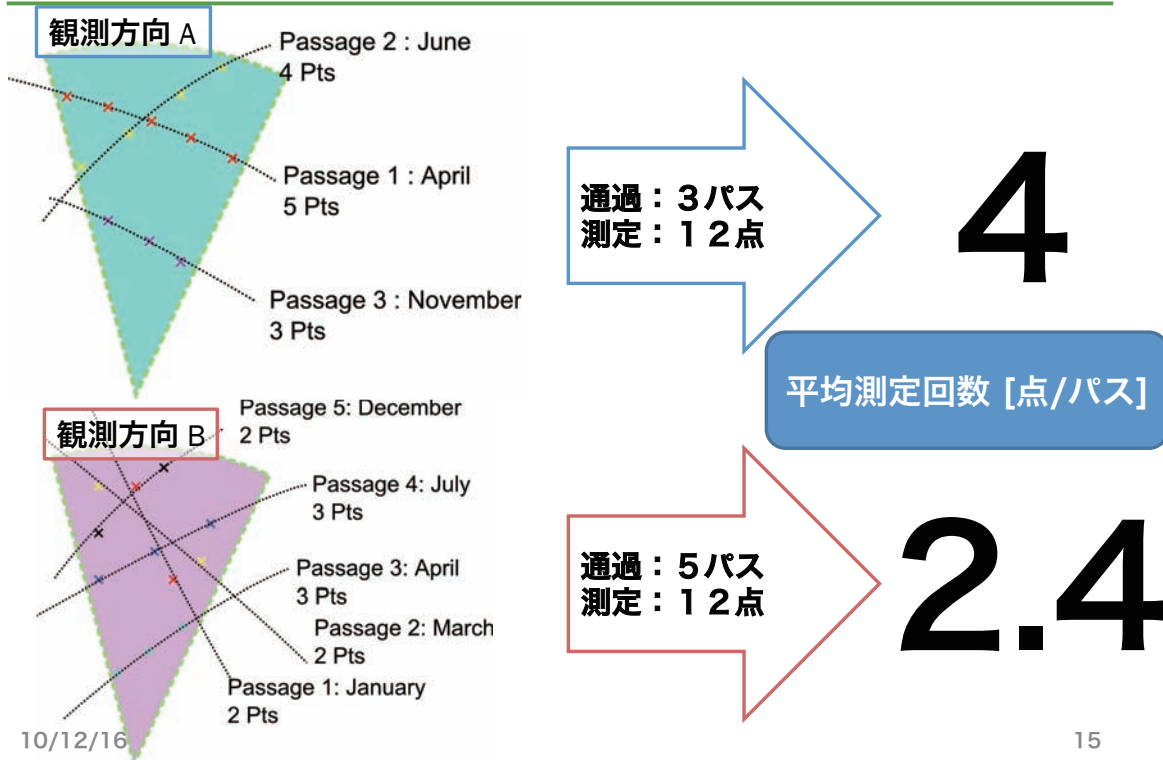
- 観測システムを軌道の上に配置
 → 観測システム投入軌道・観測方向の検討



10/12/16

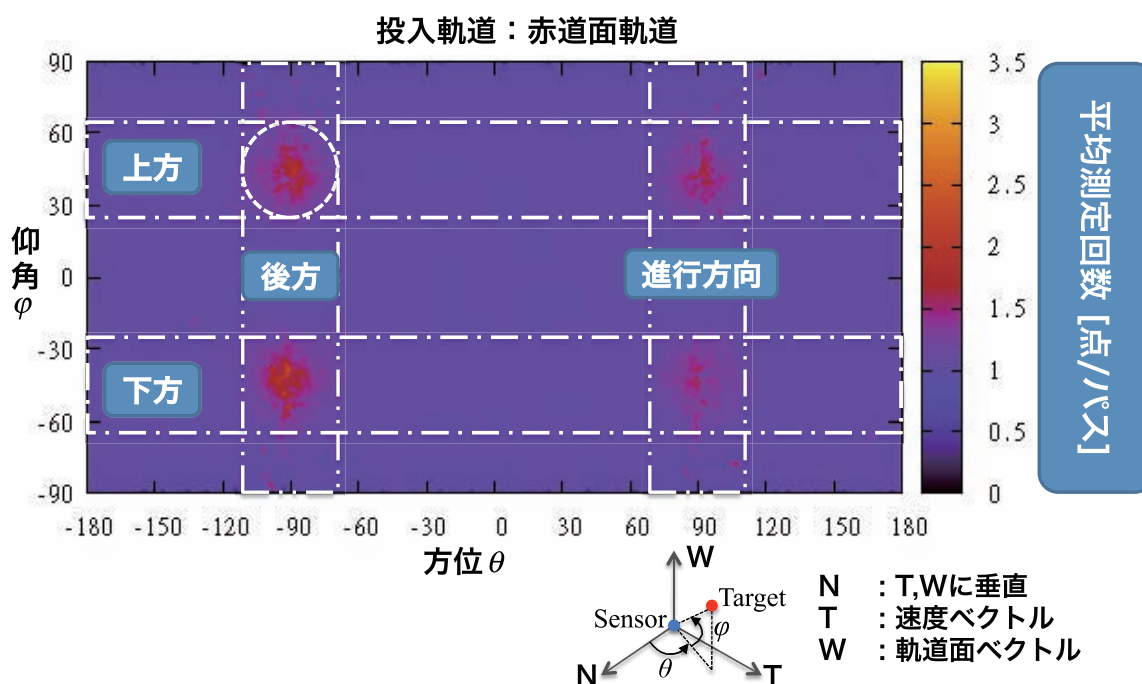
14

観測方向解析手法



15

観測方向解析結果の一例



今後の計画

- 様々な投入軌道における観測方向の検討
 - 軌道決定精度の比較
 - 通常の光学観測（角度情報）による軌道決定
- VS
- 測距データを追加したデータによる軌道決定

低軌道デブリ観測用搭載光学センサの検討

○松本晴久、柳沢俊史（JAXA）、北澤幸人（JAXA 客員;IHI）、黒崎裕久（JAXA）

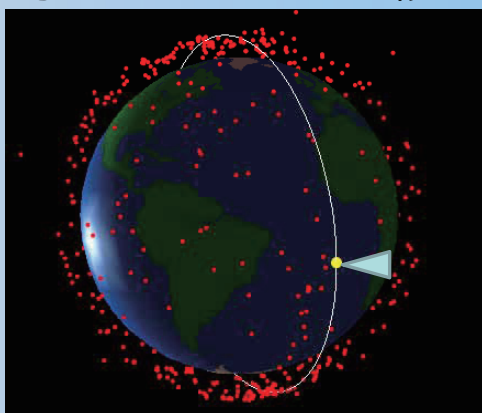
2009年2月のイリジウム・コスモス衛星の衝突事故から、衛星同士の衝突が現実にかかる程、低高度のデブリ環境はクリティカルな状態に入った。各国とも独自の接近解析に基づく、デブリ(衛星も含む)に対する衛星衝突回避マヌーバー(衛星制御運用)の運用を実施している。さらに、米国においては、衝突の可能性がある場合、各国の衛星運用者に連絡する運用(Joint Space Operation Center(JSPOC)情報、2009年9月から)を開始した。

現在、地上観測でカタログ化(軌道の明らかなもの)されているデブリの大きさは約10cm以上である。米国を中心に今後大きさ1cm程度までの計測・カタログ化を目指す必要があるという共通認識のもと、観測システムの検出能力向上を目指しているが、課題が多く実現には至っていない。一方、日本では、諸外国に比べ観測システムの規模及び設備数において大きく遅れを取っている。日本では口径数m程度の光学望鏡のような大型観測設備の保有は困難なため、これまで「重ね合わせ法」というソフト的技法と用いて、光度で2等級程度検出能力を向上させる技術の研究を行ってきた。この技術により小型望遠鏡でもその仕様以上の検出能力を保有することが可能となった。

本発表では、衛星搭載小型光学望遠鏡を開発し「重ね合わせ法」の研究結果も活用し、現在、地上観測で実現していない大きさ1cm程度までのデブリカタログ化実現についての検討結果を示す。

スペースガード研究会

低軌道デブリ観測用搭載 光学センサの検討



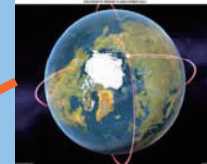
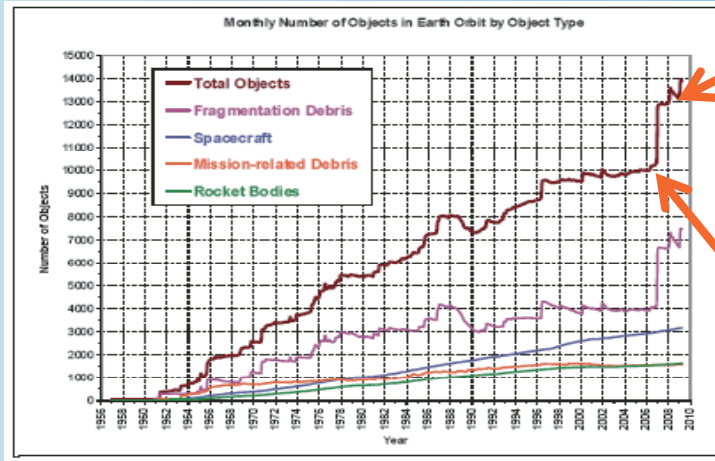
○松本晴久¹⁾、柳沢 俊史¹⁾、北澤幸人²⁾、黒崎 裕久¹⁾

1)(独)宇宙航空研究開発機構

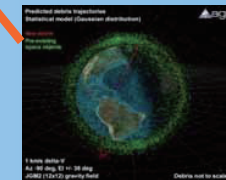
2)(独)宇宙航空研究開発機構 客員;(株)IHI

研究の背景(その1)

- 2009年2月のイリジウム・コスモス衛星の衝突事故から、衛星同士の衝突が現実にかかる程、低高度のデブリ環境はクリティカルな状態に入った。各国とも独自の接近解析に基づく、デブリ(衛星も含む)に対する衛星衝突回避マヌーバー(衛星制御運用)の運用を実施している。さらに、米国においては、衝突の可能性がある場合、各国の衛星運用者に連絡する運用(Joint Space Operation Center (JSpOC)情報、2009年9月から)を開始した。



2009.2.10 ロシアの軍事通信衛星とイリジウム(Iridium)社の通信衛星との衝突事故

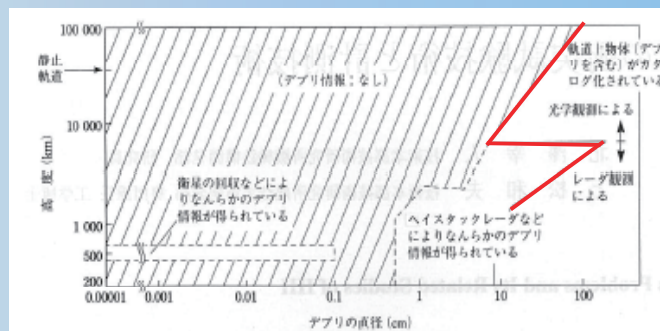


2

2007.1.11 ASAT破壊実験

研究の背景(その2)

- 地上観測でカタログ化されているデブリの大きさは約10cm以上
- 1cm程度までの計測・カタログ化を目指す必要があるが課題が多く実現には至っていない。
- 日本では、「重ね合わせ法と」というソフト的技法と用いて、光度で2等級程度検出能力を向上させる技術の研究を行っている。この技術により小型望遠鏡でもその仕様以上の検出能力を保有することが可能となった。



デブリの大きさ、軌道高度に対する計測可能範囲

3

観測システム(案)

地球の昼と夜の境界を周回するような軌道を通り、太陽と反対方向に小型光学望遠鏡(レンズ及びCCDカメラからなる観測装置)を向けて視野内を通過する低軌道デブリからの反射光を観測する。また、デブリが多く存在する800-100kmより低い600km程度の軌道を取ることで位相を変化させる。

特徴

- ◆ カメラを常に一方向に固定できる。
- ◆ 観測する低軌道デブリは常に準光の条件を確保できる。
- ◆ 常時観測が可能。

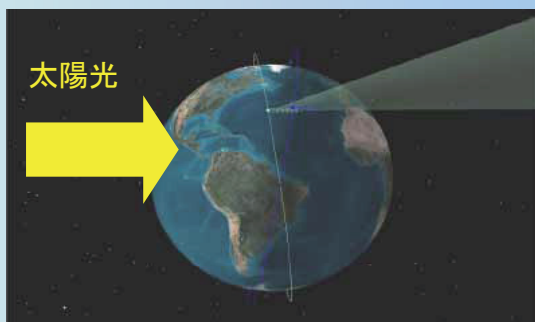
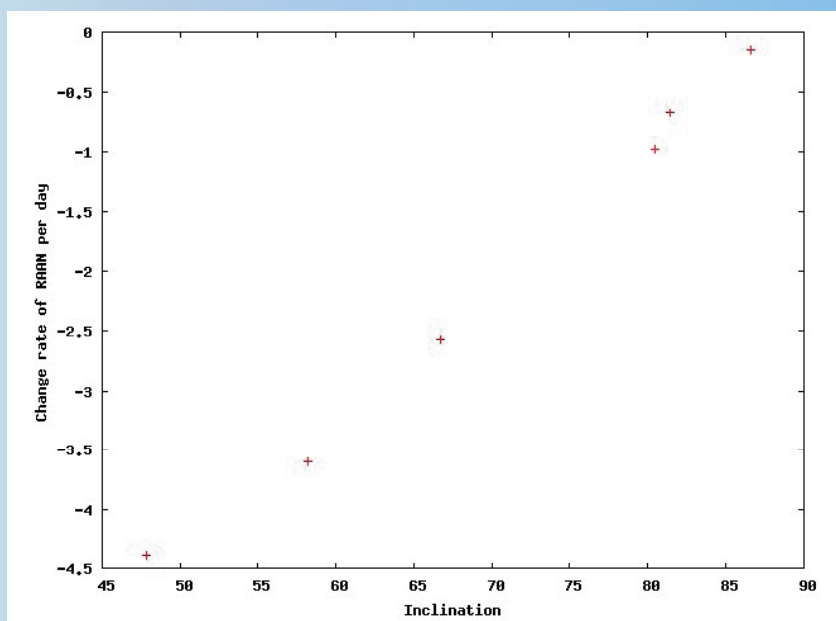


図1 低軌道デブリ観測衛星(案)(STK出力)



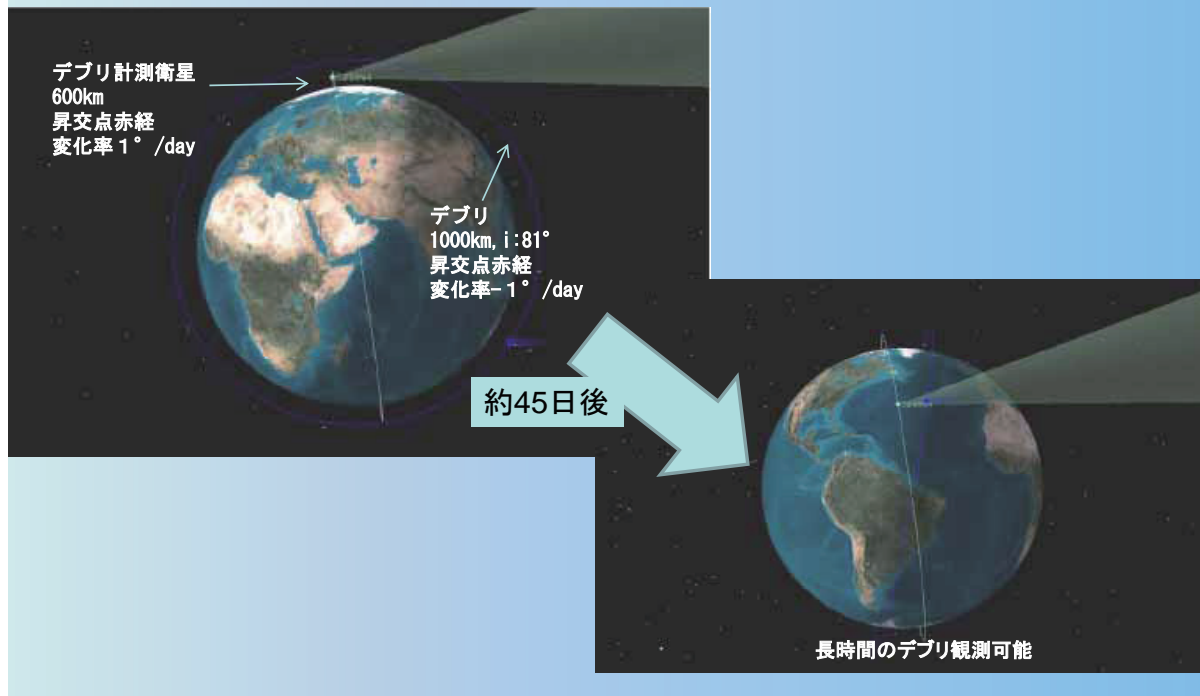
図2 低軌道デブリ観測装置 4

軌道傾斜角に対する 昇交点赤経の1日の変化量



デブリの見え方

i が 81° , 67° , 48° のデブリについて、約180日、100日、67日ごとに観測条件が良くなる



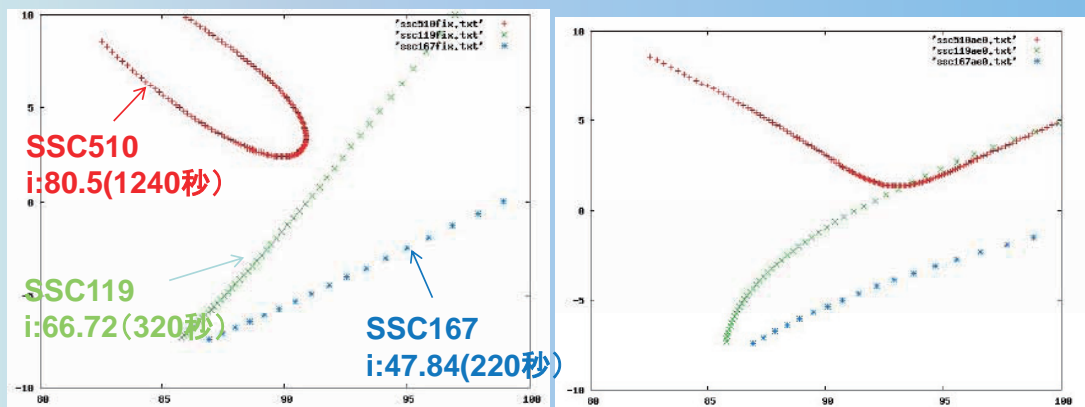
検出デブリのサンプル

比較的観測条件がよいと想像できる、軌道傾斜角 45° 以上の以下の3つのデブリについて確認した。

SSC	epoch	a(km)	e	i	RAAN	ω	M
510	5.812	7379.95	0.0014	80.50	121.17	230.45	129.53
119	4.849	7202.16	0.0101	66.72	149.76	78.90	282.34
167	4.410	719.99	0.0092	47.84	96.28	285.69	73.36

画像上での飛跡

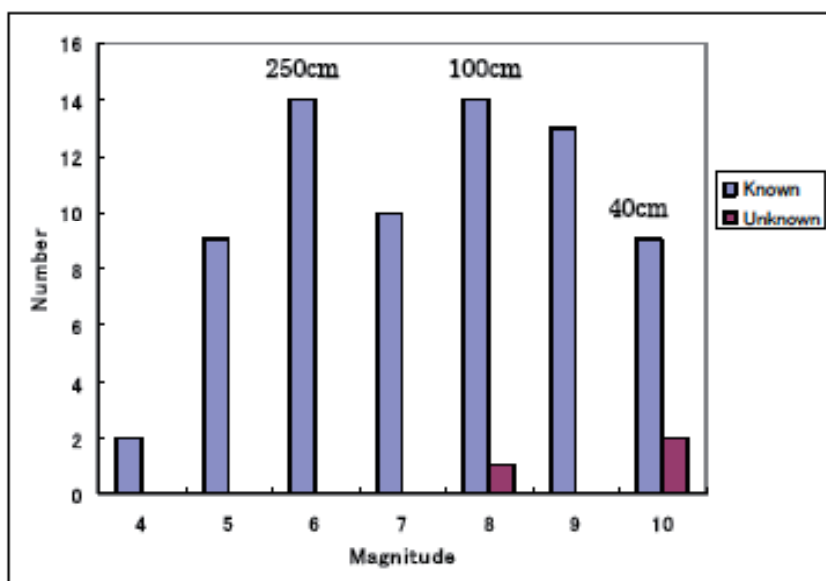
- カメラの視野 $20^{\circ} \times 20^{\circ}$ 、各点は10秒間隔



地球座標で固定

慣性座標で固定

JAXA低軌道デブリ観測装置で 検出された低軌道物体の明るさ分布



軌道観測の特徴

- 観測軌道と搭載方法を考慮すること低軌道デブリを常時観測することができる。
- 地上観測と軌道上観測の違い
 - 反射光の位相角 : 地上 $\sim 90^\circ$ に対して軌道 $\sim 0^\circ$ である (有利)
 - 距離: 地上に比べ軌道は、約2倍 (不利)
 - 視野通過時間: 地上観測に比べ軌道観測時間は長い (有利)
 - スカイバックグラウンド なし (有利)

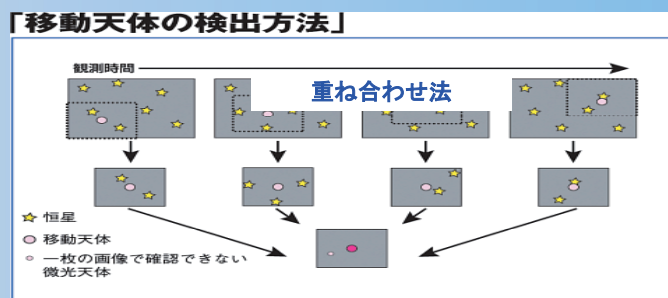
10

観測可能サイズ

未踏技術研究センターでの地上からのデブリ観測装置とNASAの口径3mLMT(Liquid Mirror Telescope)で検出された低軌道物体の明るさ分布、デブリとの距離及び露出時間を考慮したところ、200mmF2(口径10cm)のカメラレンズにFLI製CCDカメラML4240の検出器で地上観測に比べ2等程度暗い12~14等(7~17cm)まで可能であることが分かった。さらに、重ね合わせ法が適用できれば、14~16等(3~7cm)の物体が検知可能となる。



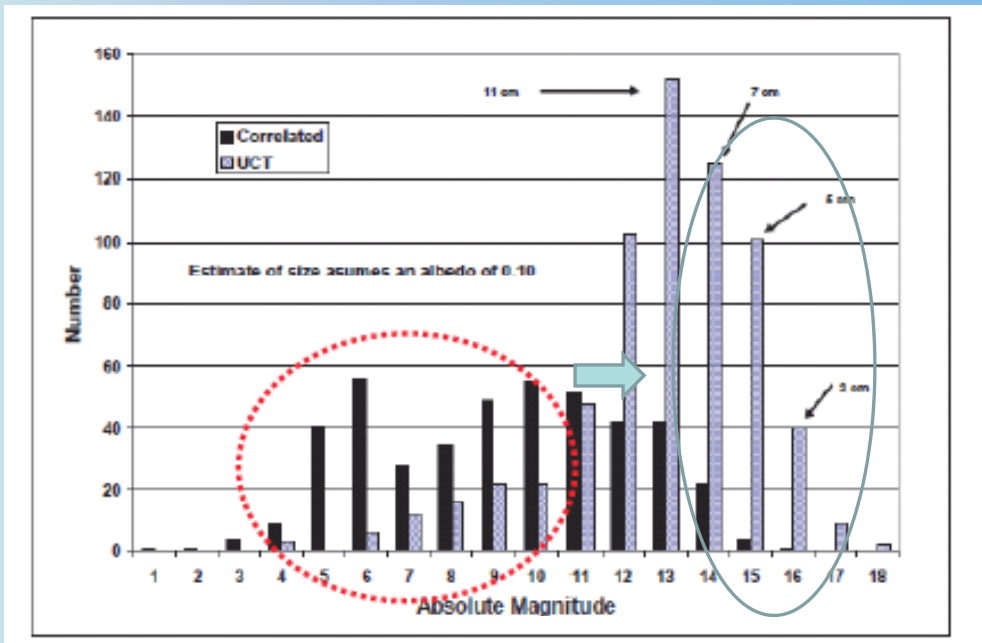
低軌道デブリ観測装置



あらゆる方向と速度を想定して画像をシフトさせ中央値をとるとい処理を行い暗いデブリを検知する。

11

NASA, LMTで検出された低軌道物体の明るさ



12

撮像素子候補

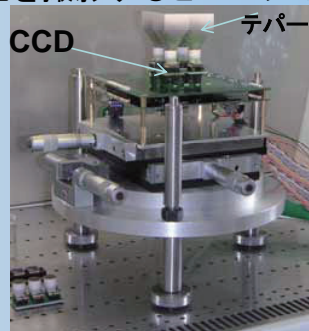
- センサ
 - イメージインテンシファイアー (I.I.)
 - CMOSイメージセンサ
- 構造
 - 電子増倍機能を持つ撮像素子をR・G・Bごとに3枚搭載する。(五藤光学研究所が「スーパー超高感度カメラ (NC-R550a) で実現)



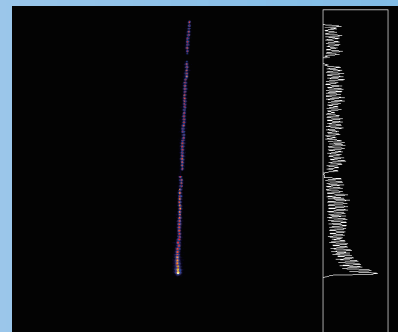
13

イメージンテンシファイアー(I.I.)

- I.I.を宇宙で使用する利点
 - 高い電子増倍($\sim 5 \times 10^5$)能力をもち、放射線に強く、10年のミッションでも劣化しない。
 - 光電面をうまく作れば、常温でも暗電流がほとんど出ない。
 - 高圧を必要とするが電流が μA 程度なので電力消費がすくない。
- 問題点
 - 誤って強い光を撮影するとセンサの寿命が短くなる。

70mm Φ I.I.

飛跡読み取りシステム



鉄の飛跡

14

超高感度非冷却CMOSイメージセンサ

- 最新の研究成果により、CMOSイメージセンサでも以下の特徴を有するセンサの実用化が進行中。
- 高感度・超低ノイズ(1電子以下)
 - 10フレーム/秒、被写体照度0.03lxにおいて低照度撮影を行った結果、高電子増倍管による超感度CCDイメージセンサを用いたカメラ(EM-CCDカメラ)よりもノイズ感の少ない映像が得られるという報告がある。
- 広ダイナミックレンジ(>80dB)

15

今後の課題

NO.	項目	課題
1	観測システム	代表的なデブリデータ、観測可能時間、デブリ観測数等を考慮し最適な観測システムを検討する。 [検討事項] 観測衛星の最適な軌道要素、搭載位置(シンバルの有無)、通信方式、デブリの見え方(光学等級、視野内での運動)等を明らかにする。
2	小型光学望遠鏡	既開発品である全天X線監視装置(MAXI)のCCD読み取り技術やGOSAT搭載カメラ等の技術レベルを基に開発センサの仕様、課題、対処方法を抽出する。 [検討事項] 性能要求: 検知サイズ: 1mm~10cm(暫定)、フラックス計測、追跡能力、形状、材質、距離計測 全体: リソース(電力、重量、寸法、データ量) 光学系: 望遠鏡の方式(屈折、反射、反射屈折式)、基本構造 ノイズ対策: 散乱光、月・惑星光による迷光、黄道光、夜光 カメラ系: 投光器(レーザ等)の有無、計測波長、CCDのスペック、支持構造 環境対策: 熱設計、放射線設計(特に部品、レンズ)、コンタミ(アウトガス) データ処理: CPU性能、データフォーマット、 重ね合わせ法用の軌道上画像処理アルゴリズムの検討
3	シミュレーションソフトウェアの開発	観測システムの仕様・性能、軌道上物体のカatalogデータ等を加味したシミュレーションソフトウェアを開発する。
4	開発計画・ミッションシナリオ検討	フライト品の開発計画の検討、及び衛星への実装方法、検証方法及び効果的なデータ取得のためのミッションシナリオを検討する。

まとめ

●軌道上観測の特徴を生かすことにより、地上観測では実現していない大きさ数cm程度までのデブリ観測の可能性について述べた。

●日本独自のセンサ技術および「重ね合わせ法」の研究成果を活用することにより、ユニークな衛星搭載小型光学望遠鏡の開発が可能である。

静止衛星観測用光学望遠鏡の現状と改修プラン

○布施哲治 (NICT 鹿島), 黒田大介 (天文台岡山), 久保岡俊宏 (NICT 鹿島)

鹿島宇宙技術センターでは、本館の屋上に設置した口径 35cm 光学望遠鏡2台を用いた静止衛星の位置観測を行っており、得られた画像データはウェブ上に公開している(※URL は下記参照)。また可動基線電波干渉計による静止衛星の位置測定も実施しているが、測定精度が 5/1000 度と低いため、精度が 1/1000 度である光学望遠鏡の画像データを干渉計のキャリブレーションとしても利用している。一方、光学望遠鏡の精度は現状の 1/10 程度が目標であることから、この度システム全体を見直したところ、望遠鏡駆動系、撮像カメラ本体、データ解析プロセスにおいて改良すべき項目が認められた。本発表では、現在の望遠鏡システムおよび検討中の改修プランについてまとめる。

※http://www2.nict.go.jp/w/w122/control/telesco/Optical_observation/newindex-date.html

静止衛星観測用光学望遠鏡 の現状と改修プラン

布施哲治 (NICT鹿島)

tetsu.fuse@nict.go.jp

黒田大介 (天文台岡山), 久保岡俊宏 (NICT鹿島)

もくじ

1. 本研究の背景
2. 鹿島宇宙技術センターの紹介
3. 「人工衛星軌道の研究」の紹介
4. 可動型電波干渉計の概要
5. 光学観測装置の概要
6. 光学観測装置の現状
7. 光学観測装置の改修プラン

2

1. 本研究の背景

- 国立天文台ハワイ観測所のすばる望遠鏡
 - 巨大望遠鏡＝システムをいかに効率よく使うか？
 - ユーザーによるカスタマイズはフィルター作成程度



- 鹿島宇宙技術センターの望遠鏡による静止衛星の観測
 - 口径35cmと非常に小型だが、自分で最適化しなければならない
 - 高効率化 and 高精度化 → 現状把握と改修作業が必要
 - 静止衛星だけでなく、静止軌道のデブリも観測対象にしたい
 - 経験豊富な皆様のお知恵を拝借したい

3

2. 鹿島宇宙技術センターの紹介

● 歴史

- 昭和39年に開所、当時は電波研・鹿島支所
- 現在の職員数約50名、うち研究者は15名

● 所属する研究グループ

- 光・時空標準グループ
 - 次世代時空計測プロジェクト（34mアンテナ）
- 宇宙通信ネットワークグループ
 - WINS プロジェクト、ETS-VIII プロジェクト、人工衛星軌道の研究



3. 「人工衛星軌道の研究」の紹介

● 通称：『軌道班』

● メンバー

- 久保岡俊宏、布施 哲治

● 研究テーマ：『混雑する軌道資源の有効活用』

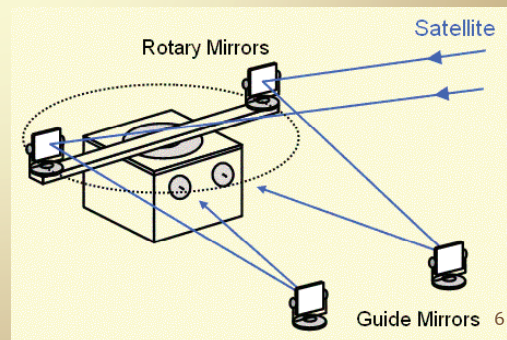
- 電波監視：可動基線電波干渉計
- 光学監視：口径35cm望遠鏡2台
- 精密軌道決定
- 多数衛星制御
- 準天頂衛星



4. 可動型電波干渉計の概要

システム

- 2台のアンテナで静止衛星の電波を受けて位相を検出、電波の来た方向を割り出す
- 計測対象はビーコンでも帯域信号でもよい
→ 運用中の衛星のみ。デブリは検出不可能
- 天候によらず、昼夜も問わない
- 精度は 5/1000度 (≒18秒角、静止軌道上で約 3km)



5. 光学観測装置の概要

背景

- 研究本館の屋上にドーム設置
- 東は海、南東は製鉄所などの工場群、成田空港が近い→ 観測環境としては非常に悪い
- ただ、研究室から近いところにある



5. 光学観測装置の概要

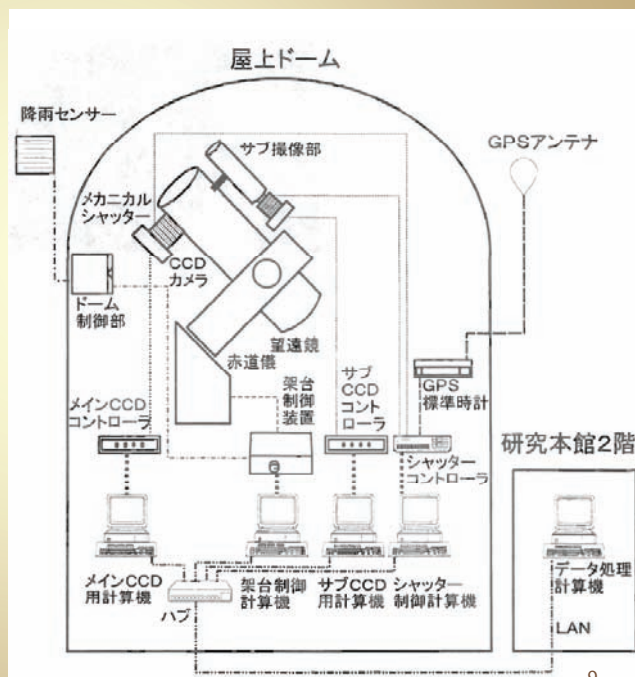
- システム 全体像
 - 同一のものが2台
 - 望遠鏡: タカハシ ϵ -350 (口径35cm)、焦点距離 1,248mm
 - カメラ: BITRAN BT214E 1,024 × 1,024 pix 24 μ m
 - 視野: 1度 × 1度
 - シャッター精度: UTC < 0.01秒
 - 位置測定精度: 1/1000度 (=3.6秒角、静止軌道上で約700m)



8

5. 光学観測装置の概要

- システム全体像
 - 2台の望遠鏡にシャッター、カメラ、架台の制御 PC が各3台
 - 研究室から Windows のリモートデスクトップでコントロール
 - 電波干渉計のキャリブレーションにも利用
 - 制御プログラム、データ解析プログラムは業者作成のパッケージ



9

5. 光学観測装置の概要

● 観測の流れ

1. 観測スケジュールを考える
 - 例: 15秒露出で、直下点緯度0度を保ちつつ、直下点経度を200度から80度まで0.5度ずつ西にずらしながら撮像を繰り返す
2. シーケンスファイルの作成
 - メカニカルシャッター、CCD カメラ、架台について、制御用のスクリプトファイル(シーケンスファイルと呼ぶ)を作成
3. シーケンスファイルを制御PCに転送
 - シャッター、カメラ、架台の各制御プログラムに、それぞれのシーケンスファイルを読み込ませる
4. 自動運転開始
 - それぞれのシーケンスファイルにのっとり、自動観測を実施
 - 雨滴センサーにより、降雨時にはドームのスリットが自動で閉まる

10

5. 光学観測装置の概要

● データ処理の流れ

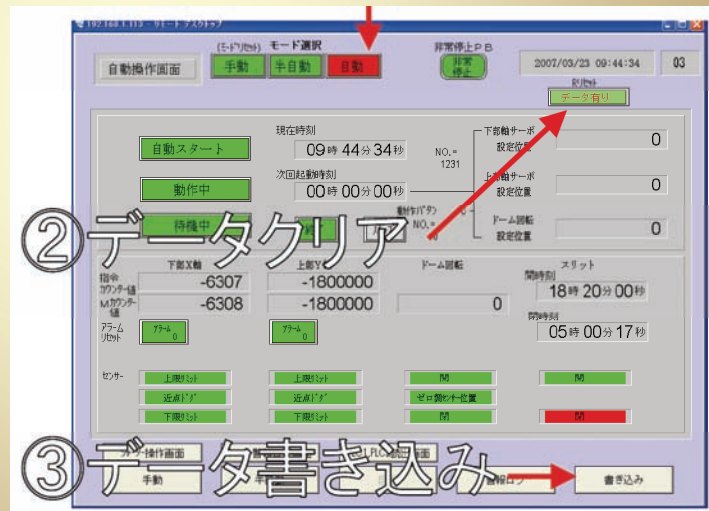
1. 取得した画像データから「恒星＝線状、静止衛星＝点状」を検出
2. 恒星の中央点の位置を測定
3. 恒星の中央点と星表カタログを比較、赤経・赤緯を求める
4. 恒星の位置との相対位置関係から、衛星の赤経・赤緯を求める
5. 衛星が静止軌道にある(地心距離 42,164km)と仮定して、衛星直下点の緯度・経度を求める
6. 画像データに、衛星直下点の緯線・経線を描き込む
7. ウェブにて画像公開
<http://www2.nict.go.jp/w/w122/control/telesco/index-j.html>

11

6. 光学観測装置の現状

● 制御プログラム

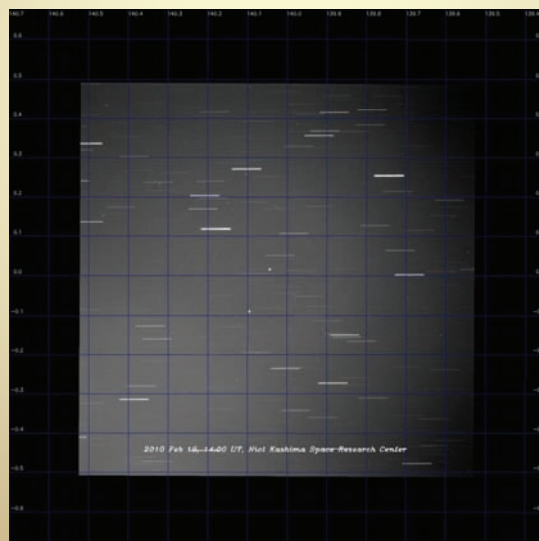
- 業者によるパッケージのため、中身がわからない
- 望遠鏡の向き：赤経・赤緯および方位角・高度の表記なし



6. 光学観測装置の現状

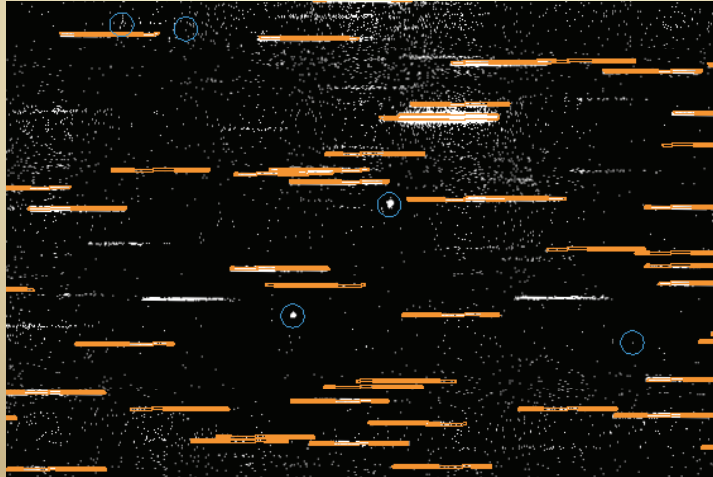
● 観測データの処理プログラム

- 業者によるパッケージのため、中身がわからない
- Dark 処理はしているようだが、Flat Fielding は未処理？



6. 光学観測装置の現状

- 位置測定の精度が低い (1/1000度=3.6秒角)
 - 使っている星表カタログが Guide Star Catalogue 1.1
 - 線状の恒星位置の決定方法 (中央?)
 - CCDカメラのピクセルスケールが大きい (24 μ m)



14

7. 光学観測装置の改修プラン

- 制御プログラムのインターフェース
 - 一般的な観測プログラムのスタイル、直感的な GUI にする
- 観測データの一次処理
 - 天文学でいう一般的な一次処理の手順にのっとる
 - Flat Fielding の取得方法 の検討
 - Dome Flat、Sky Flat、Object frame から作る
- 位置の測定精度
 - 星表カタログを USNO B 1.0 に変更する
 - ピクセルスケールの小さいカメラの導入 → 新製品、デジカメ?
 - 線状になっている恒星位置の検出方法の最適化

15

7. 光学観測装置の改修プラン

- 望遠鏡本体の整備
 - 主鏡の再蒸着
 - 駆動系の改修
- 観測の効率化
 - 画素数の多い CCD に変え広視野にする
 - 読み出し時間の短いカメラにする
 - 短時間露出の画像の重ね合わせ
- その他
 - ウェブ上での観測データ公開ページの改訂
 - 他の観測所との同時観測の検討

16

参考文献

1. 木村、澤田、梅原、川瀬：信学技法 SANE99-34
2. 川瀬：信学技法 SANE2001-123
3. 高橋、梅原、川瀬：信学技法 SANE2003-111
4. 高橋、梅原、川瀬：信学技法 SANE2004-65
5. 高橋、梅原、川瀬：信学技法 SANE2005-47
6. 高橋：信学技法 SANE2006-113
7. 高橋：信学技法 SANE2007-129
8. 鹿島宇宙技術センターホームページ <http://ksrc.nict.go.jp/>

17

HTV 軌道高度の TLE 精度評価

○工藤 伸夫、松田 郁未（JAXA）、倉田 育枝、足立 学（富士通）

昨今のスペースデブリ(デブリ)増加に伴い、衛星運用においてデブリとの衝突の可能性を無視できない状況になってきている。

このような状況をふまえ、JAXA 統合追跡ネットワーク技術部(JAXA 追跡)では、運用中の人工衛星におけるデブリの衝突を回避する運用の検討を進めてきた。2011 年 1 月に打上予定である宇宙ステーション補給機 2 号機(HTV2)の運用においても、打上から ISS にキャプチャされるまでのランデブフェーズと、ISS 離脱後から大気圏に再突入するまでのフェーズにおいて、デブリとの接近解析を実施する予定であり、デブリの軌道情報として、米国 Space Track が公開している軌道要素(TLE)を使用する。

本講演では、HTV2 軌道高度を通過するデブリ、すなわち HTV2 に接近する可能性のあるデブリの TLE について、軌道・大きさ別に軌道伝播誤差を調べることで、統計的な傾向を把握した解析結果について述べる。

第4回 スペースデブリワークショップ

HTV軌道高度のTLE精度評価

工藤伸夫、松田郁未（宇宙航空研究開発機構）
倉田育枝、足立 学（富士通株式会社）

2010年12月17日



目次



1. Introduction
2. HTV概要
3. HTVのデブリ接近解析
4. TLE精度評価
 - 4.1. 評価の流れ
 - 4.2. 評価方法
 - 4.3. 評価結果
5. まとめと今後

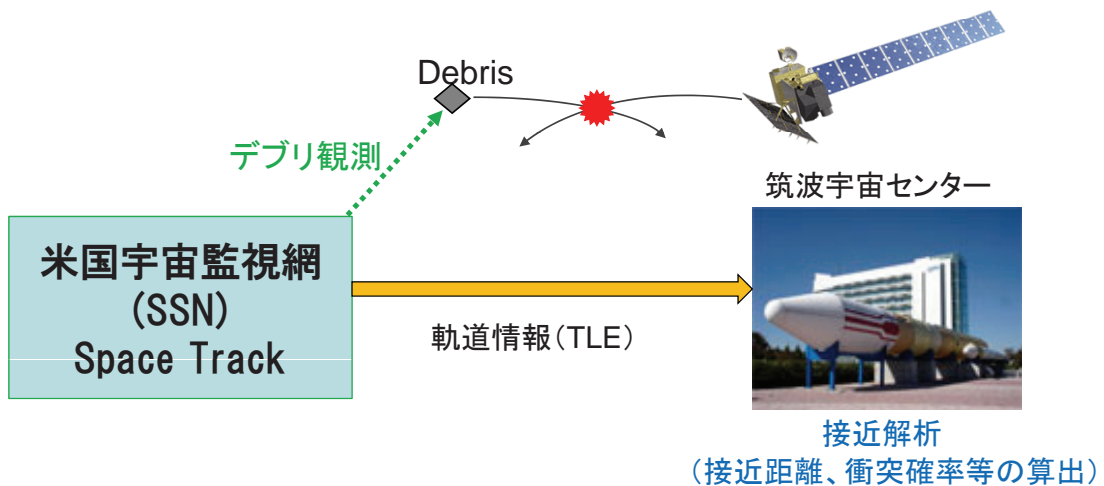
2

1. Introduction



昨今の軌道上デブリ数の増加に伴い、衛星とデブリとの衝突リスクが無視できない状況

→HTVや他の運用衛星とデブリとの接近状況を把握



3



2. HTV概要(1/2)

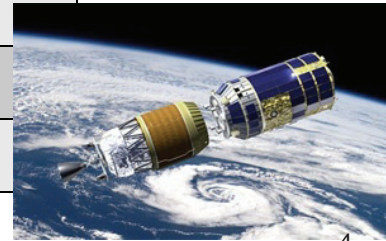
<HTV(このとり)概要>

国際宇宙ステーション(ISS)に物資を補給する無人ランデブー宇宙機

【HTV2号機:2011年1月20日打上予定】

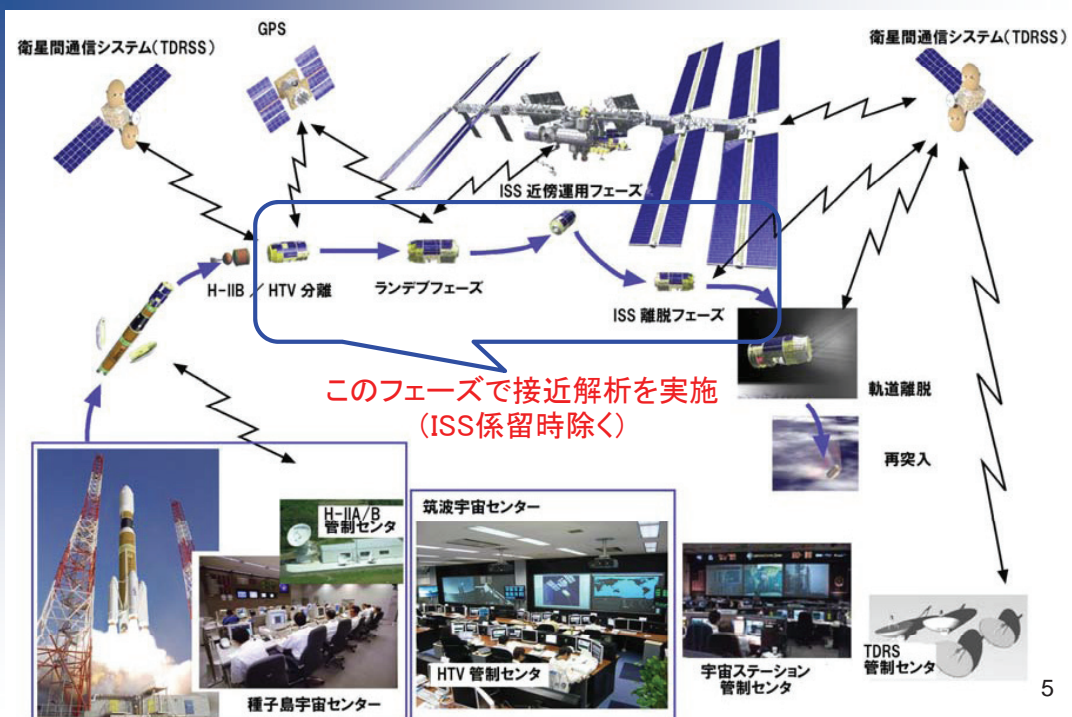
【主要諸元】

全長	約10m(スラスト含む)
直径	約4.4m
質量	約10.5トン(補給品除く)
補給能力	最大6トン
廃棄品搭載能力	約6トン
目標軌道 (ISS軌道)	高度:350km~460km 軌道傾斜角:約51.6度
ミッション時間	軌道上待機能力:1週間以上 ISS滞在期間:約30日間

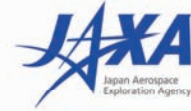


4

2. HTV概要(2/2) -運用システム構成-

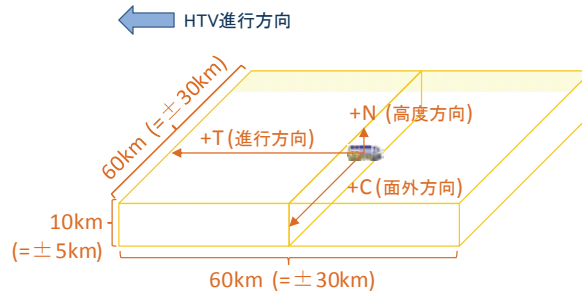


5



3. HTVのデブリ接近解析(1/2)

<Notification Box>



HTVを中心とした上記Notification Box (±5km, ±30km, ±30km) 内に入ってくるデブリの有無を随時確認。

上記Box内にデブリが検知された場合、接近の状況を詳細に確認し、**回避制御を実施するかどうかを判断**。

6



3. HTVのデブリ接近解析(2/2)

HTV1号機に接近したデブリ(ランデブフェーズ:7日間)

※接近距離: 100km以内(高度方向: ±50km以内)

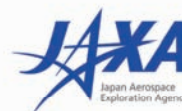
Name	国際識別番号	軌道傾斜角 [度]	遠地点高度 [km]	近地点高度 [km]	レーダ断面積 [m ²]
HITCH HIKER 1	63025B	82.0	1700	315	0.3090
COSMOS 482 DESCENT C	72023E	52.1	3930	207	0.7020
ATLAS CENTAUR R/B	80087B	26.1	1820	240	10.6974
FAST	96049A	83.0	3708	348	0.9940
SL-12 DEB	02037AY	63.0	418	302	0.0950
CZ-2C DEB	04029C	88.8	19465	308	0.0250
FENGYUN 1C DEB	99025DQ	98.6	774	323	0.0330
FENGYUN 1C DEB	99025AJZ	98.8	342	292	0.0490
FENGYUN 1C DEB	99025CJZ	99.1	883	312	0.0246
COSMOS 2421 DEB	06026AX	65.0	318	289	0.0310
COSMOS 2421 DEB	06026DH	65.1	389	359	0.0280
COSMOS 2421 DEB	06026EQ	65.0	340	314	0.1380
COSMOS 2421 DEB	06026FM	65.0	368	329	0.0318
COSMOS 2421 DEB	06026GD	65.1	284	258	0.0016
COSMOS 2421 DEB	06026KS	65.0	338	311	0.1450
CZ-2C R/B	08041C	98.0	483	233	7.0130
CZ-2D R/B	08056C	98.0	815	308	10.4000
COSMOS 2251 DEB	93036JP	74.2	856	293	0.0540
GOCE	09013A	96.6	264	252	2.9280
SL-6 DEB	08062F	62.8	374	256	0.0246
SL-6 DEB	08062G	62.8	361	253	0.0247
CZ-2C DEB	09021E	97.8	455	319	0.0720
ANDE DEB (AVIONICS DECK)	09038G	51.6	328	323	0.1840

計23個

←Notification Box内で検知

FENGYUN1CやCOSMOS2421関連のデブリが多い
(再突入フェーズも同様)

7



4. TLE精度評価

<TLEの接近解析利用における課題>

TLEの誤差傾向について体系的把握が不十分

軌道条件・物体の大きさ・更新頻度等によりデータにばらつきがある

⇒接近解析の確度を上げるためTLEデータ精度把握が必要

HTV2号機の軌道高度:250~370km

JAXAの他の運用衛星の軌道高度(600~750km)

に比べて高度が低く、大気抵抗に伴う誤差が大きい。

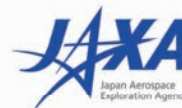
(誤差傾向が異なる)

⇒「HTV2号機の軌道高度を通過する物体」

(=HTVに接近する可能性がある物体)

に着目し、TLE誤差傾向を定量的に把握する

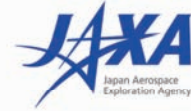
8



4.1 評価の流れ

- ① TLEエポックでの誤差傾向の把握(軌道決定誤差評価)
 - ・「離心率／物体の大きさ(レーダ断面積)」別に見た誤差傾向の把握
 - ⇒軌道伝播以外に起因する誤差の傾向を確認し、伝播誤差を評価する解析(②)のケース設定に利用
 - 「TLEそのものが持っている誤差を評価」
- ② TLE伝播誤差の傾向把握
 - ・軌道伝播した時(予測軌道)の誤差の拡大傾向の把握
 - ⇒「TLEを軌道伝播することで生じる誤差」について、各ケース毎に評価

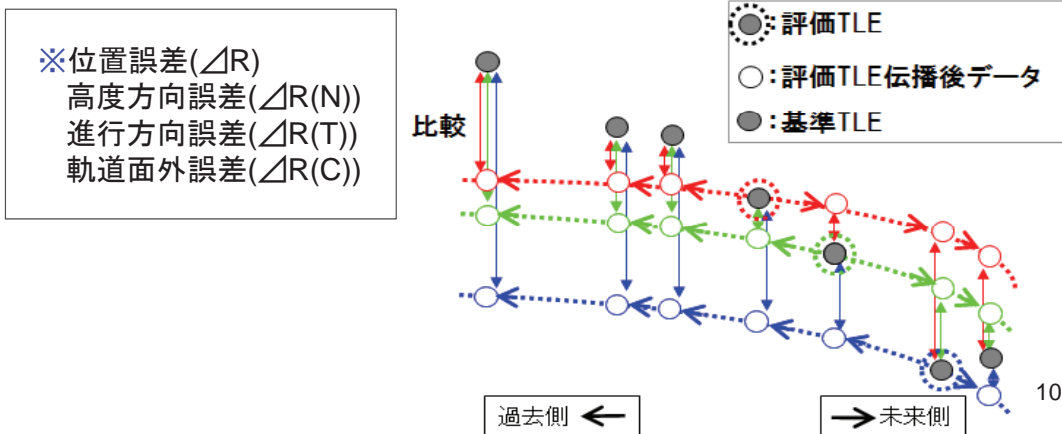
9



4.2 評価方法

- 個別物体のTLE(評価TLE)を、同一物体の別のTLE(基準TLE)のエポック(軌道決定時刻)まで軌道伝播する。
- 評価TLE伝播後の軌道と、同一時刻の基準TLEの軌道を相互比較し、誤差(※)を統計的に評価する。

(軌道伝播にはSGP4伝播モデルを使用)

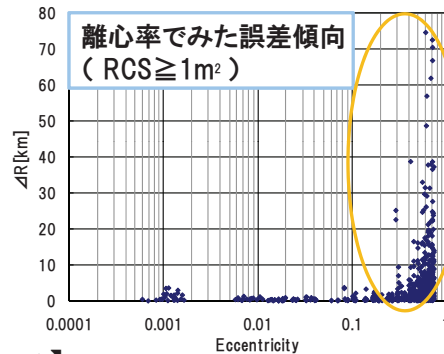
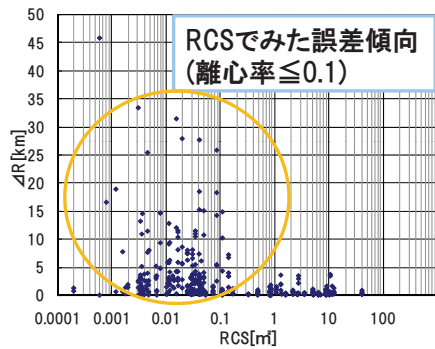


4.3 評価結果



① TLEエポックでの誤差傾向の把握

- ・離心率／物体の大きさ(レーダ断面積)別に見た誤差傾向の把握 (※評価データ期間：2010/9/1～9/30)



【設定ケース】

ケースNo.	離心率[e]	RCS(m ²)	軌道決定誤差
Case1	$e \leq 0.1$	RCS < 1	中
Case2	$e \leq 0.1$	RCS ≥ 1	小
Case3	$e > 0.1$	RCS < 1	大
Case4	$e > 0.1$	RCS ≥ 1	中

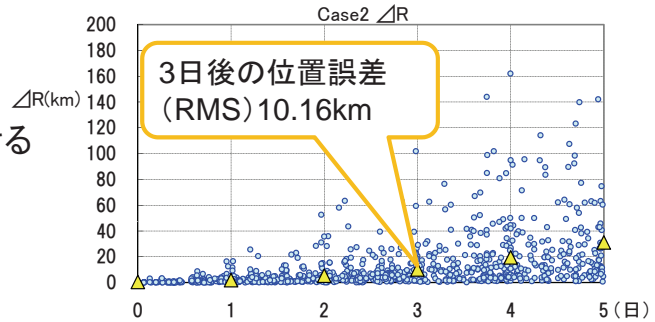


4.3 評価結果

②TLE伝播誤差の傾向把握(1/3)

伝播誤差の拡大傾向(例)

※HTV1号機の接近解析における
TLE伝播期間: **約3日**(平均)



【3日伝播後の誤差】

ケース名	離心率[e]	RCS(m ²)	RMS(km)				(軌道決定誤差)
			ΔR	ΔR(N)	ΔR(T)	ΔR(C)	
Case1	$e \leq 0.1$	RCS < 1	47.21	0.98	47.17	0.43	中
Case2	$e \leq 0.1$	RCS ≥ 1	10.16	0.30	10.14	0.27	小
Case3	$e > 0.1$	RCS < 1	26.09	6.27	24.80	0.89	大
Case4	$e > 0.1$	RCS ≥ 1	34.40	9.74	31.11	1.09	中

12

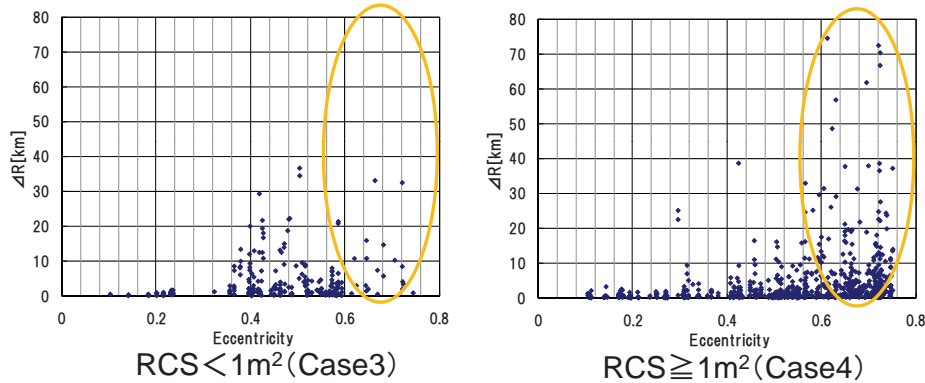
4.3 評価結果



②TLE伝播誤差の傾向把握(2/3)

【Case3と4の結果比較→Case4の方が伝播誤差大】

軌道条件からはCase3の方が伝播誤差が大きいと予想



【離心率(e)0.1以上の物体における誤差傾向】

⇒Case3の方が離心率が大きい(=伝播誤差大)物体が少ない
(eが大きく、RCSも大きな物体: 静止トランスファ軌道に残ったロケット機体)

13

4.3 評価結果



②TLE伝播誤差の傾向把握(3/3)

【Case1の伝播誤差が最大】

Case1の特徴

- ・離心率 $e \leq 0.1$
⇒常に低軌道にいるため、大気抵抗に伴う予測誤差大
- ・RCS $< 1\text{m}^2$ ⇒小さい物体のため、観測データが少ない可能性
- ・破砕デブリの割合:95%以上(2番目はCase3:70%以下)
他のCaseに比べて破砕デブリの割合が多い
⇒形状が不定のため、大気抵抗の影響の不確実性が大きい
→複数の要因により誤差が大きくなっている

【Case2: $\Delta R \sim 10\text{km}$ 】

- ⇒JAXA運用衛星の軌道高度におけるTLE伝播誤差(最大約3km)
→大気抵抗増大に伴い、誤差が大きくなっている

14

5. まとめと今後



<まとめ>

HTV2号機の軌道高度を通過する物体のTLE誤差傾向を把握

- ・離心率が大きく、RCSが小さい物体の方がTLE誤差が大きいという経験的認識について、HTVの軌道高度においても定量的な評価結果が得られた。
- ・ただし、運用衛星付近のTLEに比べて大気抵抗増大に伴う誤差が大きいため、接近解析においてHTV特有の考え方を適用する必要がある。

<今後>

- ・運用への適応性を高めるため、さらに誤差の要因を分析して把握する。
- ・TLEの誤差を適切に考慮したNotification Boxの大きさについて検討する。

15

Ⅲ. モデル化

環境推移モデルによるスペースデブリの長期環境推移について

○眞庭知成, 花田俊也 (九州大学), 河本聡美 (JAXA)

増加し続けるスペースデブリを抑制する手段としてデブリ低減策に関する議論が活発化してきている。その手法の例として他の宇宙機を用いて能動的にデブリ除去を行う(Active Debris Removal)や、衛星自身が墓場軌道へ移動して廃棄を行う(Post Mission Disposal)などが考えられている。しかしながら、これら低減策を軌道上で実施するには莫大なコストが予想されることに加え、技術的課題が いまだ山積みしており、実際に低減策を実施する前に長期間にわたる環境推移計算が可能である環境推移モデルを用いて、デブリの増殖抑制効果や他の軌道上物体に対する影響を評価する必要がある。環境推移モデルはデブリ問題を議論していく上で重要なモデルであるため、宇宙開発を進めている主要な国では独自のモデルを保有している。日本では低軌道の環境推移モデルであるLEODEEMと静止軌道の環境推移モデルであるGEODEEMを保有している。本発表ではこれらのモデルを用いてデブリ除去シナリオを行った場合における 長期環境推移の計算結果について議論する。

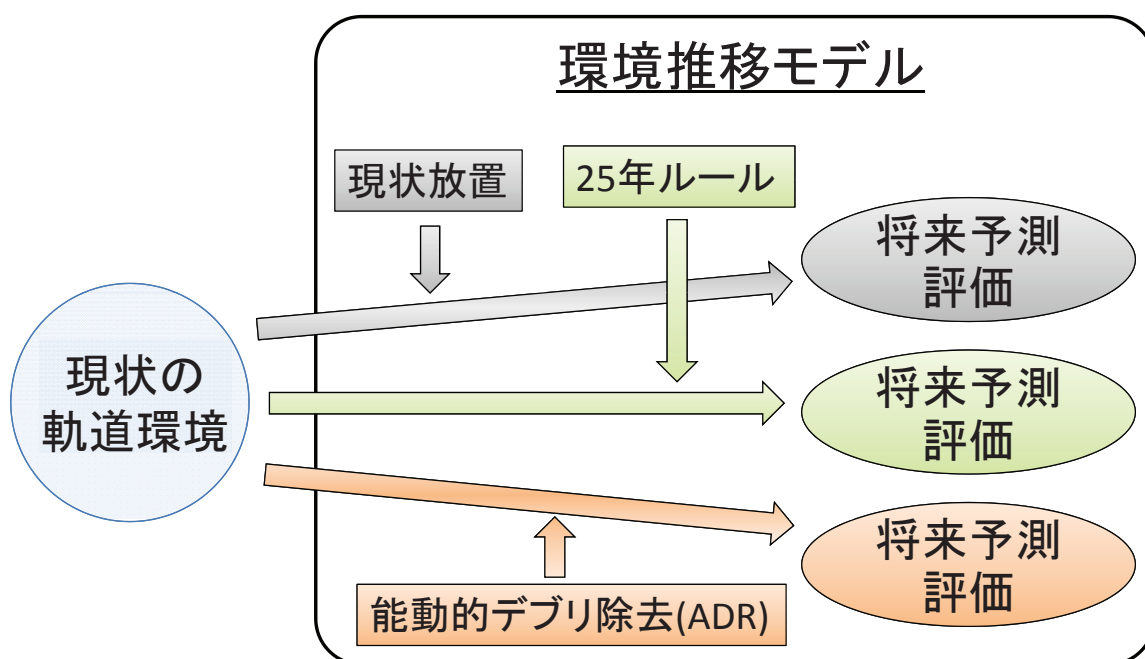
環境推移モデルによるスペースデブリの 長期環境推移について

眞庭知成, 花田俊也 (九州大学)
河本聡美 (JAXA)

目次

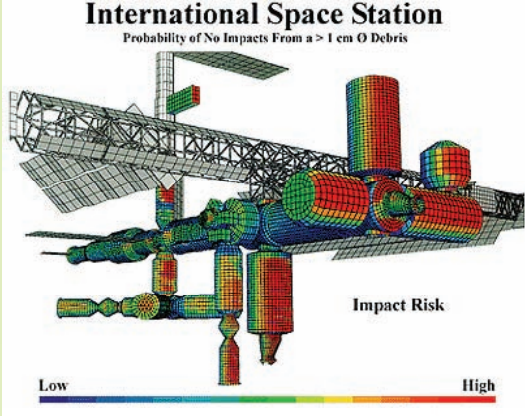
- 背景(環境推移モデルの役割)
- 低軌道環境推移モデル(LEODEEM)について
 - 軌道計算
 - 衝突計算
 - 軌道環境データ
- 環境推移モデルの計算例(25年ルール適用)
- まとめ

背景：環境推移モデルの役割



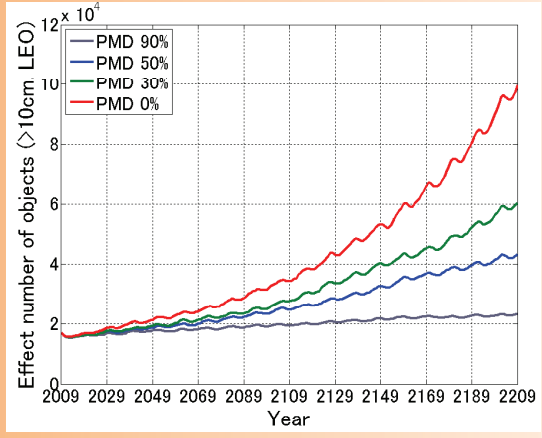
環境モデルと環境推移モデルの違い

環境モデル



- デブリ衝突リスクの評価
- 宇宙機設計への適用

環境推移モデル



- 軌道環境の将来予測
- デブリ低減策の評価

各機関が保有する環境推移モデル

国際機関間スペースデブリ調整委員会 (IADC)						
機関						
モデル	LEGEND	DELTA	KSCPROP	LEODEEM	SDM	DAMAGE



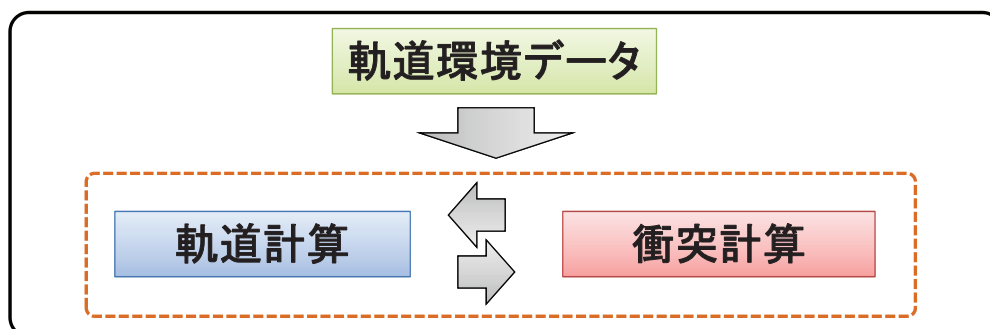
国際的にデブリ低減策を議論する際に各機関
独自のモデルを保有している事は重要

日本の環境推移モデルについて

低軌道環境推移モデル:LEODEEM

- JAXAと九州大学が共同で開発したデブリ環境推移モデル
- 近地点高度2000 km以下の軌道環境推移を予測
- すべての物体を個別に取り扱う

計算の流れ



2010/12/17

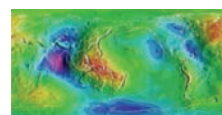
第4回スペースデブリワークショップ

6

軌道計算

● 考慮する摂動

- 大気抵抗による摂動
 - Jacchia-Roberts 密度モデル
- 地球の非球体性による摂動
 - J_2, J_3, J_4 摂動
- 第3天体による摂動
 - 太陽 (VSOP87より位置計算)
 - 月 (ELP2000/82Bより位置計算)
- 太陽輻射圧による摂動



軌道要素を5日ステップで軌道計算を行う

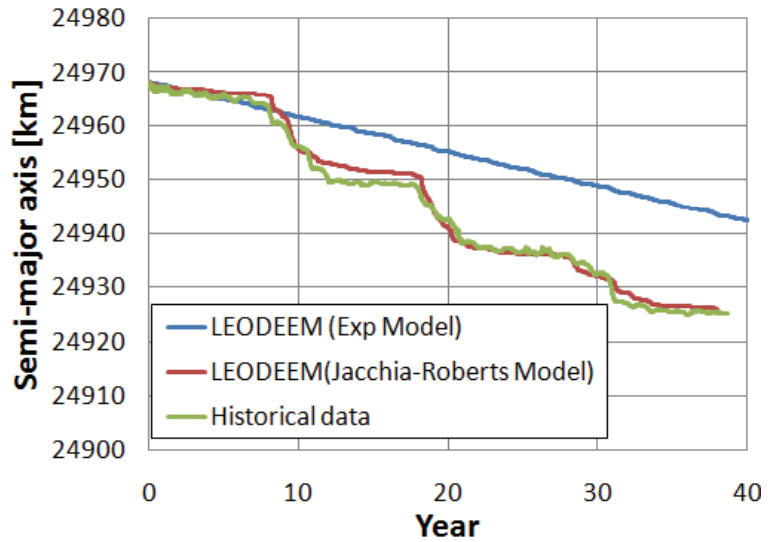
2010/12/17

第4回スペースデブリワークショップ

7

軌道計算 (テストケース: Atlas Centaur R/B)

初期条件	
a [km]	24968.11
e [-]	0.7208
i [deg]	28.19
RAAN [deg]	304.93
AoP [deg]	180.61
M [deg]	177.49
A/m [m ² /kg]	2.3×10^{-2}



Atlas Centaur R/B 高度履歴

衝突計算

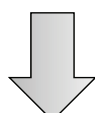
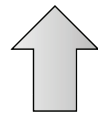
衝突判定計算

総当たりで2物体の軌道から衝突率を計算

- 遠近地点フィルタ
- 軌道間最短距離フィルタ

← 乱数と比較

新規に発生する
デブリデータ



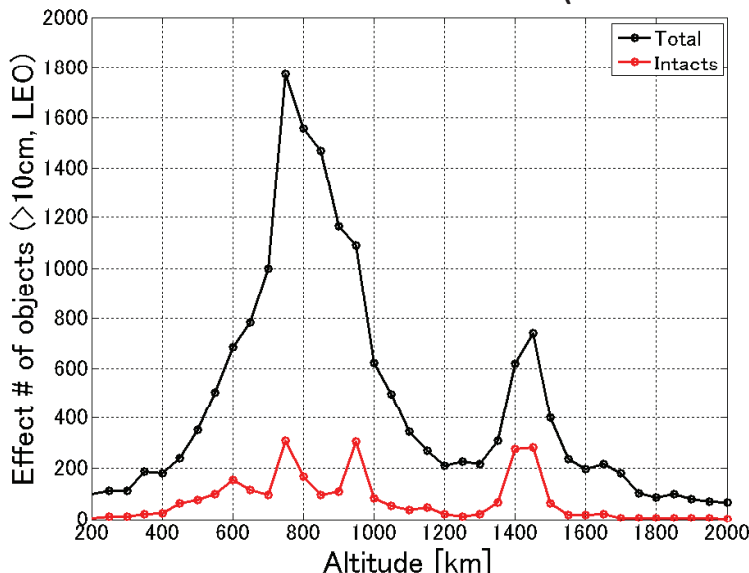
衝突した物体のデータ
(軌道, 質量等)

NASA標準破砕モデル

- サイズ分布
- 面積質量比分布
- 放出速度分布

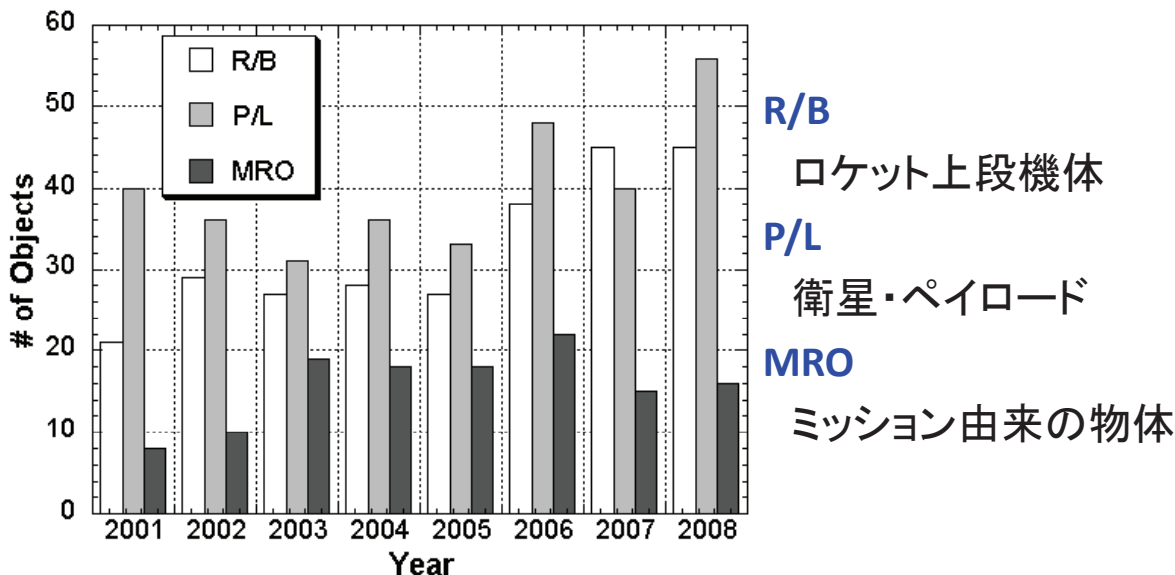
軌道環境データ(初期値)

2009年5月1日の軌道環境を模擬した
 サイズ10 cm以上のデブリデータ (IADCにより配布)



軌道環境データ(Insertion)

