限定なし

JMR-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）

2022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 3
5.1　政府の文書 3
5.2　JAXA技術基準、設計標準 3
5.3　その他関連文書及び解析ツール 3
5.4　国際的ガイドライン、規格類 4
第２章　JMR-003Dの要求の解説 5
１．総　則 5
1.1　目　的 5
1.2　範　囲 6
1.3　他の契約要求事項との関係 9
２．関連文書 10
３．定義 10
3.1 用語の定義 10
3.2 略語の定義 11
４．要求事項 13
4.1　基本要求事項 13
4.2　デブリ発生防止管理 14
4.3　ライフサイクルの各フェーズにおける管理 16
5. デブリ低減策の計画及び実行 29
5.1 正常な運用で分離する物品の制限 29
5.2　軌道上破砕の防止 34
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 43
5.4　再突入／落下による処分に対する要求 58
5.5　信頼性・品質保証 66
6. サブシステム／コンポーネント設計と運用 67
6.1　総則 67
6.2　デブリ関連技術と影響を受けるサブシステム 67
6.3　推進（誘導制御用スラスタを含む）サブシステム 69

6.4　誘導制御系サブシステム 74
6.5.　電源系サブシステム 75
6.6.　通信系サブシステム 76
6.7.　構造サブシステム 77
6.8.　指令破壊系サブシステム 79
7.　参考文書 80

第1章 概論

1. 序文

本マニュアルは2020年9月9日付けでD改訂された「JMR-003：スペースデブリ発生防止標準」[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-003D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年にはついに米ロ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、長期暴露実験施設[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（以下「IADCガイドライン」）」[ref.3]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では過去数ヵ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、特に米ロの消極的態度で、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」[ref.7]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 Procedual 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「Space Debris Mitigation for Agency Projects」[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。

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) 「標準」にはJMR-003の記述を枠で囲んで示した。D改訂変更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-003D「スペースデブリ発生防止標準」の第5項がロケットに要求する設計・運用対策の概略を示す。

表1.4-1　JMR-003Dのロケットに対する設計・運用対策要求の概略

		低減策	JMR-003D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。
		運用中の事故	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、バッテリの充電回路の遮断、圧力容器の破裂防止設計など）
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。	運用終了後に以下のように静止軌道より遠ざける。 ・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渉
		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
	低軌道・中高度軌道	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。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。

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、ロケットのプロジェクト発足後の早期の段階で判断が望まれる。

(1) システム構成（打上げ能力、ステージ構成、射場施設、射圏、追跡官制システムを含むプログラム全体構成を指す）
(2) デブリ発生防止対策（部品の放出抑制、破砕防止を含む）

(3) ペイロード放出後の廃棄方法
　低軌道宇宙システムは運用終了後25年以内に保護軌道域から除去すること、静止軌道との干渉は速やかに解消することが要求される。
(4) 再突入地上安全
　傷害予測数の低減は努力目標ではあるが、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。

5. 関連文書と関連解析ツール等

5.1 政府の文書

「人工衛星等の打上げ及び人工衛星の管理に関する法」[ref.13]、(平成28年法律第76号)令和3年12月23日、科学技術・学術審議会 研究計画・評価分科会 宇宙開発利用部会

5.2 JAXA技術基準、設計標準

(1) JERG-1-011 人工衛星等打上げ用ロケットの飛行安全に関する基本要求[ref.14]
(2) JERG-0-047 再突入機の再突入飛行に関わる安全基準[ref.15]

5.3 その他関連文書及び解析ツール

5.3.1 全般

(1) 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 (http://www.spaace-track.org)
(2) DEMIST デブリ評価支援ツール(JAXA研究開発部門第二研究ユニットが開発)
(3) NASA-Debris Assessment Software (DAS) (http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/mitigate/das.html)
(4) 同上利用マニュアル（JSC 64047: Debris Assessment Software User's Guide Version 2.0）
(5) ESA-DRAMA ((Debris Risk Assessment and Mitigation Analysis)
　注 : (https://sdup.esoc.esa.int)にてアカウントを取得し、ダウンロードに必要なライセンスを得る。
(6) CAA-116012 DRAMA取扱説明書[ref.16]
(7) JAXA-GEF-07001 UNCOPUOSデブリ低減ガイドラインと解説[ref.17]

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, Institute of Flight Mechanics and Spaceflight Technology (IFR), Technical University of Braunschweig (TUBS)]
　注：ESAのURL「https://sdup.esoc.esa.int」にてアカウントを取得し、ダウンロードに必要なライセンスを得る。あるいは安全・信頼性推進部のデブリ担当よりCD-ROMの貸与を受ける。
(2) CAA-112001A: MASTER2009取扱説明書[ref.18]
(3) NASA ORDEM (Orbital Debris Engineering Model) -3

5.3.3 軌道寿命予測

(1) 軌道寿命予測ツール（JAXA追跡ネットワーク技術センターが維持管理及び処理支援）
(2) CAA-115024： 軌道寿命解析ツールプログラム解説書及び取扱説明書[ref.19]
(3) DAS (NASA Debris Assessment Software version)
　(https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/Mitigation/das.html)
(4) CNES-STELA (Semi-analytic Tool for End of Life Analysis Software)
(https://logiciels.cnes.fr/content/stela?language=en)
(5) CAA-116011 STELA取扱説明書[ref.20]
(6) ISO-27852:2011 Space systems - Estimation of orbit lifetime[ref.21]
(7) ESA-DRAMA-OSCAR (Orbital Spacecraft Active Remopval)
(8) CZA-117006_軌道寿命解析ツールの適用指針[ref.22]

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・信頼性推進部維持管理）
(2) CAA-109029: 宇宙物体の再突入溶融解析マニュアル[ref.23]
(3) CSA-111018: 再突入機の再突入飛行に関わる技術基準（JERG-0-047）解説書[ref.24]
(4) ESA/DRAMA/SARA (Re-entry Survival and Risk Analysis)
(5) CAA-116036：　ESA再突入溶融解析ツールDRAMA/SARA取扱説明書[ref.25]

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) [ref.6]
(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) [ref.3]
(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(ロケット関連)一覧

	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 20893	Detailed space debris mitigation requirements for launch vehicle orbital stages
		TR-20590	Space Debris Mitigation Design and Operation Manual for Launch Vehocle Orbital Stagest
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

第2章 JMR-003Dの要求の解説

1. 総 則

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衛星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6点である。

(1)運用終了後の宇宙システムが軌道上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。破砕は意図的破壊行為、運用中の不具合、デブリ等の衝突、運用終了後の残留エネルギによる爆発などで発生しうる。

(2)静止軌道で運用する宇宙システムを、その運用終了時点で静止軌道保護域より離脱させて静止軌道環境の保全を図ること。

(3)静止軌道保護域を通過する遷移軌道(以下「GTO」という。)に残留するロケット上段機体と静止軌道保護域との接触期間を短縮して静止軌道環境の保全を図ること。

(4)宇宙システムの運用過程で軌道に放出する物体を最小限とすること。

(5)運用終了後の宇宙システムが利用価値の高い低軌道保護域と接触する期間を短縮すること。12時間周期軌道域についてもこれに準ずること。

(6)軌道から除去した宇宙システムの地上落下により人的被害を発生させないこと。

注:1.1項(1)で「デブリ等」とあるのは「スペースデブリやメテオロイド」の意味である。

表1.1-1にJMR-003D「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破片
		指令破壊系の不具合による大規模爆発の破片
		残留推進剤、バッテリ等に起因する爆発破片
	軌道上衝突事故	大型物体との衝突破片
		小物体との衝突による宇宙システムのデブリ化
		微小物体の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による破片
		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

1.2 範 囲

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）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。

[注：ISO 24113では、デブリ低減管理の対象となる地球軌道を、「地球を一つの焦点とする有界及び非有界ケプラー軌道、並びに地球を二体問題の一体とするラグランジェポイント軌道」としている。ただし、「低軌道等／静止軌道保護域との干渉確率が無視できる非有界ケプラー軌道は考慮しなくて良い」と注記を与えている。]

本標準は、JAXA及び宇宙システムの開発契約の相手方（以下「契約の相手方等」という。）に適用する。

本標準は、適用する宇宙システムのミッション保証が十分に確保されることを前提に、デブリ問題の観点から追加すべき要求事項、推奨事項を定義するものである。

（解説1） 他機関の宇宙機について

JMR-003Dでは、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。JAXAが開発及び運用するロケットに搭載される他機関の宇宙機については対象外である。

アリアンで打上げる場合は、フランス国内法[ref.26]において宇宙物体の登録と損害賠償について「その国籍によらず、仏国の領土又はその司法権下の施設から宇宙物体の打上げを実施しようとする全ての宇宙運用者」と定められており、その下位の「French Space Operations Act Technical Regulations」[ref.27]にてデブリの規制について言及されている。しかし他国の宇宙機については、宇宙機分離までの打上げフェーズまでの要求は適用しているが、分離後の軌道運用に関しては適用外としているとのことである（CNES Bruno Lazare談）。米国も打上げサービスにおいて外国の宇宙機にデブリ対策要求は課していない。(NASA/JSC Nicholas Johnson談) ただし、国連宇宙損害責任条約[ref.28]により「打上げ国」は落下物に起因する損害の賠償に責任を持たねばならず、この「打上げ国」の責任は宇宙機を打上げさせた国及び打ち上げた国の折半となる。フランスや米国は打上げサービス契約において、全ての責任が宇宙機側にあると定義して賠償責任を逃れている。我が国においては、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.29]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、D版以降について他機関の宇宙機はJMR-003の適用対象外となった。

（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.30]が定められている。JMR-003Dとは異なる観点からの専用の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、JMR-003Dの対象外とする。

(JAXAの対応) 基本的なデブリ対策方針の決定

JMR-003D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プロジェクトマネジャは遅くともRFPの発行までに基本的なデブリ対策方針を決定される。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

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-003D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-003D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。

JMR-003Dではテーラリングの範囲を以下のように定めている。

（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-003D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ことが望ましい。

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。

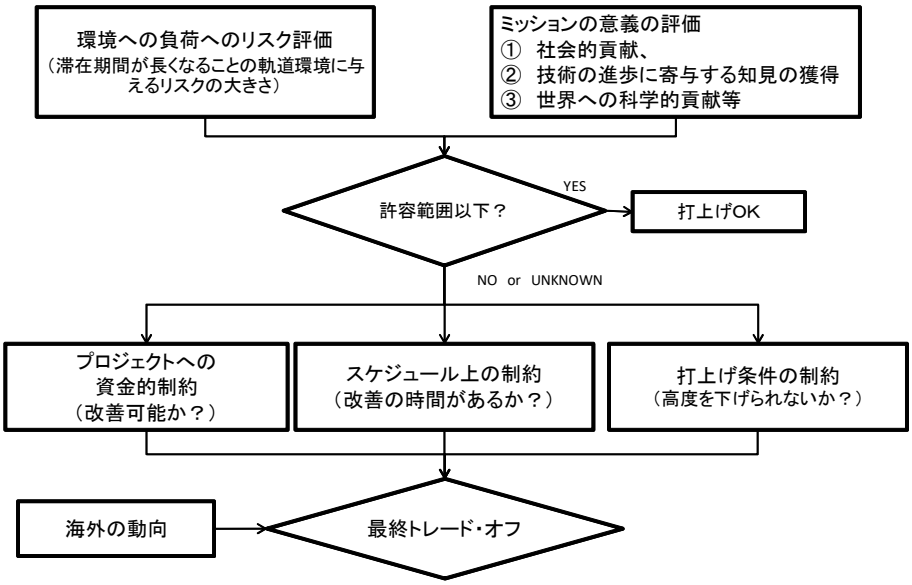


図1.2-1　テーラリングにおけるトレードオフの概念

（解説3）開発済みのロケットについて

開発済みのロケットについては、現状のコンフィギュレーションではペイロード搭載能力に大きな制限が加わる要求もある。運用にあたっては諸外国の対応状況を逐次監視しながら、それらと遜色のない運用対策にとどめることで経営層の確認をとることとする。

（解説4）技術的・経済的実現性

デブリ対策は質量、推進剤等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、対策の必要性と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や国連COPUOS／科学技術小委員会などで情報が得られる。安全・信頼性推進部等はそれをデ安全・信頼性推進会議等に報告する。プロジェクト責任者はそれを参考にすることができる。例えば以下は世界の現状の例である。

① 5.1 項「正常な運用で分離する物品の制限」に関して、複数のペイロードを同時に打上げる際に用いるペイロード支持構体（下部フェアリング等）、ノズル・クロージャ等は意図的な分離品であるが、これに代わる他の現実的な手段がない現況では世界的に許容されている。（複数宇宙機の打上げの場合は一つのペイロード支持構体の放出が認められている。）

② 周回軌道から再突入する上段ロケットの地上の人間に与える危険性（傷害予測数:Ec）を許容値に抑えることは、現在の技術の現状から判断して困難な面がある。諸外国の動向を把握しつつそれと同等の対処を図ることが望まれる。当面、落下域を人口過疎域に指定する（コントロールド・リエントリ）ことや、溶融度の高い機器の選定などを将来の課題として目指すことが望まれる。

（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

2020年5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: 2019-04-25 Rev.B) [ref.8]
(2) European Code of Conduct for Space Debris Mitigation (28 June 2004, Issue 1.0) [ref.7]
(3) ESA: Space Debris Mitigation for Agency Projects, ESA/ADMIN/IPOL (2008)2, Director General's Office (1 April 2008) [ref.10]
(4) ECSS-U-AS-10C Rev.1 – Adoption Notice of ISO 24113: Space systems – Space debris mitigation requirements (3 December 2019) [ref.31]
(5) Russia: National Standard on the Russian Federation, General Requirements on Space Systems for the Mitigation of Human-Produced Near-Earth Space Pollution[ref.32]
(6) GOST R 52925-2018 Space technology items. General requirements for space vehicles for near-eath space debris mitigation[ref.33] （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）及びその下位の技術規則があり、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

米国は国家宇宙政策（2006 年版[ref.34]及び 2010 年版[ref.35]）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と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。

(2) ESA

「デブリ削減のための欧州行動規範」[ref.36]は、ASI、BNSC、CNES、DLRとESAが署名している。その要求のレベルは「shall（しなければならない）」ではなく「should（望ましい）」が使われていることから絶対的

な要求とはなっていない。明確なテーラリングの指針は記されていないが、「この行動規範の内容に合致しない宇宙プロジェクトは、不履行の根拠をスペースデブリ低減計画に記載すること」とされている。 ESAはこの行動規範に署名しつつも、ビジネス協定等に直接反映することは困難であるとして、ESAプロジェクト向けの最小限の要求を「Requirements for Space Debris Mitigation for ESA Projects」[ref.10]にまとめている。これには「shall」が使われている。これがESAとしてのテーラリングの限界と想像できるが、当該行動規範との相違は定量的な爆発発生率規定、廃棄成功確率などが緩和（要求除外）されている。軌道寿命制限についての要求には変わりは無い。

（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-003D 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システムの設計要求に含めるか、独立したデブリ対策要求書等に文書化し、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、デブリ対策要求の内容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要求に沿って、JMR-003D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」（システム安全プログラム計画書に含めても良い）に明記する。

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。

（解説2） ロケットの打上げに伴う有人宇宙システムとの衝突防止について

ロケットの打上げに伴う有人宇宙システムとの衝突防止はデブリ対策ではなく安全要求とみなすべきものとの判断の下に、JMR-003からはD 改訂で削除されたので、「JERG-1-011人工衛星等打上げ用ロケットの飛行安全に関する基本要求」との重複はない。この事情は、5.2.3.2項「軌道が把握できる物体との衝突の回避」に注記として加えた。

2. 関連文書

(1) 適用文書

① JERG-0-047:再突入機の再突入飛行に係る安全基準
② JMR-004:信頼性プログラム標準
③ JERG-2-144 微小デブリ衝突耐性評価標準
④ JERG-0-001 宇宙用高圧ガス機器技術基準
⑤ JMR-014 惑星等保護プログラム標準
⑥ JERG-2-026「軌道上サービスミッションに係る安全基準」
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。

① ISO-24113 Space debris mitigation requirements
② JERG-0-002 -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)
③ JERG-0-002 -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)
④ Space debris mitigation guidelines of COPUOS, UN Office for Outer Space Affairs, 2010
⑤ IADC-01-0.2, IADC Space Debris Mitigation Guidelines, (revision 2, March 2020)

(解説1) その他関連文書及び解析ツール

JMR-003Dに記載されている適用文書や参考文書の他にもデブリ問題に関連する文書や解析ツールが幾つかある。第一章5項を参考にされたい。

3. 定義

3.1 用語の定義

(内容の記述は省略:JMR-003Dで確認されたい)

(解説1) 用語の定義に関する補足

JMR-003Dで定義されている用語に関連して以下を補足する。

(1) 運用終了の補足

ロケットの運用終了は原則としてペイロードの分離で定義するが、分離後に別のミッションを持つ場合等は運用フェーズと位置付けることがある。

(2) 軌道上破砕について

JMR-003D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 24113:2019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源の放出」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が引用するIADCガイドラインの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-003D の5.2.3.5項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mm～cm級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）

(3) 分離する物品

JMR-003Dの5.1.1項では、ISO-24113に倣い、使用済みのロケット上段機体についても部品と同レベルに扱っている。ロケット上段機体はJMR-003Dの適用を受けるコンフィギュレーション・アイテムであり、これについて物体放出抑制、破砕防止、廃棄処置、再突入時の地上安全等が適用される。一方、そのロケット上段機体から放出物体自体にはJMR-003Dは直接適用されない。JMR-003Dの適用を受ける母体の設計・運用手法の結果として発生するものである。JMR-003Dは放出物体の製造者にデブリ低減対策は要求していない。ロケット上段機体のシステム設計・管理の一貫として必要な処置を行なうことを想定している。この点コンフィギュレーション管理上留意することが望ましい。

(4) デオービットとリオービット

デオービットは、ミッション終了後の宇宙システムを地表に向けて落下させる操作である。

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れの低い軌道へ、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。

NASDA-STD-18の初版の解釈では、軌道寿命の短縮を狙って行う操作はデオービットと呼んでいたが、IADC低減ガイドラインでは早期落下を意図して軌道寿命の短い軌道へ移動することもリオービットの一形態と定義されている。

(5) 廃棄用軌道について

最近まで海外では廃棄用軌道域を定義して、用済み宇宙システムをその軌道域へ移動させることを推奨する例があったが、IADC低減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、強いて廃棄用軌道を指定していなかった。

（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。廃棄軌道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

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

以上の他、デブリ分野では以下の略語が用いられる。(宇宙機名称や文書体系の符号は除く。)

表3.2-1 略語一覧

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

ASI	Agenzia Spaziale Italiana	イタリア宇宙機関
CDR	Critical Design Review	詳細設計審査
CDR	Command Destruct Receiver	指令破壊受信機
CFRP	Carbon Fiber Reinforced Plastics	炭素繊維強化プラスチック
CNES	Centre National d'Etudes Spatiales	フランス国立宇宙センター
CNSA	China National Space Administration	中国国家航天局
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)
DRAMA	Debris Risk Assessment and Mitigation Analysis	(ESAのデブリリスク評価及び低減解析のための解析ツール)
CSA	Canadian Space Agency	カナダ宇宙庁
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)
DLR	Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt	ドイツ航空宇宙センター
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・質量比 (衝突運動エネルギ対宇宙機質量比)
ESA	European Space Agency	欧州宇宙機関
FSA	Russian Space Agency	ロシア連邦宇宙局
GEO	Geosynchronous Orbit	静止軌道
GPA	Agreement on Government Procurement	政府調達に関する協定 (WTOで締結された協定のひとつ)
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
ICoC	International Code of Conduct	国際行動規範
ISO	International Organization for Standardization	国際標準化機構
ISRO	Indian Space Research Organization	インド宇宙研究機関
Isp	Specific impulse	比推力
JFSCC	Joint Force Space Component Command	宇宙部門司令部統合部 (米国の政府組織のひとつ)
JSpOC	Joint Space Operation Center	統合宇宙運用センター (米陸軍・海軍・空軍・海兵隊の統合組織)
KARI	Korea Aerospace Research Institute	韓国航空宇宙研究院
LDEF	Long Duration Exposure Facility	長期暴露実験施設
LEO	Low Earth Orbit	低軌道(高度2,000 km以下)
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)
MASTER	Meteoroid and Space Debris Terrestrial Environment Reference Model	メテオロイド及びスペースデブリ環境モデル
MDR	Mission Design Review	ミッション定義審査
MEOP	Maximum Expected Operating Pressure	最大常用圧力
MIDAS	MASTER-based Impact Flux and Damage Assessment Software	(DRAMAに付属する「MASTERベース衝突フラックス及び損傷解析ソフトウェア」)
NASA	National Aeronautics and Space Administration	米国航空宇宙局

