

限定なし

JERG-2-141

宇宙環境標準

平成22年 3月 2日 制定

宇宙航空研究開発機構

免責条項

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

Disclaimer

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

発行

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

宇宙航空研究開発機構 安全・信頼性推進部

JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency)

この文書における ECSS からの引用については、ECSS 事務局との取り決めにより以下のとおりとなっている。

This JAXA standard contains in whole or in part a quotation of ECSS standard no. ECSS-E-10-04A Space engineering Space environment 21 January 2000 with special permission of ECSS and ESA. The original English version of the ECSS standard is available from:

この JAXA 標準は、ECSS 及び ESA の了解を得た上で、ECSS-E-10-04A Space engineering Space environment 21 January 2000 の全体又は一部を引用している。ECSS 標準のオリジナル版は、以下から入手可能である。

ECSS Secretariat

P.O. Box 299

2200 AG Noordwijk

771e Netherlands

Tel.: +31-71-5655748

Fax: +31-71-5656839

E-mail: ECSS-Secretariat@esa.int

Website: <http://www.ecss.nl>

The content of this JAXA standard including any quotations of ECSS documents in this standard is the sole responsibility of JAXA.

A list of the quotations from ECSS standards is attached to this JAXA standard.

ECSS does not provide any warranty whatsoever, whether express, implied, or statutory, including, but not limited to, any warranty of merchantability or fitness for a particular purpose or any warranty that the contents of its standards and its quotations are error-free.

In no respect shall ECSS incur any liability for any damages resulting from application of ECSS standards or JAXA standards containing quotations in whole or in part from ECSS standards.

この JAXA 標準の内容についての責任は、ECSS 文書の引用箇所を含め JAXA にある。

ECSS 標準からの引用箇所のリストをこの JAXA 標準に添付する。

ECSS は、(必ずしもこれらに限定しないが)市販性、特定目的への適合性、ECSS 標準やその引用内容に間違いがないかの保証を含め、明示、黙示又は法的な保証を、いかなる場合も提供しない。

また ECSS は、ECSS 標準の適用、又は ECSS 標準の全体若しくは一部を引用した JAXA 標準の適用により生じた損害について、いかなる責任も負わない。

目次

1	適用範囲	1
2	参照文書	1
3	用語、定義、略語.....	1
3.1	用語およびその定義	1
3.1.1	アルベド.....	1
3.1.2	異質圏	2
3.1.3	$F_{10.7}$ フラックス	2
3.1.4	L または L シェル.....	2
3.1.5	汚染因子.....	2
3.1.6	外気圏	2
3.1.7	吸収線量.....	2
3.1.8	高エネルギー粒子	3
3.1.9	磁気地方時 (MLT)	3
3.1.10	指数 A_p と K_p	3
3.1.11	シングルイベントアップセット (SEU)、シングルイベント効果 (SEE)、シングルイベントラッチアップ (SEL)	3
3.1.12	スペースデブリ	4
3.1.13	制動放射.....	4
3.1.14	線エネルギー付与 (LET)	4
3.1.15	全方向性フラックス.....	4
3.1.16	太陽定数.....	5
3.1.17	太陽フレア	5
3.1.18	ダスト	5
3.1.19	地球赤外線	6
3.1.20	地心太陽磁気圏 (GSM) 座標.....	6
3.1.21	等価フルエンス	6
3.1.22	等質圏	6
3.1.23	等方性	6
3.1.24	熱圏	6
3.1.25	プラズマ.....	7
3.1.26	フラックス	7
3.1.27	フルエンス	7
3.1.28	分布関数 $f(x, v)$	7
3.1.29	放射線量.....	8
3.1.30	放射	8
3.1.31	マックスウェル分布.....	8
3.1.32	メテオロイド.....	8
3.1.33	メテオール.....	8
3.1.34	メテオライト	9
3.1.35	流量	9

3.1.36	レゴリス.....	9
3.2	略語.....	9
4	重力.....	11
4.1	はじめに.....	11
4.1.1	ニュートンの重力の法則.....	11
4.1.2	質点モデルからの地球重力場モデル.....	11
4.1.3	地球重力場の高精度表現：球面調和関数.....	12
4.2	モデルの提示.....	14
4.2.1	モデル.....	14
4.2.2	必須モデルパラメータ.....	14
4.2.3	利用ガイドライン.....	14
4.3	参照データ.....	14
4.3.1	モデル出力.....	15
4.3.2	典型的ミッションの結果.....	15
4.4	リファレンス.....	17
5	地磁気.....	18
5.1	はじめに 地磁気とその効果の概要.....	18
5.2	地磁気モデルに関する基準データ.....	18
5.3	地磁気モデルと分析方法.....	19
5.3.1	双極子モデル.....	19
5.3.2	内部ソース磁場モデル.....	20
5.3.3	偏心双極子モデル.....	21
5.3.4	地磁気座標 B と L	22
5.3.5	外部ソース磁場モデル.....	24
5.3.6	磁気圏境界.....	25
5.4	個別適合化ガイドライン.....	26
5.5	図.....	26
5.6	リファレンス.....	29
6.	太陽と地球と電磁放射と活動指数.....	31
6.1	はじめに.....	31
6.2	太陽の電磁放射.....	31
6.2.1	太陽定数.....	31
6.2.2	太陽スペクトル.....	32
6.3	地球の電磁放射.....	33
6.3.1	地球のアルベド.....	33
6.3.2	地球の赤外線放射.....	34
6.4	太陽と地磁気とに関する活動指数.....	34
6.4.1	基本原則.....	34
6.4.2	指数の説明.....	34

6.4.2.1	太陽活動指数	34
6.4.2.2	地磁気活動指数	34
6.4.3	太陽周期に対する従属	35
6.4.4	基準の活動指数値	38
6.4.5	個別適合化ガイドライン	39
6.5	図	40
6.6	リファレンス	40
7.	中性の地球大気（原子状酸素等）	41
7.1	はじめに	41
7.2	推奨の基準モデル	41
7.3	地球大気の構造	42
7.4	大気の状態パラメータ	42
7.5	地球異質圏の温度、組成、密度のモデル	43
7.6	地球等質圏の温度、組成、密度のモデル	53
7.7	標準モデルの出力	54
7.8	地球等質圏および異質圏の風モデル	55
7.9	地球大気における空気力学	56
7.10	原子状酸素	59
7.11	図	60
7.12	リファレンス	67
8.	プラズマ	68
8.1	はじめに	68
8.2	電離圏	69
8.2.1	概要	69
8.2.2	影響	70
8.2.3	モデル	70
8.2.4	典型的状態と最悪状態のパラメータ	71
8.3	プラズマ圏	73
8.3.1	概要	73
8.3.2	効果	73
8.3.3	モデル	73
8.3.4	典型的パラメータ	74
8.4	外部磁気圏	75
8.4.1	概要	75
8.4.2	効果	75
8.4.3	モデル	76
8.4.4	典型的状態と最悪状態のパラメータ	76
8.5	太陽風	77
8.5.1	概要	77

8.5.2	効果.....	78
8.5.3	モデル.....	78
8.6	派生環境.....	79
8.6.1	概要.....	79
8.6.2	効果.....	79
8.6.3	モデル.....	79
8.6.3.1	光電子と二次電子.....	79
8.6.3.2	汚染因子気体のイオン化.....	80
8.6.4	典型的パラメータ.....	80
8.7	個別適合化ガイドライン.....	81
8.8	リファレンス.....	81
9.	宇宙放射線環境.....	83
9.1	概論 宇宙放射線環境およびその影響の概要.....	83
9.1.1	基本原則.....	83
9.1.2	環境.....	83
9.1.2.1	放射線帯.....	83
9.1.2.2	太陽放射線粒子.....	83
9.1.2.3	銀河宇宙線.....	83
9.1.2.4	月の放射線環境.....	83
9.1.2.5	2次放射.....	84
9.1.2.6	その他の放射線源.....	84
9.1.3	放射線影響の調査.....	84
9.2	放射線影響の定量化と関連環境.....	85
9.3	高エネルギー粒子放射線環境の標準データ、モデル、分析方法.....	86
9.3.1	捕捉放射線帯.....	86
9.3.1.1	基本データ.....	86
9.3.1.2	標準放射線帯モデル.....	87
9.3.1.3	南大西洋異常地域.....	89
9.3.1.4	放射線帯の外帯のダイナミクス.....	89
9.3.2	太陽放射線粒子モデル.....	90
9.3.2.1	ミッション積算の陽子フルエンスに関する標準モデル.....	90
9.3.2.2	個別の太陽フレアイベントのスペクトル.....	93
9.3.2.3	イベント確率.....	94
9.3.2.4	イベント記録の分析.....	94
9.3.2.5	太陽粒子現象における重イオン粒子.....	94
9.3.2.6	その他のモデル.....	95
9.3.2.7	方向性.....	95
9.3.3	宇宙線の環境および効果のモデル.....	95
9.3.3.1	基本原則.....	95

9.3.3.2	方向性.....	95
9.3.4	地磁気遮蔽.....	96
9.3.5	宇宙機の2次放射線.....	97
9.3.6	中性子.....	97
9.4	導出量の分析方法.....	97
9.4.1	基本原則.....	97
9.4.2	電離放射線量.....	97
9.4.3	標準軌道放射線量データ.....	99
9.4.4	シングルイベントアップセット率.....	99
9.4.5	太陽電池セルの劣化.....	100
9.4.6	内部の静電帯電.....	101
9.4.7	非イオン化エネルギー損失.....	101
9.5	個別適合化ガイドライン 軌道およびミッションの領域.....	101
9.5.1	基本原則.....	101
9.5.2	GEO.....	101
9.5.3	MEO と HEO.....	102
9.5.4	LEO.....	102
9.5.5	極軌道.....	102
9.5.6	惑星間および惑星における環境.....	102
9.6	放射線環境仕様書の作成.....	103
9.7	図.....	104
9.8	リファレンス.....	119
9.9	関連 Web.....	121
10	メテオロイド及びスペースデブリ.....	122
10.1	はじめに.....	122
10.2	解析方法.....	123
10.3	モデルの説明.....	124
10.3.1	メテオロイド.....	124
10.3.1.1	フラックスモデル.....	124
10.3.1.2	速度分布.....	125
10.3.1.3	地球の引力と遮蔽.....	125
10.3.1.4	質量密度.....	126
10.3.1.5	方向分布.....	126
10.3.1.6	メテオロイドストリーム.....	127
10.3.1.7	惑星間メテオロイドモデル.....	127
10.3.1.8	適用可能な領域.....	127
10.3.1.9	個別適合化ガイドライン.....	128
10.3.2	スペースデブリ.....	128
10.3.3	ダスト粒子.....	128
10.3.3.1	月のレゴリスとダスト粒子.....	128

10.4	標準データ	129
10.4.1	追跡可能なスペースデブリ	129
10.4.2	統計的フラックスモデル	129
10.4.2.1	メテオロイド&スペースデブリの累積フラックス	129
10.4.2.2	メテオロイドストリーム	130
10.4.2.3	メテオロイドの方向性	130
10.4.2.4	デブリの方向性	131
10.5	図	132
10.6	リファレンス	135
11.	汚染	136
11.1	はじめに	136
11.2	汚染のメカニズム	136
11.2.1	分子状汚染	136
11.2.1.1	分子状汚染の発生	138
11.2.1.2	分子状汚染の移動	140
11.2.1.3	分子状汚染の吸着	143
11.2.1.4	堆積モデル	144
11.2.2	プルームによる汚染	145
11.2.2.1	プルームモデル	146
11.2.3	火工品とリリースメカニズム	147
11.2.4	粒子汚染	147
11.2.4.1	粒子汚染の発生	147
11.2.4.2	粒子の移動	148
11.2.4.3	粒子の付着	149
11.3	汚染の影響	149
11.4	汚染の予測	149
11.4.1	一般	149
11.4.2	モデルによる汚染予測解析	150
11.4.2.1	総アウトガス量の算出	150
11.4.2.2	移動量の計算	150
11.4.2.3	付着係数の設定	151
11.5	リファレンス	153
12.	付録	157
	付録 A	157
	付録 B	163
	付録 C	167
	付録 D	177
	付録 E	181
	付録 F	193
	付録 G	219
	付録 H	231

1 適用範囲

本標準は、宇宙空間に存在する、あるいは宇宙空間で運用されるすべての種類の品目に適用されるものであり、あらゆる宇宙空間の固有の環境を定義している。さらに本標準は局所的な誘導環境を決定するための一般的なモデルおよび規則も定義している。本標準では、プロジェクト固有の、あるいはプロジェクトクラス固有の受入基準、分析方法、分析手順は定義していない。したがって、個々のプロジェクトにおいては、システムレベルでの初期の開発により、そのプロジェクトに固有の環境モデル、分析方法や分析手順等が決定される。そして、これらは、下位のコンポーネントレベルへ要求項目として展開されることとなる。

宇宙開発の数十年に及ぶ歴史において、初期の段階から宇宙空間の環境は観測の対象であった。しかし、現在においてもまだモデル化が検討中の環境もある。したがって、プロジェクトにおいては、環境ごとにモデルが予測する数値の有効数字が異なることも考慮して環境の要求を設定する必要がある。それらの現状を踏まえて、バランスの良いコストエフェクティブな宇宙機システム開発が今こそ求められている。そのために本標準は有効で、利用出来ることに配慮されている。

なお、環境によっては、コンポーネントレベルでの分析方法や分析手順が別の標準にて記載されているものもある。(例えば9章の宇宙放射線環境。)

また、本標準は、参照文書に示した ECSS の章構成を用いて、ECSS の記載内容を学会・業界の最新情報や宇宙航空研究開発機構（以下「JAXA」という。）の知見にて見直して、まとめたものである。

2 参照文書

ECSS-E-10-04A Space engineering Space environment 21 January 2000

3 用語、定義、略語

本標準に使用されている用語およびその定義を以下に示す。用語は国立情報学研究所のオンライン学術用語集を参考とした。

3.1 用語およびその定義

3.1.1 アルベド

太陽光線を惑星表面が反射する割合

3.1.2 異質圏

地球大気のうち高度 105km を超える部分であり、種それぞれの中立濃度プロファイルは拡散平衡によって決定される。高度 200km 以下では N_2 が優勢であり、200~600km では O 、600km 近辺では He が優勢である。

3.1.3 $F_{10.7}$ フラックス

単位を 10^4 ジャンスキーとする波長 10.7cm の太陽フラックス (1 ジャンスキーは $10^{-26} \text{Wm}^{-2}\text{Hz}^{-1}$ に等しい)。

3.1.4 L または L シェル

地磁気のパラメータであり、近地球宇宙における位置を記述するために用いる場合が多い。

注 L または L シェルには、地磁気における荷電粒子運動の不変量に基づく複雑な派生物がある (第 5 章を参照)。ただし磁気圏内のプラズマ領域を定義するには有用である。というのも、双極子磁界における L または L シェルは、それが赤道を横切る場合、磁力線の地球半径における地心高度に等しいからである。

3.1.5 汚染因子

コンポーネントの視野内に入った場合やコンポーネント上に付着した場合に、コンポーネントの性能に影響を及ぼし得る、あるいは性能を低下させ得る、外来の (または望ましくない) 分子または粒状物

3.1.6 外気圏

地球大気のうち、熱圏の上層部であり、宇宙に広がっている。

注 H と He の原子は、外気圏の外縁部で脱出速度に到達できる。

3.1.7 吸収線量

電離放射線によって、物質の適当に小さな体積要素に付与されたエネルギーを、その体積要素の質量で割ったもの。通常グレイ (Gray) またはラド (rad) で表す。

注 吸収エネルギーの一部が原子を移動させることで固体の格子構造が損傷する可能性がある。現在これを一般に非イオン化エネルギー損失 (NIEL) と呼んでいる。

3.1.8 高エネルギー粒子

宇宙機システムの耐放射線性に関する場合には、宇宙機の外表面を通過得る粒子

注 電子の場合、高エネルギー粒子と呼ばれるのは一般に 100keV の電子であり、陽子やその他のイオンの場合は 1MeV を超えるものをいう。また宇宙機システムの耐放射線性に関する場合、中性子、ガンマ線、X 線も高エネルギー粒子に含まれる。

3.1.9 磁気地方時 (MLT)

経度に類似のパラメータであり、近地球宇宙における位置を記述するために用いる場合が多い。

注 太陽風による圧力で地磁気は彗星状の形状にゆがんでいる。しかしそうした形状であっても、内部で地球が自転する磁場の先端部は太陽を指し続けており、後端部が太陽を指すことはない。したがって地球と共に回転する経度では、磁気圏内における位置を適切に記述することができない。そこで経度の代わりに用いるのが磁気地方時である。磁気地方時は、太陽と逆方向を指す場合に値が 0 (真夜中) となり、太陽方向を指す場合に 12 (正午)、太陽方向/逆太陽方向の線に対し直角であれば 6 (夜明け) と 18 (薄暮) になる。したがって磁気地方時は、双極子の傾きに関する誤差はあるものの、基本的には地球の地方太陽時を宇宙に向かって垂直上方に投影、延長したものである。

3.1.10 指数 A_p と K_p

地磁気の変動を記述する地磁気活動指数

注 A_p の値は 0~400 の範囲であり、その単位は 2nT (ナノテスラ) である。 K_p は A_p の対数である。

3.1.11 シングルイベントアップセット (SEU)、シングルイベント効果 (SEE)、シングルイベントラッチアップ (SEL)

これらの効果は、たった 1 個の粒子またはその反応性生成物のエネルギーがごく局所的に集中した結果である。そのエネルギーの集中は、観測可能な効果を生み出すのに十分なものである。

3.1.12 スペースデブリ

宇宙に存在する人為的な物体もしくはその一部であって、有用な目的に役立っていないもの。

注 上記の人為的な物体を「軌道デブリ」と表現する場合もある。稀に、自然のメテオロイドと人為的な物体の両方を指して「スペースデブリ」ないしは「デブリ」という用語が用いられている場合があるので注意すること。

3.1.13 制動放射

原子核の散乱によって減速した荷電粒子が放出する、X- γ エネルギー範囲の高エネルギー電磁放射線

注 一次の（入射した）荷電粒子は最終的には吸収されるが、制動放射のほとんどが通過してしまう場合がある。宇宙における最も一般的な制動放射は電子の散乱によるものである。

3.1.14 線エネルギー付与 (LET)

単位長さまたは単位面密度あたりに、荷電粒子が失うエネルギー。MeV/ μ m, MeV/(g/cm²)で表される。

注： 一般には、荷電粒子の通過によって生じる電離を記述するために用いる。LET は材料によって異なり、また粒子エネルギーの関数でもある。宇宙機システムに関係する荷電粒子の場合、LET は荷電粒子の運動エネルギーが減少すれば増加する（また最低イオン化エネルギーを上回るエネルギーでも LET は最大となる）。LET を用いれば、荷電粒子の環境をそれらの LET の関数である全イオンのフラックスの計としてまとめて表すことができるため、複数の異なるイオンを同時に考察することが可能である。これによってシングルイベントアップセットの計算を単純化することができる。ある粒子のエネルギー損失率（放出された二次放射線を含む）はすなわち阻止能である。

3.1.15 全方向性フラックス

フラックスの全方向についてのスカラー積分

注 全方向性フラックスという場合、非等方性であり得る粒子の方向分布は考慮外であることを含意している。ある点におけるフラックスは、単位断面表面積の（つまり半径が $1/\sqrt{\pi}$ である）球を横切る粒子数である。全方向性フラックスを等方性フラックスと混同してはならない。

3.1.16 太陽定数

1 天文単位(1 AU=地球と太陽間の平均距離)の大気圏外に存在し、太陽から伸びる直線に対し直角な単位面積表面が単位時間当たりを受ける太陽の電磁放射

3.1.17 太陽フレア

太陽表面に起こる爆発現象。高エネルギー粒子の発生を伴う。

注 (光や電波で) 太陽フレアの規模と、地球近傍への大きなフラックスの高エネルギー粒子の飛来の規模との相関関係は必ずしもない。したがって後者を太陽高エネルギー粒子(SEP)現象と称するほうが一貫性を保つことができる。

3.1.18 ダスト

太陽系の各天体に直接関係する微粒子であり、通常は各天体の表面近くに存在する(たとえば月や火星や彗星のダスト)。

注 「ダスト」という用語は、「塵」や「粉末」の意味であるが、宇宙開発やその周辺の分野では、分野によって、意味する内容が異なるので使用に際し注意を要する。

宇宙科学(主として惑星科学)の分野において「ダスト」という場合、宇宙空間に存在するサブミクロン～ミリメートルの大きさの天然の固体微粒子を指すことが多い。宇宙空間に存在する $\mu\text{m} \sim \text{mm}$ オーダーの自然起因の固体粒子は、研究の歴史や分野、手法あるいは、その粒子の起源などによって、「星間塵」、「宇宙塵(コスミック・ダスト)」、「惑星間塵」、「深海スフェール」など多くの呼び名でよばれている。

工学分野(宇宙開発分野)では、明確な大きさの定義は無いものの、自然起因の固体粒子を「メテオロイド」(3.1.32 参照)のうち、特に mm 以下のメテオロイドを「マイクロメテオロイド」と呼ぶのが一般的である。一方、スペースデブリ(3.1.43 参照)のうち、「マイクロメテオロイド」と同程度の大きさのものを「マイクロデブリ」と呼び、この「マイクロデブリ」と「マイクロメテオロイド」を総称として「ダスト」と呼ぶことが多い。

一方、月や火星や表面に存在する固体微粒子も「ダスト」と呼ばれている。

本書では、「ダスト」という用語は(特別な場合、例えば、「ダストカウンター」、「ダストコレクター」等の用語、以外は)用いず、「メテオロイド」、「スペースデブリ」、「ダスト粒子」を個別に定義して用いる。

3.1.19 地球赤外線

地球が放出する熱放射

注 外向き長波放射と呼ぶ場合もある。

3.1.20 地心太陽磁気圏(GSM)座標

地球の中心を原点とする右手デカルト座標系 (X, Y, Z) の要素

注 X 軸は太陽を指し、 Z 軸は X 軸および地磁気双極子軸を含む平面上に存在し、 X 軸に直角であり、 Y 軸は X 軸および Z 軸に対し直角であり、おおよそ日没側の磁気地方時(MLT)を指している。

3.1.21 等価フルエンス

異なるエネルギー、異なる種間で劣化を表現するための量

例 たとえば太陽電池セルの劣化の場合、一般に 10 MeV の陽子 1 個が 1 MeV の電子 3000 個と等価である。等価フルエンスという概念は、非イオン化エネルギー損失(NIEL)による劣化を考える場合にも用いられる。

注 入射粒子による影響を表す場合、標準的な粒子およびエネルギーに起因する劣化に換算するには損傷係数が用いられる。

3.1.22 等質圏

地球大気のうち高度 105km 未満の部分であり、完全な垂直混合により N_2 78.1%、 O_2 20.9%、 Ar 0.9%、 CO_2 0.1%、その他微量成分というほぼ等質な組成が成立している。等質圏界面(または乱流圏界面)は等質圏の上部境界を示している。

3.1.23 等方性

フラックスがすべての方向で一定であるという粒子分布の特性

3.1.24 熱圏

地球大気における 120km から 250 km ないし 400km(活動レベルによって異なる)の気圏であって、ここでは温度が熱圏界面における極限值 T_∞ (T_∞ は外気圏温度)に向かって指数関数的に上昇する。

3.1.25 プラズマ

一部または全部がイオン化した気体で、その粒子が電磁界に対し集団反応を示すもの

注 集団運動を引き起こすのは荷電粒子間の静電的なクーロン力である。クーロン力によって粒子は自らの配置を転換し、デバイ長に相当する距離内で電界を中和する。デバイ長を上回る空間規模において、プラズマは電氣的に中性である。

3.1.26 フラックス

単位時間当たりにある表面を横切って流れる放射線量であり、一定のしきい値エネルギーを上回る一定時間および一定面積当たりの粒子（たとえば単位を $\text{cm}^{-2}\text{S}^{-1}$ とする粒子）として積分形式で表す場合が多い。

注 方向フラックスは立体角に関する微分であり（たとえば単位を cm^{-2} ステラジアン $^{-1}\text{s}^{-1}$ とする粒子）、微分フラックスはエネルギーに関する微分である（たとえば単位を $\text{cm}^{-2} \text{MeV}^{-1} \text{s}^{-1}$ とする粒子）。ただし場合によっては、フラックスを線エネルギー付与（3.1.28 参照）に関する微分として扱うことがある。

3.1.27 フルエンス

フラックスの時間積分

3.1.28 分布関数 $f(x, v)$

3つの空間ベクトルと3つの速度ベクトルで構成された6-D空間におけるプラズマの粒子密度を表す関数。単位は s^3m^{-6}

注 空間において一様かつ等方性の分布については、単位を sm^{-4} とするスカラー速度の関数 $f(v)$ や単位を $\text{J}^{-1}\text{m}^{-3}$ とするエネルギーの関数 $f(E)$ を用いる場合が多い。この関数は次のようにしてフラックスに変換することが可能である。

$$Flux = \int v f(v) dv \quad \text{または}$$

$$Flux = \int \frac{f(E)}{m} dE$$

ここで

v はスカラー速度

E はエネルギー

m は粒子質量

3.1.29 放射線量

放射線の量や吸収エネルギーを表す慣用的用語。吸収線量、照射線量など種々の意味に使われている。

3.1.30 放射

粒子(光子を含む)によるエネルギーの移動

3.1.31 マックスウェル分布

熱平衡においては、プラズマ分布関数を以下のマックスウェル分布によりスカラー速度 v について作図することができる。

$$f(v) = 4\pi n \left(\frac{m}{2\pi kT} \right)^{3/2} v^2 \exp\left(-\frac{v^2 m}{2kT} \right)$$

ここで

n は密度

k はボルツマン定数

T は温度

注 したがって密度と温度が一対づつわかれば、完全な分布を作図することができる。たとえ非平衡の分布であっても、2つのマックスウェル分布を組み合わせることで、多くの場合に有用な図を作成することができる。

3.1.32 メテオロイド

宇宙に存在する自然起源の粒子。主として小惑星か彗星を起源とする。

3.1.33 メテオール

流星のこと。メテオロイドが地球の大気に秒速数 km から数十 km の超高速度で突入する現象で、上層大気分子との摩擦熱により高温のプラズマ化したガスが発光し、これが地上から流星現象として電磁波(光、電波等)で観測される。通常流星は地上より 100km 程度以上の高さで光り始め、40km から 100km の高さで消滅する。

3.1.34 メテオライト

隕石のこと。メテオロイドが地上に落下したものである。一般には「流星が燃え尽きずに地表まで到達したもの」と言われることが多い。

3.1.35 流量

放射線輸送を論じる場合に頻出する用語であり、ある境界を通過する粒子の比率を意味する。

注 流量はフラックスと異なり、粒子が境界を通過する方向によって変化する（つまりベクトル積分である）。ある平面に対し等方性全方向性のフラックス f が入射した場合、通常、その平面における各方向の流量がそれぞれ $1/4f$ ずつ増加する。

3.1.36 レゴリス

月や他の天体の表層をおおっている、岩石の砕けた破片から成っている固体粒子。（なお、地球上では陸上の未固結堆積物を総じて指す。）

3.2 略語

本標準で使用する略語とその定義を以下に示す。

略語	意味
CIRA	COSPAR International Reference Atmosphere COSPAR 国際標準大気
COSPAR	Committee on Space Research 宇宙空間研究委員会
e. m. f.	electro-motive force 起電力
GCR	galactic cosmic ray 銀河宇宙線
GEO	geostationary Earth orbit 静止軌道
GRAM	global reference atmosphere model 全地球標準大気モデル
GSM	geocentric solar magnetospheric co-ordinates 地心太陽磁気圏座標
HEO	high eccentric orbit 長楕円軌道
HWM	horizontal wind model 水平風モデル

LDEF	long duration exposure facility 長期曝露試験機
LEO	low Earth orbit 低高度地球周回軌道
LET	linear energy transfer 線エネルギー付与
MAH	model of the high atmosphere 高大気圏モデル
MASTER	meteoroid and space debris terrestrial environment reference model メテオロイドおよびスペースデブリに関する地球環境基準モデル
MEO	medium (altitude) Earth orbit 中高度軌道
MLT	magnetic local time 磁気地方時
MSIS	mass spectrometer and incoherent scatter 質量分析器と非干渉性散乱
NIEL	non-ionizing energy loss 非イオン化エネルギー損失
R	Sunspot number 黒点数
r. m. s.	root-mean-square 平均二乗根
RTG	radioisotope thermo-electric generator 放射性同位元素熱-電気発電機
SEU	single-event upset シングルイベントアップセット
SEE	single-event effect シングルイベント効果
SEL	single-event latch-up シングルイベントラッチアップ
SEPs	solar energetic particles 太陽高エネルギー粒子
USSA	US standard atmosphere 米国標準大気

4 重力

4.1 はじめに

概要

JGM-2 モデルの利用を推奨する。それは、このモデルが、現在利用できるモデルの中でも最も長い波長で地球を表現し、センチメートルレベルの精度を実現できるからである。JGM-2 モデルはその構築に際し OSU-91A モデルと TEG-2B モデルの結果を利用している。

JGM-2 (Joint Gravity Model) は、宇宙機追跡データならびに地表重力測定および宇宙機高度計の観測データの組合せに基づいて開発されたモデルである。この重力場モデルは球面調和関数の 70 x 70 次を使う。[JGM-2 の詳細は geodesy@gssc.nasa.gov の ftp サイトを参照のこと。](mailto:geodesy@gssc.nasa.gov)

JGM-2G バージョンの利用を推奨する

4.1.1 ニュートンの重力の法則

重力場は宇宙機の質量中心の運動(軌道)にも、質量中心に関する運動(姿勢)にも影響を及ぼす。ニュートンの重力の法則によれば、あらゆる 2 つの物体は、両者の質量の積に比例し、両者間の距離の二乗に反比例する力で互いに引き合う。すなわち次式で表される。

$$F = - \frac{GMm}{r^2}$$

ここで

F は重力

G は万有引力定数

m は宇宙機の質量

M は中心天体の質量

r は両者の質量中心間の距離

中心天体（地球や月など）が球形であり、他の天体から孤立しており、しかも大気が存在しないとすれば、中心天体周囲の宇宙機軌道は規模と形状が一定の楕円であり、その楕円は宇宙空間における方向が固定した平面上に位置している。宇宙機内の複数の質量要素に重力が作用することで生じる差動モーメントを重力傾度トルクと呼ぶ。他の外乱トルクが存在しない場合、このモーメントによって宇宙機の重心線と、中心天体と宇宙機間距離の直線とは同一直線上になる。重力傾度トルクは、両質量間の距離の三乗に反比例する。

4.1.2 質点モデルからの地球重力場モデル

地球は完全な球形でもなければ、宇宙で孤立しているわけでもない。したがって、もっと複雑なモデルが必要になることがある。予備的なエンジニアリング分析といった用途であれば、宇宙機軌道に及ぶ支配的摂動を示す単純な解析式が存在している。こうした解析式

は、4.1.3 に示すような球面調和関数に基づくより総合的な地球重力場の表現から導出したものであるが、考慮しているのは調和関数展開における支配的な項のみである。この解析式を付録Aに示す。一般に重力傾度安定法を用いるのは、必要な地球の指向精度が低い場合のみであり ($>1^\circ$)、したがって上記の質点モデルをほとんどの用途に応用することができる。重力傾度安定法に関する総合的論文は Regan と Anandakrishnan (RD4.1) と Wiesel (RD4.2) とがある。地球軌道宇宙機に対する太陽および月の重力を考慮する場合には、通常は質点モデルで十分である。太陽系内のこうした天体ならびに他の惑星に関する質量値を付録Aに示す。

4.1.3 地球重力場の高精度表現：球面調和関数

軌道の予測や軌跡の算出を目的とする場合には、地球重力場（ポテンシャル）を精密に表現する必要がある。地球は完全な球形でないため、その地球重力場を中心力について表現し、さらにそれを、ラプラス方程式 ($2U=0$) を満足する一連の球面調和²⁾ 関数によって表すことができる。

$$U(r, \phi, \lambda) = \frac{GM_{\oplus}}{\gamma} \left(1 + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{a}{r}\right)^n P_{nm}(\sin \phi) [C_{nm} \cos(m\lambda) + S_{nm} \sin(m\lambda)] \right)$$

ここで

G は重力定数

M_{\oplus} は地球の質量

r は地球の質量中心からの半径

a は準拋物面体の軌道長半径(一般には地球の赤道半径 R_{\oplus})

n は調和項の次数

m は調和項の階数

ϕ は地心緯度

λ は地心経度

C_{nm} と S_{nm} は球面調和係数

$P_{nm}(\sin \phi)$ は、次式がルジャンドルの多項式である場合の、関連する第1種ルジャンドル関数

$$P_{nm}(\sin \phi) = \frac{(\cos \phi)^m}{2^n n!} \frac{d^{n+m}(\sin^2 \phi - 1)^n}{d^{n+m}(\sin \phi)}$$

計算を目的とする場合には、上記の式とそれに対応する係数とをその正規形である P_{nm} 、 C_{nm} 、 S_{nm} で表す。

²⁾ 楕円座標を用いる他の形式のポテンシャル表現も考案されているが、そうした表現はより複雑であり、結果として楕円に関する第2種ルジャンドル多項式を必要とする。球面調和関数を利用したポテンシャルの展開が宇宙機軌道の解析にとって自然なものであるのは、調和関数の対称性が、古典的な軌道要素の変化様式に基づくポテンシャルの分割に相応しているからである。

ここで

$$\begin{aligned}\bar{P}_{nm} &= \left[\frac{(2n+1)k(n-m)!}{(n+m)!} \right]^{1/2} P_{nm} \\ \bar{C}_{nm} &= \left[\frac{(n+m)!}{(2n+1)k(n-m)!} \right]^{1/2} C_{nm} \\ \bar{S}_{nm} &= \left[\frac{(n+m)!}{(2n+1)k(n-m)!} \right]^{1/2} S_{nm}\end{aligned}$$

ここで $m=0$ であれば $k=1$ 、 $m \neq 0$ であれば $k=2$ 。

ルジャンドル関数はその次数 n と階数 m に応じて次のように呼ばれる。

1. $m=0$ の場合には帯域調和関数
2. $m=n$ の場合にはセクトリアル調和関数
3. $m \neq n$ の場合にはテセラル調和関数

帯域調和関数は、幾何学的には特定形状のジオポテンシャル表面に対応している (RD4. 3)。地球の扁平率による主効果を表す二次帯域調和関数 ($m=0$, $n=2$) は、地球の見かけの楕円を通過する南北スライスを形作る。三次調和関数 ($m=0$, $n=3$) は三角形に近い輪郭を形成し、四次調和関数は四角形、五次は五角形・・・の輪郭を形成する。

経度を変化させて同様の表現を考えることもできる。つまり緯度を任意の ϕ で固定すれば、経度 λ におけるジオイド高の変化は波長を $2\pi/m$ とする正弦波振動であり、たとえば階数 15 の各調和関数は経度 24° ごとに隆起を生み出す。

球面調和係数の算出は非自明な作業である。モデルは、写真、ドップラー法、レーザーのいずれかによる宇宙機観測データの分析と共に、地球引力の測定値ならびに宇宙機高度計データの分析に依拠している。

重力モデルの開発とジオポテンシャル係数の算出はつねに進歩を続けている (RD4. 4)。初期の重力モデルは、トランシット宇宙機のドップラー法による追跡データとベーカーナンカメラの観測データとの分析に依拠したものであり、これを開発したのはジョンホプキンズ大学応用物理学研究所とスミソニアン天文物理学観測所とであった。こうしたモデルは次数および階数が 8 で完結していた。

現在、天体力学の領域で用いられている最新の重力モデルは 5 種類ある。すなわち米国防総省開発の WGS-84、テキサス大学 (UT) 開発の TEG-2B、オハイオ州立大学 (OSU) 開発の OSU-91A、欧州共同体開発の GRIM4、NASA、UT、CNES、OSU 開発の JGM-2 である。いずれのモデルも軌道算出目的ではメートルレベルの精度を実現している。この中で JGM-2 モデルの利用を推奨する。というのもこのモデルが、現在利用できるモデルの中でも最も長い波長で地球を表現し、センチメートルレベルの精度を実現できるからである。JGM-2 モデルはその構築に際し OSU-91A (RD4. 5) と TEG-2B (RD4. 6) の結果を利用している。WGS-84 と GRIM4 については付録で簡略に言及する。また近年、NIMA (米画像地図局)、ゴダード宇

宙飛行センター、OSU が新モデル EGM-96 を開発した。このモデルは学术界ではまだ確固たる地歩を占めるに至っていないが、ESA 標準モデルとして JGM-2 の後継になる可能性を持つ候補の 1 つである(付録 A)。

4.2 モデルの提示

4.2.1 モデル

JGM-2(Joint Gravity Model) (RD4.7) は、宇宙機追跡データならびに地表重量測定および宇宙機高度計の観測データの組合せに基づいて開発されたモデルである。このモデルは球面調和関数の次数および階数が 70 で完結する。

4.2.2 必須モデルパラメータ

表 4-1 必須モデルパラメータ

Parameter	Value	Units
Constant of Gravitation, G	$6,67259 \times 10^{-11}$	$\text{m}^3 \text{kg}^{-1} \text{s}^{-2}$
Earth equatorial radius, R_{\oplus}	6378136,3	m
Geocentric Mass, M_{\oplus}	$5,97370 \times 10^{24}$	kg
$G M_{\oplus}$	398600,4415	$\text{km}^3 \text{s}^{-2}$

4.2.3 利用ガイドライン

JGM-2 ファミリーとして 3 つのモデルが開発されている。JGM-2S モデルは、JGM-2 で用いられている宇宙機追跡データのみを含み、階数 70 で完結する。それに続くのが、地球物理学者の要求に応じて作られた JGM-2G モデルである。また JGM-2 モデルにおける不確定性の基本原因は、異なる軌道傾斜角に関する宇宙機からの追跡データが乏しいことと、極低軌道に存在する宇宙機に関する正確な追跡データが欠落していることである。モデルの一部が階数 70 という性能をもっていることはよく知られているが、これは主に宇宙機 LAGEOS の追跡データによるものである。そして JGM-2 モデルの短波長はもっぱら、高度計および地表重力のデータによって決定されており、したがって本来的に精度が劣る。とはいえ JGM-2 モデルは天体動力学およびエンジニアリングのほとんどの用途で他を上回る精度を示している。ただし正確な高度計計算を行う海洋学者に対しては、JGM-2G バージョンの利用を推奨する。以上 3 モデルのいずれに関する係数も、Science Internet で geodesy@gsfc.nasa.gov から匿名ファイル転送プロトコル(ftp)により入手することができる。短縮版の係数セットを利用する場合には、用途に合わせてデータセットの有効性を確認する必要がある。

4.3 参照データ

4.3.1 モデル出力

表 4-2 および 4-3 は、次数および階数が 9 までの範囲で正規化した球面調和係数 \bar{C}_{nm} および \bar{S}_{nm} の値を示したものである。関連する 1σ 誤差は付録 A に示す。

4.3.2 典型的ミッションの結果

表 4-4 は、完全 JGM-2 重力モデルを利用する典型的ミッションについて、ラジアル(放射)、クロストラック(軌跡横断)、アロングトラック(軌跡沿い)の各方向における予想軌道誤差を推定したものである。

表 4-2 JGM-2 モデルに基づく正規化係数 C_{nm} の値、次数(n)および階数(m)は 9

		n							
		2	3	4	5	6	7	8	9
m	0	-484,1654663	0,9571224	0,5401433	0,0684645	-0,1500030	0,0909460	0,0493049	0,0267036
	1	-0,0001870	2,0283997	-0,5363680	-0,0591214	-0,0761294	0,2758256	0,0232834	0,1462664
	2	2,4390838	0,9044086	0,3503493	0,6533875	0,0486483	0,3278766	0,0787560	0,0245294
	3		0,7211539	0,9902582	-0,4519017	0,0579537	0,2508965	-0,0208114	-0,1619243
	4			-0,1884885	-0,2950801	-0,0862993	-0,2755462	-0,2448369	-0,0085254
	5				0,1749710	-0,2671890	0,0018128	-0,0251488	-0,0166623
	6					0,0098855	-0,3590382	-0,0651558	0,0626750
	7						0,0012547	0,0671575	-0,1184886
	8							-0,1238923	0,1884251
	9								-0,0481248

Units of 10^{-6}

表 4-3 JGM-2 モデルに基づく正規化係数 S_{nm} の値、次数(n)および階数(m)は 9

		n							
		2	3	4	5	6	7	8	9
m	1	0,0011953	0,2488066	-0,4734226	-0,0955327	0,0265588	0,0967770	0,0591996	0,0206503
	2	-1,4001093	-0,6192306	0,6628689	-0,3237786	-0,3737880	0,0940337	0,0662488	-0,0337777
	3		1,4140369	-0,2010099	-0,2150966	0,0090304	-0,2166254	-0,0866613	-0,0751423
	4			0,3088453	0,0496700	-0,4716700	-0,1238634	0,0702875	0,0192064
	5				-0,6696502	-0,5365234	0,0177164	0,0892490	-0,0543111
	6					-0,2370946	0,1517702	0,3092402	0,2224258
	7						0,0244337	0,0746269	-0,0965854
	8							0,1204626	-0,0031477
	9								0,0966002

Units of 10^{-6}

表 4-4 JGM-2 重力モデルを利用する場合の予想軌道誤差

Satellite	Semimajor axis (km)	Eccentricity	Inclination (°)	Predicted orbit error (cm)		
				Radial	Cross-track	Along-track
ERS-1	7153	0,001	98,8	8,0	15,1	160,4
Ajisai	7870	0,001	50,0	2,6	3,6	13,2
Starlette	7331	0,020	49,8	5,2	7,2	16,1
GEOS 3	7226	0,001	114,9	6,6	9,6	72,5
GEOS 1	8075	0,073	59,3	2,3	3,0	45,1
GEOS 2	7711	0,031	105,8	3,3	5,1	63,8
Peole	7006	0,016	15,0	981,0	106,7	353,5
BE-C	7507	0,025	41,2	9,2	11,4	60,0
DI-C	7341	0,053	40,0	14,5	16,9	70,7
DI-D	7622	0,084	39,5	10,1	11,2	88,9
NOVA	7559	0,001	90,0	9,6	21,7	397,0

4.4 リファレンス

- RD4.1 Regan F. J. and S. M. Anandakrishnan, "Dynamics of Atmospheric Re-entry", ISBN 1--56347--048--9, 1993.
- RD4.2 Wiesel, W. E., "Space Dynamics", McGraw-Hill, Hightstown, NJ, 1989.
- RD4.3 King-Hele D. G., "Satellite Orbits in an Atmosphere", ISBN 0--216--92252--6, Published by Blackie and Son Ltd, Glasgow, 1987.
- RD4.4 "Recommended Practice: Astrodynamics -- Concepts, Terms, and Symbols -- Part 1", BSR/AIAA R--064--1994.
- RD4.5 Rapp, R. H., Y. M. Wang, and N. K. Pavlis, "The Ohio State 1991 Geopotential and Sea Surface Topography Harmonic Coefficient Models", Report 410, Depart of Geodetic Science and Surveying, Ohio State University, Columbus, Ohio, USA, 1991.
- RD4.6 Tapley, B. D., C. K. Shum, D. N. Yuan, J. C. Ries, R. J. Eanes, M. M. Watkins and B. E. Schutz, "The University of Texas Earth Gravity Model", Paper presented at IUGG XX General Assembly, IAG Symp. G3, Gravity Field Determination from Space and Airborne Measurements, Vienna, Austria, August 12--24, 1991.
- RD4.7 Nerem R. S., F. J. Lerch, J. A. Marshall, E. C. Pavlis, B. H. Putney, B. D. Tapley, R. J. Eanes, J. C. Ries, B. E. Schutz, C. K. Shum, M. M. Watkins, S. M. losko, J. C. Chan, S. B. Luthcke, G. B. Patel, N. K. Pavlis, R. G. Williamson, R. H. Rapp, R. Biancale, and F. Nouel, "Gravity Model Development for TOPEX/POSEIDEN: Joint Gravity Models 1 and 2", J. Geophys. Res., Vol. 99, No. c12, Pages 24,421--24,447, December 15, 1994.

