

限定なし



JMR-003-HB001A

スペースデブリ発生防止対策設計・運用マニュアル (宇宙機編)

2024年3月29日 制定

宇宙航空研究開発機構

免責条項

ここに含まれる情報は、一般的な情報提供のみを目的としています。JAXA は、かかる情報の正確性、有用性又は適時性を含め、明示又は黙示に何ら保証するものではありません。また、JAXA は、かかる情報の利用に関連する損害について、何ら責任を負いません。

Disclaimer

The information contained herein is for general informational purposes only. JAXA makes no warranty, express or implied, including as to the accuracy, usefulness or timeliness of any information herein. JAXA will not be liable for any losses relating to the use of the information.

発行

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

宇宙航空研究開発機構 安全・信頼性推進部

JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency)

目次

第1章 概論	1
1. 序文	1
2. スペースデブリ発生防止標準の制定の背景、意義、改訂経緯	1
3. マニュアルの構成	2
4. スペースデブリ発生防止対策の概念	2
5. 関連文書と関連解析ツール等	4
5.1 政府の文書	4
5.2 JAXA 技術標準、設計標準	4
5.3 その他関連文書及び解析ツール	4
5.4 国際的ガイドライン、規格類	5
第2章 JMR-003 の要求の解説	6
1.1 目的 解説	6
1.2.1 適用範囲 解説	8
1.2.2 テーラリング 解説	9
1.3 他の契約要求事項との関係 解説	12
2. 関連文書 解説	12
3.1 用語の定義 解説	13
3.2 略語の定義 解説	15
4.1 基本 requirements 解説	16
4.2.1 デブリ発生防止管理 概要 解説	16
4.2.2 デブリ発生防止管理 組織 解説	16
4.2.3.1 デブリ発生防止管理計画書 解説	17
4.2.3.2 宇宙機運用管理計画書 解説	18
4.3 ライフサイクルの各フェーズにおける管理 解説	18
4.3.1 概念検討、概念設計、計画決定フェーズにおける管理 解説	26
4.3.2 設計フェーズにおける管理 解説	29
4.3.3 運用フェーズにおける管理 解説	32
4.3.4 廃棄フェーズにおける管理 解説	34
5. デブリ低減策の計画及び実行 解説	35
5.1 正常な運用で分離する物品の制限 解説	37
5.1.1 機器・部品やその破片の分離抑制 解説	37

5.1.2	火工品、固体モータからの燃焼生成物等の発生の抑制 解説	40
5.2	軌道上破砕の防止 解説	41
5.2.1	運用終了後の内部エネルギーによる破砕の防止 解説	44
5.2.2	宇宙システムの運用中の破砕の防止 解説	45
5.2.2.1	設計の確実性 解説	45
5.2.2.2	宇宙機の運用中の監視 解説	47
5.2.2.3	不具合発生時のデブリ対策 解説	47
5.2.3	軌道物体との衝突による破砕の防止 解説	48
5.2.3.1	運用軌道の選定 解説	49
5.2.3.2	軌道が把握できる物体との衝突の回避 解説	49
5.2.3.3	衝突回避能力の付与 解説	49
5.2.3.4	地上からの視認性の向上 解説	50
5.2.3.5	デブリやメテオロイドが衝突して完全なる破砕を招く確率の評価 解説	51
5.2.4	意図的破壊行為の原則的禁止 解説	64
5.3	運用終了後の宇宙システムの保護軌道域からの排除 解説	65
5.3.1	基本要件 解説	65
5.3.1.1	設計時の対応 解説	68
5.3.1.1.1	運用終了・延長判断要領の作成 解説	68
5.3.1.1.2	廃棄作業計画書の作成 解説	70
5.3.1.1.3	廃棄機能の付与 解説	72
5.3.1.1.4	廃棄マヌーバ用資源の確保 解説	73
5.3.1.1.5	廃棄機能の信頼度 解説	76
5.3.1.1.6	廃棄作業に用いる品目の残寿命管理 解説	78
5.3.1.1.7	機器の健全性の評価手段と緊急対応方法の整備 解説	81
5.3.1.1.8	デブリ等の衝突の影響の評価及び防御設計 解説	82
5.3.1.2	宇宙機の運用中の対応 解説	86
5.3.1.2.1	廃棄作業に用いる作動寿命品目の残寿命評価 解説	86
5.3.1.2.2	廃棄マヌーバ用資源の管理 解説	86
5.3.1.2.3	廃棄作業に必要な機器の健全性の評価と緊急時対応 解説	87
5.3.1.2.4	運用期間の終了・延長の判断 解説	88
5.3.1.3	廃棄計画の確認と実行 解説	88
5.3.2	地球静止軌道域に対する運用終了後の処置 解説	89

5.3.3 地球低軌道域に対する運用終了後の処置 解説	92
5.3.4 地球12時間周期軌道域に対する運用終了後の処置 解説	103
5.4 地球再突入／落下に対する要求 解説	105
5.4.1 地上安全の確保 解説.....	105
5.4.2 落下予測及び情報の公開 解説	112
5.4.3 搭載物による地上環境汚染の防止 解説.....	113
6. サブシステム／コンポーネント設計と運用	115
6.1 総則.....	115
6.2 デブリ関連技術と影響を受けるサブシステム.....	115
6.3 推進サブシステム（アポジ・キック推進系、軌道・姿勢制御用スラスタ等を含む）	117
6.4 軌道姿勢制御系サブシステム.....	131
6.5 電源系サブシステム.....	133
6.6 通信系サブシステム.....	142
6.7 構造サブシステム.....	144
6.8 熱制御系サブシステム.....	147
7. 参考文書	149

第1章 概論

1. 序文

本マニュアルは「JMR-003E:スペースデブリ発生防止標準(27 April 2023)」^[ref.1](以下「標準」と呼ぶ)の主旨を明確にし、適用の検討に際しての技術情報を提供するものである。JMR-003 に更なる要求を追加するものではない。

2. スペースデブリ発生防止標準の制定の背景、意義、改訂経緯

スペースデブリが宇宙活動に与えるリスクは、有人活動では対応がなされてきたが、一般の無人宇宙機に対しては大きくはないとの認識があった。しかし、1996年7月24日にフランスのCERISE(軍事観測宇宙機)がアリアンロケットの爆発破片と衝突した事故を初めとして、2009年にはついに米口の宇宙機同士の衝突事故が発生し、デブリが宇宙活動に与える脅威は現実的なものとなった。

これに加えて、微小なデブリとの衝突は米国のスペースシャトル、ハッブル宇宙望遠鏡、長期曝露実験施設[Long duration exposure facility (LDEF)]、及び日本の宇宙実験・観測フリーフライヤ[Space Flyer Unit(SFU)]において多数観測されている。スペースシャトルについては、運行中に大型のデブリの接近を検知して回避マヌーバを行った例が3回ある。微小デブリとの衝突でシャトルの窓ガラスを交換しなければならなかった例は、1996年までの80回の飛行で63回に上る。国際宇宙ステーションではデブリ対策が必須のものとなっている。

JAXA(旧NASDAも含めて)ではこのような事態に備え、1991年(平成3年)度頃より調査研究を開始し、1993年度ころ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が安全標準NSS1740.14: Guidelines and Assessment Procedures for Limiting Orbital Debris^[ref.2]を1995年に制定した翌年の1996年にNASDA-STD-18「スペースデブリ発生防止標準(NASDA組織変更後JMR-003に変更)」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1999年2月の国連宇宙空間平和利用委員会[United Nations Committee on the Peaceful Uses of Outer Space (UNCOPUOS)]/科学技術小委員会[Scientific and Technical Subcommittee (STSC)]に検討委員会の設置を提案したが、賛同が得られなかったため、先進国政府系宇宙機関で構成するInter-agency Space Debris Coordinating Committee (IADC)にデブリ対策標準書の整備を提案し、約3年の活動を経て2002年に「IADCスペースデブリ低減ガイドライン」^[ref.3](以下「IADCガイドライン」)を制定するに至った。

この間、米国はNASAとDoDに適用する「米国政府標準手順」^[ref.4]を発行し、フランス国立宇宙センター[Centre National d'Etudes Spatiales (CNES)]も同様の標準書^[ref.5]を作成した。

一方、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共通の認識が得られたものの、特に米口の消極的態度で、それ以上の進展が見られなかった。しかし、2002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、欧州主要国と連名でIADCガイドラインを国連で是認することを提案し、これが2007年に国連総会で「国連デブリ低減ガイドライン」^[ref.6]として決議された。これはIADCガイドラインの上位の定性的提言事項が記されたものである。

これと並行して欧州では2004年に「デブリ低減に向けた欧州行動規範」を制定した。これはIADCガイドラインより更に厳しく、基本的にすべての要求を定量的に課している。定量的に記載された要求の例として、固体モータのスラグの直径(1mm以下)、爆発事故発生率(0.001以下)、廃棄処置の成功確率(0.9以上)等が挙げられる。

NASAは2007年にNASA-STD-8719.14^[ref.8]を制定し、2008年にはNASA Procedural Requirements (NPR) 8715.6A^[ref.9]を登録して、その適用方法について指針を示した。固体モータ・スラグの件以外は欧州行動規範と同レベルの要求である。2008年にESAは欧州行動規範とは別にDirector General's Officeが「ESA Space Debris Mitigation Policy」^[ref.10]を発行した。

2010年、国際標準化機構はISO 24113「スペースデブリ低減要求」^[ref.11]を発行した。その内容には欧米の動向が強く反映されている。JMR-003はこれとの整合性を確保するためにB改訂された。

2014年、バッテリーの完全放電の要求撤廃、新たに制定された基準文書の反映、用語の統一、表現の改善などの目的で JMR-003 の C 改訂を行った。

2020年、ISO24113の第三版(2019年7月1日)が発行されたことを受けて、JMR-003はD改訂された。JMR-003の改訂履歴の詳細はCZA-2021069「スペースデブリ発生防止標準(JMR-003)改訂履歴」^[ref.12]に記録する。

2023年、ISO24113の第四版が発行されたことおよびアルテミスアコードへの対応(地球周回軌道以遠のデブリ対策の追加)を追加して、JMR-003はE改訂された。

3. マニュアルの構成

本書は以下のように記述してある。

- (1) JMR-003の記述を枠で囲んで示した。改訂部分には下線を付した。
- (2) (解説)には要求の趣旨、根拠、遵守にあたっての作業プロセス、配慮すべき事項などを記した。
- (3) (契約の相手方の対応)あるいは(JAXAの対応)には実施主体を明確にする場合に注記を加えた。
- (4) (テーラリング・ガイド)には「標準」の要求事項に対する適合性の判定に役立つ指針がある場合に記述した。

4. スペースデブリ発生防止対策の概念

表 1.4-1 に JMR-003「スペースデブリ発生防止標準」の第 5 項が宇宙機に要求する設計・運用対策の概略を示す。

表 1.4-1 JMR-003 の宇宙機に対する設計・運用対策要求の概略

		低減策	JMR-003 の宇宙機への要求の概要
運用中 放出品		部品類放出抑制	部品類を放出しない。
		固体モータ残渣物	静止軌道保護域及び低軌道保護域に放出しない。
		火工品	燃焼生成物(1mm 以上)を放出しない。
軌道上 破砕		破壊行為禁止	意図的な破壊行為を実施しない。
		運用中の偶発的破砕	破砕発生率が 10^{-3} を超えない。(デブリ等の衝突を除く)
		運用終了後の爆発の防止	運用終了後に残留する潜在的破砕エネルギー源を低減・除去するか、設計上で爆発・破裂を防止する。(残留推進剤放出、バッテリーの充電回路の遮断、圧力容器の破裂防止設計など)
衝突		大型物体衝突対策	地上で監視可能な既知の物体との衝突を回避する。
		微小デブリ衝突対策	衝突に対して防護し、少なくともデブリ対策に必要な機能(廃棄マヌーバ実施機能や残留エネルギーの低減・除去に必要な機能)の喪失を防ぐ。
		デブリ等との衝突による破砕	運用中のデブリ等との衝突による破砕の発生確率を評価。
定常運用 終了後の処置	静止軌道	静止軌道との干渉を避けること。	運用終了後に以下のように静止軌道より遠ざける。 <ul style="list-style-type: none"> ・235 km+ (1,000・Cr・A/m)に相当する高度 ・離心率 < 0.003 ・廃棄成功確率 > 0.9 ・100 年間静止軌道保護領域と不干涉

		長楕円軌道 と静止軌道との干渉回避	長楕円軌道の遠地点高度は静止軌道より 200 km 以上低くする。
		保護域緯度範囲	-15 < 緯度 < 15 deg
	楕円・楕円軌道	軌道滞在期間短縮	低軌道保護域との干渉を 25 年以内に解消すること。その廃棄成功確率は 0.9 以上とする。
		軌道上回収	軌道上で回収して地上で処分する。
		再突入時地上被害	地上の傷害予測数が要求値を超えないように再突入させて処分する。
その他		テザー	運用中の物体との衝突のリスクに配慮して適用する。

表 1.4-1 に示す対策要求を満足するためには、詳細についてはシステム設計、サブシステム設計、機器設計の中で対処することになるが、ミッション要求、システム構成、プロジェクト資金などに大きな影響を与える判断については早期に方針を定め、ミッション要求の定義、システムの定義のフェーズに間に合わせることが望ましい。特に、以下の事項については、プロジェクトの早期段階での判断が望まれる。

(1) システム構成(宇宙機コンステレーション、打上げ手段、地上施設を含むプログラム全体構成を指す)

太陽発電など大規模展開構造物などデブリの衝突に対して脆弱な構造については事前にミッションの成立性を評価することが望ましい。

(2) デブリ発生防止対策(部品の放出抑制、破砕防止を含む)

ミッション目的が与える軌道環境への影響を評価し、問題があればミッション要求の分析及び定義の段階で、改善を提言することが望ましい。

(3) 運用終了・延長の判断

システムの健全性が保証できるうちに運用終了の判断が適切に行えるように、将来運用の延長を行なう可能性がある場合は、残寿命の評価、健全性の診断、廃棄操作に必要な資源の保証などを含む延長判断要領を整備することが要求される。

(4) 定常運用終了後の廃棄方法

低軌道宇宙機は運用終了後 25 年以内に保護軌道域から除去することが要求される。静止宇宙機は運用終了後に静止軌道との干渉を解消することが要求される。

(5) 再突入地上安全

傷害予測数の低減のために、設計方針として、地上に到達する物体の面積から算出する危険面積を最小にして要求を満足させるか、または落下破片の分散域を制御することによって要求を満足させるか、システム開発の早期段階で判断することが望まれる。後者には多量の推進剤と、推進系機器及び制御系機器への機能要求が必要になる。

(6) 大型物体との衝突回避

衝突回避を計画する場合、回避判断基準、年間回避回数の予測値に基づいて推進剤量を準備することが望ましい。十分な警戒体制で余裕も持った衝突回避マヌーバが行われるならば回避用の推進剤量はほとんど無視できであろうが、突然の警報を受けて急激な回避を行う場合はそれなりの推進剤量が必要となる。

(7) 微小デブリ衝突防御

微小デブリ衝突に対するシステムの防御はシステムへのデブリ衝突の予測頻度が大きく、完璧な対策は防御シールドの装備等によるシステムの質量増加の観点から現実的ではない。必要最小限の防御を行うべき範囲は廃棄機能(廃棄マヌーバ実施機能や残留エネルギーの低減・除去機能)の保証であるが、具体的な防御範囲の絞り込み、デブリ衝突による被害の発生頻度の許容限界、防御対策を講じた場合のミッションへの影響などについて、システム全体を俯瞰した防御設計思想を設定することが望ましい。

5. 関連文書と関連解析ツール等

5.1 政府の文書

- (1) 「人工衛星の管理に係る許可に関するガイドライン」(内閣府宇宙開発戦略推進事務局、令和元年9月14日改訂第2版)^[ref.13]
- (2) 軌道上サービスを実施する人工衛星の管理に係る許可に関するガイドライン^[ref.15]、令和3年11月10日初版

5.2 JAXA 技術標準、設計標準

- (1) JMR-003:スペースデブリ発生防止標準
- (2) JERG-2-144:微小デブリ衝突耐性評価標準^[ref.16]
- (3) JERG-2-144-HB001:スペースデブリ防護設計マニュアル^[ref.17]
- (4) JERG-0-047:再突入機の再突入飛行に関わる技術基準^[ref.18]
- (5) JERG-0-047-HB001: 再突入機の再突入飛行に関わる技術基準 解説書^[ref.28]

5.3 その他関連文書及び解析ツール

5.3.1 全般

- (1) DEMIST デブリ評価支援ツール (JAXA 研究開発部門管理)
- (2) ESA-DRAMA (Debris Risk Assessment and Mitigation Analysis)
- (3) NASA-DAS (Debris Assessment Software)

5.3.2 デブリ分布把握(デブリ環境モデル)

- (1) ESA-MASTER (Meteoroid and Space Debris Terrestrial Environment Reference Model)
- (2) NASA-ORDEM (Orbital Debris Engineering Model)

5.3.3 軌道寿命予測

- (1) DEMIST デブリ評価支援ツール (JAXA 研究開発部門管理)
- (2) CNES-STELA (Semi-analytic Tool for End of Life Analysis Software)
- (3) ESA-DRAMA-OSCAR (Orbital Spacecraft Active Removal)
- (4) NASA-DAS (Debris Assessment Software)
- (5) CZA-117006_軌道寿命解析ツールの適用指針^[ref.25]

5.3.4 再突入残存解析

- (1) ORSAT-J 再突入溶融残存性解析ツール (JAXA 安全・信頼性推進部管理)
(<https://sma.jaxa.jp/Software/ORSAT-J/index.html>)
- (2) CAA-109029: 宇宙物体の再突入溶融解析マニュアル^[ref.26]
- (3) CNES-DEBRISK
- (4) ESA-DRAMA-SARA (Re-entry Survival and Risk Analysis)
- (5) NASA-DAS

5.3.5 衝突防御

- (1) TURANDOT (Tactical Utilities for Rapid ANalysis of Debris on Orbit Terrestrial)スペースデブリ衝突損傷解析ツール(JAXA 安全・信頼性推進部管理)
- (2) CAA-117003 スペース・デブリ衝突損傷解析ツール(TURANDOT)取扱説明書^[ref.30]
- (3) IADC Protection Manual^[ref.32]
- (4) ESA-DRAMA-MIDAS

5.3.6 衝突回避

- (1) RABBIT (Risk Avoidance assist tool based on debris collision probability) デブリ接近衝突確率に基づくリスク回避支援ツール (JAXA 追跡ネットワーク技術センター)
(<https://sma.jaxa.jp/Software/RABBIT/index.html>)

5.3.6 軌道上データ等

- (1) 軌道利用の安全に係るレポート
(https://www.jaxa.jp/projects/debris/debris_report/index_j.html)
- (2) 米国統合宇宙運用センター[Combined Space Operations Center (CSpOC)]宇宙監視システム情報 Space Track (www.space-track.org)

※上記で紹介した CNES、ESA、NASA の解析ツールは各機関の Web サイトから無償で利用可能。

5.4 国際的ガイドライン、規格類

- (1) 国連スペースデブリ低減ガイドライン (Space Debris Mitigation Guidelines of the COPUOS, United Nations Office, Resolution of 22 December 2007)
- (2) IADC スペースデブリ低減ガイドライン(IADC-02-01: IADC Space Debris Mitigation Guidelines, Revised September 2007, Revision 1)
- (3) ISO デブリ関連規格、技術レポート(表 1.5-1 参照)

表 1.5-1 ISO デブリ関連規格一覧
[注:ISO 規格及び技術レポートは巻末引用文献には登録しない。]

	対象分野	文書番号	タイトル (冒頭に“Space system”と付いているが省略)
1	全体	ISO 24113	Space debris mitigation requirements
		ISO 23312	Detailed space debris mitigation requirements for spacecraft
		TR 18146	Space Debris Mitigation Design and Operation Guidelines for Spacecraft
2	軌道寿命予測	ISO 27852	Estimation of orbit lifetime
3	再突入安全	ISO 27875	Re-entry risk management for unmanned spacecraft and launch vehicle orbital stages
4	衝突回避	TR 16158	Avoiding collisions with orbiting object
		TR 11233	Orbit determination and estimation
5	衝突防御	ISO 14200	Process-based implementation of meteoroid and debris environmental models
		ISO 16126	Assessment of survivability of unmanned spacecraft against space debris and meteoroid impacts
		ISO 11227	Test procedure to evaluate spacecraft material ejecta upon hypervelocity impact
6	健全性確認	TR 20891	Space batteries — Guidelines for in-flight health assessment of Li-ion batteries

第2章 JMR-003 の要求の解説

1.1 目的 解説

1.1 目的

スペースデブリ発生防止標準は、ロケットによる宇宙機の打上げ、軌道投入、軌道上運用、運用終了後の各段階において、地球周回軌道、月周回軌道、火星周回軌道、安定な地球-月ラグランジュ点、安定な太陽-地球ラグランジュ点でのスペースデブリ(以下「デブリ」という。)の発生を最小限に抑制すること、打上げた宇宙機自身が安易にデブリとなることを最大限に防ぐこと、更にデブリとなったロケットや宇宙機が人的被害を発生させないよう最大限に努力することを目的に、ロケット及び宇宙機(以下「宇宙システム」という。)の計画段階、設計段階、運用段階、運用終了段階において考慮すべき事項について規定するものである。本標準で主眼とする対策は以下の4点である。

- (1) 宇宙システムの正常な運用で地球周回軌道に放出する物体を最小限とすること。月周回軌道、火星周回軌道、安定な地球-月ラグランジュ点、安定な太陽-地球ラグランジュ点についてもこれに準ずること。
- (2) 運用中および運用終了後の宇宙システムが地球周回軌道、月周回軌道で破砕して大量のデブリを発生させることを未然に防ぐこと。
- (3) 運用終了後の宇宙システムが利用価値の高い地球低軌道保護域、地球静止軌道保護域と接触する期間を短縮すること。地球12時間周期軌道域、月周回軌道域、火星周回軌道域、安定な地球-月ラグランジュ点、安定な太陽-地球ラグランジュ点についてもこれに準ずること。
- (4) 地球低軌道保護域から除去した宇宙システムの地球への落下により人的被害および地球の環境汚染を発生させないこと。

注：JMR-003E では地球周回軌道に加えて、アルテミスアコードへの対応として、月周回軌道、火星周回軌道、安定な地球-月ラグランジュ点、安定な太陽-地球ラグランジュ点をデブリ発生を最小限に抑制すべき領域として追加したが、5章については現状対応しうる部分のみ要求として追加している。

(解説1)スペースデブリの発生源

表 1.1-1 に JMR-003「スペースデブリ発生防止標準」が前提とするデブリの発生源の分類を示す。

表 1.1-1 デブリの発生源別の分類

主分類	副分類	デブリ発生原因
正常な運用にて発生する 分離・剥離品等	計画的分離品	ミッション要求上放出される物体
		計画的分離・放出品(締結具、カバー類)
		複数宇宙機打ち上げ時の下部支持構体
		軌道上回収前分離・放出品(パドル等)
		軍事目的又は機密保護のための射出物
	非意図的に放出してし まう物体	固体モータからの噴出物
		タンク断熱材の振動・衝撃などによる剥離
		経年劣化による剥離・分離品
	原子炉からの高密度冷却材の漏洩(海外事例)	
破砕による破片	偶発的破砕事故	打上げ/軌道投入時の不具合による爆発
		指令破壊系の不具合による大規模爆発
		残留推進剤、バッテリー等に起因する爆発
	軌道上衝突事故	大型物体との衝突
		小物体との衝突による宇宙システムのデブリ化

		微小物体衝突による表面剥離(イジェクタ)
	意図的破壊	再突入安全策としての爆破 破壊実験等その他の爆破
運用停止後の不要物体		軌道上の不要システム a. ミッションを終了したロケット軌道投入ステージ b. 運用を終了した宇宙システム

(解説2)地球以遠のデブリ対策

2020年に日本も合意したアルテミスアコードには、月、火星、E-M ラグランジュ点、その他の平和的な宇宙探査の実施に関して守るべき事項が記載されている。アコードの12章「ORBITAL DEBRIS」はスペースデブリへの対応が記載されており、運用終了後の措置、運用中・運用終了後の破砕防止、衝突防止への対応が求められている。アコードに法的拘束力は無いものの、JAXAがアコードの適用される領域で活動していくにあたって、当該領域における持続可能な活動を積極的に推進するためにも、具体的なデブリ対策を定める必要があった。このため、JMR-003Eのスコープを地球周回軌道以外に拡張するとともに、月、火星、S-E ラグランジュ点、E-M ラグランジュ点にて求める具体的な対応を定めた。JMR-003Eのスコープ拡張を検討するにあたり、NASA-STD-8719.14Cを参考にした。表1.1-2に月、火星、L点ミッションにおけるリスクの識別と、JMR-003E版における要求の設定状況を示す。幾つかのリスクに対しては技術的に未成熟であるためJMR-003Eにて要求化していないが、将来的には対応が望まれる。

なお、S-E ラグランジュ点についてはアコードの対象外であるが、NASA-STDにおいては、「可能な予防手段は積極的に取られるべきである」との考えに基づいてベストプラクティスの対応方針を記載している。JMRもNASAの考えに倣い、S-E ラグランジュ点において現時点で取り得る予防手段を採用している。

本文中で言及されている「安定なラグランジュ」点とは、L4、L5をさす。L1、L2、L3は不安定点であり放置しても滞留しないため、本標準のスコープ外としている。ただし、不安定点において運用終了後に地球に帰還する軌道に入る場合は、地球周回軌道の要求に適合する必要がある。

表 1.1-2 月、火星、L点ミッションにおけるリスクの識別と、JMR-003E版における要求の設定状況

	地球周回軌道	月、火星、L点におけるリスクの識別とJMR-003Eでの対応 []はE版時点で未考慮
軌道上のリスク	デブリ増加による軌道環境悪化(正常運用時の物体放出)	・物体放出については月、火星、L点で努力目標に設定。
	デブリ増加による軌道環境悪化(自己破砕)	・自己破砕については現状具体的なミッション計画が進行している月のみ対応。[火星、L点についてはミッションが具現化する段階で対応する。]
	デブリ増加による軌道環境悪化(軌道上物体との衝突)	[・衝突については具体的なミッション計画が進行している月に対応したいところだが、技術が確立されていないため、今後の検討とし、E版では見送り。]
	デブリ増加による軌道環境悪化(意図的破壊)	・常識的に達成できると思われることから、全軌道に適用。
	デブリ増加による軌道環境悪化(保護軌道域からの離脱の失敗)	[・月、火星については保護軌道域が国際的に設定されていないことから、E版では見送り。(廃棄の際に惑星保護には配慮)] ・L点については、滞留することが明らかな箇所については配慮する。
	有人機(ISS等)との衝突による人員の死傷	[・衝突については具体的なミッション計画が進行している月に対応したいところだが、技術が確立されていないため、今後の検討とし、E版では見送り。]
地上リスク	非熔融物体の再突入による地上の人員の死傷	[・月面、火星面上の基地、財産については何らかの保護が必要になってくると思われるが、現状対象物が明確でないことから、今後の検討とし、E版では見送り。]
	(財産の喪失)	[同上]
	地球環境の汚染	・月、火星については惑星等保護プログラム標準に準拠することで対応。

表 1.1-3 に各軌道に適用する要求をまとめた。月周回軌道、火星周回軌道、安定なS-E ラグランジュ点、安定なE-M ラグランジュ点におけるミッションについての参考にされたい。なお、これらのミッションにおいても一時的に地球周回軌道に干渉する場合、その期間について地球周回軌道の要求に適合しなければならない。

表 1.1-3 各軌道に適用する要求

	地球周回軌道	月周回軌道	火星周回軌道	S-E、E-M L点

5.1.1 機器・部品やその破片の分離抑制	○	△(推奨)	△(推奨)	△(推奨)
5.1.2 火工品、固体モータからの燃焼生成物等の発生抑制	○	N/A	N/A	N/A
5.2.1 運用終了後の内部エネルギーによる破砕の防止	○	○	N/A	N/A
5.2.2.1 設計の確実性	○	○	N/A	N/A
5.2.2.2 宇宙機の運用中の監視	○	○	N/A	N/A
5.2.2.3 不具合発生時のデブリ対策	○	○	N/A	N/A
5.2.3.1 運用軌道の選定	○	N/A	N/A	N/A
5.2.3.2 軌道が把握できる物体との衝突の回避	○	N/A	N/A	N/A
5.2.3.3 衝突回避能力の付与	○	N/A	N/A	N/A
5.2.3.4 地上からの視認性の向上	○	N/A	N/A	N/A
5.2.3.5 デブリやメテオロイドが衝突して完全なる破砕を招く確率の評価	○	N/A	N/A	N/A
5.2.4 意図的破壊行為の原則的禁止	○	○	○	○
5.3.1 基本要件	○	N/A	N/A	N/A
5.3.1.1 設計時の対応	○	N/A	N/A	N/A
5.3.1.1.1 運用終了・延長判断要領の作成	○	N/A	N/A	N/A
5.3.1.1.2 廃棄作業計画書の作成	○	N/A	N/A	N/A
5.3.1.1.3 廃棄機能の付与	○	N/A	N/A	N/A
5.3.1.1.4 廃棄マヌーバ用資源の確保	○	N/A	N/A	N/A
5.3.1.1.5 廃棄機能の信頼度	○	N/A	N/A	N/A
5.3.1.1.6 廃棄作業に用いる品目の残寿命管理	○	N/A	N/A	N/A
5.3.1.1.7 機器の健全性の評価手段と緊急対応方法の整備	○	N/A	N/A	N/A
5.3.1.1.8 デブリ等の衝突の影響の評価及び防御設計	○	N/A	N/A	N/A
5.3.1.2 宇宙機の運用中の対応	○	N/A	N/A	N/A
5.3.1.2.1 廃棄作業に用いる作動寿命品目の残寿命評価	○	N/A	N/A	N/A
5.3.1.2.2 廃棄マヌーバ用資源の管理	○	N/A	N/A	N/A
5.3.1.2.3 廃棄作業に必要な機器の健全性の評価と緊急時対応	○	N/A	N/A	N/A
5.3.1.2.4 運用期間の終了・延長の判断	○	N/A	N/A	N/A
5.3.1.3 廃棄計画の確認と実行	○	N/A	N/A	N/A
5.3.2 静止軌道域に対する運用終了後の処置	○	N/A	N/A	N/A
5.3.3 低軌道域に対する運用終了後の処置	○	N/A	N/A	N/A
5.3.4 その他の中高度域に対する運用終了後の処置	○	N/A	N/A	N/A
5.3.5 月周回軌道、火星周回軌道に対する運用終了後の措置	N/A	○	○	N/A
5.3.6 安定な地球-月ラグランジュ点、安定な太陽-地球ラグランジュ点に対する運用終了後の措置	N/A	N/A	N/A	○
5.4 再突入/落下による処分に対する要求	○	N/A	N/A	N/A
5.4.1 地上安全の確保	○	N/A	N/A	N/A
5.4.2 落下予測及び情報の公開	○	N/A	N/A	N/A
5.4.3 搭載物による地上環境汚染の防止	○	N/A	N/A	N/A

1.2.1 適用範囲 解説

1.2.1 適用範囲

本標準は、JAXA が開発する宇宙システム及びそれらのコンポーネントで、地球周回軌道(特に、低軌道保護域及び静止軌道保護域)、月周回軌道、火星周回軌道、安定な地球-月ラグランジュ点、安定な太陽-地球ラグランジュ点と干渉する恐れのあるものに適用する。ただし、宇宙ステーション等別に国際的取り決めがある事項については当該取り決めを優先する。

(解説1)他機関の宇宙機について

JMR-003 は JAXA が開発及び運用する全ての宇宙システムを対象とする。一方、JAXA が開発及び運用するロケットに搭載される宇宙機であっても、他機関の宇宙機は JMR-003 の適用対象外である(D 版以降)。これは、2018 年 11 月 15 日に「人工衛星等の打上げ及び人工衛星の管理に関する法律」^[ref.37]が

施行され、デブリ発生防止を含む人工衛星の管理に対する責任は人工衛星を運用する事業者に明確化されたためである。

JAXA が開発を行い、他機関の責任の下で運用されるような場合には、関係機関との調整を踏まえ必要な範囲に適用する。

(解説 2)宇宙ステーションについて

宇宙ステーションについては、既にデブリとの衝突回避策、衝突防御策、運用終了後の解体・回収が検討されている。不要物の投棄についても「Multilateral ISS Jettison Policy [ISSP PPD 1011, March 8, 2010]」^[ref.38]が定められている。宇宙ステーションでは、JMR-003 とは異なる観点から、より厳しい国際的取り決めに基づく検討が担当部門で関係各国との協議を含めて実施されているので、当該国際的取り決めを JMR-003 に優先して適用する。

(JAXA の対応)基本的なデブリ対策方針の決定

JMR-003 は、契約の相手方のみならず JAXA 自身にも適用するものである。特にプロジェクトの企画段階、概念段階は JAXA が主体的に実施するものであり、かつ再突入制御などの根本的なデブリ対策方針はこの段階でほとんど決定される。JAXA プロジェクトマネージャは遅くとも「提案要請」[Request for Proposal (RFP)]の発行までに基本的なデブリ対策方針を決定することが望まれる。この対策方針は後日「デブリ発生防止管理計画書」にまとめることが望まれる。

1.2.2 テーラリング 解説

1.2.2 テーラリング

この標準の要求事項は、テーラリングして適用することができる。ただし、テーラリングについては安全・信頼性推進部と調整し、必要に応じて安全審査委員会の審議を受けなければならない。

また、テーラリングの結果はデブリ発生防止管理計画書等に記載しなければならない。

テーラリングの根拠には以下のものがある。

- (1) 本標準が制定された時点で既に開発が進展している宇宙システムの開発プロジェクトについては、時期的に可能な範囲に適用する。
- (2) 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。

(解説 1) テーラリングの可否判断

JMR-003 は、宇宙活動による便益を将来の世代にまで継承するために、持続的開発を保証することに貢献するものであるが、現実には当面のミッションの意義と環境保全の重要性の双方を満足させることが経済的・技術的に困難であることが多々有り得る。JMR-003 の要求事項が満足できない場合は、適用できないデブリ対策要求とそれに適合できない理由をまとめて、安全審査委員会に諮る必要がある。なお、「人工衛星等の打上げ及び人工衛星の管理に関する法律」にはデブリ対策が含まれているが、当該法に抵触するテーラリングは当然ながら認められない。

(解説 2)安全審査委員会による判断

安全審査委員会は、ミッションの社会的貢献、技術の進歩に寄与する知見の獲得と世界への科学的貢献などミッションの意義と、軌道環境への負荷の許容限界を適切に見極め、テーラリングの可否を判断することが求められる。

しかし、テーラリング可否の判断を仰ぐ以前に、開発に携わる部門は、ミッション要求の提示を受けてミッション要求の分析とシステム要求の定義の過程で、JMR-003 の要求を十分反映することが望まれる。例えば軌道寿命制限に対しては、ミッション運用高度、推進系仕様を、地上安全については溶融しやすい材料の選定、落下区域の制御手段の付与など、早期のフェーズで考慮に入れる必要がある。

開発に携わる部門は、図 1.2-1 に示すテーラリングにおけるトレードオフの概念を参考として、テーラリングを検討されたい。

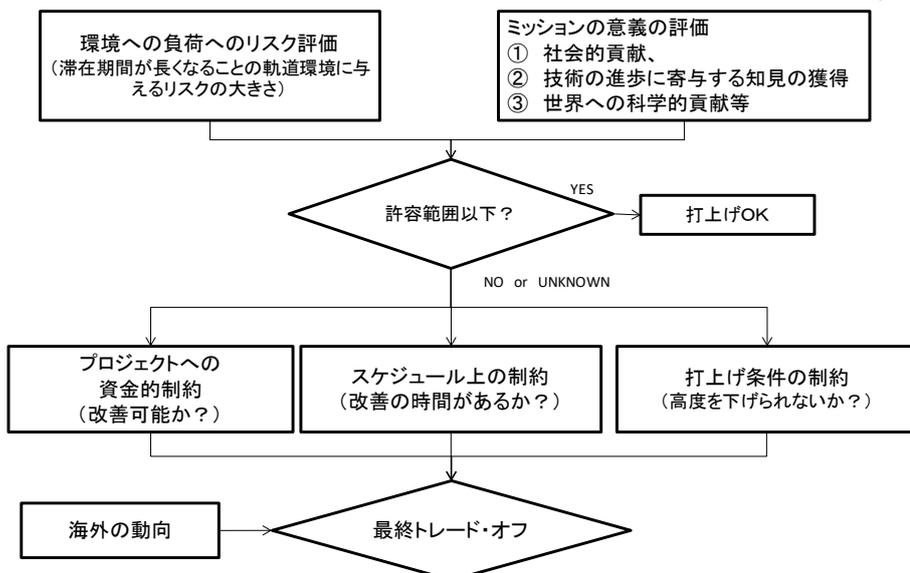


図 1.2-1 テーラリングにおけるトレードオフの概念

(解説3) 開発が進展している大型実用宇宙機について

一般に、契約で呼び出される管理標準及び設計標準等は契約時点で指定された版を適用することが前提である。特に重要な要求については契約途中でも協議の上適用されることもある。

契約途中で設計変更が容易ではない大型実用宇宙機については、[JMR-003](#) の 1.2.2 項に「JMR-003 が制定された時点で既に開発が進展している宇宙システムの開発プロジェクトについては、時期的に可能な範囲に適用する」と記されている。設計時に適用が困難でも運用開始後に搭載資源に余裕が出ればその範囲で遵守する方向で協議されることが望ましい。

(解説4) 技術的・経済的実現性

デブリ対策は、衝突防御用シールド等の装備による質量増加、定常運用終了後の保護軌道域からの移動のための推進剤確保等、システムの質量バジェットやコストに負担をかけざるを得ないが、システムの成立性やプロジェクト資金に過剰な負担をかける場合は、対策の必要性和システムに与える影響を評価して決断することになる。

過剰な負担か否かの判断には、宇宙先進国と同等程度の対策であるか否かが一つの基準となる。

海外の動向は、IADC や UNCOPUOS/STSC など情報で得られる。プロジェクト責任者はそれを参考にすることができる。

(解説5) 海外の対応

テーラリングに際しては、以下に示す海外機関の動向も参考にすることも有効と思われる。

[1] 海外のデブリ対策要求文書

[2023年7月](#)現在、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) NASA-STD-8719.14: Process for Limiting Orbital Debris (Revised: [2021-05-11 Rev.C](#)) ^[ref.8]
- (2) [The Zero Debris Charter](#) ^[ref.7]
- (3) [ESA Space Debris Mitigation Policy, ESA/ADMIN/IPOL \(2023\)1, Director General's Office \(3 November 2023\)](#) ^[ref.10]
- (4) [ESSB-ST-U-007 ESA Space Debris Mitigation Requirements](#) ^[ref.39]
- (5) Russia: National Standard on the Russian Federation, General Requirements on Space Systems for the Mitigation of Human-Produced Near-Earth Space Pollution ^[ref.40]
- (6) GOST R 52925-2018 Space technology items. General requirements for space vehicles for near-earth space debris mitigation ^[ref.41] (ロシア国家標準規格)

これらのほか、フランスには宇宙活動法(2008年6月)^[ref.34]及びその下位の技術規則^[ref.35]があり、英国にも宇宙法(1986年)があり、それぞれでデブリ低減策を要求している。

[2] 海外機関の動向

(1) NASA

米国国家宇宙政策(2006年版^[ref.42]及び2010年版^[ref.43])にて「宇宙機、打上げサービス等の調達及び実行においては、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プロセス”に従う」と定めている。これを受けて NASA 標準では「ミッション要求とコスト効果を調和させてデブリの発生を制限することは米国及び NASA の政策である」とし、「デブリ低減要求を満足させるには、ミッション要求の必要性和資金管理の必要性の間で均衡を保つべしと理解されている。あるデブリ対策要求がミッション要求、技術力、過度のコストインパクトなどのために重大な問題を引き起こすならば、適切な理由と正当性を評価報告書にまとめ、これを添付してウェーバ申請できる」としている。

米国政府が示す Orbital Debris Mitigation Standard Practices (ODMSP, 2019年に改定)に基づいて、NASAをはじめとする各省庁がそれぞれのデブリ低減要求を更新する、という流れになっている。米国連邦通信委員会 FCC は、商業の宇宙機に関してデブリ低減の規制を担っている。米国で運用される商業宇宙機は Title 47 of the Code of Federal Regulations (CFR) に適合し、宇宙機運用のライセンスを取得する必要がある。この規制に NASA 等の国の機関は含まれておらず、NASA は自身のプログラムにデブリ低減要求 NASA-STD-8719.14 を適用している。

(2) ESA

2004年 ASI、BNSC(UKSA)、CNES、DLR、ESA が、「スペースデブリ削減のための欧州行動規範」に合意した。2008年には、最初の ESA スペースデブリ低減方針が発表された。ESA 方針はその後、2014年に更新され、ECSS-U-AS-10C/ ISO 24113:2011 をスペースデブリ低減の標準として採用した。ESA/ADMIN/IPOL(2014)2 は 2018年にも改訂された。2017年、ESSB-ST-U-004 が再突入安全要件の標準として ESA に採用された。2019年には ISO 24113:2019 が発行され、ISO 24113:2011 に代わる大きな変更が加えられた。その後、ECSS-U-AS-10C Rev.1 が更新され、ISO 24113:2019 のすべての要求事項が採用された。

2023年には「ESA 由来のデブリ発生ゼロを 2030年までに達成することを目指した The Zero Debris Charter」^[ref.7]を採択し、スペースデブリ低減方針^[ref.10]もそれに合わせて改訂された。また、ECSS-U-AS-10C に代わって ESA ミッションに適用する要求として新たに ESSB-ST-U-007 ESA Space Debris Mitigation Requirements^[ref.39]を発行した。ESA のデブリ低減要求に対する適合性の評価方法は ESSB-HB-U-002-Issue 2 ESA Space Debris Mitigation Compliance Verification Guidelines に記されている。

(3) JAXA と NASA あるいは ESA との共同ミッションの場合のデブリ対策の取り決め

NASA、ESA 及び JAXA 間の共同事業として、1 機関の搭載機器を他機関の宇宙機に搭載する場合のデブリ対策について、Abbreviated Orbital Debris Assessment Report が NASA-ESA-JAXA 間で 2012年9月28日に合意された。(合意文書を CAA-112018^[ref.45]に登録)

これは宇宙機システム側のデブリ対策要求に合致することを強制するものではなく、宇宙機システム側の機関に適用されるデブリ対策要求に宇宙機システム側が合致していることを報告するために、機器側が情報提供で支援するためのものと位置づけられている。これにより双方のデブリ対策の状況が明らかになり、協議が円滑に進むことが期待される。しかし、この合意は ISO 24113 の第 2 版の要求には応じているが、第 3 版以降の廃棄成功確率の要求、固体モータの規制、破砕発生確率の評価などの要求には対応していない。今後三機関間で調整が必要になる場合は、上記の合意をベースに個々のプロジェクトにおいて相手方と再調整されることになろう。

(JAXA の対応)

- (1) プロジェクト責任者は、開発するシステムの要求分析の段階で、JMR-003 の要求をテーラリングして適用する必然性があるならば、独自のデブリ対策要求をデブリ対策計画書等に文書化し、その内容を開発の進展に応じて逐次見直す。
- (2) プロジェクト責任者は、デブリ対策計画書等を契約の相手方に提示し、問題点の識別、解決策の立案などを行い、その成果を各開発フェーズの審査会にて審査することが望まれる。

(3) プロジェクト責任者は、重要なデブリ対策方針の決定に際しては、早期のフェーズで安全審査委員会にて調整を図ることが望まれる。

(契約の相手方の対応)

宇宙システムの開発契約の相手方は JAXA から提示されたデブリ対策計画書等に沿って、JMR-003 の要求事項をテーラリングする部分があればそれを識別し、4.2.3.1 項の「デブリ発生防止管理計画書」に明記する。

1.3 他の契約要求事項との関係 解説

1.3 他の契約要求事項との関係

この標準の要求事項と、調達仕様書等の要求事項との間に相違がある場合は調整する。
また、この標準の要求事項は、他の標準書等の要求事項と重複して実施する必要はない。契約の相手方は、重複する要求事項については 4.2.3 項のデブリ発生防止管理計画書において他の標準との関係を述べ、互いに補完し合うものであることを明記しなければならない。

(解説 1) 他のプログラムとの関係

デブリに関連して、安全管理要求に基づく安全審査、信頼性管理プログラムに基づく信頼度解析とデブリ対策における廃棄機能の信頼度の算出、設計審査とデブリ対策機能の審査、品質保証プログラムに基づく検証・確認要求とデブリ対策機器の検証・確認試験等はいずれかのプログラムで実施すれば重複して実施する必要は無い。他のプログラムとの関係はデブリ発生防止管理計画書にて言及することが望ましい。

2. 関連文書 解説

2.関連文書

(1)適用文書

- ①JERG-0-047:再突入機の再突入飛行に係る安全基準
- ②JMR-004:信頼性プログラム標準
- ③JERG-2-144:微小デブリ衝突耐性評価標準
- ④JERG-0-001:宇宙用高圧ガス機器技術基準
- ⑤JMR-014:惑星等保護プログラム標準
- ⑥JERG-2-026:軌道上サービスミッションに係る安全要求
- ⑦人工衛星の管理に係る許可に関するガイドライン(内閣府宇宙開発戦略推進事務局)第 6.3.4 項

(2)参考文書

以下の文書は本書を理解する上で参考になる。

- ①ISO-24113 :Space debris mitigation requirements
- ②JMR-003-HB001:スペースデブリ発生防止対策 設計・運用マニュアル(宇宙機編)
- ③JMR-003-HB002:スペースデブリ発生防止対策 設計・運用マニュアル(ロケット編)
- ④Space debris mitigation guidelines of COPUOS, UN Office for Outer Space Affairs, 2010
- ⑤IADC-01-0.2, IADC Space Debris Mitigation Guidelines, (revision 2, March 2020)

(解説 1)適用文書と参考文書の扱い

JMR-003 における適用文書は、引用される箇所において要求の一部をなす文書である。また、参考文書①④⑤は JMR-003 の制定・改定に際して尊重した文書、参考文書②③は JMR-003 の理解の促進を目的としたマニュアルである。

なお、本マニュアルにおいても参考文書があるが、こちらは本マニュアル作成にあたって引用した外部資料である。

3.1 用語の定義 解説

(解説 1)用語の定義に関する補足

JMR-003 で定義されている用語に関連して以下を補足する。

(6) 偶発的破砕発生率

5.2.2 項で規定する偶発的破砕発生率は、破砕を発生させる構成要素の故障率と運用期間の積である。デブリやメテオロイドの衝突のような外部要因による破砕は除く。

JMR-003 の 5.2.2.1 項では運用期間中の破砕発生確率を評価することを求めているが、この時の破片発生モードには、経年劣化等によるシステムの一部の離脱、剥離、落下中の空力破壊は含めなくて良いとしている。ISO 24113 の 6.2.2 項でも同様の評価要求が記されているが、その 6.2.2.1 項で「偶発的破砕を引き起こす可能性のある搭載エネルギーの放出」を考慮して破砕発生確率を求めるように要求している。これはすなわち、経年劣化などのように、自らの蓄積エネルギーに起因する相対速度を持たずに分離・剥離する物体はこの確率計算からは除外されることになる。また、落下中に空力破壊で発生する破片も国際慣行上除外できる。その根拠として、国連スペースデブリ低減ガイドライン^[ref.6]が引用する IADC ガイドライン^[ref.3]の 3.4.4 項でも以下は破砕の範疇から除外されている。

- 再突入フェーズにおける空気力学原因による破砕
- 経年劣化や品質劣化によって発生する塗料の破片など

一方、ISO 24113に対応してJMR-003ではデブリやメテオロイドと衝突して破砕する確率を評価することを5.2.3.5項にて要求している。微小なデブリでも衝突すれば何らかの破片が発生することは想像できるが、当該要求は数cm級以上のデブリの衝突によるシステム・レベルの破砕(「完全なる破砕」(欧米では catastrophic break-up))が発生する確率について評価するものであるとの認識が共有されている。(ISO 16126 Survivability of unmanned spacecraft against space debris and meteoroid impacts for the purpose of space debris mitigation 第2版改訂案からの判断)

(16) 保護軌道域

現状で特に利用頻度が高く、保全すべきと識別される軌道域である。具体的には以下に示す地球低軌道保護域、地球 12 時間周期軌道域および地球静止軌道保護域である。

- a. 地球低軌道保護域: 高度 2,000 km 以下
- b. 地球 12 時間周期軌道域: 高度 19,100 km 以上、23,500 km 以下の軌道域
- c. 地球静止軌道保護域: 静止軌道高度±200km かつ緯度:±15 度以内

JMR-003D 版までは、12 時間周期軌道域は、GPS の運用軌道を考慮して「高度 19,900 km 以上、20,500 km 以下の軌道域」と定めていたが、JMR-003E 版では当該軌道域で運用される GNSS として、Beidou、Galileo、Glonass の軌道も考慮に含め、「高度 19,100 km 以上、23,500 km 以下の軌道域」に拡張した。なお、この 12 時間周期軌道域は重要な軌道域として尊重する対象ではあるが、低軌道域あるいは高離心率軌道で運用する他の宇宙機システムの運用・廃棄に関連して特別な配慮が求められているわけではない。

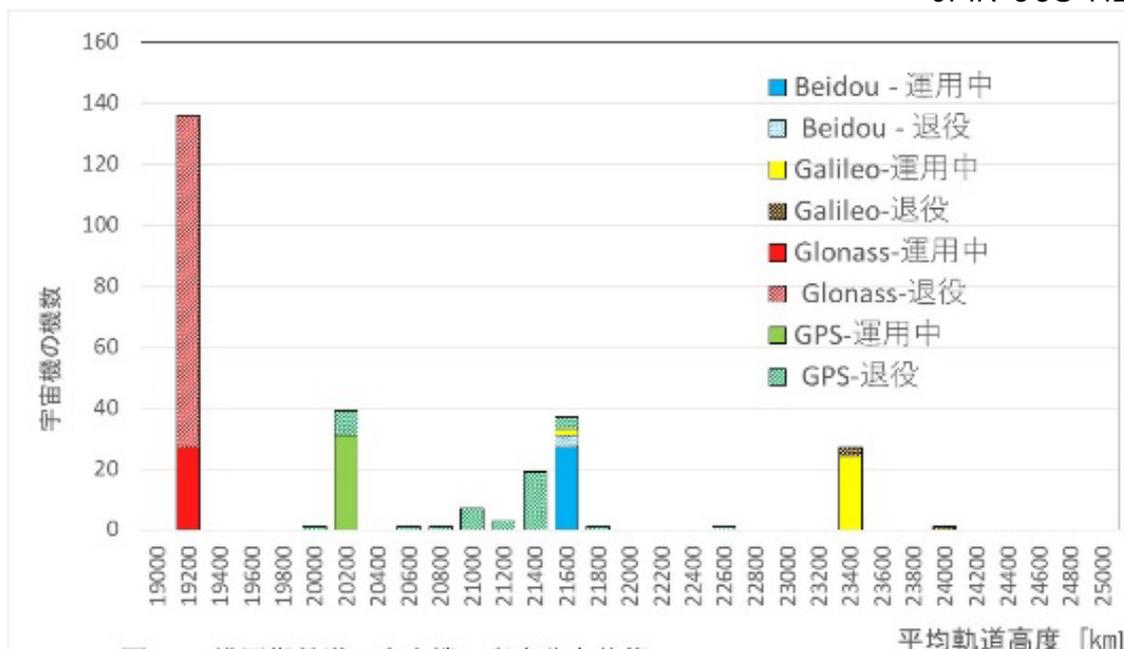


図 3.1-1 12 時間周回軌道の宇宙機の高度分布状態 (Space-Track 2022 年 2 月 5 日データより)

(18) 有効寿命

品目が有効に使用できる期間(耐用期間)。すなわち、品目が、最初の使用から、故障率が著しく増大し、使用が不適切な状態になるまでの期間。

「有効寿命」は JMR-003 以外の JMR、JERG で明確に定義されていない。JMR-003D 改訂では、運用期間を延長するには、作動寿命を有する品目や経年劣化特性のある品目については、それらの有効な寿命を超えない範囲で管理することが必要との認識に立っている。その限界として「有効寿命」の定義を設けた。なお、JMR-003 の「有効寿命」の定義は JIS Z 8115:2000「ディペンダビリティ(信頼性)用語」の「有効寿命、耐用寿命」の定義を参考にしてしている。

以下は、JMR-003 では定義されていないものの、重要な用語を補足する。

リオービット

リオービットは、ミッション終了後に意図的に他の軌道へ移動させることである。通常、利用価値の高い軌道からその低い軌道へ、もしくは空間密度の高い軌道からより衝突確率の低い軌道へ移動させる。落下した場合に地上へ与える被害が懸念される場合に当面の落下を避けるために軌道寿命の長い軌道へ移動させる場合もある。

ちなみに、デオービットは、ミッション終了後の宇宙システムの軌道寿命を短縮するために軌道高度を低下させる操作をさす。IADC ガイドラインではデオービットはリオービットの一形態と定義されている。

廃棄用軌道域

以前は低軌道において廃棄用軌道域を定義して、用済みの宇宙機をその軌道域へ移動させることを推奨する選択肢があったが、IADC ガイドラインの制定過程の議論でも削除された。ISO 24113 の第三版でもこの選択肢は削除された。これを受けて JMR-003 D 改訂でも削除された。もともと重要で利用頻度の高い軌道域を示し、そこを保全するように求めるのみで、強いて廃棄用軌道域を指定していなかった。JMR-003 5.3.1.3 項で使われている“廃棄軌道”という用語は、廃棄操作で目標とする最終軌道を意味する。(廃棄用軌道域への移動は当面の一時的な処置であって、根本的な解決にはならない。廃棄用軌道域へのリオービットに正当性があるとすれば、数百年後には技術が進歩し、回収に必要なインフラが整備され、現在より簡便に回収が可能になることを期待することである。しかし、これが期待できないとすれば、環境悪化を招くだけである。)

3.2 略語の定義 解説

3.2 略語の定義

本標準で使用する略語の定義を以下に示す。

- (1) GEO(Geostationary Earth Orbit): 静止軌道
- (2) GTO(Geostationary Transfer Orbit): 静止軌道への遷移軌道
- (3) LEO(Low Earth Orbit): 低軌道

(解説 1) その他の略語

JMR-003、3.2 項「略語の定義」に規定された略語に加えて、デブリ分野では表 3.2-1 の略語が用いられる。

表 3.2-1 略語一覧(宇宙機名称や文書体系の符号は除く。)

略語	全体標記	日本語表記あるいは意味
A/M	area mass ratio	面積質量比
AGC	Auto Gain Control	ゲイン自動制御
ASAT	Anti-Satellite Weapon	宇宙機攻撃兵器
CFRP	Carbon Fiber Reinforced Plastics	炭素繊維強化プラスチック
COPUOS	Committee on the Peaceful Uses of Outer Space	宇宙空間平和利用委員会 (国連に設けられた委員会)
CSpOC	Combined Space Operations Center	統合宇宙運用センター (米国の政府組織のひとつ)
DoD	Department of Defense	国防省 (米国の政府組織のひとつ)
EMR	Energy-to-Mass Ratio	エネルギー・質量比 (衝突運動エネルギー対宇宙機質量比)
GPS	Global Positioning System	全地球位置情報システム
IADC	Inter-agency Space Debris Coordinating Committee	宇宙機関間スペースデブリ調整委員会
ISO	International Organization for Standardization	国際標準化機構
Isp	Specific impulse	比推力
LDEF	Long Duration Exposure Facility	長期曝露実験施設
LBB	Leak Before Burst	破裂前漏洩 (高圧ガス機器の内部欠陥が成長して瞬時破壊に至る前に、漏洩させる設計概念)
MEOP	Maximum Expected Operating Pressure	最大常用圧力
PFD	Power Flux Dencity	電力束密度
SSN	Space Surveillance Network	宇宙監視ネットワーク
STSC	Scientific and Technical Subcommittee	科学技術小委員会(UNCOPUOS の下部組織)
TCBM	Transparency and Confidence-Building Measures	透明性・信頼性醸成措置
TLE	Two Line Element data	(軌道要素を 2 行に分けて記述する方式)
UN	United Nations	国際連合

4.1 基本要素事項 解説

4.1 基本要素事項

契約の相手方等は、宇宙システムの開発・運用を計画・実行するに際しては、JAXA と協議の上、デブリの発生を最小限にとどめるための効果的な対策を立案し、実行しなければならない。

このための活動には以下の各項を含めなければならない。

- (1) 宇宙システム及び関連する地上システムを含む総合システムの開発計画の検討におけるデブリ発生防止への配慮。
- (2) 宇宙システムの設計、製造フェーズにおけるデブリ発生防止の努力。
- (3) 宇宙システムの打上げから軌道投入までのフェーズにおけるデブリ発生防止の努力。
- (4) 宇宙システムの運用フェーズ及び運用終了後の廃棄フェーズにおけるデブリ発生防止の努力。
- (5) 宇宙システムの運用中に不具合が発生した場合のデブリ発生防止の努力
- (6) 上記の(1)～(5) までの努力を各開発及び運用フェーズに的確に反映するための管理体制の整備。

(解説1)基本要素の解説

幾つかのデブリ対策は宇宙機等がシステム・レベルで単独に計画できるものではなく、ロケット・地上システムを含める総合システムとして計画すべきものである。上記(1)はこれら JAXA で行われるフェーズの検討作業について言及している。(2)～(5)は宇宙機あるいはロケット等の開発から運用終了までの間にそれぞれの担当本部がデブリ対策に取り組むべきことをフェーズ毎に求めている。(6)はそれらを定常的に実施するための管理機能を各本部に設け、また、JAXA プログラム・プロジェクト全体を管理するための管理部門及び審査体制を整備・維持することを求めている。JAXA 全体の審査体制としては安全・信頼性推進部と安全審査委員会がこの機能を担っている。

4.2.1 デブリ発生防止管理 概要 解説

4.2.1 概要

JAXA における開発、運用のそれぞれの段階で責任を有する組織(以下「プロジェクト組織等」という)及び契約の相手方は、効果的なデブリ発生防止対策を設計段階、運用段階で確実に計画し、実行し、その結果について審査を受けるための組織的かつ計画的な管理を行うこと。

(解説1)JAXA におけるデブリ発生防止管理

JMR-003 は契約の相手方のみならず、JAXA 自身の取り組みを求めている。デブリ対策はミッション要求事項の分析フェーズ或いはその定義フェーズから計画的に配慮すべきであろう。その意味で JMR-003 は先ず JAXA 自らが遵守すべきものである。

4.2.2 デブリ発生防止管理 組織 解説

4.2.2 組織

4.2.2.2 宇宙機運用管理組織

宇宙機の運用管理に関しては、プロジェクトの長の下に、適切な組織体制と業務配分に基づく運用管理体制を構築して運用管理を行うこと。

運用管理には、ミッション遂行に必要な種々の管理に加えて、対外情報管理、要員管理(要員訓練、勤務管理等)、宇宙機の安全及びアベイラビリティ管理、情報セキュリティ管理を含む。

(解説1) 宇宙機運用管理組織

「人工衛星の管理に係る許可に関するガイドライン」^[ref.13](内閣府宇宙開発戦略推進事務局、令和元年9月14日改訂第2版)の第6.3.4項「人工衛星の管理を実行する運用体制の構築」に記載されている組織及び管理に関する指針と同等の要求をJMR-003に規定したものである。これらの要求の履行により認可申請に伴う書類作成及び審査が円滑に進む事を意図している。管理組織については4.2.2.2項に、計画

書、図表に関しては4.2.3.2項にて規定した。

4.2.3.1 デブリ発生防止管理計画書 解説

4.2.3.1 デブリ発生防止管理計画書

プロジェクト組織等は、安全・信頼性推進部と協議の上、この標準を適用した実行可能なデブリ対策計画を立案し、文書化すること。この計画は、必要に応じて安全審査委員会の審議を受けなければならない。

契約の相手方は、JAXA が提示するデブリ対策計画を受けて、以下を含むデブリ発生防止管理計画書を作成し、JAXA の承認を得なければならない。

- (1) 本標準にて列挙した個々のデブリ発生要因について、その対策の立案、評価審査、実施に係わる組織上の責任と機能を記載したもの。
- (2) 本標準に対してテーラリング事項がある場合は、その内容・根拠について記述したもの。
- (3) デブリ発生要因毎の対応作業に関して、作業内容とスケジュールを記述したもの。
- (4) この標準の要求を満足させるために作成する文書、適用文書などの関連文書等のリスト。

(解説1) JAXA の「デブリ対策計画書」と、契約の相手方が作成する「デブリ発生防止管理計画書」

JAXA プロジェクト組織等が作成する「デブリ対策計画書」と、契約の相手方が作成する「デブリ発生防止管理計画書」に関する要求である。デブリ対策計画書は JMR-003 本文中で使われていない用語であるが、便宜上本マニュアルでは使用する。「デブリ対策計画書」と、契約の相手方が作成する「デブリ発生防止管理計画書」の作成例を CZA-2021068「デブリ対策計画書(JAXA 作成)及びデブリ発生防止管理計画書(契約の相手方作成)の作成例」^[ref.14]に示す。

デブリ発生防止管理計画書には以下を含むことが望まれる。

- 1) 組織・体制(プロジェクト実施組織・体制)の中で、デブリ発生防止管理に係わる機能の配分と責任の明確化)
- 2) 「デブリ対策要求適合マトリクス」(表 4.2-1 参照)等を用いて、JMR-003 の適用方針と要求事項の適合状況の概略を示す
- 3) テーラリング事項が有る場合はその内容と妥当性の説明。更に重大な選択については、その結果だけではなく、その結論に至った事情を具体的・定量的に記述することが望まれる。
- 4) 4項以降の要求事項に対応した計画・実施・審査に係わる作業時期をプロジェクトのライフサイクルに沿って記述したもの。
- 5) 関連する作成文書、適用文書、参考文書等関連文書の一覧

表 4.2-1 デブリ対策要求適合マトリクス(参考)

項目	要 求 事 項	適 用				結 果	備 考
		適 用 フ ェ ー ス	適 合	不 適 合	非 適 用		

4.2.3.2 宇宙機運用管理計画書 解説

4.2.3.2 宇宙機運用管理計画書

プロジェクト組織等は、宇宙機の運用を管理するための種々の計画を文書化すること。これには「人工衛星の管理に係る許可に関するガイドライン」(内閣府宇宙開発戦略推進事務局)の6.3.4項が要求する以下の体制に関わる文書、図表を含むこと。

- ① 運用管理体制
- ② 異常時対応体制
- ③ 情報セキュリティ管理体制

(解説1)宇宙機運用管理計画書

「人工衛星の管理に係る許可に関するガイドライン」^[ref.13](内閣府宇宙開発戦略推進事務局、令和元年9月14日改訂第2版)の第6.3.4項「人工衛星の管理を実行する運用体制の構築」に記載されている組織及び管理にて要求される計画書や図表について言及する。

文書の詳細は当該ガイドラインを参照されたいが、以下に要約する。

(1) 運用管理体制

- ① 管理組織の業務の担当及び責任の所在を含む管理組織体制図等
- ② 運用にあたり適切な要員(当該運用を行う能力のある要員等)であること及びその訓練計画
- ③ 交代勤務を行う場合は、交代勤務の実施方法、シフト間の引継ぎ方法
- ④ 構成員の役割、通常の管理を担当する部署
- ⑤ CSpOC からの情報の受信や対応を担当する部署の体制(ツリー図等)及び各担当の業務内容の概要

(2) 異常時対応体制

- ① 異常監視体制や監視手段
- ② 異常を検知した場合の運用継続・停止プロセス(フローチャート等)
- ③ 異常発見時の連絡体制、連絡ルート(ツリー図等)
- ④ 想定される異常検知項目の内容
- ⑤ 運用時に各担当が異常事態に対応できるよう事前の訓練等で認定された計画及びその訓練計画
- ⑥ 初動対応後の恒久対策に向けた原因究明における役割分担と組織
- ⑦ これらの対応の一部に自動化されたシステムを用いる場合、当該システムの健全性

(3) 情報セキュリティ管理体制

- ① 情報セキュリティ責任者や実施責任者などの各担当者の体制(ツリー図等)
- ② 通信暗号化等のセキュリティ対策やウイルス対策
- ③ 定期的なチェックによるウイルス検知・発見ができるシステムであること
- ④ 運用時の情報セキュリティ規則の規定及びその遵守方法
- ⑤ 人工衛星管理設備への入退室管理方法や記録媒体の管理方法

4.3 ライフサイクルの各フェーズにおける管理 解説

4.3 ライフサイクルの各フェーズにおける管理

宇宙システムの開発に当たっては、開発ライフサイクルの初期から、軌道環境の保全を重要な要素としてシステムを構築し、それぞれの開発フェーズでそれを実現させなければならない。このため、それぞれのフェーズ毎に公式な審査を受けると共に、評価の裏付けとなる解析条件等を提示すること。

なお、ライフサイクルの最終フェーズに「廃棄段階」を明確に位置付け、軌道環境に与える影響を最小とする方策を盛り込まなければならない。

(解説1) 基本概念

宇宙機のライフサイクルを図 4.3-1 に示す。開発の初期フェーズから軌道環境の保全を重要な要素として認識し、その対策を含めてシステムの概念を構築し、それぞれの開発フェーズで対策手段を実現させていくことが望まれる。ライフサイクルの最終フェーズには「廃棄フェーズ」を明確に位置付け、軌道環境に与える影響を最小とする方策を盛り込む。現状のプロジェクト・マネジメント関連規定等では廃棄処置(保護軌道域からの排除、破砕防止処置)を行なう廃棄フェーズがライフサイクルのフェーズとして明確に位置づけられていないが、これを確実に行うことが望まれる。宇宙機のライフサイクルにおいてデブリ対策上必要な配慮は以下である。

- (1) 概念検討フェーズにおいて要求の分析・識別作業でデブリ対策要求を **ミッション** 要求の一部としてとらえる。
- (2) 概念設計フェーズでは、再突入制御機能などの機能要求や信頼性要求などシステム要求に大きな影響を与えるデブリ対策方針を決定し、システム要求に加える。廃棄成功確率の評価が厳しく求められる現状からは、宇宙機の設計寿命、運用期間の延長の要否・可能性についての見通しを明確にして、作動寿命・貯蔵寿命限定品目の識別及び管理に配慮することが **要求されている**。
- (3) 計画決定フェーズでは、機能・性能、資源配分、信頼性等に重大な影響を与えるデブリ対策仕様をシステム仕様書、運用計画書等に反映する。
- (4) 基本設計フェーズでは、具体的設計・運用対策を決定し、システム資源(質量、推進剤、電力等)の配分や信頼度配分を設定し、サブシステム仕様書、検証計画書、運用計画書等に定義し、設計に反映する。
- (5) 詳細設計フェーズの完了までにはデブリ対策要求を満足する設計・運用対策を完了させる。
- (6) 製作・試験フェーズでは設計要求が実際の設計・製造に反映されたことを検証し、認定する。
- (7) 運用への移行に際しては、デブリ対策の設計情報や運用対策を運用計画書に反映して、運用部隊に確実に引き継ぐ。
- (8) 運用フェーズでは定められた手順で機能の監視やデブリ接近監視等を行い、運用期間の延長を行う場合は予め運用終了・延長判断要領書を定め、それに基づいてアベイラビリティを確認(JMR-003 の 5.3.1.2.4 項に記載する不具合処置の有効性、推進剤など資源の保証、作動寿命、経年劣化の影響、重要品目の健全性等を含む)して延長期間を明確にする。適切な時期に運用の終了を決断する。
- (9) 廃棄フェーズでは廃棄作業計画書に基づいた処置を執る。

以上のサイクルでデブリに関する特性を識別・実現し、フェーズ毎に審査を行い、品質・信頼性・安全性と同様にデブリ対策に **配慮する** ことが望まれる。システム設計に影響を与えるデブリ対策項目とその解決方策のオプションの選択に関しては 5 項に、サブシステムや機器レベルの作業を 6 項に示す。

(解説2) フェーズ毎の審査要領

宇宙システムに適切な対策が設計及び運用に反映されることを確実にするため、設計フェーズ毎に、当該フェーズで達成されるべき事項に対しスペースデブリ発生防止標準への適合性を審査する。この適合性審査は、フェーズ毎の適合性確認は基本的に設計審査の中で行い、宇宙機の開発完了時は宇宙活動法の許可申請書と共に安全審査委員会(及びその専門部会であるシステム安全審査部会)の承認を受ける。フェーズ毎の審査項目を表 4.3-1 に示す。各フェーズの対策項目と実施担当部門の関係を表 4.3-2 に示す。

(解説3) 概念検討フェーズの審査

このフェーズはミッション要求を分析して、プロジェクトの資金的・技術的・法的・倫理的・時間的・その他の制約の下での実現性を評価して、ミッション要求を定義することである。デブリの観点では、ミッション目的のものに軌道環境の悪化や衝突に対する脆弱性が過大にならないように配慮する。更に、宇宙活動の長期持続性のための環境保全にも配慮することが望まれる。上記を含め、ミッション定義審査 [Mission Design Review(MDR)] ではデブリの観点から以下が確認され、ミッションが定義される。

- ① ミッション目的、運用活動が軌道環境を悪化させない
- ② 意図的破壊など「透明性・信頼性醸成措置」[Transparency and Confidence-Building Measures (TCBM)]の観点で国際的に懸念を持たれないミッションである
- ③ デブリ分布を考慮したミッション軌道であること(過大な基本構造や大型展開構造を持つならば、コンステレーション宇宙機群やその他の宇宙機との衝突率、自身の衝突脆弱性の問題等に配慮する)