2001-2008年の打ち上げデータを繰り返し使用する



環境推移モデルによる計算

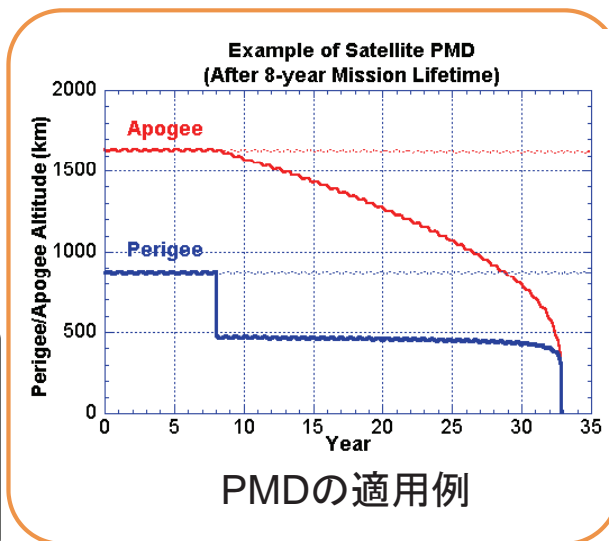
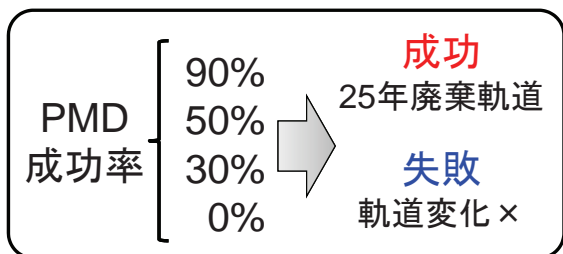
Post Mission Disposal(PMD, 25年ルール)の効果

計算条件

新規打ち上げ物体

 S/C: ミッション期間 8年

 R/B: ミッション期間 0年

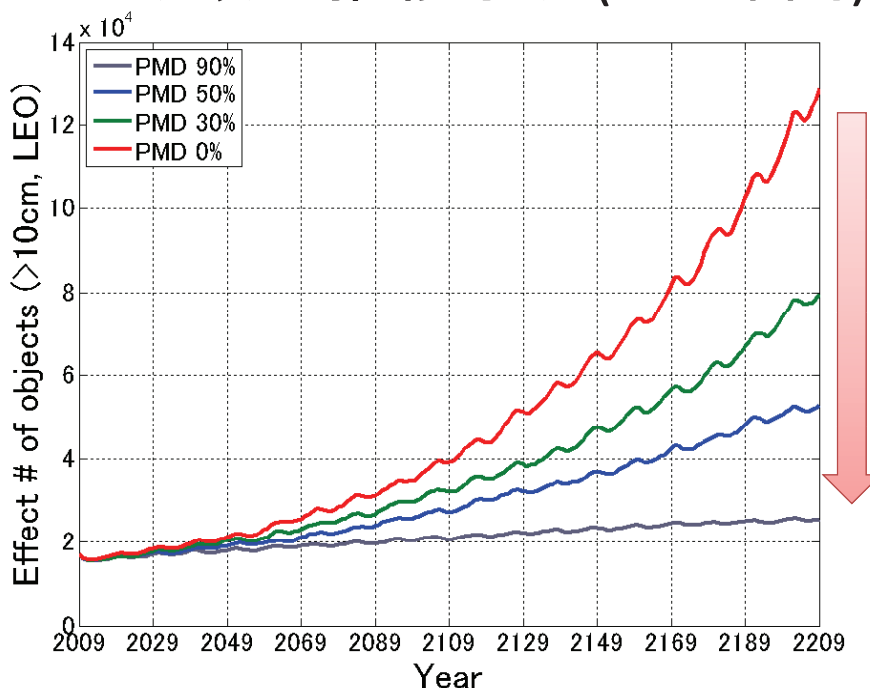


2010/12/17

第4回スペースデブリワークショップ

12

デブリ数の推移予測(200年間)

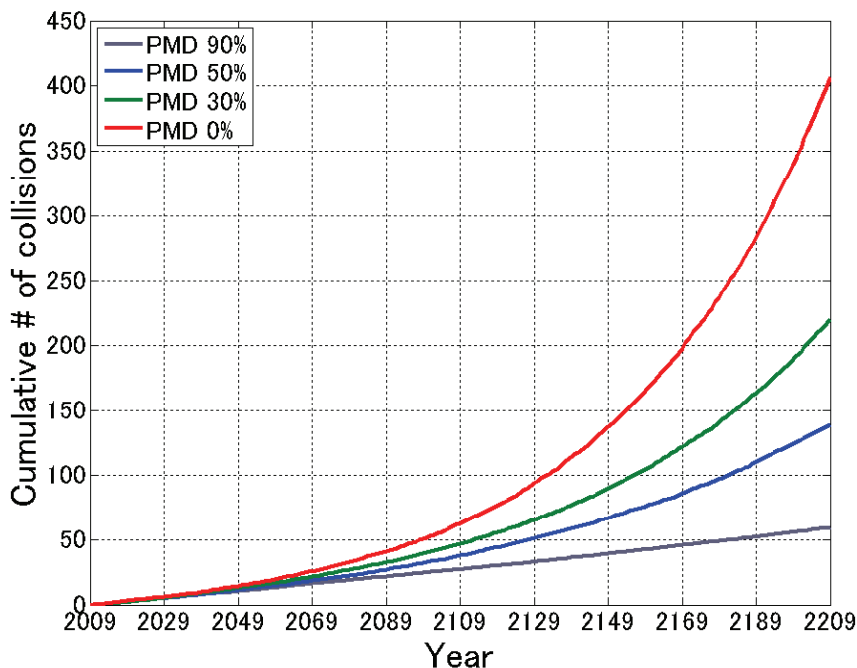


2010/12/17

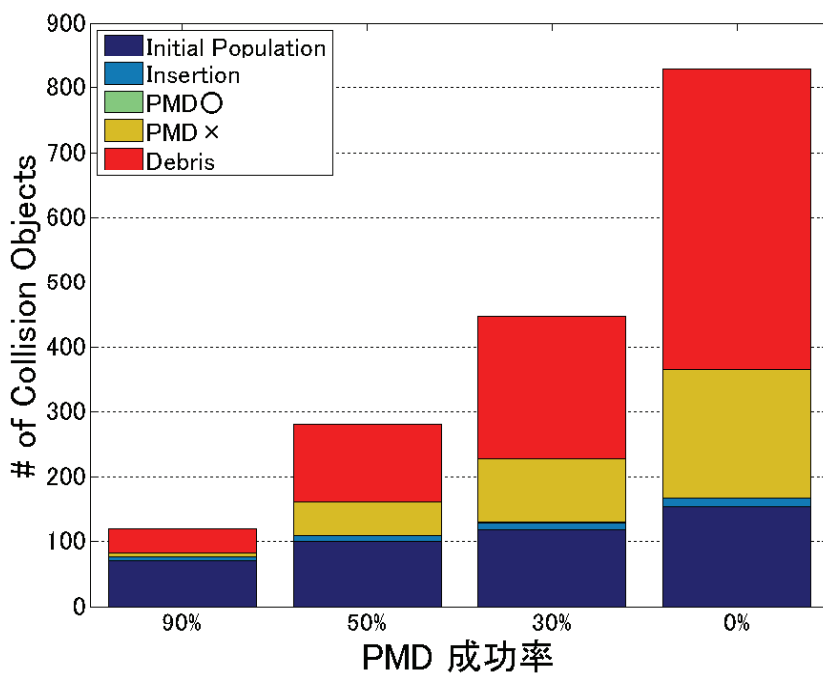
第4回スペースデブリワークショップ

13

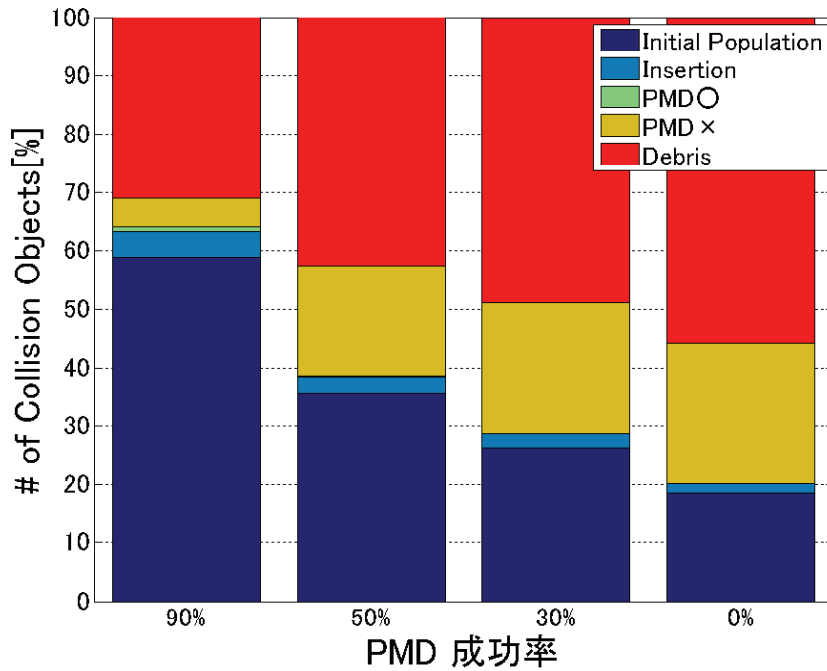
デブリの累積衝突回数予測(200年間)



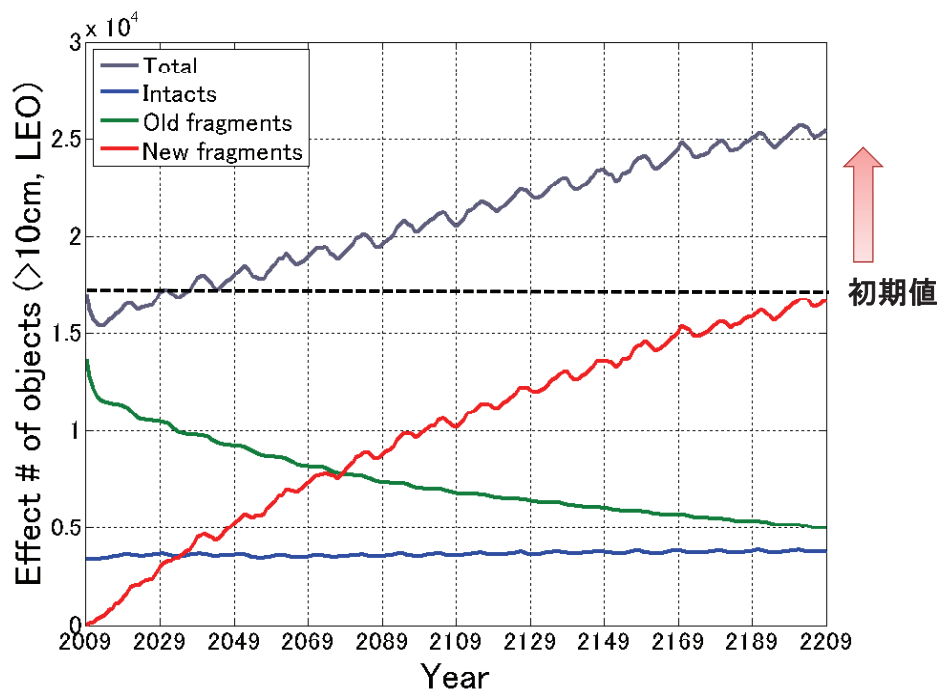
衝突した物体の種類



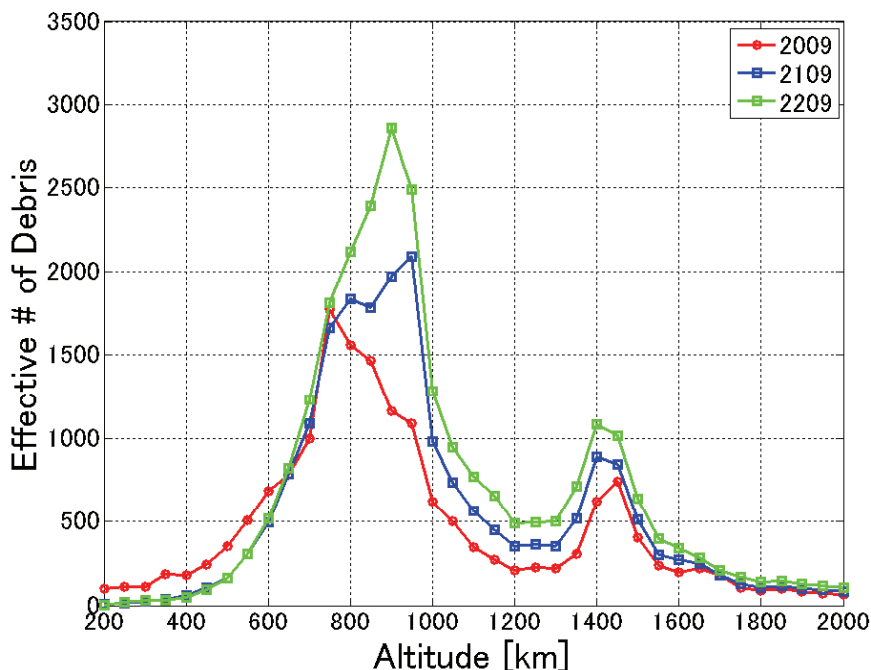
衝突した物体の種類



デブリ数の推移(PMD 90%)



高度別デブリ密度(PMD 90%)



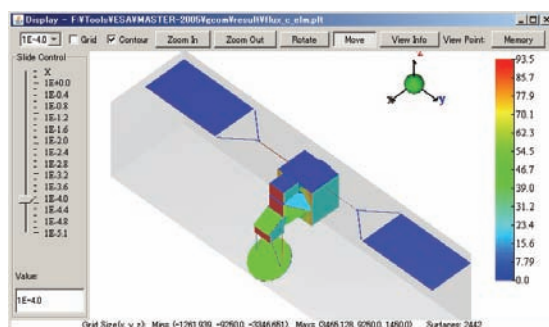
まとめ

- 環境推移モデルLEODEEMの有用性について説明
- デブリ低減策の効果を計算
 - ✓ Post Mission Disposalによりデブリの増加を抑制できるが増加は止まらない
 - ✓ 環境保全のためには積極的にデブリを除去をするActive Debris Removalが必要

デブリ衝突解析について

○河本聡美、東出真澄（JAXA 研究開発本部未踏技術研究センター）

近年デブリの増加により、デブリ衝突による宇宙機の損傷リスクはすでに無視できないレベルに達している。JAXA 研究開発本部未踏技術研究センターでは、デブリモデル・解析研究の一つとして、宇宙機の形状、姿勢も考慮して各部位への衝突率、損傷発生確率を評価するための「デブリ衝突損傷解析ツール」(図)を開発し、JAXA プロジェクトに提供、支援している。本ツールは、宇宙機の開発時にデブリ衝突損傷発生確率を考慮して衛星構造や重要機器の配置を検討したり、流星群通過時などの損傷リスクを低減するための宇宙機の姿勢変更について検討することができる。また、デブリ発生防止標準の適合を支援するための「デブリ発生防止標準支援ツール」はデブリ衝突確率の簡易解析の他、宇宙機の軌道上寿命や地上落下溶融解析の簡易評価等が可能なツールであり、JAXA プロジェクトの他、JAXA 外部にも提供されている。本講演ではこれらツールについて紹介する。



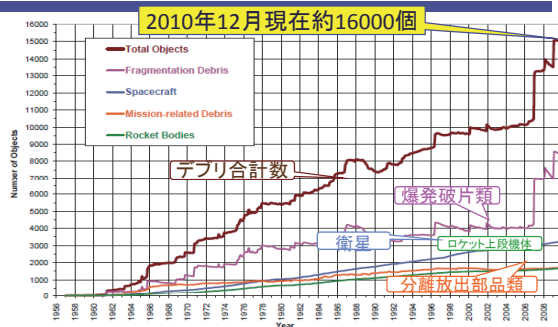
デブリ衝突解析について

○河本聡美、東出真澄
(JAXA研究開発本部未踏技術研究センター)

第4回スペースデブリワークショップ 2010.12.17

JAXA 背景

- ◆ デブリ衝突による損傷リスクは、特に低軌道ではすでに無視できないレベルに達している
- ◆ 1mm以下のデブリでも、場所によってはミッションに影響を及ぼす
- ◆ 防御設計が必要



カタログ化物体数の変化 NASA

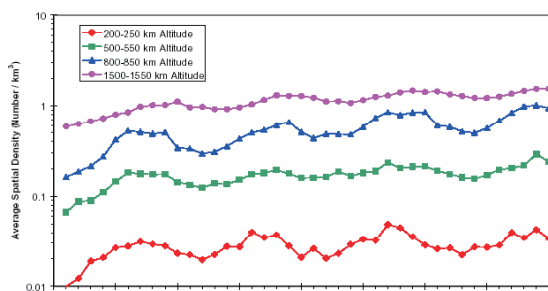
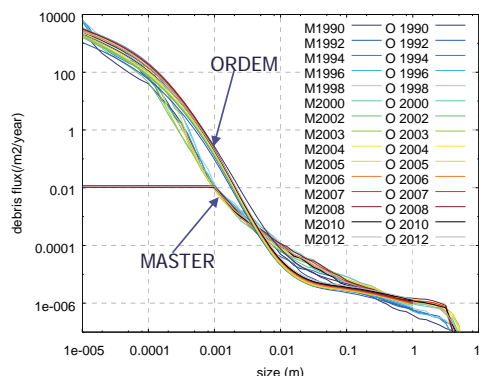


Figure 4.5-10. The ORDEM2000 spatial density variation between 1991 and 2030 for debris >100 μm in size.



(補足)

JAXA デブリ衝突が与える被害と衝突頻度

表 衝突デブリサイズと衝突被害

衝突デブリ寸法	0.1 mm	0.1~1cm	1~10cm	> 10cm
衛星の被る被害	太陽電池セルの損傷等	ミッション能力の部分的喪失	致命的な損傷(全壊)	完全なる破壊
衝突頻度(高度700km、20m²で10年寿命の低軌道衛星)	25680 個	1.9 個	0.015 個	0.0012 個

表 シャトルミッション関係の損傷限界デブリサイズ

被害の程度	貫通限界デブリ径	発生頻度(高度700kmと仮定した場合)
オービターの窓ガラスの交換	0.04mm	多数
宇宙服の貫通	0.1mm	0.015 個/時間/m²
オービターの放熱パイプの貫通	0.5mm	0.0032 個/週間/m²
オービターの翼のリーディングエッジの貫通	1.0mm	0.00018 個/週間/m²
オービターの熱保護システムタイルの貫通	3~5mm	0.000012 個/週間/m²
オービターの搭乗員キャビンへの貫通	5.0mm	0.0000046 個/週間/m²
ペイロードベイの損傷	1~10mm	0.00018 個/週間/m²

出典: Space Shuttle Program Pre-Flight Meteoroid/Orbital Debris Risk and Post-Flight Damage Assessments, George M Levin, NASA, Feb. 1997



リスク管理マトリクスによる低軌道衝突リスク評価

		衝突の影響度			
		軽微: 機能劣化	局所的: 機能喪失	重大: 全壊	破局的: 爆発的破壊
衝突の可能性(回数/寿命期間5年)	1以上	0.1mm級デブリ衝突⇒ 防御設計等 で対処			デブリ衝突リスク解析が不可欠
	10 ⁻¹		1mm級デブリ衝突⇒ 防御設計等 で対処		
	10 ⁻²			1cm級デブリ衝突⇒ 観測不能、防御不能	
	10 ⁻³				10cm級デブリ衝突⇒ 接近監視、回避操作

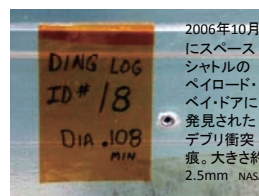
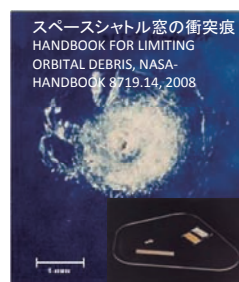
注: 衝突リスク(衝突で被害を受けること)は、(衝突の可能性) × (衝突の影響度) で評価される。

ここでは、20m²の大型衛星の(重大)な被害を10⁻³以下未満に抑えることを基準に評価している。



微小デブリの衝突事例

- ISSやスペースシャトルの衝突痕
- スペースシャトルの窓
 - 0.04mm以上のデブリ衝突で交換
 - 1992~2000年までの43フライトで76枚交換
 - そのうちデブリ32、メテオロイド17、不明27
- HSTのデブリ衝突痕
 - 1993年からの暴露で2.2 × 0.8mのエリアに約20、最大1cmの衝突痕
 - STS-61で観測されたハイゲインアンテナの1.9 × 1.7cmの衝突痕



↑ハッブル宇宙望遠鏡ラジエータの衝突痕 NASA ODOQN13-3

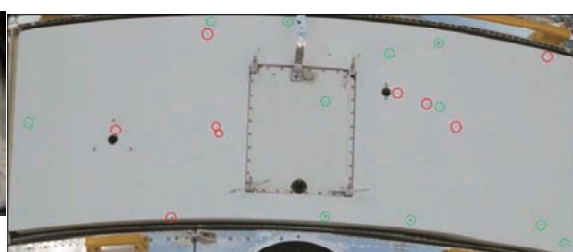


Figure 2. Large, visible MMOD impacts on the WFPFC2 radiator. The largest damage area is about 1 cm across. Red circles: features identified from the 2002 HST Servicing Mission 3B image survey. Green circles: new features identified from the 2009 HST Servicing Mission 4 image survey. (NASA Photos 125400695)



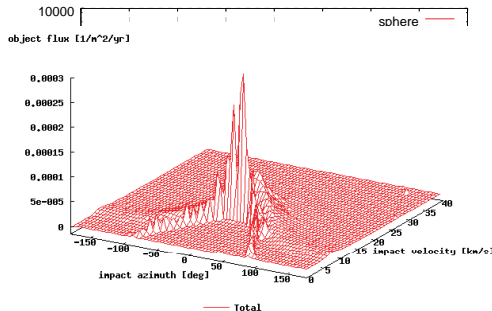
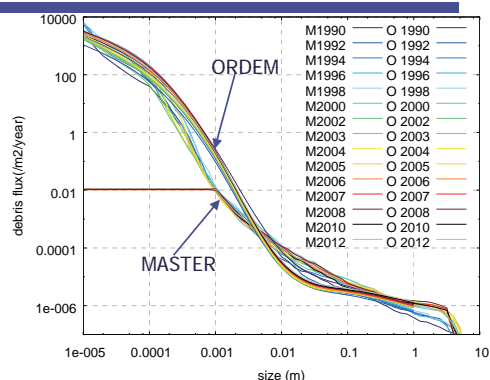
デブリ・メテオロイド衝突可能性のある不具合例

- ◆ 微小デブリ・メテオロイド衝突が原因である可能性のある不具合例
 - 2007.5 欧気象衛星Meteosat-8
軌道が突然変化し東西方向の位置制御スラスターの1つが破損
 - 2006.3 露通信衛星Express-AM11
突然外的な力が加わり、熱制御システムが減圧、冷却液が噴出。衛星の姿勢が失われ機能不全に
 - 2009.6 すざくASTRO-E2
CCDに不具合。微小デブリ・メテオロイドが衝突した可能性がある
 - 2003.10 みどり2 ADEOS-II
太陽電池パドルのハーネス破断により運用を廃棄。微粒子衝突起源の暗電流により回路が故障した可能性がある
 - 1994.9 MSTI-2
通信途絶。ワイヤーにデブリが衝突し、ショートしたのではないかと推測されている
 - 1993.8 欧通信実験衛星Olympus
ペルセウス流星群極大期に姿勢制御系が故障して運用を廃棄
- ◆ その他
 - デブリの軌道周期が変化して爆発、破片を放出などデブリ衝突が疑われる事例は近年急増中



デブリ環境モデルについて

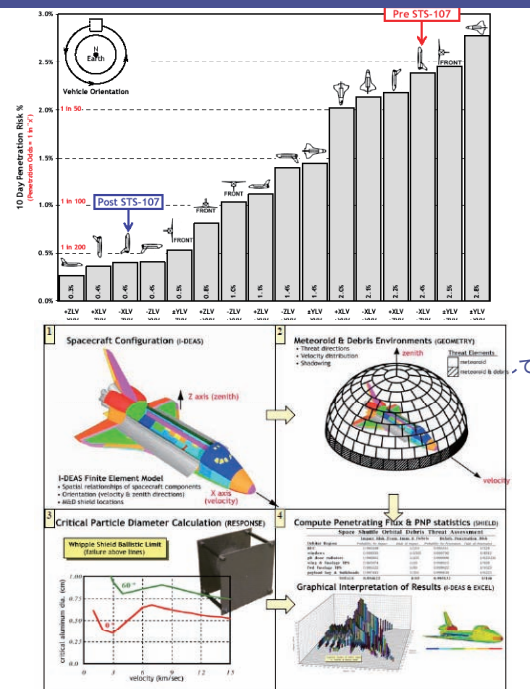
- ◆ ESAおよびNASAのデブリモデルが使用可能
- ◆ ESAのデブリモデルMASTER2005
 - 衝突速度、方向、デブリ種類などの詳細なデータを出力できるが、2005年5月1日以降の1mm以下の解析はできない
 - 近くMASTER2009が公開予定
- ◆ NASAのデブリモデルORDEM2000
 - 2005年以降でも1mm以下の解析ができるが、詳細情報が出力できない
 - 来年春頃にはORDEM2010が公開予定
- ◆ ORDEM2000の数百 μm ～数mmのフラックスはMASTER2005に比べ大きい
 - 環境標準では最大フラックスを出力するモデルを使うことを推奨
- ◆ 衝突でも角度、速度が異なるため、一律に衝突頻度だけで評価はできない



① デブリ衝突角度、速度 (MASTER2005)

JAXA デブリ衝突損傷リスク解析

- ◆ 宇宙機形状、隠蔽、衝突角度・速度等を考慮した「デブリ衝突損傷リスク解析ツール (TURANDOT, Tactical Utility for Rapid ANalysis of Debris on Orbit Terrestrial)」を開発
- ◆ 隠蔽、速度・角度を考慮しないデブリフラックスのみでの評価は過大評価の恐れ
- ◆ 欧米はデブリ防御設計、宇宙機の姿勢変更などデブリ防御運用をすでに実施しているが、解析ツールは非公開



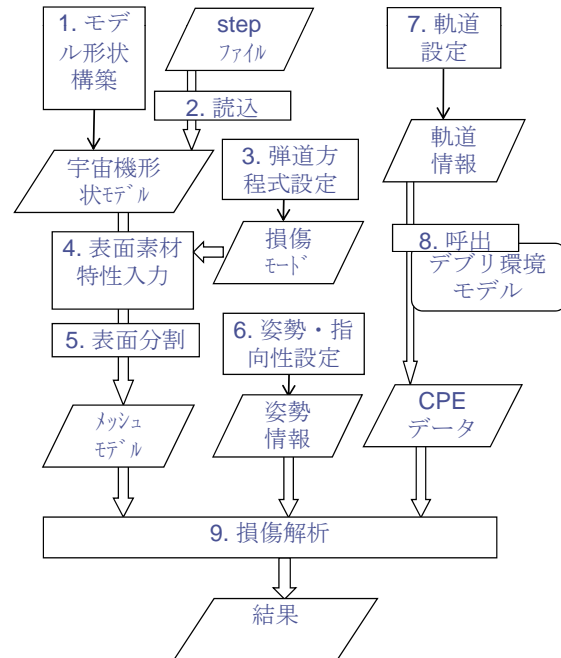
BUMPER-IIIによる解析例(NASA)

JAXA 損傷解析ツールの使用例

- ◆ 宇宙機の開発時に、デブリ衝突損傷評価を実施して構造や配置を検討する
 - 損傷発生確率をより正確に評価できる
 - クリティカル機器の配置、防御構造などのデブリ防御対策の有効性について、重量コスト等と比較しつつ定量的な評価ができる
- ◆ 運用を開始した後に、損傷リスクを低減するための宇宙機の姿勢変更について検討する
 - スペースシャトルは同等ツールを使用してデブリ損傷確率の低い姿勢に変更。ハッブル宇宙望遠鏡は流星群通過時に姿勢を変更
- ◆ 宇宙機不具合に、損傷確率がどのくらいあったか事後解析し、原因究明に役立つ

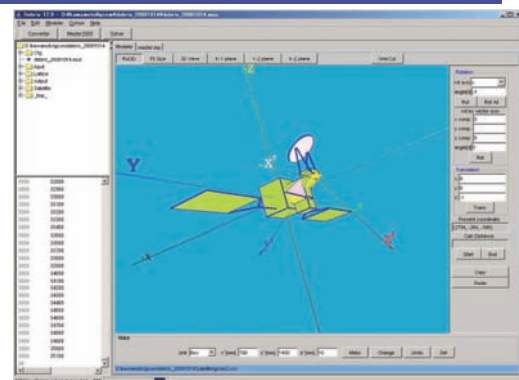
JAXA 解析ツールの流れ

1. 三次元モデル構築 あるいは
2. STEP形式ファイルのインポート
3. 損傷モード、弾道方程式の設定
 - 既存の弾道方程式を読み込みあるいは新規設定が可能
4. 表面素材特性入力
 - 宇宙機各部位に損傷モードの関連付け
5. 表面分割
6. 姿勢・指向性設定 (地球指向、慣性指向、太陽指向から選択)
7. 軌道・時期設定
8. MASTER2005 実行、CPE データを出力
9. 損傷解析 (CPEデータを解析し、各メッシュへの衝突頻度、損傷発生確率を、他の部位による隠蔽も考慮しながら積分)

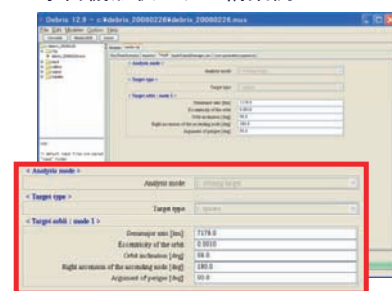


JAXA モデル構築およびパラメータ設定

- ◆ 宇宙機形状モデル構築
 - GUIでモデルを構築あるいはSTEP形式で読み込み
 - ◆ 正角錐/柱、直方体、球、パッチの作成が可能
 - ◆ 作成後モデルの非正角錐/柱への修正も可能
- ◆ 軌道、姿勢、エポック、デブリモデル等の解析パラメータを設定
 - デブリモデルの選択、補正の設定が可能



宇宙機形状モデル構築例



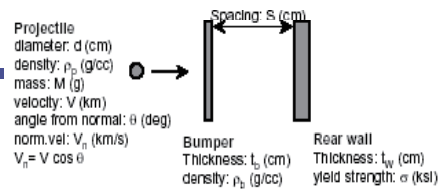
軌道設定画面



損傷発生 の 判定

- ◆ デブリ衝突損傷はある損傷モードを引き起こすデブリのサイズを表す式(弾道方程式)で判定される

- デブリ密度、速度、衝突角度、および宇宙機材料特性値の関数
- 損傷モードとは、構造の貫通/非貫通、ハーネス切断、深さp[mm]以上のクレーターの発生、など

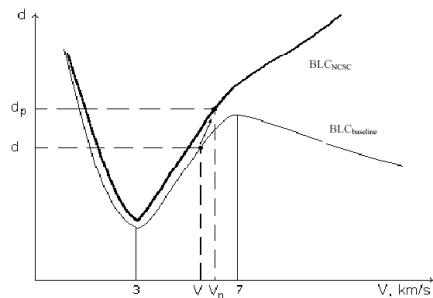


$$\text{for } V_p \geq 7, \quad d_c = 3.919 t_w^{2/3} S^{1/3} \rho_p^{-1/3} \rho_b^{-1/9} (\sigma/70)^{1/3} (V \cos \theta)^{2/3} \quad (1)$$

$$\text{for } 3 < V_p < 7, \quad d_c = 1.071 t_w^{2/3} S^{1/3} \rho_p^{-1/3} \rho_b^{-1/9} (\sigma/70)^{1/3} (V \cos \theta / 4 - 0.75) + ((t_w (\sigma/40)^{0.5} + t_b) / (1.248 \rho_p^{0.5} \cos \theta))^{1/8} (1.75 - V \cos \theta / 4) \quad (2)$$

$$\text{for } V_p \leq 3, \quad d_c = ((t_w (\sigma/40)^{0.5} + t_b) / (0.6 (\cos \theta)^{5/3} \rho_p^{0.5} \sqrt{2/3} (18/19))) \quad (3)$$

$$\text{for } \theta \geq 65^\circ, \quad d_c = d_c \text{ (at } \theta = 65^\circ) \quad (4)$$



Whipple bumperの弾道方程式
国際機関間デブリ調整会議 (IADC) のプロテクションマニュアル



損傷モード、弾道方程式の設定

- ◆ 弾道方程式を選択あるいは新規設定
 - ◆ 変数、パラメータを登録しFortranで記述
 - ◆ グラフで確認が可能

損傷モードはタブで管理

損傷モード関数中で利用する固定パラメータ

損傷モード関数中で利用するユーザー変数

方程式の表示

入力欄。引用文献、出処など。

関数本体プログラム記述欄
左欄で定義した変数を使う。

JAXA 損傷モードマッピング

◆ 宇宙機モデルに損傷モードをマッピング

損傷モードマッピング
登録した損傷モードの色に応じて色分けされる。複数の損傷モードがある場合には黒で表示

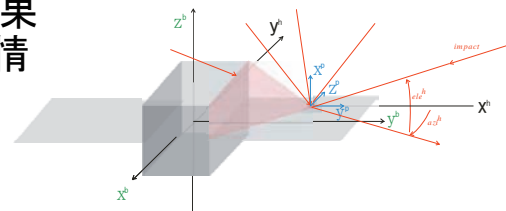
損傷モードを選択

物体プロパティおよび損傷モード表示画面

クリックして半透明になった部分の損傷モードを表示(この図ではSAP)

JAXA 損傷発生確率の解析

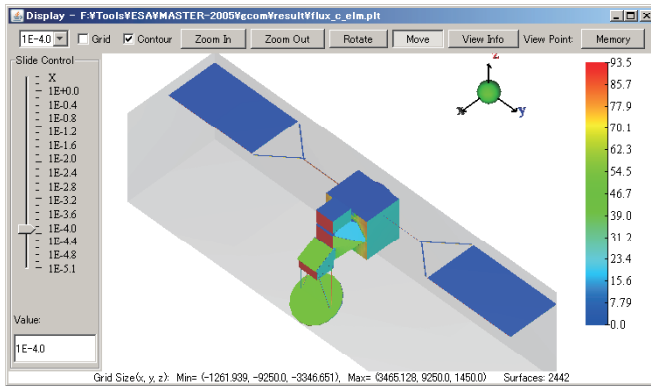
- ◆ ESAのデブリモデルMASTER2005のCell Passage Events (CPEs) ダンプ機能を使用
 - ◆ デブリの種類、サイズ、衝突速度、方向などの全情報が含まれるため、それらを積分
- ◆ すべてのデブリ衝突イベントについて、他の部位による隠蔽を考慮して各部位への衝突/非衝突を判定
- ◆ 損傷モードが発生するか否かを判定して積分することにより、損傷発生確率を計算
- ◆ NASAのデブリモデルORDEM2000および最近の中国の破碎実験等による環境悪化分を考慮して結果を補正。補正デブリモデル等の情報を表示



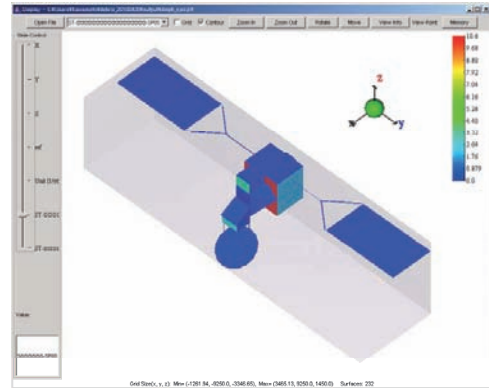


損傷解析ツールの出力(1)

- ◆ 3次元モデルの各部位、各機器の損傷リスクを、確率に応じて色分けして表示



衝突頻度解析結果例



損傷発生解析結果例(構造の貫通)



損傷解析ツールの出力(2)

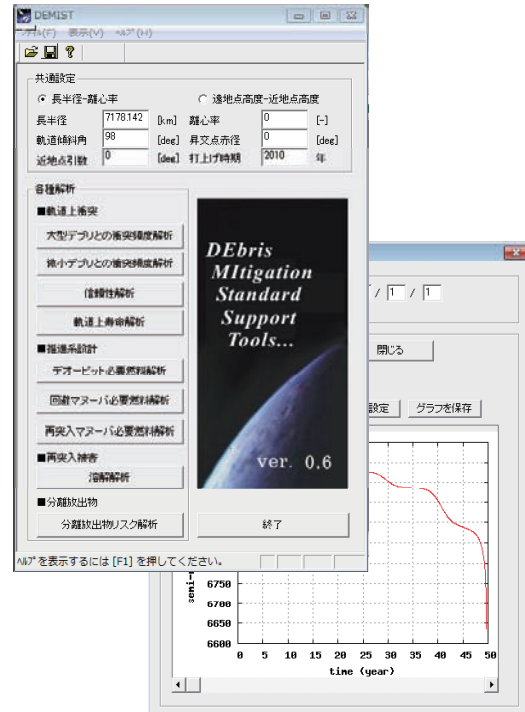
- ◆ 各構成、軌道、姿勢における、全損、機能Nの喪失、機器Nの損傷モード1発生確率を解析可能

機器名称	損傷モード	機能の喪失				機器喪失	全損	発生確率
		構造	電源	推進系	...			
ハーネス	切断		○			○	○	0.0003
	放電		○			○		0.0006
	...							
...						○		
機器1の喪失								0.0012
機能1の喪失								0.0025
...								
全損								0.003



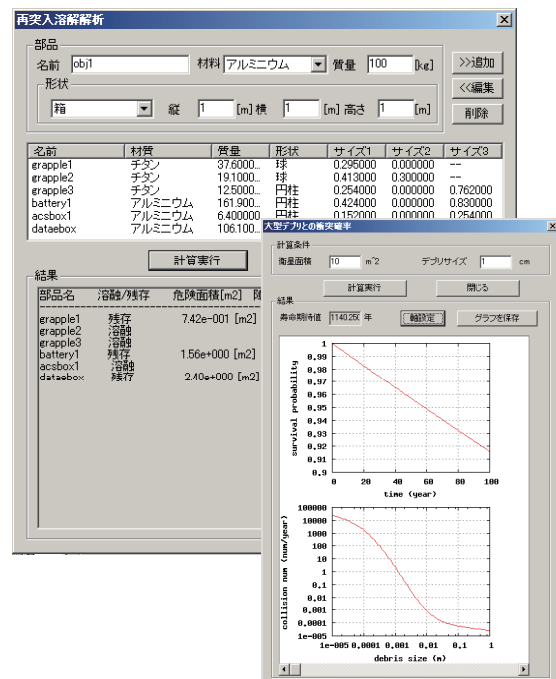
デブリ発生防止標準支援ツール

- ◆ デブリ発生防止標準支援ツールDEMIST Ver.0.6配布中
- ◆ 目的
 - JAXAデブリ発生防止標準JMR-003との適合性を確認
 - デブリリスクの簡易評価
- ◆ デブリフラックスとしてNASAのORDEM2000を使用
- ◆ Microsoft Windows 2000/XPで動くGUIを持つプログラムを配布



デブリ発生防止標準支援ツール

- ◆ 以下の解析が可能
 1. 大型デブリ衝突頻度解析
 2. 微小デブリ衝突頻度解析
 3. 全体としての信頼度解析
 4. 軌道上寿命(滞在時間)解析
 5. デオービット(・リオービット)必要燃料解析
 6. 回避マヌーバ必要燃料解析
 7. 再突入マヌーバ必要燃料解析
 8. 再突入溶解解析
 9. 分離放出物リスク解析



 **まとめ**

- ◆ 微小デブリ衝突による損傷は無視できないレベルに達しており、デブリ防御設計が必要
- ◆ 宇宙機形状、隠蔽等を考慮して、デブリ衝突頻度や損傷の発生確率を評価可能な「衝突損傷解析ツール(*TURANDOT*)」を開発、プロジェクト支援を開始している
- ◆ デブリ発生防止標準 JMR-003との適合性評価のための「デブリ発生防止標準支援ツール(*DEMIST*)」も配布中

宇宙ダスト計測技術の研究開発

○北澤幸人 (IHI, JAXA)、松本晴久 (JAXA)、
桜井晃、船越国広、八坂哲雄 ((有)QPS 研究所)、花田俊也 (九州大学)、長谷川直 (ISAS/JAXA)

JAXA は(有)QPS 研究所とともに、特にデータの少ない大きさ $100\mu\text{m}$ ～数mm程度のメテオロイド&デブリ(いわゆる「ダスト」)の存在量を計測し、宇宙機のリスク評価の精度を向上させることを目的としたセンサ(QPS 式ダストセンサ)の基礎検討を行った。このセンサは、ポリイミドなどを材質とする絶縁性薄膜(厚さ $10\mu\text{m}$ 程度)上にエッチングなどの技法により、ピッチ(空間周期) $100\mu\text{m}$ 以下の直線状の細長い導線(検出線)のパターンを印刷しておき、検出線の破断を電氣的に検出することにより、ダストの衝突を検知するものである。また、隣り合う複数本の検出が切断された場合には、それらの本数からダストのサイズを推定することが可能である。単純な原理に基づくため、複雑な機構や回路が不要である。本年度はこれまでの検討成果に基づき BBM 相当品の設計・製作を実施中である。ここでは超高速衝突試験による性能評価を中心に現在の研究開発状況について報告する。

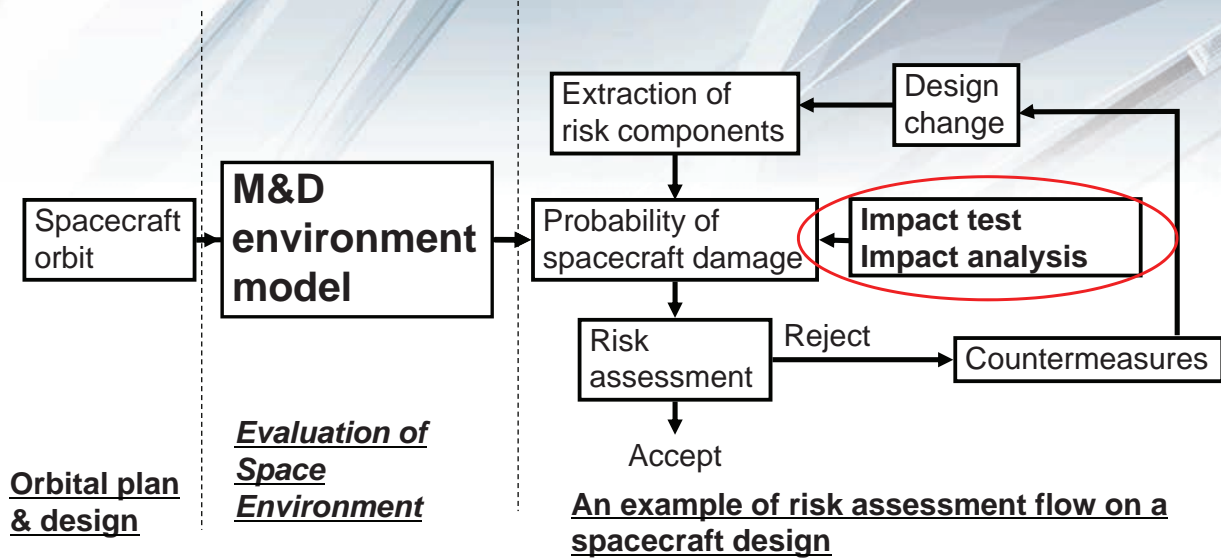


宇宙ダスト計測技術の研究開発

○北澤幸人 (IHI, JAXA)、松本晴久 (JAXA)、
桜井晃 船越国広、八坂哲雄 ((有)QPS 研究所)、
花田俊也 (九州大学)、長谷川直 (ISAS/JAXA)

Background

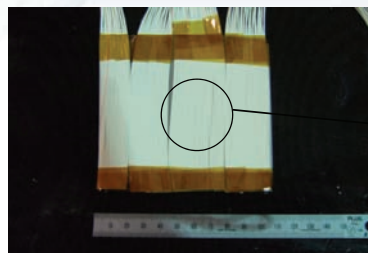
メテオロイド&デブリの衝突リスクの評価フロー



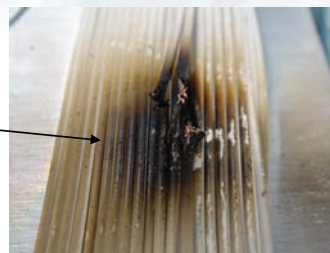
超高速衝突による試験例

Examples of hypervelocity impact experiments on electric power harness of satellites

Power supply	Projectile material	Projectile diameter (μm)	Impact velocity (km/s)	Result
60V/2A	Al	600	3.97	sustained disruptive discharges
100V/3A	Glass	500	4.35	sustained disruptive discharges
100V/3A	stainless	300	4.01	sustained disruptive discharges



Before impact



After impact

Reference

JERG-2-144-HB001 'JAXA Space Debris Protection Design Manual Appendix 2' (published by JAXA, 2008)

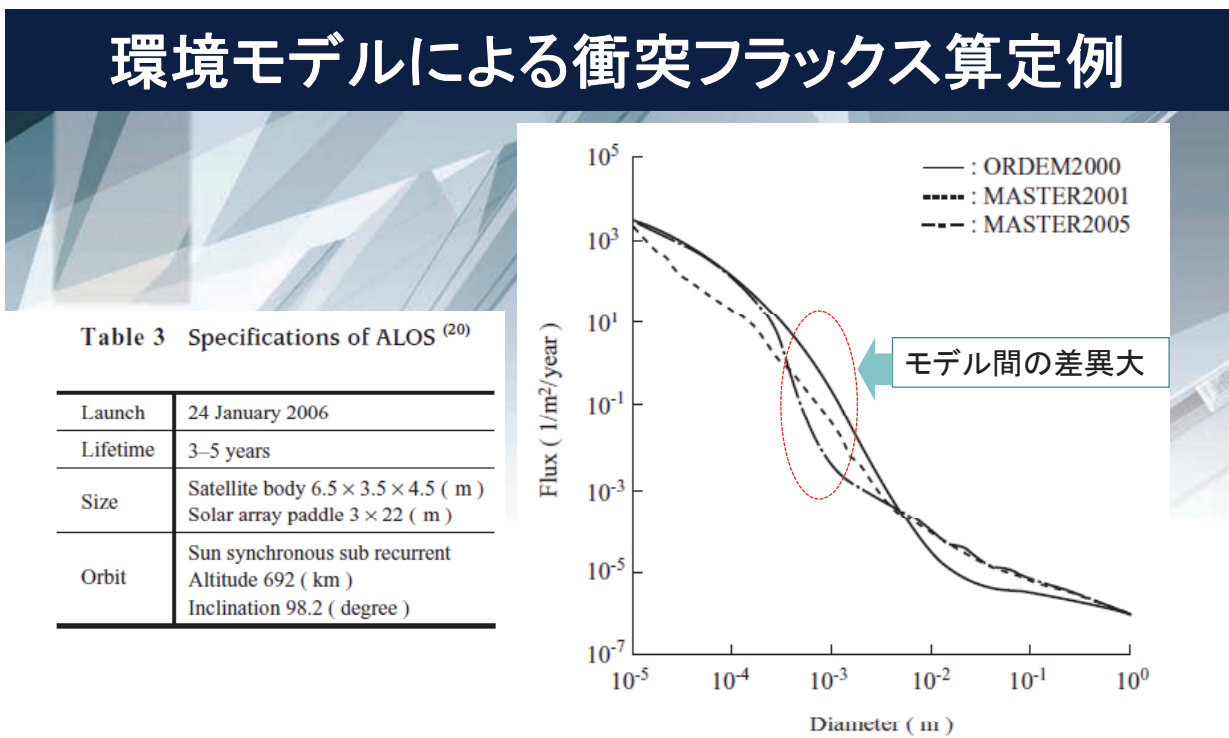
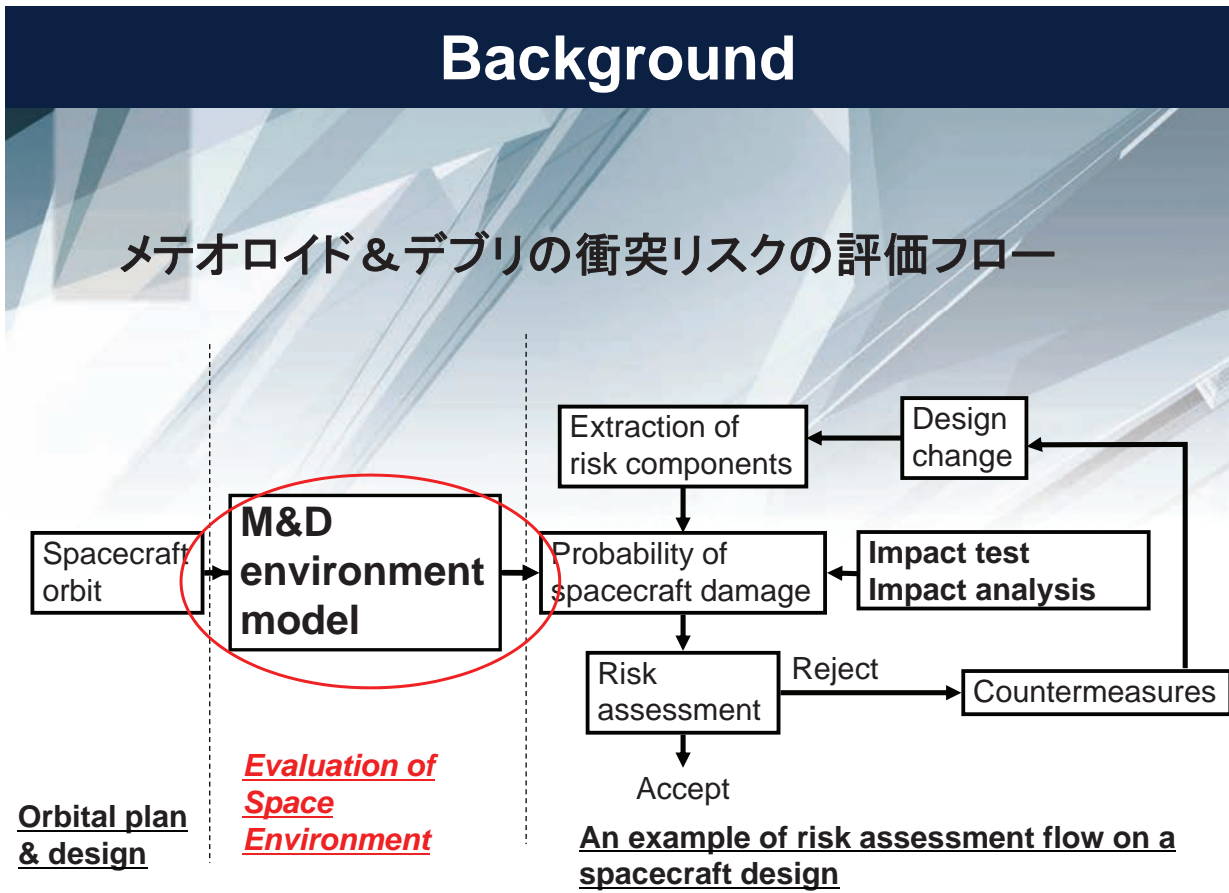
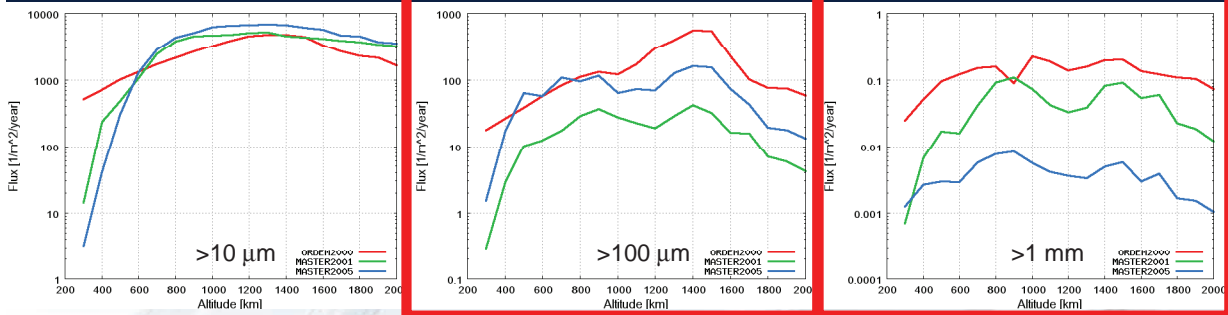


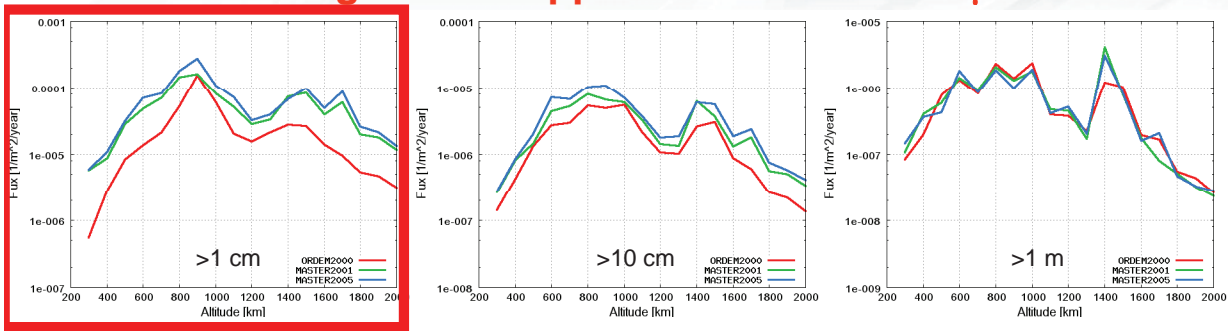
Fig. 5 Flux against diameter in the ALOS orbit

ALOS(「だいち」)軌道の衝突フラックス

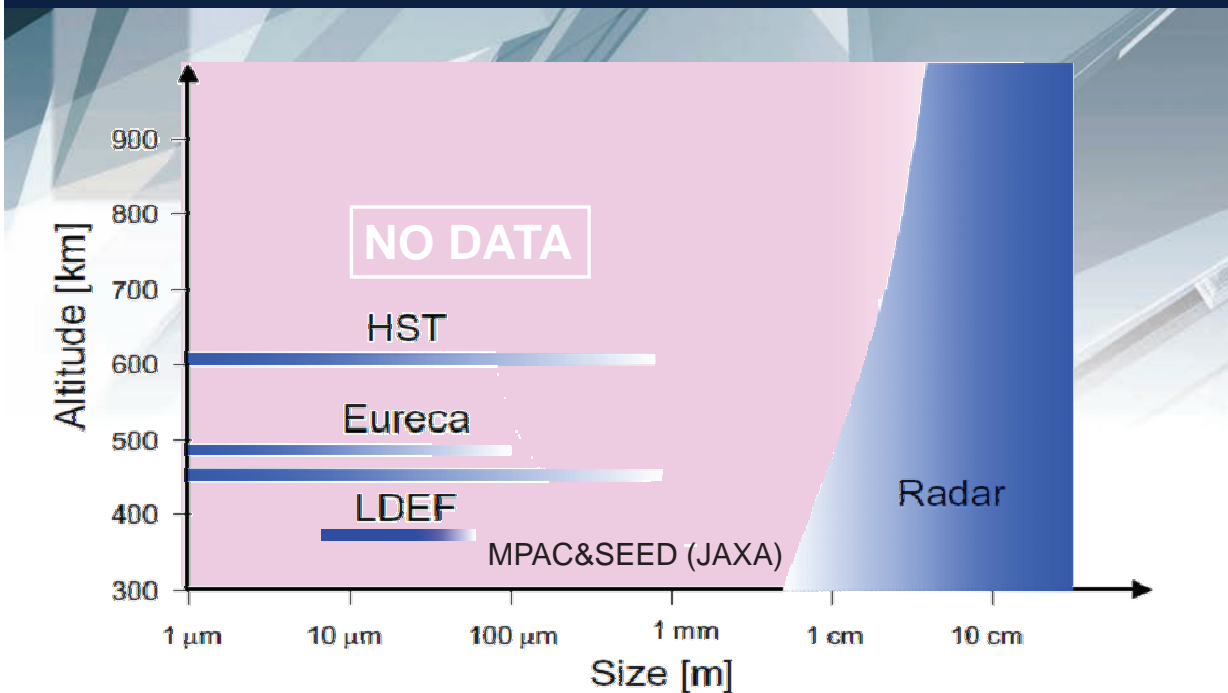
代表的なデブリ環境モデル(フラックスモデル)の比較例(軌道傾斜角: 1 10度)
 [赤: NASAのORDEM2000、緑: ESAのMASTER-2001、青: ESAのMASTER-2005]



Difference among models appeared between 100 μm and 1 cm.



低軌道のデブリ観測／計測範囲



Schematic view of available debris validation sources in LEO

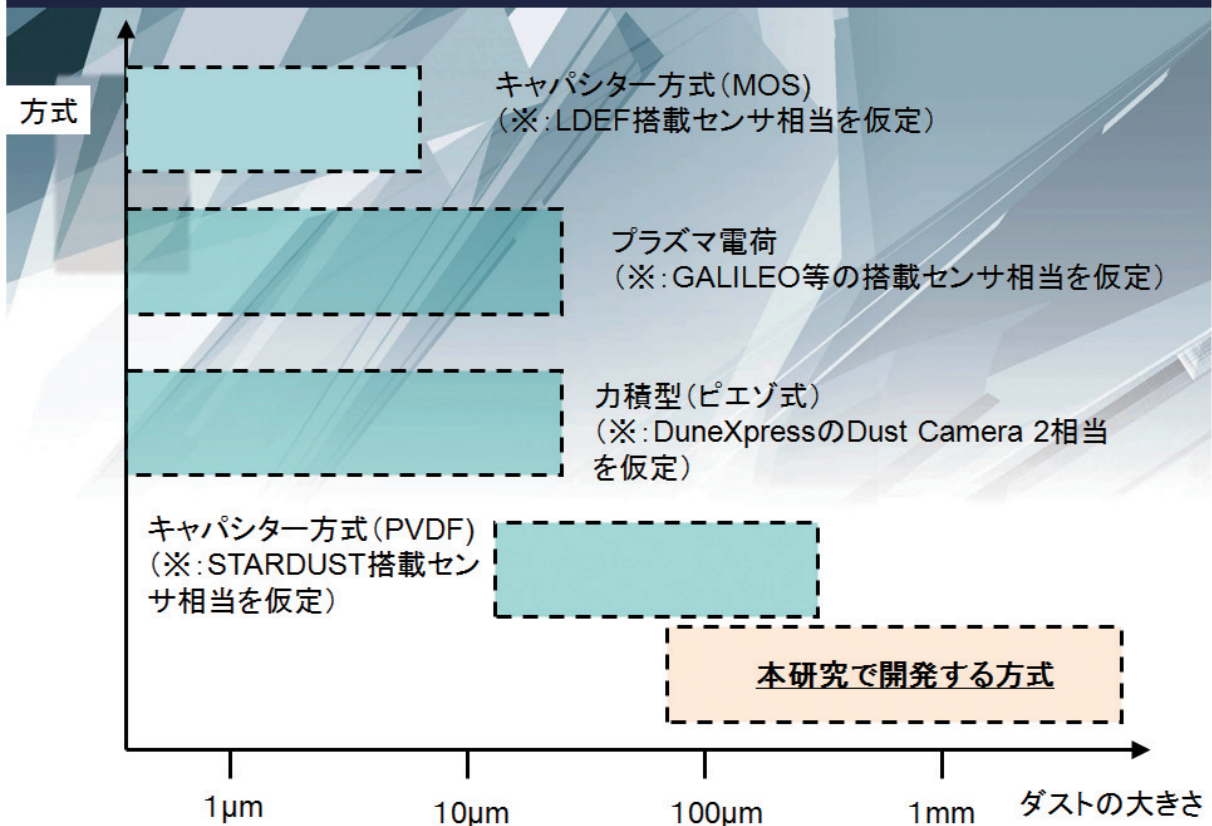
Technical Issues

Technical issues regarding dust particles (meteoroids & space debris) of approx. **100 micrometers to several millimeters** in size

1. Depending on the size, impact may damage the wire harness and other equipment
2. Space debris flux (number) for the size range not well known

8

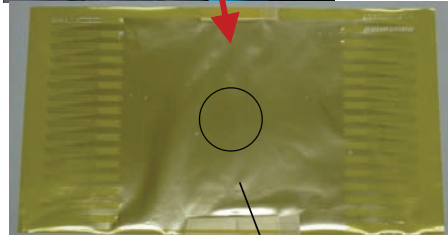
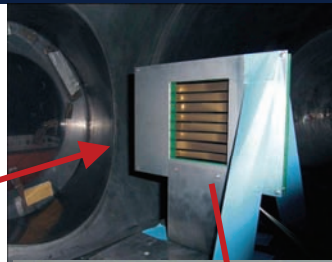
従来 방식 (搭載実績のある方式) との計測範囲の比較



新規開発センサに対する模擬デブリの超高速衝突試験 (2010年2月)

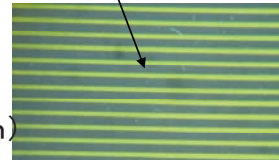


二段式軽ガス銃(ISAS/JAXA)



(センサ面サイズ: 10cm × 10cm、厚さ25 μ m)

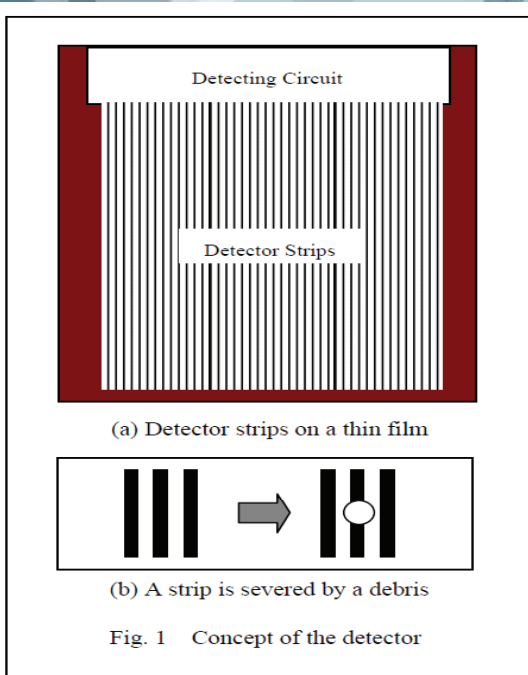
表面の拡大
(検出線の太さ: 50 μ m)



Kitazawa et al., 2010

10

開発センサの概要



(1) 基本構成

厚さ12.5 μ mの絶縁性の薄膜(ポイイミドフィルム)上に、約100 μ mピッチで細長い導線(太さ: 50 μ m、材質: 銅)のパターンを形成(図1(a))。

(2) 計測原理

導線の破断を電氣的に検知することにより、ダストの衝突(貫通)を検知。

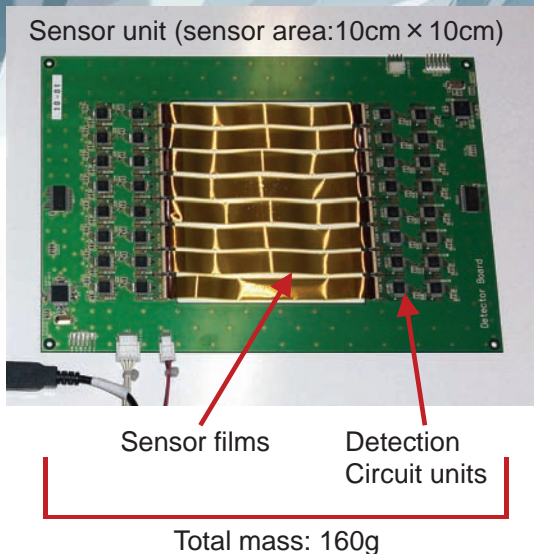
破断した導線の数、導線の幅、ピッチからダストのサイズを計測(図1(b))。

(3) 計測対象/計測項目

- ・計測対象: 粒径100 μ m以上のダスト
- ・計測項目: ダスト粒径、衝突頻度

(薄膜を2層構造に拡張することにより、ダストの衝突速度・方向も計測可能)

Improved prototype sensor (FY2009/10)



Sensor material: Cu-coated polyimide film

Stability during sensor performance evaluation

➡ No loss of terminal area.

Yield rates for sensor's conductive strips

➡ 100 %

Data (severed signal) discernment

➡ Signal discernment certainly possible.

The mass of the data acquisition circuit

➡ Total mass of sensor unit: 160 g
cf. FY2008/09 model: 470 g
(without wire-harness)

12

— センサの独自性/新規性 —

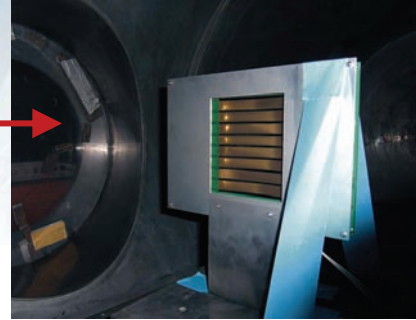
- 計測項目を衝突リスク評価で特に重要な「ダスト粒径、衝突頻度」に絞りこむことにより、センサ構成の単純化、低コスト化(校正試験数削減)が可能
- 新規のセンサ構造(薄膜への貫通を利用)を採用することにより、大面積化、軽量化が可能(搭載機会の確保)
- 従来のセンサでは計測困難であった領域(大きさ: 100 μ m~数mm)のダスト計測が可能
- 速度計測、方向計測に関する拡張性を有するため、必要に応じ高度な計測が可能

13

Hypervelocity impact experiments on sensor (February 2010)



Two-stage light gas gun (ISAS/JAXA)



Prototype dust sensor

Vacuum level: <5 Pa

Temperature: Room temperature

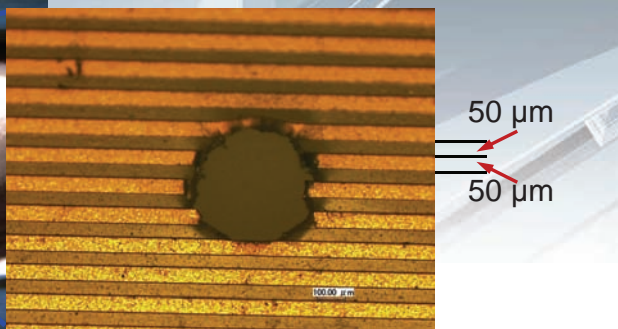
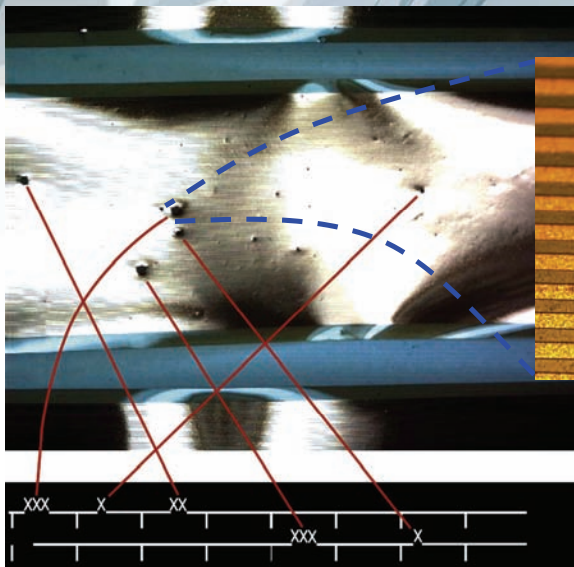
14

Experimental conditions

Environmental conditions	Vacuum level (Pa)	<5
	Temperature	Room temperature
Impact conditions	Projectile material	SUS304, Glass
	Projectile diameter (μm)	50 – 516
	Impact velocity (km/s)	1.9 – 7.0
	Impact angle (°)	90 (vertical to sensor surface)

15

Example correspondence between signal and perforation hole

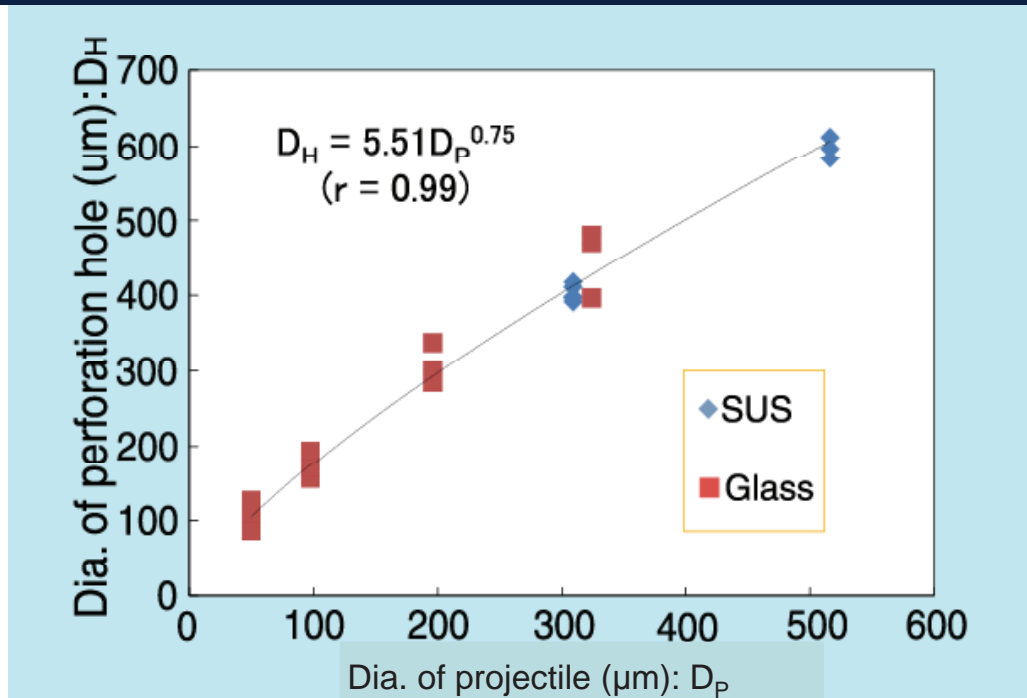


Example perforation hole on sensor surface

Projectile: SUS 309 μm
Impact velocity: 4.65 km/s

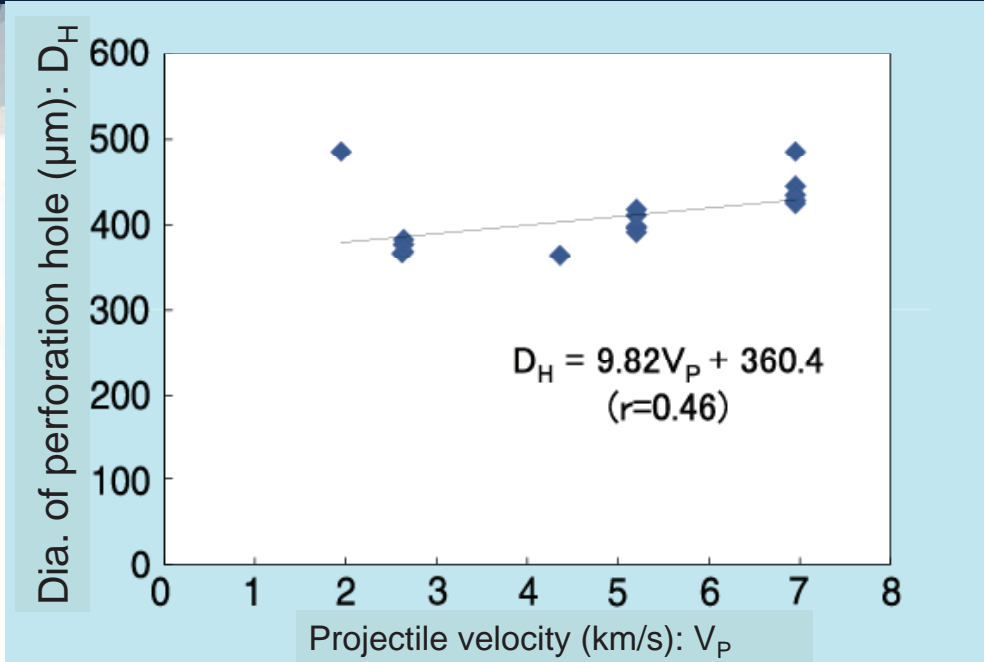
Signals of perforation holes

Experimental results - Projectile dia. vs. Perforation dia. -



SUS and glass projectiles travelling at 5.2–5.3 km/s

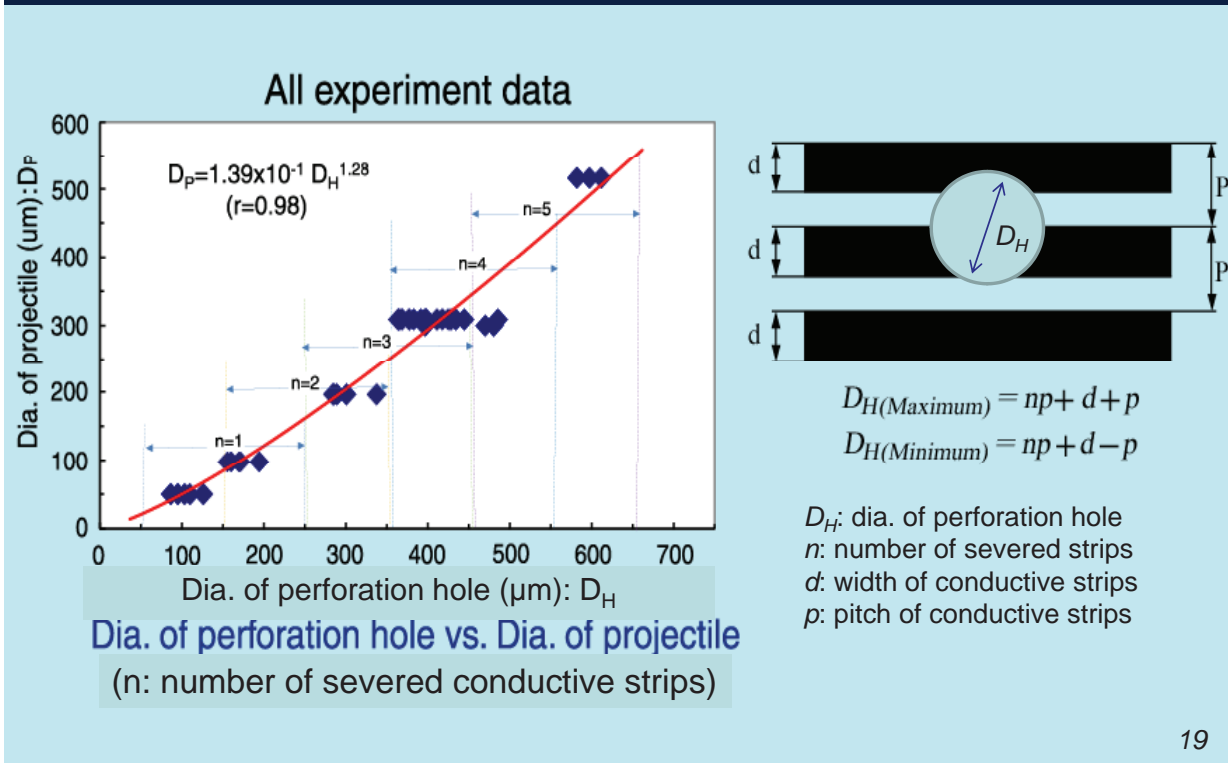
Experimental results - Projectile velocity. vs. Perforation dia. -



SUS projectiles with diameter of 309 μm

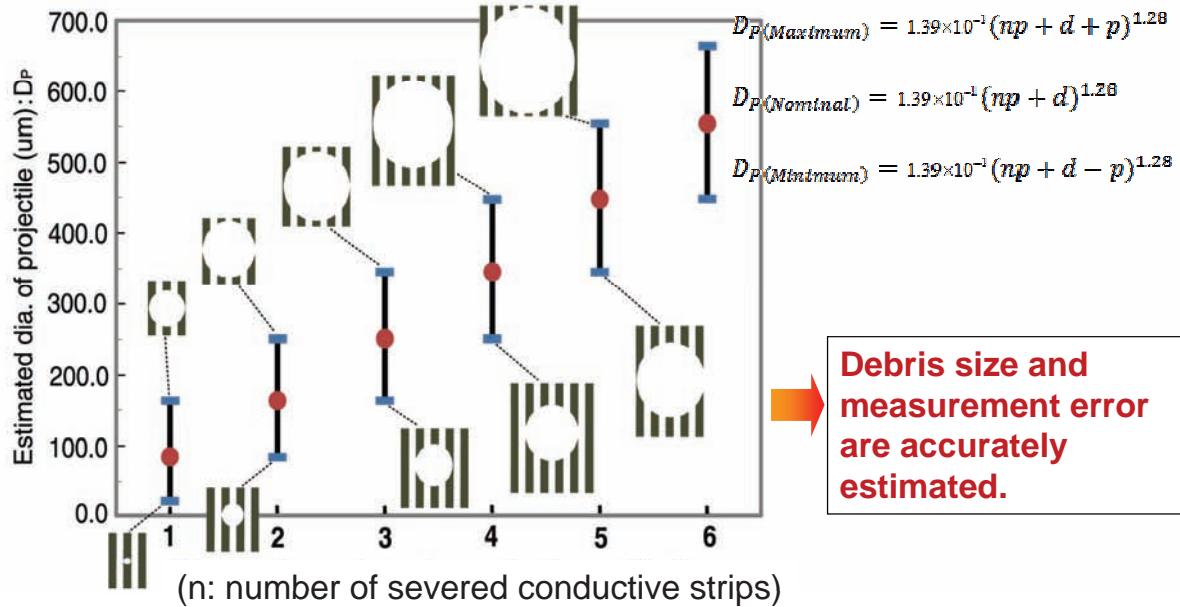
18

Experimental results - All data -



19

Experimental results - All data -



20

Study plan for FY2010/11

1. Design & manufacture a BBM model

- 1 unit are: 35 cm x 35 cm
- Space proven manufacture methods and parts

2. Environment tests on a BBM model

- Thermal-strain tests

3. Conduct hypervelocity impact experiments on sensor

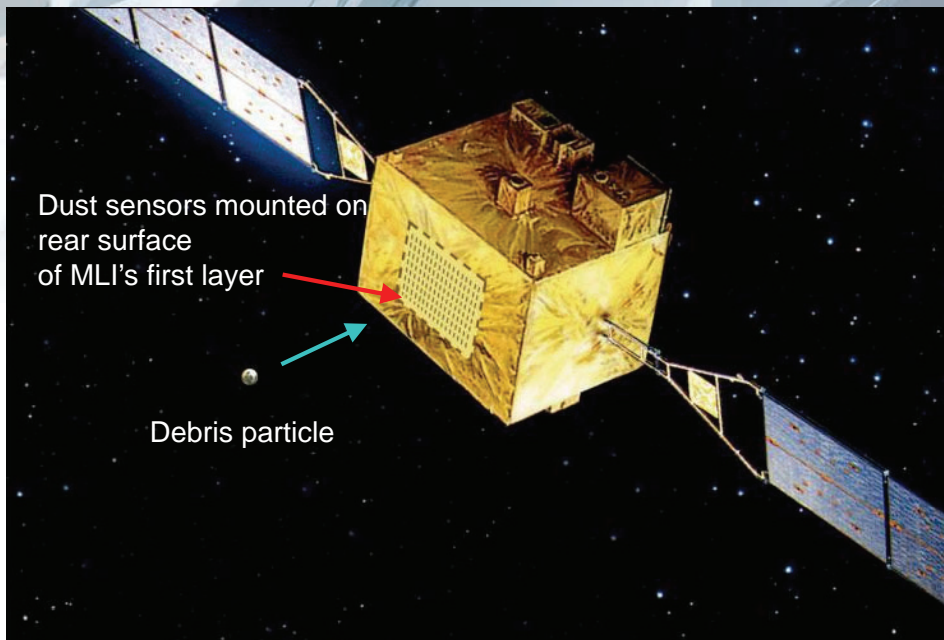
- Oblique impacts

4. Mission planning (case study)

- Effective measurements using small satellites

21

Example application on satellite



22

小型衛星による計測ネットワークの例

Sensor

Separation Mechanism Flange

微小デブリは環境変動把握する上の有効なパラメータ
(ex. ASATによる環境変化。連鎖衝突のモニタ。)
(八坂, 2009による)

Real time dust measurement network using small satellites

The diagram shows a satellite with a sensor and a separation mechanism flange. To the right, a globe shows a network of small satellites orbiting Earth, measuring dust in real time.

