Before the
Federal Communications Commission
Washington, DC 20554

In the Matter of Mitigation of Orbital Debris	IB Docket No. 02-54

COMMENTS OF ARIANESPACE

Arianespace was the first commercial space transportation company, created in 1980, and is responsible for the production, operation and marketing of the Ariane 4 and 5 launchers. Arianespace is also a partner in the commercial operations of Starsem's Soyuz launch vehicle. Arianespace has been a leader in the field of orbital debris mitigation, by innovating mitigation technologies and being an early adopter of international mitigation standards. Arianespace provides launch services to a number of U.S. communications satellite service providers, and therefore has a keen interest in the outcome of this Notice of Proposed Rulemaking ("NPRM")[1].

U.S. licensing authority for non-government space activities rests with three agencies: (1) Federal Aviation Administration (FAA) for the licensing of commercial launches; (2) National Oceanic and Atmospheric Administration (NOAA) for the licensing of commercial remote-sensing satellites; and (3) Federal Communications Commission (FCC) for the licensing of communications satellites. The FAA has historically been responsible for the regulation of

[1] *Mitigation of Orbital Debris*, FCC 02-80, IB Docket 02-54, (rel. March 18, 2002) (Notice of Proposed Rulemaking).

launch vehicles under the Commercial Space Launch Act of 1984 ("CSLA"),[2] including orbital debris mitigation. The CSLA, however, extends only to U.S. launch vehicles.[3] For its part, the FCC has considered satellite debris mitigation issues in individual licensing cases in the past, typically in response to concerns raised by potentially affected third parties.[4] This case-by-case consideration has to date only applied to U.S.-licensed satellites, as opposed to foreign-licensed satellites or foreign-licensed launches.

In the NPRM, the FCC seeks comment on whether it would have authority to consider launch-related matters that appear to be outside the scope of the CSLA.[5] Arianespace respectfully comments that launch regulation is outside the scope of FCC's expertise, as well as outside its congressionally delegated authority. Moreover, international treaties and national laws and regulations, including those of France, sufficiently regulate non-U.S.-licensed launch providers, alleviating the need for FCC regulation. Dual regulation of non-U.S.-licensed launch providers would put such providers and their U.S. customers at a competitive disadvantage relative to providers who face only a unitary set of national regulations.

---

[2] 49 U.S.C. § 70101 *et seq.*

[3] 49 U.S.C. § 70104 (requiring a license only for launches from the United States or by a United States citizen).

[4] *See, e.g.*, *Establishment of Policies and Service Rules for the Mobile Satellite Service in the 2 GHz Band*, 15 FCC Rcd 16127, 16188 (2000) (Report and Order) ("*2 GHz Order*") (requiring submission of orbital debris mitigation plan and considering plan on case-by-case basis); *Applications of Space System Licensee, et.al.*, DA 02-307, 2002 FCC LEXIS 658, ¶ 56 (rel. Feb. 8, 2002) (Memorandum Opinion, Order and Authorization) (accepting proposed end-of-life disposal plan).

[5] *See* NRPM, ¶32.

I. The FCC's statutory authority does not extend to the regulation of non-U.S. launch vehicles' orbital debris mitigation efforts.

Congress expressed a clear intent in the CSLA to minimize regulation of commercial launch ventures, in general, and not to regulate non-U.S.-licensed launch service providers, in particular.[6] Furthermore, when passing the CSLA, Congress determined that regulation of launches was the jurisdiction of the Department of Transportation, and was not governed by the Communications Act. In fact, authority was delegated expressly to the Secretary of Transportation to regulate U.S. launch services.[7] There is no mention in the CSLA or the Communications Act of authority for the FCC to regulate non-U.S.-licensed launch vehicles. In fact, the authority to regulate launch vehicles under the CSLA is expressly limited to launches from the United States or by a United States citizen.[8]

Presumably Congress would have expressly addressed regulation of non-U.S.-licensed launches when it reported CSLA or would have amended the Communications Act to address non-U.S.-licensed launches, if it had intended to regulate such extraterritorial events. Under the canon of *expresio unius est exclusio alterius*, the choice of Congress to regulate only U.S. launch vehicles in the CSLA signals intent to defer to national administrations for regulation of non-

---

[6] "[T]he United States should encourage private sector launches, reentries, and associated services and, *only to the extent necessary, regulate those launches*, reentries, and services to ensure compliance with international obligations of the United States and to protect the public health and safety, safety of property, and national security and foreign policy interests of the United States." 49 U.S.C. § 70101(a)(7) (emphasis added). By regulating foreign-licensed launches when international treaties place that authority with national administrations, FCC regulation could be in violation of U.S international obligations. *See infra* note 12 (discussion of Outer Space Treaty).

[7] 49 U.S.C. § 70103 (granting the Secretary of Transportation general authority to carry out the CSLA). The Secretary of Transportation has further delegated that authority to the Federal Aviation Administration ("FAA"), which has issued implementing regulations. 14 C.F.R. § 400.1 *et seq.*

[8] 49 U.S.C. § 70104.

U.S.-licensed launch vehicles.[9] The Department of Transportation specifically is charged with regulating U.S.-licensed launch services.[10] The absence of a corresponding charge to regulate non-US-licensed launch services indicates that Congress did not intend to do so.

Moreover, the FCC's jurisdiction and expertise is in the regulation of communications satellites, not launch vehicles. The FCC's broad authority extends to all interstate and U.S.-international communications. The Communications Act is silent on launch services. In the absence of any clear congressional delegation of authority to regulate non-U.S.-licensed launch service providers, the FCC should not reach outside its expertise to regulate such providers in the face of clear congressional intent to minimize regulation of commercial launch vehicles generally and to leave the regulation of non-U.S. launch vehicle providers to their respective administrations, consistent with U.S. international obligations.[11]

II. The FCC should not take unilateral action toward non-U.S.-licensed launch vehicles that might undermine ongoing international negotiations by the Executive Branch.

International standard-setting bodies such as the Inter-Agency Space Debris Coordination Committee ("IADC") and the United Nations Committee on Peaceful Uses of Outer Space ("UNCOPUOS") have historically been the vehicle for developing international cooperation in outer space activities and are the appropriate bodies to set international orbital debris mitigation standards. Executive branch agencies have represented the U.S. in those fora. Each of the major spacefaring nations is a member of IADC and has ratified four treaties concluded under

---

[9] See Norman J. Singer, *Statutes and Statutory Construction* § 47:23 (6th ed. 2000).

[10] *See supra* note 7.

[11] *See* Richard J. Pierce, Jr., *Administrative Law Treatise* § 6.2 (4th ed. 2002) ("An agency has the power to issue a legislative rule only if and to the extent that Congress has granted it the power to do so.").

UNCOPUOS.[12] National administrations, including the Government of France, have enacted legislation and regulations to implement the space treaties. Thus, international agreements are already in existence that provide the basis for orbital debris mitigation by all spacefaring nations, including those with launch providers offering services to U.S. satellite operators.

An international effort to extend the general principles of the space treaties into specific orbital debris mitigation guidelines is currently underway. This effort could be undermined by unilateral FCC action. Executive branch representatives to IADC and UNCOPUOS currently are negotiating orbital debris mitigation standards that are expected to issue in draft form in early 2003.[13] The U.S., as a member of both IADC and UNCOPUOS, has a voice in the ongoing standard-setting process. The U.S. should address its orbital debris mitigation concerns to the IADC/UNCOPUOS, the standards from which can then be adopted by member administrations for the launch providers they license.[14] The FCC historically has not attempted, and should not now attempt, to preempt international negotiations conducted by the Executive branch through the extraterritorial and unilateral application of its own regulations to space operations regulated by other sovereign governments. Thus, the FCC should not impose extraterritorial, unilateral

---

[12] The Outer Space Treaty requires Member States to be responsible for national space activities—either governmental or non-governmental—and to require authorization and continuing supervision of non-governmental space activities. Treaty on Principles Governing the Activities of States in the Exploration and Use of Outer Space, including the Moon and Other Celestial Bodies, *opened for signature* January 27, 1967, art. VI ("Outer Space Treaty"), *available at* http://www.oosa.unvienna.org/treat/ost/outersptxt.htm (last visited July 16, 2002). The Liability Convention holds Member States internationally liable for damage caused by their space objects and requires States to avoid harmful contamination of space. Convention on International Liability for Damage Caused by Space Objects, *opened for* signature March 29, 1972, arts. II-III ("Liability Convention"), *available at* http://www.oosa.unvienna.org/spacelaw/liabilitytxt.htm (last visited July 16, 2002). A State is considered a "launching state" for liability purposes if it launches or procures the launching of a space object or space objects are launched from its territory or facility. *Id.*, art. I.

[13] *See Draft IADC Space Debris Mitigation Guidelines*, IADC/WG4(2002)WGD04, April 10, 2002, attached as Exh. 1.

[14] *See* Section III, *infra*.

and duplicative mitigation standards on non-U.S.-licensed launch vehicles that may undermine international efforts to achieve uniform standards.[15]

III. The FCC should not create a dual regulatory regime contrary to its precedent.

Commission precedent when addressing non-U.S.-licensed inputs to U.S. communication satellite services has been to avoid dual regulatory regimes. In the non-U.S.-licensed Space Station Order, the FCC indicated that it "did not intend to issue separate (and duplicative) U.S. licenses for those space stations under the jurisdiction of another licensing or coordinating administration."[16] The same principle should be applied to preclude FCC regulation of non-U.S. launch service providers that are already regulated for orbital debris mitigation by their own national administrations.[17] Dual jurisdiction and dual regulation are undesirable because they (1) would lead to overlapping and potentially inconsistent decisions with other administrations that already regulate their own launch vehicle operators; and (2) would put providers subject to dual regulation and their U.S. customers at a competitive disadvantage relative to providers and customers who face only a unitary set of national regulations.

---

[15] Notwithstanding the foregoing arguments, any rule seeking to implement the forthcoming IADC guidelines at most would be unripe, because the Commission cannot provide adequate notice under the Administrative Procedures Act, 5 U.S.C. § 551 *et seq.*, of a rule whose substance has not yet been determined. *See id.* § 553 (b)(3) (requiring publication in the Federal Register of either the terms or substance of the proposed rule or a description of the subjects and issues involved).

[16] *See Amendment of the Commission's Regulatory Policies to Allow Non-U.S. Licensed Space Stations to Provide Domestic and International Satellite Service in the United States*, 12 FCC Rcd 24094, 24173 (1997) (Report and Order), *recon.* 15 FCC Rcd 7207 (1999) (First Reconsideration Order), *recon. denied*, 16 FCC Rcd 19794 (2001) (Second Reconsideration Order).

[17] As discussed in Section II *supra*, national administrations are liable for the actions of their nationals and for space objects launched from their territory or facility under international treaties ratified by every major spacefaring nation.

Any FCC regulation of non-U.S.-licensed launch service providers would be redundant—and potentially inconsistent—since adequate regulation by other administrations already exists under standards set by international treaties. For example, orbital debris mitigation requirements for Arianespace are defined and controlled by the Government of France's Centre National d'Études Spatiales ("CNES"), which already has issued orbital debris requirements.[18] Arianespace soon will also be under the jurisdiction of the European Space Agency ("ESA"), which has circulated draft orbital debris mitigation standards to its member states.[19] CNES and ESA practices related to orbital debris mitigation are coordinated at the international level by IADC. Arianespace supports the FCC's goals to mitigate the impact of orbital debris and presently complies with binding French regulations implementing international treaties and IADC and UNCOPUOS guidelines governing orbital debris mitigation. FCC regulation of French-licensed or European-licensed providers therefore is unnecessary.

Duplicative FCC regulation would not only be ineffective for its intended purpose of mitigating debris, but would distort the global marketplace for launch services by adding regulatory costs to those providers serving the U.S. market. Even if FCC consideration of debris issues was akin to that of the cognizant administration, the non-U.S. launch service provider still would incur the additional cost of participating on behalf of its launch customer in the FCC proceeding and the market-impacting uncertainty of whether its orbital debris mitigation plans

---

[18] *See Referentiel Normatif CNES, Méthode et Procédure, Exigences de sécurité- Débris spatiaux*, RNC-CNES-Q-40-512, March 9, 2000, attached as Exh. 2. These requirements will become binding when comparable regulations are adopted by other spacefaring nations.

[19] *European Space Debris, Safety and Mitigation Standard, DRAFT*, Issue 1, Revision 5, February 18, 2002, attached as Exh. 3.

are acceptable to the FCC.[20] In the event that FCC review was inconsistent with international norms or the pertinent national regulations implementing those international treaties and guidelines, the non-U.S.-licensed provider would bear the added expense of compliance with inconsistent standards or in the case of mutually exclusive regulations, could face sanction for non-compliance with FCC regulations despite complying with the regulations of the launching state and international convention.

Moreover, a satellite or launch service competitor could easily abuse this new, unnecessary layer of regulatory review by baselessly raising issues with an applicant's launch provider's mitigation plans, merely to delay a license grant or to otherwise undermine competition. A dual regulatory scheme would not only be redundant but detrimental to competition among launch service providers and their customers, by burdening those launch providers serving the U.S. market with an additional regulatory cost not imposed on those serving only non-U.S. markets.

If there is a concern with a particular nation's or subject launch provider's compliance with international standards, the U.S. Government has pre-existing, appropriate avenues for raising concerns and ensuring compliance. As noted above, each of the major space-faring nations/agencies, including France, is a member of IADC and/or UNCOPUOS and can be expected to ratify the orbital debris mitigation standards when adopted by those organizations. U.S. Executive branch delegates to IADC and UNCOPUOS have the expertise to raise concerns

[20] To the extent that the FCC intends to adopt the IADC mitigation requirements when they are issued, the implementation of those requirements is the responsibility of the FAA for U.S. launch vehicles, 14 C.F.R. § 400.1, and the cognizant administration for non-U.S. launch vehicles. *See* Section II, *supra*.

with specific countries, or rocket series, as well as to oversee compliance with such standards.[21] Thus, the U.S. already has adequate means of ensuring appropriate orbital debris mitigation by non-U.S. providers without adding an additional, costly layer of FCC regulation.

IV. CONCLUSION

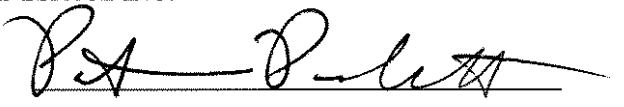
Arianespace supports the FCC's goals to mitigate the impact of orbital debris but respectfully submits that it would be inappropriate and duplicative of the Commission to regulate non-U.S.-licensed launch services providers. International fora are currently developing consensus orbital debris mitigation guidelines, and the Executive branch is playing an active role in the process. Congress demonstrated no intent to extend the Commission's jurisdiction to the regulation of non-U.S. launch providers for orbital debris mitigation. Any such regulation could undercut Executive branch efforts to forge international consensus, and distort the launch market for non-U.S.-licensed providers and their U.S. customers. The Commission should avoid redundant and potentially anticompetitive filings for non-U.S. launch vehicles where there are less burdensome mechanisms—international standard-setting and regulation by other national administrations—available to achieve the same objectives.

---

[21] *See supra* note 17.

Respectfully submitted,

ARIANESPACE INC.

By: 

Patricia Paoletta
Carl R. Frank
David B. Walker
of
WILEY REIN & FIELDING LLP
1776 K Street, N.W.
Washington, DC 20006-2304
202.719.7000
Its Attorneys

July 17, 2002

EXHIBIT 1

IADC/WG4(2002)WGD04

Date: 10 April 2002

Draft
IADC Space Debris
Mitigation Guidelines

Warning/Notes

This version was produced during the IADC-20 meeting of WG4

Contents

Foreword ... iii
Introduction ... iv
1 Scope ... 1
2 Application ... 1
3 Terms and definitions ... 1
3.1 Space Debris ... 1
3.2 Space Systems ... 1
3.3 Orbit Regions ... 2
3.4 Mitigation Measures and Related Terms ... 3
3.5 Mission Operations ... 3
4 General Guidance ... 4
5 Mitigation Measures ... 4
5.1 Limit Debris Released during Normal Operations ... 4
5.2 Minimise the Potential for On-Orbit Break-ups ... 4
5.3 Post Mission Disposal Phase ... 5
5.4 Prevent On-Orbit Collisions ... 6

Foreword

The Inter-Agency Space Debris Coordination Committee (IADC) is an international forum of governmental bodies for the coordination of activities related to the issues of man-made and natural debris in space. The primary purpose of the IADC is to exchange information on space debris research activities between member space agencies, to facilitate opportunities for co-operation in space debris research, to review the progress of ongoing co-operative activities and to identify debris mitigation options.

Members of the IADC are the Italian Space Agency (ASI), British National Space Centre (BNSC), Centre National d'Etudes Spatiales (CNES), China National Space Administration (CNSA), Deutsche Zentrum fur Luft-und Raumfahrt e.V. (DLR), European Space Agency (ESA), Indian Space Research Organisation (ISRO), Japan, National Aeronautics and Space Administration (NASA), Russian Aviation and Space Agency (ROSAVIAKOSMOS), and the National Space Agency of Ukraine (NSAU).

One of its efforts is to recommend debris mitigation guidelines, with an emphasis on cost effectiveness, that can be considered during planning and design of spacecraft and launch vehicles in order to minimise or eliminate generation of debris during operations. This document provides guidelines for debris reduction, developed via consensus within the IADC.

In the process of producing these guidelines, IADC got information from the following documents and study reports.

- *Technical Report on Space Debris,* Text of the report adopted by the Scientific and Technical Subcommittee of the United Nations Committee on the Peaceful Uses of Outer Space, 1999
- *Interagency report on Orbital Debris 1995,* The National Science and Technology Council Committee on Transportation Research and Development, November 1995
- *U.S. Government Orbital Debris Mitigation Standard Practices*, December 2000
- *Space Debris Mitigation Standard*, NASDA-STD-18, March 28, 1996
- *CNES Standards Collection, Method and Procedure Space Debris – Safety Requirements*, RNC-CNES-Q-40-512, Issue 1- Rev. 0, April 19, 1999
- *Policy to Limit Orbital Debris Generation*, NASA Program Directive 8710.3, May 29, 1997
- *Guidelines and Assessment Procedures for Limiting Orbital Debris*, NASA Safety Standard 1740.14, August 1995
- *Space Technology Items. General Requirements. Mitigation of Space Debris Population.* Russian Aviation & Space Agency Standard OCT 134-1023-2000
- *ESA Space Debris Mitigation Handbook*, Release 1.0, April 7 1999
- *IAA Position Paper on Orbital Debris – Edition 2001*, International Academy of Astronautics, 2001
- *European Space Debris Safety and Mitigation Standard*, Issue 1, Revision 0, September 27 2000

Introduction

It has been a common understanding since the UNCOPUOS published the Technical Report on Space Debris in 1999, that man-made space debris today poses little risk to ordinary unmanned spacecraft in Earth orbit, but the population of debris is growing, and the probability of collisions that could lead to potential damage will consequently increase. It has, however, now become common practice to consider the collision risk with orbital debris in planning manned missions. So the implementation of some debris mitigation measures today is a prudent and necessary step towards preserving the space environment for future generations.