④ 宇宙機・打上げ用ロケット・地上システム間の機能配分案が妥当である

(解説 4)概念設計フェーズの審査

概念検討フェーズで設定されたミッション目的及び運用計画案並びに、宇宙機、打上げ用ロケット、地上システム間の機能配分案が概念設計のベースラインとなる。概念設計では宇宙機システムの成立を確認するための、ミッション解析、構造解析、通信解析、電力解析、熱解析、推進系解析が行なわれる。上記の作業においてデブリ対策として重要な事項(運用軌道の選定、運用終了後の処置、再突入落下区域の制御の有無、溶融率の向上等)はプロジェクト化の決定以前に大筋が決定されることが多いため、これらの基本的事項は、システム要求審査[System Requirement Review (SRR)等の早期の機会で評価されることが好ましい。したがって、担当部門は早期の段階でデブリ対策に配慮し、安全・信頼性推進部等関連各部との間で必要な調整を行なうことになるであろう。以上の前提で概念設計フェーズでは以下について審査する。

①審査データ要求

- a. JMR-003 の適用方針の概要
- b. デブリ対策計画書(案)[4.2.3.1 項参照]
- c. 運用中の宇宙機同士の衝突リスク評価、これに基づく運用軌道の選択、宇宙機の規模の選択の結果 (衝突リスク評価は ESA-MASTER による評価を含む)
- d. 宇宙機システム開発仕様書(案);(デブリ低減の観点からのシステム構成、打上方式、推進系仕様、運用方法の検討結果)
- e. 運用終了後の措置方針(回収、再突入、リオービットなど);(運用終了後の措置の種類と経済的、技術的実現性の比較検討結果)
- f. テザーを利用する場合はその得失の検討
- g. 衝突被害の防止方針

②議事内容

- a. JMR-003 の適用方針、テーラリング内容
- b. デブリ対策計画書(案) [4.2.3.1 項参照]
- c. デブリの観点からのシステム概念の評価

(解説 5)計画決定フェーズの審査

このフェーズでは原則としては宇宙機システムの開発仕様が決まる。概念設計フェーズで新規技術として識別され、研究開発の対象となった技術・品目のうち、実現性の見通しが立ったものは開発仕様へ反映される。運用計画も少なくとも基本概念は定まる。この中で、運用軌道、衝突回避要領、運用終了後の処置要領も概ね定まる。再突入安全の確保についてもハードウェア設計で落下残存率を抑えるか、落下区域を制御する運用を行なうかの判断も定まる。

宇宙機システム開発仕様はシステム定義審査[System Definition Review(SDR)]を経て制定される。プロジェクト移行前審査も実施され、プロジェクトチームが発足する。「デブリ対策計画」も制定されるので、この時まで JMR-003 の要求事項を修整して適用する場合はその修整内容を「デブリ対策計画書」に明示し、その審査を受ける。以上の前提でシステム定義審査(SDR)にて以下が審議される。

①審査データ要求

- a. デブリ対策計画書(案)[4.2.3.1 項参照]
- b. 宇宙機システム仕様書(案)

②議事内容

- a. デブリ対策計画 [4.2.3.1 項参照]
- b. 宇宙機システム仕様書

(解説 6)基本設計フェーズの審査

JAXA プロジェクト担当部門は基本設計着手までに概念設計フェーズの審査の結果を反映して「デブリ対策計画書」を改訂しておく。基本設計の契約の相手方は JAXA が提示した「デブリ対策計画書」に基づい

で「契約の相手方のデブリ発生防止管理計画書」を準備し、その中でデブリ対策管理の担当組織と計画を示す。基本設計完了時には以下の基本設計審査[Preliminary Design Review(PDR)]を実施する。

①審査データ要求

- a. JMR-003 の適用状況
- b. デブリ対策計画書[4.2.3.1 項参照]
- c. 契約の相手方のデブリ発生防止管理計画書[4.2.3.1 項参照]
- d. システム仕様書、開発仕様書におけるデブリ対策の最新記述
- e. 計画的分離・放出品の低減化と問題点の抽出
- f. 運用終了・延長判断要領書(案)[5.3.1.1.1 項参照]、廃棄作業計画書(案)[5.3.1.1.2 項参照]
- g. 軌道上破砕防止設計要求(運用中の監視項目、運用終了後破砕事故の防止設計を含む)、運用要求と問題点の抽出
- h. 運用終了後の措置方針に係わる以下の設計要求、運用要求と問題点の抽出
 - (ア) 軌道寿命短縮に関する設計
 - (イ) 軌道上回収に関する設計
 - (ウ) リオービットに関する設計
 - (エ) 落下区域の制御に関する設計
- i. 落下の被害予測解析結果と落下区域の制御
- j. 落下して処分する場合の搭載物による地上環境汚染の防止措置
- k. 再突入制御を行なう場合は監視項目と異常事態発生時の処置要領の整備
- l. 衝突被害の防止設計(回避マヌーバ、クリティカルな部位の保護、冗長系の付与など)

②議事内容

- a. JMR-003 の適用状況
- b. デブリ対策計画書[4.2.3.1 項参照]
- c. 契約の相手方のデブリ発生防止管理計画書(評価票を含む)[4.2.3.1 項参照]
- d. システム仕様書、開発仕様書におけるデブリ対策の最新記述
- e. 運用終了・延長判断要領書(案)[5.3.1.1.1 項参照]、廃棄作業計画書(案)[5.3.1.1.2 項参照]
- f. 計画的分離・放出品の低減化設計と問題点
- g. 軌道上破砕防止措置と問題点の抽出
- h. 運用終了後の措置と問題点の抽出
- i. 落下の被害予測と落下区域の制御
- j. 落下して処分する場合の搭載物による地上環境汚染の防止措置
- k. 衝突被害の防止対策

(解説 7)詳細設計フェーズの審査

詳細設計では、基本設計で識別された問題点が解決されたことを確認する。詳細設計審査[Critical Design Review (CDR)]は詳細設計完了時に以下を審査するために行われる。

①審査データ要求

- a. JMR-003 の適用状況
- b. デブリ対策計画書の最新版[4.2.3.1 項参照]
- c. 契約の相手方のデブリ発生防止管理計画書の最新版(評価表を含む)[4.2.3.1 項参照]
- d. 総合システム仕様書、開発仕様書におけるデブリ対策の最新記述
- e. 計画的分離・放出品の低減化設計
- f. 軌道上破砕防止措置
- g. 運用終了後の措置に応じた設計及び運用上の対策、運用終了・延長判断要領書[5.3.1.1.1 項参照]、廃棄作業計画書[5.3.1.1.2 項参照]
 - (ア) 運用終了・延長判断時期の指標
 - (イ) 作動履歴管理手順
 - (ウ) 健全性評価手順書
 - (エ) 軌道変更距離等の計画値

- (オ) 回収時の収納・放出物の識別
- h. 落下させる場合はそれに伴う安全措置
 - (ア) 落下して処分する場合の搭載物による地上環境汚染の防止設計
 - (イ) 落下の被害予測再解析の結果
 - (ウ) 落下区域の制御を行う場合の設計
- i. 衝突被害の防止設計(回避マヌーバ、クリティカルな部位の保護、冗長系の付与など)

②議事内容

- a. 運用終了後の措置方針に応じた設計及び運用上の対策
- b. 運用終了後の破砕防止に関する設計及び運用上の対策の識別
- c. 落下させる場合は、それに伴う安全措置
- d. 正常な運用で分離する物品の措置衝突被害の防止対策

(解説8)開発完了時の審査

宇宙機開発側は、最終的な設計及び製造の結果が、デブリ対策計画書の要求を満足することを開発完了時審査にて確認する。確認結果は、宇宙活動法の許可申請書と併せて安全審査委員会(及びその専門部会であるシステム安全審査部会)で審議される。

宇宙機運用側は、将来引き渡される宇宙機の運用管理について4.2.3.2項の「宇宙機運用管理計画書」として制定する。

①審査データ要求

- a. 計画的分離・放出品の一覧
- b. 軌道上破砕原因の一覧及び爆発原因の除去手順
- c. 異常の監視手順と不具合発生時のリオービット実施基準(設計要求値)
- d. 運用終了・延長判断要領書[5.3.1.1.1項参照]、廃棄作業計画書[5.3.1.1.2項参照]、運用終了後の措置方針、運用への移管情報
- e. 落下させる場合はその被害予測
- f. 落下区域の制御を行う場合の計画
- g. 落下させる場合の運輸機関への警告体制
- h. 衝突被害の防止対策
- i. 宇宙機運用管理計画

②議事内容

- a. 計画的分離・放出品の確認
- b. 軌道上破砕防止措置の確認
- c. 運用終了後の措置方針の確認
- d. 落下の安全性の確認
- e. 衝突被害の防止対策
- f. 宇宙機運用管理組織の妥当性

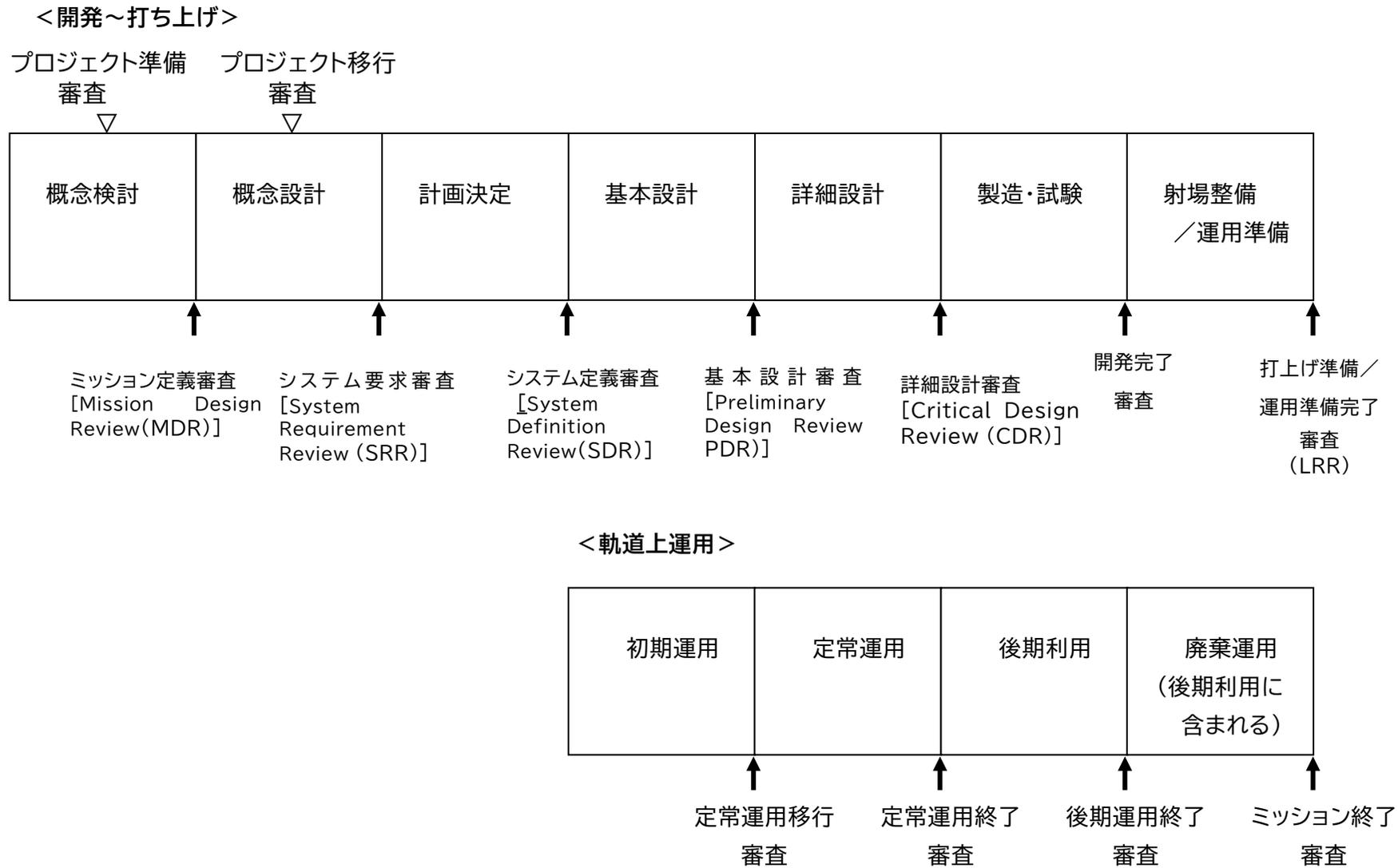


図 4.3-1 宇宙機のプロジェクトマネジメントで用いられるライフサイクルの定義

表 4.3-1 フェーズ毎の審査項目

	概念設計フェーズ	基本設計フェーズ	詳細設計フェーズ	開発完了時
管理体制	1) JMR-003 適用 2) デブリ対策計画書	1) JMR-003 適用 2) デブリ対策計画書 3) デブリ発生防止管理計画書	1) JMR-003 適用 2) デブリ対策計画書 3) デブリ発生防止管理計画書	1) 宇宙機の運用に必要な設計情報の移管の確認 2) 宇宙機運用管理計画書
システム設計 ミッション解析	1) ミッション要求の妥当性 2) システム概念の評価 3) 衝突リスク評価と運用軌道の選択 4) システム仕様書にデブリ対策記述	1) システム仕様書、開発仕様書におけるデブリ対策の記述 2) 運用終了・延長判断要領書(案)、廃棄作業計画書(案)	1) システム仕様書、開発仕様書におけるデブリ対策の記述 2) 運用終了・延長判断要領書、廃棄作業計画書	1) 運用終了・延長判断要領書、廃棄作業計画書
分離放出品の低減	1) 分離放出品の最小化	1) 正常な運用で分離する物品の措置 2) アポシ推進系の分離/非分離 3) 以上に関する問題点の抽出結果	1) 正常な運用で分離する物品の措置 2) 分離アポシ推進系の処置	1) 分離品の把握
軌道上破砕防止	1) 意図的破壊行為の有無	1) 運用後破砕防止に関する設計 2) 運用で補う破砕防止対策の識別 3) 運用中監視項目の設定 4) 以上に関する問題点の抽出結果	1) 運用後破砕防止に関する設計 2) 運用上の破砕防止対策の設計 3) 運用中監視機能の設計	1) 爆発原因の除去手順の確立 2) 爆発原因の把握
運用終了後の措置	1) 運用終了後の措置方針(回収、再突入、リオービット、放置など)	1) 運用後措置計画を実現する設計(軌道寿命短縮/軌道上回収/リオービット/落下区域の制御) 2) 運用で補うデブリ対策の識別 3) 以上に関する問題点の抽出結果	1) 運用後措置計画を実現する設計 2) 運用上のデブリ対策の識別 A) 運用終了・延長判断時期の目標 B) 軌道変更距離等の計画値 C) 回収時の収納・放出物の識別 D) ペイロード分離後のロケット措置方針	1) 異常の監視手順 2) 不具合発生時のリオービット実施基準 3) 運用終了の判断時期の規定文書 4) 運用終了後の軌道変更要領
落下の安全	1) 落下の被害予測、溶解率の向上努力、地上の環境汚染防止及び落下区域の制御	1) 落下による地上環境汚染防止措置 2) 落下の被害予測再解析の結果 3) 落下区域の制御を行う場合の設計 4) 以上に関する問題点の抽出結果	1) 落下による地上環境汚染の防止設計 2) 落下の被害予測再解析の結果 3) 落下区域の制御を行う場合の設計	1) 落下させる場合の運輸機関への警告体制
衝突被害防止	1) 衝突被害防止	1) 耐衝突設計(回避マヌーバ、シールド、機器配置等)の適用	1) 耐衝突設計(回避マヌーバ、シールド、機器配置等)	

表 4.3-2 各開発フェーズでの主要なデブリ関連作業

Phase Subjects	概念検討 概念設計 計画決定	基本・詳細設計 製造・試験(認定)	射場整備/運用準備 軌道上運用	廃棄
システム・レベルの作業	1) デブリ要求事項の抽出 2) デブリ関連設計・運用方針の設定 3) システム要求、システム仕様の設定	1) 推進剤配分決定 2) 質量配分決定 3) デブリ対策方針を運用文書に反映	1) デブリ対策運用方針を運用者に移管 2) デブリ対策運用を履行	1) 廃棄計画に沿った廃棄マヌーバを実施(保護軌道域からの排除、破砕防止、再突入制御等)
信頼性・品質保証	1) 信頼性・品質保証レベルの設定 2) 信頼性・品質保証プログラムの設定	1) 廃棄成功確率の評価、非破砕確率の評価等に係る信頼度配分	1) 不具合発生時には、要すれば破砕防止措置、廃棄措置に移行	1) 廃棄成功確率を保証
放出物の抑制	1) 放出物対策方針の設定	1) 放出物対策設計	1) 計画外の放出物を監視	
破砕防止	1) 破砕防止対策方針の設定	1) 破砕エネルギー源の特定、対策 2) 非破壊確率を設計に反映	1) クリティカルなパラメータを監視し、破砕の徴候があれば処置を履行	1) 残留推進剤の廃棄 2) 終了シーケンスに沿って停波
保護軌道域からの排除	1) 廃棄手段(廃棄マヌーバ、空力抵抗増強装置等)の方針決定	1) 廃棄手段の設計 2) 必要推進剤を設計に反映	1) 残留推進剤を監視し、適切な時期に運用を終了する	1) 保護軌道域との干渉期間を制限する
再突入安全	1) 再突入安全保証方針設定 2) 再突入残存性解析手法の確立 3) 再突入制御の実施の判断	1) 再突入制御手段の設計 2) 必要推進剤を設計に反映		1) 計画に従い、再突入制御を実施
衝突回避	1) 衝突回避方針の設定 2) デブリ分布モデル、軌道上物体監視用データベースの設定	1) 必要推進剤を設計に反映	1) 米国より接近注意報を受けた最新の運用情報等でリスクを評価し、要すれば衝突回避マヌーバを行う	
衝突防御	1) 防御方針の設定 2) デブリ分布モデル、貫通限界方程式の準備 3) 防御シールドへの質量配分	1) 脆弱な機器に防護手段を付与(少なくとも廃棄成功確率要求に適合する対策を実施)		

4.3.1 概念検討、概念設計、計画決定フェーズにおける管理 解説

4.3.1 概念検討、概念設計、計画決定フェーズにおける管理

宇宙システムの開発にあたっては、1.1 項の目的に配慮したシステム概念、システム構成、ミッション、打上方式、運用軌道、運用方法、廃棄方法を検討し、5 項に定めるデブリ対策を実現するように配慮すること。

また、宇宙システムの故障はそれ自身のミッション遂行能力の喪失にとどまらず、軌道環境の悪化に繋がることに配慮して適切なシステム安全・信頼性・品質プログラムを計画しなければならない。

ミッション要求の定義においては、ミッション目的が軌道環境及び他の運用中の宇宙システムに与える悪影響がないように配慮すること。

(解説1)概念検討フェーズにおける管理 (pre-phase A)

[1] 概論

宇宙システムのシステム仕様の定義に重大な影響を与えるデブリ対策はライフサイクルの初期段階より検討を開始する。要求分析の定義の段階で、環境に著しい負荷をかけないミッションであることを確認するのが望ましい。JMR-003D 改訂では、「ミッション要求の定義においては、ミッション目的が軌道環境及び他の運用中の宇宙システムに与える悪影響がないように配慮すること」を加えた。例えば 1960 年代初期に米国が行った所謂 Westford Needles と呼ばれる実験(数億本の短針を散布して電波反射層を形成しようとしたもの)や多くの宇宙機破壊実験など軌道環境を悪化させる所業を JAXA は実施しないという決意である。通常の通信・放送・観測ミッションの宇宙機に対して特別な評価を要求するものではない。

概念検討フェーズの主要目的はミッション要求の分析と定義である。デブリ対策の観点からは以下の作業がある。

- (1) ミッション要求の評価
- (2) 宇宙機のシステム概念及び打上げ方式の評価(軌道環境の保全に配慮したシステム概念)
- (3) デブリ対策要求文書の識別
- (4) デブリ対策機能の喪失、破碎を誘発する不具合を防止するための安全・信頼性・品質管理要求の識別

このフェーズでは、ミッション要求を実現するために必要な物理的・機能的要求を地上設備、打上げ手段、宇宙機システム、運用計画へ配分されるであろう。一般に結果はミッション要求書にまとめられ、ミッション要求審査(MDR)に付議される。

[2] デブリ関連作業

(1) デブリ対策要求の識別

国際条約・勧告、国内法規の制約についてはデブリの観点では、国連デブリ低減ガイドライン、IADC ガイドライン、ISO 24113 などがあるが、それらは JMR-003 を遵守することで包含される。

ユーザ要求にデブリ対策要求が含まれていることを確認し、そうでない場合は、システム設計側から進言することが望ましい。国際競争入札の場合は、応札側がデブリ対策費用で不利にならないように入札条件書に対策の要求を含めるように進言することで、デブリ対策技術の未熟なメーカーとの差別化が図れ、また、不当に廉価な応札を防ぐ効果が期待できるであろう。

デブリ対策要求は 2 項の文書以外にも、ユーザあるいは開発側の所属する国家、機関に応じた特別な要求が存在する場合がある。それらを統合あるいはテーラリングして最終的な要求を設定することになる。

(2) ユーザ要求の評価

ユーザ要求の評価においてはミッション目的そのものに軌道環境の悪化や衝突に対する脆弱性が無いようにミッション要求に配慮し、更に、宇宙活動の長期持続性のための環境保全にも配慮することが望まれる。以下に配慮することが望ましい。

- ① ミッション目的、運用計画が軌道環境を悪化させないこと
- ② 意図的破壊を伴うミッションでないこと

- ③ デブリ分布を考慮したミッション軌道であること(大型展開構造を持つならばデブリ高密度域は避けることが無難である等)
- ④ 大型物体の衝突に対して回避策がとれること
- ⑤ デブリの衝突に対する耐性が確保できること(過大な面積を持つミッションについては他宇宙機との衝突率、自身の衝突脆弱性の問題等に配慮すること)
- ⑥ ミッション軌道の低高度化検討(定常運用終了後の廃棄を考慮した高度設定等)
- ⑦ 大型システムは再突入後の地上へのリスクに配慮する

(3) システム構成の分析

打上げ方式も含めてシステム概念に自由度がある場合は、デブリ対策の観点からは、以下に配慮することが望まれる。

①プログラム構想

システム構想が白紙の場合には、多数ミッションを一括して扱える大型宇宙機か、小型宇宙機へのミッションの分散やコンステレーション(あるいはフォーメーション・フライト)によりリスクを分散する選択肢がある。また、同様に、単独宇宙機の長寿命化または複数宇宙機のシリーズ化の選択もある。デブリの観点からは、それぞれのケースに応じた配慮が必要になる。大型宇宙機の場合は微小デブリの衝突頻度が大きく、一部の機能損失が全損に繋がる可能性もあるため、冗長系や縮退機能の付与の検討が望まれる。コンステレーションの場合は相互衝突を防ぐための運用管制の重要性などがある。ただし、システム概念の選択はデブリ問題より大きな観点で判断されることから、選択された全体システム概念に応じて、デブリ問題として必要となる配慮をまとめていくことになる。

②「打上げ方式」の選定

複数打上げ方式が可能な場合、その採用により打上げ経費の削減を図りロケット打ち上げ数を削減することができる。これはペイロード投入後にデブリとなるロケットの基数を削減することにつながる。

③宇宙機システム概念、運用方法の選定

相乗りミッションの推進あるいは長寿命化、軌道上保全により打上げシステムの数量を削減することで環境保全に貢献することができる。

(解説 2) 概念設計フェーズにおける管理 (phase A)

[1] 概論

概念設計フェーズでは宇宙機システム及び地上システムへの要求事項が決定される。宇宙機の設計の実現性を評価するためのデブリの観点では、システム構成に影響を与える機能・特性要求、質量管理に影響を与える防御設計、廃棄方法、衝突回避概念、再突入安全管理などへの対処方針を決定する必要がある。

このフェーズの成果はシステム要求書にまとめられ、システム要求審査(SRR)で審議される。

特にこのフェーズでは、宇宙システムの開発仕様の根底に係るデブリ対策方針について決断しなければならないこともある。再突入制御の実施についてなどがその一例である。また、コストに係わる判断もこの時点からプロジェクト化までに実施することが望まれる。コスト低下の要請で民生部品を用いることが進められているが、部品選定基準を制定する際には、少なくとも破砕発生率や廃棄成功確率の観点で重要な部品については適切なクラスを指定する。また、民生部品は単に環境試験で確認するのみでなく、その内部の構造設計などを確認し、運用環境に対する評価を行う。(「JMR-012:電気・電子・電気機構部品プログラム標準」^[ref.46]、「CAA-109035:民生部品の宇宙適用ガイドライン」^[ref.47]参照)

長期的・大局的には「有効なシステム概念、システム構成」には、小型宇宙機であれば国際宇宙ステーションからの放出を利用してロケットの使用を控えること、往還型輸送系を採用することでロケット上段機体の放置をなくすこと、「打上げ方式」には複数打上げ方式がとれるならそれを採用してロケット打ち上げ数を削減すること、「運用方法」には相乗りミッションの推進あるいは長寿命化、軌道上保全により運用システムの数量を削減することなどが含まれる。

典型的にはプロジェクト毎に以下の事項について配慮することが望ましい。

- (1) 極端に断面積の大きなシステムは、自身がデブリの衝突を受ける確率が大きくなる。この点は、JMR-003 D版 5.2.3.5 項にデブリ等の衝突で完全なる破壊が発生する確率を評価する要求が加わった。

更に、健全であろうが分解しようが他に与える影響も大きくなる。衝突リスクアセスメントを実施して妥当なコンフィギュレーションとするかリスクの小さな運用軌道を選定するなどの工夫が望ましい。

- (2) 多量・大型の物体を放出するミッションを計画する場合は、回収する、母体に固縛する・軌道滞在時間を短くするなどの措置を講ずることが要求されている。この点は、JMR-003 D 版 4.3.1 項に悪影響が無いように配慮する要求が加わった。
- (3) 静止宇宙機については、アポジ推進系の非分離を前提とされているが、分離が避けられない場合は、静止軌道から隔離した高度に放置し、推進剤の排出が実現できるように配慮することが要求されている。
- (4) 低軌道宇宙機の場合は、運用終了後の廃棄方法を決定する必要がある。軌道滞在期間を短縮して早期に大気圏に突入させて消滅させることが一般的である。軌道滞在期間の短縮の積極的手段は高度 750km 以上(面積質量比によって異なるが)が必要となるが、その手段として、軌道・姿勢制御用推進系で減速する、専用の電気推進系を装備する等が考えられる。軌道寿命短縮のためにテザーやバルーン等を装備して大気抵抗を利用すること(衝突率の増加が危惧されるが)、軌道上捕獲に備えた把持部の用意等が検討されることもあろう。
- (5) 大型の宇宙機の場合、落下時の地上リスクを予測して、要すれば落下区域をコントロールして公海上に落下させることになる。このためには落下マヌーバ・シーケンスの検討とそれを実現するための推進系・姿勢制御系への機能要求が必要になるであろう。更に、落下マヌーバを行う際の地上管制・監視体制を含めた総合システムとしての検討も必要になるであろう。
- (6) 落下時の溶融を促進するためにチタン材やベリリウム材に代わる代替材料・機器を適用するよう配慮し、要すれば代替機器(複合材タンク・気蓄器等)に関する研究開発を企画することが望まれる。
- (7) 落下した宇宙機により地上環境が汚染されるような事態(原子力電池の放射性物質による汚染等)を招かないシステムとする。
- (8) 軌道上回収により除去する場合は、回収軌道への降下、展開物の収納、危険物の排出、把持部の用意が設計フェーズで検討されるよう調整することになる。
- (9) 長いテザーは断面積が大きくなり、切断される確率が大きくなるため、マルチ・ストランド・テザー等の適用が望まれる。

[2] デブリ関連作業

以下のデブリ対策項目に対する設計・運用思想を 3 項に基づき決定する。

- (1) 部品放出抑制策
- (2) 破碎防止策
- (3) 保護軌道域からの排除
- (4) 再突入地上安全の確保
- (5) 大型物体衝突回避策
- (6) 微小物体衝突被害防止策
- (7) 信頼性・品質保証

(解説 3) 計画決定フェーズ(予備設計フェーズ phase-B)

[1] 概論

このフェーズではシステムへの要求を物理的・機能的特性へ変換し、その結果は「システム仕様書」、「サブシステム仕様書(案)」等に反映されシステム定義審査(SDR)(プロジェクト移行前審査)にて審議される。システム及び主要サブシステムの基本的形態、物理特性、機能・性能特性などの主要コンフィギュレーション、運用概念、検証概念、プロジェクト・リソース(開発体制、資金、スケジュール)が全て決定されるので、デブリ関連設計・運用方針はこの時点でほぼ確定される。よって、機能・性能特性に負担の大きい再突入制御機能等の実装についてはこのフェーズまでに判断を終了することが望ましい。システム設計・運用設計・運用方針はデブリ発生防止計画書に定義する。

[2] 作業プロセス

(1) デブリ対策要求事項の反映

計画決定フェーズでは、デブリ対策設計・運用思想を設計仕様に反映することが推奨される。特に以下の影響に配慮することが望ましい。

- a. 質量配分に、デブリ防御設計思想を反映することし、防御シールドの質量を見込む。
- b. 推進剤配分に、衝突回避マヌーバ、廃棄マヌーバ、再突入制御マヌーバに関する設計思想を反映する。
- c. 地上安全保証対策
 - ① 落下区域をコントロールして公海上に落下させるためには落下マヌーバ・シーケンスの検討とそれを実現するための推進系・姿勢制御系への機能要求が必要となろう。更に、落下マヌーバを行う際の地上管制・監視体制を含めた総合システムの検討も必要になる。
 - ② 落下時の溶融を促進するためにチタン材やベリリウム材の使用を避けて、その代替材料・機器を適用するよう配慮し、要すれば代替機器(複合材タンク・気蓄器等)に関する研究開発を企画することが望まれる。
 - ③ 落下した宇宙機により地上環境が汚染されるような事態(原子力電池の放射性物質による汚染等)を招かないシステムとする。

(2) 信頼性・品質保証の観点

異常に低い信頼性、衝突に対する異常な脆弱性はそれ自身にとって不利であるばかりではなく、異常が発生した場合は軌道環境に悪影響を与える。コストとの均衡を図りつつも、より大きな視点で保証方針を確立することが望まれる。少なくとも、信頼度配分にて定常運用終了後の廃棄成功確率、運用中の破碎発生確率を見込むことが望ましい。

4.3.2 設計フェーズにおける管理 解説

4.3.2 設計フェーズにおける管理

宇宙システムは、運用中にデブリを発生する可能性及び当該システム自身がデブリ源となる可能性を最小限にとどめるよう設計されなければならない。詳細設計審査までにはデブリに関連する設計要求が満足されていることを確認しなければならない。

(解説 1) 設計フェーズ(phase C)での配慮事項の例

[1] 概要

このフェーズでは「システム仕様書」及び「サブシステム仕様書(案)」等を受けて、システム要求を実現させるべく、コンポーネント、部品に至るまで仕様が決定され、設計が完了する。仕様書にはデブリ発生防止計画を実現するための機能・性能の要求、デブリ対策を実行する時点での信頼度要求を含むことが望まれる。デブリ対策の観点からは設計フェーズで必要なことは、3 項の設計・運用思想に基づいて技術対策フローを検討し、不足する技術面、運用面、インフラ面の課題を解決することである。この過程で以下に配慮することが望ましい。

(1) 信頼性・品質保証とリスク管理

不具合による破碎や、多量の推進剤を搭載したままでの漂流は、多量のデブリの発生源となり得る。信頼性・品質保証は自らのためだけでなく他の健全な宇宙機のためにも望まれる。デブリ対策の観点からも FMEA やリスクアセスメントを実施する。

(2) 破碎の防止と安全管理

- ① 破碎の主要な原因は、推進系の爆発とバッテリーの破裂である。これらに対しては基本的にはミッション保証の観点からの設計対策(推進剤混合の構造上の回避、バッテリーの構造・電気設計上の工夫等)及び信頼性・品質活動の徹底が第一である。
- ② 定常運用終了後の破碎の防止策としては、推進系については二液混合の可能性を排除し、残留推進剤の排出を可能(凍結防止を含む)とし、バッテリー充電ラインの断の機能を持たせることが主な対策である。高圧容器については、既に採用されている「破壊前漏洩」[Leak Before Burst (LBB)]設計の適用の他、用済み後の排気が可能な構造とすることが望まれる。
- ③ 運用中に破碎に至る恐れのある徴候を未然に察知するため、またミッション遂行不能が明らかになった時点で速やかにデブリ対策(軌道の移動、推進剤などの排出)を実施するため、運用中の宇宙機のクリティカルなパラメータを適時監視できるよう設計する。

(3) 分離物の抑制

軌道投入や運用開始の間に、宇宙機から部品類の放出(展開物締結具、ノズル・クロージャ、レンズキャップ)が無いように設計する。

(4) 微小デブリの衝突被害の防護

小さなデブリとの衝突リスクを評価し、要すれば衝突方向を考慮してクリティカルな部位は衝突防御スクリーンで覆う、構造部材の陰に配置する、冗長系を用意する、縮退機能を付与するなどの対策を講ずる。

(5) 衝突回避体制

地上から観測できる軌道上物体との衝突を回避するための接近監視、接近解析、回避判断基準、衝突回避マナーバ計画に関する実施要領を定め、それに必要な地上インフラ、解析ツール、関連機関との連絡ライン、意思決定プロセスを明確しておく。

(6) 定常運用終了後の宇宙機の処分

低軌道宇宙機については軌道滞在期間の短縮(25年以下を目指す)を、静止宇宙機については所定の距離だけ高い軌道への移動を計画して、それらに必要な推進剤を搭載する。また、計画した軌道変更が実現できる時点での定常運用終了判断のために、残留推進剤の正確な見積もりを可能にする計測システムと推定アルゴリズムを用意することが望まれる。

(7) 落下地上安全の確保

- ① 低軌道宇宙機については、落下時傷害予測数を見積もり、落下時の安全性を評価する。
- ② 落下時の地上リスクが無視できなければ、落下区域のコントロールを計画する。このためには落下の状況を推定し、誤差源、破片分散域等を推定し、落下マナーバ・シーケンスを計画する。落下区域のコントロールを実現するためには、短秒時に大きな推力を発生させる推進系、十分な推進剤、低高度で姿勢を維持するための姿勢制御系の設計が必要になることがある。また、これに伴ってミッション機器搭載質量に制約が加わる。更に、落下マナーバを行う際の地上管制・監視体制(外国局の支援)を含めた総合システムとしての検討が行われる。

[2] 前提条件

このフェーズの開始に先立ち、以下を完了させておくことが望ましい。

- (1) デブリ対策フィロソフィの実現に必要な技術対策、運用対策、インフラ対策の識別
- (2) 解析ツール及びモデルの整備(デブリ発生防止評価ツール、軌道寿命解析、衝突損傷解析、落下溶融解析、太陽活動予測、大気モデル)
- (3) 解析に必要な技術データの整備(使用する材料の弾道方程式、溶融解析に係る材料データ等)

[3] 具体的対応

既存技術による設計・製造にて解決し得る問題は上述のとおり詳細設計までに解決すれば対応可能と思われる。しかし、以下のような根本的な問題は予備設計審査までに方針を決定し、基本設計に反映する。

- A) 低軌道に投入される宇宙システムの運用終了後の処分方法(コントロールド・リエントリ、軌道寿命の短縮、早期落下、軌道上回収、そのまま放置)の決定
- B) 面積の大きなシステムについてはデブリ環境及び他の同一高度の宇宙機群との接近に配慮した運用軌道の決定

開発仕様書にはデブリ対策方針を反映し、詳細設計審査までには対策の全てが設計上実現されたことを確認することが望ましい。対策の骨子は以下のものが含まれる。

(1) 適切な品質保証

不具合による破碎事故や、多量の推進剤を搭載したままでの漂流は、多量のデブリの発生源となり得る。品質保証は自らのためでなく他の健全な宇宙機のためにも必要なものである。

(2) 推進系の爆発とバッテリーの破裂の防止

破碎事故の主要な原因は、推進系の爆発とバッテリーの破裂である。これらは基本的にはミッション保証

の観点からの設計対策(推進剤混合の構造上の回避、バッテリーの構造・電気設計上の工夫等)及び信頼性・品質活動の徹底が第一である。運用終了後の破砕の防止策としては、推進系については二液混合の可能性を排除し、残留推進剤の排出を可能(凍結防止を含む)とし、バッテリー充電ラインの遮断機能を持たせることが主な対策である。高圧容器についても LBB 設計の適用、用済み後の排気が可能な構造とすることが望まれる。

(3) 運用中のクリティカルなパラメータの適時監視

運用中に破砕に至る恐れのある徴候を未然に察知するため、またミッション遂行不能が明らかになった時点で速やかにデブリ対策(軌道の移動、推進剤などの排出)を実施するため、運用中の宇宙機のクリティカルなパラメータを適時監視できるように設計することが望ましい。

(4) 廃棄操作に必要な推進剤の搭載と残留推進剤の適切な見積もり

JMR-003 の 5.3.2 項及び 5.3.3 項によれば、運用終了後は、低軌道宇宙機については軌道滞在期間の短縮(25 年以下を目指す)を、静止宇宙機については所定の距離だけ高い軌道への移動を計画することが求められる。JMR-003 5.3.1.1.4 項では、推進剤搭載量の確保など必要な資源の確保が要求される。また、運用終了の決断に関わる意思決定方法を予め定め、計画した軌道変更が実現できるようにするためには残留推進剤の正確な見積もりが重要である。残留推進剤の正確な見積もりを可能にする計測システムと推定アルゴリズムを用意することが望まれる。

(5) 部品類の放出の防止

JMR-003 5.1.1 項によれば、技術的、経済的に重大な問題が無い限り、軌道投入や運用開始の間に、宇宙機から部品類の放出(展開物締結具、ノズル・クロージャ、レンズキャップ等)が無いように設計することとされている。

(6) 落下地上安全の評価

JMR-003 5.4.1 項では、低軌道宇宙機については、落下時の傷害予測数を見積もり、落下時の安全性を評価することとされている。

(7) 落下区域のコントロール計画

JMR-003 5.4.1 項では、落下時の地上リスクが無視できない場合、JERG-0-047「再突入機の再突入飛行に係る安全基準」に従って制御して地球大気圏に再突入させることとされている。このためには落下の状況を推定し、誤差源、破片分散域等を推定し、落下マナーバ・シーケンスを計画するが、それを実現するためには、短秒時に大きな推力を発生させる推進系、十分な推進剤、低高度で姿勢を維持するための姿勢制御系の設計が必要になることがある。また、これに伴ってミッション機器搭載質量に制約が加わる。更に、落下マナーバを行う際の地上管制・監視体制(外国局の支援)を含めた総合システムとしての検討も必要になるであろう。

(8) デブリ等の衝突の影響の評価及び防御設計

JMR-003 5.3.1.1.8 項では、宇宙機がデブリあるいはメテオロイドと衝突して廃棄作業が不可能となる確率を評価し、当該確率が無視できない場合は、防御手段の付与、冗長設計あるいは配置の工夫を考慮することとされている。

[4] 重要な処置対策

現状では、ミッション終了後の残留エネルギーの排出と静止宇宙機のリオービット処置が基本的な処置である。再突入危険度が大きいものについてはコントロールド・リエントリを、逆に十分小さく軌道高度が低いものについては早期落下を検討することが望ましい。これ以上の処置については、諸外国の動向を監視しつつ適時対策に加えておくことが望ましい。

[5] 重要な運用準備

運用計画は、概念検討、概念設計、計画決定フェーズに、設計に対する要求文書として発行されるが、その設計が固まるこのフェーズでは、運用管理体制を中心として計画が設定される。その詳細は 4.2.2.2 項の「宇宙機運用管理組織」と 4.2.3.2 項の「宇宙機運用管理計画書」に規定されている。また、開発が終了して宇宙機が運用側に引き渡されるまでに、運用に必要な以下の種々文書も移管あるいは引き渡を行なう。

- (1) デブリ発生防止管理計画[4.2.3.1 項参照]
- (2) 運用終了・延長判断要領書[5.3.1.1.1 項参照]、廃棄作業計画書[5.3.1.1.2 項参照]
- (3) 宇宙機運用説明書(SOOH) (緊急 OFF-NOMINAL 手順書、危機管理計画、健全性評価手順、作動履歴管理手順などを付属)

(4) 宇宙機運用手順書(SOP)

(解説 2) 製作・試験フェーズにおける管理 (開発完了) (phase D)

[1] 開発の完了に向けたデブリ関連の配慮事項

デブリ対策設計の要求仕様が適切に製造プロセス・製品に反映していることを通常の信頼性・品質保証プログラムの中で確認する。運用中の破砕防止のための異常監視手段管理、定常運用終了の決断条件、廃棄要領、その他次項(1)に含まれる設計情報が運用フェーズに移管できる準備をすることが望まれる。

4.3.3 運用フェーズにおける管理 解説

4.3.3 運用フェーズにおける管理

初期運用、定常運用及び後期利用(廃棄段階については次項に記載する)はデブリ対策に配慮して実施しなければならない。また、以下に配慮すること。

- (1) 宇宙機の開発担当組織は、推進剤量推定精度、推進剤搭載量、軌道変更要領(目標とする静止軌道からの移動距離等)、その他の要求値又は設計値を、宇宙機の引き渡し時に運用文書に含めて運用側に伝達しなければならない。
- (2) ロケットの飛行経路の決定にあたっては、ペイロード分離後の軌道投入段の廃棄方法(残留推進剤排出、軌道変更マヌーバ等を含む)を実現するために、適切な飛行経路、関連するイベントなどを決定すること。
- (3) 宇宙機の運用中は残留推進剤量を把握し、運用終了時点での軌道変更操作を実行するために必要な推進剤を確保し得る時点で、運用終了の判断を行わなければならない。残留推進剤量の把握は、設計情報として移管された推定手順に基づき、宇宙機の状態を注意深く監視して行うこと。

(解説 1) 運用フェーズにおける管理 (phase E)

運用中のデブリ対策は JMR-003 の 5 項に規定する、①破砕防止対策、②運用終了後の有用な軌道域からの排除等が主なところであるが、4.3.3 項ではそれらの活動を補足するために、上記の3点を補足している。また、標準では明文化した要求にはなっていないが、以下のプロセスの充実も必要であろう。

- (1) JAXA が運用する宇宙機については、例えば「利用宇宙機の運用終了の判断は運用管制担当部門の長が、必要に応じて宇宙機開発担当本部の長と協議の上、利用本部会議又は総合調整会議及び理事会議の承認を得て実施する」あるいは、宇宙科学研究所においては「理工学委員会が決定し、必要に応じて理事会議に附す」などの処理要領を予め定めておくことが望ましい。ミッション・ユーザとの調整も実施することが望まれる。この決定に必要な意志決定フローは正式に文書で明確にするのが望ましい。
- (2) 運用が完了していない時点でも、破砕に至る故障の徴候を察知した場合、ミッション遂行不能が明らかになった場合、所定の軌道変更を行うための推進剤が不足する恐れのある場合等に、速やかに対処できるよう運用停止の意思決定プロセスを予め明確しておくことが望ましい。特に軌道変更用推進剤が運用寿命の延長に転化されないよう予めミッション・ユーザ及び関係省庁の合意をとっておくことが望まれる。

上記のプロセスは、それぞれのプロジェクトの特質に応じて、5.3.1.1.1 項で作成が要求されている運用終了・延長判断要領書に適切に織り込んでおくことが望まれる。

(解説 2) 引渡文書の確認

デブリ対策に関わる設計・製造結果が適切に運用手順に反映されたことは、通常の信頼性・品質保証プログラムの中で確認される。また、定常運用に先立ち、以下を確認することが望ましい。これらは宇宙機の引き渡し時に宇宙機運用文書に含めて調達機関に納入することが望まれる。

- (1) デブリ発生防止計画とその実現状況

- (2) 計画的分離・放出品の一覧表
- (3) 推進剤計測精度、初期推進剤搭載量と目的別の配分(軌道投入誤差補正用、定常運用時の姿勢・軌道維持用、廃棄時軌道変更用、衝突回避マヌーバ用、その他への配分)
- (4) 運用時監視パラメータと計測精度、異常監視手順とリスクコンポーネント不具合発生時の対処方針(設計要求値)
- (5) 接近評価と衝突回避運用手順
- (6) リスクコンポーネント防護状況
- (7) 宇宙機の定常運用終了の判断に関する処理要領(運用終了・延長判断要領書、異常発生時処置基準、廃棄用推進剤の保持要求等)
- (8) 廃棄計画
- (9) 再突入制御計画(運輸機関への警告等を含む)

4.3.3項(2)解説

(解説1) ロケットの飛行経路の決定

ロケットの飛行経路の決定には宇宙機側との調整も行なわれる。静止宇宙機の打上げに関しては、JMR-003 の 5.3.2 項(2)にて、「静止軌道近傍を通過する長楕円軌道(GTO 等)の宇宙システムは、遠地点高度が少なくとも 100 年間は静止高度より 200km 低い軌道域と干渉しないように計画すること」が要求されているので、ロケットの遠地点高度は、宇宙機分離後に高度を下げない限り、静止高度より 200 km 低い高度に、また、近地点高度は GTO のロケットの軌道寿命を 25 年以内に設定するためになるべく低い高度に設定する働きかけがあると思われる。これらは宇宙機運用側にとっては静止高度に移動するのにより多くの推進剤を消費することになり、運用期間が短くなるという影響がある。ロケット、宇宙機の双方が議論して妥当な妥結点を見いだすことが期待される。なお、GTO の 25 年ルールの適合性評価は特別な配慮が必要なので、「5.3.2 項解説 (解説 7)「高離心率軌道上の物体の月・太陽との位置関係による変動」を参照されたい。

4.3.3項(3)解説

(解説1) 軌道投入、初期運用フェーズにおける管理

- (1) 軌道投入誤差の実行値から、推進剤配分の見直しを行い、要すれば運用期間の見直しも行うことが推奨される。運用中の推進剤配分及び運用期間の見直しを適切に行うことにより、廃棄成功確率を保証するための推進剤量が確保できる。
- (2) 宇宙物体の接近を監視し、要すれば衝突回避・復帰マヌーバが行なわれる。

(解説2) 定常運用フェーズにおける管理

宇宙機の運用中は残留推進剤量を把握し、定常運用終了時点での軌道変更マヌーバを実行するために必要な推進剤を確保し得る時点で、定常運用終了の判断が行なわれなければならないと要求されている。残留推進剤の把握は、設計情報として移管された推定手順に基づき管理することができる。

(解説3) 定常運用延長・終了判断

宇宙機設計寿命(運用予定期間)を超えて運用する際には、JMR-003 5.3.1.1.1 項で規定される運用終了・延長判断要領書に基づいて健全性を保証できる範囲で延長期間を決定し、廃棄成功確率に問題が無いことが確認される。この判断は定常運用終了審査にて決定される。設計寿命(運用予定期間)を超えて運用を延長した期間は後期利用と呼ばれる。以下の場合には運用の中断を決断するために所定の手続きがとられる。

- (1) 破砕の徴候、廃棄機能の喪失、ミッション機能の継続不能
- (2) 廃棄マヌーバに必要な推進剤が確保できなくなる徴候
- (3) 廃棄成功確率が 0.9 を満足できなくなる徴候

4.3.4 廃棄フェーズにおける管理 解説

4.3.4 廃棄フェーズにおける管理

廃棄段階へ移行した後に、保護軌道域からの排除、残留エネルギーの除去等のデブリ対策を実施すること。

(解説1) 廃棄フェーズにおける管理 (phase F)

定常・後期運用終了後は、廃棄計画書に基づいて、有用な軌道域からの排除、残留エネルギーの除去等、その他設計段階で識別されたデブリ対策を実施することが求められる。

廃棄シーケンスの典型的な例を表 4.3-3 に示す。

表 4.3-3 廃棄シーケンスの一般的例

	イベント	作業内容
1	ミッション機器の OFF	
2	離脱前軌道決定	残留推進剤の推定、移動距離の決定
3	軌道離脱マヌーバと再突入制御マヌーバ	<ul style="list-style-type: none"> ・軌道離脱は、静止軌道の場合は軌道高度上昇 ・LEO の場合は軌道を下げて自然落下／再突入までの期間短縮に努める。 ・要すれば再突入制御マヌーバ実施
4	離脱後軌道決定	レンジング
5	宇宙機 OFF	<ul style="list-style-type: none"> ・残留流体排出、RCS 減圧確認 ・推進剤枯渇は、RCS 圧力モニタの急激低下で確認する。 ・ヒータ系 OFF ・太陽電池パドル停止 ・残留推進剤確認、要すれば姿勢を維持しつつ排出 ・姿勢制御系センサ、アクチュエータ機器 OFF ・姿勢制御系 ACE OFF ・バッテリーの充電ラインの遮断 <li style="padding-left: 20px;">テレコマ系機器で OFF 可能なものを OFF ・地上局で RF 信号をモニタしながら、テレメトリ送信機 OFF
6	停波の確認	<p>LEO の場合</p> <ul style="list-style-type: none"> ・次周回パス予報値に基づき、地上局により停波を確認。 ・予測可視時間帯に RF サーチしても入感がないこと。 <p>GEO の場合</p> <ul style="list-style-type: none"> ・6 時間後(例)の RF サーチで入感がないことを確認。

5. デブリ低減策の計画及び実行 解説

(解説 1) 概要

第 5 章では冒頭に、システム設計設計の中で検討されるシステムの定義、運用構想、システム構成／トレードオフ検討、推進剤や搭載質量等のリソース配分等について紹介した後、JMR-003 のシステムレベルの対応について解説し、サブシステム及び機器レベルの対応については第 6 章に解説する。

- (1) 部品放出抑制策
- (2) 破砕防止策(運用終了後の破砕、運用中の破砕、意図的破壊、大型物体の衝突による破砕、微小物体の高圧容器への衝突による破砕を含む)
- (3) 運用終了後の保護軌道域からの排除
- (4) 再突入地上安全の確保

(解説 2) 宇宙機のシステム設計

[1] 宇宙機のシステム形態

(1) 運用軌道等の決定

ミッション軌道の決定、コンステレーションを含む構成・編隊方式の決定においては、最新のデブリ分布状態及びその将来予測の結果が配慮されることが望ましい。軌道選定の選定に自由度がある場合は、最新デブリ分布状態およびその将来予測結果を反映して、衝突の影響の少ない、または回避運用の必要の少ない軌道を選ぶことが有利である。

(2) 宇宙機形状の決定

宇宙機の形状はミッション要求に対応して設定されるが、デブリ衝突防護の観点からは、宇宙機各面への衝突頻度を考慮して、宇宙機の形状、構造設計、ミッション機器の配置について決定することが望ましい。

[2] 信頼性・品質保証

宇宙機自身が安易にデブリ化しないように、また健全に廃棄処置を完遂できるように、少なくともバス部分については十分な品質・信頼性を確保することが望まれる。品質・信頼性保証が最も基本的な対策である。

JMR-003 では破砕発生確率及び廃棄成功確率の点で信頼性管理を要求しているが、意義あるミッションを確実に成功させることが、人類共有の財産である軌道環境を利用する際の基本認識となることが望ましい。

宇宙開発で常に対立する概念は、コスト削減と品質・信頼性保証レベルである。ミッションの重要性に応じた信頼性・品質保証レベルを設定することはプロジェクト管理上通常行われる。例えば国の威信とは無関係で「失敗してもよい宇宙機」と開発者自らが宣言する宇宙機はグレードの低い部品が使われ、検証計画も簡略化される。このような宇宙機は軌道投入後に直ちにデブリ化して他の運用者にはリスクを与えることとなる。これが仮に 25 年以内に落下するとしても望ましい状態ではない。

信頼性・品質保証レベルをどこに求めるかが一つのフィロソフィである。検証フィロソフィ、モデル・フィロソフィと一体の議論でもある。

部品に民生品を用いることは仮に同一ロットで確認試験を行ったとしても潜在的に宇宙用でないためのリスクが存在する。単に環境試験で確認するのみでなく、その設計を確認し、運用環境に対する評価を行うことが望ましい。「JMR-012:電気・電子・電気機構部品プログラム標準」^[ref.46]、「JERG-0-052 宇宙転用可能部品の宇宙適用ハンドブック(共通編)」^[ref.49]、「JERG-2-023 宇宙転用可能部品の宇宙適用ハンドブック(長寿命衛星編)」^[ref.50]、「JERG-2-024 宇宙転用可能部品の宇宙適用ハンドブック(科学衛星編)」^[ref.51]参照並びに「CAA-109035:民生部品の宇宙適用ガイドライン」^[ref.47]等を参考に部品選定基準を作成し、少なくとも破砕発生確率や廃棄成功確率を確保するための部品については適切なクラスを指定することが望ましい。

[3] 質量配分

デブリ問題が質量配分に与える要素を表 5.0-1 に示す。

表 5.0-1 質量配分におけるデブリ関係の質量増加要因

対処項目	質量配分への影響
1. デブリ発生防止 ・分離部品の抑制	分離部品の保持機構の追加
・破碎防止	モニタ系の追加 部品などの追加(充電ライン制御リレー等)
2. 衝突回避	推進剤の追加
3. 微小デブリ衝突防護	デブリ防護のためのシールド材の追加 冗長系の追加、ヒューズの追加 クリティカルな機器配置変更による重心の移動
4. 廃棄マヌーバ実行保証	廃棄マヌーバ用推進剤の追加
5. 再突入安全	再突入制御に必要な推進剤の追加

[4] 推進剤配分

低軌道宇宙機の場合、推進剤量は以下の目的を考慮して決定することが望ましい。なお、運用終了時に推進剤が残存すると排出行為(スラスト噴射)が必要になるので、過剰な搭載は控えることが望ましい。

- (1) ロケット軌道投入誤差の補償(3 σ を考慮して設定されることが多い)
- (2) ミッション期間中の軌道・姿勢制御
- (3) 廃棄マヌーバ(軌道寿命短縮あるいは保護軌道外への遷移)
- (4) 落下域制御のための軌道変更及び落下経路への遷移
- (5) デブリ衝突回避(運用終了までの年間回避マヌーバ想定回数で見積もる)
- (6) セーフモードになった場合の復帰作業に必要な量(年間想定回数から見積もる)
- (7) マージン(全推進剤比で見積もる)

[5] 電力配分

電力配分は、運用計画等に基づく時系列で表示され、運用モードに対する各コンポーネント消費電力と太陽電池やバッテリーの電力供給能力とに基づく電力収支・エネルギー収支により決定される。その際、寿命末期までの「最悪状態」においても必要な電力の供給が可能となるように、マージンを確保する。たとえば ECSS-E-20A “Space engineering: Electrical and electronic”^[ref.52]では、電力バジェットとして、打上げ時に5%以上のシステムマージンを確保し、太陽電池が1ストリング故障し、バッテリーが1セル故障しても、上記マージンで運用終了までカバーできるように設計することとしている。

通常、電力供給能力の「最悪状態」としては太陽電池セルの放射線劣化や温度特性、太陽光入射角、宇宙機構体の影等は考慮しているが、デブリの衝突による劣化は考慮していないことが多い。しかし、太陽電池パネルの回路構成、面積、ミッション期間等によっては、デブリの衝突による太陽電池セル・電力ケーブルの損傷の影響を考慮すべき場合があるため、リスクを評価して、電力配分に反映すること。なお、電力低下を含め異常が発生した場合には、それを検知できるセンサを備え、異常検知後、手遅れにならないように応急処置として、異常部の分離や軽負荷モード／太陽指向モードへの移行などを自動的に実行する保護機能を施すことも望まれる。

(解説3) 解析、モデル、データベース

デブリ問題に関連する解析手法(解析ツール)、モデル(環境モデル、推移モデル)、データベースを識別し、設計解析を支援するデータベースの維持を行うこと。

デブリ問題に関連して表 5.0-2 の検証手段、モデルが使用できる。これらのツールは対象とするデブリのサイズ、解析に要する時間的・設備的負荷、使い勝手などについて異なる特性を有するので、それらを勘案して最適なツールを選択することが望まれる。

表 5.0-2 デブリ関連解析ツール、支援文書

目的	解析ツール
a) 大型デブリ衝突回避	ESA-MASTER (衝突頻度解析)
	ESA-DRAMA(ARES) (衝突フラックス、衝突頻度予測)
	NASA-DAS (衝突頻度解析)
	JAXA-DEMIST (衝突頻度と衝突回避マヌーバ用推進剤量算出)
b) 微小デブリ衝突防御	ESA-MASTER (衝突頻度解析)
	NASA-ORDEM (衝突頻度解析)
	JAXA-TURANDOT (衛星設計に合わせた詳細衝突頻度解析)
	JAXA-DEMIST (衝突頻度解析)
	JERG-2-144-HB001「スペースデブリ防護設計マニュアル」
	IADC Protection Manual
	ESA-DRAMA(MIDAS) (衝突フラックス、被害の評価)
c) 再突入安全保証	ORSAT-J (再突入溶融解析)
	ESA-DRAMA(SARA) (再突入残存評価及び地上被害予測)
	JAXA-DEMIST (再突入制御必要推進剤量)
d) 廃棄フィロソフィ	NASA-DAS (デオービット必要推進剤量)
	JAXA-DEMIST (デオービット必要推進剤量)
	ESA-DRAMA(OSCAR) (運用軌道に応じた廃棄要求)
	CNES-STELA (軌道寿命計算)

5.1 正常な運用で分離する物品の制限 解説

5.1.1 機器・部品やその破片の分離抑制 解説

5.1.1 機器・部品やその破片の分離抑制

- (2) 分離後地球周回軌道に残る宇宙機関連の物体(締結具、静止衛星用キックエンジン等)は技術的、経済的に重大な問題が無い限り放出しない設計とすること。放出せざるを得ない場合は、5.3 項に合致した方法で廃棄すること。月周回軌道、火星周回軌道、安定な地球-月ラグランジュ点、安定な太陽-地球ラグランジュ点においては、ミッション要求とコストが許容する範囲で放出しない設計を推奨する。
- (3) 計画的に物体を分離・放出するミッション(テザーミッション、親宇宙機から子宇宙機を分離するミッション等)の場合、放出物体の面積/質量比、軌道寿命、放出方向、放出速度等の特性から有人宇宙システム等を含む他の宇宙機への衝突リスク(他の物体との軌道の干渉の大小等)を評価し、それらに対して重大な支障を及ぼさないための手段(放出条件を含む。)を示すこと。また、分離・放出物は 5.3 項に合致した方法で廃棄すること。なお、テザーについては、マルチストランドテザーを採用する等デブリ/メテオロイドの衝突により容易に切断しない構造とすること、用済み後に収納し衝突リスクを低減させること、を推奨する。

注:本要求は、宇宙機と一部が連結された状態で機器等が分離・放出される場合を含む。

(解説1) 概要

JMR-003 の 5.1.1 項(1)はロケットに関する記述なので本書の対象外とする。5.1.1 項(2)～(3)では意図的・非意図的を問わず、運用中に物体を軌道に放出することを制限している。その対策は実質上設計対策が全てである。

(解説2) 対策フロー

部品等の放出を防止するための対策フローを下表に例示する。

表 5.1-1 部品の放出を防止するための対策フロー

軌道投入～初期運用時に軌道に放出する物品		
管理項目	大分類	主な作業
予防措置	放出物の識別、影響の評価及び設計対策	<ul style="list-style-type: none"> a. 意図的にアポジ・キック推進系や部品類を放出するミッション要求はその放出の妥当性を環境への影響を含めて評価する。 b. 軌道に残留する形態での物体の放出はしない設計とする。 c. 部品類を放出する可能性があればその原因と環境への影響を評価する。設計上の問題点を調査し、システム設計上の課題があれば適切に処置する。 d. 火工品式分離ボルト・ナットやワイヤー・カッターなどは、破片や燃焼生成物が飛散しないよう処置された品目を選定する。金属破片については、火薬による破壊部分のほか、カッターの破片も問題となり得る。 e. 固体モータの使用は控える。 f. 放出が不可避な場合は、その軌道寿命が 25 年以下であることを目指す。面積／質量比等を工夫して軌道寿命を短縮する。
リスク検知	運用中の監視	<ul style="list-style-type: none"> a. 放出部品の軌道特性などが計画のとおりであることを確認する。 b. 予期せぬ物体が放出された場合は、その物体の起源を確認する。
是正処置	異常対応	予期せぬ物体が放出された場合は、その後の運用での再発を防止する。
固体モータからの燃焼生成物等		
管理項目	大分類	主な作業
予防措置	設計対策	<ul style="list-style-type: none"> a. 吹き流しノズル、スラグ低減固体モータの適用を検討する。 b. 既存の固体モータを使用する場合は、システム設計あるいはミッション設計においては、有人運用軌道以上の高度にスラグを発生させないこととする。 c. スラグを一定程度排出する場合は、スラグの衝突リスクを定量評価し、要求適合性を確認する。
是正処置	研究開発	スラグ低減固体モータの研究を推進する。
テザーを適用するミッション		
管理項目	大分類	主な作業
予防措置	伸展中の切断防止 運用終了後の回収	<ul style="list-style-type: none"> a. 伸展中にデブリ等の衝突による切断被害への対応(マルチ・ストランド・テザーなどの採用により切断被害を防止する。)

		b. テザーミッション終了後の回収あるいは早期再突入により他宇宙機への衝突率を低減する。
リスク検知	運用中の監視	切断事故の検知策付与(不必要に伸展させた状態を持続させない)
是正処置	異常対応	切断時、運用終了時の処置(巻き取り回収、早期落下など、他の宇宙機との衝突率を低減させる。)

(解説3) ミッション要求の環境アセスメントについて

要求の(2)には、ミッション目的そのものに軌道環境の悪化が伴わないように、以下が配慮される。

- (1) 多量の部品、大型の物品を放出するミッション要求については、放出品が軌道環境及び運用中の宇宙機等に与えるリスクを算出し、ミッション目的の意義と比較してその妥当性が評価される。要すればミッションの見直し設計対策が講じられる。
- (2) 意図的破壊を伴うミッションは実施されないであろう。

(解説4) 設計上放出される恐れのある部品類について

原則として分離後周回軌道に残る恐れのある締結具等分離物は放出しない。やむを得ず放出する場合は軌道寿命等から軌道環境への影響や他の運用中の宇宙機へのリスクを確認し、放出の是非を判断する。

一般的には以下が懸念される部品である。多くはサブシステムあるいは機器レベルで対処すれば良いが、アポジ推進系の分離などのようにシステム・レベルで検討すべき問題もある。

- (1) 宇宙機推進系:アポジ・モータ・ケース、アポジエンジン、投棄式後方着火器、ノズル・クロージャ静止宇宙機用アポジ推進系の分離(分離が避けられない場合は、静止軌道から隔離した高度に放置し、推進剤の排出が実現できるように配慮する)
- (2) 宇宙機計装部品:パドル、アンテナ等の展開保持具、観測機器類の保護カバー類、ヨーヨーデスピナ、カメラのレンズキャップ
- (3) 締結具など火工品からの生成物(外部に破片や燃焼生成物を放出しない設計になっているものを適用する)
- (4) 固体モータの燃焼生成物(静止軌道を汚染することは許容されない。低軌道については有人ミッション軌道高度以上の高度に放出することは世界から非難の対象となりかねない。)
- (5) テザー

(テラリング・ガイド)不可避の分離物

分離品の放出が技術的・経済的に避けられない場合は、その根拠の正当性を明らかにする。また、ミッションとして小物体を放出する場合(観測用ターゲット等)には、その必要性・妥当性を環境に与える影響と共に評価する。

(解説5) JAXA 宇宙機からの放出事例

過去の宇宙機関係の放出品の主なものは、GMS 関連の VISSR のクーラーカバー、BS - 3 のアポジモータノズルの熱遮蔽板、OICETS の太陽電池パドルのクランプワイヤなどがある。

5.1.1 項の(2)では、GMS シリーズのアポジ・モータ・ケースや ETS-VIのアポジ推進系のように、推進系を切り離す設計を行なわないように求めている。アポジ推進系を分離する理由としては、観測機器との干渉、熱制御上の問題、宇宙機被制御質量の最小化などがあるが、宇宙環境の保全の観点からは適切ではない。液体式アポジ推進系を分離しなければならない場合があるとしても、残留推進剤の排出等破碎防止処置を行い、保護軌道域との干渉を回避するなどの廃棄処置が必要になる。

(解説6) 設計対策

部品の放出を伴うミッション要求は再評価して要すれば見直し、破片の放出の無い部品の選択を行う。放出が不可避の場合はその軌道寿命を少なくとも 25 年以内にする事が求められる。

[注:このようなデブリ対策にはシステムの機能・性能の犠牲、運用収益の犠牲を伴うこともある。締結具の放出防止機構はアンテナ、パドルに影を作って性能が犠牲になり、締結具の破片を保持する機構のために搭載質量が犠牲になる場合がある。]

(解説 7) 世界の放出物

世界の放出物のうち、ロケットからはタンク及び複数宇宙機打ち上げ時の支持構体が多く放出されており、これらの軌道寿命は25年を超えるものもある。タンクのほとんどはロシアのBREEZE-Mが発生元である。支持構体はフランスのアリアンが発生元である。宇宙機から放出されるAKMケースは1980年代までは米国・ESAが主な放出元であったが、2000年以降は中国が主な発生元である。

(解説 8) テザーの適用とデブリ対策

テザーは長さ数 km、直径数 mm のものはデブリとの衝突により1年未満で切断されるとの研究報告が各国からなされている。また切断されたテザーは大きな衝突有効断面積を有することから他の宇宙システムに与える影響も大きい。一方、面積質量比の大きなテザーは宇宙機の軌道寿命を短縮する手段として利用できる可能性も有している。テザーを計画する際にはその得失に配慮して慎重な検討が望まれる。テザーは1回の衝突で切断・放出されないようにマルチ・ストランド・テザーや網状のテザーなどを採用し、用済み後は回収することが望ましい。運用中に切断され、テザーミッションを断念する場合に備え、切断を検知し、巻き戻しや早期落下を図ることが望ましい。運用終了後も同様である。

JMR-003E 版においては、5.1.1 (4)に宇宙活動法ガイドライン改定の内容を反映して、分離・放出ミッションについてはその衝突リスクを評価する要求を追加した。要求本文中に評価の閾値は記載されていないが、NASA-STD-8719.14C を参考とした「10cm 以上の物体との衝突確率が 1×10^{-3} 未満」が実質の評価基準となる。今後評価実績を積み重ねることにより、本文中に閾値を導入するか否か検討する予定である。

(解説 9) 運用中の監視

JMR-003 の要求にはないが、放出が不可避な部品については、その放出が予期したとおりの軌道に放出されたことを確認することで軌道寿命の制約に対する適合性が確認できるであろう。想定外の物体が放出された場合は、その物体の起源を確認することで、再発が防止できる可能性がある。

5.1.2 火工品、固体モータからの燃焼生成物等の発生の抑制 解説

5.1.2 火工品、固体モータからの燃焼生成物等の発生の抑制

- (1) 火工品(固体ロケットモータは除く)は、最大長さが1mmを超える燃焼生成物及び破片類を地球周回軌道に放出しないように設計・使用しなければならない。
- (2) 固体ロケットモータは、地球静止軌道保護域及び地球低軌道保護域に1mm以上のスラグを放出しないように設計・運用しなければならない。

注1:この要求の主たる目的は、固定モータが燃焼末期にスラグを地球低軌道・静止軌道保護域に放出するような運用を制限することである。スラグはそのサイズ、分布量、軌道寿命を考えれば、宇宙機の運用に潜在的ハザードを与えている。特に衝突リスクを長期間に亘って与え得る比較的高い高度に放出された場合は問題となる。

注2:地球低軌道保護域においてこの要求に適合見込みの無い場合、現状取り得る最善策を実施した段階で、放出されるスラグの軌道寿命中における他の物体への衝突リスクが受け入れ可能かどうか詳細評価を行う。

注3:月・惑星、その他長楕円軌道投入ミッション等で、地球静止軌道域への干渉が懸念されるとしてもその干渉が一時的な場合については、個別に配慮する。

(解説 1) 火工品からの燃焼生成物

火工品の選定においては、構造破片は勿論、1mm 以上の寸法の燃焼生成物を放出しない製品を適用することが求められる。

現在、JAXA で認定され、製品仕様書に規定されている分離ナットは金属破片、火薬燃焼ガスとも出さない構造になっており、通常の使用においてデブリは放出されない。一方、国内での実績は未だ多くないが主として衝撃緩和のために火工品を用いない分離機構も製品化されている。非火工品分離機構は形状記憶合金や電動モータを用いるもので、金属の破断や燃焼ガスの生成を伴わない。また、爆破の衝撃が無いため、システムへの負荷も軽減される。

金属破片はボルトカッターのアンビル破片についても問題となっている。宇宙機の地上試験において、太陽電池パドル展開試験時にボルトカッターのアンビル(鉄敷)破片が飛散して太陽電池セルのカバーガラス等が損傷した事例がある。原因はボルトカッターの主系点火と従系点火の時間間隔を空け過ぎたため従系点火時にパドルが部分展開状態となっており、アンビル破片が保持解放機構の外に飛び出したためである。これらの火工品作動時に発生する破片の取り扱いがC版までは明確になっていなかったが、D改訂において5.1.2項の“破片類”に該当するものと整理した。外部へのアンビル破片の飛散を抑制するため、ボルトカッターの点火シーケンスを適切に設定する(主系と従系の解放のタイムラグを小さくする)等の対策が推奨される。

(解説 2) 固体モータからの燃焼生成物

[固体モータからの燃焼生成物の評価の詳細については HB002 を参照されたい。](#)

5.2 軌道上破碎の防止 解説

5.2 軌道上破碎の防止

以下の軌道上破碎を防止すること。

- (1) 運用終了後の、内部エネルギーによる破碎
- (2) 運用中の、内部エネルギーによる破碎
- (3) 運用中の、軌道物体との衝突による完全なる破碎
- (4) 意図的破壊行為

(解説 1) 背景

軌道環境の悪化の最大原因は破碎事故である。破碎で発生した破片はカタログ物体の半数近くを占めている。これは米国の Space Surveillance Network 等による観測の結果であり、10 cm 程度以下の物体は含まれない。爆薬による破壊や超高速衝突による破碎であればもっと小さな破片が多量に発生し、しかも小さな物ほど数が多いはずである。

