

## IADC スペースデブリ 低減ガイドライン

### 内容

- 1 目的
- 2 適用範囲
- 3 用語と定義
  - 3.1 スペースデブリ
  - 3.2 宇宙システム
  - 3.3 軌道及び保護領域
  - 3.4 低減策とそれに関連する用語
- 4 一般的ガイダンス
- 5 低減手段
  - 5.1 正常な運用で放出される物体の制限
  - 5.2 軌道上破砕の可能性の最小化
    - 5.2.1 蓄積エネルギーによるミッション終了後の爆発の可能性の最小化
    - 5.2.2 運用フェーズでの破砕の可能性の最小化
    - 5.2.3 意図的破壊及び他の有害な行為の回避
  - 5.3 運用終了後の廃棄
    - 5.3.1 地球同期軌道域
    - 5.3.2 低軌道域を通過する物体
    - 5.3.3 その他の軌道
  - 5.4 軌道上衝突の防止
- 6 更新

### 前書き

国際機関間スペースデブリ調整委員会（The Inter-agency Space Debris Coordination Committee : IADC）は、宇宙空間の人工の及び自然界のスペースデブリの問題に関連する活動の世界的調整のための政府機関の国際フォーラムである。IADC の主要な目的は、加盟宇宙機関間でのスペースデブリ研究活動に関する情報交換、スペースデブリ研究の協力の機会の提供、実施中の協力活動の進捗状況のレビュー、デブリ低減策の識別である。

IADC のメンバ機関は、イタリア宇宙機関（Italian Space Agency : ASI）、ブリティッシュ国立宇宙センター（British National Space Center : BNSC）、フランス国立宇宙センター（the Center National d' Etudes Spatiales : CNES）、中国国立宇宙省（China National Space Administration : CNSA）、ドイツ航空宇宙機関（Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. : DLR）、欧州宇宙機関（the European Space Agency : ESA）、インド宇宙研究機関（the Indian Space Research Organization : ISRO）、日本、米国航空宇宙局（the National Aeronautics and Space Administration : NASA）、ロシア航空宇宙庁（the Russian Aviation and Space Agency : ROSAVIAKOSMOS）、そ

してウクライナ国立宇宙機関（the National Space Agency of Ukraine）である。

その努力のひとつは、運用中のデブリの発生を最小限にあるいは完全に無くすために、コスト効率を強調しつつ、宇宙機や打ち上げロケットの計画や設計の段階で考慮し得る、デブリ低減ガイドラインを推奨することである。本書は、IADCにおける合意に基づいて作成された、デブリの最小化のためのガイドラインを提供するものである。

IADC は、本ガイドラインを作成するプロセスで、以下の文書及び研究報告から情報を得ている。

- Technical Report on Space Debris, Text of the report adopted by the Scientific and Technical Subcommittee of the United Nations Committee on the Peaceful Uses of Outer Space, 1999
- Interagency report on Orbital Debris 1995, The National Science and Technology Council Committee on Transportation Research and Development, November 1995
- U.S. Government Orbital Debris Mitigation Standard Practices, December 2000
- スペースデブリ発生防止標準, NASDA-STD-18, March 28, 1996,
- CNES Standards Collection, Method and Procedure Space Debris - Safety Requirements, RNC-CNES-Q-40-512, Issue 1- Rev. 0, April 19, 1999
- Policy to Limit Orbital Debris Generation, NASA Program Directive 8710.3, May 29, 1979
- Guidelines and Assessment Procedures for Limiting Orbital Debris, NASA Safety Standard 1740.14, August 1995
- Space Technology Items. General Requirements. Mitigation of Space Debris Population. Russian Aviation & Space Agency Standard OCT 134-1023-2000
- ESA Space Debris Mitigation Handbook, Release 1.0, April 7 1999
- IAA Position Paper on Orbital Debris - Edition 2001, International Academy of Astronautics, 2001
- European Space Debris Safety and Mitigation Standard, Issue 1, Revision 0, September 27 2000