NSAU	National Space Agency of Ukraine	ウクライナ国立宇宙機関
ORDEM	Orbital Debris Engineering Model	軌道上デブリ・エンジニアリング・モデル
OSCAR	Orbital Spacecraft Active Removal	(DRAMAに付属する廃棄軌道の選択を支援するための解析ツール)
PDR	Preliminary Design Review	基本設計審査
PFD	Power Fux Dencity	電力束密度
RFP	Request for Proposal	提案要請
SARA	Re-entry Survival and Risk Analysis	(DRAMAに付属する再突入残存性及びリスク評価のための解析ツール)
SDR	System Determination Review	システム設計審査
SRR	System Requirement Review	システム要求審査
SSA	Space Situational Awareness	宇宙状況監視
SSN	Space Surveillance Network	宇宙監視ネットワーク
STM	Space Traffic management	宇宙交通管理
STSC	Scientific and Technical Subcommittee	科学技術小委員会(UNCOPUOSの下部組織)
TCA	Time of Cosest Approach	最接近時刻
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)
TURANDOT	Tactical Utilities for Rapid ANalysis of Debris on Orbit Terrestrial	デブリ衝突損傷リスク解析ツール
UN	United Nations	国際連合
USSTRATCOM	U.S. Strategic Command	米国戦略司令部
WTO	World Trade Organization	世界貿易機関

【参考】IADCは先進国政府系宇宙機関のデブリの専門家が意見交換する場で、加盟機関は以下の 13 機関である。

① ASI, ②CSA, ③CNES, ④CNSA, ⑤DLR, ⑥ESA, ⑦FSA (ROSKOSMOS), ⑧ISRO, ⑨JAXA, ⑩KARI, ⑪NASA, ⑫NSAU. ⑬UK Space Agency

4. 要求事項

4.1 基本要求事項

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、製造段階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間におけるデブリ発生防止の努力。
(4) 宇宙システムの軌道上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) 宇宙システムの軌道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) までの努力を開発から運用に的確に反映するための管理体制の整備。

(解説1)基本要求の解説

幾つかのデブリ対策はロケットがシステム・レベルで単独に計画できるものではなく、宇宙機・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 デブリ発生防止管理

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-003D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しなくされる。その意味で,JMR-003Dは先ずJAXA自らが遵守すべきものである。その意味で「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及び契約の相手方」の両者に計画的・組織的活動を求めている。

4.2.2 組織

4.2.2.1 スペースデブリ発生防止管理組織

プロジェクト組織等及び契約の相手方等は、この標準で要求する個々のデブリ発生防止対策を適切に検討、計画、実行するための責任ある組織を構築しなければならない。この指名された組織又は個人は、この責任を果たすために必要な権限と資源等を持ち、その作業の状況をプロジェクトの長等に報告しなければならない。通常この組織はプロジェクト組織等及び契約の相手方等のシステム安全管理組織が担当することで良い。

~~4.2.2.2 宇宙機運用管理組織~~

~~宇宙機の軌道上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) スペースデブリ発生防止管理組織

デブリ対策設計は設計審査の対象となる。

4.2.3 管理計画書

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、システム安全プログラム計画書等に文書化すること。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。

なお、デブリ発生防止管理計画書はシステム安全プログラム計画書に含めて良い。

(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」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・体制に中で、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-003D 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	適用フェーズ	適合	不適合	非適用	結　果	備　考

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の概念を構築し、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

ロケットのライフサイクルを図4.3-1に示す。各フェーズ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（ミッション要求分析フェーズ：pre-Phase A）では打上げサービスのビジネス戦略に従って打上げ能力を初期設定する。デブリ低減要求は設計要求や法的制約と同様に、要求の一部として認識される。
(2) 概念設計フェーズ（実現性フェーズ：phase A）は指定された目的（性能、価格、スケジュール）を満足するように複数の実現可能な概念を調査する作業を含む。主要なデブリ対策仕様が決定され、このフェーズで起草される技術仕様書に反映される。例えば、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設計やコストに大きな影響を与えるデブリ対策方針が決断される。
(3) 計画決定フェーズ(予備設計フェーズ：phase B)では、前のフェーズで決定されたシステム概念に基づいて、機能・性能、資源配分及び信頼性に重大な影響を与える主要なデブリ低減策の概念をシステム仕様書、運用計画書等に反映する。
(4) 基本設計フェーズ（phase C）では、運用に供し得る製品を定常生産するために、設計の認定を得ることを目指す。全てのデブリ対策設計と運用手順が決定される。
(5) 詳細設計フェーズ(phase D)では、製品の製造と客先への出荷を行う。製品の設計と製造工程が認定される。
［注：認定後の定常生産フローにおいては、射場出荷前審査においてコンフィギュレーション及び品質に関する審査が行われる。］
(6) 運用フェーズ(phase E)の射場整備作業では、打上げ時刻は軌道上有人システムとの衝突の確率が規定値以下であることが確認され、問題があれば当該時刻が適切に再設定される。
(7) リフト・オフ及びフライト中は別途定められた運用手順及び安全管理手順に従って監視、及び緊急時には所定の処置がとられるが、基本的には定められたシーケンスに沿って自動的に廃棄まで進行する。ただし、再突入制御を行う場合は別途定められた手順に従って実行が管理される。

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については6項に示す。

（解説2） フェーズ毎の審査要領

ロケット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、開発完了時は安全審査委員会（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

このフェーズは打上げサービス要求を分析して、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、打上げサービス仕様を定義することである。

デブリの観点では、打上げサービスに係わって軌道環境の悪化が過大にならないように配慮すべきである。

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、サービス仕様が定義される。

① 打上げサービスやサービス終了後の処置が軌道環境を悪化させない、
② 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

デブリ対策の重要な事項（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てしまうことが多いため、これらの基本的事項については、システム要求審査[System Requirement Review (SRR)]等早期に評価されるこが好ましい。

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調整を行う必要が有る。

少なくともプロジェクト移行前審査では、「デブリ対策計画」が審査される。この時までにJMR-003の要求事項を修整して適用する場合はその修整状況を「デブリ対策計画書」に明示し、それらの審査を受ける。

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． システム仕様書、開発仕様書
（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）
d. 計画的分離・放出品、火工品からの飛散物、固体モータからのスラグの低減化方針
e. 意図的破壊行為の有無
f． 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）
g． 落下の被害予測、溶融率の向上、地上の環境汚染防止及び落下区域の制御

② 議事内容
a.JAXA-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
d.システム仕様書、開発仕様書のデブリ対策要求

（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ロケット・システムの開発仕様が決定される。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に反映される。

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。

ロケット・システム開発仕様はシステム定義審査[System Dedeinition 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、この時までに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． ロケット・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. ロケット・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」に基づいて「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． JAXA-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. 軌道上破砕防止設計要求（運用終了後破砕事故の防止設計を含む）と問題点の抽出
g. 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
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).リオービットに関する設計
　ｳ).落下区域の制御に関する設計
　ｴ).ロケット機体再突入前の爆破
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

② 議事内容

a． JAXA-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. 計画的分離・放出品の低減化設計と問題点
f． 運用中破砕防止措置と問題点の抽出
g． 運用終了後の措置と問題点の抽出
h． 落下の被害予測と落下区域の制御
i． 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

（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. JAXA-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
　・ ロケットに関するペイロード分離軌道毎の措置
h. 落下させる場合はそれに伴う安全措置
　・ 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
　・ 落下の被害予測再解析の結果
　・ 落下区域の制御を行う場合の設計

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

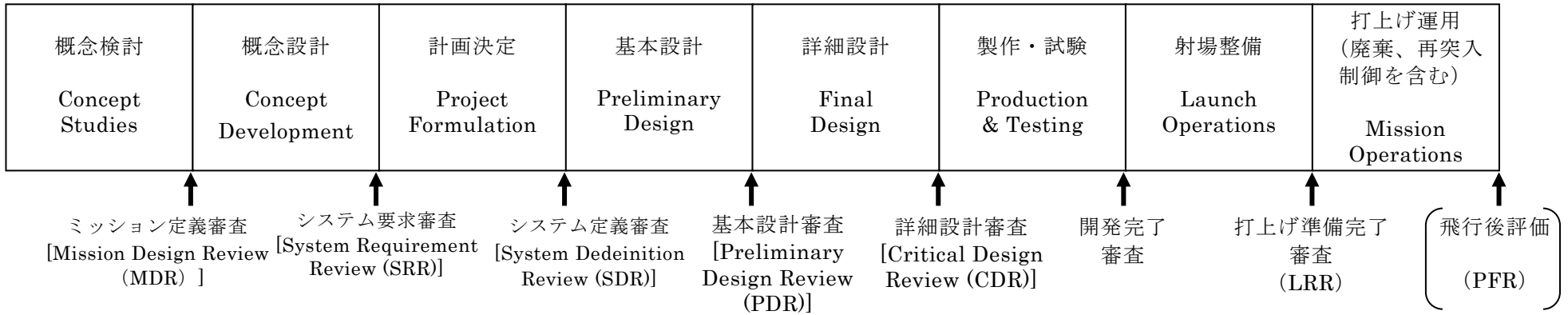
（解説8） 開発完了時の審査

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、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。

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. 運用終了後の措置方針、運用への移管情報
d. 落下させる場合はその被害予測
e. 落下区域の制御を行う場合の計画
f. 落下させる場合の運輸機関への警告体制

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

＜初号機（開発時）＞



＜２号機目以降(生産フェーズ)＞

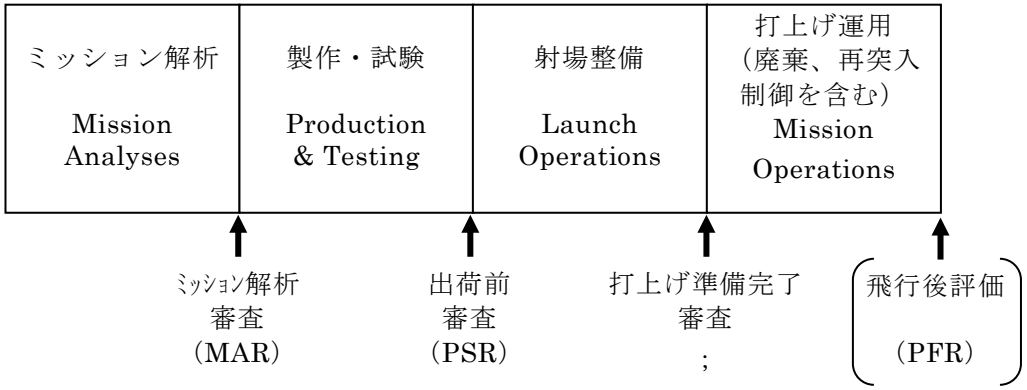


図4.3-1　プロジェクトマネジメントのライフサイクルにおけるプロセス

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	運用に必要な設計情報の移管の確認
システム設計ミッション解析	1) 打上げサービス仕様の妥当性 2) システム概念の評価 3) .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	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	
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) 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	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 2) 落下区域の制御に関する設計 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) 軌道変更距離等の計画値 b) 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) 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、溶融率の向上努力、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

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 打上げ／飛行中	廃棄／飛行後評価
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) システム仕様の設定(含む、ステージ構成、推進系仕様)	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自動実施 (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) 廃棄成功確率の保証、非破砕確率の保証等に係る信頼度配分		
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) 飛行後評価にて、計画外の放出物のないことを、搭載カメラ画像、CSpOC データ等から確認
破砕防止	1) 破砕防止対策方針の設定	1) 破砕エネルギ源の特定、対策 2) 非破壊確率を設計に反映		1) 残留推進薬の廃棄確認
保護軌道域からの排除	1) 廃棄手段(廃棄マヌーバ等)の方針決定	1) 廃棄方針に沿った手段の設計 2) 必要推進剤を設計に反映		1) 廃棄マヌーバの確認
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) 制御再突入を実施

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

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、処分方法を検討し、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。先ず、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が、他の法的規制と同等に制約として配慮される。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。これはミッション定義段階で、評価すべき事項である。

ロケットの開発ではデブリ発生防止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、デブリ対策を実現するように配慮する。

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) デブリ対策要求文書の識別
(2) 破砕を誘発する不具合の防止を含むデブリ低減対策の実行を保証するための安全・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・機能的要求が、地上設備、打上げ手段、ロケットシステム、運用計画などに配分される。

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

このフェーズは想定する期間内で有効となるシステム概念を次のフェーズで決定するに先立ち、輸送系に対するユーザ動向・要望のデータを取得、分析し、需要の見込みを設定してシステム要求を定義することである。

デブリ対策設計はロケットの開発計画（費用・スケジュール）に大きな影響を与える可能性があるため、要求分析の中でデブリ対策要求を漏れなく検討に加え、検討初期段階（概念検討段階）でロケットのシステム概念、運用コンセプトを決め、軌道環境への影響を評価し、把握しておくことが望ましい。

デブリ対策要求は、2.1項に記した以下の文書に記されている。

(1) JMR-003：スペースデブリ発生防止標準
(2) 人工衛星等の打上げ及び人工衛星の管理に関する法、2018年11月15日、科学技術・学術審議会 研究計画・評価分科会 宇宙開発利用部会

以上のほか、国内法規（宇宙活動法及びその下位の内閣府令）,国際条約（宇宙条約、宇宙損害責任条約[ref.28]）、勧告（ITUの静止軌道の保護）[ref.41]、国連決議文書（スペースデブリ低減ガイドライン及び子らから呼び出されるIADCガイドライン）、国際標準化機構の関連規格（ISO-24113等）がある。現在、国連デブリ低減ガイドライン、ISO-24113及IADCガイドラインは、JMR-003Dを遵守することで包含される。

(解説2) 概念設計フェーズにおける管理 (phase A)

[1] 概論

このフェーズのアウトプットは「システム要求書」にまとめられ、「ミッション定義審査」(SRR)に付議される。ロケットへのユーザ要求・需要、関連する制約を把握しつつ分析し、最適なシステムの概念を決定する。

(1) デブリ対策の物体の放出抑制要求は、ステージ構成、推進系の選択(固体モータ、液体ロケット・エンジン等)に影響を与える。

(2) 破砕防止要求は、安全設計概念(タンク設計による質量配分、安全係数、安全余裕などへの影響)と信頼性設計に影響を与える。

(3) 廃棄要求は、ステージ構成に係る基本的ロケット構成、及び各段への機能配分に影響を与える。

(4) 再突入安全要求は、再突入制御を実施するためのサブシステム設計(耐放射線設計を含む)に影響を与える。

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必要であろう。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部品プログラムに従って適切な品質保証レベルの部品が選定されるようにし、また、民生部品はJERG-1-010に記述される各種検査/試験により評価された品目が適用されるようにする。(「JMR-012:電気・電子・電気機構部品プログラム標準」[ref.37]、「JERG-1-010: 宇宙転用可能部品の宇宙適用ハンドブック(ロケット編)」[ref.38], 「CAA-109035:民生部品の宇宙適用ガイドライン」[ref.39]参照)

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) ステージ構成の検討には、軌道に投入する機体の数量、質量、軌道寿命について検討し、軌道環境への影響を極力低減する。

(2) 固体モータを採用する場合は、スラグの発生が無いこと、あるいは少なくとも発生するとしてもスラグの軌道寿命が短く、有人機や他の衛星に与える衝突リスクについて国際的理解が得られる程度であること。

(3) 大型の機体の場合、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であろう。

(4) 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。

(5) 落下した機体により地上環境が汚染されるような事態(毒性推進剤の居住地への飛散)を招かないシステムとする。

(6) 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。

[2] デブリ関連作業

デブリ対策の観点では、以下に配慮して要求事項に反映することが望ましい。

① ステージ構成の検討には、軌道に投入する機体の数量、質量、軌道寿命について検討し、軌道環境への影響を極力低減する。

② 軌道投入機体にはペイロード分離後に軌道を変更する機能を持たせる。これは大型ロケットでは主エンジンの再着火機能と軌道変換用の推進剤の余裕で対処できる。軌道変更料が少なければ補助推進系に機能を持たせることでも対処できる場合もある。軌道投入機体に固体モータを採用する場合は、別途軌道変更専用の推進系が必要となる。

③ 固体モータの推進系は、、スラグ発生を低減もしくは排除するよう配慮した固体モータを採用する。

④ 分離する物体がある場合は、それらが長期的（25年以上）に軌道に残留する事態は避ける。（アレッジモータの分離など）

⑤ 再突入した場合の地上の傷害予測数を最小とするよう設計するが、許容傷害予測を満足できない場合は勿論、満足できても可能な限り再突入制御機能を付与することが望まれる。

（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の要否についてはこのフェーズまでに判断を終了すべきである。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

デブリ対策設計・運用思想を設計仕様に反映する。特に以下の影響に配慮する。

a) 推進剤配分に、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。

b) 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、耐放射線性への機能要求が検討される。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。

(2) 信頼性・品質保証の観点

異常に低い信頼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、信頼度配分にてミッション達成確率、廃棄成功確率、破砕発生抑止確率が適正に保証される。

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） 設計フェーズでの配慮事項の例(phase C)

[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、信頼度管理要求を含むことが望まれる。

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具体的デブリ対策案を検討し、設計面、運用面、インフラ面の課題を解決することである。

この過程では以下が配慮される。

(1) 信頼性・品質保証とリスク管理

不具合による破砕や、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でなく他の健全な宇宙機のためにも望まれる。

(2) 破砕の防止と安全管理

破砕の主要な原因は、推進剤系の爆発、高圧容器の破裂である。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、高圧容器の強度保証等）及び信頼性・品質活動の徹底が第一である。

定常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）とすることが主な対策である。高圧容器については、「破壊前漏洩」[Leak Before Burst (LBB)]設計の適用、用済み後の排出機構の付与などが望まれる。

(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（クランプ・バンド、ノズル・クロージャ、ヨーヨー・タンブラなど）が無いように設計する。

(4) 定常運用終了後の廃棄処置

廃棄マヌーバを実施する場合に必要な推進剤量を見積もり、設計に反映する。 廃棄操作をシーケンスに組み込む。

(5) 破砕防止措置

廃棄マヌーバ終了後の残留流体の排出操作をシーケンスに組み込む。

(6) 落下地上安全の確保

① 低軌道ミッションについては、落下時傷害予測数を見積もり、落下時の安全性を最大限に確保し、地上環境汚染も防止する。

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、落下マヌーバ・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、充分な推進剤、姿勢を維持するための姿勢制御系の設計、電子回路の耐放射線性が必要になることがある。更に、落下マヌ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

遅くともこのフェーズの開始までに以下が整備されている。

(1) デブリ対策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導入・整備（デブリ発生防止評価ツール、軌道寿命解析ツール落下溶融解析ツール等）

(3) 解析に必要な技術データの整備（使用する材料の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. 機体のステージ構成

B. 主推進系の技術仕様

C. 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

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、

(1) 不具合による破砕事故や、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) 破砕事故の主要な原因は、推進系の爆発である。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）とす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) 再突入制御を行なう場合は破砕の徴候及び廃棄機能の健全性を監視できる機能が求められるであろう。これは JERG-0-047A[ref 15]の要求に基づいて行なわれる監視で兼ねられるであろう。
(4) 運用終了後は、低軌道ミッションにおいては軌道滞在期間の短縮（25 年以下を目指す）を、静止宇宙機直接投入の場合においては所定の距離だけ高い軌道への移動を計画し、それらに必要な推進剤を搭載する。
(5) 部品類の放出（展開物締結具、ノズル・クロージャー等）が無いように設計する。
(6) 低軌道ミッションについては、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。
(7) 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、落下マヌーバ・シーケンスを計画する短秒時に大きな推力を発生させる推進系、。更に、落下マヌ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であろう。

（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配慮事項

適正な信頼性・品質保証プログラムによって製造工程が管理されるならば、製造・検証・製品確認に関して、デブリの観点からの特別な要求はない。このフェーズの完了時には製品が認定されている。

[2] 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。

また、開発が終了して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しさす。

1) デブリ発生防止管理計画[4.2.3.1 項参照]
2) 飛行計画書
3) 飛行安全計画書

（解説3） 認定審査 （開発完了審査）

認定プロセスでは、最終的な設計・製造工程が試験・設計解析・デモンストレーションなどの手段を通じて検証される。

デブリの観点では以下が審査される。

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運用終了後のそれらの除去手順
c) 運用終了後の措置方針
d) 自然落下させる場合はその被害予測,
e) 落下区域の制御を行う場合の計画
f) 落下制御する場合の運輸機関への警告体制

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衛星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処分方法(残留推進剤排出、軌道変更操作等を含む)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)

認定後、各打上げミッションの要求に対応してミッション解析が行われる。システム・コンフィギュレーションが識別され、機器の品質が確認され、射場整備作業に供される。

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を、通常の信頼性・品質保証プログラムの中で確認する。

また、打上げ準備完了審査には以下を含めて確認する。

(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) 初期推進剤搭載量と目的別の配分、
(4) 運用時監視パラメータと計測精度、異常監視手順の対処方針(設計要求値)
(5) 廃棄計画
(6) 再突入制御計画(運輸機関への警告等を含む)

[注:JAXA基準 JERG-1-011「人工衛星等打上げ用ロケットの飛行安全に関する基本要求」[ref 14]に従い、ロケット、ロケットから分離したペイロード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。最新の軌道情報にて確認することが望ましいため、打上げ準備完了審査(LRR)前に問題ないことを確認する。

[注:プログラムされたシーケンスに従い、デブリ低減作業を含めた打上げ及び飛行が進行する。]

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、残留エネルギの除去等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)

プログラムされたシーケンスに従い、廃棄マヌーバ及び残留推進剤の排出などが実施されることを確認する。

制御再突入が行われる場合は、機体の健全性を監視しつつ、地上からの指令・支援を得て実施される。制御再突入を行う場合は所定の監視を行う。

再突入制御等システム概念に大きな影響を与えるデブリ対策は、ミッション要求の定義あるいはシステムの定義の段階で決断し、開発仕様書にて設計・運用要求として識別し、製品に反映することが望ましい。