Several national and international organisations of the space faring nations have established Space Debris Mitigation Standards or Handbooks to promote efforts to deal with space debris issues. The contents of these Standards and Handbooks may be slightly different from each other but their fundamental principles are the same:

(1) Preventing on-orbit break-ups

(2) Removing spacecraft and orbital stages that have reached the end of their mission operations from the useful densely populated orbit regions

(3) Limiting the objects released during normal operations.

The IADC guidelines are based on these common principles and have been agreed to by consensus among the IADC member agencies.

IADC Space Debris Mitigation Guidelines

1 Scope

The IADC Space Debris Mitigation Guidelines describe practices that have been identified and evaluated for limiting the generation of space debris in the terrestrial environment.

The Guidelines cover the overall environmental impact of the missions with a focus on the following:

(1) Limitation of debris released during normal operations

(2) Minimisation of the potential for on-orbit break-ups

(3) Post-mission disposal

(4) Prevention of on-orbit collisions

2 Application

The IADC Space Debris Mitigation Guidelines are applicable to mission planning and the design and operation of spacecraft and orbital stages (defined here as space systems) that will be injected into Earth orbit.

Organisations are encouraged to use these Guidelines in identifying the standards that they will apply when establishing the mission requirements for planned space systems.

These guidelines may be updated as new information becomes available regarding space activities and their influence on the space environment.

3 Terms and definitions

The following terms and definitions are added for the convenience of the readers of this document. They should not necessarily be considered to apply more generally.

3.1 Space Debris

Space debris are all man made objects including fragments and elements thereof, in Earth orbit or re-entering the atmosphere, that are non functional.

3.2 Space Systems

Spacecraft and orbital stages are defined as space systems within this document.

3.2.1 Space object – any manmade space system and any of its components or fragments

3.2.2 Spacecraft — an orbiting object designed to perform a specific function or mission (e.g. communications, navigation or weather forecasting). A spacecraft that can no longer fulfil its intended mission is considered non-functional. (Spacecraft in reserve or standby modes awaiting possible reactivation are considered functional.)

3.2.3 Launch vehicle – Any vehicle constructed for ascent to outer space, and for placing one or more space objects in outer space, and any sub-orbital rocket.

3.2.4 Launch vehicle orbital stages — any stage of a launch vehicle left in Earth orbit at the end of the spacecraft delivery sequence.

3.3 Orbits and Protected Regions

3.3.1 Equatorial radius of the Earth: The equatorial radius of the Earth is taken as 6,378 km and this radius is used as the reference for the Earth's surface from which the orbit regions are defined.

3.3.2 Protected regions — any activity that takes place in outer space should be performed while recognising the unique nature of the following regions, A and B, of outer space (see Figure 1), to ensure their future safe and sustainable use. These regions shall be protected regions with regard to the generation of space debris.

(1) Region A, **Low Earth Orbit** (or LEO) Region – Spherical region that extends from the Earth's surface up to an altitude (Z) of 2,000 km

(2) Region B, the **Geosynchronous Region** - A segment of the spherical shell defined by the following:

lower altitude = geostationary altitude minus 200 km

upper altitude = geostationary altitude plus 200 km

-15 degrees ≤ latitude ≤ +15 degrees

geostationary altitude (Z_{GEO}) = 35,786 km (the altitude of the geostationary Earth orbit)

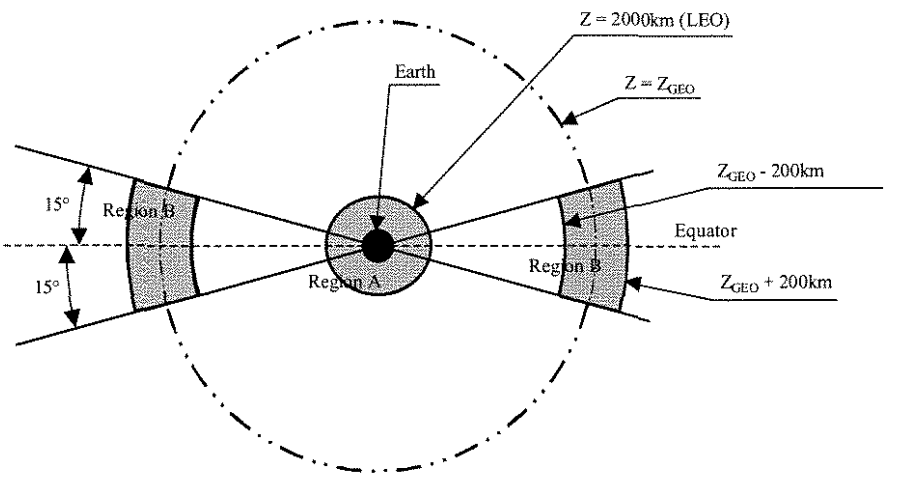


Figure 1 - Protected regions

3.3.3 Geostationary Earth Orbit (GEO) — Earth orbit having zero inclination and zero eccentricity, whose orbital period is equal to the Earth's sidereal period. The altitude of this unique circular orbit is close to 35,786 km.

3.3.4 Geostationary Transfer Orbit (GTO) — An Earth orbit which is or can be used to transfer space systems from lower orbits to the geosynchronous region. Such orbits typically have perigees within LEO region and apogees near or above GEO.

.

3.4 Mitigation Measures and Related Terms

3.4.1 Passivation — the elimination of all stored energy on a space system to reduce the chance of break-up. Typical passivation measures include venting or burning excess propellant, discharging batteries and relieving pressure vessels.

3.4.2 De-orbit — deliberate or forced re-entry of a space system into the Earth's atmosphere to eliminate the hazard it poses to other space systems, by applying a retarding force, usually via a propulsion system.

3.4.3 Re-orbit — intentional changing of a space system's orbit

3.4.4 Break-up — any event that generates fragments, which are released into Earth orbit. This includes:

(1) An explosion caused by the chemical or thermal energy from propellants, pyrotechnics and so on

(2) A rupture caused by an increase in internal pressure

(3) A break-up caused by energy from collision with other objects

However, the following events are excluded from this definition:

- A break-up during the re-entry phase caused by aerodynamic forces
- The generation of fragments, such as paint flakes, resulting from the ageing and degradation of a space system.

3.5 Operational Phases

3.5.1 Launch phase - Begins when the launch vehicle is no longer in physical contact with equipment and ground installations that made its preparation and ignition possible (or when the launch vehicle is dropped from the carrier-aircraft, if any), and continues up to the end of the mission assigned to the launch vehicle.

3.5.2 Mission phase - the phase where the space system fulfils its mission. Begins at the end of the launch phase and ends at the beginning of the disposal phase.

3.5.3 Disposal phase - Begins at the end of the mission phase for a space system and ends when the space system has performed the actions to reduce the hazards it poses to other space systems..

4 General Guidance

During an organisation's planning for and operation of a space system it should take systematic actions to reduce adverse effects on the orbital environment by introducing space debris mitigation measures into the space system's lifecycle, from the mission requirement analysis and definition phases.

In order to manage the implementation of space debris mitigation measures, it is recommended that a feasible Space Debris Mitigation Plan be established and documented for each program and project. The Mitigation Plan should include the following items:

(1) A management plan addressing space debris mitigation activities

(2) A plan for the assessment and mitigation of risks related to space debris, including applicable standards

(3) The measures minimising the hazard related to malfunctions that have a potential for generating space debris

(4) A plan for disposal of the space system after end of mission

(5) Justification of choice and selection when several possibilities exist

(6) Compliance matrix addressing the recommendations of these Guidelines.

5 Mitigation Measures

5.1 Limit Debris Released during Normal Operations

In all operational orbit regimes, space systems should be designed not to release debris during normal operations. Where this is not feasible any release of debris should be minimised in number, area and orbital lifetime.

Any program, project or experiment that will release objects in orbit should not be planned unless an adequate assessment can verify that the effect on the orbital environment, and the hazard to other operating space systems, is acceptably low in the long-term.

When using solid propellant for inter-orbital transfer, solid by-products (slag) production should be minimised.

The potential hazard of tethered systems should be analysed by considering both an intact and severed system.

5.2 Minimise the Potential for On-Orbit Break-ups

On-orbit break-ups caused by the following factors should be prevented using the measures described in 5.2.1 – 5.2.3:

(1) All space systems should be designed and operated so as to prevent accidental explosions and ruptures after end-of- mission

(2) The potential for break-ups during mission should be minimised

(3) Intentional destructions, which will generate long-lived orbital debris, should not be planned or conducted.

5.2.1 Minimise the potential for post mission break-ups resulting from stored energy

In order to limit the risk to other space systems from accidental break-ups after the completion of mission operations, all on-board sources of stored energy of a space system, such as residual propellants, batteries, high-pressure vessels, self-destructive devices, flywheels and momentum wheels, should be depleted or safed when they are no longer required for mission operations or post-mission disposal. Depletion should occur as soon as this operation does not pose an unacceptable risk to the payload. Mitigation measures should be carefully designed not to create other risks.

(1) Residual propellants and other fluids, such as pressurant, should be depleted as thoroughly as possible, either by depletion burns or venting, to prevent accidental break-ups by over-pressurisation or chemical reaction.

(2) Batteries should be adequately designed and manufactured, both structurally and electrically, to prevent break-ups. Pressure increase in battery cells and assemblies could be prevented by mechanical measures unless these measures cause an excessive reduction of mission assurance. At the end of operations battery charging lines should be de-activated.

(3) High-pressure vessels should be vented to a level guaranteeing that no break-ups can occur. Leak-before-burst designs are beneficial but are not sufficient to meet all passivation recommendations of propulsion and pressurisation systems. Heat pipes may be left pressurised if the probability of rupture can be demonstrated to be very low.

(4) Self-destruct systems should be designed not to cause unintentional destruction due to inadvertent commands, thermal heating, or radio frequency interference.

(5) Power to flywheels and momentum wheels should be terminated during the disposal phase.

(6) Other forms of stored energy should be assessed and adequate mitigation measures should be applied.

5.2.2 Minimise the potential for break-ups during operational phase

During the design of a space system, each program or project should demonstrate, using failure mode and effects analyses or an equivalent analysis, that there is no probable failure mode leading to accidental break-ups. If such failures cannot be excluded, the design or operational procedures should minimise the probability of their occurrence.

During the operational phase, a space system should be periodically monitored to detect malfunctions that could lead to a break-up or loss of control function. In the case that a malfunction is detected, adequate recovery measures should be planned; otherwise disposal and passivation measures for the system should be planned and conducted.

5.2.3 Avoidance of intentional destruction and other harmful activities

Intentional destruction of a space system, (self-destruction, intentional collision, etc.), and other harmful activities that may significantly increase collision risks to other systems should be avoided. For instance, intentional break-ups should be conducted at sufficiently low altitudes so that orbital fragments are short lived.

5.3 Post Mission Disposal

5.3.1 Geosynchronous Region

Spacecraft that have terminated their mission should be manoeuvred far enough away from GEO so as not to cause interference with space systems still in geostationary orbit. The recommended minimum increase in perigee altitude at the end of re-orbiting, which takes into account all orbital perturbations, is:

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

where C_R: Solar radiation pressure coefficient (typical values are between 1 & 2),

A/m: Aspect area to dry mass ratio [m^2/kg]

235 km: Sum of the upper altitude of the GEO protected region (200 km) and the maximum descent of a re-orbited space system due to luni-solar and geopotential perturbations (35 km).

The propulsion system for a GEO spacecraft should be designed not to be separated from the spacecraft. In the case that there are unavoidable reasons that require separation, the propulsion system should be designed to be left in an orbit that is, and will remain, outside of the protected Geosynchronous region. Regardless of whether it is separated or not, a propulsion system should be designed for passivation.

Operators should avoid the permanent or periodic presence of launch vehicle orbital stages in the Geosynchronous Region.

5.3.2 Objects Passing Through the LEO Region

Whenever possible space systems that have terminated their mission in orbits passing through the LEO region, or have the potential to interfere with the LEO region, should be de-orbited (direct re-entry is preferred) or manoeuvred into an orbit with a reduced lifetime. Retrieval is also a disposal option.

To reduce orbital lifetime, a space system should be left in an orbit in which, using an accepted nominal projection for solar activity, atmospheric drag will limit the orbital lifetime after completion of operations. A study on the effect of post-mission orbital lifetime limitation on collision rate and debris population growth has been performed by the IADC. This IADC and other studies and existing national guidelines have found 25 years to be a reasonable and appropriate lifetime limit. If a space system is to be disposed of by re-entry into the atmosphere, debris that survives to reach the surface of the Earth should not pose an undue risk to people or property. This may be accomplished by limiting the amount of surviving debris or confining the debris to uninhabited regions, such as broad ocean areas.

Space systems designs that do not include the capability to be de-orbited or manoeuvred should be planned to be launched into orbits with lifetimes consistent with the stated disposal guideline.

In the case of a controlled re-entry of a space system, the operator of the system should inform the relevant air traffic and maritime traffic authorities of the re-entry time and trajectory and the associated ground area.

Also, ground environmental pollution, caused by radioactive substances, toxic substances or any other environmental pollutants resulting from on-board articles, should be prevented or minimised in order to be accepted as permissible.

5.3.3 Other Orbits

Space systems that have terminated their mission in other orbital regions should be manoeuvred to reduce their orbital lifetime, commensurate with LEO lifetime limitations, or relocated if they cause interference with highly utilised orbit regions.

5.4 Prevention of On-Orbit Collisions

In developing the design and mission profile of a space system, a program or project should estimate and limit the probability of accidental collision with known objects during the system's orbital lifetime . If reliable orbital data is available, avoidance manoeuvres for spacecraft and co-ordination of launch windows may be considered if the collision risk is not considered negligible..Spacecraft design should limit the probability of collision with small debris which could cause a loss of control, thus preventing post-mission disposal.

EXHIBIT 2

RNC-CNES-Q-40-512

09 Mars 2000

Ed. 2 - Rév. 0

(ancienne MPM-51-00-12)

REFERENTIEL NORMATIF CNES

Méthode et Procédure

Exigences de sécurité – Débris spatiaux

© **CNES 1999**
Reproduction strictement réservée à l'usage privé du copiste, non destinée à une utilisation collective (article 41-2 de la loi n°57-298 du 11 mars 1957).

PAGE D'ANALYSE DOCUMENTAIRE

Titre : **Exigences de sécurité - Débris spatiaux**

Mots clés : Sécurité, Maîtrise des risques, Débris spatiaux, Véhicules spatiaux, Espace extra-atmosphérique

Résumé :

Le présent document formule les exigences fondamentales de sécurité relatives aux débris spatiaux. Il énonce des mesures de prévention pour concevoir, exploiter et opérer un véhicule spatial de façon à éviter la formation de débris spatiaux, et quelques mesures de protection qui tendent à préserver un véhicule spatial du danger occasionné par l'existence des débris connus.
Il propose une démarche permettant de démontrer le respect de ces exigences, et tient compte des exigences de sauvegarde du CNES.

Situation du document :

Ce document CNES, de filiation "Assurance Produit", fait partie de la collection des documents de niveau 3 du Référentiel Normatif CNES.
Il amende et complète le standard "RNC-ECSS-Q-40A, Sécurité", dont les paragraphes traitant des débris spatiaux ont été déclarés non applicables aux projets du CNES par le Comité Technique de Normalisation.

Nombre de pages : 40	**Langue** : Française

Système hôte : Winword 97

Service gestionnaire : Délégation à l'Assurance de la Qualité du Centre Spatial de Toulouse (DTS/AQ)

Nom Auteur(s)	**date**	**signature**
F. ALBY		
H. BACCINI		
C. BONNAL		
A. CUQUEL		
A. ROLFO		

COMITE TECHNIQUE de NORMALISATION

Le Président,

Nom	**date**	**signature**
A. CUQUEL		

VALIDATION COMITE DIRECTEUR de NORMALISATION

Le Président,

Nom	**date**	**signature**
S. JANICHEWSKI		

PAGES DES MODIFICATIONS

Ed.	Rév.	Date	Pages modifiées	Observations
1	0	19 avril 1999	Document initial	
2	0	09/03/00		Nouvelle codification des documents

SOMMAIRE

Avant-Propos iv

Introduction 1

1 Domaine d'application 2

2 Références normatives 2

3 Termes et définitions 2

4 Symboles (et termes abrégés) 5

5 Exigences de management 6

5.1 Adaptation des exigences 6

5.2 Dérogation 6

5.3 Organisation 6

5.3.1 Autorité de décision en matière de débris spatiaux 7

5.3.2 Responsable débris spatiaux 7

5.4 Suivi du programme ou projet spatial 7

5.5 Plan de limitation des débris spatiaux 8

6 Exigences de conception 10

6.1 Mesures de prévention 10

6.1.1 Séparation d'éléments 10

6.1.2 Explosion 10

6.1.3 Poudre et pyrotechnie 11

6.1.4 Matériaux et technologies 11

6.1.5 Dysfonctionnement 12

6.2 Mesures de protection 12

6.3 Exigences de sauvegarde 12

6.3.1 Exigence relative à toute phase de retour 13

6.3.2 Retour maîtrisé 13

6.3.3 Retour non maîtrisé 13

7 Exigences pour la phase d'opérations 14

7.1 Passivation 14

7.2 Exigences de sauvegarde 14

7.3 Manœuvre d'évitement 15

7.4 Retrait de service 15

7.4.1 Liminaires 15

7.4.2 Principes fondamentaux 16

7.4.3 Exigences pour les véhicules en phase orbitale 17

7.4.4 Exigences pour les véhicules en phase suborbitale 18

Annexe 1 (normative) Calcul de l'écart minimum entre l'orbite terrestre géostationnaire et l'orbite cimetière associée 19

Annexe 2 (informative) Environnement en matière de débris spatiaux 20

Annexe 3 (informative) Illustration des exigences pour les véhicules en phase orbitale, selon leur orbite 21

Annexe 4 (informative) Guide pour l'application de certaines exigences 26

Annexe 5 (informative) Guide pour la vérification (ou la justification) du respect (ou du non-respect) des exigences 28

Annexe 6 (informative) Délai de la rentrée atmosphérique naturelle d'un véhicule spatial selon son orbite terrestre (référence NASA) 29

Annexe 7 (informative) Bibliographie 30

AVANT-PROPOS

Le présent document CNES fait partie de la documentation du CNES destinée à être appliquée par le CNES et par toute entité intervenant, à quelque titre que ce soit (partenaires, contractants de tous niveaux, clients, fournisseurs, etc.), dans les activités de gestion, d'ingénierie, d'assurance produit, d'opérations, et d'exploitation, d'un programme ou projet spatial.

Les exigences de ce document sont définies de préférence en fonction des objectifs à atteindre, plutôt que selon la façon d'organiser et d'effectuer les tâches nécessaires. Ainsi, les structures existantes et les méthodes d'organisation associées ne sont pas concernées, mais elles peuvent évoluer, si nécessaire, sans que ce document ait besoin d'être modifié.

La formulation de ce document tient compte de la famille des normes ISO 9000, et des standards ECSS.

Le présent document CNES a été préparé par le Groupe de Travail "Philosophie du CNES en matière de débris spatiaux", corrigé et complété par le Groupe de Synthèse sur les débris spatiaux, et accepté par le Comité Technique et le Comité Directeur de Normalisation du CNES.

INTRODUCTION

«L'exploration et l'utilisation de l'espace extra-atmosphérique (...) doivent se faire pour le bien et dans l'intérêt de tous les pays, quel que soit le stade de leur développement économique ou scientifique ; elles sont l'apanage de l'humanité tout entière.