破碎事故の発生件数はJAXA安全・信頼性推進部が毎年発行している「[軌道利用の安全に係るレポート](#)」^[ref.53]に記載されているが、10個以上の破片を発生した破碎事象は2021年末までに300件近く発生している。2020年までの破片の落下状況から推測すれば発生した破片の半数以上は軌道に残留していると見るべきである。ロケットの破碎を原因別に見れば、推進系が49件、その他の不具合が16件、原因不明が54件となっている。断熱材の剥離が破碎事象として6件カウントされている。宇宙機については、不具合が40件、意図的破壊が33件、バッテリーが9件、原因不明が47件である。この他、指令破壊用火工品の爆発や高圧容器の破裂なども原因としてはありうるが実際には発生していない。欧米では宇宙機のフライホイール等の回転機構も破碎原因とされているがこれも発生していない。破碎防止対策で重要且つ最も効果のあるものがこのロケットの推進系と宇宙機の、破壊実験の停止、バッテリーの破碎防止対策である。火工品の熱保護、高圧気体の排出なども潜在的破碎源への対策として求められる。

宇宙機の意図的な破壊はほとんどが軍用宇宙機に関するものである。[詳細は 5.2.4 項解説に記載している。](#)

非意図的なものとしてはロケットの場合は残留推進剤に起因する爆発事故が一番多く、[これらの多くは隔壁を有する燃料・酸化剤タンク結合型によるものである。](#)宇宙機の場合は原因不明のものがほとんどであるが、バッテリーの破碎が8件報告されている。これはほとんどがロシアからの自己申告であり詳細は明らかではない。推進系の爆発の事例は少ないが、INTELSAT 29e (INTELSAT EPIC 1: 2016-004A) が打上げ3年後の2019年8月15日に推進剤のリークの後に爆発を起こしたことが地上から観測されている。静止軌道のために破片は検知されていない。

破碎事故は、多くは高度 1000km 以下の低軌道域、GTO 等長楕円軌道あるいはモルニア軌道で発生している。静止軌道では 2 件発生している。

破碎発生時の破片の分散範囲は、高度方向に 2,000 km に及ぶことがある。平成 13 年 11 月 21 日にロシア宇宙機 Cosmos 2367 (1999-072A, 高度: 411 km, 質量: 3 t) が ISS の 30 km 上空で爆発事故を起こした事例では、約 300 個の破片が高度 200-500 km に集中し、その 40% は ISS 軌道を横切ることが懸念され、ISS 及びシャトルの運用に重大な影響を与えた。

破碎発生時の軌道傾斜角度の分布状況については、デブリが傾斜角度 66 度近辺に集中しており、これは破碎事象の 70% がロシアによって引き起こされていることと関連している。結果としてこの傾斜角に小さな破片が集中し、宇宙機に対する微小デブリの衝突方向(方位角度方向)の分布特性の支配的要因になっている。

(解説2) 対策フロー

破碎による環境の悪化を防止するための対策フローを下表に例示する。

表 5.2.0-1 破碎による環境悪化を防止するための対策フロー

運用終了後の破碎防止		
リスク管理計画	大分類	主な作業
予防措置	破碎源の識別	運用終了後に破碎する恐れのある機器を識別する。
	設計対策	それぞれの破碎源について破碎防止策を付与する。 残留エネルギー排出処置ができない機器は十分な強度を保証する。
運用処置	破碎防止処置	廃棄処理の完了を確認することが望ましい。
運用中の破碎防止		
リスク管理計画	大分類	主な作業
予防措置	破碎源の識別	運用中に破碎する恐れのある機器を識別する。
	設計対策	(1) それぞれの破碎源について破碎防止策を付与する。 (2) 破碎の徴候を監視するためのモニタ機能を付与する。 (3) 異常発見時の対象要領を予め制定しておく。 (4) 異常発見時の対応組織を明確にしておく。 (5) <u>推進剤と酸化剤を共通隔壁で仕切る構造のタンクを採用せざるを得ない場合は、二液接触防止策を強化し、逆圧に対する座屈強度を保証し、廃棄時も逆圧にならないシーケンスを採用する。</u>
	破碎発生確率の管理	FMEA にて破壊を招く事象が抽出・評価された場合は、その発生確率を求め、集計してシステム全体の破碎確率を管理する。
リスク検知	運用中の監視	破碎が懸念される機器についてはクリティカルなパラメータを定期的に監視する。
運用処置	破碎防止処置	異常を検知した場合は運用の終了、推進剤の排出等の破碎防止処置を実施する。
衝突回避・防止		
リスク管理計画	大分類	主な作業
予防措置	衝突頻度の予測	欧米の提供するデブリ分布モデルあるいは米国が提供するカタログ物体の軌道情報等で衝突頻度を見積もる。
	衝突回避マヌーバ機能付与	(1) 衝突頻度に加えてミッションの重要性和被害の影響も考慮し、回避機能を設計に反映する。 (2) 回避実施基準を設け、衝突頻度から回避回数を見積もり、推進剤量の決定に反映する。
	衝突回避マヌーバ実施基準の設定	(1) 軌道上接近検知、衝突確率評価、衝突回避マヌーバ計画の立案が可能な体制を整備すること。

	他運用者との連絡体制の整備	(2) 回避判断基準、回避実施要領を文書化する。 (3) 衝突回避マナー中のミッション運用中断の影響を評価し、要すれば対策を講ずる手順を設定する。 (4) 潜在的に接近する宇宙機の運用者と衝突回避に向けた調整ができる体制を維持すること。(相手方窓口、連絡方法、データ交換プロトコルの確認)
	自らの視認性の向上	特に地上から観測しにくい宇宙機(超小型宇宙機の場合、電波吸収帯で覆われている場合)は地上からの視認性を高める <u>ことが望ましい。</u>
	デブリやメテオロイドの衝突による大規模破砕への配慮	(1) 宇宙機の開発初期にスペースデブリやメテオロイドが衝突して完全なる破砕が発生する確率を評価し、これを考慮する。 (2) 高圧容器や推進剤タンク(特に推進剤と酸化剤を共通隔壁で仕切る構造のタンク)が微小デブリやメテオロイドによって完全なる破砕が発生する確率を評価し、要すればそれらの配置や防御設計に配慮する。
リスク検知	接近情報の受信・通報	(1) 米国 CSpOC から発信される接近情報から衝突リスクの高い物体を識別し、回避判断基準に基づき関連組織に通報する。 (2) 制御機能を有する宇宙機は回避・復帰マナーを実施する際の判断ポイントを含む今後の計画を調整する。 (3) 制御機能の無い宇宙機は接近情報をモニタし、最接近時刻経過後に宇宙機の健全性を確認する。
	独自の警戒	米国の監視漏れを補完するために、あるいは接近情報の再検証の手段として、独自に接近解析を行う事も有効である。
	破砕への対処	破砕が起きた場合は破片の分散動向を把握しつつ適時に対応の要否を判断する。
回避処置	回避・復帰マナー実施	(1) 回避判断基準に照らし、衝突回避マナーの必要性を判断する。 (2) 接近する宇宙機の運用者と回避方法について調整する。 (3) 回避・復帰マナー計画を立案する。宇宙機サービス受益者との調整、回避・復帰の実行を行なう。 (4) 回避及び復帰マナー後の軌道に対する接近解析を行い、マナー後の衝突リスクを確認してから衝突を回避する。 (5) 回避・復帰マナー等を実施する。

5.2.1 運用終了後の内部エネルギーによる破碎の防止 解説

5.2.1 運用終了後の内部エネルギーによる破碎の防止

地球周回軌道、月周回軌道にて用済み後の宇宙システムが破碎してデブリを発生することを未然に防止するために偶発的破碎の可能性が合理的に排除された設計を目指し、廃棄段階での最終マヌーバ終了後又は回収前に、偶発的破碎の原因を極力排除しなければならない。計画していた再突入が実施できなかった場合は残留エネルギー源を適切な時期に排出すること。

具体的には以下を実施すること。

(1) 残留液体推進剤及び高圧流体に関する処置

用済み後の宇宙システムは、軌道変更マヌーバにおいて、液体推進剤及び高圧流体を破碎の原因とならないまでに使いきるか、排出すること。あるいは残留流体による破碎の可能性がないことを解析的に検証すること。このため、設計上は以下に配慮すること。

- ① 二液式推進剤のタンク及び配管系は、自己着火性推進剤の組み合わせの場合は特に、一部部品等の不具合が推進剤の混合及び燃焼を招かないように設計すること。自己着火性の燃料と酸化剤の組み合わせを共通隔壁で仕切る構造の共通タンクは、隔壁の破壊が二液の混合／爆発を引き起こすため爆発事例が多く、採用すべきではない。強いて採用する場合は少なくとも共通隔壁の二液接触防止策を強化し、JERG-0-001「宇宙用高圧ガス機器技術基準」に従って、逆圧に対する座屈強度を保証し、廃棄時も逆圧にならないシーケンスを採用すること。
- ② 運用終了後、軌道変更マヌーバを完了した時点で、タンク／配管類に残留する推進剤を排出すること。二液式推進系で両方の推進剤が排出できない場合は、自己反応性の高い推進剤を優先的に排出すること。
- ③ 排出処理が不可能な場合は、入熱を考慮しても破裂の危険性が無い十分な安全性を持たせるか、内圧の上昇を制限するための手段を設けること。
- ④ 排出系統は凍結によって排出が妨げられないよう設計すること。

(2) バッテリーの破碎防止処置

バッテリーは、異常な内圧の上昇と構造的破壊を引き起こさないよう、電氣的・機械的に適切な設計・製造が行われたものを適用すること。

運用終了時点で充電回路を遮断すること。

また、可能ならばバッテリー内圧の上昇を制限するための手段を設けてバッテリーの破裂とそれに起因する機体の損傷を未然に防止できる設計とすること。

(3) 指令破壊系

火工品は太陽光等による温度上昇を考慮し、自然不発火保証温度に対して十分な余裕を確保すること。

指令破壊受信器は指令破壊の実行の可能性が無くなった時点で速やかに誤爆を防止する処置を行うこと。

(4) ヒートパイプ等

減圧できない圧力機器は、軌道上寿命期間の入熱を考慮して、破裂の危険性の無い十分な安全率を有すること。

(5) ホイール等の回転機器

ホイール等の回転機器は運用終了後に停止するものであること。

(解説1) 目的

5.2 項の解説で述べたように破碎事象は軌道環境の悪化の主要因となっている。運用終了後の破碎事象を防ぐための設計・運用処置が要求されている。

(解説2) 破碎源の識別

宇宙機に搭載される機器で、内部蓄積エネルギーで破碎を発生する可能性のある機器には以下がある。こ

れ以外のミッション機器についても識別することが望ましい。

- (1) 圧力容器・配管、ヒートパイプ
- (2) バッテリ
- (3) 推進剤タンク
- (4) スラスタ
- (5) 回転機器(ホイール類)
- (6) その他、化学的、物理的エネルギーを保有する機器

(解説 3) 設計対策

設計対策の多くはサブシステム・レベルか機器レベルで対応するものであるが、システム仕様に大きな影響を与える決断はシステム設計の段階で行うことが必要になる。個々のサブシステム・レベルか機器レベルで対応すべき対策などについては第 6 章で述べる。

- (1) 個々の破砕源に対して定常運用終了後の爆発エネルギーの排除を含む破砕防止対策を設計に組み込む。高圧ガス機器には排気機能を持たせること、ヒートパイプ等通常排気しない機器には十分な構造的強度をもたせる。
- (2) 宇宙機運用終了後のバッテリーへの過充電を防止するための充電回路のシャットオフ機能を設ける。
- (3) 推進系設計上の配慮は特に重要である。(共通隔壁式2液式推進剤タンクの回避、残留推進剤排出機能の付与等)
- (4) 自爆機能は付与しない。

5.2.2 宇宙システムの運用中の破砕の防止 解説

5.2.2.1 設計の確実性 解説

5.2.2.1 設計の確実性

宇宙システムが地球周回軌道、月周回軌道で運用中に破砕事故に至る不具合を起こさないよう適切な信頼性・品質管理がなされていることを設計審査等で確認すること。
原則として、宇宙システムの運用中の偶発的破砕発生率が 0.001 以下であること。

(解説 1) 運用中の破砕防止対策

[1] 目的

運用中の偶発的破砕発生率については、ISO 24113 の要求を反映して、JMR-003 の B 版以降、定量的に制限されることとなった。基本的にミッション運用中の破砕事故はミッション保証の観点から優先して実施されるべきものである。破砕が発生した場合の軌道環境及び他の宇宙システム影響を考えれば、プロジェクト内部で安易にコストパフォーマンスを追及して信頼性を犠牲にすることは控えることが望ましい。

破砕確率の要求の主旨は、宇宙システムの設計が「故障モード影響解析 (FMEA)」あるいはその他の手法で評価されているとき、偶発的爆発を招く不具合モードを識別し、その発生確率を評価すること事が望ましい。あるいは爆発・破裂に関連する不具合事象について FTA を実施して、関連する部位の故障発生率を集計して、破砕に至る故障率を算出することが望ましい。基本的手順としては以下を推奨する。

- (1) 潜在的破砕モードを抽出し、その破砕エネルギーを見積もる。破砕に至らない場合は評価対象から除く。
- (2) FMEA あるいは FTA (Fault Tree Analysis) により破砕モード毎の故障原因を識別する。
- (3) 原因毎に破砕発生率を見積もり、集計して総合的破砕発生率を見積もる。
- (4) 要すれば破砕防止措置を設計に提言する。

[2] 破砕源・故障モードの識別

破砕した場合に破片が地球周回軌道に残る可能性のある故障モードに限定して評価する。これに該当する故障モードを2項に記す。これらについて3項に示す故障率の概算に近い値が保証されている場合は、「JMR-003 の偶発的破砕発生率の要求への遵守は、信頼性設計及び安全設計により保証されている」として説明することができる。爆発に至る可能性のある故障モードは、主に以下である。

(1) 推進系

- ① 燃焼中の不具合による破砕
- ② 2液混合による爆発(統合推進系/二液式推進系)
- ③ 過加圧によるタンク破砕
- ④ 内圧変動による疲労破壊
- ⑤ スラスタのヒータの不具合によるコールドスタートに起因する破砕

(2) バッテリ

- ① 内圧上昇によるセルの破裂(過充電/過放電/外部短絡による温度上昇/ヒータの故障による温度上昇)
- ② 内圧変動によるセルケースの疲労破壊

(3) ヒートパイプ

- ① 内圧上昇によるセルの破裂

(4) 回転機構(ISO 規格による指定)

- ① 回転子のひび割れ・破損、軸からの外れなどによる破片の飛散

[3] 破砕確率の算定

破砕確率は個々の潜在的破砕源とその故障モードについて、原因となる故障率と運用期間から計算される確率を集約して計算される総合的不信頼度である。破砕発生率が 0.001 以下であることは、総合的不信頼度が運用終了時点で 0.001 以下(信頼度 0.999 以上)であることとほとんど等価である。破砕確率の算定的前提条件として、爆発に係わる故障率が明確に識別できないものや、機械構造系要素について如何に扱うかが問題となる。以下に配慮すること**が望ましい**。

- (1) 液体ロケットエンジン等複雑な系については、破砕発生の要因のみに限定して信頼度が抽出できればその値で評価するが、それが困難な場合は、その全体の信頼度が適正に管理されていて、そこから類推して破砕発生率が充分小さいと評価できれば良いとする。ガスジェット式スラスタや小規模のアポジエンジンについては、輸入品等の事情で詳細が不明な場合を除き、FMEAにより爆発要因を特定し、故障率から計算することが望ましい。ガスジェットの爆発に至る故障モードが否定できない場合は、触媒層付近のヒータ加熱機能及び温度モニタ機能の故障率や冗長性が評価の対象となる。
- (2) 構造設計にて安全係数及び安全余裕が保証されている要素、安全弁やラプチャ・ディスクを有する圧力容器、LBB設計が適用されている圧力容器はその適用範囲において、それぞれ破砕発生率はゼロと見なす。LBB 設計の圧力容器は想定外の急激な圧力上昇が無いことを配管経路上のバルブの信頼度から確認することとする。
- (3) ホイール等回転機構について、破砕に係わる信頼度が通常識別されていない。回転部分の機械的強度が、打上げ環境、軌道上環境、遠心力、駆動・制動力に対して十分な安全係数・安全余裕を持つ場合は、破砕発生率はゼロとみなす。

[4] 設計対策

設計対策の多くはサブシステム・レベルか機器レベルで対応するものであるが、システム仕様に大きな影響を与える決断はシステム設計の段階で行うことが必要になる。

- (1) 高圧ガス機器、ヒートパイプには十分な強度を保証する。
- (2) バッテリへの過充電を防止する機能、破裂を防ぐ十分な強度を保証する。
- (3) 推進系設計上の配慮は特に重要である。(共通隔壁式2液式推進剤タンクの回避、ヒドラジンスラスタ触媒層ヒータ系の FDIR 保証あるいはコールドスタート耐性確保等)
- (4) 自爆機能は付与しない。
- (5) 運用中の破砕の徴候を未然に検知するため、異常の発生監視機能を付与する。
- (6) 固体モータ推進薬インゴット内の亀裂を打上げ前に非破壊検査で確認すること。地上作業あるいは運用中に衝撃を与えた場合は慎重に処置を検討する。

[5] 運用中の破砕発生確率の管理

システム全体の破砕発生確率が 0.001 となるよう要求されているが、一般には FMEA にて宇宙機の破壊を招く事象は抽出・評価され、要すれば FDIR(故障検知分離再構成)機能が確保される。通常は宇宙

機の破砕の発生源と識別される要素はほとんどないが以下に配慮することが望ましい。

- (1) アポジ推進系の不具合(インジェクタ孔閉塞、酸化剤・燃料の混合を招く不具合等)
- (2) バッテリーの破裂(破裂板等の昇圧制限機構を有する場合は除く)
- (3) 推進剤タンクを加圧する気蓄器からのガスの調圧不良によるタンク破裂
- (4) 触媒式スラスタのコールドスタートによる破砕(ヒータに関する FDIR 対策などコールドスタートに対する安全策が保証されている場合は除く)

5.2.2.2 宇宙機の運用中の監視 解説

5.2.2.2 宇宙機の運用中の監視

宇宙機の運用管制においては、デブリの大量発生に結びつく恐れのある推進系、バッテリー系、姿勢制御系等の異常の発生の監視を手順に含め、異常検知時には速やかな対策を採り得る体制を維持しなければならない。地上から少なくとも以下の計測項目について監視すること。

- (1) 推進剤残量を把握するためのタンク圧力、温度等
- (2) バッテリーの異常を監視するためのパラメータ(温度、起電圧等)
- (3) 姿勢制御系の異常を監視するためのパラメータ

(解説1)運用中の監視及び破砕防止処置

宇宙機の運用管制においては、破砕の徴候を監視する作業を手順に含め、宇宙機の異常検知時には速やかな対策がとれる体制を維持するよう求められている。即ち、宇宙機の異常発生時には責任ある組織に通報し、宇宙機に破砕の徴候がある場合は可能な範囲で機能の停止、宇宙機の運用の終了、宇宙機の廃棄マヌーバ、及び宇宙機の破砕防止処置を実施する。また、自律化された FDIR 機能を付与し、宇宙機が不用意に制御不能に陥ることを防止することが望ましい。

宇宙機の運用においてはミッション運用に伴う運用管制が実施される。この運用管制にて不具合の発生は未然に防止されるが、特にデブリの大量発生に結びつく恐れのあるバッテリー系や推進系の異常の監視、デブリ対策処置を不可能にする姿勢制御機能の異常の監視、ミッション終了の判断を廃棄マヌーバに必要な推進剤が確保できるうちに行うための推進剤残量監視は洩れなく手順に含める。

5.2.2.3 不具合発生時のデブリ対策 解説

5.2.2.3 不具合発生時のデブリ対策

運用中の宇宙機に不具合が発生し、破砕を招く恐れがある場合、あるいは運用継続能力が失われると判断した場合は、回復の見込みがない限り、残留エネルギー源の除去、早期落下、又は保護軌道域からの排除を検討し、可能な範囲で実施すること。ただし、保護軌道からの排除操作が破砕を誘発する恐れがある場合は排除操作は実施しない。

過去には以下の処置が採られたことがある。

(解説1)MOS-1b の事例

MOS-1b は運用中にバッテリーの電圧異常が発見されたため平成 8 年 4 月に運用を停止した。この時デブリ対策として、推進剤の枯渇処理、バッテリーの完全放電と充電ラインの断、送信機の停止などを実施した。軌道高度の変更は既に軌道変更した MOS-1a との衝突を避けるために実施せず、面外制御を中心に燃料の枯渇処理を実施した。

通常運用中の宇宙機に異常が発生した場合、十分な廃棄処理を行う時間的余裕がない場合が多いが、可能な範囲でのデブリ対策を実施することが望まれる。

(解説2)MDS-1 の事例

MDS-1 の後期利用中の平成 15 年 7 月 30 日に 2 系統ある電源系の 1 系統に異常が発見され、その後原因究明を進めていたが、平成 15 年 8 月末より設計条件である 100 分間を超える食が継続し、9 月中旬には 120 分の最大食を迎えるため、電力収支の悪化による宇宙機機能の停止が懸念されたため、停

波に向けた一連のプロセスとして不具合原因究明に向けたデータの取得を行いつつデブリ対策として近地点高度の低下(500 km ノミナル→200 km)を平成 15 年 8 月 25 日～30 日に実施した。これにより軌道寿命は 25 年以内とすることができた。その後、9 月 25 日に停波が実施された。バッテリーの放電及び充電ライン断は実施できたが、約 14 kg 残っていた推進剤の枯渇処理は姿勢、軌道制御上の理由により実施できなかった。

5.2.3 軌道物体との衝突による破砕の防止 解説

(解説 1) 衝突事故の事例

中型以上の宇宙機同士の衝突が観測可能な物体(典型的には 10cm 級以上)と衝突すれば数千個の破片を発生させる。イリジウムとコスモスの衝突では数千個の破片を発生したことから、衝突の確率を未然に推定し、要すれば回避できる体制整備することが重要である。

軌道上の衝突が軌道データから裏付けられている現象としては以下の 5 件が知られている。

- ① 1996/7/24: 運用中の仏 CERISE と Ariane の破片(1986 年打上げ)が高度 685km で衝突して姿勢安定ブームが破損
- ② 1991.12: Cosmos1934(1988 年打上げ)と Cosmos926(1977 年打上げ)が高度 980km で衝突。両者とも運用を終了していた。
- ③ 2005.1: 漂流中の米ロケット Thor Burner 2A (1974 年打上げ)と中国ロケット CZ-4 の破片(1999 年打ち上げ、2000 年爆発)が高度 885km で衝突。
- ④ 2009.2.10: 米国通信衛星 Iridium 33 とロシアの軍事用通信放送衛星 Cosmos 2251 がシベリア上空高度 788km で衝突した。
- ⑤ 2021.3.18: 運用中の中国の気象観測衛星 YuuHai 1-02 が SL-16 (1974 年打上げ)が放出した物体と衝突して 37 個の破片を放出した。

このような事故を防ぐために、[NASA-STD-8719.14C](#) では、運用中の宇宙機が 10 cm 以上の大型デブリと衝突する確率を 0.001 以下に制限している。2010 年に NASA は衝突回避マヌーバを 7 回実施したと報告している(@UNCOPUOS/STSC,2011)。そのうち 4 回はイリジウム/コスモスの衝突破片で、1 回は非カタログ化デブリ、残りの 2 回も破片であった。

また、ESA では運用中の ERS-2、Envisat と CryoSat-2 を衝突事故から守るために衝突回避サービスを行っている。マヌーバの判断の限界は衝突確率 0.001 である。2010 年には 0.001 を超える警戒が 5 回(Envisat に 4 回、ERS-2 が 1 回)出されて、9 回の回避マヌーバ(Envisat:4 回、ERS-2:4 回、CryoSat-2:2 回)を実施したと報告している(@UNCOPUOS/STSC,2011)。

(解説 2) 要求の趣旨

JMR-003 では運用軌道の選定や他の宇宙物体との衝突の回避により、軌道上衝突事故を避けることを推奨している。

運用軌道の選定はコンステレーションが増加していることを考えれば重要な選択項目となろう。

衝突回避に関しては、地上から観測できるカタログ物体(大型物体:10 cm 以上)との衝突は、自らの損害に加え、破片が高度数千 km の範囲に飛散し、他の宇宙機の運用にとっても大きなリスクとなるため、回避することが望まれる。しかし現実には以下の状況にある。

- ・ 衝突の頻度は低軌道において 10^{-5} 回/m²/year 程度であり、必ずしも大きくはない。
- ・ 衝突回避マヌーバを行うためには宇宙機が軌道制御機能を有している必要がある。小型宇宙機にはこれを有していないケースもある。
- ・ 精度良い接近解析を行うためには、米国 CSpOC と協定を締結し、接近情報(CDM: Conjunction Data Message)の入手、宇宙機運用情報をベースとした再解析の委託などを行う必要がある。(TLE 情報を使うことは推奨されていない。)
- ・ 回避を行おうとする宇宙機運用者は接近解析や回避・復帰マヌーバ計画(回避先及び復帰先の衝突回避も含む)の立案に必要なソフトウェア資源や経験・能力を有することが求められる。JAXA 追跡ネットワーク技術センターが無償提供する「デブリ接近衝突確率に基づくリスク回避支援ツール: RABBIT」

(<https://sma.jaxa.jp/Software/RABBIT/index.html>)が衝突回避時期、回避マヌーバ速度増加量、衝突確率の関係把握を支援することができる。

- 衝突回避マヌーバ中はミッションを中断することになる可能性も有る。

よって、衝突回避マヌーバを必須として要求できるほど状況は熟していない。しかし、世界的情勢としては衝突による軌道環境の汚染を防ぐために、衝突回避は強く推奨されている。

5.2.3.1 運用軌道の選定 解説

5.2.3.1 運用軌道の選定

地球静止軌道の宇宙機同士は、衝突による破壊の問題等を考慮して常に適切な相対距離を確保するよう運用を計画すること。

他の地球周回円軌道の宇宙機については、他の宇宙機との接近／衝突リスクの低減に配慮して軌道を選定すること。

ランデブ、ドッキング又はその他の共同ミッションを実施する場合には、JERG-2-026「軌道上サービスミッションに係る安全要求」に従うこと。

(解説1) 運用軌道の選定について

軌道上での宇宙機同士の衝突を避けるために、開発の初期段階で最適な軌道を選定することを求めている。しかしながら、ほとんどの実用宇宙機はミッション要求から軌道は決定される。例えば地球観測宇宙機は軌道面と太陽との方向を一定に保つために運用高度が決定される。よって、この要求が適用できるのは運用高度が柔軟に設定可能な実験宇宙機、小型宇宙機専用の打ち上げなどに限られる。一方では、大規模コンステレーションや大面積展開物などの進展が予想されるところ、他の運用中の宇宙機との衝突リスクや自身の被害確率について配慮することが望まれる。

5.2.3.2 軌道が把握できる物体との衝突の回避 解説

5.2.3.2 軌道が把握できる物体との衝突の回避

衝突回避能力を有する宇宙機は、運用中および廃棄マヌーバ計画段階において、他の宇宙物体と衝突する可能性を可能な限り評価し、衝突リスクが無視できない場合は、衝突を回避すること。

この衝突回避活動のためには、接近監視サービスを行う機関との連携が望ましい。

注：ロケットの打上げに際しては、別に定める基準にて、ロケット本体、ロケットから分離した宇宙機及び其の他の分離物と、軌道上の有人宇宙システムが衝突しないように打上げ時刻を調整することが求められている。

(解説1) 軌道が把握できる物体との衝突の回避について

2022年に人工衛星の衝突リスク管理標準 JMR-016 が制定された。衝突リスクの管理は本標準に従って行われる。なお、JMR-003E 改定において、衝突回避は運用中のみならず、廃棄マヌーバ計画段階においても可能な範囲で行うことが規定された。

5.2.3.3 衝突回避能力の付与 解説

5.2.3.3 衝突回避能力の付与

地球静止軌道で運用する宇宙機には衝突回避を行う能力を付与しなければならない。

その他の宇宙機にも可能な限り衝突回避能力を付与することが望ましい。

(解説1) 衝突回避マヌーバ機能の付与

地球静止軌道で運用する宇宙機については衝突回避マヌーバ機能が必須である。一方、地球低軌道で運用する宇宙機は運用軌道の混雑状況を考慮して衝突回避マヌーバ機能を持つことを強く推奨する。軌道制

御用スラストが付与される場合はそれで十分であるが、そうでなければシステム・サブシステムレベルの判断事項となるので、ミッション要求定義段階に衝突回避機能の付与について決断することが望ましい。

また、衝突回避マヌーバ用の推進剤を見込むことが望ましい。推進剤量は回避回数と衝突回避マヌーバ距離の見積もりに依存し、回避回数は、回避判断接近距離とその距離範囲への接近頻度に依存する。

例: 衝突回避に必要な推進剤の計算例

衝突回避に必要な推進剤量は、衝突回避マヌーバを決断する接近距離から回避対象面積を指定して、運用軌道に対応した衝突頻度を求め、それらから当該マヌーバの回数を見込むことができる。例として、ESA-MASTER2009 によれば混雑した低軌道での衝突頻度は年間 0.00001 (回/m²)程度である。軌道決定誤差などから半径 200m を回避範囲とすれば、回避対象面積は 120,000 m²となる。よって $0.00001 \times 120,000 \text{ m}^2 = 1.2$ となり、年間1回程度の衝突回避マヌーバを見込むこととなる。これに各回のマヌーバ方法に応じた推進剤を見込めば良い。

最近では軌道決定精度が向上し、例えば 2 日前に接近が予測できれば秒速数 cm 程度の速度変化を与えることで会合点をずらすことができるようになったため、推進剤の負担はかなり軽減した。しかし、突然接近する物体が判明することもあり、その場合は急激に高度変化を与える必要があるため推進剤量はより多く必要になる。

5.2.3.4 地上からの視認性の向上 解説

5.2.3.4 地上からの視認性の向上

地上からの視認性を高めて軌道決定精度を向上させることが接近解析及び衝突回避の精度向上に有効である。このため、特に潜在的に視認性に問題が生ずるシステムについては、光学的あるいは電波的反射・発信手段を付与することを検討すること。

(解説 1) 趣旨

接近解析及び衝突回避計画の作成には、運用中の宇宙機と接近する物体の双方の軌道決定精度が高いことが望まれる。

例えば以下の物体は視認性が低いためにその向上策を設けることで正確な解析が期待できる。

- (1) 通信機能を喪失したために運用データから正確な軌道が求められない場合
- (2) 小型宇宙機など通信機能が十分でない宇宙機が多量に放出されて、個別識別に時間が掛かる場合
- (3) 電波吸収特性の高い材質で覆われている場合

打上げ直後の小型宇宙機の識別も含めて、光学的あるいは電波的反射手段の事例を以下に示す。

- a. コーナリフレクタ式のレーザ光反射器(例: JAXA 開発のレーザ・レンジング用小型反射器(Mt. FUJI)の概要を下に示す。)
- b. 電波反射用テープ
- c. 発光・発信器(打上げ直後の小型宇宙機識別用ならば打上げ後 2 ヶ月間有効なものでも良い。)

通常 CSpOC や我が国の観測設備で追跡可能な宇宙機やロケット上段機体に装着する緊急性はない。装着する宇宙機の質量などを考慮して判断することで良い。

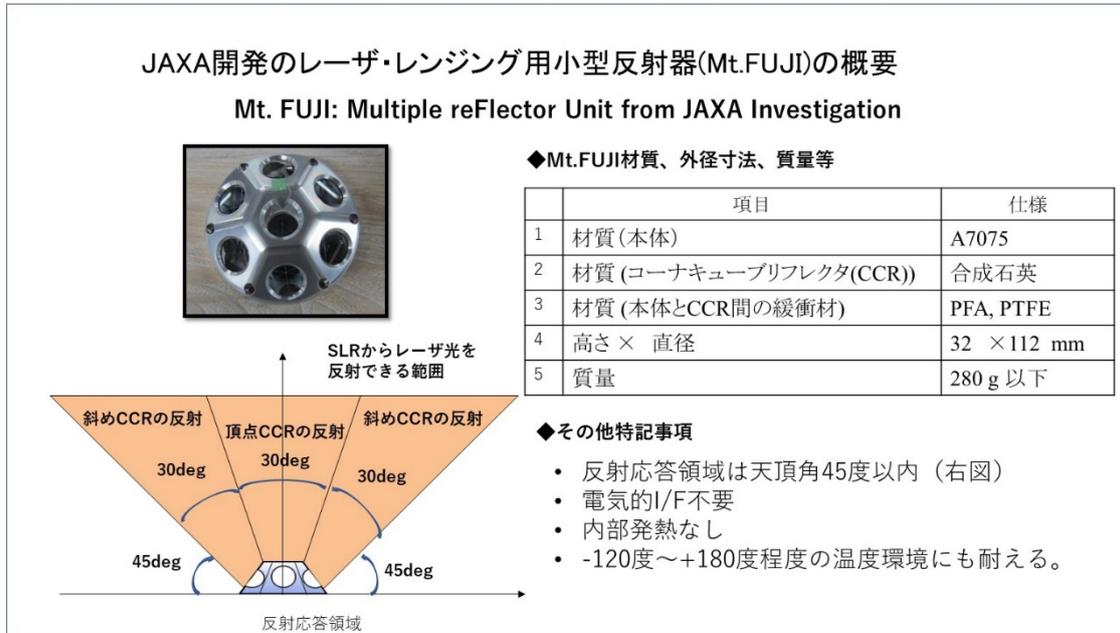


図 5.2.3-1 JAXA 開発のレーザ・レンジング用小型反射器(Mt. FUJI)の概要

5.2.3.5 デブリやメテオロイドが衝突して完全なる破碎を招く確率の評価 解説

5.2.3.5 デブリやメテオロイドが衝突して完全なる破碎を招く確率の評価

(1) 宇宙機の開発初期(例えば概念設計フェーズ)に、軌道、サイズ、質量、機数等を決定する際には、宇宙機の運用中にスペースデブリやメテオロイドが衝突して宇宙機が原型をとどめないほどの完全なる破碎が発生する確率を評価し、これを考慮すること。

注 1:完全なる破碎を生ずるデブリ等が監視可能なサイズであるならば、衝突回避能力が付与された宇宙機については、確率の評価は不要とする。

注 2:質量 100kg 以下の宇宙機、および地球静止軌道で運用する宇宙機については原則として確率の評価は不要とする。ただし、コンステレーションや超大型宇宙機等の破碎発生リスクが大きいミッションについては評価を要する。

(2) 宇宙機の高圧容器や推進剤タンクがデブリやメテオロイドによって完全なる破碎が発生する確率を評価し、要すればそれらの配置や防御設計に配慮すること。

(解説1) 要求の趣旨

この要求の源泉である ISO 24113 の趣旨を踏まえ、以下を要求するものである。(3.1 項にて「破碎」とは外部に破片を発生させることと定義しており、この意味では宇宙機のあらゆる部位に数 mm のデブリあるいはメテオロイドが衝突する確率を求めることとなるが、ここでは多量の破碎が発生する粉碎現象が対象である。)

- (1) 宇宙機の開発初期(例えば概念設計フェーズ)に、軌道、サイズ、質量、数量等を決定する際には、運用中にスペースデブリやメテオロイド(以下「デブリ等」と呼ぶ)が衝突して完全なる破碎が発生する確率を評価し、これを考慮する。この趣旨は完全なる破碎(catastrophic break-up)を引き起こす 40 J/g 以上の衝突エネルギー(数 cm 級のデブリによる)の衝突確率を認識し、最適な設計解の選択に役立てることである。(解説3参照)
- (2) 高圧気体を内在する圧力容器などにデブリ等が衝突して破裂・爆発が発生する確率を求める。その確率は、全ての破碎源についての総和が 0.001 以下(内部エネルギーによる破碎確率の許容値)であることが一つの目安となろう。当該確率が大きな場合は、それらの機器の配置や防御設計に役立てることが望ましい。

以下にそれぞれのケースに応じた暫定的考え方を示すが、詳細は別途制定される ISO 16126 並びに JAXA 設計標準にて規定する。当面は以下の文書が参考になる。

- a) IADC “Spacecraft Component Vulnerability for Space Debris Impact” (2019, February) [ref.55]
- b) IADC Protection Manual
- c) ESSB-HB-U-002 “ESA Space Debris Mitigation Compliance Verification Guidelines” [ref.56]
- d) JERG-2-144:微小デブリ衝突耐性評価標準
- e) JERG-2-144-HB002B:スペースデブリ防護設計マニュアル

(解説 2)デブリ等の衝突で破砕・爆発を発生する確率と、廃棄機能の喪失の確率の評価

デブリ等の衝突で破砕・爆発を発生する圧力容器などの被災確率の評価は、5.3.1.1.8 項の衝突による廃棄機能の喪失確率の評価と合わせて行うことが効率的である。

(解説 3)宇宙機へのデブリ等の衝突で運動エネルギーによる完全なる破砕を発生する確率の推定方法

完全なる破砕については、ESSB-HB-U-002 “ESA Space Debris Mitigation Compliance Verification Guidelines” ([@14 February 2023](#))の [Annex-C](#) を参考¹⁾に以下の要領で破砕発生確率を評価することを推奨する。

a) 完全なる破砕を引き起こす「運動エネルギー対宇宙機質量」の閾値

完全なる破砕を引き起こす閾値はエネルギー・質量比(運動エネルギー対宇宙機質量) [Energy-to-Mass Ratio (EMR)]²⁾で定義することが欧米の研究により以下が定説となっている。

$$EMR = \frac{\frac{1}{2} M_p V_{imp}^2}{M_t}$$

ここで、 M_p : デブリ等衝突物の質量 [g]、 V_{imp} : 衝突相対速度 (デブリ等と宇宙機との相対速度) [m/sec]、 M_t : 宇宙機の質量 [g]

完全なる破砕を起こす EMR の閾値(EMR)_{cc} を、 $EMR \geq (EMR)_{cc} = 40 \text{ J/g}$ と定める。

[注:EMR の閾値を 40 J/g とすることは NASA の破砕モデルで採用されている値で、ESA もこれを採用している。JAXA としてもこれを採用する。]

衝突相対速度 (V_{imp}) 最悪値は以下で得られる。すなわち、地球周回のデブリについては、宇宙機の近地点(最大速度点)において進行方向正面にデブリ等が衝突したとする。メテオロイドについては背面への直下時の速度とする。この場合は、衝突相対速度(V_{imp})は近地点における宇宙機の進行速度にデブリの宇宙機の近地点高度のデブリの周回速度を加えたものとする。すなわち:

$$V_{imp} = \sqrt{\frac{2\mu}{r_p} - \frac{\mu}{a}} + \sqrt{\frac{\mu}{r_p}}$$

ここで、 μ : 重力定数 (重力定数と惑星質量の積); 地球については $\mu = 3,98604415 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{sec}^2$ 、 r_p : 近地点地心距離、 a : 軌道長半径

ただし、正面衝突の発生する確率は大きくはないので、低軌道宇宙機については高度によらず、デブリについては 10 km/sec を、メテオロイドについては 20 km/sec を衝突相対速度の代表値とすることが一般的である。

衝突相対速度が計算できたらデブリ等の質量の閾値が求まる。

$$M_p = \frac{2 \cdot (EMR)_{cc} \cdot M_t}{V_{imp}^2}$$

ここで、デブリ等を球体と仮定すると、

$$M_p = \rho_p \frac{\pi}{6} D_p^3$$

より、質量の閾値を以下のデブリ直径の閾値に変換することができる。

$$D_p = \sqrt[3]{\frac{12 \cdot (EMR)_{cc} \cdot M_t}{\pi \rho_p V_{imp}^2}}$$

この式により、壊滅的破碎を引き起こすデブリの直径の閾値は宇宙機質量に応じて後述の図 5.2.3-4 のように表せる。これより、衝突相対速度 V_{imp} 約 10 km/sec (代表的速度)、デブリの密度をアルミ合金 (密度 2803.2 kg/m³) と仮定すると、地上から追跡可能な限界直径 10 cm で破碎を起こす宇宙機の質量は、約 2,000 kg 以下となる。

なお、ESSB-HB-U-002 では、この質量の閾値をデブリ直径の閾値に変換するには、面積/質量比 0.01 m²/kg の標準プロジェクトイルを適用するとされており、この場合、衝突相対速度 V_{imp} 約 10 km/sec (代表的速度)、質量 1,000 kg の宇宙機に対して完全なる破碎を引き起こす衝突となるデブリは 0.8 kg (直径 10 cm) となり、上記計算の半分の衛星質量となる。しかしながら、この方法は考察するデブリの直径が広い場合に適用できない。

b) 年間衝突確率 ($P_{c, yr}$)

年間衝突確率は、宇宙機の断面形状を円と仮定した場合、以下で求められる。「年間の平均衝突回数」を FAt とすると、年間衝突確率 $P_{c, yr} = 1 - \exp(-FAt)$ となる。しかし、ここでは FA が十分小さい場合は、 $P_{c, yr} \doteq FAt$ とみなすことができる。

$$P_{c, yr} = \sum_{j=1}^N F_j \frac{\pi}{4} (D_t + D_{p, j})^2$$

ここで、 j : デブリ等の直径の範囲 $[D_{p, j}, D_{p, j+1}]$ を示すインデックス、 F_j : 指定された直径の範囲 $[D_{p, j}, D_{p, j+1}]$ でのデブリ等のフラックス、 D_t : 宇宙システム (宇宙機、打上げロケット) の衝突被災面の最大直径、 $D_{p, j}$: デブリ等の直径

あるいは、宇宙機システムの形状を考慮すれば、年間衝突確率は以下で表せる。

$$P_{c, yr} = \sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^N F_{ij} A_{ti}$$

ここで、 i : 宇宙システムの上下角度・方位角度で有意な衝突が発生する面を示すインデックス、 j : デブリ等の直径の範囲 $[D_{p, j}, D_{p, j+1}]$ を示すインデックス、 A_{ti} : 被災方向の投影面積

c) デブリフラックス

デブリフラックスは MASTER や ORDEM で求めることができる。MASTER と ORDEM についての比較が JERG-2-144-HB001B「スペースデブリ防護設計マニュアル」に記されている。図 5.2.3-2 に比較を引用した。

高度 700 km、軌道傾斜角 98°における MASTER 8 のデブリ・メテオロイドフラックスを図 5.2.3-3 に示す。の宇宙機の進行方向面積 10 m² だけに注目して、カタストロフィック衝突サイズの閾値を直径 10cm とすれば、フラックスは 10⁻⁵ 個/m²/year なので、年間衝突確率は 10⁻⁴ 程度となる。なお、通常

このサイズのデブリであれば追跡可能であり、運用中に衝突を回避できる。ただし、メテオロイドの衝突や非カタログ化デブリについてのリスクは残る。

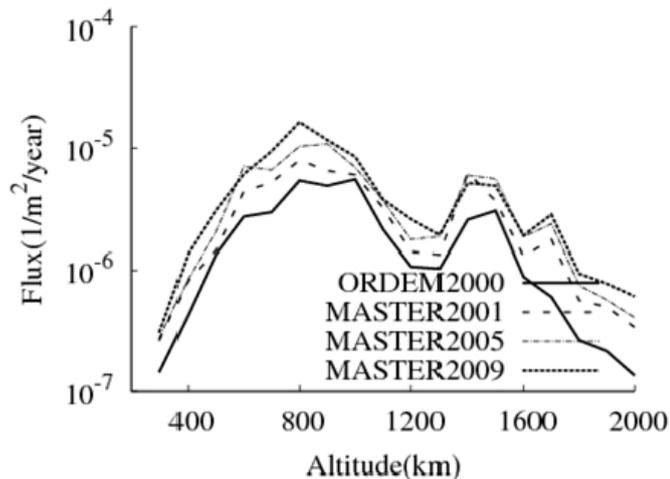


図 5.2.3-2 軌道傾斜角 100 度における各モデル予測値の比較(直径 10 cm 以上)
出典:JERG-2-144-HB001B

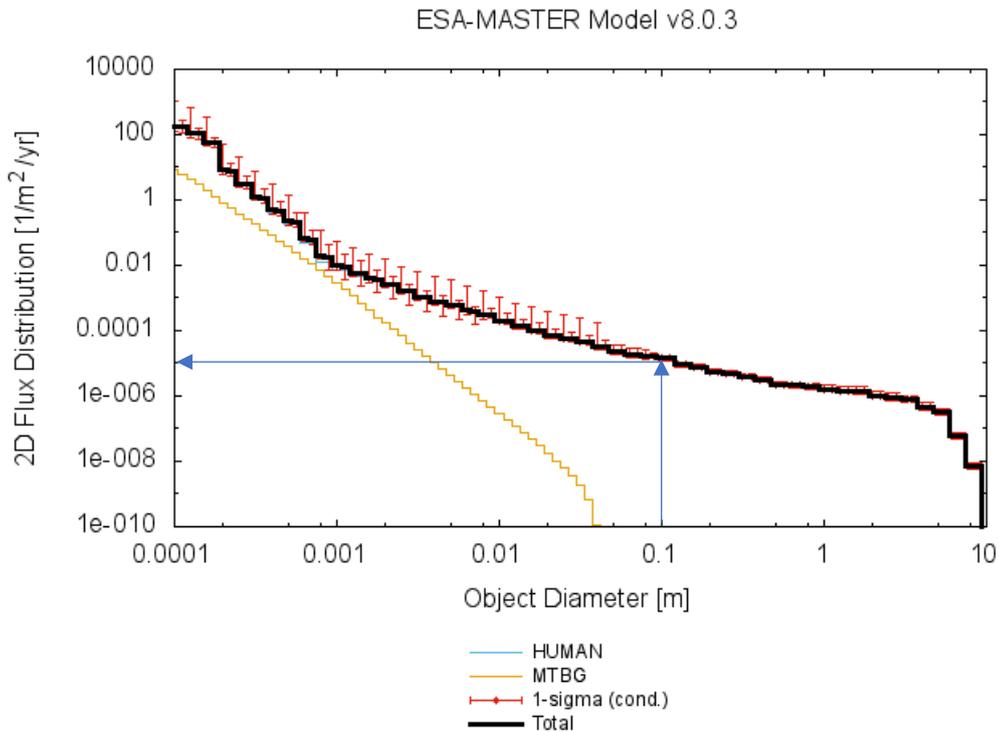


図 5.2.3-3 2023 年 11 月時点の高度 700km、軌道傾斜角 98°におけるデブリ・メテオロイドフラックス(MASTER 8) (HUMAN:デブリ、MTBG:メテオロイド、Total:デブリ+メテオロイドの合計)

(解説4)本項目(1)の評価が免除できる条件

JMR-003E 版にて、本項目の評価が免除できる条件が明確になった。本文の注 1 に記載の通り、完全なる破碎を生ずるデブリ等が監視可能なサイズであるならば、衝突回避能力が付与された宇宙機については、確率の評価は不要となる。例えば、図 5. 2. 3-4 に示される通り、デブリの密度をアルミ合金(密度 2803.2 kg/m³)の球体、衝突相対速度を 10 km/s とすれば、2000 kg の質量を持つ LEO 宇宙機であれば、完全なる破碎を生ずるデブリのサイズが約 10 cm となり、監視可能なので、本項目の衝突確率の評価は不要である。

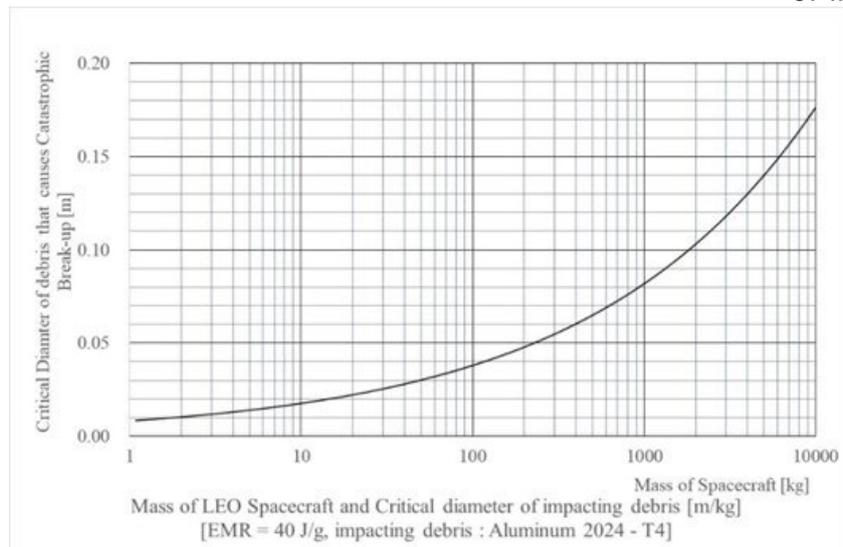


図 5.2.3-4 LEO 宇宙機の質量と壊滅的破砕を引き起こすデブリの直径の閾値
(EMR=40 J/g, 衝突速度 10 km/sec, デブリの密度:2803.2 kg/m³の AL2024-T4 とする。)

また、本文の注 2 に関して、図5. 2. 3-5は、宇宙機の衝突方向の断面積を質量に応じた平均的な値とし、高度 700km, EMR=40 J/g, 衝突速度 10 km/sec, デブリの密度:2803.2 kg/m³とした場合、宇宙機質量に対して 5 年間の運用期間中に完全なる破砕を発生する確率をプロットしたものである。100 kg の質量をもつ宇宙機の完全なる破砕発生確率は 10⁻⁴ 程度であり、この程度の確率は許容できると判断するため、個別の評価は不要とする。図5. 2. 3-6に八坂モデルによる代表的質量の衛星に対して発生破片サイズと数量を示す。100 kg の宇宙機の 10 cm の発生破片数は約 10 個と少ない。このように、宇宙機の質量が小さいと、破砕発生確率だけでなく、発生時の破片数(被害の度合い)も小さいことも、個別評価不要の理由である。

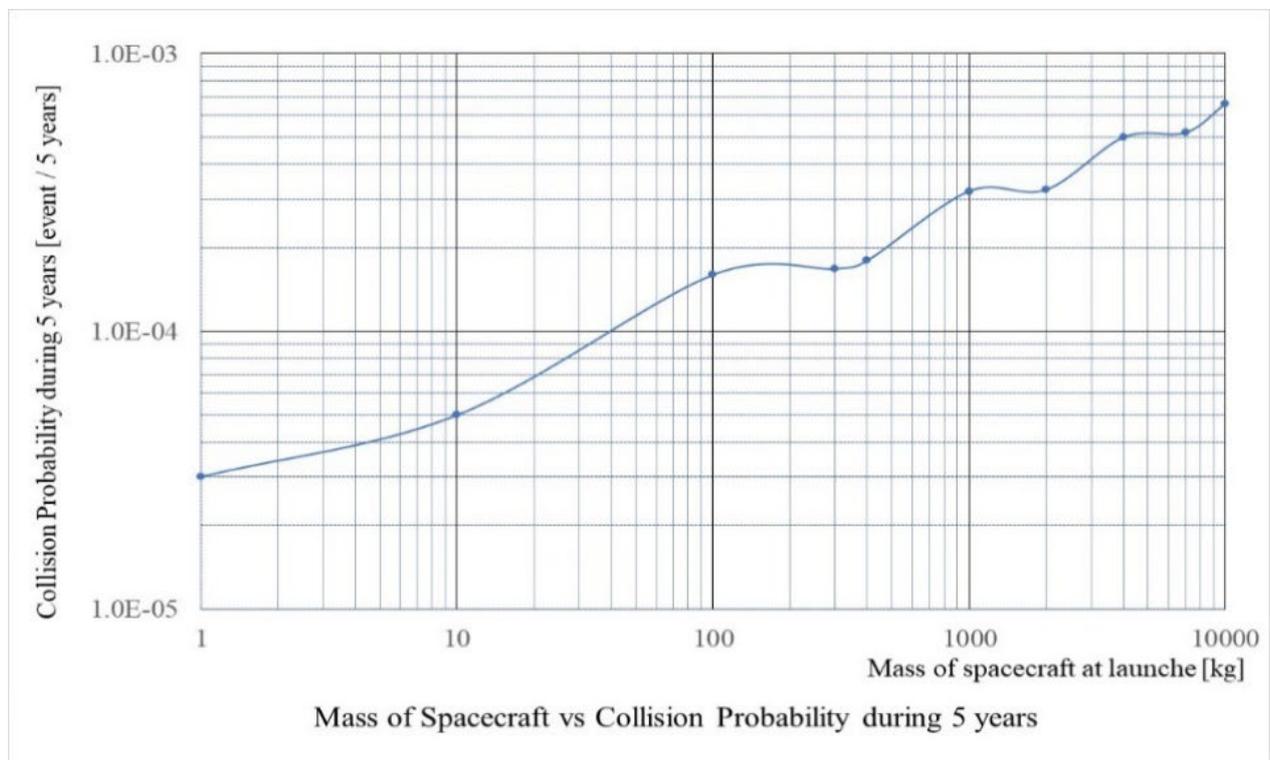


図 5.2.3-5 LEO 宇宙機の質量と 5 年間の完全なる破砕発生確率(高度 700 km)
(EMR=40 J/g, 衝突速度 10 km/sec, デブリの密度:2803.2 kg/m³の AL2024-T4 とする。)

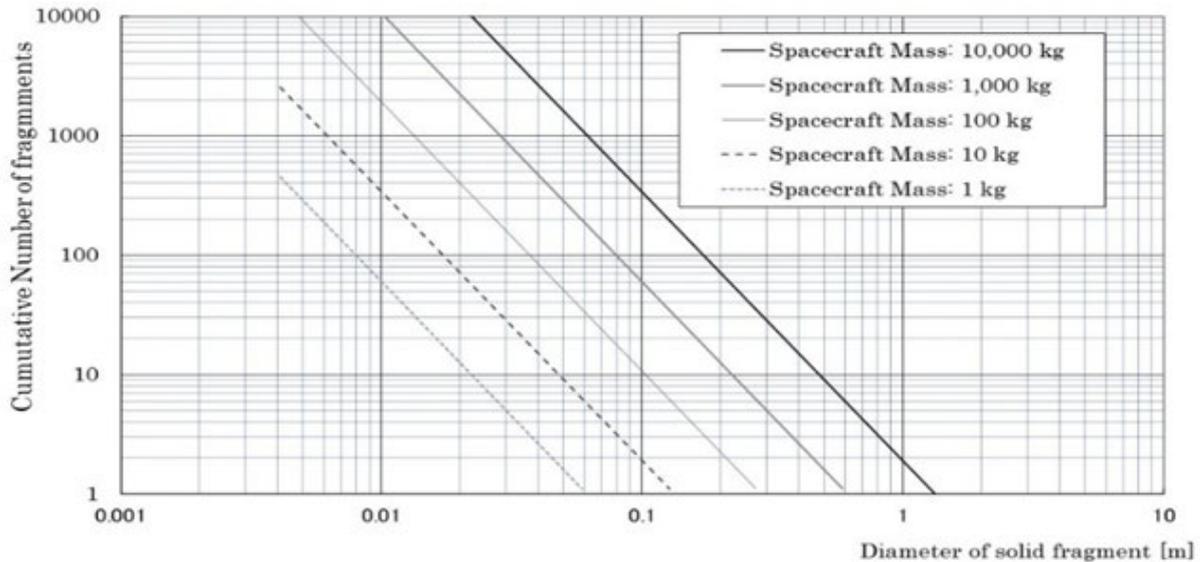


Fig. Mass distribution of fragments according to mass of broken spacecraft

図 5.2.3-6 八坂モデルによる代表的質量の衛星毎の発生破片サイズと数量

静止軌道で運用される宇宙機についてはこれまで打上げられた最軽量のものでさえ 10 cm 以下の衝突物体では完全なる破碎は引き起こさない。さらに、静止軌道のデブリ分布密度は高度 700 km より二桁以上低いので衝突確率は全く問題にならない。図5. 2. 3-7に衝突速度を 500 m/sec とした場合の GEO 宇宙機の質量と破碎限界デブリ直径を示す。衝突回避のための接近解析は 50 cm 以上であれば可能と思われるので、600 kg 以上の静止衛星であれば回避できるであろう。それ以下の衛星では回避できないが、衝突確率自体は小さく、過去に衝突事故が起きたことはない。このため、静止軌道で運用される宇宙機については個別の確率評価を不要とする。

上記で説明してきた注 2 の個別評価不要条件については通常の単一の宇宙機を想定したものであり、コンステレーションや超大型宇宙機等の破碎発生リスクが大きいミッションについては評価を要する。

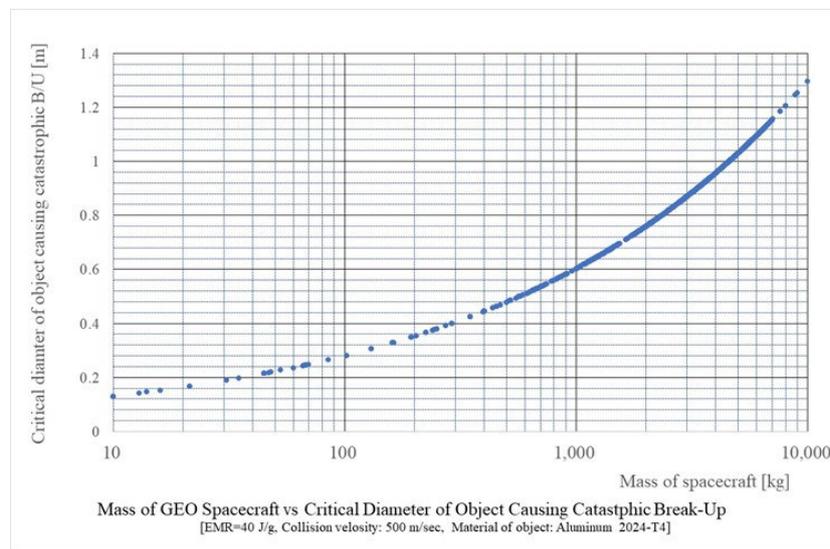


図 5.2.3-7 GEO 宇宙機の質量と壊滅的破碎を引き起こすデブリの直径の閾値 [EMR= 40 J/g, 衝突相対速度 500 m/sec, デブリの密度 2803.2 kg/m³]

(解説5)微小デブリが破碎源となる機器に衝突して破碎する確率について

評価フローは JERG-2-144「微小デブリ衝突耐性評価標準」に図 5.2.3-8のように示されている。当該標準は廃棄機能残存確率の要求値(下図では非故障確率)と損傷率を比較し、要求が満足できない場合は防御設計を採用することを推奨するものであるが、本項ではこの評価対象コンポーネントを「デブリ等の衝突で破碎(爆発・破裂)する機器」として解析する。

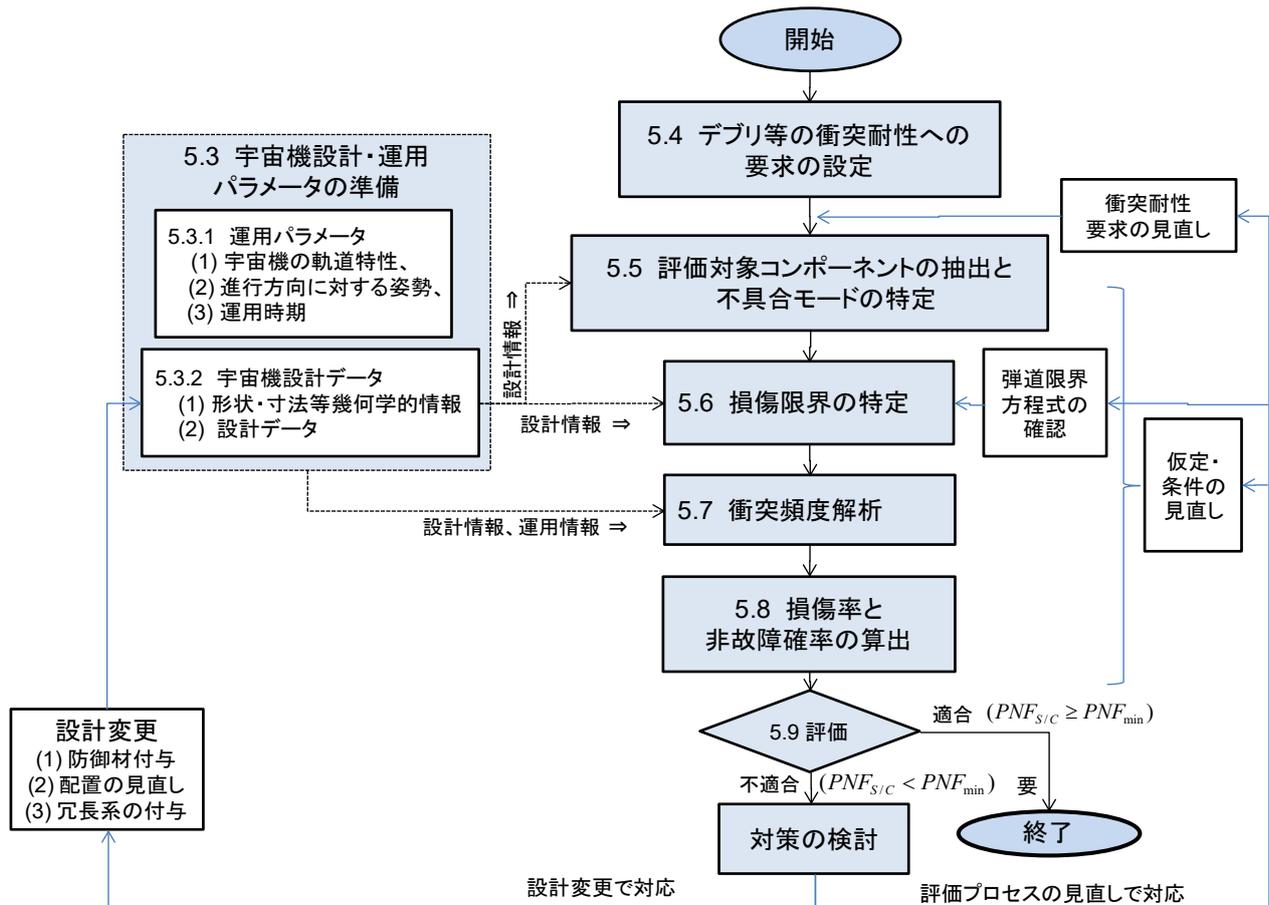


図 5.2.3-8 JERG-2-144「微小デブリ衝突耐性評価標準」による評価フロー

高圧容器の場合、内圧に応じたフープ応力 σ_h と容器壁強度 σ_u との比(以下「応力比」)と衝突エネルギーの関係で定義される破砕臨界直径を超えた場合に破裂する。臨界直径が不明の場合は安全側に貫通確率で代替する。詳細は(解説6)参照。

その他の破砕源となり得るコンポーネントがあれば、他の適切な方法で評価することが望ましい。IADC “Spacecraft Component Vulnerability for Space Debris Impact”(2019, February)を参考にされたい。

(解説6) 微小デブリが高圧容器に衝突して破裂する確率について

微小デブリが金属の高圧容器に衝突して破裂する確率の評価は、ISO 16126 Space systems — Survivability of unmanned spacecraft against space debris and meteoroid impacts for the purpose of space debris mitigation の Annex C の方法を参考に以下の要領で評価することを推奨する。

球状の金属加圧タンクについて、弾道限界式(BLE)は以下で表現される。

$$\frac{\frac{1}{2} m_p v_p^2}{(\rho_p t_w^3) c_w^2 \left(\frac{\rho_p}{\rho_w}\right)^{-3\alpha} H_w^{3/4}} = A \left(\frac{\sigma_h}{\sigma_u}\right)^B$$

A: 係数項(球状タンクは 0.838、円筒型タンクは 0.327)

B: べき乗項(球状タンクは -1.115、円筒型タンクは -1.661)

C_w : タンク壁面材料の音速 = $(E_w / \rho_w)^{0.5}$ [m/s]

E_w : タンク壁面材料のヤング率 [Pa]

H_w : タンク壁面材料のブリネル硬さ [HB]

m_p : 衝突物(デブリ)の質量 [kg]

v_p : 衝突物(デブリ)の衝突速度 [m/s]

t_w :タンク壁面の厚さ [m]

α : $\rho_p/\rho_w \leq 1.5$ の場合、 $=1/2$

$\rho_p/\rho_w > 1.5$ の場合、 $=2/3$

ρ_p :衝突物の密度 [kg/m³]、 ρ_w :タンク壁面材料の密度 [kg/m³]

σ_h :タンクのスープ応力 [kg/m/s²]、 σ_u :タンク壁面材料の終局引張応力[kg/m/s²]

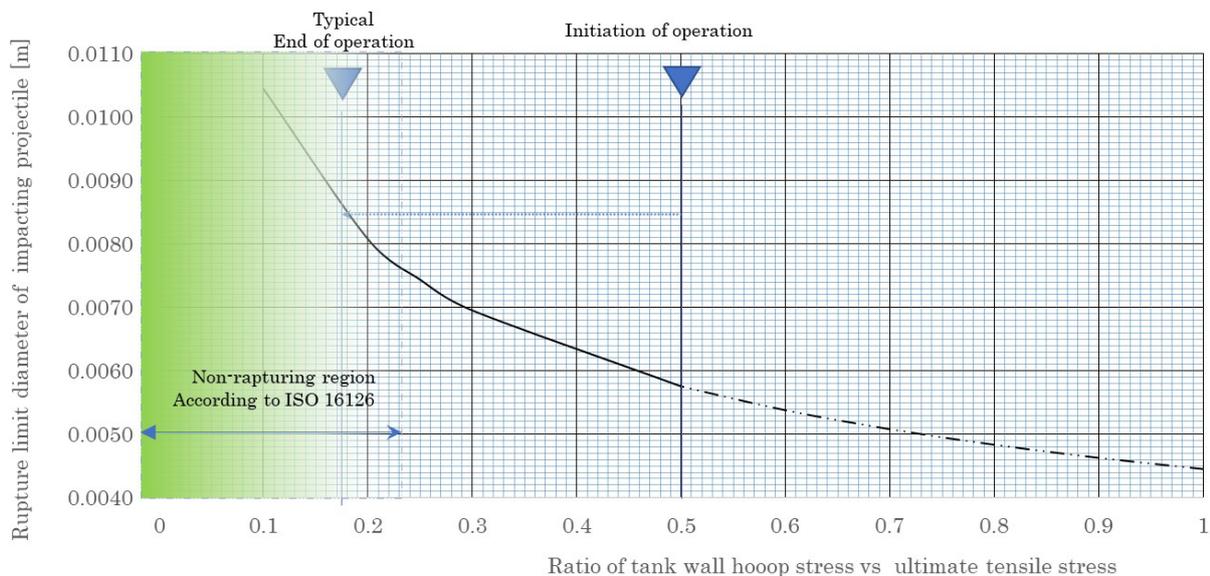
これを衝突物(デブリ)の質量の式に変換すると、以下の式となる。

$$m_p = 2A \left(\frac{\sigma_h}{\sigma_u} \right)^B \left[(\rho_p t_w^3) c_w^2 \left(\frac{\rho_p}{\rho_w} \right)^{-3\alpha} H_w^{3/4} \right] / v_p^2$$

さらに衝突物(デブリ)が直径 D_p [m]の球体だと仮定すると、以下の式に変換できる。

$$D_p = \sqrt[3]{12A \left(\frac{\sigma_h}{\sigma_u} \right)^B \left[(\rho_p t_w^3) c_w^2 \left(\frac{\rho_p}{\rho_w} \right)^{-3\alpha} H_w^{3/4} \right] / (\pi \rho_p v_p^2)}$$

この式により典型的な球状チタン製タンクの破壊限界デブリ直径を試算した結果を図 5.2.3-9 に示す。この例においては、運用開始時点では 0.0058 m 以上、運用終了時点では 0.0085 m 以上のサイズのデブリの衝突でタンクの破裂が起きることになる。なお、ISO 16126 によると、破壊圧力の 15-25%未満であれば、破壊しないという研究結果があるようである。その考えを採用した場合、このケースでは運用終了時の壁面応力比が 0.25 未満なので、運用終了時点での破裂は起きないと考えられる。(以後の MASTER-8 による衝突確率の計算では運用終了時点でも破裂が起きるものとして計算している。)



Rupture limit diameter of impacting projectile against spherical tank

- (1) Tank wall: Ti-6Al-4V, Thickness of the tank wall: 0.9 mm, Density: 4437 kg/m³, Brinell Hardness Number 323, Speed of sound of Ti: = 4979 m/sec = (Ew[pa]/ρw[kg/m³])^{0.5}
- (2) Projectile: Aluminum sphere (2024-T3), Density: 2803.2 kg/m³, Impacting velocity 10 km/sec,
- (3) Initial pressure: 50 % of break-up pressure, (4) A=0.838, B=-1.115

図 5.2.3-9 運用開始時点から終了時点の壁面応力比に対応する破壊限界デブリ直径計算例(球状チタン製タンク)

破壊限界デブリ直径が計算できたら、次に MASTER-8 等のデブリフラックスモデルを用いて、高度 700km、タンク面積 0.24 m²、運用期間 5 年の条件で衝突頻度を計算する。

破壊限界デブリ直径は図 5.2.3-9 より、運用開始時点、運用終了時点のそれぞれで 0.0058 m、0.0085 m であり、図 5.2.3-10 より、それぞれ直径に対応する累積フラックスは運用開始時点、運用終了時点でそれぞれ、0.0007 回/m²/年および 0.0004 回/m²/年となる。運用期間中の累積フラックスの中央値 0.0006 回/m²/年を適用すると、平均破裂頻度(≒破裂確率)は 0.0007 回となる。従って、運用期間中のタンク破裂の可能性は、内部エネルギーによる破砕発生確率の閾値 10⁻³ と比較して十分に低いと見なすことができる。更に、多くの場合、タンクは進行方向に対して遮蔽物(構体パ