運用終了時点では、以下の処置により、有用な軌道域の保全に努めることがJMR-003Dにて要求されている。

(1) 運用を終了したロケット機体は静止軌道保護域との干渉を避ける。
(2) 低軌道保護域で運用を終了したロケット機体は低軌道保護域との干渉を避ける。ただし、地表

に落下させる場合は地上の被害を避けるよう可能な限りの努力をする。

(3) 運用終了後に破砕事故を発生しないよう、適切な処置を講ずること。

（解説2） 飛行後評価

飛行後評価の一環として、廃棄マヌーバ、残留流体の排出などのデブリ対策が計画に従って実施されたことが確認される。

運用中に計画外の放出物が認められた場合は、その事情が調査され、是正処置が次のフライトに反映される。

5. デブリ低減策の計画及び実行

5.1 正常な運用で分離する物品の制限

5.1.1 機器・部品やその破片の分離抑制

(1) 打上げ後に軌道に残るロケット関連の物体（ロケット軌道投入機体及びその他の衛星支持構体等）は、原則としてペイロード1機の場合は 1 個までとする。ペイロードが複数の場合は 2 個までとする。

(2) 分離後周回軌道に残る恐れのある締結具等は技術的、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。

~~(3) 宇宙機用推進系（静止衛星用キック・エンジンなど）は分離しない構造とすること。分離せざるを得ない場合は、5.3項の廃棄要求に合致した方法で廃棄すること。 分離の如何にかかわらず液体式推進系は、用済み後直ちに偶発的破砕原因を除去すること。~~

(4) 計画的に物体を放出するミッションでは、分離物の面積／質量比や軌道寿命等の特性から軌道環境への影響を評価すること。

（解説1）概要

JMR-003Dの5.1項では、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。物体には、締結具などの部品レベルの者に限らず、ロケットのステージ、複数ペイロード搭載時の支持構体、火工品からの燃焼生成物、固体モータからのスラグも含む。

ロケットに関しては以下が適用されるが、その対策は実質上設計対策が全てである。後続のプロジェクトにも配慮して予期せずに放出された物体の確認とその後のプロジェクトでの再発防止も念頭に置いた処置も推奨する。

（解説2）法的要求

「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」では以下のように要求しているが、これらはJMR-003Dの要求に包含されている。

5 軌道上デブリの発生の抑制

軌道上デブリ（軌道上における不要な人工物体）となるものの発生については、次のとおり対策をとるほか、設計段階から合理的に可能な限り抑制するように考慮すること。

（2）分離機構等

ロケットの段間分離機構、ロケット・衛星間分離機構、衛星の展開部品については可能な限り破片等を放出しないように配慮すること。

（解説3）対策フロー

部品の放出を防止するための対策フローを下表に示す。

表5.1-1 部品の放出を防止するための対策フロー

打上げ後に軌道に残るロケット関連の物体		
管理項目	大分類	主な作業
予防措置	分離物体の識別と設計対策	a) ロケット軌道投入ステージ ロケットのシステム設計におけるステージ構成の検討では、開発費用・運用費用等の経済効果、ステージの段数、推進機関の質量と推進剤の量等が総合的に検討されるが、ペイロード分離後の機体のサイズ、質量、軌道寿命が軌道環境に与える影響も加味することが望まれる。世界的には、欧州を中心に、軌道に残留するステージの数を1機に止めることが求められている。 b) 複数の宇宙機を投入する際の宇宙機支持構体 宇宙機支持構体は分割する場合もあるが、一つにまとめることが望ましい。
締結具など分離物体の放出の抑制		
管理項目	大分類	主な作業
予防措置	分離物体の識別と設計対策	a) 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。 b) 非意図的に物体が放出される懸念がある場合は、設計上の問題を調査し、改善する。 c) 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。
是正処置	異常対応	a) 予期せぬ物体の放出が認められた場合は、その後の運用での再発を防止することが望ましい。
火工品からの破片・燃焼生成物等		
管理項目	大分類	主な作業
予防措置	分離物体の識別と設計対策	a) 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。 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。 b) 非意図的に物体が放出される懸念がある場合は、設計上の問題を調査し、改善する。 c) 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。
是正処置	異常対応	b) 予期せぬ物体の放出が認められた場合は、その後の運用での再発を防止することが望ましい。
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	a) 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。 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

（解説4） ロケット軌道投入ステージの機数

この要求は軌道投入段の数量を原則的に1個に制限している。複数の宇宙機打ち上げ時には宇宙機支持構体を放出しなければ軌道投入機体を複数発生させ得ると数値的には読み取れるが、そのような理解に世界が共感するとは思われない。

過去の事例を見れば、中国は高度 20,000 km に宇宙機 Beidou を打上げるために、長征 3 型(CZ3)第三段と第四段の Yuanzheng(YZ-1)の複数の機体を軌道に投入している。これらは遠地点が 20,000 km 程度になるため暫くは落下しない。

米国の ELECTRON はミッション高度によっては 2 つの機体を残留させるが、2 段機体は高度 200～300 km 程度の高度なので比較的短期間に落下する。もし 2 段と 3 段の機体を一つにまとめたとしたら、打上げエネルギのロスになるのは勿論であるが、軌道に残留する機体は大きく重くなり、結果として相対的に構造特性上のロスが増えると共に、軌道環境に与える影響を機体面積と軌道寿命で評価すれば、悪化の方向となろう。

（テーラリング・ガイド 1）

機体の段構成は様々な観点から設計されるが、軌道環境への影響については、単純に軌道に残存する機体の数量だけで評価できるとは限らない。残存機体の面積、質量、軌道寿命、デブリフラックス等を総合的に評価して判断することができる。

一般的には、軌道投入機体を二つの段に分割し、推進剤を使い切った下段機体を早期に切り離して短期的に落下させ、小型の上段でペイロードを運用軌道に投入する事で、飛行力学的に有利で、軌道に残存する質量、軌道寿命も低減する打上げ形態をとることも考えられるであろう。これは一般的な三段式ロケットのメリットである。こうすることで宇宙物体との衝突確率も低減する筈である。この要求はそのような段構成を完全に否定するものであってはならないであろう。米国の ELECTRON ではこの観点からのソリューションが選択されていると見ることもできる。

（解説5） 宇宙機支持構体等

ロケット軌道投入機体及びその他の宇宙機支持構体等については、「搭載宇宙機が1機の場合はロケット軌道投入機体のみとし、複数の宇宙機を打ち上げる場合は、ロケット軌道投入機体に加えて上部宇宙機支持構体のみとする」というフランス宇宙活動法関連文書等の欧州の規制が ISO に採用されたものである。

上記の記述においてその旨が明確に記されていないのは、ISO-24113 の要求において、複数のペイロードを打ち上げるケースでは、ロケット軌道投入機体を直ちにリエントリさせれば、支持構造体やその他の物体を2個残留させる余地が残されているからである。JMR-003 にもその曖昧さをそのまま反映している。

また、「上部宇宙機支持構体」というのは Ariane や H-IIA のようなデュアル搭載形態を想定にしたものである。昨今はそうではない複数搭載形態も増えてきているのでそれへの対応にも配慮したものである。

なお、アリアンの支持構体は、2005 年以前に打上げられたものは第二段推進系(EPS)の能力不足で近地点高度が 600km あったため 25 年以内には落下しなかったが、2006 年以降はアリアン 5 の第二段機体の推進系が改良されて（ECS）近地点高度が 180～250 km に低下したため平均 10 年で落下すると報告されている。

（テーラリング・ガイド1）複数宇宙機打ち上げ時の宇宙機支持構体

H-IIA では複数打ち上げ時の宇宙機支持構体は 3 分割になっている。要求では 1 個に制限されているが、この要求は既開発品には適用しない。

なお、数量の増加で他の物体と衝突する確率は上昇するが、表面積に対する質量の割合は小さくなり、軌道寿命は短縮される。よって軌道寿命と年間衝突確率との積で評価すると、大きな逸脱とはならないケースがある。今後の H-IIA の打ち上げ機数を考慮すれば現時点で改良する必要はないと考えられる。

（解説6） 分離物体の識別と設計対策

分離する可能性のある物体には、分離ボルト、クランプ・バンド、アレッジ・モータ、宇宙機搭載部、ノズル・クロージャ、ヨータンブラ、複数宇宙機打ち上げ時の上部アダプタ／下部支持構造（下部フェアリング）等が考えられる。

具体的な規制対象物には例として以下のものがある。

(1) ロケット系締結具：段間継ぎ手、分離ボルト、クランプ・バンド、
(2) カバー類：ノズル・クロージャ、
(3) 固体ロケットモータ等：投棄式後方着火器、アレッジ・モータ、
(4) その他 ：ヨーウェイト、ヨータンブラ

［注：放出が不可避な物体については、その軌道寿命を25年以下とする。軌道寿命の評価には2.3.3項の解析ツールが適用できる。

（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。

（テーラリング・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。

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、最大長さで 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、静止軌道保護域及び低軌道保護域に 1 mm 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。月・惑星、その他長楕円軌道投入ミッション等で、静止軌道域への影響が懸念されるとしてもその影響が限定的な場合については、個別に配慮する。

注：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。

（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。非火工品による分離機構を採用することが望まれる。

（解説2） 固体モータからの燃焼生成物 （詳細は6.3.3.8項参照）

欧州の規格では固体モータからの燃焼生成物の放出を規制する方向である。JMR-003Cでは ISO 24113に準じて、静止軌道用アポジ推進系として固体モータを使用しないように求めていたが、D版では低軌道に関しても規制が加わった。1mm以上のスラグを発生する恐れのある固体モータは、有人軌道高度以上の高度では使用を控える方向である。

しかし、JAXA では既に固体モータの適用を前提としたプロジェクトが進行している。このため、低軌道域における固体モータ・スラグ排出規制に関する以下の経過措置が JMR-003D の付録-1 に示されている。

JMR-003D 付録-1：個別プロジェクトに関する補足事項
(1) 宇宙科学・探査プロジェクトに関する補足事項
　宇宙科学・探査プロジェクトに使用される固体ロケットモータにおいては、5.1.2項　低軌道保護域へのスラグ放出制限に適合するための固体ロケット技術は研究段階であるため、第4期中長期目標期間に開発に着手するプロジェクトについては本項の適用を猶予する。次期中長期目標期間については別途決定する。

（JMR-003D の付録-1 の付与の経緯）

固体モータ・スラグ対策技術は 2020 年 9 月現在研究段階であり JMR-003D の 5.1.2 項の要求に適合できる技術が現状無いため、当該要求についてより緩やかな経過措置を設けることが第 2020-6 回安全審査委員会で議論された。

当該 JMR-003D「付録-1」は第 4 期中長期目標期間に有効なものであり、次期中長期目標期間については、別途決定することとされている。

（テーラリング・ガイド）

固体モータからのスラグの放出は、従来型のアルミニウム含有の推進薬と埋没型ノズルを適用する限りは否定できない。また、放出されるスラグが宇宙機に衝突すれば何らかの損傷を与えることも否定できない。

しかしながら固体モータは部品数が少なく、安価に製造でき、構造効率の点でも有利である。推進薬は毒性に留意する必要がなく、長期間の保管が可能である。発射整備作業は液体式に比べて単純で、即応性に優れる。このような利点から、我が国として維持すべき技術であると考えられる。当面は、宇宙活動に過度に支障を与えない範囲で活用を図り、並行してスラグ問題への解を研究することが望まれる。

第 2020-10 回安全審査委員会では、スラグ低減技術が発展途上である中でスラグ排出制限要求を JMR-003D に採用するにあたって、JMR-003D／5.1.2 項の適合性判断フロー（図 5.1-2）が議論され、以下の認識が示された。

(1) 宇宙科学・探査プロジェクトに使用される宇宙機用固体モータについては、JMR-003D の付録-1 に示す通り、第 4 期中長期目標期間に開発着手するものにおいては JMR-003D／5.1.2 項の猶予が認められている。

(2) 2020 年 9 月 8 日時点でプリプロジェクト候補となっている「スラグ低減固体モータ」の開発が成功した場合、地上燃焼試験等で 1 mm 以上のスラグ排出が無いことが検証され、5.1.2 項に要求適合と判断される。

(3) 「スラグ低減固体モータ」の開発が十分でない、または既存の固体モータを使用する場合で、低軌道保護域にスラグを一定程度排出する場合は、5.1.2 項の注に従い、スラグの軌道上での衝突リスクを定量評価し、要求適合性を確認する。有人軌道（ISS 軌道：高度 400 km）以下であれば ISO 国際会合での議論及び ISO/TR 20590 Space systems - Debris mitigation design and operation manual for launch vehicle orbital stages の解釈に基づき国際的理解が得られると考えられるため、詳細評価せずとも問題無い。有人軌道以上においては、スラグの量、軌道、密度等に基づき他物体との衝突リスクの定量評価を行い、国際理解が得られる程度の衝突リスクであれば 5.1.2 項に適合と判断される。2020 年 9 月 8 日現在、衝突リスクの定量評価手法は安全・信頼性推進部中心に検討中である。

(4) 5.1.2 項の注を以ってしても適合が見込めない場合は、1.2.2 項に則った総合的な事情を鑑み 5.1.2 項のテーラリングを安全審査委員会で承認を受ける方法がある。

(5) 安全審査委員会不承認の場合は、再度対策を見直すことが望ましい。

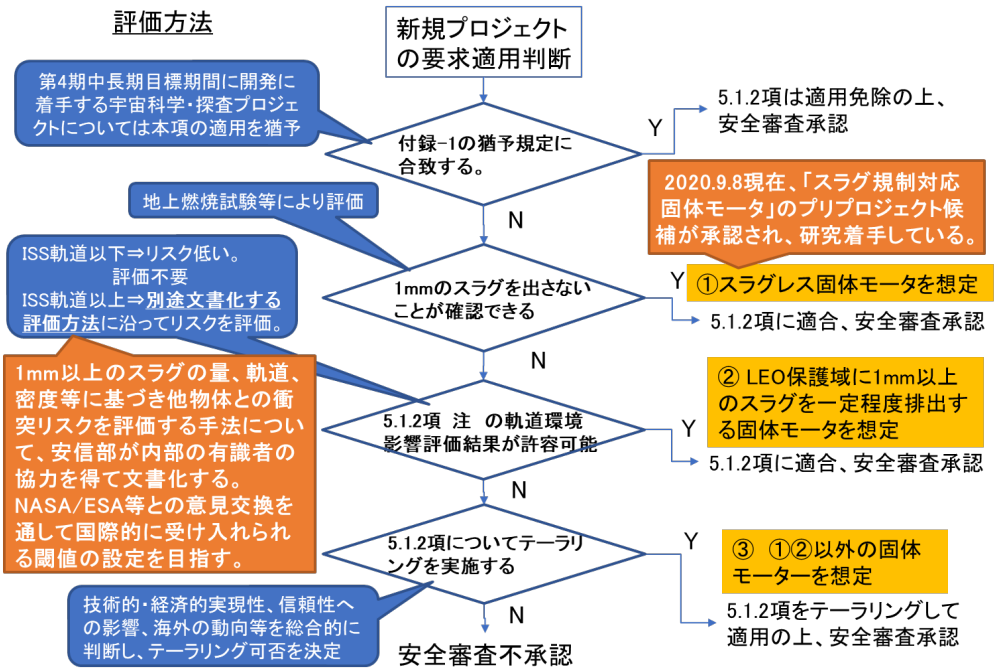


図 5.1-1 安全審査におけるスラグ規制適合性判断フロー（第 2020-10 安全審査委員会にて了承済み）

5.2 軌道上破砕の防止

以下の軌道上破砕を防止すること。

(1) 運用終了後の、内部エネルギによる破砕
(2) 運用中の、内部エネルギによる破砕
(3) 運用中の、軌道物体との衝突による完全なる破砕
(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砕事故である。破砕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砕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。

破砕事故の発生件数はJAXA安全・信頼性推進部が毎年更新している「スペースデブリ関連データ集」[ref.40]に記載されているが、2021年02月25日までに10個以上の破片を発生した破砕事象は270件発生している。ロケット系の破砕事象は130件、宇宙機からは130件、スペースステーションからは5件発生している。デブリ全体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。ロケットの破砕を原因別に見れば、推進系が49件、不具合が16件、原因不明が54件となっている。断熱材の剥離が破砕事象として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砕原因とされているがこれも発生していない。破砕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、バッテリの破砕防止対策である。火工品の熱保護、高圧気体の排出なども潜在的破砕源への対策として求められる。

ロケットの残留推進剤に起因する爆発事故として最もよく知られた例は、1973年から1991年にかけて9件も起きたデルタロケット第2段機体の爆発である。この他、タイタン(3回)、アリアン4（4回）、プロトンK型（25回）、中国の長征4型（2回）で発生している。タイタン3Cの1回目の爆発は高度740 kmで発生しており、爆発直後は469個（10 cm以上の大きなデブリの数量と思われる）の破片が観測された。6週間後には103の破片の軌道が特定され登録されたが、破片のほとんどは高度500 kmから1500 kmの範囲

に分散し、2,000 kmに及んだものもあった。このタイタン3Cは静止軌道でも爆発を起しており(1968081E)、この時も地上からは観測できなかったが多量の破片を静止軌道近辺に飛散させたものと考えられる。

推進系の爆発事故で注目すべきは、動作中の爆発より、むしろ運用を終了して数日以上、長いものでは10年以上たってから残留推進剤により爆発することである。爆発事例は旧ソ連(現ロシア連邦を含む)が圧倒的に多い。

破砕事故は、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。

破砕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。

破砕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、これは破砕事象の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度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) 宇宙活動法との関係

「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」は以下のように要求しているが、これらは上記のJMR-003Dの要求に包含されている。

5 軌道上デブリの発生の抑制

軌道上デブリ(軌道上における不要な人工物体)となるものの発生については、次のとおり対策をとるほか、設計段階から合理的に可能な限り抑制するように考慮すること。

(1)軌道投入機体の破壊・破片拡散防止

①ロケットの軌道投入機体について、指令破壊用火工品の誤作動防止措置をとること

②液体ロケットについて、可能な限り残留推進剤、残留ガス等を排出するとともに、排出が完了しない場合にも破壊することがないよう、内圧上昇に対して安全弁の設置等の措置を講じること

(解説3) 対策フロー

破砕の防止についての対策フローを下表に示す。

表5.2.0-1 破砕による環境悪化を防止するための対策フロー

リスク管理計画	大分類	主な作業
予防措置	破砕源の識別	運用中及び運用終了後に破砕する恐れのある機器を識別する。
	1)運用終了後の破砕防止対策 2) 運用中の破砕防止対策 3) 意図的破砕行為の禁止	(1) 廃棄後の偶発的破砕を防止する機能を付与する。 ・ 残留推進剤の排出、高圧容器の排気・減圧あるいは強度保証 ・ 指令破壊受信器[Command Destruct Receiver (CDR)]を用済み後はOFFにする設計 ・ 爆破線は太陽加熱による破砕を防止する (2) ロケット軌道投入機内の破砕源発生確率を求め、集計して破砕確率を0.001以下となるように設計し、FMEAにて確認する。 (3) 意図的破砕行為は計画しない。
リスク検知	1) 固体モータの打上げ前検査 2) 運用中の監視	(1)固体モータは製造後に内部欠陥がないことを検査等により保証する。 (2) 再突入制御を行なう場合は、主要パラメータを監視して異常があれば再突入を中断して廃棄処置に移行できるようにする。将来的にはオンボードで自律判断するようになろう。

運用処置	破砕防止処置	(1) CDRは、飛行安全圏外に出た時点でOFFとする。 (2) 宇宙機分離後、再突入制御を行なわない場合は、破砕エネルギ源(残留推進剤、高圧ガス等)を排出する。

(解説4) 破砕源の識別

ロケットに搭載される機器で破砕する可能性のある機器には以下がある。

(1) 液体推進系機器等(ロケット・エンジン、タンク、バルブ、配管など)
(2) 固体モータ
(3) 高圧ガス容器や他の関係機器(気蓄器、タンク加圧システム、空圧作動系など)
(4) バッテリ
(5) 飛行安全用指令破壊系

(解説5) 液体推進剤による破砕の破片分散特性について

残留推進剤による破砕事故の事例として、以下の3件の破片の増速量と分散の程度を示す。

① 2001年10月14日に打ち上げられたインドのPSLV の第4段機体[識別番号:2001-049D、質量:920 kg, 自己着火性推進剤、軌道:550～675 km, 傾斜角:97.9 度]が12月19日(2ヵ月後)に爆発し、約300個の破片が高度 200～1100 kmに四散した。
② 2000年3月11日に、中国の長征4型の機体[識別番号:1999-057C、自己着火性推進剤、軌道:741 km] が破砕して300個以上の破片を発生させた。1999年10月に中国・ブラジル地球資源宇宙機(CBERS 1) とブラジル科学宇宙機(SACI 1)を打ち上げてから5ヶ月後の破砕であった。
③ 1986年2月22日にSPOTを打ち上げたアリアン1型の第3段機体[識別番号:1986-019C、カタログ番号:16615、軌道:835～805 km]が1986年11月13日に破砕した。これは極低温推進剤の気化・昇圧によるものと推測されている。