5 地磁気

5.1 はじめに 地磁気とその効果の概要

低高度では地磁気は磁気双極子の磁場にほぼ等しいが、高高度では太陽風との相互作用によって磁場は大きく非対称に、彗星の形状的にゆがんでいる。

地磁気モデルは、捕捉された放射線帯粒子、太陽粒子および宇宙線粒子の環境モデルにおいて必要となる。捕捉放射線帯粒子の分布形状は、地磁気双極子空間における位置 (B, L 座標) として記述することができるが、太陽エネルギー粒子および宇宙線の環境に対する磁気遮蔽効果を考慮するためには、地磁気モデルが必要である。

宇宙機が地磁気を横切る運動を行うと、宇宙機内には $\underline{E} = \underline{v} \times \underline{B}$ で与えられる電磁力 e. m. f. が生じる。そして電流経路が完全であれば宇宙機および周辺プラズマに電流が流れる。こうした現象により、低高度地球周回軌道上の大型宇宙機では数ボルトの電位差が生じる場合がある。またこの効果は、 \underline{B} に対し垂直なテザーの長さが大きな電流および電位を生み出し得るテザー宇宙機ミッションで利用されたり、研究されたりしている。

磁場と宇宙機上の磁気モーメント \underline{m} の相互作用は力を生み出す。すなわち次式である。

$$\underline{F} = (\underline{m} \cdot \nabla) \underline{B}$$

この力は、宇宙機搭載磁気トルカーが \underline{m} をもたらず場合であれば姿勢制御に利用することができる。

この章では主に準静的な地磁気を扱う。そのデータが最も一般的な用途で必要だからである。ただし磁気圏は、特にその外部は動的な系であり、その特徴はプラズマ粒子数、電場、磁場の変動が激しいことである。高高度における地磁気サブストームの発生は、地球主磁場における誘発外乱を通じて監視することが可能である。こうした外乱は、周知の K_p 、 A_p 、 D_{st} ならびにその他の地磁気指数を地球表面で観測することで定量化することができる(地球磁気活動に関する指数について詳しくは第 6 章を参照)。プラズマ環境が外乱を受けると、多くの場合こうしたサブストームをとめない、時として静電帯電が発生する(詳しくは第 8 章を参照)。

5.2 地磁気モデルに関する基準データ

双極子磁場の強さは次式で求めることができる。

$$B = MR^{-3}[1 + 3\sin^2\lambda]^{1/2}$$

ここで λ は磁気緯度、 R は半径座標である (R と λ が極座標系を構成する)。 M は磁気双極子モーメントである。地磁気に近似した双極子における M の値は、現在のところおよそ 7.9

$\times 10^{30} \text{nT} \cdot \text{cm}^3$ 、すなわち $30400 \text{nT} \cdot R_E^3$ である (R_E は地球の平均半径)。地磁気近似した双極子は傾斜していると同時に、地球の回転軸に関してオフセットしているため、地磁気極は地理的な極と一致しておらず、磁場の強さは経度によって変化する。こうした構造を偏心双極子と呼んでいる (RD5.1)。また地磁気そのものも、ゆっくりと変化している。1990年における偏心双極子の変位は 515km であり、これが毎年 2.6km ずつ、北緯 15.6° 、東経 150.9° の方向に伸びている。偏心双極子には軸上の極もあるが磁極もあり、磁力線は地球表面に対し垂直になっている (RD5.1)。1985年における軸上の北極 (地磁気の南) は北緯 82.05° 、東経 270.2° であった。参考文献 RD5.1 は地磁気双極子とその変化について、総合的考察を加えている。表 5-1 は双極子モーメントのゆるやかな減少を示したものである。

表 5-1 双極子モーメントの変化、1945~1995年

Year	M_E (nT· R_E^3)	M (nT·cm ³)
1945	31259,7	$8,0844 \times 10^{30}$
1955	31125,9	$8,0498 \times 10^{30}$
1965	30951,6	$8,0047 \times 10^{30}$
1975	30696,4	$7,9387 \times 10^{30}$
1985	30438,0	$7,8719 \times 10^{30}$
1995	30207,7	$7,8123 \times 10^{30}$

5.3 地磁気モデルと分析方法

5.3.1 双極子モデル

上記のように地磁気として双極子モデルを仮定することで、地磁気の効果様々を推定することが可能である。ただし 5.2 で記述した双極子の傾きと変位は考慮に入れなければならない。

磁場の放射方向成分と緯度成分は、次式によって極座標として求めることができる。

$$B_R = -\frac{M}{R^3} 2 \sin \lambda$$

$$B_\lambda = \frac{M}{R^3} \cos \lambda$$

またデカルト座標としては次式によって求めることができる。

$$B_x = 3xz M R^{-5}$$

$$B_y = 3yz M R^{-5}$$

$$B_z = (3z^2 - R^2) M R^{-5}$$

ここで

M には上表の値を用いることができる。

R は所在位置の半径であり、その単位は M の単位と同一である。 z 軸は双極子軸に沿っている。

5.3.2 内部ソース磁場モデル

地球の内発磁場に対する第一近似は双極子であるが、双極子以外の関与も重要であり、それを最も適切に記述しているのは、地球回転軸に対する地磁気軸のオフセットと傾きも考慮に入れた磁場の数値モデルである。

一般用途に用いられる標準的な地磁気数値モデルは、内部磁場とその長期的変化をスカラーポテンシャル V の球面調和関数展開によって記述している (RD5.2)。

$$\mathbf{B} = - \underline{\nabla} V$$

利用可能な地磁気モデルは複数存在しているが、国際的に認知された標準的モデルは国際標準地磁気 (IGRF) シリーズのモデルである (RD5.3)。本章および第 9 章で記述した特別な理由がある場合を除き、このモデルを標準として用いることが好ましい。このモデルのポテンシャル展開は次のとおりである。

$$V = a \sum_{n=1}^k \left\{ \left(\frac{a}{R} \right)^{n+1} \sum_{m=0}^n [g_n^m \cos(m\phi) + h_n^m \sin(m\phi)] P_n^m(\cos\theta) \right\} \quad (5.1)$$

ここで a は基準球の半径であり、IGRF モデルでは地球の平均半径に対応する 6371.2km である。注目点の位置は地心距離 R 、(地理的北極から測定した) 余緯度 θ 、経度 ϕ で指定される。また g_n^m と h_n^m はモデル係数、 P_n^m はシュミット正規化した関連するルジャンドル関数である。

1960年以降に発表された IGRF モデルは 120 の球面調和係数を持ち(次数および階数は 10)、さらに対応する主磁場係数の長期変化を線形的に記述するための係数を 80 有している(次数および階数は 8)。

5.3.3 偏心双極子モデル

IGRF-95 モデル(RD5.4)における最初の 15 の係数とその長期変化を以下の表 5-2 に示した。注意が必要なのは、最初の 3 項が 3 本のデカルト軸に沿った双極子からの地心(傾斜)双極子に対する寄与を表している一方、最初の 8 項が偏心(オフセットおよび傾斜)双極子を定義している点である。Fraser と Smith(RD5.1)は、こうした項からどのようにすれば離心率、傾斜、軸極を算出できるかを記述している。

図 5-1 は高度 400km における全磁場の強さを世界地図に重ね合わせて示したものである。

付録 B でも説明するが、双極子の全磁場の強さ(モーメント)は次式により最初の 3 項から求めることができる。

$$M = a^3 [(g_1^0)^2 + (g_1^1)^2 + (h_1^1)^2]^{1/2}$$

ここで磁場モデルが与えられていれば、g および h の長期変化による経時変化を含めた双極子モーメントの値を求めることができる。表 5-3 は IGRF シリーズモデルにおける最初の 3 個のモデル係数がどのように経時変化し、それによって地磁気双極子モーメントがどう変化したかを示したものである。

表 5-2 IGRF-95 モデル 係数と長期変化、次数および階数は 3

	<i>m</i>	<i>n</i>	Coefficient (nT)	Secular variation (nT/y)
<i>g</i>	0	1	-29682	17,6
<i>g</i>	1	1	-1789	13,0
<i>h</i>	1	1	5318	-18,3
<i>g</i>	0	2	-2197	-13,2
<i>g</i>	1	2	3074	3,7
<i>h</i>	1	2	-2356	-15,0
<i>g</i>	2	2	1685	-0,8
<i>h</i>	2	2	-425	-8,8
<i>g</i>	0	3	1329	1,5
<i>g</i>	1	3	-2268	-6,4
<i>h</i>	1	3	-263	4,1
<i>g</i>	2	3	1249	-0,2
<i>h</i>	2	3	302	2,2
<i>g</i>	3	3	769	-8,1
<i>h</i>	3	3	-406	-12,1

表 5-3 IGRF モデルにおける双極子項およびそれに基づく双極子モーメントの変化

IGRF model	Model coefficients			M_E (nT.R _E ³)	M (nT.cm ³)
	g_0^1	g_1^1	h_1^1		
1945	-30634,	-2240,	5806,	31259,7	8,0844 × 10 ³⁰
1955	-30507,	-2134,	5796,	31125,9	8,0498 × 10 ³⁰
1965	-30334,	-2119,	5776,	30951,6	8,0047 × 10 ³⁰
1975	-30100,	-2013,	5675,	30696,4	7,9387 × 10 ³⁰
1985	-29877,	-1903,	5497,	30438,0	7,8719 × 10 ³⁰
1990	-29775,	-1851,	5411,	30319,2	7,8412 × 10 ³⁰
1995	-29682,	-1789,	5318,	30207,7	7,8123 × 10 ³⁰

5.3.4 地磁気座標 B と L

地磁気座標は、磁気圏における荷電粒子の形態や挙動を記述する必要がある用途で有用であり、また必要である。その中で最も重要な用途は、地球放射線帯環境のモデルにおけるものである(第9章を参照)。これらの粒子モデルは、捕捉されたエネルギー粒子のフラックスを粒子エネルギーならびに McIlwain の地磁気座標 (L と B/B_0) の関数として表す。ここで L は、理想的な双極子磁場における地磁気赤道上の軸を始点とした磁力線の放射距離、 B は磁場の強さであり、これによって、地磁気赤道上の最小の B_0 を始点とする磁力線に沿った位置を決定することができる。多くの用途でこの B と L (あるいは B/B_0 と L であっても同様) の対によって、磁場における位置を十分に定義することができる。これは磁場が方位対称であり、粒子数も方位対称であるためである。

実際の地磁気は近似的な双極子でしかないため、正式には L は断熱積分不変量 I の関数によって定義する (RD5.5)。

$$I = \int_{l_1}^{l_2} \left(1 - \frac{B}{B_m}\right)^{1/2} dl$$

ここで積分は、2 個の共役ミラーポイント l_1 および l_2 を結ぶ磁力線に沿って算出し、 B_m はミラーポイントにおける磁場である。 I は磁力線もしくはドリフトシェルにおける定数である。これにより L を次のとおり定義することができる (RD5.5、RD5.6)。

$$L^3 \left(\frac{B}{M}\right) = f \left(\frac{I^3 B}{M}\right) \quad (5.2)$$

ここで M は地磁気双極子モーメントである (McIlwain は定数値 $M=31165.3$ nT.R_E を用いた)。

関数 F は、モデルを利用して真の地磁気から導出した I と B の値を用いて求める。
Hilton (RD5.7) は関数 f について以下の単純な近似式を提示した。

$$f(x) = 1 + a_1 x^{1/3} + a_2 x^{2/3} + a_3 x \quad (5.3)$$

ここで

$$\begin{aligned} x &= I^3 B / M; \\ a_1 &= 1,35047; \\ a_2 &= 0,456376; \\ a_3 &= 0,0475455. \end{aligned}$$

L は磁力線もしくはドリフトシェルにおいてほぼ定数であることがわかっている。地磁気内の荷電粒子は3種類の運動基本成分を持つ。すなわち磁力線周囲における回転、磁力線の高磁場部分に存在する磁気ミラー間の反跳運動、地球周囲でドリフトシェルを追跡する方位ドリフトである。軌道上の位置を B, L 座標系に変換し、軌道全体について放射線環境モデルにアクセスすれば、宇宙機の放射線曝露を予測することができる(第9章を参照)。

このことから明らかになるのは、ある点における L を算出するためには、磁場モデルを利用して磁力線に沿って積分を行うことが必要なことである。そして粒子環境モデルを用意し、それにアクセスする際には、積分の方法とパラメータ M, a_1, a_2, a_3 とが一貫していることが重要である。放射線帯モデルについては、磁気モーメントの変化について更新することなく、McIlwain の値が用いられてきたが、この値は第9章で説明するモデル AE-8 および AP-8 のアクセスルーチンで用いなければならない。さらにこの粒子モデルを採用するため座標 B, L を生成する場合には、第9章で唯一記述した磁場モデルを用いなければならない。

地磁気赤道は B が最小である磁力線上の位置に対応しており、次式が成り立つ。

$$B = B_0 = ML^{-3}$$

ここで M は地磁気双極子モーメントである。

理想的な双極子空間における極座標と B および L の関係は次式のとおりであり

$$R = L \cos^2 \lambda$$

その磁場の強さは次式で求めることができる。

$$B = \frac{M}{R^3} (1 + 3 \sin^2 \lambda)^{1/2}$$

ここで λ は磁気緯度、 R は半径座標であり、その値は当然ながら地磁気赤道において $R_0 = L$

である。

5.3.5 外部ソース磁場モデル

これまで説明してきたモデルは、地球内の諸プロセスで生じる磁場を記述しているだけである。そして高高度においては、高次の項のほとんどは無視できるほど小さな値となり、その寄与を記述するには多くの場合、双極子近似で十分である。ただし高高度では太陽風によって磁場が日周的に大きく歪む(図 5-2 参照[RD5.8])。この効果に加え、方位方向にドリフトする粒子による還流およびその他の流れ系による効果を考えれば、内部磁場では全磁場を適切に表現できない。他の流れ系による効果とは、太陽および地磁気の活動にともなって変化する外部の流れ系によって、磁場および摂動に日周変化がもたらされることである(太陽風圧力、還流強度、 K_p 変動)。

磁場に対する外部からの寄与については、Tsyganenko (RD5.9、RD5.10)、Olsen と Pfitzer (RD5.11)、Mead と Fairfield (RD5.12)、ISO で提案審議中の Alexeev (RD5.18) など様々なモデルが開発されている。国際的に認められる標準的モデルはまだ確立していないが、その方向に向けての進展はある(RD5.13)。上記のモデルは磁場の日周非対称性を含んでおり、また地磁気活動指数に依存しているため、エネルギー粒子フラックスと、活動変化に対するその応答とをマッピングするには有用である。CRRES ミッションの飛行後データ解析プログラムは外部磁場モデルを利用している(RD5.14)。ただし高高度の歪みによる効果から、粒子のドリフトシエルの赤道半径が粒子のピッチ角によって変化してしまい、その結果、粒子群が方位角によって分離または集合して、その形態のモデル化が複雑なものとなる。

外部ソースモデルは、第9章で記述する現在の標準的な放射線帯環境モデルと併用してはならない。

また特定の外部ソースモデルが標準として必要なわけでもない。

外部ソースの磁場はごくわずかなものであり、それを考慮する必要があるのは特別な場合だけである点に注意が必要である。Bass と Jordan (RD5.15) は様々なモデルを相互に比較した上で、それぞれの誤差を各モデルならびに CRRES 磁力計と比較し、その差が大きなものとなり得ることを示しているが、これについても磁場そのものが比較的微弱である点にやはり注意が必要である。

地磁気の外部モデルが有用である分野の1つに、捕捉放射線帯モデルのために改良型 B, L 座標を計算する用途がある。この場合、内部の磁場だけを利用するモデルでは、内部と外部を併用するモデルに比べた場合との誤差が、高高度では地球半径にまで達する。こうした改良型の方法は上述のとおり一貫性を保って利用しなければならない。つまりモデルの生成およびアクセスのルーチンに、 B および L の計算と同じ方法を用いなければならない。

静止軌道における磁場は強さがおよそ 100nT であり、日周非対称性による変調は約 50% である。深刻な地磁気嵐イベントの際には磁場が完全に逆転し、その強さが -200nT となることもある。地磁気尾部(太陽の反対方向)では、磁場の方向が地磁気の軸や回転軸に対して

平行な状態から大きくずれることもある。静止軌道における磁場変動データは GOES 宇宙機宇宙環境データアーカイブから入手可能である (RD5.16)。

図 5-3 は地球の全磁場の変化を高度の関数として示したものであり、計算には内部と外部のソースを組み合わせたモデルを用いた。図にはそれぞれの地方時と活動条件を記した。静止軌道高度のエラーバーは可変性を定性的に表したものである。

5.3.6 磁気圏境界

複数の単純な式を用いて、ミッション計画のために磁気圏境界の基本的位置を推定することができる。磁気圏界面の太陽方向のスタンドオフ半径距離は次式により求めることができる。

$$L_{mp} = 107,4 (n_{sw} u_{sw}^2)^{-1/6}$$

ここで L_{mp} の単位は地球半径であり、太陽風の陽子の数密度 n_{sw} の単位は cm^{-3} であり、太陽風のバルク流速の単位は km/s である。 n_{sw} と u_{sw} との典型的な値は 8cm^{-3} と 450km/s であり、スタンドオフ距離は地球半径のおよそ 10 倍である。

磁気圏界面の位置を完全にモデル化するためには、以下の Sibek その他 (RD5.17) のモデルを利用しなければならない。このモデルは磁気圏界面の位置を以下の関数として表している。

$$R^2 + A x^2 + B x + C = 0$$

ここで

R^2 は $y^2 + z^2$;

x, y, z は地球半径を単位とする GSM 座標

A, B, C は表 5-4 に示したように、太陽風圧力によって変化する適合パラメータ

表 5-4 Sibek その他 (RD5.17) の磁気圏界面モデル

Solar wind pressure range (nPa)	A	B	C	Sub-solar point (R_E)	Dawn meridian (R_E)
0,54-0,87	0,19	19,3	-272,4	12,6	16,5
0,87-1,47	0,19	19,7	-243,9	11,7	15,6
1,47-2,60	0,14	18,2	-217,2	11,0	14,7
2,60-4,90	0,15	17,3	-187,4	10,0	13,7
4,90-9,90	0,18	14,2	-139,2	8,8	11,8

5.4 個別適合化ガイドライン

すでに述べたように、モデルを選択する前に用途のニーズを慎重に検討する必要がある。エンジニアリングに関する多くの用途では、忠実度が低い双極子モデル(配列、偏心、傾斜の各双極子)で十分である。エンジニアリングに関するほとんどの用途では、外部ソースモデルによる捕捉はまったく不要だからである。そうした補足が必要になるのは、磁気圏ミッションのためにミッションを立案する場合や、地方時および太陽による地磁気活動に関して高緯度または高高度における磁場変化データが必要な場合に限られる。また静止軌道などの高高度で磁気トルクを利用する場合にも、外部ソースモデルは必要である。ただしこの場合には高高度における磁場の動的変化を考慮に入れなければならない。

放射線帯をモデル化する用途については、モデルの構造磁場モデルとユーザーのアクセス磁場モデルとの間に一貫性を保持しなければならない(たとえば AE および AP シリーズのモデルでは Jensen-Cain のモデルと GSFC モデル。第 9 章を参照)。

5.5 図

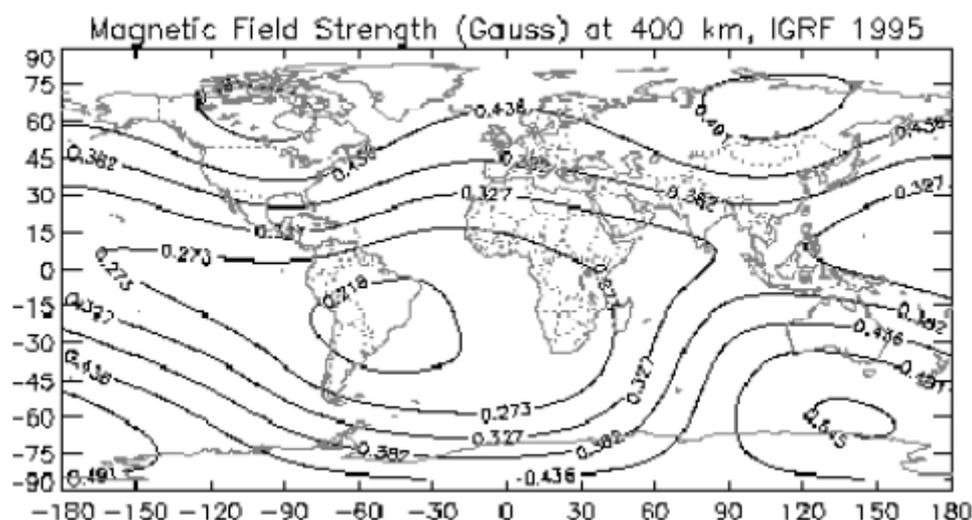


図 5-1 高度 400km における地磁気の強さ、IGRF-1995 による

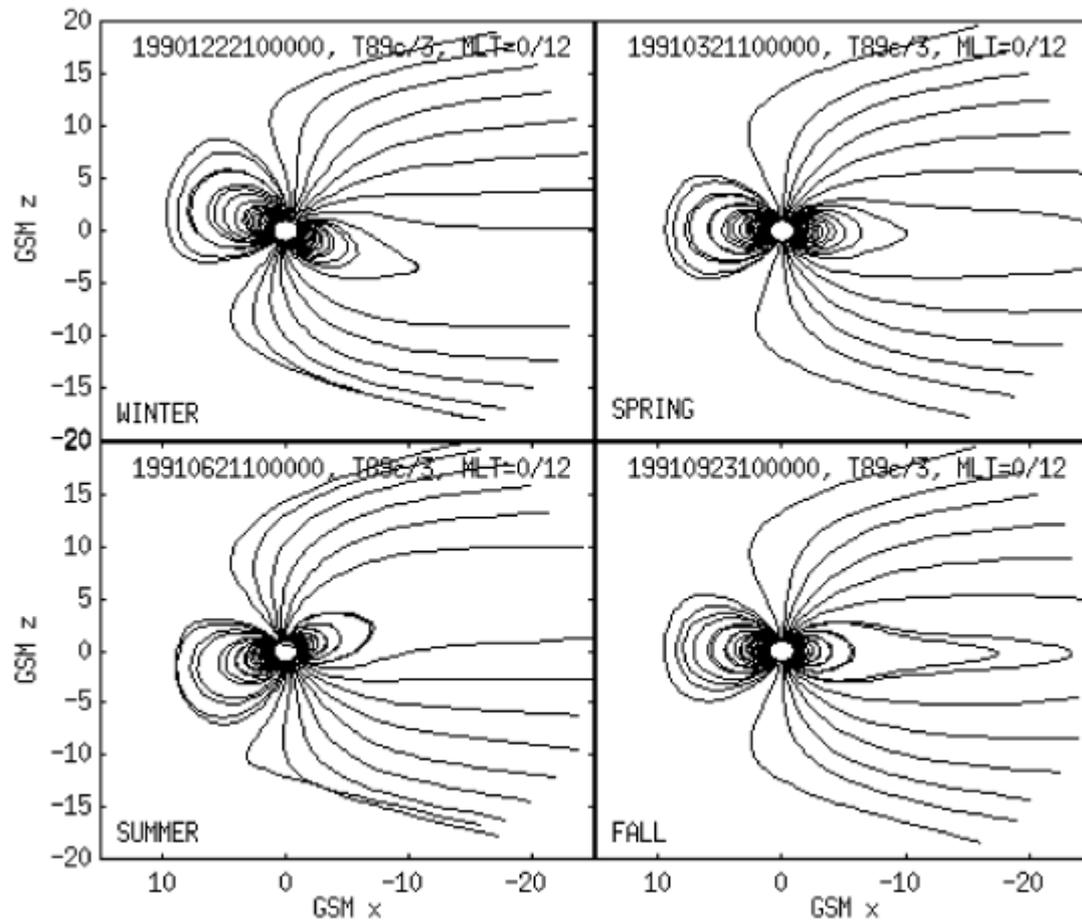
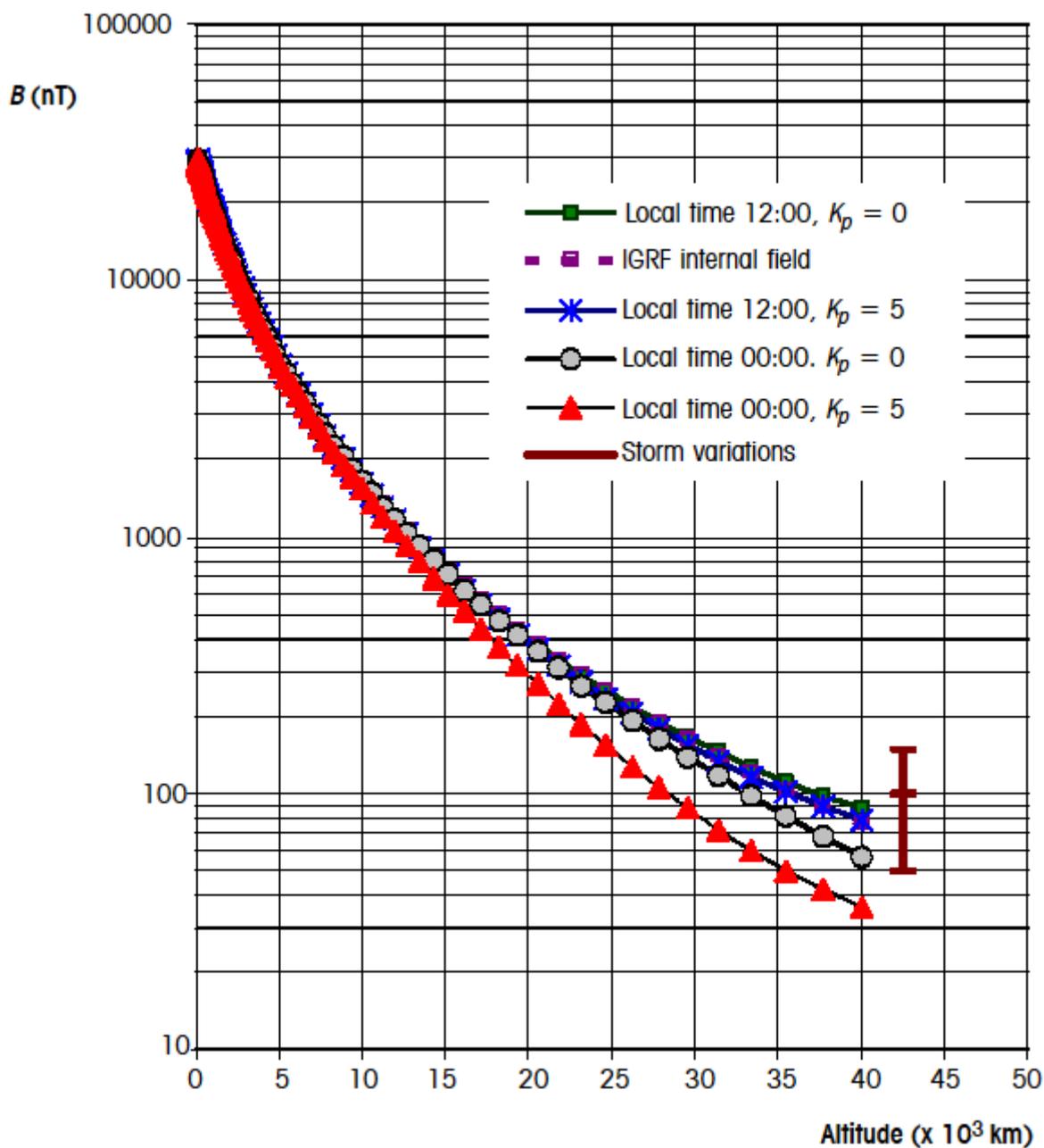


図 5-2 地磁気モデルの出力、磁場の日周的な歪みと歪みの季節変動 (RD5.8)



磁場モデルには、多様な条件に応じて内部のソースのみを用いるモデル(IGRF)と外部のソースを用いるモデルとがある。図には外乱期における静止軌道上での典型的な動的变化も示した。

図 5-3 高度の関数としての地磁気の変動

5.6 リファレンス

- RD5.1 Fraser-Smith, A. C., "Centered and Eccentric Geomagnetic Dipoles and Their Poles, 1600--1985", *Rev. Geophys.*, 25, 1--16, 1987.
- RD5.2 Stern D. "Representation of Magnetic Fields in Space", *Rev. Geophys. and Space Phys.* 14, 199, 1976.
- RD5.3 Peddie, N. W., "International Geomagnetic Reference Field: The Third Generation", *J. Geomag. Geoelectr.* 34, 309--326, 1982.
- RD5.4 Barton C. E., "Revision of International Geomagnetic Reference Field Released", *EOS Transactions of the AGU* 77, 16, April 16, 1996.
- RD5.5 Hess W. N., "The Radiation Belt and the Magnetosphere", Blaisdell Publ. Co. New York, 1968.
- RD5.6 McIlwain C. E., "Co-ordinates for Mapping the Distribution of Geomagnetically Trapped Particles", *J. Geophys. Res.*, 66, 3681, 1961.
- RD5.7 Hilton H. H., "L Parameter -- A New Approximation", *J. Geophys. Res.*, 76, 6952, 1971. (Note that this paper contains a typographical error in its expression for a_3 of Equation 5.3).
- RD5.8 Rasinkangas R., K. Mursula, T. Ulich, and J. Kangas, "Magnetic field models" in "Space Physics Textbook", <http://www.oulu.fi/~spaceweb/textbook/bmodels.html>, Oulu University, 1998.
- RD5.9 Tsyganenko N. A., "A Magnetospheric Magnetic Field Model with a Warped Tail Current Sheet", *Planet. Space Sci.* 37, 5--20, 1989.
- RD5.10 Tsyganenko N. A. and D. P. Stern, "Modeling the Global Magnetic Field of the Large-Scale Birkeland Current Systems", *J. Geophys. Res.*, 101, 27187--27198, 1996.
- RD5.11 Olsen W. P. and K. A. Pfitzer, "A Quantitative Model of the Magnetospheric Magnetic Field", *J. Geophys. Res.*, 79, 3739, 1974.
- RD5.12 Mead G. D. and D. H. Fairfield, "Magnetospheric Mapping with a Quantitative Geomagnetic Field Model", *J. Geophys. Res.* 80, 523, 1975.
- RD5.13 Stern D. P. and N. A. Tsyganenko, "Uses and Limitations of the Tsyganenko Magnetic Field Models", *EOS, Transactions, American Geophysical Union*, 73, no. 46, 489, 17 November 1992.
- RD5.14 Pfitzer K. A., "Improved Models of the Inner and Outer Radiation Belts", Phillips Lab Scientific Report PL--TR--91--2187, US Air Force Systems Command, PLGD, Hanscom AFB, Ma., 1991.
- RD5.15 Bass, J. N. and C. E. Jordan, "Models of the External Source Contribution to Magnetospheric Magnetic Fields for CRRES Data Analysis, Scientific Report No. 2", GL--TR--90--0009, Geophysics Laboratory, AFSC, 1990.
- RD5.16 National Geophysical Data Center, "Space Environment Data from NOAA's GOES Satellites", National Geophysical Data Center, Code E/GC2, Dept. 946, 325 Broadway Boulder Co 80303 3328 USA., also

Space Physics Interactive Data Resource at <http://www.ngdc.noaa.gov:8080/>.

- RD5.17 Sibeck D.G., R.E.Lopez and E.C.Roelof, “Solar Wind Control of the Magnetopause Shape, Location and Motion”, J. Geophys. Res, 96, p. 5489, 1991.
- RD 5.18 I. I. Alexeev, et.al., Space System-Space Environment (Natural and Artificial) Model of Earth’s Magnetospheric Magnetic Field, ISO TC20/SC14/WG4 ISO/CD 22009 (08 June 2006)

6. 太陽と地球と電磁放射と活動指数

6.1 はじめに

LEO 上の宇宙機は 3 つの主要外部ソースから電磁放射を浴びる。そのうち最大のソースは太陽フラックスである。太陽と地球間の平均距離における太陽フラックスの平均値を「太陽定数」と呼ぶ。この値は実際には定数ではなく、太陽周囲の地球軌道がわずかながら楕円軌道であるため、毎年約 3.4%づつ変化している。また太陽が放出する放射量は、11 年の太陽周期内でわずかながら変化している(約±0.1%)。

入射した太陽光線を惑星が反射する割合をアルベドと呼ぶ。軌道上の宇宙機にとっては、アルベドの値はもっぱら地球の日照部分がどれだけ視界に入っているかで決まる。アルベドによる放射は太陽とスペクトル分布がほぼ同じであり、本標準においてアルベドとは、太陽スペクトルにおけるアルベドの総計を意味する。アルベドは地球における位置によって大きく変化し、地表特性と雲量に応じて変化する。また太陽天頂角によっても変化する。

第 3 のソースは地球からの赤外線放射である。地球が放出するこの熱放射線は黒体放射スペクトルを持ち、特性平均温度は 288K である。地球の赤外線も地球における位置によって変化するが、変化の幅はアルベドよりも小さい。また赤外線は日変化もし、海洋での変化はわずかであるが、砂漠地帯では 20%も変化する場合がある。

太陽活動と地磁気活動とは指数によって記述される場合が多い。地球大気に大きな影響を及ぼす太陽の UV 放射は、地上から直接測定することはできない。ただし UV 放射が、たとえば黒点数や cm 波長の太陽放射線と密接に相関していることはわかっている。広く用いられている波長 10.7cm の太陽電波フラックス指数($F_{10.7}$)は、太陽活動周期における太陽 UV 放射出力変動に関する適切な尺度である。

地磁気指数は特定期間における地磁気の変化を記述するのが一般的である。そしてこうした指数は、荷電粒子の宇宙環境に直接の影響を及ぼす磁気圏外乱の尺度となっている。

太陽と地磁気とに関する指数は、近地球宇宙環境に関する上層大気などのモデルにおける入力として必要である。こうした指数は短期についてか、あるいは長期の時間平均として示される。将来の指数値については、通常様々な信頼度レベルで予測されており、太陽周期全体について明らかになっている。

提示されるデータは一般的に平均値である。詳細な熱分析や特定の特殊用途においてはそれ以上に詳細なデータおよびモデルが必要であるが、それは本標準の対象範囲外である。熱分析に関する要求事項は ECSS-E-30 第 1 部に示した (RD6.1)。

6.2 太陽の電磁放射

6.2.1 太陽定数

太陽定数は、太陽からの入射光に対し垂直な単位表面積が、1 天文単位(1AU=地球と太陽

間の平均距離)の距離にある大気外において単位時間当たりを受ける放射エネルギーと定義されている。

太陽定数にはおよそ 10 W/m^2 の不確かさがある(RD6.2)。電磁放射については以下の値を用いなければならない。IS21348の値を示す(RD6.6)。

1AUにおける太陽定数	1366 W/m^2
最大の太陽エネルギーフラックス(近日点)	1412 W/m^2
最小の太陽エネルギーフラックス(遠日点)	1322 W/m^2
太陽放射圧(100%の反射板)	$9,02 \times 10^{-6} \text{ N/m}^2$

なお、地球の公転軌道が楕円であるために、太陽放射強度に季節変動があり、各月の、放射強度は、表6-1の値とする。また、表中の誤差(1σ)は 0.6 W/m^2 である。

表 6-1 太陽放射強度の季節変動

月	太陽放射強度 W/m^2
1月3日(近日点)	1412
2月	1406
3月	1391
4月	1368
5月	1345
6月	1329
7月4日(遠日点)	1322
8月	1326
9月	1342
10月	1363
11月	1387
12月	1405

6.2.2 太陽スペクトル

太陽スペクトルは、特性温度 5762 K の黒体曲線によって近似的に求められなければならない。また宇宙背景放射は 3 K と仮定しなければならない。

太陽放射線が上層大気および材料特性に及ぼす効果を明らかにする上では、電磁スペクトルのうち UV 部分(波長 $\lambda < 400\text{nm}$)が特に重要である。近 UV 電磁放射フラックスの積算放射照度($180 \text{ nm} < \lambda < 400 \text{ nm}$)はおよそ 118 W/m^2 であり、遠 UV 部分($\lambda < 180 \text{ nm}$)の寄与は約 0.023 W/m^2 である。

太陽定数は太陽周期 1 回の平均値でおよそ $\pm 0.1\%$ しか変化せず(RD6.3)、太陽活動が最も盛んになる時期に値が最大となる。

スペクトルのうち特定の部分は、27 日の太陽自転周期と 11 年の太陽周期のどちらにおい

ても非常に変化が激しい。その変化範囲は、近 UV 部分で約 50 %、UV および遠 UV 部分で 2 倍であり、フレア X 線では数桁分になる場合までである。

高エネルギースペクトルの平均および最悪状態の放射照度レベルを表 6-2 に示す。平均値は RD6.2 から引用したものである。

設計目的であれば、表 6-2 の最悪状態の値を用いなければならない。フレア X 線について示したフラックスは、大型フレアのピーク値である。設計においては、こうした X 線フレアが毎週 1 回発生し、1 時間継続するものと仮定しなければならない。

太陽スペクトルについては詳しくは付録 C を参照。

表 6-2 高エネルギーの太陽電磁フラックス

Type	Wavelength (nm)	Average flux (W/m ²)	Worst-case flux (W/m ²)
Near UV	180-400	118	177
UV	< 180	$2,3 \times 10^{-2}$	$4,6 \times 10^{-2}$
UV	100-150	$7,5 \times 10^{-3}$	$1,5 \times 10^{-2}$
EUV	10-100	2×10^{-3}	4×10^{-3}
X-rays	1-10	5×10^{-5}	1×10^{-4}
Flare X-rays	0,1-1	1×10^{-4}	1×10^{-3}

6.3 地球の電磁放射

6.3.1 地球のアルベド

アルベドとは太陽光線を惑星表面が反射する割合である。

地球の平均アルベドは約 0.3 であり、短期間(数分間)にはおよそ 0.05~0.6 の範囲でかなり大きく変動する場合がある。

アルベド放射線については、太陽光線と同一のスペクトル形状を仮定しなければならない。

アルベド値を適用できるのは、宇宙機から見えている部分の地球に太陽光線が当たっている場合に限られる。アルベド値は太陽天頂角に応じて変化する。アルベド解析では地球の日照部分と太陽天頂角を考慮しなければならない。

平均アルベド値の利用に際しては慎重を要する場合がある。たとえば、短期の分析の場合や、アルベドが特定の地方時に関係する太陽同期軌道に関する場合である。

アルベドの変化については詳しくは付録 C を参照。

6.3.2 地球の赤外線放射

地球が放出する熱放射線を地球の赤外線あるいは外向き長波放射と呼ぶ。

地球の赤外線については、特性温度が 288 K である黒体輻射スペクトルを仮定しなければならない。

地球が放出する平均赤外線は 230 W/m² である。短時間には 150～350 W/m² の範囲で変化する場合がある。

日周変化は砂漠地帯で 20 % 近くに達する場合がある一方、海洋ではわずかである。

地球赤外線の変化について詳しくは付録 C を参照。

6.4 太陽と地磁気とに関する活動指数

6.4.1 基本原則

太陽と地磁気とに関する指数は、太陽の活動レベルと地磁気の外乱とを記述するために用いられている。こうした活動指数はそのほとんどが短期に関するものか、長期の平均としてのものである。またこうした指数は太陽活動の長期的予測にも用いられる。多くの宇宙環境モデルが活動指数値を入力パラメータとして必要としている。

6.4.2 指数の説明

6.4.2.1 太陽活動指数

太陽活動指数の中で最も多用されているのは、黒点数 R と波長 10.7 cm の太陽電波フラックス ($F_{10.7}$) である。地上で測定可能なこの両数値は、地球大気に大きな影響を及ぼす太陽の UV 放射と密接に相関していることがわかっている。

太陽活動指数 $F_{10.7}$ は、波長 10.7 cm におけるフラックスを 10⁴ ジャンスキーという単位で表す(1 ジャンスキーは 10⁻²⁶ Wm⁻²Hz⁻¹ に等しい)。

指数 $F_{10.7}$ と黒点数 R は相関している。平均の値 (1 ヶ月ないしそれ以上について) であれば、次式により両者間の変換を行うことができる。

$$F_{10.7} = 63,7 + 0,728 R + 8,9 \cdot 10^{-4} R^2$$

6.4.2.2 地磁気活動指数

地磁気活動指数は地磁気の変動を記述するために用いられる。惑星に関する指数として最も多用されているのは K_p と a_p である。どちらの指数も 13 ヶ所の地上局における 3 時間の測定値に基づくものである。 a_p の値の範囲は 0~400、単位は 2nT である。 K_p は基本的には a_p の対数である。 K_p から a_p への変換を表 6-3 に示す(RD6.4 より引用)。各日の指数である A_p は、8 個の a_p の値を各日について平均したものである。

K_p と a_p 以外に、地磁気活動の様々な側面を記述するために、複数の活動指数が用いられている。各活動指数とその定義については、RD6.5 で概要を記述している。

表 6-3 K_p から a_p への変換

K_p	0	0+	1-	10	1+	2-	20	2+	3	30	3+	4-	40	4+
a_p	0	2	3	4	5	6	7	9	12	15	18	22	27	32
K_p	5-	50	5+	6-	60	6+	7-	70	7+	8-	80	8+	9-	90
a_p	39	48	56	67	80	94	111	132	154	179	207	236	300	400

6.4.3 太陽周期に対する従属

表 6-4 は、平均 11 年の太陽周期における $F_{10.7}$ と A_p との 13 ヶ月平滑値の最小値、平均値、最大値を示したものである。数値は RD6.2 からの引用である。最小値と最大値は太陽周期の各点における歴史上の最小値・最大値であり、データを 13 ヶ月の平滑値として平均周期に合わせたのちに得た値である。平均周期長の標準偏差は過去の記録に基づき 1.23 年である。図 4 ではこのデータをグラフ化して示す。

表 6-4 平均太陽周期における波長 10.7cm の太陽電波フラックスと地磁気活動指数との 13 ヶ月平滑値の最小値、平均値、最大値

Month of cycle	$F_{10.7}$			A_p		
	Max	Mean	Min	Max	Mean	Min
1	73,3	69,6	67,0	11,5	9,5	7,6
2	73,4	69,7	67,0	11,7	9,6	7,7
3	74,0	70,0	67,0	11,8	9,7	7,7
4	74,5	70,4	67,0	11,9	9,7	7,6
5	74,9	70,7	67,0	11,9	9,7	7,4
6	76,2	71,1	67,1	12,2	9,9	7,3
7	78,4	71,6	67,2	12,5	10,0	7,2
8	79,8	72,2	67,3	12,9	10,3	7,2
9	81,5	72,8	67,4	13,3	10,6	7,8
10	84,1	73,6	67,5	14,1	10,9	8,1
11	87,7	74,5	67,7	15,1	11,2	8,2
12	93,4	75,7	67,9	15,7	11,5	8,3
13	97,9	77,0	68,0	15,9	11,8	8,3
14	101,7	78,4	68,0	16,4	12,0	8,3
15	107,7	80,1	68,0	17,4	12,3	8,5
16	114,5	82,0	68,0	18,4	12,7	8,4
17	121,1	84,0	68,1	18,7	12,9	8,5

表 6-4 平均太陽周期における波長 10.7cm の太陽電波フラックスと
地磁気活動指数との 13 ヶ月平滑値の最小値、平均値、最大値 (続き)

Month of cycle	$F_{10.7}$			A_p		
	Max	Mean	Min	Max	Mean	Min
18	129,1	86,2	68,4	18,8	13,1	8,7
19	137,6	88,5	68,5	18,6	13,2	9,0
20	143,4	91,0	68,6	18,3	13,2	9,3
21	147,6	93,7	68,8	18,1	13,2	9,7
22	151,7	96,3	68,7	18,4	13,4	9,5
23	155,7	98,9	68,8	18,4	13,5	9,3
24	160,1	101,6	69,2	17,6	13,5	9,1
25	164,8	104,4	69,7	17,1	13,6	9,0
26	169,1	107,2	70,1	17,4	13,6	9,1
27	173,0	110,2	70,6	17,4	13,6	9,4
28	177,1	113,2	70,7	18,5	13,8	9,8
29	186,1	116,2	71,3	19,9	14,0	10,0
30	191,5	119,3	72,2	19,9	14,1	10,0
31	194,3	122,0	72,6	19,9	14,1	10,1
32	196,9	124,3	73,3	20,1	14,1	10,4
33	199,6	126,5	73,9	20,4	14,2	10,2
34	204,2	128,6	74,1	20,8	14,2	10,3
35	210,6	131,0	74,4	20,9	14,1	10,6
36	214,8	133,3	74,5	21,0	14,0	10,6
37	217,2	135,6	74,6	21,2	14,0	10,5
38	221,6	137,6	74,5	21,6	14,1	10,4
39	226,9	139,6	74,1	22,1	14,1	10,6
40	229,9	141,4	73,6	22,2	14,0	10,8
41	231,7	143,2	73,5	21,0	13,7	10,7
42	233,7	144,6	73,6	20,1	13,4	10,4
43	235,6	145,6	74,0	19,8	13,3	10,5
44	238,8	146,7	75,1	19,3	13,3	10,7
45	242,8	147,2	75,8	19,2	13,3	10,8
46	245,2	147,7	76,5	19,0	13,4	11,0
47	244,5	148,1	78,1	18,8	13,3	10,7
48	243,3	148,4	80,1	18,6	13,4	10,8
49	244,7	148,7	82,5	18,6	13,4	10,6
50	245,7	148,2	84,0	18,3	13,4	10,2
51	243,3	146,8	85,5	18,2	13,5	10,6
52	239,4	145,7	87,9	18,7	13,8	11,3
53	235,0	145,1	89,5	19,2	14,1	11,4
54	232,9	144,9	92,2	19,6	14,2	11,3
55	233,3	144,9	93,8	20,3	14,4	11,3
56	233,1	144,7	94,9	21,0	14,6	11,5
57	231,2	144,2	95,0	21,4	14,8	11,6
58	229,1	143,5	94,7	21,2	14,8	11,6
59	228,1	142,7	94,9	20,4	14,7	11,8

表 6-4 平均太陽周期における波長 10.7cm の太陽電波フラックスと
地磁気活動指数との 13 ヶ月平滑値の最小値、平均値、最大値 (続き)

Month of cycle	$F_{10,7}$			A_p		
	Max	Mean	Min	Max	Mean	Min
60	227,6	142,3	96,5	20,7	14,8	12,1
61	226,7	142,1	97,3	21,9	15,1	12,2
62	225,6	141,3	96,8	22,7	15,2	12,0
63	223,0	140,1	96,0	22,7	15,1	11,6
64	218,6	138,4	96,0	22,3	15,1	11,2
65	215,3	136,8	96,6	21,7	15,1	11,2
66	212,0	135,5	96,7	21,5	15,1	11,2
67	206,9	134,3	95,1	22,1	15,1	11,2
68	204,0	133,0	95,0	23,1	15,5	11,3
69	203,6	131,6	96,3	23,5	15,6	11,3
70	200,4	129,8	96,5	23,4	15,6	11,2
71	196,8	128,3	94,7	23,3	15,7	11,1
72	195,7	127,3	93,6	23,1	15,5	10,8
73	194,8	126,5	93,5	22,2	15,7	10,9
74	191,5	125,1	91,9	22,1	15,6	11,1
75	187,4	123,5	88,7	22,2	15,6	11,7
76	182,9	122,3	86,6	22,5	15,8	11,6
77	178,6	121,5	87,8	22,6	15,9	11,5
78	176,3	120,5	86,5	22,5	15,8	11,3
79	174,9	119,5	85,9	21,6	15,7	11,3
80	171,1	117,9	85,0	21,0	15,4	11,3
81	164,5	116,3	83,6	21,1	15,2	11,2
82	158,1	114,6	82,3	21,6	15,2	11,2
83	154,4	112,9	81,6	22,2	15,4	11,4
84	152,7	111,1	81,5	22,0	15,3	11,3
85	150,8	109,5	81,9	22,0	15,2	11,4
86	148,1	108,0	81,6	22,2	15,0	11,3
87	145,0	106,4	81,4	22,5	14,9	11,3
88	141,1	104,9	80,2	22,8	14,7	11,2
89	137,0	103,4	80,3	23,5	14,7	11,1
90	132,4	101,9	80,0	24,2	14,7	11,0
91	125,4	100,3	78,9	24,7	14,8	11,3
92	119,5	98,9	77,6	25,0	14,8	11,3
93	118,4	97,7	76,6	24,9	14,8	11,2
94	118,7	96,6	74,8	24,5	14,8	11,4
95	119,4	95,6	74,0	23,6	14,7	11,6
96	119,8	94,8	73,4	22,8	14,7	11,3
97	119,0	93,9	73,2	22,1	14,7	11,1
98	117,7	92,8	73,1	21,8	14,8	11,1
99	116,4	91,8	72,7	21,4	14,8	11,2
100	114,6	90,6	71,7	21,1	14,8	11,2
101	110,8	89,6	71,1	20,5	14,7	10,5

表 6-4 平均太陽周期における波長 10.7cm の太陽電波フラックスと
地磁気活動指数との 13 ヶ月平滑値の最小値、平均値、最大値（続き）

Month of cycle	$F_{10,7}$			A_p		
	Max	Mean	Min	Max	Mean	Min
102	105,4	88,4	70,6	19,7	14,4	9,9
103	103,2	87,3	70,1	19,7	14,3	9,5
104	102,0	86,5	69,9	19,8	14,1	9,2
105	100,0	85,7	70,0	19,5	14,0	9,0
106	98,2	84,8	69,9	19,1	13,8	8,9
107	96,6	83,6	69,7	18,6	13,8	8,8
108	94,6	82,5	69,5	17,9	13,8	8,7
109	93,8	81,8	69,4	17,0	13,7	8,7
110	92,7	81,1	69,3	16,5	13,6	8,8
111	92,0	80,3	69,0	16,7	13,5	8,9
112	91,8	79,6	68,8	16,9	13,4	9,0
113	91,4	78,9	68,5	17,1	13,3	9,0
114	90,8	78,2	68,2	17,4	13,3	9,0
115	90,1	77,5	68,2	17,4	13,1	9,0
116	89,1	76,9	68,2	17,6	12,9	9,2
117	88,2	76,4	68,2	17,4	12,7	9,3
118	87,0	75,9	68,3	16,9	12,5	9,2
119	85,4	75,3	68,3	16,1	12,2	9,1
120	83,2	74,8	68,3	14,7	11,8	9,1
121	80,5	74,2	68,3	13,6	11,5	9,1
122	78,5	73,5	67,9	13,7	11,2	8,9
123	77,6	72,9	67,6	13,4	10,9	8,5
124	77,1	72,3	67,4	13,0	10,6	8,1
125	76,9	72,0	67,4	12,7	10,5	8,0
126	76,7	71,6	67,2	12,4	10,3	8,0
127	76,5	71,3	67,1	11,7	10,1	8,0
128	76,2	70,9	67,0	11,2	9,9	8,0
129	75,2	70,6	67,0	11,0	9,8	7,9
130	74,2	70,3	67,0	10,9	9,1	7,2
131	74,0	70,1	67,0	11,1	9,2	7,4
132	73,5	69,9	67,0	11,4	9,4	7,6

6.4.4 基準の活動指数値

表 6-5 は太陽および地磁気の活動を極値(Low)、平均値、極値(High)として示した基準指数値であり、この値を利用しなければならない。長期として示した値は月平均あるいはそれ以上長期の平均値に用いるべき値である。また 1 日から 1 ヶ月の期間についてもこの値を利用しなければならない。

短期として示した高値は、1 日ないしそれ未満の期間の値である。環境特性の短期的な最大変動(たとえば大気密度の変動)を推定する場合にはこの値を利用しなければならない。付録 C に基準指数値の変化に関する過去のデータを示した。

表 6-5 基準指数値

	Long-term			Short-term
	Low	Mean	High	High
$F_{10,7}$	70	140	250	380
A_p	0	15	25	300

6.4.5 個別適合化ガイドライン

設計目的においては最悪状態の活動に関する値を用いなければならない。ただし、どのような効果を調査するかに応じて、極値(Low または High)のいずれかを利用する。

分析する対象に応じて、6.4.4 に示した一定の基準データか、6.4.3 の太陽周期データを用いなければならない(前者を用いるのは典型的な値や最大値を求める場合、後者を用いるのは長期ミッションを分析する場合や、特定の将来データについて活動予測を行う場合である)。

表 6-4 に示す太陽周期活動は、11 年周期を反復して延長することができる。

サイクル 23 の開始時(表 6-4 の月 1)には 1996 年 8 月を仮定しなければならない。

6.5 図

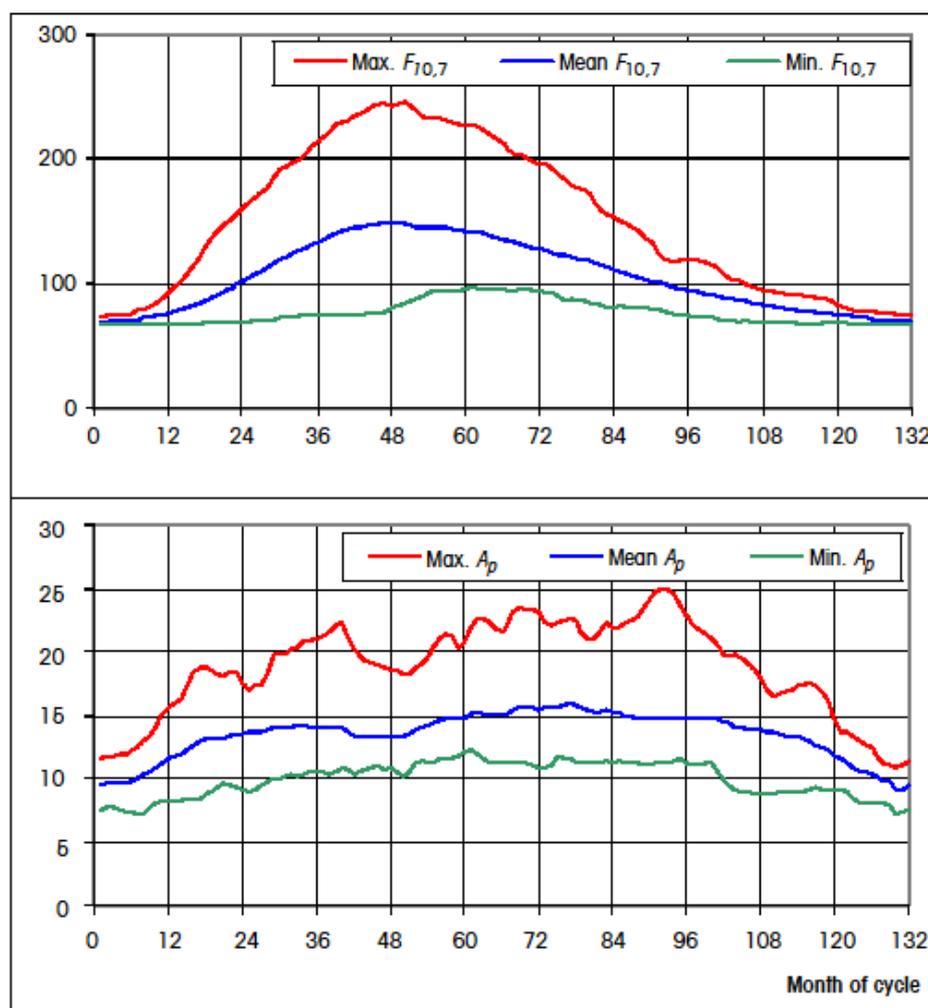


図 6-1 1 回の周期における太陽および地磁気の活動の標準的予測

6.6 リファレンス

- RD6.1 “European Cooperation for Space Standardization, Mechanical Engineering -- Thermal Control”, ECSS--E--30 part 1.
- RD6.2 “Natural Orbital Environment Guidelines for Use in Aerospace Vehicle Development”, B. J. Anderson, editor and R. E. Smith, compiler; NASA TM 4527, chapters 6 and 9, June 1994.
- RD6.3 Willson R. C. and H. S. Hudson, “The Sun’s luminosity over a complete solar cycle”, Nature, Vol. 351, pp 42--44, May 1991.
- RD6.4 Menvielle M. and A. Berthelier, “The K-derived Planetary Indices: Description and Availability”, Rev. Geophys., 29, 3, pp 415--432, August 1991.
- RD6.5 “SESC Glossary of Solar-Terrestrial Terms”, NOAA-USAF Space Environment Services Center, Boulder, 1988 (revised 1992).
- RD6.6 K. Tobiska, et. al., Space System-Space Environment (Natural and Artificial) Process for determining solar irradiances. ISO TC20/SC14/WG4 ISO/DIS 21348 (21 April 2005)