Kitazawa et al., 2009

Summary

1 Prototype model of dust sensor successfully manufactured.

- Stability during sensor performance evaluation: Stable
- Yield rates for sensor's conductive strips: 100%
- Data (severed signal) discernment: Certainly possible
- Total mass of sensor unit: 160 g (Sensing area: 10cm x10cm)
cf. FY2008/09 model: 470 g without wire-harness

2 Dust sensor performance evaluated by hypervelocity impact experiments

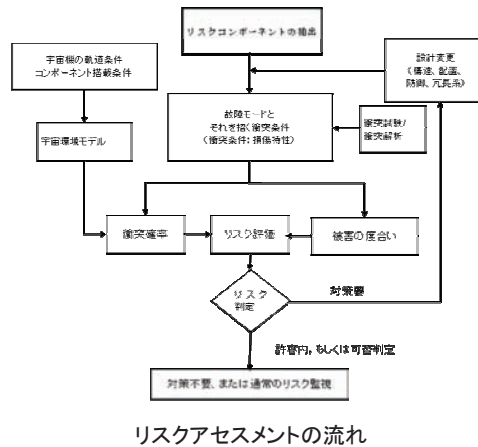
- Projectile diameter estimated from number of signals from severed strips .

IV. 防御

デブリ防護設計標準 (WG3) の活動状況

○松本晴久 (JAXA) , デブリ防護設計標準 WG

平成 17年2月22日に第 1 回のデブリ防護設計標準のWGが開催された。本WGでみどり2号の軌道上不具合の一要因として最後まで残ったサブミリ級の微小なデブリ及びメテオロイドに対する設計防護の議論が開始された。発足当初は、1)IADC PROTECTION MANUAL に何が書いてあるかまとめよう。2)今後どのような基準化を行うべきか、どのような評価試験を行うべきか？3) ADEOS- II を考慮して、露出しているパワーラインがどのようにダメージを受けるか？、オープンが多いのか？、ショートが多いのか？ 調べよう。等基礎データがないため模索状態で作業を進めてきた。メンバーの努力により、平成21年7月8日、スペースデブリ防護設計マニュアルを制定することができた。また、現在は、今年度为目标に、スペースデブリ防護設計標準(仮)の制定を進めている。本報告では、WGのこれまでの活動状況と課題、スペースデブリ防護設計マニュアルの内容、更には今後の計画について述べる。



第4回スペースデブリワークショップ

デブリ防護設計標準 (WG3) の活動状況

デブリ防護設計WG

松本晴久

アウトライン

- 背景
- WG3の活動
- スペースデブリ防護設計マニュアルの概要
- 今後課題
- まとめ

WG3発足の経緯

[背景]

「ADOS- II の運用異常に係わる原因究明及び今後の対策について」(平成16年7月28日宇宙開発委員会)において(わが国の宇宙開発の中核研究開発機関である機構の責務として)「軌道上等のデータの蓄積及び設計基準の整備」を実施することが求められた。

(1)「設計基準推進委員会」(準備会、以下「委員会」という)の立ち上げ

(2)緊急性を有する5項目についてワーキンググループの立ち上げ

WG1 : 帯電・放電設計基準

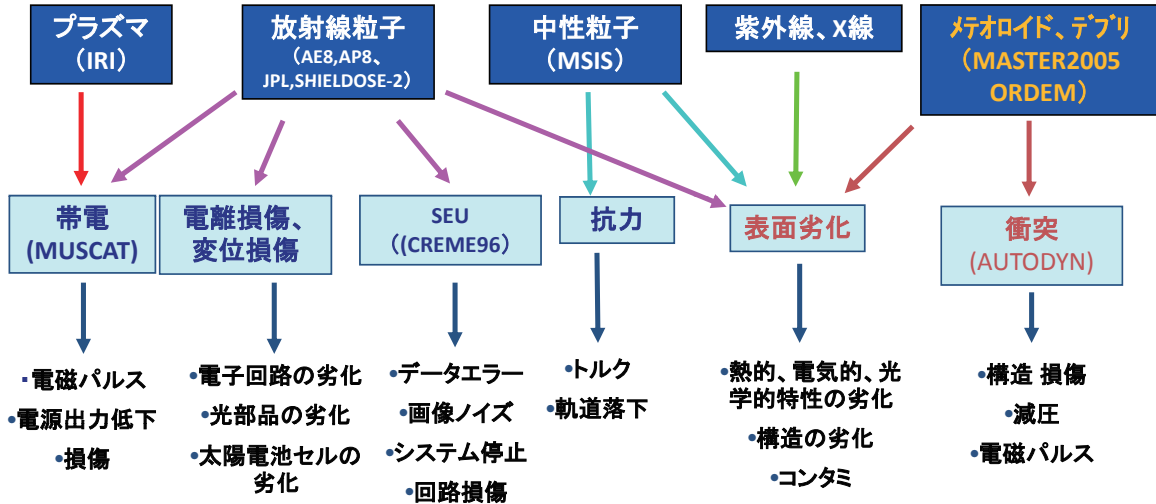
WG2 : ワイヤディレーティング

WG3 : デブリ防護

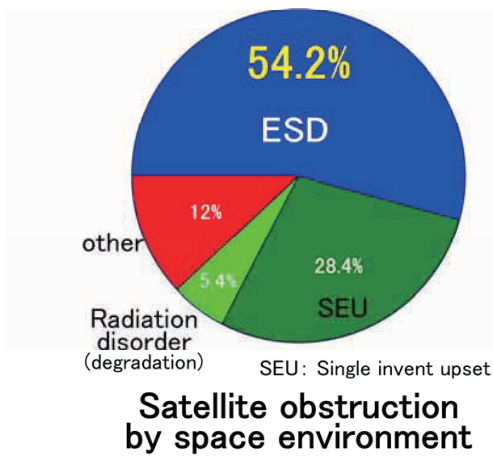
WG4 : 単一故障、故障波及

WG5 : 絶縁

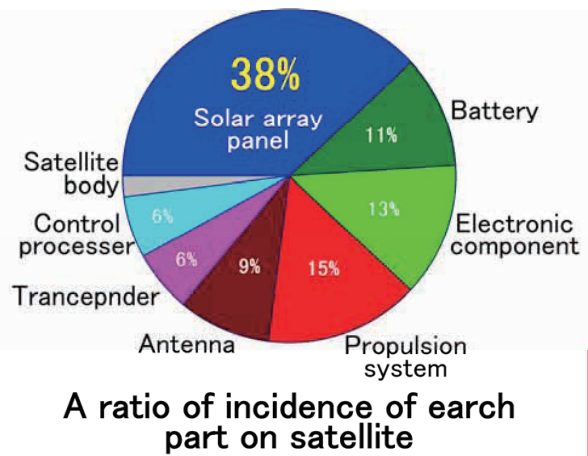
宇宙環境によるシステムへの影響 (メカニズムと現象)



不具合の原因と発生部位の割合

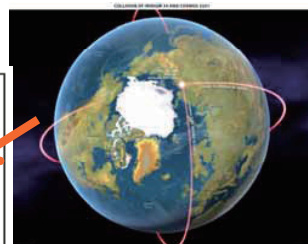
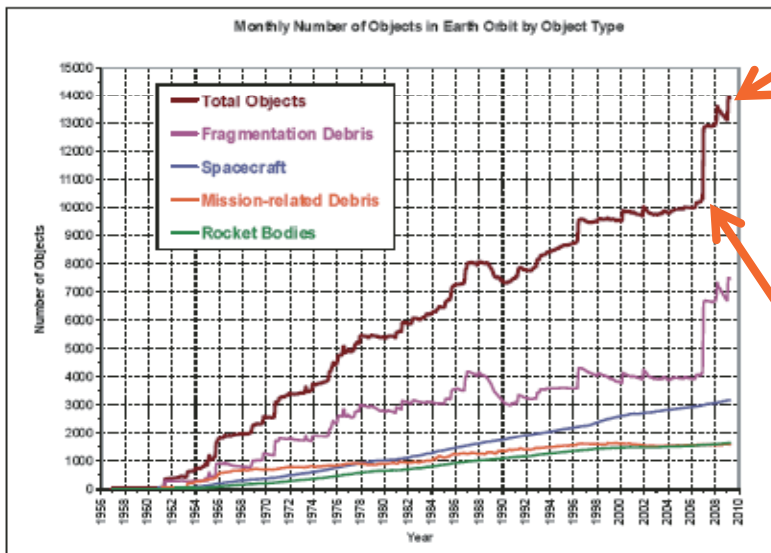


(Total accident no. is 326 /1973-1997, Koons et al.)

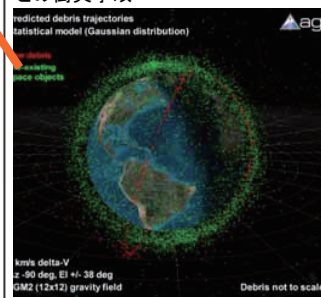


(1998-2004, Frost & Sullivan Co., Ltd.)

マニュアル制定中に起きた事故

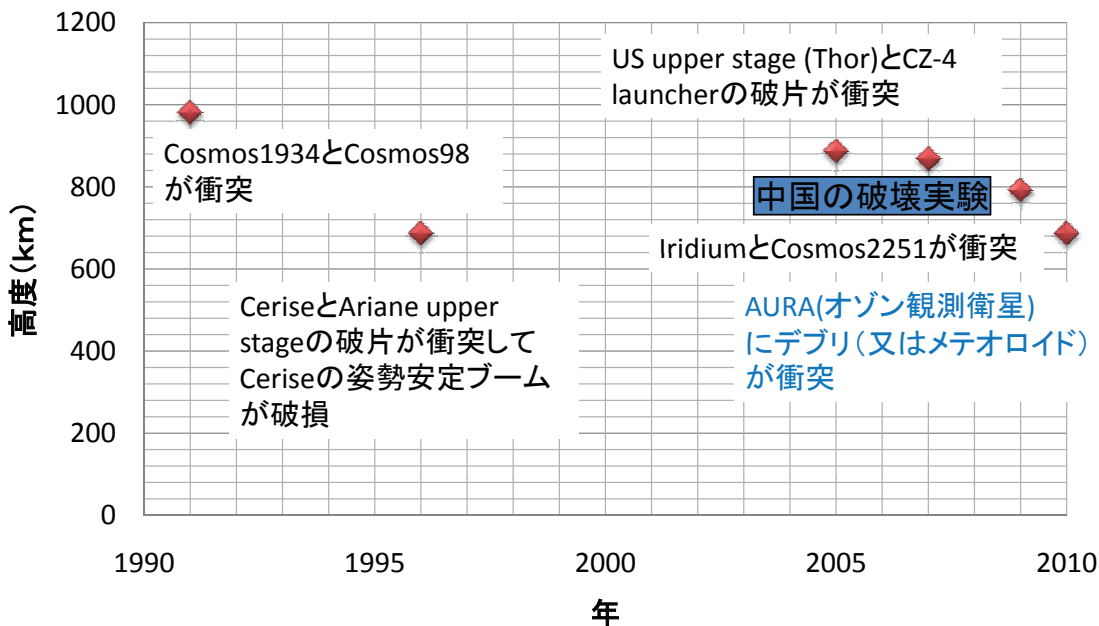


2009.2.10 ロシアの軍事通信衛星とイリジウム(Iridium)社の通信衛星との衝突事故



2007.1.11 ASAT破壊実験

低軌道衛星の衝突事故・破壊実験



静止軌道での不具合実例

- ①2006.3.29 露静止衛星Express AM11に突然外的圧力が加わり、熱制御システムが減圧、冷却液を噴出。
- ②2006.7.9 欧静止衛星Meteosat-8の故障。軌道が突然変化、東西方向の位置制御スラストの1つが破損、更に外壁が破損して一部の部品が宇宙空間に露出した。

衝突デブリサイズとその推定被害の定義

NASAによる衝突デブリサイズとその推定被害の定義

衝突デブリ	0.1～1cm	1～10cm	>10cm
衛星の被る推定被害	ミッション能力の部分的喪失	致命的な損傷	完全な破壊

NRCによる衝突デブリサイズとその推定被害の定義

衝突デブリ	0.1cm以下	0.1～10cm	>10cm
衛星の被る推定被害	表面の劣化、保護されていない機器の損傷	表面の劣化 機器の損傷 衛星の機能喪失	表面の劣化 機器の損傷 衛星の機能喪失

アウトライン

- 背景
- **WG3の活動**
- スペースデブリ防護設計マニュアルの概要
- 今後の課題
- まとめ

初年度の活動

- ① IADC(Inter-Agency Space Debris Coordination Committee)勧告のレビュー
IADC発行のPROTECTION MANUALに規定されている機器設計と配置のための勧告等デブリを意識した衛星設計に関する勧告の妥当性を識別するとともに、追加すべき事項を整理した。
- ② 試験検討
ADEOS-IIの運用異常を受けて各プロジェクトで実施されたデブリ試験に関して再評価を行い、設計/評価をおこなうためのデータ不足していることが認識された。設備の確保と優先順位付けを行った上で、試験を実施すべきとの結論を得た。優先すべき評価対象として、電力ハーネス、太陽電池アレイ、MLI(実装状態模擬)がリストアップされた。
- ③ 環境モデルの精度向上のために定期的に軌道上データを取得する必要性が確認された。

WG3活動 衝突試験

- 内容
 - 微小粒子が衝突する確率の高い人工宇宙機の表面コンポーネント及び部材を中心に行っている。特にADEOS-IIの電力の異常低下の不具合を鑑み、電源系機器においては外部に電源を付加することで衝突による損傷だけでなく、衝突時に発生するプラズマの影響も評価した。
- 実施した対象物
 - 太陽電池パネル
 - 電力ハーネス(タイコレイケム線 55-0112-22-9)
 - 構体系(アルミ/CFRPハニカムサブストレート)(現在実施中)
 - 熱制御部(MLI)
 - 防護部(アルミプレート)

衝突試験の例(電力ハーネス)

- 試験サンプル
タイコレイケム製 55/0112-22-9
- 試験結果
 - 0.15mmかつ速度4.4km/sのプロジェクトイル(ガラス)において、ハーネス被覆を破るクラックはなし。
 - 0.2mmかつ速度3.81km/sのプロジェクトイル(ガラス)にて、ハーネス被覆を破るクラックが発生。ただし、持続放電などの短絡故障には至らず。
 - 0.3mmかつ速度4.01km/sのプロジェクトイル(SUS)にて、被覆を破りかつ心線の切断および持続放電が発生。隣接するハーネスに焼損痕を形成する。
 - 0.5mmかつ速度4.4km/sのプロジェクトイル(アルミナ)にて、被覆を破りかつ芯線の切断およびアルミ基板への短絡に至る。
- 結論
 - 超高速・高真空領域の0.1mm以下の微小粒子の衝突において、ハーネスの断線や、放電による損傷を受けることはない。但し、微小粒子の条件によっては持続放電が発生し、ハーネスの溶断による開放、もしくはハーネス間の短絡およびサブストレートへの地絡故障に至る。
0.3mm以上は注意が必要。



直径0.3mmステンレス、衝突速度4.01km/s

WG3活動 数値解析

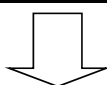
- 衝突試験結果の妥当性を立証すると共に設備上の理由で試験によって得られない高速領域を衝突解析ソフトウェア (Hydrocode) AUTODYN®V6.1を用いて解析している。
- 解析結果の一例
 - ハーネスへの衝突解析の結果と持続放電が生じた衝突試験ケースの結果が良く一致した。従って、解析した下記2ケースであるプロジェクトイルサイズΦ0.1mmでは持続放電に到る可能性は低いことが分かった。

No.	解析内容		プロジェクトイル	衝突速度	初期運動エネルギー
1	三次元	電力ハーネスへの衝突解析	アルミナΦ0.1mm	15km/s	0.21J(1本目露出)
2	三次元		石 Φ0.1mm	20km/s	0.27J(1本目露出)

デブリに対する防護効果

これまでの作業でφ0.2-1.0mmのデブリに対する影響は、明らかになった。但し、防護対策としての遮蔽材の防護効果が明確化になっていない。防護効果として貫通した際に発生する二次生成物の環境を含め影響を明確化にしていく。なお、以下のような3年計画で解析を実施する。

年度	H22	H23	H24
遮蔽材の厚さと材料依存性の検討	貫通限界の検証		
貫通後の密度と速度の関係	貫通後の様相の検討		
遮蔽材と遮蔽材内側の部材との距離の影響		貫通後の密度と速度と大きさの関係を明確化 遮蔽材との距離による影響検証	

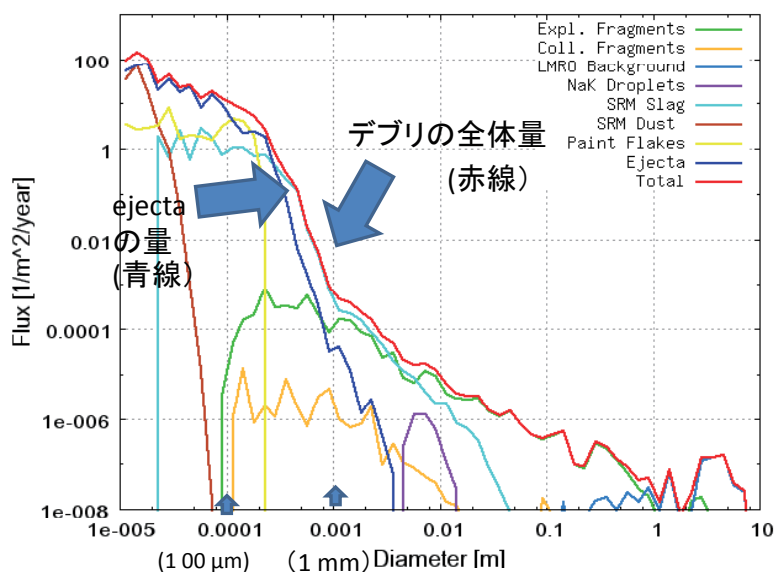


実施成果をJERG-2-144-HB001 スペースデブリ防護設計マニュアルへ反映

成果 (アウトプット)	付録Ⅲに解析結果を記載。	付録Ⅲに解析結果を記載。	7章各コンポーネント/サブシステムのリスクアセスメントに防護効果に対する関する考え方を記載。
-------------	--------------	--------------	--

デブリの全体量に占めるEJECTAの割合

- EJECTAは大きさ数mm以下の主要要因 -



ESAの解析によるデブリの発生要因推定 (横軸: デブリの直径、縦軸: 衝突頻度)

アウトライン

- 背景
- WG3の活動
- **スペースデブリ防護設計マニュアルの概要**
- 今後の課題

作成文書の体系とマニュアル構成

- 基準文書体系



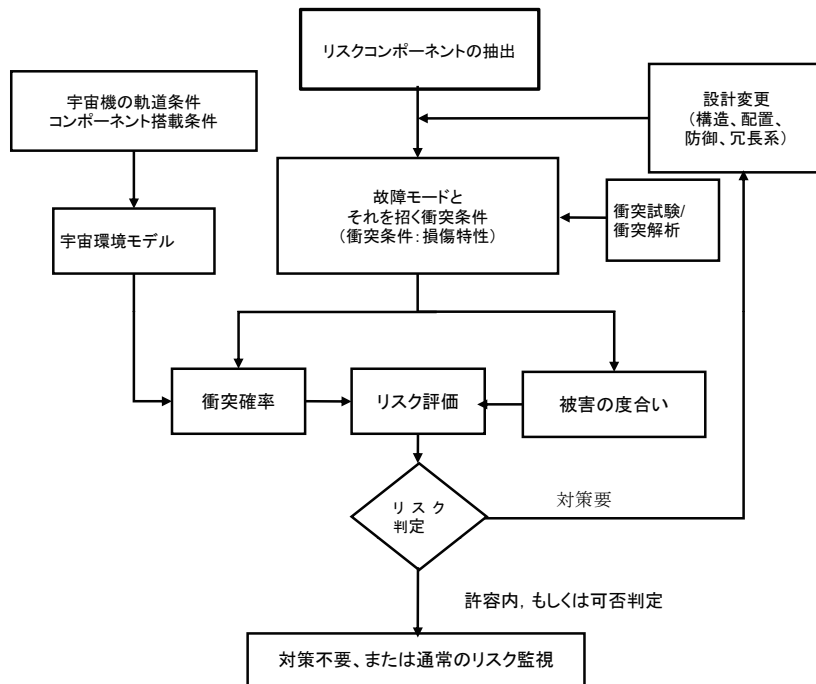
- マニュアル構成

- 一般要求事項
- MMOD耐衝突設計における留意事項
- リスクアセスメントの流れと概要
- 各コンポーネント/サブシステムのリスクアセスメント
- デブリ環境モデル
- 高速度衝突試験
- 高速度衝突解析(数値解析)
- 付録 I ~ VII

耐デブリ設計の留意事項

- デブリの(MMOD)環境の把握
 - 防護に関するアプローチは、総合的に考えることが重要。
 - MMODのフラックス、衝突速度、衝突角度分布を評価すること。
- 危険領域の特定
 - 円軌道を周回するほとんどの3軸制御宇宙機の場合、宇宙進行方向(RAM方向)に面している表面が、これに当たり、最もデブリとの衝突頻度が高く、衝突速度も速い。このため、クリティカル機器は、ラム面は避け、機器内部に配置したり、反ラム面、地球方向面、ラム面に対して他の機器の影部分に配置するなどの検討を行う。
- クリティカル機器の特定
 - FMECAを行うことにより、ミッションにクリティカルな機器や影響しやすい機器を特定する。

リスクアセスメントの流れ

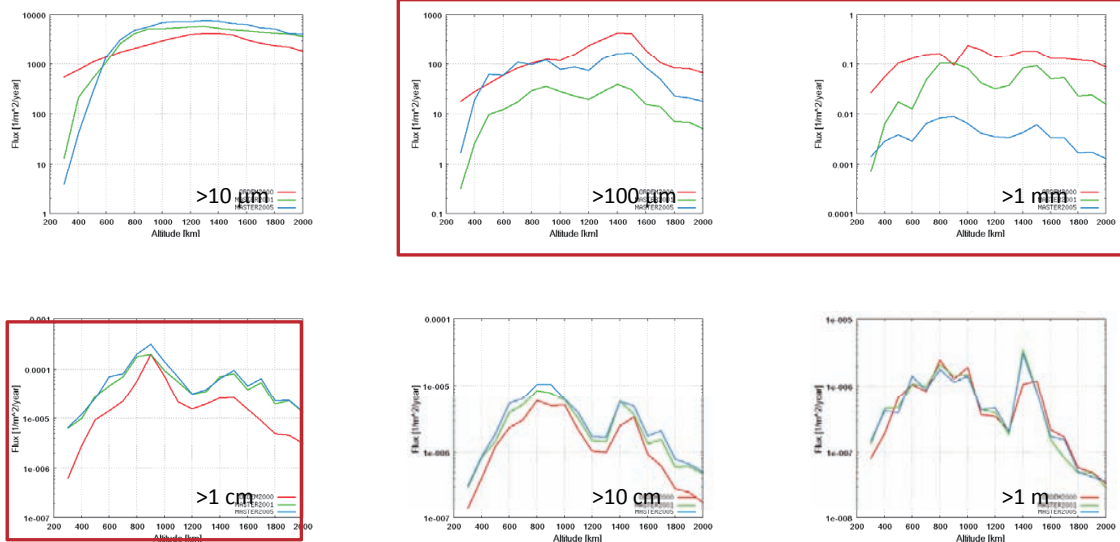


アウトライン

- 背景
- WG3の活動
- マニュアルの概要
- 課題
- まとめ

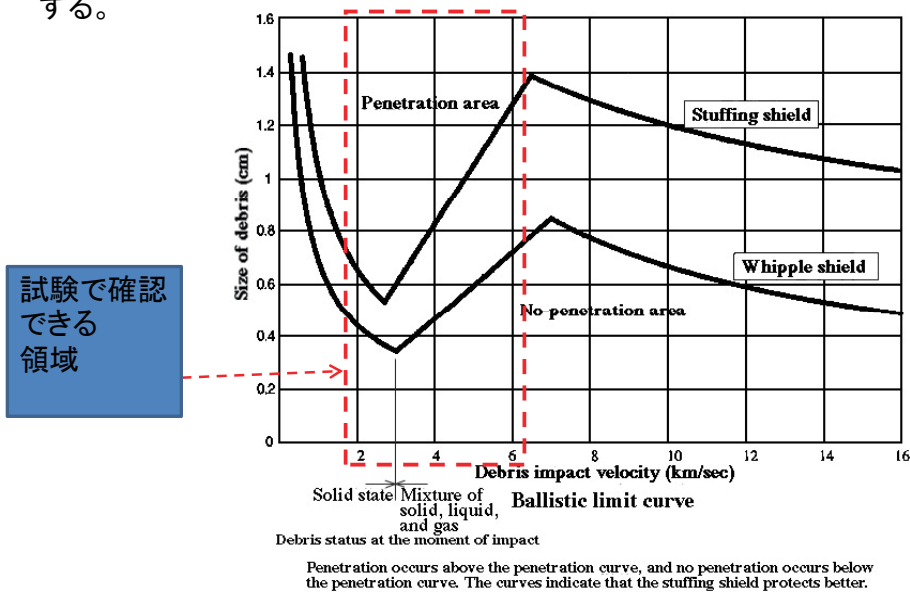
課題1：環境モデル

- 代表的なモデルとしては、MASTER、ODEM2000及びSPDAMが存在する。但し、衛星設計で問題となる $100\ \mu\text{m} \sim >1\text{cm}$ においてモデル間の差が大きい。設計に使用する場合、各モデルの最悪条件を用いることを推奨する。



課題2：損傷の数式化

衝突試験には、速度の制約が存在する。数値解析に速度の制約はないため、試験での整合性が確認されたならば、数値解析により弾道限界の曲線を得て数式化する。



まとめ

- WG3の成果としてスペースデブリ防護設計マニュアルを完成した。
- 本マニュアルに基づきリスクの把握をすることが重要である。
- モデルの精度、被害確定精度が不十分であるため、当面は衛星システムと個別対応していく。

Whipple バンパー防御機構に関する再考察

○片山 雅英 (CTC)

スペースデブリ分野で標準的な防御方法として認知されている Whipple シールドは、Harvard 大学天文台の F. L. Whipple が、1947 年に The Astronomical Journal 誌に発表した、僅か半頁にも満たない “Meteorites and space travel” という記事を起源とする。Whipple がこの論文で述べた「この宇宙船にミリグラムオーダの超高速の飛翔体が衝突すると、飛翔体・標的共に気化もしくはイオン化が生じる。」という記述は、平均速度が 20 km/s にも及ぶ meteoroid の場合には真であるが、2 段式軽ガス銃等により、地上で加速できる速度は高々 8km/s に過ぎず、イオン化はおろか広域で気化が生じることもない。しかし、1960 年代の膨大な衝突実験の結果重要な事実が判明した。その代表的な成果の一つが Fig.1 に示す貫通限界曲線である。この一見奇妙な曲線が持つ意味と、その防御機構について明らかにし、今後の防御システムの検討に資することができれば幸いである。

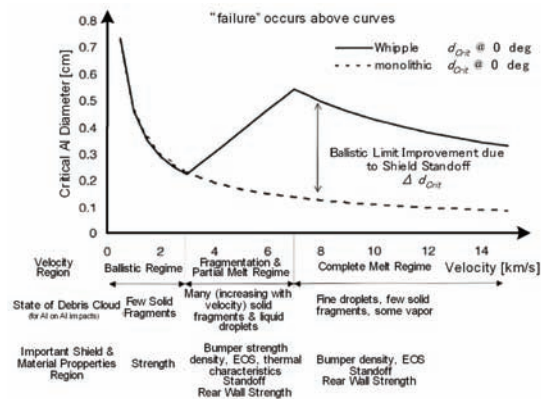


Fig.1 Ballistic limits for equal mass monolithic target and Whipple shield (by E. L. Christiansen).

Whipple バンパー防御機構に関する再考察

Investigation on the Ballistic Limit Equations for the Whipple Bumper Shield

片山 雅英

Masahide KATAYAMA



伊藤忠テクノソリューションズ株式会社
ITOCHU Techno-Solutions Corporation
科学システム事業部 衝撃技術課
Impact Dynamics Engineering Team



東京工業大学
Tokyo Institute of Technology



全国共同利用

応用セラミックス研究所



セキュアマテリアル研究センター

第3回スペースガード研究会 &
第4回スペースデブリワークショップ
at ARD/JAXA
16- 17 December, 2010

General Concept of Ballistic Limit



DEFINITIONS OF PERFORATION AND PARTIAL PENETRATION FOR DEFINING THE BALLISTIC LIMIT

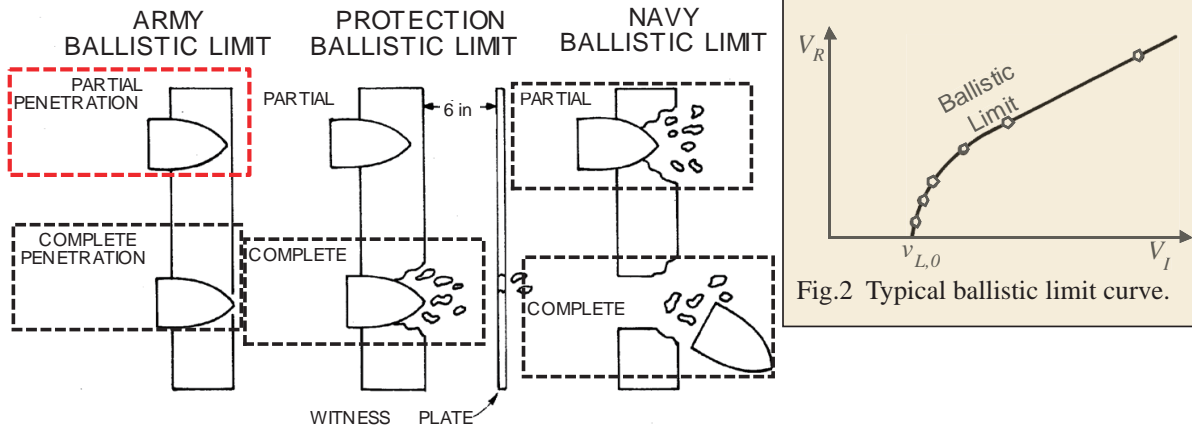


Fig.1 Various definitions for complete and partial penetration. (Ed. by J.A. Zukas et al., *Impact Dynamics*, Krieger, 1982.)

Origin of Whipple Bumper Shield



No. 1161 1947 THE ASTRONOMICAL JOURNAL 131

Whipple, F. L. Meteorites and space travel.

Meteorites represent a potential hazard to a pressurized space vessel. Of fundamental interest is the value of the probability that the skin of the vessel will be punctured by a meteorite. In case this probability is appreciable the problem of protection from meteorites becomes important.

We shall assume: (a) That the space vessel travels in a part of the solar system where the meteoritic frequencies and velocities approximate those at the earth.

(b) That 4.5×10^7 fifth-magnitude meteors strike the earth daily and that the number increases by a factor of 2.51 per magnitude fainter (Watson).

(c) That (with Opik) the total kinetic energy of a telescopic meteor is 1/0.0006 the energy observed in the wave length region from 4500 to 5700 angstroms.

(d) That the penetrating distance of a meteorite into a solid is equal to (extreme assumption) the length of a right circular cone of 60° total apex angle the volume of which in the solid can be heated and melted by the total kinetic energy of the meteorite.

It follows that a spherical space vessel of 12

feet diameter covered with a $\frac{1}{4}$ -inch steel skin will be penetrated by a meteorite corresponding to an eighth magnitude or brighter meteor at a rate of once in 50 years. Such a meteorite weighs approximately a milligram. For thinner coverings the probability increases rapidly.

Although the probability of meteor penetration is small, a simple protection can be provided other than by the avoidance of known meteor streams. Considerations of the conservation of momentum and energy show that when a meteorite collides with a sheet of thickness comparable to the meteorite's diameter the result is an explosion in which both the meteorite and the corresponding material of the sheet are vaporized and ionized at very high temperatures. Hence a "meteor bumper" consisting perhaps of a millimeter-thick sheet of metal surrounding the $\frac{1}{4}$ -inch skin of the space vessel at a distance of an inch would dissipate the penetrating power of meteorites several times larger than one corresponding to an eighth-magnitude meteor.

Harvard College Observatory,
Cambridge, Mass.

Sorry! To use Japanese only here.



Summarizing the paper in Japanese:

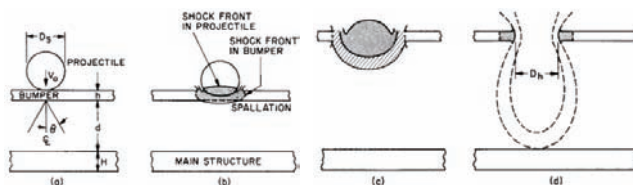
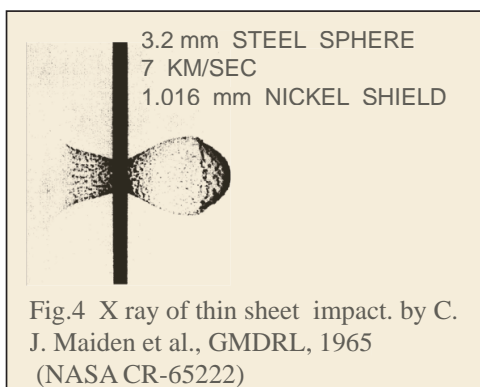
F. L. Whippleは天文学者として、当時知られていた観測事実に基づいて、人類が太陽系内を宇宙旅行する際には、

- 1) 厚さ6.4 mmの鋼製圧力容器からなる、直径3.7 mの球形宇宙船を想定。
- 2) 50年に一度の確率でmgオーダーのmeteoriteが圧力容器を貫通する。
- 3) 既知の流星群を回避する以外にも対策が必要。
- 4) 運動量とエネルギーの保存則から、圧力容器の厚さと同程度の直径の meteoriteが衝突した場合、発生する高温のために、気化もしくはイオン化が発生。



“meteor bumper”は圧力容器表面から25.4 mm外側に配置させた、厚さ1 mmの金属板からなるであろう。

Subsequent Progress of Whipple Bumper Shield

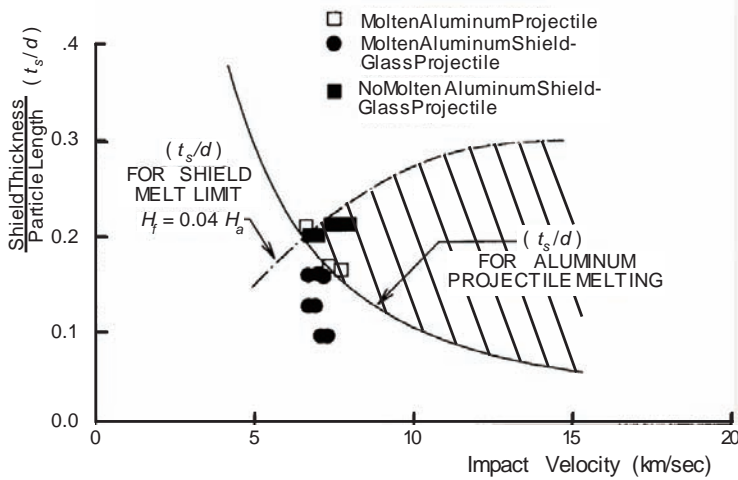


Schematics depicting (a) the impact onto a thin bumper plate, (b) its penetration, (c) the subsequent formation of spallation cone, and (d) the loading transmitted by the cone to the main structure downstream.

T. D. Riney and E. J. Halda, AIAA Journal, Vol. 6 No.2, pp.338-344 (1968). [Reprinted in "R. Kinslow (Ed.), HIGH-VELOCITY IMPACT PHENOMENA, Academic Press (1970)"]

Whipple Bumper Shield for Apollo Program **CTC** Challenging Tomorrow's Changes

Modified (Optimum) Cour-Palais Equation

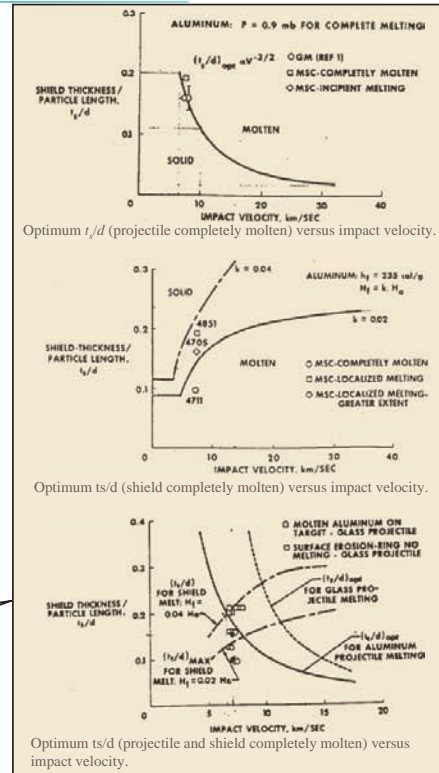


Theoretical shield optimum t_s/d ranges for melt of projectile and bumper.
(B. G. Cour-Palais, *Int. J. of Impact Engng.*, Vol.23, pp.137-168, 1999.)

B. G. Cour-Palais, "Meteoroid Protection by Multiwall Structures," AIAA Paper No. 69-372, AIAA Hypervelocity Impact Conf., Cincinnati Ohio, Apr. 30 — May 2, 1969.

©2010 CTC

The 4th Space Debris WS



6

"Backup Sheet" of Whipple Bumper Shield **CTC** Challenging Tomorrow's Changes

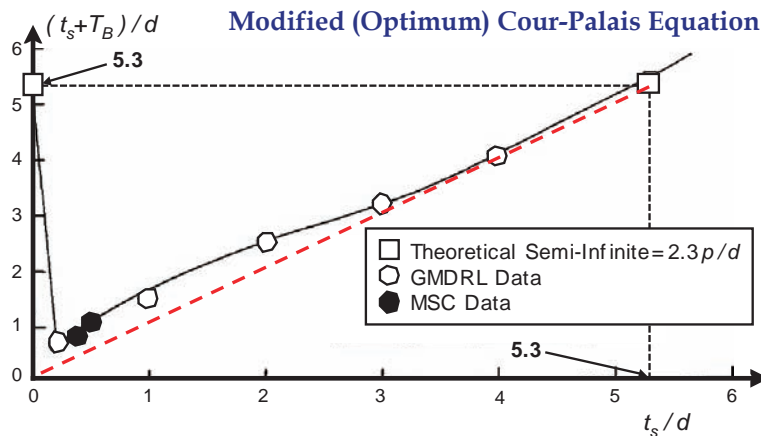
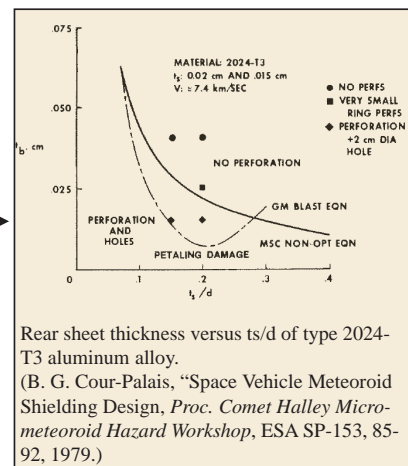


Fig.6 GMDRL double-wall shielding spectrum for Al 7075-T6 at 7.4 km/s. (B. G. Cour-Palais, *Int. J. of Impact Engng.*, Vol.23, pp.137-168, 1999)

Originally published as:

B. G. Cour-Palais, "Meteoroid Protection by Multiwall Structures," AIAA Paper No. 69-372, AIAA Hypervelocity Impact Conf., Cincinnati Ohio, Apr. 30 — May 2, 1969.



Rear sheet thickness versus t_s/d of type 2024-T3 aluminum alloy.

(B. G. Cour-Palais, "Space Vehicle Meteoroid Shielding Design, *Proc. Comet Halley Micrometeoroid Hazard Workshop*, ESA SP-153, 85-92, 1979.)

©2010 CTC

The 4th Space Debris WS

7

Ballistic Limit Equation (Curve)



After Apollo Program:

Modified Cour-Palais Equation



New Cour-Palais Equation (Christiansen Equation)

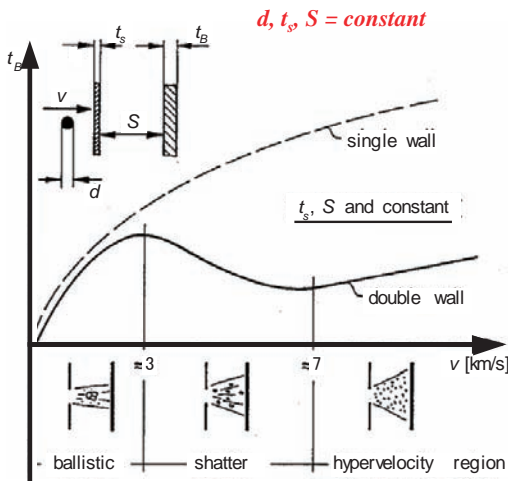


Fig. 3 Behaviour of the bumper protection concept. (H.-G. Reimerdes et al., Proc. 1st European Conf. on Space Debris, ESA SD-01, Darmstadt pp.433-439, 1993.)

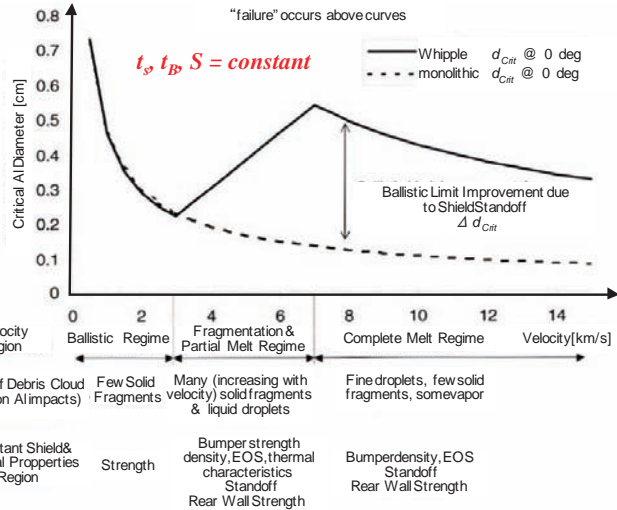


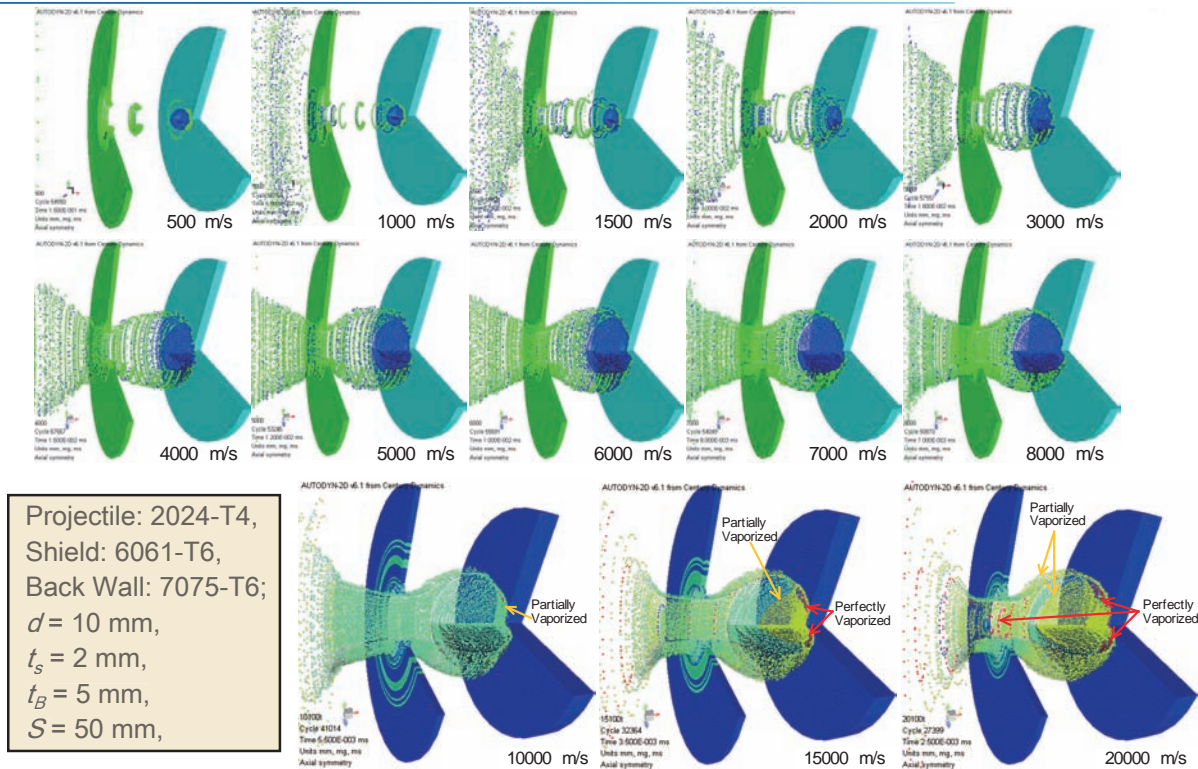
Fig.8 Ballistic limits for equal mass monolithic target and Whipple shield. (E. L. Christiansen, "Meteoroid/Debris Shielding," TP-2003-210788, NASA, 2003.)

©2010 CTC

The 4th Space Debris WS

8


Debris Cloud Formation: 500 to 20,000 m/s



©2010 CTC

The 4th Space Debris WS

9

Debris Cloud Formation and Penetration Process
in the Whipple Bumper Shield (I); **no** shock-induced vaporization 

Debris: 10 mm ϕ Sphere, Bumper Thickness: 2 mm, Standoff: 50 mm
1 to 6 km/s by every 1 km/s

<p>AUTODYN-2D v6.1 from Century Dynamics</p> <p>Impact velocity: 1,000 m/s</p> <p>Back Wall Thickness: 5 mm</p>	<p>AUTODYN-2D v6.1 from Century Dynamics</p> <p>Impact Velocity: 2,000 m/s</p> <p>Back Wall Thickness: 5 mm</p>	<p>AUTODYN-2D v6.1 from Century Dynamics</p> <p>Impact Velocity: 3,000 m/s</p> <p>Back Wall Thickness: 5 mm</p>
<p>AUTODYN-2D v6.1 from Century Dynamics</p> <p>Impact Velocity: 4,000 m/s</p> <p>Back Wall Thickness: 5 mm</p>	<p>AUTODYN-2D v6.1 from Century Dynamics</p> <p>Impact Velocity: 5,000 m/s</p> <p>Back Wall Thickness: 5 mm</p>	<p>AUTODYN-2D v6.1 from Century Dynamics</p> <p>Impact Velocity: 6,000 m/s</p> <p>Back Wall Thickness: 5 mm</p>

©2010 CTC

The 4th Space Debris WS

10

Debris Cloud Formation and Penetration Process
in the Whipple Bumper Shield (II); **no** shock-induced vaporization 

Debris: 10 mm ϕ Sphere, Bumper Thickness: 2 mm, Standoff: 50 mm
7 km/s, 8 km/s

<p>AUTODYN-2D v6.1 from Century Dynamics</p> <p>Impact Velocity: 7,000 m/s</p> <p>Back Wall Thickness: 5 mm</p>	<p>AUTODYN-2D v6.1 from Century Dynamics</p> <p>Impact Velocity: 8,000 m/s</p> <p>Back Wall Thickness: 5 mm</p>
--	--

©2010 CTC

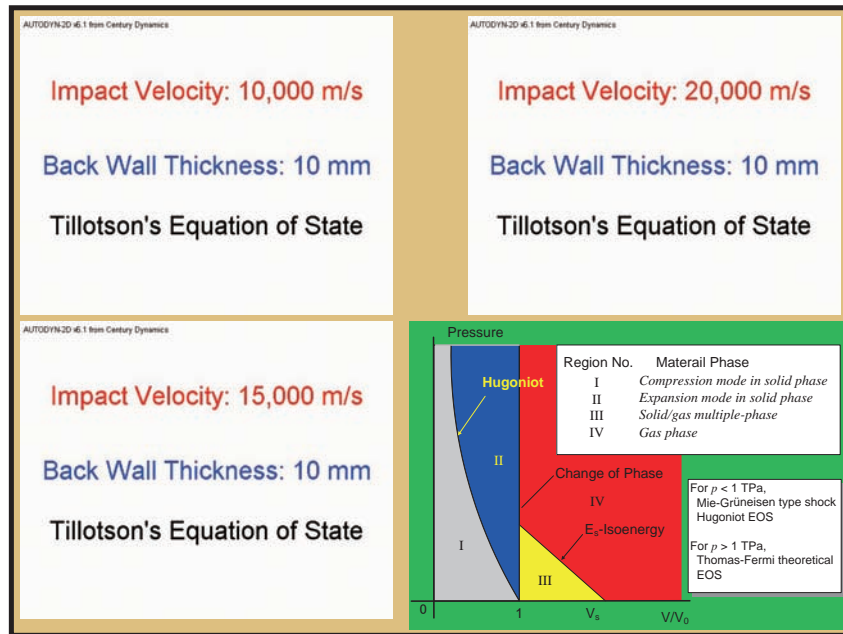
The 4th Space Debris WS

11

Debris Cloud Formation and Penetration Process in the Whipple Bumper Shield (III); shock-induced vaporization



Debris: 10 mmφ Sphere, Bumper Thickness: 2 mm, Standoff: 50 mm
 10 km/s, 15 km/s and 20 km/s



©2010 CTC

The 4th Space Debris WS

13

CONCLUDING REMARKS



1. Reviewed a series of the ballistic limit equations (BLE's) for the Whipple bumper shield which were developed experimentally during the Apollo program and improved mainly in the latter half of 1980's at NASA/MSC /JSC.
2. Although the shatter region of the BLE's looks eccentric at first glance, the fundamental mechanism of the BLE's was clarified and depicted by the present numerical simulations
3. The BLE's are empirical equations derived from the vast amounts of experimental test results at Ames, GMDRL, MSC, JSC, etc., however, their various coefficients are not always evident, although not shown here individually.
4. It is of great importance to comprehend the essential concept of the BLE's to be developed, in order to develop new equations for other purposes, as well as to apply existing BLE's to current problems.

©2010 CTC

The 4th Space Debris WS

14

Whippleバンパー防御機構に関する再考察

片山 雅英^{1), 2)}

¹⁾CTC ²⁾ 東工大・応セラ研

Investigation on the Ballistic Limit Equations for the Whipple Bumper Shield Masahide KATAYAMA^{1), 2)}

Abstract

After reviewing the historical background and the design concept of the Whipple bumper shield that is regarded as the most standard protection system at present for the space debris impact, this paper discusses the mechanism of the protection process of the Whipple shield and its ballistic limit equation (curve), referring to the experimental and theoretical works conducted in from late 1950's to 2000 in the United States. Lastly, hydrocode simulations by AUTODYN clarify the mechanism of the protection capability of the Whipple shield visually.

Key Words: Ballistic Limit Equation, Hypervelocity Impact, Meteoroid, Space Debris, Whipple Bumper Shield

1 はじめに

高速衝突現象を評価する指標として貫通限界という重要な概念がある。防衛分野では防護すべき対象物に応じて、Fig.1に示すような定義が用いられている¹⁾。宇宙機をスペースデブリから防護するためには、気密性の保持が必須であるという観点から、破線で囲んだケースは全て貫通であると考えるのが妥当である。一方、これらの各貫通の定義に対して、飛翔体の衝突速度以外の条件と標的の全条件を固定し、横軸に飛翔体の衝突速度 (V_I)、縦軸に飛翔体の残存速度 (V_R) をとったグラフを貫通限界曲線、その関数を貫通限界式と呼ぶことが多い (Fig.2参照)。

ところで、スペースデブリ分野で標準的な防御方法として認知されているWhippleシールドは、Harvard大

学天文台で隕石を専門としていたFred L. Whippleが、1947年にThe Astronomical Journal誌に発表した僅か半ページにも満たない“Meteorites and space travel”という記事を起源とする²⁾。論文中ではmeteoriteやmeteorという用語を用いているが、太陽系の宇宙旅行を想定し、ミリグラムオーダーの物体衝突の確率が高いと述べていることから、地上に隕石として飛来する物体ではなく、現在micro-meteoroidと呼ばれているものを考えていたことは明らかである。但し、Sputnikの10年も以前のことであり、man-madeのスペースデブリは全くの対象外である。一方、宇宙船の主構造としては、板厚1/4インチ (6.4 mm)、直径12フィート (3.66 m) の球形の鋼製容器を想定している。この宇宙船にミリグラムオーダーの超高速 (論文に衝突速度は明示されていない) 飛翔体が衝突すると、飛翔体・標的共に気化もしくはイオン化が生じると述べている。その根拠として、meteoriteがその大きさと同程度の厚さの標的に衝突した場合には、運動量と運動エネルギーの保存則から、爆発が生じる

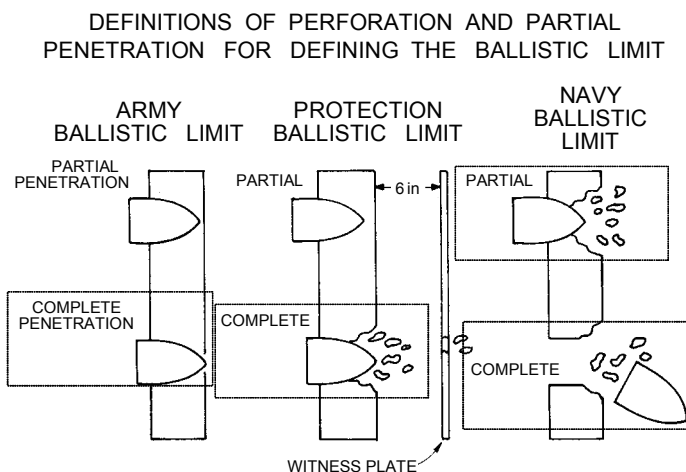


Fig.1 Various definitions for complete and partial penetration¹⁾.

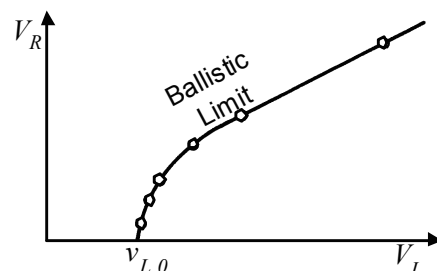


Fig.2 Typical ballistic limit curve.

としている。このような考察に基づき、宇宙船は主構造と、それから1インチ外側に配置した、数mm厚さの金属板から構成される‘meteor bumper’を採用することによって、衝突が想定されるmeteoriteの数倍の貫通能力を消散できるものと結論付けている。

尚、Whippleシールド用の貫通限界曲線は、通常、Fig.2とは異なった形式のものを用いる。

2 Whippleバンパーの防御機構

2.1 試験研究の歴史的背景

秒速数kmに及ぶ超高速衝突実験は、第二次大戦後の冷戦構造が生み出した大陸間弾道弾 (ICBM) が契機となって、主に米ソにおいて開始されたものと考えられるが、旧ソビエト連邦時代の記録は稀少であり、以下の議論では米国に関する記述に限るものとする。

10年程前から日本でも非常にホットな話題となっている弾道ミサイル防衛 (BMD) のための研究が1950年代から開始された。その後、1961年5月のJ. F. KennedyによるApollo計画の発表により、その研究に拍車がかかった。超高速衝突研究に先鞭をつけたのはNASAのAmes研究センター (1958年以前は国家航空諮問委員会 [NACA]所管。) であり、1950年代の終わりには、二段式軽ガス銃の駆動気体として水素を用いることによって、グラムオーダーの飛翔体を8 km/s程度まで加速する技術を確認した。この研究を技術的に指揮したのはAlexander C. Chartersである³⁾。しかし、この研究も当初は超高速衝突問題ではなく、ICBMの再突入時の現象について調べることを目的としていた。何れにしても、この技術は1960年代に入ってGeneral Motors

の防衛研究所 (GMDRL) に引き継がれ、大型化と安定した運用ができるようになり、その結果として、膨大な数の試験が実施されWhippleシールド設計のための基礎データが得られ、超高速衝突に関する多くの実験式が提案された。GMDRLは、D. R. Christman, C. J. Maiden, J. W. Gehring, A. B. Wenzel, A. R. McMillan, R. E. Sonnett III等の超高速衝突の専門家を排出すると共に、超高速衝突に関する重要な多くのNASAの委託研究レポートを世に出した。

Apollo計画の本格化と共に、GMDRLで確立された技術は、NASAのMSC (Manned Spacecraft Center; 現Johnson宇宙センター: JSC)に敷衍され、B. G. Cour-Palaisが技術的に指揮するようになる。

2.2 デブリ雲形成機構の解明

Whippleが1947年の論文で述べた「この宇宙船にミリグラムオーダーの超高速の飛翔体が衝突すると、飛翔体・標的共に気化もしくはイオン化が生じる。」という記述は、平均速度が20 km/sにも及ぶmeteoroidの場合には真であるが、前項で述べた二段式軽ガス銃で加速できる速度は高々8 km/sに過ぎず、イオン化はおろか広域で気化が生じることもない。しかし、膨大な衝突実験の結果、重要な事実が判明した。その結果を、Whippleシールドという観点から一図にまとめたのがFig.3である。以後、Whippleシールドの各要素のディメンジョンを表す記号は図中に示したものを用いる。

図中、3 km/s以下の‘ballistic’と記された領域では、標的板厚方向に‘shear band’が形成され、いわゆる‘plugging’ (打ち抜きせん断) が生じ、一般にも比較的馴染みのある貫通現象である。一方、3~7 km/sの‘shatter’と記された領域では標的・飛翔体共に破砕化が起こる。Fig.4に鋼製飛翔体をニッケル板に7 km/sで衝突させた

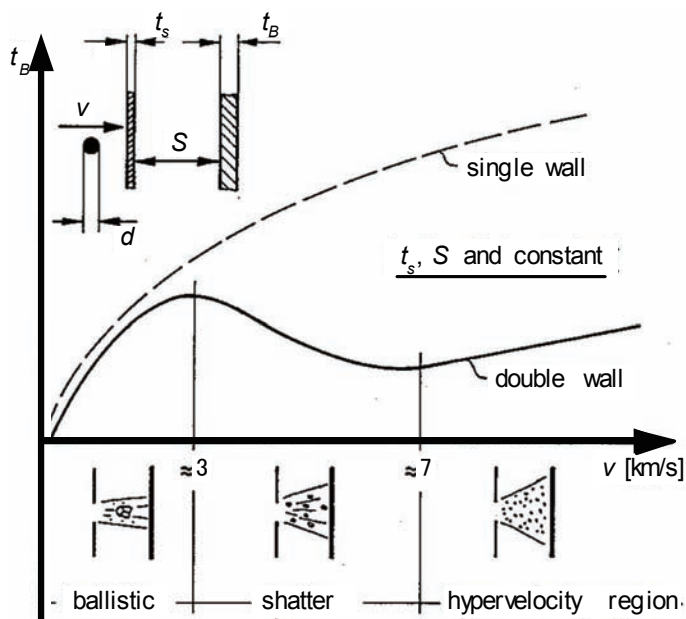


Fig.3 Behaviour of the bumper protection concept⁵⁾.

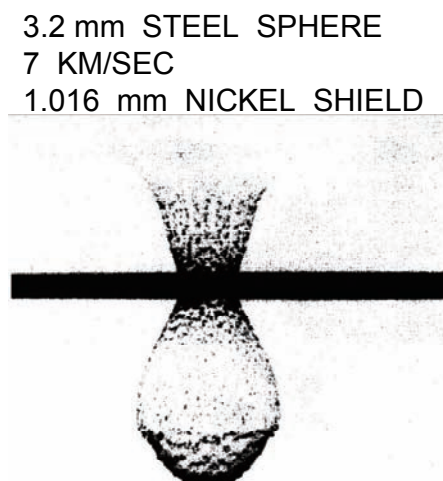


Fig.4 X ray of thin sheet impact⁶⁾.

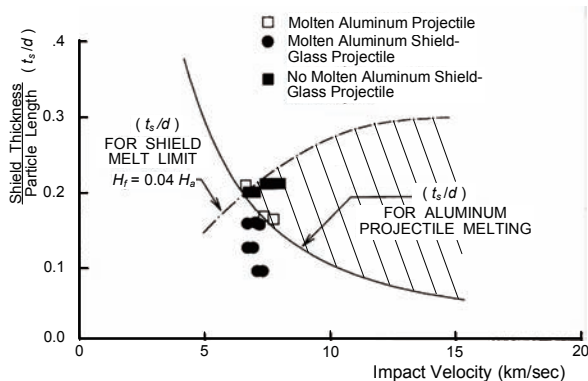


Fig.5 Theoretical shield optimum t_s/d ranges for melt of projectile and bumper⁴⁾.

際の破碎の様子（デブリ雲の形成過程）をX線フラッシュで撮影した写真を示す。デブリ雲が半径方向に大きな拡がりを持っていることが分かる。さらに、7 km/sの‘hypervelocity region’と記された領域では標的・飛翔体共に広域で液化が生じる。さらに高速になると（材種に依存するが、10 km/s以上）、気化やプラズマ化が生じ、Whippleが1947年の論文で論じたような現象に至る。

Figure 3のグラフの縦軸は、1枚の標的の場合はその板圧、2枚の標的（Whippleシールド）の場合は後方の板圧を意味しているが、2枚の標的の場合、‘shatter’領域では飛翔体の衝突速度の増大に伴って貫通能力が減少するという、一見奇妙な現象が生じることを意味している。

2.3 液化遷移点の検討

Figure 5は、衝突速度に対してアルミニウム製シールド板と飛翔体のそれぞれが完全に液化する最適な t_s/d の値をプロットしたグラフである⁴⁾。飛翔体に対する曲線は、GMDRLで求められたもので、衝突速度の $1/3$ 乗に反比例して減少する。それに対して、シールド板に対する曲線は、JSCのJ. Chamberlinによって提案されたもので、衝突時に発生する熱エネルギーのうち、シールド板の‘plug’部分を完全に液化するのに必要な熱量から求められた。実験結果は、この‘plug’を液化するのに必要な熱量が、7.5 m/sの衝突時に解放可能な熱量の4%よりも少し小さいことを示している。実線で示した曲線より上側で飛翔体が液化し、1点鎖線で示した曲線より下側でシールド板が液化する。従って、ハッチング（斜線）で示した領域では、飛翔体・シールド板共に完全に液化することを意味している。

2.4 2枚の板厚の最適化

Figure 6は、飛翔体の直径で無次元化したシールド板圧と2枚の板圧和の関係である。7.5 km/sのアルミニウ

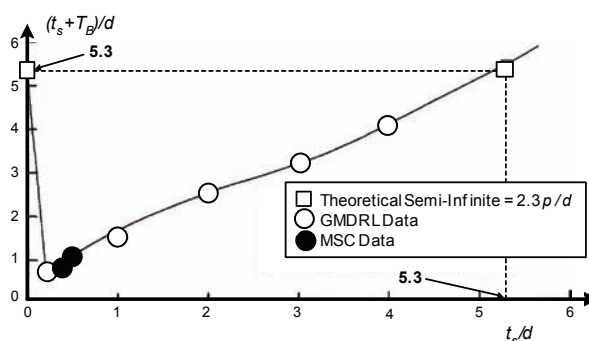


Fig.6 GMDRL double-wall shielding spectrum for Al 7075-T6 at 7.4 km/s⁴⁾.

ム飛翔体を7075-T6アルミニウム合金シールド板に衝突させることによりGMDRLで実験的に決定されたものであるが、有人宇宙センター（MSC、現JSC）の実験データもプロットされている。2枚板への超高速衝突問題で一般的に成立する関係である。シールド板の無い場合に相当する $t_s/d=0$ から、シールド板が厚くなるに従って飛翔体をより細かい粒子に破碎するため、シールド板と後方板（主壁）の厚さの合計は急激に極小値まで減少する。その後、さらにシールド板が厚くなるに従って、シールド板と後方板の合計厚さは増加に転じる。縦軸切片は、 t_s/d が0、すなわちシールド板が無く、後方板のみの厚さが5.3であることを意味しているが、横軸の t_s/d が5.3になる場合と同一条件であり、この時の縦軸の値も5.3になる（但し、シールド板と後方板の材料が同一であることを仮定）。このグラフによって、2枚の標的板の板圧、延いては質量を最小にする標的の構成を決定することができる。

2.5 貫通限界曲線（式）

以上で述べた検討を踏まえて、Whippleシールド性能評価のための貫通限界式が提案されている。Fig.7に示

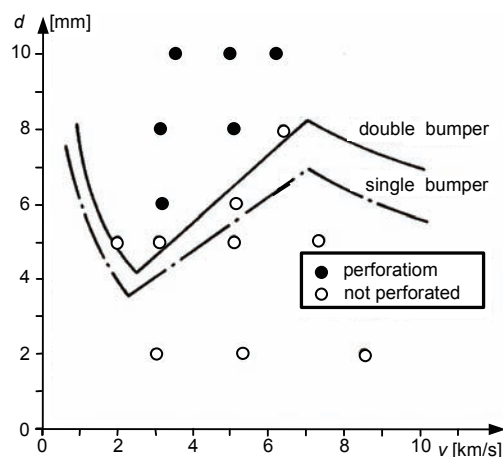


Fig.7 Debris cloud expansion of Whipple bumper shield in the numerical simulation ——— impact velocity: 10000 to 20000 m/s.

したグラフは、欧州宇宙機関のCOLUMBUSで採用された貫通限界を表すグラフである。ここでは、全ての構成要素の材質と t_s , t_B , S の値を固定し、 d と V のみが変数であることを仮定している。曲線は後方板が貫通する限界の d の値を示している。図には、バンパー板が1枚と2枚のWhippleシールドに対する曲線、及び2枚Whippleシールドに対する試験結果が丸印で示されている。共に総重量(厚さ)及び総間隔は同じであり、2枚Whippleシールドは、1枚Whippleシールドに比べてさらに防衛性能が向上することがわかる。

1枚Whippleシールドの貫通限界曲線に注意すると、約2 km/s以下と7 km/s以上の領域では、衝突速度と共に飛翔体の貫通限界径が減少し、Fig.2に示した貫通限界曲線のように、通常の物理的直感と一致するのに対して、2~7 km/sの領域では逆に増大し、一見奇異な感じを受ける。しかし、これは2.2で述べた‘shattering’効果によるもので、1枚目バンパーへの衝突によって、飛翔体と標的材が破碎され広い空間分布(低い質量密度)をもって後方板に衝突することに起因する。この速度領域では、衝突速度の増加と共に、デブリ雲の拡がりも大きくなることを意味している。

密度 ρ 、音速(衝撃波速度) c (U_s)の飛翔体が速度 V で剛壁に衝突した時の衝突圧は、運動量保存則から、 $\rho c V$ ($\rho U_s V$)で計算される。初期のデブリ径に対して、主壁(後板)に衝突する直前のデブリ雲径は10倍近くにもなるため、デブリ雲の内部構造にも依存するが、飛翔体の平均密度は1/100以下になる。その結果、主壁に生じる衝突圧力を著しく低減させることができる。

しかしながら、飛翔体・シールド板共に完全に液化する約7 km/s以上になるとほぼ同期してデブリ雲が空間的に拡がる効果は飽和し、再び衝突速度の増加と共に貫通限界径が減少する。Fig.8は‘hypervelocity region’においても、等価板圧の単一標的に比べて、下方に平行移動するだけでなく、より高速域において防衛性能が向上することを示している。

紙数の制約ため、Fig.8の貫通限界曲線の式の形は割愛するが、これらの曲線がどのようにして決定されたかの概略を以下に述べる^{4), 5), 7), 8)}。

前述したように、Apollo計画までは、宇宙機の防御対象はmicro-meteoroidのみであり、man-madeのスペースデブリは対象外であった。従って、1970年以前に検討されたWhippleシールドに対する貫通限界式の衝突速度は、主に10 km/s以上の飛翔体に対するものであ

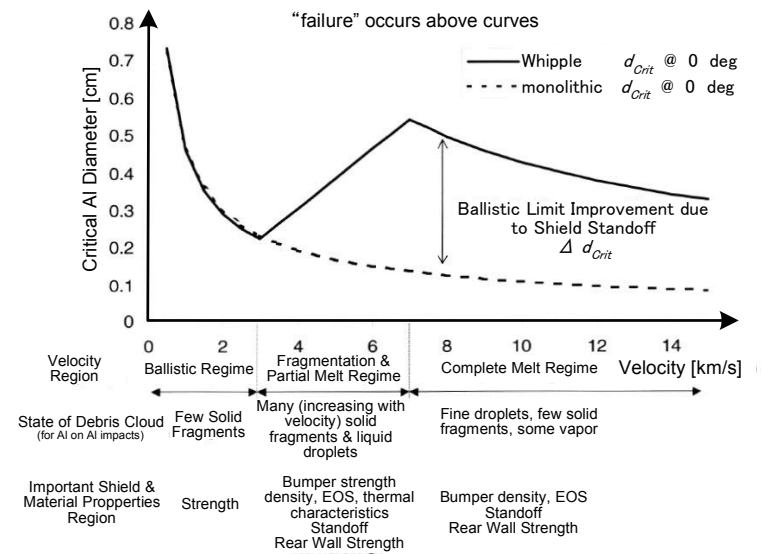


Fig.8 Ballistic limits for equal mass monolithic target and Whipple shield⁷⁾.