上記の3件の破片の増速度量の推定を図5.2-1に示す。破片は数十m/secの速度増加を得て数百kmの高度差に分散する。また破片の質量と数量の関係は図5.2.0-1に示すように「べき乗分布則(Power Law)」で推定できることが知られている。

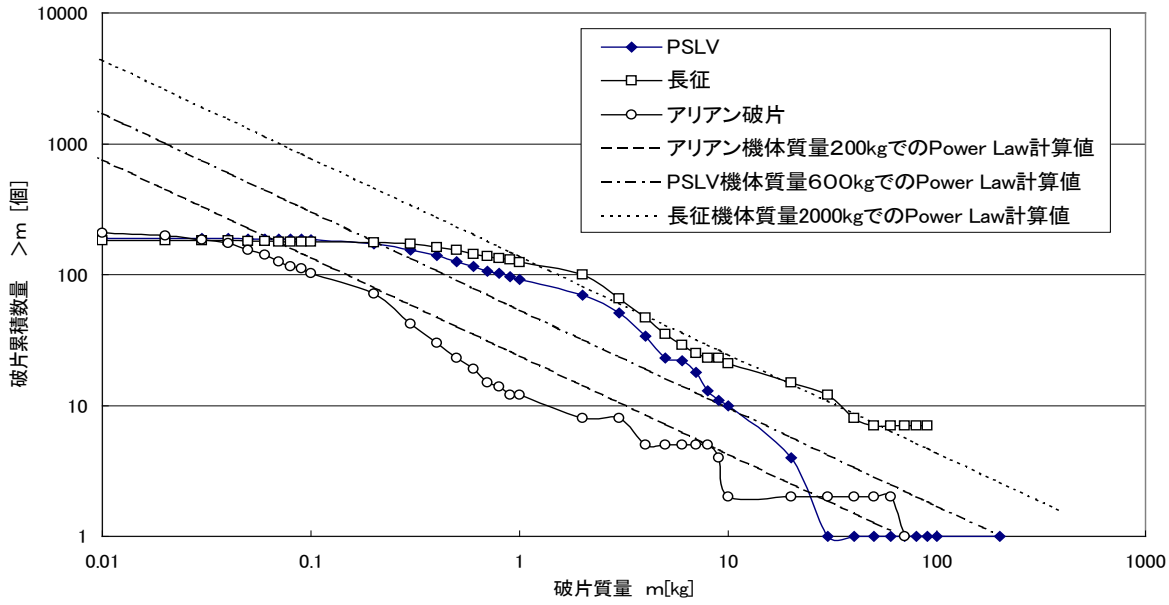


図5.2.0-1 破片の質量と数量の分布

以上の3件において、PSLVと長征4型は推進剤の爆発による破砕であり、アリアンの場合は水素の気化・膨張による破裂であると推定されている。

5.2.1 運用終了後の内部エネルギによる破砕の防止

用済み後の宇宙システムが破砕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砕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、偶発的破砕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砕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砕の可能性がないことが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、一部の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) バッテリの破砕防止処置

バッテリは、異常な内圧の上昇と構造的破壊を引き起こさないよう、電気的・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内圧の上昇を制限するための手段を設けてバッテリ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、破裂の危険性のな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） 概論

運用終了後の破砕防止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) 運用終了後の破砕の防止

JMR-003Dの5.2.1項に記載されている破砕防止措置のうち、ロケットに対する典型的な破砕防止措置は以下である。詳細は第6章にて解説する。

① 残留推進剤の排出
② 高圧ガスの排出
③ 指令破壊系のミスコマンドによる爆破及び爆破線の太陽加熱や電波干渉による爆発

上記①や②を実行するためには、排出ラインや弁を設け、設計排出弁の開状態を維持するための電力量を確保できるようバッテリの能力を設計することが必要であろう。

排出するための機構を持たせることがミッションの信頼性を損なうと判断される場合は、レギュレータのブリード弁で減圧するか、構造強度で保証する。

（解説2） 残留液体推進剤の廃出処置

液体ロケットの残留推進剤は、ミッション終了時にヘリウム気蓄器の高圧ガスを利用して排出する構造となっている。排出経路は、主推進剤弁から燃焼室を経由して排出するのが一般的であるが、予冷排出ラインを用いた排出を行う場合もある。

また、貯蔵性（ストアラブル）推進剤を用いているデルタⅡの場合は、その燃料の特性上、主推進剤弁から燃焼室を経由して酸化剤・燃料を同時に排出する場合、燃焼/推力発生がともなうため、燃焼させながら推進剤を廃棄する運用(Depletion Burn)を行っている。

主推進剤弁は電源断となると閉となるため、残留推進剤排出が完了するまでの間、電力供給可能なようにバッテリの容量は設定されている。

完全に排出できない場合は、自己反応性のない推進剤を残す。また、入熱により残留推進剤の気化・昇圧の懸念が在る場合は、リリーフバルブ等の昇圧制限機構を設けるか、強度上保証する。

一液式推進剤の場合も、極低温推進剤の場合も、分離型タンクの場合も、残留推進剤は排出する。結局、この排出のためには、一連のバルブシーケンス、バルブ開を維持するための電力、推進剤の枯渇を感知するための検知システムが必要になる。

（テーラリング・ガイド）

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のは許容される。

（解説３） 高圧ガス容器や他の関係機器（タンク加圧系、空圧作動系など）

H-IIAロケットの姿勢制御用ガスジェットのタンク内の残留推進剤はミッション終了時には残推進剤を燃焼させながら廃棄する運用となっている。

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。

電源断により推進剤弁が閉となる（ノミナル閉）ため、最終的に若干の推進剤がタンク内と配管内に残留することになるが、量的にはわずかで破砕を発生させることはない。

（テーラリング・ガイド）

ロケットのヘリウム気蓄器は排気機構をもたないが、レギュレータのブリードバルブが徐々に安全な範囲まで減圧する。

（解説4） 飛行安全用指令破壊系

飛行安全用の指令破壊システムは破砕源として認識されている。飛行安全圏外に脱出した後に誤って破壊信号を受信して破砕すること、あるいは運用終了後に太陽加熱で爆破線が誤爆すること

が懸念される。実際に爆破してもタンクに亀裂が走って分割され、微小破片も発生するであろうが、所謂catastrophicな破砕になるとは言えない。

軌道投入後に指令破壊系が誤作動し機体が破壊される。CDRの誤動作、爆破線の誤爆などが原因となる。

爆破線が小さなデブリとの衝突で爆発する恐れは否定できないかもしれないが、重いシールディング材で防御することは重量的に困難であるので無保護状態でも許容する。

(テーラリング・ガイド)CDRの処置について

CDRの受信機能を停止する機能を持たせることが飛行安全上問題となる場合は、検討の上、適用を除外する場合がある。

5.2.2 宇宙システムの運用中の破砕の防止

5.2.2.1 設計の確実性

宇宙システムが地球周回軌道上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。

~~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) 推薬残量を把握するためのタンク圧力、温度等~~

~~(2) バッテリ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~~

~~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。~~

~~5.2.3 軌道物体との衝突による破砕の防止~~

~~5.2.3.1 運用軌道の選定~~

~~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。~~

~~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、他の宇宙物体と衝突する可能性を可能な限り監視し、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衛星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。~~

~~5.2.3.3 衝突回避能力の付与~~

~~静止衛星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） 概論

JMR-003Dの5.2.2.2項では「宇宙機の運用中の監視」を、5.2.2.3項では「不具合発生時のデブリ対策」を求めているが、これらはロケットには適用されない。飛行中の運用監視は飛行安全計画の一環として行われ、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」で監視を求めている。

（解説2） ロケット運用中の破砕故障モードの評価事例

液体ロケット（自己着火性の推進剤ではない場合）が飛行中に爆発し、その破片が地球周回軌道に残る可能性のある故障モードを以下に記す。

(1) エンジン、ガスジェット等の推進機関の故障のうち破砕を誘発するモード
ターボポンプ、ガスジェネレータ、タービンなど燃焼機関の故障

(2) タンク、バルブなどに関する故障モード
「長秒時慣性飛行中のタンク圧力異常上昇によるタンク破壊」のモードがあり、コーストベントバルブによるタンク圧制御とベントリリーフバルブの2重故障により、タンク圧が異常上昇してタンクが破裂する事象である。

(3) 固体モータに関する故障モード
固体モータの破砕原因として、モータケース内の内部欠陥がある。これに対処するため射場搬入前の工場における非破壊検査（＝内部欠陥有無の検査）を実施する。

(4) 指令破壊系に関する故障モード
軌道投入後に指令破壊系が誤作動し機体が破壊される。CDRの誤動作、爆破線の誤爆などが原因となる。

(5) 電池に関する故障モード

ロケットに使用するバッテリは水溶液系（Ni-Cdバッテリ、Ni-H_2バッテリ）から有機溶媒系（リチウムイオンバッテリ）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またはNi-Cdバッテリなどであったが、最近では有機溶媒系（リチウムイオンバッテリ）が使用されている。ロケットに適用されるバッテリはリフト・オフ後は充電されることはない。これまでロケット用のバッテリの破砕事故は報告されていない。

これらの故障モードについては、以下に示す破砕発生率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、後述の表5.2-1にて説明することができる。

(a) 推力飛行中及び姿勢制御中のロケットのエンジンやガスジェット等については、破砕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、そのエンジンやガスジェット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ることを確認すれば良いとする。一般にH-IIA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。
【注】偶発的破砕発生率は0.001以下であると要求されるが、ロケット・エンジンなど構造が複雑で当該確率の算出が容易ではない場合、エンジンやスラスタの信頼度が世界的水準（大型エンジンであれば0.97、スラスタは0.94程度以上）であれば満足していると認められる。（ISO-16127に準ずる）

(b) その他H-IIAにおける各故障モードに対する故障発生率を考慮しても「偶発的破砕発生率」の要求値（0.001以下）を満足する。そのような故障発生率を示す表を添付することでJMR-003D5.2.2.1項への適用性は説明できる。

（参考） 衝突防止（地上からの視認性の向上）

ロケットに関する衝突回避要求は、有人安全の観点から打上げ時の有人システムとの衝突回避が管理されているが、デブリの観点からの要求はない。

一方、JMR-003Dの要求には無いが、軌道投入ステージに運用中の宇宙機が衝突することを最大限に防止する観点からは、軌道投入ステージが地上から容易に確認できることが望まれる。その場合、地上からの視認性をより向上させれば、双方の軌道決定精度が高くなる。

地上からの視認性を高める手段としては図5.2.2-1のような光学的あるいは電波的反射手段がある。

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ロケット上段機体に装着する緊急性はない。装着するロケットの電波吸収特性やサイズなどを考慮して判断することで良い。

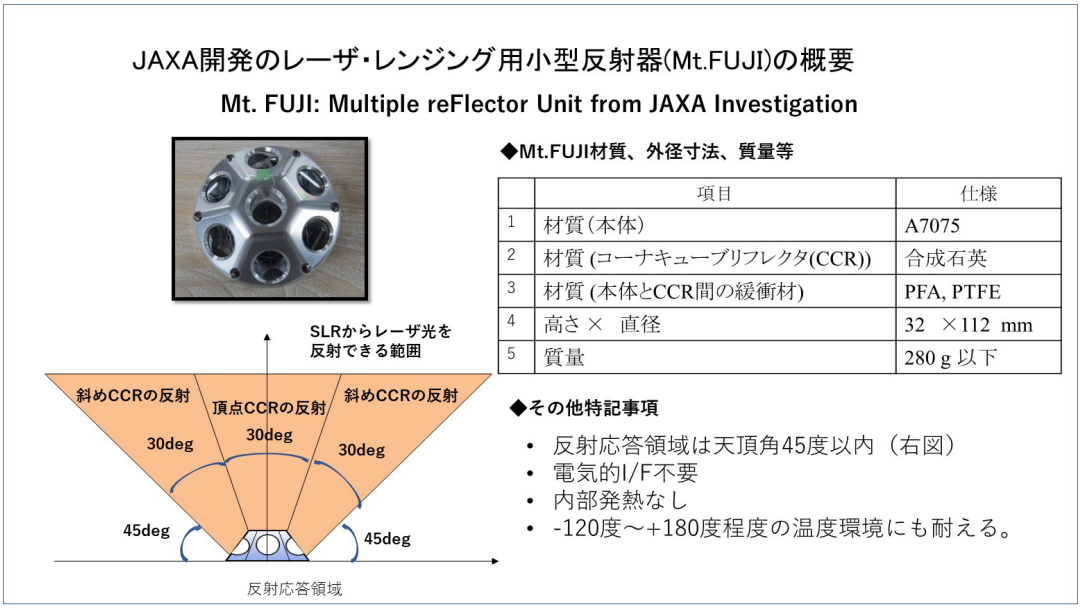


図5.2.2-1 JAXA開発のレーザ・レンジング用小型反射器(Mt. FUJI)の概要

5.2.4 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。ただし、落下する宇宙システムの落下危険度を低減する目的で計画する低高度での破壊行為はこの限りではない。

（解説1） 意図的破壊についての配慮事項

意図的破壊行為は、再突入時の地上の人的被害や環境汚染を防止する目的以外は禁止される。

再突入安全のための破壊を行なう場合も以下に配慮して国際的理解が得られる形態（「透明性・信頼性醸成措置」[Transparency and Confidence-Building Measures (TCBM)]に配慮して、疑惑・誤解を避ける行動）で実施することが望ましい。

(1) 傷害予測数がJAXAの目標値の数倍以上になることが判明した場合。
(2) 破壊行為が唯一の救済手段であることを説明できる場合。
(3) 破壊高度を十分低く設定する。（例えば、破片が1年以上軌道に残留しない軌道に止まる）
(4) 爆破線を宇宙システムに搭載する形態は避けることが望ましい。
(5) 事前に計画する場合は開発フェーズで国際社会に通知し、実施の結果は世界に報告する。

(6) 既存の宇宙資産に影響を与えないタイミングで実施する。

（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)方式は攻撃宇宙機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。

近年では2007年1月11日に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年に打上げた気象衛星で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年に発生した米ロ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。

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。

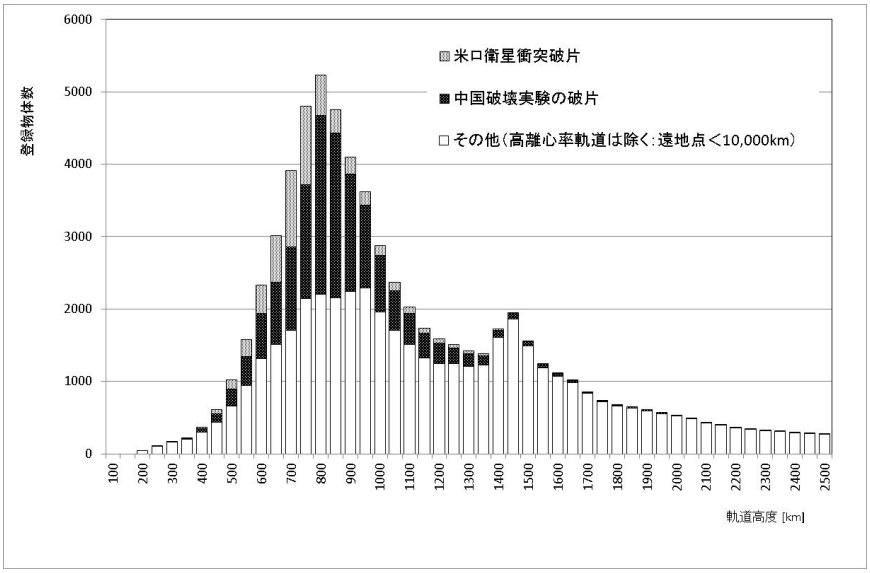


図5.2.4-1 軌道高度50km帯毎の通過物体数の増加状況 (US-SSN data @20140903)

（解説3）再突入前の低高度破壊

再突入物体が地上に与えるリスクを最小化するために低高度で破壊する行為については、NASA安全標準では高度90km以下と規定している。5.2.3項は破壊の破片が周回しない充分低い高度でかつ破片の溶融を妨げない充分高い高度で行うことを求めている。しかし、運用中に破壊装置を軌道上で保持している場合は破砕事故のリスクを上昇させることになり、留意が必要であろう。

地上からミサイルで攻撃する場合は速度エネルギが加算されることとなり、より広範囲な拡散が懸念される。この実例で最近のものは、2008年2月21日3時26分(GMT)頃、米海軍(USN)のイージス艦「Lake Erie」が改良型戦略ミサイル「SM-3」1基を発射し、太平洋上空約247kmを秒速7.6kmで通過中の機密軍事試験宇宙機「NRO L-21 (USA193)」を破壊した件がある。破壊の理由は当該宇宙機がヒドラジン約453kgを搭載しており、これが凍結していて落下途中で消滅せず、地上に被害を招くことが懸念されたためと説明されている。破壊高度は90kmよりかなり高い250kmであった。USA193 のデブリとしてカタログ登録された173 個のうち、当初の遠地点高度が830km 程度と高かった破片が10 月9 日に消滅し

たことで、全ての登録デブリが姿を消した。しかし、破片の到達高度は3000kmを超えたものがあり、他の宇宙機に与えるリスクが無視できるものではなかった。

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

5.3.1 基本要求

運用終了後の宇宙システムは、保護軌道域との干渉を抑え、かつ5.2.1項に沿って破砕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-003Dでは定常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。5.3項の要求には宇宙機を主体とする要求(5.3.1.2項や5.2.1.3項等)があるが、それを除いた部分についてはロケットには適用される。

（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	(1) 廃棄操作機能の付与 (2) 廃棄機能の信頼度を管理する。	(1) 軌道変更や再突入制御に必要な機能・性能を付与する。また、そのための推進剤を搭載できる能力を付与する。 (2) 廃棄成功確率を0.9以上とすることを目指して信頼度を適切に管理する。
	低軌道打上げミッション (1) 軌道寿命の推定 (2) 廃棄計画	(1) 軌道寿命を推定する。 (2) 再突入させた場合の地上のリスク及び制御再突入の実現性を評価し、廃棄方法を決断する。 (3) 制御再突入を行わない場合は、軌道寿命が25年以内になるように廃棄マヌーバを計画する。 (4) 制御再突入を行う場合は、再突入コマンド発信の是非を決断するための健全性評価をおこなうための監視機能を付与する。将来的にはオンボードで自律診断して処置判断するようになろう。
	静止軌道打上げミッション (1) 廃棄計画	(1) GTO軌道の場合、再突入させた場合の地上のリスク及び制御再突入の実現性を評価し、廃棄方法を決断する。太陽・月の引力を考慮して適切な廃棄マヌーバ計画を設定する。 (2) 制御再突入を行わない場合は、保護軌道域との干渉の回避、軌道寿命の短縮に必要な廃棄マヌーバを計画する。 (3) 静止軌道直接投入（ロケットを静止軌道近傍の円軌道に投入してそこから宇宙機をGEOに投入する方式）の場合は、静止軌道保護域より上方の軌道に投入する。
運用処置	廃棄操作	再突入マヌーバあるいは軌道変更マヌーバを、計画したシーケンスで実施する。 再突入制御を行なう場合は、健全性を評価して、実行不可能と判断する場合は、残留エネルギの排出処置を行なう。

（解説 3）背景

ISO24113 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とのことから、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）ISO24113 第3版の廃棄成功確率の要求

ISO24113の第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。

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。しかしこれらは実質的に宇宙機に対する要求になっており、ロケットに対しては再突入制御を行なう場合にb)が適用できるだけである。

a) 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）
b) 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実施（6.3.1.3 項）
c) 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（6.3.1.4 項）
d) 当該異常が検知されたら危機管理計画を立案し、実施（6.3.1.5 項）
e) 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（6.3.1.6 項）

（解説5）海外・国内の動向

米国 NASA NASA-STD-8719.14b「Process for Limiting Orbital Debris」では、以前より廃棄成功確率 0.9 を課している。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。U.S. Government Orbital Debris Mitigation Standard Practices[ref.6]は 2019 年 11 月の改訂で、「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」と課した。

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。既にフランス国内法の適用を受ける Thales Alenia Space France や Airbus Defence and Space は 0.85 を採用している。17 年寿命の静止宇宙機についても 0.85 が要求されている。

欧州宇宙規格 ECSS は ISO24113 を引用する ECSS-U-AS-10C ”Space Sustainability”[ref.31]を制定しており、ISO24113 と同じ廃棄成功確率 0.9 を求めている。

（解説6） ISO24113 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。宇宙機においては廃棄成功確率には、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、様々な設計・運用対策が必要となるが、ロケットの場合は比較的単純化して考えられる。宇宙機の用に廃棄マヌーバに必要な機能の信頼度を特別に取り出すこと無く、廃棄マヌーバを行なう推進系の信頼度が世界レベルで十分であれば特別な評価は求められていない。下記のテーラリングガイド（ロケットへの適用範囲）を参照されたい。

（テーラリング・ガイド）ロケットへの適用範囲

JMR-003Dでは、宇宙機に対しては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が、ロケットについては軌道投入機体のシステムの信頼度が世界レベル（0.94程度）であれば、通常ミッション期間が数十分であり、再突入制御を実施する場合でも作動寿命の影響を受けるほど長くはない。よって、以下が実施されていれば廃棄機能の信頼度は十分に0.9を満足するものとみなしている。