7. 中性の地球大気（原子状酸素等）

7.1 はじめに

高度 1000km 未満の低軌道(LEO)領域における宇宙ミッションの多くでは、温度、全密度、気体構成成分の濃度、圧力を知ることが非常に重要である。たとえば軌道上保守の立案、推進システムのサイズ決定、姿勢制御装置の設計、敏感なペイロードに加わる加速度の推定などにおいては、希薄気体内の軌道上における宇宙機の運動で生じる空力学的力を、それに加わる風も含めて理解することが必要である。

また曝露環境で使用される材料（熱制御材料等）の劣化を予測するためには、原子状酸素の衝突に起因する表面の侵食や腐食程度も推定しなければならない。また宇宙機周辺の原子状酸素の反応によって「宇宙機の発光」が生じる場合もあり、光学ミッションに影響を与える場合がある。

7.2 推奨の基準モデル

基本となる測定データセットが大量に存在すること、そのデータが時間的、空間的に網羅性が良いこと、データの適合性が優れていること、モデルの数学的公式に柔軟性があることを理由として、いくつかの推奨される基準モデルがある。

ECSS では、大気モデルとして MSISE-90 を推奨している。一方で、公開されている最新のモデルは NRL-MSISE-00 である。現在、JAXA が開発・運用している SEES データベースでは、MSIS-86 の使用が可能であるが、近々、最新の公開モデルである NRL-MSISE-00 が使用可能となる見込みである。

なお、最新のモデルである NRL-MSISE-00 コードは以下のアドレスからダウンロード可能である。(FORTRAN コード)

http://uap-www.nrl.navy.mil/models_web/msis/msis_home.htm

原子状酸素密度について、MSIS-86 と MSISE-90 を比較した結果を以下に示す。全体的に、MSIS-86 の方が原子状酸素密度は大きくなっており、高度 400km では約 20%、高度 1000km では約 70%程度、MSIS-86 の方が高密度となる結果となった（図 7-1 参照）。

基準モデルには大気 MSISE-90(RD7.1)を採用しなければならない(これは、RD7.2 が高度 120km 超の場合について提示した COSPAR 国際標準大気の CIRA-86 に対応したモデルである)。

MSISE-90 や NRL-MSISE-00 では地上から外気圏に至る高度について、主要な大気構成成分の温度、密度、個数濃度を 7 種の大気状態パラメータの関数として求めることができる。現在および過去のその他の大気モデルについては、付録で説明する。水平風については、モデル HWM-93 を採用しなければならない(水平風モデル 1993、RD7.3 に基づく)。このモデルは北および東の風成分を、MSISE-90 が用いているのと同じパラメータの関数として提

示する。

その他のモデルについては付録 D を参照。

7.3 地球大気の構造

地球大気は大まかに 3 つの領域に分けることができる。

- 等質圏。対流圏(高度 0~12km)、成層圏(12~50km)、中間圏(50~90km)から成っている。
- 熱圏。高度およそ 90km から 250km ないし 400km まで(太陽と地磁気の活動レベルによって異なる)。
- 外気圏。熱圏最上部から始まり、宇宙に達している。

等質圏は垂直風と乱流混合によって気体組成がほぼ一定であり、およそ N_2 が 78.1%、 O_2 が 20.9%、Ar が 0.9%となっている。温度分布は勾配がそれぞれで異なっており、極小が対流圏界面(218K)、極大が成層圏界面(280K)、もう 1 つの局所極小が中間圏界面($\approx 150K$)である。

熱圏では、高度約 105km の乱流圏界面から垂直混合が弱まり、主要構成要素 N_2 、N、 O_2 、O、He、H、Ar の高度に対する濃度分布は、重力および温度勾配の影響下にある拡散が決定する。熱圏の温度分布は乱流圏界面におけるほぼ一定な値から始まり、熱圏界面(250~400km)で漸近極限 T_∞ に達する。熱圏界面高度も熱圏温度 T 無限大も等質圏へのエネルギー入力によって変化する。このエネルギー入力は主に、太陽の EUV 放射と原子状酸素によるその吸収、荷電粒子がオーロラ帯で大気内に沈降して引き起こすジュール加熱、光解離、再結合プロセスによる。局所においては、太陽活動レベルが極小または極大であれば T_∞ は 600K から 2000K までの値をとり得る。高度が 400km 以上になると分子の平均自由行程は、軽い構成成分である H(この高度における主要成分の 1 つ)が地球脱出速度を超え、系から脱出し得るレベルにまで上昇する(したがって「外気圏」と呼ぶ)。

7.4 大気の状態パラメータ

軌道決定、軌道上の質量分析器、加速度計、観測ロケット、地上に設置した非干渉性散乱レーダーによる宇宙機のドラッグデータからは、高度 150~700km を中心に異質圏の組成、温度、変化について非常に多くの情報を得ることができる。そして測定データから、地球大気の状態、組成、圧力、全密度は以下のパラメータに応じて変化することがわかっている。

- 測地高度 h 、単位は km
- 測地緯度 ϕ 、単位は $^\circ$ またはラジアン
- 地方太陽時 t_{ls} 、単位は h(時)

- 世界標準時 t_{ut} 、単位は h(時)。またはそれに代わるものとして測地経度 θ 、単位は° またはラジアン
- 現行年の(1月1日を起点とする)日数 t_d 、単位 d (日)
- 各日における波長 10.7cm の太陽フラックス指数 $F_{10.7}$ 、単位は $10^{-22}\text{Wm}^{-2}\text{Hz}^{-1}$ (= 10^4 ジャンスキー)。 (最も多く用いられるのは前日の値である)
- 平均太陽フラックス指数 $(F_{10.7})_{avg}$ 、単位は $10^{-22}\text{Wm}^{-2}\text{Hz}^{-1}$ (一般に 1 連続は直前の太陽 3 自転分、すなわち 81 日を意味する)。
- 日平均の地磁気指数 $A_p \in [0, 400]$ 、またはそれに代わるものとして準対数の日平均地磁気指数 $K_p \in [0, 10]$ 、またはそれに代わるものとして 1 日における 3 時間ごとの準対数地磁気指数 $k_p \in [0, 10]$

パラメータ t_{ls} 、 t_{ut} 、 θ は相互に関係している。一貫性を保つため、この 3 パラメータは以下の関係に従わせなければならない。

$$\theta (^{\circ}) = 15 \times [t_{ls} (\text{h}) - t_{ut} (\text{h})]$$

波長 10.7cm の無線フラックス指数 $F_{10.7}$ とそれに対応する黒点数 (R) とで見た場合、太陽活動は長周期である 11 年の太陽周期と、それに重なる太陽自転による 27 日周期とに従っている。太陽および地磁気の活動のデータ履歴を第 6 章および付録 C に示した。各日 $F_{10.7}$ と地磁気指数 A_p との実際のレベルを予測するのは困難であり、少なからぬ不確定性をともなう。

大気の状態パラメータが十分に明らかであれば、異質圏の空気全密度、関連太陽活動の ($(F_{10.7})_{avg}$ 、 $F_{10.7}$ 、 A_p [または k_p] に対する) 従属変化、(t_{ls} と ϕ にともなう) 日周変化、経度および緯度 (t_{ut} と θ 、 ϕ) による変化、季節に伴う緯度による変化 (t_d と ϕ) をモデル化し、大気モデル MSISE-90 (RD7.1) に対し $\pm 10 \sim 15\%$ の r. m. s. 精度を実現することが可能である。この MSISE-90 は、等質圏と異質圏のどちらの高度についても ECSS 基準を採用しなければならないモデルである。

7.5 地球異質圏の温度、組成、密度のモデル

高度 90km を超える異質圏については、気体成分が垂直混合のない拡散平衡にあり、各気体成分の濃度分布が地球重力および熱拡散の影響下にあり、互いに独立していると仮定することができる。

$$\frac{1}{n_i} \frac{dn_i}{dh} + \frac{1}{H_i} + \frac{1 + \alpha_i}{T} \frac{dT}{dh} = 0 \quad (7.1)$$

ここで

i は 1, ..., 7 であり、それぞれ N_2 、 O_2 、 Ar 、 O 、 He 、 H 、 N を表す。

h は測地高度、単位 km

T は局地大気温度、K

n_i は気体種 i の粒子濃度(数密度)、単位 $1/m^3$

H_i は気体種 i の濃度のスケールハイト、単位 km

α_i は気体種 i に関する熱拡散係数(α_i は H および He では-0.4、それ以外については0.0)

式(7.1)で必要な温度の高度分布 $T(h)$ は、熱圏界面で漸近極限 T_∞ (外気温度)に達する指数関数によって十分近似的に求めることができる。

$$T = T_\infty - (T_\infty - T_{120}) \exp[-s(h - h_{120})] \quad (7.2)$$

ここで

$()_\infty$ は熱圏界面(外気圏の開始)における条件

$()_{120}$ は測地高度 120km における条件

s は温度勾配パラメータ、単位 $1/km$

パラメータ c の展開を利用すると、式(7.1)と(7.2)とは次のように明示的分析的な高度分布の近似式に書き直すことができる。

$$n_i = n_{i,120} \exp(-\sigma \gamma_i z) \left[\frac{(1-c)}{(1-c \exp(-\sigma z))} \right]^{1+\alpha_i+\gamma_i} \quad (7.3)$$

$$T = T_\infty [1 - c \exp(-\sigma z)] \quad (7.4)$$

ここで

z は $(h - h_{120})(R_E + h_{120}) / (R_E + h)$ 、ジオポテンシャル高度パラメータ、単位 km

c は $1 - T_{120} / T$

T_∞ は $T_\infty(h, \phi, t_{1s}, t_{uv}, t_\phi, (F_{10, \gamma})_{avg}, F_{10, \gamma}, A_p)$

T_{120} は $T_{120}(h, \phi, t_{1s}, t_{uv}, t_\phi, (F_{10, \gamma})_{avg}, F_{10, \gamma}, A_p)$

$n_{i,120}$ は $n_{i,120}(h, \phi, t_{1s}, t_{uv}, t_\phi, (F_{10, \gamma})_{avg}, F_{10, \gamma}, A_p)$

σ は $s + (R_E + h_{120})^{-1}$ 、温度勾配パラメータ、単位 $1/km$

s は $s(h, \phi, t_{1s}, t_{uv}, t_\phi, (F_{10, \gamma})_{avg}, F_{10, \gamma}, A_p)$

γ_i は $1/(H_i \sigma)$ 、無次元の拡散パラメータ

H_i は $RT/(M_i g)$ 、気体種 i の濃度のスケールハイト、単位 m

M_i はモル質量であり、 N_2 、 O_2 、 Ar 、 O 、 He 、 H 、 N のそれぞれについて 28、32、40、16、4、1、14、単位 $kg/kmol$

R_E は 6357km、正規化地球半径

g は $9,806m/s^2$ 、標準重力加速度定数

R は $8314J/kmol \cdot K^{-1}$ 、一般気体定数

気体密度は質量加重の正規化濃度から求めることができ、さらに、全圧を各成分気体の分圧の合計として次のように表すことができる。

$$\rho = \frac{1}{N_A} \sum_{i=1}^7 n_i M_i \quad (7.5)$$

$$p = \sum_{i=1}^7 p_i = kT \sum_{i=1}^7 n_i \quad (7.6)$$

ここで

ρ は全密度、単位 kg/m³

p は圧力、N/m²

k は $1,3807 \times 10^{-23}$ JK、ボルツマン定数

N_A は約 $6,022 \times 10^{23}$ mol⁻¹、アボガドロ数

希薄気体の空力学的計算においては、とりわけ高度 200km 未満では平均自由行程、音速、動的粘度が重要である。これらは次式によりかなり正確に近似値を求めることができる。

$$\frac{1}{L} = \sqrt{2} \pi d_{avg}^2 \frac{p}{kT} \quad (7.7)$$

$$\alpha = \sqrt{\kappa \frac{p}{\rho}} \quad (7.8)$$

$$\mu = \frac{2}{3} L \rho \alpha \sqrt{\frac{2}{\pi \kappa}} \quad (7.9)$$

ここで

L は分子の平均自由行程、単位 m

μ は動的粘度、単位 kg s⁻¹ m⁻¹

a は音速、単位, m/s

κ は 1.44、(N_2 が支配的な環境における) 比熱比

d_{avg} は 3.62×10^{-10} m、(N_2 の) 平均衝突直径

式(7.3)および(7.4)の右辺にあるすべての数は、上記7種の大気状態パラメータと、測定データに適合させる必要があるモデル係数との関数である。モデルの質にとって特に重要なのは、測定データが空間的、時間的に適切な配分になっていて、高度分布およびその変化を日、季節、太陽周期という各期間に適合させられることである。測定データが乏しいため、大気モデルは、高度 150km 未満と 700km 以上で信頼性が乏しく、また太陽活動と地磁気活動の極端な変化に対しても信頼性が乏しい。

式(7.1)および(7.3)から、高度にともなう数密度 n_i の変化を主導しているのは、指数的減少をもたらす流体静力学方程式であることがわかる。 H_i^{-1} が示しているこの減少の対数勾配は、モル質量 M_i が増え外気圏温度 T_∞ が下がるほど急勾配になる(図 7-4 を参照)。したがって高高度において支配的な気体成分は N_2 、 O 、 He 、 H であり、それぞれの支配的な高度領域は(T_∞ をほぼ決定する)それぞれの活性レベルによって異なる。また日中密度が最大となる位置はモル質量が決定する。最大値が発生するのは太陽直下点であり、 N_2 と O の時間差は 3.5 時間、また軽量の気体種である He と H に対する時間差は最大で 12 時間である。EUV を最も多く吸収するのは原子状酸素であるため、日中密度の変化の幅がその最大値で

ある $\rho_{max}(h)/\rho_{min}(h) \doteq 10$ に達するのは、 O が支配的な $h=600\text{km}$ 周辺である。さらにこの高度では太陽活動による密度変化も最大幅となり、太陽周期の両極では最大 2 桁もの差が生じる(表 7-1～表 7-3 および図 7-1～図 7-3 を参照、後述)。

表 7-1 MSISE-90 における温度 T、全密度 ρ 、平均分子重量 M、密度スケールハイト H の高度分布、低活動レベルの場合

h (km)	T (K)	ρ (kg/m ³)	p (N/m ²)	M (kg/mol)	H (km)	n_{N_2} (/m ³)	n_O (/m ³)	n_{O_2} (/m ³)	n_{He} (/m ³)	n_{Ar} (/m ³)	n_H (/m ³)	n_N (/m ³)
0	300,2511	1,17E+00	1,01E+05	28,9502	11,4737	1,90E+25	-	5,09E+24	1,27E+20	2,27E+23	-	-
20	206,2085	9,48E-02	5,62E+03	28,9502	5,5843	1,54E+24	-	4,14E+23	1,03E+19	1,84E+22	-	-
40	257,6979	4,07E-03	3,01E+02	28,9502	7,2030	6,62E+22	-	1,78E+22	4,44E+17	7,91E+20	-	-
60	244,1212	3,31E-04	2,32E+01	28,9502	8,1940	5,38E+21	-	1,44E+21	3,61E+16	6,44E+19	-	-
80	203,1065	1,69E-05	9,81E-01	29,1353	6,1010	2,62E+20	3,93E+18	7,04E+19	7,21E+13	1,36E+19	1,27E+12	1,20E+16
100	168,7219	5,77E-07	2,89E-02	28,0036	5,0095	1,00E+19	6,58E+17	1,64E+18	4,92E+13	1,18E+17	1,25E+12	2,57E+15
120	356,8669	1,70E-08	1,92E-03	26,3948	7,9781	2,92E+17	6,34E+16	3,22E+16	2,11E+13	1,05E+15	7,23E+11	3,02E+14
140	545,8594	2,96E-09	5,37E-04	25,0665	15,2801	4,79E+16	1,88E+16	4,33E+15	1,34E+13	9,48E+13	5,33E+11	9,88E+13
160	630,0652	9,65E-10	2,13E-04	23,7884	20,2988	1,44E+16	8,89E+15	1,12E+15	1,06E+13	1,80E+13	4,71E+11	5,03E+13
180	667,8662	3,90E-10	9,62E-05	22,5037	23,7416	5,19E+15	4,85E+15	3,52E+14	8,91E+12	4,32E+12	4,39E+11	2,94E+13
200	684,9187	1,75E-10	4,70E-05	21,2516	26,3234	2,02E+15	2,80E+15	1,20E+14	7,70E+12	1,14E+12	4,19E+11	1,81E+13
220	692,6487	8,47E-11	2,43E-05	20,0935	28,6112	8,17E+14	1,66E+15	4,28E+13	6,73E+12	3,13E+11	4,03E+11	1,15E+13
240	696,1697	4,31E-11	1,31E-05	19,0789	30,7226	3,36E+14	9,97E+14	1,55E+13	5,91E+12	8,82E+10	3,89E+11	7,33E+12
260	697,7811	2,30E-11	7,31E-06	18,2300	32,6731	1,40E+14	6,03E+14	5,70E+12	5,21E+12	2,52E+10	3,77E+11	4,72E+12
280	698,5220	1,27E-11	4,20E-06	17,5402	34,6129	5,87E+13	3,67E+14	2,11E+12	4,60E+12	7,29E+09	3,65E+11	3,06E+12
300	698,8644	7,22E-12	2,47E-06	16,9830	36,3499	2,48E+13	2,24E+14	7,88E+11	4,07E+12	2,13E+09	3,54E+11	1,99E+12
320	699,0233	4,21E-12	1,48E-06	16,5214	37,6859	1,05E+13	1,37E+14	2,96E+11	3,60E+12	6,26E+08	3,43E+11	1,29E+12
340	699,0973	2,50E-12	9,01E-07	16,1147	39,0274	4,49E+12	8,44E+13	1,12E+11	3,19E+12	1,85E+08	3,33E+11	8,45E+11
360	699,1320	1,51E-12	5,57E-07	15,7219	40,0512	1,92E+12	5,20E+13	4,25E+10	2,82E+12	5,53E+07	3,23E+11	5,53E+11
380	699,1483	9,20E-13	3,50E-07	15,3028	40,9778	8,30E+11	3,22E+13	1,63E+10	2,50E+12	1,66E+07	3,13E+11	3,63E+11
400	699,1561	5,68E-13	2,23E-07	14,8185	41,9519	3,60E+11	2,00E+13	6,25E+09	2,22E+12	5,04E+06	3,04E+11	2,39E+11
420	699,1597	3,54E-13	1,45E-07	14,2332	42,8975	1,57E+11	1,24E+13	2,42E+09	1,97E+12	1,54E+06	2,95E+11	1,58E+11
440	699,1615	2,23E-13	9,61E-08	13,5181	43,8193	6,86E+10	7,74E+12	9,40E+08	1,75E+12	4,72E+05	2,87E+11	1,04E+11
460	699,1623	1,42E-13	6,54E-08	12,6581	45,1370	3,02E+10	4,84E+12	3,68E+08	1,56E+12	1,46E+05	2,78E+11	6,92E+10
480	699,1627	9,20E-14	4,59E-08	11,6594	46,6954	1,33E+10	3,04E+12	1,45E+08	1,39E+12	4,55E+04	2,70E+11	4,60E+10
500	699,1629	6,03E-14	3,32E-08	10,5547	48,3084	5,92E+09	1,91E+12	5,72E+07	1,24E+12	1,43E+04	2,63E+11	3,07E+10

* Concentrations of n_O , n_H , and n_N are computed for $h \geq 80$ km

表 7-1 MSISE-90 における温度 T、全密度 ρ 、圧力 p、平均分子重量 M、密度スケールハイト H の高度分布、低活動レベルの場合 (続き)

h (km)	T (K)	ρ (kg/m ³)	p (N/m ²)	M (kg/mol)	H (km)	n_{N_2} (/m ³)	n_{O} (/m ³)	n_{O_2} (/m ³)	n_{He} (/m ³)	n_{Ar} (/m ³)	n_H (/m ³)	n_N (/m ³)
520	699,1630	4,03E-14	2,49E-08	9,4006	50,8992	2,64E+09	1,20E+12	2,27E+07	1,10E+12	4,50E+03	2,55E+11	2,05E+10
540	699,1630	2,75E-14	1,94E-08	8,2657	53,8186	1,18E+09	7,61E+11	9,09E+06	9,82E+11	1,43E+03	2,48E+11	1,37E+10
560	699,1631	1,93E-14	1,55E-08	7,2141	58,2364	5,33E+08	4,83E+11	3,65E+06	8,76E+11	4,58E+02	2,41E+11	9,21E+09
580	699,1631	1,39E-14	1,28E-08	6,2904	63,5906	2,41E+08	3,07E+11	1,48E+06	7,82E+11	1,48E+02	2,34E+11	6,19E+09
600	699,1631	1,03E-14	1,09E-08	5,5149	71,0934	1,10E+08	1,95E+11	5,99E+05	6,99E+11	4,78E+01	2,28E+11	4,18E+09
620	699,1631	7,90E-15	9,40E-09	4,8864	79,7750	5,01E+07	1,25E+11	2,45E+05	6,25E+11	1,56E+01	2,22E+11	2,82E+09
640	699,1631	6,24E-15	8,27E-09	4,3891	90,0817	2,30E+07	8,00E+10	1,00E+05	5,59E+11	5,12E+00	2,15E+11	1,91E+09
660	699,1631	5,06E-15	7,36E-09	4,0012	102,0265	1,06E+07	5,14E+10	4,14E+04	5,00E+11	1,69E+00	2,10E+11	1,30E+09
680	699,1631	4,21E-15	6,62E-09	3,6999	115,2614	4,89E+06	3,31E+10	1,72E+04	4,48E+11	5,63E-01	2,04E+11	8,82E+08
700	699,1631	3,58E-15	6,00E-09	3,4648	129,9408	2,27E+06	2,13E+10	7,15E+03	4,02E+11	1,89E-01	1,98E+11	6,01E+08
720	699,1631	3,09E-15	5,48E-09	3,2789	142,8583	1,06E+06	1,38E+10	2,99E+03	3,60E+11	6,35E-02	1,93E+11	4,11E+08
740	699,1631	2,70E-15	5,02E-09	3,1289	156,2294	4,98E+05	8,96E+09	1,26E+03	3,23E+11	2,15E-02	1,88E+11	2,81E+08
760	699,1631	2,39E-15	4,63E-09	3,0049	168,9813	2,34E+05	5,82E+09	5,32E+02	2,90E+11	7,33E-03	1,83E+11	1,93E+08
780	699,1631	2,13E-15	4,28E-09	2,8996	181,3580	1,11E+05	3,80E+09	2,26E+02	2,61E+11	2,52E-03	1,78E+11	1,33E+08
800	699,1631	1,91E-15	3,96E-09	2,8075	188,1991	5,26E+04	2,48E+09	9,65E+01	2,35E+11	8,68E-04	1,73E+11	9,15E+07
820	699,1631	1,73E-15	3,68E-09	2,7249	199,7376	2,51E+04	1,62E+09	4,14E+01	2,11E+11	3,01E-04	1,69E+11	6,32E+07
840	699,1631	1,56E-15	3,43E-09	2,6492	208,2405	1,20E+04	1,07E+09	1,78E+01	1,90E+11	1,05E-04	1,65E+11	4,37E+07
860	699,1631	1,42E-15	3,21E-09	2,5784	212,0086	5,77E+03	7,02E+08	7,72E+00	1,71E+11	3,69E-05	1,60E+11	3,03E+07
880	699,1631	1,30E-15	3,00E-09	2,5113	221,2246	2,79E+03	4,63E+08	3,36E+00	1,54E+11	1,31E-05	1,56E+11	2,11E+07
900	699,1631	1,18E-15	2,81E-09	2,4470	223,6053	1,35E+03	3,06E+08	1,47E+00	1,39E+11	4,64E-06	1,52E+11	1,47E+07

* Concentrations of n_O , n_H , and n_N are computed for $h \geq 80$ km

表 7-2 MSISE-90 における温度 T、全密度 ρ 、圧力 p、平均分子重量 M、密度スケールハイト H の高度分布、平均活動レベルの場合

h (km)	T (K)	ρ (kg/m ³)	p (N/m ²)	M (kg/mol)	H (km)	n_{N_2} (/m ³)	n_O (/m ³)	n_{O_2} (/m ³)	n_{He} (/m ³)	n_{Ar} (/m ³)	n_H (/m ³)	n_N (/m ³)
0	300,2511	1,17E+00	1,01E+05	28,9502	11,4721	1,90E+25	-	5,09E+24	1,27E+20	2,27E+23	-	-
20	206,2085	9,49E-02	5,62E+03	28,9502	5,5842	1,54E+24	-	4,14E+23	1,04E+19	1,85E+22	-	-
40	257,6979	4,07E-03	3,02E+02	28,9502	7,2029	6,62E+22	-	1,78E+22	4,44E+17	7,92E+20	-	-
60	244,1212	3,31E-04	2,32E+01	28,9502	8,1933	5,38E+21	-	1,44E+21	3,61E+16	6,44E+19	-	-
80	196,3636	1,68E-05	9,45E-01	29,0175	6,1281	2,66E+20	5,36E+18	6,30E+19	9,51E+13	1,40E+19	4,65E+11	2,81E+16
100	184,0160	5,08E-07	2,81E-02	27,7137	5,3926	8,87E+18	7,88E+17	1,28E+18	6,02E+13	1,05E+17	4,27E+11	5,30E+15
120	374,9715	1,80E-08	2,17E-03	25,8745	7,7281	3,02E+17	8,43E+16	2,98E+16	2,69E+13	1,14E+15	2,53E+11	6,86E+14
140	635,5703	3,26E-09	7,03E-04	24,5349	16,3411	5,12E+16	2,44E+16	4,22E+15	1,64E+13	1,13E+14	1,76E+11	2,17E+14
160	787,5532	1,18E-09	3,31E-04	23,4225	23,3363	1,72E+16	1,19E+16	1,25E+15	1,27E+13	2,61E+13	1,50E+11	1,13E+14
180	877,6729	5,51E-10	1,80E-04	22,4106	29,0312	7,29E+15	6,97E+15	4,76E+14	1,07E+13	8,04E+12	1,37E+11	6,96E+13
200	931,2806	2,91E-10	1,05E-04	21,4734	33,5804	3,46E+15	4,44E+15	2,05E+14	9,36E+12	2,85E+12	1,29E+11	4,66E+13
220	963,2701	1,66E-10	6,44E-05	20,6108	37,3389	1,75E+15	2,96E+15	9,42E+13	8,35E+12	1,09E+12	1,24E+11	3,25E+13
240	982,4191	9,91E-11	4,09E-05	19,8292	40,5638	9,12E+14	2,02E+15	4,50E+13	7,55E+12	4,33E+11	1,20E+11	2,33E+13
260	993,9173	6,16E-11	2,66E-05	19,1337	43,3273	4,87E+14	1,41E+15	2,20E+13	6,86E+12	1,78E+11	1,16E+11	1,69E+13
280	1000,8427	3,94E-11	1,77E-05	18,5256	45,9808	2,63E+14	9,87E+14	1,09E+13	6,26E+12	7,40E+10	1,13E+11	1,24E+13
300	1005,0267	2,58E-11	1,20E-05	18,0015	48,3416	1,44E+14	6,97E+14	5,46E+12	5,74E+12	3,13E+10	1,10E+11	9,14E+12
320	1007,5620	1,72E-11	8,20E-06	17,5537	50,2822	7,91E+13	4,95E+14	2,76E+12	5,26E+12	1,33E+10	1,08E+11	6,77E+12
340	1009,1030	1,16E-11	5,69E-06	17,1721	52,2731	4,38E+13	3,53E+14	1,40E+12	4,83E+12	5,73E+09	1,06E+11	5,03E+12
360	1010,0423	7,99E-12	3,98E-06	16,8449	53,9613	2,43E+13	2,52E+14	7,18E+11	4,44E+12	2,48E+09	1,03E+11	3,75E+12
380	1010,6166	5,55E-12	2,81E-06	16,5597	55,6560	1,36E+13	1,81E+14	3,69E+11	4,08E+12	1,08E+09	1,01E+11	2,80E+12
400	1010,9688	3,89E-12	2,01E-06	16,3044	57,1177	7,62E+12	1,30E+14	1,90E+11	3,76E+12	4,72E+08	9,91E+10	2,10E+12
420	1011,1853	2,75E-12	1,44E-06	16,0669	58,4012	4,29E+12	9,35E+13	9,87E+10	3,46E+12	2,08E+08	9,71E+10	1,57E+12
440	1011,3188	1,96E-12	1,04E-06	15,8360	59,4317	2,42E+12	6,74E+13	5,14E+10	3,19E+12	9,18E+07	9,51E+10	1,18E+12
460	1011,4014	1,40E-12	7,55E-07	15,6008	60,4864	1,37E+12	4,87E+13	2,69E+10	2,94E+12	4,08E+07	9,32E+10	8,90E+11
480	1011,4526	1,01E-12	5,53E-07	15,3508	61,5528	7,80E+11	3,53E+13	1,41E+10	2,71E+12	1,82E+07	9,13E+10	6,71E+11

* Concentrations of n_O , n_H , and n_N are computed for $h \geq 80$ km

表 7-2 MSISE-90 における温度 T, 全密度 ρ , 圧力 p, 平均分子重量 M, 密度スケールハイト H の高度分布, 平均活動レベルの場合 (続き)

h (km)	T (K)	ρ (kg/m ³)	p (N/m ²)	M (kg/mol)	H (km)	n_{N_2} (/m ³)	n_O (/m ³)	n_{O_2} (/m ³)	n_{He} (/m ³)	n_{Ar} (/m ³)	n_H (/m ³)	n_N (/m ³)
500	1011,4845	7,30E-13	4,07E-07	15,0760	62,4024	4,45E+11	2,56E+13	7,42E+09	2,51E+12	8,16E+06	8,95E+10	5,07E+11
520	1011,5043	5,31E-13	3,03E-07	14,7669	63,4137	2,55E+11	1,86E+13	3,92E+09	2,31E+12	3,68E+06	8,77E+10	3,83E+11
540	1011,5168	3,88E-13	2,27E-07	14,4148	63,9820	1,46E+11	1,36E+13	2,08E+09	2,14E+12	1,67E+06	8,60E+10	2,91E+11
560	1011,5245	2,85E-13	1,71E-07	14,0125	65,3319	8,43E+10	9,90E+12	1,11E+09	1,98E+12	7,58E+05	8,43E+10	2,21E+11
580	1011,5294	2,11E-13	1,31E-07	13,5547	66,4024	4,88E+10	7,24E+12	5,92E+08	1,83E+12	3,46E+05	8,27E+10	1,68E+11
600	1011,5325	1,56E-13	1,01E-07	13,0389	68,1361	2,83E+10	5,30E+12	3,18E+08	1,69E+12	1,59E+05	8,11E+10	1,28E+11
620	1011,5345	1,17E-13	7,89E-08	12,4665	69,7510	1,64E+10	3,89E+12	1,71E+08	1,56E+12	7,33E+04	7,96E+10	9,74E+10
640	1011,5357	8,79E-14	6,24E-08	11,8428	70,9524	9,59E+09	2,86E+12	9,24E+07	1,45E+12	3,40E+04	7,80E+10	7,44E+10
660	1011,5365	6,65E-14	5,01E-08	11,1779	72,9834	5,61E+09	2,11E+12	5,01E+07	1,34E+12	1,58E+04	7,66E+10	5,69E+10
680	1011,5370	5,08E-14	4,07E-08	10,4854	74,8578	3,30E+09	1,55E+12	2,72E+07	1,24E+12	7,38E+03	7,51E+10	4,36E+10
700	1011,5374	3,91E-14	3,36E-08	9,7818	78,5188	1,94E+09	1,15E+12	1,49E+07	1,15E+12	3,46E+03	7,37E+10	3,35E+10
720	1011,5375	3,04E-14	2,82E-08	9,0847	81,5376	1,15E+09	8,49E+11	8,15E+06	1,07E+12	1,63E+03	7,23E+10	2,57E+10
740	1011,5377	2,39E-14	2,39E-08	8,4111	84,7760	6,79E+08	6,30E+11	4,48E+06	9,92E+11	7,73E+02	7,10E+10	1,98E+10
760	1011,5377	1,90E-14	2,06E-08	7,7753	89,4495	4,03E+08	4,68E+11	2,47E+06	9,21E+11	3,67E+02	6,97E+10	1,53E+10
780	1011,5378	1,53E-14	1,79E-08	7,1884	95,5420	2,40E+08	3,48E+11	1,37E+06	8,55E+11	1,75E+02	6,84E+10	1,18E+10
800	1011,5378	1,25E-14	1,58E-08	6,6572	101,1751	1,44E+08	2,59E+11	7,59E+05	7,94E+11	8,40E+01	6,72E+10	9,10E+09
820	1011,5378	1,03E-14	1,40E-08	6,1849	108,3571	8,61E+07	1,93E+11	4,23E+05	7,38E+11	4,04E+01	6,59E+10	7,05E+09
840	1011,5379	8,64E-15	1,26E-08	5,7711	117,4539	5,17E+07	1,45E+11	2,36E+05	6,87E+11	1,95E+01	6,48E+10	5,46E+09
860	1011,5379	7,32E-15	1,14E-08	5,4132	126,1862	3,12E+07	1,08E+11	1,32E+05	6,39E+11	9,48E+00	6,36E+10	4,24E+09
880	1011,5379	6,28E-15	1,04E-08	5,1066	135,5045	1,89E+07	8,12E+10	7,45E+04	5,94E+11	4,62E+00	6,25E+10	3,30E+09
900	1011,5379	5,46E-15	9,47E-09	4,8460	146,5578	1,14E+07	6,10E+10	4,20E+04	5,53E+11	2,26E+00	6,14E+10	2,57E+09

* Concentrations of n_O , n_H , and n_N are computed for $h \geq 80$ km

表 7-3 MSISE-90 における温度 T , 全密度 ρ , 圧力 p , 平均分子重量 M , 密度スケールハイト H の高度分布, 活動レベルが極端に高い場合

h (km)	T (K)	ρ (kg/m ³)	p (N/m ²)	M (kg/mol)	H (km)	n_{N_2} (/m ³)	n_{O} (/m ³)	n_{O_2} (/m ³)	n_{He} (/m ³)	n_{Ar} (/m ³)	n_H (/m ³)	n_N (/m ³)
0	300,2511	1,16E+00	9,98E+04	28,9502	11,4728	1,88E+25	-	5,05E+24	1,26E+20	2,25E+23	-	-
20	206,2085	9,41E-02	5,57E+03	28,9502	5,5843	1,53E+24	-	4,10E+23	1,03E+19	1,83E+22	-	-
40	257,6979	4,04E-03	2,99E+02	28,9502	7,2035	6,56E+22	-	1,76E+22	4,40E+17	7,85E+20	-	-
60	244,1212	3,28E-04	2,30E+01	28,9502	8,1920	5,34E+21	-	1,43E+21	3,58E+16	6,38E+19	-	-
80	172,2146	1,68E-05	8,42E-01	28,5290	6,1265	2,80E+20	1,43E+19	4,32E+19	2,20E+14	1,62E+19	1,38E+10	5,75E+17
100	297,3338	2,78E-07	2,63E-02	26,1997	7,3856	4,74E+18	1,10E+18	4,42E+17	9,58E+13	6,03E+16	8,77E+09	5,69E+16
120	430,8385	2,34E-08	3,55E-03	23,6456	6,5809	3,48E+17	2,11E+17	2,35E+16	5,57E+13	1,69E+15	6,48E+09	1,28E+16
140	875,9174	4,93E-09	1,61E-03	22,3209	20,0481	6,52E+16	5,98E+16	3,84E+15	3,17E+13	2,10E+14	4,09E+09	3,89E+15
160	1143,5426	2,23E-09	9,90E-04	21,4577	31,2463	2,69E+16	3,22E+16	1,45E+15	2,47E+13	6,63E+13	3,41E+09	2,19E+15
180	1314,3427	1,28E-09	6,76E-04	20,7706	41,2666	1,41E+16	2,09E+16	7,07E+14	2,12E+13	2,80E+13	3,08E+09	1,48E+15
200	1423,6469	8,28E-10	4,86E-04	20,1836	49,7766	8,27E+15	1,49E+16	3,89E+14	1,89E+13	1,35E+13	2,89E+09	1,09E+15
220	1493,7864	5,69E-10	3,60E-04	19,6664	56,8205	5,16E+15	1,12E+16	2,29E+14	1,73E+13	7,05E+12	2,76E+09	8,38E+14
240	1538,9154	4,08E-10	2,72E-04	19,2046	62,8153	3,35E+15	8,61E+15	1,40E+14	1,60E+13	3,84E+12	2,68E+09	6,65E+14
260	1568,0294	3,00E-10	2,08E-04	18,7901	67,5214	2,22E+15	6,75E+15	8,77E+13	1,50E+13	2,15E+12	2,61E+09	5,36E+14
280	1586,8613	2,25E-10	1,61E-04	18,4178	71,6228	1,49E+15	5,36E+15	5,59E+13	1,41E+13	1,23E+12	2,56E+09	4,37E+14
300	1599,0743	1,71E-10	1,26E-04	18,0839	75,3036	1,02E+15	4,29E+15	3,60E+13	1,33E+13	7,11E+11	2,51E+09	3,59E+14
320	1607,0154	1,32E-10	9,93E-05	17,7852	78,1849	6,95E+14	3,45E+15	2,34E+13	1,26E+13	4,15E+11	2,47E+09	2,97E+14
340	1612,1920	1,03E-10	7,86E-05	17,5186	80,8340	4,79E+14	2,78E+15	1,53E+13	1,19E+13	2,44E+11	2,43E+09	2,46E+14
360	1615,5751	8,05E-11	6,26E-05	17,2812	83,4085	3,31E+14	2,25E+15	1,00E+13	1,13E+13	1,44E+11	2,40E+09	2,04E+14
380	1617,7916	6,35E-11	5,01E-05	17,0699	85,6516	2,30E+14	1,83E+15	6,61E+12	1,07E+13	8,56E+10	2,36E+09	1,70E+14
400	1619,2476	5,04E-11	4,02E-05	16,8818	87,5157	1,60E+14	1,48E+15	4,37E+12	1,01E+13	5,11E+10	2,33E+09	1,42E+14
420	1620,2062	4,02E-11	3,25E-05	16,7142	89,5633	1,12E+14	1,21E+15	2,90E+12	9,63E+12	3,06E+10	2,30E+09	1,18E+14
440	1620,8390	3,23E-11	2,63E-05	16,5643	90,8765	7,82E+13	9,85E+14	1,93E+12	9,15E+12	1,84E+10	2,27E+09	9,91E+13
460	1621,2577	2,60E-11	2,13E-05	16,4297	92,6589	5,49E+13	8,04E+14	1,29E+12	8,70E+12	1,11E+10	2,24E+09	8,30E+13
480	1621,5354	2,10E-11	1,73E-05	16,3079	94,5872	3,86E+13	6,57E+14	8,59E+11	8,27E+12	6,69E+09	2,22E+09	6,96E+13
500	1621,7200	1,70E-11	1,42E-05	16,1967	96,3381	2,72E+13	5,38E+14	5,76E+11	7,87E+12	4,06E+09	2,19E+09	5,84E+13

* Concentrations of n_O , n_H , and n_N are computed for $h \geq 80$ km

表 7-3 MSISE-90 における温度 T , 全密度 ρ , 圧力 p , 平均分子重量 M , 密度スケールハイト H の高度分布, 活動レベルが極端に高い場合
(続き)

h (km)	T (K)	ρ (kg/m ³)	p (N/m ²)	M (kg/mol)	H (km)	n_{N_2} (/m ³)	n_O (/m ³)	n_{O_2} (/m ³)	n_{He} (/m ³)	n_{Ar} (/m ³)	n_H (/m ³)	n_N (/m ³)
520	1621,8430	1,38E-11	1,16E-05	16,0940	97,6136	1,92E+13	4,41E+14	3,87E+11	7,49E+12	2,47E+09	2,16E+09	4,91E+13
540	1621,9253	1,13E-11	9,50E-06	15,9980	98,0937	1,36E+13	3,62E+14	2,61E+11	7,13E+12	1,51E+09	2,13E+09	4,13E+13
560	1621,9803	9,21E-12	7,81E-06	15,9067	99,3060	9,63E+12	2,97E+14	1,76E+11	6,78E+12	9,22E+08	2,11E+09	3,47E+13
580	1622,0172	7,55E-12	6,44E-06	15,8187	100,6720	6,84E+12	2,45E+14	1,19E+11	6,46E+12	5,66E+08	2,08E+09	2,93E+13
600	1622,0421	6,20E-12	5,31E-06	15,7321	102,6271	4,87E+12	2,01E+14	8,07E+10	6,15E+12	3,48E+08	2,06E+09	2,47E+13
620	1622,0588	5,10E-12	4,40E-06	15,6457	103,0355	3,47E+12	1,66E+14	5,49E+10	5,86E+12	2,15E+08	2,03E+09	2,09E+13
640	1622,0702	4,20E-12	3,65E-06	15,5578	104,1285	2,48E+12	1,37E+14	3,74E+10	5,59E+12	1,33E+08	2,01E+09	1,76E+13
660	1622,0778	3,47E-12	3,03E-06	15,4672	104,9730	1,78E+12	1,13E+14	2,55E+10	5,33E+12	8,24E+07	1,99E+09	1,49E+13
680	1622,0830	2,88E-12	2,52E-06	15,3725	106,0742	1,28E+12	9,37E+13	1,75E+10	5,08E+12	5,13E+07	1,96E+09	1,26E+13
700	1622,0865	2,38E-12	2,11E-06	15,2723	108,0038	9,16E+11	7,76E+13	1,20E+10	4,85E+12	3,20E+07	1,94E+09	1,07E+13
720	1622,0890	1,98E-12	1,76E-06	15,1653	108,4682	6,60E+11	6,43E+13	8,22E+09	4,63E+12	2,00E+07	1,92E+09	9,09E+12
740	1622,0906	1,65E-12	1,48E-06	15,0503	108,7983	4,76E+11	5,33E+13	5,66E+09	4,41E+12	1,26E+07	1,89E+09	7,72E+12
760	1622,0918	1,37E-12	1,24E-06	14,9260	110,3542	3,44E+11	4,43E+13	3,91E+09	4,21E+12	7,90E+06	1,87E+09	6,57E+12
780	1622,0925	1,15E-12	1,05E-06	14,7912	112,2861	2,49E+11	3,68E+13	2,70E+09	4,02E+12	4,98E+06	1,85E+09	5,59E+12
800	1622,0930	9,59E-13	8,84E-07	14,6447	111,8358	1,81E+11	3,07E+13	1,87E+09	3,84E+12	3,15E+06	1,83E+09	4,76E+12
820	1622,0934	8,04E-13	7,48E-07	14,4854	113,5786	1,31E+11	2,56E+13	1,30E+09	3,67E+12	1,99E+06	1,81E+09	4,06E+12
840	1622,0936	6,74E-13	6,36E-07	14,3123	115,0666	9,56E+10	2,13E+13	9,04E+08	3,51E+12	1,27E+06	1,79E+09	3,46E+12
860	1622,0939	5,67E-13	5,42E-07	14,1244	115,8021	6,97E+10	1,78E+13	6,30E+08	3,36E+12	8,07E+05	1,77E+09	2,96E+12
880	1622,0940	4,77E-13	4,63E-07	13,9210	117,5788	5,09E+10	1,49E+13	4,40E+08	3,21E+12	5,16E+05	1,75E+09	2,53E+12
900	1622,0940	4,03E-13	3,97E-07	13,7015	118,1314	3,73E+10	1,24E+13	3,08E+08	3,07E+12	3,30E+05	1,73E+09	2,16E+12

* Concentrations of n_O , n_H , and n_N are computed for $h \geq 80$ km

7.6 地球等質圏の温度、組成、密度のモデル

高度約 85km 未満の地球大気については、組成が一定で (N_2 が 78.1%、 O_2 が 20.9%、Ar が 0.9%、 CO_2 が 0.1%、その他は微量成分)、平衡状態にあり、理想気体の特性を備えていると仮定することができる。各成分気体 i に関する分圧の高度分布 p_i は、流体静力学的平衡の法則に従って展開する。

$$\frac{dp_i}{p_i} = -\frac{gM_i}{RT}dh \quad (7.10)$$

p_i は、断片的な線形温度分布区間について式(7.10)により積分することが可能である。

米国標準大気 1976 (USSA-76 [RD7.4]) は等質圏温度を高度の関数として次のように定義している。

始点温度 $T_0 = T(h=0) = 288.15K$

$dT / dh =$	-6.5 ° / km、高度 $h \in [0km, 11km]$
	0.0 ° / km、高度 $h \in [11km, 20km]$
	+1.0 ° / km、高度 $h \in [20km, 32km]$
	+2.8 ° / km、高度 $h \in [32km, 47km]$
	0.0 ° / km、高度 $h \in [47km, 51km]$
	-2.8 ° / km、高度 $h \in [51km, 71km]$
	-2.0 ° / km、高度 $h \in [71km, 85km]$

所与の温度 $T(h)$ に対し、分圧 p_i を次式により数密度に変換することができる。

$$n_i = \frac{p_i}{kT} \quad (7.11)$$

p_i 、 n_i 、 T がわかれば、全密度 ρ 、全圧 p 、平均自由行程 L 、音速 α を、式(7.5)～(7.9)で説明した方法により算出することができる。

高度約 85km 未満では、直径が平均自由行程に等しいかそれより大きい物体について ($d > L$)、大気の動的粘度および運動粘度を以下の半経験的式から求めることができる。

$$\mu = \beta \frac{T^{3/2}}{T + S} \quad (7.12)$$

$$\eta = \frac{\mu}{\rho} \quad (7.13)$$

ここで

μ は動的粘度、単位 $\text{kg s}^{-1} \text{m}^{-1}$

η は運動粘度、 $\text{s}^{-1} \text{m}^2$

β は $1,458 \times 10^{-6} \text{kg s}^{-1} \text{m}^{-1} \text{K}^{-1/2}$

S は 110.4K、サザーランド定数

MSISE-90 などの非静的な等質圏モデルは、温度分布とその結果生じる密度とを、経日、経度緯度的、季節的緯度的、太陽および地磁気の活動などによる効果に応じて変化させることができる。しかしそうした活動の影響は、乱流圏界面より下では高度が低くなるにもなって小さくなる。そして MSISE-90 とその元となったモデル MAP16 (RD7.5) とは、活動関連の効果については高度 90km まで、経日効果については高度 72km までしか考慮できない。

MSISE-90 では全密度を、季節的緯度的効果に基づいて $\pm 40\%$ まで変化させることが可能である(その最大は 6 月と 12 月における 50km と 110km)。

7.7 標準モデルの出力

MSISE-90 における温度、数密度(濃度)、圧力、全密度、平均分子重量、密度スケールハイトの高度分布を、低活動レベル ($F_{10.7} = (F_{10.7})_{\text{avg}} = 70$, $A_p = 0$)、平均活動レベル ($F_{10.7} = (F_{10.7})_{\text{avg}} = 140$, $A_p = 15$)、活動レベルが極端に高い場合 ($F_{10.7} = (F_{10.7})_{\text{avg}} = 380$, $A_p = 300$) に分けてそれぞれ表 7-1、表 7-2、表 7-3 に示した。表に示した範囲は、地上レベルから高度 900km までの等質圏および異質圏であり、日変化および季節的緯度的変化は平均で示している。図 7-1~図 7-3 はそれに応じた温度、全密度、原子状酸素数密度の高度分布を、最低、最高、平均の活動条件で示したものである。平均活動レベルについては、図 7-5 に主要な気体成分に関する対数の個数濃度分布を示した。図 7-5~図 7-8 は高度 400km における温度、全密度、原子状酸素濃度の日変化と季節的緯度的変化を示したものである。ただし局所的な最小値または最大値は、この図に示したよりも低くまたは高くなる場合がある。

ECSS 推奨の標準大気モデルである MSISE-90 は熱圏における全密度を、平均活動条件であれば $\pm 10 \sim 15\%$ の r. m. s. 精度で求めることができる。ただし太陽または地磁気の活動レベルが著しく高い場合には、対応する測定データがないために不確実性がかなり大きくなる可能性がある。

地球の等質圏(高度 90km 未満)については、MSISE-90 は密度を 5%よりかなり低い r. m. s.