た。一方、二段式軽ガス銃の加速能力は8 km/s以下であったため、融点の低い鉛やカドミウムを用いた二段式軽ガス銃の試験を中心にして、成形爆薬、プラズマガン、静電加速器等による試験を併用することによって、貫通限界式を決定した。これらの努力は、NASA/JSCのCour-Palais、NASA/AmesのNysmith、NASA/LewisのLundberg、Air ForceのBurch等によって同時並行的に進められた。Fig.8の‘hypervelocity region’の式は、1960年代にCour-Palaisによって決定された式に、その後、スペースデブリに対する防御要求の発生のために、より大きな飛翔体に対しても有効な試験データ(主に、Marshall宇宙飛行センター: MSFCで実施された。)を用いて補正された‘修正Cour-Palais式’と呼ばれているものである。

一方、‘ballistic’の領域の貫通限界式は、スペースデブリに対する防御に対しても適用可能なように、低速域とより大きな飛翔体に対する実験(主に、JSCで実施された。)結果を用いて決定されたものであり、約2~7 km/sの‘shatter’領域はこれらの2端点を線型補間したものである。スペースデブリ用のこれらの改良は、JSCのE. L. Christiansenによって行なわれた。

以上の3つの速度領域をまとめて、‘新Cour-Palais式’、もしくは‘Christiansen式’と呼ばれている。

3 Whippleバンパーの防御機構の数値解析による可視化

本項では、前項で述べたWhippleシールドの貫通限界曲線の3つの速度領域で生じる現象のメカニズムを数値解析で模擬し、可視化することによって理解をより深いものにする。解析には、衝撃解析コード: AUTODYNを用いて2次元軸対称系でモデル化した。

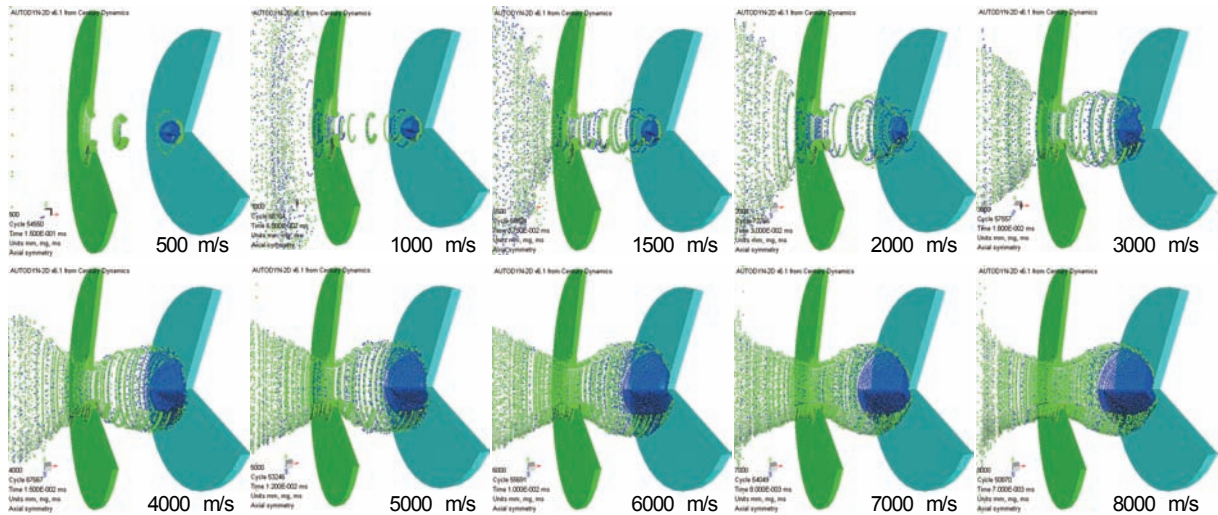


Fig. 9 Debris cloud expansion of Whipple bumper shield in the numerical simulation —— impact velocity: 500 to 8000 m/s.

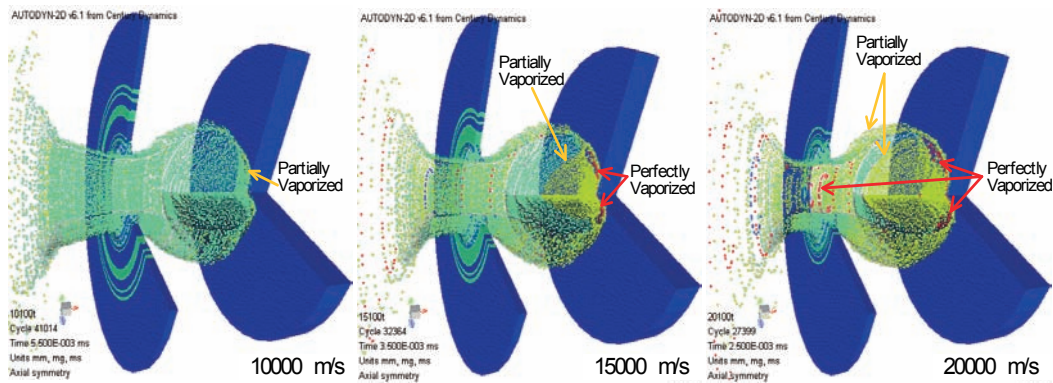


Fig. 10 Debris cloud expansion of Whipple bumper shield in the numerical simulation —— impact velocity: 10000 to 20000 m/s.

飛翔体とシールドの衝突面近傍はSPH法を適用し、その他のシールドと後方はLagrange法によってモデル化した。シールド板のSPHノードとLagrange要素間には結合境界条件を適用した。衝突速度が10 km/s未満の問題に対しては、Mie-Grüneisen型で、衝撃波速度 (U_S) と粒子速度 (u_p) の間に線型関係を仮定したHugoniotの状態方程式を、10 km/s以上の問題にはTillotsonの状態方程式⁹⁾を適用した。

3.1 ‘ballistic’ および ‘shatter’ 過程

ここでは、2.2項で述べた「一見奇妙な現象」のメカニズムを、数値シミュレーションを用いて可視化することにより確認する。Fig.9は、飛翔体、シールド板、後方がそれぞれ、2024-T4, 6061-T6, 7075-T6製で、 $d = 10$, $t_s = 2$, $t_B = 5$, $S = 50$ に各寸法を固定し、衝突速度を500～8000 km/sまで変化させた時に、デブリ雲の広がる様子を、デブリ雲の先端が後方に到達する頃まで解析した結果である。1000 m/s以下の速度領域では、ほぼ‘plugging’モードの貫通形態を示しているが、2000 m/s辺りから急激にデブリ雲の空間的広がりが大

きくなり、6000 m/s辺りから飽和している様子が確認できる

3.2 「超」高速衝突過程

Figure 10には、10000～20000 m/sに及ぶ完全液化領域の計算結果を示す。これらの計算では、衝撃気化、いわゆる、shock-induced vaporizationが生じる可能性があるため、上述のようにTillotsonの状態方程式を適用した。この状態方程式では物質の状態は4つの物理状態に分類される。i) 圧縮モードの固相、ii) 膨張モードの凝縮相、iii) 膨張モードの凝縮相と気相の混相状態、iv) 完全気相である。10000 m/sの衝突速度では、デブリ雲の大部分がiiの領域で、わずかにデブリ雲の先端と後方の‘ejection’部分にiiiの混相領域が見られるのみである。それに対して、15000 m/sの衝突速度のケースでは、デブリ雲の先端に完全気相領域が見られると同時にデブリ雲の外殻と前半分の広範な部分にiiiの混相領域が見られる。さらに、20000 m/sの衝突速度のケースでは、デブリ雲のほぼ全域が少なくとも混相状態で、デブリ雲の先端やシールド板近傍部分で完全

な気相領域が見られる。

4 おわりに

以上によって、現在、有人宇宙機で標準的に採用されているWhippleシールドの貫通限界式導出の歴史、実験的根拠について概観した後に、そのメカニズムを数値シミュレーションによって明らかにした。Apollo計画以前の設計では、micro-meteoroidのみを防御対象としていたのに対して、1970年代以降は人工のスペースデブリをも考慮する必要が生じたために式の見直しを余儀なくされたことにも言及したが、今また、無人の宇宙機の設計にもスペースデブリ対策を講じる必要に迫られており、設計思想とその方法論を明確にすることの意義は決して小さくはないと考える。

参考文献

- 1) Zukas J.A., *Impact Dynamics* (Eds. J.A. Zukas et al.), Chapter 5, John Wiley & Sons, Inc., 1982.
- 2) Whipple F. L., *Astronomical J.*, Vol.52, p.131, 1947.
- 3) Charters A. C., “The Distinguished Scientist: The Early Years,” Distinguished Scientist Award, Hypervelocity Impact Society (Ed. C. E. Anderson), 1992.
- 4) Cour-Palais B. G., *Int. J. of Impact Engng.*, Vol23, pp.137-168, 1999.
- 5) Reimerdes H.-G. et al., *Proc. 1st European Conf. on Space Debris*, ESA SD-01, Darmstadt pp.433-439, 1993.
- 6) Maiden C. J. et al., “Experimental Investigations of Simulated Meteoroid Damage to Various Spacecraft Structures,” GMDRL, NASA CR-65222, 1965.
- 7) Christiansen E. L., “Meteoroid/Debris Shielding,” TP-2003-210788, NASA, 2003.
- 8) Hayashida K. B. et al., “Double-Plate Penetration Equations,” TM-2000-209907, NASA, 2000.
- 9) Tillotson J. H., “Metallic Equations of State for Hypervelocity Impact,” GA-3216, General Atomic, 1962.

防衛大におけるスペースデブリ衝突模擬実験

○田村英樹（防衛大）

防衛大では、耐スペースデブリシールドの構成材料に関する超高速衝突破壊現象と防護性の解明を目的とした実験研究を行っている。模擬スペースデブリのアルミニウム合金小球を、バンパーに見立てたアルミニウム合金薄板とチタン薄板に衝突させ、破砕直前における板のバルジ変形のひずみとひずみ速度を計測している。また、強化型 Whipple シールドの充填材と同種の Nextel 織布や Kevlar 織布に衝突させ、織布の特性に依存した衝突体の破壊と織布の防護性の相違を見出している。さらに、非球形衝突体が有する侵徹性を明らかにするために、アルミ円柱付きサボをアルミニウム合金塊に衝突させ、円柱の形状に依存する特異なクレーター形状と侵徹深さの相違を見出している。

防衛大におけるスペースデブリ衝突模擬実験

田村英樹

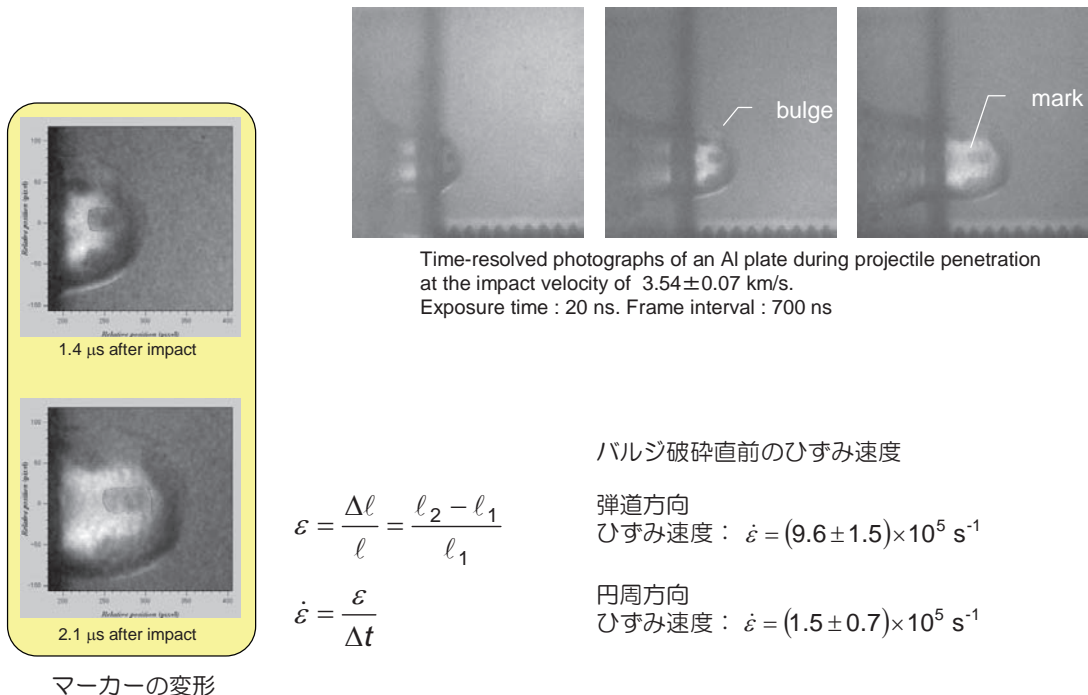
防衛大学校

第4回スペースデブリワークショップ

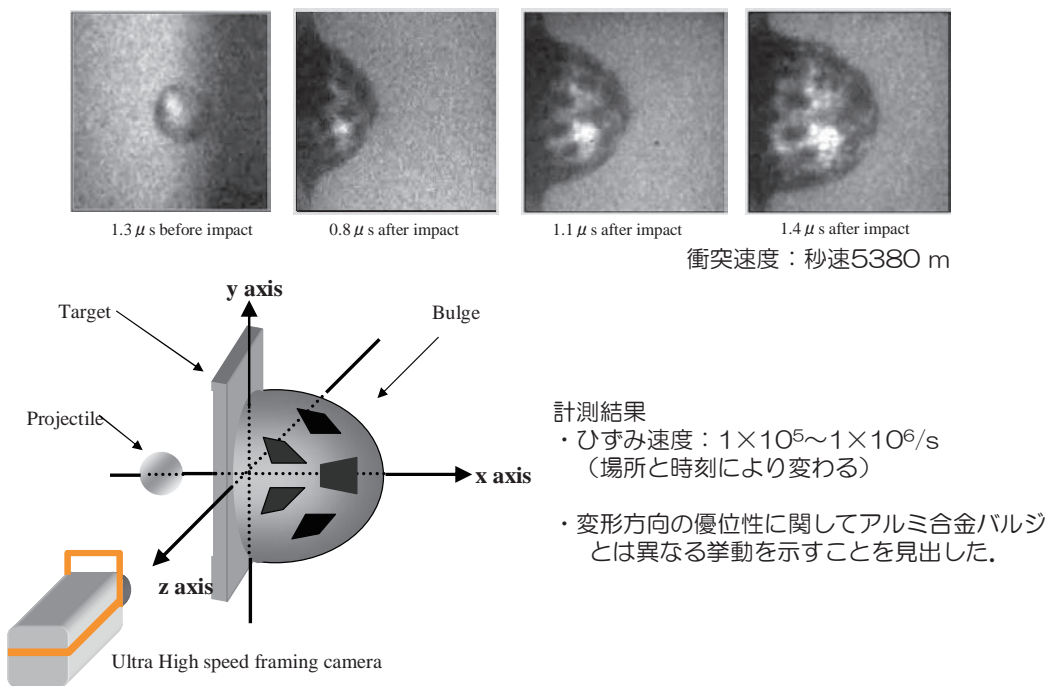
於：JAXA（調布）

平成22年12月17日

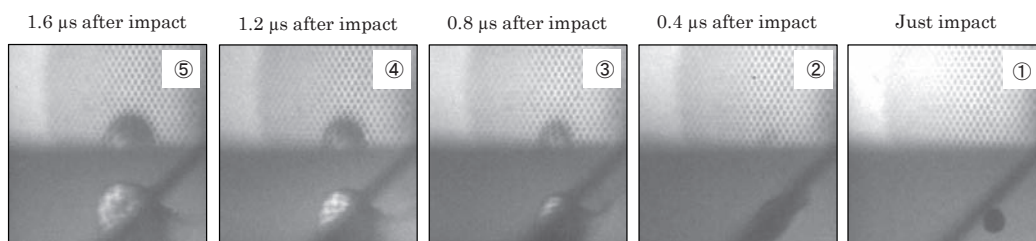
～垂直衝突におけるアルミ合金バルジの挙動～



～垂直衝突における純チタンバルジの挙動～



～斜め45度超高速衝突におけるアルミ合金バルジの挙動～



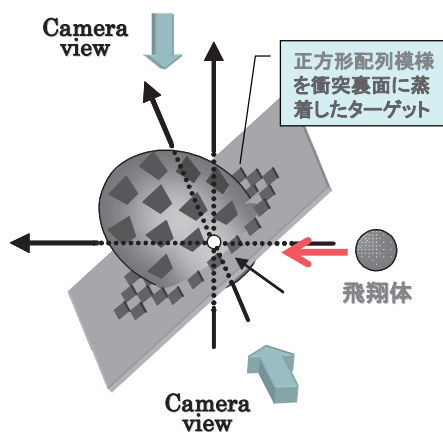
衝突速度：秒速4580m

(ターゲット由来の変形方向)
ひずみ速度： $(1.5 \pm 0.2) \times 10^6 \text{ s}^{-1}$

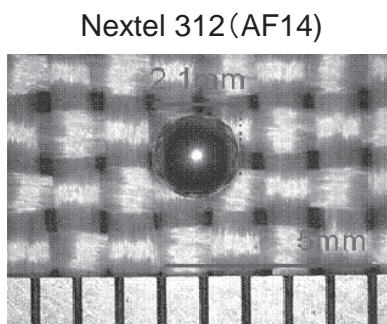
(飛翔体由来の変形方向)
ひずみ速度： $(0.8 \pm 0.2) \times 10^6 \text{ s}^{-1}$

(バルジ周回方向)
ひずみ速度： $(0.2 \pm 0.1) \times 10^6 \text{ s}^{-1}$

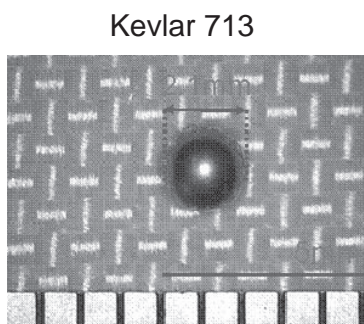
・斜め45度衝突におけるアルミ合金バルジのひずみ速度を計測し、弾道軸回りの非対称性を示した。



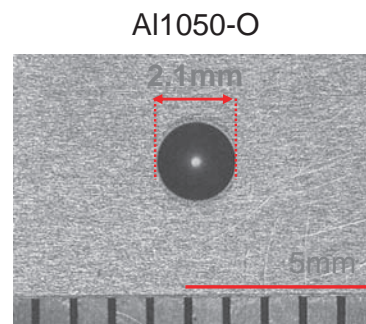
～高強度織布の特性～



Nextel 312 (AF14)
Thickness: 0.36mm
Areal Density: 291g/m²
Filament Density: 2.70g/cm³
Composition: Al₂O₃ (62%)
SiO₂ (24%)
B₂O₃ (14%)
Tensile Strength: 1700MPa
Weaving: 平織り

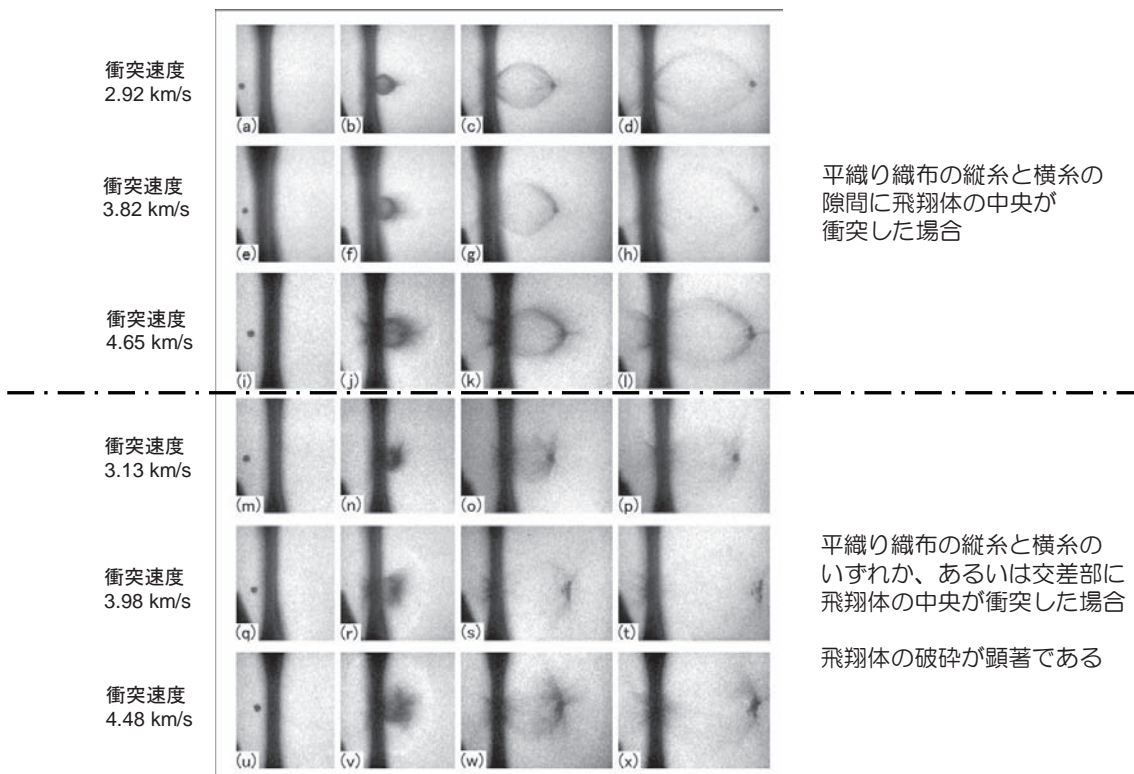


Kevlar 713
Thickness: 0.38mm
Areal Density: 278g/m²
Filament Density: 1.44g/cm³
Composition:
Nc1ccc(NC(=O)c2ccc(C(=O)N)cc2)cc1
Tensile Strength: 3600MPa
Weaving: 平織り

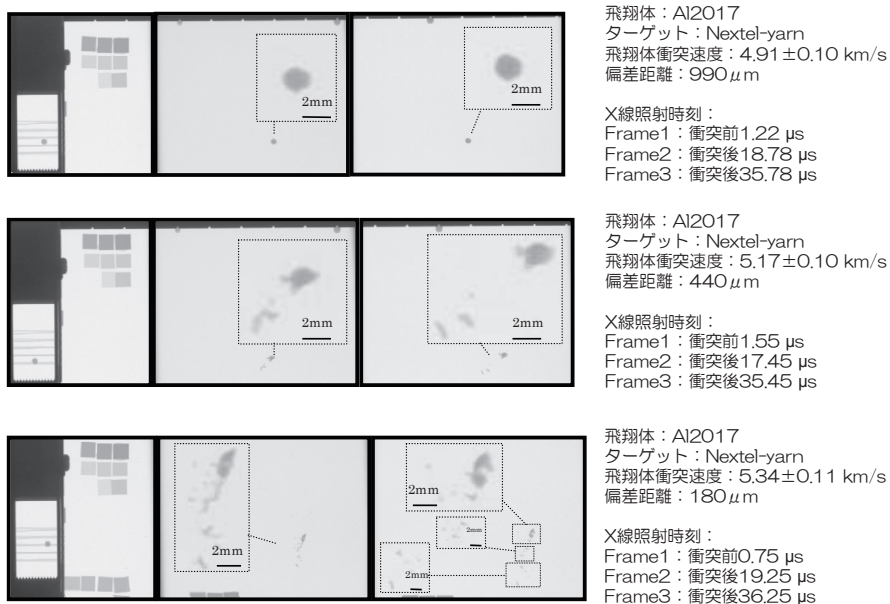


Al1050-O
Thickness: 0.1mm
Areal Density: 269g/m²
Tensile Strength: 75MPa

～Nextel織布への垂直衝突における飛翔体の破壊～

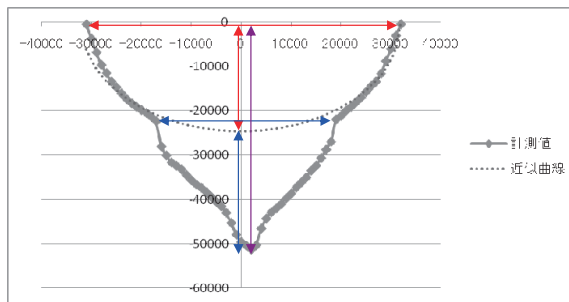
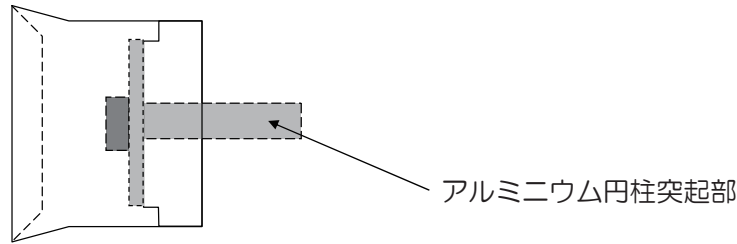


～セラミック糸と飛翔体の衝撃破砕～



飛翔体の破壊の様態は衝突速度と偏差距離（糸の中央と飛翔体の弾道の間隔）に依存する

～アルミニウムクレーターの形成における円柱型突起部の効果～



衝突速度：秒速5830m

クレーター最深部深さ：5.62cm

1 段目クレーター直径：6.55cm

1 段目クレーター深さ：2.46cm

2 段目クレーター直径：3.5cm

最深部-2 段目クレーター深さ：3.16cm

クレーター体積：59.1cm³

- ・アルミニウム合金クレーターの形状について、非球形衝突体の突起部の影響は顕著であった。

エジェクタ（二次デブリ）に関する国際標準規格案 CD11227 の紹介

○赤星保浩（九工大），松本晴久（JAXA），北澤幸人（IHI）

国際標準化機構(ISO)において、「Space systems - Test procedures to evaluate spacecraft material ejecta upon hypervelocity impact」と題した規格案が検討されている。当初の規格案では宇宙機器表面に微小宇宙ごみまたはメテオロイドが超高速衝突した際に反対方向に放出される破片（実際の宇宙空間では新たな宇宙ごみとなる可能性があるもの）の大きさ分布ならびに速度分布を実験結果として記録するというものであった。その後、ISO総会、秋のWGなどの議論を通じ、本規格案は合意し得る内容に一部修正がなされてきている。本講演では現在の規格案の状況と日本ならびに他国での対応状況について紹介する。

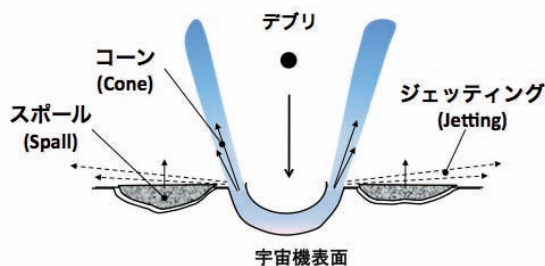


図 エジェクタ発生の概略図

第3回スペースガード研究会 & 第4回スペースデブリワークショップ 2010/12/16-17

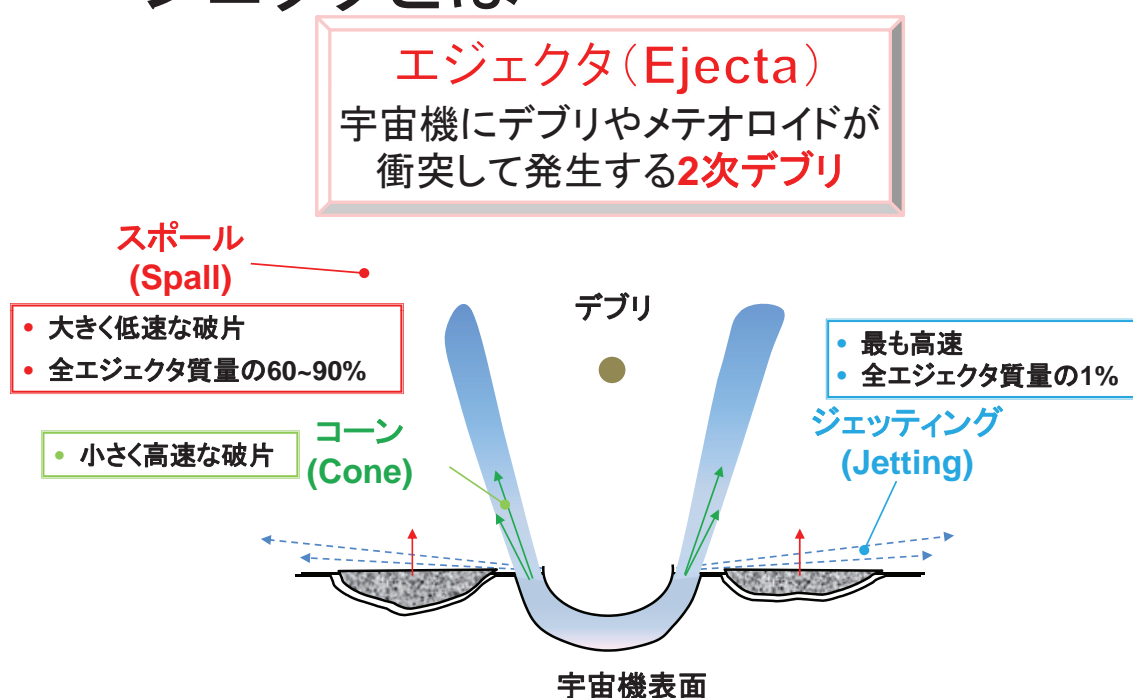
エジェクタ（二次デブリ）に関する 国際標準規格案CD11227の紹介

○赤星保浩（九工大），松本晴久（JAXA），
北澤幸人（IHI）

謝辞

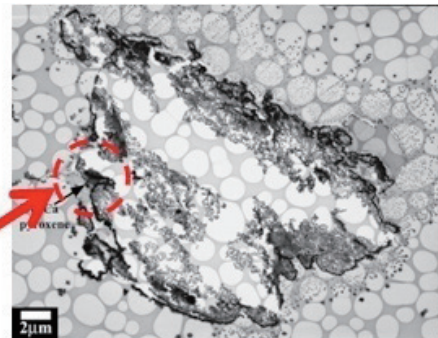
- 本研究の一部は宇宙航空研究開発機構との共同研究として実施したものであり、同時に科学研究基盤研究(C)(No.21560819)の支援のもと実施したことを記し、謝意を表します。
- 宇宙科学研究所の二段式軽ガス銃の使用に当り、長谷川氏他にお世話になりました。
- 国内外のISO TC20/SC14 の関係者より多くの助言/支援等をいただいております、ここに、関係者の皆様に謝意を表します。

エジェクタとは



エジェクタ

JAXAがISSのロシアモジュールを利用した微粒子捕獲(MPAC)実験で捕獲された粒子の一つが**エジェクタ**



Meteoroid particle

捕獲物の切片のTEM画像

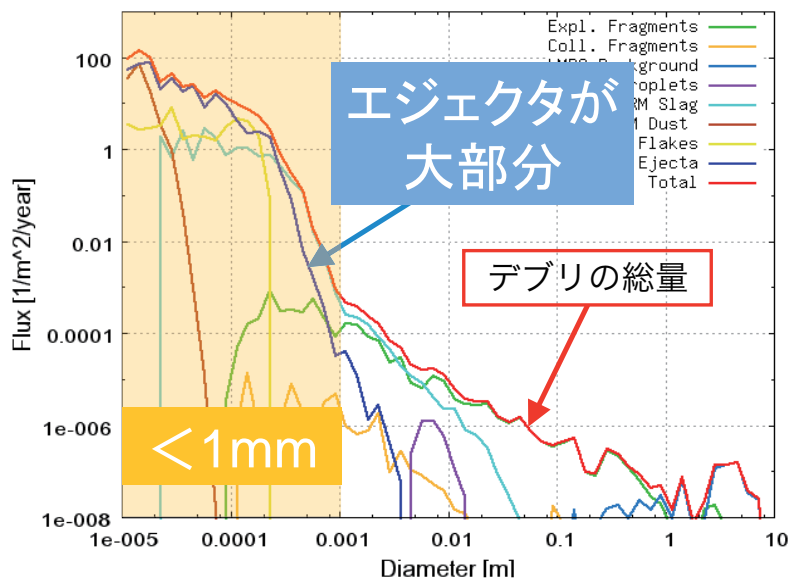
捕獲物の特徴

- ◆ 酸化銀と硫化銀の混合物
- ◆ 数十～数百 nmの微粒子の集合体
- ◆ 直径 1 μm程度の石質粒子を含んでいる

銀を含むペイント材の可能性

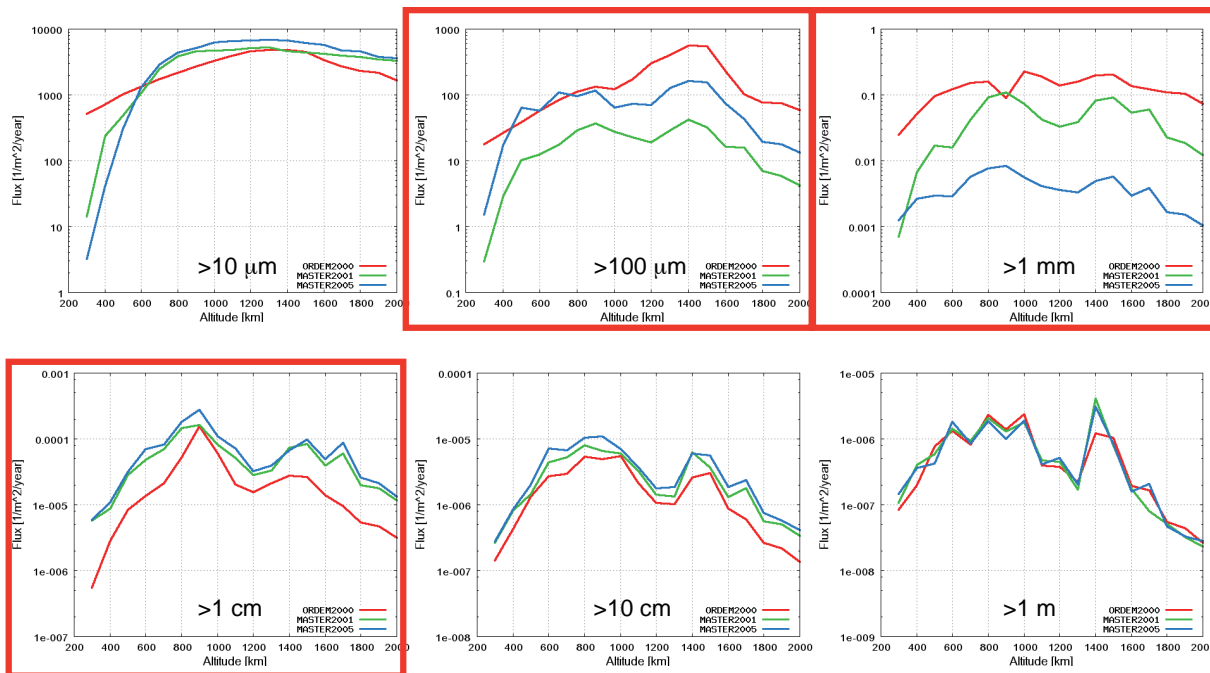
メテオロイドと宇宙機外表面に衝突して発生した**二次デブリ**と推定

デブリの発生原因



MASTER2005によるデブリ発生要因

デブリ環境モデルの差異



九州工業大学

6

計算力学研究室

国際標準化機構



九州工業大学

7

計算力学研究室

国際標準のプロセス



Reference number of working document: ISO/TC 20/SC 14 N **731**

Date: 2010-05-04

Reference number of document: ISO/CDV 11227

Committee identification: ISO/TC 20/SC 14/WG 6

Secretariat: ANSI/AIAA

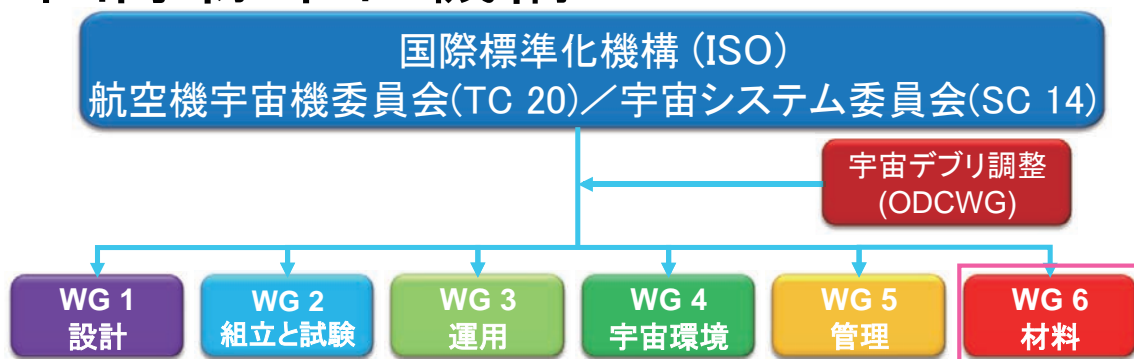
Space systems – Test procedures to evaluate spacecraft material ejecta upon hypervelocity impact

Systèmes Spatiaux — Procédure d'essais pour évaluer l'éjection de matériaux lors d'un impact hypervitesse sur un satellite.

Dr.Mandevilleのエジェクタ関係文献

- [1] Rival M., J.C. Mandeville, Modelling of ejecta produced upon hypervelocity impacts, Space debris 1 (1999) p. 45-57.
- [2] Bariteau M., J.C. Mandeville, F. Schäfer, Ejecta production mechanism on painted surfaces, ESA SP- 473 (2001), p. 249-251.
- [3] Bariteau M., Prolifération des débris orbitaux: production et évolution des particules secondaires, Thèse ENSAE, Toulouse, (2001).
- [4] Mandeville J.C., M. Bariteau, Contribution of secondary ejecta to the debris population, Adv. Space Res. 34 (2004), p. 944-950.

国際標準化機構



- | | |
|----------|---------------------|
| 1. 予備段階 | : Preliminary stage |
| 2. 提案段階 | : Proposal stage |
| 3. 作成段階 | : Preparatory stage |
| 4. 委員会段階 | : Committee stage |
| 5. 照会段階 | : Enquiry stage |
| 6. 承認段階 | : Approval stage |
| 7. 発行段階 | : Publication stage |

国際標準化機構(ISO)での議論

超高速衝突による宇宙機材のエジェクタ評価に対する試験方法： ISO TC20/SC14/WG6/CDV 11227 が IS化に向けて議論されている。

PL : Dr.Mandeville (France)

co-PL : Dr.Kitazawa (Japan)

CD投票期限：2011年1月19日

CD11227の概要

“Test procedures to evaluate spacecraft material ejecta upon hypervelocity impact”

- 宇宙機や打上げ気の外表面物質に、超高速のプロジェクトイルが衝突した際に生じるエジェクタの量を評価するために必要な試験方法の定義
- 実験の手順は以下のように定義
 - 1) 使用する設備の種類;
 - 2) プロジェクトイルの種類, 大きさ, 速度
 - 3) 衝突で噴出されたエジェクタの評価
 - 4) 試験結果の報告
 - 5) 品質要求
- エジェクタの総質量, および破片のサイズ分布/速度分布を評価
- 宇宙機がその軌道寿命中に放出するejactaの量を算出することにより, スペースデブリの発生を軽減するための表面塗装と材料の選択に貢献

Table 1. Test results (xxx : values to be filled in after the tests)

total amount of ejecta (mg) : M_e	Xxx	target mass before impact (mg)	Xxx	target mass after impact (mg)	Xxx
Size (see text/Annex for details, average max/min size) and velocity distributions		< 0.010 mm	0.01 to 0.1 mm	0.1 to 1 mm	>1 mm
front side	number of particles	Xxx	Xxx	xxx	xxx
	Velocity (optional)	Xxx	Xxx	xxx	xxx
rear side	number of particles	Xxx	Xxx	xxx	xxx
	Velocity (optional)	Xxx	Xxx	xxx	xxx
projectile	mass xx				

九工大での研究紹介

規格案 CDC11227

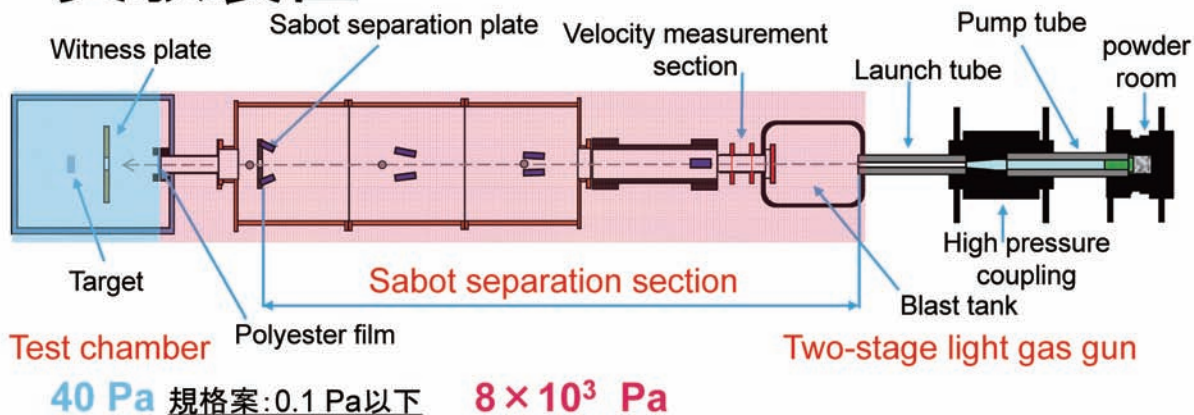
- 試験方法の装置依存性確認のためのエジェクタ評価の**較正実験**
- 宇宙機に実際使用されている材質を用いた**エジェクタ評価実験**

- ◆ 規格案の問題点の抽出
- ◆ 国際標準化への提案
- ◆ エジェクタモデルとの比較

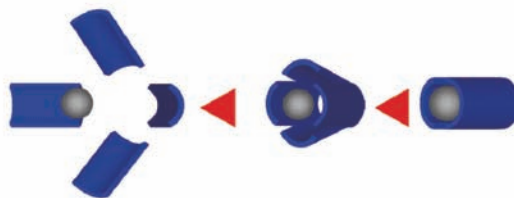
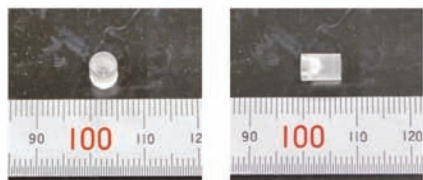
ウィットネス
プレートの推奨条件

エジェクタ質量

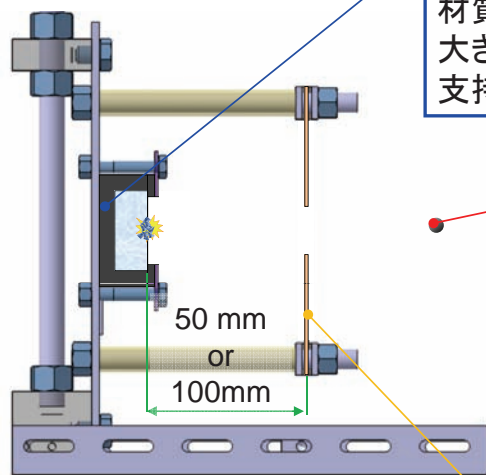
実験装置



Sabot



実験条件



ターゲット 規格案: 熔融石英ガラス, 端で固定

材質 : 合成熔融石英ガラス
 大きさ : 高さ50 mm × 幅 50 mm × 厚さ20 mm
 支持 : ゴムスポンジで被覆

飛翔体 規格案: Al 6061, 5 km/sec

材質 : アルミニウム (Al 1050)
 形状 : 球
 大きさ : 直径1 mm
 質量 : 1.4 mg
 衝突速度 : 4 km/sec

ウィットネスプレート 規格案: 銅または延性材料

材質 : 銅(JIS H3100 C1100-1/4H, C1100P-O)
 大きさ : 高さ180 mm × 幅150 mm × 厚さ2 mm
 中心穴直径 : 30 mm
 表面処理 : 機械研磨, 化学研磨, 研磨無し

C1100

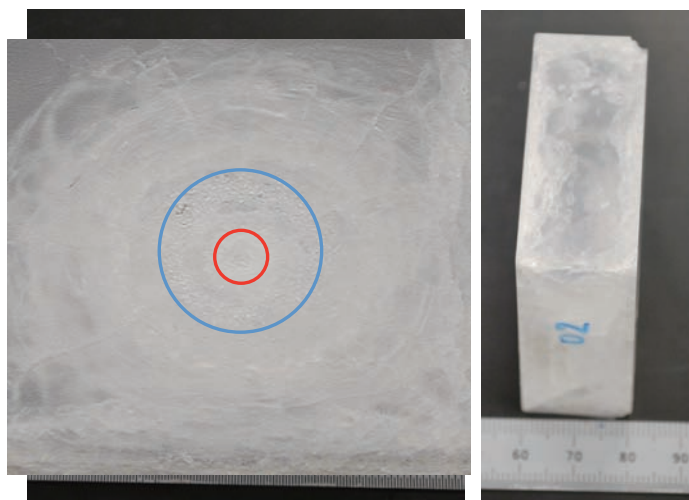
- ◎ JIS H3100(銅及び銅合金の板並びに条)に記載
- ◎ C1100(タフピッチ銅)
 - ◆ 化学成分Cu 99.90%以上
 - ◆ 導電性・熱伝導性に優れ、展延性・絞り加工性・耐食性・耐候性が良い。電気用、蒸気がま、建築用、化学工業用、ガスケット、器物など。

記号	引張強さ [N/mm ²]	ビッカース硬さ [HV]
C1100P-O	195以上	—
C1100P-1/4H	215~275	55~100

C1100の質別(硬さ)

質別	加工度
○	400°C以上, 30分以上で完全 焼きなまし状態
1/4H	1/2Hの半分の強度
1/2H	加工率40%でH材の半分の強度
H	80-90%の加工を受けた高い強度

Experimental results ~ 09-039 ~



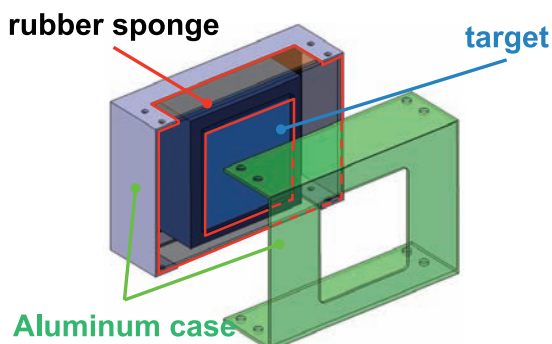
Silica target after test

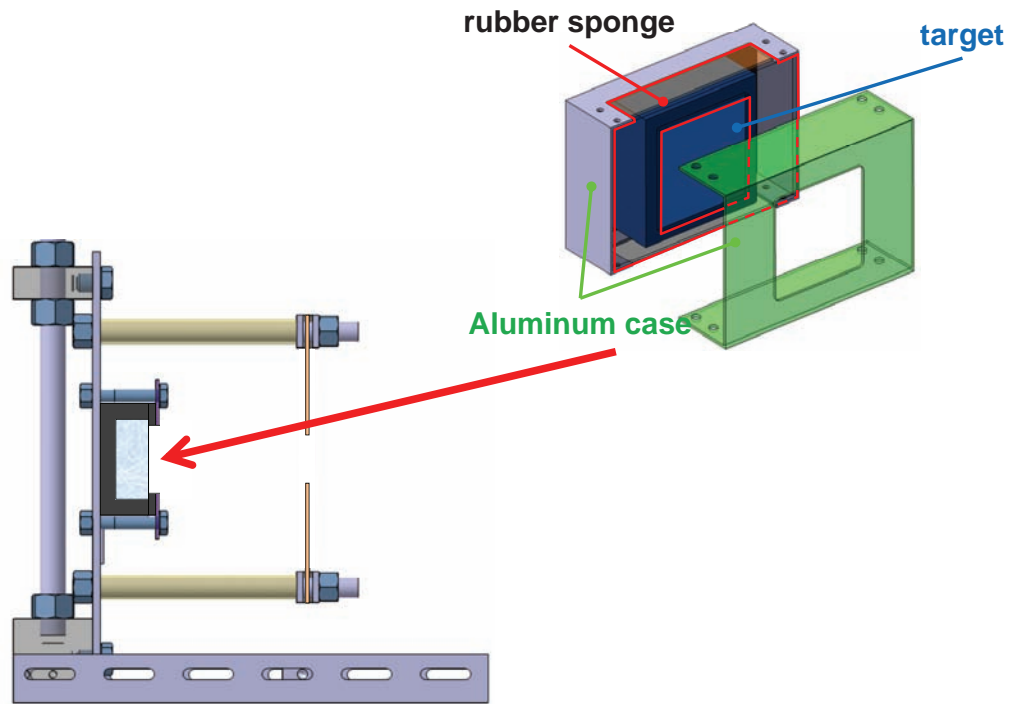
Impact crater diameter: 3.14 mm

Spall diameter: 13.52 mm

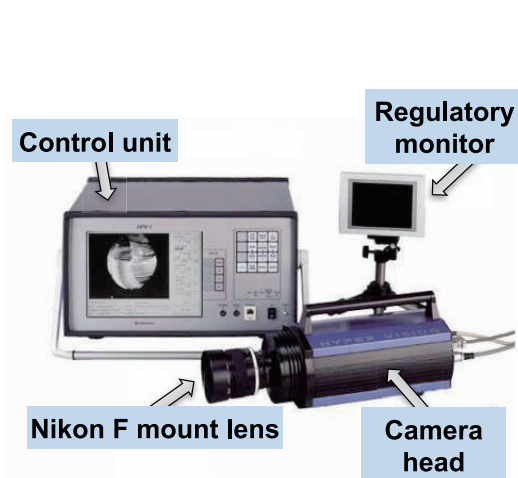
Measurement of ejected mass

By containing edge fragments in aluminum case after the hypervelocity impact test, we can measure only ejected mass (measure mass difference between pre- and post-mass with aluminum case).



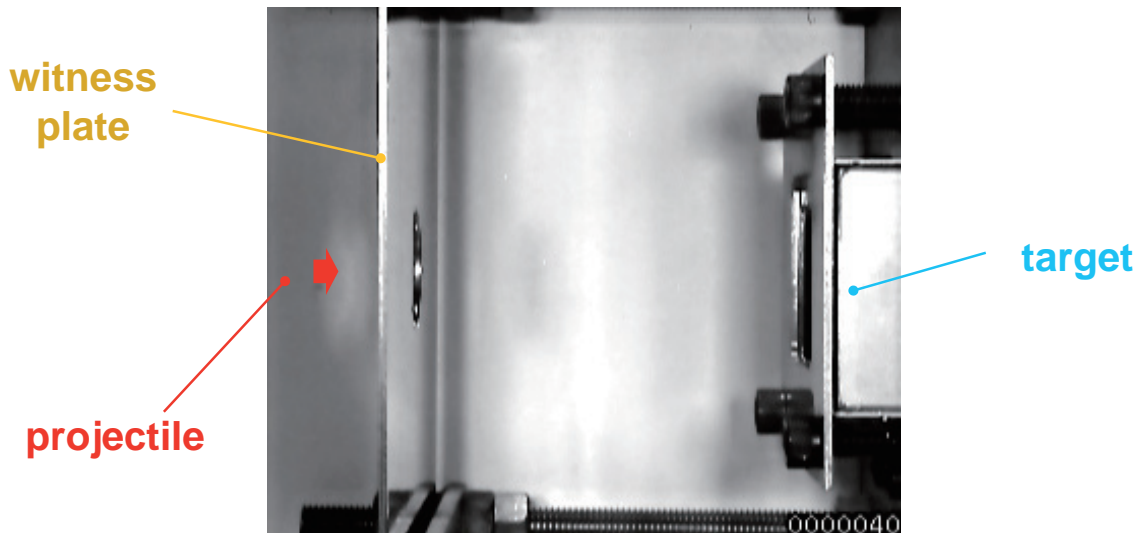


High-speed Camera

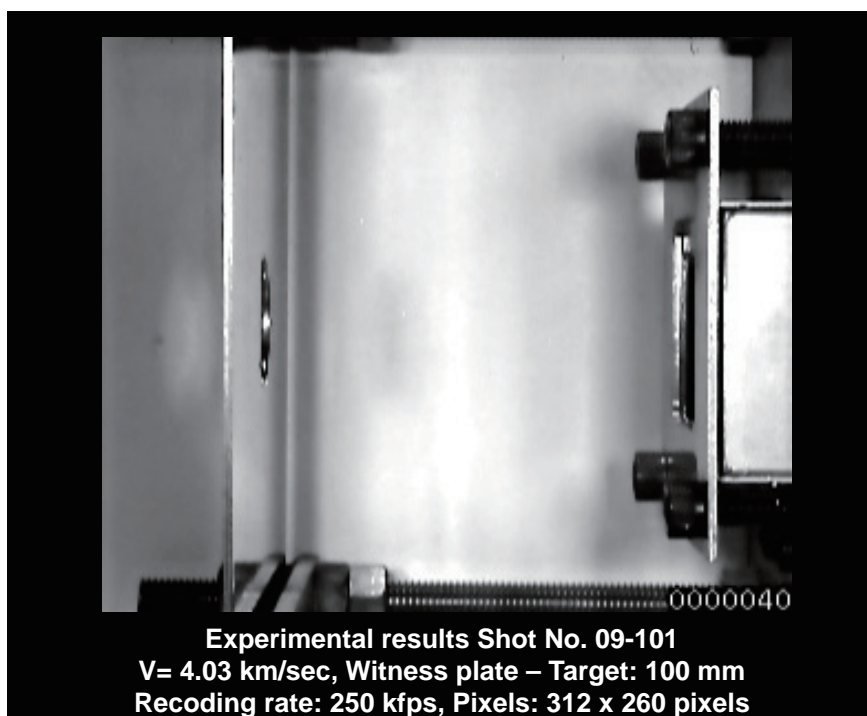


Product name (Company)	High-speed camera (SHIMADZU)
Model number	HPV-1
Recording method	IS-CCDC image sensor
Resolution [pixel]	312 (horizontal) x 260 (vertical)
Frame storage [frame]	100
Lens mount	Nikon F mount
Color, Gradations	Monochrome, 10 bits
Recording speed [fps]	30 to 1,000,000
Exposure time	1/2, 1/4, 1/8, or OFF(3/4) of recording intervals
External trigger input	TTL (positive/negative)
Recording format	10-bit dedicated format, BMP, AVI, JPEG

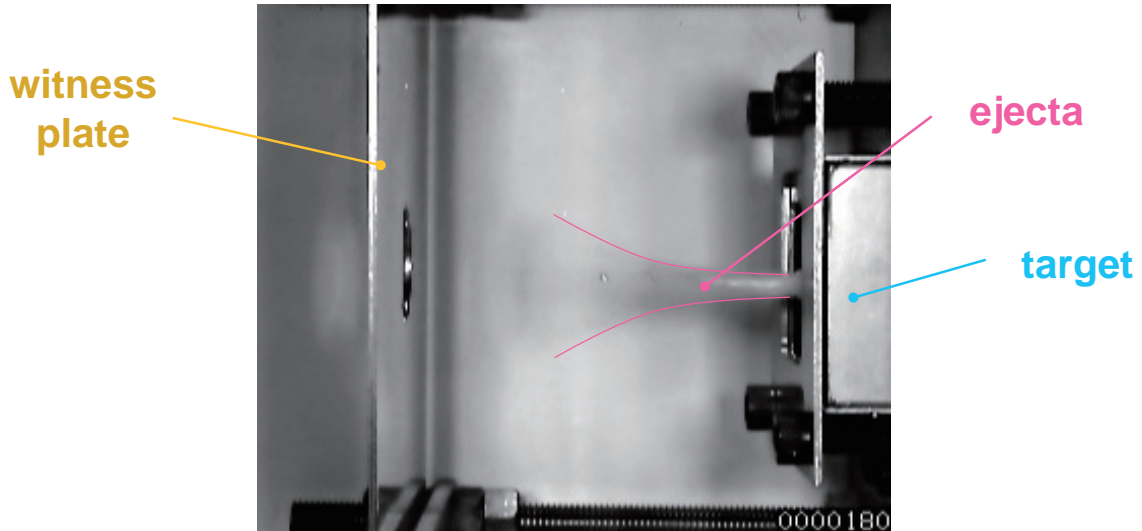
高速度カメラによる撮影 09-101



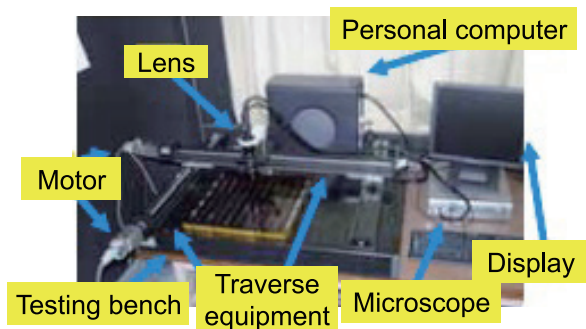
高速度カメラによる撮影 09-101



高速度カメラによる撮影 09-101



Microscope system

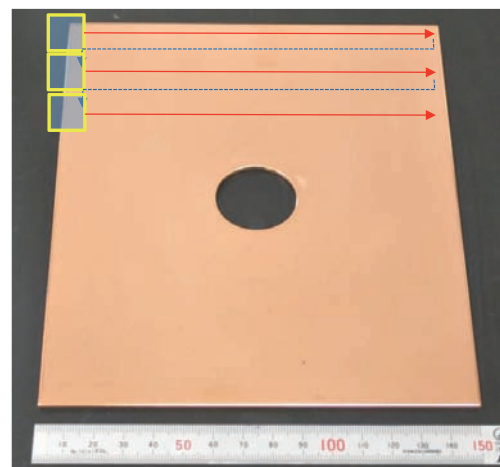


Microscope system

(ref.: Delu Qu, Teppei Okumura, Mengu Cho, "Development of Arc induced Surface Degradation Evaluation System of Solar Array by an optical Microscope", ISTS 2004-s-08)

Microscope specification

Magnification	Image size [pixel]	Size per pixel [μm]
35 ~ 245	640 x 480	14 ~ 2



Scanning direction

→ scan - - - - - feed

光学顕微鏡による撮影時間

倍率	撮影間隔	撮影枚数	撮影時間
60	3mm	3,111	40分
125	1mm	27,332	6時間
200	0.5mm	約108,000	24時間

実験結果

Test number	Alloy and temper	Surface treatment	Distance between T and WP [mm]	Impact velocity [km/sec]	Ejecta mass [mg]	Zenith angles of ejection [deg]	
09-036	C1100P-1/4H	Buffing	100	4.86	—	—	
09-039				4.95	—	36	
09-101		Chemical polishing		4.03	88.5	33	
09-102		Buffing		50	3.92	80.4	46
09-117				100	3.71	70.2	35
09-119				C1100P-O	100	4.14	84.9
09-120		C1100P-1/4H		Nothing	100	4.17	83.2

No.09-101と09-102は高速度カメラの撮影を行った

九工大における実験結果

Test number	Crater diameter [mm]	Spall diameter [mm]	Cone diameter [mm]	Zenith angles of ejection [deg]
09-036	2.60	12.83	—	—
09-039	3.14	13.52	145	36
09-101	4.16	8.33	130	33
09-102	3.71	9.09	105	46
09-117	3.69	8.52	140	35
09-119	4.27	9.90	130	33
09-120	4.47	10.93	145	36

九州工業大学

計算力学研究室

九工大における実験結果

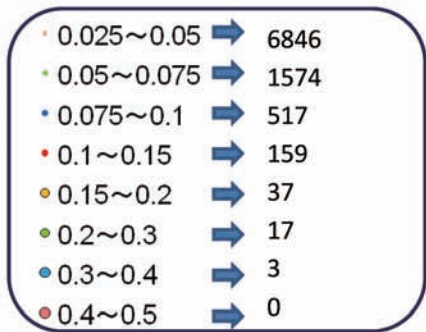
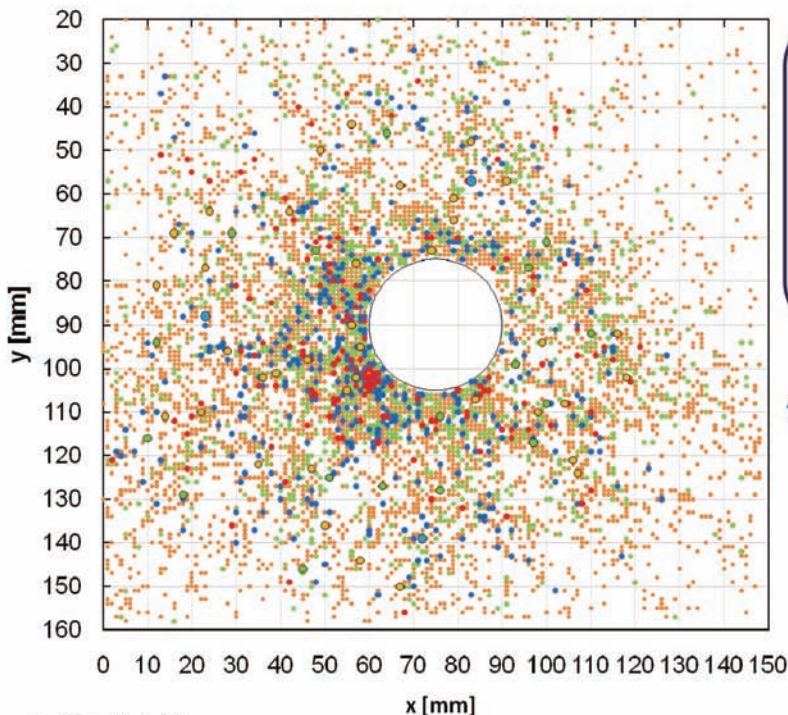
Test number	Projectile material	Alloy and temper	Surface treatment	Distance between T and WP [mm]	Impact velocity [km/sec]	Ejecta mass [mg]
09-036	Al 1050	C1100P -1/4H	Buffing	100	4.86	—
09-039					4.95	—
09-101			Chemical polishing		4.03	88.5
09-102			Buffing		50	3.92
09-117		100		3.71	70.2	
09-119		C1100P -O	Nothing	100	4.14	84.9
09-120		C1100P -1/4H			4.17	83.2

アルミケースを導入

九州工業大学

計算力学研究室

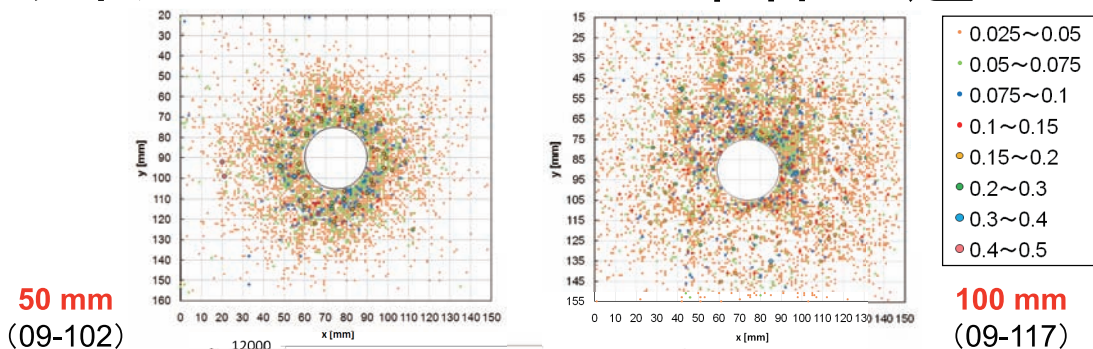
09-101



九州工業大学

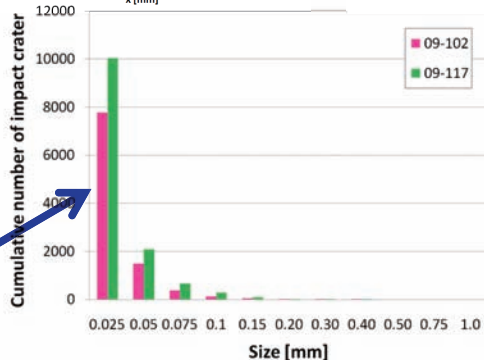
計算力学研究室

ウィットネスプレートの条件の違い



50 mm (09-102)

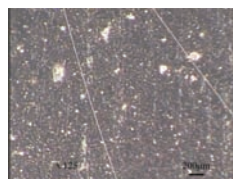
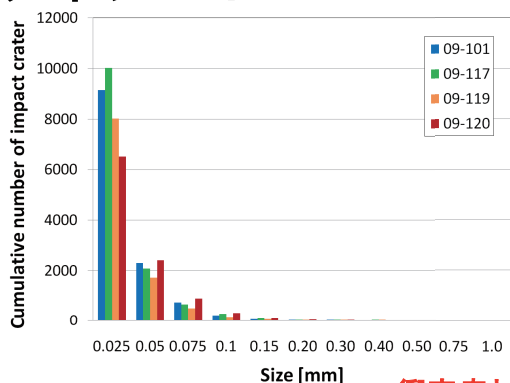
100 mm (09-117)



09-102の方が
09-117に比べ
少ない

原因
距離が短い場合
◆ウィットネスプレートの中心穴を**多くのエジェクタが通過**
◆衝突が集中している部分の**検査が困難**

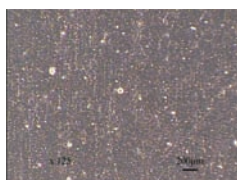
ウィットネスプレートの条件の違い



C1100P-1/4H, 機械研磨 (09-117)

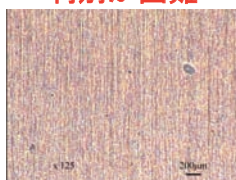
顕微鏡での撮影の際、ピントがずれる

大きな違いは無い



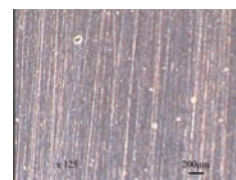
C1100P-1/4H, 化学研磨 (09-101)

衝突痕と表面の傷との判別が困難



C1100P-1/4H, 研磨無し (09-120)

板の変形がある



C1100P-O, 機械研磨 (09-119)

九州工業大学

34

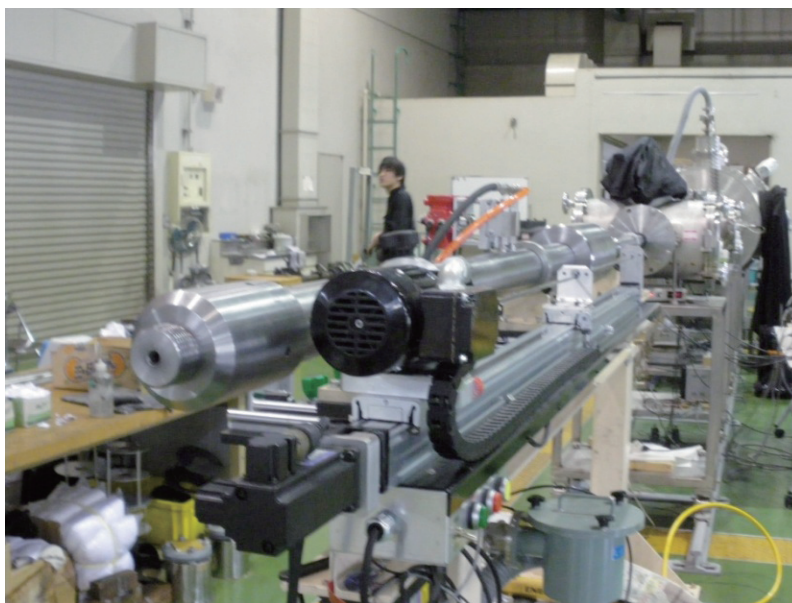
計算力学研究室

ISASの二段式軽ガス銃を用いた実験

目的：JAXA施設で実施可能であることを確認する。九工大での実験結果との差を評価する。

実施日：2010年4月12日

実験回数：2回



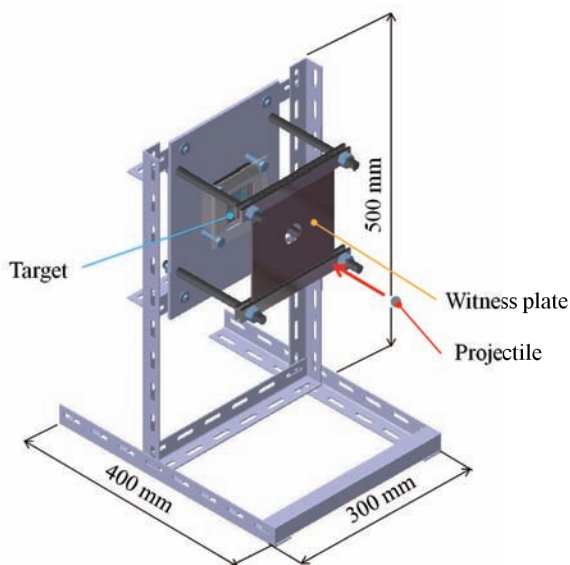
**Two-stage light gas gun
of ISAS (JAXA)**

九州工業大学

36

計算力学研究室

Experimental condition

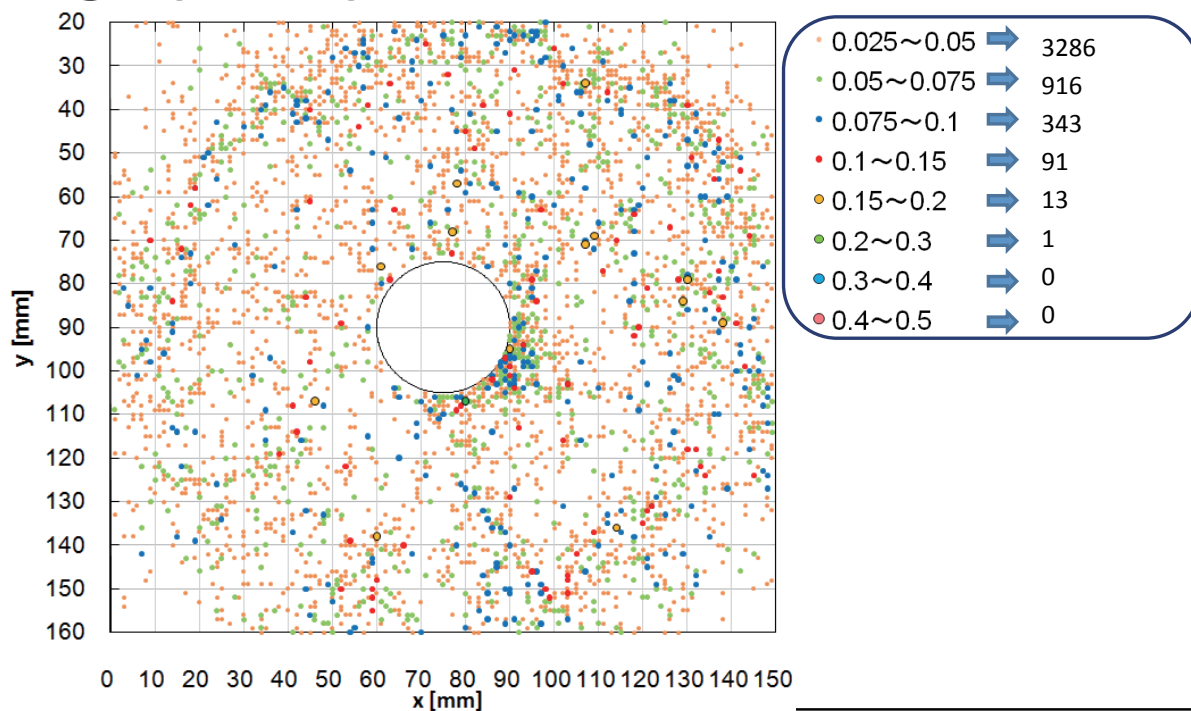


	ISAS	KIT
Projectile	Al 2017	Al 1050
Target	Same	Same
Witness plate	Same	Same
Impact velocity [km/sec]	5	4
Vacuum [Pa]	10	40

九州工業大学

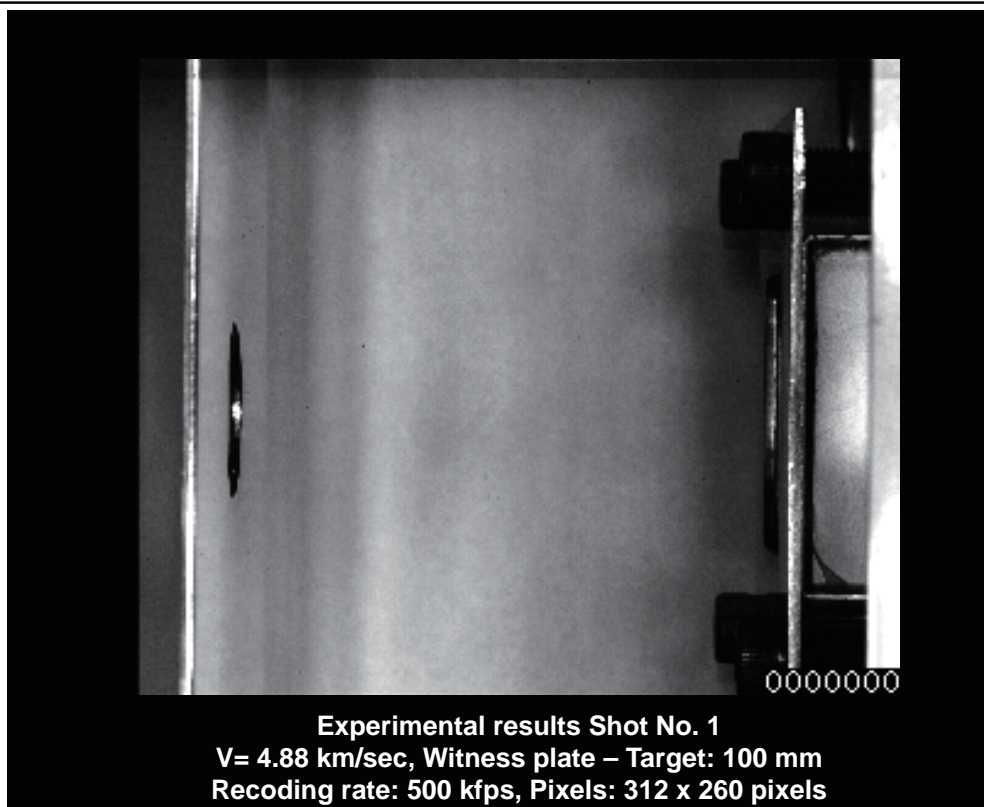
計算力学研究室

Shot No. 1



九州工業大学

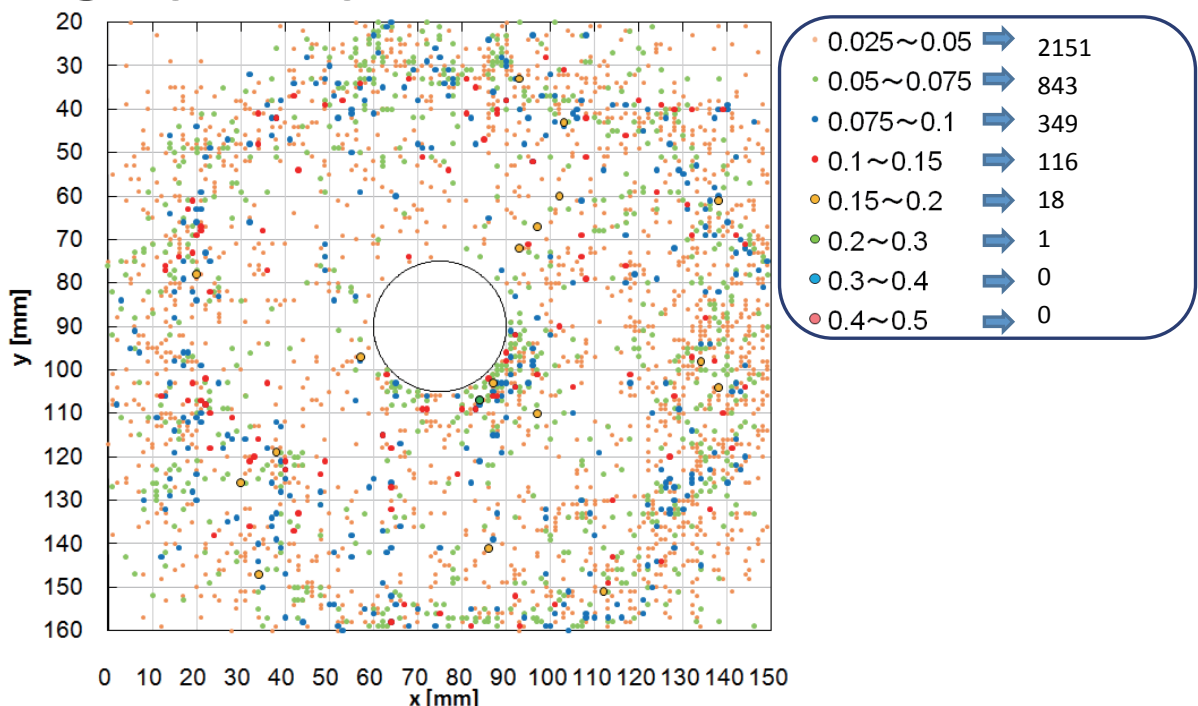
計算力学研究室



九州工業大学

計算力学研究室

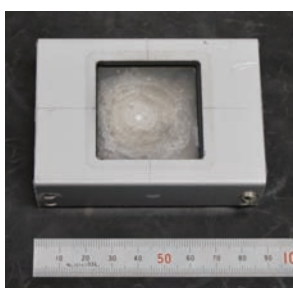
Shot No. 2



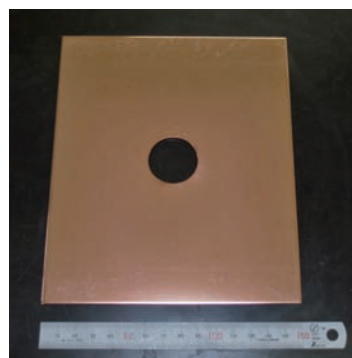
九州工業大学

計算力学研究室

Experiment results



Target after experiment (Shot. No. 1)



Witness plate after experiment (Shot. No. 1)

Test number	Impact velocity [km/sec]	Ejecta mass [mg]	Fixing of target
Shot No. 1	4.88	161	Supported by rubber sponge with rectangular hole
Shot No. 2	5.18	151	Supported by rubber sponge

九州工業大学

計算力学研究室

Experiment results

Test number	Projectile material	Alloy and temper	Surface treatment	Distance between T and WP [mm]	Impact velocity [km/sec]	Ejecta mass [mg]
Shot No. 1	Al 2017	C1100P-1 /4H	Buffing	100	4.88	161
Shot No. 2					5.18	151

Test number	Crater diameter [mm]	Spall diameter [mm]	Cone diameter [mm]	Zenith angles of ejection [deg]
Shot No. 1	2.1	7.9	148	37
Shot No. 2	2.9	8.0	148	37

九州工業大学

計算力学研究室

CD11227の修正前

Table 1. Test results (xxx : values to be filled in after the tests)

total amount of ejecta (mg) : M_e	Xxx	target mass before impact (mg)	Xxx	target mass after impact (mg)	Xxx
Size (see text/Annex for details, average max/min size) and velocity distributions		< 0.010 mm	0.01 to 0.1 mm	0.1 to 1 mm	>1 mm
front side	number of particles	Xxx	Xxx	xxx	xxx
	Velocity (optional)	Xxx	Xxx	xxx	xxx
rear side	number of particles	Xxx	Xxx	xxx	xxx
	Velocity (optional)	Xxx	Xxx	xxx	xxx
projectile	mass xx				

九州工業大学

43

計算力学研究室

CD11227の修正後

Table 1. Fundamental Analysis for Test results (xxx : values to be filled in after the tests)

total amount of ejecta (mg) : M_e	Xxx	target mass before impact (mg)	Xxx	target mass after impact (mg)	Xxx
Size distribution of crater diameter		0.025 mm to 0.05 mm	0.05 to 0.1 mm	0.1 to 1 mm	>1 mm
front side	number of craters	Xxx	Xxx	xxx	xxx
rear side	number of craters	Xxx	Xxx	xxx	xxx
projectile	mass xx				

Table 2. Detailed Analysis for Test results (xxx : values to be filled in after the tests)

Size distribution of particle diameter		< 0.010 mm	0.01 to 0.1 mm	0.1 to 1 mm	>1 mm
front side	number of particles	Xxx	Xxx	xxx	xxx
	Velocity (optional)	Xxx	Xxx	xxx	xxx
rear side	number of particles	Xxx	Xxx	xxx	xxx
	Velocity (optional)	Xxx	Xxx	xxx	xxx

パドバ大学でのエジェクタ 速度計測の試み

Francesconi A., C.Giacomuzo, L. Barilaro, A method to assess the average properties of spacecraft ejecta from hypervelocity impact, Proc. 11 th. Hypervelocity impact Symposium, Freiburg, April 2010.