ネル、構造メンバ、他の搭載機器など)を有するためデブリ等軌道上物体が直接衝突することはなく、衝突で発生した破片のクラウドの衝突となる。このため、追加の措置無しに許容できると考えられる。

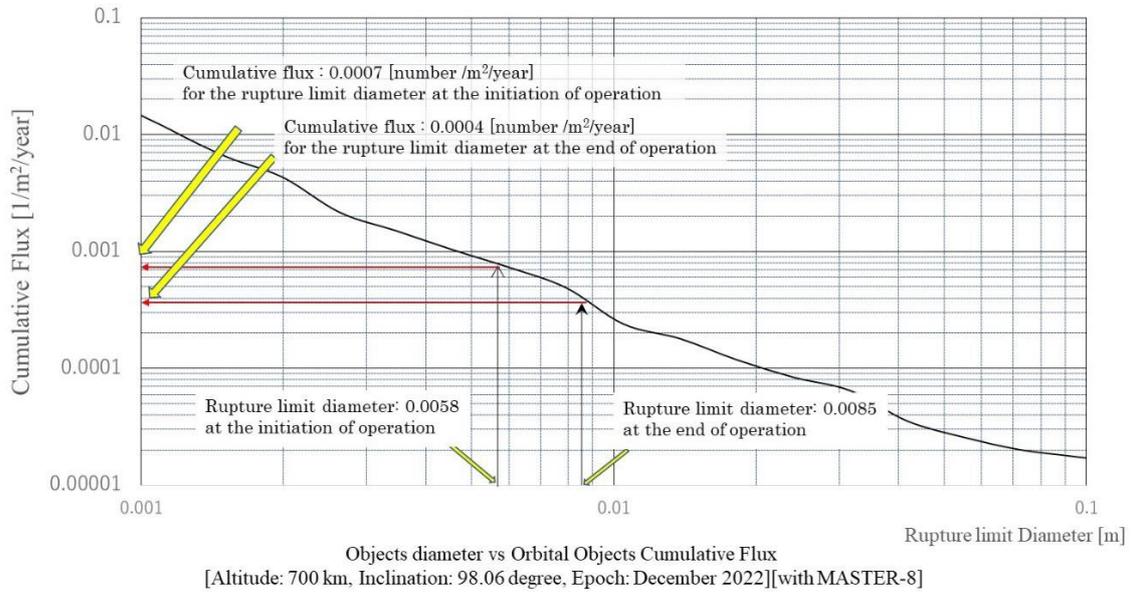


図 5.2.3-10 高度 700km におけるデブリフラックスの例

(テーラリング・ガイド)

通常、推進剤タンクなど高圧容器や気蓄器は廃棄マヌーバに必須のものであるから、5.3.1.1.8 項の評価対象となる。これらの解析は協調して行うことが望ましい。

(解説 7) 参考情報(高度 700 km、軌道傾斜角 98 度の太陽同期準回帰軌道の大型宇宙機の場合)

大型地球観測宇宙機の各面毎の衝突率を図 5.2.3-11 にみれば、進行方向面が衝突率は最も大きい。上下あるいは両サイドへの衝突は、デブリフラックスと相対的に方位角度方向及び上下角度方向にどれだけの差をもつかで決まる。方位角度方向の分布は一般的デブリの軌道傾斜角と宇宙機の傾斜角との関係で決まる。軌道傾斜角 97 度の宇宙機では方位角度 0 度付近が最も高くなるが、軌道傾斜角が例えば 45 度程度になれば高頻度衝突面は左右に分かれて(いわゆるバタフライカーブ)、2方向の評価が必要になる。

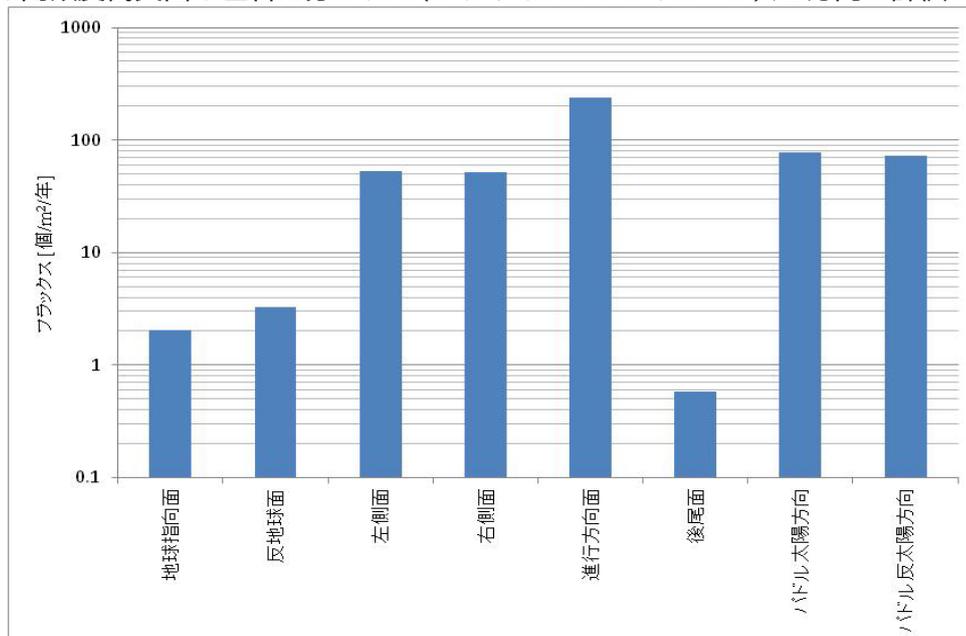


図 5.2.3-11 大型地球観測宇宙機の構体各面への 0.1mm 以上のデブリ等の衝突頻度 (「左右」は反地球方向から宇宙機を見た場合の進行方向に対する方角)

図 5.2.3-12 は方位角度方向の衝突分布である。この方向の分布モードは宇宙機の軌道傾斜角度とデブリフラックスの傾斜角度方向の分布モードで決定される。すなわちデブリの支配的傾斜角度分布は 70 度と 100 度に集中(デブリサイズで若干異なる)しているので、大型地球観測宇宙機の軌道傾斜角度 97 度との差が方位角度方向の分布に影響して現れる。

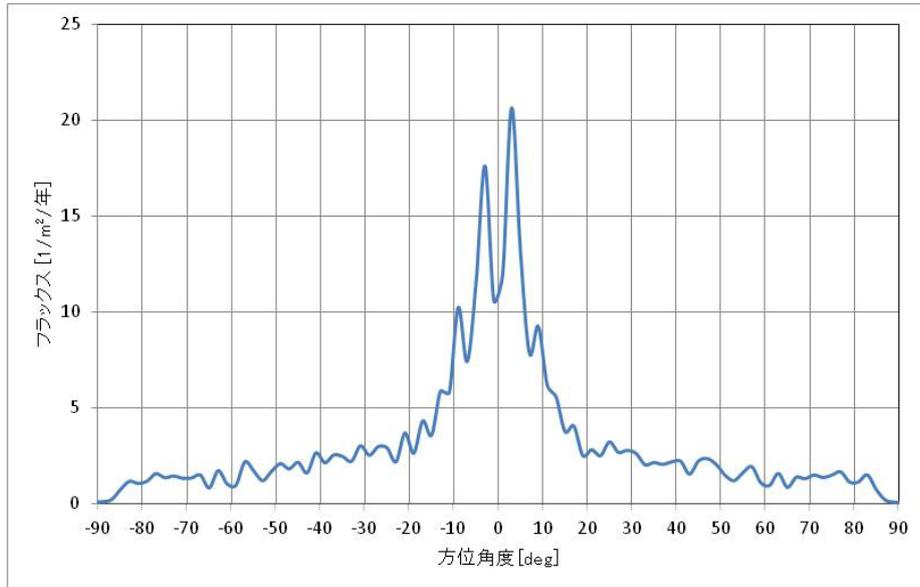


図 5.2.3-12 大型地球観測宇宙機へのデブリ衝突の方位角度分布[0.1mm 以上のデブリ]

図 5.2.3-13 及び-14 は上下角度方向の衝突分布である。この方向の分布モードは宇宙機の離心率で決定される。デブリの離心率はゼロを中心にそれほど大きくはない(離心率は 0.001 以下に集中している。そうでなければ近地点における大気抵抗が遠地点の高度を引き下げる方向に働くので長期的にはゼロに近づく)ので、それに対応した分布となる。ISS のバンパはこれを考慮して進行方向の限定的な範囲を強化している。

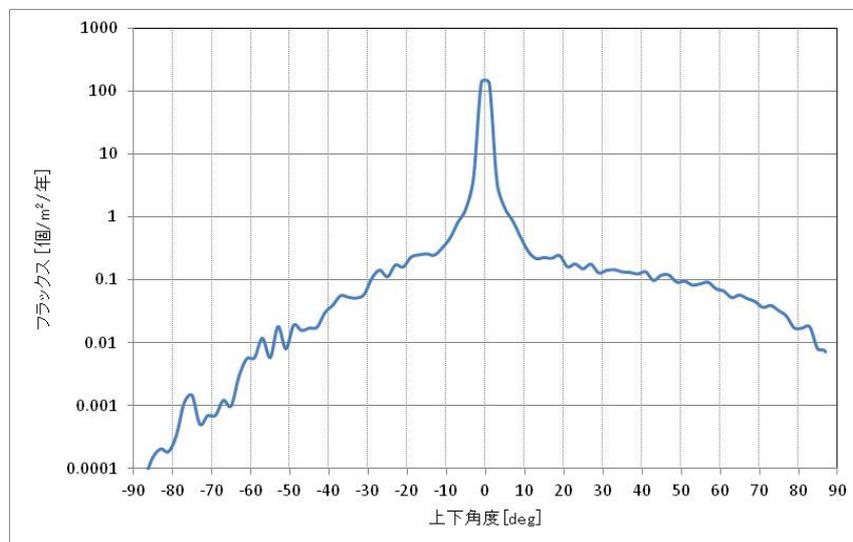


図 5.2.3-13 大型地球観測宇宙機へのデブリ衝突の上下角度分布[0.1mm 以上のデブリ]

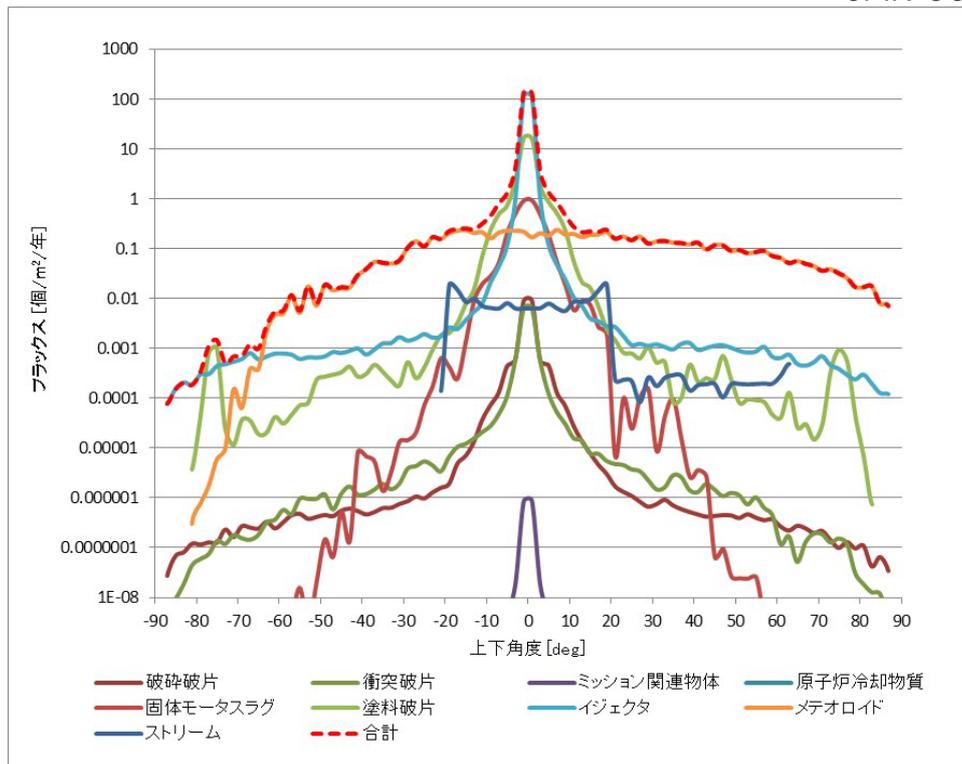


図 5.2.3-14 大型地球観測宇宙機への衝突物質別の上下角度分布[0.1mm 以上のデブリ]

衝突速度に関しては図 5.2.3-15 に示す。衝突速度の第一のピークは 15km/sec 弱に、2 番目のピークは 20km/sec に現れる。20km/sec のピークはメテオロイドによるものである。被災の説明で述べるが衝突速度と被災の程度は必ずしも一義的な関係ではない。速度がある程度以上(例:3 km/sec)に高くなると衝突物は表面で液化して被害は一旦は小さくなるが、さらに高速(例:7 km/sec)になると衝撃エネルギーが増えて被害が増す。

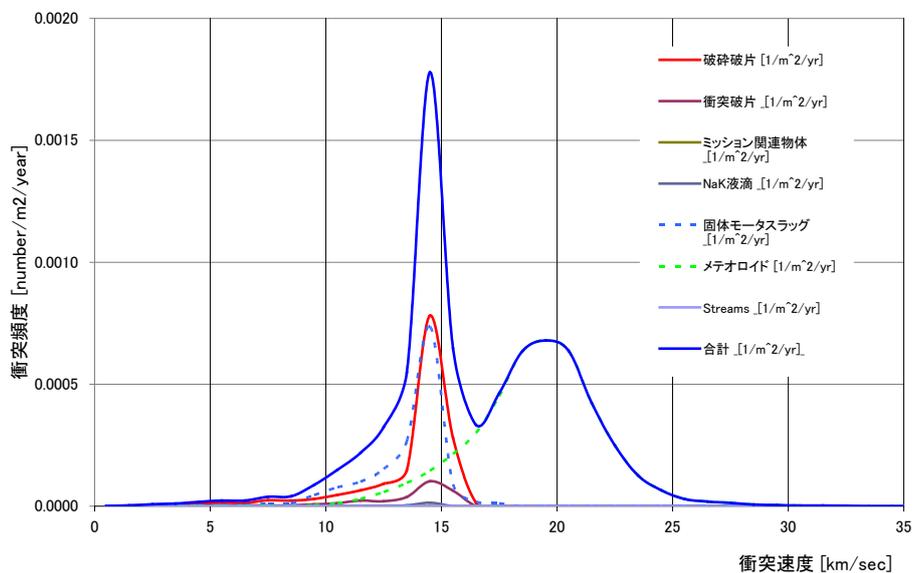


図 5.2.3-15 大型地球観測宇宙機への衝突速度分布(成分別内訳)[1 cm 以上のデブリ]

衝突被害の推定については、JERG-2-144-HB001「スペースデブリ防護設計マニュアル」を用意している。IADC Protection Manual も参考になる。

(解説 8) 衝突の被害

NASA 等はデブリのサイズと被害の関係について表 5.2.3-3 及び表 5.2.3-4 に示す数値を発表している。

表 5.2.3-3 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	0.1~1 cm	1~10 cm	>10 cm
宇宙機の被る 推定被害	ミッション能力の 部分的喪失	致命的な損傷	完全なる破壊

(出典: Revisions to the Technical Report on Space Debris of the Scientific and Technical Subcommittee A/AC.105/C.1/L.224 19 February 1998 Committee on the Peaceful Uses of Outer Space Scientific and Technical Subcommittee 35 session, Vienna, 9-20 February 1998)^[Ref.57]

表 5.2.3-4 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	0.1 cm 以下	0.1~10 cm	>10 cm
宇宙機の被る 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 宇宙機の機能喪失	宇宙機の喪失 壊滅的破壊

(出典: Interagency Report on Orbital Debris 1995, November 1995, The National Science and Technology Council, Committee on Transportation Research and Development, p21)^[Ref.58]

現実には、微小なデブリが太陽電池パドルに衝突して貫通した場合、一般に太陽電池セルは並列接続であり、1 つのセルが完全にオープンとなった場合(機能を停止した場合)でもその出力低下率は数百分の 1 であり(出力低下率はパドルの規模によって異なるが、COMETS の例ではメインアレイで 1/420、チャージャアレイで 1/48)、ミッションへの影響は無視できた。しかし、外部露出の電源系ケーブルに衝突して故障が発生する恐れは、確率的にも影響度としても無視はできない。

火工品、推進剤タンク共通隔壁、高圧容器に衝突した場合は、小さなデブリでも宇宙機の破砕を引き起こす。[NASA-STD-8719.14C](#) では、直径 10cm 以上のデブリが衝突した場合は破砕が生ずるとして、その発生率を規制している。

衝突確率の推定については、ESA が開発した MASTER を解析ツールとして用いることが適当であろう。代表的な宇宙機について MASTER2009 で解析した結果を表 5.2.3-5 に示す。

(解説9) 衝突頻度の予測

衝突頻度の予想は以下のデータベースやモデルで見積もることができる。

- (1) 米国が提供する web-site “Space -Track” [<https://www.space-track.org/perl/login.pl>]による軌道上物体情報
- (2) ESA-MASTER
- (3) NASA-ORDEM

表 5.2.3-5 主要宇宙機に対するデブリフラックス(MASTER2009 で解析)

	デブリ直径 [m]	破碎破片	衝突破片	ミッション 関連物体	原子炉 冷却物質	固体モータ スラグ	固体モータ・ ダスト	塗料破片	イジェクタ	多層 断熱材	メテオロイド	合計 個/m2/年
		Expl-Fragm	Coll-Fragm	Launch/Mis	NaK-Drops	SRM-Slag	SRM-Dust	Paint Flks	Ejecta	MLI	Meteoroids	Total
GCOM-W	> 0.000001	7.753E-02	5.957E-02	2.232E-06	2.101E-05	4.764E+00	6.572E+02	2.024E+02	2.691E+03	1.626E-06	3.773E+03	7.329E+03
	> 0.00001	5.106E-02	5.588E-02	2.232E-06	2.101E-05	4.764E+00	1.717E+02	1.962E+02	1.538E+03	1.626E-06	7.714E+02	2.682E+03
	> 0.0001	2.726E-02	1.739E-02	2.232E-06	2.101E-05	3.713E+00	0.000E+00	4.788E+01	3.101E+02	1.626E-06	8.160E+00	3.699E+02
	> 0.001	2.210E-03	8.631E-04	2.232E-06	2.101E-05	1.756E-03	0.000E+00	0.000E+00	1.178E-03	1.626E-06	5.120E-03	1.115E-02
	> 0.01	9.081E-05	1.917E-05	2.232E-06	3.325E-06	6.114E-06	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	1.108E-06	6.115E-07	1.234E-04
	> 0.1	4.776E-06	7.661E-07	2.155E-06	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	2.257E-07	0.000E+00	7.923E-06
	> 1	1.179E-07	2.255E-08	1.155E-06	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	1.836E-08	0.000E+00	1.314E-06
GOSAT	> 0.000001	6.702E-02	5.067E-02	1.741E-06	1.506E-05	4.799E+00	5.460E+02	1.839E+02	2.467E+03	1.344E-06	3.997E+03	7.199E+03
	> 0.00001	4.122E-02	4.546E-02	1.741E-06	1.506E-05	4.799E+00	1.353E+02	1.777E+02	1.324E+03	1.344E-06	8.162E+02	2.458E+03
	> 0.0001	2.065E-02	1.476E-02	1.741E-06	1.506E-05	3.451E+00	0.000E+00	4.126E+01	2.344E+02	1.344E-06	8.606E+00	2.877E+02
	> 0.001	1.585E-03	6.834E-04	1.741E-06	1.506E-05	1.496E-03	0.000E+00	0.000E+00	5.939E-04	1.344E-06	5.283E-03	9.659E-03
	> 0.01	7.298E-05	1.797E-05	1.740E-06	2.132E-06	7.192E-06	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	8.938E-07	6.033E-07	1.035E-04
	> 0.1	4.273E-06	5.610E-07	1.704E-06	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	1.852E-07	0.000E+00	6.723E-06
	> 1	1.610E-07	1.644E-08	8.834E-07	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	1.610E-08	0.000E+00	1.077E-06
ALOS-2	> 0.000001	5.411E-02	4.020E-02	3.014E-06	7.560E-06	3.838E+00	5.797E+02	2.081E+02	2.127E+03	1.031E-06	3.813E+03	6.732E+03
	> 0.00001	3.035E-02	3.903E-02	3.014E-06	7.560E-06	3.838E+00	8.491E+01	2.034E+02	1.049E+03	1.031E-06	7.771E+02	2.118E+03
	> 0.0001	1.462E-02	1.119E-02	3.014E-06	7.560E-06	3.171E+00	0.000E+00	5.848E+01	1.312E+02	1.031E-06	8.082E+00	2.010E+02
	> 0.001	1.219E-03	5.336E-04	3.014E-06	7.560E-06	1.871E-03	0.000E+00	0.000E+00	2.187E-04	1.031E-06	5.225E-03	9.080E-03
	> 0.01	6.270E-05	1.216E-05	3.014E-06	1.156E-06	7.687E-06	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	6.514E-07	6.234E-07	8.799E-05
	> 0.1	3.753E-06	3.832E-07	3.012E-06	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	1.489E-07	0.000E+00	7.297E-06
	> 1	1.016E-07	1.337E-08	2.256E-06	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	1.228E-08	0.000E+00	2.384E-06
ISS	> 0.000001	1.268E-02	2.278E-03	2.178E-07	1.000E-07	1.011E+00	1.669E+02	4.027E+01	2.488E+02	2.875E-07	3.523E+03	3.980E+03
	> 0.00001	6.767E-03	2.198E-03	2.178E-07	1.000E-07	1.011E+00	1.507E+00	3.935E+01	5.598E+01	2.875E-07	7.265E+02	8.244E+02
	> 0.0001	3.848E-03	4.686E-04	2.178E-07	1.000E-07	9.753E-01	0.000E+00	9.224E+00	1.454E+00	2.875E-07	7.755E+00	1.941E+01
	> 0.001	3.262E-04	6.108E-05	2.178E-07	1.000E-07	8.199E-04	0.000E+00	0.000E+00	1.683E-05	2.875E-07	5.006E-03	6.231E-03
	> 0.01	1.133E-05	7.386E-07	2.174E-07	8.172E-09	4.492E-06	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	1.798E-07	5.863E-07	1.756E-05
	> 0.1	8.511E-07	4.742E-08	2.174E-07	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	1.728E-08	0.000E+00	1.133E-06
	> 1	1.325E-08	3.395E-10	1.695E-07	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	7.001E-10	0.000E+00	1.838E-07

5.2.4 意図的破壊行為の原則的禁止 解説

5.2.4 意図的破壊行為の原則的禁止
軌道上で宇宙システムの破壊を実施してはならない。

(解説1)意図的破壊行為の原則的禁止

これまでに実施された破壊手法としては、火工品を搭載して自爆する方法と地上からあるいは航空機からのミサイル攻撃がある。自爆した衛星の破片で破壊するという間接的な自爆も行なわれたことがある。破壊の理由は、衛星破壊試験(ASAT)、偵察衛星の機密保持、凍結した有毒推進剤による地上汚染の防止などであり、傷害予測数の低減のために行なった事例は無い。

JMR-003 の D 版までは、旧 5.4.3 項にて、再突入(あるいは落下)前の爆破が条件付きで許されていたが、E 改定にて、軌道に残留する破片に関する詳細な規制が必要であるが未だ未整備であること、現在 JAXA では破壊手段を持たないこと、対外的に ASAT 実験と疑われる恐れがあること、米国により、破壊的な直接上昇型ミサイルによる衛星破壊(ASAT)実験を実施しないことにコミットすることを宣言したことを受けて、日本政府としても 2022 年 9 月に同様のコミットをしていること(2023 年 G7 広島サミットにて各国首脳も同様にコミット)、搭載火工品による自爆は軌道上での誤爆の恐れがあり控えるべきことなどを総合的に判断して、再突入前の爆破は禁止された。

(解説2)歴史的軍事的破壊行為

現在のデブリ環境の悪化は、米ソの宇宙兵器開発活動に関連する意図的破壊活動が大きく影響している。とりわけ米国の ASAT(Anti-Satellite Weapon)が直接ミサイル攻撃であるのに対し、旧ソ連の Co-Orbital ASAT(共軌道式 ASAT)方式は攻撃衛星の自爆を伴うものであり、この実験が約 20 回行なわれたと言われている。本項はこのような破壊行為を厳しく制限する意志表示である。特に JAXA 業務の中で破壊行為があるとは予想していない。

2007 年 1 月 11 日には中国が破壊実験を行っている。これは地上からミサイルで風雲1号 C(1999 年に打上げた気象宇宙機で 958 kg)を破壊したものである。この実験で発生したデブリは、軌道が特定されたものだけで 3,000 個を超えている。(2014 年 8 月末時点で 3,390 個)

この実験と 2009 年に発生した米口の宇宙機の衝突で軌道環境は急激に悪化した。頻繁に用いられる高度 800~850km 帯のデブリの数量は2倍近くになっている。

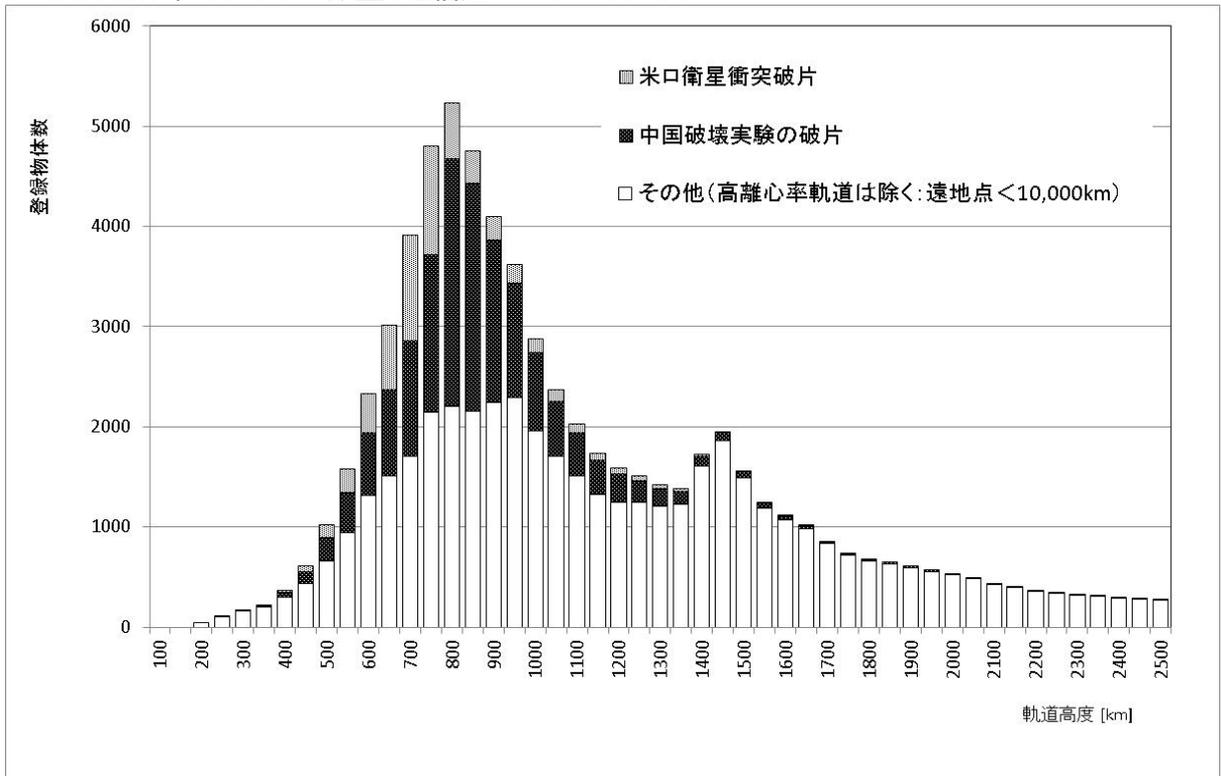


図 5.2.4-1 軌道高度 50km 帯毎の通過物体数の増加状況 (US-SSN data @20140903)

以上は米国の宇宙監視網のレーダで地上から観測できる破片(公称 10cm 以上)についてであるが、粒子レベルについては NASA が 1cm のデブリの数が 16 万個増加したと報告している。これは米国が中国破壊実験の 24 時間後に Haystack レーダで関連空域を観測した結果であり、この時点で粒子の分布がそれ以前の倍程度に増加したと報告している。

近年では、2019 年 3 月 27 日にインドが機能不全となった自国の宇宙機 MICROSAT-R(2019-006A, 744 kg)を高度 237~302 km で破壊した。宇宙機破壊能力を有することを潜在的敵国に示すことが国家安全保障のために有効であると考えられる国が増えることは残念なことである。発生した破片は 2019 年 8 月 5 日時点までに 99 個特定されており、そのうち 59 個が落下している。破壊高度が低いことから 2007 年のケースほどの被害はなかったものの、最高高度は 1,600 km を超えた。

2021 年 11 月 15 日にはロシアが高度 400~500 km で Kosmos 1408 に対する破壊実験を行なった。地上から観測できる破片は 90 個以上で、国際宇宙ステーションに脅威を与えた。

5.3 運用終了後の宇宙システムの保護軌道域からの排除 解説

5.3.1 基本要件 解説

5.3.1 基本要件

運用終了後の宇宙システムは、地球低軌道・静止軌道保護軌道域との干渉を抑え、かつ 5.2.1 項に沿って破碎の可能性を最小限に抑えることが要求される。その廃棄成功確率は、0.9 以上を目標とする。この目標は 5.3.1.1 項から 5.3.4 項の要求を遵守することで達成されると見なす。

(解説 1) 概要

JMR-003 では運用終了後は有用な保護軌道域との干渉期間を短縮するために軌道寿命を短縮するか当該軌道域を避けた軌道に再投入することを要求している。運用終了後の軌道変更は、それを実施しなければ見込まれる運用収益の犠牲を伴う。対策方針を明確にして、必要な推進剤等の資源を確保する必要がある。

(解説 2) 対策フロー

保護軌道域の保全のための対策フローを下表に例示する。

表 5.3.1-1 保護軌道域の保全のための対策フロー

管理項目	大分類	主な作業
予防措置	軌道寿命の確認	運用終了後の軌道残存寿命を算出する。
	設計対策 (静止宇宙機)	保護軌道域から宇宙機を除去するために必要な推進剤量を見込む。
	設計対策 (低軌道宇宙機)	(1) 宇宙機を 25 年以内に低軌道保護軌道域から排除するためのマヌーバ機能を付与する。そうでなければ運用高度を低く選定する、システム形状・質量を最適にする、空力抵抗増強機能等(太陽輻射圧の利用も含む)を付与するなどの対策をとる。 (2) 廃棄機能(廃棄マヌーバ機能あるいは空力抵抗増強機能等)を付与する際は、当該機能の信頼度を確保する。当該機能に必要な構成機器にはデブリ衝突への防御を考慮する。 (3) 廃棄機能の健全性をモニタする機能、適切な定常運用終了判断に必要な機能を付与する。
リスク検知	廃棄機能の健全性のモニタ	(1) 廃棄マヌーバに必要な推進剤量が確保できるように監視する。 (2) 不具合等による廃棄機能の喪失について監視する。
運用処置	宇宙機廃棄の判断	定常運用終了の判断は廃棄マヌーバに必要な推進剤量が確保できるよう適切に行う。

廃棄マヌーバの 実行	(1) 廃棄マヌーバ(保護軌道域からの排除、破砕防止処置)の実行 (2) 廃棄マヌーバ中及び直後の衝突事故の可能性を評価して、要すれば廃棄マヌーバ実施時期を調整することが望ましい。
国連への登録	運用終了あるいは軌道からの除去の完了について国連に報告する。(内閣府経由)

(解説3) 要求の経緯

ISO 24113 の第 2 版においては、条件付廃棄成功確率が定義されており、JMR-003C にも要求として取り込んでいた。条件付廃棄成功確率は「ミッションが完了した条件下で、廃棄作業が成功する確率である。ここでミッションとは、基本的には定常運用フェーズで計画された本来のミッションであり、後期利用フェーズで実施される運用をミッションと見なすか否かは、所定の審査で決定されることを想定する。」という定義であった。この値はミッションが完了した条件下で、ミッション完了時から廃棄作業完了時までの信頼度の低下及び推進剤の充足率から計算される値であった。しかし、ミッション終了時から廃棄完了までの期間が特別に長くない限り容易に満足できるものであり、実効的な規格値にならないことから、ISO 24113 第 3 版では廃止され、代わりに運用開始から廃棄作業完了までの廃棄成功確率が新たに定義された。

(解説4) ISO 24113 第 3 版の要求

ISO 24113 第 3 版 6.3.1.1 項では、宇宙機やロケット軌道投入機体の廃棄成功確率は EOL(End of Life)まで少なくとも 0.9 であることを要求している。この「廃棄成功確率」は用語の定義(3.20 項)において、「宇宙機やロケット軌道投入機体が廃棄に関連する活動を完了する確率」と定義されており、以下の注記が加えられている。

- 注1: 廃棄成功確率には、廃棄に必要な推進剤などの資源のアベイラビリティの不安定性への配慮を含める。
 注2: 廃棄成功確率には、廃棄作業に必要なサブシステムに固有の信頼度、それらのサブシステムの監視、検知されたサブシステムの劣化や不具合に対する運用上の救済措置への配慮を含めることができる。
 注3: 廃棄成功確率には、スペースデブリやメテオロイドが衝突して廃棄作業を妨げるリスクの評価を含めることができるが、これは必須ではない。

この確率を完全に定量的に検証することは、幾つかの非定量的要素が含まれているためにできない。以下を行うことで適合性を裏付けるように要求されている。

- スペースデブリやメテオロイドが宇宙機に衝突して廃棄マヌーバの成功を妨げるリスクの評価(ISO 24113 / 6.3.1.2 項)
- 宇宙機やロケットの廃棄処置開始を判断すべきクライテリアを設定し、運用中に評価し、問題が検知されたら緊急処置を行う(6.3.1.3 項)
- 宇宙機の廃棄の成功に影響する異常を検知するために定期的に監視する(6.3.1.4 項)
- 当該異常が検知されたら危機管理計画を立案し、実施する(6.3.1.5 項)
- ミッション・ライフ・タイムを延長する場合は、延長開始時点で、宇宙機の状態を把握して廃棄作業を実施する能力を再評価する(6.3.1.6 項)

(解説5) 海外・国内の動向

米国では [U.S. Government Orbital Debris Mitigation Standard Practices^{\[ref.4\]}\(2019年11月\)](#) および [NASA-STD-8719.14c「Process for Limiting Orbital Debris」^{\[ref.8\]}](#) は、「**廃棄成功確率は 0.9 を下回らず、0.99 以上をゴールとする**」としている。廃棄成功確率は、廃棄作業に使用する機能の信頼度を主体に評価しているようであり、他の要因には言及していない。微小デブリの衝突による廃棄機能の故障率は考慮していない。廃棄に必要な推進剤を保証することは考慮されている。

フランスでは「宇宙活動法」の下位の「技術規則」を 2017 年 7 月 11 日付けで改訂し、廃棄成功確率 0.85 を課した。[2023 年 5 月現在、フランス宇宙活動法技術規則の改定の議論が進んでいる。規則の草案が公開されており、改定後は衛星単機の場合廃棄成功確率は 0.9 以上、50 機までのコンステレーション](#)

ンの場合、1機当たり0.9+N×0.001以上、50機以上のコンステレーションの場合、1機当たり0.95以上の廃棄成功確率が求められる見込みである。

欧州宇宙規格 ECSS は ISO 24113 を引用する ECSS-U-AS-10C "Space Sustainability" を制定しており、ISO 24113 と同じ廃棄成功確率 0.9 を求めている。

我が国の政府の「人工衛星の管理に係る許可に関するガイドライン」^[ref.13]は、2019年9月14日付けの第二版で、6.4.4 項「その他の終了措置」において、「低軌道衛星の軌道寿命の短縮」及び「遠地点が静止軌道と干渉する長楕円軌道の宇宙機の高度低下」の場合は、「終了措置を行える確率が 0.9 以上であることを示すこと」と変更された。ISO 24113 と異なり、内閣府のガイドラインには静止宇宙機のリオービットに関して廃棄成功確率の記載はない。しかしながら、JMR-003 では、ISO 24113 を尊重し、静止軌道保護域を含めて廃棄成功確率 0.9 以上を目標としている。

廃棄成功確率 0.9 という値は、1990 年代～2000 年代の代表的な打上げ数を考慮した低軌道環境の長期シミュレーションが IADC 等によって行われた結果、軌道環境への影響を抑えるためには少なくとも 90%の成功確率が必要である、というところから来ている。これは Support to the IADC Space Debris Mitigation Guidelines (IADC-04-06 Rev. 5.8 June 2021)に示されている。現在は、軌道上物体の増加や打ち上げトラフィックの増加によって 90%で十分という前提は崩れてきており、廃棄成功確率については、より高い値を目指すような動きが世界中で議論されている。なお、0.9 という値の根拠は低軌道環境のシミュレーションにあるものの、要求としては静止軌道も含めて一律 0.9 として課されている。静止軌道については低軌道のような自浄作用が無いため、本来100%の廃棄成功確率が必要であるが、現実的な廃棄の実績を考慮して、0.9 が適用されている。廃棄成功確率の実績値については、ESAがESA'S ANNUAL SPACE ENVIRONMENT REPORTにて毎年発表している。

(解説 6) ISO 24113 の要求の JMR-003 への反映

以上のように、国際的に廃棄成功確率 0.9 以上を目標と掲げる動向を踏まえて、JAXA としてもこの値を尊重することとした。

ISO 24113 では、廃棄成功確率は廃棄に必要なサブシステムの信頼度や廃棄に必要な資源(推進剤等)量の推定に関する不確定性(注)を考慮して求めることとされているが、具体的な計算方法は示されていない。廃棄成功確率には、設計、製造、運用など様々な要素も影響すると考えられるが、全てを定量的に評価することは困難であることから、JMR-003 では後述の対応を取ることとした。

注:廃棄に必要な資源(推進剤等)量が確保されていること(充足率 100%以上)が前提

(解説 7) 廃棄成功確率の適用方法

JMR-003 では、以下の設計対策と運用対策により廃棄作業を確実に実施できるようにした。

(1) 設計対策

- ① 運用期間終了時の運用終了・延長判断(延長後の再延長も含む)の基準を曖昧にせず、明確な要領書を設定して、リスクのある延長、不必要な延長、過度の延長などを防ぐ。
- ② 廃棄計画を設定する
- ③ 廃棄機能を付与する
- ④ 廃棄用推進剤などの資源を配分する
- ⑤ 廃棄機能の信頼度を確保する
- ⑥ 宇宙機の廃棄作業に用いる品目は、打ち上げ前の時点での残寿命が廃棄作業達成に十分な残寿命を有していることを、寿命解析によって確認する
- ⑦ 運用中に運用期間の延長を判断する可能性がある場合は、有効寿命を有する品目について作動履歴の管理を行う手順書を作成する
- ⑧ 廃棄作業に必要な機器の定期的監視機能、健全性評価手順、緊急時処置方法を作成する
- ⑨ デブリ等の衝突の影響の評価及び防御設計

(2) 運用対策

- ① 運用の延長の判断に備え、有効寿命を有する品目の履歴を管理し、延長を判断する場合は寿命解析を行って評価する
- ② 廃棄マナーバ用資源を管理する
- ③ 廃棄作業に必要な機器の定期的監視、健全性の評価、緊急時対応を行う

- ④ 運用期間終了時には適切な終了・延長の判断を行う
- ⑤ 廃棄計画の再確認と実行

以上の作業概念を図 5.3.1-1 に示す。

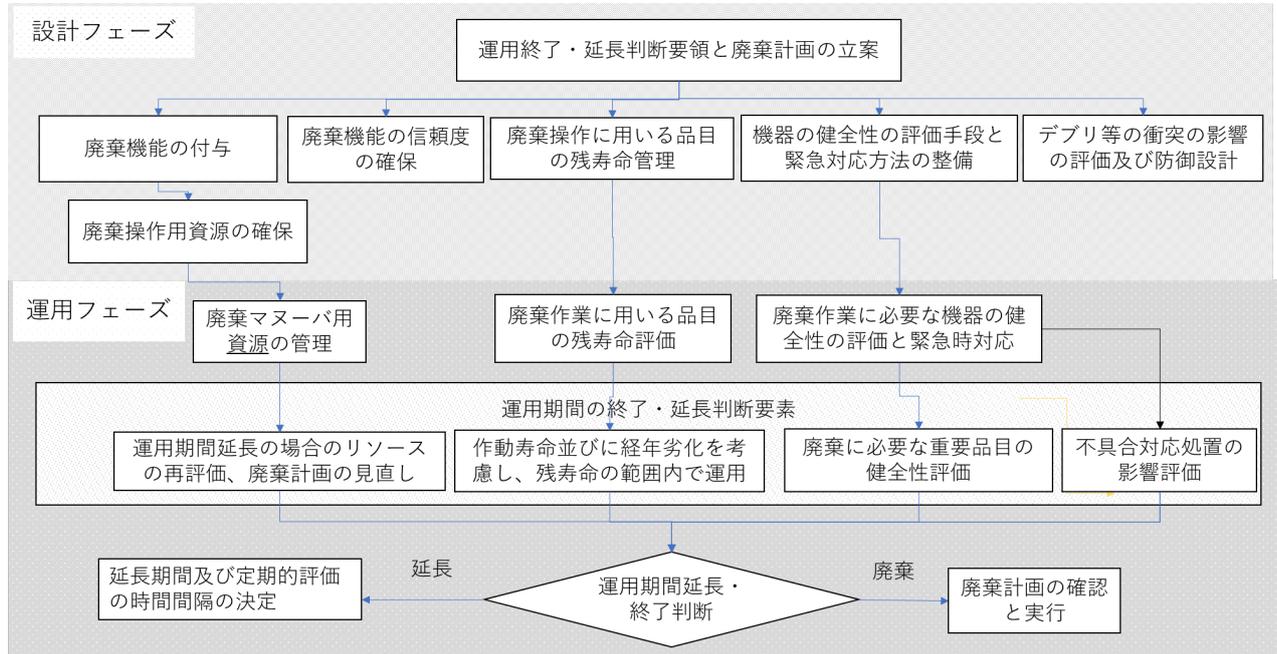


図 5.3.1-1 廃棄成功確率の保証概念

5.3.1.1 設計時の対応 解説

5.3.1.1.1 運用終了・延長判断要領の作成 解説

5.3.1.1.1 運用終了・延長判断要領の作成

宇宙機については、成功裏の廃棄作業の完遂を目指すことを目的に、運用終了・延長の判断要領を記載した運用終了・延長判断要領書を作成すること。

(解説1) 運用終了・延長判断要領について

JAXAが開発・運用組織となる場合は、定常運用終了後に終了することが確実な場合を除き、定常運用期間終了付近で残寿命評価を実施し、運用終了か延長期間を区切って延長するか判断できるように JAXA の責任で判断要領を設定する。

この要領書は開発の進展に応じて順次明確にすることを意図している。開発仕様に影響を与える基本的方針(ミッション終了判断要素、ミッションの重要性と継続の必要性、後継機の打上げ計画、廃棄方法など)は開発開始時に定められていることが望ましい。また、再突入制御機能設計、廃棄マヌーバ移動量に応じた搭載推進剤量、運用中のデブリ・メテオロイド衝突頻度・影響解析、有効寿命品目の選定、劣化材料の選定、運用中の残寿命解析の必要性などは開発の早期に明確にすることが望ましい。終了・延長判断に伴う調整要領、審査体制、責任体制等、詳細設計や運用計画に反映する詳細な事項は基本設計以降でも良い。この要領書は 5.3.1.1.2 項の「廃棄作業計画書」と連携して整備することが好ましい。

運用が別組織の場合は、運用組織のみでは判断できない要素(延長可能と判断するのに必要な技術的評価項目・判断基準など)について開発組織が設計段階で作成支援し、運用組織側の事情(ミッションの重要性、後継機の計画、運用結果判明した残寿命など)は運用側で維持・改訂することを想定する。いずれにせよ、設計・運用の進展に応じて維持・改訂するのが望ましい。

開発仕様書上の「設計寿命」と「定常運用期間」の関係、「目標期間」が追加される場合、ミッション運用期間とバス部運用期間が異なる場合などは、固有の事情により終了・延長判断時期を明らかにして適切な判断時期・要領を設定する。

この要求は、運用期間を設計寿命以上に延長する可能性があれば設計段階から有効寿命の評価に考慮すること、運用中に異常が発生した場合は廃棄操作への影響を重視し、適切に運用終了判断を行うこと、並びに、定常運用が終了した場合、当然のように運用を継続するのではなく、ミッションを延長する必要があるか改めて評価し、且つ機器の有効寿命に配慮し、その他の延長できる環境要素が整っているか評価することを求めている。

2020年1月19日、米国の宇宙機放送会社 DirecTV は運用中の静止通信宇宙機「スペースウェイ1」のバッテリーが故障し、爆発する危険性が発生した。当面は太陽電池パドルの発生電力で運用可能だが、2月25日から宇宙機が「食」の時期に入り、バッテリーを使わずを得ない状態になる。同社は確実なリオービット操作を行うために速やかに廃棄処置を実行した。このような速やかな判断が望まれる。

世界の主要宇宙機関の宇宙機の運用終了時期は設計寿命を大幅に超えている。設計寿命を大幅に超過して運用していた宇宙機の中には、突然故障し、廃棄に失敗した例がある。延長の判断は運用終了・延長判断要領書に則って慎重に行う**ことが望まれる**。

運用終了・延長判断要領書の作成例を以下に示す。

運用終了・延長判断要領書 作成例

1. 基本方針

対象とする宇宙機の軌道特性、ミッション特性などから運用の継続性への需要、廃棄の必要性などを考慮して、運用終了・延長判断方針を宣言する。

以下に配慮する。

① ミッションの達成状況

定常運用期間で十分なデータが取得できた場合は、不必要に軌道上に残すことは避ける。

② ミッションの重要性

気象観測宇宙機など社会の安全確保に不可欠な宇宙機は後継機の準備状況に配慮する。

③ 軌道特性

静止宇宙機は確実に廃棄マヌーバを行わなければ永久に静止軌道に残り、他の静止宇宙機にリスクを与える。低軌道においても自然に25年ルールを達成できる軌道とそうでない軌道では、廃棄失敗時に軌道環境に与えるリスクが異なる。

2. 終了・延長判断決定組織及び責任者

運用の継続・終了の判断を行う責任者及びその判断を審査する組織を記す。

3. 運用期間と終了・延長判断時期の設定

開発仕様書上の「設計寿命」と定常運用期間は同じ場合が多い。定常運用終了後に終了することが確実でない限り、定常運用期間終了前に残寿命評価を行い、運用終了または運用延長の判断を行う。運用延長の場合は必ず再度終了・延長判断を行う時期を設定する。

これ以外のケースでは固有の事情により終了・延長判断時期を明らかにする。例えば「設計寿命」とは別に「目標期間」を設定している場合は、目標期間と機器の寿命設計との関係に配慮して適切な判断時期を設定する。

4. 運用中の管理

4.1 強制終了

運用期間の目標値に到達する以前に以下の状況になったら運用の終了を審査に諮る。

① ミッションの継続が困難になった場合

② 廃棄作業用資源の制約から運用の継続が困難になった場合

③ 重大な不具合が発生して廃棄作業の実施が困難となる可能性がある場合

4.2 作動寿命限定品目の残寿命の管理

JMR-003の5.3.1.2.1項に従って管理する品目と管理要領、終了の判断基準を記す。後期利用を計画するならば必要な寿命設計・試験、寿命解析、評価方法について言及。

4.3 廃棄マヌーバに必要な資源の管理(運用期間の変動に応じて見直す)

JMR-003 の 5.3.1.2.2 項に従って管理することを記載する。計画する移動量とそれに要する資源の量を記す。

また、運用期間の経過に伴い、太陽活動の変化、機器の劣化、加圧ガス圧力の低下などのために資源の必要量は変化することを記し、可能であれば変動幅の予測値を記す。

4.4 廃棄作業に必要な機器の健全性評価

JMR-003 の 5.3.1.2.3 項に従って管理することを記載する。評価基準文書、警戒すべき閾値を記す。

4.5 その他プロジェクトの特性に応じた品目の監視

プロジェクトの特性に応じて特に監視すべき品目があれば管理方法と終了の判断基準を記す。

例：廃棄時に火工品の作動が必要な場合は貯蔵寿命限定品目の管理

5. 運用継続・終了の評価と審査

以下のような基本的活動について記す。

- ① 定常運用終了時には、4.1～4.5 項などの評価により、後期利用に移行できるか審査に諮る。
- ② 後期利用開始後は、異常な兆候が検出されたら状況を評価し、運用責任者が適切に判断する。
- ③ 運用責任者は、延長可能と判断された期間内においても、定期的に運用継続の妥当性を評価する。
- ④ 後継機の打ち上げ、ミッション目的の喪失などの周辺環境の変化があれば継続の可否を諮る。

5.3.1.1.2 廃棄作業計画書の作成 解説

5.3.1.1.2 廃棄作業計画書の作成

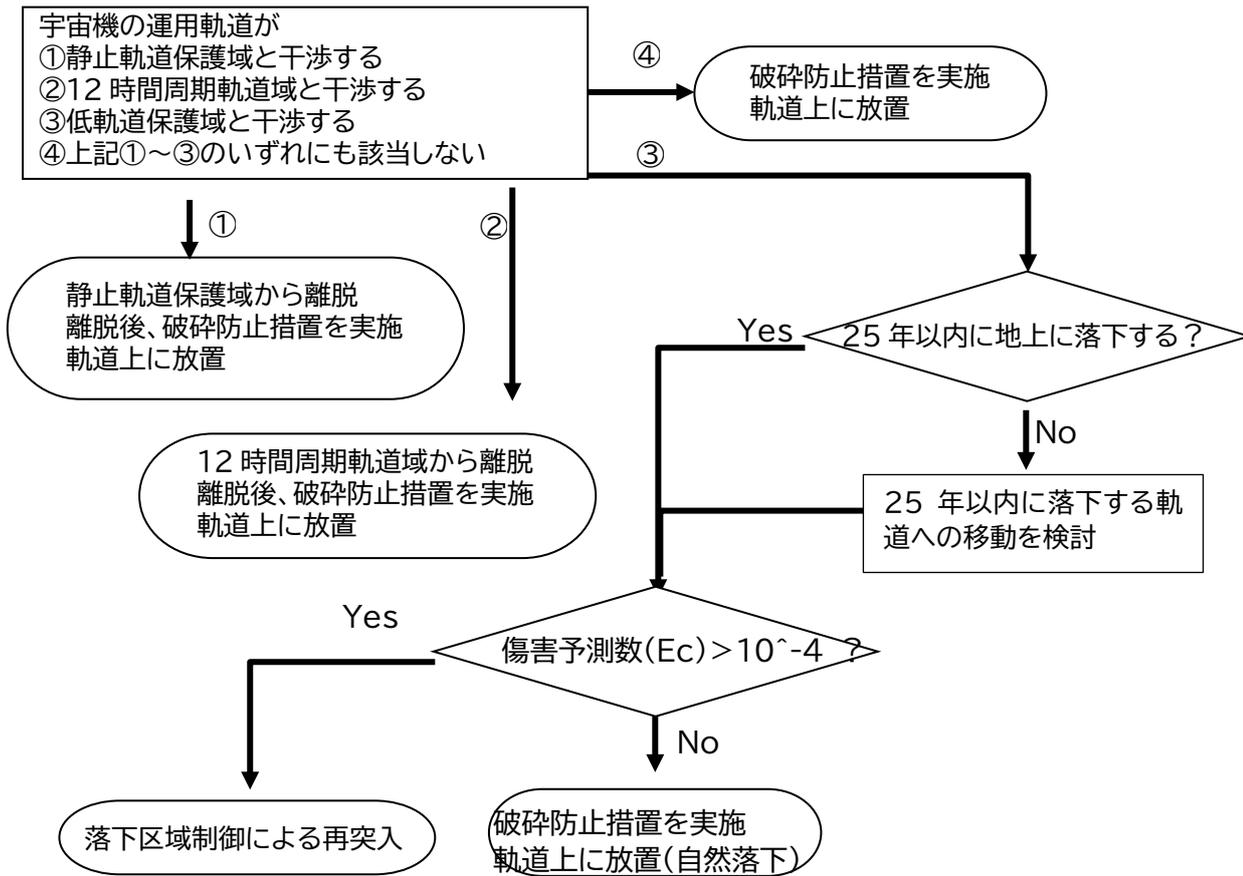
宇宙機については、運用を終了する場合の軌道変更要領及び破碎防止処置など本書が要求する廃棄作業の実施計画について廃棄作業計画書に定めること。

注 1：廃棄作業計画書には保護軌道域からの除去作業、破碎防止処置、その他停波(あるいは制御再突入最終コマンド発信)までの廃棄シーケンスを含めること。

注 2：ロケットの廃棄シーケンスは、飛行計画書に記載される。

(解説1) 廃棄計画書について

廃棄計画の基本を図 5.3.1-2 に示す。



※特に利用頻度が高く、保護すべきと識別されている低軌道保護域、12時間周期軌道域および静止軌道保護域を有用な軌道域として保全する。

低軌道保護域：高度 2,000km 以下

12時間周期軌道域：高度 **19,100km** 以上、**23,500km** 以下の軌道域

静止軌道保護域：高度；静止軌道±200km、緯度範囲； -15度 ≤ 緯度 ≤ 15度

図 5.3.1-2 運用後の廃棄措置の選択

廃棄作業計画書の記載内容を表 5.3.1-2 に示す。この計画書は JAXA の責任で開発仕様や運用計画に影響を与える条件を開発の進展に応じて順次明確にすることを意図している。低軌道宇宙機やロケット軌道投入機体の再突入制御の実施の有無、推進剤搭載量に影響する廃棄マヌーバ計画、廃棄シーケンスに依存する廃棄機能要求は開発の早期に明確にすべきであり、詳細は基本設計の進展に応じて、あるいは運用中の健全性、資源の残存量に応じて見直すことも予想される。例えば、運用期間を延長した場合は、宇宙機の質量、推進機機能の劣化、太陽活動等状況が変わっているため、廃棄作業計画書を見直す必要がある。

再突入制御を実施する場合は、JERG-0-047「再突入機の再突入飛行に係る安全基準」に合致するよう、別の専用の制御マヌーバ計画を立案する。これは設計フェーズで作成し、運用側に引き渡された後は運用側で維持・管理することを想定している。

表 5.3.1-2 廃棄作業計画書の記載内容の例

	イベント	作業内容
1	廃棄方法の決定	静止軌道保護域からの廃棄については 5.3.2 項、低軌道保護域からの廃棄については 5.3.3 項の要求に合致する方法を選択する。
2	軌道離脱マヌーバ計画の決定	① 設計寿命終了時点の宇宙機の質量、太陽活動を推定し、これに予測誤差を含めて、移動先の軌道と軌道離脱マヌーバ(あるいは再突入制御マヌーバ)計画を決定する。 ② 4 項の流体排出処置の反力を考慮に入れる。 ③ 日本からの可視範囲外で操作する場合や再突入制御を行う場合など、追跡、コマンド送信、地上回収などについて外部の支援を受ける場合はそれらの支援計画も含む。 ④ 廃棄マヌーバ後の到達軌道を確認する。
3	資源の準備	① 軌道運用と軌道離脱マヌーバ(あるいは再突入制御マヌーバ)に必要な推進剤、電力などの資源配分を行う。 ② デオービット用 展開機構を用いる場合は、展開状態の維持に必要な資源を配分する。 ③ 残留エネルギーの排出な破碎防止処置に必要な電力等を保証する。
4	破碎防止計画	① 潜在的破碎エネルギー源の識別 ② 処置方法の決定 ③ 残留流体の排出エネルギーが機体の姿勢・軌道に与える影響の評価方法、及びそれが廃棄マヌーバの効果に与える悪影響の評価
5	停波の確認	軌道変更の確認 LEO の場合 ・次周回パス予報値に基づき、地上局により停波を確認。 ・予測可視時間帯に RF サーチしても入感がないこと。 GEO の場合 6 時間後(例)の RF サーチで入感がないことを確認。

注:再突入制御や地上回収作業については別途計画する。

5.3.1.1.3 廃棄機能の付与 解説

5.3.1.1.3 廃棄機能の付与

廃棄作業を実現するための機能を付与すること。

注:廃棄機能には 5.3.2 項及び 5.3.3 項の保護軌道域からの排除機能に加えて、5.2.1 項の破碎防止操作を行う機能を含める。

(解説1)廃棄機能の付与について

廃棄機能には、保護軌道域から廃除するための軌道変更機能のほか、5.2.1 項の破碎防止操作を行う機能が含まれるが、ここでは軌道変更機能について解説する。

軌道変更機能としては、伝統的には化学推進系が付与されてきた。この機能で衝突回避も可能になる。大規模コンステレーションの時代に衝突回避機能は不可欠である。

空気抵抗増強装置(展開物)による方法もあるが、例えば高度 800 km でこれを適用すると大気が希薄になって広大な展開面積が必要となる。一般に軌道寿命が短縮しても面積の拡大に伴って衝突確率は上昇するので、衝突確率の観点からは、展開物の効果は限定的との見解も欧米では示されている。

5.3.1.1.4 廃棄マヌーバ用資源の確保 解説

5.3.1.1.4 廃棄マヌーバ用資源の確保

廃棄マヌーバ用資源は以下に沿って保証すること。

(1) 軌道変更用資源の確保

宇宙システムが所定の軌道変更を行えるように推進剤搭載量を設計で見込むこと。その際、打上げ時期の変更及びその他の要因による太陽活動の予測誤差による変化、推進系の性能誤差や推進剤量計測誤差に配慮した推進剤質量マージンを含めること。

注：長楕円軌道の軌道寿命の予測は太陽輻射圧力及び太陽と月の引力の影響を受けて大きな誤差を生む。この誤差を完全に含めて推進剤を準備することが現実的ではない場合は、低軌道保護域から25年以内に除去できる確率の目標値(例えば 0.9 程度)を定め、これを満足するように推進剤を見込むこと。この確率は廃棄成功確率とは別枠である。

(2) 電気推進系の電力の確保

電気推進系を用いる場合は、上記に準じた燃料の確保と合わせて、電力の管理を行うこと。

(3) 推進剤量計測・監視システムの設計

宇宙機は、残留推進剤量が常時把握可能で運用終了時期の判断が遅滞なく行える推進剤計測・監視手段を備えること。特に静止ミッションの場合は、この計測手段により軌道変更量の予測が適切な精度で行えるものであること。

(解説1) 廃棄マヌーバ用資源の確保

設計時の推進剤配分において、設計寿命終了時期(後期利用が開発仕様書で規定されている場合は後期利用終了時期)の廃棄に必要な推進剤量を配分する。この量には、推進系の性能誤差、推進剤量計測誤差、軌道寿命の予測誤差(廃棄時期に応じた太陽活動の変化による誤差)、衝突回避マヌーバ予測回数、セーフモード移行予測回数などに配慮した推進剤質量マージンを含むものとする。参考までに JAXA 低軌道宇宙機の設計時の推進剤配分の一例として、そのイメージを図 5.3.1-3 に示す。推進剤量の配分は運用の延長を行う場合は特に、軌道投入誤差が明確になった時点、セーフモード移行と正常モード復帰の結果、衝突回避マヌーバの実施、太陽活動の予想外の変動などに配慮して再評価する事になる。加圧ガスについても確保への配慮は必要であるが、通常は問題ない。

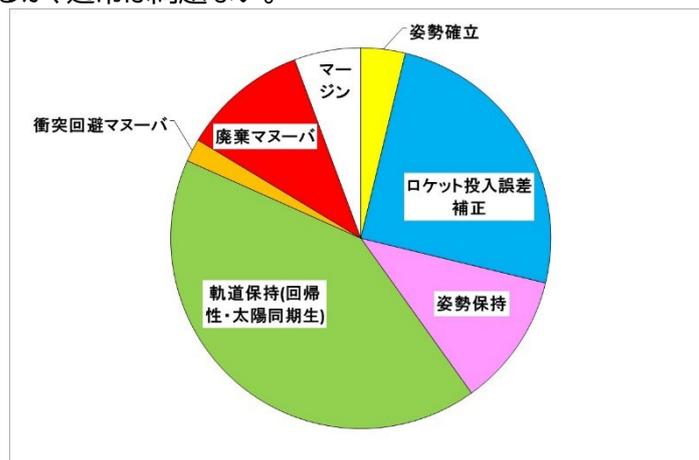


図 5.3.1-3 設計時推進剤配分のイメージ

(解説 2) 長楕円軌道からの除去に必要な推進剤の推定について

高離心率軌道の軌道寿命は打上げ時点の太陽及び月との位置関係の影響を大きく受け、更に GTO のアポジ点高度は潮汐効果により片振幅 50km 程度の周期的変動を生ずる。これらに配慮して静止軌道との接触を回避する必要がある。同時に、近地点が高度 2000km 以下の場合は低軌道保護域との干渉も避けなくてはならない。

GTO など高離心率軌道は、月・太陽引力及び太陽輻射圧の影響を受けて、軌道寿命がランダムに大きく変動する[ref.48]。打上げ時刻が僅かにずれるだけで軌道寿命は数倍異なる。近地点の設定の際には、軌道寿命の最悪値で管理するより、確率的に保証する方法が現実的である。[例:軌道寿命が 25 年以内になる確率が 0.9 となるよう近地点高度を XXX km とする。]この確率は廃棄成功確率の 0.9 とは別枠で管理することができる。

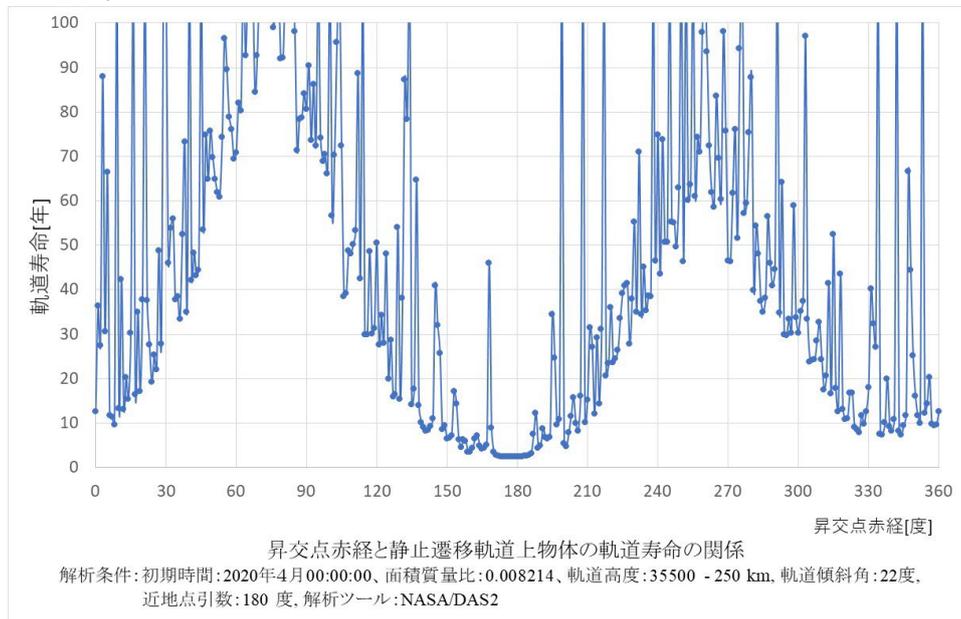


図 5.3.1-4 昇交点赤経の変化による軌道寿命の変化(DAS により解析)

図 5.3.1-5 に GTO に投入された物体の軌道寿命解析例を示す。X 軸に昇交点赤経(RAAN)を、Y 軸に近地点引数(AoP)をとり、各ポイントにおける軌道寿命を色分けして示すものである。昇交点赤経と近地点引数が完全に不明(ランダム)である場合、軌道寿命が 25 年以下であるケースの点数をケース全体の点数で割れば、軌道寿命が 25 年以内になる確率が求められる。この確率が例えば 0.9 以上であれば、軌道寿命ルールに適合と見做せる。

なお、これは解析的な評価手法であり、実際の打上げ時刻を制限しているわけではない。打ち上げ時刻(すなわち昇交点赤経、近地点引数)が完全に不明な状態で確率的に 25 年ルールへの適合を保証するための近地点高度を選定するための方法である。

仮に打上げ時刻を実際に制限することが可能ならば、その絞られた昇交点赤経、近地点引数の範囲において、軌道寿命ルールに適合する確率を求めることが可能である。このような方法を使えば、昇交点赤経、近地点引数が完全に不明な場合と比較して、近地点高度が高く設定できる。

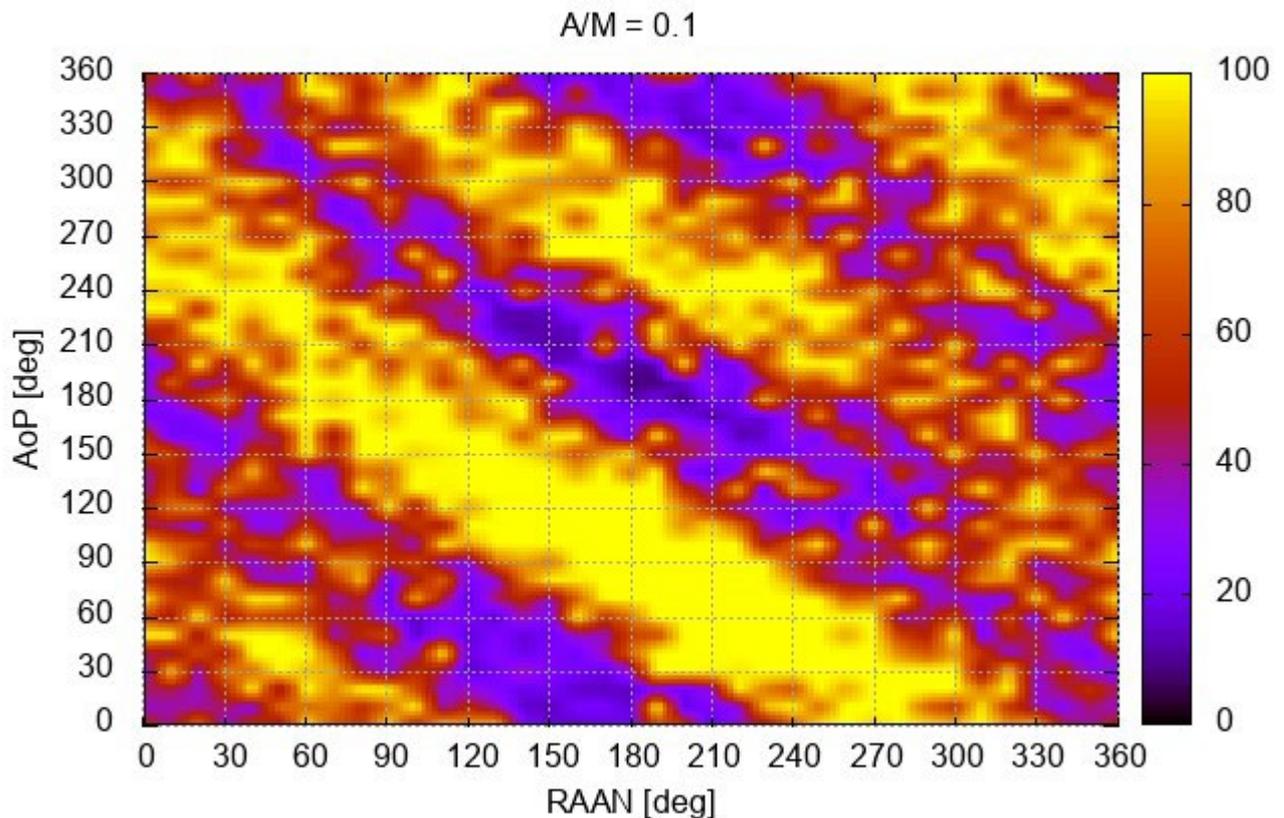


図 5.3.1-5 GTO に投入された物体の、昇交点赤経(RAAN)と近地点引数(AoP)に対する軌道寿命 (Long-term orbital environment prediction by orbital debris evolutionary model, JAXA Supercomputer System Annual Report February 2021-January 2022)

(解説 3) 残留推進剤の推定における計測誤差について

残留推進剤量推定各方式の計測誤差を見込むことが必要になるであろう。

- (1) タンク圧力法を用いる場合、推進剤タンクの圧力センサ、温度センサの精度により、誤差解析の結果導き出される推進剤残量推定誤差 ΔW 値相当の誤差を見込むことが望ましい。
- (2) 予測消費量法及びマヌーバ評価法を用いる場合は、運用終了時期での推進剤残量推定誤差として、初期充填量の 6% 相当の推定誤差を見込むことになる。

(解説 4) 宇宙機の残留推進剤測定精度の現状と研究開発

現在、推進剤の残量の測定に採用している主要な推進剤推定法は、圧力温度併用法(初期に精度良い圧力変化と、末期も使える温度モニタ)及びパルス積算法(ブックキーピング法、パルスカウント数からの推定)の併用に拠っており、初期と末期で偏りのない残推進剤推定を目指している。この手法を用いても、実績値として推進剤推定精度は初期搭載量の 6~10% 程度あり、設計条件としてこの不確実性を考慮する必要がある。確実な廃棄を行うためには、上記計測法指定で 6~10% の余裕推進剤の搭載を義務づける／推奨することで対応することが出来る。