誤差で求めることができる。温度と圧力との標準偏差はそれぞれ 3K と 2%とである。また等質圏に関する MSISE-90 の温度および濃度の分布を、それより低い熱圏のそれと一つにまとめ、乱流圏界面近辺 (85~120km) の変化を平滑化することもできる。

7.8 地球等質圏および異質圏の風モデル

地球大気における風パターンについての知識はもっぱら宇宙機データ (主に AE-E と DE-2) によるものであり、具体的には風および温度の分光測定データ (WATS) とファブリーペロ干渉計測定データ (FPI) である。低高度に関するデータの中心は地上設置の非干渉性散乱レーダー、FPI、隕石観測のデータである。

推奨標準モデルである HWM-93 (水平風モデル、1993 年、RD7.3 に基づく) と GRAM-88 (全地球標準大気モデル、1988 年、RD7.6)、あるいは MAH-96 (高大気圏モデル、1996 年、RD7.7) を含む既存の風モデルは、主にその用途が水平運動における経線成分 V_x (北方向がプラス) と緯線成分 V_y (東方向がプラス) との予測に限定されている。垂直方向 V_z における平均風速は通常 1cm/s 未満であり、ほとんどの用途で無視することが可能である。

水平風のほとんどは、コリオリの加速度の影響下で局所圧力勾配により発生した流れに起因する。こうした地衡風は次式により求めることができる。

$$V_x = \frac{1}{2\rho\omega_e \sin \phi} \frac{\partial p}{\partial x} \quad (7.14)$$

$$V_y = \frac{1}{2\rho\omega_e \sin \phi} \frac{\partial p}{\partial y} \quad (7.15)$$

ここで

p は局所圧力、単位 N/m²

V_x は北向きに吹く風の経線成分、単位 m/s

V_y は東向きに吹く風の緯線成分、単位 m/s

ρ は局所空気密度、単位 kg/m³

ω_e は 7.292×10^{-5} ラジアン/s、地球の自転速度

ϕ は測地緯度、° (度)

赤道領域 (すなわち $\phi \in [-15^\circ, +15^\circ]$) では以上の仮定は無効であるため、その場合には $\phi = \pm 15^\circ$ 間について線形補間を行わなければならない。GRAM-88 は地衡風という概念を、高度 0~20km と高度 90km 超との範囲に適用している。MAH-96 は、その基礎となっている MSISE-90 の圧力勾配に基づき、地衡風を 0~120km という高度範囲全体に適用している。

HWM-93 は、大気モデル MSISE-90 と密接な関係があり、また確率論的な風モデル MAH-90 にも適合し得ることから、等質圏および異質圏の高度における決定論的水平風モデルとして採用されている。高度 120km 以下の小規模な摂動事象を分析する場合については、MSISE-90

を基礎とするモデル MAH-96 (RD7. 7) を推奨する。

HWM-93 は高度 0~2000km について、ベクトルの球面調和関数展開を利用した経験的水平風モデルを利用している。モデル HWM-93 は大気モデル MSISE-90 と構造が類似しており、パラメータも同一であり、地表レベルから外気圏高度まで無制限の適用性を有している点も同じである。地衡風の寄与は、HWM-93 では調和関数展開に組み込まれている。水平風の方角と大きさは、熱圏高度では一日単位で、等質圏では半日単位で変化することがわかっている。そして(モデルに含まれているものの)太陽活動指数の効果は小さい。支配的であるのは、(半日)一日単位の変化とはまた別に、主に季節的緯度的な効果であり、その大きさを決定しているは主に地磁気活動である。 A_p の効果は磁極周囲に集中していることと、関連するダイナミクスが完全には予測できないものであることから、風モデルは中緯度から低緯度で最も信頼性が高い傾向がある。HWM-93 が提示する風の方角と速度は、MSISE-90 に基づく圧力分布に密接に相関している。したがって最高速が生じるのは夜明けと薄暮の領域であり、それも特に夜半球に向けて極を横切る風向である。この場合、熱圏高度の中間付近(およそ 300km)で風速は 1km/s にまで達する場合がある。平均的な活動条件での、HWM-93 における高度 400km での風の日変化と季節的緯度的変化とのパターンを、図 7-8(a) および図 7-8(b) に示す。

7.9 地球大気における空気力学

軌道運動中や大気内を降下中の宇宙機に作用する空気力学的摂動は、空気力学的な力の抗力成分(D)と揚力成分(L)によって表すことができる。

$$\alpha_D = \frac{1}{2} \rho \frac{A}{m} V^2 c_D \quad (7.16)$$

$$\alpha_L = \frac{1}{2} \rho \frac{A}{m} V^2 c_L \quad (7.17)$$

ここで

α_D は自由流速度と平行な空力抗力、単位 m/s^2

α_L は自由流速度に対し垂直な空力揚力、単位 m/s^2

c_D は抗力係数、無次元

c_L は揚力係数、無次元

V は自由流の空力的速度、単位 m/s

ρ は局所空気密度、単位 kg/m^3

A は空力的な標準断面積、単位 m^2

m は宇宙機の質量、単位 kg

抗力による減速にはエネルギー散逸特性があるため、高度 120km 未満における自然の軌道運動は地球大気内では継続できない。

抗力係数と揚力係数との値は宇宙機の形状、寸法、および流れ条件によって変化する。流れ条件は無次元のマッハ数 M_a 、レイノルズ数 R_e 、クヌーセン数 K_n でその特性を表すことが

できる。

$$M_a = \frac{V}{a} \quad (7.18)$$

$$Re = \frac{\rho V d}{\mu} \quad (7.19)$$

$$Kn = \frac{L}{d} \quad (7.20)$$

ここで

a は音速、単位 m/s

d は宇宙機の特性寸法、単位 m

μ は動的粘度、単位 $\text{kg s}^{-1} \text{m}^{-1}$

L は分子の平均自由行程、単位 m

C_D と C_L の算出にどの空力理論を用いるのが適切かは、マッハ数とレイノルズ数で特定する流れ領域によって異なる。流れ領域は大きく 3 つに分けることができる。

$M_a/Re > 3$ 自由な分子の流れ

$M_a/Re < 3$ $M_a/Re > 0.01$ 遷移流

$M_a/Re < 0.01$ 連続流

自由分子流の領域内では、内部を通過する物体によって派生した流れがその物体によって妨げられることはない。こうした流れを無衝突流とも言う。モーメントの交換を支配しているのは気体表面の相互作用メカニズムである。この領域については、特に単純な凸状の物体形状については閉じた形の分析的解が存在している。そうである。エンジニアリングに関する単純な分析においては、 $c_D=2.2$ 、 $c_L=0.0$ という値で適切な場合も多い(断面 A を、流れに対し垂直な物体投影面であると仮定する)。

遷移流領域は十分には解明されておらず、自由分子流から分子間衝突流までの条件に適用し得る閉じた形の解法は存在していない。数値的 DSMC(直接シミュレーションモンテカルロ)法により遷移流条件を詳しくシミュレートすることが可能であるが、膨大な計算が必要となる。そこでエンジニアリングに関するほとんどの用途ではブリッジ法を用いて、(遷移流高度上方の)自由分子流領域と(遷移流高度下方の)連続流領域とについての容易に得られる結果を結合している。

$$\frac{(c_D - c_{D,e})}{(c_{D,f} - c_{D,e})} = f_D(K_n) \quad (7.21)$$

$$\frac{(c_L - c_{L,e})}{(c_{L,f} - c_{L,e})} = f_L(K_n) \quad (7.22)$$

ここで

()_cは連続流についての結果

()_fは自由分子流についての結果

$f_{D,L}$ は抗力係数と揚力係数とに関するブリッジ関数、無次元

連続流領域は再突入宇宙機の空力特性を支配している。そして連続流領域はさらに次のように分けることができる。

$M_a \leq 0.3$ 非圧縮性流れ

$0.3 < M_a < 1.0$ 圧縮性流れ

$0.8 < M_a < 1.2$ 遷音速流

$M_a > 1.0$ 超音速流

$M_a > 5.0$ 極超音速流

最も一般的な場合、連続流領域における宇宙機の空力的挙動を明らかにするには、ナビエ-ストークス方程式の完全な解を用いなければならない。ただしエンジニアリングに関する単純な用途の場合、制約のあるニュートン力学的解を適用することも可能である(圧力のみを仮定し、宇宙機に作用する剪断応力は仮定しない)。その場合、単純な凸状物体であれば、物体形状および衝突角度によって変化する分析式を導出することが可能である。球体の場合、連続流の抗力係数は $c_D=1.0$ となる。

7.10 原子状酸素

原子状酸素は、高度 150～700km 程度の低軌道に多量に存在しており、酸化されやすい金属（銀等）や多くの高分子材料に対し、その特性を大きく劣化させる環境因子である。原子状酸素は、低軌道環境に残存している酸素分子が、紫外線照射によって解離し、活性な原子として存在しているものであり、約 8km/s で移動している宇宙機には、その相対的な衝突エネルギーも加味された反応が起こることとなる。

原子状酸素は、スペースシャトルの運用が始まって、回収される材料の劣化や、いわゆるシャトルグロー（1983 年に報告）によって、その存在や影響が注目されたため、放射線や紫外線等による材料劣化と比べ研究の歴史が浅く、また材料に与える影響が大きいことから、低軌道環境を利用するミッションにおいて、最も注目される環境因子となっている。

原子状酸素の密度は、7.5 項や図 7-4、図 7-5 で示されるとおり、太陽活動期と連動し、時期によって変化する。また、高度が低いほど原子状酸素の密度は高くなり、太陽活動が標準状態では、高度が 150km 高くなると原子状酸素の密度が約 1 桁小さくなっている（図 7-4）。

なお、現在 JAXA では、国際宇宙ステーションを利用した材料曝露実験において、原子状酸素モニタを搭載し、地上回収後の分析によって軌道上照射量を解析している。これらのモニタには、ポリイミド系のベスペルディスクの質量減少や、カーボンフィルムの肉厚減少に応じた電気抵抗の変化を利用している（RD7.8）。

7.11 図

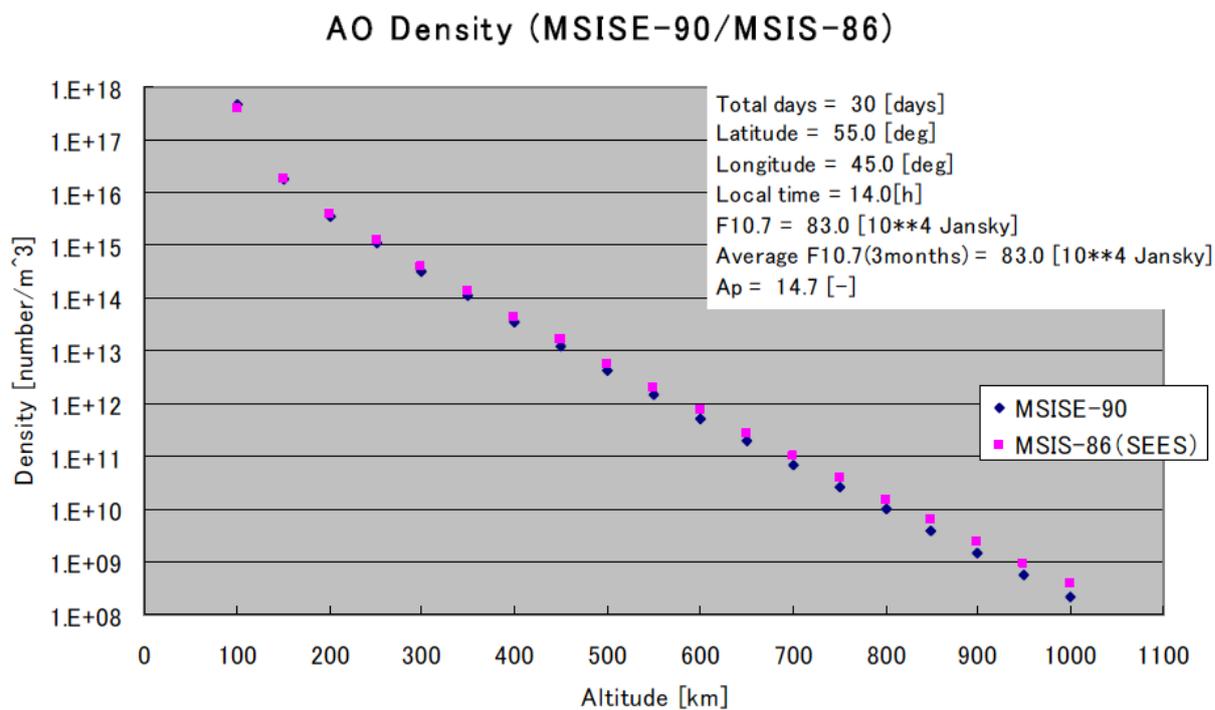


図 7-1 MSIS-86 及び MSISE-90 による原子状酸素密度 (高度別解析) の比較

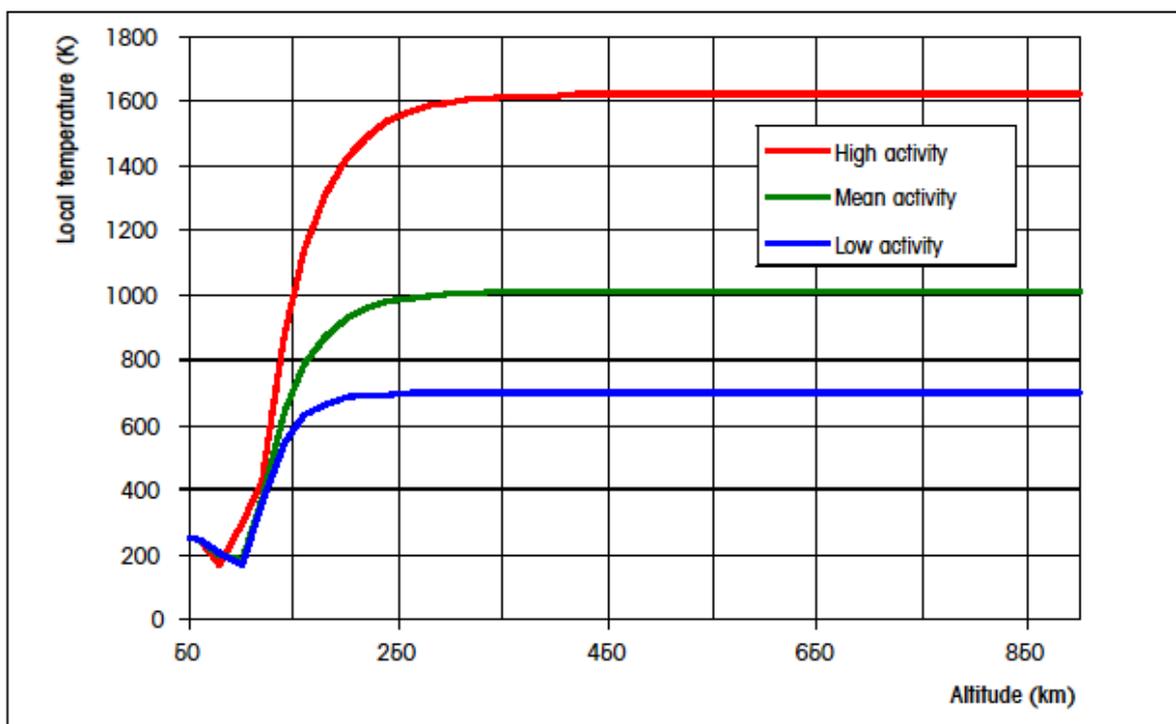


図 7-2 MSISE-90 での高度にともなう平均温度の変化、活動レベルが低い場合、平均的な場合、高い場合

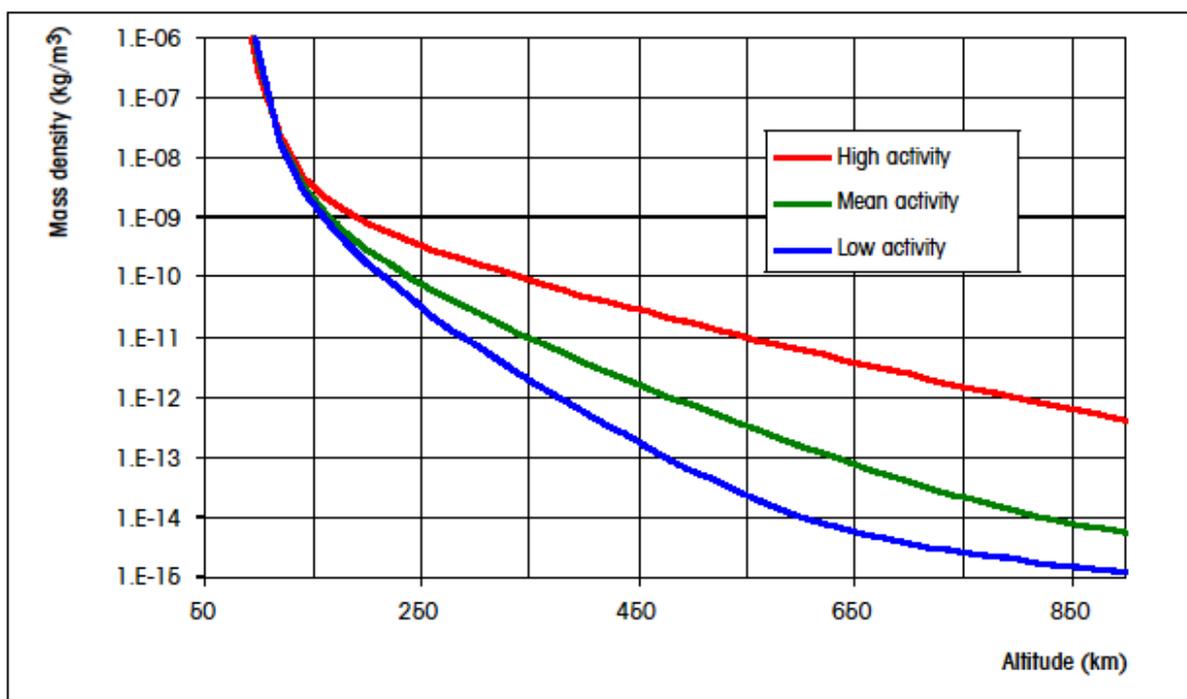


図 7-3 MSISE-90 での高度にともなう平均空気密度の変化、活動レベルが低い場合、平均的な場合、高い場合

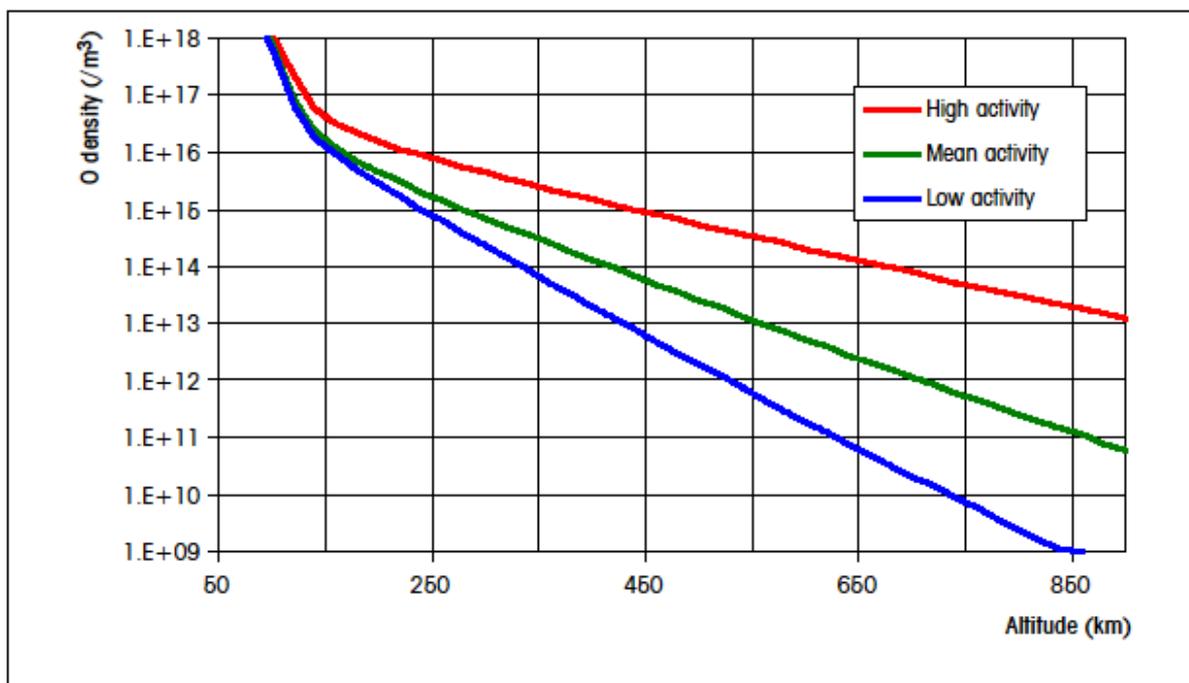


図 7-4 MSISE-90 での高度にともなう平均原子状酸素密度の変化、活動レベルが低い場合、平均的な場合、高い場合

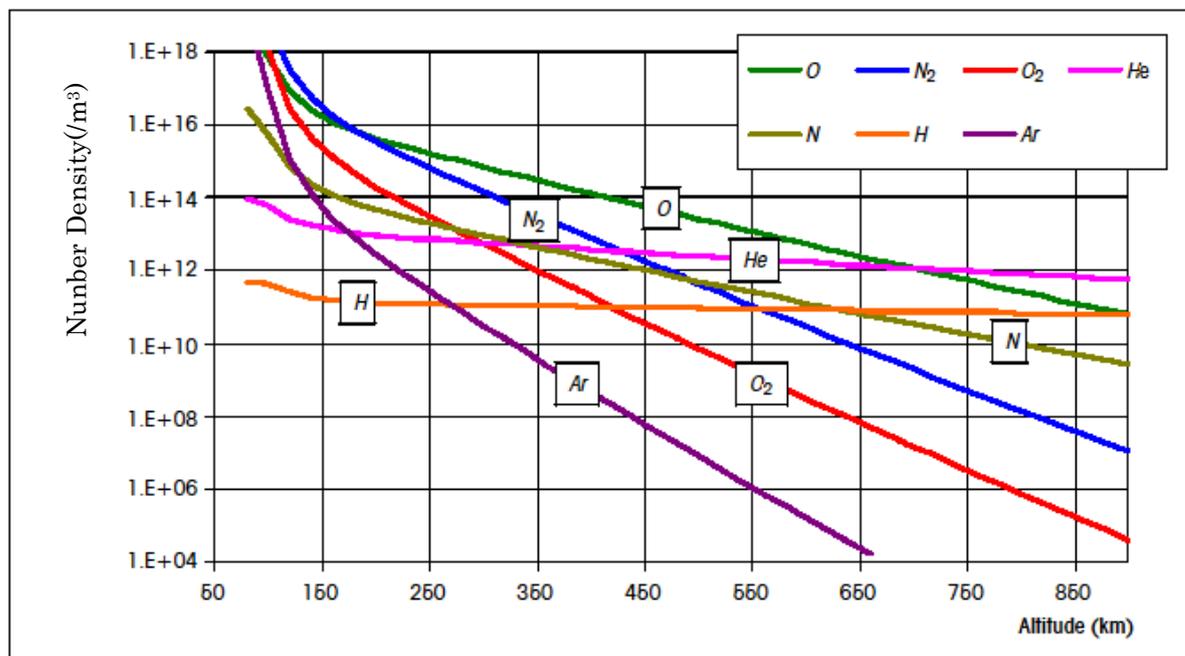
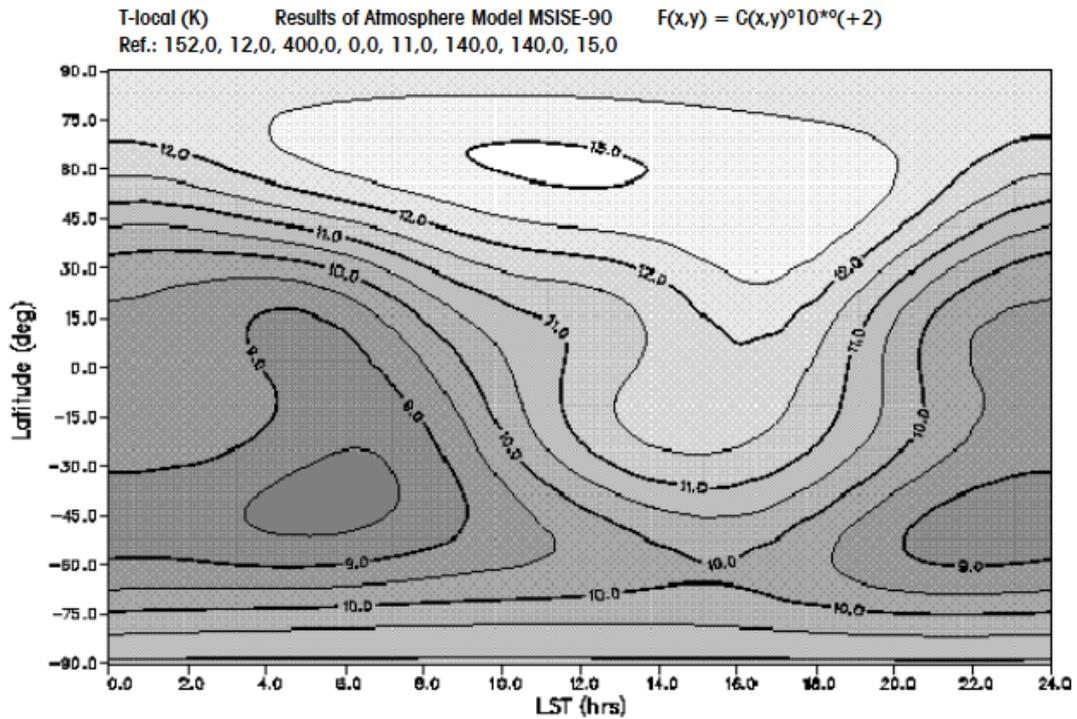
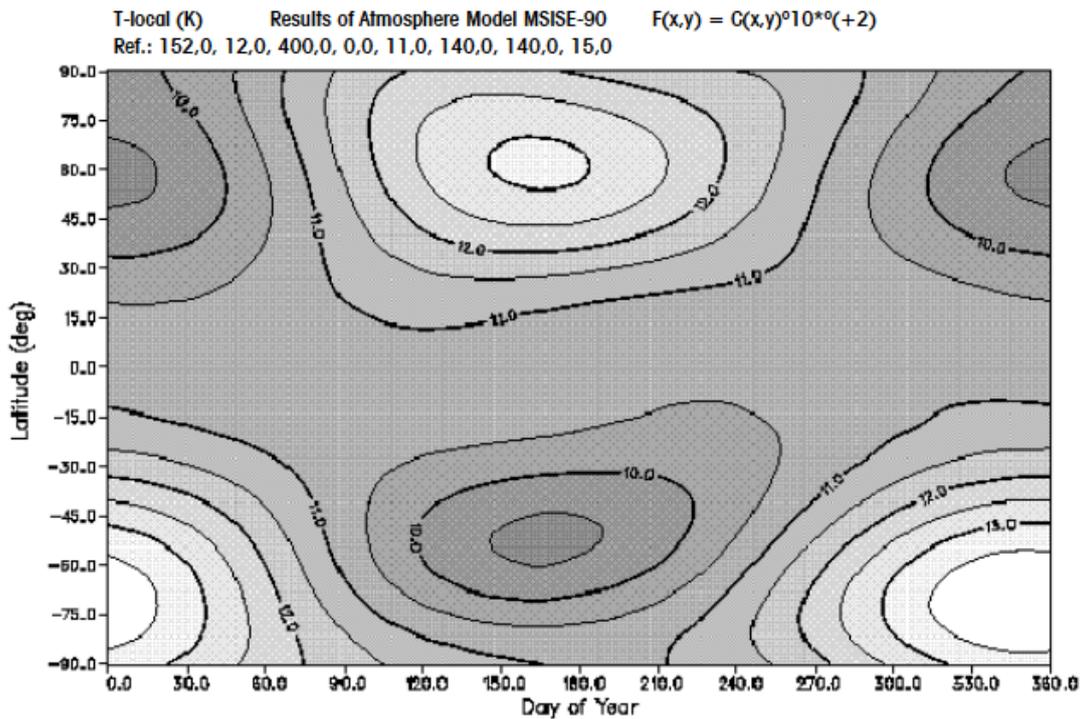


図 7-5 MSISE-90 での高度にともなう気体成分 N_2 , O , O_2 , He , Ar , H , N の平均濃度の変化、活動レベルが平均的な場合

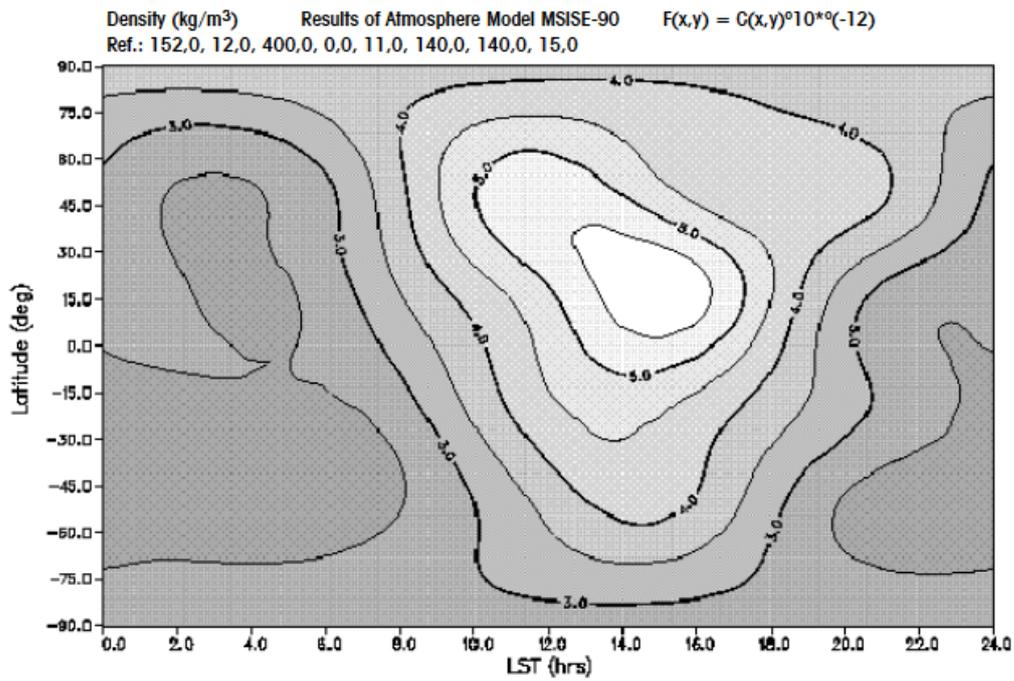


(a) Diurnal variation $T(\phi, t_{ls})$ near summer solstice ($t_d = 152$ d) for mean atmospheric conditions. The level lines indicate temperatures T in units of 100 K.

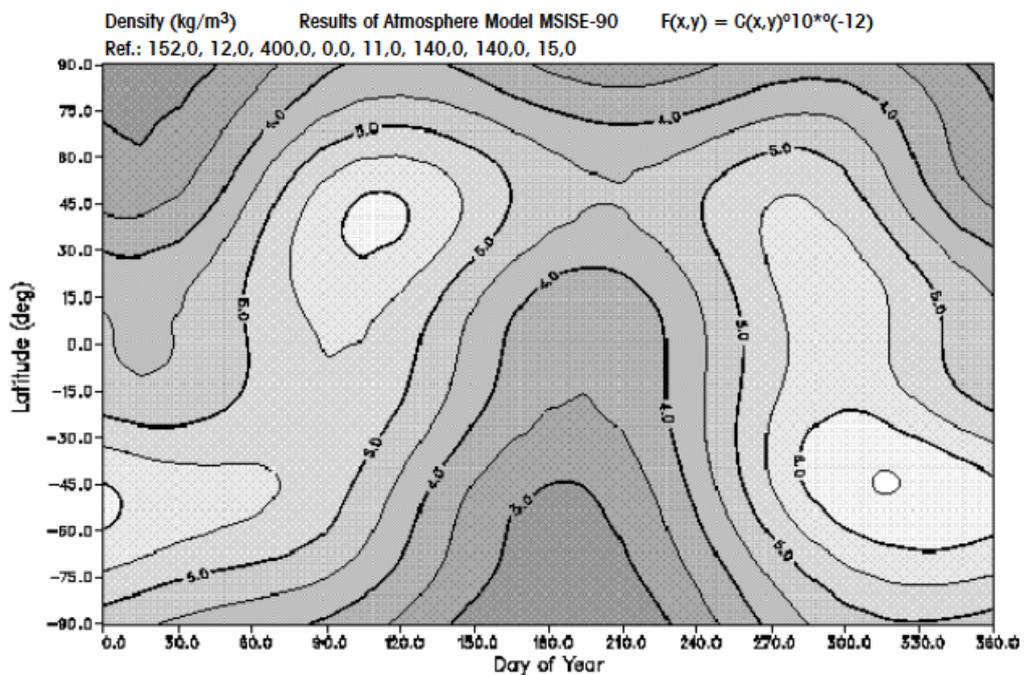


(b) Seasonal-latitudinal variation $T(\phi, t_{ls})$ near noon ($t_{ls} = 11$ h) for mean atmospheric conditions. The level lines indicate temperatures T in units of 100 K.

図 7-6 MSISE-90 での高度 $h=400$ km における局所温度の一日の変化 (夏至付近) (a) と季節的緯度的変化 (正午付近) (b) 等高線は温度 ($\times 100$ K) を示す。

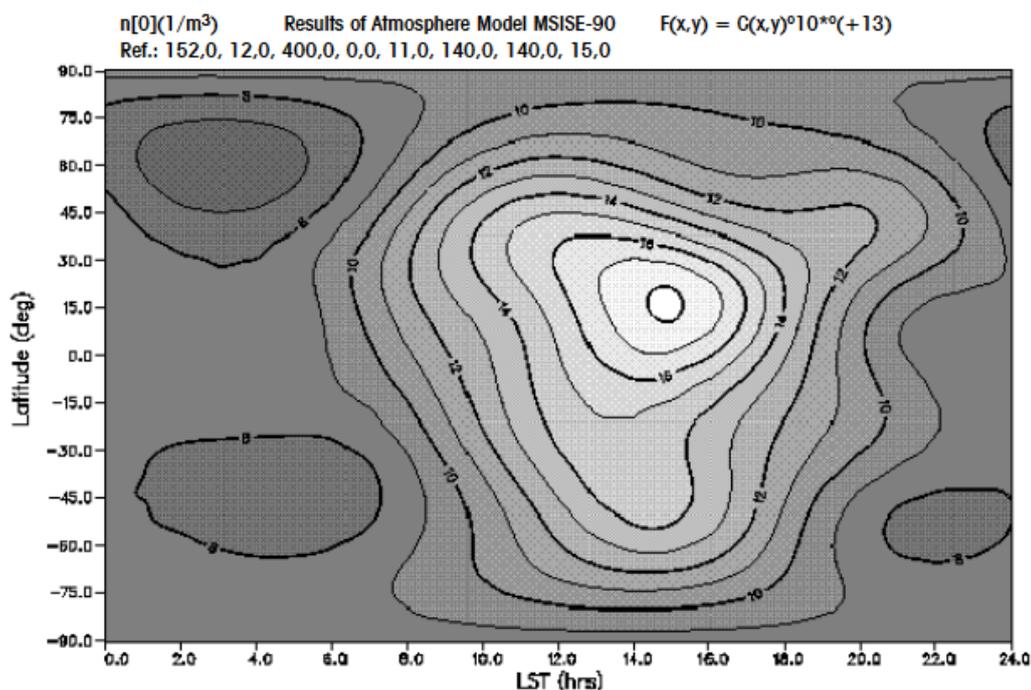


(a) Diurnal variation $\rho(\phi, t_{ls})$ at altitude $h = 400$ km near summer solstice ($t_d = 152$ d) for mean atmospheric conditions. The level lines indicate air densities in units of 10^{-12} kg/m³.

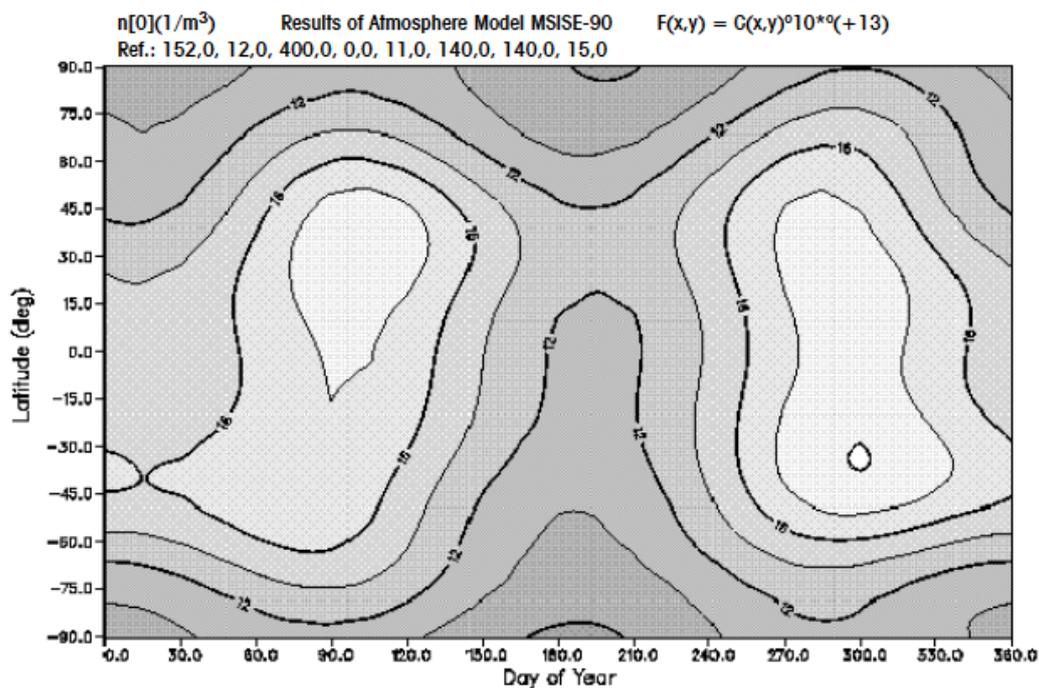


(b) Seasonal-latitudinal variation $\rho(\phi, t_d)$ at altitude $h = 400$ km near noon ($t_{ls} = 11$ h) for mean atmospheric conditions. The level lines indicate air densities in units of 10^{-12} kg/m³.

図 7-7 MSISE-90 での高度 $h=400$ km における空気密度の日変化(a)と季節的緯度的変化(b)、平均的な大気条件

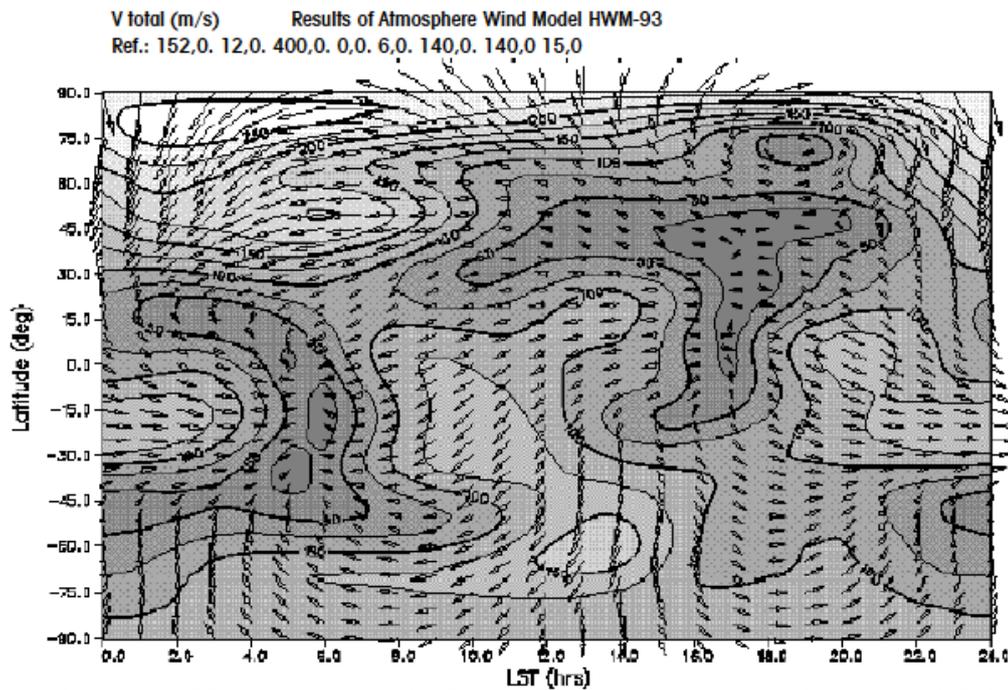


(a) Diurnal variation $n_O(\phi, t_{ls})$ at altitude $h = 400$ km near summer solstice ($t_d = 152$ d) for mean atmospheric conditions. The level lines indicate atomic oxygen concentrations n_O in units of $10^{+13} 1/m^3$.

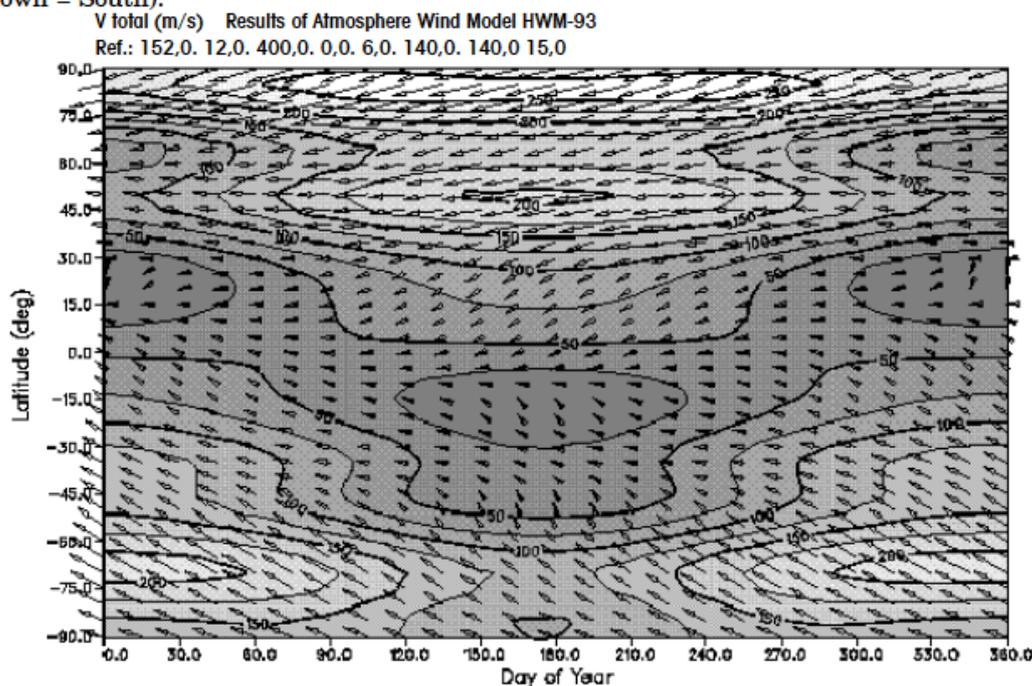


(b) Seasonal latitudinal variation $n_O(\phi, t_d)$ at altitude $h = 400$ km near noon ($t_{ls} = 11$ h) for mean atmospheric conditions. The level lines indicate atomic oxygen concentrations n_O in units of $10^{+13} 1/m^3$.

図 7-8 MSISE-90 での高度 $h=400$ km における原子状酸素濃度の日変化(a)と季節的緯度的変化(b)、平均的な大気条件



(a) Diurnal variation $V_{wind}(\phi, t_{ls})$ at altitude $h = 400$ km near summer solstice ($t_d = 152$ d) for mean atmospheric conditions ($F_{10,7} = (F_{10,7})_{avg} = 140$, $A_p = 15$, $t_{ut} = 12$ h). The level lines indicate horizontal wind magnitudes in m/s. They connect the footpoints of wind vectors of the same length. Wind directions are indicated by the orientation of the wind vectors (left = West, right = East, up = North, down = South).



(b) Seasonal-latitude variation $V_{wind}(\phi, t_d)$ at altitude $h = 400$ km near dawn ($t_{ls} = 6$ h) for mean atmospheric conditions ($F_{10,7} = (F_{10,7})_{avg} = 140$, $A_p = 15$, $t_{ut} = 12$ h). The level lines indicate horizontal wind magnitudes in m/s. They connect the footpoints of wind vectors of the same length. Wind directions are indicated by the orientation of the wind vectors (left = West, right = East, up = North, down = South).

図 7-9 HWM-93 での高度 $h=400$ km における風の強さと方向との日変化(a)と季節的緯度的変化(b)、平均的な大気条件

7.12 リファレンス

- RD7.1 Hedin A. E., "Extension of the MSIS Thermosphere Model into the Middle and Lower Atmosphere" J. Geophys. Res., Vol. 96, No. A2, pp. 1159--1172, Feb. 1, 1991.
- RD7.2 Hedin A. E., "MSIS-86 Thermospheric Model" J. Geophys. Res., Vol. 92, No. A5, pp 4649 4662, May 1, 1987.
- RD7.3 Hedin A. E. et al., "Revised Global Model of Thermosphere Winds Using Satellite and Ground-based Observations", J. Geophys. Res., Vol. 96, No. A5, pp 7657--7688, May 1, 1991.
- RD7.4 Anon., "U. S. Standard Atmosphere, 1976", U.S. Government Printing Office, Washington/DC, 1976.
- RD7.5 Barnett J. and M. Corney, "Middle Atmosphere Reference Model Derived from Satellite Data Handbook MAP 16", Eds. K. Labitzke, J. Barnett, and B. Edwards, pp. 47 85, Sci. Comm. for Sol.--Terr. Phys. Secr., Univ. of Illinois/Urbana, 1985.
- RD7.6 Justus C. G., F.N. Alyea, D.M. Cunnold, R.S. Blocker and D.L. Johnson, "GRAM 88, Improvements to the Perturbation Simulation of the Global Reference Atmospheric Model", NASA MSFC memorandum ES--44--11--9--88.
- RD7.7 Didier C. and A. Maillard, "High Atmosphere Model" Final Report of ESA contract no. RFP/3 8126/F/FB, June 1996.
- RD7.8 Yugo Kimoto, Keiichi Yano, Junichiro Ishizawa, Eiji Miyazaki, and Ichiro Yamagata, "Passive Measurement Of Atomic Oxygen, Uv Fluence, And Radiation Effect On The Iss Using The Seed Experiment", Proceedings of 10th International Symposium on Materials in a Space Environment (ISMSE).