L'espace extra-atmosphérique (...) peut être exploré et utilisé librement par tous les Etats (...).

Les recherches scientifiques sont libres dans l'espace extra-atmosphérique (...)».

Tels sont les termes de l'article premier du "Traité sur les principes régissant les activités des Etats en matière d'exploration et d'utilisation de l'espace extra-atmosphérique, y compris la Lune et les autres corps célestes", ou "Traité de l'Espace", du 27 janvier 1967.

Ce même Traité, en son article IX, précise «(...) Les Etats parties au Traité effectueront l'étude de l'espace extra-atmosphérique, y compris la Lune et les autres corps célestes, et procéderont à leur exploitation de manière à éviter les effets préjudiciables de leur contamination (...) et, en cas de besoin, ils prendront les mesures appropriées à cette fin. (...)».

Les activités spatiales étant source de pollution par essence même de ces activités, en particulier en ce qui concerne la génération de débris spatiaux, la liberté d'exploration et d'utilisation inscrite dans le Traité de l'Espace ne saurait se prolonger indéfiniment sans une volonté affichée et réelle de réduire du mieux possible la formation de tels débris.

La garantie de la non-prolifération de ces débris spatiaux passe par une exigence de désorbitation de tous les véhicules et objets spatiaux destinés à évoluer ou évoluant autour de la Terre dans l'espace extra-atmosphérique, y compris les véhicules de lancement, dans un délai rapide (de l'ordre de un an) après la fin de leur mission, en conformité avec des règles de sauvegarde basées sur le mode de fragmentation du véhicule, la connaissance des fragments susceptibles de résister à la rentrée atmosphérique, la détermination de la probabilité de perte de vie humaine à l'arrivée au sol de ces fragments, la définition des critères (qualitatifs et/ou quantitatifs) d'acceptabilité du risque correspondant, etc.

Bien que cette exigence se situe dans l'esprit du droit spatial, elle n'est actuellement ni réaliste ni raisonnable, en particulier en raison :

1) du coût en énergie qui peut être très élevé et devenir rédhibitoire (désorbitation d'un véhicule spatial depuis l'orbite terrestre géostationnaire) ;
2) des modifications à apporter à la conception de certains véhicules spatiaux qui peuvent devenir trop complexes pour permettre le rallumage de leur système de propulsion dans des conditions satisfaisant les objectifs de sauvegarde (étages de lanceurs) ;
3) de certaines structures séparées d'un véhicule spatial qui ne sont pas dotées de moyens de propulsion et qui nécessiteraient des modifications dont les conséquences seraient néfastes sur le plan commercial (structures d'adaptation pour lancement multiple).

Bien qu'elle traduise un objectif très ambitieux, la règle de désorbitation systématique dans un délai de un an et dans le respect des spécifications de sauvegarde sera certainement exigée à long terme, à l'issue d'une coopération internationale.

La politique de sécurité du CNES en matière de débris spatiaux est d'orienter la conception des véhicules spatiaux pour prévenir la génération de ces débris, et de favoriser l'utilisation des techniques opérationnelles permettant de limiter au mieux la création de débris en phase d'opérations, tout en préservant la compatibilité des programmes et projets spatiaux avec les exigences de mission, les exigences de sauvegarde, et l'objectif de coût réduit.

1 DOMAINE D'APPLICATION

Le présent document formule les exigences fondamentales de sécurité relatives aux débris spatiaux. Il énonce des mesures de prévention pour concevoir, exploiter et opérer un véhicule spatial de façon à éviter la formation de débris spatiaux, et quelques mesures de protection qui tendent à préserver un véhicule spatial du danger occasionné par l'existence des débris connus.
Il propose une démarche permettant de démontrer le respect de ces exigences, et tient compte des exigences de sauvegarde du CNES.

Le présent document CNES permet de soutenir la politique de sécurité du CNES en matière de débris spatiaux. Les exigences exprimées sont destinées à préserver l'espace d'une croissance incontrôlée de ces débris, eux-mêmes de caractéristiques aléatoires, ce qui, à terme, aurait des conséquences dommageables pour l'humanité, et à préserver un véhicule spatial du danger occasionné par la présence dans l'espace des débris engendrés par les activités spatiales antérieures.

Ce document ne concerne pas les fragments qui pourraient résulter d'un accident au sol ou dans l'espace atmosphérique, pour lesquels des règles spécifiques de sauvegarde sont définies par ailleurs.

Le document CNES «Exigences de sécurité relatives aux débris spatiaux» est applicable aux programmes et projets spatiaux du CNES relatifs aux véhicules spatiaux destinés à évoluer ou évoluant autour de la Terre dans l'espace extra-atmosphérique, pour y être exploités à des fins technologiques, scientifiques, commerciales, opérationnelles ou autres, y compris les véhicules de lancement et leurs éléments constitutifs (étage, structure d'adaptation pour lancement multiple, etc.), ainsi qu'aux opérateurs de tels véhicules (ex. : Arianespace).

Les exigences de ce document sont requises à tous les niveaux de l'organisation d'un programme ou projet spatial : maître d'ouvrage, maître d'œuvre, partenaires, contractants, sous-contractants, clients, fournisseurs, etc. Toutefois, dans un premier temps, l'application de ce document peut être conforme à la note CNES/DTS n° 99.560 du 18 juin 1999.

2 REFERENCES NORMATIVES

Les documents normatifs suivants contiennent des dispositions qui, par suite de la référence qui y est faite, constituent des dispositions valables pour le présent document CNES. Pour les références datées, les amendements ultérieurs ou les révisions de ces publications ne s'appliquent pas. Toutefois, les parties prenantes aux accords fondés sur le présent document CNES sont invitées à rechercher la possibilité d'appliquer les éditions les plus récentes des documents normatifs indiqués ci-après. Pour les références non datées, la dernière édition du document normatif en référence s'applique. La Délégation à l'Assurance de la Qualité au CNES possède le registre des documents CNES en vigueur.

RNC-ECSS-P-001, *Glossaire des termes.*

RNC-ECSS-M-20, *Organisation de Projet.*

RNC-ECSS-M-30, *Logique de Déroulement.*

Document SVG-RS-010-CNSP, *Doctrine de Sauvegarde du CNES.*

Document CSG-RS-090-CN, *Règlement de Sauvegarde du CSG.*

3 TERMES ET DEFINITIONS

Pour les besoins du présent document, les termes et définitions données dans le standard RNC-ECSS-P-001 "Glossaire des termes" ainsi que les suivants s'appliquent.

3.1 *Débris spatial*
Synonymes : débris, débris orbital

Corps d'origine artificielle engendré par les activités humaines, autre qu'un véhicule spatial actif ou susceptible d'être utile différemment, d'une taille supérieure à 10 microns, évoluant autour de la Terre dans l'espace extra-atmosphérique.

3.2 *Désorbitation*

Ensemble des manœuvres accomplies par un véhicule spatial en orbite autour de la Terre pour abaisser le périgée de l'orbite de telle sorte que le véhicule effectue une phase de retour.

3.3 *Désorbitation directe*

Le véhicule spatial accomplit les manœuvres de désorbitation lui permettant d'effectuer sa phase de retour au cours de l'orbite qui suit la fin de sa mission.

3.4 *Désorbitation indirecte*

Lors des manœuvres de désorbitation, le véhicule spatial est transféré sur une orbite telle que sa présence dans l'espace extra-atmosphérique est limitée par érosion naturelle de l'altitude du périgée de l'orbite, et sa phase de retour intervient naturellement dans un délai maximum spécifié.

3.5 *Dommage*

Perte de vie humaine, lésion corporelle ou autre atteinte à la santé, maladie professionnelle, perte totale ou partielle de bien(s), ou dégradation(s) causée(s) au(x)dit(s) bien(s) ou à l'environnement.

3.6 *Evénement redouté*

Evénement imprévu, ou série fortuite d'événements, dont l'occurrence engendre un dommage.

3.7 *Mesure de prévention*

Toute mesure permettant de diminuer la probabilité de générer des débris spatiaux, ou de réduire la gravité des dommages qu'ils sont susceptibles d'engendrer.

3.8 *Mesure de protection*

Toute mesure permettant de protéger un véhicule spatial des dommages susceptibles de résulter d'une collision avec un débris spatial.

3.9 *Objet spatial*

Corps d'origine artificielle situé dans l'espace et destiné à évoluer dans l'espace extra-atmosphérique, et tout élément constitutif de celui-ci.

3.10 *Orbite cimetière*

Orbite terrestre demeurant extérieure à toutes les régions protégées de l'espace extra-atmosphérique malgré les diverses perturbations subies dans le temps (perturbations luni-solaires, etc.).

3.11 *Orbite de transfert géostationnaire*

Orbite terrestre temporaire sur laquelle est placé un véhicule spatial entre la trajectoire de lancement et l'orbite terrestre géostationnaire.
L'altitude de son apogée est proche de 35 800 km, celle de son périgée est supérieure à 200 km.

3.12 *Orbite terrestre basse*

Orbite terrestre dont l'apogée, ou l'altitude dans le cas d'une orbite circulaire, est inférieur à 2 000 km.

3.13 *Orbite terrestre géostationnaire*

Orbite terrestre d'inclinaison nulle, dont la période de révolution sidérale moyenne est égale à la période de révolution sidérale de la Terre.
L'altitude constante de cette orbite circulaire unique est voisine de 35 800 km.

3.14 *Passivation*

Mise en configuration de sécurité (état ne pouvant engendrer aucun dommage) d'un véhicule spatial vis-à-vis du risque relatif à la génération de débris spatiaux, au regard de toutes ses énergies internes (énergies d'origine chimique - ergols résiduels, électrique - piles et batteries, mécaniques - fluides pressurisés, etc.).

3.15 *Phase de lancement*

Débute lorsque le véhicule de lancement n'est plus en contact physique avec les équipements et installations sol qui ont permis sa préparation et son décollage (ou, éventuellement, lorsque le véhicule de lancement est séparé de son avion-porteur), et se poursuit jusqu'à la fin de la mission assignée audit véhicule.

Note : La phase de lancement prend fin lorsque le véhicule de lancement a atteint une orbite terrestre ou une trajectoire interplanétaire, ou, dans le cas contraire, lorsqu'il est de nouveau en contact avec la Terre.

3.16 *Phase de retour*

Débute à la rentrée du véhicule spatial dans l'atmosphère terrestre, et prend fin soit lorsqu'il est immobilisé sur la Terre, soit lorsque tous les fragments résistant à la rentrée atmosphérique ont atteint la Terre, soit lorsqu'il s'est totalement désintégré dans le cas où aucun de ses éléments ni fragments n'a résisté à la rentrée atmosphérique.

3.17 *Phase de retrait de service*

Dernière phase du cycle de vie d'un véhicule spatial, elle commence à la fin de sa mission (fin de mission opérationnelle prédéfinie, ou décision de l'utilisateur de mettre fin à la mission), et se termine soit au début de la phase de retour (cas de désorbitation directe), soit lorsque le véhicule est devenu un débris spatial (cas de désorbitation indirecte, orbite cimetière).

3.18 *Phase d'opérations*

Sous-ensemble de la phase orbitale d'un véhicule spatial, elle commence avec le même événement et se termine lorsqu'il a effectué sa phase de retrait de service.

3.19 *Phase orbitale*

Pour un véhicule de lancement, commence immédiatement après la fin de sa phase de lancement dans le cas où il a atteint une orbite terrestre ;
pour un véhicule embarqué, commence immédiatement après sa séparation physique effective du véhicule de lancement qui le porte, sur une orbite terrestre ;
et se termine à la rentrée du véhicule spatial dans l'atmosphère terrestre, naturelle ou volontairement provoquée.

3.20 *Phase suborbitale*

Phase équivalente à une phase orbitale pour laquelle l'orbite atteinte est sécante avec la Terre.

3.21 *Retour maîtrisé*

Phase de retour d'un véhicule spatial dont la zone d'impact à la surface de la Terre de la totalité des fragments résistant à la rentrée atmosphérique est prédéfinie et atteinte en respectant les objectifs de sauvegarde applicables.

3.22 *Sauvegarde*

Ensemble des dispositions destinées à maîtriser les risques techniques issus des activités concourant au vol d'un objet spatial, habité ou non, en vue d'assurer la protection des personnes, des biens publics et privés (excepté le véhicule spatial lui-même) et de l'environnement contre tout dommage engendré par ces activités à la surface de la Terre ou aux aéronefs en vol, ou dans l'espace atmosphérique ou extra-atmosphérique.

3.23 *Véhicule de lancement*

Tout véhicule construit dans le but d'opérer dans l'espace extra-atmosphérique ou de placer un ou plusieurs objets spatiaux dans ce même espace, et toute fusée-sonde suborbitale.

3.24 *Véhicule spatial*

Tout véhicule, habité ou non, construit ou assemblé en vue de son évolution, de ses déplacements, de son exploitation, ou de sa position dans l'espace extra-atmosphérique.

Note : Un véhicule spatial peut être un lanceur, une fusée-sonde, une charge utile, une capsule spatiale, une navette spatiale, un avion spatial, une station spatiale, etc., ou toute combinaison assemblée de ceux-ci.

4 SYMBOLES (ET TERMES ABREGES)

CNES	Centre National d'Etudes Spatiales
CSG	Centre Spatial Guyanais
ECSS	European Cooperation for Space Standardization
EEA	Espace Extra-Atmosphérique
ESA	European Space Agency
GEO	Geostationary Earth Orbit
GTO	Geostationary Transfer Orbit
LEO	Low Earth Orbit
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NASDA	NAtional Space Development Agency of Japan
SD-DE	Space Debris, DEsign
SD-MM	Space Debris, ManageMent
SD-OP	Space Debris, OPeration
Z	Altitude courante (en km, par rapport à la Terre)
Z_A	Altitude de l'apogée de l'orbite considérée (en km, par rapport à la Terre)
Z_{Acim}	Altitude de l'apogée de l'orbite cimetière considérée (en km, par rapport à la Terre)
Z_{GEO}	Altitude de l'orbite terrestre géostationnaire (en km, par rapport à la Terre)
Z_P	Altitude du périgée de l'orbite considérée (en km, par rapport à la Terre)
Z_{Pcim}	Altitude du périgée de l'orbite cimetière considérée (en km, par rapport à la Terre)
ΔH	Ecart minimum (en km) entre l'orbite terrestre géostationnaire et l'orbite cimetière associée

5 EXIGENCES DE MANAGEMENT

Les activités relatives aux débris spatiaux sont similaires aux activités de sécurité. Elles sont soumises aux exigences de management décrites dans le standard RNC-ECSS-M-20 et à la démarche de sécurité présentée dans le standard RNC-ECSS-Q-40.

5.1 ADAPTATION DES EXIGENCES

Les exigences de sécurité relatives aux débris spatiaux peuvent être adaptées en fonction du type de programme ou projet spatial (par exemple lorsqu'elles correspondent à des événements redoutés non retenus par le programme ou projet).

Exigence SD-MM-01

Les spécifications résultant de l'adaptation des exigences de sécurité relatives aux débris spatiaux par le programme ou projet spatial doivent :

a) être décrites et justifiées dans le plan de limitation des débris spatiaux (cf. paragraphe 5.5),

b) être approuvées par le responsable débris spatiaux (cf. paragraphe 5.3.2),

c) faire l'objet d'une demande de dérogation (cf. paragraphe 5.2) auprès de l'autorité de décision en matière de débris spatiaux (cf. paragraphe 5.3.1).

5.2 DEROGATION

Certaines exigences pourraient engager un programme ou projet spatial vers une impossibilité technique, un surcoût prohibitif, des délais incompatibles, une perte de compétitivité commerciale, etc.

Exigence SD-MM-02

Un programme ou projet spatial ne pouvant satisfaire à une exigence du présent document doit :

a) formuler une demande de dérogation auprès de l'autorité de décision en matière de débris spatiaux (cf. paragraphe 5.3.1),

b) justifier sa demande en tenant compte des conséquences de l'éventuelle dérogation sur son produit, et du comportement de celui-ci durant la présence dans l'espace extra-atmosphérique du véhicule spatial auquel il est destiné,

c) inscrire sa demande et la justification associée au plan de limitation des débris spatiaux (cf. paragraphe 5.5).

5.3 ORGANISATION

Tout programme ou projet spatial est responsable des activités liées aux débris spatiaux et relatives à son produit.

Exigence SD-MM-03

Lorsqu'un programme ou projet spatial choisit de confier une responsabilité, tâche, ou activité, relative aux débris spatiaux et concernant son produit, à l'entité spécifiée dans le standard RNC-ECSS-Q-40 en charge de la même responsabilité, tâche, ou activité, relative à la sécurité de son produit, il doit satisfaire aux exigences spécifiées dans le standard RNC-ECSS-Q-40.

5.3.1 Autorité de décision en matière de débris spatiaux

Dans le cadre du présent document CNES, l'«autorité de décision en matière de débris spatiaux» pour les programmes et projets spatiaux impliquant le CNES à quelque titre que ce soit, est le Directeur Général du CNES, ou éventuellement son mandataire.

5.3.2 Responsable débris spatiaux

Exigence SD-MM-04

Tout projet spatial doit proposer une organisation en charge de ses activités relatives aux débris spatiaux, et désigner un «responsable débris spatiaux».

Ce dernier peut être le "représentant de la sécurité", spécifié dans le standard RNC-ECSS-Q-40.

Exigence SD-MM-05

Le responsable débris spatiaux doit avoir l'autorité et les moyens nécessaires à l'application du plan de limitation des débris spatiaux (cf. paragraphe 5.5) tout au long du programme ou projet spatial.

Exigence SD-MM-06

Le responsable débris spatiaux doit avoir la possibilité de recours direct auprès du chef de programme ou projet spatial, de la hiérarchie de celui-ci, et de toute autorité compétente en la matière en particulier l'autorité de décision en matière de débris spatiaux (cf. paragraphe 5.3.1).

Exigence SD-MM-07

Le responsable débris spatiaux doit garantir la prise en compte de la réglementation applicable en ce domaine (cf. paragraphe 2 et Annexe 7).

Exigence SD-MM-08

Le responsable débris spatiaux doit approuver les choix effectués par le projet spatial dans le cadre des activités relatives aux débris spatiaux (solutions retenues parmi les solutions possibles, etc.).

Exigence SD-MM-09

Durant toutes les phases du programme ou projet spatial, le responsable débris spatiaux doit garantir que les tâches relatives aux débris spatiaux sont cohérentes et coordonnées avec les activités de sécurité et de qualité.

5.4 SUIVI DU PROGRAMME OU PROJET SPATIAL

Exigence SD-MM-10

Lors des revues de programme ou projet spatial spécifiées dans le standard RNC-ECSS-M-30, le responsable débris spatiaux doit présenter le contenu et l'état d'avancement du plan de limitation des débris spatiaux (cf. paragraphe 5.5).

Cette présentation peut être jointe à la présentation de sécurité du programme ou projet spatial, spécifiée dans le standard RNC-ECSS-Q-40.

5.5 PLAN DE LIMITATION DES DEBRIS SPATIAUX

Le plan de limitation des débris spatiaux permet à tout programme ou projet spatial de démontrer que son produit :

1) satisfait aux exigences de conception (cf. paragraphe 6),
2) sera opéré conformément aux exigences spécifiées pour la phase d'opérations (cf. paragraphe 7).