おわりに(1/2)

(1) 実施可能性

- ・CDV11227規格案第5章に規定されている校正実験を九工大とJAXA/ISASで実施し、実施可能であることを確認した。

(2) 規格案の問題点

- ・高速度カメラによるエジェクタの速度計測は困難である
- ・ターゲットとウィットネズプレートの距離が50mmの場合エジェクタの検出数が減少する。

おわりに(2/2)

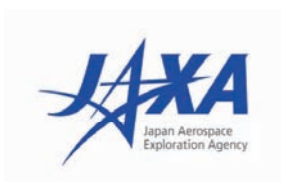
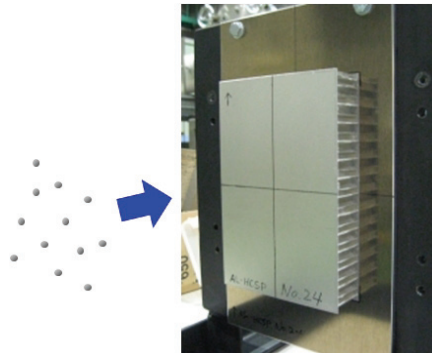
(3) 今後の予定

- ・ CDV11227規格案第6章に規定されている宇宙用材料に対するエジェクタ実験を実施中である。
- ・ Table 2 (オプション) に記載されているエジェクタ破片サイズ分布ならびに速度分布の計測方法を検討する。

衛星構体パネルのデブリ衝突損傷評価

○東出真澄, 小野瀬直美, 長谷川直 (JAXA)

スペースデブリ衝突が無人宇宙機へ与える影響を評価するため、衛星構体パネルに超高速衝突試験を実施した。模擬筐体として厚さ 5 mm の A2024 板をチャンバ内に設置し、その表面に模擬構体パネルとしてアルミハニカムサンドイッチパネルを図のように配置した。直径 0.15~1 mm の SUS304 球を 6 km/sec で衝突させた。飛翔体直径が 0.3 mm 以上の時、飛翔体はハニカムサンドイッチパネル裏面を貫通した。X線でハニカムコアを観察すると、飛翔体の衝突でハニカムセルは変形したが、裏面の損傷は飛翔体衝突を受けたセルのみに集中することがわかった。A2024 板上に生じたクレータを計測した結果、デブリ直径から最大クレータ深さを導出する実験式を得ることができた。この式から、衛星の筐体厚さは A2024 板に生じる最大クレータ深さ以上の厚みが必要であると言える。更に、ハニカムサンドイッチパネルと A2024 板の距離を 10 mm 離して設置すれば、最大クレータ深さを約 15%低減できることがわかった。



衛星構体パネルのデブリ衝突損傷評価

○ 東出 真澄 (ARD/JAXA)

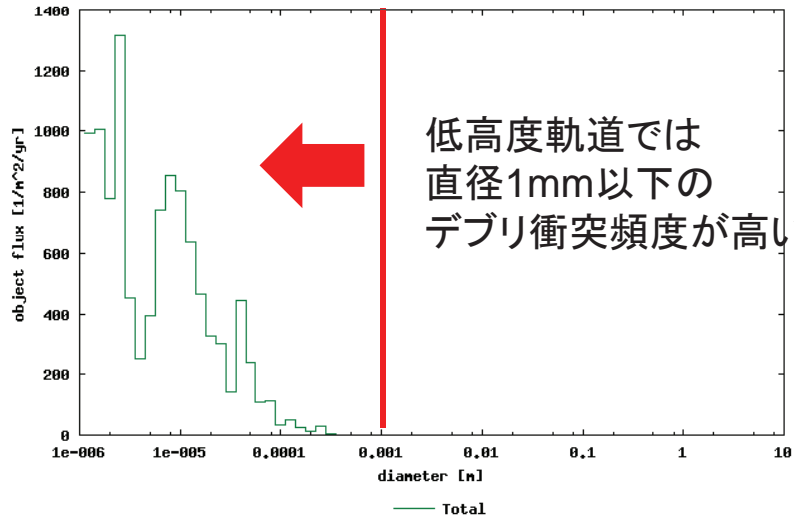
小野瀬 直美 (ARD/JAXA)

長谷川 直 (ISAS/JAXA)



衛星のデブリ衝突頻度

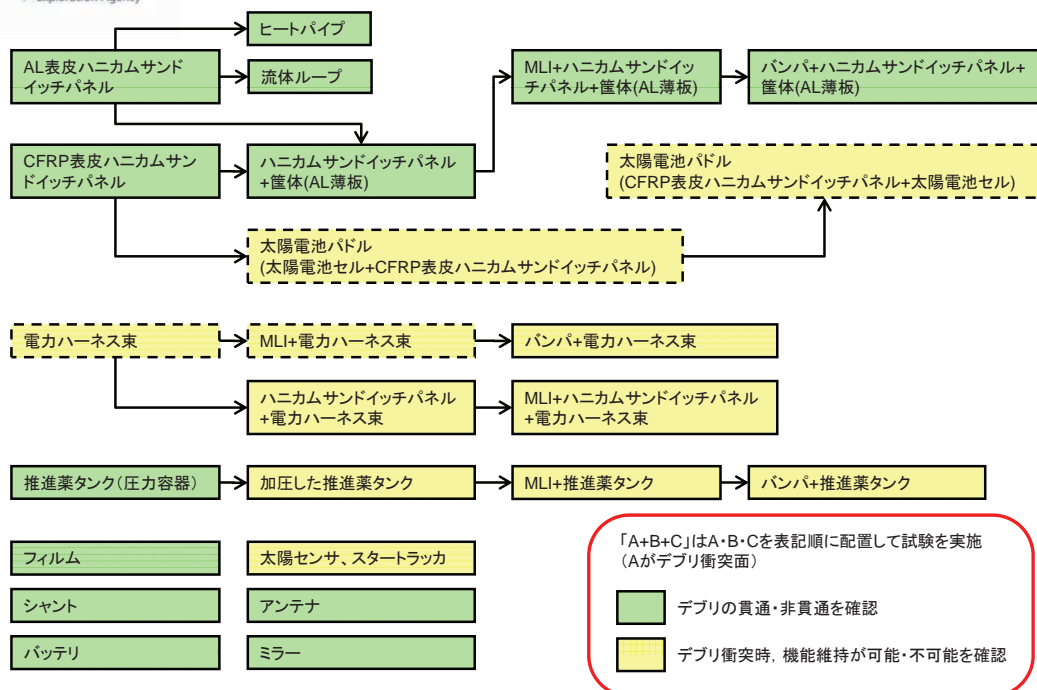
2D flux distribution vs. diameter
GOSAT
20050501 ALL



人工衛星のデブリ衝突設計には、微小デブリ損傷データが必要



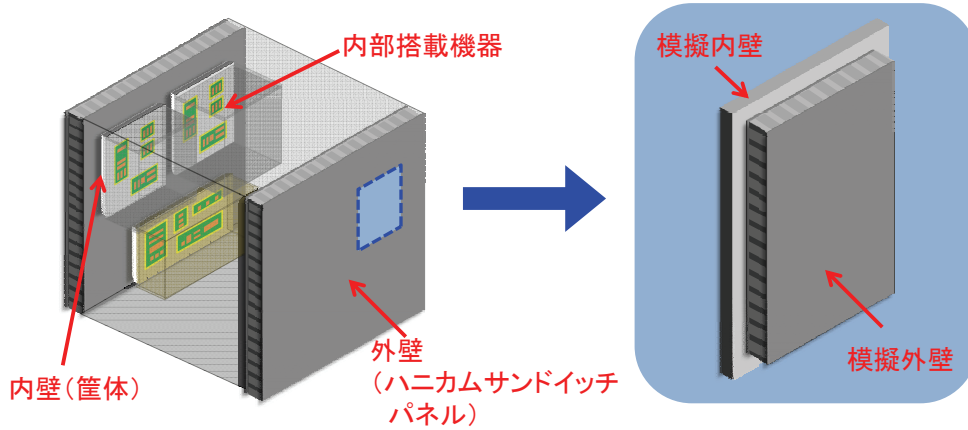
デブリ衝突データが必要な要素





研究目的

衛星構体パネルのデブリ衝突損傷限界を調べる

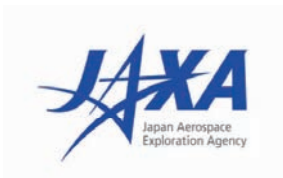


クレータ深さを内壁の貫通限界厚さとし、
内部機器へ影響を与えない内壁厚さを算出

2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

3/19

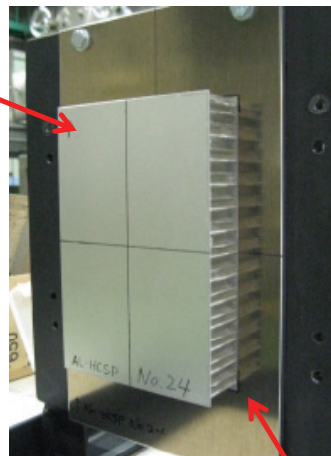


試験条件

Honeycomb sandwich panel
skin: A2024, $t=0.25\text{mm}$
core: A5056, $h=25.4\text{mm}$,
cell size= 6.35mm ,
foil= $18\mu\text{m}$

Projectiles
SUS304, sphere,
 $\phi 0.15, 0.3, 0.5, 0.8, 1\text{mm}$

6 km/sec



アルミナの9km/sec衝突を
模擬するため、SUS304球を使用

Inside wall
A2024, $t=5\text{mm}$

2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

4/19

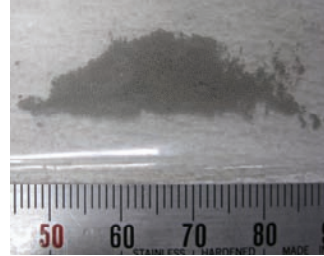


試験装置

Two-stage light gas gun of ISAS/JAXA



Projectiles (SUS304, φ0.3mm)



Sabot



2010/12/16-17

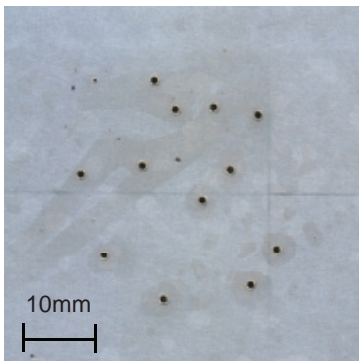
第4回スペースデブリワークショップ, 調布

5/19



試験後の供試体(1)

Projectile: φ0.3mm, Impact velocity: 5.9km/sec



Front



Back



Inside wall

10mm

2010/12/16-17

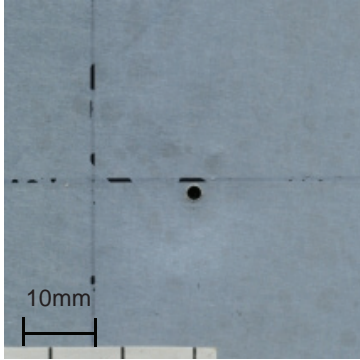
第4回スペースデブリワークショップ, 調布

6/19

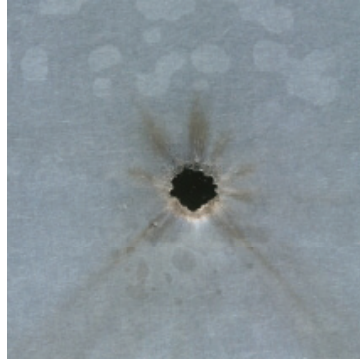


試験後の供試体(2)

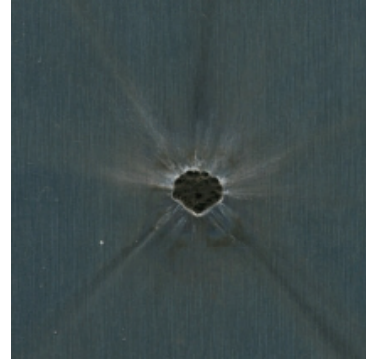
Projectile: $\phi 1.0\text{mm}$, Impact velocity: 5.9km/sec



Front



Back

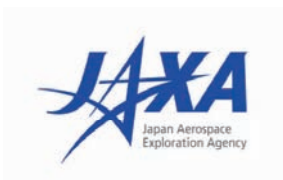


Inside wall

2010/12/16-17

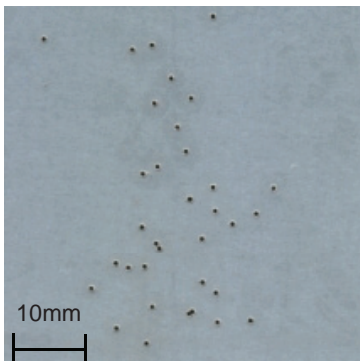
第4回スペースデブリワークショップ, 調布

7/19



試験後の供試体(3)

Projectile: $\phi 0.15\text{mm}$, Impact velocity: 5.8km/sec



Front



Back

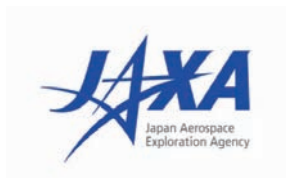


Inside wall

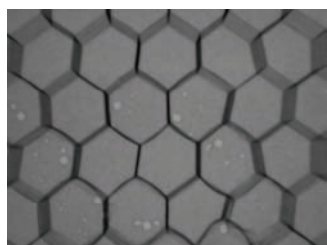
2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

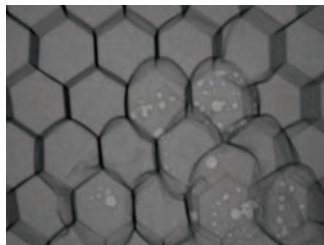
8/19



X線による観察(1)



φ0.3mm



φ0.5mm



φ0.5mm
(Standoff=10mm)

- ・ デブリ雲はハニカムセル内に閉じ込められている
- ・ 内壁から生じるEjectaが、セルの変形に影響している

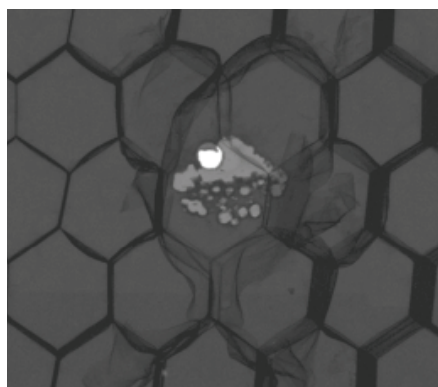
2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

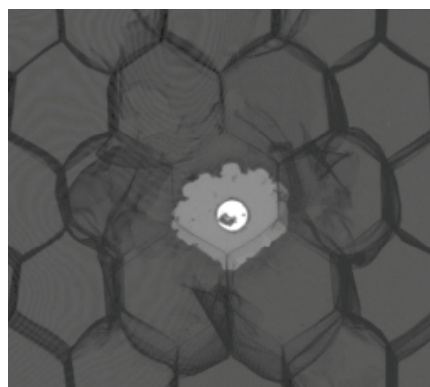
9/19



X線による観察(2)



φ0.8mm



φ1.0mm

- ・ 衝突セルに隣接するセルが大きく損傷したが、裏面の貫通穴は1セルの範囲内に閉じ込められた

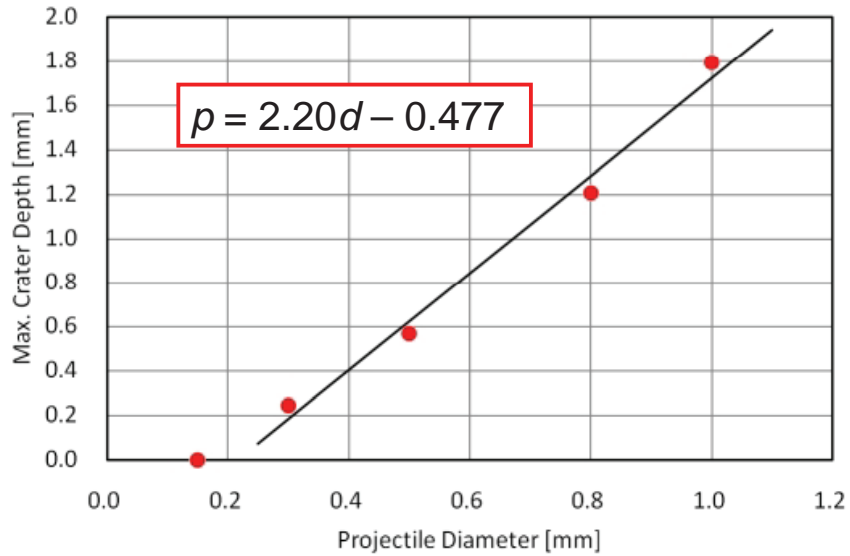
2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

10/19



最大クレータ深さ

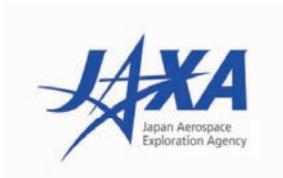


アルミナが9km/secで衝突した場合の内壁厚さの設計指標を算出

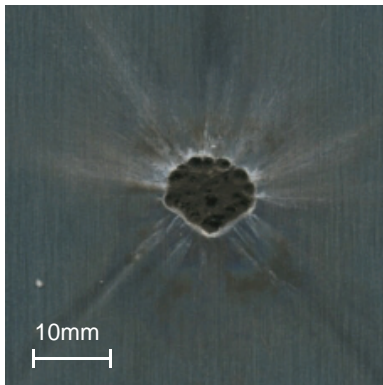
2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

11/19



内壁のスポール破壊



表面
(ハニカムサンドイッチパネル接触面)



裏面
(内部機器搭載面)

φ1mmの衝突で、内壁裏面に変形が観察された
→ 内壁が薄板の場合、裏面が剥離して内部機器へ損傷を与える

2010/12/16-17

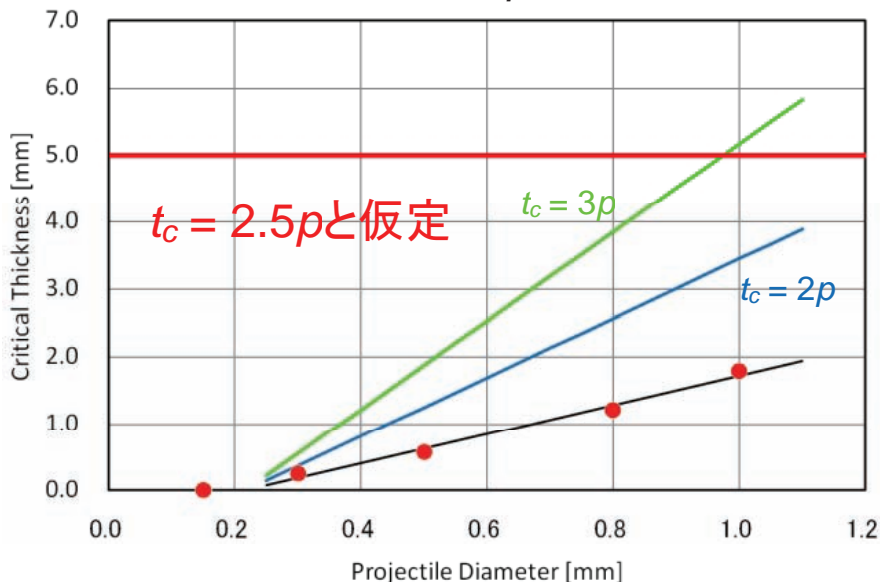
第4回スペースデブリワークショップ, 調布

12/19



スポール強度

スポール破片を生じる板厚 t_c は半無限平板に生じるクレータ深さ p の2~3倍と考えられる



2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

13/19



防護設計の適用例

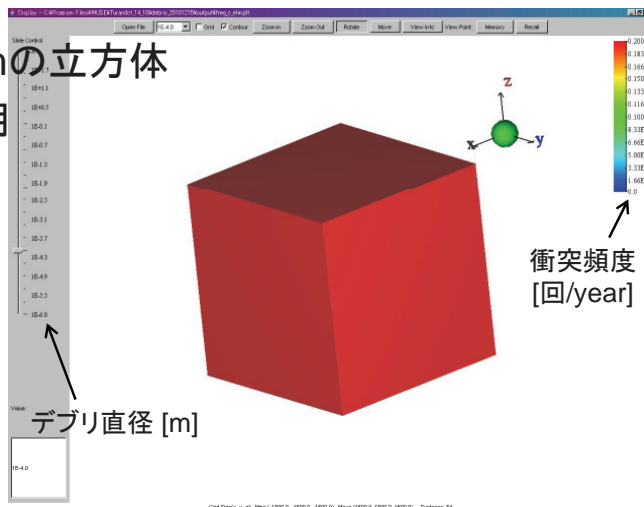
(1) 衝突頻度計算

衛星モデル: 3m × 3m × 3mの立方体

軌道: GOSATのTLEを使用

ミッション期間: 5年

0.1~1 mmのデブリ衝突頻度を表示して防護設計が必要な部分を抽出



2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

14/19

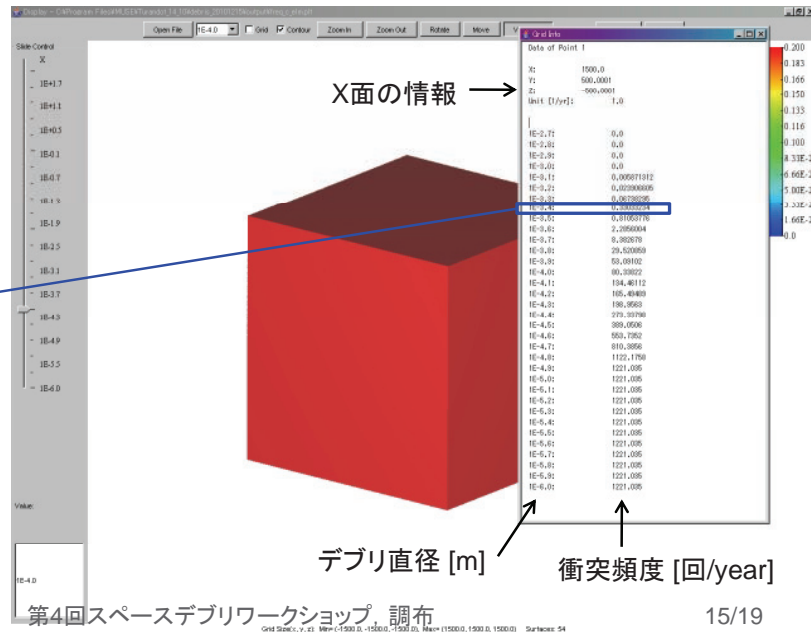


防護設計の適用例

(2) 衝突するデブリの大きさを算出

抽出した部分について、衝突確率を表示

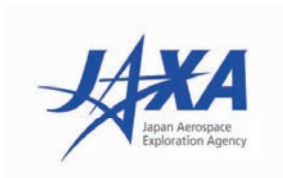
ミッション中にX面に1回以上衝突するデブリの最大直径は0.40mm



2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

15/19



防護設計の適用例

(3) 貫通限界板厚を導出

最大直径 d から、以下の式で貫通限界板厚を求める

$$t_c = 3p = 6.60d - 1.43$$

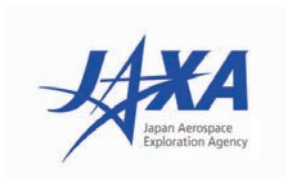
X面の場合, $d = 0.40\text{mm}$ で計算すると $t_c = 1.21\text{mm}$

つまり, 内壁厚さが 1.21mm 以上あれば
内部搭載機器をデブリ衝突から防護できる

2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

16/19



Stand-off距離の影響



Stand-off=0mm



Stand-off=10mm

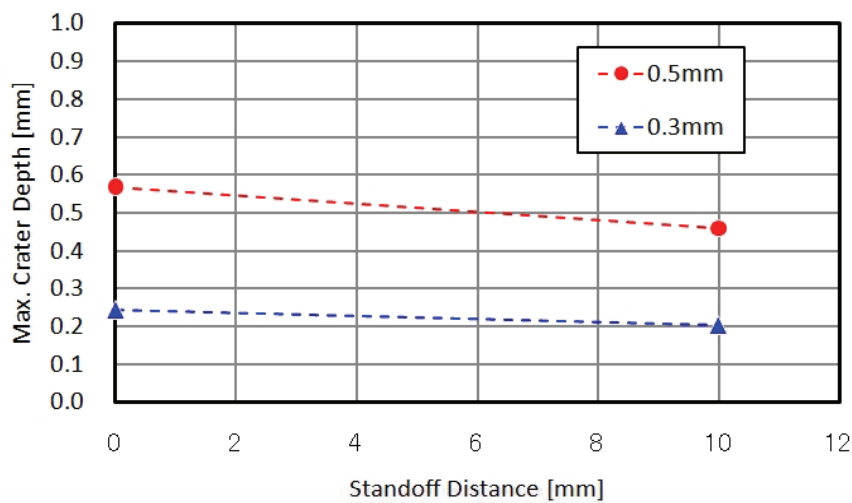
2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

17/19



Stand offによる防護効果



10mmのStand-offでクレータ深さは20%減少

2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

18/19



まとめ

- 宇宙機の構体パネルへ微小デブリ衝突試験を実施した
- ハニカムセルにデブリ雲が閉じ込められる傾向があった
- デブリ直径と内壁に生じるクレータ深さとの関係を得た
→ デブリ衝突頻度に応じた内壁厚さの設計が可能
(適用範囲はアルミナ9km/sec衝突)
- 内壁と外壁の間のStand-off距離を10mmとると
内壁に生じるクレータ深さが約20%減少することがわかった

V. 除去

デブリ除去の必要性とストラテジ

○河本聡美、大川恭志、照井冬人、西田信一郎、北村正治、木部勢至朗
(JAXA 研究開発本部未踏技術研究センター)、
花田俊也(九大)、白坂成功(慶應義塾大学大学院)

低軌道などの混雑軌道では、今後打上を行わなくてもすでに軌道上にあるデブリ同士の衝突によりデブリの数が増加していくと予測されている。そのため、宇宙環境を維持するためには今後デブリを発生させないような防止策だけでは不十分であり、今軌道上にあるデブリの除去が必要となっている。昨年来、米国、ロシア、欧州、中国でデブリ除去会議が開催される等、世界的にもデブリ除去に関する活動が活発になってきているが、デブリ除去に必要な軌道接近制御や宇宙ロボット作業などにおいて、日本は世界をリードする技術を有しており、デブリ除去に向け世界に先駆けて実証していくことにより、日本が宇宙環境分野におけるリーダーシップを発揮すること、および将来デブリ除去が産業化された際に優位に立つことができると考えられている。本講演では、除去すべきデブリ対象についての方針、必要となる技術や実証ミッションのステップ等について述べる。



第4回スペースデブリワークショップ
2010.12.17

デブリ除去の必要性とストラテジ

○河本聡美、大川恭志、照井冬人、西田信一郎、
北村正治、木部勢至朗(JAXA 研究開発本部
未踏技術研究センター)、
花田俊也(九大)、
白坂成功(慶應義塾大学大学院)



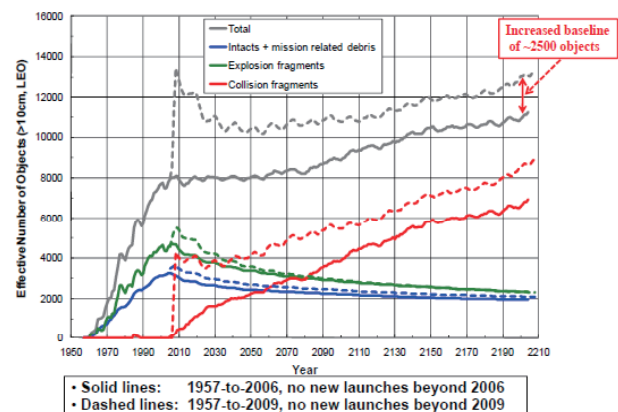
内容

- デブリ環境の現状
- デブリ除去の必要性
- 世界の状況
- デブリ除去の対象、方針
- デブリ除去に必要な技術
 - － 非協力接近、運動推定
 - － 捕獲
 - － 軌道変換
- デブリ除去システム開発の進め方案

2

デブリの現状

- 各国のデブリ推移予測で、今後打上が行われなくても、デブリ同士の衝突により数が増加していくことで一致
- デブリ発生低減だけでは不十分で、デブリ除去が必要
- 実際には打上が行われている上、2007年以降、ASAT、爆発、衝突事故によりカタログ化デブリが急速に増加

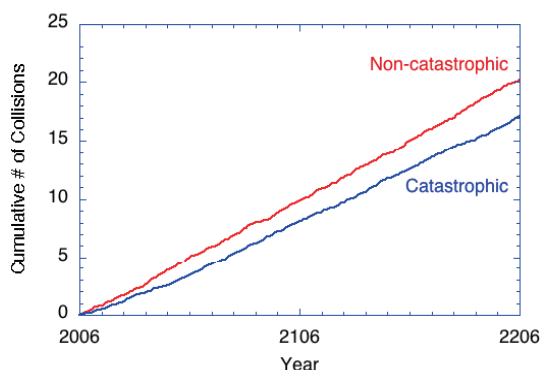


2005年以降打ち上げが行われなくてもデブリ同士の衝突によりデブリが増加する。
2007年の中国ASAT、2009年の衝突等を考慮した結果

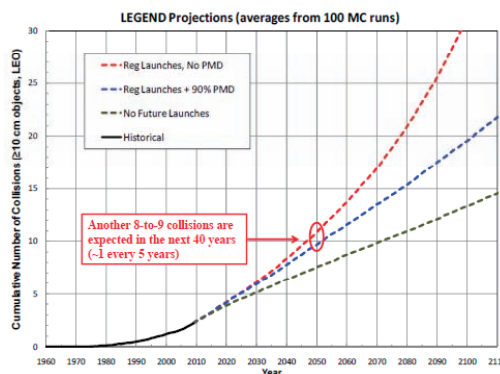
The Top 10 Questions for Active Debris Removal, J.-C. Liou, European Workshop on Active Debris Removal, 22 June 2010, CNES HQ, Paris, France

デブリ除去早期実施の必要性

- 今後も5年に一度程度は衝突事故が発生すると予測されるので、**出来る限り早くデブリ除去を開始する必要がある**。
 - 一度の衝突により、数千個の10cm級以上の物体、数十万個の1cm級デブリが発生しうる。1cm級デブリは宇宙機に壊滅的な被害を与えるが、現状防御手段はない



九大推移モデルによる、低軌道の10cm以上物体の衝突数の予測



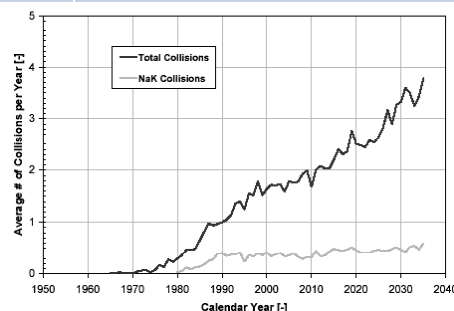
The Top 10 Questions for Active Debris Removal, J.-C. Liou, European Workshop on Active Debris Removal, 22 June 2010, CNES HQ, Paris, France

4

デブリの衝突事例

- カタログ化物体同士の衝突はこれまで4回発生
- カタログ化できない10cm以下のデブリも増加
- カタログ化物体の軌道周期が変化してデブリを放出、衝撃を受けて衛星が故障など、非カタログ化物体との衝突が疑われる事例が近年頻発
- 現在1cm以上のデブリの衝突は全軌道上で1年に2回程度発生していると考えられている
 - 太陽同期軌道の衛星には、ミッション期間中、1%以上の1cm級デブリ衝突があるとも言われている

カタログ化物体同士の衝突	
1996.7	仏CERISEとArianeの破片
1991.12	露使用済み衛星と衛星破片
2005.1	米ロケットと中国ロケット破片
2009.2	米イリジウム33と露使用済み衛星
非カタログ化物体との衝突が疑われる事例	
1997.8	米使用済み気象観測衛星NOAA 7 軌道周期が1秒変化して3個のデブリが分離
2002.4	露使用済み衛星COSMOS 539 1370km 軌道周期が1秒変化してデブリが分離
2006.3	露通信衛星 EXPRESS-AM11の故障
2007.5	欧気象衛星Meteosat-8の不具合
	他多数



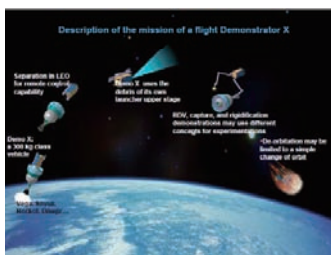
LEGENDによる、1cm以上の衝突 NASA The Orbital Debris Quarterly News 11-1 (2007, Jan)

最近の動向

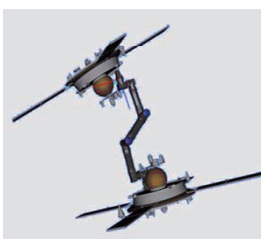
- IAA (International Academy of Astronautics) 2006年環境改善のスタディが開始
 - 2010年draft final report
- IADC(国際機関間デブリ調整会議)の推移予測
 - 2011年4月に報告予定。6機関(NASA, ESA, ASI, ISRO, UK, JAXA)よく一致。
- 昨年末から今年にかけ米露欧中でデブリ除去会議が相次いで開催
 - 2009年12月 NASA/DARPA International Conference on Orbital Debris Removal
 - 2010年4月 ロシアISTC(International Science & Technology Center)
 - 2010年6月 CNES/ESA、European Workshop on Active Debris Removal
 - 2010年10月 中国/ISU、Beijing Orbital Debris Mitigation Workshop
- 外国ではニュース等でもよく登場
 - 米国国防省の報告書は宇宙デブリが衝突することによる衛星利用サービスの損失額は250Bドル(24兆円)規模になると警告
 - エネルギア社社長はデブリ除去は2020年に3Bドル市場になると予測、受注を目指すと言。2Bドルを投資し、2020年までに原子力を用いたデブリ除去を開発、2023年までにサービス開始と発表

他国の状況

- CNES: ATV技術を活用したデブリ除去等の検討
- DLR: DEOS(Deutsche Orbitale Servicing Mission、2007.7MDR、2008.2フェーズA)非協力物体の捕獲、デオービット実証予定
- スウェーデン宇宙公社、CNES、DLR:2010年、Prisma編隊飛行ミッション成功。画像センサによる相対位置・姿勢の計測や、グリーンプロペラントを実証
- ESA、EADS他:ROGER(RObotic GEostationary orbit Restorer)静止軌道デブリ除去の検討
- カナダMDA社は軌道上サービスビジネスに参入計画(2010)
- Tether Unlimited Inc.(米):導電性テザーTerminator TetherTM、デブリ捕獲GRASP(Grapple, Retrieve, And Secure Payload)を提案
- STAR Inc.(米), Tether applications Inc.: ElectroDynamic Debris Eliminator (EDDE) 他を提案。SEDS他4つのテザー伸展成功実績がある
- 米国はXSS (AFRL)、OrbitalExpress(DARPA)、DART(NASA)など自動ランデブーミッションの実施実績。デブリ除去は技術的には可能だが、コストが過大との認識
- DARPA,NASAがRFI発出。RFPを出すという情報



デブリ除去要素技術実証衛星 (CNES)



TECSAS (TEchnology SAtellite for demonstration and verification of Space systems、DEOSの前身、DLR)



ROGER(ESA)



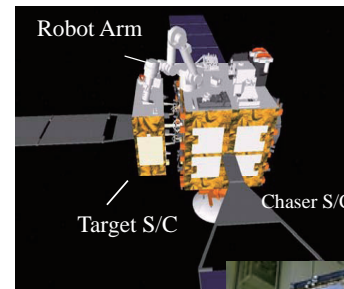
GRASP(左), Terminator Tether(右) (TUI)



EDDE (STARInc.)

日本がデブリ除去を実施する理由

- ETS-VII、HTV、 μ LabSAT、はやぶさ等による最終接近軌道制御、宇宙ロボット、センサ、自律航法など、世界最先端レベルの関連技術を有する
- 約10年前より世界に先駆けてデブリ除去を検討してきた。世界をリードできる可能性がある分野
- 世界的に必要とされている技術の研究開発を日本の得意技術を基に進め、世界に先駆けて実証すべき
 - 将来ビジネス化の可能性もあり、その場合には先行的に実証した技術がデファクトスタンダード化するものと予測
 - センサ、デオービット等要素技術だけでなく、デブリ除去のシステムをpushすべき
- 宇宙基本計画にもデブリ除去措置の記述



ETS-VII(おりひめ・ひこぼし)1998



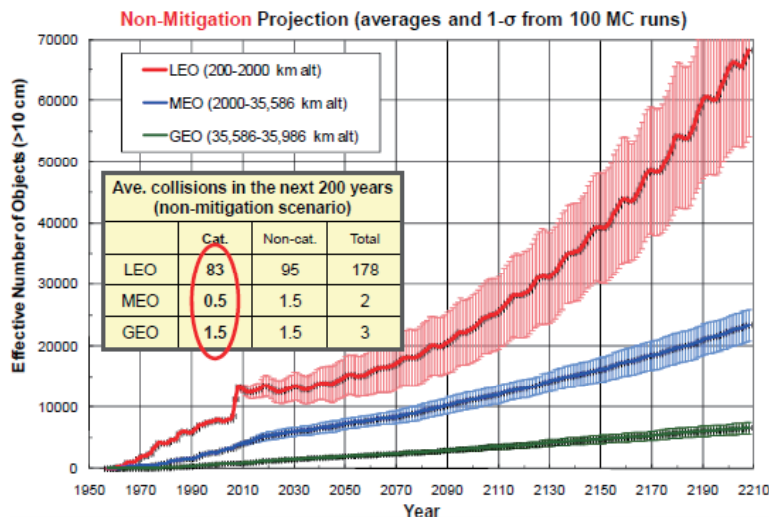
μ -LabSAT(2003)



HTV2009

除去の対象軌道

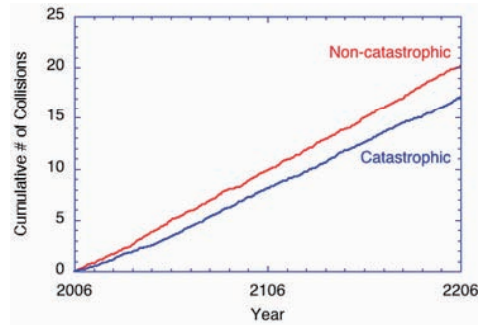
- GEO、MEOよりLEOで指数関数的増加



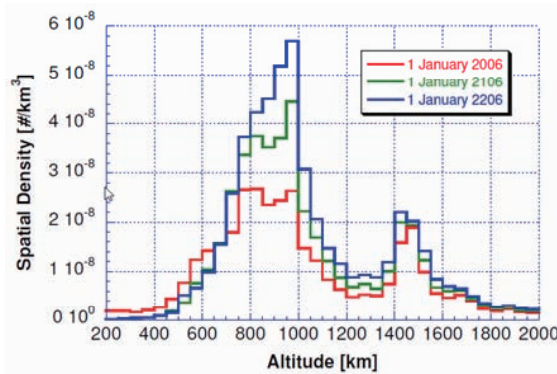
The Top 10 Questions for Active Debris Removal, J.-C. Liou, European Workshop on Active Debris Removal, 22 June 2010, CNES HQ, Paris, France

除去の対象軌道

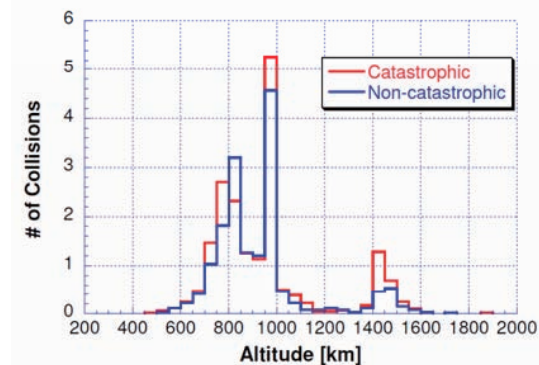
- 今後800km～1000km付近、1500km付近でデブリ衝突、デブリ数の増加が見込まれる
- 高度800～1000km、1400km付近、軌道傾斜角98度、83度付近等の混雑軌道からの除去の必要性



九大推移モデルによる、低軌道の10cm以上物体の衝突数の予測



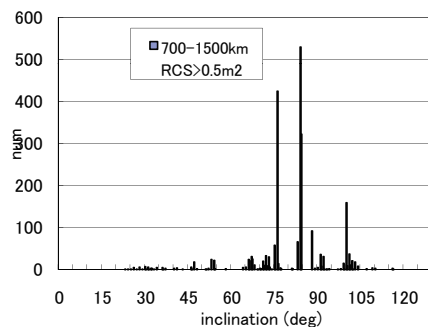
九大推移モデルによる、低軌道の10cm以上物体の空間密度



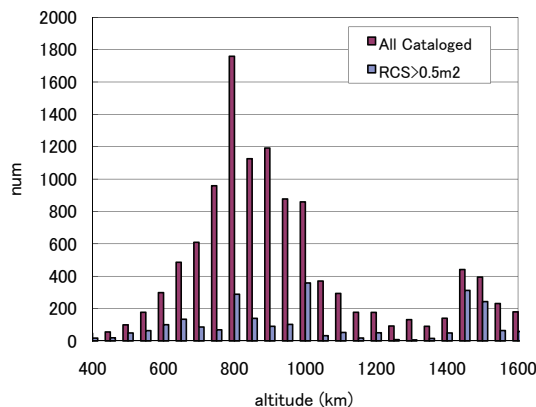
九大推移モデルによる、低軌道の10cm以上物体の衝突高度分布

デブリ分布

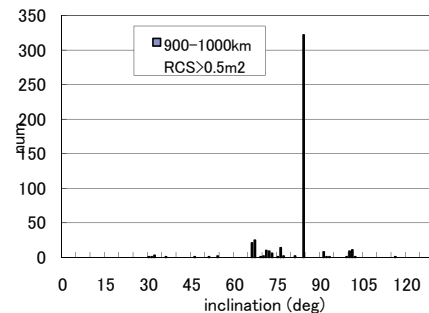
- NORADのTLE、SSR処理結果(2010.12時点)
- 全カタログ物体および、RCS(Radar Cross Section)0.5m²以上の分布
- 特定の高度、傾斜角に多数存在
 - 太陽同期軌道(傾斜角98-100度)
 - 高度900-1000km、傾斜角82-83度



高度700-1500kmの軌道傾斜角分布



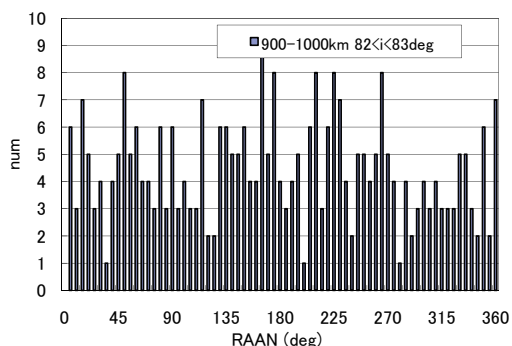
50km高度毎の物体数分布



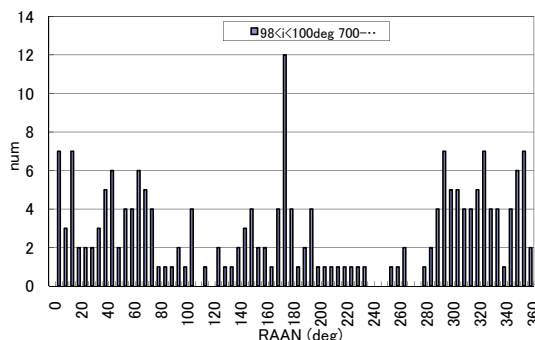
高度900-1000kmの軌道傾斜角分布

デブリ分布

- 混雑軌道では $i < 1$ 度, $\Delta\Omega <$ 数度の範囲に多数のデブリが存在
 - 1機のデブリ除去機で複数デブリの処理が可能
 - 後継機が近傍軌道に投入されれば、ピギーバック小型衛星での除去も可能



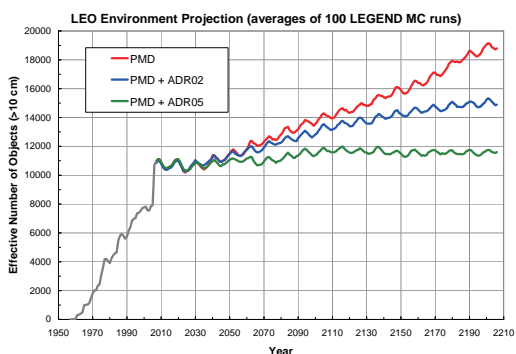
RAAN, 900-1000 km, 82-83 deg



RAAN, 700-1500 km, 98-100 deg

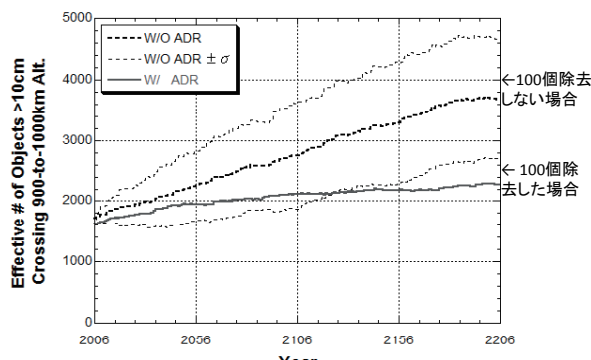
デブリ除去の効果

- 低軌道の混雑軌道の大型デブリを年間5個程度、あるいはトータル**100-150個程度**除去する方針が効果的
 - 2万個全部を除去しなくてもよい
 - 直近のリスクを与えているのは破片サイズデブリだが、破片サイズデブリ除去は短期間に多数除去しないと意味がないので効率が悪い
 - 大型デブリが衝突すれば、微小デブリを大量にばらまく
 - cm級デブリは数十万個存在



年間5機ずつのデブリ除去により環境が維持できると予測。NASA

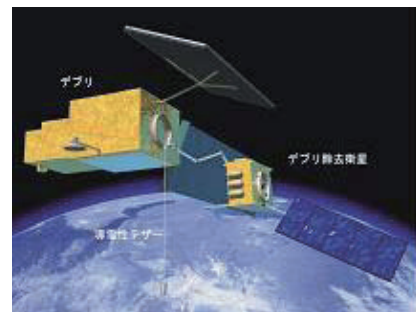
PMD: Post Mission Disposal, ADR: Active Debris Removal



高度1000km、83度付近の100個のデブリを除去した場合の推移予測(九大)

デブリ除去の方針

- デブリ除去には、1.除去衛星によるデブリ捕獲・軌道外投棄、2.地上からのレーザー照射、3.sweeperなどがあるが、大型デブリを除去できるのは現状1のみ
- システムサイズのデブリに接近、捕獲、デオービットするデブリ除去システムを検討
- 技術的だけでなく、コスト的、法的な問題点も考慮する必要がある



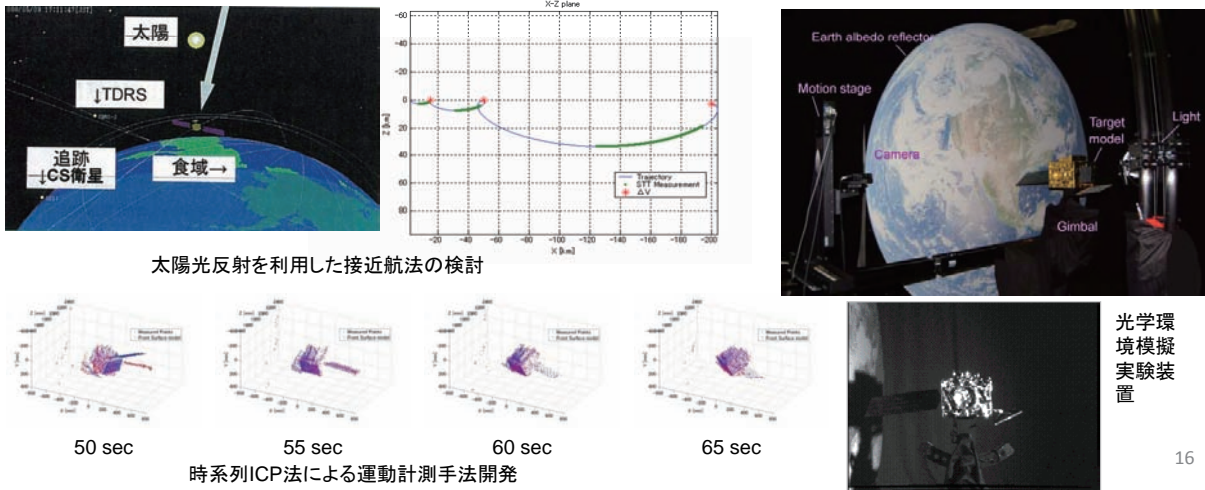
必要技術と保有状況

◎:優位(担当希望)、○:実績あり、△:部分的実績あり、×:実績なし

		JAXA	備考
初期軌道投入	打上機会	○	
遠方ランデブ(数十~数百km)	地上からのデブリ軌道計測	△(軌道による)	レーダ、光学観測による詳細観測
	軌道上でのデブリ軌道計測	△(シミュレーション)	太陽光反射光利用、方向計測による軌道推定精度向上等
	デブリ軌道予測	○(ALOSがCAM実施)	TLEから軌道推定
	自機軌道決定	○	GPSR地上レーンジング
	ランデブ軌道計画	◎(HTV)	
	軌道変換	○(◎1Nスラスタ、Φ420mmタンク)	
	軌道誤差修正制御	◎(HTV)	フィードバックによる微調整
近傍ランデブ(数km~数十m)	遠方センサ(非協力)	△	非協力(レーザレンジファインダ等)
	近傍センサ(非協力)	△(はやぶさ、民生、地上実験)	レーザレンジファインダ、ミリ波レーダなど
	光学カメラ	○	
	ストロボ	○(はやぶさ)	
	画像認識・処理	△(ETS-VII、はやぶさ、μ-LabSAT、地上実験、シミュレーション)	ステレオ視等
	デブリ運動推定	△(μ-LabSAT、地上実験、シミュレーション)	
	最終接近軌道制御	◎(ETS-VII,HTV他)	微小インパルス多噴射によるスラスタの熱的問題回避など
	フライアラウンド軌道制御(3次元)	△(ETS-VII、シミュレーション)	
	点検	△(地上での画像解析)	画像その他のセンサ、高画質ダウンリンク、解析
	FDIR	◎(ETS-VII,HTV他)	異常検知、不良部位の切り離し、系の再構成
捕獲	フォールトトレラント計算機	◎(ETS-VII,HTV他)	
	異常時軌道計画	◎(ETS-VII,HTV他)	
	捕獲前角運動量除去	△(地上実験、シミュレーション)	ブラシコンタクタ、投射物等
	捕獲計画	△(ETS-VII遠隔操作)	どの部位をどの方向から捕獲するか
	ロボットアーム	◎(ETS-VII他)	
	エンドエフェクタ	○(ETS-VII他)	
	デオービット推進系固定	△~×(地上実験シミュレーション~アイデアレベル)	PAF固定、網、銲、接着剤、抱え込み等
デオービット	捕獲後運動量除去(運動停止)	△(シミュレーション)	
	デオービット	○~△	従来型推進系~EDT等
全体	軌道上作業機システム化	◎(ETS-VII他)	
	運用管制設備	◎(ETS-VII,HTV他)	運用支援技術を含む
	中継衛星	○(DRTS、かぐや)	
	小型衛星バス	○	
地上試験	地上相対運動シミュレータ	○(RDOT、捕獲シミュレータ他)	
	光学環境シミュレータ	○~△	
	分散シミュレータ	○(HTV)	通信回線を用い国際間で運動と運用をリアルタイムシミュレーション

非協力接近・運動推定

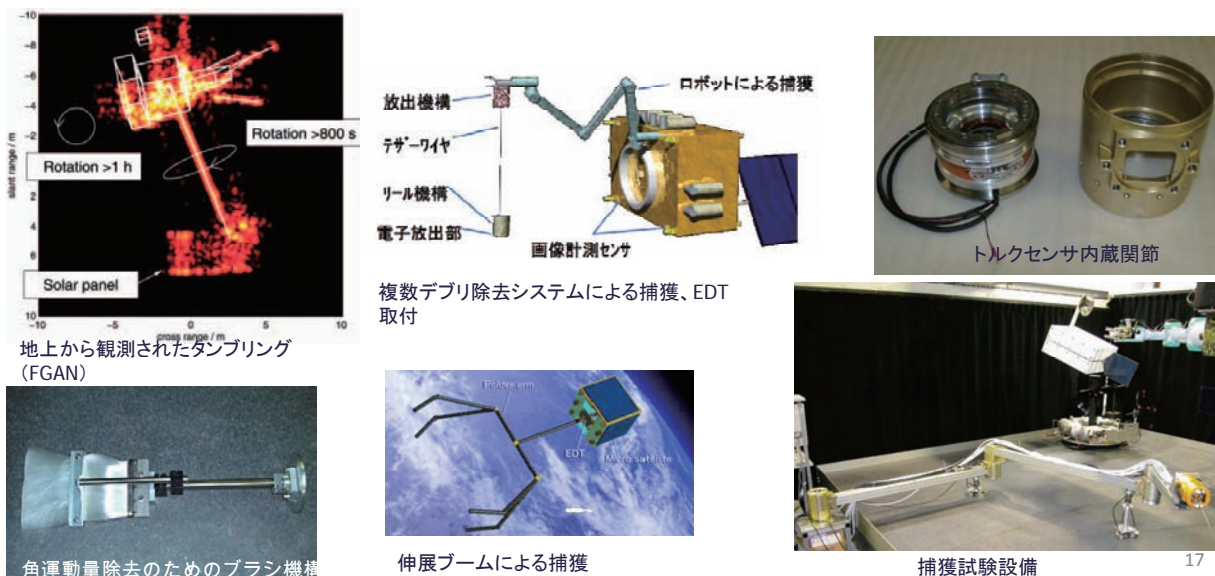
- 地上からの観測によるデブリの位置計測精度は数km。マーカもない非協力対象に、衝突せず接近する必要がある
 - 太陽の反射光を利用した光学航法、推進系構成検討などの非協力接近実証システム検討を実施
- デブリは姿勢制御されていないため、回転運動している
 - ステレオカメラによる相対位置・姿勢の計測などの研究を実施
- 技術レベル: 次期中期計画の実証実験を目指しシステム検討中
 - 日本起源デブリに接近、運動推定、調査(、接触)等のミッション



16

捕獲

- 回転運動しているデブリを、自機を損傷させずに捕獲する必要がある
 - 角運動量除去のためのブラシコンタクタ、軽量アーム、トルクセンサ内蔵関節などの試作検討、数値シミュレーションによる解析
- 技術レベル: 捕獲方法はまだ確定しておらず、部分試作、基礎研究レベル



17

軌道変換技術

- 低軌道のデブリ除去では、
 - 対象デブリは大型かつ高高度(800-1000km)
 - 対象デブリは姿勢制御されておらず、推進系取付I/Fも有していない
 - 安価に実現するために軽量であることが重要になる
 ため、導電性テザーが優位と考えられている
- 技術レベル
 - 導電性テザーは要素機器の試作・試験、数値解析他システム検討を実施

方式	メリット	デメリット	選定
化学推進	<ul style="list-style-type: none"> 成熟した技術 軌道変換時間が短い(数日) コントロールドリエン트리も可能 	<ul style="list-style-type: none"> 多量の燃料が必要 長期間姿勢制御必要 デブリへの固定が困難 	原子力衛星等
固体ロケット	<ul style="list-style-type: none"> コンパクト 軌道変換時間が短い コントロールドリエン트리も可能? 	<ul style="list-style-type: none"> スピニアップが必要 排出物に微小デブリが含まれる デブリへの固定が困難 	原子力衛星等
イオンエンジン	<ul style="list-style-type: none"> 少量の推進剤でOK 	<ul style="list-style-type: none"> 電力消費が大 長期間姿勢制御必要 コントロールドリエン트리が不可能 	GEO
導電性テザー	<ul style="list-style-type: none"> 推進剤、高電力が不要 微小推力なのでデブリへの固定が容易 	<ul style="list-style-type: none"> 実績のない新規技術 運用衛星への衝突確率がある 微小デブリで切断の可能性(メッシュ化等により対策可) コントロールドリエン트리が不可能 	LEO
空気抵抗を利用(膜面展開等)	<ul style="list-style-type: none"> 構成がシンプル 	<ul style="list-style-type: none"> 中・大型衛星には巨大な面積が必要(例:ADEOSには230m²以上) ミッション期間後までの耐久性・信頼性 コントロールドリエン트리が不可能 	小型衛星

18

導電性テザー推進

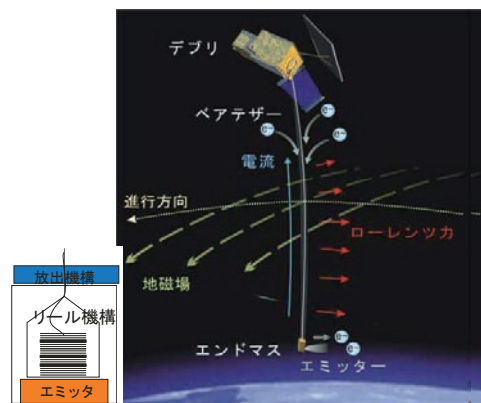
2. JAXAにおけるデブリ除去研究開発状況

- EDTの原理:テザーが地磁場を横切ることにより生じる誘導起電力を利用し、テザーに電流を流す。電流と地磁場との干渉で発生するローレンツ力を推力(減速力)として利用する

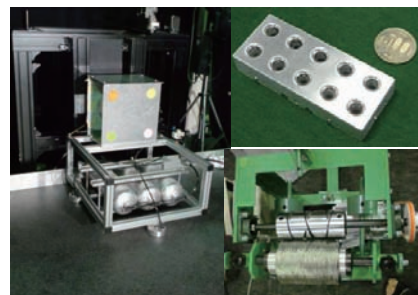
$$\text{誘導起電力: } E = L \cdot (V \times B)$$

$$\text{ローレンツ力: } F = L \cdot (I \times B)$$

- 主な特徴
 - 燃料を必要とせずに軌道降下が可能
 - 軌道降下と同時に発電も可能
 - 微小推力のためデブリへの取付が容易
- 状況
 - 要素試作・試験、それらの結果を反映した数値シミュレーションによるダイナミクス評価等を実施
 - 小型衛星での実証実験検討中



デブリデオービットへの使用例



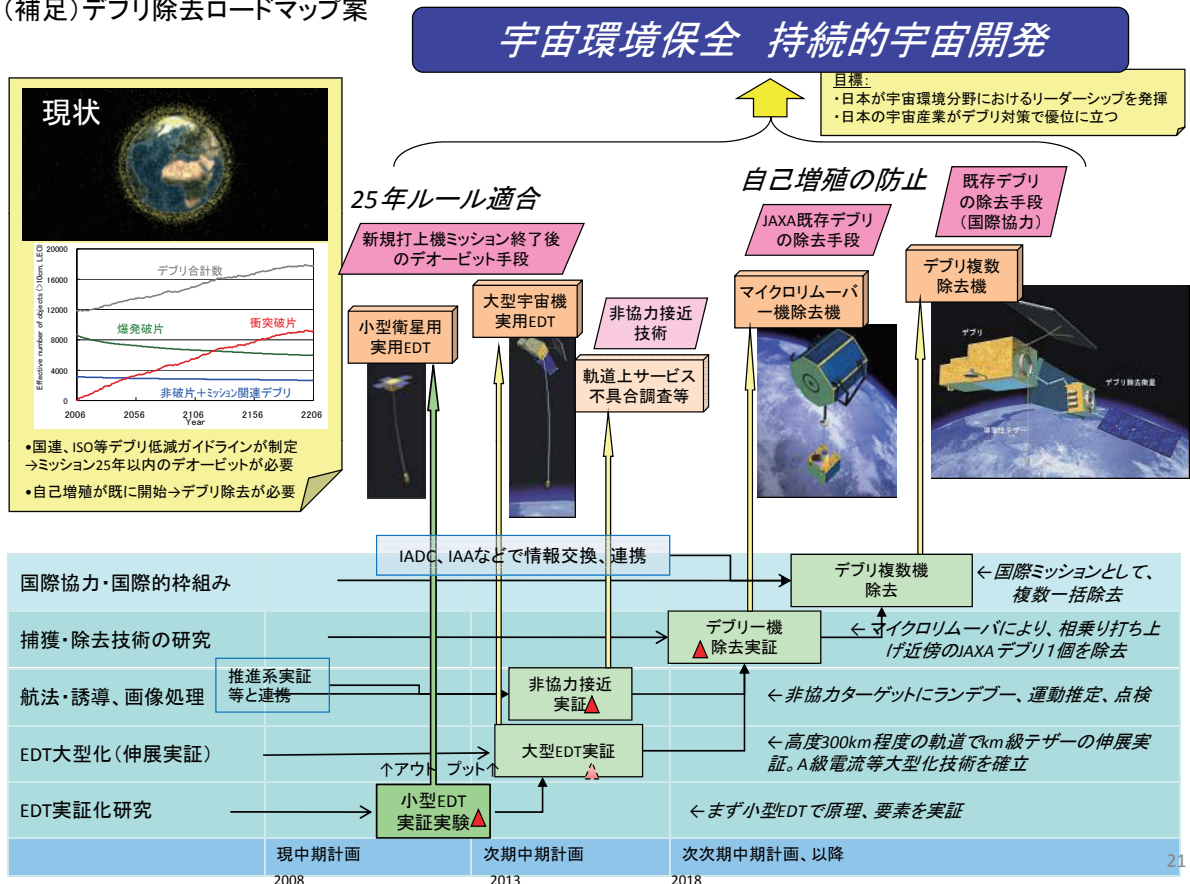
要素機器の試作、試験

19

3. デブリ除去システム開発の進め方案

- デブリ除去に向け、下記のようにそれぞれの段階でアウトプットを出しつつ、小型衛星や相乗りを有効活用して段階的に実証(次ページロードマップ案参照)
 1. 小型衛星を用いた小型EDT実証実験
 - デブリ除去を実現するキーとなる軌道変換技術について、小型衛星で要素、原理を実証する。
 - アウトプットとしては小型衛星のミッション終了後のデオービット(25年ルール適合手段)の他、様々な応用が期待される高効率推進系である導電性テザー技術の確立
 - (1') 大型EDT実証
 - 数kmテザー、数A級電流で大型デブリをデオービットするEDTを実証する。
 2. 非協力接近実証
 - CNES、DLRと協力して非協力接近実証を検討。ETS-VIIやHTVの技術蓄積を活かし、将来国際的枠組みでデブリ除去を実施する際の優位性を確保
 - 推進系の種類(EDTを使用するかしないか)に関係なく必要な技術を実証
 - アウトプットは軌道上不具合調査、軌道上サービス等につながる技術の確立
 3. デブリー機除去実証
 - 捕獲、デオービット手段の取付。軌道変換技術、非協力接近技術と合わせ、デブリ1機の除去を実証する
 - 日本のデブリ1機を除去する技術を確立
 4. デブリ複数機除去
 - デブリ除去を実施する国際的枠組みについて検討、ISOやIADCで提案し、日本が将来デブリ除去で主導することを目指す
 - 国際的枠組みでデブリ除去を実現

(補足)デブリ除去ロードマップ案



まとめ

- 今後も宇宙開発を継続するためには、デブリ除去が必要
- できる限り早く、低軌道混雑軌道の大型デブリを年間5個程度あるいはトータル100～150個程度除去する必要がある
- デブリに接近、捕獲、デオービットするデブリ除去システムは日本が世界最先端レベルの技術を有する分野
- 日本が世界に先駆けて開発することにより、宇宙環境分野において世界をリードすること、および将来のビジネス化における優位性を確保することを目指すべき

宇宙デブリ除去システムの技術開発

○西田信一郎、河本聡美 (JAXA)

地球周回低軌道では、すでに軌道上にある宇宙デブリ同士の衝突により宇宙デブリの数が自然に増加していく「デブリシンドローム」が起きつつあると、解析されている。従って、新たな宇宙デブリを発生させない防止策だけでは不十分であり、すでに軌道上にある宇宙デブリの除去が必要となっている。本講演では、宇宙デブリの軌道上からの除去に必要な軌道変換・対象接近制御や宇宙デブリの制動・捕獲などの宇宙ロボット作業技術の現状と今後の開発方針について述べる。



宇宙デブリ除去システムの技術開発

Technology Development of Space Debris Removal System

西田信一郎、河本聡美

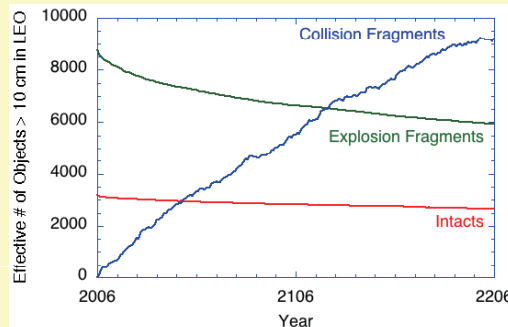
Aerospace Research and Development Directorate (ARD)
Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)

Space Debris W/S2010@Chofu
on Dec. 17, 2010



Introduction

- Mitigation measures such as break-up prevention and end-of-mission de-orbit may not be enough to preserve space environment because of **mutual collisions between existing debris**.
- **Active Debris Removal (ADR)** as soon as possible is needed.
- To realize ADR
 - Technological feasibility
 - Reasonable cost
 - International cooperation will be needed.



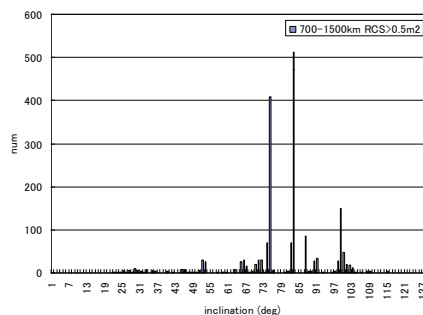
Effective number of objects predicted by LEODEEM ©Kyushu University in collaboration with JAXA



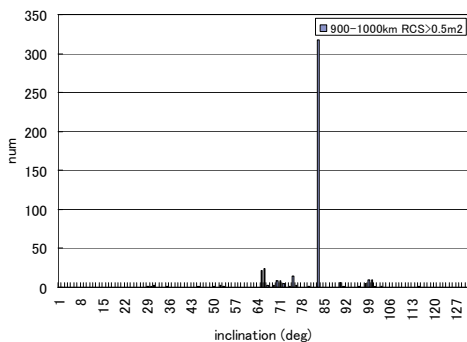
Strategy for Active Debris Removal

Target orbits for removal

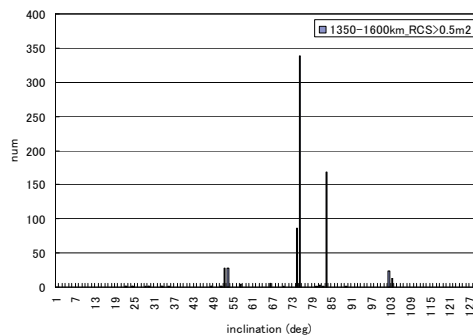
- Some crowded regions exist
 - SSO (98-100deg)
 - 82-83deg : 900-1000km
 - 74-75deg, 83deg, 52deg : 1500km



700-1500 km



900-1000 km



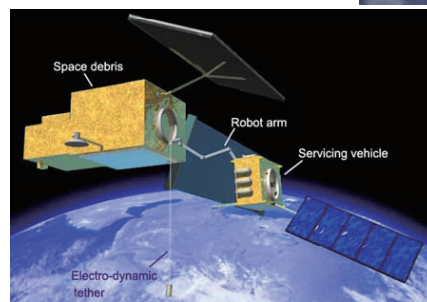
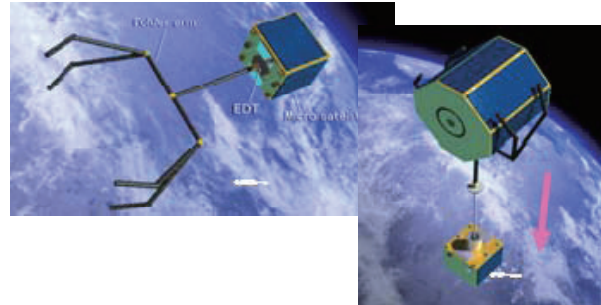
1350-1600 km



Strategy for Active Debris Removal

JAXA is studying systems with the emphasis on the removal of satellite remnants from sun-synchronous low Earth orbits.