(1) 設計対策
- ① 廃棄計画は従来のとおり、飛行計画のシーケンス・オブ・イベントの一環として管理する。
- ② 再突入制御を行なう場合はその計画を作成し、それに従う。
- ③ 廃棄後の軌道寿命を推定して廃棄軌道を設定し、それに必要な推進剤などを配分する。
- ④ 廃棄機能の信頼度を確保する。

(2) 再突入制御を行なう場合の運用対策
- ① 廃棄マヌーバ用資源を管理する
- ② 再突入コマンドの発信の是非を判定し、中止する場合は残留エネルギを排出する。

5.3.1.1 設計時の対応
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項の破砕防止操作を行う機能を含める。

(解説1) 要求の趣旨

宇宙機分離後の廃棄操作を可能にする機能を付与することが求められる。廃棄マヌーバは、主エンジンの再着火機能（通常燃焼あるいはアイドルモード燃焼など）を付与するか、姿勢制御用の補助推進器（スラスタ等）あるいは特別に付与する推進器を用いて実行される。いずれの場合も十分な推進剤が必要であろう。［再突入制御を行う場合の機能については3.4項参照。］

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) 要求の趣旨

設計時及び打上げ作業の推進剤充填作業において、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)などに配慮した推進剤質量マージンを含むものとする。

(解説2)軌道寿命の変動要因について

低軌道物体の軌道寿命の推定については5.3.3項の解説を参照されたいが、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・太陽引力による軌道が変化する
   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
   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。輻射圧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 1.2 程度とされている。

(解説 3)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ることになる。

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。近地点の設定の際には、要求を満足する確率などを併記することが望ましい [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200 kmとする。]

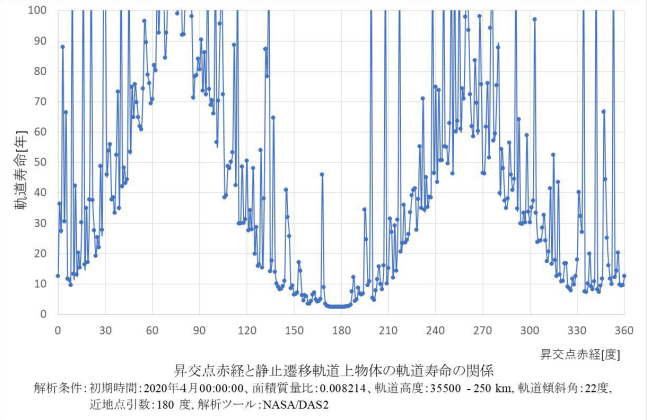


図5.3.1-1 昇交点赤経の変化による軌道寿命の変化（DASで解析）

よって、GTOに代表される超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。

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評価すること。目標値はプロジェクト毎に決定した値とする。

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）廃棄成功確率の保証

JMR-003Dでは、宇宙機に対しては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が、ロケットについては軌道投入機体のシステムの信頼度が世界レベル（0.94程度）であれば廃棄機能の信頼度は十分に0.9を満足するとみなしている。

空力抵抗増強装置等を用いる場合はこれの信頼度を確保することが求められる。

以下の項目はロケットには適用しない。

5.3.1.1.6 廃棄作業に用いる品目の残寿命管理
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
5.3.1.1.8 デブリ等の衝突の影響の評価及び防御設計
5.3.1.2 宇宙機の運用中の対応

5.3.2　静止軌道域に対する運用終了後の処置

(1) 静止軌道近傍にて運用を終了する宇宙システムは、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。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。

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

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年間静止軌道保護域と干渉しないこと。

(2)　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。

（解説1）静止遷移軌道打ち上げミッションの場合の廃棄操作

GTOへの軌道投入機体には、静止軌道保護域と低軌道保護域の両方の干渉に配慮が必要であろう。

静止軌道保護域の保全のためには、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（遠地点高度は35,586 km以下とする）。低高度保護域の保全のためには、近地点高度を軌道寿命が25年以内となるように設定するが、GTOの軌道寿命を正確に推定することは、打ち上げ時刻の変更などがあれば月・太陽の引力及び太陽輻射圧の影響を受けてとりわけ困難である。（53.11.4項(1)の解説参照）

（解説2）静止軌道近傍からの直接投入の場合の廃棄操作

この手法は、ロケット軌道投入機体が静止軌道のやや上方の円軌道に到達した後に宇宙機を分離し、宇宙機がそこから自力で静止軌道に移動する方法である。軌道投入機体は静止軌道保護域と長期的（100 年以上）に干渉しない高度に放置（要すれば若干移動）されるので、静止軌道保護域との干渉はない。

5.3.3　低軌道域に対する運用終了後の処置

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項の地上安全の要求に配慮しつつ、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：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：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、システムの特性に応じて以下とする。

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 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
軌道上で回収して保護領域より排除すること。回収作業では分離物の発生がないこと。
あるいは、計画的に落下させて地上で回収すること。再突入前に分離・放出して軌道に残留する物体を最少にすること。落下の際の地上安全は5.4項の要求に従うこと。
(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。落下の際の地上安全は5.4項の要求に従うこと。
(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。落下の際の地上安全は5.4項の要求に従うこと。
(5) 展開物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。落下の際の地上安全は5.4項の要求に従うこと。

（解説1）低軌道ミッションの場合の廃棄操作

(1) 廃棄方法の選択

低軌道保護域の廃棄操作の優先順位は以下の順序を推奨する。
① 自然落下（落下被害が目標値以内の場合）
② 落下点制御による再突入廃棄
③ 軌道寿命の短縮、その後、再突入廃棄（傷害予測数、地上環境汚染が許容される場合）

最終的に落下処分（①または③）する場合は、地上落下物による傷害予測数が目標値以下であることが基本である。傷害予測数が目標値以下とならない場合は、②の落下点制御を選択すべきである。
なお、フランスの宇宙活動法の下位の技術規則では、すべてに優先して②の落下点制御を検討すべきで、それが不可能な場合は①や③を選択するとしている。

(2) 廃棄計画

再突入制御については 3.4 項にて言及する。ここでは軌道寿命の短縮操作について述べる。

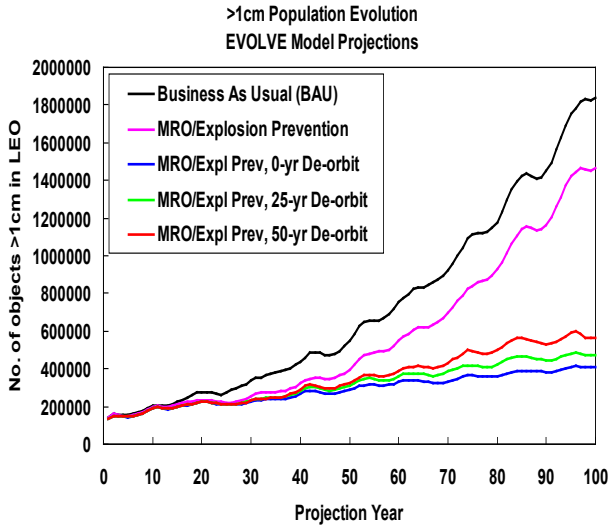
a) 軌道寿命の短縮
運用軌道が低軌道保護域と干渉する場合は定常運用終了後に軌道を変更するかミッション計画を見直して最終高度を低く選定する。（空力抵抗増強装置を付与する例もあるが、通常は選択されない。）
宇宙機分離後に廃棄マヌーバに必要とする推進剤が確保できるように、ミッション解析作業において調整する。

b) 軌道変更機能の信頼性設計
廃棄マヌーバを行う場合の成功確率を 0.9 以上に確保することが要求されるが、軌道投入機体のシステムの信頼度が世界レベルであればこれを満足するものとみなされる。
空力抵抗増強装置等を用いる場合はこれの信頼度を確保することが求められる。

（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安全標準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.43]で

あり、図5.3-2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-003D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.43]

（解説3）寿命推定方法

簡易的にはNASA-DAS、DEMIST、STELA, ESA-DRAMA-OSCARなどで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り、その原因は調査中である。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。

結局軌道寿命解析にはCNES が提供するSTELAが一番好ましい。これはwebサイトからダウンロードできる（http://logiciels.cnes.fr/STELA）。

（解説4）軌道寿命の典型例

以下で紹介する図表は（解説2）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、Cd=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＝0.01m^2/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。

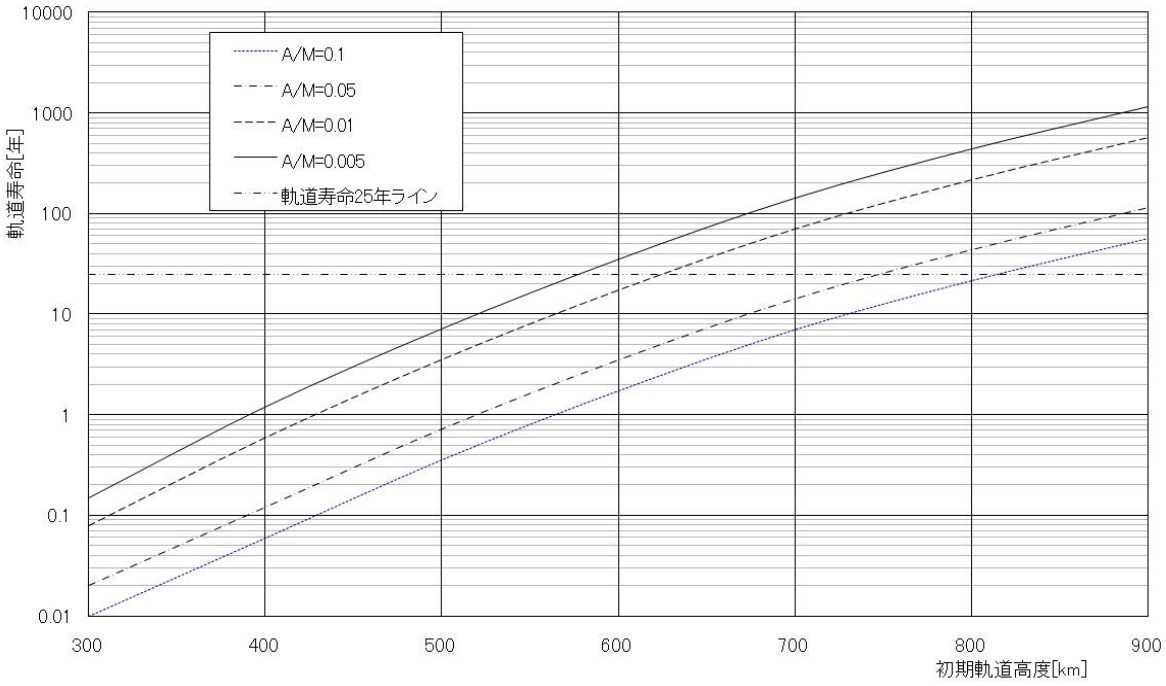


図5.3,3-2 円軌道初期高度と軌道寿命

解析条件：epoch 1996/8/2000H00M 0.000S (UTC)、積分ｽﾃｯﾌﾟｻｲｽ：１日　Runge-Kutta（２次),
i =90.000(deg), Ω=0.000 (deg), ω=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