## 序文

国連宇宙空間平和利用委員会（UNCOPUOS）が1999年に「スペースデブリに関する技術報告書」を発行して以来、今日人工のスペースデブリは通常の地球周回軌道の無人衛星には殆どリスクを与えていないが、デブリの数量は成長しつつあり、潜在的損傷に結びつく衝突事故の確率は結果として上昇していくということは、共通の理解となっている。そのため、今日幾つかのデブリ低減手段を課することは、将来の世代のために宇宙環境を保全することに向けての賢いステップである。

幾つかの宇宙関連国の国家機関は、スペースデブリ問題に対処するための努力を促進するために「スペースデブリ低減標準」や「ハンドブック」を制定してきた。それらの標準の内容は、多少異なるものであるにせよ、基本理念は同一のものである。

- (1) 軌道上での破碎の防止
- (2) ミッション運用を終了した宇宙機や軌道周回機体の、有用で高密度の軌道域からの除去
- (3) 正常な運用で放出される物体の制限

本 IADC ガイドラインは、これらの共通の理念に立脚し、IADC 加盟機関間で合意に達したものである。

## 1 目的

「IADC スペースデブリ低減ガイドライン」は、宇宙環境でのスペースデブリの発生を抑制するために識別され、評価されてきた対策について記述する。本ガイドラインは、以下に焦点をあてつつ、ミッションの環境全体への影響を網羅するものである。

- (1) 正常な運用で放出される物体の制限
- (2) 軌道上破碎の可能性の最小化
- (3) ミッション終了後の廃棄
- (4) 軌道上衝突の防止

## 2 適用範囲

IADC スペースデブリ低減ガイドラインは、地球周回軌道に投入される「宇宙機と軌道周回機体」（これらを「宇宙システム」と呼ぶ。）のミッション計画、設計及び運用に適用できる。

組織が、計画する宇宙システムのミッション要求を定義する際に適用すべき標準を設定する場合に、このガイドラインを用いることを推奨する。

既存の宇宙システムの運用者は本ガイドラインを可能な限り最大限に適用することが推奨される。

## 3 用語と定義

以下の用語と定義を本書の読者の便宜のために付け加える。これらの用語と定義は、本書以外に一般的に適用できるものとは必ずしも考えられない。

### 3.1 スペースデブリ

スペースデブリは、地球周回軌道に存在するか大気圏再突入途中の、全ての非機能的人工物体であり、それらの破片と構成要素を含むものである。

### 3.2 宇宙システム

本書においては、「宇宙機」や「軌道周回機体」は「宇宙システム」と定義される。

3.2.1 宇宙機 — 特定の機能やミッション（例：通信、ナビゲーション、地球観測を遂行するために設計された周回物体である。その意図したミッションを果たせなくなった宇宙機は、機能していないと見なされる。（再起動の可能性に向けて待機中の、保持モードあるいはスタンバイモードにある宇宙機は機能していると見なされる。）

3.2.2 打上げロケット — 外宇宙へ上昇するために構築され、幾つかの宇宙物体を外宇宙に投入する輸送機、及び亜軌道ロケットである。

3.2.3 打上げロケット軌道周回機体 — 地球周回軌道に残る打上げロケットの機体（段）である。

### 3.3 軌道及び保護領域

3.3.1 地球赤道半径 — 地球赤道半径は 6,378 km であり、この半径は軌道域を定義する際に、地球表面の代表半径として用いられる。

3.3.2 保護領域 — 外宇宙で行われる如何なる人類の活動も、以下の外宇宙の領域 A 及び B で示される領域（図-1）の将来の安全と持続的利用を保証するために、その特殊な性格を認識しつつ、実施すること。これらの領域はスペースデブリの発生の観点から保護領域とする。

(1) 領域 A, 低軌道域 (Low Earth Orbit (or LEO) Region)) - 地球表面から 2,000 km の高度(Z) 迄の球状領域

(2) 領域 B, 地球同期軌道域 - 以下で定義される球殻の一区画である。

下限高度 = 静止高度より 200 km 低い高度

上限高度 = 静止高度より 200 km 高い高度

-15 度 ≤ 緯度 ≤ +15 度

静止高度 (Z GEO) = 35,786 km (静止軌道高度)