8. プラズマ

8.1 はじめに

プラズマとは一部または全部がイオン化した気体であって、その粒子が電磁界に対し集団反応を示すものをいう。この集団反応を引き起こすのは荷電粒子間の静電的なクーロン力である。この力により、デバイの遮蔽距離に相当する距離内で電界を打ち消すように再配置が行なわれる。

$$\lambda = \left(\frac{\epsilon_0 k T_e}{n e^2} \right)^{1/2}$$

ここで

λ はデバイの遮蔽距離、単位 m

T_e は電子温度、単位 K

e は電子電荷、単位 C

n は密度、単位 m^{-3}

k はボルツマン定数

ϵ_0 は自由空間の誘電率

λ を超える空間スケールでは、プラズマは電氣的に中性として扱うことが出来る。

地球軌道上の宇宙機は、以下のプラズマ領域を体験する可能性がある。

- 電離圏。大気圏最上部にある低温のプラズマ領域。
- 磁気圏。電離圏より上の部分で、地磁気が支配的な領域、境界は磁気圏界面。磁気圏は、低温の低高度領域すなわちプラズマ圏と高温の高高度領域とに分けるのが便利である。
- 磁気圏周囲の太陽風。太陽を起源とするプラズマの高速流であり、惑星間宇宙を突き抜けて流れている。

磁気圏内でプラズマは磁力線方向にも反平行方向にも自由に流れるが、それを横切る場合には新たな力が働く。したがって2機の宇宙機がはるか遠く隔たっていても、同一の磁力線上に存在してさえいれば、同様のプラズマを観測する可能性が高い。つまり両機は同一のLシェルならびに磁気地方時を共有している。

宇宙プラズマによる宇宙機に関するエンジニアリング上の主要な関心事を表 8-1 に示す(詳しくは付録 E を参照)。

表 8-1 宇宙プラズマに起因する工学的な懸念事項

観測手段	問題
高高度	表面帯電—致命的な放電
低高度における高圧	電圧の漏洩、放電、宇宙機帯電、スパッタリング
低高度大型宇宙機	ウェーク領域の生成
極軌道宇宙機	表面帯電、スパッタリングと放電
全ての宇宙機	宇宙機—地上通信に低周波数使用時の電離圏の影響、 高周波使用時の信号の擾乱
レーダー／航法	電離圏伝搬遅延
電気推進	発生プラズマと自然のプラズマ、宇宙機間の相互作用
科学衛星	プラズマ観測に宇宙機帯電や光電子が与える影響 検出器へのプラズマの流入

8.2 電離圏

8.2.1 概要

電離圏は大気最上部における電離の結果生じたプラズマから成り、主に太陽光線による大気中原子の解離によって発生する。その環境に関する適切な概要は、NASA TM-4527 (RD8. 1) のページ 4-3 に見出すことができる。本書ではそれより簡略に電離圏の特性を記述する。

電離圏は一般に低高度の D 層、E 層、F1 層と高高度の F2 層とに分かれている。低高度の各層は、主として日中にその存在が重要とされる。F2 層は永久的であり、各層の中で最も高密度で、そのピークは高度約 300km 付近にある。イオン組成は層それぞれで異なるが、宇宙関連のほとんどの用途では、電子密度が最も重要なパラメータである。F2 層ピーク高度の直上部から、密度は高度にともなってほぼ指数的に低下する。中間高度から低高度においては、磁場がプラズマを閉じ込めてプラズマ圏を形成するため、密度は高度が上がるにつれて、ゆるやかに低下する。

緯度 60～70° のオーロラ領域では電離圏密度が不規則になり、その規模は垂直方向で数 m から数 km、水平方向で数 m から数百 km である。その原因は、高エネルギーの降下電子や磁気圏電場による加熱やプラズマのドリフトにある。高エネルギー電子は数 10keV のエネルギーをもっており、外側の磁気圏から磁力線に沿って電離圏に運動してくる。またこの領域のプラズマ密度は、磁気活動が活発な時期には急激に、最大 100 倍近く上昇する場合がある。

緯度約 70° 以上の極冠域では密度の変化はさほど激しくないが、地球の傾きのために夏と冬の非対称が顕著である。この領域では電場によって激しいドリフト運動が発生する。このドリフトと「ポーラーレイン」が冬期における密度を維持している。ポーラーレインとは太陽風からの弱い電子フラックスであり、100eV 程度のエネルギーを持っている。ただしドリフトとポーラーレインのどちらのプロセスも微弱になった場合には、この領域でも電離圏密度が非常に低くなる場合がある。

8.2.2 影響

電離圏のプラズマ密度が高くなると、臨界周波数より低い周波数で電波の反射が生じるほか、屈折その他の効果が発生する。そのため電離圏は宇宙機と地上の通信に対してバリアの役割を果たし、宇宙機レーダーの高度測定、宇宙機航法システム、宇宙機の無線追跡を困難なものにする。

電離圏で軌道上の宇宙機がイオン速度よりも速い速度で航行すると、宇宙機直近のウェークにプラズマ密度の低い空間を作り出す。高エネルギー電子が存在するオーロラ帯では、そうした場合にウェーク方向で表面帯電が発生する可能性がある。

高電位表面では、豊富な低温イオンおよび電子が電流を流れやすくする。これはイオンと電子がそれぞれマイナス領域とプラス領域に引き寄せられるためである。これがソーラーアレイなどの高電圧システムでは電流ドレインとして作用するため、それ以外の場合には露出していてかまわない表面も被覆すること。また電子はイオンに比べて移動度が高いため、ソーラーアレイは空間電位に近いプラス側に浮遊する傾向がある。マイナス側を宇宙機アースに選ぶ場合、宇宙機の船体が空間に対して著しくマイナスになることが考えられる。

8.2.3 モデル

電離圏パラメータを使って行うような研究には、国際標準電離圏（IRI，最新は2001年版）(RD8.2)が用いられる。ただし、このモデルがリアルタイムの計算には適していないことを忘れてはならない。IRIは電離圏のプラズマパラメータを緯度90°までについて計算する。そして高度60～2000kmの範囲について、磁気活動が静穏な状態における月平均のプラズマ密度、組成、温度を出力する。このモデルに関する詳細な説明はRD8.2にあり、モデル自体はインターネットを介してNSSDCから入手可能である。詳細は付録Eを参照。

IRIにはそれぞれ用途の異なる複数のオプションが用意されている。そしてコードを実行すると、推奨される候補が表示されるようになっている。静穏状態におけるモデルの誤差は、F2層ピーク高度以下では2～4倍である。F2層ピーク高度以上では誤差が10倍近くに達する場合がある(RD8.1)。

オーロラ帯の降下電子を扱う場合には、モデルUSAF MIL-STD-1809(RD8.3)が利用される。ただしRD8.3には誤植の問題があり、適切に印刷されていない。ディフューズオーロラについては次のとおりである。

- 強度分布
 - 3°で半値全幅のガウス分布
- エネルギー分布

ガウス分布、すなわち

$$Flux(E) = \left[\frac{Q}{2(E_m)^3} \right] E \exp\left(-\frac{E}{E_m}\right)$$

ここで

$Flux(E)$ の単位は $\text{cm}^{-2} \text{s}^{-1} \text{keV}^{-1}$

E はエネルギー、単位 keV

E_m は特性エネルギー、単位 keV

Q は積分エネルギーフラックス、単位 $\text{ergs cm}^{-2} \text{s}^{-1}$

表 8-2 USAF 拡散オーロラモデルのパラメータ

	Minimum	Typical	Nominal	Maximum
Q	0,25	1,0	3,0	12,0
E_m	0,40	1,15	3,0	9,0

ディスクリートオーロラについては、モデル USAF MIL-STD-1809 (RD8. 3) が使用される。

- 強度分布
0.1° で半値全幅のガウス分布
- エネルギー分布
ガウス分布
- $Flux(E)$ は上記の拡散オーロラの場合の 10 倍

8.2.4 典型的状態と最悪状態のパラメータ

表 8-3 及びそれを基に図示した図 8-1 及び図 8-2 は IRI2001 (2001 年版) で算出した電子密度の高度分布であり、計算条件は経度緯度 0°、2001 年 1 月 1 日、地方時は 0 時と 12 時、その他デフォルト・オプションを利用した。

表 8-3 IRI2001 で算出した電離圏電子密度の分布 (RD8. 2)

Height (km)	Midnight electron density (cm^{-3})	Noon electron density (cm^{-3})
100	3053	162770
200	19445	230047
300	801412	526628
400	1109702	1479270
500	579674	1426359
600	288730	644880
700	182309	330812
800	141948	230475
900	125329	195368
1000	118119	182124

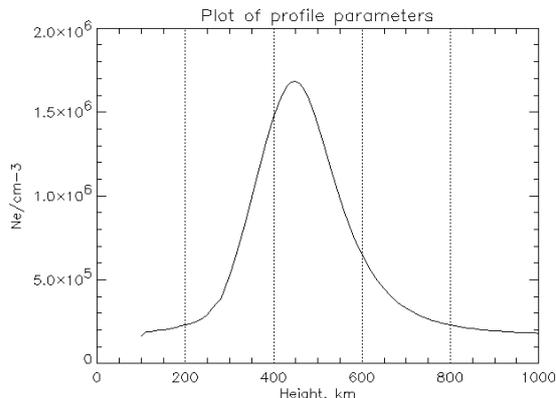


図 8-1. I R I 2001 で算出した電離圏電子密度分布（地方時 12 時）

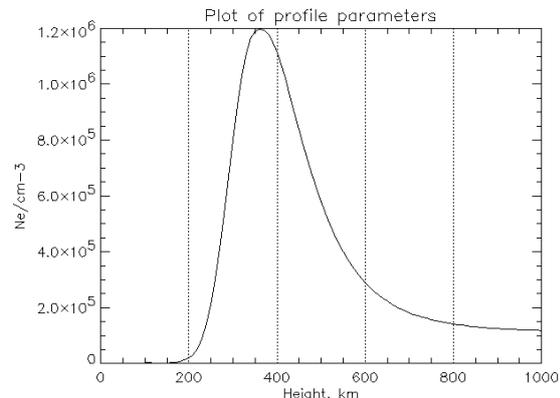


図 8-2. IRI2001 で算出した電離圏電子密度分布（地方時 00 時）

オーロラの帯電を推定する場合には、以下の最悪状態の電子分布関数を利用する。（この関数は RD8.3 から引用したものであり、もともとは RD8.4 の研究に基づいている。ただし残念ながら RD8.3 ではこの部分に誤植がある）

$E \leq 17.44 \text{ keV}$ の場合

$$f(E) = 3,9 \times 10^{-30}$$

$E > 17.44 \text{ keV}$ の場合

$$f(E) = \frac{[N_0(m_e)^{3/2} \exp\{-(E - E_0)/kT_0\}]}{(2\pi kT_0)^{3/2}}$$

ここで

$f(E)$ は分布関数、単位 $\text{sec}^3 \text{ cm}^{-6}$

N_0 は密度、 1.13 cm^{-3}

kT_0 は「温度」、 3.96 keV

E_0 は 17.44 keV

m_e は電子質量

オーロラの帯電を推定する場合、著しく低密度のイオン群を表すには 125 cm^{-3} という熱イオン密度を用いて良い。この値は、RD8.5 に述べられているように DMSP 衛星が観測した激しい帯電状態に基づいている。激しい帯電イベントの際に電離圏の熱イオン密度を測定すると、誤差が生じやすい。これは帯電した宇宙機がイオン軌道を変化させるためであり、こうした測定ではある程度の不確定性はやむを得ない。

宇宙機の表面電位を POLAR (RD8.6) の帯電コード、または低地球軌道環境に適用可能な同等のコード、もしくは計算を用いて予測する場合には、上記の最悪状態の環境を利用して良い。POLAR の入力にはマックスウェル分布、ベキ法則分布、ガウス分布を用いることができる。

8.3 プラズマ圏

8.3.1 概要

プラズマ圏とは、電離圏で発生したプラズマが地磁気により捕捉されてできた低温高密度のプラズマ領域である。

磁気圏に存在する2種類の電場、すなわち共回転電場と磁気圏尾部電場によって、磁力線に沿ってらせん状に上下している粒子は、磁場に対し垂直なドリフトを引き起こす。L シェルの値が小さい場合には、共回転電場が支配的となり、ドリフト軌道は閉じた経路となる。そのために電離圏を脱出してきたイオンが蓄積し、高密度のプラズマ圏を形成するのである。一方、L シェルの値が大きくなると、磁気圏尾部電場が支配的となり、ドリフト軌道によって粒子は太陽方向つまり磁気圏界面に運ばれ、そこで磁気圏を離脱する。ドリフト軌道の閉じた経路と開いた経路との境界は非常に変化が激しく、プラズマ圏の外側領域は数日周期でつねに消滅と再生を繰り返している。一般には、プラズマ圏の外縁であるプラズマ圏界面はL シェルが3~6の位置に存在し、磁気地方時が夕方の領域にバルジを形成する。

8.3.2 効果

プラズマ圏には高密度のプラズマが存在しているため、電波の伝播効果をもたらし、高高度にある宇宙機による地上対宇宙の通信に影響を及ぼす。ただしプラズマ圏の密度は電離圏密度よりはるかに低いものであり、その効果は大きいものではない。

プラズマ圏のイオンは宇宙機の帯電にわずかながら関係している。これは強いマイナス電位がイオンを誘引し、中性化するためである。ただし実際上では、危険性を持つような表面帯電はプラズマ圏では発生しないと言っても良い。

8.3.3 モデル

プラズマ圏は非常に変化が激しいことと、現在はまだエンジニアリングについての主要な関心対象となっていないことから、この領域については標準モデルの定義は不要であると考えてきた。ただし典型的なプラズマ圏パラメータを用いる研究に何らかのモデルが必要な場合には、Carpenter および Anderson の経験的モデル(RD8.7)を推奨する。このモデルは総合的であり、太陽活動周期内の変動や年変化または半年変化を記述する項も含んでいる。密度は以下のように記述される。

$$\log(n_e) = (-0,34145L + 3,9043) + \left[0,15 \left(\cos\left(\frac{2\pi(d+9)}{365}\right) - 0,5 \cos\left(\frac{4\pi(d+9)}{365}\right) \right) + 0,00127\bar{R} - 0,0635 \right] \times \exp\left(-\frac{(L-2)}{1,5}\right)$$

ここで

n_e は電子密度、単位 cm^{-3}

d は通算日

\bar{R} は 13 ヶ月平均の黒点数、第 d 日を中心とする

帯電の確率を推定する場合などでは、プラズマ圏密度よりプラズマ圏界面の位置の方が重要である。Carpenter および Anderson のモデルはプラズマ圏界面の内縁を次式で表している。

$$L_{ppi} = 5,6 - 0,46 K_{pmax}$$

ここで、 L_{ppi} は内側プラズマ圏界面境界（単位は地球半径）である。

K_{pmax} は先行する 24 時間における K_p 最大値。ただし MLT 区間 06~09、09~12、12~15 については、直前の 1 個、2 個、3 個の K_p 値は無視する。

8.3.4 典型的パラメータ

プラズマ圏全体における典型的なイオンと電子の温度はそれぞれおおよそ 1eV と 0.5eV である。したがって電子温度は、危険な帯電効果を生み出すにははるかに及ばない低さである。

表 8-4 Carpenter と Anderson (RD8.7) のモデルにおける電子密度と L シェルの対比、季節と太陽周期による効果は無視している。

L-Shell (Earth-radii)	Electron density (cm^{-3})
2,5	1312
3,0	913
3,5	636
4,0	442
4,5	308
5,0	214

8.4 外部磁気圏

8.4.1 概要

プラズマ圏界面から磁気圏界面までの磁気圏プラズマ環境の特徴は高温と低密度である。この領域のプラズマは基本的に太陽風を起源としている。プラズマは主に磁気圏尾部から侵入し、磁気圏尾部電場の影響を受けて太陽方向にドリフトし、近地球領域に到達する。プラズマの一部は、太陽風と地磁気とが磁力線再結合と呼ばれるプロセスで融合する場合には昼側にも侵入する。プラズマが尾部から太陽方向に移動する際、プラズマは断熱的に加熱される。これは、プラズマがより磁界強度の強い領域かつ短い磁力線に向かって、移動するためである。また尾部で突然に磁力線再結合が発生した場合には、太陽の磁気エネルギーがプラズマに移動し、プラズマが近地球領域まで注入される場合もある。こうした活動が盛んな期間をサブストームと呼び、サブストームは地上から磁場擾乱として検出することができる。つまり高温プラズマと高い K_p 指数および AE (オーロラ電子流) 指数とは密接に結びついている。MLT の真夜中方向に輸送されたプラズマは、イオンが西(夕方)方向に、電子は東(明け方)方向にドリフトする。

プラズマ圏界面と同様、磁気圏界面も動的な境界である。その位置を決定するのは、流れる太陽風の圧力と地磁気の磁気圧とのバランスである。地球と太陽を結ぶ直線に沿って考えれば、磁気圏界面が最も地球に近く、その位置は次式により近似的に表すことができる (RD8.8)。

$$L_m = \left(\frac{B_0^2}{\mu_0 n m V^2} \right)^{1/6}$$

ここで

L_m は太陽直下点における地球中心から磁気圏界面までの距離、単位は地球半径

B_0 は地球の表面における地球内部磁場の強度、赤道上では 3×10^4 nT

μ_0 は自由空間の透磁率

n は太陽風の密度

m は陽子の質量

V は太陽風速度

L_m は一般に太陽直下点から 10 地球半径であり、磁気圏界面はその側面では張り出しており、反太陽方向には非常に長い。その境界については第 5 章で詳しく説明している。

8.4.2 効果

磁気圏の電子は露出した宇宙機表面に蓄積し、実質的に電流を発生させ、表面電荷をマイナスにする。もっともそれに対抗する電流も存在しており、通常であれば帯電がさほど高レベルに達することはないが、対抗電流が不十分な場合には、宇宙機は数百ボルトから数千ボルトに帯電する可能性がある。また宇宙機表面が異なれば帯電レベルも異なるため、

宇宙機によっては静電放電による損傷の可能性がある。帯電に関係する要因を付録 E で考察し、同時に各素材における典型的帯電レベルを示した。危険な帯電レベルに達するためには、一般にサブストームにおいて高温の電子が集中的に生み出される必要があるため、そうした帯電レベルを生み出す条件が成立しやすいのは主に地方時における真夜中から夜明けの 6 時間、時期的には春分秋分の頃に可能性が高い。宇宙機が帯電する規則性は、宇宙機の電気、形状、表面組成上の特性によって異なる。静止軌道の衛星 ATS-5 と ATS-6 とでは、LT(地方時)00 から 06 までの 1 回の飛行で-10kV を上回る帯電を経験する確率は 6 ～12%であった (RD8. 9)。NASA は厳しい帯電環境 (RD8. 10) を、厳しい環境の百分順位の 90% として定義している。ただし ECSS 標準はこの定義を採用していない(詳しくは付録 E を参照)。

内部帯電、すなわち深部の誘電帯電については第 9 章で説明する。というのも内部帯電は、通常はプラズマ群の一部と見なされない高エネルギー電子に起因するからである。

8.4.3 モデル

サブストーム中の高温プラズマの注入 (インジェクション) により、外部磁気圏は著しく動的になる。この領域を記述する標準的なモデルは存在せず、工学的な目的での標準的な手法は、最悪状態の環境を利用することである。

Garret および DeForest (RD8. 11) は静止軌道における電子、イオン、電子プラズマのパラメータによる総合的モデルを作り上げた。ただしこのモデルは真の意味の経験的モデルではない。というのもソースデータは、サブストーム中のインジェクションイベントが頻発する時期のものを選んでからである。とはいえ、帯電シミュレーションにおいて十分に有用である。このモデルはイオンおよび電子の分布を磁気地方時および A_p と対比させて、バイマックスウェル分布として表す。こうした表現は、NASCAP (RD8. 12) などの宇宙機帯電コードに対する入力に便利である。

単一マックスウェル分布は次のとおりである。

$$f(v) = 4\pi n \left(\frac{m}{2\pi kT} \right)^{\frac{3}{2}} v^2 \exp\left(-\frac{mv^2}{2kT} \right)$$

ここで

n は密度

v は速度

k はボルツマン定数

T は温度

8.4.4 典型的状態と最悪状態のパラメータ

表 8-5 は静穏期とサブストーム期の静止軌道環境における典型的なプラズマパラメータである。

表面帯電を推定する場合は、NASCAP (RD8. 12) の帯電コードまたは高高度環境に適用可能な同等のコードもしくは計算と共に、以下の最悪状態の環境を利用すること。この環境は、

第5章で定義したとおりプラズマ圏界面から磁気圏界面までのすべての高度、すなわちおよそ $L=4$ 地球半径から $L=10$ 地球半径までの高度に適用できる。この環境を表 8-6 に示す。これは、1979年4月24日に宇宙機 SCATHA が日照領域で-8kV に帯電した際、同機が観測した非常に激しい現象にダブルマックスウェル分布を当てはめたものである (RD8.13)。注目すべき点は、表ではイオンと電子との密度が等しくなっていないものの、エネルギーの少ないプラズマの存在により電気的中性は保たれている点である。このプラズマは帯電プロセスには関係していないため、表にも記載していない。

表 8-5 静止軌道における典型的なプラズマパラメータ

	Density (cm^{-3})	Ion temperature	Electron temperature	λ (m)
Quiet	10	1 eV-1 keV	1 eV-1 keV	50
Substorm	1	10 keV	10 keV	500

表 8-6 標準的な最悪状態のバイマックスウェル環境

	Electron density (cm^{-3})	Electron temperature (keV)	Ion density (cm^{-3})	Ion temperature (keV)
Population 1	0,2	0,4	0,6	0,2
Population 2	1,2	27,5	1,3	28,0

8.5 太陽風

8.5.1 概要

太陽風は太陽の外部大気であるコロナの一部である。太陽周辺のプラズマは高温であるために重力に反して外部に膨張し、太陽磁場を共に運んで行く。太陽風は高温高密度の低速プラズマとして太陽を出発するが、外部に向かって加速するにつれて冷えて密度が低くなり、地球近くでは超音速である。太陽風の加速はそのほとんどが太陽近くで発生するものであり、地球周回衛星では太陽からの距離の差による著しい速度差が観測されることはない。

太陽風速度は一般に 300~800km/s の範囲である。最も一般的な速度は 400km/s 程度であるが、約 700km/s の高速流も珍しいものではない。こうした高速流は太陽における開いた磁場領域(コロナホールと呼ばれる)を出発点にすると考えられており、太陽活動極小期にかなり多く観測することができる。高速流はコロナホールが太陽表面と共に回転するため、27日周期の回帰性を持つことが一般的である。太陽風は変化が激しく、それが駆動力となってエネルギーを磁気圏内に送り込み、ついには表面帯電や放射などの効果をもたらす。太陽風におけるまた別の外乱にコロナ質量放出 (Coronal Mass Ejection : CME) があり、これは影響がより深刻である。

地球には磁気圏界面が存在するため、超音速の太陽風は突然に減速させられ、その結果と

して衝撃波が生まれる。この「バウショック」により太陽風は減速、圧縮、加熱、屈折させられる。この衝撃が発生するのは、太陽と地球を結ぶ直線上で磁気圏界面から地球半径 3 個分上流側にあるのが一般的である。

8.5.2 効果

太陽風プラズマは低温であるが、イオンは少なからぬ運動エネルギーを有しており、一般には陽子では $\sim 1\text{keV}$ 、 He^{++} では $\sim 4\text{keV}$ である。そのため表面材料にスパッタリングが発生する場合がある。マグネトシース（磁気圏界面のすぐ外側の太陽風領域）内では運動エネルギーは少なくなるが、代わりに温度が上がるため、やはりスパッタリングは発生する。太陽風の流れは強い方向性を持つため、宇宙機の軌道に対しごく微小ながら重力以外の摂動として作用する。ただしこの効果は、太陽放射圧に比べれば無視できるほどわずかなものである。

8.5.3 モデル

太陽風はバウショック周辺を除けば、無視できるほどわずかしか変化せずに地球を通過して行くはずであり、したがって地球周辺では空間的に一様であると考えることができる。太陽風パラメータに関する研究では、表 8-7 の密度および温度をもったマクスウェル分布として考えることができる。

表 8-7 太陽風パラメータ (RD8. 14 より)

Parameter	Mean	5-95 % Range
Speed (km s^{-1})	468	320 - 710
Density (cm^{-3})	8,7	3,2 - 20
T_p (K)	$1,2 \times 10^5$	$1 \times 10^4 - 3 \times 10^5$
T_e (K)	$1,0 \times 10^5$	$9 \times 10^4 - 2 \times 10^5$
$N_{\text{alpha}}/N_{\text{proton}}$	0,047	0,017 - 0,078

太陽風パラメータの平均値と範囲を表 8-7 に示す。

マグネトシースにおけるプラズマパラメータは、観測地点の緯度および地方時によって異なる。最も高い密度ならびに温度と最も急勾配な速度低下とを観測できるのは太陽直下点、すなわち地方時の正午における緯度 0° の地点である。マグネトシース領域における典型的な値を表 8-8 に示す。

表 8-8 マグネトシースにおける典型的なプラズマパラメータ (RD8. 14 より)

Local time	Speed (km/s)	T_p (K)	T_e (K)	Density (cm^{-3})
12 noon	50	2×10^6	2×10^6	35
06 hours	350	1×10^6	1×10^6	20

8.6 派生環境

8.6.1 概要

宇宙機内部や宇宙機表面の複数のソースによって自然のプラズマ環境が増加する場合がある。

多くの宇宙機は、陽子や電子、(数は少ないが)イオンが衝突して放出する光電子および二次電子の影響を受け、数ボルトのプラス電荷を帯びている。その場合放出された電子は、宇宙機を中心にデバイ長まで低エネルギークラウドを形成する。このクラウドの温度は二次電子と光電子との放出スペクトルで決まり、一般には 2~5eV である。密度は宇宙機の電位によって決まる。そしてこうしたクラウドが自然の低エネルギー電子群の測定を妨げる場合がある。したがって低エネルギー電子群を測定するための機器はブームに取り付けたほうが効果的である。

高エネルギーの電子およびイオン群は、電子銃やイオン銃などの能動的装置によって生成することができる。こうした電子イオン群は、それを用いて表面帯電を制御することもできれば、磁場のプローブとして利用することもできる。イオンスラスタは特に大きなフラックスをもつイオン銃である。

イオンスラスタを含むスラスタから放出される、或いはイオンの衝突によるスパッタリングで宇宙機表面から放出されるアウトガスによる汚染因子から低エネルギーイオン群が発生する。こうした汚染プロセスについては第 11 章で記述する。

8.6.2 効果

脱ガスやスパッタリングで生成した中性原子は、いったん宇宙機外に出れば、太陽光や他イオンとの電荷交換によってイオン化され、低エネルギー(<10eV)のイオン群を生成する場合がある。こうしたイオンはマイナス荷電の表面に引き寄せられ、吸着する可能性がある。その場合、それがコーティングとなって鏡やソーラーパネルカバーの光学特性を変化させたり、二次電子および光電子の放出収量や表面磁化率を変化させたりすることが考えられる。宇宙機内のたとえば電子装置においても、残留気体が高電圧コンポーネントの静電放電を引き起こすことが考えられる。

8.6.3 モデル

8.6.3.1 光電子と二次電子

宇宙機表面における電子密度は、入射する UV および一次電子のフラックスに当該表面の収率を掛けて求められる。放出表面から離れた場所における密度は、次式によって求まる (RD8.15)。

$$\frac{N}{N_0} = \left(1 + \frac{z}{\sqrt{2}\lambda_0} \right)^{-2}$$

ここで

N は密度、単位 cm^{-3}

N_0 はエミッタにおける密度、単位 cm^{-3}

z は表面からの距離

λ_0 は放出電子のデバイ長に基づいて計算した遮蔽距離

8.6.3.2 汚染因子気体のイオン化

自然の気体は何らかのメカニズムによって宇宙に放出されると、その気体は、太陽 UV による光電離および光解離と、太陽風イオンとの電荷交換によるイオン化の対象になる。新イオンの生成量は、適切な光電離率および荷電交換断面積から求めることができる。

$$Q = N_i (\nu + \sigma n_{sw} v_{sw})$$

(RD8.16 より)。ここで

Q は生成率、イオン数 s^{-1}

N_i はイオン密度

ν は光電離率係数

n_{sw} と v_{sw} は太陽風の密度と速度

σ は電荷交換係数

光電離率は関係する原子または分子と、UV の強度およびスペクトルとに依存する。Huebner および Giguere (RD8.17) は各種気体の速度係数を、1AU の太陽光強度の場合について表にまとめている。例として一般的な気体の光電離率を表 8-9 に示す。

表 8-9 太陽 UV による光イオン化速度、1AU の場合 (RD8.17 より)

Species	Photoionization rate (s^{-1})
H ₂ O	$3,34 \times 10^{-7}$
O ₂	$5,13 \times 10^{-7}$
N ₂	$3,52 \times 10^{-7}$

σ が約 $2.1 \times 10^{-19} \text{m}^{-2}$ (RD8.16) である H₂O の場合、光電離と電荷交換は同程度のプロセスである。ただし放出イオンの全生成量を算出するためには、気体種と解離生成物のすべてを考慮する必要がある。

8.6.4 典型的パラメータ

表 8-10 は光電子鞘における典型的パラメータを示したものである (RD8.18 より)。

表 8-10 光電子鞘におけるパラメータ

Temperature (eV)	Photoelectron current (A m^{-2})	Surface electron density (m^{-3})
3	1×10^{-5}	1×10^8

8.7 個別適合化ガイドライン

本標準を個別ミッションに合わせて個別適合化するためには、宇宙機が宇宙のどの領域を通過するかを考慮すること。宇宙機がどの軌道をとっても二次的なプラズマは生成されるが、自然のプラズマ数密度は軌道によって大きく異なるので注意が必要である。考慮すべき典型的なプラズマ領域を表 8-11 に示す。

表 8-11 各ミッションで考慮すべきプラズマ環境の例

	通過領域	考慮すべき問題
LEO (宇宙ステーション)	オーロラ帯以外の電離圏	電圧漏洩、宇宙機帯電、ラム/ウェーク効果
極低軌道	オーロラ帯を含む電離圏	電圧漏洩、宇宙機帯電、ラム/ウェーク効果、表面帯電
静止軌道	外部磁気圏 (プラズマ圏、マグネトシース領域、太陽風領域は稀にしか通過しない)	表面帯電
GTO	オーロラ帯、プラズマ圏、外部磁気圏以外の電離圏 (マグネトシース領域、太陽風領域は稀にしか通過しない)	電圧漏洩、宇宙機帯電、ラム/ウェーク効果、表面帯電
長楕円軌道	軌道によりどんな領域も通過し得る	電圧漏洩、宇宙機帯電、ラム/ウェーク効果、表面帯電

8.8 リファレンス

- RD8.1 NASA TM 4527, "Natural Orbital Environmental Guidelines for Use in Aerospace Vehicle Development", Eds. B.J. Anderson and R.E. Smith, 1994.
- RD8.2 Bilitza D, "International reference ionosphere -- status 1995/96", Advances in Space Research, 20, 9, pp.1751--1754.
- RD8.3 "Space Environment for USAF Space Vehicles", MIL--STD-1809 (USAF), 15 Feb 1991.
- RD8.4 Yeh H.-C. and M.S. Gussenhoven, "The statistical Electron Environment for Defense Meteorological Satellite Program Eclipse Charging", J. Geophys. Res., pp. 7705--7715, 1987.
- RD8.5 Gussenhoven M.S, D.A. Hardy, F. Rich, W.J. Burke and H.-C. Yeh, "High-Level Spacecraft Charging in the Low-Altitude Polar Auroral Environment", J. Geophys. Res., pp. 11009--11023, 1985.
- RD8.6 Lilley J.R., D.L. Cooke, G.A. Jongeward and I. Katz, "POLAR User's Manual", AFGL--TR--85--0246.
- RD8.7 Carpenter D.L. and R.R. Anderson, "An ISEE/Whistler Model of Equatorial Electron

- Density in the Magnetosphere” , J. Geophys. Res., 97, p.1097, 1992.
- RD8.8 Burke W. J., D.A. Hardy and R.P. Vancour, “Magnetospheric and High Latitude Ionospheric Electrodynamics” , Chapter 8 of “Handbook of Geophysics and the Space Environment” , Ed. A. Uram, USAF, 1985.
- RD8.9 Grard R., K. Knott and A. Pedersen, “Spacecraft Charging Effects” , Space Sci. Rev., 34, p. 289, 1983.
- RD8.10 Purvis C.K, H.B. Garrett, A.C. Whittlesey and N.J. Stevens, “Design Guidelines for Assessing and Controlling Spacecraft Charging Effects” , NASA TP--2361, 1984.
- RD8.11 Garrett H.B. and S.E. DeForest, “An Analytical Simulation of the Geosynchronous Plasma Environment” , Planet. Space Sci., 27, p.1101, 1979.
- RD8.12 Katz I., J.J. Cassidy, M.J. Mandell, G.W. Schnuelle, P.G. Steen and J.C. Roche, “The Capabilities of the NASA Charging Analyzer Program” , in “Spacecraft Charging Technology -- 1978” , Eds. R. C. Finke and C. P. Pike, NASA CP--2071/AFGL TR--79--0082, ADA045459, p.101, 1979.
- RD8.13 Gussenhoven M. S and E. G. Mullen, “Geosynchronous Environment for Severe Spacecraft Charging” , J. Spacecraft and Rockets 20, p.26, 1988.
- RD8.14 Feynman J, “Solar Wind” , Chapter 3 of “Handbook of Geophysics and the Space Environment” , Ed. A. Joram, USAF, 1985.
- RD8.15 Grard R. J.L. and J.K.E. Tunaley, “Photo Electron Sheath Near a planar Probe in Interplanetary Space” , J. Geophys. Res., 76, p.2498, 1971.
- RD8.16 Huddleston D. E., A.D. Johnstone and A. J. Coates, “Determination of Comet Halley Gas Emission Characteristics from Mass Loading of the Solar Wind” , J. Geophys. Res., 95, p. 21, 1990.
- RD8.17 Huebner W.F. and P.T. Giguere, “A Model of Comet Comae II. Effects of Solar Photodissociative Ionization” , Astrophys. J., 238, p.753, 1980.
- RD8.18 Scialdone J. J., “An Estimate of the Outgassing of Space Payloads and Its Gaseous Influence on the Environment” , J. Spacecraft and Rockets, 23, p.373, 1986.

9. 宇宙放射線環境

9.1 概論 宇宙放射線環境およびその影響の概要

9.1.1 基本原則

宇宙放射線の環境およびその影響は、設計の初期の段階に考慮されなければならない。地球の磁気圏、惑星間空間、他の惑星の磁気圏などの至るところで、MeV オーダのエネルギーを持つ荷電粒子に遭遇する。予備設計の段階においては、放射線環境は軌道選択に関するトレードオフの1要素となる。また宇宙機ばかりでなくロケットに対する影響も考慮しなければならない。ミッションにおける放射線環境の仕様は、あらゆる種類の放射線を考慮に入れ、一般的な放射線とミッション固有な放射線を含めて、決定しなければならない。

9.1.2 環境

9.1.2.1 放射線帯

高エネルギー電子およびイオンは、地球の周囲で地磁気によって捕捉され、放射線帯、別名バンアレン帯を形成する。この放射線帯は、低高度軌道および高高度軌道（静止軌道およびそれ以上の高度の軌道）に渡って存在している。放射帯を構成しているのは主に、数 MeV までのエネルギーの電子と数百 MeV までのエネルギーの陽子とである。いわゆる南大西洋異常地域（SAA）は、低高度軌道と交差している放射線帯の内帯の縁である。これは、オフセットされ傾斜した地球磁気双極子が原因で、南大西洋地域において放射線帯の内帯の縁を極端に低い高度まで引き寄せている現象である。詳しくはリファレンス RD9.1 および RD9.2 を参照。

9.1.2.2 太陽放射線粒子

太陽からの高エネルギー粒子の放出現象（太陽高エネルギー粒子現象）によって大量の太陽高エネルギー粒子（SEP）が放出され、惑星間空間および地球にまで到達する。地磁気による磁気遮蔽効果で、地球近傍においては、これらの粒子から保護されることもある。

9.1.2.3 銀河宇宙線

銀河宇宙線（GCR）は、陽子、He イオン及び重イオンから構成され、定常的に存在している。フラックスは小さいが（数粒子/cm²/秒）、GCR は高エネルギー重イオンを含んでおり、このイオンが半導体素子の感応領域に達するとシングルイベントを起こし、トラブルを引き起こす場合がある。

9.1.2.4 月の放射線環境

上記の環境は、月にとっても共通するものである。ただし月は地球のような磁気圏がない

ので、放射線帯がない点、磁気遮蔽がない点と、大気がない点が違うことに考慮する。

9.1.2.5 2次放射

2次放射は、上記の宇宙放射線(1次宇宙線)と宇宙機物質との相互作用によって生じる。二次放射は、様々なものが発生可能であり、重大性もそれぞれで異なる。

9.1.2.6 その他の放射線源

その他の放射線源には、高エネルギー粒子と上層大気の相互作用により発生する中性子(アルベド中性子)や、電源システムの放射性同位元素熱-電気発電機(RTG)や原子炉などの宇宙機搭載機器からの放射性線源などがある。

9.1.3 放射線影響の調査

上記の放射線環境は、宇宙ミッションにとって重大な危険要因である。高エネルギー粒子、特に放射線帯に捕捉された高エネルギー粒子や太陽フレアから発した高エネルギー粒子は、電子機器、太陽電池セル、部品・材料に放射線損傷を与える。この高エネルギー粒子は宇宙機の構造体を容易に突き抜け、軌道によってはミッション中に数kGyの線量を被曝させる場合がある。

高エネルギーイオン、特に宇宙線や太陽フレアから発した高エネルギーイオンは、主に電離を通じて物質中でエネルギーを急激に失う。こうしたエネルギー転移は半導体メモリセルなどを損傷させ、電子機器のシングルイベントアップセット(SEU)を引き起こし、検出器の放射線バックグラウンドとなる。

またSEUや生物学的効果は、高エネルギーの捕捉陽子と物質(電子機器、生物実験装置、検出器の高感受性部分)との核子間相互作用からも発生する。それは、陽子が核子を破碎し、その破片で生じた重イオンが電離を引き起こすためである。

さらに高エネルギー粒子は、ペイロードとも干渉する。その最も顕著な例が天体や地上観測のミッションにおける検出器との干渉であり、その場合は計測している光子信号と識別が出来ないバックグラウンド信号が発生する。さらに、そのような干渉が検出器システムに過大な負荷を及ぼす場合もある。

高エネルギー電子は、薄い遮蔽ではそれを突き抜け、内部の誘電物質、たとえばケーブルその他の絶縁体や回路基板、あるいはアースしていない金属部品に静電荷を蓄積させる。これがのちに放電すれば、電磁干渉を引き起こす。

電離にともなう放射線量とは別に、粒子は物質との非電離相互作用によってもエネルギーを失う場合がある。特にそれが顕著なのが「変位損傷」または「バルク損傷」の場合で、その場合には原子が元の位置から移動(変位)させられる。そのことによって物質の電気、物理、光学に関する特性が変化するため、電子光学コンポーネント(たとえば太陽電池セルや光電素子)や検出器(たとえばCCD)にとっては重大な損傷メカニズムの1つである。

9.2 放射線影響の定量化と関連環境

放射線環境のモデルは、軌道の選択、電子機器内の部品の選択、遮蔽の最適化を検討、評価する際に必要である。宇宙環境で運用される宇宙機システムを設計するには、環境とそれによるシステムの劣化とを定量的に関係づけることが必要である。またその場合、システム・レベルおよび電子機器レベルまたは部品レベルで試験し、それが宇宙環境の性能要求事項を充足していることを検証することも必要である。

たとえば校正済みの放射線源で試験を実施することで、電子機器や部品の機能的な故障または劣化に関するしきい値を全放射線吸収線量(簡略に「全放射線量」や「放射線量」とだけ呼ぶ場合も多い)に関係づけて決定することができる。また放射線環境モデルをミッションの軌道仕様と共に使用すれば、線量を予測し性能を正確に検証することができる。

表 9-1 は、様々な放射線効果の定量化に必要なパラメータをまとめたものである。

こうしたパラメータの中には環境仕様から容易に導出できるものもあるが、試験データが必要とされたり(たとえば SEU の計算)、あるいは相互作用の形状やメカニズムを詳しく考慮する必要があったり(たとえばバックグラウンド放射の推定)するものがある。

以下の各項では環境に関する基本的なデータを提示すると共に、それ以外のデータを導出するために必要なモデルを説明する。さらに様々な効果と、エンジニアリングに関する数量を導出するための個別の方法とを提示する。

なお、9.1 で記載されている通り、宇宙放射線環境については、この標準ではシステムレベルの開発に必要と考えられる環境やそのモデル候補が定義されている。

個々のプロジェクトにおいては、システムレベルの初期の開発により、モデルの選定、分析手法や分析手順等が決定され、本項で述べる「放射線環境仕様書」としてまとめられる。

そして、この仕様書は下位のコンポーネントレベルの開発に適用されることとなる。

なお、コンポーネントレベルの開発に必要とされる設計手法等は別標準の「耐放射線設計」に記載されているので参照されたい。

表 9-1 放射線効果の定量化に必要なパラメータ

放射線効果	定量化に必要なパラメータ
電子機器の劣化	トータルドーズ
材料の劣化	トータルドーズ
材料の劣化（バルク損傷）	非イオン化エネルギー損失（NIEL）
CCD とセンサの劣化	NIEL
太陽電池セルの劣化	NIEL と等価フルエンス
SEU とラッチアップ	LET スペクトル（重イオン） 陽子エネルギースペクトル →部品（デバイス）の SEU/SEL の発生率
センサへの干渉（バックグラウンド信号）	エネルギーのしきい値を越えた、または、フラックスのしきい値を越えた、フラックス →バックグラウンド信号の発生率
内部電荷蓄積	電子のフラックスとフルエンス →誘電体（絶縁体）内の電場

9.3 高エネルギー粒子放射線環境の標準データ、モデル、分析方法

図 9-2 はアルミニウムにおける陽子と電子の飛程を示したものである。

9.3.1 捕捉放射線帯

9.3.1.1 基本データ

捕捉放射線帯の荷電高エネルギー粒子は地磁気の中で回転しており、回転周期は $t_c = 2\pi m / (eB)$ 、回転半径は $R_c = mv^2 / (eB)$ である。

表 9-2 は典型的な高エネルギー粒子の特性を示したものである。

表 9-2 典型的な放射線帯粒子の特性

	粒子	
	1MeV 電子	10MeV 陽子
アルミニウムでの飛程 (mm)	2	0.4
赤道上空での最大等方フラックス ($\text{cm}^{-2}\text{s}^{-1}$) *	4×10^6	3.4×10^5
最大フラックスの半径方向の位置 (L) ((球半径) *)	4.4	1.7
回転半径 (km)		
高度 500km にて	0.6	50
高度 20,000km にて	10	880
回転周期 (s)		
高度 500km にて	10^{-5}	7×10^{-3}
高度 20,000km にて	2×10^{-4}	0.13
反復周期 (s)		
高度 500km にて	0.1	0.65
高度 20,000km にて	0.3	1.7
経度方向のドリフト周期 (分)		
高度 500km にて	10	3
高度 20,000km にて	3.5	1.1

*9.3.1.2 のモデルより。

9.3.1.2 標準放射線帯モデル

捕捉放射線つまり放射線帯の高エネルギー粒子の標準モデルとしては、電子については AE-8 (RD9.6)、陽子については AP-8 (RD9.7) が推奨される。この 2 つのモデルは、1960 年代から 70 年代前半に打ち上げられた宇宙機のデータに基づき、NASA/GSFC の NSSDC で開発されたものである。両モデルとも全方向性フラックスを、正規化した地磁気双極子座標 B/B_0 および L の関数として与えられる (第 5 章参照)。すなわち、瞬時的なフラックスや軌道平均のフラックスを求めるためには、このモデルを軌道生成ならびに地磁気の計算と共に利用しなければならない。具体的には、ユーザーは軌道を定義し、軌道を伝播し、それを地磁気座標に変換した上で、放射線帯モデルにより、フラックス・スペクトルを算出しなければならない。また、このモデルでは、太陽活動極大期と太陽活動極小期に関する別バージョンのモデルがあるが、一時的なフラックス挙動はモデル化されていない。たとえばフラックスは高高度を中心にして (たとえば静止軌道付近) 短時間のうちに数桁分も変化し、顕著な日変化を示すが、このような変動を予測できない。さらに、このモデルはフラックスの飛来方向をモデル化していない。

放射線帯モデルは、上記の NASA モデル以外にいくつかあるが、最も最近 (太陽活動 23 サイクルの極大期) に日本の MDS-1 (つばさ) 衛星の観測結果を使って JAXA が作った MDS-1 モデル (電子、陽子、He) を推奨する。より現実に近いトータルドーズ計算にこのモデルは使える。このモデルは AE-8 や AP-8 の NASA モデルと同じ座標の定義で作成されており、

置き換えが容易である。このモデルの使用方法は JAXA の SEES (宇宙環境情報システム) のホームページにあり、このホームページを使って計算できる。このモデルの適用範囲は以下の通り。

L 値 ; $L=1.07-10.0$,

B/B0 値 : $B/B_0 = 1.0-TBD$

電子のエネルギー範囲 : $0.4-20\text{MeV}$

陽子のエネルギー範囲 : $0.9-210\text{ MeV}$

He のエネルギー範囲 : $0.5-137\text{ MeV}$

低高度の放射線帯の縁では、粒子フラックスは高度にともなって極めて急激に増加し、位置計算におけるわずかな誤差も粒子フラックスに関する大きな誤差につながる。これが問題となるのは、地磁気は変化と減衰を続けており、モデルデータの取得時とは状況が異なっているからである。したがってモデル作成時に用いた以外の地磁気モデルを利用すると、低高度のフラックスに大きな誤差が生じる可能性がある。したがって上記モデルは、表 9-3 に示した地磁気モデルを用いなければならない。

表 9-3 放射線帯モデルと併用しなければならない標準地磁気モデル

放射線帯モデル	地磁気モデル
AE-8-MIN	Jensen-Cain 1960
AE-8-MAX	Jensen-Cain 1960
AP-8-MIN	Jensen-Cain 1960
AP-8-MAX	GSFC 12/66 を 1970 へ外挿

古い地磁気モデルとエポックにより、フラックスの大きさに関する誤差は低減できるが、注意しなければならないのは、そうしたモデルが、現在の放射線帯の強度分布の空間的位置(たとえば南大西洋異常地域の位置)や粒子フラックスをモデル化したものではない点である。

図 9-2 の粒子飛程から、数 mm という典型的な宇宙機の遮蔽を突き抜けるためには、陽子であれば数 10MeV のエネルギーが、電子であれば約 0.5MeV を超えるエネルギーで十分なことがわかる。陽子に関する AP-8 モデルは陽子フラックスを 0.1~400MeV の範囲で扱い、電子に関する AE-8 モデルは 0.04~7MeV の範囲を扱う。図 9-3 はモデル AE-8 と AP-8 により、正規化双極子空間におけるそれぞれ 1MeV と 10MeV を超えるエネルギーの全方向で積分したフラックスを示したものである。

図 9-4 は両モデルの地磁気赤道位置 ($B=B_0$) におけるエネルギー電子/陽子の粒子フラックス値を、太陽活動極大期および太陽活動極小期における L の関数として示したものである。この図からわかるのは、両モデルに関する限り、太陽活動は中間の L 領域の電子フラックスと低高度の陽子にのみ影響を及ぼしており、太陽活動極大期中性の大気密度が上がると、損失が大きくなって陽子フラックスが低下する。実際に太陽活動周期が電子に及ぼす効果は、この挙動とは異なるように思われる (RD9.8)。

9.3.1.3 南大西洋異常地域

南大西洋異常地域(9.1.2.1を参照)は放射線の「島」を作り出し、高度が約800km以下で軌道傾斜角が約 40° 未満の低地球軌道に多大な放射線の領域をもたらす。図9-5は高度400kmにおける南大西洋異常を示したものである。

異方性(東西効果)

地磁気の磁力線が大気に対して傾斜しているため、西側からある点に到達する粒子は比較的高い高度で回転してきたものであり、東側から到達する粒子は比較的低い高度で回転したものである。大気による吸収で下方から到達する粒子は少ない。これらによりフラックスの非対称が生ずる。こうした東西効果が重大問題となる場合があり、1例として国際宇宙ステーションがある。現行の標準モデルAP-8はこの効果を扱っていないが、NASA(RD9.9)やBIRA(RD9.10)が開発したモデルがある。BIRAのANISOモデルによる図9-6は、水平面における100MeV陽子の軌道平均した積分フラックスを、北を基準とする視線方向の関数として示したものである。この図では東と西の「突出」が明らかである。東と西とのピークフラックスの比率は約4.6である。MIRから入手できる測定値も、この比率に一致している(RD9.11)。

南大西洋異常地域の位置

南大西洋異常地域が地磁気の移動の結果としてゆるやかに移動しているのことは確実に観測されており、予測とも一致している。地磁気の移動は基本的には西向きで年間約 0.3° (両モデルの開発以来では $\sim 10^\circ$)であり、放射線を考慮しなければならない運用計画の立案においては(ペイロードの放射バックグラウンドなど)、低地球軌道に関してこの数値を考慮する必要がある。こうした移動の可能性を考慮したモデルも入手可能である(RD9.12)。

9.3.1.4 放射線帯の外帯のダイナミクス

放射線帯の外帯電子のダイナミクスと日変化から考えると、(たとえばAE-8が提示するような)長期平均に関心がある場合を除き、ある程度は統計に基づいた記述が望ましい。特にそれが当てはまるのが、内部誘電体の帯電や放射バックグラウンドが関心対象である場合である。こうした変動に関する標準モデルはまだ提供されていないが、エンジニアリング目的であればモデルCRRESELE(RD9.13)や、IGR2006モデル(RD-TBD)が利用可能である。電子モデルAE-8の旧バージョンであるAE-4(RD9.14)は、電子フラックスの対数の標準偏差を提示する統計モデルを含んでいた(正規分布を仮定)。さらに地方時でのフラックスの変化を提示するモデルも含んでいた。それは地方時11:00を固定最大値として変化の大きさを示す正弦モデルである。こうしたモデルは拡張され、モデルAE-8(RD9.15)に応用されているが、その拡張についての妥当性確認は行われていない。

9.3.2 太陽放射線粒子モデル

9.3.2.1 ミッション積算の陽子フルエンスに関する標準モデル

太陽高エネルギー粒子(SEP)現象では、地球に達する可能性がある高エネルギー粒子が大量に放出される。こうしたSEP現象の予測が不可能であることやその規模、期間、スペクトル特性の変動が大きいことから、統計的に取り扱わなければならない。ただし大規模なイベントが発生するのは、太陽活動極大期として定義されている7年間に多く発生するが、もちろん11年という太陽活動周期(第6章を参照)における残り4年の太陽活動極小期に大規模イベントが発生しなくとも、時に小規模なイベントが発生するので無視出来ない。

RD9.16のデータに基づく図9-7は、モデルJPL-1991に基づき太陽活動極大期における太陽陽子フルエンスを各エネルギー範囲について示すものである。同じデータを表9-4にも示す。