- 1st step: “Micro-Remover”
a piggyback satellite to dispose of one debris object
- 2nd step: A dedicated debris removal satellite, which carries several EDT packages and rendezvous with debris in crowded orbits to attach an EDT package for de-orbit



4

Space Debris Removal by the MSDR



Remover Vehicle Composition

The MSDR vehicle has the following features:

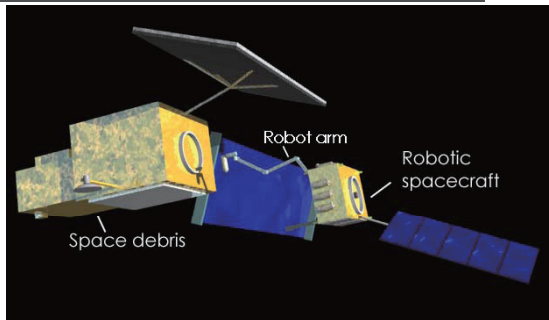
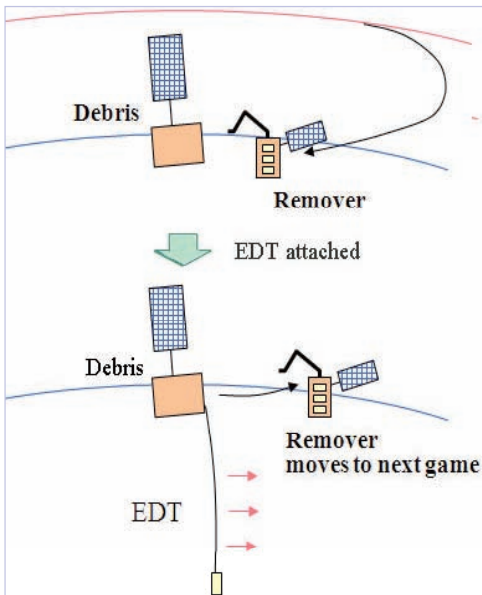
- Compact shape and low mass to allow a dual launch with an Earth observation satellite.
- Simple rendezvous navigation system consisting of
 - GPS receiver
 - Star tracker
 - Vision sensors
- Force controlled robot arm for debris capture.
- Debris removal by an EDT package attached by the robot arm.

5



Remover Vehicle Composition

Conception for operation



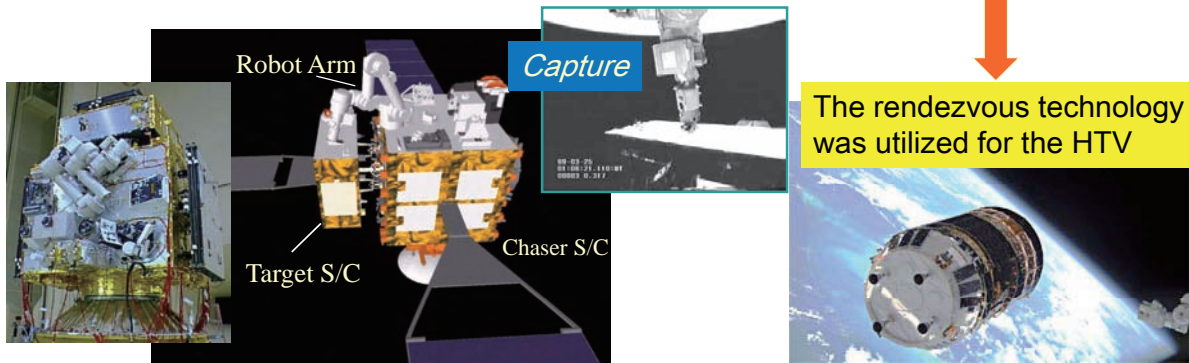
Specifications

Item	Specification	Remarks
Dimensions	1800×1800×1000mm	
Weight	1000kg	Fuel: 250kg
Power	500W	Average
Attitude control	3-axis control	3 wheels
Thrusters	1N×8, 20N×8	
Rendezvous Sensors	GPS receiver & antenna Star tracker Stereo vision	



ETS-VII Flight Demonstration on 1998-1999

- Autonomous Rendezvous/Docking experiments and autonomous target capture experiments have been conducted successfully on the ETS-VII satellites for the case of a handle equipped to facilitate grasping by a robot arm.
- Visual feedback control and force control function were applied to the robot arm. And they worked very good.

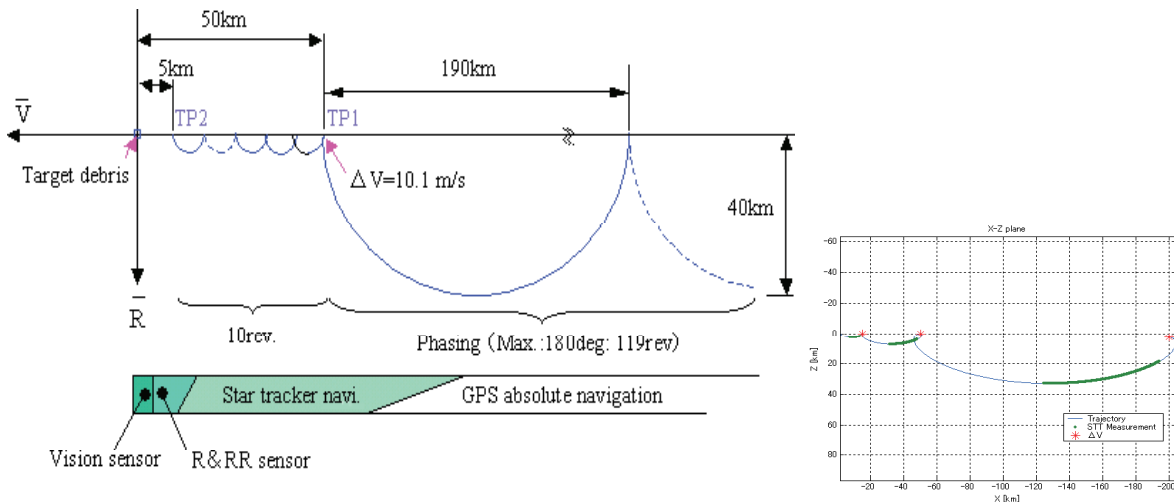




Rendezvous sequence with a debris

Rendezvous sequence with a space debris object

- Rendezvous with the target by using GPS-receiver, Star-tracker and Laser-Range-Finder (IR-CCD-type)
- Fly around the target, and make a final approach to capture it



Rendezvous with debris using star tracker navigation.

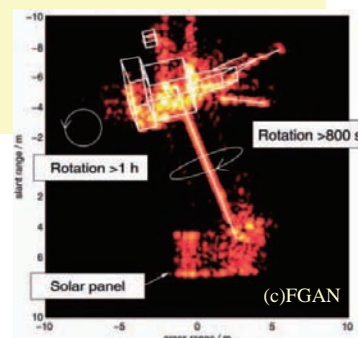
8



Capturing of a debris

Debris capture by a robot arm

- **Capture** is an essential process for the retrieval of large space debris objects by other spacecraft.
- It is common for large debris objects to **tumble**, due to angular momentum that remained in their attitude control systems when failure occurred.
- For example, the **ADEOS** is tumbling in rotating rate around **0.3deg/sec**.



9



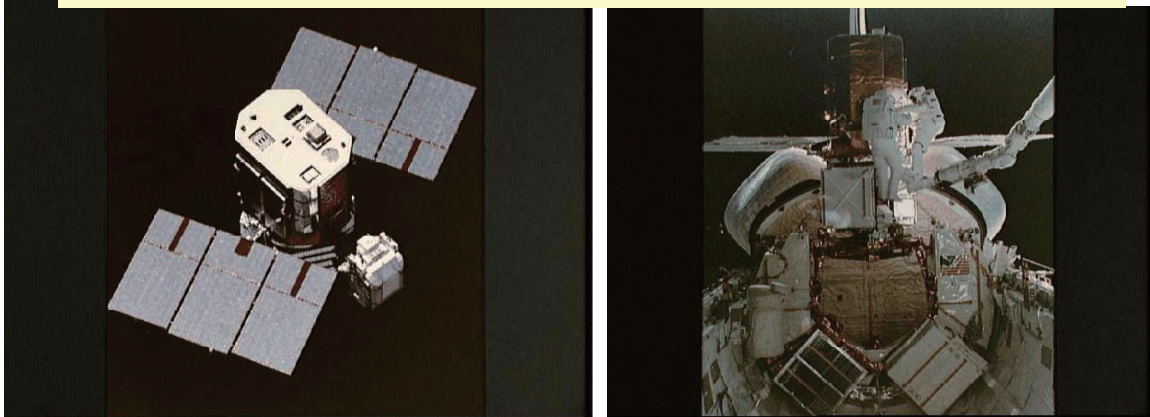
Capturing of a debris

In-orbit Repair of SMM by STS-41 in 1984

The SMM was rotating faster than the rate that SRMS can capture.

Therefore, the crew flying with SMU slowed down the spacecraft rotation by tapping its solar array with his glove.

That mission was successful in repairing and re-orbiting of the SMM.



10



Strategy for capturing of a debris

- The target rotating rate can be presumed by the observation from the ground in advance.
- A scenario is chosen as shown in lower table according to the target rotating rate.

Table Scenario for capturing according to the rotation

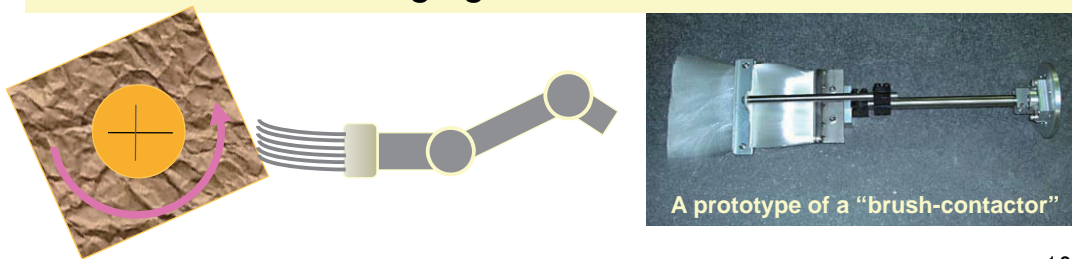
Case	Rotational rate	Scenario for capturing
A	High ($w > 30 \text{deg/s}$)	It is not game.
B	Medium	Braking by brush before capture
C	Low ($w < 3 \text{deg/s}$)	It can be captured easily.

11



Strategy for capturing of a debris

- Tapping and rubbing of a target's surface are best for slowing its rotation if the SMM retrieval mission is taken into consideration.
- “Brush-contactor”, a robot arm end-effector, is suitable for braking of tumbling of a debris because of its elasticity and good fitness for object form.
- A prototype of a “brush-contactor” made of PTF fibers is shown in the following figure.

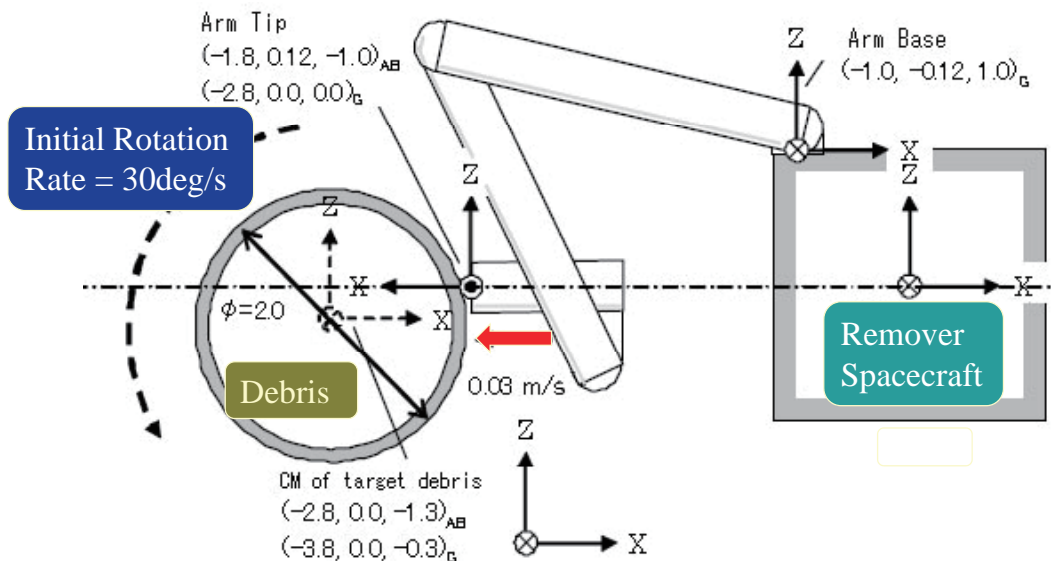


12



Dynamical simulation of debris de-rotation

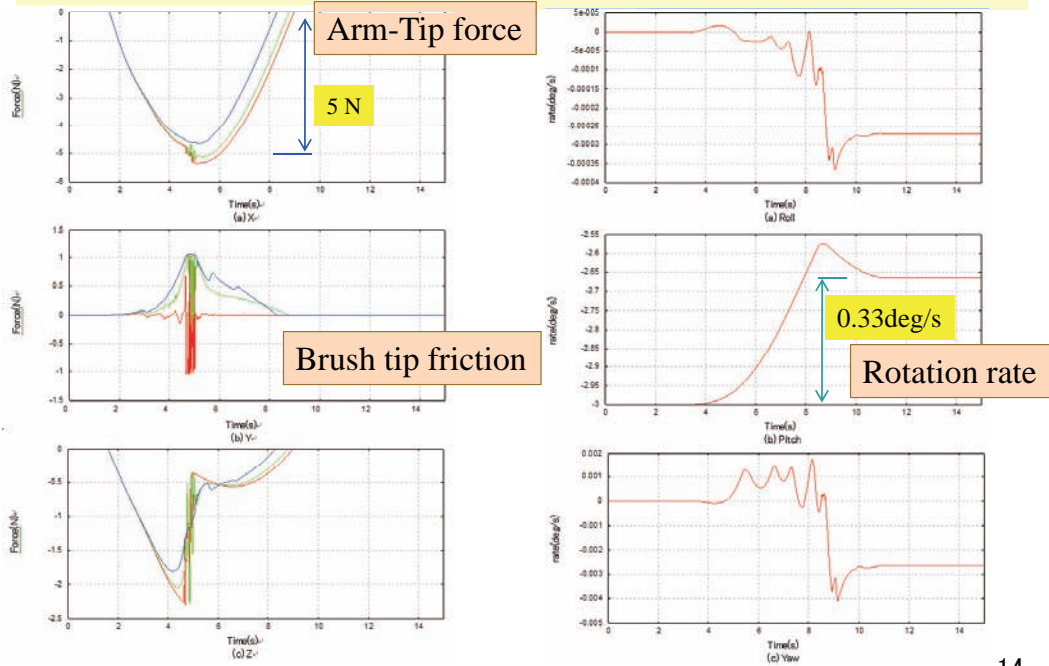
Layout of the simulation model





Dynamical simulation of debris de-rotation

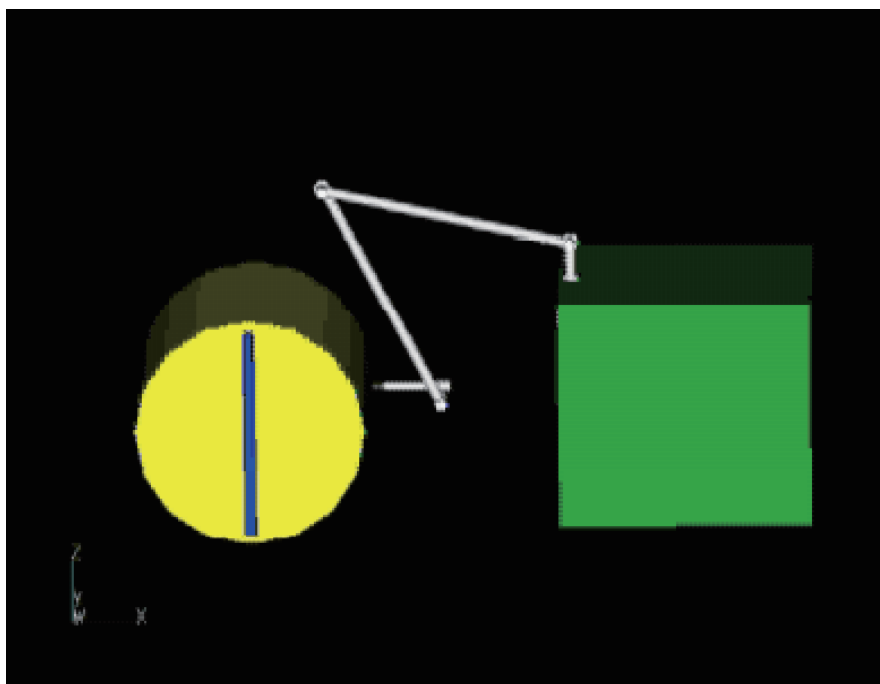
Dynamical simulation results of target rotation braking by tapping with brush contactor



14



Dynamical simulation of debris de-rotation



15



Strategy for capturing of a debris

Scenario for target capture

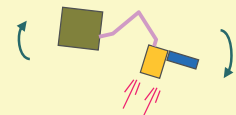
(1) The chaser observes the target's attitude and motion via **stereo vision sensing** and begins **tracking** of a point to be grasped.



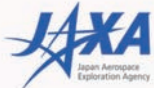
(2) The target is grasped by the robot arm. **Impact loads** due to rate difference/position gap at the time of capture are relieved by means of arm **force/torque control**.



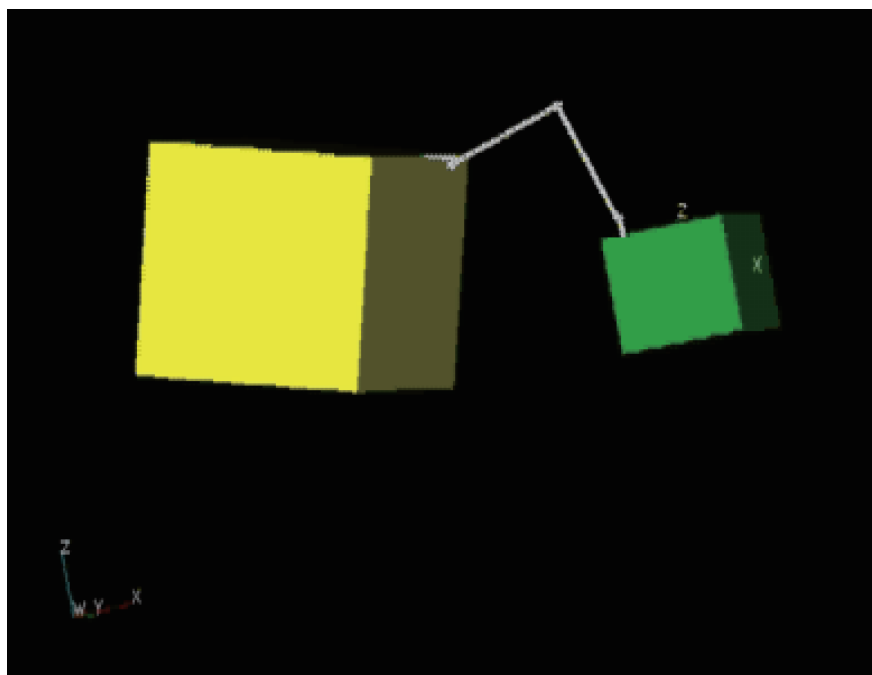
(3) De-rotation of the target and the chaser is done using RCS of the remover.



16



Strategy for capturing of a debris



17



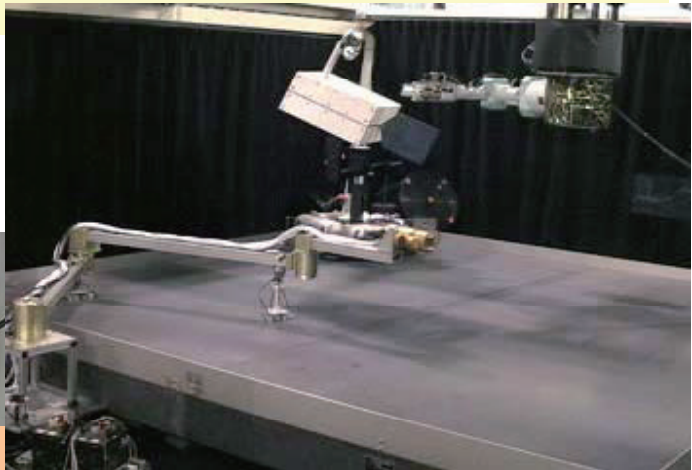
Strategy for capturing of a debris

Debris capture by a robot arm

■ As a control system of a robot arm to buffer and braking residual motions of space debris at the time of capture, **joint virtual depth control** and joint mechanism with torque sensor have been developed.

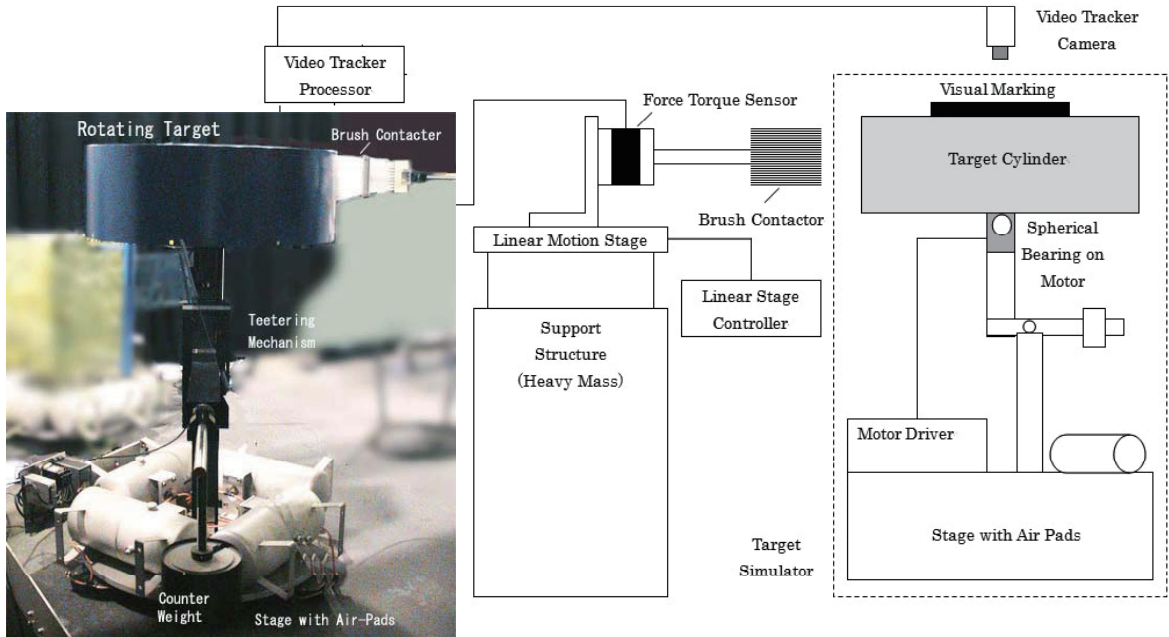


New joint mechanism & torque sensor



Experiments on Test-Bed

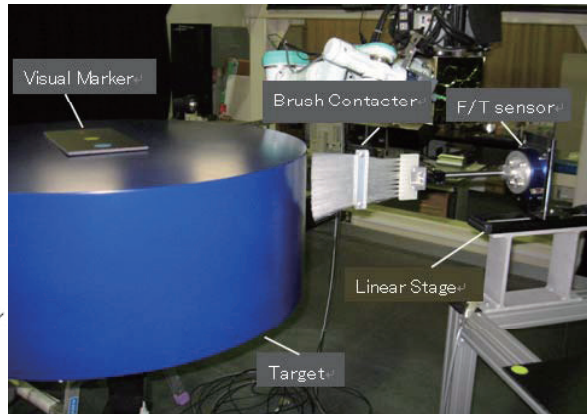
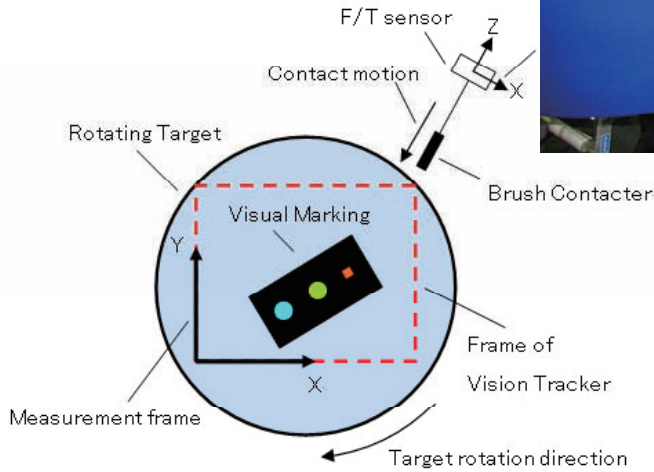
Composition of the test-bed with 6DOF-floated rotating target





Experiments on Test-Bed

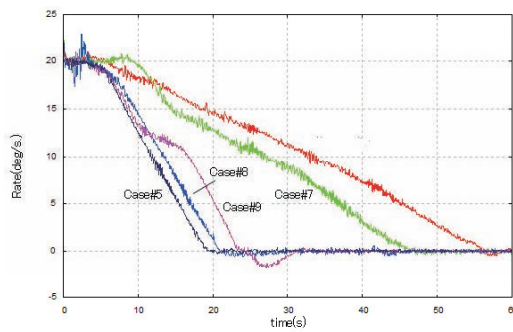
Configuration



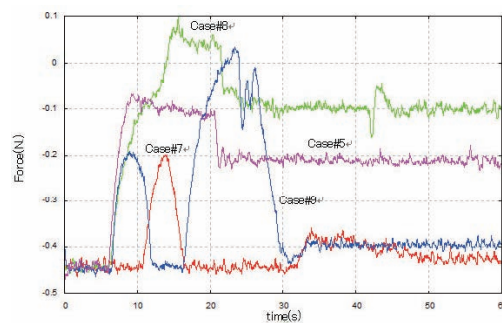
Experiments on Test-Bed

Testing Results

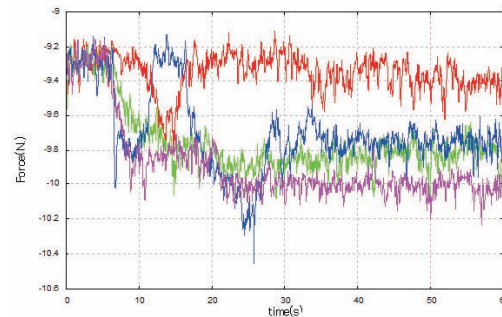
Rotating floated target was slowed down by brush tapping without excitation of nutation



Rotation rate of target



(a)摩擦反力



(b)押し付け反力



Conclusion

- Method for capturing and braking a tumbling non-cooperative space debris was studied.
- We propose a new brush type contactor as end-effector of a robot arm for reducing the rotation rate and tumbling motion of target debris.
- As a means for relieving the loads generated during target tapping, we propose a new control method which controls the arm tip force according to a contact force profile.
- Feasibility of the method's were confirmed with the results of simulations and hardware experiments.

22



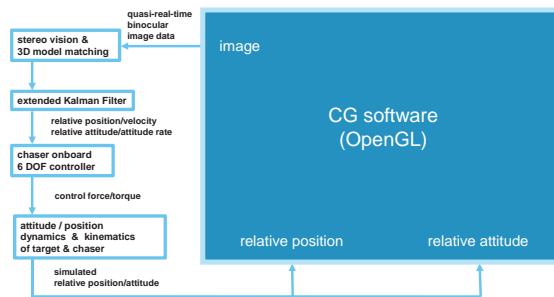
Thank you for your attention

23

デブリ回収機による故障衛星に対する画像情報に基づく 運動推定と近傍飛行マヌーバ

○照井 冬人 (JAXA)

比較的大型のデブリである故障あるいは寿命の尽きた衛星(機能不全衛星)を回収する際、衛星近傍(約 50m 以内)における宇宙機(デブリ回収宇宙ロボット)の運動制御にはフィードバック情報として両者の相対位置・姿勢に関する情報を何らかの方法で計測する必要がある。衛星近傍では画像計測が必須であるため、衛星を覆っているしわのある光沢素材(MLI)が太陽光や唯一の乱反射光源である地球からの反射光(アルベド)で照らされるという宇宙特有の条件下で、十分に機能する画像計測アルゴリズムの開発を行うと共に、画像計測結果をフィードバックした宇宙機のデブリ近傍の飛行マヌーバを、CGを活用したシミュレータを用いて評価した結果を示す。



CGを活用したシミュレータの構成



デブリ回収機による故障衛星に対する 画像情報に基づく運動推定と近傍飛行マヌーバ

照井 冬人

JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency)



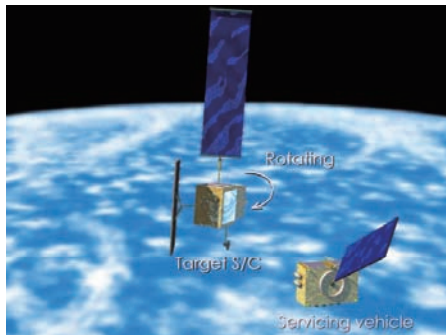
Outline

1. **Motion (relative position/attitude) estimation** algorithm for **ADR (Active Debris Removal) space robot** using image data
 - Stereo Vision
 - + ICP (Iterative Closest Point) algorithm
 - + extended Kalman Filter
4. **Motion estimation experiment** using terrestrial simulator (“on-orbit visual environment simulator”)
5. **Six Degrees of Freedom maneuver control** simulation with motion estimation utilizing **Computer Graphics**
6. Future work

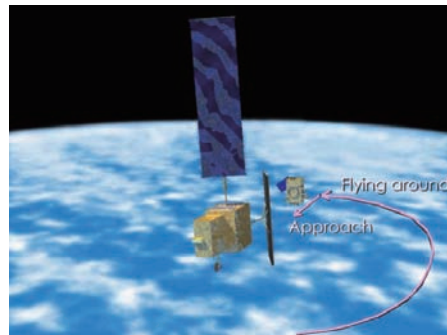


Operation for ADR (Active Debris Removal) space robot requiring “motion estimation” using image

- ◆ “target” (failed satellite) & “chaser” (space robot)
- ◆ Rendezvous to a distance of approx. 50m



- ◆ Station keeping
 - remote visual inspection
 - measure target motion by image processing (“un-cooperative”)



- ◆ Fly-around
 - track the capture point maintaining constant relative position and attitude
- ◆ Final Approach
 - maneuver towards the target



画像による軌道上非協力物体の 運動推定ストラテジの整理 (1/5)

運動推定: 搭載センサからの情報に基づいた、計測対象の形状が認識できるような距離での、相対位置・姿勢(及び、それらのレート)の計測

- ◆ 計測対象表面に画像処理の拠り所となるリフレクタやマーカは無い
- ◆ 計測対象の3次元形状モデルと、精度は低くても動力学モデルは既知と仮定
- ◆ 搭載系による完全自律の運動推定アルゴリズムは追求しない(部分的な地上オペレータによる判断は不可欠という前提)



計測対象の形状(「姿勢が認識しやすい凸凹さ」、
表面素材(金属光沢、表面の起伏の程度、表面のtexture)、
姿勢運動の程度(静止 or シングルスピン or ニューテーション)
に応じて適するアルゴリズムは決まる



Characteristics for motion measurement of the failed satellite using image

- ◆ Characteristics of the **on-orbit visual environment**
 - intense, highly-directional sunlight
→ **high image contrast**
 - the earth's albedo is the diffuse light source
→ **reduce image contrast**
- ◆ Surface of the malfunctioned satellite
(uncooperative target)
 - **no artificial marker or retro-reflectors**
 - wrapped in **Multi Layer Insulation (MLI)** material for thermal protection
 - aluminized Kapton (gold-colored, specular)
 - beta cloth (white, matte)
 - carbon-polyester coated Kapton (black, matte)
- ◆ Optical characteristics of the target
 - **reflective, specular surfaces,**
 - with slight **wrinkles or undulations**



SFU captured by Shuttle RMS (NASA)



- measure the shape by Laser Range Finder
- **partially measurable** from **image data**



On-orbit Visual Environment Simulator

on orbit

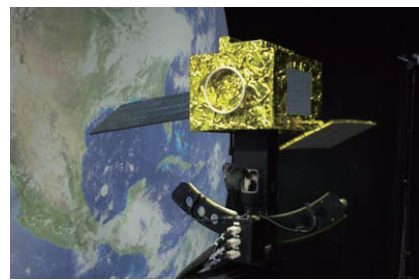
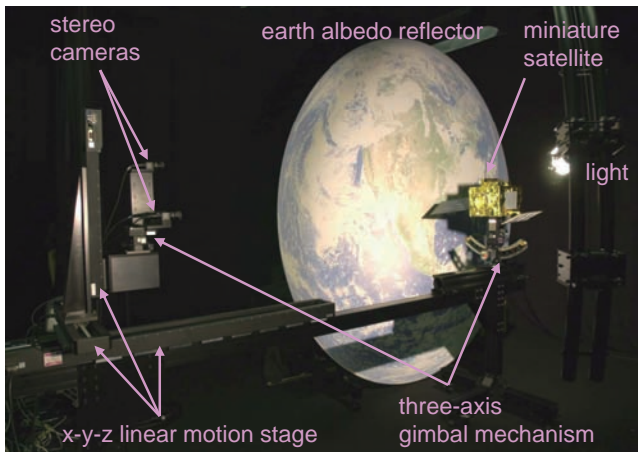
	base line [mm]	400
	distance [mm] (optical center - satellite center)	18700
satellite	body [mm]	3000 × 2500 × 2000
	solar paddle [mm]	4000 × 2000
	rader antenna [mm]	3200 × 1500
camera / lens	resolution [pixel]	640 × 480
	focal length [mm]	6.02

1/10 scale



terrestrial simulator

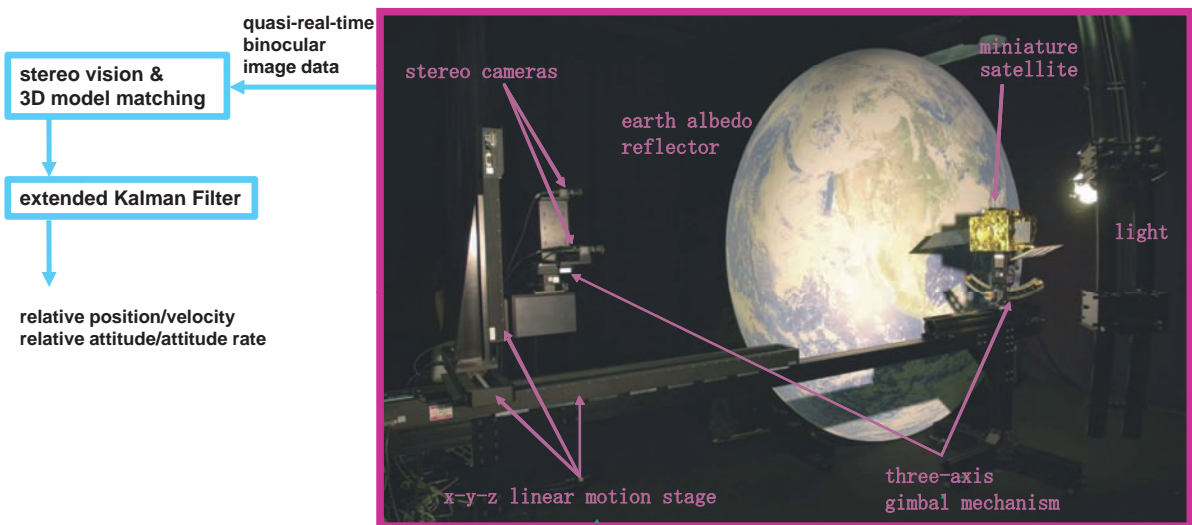
	base line [mm]	40
	distance [mm] (optical center - mockup center)	1870
satellite mockup	body [mm]	300 × 250 × 200
	solar paddle [mm]	400 × 200
	rader antenna [mm]	320 × 150
camera / lens	resolution [pixel]	640 × 480
	focal length [mm]	6.02



miniature satellite



A Motion Estimation Strategy using On-orbit Visual Environment Simulator

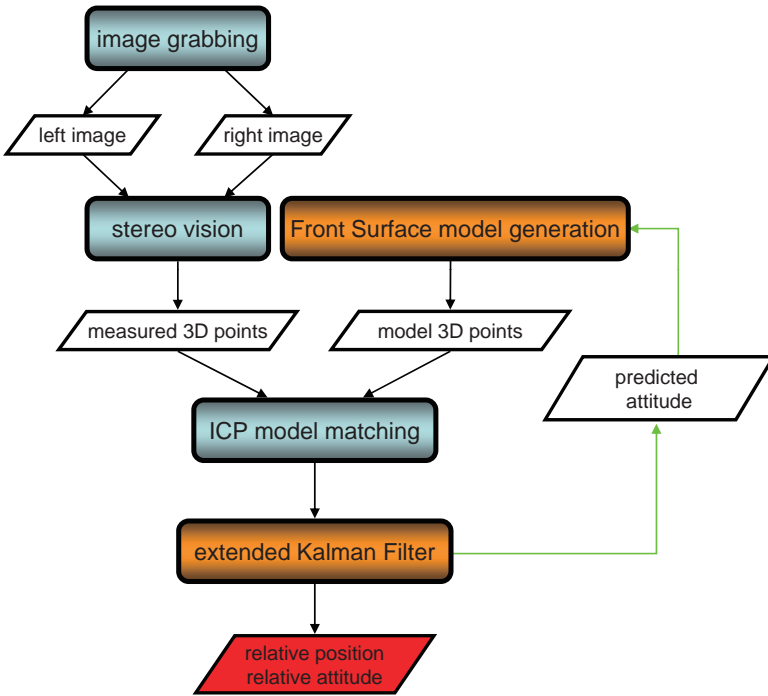


software

hardware



A Motion Estimation Strategy using Image (1/3)

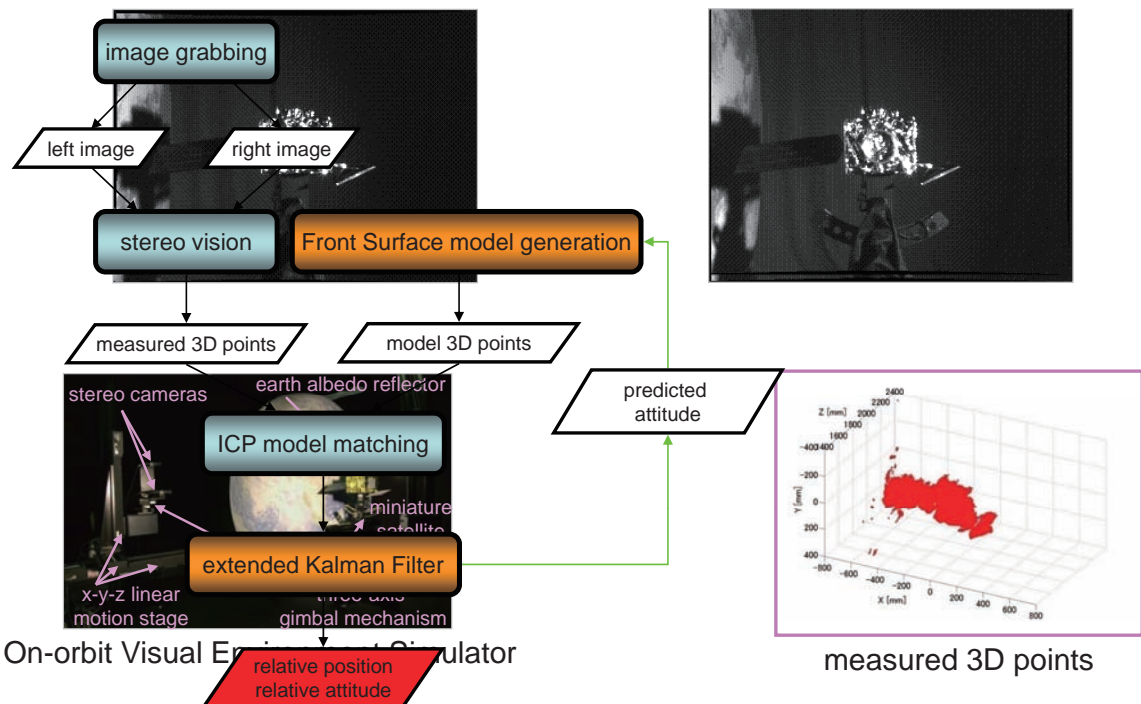


- strategy for motion estimation**
- ◆ not affected by **data loss** from
 - shadows
 - occlusion
 - specular reflection
 - ◆ able to use **3D shape information of visible part of the target** obtained from **ordinary image data**
 - ◆ **combination of**
 - stereo vision
 - ICP model matching
 - extended KF



A Motion Estimation Strategy using Image (2/3)

● Stereo Vision



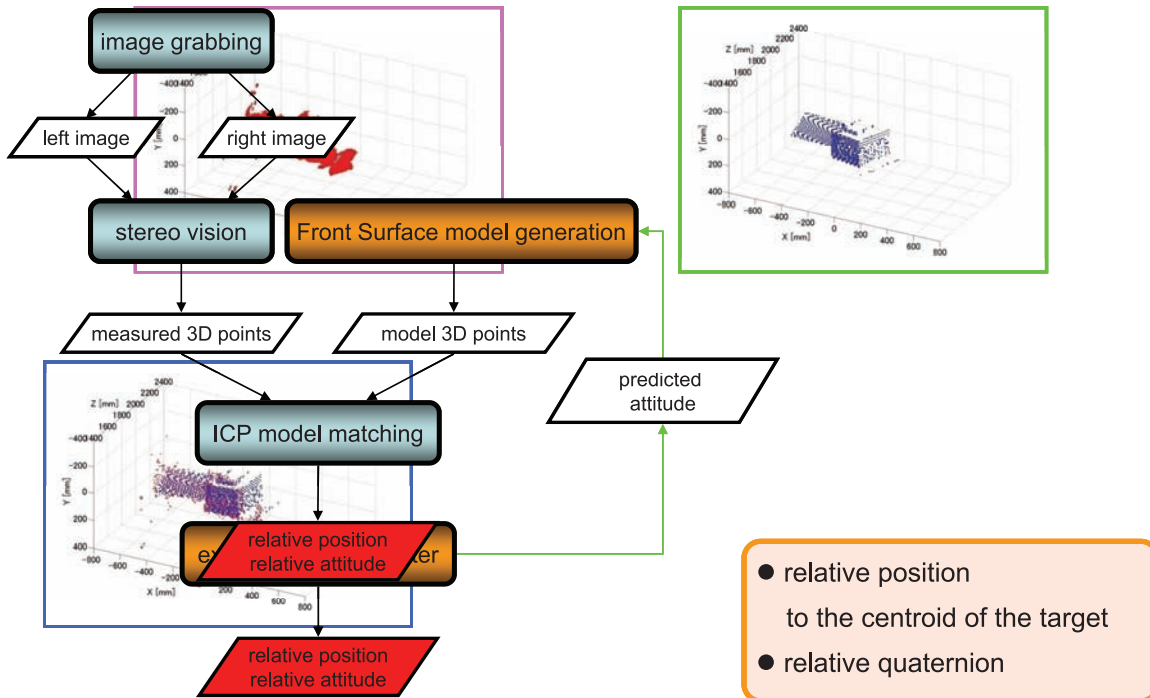
On-orbit Visual Experiment Simulator

measured 3D points



A Motion Estimation Strategy using Image (3/3)

● ICP (Iterative Closest Point) 3D model matching



extended Kalman Filter for attitude estimation

● attitude dynamics/kinematics of the satellite

- dynamics (nonlinear)

$$\dot{\omega}_{IT}^T = -(I_T^T)^{-1} (\omega_{IT}^T \times I_T^T \omega_{IT}^T)$$
- kinematics

$$\dot{q}_I^T = \frac{1}{2} q_I^T \bullet \begin{bmatrix} \omega_{IT}^T \\ 0 \end{bmatrix}$$

- I : inertial reference frame
- C : **chaser**-fixed reference frame
- T : **target**-fixed reference frame
- q_a^b : quaternion from **a**-frame to **b**-frame
- ω_{IT}^T : angular velocity vector of T-frame, with respect to I-frame, expressed in T-frame

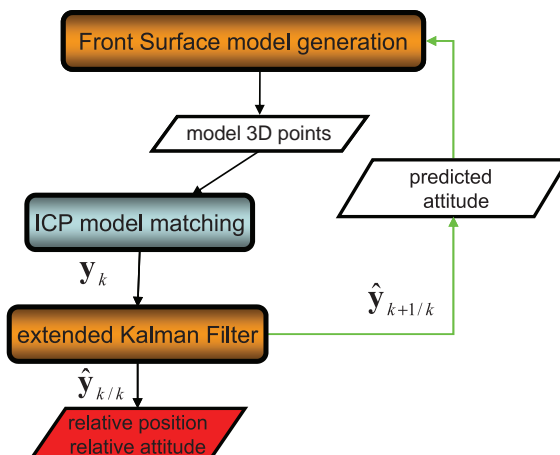
● extended Kalman Filter

- states and measurements

$$x = \begin{bmatrix} q_I^T \\ \omega_{IT}^T \end{bmatrix} \quad y = \begin{bmatrix} q_C^T \\ \Delta q_C^T \end{bmatrix}$$

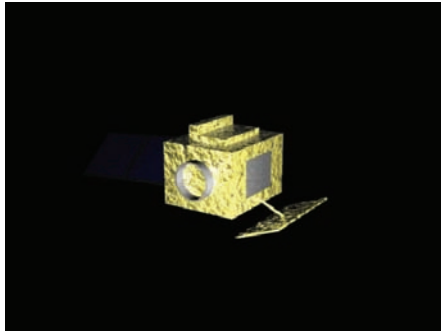
$$\text{※ } q_b^T = (q_a^b)^{-1} \bullet q_a^T, \Delta q_C^T = \frac{\Delta t}{2} q_C^T \bullet \begin{bmatrix} \omega_{TC}^C \\ 0 \end{bmatrix}$$

Δt : sampling time



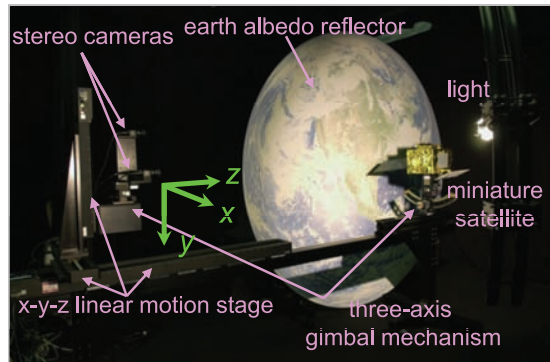


Motion Estimation Experiment



- 3 kinds of attitude motion (0~100sec)
- Sample A (attitude motion around y-axis)
 - Sample B (3-axis relatively small attitude motion)
 - Sample C (3-axis relatively big attitude motion)

	scale	1/10
	base line [mm]	40
	distance [mm]	1870
	(optical center - mockup center)	
On-orbit Visual Environment Simulator	body [mm]	300 × 250 × 200
satellite mockup	solar paddle [mm]	400 × 200
	rader antenna [mm]	320 × 150
camera / lens	resolution [pixel]	640 × 480
	focal length [mm]	6.02



On-orbit Visual Environment Simulator



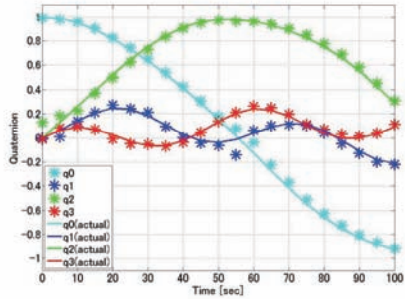
3-axis attitude motion of the miniature satellite model



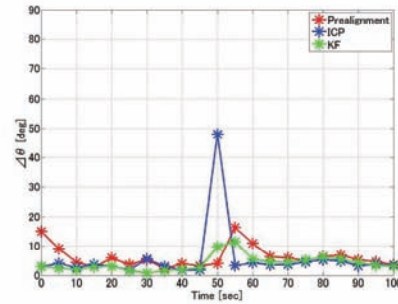
Sample C



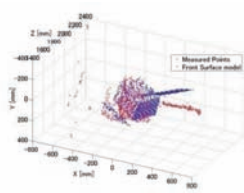
Motion Estimation Experiment (Sample C)



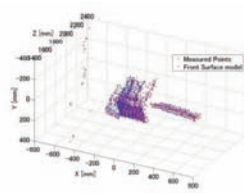
quaternion (actual/estimated)



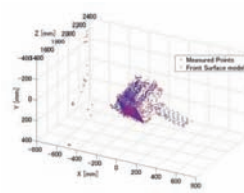
“error attitude angle”
from the error quaternion



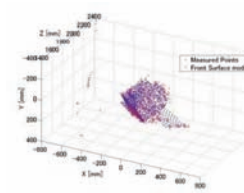
50 sec



55 sec



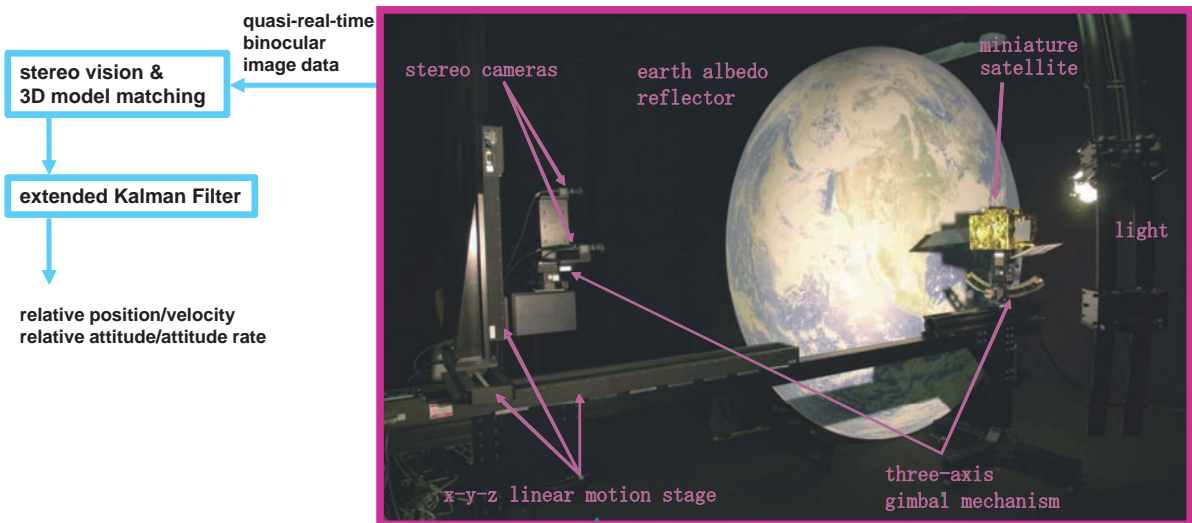
60 sec



65 sec



A Motion Estimation Strategy using On-orbit Visual Environment Simulator

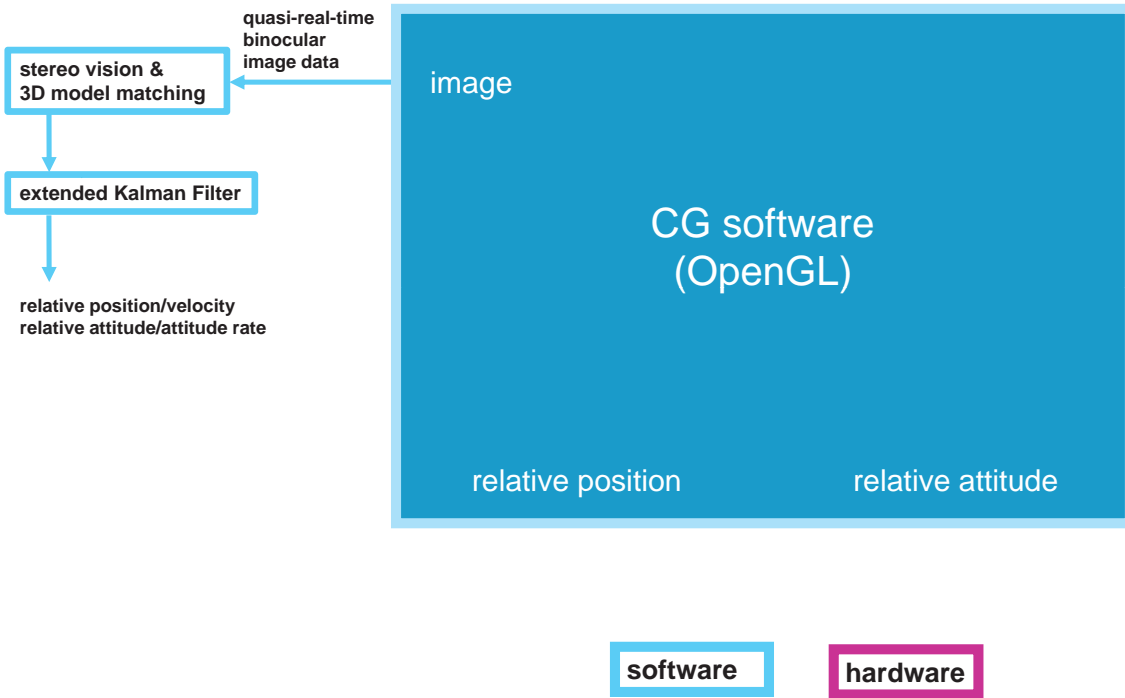


software

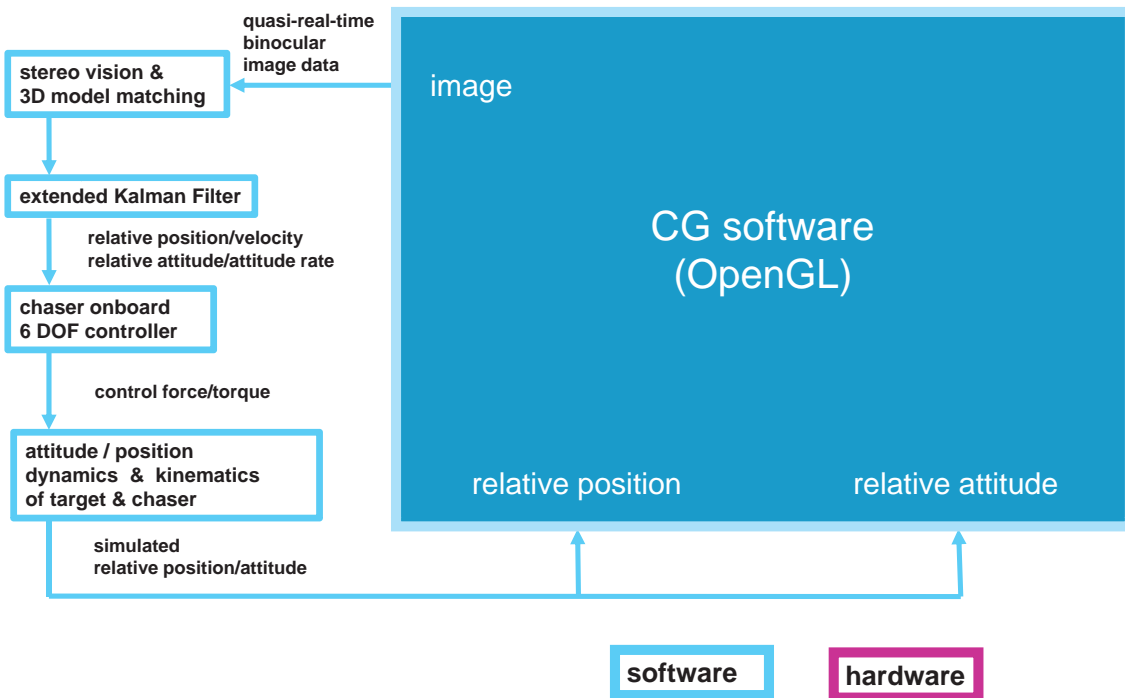
hardware



Motion Estimation utilizing CG



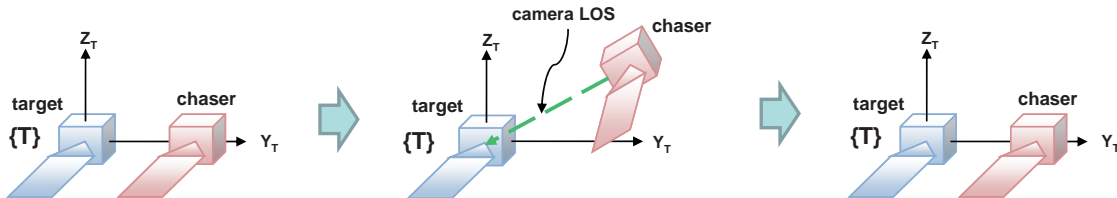
6-DOF maneuver simulation with motion estimation utilizing CG





Numerical Simulation (1)

6-DOF proximity flight around the target - station keeping -

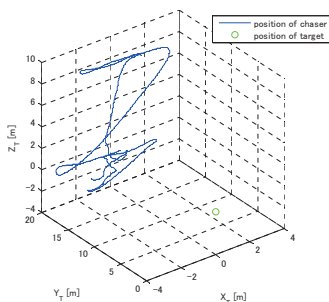


- ◆ The **attitude** of the **target** is fixed to the inertia frame.
- ◆ The chaser controls its **position** so that its own center of mass to be coincident with the desired position in the target fixed frame {T}
- ◆ The chaser controls its **attitude** so that the LOS of the onboard camera points to the mass center of the target
- ◆ Images of the target was generated by **CG** and these are processed by motion estimation algorithm (stereo vision + ICP + Kalman Filter) onboard
- ◆ The direction of **Sun light** : $-Y_T$ axis \rightarrow suitable for image capturing

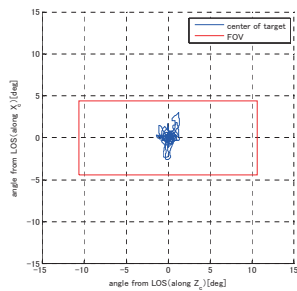
time [sec]	desired position \mathbf{r}_{req}^T [m]
0~400	[0, 18.0, 0]
400~700	[0, 18.0, 10]
700~1000	[0, 18.0, 0]



Numerical Simulation Results (1)



3D position of the chaser in {T}

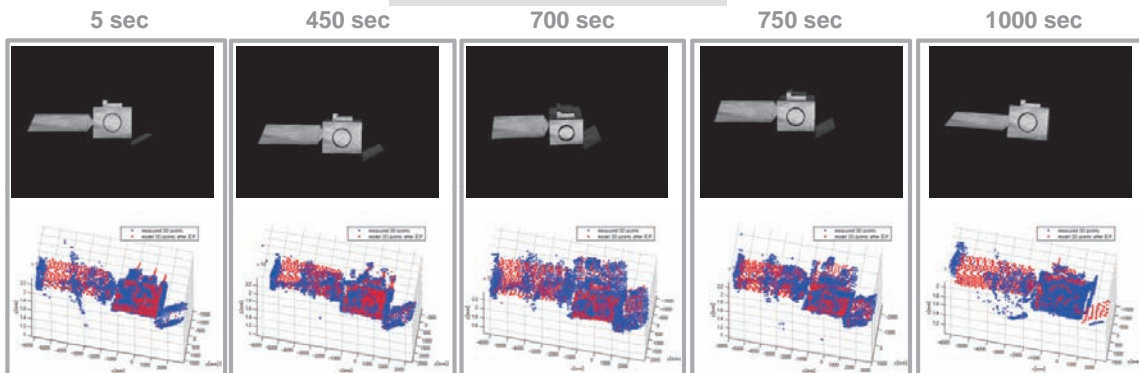


position of the target in FOV

time [sec]	desired position \mathbf{r}_{req}^T [m]
0~400	[0, 18.0, 0]
400~700	[0, 18.0, 10]
700~1000	[0, 18.0, 0]



CG images (left camera)



blue : measured 3D points red : model 3D points after ICP



Summary and Future Work

Summary

- ◆ **Motion (relative position and attitude) estimation** of a large space debris (e.g. failed satellites) object using **image**
 - **Stereo Vision**
 - **ICP (Iterative Closest Point) algorithm**
 - **extended Kalman Filter**

- ◆ 3-axis attitude motion and (static) position are estimated using **a terrestrial simulator**

- ◆ **Six Degrees Of Freedom maneuver simulation** with motion estimation utilizing **Computer Graphics**
 - **station keeping**
 - **following nutating target**

Future Work

- ◆ **Hardware-In the Loop** simulation for 6-DOF maneuver

デブリ除去における非協力対象への接近と宇宙機システムについて

○安田国治（三菱電機）

故障した衛星やロケット上段のようなデブリへ接近し、これらを軌道上から除去するための宇宙機システムについて検討を進めている。これらデブリの除去においては軌道上にて至近距離まで安全に接近できることが前提となる。また、費用的にも安全面からも有人宇宙活動ではなく無人の宇宙機を用いるのが得策である。我が国は国際宇宙ステーションへの無人機による物資輸送を成功させており、その技術を発展させデブリ除去にも適用できる。ただし、デブリは軌道上での接近・捕獲を意図したマーカやリフレクタを待たず、予期せぬ回転運動を伴っている場合が有り得る。本講演では、このような対象への接近における特徴を明らかにし、課題を明確にする。そして課題解決に向けての接近シナリオや航法システムの検討例を示す。更に軌道上での運用の側面にも着目し、宇宙機システムとして具備すべき事項について述べる。

MITSUBISHI
三菱電機

Changes for the Better

第3回スペースガード研究会 & 第4回スペースデブリワークショップ

デブリ除去における非協力対象への接近と 宇宙機システムについて

○安田国治（三菱電機）

2010年12月17日

故障した衛星を軌道上から除去するミッションを想定し、課題を明らかにすると共に解決に向けての検討例を示す。

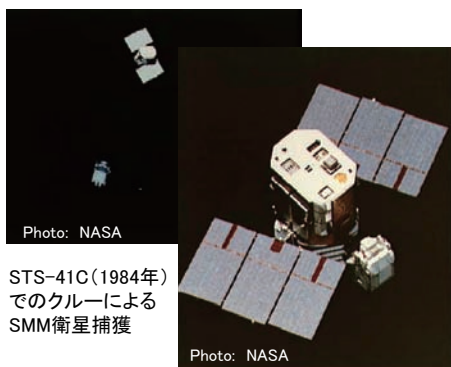
1. ミッション概要
2. 無人宇宙機での接近における課題と検討例
3. 宇宙機システムとして具備すべき機能
4. まとめ

2

1. ミッション概要

(1) 有人宇宙活動の例

スペースシャトルでは故障した衛星への接近/捕獲/修理等が過去に複数回実施されている。→ 衛星の利用が目的



STS-41C(1984年)
でのクルーによる
SMM衛星捕獲



STS-49 (1992年)によるインテルサット
衛星の捕獲



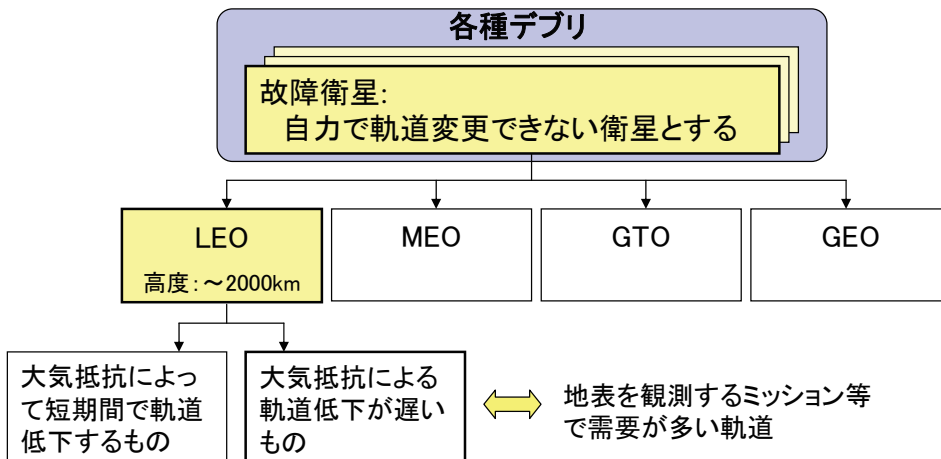
STS-103(1999年)でのハッブル宇宙
望遠鏡の捕獲・修理(3回目)

衛星の利用を目的としない「故障した衛星を軌道上から除去するミッション」に対して有人宇宙活動が適用されないのはコスト(リスク含む)に対する利益が見込まれていないためと推測される。

3

- (2) 無人の宇宙機による故障衛星の除去
軌道上の環境がデブリの存在によって危機的状況となる前に、
有人宇宙活動よりも低廉で柔軟性に富む無人の宇宙機を用いた除去が望まれる。

■ 検討対象



■ 軌道変更の手段

故障衛星＝自力で軌道変更できない衛星 とした



軌道高度を下げさせるための手段

- ・ 枯渇した推進剤の補充
- ・ 軌道変更用モジュールを結合させ、動作させる
 - 推進系 + 制御系
 - EDT: ElectroDynamic Tether
- ・ サービス宇宙機が故障衛星に結合して軌道離脱
- ・ イオンビーム照射等



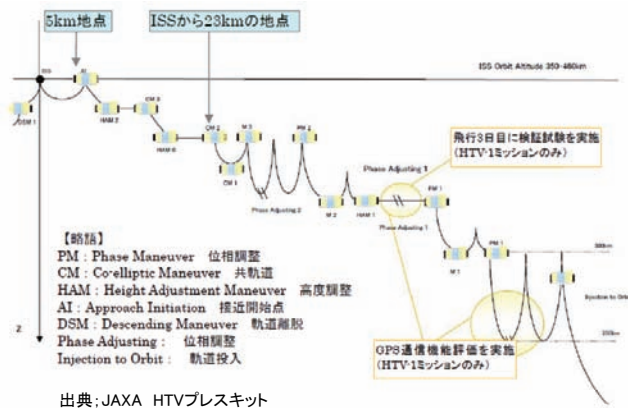
無人での故障衛星への接近が必須

もちろん、故障衛星の把持や結合も重要であるが

2. 無人宇宙機での接近における課題と検討例

(1) 実証例との違い

宇宙ステーション補給機(H-II Transfer Vehicle: HTV)



技術実証機 (HTV-1) 2009年9月11日打上げ
 2号機 (HTV-2) 2011年1月打上げ予定

- GPSを用いた航法 (ISS、HTVにGPSRを搭載)
- レーザセンサを用いた航法 (500m付近)

(1) 実証例との違い

欧州のATV (Automated Transfer Vehicle) の例



1号機 (ATV-1) 2008年3月打上げ
 2号機 (ATV-2) 2011年2月打上げ予定

米国のCygnusの例

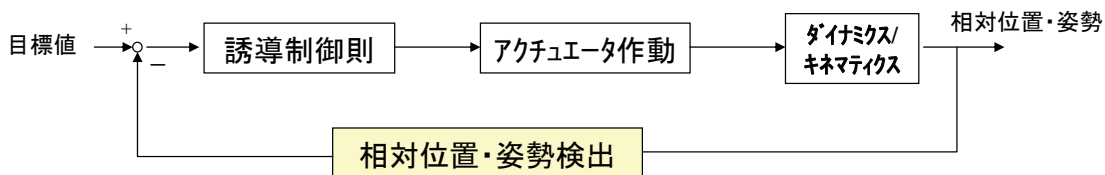


2011年~2015年に8機打上げ予定

- GPSを用いた航法 (ISSとATVにGPSRを搭載)
- GPSを用いた航法 (ISSとCygnusにGPSRを搭載)
- レーザセンサを用いた航法 (249m付近)

接近する対象がGPS信号を受信し、そこから得られた情報を利用して遠方からの接近を行う。 → 故障した衛星では期待できない

(1) 実証例との違い



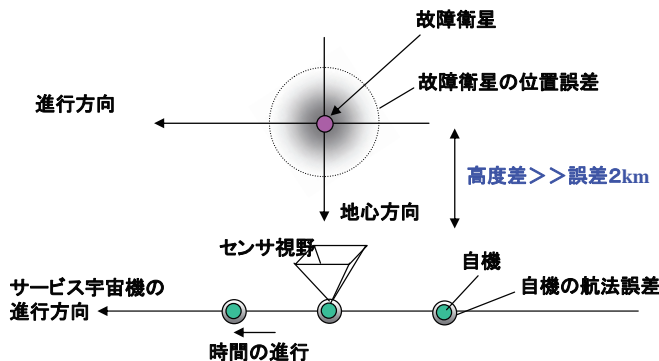
実証例

ISSへ接近するHTVの場合	故障衛星へ接近するサービス宇宙機の場合
GPSを用いたISSの軌道の情報	TLE (Two-line elements)による軌道の情報
レーザ光を発生しISSに取り付けたリフレクタからの反射にて距離と方位を計測	リフレクタやマーカが無くとも故障衛星との相対位置・姿勢を割り出す必要あり
ISSは所定の姿勢を維持	姿勢は不定であり回転している場合もある

(2) 検討例1: 位置決定精度の向上

TLEから得られた故障衛星の位置(誤差2km想定)について精度を高めることでより安全に接近したい。

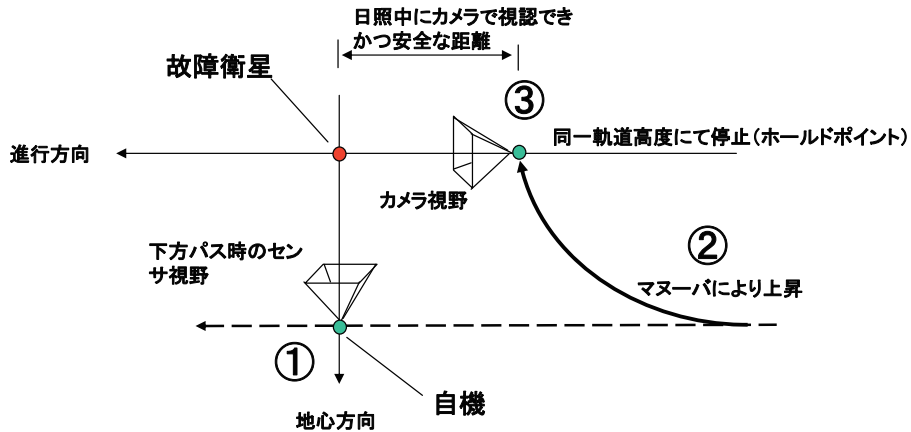
故障衛星の下方を通過する軌道へサービス宇宙機を投入することを考える。これによりスターセンサもしくは光学カメラを天頂方向に向けておくことで自動的に故障衛星をサーチできる。



地上からのデブリ観測技術を応用
将来の宇宙監視にも適用できる

(3) 検討例2: 光学カメラを用いた距離情報の把握

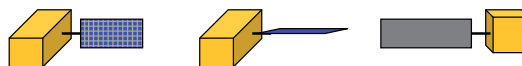
故障衛星の下方の軌道から上昇した後、徐々に故障衛星へ接近する。その際に光学カメラを用いて距離を計測する。いくつかの方法が考えられるが、故障衛星の既知の代表寸法を用いた方法が候補となる。



10

(3) 対策案2: 光学カメラを用いた距離情報の把握 cont.

故障衛星の既知の代表寸法を用いた相対距離把握においては故障衛星の形状や姿勢角によって難易度の高いケースが考えられる。



画像データから衛星本体部分だけ抽出するか?

確実性を上げるための手段としてカメラの複数台搭載によるステレオ視が考えられる。



ステレオ視においてサービス宇宙機の機体寸法の制約からカメラ間の距離が取れないという問題に対しては、宇宙機が移動してカメラ間の距離を稼ぐ方法や、2機ペアのフォーメーションも考えられる。

11

(4) 検討例3: 光学カメラ以外での距離情報の把握

光学カメラを用いると精細度の高い画像データを得ることが出来、3次元計測を有利に進められる利点がある。しかしながら、日陰中の安全確保に当たっては光学カメラ以外の距離情報の把握手段も欲しい。



- ・リフレクタ無しで適用可能なレーザ光を用いたセンサ
- ・電波を用いたセンサ（車載ミリ波レーダからの発展）

無人宇宙機での接近において課題はあるものの
現有の技術からの発展によって対応可能と考える。

12

3. 宇宙機システムとして具備すべき機能

(1) 自動化/自律化 or リアルタイム画像モニタ

軌道上でランデブドッキング実験、ロボット実験を実施した技術試験衛星Ⅶ型(ETS-Ⅶ、1997年打上げ)ではSバンドハイゲインアンテナを用いた高速データ通信系を搭載し中継衛星を介した画像データの伝送を行っていた(2~4Hz)。



← ターゲット衛星

← チェイサ衛星

高速データ通信系を搭載

13

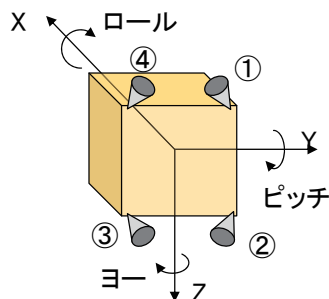
(1) 自動化/自律化 or リアルタイム画像モニタ cont.

デブリ除去における故障衛星への接近、把持などの運用シーケンスをこなしていく上でリアルタイムの画像モニタが欲しくなる。しかし、これをデブリ除去の全体システムへの要求とすると最終的にはデブリ除去専用のデータ中継衛星を静止軌道上に複数配置することになる。

- 案1) 国際協調・協力の中でデブリ除去専用のデータ中継衛星を静止軌道上に複数配置する。共同運営で運用コストを低減する。サービス宇宙機にはデータ中継衛星との高速の通信機能を搭載するが、搭載機器は低廉な標準品を開発する。
- 案2) サービス宇宙機がミッションを確実に安全に進める上での、自動化/自律化を進め、究極的にはデータ中継衛星を介したデータ伝送を不要とする。
- 案3) サービス宇宙機の自動化/自律化を進めデータ中継衛星経由のデータ容量を減らし、運用コスト軽減を図る。

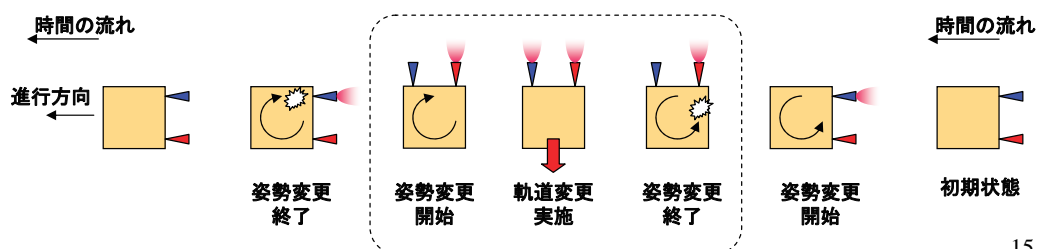
(2) 推進系の構成

3軸の姿勢制御トルクを発生し1軸の並進力を発生させるためのスラストの構成は、傾けたスラスト単系4本(×冗長数)で実現できる。空間内で任意の方向の並進力を得るためには姿勢を変更して運用する。



	①	②	③	④
ロールトルク	+ D		D	
	-	D		D
ピッチトルク	+ D	D		D
	-		D	
ヨートルク	+ D		D	D
	-	D	D	
並進力	F	F	F	F

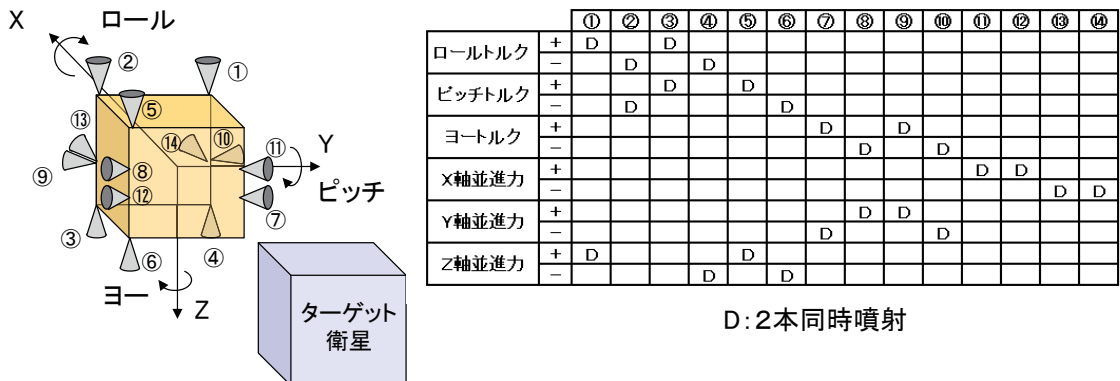
D: 2本同時噴射 1F: 4本同時噴射



(2) 推進系の構成 cont.