Exigence SD-MM-11

Tout programme ou projet spatial doit établir un «plan de limitation des débris spatiaux» concernant ses activités relatives aux débris spatiaux.

Ce plan peut être une partie de son plan de sécurité, spécifié dans le standard RNC-ECSS-Q-40, et peut s'appuyer sur le guide fourni en Annexe 5.

Exigence SD-MM-12

Lors de l'identification et la définition de ses tâches et activités relatives aux débris spatiaux, tout programme ou projet spatial doit prendre en compte, au minimum :

a) les possibilités de son produit de générer des débris spatiaux en fonctionnement nominal et en modes dégradés,

b) les possibilités de son produit de générer des débris spatiaux suite à une collision en orbite du véhicule spatial auquel il est destiné avec un météorite, un débris existant, ou un autre véhicule,

c) les possibilités de son produit de générer des débris spatiaux suite à une explosion ou destruction accidentelle d'origine interne à son produit ou au véhicule spatial auquel il est destiné,

d) le comportement en orbite de son produit après la phase de retrait de service,

e) le comportement de son produit lors d'une rentrée atmosphérique du véhicule spatial, ou de l'élément constitutif de ce dernier, auquel il est destiné,

f) les nuisances susceptibles d'être occasionnées à la surface de la Terre ou à son environnement par son produit ou les fragments de celui-ci résistant à une rentrée atmosphérique.

Exigence SD-MM-13

Le plan de limitation des débris spatiaux doit comprendre, au minimum :

a) les fonctions et les responsabilités du responsable débris spatiaux,

b) le contenu et les justificatifs de l'adaptation des exigences du présent document,

c) le plan de gestion et de suivi des activités relatives aux débris spatiaux,

d) le plan d'évaluation et de réduction des risques relatifs aux débris spatiaux,

e) les dispositions à prévoir ou à mettre en œuvre en phase de retrait de service du véhicule,

f) les règles générales issues du retour d'expérience en matière de sécurité relative aux débris spatiaux,

g) les justificatifs des choix et sélections lorsque plusieurs possibilités sont offertes,

h) le contenu et les justificatifs des demandes de dérogations au présent document,

i) la liste des fournitures remises au titre des activités relatives aux débris spatiaux.

Il est recommandé d'articuler le plan de limitation des débris spatiaux selon la logique de déroulement du programme ou projet spatial décrite dans le standard RNC-ECSS-M-30.

Exigence SD-MM-14

Tout programme ou projet spatial doit présenter le rapport final de son plan de limitation des débris spatiaux lors de la revue d'aptitude au vol du produit développé dans le cadre de son programme ou projet.

6 EXIGENCES DE CONCEPTION

Ce chapitre recense les exigences qui concernent essentiellement les autorités de conception (CNES, industriels auxquels l'application de ce document est rendue obligatoire par son contrat avec le CNES, etc.).

Une aide à l'application de certaines de ces exigences est fournie en Annexe 4.

Exigence SD-DE-01

Tout véhicule spatial doit être conçu de manière à satisfaire aux exigences spécifiées pour la phase d'opérations (cf. paragraphe 7).

6.1 MESURES DE PREVENTION

6.1.1 Séparation d'éléments

Exigence SD-DE-02

Pour tout lancement simple, il ne doit subsister en orbite qu'un seul élément constitutif du véhicule de lancement (étage, structure d'adaptation pour lancement multiple, etc.), hormis le satellite.

Exigence SD-DE-03

Pour tout lancement multiple, il ne doit subsister en orbite qu'au plus deux éléments constitutifs du véhicule de lancement (étage, structure d'adaptation pour lancement multiple, etc.), hormis les satellites.

Exigence SD-DE-04

La libération volontaire d'éléments (attaches de câbles électriques, dispositifs retenant le déploiement des antennes, boucliers thermiques du moteur d'apogée, obturateurs de tuyère des propulseurs à ergols solides, protections d'instruments d'observation, boulons explosifs, ressorts, sangles, systèmes "yo-yo", etc.) doit être conçue pour que les éléments libérés soient retenus.

En cas d'impossibilité technique de retenir certains éléments libérés, les débris spatiaux ainsi générés doivent être identifiés (nombre, taille, évolution de l'orbite, durée de présence dans l'espace extra-atmosphérique, etc.) et doivent figurer au plan de limitation des débris spatiaux (cf. paragraphe 5.5).

Une dérogation doit être obtenue (cf. paragraphe 5.2).

6.1.2 Explosion

Exigence SD-DE-05

Toute explosion intentionnelle d'un véhicule spatial ou d'un quelconque de ses éléments est interdite.

Exigence SD-DE-06

La probabilité d'explosion accidentelle d'origine interne de tout système pressurisé d'un véhicule spatial doit être inférieure ou égale à 10^{-4}, pour l'ensemble de la phase d'opérations.

6.1.3 Poudre et pyrotechnie

Exigence SD-DE-07

Dans la mesure du possible, la propulsion à base de poudre susceptible de générer des débris spatiaux sous forme de particules solides doit être évitée dans l'espace extra-atmosphérique.

Exigence SD-DE-08

L'utilisation de la pyrotechnie dans l'espace extra-atmosphérique ne doit engendrer aucun débris spatial.

Les découpes pyrotechniques doivent être étanches, et les particules solides éventuellement générées par ces découpes doivent être d'une taille inférieure à celle des débris.

6.1.4 Matériaux et technologies

En fonction des matériaux ou des technologies utilisés, l'effet de l'environnement en matière de débris spatiaux (cf. Annexe 2) peut se traduire par la génération d'un nombre important de nouveaux débris.

Pour éviter la formation de débris spatiaux sous l'effet :

1) des divers rayonnements (ultraviolet, infrarouge, visible, etc.),
2) des flots de particules (électrons, protons, etc.),
3) de l'oxygène atomique,
4) des résidus de dégazage,
5) de l'usure structurelle dans le temps,
6) d'une collision avec un débris existant ou une micrométéorite,
7) etc.,

sur un véhicule spatial ou l'un quelconque de ses éléments, les règles ci-après sont édictées.

Exigence SD-DE-09

Lors du choix des matériaux et technologies de base d'un véhicule spatial (choix des structures, des réservoirs, des équipements, etc.), la préférence doit être donnée à ceux dont la résistance aux agressions identifiées permet de ne pas engendrer de débris durant toute la présence du véhicule spatial dans l'espace extra-atmosphérique, ou, au minimum, de minimiser la génération et la taille de ces débris.

La justification du choix doit figurer dans le plan de limitation des débris spatiaux (cf. paragraphe 5.5).

Dans la mesure du possible, il est recommandé de qualifier les matériaux et technologies retenus, les plans de qualification devant alors comporter des essais (rayonnements, chocs, etc.) démontrant que la dispersion des débris est minimisée.

Pour aider au choix, il est conseillé d'utiliser le modèle MASTER (cf. Annexe 2).

Exigence SD-DE-10

Lors du choix des revêtements de surface, la préférence doit être donnée aux matériaux constitutifs de la surface (peintures, colles, protections thermiques, etc.) dont la dégradation dans le temps permet de ne pas engendrer de débris durant toute la présence du véhicule dans l'espace extra-atmosphérique, ou, au minimum, de minimiser la génération et la taille de ces débris.

La justification du choix doit figurer dans le plan de limitation des débris spatiaux (cf. paragraphe 5.5).

Exigence SD-DE-11

Les sous-systèmes pressurisés doivent être conçus pour que, durant toute leur présence dans l'espace extra-atmosphérique :

a) ils demeurent passivés en phase de retrait de service dès leur passivation terminée,

b) ils n'engendrent aucun débris (gouttelettes d'ergol solidifié, fragments en cas de rupture structurelle, etc.) dont la durée de vie est susceptible d'être supérieure à 1 an,

c) ils n'occasionnent aucune pollution (choix des fluides, résistance aux changements d'état, etc.).

6.1.5 Dysfonctionnement

Il est recommandé que les sous-systèmes et équipements d'un véhicule spatial dont le dysfonctionnement peut mener à un événement redouté susceptible d'engendrer des débris (contrôle d'attitude, propulsion, sous-systèmes pressurisés, éléments de stockage d'énergie - batteries, piles, etc.) fassent l'objet de mesures de réduction du risque correspondant.
Ces mesures doivent alors figurer au plan de limitation des débris spatiaux (cf. paragraphe 5.5).

6.2 MESURES DE PROTECTION

Certaines mesures de prévention (cf. paragraphe 6.1) permettent d'accroître la résistance d'un véhicule spatial aux impacts avec les débris existant dans l'espace extra-atmosphérique.
D'autres mesures doivent être recherchées et appliquées pour diminuer la sensibilité des véhicules spatiaux à de telles agressions.

Quelques règles simples d'implantation des équipements et circuits nominaux et redondants permettent de réduire le risque de panne totale d'un véhicule spatial. Elles sont prises en compte dans les analyses de sûreté de fonctionnement du système correspondant.

Le choc sur un véhicule spatial d'un débris animé d'une vitesse élevée se traduit par la transformation d'une importante quantité d'énergie cinétique en rupture et dispersion de matière. Le risque de panne totale du véhicule spatial est réduit si les recommandations ci-après sont prises en compte très tôt dans la conception du véhicule, en particulier dans l'architecture retenue (interaction des éléments, répartition géographique, etc.).

Il est recommandé que les circuits nominaux et redondants suivent des cheminements éloignés les uns des autres, et que les équipements nominaux et redondants soient séparés par la plus grande distance possible.

Lorsque le risque de collision d'un véhicule spatial avec des débris n'est pas conforme aux objectifs du programme ou projet spatial, il est recommandé que le programme ou projet étudie dès la conception des mesures de protection appropriées (blindages, redondances, dispersion géographique, position relative, etc.).
Le modèle MASTER (cf. Annexe 2) peut être utilisé.

6.3 EXIGENCES DE SAUVEGARDE

Exigence SD-DE-12

Les activités relatives aux débris spatiaux de tout programme ou projet spatial doivent être réalisées en conformité avec la Doctrine de Sauvegarde du CNES.

Exigence SD-DE-13

Les activités relatives aux débris spatiaux de tout programme ou projet spatial dont le produit est destiné à être lancé depuis le Centre Spatial Guyanais, doivent être effectuées en conformité avec le Règlement de Sauvegarde correspondant.

6.3.1 Exigence relative à toute phase de retour

Exigence SD-DE-14

Les fragments d'un véhicule spatial susceptibles de résister à la rentrée atmosphérique en phase de retour ne doivent pas être à l'origine d'une contamination des populations ou d'une pollution de l'environnement, dues à des rayonnements ionisants, à des émissions de substances toxiques (biologiques, chimiques, etc.), ou à tout autre type de polluants, d'une valeur supérieure aux seuils acceptés par le (les) Etat(s) de lancement concerné(s).

6.3.2 Retour maîtrisé

Exigence SD-DE-15

La probabilité de perte d'une vie humaine à la surface de la Terre due à la retombée des fragments d'un véhicule spatial susceptibles de résister à la rentrée atmosphérique lors d'un retour maîtrisé, doit être compatible avec les objectifs de sauvegarde des populations survolées fixés dans la Doctrine de Sauvegarde du CNES.

Pour déterminer cette probabilité, le CNES utilise la "Méthode de calcul du risque sur les pays survolés", élaborée par le CNES, transposée dans le logiciel "SUZHANE".

6.3.3 Retour non maîtrisé

Aucune exigence de sauvegarde particulière n'est spécifiée pour un véhicule prévu pour effectuer un retour non maîtrisé.

7 EXIGENCES POUR LA PHASE D'OPERATIONS

Ce chapitre recense les exigences qui concernent essentiellement les opérateurs de véhicules spatiaux (CNES pour les véhicules spatiaux qu'il opère, industriels auxquels l'application de ce document est rendue obligatoire par son contrat avec le CNES, ARIANESPACE, etc.).

Une aide pour l'application de certaines de ces exigences est fournie en Annexe 4.

7.1 PASSIVATION

Exigence SD-OP-01

Tout véhicule spatial prévu pour demeurer dans l'espace extra-atmosphérique après la fin de sa phase de retrait de service doit être passivé, quelle que soit la durée prévisible de son séjour dans l'espace.

Les véhicules pour lesquels la passivation est techniquement trop complexe doivent satisfaire, au minimum, aux exigences ci-après.

a) Si la pression résiduelle dans les réservoirs d'ergols et de pressurisation ne peut être annulée, celle-ci peut être abaissée en dessous d'un seuil prenant en compte une marge minimale d'un facteur 2 par rapport à la pression critique du réservoir considéré.
La pression critique d'un réservoir est la pression en dessous de laquelle un impact violent (à vitesse très élevée, par exemple) n'entraîne pas d'explosion, mais seulement une fuite.

b) Si la vidange des ergols résiduels est techniquement trop complexe, ceux-ci peuvent demeurer dans les réservoirs, aux conditions suivantes simultanément satisfaites :
- absence de réaction explosive d'un ergol sous l'effet d'un impact à très grande vitesse ;
- absence de décomposition exothermique d'un ergol sous l'effet de l'échauffement du réservoir ;
- absence de risque de fuite pouvant entraîner le mélange d'ergols hypergoliques ;
- conception des réservoirs (concept Leak Before Burst, par exemple), efficacité des protections thermiques, etc., garantissant l'impossibilité d'une remontée de pression susceptible d'entraîner l'explosion du réservoir.

Une dérogation doit être obtenue (cf. paragraphe 5.2).

Exigence SD-OP-02

Le processus de passivation doit être terminé dans un délai maximum de 1 an.

7.2 EXIGENCES DE SAUVEGARDE

Exigence SD-OP-03

Lorsqu'il est possible de prévoir la zone d'impact à la surface de la Terre des fragments d'un véhicule spatial susceptibles de résister à la rentrée atmosphérique en phase de retour, la définition de la zone, le couloir aérien associé, et la date estimée, doivent être adressés aux autorités concernées (nationales si elles sont identifiables, internationales dans le cas contraire) de la navigation aérienne et de la marine marchande, afin de faire prévenir les aéronefs et les navires pour qu'ils puissent, autant que faire se peut, éviter leur présence dans la zone.

Exigence SD-OP-04

Tout véhicule spatial devant effectuer une phase de retour (désorbitation directe ou indirecte) doit être passivé au préalable.

Exigence SD-OP-05

Tout véhicule spatial doit, en phase de retrait de service, être configuré pour qu'en fin de phase orbitale, sa phase de retour soit réalisée en conformité avec les exigences de sauvegarde spécifiées dans le présent document.

Si la fragmentation du véhicule spatial durant sa phase de retour peut être programmée pour réduire les nuisances à la surface de la Terre, il est recommandé d'optimiser l'instant de la fragmentation pour qu'il corresponde à une altitude suffisamment basse pour que la tâche d'impact associée aux fragments soit la plus réduite possible, et suffisamment haute pour qu'un minimum de fragments résistent à la rentrée atmosphérique, tout en évitant les rebonds atmosphériques qui transformeraient les fragments en débris.

Exigence SD-OP-06

Avant d'effectuer une phase de retour, tout véhicule spatial équipé de réacteurs nucléaires doit séjourner dans l'espace extra-atmosphérique de telle sorte que :

a) la présence du véhicule dans l'espace extra-atmosphérique soit suffisamment longue pour permettre aux produits de fission de décroître jusqu'au niveau de radioactivité des actinides,

b) les potentiels fragments d'un réacteur éventuellement détruit puissent également atteindre le temps de décroissance requis.

7.3 MANŒUVRE D'EVITEMENT

Les débris sont soit répertoriés individuellement dans des bases de données fournissant leurs paramètres d'orbite, soit représentés selon des modèles (cf. Annexe 2).

Si le risque de collision d'un véhicule spatial avec des débris spatiaux n'est pas conforme aux objectifs du programme ou projet spatial, il est recommandé que le programme ou projet réalise une prévision de collision du véhicule avec ces débris, et qu'en cas de nécessité, il effectue une manœuvre d'évitement.

7.4 RETRAIT DE SERVICE

7.4.1 Liminaires

7.4.1.1 Le paramètre ΔH

Le paramètre ΔH utilisé dans la suite du présent document représente l'écart minimum entre l'orbite terrestre géostationnaire et l'orbite cimetière (cf. paragraphe 7.4.2.3) qui lui est associée. Sa valeur (en km) est déterminée selon la formule indiquée en Annexe 1.

Pour réduire les éventuels effets dus au manque de précision dans la détermination de l'orbite finale, aux erreurs potentielles d'opérations, aux pannes possibles du véhicule, à sa dégradation dans le temps, etc., il est recommandé d'ajouter une marge supplémentaire à la valeur calculée de ΔH.

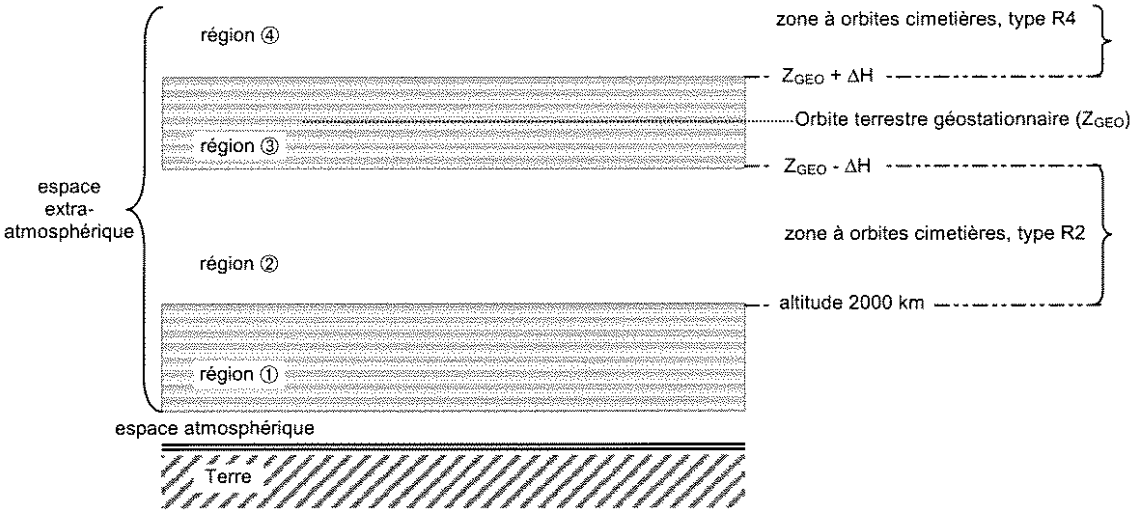
7.4.1.2 Les régions de l'espace extra-atmosphérique

L'espace extra-atmosphérique circumterrestre est compartimenté en plusieurs régions, différentiées par leur altitude Z comptée à partir de la surface de la Terre et exprimée en km (cf. figure 1).

1) La région ① s'étend depuis la limite supérieure de l'espace atmosphérique (approximativement 110 km) jusqu'à une altitude de 2 000 km ; elle inclut les orbites terrestres basses.
2) La région ② s'étend depuis l'altitude de 2 000 km jusqu'à l'altitude de l'orbite terrestre géostationnaire (Z_{GEO}) moins ΔH.
3) La région ③ est définie par une altitude comprise entre l'altitude de l'orbite terrestre géostationnaire (Z_{GEO}) moins ΔH et l'altitude de cette même orbite plus ΔH ; elle inclut l'orbite terrestre géostationnaire.
4) La région ④ est définie par une altitude supérieure à l'altitude de l'orbite terrestre géostationnaire (Z_{GEO}) plus ΔH.