この統計モデルJPL-91は、3回の太陽活動周期における極大期のみデータに基づいて、極小期は無視している。このモデルをプロジェクトで利用する場合は、過酷な予測であることに注意しなければならない。なお、このモデルは統計モデルであるため、信頼水準を入力しなければならない。信頼水準については、ワーストケース分析(RD9.17)から表9-5の信頼水準を用いることを推奨する。(この信頼水準を適用することにより過酷すぎる予測を回避することが出来る。図9-1 JPL-91モデルの予測値と気象衛星GOESの実測値の比較 参照。)

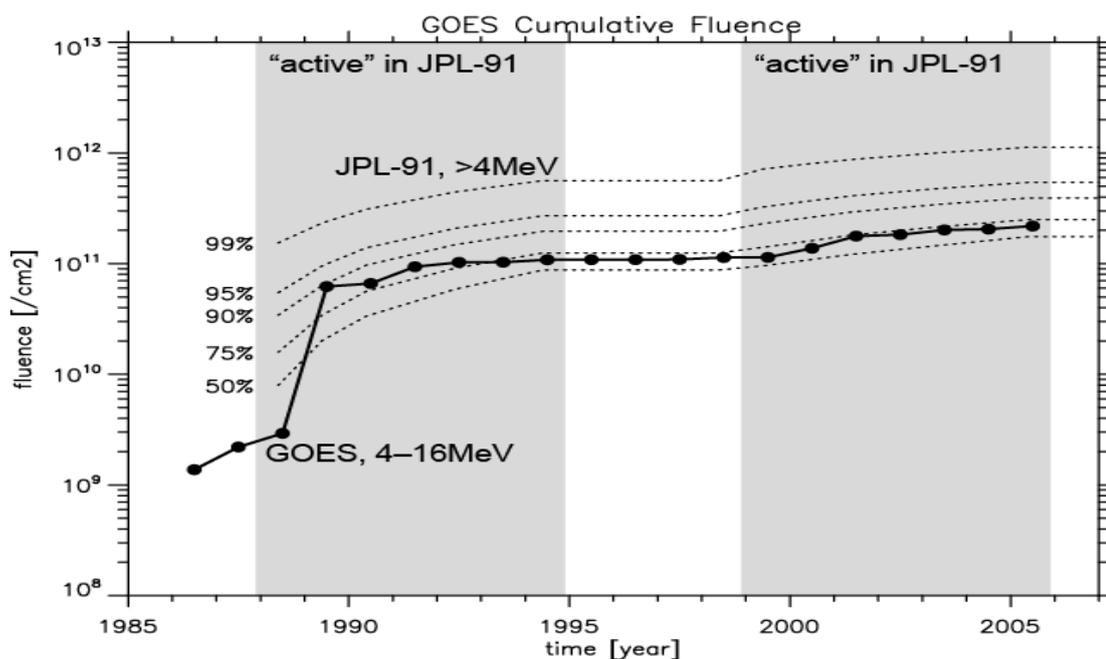


図 9-1 JPL1991 モデルの予測値と気象衛星 GOES の実測値の比較

一方、静止衛星の太陽電池パドルの劣化計算に限定した陽子積算モデル(RD9-31 日本が ISO

標準として提案中)があり、現実の宇宙機観測データに基づいた経験モデルである(最悪環境として 1989 年の太陽イベントを含んでいる)ので、静止衛星の太陽電池パネル設計にはこのモデルを選択できる。このモデルは太陽電池セルの劣化関連する陽子(太陽と銀河宇宙線の両方を含む)の 3-10MeV のエネルギー範囲に限定している。

JPL-91 モデルは、60MeV までのデータを提供する。それ以上のエネルギーを持つフルエンズについては、硬度スペクトルに対する指数適合を利用することが出来る。その場合の硬度を次のとおり定義する。

$$P = \left(\frac{A}{Z}\right) \frac{(E^2 + 1862 E)^{1/2}}{10^3}$$

ここで

P は硬度、単位 GV

E はエネルギー、単位 MeV

表9-4 エネルギー、信頼水準、ミッション期間に対応したフルエンス ($/\text{cm}^2$) (モデル JPL-1991 より)

エネルギー (MeV)	信頼水準 (%)	ミッション期間				
		1年	2年	3年	5年	7年
>1	50	5.92×10^{10}	1.16×10^{11}	1.72×10^{11}	3.15×10^{11}	3.99×10^{11}
>1	75	8.76×10^{10}	1.74×10^{11}	2.42×10^{11}	3.87×10^{11}	4.77×10^{11}
>1	90	1.26×10^{11}	2.39×10^{11}	3.25×10^{11}	4.79×10^{11}	5.89×10^{11}
>1	95	1.64×10^{11}	2.92×10^{11}	3.96×10^{11}	5.55×10^{11}	6.95×10^{11}
>1	99	2.91×10^{11}	4.52×10^{11}	5.89×10^{11}	7.68×10^{11}	1.00×10^{12}
>4	50	8.00×10^9	2.02×10^{10}	3.33×10^{10}	5.75×10^{10}	8.84×10^{10}
>4	75	1.69×10^{10}	3.58×10^{10}	5.74×10^{10}	9.28×10^{10}	1.27×10^{11}
>4	90	3.46×10^{10}	6.42×10^{10}	9.81×10^{10}	1.49×10^{11}	1.96×10^{11}
>4	95	5.49×10^{10}	9.54×10^{10}	1.40×10^{11}	2.09×10^{11}	2.70×10^{11}
>4	99	1.50×10^{11}	2.28×10^{11}	3.10×10^{11}	4.45×10^{11}	5.63×10^{11}
>10	50	2.11×10^9	5.59×10^9	9.83×10^9	1.79×10^{10}	2.78×10^{10}
>10	75	5.34×10^9	1.18×10^{10}	1.85×10^{10}	3.16×10^{10}	4.70×10^{10}
>10	90	1.25×10^{10}	2.42×10^{10}	3.41×10^{10}	5.28×10^{10}	7.55×10^{10}
>10	95	2.12×10^{10}	3.79×10^{10}	5.19×10^{10}	7.51×10^{10}	1.05×10^{11}
>10	99	5.88×10^{10}	1.02×10^{11}	1.31×10^{11}	1.86×10^{11}	2.36×10^{11}
>30	50	4.50×10^8	1.28×10^9	2.22×10^9	4.56×10^9	6.61×10^9
>30	75	1.23×10^9	2.94×10^9	4.67×10^9	8.33×10^9	1.16×10^{10}
>30	90	3.19×10^9	6.71×10^9	1.00×10^{10}	1.66×10^{10}	2.24×10^{10}
>30	95	5.81×10^9	1.13×10^{10}	1.66×10^{10}	2.63×10^{10}	3.52×10^{10}
>30	99	1.93×10^{10}	3.49×10^{10}	4.83×10^{10}	6.96×10^{10}	9.04×10^{10}
>60	50	1.67×10^8	4.92×10^8	9.18×10^8	1.73×10^9	2.85×10^9
>60	75	4.93×10^8	1.24×10^9	2.11×10^9	3.52×10^9	5.26×10^9
>60	90	1.37×10^9	2.83×10^9	4.39×10^9	7.00×10^9	1.01×10^{10}
>60	95	2.61×10^9	4.92×10^9	7.36×10^9	1.12×10^{10}	1.53×10^{10}
>60	99	9.20×10^9	1.62×10^{10}	2.26×10^{10}	3.27×10^{10}	4.25×10^{10}

表 9-5 各ミッション期間に適用しなければならない信頼水準

ミッション期間(年)	信頼水準(%)
1	97
2	95
3	95
4	90
5	90
6	90
7	90

9.3.2.2 個別の太陽フレアイベントのスペクトル

1972年8月のイベントでは、地球近傍において10MeVを超えるエネルギーを持つ陽子が $10^6 \text{ cm}^{-2} \text{ s}^{-1}$ を上回るピークフラックスが発生し、1989年10月のイベントでは陽子が約 $10^5 \text{ cm}^{-2} \text{ s}^{-1}$ というピークフラックスを記録した。フルエンススペクトルは「Anomalously Large: AL イベント」に分類される最悪フレア(最大規模フレア)を表す場合に多く用いられるものであり、その基準は1972年8月の非常に大規模なイベントである。

$$J(E) = 7,9 \times 10^9 \exp\left\{\frac{30 - E}{26,5}\right\}$$

エネルギーEの単位はMeV、フルエンスJの単位は陽子数 cm^{-2} である。1989年10月のイベントは1972年8月以降最大のものであるが、中間エネルギー域のフルエンスは比較的少なかった。微分フルエンススペクトルの適合は3分割した指数関数によって得ることができる。

$$J(E) = \begin{array}{ll} 1,2 \times 10^{11} E^{-1,7} & E < 30\text{MeV} \\ 4,5 \times 10^{12} E^{-2,8} & 30\text{MeV} < E < 150\text{MeV} \\ 5,5 \times 10^9 E^{-1,45} & E > 150\text{MeV} \end{array}$$

Eの単位はMeV、Jの単位は陽子数 $\text{cm}^{-2} \text{ MeV}^{-1}$ である。

以上の2つのスペクトルを比較すると重要な事柄が明らかになる。まずフレアスペクトルはイベントごとの変動が大きいため、あるエネルギー域における最悪状態のイベントは必ずしも別のエネルギー域における最悪状態ではない。たとえば1972年8月のイベントでは、ほとんどの典型的な宇宙機遮蔽(1~10mm)で放射線量が最悪状態に達したのは、エネルギー10~70MeVの粒子が最も多い場合であった。それに対し、1989年10月のイベントでは、それより低エネルギーの領域と高エネルギーの領域の方が明らかにフレアが激しかった。低エネルギーは表面物質や太陽電池セルに対する効果の面で影響が大きく、高エネルギーは、特定種類のバックグラウンドやSEUの発生につながる核子間の相互作用に対して影響が大きい。したがって「最悪状態」という用語も、用途に応じて内容が異なるのであ

る。

9.3.2.3 イベント確率

RD9.18 で報告しているように Burrell は、時間 T においてすでに観測された頻度 N に基づき、時間 t に n 回のイベントが発生する確率 p を記述する改良型ポアソン統計を開発した。

$$p(n, t; N, T) = \frac{\{(n + N)! (t/T)^n\}}{\{n!N! (1 + t/T)^{N+n+1}\}}$$

この式では、AL イベントクラスのフレアで $N=1$ と $T=7$ 、通常のフレアで $N=24$ と $T=7$ である。この式はイベント数と全フルエンスを対比して検討する場合などに役立つことがある。またポアソン統計を単純に適用しても役に立つ。

9.3.2.4 イベント記録の分析

モデル JPL-91 が提供するデータは、積算した結果の分析に役立つものだけである（たとえば放射線量、長期的な劣化、総アップセット数）。しかし多くの場合、瞬時的なフラックスを知る必要がある。たとえばバックグラウンド放射線を推定する場合は、センサーの遮蔽と感受性に基づいて設定したエネルギーしきい値と、センサーの SN 比特性に基づいて設定したフラックスしきい値とを上回るフラックスを知る必要がある。観測された環境データの資源として、NASA のデータベース OMNIWEB (RD9.19) と NOAA のデータベース GOES (RD9.20) との 2 種類がある。このデータベースを利用すれば、エネルギーおよびフラックスのしきい値を上回るイベントの期間と規模を分析することができる。どちらのデータベースも WWW で入手可能であり、惑星間環境における総合的長期的な測定値データを知ることができる。OMNIWEB には、宇宙機 IMP シリーズによるエネルギー陽子データをすべてまとめたデータベースが含まれている。NOAA の衛星 GOES（または日本の GMS）は、1986 年 1 月より静止軌道から高エネルギー陽子/電子のデータを送信している。

9.3.2.5 太陽粒子現象における重イオン粒子

太陽高エネルギー粒子 (SEP) 現象におけるシングルイベントアップセットレートを分析するには、モデル CREME96 を利用することが出来る。またこのモデルはバックグラウンド放射線の推定など、苛酷な SEP 現象の条件に関するデータが必要な用途にも用いることができる。CREME96 については、9.3.3 でさらに詳しく説明を行う。旧モデルの CREME は様々な種類のイベントについてピークフラックスを求めるモデルを含んでいたが、CREME96 が含んでいるモデルは 1989 年 10 月のイベントに基づくものである。CREME96 は、最悪週、最悪日、ピーク 5 分間におけるエネルギースペクトル、組成、LET スペクトルを提供する。旧モデルの CREME はピーク環境についての選択肢が多かったが、非現実的な条件もあった。

9.3.2.6 その他のモデル

本標準の改訂につながるようなその他のモデル開発作業については、別途進められている。こうした開発作業は、代替的な統計手法やピークフラックスモデルに関するものである。

9.3.2.7 方向性

太陽高エネルギー粒子のフラックスおよびフルエンスについては、惑星間空間において等方向性であると仮定しなければならない。ただしこの仮定は、近地球空間では地球磁気遮蔽のために、一般に事実とは異なる(9.3.4を参照)。

9.3.3 宇宙線の環境および効果のモデル

9.3.3.1 基本原則

宇宙線の環境および効果のモデルを始めて開発したのは、米国海軍研究所のAdamsと共同研究者らであり(RD9.21)、モデルはCREMEと名づけられた。このモデルは宇宙線と太陽フレアイオンとLETおよびエネルギースペクトルを、地磁気遮蔽や物質遮蔽も含めて、総合的に扱ったものであった。さらにCREMEは感応領域における飛程長分布に基づいてアップセット率を計算していたほか、捕捉陽子によるSEUも単純な方法ながら取り扱っていた。現在CREMEの代替モデルとなっているのはCREME96である(RD9.22)。両者の大きな違いは、Nymmikその他(RD9.23)に従って、銀河宇宙線環境およびその太陽周期変動のモデルを含めたこと、地磁気遮蔽と物質遮蔽の計算を改良したこと、太陽高エネルギー粒子(SEP)イベントにおける重イオン粒子を改良したことなどである(9.3.2.5を参照)。銀河宇宙線フラックスは太陽活動と逆相関であり、銀河宇宙線フラックスが最も大きいのは太陽活動極小期においてである。銀河宇宙線環境の推定にはCREME96を標準モデルとして利用することが出来る。また宇宙線、太陽高エネルギー粒子、捕捉された高エネルギー陽子によるシングルイベントの効果を評価する場合にも、CREME96を標準モデルとして利用することが出来る。

図9-8は3種類のCREME96環境、すなわち通常の太陽活動極小期における宇宙線フラックス、大規模SEPイベントの「最悪週」における平均フラックス、大規模SEPイベントのピークフラックスについて合成したLETスペクトルである。図9-8には、地磁気遮蔽が異なる3種類の軌道を示した。すなわち静止軌道(これは高高度および惑星間空間にも当てはまる)、極軌道(900km)、LEO(28°、450km)である。イオンについてはZ=1からZ=92までを含めなければならない、また他の値を使う理由がない場合には、アルミニウム1g/cm²という遮蔽を仮定しなければならない。

9.3.3.2 方向性

太陽高エネルギー粒子のフラックスおよびフルエンスについては、惑星間空間において等方向性であると仮定しなければならない。ただしこの仮定は、地球近傍では地球磁気遮蔽のために一般に事実とは異なる(9.3.4を参照)。

9.3.4 地磁気遮蔽

地磁気は地球近傍を太陽高エネルギー粒子および宇宙線から部分的に遮蔽しており、これを地磁気遮蔽と呼んでいる。ただし、このような粒子でも、極地域や静止軌道などの高高度には容易に到達する。陽子に対する地磁気遮蔽は、地磁気 B , L 空間における軌跡に基づいて算出されている(第5章を参照)。

地磁気の任意の位置について、その位置までイオンが到達するには最小限のカットオフエネルギーが必要である。Stormer の定理によれば、ある点への粒子到達に関するカットオフ硬度 P_c を、その点の地磁気 R , λ 座標と東側からのイオン到達角度 γ とに基づき求めることができる (RD9.24)。

$$P_c = \frac{\{M \cos^4 \lambda\}}{\{R^2[1 + (1 - \cos^3(\lambda) \cos(\gamma))^{1/2}]^2\}}$$

M は地球の正規化双極子モーメントである。この式から、宇宙線は東側($\gamma=0$)よりも西側($\gamma=180^\circ$)の方が容易に地磁気に侵入できることがわかる。 R , λ 座標は Roberts の方法により B および L から求めることができる (RD9.25)。垂直入射の場合には式を次のように簡略化することができる。

$$P_c \sim = \frac{16 \cos^4(\lambda)}{R^2} = \frac{16}{L^2} \text{GV} \quad \text{なぜなら } \gamma=90^\circ, R=L \cos^2(\lambda) \text{ であるから}$$

観測した実効的カットオフの算出には、定数 $M/4$ に近似値の 16 を用いる。太陽フレアや CME (コロナ質量放出) ののちにしばしば発生する磁気圏外乱によって、カットオフが小さくなる場合がある。この点を Adams その他 (RD9.24) は次式によって説明している。

$$\frac{\Delta P_c}{P_c} = 0,54 \exp\left(-\frac{P_c}{2,9}\right) \quad P_c \text{ の単位は GV}$$

Stassinopoulos および King (RD9.26) は、 $L=5$ における全カットオフを求めるモデルを開発した。このモデルは、陽子が低い値までは侵入できないことを仮定している。そしてこのモデルは静穏な磁気圏における垂直カットオフモデルに対応したモデルであり、 $L < 5 \times$ 地球半径から到達する $E < 200 \text{MeV}$ の陽子が排除されることがわかる。ほとんどのケースでこのモデルは妥当なものである。ただし現実には、低エネルギー陽子であっても非垂直の到達方向で $L=5$ 未満からの侵入が可能であり、外乱が生じて地磁気遮蔽が弱まっている磁気圏であればなおさらである。磁気圏に外乱が生じた状態であれば、 $L=5$ から地磁気赤道への西側からの到達の場合、エネルギーカットオフが 30MeV にまで低くなることさえある。

軌道期間の 50%以上が $L=5$ よりも高高度にある軌道には、地磁気カットオフを適用しては

ならない。期間の75%以上が $L=5$ より低高度にある軌道には、必ず地磁気カットオフを適用しなければならない。

9.3.5 宇宙機の2次放射線

主要な2次放射線源として、電子による制動放射しか考慮しない場合が多い。ただし特殊なケースでは、その他の2次放射線源も考慮しなければならない。

検出器システムに対するバックグラウンド放射線の効果を推定する場合には、2次放射線が重要である。これは1次放射線が入射しないように遮蔽がされていること、アンチ・コインシデンス・システムが1次放射線に起因する信号の計測を能動的に防ぐこと、2次放射線が検出器の感知帯域内で発生していること、による。ほとんどの2次放射線は相互作用の瞬間に(ただちに)放出されるが、中には入射粒子によって核が励起してしばらくのちに放出されるものもある。

2次放射線はその性質上ケースバイケースで分析されなければならないが、場合によっては、モンテカルロシミュレーションが必要になることもある。制動放射を推定する場合には、モデル SHIELDOSE-2 を利用しなければならない(9.4.2を参照)。

9.3.6 中性子

宇宙線と大気の相互作用のため、低高度には $0.5\sim 4\text{ cm}^{-2}\text{ s}^{-1}$ の低レベル中性子フラックスが存在する。また高エネルギー粒子と宇宙機物質の核子間相互作用によって中性子が生じる場合もある。有人ミッションについてはこうした中性子を考慮しなければならない。中性子は敏感な検出器システムに対してバックグラウンドを生じさせる場合もある。

9.4 導出量の分析方法

9.4.1 基本原則

以下の評価方法を利用することが出来る。

9.2 で記述した一次データの生成には、9.3 で指定した環境モデルを利用することが出来る。二次データは以下の方法で導出することが出来る。

9.4.2 電離放射線量

電離放射線量環境はドーズ・デプスカーブによって表すことができる。ドーズ・デプスカーブは放射線量(ドーズ量)を、平面形状の遮蔽の厚さ(デプス)の関数として、あるいはある点の周囲に存在する球形遮蔽の関数として提示する。平面モデルは表面物質や平らな表面に近い場所にあるものに対し適切である。一般にそうした条件に電子機器は存在しないため、一般的な仕様書では球形モデルを推奨する。

電離放射線量についてはモデル SHIELDOSE-2 を利用することが出来る (RD9.27)。ただしそれに代えて、SHIELDOSE-2 によって妥当性が確認されている方法を用いることも可能である。SHIELDOSE-2 は、事前にモンテカルロ分析で求めた電子による放射線量と、電子の制動放射による放射線量と、陽子による放射線量のデータを利用する。さらにこれらの放射線量を、物質遮蔽ならびに入射する電子および陽子のエネルギーの関数として事前に求めておく。これらのデータで実際の粒子スペクトルで重ね合わせ、所与の遮蔽の厚さ d における放射線量を導出する。

$$D(d) = \sum_E f(E) D(E, d) \Delta E$$

図 9-9 はこのデータを示したものである。

ドーズ・デプスカーブに対する標準の形状は、均質アルミニウム球でなければならない。SHIELDOSE-2 データは平面の媒体を表しているため、次のとおりに変換を行う (RD9.27)。

$$D_{sphere} = 2D_{plane} \left\{ 1 - \frac{d(\log D_{plane})}{d(\log(d))} \right\}$$

この変換はコンピュータ版には含まれている。

電子機器、その他の高感受性位置の遮蔽を詳しく分析する必要がある場合には、セクターに分けて計算を行う場合が多い。またこの方法は、単純な球形遮蔽に基づいて計算した放射線量では、放射線量の要求に適合しない場合などにも必要となる。セクターに分けての計算は遮蔽を通過する放射線を複数の方向で追跡する方法である。

そしてそれぞれの方向について、導出した遮蔽と、遮蔽厚さ d の関数としての放射線量データとを用いて、各方向 i からの全方向性 4π 放射線量寄与 $D_i(d)$ を求める。この放射線量寄与を、宇宙線周囲の立体角増分 Ω_i を加重した上で合計する。

$$D_{tot} = \sum_i \left(\frac{\Omega_i}{4\pi} \right) D_i(d)$$

この手順を用いる場合には、ドーズ・デプスカーブに対し球形モデルを採用しなければならない。

場合によっては遮蔽分布を導出する方が効率的なこともある。遮蔽分布は上述の宇宙線追跡の結果であり、そこから遭遇する遮蔽の分布 $p(d)$ を求めることができる。この遮蔽分布

をドーズ・デプスカーブで重ね合わせることによって、全放射線量が導出できる。この方法の利点は様々な放射線量計算を、遮蔽分布が表す単一形状に対し効率的に実行できる点である。

注意しなければならないのは、環境に実質的な異方性が存在する場合(たとえば 9.3.1.3 の場合)、環境を等方性であると仮定すれば重大な誤差が生じ得る点である。そしてこの仮定は、上記のセクター分け計算に暗示的に含まれている。というのもすべての方向の寄与を、共通の全方向性ドーズ・デプスカーブから導出するからである。

9.4.3 標準軌道放射線量データ

図 9-10 は、9.3 で記述した標準モデルに基づいて円赤道軌道における予測放射線量を軌道高度の関数として求め、それをまとめたものである。球形遮蔽は、アルミニウムで 4mm を仮定した。

図 9-11 は、標準モデルに基づき、一般的な一連の軌道について求めた予測放射線量をまとめたものである。ミッションは 1 年間、アルミニウムの球形遮蔽は半径 4mm を仮定した。図に 1 年間に累積する太陽エネルギー陽子の放射線量も示した。信頼水準は 95% であり、それを超える放射線量は省いた。放射線量についての詳細は、図 9-12 に放射線量をアルミニウム遮蔽の半径の関数として示す。

9.4.4 シングルイベントアップセット率

CREME/CREME96 の方法を利用することが出来る (RD9.21, RD9.22)。アップセット率の予測が可能なのは、評価対象である部品 (デバイス) の詳細が明らかな場合であり、特にクリティカルチャージと感応領域寸法は必ず既知でなければならない。部品の特性が明らかでない場合には、必要に応じて、試験を実施しなければならない。なお、既に宇宙環境での使用の実績のある部品 (デバイス) は、その実績値を活用することで試験を免除することも可能である。

試験データは、重イオンではアップセット率 (SEU 断面積) を範囲 $1\sim 100\text{MeVcm}^2/\text{mg}$ の LET の関数として示す。また、陽子では範囲 $20\sim 100\text{MeV}$ のエネルギーの関数として示す。これらの試験データに基づき、捕捉された陽子および太陽陽子によるアップセット率を、2 パラメータの Bendel 法 (RD9.28) を利用して推定する。また、銀河宇宙線および太陽の重イオンによるアップセット率を、飽和反転断面積としきい値 LET の値か、(試験データが多い場合は) ワイブル分布で近似した値で推定する。これらの推定は CREME/CREME96 にて実施することが出来る。以上述べた方法によって完全に妥当性が確認された方法であれば、上記以外の方法を適用することも可能である。

予測されたフラックスから電子機器または検出器のアップセット率を算出するには、機器の特性を明らかにしなければならない。とりわけ感応領域の寸法と、感応領域においてアップセットを生じさせるクリティカルチャージ、等価的には「1 回」のアップセットとして計測される臨界エネルギー E とを明らかにする必要がある。

電離による SEU は、(イオンの組成による) 微分 LET (L) スペクトル $f(L)$ と感応領域における飛程長 (l) の分布 $p(l)$ とを積分することで、アップセット率を求めることができる (RD9. 21、RD9. 29)。

$$U = \frac{S}{4} \int_{E_c/L_{max}}^{l_{max}} p(l) \int_{E_c/l}^{L_{max}} f(L) dL dl$$

この式は、検出器が非常に高感度であれば(つまり E_c が非常に小さく、したがってあらゆる粒子がアップセットを引き起こす場合には) $FS/4$ にほぼ等しい。 S は感応領域の全表面積、 F はオムニ積分フラックスである。一般に電子部品 (デバイス) の場合にはこのような解は適用できないので、積分の範囲を感応領域寸法とクリティカル・エネルギー E_c によって設定する。そこで E_c/L_{max} はアップセットし得る最短飛程、 l_{max} は最長飛程長、 E_c/l は飛程長 l においてアップセットを生じさせるのに必要な粒子の最少 LET、 L_{max} はスペクトルの最大 LET である。予測アップセット率は、試験で求めた LET の積分範囲によって大きく変化する。こうした感度依存性は、環境中の粒子フラックスが LET で大きく変わるためである。上記した形式のアップセット計算は、クリティカルチャージという唯一の限界を上回れば、同一サイズであるすべてのビットがアップセットすることを仮定している。ところが試験では、一般にアップセット断面積 (σ 、アップセット率 \times フルエンス) は飽和断面積 σ_0 へとむしろ漸増することがわかっている。この点を考慮して計算を行うには、微分アップセット率の計算を段階的に足し合わせていかなければならない。

$$U = \sum_i \left(\frac{\sigma_i}{\sigma_0} \right) \left(\frac{\Delta U}{\Delta L} \right)_i \Delta L = \sum_i \left(\frac{\sigma_i}{\sigma_0} \right) \Delta U_i$$

各 U_i は個々の (σ_i と L_i) を用いて算出する。

エネルギー陽子の核子間相互作用によるアップセット率は、測定した陽子によるアップセット断面積 $\sigma(E)$ と微分陽子フラックス $f(E)$ との積を積分すれば推定することができる。 $\sigma(E)$ は試験データから直接導出することも可能であり、2 パラメータの Bendel 適合を利用することもできる。また重イオンに関する試験データから臨界電荷と感応体積寸法が明らかである場合には (RD9. 28)、陽子の核子間相互作用のシミュレーションを利用して、 $\sigma(E)$ を導出することもできる。

9.4.5 太陽電池セルの劣化

シリコンとガリウム砒素の太陽電池セルに関する劣化の計算には、それぞれモデル EQFRUX-Si と EQFRUX-Ga が利用出来る (RD9. 30)。そして他の試験データない場合には、10MeV の陽子がシリコン太陽電池セル内の 3000 個の 1MeV 電子に等価の損傷を与えると仮定しなければならない。同様にガリウム砒素の場合も、10MeV の陽子に等価な損傷は、短絡回路電流、最大出力、開放電圧の劣化について 1MeV 電子がそれぞれ 400、1000、1400 個であ

ると仮定しなければならない。両モデルは太陽電池セル裏側の遮蔽を無限大と仮定しているため、予測結果の報告の際にはその仮定を示す必要がある。また、太陽電池パネルでは裏側からの放射線入射についての評価が必要である。

9.4.6 内部の静電帯電

内部の静電荷電に関して導出すべきパラメータを指定するエンジニアリング手法を現在開発中である。ただし当然ながら高エネルギー電子のフラックスは、フラックスが大きい場合のエネルギースペクトルおよび期間と同様、特に重要である。また「ターゲット」物質も何らかの役割を果たし、ターゲット物質の遮蔽ももちろん大きな効果を有している。

9.4.7 非イオン化エネルギー損失

変位損傷を受けやすい CCD、その他の電子光学コンポーネントの損傷については、図 9-14 に示す NIEL 関数 $N(E)$ (RD9.31) を用いて、10MeV の陽子に等価な損傷のフルエンス F_D を導出しなければならない。

$$F_D = \sum_E f(E) N_{10}(E) \Delta E$$

すなわち非電離放射線量 D_N は

$$D_N = \sum_E f(E) N(E) \Delta E$$

ここで

$f(E)$ は微分フルエンススペクトル

$N(E)$ NIEL 関数

$N_{10}(E)$ は 10MeV に対し正規化した NIEL 関数

ΔE は和のエネルギーステップ

9.5 個別適合化ガイドライン 軌道およびミッションの領域

9.5.1 基本原則

以下の各項目では、軌道種類のそれぞれにおける特殊条件を記述する。

9.5.2 GEO

GEO は円軌道であり、高エネルギー電子が支配的な環境に遭遇するのが通常である。この環境には、放射レベルの低い、長い静穏期がある一方で、放射線量やセンサー干渉、静電帯電などを増加させる高エネルギー電子の集中的な増大期が多数回あり、時間による変化が激しいことが特徴となっている。太陽陽子と銀河宇宙線は何ら制限を受けることなくこの軌道に到達する。太陽粒子線はトータルドーズ、干渉、シングルイベント効果に関して、短期的ではあるが重要な影響を与える。ただし太陽粒子が帯電プロセスに直接関係するわけではない。銀河宇宙線はシングルイベント効果やセンサー干渉の発生源で、これらは定常的に存在する。

9.5.3 ME0 と HE0

これらの軌道も、電子が支配的な上記環境に遭遇するが、それに加えて、それより内側にある放射線帯の陽子にも遭遇する。したがってこれらの軌道では、陽子によるシングルイベント効果および非電離損傷を考慮する必要がある。また放射線帯の電子のピーク(その位置は変化する)近くでは、静止軌道よりも苛酷な電子環境に遭遇する 경우가多く、したがって静電帯電もより深刻な脅威になり得る。

9.5.4 LE0

現在の技術では、有人活動は低高度(<550km)で傾斜角が中程度(～55°)の軌道が限界であるが、将来はこの限界が広がる可能性もある。そしてこうした軌道領域を LE0 と呼んでいる。LE0 におけるミッションは放射線帯の縁に遭遇する。この区域を支配しているのは南大西洋異常地域である。それと同時にフラックスが東西で著しく非対称になっている点も重要である。この低高度環境の特徴は、放射線帯に捕捉された高エネルギー陽子が存在することである。荷電粒子は地磁気によって磁気圏外側でそらされ(地磁気遮蔽)、宇宙線および太陽高エネルギー粒子のフラックスは減少するが、この遮蔽は部分的である(極地方では LE0 まで飛来しやすい)。LE0 軌道も極軌道と同様、高緯度では放射線帯の外帯の捕捉電子に遭遇する。

9.5.5 極軌道

極軌道は一般に高度 1000km 未満で傾斜角は 80° 以上である。極軌道は南大西洋異常地域として、放射線帯の内帯の陽子および電子に遭遇し、さらに地磁気磁力線が電子帯を約 50° 以上の「オーロラ」緯度で低高度に引き寄せている場合には、放射線帯の外帯の電子にも遭遇する。軌道の高緯度部分では、宇宙機はほとんど減衰していない宇宙線および太陽高エネルギー粒子に曝露する。低緯度では、地磁気遮蔽がこうしたフラックスを大幅に低減している。

9.5.6 惑星間および惑星における環境

惑星間環境の特性は、宇宙線と時おり発生する太陽高エネルギー粒子現象とである。したがって日心半径と太陽周期の変動に応じた粒子強度の変化を考慮しなければならない。また巨大惑星を目指すミッションでは、その強力な磁気圏を考慮しなければならない。水星にも小さいながら磁気圏が存在する。科学ミッションは太陽地球系や地球月系のラグラン

ジェ点でも行われる。こうした場所は、放射環境という観点では、惑星間と見なすことができる場所である。

9.6 放射線環境仕様書の作成

フェーズ A において、宇宙機システムについて予想される放射線環境の仕様書を作成しなければならない。この仕様書には以下の a から e を含んでいないといけない。また、f から i を必要に応じて含めてもよい。

- a. 捕捉放射線つまり、無遮蔽の陽子および電子のエネルギースペクトル(ミッション平均)
- b. ミッション期間での無遮蔽の太陽陽子フルエンススペクトル。適切な地磁気遮蔽を適用しなければならない。
- c. ミッション、内部帯電、センサー干渉分析に供するための、捕捉電子、捕捉陽子、(地磁気遮蔽された)、太陽高エネルギー陽子による無遮蔽かつ最悪状態における瞬時エネルギースペクトル。
- d. 適切な太陽活動周期における重イオン LET スペクトル、ならびに 10%の最悪状態における LET スペクトル。10%の最悪状態における SEP(太陽フレア現象)の LET スペクトルおよび平均組成を含めなければならない。LET スペクトルは、 $Z=1$ から $Z=92$ までのすべてのイオンによる寄与を含んでいなければならない。適切な地磁気遮蔽を適用しなければならない。適切な物質遮蔽を適用しなければならない。他の値を用いる正当な理由がない場合には、 $1\text{g}/\text{cm}^2$ のアルミニウムによる遮蔽の値を利用しなければならない。
- e. アルミニウム球の中心におけるミッション期間でのドーズ・デプスカーブ、または放射線量の表。捕捉された電子および陽子、太陽エネルギー陽子、電子による制動放射による寄与を含む。
- f. 太陽電池セルの損傷推定のため、 1MeV の電子と 10MeV の陽子に等価な損傷のフルエンス。シリコンまたはガリウム砒素の太陽電池セルについて、一般にカバーガラス厚の関数としてこの値を求めることが可能であるが、太陽電池セルの選択の結果として他の技術を採用した場合には、それに応じた変更が必要である。
- g. CCD、光学電子コンポーネント、光学コンポーネントについて球体遮蔽厚の関数として求めた、NIEL(非電離エネルギー損失)で、 10MeV に等価なフルエンス。
- h. ミッションがセンサーのバックグラウンド放射線に感受性を持つものである場合には、軌道上における放射線帯、宇宙線、太陽高エネルギー粒子のフラックスの時間変化(変動)

i. 宇宙機に搭載された放射線源放出する上記以外の放射線

仕様書は、自然のものであれ人工的なものであれ、ミッション軌道の変化を考慮するものでなければならない。軌道変化は放射線帯曝露に大きな効果を及ぼし得るからである(たとえば軌道制御しなくても、自然に起きる近地点の上昇や遠地点の下降)。

結果として軌道が同期軌道となる運用も考慮しなければならない(たとえば、ほぼ同期軌道の HE0 軌道の宇宙機の遠地点緯度の維持)。こうしたミッションでは、放射線帯による曝露は平均とは異なる。

9.7 図

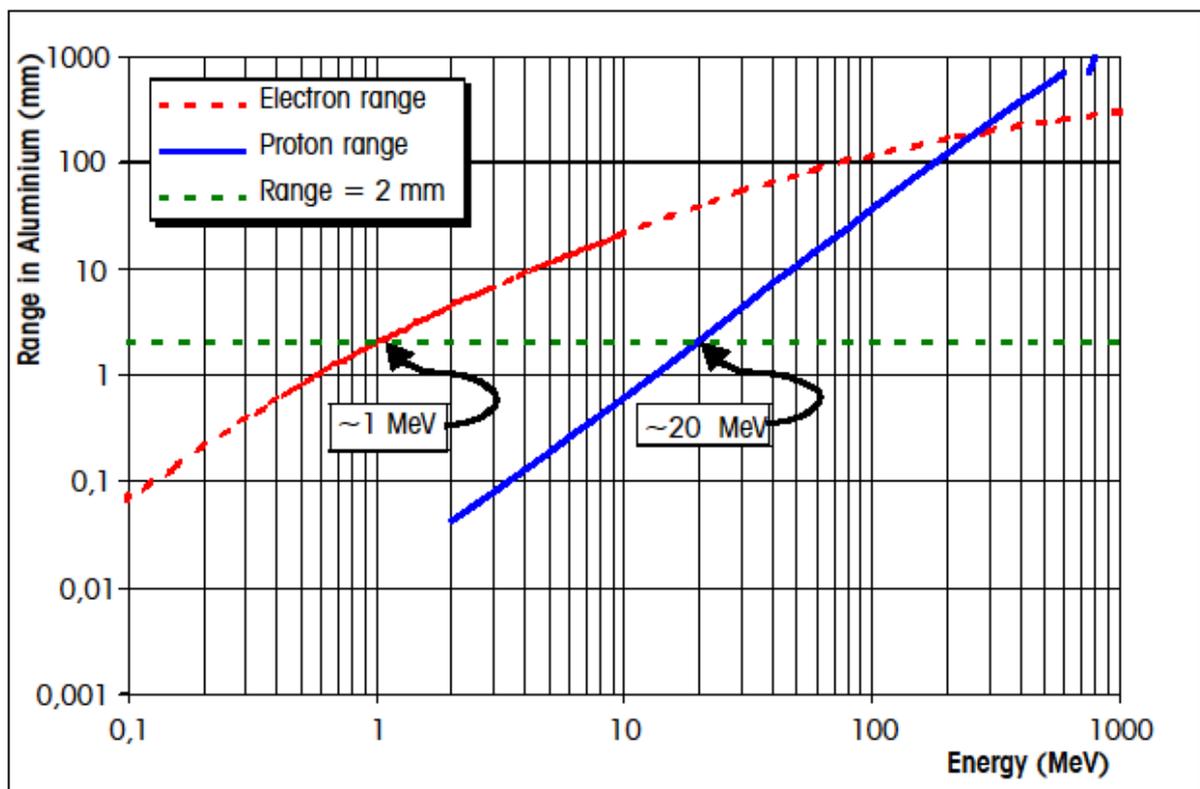
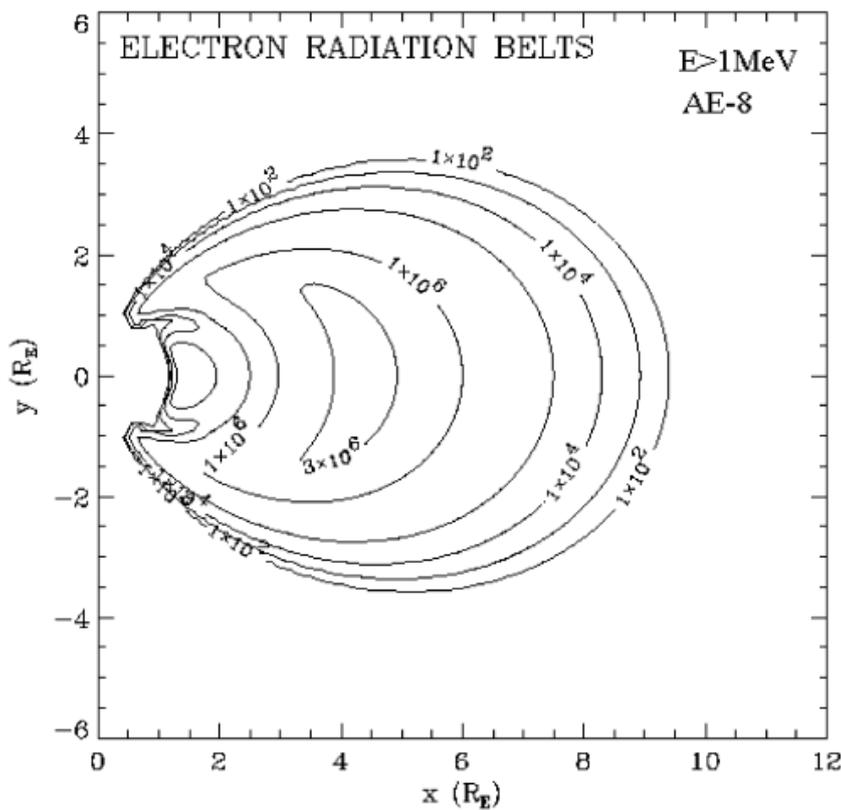
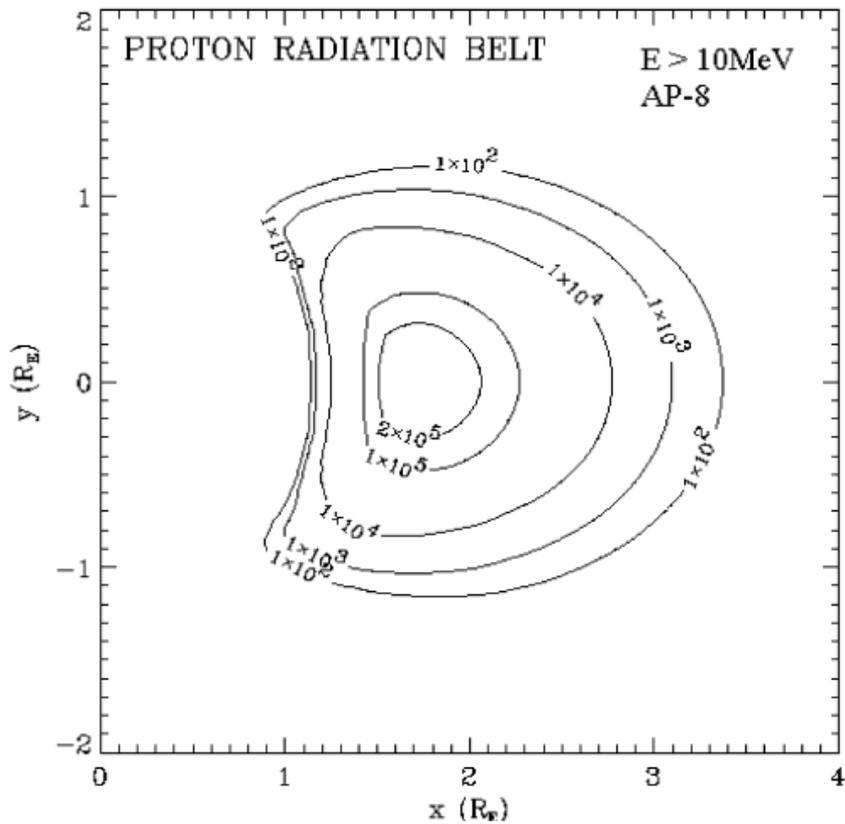


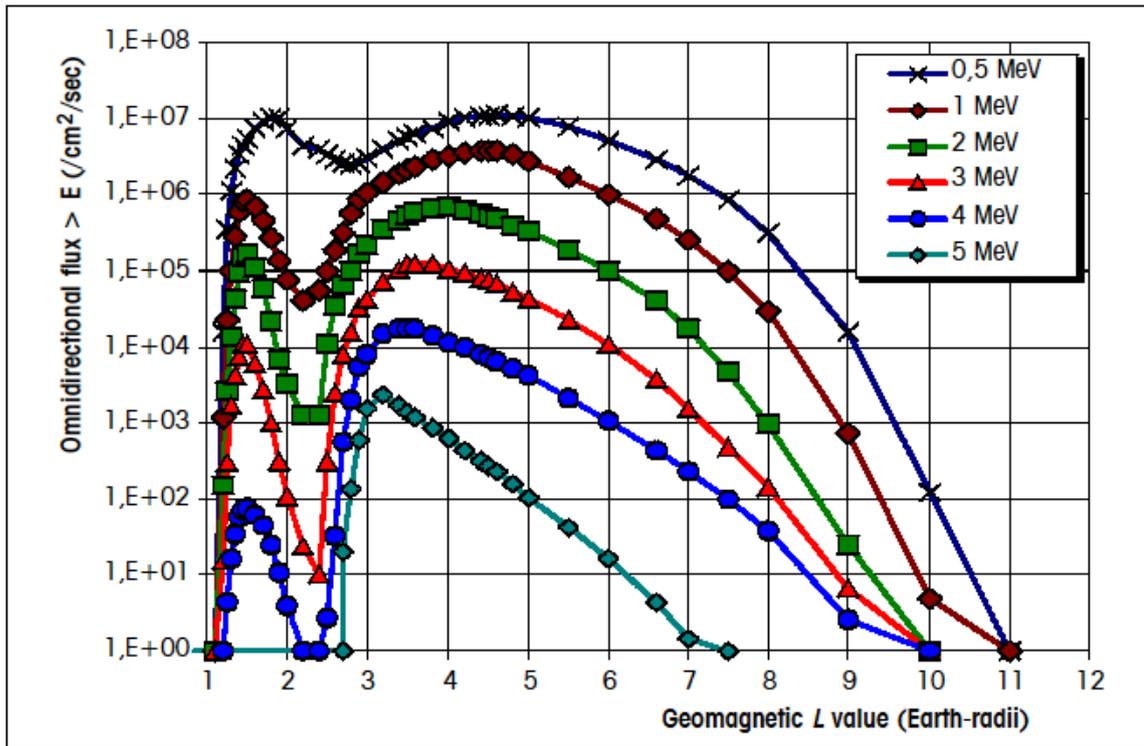
図9-2 アルミニウムにおける陽子と電子との平均飛程



Omnidirectional fluxes are for particles >1 MeV and >10 MeV, respectively. The data are derived from the AE-8 and AP-8 models, respectively, and are shown in an ideal dipole representation of the Earth field.