廃棄軌道への軌道変換精度向上のためには、推進剤の測定精度向上と共に、廃棄マヌーバ時の推進系の性能の予測、および廃棄マヌーバ運用計画の精度の向上も必要になるであろう。後者の運用計画の精度に関わる項目で、軌道決定値は通常精度は十分であり、軌道予測値(軌道決定後の廃棄マヌーバまでの伝搬誤差)が問題になるが、この辺りは廃棄マヌーバの運用にも依存し、搭載スラスタの推力(宇宙機質量/推力総和比)が廃棄運用にも大きく関わってくるので、特に推力が小さい(LEO 宇宙機の通常の軌道制御時の姿勢制御用スラスタレベル: 1~4N 級)スラスタで廃棄軌道への投入を行う場合は噴射時間の制約と分割軌道変換運用の誤差分を考慮する必要もある。

廃棄マヌーバに必要な推進剤量は、廃棄マヌーバの運用方法に基づき算出できるが、残推進剤の推定と同じく消費に対する誤差を考慮して配分しておく必要がある。上記に示す計測手法に従うと、廃棄マヌーバに必要な推進剤量に対し 6～10%の誤差分に対応する推進剤の搭載が必要になるであろう。なお、ミッション運用終了時には残推進剤に対し、上記の計測誤差分が不確定量ではあるが、初期の搭載推進剤配分における運用に関わる誤差保証分(ロケットによる運用軌道投入誤差保証分等)は確定していると思わせるため、余分な推進剤の搭載の抑制を考慮して、廃棄マヌーバに対する推進剤量を、初期運用に関わる搭載推進剤と合わせて必要となる誤差保証を考慮してもよいという考え方もあるが、基本的には初期運用時や、運用期間中の推進剤消費が誤差の最大ケースで生じた場合を考慮して、各個別に計測誤差分を搭載することにする。ただし、本項(1)の廃棄成功確率の要求からの類推で、「廃棄作業の成功確率が設計段階で 0.9 を下回らない範囲で廃棄作業用にカウントすること」は許容されるであろう。

5.3.1.1.5 廃棄機能の信頼度 解説

5.3.1.1.5 廃棄機能の信頼度

宇宙機については、JMR-004「信頼性プログラム標準」に基づく信頼度予測の作業に関連して、計画した運用期間に引き続いて行う廃棄作業の終了時点における廃棄機能の信頼度を別途定める手法により評価すること。

注 1: 計画した運用期間とは設計で保証された期間である。

注 2: 運用終了から廃棄作業完了までの期間が十分短く信頼度に大きな影響を及ぼすことがない場合、運用終了時点の信頼度予測値を用いて評価してもよい。

注 3: ロケットについては JMR-004「信頼性プログラム標準」に基づく活動の中で評価する。

(解説1) 廃棄機能の信頼度

(1) 背景説明

5.3.1.の解説で述べたように、ISO 24113:2019 によると、廃棄成功確率には、廃棄作業に必要なサブシステムの信頼度等をもとに求めることとされている。これは、欧米の考え方が反映されたものである。しかし、信頼度の計算方法(故障率データベースの種類(MIL-HDBK-217F^[ref.59]、FIDES)、解析温度、品質係数など)の標準化に関する議論が行われないまま ISO 24113:2019 は制定されることとなった。

JMR-003D 改定の中で ISO 24113:2019 の「廃棄成功確率 0.9 以上」やフランス宇宙活動法の「廃棄成功確率 0.85 以上」という要求を「廃棄機能の信頼度」に関する要求と見做すことが提案されたが、「JAXA で要求している信頼度は信頼性設計のためであり、過去の設計との相对比较をするためという意味合いが強く、また、信頼度が廃棄成功確率を表していないため、信頼度を廃棄成功確率と直接関連付けるのは適切ではない」という意見があり、JMR-003D では廃棄成功確率を信頼度と見做すことはしなかった。

直接の関連付けができないながらも、信頼度が高いということは、廃棄の確実な成功のために設計の観点から一定の寄与があることは JAXA 内でも合意され、廃棄成功のための一要素として廃棄機能の信頼度をプロジェクト毎に設定した値に基づいて評価する要求が追加された。これは、ISO には無い JAXA 独自の考え方である。

(2) 信頼度計算条件の他国との違いに関する注意

信頼度の値を議論する際には、その計算条件が他国と異なっている場合があるため、注意が必要になるであろう。JAXA は以下の 3 つの点で欧米と信頼度の計算条件が異なるため、欧米と比較して保守的な値が算出されることが分かっている。これは計算にマージンを多く含んでいるためであり、欧米の宇宙機と比較して JAXA 宇宙機の信頼性が低いことを意味するわけではない。

(1)故障率データベースとして MIL-HDBK-217F を用いている

(2)JANS 部品(宇宙用)の品質係数(πQ)として「JANTXV×0.5」を用いている

(3)解析温度として AT 温度上限、設計予測温度上限など、軌道上平均温度より高い温度を用いている

欧州の宇宙機製造業者タレス・アレニア・スペースは、MIL-HDBK-217F を使用していながらも信頼度 0.9 を満足できると 2020 年の 8th Satellites End of Life and Sustainable Technologies

Workshop @ CNES にて報告している。これは、温度条件が平均温度を採用していることや、品質係数 (πQ)として「JANTXV \times 0.25」を使用していることが理由と考えられる。

JAXA は海外との計算条件の差異を平準化する取り組みとして MIL-HDBK-217F を使用したままで計算条件を変更することで信頼度がどの程度向上するかを検討を行なった。そのなかで温度条件を設計予測温度上限から軌道上温度 TLM 平均値に変更したところ、設計寿命 5 年において 2%弱信頼度が向上する(0.8762 \rightarrow 0.8945)という結果が得られた。また、通常信頼度は廃棄機能に絞らずバスで計算するところを廃棄機能に絞って計算した結果、設計寿命 5 年において 3%強信頼度が向上する(0.8762 \rightarrow 0.9100)という結果が得られた。このように MIL-HDBK-217F を使用していても、温度条件に配慮し、廃棄機能に絞って信頼度を計算することで、従来の値から 5%程度の向上が期待できることが分かった。一方、1995 年以降更新されていない MIL-HDBK-217F をいつまで使用し続けるのか、というのは 2020 年現在各国で議論になっている。MIL-HDBK-217F は最新の部品の品質を反映しておらず、当時の故障率が使用されることになってしまう。(現在の部品の故障率は当時から改善されているものもある。)このような問題があり、欧州は新しいデータベース FIDES への移行等新たな信頼度評価方法を検討している(<https://www.reliability.space/documents/>)。

NASA では、NASA 宇宙機の軌道上実績から得られた故障率データベースとバイズ推定を用いて信頼度予測を行っていることが三極会合の枠組みの中で確認されている。このような手法は、MIL-HDBK-217F と比較してかなり高い値の信頼度が示されるため、NASA は廃棄成功確率(廃棄機能の信頼度から算出される)の要求値 0.9 に対しても容易に適合できるようである。

このように、2020 年現在、信頼度の計算条件については各国様々であるため、仮に廃棄機能の信頼度として、0.9 等具体的な値を設定することを検討する場合、計算条件も含めて他国と比較して不利にならない(過剰な信頼性設計を要求しない)よう設定する必要がある。

今後は、NASA/ESA との三極会合における情報収集結果(Tri-Agency Reliability Engineering Guidance: Post Mission Disposal and Extension Assessment: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20210024973>)や、社内検討を踏まえ、FIDES を用いる等より現実に近い信頼度評価法の整備を検討している。

なお、LEO において、25 年以内に自然に再突入する高度で運用される宇宙機については、廃棄マヌーバを実施せず、自然に 25 年ルールに適合するため、信頼度評価は不要とする。

(3)信頼性(あるいはディペンダビリティ)管理と信頼度予測との関係

信頼度予測は、JMR-004「信頼性プログラム標準」が規定する幾つかの管理項目の 1 項目に過ぎないことに注意が必要である。信頼性は、JMR-004 に示される各要求に従うことによって包括的に評価されるものであり、信頼度予測のみで定量的に評価できるものではない。これらは ECSS や ISO のディペンダビリティ規格の考え方とほぼ一致している。

(解説2) 機械部品の故障率データベース

解説1は主に EEE 部品に関するものであるが、機械系部品の故障率データベースについて、ECSS-Q-HB-30-08A「Space Product Assurance」(14 January 2011)にて紹介されている文書を参考までに記載する。

(1) [NPRD-2016 Nonelectronic Part Reliability Data publication](#)

(2) [NSWC-94/L07 Handbook of Reliability Prediction Procedures for Mechanical Equipment](#)

(テーラリング・ガイド)

民生品等を用いた宇宙機の場合、必ずしも信頼度が評価できるわけではないので、そのような場合はミッションの都合に応じてテーラリングの検討が必要である。信頼度の評価が実施されていない小型衛星等については、25 年以下に自然に再突入する高度の軌道にて試験機の運用を行って、軌道上での運用データ蓄積(健全に運用できた期間の計測)を実施して、そのデータを用いて該当サブシステムに対するバイズ更新を行うことで、次号機から信頼度のデータを得られ、その信頼度をもって次号機から 25 年以上の軌道寿命を持つ高度においても運用可能となる、という方法が一般的である。

また、標準バスや同一設計のシリーズ機体を多数運用する場合は、複数機フライトの実績から算出される統計的な廃棄成功率を、システムの廃棄機能の信頼度とみなすことができる。

5.3.1.1.6 廃棄作業に用いる品目の残寿命管理 解説

5.3.1.1.6 廃棄作業に用いる品目の残寿命管理

(1) 作動寿命を有する品目の管理

宇宙機の廃棄作業に用いる作動寿命を有する品目について、有効寿命を明確にし、仕様書等において宇宙機の運用期間として規定された期間に対して、マージンが適切に確保されていることを評価すること。

運用期間を延長する可能性がある場合には、このマージンに、運用期間延長による作動時間、作動サイクル数の増大分を含めること。

また、残寿命評価及び運用終了・延長判断のために運用中の作動時間、作動サイクル数の履歴を残す必要のある品目を識別し、作動履歴を管理するための手順を設けること。

(2) 経年劣化の管理

宇宙機の廃棄作業の可否に影響を与える経年劣化要素を識別し、有効寿命を明確にすること。運用期間を延長する可能性がある場合は、マージンが適切であることを評価すること。

(解説1) 廃棄作業に用いる品目の残寿命管理

多くの宇宙機が設計寿命を超えて運用されている。設計寿命を大きく超えて運用すると摩耗・劣化等によって故障リスクが高まり、廃棄作業に支障が生じる可能性があるので注意が必要になるであろう。

JMR-003D 改訂時の議論では、設計時に延長期間を設定することは困難であることから、設計時に全ての有効寿命品目の有効寿命を洗い出し、運用期間を延長する場合は有効寿命の範囲内で行うこととした。また、有効寿命内であっても、設計寿命を超えて運用する場合は、廃棄作業に必要な機器の健全性評価及び残寿命評価を定期的に(例えば1年に1回など)行って運用終了・延長の判断を行うこととした。

JMR-004「信頼性プログラム標準」により、「製造、検査、試験及び運用の各段階において、重要な特性を管理することにより、信頼性を保証する必要のある品目」は信頼性管理品目(RCI)と識別される。このうち、有効寿命のある品目については、「作動又は暦日経過に伴い品質劣化、性能低下、ドリフト等を生ずることが予想される品目で、作動又は保管等の履歴を残して、既定暦日以内での使用可能性を保証する必要のある品目」は「有効寿命品目」と定義される。この「有効寿命品目」は以下に分類される。

a) 作動寿命限定品目

有効寿命のあるもので、作動(時間又はサイクル)の経過に伴い規定の性能要求に影響を及ぼす品質の劣化、性能の低下、ドリフト等を生じるか又はその恐れがあり、作動時間、作動サイクルの履歴を残して、打上時点での残寿命がミッション達成に必要な寿命を満たしていることを確認する必要がある品目

b) 貯蔵寿命限定品目

有効寿命のあるもので、暦日の経過に伴い、品質の劣化、性能の低下、ドリフト等を生じる品目に対して、製造から組立、納入及び打上げ及びミッション終了に至るまでの経過暦日(年月)を記録して、打上時点でのミッション終了までの残寿命が有効寿命内にあることを確認する必要がある品目

JMR-004 では、以上が「ミッション達成」のために定義されているが、この「ミッション達成」に廃棄作業が含まれているか、あるいは廃棄作業はミッションが終了した後に行われるもので JMR-004 の適用範囲外であるとの意見があり、統一されていない。しかし、人類共有の無形財産としての軌道環境を保全するためには、JMR-003 の趣旨を徹底するために、廃棄作業の成功を保証することも信頼性管理の観点に含めるべく、JMR-004 との協調を計画している。

上記で「有効寿命」と表現したが、これの定義は JMR-004 には存在しない。JMR-003D では「有効寿命」を 3.1 項(18)で定義した。この JMR-003 の D 改訂では、運用期間を延長する際には、作動寿命を有する品目や経年劣化特性のある品目については、それらの有効な寿命を超えない範囲で管理することが必要との認識に立っている。その限界として「有効寿命」の定義を設けた。

JMR-004 では「打上時点での残寿命がミッション達成に必要な寿命を満たしていることを確認する必要がある作動寿命を有する品目」及び「製造からミッション終了に至るまでの経過暦日(年月)を記録して、

打上げ時点でのミッション終了までの残寿命が有効寿命内にあることを確認する必要のある貯蔵寿命を有する品目」が管理対象になっている。ここで、JMR-003 の観点では以下が問題となる。

(1) 作動寿命を有する品目について

JMR-004 では作動寿命を有する品目のうち「作動寿命限定品目」については設計時に『地上での作動回数』と『軌道上作動回数』の合計が有効寿命を超過しないことを確認し、地上作業ではこの『地上での作動回数見積り』を超えないように管理して、残りの寿命で『軌道上作動回数』を保証する品目としている。この場合、「軌道上作動回数」は設計寿命を保証するために最悪値を想定した作動回数が見積もられているので、運用中に作動履歴を管理することは JMR-004 では要求されていない。

宇宙機の設計寿命で運用を終了する場合はこれで良いが、運用期間が延長される場合は「軌道上作動回数」の最悪値が上記の想定を超えることになる。このため、実際の軌道上作動回数を正確に把握して当該品目の作動限界を超えないように管理する必要がある。

5.3.1.1.6 項(1)は、運用期間の延長の可能性がある場合は、「廃棄に必要な作動寿命を有する機器で、軌道上での作動回数に変動性があることで確定的な予測評価が難しい品目」は「運用中の作動時間、作動サイクル数の履歴を残す必要のある品目」として管理することを要求している。有効寿命が想定する運用期間を見込んで十分な寿命のマージンがある品目は対象から除外できる。

(2) 経年劣化特性のある品目

JMR-004 に従えば、打上げ時点の評価でミッション終了までの残寿命が有効寿命内にあることが保証される。しかし、運用期間が延長されることがほとんどであるため、JMR-003 では、廃棄に必要な品目について、経年劣化特性を識別し、有効寿命を明確にすることを求めている。

実際の運用期間は設計寿命をはるかに超える(設計寿命の2倍以上になることもある)ことが多いので、当初見積もった作動回数や軌道滞在期間を大幅に超えることになる。設計時には十分なマージンがあると見なされていた品目についても**残**寿命を超えて運用される恐れもある。そこで JMR-003 では事業主体あるいは運用主体の責任として、以下に配慮することが望まれる。

- ① 有効寿命を有する品目はその寿命を超えない範囲で運用されるべきである。なお、ここで言う有効寿命とは廃棄に必要な機器に関するものであり、ミッション機器など廃棄に必要な機器は対象外である。特にバッテリーについて、有効寿命は一般的にミッション運用時の動作条件に対して設定されており、有効寿命が設計寿命と等しい場合が多いので注意が必要になるであろう。廃棄作業に対しては必要な電力がミッション運用時と比較して小さいためバッテリーの有効寿命を超えて使用できる可能性が高いと考えられるが、運用期間を延長する場合は**残**寿命を評価した上で使用する。
- ② 運用を延長する可能性がある場合は、設計段階で有効寿命を認識して、延長可能な限界を考慮しつつ評価すること(あるいは想定する延長期間に適合する品目を選定するよう配慮すること)が望まれる。これは発注者(JAXA)が検討すべき内容である。
- ③ 設計寿命を超えて運用延長する可能性があるならば、運用中の作動履歴を記録して、延長期間に必要な残寿命があるか評価できるよう関連する手順・要領(監視品目、監視項目等)を定めて、それを実行する。
- ④ 運用を設計寿命以上に延長する場合は、5.3.1.2.4 項の「運用期間の終了・延長の判断」に従って判断すべきである。再延長の判断も同様である。(作動寿命の観点では図 5.3.1-6 の概念で延長できる。)

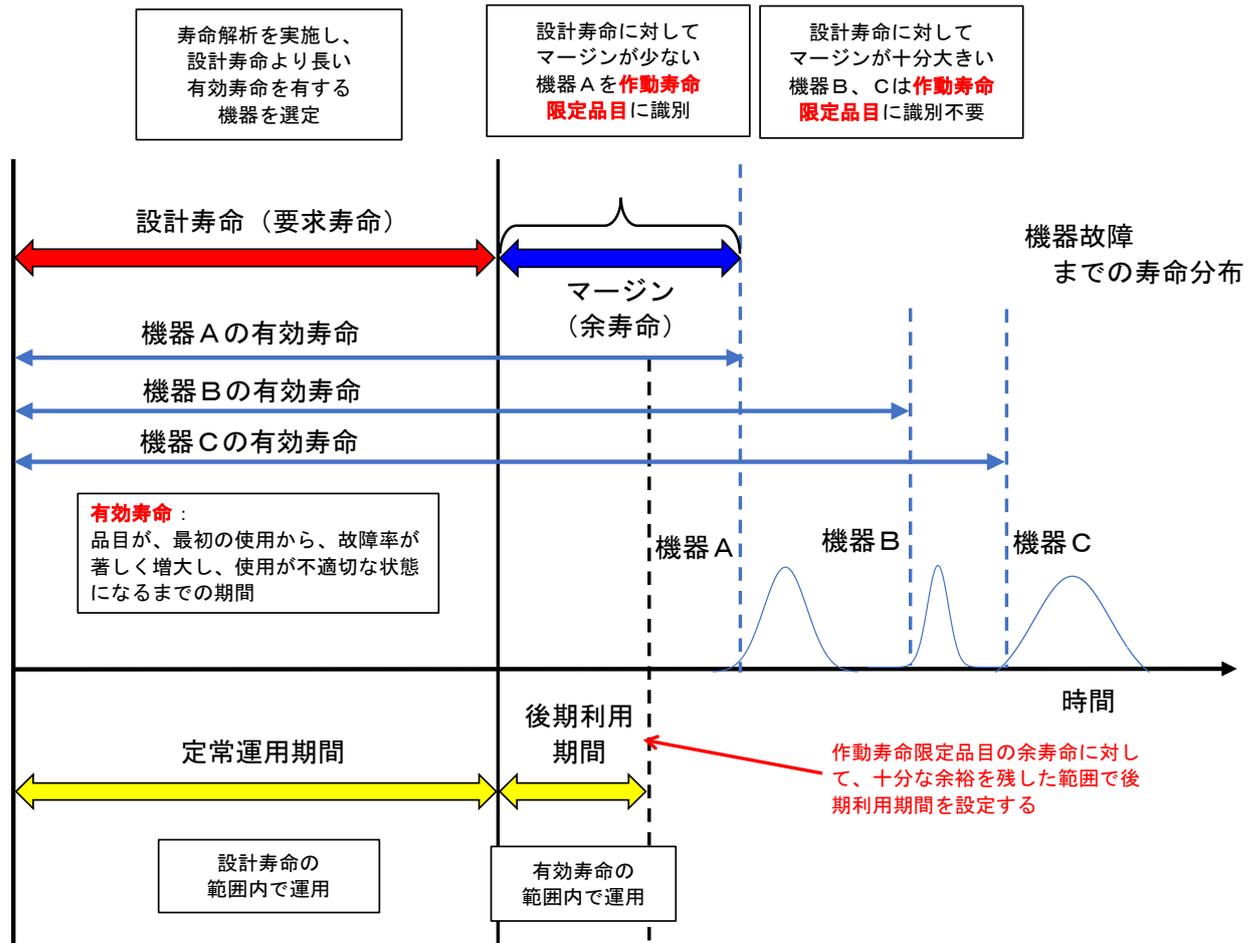


図 5.3.1-6 運用延長可能期間の概念

(解説 2) 経年劣化要素について

経年劣化要素には、熱制御材料、コーティング材、ケーブル被覆、潤滑剤などの有機材料、太陽電池セル、バッテリー、トータルドーズによって劣化する部品など、多種多様である。経年劣化要素についてはその状態をテレメトリで得られない場合が多いため、作動寿命のある品目のような運用中の履歴管理は不可能な場合が多い。必要に応じ、軌道上で経年劣化要素の状態をモニタできるようにテレメトリを配置することも検討**することが望まれる。**

軌道上でモニタできない要素はいったん組み込まれば、それ以上なすべきことはないので、対策としては、設計段階で延長期間に配慮して耐久性のある材料を選定することや、延長期間の上限を意識することである。トータルドーズのマージン要求は一般的に「25%以上」であるので、設計寿命を越えて運用する可能性がある場合、発注者(JAXA)が延長分のトータルドーズ解析を宇宙機開発契約に含める必要がある。運用中の劣化は、トータルドーズなどのモデルをベースに評価している。環境の変化の実態(太陽活動の変化など)に合わせて運用を制御することは無い。運用期間だけで評価する。

地上でモニタできる劣化の兆候(例:発生電力、バッテリー放電電圧)については 5.3.1.1.7 項「機器の健全性の評価手段と緊急対応方法の整備」の中で監視方法を整備することが望ましい。

5.3.1.1.7 機器の健全性の評価手段と緊急対応方法の整備 解説

5.3.1.1.7 機器の健全性の評価手段と緊急対応方法の整備

宇宙機の廃棄作業に必要な機器のうち、定期的に健全性を評価すべき品目を識別すること。それらの機器について、健全性評価手順書を定め、監視項目を定め、計測手段を設けること。監視項目については、その正常範囲を指定し、監視・評価する手順書を確立し、正常範囲を逸脱した場合の処置方法をあらかじめ定めておくこと。

(解説1) 宇宙機の廃棄作業に必要な機器と監視パラメータ

宇宙機の廃棄作業に必要な機器についてはその監視パラメータを設定して監視手段を設計することが望まれる。軌道上で宇宙機の健全性を評価するための主要監視パラメータ(例)としては以下がある。今後、以下を中心に評価基準を設けることが望まれる。

サブシステム	監視パラメータ
電源系	電力制御器:バス電圧、バッテリー電圧/セル電圧、バッテリー DOD
計装系	電力分配制御器:入力電流
太陽電池パドル系 推進系	発生電流、パドル駆動機構:回転角 <ul style="list-style-type: none"> ・ 一液式:スラスタ触媒層温度、噴射パルス数、噴射時間、推進剤タンク圧力、残推進剤量 ・ 二液式:アポジエンジン/スラスタ燃焼室温度、噴射パルス数、噴射時間、加圧ガス圧力/推進剤圧力、残留推進剤量
TT&C 系	<ul style="list-style-type: none"> ・ TLM 送信機:出力電力、送信周波数、ロック状態 ・ CMD 受信機:受信電力、ロック状態、ゲイン自動制御[Automatic Gain Control (AGC)]テレメトリ電圧(MTP)
軌道・姿勢制御系	AOCE:各種アラーム/エラー状態 STT :各種エラー状態 全地球位置情報システム受信機[Global Positioning System Receiver (GPSR)]:航法状況 IRU :各軸レート RWA :電流、角運動量 MTQ :電流出力

上記の機器についてはそれぞれについて健全性評価基準が必要になるであろう。ISO ではバッテリーの健全性評価に関する TR(Technical Report):“ISO-TR 20891 Space batteries –Guidelines for in-flight health assessment of Li-ion batteries”が発行されている。

以上の他、自然環境の影響で劣化が懸念される品目がある。それらの健全性は以下によって評価される。

- ① 放射線によるトータルドーズ量、シングルイベントによる誤動作
- ② 太陽電池の劣化
- ③ 帯電・放電による劣化

宇宙環境に関する ISO 規格として表 5.3.1-3 が発行されている。

表 5.3.1-3 宇宙環境に関する ISO 規格

Published, In process, To be initiated	LEO	PEO	MEO	GEO	>GEO
Testing/Analysis/Fra mework	15856, 17851, 21980, 22295, AUL	15856, 17851, 21980, 22295, AUL	15856, 17851, 22295, AUL	15856, 17851, 22295, AUL	15856, 17851, AUL
Cosmic Rays	15390, 17520, (space weather)	15390, 17520, (space weather)	15390, 17520, (space weather)	15390, 17520, (space weather)	15390, 17520, (space weather)
Solar photons	21348, (space weather)	21348, (space weather)	21348, (space weather)	21348, (space weather)	21348, (space weather)
Solar particles	16698, 17520, 18147, (solar wind), (space weather)	16698, 17520, 18147, (solar wind), (space weather)	16698, 17520, 18147, (solar wind), (space weather)	12208, 16698, 17520, 18147, (solar wind), (space weather)	16698, 17520, 18147, (solar wind), (space weather)
Solar fields	16698 (solar wind), (space weather)	16698 (solar wind), (space weather)	16698 (solar wind), (space weather)	16698 (solar wind), (space weather)	16698 (solar wind), (space weather)
Main magnetic field	16695, 16698, (space weather)	16695, 16698, (space weather)	16695, 16698, (space weather)	16695, 16698, (space weather)	16695, 16698, (space weather)
Magnetosphere	16695, 16698, 19923, 20584, (space weather, PC-index)	16695, 16698, 19923, 20584, (space weather)	16695, 16698, 22009, 19923, 20584, (space weather)	12208, 16695, 16698, 22009, 19923, 20584, (space weather)	16695, 16698, 22009, 19923, 20584, (space weather)
Radiation Belts	17761, 20584, 17520, 21979, (IRENE, internal chrg), (space weather)	17761, 20584, 17520, 21979, (IRENE, internal chrg), (space weather)	20584, 17520, 21979, (IRENE, internal chrg), (space weather)	20584, 17520, 21979, (IRENE, internal chrg), (space weather)	20584, 17520, 21979, (IRENE, internal chrg), (space weather)
Plasmasphere	16457, 20584, (space weather)	16457, 19923, 20584, (space weather)	16457, 19923, 20584, (space weather)	16457, 19923, 20584, (space weather)	16457, 19923, 20584, (space weather)
Ionosphere	16457, 16698, 20584, (space weather)	16457, 16698, 20584, (space weather)			
Neutral atmosphere	14222, 11225, 16698, (AO, sat drag), (space weather)	14222, 11225, 16698, (AO, sat drag), (space weather)			
Micrometeoroids	14200	14200	14200	14200	14200
Debris	14200, (rad debris)	14200, (rad debris)	14200	14200	14200
Lunar					10788

5.3.1.1.8 デブリ等の衝突の影響の評価及び防御設計 解説

5.3.1.1.8 デブリ等の衝突の影響の評価及び防御設計

宇宙機がデブリあるいはメテオロイドと衝突して廃棄作業が不可能になる確率を評価すること。そのため、クリティカルな機器やケーブル等を識別し、当該確率が無視できない場合は、防御手段の付与、冗長設計あるいは配置の工夫に配慮すること。

当該確率の許容限界は、衝突確率推定技術や防御技術の現状を考慮して、ミッション毎に適切な値を設定すること。衝突リスクの評価及び防御設計に際しては JERG-2-144 「微小デブリ衝突耐性評価標準」を参考とすること。

(解説 1) デブリ等の衝突の影響の評価

微小デブリあるいはメテオロイドの衝突により廃棄機能が不全となる確率を評価し、必要な場合は防御措置を講ずる。衝突耐性の評価要領は JERG-2-144 「微小デブリ衝突耐性評価標準」に記載されているが、そこから呼び出される JERG-2-144-HB001「スペースデブリ防護設計マニュアル」では、微小デブリとの衝突リスクの判定方法や、クリティカルな機器・配管について、以下のような衝突被害防止策を紹介している。

- ① クリティカルな衝突デブリサイズと衝突率の関係からリスク解析を行い、また必要となる防御シールドを付加することの質量増、衝突した場合の損失などを考慮し、妥当であればデブリ防御シールド(スクリーン)を設けることが望ましい。
- ② 構造的に脆弱な重要バス機器及びミッション機器については以下に配慮することが望ましい。

- 耐衝突性のある構造体の陰等に配置する。
- 冗長設計に配慮する。
- 衝撃吸収シールド(MLI,ベータクロス等)などを付与する。
- 区画分けによる被害の局所化

なお、一般の無人宇宙機に対する衝突被害防御策の実現性についての評価は次の通りである。

表 5.3.1-4 宇宙機に対する衝突被害防御策の実現性

クリティカルな機器にシールドを設ける	機器を MLI、ベータクロス等で覆うことはできる。実際に構体外部を這っているハーネスにこのようなシールドを施すことが行われている。
構体にシールドを設ける	構体を多層 MLI などで覆う、または二重ハニカムを採用する等は可能である。このような処置で内部実装配管、電線類の保護が可能となる。
機器の配置で考慮する	デブリの衝突方向は宇宙機軌道によっては限定されるので、クリティカルな機器を構造部材の陰に置くなどの処置が望まれる。
冗長系の採用	質量増が許容できれば採用は可能と考える。また主系と従系のラインの距離を確保するとか、ヒューズを設けるなどの処置は現実的に採られている。
区画分けによる被害の局所化	インテグレーションの困難化、構体の設計に際しての影響が大きい。

(解説 2) 評価手法

本件については、JERG-2-144「微小デブリ衝突耐性評価標準」にて詳しく述べるので、以下はそれらを補完するものである。

1mm 以下の微小デブリでもその衝突は外部露出配線、推進剤タンク、ハニカムパネル背面の機器にとっては発生頻度の無視できないリスクとなる。理想的には、衝突の影響は廃棄処置の成否の問題のみでなくミッションの継続性、破碎の防止などの面からも検討されるべきであるが、現在適用可能なデブリ分布モデル(MASTER2009 等)によれば、完璧な防御は質量増加の点で現実的ではなく、一方では、デブリ分布モデルは実環境に対して完全に検証されたものではないため欧米でも見解が分かれている。このため JMR-003 では廃棄処置の保証までに限定して対策を推奨している。

防護設計にあたっては、プロジェクト毎に防御範囲をミッション運用の保証迄求めるか、廃棄マヌーバの成功を保証するバス系統のみに限定するか、どこまでの被害確率を許容するか、どの分布モデルを採用するか判断することが望ましい。プロジェクトは以下に示す方針を早期に設定し、システム要求書に反映する。

- (1) 衝突防御措置の基本方針(リスク管理に含めるか否か等)
- (2) 衝突頻度見積もり方針(採用するデブリ分布モデル、補正方法)
- (3) 衝突被害予測見積もり方針(解析ツールの選択、補正方法)
- (4) 防御対象(廃棄マヌーバの実行に必要な機器、外部露出脆弱要素、破碎原因、重要なミッション機器等)
- (5) リスク許容限界(許容被災確率)
- (6) 防御材追加限度(増加質量の限界等)
- (7) 衝突検知と応急処置(衝突の検知は電磁波の発生で可能であるとされている。将来は衝突被災の検知、被害発生の場合の被災部分の切り離し、縮退機能、修復処置などが可能になるかもしれない。)

(解説3) 対策フロー

微小物体との衝突による被害を回避するための対策フローを下表に例示する。

表 5.3.1-5 微小物体による衝突被害に関する対策フロー

管理項目	大分類	主な作業
予防措置	脆弱部分のリスク評価	(1) 宇宙機全体について衝突頻度を確認する。 (2) 外部露出配線、コネクタ、推進剤タンク等で衝突被害を受け、しかも衝突頻度が懸念される部分を識別して、リスク評価を実施する。これに先立ち、防護対策を必要とする基準を設定しておく。
	防護設計対策	対策を必要とする要素について防護、遮蔽(機器配置見直しを含む)、冗長化等の措置を行う。
リスク検知	衝突検知	【参考】将来的には衝突及び被害を検知し、被害が発生したら冗長系への切り替え、縮退処置等を行うことも考えられるが、現状では現実的ではない。

(解説4) 脆弱部分のリスク評価

一般に、微小デブリとの衝突リスクは、運用期間や衝突面積の他、軌道高度／傾斜角によっても異なる。高度 800 km 付近はデブリ密度が高いため衝突確率も高い。また、被害の確率はシステム内の配置によっても異なる。下図に示すように進行方向面は衝突頻度が多く、衝突速度も大きい。

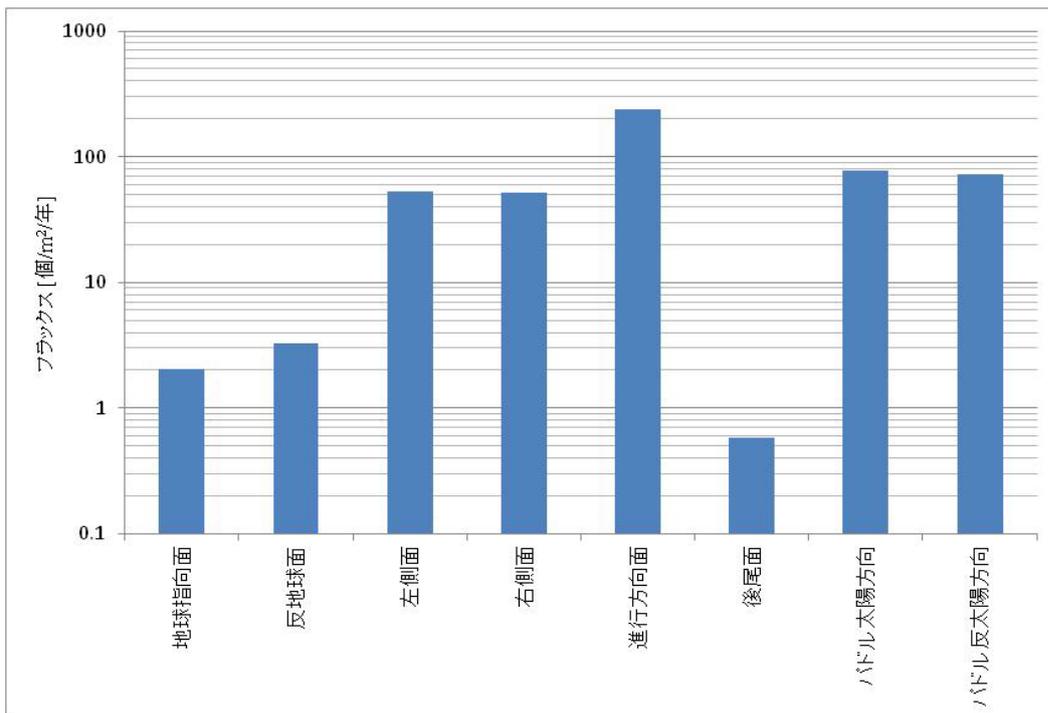


図 5.3.1-7 高度 700 km の大型宇宙機への 0.1 mm 以上のデブリ／メテオロイドの衝突頻度

微小デブリが外部露出電源ケーブル等のクリティカル部分へ衝突する頻度は高く予想され、対策が強く推奨される。リスク評価のツールとしては研究開発部門が開発し、安全・信頼性推進部が管理する TURANDOT が利用できる。入手については 安全・信頼性推進部 に問い合わせられたい。この TURANDOT がベースとするデブリ分布統計モデルは ESA が開発した MASTER および NASA が開発した ORDEM である。MASTER と ORDEM とを比較した場合、1 mm 以下のデブリについては差があり、リスクが大きく算出されるが、実際にどちらが正しいかについては世界的な合意がない。しかし、最悪の条件で行うとシステム設計に比較的大きな負担を与えることから、リスク許容基準を含む防御設計フィロソフィを設定して、対策方針を決める必要がある。

微小デブリ衝突リスク対策は、外部に露出するクリティカルな電源配線、構体パネル内側の電子機器、高圧容器、観測機器などに配慮することが望ましい。防護対象は廃棄マヌーバに必要なバス機能に限定するか、ミッション機器に拡張するかはプロジェクトの裁量の範囲である。

(解説 5) 防護設計対策

リスク評価から設計対策については「JERG-2-144-HB001:スペースデブリ防護設計マニュアル」が制定されているので、それに従って対処することが望まれる。防護設計には衝突方向の特性を理解することが有効である。衝突方向は上下角度については限定的(+/-10 度程度)であり、方位角は軌道傾斜角度に依るが極軌道であれば+/-45 度以内である。この結果、衝突頻度は進行方向面が最も大きく、逆の背面からの衝突はほとんどない。地球指向面とその反対面については進行方向面より二桁小さい。

損傷特性としては、外部露出電源ケーブルは直径 0.2 mm 以上のデブリの衝突で短絡を招き、厚さ 5 mm のアルミ板は直径 1.0 mm のデブリで貫通すると考えられる。これらを考慮して、シールド材やバンパによる防御、強化な構造材の陰への配置、冗長系やヒューズの付与などの対策が推奨される。

防護すべき対象としては、

- (1) 外部に露出する電源ケーブル等に代表される電源系への衝突被害は、衝突箇所によっては一瞬にして電力供給能力の全てを失う恐れがあるため、防護することが望ましい。
- (2) 圧力容器は破裂を誘発しないように Leak-before-burst (LBB) 構造にするなどの対策を施す必要があるが、基本は破裂を生じるサイズの物体からの防護・遮蔽である。
- (3) 電子機器はパネルを貫通した物体が筐体を損傷させる可能性がある。パネルと筐体の間に空隙を設けることができれば被害は軽減できる。

デブリ防護はシステム・サブシステムレベルの判断事項となる可能性があるため、ミッション要求定義段階から配慮することが望まれる。基本設計段階にて衝突に対して脆弱な機器(リスク・コンポーネント)に対してリスク評価を行い、対策(防護、遮蔽、冗長化)を検討する。防護設計は、シールド材やバンパーで防御するか、他の構造部材の陰に配置して遮蔽するか、冗長系で被災時の機能を代替させる、被害の影響を限定する(縮退機能を持たせる)等から選択する。

(テーラリング・ガイド)デブリ等の衝突の影響の評価及び防御設計

「標準」の要求の「小型デブリ」とは例えば 1mm 以下の微小のデブリでありながら宇宙機に対する損傷の程度が無視できず、しかも衝突頻度も無視できないものを懸念している。しかし、この微小なデブリの分布については欧米でも見解が分かれており、安全側に対処しようとする防御が容易ではない。そこで要求では損傷の範囲を「廃棄処置が不能になる被害」と限定し、しかも「評価すること」に留め、完全な防護は要求していない。どのレベルまで許容するかはプロジェクト毎のリスク受容の考え方(防御フィロソフィ)による。

[NASA-STD-8719.14C](#) では廃棄作業を阻害する確率が 0.01 となっていることから、これを参考にすることも考えられるが、この「標準」では定量的な要求は設定していない。

小型宇宙機の場合、投影面積が小さいために衝突頻度は小さく、廃棄機能を持たない場合は適用除外となる。しかしながら、リスク評価の参考に小型宇宙機に関する試算を以下に示す。

- (1) 面積: 投影面積 0.25m² とし、廃棄作業が不能となる面積をその 40%と仮定する。
- (2) 高度: 800km (最も混雑している軌道高度)
- (3) 危険なデブリの直径: 1mm(アルミハニカムを貫通し、内部機器の筐体を破壊するもの)
- (4) 運用期間: 2011 年より 1 年間

以上の条件で NASA の解析ツール(DAS3)で計算すれば、単位面積(1m²)、単位時間(年)当たりの衝突率は 0.1 となるので、1 年間に廃棄作業を阻害する衝突の発生回数は $0.25 \times 0.4 \times 0.1 = 0.01$ となり、NASA の要求値と同じになる。実際にはこれを参考として宇宙機毎の機器密度や配線状態を考慮して危険性の見当をつけ、無視できない懸念があれば、より正確な評価を行い、要すれば防護措置を講ずることを推奨する。以上より詳細な解説は、本書の 5.2.3.5 項の解説 5 以降を参考とされたい。当該解説文の評価対象を「廃棄に必要な機器」と読み替えていただきたい。

5.3.1.2 宇宙機の運用中の対応 解説

5.3.1.2.1 廃棄作業に用いる作動寿命品目の残寿命評価 解説

5.3.1.2.1 廃棄作業に用いる作動寿命品目の残寿命評価

5.3.1.1.6 項で手順を設定した品目に対して、運用中に作動履歴を記録し、残寿命を評価すること。

(解説1)運用中の対応

JMR-003 の観点では以下が問題となる。

(1) 作動寿命を有する品目

JMR-004 に従って、設計時には有効寿命を超えないように「地上での作動回数」と「軌道上作動回数」が見積られる。JMR-004 の「作動寿命限定品目」に指定された品目については、地上作業ではこの「地上での作動回数見積り」を超えないように管理されるため、残りの寿命で「軌道上作動回数」が保証されることになる。「軌道上作動回数」は設計寿命を保証するために最悪値を想定した作動回数が見積られているので、運用中に作動履歴を管理することは要求されていない。設計寿命で運用を終了する場合はこれで良いが、JMR-003 では運用期間を延長する可能性がある場合、廃棄機能を維持するために運用中の履歴管理と残寿命管理が必要な品目を識別し、作動時間、作動サイクル数の履歴を残すことを要求している。

(2) 経年劣化特性のある品目

JMR-004 には、打上げ時点の評価でミッション終了までの残寿命が有効寿命内にあることが保証される。それに加えて JMR-003 では運用期間を延長する可能性がある場合は、設計段階で寿命評価を必要としている。

5.3.1.2.2 廃棄マヌーバ用資源の管理 解説

5.3.1.2.2 廃棄マヌーバ用資源の管理

化学推進系を用いる場合は、残留推進剤や必要に応じて加圧ガス等の資源の量を定期的に監視し、廃棄マヌーバに必要な資源が確保できるうちに運用の停止判断を行うこと。

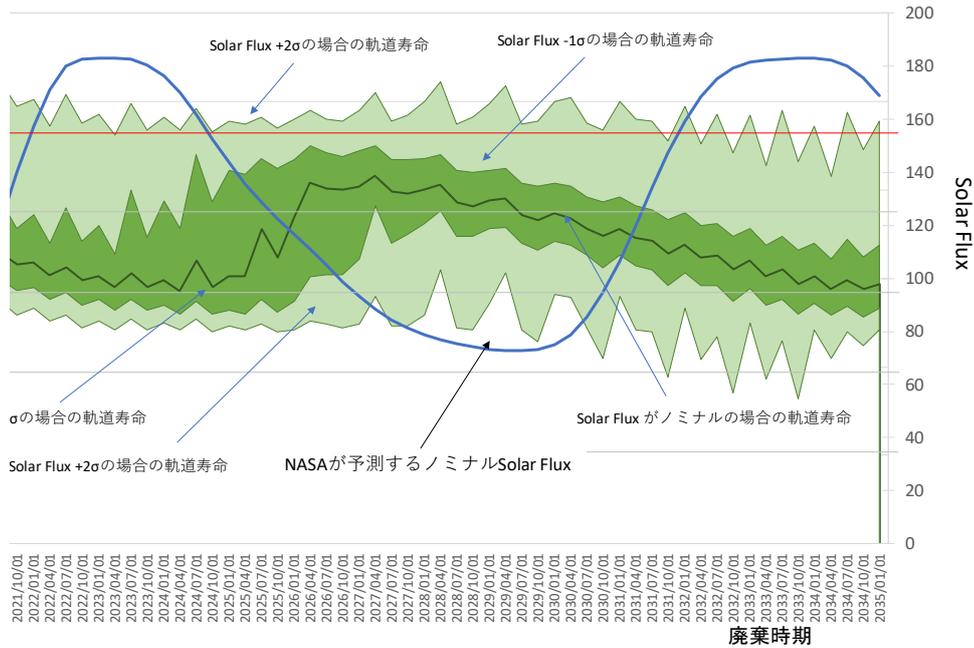
電気推進系を用いる場合は燃料に加えて電力系の管理を行うこと。

必要な資源の量は運用期間の経過に応じて、太陽活動の変化や機器の劣化の影響などを受けて増減することに配慮して適時に見直すこと。

(解説1)廃棄マヌーバ用資源の管理

残留推進剤量については、運用開始後は、軌道投入結果のノミナルとの差、運用中の想定外の消費などを加味して、適時推進剤量の配分を見直し、要すれば運用期間の再調整を含めて廃棄用推進剤を確保することが必要になる。

打上げ前に作成した廃棄作業計画書は、定常運用期間の終了時点を前提として軌道寿命を計算することになるが、運用の終了時期が延期された場合、特に低軌道宇宙機の場合は太陽活動の変化等に応じて軌道寿命が変化する可能性がある。また、推進剤の残量が変われば面積質量比の変化が誤差を生む。運用終了時期が近付いたら再解析を行い、必要となる推進剤を確保する必要がある。図 5.3.1-8 は地球観測宇宙機の太陽活動の周期的変化に応じた軌道寿命の変化を示している。太陽活動の変動で 5 年程度の誤差を生ずることがある。図 5.3.1-8 では参考までに太陽活動の予測の $\pm 1\sigma$ 及び $\pm 2\sigma$ の偏差に応じた軌道寿命の変化も示しているが、通常この偏差は考慮する必要は無い。ノミナル太陽活動で評価すれば十分である。



解析条件等

解析対象物:乾燥質量 1,545 kg, A/M=0.016, 初期軌道:円軌道高度 666 km, 軌道傾斜角 98 度、軌道伝搬モデル:一般平均軌道要素、地球重力モデル:EGM2008、太陽・月の引力:考慮、潮汐力:考慮、
 大気モデル:NRLMSISE2000、太陽フラックス予測:SpaceWeather-v1.2、太陽輻射圧力:考慮 (Cr=1.5)

図 5.3.1-8 太陽活動の変化に応じた軌道寿命の変化

5.3.1.2.3 廃棄作業に必要な機器の健全性の評価と緊急時対応 解説

5.3.1.2.3 廃棄作業に必要な機器の健全性の評価と緊急時対応
 5.3.1.1.7 項で指定した健全性評価対象機器を監視・評価し、異常時には緊急処置手順に従うなど、適切に対処すること。

(解説1)要求の趣旨

テレメータ項目のそれぞれについて、異常判断の閾値と応急処置の概略は、設計側が異常時の緊急手順に含めて文書化し、運用側に提供することが一般的に行われている。

5.3.1.2.4 運用期間の終了・延長の判断 解説

5.3.1.2.4 運用期間の終了・延長の判断

廃棄作業を確実にを行うことの重要性に配慮し、適切な時期に運用を終了すること。

計画した運用期間を超えて延長する場合は、運用終了・延長判断要領書に従って 5.3.1.2.1～5.3.1.2.3 項の全ての項目を評価するとともに、特に次の事項について確認すること。

- (1) 運用中に発生した不具合の処置が引き続き有効であること、
- (2) 廃棄時期の変更に伴う廃棄マヌーバ計画の変更に対応した推進剤及び電力を保証すること、
- (3) 作動寿命並びに経年劣化を考慮し、残寿命の範囲内で延長すること、
- (4) 単一故障点に問題がないこと。特に、冗長系の片系が故障により機能を喪失した場合、その故障の推定原因や予兆の有無を考慮すること。
- (5) 運用中に廃棄機能の信頼度に影響を与えるコンフィギュレーションの変更等があった場合は、運用延長判断時を起点として、廃棄作業の終了時点又は次回運用延長判断時点における廃棄機能の信頼度を評価すること。

また、延長期間及び健全性の確認を行う定期的評価期間の時間間隔を定めること。再延長する場合も同様である。

(解説1)要求の趣旨

運用終了・延長判断要領に沿って、最新のステータスと周辺環境を考慮して、適切な時期に、適切な判断が行われる。JMR-003E 版にて、ISO 24113 第 4 版の議論を反映し、運用中に廃棄機能信頼度に影響を与える変更があった場合、運用延長判断時を起点として再度定められた期間経過後の信頼度を評価し、要求値を下回らないかどうか確認する要求が追加された。運用延長判断時点で故障しているコンポーネントを考慮して信頼度ブロック図を見直すとともに、その時点の信頼度を 1(延長判断時点ではその宇宙機は現に生存しているため)として再評価を行う。

5.3.1.3 廃棄計画の確認と実行 解説

5.3.1.3 廃棄計画の確認と実行

廃棄作業計画書を以下の観点で再確認し、これに基づいて実施すること。

- (1) 廃棄移動距離が最新の太陽活動等に基づいて決定されていること。
- (2) 廃棄マヌーバ実施後における残留流体の排出に伴う軌道変動を考慮して、廃棄軌道を設定すること。
- (3) 廃棄作業中、通信・コマンド機能が確保できること。可視時間に制約がある場合は、他機関の協力が得られるよう事前調整を実施すること。

(解説1)(2)の要求の趣旨

廃棄マヌーバを実施した後、残留推進剤や加圧ガスを放出した際に、その噴射力で軌道が変化することがある。過去に静止宇宙機の軌道変更で、この効果を受けて十分なりオービットができなかった例があった。

(解説2)(3)の要求の趣旨

静止宇宙機について、適切な廃棄作業を行うことができなかった事例がある。静止位置が日本から見て可視可能な西端付近にある場合、軌道離脱のため高度上昇によって日本から遠ざかる方向に遷移していく。廃棄運用を行うためには、可視時間内に軌道離脱制御、残留推進剤の排出、バッテリー枯渇及び停波運用を行う必要があるが、海外局を使用することができなかったため、可視時間に制約が生じ、通信・コマンド機能を確保することにも問題が生じ、適切な廃棄作業が行えなかった事例がある。そのような場合、他機関の協力を得るなど最善の処置をとることが必要になるであろう。

5.3.2 地球静止軌道域に対する運用終了後の処置 解説

5.3.2 地球静止軌道域に対する運用終了後の処置

(1) 地球静止軌道近傍にて運用を終了する宇宙システムは、地球静止軌道上の宇宙機との衝突を避けるため、少なくとも以下の二つのいずれかを満足するような軌道に移動させること。

a. リオービット後の初期の離心率は 0.003 未満とすること。地球静止軌道高度上空の最低近地点高度 ΔH (km)は以下であること。

$$\Delta H = 235 + 1,000 \times C_R \times A / m \text{ [km]}$$

上式において

C_R : 太陽輻射圧係数

A : 宇宙機の有効断面積(m^2)(全表面積の 25%)

m : 宇宙機の質量(kg)

b. 廃棄後の軌道のペリジ高度が静止高度より充分高く、長期的摂動力を考慮しても 100 年間地球静止軌道保護域と干渉しないこと。

(2) 地球静止軌道近傍を通過する長楕円軌道(GTO 等)の宇宙システムは、遠地点高度が少なくとも 100 年間は静止高度より 200km 低い軌道域と干渉しないように計画すること。

(3) 傾斜対地同期軌道(IGSO)の廃棄については、5.3.2 項(1)の処置の他に、軌道傾斜角、離心率、昇交点赤経の特定の初期組み合わせにより、地球に再突入させる処置も選択できる。この場合、地球静止軌道保護領域および地球低軌道保護域の累積干渉期間を許容範囲内に抑えること。

(解説1) 静止宇宙機設計対策

基本は低軌道宇宙機と同じであるが、廃棄マヌーバにて静止軌道保護域から排除することが要求されている。

(1) 廃棄機能の健全性のモニタ

- ① 廃棄マヌーバに必要な推進剤が確保できる内に運用を終了すべく、定常運用終了判断のプロセスを定め、当該資源を適宜監視し、廃棄マヌーバの成功を保証する。
- ② 軌道変更機能及びこれを稼働するためのバス系機器の状態は定期的にモニタし、廃棄機能の運用を危うくする徴候が発見された場合は、定常運用を打ち切り、可能な限り廃棄マヌーバに移行することが望まれる。

(2) 定常運用終了の判断と宇宙機廃棄マヌーバの実行

運用終了の判断を廃棄マヌーバに必要な推進剤が保証されている段階で行い、宇宙機の運用で便益を受けていた組織等に連絡する。最終的には破碎防止処置、停波を実行する。

(解説2) リオービットの必要性

ここでいうリオービットとは運用終了後の宇宙機を、現在静止軌道域に存在する不要な物体との衝突率が無視できる程度に高度を上昇させることである。静止軌道は自然の浄化力が働かず、一旦そこに投入された物体はほぼ永久的にその軌道周辺に存在し続ける。遠い将来、それらが衝突を繰り返して破片を増加させ、静止軌道上での宇宙機運用に支障を与えないよう、現時点から自主的努力を求めるものである。ITUでは以前から約 300km のリオービットを勧告していたが、現在では IADC ガイドラインの推奨式(即ち 5.3.2 項の式)に変更している(ITU-R S.1003-2^[ref.60])。JMR-003 の A 改訂でもそれまでのリオービット距離算定式を IADC の推奨式に変更した。

(解説3) 静止軌道からのリオービット距離について

上で示すリオービット距離の計算式は、IADC デブリ低減ガイドラインの推奨に基づくものである。その詳細は「IADC-97-004 IADC Recommendation Reorbit Procedure for GEO Preservation^[ref. 61]」に規定されている。

この式に用いる各パラメータの定義は

- ① 235 km : GEO 保護域 (200 km) と月・太陽の引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。

- ② 質量:リオービット完了後に放置する状態での質量である。乾燥質量とは限らない。
- ③ 有効断面積:全表面積の25%
- ④ 太陽輻射圧係数:理論的には0~2の範囲の値となる(Cr=0:透明な物体、Cr=1:完全に吸収する物体、Cr=2:完全反射の物体)。構体部はアルミナイズドカプтонの場合とブラックカプтонの場合では異なる。宇宙機全体としてみた場合は、パドル、アンテナ、放熱器などと考え合わせれば、アルミナイズドカプтонの宇宙機は1.4程度、ブラックカプtonの宇宙機は1.1~1.2で計算されている。

(解説4) リオービットに必要な推進剤

静止宇宙機のミッション終了後の軌道変更に必要な推進剤は、設計段階で他のマージンとは独立して確保することが必要になるであろう。ガスジェット装置の性能誤差等で残留推進剤が高精度で推定できない部分についてはマージンを見込み、設計寿命で運用停止とすることでリオービット用推進剤を保証することを設計時の原則とする。なお、実際の運用時には設計寿命時点で余剰推進剤が使われずに残っている場合が多いので、その時点で運用停止せず、運用を延長する場合が多い。

図 5.3.2-1 に $I_{sp} = 200$ 秒の場合のリオービット距離と増速度(及び推進剤質量比)との関係を示す。この図より、リオービット距離を例えば300kmとした場合、必要な増速度は11 m/secとなる。これを得るには通常の運用の約3ヶ月分に相当する推進剤を必要とする。

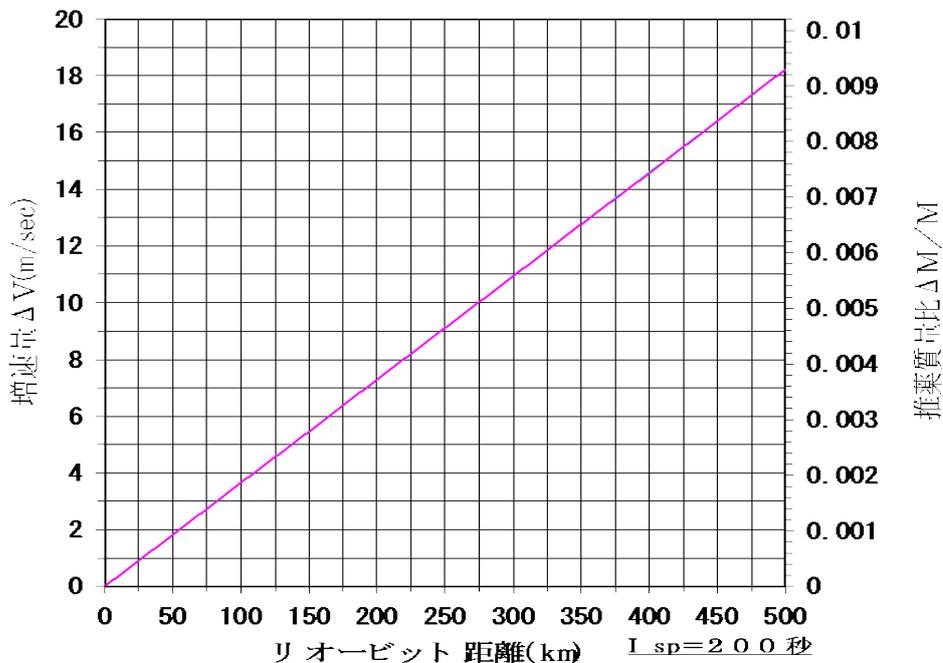


図 5.3.2-1 静止衛星のリオービット距離と増速度、消費推進剤質量比との関係

(解説5) 推進剤の質量マージン

JAXA 設計基準「静止軌道宇宙機制御用推進系性能計算基準」(JERG-2-004)等には、静止軌道からの移動を計画する際の推進剤質量マージンは、比推力の公称値を推進系必要推進剤質量計算に用いる場合には、全必要速度増分から決定される必要推進剤量の10%を見込むことが記されていた。また、推進剤質量算定に際して、比推力の最低値等を使用する場合は、その妥当性について十分な根拠を用意する。

(解説6) 離心率について

JMR-003 の B 改訂で「離心率 < 0.003 以下」の要求が加わったが、これは静止高度における軌道外乱の長期的な影響を解析した場合、離心率がこの値以上の場合、宇宙機形状によっては GEO の保護領域に廃棄された宇宙機が再度進入する可能性があるため、IADC にて合意されたものである。この要求により近地点と遠地点の差は110km程度以下にしなければならないが、推進剤推定精度が十分で、4回程度

以上のマヌーバで実施するのであれば大きな問題とはならないと考えられる。廃棄軌道へ移行後、残留推進剤・ガスの廃棄を行う場合は、その反作用で離心率が 0.003 を超えない様に配慮する。

(解説 7) 高離心率軌道上の物体の月・太陽との位置関係による変動

高離心率軌道の軌道寿命は打上げ時点の太陽及び月との位置関係の影響を大きく受け、更に GTO のアポジ点高度は潮汐効果により片振幅 50km 程度の周期的変動を生ずる。これらに配慮して静止軌道との接触を回避する必要がある。同時に、近地点が高度 2000km 以下の場合は、5.3.3 項の低軌道保護域との干渉も避けなくてはならない。

5.3.1.1.4 項(解説 2)に記したように、GTO など高離心率軌道は、月・太陽引力及び太陽輻射圧の影響を受けて、軌道寿命がランダムに大きく変動する。打上げ時刻が僅かにずれるだけで軌道寿命は数倍異なる。よって、GTO に代表される長楕円軌道上の物体については、軌道寿命の最悪値で管理するより、確率的に保証する方法が現実的である。例えば 25 年以下となる確率を 0.9 として近地点高度を設定することが現実的である。この確率は廃棄成功確率の 0.9 とは別枠で管理することができる。

(解説 8) 傾斜対地同期軌道(IGSO)の廃棄オプション

IADC や ISO での議論を反映し、JMR-003E 版にて、準天頂衛星等の IGSO で運用する宇宙機の廃棄については、静止軌道から干渉しない安定な墓場軌道への移動に加えて、不安定軌道への移動により長期的に地球に再突入させるオプションも取れるように選択肢を増やした。IGSO 廃棄軌道は、月・太陽の引力等による摂動の影響により離心率が大きく変動する可能性がある。初期軌道要素の特定の範囲では、近地点が地球大気に到達し、その結果、軌道上物体を再突入させられる可能性がある。

Gkolias, Colombo (2019): Towards a sustainable exploitation of the geosynchronous orbital region^[ref.44]によると、軌道傾斜角が 60° を超える初期軌道の場合、再突入オプションを達成することができる。これは $\Delta V=1\text{m/s} - 200\text{m/s}$ の範囲のマヌーバで達成できる。対応する再突入時間は、初期条件によって 16 年から 70 年である。 $40^\circ < \text{傾斜角} < 60^\circ$ の場合、再突入または墓場軌道への移動がオプションであるが、再突入時間対 ΔV の検討を要する。初期傾斜角 $< 40^\circ$ の軌道の場合、再突入条件に到達するためには、 ΔV が 200m/s をはるかに超える必要があり、選択肢になりえないとされている。

なお、本オプションを取る場合、GEO 及び LEO への干渉期間を評価し、いずれの区間への滞在時間が十分に大きくない(目安は 25 年)ことを確認するとともに、地上落下時の傷害予測数を評価する必要がある。

5.3.3 地球低軌道域に対する運用終了後の処置 解説

5.3.3 地球低軌道域に対する運用終了後の処置

地球低軌道保護域を通過する宇宙システムについては、運用終了後の地球低軌道保護域滞在期間を可能な限り短くすること。

このため、自然落下する場合の軌道寿命や傷害予測数を求め、これを前提として、5.4 項の地球再突入に対する要求に配慮しつつ、以下の(1)～(5)のいずれかあるいは複数の処置をとること。

軌道寿命は、月・太陽の引力、太陽活動の周期的変化、太陽輻射圧力等に起因する摂動効果を含めて計算する。

注 1:長楕円軌道の寿命の推定には 5.3.1.1.4 項(1)の注記に示す効果を含める。

注 2:どの処置を採用するかは技術的、経済的な実現性を考慮して決めること。

なお、以下(3)～(5)にて要求する 25 年の算定開始時点は、システムの特性に依りて以下とする。

- ① 衝突回避能力を有する宇宙システムについてはミッション終了時点から 25 年以内とする。
- ② 衝突回避能力を有しない宇宙システムについては軌道投入時点から 25 年以内とする。
- ③ 地球低軌道保護域上空で運用を停止し、その後降下して当該保護域と干渉する宇宙システムについては当該保護域と干渉を開始すると予測される時点から 25 年以内とする。

(1) 回収

軌道上で捕獲して地上で回収すること。捕獲作業では分離物の発生がないこと。

(2) 制御再突入

地上の安全を保証する形態で、制御して再突入させること。

(3) 自然落下

大気抵抗により 25 年以内に自然落下する場合はそのまま放置してもよい。

(4) 軌道寿命の短縮

25 年以内に自然落下する軌道へ移動すること。

(5) 展開物、テザー等による軌道寿命短縮

大気抵抗等軌道減衰効果を増強する手段により 25 年を満足させること。本方法を採用する場合、採用しない場合と比較して軌道寿命中の他物体との衝突確率が低下している等、軌道上環境のリスク低減に有意であることを示すこと。

(解説1)低軌道宇宙機設計対策

a) 軌道寿命の確認

簡易的には NASA-DAS、DEMIST、STELA、ESA-DRAMA-OSCAR など概略値を求めることができる。ただし、これらには結果に差が出ることがある。なお、ESA の OSCAR は ESA 独自の太陽活動モデルを用いており、NASA の太陽活動モデルを用いる STELA とは異なる結果となり、また GTO には適用できないことがわかっている。(種々のツールの比較は CZA-117006「世界の軌道寿命解析ツールの適用指針^[ref.62]」を参照されたい。)

b) 軌道寿命の短縮

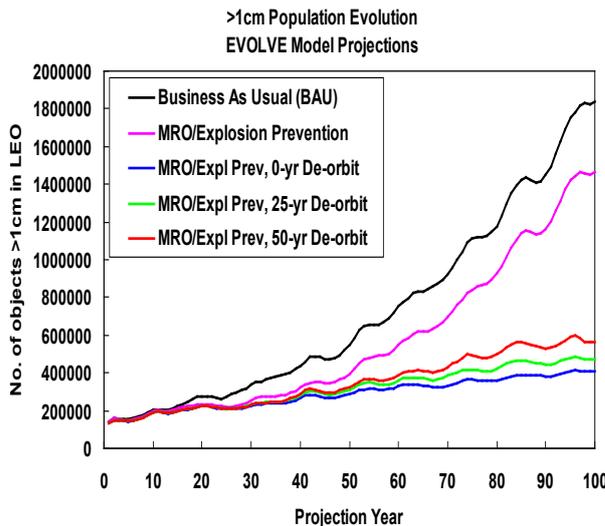
運用軌道が保護軌道域と干渉する場合は定常運用終了後に軌道を変更するか運用高度を低く選定する。そうでなければシステム形状・質量を最適にするか、空力抵抗増強装置を付与する。軌道変更を行う場合は変更マナーバの実施の前後に大型物体との衝突リスクについて評価し、適切に処置する。

c) 軌道変更機能の信頼性設計

廃棄マナーバあるいは空力抵抗増強装置等の展開操作の廃棄成功確率を 0.9 以上に確保しなければならないので、関連するバス系機器の故障率を管理することが望まれる。この時、微小デブリの衝突によるバス機能及び廃棄機能の機能喪失確率は含めなくて良い。

(解説2) 25 年の軌道寿命制限の根拠

IADC ガイドラインでは、低軌道域を通過する宇宙物体の軌道寿命を 25 年以内に制限することを推奨している。この「25 年の軌道寿命制限」は NASA がデブリ環境の長期モデルに基づいて、[NASA-STD-8719.14C](#) で要求している値であり、またその他の欧米の主要宇宙機関のデブリ低減標準及び ISO 24113 でもこの 25 年が採用されている。その根拠は IADC のレポート「End-of-life Disposal of Space Systems in the Low Earth Orbit Region, IADC/WG 2, 1 March 2002, Version 2.0」^[ref.63]であり、図 5.3.3-1 に示すように、今後数百年間で軌道環境が急激に悪化しないようにするためには全ての低軌道物体が軌道寿命を 25 年以内に制限することが望ましいとの判断である。JAXA は JMR-003 の初版で国際的な協調を図る意味でこの値を採用し、JMR-003 の B 版で明確な要求とした。



- ケース A: 現状のまま対策をとらない場合
- ケース B: 放出物を制限し、かつ爆発防止策をとる場合
- ケース C: B に加え運用終了後 50 年以内に除去
- ケース D: B に加え運用終了後 25 年以内に除去
- ケース E: B に加え運用終了後直ちに除去

図 5.3.3-1 EVOLVE によるデブリ環境変化の予測(1cm 以上のデブリ)

注: BAU(Business As Usual): デブリ対策無し, MRO (Mission Related Objects): ミッション関連放出物体抑制、Explosion Prev: 爆発防止策徹底, 25-yr De-orbit: 25 年以内に軌道から除去
 [出典: End-of-life Disposal of Space Systems in the Low Earth Orbit Region, IADC/WG 2, 1 March 2002, Version 2.0]^[ref.63]

(解説3) 寿命推定方法

軌道寿命解析には CNES が提供する STELA が利用できる。これは web サイトからダウンロードできる(<https://www.connectbycnes.fr/en/stela>)。簡易的には DEMIST あるいは NASA-DAS などを用いて計算することができる。NASA-DAS は以下の URL から入手できる。

<https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/mitigation/debris-assessment-software.html>

低軌道物体の軌道寿命の変動要因としては以下がある。この他解析ツールに内在している誤差(大気モデル等)もある。

A) 大気抵抗

- a) 高度が低いほど大気密度が高くなり、高度低下率が大きい。
- b) 高度 1000km 以上は大気がほぼ無い
- c) トランスファ軌道、高離心率軌道では、大気密度のより高い近地点側で大きく減速し、遠地点高度を低下させる
- d) 大気密度は太陽活動により変化し、太陽活動が活発になるとソーラーフラックスが上昇し、大気を膨張させ高度数百kmの大気密度が上昇し、大気抵抗が大きくなる
- e) 太陽活動は概ね 11 年周期で活発期と平穏期を繰り返し、その結果、物体の打上げ時期により軌道寿命が変わる

B) 月・太陽引力

- a) トランスファ軌道、高離心率軌道などでは、高度が高い時に地球重力が相対的に小さくなり、月・太陽の引力により軌道が変化する
- b) 遠地点付近で月・太陽引力の影響を受け、近地点高度が変化する

c) 打上げ日や打上げ時刻により、物体の軌道から見た月・太陽の方向が変わり、その結果、軌道寿命も変わる

C) 太陽輻射圧係数

a) 静止軌道及び静止遷移軌道では太陽輻射圧の影響を受ける。太陽輻射圧係数は外表面の輻射率に影響する。MLI で覆われている場合は 1.5. ブラックカプトンの場合は 1.1~1.2 とされている。

ISO では ISO 27852 "Space system – Estimation of orbit lifetime"を平成 22 年度に制定している。そこで太陽周期活動、地磁気、大気密度、抵抗係数に対する指針と、解析レベルについて指針が示されたので、それに従うことが望まれる。当該 ISO 27852 では以下の 3 種の手法(Methods)を定義しているが、大気モデルなどを厳密に指定するものではない。

- Method 1: 特別摂動法をベースにした詳細な解析
- Method 2: 解析時間の短縮を図る準解析的な方法である。
- Method 3: 太陽活動、大気状態を平均化した簡易的方法。

ISO 規格には、それぞれの手法毎に誤差の指針を示しているが、これは米国側の経験によるものとされており、解析的に根拠が示されるものではない。

表 5.3.3-1 ISO 27852 の 3 種の手法のマージン

アポジ高度	特殊な条件		各手法に応じた安全側のマージン			
	太陽同期	高面積質量比	Method 1: 特別摂動法	Method 2: 準解析的手法	Method 3: 表にて確認	Method 3 簡易図で確認
2000 km 以下	No	No	マージンは要求されない	5% マージン	10% マージン	25% マージン
		Yes	マージンは要求されない SRP 配慮	5% マージン SRP 配慮	10% マージン $C_r \approx 1.7$	N/A
	Yes	No	マージンは要求されない	5% マージン	N/A	N/A
		Yes	マージンは要求されない; SRP 配慮	5% マージン SRP 配慮	N/A	N/A
2000 km 以上	Either	Either	マージンは要求されない 3Bdy+SRP 配慮	5%マージン 3Bdy+SRP 配慮	N/A	N/A

(N/A = “適用除外”; 3Bdy=3体問題配慮; SRP=太陽輻射圧の影響配慮)

(解説4) 軌道寿命の典型例

以下で紹介する図表は(解説3)で述べた「いわゆる Method-3」に対応する簡易図表である。大気モデルは太陽活動の変動を平均化した US Standard で、 $C_d=2.2$ としている。

図 5.3.3-2 は異なる面積質量比の物体について高度 900km 以下の円軌道の軌道寿命を示すものである。この図より、例えば高度 600km 程度の円軌道上の面積質量比=0.01m²/kg の物体の場合は、25 年程度の寿命を持つことが解る。これならば、軌道寿命要求は自然力により満足される。