デブリ除去の場合、故障衛星の近傍ではセンサが視野を外すような姿勢の変更は避けて、速やかな推力の発生が必要となる。よって、3軸の姿勢制御トルク、並進力を即座に実現できるスラスタ単系14本が必要となる。また、ガスジェットの故障衛星への吹き掛けにも注意が必要となる。

冗長数については2系がベースとなる。更なるデブリ発生を抑止する観点から1部を3系とする考えも出てくる。



ETS-VIIの例を模式的に表した

まとめ

- LEOで故障した衛星を除去するミッションを想定した。
- 実証済みの技術との違いを示し、課題解決に向けての検討例を示した。
- 宇宙機システムならびにデブリ回収の全体システムに関する検討の中からリアルタイムの画像伝送についても触れた。

デブリ衛星回収ミッション検討

○大塚聡子（NEC）、桑尾文博（NEC）、
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に、小型衛星によって、接近、捕獲する回収ミッションについて、基本的なミッションシナリオおよびシステムを検討したので報告する。

2. 回収ミッション

小型衛星による非協力のデブリ衛星の回収ミッションでは、デブリ回収衛星として 500kg 級バスを、また非協力のデブリ衛星として、ADEOS II を検討の前提条件とした。

回収ミッションでは、デブリ衛星に接近して状況調査、ロボットアームで捕獲、テザー装置の取り付け、離脱を範囲とする。

3. デブリ回収衛星

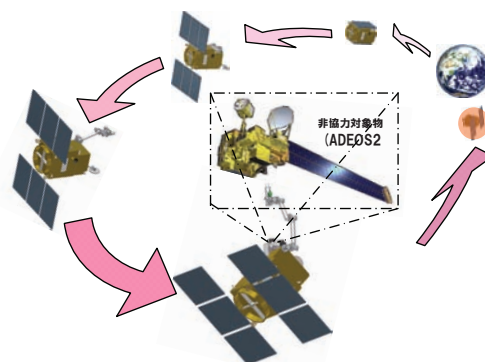
回収ミッションを考察し、必要となる機能・性能を整理し、デブリ回収衛星のシステム要求をまとめた。

その要求に基づき、既存のバスシステムをトレードオフし、また、ミッション機器についても、既存品を参考に、構成を検討した。具体例として、バスの一例(NEXSTARバス)を元に、システム構成、リソース配分を検討した。また、合わせて開発計画を検討した。

4. ロボットアームによる接触作業と課題

回収ミッションでの、捕獲、取付け作業は、ロボットアームにより行う計画である。したがって、作業対象物との相対運動量の減衰が必要となる。

今回、ADEOS II を回収対象の例とし、その運動量を推定し、減衰手法を考察して、課題を検討した。



デブリ回収ミッション概念図



Empowered by Innovation **NEC**

NEC Confidential

デブリ衛星回収ミッション検討

2010年12月17日

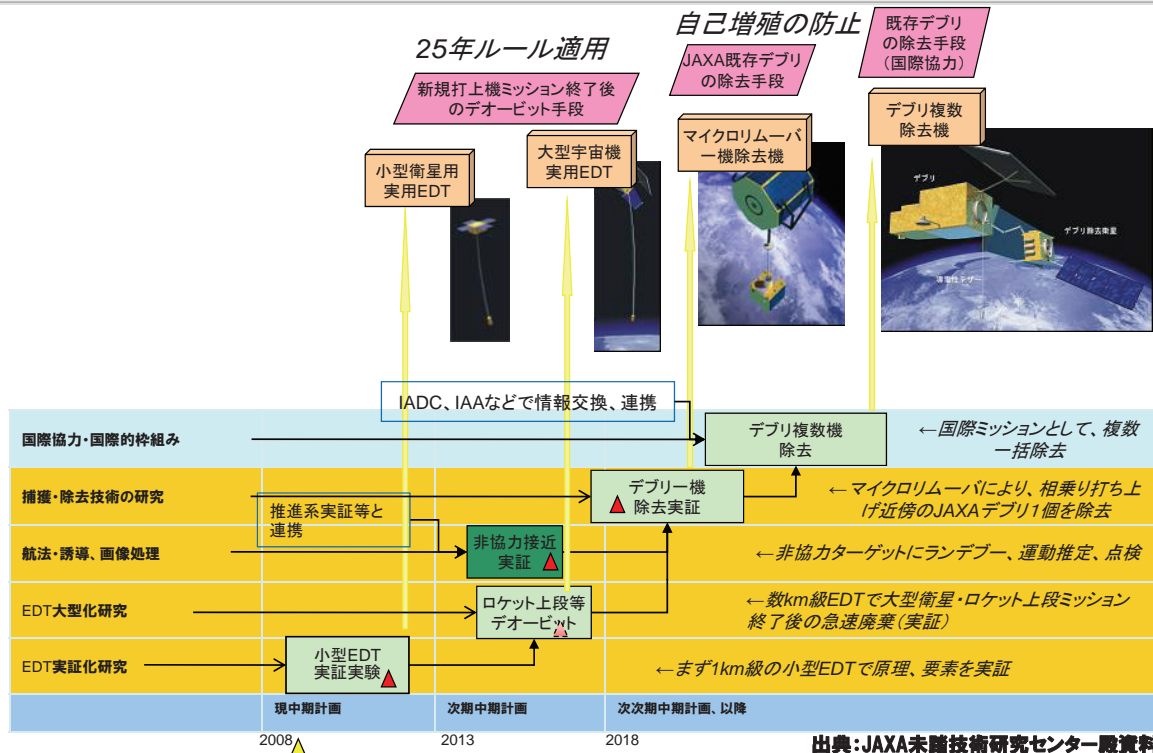
日本電気株式会社

概要

非協力対象であるデブリ衛星への 小型衛星による接近／観測ミッション

- ・シナリオ検討
- ・小型衛星のシステム検討

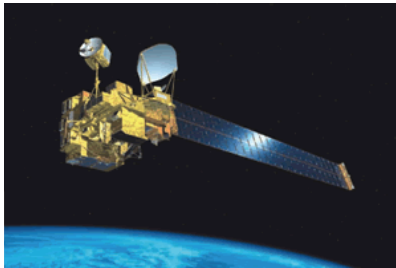
デブリ衛星回収ミッションロードマップ案



非協力接近実証

日本起源のデブリ衛星に接近して状況調査を行う

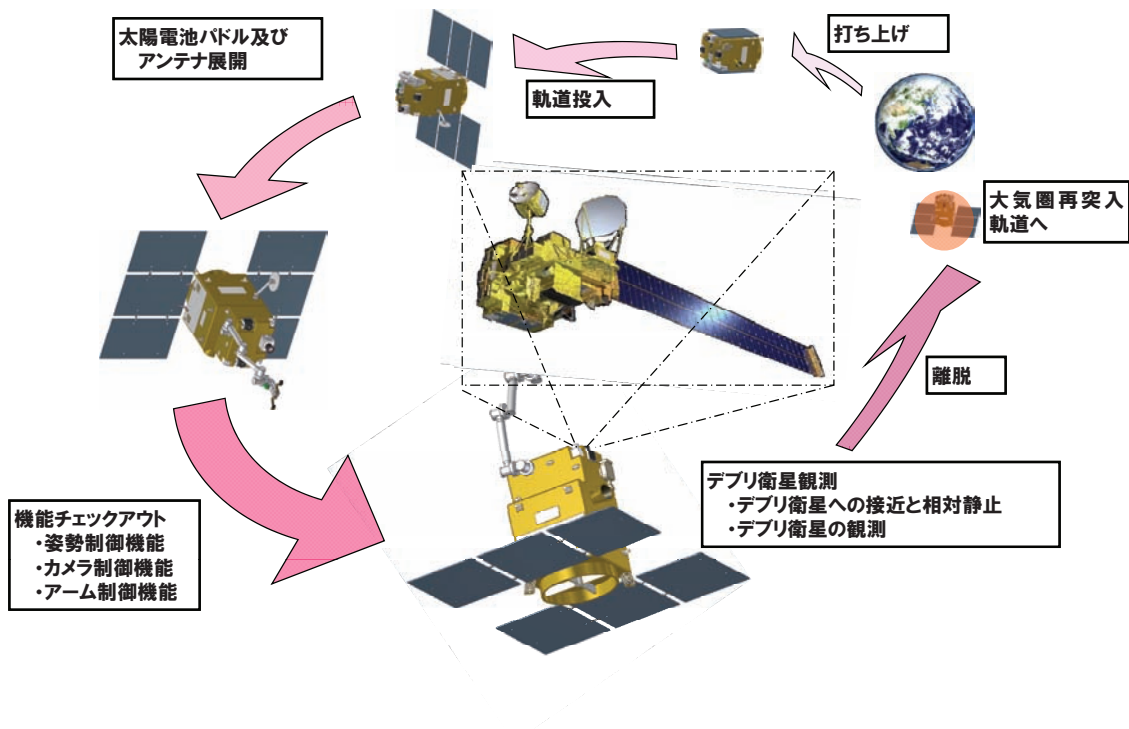
- ・小型衛星：相乗り打ち上げ
- ・数年の開発期間
- ・光学カメラ搭載：40km/10km/1km/100m/50m/10mで撮像



衛星候補：ADEOS II

寸法	本体	約6x4x4m(X軸xY軸xZ軸)
	太陽電池パドル	約3x24m
質量	全質量	3.68t
軌道	種類	太陽同期準回帰軌道
	高度	802.92km
	傾斜角	98.62度
	周期	101分
	回帰日数	4日
	降交点地方時	AM10:30±15

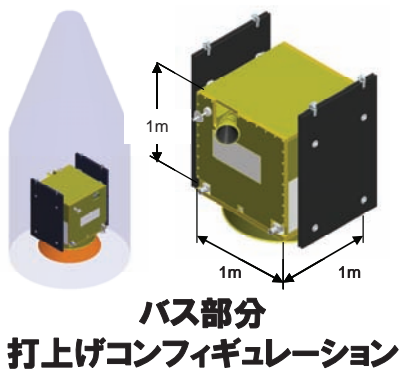
非協力接近シナリオ:シーケンス



接近観測衛星のシステム

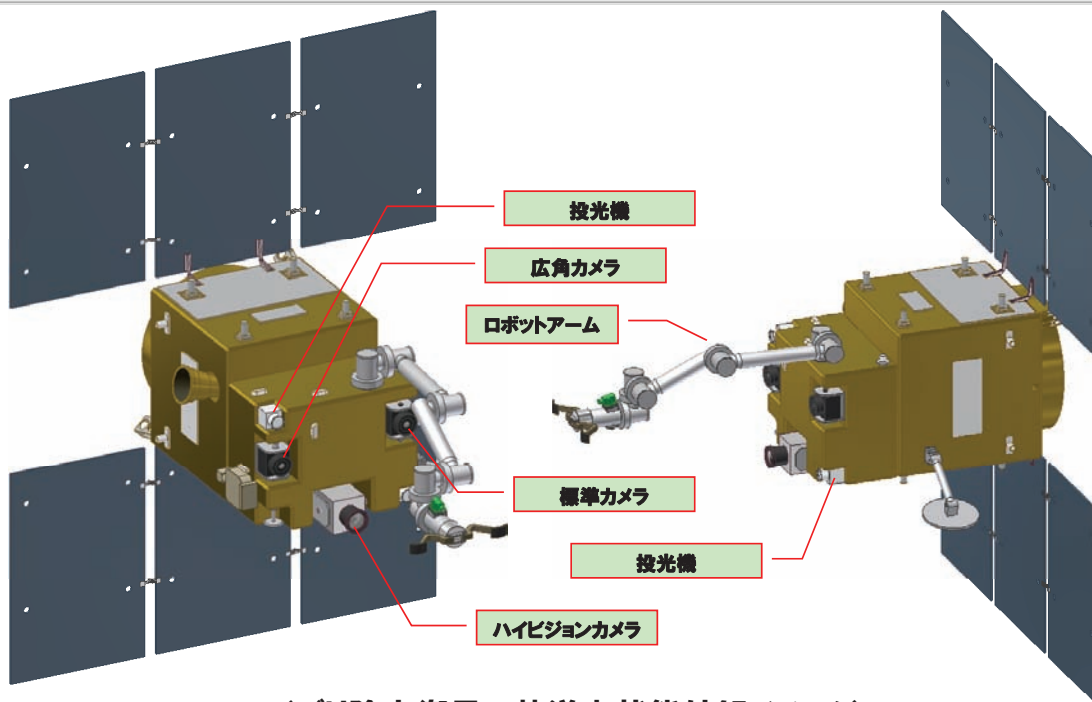
- ミッション
 - 光学センサ・ロボットアーム
 - ミッションデータ伝送システム
- 標準モデルのバスによる小型衛星
 - 相乗り打ち上げ対応
 - 次号での実証ミッション機器の置き換え可能

⇒標準小型衛星システム－NEXSTAR－を利用したシステム



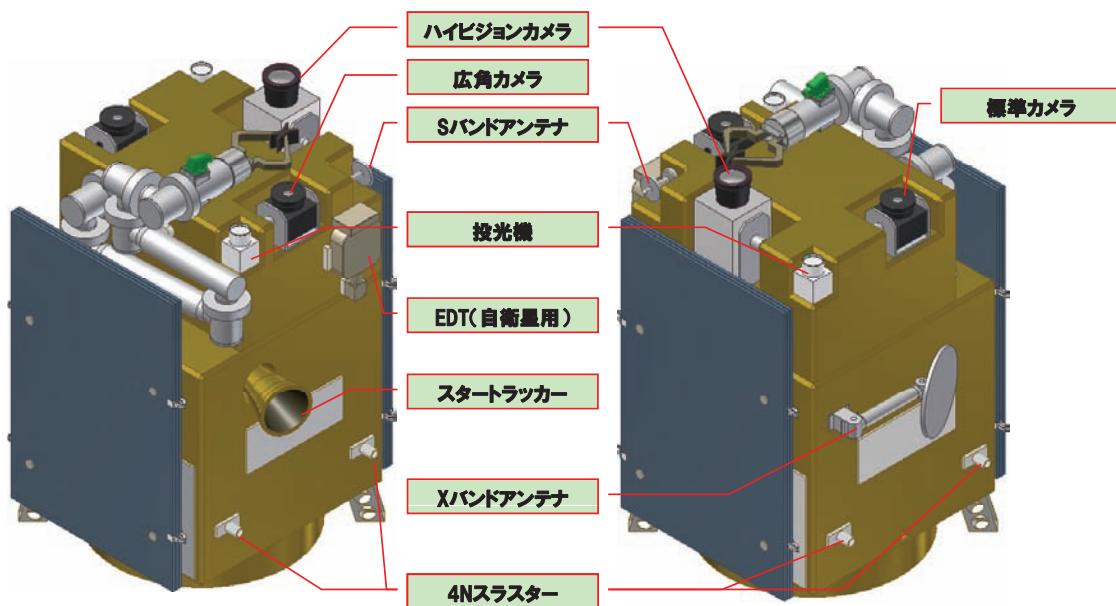
- 打上げ対応ロケット
 - 次期固体ロケット、H-2A、DNEPR、ARIANE5

接近観測衛星のシステム



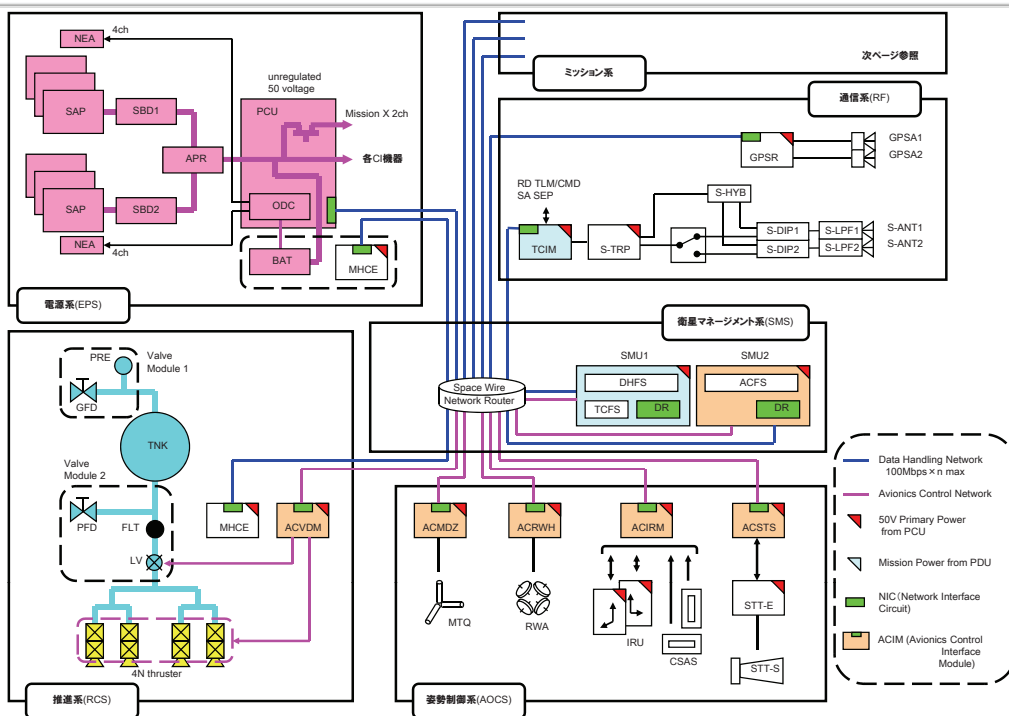
デブリ除去衛星の軌道上状態外観イメージ

接近観測衛星のシステム



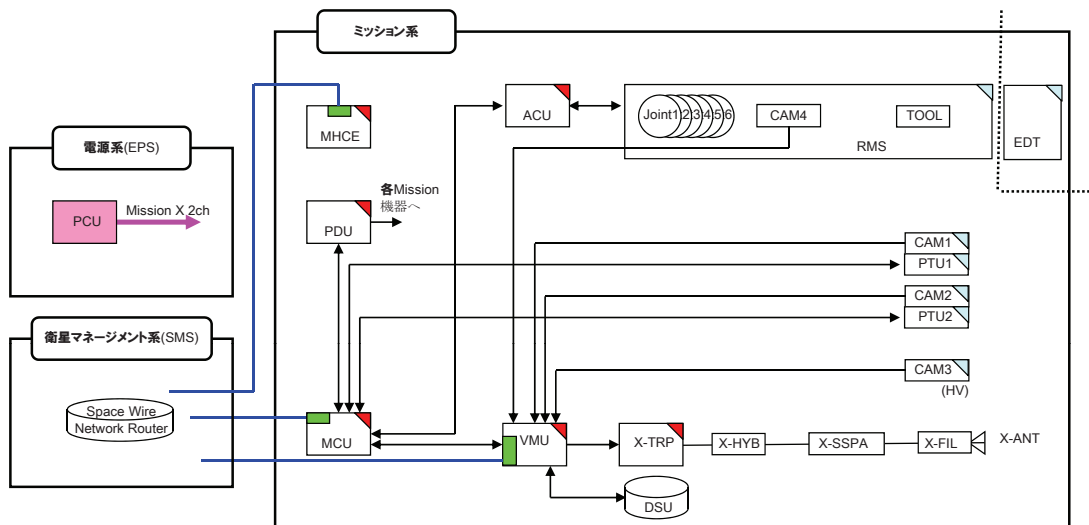
デブリ除去衛星の打ち上げ状態外観イメージ

接近観測衛星のシステム



バスのシステムブロック図

接近観測衛星のシステム



ミッション系のシステムブロック図

接近観測衛星のシステム

リソース配分

接近観測衛星システムのリソース配分

バス	電力	最大190 [W]
	質量	290 [kg] (推薬含む)
ミッション	電力	最大400 [W]
	質量	200 [kg]

ミッション系消費電力と質量の見込み

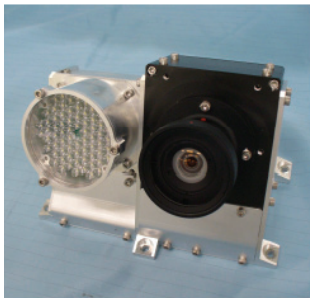
電力	最大350 [W]
質量	250 [kg]

⇒質量オーバー: 詳細検討が必要

接近観測衛星のシステム

ミッション用カメラ候補

明星電気殿「衛星搭載モニタカメラ」



モニタカメラは投光器(左)とカメラ(右)、及びカメラ制御部から構成される。

衛星搭載モニタカメラ仕様

光学性能	カメラ	広角カメラ	標準カメラ	望遠カメラ
撮像素子	1/33インチCMOSイメージセンサ			
有効画素数	約131万画素			
レンズ構成		放射線防護ウィンド+5群5枚	放射線防護ウィンド+5群5枚	放射線防護ウィンド+3群4枚
焦点距離 (35mmカメラ換算)		2.06mm (23mm相当)	8.0mm (63mm相当)	45.5mm (380mm相当)
F値		F 2.0	F 4.0	F 4.1
撮影距離	固定フォーカス			

性能	構成品	カメラ制御部	カメラ	投光器
電気性能	インターフェイス	1553B / RS-422 (同期通信)	RS-422 (同期通信)	専用インターフェイス
	画像記録方式	JPEG (パラメータ設定可)		
	画像サイズ	SXGA 1280 X 1024 / VGA 640 X 480 (切換え可能)		
	連写スピード	SXGA 最大 6.6画像/秒 / VGA 最大 26.6画像/秒		
	メモリ容量	1GB (フラッシュメモリ)		
	電力(最大値)	12.0W	4.0W	5.6W
機械性能	電源電圧	+24V ~ +32V	+5V	±15V
	質量	約 3500g	約 1100g	約 600g
	寸法 (突起物含む)	D155 × W230 × H130 mm	D122 × W120 × H126 mm	D98 × W97 × H105 mm
	耐性	100%以上		
使用温度範囲	-15°C ~ +55°C			

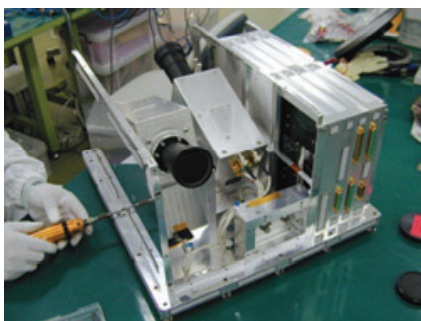
※上記仕様は一例です。ご要望に応じたカスタマイズも可能です。

接近観測衛星のシステム

ハイビジョンカメラ候補

明星電気殿「かぐや搭載HVカメラ」

220万画素CCDを青緑赤の3原色に各々使用した望遠と広角の2つのカメラを搭載



諸元	
寸法	46cm × 42cm × 28cm
質量	16.5kg
電力	50W
水平画角	44° (広角 Wide-angle) 15° (望遠 Telephoto)

接近観測衛星のシステム

ロボットアーム

ETS-VIIやJEMRMS(親アームおよび子アーム)で経験と実績のある6関節タイプとする。

動作範囲の制約等が少なく、引っ掛かりも起き難いケーブル内装タイプ(ハーネースドラムを有し、関節内部にハーネースを配する)を検討する。

手先にカメラを搭載し、接近観測可能とする。



接近観測衛星のシステム

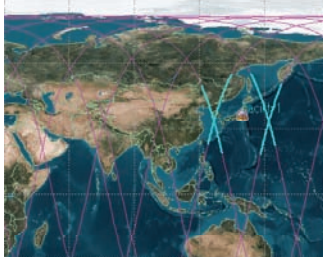
ミッション系データ

標準カメラ画像: 2.5Mbit/一枚

ハイビジョンカメラ画像: 100Mbit /一枚

地上局への送信

ADEOS2の軌道の衛星と地上局(つくばを想定)との送信頻度



	開始時刻	終了時刻	時間(秒)
1	7:33	7:42	544
2	9:12	9:21	548
3	18:50	18:59	564
4	20:30	20:39	520

ミッションデータ送信

地上局(つくばを想定)との送信中に可能。

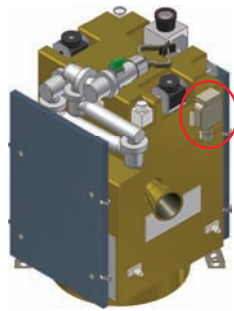
最大800 [Mbps] の伝送速度を持つXバンド16QAM(Quadrature Amplitude Modulation)のデータ伝送系を有する。

観測データを記録するメモリとして、大容量/低消費電力/低価格で実現可能なフラッシュメモリ搭載を検討する。

接近観測衛星のシステム

自衛星をデブリ化しないための対策

- (1) 軌道制御による大気圏突入軌道への投入
標準プランとして採用。
異常時の手段が別途必要。
- (2) EDTによる大気圏突入軌道への投入
冗長プランとして採用。
⇒小型EDT実証で実証された機器を利用
独立したコントロール機能の確保が必要。



接近観測衛星のシステム

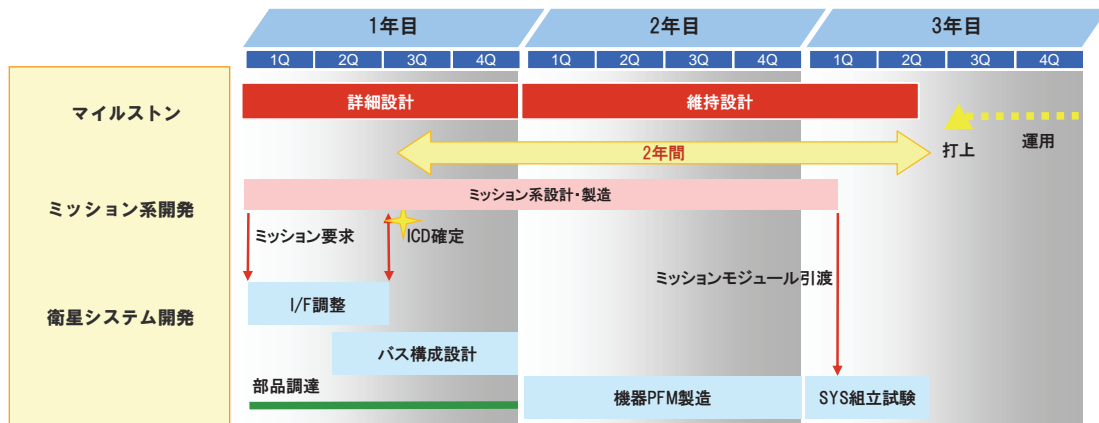
開発計画

NEXSTARを利用した開発においては、ミッション設計の検討が重要となる。

例：撮像計画／画像認識処理／接近軌道計画

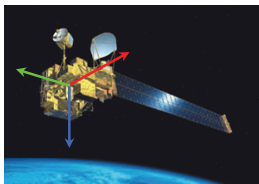
下記のNEXSTAR利用スケジュールの前に、ミッション検討期間を1年設け、トータル3年半を目標とする。

NEXSTAR利用衛星開発スケジュール

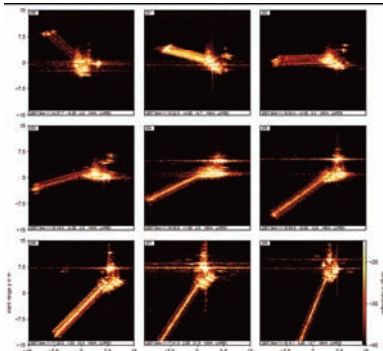


デブリ衛星の運動抑制

小型衛星の推力による運動抑制

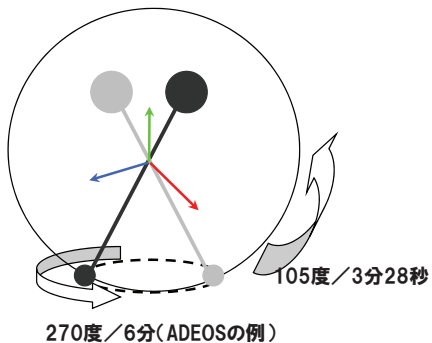


赤:X 緑:Y 青:Z



出典:
SJAC殿
H19年度
スペースデブリに関する調査報告書

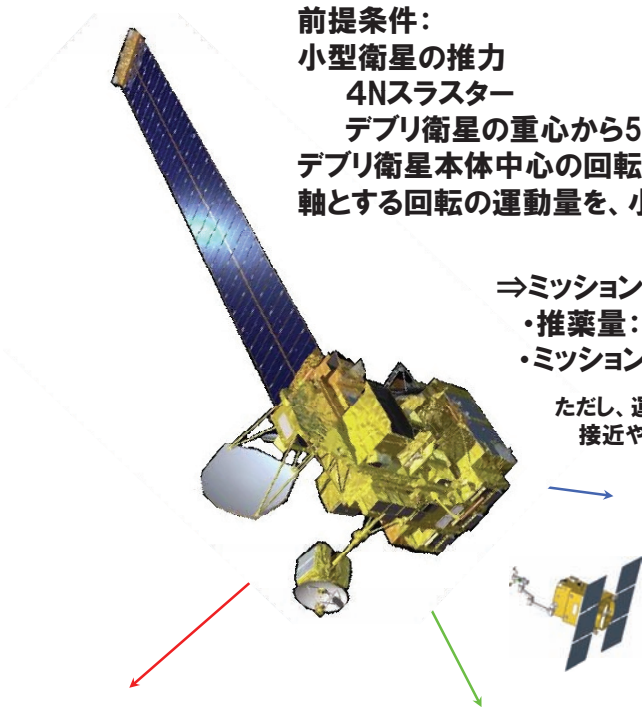
ADEOS IIの運動の仮定



デブリ衛星の運動抑制

前提条件:
小型衛星の推力
4Nスラスタ
デブリ衛星の重心から5m離れた位置
デブリ衛星本体中心の回転の運動量もしくは、パドル長手方向を軸とする回転の運動量を、小型衛星の推力で抑制する

⇒ミッションに要する推薬見積もり: 約90%
・推薬量: 最大45kg
・ミッション中の接近/フライアラウンドなども含む
ただし、運用全体で推薬配分のための計画調整が必要
接近やフライアラウンドの回数



まとめ

- **小型衛星による接近観測ミッション**
 - ・運用シーケンス
 - ・小型衛星のシステム構成
 - ・開発計画

- **小型衛星によるデブリ衛星の運動抑制**

Empowered by Innovation

NEC

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

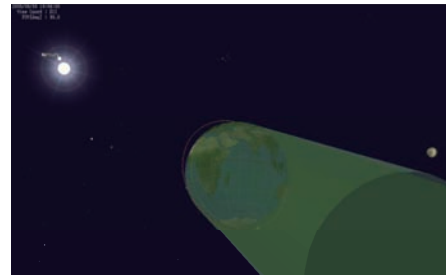
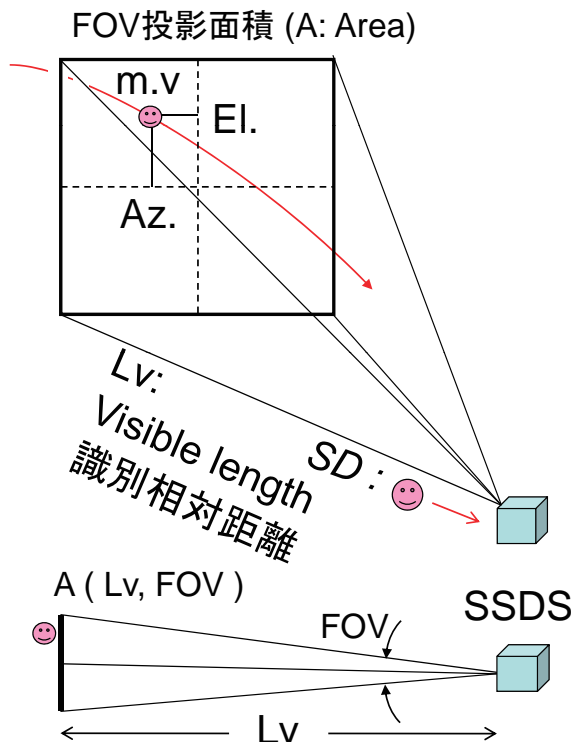
対象物の推定軌道情報の有無と精度、可視条件、日照条件等から、宇宙機のGN&Cにはある程度の柔軟な自律機能が望まれる。そこで光学系を対象物の相対測位と接近に応用する際の自律性を念頭に置いて、相対軌道計画とGN&Cの課題を検討した。
光学系による相対測位に関するこれまでの検討からは、軌道制御による位置等の状態変位（これをプロービングと呼ぶ）が必要であることが分かっている。プロービングとして行う軌道制御は対象物の可観測性と相互作用があることを紹介し、FOVと識別限界等級等を考慮した相対軌道について概説する。プロービングを応用した相対測位精度としては、相対距離の1/20程度を目標としている。

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

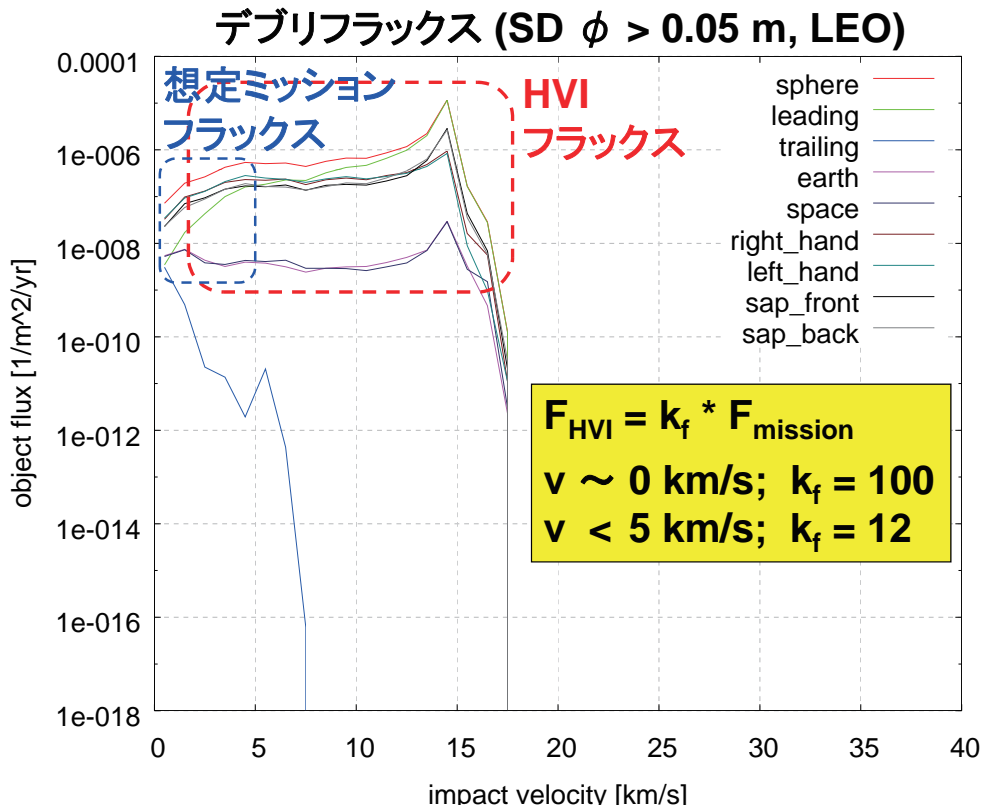


- 光学系とプロービングによるSD識別・測位・接近
SD < 0.1m φ 級
Space Debris
- SSDS: 仮称
Small Space Debris Sweeper
- ARACS: 仮称
Autonomous Rendezvous Approach & Capturing System
- 国際的デブリ除去・衛星廃棄

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	<p>Max. TAF</p> <p>・今日SDを見つけたか? 接近し易い安全なSDを想定。</p>	<p>Min. TAF</p> <p>・今日HVIがあったか? 高速のSDを想定。</p>
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 / kf (1/m ² /年) kf = 12 ~ 100
	想定HVI	10 ⁻⁵ (1/m ² /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

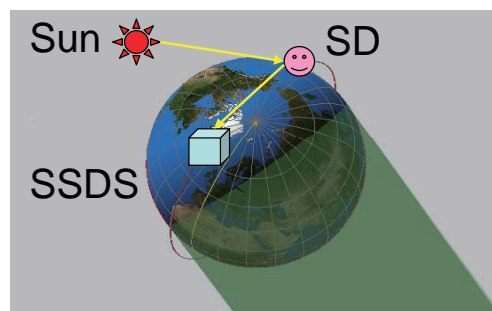
注意

“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。

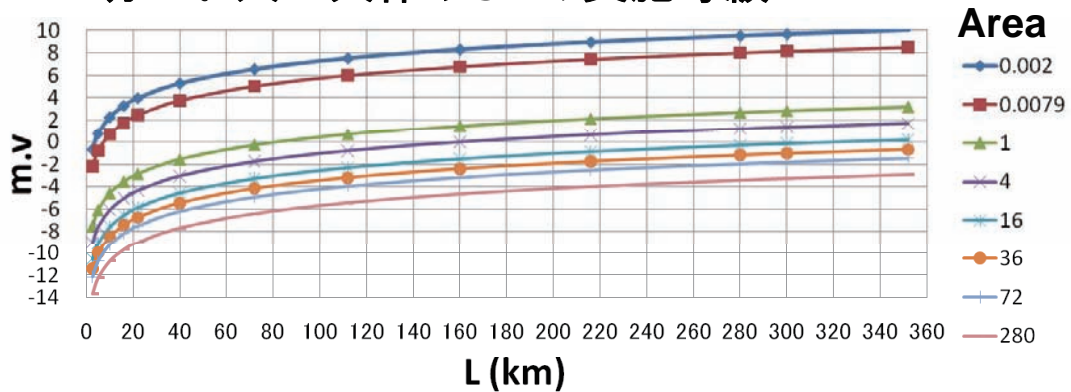
➤ 恒星はビジュアルキューとして使う

➤ 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

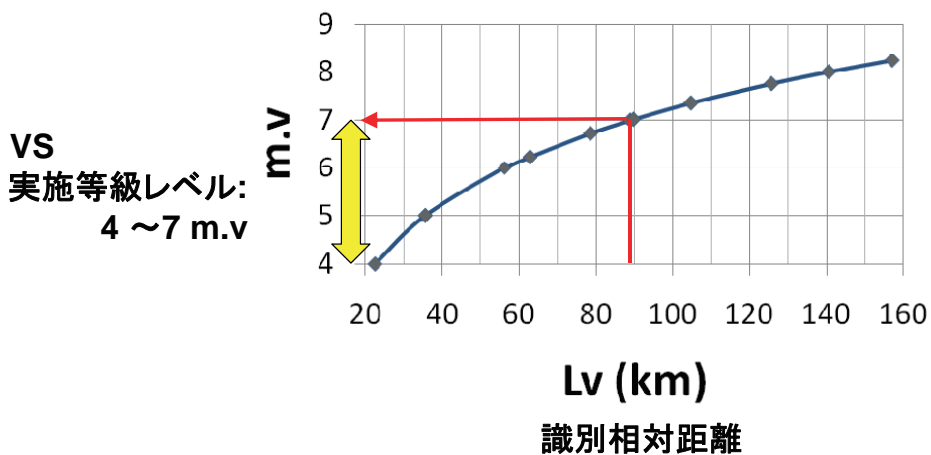
第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

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



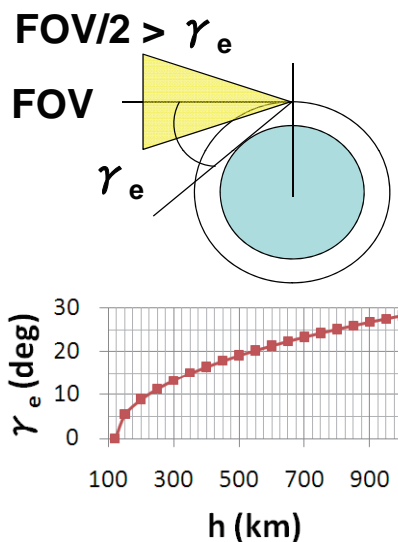
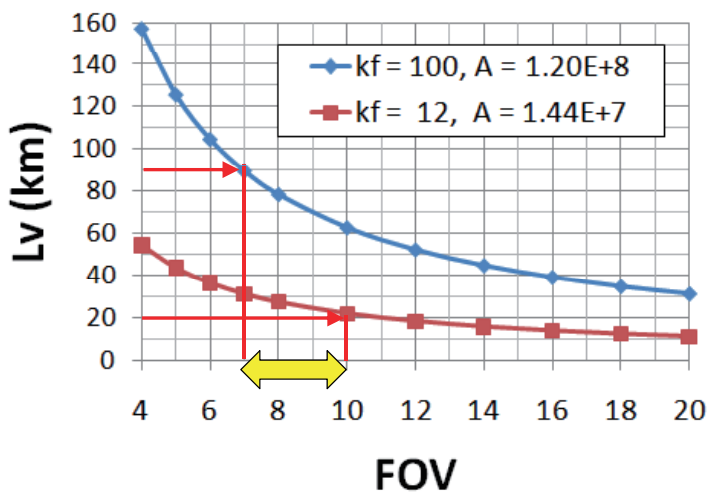
第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

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 プロービングの定義

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:

「プロービング」は一般的概念。ミッションに直接依存しない。

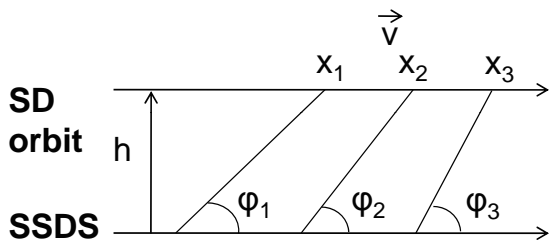
■参考文献

- 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

プロービングによる相対航法の直感的な理解

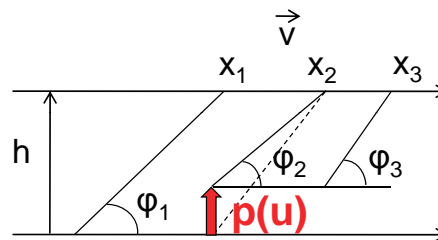


$$\alpha_n = \tan \phi_n = \frac{h}{x + vnt}$$

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

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

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。
プロービング Δv による $p(u)$ が可観測にした。

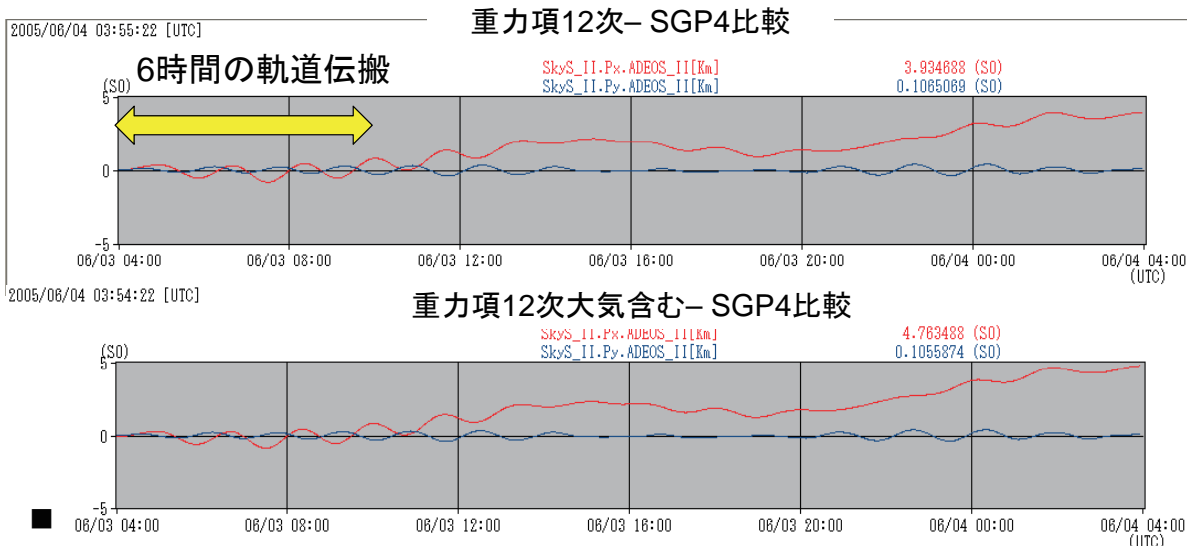
第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

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

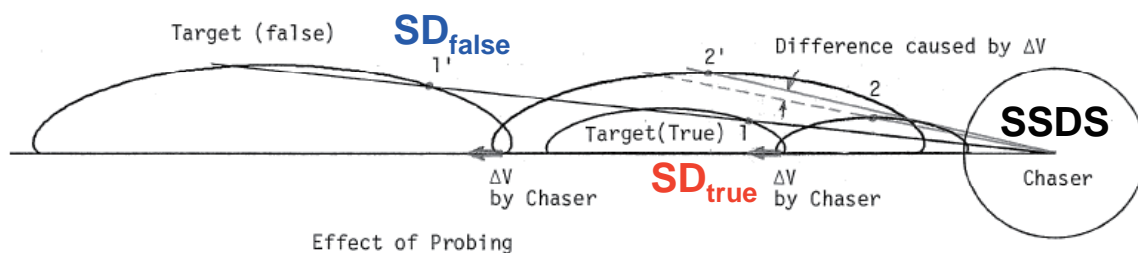
- ✓ 軌道上での光学系による対象物測位(測量)
- ✓ SSDS軌道計画, SSDSによるSD自律軌道伝搬と相対航法
- ✓ SSDS ARCAS(GN&C)実装、GPSRによる絶対航法



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)



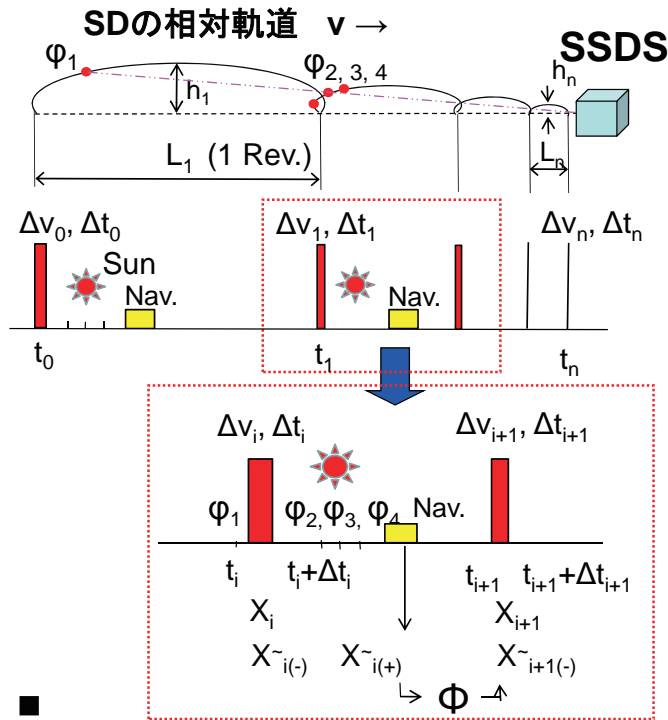
航法と誘導の連携
 $P \delta \underline{x} = \delta \underline{u}$
P: 4 × 4 行列
 要素はヒル方程式の遷移行列 Φ から構成
 $\delta \underline{x}$: 状態変数の誤差
 $\delta \underline{u}$: スラスト誤差 (プロービング時の)

- 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

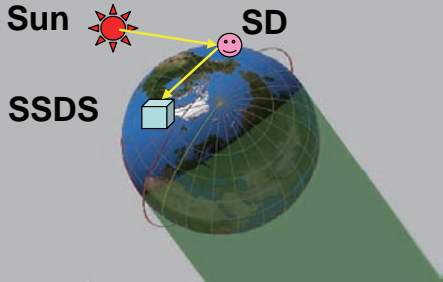
第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

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。



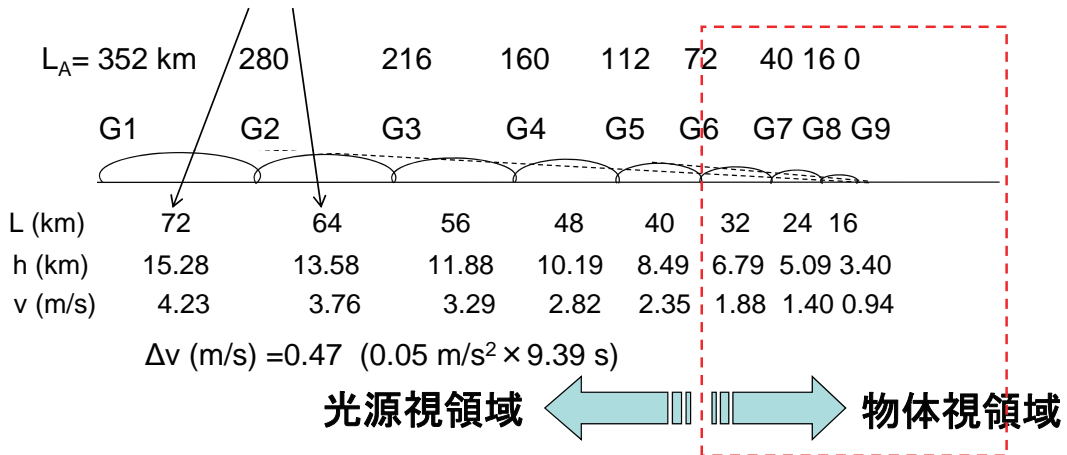
第4回スペースデブリワークショップ, 2010年12月17日, JAXA 調布航空宇宙センター

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)	V _y (m/s)	δ _x (m)	δ _y (m)	δ _z (m)	√δ ² (m)	L/√δ ²	L/δ _y	dδ _x /dt (m/s)	dδ _y /dt (m/s)	dδ _z /dt (m/s)	√(dδ/dt) ² (m/s)	V _y /√(dδ/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)

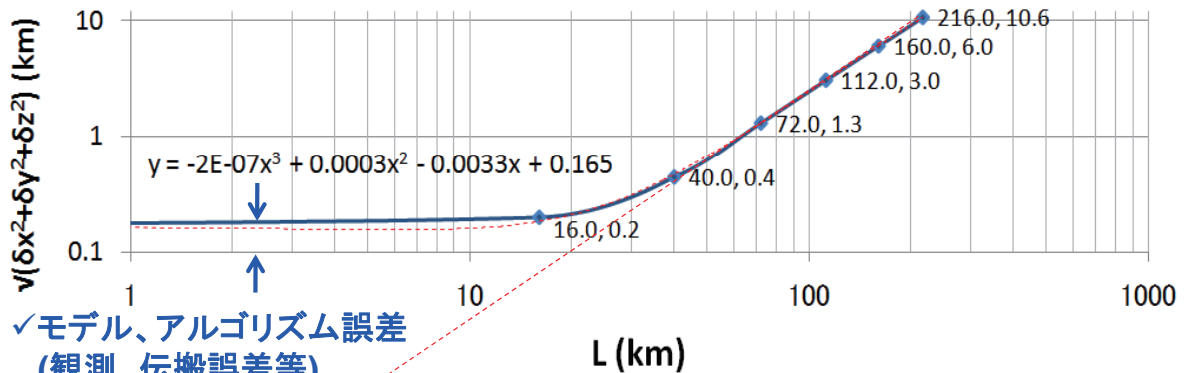
Mile stone	L (m)	V _y (m/s)	δ _x (m)	δ _y (m)	δ _z (m)	√δ ² (m)	L/√δ ²	L/δ _y	dδ _x /dt (m/s)	dδ _y /dt (m/s)	dδ _z /dt (m/s)	√(dδ/dt) ² (m/s)	V _y /√(dδ/dt) ²
G3	216,000	3.288	350	10577	-693	10605	20.4	20.4	-0.256	-0.492	0.150	0.575	5.7
G4	160,000	2.818	270	5955	-628	5994	26.7	26.9	-0.200	-0.394	0.120	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

スラスト > 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。

デブリ除去に向けた導電性テザーシステムの研究

○大川恭志、河本聡美、北村正治、東出真澄、上村平八郎、木部勢至朗
 (JAXA 研究開発本部未踏技術研究センター)
 松本康司、塩見裕 (JAXA 研究開発本部衛星構造・機構グループ)

有効なデブリ除去システム実現のためには、低コストで簡素な軌道変換用推進系が必要となる。候補となる推進系は、除去対象デブリの大きさや軌道等の条件により様々だが、本研究では小型衛星サイズ以上の低軌道高度デブリの軌道変換に有効と考えられる導電性テザー (EDT) を研究対象とする。EDT は、導電性のワイヤ (テザー) を軌道上で展開して電流を流すことで、電流と地球磁場との相互作用により生じるローレンツ力を推進力として利用する。その最大の長所は推進剤を必要としない点であり、自己誘導起電力により電流を駆動できるため、軌道降下 ΔV の発生に要する消費電力も小さい。さらに、通常の推進系と異なり推力方向制御が不要なため、非協力物体の軌道変換に適する。JAXA 研究開発本部では、この EDT 技術を獲得するため、軌道上実証実験に向けてテザーや分離機構、リール、電子源などの主要機器の研究開発を進めてきた。本発表ではその現状を報告する。

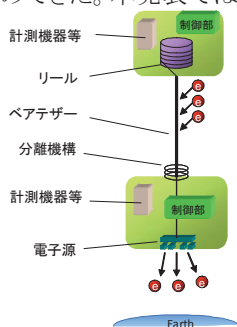


図: 導電性テザーシステム構成図

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



デブリ除去に向けた 導電性テザーシステムの研究



by

大川恭志、河本聡美、北村正治、東出真澄、上村平八郎、木部勢至朗
 (JAXA研究開発本部 未踏技術研究センター)

松本康司、塩見裕
 (JAXA研究開発本部 衛星構造・機構グループ)

発表概要



- 研究背景
 - デブリ除去の必要性
 - 導電性テザー推進の有効性
 - ロードマップ
- 研究目的
 - デブリ除去に貢献する導電性テザーシステムの構築
- 導電性テザーシステムの構成と特徴
 - 基本構成
 - 導電性テザーシステムの特徴
- 要素技術の研究開発状況
 - テザー
 - リール
 - エンドマス分離機構
 - 電子放出装置
- まとめ

2 / 24

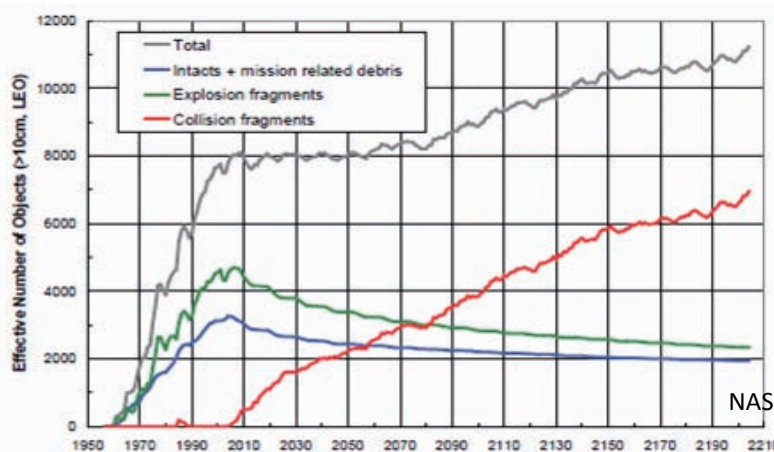
研究背景



- デブリ除去技術開発の必要性
 - 既存デブリ同士の衝突により、今後打上を行わない場合でも低軌道デブリが増加していく現状が、各国の研究によって共通認識となっている
 - 今後のデブリ発生低減だけでは、デブリ問題解決には不十分



軌道上の既存デブリの除去が唯一の解決策



3 / 24

研究背景



■ デブリ除去技術開発の必要性(緊急性)

- 今後も5-10年に1度程度の頻度で軌道上衝突事故が発生すると予測されるため、出来る限り早くデブリ除去を開始する必要がある

除去開始は早ければ早いほど良い

遅れれば遅れる程、負担が増大

4 / 24

研究背景



■ デブリ除去(デオービット)に適する推進系

- 除去による軌道環境改善に最も効果があるのは大型デブリ
- 対象デブリは姿勢制御されていない
- 対象デブリは推進系取付I/Fを有していない
- 低コスト

方式	メリット	デメリット
化学推進	・成熟した技術	・多量の燃料が必要、姿勢制御が必要 ・デブリへの固定が困難
イオンエンジン	・少量の推進剤でOK	・電力消費が大 ・長期間姿勢制御が必要
固体ロケット	・コンパクト	・スピンアップが必要 ・排出物に微小デブリが含まれる ・デブリへの固定が困難
導電性テザー	・推進剤不要、電力消費が小 ・デブリへの固定が容易 ・姿勢制御が不要	・新規技術 ・運用衛星への衝突確率 ・微小デブリによるテザー切断の可能性
空気抵抗を利用 (膜面展開等)	・構成がシンプル	・中・大型衛星には巨大な面積が必要 (例: ADEOSIには230m ² 以上) ・微小デブリによる損傷

5 / 24

研究背景



■ 導電性テザー (Electrodynamic Tether: EDT) とは

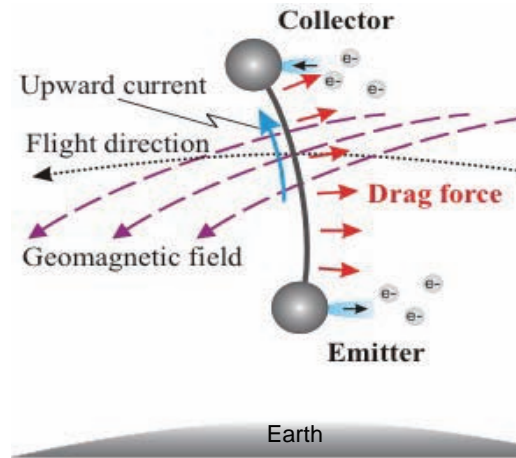
- EDTの原理: テザーが地磁場を横切ることにより生じる誘導起電力を利用し、テザーに電流を流す。電流と地磁場との干渉で発生するローレンツ力を推力(減速力)として利用する

誘導起電力: $E = L \cdot (v \times B)$

ローレンツ力: $F = L \cdot (J \times B)$

■ 主な特徴

- 燃料を必要とせずに軌道降下が可能
- 軌道降下と同時に発電も可能
- 微小推力のためデブリへの取付が容易
- デブリの姿勢制御が不要



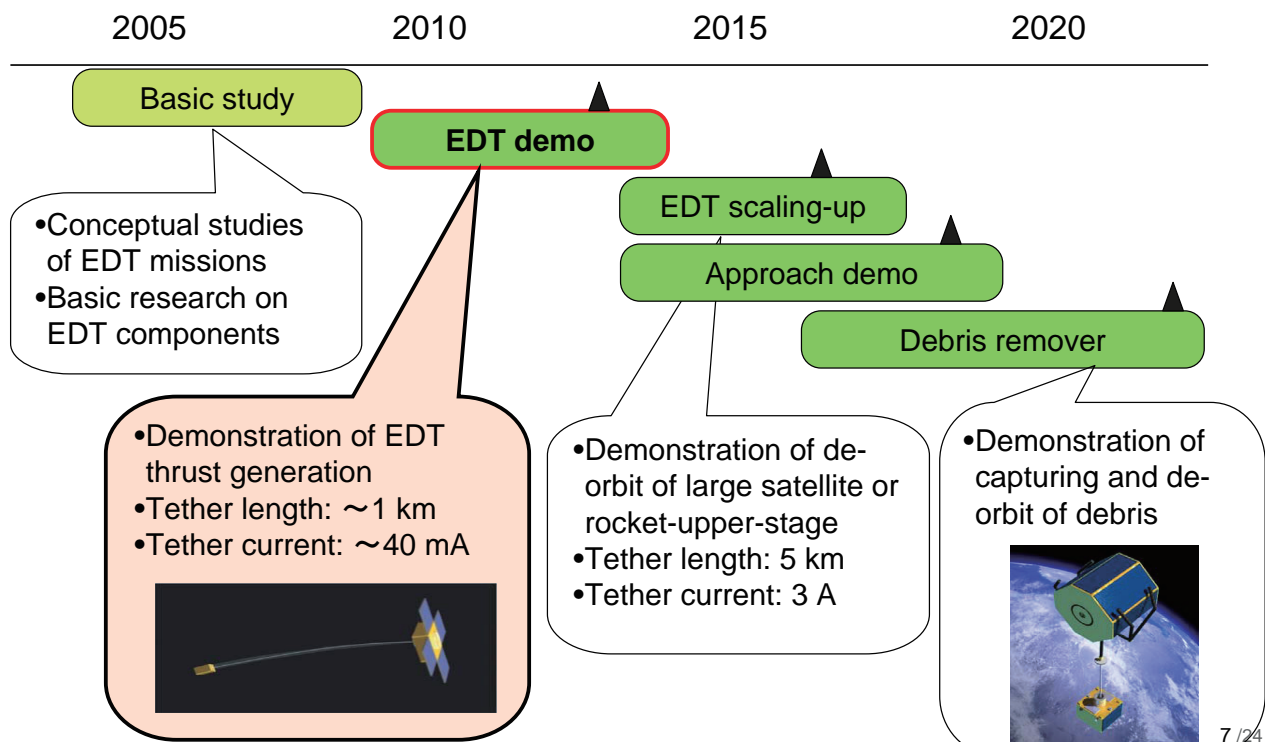
EDT動作概念

6 / 24

研究背景



■ EDTを利用したデブリ除去システム開発ロードマップ

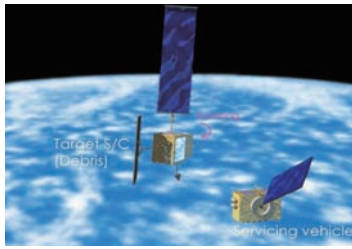


7 / 24

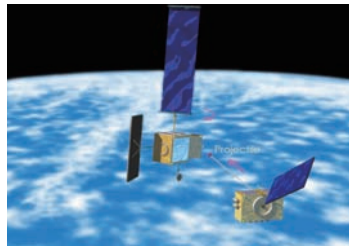


研究背景

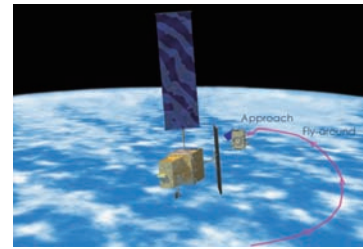
EDTを利用したデブリ除去システムの実用化モデル



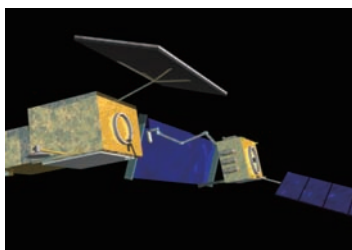
Step 1
Motion measurement



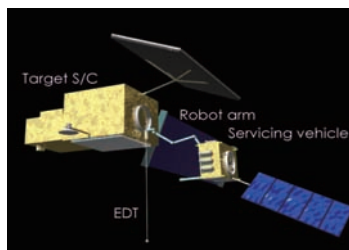
Step 2
Momentum reduction



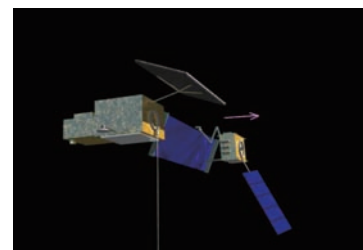
Step 3
Approach



Step 4
Capturing



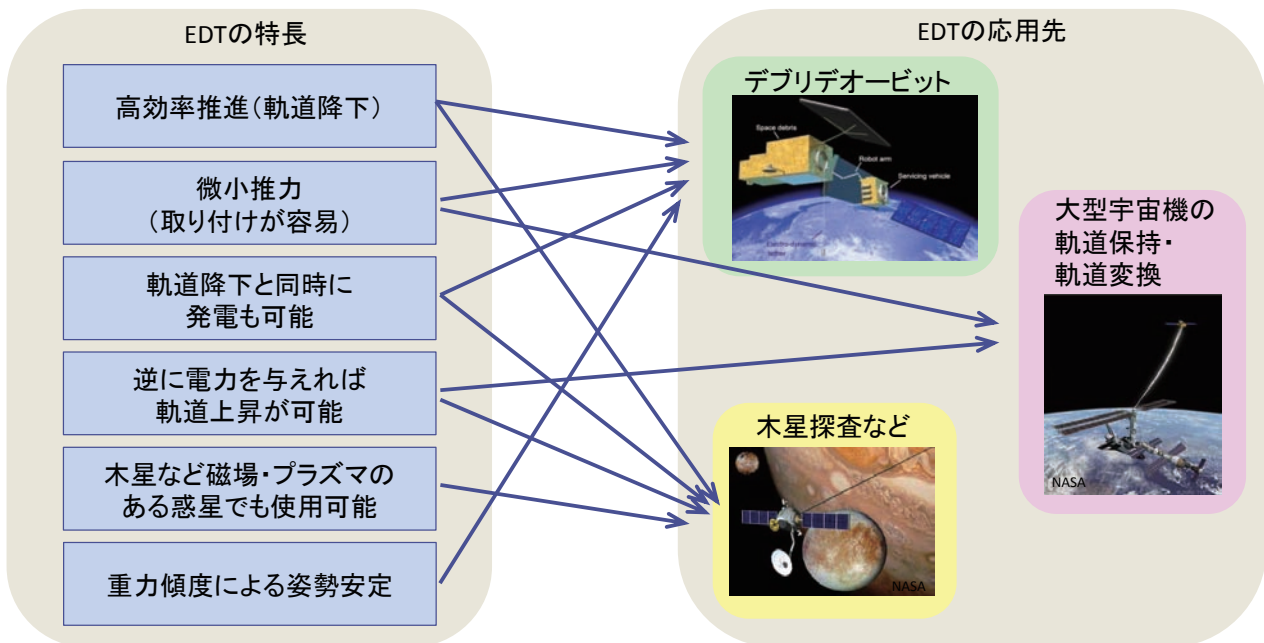
Step 5
Tether deployment



Step 6
Release

8 / 24

研究背景 EDT応用の可能性



* EDTの要素技術である電子放出装置(FEC)は、独立した技術として小型電気推進や衛星帯電制御、科学ミッション等への応用も期待できる

9 / 24

研究目的



- デブリ除去に貢献する導電性テザーシステムの構築
 - 導電性テザー軌道上実証実験に向けた要素技術の研究

10 / 24

EDTシステムの基本構成

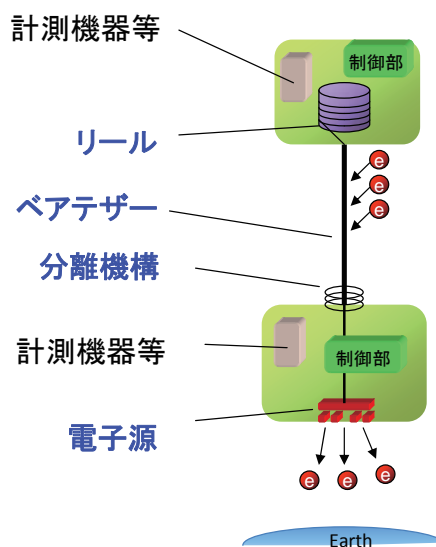


実証実験に向けたEDTシステム主要機器構成

- ベアテザー： 発電源、電子収集、推力を発生
- リール・放出機構： テザー格納、エンドマス放出
- 電子源： 電子放出
- EDT動作検証のための計測機器：
 - GPSR、カメラ、エンドマス通信、プラズマ計測器
- EDT用電源系、データ処理系等

EDT実証実験システム目標開発仕様

- テザー伸展長： 1kmオーダー
- テザー電流： 10~50mA級
- システム重量： 30 kg
- システム電力： 30 W



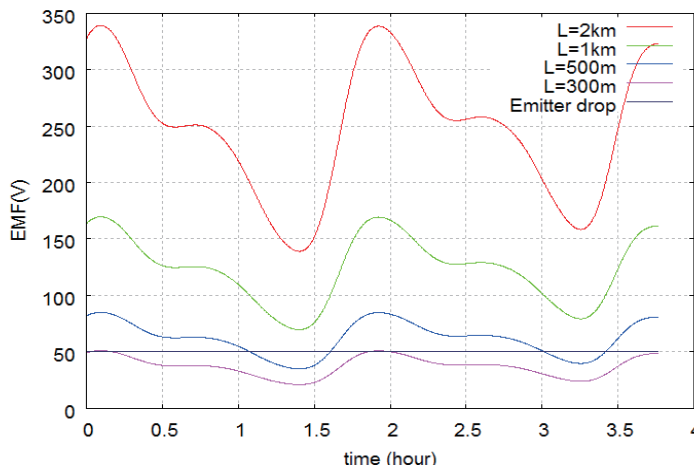
11 / 24

EDTシステムの特徴



■ 自己誘導起電力の時間変化

- 地球磁場およびテザー姿勢の変化により、テザー両端間に発生する誘導起電力が変動



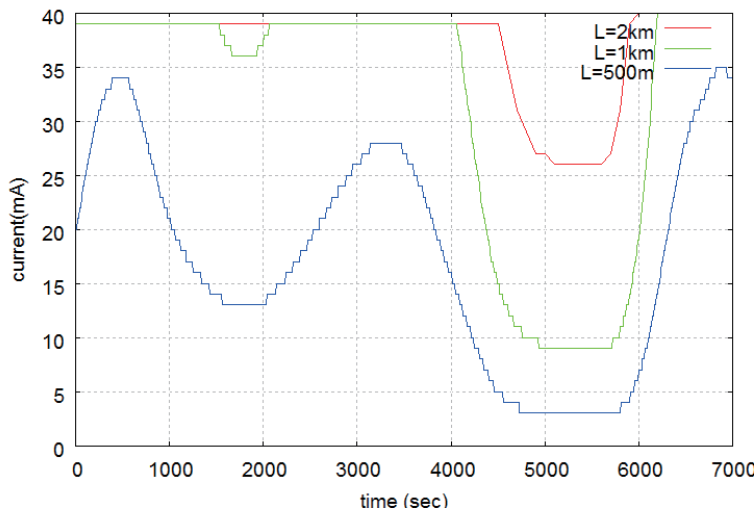
誘導起電力時間変化の一例(軌道高度1000km、傾斜角31度)

EDTシステムの特徴



■ テザー電流の時間変化

- 誘導起電力およびプラズマ環境の変化によりテザー電流も変動

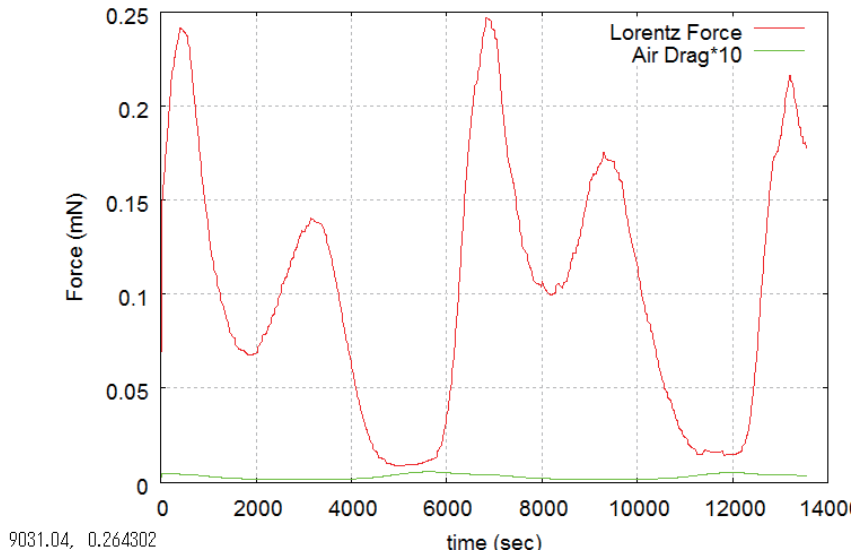


テザー電流変化の一例(軌道高度1000km、傾斜角31度、40mA上限設定)

EDTシステムの特徴



■ 発生推力の時間変化

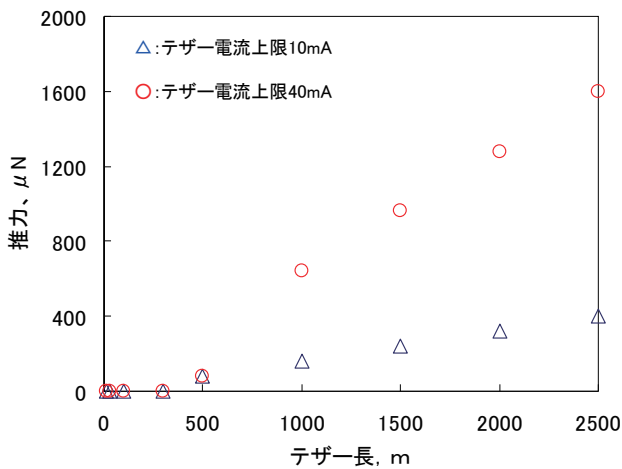


テザー電流変化の一例(軌道高度1000km、傾斜角31度、テザー長500m)

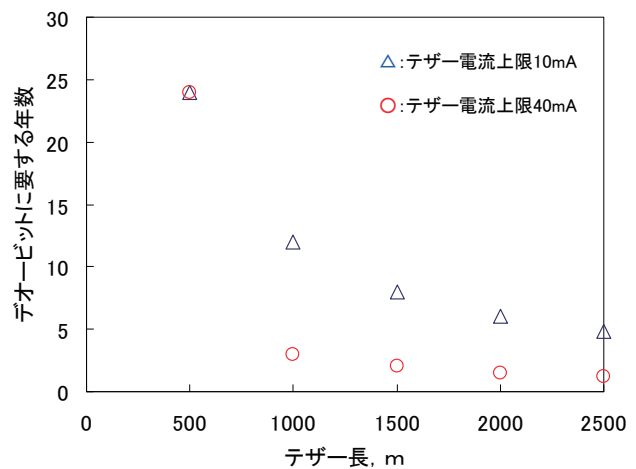
EDTシステムの特徴



■ デオービット能力(概算)