Soit :

région ① : ~ 110 km ≤ Z ≤ 2 000 km,
région ② : 2 000 km < Z < Z_{GEO} - ΔH,
région ③ : Z_{GEO} - ΔH ≤ Z ≤ Z_{GEO} + ΔH,
région ④ : Z_{GEO} + ΔH < Z.



- figure 1 -

7.4.2 Principes fondamentaux

7.4.2.1 Principe n° 1, Hiérarchie des mesures de prévention

Lors du retrait de service d'un véhicule spatial, les mesures de prévention du risque relatif à la génération de débris spatiaux sont définies ci-après, par ordre décroissant de priorité :

1) désorbitation directe du véhicule, avec retombée éventuelle de fragments lors de sa phase de retour en conformité avec les exigences de sauvegarde spécifiées dans le présent document ;
2) abaissement de l'altitude du périgée de l'orbite du véhicule de manière à limiter sa présence dans l'espace extra-atmosphérique par érosion naturelle de l'altitude du périgée et à le soumettre à une phase de retour intervenant naturellement dans le délai spécifié (désorbitation indirecte, cf. Annexe 6) ;
3) transfert du véhicule sur une orbite cimetière (cf. paragraphe 7.4.2.3) présentant le minimum de risques pour les missions en cours, prévues, et prévisibles.

Pour diminuer la densité de débris, il est recommandé que l'orbite cimetière ne soit pas circulaire, que son excentricité soit maximale, et qu'elle soit éloignée le plus possible des régions ① et ③ de l'espace extra-atmosphérique précédemment définies.

7.4.2.2 Principe n° 2, Protection de certaines régions de l'espace extra-atmosphérique

Toute activité d'origine humaine se déroulant dans l'espace extra-atmosphérique doit être exercée de manière à protéger les régions ① et ③ de l'espace extra-atmosphérique précédemment définies, du risque lié à la génération de débris spatiaux.

Les régions ① et ③ de l'espace extra-atmosphérique sont considérées comme protégées du risque lié à la présence d'un véhicule spatial devenu un débris à la fin de sa phase de retrait de service, lorsque cette présence, permanente ou périodique, dans l'une de ces régions, ou dans les deux, est limitée à 25 ans.

7.4.2.3 Principe n° 3, Orbites cimetières

Les régions ② et ④ de l'espace extra-atmosphérique précédemment définies, complémentaires des régions à protéger (cf. paragraphe 7.4.2.2), peuvent être utilisées pour y établir des orbites cimetière.

Deux types d'orbite cimetière sont définis, de sorte que ces orbites ne soient jamais sécantes avec les régions de l'espace extra-atmosphérique à protéger :

type R2 : orbite cimetière en région ②, caractérisée par
($2\,000$ km $< Z_{Acim} < Z_{GEO} - \Delta H$) et ($2\,000$ km $< Z_{Pcim} < Z_{GEO} - \Delta H$) ;

type R4 : orbite cimetière en région ④, caractérisée par
($Z_{GEO} + \Delta H < Z_{Acim}$) et ($Z_{GEO} + \Delta H < Z_{Pcim}$).

7.4.3 Exigences pour les véhicules en phase orbitale

Exigence SD-OP-07

Après sa phase de retrait de service, la présence permanente ou périodique d'un véhicule spatial dans l'une des régions protégées ① ou ③ de l'espace extra-atmosphérique précédemment définies (cf. paragraphe 7.4.1.2), ou dans les deux, doit être limitée à la durée établie au principe numéro 2 (cf. paragraphe 7.4.2.2).

Lorsque les manœuvres à effectuer en phase de retrait de service pour satisfaire cette spécification ne sont techniquement pas réalisables, le véhicule doit être transféré sur une orbite cimetière (cf. paragraphe 7.4.2.3) de type R4 en priorité, ou à défaut de type R2.

La préférence doit être donnée à la limitation de la présence dans l'espace extra-atmosphérique spécifiée au principe numéro 2, puis à l'orbite cimetière de type R4.

Le tableau ci-après explique cette exigence suivant les régions de l'espace extra-atmosphérique auxquelles correspondent l'altitude de l'apogée Z_A et l'altitude du périgée Z_P de l'orbite du véhicule spatial avant sa phase de retrait de service.

Pour chaque cas,

- les diverses possibilités offertes sont mentionnées dans l'ordre décroissant de leur priorité,
- les manœuvres à prévoir en phase de retrait de service sont suggérées (par exemple, $Z_A \rightarrow$ ② indique que des manœuvres sont à effectuer pour amener l'apogée de l'orbite initiale en région ②),
- la figure correspondante (*notée figure n*) est représentée en Annexe 3.

Z_A en région → Z_P en région	①	②	③	④
①	présence EEA < 25 ans ou orbite cimetière, type R2 ($Z_A \rightarrow$ ② et $Z_P \rightarrow$ ②) *figure 2*	présence EEA < 25 ans ou orbite cimetière, type R2 ($Z_P \rightarrow$ ②) *figure 3*	présence EEA < 25 ans ou orbite cimetière, type R2 ($Z_A \rightarrow$ ② et $Z_P \rightarrow$ ②) *figure 4*	présence EEA < 25 ans ou orbite cimetière, type R2 ($Z_A \rightarrow$ ② et $Z_P \rightarrow$ ②) *figure 5*
②	sans objet	pas d'exigence *figure 6*	$Z_P \rightarrow$ ① et présence EEA < 25 ans ou orbite cimetière, type R4 ($Z_A \rightarrow$ ④ et $Z_P \rightarrow$ ④) ou orbite cimetière, type R2 ($Z_A \rightarrow$ ②) *figure 7*	orbite cimetière, type R4 ($Z_P \rightarrow$ ④) ou orbite cimetière, type R2 ($Z_A \rightarrow$ ②) *figure 8*
③	sans objet	sans objet	orbite cimetière, type R4 ($Z_A \rightarrow$ ④ et $Z_P \rightarrow$ ④) *figure 9*	orbite cimetière, type R4 ($Z_P \rightarrow$ ④) *figure 10*
④	sans objet	sans objet	sans objet	pas d'exigence *figure 11*

Exigence SD-OP-08

Lorsque l'état d'un véhicule spatial est demeuré conforme aux prévisions durant son utilisation en orbite dans le cadre de sa mission (véhicule nominal en fin de mission), et indépendamment d'éventuelles contraintes plus sévères (sauvegarde, etc.), la fiabilité de sa fonction de retrait de service doit être supérieure ou égale à 0,99.

Exigence SD-OP-09

Lorsqu'il est prévu que les manœuvres de retrait de service d'un véhicule spatial destinées à satisfaire l'exigence SD-OP-07 soient effectuées en utilisant les ergols résiduels du véhicule,

a) la quantité de ces ergols doit être connue tout au long de la phase d'opérations ;

b) cette quantité doit être estimée selon une méthode définie lors de la conception du véhicule, en tenant compte des données de conception (caractéristiques des ergols, structure et architecture des réservoirs, etc.) et des données opérationnelles (observation minutieuse des conditions de vie en orbite du véhicule, etc.) ;

c) l'utilisation du véhicule dans le cadre de sa mission doit être arrêtée au plus tard lorsque la quantité d'ergols nécessaire aux manœuvres de retrait de service ne peut plus être garantie avec une fiabilité compatible de celle de la fonction de retrait de service spécifiée dans le présent document ;

d) les manœuvres de retrait de service doivent être effectuées en plusieurs poussées pour éviter qu'en cas de panne (mauvaise estimation de la quantité d'ergols résiduels, etc.), le véhicule reste sur une orbite traversant une région à protéger de l'espace extra-atmosphérique (cf. paragraphe 7.4.2.2).

Exigence SD-OP-10

Lorsqu'un choix est possible, la solution retenue pour satisfaire l'exigence SD-OP-07 doit être justifiée dans le plan de limitation des débris spatiaux (cf. paragraphe 5.5).

Exigence SD-OP-11

La démonstration du respect de l'exigence SD-OP-07 doit :

a) tenir compte des perturbations, en particulier des perturbations luni-solaires,

b) figurer au plan de limitation des débris spatiaux (cf. paragraphe 5.5),

c) être présentée lors de la Revue d'Aptitude au Vol du véhicule ou de la mission considérée.

7.4.4 Exigences pour les véhicules en phase suborbitale

Exigence SD-OP-12

Un élément constitutif d'un lanceur (étage, structure d'adaptation pour lancement multiple, etc.), effectuant une phase suborbitale, ne doit générer aucun débris spatial et doit demeurer intègre jusqu'à sa phase de retour.

Exigence SD-OP-13

Les éléments nécessairement détachés pendant la vie opérationnelle d'un élément constitutif d'un lanceur effectuant une phase suborbitale (étage, structure d'adaptation pour lancement multiple, etc.) et les produits résultant de sa passivation (capots, structures, protections thermiques, cristaux d'ergols, etc.) doivent être séparés de façon à commencer leur phase de retour dès leur séparation.

Annexe 1 (normative)

Calcul de l'écart minimum entre l'orbite terrestre géostationnaire et l'orbite cimetière associée

La spécification ci-après a été établie par l'Inter-Agency space Debris coordination Committee.

L'orbite cimetière sur laquelle un véhicule spatial évoluant sur l'orbite terrestre géostationnaire doit être transféré au cours de sa phase de retrait de service est définie de telle sorte que le véhicule, en tenant compte de ses caractéristiques physiques et des perturbations auxquelles il sera soumis (en particulier les perturbations luni-solaires), ne puisse jamais se rapprocher de l'orbite terrestre géostationnaire à moins de 200 km.

L'écart minimum ΔH entre l'altitude du périgée de cette orbite cimetière et l'orbite terrestre géostationnaire est déterminé par la formule :

$$\boxed{\Delta H = 235 + 1000 \times Cr \times S/m}$$

avec :

ΔH en km,

Cr = coefficient de réflexivité du véhicule spatial en début de vie (début de phase orbitale),

S/m = rapport de la surface apparente (en m^2) sur la masse sèche (en kg) du véhicule.

Annexe 2 (informative)

Environnement en matière de débris spatiaux

L'environnement spatial de la Terre est caractérisé par la présence d'un grand nombre d'objets dont l'origine est soit naturelle (les météorites), soit artificielle (les débris spatiaux).

En fonction de leur taille, le nombre minimum estimé de débris spatiaux est le suivant (référence : Inter-Agency Report on Orbital Debris, 1995) :

taille	nombre	pourcentage	masse (% ou kg)
> 10 cm	8 000	0,02 %	99,930 %
1 à 10 cm	110 000	0,31 %	0,035 %
0,1 à 1 cm	35 000 000	99,67 %	0,035 %
total	35 118 000	100,00 %	2 000 000 kg = 100,000 %

Des informations plus détaillées sont recensées dans le document ESA Space Debris Mitigation Handbook, qui décrit l'environnement spatial (débris spatiaux et météorites) selon les orbites.

La vitesse d'un objet en orbite autour de la Terre varie entre 8 et 11 km/s.

Les objets d'une taille supérieure à environ 10 cm sont surveillés par le United States Space Command, et catalogués individuellement dans un fichier diffusé par la NASA.
Au CNES ce fichier est reçu au Centre d'Orbitographie Opérationnelle, environ deux fois par semaine. Il contient, pour chaque objet, le numéro attribué à l'objet et ses paramètres d'orbite. Cette information est nécessaire pour évaluer le risque de collision d'un tel objet avec un véhicule spatial en orbite terrestre ou lors de son lancement.

Les objets d'une taille inférieure à 10 cm ne peuvent pas être répertoriés individuellement.
Ils sont observés par des moyens situés au sol ou en orbite, et sont représentés globalement par des modèles mathématiques qui déterminent le nombre d'impacts par m^2 et par an, sur une orbite donnée, de particules d'une taille supérieure à une taille fixée par l'utilisateur du modèle.

Pour caractériser l'environnement spatial dû aux météorites, le modèle conseillé est le modèle de Grün.

Pour caractériser l'environnement spatial dû aux débris spatiaux, les modèles conseillés sont le modèle de Kessler (NASA - Johnson Space Center) ou le modèle MASTER (ESA).

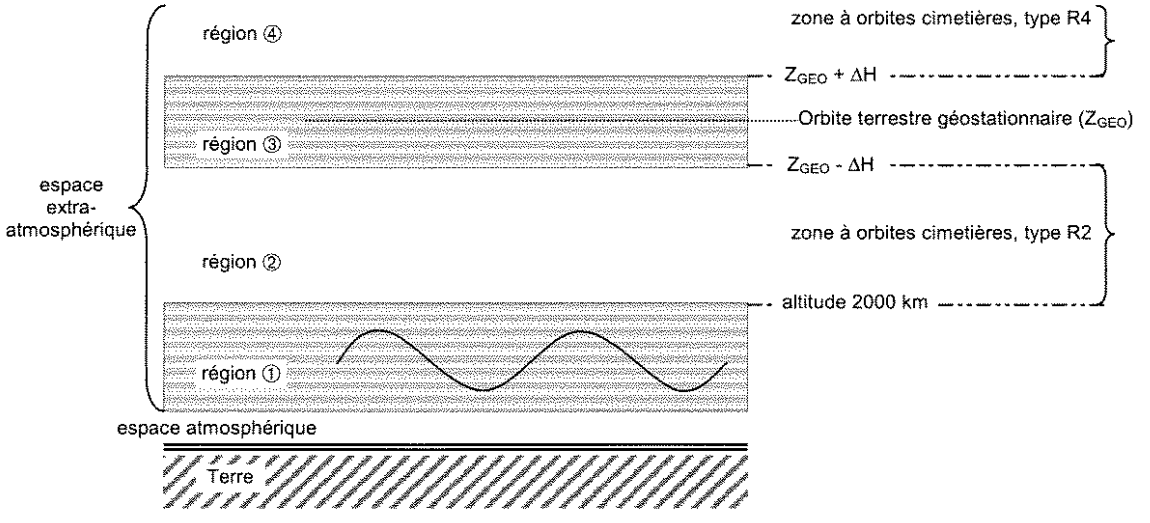
Annexe 3 (informative)

Illustration des exigences pour les véhicules en phase orbitale, selon leur orbite

A3.1 Figure 2 - ZA ≤ 2 000 km (en région ①) et ZP ≤ 2 000 km (en région ①)

Exemples : Spot, ATV, ISS, Skybridge.

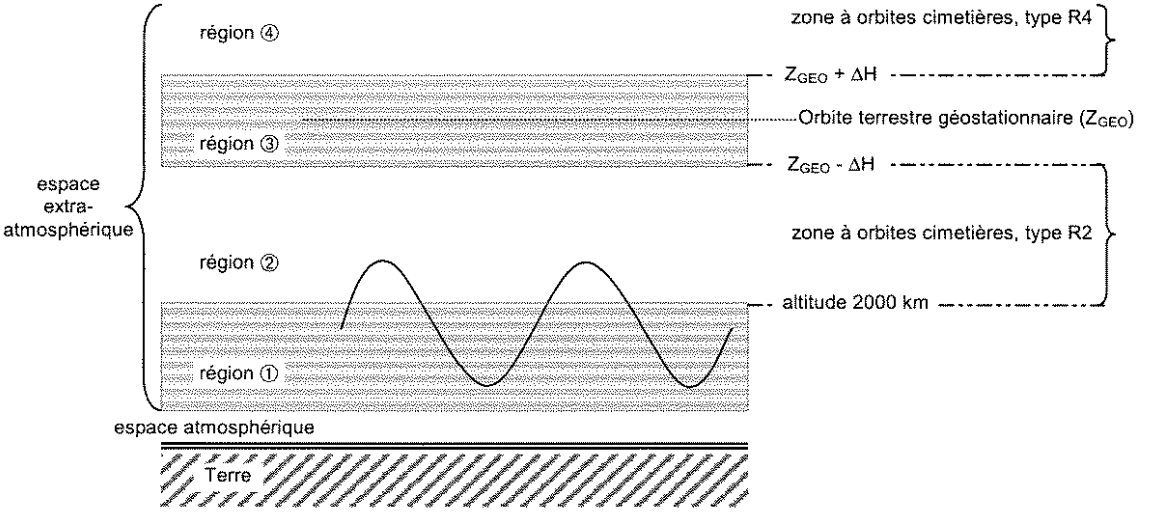
Abaissement de l'altitude du périgée Z_P pour que la présence du véhicule dans l'EEA soit limitée à 25 ans, ou transfert sur une orbite cimetière type R2.



A3.2 Figure 3 - 2 000 km < ZA < ZGEO - ΔH (en région ②) et ZP ≤ 2 000 km (en région ①)

Exemples : Spoutnik, Viking, Elektron-3, étage de lanceur en mission "sub GTO" (Perigee Velocity Assist). (l'orbite à atteindre a un apogée situé à une altitude inférieure à l'altitude de l'orbite terrestre géostationnaire, 20 000 km, par exemple)

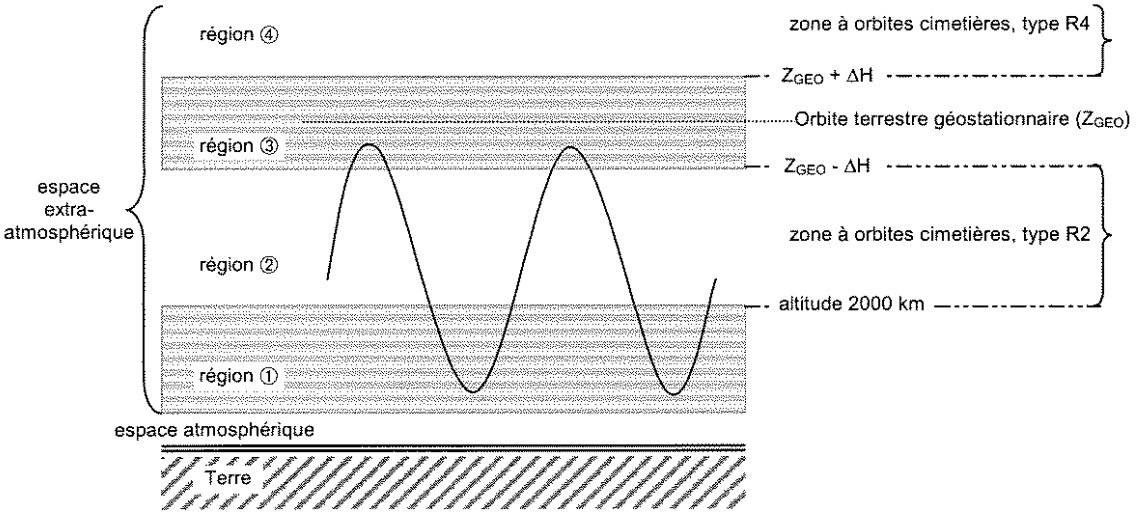
Abaissement de l'altitude du périgée Z_P pour que la présence du véhicule dans l'EEA soit limitée à 25 ans, ou transfert sur une orbite cimetière type R2.