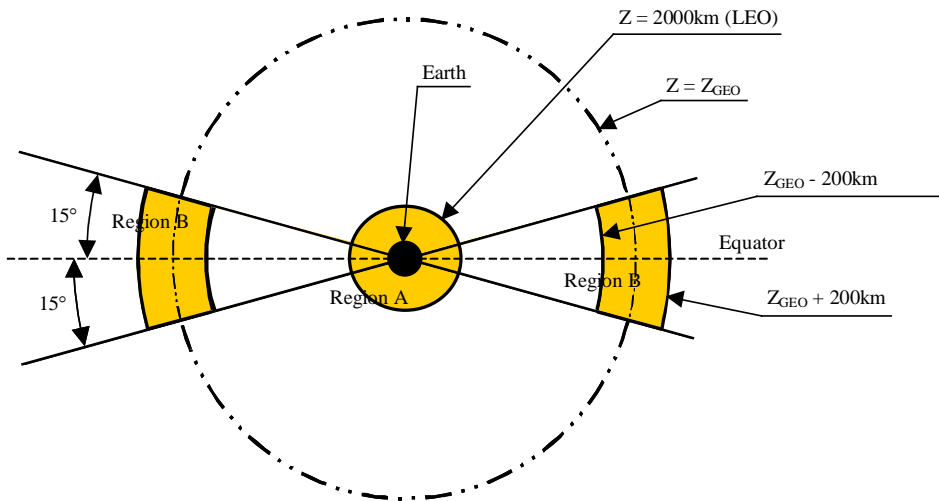


図 1 - 保護領域

3.3.3 静止軌道：Geostationary Earth Orbit (GEO) — 軌道傾斜角 0 度で、離心率 0 の地球周回軌道で、軌道周期が地球自転周期と同じ地球周回軌道である。このユニークな円軌道の高度は、ほぼ 35,786 km である。

3.3.4 静止遷移軌道：Geostationary Transfer Orbit (GTO) — 低軌道より地球同期軌道に宇宙システムを輸送する、あるいはし得る地球周回軌道である。このような軌道は典型的には、近地点が LEO 域に、遠地点が GEO の近傍あるいはそれより高い位置にある。

### 3.4 低減策とそれに関連する用語

3.4.1 パッシベーション（無害化） — 破碎の可能性を削減するために全ての搭載エネルギーを消滅させること。典型的なパッシベーション手段は、余剰推進剤の排

出や燃焼、バッテリーの放電、圧力容器の逃気を含む。

3.4.2 デオービット — 他の宇宙システムへのハザードを無くすために、通常は推進システムによる逆推力を適用して、意図的に地球大気圏に再突入させること。

3.4.3 リオービット — 他の宇宙システムへのハザードを軽減するために意図的な宇宙システムの軌道変更。

3.4.4 破砕 — 地球周回軌道に破片を放出する事象であり、以下を含む。

(1) 推葉や火工品などの化学エネルギーあるいは熱エネルギーによって引き起こされる爆発

(2) 内部圧力の上昇により引き起こされる破裂

(3) 他の物体との衝突によるエネルギーで引き起こされる破砕

しかしながら、以下の事象はこの定義からは除く。

・再突入フェーズで、空力により生じた破砕

・塗料の破片などように、スペースシステムの経年劣化や品質劣化によって引き起こされる破片の発生

## 3.5 運用フェーズ

3.5.1 打上げフェーズ - 整備作業と着火を可能にする機器と地上設備と物理的結合が解消された時点（あるいは搬送航空機からの打ち上げであればロケットがそれから離脱した時点）で始まり、打ち上げロケットに課されたミッションを終了するまで継続する。

3.5.2 ミッションフェーズ - 宇宙システムがそのミッションを完遂するフェーズである。打上げフェーズの終了で始まり、廃棄フェーズの開始で終了する。）

3.5.3 廃棄フェーズ - 宇宙システムのミッションフェーズの終了で始まり、他の宇宙システムに課されるハザードを低減するための活動が完了した時点で終了する。

## 4 一般的ガイダンス

組織が宇宙システムの計画および運用を実施する間、宇宙システムのライフサイクルにおいて「ミッション要求分析及び定義」のフェーズから、スペースデブリ低減策によって軌道環境に与える悪影響を削減するための組織的な活動をとること。