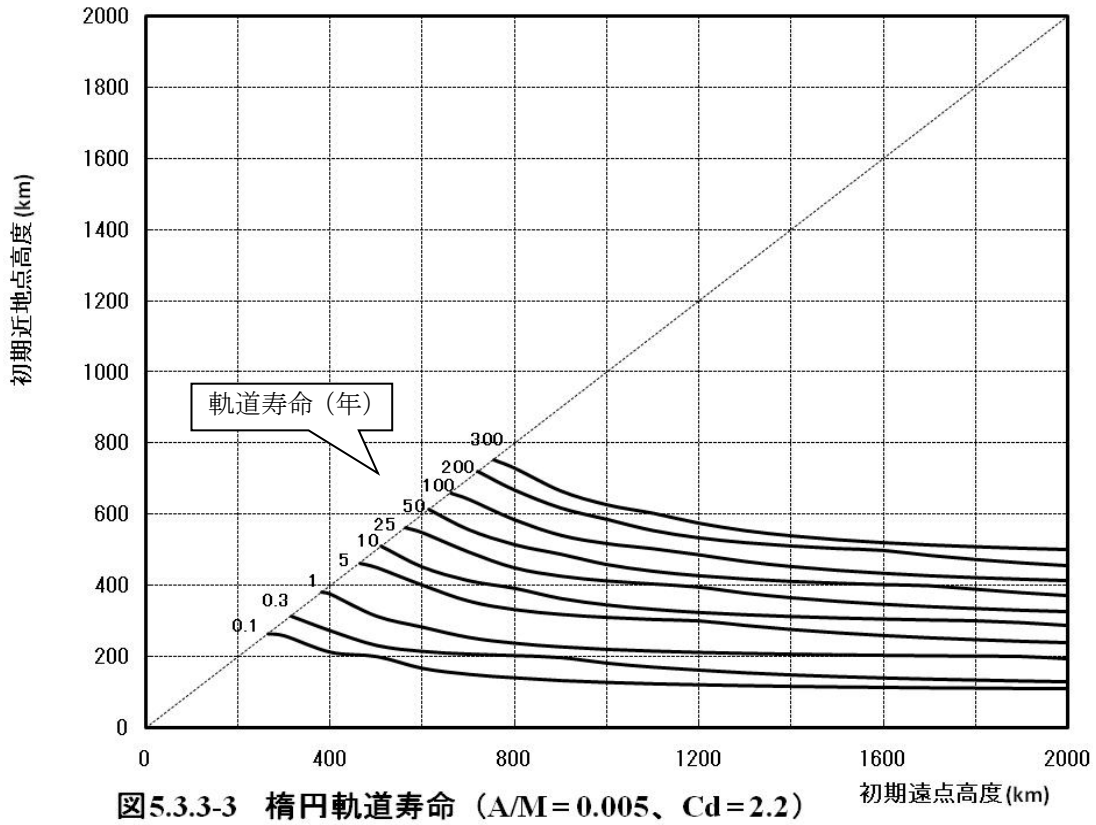


図5.3.3-3　楕円軌道寿命（A/M＝0.005、Cd＝2.2）

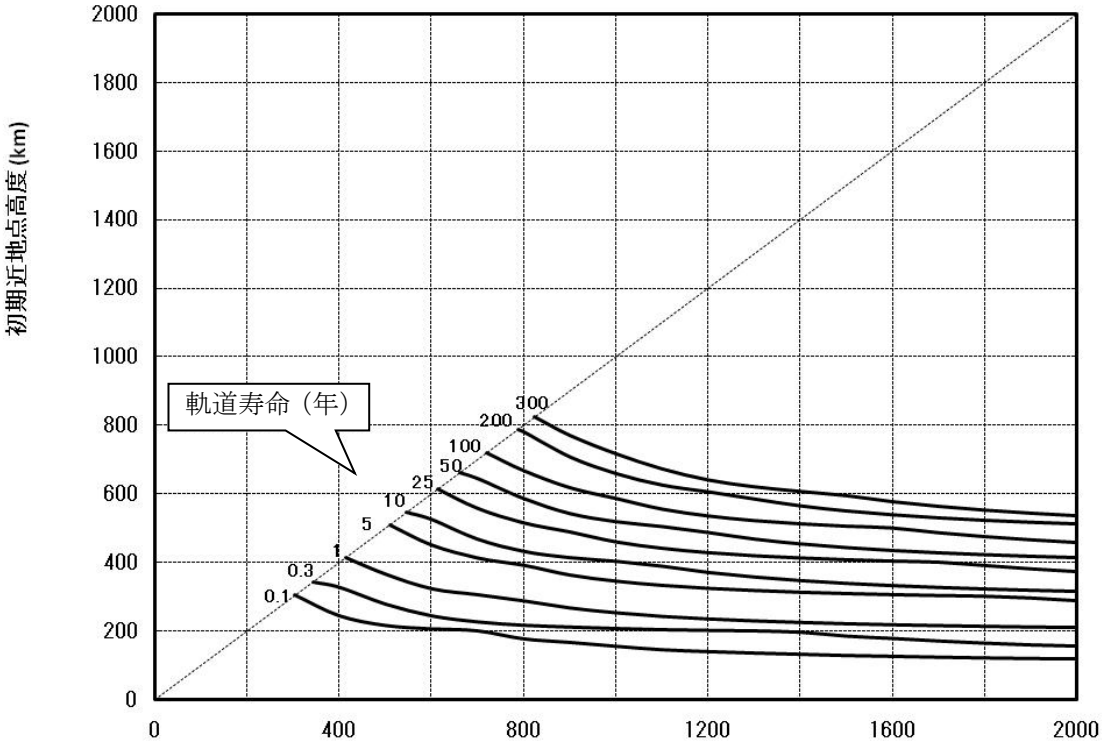


図5.3.3-4　楕円軌道寿命（A/M＝0.01、Cd＝2.2）

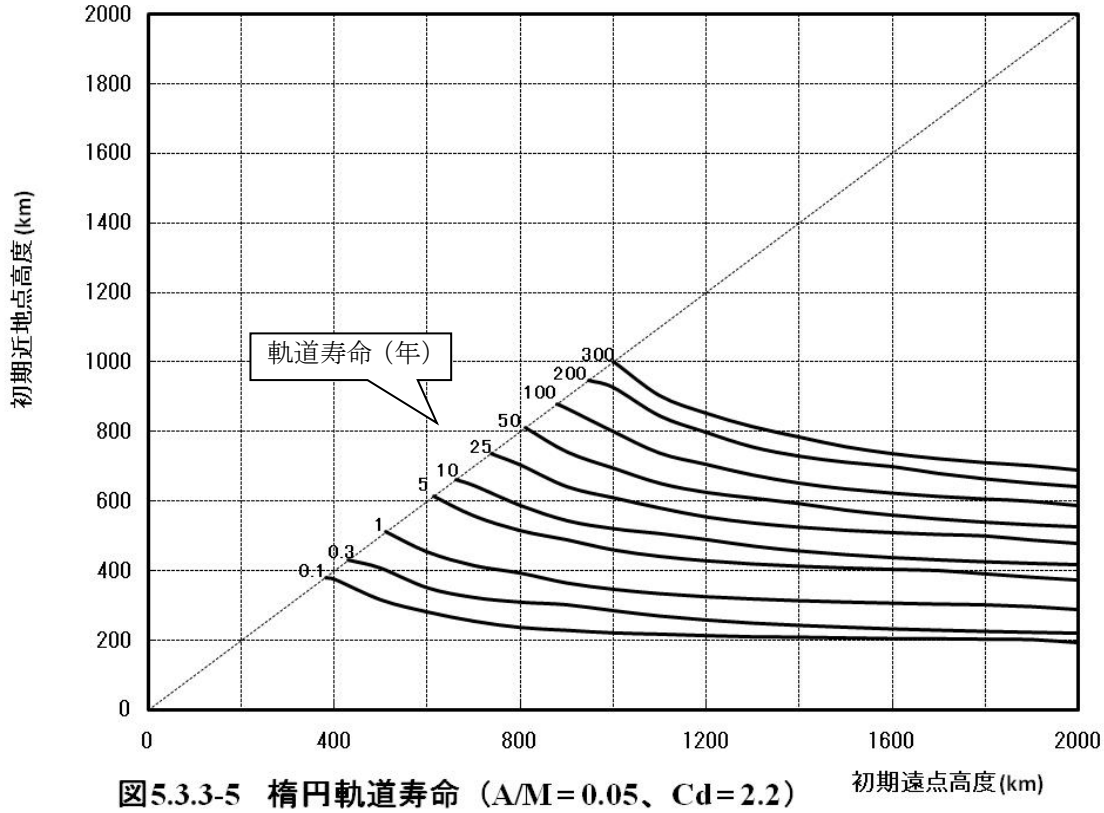


図5.3.3-5　楕円軌道寿命（A/M＝0.05、Cd＝2.2）

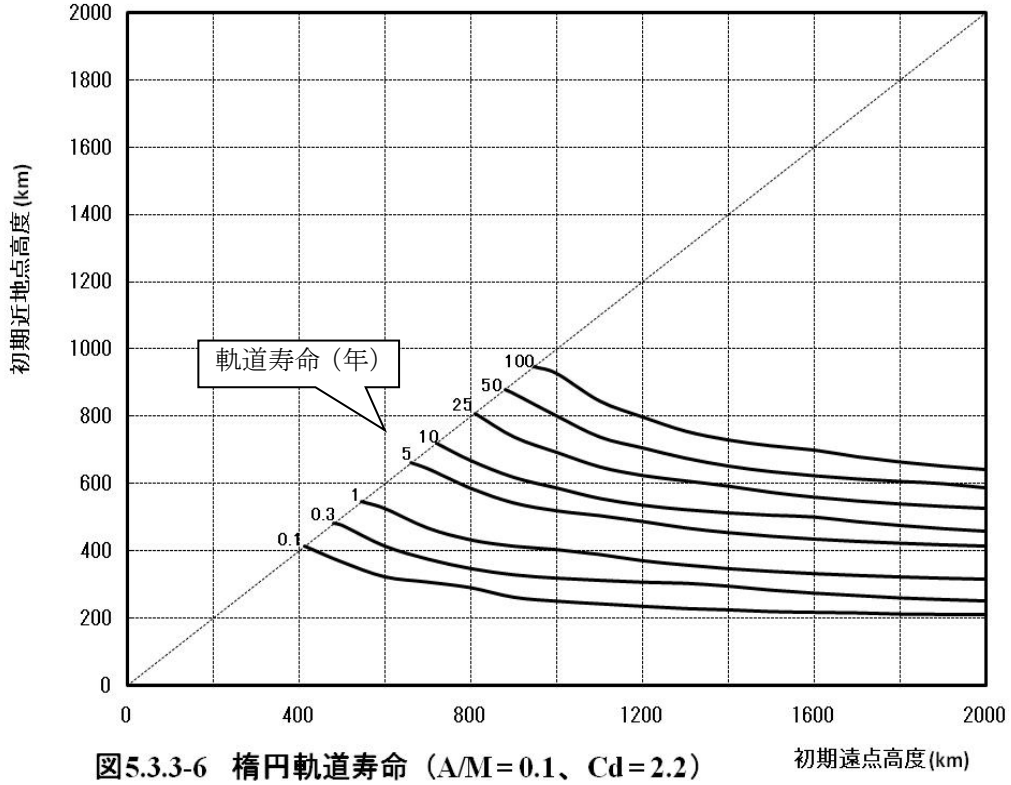


図5.3.3-6　楕円軌道寿命（A/M＝0.1、Cd＝2.2）

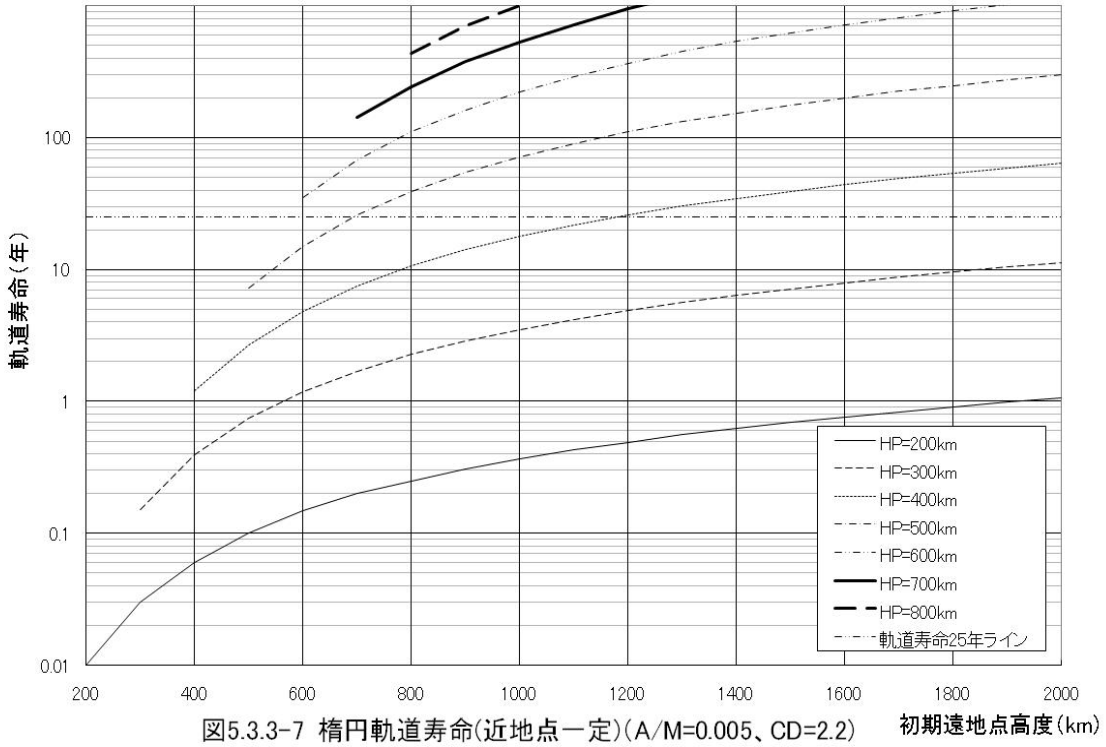


図5.3.3-7 楕円軌道寿命(近地点一定)(A/M=0.005、CD=2.2)

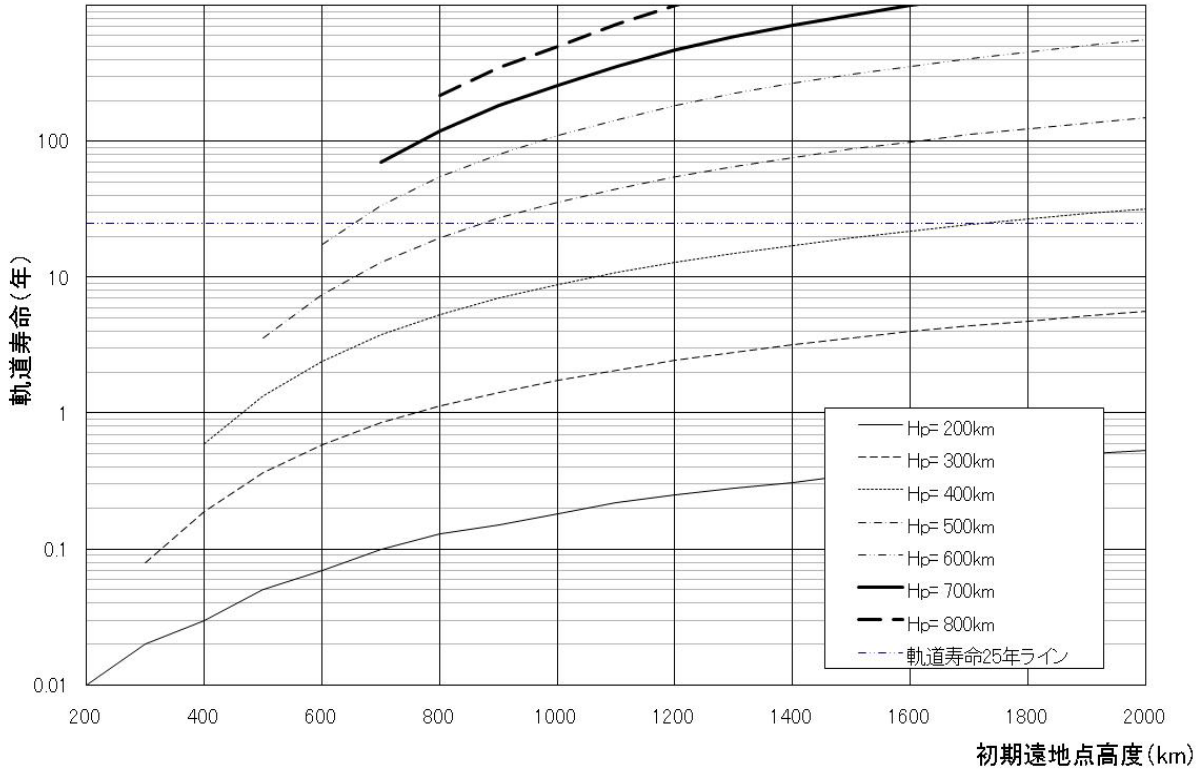


図5.3.3-8 軌道寿命(近地点一定)(A/M=0.01, CD=2.2)

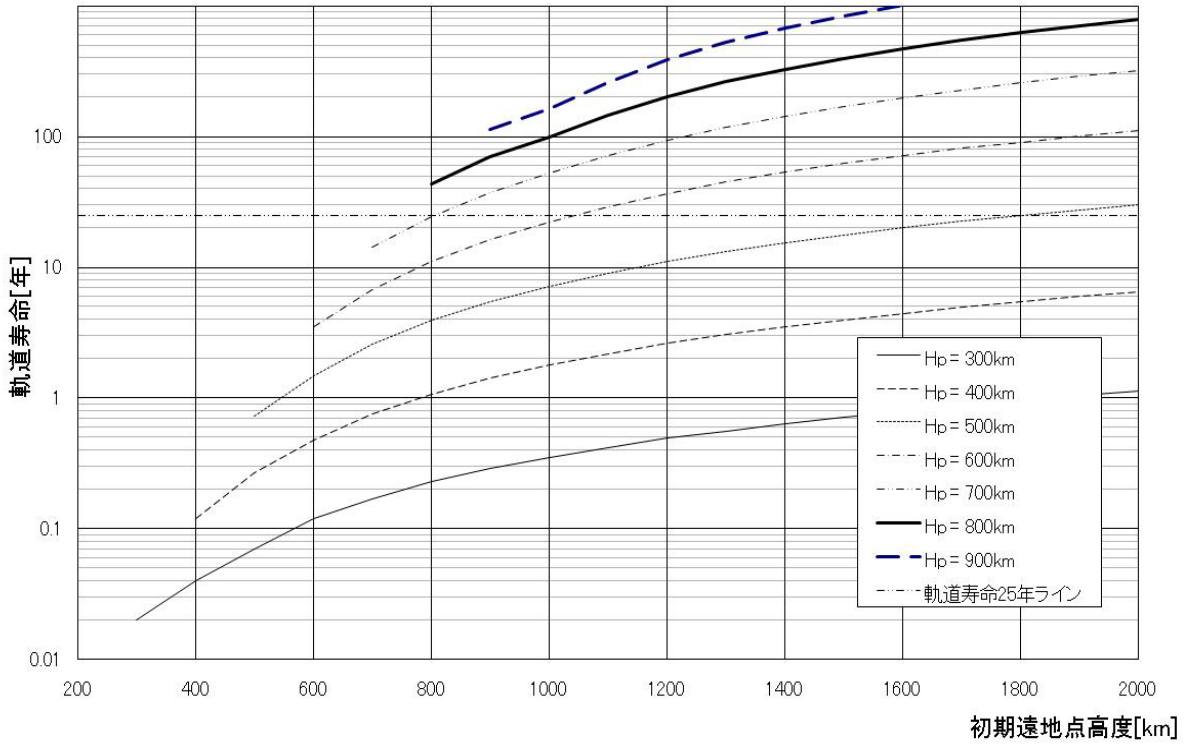


図 5.3.3-9 軌道寿命（近地点一定）(A/M=0.05,C_D=2.2)

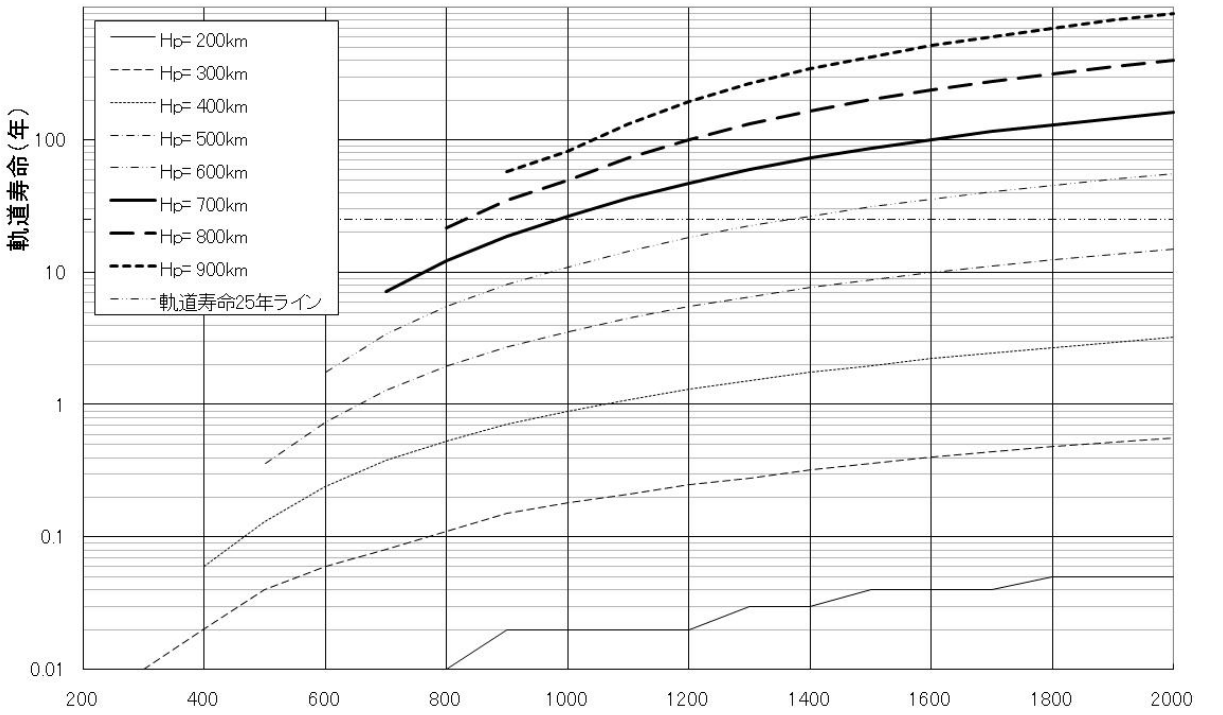


図5.3.3-10 軌道寿命(近地点一定)(A/M=0.1, CD=2.2)

(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Cd=2.2を前提とした。しかし、(解説2)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、Cd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。

(解説8)その他の中高度域に対する運用終了後の処置

GTO 以外の長楕円軌道に宇宙機を投入する打上げミッションでは、GTO と同様な処置を推奨する。静止軌道と交差する長楕円軌道への放置は避けるべきである。[「静止軌道域に対する運用終了後の処置」の項を参照されたい。]

5.3.4　その他の中高度域に対する運用終了後の処置

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はこの軌道域周辺の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}～10^{-3}のオーダ)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であろう。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。

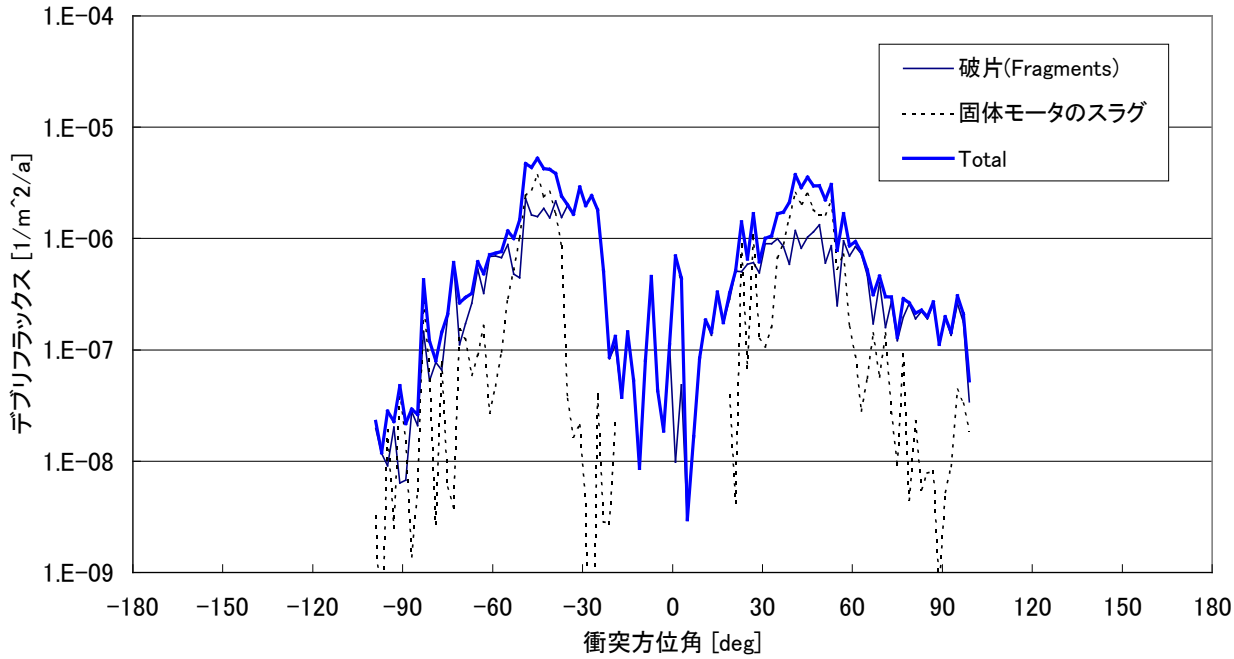


図5.3.4-1　12時間周期軌道のアジマス方向デブリフラックス分布（直径1mm以上）
（累積フラックス0.000099個／m^2／年）

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.24] もある(以下の囲み参照)。

"Long-Term Evolution of Navigation Satellite Orbits: PS / GLONASS / GALILEO"[ref.43]
(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。

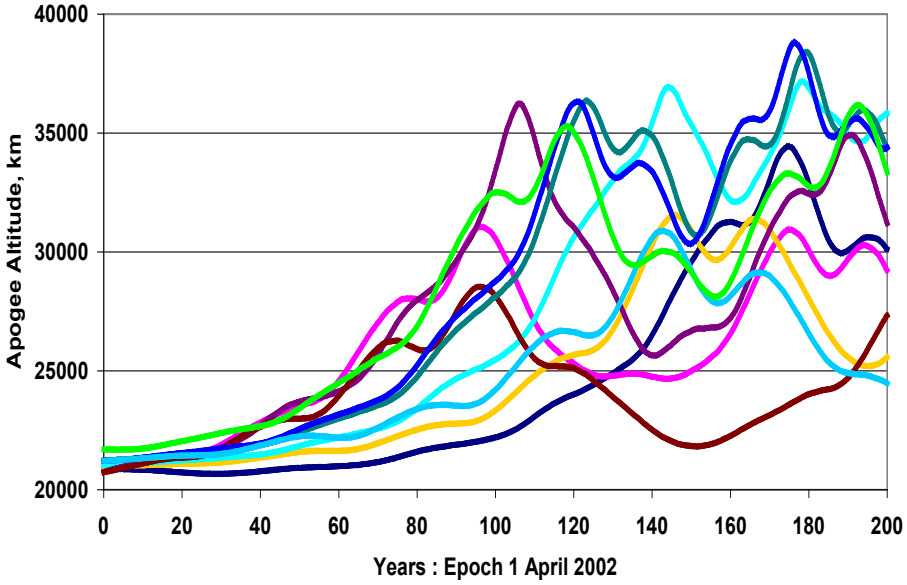


図5.3.4-2　GPS Block I (non-operational) apogee altitude history
[Ref.: "Long-Term Evolution of Navigation Satellite Orbits: PS / GLONASS / GALILEO" (COSPAR02-A-02858) (PEDAS1-B1.4-0051-02) written by C. C. Chao and R. A. Gick,] [Ref.43]

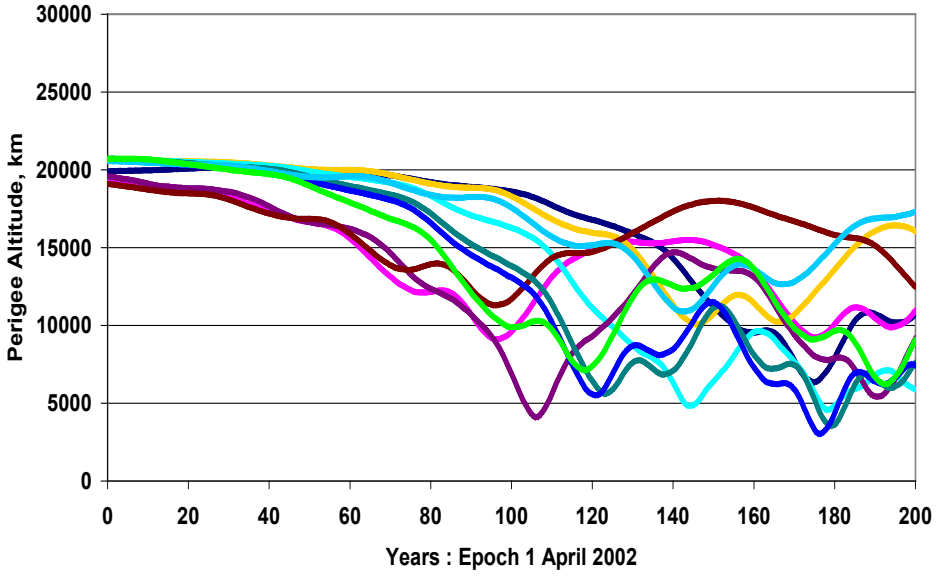


図5.3.4-3　GPS Block I (non-operational) perigee altitude history
[Ref.: "Long-Term Evolution of Navigation Satellite Orbits: PS / GLONASS / GALILEO" (COSPAR02-A-02858) (PEDAS1-B1.4-0051-02) written by C. C. Chao and R. A. Gick,] [Ref.43]

5.4 再突入／落下による処分に対する要求

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。）

（解説１）地上の安全の確保

JMR-003D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。

a)　落下の危険度を事前に把握する。望ましくは概念設計時点で危険度をある程度評価し、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に反映させる。
b)　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。
c)　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。
d)　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を防ぐ。（5.4.4 項）

世界的には最近までよほど大型の宇宙システム（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安全標準と米国政府基準、とJAXA標準のみであったが、現在では欧州行動規範やESA標準でもJMR-003Dと同様の要求（$Ec<10^{-4}$）を課している。

現実には、特に大型のロケット軌道投入機体でこの要求を完全に満足することは世界でも困難であることから、技術の現状や海外の動向を踏まえつつ最大限の努力を求めるものである。

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システムを処分する場合は、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（$Ec<10^{-4}$）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

この約60年間に再突入した宇宙機は約4,100機、ロケット軌道投入機体は約4,000機、破片類は17,000個でカタログ物体の合計は約25,000個である（2021年8月25日時点）。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。

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URLhttp://www.aero.org/cords/faq3.html］[Ref.25]