A3.3 Figure 4 - $Z_{GEO} - \Delta H \leq Z_A \leq Z_{GEO} + \Delta H$ (en région ③) et $Z_P \leq 2\ 000$ km (en région ①)

Exemples : passagers auxiliaires d'Ariane, étage de lanceur en mission GTO.

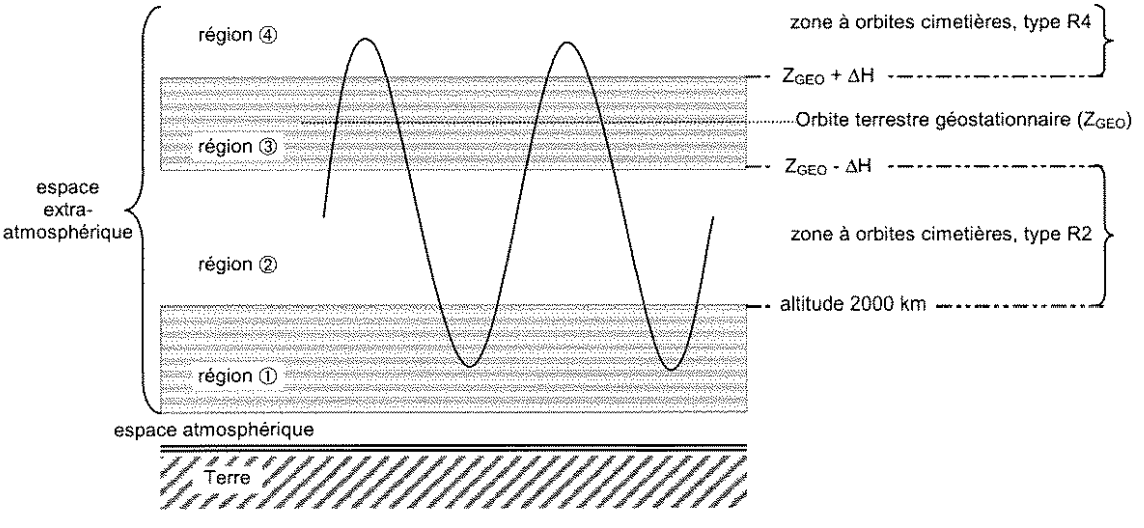
Abaissement de l'altitude du périgée Z_P pour que la présence du véhicule dans l'EEA soit limitée à 25 ans, ou transfert sur une orbite cimetière type R2.



A3.4 Figure 5 - $Z_{GEO} + \Delta H < Z_A$ (en région ④) et $Z_P \leq 2\ 000$ km (en région ①)

Exemples : Hiparcos, Molnya, Exosat, étage de lanceur en mission "super GTO" (l'orbite à atteindre a un apogée situé à une altitude supérieure à l'altitude de l'orbite terrestre géostationnaire, 40 000 km, par exemple).

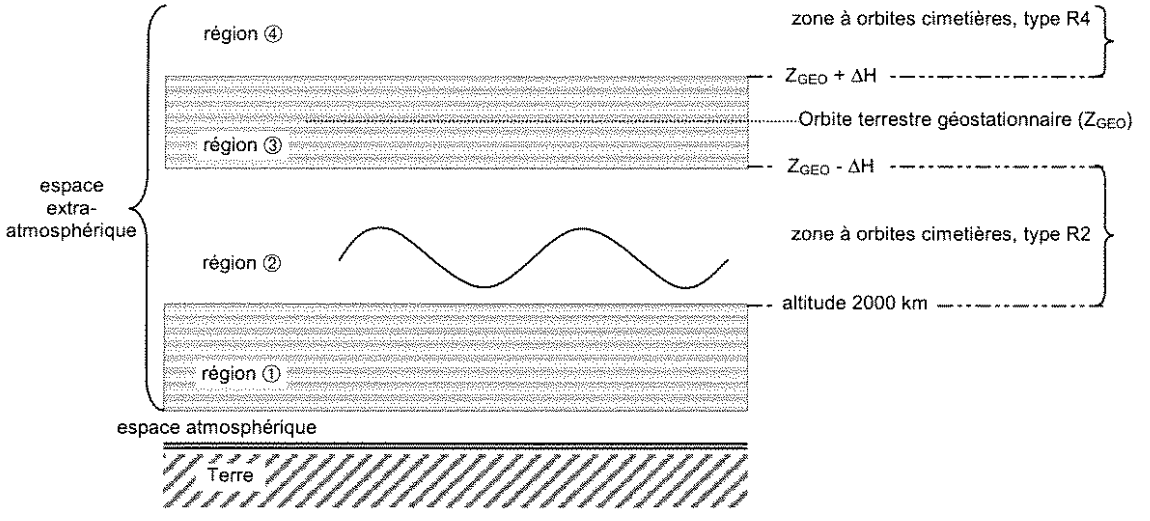
Abaissement de l'altitude du périgée Z_P pour que la présence du véhicule dans l'EEA soit limitée à 25 ans, ou transfert sur une orbite cimetière type R2.



A3.5 Figure 6 - 2 000 km < Z_A < Z_{GEO} - ΔH (en région ②) et 2 000 km < Z_P < Z_{GEO} - ΔH (en région ②)

Exemples : GPS, GLONASS, NAVSTAR, IDSCS.

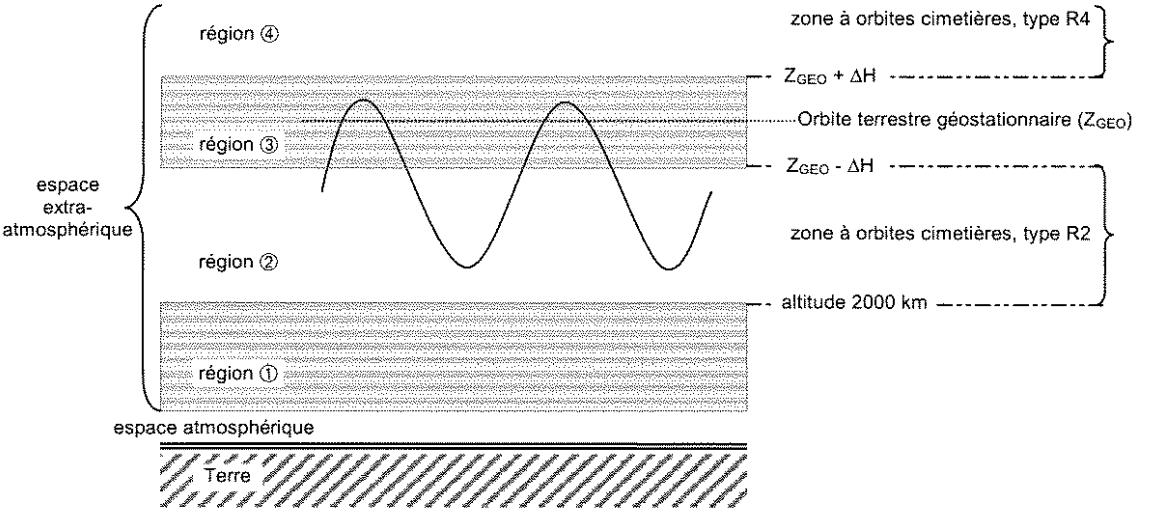
Pas d'exigence.



A3.6 Figure 7 - Z_{GEO} - $\Delta H \leq Z_A \leq Z_{GEO}$ + ΔH (en région ③) et 2 000 km < Z_P < Z_{GEO} - ΔH (en région ②)

Exemple : Etage de lanceur en mission "GTO+" (l'orbite à atteindre a un périgée situé à une altitude élevée, 5 000 km à 10 000 km).

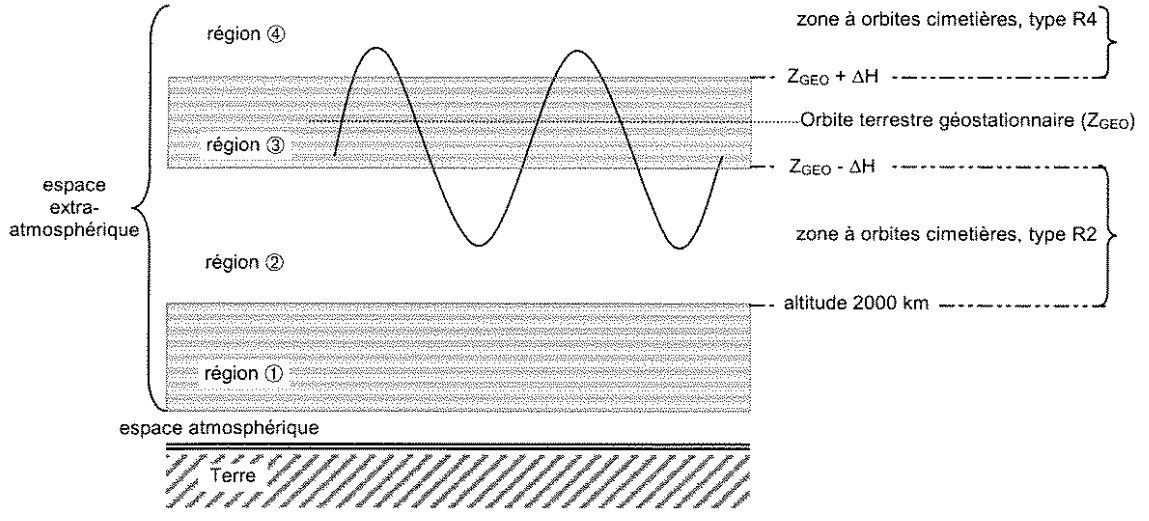
Abaissement de l'altitude du périgée Z_P pour que la présence du véhicule dans l'EEA soit limitée à 25 ans, ou transfert sur une orbite cimetière type R4 ou type R2.



A3.7 Figure 8 - $Z_{GEO} + \Delta H < Z_A$ (en région ④) et 2 000 km < $Z_P < Z_{GEO} - \Delta H$ (en région ②)

Exemple : ISO.

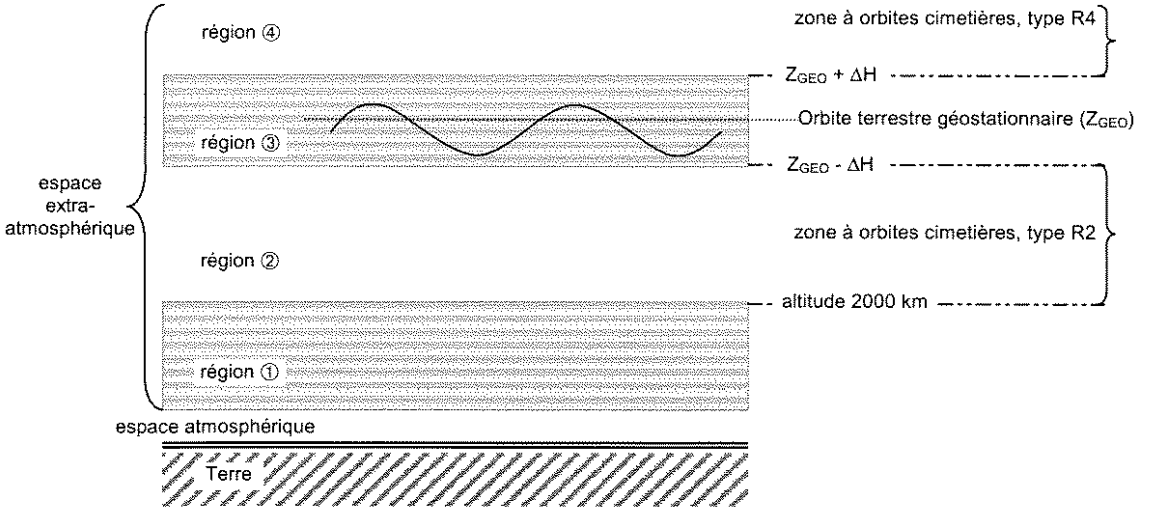
Transfert sur une orbite cimetière type R4 ou type R2.



A3.8 Figure 9 - $Z_{GEO} - \Delta H \leq Z_A \leq Z_{GEO} + \Delta H$ (en région ③) et $Z_{GEO} - \Delta H \leq Z_P \leq Z_{GEO} + \Delta H$ (en région ③)

Exemples : satellite en orbite terrestre géostationnaire, étage DM du lanceur Proton.

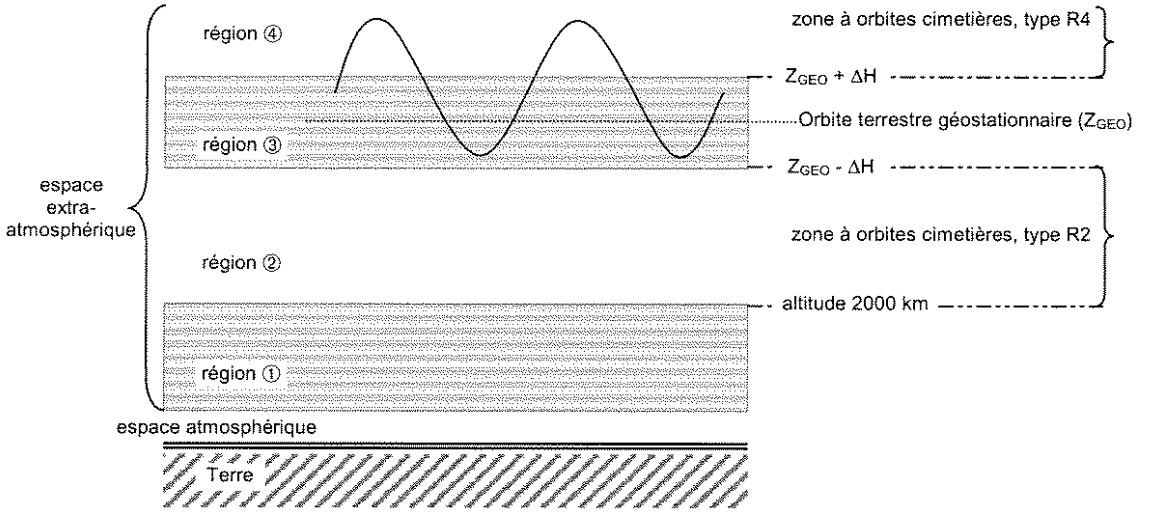
Transfert sur une orbite cimetière type R4 ou type R2.



A3.9 Figure 10 - $Z_{GEO} + \Delta H < Z_A$ (en région ④) et $Z_{GEO} - \Delta H \leq Z_P \leq Z_{GEO} + \Delta H$ (en région ③)

Exemple :

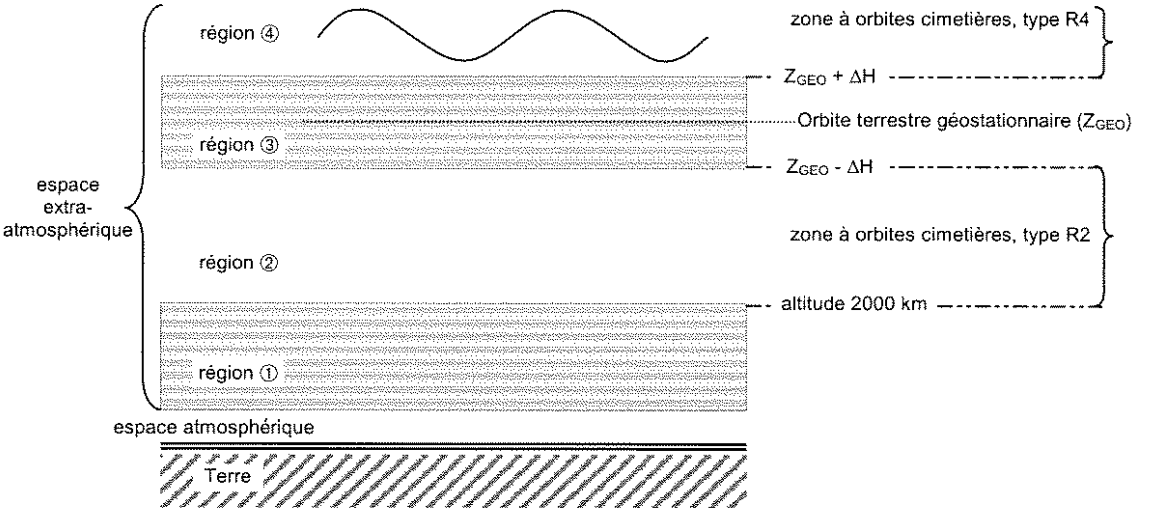
Transfert sur une orbite cimetière type R4 ou type R2.



A3.10 Figure 11 - $Z_{GEO} + \Delta H < Z_A$ (en région ④) et $Z_{GEO} + \Delta H < Z_P$ (en région ④)

Exemple : SOHO.

Pas d'exigence.



Annexe 4 (informative)

Guide pour l'application de certaines exigences

Le document ESA Space Debris Mitigation Handbook apporte une aide plus complète pour appliquer et respecter certaines exigences.

A4.1 De la passivation

Pour éviter qu'une explosion accidentelle ne produise des débris spatiaux, la passivation d'un véhicule spatial est parfois exigée.

Pour être passivé, un véhicule spatial doit satisfaire au minimum à l'ensemble des conditions suivantes :

1) la pression résiduelle dans les réservoirs d'ergols et de pressurisation doit être annulée, sans engendrer de risques nouveaux (fragilisation des structures, etc.) ;
2) les ergols résiduels doivent être vidangés, sans pollution de l'espace extra-atmosphérique et sans générer de gouttelettes d'ergol solidifié d'une taille supérieure à 10 microns ;
   la vidange des ergols résiduels peut être effectuée de façon active (action de la pressurisation) ou passive (évaporation lente) ;
3) les piles et batteries ne devant occasionner aucune explosion en fin de vie, le dégagement éventuel d'hydrogène ne doit pas générer de surpression susceptible d'engendrer l'explosion du boîtier de la pile ou de la batterie.

A4.2 De la robustesse des matériaux

La minimisation de la génération des débris spatiaux dus à la dégradation des matériaux dans le temps est plus critique pour un véhicule spatial transféré sur une orbite cimetière (et donc séjournant dans l'espace extra-atmosphérique pour une durée très importante) que pour un véhicule devant effectuer une phase de retour dans un délai spécifié (désorbitation indirecte).

A4.3 De l'usage de la poudre en orbite

Les poudres actuelles produisent de nombreuses particules d'Alumine très polluantes dans la gamme sub-millimétrique.

A4.4 Des mesures de protection d'un véhicule de lancement

Dans le cas de longues phases balistiques au cours de la phase de lancement, il peut être utile, si la conception du véhicule le permet, de disposer une deuxième paroi devant la paroi des réservoirs ; ce type de blindage est très efficace et diminue de façon drastique le risque de percement intempestif.

A4.5 De la limitation de la présence dans l'espace extra-atmosphérique

La limitation à 25 ans de la présence dans l'espace extra-atmosphérique est exigée pour certains véhicules spatiaux.

A défaut de calcul précis pour satisfaire à cette règle, il peut être suffisant de démontrer que l'altitude du périgée de l'orbite finale demeure inférieure ou égale à 250 km.

A4.6 De l'abaissement de l'altitude du périgée de l'orbite d'un étage supérieur de lanceur

L'abaissement de l'altitude du périgée de l'orbite d'un véhicule spatial est une technique à privilégier car il permet de diminuer sensiblement la durée de la présence du véhicule dans l'espace extra-atmosphérique.