スペースデブリ低減策の適用を管理するために、各プロジェクトやプログラム毎に実現可能な「スペースデブリ低減計画書」を制定し、文書化することを推奨する。「スペースデブリ低減計画書」には以下を含むこと。:

(1) スペースデブリ低減活動に関する管理計画

(2) スペースデブリに関連する評価とリスク低減に関する計画。適用すべき標準書も含む。

(3) スペースデブリ発生のおそれのある故障に関連するハザードを最小にする手段

(4) 宇宙システムのミッション終了後の廃棄計画

(5) 幾つかの低減策がとり得る場合、選択肢と選定の根拠

(6) 本ガイドラインの推奨事項に対する適合性マトリクス

## 5 低減手段

### 5.1 正常な運用で放出される物体の制限

全ての運用軌道域において、通常の運用にてデブリを放出しないよう宇宙システムを設計すること。もしこれが実現できないなら、放出するデブリは数量・面積・

軌道滞在期間の観点で最小化すること。

軌道に物体を放出するプログラム・プロジェクトや実験は、適切なアセスメントによりその軌道環境に与える影響と他の宇宙運用物体に与えるハザードが長期的観点で許容範囲であると立証できない限り、計画しないこと。

テザーシステムの潜在的ハザードは、切断されない場合と切断された場合の双方について解析しなければならない。

## 5.2 軌道上破砕の可能性の最小化

以下の要因で引き起こされる軌道上破砕は、5.2.1～5.2.3項に記される手段を用いて防止すること。

- (1) ミッション運用中の破砕の可能性を最小にすること。
- (2) 全ての宇宙システムを、ミッション終了後の偶発的爆発や破裂を起こさないよう設計し、運用すること。
- (3) 意図的破壊行為は、長期的に軌道に滞在するデブリを発生するものについては、計画や実行をしないこと。

### 5.2.1 蓄積エネルギーによるミッション終了後の爆発の可能性の最小化

ミッション運用が終了した後の偶発的破砕が他の宇宙システムに与えるリスクを制限するために、衛星や軌道投入機体の搭載残留エネルギー源（即ち残留推薬、バッテリー、高圧容器、自爆装置、フリーホイールやモーメンタムホイール等）は、それらがミッション運用やミッション後の廃棄操作に使用されなくなった時点で、枯渇させるか無害化すること。枯渇処置は、その実施によってペイロードに対して許容できないリスクを与えなくなったら直ちに実行すること。低減手段は、別のリスクを招かないように慎重に設計すること。

- (1) 残留推薬や、その他の加圧ガスのような流体は、過剰な圧力上昇や化学反応による偶発的破砕をふせぐために、枯渇するまで燃焼させるか排出するかにより、できるだけ完全に枯渇させるものとする。
- (2) バッテリーは破砕を防止するために構造的及び電気的に適切に設計・製造されること。バッテリーセル及びバッテリー組立の内部圧力の上昇は、過剰なミッション保証の低下を引き起こさない限り、機械的手段で防止することができる。運用終了時点でバッテリー充電ラインは非動作状態とすること。
- (3) 高圧容器は破砕が生じないことを保証できるレベルまで排出されること。LBB設計は有効であるが、推進系及び加圧系の無害化の提言に合致するには充分ではない。ヒートパイプは破裂の恐れが充分小さいとことが実証できれば加圧状態で放置して良い。
- (4) 自爆システムは、不適切な指令、加熱あるいは電波干渉によって、不本意な破壊を起こさないよう設計すること。
- (5) フライホイールやモーメンタムホイールへの動力供給は廃棄フェーズの中で遮断されること。
- (6) 他の形態の蓄積エネルギーについては、評価し、適切な低減策を講じなければならない。

### 5.2.2 運用フェーズでの破砕の可能性の最小化

宇宙システムの設計の間は、各プログラムやプロジェクトでは、FMEA（故障モード及び影響解析）あるいは他の同等の解析手法を用いて、破砕事故に結びつく故障モードが無いことを実証すること。もしそのような故障が排除できない場合は、設計や運用手順でそのような故障の発生の確率を最小化すること。