また、図 5.3.3-3~6 に遠地点高度 2000km 以下の低軌道域にある楕円軌道物体の軌道寿命を示す。図 5.3.3-7~10 はこれらの図を再整理して、近地点高度を下げた場合の軌道寿命がわかるようにしたものである。

更に、日本の宇宙機についての面積質量比の状況を図 5.3.3-11 に示す。

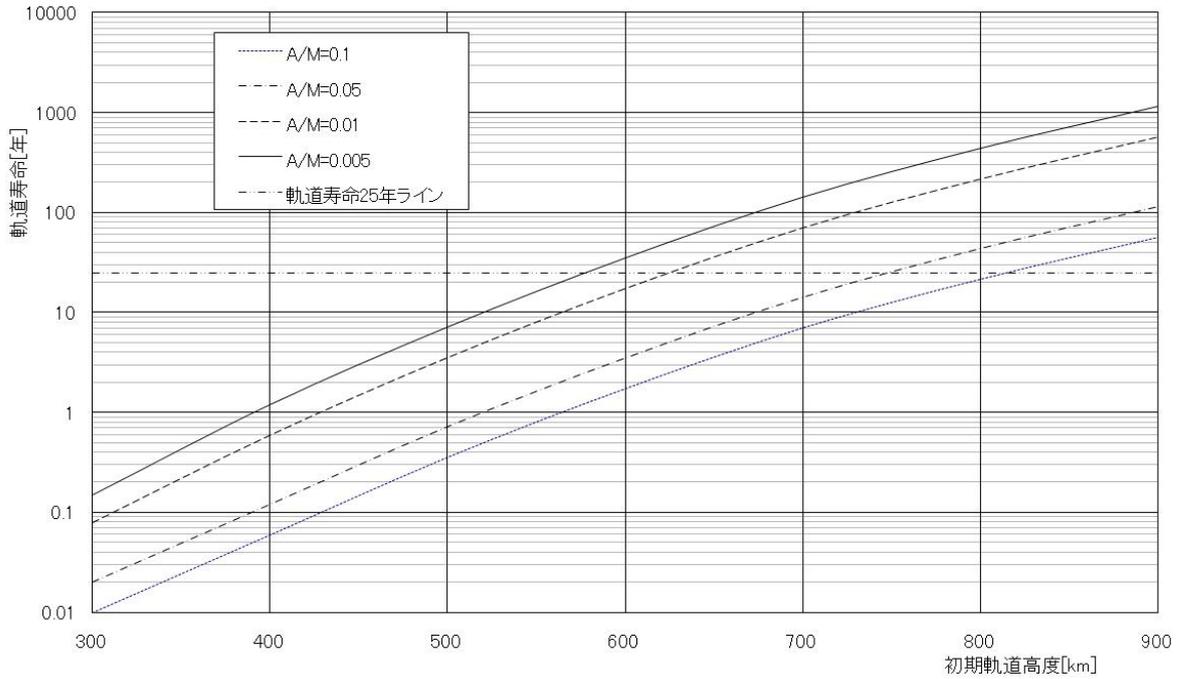


図5.3.3-2 円軌道初期高度と軌道寿命

解析条件: epoch 1996/8/2000H00M 0.000S (UTC)、積分ステップ サイズ:1日 Runge-Kutta (2次), $i=90.000(\text{deg})$, $\Omega=0.000(\text{deg})$, $\omega=0.000(\text{deg})$, $M=0.000(\text{deg})$,
 大気モデル:US-Standard 大気抵抗係数:2.2, J2項・太陽の引力・月の引力:非考慮

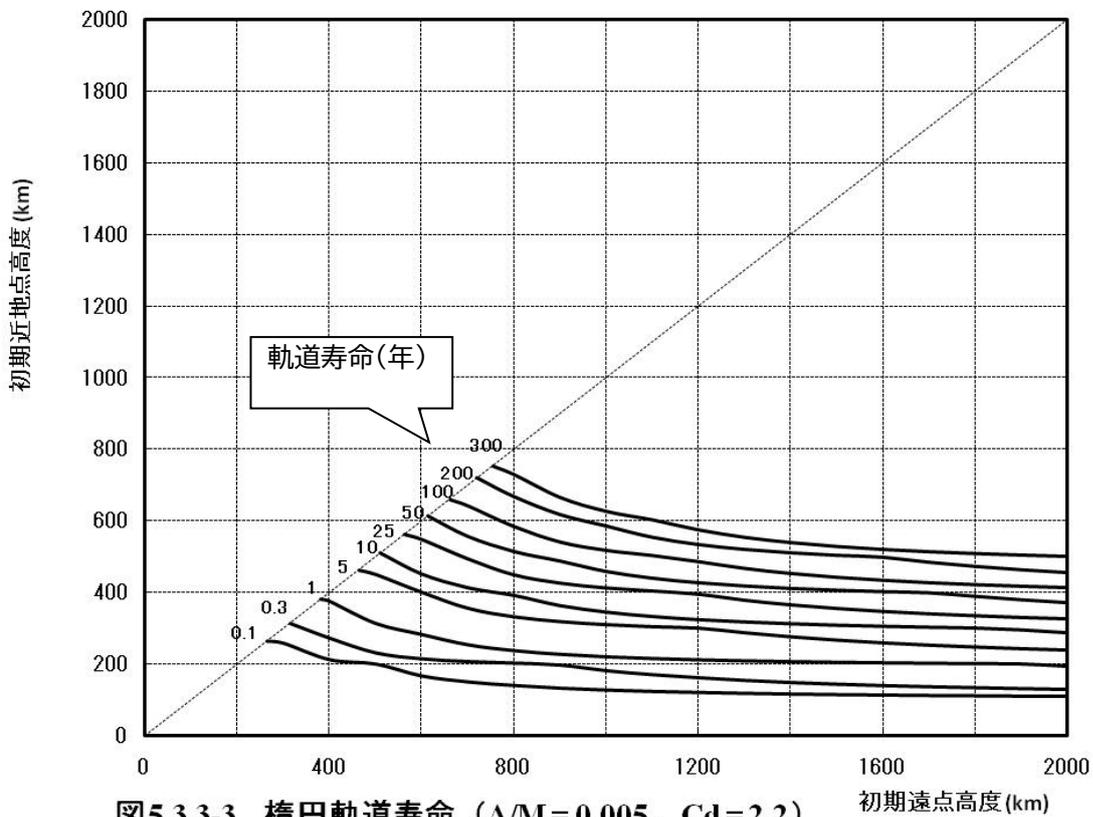


図5.3.3-3 楕円軌道寿命 ($A/M=0.005$ 、 $C_d=2.2$)

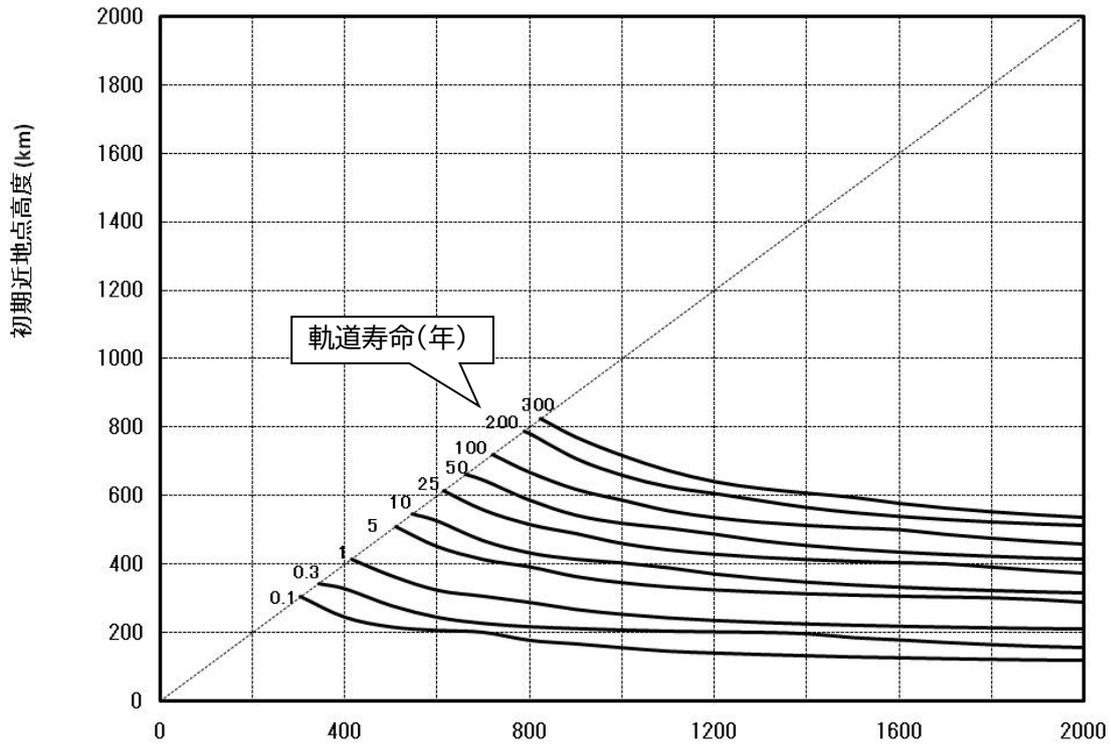


图5.3.3-4 椭圆轨道寿命 ($A/M=0.01$ 、 $C_d=2.2$)

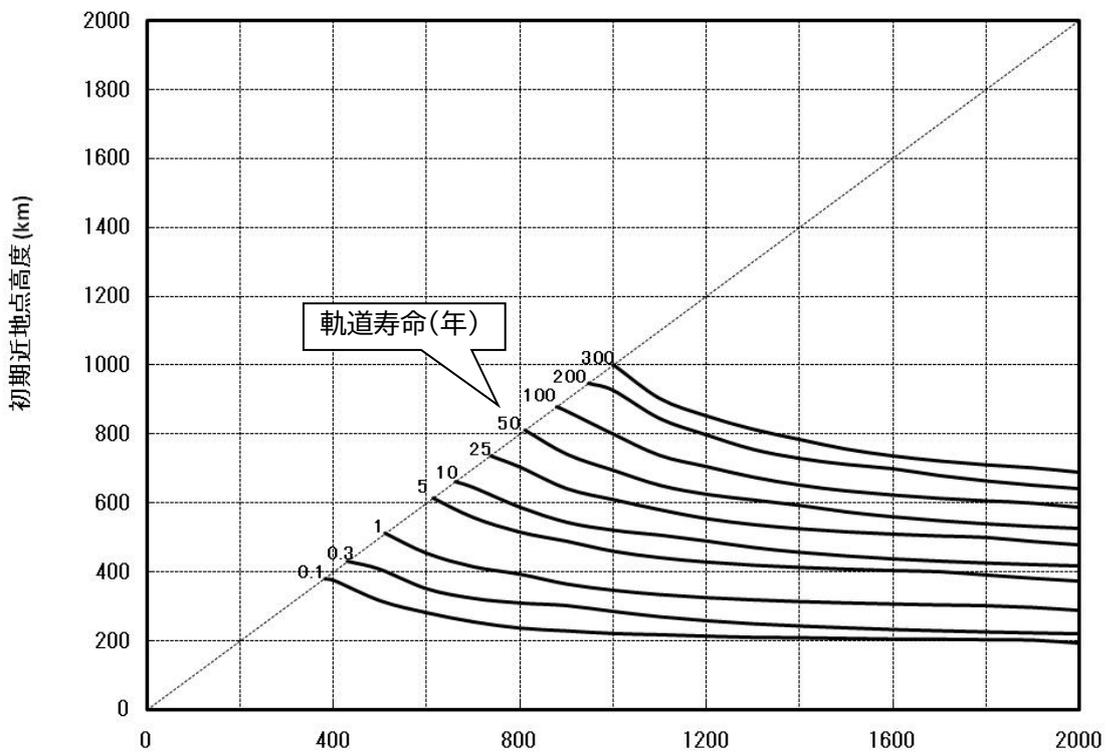
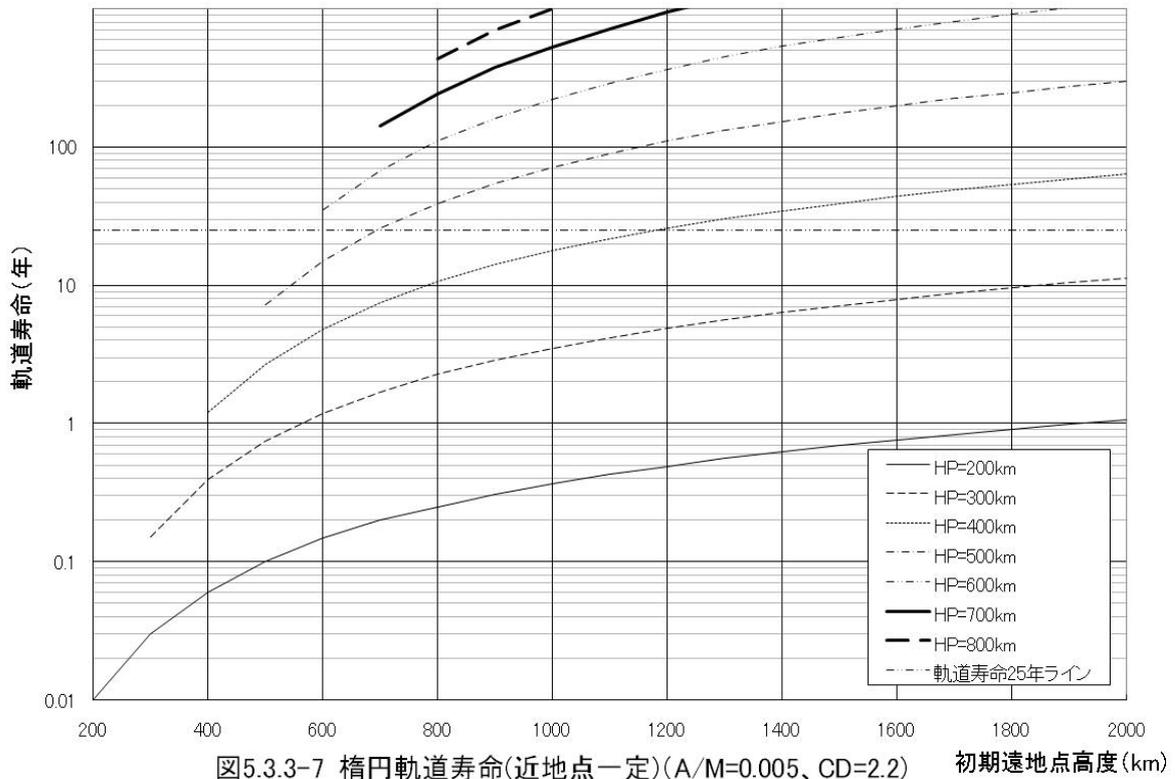
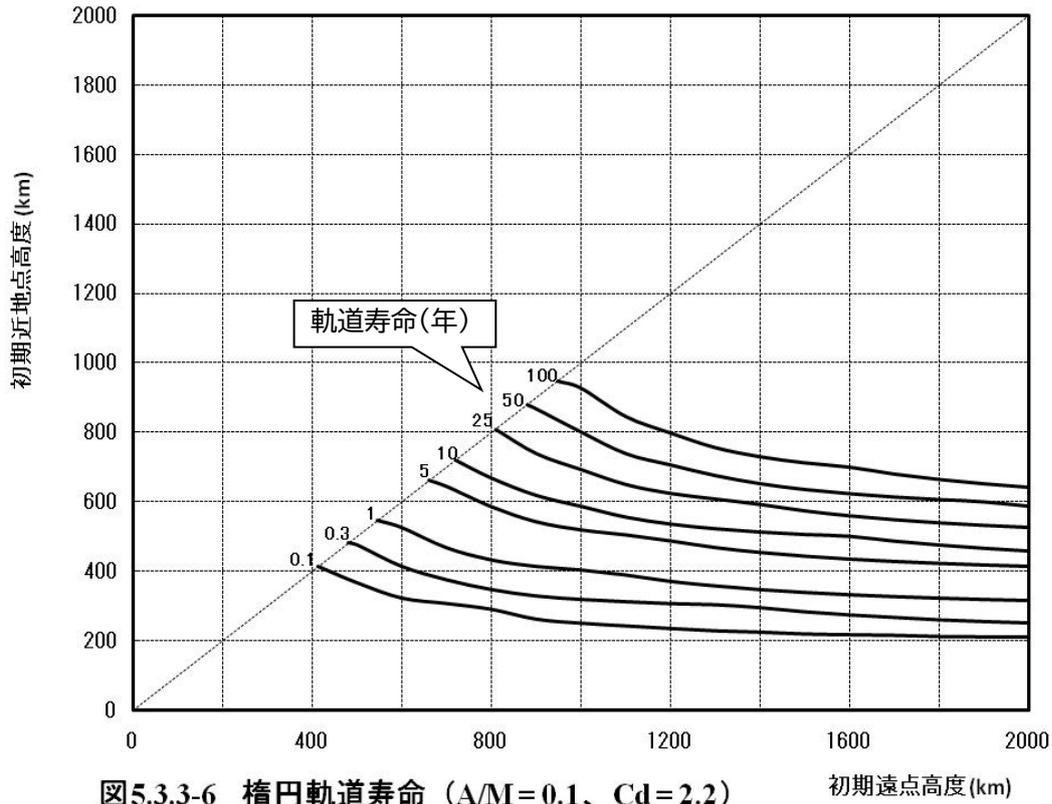


图5.3.3-5 椭圆轨道寿命 ($A/M=0.05$ 、 $C_d=2.2$)



解析条件: epoch 1996/8/2000H00M 0.000S (UTC)、積分ステップサイズ:1日 Runge-Kutta (2次), $i=90.000$ (deg), $\Omega=0.000$ (deg), $\omega=0.000$ (deg), $M=0.000$ (deg), 大気モデル:US-Standard 大気抵抗係数:2.2, J2項・太陽の引力・月の引力:非考慮

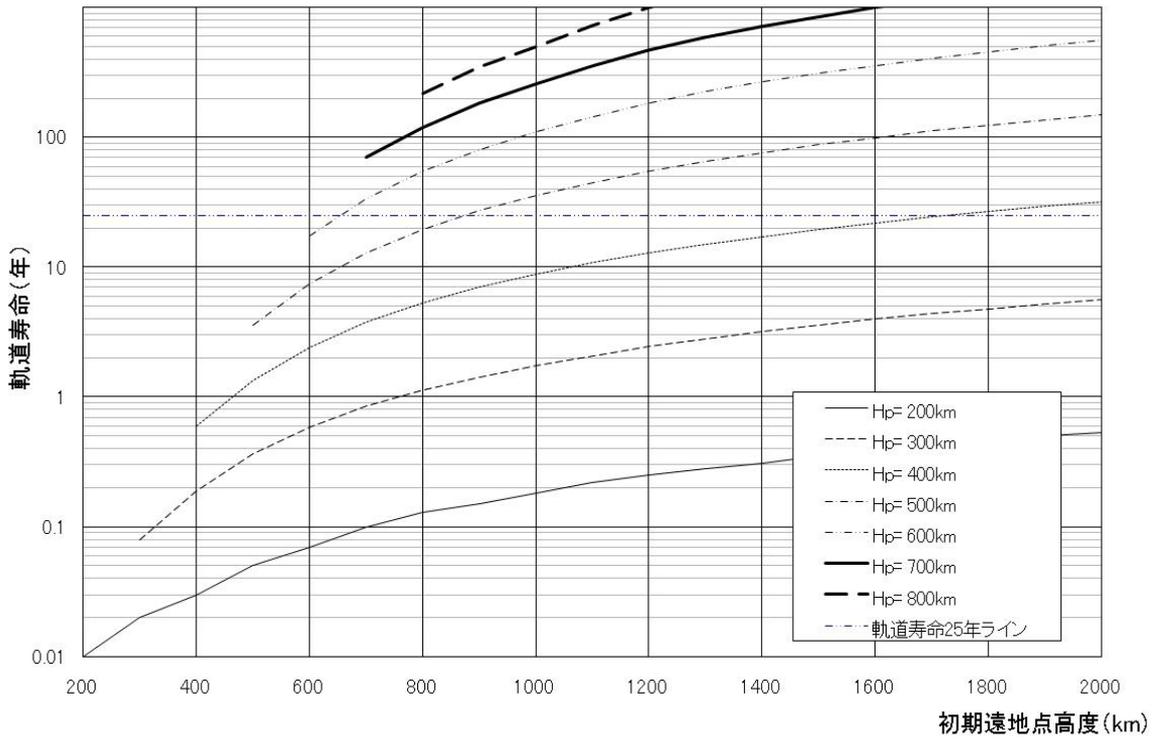


図5.3.3-8 軌道寿命(近地点一定)(A/M=0.01, CD=2.2)

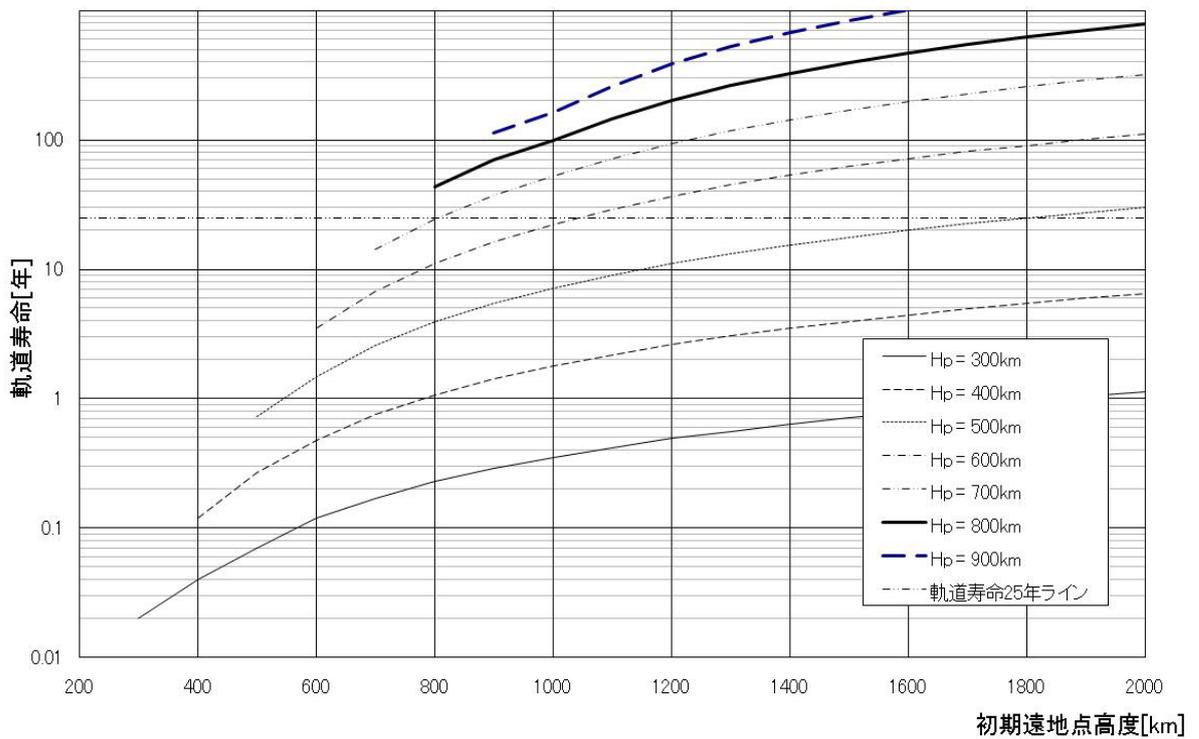


図 5.3.3-9 軌道寿命(近地点一定)(A/M=0.05, CD=2.2)

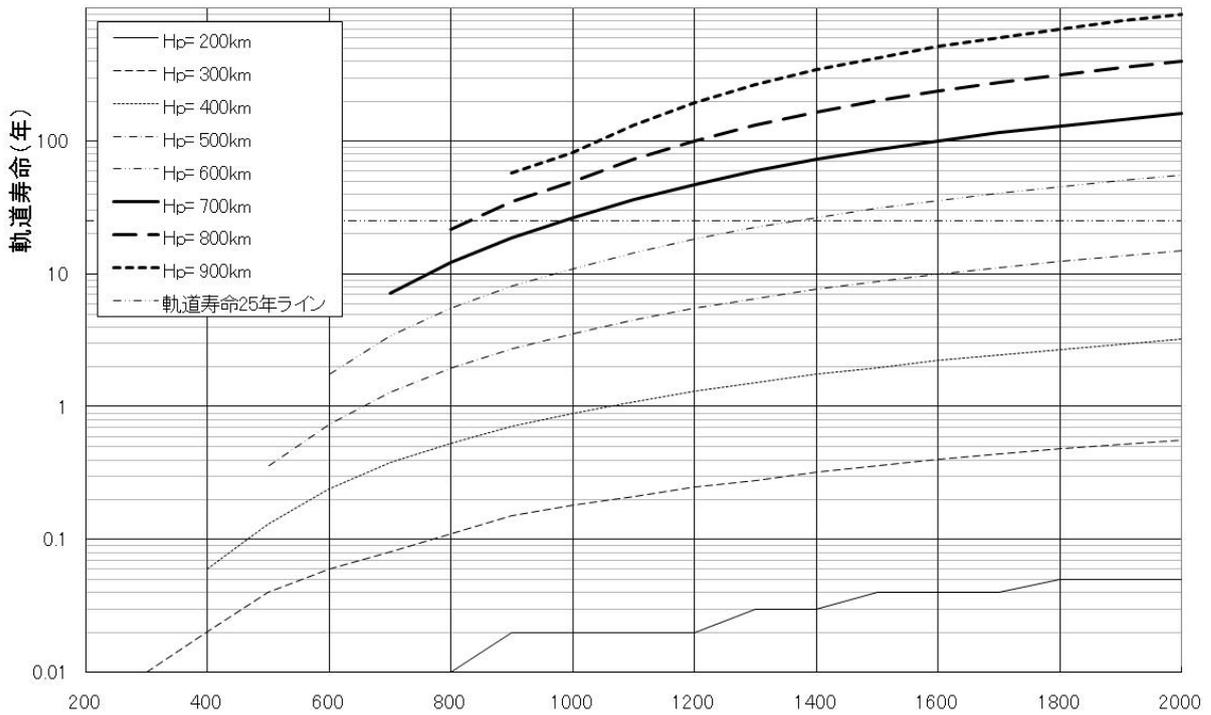


図5.3.3-10 軌道寿命(近地点一定)(A/M=0.1, CD=2.2)

初期遠地点高度 (km)

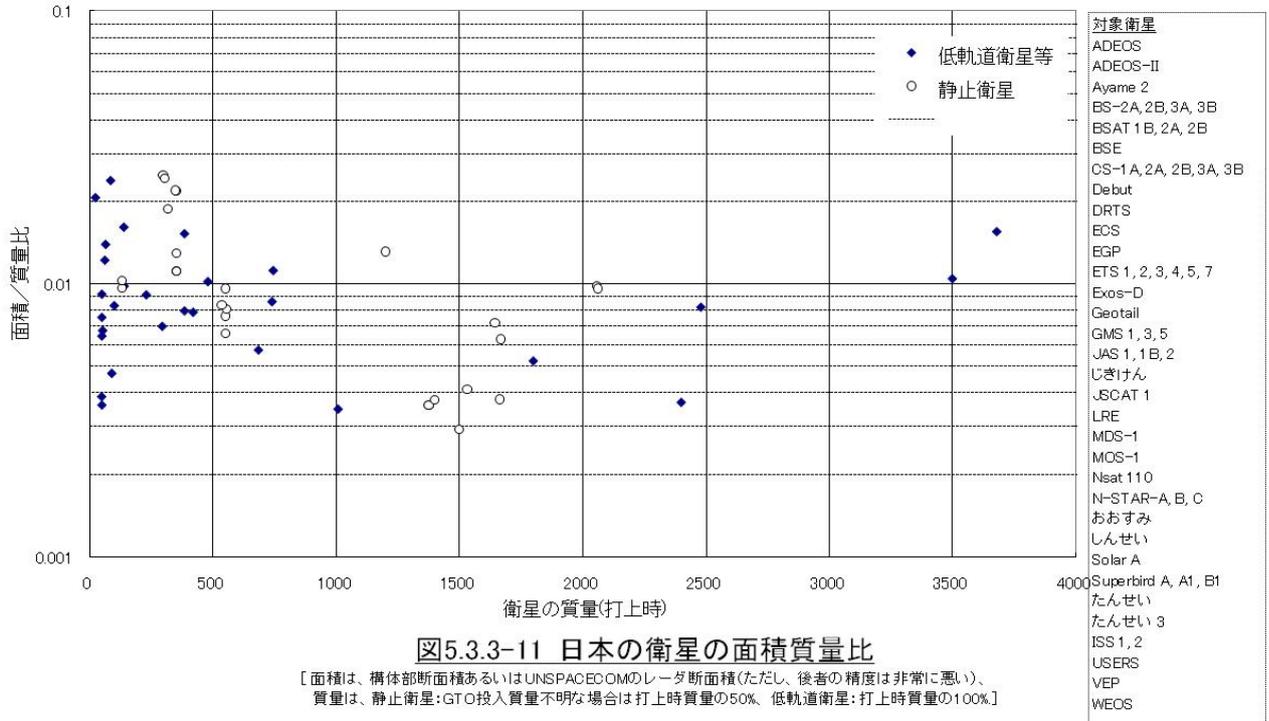


図5.3.3-11 日本の衛星の面積質量比

[面積は、構体部断面積あるいはUNSPACECOMのレーダ断面積(ただし、後者の精度は非常に悪い)、質量は、静止衛星:GTO投入質量不明な場合は打上時質量の50%、低軌道衛星:打上時質量の100%]

(解説5) 自然放置による落下と強制的寿命短縮

(1) 軌道寿命は面積質量比に依存するが、一般に初期高度が 600km 程度以下であれば自然に 25 年以内に落下することが多い。

・面積/質量比=0.01 の場合、高度約 600km 以下

・面積／質量比=0.05 の場合、高度約 750km 以下

(2) 初期高度が 600km を越える場合は強制的に片側を降下させる必要性が生ずることが多い。
その場合に必要となる推進剤は、以下の通りである。

図 5.3.3-12 に軌道片側を下げた場合の軌道寿命を、図 5.3.3-13 に軌道片側の変更に必要な制御量を示す。また、制御量と必要推進剤を表 5.3.3-2 に示す。これの算出根拠を以下に示す。

①軌道変化に必要な増速量の計算

軌道上の位置 r に対する速度 v は以下で与えられる。

$$v^2 = \mu(2/r - 1/a)$$

ここで、 μ : 地球重力定数 $3.9860044 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$ 、 r : 地心から物体までの距離

a : 物体の軌道長半径、 v : 地心から距離 r における物体の速度

軌道変化に伴う速度増速量は、軌道変更前後の軌道から位置 r での速度として求まる。

②推進剤量の計算

Δv に必要な推進剤量 Δm は以下で与えられる。

$$\Delta m = m_0 \{1 - \exp(-\Delta v / (g \cdot I_{sp}))\}$$

ここで、 Δv : 制御量(速度変化量)、 Δm : 必要となる推進剤量、 m_0 : 制御前の物体の質量 2600 kg

g : 地球の重力加速度 9.80665 m/s^2 、 I_{sp} : 比推力 200s

③その他の計算条件

$$C_d = 2.2$$

$$A/M = 0.05$$

表 5.3.3-2 軌道寿命 25 年以下となる軌道片側の変更(近地点高度)および制御量^[ref.21]

遠地点高度(Ha)	軌道寿命 25 年の近地点高度(Hp)	軌道を下げるのに必要な制御量(Δv)	推進剤量比
800km	704km	25 m/s	0.0127
1000km	613km	100 m/s	0.0496
1500km	526km	238 m/s	0.1145
2000km	487km	351 m/s	0.1641
2500km	463km	449 m/s	0.2048

推進剤量比は全体質量に対する推進剤質量の比である。

表 5.3.3-2 に沿って片側を下げた場合の遠近地点高度の降下の状況を図 5.3.3-14 に示す。

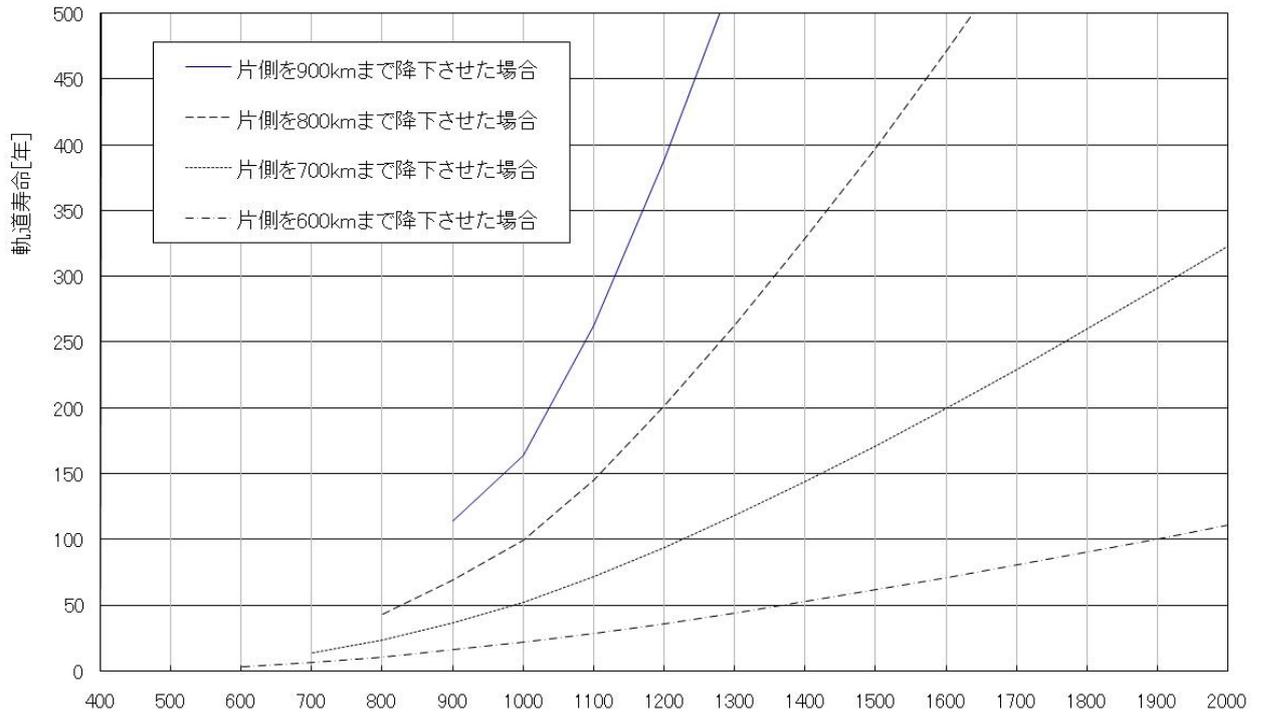


図5.3.3-12 片側を降下させた場合の軌道寿命 (A/M=0.05) 初期遠地点高度[km]

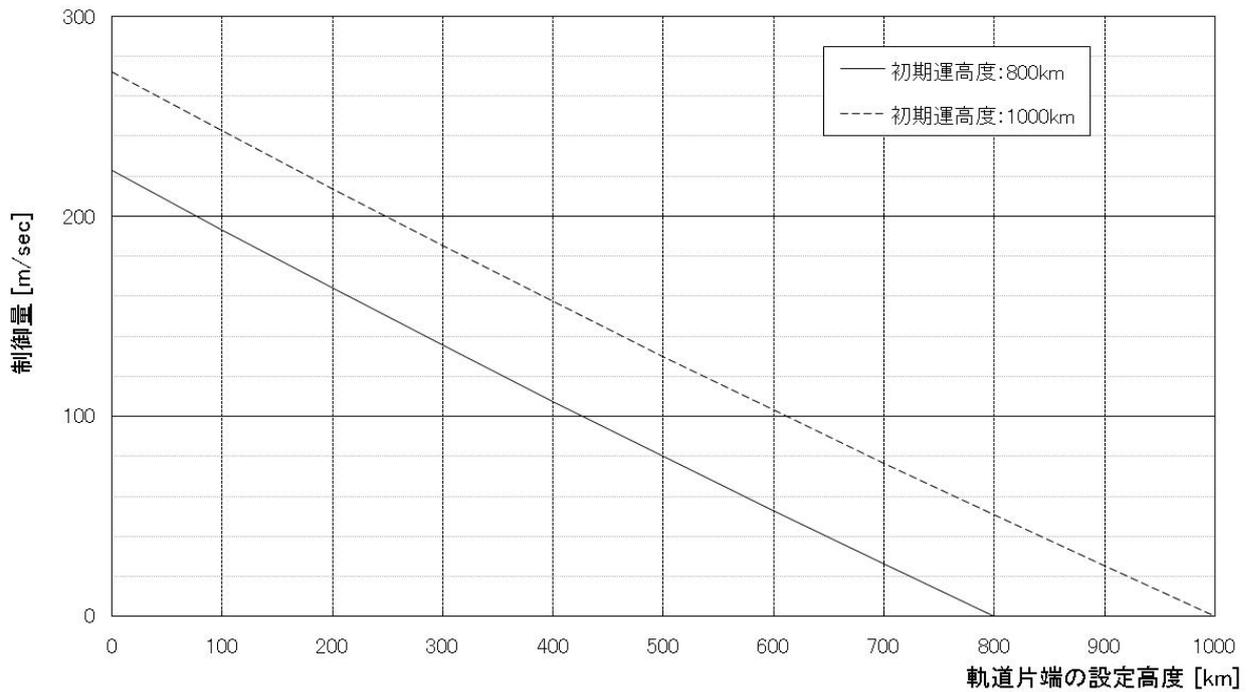


図5.3.3-13 低軌道宇宙機の軌道片端の変更に必要な制御量

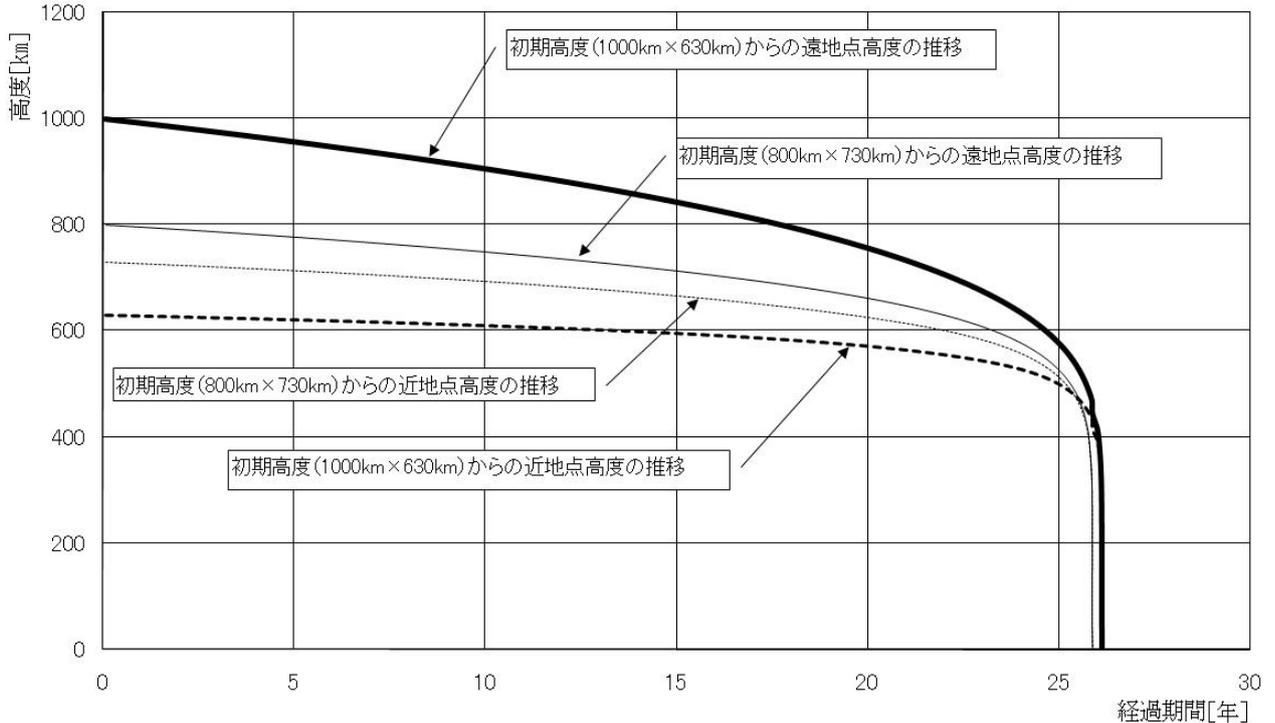


図5.3.3-14 低軌道宇宙機の軌道片端を下げた場合の遠近地点の落下状況

(解説6) 太陽活動の影響、Cd の推定誤差の影響

以上の解説では平均化した大気モデル(US Standard)と $C_d=2.2$ を前提とした。しかし、(解説3)で述べたように、軌道寿命は特に太陽輻射圧力、月・太陽の引力及び太陽活動によって大きな影響を受ける。太陽活動は11年周期で変動し、軌道寿命は5年以上変化する。また、 C_d はISO 規格では2.2を推奨しているが、それを変更することでも変化する。図 5.3.3-15 にそれらの影響と、解析ツール間の相違を示す。

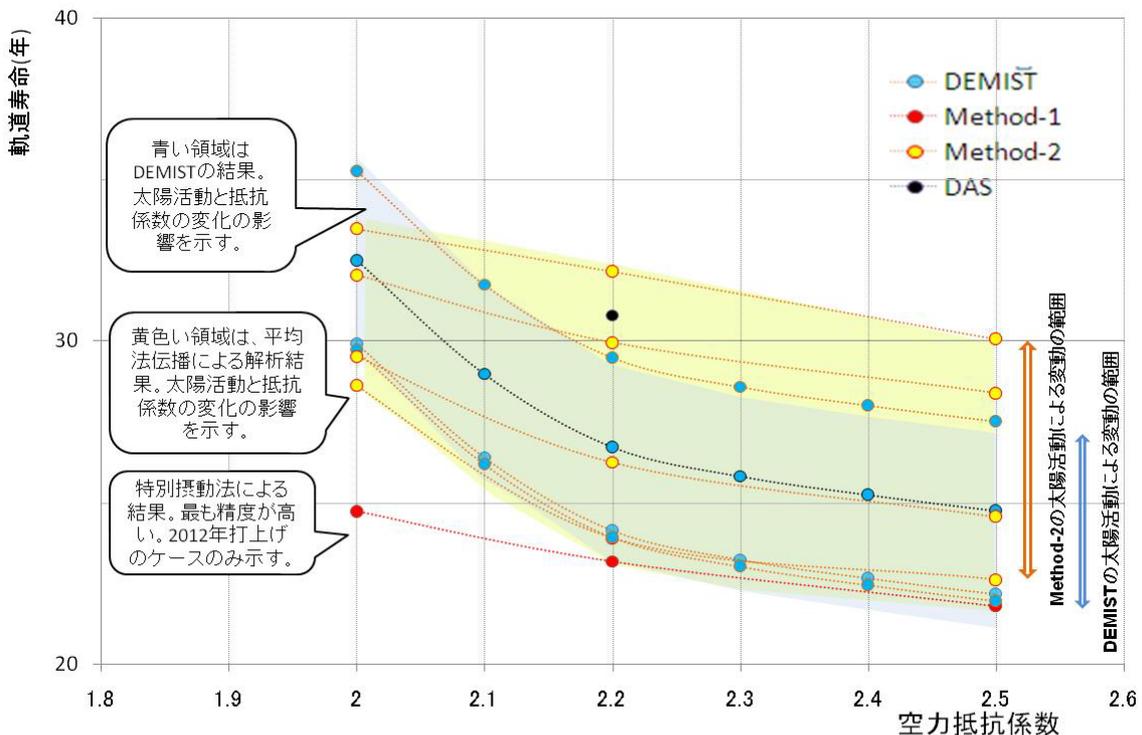


図 5.3.3-15 小型衛星の軌道寿命推定値の解析ツールによる相違 (Cdと太陽活動の変化の影響を示す。Method-1の太陽活動は極大期の2012年で固定した。)

(解説7)展開物、テザー等を使用した軌道寿命短縮時の軌道上環境のリスク評価

JMR-003E 版にて、ISO の議論を踏まえ展開物やテザー等の採用時に、採用しない場合と比べて軌道寿命中の衝突確率等が悪化しないことを確認することとした。

衝突確率“等”という表現にした理由:

以下の理由から、衝突確率による評価だけではなく、軌道環境に良い効果があることを総合的に示す方法も許容するようにした。

- ・ 衝突確率評価方法が確立していない(評価タイミング、平均断面積をどう仮定するか等によって結果が変わってくる)
- ・ 展開物等が低密度であることによってその部分は壊滅的破砕が起こりにくいことや、故障時でも機能する等のメリットもある

5.3.4 地球 12 時間周期軌道域に対する運用終了後の処置 解説**5.3.4 地球 12 時間周期軌道域に対する運用終了後の処置**

地球 12 時間周期軌道域で運用する宇宙システムは、運用終了後に当該運用域との干渉を避けるよう移動すること。

(解説1)要求の趣旨

12 時間周期軌道等、中高度軌道の物体を対象に処置を提言するものである。2021 年 1 月末の時点でこの軌道域に存在する宇宙機は 273 機、ロケットは 93 機個であり、緊急に対処すべき事態ではない。図 5.3.4-1 は 1mm 以上のデブリのフラックスである。総計で約 0.0001 個/ m^2 /年であるから、低軌道における値($10^{-2} \sim 10^{-3}$ のオーダー)と比較すれば 10 分の 1~100 分の 1 である。従って緊急に措置を要する事態ではないが、いずれは悪化することを考えれば、現時点で何らかの対策を求めることが必要になるであろうと考える。必要最小限のガイドラインとするか、歴史の教訓に学んで問題が顕在化する前に対策を提言するかの判断が求められる。

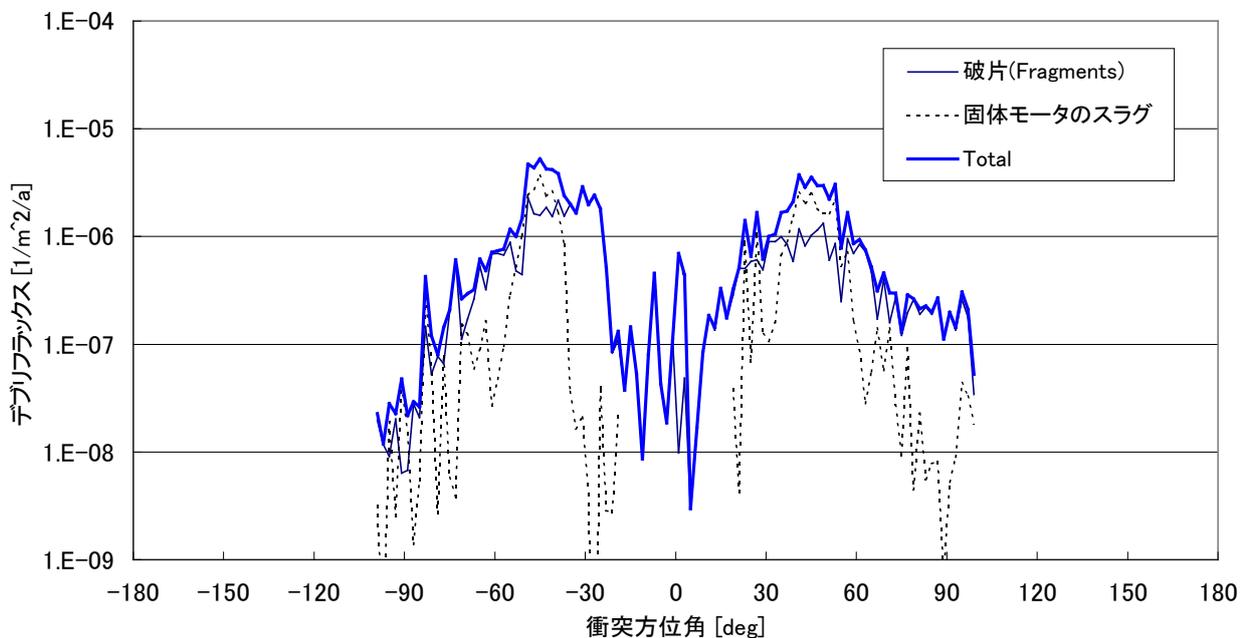


図 5.3.4-1 12 時間周期軌道のアジマス方向デブリフラックス分布(直径 1mm 以上)(累積フラックス 0.000099 個/ m^2 /年)

最近の研究では、この軌道に物体を放置した場合、離心率が大きいと摂動効果により長期的(100 年~200 年)には静止宇宙機軌道域と干渉するまでに高度変化が起きるとの説^[ref.64]もある(以下の囲み参照)。

“Long-Term Evolution of Navigation Satellite Orbits: PS / GLONASS / GALILEO” [Ref.64]

(COSPAR02-A-02858) (PEDAS1-B1.4-0051-02) [C. C. Chao and R. A. Gick 共著]より、

この種の軌道は離心率が大きく変化(150年間で0.7)する傾向に有ることがわかった。離心率の変化は太陽と月の引力とJ2項によるものである。GLONASSの200年間の変動に関する解析では、40年間で全地球位置情報システム[Global Positioning System (GPS)]軌道と干渉を始める。数値解析によれば、離心率の増加は軌道傾斜角と高度に大きく依存する。GALILEO軌道はその高度が高いために、この増加の影響が特に顕著である。離心率の増加を最小にする戦略は判明している。特に、最大離心率と離心率の長期的増大傾向は運用軌道の傾斜角を現在のノミナル値から数度ずらすことで小さくできる。図5.3.4-2と図5.3.4-3は、10機のGPS Block I宇宙機の遠地点と近地点の変化の様子である。これらの宇宙機の長期的離心率が増加すると、遠地点と近地点を静止軌道や低軌道の運用高度に接近していく。

この説によれば、運用終了時に傾斜角を小さく変更する(52度以下に)か、あるいは運用軌道を当初から小さく(52度以下に)すること等が提案されているが、いずれも適用は容易ではない。

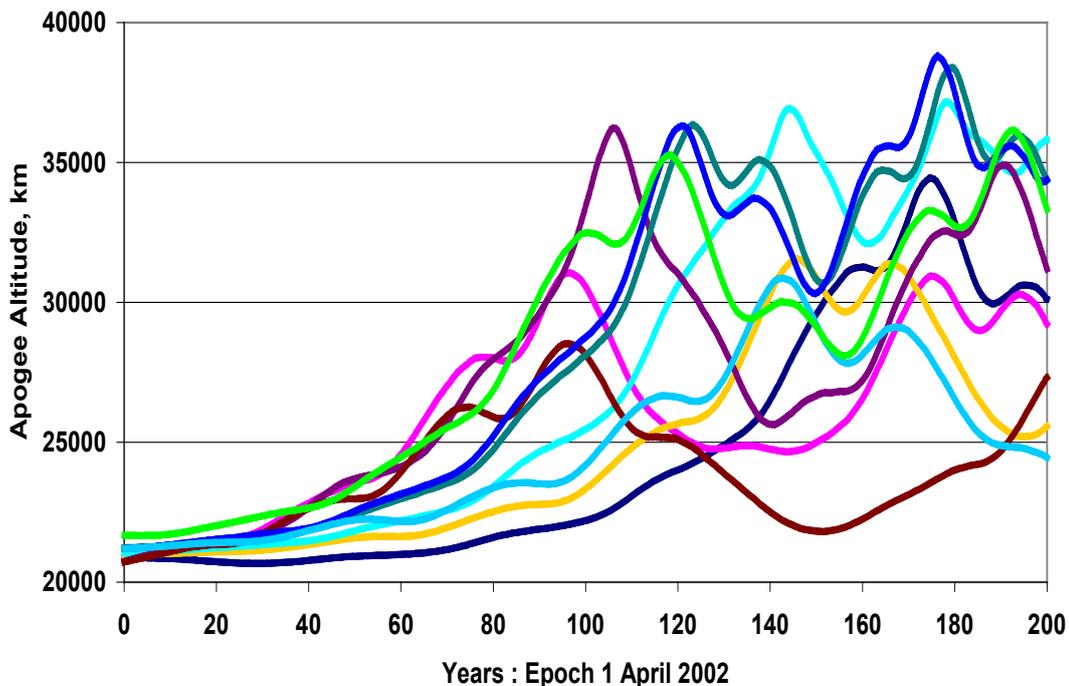


図 5.3.4-2 GPS Block I (non-operational) apogee altitude history
 [“Long-Term Evolution of Navigation Satellite Orbits: PS / GLONASS / GALILEO”
 (COSPAR02-A-02858) (PEDAS1-B1.4-0051-02) written by C. C. Chao and R. A.
 Gick,] [Ref.64]

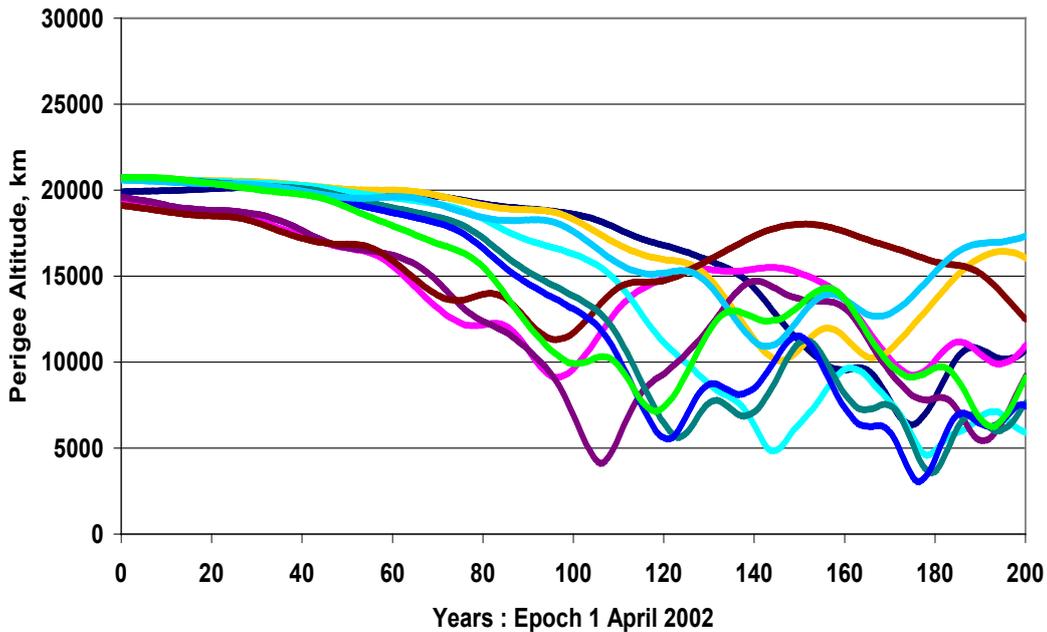


図 5.3.4-3 GPS Block I (non-operational) perigee altitude history
 [“Long-Term Evolution of Navigation Satellite Orbits: PS / GLONASS / GALILEO”
 (COSPAR02-A-02858) (PEDAS1-B1.4-0051-02) written by C. C. Chao and R. A.
 Gick,] [Ref.64]

5.4 地球再突入／落下に対する要求 解説

5.4.1 地上安全の確保 解説

5.4.1 地上安全の確保

宇宙システムについて、軌道寿命を短縮させる、あるいは自然落下に任せる場合は、地上の安全に考慮して以下の要求によること。(JMR-014「惑星等保護プログラム標準」の適用を受ける宇宙機等は当該標準に従うこと。)

(1) 地球大気圏通過後の残存物(以下「残存物」という。)による落下危険度(傷害予測数)を打上げ前に予測すること。宇宙機またはロケットの傷害予測数は 1×10^{-4} 人未満とすること。

注1:本要求に適合見込みの無い場合は、現状取り得る最善策を実施した段階で予測される傷害予測数が受け入れ可能かどうか詳細に評価を行う。

注2:溶融率の高い構造の採用は、落下危険度の低減につながる。

注3:デブリ除去ミッション等、他物体と結合状態で再突入させる場合、結合状態での傷害予測数が上記基準を満たす必要がある。再突入時に結合状態でないミッションの場合はこの限りではない。

注4:意図的に再突入の直前で幾つかのパーツに分離するミッションの場合、関連する全てのパーツの傷害予測数の合計値が上記基準を満たす必要がある。

(2) 宇宙機またはロケットの傷害予測数が 1×10^{-4} 人以上となる場合、JERG-0-047「再突入機の再突入飛行に係る安全基準」に従って制御して地球大気圏に再突入させること。

(解説1)地上の安全の保証

JMR-003 の 5.4.1 項では軌道寿命を短縮させる、あるいは自然落下に任せる場合に以下に配慮される。

- (1) 落下の危険度を事前に把握すること。望ましくは概念設計時点で危険度のある程度評価し、要すれば①落下地点のコントロールを実現する機能、②溶融率を向上させる設計をシステム仕様へ反映させる。
- (2) 落下の危険度は、「直立した人間に対する傷害予測数」について評価する。
- (3) 落下の危険度が無視できなければ安全な落下区域(公海上)に落下させるか、溶融率を向上させる設計となるよう努力する。

世界的には最近までよほど大型の宇宙機(10t 以上)でない限り、自然落下させることに大きな問題は指摘されてこなかった。その背景には運用継続の要求が地上安全の配慮(運用期間の短縮を伴うコントロールド・リエントリの実施)に勝っており、コントロールド・リエントリに用いる推進剤の余裕があれば運用期間の延長に用いるべきとの考えが支配的であったこともある。しかし、現実には、後述するように、さほど大型ではない一般の宇宙機やロケットでも落下の危険性が完全には否定できない状況にある。各国もデブリ問題が注目を浴び、その対策として意図的に落下させることを推奨することに伴い、落下の危険性の排除に真剣に取り組まざるを得ない状況になっている。不要物体の落下の危険度について安全基準を明確にしているのは、かつては NASA 安全基準と米国政府基準、JAXA 標準のみであったが、現在では ESA 標準でも JMR-003 と同様の要求($E_c < 10^{-4}$)を課している。

ISO 24113 第 4 版にて $E_c < 10^{-4}$ が正式に要求化されたのを受けて、JMR-003E 版においてはこの値を要求値と位置付けた。但し、大型のロケット軌道投入段等においてはこの要求を完全に満足することは世界でも現状困難である。この場合、注 1 に記載の通り、現状取り得る最善策を実施した段階で予測される傷害予測数が受け入れ可能かどうか詳細に評価を行う。

今後の開発では、明らかに落下の危険が大きい低軌道宇宙機を処分する場合は、制御再突入によって落下区域を制限して処分することが望まれる。「危険度の大きい」目安として、宇宙機であれば JERS 級以下であれば要求($E_c < 10^{-4}$)を満足できるであろうが、ETS-7 ではチタン製タンクやロボットアームなどが残存するために満足できない懸念がある。最近の 5 トン級の大型宇宙機ではチタン製タンクの数量や、構造物の構成・材料、ミッション機器の構造によっては満足できないケースも懸念される。世界的にはこれらは非常に危険な物体とは認識されず、大きな注目は浴びないが、10t 級の CGRO などの大型宇宙機については再突入制御が行われている。

(解説2)世界的な宇宙システムの再突入の状況と溶融残存物体

1957 年以来、地球に再突入した宇宙物体(宇宙機、ロケット軌道投入段、破片類)の合計は約 30,000 個である(2023 年 11 月 20 日時点、Space track 調べ)。

1990 年代までは毎年 100 機程度の宇宙システム(宇宙機及び打ち上げロケットの上段機体など)が大気圏を再突入していたが、2010 年は約 30 個である。その他のカタログ物体(米国宇宙監視網でカタログ物体として登録し、追跡している破片類)を含めれば毎年数百個が再突入している。なお、CSpOC によれば 2020 年 1 月より 2021 年 8 月までの 1 年 8 ヶ月で、STARLINK コンステレーションの 75 機が再突入している。今後のコンステレーションの進展を考えれば憂慮すべきである。一般にコンステレーションの宇宙機はサイズが小さいのが安心材料にはなる。各年毎の再突入物体数は軌道利用の安全に係るレポートにて公開している^[ref.56]。

宇宙物体の落下が比較的大きな問題となったのは、1978 年 1 月の放射性物質を搭載した旧ソ連のコスモス 954 号のカナダ北西部への落下、1979 年 7 月の米国(NASA)のスカイラブの落下などであるが、その後 1980 年代以降に落下した大型物体は表 5.4-1 のようなものがあり、幾つかは落下地点を限定して落とされたが、そうでないものも幾つかある。

表 5.4-1 1980 年代以降の大型落下物体

物体	国籍	質量 (kg)	再突入年月日	突入モード
Salyut 6/Cosmos 1267	ソ連	35,000	1982年7月29日	落下区域制御
Cosmos 1443	ソ連	15,000	1983年9月19日	落下区域制御
Apollo 9 CSM BP-16	米国	16,700	1985年7月10日	自然落下
Apollo 8 CSM BP-26	米国	16,700	1989年7月8日	自然落下
Salyut 7/Cosmos 1686	ソ連	40,000	1991年2月7日	自然落下
Compton GRO	米国	14,910	2000年6月4日	落下区域制御
Mir	CIS	120,000	2001年3月23日	落下区域制御

[出展:Aerospace社の公開ウェブサイト URL <https://aerospace.org/reentries>]

一般には、これらの大型の宇宙機などを除けば、通常のロケットや宇宙機は大気圏で燃え尽きると信じられており、国連宇宙空間平和利用委員会の「UNCOUPS デブリ技術報告書」でも「これまでに落下物が重大な被害をもたらしたことは無い」と記述されているが、1972年に米国下院議会に提出された報告書“Convention on International Liability for Damage Caused by Space Objects - Analysis and Background Data, Staff report prepared for the use of the Committee on Aeronautical and Space Sciences, United State Senate, May, 1972”^[ref.65]には多くの落下物が報告されている。また、近年(2000年以降)の落下物は Aerospace社の公開ウェブサイト(<https://aerospace.org/reentries>)より得ることができる。これらの資料から、地上に到達して発見・通報された落下物の殆どは、チタン、ステンレス合金等融点の高いものであるが、アルミ合金もいくつかあることが確認できる。更に、この報告に詳細な記載はないが、1961年に落下したスプートニク4号の10kgの金属破片は米国ウィスコンシン州マニワットの交差点のコンクリート舗装に激突したことや、家畜への被害があったことを報告する文献もある。 (“Space Junk”, Judy Donnelly and Sydelle Kramer, 1990)^[ref.66]

1997年1月にはデルタロケットの推進剤タンクと気蓄器がほぼ原形を止めたままテキサス州の農場に落下したことは証拠写真と共に世界に報道された。この際、破片が肩に当たったと訴えた女性がいたことが報告されている。またデルタは、2000年4月27日にも南アフリカのケープタウンに落下している。

今後のロケットや宇宙機の開発では、チタン製あるいはステンレススチール製構造物を溶融しやすい材料に転換することなどにより、可能な限り再突入残存物を減少させることが期待される。

国際的な落下物に対する規制類としては、国連の「宇宙損害責任条約」^[ref.36]が「落下物による被害は打上げ国の責任で賠償しなければならない」と定めているが、これは被害が発生した後の結果論でしかない。それ以上に必要なのは「被害の未然防止の要求」であろう。これについては ISO 27875 “Re-entry risk management for unmanned spacecraft and launch vehicle orbital stages”が発行されている。

再突入による地上の被害を回避するための対策フローを下表に例示する。

表 5.4-2 再突入地上安全に関する対策フロー

管理項目	大分類	主な作業
予防措置	被害の予測	軌道投入機体の再突入傷害予測数及び地上環境汚染の可能性について評価し、対策の要否を決定する。傷害予測数は世界的には 1×10^{-4} 以下とするのが一般的である。
	設計対策	(1) 傷害予測数及び地上環境汚染の規制を満足する設計とする。 (2) 傷害予測数が要求を満足しない場合は、設計による溶融率の向上を図るか、再突入制御機能を付与する。この機能は機体内のサブシステムのみならず、地上設備も対象となる。
リスク検知	落下通報	再突入制御を実行するに際しては、影響を受ける国々、並びに航空情報システム(NOTAM)、水路通報などの海上航行警報システムに対し、リスクを通報する。
運用時の対処	再突入の実施及び監視	再突入制御を行う場合は、再突入機能の健全性をモニタし、異常発生時には適切に対処する。

(解説4) 傷害予測数の閾値 1×10^{-4} の根拠

傷害予測数の閾値 1×10^{-4} は、JMR-003 の前身である NASDA-STD-18A 版から目標値として採用された値で古くから用いられている。この値は米国から提案されたもので、当時の NASDA は他の社会リスクとの比較の結果等総合的な検討を行いこの値の採用を決定している。Support to the IADC Space Debris Mitigation Guidelines によると「過去の航空便の地上での死傷者数に関するデータによると、1 回の飛行で予想される死傷者数は約 10^{-6} 人である。再突入が地上にもたらすリスク 10^{-4} は、そのようなフライト 100 回分と同程度であることを示唆している。」とされており、「2000 年代から 2010 年代初頭にかけて実用化された方法論に基づく IADC の評価では、 10^{-4} の閾値を採用することで制御不能な再突入事象に関連する累積死傷者リスクの 90% 以上は回避できる。」との理由でこの値が採用されている。

5.4.1 項(1) 解説

(解説1) 被害の予測

宇宙機の構造体及び搭載機器を対象に落下溶融解析を行い、傷害予測数を試算する。解析の手法や前提条件に関する厳密な規定はないが、ORSAT-J を適用することを推奨する。他の信頼し得るツールを適用することは妨げない。ESA/DRAMA/SARA や NASA-DAS は簡易ツールであるから、概略値の把握に用いるのは良いが、最終的な評価には向かない。

傷害予測数が目標値を超えるときには構造面の設計対策により傷害予測数を低減する。[例:ダミーマスの材質の見直し、複合材タンクの採用等] 設計上の改善を行っても傷害予測数が規制を超える場合、破片の分散範囲を居住者のいない区域に設定するための再突入制御を計画する必要がある。

再突入制御の採用の判断はハードウェアの詳細が決定される以前の概念設計フェーズで行われなければ実際の設計に反映できない恐れがある。

(解説2) 落下危険度解析

ORSAT-J を用いた解析の詳細は安全・信頼性推進部発行の CAA-109029「宇宙物体の再突入溶融解析マニュアル」^[ref.26]を参照されたい。

評価に必要な、解析ツール、解析条件については以下の現状にある。

- (1) 解析ツール: 2023 年 11 月現在、JAXA は NASA のツール(ORSAT ver5)相当の機能を有する ORSAT-J を運用している。NASA-ORSAT は IADC における比較検証作業によって欧州のツールと同等のものと認められたものであることから、ORSAT-J も世界的に遜色のないものと言える。NASA-ORSAT と ORSAT-J の相違点は、NASA-ORSAT の落下経路解析の不都合な点を修正したこと、推進剤タンクの残留推進剤の熱的影響を考慮する機能を追加したことなどである。(2023 年 10 月以降、それまでの FORTRAN 版を全面改修した C++ 版が提供されている。ただし、残留推進剤解析機能は未実装。)

- (2) 解析条件:解析ツールの機能上の制約、解析に投入する工数の経費的限界などから、解析対象物は外観形状や内部構造をモデル化し、また小部品の扱いも適宜判断する。

(解説3) 傷害予測数(E_c)の算出

傷害予測数(E_c)は特定個人と落下物との接触の確率に落下範囲の人口を乗じたものである。傷害予測数は JMR-003 付属書1によると、以下の式で表現される。

$$E_c = A_c \sum_{i=\text{緯度帯}} \frac{P_i N_i}{A_i}$$

ここで、 A_c :危険面積[m²]、 P_i :i 番目の緯度帯への落下確率[-]、 N_i :i 番目の緯度帯の人口[人]、 A_i :i 番目の緯度帯の面積[m²]

算出方法の詳細は、CAA-109029「宇宙物体の再突入溶融解析マニュアル」[\[ref.26\]](#)を参照されたい。

(参考) 傷害予測数(E_c)の評価の限界

傷害予測数を評価指標とすることは一般的になりつつあるが、安全評価のパラメータとしてこの E_c のみを用いると以下の問題が生ずる。

- 無視できるほどの小さな破片でも危険面積の最小値は後述のように 0.36 m² になり、 E_c の合計値を押し上げ、過剰なハザードを算出することになる。例えば無視できる寸法の破片が落下してきても個々の危険面積は 0.36 m² であるから、これらが 23 個落下してくれば JAXA 要求(対人傷害予測数: 1×10^{-4} [人])を超えてしまう。
- 破片との接触はかすり傷から致命傷まで様々であり、現在の E_c の定義では過剰な見積もりとなる恐れがある(米国では破片が肩にあたると訴えがあったことが報告されているが、少なくとも致命傷ではなかったようである)。
- 少なからぬ人々が、特に夜は、ある種の防護壁で守られている。
- E_c は人間自体へのリスクを評価するもので、財産や、破片の衝突で壊滅的な災害を引き起こす設備について評価するものではない。

(解説4) 落下物体残存傾向

ロケットや宇宙機の構成要素(及び搭載機器)が地上に到達する可能性は材質毎に以下のとおりと推測できる。

- アルミ製のコンポーネントはよほど大きくない限り(数m以上でも)消滅する。特に、通常の搭載電子機器では構体の占める割合は全質量の 20~40 % であるから、かなり大きなコンポーネントも消滅すると予測できる。
- ステンレススチール製のコンポーネントは、大雑把に言えば、1m 程度を超える物体は消滅しない。デルタロケットの 2 段機体のステンレス製タンクは米国テキサス州に落下している。
- チタン製のコンポーネントは、小さなものを除いてはほとんど消滅しない。通常チタンで製造される宇宙機用推進剤タンクや気蓄器は残存すると考えられる。事実多くのタンクなどが地上で発見されている。構造部材の結合ジョイントやホイールのような 20 cm より小さな物体でさえ残存する可能性が高いが、小さな結合ボルトは溶融する。
- ベリリウムは宇宙機構体部のパイプやジョイント等に使われたことがある。融点はステンレスより低い、比熱が異常に大きい(=質量の小さい)物体でないと溶融しない。弾道係数の小さな物体の溶融度は、高高度での空力加熱状況に左右されるため、難溶融性の物体については形状の違いによる溶融度の差が大きくなる。すなわち、落下経路が同じでも箱型のほうがより大きな空力加熱率の値が計算されて球体より溶け易くなる。

以上をまとめると以下のようになる。コントロールド・リエントリの実施の如何によらず、これらの材質を変更するなどして溶融率を高めることが望ましい。

- (1) 直径 20cm(条件によってはそれ以下でも)を超える高融点材料(チタン、ベリリウム等)製気蓄器等中空構成要素
- (2) 質量数 kg 以上の高溶融熱量材料製部品類
- (3) 質量・サイズが小さくとも中実度の高い(剛体に近い)高溶融熱量材料製部品類
- (4) 数m規模の中融点材料(ステンレスチール等)製タンク等中空機器

また、構体調整ウエイトの設計の際は質量配分に余裕をもたせてベリリウムやタングステンのように融点が高い材料の使用は極力避けるようにすべきである。

(解説5) 設計対策- 溶融性の改善

制御再突入を実施する場合でも、制御の失敗確率などを掛け合わせれば、傷害予測数はゼロにはならない。よって、地上に落下させる宇宙システムは、傷害予測数を極小にするために、溶融促進設計を検討することが望まれる。溶融促進設計としては例えば以下の方策がある。

(1) 材料の選定

ベリリウム、チタン合金あるいはタングステンのように高融点、高比熱の材料の使用を控えることが望ましい。一般に、チタン製の推進剤タンク、気蓄器、モータケースはほとんどの場合地上に到達する。推進剤タンクなどは炭素繊維強化プラスチック[Carbon Fiber Reinforced Plastics (CFRP)]製の製品があるので、その適用を検討することが望まれる。宇宙機の場合は構造部材にベリリウムやチタンを用いて軽量化を図る事例もあるが、可能な限りステンレス材等で代替することが望ましい。ダミーマスにタングステンなどの難溶融性金属を用いることは推奨できない。ただし、一般には、高耐熱性、低膨張率、高比強度などの観点で材料選定上の制約があることは当然である。

(2) 構造壁の薄板化

板厚を再検討し、薄くすることが可能であれば溶融率が上がる。厚い板材は薄い板材の組み合わせとすれば、落下中に分散させることで溶融率を高めることができる。特に、ダミーマスは金属の塊にするのではなく、薄い板を組み合わせた形態にすることが望ましい。

(3) 配置の見直し

システム内部に配置された機器は周囲の構造壁が飛散するまで十分に加熱されない。気流に晒す構造とすれば溶融率は向上する。

(参考情報) 衝突エネルギーの評価による小物体の除外

E_c の計算では、極端に小さなものでも人間の面積が加算されるために、数多く集まると大きな危険面積になる。衝突エネルギーが非常に小さい破片(微小であるか、風船のように軽量であるもの)は人間に衝突しても危害は加えない。このような物体を E_c の計算から除外するために、衝突エネルギーの小さな物体は再評価のうえ除外し得る。

米国では、"NASA-STD-8719.14: Process for Limiting Orbital Debris"において、国防省やエネルギー省を含む米国政府が人間の損傷・致死を招く落下物の運動エネルギーについて調査しており、無防備の人間に対する許容運動エネルギーとして 15J が広く認められている。NASA ではこの許容エネルギーを基準に「15J を超える衝突運動エネルギーを持つ物体」の人間への損傷を制限すること(Requirement 4.7-1)としている。これを受けて、JAXA 安全信頼性推進部が発行する CAA-109029:軌道上物体溶融解析マニュアル^[ref.26]においても、この基準を採用することを標準的解析プロセスとして推奨している。

この 15J の妥当性については、以下のデータ^[ref.68]から評価できる。

- 頭蓋骨骨折(脳震盪):安全:21.1J, 閾値:47.4J.
- 頭蓋骨骨折:100%危険:111.5J.