テザーによる減速力(平均)



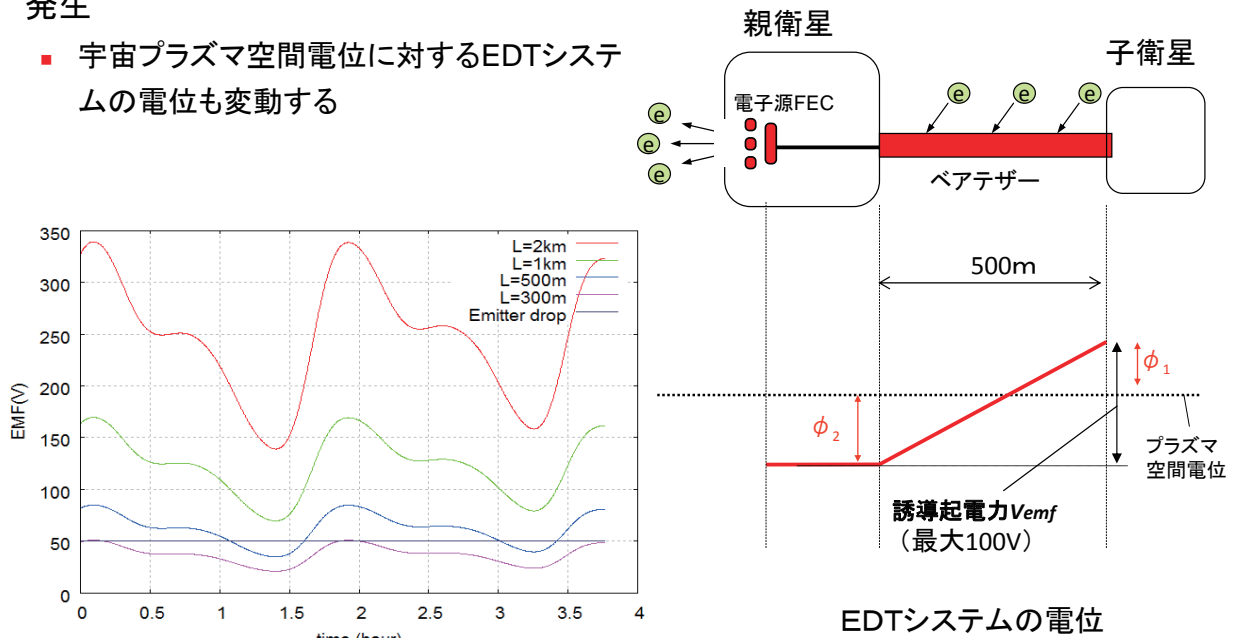
高度650kmまでのデオービットに要する年数

(初期軌道高度1000km、傾斜角31度、全体質量400kg弱)



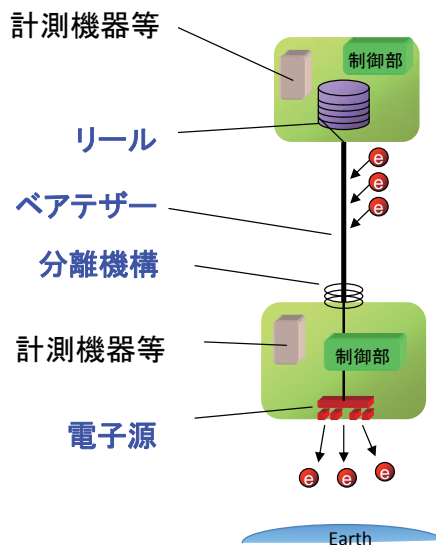
EDTシステムの特徴

- 誘導起電力によるテザー両端での電位差の発生
 - 宇宙プラズマ空間電位に対するEDTシステムの電位も変動する



誘導起電力時間変化の一例(軌道高度1000km、傾斜角31度)

EDTシステムの基本構成

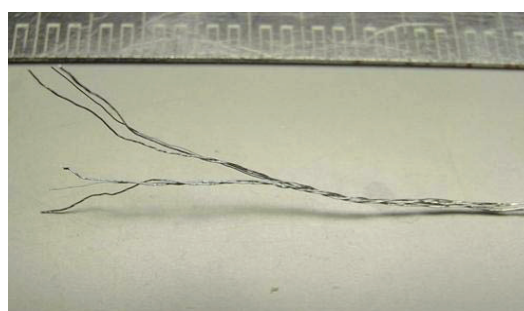


EDTシステムの要素技術



■ テザー

- 絶縁被覆のないベアテザーを用いることで、テザー自体が宇宙プラズマからの電子収集装置の役割を担う
- 微小デブリによりテザー切断の確率を下げるため、網状構造のテザーを採用
- 軽量化(1g/m)
- 下記の試験により基本機能を確認
 - 引張強度試験
 - 電子収集試験、放電試験
 - 微小デブリの超高速衝突試験



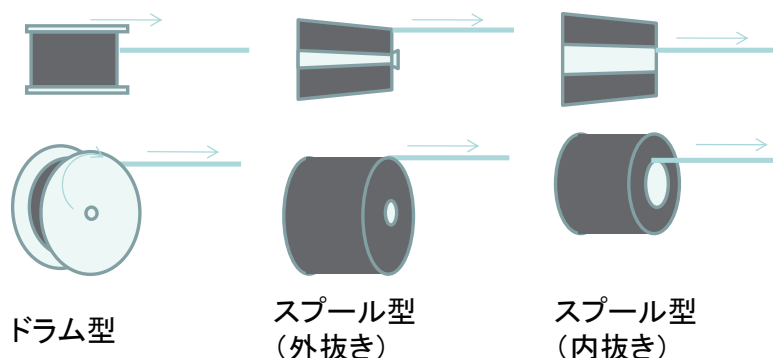
18 / 24

EDTシステムの要素技術



■ リール

- テザー格納用のリール機構
- ドラム型: リールが回転。TSS-1Rなどで採用。回転速度と伸展速度が一致しないとテザーが弛んで噛みこむなどのリスク
- スプール型(外抜き): 固定リールの外側から内側の順にテザーを伸展。SEDS、PMG、TiPSなど実績多数
- スプール型(内抜き): テザーを内側から外側の順に伸展。外抜きのスプールリールより伸展摩擦を低減可能。
 - スプール型(内抜き)を採用



19 / 24

EDTシステムの要素技術



■ エンドマス放出機構

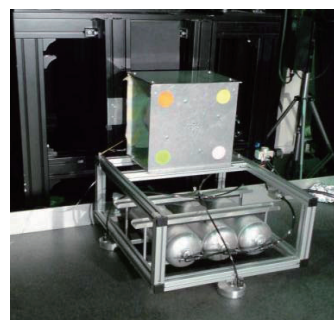
- テザーを伸展するためにエンドマスを放出する機構部
- バネ機構および保持機構で構成
- バネ機構: SDS-1で実績のあるバネの使用を検討中
- 保持機構: 実績豊富なNon Explosive Actuator (NEA)の使用を検討中
- 試作モデルにより、10kg級のマスを約1m/sで放出可能を確認(石定盤上試験。ステレオカメラによる三次元計測)



バネ機構



ステレオカメラ



石定盤上での試験の様子

20 / 24

EDTシステムの要素技術



■ 電子放出装置

- 宇宙プラズマに電子を放出して、テザーに電流を流すための装置
- EDT用電子放出装置に求められる性能
 - 小型、軽量、小電力、簡素、ロバスト、低熱負荷

熱電子源(フィラメントカソード)

- 高温動作のため、小型のものでも数Wの電力が必要。また宇宙機への熱負荷が大。短寿命

ホローカソード

- 10A以上の大電流放出が可能でかつ長寿命だが、作動ガスが必要なため装置が複雑。また動作維持には最低10W程度必要

電界放出型電子源FEC

- 電子の電界放出を利用した冷陰極であるため、宇宙機への熱負荷が小。また、必要放出電流に応じて微小電力(例えば0.1W以下)からの動作が可能。さらに、並列構成による冗長化が容易

21 / 24

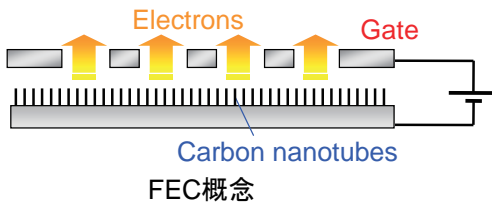
EDTシステムの要素技術



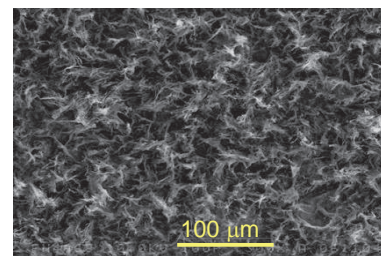
■ 電子放出装置(つづき)

■ FECとは

- 電界放出型電子源 Field Emission Cathode, FEC
- 鋭い尖りを持つ陰極先端に強電界を形成することにより、その先端から電子を放出
- エミッタ材料をカーボンナノチューブとすることで、駆動電圧の低下および耐久性向上を実現
- カーボンナノチューブの先鋭性および機械的/化学的強さ



FECヘッド
実験室モデル



カーボンナノチューブエミッタ
表面のSEM画像

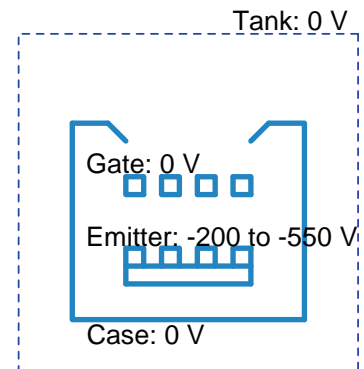
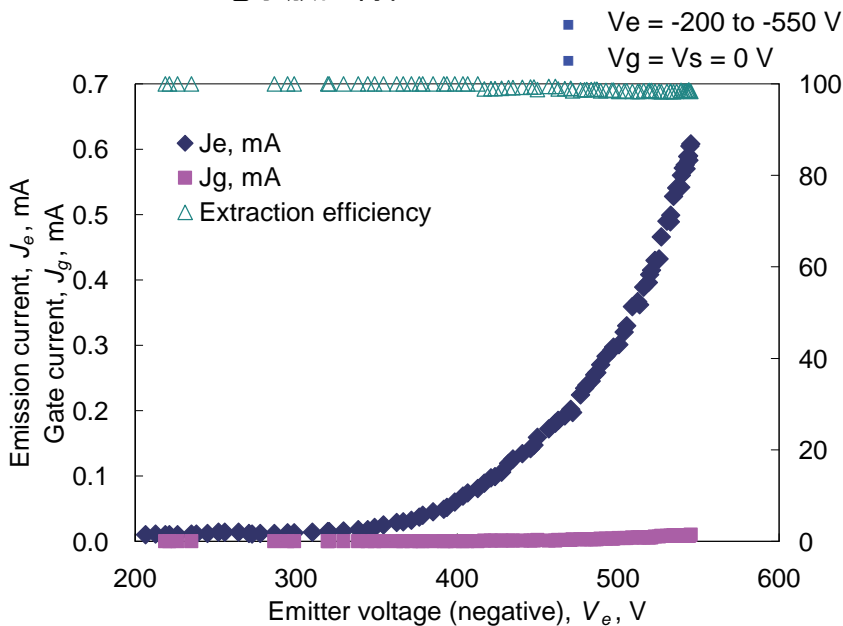
22 /24

EDTシステムの要素技術



■ 電子放出装置(つづき)

■ FECの電子放出特性



23 /24



まとめ

- デブリ除去システムへの適用を目指し、デオービット用推進系として有望な導電性テザーシステムの研究を進めている
- 導電性テザー推進は、推進剤不要かつ推進方向制御が不要なため、軌道上デブリ捕獲後のデオービットに適する
- 導電性テザーに必要な要素技術として、下記コンポーネントの研究開発を進めている
 - ベアテザー
 - スプール式リール
 - バネ式エンドマス放出機構
 - 電界放出型電子源

低密度材料を用いた受動的なスペースデブリの除去方法

○有吉 雄哉, 嘉嶋 秀一, 平山 寛, 花田 俊也 (九大), 北澤 幸人 (IHI, JAXA),
川辺 有恒 (IHI), 松本 晴久 (JAXA)

大型のスペースデブリに対してはランデブーと捕獲を組み合わせた能動的な除去方法がさまざまに提案されている。しかし 10 cm 以下のデブリに対しては、軌道が同定されていないものが大半のため、能動的にランデブーを行い、対象を捕獲するといったこれまでの提案方法を適用することは難しいと考えられる。そこで 10 cm 以下のデブリを対象として、低密度材料を軌道上に配置し、受動的にデブリを捕獲または減速させ大気圏へ再突入させるデブリの除去方法を提案する。また、この方法を適用先として、(1) ある軌道にすでに存在する微小デブリを除去する、(2) 破砕イベント直後にその近くに配備して破片を除去する、(3) 主衛星と同じ軌道に投入し、主衛星に衝突するデブリを減らす、という 3 つのミッションシナリオを考えている。本発表では、このデブリ除去方法の実現方法とともに、これまでに行ったミッション解析結果について紹介する。

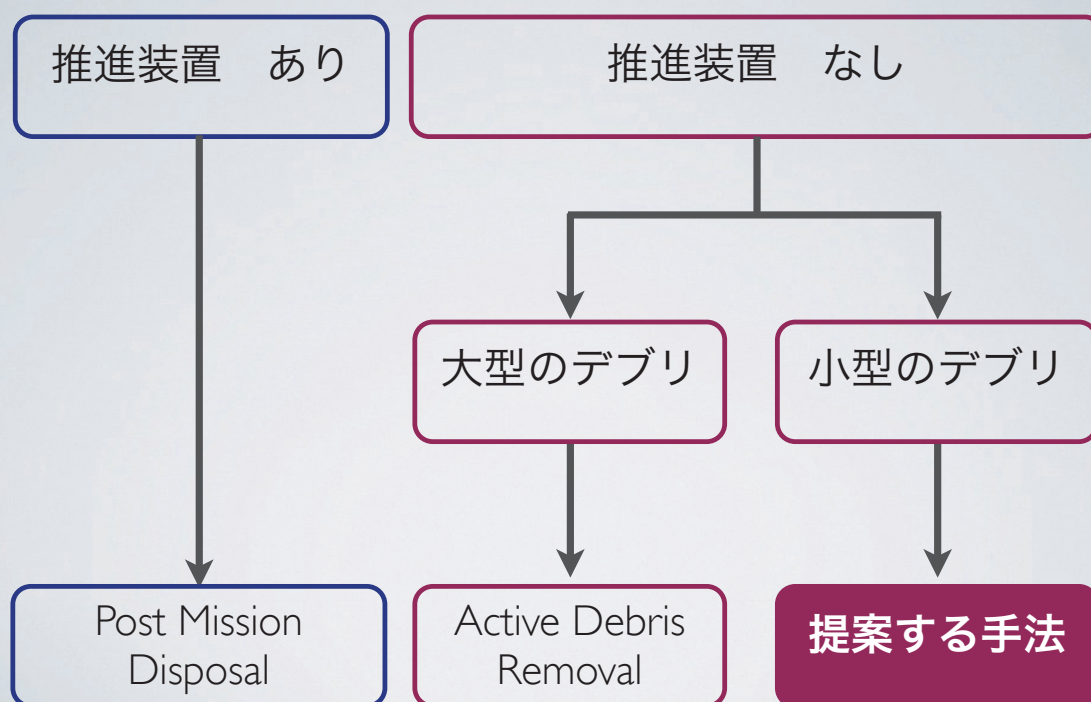
低密度材料を用いた受動的な スペースデブリの除去方法

○有吉雄哉, 嘉嶋秀一, 平山寛, 花田俊也 (九州大学)
北澤幸人, 川辺有恒 (IHI)
松本晴久 (宇宙航空研究開発機構)

発表内容

- デブリ除去のコンセプト
- 除去衛星の概要
- ミッションシナリオ
- 実現への問題点
- まとめ

除去の対象となるデブリ



デブリ除去のコンセプト



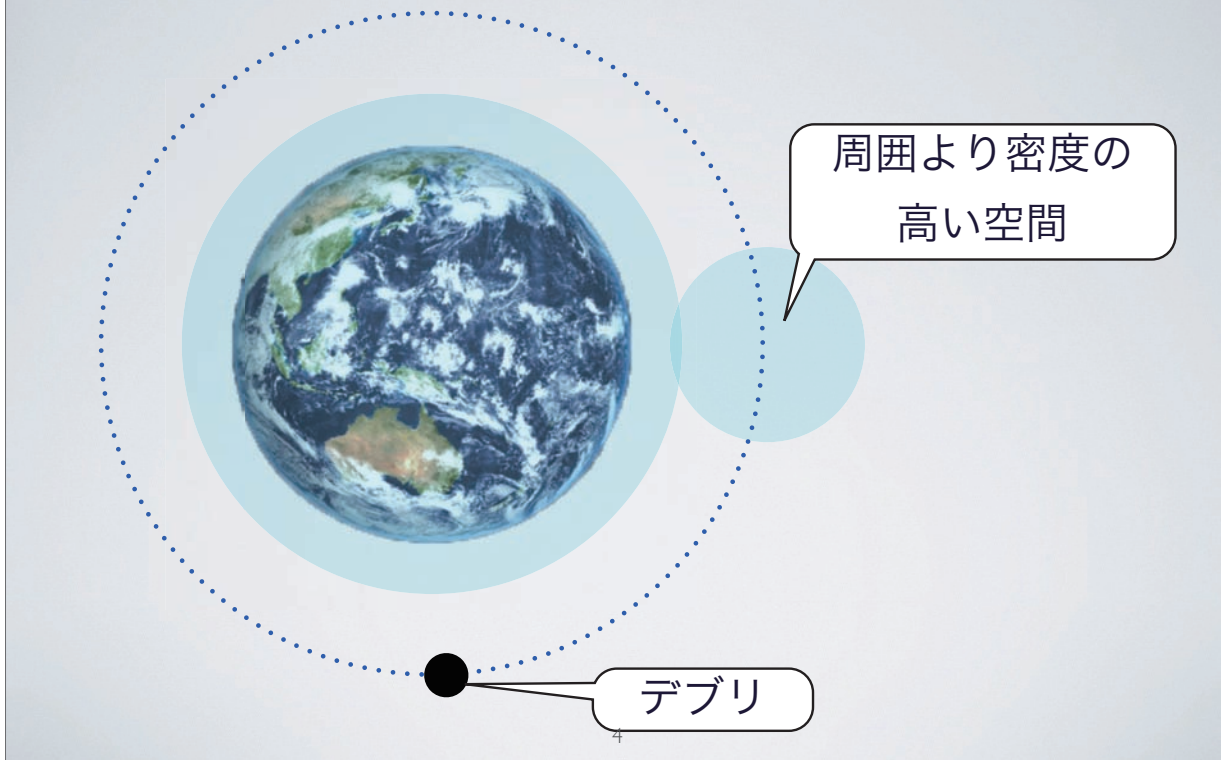
4

デブリ除去のコンセプト



4

デブリ除去のコンセプト



デブリ除去のコンセプト



実現可能性の検討



アルミニウム

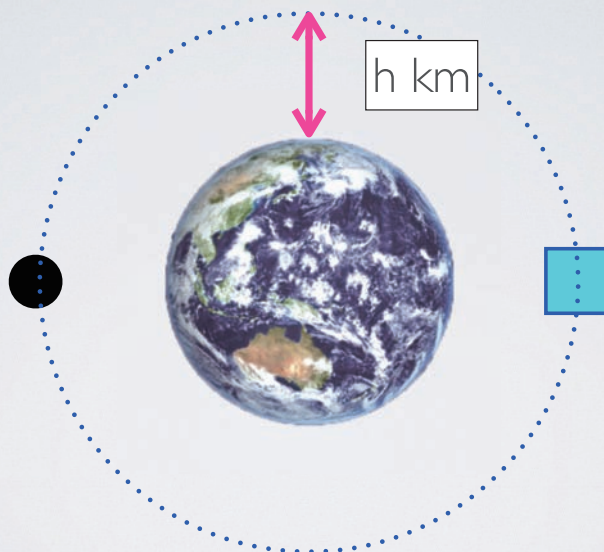
直径10 cm



エアロジェル

厚さx cm

実現可能性の検討

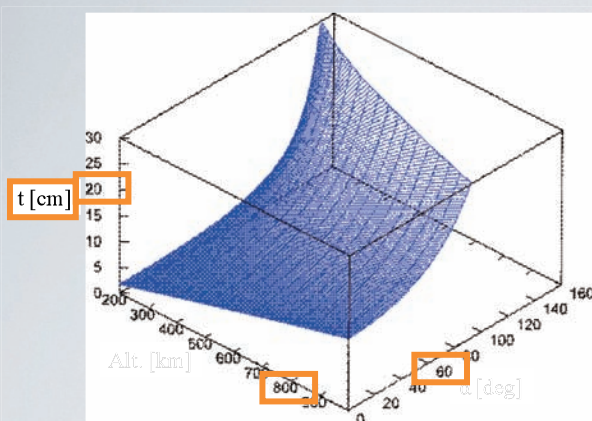


減速モデル

- 大気抵抗
 - 低密度材料を気体と見なし，気体を通過する際の抵抗を模擬したもの
- 引張強度による抵抗
 - 低密度材料を破壊しながら進むことによる抵抗
- アブレーション
 - デブリの蒸発による質量の減少

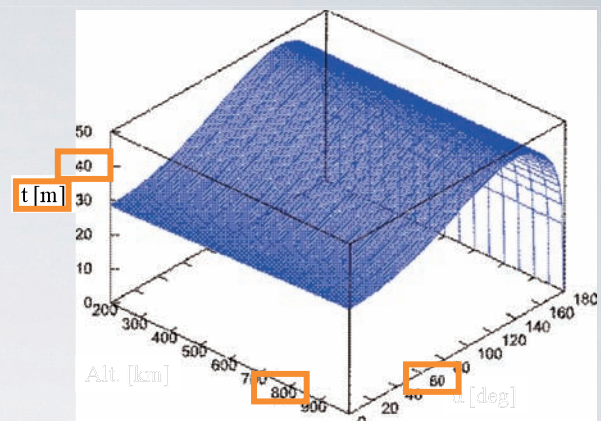
7

実現可能性の検討



落下

(近地点高度90kmの
軌道に軌道変換)



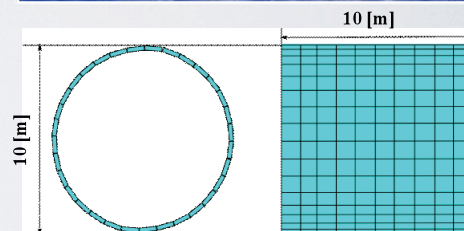
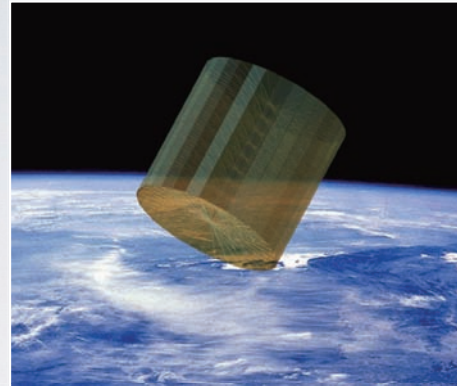
捕獲

(相対速度が一致)

8

除去システム

ミッション機器	
エアロジェルパネル	
ダストディテクター	
形状	
円筒形状	
直径	10 m
高さ	10 m
エアロジェル厚さ	0.1m
質量	
エアロジェル	640 kg
バスシステム	360 kg
想定軌道	
高度	800 km
軌道傾斜角	98.6 deg



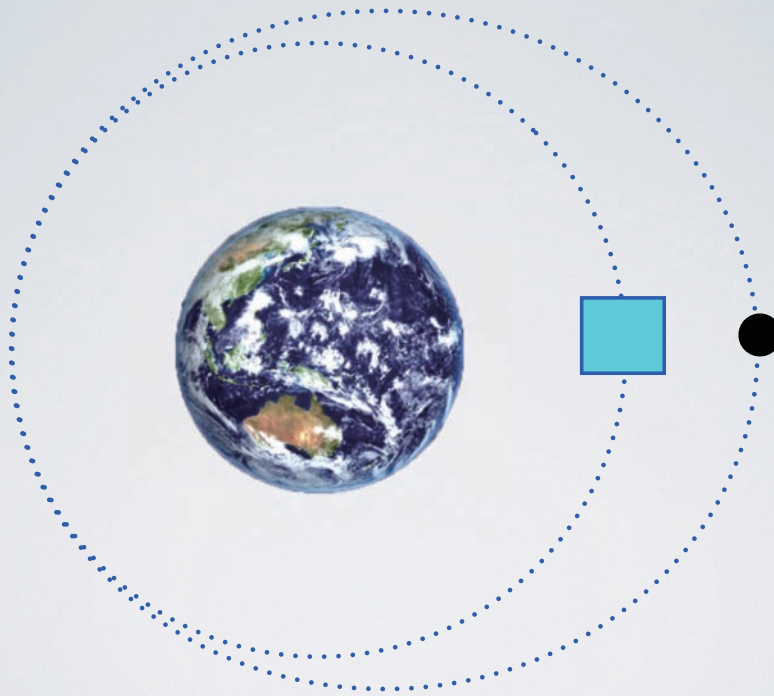
10

運用方法

- Background Debris
- Breakup Event
- Escort Spacecraft

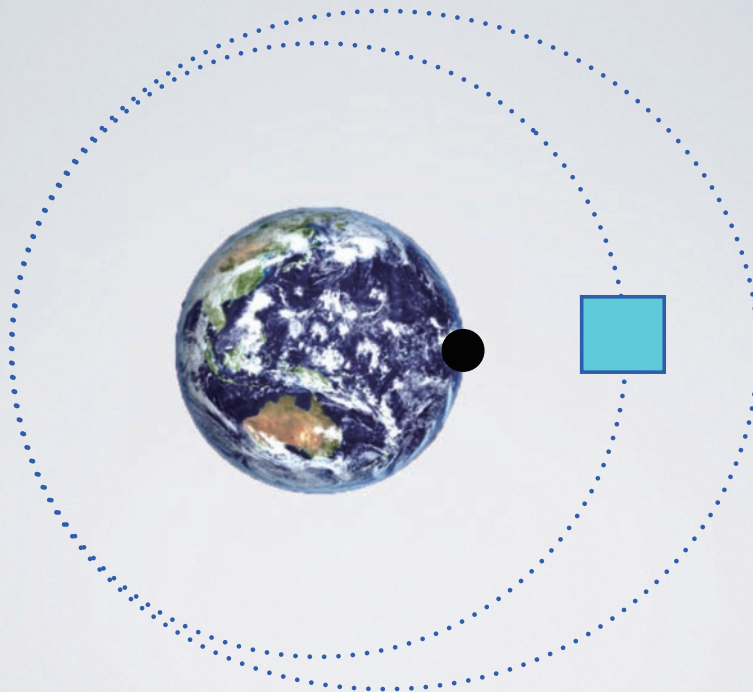
11

BACKGROUND DEBRIS



12

BACKGROUND DEBRIS



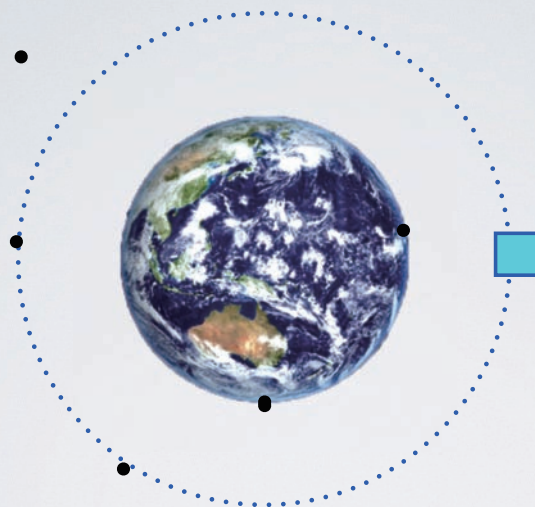
12

BREAKUP EVENT



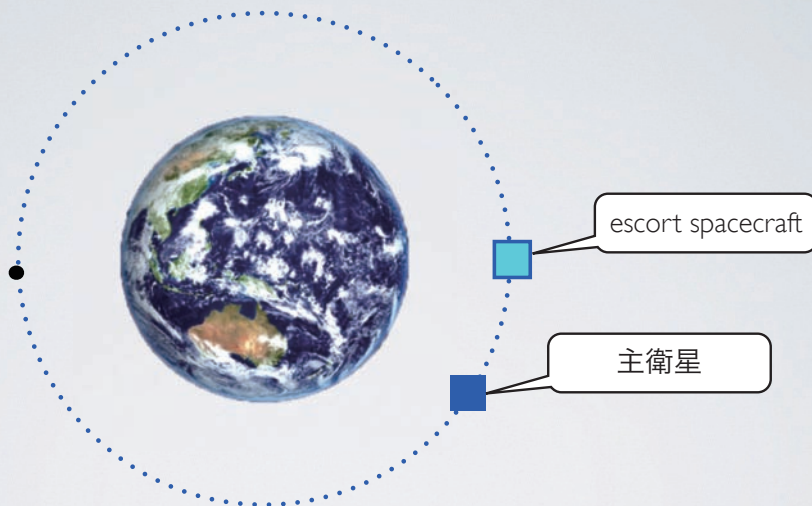
13

BREAKUP EVENT



13

ESCORT SPACECRAFT



ESCORT SPACECRAFT



検討すべき問題点

- 使用する低密度材料
- 衛星の姿勢安定
- 展開方法

15

低密度材料の選定

材料	密度 (kg/m ³)		利用実績	安定性	支持部材 質量	コスト	
エアロジェル	◎	1-100	◎	ダスト回収 (MPAC, STARDUST)	△	△	△
ポリイミド フォーム	◎	1-100	◎	ダスト回収 (MPAC, シャトル)	◎	◎	◎
スタック フォイル	○	10-100	◎	受動的ダスト計測 (LDEF)	◎	○	◎
気体	○	10-100	○	ダスト検出センサー (Pioneer 10, 11)	◎	△	△

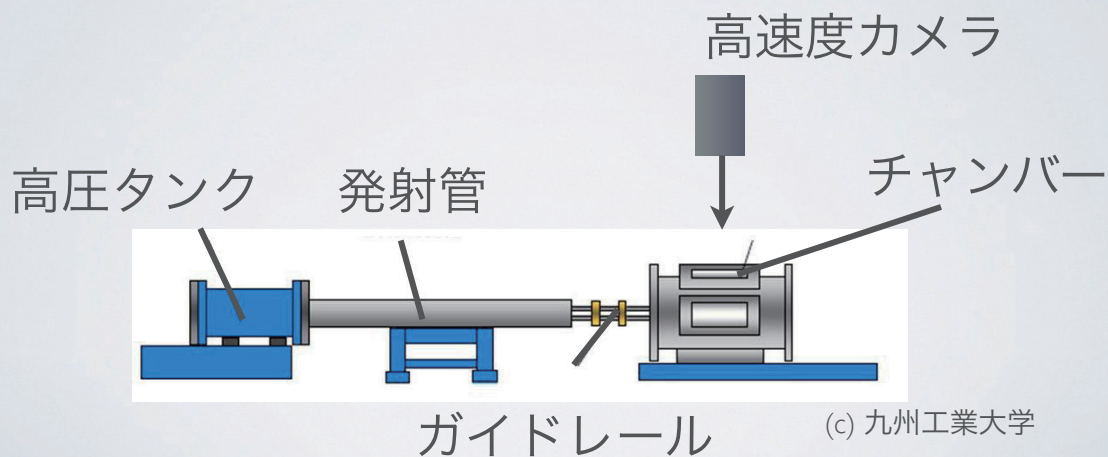
16

衝突実験

- ・実験目的
 - ・低密度材料の減速効果を確認する
- ◎予備実験
 - ・発泡スチロール
- ◎本試験
 - ・ポリイミドフォーム
 - ・スタックフォイル

17

実験装置



18

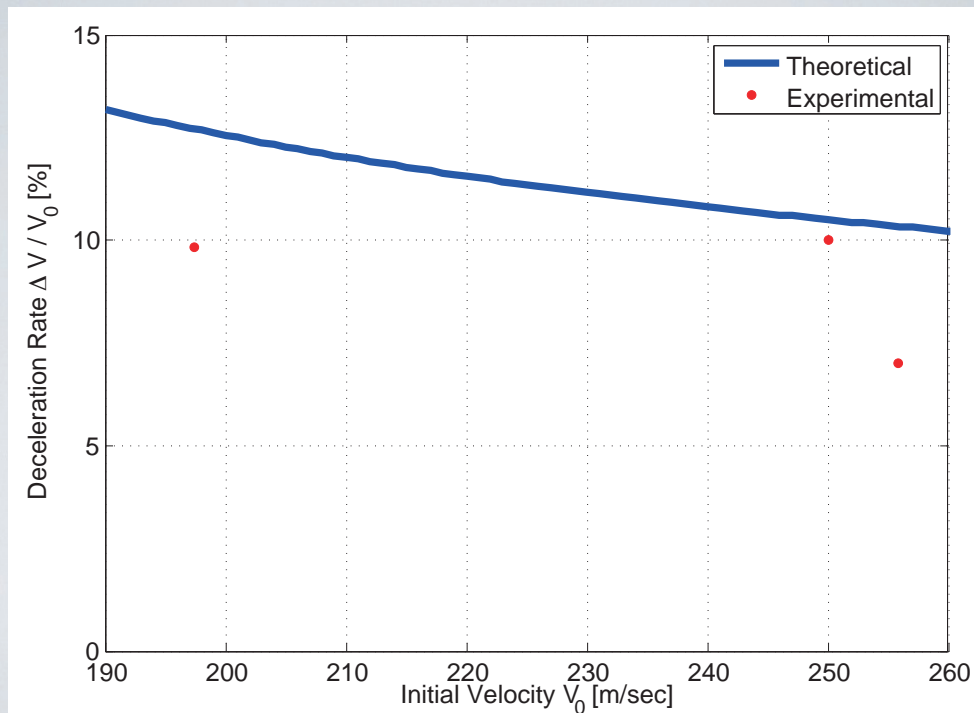
予備実験条件

ターゲット	
材質	発泡スチロール
サイズ	20 cm 立方
質量	80.2 g
密度	10 kg/m ³
プロジェクトイル	
材質	アルミニウム合金
直径	15 mm
質量	4.9 g



19

予備実験結果



20

まとめ

- ▶ 低密度材料を用いた新たなデブリ除去方法を提案した
- ▶ 衝突予備実験により，減速効果を確認した

- ▶ 今後の予定
 - ▶ より詳細なミッション解析
 - ▶ 衝突実験の解析
 - ▶ 展開機構の検討

21

謝辞

- ▶ 九州工業大学工学部機械知能工学科の赤星保浩教授には，実験の立案，実施にあたり，多くの助言を頂きました。厚く御礼申し上げます。

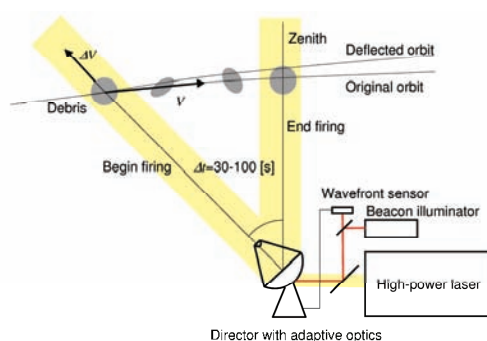
22

大出力レーザーによるスペースデブリ除去の可能性

○遠藤雅守（東海大・理）

現在、高度 400 km 以下の LEO におけるスペースデブリの数は最新の統計で 30 万と言われているが、このうち直径 1cm から数十 cm のものはシールドでは防ぎ切れず、数が多いため今のところ有効な対処法は無いと言われている。

地上に設置したレーザーでデブリを除去する方法は、アイデアとしては古くからあったが利用可能なレーザーが無かったため机上検討に終わっていた。レーザーはデブリを蒸発させるわけではなく、照射により軌道と直角方向にわずかな速度成分を与えるだけでよい。それでも必要なレーザーの出力を見積もるとおよそ 1MW のオーダーになる。最近米軍により開発された化学酸素ヨウ素レーザー(Cheical Oxygen-Iodine Laser=COIL)はこの要求をクリアしている。我々は COIL に変わる新しいヨウ素レーザーである All Gas-phase Iodine Laser=AGIL の発振に初めて成功し注目を集めた。講演では、レーザーによるスペースデブリ除去の原理、要求されるレーザーや光学系の条件、現在及び近い将来の技術水準について概観する。



第4回スペースデブリワークショップ
宇宙航空研究開発機構(JAXA) 調布航空宇宙センター
2010年12月17日

大出力レーザーによる スペースデブリ除去の可能性

遠藤雅守

東海大学理学部物理学科
神奈川県平塚市北金目4-1-1
endo@tokai.ac.jp





概要

2

TOKAI UNIV.

1. なぜ、レーザーなのか
2. デブリ除去のシナリオ
3. レーザーの基礎 (遠距離伝搬に関して)
4. 補償光学の現状
5. 利用可能な光源の現状と課題
6. まとめ



レーザーによるスペースデブリ除去の意義

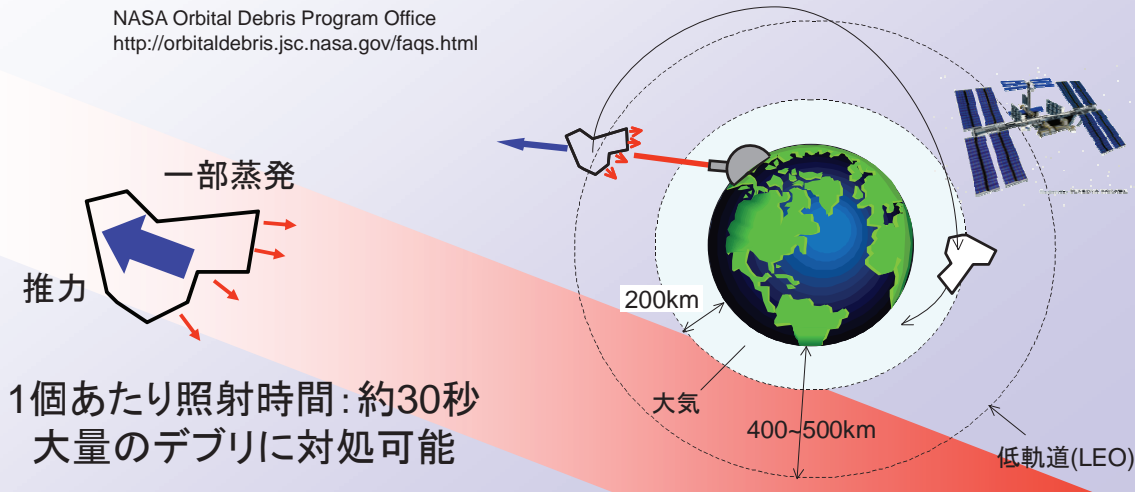
3

TOKAI UNIV.

宇宙の「ごみ問題」スペースデブリ

サイズ	推定数	現在の対処法
1cm未満	$\gg 10^7$	シールド
1~10cm	500,000	対処なし
10cm~	19,000	避ける

NASA Orbital Debris Program Office
<http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/faqs.html>





過去の研究プロジェクト

4

TOKAI UNIV.

●アメリカ:

FALCON計画 (1993)

ORION計画 (1996)

C. Phipps at Photonic Associates, LLC

●ロシア:

1990年代より幾つかの研究報告あり

Yu. A. Rezunkov at NIIKI OEP

●日本:

「レーザーによる宇宙デブリ除去システム技術の検討」
三菱総研, NAL, NASDA, レーザー総研他(1999)

「超短パルスレーザーによる宇宙デブリ除去に関する研究」
レーザー総研(1997) 内田成明 at 東京工業大学

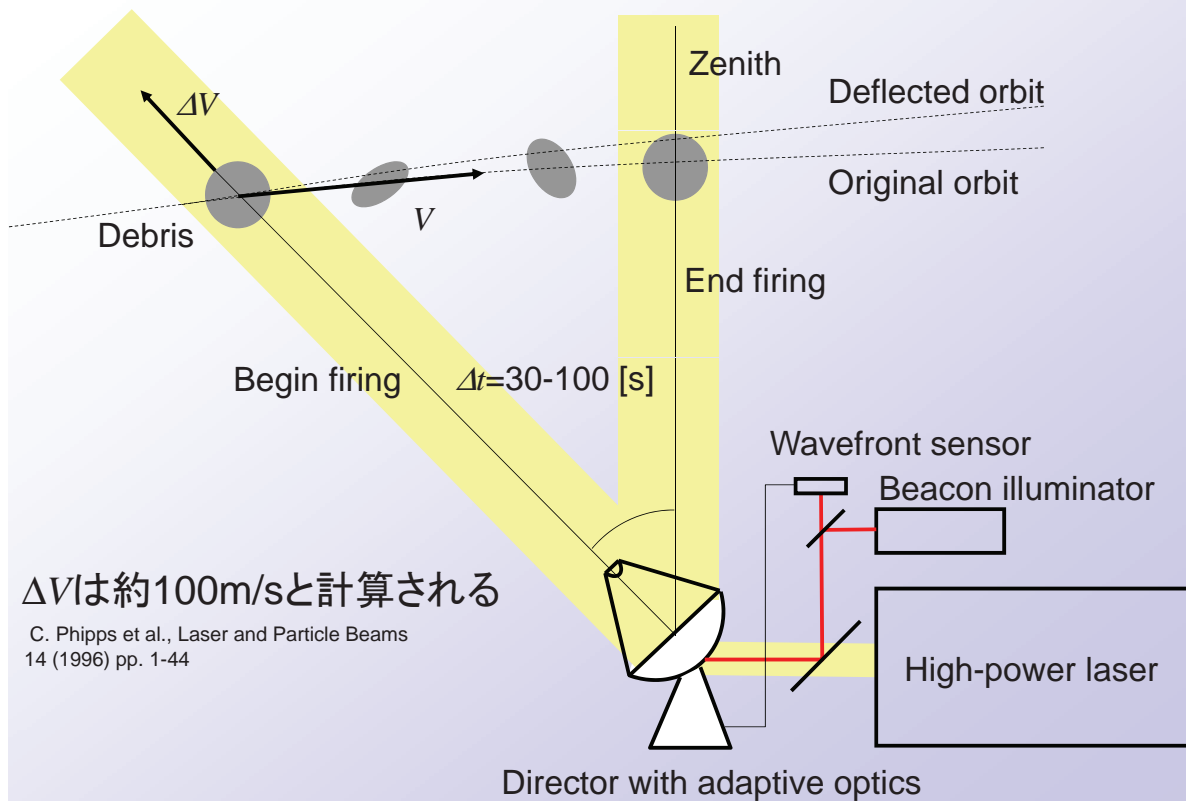
“Laser impulse generation required for space debris
deorbiting” 佐宗章弘 at 名古屋大学



デブリ除去のシナリオ

5

TOKAI UNIV.

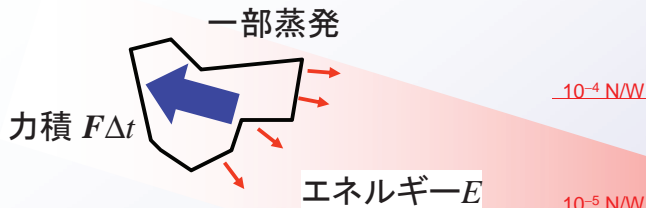




結合係数 C_m

6

TOKAI UNIV.



$$C_m = \frac{F\Delta t}{E} [\text{N/W}]$$

$$= \frac{p}{I} [\text{N/W}]$$

M. Bass et al., J. Appl. Phys. 61 (1987) pp. 1137-1144.

- $F\Delta t$ デブリに与えられる力積 [Ns]
- E レーザーパルスエネルギー [J]
- p 単位表面に与えられる圧力 [Pa]
- I レーザー強度 [W/m^2]

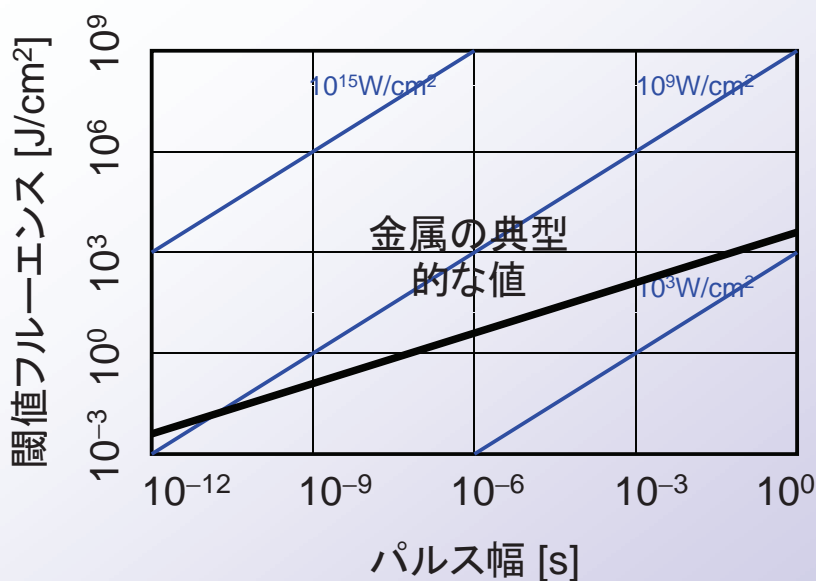
幅広いレーザーパラメータで $10^{-5} \sim 10^{-4}$ [N/W] の値を取る



アブレーション閾値

7

TOKAI UNIV.



C. Phipps, RIKEN Review No. 50 (LPM 2002) 11-20

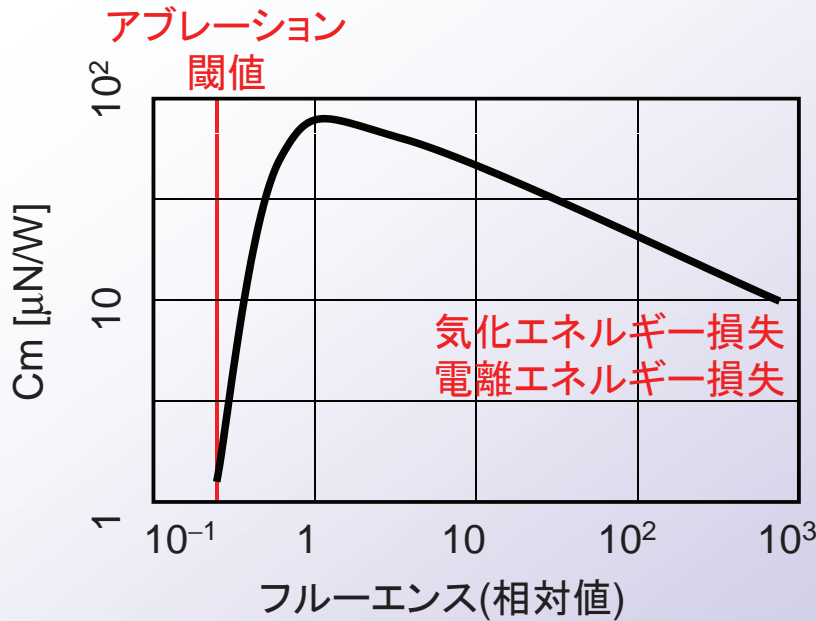
アブレーションの閾値フルーエンス [J/cm^2] は材料により異なるが、パルス幅の1/2乗で増加する。



フルーエンスと C_m の関係

8

TOKAI UNIV.



C. Phipps et al. Applied Surface Science 252 (2006) 4838-4844

幅広いレーザーパラメータで、図のような C_m のフルーエンス(エネルギー/面積)依存性が見られる



必要なレーザーパワーの見積り

9

TOKAI UNIV.

- 高度400kmでビーム断面積 A を 1000cm^2 と仮定(後述)
- デブリを厚さ3mmの平板アルミと仮定
- 照射時間は30秒が限度, 必要な速度を 100m/s とする
 - 必要な[推力/面積]は

ρ	デブリ密度 (2800kg/m^3)
t	デブリ厚さ (3mm)
a	加速度 (3.3m/s^2)

$$p[\text{Pa}] = \rho t a$$

$$= 30 \text{ Pa}$$

- 必要な推力を得るレーザー平均パワー

→ 平板の回転を考慮.

$$P[\text{W}] = \frac{pA}{C_m C_r}$$

$$= 6 \times 10^4 \text{ W}$$

A ビーム断面積(0.1m^2)

C_m 結合係数($100\mu\text{N/W}$)

C_r 回転係数(0.5)

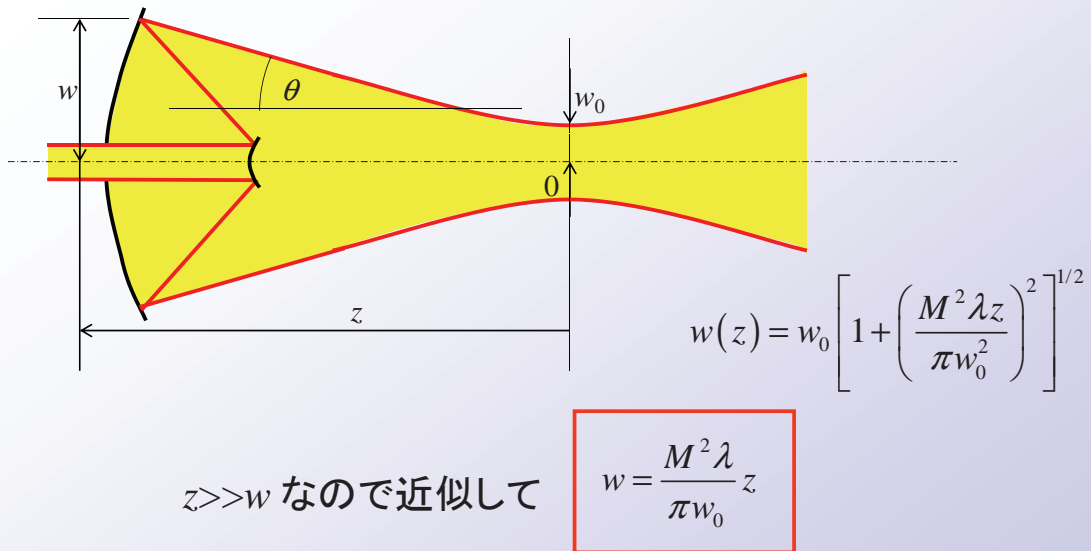
必要な平均パワーは60kWと見積もられる



レーザーの「ビーム品質」

10

TOKAI UNIV.



M^2 (エムスクエア):レーザービーム固有の定数で, 1より大きな値を取る.



Beam Parameter Product (BPP)

11

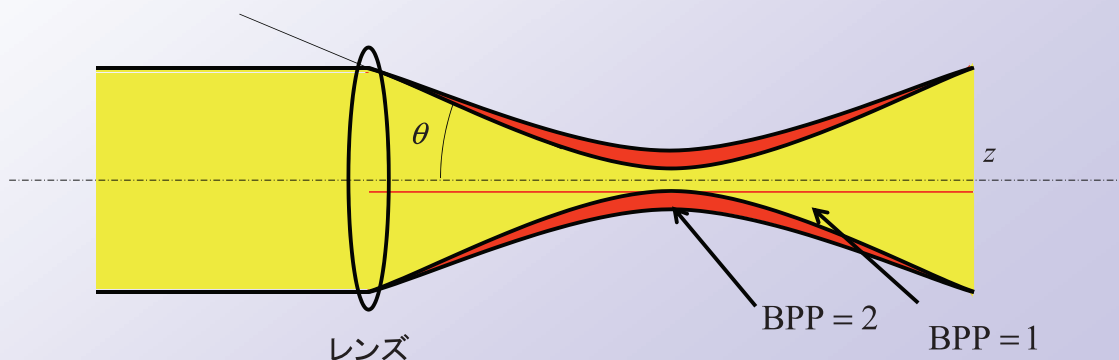
TOKAI UNIV.

レーザーを集光しても, コリメートしても変わらないレーザー固有

の定数: $\frac{w_0 w}{z} = M^2 \frac{\lambda}{\pi}$ これをBeam Parameter Product (BPP)

と名付ける. 単位は[mm・mrad].

レーザー加工分野では, レンズ焦点のビーム径を見積もるために使われる.

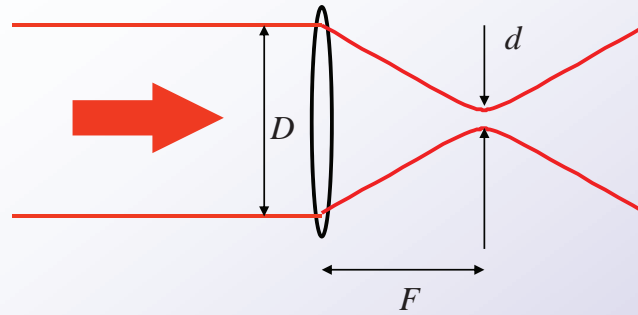




BPPと集光公式

12

TOKAI UNIV.



レーザーによる集光スポットの近似公式

$$d \approx \lambda \frac{F}{D} M^2 \quad \text{or} \quad d \approx 4(BPP) \frac{F}{D} [\mu\text{m}]$$

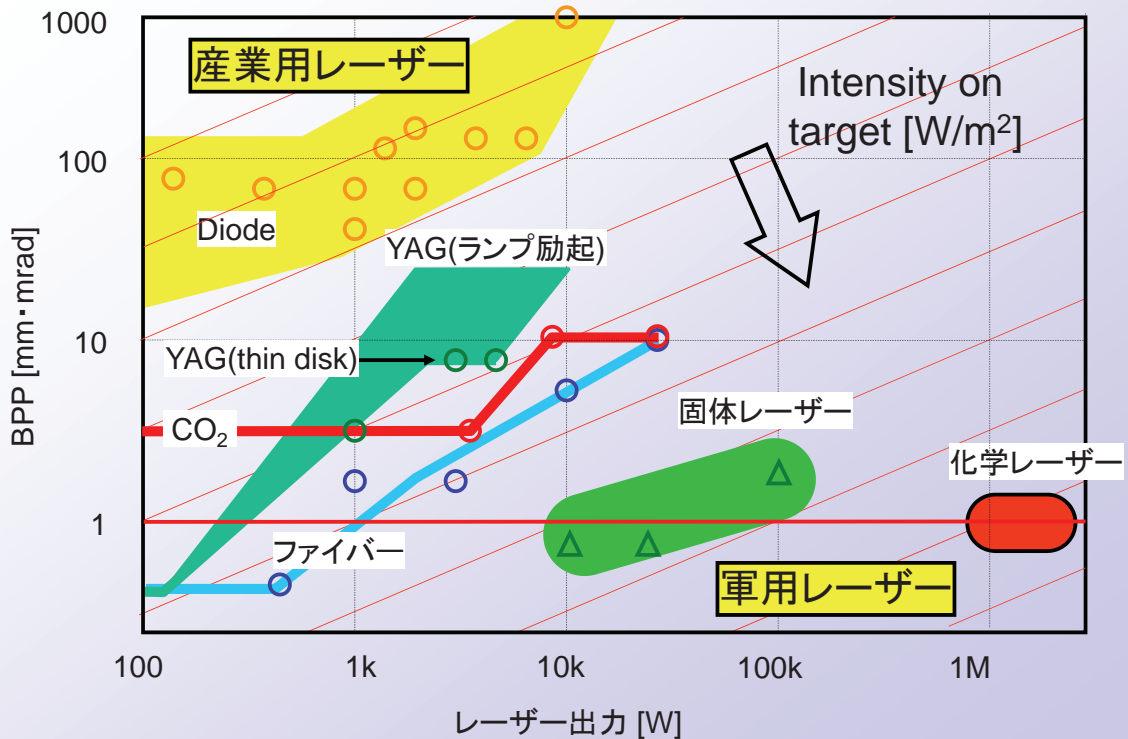
- λ 光の波長
- F レンズの焦点距離
- BPP ビームパラメタ積[mm•mrad]



大出力レーザーのビーム品質

13

TOKAI UNIV.

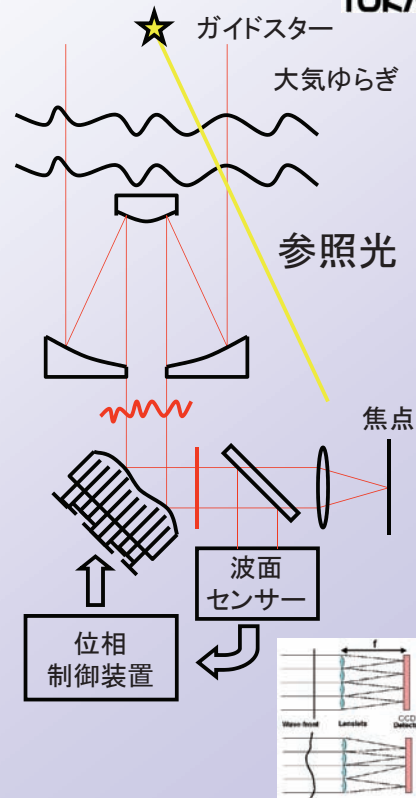




大気歪みと補償光学

14

TOKAI UNIV.



http://exoplanet.as.arizona.edu/~lclose/talks/ins/ESO_MMTAO_3

ストレーン比: 歪みが無い場合に比べ、ピーク強度がどの程度かを表す指標(0~1).
現代の技術水準で>0.5は期待できる.



光学系およびビーム品質の条件

15

TOKAI UNIV.

- 高度400kmでビーム断面積Aを1000cm²とするには

$$A[\text{m}^2] = \frac{4\pi}{S} \left(\frac{10^{-6} B_{pp} L}{D} \right)^2$$

B_{pp}	ビームパラメタ積
L	デブリ高度 (400km)
D	望遠鏡口径
S	ストレーン比(0.5)

$= 1 \times 10^{-1} \text{ m}^2$

- 地上望遠鏡の口径を6mと仮定する
- 補償光学のストレーン比0.5を期待すると、BPP=1 (mm・mrad)が要求される

大出力のみならずビーム品質の高い特異なレーザーが必要であることが明らかとなった



要求スペックまとめ

16

TOKAI UNIV.

- 大気の吸収による減衰:大気の「窓」を使えば約30%
- 必要なレーザーおよび補償光学系のスペックが求まる
レーザー:

波長	1 μ m帯
平均出力	90 kW以上
パルス尖頭出力	パルス幅に依存
ビーム品質	BPP=1.0 mm \cdot mrاد

照射光学系:

口径	6 m (最小限度)
----	------------

補償光学系:

ストレール比	>0.5 (現状の技術で可能)
--------	-----------------

- ※ レーザー出力の要求から宇宙設置は当分見送られる.
- ※ 補償光学の進歩により, 宇宙設置のメリットは少ない.
- ※ 照射光学系の要求から航空機設置は不可能.



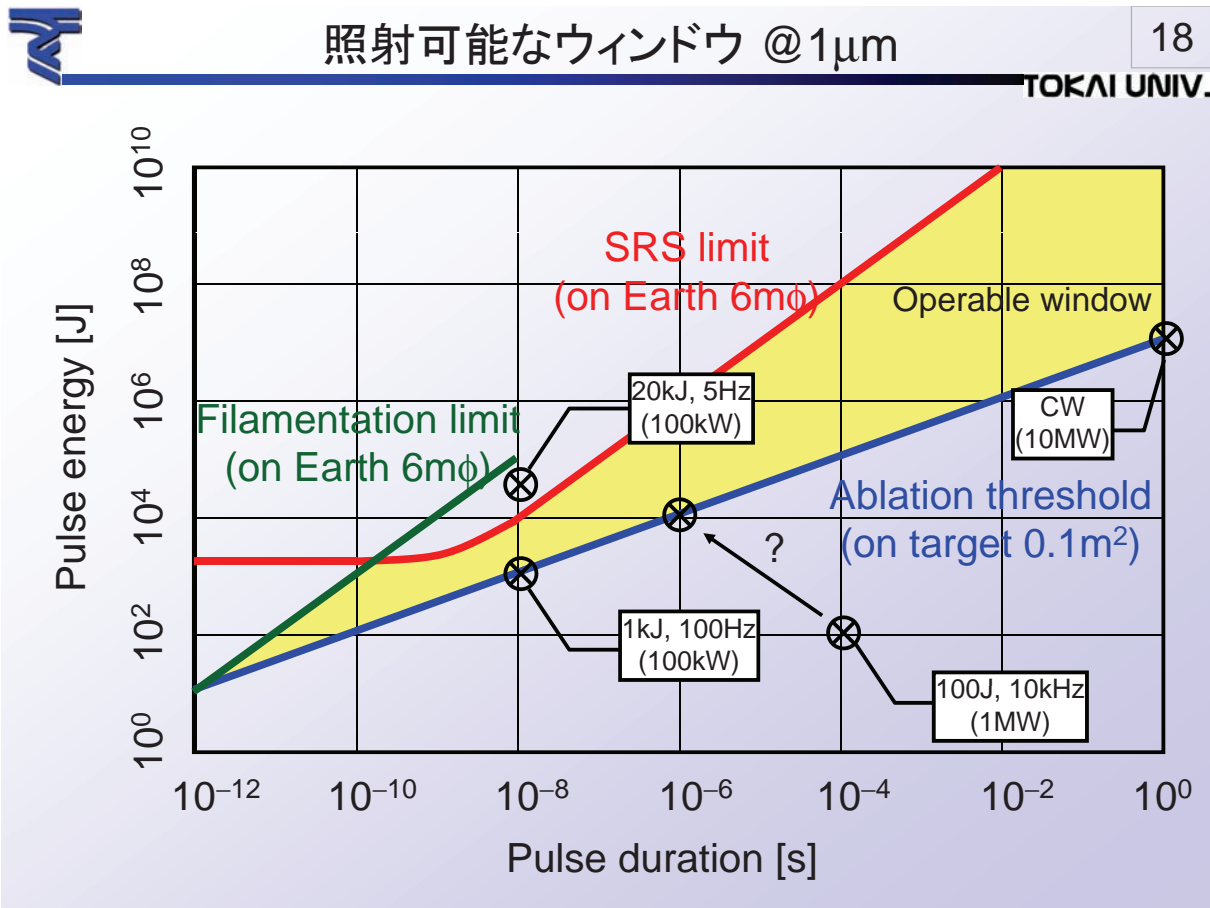
大気伝搬を妨げる要因

17

TOKAI UNIV.

- 光学的吸収
1 μ m帯なら70%程度が透過. 大きな問題とはならない.
- フィラメンテーション(非線形効果)
パルス幅<0.1nsでは主要な制限要因.
- 光学的ブレイクダウン
常にSRSより高い閾値なので無問題.
- 誘導ラマン散乱(SRS)
大気中の窒素がレーザーを吸収, 波長が長い光に変換して前方に散乱する.

ラマン散乱が起こらない範囲にビームのパワー密度を制限する必要あり. $\lambda=1\mu\text{m}$ で約 $2\times 10^6\text{W}/\text{cm}^2$.



光源の候補(1) 20kJ×5Hz

19 TOKAI UNIV.

- 核融合ドライバー
 - NIF(アメリカ), 激光XII(大阪大)など
 - エネルギー20kJ/pulseは実証されている
 - 発振は1日に数回
 - 連続パルス発振が技術的課題

D+T 小球
レーザー照射
爆宿, 核融合

National Ignition Facility website
https://lasers.llnl.gov/multimedia/photo_gallery/images/early_lasers/large/nif-1109-17878.jpg



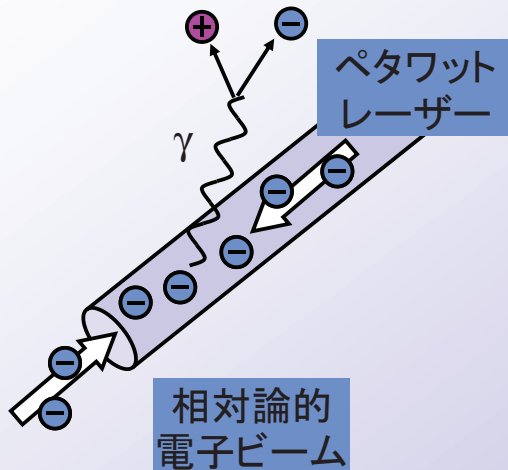
光源の候補(2) 1kJ×100Hz

20

TOKAI UNIV.

2. 高強度物理用パルスレーザー

- ELI (EU), HiPER (EU), GENBU (大阪大)など
- 最初から100Hz程度の動作周波数を狙う
- 現在, 出力は1J/pulse程度
- kJ/pulseまでスケールできるかが課題



光による物質の創製

J. Kawanaka, HEC-DPSSL 2009 (Dresden, Germany)



光源の候補(3) 100J×10kHz

21

TOKAI UNIV.

3. ミサイル迎撃用化学レーザー

- Airborne Laser(アメリカ)
- 出力1MWが実証されている
- 100km先のミサイルを迎撃した実績あり
- 出力とビーム品質が基準を満たしている唯一のレーザー
- 100J×10kHz動作の C_m が未知数
- 化学レーザー特有のロジスティックスの問題あり

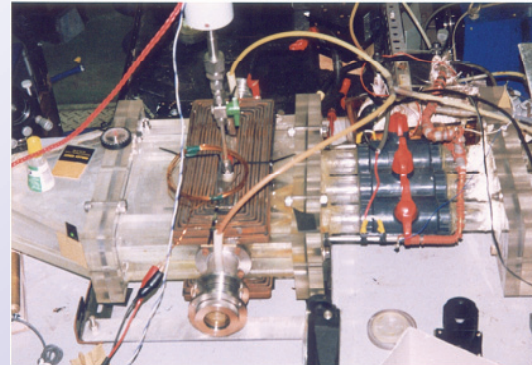
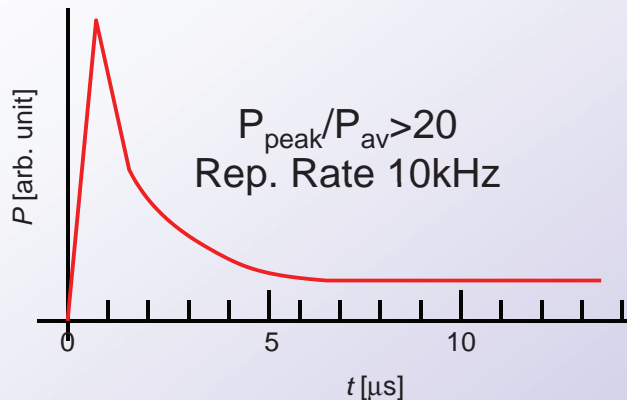


COILの連続パルス動作

22

TOKAI UNIV.

磁気ゲインスイッチ法による連続パルス動作は実証されている。
0.1J/cm²のフルエンスを10kHzで照射したときの C_m については未知数(30 μ N/Wの推定値はある)。



D. Sugimoto et al., IEEE J. Quantum Electron 34 (1998) pp. 1526-1532.

G. Hager et al., 25th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conf. Jun, 1994.
W. L. Bohn, Proc. SPIE 3612 (1998) pp. 79-83.



まとめ

23

TOKAI UNIV.

- 大出力レーザーによるスペースデブリ除去の可能性について概観した
 - ✓ 高度400km, 厚さ3mmのアルミをターゲットに想定
 - ✓ 補償光学でStrehl ratio 0.5が可能と仮定
→ 平均パワー90kW, BPP=1.0が必要と算出
- 上記の要求に近い将来応えられる可能性として三種類の候補を考え、現状の問題点を指摘した
 - ✓ 核融合ドライバー
(20kJ×5Hz) 現状: 1日数発
 - ✓ 高強度物理用レーザー
(1kJ×100Hz) 現状: 2J
 - ✓ ミサイル迎撃用化学レーザー
(100J×10kHz) C_m が未知数

付録 講演プログラム

第3回スペースガード研究会 & 第4回スペースデブリワークショップ

2010年12月16日(木)、17日(金)

宇宙航空研究開発機構 調布航空宇宙センター 事務棟1号館2階講堂

12月16日(木) 09:30 ~ 18:00

- 09:30 **開会挨拶** 高橋典嗣(JSGA:日本スペースガード協会)
- 09:35 **日本におけるスペースガード活動**
○高橋典嗣(JSGA)
- 09:55 **衝突破壊によって生じる破片のサイズ・形状分布～衝突可能性のある小惑星の構造を知るために**
○小野瀬直美, 長谷川 直(JAXA), 奥平恭子(会津大)
- 10:15 **ウズベキスタン/マイダナク天文台での日本人研究者グループの活動について**
○吉田二美(国立天文台)
- 10:35 **小型望遠鏡による小惑星観測 その2**
○黒崎裕久, 柳沢俊史(JAXA)
- 10:55~11:00 休憩
- 11:00 **小惑星探査機“はやぶさ”のリエントリーのスペースガード的軌道解析**
○吉川真(JAXA), 山口智宏(総研大)
- 11:20 **地球近傍小惑星の接近傾向とスペースガードの現状**
○藤井大地(大阪教育大)
- 11:40 **新しい NEO 観測手法の提案 —その2—**
○柳沢俊史, 黒崎裕久, 藤田直行(JAXA)
- 12:00~13:00 昼休み
- 13:00~14:00 **招待講演 Current Status of PS1 Sky Survey and Lulin 2-m Telescope**
○木下大輔(台湾国立中央大)
- 14:00 **NEO 衝突に際しての国際的な対応に関する法的論点**
○木下圭晃(JAXA)
- 14:20 **日本におけるスペースガード観測の取り組み ~これまでとこれから~**
○浦川聖太郎(JSGA)
- 14:40 **Photometric Observations of 107P/(4015) Wilson-Harrington**
○浦川聖太郎(JSGA)
- 15:00 **太陽系小天体用小型分光システムの性能評価**
○奥村真一郎, 浦川聖太郎, 西山広太, 坂本 強, 高橋典嗣(JSGA), 吉川 真(JAXA), 田邊健茲(岡山理科大)
- 15:20~15:30 休憩
- 15:30 **美星スペースガードセンターにおけるデブリ観測の現状**
○西山広太(JSGA)
- 15:50 **TDI モードによる静止デブリ観測の試み**
○奥村真一郎, 坂本 強, 高橋典嗣(JSGA), 中屋秀彦(国立天文台), 工藤伸夫, 廣瀬史子, 松田郁未, 柳沢俊史, 吉川 真(JAXA), 田中 済(日本宇宙フォーラム)
- 16:10 **スペースデブリの多色同時測光観測の役割**
○坂本 強(JSGA)
- 16:30~16:40 休憩
- 16:40 **スペースデブリ問題の最近の論点**
○木部勢至朗(JAXA)
- 17:00 **FPGA 化による高速画像解析技術**
○柳沢俊史, 黒崎裕久, 藤田直行(JAXA)
- 17:20 **次世代型デブリ観測の提案**
○上津原正彦, 田川 真, 花田俊也(九大)
- 17:40 **低軌道デブリ観測用搭載光学センサの検討**
○松本晴久, 柳沢俊史(JAXA), 北澤幸人(JAXA 客員; IHI), 黒崎裕久(JAXA)

12月17日(金) 09:30 ~ 18:10

- 09:30 **重ね合わせ法によるロシア提供軌道デブリの観測**
○黒崎裕久, 柳沢俊史(JAXA)
- 09:50 **静止衛星観測用光学望遠鏡の現状と改修プラン**
○布施哲治(NICT), 黒田大介(国立天文台), 久保岡俊宏(NICT)
- 10:10 **HTV 軌道高度の TLE 精度評価**
○工藤伸夫, 松田郁未(JAXA), 倉田育枝, 足立 学(富士通)
- 10:30 **環境推移モデルによるスペースデブリの長期環境推移について**
○眞庭知成, 花田俊也(九大)
- 10:50~11:00 休憩
- 11:00 **デブリ除去の必要性とストラテジ**
○河本聡美, 大川恭志, 照井冬人, 西田信一郎, 北村正治, 木部勢至朗(JAXA), 花田俊也(九大), 白坂成功(慶應大)
- 11:20 **宇宙デブリ除去システムの技術開発**
○西田信一郎, 河本聡美(JAXA)
- 11:40 **Whipple バンパー防御機構に関する再考察**
○片山雅英(伊藤忠テクノソリューションズ)
- 12:00~13:00 昼休み
- 13:00 **世界のデブリ対策の進展状況**
○加藤 明(JAXA)
- 13:20 **デブリ回収機による故障衛星に対する画像情報に基づく運動推定と近傍飛行マヌーバ**
○照井冬人(JAXA)
- 13:40 **デブリ除去における非協力対象への接近と宇宙機システムについて**
○安田国治(三菱電機)
- 14:00 **デブリ衛星回収ミッション検討**
○大塚聡子, 桑尾文博(NEC), 池内正之(NEC東芝スペースシステム)
- 14:20 **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)
- 14:40~14:50 休憩
- 14:50 **デブリ除去に向けた導電性テザーシステムの研究**
○大川恭志, 河本聡美, 北村正治, 東出真澄, 上村平八郎, 木部勢至朗, 松本康司, 塩見 裕(JAXA)
- 15:10 **低密度材料を用いた受動的なスペースデブリの除去方法**
○有吉雄哉, 嘉嶋 秀一, 平山 寛, 花田 俊也(九大), 北澤 幸人(IHI,JAXA), 川辺 有恒(IHI), 松本 晴久(JAXA)
- 15:30 **大出力レーザーによるスペースデブリ除去の可能性**
○遠藤雅守(東海大)
- 15:50 **ダスト計測技術の研究開発**
○北澤幸人(IHI,JAXA), 松本晴久(JAXA), 桜井 晃, 船越国広, 八坂哲雄(QPS 研究所), 花田俊也(九大), 長谷川直(JAXA)
- 16:10 **デブリ衝突解析について**
○河本聡美, 東出真澄(JAXA)
- 16:30~16:40 休憩
- 16:40 **デブリ防護設計標準(WG3)の活動状況**
○松本晴久(JAXA), デブリ防護設計標準 WG グループ
- 17:00 **防衛大におけるスペースデブリ衝突模擬実験**
○田村英樹(防衛大)
- 17:20 **エジェクタ(二次デブリ)に関する国際標準規格案 CD11227 の紹介**
○赤星保浩(九工大), 松本晴久(JAXA), 北澤幸人(IHI)
- 17:40 **衛星構体パネルのデブリ衝突損傷評価**
○東出真澄, 小野瀬直美, 長谷川 直(JAXA)
- 18:00 **閉会挨拶** 木部勢至朗(JAXA)

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-10-011

発行 平成 23 年 2 月 28 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒 182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL : <http://www/jaxa.jp/>

印刷・製本 (株) 東京プレス

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

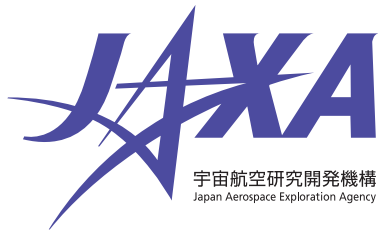
宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒 305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL : 050-3362-6224 FAX : 029-868-2956

© 2011 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。



リサイクル適性 (A)
この印刷物は、印刷用の紙へ
リサイクルできます。