運用フェーズの間、破碎や制御機能の喪失を招く恐れのある故障の発生を検出するためにスペースシステムを定期的に監視すること。そのような不具合が検出されたなら適切な回復手段を計画すること。さもなければ廃棄あるいは無害化手段を計画し、実施すること。

### 5.2.3 意図的破壊及び他の有害な行為の回避

他のシステムへの衝突リスクを大きく増加させる意図的な破壊行為（自爆、意図的衝突等）及び他の有害な行為は避けること。例えば、意図的な破壊は、破片の軌道寿命が短期間になるように充分低い高度で実施すること。

## 5.3 運用終了後の廃棄

### 5.3.1 地球同期軌道域

ミッションを終了した宇宙機は、静止軌道上の宇宙システムと干渉を起こさないように十分遠くに移動させること。全ての軌道摂動効果を考慮して定めたりオービット完了時点での近地点高度の最小上昇高度の推奨値は、

$$235 \text{ km} + (1000 \cdot \text{CR} \cdot \text{A}/\text{m})$$

ここで、CR: 太陽輻射圧係数（典型的には1～2の間である。）、

A/m: 乾燥質量に対する有効面積 [m<sup>2</sup>/kg]

235 km: GEO 保護域 (200 km) と月・太陽と重力による摂動効果による最大高度変化量 (35 km)の和である。

静止衛星の推進システムは、衛星から分離しないように設計すること。分離せざるを得ない理由が有るならば、推進システムは、地球同期軌道保護域の外側で、かつそれと接触しない軌道に放置するように設計すること。推進システムは、分離されるか否かを問わず、無害化できるように設計すること。

運用者は、打上げロケット軌道周回機体と地球同期軌道域との永久的あるいは周期的接触を避けること。

### 5.3.2 低軌道域を通過する物体

可能であれば、LEO を通過する軌道あるいはLEO と干渉する恐れのある軌道で運用を終了した宇宙システムは、デオービット（直接再突入が望ましい）させるか、軌道寿命が短い軌道に移動させること。回収は、もうひとつの廃棄手段である。了承し得るノミナルな太陽活動を前提として大気抵抗が軌道寿命を制限する（と予測される）軌道にミッション終了後のシステムを放置すること。運用終了後の軌道寿命の制限値が衝突率やデブリ数の成長に与える影響が IADC で研究されてきた。この IADC の研究や幾つかの既存の国家的ガイドラインでは、25 年が合理的で妥当な寿命制限であると見なしてきた。もし、宇宙システムを大気圏再突入で処分する場合は、地球表面に到達するデブリについては、地上の人間及び財産に大きなリスクを与えないようにすること。これは、残存デブリを制限するか、海洋などの非居住区に制限することで達成できる。更に、搭載物に起因する放射性物質、毒性物質、その他の環境汚染物質によって引き起こされる地上の環境被害を防止するかまたは許容範囲内であると認められまで最小化すること。

宇宙システムの落下区域をコントロールする場合は、当該システムの運用者は、関連する航空路や航海路の責任機関に対し、再突入時刻、落下経路、関係する地上区域について通知すること。

### 5.3.3 その他の軌道

その他の軌道域でミッションを終了する宇宙システムは、もし高度に利用が進んでいる軌道域と干渉するならば LE0 軌道寿命制限と同等の軌道寿命に短縮する

か、移動させること。

#### 5.4 軌道上衝突の防止

プログラムやプロジェクトは、宇宙システムの設計やミッションプロファイルの設定においては、システムの軌道寿命中に既知の物体との衝突事故の確率を評価し、制限すること。もし、信頼しうる軌道データが入手できるなら、衝突リスクが無視できない場合は、衛星の回避マヌーバやランチウィンドウの調整が配慮される。

衛星の設計は、小さなデブリが衝突して制御不能に陥り入り、結果としてミッション終了後の廃棄が不可能になる確率をすくなくするものであること。

#### 6 更新

このガイドラインは、スペースデブリとその宇宙環境に与える影響に関する新たな知見が得られた時点で、更新されるであろう。(これはガイドラインではないため序文等への移動を提案)

< 翻訳 : JAXA >