米国ホワイトサンズでは、STANDARD 321-00 Common Risk Criteria For National Test Ranges で、表 5.4-3 の基準データを示している。^[ref.68] これを体位の平均値としてグラフ化すると図 5.4-1 のようになる。図 5.4-1 の吹き出し点は旧事業団の旧飛行安全基準の 78.6 J のポイントである。これから推測すると 15J での落下に対する傷害確率はほぼゼロである。

表 5.4-3 地上の人間の体位毎の致命率

体位	断面積 (m ²)	致命率 (運動エネルギー[J])		
		10%	50%	90%
直立	0.93	42	79	148
座位	0.27	55	110	216
仰臥	0.47	52	103	206
平均	0.28	52	103	203

[出典:STANDARD 321-00 Common Risk Criteria For National Test Ranges]^[Ref.68]

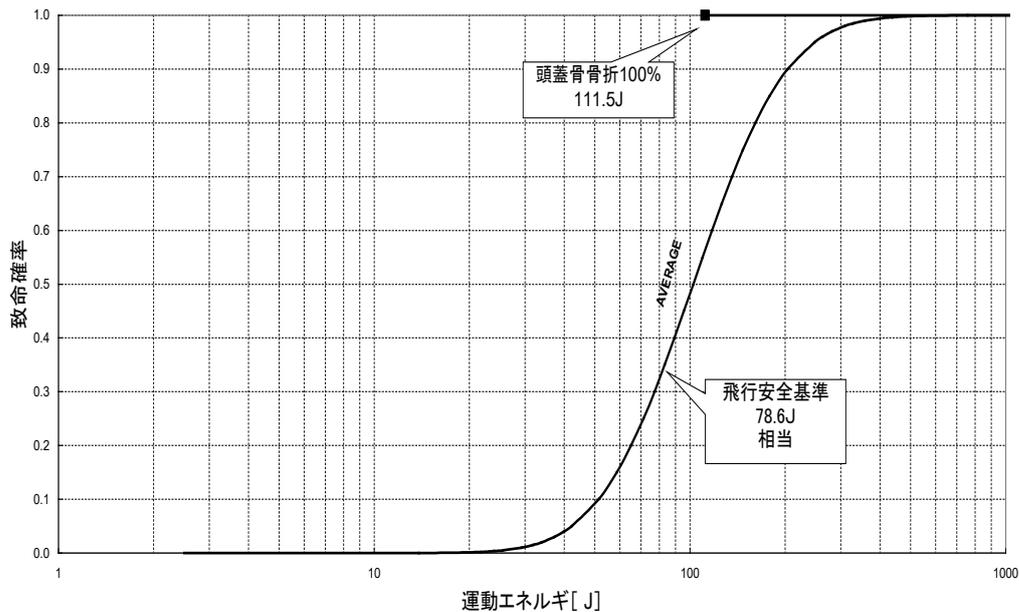


図 5.4-1 致命傷となる確率

[出典:STANDARD 321-00 Common Risk Criteria For National Test Ranges]^[Ref.68]

5.4.1項(2)解説

(解説1) 再突入制御

傷害予測数が**要求**を満足しない場合は、公海など安全な落下域に誘導(コントロールド・リエントリ)する。
 [注:落下しないように軌道上寿命を長期化(原子炉宇宙機は国際的にはこの方法が推奨されている)することが望ましい場合もあるが、通常の宇宙機やロケットには適用されないであろう。正式には安全審査会の決定事項である。]

再突入制御の場合の傷害予測数の指針は「再突入機の再突入飛行に係る安全基準(JERG-0-047)」が適用になる。再突入制御を行うためには、推進系、姿勢制御系、通信系など複数のサブシステムに所定の仕様が求められるが、それは第6編でサブシステム毎に述べる。地上設備への要求仕様は宇宙機との機能分担を図って決定されるが、地上からの追跡のためには、追跡可能性と時間的な運用可能性を開発初期段階で検証する。

再突入制御の場合については「ロケットによる人工衛星等の打上げに係る安全対策の評価基準」の第IV章「飛行安全対策」の要求の他、具体的実施方法については「再突入機の再突入飛行に係る安全基準(JERG-0-047)」に記されている。そこでは、ロケット側と地上側には JERG-0-047 の5項に記される機能が要求され、所定の通報を行い、一般船舶の航行に支障を与える恐れがある海上浮遊物や、放置すると公共の安全に支障を与える恐れがある陸上落下物が発生する場合は、原則としてこれらを回収するように記載されている。

(解説2) 具体的対策(コントロールド・リエントリ)

再突入する宇宙機等が地上安全に対する許容基準を満足しない場合は、落下区域を限定して落下させる必要がある。NASA は CGOB(コンプトンガンマ線観測宇宙機)を制御再突入で処分した。

落下区域の制御には、以下が必要になる。

- (1) 運用軌道から十分に低い高度へ移動するための推進・制御系
- (2) 低い高度で姿勢を保つための姿勢制御系
- (3) 限られた時間内に必要なインパルスを発生させ得る大推力の推進系
- (4) 落下経路に沿って状況を監視し得る追跡管制網
- (5) 落下区域として設定し得る広い公海域

このほか低軌道における電波利用について法的許可を得る必要もある。

また、ロケットを制御して再突入させるためには、再々着火機能付加、ミッション時間延長に伴う機能付加(電池の高容量化、熱対策等)、電波リンク確保、放射線対策などが必要になる。また、ロケットの問題のみならず追跡管制システム、安全規制など様々な観点からの検討が必要になる。

再突入時の安全要求については JERG-0-047「再突入機の再突入飛行に係る安全基準」に定められている。例えば、再突入物体の着地予測地点は陸地から 100km 離れた海域に設定することが求められている。このためには、設計当初からそれを実行できるように少なくとも以下の機能性能を見込んでおく。

- ① 軌道変更および最終的な強制落下のための推進剤を用意する。
- ② 軌道全体を降下させ場合は、低高度でも姿勢を保てる姿勢制御系を用意する。
- ③ 最終フェーズでの強制落下マヌーバを大きな推力で一気に行うために、必要な推力の推進系を用意する。

なお、ISO 24113 の第三版の 6.2.2.4 項では、「計画していた再突入が実施できなかった場合は残留エネルギーは排出すること」と記載された。

(解説3)監視及び緊急処置

飛行中の監視は飛行安全の一環として行われるが、再突入制御を行う場合は、JERG-0-047「再突入機の再突入飛行に係る安全基準」の 6.4 項「再突入に向けた運用シーケンス」及び 6.5 項「再突入に向けた運用に必要なデータ収集及びコマンド送信」により、監視が求められる。

「ロケットによる人工衛星等の打上げに係る安全対策の評価基準」の第IV章「飛行安全対策」の3項(3)「再突入飛行の可否判断の実施」において、再突入飛行の実施の可否判断のために、① 軌道、位置、姿勢、② 姿勢制御系機能、③ 推進系機能の情報等を用いるように要求している。

異常が発生した場合の処置についてはコンテンジェンシープランを定め、運用要領に反映する。詳細は JERG-0-047「再突入機の再突入飛行に関わる技術基準」を参照のこと。

5.4.2 落下予測及び情報の公開 解説**5.4.2 落下予測及び情報の公開**

JAXA は、JAXA の運用する宇宙システムについて、得られる軌道情報と解析技術の対応する範囲で落下軌道及び落下日時等を予測し、JAXA が別途定める最新の要領に沿って公開する。

(解説1)落下予測及び情報の公開

JAXA のロケット・宇宙機の落下情報の公開の基本方針については経営企画部がその時点で定める公表要領に従い、JAXA が行う。

(解説2) 米国の場合

自然落下の通報に関する米国の見解は、「米国は公開可能なすべての宇宙物体の軌道特性を公開していることから、各国がこれを元に自主的にリスク管理を行うことが期待できる。よって、米国からの通報は不要と判断している」というものである。

(解説3) 落下予測の精度

自然落下の場合、落下時刻・区域を高精度に予測することは困難である。大雑把に言えば落下予測時刻には20%程度の誤差がある。これは単純には、再突入10時間前の予測には地球1周回分近くの誤差が存在することを意味する。

制御再突入の場合は大気及び風の予測誤差が落下分散範囲を変化させる。大気モデルは NASA-Global Reference Atmospheric Model (GRAM)を用いると落下時期・場所に応じた大気密度、風等が予測誤差と共に得られるので、それを参考に解析し、安全を確保することになる。

(参考情報)

落下物と航空機、船舶との接触の危険性は、米国ホワイトサンズが STANDARD 321-00 Common Risk Criteria For National Test Ranges ^[ref.68]で、下表のように定められている。これを参考とすれば、航空機に対しては数グラムの微小な落下物すら危険であり、船舶に対しては数kgの気蓄器相当の残存物は甲板を貫く恐れがある。よって、これら輸送当局への事前通報は不可欠である。

表 5.4-4 航空機・船舶に対して致命的になる可能性のある落下破片

事故の種類	致命的になる可能性のある破片の質量(g)	
	航空機	船舶
Penetration by aluminum fragment	3.5	14,000
Penetration by steel fragment	2.0	5,000
Penetration by tungsten fragment	0.5	400
Engine ingestion	1.0	

[出典:STANDARD 321-00 Common Risk Criteria For National Test Ranges]^[ref.68]

5.4.3 搭載物による地上環境汚染の防止 解説

5.4.3 搭載物による地上環境汚染の防止

宇宙システムを地球に向けて落下させる場合は、落下物に放射性物質、有害物、その他の地上環境汚染物質が含まれていないか、又はその影響が許容されるものであること。

(解説1) 搭載物による地上環境汚染の防止

JMR-003 では毒性物質による環境汚染を防ぐことも求めているが、ヒドラジン等の毒性推進剤は落下の途中に自己分解点以上に加熱されて消滅するか、飛散して拡散するケースが多いので大きなリスクにはならない。原子炉を搭載していない限り、通常は環境汚染に関する問題は発生しない。しかし、宇宙システムを地球に向けて落下させて処分する場合は、落下物に放射性物質、有害物、その他の地上環境汚染物質が含まれていないか、又はその影響が許容されるものであることを確認することが求められる。

再突入のリスクには化学的毒性物質あるいは放射性物質による地上環境汚染の問題がある。前述の旧ソ連の原子力宇宙機コスモス 954 の他、コスモス 1402 が 1983 年に北大西洋等に落下した事例もあり、2000 年以降には、軌道高度変更能力(通常は運用終了後に軌道高度を上昇させる)を失った旧ソ連の原子力宇宙機が複数落下する恐れもある。これらは放射能汚染を招く恐れがある。放射性物質を含むシステムの設計、廃棄管理については、United Nations, Principles Relevant to the Use of Nuclear Power Sources in Outer Space, (General Assembly resolution 47/68 of 14 December 1992), A/RES/47/[ref.54]に準拠することが求められる。

化学的環境汚染としては、有害性の推進剤(NTO、ヒドラジン等)を含む機体が落下した場合に懸念されるが、通常は空力加熱で自己分解温度以上に加熱されるので周回軌道からのデブリの落下で汚染が引き起こされた例は報告されていない。ただし、2008 年 2 月に米国が NROL-21(USA193)を地上から破壊したのは、凍結したヒドラジンが地上に被害を与える恐れがあったためと説明されている。

その他、実験用ミッション機器が生物化学的有害物質を搭載している場合には配慮が必要になるであろう。

(解説 2) ベリリウムの毒性について

ベリリウムは毒性があると認識されている。過去の宇宙機ではトラスに用いられたことがあった。最近の宇宙機では用いられない。

再突入の問題とは離れるが、「労働安全衛生法」、「特定化学物質等傷害予防規則」での法令等の適用を受けるのは、[純ベリリウム]、[ベリリウム化合物]、[3%を超えるベリリウムを含むベリリウム合金]である。工具用として市販されているベリリウム銅はこれに該当しない。

Safety Data Sheet：安全データシートでは固体の状態、かつ粉体を発生させることがなければ、特別な対策は必要ない。合金を溶融した場合に発生するヒュームやダスト(浮遊粉塵)、微粉塵、酸洗、エッチング時に発生するミストの発生量で、空気中の濃度が 0.2%を超える場合には、曝露防止対策が必要とされている。宇宙機に用いられた場合に、振動試験等で粉体を発生することが懸念される場合は注意が必要であろう。

メーカー(日本ガイシ)の見解では、工具に用いるベリリウム銅合金は、“ベリリウム化合物”とは全く異質な安定な物質であり、合金の性状を保っている“massive”な状態である限り、健康被害を起こす心配はない。溶解、溶接、乾式研磨によりベリリウムもしくは、ベリリウム酸化物のヒューム、粉塵が発生するような場合には、注意が必要になるであろう。

6. サブシステム／コンポーネント設計と運用

6.1 総則

本編では、デブリ対策に関連してサブシステム及び機器レベルに望まれる配慮事項を記述している。これらの配慮事項は、システム設計を受けて、デブリによる環境悪化の防止、デブリ衝突に対する防御及び地上安全に係る以下のデブリ対策手段毎に必要な機能・性能である。

- (1) 部品放出抑制策 [\(5.1 項\)](#)
- (2) 破砕防止策 [\(5.2 項\)](#)
- (3) 保護軌道域からの排除 [\(5.3 項\)](#)
- (4) 再突入地上安全の確保 [\(5.4 項\)](#)
- (5) 大型物体衝突回避策 [\(5.2.3 項\)](#)
- (6) 微小物体衝突被害防止策 [\(5.2.3 項、5.3.1.1 項\)](#)

6.2 デブリ関連技術と影響を受けるサブシステム

第 3 項では課題毎の対策フローをシステム設計のレベルで示したが、そこで要求・推奨される機能・性能を各サブシステムに如何に配分するかを本項で示す。概略を表 6.2-1 にまとめる。

表 6.2-1 デブリ関連技術と影響を受ける宇宙機のサブシステム設計

番号	デブリ関連技術の名称	サブシステム					目的	
		推進 RCS	軌道 姿勢制御	電力	TT&C	構造		熱
1	分離放出品の低減(抑制) a) 展開・分離機構 b) スラッグ発生	○		○	○	○	○	部品の放出防止 燃焼生成物の発生防止
2	軌道上破砕防止(運用中) a) 推進剤爆発 b) 高圧容器破裂	○ ○		○			○	破砕防止 破砕防止
3	軌道上破砕防止(運用終了後) a) 定常運用終了後停止運用 b) 停止運用不具合後の破砕	○推進剤排出 ○	△指向性 ○	△	△		△	軌道環境保全 軌道環境保全
4	運用終了後の保護軌道域からの排除 a) 軌道変更機能 b) 残留推進剤の高精度計測 c) 停止シーケンス	○ ○	○	○	○		△	廃棄マヌーバの保証 廃棄マヌーバの保証 破砕防止
5	地上安全 a) 溶融率向上 b) 毒性物質抑制 c) 再突入制御	○ ○ ○	○	(○)	○	○ ○		地上安全(材料選択) 地上環境(材料選択) 地上安全
6	大型物体の衝突回避 a) 観測と軌道計画 b) 宇宙機との衝突回避	○	○ ○		○			ミッション保証 ミッション保証
7	微小デブリ防護・回避 a) 防御 b) 回避(軌道上観測と回避)	○ ○	△ ○	○	△	○	○	ミッション保証, 損傷制御 ミッション保証

注) RCS:リアクションコントロールシステム、
TT&C:計測・通信・指令系

6.3 推進サブシステム（アポジ・キック推進系、軌道・姿勢制御用スラスタ等を含む）

6.3.1 設計時に配慮すべきデブリ対策

この項では、デブリ対策の観点から推進系の設計・運用に関して留意すべき事項についてまとめる。対象として、宇宙機用アポジエンジンと軌道姿勢制御用スラスタ（本来は軌道姿勢制御系であるが、技術分野の区分を尊重して本項に記載する）を含める。本書では宇宙機用推進系として以下について言及する。イオンエンジンは想定していない。

- ・ ヒドラジンスラスタ
- ・ 二液式エンジン（アポジエンジン、触媒型ヒドラジンスラスタ、二液式スラスタ）
- ・ 固体モータ

推進系デブリ対策として配慮すべき事項は表 6.3-1 のようになる。

表 6.3-1 推進系、軌道・姿勢制御用スラスタに必要なデブリ対策の関係

	全系	主な構成要素			
		スラスタ	推進剤タンク	バルブ・配管類	固体モータ
部品放出防止	○				○(スラグ)
破碎防止	○	○	○	○	○
保護軌道域からの排除	○	○	○		
地上安全	○		○		
再突入制御	○	○	○		
衝突回避	○	○	○		
微小デブリ衝突防御	○		○	○	

6.3.2 推進系への対策

6.3.2.1 放出物の抑制

正常な運用における分離物はできる限り放出しない設計とする必要がある。推進系からは以下が放出される懸念がある。

- (1) 固体ロケットモータの投棄型イグナイタ、ノズル・クロージャ
- (2) 補助推進系（アレッジモータ、アポジモータなど）で使用後に分離されるもの
- (3) 固体モータから排出されるスラグ

6.3.2.2 破碎防止

推進系の破碎モードには以下がある。運用中、運用終了後も含めて破碎防止対策が求められる。

- (1) エンジン、ガスジェットの作動中の不具合により爆発
- (2) 自己着火性推進剤（2液スラスタ）の燃料・酸化剤の混合による爆発
- (3) 気蓄器、推進剤タンク等の高圧タンクの爆発
- (4) 触媒式スラスタの触媒層ヒータの故障によるコールドスタートによる破碎
- (5) 軌道離脱用固体モータ等の不具合

6.3.2.3 保護軌道域からの排除

6.3.2.3.1 一般論

宇宙機の運用終了後に必要な軌道変更を行うために推進系設計には以下が求められる。

- (1) 廃棄マヌーバに必要な推進剤量を見込み、タンク容量を決めること
- (2) 適切なタイミングで運用終了判断ができるように、高精度の残留推進剤管理ができること

6.3.2.3.2 静止軌道からのリオービット

軌道変更量に必要な推進剤量は概ね運用期間 2 か月分(TBD)である。

$I_{sp}=210$ 秒としたときの静止軌道からのリオービット距離と必要 ΔV 、必要推進剤量の関係を図 6.3-1 に示す。軌道変更に必要な推進剤量は宇宙機質量の 1%程度となる。

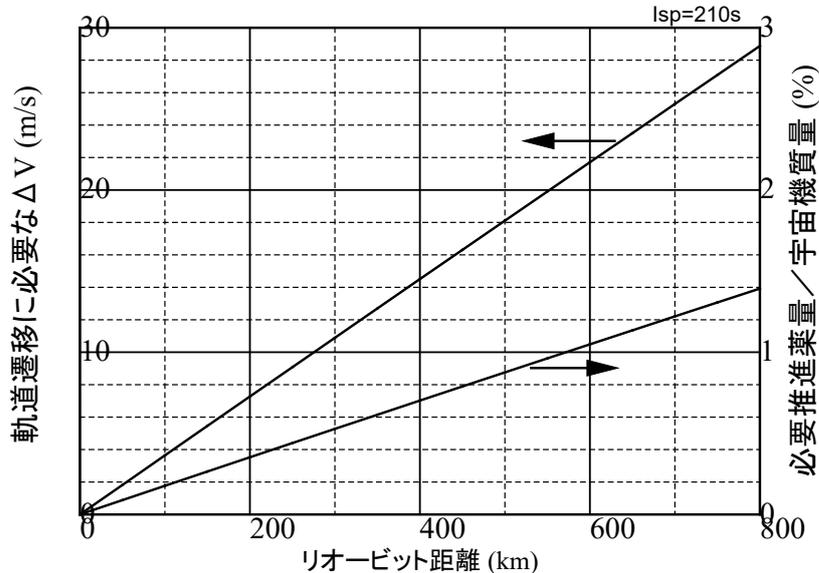


図 6.3-1 リオービット距離と増速量、推進剤量の関係

6.3.2.3.3 低軌道保護軌道域からの除去

円軌道の軌道寿命については既に図 5.3.3-2 に示した。

6.3.2.4 再突入地上安全

6.3.2.4.1 地上安全の確保

再突入から地上安全を確保するためには溶解性の高い設計が求められるが、推進系に関しては元来耐熱性が求められるために適用範囲は限られる。推進剤タンクや気蓄器などに溶解性の高い製品が開発された場合はそれを採用することが望ましい。また、落下した地球環境に影響を与える毒性物質を抑えることが求められるが、推進剤としてヒドラジンや四酸化二窒素などの毒性物質を使用することは避けがたい。軌道上でこれらが凍結して地上に到達することが指摘されるが通常は落下途中で気化、飛散すると考えられる。ORSAT-J にはこの状況を模擬する機能が付与されているので確認することはできる。

6.3.2.4.2 再突入制御、落下区域制御

自然落下による被害が大きいと判断される場合は安全な落下区域を設定して制御して再突入させることが必要となる。推進系には落下予定区域に突入させるよう以下が求められる。

- (1) 最終的に落下経路に遷移させるのに必要なインパルスを発揮できる設計とする。
- (2) 落下分散を抑えるために、分散誤差源を把握し、極力誤差の少ない設計とする。

高度が比較的高い低軌道宇宙機を目標区域に落下させる場合は一旦高度 300 km 程度の低い軌道に待機させ、そこから落下区域に突入させることがある。運用高度から高度 300 km に降下させるために必要な増速量は以下の程度である。

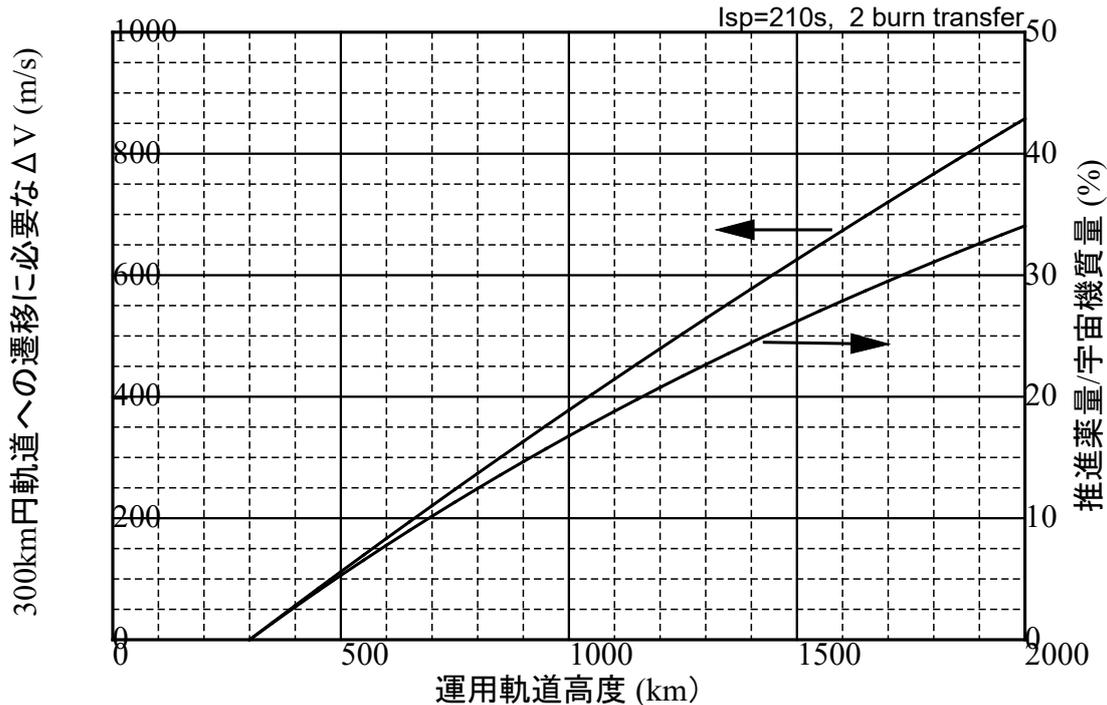


図 6.3-2 高度 300 km 円軌道への遷移に必要な減速量と推進剤量

落下区域制御を行う場合に重要なことは落下域分散を十分小さく抑えることである。落下域の分散は種々の誤差の重畳で決まるが、推進系に対しては推力ベクトル方向、重心との関係(取り付けアライメント誤差)、推力誤差、燃焼時間誤差、推進特性(Isp など)誤差、推進系質量特性誤差等が落下域分散に影響する。推進系設計においては、システム設計側と十分な協議の上、これらの数字を固めていく。

宇宙機の軌道姿勢制御用スラスタではインパルス的な推力を与えることが難しいため、再突入制御は複数回、長秒時のスラスタ噴射による軌道制御となる。このため、必要な ΔV を得るための噴射時間と推力の組み合わせを選択する必要がある。

運用高度から待機軌道まで降下させ、そこから目標軌道(ペリジ高度 60 km)に投入する場合、待機軌道(遠地点)高度が 200 km を切ると、周回単位で高度変化が有意に減少し、軌道決定が間に合わなくなる可能性があるため待機軌道の設定は制御精度との兼ね合いで選択することが望ましい。

再突入制御に係る指令はストアードコマンドを使う場合でも、国内可視局の範囲で全ての設定を終える必要がある。

【解説:スラスタ能力の目安として加速度 0.02 m/s^2 以上が望まれる。仮に再突入する宇宙機質量が 10 ton であるとした場合、軌道上末期での必要推力は 200 N となる。スラスタ推力の低下が 50 % とすると、初期推力 400~500 N が必要な値である。ここでは、Isp = 210 sec を仮定した。この能力で、連続時間噴射は 33 分程になる。SOE 運用設計にインプットする直感的な連続噴射時間は軌道半周回程度である。ストアードコマンド等は、姿勢・軌道制御の連続プログラムになるが、国内可視局の範囲で全設定を終えることを要求する場合、要員にとって運用時間がクリティカルにならない方法を選択することが望まれる。軌道制御の前に行う精軌道決定結果を元に、再突入軌道計画を予め大気など最新宇宙環境データを用いてシミュレーションにより検証した後、ストアードコマンドを宇宙機に装填する。】

6.3.2.5 衝突回避マヌーバ

衝突回避マヌーバにあたっては、推進系には以下が求められる。

- (1) 衝突回避に必要な推力を設計する。必要な推力は衝突回避マヌーバ方式に依存する。最大推力を要するマヌーバ方式を見込むことが安全である。

- (2) 衝突回避マヌーバ予測回数に必要な推進剤量を見積もり、タンク容量の設計に反映する。
- (3) 衝突回避運動モードを想定し、姿勢変更、増減速が可能な推進系とする。

衝突回避マヌーバには軌道高度を変更する、周回周期を変更する、軌道面を変更するなど、種々の方法があり、運用に応じて選択する必要がある。

例として、運用軌道を円軌道とし、遠地点高度を数 km 変更して、遠地点で衝突を回避し、その後、近地点で減速して再び、元の軌道に戻すような運用を考える。この場合、1 回の衝突回避マヌーバに必要な増速量と必要推進剤量は下図のようになる。例えば、質量 2,000 kg の宇宙機であれば、衝突回避マヌーバ 1 回あたりに 1.5 kg 程度の推進剤を消費する計算となる。

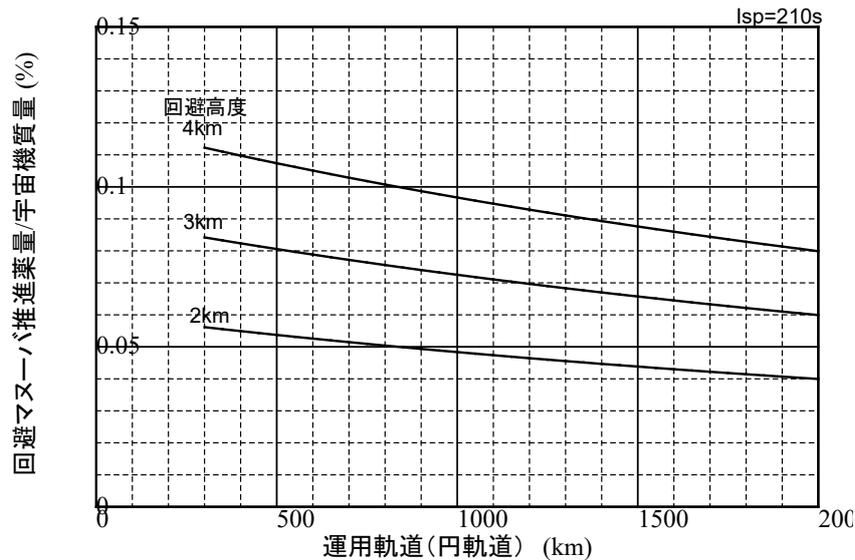


図 6.3-3 衝突回避マヌーバに必要な推進剤量

6.3.2.6 微小デブリからの防護、遮蔽

推進剤タンク、高圧容器、配管などは微小デブリの衝突に対して脆弱であり、破裂することもあるので、遮蔽、防御などの策を講じることが望ましい。微小デブリ衝突防護については以下が推奨される。

- (1) 遮蔽については構造系を含めた宇宙機全体で設計する。衝突耐性の考え方については構造系設計に準じる。
- (2) 防護設計については質量増加等に配慮しつつ防護デバイスの厚さを決定する。
- (3) 推進系としての機能を喪失しないためには推進系コンポーネントだけでなく、制御系コンポーネント(アビオニクス、バルブ駆動用ハーネス、ヒータ用ハーネス等)についてもデブリ防護が求められる。これらには冗長系を設けることが有効な場合がある。

衝突確率はデブリフラックスモデル、危険な部分の表面積、運用時間などから推定できる。

6.3.3 機器設計上の配慮事項

6.3.3.1 推進系の選択

宇宙機投入用のアポジ用推進系の選択としては固体モータ、二液式エンジンが、宇宙機制御用アクチュエータとしてはヒドラジンスラスタ、イオンエンジン、プラズマジェット等の選択肢がある。

推進系は一般には軌道投入とミッション運用に必要な特性から選択されるが、デブリ対策の観点からは落下地点制御や運用終了後の軌道変更への要求も重要である。それらの要求がミッションからの要求と比較して乖離が起きれば、それら専用の推進系を設ける必要もある。特に、再突入・落下地点制御のための推進系は大きな推力と多くの推進剤量を必要とする場合が多いのでミッション運用用の推進系で能力が足りるか確認することが望まれる。

固体モータを選択する場合、スラグを発生する固体モータは静止アポジ推進系として用いることは推奨されない。(有人ミッション高度より低い軌道高度には適用可能である。)固体モータを使用する場合、その破碎原因として、推進薬内部のひび割れなどの内部欠陥がある。

6.3.3.2 推進系の機能・性能

(1) 推力、噴射時間の仕様

再突入制御を行う場合、最終段階で一気に落下させる場合、推力が小さいと必要な全推力を得るために噴射時間が長くなり、その間の宇宙機の移動により軌道変換効率が悪くなる。推力と噴射時間のバランスに配慮した最適な設計が望まれる。また連続噴射になるためにその耐久性を備える必要がある。

(2) 残留流体排出時の姿勢維持

残留流体排出時の排出力の反作用による姿勢変動が無視できない場合は、それを相殺する設計とする。(T字型スラスタ構成等)

(3) スラスタ性能劣化の影響

ブローダウンの場合、基本的に圧力低下による Isp 及び推力の低下(図 5.3.1-4 及び-5)、並びに触媒利用による劣化の考慮も必要になるであろう。圧力低下の影響はブローダウン比の設定にも拠るが、現在用いられている値では BOL の Isp で 6~14%程度を見込む必要がある。推力は 60%以上低下する(EOL では下記の触媒劣化も効いてくる)。

(以下参考値(SOOH による)、詳細値は推進系開発メーカーにて検討要)

- ・ 大型観測宇宙機 4N:推力 64%@BOL ノミナル (4.7~1.7)、Isp 6%@BOL ノミナル (226~212)
- ・ 大型観測宇宙機 1N:推力 66%@BOL ノミナル(0.95~0.32)、Isp 14%@BOL ノミナル (221~189)

(BOLにおけるブローダウン時の変化、但し推進系としての BOL 値は精度良く計測できる)

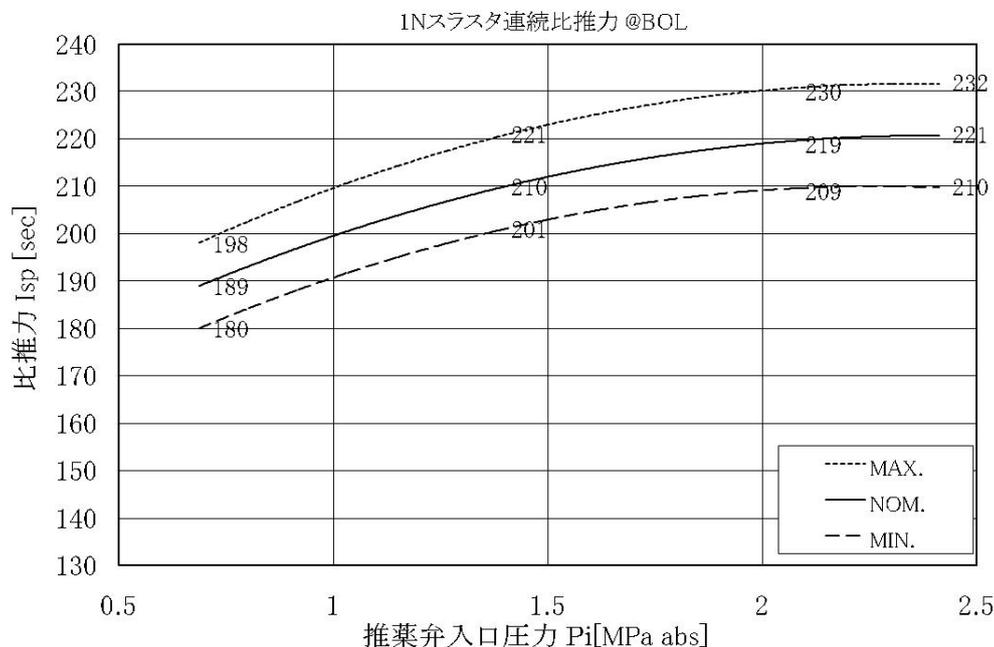


図 6.3-4 1Nスラスタ比推力ブローダウン特性

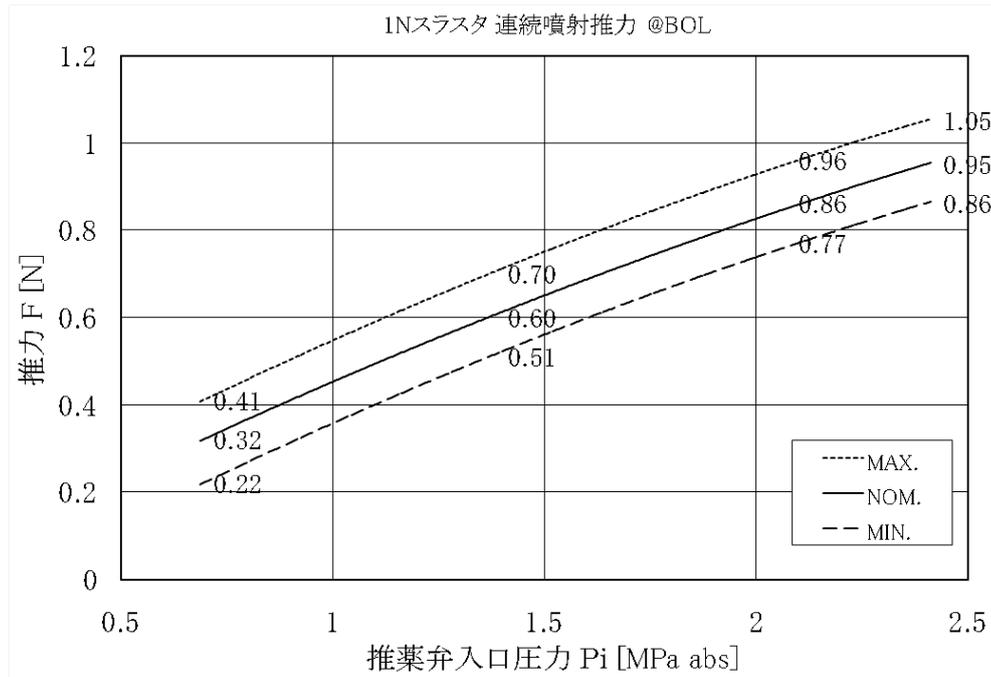


図 6.3-5 1Nスラスタ推力ブローダウン特性

1 液ブローダウン触媒方式では、長時間の噴射により(熱サイクル)触媒層の粒子の破壊(崩壊)が生じ、推力、Isp 等が低下する。これらは推進系の設計に依存する(ブローダウンの場合の圧力比及びスラスタの使用頻度/周期など)が、劣化量は概ね 10%程度であり、推力(噴射時間)及び推進剤量への反映を行う必要がある。なお、軌道離脱の様な連続噴射の場合は、噴射時間上限(スラスタ周りの熱設計依存性が大きい)の考慮も必要になるであろう。LEO の SSO 宇宙機の場合、初期に軌道傾斜角補正、高度補正を行うが、これらの運用を考慮した噴射時間の考慮は設計段階で考慮されており、目安 30 分レベルの連続噴射は考慮されている(軌道傾斜角補正におけるノード近傍の効率の良い補正が実施できる時間)。これ以上の長時間については宇宙機熱設計に依存する。

(以下大型地球観測宇宙機参考値(SOOHによる))

連続噴射最大許容時間 4N:7000 秒 1N:3600 秒

調圧式の場合は、推進剤の押す圧力の変化による推進系性能の変化は小さいが、触媒型の場合は触媒層劣化の影響評価が必要になるであろう。(10%程度の劣化の考慮)また、これ以外の方式(触媒利用)についても劣化について考慮することが望まれる。

(4) 推進系の寿命について

触媒型のスラスタの寿命は触媒層の崩壊、流出をもとに設定されている。搭載推進剤を十分に搭載していてもスラスタ寿命を考慮して運用を打ち切る必要がある(触媒の崩壊/流出は微小デブリになる)。

以上、化学推進系特有の使用条件による不確定性は存在するが、残留推進剤の推定は目安 10%が許容できるのであれば、現状の計測方法により運用中の予測をもとに運用終了を決めることで対応は可能であろう。商用静止宇宙機では、末期の推進剤計測に限った圧力センサを搭載し、残留推進剤推定精度を上げている例もあるようである。

(5) コールドスタートへの耐性

スラスタの FMEA で一般的に識別される故障モードは触媒層ヒータの故障によるコールドスタートである。その対策は当該ヒータの冗長化、温度モニタによる着火の管理などで FDIR (Failure Detection Isolation and Recovery :故障検知・分離・再構成機能)の機能があれば破碎確率の計算から除外できる。また、コールドスタートへの耐性のあるスラスタであることが望ましい。

(6) 推進系の信頼度

アポジ・エンジン等の複雑な要素の故障による破砕は確率的に抽出することが困難な場合が多い。推進系の信頼度が 0.94 以上を満足していれば爆発事故に至る確率は 0.001 を満足すると判断できる(ISO 16127 準拠)。

6.3.3.3 タンク設計、気蓄器設計

(1) タンク容量の見積もり

タンク容量は通常のミッション運用に必要な推進剤に加えて、様々なデブリ関連要素を加味することが望まれる。低軌道宇宙機であれば少なくとも以下を確保することが望ましい。

$$\begin{aligned} (\text{推進剤量}) = & \{ (\text{軌道投入誤差補正用}) + (\text{運用中軌道姿勢制御用}) + (\text{衝突回避マヌーバ用}) \\ & + (\text{廃棄マヌーバ用}) + (\text{コントロールド・リエントリ用}) \\ & + (\text{セーフモードからの復帰}) \} \times (\text{推進剤推定誤差分: } 6\sim 10\%) + (\text{マージン}) \end{aligned}$$

(2) 残留推進剤量の推定

残留推進剤量は運用終了の判断の主要な根拠となる可能性があるため、高い精度で残留推進剤測定ができるように設計する。測定にはいくつかの方法があるが、複数の方法を組み合わせて、誤読を防止するとともに、運用初期から末期まで十分な精度が確保されるように配慮する。

残留推進剤測定法は種々存在するが、初期に精度の良いもの、末期に精度の良いものがあり、複数の方法を併用して、初期と末期で偏りのない残留推進剤測定を目指すべきである。現在、良く用いられているのは、圧力温度併用法(圧力変化と温度変化で計測)とパルス推算法(ブックキーピング法、パルスカウント数からの推定)の併用である。この手法では推進剤測定誤差は初期搭載量の 6~10% 程度あり、確実な廃棄を行うためには、この誤差を含めて 6~10% の余裕推進剤を搭載することが望ましい。

さらに、長期の運用に際して、スラスト性能が低下していく。ブローダウン式の推進系では運用末期にはタンク圧力が低下するために Isp で 6~14%、推力で 60% 以上、運用初期から性能が低下する。さらに、1 液触媒方式では触媒層の粒子の破壊により推進特性が低下する。劣化の度合いは運用状況(ブローダウン圧力比、使用頻度、使用周期など)によって異なるが、通常、概ね 10% 程度の劣化が見られる。推進系設計にあたっては、これらの運用末期の推進特性の変化も考慮した上で、確実な廃棄マヌーバが実施できるようにすることが望ましい。

廃棄マヌーバや再突入マヌーバに必要な推進剤を残して運用を終了することが望ましい。推進剤残量を高精度で常時監視する機能を設けることが望ましい。

(3) タンクの設計

推進剤量の推定値に応じた容量をもったタンクを設計する。タンク設計についてはデブリ対策の観点から以下に留意する。

- ① タンクは一般にはチタン等で製造され、再突入後には地上に落下する。近年は CFRP 製のタンクも開発されているので、それを採用することが望ましい。
- ② 世界的に共通隔壁タンクは燃料と酸化剤の混合によって爆発する事例が多い。液推進系の場合には混合防止のため、酸化剤タンクと燃料タンクは極力独立させ、隔壁で仕切った共通タンクは用いないことが望ましい。共有隔壁を有するタンク構造や燃料・酸化剤同軸弁を避けると共に、加圧ガスラインの共有(蒸気の逆流による混合を招く)も避けることが望ましい。共通隔壁の場合には、構造設計上当然のことながら、内側タンクの内圧を外側タンクより常に高い状態に維持する必要がある。共通隔壁式の推進剤タンクの軌道上爆発事例は、DELTA、BREEZE-M で多発し、最近では 2018 年 8 月 17 日に長征 4 型の第三段機体(2013-065B)が打ち上げ後約 5 年後に発生させている。ISO 24113 では言及していないが、今後のロケット及び宇宙機に必要な配慮として共通隔壁方式を避けるように JMR-003D 改訂で明記した。なお、自己着火性の酸化剤・燃料の組み合わせのアポジエンジンで、アポジ噴射後は酸化剤を使用しない場合、アポジ噴射後にパイロ弁等で確実に配管を遮断し、配管内で 2 液が混合することがない設計とする

- ことが良い。
- ③ 微小デブリ衝突による破砕を防ぐため、強固な構造エレメントでの遮蔽や、シールド材による防護策を講じることが望ましい。
 - ④ 安全係数及び安全余裕が保証されている構造要素、安全弁やラプチャ・ディスクを有する圧力容器、LBB 設計が適用されている圧力容器は、適用範囲において、それぞれ破砕発生率はゼロと見なす。LBB 設計の圧力容器は想定外の急激な圧力上昇が無いことを前提とする。(LBB(Leak-before-burst)設計は構造材料の潜在的内部欠陥が経年劣化で進展して有害な亀裂に発展しないことを保証するものであり、過大な昇圧で破裂しないことを保証するものではない。例えば、1996年に Pegasus HAPS が破砕事故を起こした原因は、推進剤タンクと気蓄器との間のレギュレータが不具合を生じて、主推進剤タンク(LBB 設計が適用されていた)が急激な圧力上昇で不具合を起こしたためである。
 - ⑤ 高圧リザーバを有する油圧システム(通常搭載されないが)が宇宙機に搭載される場合は、同様に安全策が適用されなければ求められるであろう。
 - ⑥ 廃棄時の処置として枯渇燃焼や推進剤時の・加圧ガスの排出を行なう際は、インパルスが発生させ、宇宙機の姿勢制御に外乱を与える。特に運用中にアポジ推進系の残留推進剤を排出する際は、この外乱をキャンセルする工夫が必要になるであろう。また、推進剤や高圧ガスの排出で発生する反力が、計画した廃棄マヌーバによる移動距離を短縮してしまうなどの支障を与えることがある。廃棄計画はこの影響を含めて立案する**ことが望まれる。**
 - ⑦ 枯渇を感知するセンサや、排出路の凍結を防止する工夫が必要になるであろう。
 - ⑧ 気蓄器(スラスト用コールドガスタンクを含む)は運用後には十分に圧力が低下した状態となるように設計する(入熱を考慮しても破裂の危険性がない十分な安全性を確保)。
 - ⑨ 運用中の強度低下に関して、十分な安全余裕をもって設計すること。荷重サイクル、スキヤタファクタ、材料特性を適切に設定し、そこから計算される初期亀裂長さ許容限度が製造時の非破壊検査等で保証できるようにする。
 - ⑩ 運用が終了した段階で残留推進剤を投棄できる設計とする。あるいは昇圧による破裂がない設計とする。(投棄の際の凍結による閉塞や宇宙機の姿勢擾乱に配慮した設計とする。)

6.3.3.4 参考技術情報:ハザードデータ

ヒドラジン等の化学分解による爆発・破裂に関するデータとして、分解開始点を以下に示す。

表 6.3-3 推進剤の分解開始点

推進剤の種類	分解開始温度 °C	圧力 atm
ヒドラジン	380	145
MMH	312	81.3
NTO	158.2	98

モノメチルヒドラジンの自然発火温度は、接触する物質によって以下のように異なる。

表 6.3-4 モノメチルヒドラジンの発火限界点(大気圧下、無酸素状態)

接触物質	自然発火温度
iron rust	23 °C (74 °F)
black iron	132 °C (270 °F)
stainless steel	156 °C (313 °F)
glass	270 °C (518 °F)

[出典: RD-WSTF-0003, 5/5/93, Fire Explosion, Compatibility, and Safety Hazards of Monomethyl-hydrazine]^[ref.69]

また、モノメチルヒドラジンの接触材料に応じた発火点限界を下表に示す。

表 6.3-5 モノメチルヒドラジンの発火限界点(大気圧下)

接触材料	発火限界点
Aluminum 6061-T6	196 °C (385 °F)
304L SST	232 - 235 °C (450-455 °F)
Inconel X	221 - 232 °C (430-455 °F)
TFE Teflon	> 204 °C (> 400 °F)
Kel-F 81	141 °C (285 °F)
Kynar 460	93 °C (200 °F)
Krytox 240AC	> 204 °C (> 400 °F)

[出典：RD-WSTF-0003, 5/5/93, Fire Explosion, Compatibility, and Safety Hazards of Monomethyl-hydrazine]^[ref.69]

(参考)

- ① 空気存在する条件下での自然着火温度は、183.9 193.9 °C(363-381 °F) (at 14.7psia air) から 194.4-198.9 °C(382-390 °F) (at 12.4 psia air)である。
- ② 試験による確認では、周囲圧力 6.5 kPa (~0.94 psia)以下での自然着火は確認されていない。
- ③ 強力な触媒が存在する場合(rust or platinum)は大気圧下でも自然着火及び激しい分解が起き得る。

6.3.3.5 テーリング・ガイド

- ① 排出の後に配管内に残る僅かな推進剤で、着火や圧力上昇に結びつかない程度のもは許容される。
- ② ひとつのタンクがブラダ(推進剤と加圧ガス間の隔膜)で仕切られて、推進剤と加圧ガスが封入されている構造では、完全にガスを排出することはできないが、正常な運用であれば運用終了時点では圧力は安全な範囲(10%程度まで)に減圧される。この場合は太陽光の加熱を考慮しても十分な破裂の危険がないように十分に安全率をとること。正常な運用終了時点では高圧ガスが残留していることはないが、不具合により高圧を維持したまま漂流することもありうる。そのようなケースも想定することが望ましい。

6.3.3.6 (参考)推進剤の爆発に関して

6.3.3.6.1. 推進系の種類

- (1) 自己着火性二液式推進系(NTO とヒドラジン、MMH、UDMH の組み合わせ)
- (2) 非自己着火性二液式推進系(LOX と灯油・アルコール系燃料の組み合わせ)
- (3) 極低温二液式推進系
- (4) 一液式推進系(ヒドラジン、モノメチルヒドラジン)
- (5) コールドスラスト(窒素ガス)

6.3.3.6.2. 破碎モードの識別と対策

破碎モードには以下がある。

- (1) 二液式推進剤の混合・爆発(共通隔壁で仕切られた共通タンク、加圧ガスラインが共通の場合の蒸気の逆流)
- (2) ヒドラジン等の化学分解による爆発・破裂
- (3) 液体推進剤の蒸発、昇圧、破碎
- (4) 気蓄器(スラスト用タンクを含む)内圧の上昇による破裂

6.3.3.6.3. 残留推進剤の措置の実態

6.3.3.6.3.1 非分離型のアポジ推進系の処置

COMETS ではアポジ推進系と軌道/姿勢制御推進系は統合されており、ETS-VIのようにアポジ推進系を分離することはなかった。COMETS では宇宙機ミッション運用中の事故防止のために、

アポジミッション終了後、軌道／姿勢制御に用いられない NTO タンク及びヘリウム気蓄器は排出／排気し、 N_2H_4 系から遮断する。また宇宙機ミッション終了後のデオービット後には、軌道／姿勢制御推進系の圧力バントも行う予定であった。

COMETS は実際にはロケットの2段エンジンの早期燃焼停止により、遷移軌道高度が低すぎて、静止軌道投入を断念したために予定外の軌道を周回することになったが、平成 11 年 8 月 6 日運用を終了した。最終的には、ヒドラジンは完全に排出したが、NTO は完全には排出できず、約 100 kg 残留することになった。

6.3.3.6.3.2 軌道・姿勢制御系の処置

計画的運用では、宇宙機搭載推進剤は軌道上運用及びその後のリオービット／デオービットマナーで完全に排出される。問題となるのは、不具合が発生した場合である。

(1) 弁駆動機能等制御機能が維持されている場合

COMETS の場合は、AKE バルブが空圧駆動式であったので、気蓄器の圧力は、バルブが作動できる 1.0 MPa (10kg/cm²) までしか抜くことができなかった。(破壊圧力は 55 MPa (560 kg/cm²))。電磁弁を用いるシステムならば、これ以下にすることは可能である。

(2) 完全に機能不全となる場合

ADEOS のように突然全機能が停止になった場合は、残留推進剤を搭載したまま放置されることになる。

6.3.3.6.4. バルブ、配管設計

バルブ、配管類については設計にあたり、以下の点に留意する。

- (1) 運用終了後に残留流体が投棄できるような機構とする。
- (2) 衝突被害予測の結果要すると判定された場合は、微小デブリ衝突に対する遮蔽、防護策を講じる。
- (3) 宇宙機システム全体の運用中の偶発的爆発確率が 0.001 以下となるように、バルブ類の配置、設計、品質(故障確率)に留意する。ブロック図から FMEA 等により爆発事象に至る確率を解析的に求めて、確認する。
- (4) 残留推進剤等の排出時の凍結・閉塞防止策を講じる。

6.3.3.6.5. 艀装設計

推進系全体の艀装設計にあたっては、とくに衝突に対して脆弱なコンポーネントの配置に注意し、それらは強固な構造物で遮蔽するように配置するか、防護設計とする。

廃棄運用まで推進系が確実に作動するために、ハーネス、制御機器等についても微小デブリからの防護を含めた配慮をし、必要に応じて冗長とするなどの策を講じること。

6.3.3.6.6. その他留意すべき事項

大気中に落下させる場合には、大気中で溶融しない可能性のある高融点の材料は原則として使わない。もし、該当する材料があれば、リスト化して報告する。溶融度を高めるためには、代替材料使用の検討、落下時に細分化する工夫等を実施する。

大気に落下する際に大気、地上の環境、人に対して影響を与える可能性のある毒性物質は使わない。該当するものがある場合にはリスト化して報告する。

6.3.3.6.7. 推進系の偶発的破碎発生確率について

6.3.3.6.7.1 前提

アポジエンジンやガスジェット等については、破碎発生率のみに限定して信頼度が抽出できれば、その値で評価する。それが困難な場合はその全体の信頼度が適正に管理されていて、そこから類推

して破碎発生率が充分小さいと評価できることを確認すれば良いとする。一般に JAXA 大型宇宙機等で配分されている信頼度を満足していれば本要求を満足するものと見なす。

気蓄器、タンク類の高圧ガス容器の過加圧や内圧変動については、LBB 設計の適用で通常は破碎発生率ゼロと考えられるが、調圧弁の不具合で気蓄器から過剰な圧力上昇があった場合などについて、以下に統合推進系／二液式推進系に分けて記す。

6.3.3.6.7.2 統合推進系の場合

(1) 基本構成

統合推進系の基本構成概要を以下に示す。気蓄器との配管を閉じるパイロ弁(図中パイロ弁 B)の取り付けの有無、あるいは取り付ける場合の場所の選択は、プロジェクトの裁量の範囲である。

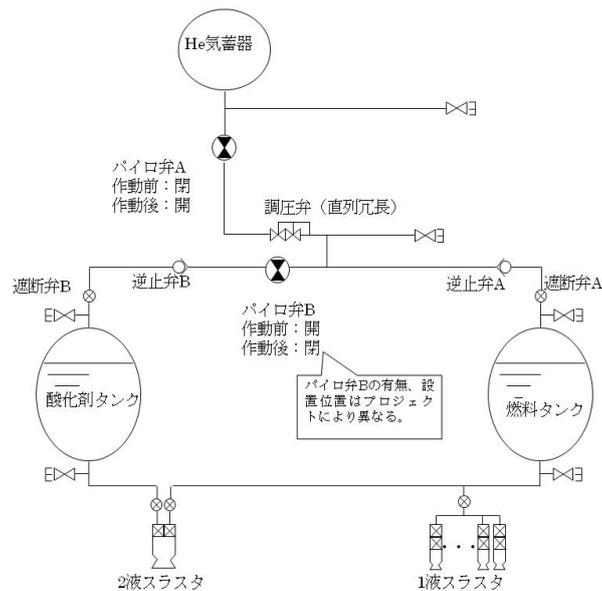


図 6.3-6 統合推進系概要図

(2) 一般的運用手順

統合推進系の一般的運用手順を以下に示す。

- ① 打上げ後、ロケットでの軌道投入(例えば GTO 投入)が確認されてから、2 液スラスタの使用を開始する直前にパイロ弁 A を開ける(打上げ数時間後)。この時点で各タンクにヘリウムガス加圧が可能となる。
- ② 2 液スラスタを噴射して、軌道投入を実施。酸化剤タンク、燃料タンクはヘリウムガスで加圧する(調圧弁で調圧)。運用中は上流側の圧力が高い状態にあるので、2 液が配管内で混合することはない。
- ③ 2 液スラスタ運用終了後(打上げ後 1 週間程度)には酸化剤、燃料ともその 9 割程度を使うので、各タンクはほぼ空いた状態になる(統合型推進系の場合では酸化剤はほぼ全量を使い切る。残酸化剤は投棄する場合としない場合がある)。
- ④ 遮断弁 A、B(設置されていればパイロ弁 B)を閉じ、1 液、または 2 液スラスタによる宇宙機の定常運用にはいる。定常運用中は上流からの加圧はせず、タンク内圧で運用する(数年間)。
- ⑤ 宇宙機運用終了後、燃料タンク内の残燃料を投棄、廃棄運用を含めて終了。

統合推進系で残酸化剤投棄時に上流のヘリウム気蓄器との配管を開放しておけば、最終的に気蓄器内のガスも排気されるが、そのような運用をしない場合(遮断弁 B、あるいはパイロ弁 B を閉じて残酸化剤を廃棄)には気蓄器には数 MPa のガスが残ったままとなる。2 液推進系の場合にはタンク

上流の遮断弁 A、B を閉じたまま運用終了、推進剤廃棄となるので、気蓄器内ガスは排気されずに残留する。

(3) 故障モードと破砕発生率

運用中に破砕に至る故障モードとしては以下の 3 つが想定される。それぞれについて破砕率を試算する。

- ① 2 液混合による爆発
- ② 過加圧によるタンク破砕
- ③ サイクル疲労による亀裂の進展

① 2 液混合による爆発

2 液が混合する可能性があるのは、酸化剤、燃料それぞれのタンクの上流側である。運用中はヘリウムガス加圧されているので、液が逆流し、配管内で混合することはない。

(備考) 運用終了後に破砕に至る場合を検討する場合は、以下の様に考える。

運用終了後、上流から下流までがほぼ一定の圧力となり、逆止弁 A、B のいずれかと遮断弁 A、B の 3 つの弁が全てリークした場合に、2 液混合が起き得る(ここではワースト評価としてパイロ弁 B が設けられていない場合を想定)。例えば、各弁の故障率が 60×10^{-9} (1/hr) とすると、運用終了後 20 年間(175,200hr)で本故障モードがおきる発生率は以下のように表せる。

$$(60 \times 10^{-9} \times 175,200)^3 = 1.2 \times 10^{-6}$$

[注記]故障率 λ の部品が評価期間 t において故障する確率 $= 1 - \exp(-\lambda t)$ であるが、ここでは λt が十分に小さいため、 $1 - \exp(-\lambda t) \approx \lambda t$ の近似式で計算している。本項及び 3.1.2.2 項は同様の近似式で計算した。

② 過加圧によるタンク破砕

2 液スラスト運用前、運用中はタンク内の空間が少なく、ヘリウム気蓄器からの加圧が大きいと、タンクが破裂する可能性がある。モードとしては調圧弁が故障してタンクに高い圧力が負荷される場合である。調圧弁は直列冗長ではいっており、1 つの調圧弁の故障率 60×10^{-9} (1/hr) に例えば軌道投入終了までの期間 1 週間(168hr)に本故障モードの起きる発生率は以下のように表せる。

$$(60 \times 10^{-9} \times 168)^2 = 1.0 \times 10^{-10}$$

(備考) 2 液スラスト運用が終了した後は、各タンクに十分なボリュームができるため、万一、調圧弁が壊れても、タンク内圧力は MEOP よりも低い値に留まる。したがって、タンク内圧がバースト圧を超えることによって爆発することはない。定常運用中は上流の遮断弁 A、B とも閉じて運用される。

③ サイクル疲労によるタンクの亀裂進展による破壊

現状での宇宙機推進系の設計では、設計寿命期間を超えた長期(25 年など)にわたるサイクル疲労に関しては特に要求がないため推進系設計では考慮されていない(温度範囲、周期、サイクル数などの設計条件が設定されていない)。しかし、運用延長を計画する場合は、後期利用期間においても含めて、運用中の偶発的破砕発生率を算出する必要がある。この検討は、以下に示す様に、LBB が成立するタンクと LBB が成立しないタンクに分けて考える。

- 1) LBB が成立する設計のタンクは、タンクがバーストに至る前に内部流体がリークする設計であるので、運用中を通じて、き裂進展による破砕発生率はゼロと見なす。
- 2) LBB が成立しない設計のタンクは、運用終了までに遭遇する圧力サイクル数の 4 倍以上のサイクル数で破砕に至らないことが解析又は試験で確認できた場合は高い信頼性が確保されているものとみなし、近似的にき裂進展による破砕発生率はゼロと見なす。

(備考) 上記は、運用中のき裂進展による破砕発生率についてのガイドラインであるが、運用終了後の軌道上破砕も含めて破砕発生率を検討する場合は、以下の様に考える。

- 1) LBB が成立する設計のタンクは、タンクがバーストに至る前に内部流体がリークする設計であるので、運用終了後も、き裂進展による破砕発生率はゼロと見なす。
- 2) LBB が成立しない設計のタンクは、運用終了後に遭遇する温度環境におけるタンク内圧力変動で生じるタンクの応力レベルが疲労限度 σ_{th} 以下(破壊力学による評価の場合は応力拡大係数の下限 ΔK_{th} 以下)である場合は、疲労き裂の進展は生じないので、き裂進展による破砕発生率はゼロとみなす。

運用終了後の温度環境におけるタンク内圧力変動でき裂の安定成長が生じる場合には、タンクの大気圏再突入前までに遭遇する圧力サイクル数の4倍以上のサイクルで破砕に至らないことが解析又は試験で確認できた場合に限り、近似的にき裂進展による破砕発生率はゼロと見なす。

(4) 偶発的破砕の発生率

運用中に、上述の爆発・破裂に至る故障モードから破砕発生率を計算する。

$$\{1 - (\text{①の発生率})\} \times \{1 - (\text{②の発生率})\} \times \{1 - (\text{③の発生率})\} \\ = (1 - 0) \times (1 - 1.0 \times 10^{-10}) \times (1 - 0) > 0.999$$

以上より、運用中の破砕発生率は 0.001 以下であることが確認された。

(備考) 運用中に加えて運用終了後も含めて破砕発生率を計算すると以下の様になる。

$$\{1 - (\text{①の発生率})\} \times \{1 - (\text{②の発生率})\} \times \{1 - (\text{③の発生率})\} \\ = (1 - 1.2 \times 10^{-6}) \times (1 - 1.0 \times 10^{-10}) \times (1 - 0) > 0.999$$

以上より、運用中に加えて運用終了後を含めた場合においても破砕発生率は 0.001 以下であることが確認された。

6.3.3.6.7.3 二液式推進系の場合

(1) 宇宙機用二液式推進系の運用手順例

- ① 打上げ時、タンク下流はパイロ弁で閉じられており、スラスタ及びアポジエンジンまでの配管には燃料、酸化剤とも充填されていない。さらに、スラスタ及びアポジエンジンは推進剤弁と遮断弁で閉じられており、3つのインヒビットがある。
- ② 宇宙機分離後、推進剤プライミングを行う。その際、推進剤用パイロ弁は主系従系同時に開ける。
- ③ アポジエンジン運用中はガス遮断弁を開けて推進剤タンク上流側から加圧する。(運用期間は打上げ後約1週間)
- ④ アポジエンジン運用後は二液式スラスタによる定常運用に入る。定常運用中はガス遮断弁を閉じて上流からの加圧はせず、タンク内圧で運用する。(運用期間は数年～十数年)
- ⑤ 宇宙機運用(リオービット含む)終了後、推進剤タンク内の残推進剤及び高圧ガスタンク内の He ガスを廃棄する。

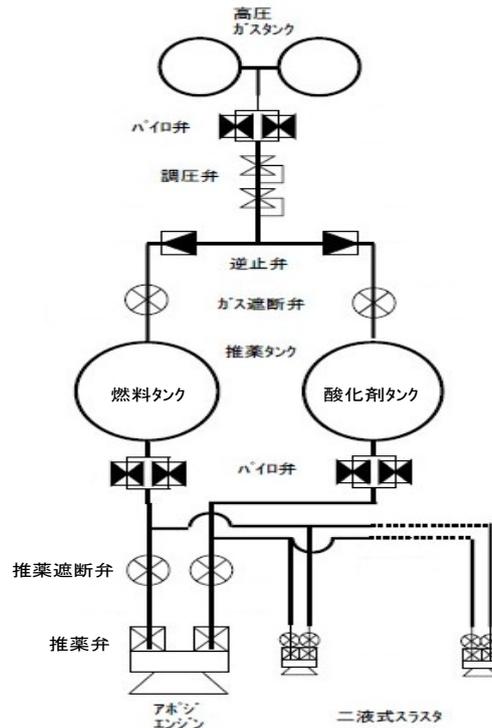


図 6.3-6 二液式推進系概要図

(2) 故障モードと破砕発生率

運用中に破砕に至る故障モードは以下の3つが想定される。それぞれについて破砕率を試算する。

- ① 過加圧による推進剤タンク破裂
- ② 2液混合による爆発
- ③ 内圧変動による疲労破壊

① 過加圧による推進剤タンク破裂

高圧ガスが調圧されずに推進剤タンクに負荷されると過加圧となる可能性がある。

調圧弁及びガス遮断弁のリーク故障の故障率を $60 \times 10^{-9} (1/\text{hr})$ とすると、たとえば 20 年間 (175320hr) で故障モードが起こる発生率は以下のように表せる。

$$(60 \times 10^{-9} \times 175320)^3 = 1.2 \times 10^{-6}$$

② 2液混合による爆発

②-① アポジエンジン運用期間

1個のガス遮断弁とその直前にある逆止弁がリーク故障した場合、それに気づかず、アポジエンジン点火前にガス遮断弁2個を開けると、2液混合が生じる可能性がある。

ガス遮断弁及び逆止弁のリーク故障の故障率を $60 \times 10^{-9} (1/\text{hr})$ とすると、たとえば1週間 (168hr) で故障モードが起こる発生率は以下のように表せる。

$$(60 \times 10^{-9} \times 168)^2 = 1.0 \times 10^{-10}$$

②-② 定常運用期間

2個のガス遮断弁と1個の逆止弁がリーク故障した場合、2液混合が生じる可能性がある。

ガス遮断弁及び逆止弁のリーク故障の故障率を $60 \times 10^{-9} (1/\text{hr})$ とすると、たとえば 20 年間 (175320hr) で故障モードが起こる発生率は以下のように表せる。

$$(60 \times 10^{-9} \times 175320)^3 = 1.2 \times 10^{-6}$$

④ 内圧変動による疲労破壊

統合推進系の③に示すガイドラインと同じ考え方でタンクの疲労破壊による破裂を検討する。ここでは破砕発生率はゼロとみなせる条件を満足するものとする。

(3) 偶発的破砕の発生率

上述の爆発・破裂に至る故障モードから破砕発生率を計算する。

$$\{1 - (\text{①の発生率})\} \times \{1 - (\text{②の発生率})\} \times \{1 - (\text{③の発生率})\} \\ = (1 - 1.2 \times 10^{-6}) \times (1 - 1.0 \times 10^{-10}) \times (1 - 1.2 \times 10^{-6}) \times (1 - 0) > 0.999$$