図 9-3 放射線帯の電子と陽子の等高線

(a) Electron



(b) Proton

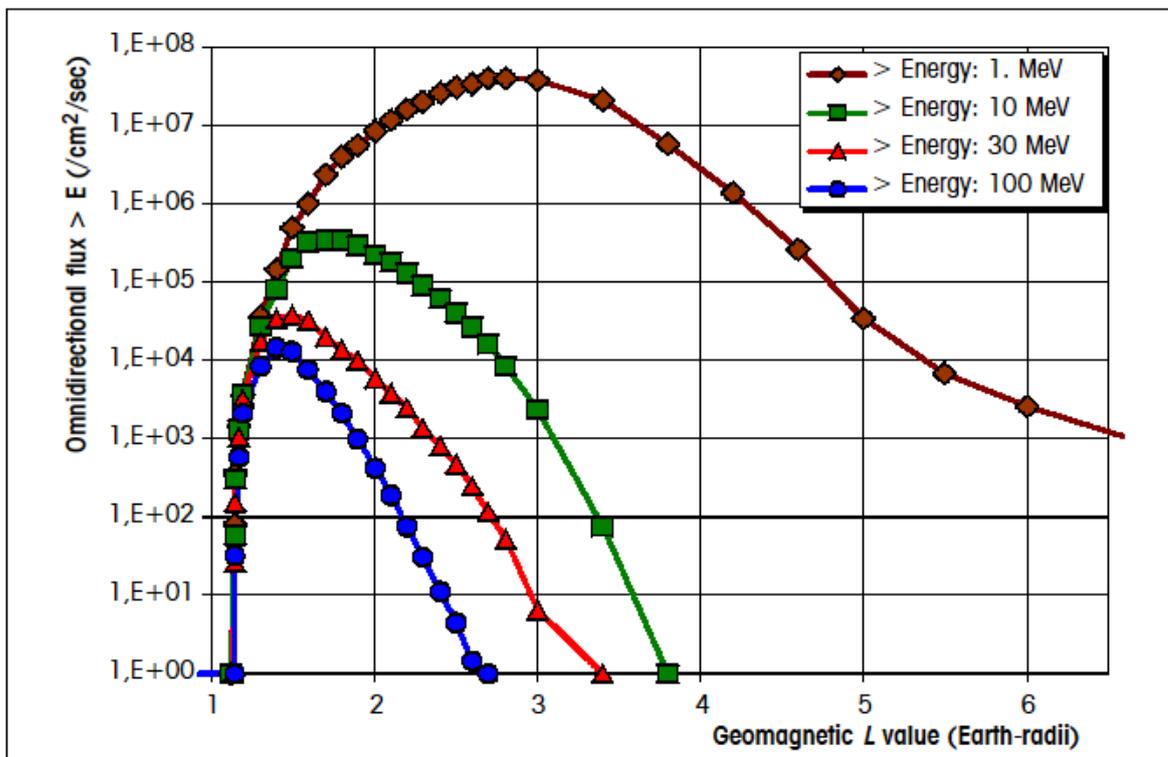


図 9-4 エネルギーについて積分した電子(a)と陽子の全方向性フラックス。地磁気赤道において、エネルギーしきい値別

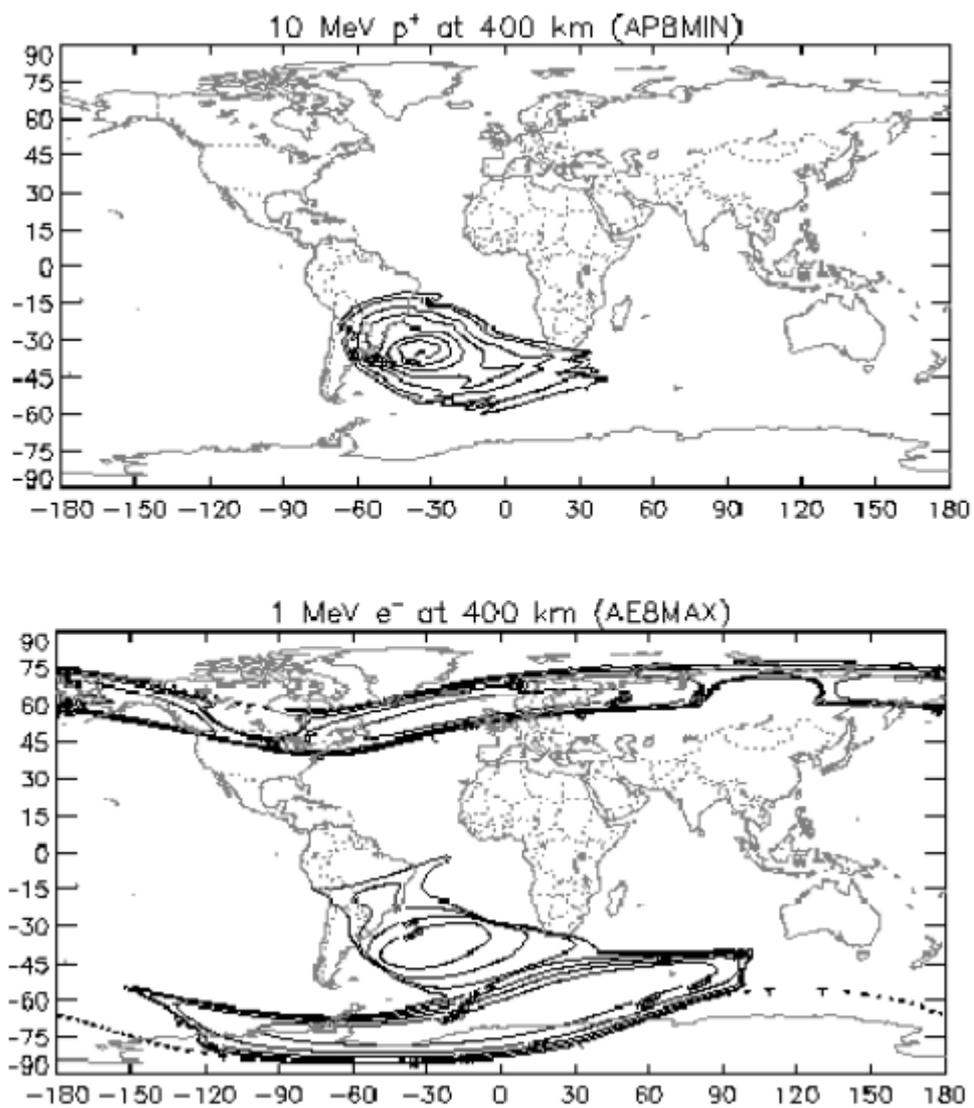
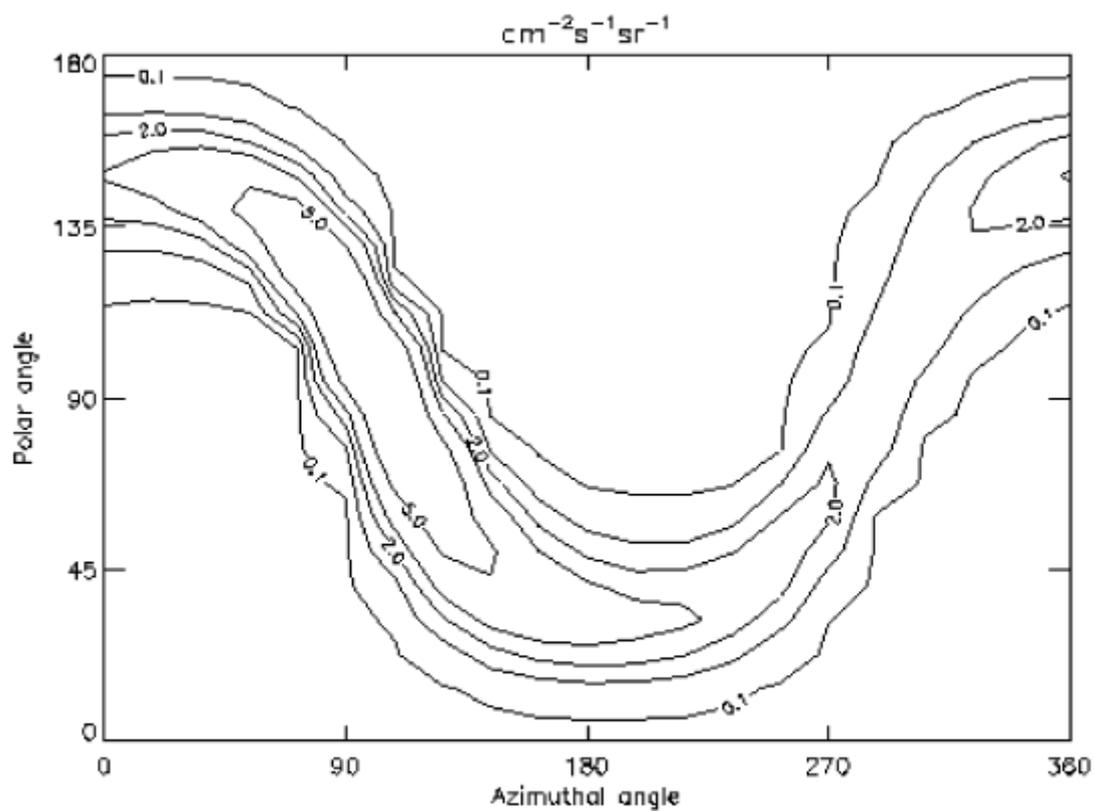


図 9-5 高度 400km における陽子(>10MeV)と電子(>1MeV)の全方向性積分フラックス。放射線帯の内帯の南大西洋異常地域を示す。電子の図は高緯度の放射線帯の外帯を示す。



Polar and azimuthal angles are with respect to Zenith and North respectively.
 (Therefore the horizontal plane has polar angle 90° , and westward viewing has azimuthal angle 90° .)

図 9-6 低高度の地球軌道におけるフラックスの異方性。エネルギーが $>100\text{MeV}$ である陽子について、宇宙ステーション軌道の平均

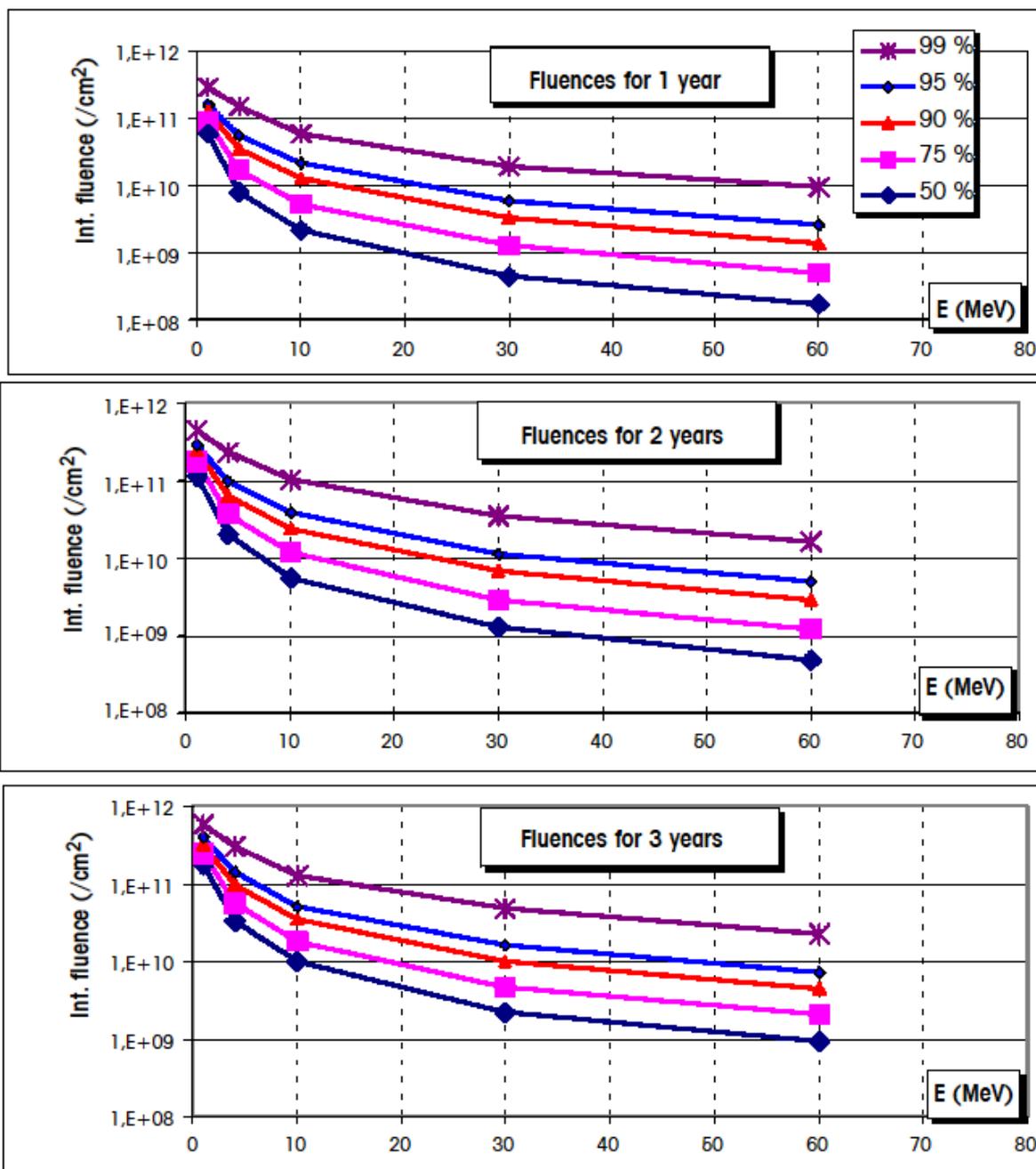


図 9-7 各ミッション期間における信頼水準(各図で上から下に 99%、95%、90%、75%、50%)太陽陽子フルエンスのスペクトル
(データはモデル JPL-1991 より)

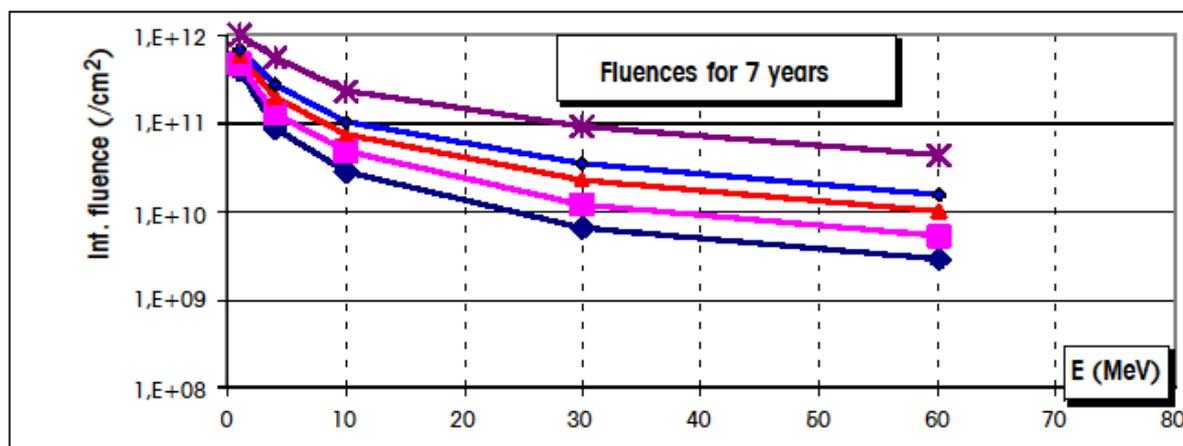
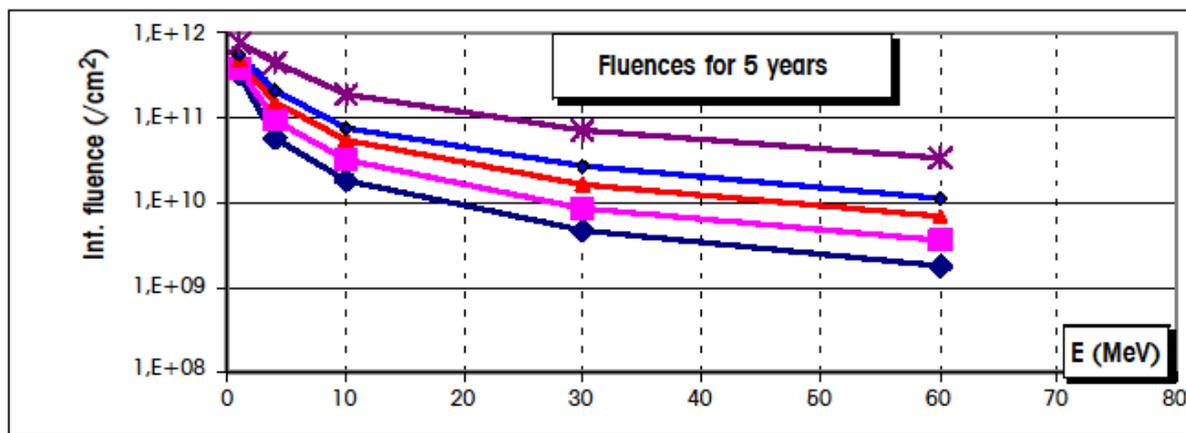


図 9-7 各ミッション期間における信頼水準(各図で上から下に 99%、95%、90%、75%、50%)太陽陽子フルエンスのスペクトル
(データはモデル JPL-1991 より) (続き)

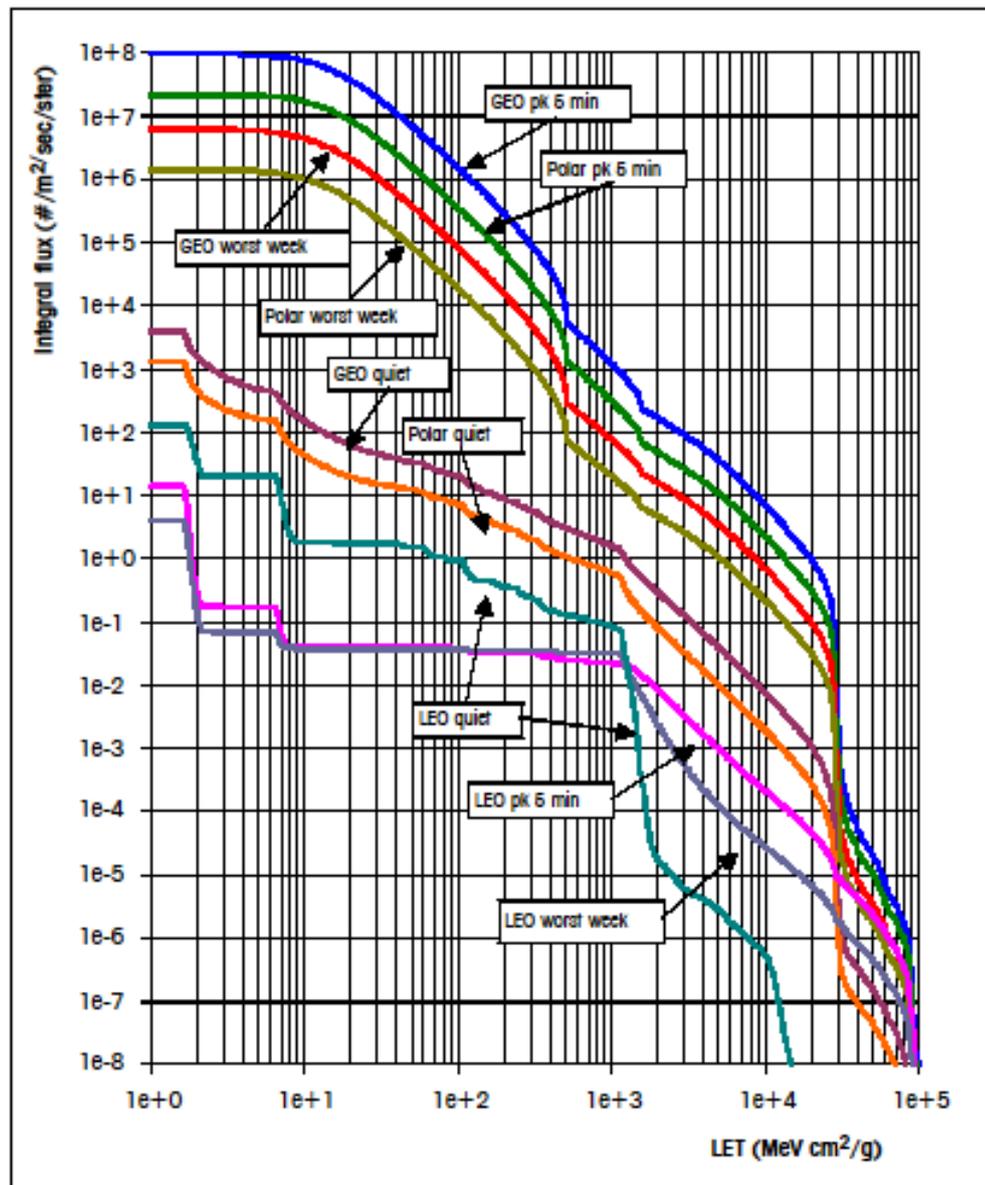


図 9-8 典型的ミッションにおける宇宙線 LET のスペクトル

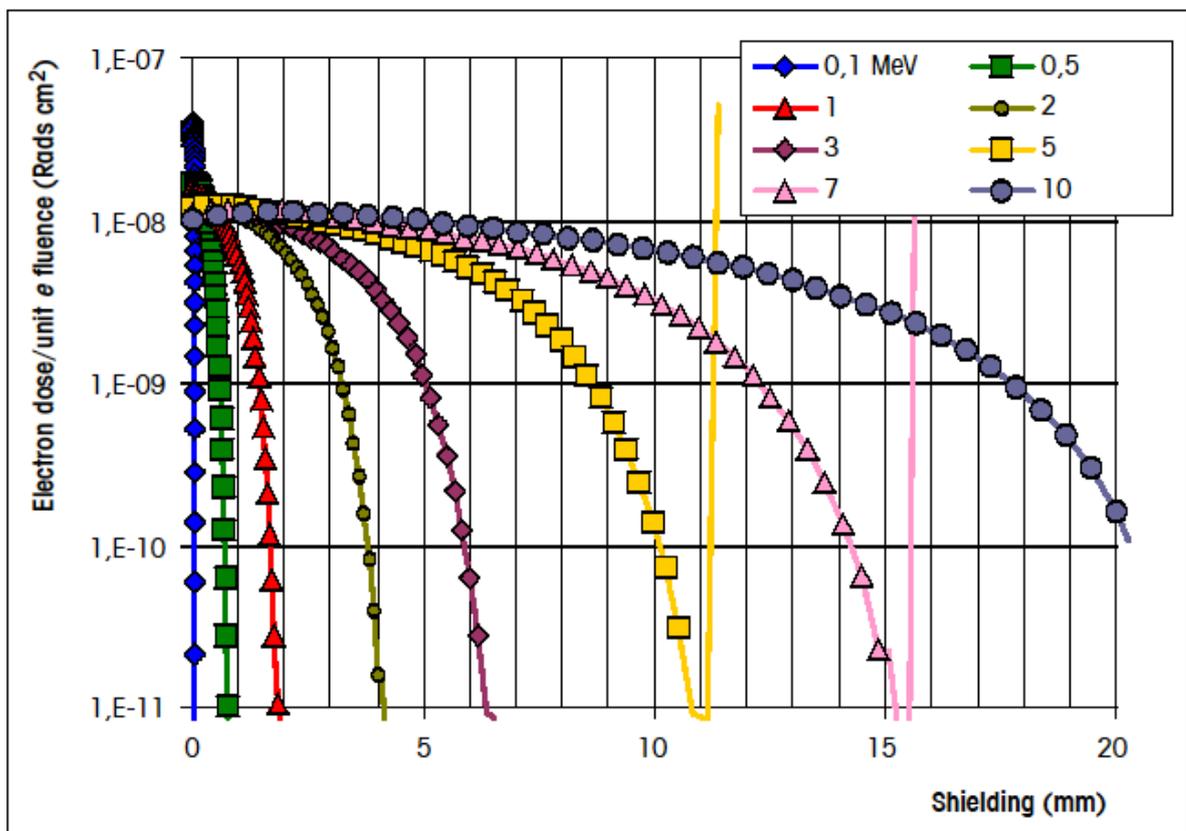
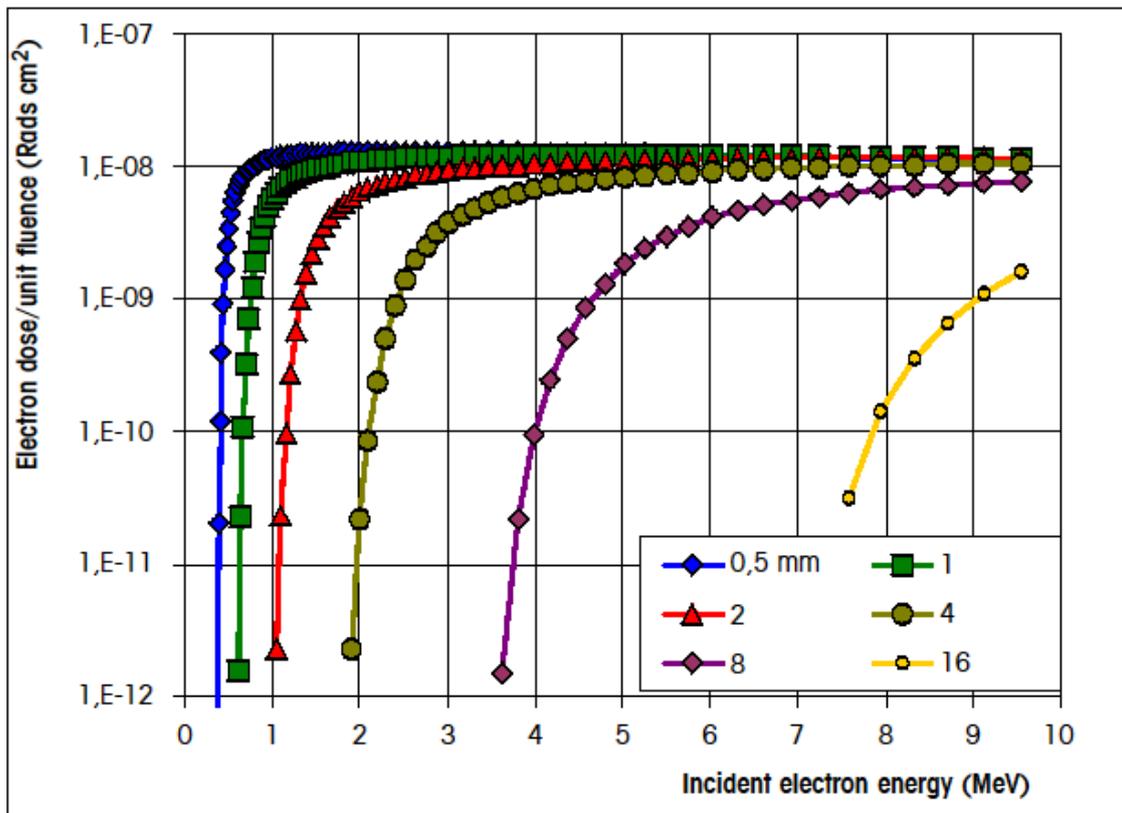


図 9-9 任意のスペクトルで放射線量を算出するための SHIELDOSE データセット。
 (a) エネルギーおよび遮蔽厚の関数としての電子放射線量

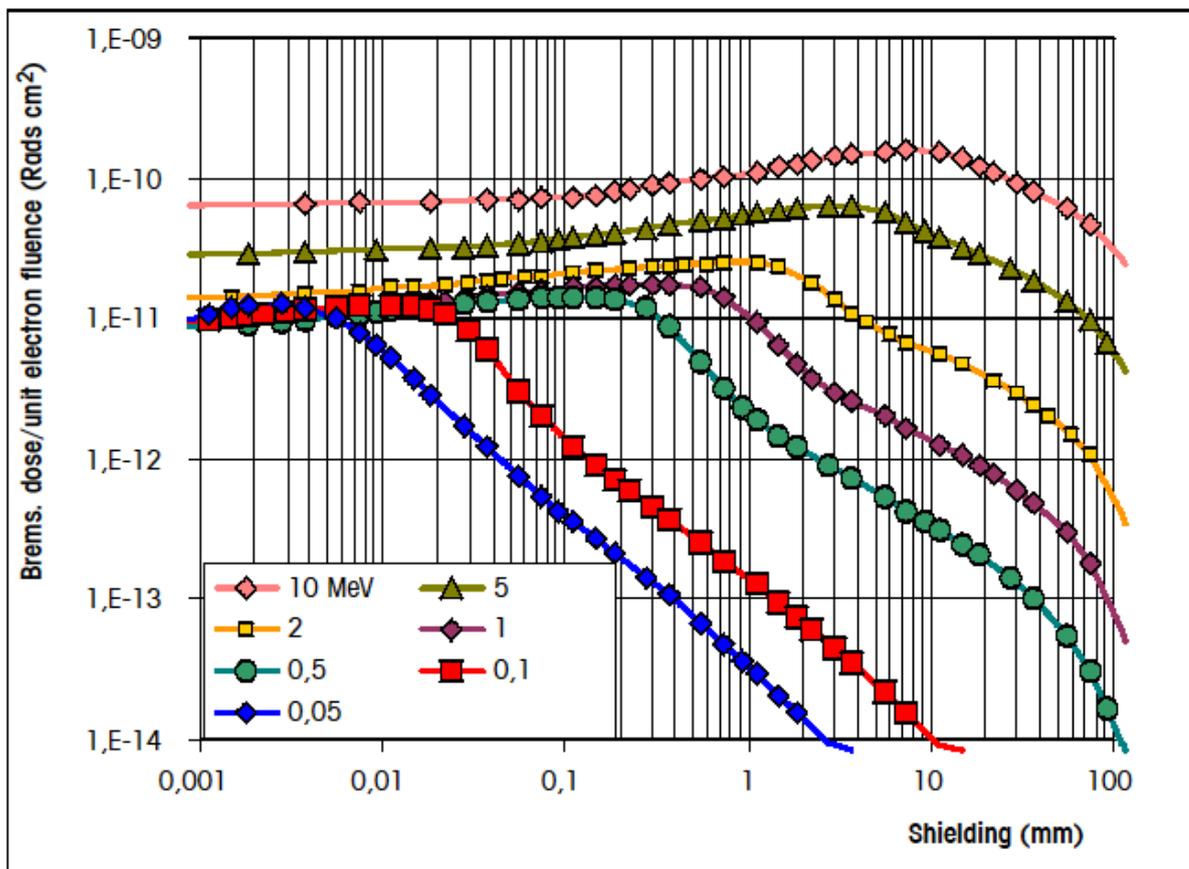
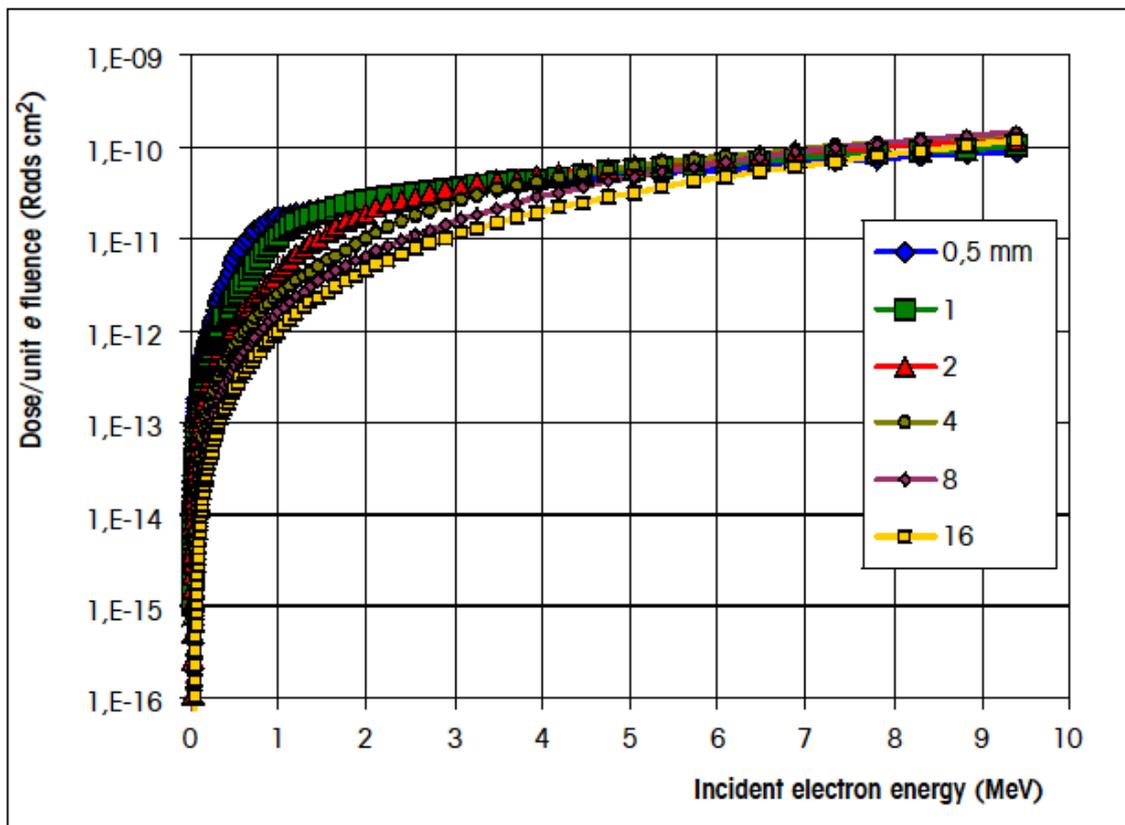


図 9-9(続き) (b) エネルギーおよび遮蔽厚さの関数としての制動放射線量

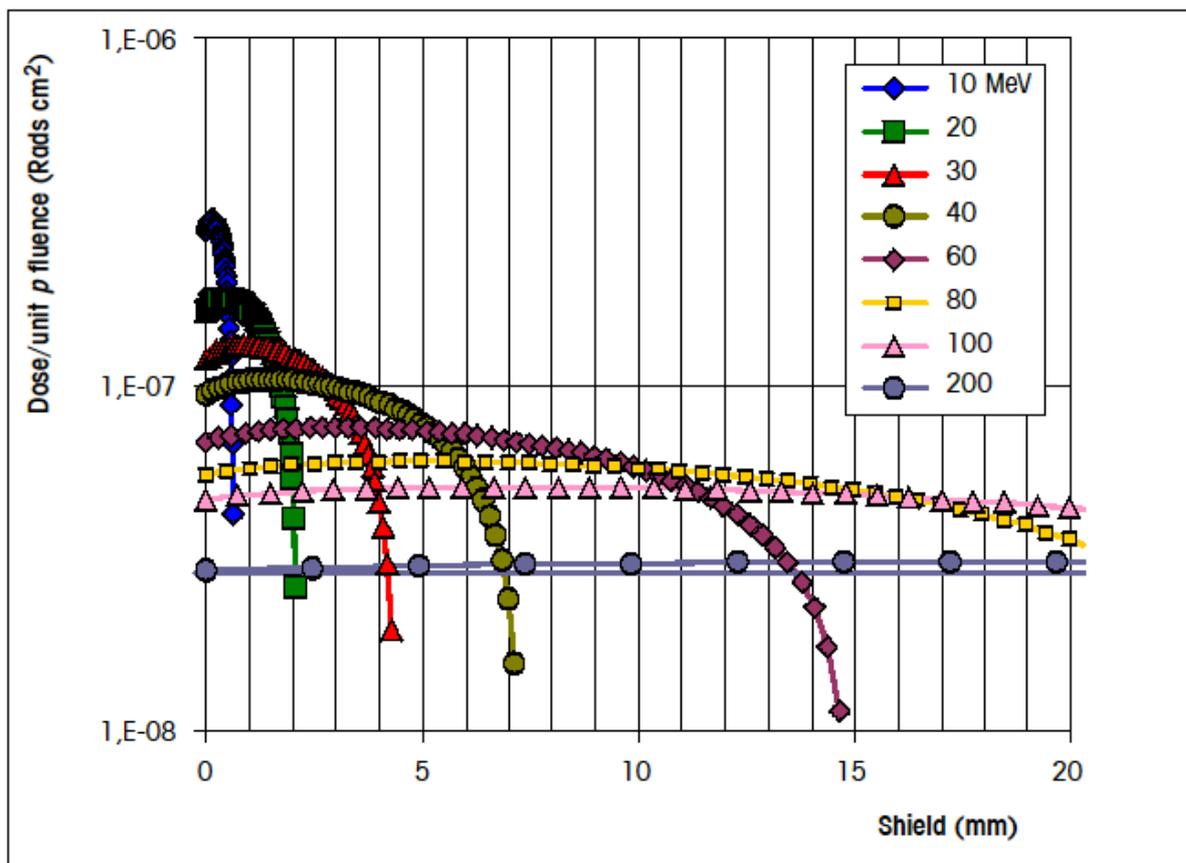
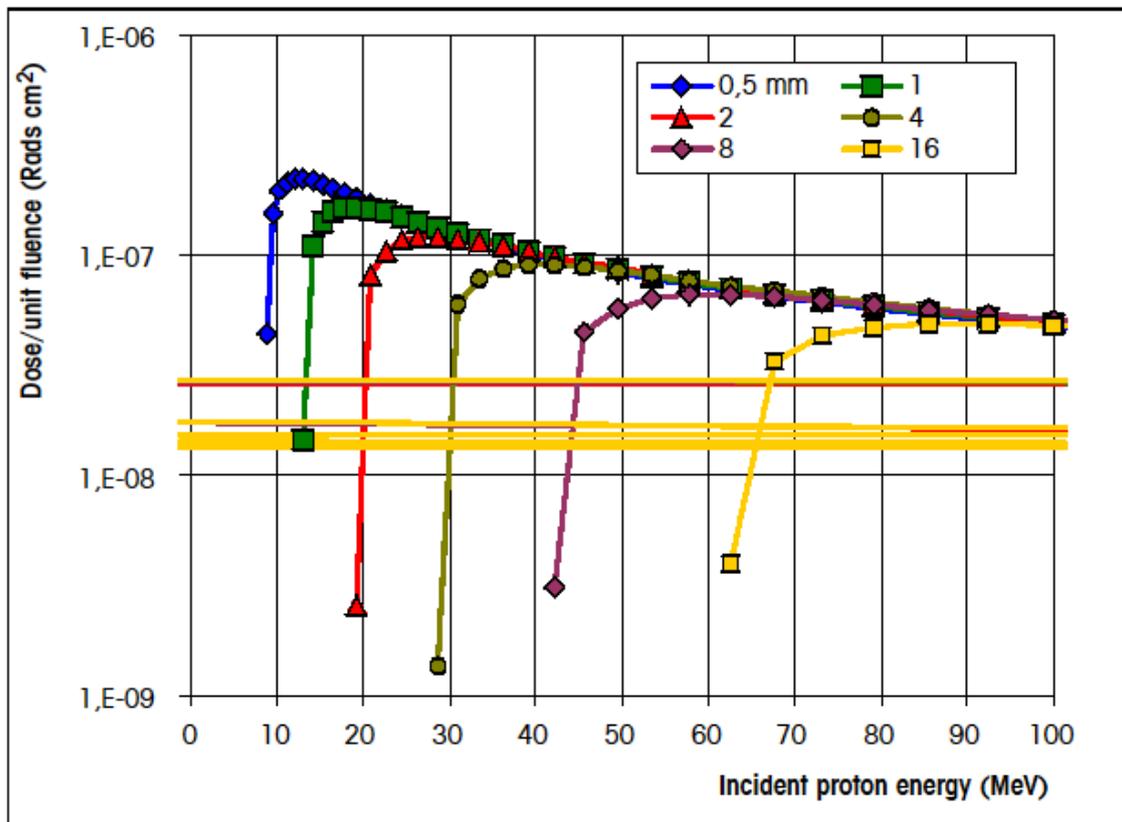


図 9-9(続き) (c) エネルギーおよび遮蔽厚さの関数としての陽子放射線量

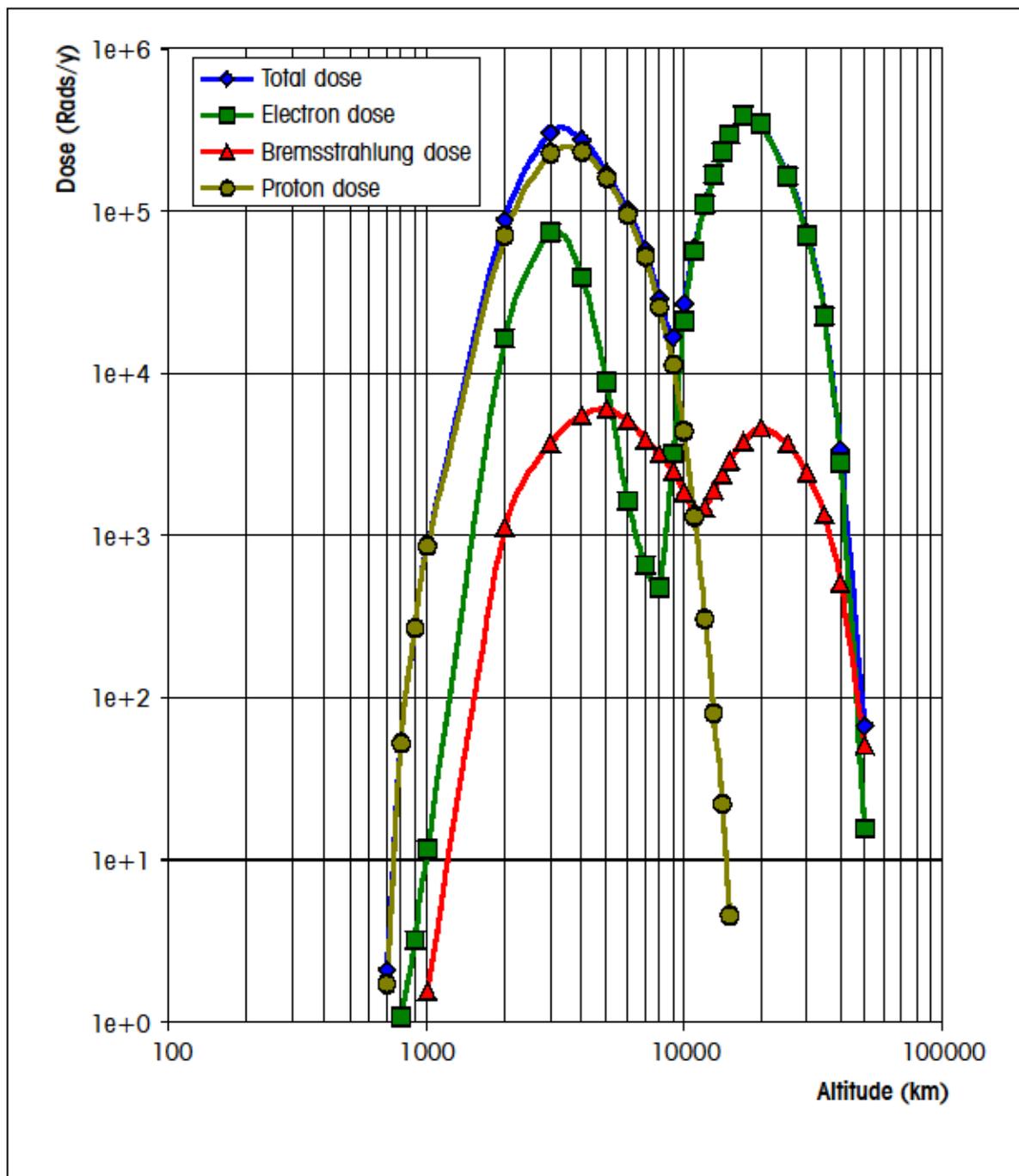


図 9-10 放射線帯の円赤道軌道において球形遮蔽(4mm)を通過する年間放射線量。軌道高度の関数として図示

Summary of Mission Dose Predictions:

Shield Size 4.0mm Al (spherical)

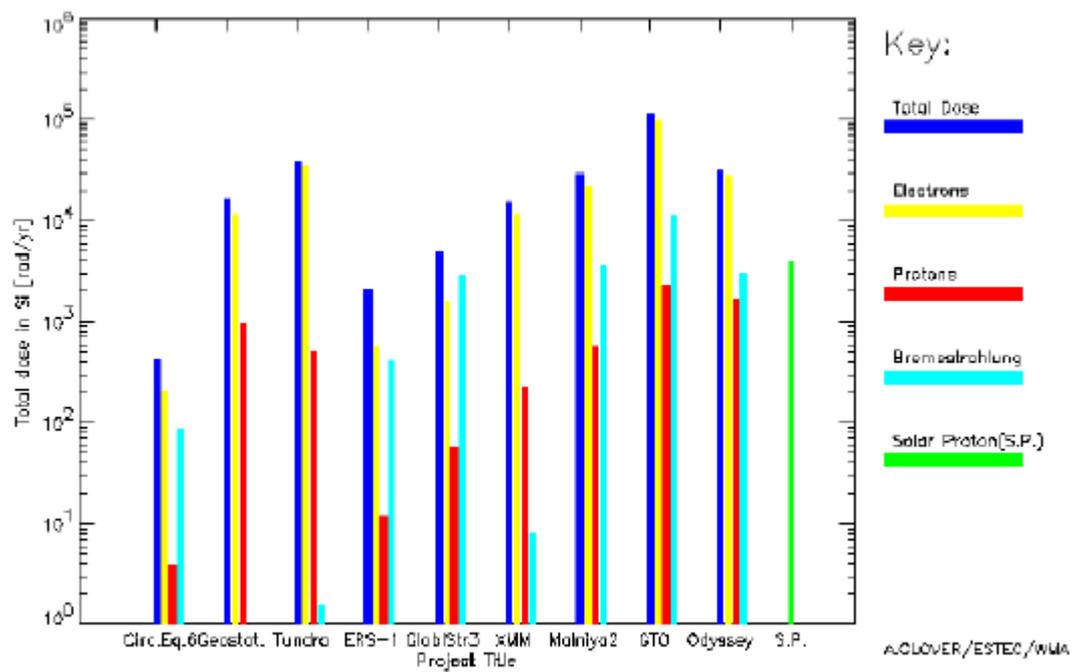


図 9-11 典型的ミッションについて予測される典型的放射線量

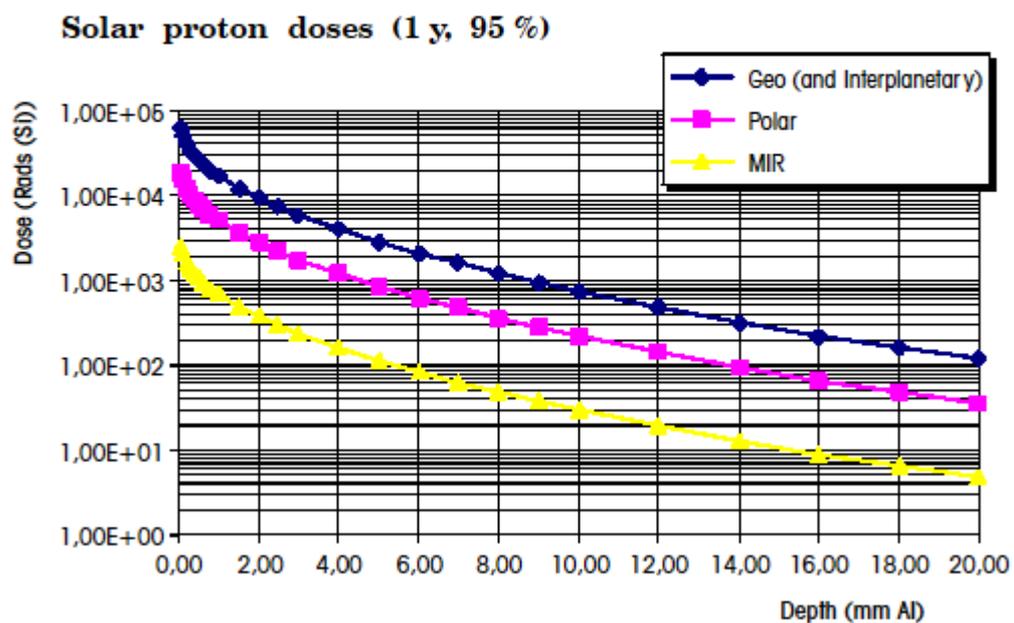
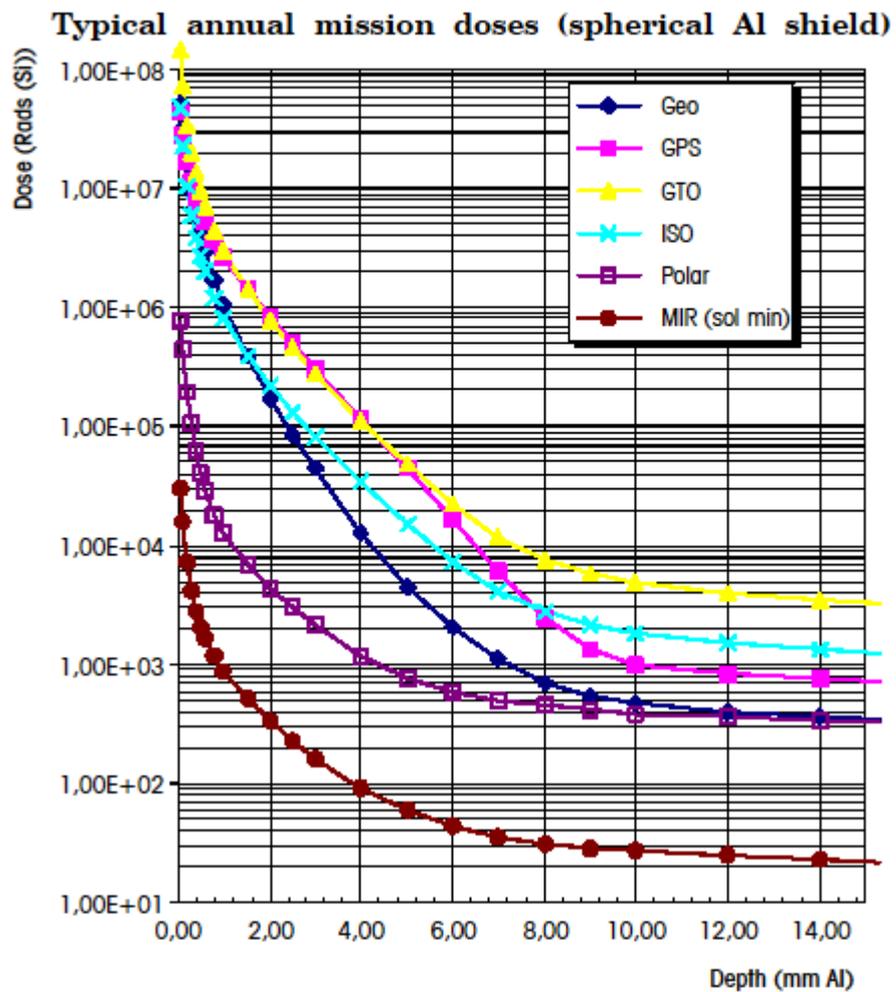


図 9-12 地球軌道における典型的なドーズ・デプスカーブ

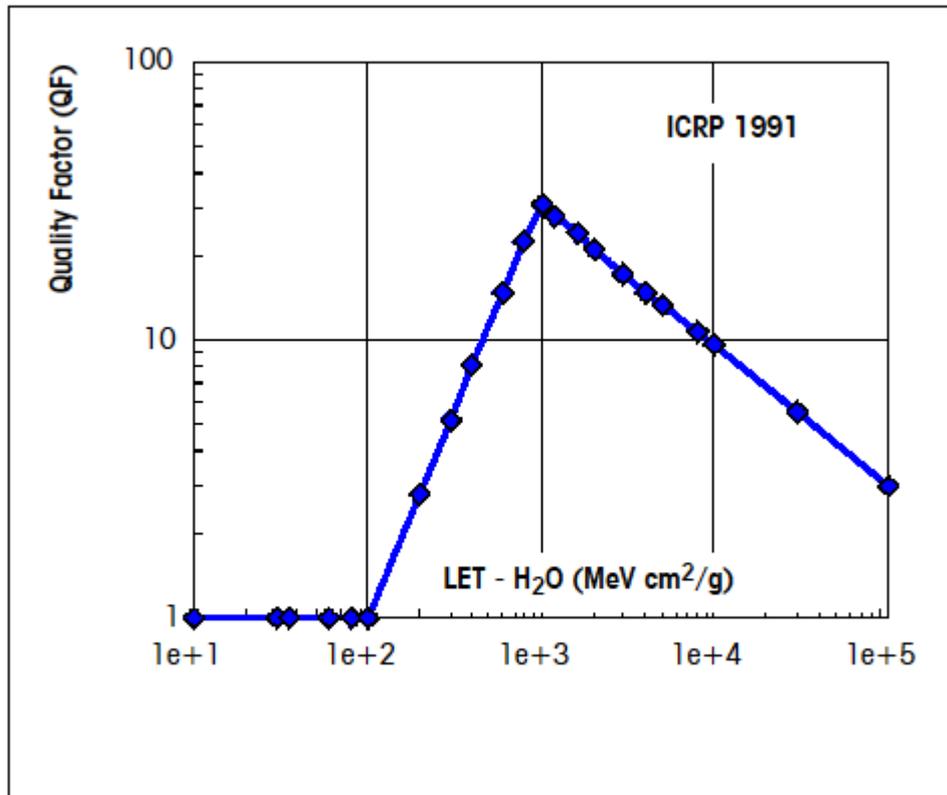


図 9-13 放射線生物学上の効果に関して放射線量当量の計算を行う場合の線質係数。ICRP の定義に基づく

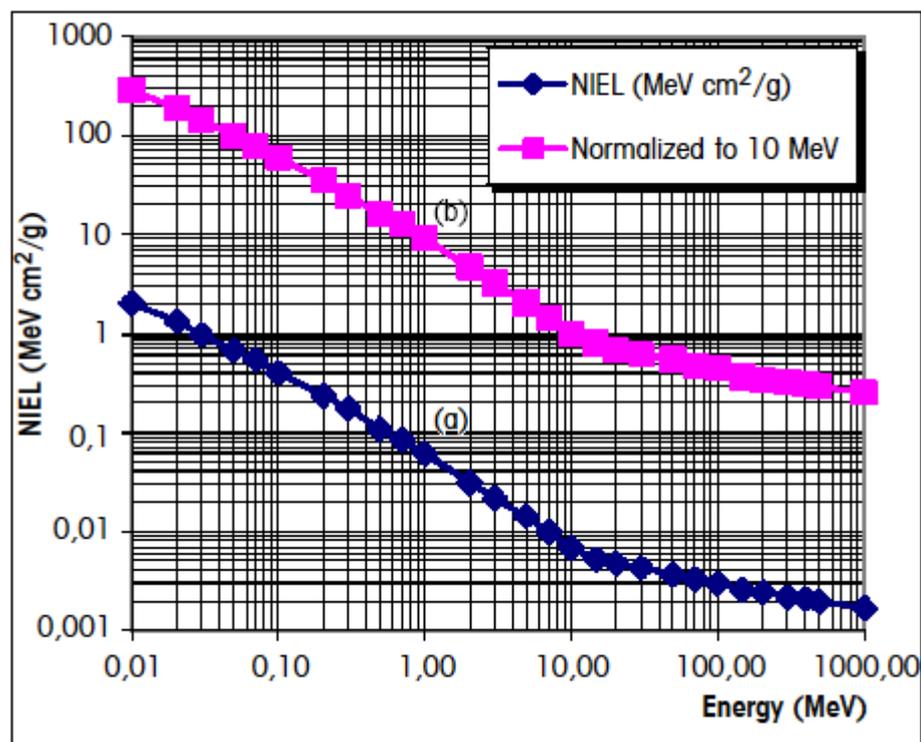


図 9-14 NIEL 曲線。(a) 非電離相互作用で陽子が失うエネルギー(バルク損傷、変位損傷)、(b) 他エネルギーによる 10MeV に等価な損傷についての NIEL

9.8 リファレンス

- RD9.1 Hess W.N., "The Radiation Belt and Magnetosphere", Blaisdell Publ. Co., 1968.
- RD9.2 Daly, E. J., "The Radiation Belts", Radiation Physics and Chemistry 43, 1, pp.1--18 (in Special Issue on Space Radiation Environment and Effects), 1994.
- RD9.3 NCRP, "Guidance on Radiation Received in Space Activities", Report NCRP--98, National Council on Radiation Protection and Measurements, ISBN 0--929600--04--5, July 1989.
- RD9.4 ECSS, "Human Factors Standard", ECSS--E--TBD.
- RD9.5 ICRP, "1990 Recommendations of the International Commission on Radiological Protection", ICRP Publication 60, Annals of the ICRP 21, 1--3 ISBN: 0--08--041144--4, Pergamon Press, NY and Oxford, 1991.
- RD9.6 Vette J. I., "The AE--8 Trapped Electron Model Environment", NSSDC/WDC--A--R&S Report 91--24, NASA--GSFC, 1991.
- RD9.7 Sawyer D.M. and J. I. Vette, "AP8 Trapped Proton Environment For Solar Maximum and Solar Minimum", NSSDC WDC--A--R&S 76--06, NASA--GSFC, 1976.
- RD9.8 Belian, R. D., T.E. Cayton, R. A. Christensen, J.C. Ingraham, M.M. Meier, G.D. Reeves and A. J. Lazarus, "Relativistic electrons in the outer-zone: An 11-year cycle; their relation to the solar wind", Proceedings of the Taos Workshop on the Earth's Trapped Particle Environment, Ed, G.D. Reeves, AIP Conference Proceedings 383, 13--18, ISBN 1--56396--540--2, 1986.
- RD9.9 Watts J.W., T.A. Parnell and H.H. Heckman, "Approximate Angular Distribution and Spectra for Geomagnetically Trapped Protons in Low-Earth Orbit", in "High-Energy Radiation Background in Space", AIP Conference Proceedings 186, AIP, NewYork, 1989.
- RD9.10 Kruglanski M. and J. Lemaire, "Trapped Proton Anisotropy at Low Altitude", Technical Note 6, ESA/ESTEC/WMA Contr. 10725, Institut d' Aeronomie Spatiale de Belgique, 1996.
- RD9.11 Bühler P., A. Zehnder, E. Daly and L. Adams, "REM Measurements on-Board MIR in 1995", Cospar General Assembly 1996, to appear in Adv. Sp. Res., 1997--1998.
- RD9.12 Lemaire J., A.D. Johnstone, D. Heynderickx, D.J. Rodgers, S. Szita and V. Pierrard, "Trapped Radiation Environment Model Development (TREND-2)" Final Report of ESA Contr. 9828, Aeronomica Acta 393--1995, Institut d' Aeronomie Spatiale de Belgique/Belgisch Institut voor Ruimte-Aeonomie, ISSN 0065--3713, 1995.
- RD9.13 Brautigam D.H., M.S. Gussenhoven and E.G. Mullen, "Quasi-Static Model of Outer Zone Electrons", IEEE Trans. Nucl. Sci. NS--39, .1797, 1992.
- RD9.14 Singley G.W. and I. Vette J. I., "The AE--4 Model of the Outer Radiation Zone Electron Environment", NSSDC/WDC--A--R&S 72--06, NASA--GSFC, 1972.
- RD9.15 Tranquille C, "Extension to AE--4 Local Time and Statistical Models for Application to AE--8", ESTEC/WMA Internal Memorandum, 1986.
- RD9.16 Feynman J., G. Spitale, J. Wang and S. Gabriel, "Interplanetary Proton Fluence Model: JPL 1991", J. Geophys. Res. 98, A8, 13281--13294, 1993.