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、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.45]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。（引用文献:“Space Junk”, Judy Donnelly and Sydelle Kramer, 1990）[Ref.46]

1997年1月にはデルタロケットの推進剤タンクと気畜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。

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「損害賠償条約」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 ISO 27875「Re-entry risk management for unmanned spacecraft and launch vehicle orbital stages」が発行されている。

（解説３）対策フロー

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0.001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。

（5.4.1 地上安全の確保）
(1) 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。1回の落下について、傷害予測数が1×10^{-4}人以上となる場合は、安全な落下区域を設定して制御して再突入させることも含め、技術の現状及び海外の動向を踏まえつつ最大限の努力を行うこと。

（解説1）JMR-003Dの傷害予測数の要求

JMR-003Dでは、運用を終了した宇宙システムが地上に落下する場合は、技術の現状及び海外の動向を踏まえつつ最大限の努力を行うように規定している。JAXAでは傷害予測数を1×10^{-4}人未満とすることは努力目標となっているが、世界的には0.0001を「要求」とする傾向にある。ただし、傷害予測数の算出に係わる解析手法や解析の前提などは必ずしも確立しているとは言えない。落下中に表面から剥離して行く現象は、欧州を中心に解析に反映される傾向にあるが、現状では物体の肉厚が減少するに伴う強度の低下など構造面での解析が伴っていないので、溶融率は非常に悪くなる。その状態で0.0001を満足させることはかなり困難なことと思われる。ESAやCNESは困難な場合は再突入制御を行うと言われている。

（解説2） 被害の予測

宇宙システム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及び関連マニュアル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で傷害予測数を低減する努力が望ましい。[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明らかに規制を超える場合（例:目標値を一桁以上超える場合）は勿論、超えない場合も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ことが望ましい。

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3） 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「宇宙物体の再突入溶融解析マニュアル（CAA-109029）」を参照されたい。

評価に必要な、解析ツール、解析条件、安全判断基準については以下の現状にある。

(a) 解析ツール:2020 年 10 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。

(b) 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。

(c) 安全判断基準:傷害予測数が許容基準として用いられ、再突入システムひとつについて 10^{-4} 人以下である。傷害予測数は地上に到達する物体の投影面積から危険面積を算出しそこから地上の人間（直立していると仮定）と接触する可能性を算出したものである。

（解説4） 傷害予測数（Ec）の算出

傷害予測数（Ec）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り、落下物体が複数(i個)のときは以下の式で表せる。

$E_C = \Sigma P_i A_{Ci} N / A$ （即ち、i個目の再突入物体に関するE_{Ci}の総和）

ここで、A_C：落下危険面積、A：落下予測範囲の面積、N：落下予測範囲の人口、
P：落下確率P（デブリの落下処分の場合はP＝1）である。

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.23]を参照されたい。

（参考）傷害予測数（Ec）の評価の限界

対人傷害予測数」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Ecのみを用いると以下の問題が生ずる。

a) 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 m^2 になり、Ec 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 m^2 であるから、これらが 23 個落下してくれば後述の JAXA 要求（対人傷害予測数：1×10^{-4}[人]）を超えてしまう。

b) 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 Ec 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った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）。

c) 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。

d) Ec 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。

（5.4.1 地上安全の確保）
(2) 自然落下に任せる場合も制御して再突入させる場合も、落下危険度が十分小さくなるよう溶融率の高い構造を目指して、技術の現状及び海外の動向を踏まえつつ最大限の努力を行うこと。

（解説1）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。

① 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。

② 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。

③ 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システム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。

④ 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が、比熱が異常に大きいため弾道係数の小さな（=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2） 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、それ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） 衝突エネルギの評価による小物体の除外

Ec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Ecの計算から除外するために、衝突エネルギ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を基準に「15Jを超える衝突運動エネルギを持つ物体」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」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(Ref29)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[ref.46]で、表5.4-3の基準データを示している。 これを体位の平均値としてグラフ化すると図5.4-6のようになる。図5.4-6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[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.46]

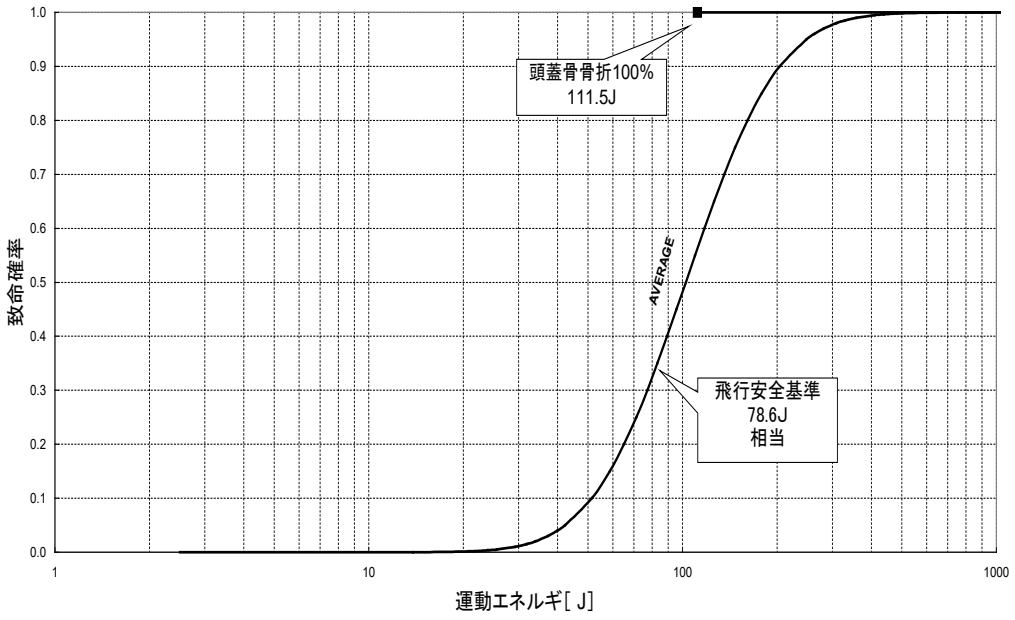


図5.4-1 致命傷となる確率
［出典：STANDARD 321-00 Common Risk Criteria For National Test Ranges］[ref.46]

5.4.1 地上安全の確保
(3) 制御して大気圏に再突入させる場合には、JERG-0-047「再突入機の再突入飛行に係る安全基準」に従うこと。

（解説1） 再突入制御

傷害予測数が明らかに目標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が、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システム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）

再突入する宇宙システム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ことが望ましい。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) 運用軌道から充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源は排出すること」と記載された。

(解説3)　監視及び緊急処置

JMR-003Dでは運用中の宇宙機に対しては破砕の徴候の監視を5.2.2.2項で、廃棄機能の監視を5.3.1.1.7項で要求しているが、ロケットについては、飛行中の監視は飛行安全の一環として行われるのを除き要求が無い。ただし、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、監視が求められるので、それを引用することで異常の監視と緊急処置が行なわれると見なしている。

「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

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推進部がその時点で定める公表要領に従い、JAXAが行う。

一方、米国の対応は、NASA/JSCのデブリプログラム・オフィスによれば、「米国は軌道物体情報を世界に無償で提供しており、この情報から各国は独自に落下予測を行えるはずなので強いて通報はしない」との態度を示している。国際宇宙ステーション級の大型物体については別途対応が定められると予想される。

（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。JAXAでは経営推進部が定める危機管理計画に従って公表の可否を判断し、政府と調整のうえ実施している。

（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。

（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.29]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.29]

5.4.3 再突入（あるいは落下）前の爆破

再突入（あるいは落下）に先立って爆破処分を行って地上の被害を最小化する場合、爆破の高度は、爆破破片がデブリとならないような充分低い高度で、かつ地表へ悪影響のない十分に高い高度で行うこと。

（解説1）爆破処分の正当性及び高度

JMR-003Dの5.2.4項は、意図的破壊行為は、再突入時の地上の人的被害や環境汚染を防止する目的以外は禁止している。

再突入安全のための破壊を行なう場合も以下に配慮して国際的理解が得られる形態（「TCBM:透明性・信頼性醸成措置」に配慮して、疑惑・誤解を避ける行動）で実施される。

a) 傷害予測数がJAXAの目標値の数倍以上になることが判明した場合に限る。
b) 破壊行為が唯一の救済手段であることが説明できる。
c) 破壊高度が十分低いこと。（例えば、破片が1年以上軌道に残留しない）
d) 爆破線を軌道に投入しない。（計画的自爆は望ましく無い）
e) 事前に改革する場合は開発フェーズで国際社会に通知し、実施の結果も世界に報告する。
f) 既存の宇宙資産に影響を与えないタイミングで実施する。

更に、爆破の高度は、爆破破片がデブリとならないような充分低い高度で、かつ地表へ悪影響のない十分に高い高度で行う。

NASAでは爆破処分の高度は90km以下で行うことが要求されている。なお、爆破によって落下物を完全に消滅させることができない場合は、危険面積を増大させる結果となるため慎重に計画することになる。

5.4.4 塔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。

（解説1） 塔載物による地上環境汚染の防止

JMR-003D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。

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では固体の状態で、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、注意が必要であろう。

5.5 信頼性・品質保証

ロケット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、充分な品質・信頼性を確保することが望まれる。デブリの発生防止には、品質・信頼性保証が最も基本的な対策である。現状では、信頼度解析やFMEAが必要になるのは廃棄信頼度の確保と偶発的破砕発生率である。

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となる機能・性能である。

(1) 放出物抑制策
(2) 破砕防止策
(3) 保護軌道域からの排除
(4) 再突入地上安全の確保
(5) 有人システムとの衝突回避策

本項では以下のサブシステムに分類して記述する。

a) 推進サブシステム
b) 誘導制御サブシステム
c) 電源サブシステム
d) 通信サブシステム
e) 構造サブシステム
f) 指令破壊サブシステム

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ロケット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	誘導制御	電力	通信	構造	飛行安全	
1	分離放出品の低減(抑制) a)　展開・分離機構 b)　スラグ発生 c)　複数宇宙機打ち上げ時のアダプタ類 (軌道投入ステージはシステム・レベルの問題として、ここでは除く。)	○				○ ○		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、高圧容器破裂 b) バッテリの破裂 c) 誤指令による指令破壊	○		○			○	破砕防止 破砕防止
3	軌道上破砕防止(運用終了後) a) 残留推進剤、高圧ガス系による破砕 b) 指令破壊線の破砕	○					○	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)　廃棄成功確率の保証 b)　軌道変更機能 c)　残留推進薬の確保 d)　制御能力、電力確保	○ ○	○	○	○ ○			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	○ ○ ○	○	○	○	○		地上傷害安全(材料選択) 地上環境保全(材料選択) 地上安全

注) RCS:ﾘｱｸｼｮﾝ・ｺﾝﾄﾛｰﾙ・ｼｽﾃﾑ、

6.3 推進(誘導制御用スラスタを含む)サブシステム

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、ロケット用エンジンと誘導制御用スラスタ(本来は誘導制御系であるが、技術分野の区分を尊重して本項に記載する)を含める。

本書では以下の推進系を意識する。

- 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○印の部分になる。

表6.3-1 推進系、誘導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
放出物抑制	○				○(スラグ)
破砕防止	○	○	○	○	○
保護軌道域からの排除	○	○	○		
地上安全	○		○		
再突入制御	○	○	○		

6.3.2 推進系への対策

[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ことが望ましい。

以下が放出される懸念がある。

(1) 固体モータは、推進薬に金属成分を含み、埋没ノズルを適用する場合は、スラグを排出する可能性があるので、GTOやGEO近傍で用いない。低軌道についても可能な限り用いないことが望ましい。

(2) 後方着火式イグナイタは、上段固体ロケットモータの場合は軌道に残る恐れがある。特別の必要性が無い限り避けること

(3) 補助推進系(アレッジモータ、レトロモータなど)は、軌道に長期的に残留する場合は特に、用済み後も機体から分離しないこと。分離しない設計とする。

(4) 推進系のノズル・クロージャは技術的必要性が無い限り装着しないこと。スピン・ロケットモータの推進薬薬保護の為に装着するノズル・クロージャは、着火により放出されてデブリとなるが許容する。

[2] 破砕防止

推進系の破砕モードには以下がある。運用中、運用終了後も含めて破砕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、固体モータの内部欠陥による爆発

(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(共通隔壁損傷による爆発)

(3) 気蓄器、推進剤タンク等の高圧タンクの爆発

(4) 指令破壊系の不具合

(5) 触媒式スラスタの触媒層ヒータの故障によるコールド・スタートによる破砕

(6) 軌道離脱用固体モータ等の不具合

ペイロード分離後に残留推進剤や高圧流体などの破砕エネルギ源は排出する。

[3] 保護軌道域からの排除

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) 主エンジンあるいは補助推進系で廃棄マヌーバが実施できる機能を設計する。

(2) 廃棄操作に必要な推進剤を確保できるようにミッション設計が行われる。

(3) 安全で信頼性のある再着火ができるように設計する。

(4) 電気系や他のサブシステムは廃棄マヌーバの実現に協力する。

(5) 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

[4] 再突入地上安全

推進系には再突入後に残存して地上に到達するものがいくつかある。液体ロケット・エンジンの構成要素、ステンレスやチタンで製造されたタンク、チタン製の圧力容器、大型のバルブ、固体モータのモータケースやノズルなどである。再突入で残存する物体を最小にする努力は払われるが、もし傷害予測数が目標値を満足しないのであれば再突入制御が計画される。

再突入制御を計画するならば、

(1) 最終的噴射には短期的に大きな減速量を与えうる推進系を設計する。

(2) 再突入制御のために長い時間が必要になる場合は、アビオニクスに耐放射線設計を行う。

6.3.3 機器設計上の配慮事項

[1] 液体ロケット式主エンジン

偶発的破砕発生率を0.001以下に抑えるにあたっては、エンジンの信頼性は支配的な要因である。液体大型のロケット・エンジンの偶発的破砕発生率を、他の不具合と切り離して独立に求めることは容易ではないため、エンジンの信頼度が世界的なレベル（例えば0.97程度以上）であれば、偶発的破砕発生率は0.001以下と判定して良いことがISO-16127に記されているので、それを適用することが可能である。

廃棄マヌーバを行うためには、再着火機能を望まれる。そうでなければ補助推進系で行うことになる。

[2] ガスジェット・スラスタ等補助推進系

補助推進系は、姿勢・経路制御、コースト・フェーズ後の再着火前の推進剤セトリングのための加速、衝突回避のためのレトロ・スラスタなどに用いられる。

偶発的破砕発生率を0.001以下に抑える件については、6.3.3.1項のエンジンと同様に信頼度が世界的なレベル（スラスタは0.94程度以上）であれば、破砕確率は0.001以下と判定可能である。

［注：ある種のガスジェット・スラスタは、触媒層ヒータの故障によるコールド・スタート状態で破砕を起こすことがある。そのような場合はヒータの故障に対する適切な対応(FDIR等)が可能なように設計する。］

[3] 推進剤タンク設計

推進剤タンクの設計には以下を配慮することが望ましい。

(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例えば概念的には以下を確保することが望ましい。

$$(\text{推進剤量}) = \{(\text{ミッション運用に必要な量のノミナル} + \text{分散量}) + (\text{廃棄マヌーバ用}) + (\text{コントロールド・リエントリ用}) + (\text{無効推進剤量})\} \times (\text{推進剤推定誤差分}) + (\text{マージン})$$

(2) 再突入地上安全の確保

タンクの材質は、再突入で溶融することを考慮して選定することが望まれる。大型のステンレス製タンクやチタン製の小型タンクやモータケースは残存したものが発見されている。CFRPとアルミスキンのタンクが開発されているので、それを適用することも考えられる（国産化中）。

(3) 破砕防止

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。液体推進系の場合は混合防止のため、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隔壁タンクは用いないことが望ましい。

共通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。共通隔壁の場合は、構造設計上当然のことながら、内側タンクの内圧は外側タンクより常に高い状態に維持される。

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。

(4) 残留推進剤の排出ラインの設置

運用終了後に極低温推進剤の気化による破裂事故が起きたことがある。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。（投棄にあたっては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。）

［参考1:ブラダ式の小型タンクなどは排出機構を持たない場合が多いが、その十分な安全余裕が必要であろう。］

［参考2:自己着火性の推進剤のセットで、共通隔壁で仕切った一体型タンクを用いる場合は以下のリスクがある。

① デブリの衝突で隔壁が損傷を受けて爆発する。(残留推進剤が完全排出できず、軌道に長期間存在する場合)］

② 隔壁の湾曲の内側と外側のタンクの圧力差が不適切な状態になると隔壁が破損する。

③ 長期間経過して隔壁が劣化/腐食した場合は推進剤の混合が懸念される。］

［参考3:排出機構の設計には以下の配慮が望まれる。

① 排出に際の減圧で沸騰が起き、タンク破裂を誘発することがある。

② 排出の際の減圧で断熱膨張により周囲温度が低下し、排出機構を凍結させ、排出を妨げることがある。］

(5) 参考技術情報:推進剤ハザードデータ

モノメチル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6.3-2 推進剤の分解開始点［Critical state constants］

推進剤の種類	分解開始温度 ℃	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6.3-3 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 ℃ (74 ℉)
black iron	132 ℃ (270 ℉)
stainless steel	156 ℃ (313 ℉)
glass	270 ℃ (518 ℉)

［出典:RD-WSTF-0003, 5/5/93, Fire Explosion, Compatibility, and Safety Hazards of Monomethyl-hydrazine］[ref. 47]

また、モノメチルヒドラジンに関しては接触材料によって発火点限界が表6.3-4のように変化する。

表6.3-4 モノメチルヒドラジンの発火限界点(大気圧下)

接触材料	発火限界点
Aluminum 6061-T6	196 ℃ (385 ℉)
304L SST	232 – 235 ℃ (450-455 ℉)
Inconel X	221 – 232 ℃ (430-455 ℉)
TFE Teflon	> 204 ℃ (> 400 ℉)
Kel-F 81	141 ℃ (285 ℉)
Kynar 460	93 ℃ (200 ℉)
Krytox 240AC	> 204 ℃ (> 400 ℉)

［出典:RD-WSTF-0003, 5/5/93, Fire Explosion, Compatibility, and Safety Hazards of Monomethyl-hydrazine］[ref. 47]

参考

① 空気の存在する条件下での自然着火温度は、183.9 193.9 ℃(363-381 ℉) (at 14.7psia air) から 194.4-198.9 ℃(382-390 ℉) (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。

[4] 高圧容器設計

運用中の破砕の防止要求については、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、それぞれ偶発的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。

運用終了後の破砕防止要求については、数年間以上軌道に放置される高圧容器（気蓄器、高圧推進剤タンクを含む）は運用終了後に排出できる設計とするか、レギュレータ・ブリードバルブなどで減圧されるまでの間、破裂しないことを保証する。（入熱を考慮しても破裂の危険性がない十分な安全性が確保されていること）。

当該容器がチタン製の場合は再突入後に残存して地上に到達することに配慮する。［6.3.3.3 項(2)参照］

[5] 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。配管に少量トラップすることは構造破壊を生じさせない程度であれば許容される。
(2) 偶発的破砕発生率を 0.001 以下とする件については、エンジン、スラスタ以外のタンク加圧系などについては、バルブ類の配置、設計、品質（故障確率）に留意し、FMEA 等により爆発事故事象に至る確率を解析的に求めて、確認する。
(3) 残留推進剤等の排出時の凍結・閉塞防止策を講じること。

[6] エンジン・コントロール・アビオニクス

再突入制御を計画する場合は、6.3.2.4 (2)に記述したように、耐放射線設計が配慮される。

[7] その他留意すべき事項

既に記述したように、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。

[8] 固体モータ

（1）固体モータからのスラグの排出について

JMR-003 の D 改訂の 5.1.2 項では、ISO-24113 の第 3 版を反映して静止軌道のみならず低軌道域への固体モータのスラグの排出を厳格に規制することとなった。

（2）固体モータ・スラグ排出制限要求に関する各国の状況と安全審査委員会における議論

第 2020-9 回安全審査委員会において、低軌道保護域における固体モータ・スラグ排出制限要求採用の判断を行うため、各国の状況を調査した。表 6.3-5 では各国宇宙機関のデブリ低減要求の比較を示している。JAXA 以外において、1mm 以上のスラグの排出制限要求があるのは ISO 24113 とこれを引用する ECSS-U-AS-10C である。GOST R 52925-2018 においても、スラグサイズの言及はないがスラグの排出そのものは制限されている。IADC ガイドラインはスラグ排出についての言及は無いが、燃焼生成物排出制限の大枠にスラグが考慮されていると見ることができる。一方、NASA の NASA-STD-8719.14B (4.3.1.5 項)では燃焼生成物 1mm 以上の物体の排出制限はあるものの、スラグ排出については、宇宙機から噴出する液体推進剤と共に管理対象外になっている。IADC ガイドラインは、この NASA の見解が大きく影響し、スラグについての規制はないが、その解説書(IADC-04-06 Support to IADC Guidlnes)[ref.48]の注記に「放出物数を低減するための固体推進剤やインシュレータの改良が望ましい」と記されている。

NASA-STD-8719.14B Process for Limiting Orbital Debris より抜粋。

4.3.2 Requirements for the Control of Debris Released During Normal Operations

4.3.2.1 NASA policy is that all NASA programs and projects assess and limit the amount of debris released as a part of the mission. This requirement area applies to all space structures in Earth orbit that release

items/objects into Earth orbit that are larger than 1 mm in LEO and 5 mm in GEO. However, satellites smaller than a 1U standard CubeSat are treated as mission-related debris rather than satellites. Slag ejected during the burning of solid rocket motors, and liquids dispersed from a spacecraft, are not covered by these requirements.