従って、破砕発生率は 0.001 以下であることが確認された。

6.4 軌道姿勢制御系サブシステム

6.4.1 設計時に配慮すべきデブリ対策

本章では、宇宙機に搭載される姿勢・軌道制御系(AOCS)、航法・誘導制御系(GNC)の、設計及び軌道上運用における、デブリ発生防止(デブリを放出しない、自らがデブリにならない)とデブリとの衝突防御を目的とした配慮事項について述べる。

宇宙機に搭載される AOCS/GNC は、制御器、センサ、アクチュエータ等によって構成される。AOCS は、宇宙機の姿勢を所定の方向に向ける姿勢制御と、所定の時刻に所定の軌道に位置させる軌道制御の機能を有している。また、GNC は、宇宙機の位置・姿勢を決定し、宇宙機を目標地点に誘導させるという機能を有している。そのため、AOCS/GNC に求められるデブリ対策は、

- (1) 破砕防止: 回転機構等運動エネルギー蓄積要因による破砕の防止
- (2) 保護軌道域からの排除: 廃棄マヌーバ実行時の高精度軌道決定支援機能(通常機能)
- (3) 地上安全: 構成機器の再突入残存性の低下、落下区域制御を可能とする機能
- (4) 衝突回避: 衝突回避機能実行支援機能(通常機能)
- (5) 微小デブリ衝突防御: 微小物質衝突による機能故障防止対策(冗長化等)

以上をまとめて表 6.4-1 に示す。

表 6.4-1 AOCS/GNC が設計時に配慮すべきデブリ対策(宇宙機)

	軌道姿勢制御系	主な構成要素		
		姿勢センサ	ホイール類	電子回路
部品放出防止				
破砕防止	○		○	
保護軌道域からの排除	○(通常機能)			
地上安全	○		○	
再突入制御	○	○		
衝突回避	○(衝突回避マヌーバ制御)			
微小デブリ衝突防御	○(防護設計)	○	○	○

6.4.2 軌道姿勢制御系への対策

6.4.2.1 破砕防止

6.4.2.1.1 運用中の破砕の防止

世界のデブリ関連規格では、軌道姿勢制御系に含まれるホイール等回転機構が破砕源であるとされている。しかし、一般には回転機構は破局的破砕を招くようには設計されていないし、運用終了時に給電が停止すれば自然に停止する。現状では特に処置は要しない。

6.4.2.1.2 運用終了後の破砕の防止

定常運用終了後、廃棄軌道への移動が完了した後、停波する前に、宇宙機のエネルギーを低減し、運用終了後の破碎を防止することが求められている。

リアクションホイールやモーメントムホイールのような回転機器については、電力供給停止によって回転が止まるようになっていけばよい。一般的要求を受けて、地上及び軌道環境での輸送、運用等に関連する機械環境への耐性を有していることが確認できれば問題は無い。

6.4.2.2 定常運用終了後の保護軌道域からの排除

定常運用終了後、有用な軌道域との干渉を最小限に抑えるため、デオービットやリオービットを行うことが要求される。

宇宙機ではスラスタ等を用いてマヌーバを行うが、残留推進剤の推定精度が 10%前後あるため、効率よく目標軌道に到達させる必要がある。GPS あるいは地上からのレンジングによって高精度に軌道決定を行うことが重要である。

世界のデブリ低減ガイドラインでは軌道遷移計画作成に際して、他の宇宙機や大型デブリとの衝突を回避するように推奨している。廃棄マヌーバ実行中に衝突する可能性はかなり小さいが、米国宇宙監視網等による最新の軌道情報に基づいて、可能な範囲で衝突のリスクを評価して対処することが望まれる。

6.4.2.3 地上安全の確保(落下区域制御)

落下区域制御を行う宇宙機においては、AOCS/GNC としては、低軌道においても高精度に機体の軌道・位置・姿勢の決定を行うことが望ましい。航法系としては、地上からのレンジングによる軌道決定値の伝播や、慣性航法装置の慣性航法データを GPS によって更新する方法、GPS・慣性航法装置・恒星センサの組合せによる方法等を選択する。姿勢の安定度を確保するためには、回転部分を持つコンポーネントの低擾乱化(共振周波数の分離、擾乱アイソレータの挿入、等)を行う。また、監視・コマンド発行をリアルタイムで行うには宇宙機間通信や海外局の支援が必要となるが、非可視域でも制御可能なように自律航法誘導システムが求められることもある。

従来の地球センサは、25 年軌道への高度低下機能としては利用できるが、再突入用として必要な姿勢決定機能が無い。ETS-VII の地球センサと同等の性能とすると、高度 380~550 km 程度が適用範囲である。姿勢決定用の代表的センサは STAR センサである。大型の観測宇宙機では搭載している。再突入が必要な宇宙機は、例えば GPS-IRU-STAR 複合航法系を構成することで対応する。目安となる仕様は、軌道上位置精度 30m、姿勢決定精度 1/100°程度である。この値となるまでの静定時間は軌道半周回程度である。

再突入の際に行う軌道減速 ΔV は、進行逆方向であるので、レイアウト上、スラスタ設置方向制限があれば、180°ヨーアラウンドする可能性がある。その場合、SOE 上で 10 分程度のマヌーバ後～静定時間を見ておく必要がある。ヨーアラウンドした場合、通常の観測宇宙機に搭載される STAR センサの指向方向が地球側になる可能性があるため、その条件でも落下区域制御が可能であるように配慮することが望ましい。例えば、ヨーアラウンド前の軌道決定をもとに再突入できるか検討することも有効であろう。軌道面水平方向を指向する STAR センサを設置することも検討の余地であろう。

6.4.2.4 大型物体との衝突回避

定常運用中に追跡可能な大型デブリとの衝突回避が求められている宇宙機については、衝突回避マヌーバができるように、軌道制御用スラスタ及び推進剤を搭載し、リアルタイムコマンドにより噴射できる設計としておく必要がある。

6.4.2.5 微小デブリからの衝突防御

定常運用中にデブリやメテオロイドの衝突によって機能故障とならないように対策を設けることが望ましい。AOCS/GNC としては、システムにおけるリスクアセスメント結果を受けて、必要に応じて、機器や回路の冗長化、配線ルートの主系と従系の隔離、構体外部のセンサヘッドや配線の遮蔽(機能性能に影響ない範囲)などの対策を講ずることも望ましい。

6.4.3 機器設計上の配慮事項

6.4.3.1 姿勢センサ

宇宙空間に直接曝露される地球センサ、太陽センサ、恒星センサなどは、デブリ衝突リスク評価を行い、要すれば以下の対策を施す。

- (1) デブリ衝突により機器損傷となるリスクを評価し、衝突頻度の少ない配置の工夫を行うこと。その際、視野の確保に考慮する。また、適切な冗長設計を行うこと。
- (2) 一次電源ケーブルには 6.5.3.2 項で示す配慮を施し、特にバス短絡に至らないように注意する。

落下区域制御が計画されているシステムについては、誘導制御に必要な慣性センサや恒星センサ等を搭載する。

6.4.3.2 ホイール類

ホイール等は通常宇宙空間に曝露しない位置に搭載されるが、宇宙空間に直接曝露する場合、または遮蔽が熱制御材等のみでデブリ防護に不十分な場合は、デブリ衝突リスク評価を行い、要すれば以下の対策を施す。

- (1) デブリ衝突により機器損傷となるリスクを評価し、衝突頻度の少ない配置の工夫やシールド設計を行うこと。また、適切な冗長設計を行うこと。
- (2) 一次電源ケーブルには 6.5.3.2 項で示す配慮を施し、特にバス短絡に至らないように注意する。

また、運用中の偶発的な破砕を防止するため、回転数をモニタし、過回転の場合は回転を停止させる機能を有する。JMR-003 の B 改訂において、ホイール等回転機構が破砕要因として追加された。これは ISO 等海外規格の要求を反映したものであるが、世界的にも回転機構の不具合で破砕事故が発生した事例はない。JMR-003D では、これら回転機構は電源が枯渇すれば必然的に停止するものであることから、特に処置を要求していない。将来、巨大な回転エネルギーを有する機構(フライホイールによる蓄電システムなど)を宇宙機上に設けることがあれば評価を行う必要があるかもしれない。

米国の標準(NASA-STD-5019A^[ref.70])の場合、回転機械で破壊がクリティカルとされるのは、回転子に発生する応力によるき裂成長の可能性が無視できない場合や、回転子の破壊で発生した高速の破片をエンクロージャ内に封じ込めておくことができない場合である。JAXA の場合は、一般にホイール類の開発・製品仕様書にて破砕を防止する要求は記されていないし、破砕を招く発生率を算出することもできない。よって、本件については、回転部分の機械的強度が打上げ環境、軌道上環境、遠心力、駆動・制動力に対して十分な安全係数・安全余裕を持つ場合は、破砕発生率はゼロとみなすこととする。

6.4.3.3 電子回路

電子回路は可能な限り、宇宙空間に曝露しない位置に搭載することが望まれるが、宇宙空間に直接曝露する場合、または遮蔽が熱制御材等のみでデブリ防護に不十分な場合は、デブリ衝突リスク評価を行い、要すれば以下の対策を施す。

- (1) デブリ衝突により機器損傷となるリスクを評価し、衝突頻度の少ない配置の工夫やシールド設計を行う。また、適切な冗長設計を行う。
- (2) 定常運用中の破砕を防止するため、異常検知・分離・回復(FDIR)機能を有し、また、大型物体との衝突を回避するマヌーバ機能を備える。
- (3) 定常運用終了後には、有用な軌道からの移動マヌーバを行い、残留推進剤や残高圧ガスを放出する機能も備える。
- (4) 落下区域制御が要求されているシステムについては、誘導制御に必要な機能を備える。

6.5 電源系サブシステム

6.5.1 設計時に配慮すべきデブリ対策

宇宙機に搭載される電源系は、電力発生、電気エネルギー蓄積、電力制御、電力分配の機能を有する機器によって構成されている。電源系のデブリ対策として配慮すべき事項は表 6.5-1 の様になる。

表 6.5-1 電源系設計時に配慮すべきデブリ対策(宇宙機)

	電源系	主な構成要素			
		バッテリー	太陽電池パドル	ケーブル	制御／分配器
部品放出防止	○		○(締結具)		
破砕防止	○	○	○		
保護軌道域からの排除	○(通常機能)	○			
地上安全	○	○(残存)			
再突入制御	○(通常機能)		○(追尾能力)		
衝突回避	○(通常機能)				
微小デブリ衝突防御	○(防護設計)		○	○	○

6.5.2 電源系への対策

6.5.2.1 放出物抑制

太陽電池パドルの保持解放機構に使用されている分離ボルト、ワイヤカッタ、ロッドカッタなどや、それらの火工品から破片などが放出されないように対策を講ずる。

6.5.2.2 破砕防止

破砕源としてはバッテリーがあり、過充電や過放電、温度上昇等で破裂しない設計であることが望まれる。運用中の破砕によるデブリ発生を予防するため、宇宙機の異常発生監視を可能な設計とし、運用管制においては異常発生監視を手順に含め、異常検知時には速やかな対策を採り得る体制を維持することが望まれる。

6.5.2.3 地上安全の確保(低軌道／中軌道)

大気圏突入時に溶融し易い材料を可能な限り選択することが望ましい。電源系ではバッテリーケースが残存する可能性があるが、現状では有効な改善策は無い。

6.5.2.4 微小デブリの衝突被害の防止

微小デブリが外部露出の電源ケーブルに衝突して短絡等を起こした場合、単一電源バス宇宙機の一次電源系であればバス制御機能喪失となる。太陽電池パネルも衝突頻度が大きい点で注意すべきである。それぞれのコンポーネント毎にリスク低減対策と管理が求められる。シャント装置や電力制御装置、バッテリーなどの一次電源系機器やケーブルは、構体内部のデブリ衝突被害確率の低いエリアに配置することが望ましい。防御設計のために設計を変更する場合はシステムの質量特性、熱特性等に影響するので宇宙機システム及び他の関連サブシステムに変更内容を調整する。

6.5.3 機器の設計上の配慮事項

6.5.3.1 バッテリーの設計

6.5.3.1.1 配慮事項

宇宙機搭載用バッテリーは圧力容器であることが多く、以下のような破砕の予防に配慮する必要がある。

- (1) 十分な安全余裕のある強度と寿命を有する。

- (2) 異常な内圧の上昇と構造的破壊を引き起こさないよう、電氣的・機械的・熱的に適切な設計・製造が行われたものを適用する。
- (3) 廃棄運用終了時に充電回路の遮断を行う機能を備える。
- (4) バッテリーの内圧の上昇を制限するための安全弁、ラプチャディスクやリリーフバルブを付加してバッテリーの破裂とそれに起因する機体の損傷を未然に防止できる設計とする。ただし、長期に亘る信頼性の確保に支障がある場合はこの限りではない。
- (5) 異常を検出するために、バッテリーの温度、起電圧、内圧等を地上から監視できる設計とし、監視計画と異常判定基準を運用手順に入れることが望ましい。センサやテレメトリの設計にも反映する。また、異常判定値を設定する。異常検知時には速やかな対策を採り得る体制を維持することが望まれる。
- (参考) リチウムイオンバッテリーの設計、健全性評価に関しては以下の国際規格がある。
- ・ ISO-TR-20891: Space batteries — Guidelines for in-flight health assessment of Li-ion batteries
 - ・ ISO-17546: Lithium ion battery for space vehicles — Design and verification requirements
- (6) 微小デブリ衝突リスク評価を行い、要すればデブリ衝突による構造的破壊を引き起こさないような機器配置や遮蔽対策を講ずる。
- (7) デオービットやリオービット、落下区域制御を計画する場合は、必要な電力を確保できる設計とする。
- (8) 落下物に放射性物質、有害物、その他の物質で地上環境を汚染しないことも要求されている。原子力電池を搭載する場合は特別な配慮が必要であろう。[放射性物質を含むシステムの設計、廃棄管理については、United Nations, Principles Relevant to the Use of Nuclear Power Sources in Outer Space, \(General Assembly resolution 47/68 of 14 December 1992\), A/RES/47/\[ref.54\]](#)に準拠することが求められる。

6.5.3.1.2 バッテリーの種類ごとの参考情報

宇宙システムに使用するバッテリーは以下の2種類に区分される。以下にそれぞれについて解説する。

- ① 水溶液系 = Ni-Cd バッテリー、Ni-H₂ バッテリー
- ② 有機溶媒系 = リチウムイオンバッテリー

(1) 水溶液系バッテリー

宇宙機の場合セルには安全弁はなく、密閉構造である。バッテリーの破裂を招く可能性があると考えられる要因は、過充電・過放電等による内圧上昇、セルケースの疲労等であろう。宇宙機バッテリーでは電圧、電流、温度等をモニタして充放電を制御することにより、過充電、過放電を防止している。従って、複数の充放電制御対策が行なわれることにより、過充電、過放電による内圧上昇は設計圧力の範囲内に抑えられている。また、宇宙機のミッション終了時は、バッテリーの過充電が発生しないよう太陽電池パドルとつながる電力系統ラインは遮断される。確実な停波を行うため、負荷につながる電力系統ラインは遮断されないことが一般的である。

①Ni-Cd バッテリー

Ni-Cd バッテリーには民生品に多く使われる開放型と密閉型の二種があるが、長期間の気密性維持の目的によって宇宙機には密閉型 Ni-Cd バッテリーが用いられている。宇宙機用 Ni-Cd バッテリーの各セルは気密容器になっており、セラミック端子等によって高气密性が保たれている。

Ni-Cd バッテリーの通常運用時の圧力は 0.34 MPa (3.5kg/cm²g)程度であり、最悪の低温状態 (-30℃) の場合でも 0.59 MPa (6.0 kg/cm²g)前後である。然るに、バッテリーセルケースの耐圧はメーカー/機種によっても差があるが、およそ 4.9~9.8 MPa (50~100 kgf/cm²)程度の耐圧は有している。従って、セル内圧上昇による気密容器の破裂に対しては、セルケースは十分な強度を有すると考えてよい。また、セルケースの疲労に関してはセル材料の疲労限度に対して応力レベルが低いので、疲労破裂の可能性は殆どないといっても差し支えないことに加えて、バッテリー寿命試験によって寿命の確認が為されている。

Ni-Cd バッテリーを指定された充電電流値以上で過充電を続けてゆくとセル内部でガス発生反応が起こることが考えられるが、ガス発生防止や速やかなガス吸収反応が行なわれるよう、バッテリー設計上の配慮が講じられている。但し、低温状態、規定値を大きく超える大電流充電では、過充電時のガス吸収がガス発生速度に追いつけなくなることも考えられるので、電源系の設計においては充電制御には十分な留意が払われる。過放電時にも電池内部にはガスの発生による内圧上昇が想定されるため、放電制御にも十分な留意が払われる。

また、Ni-Cd バッテリーでは電池の作動温度を大きく超えた過熱状態は、電解液の沸騰等により電池の劣化を招くだけでなく危険であるとされる為、充放電制御に際しては、温度モニタにも十分留意した設計が行なわれる。

Ni-Cd バッテリーでは許容充電温度範囲を超えた範囲で充電を行なうと低温領域ではガス吸収速度の低下による内圧上昇、高温側では充電しにくくなり電池性能の劣化及び発熱が生じるため、温度モニタによる充放電制御に加えて、宇宙機熱制御系も適切なバッテリー作動温度を維持するよう設計される。

外部短絡が発生した場合には電池の内部抵抗が小さいため、導線の焼損や、電池が過熱して危険となる故障モードも、稀ではあろうが想定することができる。この場合の対策として、バッテリーに直列にヒューズを取り付けるという考え方もあり、一部にはヒューズを取り付けたバッテリーの例も海外では見られるが、運用期間中のバッテリー故障要因が増えることになる。従って、電力制御を司るバッテリー外部のユニットでカレントリミッタを設ける等の対策が宇宙機においては適当と考えられよう。

②Ni-H₂バッテリー

Ni-H₂バッテリーの場合、容器は高圧ガス容器となる。ETS-VIに搭載した Ni-H₂ バッテリーの場合設計圧力は 6.9 MPa (70 kg/cm²g) である。軌道上での過充電、過放電、短絡等に対しては、これらの異常事態が発生したとしても原理的にバッテリーの最大圧力は 6.9 MPa (70 kg/cm²) を超えることはない。また、セルケースの強度は設計プルーフ圧力 10.3 MPa (105 kgf/cm²) 以上 (気密性の保持、セルケースに降伏が発生しない)、設計破壊圧力は 13.7 MPa (140 kgf/cm²) [破壊圧力 (実績) は約 19.6 MPa (200 kgf/cm²)] であるのでセルケースの強度は安全係数の範囲で十分に耐えることができる。セルケースの疲労に関しては、高圧の圧力容器に関する規定等から運用寿命に対して安全率4以上を有するよう設計が為されており、試験によって十分な疲労寿命を有することが確認される。

Ni-H₂バッテリーセルの内部ガス雰囲気による爆発の可能性については、水素ガスの比率が多いことに加えて、過充電により酸素ガスが発生したとしても電極部での化学反応により速やかに吸収されるため、通常の場合には爆発性危険雰囲気を構成しないとされる。

宇宙機のミッション運用終了後に太陽電池パドルとつながる電力系統ラインから遮断された Ni-H₂ バッテリーは、自己放電により最終的には数 kg/cm²程度まで内圧は低下してゆく。このため、セル容器強度と照らし合わせて考えるとミッション終了後の Ni-H₂ バッテリー破裂の可能性は、通常の場合問題とならないと考えられる。

ちなみに、Ni-H₂ バッテリーの内部自由空間と圧力 [内部空間は、35Ah バッテリー: 363 cm³、50Ah: 538cm³、100Ah: 1700cm³、常用圧力は 6.9 MPa (70 kgf/cm²)、設計破壊圧力は 13.7 MPa (140 kgf/cm²)、破壊圧力 (実績) は約 19.6 MPa (200 kgf/cm²) から判断すると、セル一つ当たりの破裂エネルギーは数十キロジュール (7~33 kJ) となる。ちなみに、残留推進剤によるタンクの爆発の場合のエネルギーは数十~百数十メガジュール、極低温推進剤の気化による破裂の場合は数メガジュールである。

(2) 有機溶媒系バッテリー

有機溶媒系バッテリーは電解液に可燃性の溶媒を使用していることが、水溶液系バッテリーとの大きな差異であり、安全に関してはこのことを考慮する必要がある。有機溶媒系バッテリー (リチウムイオン電池等) には爆発的な内圧上昇による容器の破裂を抑制するため、破裂板 (ラプチャ・ディスク) が設けられている場合が多いが、小型宇宙機用には無いものがある。バッテリー破裂の要因は、過充電によるガス発生、短絡による温度の上昇、セルケースの疲労等であろう。

宇宙機バッテリーでは、電圧、電流、温度等をモニタし、充放電を制御することにより、過充電、過放電を防止している。従って、複数の充放電制御対策が行なわれることにより、過充電、過放電による

内圧上昇は設計圧力の範囲内に抑えられている。また、宇宙機のミッション終了時はバッテリーの過充電が発生しないよう、太陽電池パドルとつながる電力系統ラインは遮断される。確実な停波を行うため、負荷につながる電力系統ラインは遮断されないことが一般的である。

①リチウムイオンバッテリー

長期間の気密性維持の目的によって 宇宙機には密閉型リチウムイオンバッテリーが用いられている。宇宙機用リチウムイオンバッテリーの各セルは気密容器になっており、セラミック端子等によって高気密性が保たれている。但し、可燃性の有機溶媒を電解液として使用しているため、爆発的な内圧上昇による容器破裂を抑制するため、安全弁(あるいは破裂板)が設けられている場合が多いが、小型宇宙機用には無いものがある。

リチウムイオンバッテリーは通常の充放電時にはガス発生が無く、通常運用時には破裂の可能性は殆どない。リチウムイオンバッテリーを、指定された充電電圧以上で過充電を続けてゆくとセル内部でガス発生反応が起こることが考えられ、ガス吸収反応はほとんど起きないため、電源系の設計においては充電制御には十分な留意が払われる。過放電時には集電体の溶出が起こり、その後の充電において集電体が析出・短絡し、発熱/電解液沸騰/内圧上昇を招くこともあり得るため、放電制御にも十分な留意が払われる。また、リチウムイオンバッテリーでは電池の作動温度を大きく超えた過熱状態は、電解液の沸騰、電解液と電池内部の酸化物との爆発的な反応により電池の劣化を招くだけではなく危険であるとされる為、充放電制御に際しては、温度モニタにも十分留意した設計が行なわれる。リチウムイオンバッテリーでは許容充電温度範囲を超えた範囲で充電を行なうと、低温領域では電解液の抵抗増加から充電不足を招き、高温側では電極材料の熱的劣化が生じるため、温度モニタによる充放電制御に加えて、宇宙機熱制御系も適切なバッテリー作動温度を維持するよう設計される。

リチウムイオンバッテリーは Ni-Cd バッテリーや Ni-H₂ バッテリーと比較してエネルギー密度が高く、また、電解液が可燃性であるため、安全性対策が重要である。そのため、セル自体に以下のような機能を施した製品が開発されており、軌道上の爆発防止対策にもなっている。製品例を図 6.5-1、図 6.5-2 に示す。これらが適用された場合は、確実な設計と品質管理を実施する前提において、破碎発生率はゼロとみなせる。

①セパレータシャットダウン機能

セル温度が異常に上昇した場合、バッテリー電極間のセパレータのホールが溶融し、バッテリー電流を停止。

②セルヒューズ機能

過大電流が発生した場合、セルヒューズが溶融し、バッテリー電流を停止。

③ラプチャ機能

内圧が異常に上昇した場合、セル容器に付与された安全弁が開き、爆発を防止する。



出力電圧範囲: 24.0~32.8V

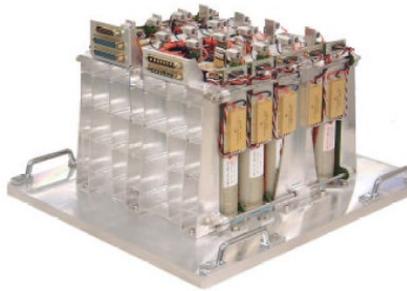
放電容量: 公称 50Ah

寸法: D370mm×W273mm×H185mm(突起部を除く)

質量: 21kg 以下(約 19kg)

(独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)の委託業務の成果)

図 6.5-1 ロケット搭載用リチウムイオンバッテリー(例)



容量：3600Whr
出力電圧範囲：33～40V
放電容量：公称 100Ah
寸法：W328mm×L352mm

図 6.5-2 宇宙機搭載用リチウムイオンバッテリー(例)

外部短絡が発生した場合には電池の内部抵抗が小さいため、導線の焼損や、電池の過熱による故障モードもありうる。この場合の対策として、バッテリーに直列にヒューズを取り付けるという考え方もあり、ヒューズを取り付けたバッテリーの例も海外では見られる。しかし、バッテリーの運用中の故障要因が増えることになる。従って、電力制御を司るバッテリー外部のユニットでカレントリミッタを設ける等の対策が宇宙機においては適当と考えられよう。また、セル内部にシャットダウンセパレータ、ヒューズリンク機能、PTC 素子等を設けて、セル自体に過電流防止機能を設ける方法も考えられる。

6.5.3.1.3 バッテリーの種類ごとの注意点

宇宙機、ロケットに使用するバッテリーは水溶液系(Ni-Cd バッテリー、Ni-H₂ バッテリー)から有機溶媒系(リチウムイオンバッテリー)へ移行が進んでいる。ロケットでは、過去には銀亜鉛バッテリーまたはNi-Cd バッテリーなどであったが、最近では有機溶媒系(リチウムイオンバッテリー)が使用されている。宇宙機でも水溶液系(Ni-Cd バッテリー、Ni-H₂ バッテリー)から有機溶媒系(リチウムイオンバッテリー)へ移行が進んでいる。

バッテリーの破碎事故は既に 8 件であると報告されている。表 6.5-2 に各事故について打上げから破碎事故までの経過日数を付記して示す。打上げから破碎事故までの期間は 44 日～1233 日で平均 510 日である。

表 6.5-2 バッテリー事故一覧

宇宙機名称	国際 識別番号	国籍	質 量 (kg)	打上時期	破碎時期	経過 日数	遠地点高度 (km)	近地点高度 (km)	傾 斜 角 (度)
COSMOS 839	1976-067A	ソ連	650	8-Jul-76	29-Sep-77	448	2100	980	65.9
EKRAN 2	1977-092A	ソ連	1750	20-Sep-77	23-Jun-78	276	35800	35785	0.1
COSMOS 880	1976-120A	ソ連	650	9-Dec-76	27-Nov-78	718	620	550	65.8
COSMOS 1275	1981-053A	ソ連	800	4-Jun-81	24-Jul-81	50	1015	960	83.0
COSMOS 1375	1982-055A	ソ連	650	6-Jun-82	21-Oct-85	1233	1000	990	65.8
COSMOS 1691	1985-094B	ソ連	220	9-Oct-85	22-Nov-85	44	1415	1410	82.6
NOAA 8	1983-022A	米国	1000	28-Mar-83	30-Dec-85	1008	830	805	98.6
COSMOS 1823	1987-020A	ソ連	1500	20-Feb-87	17-Dec-87	300	1525	1480	73.6

“History of on-orbit Satellite Fragmentation (JSC-28383)”^[ref.71]によれば、上の表のうち COSMOS839、COSMOS880、COSMOS1375 は破壊実験の失敗の後それぞれ 14 ヶ月後、23 ヶ月後、40 ヶ月後に原因不明で破碎しており 33 個、40 個、68 個以上の破片が発生している。破片の高度差は 1500km、250km、400 km であった。ソ連はこれの破碎事故の原因は破壊実験とは無関係であり、バッテリーに起因するものであると報告している。

COSMOS1275 は打上げ後 50 日で 136 個の破片が高度差 700km(600-1300 km)に飛散しているのが確認されている。COSMOS1691 は NiH₂ バッテリーによる 2 回目の事故であり、9 個の破片が高度差 400km に飛散しているのが確認されている。COSMOS1823 は NiH₂ バッテリーによる 3 回目の事故であり、165 個の破片が高度差 1400km に飛散しているのが確認されている。

NOAA 8 の詳細は不明である。EKRAN 2 は静止軌道で破碎したと報告されているがロシアの発表だけが唯一の情報であり、破片は観測されていない。

バッテリーの故障モードについては以下を考える必要がある。

(1) 内圧の上昇によるセルの破裂(Ni-Cd バッテリー)、

- ・ 過充電／過放電(ガス吸収がガス発生速度に追いつけない)
- ・ 作動温度を超えた過熱状態での運用(電解液の沸騰)
- ・ 許容温度範囲を超えた低温領域での充電(ガス吸収速度の低下による内圧上昇)
- ・ 外部短絡(導線を焼損したり、電池が過熱)
- ・ オペレーションミス(過充電／過放電)

(2) 内圧変動によるセルケースの疲労破裂、

(3) デブリの衝突による破裂、

具体的対策対策としては、破裂の主原因が構造的・電氣的な不適切な設計・製造であることを考慮する必要がある。Ni-H₂ バッテリーの内圧は理論的に 70 kg/cm²迄しか上昇せず、構造的にはそれに十分絶え得る設計になっているので、通常の状態では破碎しない。しかし、充電ラインの遮断は過充電を防ぐ意味で世界的に必須と考えられている。充電ラインを遮断するためのリレーの追加(コマンドラインの追加を含む)が望まれる。現在主流になりつつあるリチウムイオンバッテリーにはラプチャ・ディスクが通常設けられているが、超小型宇宙機用の小型の物についてはこの限りではない。なお、バッテリーの完全放電の要求は JMR-003 の C 改訂で削除された。これは停波を確実にを行うための電源確保を優先するためである。この場合も内部消費(センサなどによる消費)で時がたてば完全に放電される。バッテリーの種類毎の注意点を以下に整理する。

(1) Ni-Cd バッテリー

許容温度範囲を超えて充電を行うと、低温域ではガス吸収速度が低下して内圧が上昇する可能性がある。また、高温域では電池性能の劣化及び発熱が生じ、温度が上昇し過ぎると電解液が沸騰する可能性がある。そのため、適切な温度に維持されるように熱設計を行い、運用に際しては温度モニタによって充電制御を行うこと**が望ましい**。また、過充電、過放電ではガス吸収がガス発生速度に追いつかず、内圧が上昇する可能性があるため、適切に充放電制御を行うこと**が望ましい**。

(2) Ni-H₂ バッテリー

過充電により酸素ガスが生じても電極部での化学反応により速やかに吸収されるが、万一吸収しきれない場合、水素ガスとの反応による爆発が懸念されるため、適切に充電制御を行うこと**が望ましい**。また、高圧の圧力容器の設計標準に準じた十分な安全余裕のある強度と寿命を確保する。

(3) リチウムイオンバッテリー

通常の充放電時にはガス発生はないが、許容充電電圧以上で過充電を行うとガスが発生する可能性がある。ガス吸収反応はほとんど起きないため、内圧上昇を招くおそれがある。過放電時には短絡の可能性があり、発熱、電解液沸騰によって内圧上昇を招くおそれがある。そのため、充電制御を適切に行うことが重要である。また、許容温度範囲を超えて充電を行うと電解液と電池内部の酸化物との急激な反応により内圧上昇が発生する可能性があるため、適切な温度に維持されるように熱設計を行い、運用に際しては温度モニタによって充電制御を行うこと。

外部短絡が発生した場合にも電池が過熱し内部上昇を招くおそれがあるため、カレントリミッタで故障分離できる設計とする。また、セル内部にシャットダウンセパレータを設けて、セル自体に過電流防止機能を設けてもよい。

6.5.3.1.4 破碎防止対策

現在考え得るバッテリー破壊によるデブリ発生について考えられる防止対策の要約と技術課題は以下の通りである。

(1) バッテリーへの安全弁の追加

Ni-Cd バッテリーに対して、民生用Ni-Cd バッテリーで用いられているリシール弁、ダイヤフラム弁等の安全弁を設けること自体は機構的には簡単であり大きな質量増もないと考えられるが、反面長期間の気密性に欠け、システムの信頼性低下につながるという問題がある。Ni-Cd バッテリーで気密性が失われた場合には軌道上真空環境で電解液が失われ、電池性能の劣化・喪失を招く。不用意に気

密性を欠く恐れのある対策を用いることは出来ない。Ni-Cd バッテリーのセル容器の耐圧試験では、セル容器と比較して強度が低い端子部のセラミックシールが破損し、内部ガスが漏洩する破損モードはあったが、容器の破裂は発生しなかった。内圧上昇時の破損モードがセラミックシール部の破損であるならば、安全弁をNi-Cd バッテリーに取り付ける必要性はないと考えられる。

Ni-H₂バッテリーの場合は内部の化学反応の性質から、原理的に急激な圧力上昇を生ずることはない。安全弁を付加した場合、セル内部ガスがH₂等低分子量のガスであるため長期間の高気密性を保つことが難しく、内部ガスが漏出すると充放電反応が出来なくなる。又、圧力容器に適用できて通常の運用中に気密性を十分に有する弁の開弁、弁の追加によるNi-H₂バッテリーセルの質量増及び質量増がシステム設計に及ぼすインパクトといった問題がある。

以上のとおり、安全弁の追加の技術的困難さ(長期間の気密性保持)、バッテリーの信頼性の低下は、宇宙機プログラムにおいては受け入れ難いのが現状であろう。現在まで宇宙機用バッテリーに安全弁を取り付けた例は、国内外に見受けられない。安全弁を設けずに気密容器であるセルの耐圧を適切に保証することで処置することが適当と考えられる。

但し、リチウムイオン電池等の可燃性有機溶媒を使用した電池は、有機溶媒の反応により爆発的な内圧上昇を生じる可能性もあるため、その対策としてベント機能を設ける場合もある。ベント機能の必要性については、過充電・短絡・過温度等に対する、セル自体の安全性を考慮の上、決定すべきである。尚、JAXA にて開発した宇宙用リチウムイオン電池(JMG100、JMG050、JMG035)についてはセルの上下2箇所にラプチャ・ディスクを設けている。ケースの一部に溝加工した方式を採用しており、長期間の気密性保持についての問題はない。ラプチャ・ディスクの作動圧はおよそ1.5MPaである。

(2) バッテリー容器の強度、疲労寿命

バッテリー容器の強度については、現在の宇宙用セルでは最大予想使用圧力(MEOP)に対して規定の安全係数の範囲で十分な強度及び疲労寿命を有していると考えられる。加えて、宇宙機に搭載されるバッテリーは運用終了後は充放電は行なわれないこと及びバッテリーが宇宙機に搭載される場所は宇宙機構体内であり熱的に安定した環境であること等から、問題となる内圧変動はないものと考えられる。このため、運用終了後のデブリ発生の可能性に関してセル疲労が問題となる可能性は極めて少ないと考えられる。

(3) 複合故障モードに対する故障許容設計

先に論じたようにバッテリーの故障モード(過充電、過放電、温度等)に対しては、いくつかの対策が現在のロケット、宇宙機において行なわれてきた。Ni-Cd バッテリーはアルカリ電解液を用いており、充放電においてガスを発生させることがあるため、過充電、過放電、低温状態における内圧上昇には十分な注意が払われている。また、外部短絡、過熱状態の危険性等も安全上注意すべき点として電源系のサブシステム設計で留意される。バッテリーの破損については、これらの留意点に対して複合故障モードを必要十分な範囲で考慮した設計が行なわれることが重要である。特に宇宙機をマニュアル運用した場合には、オペレーションミスにより、危険状態に至る可能性が考えられるので、オペレータエラーに関しても十分留意した設計が必要になるであろう。しかしながら、オペレータエラーによる不具合はしばしば設計段階で想定しなかったモードで発生することもあるため、電源系のサブシステム設計において特に注意を要するものと考えられる。

(4) 軌道上でのデブリの衝突に対するバッテリーの保護、配置

軌道上デブリは、秒速数 km/s からおよそ 20 km/s の速度域に分布しているといわれ、平均秒速は約 10 km/s と推測されている。この速度では 1 mm 以上のサイズのデブリが問題となる。これらの大きさのデブリが宇宙機に衝突した場合には、宇宙機構体を貫通して発生したフラグメントがバッテリーを直撃し破裂する可能性が考えられる。宇宙ステーションでは、与圧部、圧力容器が直撃被害を受けないよう多重デブリシールドが検討されているが、有人ではない通常の宇宙機プログラムにおいては、質量の点で受け入れ難いものとなるであろう。他に対策についてのアイデアとしては以下が考えられるが、現時点ではいずれも定量的に対策を論じるレベルに至っていないと思われる。

a) バッテリー容器の回りに破片の外部飛散を防止するためのエンクロージャを設ける。

- b) バッテリーの搭載場所をデブリの直撃を受けにくい場所とし又フラグメントによる二次被害を受けにくいよう宇宙機内に配置する。

6.5.3.2 電力制御／分配器、ケーブルの設計

6.5.3.2.1 電力制御機器等

シャント装置や電力制御装置などの一次電源系機器は、構体内部などのデブリ衝突被害確率の低いエリアに配置するが、それが不可能な場合はシールドリング等を検討する。

6.5.3.2.2 電力ハーネスの設計

特に電力ハーネスはデブリ衝突に対して脆弱で、損傷の影響が大きい場合があるため、リスク評価を行うことが望まれる。電力ハーネスの損傷モードは、被覆損傷による電位差のあるケーブル間での短絡、構体への地絡、破断による開放である。以下に配慮する。

- (1) 極力、宇宙空間に遮蔽なしで曝露しない。
- (2) 宇宙空間に遮蔽なしで曝露する場合は、極力、進行方向面を避ける(進行方向面が一定の場合)。
- (3) 宇宙空間に遮蔽なしで曝露する場合は、被覆損傷時の構体への 0 Ω 地絡を予防する措置を極力施す。また、熱制御材で覆う場合は、熱制御材を接地する。
- (4) デブリ衝突時の被害の波及を防ぐため、一次電源系ケーブルはできる限り束ねないようにし、束ねる場合は主系と冗長系は分ける。配線ルートも可能な限り離す。その際、磁界の発生に留意する。極力、電位差のあるケーブルは同じハーネス束に混在させない。ただし、EMC が問題となる場合はこの限りではない。
- (5) 短絡等の故障の他へ波及を評価し、要すれば故障分離対策を行う。ただし、ヒューズの使用に際しては信頼性や溶断電流の公差に配慮する。ヒューズとカレントリミッタとを併用する場合は、溶断電流値とリミット値との整合性を図る。

6.5.3.2.3 太陽電池パドルの設計

(1) 放出部の抑制

太陽電池パドルの保持解放機構に使用されている分離ボルト、ワイヤカッタ、ロッドカッタなどや、それらの火工品について対策を講ずる必要がある。火工品を使用しない保持解放機構も開発されている。但し、対策することで展開の信頼性を損なう場合は、展開信頼性の確保を優先する。

(2) 再突入制御時の配慮

落下区域制御を行う場合、太陽電池パドルのような大型柔軟構造物の共振周波数について姿勢制御系との整合性を図ることが必要であるかもしれない。落下制御中の低高度で電源の確保が必要な場合は太陽電池パドルの追尾能力に特別な仕様が必要な場合がある。以上は再突入制御に関する設計の中で詳細を検討することになる。

(3) 微小デブリ衝突対策

太陽電池パドルは宇宙空間に直接曝露される外部搭載機器であるため、微小デブリ衝突リスク評価を行い、要すれば以下の対策を施す。

- ① 微小デブリ衝突により開放／短絡故障となるリスクを評価し、冗長化や発生電力マージン確保を図る。たとえば、ECSS-E-20A では、電力バジェットとして、打上げ時に 5%以上のシステムマージンを確保し、太陽電池が1ストリング故障し、バッテリーが1セル故障しても上記マージンで運用終了までカバーできるように設計することとしている。現状のデブリ環境では、電力バジェットに微小デブリ衝突による開放／短絡故障を考慮する必要は無い。

【参考:太陽電池セルにはある程度 safe life 機能があるが、発生電力単位(1ストリング)が大きくなると、またはストリングの面積が大きくなると、デブリ衝突頻度が増すためストリング単位の safe life 機能だけでは限界がある。このため、太陽電池パネルは、基本的にはストリング単位での冗長構成が必要となり、寿命末期の発生電力を基準として必要な冗長度を確保する。】

- ② ブリーダ抵抗などを用いて微小デブリ衝突によるアレイ回路地絡防止を図る。
- ③ 原則として分離後軌道に残るおそれのある締結具等分離物は放出しない設計とする。また、火工品から最大長さで 1 mm を超える燃焼生成物が軌道上に放出されないように設計することが望ましい(火工品を使用しない低衝撃保持解放機構も開発されている)。
- ④ チタン合金やベリリウムなど溶融し難い材料の使用を極力避ける。
- ⑤ 落下区域制御が計画されているシステムについては、強度や共振周波数など姿勢制御系との整合性を図る。要すれば、再収納などの機能を付加する。
- ⑥ 運用高度から一気に目標区域に落下させることは推進系に大きな負担になるので、一旦高度を下げて待機軌道に載せて、そこから大きな推力で一気に再突入させる方法が考えられる。この時、待機軌道でのパドルの追尾能力が必要な場合は、待機軌道の高度を 200 km 以上とした場合、10.8 deg/分程度の能力があり駆動レートが可変であれば電力の確保に問題はない。ただし、バッテリーの能力が十分であればこの考慮は必要は無い。

【参考：観測宇宙機のパドル制御は、スルーレート 10.8 deg/分(0.18°/sec=軌道レートの3倍)である。通常のパドル制御は、閉ループプログラム制御である(観測軌道での軌道レート0.06°/sec)。再突入開始高度 180 km では、軌道レート 0.068°/sec であるので、閉ループプログラム制御をしたまま再突入できると考えられる。姿勢制御系からの要求があればパドルの回転を止める。】

6.6 通信系サブシステム

6.6.1 設計上に配慮すべきデブリ対策

通信系には計測・テレメトリ、コマンド、通信の機能が含まれる。通信系のデブリ対策として配慮すべき事項は表 6.6-1 の様になる。

表 6.6-1 通信系設計時に配慮すべきデブリ対策(宇宙機)

	通信系	主な構成要素		
		通信機器	展開アンテナ	計測
部品放出防止	○		○(締結具)	
破砕防止	○(監視)	○		○
保護軌道域からの排除	○(通常機能)			
地上安全	○			
再突入制御	○	○	○	
衝突回避	○(通常機能)			
微小デブリ衝突防御	○(防護設計)	○		○

6.6.2 デブリ放出の抑制

通信系で懸念されるのは以下である。

- (1) アンテナ等展開時のボルト・ナットの放出抑制
- (2) 爆管からの燃焼生成物の抑制

6.6.3 破砕防止

運用中の破砕の徴候を検知するための計測・通信機能を確保する。

6.6.4 保護軌道域からの排除

6.6.4.1 LEO 軌道からの自然落下前の処置

地上アンテナの追尾速度能力等は廃棄運用に必要な運用を行うことができるようにする。電力束密度[Power Flux Density (PFD)]制限にかかる高度以下で、電波法の特例許可取得を不要にするため、運用終了後は搭載機器の通信リンクを停波する。直ちに自然落下する場合は除く。

6.6.4.2 長楕円軌道から廃棄軌道への遷移

長楕円軌道から自然落下させる場合、信号レベル、ドップラ帯域について、落下区域制御／再突入時と同様の対応をする。やむを得ず自然落下させずに、近地点を上昇させて廃棄処置を行う可能性もある。

6.6.4.3 廃棄処置時の通信リンクの確保

運用終了時に残留エネルギーの排出及び軌道の移動を行う際に必要な計測・通信機能を確保する。廃棄処置が終了した後、停波を行うものとする。

6.6.5 再突入制御

6.6.5.1 落下区域制御(再突入)時の通信リンクの確保

落下区域制御運用の間、通信・コマンドリンクを確保して、地上支援(経路監視)を可能にする目的から、軌道高度低下に伴う信号レベル変化やドップラ帯域を考慮して次の設計や運用を行う。

- (1) 地上局との相対距離が近くなっても地表面 PFD 制限を満足させるか機器を停止する。
- (2) 地上局に対する相対速度が速くなるので、トランスポンダ等はドップラ周波数変化に追従できる設計とする。【一旦低高度の待機軌道に投入する場合は特に、低高度でコマンドを発する場合は地上局との相対速度が速くなり PFD が増加する。このため再突入に必要なドップラ周波数帯域を確保し、軌道高度低下に対応できる PFD(プログラムまたは GPS を応用した)自動制御 (AGC: Auto Gain Control)機能を付加して送信電力を制御する。】

PFD 制限やドップラ帯域については、搭載機器と地上局の仕様が整合した設計であることが望ましい。

6.6.5.2 落下区域制御の場合の通信下限高度

再突入を実施する場合は、通信機器を利用する下限高度を定める。例えば、機器側がドップラ帯域に対して 135 Hz まで対応可能とすると、高度 200 km で 50Hz 程であるので、機能的は問題なく対応できる。

6.6.5.3 再突入制御に伴う免許申請等

再突入を実施する場合は、PFD 制限とドップラ帯域は、開発初期段階から対応する。搭載通信機器に、送信出力可変機能を付加し、GPS や航法系情報を用いて自動またはコマンドにより送信電力を制御する。例えば PFD をプログラム制御か GPS を応用して自動制御する AGC(Auto Gain Control)機能を有する場合等、軌道高度は免許条件とはならない。正確には、軌道高度も免許条件であるが、取得免許に合致するので違反とならない。つまり、高度を含む移動範囲という免許条件は「その他」を意味するコード「X」で示されるため、日本上空を除き、どの高度でも殆どのケースが免許条件に合致する。

- (1) 免許条件になるかならないかの区別は宇宙機の「無線局の種別」に依存する。無線局の種別は、その用途により決まる。実験、試験等の電波、科学の発展等を目的とすれば実験試験局となり、実用目的の宇宙機は、人工宇宙機局、宇宙局となる。
- (2) 宇宙機の無線局の種別が「実験試験局」場合、免許条件は問題にならない。
- (3) 無線局の種別が「人工宇宙機局」、「宇宙局」となると軌道位置がかなり詳細に決められ、免許申請の際にノミナル軌道を申請した場合、それを逸脱した軌道位置での電波発射は免許条件に抵触するので、再突入運用計画を含めた申請が必要となる。

6.6.6 機器設計上の配慮

6.6.6.1 展開アンテナ

展開時に、展開分離機構に用いる爆管等が、デブリとなって放出されることを防止する。部材をやむを得ずデブリとして放出する場合は、25年以下の軌道上寿命となる高度以下で実施する。アンテナ視野要求は、他サブシステムの要求やデブリ対策とトレードオフの対象とならないように概念検討段階で調整する。

6.6.6.2 計測機能

デブリ対策として以下に関連する計測機能・性能仕様を満足することが望まれる。

- (1) 適切な時期に運用終了判断が行えるように残留推進剤量を精度良く計測・モニタできる機能
- (2) 運用中の破碎の兆候を検知するためにバッテリー、推進系等のクリティカルなパラメータをモニタできる機能
- (3) 触媒式スラスタのコールドスタートを防止するためのヒータ健全性や温度のモニタ機能など FDIR を可能にする機能
- (4) 再突入制御を行う場合は、最終マヌーバまでの計測・通信・コマンド機能を正常に保つこと。

6.6.6.3 主構体外側へ取り付ける通信機器

主構体外側に取り付ける機器は、可能であればデブリとの衝突頻度の高い進行方向(X面)を避ける。X面に取り付ける必要がある場合は、デブリ衝突に関わる信頼度を評価して、冗長構成または防護・遮蔽対策を検討する。防護・遮蔽仕様は、脅威となるデブリのサイズ・材質、機器の脆弱性、軌道環境(高度、傾斜角等)から推定される衝突頻度などから決まる。アンテナ等防護できない機器は、デブリ衝突後の特性の低下を考慮して設計することが望ましい。

6.7 構造サブシステム

6.7.1 設計上に配慮すべきデブリ対策

構体系には、構体(構体パネル、デッキ、シリンダ、トラス等)、展開機構、ダミーマス等を含む。デブリ対策として配慮すべき事項は、表 6.7-1 の様になる。

表 6.7-1 構体系設計時に配慮すべきデブリ対策

	構体系	主な構成要素			
		構体パネル	トラス	展開機構	ダミーマス
部品放出防止	○			○(締結具)	
地上安全	○(溶融設計)	○	○		○
微小デブリ衝突防御	○(防護設計)	○			

6.7.2 構体設計への対応

6.7.2.1 デブリ放出の防止

展開分離機構に用いる爆管等が、デブリとなって放出されることを設計により防止する。

6.7.2.2 落下安全

6.7.2.2.1 適正材料の選択等

特に主構造を構成するトラス(ストラット)類、ダミーマスは再突入後に残存する可能性が高い。溶融し易い材料の使用が推奨される。

6.7.2.2.2 毒性物質の抑制

システムの構造要素を以下の様に識別する。

- (1) 大気に落下する際に、環境と人に影響を与える可能性のある毒性物質は使わない。
- (2) 毒性のある材料の代替手段(または最小化)を設計範囲に含める。

6.7.2.2.3 微小デブリの衝突

微小デブリの衝突リスクを低減するため、内部機器の位置やパネルとの隔絶距離について他のサブシステム設計者と調整することが望ましい。構造部材は内部搭載機器に対して防護機能を有するものを選定し、パネルと機器との隔絶距離を確保することでにより衝突・貫通したデブリによる被害を軽減することができる。

6.7.3 機器設計上の配慮

6.7.3.1 構造サブシステム(構体、展開・分離機構等)

- (1) 展開時に、展開分離機構に用いる爆管等が、デブリとなって放出されることを防止する。
- (2) 部材をやむを得ず放出する場合は 25 年以下の軌道上寿命となる高度以下で実施する。
- (3) 大気に落下する際に、構造要素が溶融し易い材料の使用が推奨される。主構造を構成するトラス(ストラット)にチタン、ベリリウム等の高融点あるいは高比熱の材料を用いると残存する可能性が高いので極力使用を避けるか、再突入・落下時に細分化する工夫を行う。
- (4) 微小デブリの衝突は進行方向に向かう面に最も衝突頻度が高い。構体設計において形状及び内部機器の配置に際してこの点を配慮すると共に、進行方向面には衝突耐性の高い材質のパネルを選択することが、搭載機器の保護のために望ましい。
- (5) 微小デブリ衝突対策として、搭載機器の防御に配慮した材料の選択、機器とパネル間の隔絶距離、ハニカムコアの方向性の設定、機器の配置に関して工夫する等について、機器担当に必要な助言を与えることが望ましい。
- (6) 張力+熱応力変動を有する部材は、デブリ衝突後に、デブリ痕が亀裂伸展してそれ自体が破砕する可能性があるため熱応力変動を避けるか、適切な衝突防御策を実施する。
- (7) 同様に、設計・製造上の張力+熱応力変動が過大となる主構体外部の張力制御機構は、デブリ対策としては採用を避けることが望ましい。採用する場合は応力変動について破砕を防止できるレベルまで低減するか、適切な衝突防御策を実施する。

6.7.3.2 主構体、機器配置

- (1) デブリ防護、遮蔽の観点から、基本設計段階から機器配置についてシステムと調整して進める。
- (2) 外部露出部分は取付け要求と調整しつつ面積極小(衝突リスクを許容値以下)にする。
- (3) 軌道速度と垂直方向面(X面)の内側に設置する機器は、機器自体のマウントプレートに防護機能を持たせるか、あるいは取付け用の部材に防護機能を持たせて衝突耐性を確保する必要がある。これらの処置は、主構体と搭載機器側で調整する。

6.7.3.3 ダミーマス

ダミーマスを設ける場合、落下の際の溶融性を向上させるために高融点・高比熱の材料の使用は極力を避け、一体型の金属ではなく細分した小片を結合させた構成とすることが望まれる。

6.7.3.4 展開機構(火工品)

現在、JAXA で認定され、製品仕様書に規定されている分離ナットは金属破片、火薬燃焼ガスとも出さない構造になっており、通常の使用においてデブリは放出されない。一方、衝撃緩和のために火工品を用いない分離機構も適用されている。非火工品分離機構は形状記憶合金や電動モータを用いるもので、金属の破断や燃焼ガスの生成を伴わない。

a) 火工品による分離

宇宙機とロケットはマルマンバンドをボルトカッターで解放するか分離ナットを用いる方法がある。現在、JAXA 認定品の分離ナットは拘束軸力に応じて以下の 4 種類がある。(表 6.7-2 参照)

表 6.7-2 JAXA 認定品の分離ナット

名称	ボルトサイズ	拘束軸力
分離ナット II 型	5/16 インチ	19~36 kN
分離ナット 7/16	7/16 インチ	29~92 kN
分離ナット I 型	10/16 インチ	49~171 kN
分離ナット 3/4	12/16 インチ	79~294 kN

いずれのナットも構造は同じで、パワーカートリッジ(PC)または隔壁型起爆管(TBI)で発生した高圧燃焼ガスの圧力で予め 3 分割されているナットの拘束をはずして締結を解除するとともに、ボルトを押し出すものである。(図 6.7-1 参照) 拘束が外れたナット、燃焼ガスとも筐体の中に封じ込められており、外に排出されることはない。従って、火工品を用いた分離ナットでも通常の使用においてデブリは発生しない。

締結がはずれたボルトは別途設けられたボルトキャッチャで、解放されたマルマンバンドはバンドキャッチャで拘束し、デブリとして放出されないように設計することが一般的である。

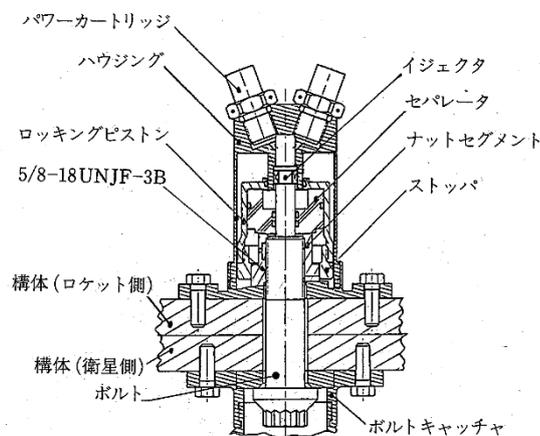


図 6.7-1 分離ナット(出典:航空宇宙工学便覧)

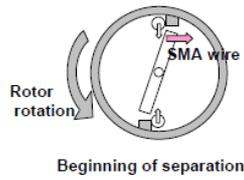
b) 非火工品による分離機構

一般的に、火工品による分離は分離時に強い衝撃力(パイロショック)を発生させる。特に小さい宇宙機(nano-satellite 等)においては衝撃源と宇宙機の間には十分な減衰距離を設けることが難しいものもあり、低衝撃分離機構が望まれる場合がある。現在考案されている低衝撃分離機構は形状記憶合金や電動モータを用いたものが多い。これらは、低い衝撃で分離するとともに再利用できるため、フライト品での分離動作確認が可能であり、信頼性の向上も期待できる。機械的機構の組み合わせによる動作であり、デブリは発生しない。海外において製品化され、フライト実績のあるものを以下に挙げる。

表 6.7-3 低衝撃分離機構の製品例

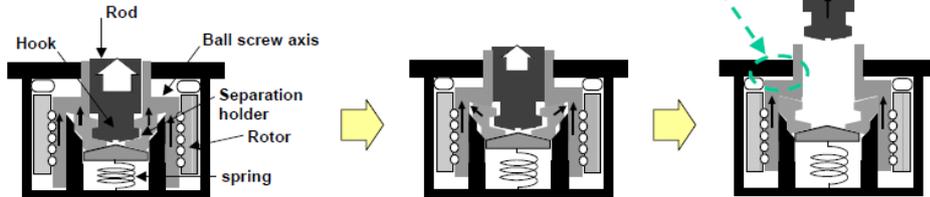
製品名	開発メーカー	特徴
Low Force Nut	Lockheed Martine	形状記憶合金を利用
Two Stage Nut	Lockheed Martine	形状記憶合金を利用
QWKNUT	Starsys Research Corporation	形状記憶合金を利用
Lightband	Planetary System Corporation	ラック&ピニオン機構を電動モータで駆動

1. Releasing lock and Beginning of Separation.



- 2. Unloading the rod axial force
- 3. Unleashing the Separation holder
- 4. Releasing the Hook
- 5. Stopping of rotor rotation, then completing its separation

The axis of the ball screw stops as it reaches the case. The Rotor stops its rotation.



7

図 6.7-2 三菱電機(株)考案の宇宙機用太陽電池パネル拘束解除システム

参考文献: 航空宇宙工学便覧、日本航空宇宙学会編、丸善

http://www.planetarysystemscorp.com/download/2000785A_UserManual.pdf

http://eepitnl.tksc.jaxa.jp/jp/event/MEWS/20th/data/2_11.pdf

6.8 熱制御系サブシステム

6.8.1 設計上に配慮すべきデブリ対策

デブリ対策として配慮すべき事項は、表 6.8-1 の様になる。

表 6.8-1 熱制御系設計時に配慮すべきデブリ対策

	熱制御系	主な構成要素	
		ヒートパイプ	ラジエータ
部品放出防止			○
破砕防止	○	○	
保護軌道域からの排除	△		
地上安全			
再突入制御			
衝突回避			
微小デブリ衝突防御	○(防護設計)	○	○

6.8.2 熱制御系への対策

6.8.2.1 部品放出対策

展開型ラジエータがある場合の展開機構からの部品・破片の放出の防止は太陽電池パドルやアンテナと同様である。

6.8.2.2 破砕防止対策

破砕源としてヒートパイプがある。一般にヒートパイプは運用終了後の入熱も考慮した上で破裂の危険性がないように安全率を高く設定することで減圧・排出処置の適用外となる。

6.8.2.3 保護軌道域からの排除処置の支援

残留推進剤量の推定を圧力温度併用法で行う場合は、運用終了まで推進剤タンクを動作時許容温度範囲内に維持する必要がある。

6.8.2.4 微小デブリ衝突防御

ヒータ、ラジエータ放熱面などの外部に露出する熱制御系機器は微小デブリの衝突の被害に配慮して設計する。デブリ衝突によりヒータ、ラジエータ等クリティカルな機器が壊れた場合について FMEA 等で評価し、要すればバックアップを検討する。クリティカルなヒータラインに関する電源ケーブルは、主系・冗長系のハーネスについて極力分離し、やむを得ない分岐点は防護する。

6.8.2.5 防護・遮蔽時の熱的環境条件の確保

防護・遮蔽を追加した部分について、熱的環境条件の変化に問題ないことを解析により検証する。

6.8.3 機器設計上の配慮事項

6.8.3.1 ヒートパイプについて

宇宙機に用いられるヒートパイプは、アルミニウム製グループ管にアンモニアを封入し、封入した部分を溶接して製作される。宇宙機に用いられるヒートパイプは、ハニカムパネルに埋め込まれることが多く、ヒートパイプの設計に際しては、軌道上熱環境のみならず、製作段階におけるハニカムパネルキュア温度も考慮される。

通常の宇宙機の場合、宇宙機によっても異なるが、ヒートパイプの軌道上最高温度における内部圧力は数 MPa 程度であり、機器温度も 100°C を超えるようなことはまずない。ヒートパイプ埋め込みハニカムパネルの成形時には軌道上熱環境を大きく超える温度にさらされ、この時のヒートパイプ内圧力は十数 MPa となる。従って、ヒートパイプの最大設計圧力は、このパネル成形温度で決定される。この最大設計圧力に対して、プルーフ圧力 1.5、バースト圧力 2.0 程度の安全係数が用いられるので、通常の運用条件を大きく超えた温度とならない限り、軌道上温度環境に対してはヒートパイプが破裂することはまず起こらないと考えられる。また、ヒートパイプの耐圧試験では、アンモニア封入部分が破損しリークを発生する様な破損形態をとる場合や平行部のグループの薄肉部から破壊することが確認されている。このため、多数の破片を飛散させるような破裂が起こることはないと考えられる。

ハニカムパネルに埋め込んである場合、パネル表面に OSR 等のガラス製品が接着される場合があり、ヒートパイプからのリークによりパネルが変形したり、腐食したりすると、ガラス部分が割れたり、接着が剥がれ易くなったりして、デブリ発生源になる可能性がある。デブリ防止を考慮する場合は、ミッション終了後も含めた熱サイクルを考慮して設計するか、または、内圧を逃がすための安全装置の新規開発が必要になる。ただし、安全装置を付加することは、性能と構造上の単純さという利点を損なうことになるので、現実的ではないと思われる。世界的にそのような対策がとられる国際環境となった際に検討すればよいと思われる。

ヒートパイプは通常の設計では破裂の可能性は非常に少ないが、高圧機器である場合(圧力 10kg/cm²以上)もあり、念のため破碎の可能性を最小とするための対策を要求している。通常の設計で、ミッション終了後の加熱による破裂に対して十分な安全余裕があると実証されるなら、加圧状態で放置しても良い。ヒートパイプの廃棄処置について、NASA-STD-8719.14 “Process for Limiting Orbital Debris”(4.4.4.1.2 項)でも「Sealed heat pipes and passive nutation dampers need not be depressurized at EOM」とされている。

7. 参考文書

- [1] スペースデブリ発生防止標準, JMR-003E (27 April 2023)
- [2] Guidelines and Assessment Procedures for Limiting Orbital Debris, NASA Safety Standard 1740.14, August, 1995. (翻訳は NASDA-CRT-96016: NASA 安全標準「軌道上デブリを制限するためのガイドラインと審査手順」, 加藤)
- [3] IADC Space Debris Mitigation Guidelines
- [4] U.S. Government Orbital Debris Mitigation Standard Practices, November 2019
- [5] CNES Standards Collection, Method and Procedure, Space Debris – Safety Requirements, MPM-50-00-12, Issue 1- Rev. 0, April 19, 1999.
- [6] UN, Space Debris Mitigation Guidelines of the Scientific and Technical Subcommittee of the Committee on the Peaceful Uses of Outer Space, Annex IV of A/AC.105/890, 6 March 2007, endorsed by the United Nations General Assembly under Resolution A/RES/62/217
- [7] [The Zero Debris Charter](https://www.esa.int/Space_Safety/Clean_Space/The_Zero_Debris_Charter)
https://www.esa.int/Space_Safety/Clean_Space/The_Zero_Debris_Charter
- [8] NASA-STD-8719.14: Process for Limiting Orbital Debris (初版:Approved: 2007-08-28 A 版: 2011-12-08 B 版: 2019-04-25, C 版:2021-11-05)
- [9] NPR 8715.6B, NASA Procedural Requirements for Limiting Orbital Debris and Evaluating the Meteoroid and Orbital Debris Environments, , Effective Date: February 16, 2017
- [10] [ESA Space Debris Mitigation Policy, ESA/ADMIN/IPOL\(2023\)1,Director General's Office \(3 November 2023\)](#)
- [11] ISO 24113:2023, Space systems — Space debris mitigation requirements
- [12] CZA-2021069「スペースデブリ発生防止標準(JMR-003)改訂履歴」
- [13] 「人工衛星の管理に係る許可に関するガイドライン」(内閣府宇宙開発戦略推進事務局、令和元年 9 月 14 日 改訂第 2 版)
- [14] CZA-2021068「デブリ対策計画書(JAXA 作成)及びデブリ発生防止管理計画書(契約の相手方作成)の作成例
- [15] 軌道上サービスを実施する人工衛星の 管理に係る許可に関するガイドライン、令和 3 年 11 月 10 日 初版
- [16] JERG-2-144:微小デブリ衝突耐性評価標準
- [17] JERG-2-144-HB001:スペースデブリ防護設計マニュアル
- [18] JERG-0-047:再突入機の再突入飛行に関わる技術基準
- [19] 削除
- [20] 削除
- [21] 削除
- [22] 削除
- [23] 削除
- [24] 削除
- [25] CZA-117006_軌道寿命解析ツールの適用指針
- [26] CAA-109029: 宇宙物体の再突入熔融解析マニュアル
- [27] 削除
- [28] [JERG-0-047-HB001: 再突入機の再突入飛行に関わる技術基準 解説書](#)
- [29] 削除
- [30] CAA-117003 スペース・デブリ衝突損傷解析ツール(TURANDOT)取扱説明書
- [31] 削除

- [32] IADC-04-03, IADC Protection Manual, Version 7.0, September 19, 2014 (URL: https://iadc-home.org/documents_public/view/id/81#u)
- [33] 削除
- [34] フランス国内法 French Space Operations Act
- [35] French Space Operations Act Technical Regulations (DECREE CONCERNING TECHNICAL REGULATION IMPLEMENTING DECREE NO. 2009-643 OF 9TH JUNE 2009 CONCERNING LICENSES ISSUED PURSUANT TO ACT NO. 2008-518 OF 3RD JUNE 2008 RELATING TO SPACE OPERATIONS, NOR : *ESRR1103737A*) (翻訳は CAA-117014 [フランス宇宙活動法関連技術規則の和訳] 2017年12月14日承認、原文2011年3月31日付版に対応するもの)
- [36] 宇宙物体により引き起こされる損害についての国際責任に関する条約 (第26会期国際連合総会決議2277号、1971年11月29日採択、1972年9月1日発効) 略称:宇宙損害責任条約、英語名:The Convention on International Liability for Damage Caused by Space Objects、英略称:Liability Convention
- [37] 「人工衛星等の打上げ及び人工衛星の管理に関する法律」、2018年11月15日
- [38] Multilateral ISS Jettison Policy [ISSP PPD 1011, March 8, 2010]
- [39] [ESSB-ST-U-007 ESA Space Debris Mitigation Requirements, 30 October 2023, Issue 1](#)
- [40] Russia: National Standard on the Russian Federation, General Requirements on Space Systems for the Mitigation of Human-Produced Near-Earth Space Pollution
- [41] GOST R 52925-2018 Space technology items. General requirements for space vehicles for near-earth space debris mitigation (ロシア国家標準規格)
- [42] 2006年米国国家宇宙政策: The USA 2006 National Space Policy, released 31 August 2006 by President Bush,
- [43] 2010年米国国家宇宙政策: The USA 2010 National Space Policy, released 28 June 2010 by President Barack Obama,
- [44] [Gkolias, Colombo \(2019\): Towards a sustainable exploitation of the geosynchronous orbital region CAA-112018 Abbreviated Orbital Debris Assessment Report](#)
- [45] CAA-112018 Abbreviated Orbital Debris Assessment Report
- [46] JMR-012:電気・電子・電気機構部品プログラム標準
- [47] CAA-109035:民生部品の宇宙適用ガイドライン
- [48] [第63回宇宙科学技術連合講演会、2019年11月7日、2J05 静止トランスファ軌道における軌道寿命の特性とその検証、足立 学\(富士通株式会社\)、他](#)
- [49] JERG-0-052 宇宙転用可能部品の宇宙適用ハンドブック(共通編)
- [50] JERG-2-023 宇宙転用可能部品の宇宙適用ハンドブック(長寿命衛星編)
- [51] JERG-2-024 宇宙転用可能部品の宇宙適用ハンドブック(科学衛星編)
- [52] ECSS-E-20A Space engineering: Electrical and electronic (14,October 1999)
- [53] [軌道利用の安全に係るレポート https://www.jaxa.jp/projects/debris/debris_report/index.j.html](https://www.jaxa.jp/projects/debris/debris_report/index.j.html)
- [54] [United Nations, Principles Relevant to the Use of Nuclear Power Sources in Outer Space, \(General Assembly resolution 47/68 of 14 December 1992\), A/RES/47/](#)
- [55] IADC “Spacecraft Component Vulnerability for Space Debris Impact” (2019, February) (URL: https://iadc-home.org/documents_public/view/id/81#u)
- [56] ESSB-HB-U-002 “ESA Space Debris Mitigation Compliance Verification Guidelines”

- [57] Revisions to the Technical Report on Space Debris of the Scientific and Technical Subcommittee A/AC.105/C.1/L.224 19 February 1998 Committee on the Peaceful Uses of Outer Space Scientific and Technical Subcommittee 35 session, Vienna, 9-20 February 1998 制定は Technical Report on Space Debris, United Nations COPUOS STSC, Nw York, 1999 (ただし、制定版には表 5.2.3-3 は含まれていない。)
- [58] Interagency Report on Orbital Debris 1995, November 1995, The National Science and Technology Council, Committee on Transportation Research and Development, p21
- [59] MIL-HDBK-217F, MILITARY HANDBOOK: RELIABILITY PREDICTION OF ELECTRONIC EQUIPMENT (02-DEC-1991)
- [60] ITU-Recommendation S.1003 : Environmental protection of the geostationary-satellite orbit, Approved in 2010-12
- [61] IADC-97-004 : IADC Recommendation, Reorbit Procedure for GEO Preservation
- [62] CZA-117006「世界の軌道寿命解析ツールの適用指針, 2018-3-9
- [63] End-of-life Disposal of Space Systems in the Low Earth Orbit Region, IADC/WG 2, 1 March 2002, Version 2.0
- [64] “Long-Term Evolution of Navigation Satellite Orbits: PS / GLONASS / GALILEO” (COSPAR02-A-02858) (PEDAS1-B1.4-0051-02) written by C. C. Chao and R. A. Gick
- [65] Convention on International Liability for Damage Caused by Space Objects - Analysis and Background Data, Staff report prepared for the use of the Committee on Aeronautical and Space Sciences, United State Senate, May, 1972
- [66] Space Junk, Judy Donnelly and Sydelle Kramer, 1990
- [67] 削除
- [68] STANDARD 321-00 Common Risk Criteria For National Test Ranges [Subtitle: Inert Debris](Prepared By: Risk And Lethality Commonality Team Range Safety Group Range Commanders Council, April 2000、Published by: Secretariat Range Commanders Council U.S. Army White Sands Missile Range New Mexico 88002-5110)
- [69] RD-WSTF-0003, 5/5/93, Fire Explosion, Compatibility, and Safety Hazards of Monomethyl-hydrazine
- [70] NASA-STD-5019A, NASA TECHNICAL SPECIFICATION: FRACTURE CONTROL REQUIREMENTS FOR SPACEFLIGHT HARDWARE (01-FEB-2016)
- [71] History of on-orbit Satellite Fragmentation, JSC-28383, July 1992, 15th edition: July 4, 2018