Pour désorbiter un étage supérieur de lanceur, diverses techniques peuvent être envisagées :

1) rallumage du moteur pour consommer la réserve de performance ;
2) utilisation du moteur à basse pression (en court-circuitant les turbopompes, par exemple) ;
3) dégazage des réservoirs avec orientation correcte du ΔV correspondant.

A4.7 Des éléments constitutifs d'un véhicule de lancement laissés en orbite (étage, structure d'adaptation pour lancement multiple, etc.)

1) Lors d'un lancement simple, seul l'étage supérieur du lanceur peut rester en orbite, à l'exclusion de tout système d'adaptation et de toute structure secondaire.
2) Lors d'un lancement double, la structure porteuse du satellite supérieur (SPELTRA dans le cas d'Ariane) peut aussi rester en orbite.
3) Lors du lancement d'un ou plusieurs micro ou mini-satellite(s), il n'est pas autorisé de laisser en orbite d'autre élément en plus des deux mentionnés ci dessus.
   En particulier, toute structure d'adaptation pour lancement multiple doit rester solidaire de l'étage qui la porte.
4) Lors du lancement de plusieurs satellites de taille notable d'une constellation, l'ensemble des satellites est considéré comme une seule charge utile.
   En conséquence, un seul élément constitutif du lanceur (étage, structure d'adaptation pour lancement multiple, etc.) peut rester en orbite.
   Toutefois, si une structure porteuse unique pour l'ensemble des satellites est utilisée, elle peut aussi demeurer en orbite.

A4.8 Du coût des manœuvres conduisant à une phase de retour

A titre indicatif, le coût des manœuvres conduisant à une phase de retour peut être estimé à partir des données suivantes.

1) Pour une orbite de type GTO, l'abaissement du périgée de 100 km représente un ΔV de 10 m/s.
2) Pour une orbite de type LEO, circulaire à 800 km,

le transfert vers une orbite de (apogée - périgée)	représente un ΔV de
800 km - 100km	200 m/s
800 km - 200km	170 m/s
800 km - 300km	140 m/s

Pour appliquer un ΔV de 100 m/s à un véhicule d'une tonne avec une propulsion dont l'impulsion spécifique (Isp) est de 300 s, il faut 33 kg d'ergol.

Annexe 5 (informative)

Guide pour la vérification (ou la justification) du respect (ou du non-respect) des exigences

Tout programme ou projet spatial peut se référer au tableau suivant :

1) soit pour démontrer qu'il satisfait les exigences du présent document,
2) soit pour justifier qu'il ne peut pas respecter les exigences du présent document et qu'il sollicite une dérogation.

Exigence	Mots-clés	Satisfaite (1)	Adaptée (1)	Sans Objet	Justificatifs (références de notes, dérogations, etc.)
SD-MM-01	Adaptation				
SD-MM-02	Dérogation				
SD-MM-03	Organisation				
SD-MM-04	Responsable débris spatiaux				
SD-MM-05	Autorité du responsable				
SD-MM-06	Recours du responsable				
SD-MM-07	Respect de la réglementation				
SD-MM-08	Approbation des choix				
SD-MM-09	Cohérence avec les activités de				
SD-MM-10	Revues				
SD-MM-11	Plan de limitation des débris spatiaux				
SD-MM-12	Critères du plan				
SD-MM-13	Description du plan				
SD-MM-14	Rapport final du plan				
SD-DE-01	Prise en compte des SD-OP				
SD-DE-02	Lancement simple				
SD-DE-03	Lancement multiple				
SD-DE-04	Retenir les éléments libérés				
SD-DE-05	Explosion intentionnelle				
SD-DE-06	Explosion accidentelle				
SD-DE-07	Propulsion à poudre				
SD-DE-08	Utilisation de la pyrotechnie				
SD-DE-09	Résistance aux agressions				
SD-DE-10	Dégradation dans le temps				
SD-DE-11	Systèmes pressurisés				
SD-DE-12	Respect Doctrine Sauvegarde CNES				
SD-DE-13	Respect Règlement Sauvegarde CSG				
SD-DE-14	Contamination/pollution par fragments				
SD-DE-15	Perte de vie humaine				
SD-OP-01	Passivation				
SD-OP-02	Délai de passivation				
SD-OP-03	Coordination OACI & Marine				
SD-OP-04	Passivation avant retour				
SD-OP-05	Retour & exigences de sauvegarde				
SD-OP-06	Réacteur nucléaire				
SD-OP-07	Options de retrait de service				
SD-OP-08	Fiabilité du retrait de service				
SD-OP-09	Utilisation des ergols résiduels				
SD-OP-10	Justification de SD-OP-07				
SD-OP-11	Démonstration de SD-OP-07				
SD-OP-12	Phase suborbitale				
SD-OP-13	Eléments séparés en phase				

(1) : oui ou non

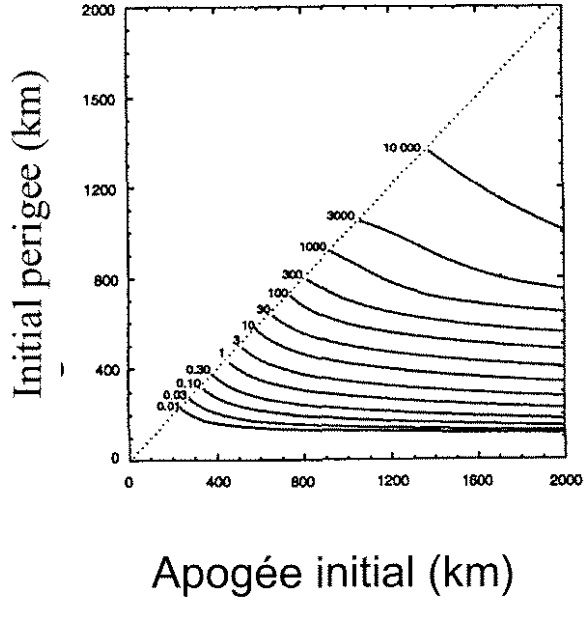
Annexe 6 (informative)

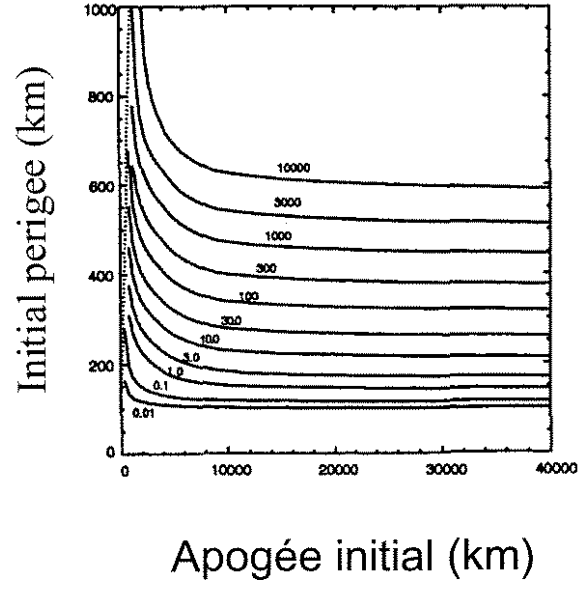
Délai de la rentrée atmosphérique naturelle d'un véhicule spatial selon son orbite terrestre (référence NASA)

La présence d'atmosphère autour de la Terre, même à altitude élevée, freine les objets en orbite terrestre.

Le retour naturel d'un véhicule spatial évoluant sur une orbite terrestre dont l'altitude de l'apogée est inférieure à 300 km est rapide, mais la présence dans l'espace extra-atmosphérique d'un véhicule spatial évoluant sur une orbite terrestre dont l'altitude du périgée est supérieure à 600 km est durable.

Les courbes ci-après montrent des exemples en années pour β = 0,01 m^2/kg (cas du satellite SPOT ou du composite supérieur d'Ariane 5).





Annexe 7 (informative)

Bibliographie

A7.1 Textes internationaux

Traité sur les principes régissant les activités des Etats en matière d'exploration et d'utilisation de l'espace extra-atmosphérique y compris la Lune et les autres corps célestes, du 27 janvier 1967.

Accord sur le sauvetage des astronautes, le retour des astronautes et la restitution des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique, du 22 avril 1968.

Convention sur la responsabilité internationale pour les dommages causés par des objets spatiaux, du 29 mars 1972.

Convention sur l'immatriculation des objets lancés dans l'espace extra-atmosphérique, du 14 janvier 1975.

Résolution sur les principes relatifs à l'utilisation de sources d'énergies nucléaires dans l'espace ; référence A/RES/47/68 ; adoptée le 14.12.92 par l'Assemblée Générale des Nations Unies, lors de sa 85ème séance plénière.

A7.2 Texte européen

RNC-ECSS-Q-40, Sécurité.

ESA Space Debris Mitigation Handbook.

A7.3 Textes étrangers

NASA Management Instruction NMI 1700.8, Policy for limiting orbital debris generation.

NASA Safety Standard NSS 1740.14, Guidelines and assessment procedures for limiting orbital debris.

NASDA-STD-18, Space debris mitigation standard.

A7.4 Texte français

Document n° 311.91 CNES/DLA/AP/SF : 8 octobre 1991, Méthode de calcul du risque sur les pays survolés.

EXHIBIT 3

18 February 2002

Issue 1

Revision 5

European Space Debris

Safety and Mitigation Standard

D R A F T

CONTENTS

Foreword iv
Introduction 1
1 Scope and applicability 2
1.1 Scope 2
1.2 Applicability 2
2 Normative references 2
3 Terms and definitions 3
4 Abbreviations 5
5 Management requirements 6
5.1 Tailoring 6
5.2 Waiver 6
5.3 Organisation 6
5.3.1 Space Debris Authority 6
5.3.2 Space Debris Manager 7
5.4 Project reviews 7
5.5 Space debris mitigation plan 7
6 Design requirements 9
6.1 Prevention measures 9
6.1.1 Reduction of mission related objects 9
6.1.2 Fragmentation 9
6.1.3 Powder and pyrotechnics 10
6.1.4 Materials and technologies 10
6.1.5 Malfunction 10
6.2 End-of-life measures 10
6.2.1 Passivation 10
6.2.2 De-orbiting 11
6.2.3 Re-orbiting 11
6.3 Impact protection measures 11
6.4 Re-entry safety requirements 11
6.4.1 Safety policy 11
6.4.2 Re-entry 11
7 Operational requirements 12
7.1 Prevention measures 12
7.2 End-of-life measures 12
7.2.1 Passivation 12
7.2.2 Protected regions 12
7.2.3 Disposal 13
7.3 Impact protection measures 14
7.4 Re-entry safety requirements 14
7.4.1 Safety policy 14
7.4.2 Re-entry 14

Annex 1 Guidelines for verifying and justifying the compliance (or not) with the requirements 15
Annex 2 Bibliography 16

FOREWORD

This European standard is proposed to be one of the series of ECSS Standards intended to be applied together for the management, engineering and product assurance in space projects and applications. ECSS is a co-operative effort of the European Space Agency, National Space Agencies and European industry associations for the purpose of developing and maintaining common standards.

Requirements in this standard are defined in terms of what must be accomplished, rather than in terms of how to organise and perform the necessary work. This allows existing organisational structures and methods to be applied where they are effective, and for the structures and methods to evolve as necessary without rewriting the standards.

The formulation of this standard takes into account the existing ISO 9000 family of documents (International Organization for Standardisation).

This standard has been prepared by the European Debris Mitigation Standard Working Group.

This standard consists of the following volumes, under the general title EDMS:

- Volume 1: Requirements
- Volume 2: Explanations and guidelines for implementation

INTRODUCTION

According to the "Treaty on principles governing the activities of States in the exploration and use of outer space, including the Moon and other celestial bodies", of January 27, 1967, called the "Outer Space Treaty", article I:

«The exploration and use of outer space (...) shall be carried out for the benefit and in the interests of all countries, irrespective of their degree of economic or scientific development, and shall be the province of all mankind.

Outer space (...) shall be free for exploration and use by all States (...).

There shall be freedom of scientific investigation in outer space (...).»

According to the Outer Space Treaty, article IX:

«(...) States Parties to the Treaty shall pursue studies of outer space, including the Moon and other celestial bodies, and conduct exploration of them so as to avoid their harmful contamination (...) and, where necessary, shall adopt appropriate measures for this purpose.»

Since activity in space can lead to the generation of space debris, there should be a commitment to reduce the future generation of debris in order to ensure the freedom of access to space referred to in the Outer Space Treaty.

The European space debris policy is to design space vehicles in order to prevent the generation of space debris and to encourage the adoption of operational techniques which will limit the production of space debris during the operational phase, while ensuring consistency and compliance with the operational phase requirements and safety.

1 SCOPE AND APPLICABILITY

1.1 SCOPE

The European Space Debris Safety and Mitigation Standard presents fundamental safety and mitigation requirements and recommendations related to space debris. This standard specifies measures for the design and operation of a space vehicle that will avoid or minimise the generation of space debris. In addition the standard proposes measures to protect a space vehicle from the collision hazard posed by space debris. The standard also defines the process to be followed with respect to the application of specific requirements in conjunction with the more general safety requirements relevant to the project or activity.

This European standard is consistent with European space debris policy as presented in document ESA/IRC(2000)14. The aims of the requirements and recommendations presented in the standard are to preserve outer space from the uncontrolled growth of space debris in the future, and to protect space vehicles from the hazard due to existing debris generated by past space activities.

This European standard does not cover the launch phase safety, for which specific rules are defined elsewhere.

The Volume 1 of this standard should be read in conjunction with the Volume 2.

1.2 APPLICABILITY

The European Space Debris Safety and Mitigation Standard is intended for application by the European Space Agency, by national space agencies, by European industry, and all entities involved (for example, partners, contractors at all levels, customers, suppliers, etc.) in the activities of management, engineering, manufacture, production, operations, and exploitation of a space project conducted in Europe, or by a European entity acting outside of Europe.

It is proposed that this European standard be applied to all space vehicles orbiting or intended for orbiting the Earth including launch vehicles and their components (for example, stage, adapter for the launch of multiple payloads) associated with the activities described in the preceding paragraph.

This standard is intended to be complementary to existing national safety regulations.

Where relevant, the requirements drawn up in this European standard should be considered at each stage, and within each level, of a space project. This European standard is intended for adoption by the European Space Agency and national space agencies, and considered as appropriate as an ECSS standard. At the same time, this standard will be proposed to the Inter-Agency Space Debris Co-ordination Committee (IADC) for consideration in the development of an international standard.

2 NORMATIVE REFERENCES

This European standard incorporates by dated or undated reference, provisions from other publications. These normative references are cited at the appropriate places in the text and publications are listed hereafter. For dated references, subsequent amendments to or revisions of any of these apply to this European standard only when incorporated in it by amendment or revision. For undated references the latest edition of the publication referred to applies.

ECSS-P-001, *Glossary of terms.*

ECSS-M-20, *Space project management: Project organisation.*

ECSS-M-30, *Space project management: Project phasing and planning.*

3 TERMS AND DEFINITIONS

For the purposes of this European standard, the terms and definitions given in ECSS-P-001, *Glossary of terms*, and the following definitions apply.

3.1 Damage

Loss of human life, personal injury or other health impairments, occupational illness, total or partial loss of property, or deterioration caused to the aforesaid property or to environment.

3.2 De-orbiting

The manoeuvres performed by an Earth orbiting vehicle to reduce the orbit perigee leading to initiation of the re-entry phase.

3.3 Direct re-entry

The space vehicle performs the manoeuvres to complete its re-entry phase within a single orbit revolution.

3.4 Disposal orbit
Synonym: Graveyard orbit

Earth orbit remaining outside the protected outer space regions even under the influence of perturbations.

3.5 Disposal phase

Begins at the end of mission of a space vehicle, and ends when the space vehicle re-enters the Earth's atmosphere or has reached its disposal orbit and is passivated.

3.6 End-of-life

End of the disposal phase

3.7 End of mission

Completion of the scheduled mission of the space vehicle, or mission stop due to a space vehicle failure or to a voluntary decision.

3.8 Geostationary orbit

The circular geosynchronous orbit with 0 degree inclination. The altitude of this orbit is 35 786 km.

3.9 Geosynchronous orbit

Earth orbit with an orbital period equal to one sidereal day.

3.10 Geosynchronous transfer orbit

A highly eccentric orbit with apogee near the geostationary altitude and perigee at low altitude.

3.11 Hazardous event

An unplanned event or series of events resulting in damage or potential for damage.

3.12 Launch phase

Begins when the launch vehicle is no longer in physical contact with equipment and ground installations that made its preparation and ignition possible (or when the launch vehicle is dropped from the carrier-aircraft, if any), and continues up to the end of the mission assigned to the launch vehicle.

Note The launch phase ends when the launch vehicle has achieved an Earth orbit or an interplanetary trajectory or, if not, when it is in physical contact with the ground again.

3.13 Launch vehicle

Any vehicle constructed for ascent to outer space, or for placing one or more space objects in outer space, and any suborbital rocket.

3.14 Low Earth orbit

Orbit with apogee altitude lower than 2 000 km.

3.15 Operational phase

Part of the orbital phase of a space vehicle starting as the orbital phase and ceasing at the end of mission.

3.16 Operator

Any citizen of a nation in which he is performing space activities, or any organisation existing under the laws of a nation or under an international governmental agreement in order to perform space activities or any worker of such an organisation when it is duly authorised by that organisation.

3.17 Orbital lifetime

The length of time a space object remains in Earth orbit.

3.18 Orbital phase

Starts when a space vehicle is in orbit separated from the launch vehicle and ends when it re-enters the Earth's atmosphere.

3.19 Passivation

Any series of actions which leads to depletion of all on-board energy sources (for example, chemical energy - residual propellants, electrical energy - fuel cells and batteries, radio-frequency devices, mechanical energy - pressurised fluids) and permanently renders the space vehicle inert.

3.20 Prevention measure

Any measure which decreases the potential for generating space debris, or reduces the associated risk.

3.21 Protection measure

Any measure reducing the effective damage caused by space debris.

3.22 Re-entry phase

Begins when the space object comes into the Earth's atmosphere, and continues until either the intact object or its surviving parts come to rest on the Earth's surface or when the object and all of its parts have disintegrated.

3.23 Re-orbiting

The manoeuvres performed by an Earth orbiting vehicle to transfer it to a disposal orbit.

3.24 Residual casualty risk

The probability of serious injury to or fatality of a single person due to the re-entry of a space vehicle.

3.25 Safety

All the arrangements intended to control safety risks stemming from activities contributing to the flight of a manned or unmanned space vehicle, in order to ensure the protection of people, public and private property, and the environment, against any damage caused by such activities.

3.26 Space debris
Synonym: debris

Any non-functional space object.

Note Space debris comprises orbital debris and re-entering debris.

3.27 Space object

Any man-made space vehicle and any of its components or fragments.

3.28 Space vehicle

Any manned or unmanned vehicle constructed or assembled for manoeuvring, moving, operating, or being placed in outer space.

Note A space vehicle can be a launcher, a rocket, a satellite, a space capsule, a space shuttle, a spaceplane, a space station, etc., or any assembled combination thereof.

3.29 Suborbital object

Any space object which does not complete one full orbital revolution.