表 6.3-5 各国宇宙機関のデブリ低減要求比較

	運用中放出品	燃焼生成物制限	スラグ排出制限	軌道上破砕	衝突	GEO運用後	LEO運用後滞在期間	廃棄成功確率	運用後(LEO)再突入地上被害
IADC ｶﾞｲﾄﾞﾗｲﾝRev2 (2019)	考慮すること	考慮すること	左記に含まれる	考慮すること	考慮すること	ﾘｵｰﾋﾞｯﾄ >235km+α	残存25年以内	＞0.9@LEO	考慮すること
ISO-24113 :2019	1衛星打上：1個 複数衛星打上：2個	<1mm	<1mm	破砕発生率<10^{-3}	評価すること	ﾘｵｰﾋﾞｯﾄ >235km+α 100年干渉無し	残存25年以内	＞0.9	考慮すること (参考値 Ec<10^{-4})
ESA ECSS-U-AS-10C (2019)	同上	同上	同上	同上	同上	同上	同上	同上	同上
NASA-STD-8719.14 B (2019)	LEOでの物体放出制限 100物体×年/ﾐｯｼｮﾝ	<1mm	左記から除外される	破砕発生率<10^{-3}	10cm以上 <10^{-3} 微小デブリ <10^{-2}	ﾘｵｰﾋﾞｯﾄ >200km 100年干渉無し	残存25年以内	＞0.9	Ec<10^{-4} (15J以下の物体除く)
Russian GOST R 52925-2018	考慮すること	排出しないこと	排出しないこと	考慮すること	考慮すること	ﾘｵｰﾋﾞｯﾄ >235km+α 100年干渉無し	残存25年以内	＞0.8	考慮すること
CNSA※	不明	不明	不明	不明	不明	不明	不明	不明	不明
JAXA JMR-003D案	1衛星打上：1個 複数衛星打上：2個	<1mm	<1mm	破砕発生率<10^{-3}	評価すること	ﾘｵｰﾋﾞｯﾄ >235km+α 100年干渉無し	残存25年以内	＞0.9	Ec<10^{-4} (参考値)

※中国は推奨国家標準GB/T 34513-2017 Space debris mitigation requirementsを制定しており、これがISO-24113と同一規格であることは確認できているが、中国宇宙機関CNSAがこれを採用しているか否かは不明。

各国宇宙機関のスラグ排出制限要求調査に加えて、民間ロケットを打ち上げる際の各国のスラグ規制についても調査がなされた。

米国の場合は、民間ロケットの打上げは FAA (Federal Aviation Administration)が管理しており、FAA 基準(CFR title 14)には固体モータ・スラグ排出規制が無い。軌道投入段に固体モータが用いられている民間ロケットとして、ミノタウルス、ペガサス、アンタレスが使用されている。また、宇宙機に使用される固体モータに関しては FCC (Federal Communications Commission)が管理している FCC 基準(FCC rules and regulation は CFR title 47: Title 47 of Code of Federal Regulations [CFR title 47])に位置付けられている)にはスラグ排出規制は無い。

欧州(フランス)の場合、フランス宇宙活動法の適合性評価は CNES(フランス国立宇宙研究センター)が行っている。同法に固体モータ・スラグ排出規制があるため、固体の軌道投入段の使用は厳しく制限されている。Vega は軌道投入段が液体燃料であるため、規制に対応済みである。

中国の場合、民生用宇宙飛行打上げプロジェクト許可証管理暫定弁法の中で、デブリ対応が要求されているようであるが、詳細は不明である。

第 2020-9 回安全審査委員会においては、上記調査を元に、JAXA が ISO スラグ排出制限要求を採用するか否かが議論された。

NASA は自国環境モデルを根拠にスラグ排出制限要求は必要無いという立場を取っている。一方、ESA デブリ環境モデル MASTER ではスラグが低軌道における mm-cm 級デブリの主要物体と認識されており、NASA モデルと齟齬があり、欧州が参加主体の ISO においては議論のベースとなっている。

JAXA も NASA 路線を取る選択肢もあるのではないかとの意見もあったが、現状 JAXA の実施している研究活動(微小デブリの計測技術等により実環境の把握に努めると共に、デブリ環境推移モデルの整備や設計のためのツール開発・整備に力点を置いた活動)を考えると、独自路線でなく、ISO へ準拠することにより他国宇宙機関等の成果物も有効に活用しつつ一国だけで説明責任を負わなくて済む状況が好ましいという結論になり、スラグ排出制限要求を採用しこれまでと同様の ISO 準拠を通じた国際協調路線を継続することとなっ

た。

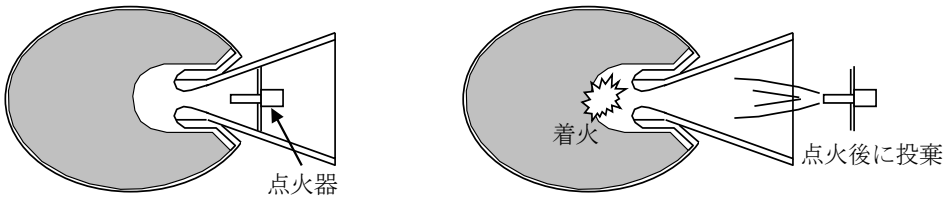
また、各国固体ロケットの調査をした結果、軌道投入段に固体モータを使用している米中ロケットはいずれも比較的低い軌道向けであることが分かった。比較的低い軌道での使用であれば、これらのロケットと比較して日本の固体ロケットのスラグが環境に与える影響は大きくないと推測される。スラグの軌道環境に与える影響を定量的に評価し、影響が限定的であると説明できれば既存の固体ロケットも使用可能であることが確認された。

(3) 破砕事故について

固体モータの推進薬インゴットの欠陥は爆発を誘発することがある。飛行前に地上にて非破壊検査により、内部に欠陥がないことを確認することが望ましい。

[9] 後方着火投棄型点火器

軌道投入段に用いられる固体ロケットモータでは性能向上のために後方着火投棄型点火器が採用されることがある。点火器をノズル側に配置する後方着火方式により推進薬充填率の向上とケース軽量化が図れ、用済みの点火器を投棄できるので、ロケットの質量効率の向上が期待できる。しかし、投棄された点火器はデブリとなる可能性がある。



(a)点火前　　(b)点火後

図 6.3-1 後方着火投棄型点火器のしくみ

[10] ノズル・クロージャ

固体ロケットモータにはノズル内に防塵、防湿と着火安定性確保のためにノズル・クロージャを付与することがある。ノズル・クロージャは着火後に内圧が一定値以上になると後方に吹き飛ばされる構造になっているものが一般的である。

ノズル・クロージャは軌道に残存する場合は、控えることが望ましい。

6.4 誘導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

本項では、ロケットに搭載される姿勢制御系、航法・誘導系（以下、まとめて誘導制御系とする）のデブリ対策について述べる。

誘導制御系は、制御器、センサ、アクチュエータ（スラスタ）等によって構成される。

配慮すべき事項は表6.4-1の○印の部分になる。

表6.4-1 誘導制御系に必要なデブリ対策の関係

	全系	主な構成要素		
		ジャイロ、センサ類	電子回路	アクチュエータ
保護軌道域からの排除	○	○		推進系の補助推進系の記述を参照
再突入制御	○	○		

6.4.2 誘導制御系への対策

[1] 保護軌道域からの移動

推進系を用いて廃棄操作を行う場合は、誘導制御系は位置・速度・姿勢を同定し、軌道の決定を支援し、推力ベクトルを制御してマヌーバ操作を実行する。

[2] 地上安全の確保(落下区域制御)

再突入制御を行う場合は、再突入開始点まで高精度で位置・速度・姿勢を同定する。必要に応じて地上設置の測距システムや宇宙機からのデータ提供の支援を受ける。これらの機能が必要となる。これはロケットの基本機能で実現できるが、再突入経路開始点に移動するまでに時間を要することから、耐放射線性に配慮が求められるであろう。

[注:JERG-0-047「再突入機の再突入飛行に関わる技術基準」に従えば、再突入はロケットの健全性が確認できた場合にのみ行う。燃焼開始信号にはインヒビットを設け、地上からの軌道離脱許可コマンドを受信するか、自律的に軌道離脱可能と判断した場合にのみ、燃焼開始信号のインヒビット解除を行うように設計する。]

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

ロケットに搭載される電源系は、電力発生、電気エネルギ蓄積、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(ロケット)

	電源系	主な構成要素	
		バッテリ	制御/分配器/ケーブル
破砕防止	○	○	
保護軌道域からの排除	○(通常機能)	○	○(通常機能)
地上安全	○	○(残存)	
再突入制御	○(通常機能)	○	○(通常機能)

6.5.2 電源系への対策

[1] 破砕防止

破砕源としてはバッテリがあり、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。[6.5.3.1項参照]

[2] 保護軌道域からの排除

バッテリは廃棄操作(及びその後の残留推進剤の排出操作)が完了するまでの必要な電力量を供給する。

[3] 推進剤の完全な排出を保証する電力の確保

推進剤タンクの破砕防止のために残留推進剤を排出するためには、バッテリは排出が完了するまで排出弁を開状態に保つのに必要な電力量を供給することが望ましい。

過去には電力の不足で排出できない事例があったが、近年はリチウム電池の適用でその心配も減っている。

[4] 地上安全の確保

再突入の際、電源系ではバッテリケースが残存する可能性がある。再突入溶融解析の際に確認することが望まれる。

[5] 再突入制御

再突入制御に必要な電力を供給できるようバッテリ容量を設計する。[注:再突入のためのエンジン燃焼または姿勢制御系スラスタ噴射終了までに必要な電力量を供給する。姿勢制御系スラスタを使用する場

合、増速量発生時間が長くなるので注意を要する。また、ロケットの打上げ射場と宇宙機の投入軌道によっては、宇宙機分離後、ロケットの可視性が確保され安全な再突入燃焼を開始できる地点へ到達するまで地球を複数周回する場合がある。 新規にロケット開発を行う際は、そのロケットの想定する各種ミッションに対して安全な再突入が可能なようにミッション時間を設定することが望ましい。（例えば、東打ちでは宇宙機分離後直ぐに安全な再突入地点に到達するが、太陽同期軌道では宇宙機分離後2周回を要する場合であれば、設計時には2周回を見込んだミッション時間の設定が必要。ミッション時間はロケットの信頼性算出の基準時間にも影響する。）］

6.5.3 機器設計上の配慮事項

[1] バッテリの設計

バッテリは以下の事項に配慮して設計・製造される。

(1) 破裂を起こさないよう、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、電気的・機械的・熱的に適切な設計・製造が行われる。
(3) バッテリの内圧の上昇を制限するためのラプチャ・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。
(4) デオービットやリオービット、残留エネルギの排出（排出弁の開状態維持）、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。
(5) 再突入溶融解析の際に残存性を確認する。

[2] 電力制御／分配器、ケーブルの設計

基本的にはロケットに要求される基本機能で実現できるが、再突入経路開始点に移動するまでに時間を要することから、耐放射線性が必要になる。

6.6. 通信系サブシステム

6.6.1 設計上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（ロケット）

	通信系	主な構成要素	
		計測・テレメトリ	コマンド、通信
破砕防止	○（通常機能）	○	
保護軌道域からの排除	○（通常機能）	○	
再突入制御	○	○	○（通常機能）

6.6.2 破砕防止

通信サブシステムに破砕エネルギ源はない。運用中の破砕の兆候を検知する監視システムの要求については、飛行安全用監視システムに求められる以上のものない。

運用終了後の破砕については、残留推進剤の排出などに関する特別な要求はないが、排出バルブの開状態をモニタし、送信する機能があることが望ましい。

6.6.3 保護軌道域からの排除

長楕円軌道から軌道寿命を短縮する場合、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。

6.6.4 再突入制御時の通信リンクの確保

再突入制御の実施の間、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) 再突入経路開始点に移動するまでに時間を要することから、耐放射線性に配慮する。

(2) 再突入開始時点を決定し、健全性を監視することが求められるならば、必要な機能の健全性を監視する機能を付与する。
(3) 再突入開始のコマンドを受ける場合は、受信に必要な機能を設ける。

6.6.5 再突入制御時の通信下限高度

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。

6.6.6 機器設計上の配慮 (電子機器の対応)
ロケットに必要な基本的機能を有するならば、デブリ低減に関する特別な要求はない。
再突入制御を行う場合は耐放射線性が求められる。

6.7. 構造サブシステム

6.7.1 設計上配慮すべきデブリ対策
構体系には、構体(機器搭載パネル、段間結合、アダプタ等)、宇宙機展開機構、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		
		構体類	宇宙機展開機構	ダミーマス
部品放出防止	○		○(締結具)	
地上安全	○(溶融設計)	○		○

6.7.2 構体設計への配慮
[1] デブリ放出の防止
ロケットから分離放出される物体については以下の配慮が求められる。
① 上段の段間継ぎ手部、宇宙機搭載用アダプター及びモータ結合部については、爆発ボルト、クランプバンド等の締結具等を作動後に機外に放出しない構造とする。
② 分離した下段部を上段部に追突させない対策としては、ヨーウェイト、ヨータンブラなど外部に放出する方式は避け、推力発生装置等を採用する。
③ 複数ペイロード搭載時の下部アダプタは、不可避なものとして許容されてきたが、ISO 24113では複数ペイロードの場合は物体を1個放出して良いとされている。

[2] 落下時地上安全保障のための適正材料の選択等
トラス(ストラット)類、ダミーマスなどの構造材は再突入後に残存する可能性が高い。溶融し易い材料が選定される。

6.7.3 機器設計上の配慮

[1] 構造サブシステム(構体、展開・分離機構等)
(1) 展開分離機構に用いる爆管等の破片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軌道寿命が25年以下となる高度で実施する。
(3) 再突入で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・高比熱の材料は残存する可能性が高いので、極力使用を避けるか、再突入時に細分化するよう工夫する。

[2] 分離機構品について(分離ナットと低衝撃分離機構)
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。

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。

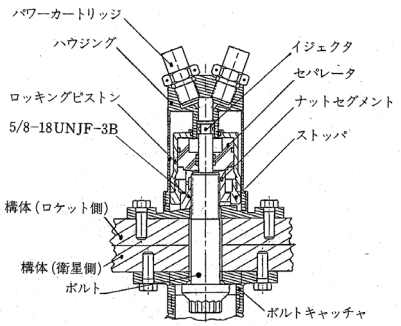


図 6.7-1 分離ナット
（出典:航空宇宙工学便覧）

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（ナノ宇宙機等）においては衝撃源と宇宙機の間に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	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

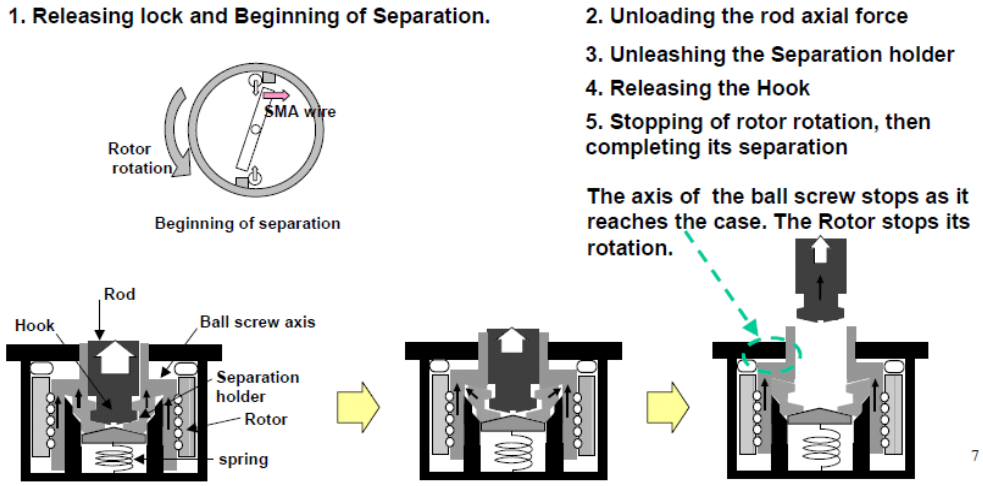


図 6.7-2　三菱電機㈱考案の宇宙機用太陽電池パネル拘束解除システム

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://eeepitnl.tksc.jaxa.jp/jp/event/MEWS/20th/data/2_11.pdf

[2] ダミーマス

ダミーマス(予定していた相乗り宇宙機がキャンセルされた場合などに適用される)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。

6.8. 指令破壊系サブシステム

6.8.1 設計で配慮すべきデブリ対策

デブリ対策として配慮すべき故障モードは表6.8-1に示す機器の計画外の作動による破砕である。

表6.8-1　指令破壊系設計時に配慮すべきデブリ対策

		指令破壊系	主な構成要素	
			CDR	爆破線
破砕防止	ミスコマンド	○	○	
	異常爆発			○

6.8.2 破砕防止対策

[1] ミスコマンドによる破砕の防止

CDRは、飛行安全監視圏外を脱して不要となった時点でOFFとし、ミスコマンドや電波干渉による破砕を防止する。

[2] 爆破線の太陽加熱による破砕の防止

爆破線には熱シールドなどを設けてクックオフ温度(自然不着火保証温度)以上に加熱されない設計とし、爆発を防ぐ。

7. 参考文書

[1] スペースデブリ発生防止標準, JMR-003 D版：2020年9月
[2] Guidelines and Assessment Procedures for Limiting Orbital Debris, NASA Safety Standard 1740.14, August, 1995.
[3] IADC Space Debris Mitigation Guidelines（翻訳は「IADCスペースデブリ低減ガイドライン」, JAXA-GEF-07001, 加藤）(URL: https://iadc-home.org/documents_public/view/id/81#u)
[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] European Code of Conduct for Space Debris Mitigation (28 June 2004, Issue 1.0)
[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 for Agency Projects, ESA/ADMIN/IPOL(2008)2,Director General's Office (1 April 2008)
[11] ISO 24113:2019, *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]「人工衛星等の打上げ及び人工衛星の管理に関する法」、（平成28年法律第76号）令和3年12月23日、科学技術・学術審議会 研究計画・評価分科会 宇宙開発利用部会
[14] JERG-1-011 人工衛星等打上げ用ロケットの飛行安全に関する基本要求
[15] JERG-0-047：再突入機の再突入飛行に関わる技術基準
[16] CAA-116012 DRAMA取扱説明書
[17] JAXA-GEF-07001 UNCOPUOSデブリ低減ガイドラインと解説
[18] CAA-112001A: MASTER2009取扱説明書
[19] CAA-115024： 軌道寿命解析ツールプログラム解説書及び取扱説明書
[20] CAA-116011 STELA取扱説明書
[21] ISO-27852:2011 Space systems - Estimation of orbit lifetime
[22] CZA-117006_軌道寿命解析ツールの適用指針
[23] CAA-109029: 宇宙物体の再突入溶融解析マニュアル
[24] CSA-111018: 再突入機の再突入飛行に関わる技術基準（JERG-0-047）解説書
[25] CAA-116036： ESA再突入溶融解析ツールDRAMA/SARA取扱説明書
[26] フランス国内法 French Space Operations Act
[27] 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)
[28] 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
[29]「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
[30] Multilateral ISS Jettison Policy [ISSP PPD 1011, March 8, 2010
[31] ECSS-U-AS-10C Rev.1 – Adoption Notice of ISO 24113: Space systems – Space debris mitigation requirements (3 December 2019)
[32] Russia: National Standard on the Russian Federation, General Requirements on Space Systems for the Mitigation of Human-Produced Near-Earth Space Pollution
[33] GOST R 52925-2018 Space technology items. General requirements for space vehicles for near-eath space debris mitigation （ロシア国家標準規格）

[34] 2006年米国国家宇宙政策: The USA 2006 National Space Policy, released 31 August 2006 by President Bush,
[35] 2010年米国国家宇宙政策: The USA 2010 National Space Policy, released 28 June 2010 by President Barack Obama,
[36] European Code of Conduct for Space Debris Mitigation (28 June 2004, Issue 1.0)
[37] JMR-012：電気・電子・電気機構部品プログラム標準
[38] JERG-1-010: 宇宙転用可能部品の宇宙適用ハンドブック（ロケット編）
[39] CAA-109035：民生部品の宇宙適用ガイドライン
[40] CZA-2020058 スペースデブリ関連データ集
[41] ITU-Recommendation S.1003 : Environmental protection of the geostationary-satellite orbit, Approved in 2010-12
[42] End-of-life Disposal of Space Systems in the Low Earth Orbit Region, IADC/WG 2, 1 March 2002, Version 2.0
[43] “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
[44] 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
[45] Space Junk, Judy Donnelly and Sydelle Kramer, 1990
[46] 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)
[47] RD-WSTF-0003, 5/5/93, Fire Explosion, Compatibility, and Safety Hazards of Monomethyl-hydrazine
[48] IADC-04-06 Support to IADC Guidelines (Rev. 5.8, June 2021)