4 ABBREVIATIONS

AOCS	Attitude and Orbit Control System
CNES	Centre National d'Etudes Spatiales (the French Space Agency)
ECSS	European Co-operation for Space Standardization
ESA	European Space Agency
ESA/IRC	European Space Agency / International Relations Committee
GEO	Geostationary Orbit
GTO	Geosynchronous Transfer Orbit
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NASDA	National Space Development Agency of Japan
NSS	NASA Safety Standard
SD-DE	Space Debris, Design
SD-MM	Space Debris, Management
SD-OP	Space Debris, Operation
TBC	To be confirmed
Z	Current altitude (in km, with respect to spherical Earth with a radius of 6378 km)
Z_A	Apogee altitude of the considered orbit (in km, with respect to spherical Earth with a radius of 6378 km)
Z_{GEO}	Geostationary orbit altitude (in km, with respect to spherical Earth with a radius of 6378 km)
Z_P	Perigee altitude of the considered orbit (in km, with respect to spherical Earth with a radius of 6378 km)

5 MANAGEMENT REQUIREMENTS

The space debris activities are similar to other safety activities. They are subject to management requirements described in the ECSS-M-20 standard.

The following requirements shall be applied as appropriate by the project Manager in consultation with the Space Debris Manager (see section 5.3.2).

5.1 TAILORING

Space debris requirements can be customised depending upon the type of space project (for example, when they relate to events that do not correspond to the space project).

SD-MM-01

Specifications resulting from the tailoring of space debris requirements by the space project shall be:

a) described and justified in the space debris mitigation plan (see section 5.5),

b) approved by the Space Debris Manager (see section 5.3.2)

5.2 WAIVER

Some space debris requirements may prove to be technically difficult to accomplish or may have exorbitant costs or impracticable deadlines associated with them, leading to a potential loss of commercial competitiveness.

SD-MM-02

A space project, which cannot comply with a requirement of this standard, shall:

a) apply for a waiver from the Space Debris Authority (see section 5.3.1)

b) justify the request for the waiver on the basis of the impact on the product,

c) record the request for a waiver and the associated justification in the space debris mitigation plan (see section 5.5).

A waiver is related to a single space vehicle and cannot concern several vehicles of the same programme.

5.3 ORGANISATION

Any space project is responsible for the space debris tasks and activities related to its product.

5.3.1 Space Debris Authority

The Space Debris Authority has the ultimate responsibility for insuring the application of this standard to relevant projects and to grant waivers.

SD-MM-03

The Space Debris Authority for a project conducted by a space agency, is the General Director of that agency, or his delegated authority.

The Space Debris Authority for a project conducted by industry shall be the General Director of that industry, or his delegated authority.

The Space Debris Authority for a project conducted by industry can be the General Director of the relevant space agency.

5.3.2 Space Debris Manager

SD-MM-04

Each space project shall appoint a Space Debris Manager.

SD-MM-05

a) The Space Debris Manager shall have the delegated authority and responsibility to enforce the space debris mitigation plan (see section 5.5) during all phases of the project.

b) In case of conflict, the Space Debris Manager shall consult the Space Debris Authority (see section 5.3.1).

c) The Space Debris Manager shall verify that the space project complies with the applicable space debris specifications of the space project (see section 5.1).

d) The Space Debris Manager shall approve the decisions performed by the space project as concern space debris activities (for example, choices among potential solutions).

e) The Space Debris Manager shall co-ordinate the space debris activities and shall ensure that they are consistent with the safety and quality activities.

5.4 PROJECT REVIEWS

SD-MM-06

a) During the space project reviews specified in the ECSS-M-30 standard, the Space Debris Manager shall present the contents and the status of the space debris mitigation plan (see section 5.5).

b) The final report of the space debris mitigation plan shall be presented during the Flight Readiness Review of the space project.

5.5 SPACE DEBRIS MITIGATION PLAN

The space debris mitigation plan permits the space project Manager to demonstrate that the product:

1) complies with the specified design requirements (see chapter 6),
2) will be operated in compliance with the specified operational requirements (see chapter 7).

SD-MM-07

Each space project shall establish a space debris mitigation plan.

Guidance for verifying this plan is provided in Annex 1.

SD-MM-08

During the identification and definition of the space debris tasks, any space project shall determine:

a) whether the potential of its products for generating space debris during nominal operation and degraded modes (for example, malfunction) is reduced to the maximum extent possible,

b) whether the potential of its products for generating space debris after an orbital collision with man-made or natural objects is reduced to the maximum extent possible,

c) whether the potential of its products for generating space debris due to an accidental explosion or destruction is reduced to the maximum extent possible,

d) the evolution of its product during the disposal phase,

e) potential harm at the Earth's surface or damage to the environment caused by the re-entry of its product.

SD-MM-09

The space debris mitigation plan for a space project shall contain as a minimum:

a) the list of all applicable safety regulations,

b) the functions and responsibilities of the Space Debris Manager for each phase of the project,

c) the details of tailoring of this standard and associated justification,

d) the management plan of space debris activities,

e) the plan for assessment and mitigation of risks related to space debris,

f) the measures minimising the hazard related to malfunctions which have a potential for generating space debris,

g) the plan for the space vehicle disposal,

h) justification of choice and selection when several possibilities exist,

i) contents and justifications for waivers to this standard and associated consequences.

Recommendation: The space debris mitigation plan should be organised according to the project phasing and planning described in the ECSS-M-30 standard.

6 DESIGN REQUIREMENTS

This chapter presents the design requirements.

The following design requirements are to be considered together with the operational requirements (see chapter 7). Guidance relating to some of these requirements is provided in Volume 2.

6.1 PREVENTION MEASURES

6.1.1 Reduction of mission related objects

SD-DE-01

a) For the launch of a single payload, there shall be only one element (for example, stage) of the launch vehicle injected into orbit, excluding the payload.

b) For the launch of multiple payloads, there shall be at the most two elements (for example, stage, adaptation structure for multiple payloads) of the launch vehicle injected into orbit, excluding payloads.

SD-DE-02

a) For payloads, mission related components (for example, attachments of electrical wiring, devices retaining antenna unfolding, apogee boost motor heat shields, solid propellant thruster nozzle blanks, observation instruments protections, explosive bolts, springs, belts) shall be designed so that released parts are retained.

b) Devices, which by design release objects other than payloads into orbit, shall be avoided (for example, "yo-yo" device).

c) When the requirement a) or b) cannot be fulfilled, a waiver shall be obtained (see section 5.2), and potential space debris shall be identified (number, size, orbit parameters, orbit evolution, orbital lifetime, etc.) and included in the space debris mitigation plan (see section 5.5).

SD-DE-03

Any suborbital space object (for example, launch vehicle stage, adaptation structure for a launch of multiple payloads) shall not generate orbital debris.

6.1.2 Fragmentation

SD-DE-04

Intentional destruction of a space vehicle or any of its parts in orbit is prohibited.

SD-DE-05

The accidental destruction probability of internal origin of any stored energy element of a space vehicle (AOCS, propulsion, pressurised parts, energy storage elements - batteries, fuel cells, etc.) shall be lower than or equal to 10^{-4} for all the operational phase of the space vehicle.

6.1.3 Powder and pyrotechnics

SD-DE-06

The use of pyrotechnics (for example, pyrotechnic cuttings) in orbit shall not generate any particle of size greater than 10 microns.

Recommendation: Solid propellants likely to generate space debris in the form of particles should be avoided.

6.1.4 Materials and technologies

Depending upon the materials or technologies used, the influence of the environment on objects in space (see Volume 2) can generate a large amount of additional debris.

SD-DE-07

The materials and basic technologies (structures, tanks, propellant, equipment, surface materials, etc.) selected for a space vehicle shall not generate space debris during its orbital lifetime.

Recommendation: Where the generation of space debris due to the materials and basic technologies cannot be avoided, the number, size, and lifetime of debris generated should be minimized.

Recommendation: The materials and basic technologies selected for space vehicles should be qualified accordingly (for example, qualification plans should include tests - radiation, shock, etc. - demonstrating minimal space debris production).

6.1.5 Malfunction

Recommendation: Elements of a space vehicle whose malfunction can lead to a hazardous event likely to generate space debris (AOCS, propulsion, pressurised parts, energy storage elements - batteries, fuel cells, etc.) should be designed to reduce the corresponding risk.
Such measures should be included in the space debris mitigation plan (see section 5.5).

6.2 END-OF-LIFE MEASURES

6.2.1 Passivation

SD-DE-08

a) Any space vehicle shall be passivated at the end of its operationnal phase and shall remain passivated.

When this requirement a) cannot be fulfilled, a waiver shall be obtained (see section 5.2), and the space vehicle shall comply with both of the following requirements b) and c):

b) When the residual pressure in propellant and pressurisation tanks cannot be removed, this pressure shall be lower than 50% of the critical pressure of the tank concerned.
The critical pressure of a tank is the maximum pressure under which a penetrating impact does not cause an explosion, but will result in a leak.

c) When the remaining propellants cannot be drained, the design shall comply with all the following conditions:
- no explosive reaction of the propellant shall occur as a result of a penetrating impact;
- no exothermal dissociation of the propellant shall occur due to tank heating;
- no leak shall occur that may cause the mixture of hypergolic propellants;
- design of tanks (for example, leak before burst design) and the efficiency of thermal protection shall make it impossible for a pressure build-up to occur that may cause tank explosion.

d) The passivation requirements shall be taken into account in the design of the space vehicle.

6.2.2 De-orbiting

SD-DE-09

According to the operational requirements SD-OP-03, SD-OP-05 and SD-OP-06, the de-orbiting requirements shall be taken into account in the design of the space vehicle.

6.2.3 Re-orbiting

SD-DE-10

According to the operational requirements SD-OP-03, SD-OP-04, SD-OP-05 and SD-OP-06 the re-orbiting requirements shall be taken into account in the design of the space vehicle.

6.3 IMPACT PROTECTION MEASURES

There is no specific protection requirement.

Some recommendations for impact protection are stated in Volume 2.

6.4 RE-ENTRY SAFETY REQUIREMENTS

6.4.1 Safety policy

SD-DE-11

The re-entry phase of a space vehicle, if any, shall not result in harmful contamination of the Earth environment (for example, ionising radiation, hazardous biological or chemical products).

6.4.2 Re-entry

SD-DE-12

Any space project shall be able to demonstrate compliance of its space vehicle with all applicable national or international safety regulations, else the residual casualty risk on ground from a single re-entry shall be $< 10^{-4}$ (TBC).
For international safety regulations, see Annex 2.

Practical guidance for re-entry is provided in Volume 2.

7 OPERATIONAL REQUIREMENTS

This chapter presents the operational requirements.

The following operational requirements are to be considered together with the design requirements (see chapter 6). Guidance relating to some of these requirements is provided in Volume 2.

7.1 PREVENTION MEASURES

SD-OP-01

The operational procedures shall comply with the design and operational requirements.

7.2 END-OF-LIFE MEASURES

7.2.1 Passivation

SD-OP-02

The passivation process shall be performed within 1 year after the end of the operational phase, and its availability shall be higher than or equal to 0.9.

7.2.2 Protected regions

Any human activity which takes place in outer space should be performed by recognising its unique nature and to ensure their future safe and sustainable use.

A protected region is a region of outer space where the presence, permanent or periodic, of space debris is limited to 25 years.

There are currently 2 protected regions defined below.

1) Region A extends from the spherical Earth up to an altitude of 2 000 km; it includes low Earth orbit: region A, $Z \leq 2\,000$ km.
2) Region B is the geostationary ring, including the geostationary orbit, defined by the following segment of spherical shell:
   minimum altitude = geostationary altitude minus 200 km,
   maximum altitude = geostationary altitude plus 200 km
   -15 degrees ≤ latitude ≤ +15 degrees,
   geostationary altitude = 35 786 km.

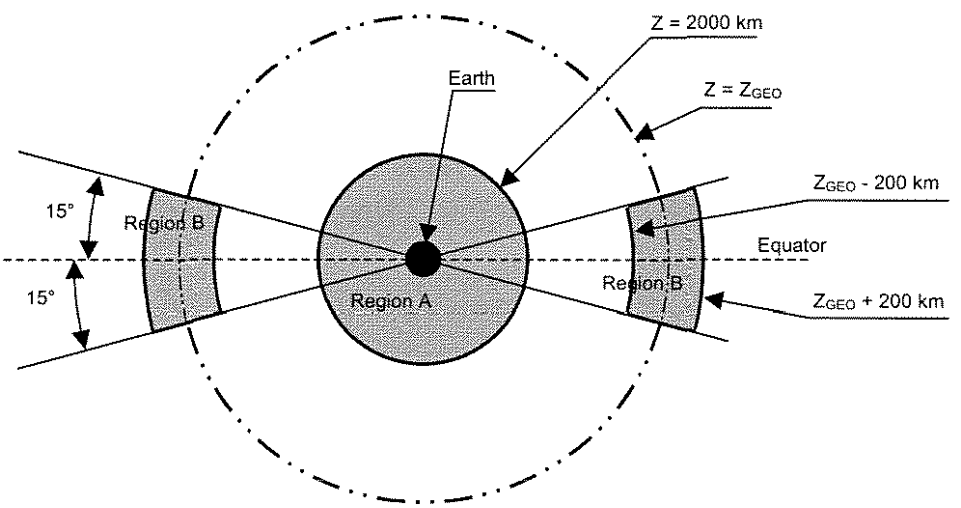


Figure 1 - Protected regions

7.2.3 Disposal

For the disposal of a space vehicle, end-of-life measures avoiding or reducing the generation of space debris are defined below.

SD-OP-03

a) The operator of a space vehicle shall perform the appropriate manoeuvres to limit to maximum 25 years the permanent or periodic presence of its vehicle in the protected regions at the end of the operational phase.
This can be achieved, in decreasing order of preference:
- either by performing a direct re-entry of the vehicle;
- or by limiting the orbital lifetime of the vehicle to less than 25 years after its operational phase;
- or by transferring the vehicle to a disposal orbit.

b) These measures shall be in compliance with the safety requirements (see sections 6.4 and 7.4).

c) Compliance with this requirement shall consider all significant perturbations to the trajectory.

Examples to develop potential solutions are provided in Volume 2.

SD-OP-04

A geostationary spacecraft shall be re-orbited into a disposal orbit with a minimum perigee altitude ΔH above the geostationary altitude given by the formula in Volume 2, at the end of its operational phase.

SD-OP-05

a) The availability[1] of the disposal manoeuvres of a space vehicle shall be higher than or equal to 0.9.

b) The reliability[2] of the disposal system of a space vehicle shall be higher than or equal to 0.99, and shall comply with SD-DE-05 and the safety requirements (see sections 6.4 and 7.4).

SD-OP-06

When disposal manoeuvres of a space vehicle are performed using allocated propellants, the following requirements shall apply.

a) The remaining propellant shall be estimated with a level of confidence to fulfill the requirement SD-OP-05.

b) This quantity shall be assessed according to a method defined during the space vehicle design, using design data (characteristics of propellants, structure and architecture of tanks, etc.) and operational data (careful monitoring of the condition of the space vehicle in orbit, etc.).

c) The operational phase of the space vehicle shall cease before the quantity of propellants necessary to perform disposal manoeuvres can no longer ensure the compliance with the requirement SD-OP-05.

d) During the disposal manœuvres, the resulting presence of the space vehicle in the protected regions shall be minimised (for example, multi-burn strategy for re-orbiting high-thrust systems).

[1] Availability: The ability of an item to be in state to perform a required function under given conditions at a given instant of time or over a given time interval, assuming that the required external resources are provided (IEC 50:1992 and ECSS-P-001).

[2] Reliability: The probability that an item can perform a required function under given conditions for a given time interval (IEC 50:1992 and ECSS-P-001).

7.3 IMPACT PROTECTION MEASURES

Space debris are represented deterministically in a catalogue of orbit parameters, or represented statistically by models (see Volume 2).

There is no specific protection requirement.

Some recommendations for impact protection are stated in Volume 2.

7.4 RE-ENTRY SAFETY REQUIREMENTS

7.4.1 Safety policy

SD-OP-07

Any non-reusable space vehicle in a re-entry phase shall have been previously passivated.

SD-OP-08

Before the re-entry phase, any space vehicle with nuclear reactors or nuclear power sources onboard shall be compliant with the United Nations' resolution on Principles relevant to the use of nuclear power sources in outer space.

7.4.2 Re-entry

SD-OP-09

Before re-entering a space vehicle, the operator of the vehicle shall apply the relevant air traffic and maritime traffic regulations (e.g. to inform the corresponding authorities on the re-entry time and trajectory, and the associated ground area).

Annex 1

Guidelines for verifying and justifying the compliance (or not) with the requirements

Any space project can use the following table to:

1) prove that it complies with the requirements specified in this standard,
2) or justify that it cannot comply with the requirements specified in this standard, and it applies for a waiver.

Requirement	Keywords	Tailoring	Compliance[3] (Yes or No)	Not applicable	Justifying (notes references, waivers, etc.)
SD-MM-01	Tailoring				
SD-MM-02	Waiver				
SD-MM-03	Space Debris Authority				
SD-MM-04	Space Debris Manager				
SD-MM-05	Space Debris Manager requirements				
SD-MM-06	Project reviews				
SD-MM-07	Space debris mitigation plan				
SD-MM-08	Space debris mitigation plan criteria				
SD-MM-09	Space debris mitigation plan description				
SD-DE-01	Simple/multiple payload(s) launch				
SD-DE-02	To retain released parts				
SD-DE-03	Suborbital space object				
SD-DE-04	Intentional destruction				
SD-DE-05	Accidental destruction				
SD-DE-06	Pyrotechnics use				
SD-DE-07	Materials & technologies selection				
SD-DE-08	Passivation				
SD-DE-09	De-orbiting				
SD-DE-10	Re-orbiting				
SD-DE-11	Safe re-entry and environment				
SD-DE-12	Residual casualty risk on ground				
SD-OP-01	Operational procedures				
SD-OP-02	Passivation				
SD-OP-03	Disposal				
SD-OP-04	Disposal of geostationary spacecraft				
SD-OP-05	Disposal reliability an availability				
SD-OP-06	Allocated propellant use				
SD-OP-07	Passivation before re-entry				
SD-OP-08	Nuclear reactor & power sources				
SD-OP-09	Controlled re-entry				

[3] Compliance with the requirement or with the tailored requirement.

Annex 2

Bibliography

For undated references the latest edition of the publication referred to is to be considered.

A2-1 International treaties

Treaty on principles governing the activities of States in the exploration and use of outer space, including the Moon and other celestial bodies, January 27, 1967.

Agreement on the rescue of astronauts, the return of astronauts, and the return of objects launched into outer space, 22 April 1968.

Convention on international liability for damage caused by space objects, 29 March 1972.

Convention on registration of objects launched into outer space, 14 January 1975.

Resolution on principles relevant to the use of nuclear power sources in outer space, reference A/RES/47/68, 14 December 1992.

A2-2 Other documents

RNC-CNES-Q-40-512, Space debris - Safety requirements.

ECSS-E-10-04, System engineering: Space environment.

ECSS-Q-40, Space product assurance: Safety.

ESA Space Debris Mitigation Handbook.

NASA Policy Directive NPD 8710.3, NASA policy for limiting orbital debris generation, 29 May 1997.

NASA Safety Standard NSS 1740.14, Guidelines and assessment procedures for limiting orbital debris, August 1995.

NASDA-STD-18, Space debris mitigation standard, 28 March 1996.