- RD9.17 Tranquille C. and E. J. Daly, "An Evaluation of Solar Proton Event Models for ESA Missions", ESA J. 16, 275, 1992.
- RD9.18 King, J. H., "Solar Proton Fluences for 1977--1983 Space Missions", J. Spacecrafts and Rockets, 11, 401, 1974.
- RD9.19 Mathews J. and S. Towheed, OMNIWeb, <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/omniweb/mathews@nssdc.gsfc.nasa.gov>, Code 633, NASA GSFC, Greenbelt, MD 20771, USA.
- RD9.20 National Geophysical Data Center, "Space Environment Data from NOAA's GOES Satellites", National Geophysical Data Center, Code E/GC2, Dept. 946 325 Broadway Boulder Co 80303 3328 USA., also Space Physics Interactive Data Resource at <http://www.ngdc.noaa.gov:8080/>.
- RD9.21 Adams, J. H., "Cosmic Ray Effects on MicroElectronics, Part IV", NRL Memorandum Report 5901, Naval Research Laboratory, Washington DC 20375--5000, USA, 1986.
- RD9.22 Tylka, A. J., et al., "CREME96: A Revision of the Cosmic Ray Effects on Micro--Electronics Code", IEEE Trans. Nucl. Sci. NS--44, 2150--2160, 1997.
- RD9.23 Nymmik, R. A., M. I. Panasyuk, T. I. Pervaja, and A. A. Suslov, "A Model of Galactic Cosmic Ray Fluxes", by, Nucl. Tracks & Radiat. Meas, 20, 427--429, 1992.
- RD9.24 Adams J. H., R. Silberberg and C. H. Tsao, "Cosmic Ray Effects on Microelectronics, Part I: The Near-Earth Particle Environment", NRL Memorandum Report 4506, Naval Research Laboratory, Washington DC 20375--5000, USA, 1981.
- RD9.25 Roberts C. S., "Co-ordinates for the Study of Particles Trapped in the Earth's Magnetic Field: A Method of Converting from B, L to R, \square Coordinates", J. Geophys. Res. 69, 5089, 1964.
- RD9.26 Stassinopoulos E. G. and J. H. King, "Empirical Solar Proton Model For Orbiting Spacecraft Applications", IEEE Trans. on Aerosp. And Elect. Systems AES--10, 442, 1973.
- RD9.27 Seltzer S., "SHIELDOSE: A Computer Code For Space Shielding Radiation Dose Calculations", NBS Technical Note 1116, National Bureau of Standards, May 1980.
- RD9.28 Petersen E. L., "Approaches to Proton Single-Event-Rate Calculation", IEEE Trans. Nucl. Sci. NS--43, 2 (special issue on Single Event Effects and the Space Environment), 496, 1996.
- RD9.29 Pickel J. C. "Single-Event Effects Rate Prediction", IEEE Trans. Nucl. Sci. NS--43, 2 (special issue on Single Event Effects and the Space Environment), 483, 1996.
- RD9.30 Tada H. Y., J. R. Carter, B. E. Anspaugh and R. G. Downing, "Solar Cell Radiation Handbook", 3rd Edition, JPL Publ. 82--69 (1982); B. E. Anspaugh, "GaAs Solar Cell Radiation Handbook", JPL Publ. 96--9, 1996.
- RD9.31 Hopkinson G. R., C. J. Dale and P. W. Marshall, "Proton Effects in Charge-Coupled Devices", IEEE Trans. Nucl. Sci. NS--43, 2 (special issue on Single Event Effects and the Space Environment), 614, 1996.
- RD9.32 Kazama T. and T. Goka, "A New Solar-Proton Fluence Models for ISO Specification", JASR2006 in press.

9.9 関連 Web

- ・標準宇宙放射線帯モデル
SEES : 宇宙環境情報システム <http://sees.tksc.jaxa.jp/>
AE-8、AP-8 : <http://www.spennis.oma.be/spennis/>
- ・太陽高エネルギー粒子モデル
JPL-91 : <http://www.spennis.oma.be/spennis/>
- ・シングルイベント現象予測モデル
CREME96 : <https://creme96.nrl.navy.mil/>
- ・放射線量予測
SHIELDSE-2他 : <http://www.spennis.oma.be/spennis/>

10 メテオロイド及びスペースデブリ

10.1 はじめに

地球軌道上にあるすべての宇宙機は、一定のフラックスでマイクロメテオロイドや人為的なスペースデブリに遭遇する。こうした粒子との衝突が超高速で生じるのである。

メテオロイドは自然発生の粒子である。ほぼすべてのメテオロイドは小惑星や彗星を起源とすると考えられている。自然なメテオロイドのフラックスは、地球表面から 2000km 以内であればどの瞬間においても総質量で約 200kg である (RD10. 1)。

母体の軌道上にとどまっているメテオロイドは高フラックス期を作り出す場合があり、これをストリームと呼ぶ。明確なパターンを持たないランダムなフラックスを散发 (sporadic) メテオロイドと呼ぶ。

スペースデブリとは、宇宙に存在する人為的な物体もしくはその一部であって、有用な目的に役立っていない物体の総称である。

1957 年以来 4000 回を超える打上げが行われ、現時点 (2007 年) で、地球周辺の宇宙空間には約 12000 個の登録物体 (地上から追跡可能で軌道要素などがカタログ化されている物体。低高度地球周回軌道 (LEO) においては大きさ約 10cm 以上に相当する) が存在している。

こうした軌道上物体の約 90%以上がスペースデブリ、すなわち何ら有用な目的に役に立っていない人為的物体である。

実際には軌道上には、地上から追跡が不可能な大きさのスペースデブリがはるかに存在していると考えられており、1cm を超えるスペースデブリ物体の数は 30000~130000 と推定されている (ESA-ECSS-E-10A による)。更にそれより小さい粒子は、これをはるかに上回る数 (35000000 個以上ともいわれる) が存在している。

スペースデブリ (や天然起源の固体粒子である「メテオロイド」) の宇宙機への衝突による損傷は、衝突する粒子の規模、密度、速度、方向と宇宙機の遮蔽とによって決まる。ミリメートル未満の粒子であっても、宇宙機外面にクレーター、貫通等の損傷を生じさせ、光学、電気、熱、シール、その他の特性を劣化させる場合がある。それより大きい粒子になれば外面の貫通のみならず、貫通した粒子や貫通に伴って破砕した粒子や外面の物質によって構造体や装置を損傷する可能性がある。

スペースデブリ (及び微小な大きさのメテオロイド:「マイクロメテオロイド」と呼ぶ。) については、宇宙機への衝突頻度、衝突速度等を予測するための「環境モデル」(フラックスモデル) が開発されている。こうしたモデルでスペースデブリ (及びマイクロメテオロイド) の衝突条件 (粒径、速度、頻度など) を算出し、超高速衝突試験に基づく設計式や解析コードにより、宇宙機に発生する損傷を推定することができる。

スペースデブリに関する運用や緩和、防御設計についての問題は、本書では取り扱わない。

10.2 解析方法

宇宙機へのメテオロイド及びスペースデブリの衝突リスクに関する解析方法は当然ながら2つのカテゴリに分かれる。すなわち大きく追跡可能な破片と小さく追跡不能な粒子である。

LEOにおいて約10cm以上の人工物体とGEOにおいて約1m以上の人工物体はレーダーや光学望遠鏡を用い、米国等において定期的に追跡されており、多くの人工物体の軌道要素が特定されている。

軌道上にある追跡可能な物体は、軌道要素が明らかであれば、その軌道に沿って敷衍し、他の宇宙機や破片と将来衝突する可能性を推定することが可能である。決定論的なこの手法ではそれと同時に、衝突の可能性に関するあらゆるパラメータ、たとえば各物体の規模、衝突速度、方向を知ることができる。

宇宙機および破片に関する複数のデータソースと、追跡可能な物体に関する複数の分析ツールとを組み合わせた例として、欧州のツールDISCOSがある(RD10.2)。

宇宙機の打上げ、運用計画の策定においては、これらの追跡可能な人工物体との衝突リスクの算定、及び、ロンチウインドウの調整、回避マヌーバー等を考慮することが必要であるが、宇宙機設計のフェーズにおいて、特別な要求が無い場合、軌道要素が特定されている物体との衝突リスクを考慮する必要はない。

メテオロイドや大量に存在する追跡不可能な大きさのスペースデブリについては、統計的なフラックスモデル等を利用して、宇宙機の設計段階において、衝突リスクを評価しなければならない。

メテオロイドやスペースデブリのフラックスは、ランダムにタンブリングする片面表面に対する時間平均のフラックス F_T で表すのが普通である。フラックスの定義は、単位時間および単位面積当たりで捕捉された物体数である。

F_T に関する面積は、宇宙機における実際の外表面積である。また関連する面積を時間平均の断面積とすれば、ランダムにタンブリングする宇宙機について断面積フラックス F_c を定義することも可能である。凹面を持たない物体(自己遮蔽がゼロ)については $F_c=4F_T$ である。

一定方向に飛行している宇宙機については、メテオロイドおよびスペースデブリのフラックスをベクトル量として取り扱い、方向性による効果を慎重に評価しなければならない。メテオロイドとスペースデブリのどちらであっても、衝突が発生するのはほとんどの場合

宇宙機の前方表面だからである。

衝突数 N は曝露面積ならびに曝露時間に対し線形的に増加する。

$$N = F \times A \times T$$

ここで

F は単位面積当たりの衝突数

A は総曝露面積

T は曝露時間

メテオロイドとスペースデブリとの衝突数を足し合わせれば、総衝突数が得られる。

$$N_{tot} = N_{met} + N_{deb}$$

N が明らかになれば、ある時間間隔において正確に n 回の衝突が発生する確率をポアソン統計によって求めることができる。

$$P_n = \left(\frac{N^n}{n!} \right) \times e^{-N}$$

したがって 1 回も衝突が発生しない確率 P_0 は次式で得られる。

$$P_0 = e^{-N}$$

$N \ll 1$ である場合、少なくとも 1 回の衝突が起きる確率 $Q (Q=1-P_0)$ は N に等しい。

$$Q = 1 - e^{-N} \approx 1 - (1 - N) = N$$

10.3 モデルの説明

10.3.1 メテオロイド

解析の要求事項と各モデルに適用可能な領域とに応じて、RD10.3 の等方性メテオロイドフラックスモデルか、RD10.4 が提示し、RD10.5 が補足した新しい惑星間フラックスモデルかを利用することを推奨する。

10.3.1.1 フラックスモデル

RD10.3 の等方性メテオロイドモデルを以下で説明する。

総平均のメテオロイドフラックス(散発メテオロイド+ストリームの平均)は積分フラックス $F_{met,0}$ の項について求めることができる。 $F_{met,0}$ は、視角 2π でランダムな方向を向いている平板の $1 m^2$ に対して、1年間に衝突する質量 m 以上の粒子数である。太陽から 1AU の距離にある無遮蔽の惑星間フラックスは、分析的に次のように書き表すことができる(RD10.3)。

$$F_{met,0}(m) = 3,15576 \times 10^7 (F_1(m) + F_2(m) + F_3(m))$$

ここで

$$\begin{aligned} F_1(m) &= (2,2 \times 10^3 m^{0,306} + 15)^{-4,38}, \\ F_2(m) &= 1,3 \times 10^{-9} (m + 10^{11} m^2 + 10^{27} m^4)^{-0,36}, \\ F_3(m) &= (1,3 \times 10^{-16} (m + 10^6 m^2))^{-0,85}; \end{aligned}$$

m の単位は g

10.3.1.2 速度分布

近地球のメテオロイド速度は 11~72km/h の範囲である。

RD10.3 の等方性標準フラックスモデルに用いる地球についての速度分布は次のとおりである (km/s 当たりの数)

$$g(v) = \begin{array}{ll} 0,112 & \text{if } 11,1 \leq v < 16,3 \text{ km/s} \\ 3,328 \times 10^5 v^{-5,34} & \text{if } 16,3 \leq v < 55,0 \text{ km/s} \\ 1,695 \times 10^{-4} & \text{if } 55,0 \leq v < 72,2 \text{ km/s} \end{array}$$

この分布の平均速度はおよそ 17km/s である。

LEO 上の周回宇宙機に対する平均衝突速度は 19km/s である。

10.3.1.3 地球の引力と遮蔽

地球の引力(地球周辺のメテオロイドフラックスを増加させる)と位置関係による遮蔽(フラックスを減少させる)とを考慮するためには、無遮蔽のフラックス $F_{met,0}$ を修正する必要がある。上記の速度分布に対する引力の増強係数 G_e は、次のように定義することができる(RD10.1)。

$$G_e = 1 + \frac{R_E}{r}$$

ここで

R_E は平均地球半径

r は軌道半径

所与の表面に関する地球の遮蔽係数 s_f は、宇宙機の地表からの高度と、地球方向に対する垂直方向を基準とした表面の相対方位とによって決まる。

平均地球遮蔽係数は次式によって求めることができる。

$$s_f = \frac{(1 + \cos \eta)}{2}$$

$$\sin \eta = \frac{(R_E + 100)}{(R_E + h)}$$

ここで

R_E は地球半径 = 6378 km

h は宇宙機高度、単位 km。大気として 100 km を仮定している。

したがって地球軌道上にある宇宙機にとってのメテオロイドフラックスは、次式によって求めることができる。

$$F_{met} = F_{met,0} \times G_e \times s_f$$

10.3.1.4 質量密度

メテオロイドの質量密度は、 $0.15 \sim 8 \text{g/cm}^3$ と大きな幅がある。

参考文献 RD10.1 によれば、 0.01g より大きいマイクロメテオロイドの平均密度は 0.5g/cm^3 と仮定することができる。 10^{-6}g より小さいメテオロイドについては、それより高い 2g/cm^3 という平均密度を仮定することが適切である。そして $10^{-6} \sim 0.01 \text{g}$ の範囲内にあるメテオロイドについては、質量密度として 1g/cm^3 を推奨している。ただしこうした密度値には、なお相当の不確実性が含まれている。設計に用いることを推奨する標準質量密度値を 10.3.1.9 に示す。

10.3.1.5 方向分布

地球表面については、年平均のメテオロイドフラックスは全方向性であると考えるのが一般的である。飛行方向に対し固定方位で軌道上を進む宇宙機については、メテオロイドフラックスは、宇宙機運動の方向性と 10.3.1.3 で定義した地球遮蔽効果とに依存している。

こうしたメテオロイドの方向依存性を評価する場合は、全方向性フラックスを所与の表面方位および宇宙機速度ベクトルに基づいて宇宙機表面に対するフラックスに変換し、数値的に算出しなければならない。

10.3.1.6 メテオロイドストリーム

10.3.1.1～10.3.1.5のメテオロイドフラックスモデルは、年平均の値を提示する。

メテオロイドストリームとは、ほぼ同一の日心軌道をたどるメテオロイドの集合である。地球にとっては、あるメテオロイドストリームの粒子はいずれもほぼ同一な衝突方向と衝突速度を有している。メテオロイドストリームとの遭遇は、数時間から数日間続くのが一般的である。

活動極大期には、ストリームのフラックスは散発のバックグラウンドフラックスを5倍以上上回る場合がある。時には、非常に大きいフラックス(流星雨、可視のメテオロイドバックグラウンドフラックスを1万倍以上、上回ることがある)に短時間(1～2時間)遭遇することもある。こうした流星雨として予測された例として、1998年、1999年、2000年のしし座流星群がある。

メテオロイドストリームのメテオロイドは比較的大きく(質量 $>10^{-8}\sim 10^{-6}$ g)低密度(0.5～1.0g/cm³)の粒子のみで構成されていると考えられている。

各年の主要なメテオロイドストリームに関する活動度比を10.4.2.2に示す。

メテオロイドストリームフラックスの標準モデルはRD10.6とRD10.7に記述されている。

10.3.1.7 惑星間メテオロイドモデル

新しい惑星間メテオロイドフラックスモデルをRD10.4に提示し、RD10.5でそれを補強した。このモデルは5種類のメテオロイド群を基本とするものであり、それぞれの相対的寄与は粒子規模の範囲と太陽からの距離とで決まる。

このモデルは流星群の方向分布を考慮している。

地球軌道については、このメテオロイドモデルでは10.3.1で示す標準モデルと同様な総フラックスを予測することができる。またこのモデルは方向性効果も考慮している。

エンジニアリング用途に関する問題点は、このモデルの複雑性にある。

10.3.1.8 適用可能な領域

10.3.1.1～10.3.1.5で示す等方性メテオロイドモデルは、すべての地球軌道と、太陽から約1AUの距離にある惑星間宇宙とに適用可能である。

10.3.1.7に示す惑星間メテオロイドモデルは、すべての地球軌道と惑星間軌道とに適用可能である。

10.3.1.9 個別適合化ガイドライン

メテオロイドの平均質量密度値は次のとおりである。

- 低 1.0g/cm³
- ノミナル 2.0g/cm³
- 高 4.0g/cm³

第一次的な衝突効果の推定には、ノミナル値である 2.0g/cm³ を利用することが適切である。

衝突効果の推定では、メテオロイドの速度分布全体を考慮するものとする。

10.3.1.2 に示す分布は LEO についても有効であるが、すべての地球軌道でも利用可能である。

第一次的な解析では、メテオロイドの平均的な衝突速度の 20km/s を利用するものとする。

粒子の質量と直径との変換には球形状を仮定するものとする。

メテオロイドストリームのフラックスについては、RD10.6 か RD10.7 かのモデルを利用するものとする。

各メテオロイドストリームについて粒子速度を個別に考慮しなければならない。

短期ミッション(約 3 週間未満)については、メテオロイドストリームによる寄与を考慮しなければならない。それより長いミッションについては、年平均モデルの利用が可能である。

10.3.2 スペースデブリ

既存のスペースデブリ環境モデルは研究途上にあり現在改良や新しいデータの付与を進めている途中であり、まだ決定的な標準モデルを決定するに至っていない。

スペースデブリに関する環境モデルとして、ESA のモデル「MASTER」と NASA のモデル「ORDEM」が代表的なものである。これらのモデルを、付録 F で定義した適用可ガイドラインに準拠して、利用するものとする。

10.3.3 ダスト粒子

10.3.3.1 月のレゴリスとダスト粒子

Surveyor と Apollo のミッションにより、月の表面の固体粒子環境に関する大量の情報を

収集することができた。

その情報とエンジニアリングについての関係とを RD10.10 が要約している。

月の表層(すなわち月面を覆っている厚さ 3~20m のレゴリス層)において重量比で約 70% は 1mm 未満の粒子(ソイル)が占めている。さらにそのソイルにおいて重量比で 50%を占めているのが、50 μ m 未満のダスト粒子である。こうしたダスト粒子は高真空のために表面が粗く粘着性を持っており、更に高真空のためファンデルワールス力でダスト粒子が地表に接着されているのである。したがってダスト粒子は、それによって一度汚染されれば除染は不可能であり、機能表面にとっての脅威にほかならない。

ダスト粒子サイズの詳細については RD10.11 を参照。

月のダスト粒子については、JAXA 開発モデル(FJS-1)を標準モデルとして利用することが推奨される。

10.4 標準データ

10.4.1 追跡可能なスペースデブリ

以下のスペースデブリに関する情報は、NASA(RD10.2)から入手したものである。図が示しているのは 2008 年初頭の状況である。

軌道上における追跡可能物体数の時間変化を図 10-1 に示す。

低高度における高度依存性を図 10-2 に示す。

10.4.2 統計的フラックスモデル

10.4.2.1 メテオロイド&スペースデブリの累積フラックス

メテオロイドおよびスペースデブリの累積フラックス(すなわち一定のサイズ以上の粒子の衝突頻度)は、メテオロイド&スペースデブリ環境モデルから直接求めることができる。

モデルの概要については付録 F を、計算例については付録 F の付属文書 F-1 を参照のこと。

実際のフラックスの算出にあたっては、10.3.2 で示したモデルの適用基準に従って、フラックスの評価を行う必要がある。

10.4.2.2 メテオロイドストリーム

メテオロイドストリームの累積フラックスと平均散発メテオロイドフラックスとの比 F を、各年の主要なストリームについて図 10-3a および 3b に示す (RD10.6 より)。この図は、質量 m が 0.1g 超の写真流星に関する活動度比と活動期とを対比したものである。

こうした活動度比から衝突フラックスを導出する場合には、異なるストリーム速度 (これも RD10.6 に記述) を考慮しなければならない。

10.4.2.3 メテオロイドの方向性

現行のメテオロイドフラックスモデルは地球表面に関し等方性のフラックスを仮定している。軌道上の宇宙機にとっては、地球の遮蔽も宇宙機の運動も方向依存性をもたらすものである。

地球の遮蔽係数を 10.3.1.3 で定義する。

地球に正対する面のフラックスは、地球の真反対方向を向いている面に比べ、地球遮蔽係数 $s_f = \cos^2 \gamma$ を掛けた分だけ少なくなる。

地球に対し直角方向を向く面の地球遮蔽係数は、次式で求めることができる。

$$s_f = 1 - \frac{1}{\pi}(\eta - 0,5 \sin 2\eta)$$

他の固定方位については、補間法で遮蔽係数を求めることができる。

宇宙機の運動によって発生する方向性では、船首側の面のフラックスが増加し、船尾側の面のフラックスが減少する。

以上の 2 つの係数を組み合わせることで、400km と 800km との高度におけるメテオロイドフラックス比を求めることができる (10.3.1.2 の速度分布を利用)。

	400km	800km
前方/ランダム方位	≈ 2,2	≈ 2,0
前方/後方	≈ 7	≈ 6
宇宙側の面/地球側の面	≈ 11	≈ 5,4

結果として発生する侵入深度や衝突プラズマの発生といった効果も衝突速度や角度などのパラメータに依存しているため、こうした効果に関する方向別の比が上記の比とかなり異なる場合も考えられる。

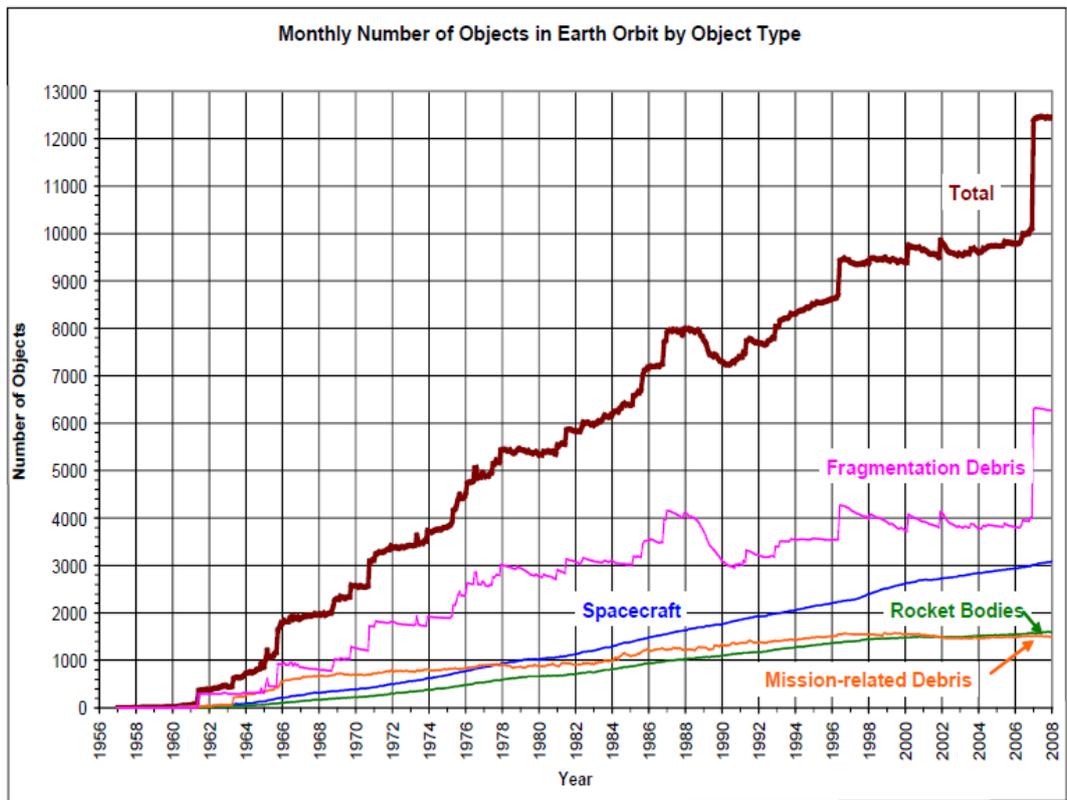
10.4.2.4 デブリの方向性

ある方位を向いている宇宙機表面のデブリフラックスは、宇宙機の表面部位によって異なる。

スペースデブリのフラックスが最大になるのは、ラム側の前方表面である。

一定方位表面とランダム方位表面とにおけるフラックスの比は粒子サイズと軌道によって決まる。軌道の傾斜角が大きくなるほど、衝突フラックスのピークは飛行方向に近づいていく。

10.5 図



Monthly Number of Cataloged Objects in Earth Orbit by Object Type: This chart displays a summary of all objects in Earth orbit officially cataloged by the U.S. Space Surveillance Network. "Fragmentation debris" includes satellite breakup debris and anomalous event debris, while "mission-related debris" includes all objects dispensed, separated, or released as part of the planned mission.

図 10-1 軌道上に存在する追跡可能物体数の時間変化 (NASA による)

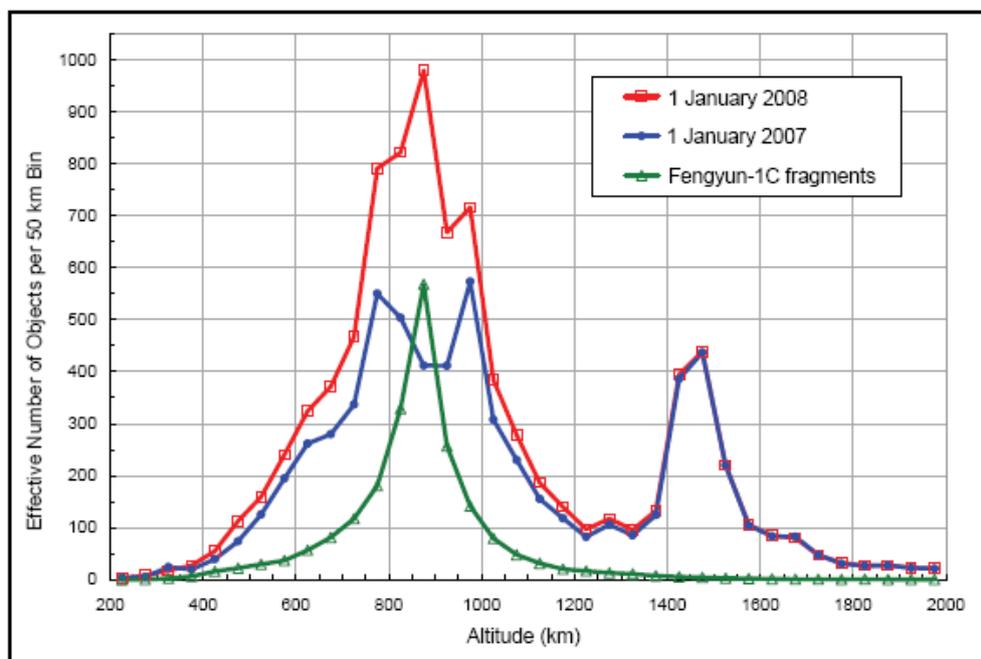


Figure 1. Distributions of the catalog populations in the low Earth orbit region in January 2007 (blue), January 2008 (red), and the officially cataloged Fengyun-1C fragments.

図 10-2 LEO 軌道における追跡可能物体の高度分布 (NASA による)

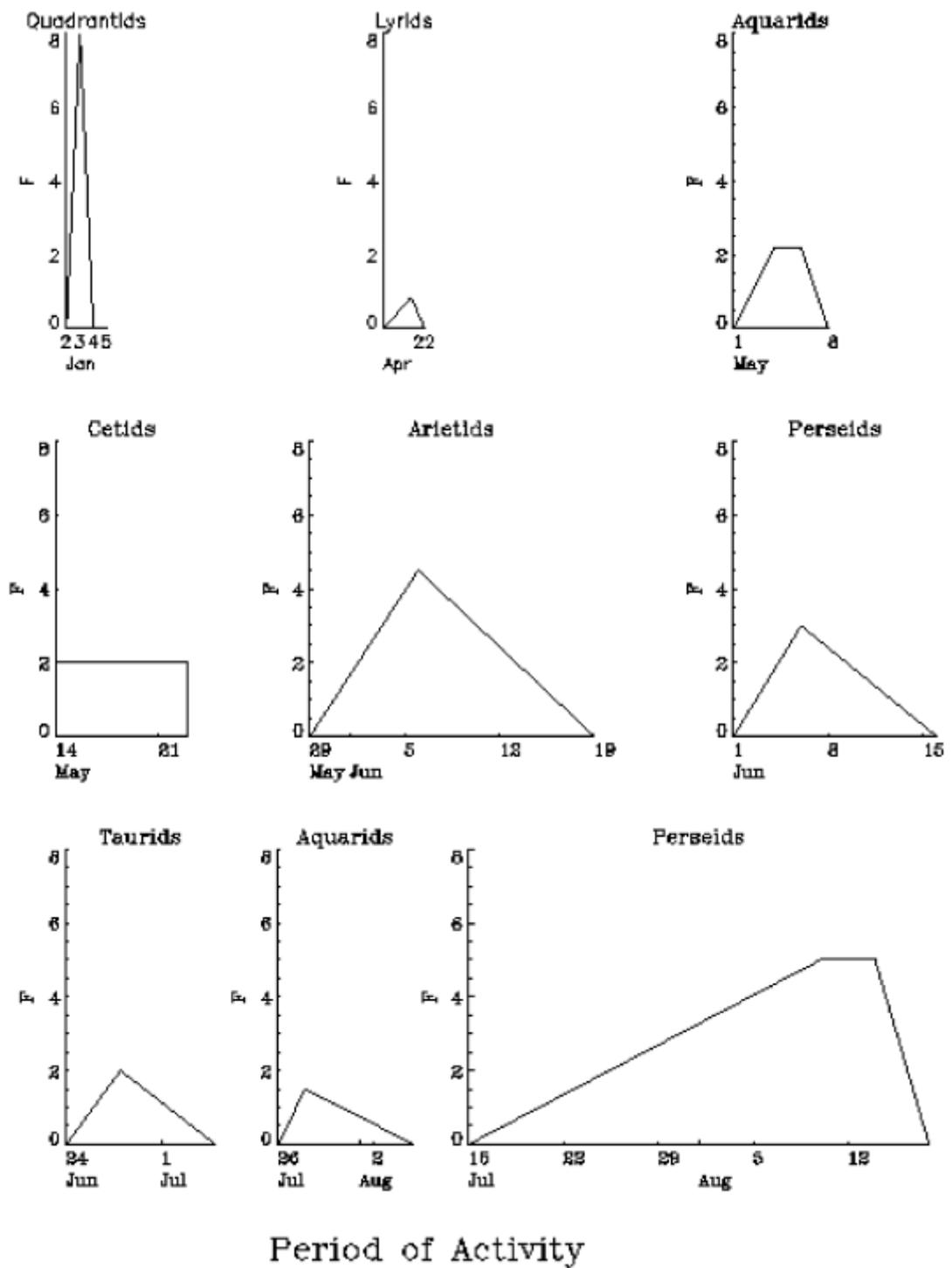
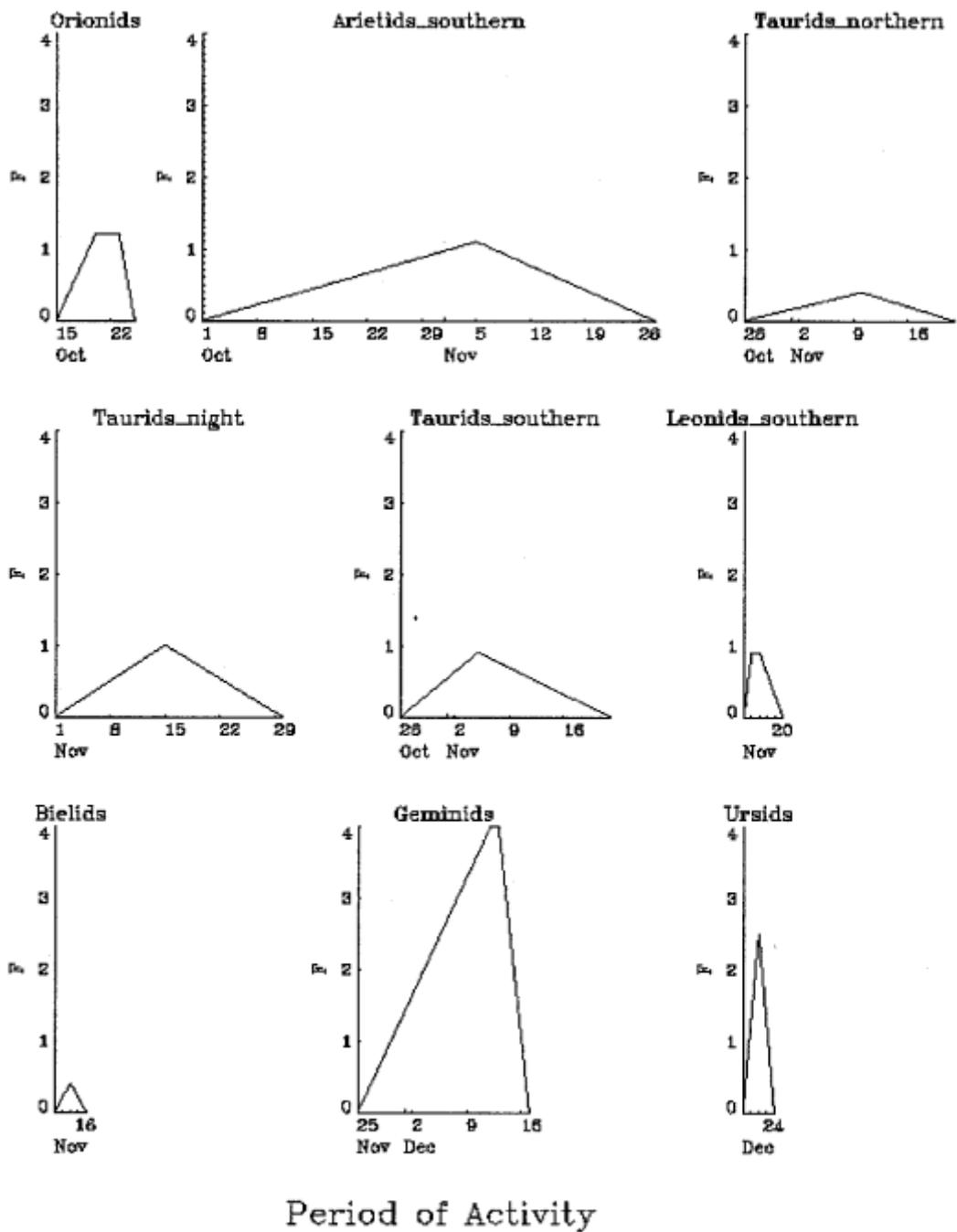


図10-3 主要なメテオロイドストリームに関する活動度比と活動期の対比 (a)1月~8月



$$F = \frac{\text{Cumulative Flux of Stream}}{\text{Average Cumulative Sporadic Flux}}$$

図10-3 主要なメテオロイドストリームに関する活動度比と活動期の対比(続き) (b)9月～12月

10.6 リファレンス

- RD10.1 “Natural Orbital Environment Guidelines for Use in Aerospace Vehicle Development”, B.J. Anderson, Ed. and R.E. Smith, compiler, NASA TM 4527, chapter 7, June 1994.
- RD10.2 The NASA Orbital Debris Program Office, Orbital Debris Quarterly News, Volume 12, Issue 1, January 2008
- RD10.3 Grün E., H.A. Zook, H. Fechtig and R.H. Giese, “Collisional Balance of the Meteoritic Complex”, Icarus, Vol. 62, p.244, 1985.
- RD10.4 Divine N., “Five Populations of Interplanetary Meteoroids”, J. Geophys. Res., Vol. 98, No. E9, 1993.
- RD10.5 Staubach P., E. Grün and R. Jehn, “The meteoroid environment of the Earth”, 31th COSPAR Sci. Assembly, Birmingham/UK, July, 1996.
- RD10.6 Cour-Palais B.G., “Meteoroid Environment Model -- 1969. (Near Earth to Lunar Surface)”, NASA SP--8013, 1969.
- RD10.7 Jenniskens P., “Meteor Stream Activity”, Astron. Astrophys. Vol. 287, pp 990--1013, 1994.
- RD10.8 Klinkrad H., J. Bendisch, H. Sdunnus, P. Wegener, R. Westerkamp, “An Introduction to the 1997 ESA MASTER Model”, Proc. of the Second European Conf. on Space Debris, pp. 217--224, ESA SP--393, May 1997.
- RD10.9 Kessler D.J., J. Zhang, M.J. Matney, P. Eichler, R.C. Reynolds, P.D. Anz-Meador and E.G. Stansbery, “A Computer Based Orbital Debris Environment Model for Spacecraft Design and Observations in Low Earth Orbit”, NASA TM 104825, November 1996.
- RD10.10 Katzan C.M., “Lunar dust transport and potential interactions with power system components”, NASA CR 4404, 1991.
- RD10.11 Graf J., “Lunar soils grain size catalog”, NASA RP 1265, 1993.

11. 汚染

11.1 はじめに

この章では、宇宙機が宇宙に存在することでその周辺に作り出した分子および粒子環境を取り扱う。その目的は主に、宇宙機の汚染環境の定義を支援することである。関連するコンピュータモデルおよびツールについては、付録Gで記述する。

こうした汚染環境を定量的にモデル化する作業は非常に複雑である。というのも関連する物質が非常に多数に上り、それぞれのアウトガス特性も多様だからである。それに加えて、アウトガス生成物は、表面、残留気体、そのほか太陽放射や原子状酸素などの環境パラメータと相互作用を行うためである。

汚染の分析は、必然的に個別のプロジェクトや用途によって非常に大きく異なるものであり、本標準ではこれ以上に詳細に記述することができない。粒子および分子の汚染をミッション中に一定限界内に制御するために従うべき要求事項は JMR-010「コンタミネーション管理標準」に拠る。管理にあたり考慮すべきガイドラインは JERG-0-019「コンタミネーション管理ハンドブック」に記述する。

ユーザーは

- システムまたは装置の汚染管理対象箇所を識別する。
- その感受性を評価し、汚染の許容量を設定する。
- 宇宙機上の汚染源を識別する。
- 汚染分子の移動と固着のメカニズムを考慮した上で、あらゆる適切な措置を講じ、クリティカルな領域に予想される汚染レベル、または同領域に存在する汚染量を推定する。

11.2 汚染のメカニズム

11.2.1 分子状汚染

コンタミネーションとは、端的に定義すると異物である。一般的に、コンタミネーションは、分子的なものと、粒子的なものに大別される。分子状コンタミネーションとは異物分子の「堆積」である。分子状コンタミネーションの例として、ビニールの匂い又は「新車の匂い」があげられる。これは有機物質による揮発物質の生成を意味する。分子状コンタミネーションは地上作業においても発生するが、軌道上での発生の方が問題となることが多い（特に H₂O）。

分子状汚染のプロセスは以下の3つに分けられる。

①発生

材料からのアウトガスや、表面に既に堆積している物質の再蒸発により汚染分子が真空中に放出される。汚染分子発生量は発生源の温度に強く依存し、温度が高いほど多くの分子を放出する。

②移動

真空中に放出された分子の大部分は、飛び出した際の方向を維持したまま、直線的に移動する。汚染源で発生した分子のうち、被汚染面に到達する割合は、汚染源と被汚染面の位置関係で決まり、被汚染面の視野に入る汚染源面積が大きいほど多くの分子が到達する。

③堆積

被汚染面に到達した分子の大部分は、表面に一定時間留まる。

表面に留まる時間は温度に強く依存し、付着面の温度が高ければ分子の滞留時間が短くなる。

しかし、UVや原子状酸素のフラックスが大きい箇所では滞留時間が短くても急速に酸化や固着が進む場合があるので注意が必要である。

図 11-1 に分子状汚染のプロセスを示す。

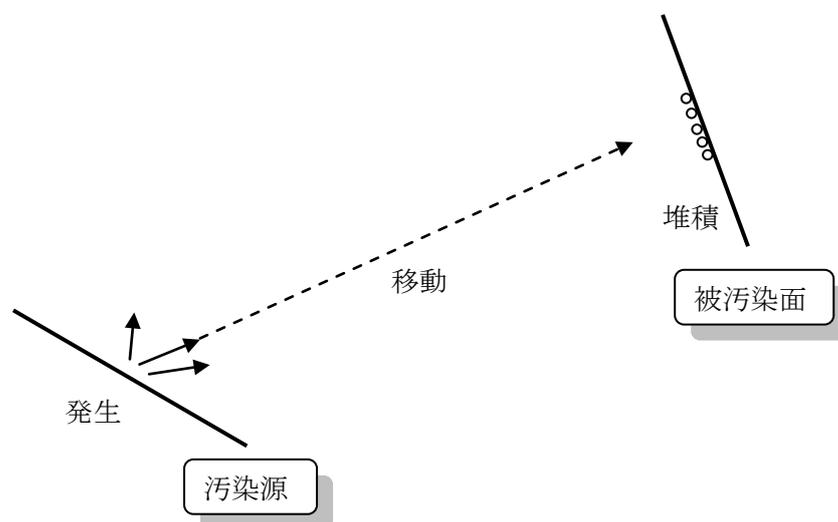


図 11-1 分子状汚染のプロセス

11.2.1.1 分子状汚染の発生

11.2.1.1.1 一次発生源

11.2.1.1.2 有機物質のアウトガス

アウトガスとは、超高真空雰囲気において、材料表面に吸着されているガスや有機材料に含まれる揮発分が、真空中に放出される現象及び放出されるガス分子をいう。こうした汚染分子種は、当初から存在していた成分と分解生成物に分けられる。

当初から存在しているアウトガス種として以下が考えられる。

- 水
- 溶剤
- 添加剤
- 未処理の単量体物質
- 潤滑剤
- 地上の汚染種。たとえばプロセス、試験、貯蔵、取扱、打上げ前、打上げなどで発生したもの。

分解生成物とは、分子状物質が以下の異質環境に曝露することで生じるものである。

- 熱
- 太陽照射、電磁粒子、荷電粒子
- 原子状酸素
- マイクロメテオロイドやデブリとの衝突
- 放電や電気アーク

こうした分解生成物は本来の種よりも分子量が少ない(揮発性が高い)。

11.2.1.1.3 二次発生源

汚染分子が表面で反射する場合、または汚染分子が短時間だけ表面に付着してその後脱離するような場合、その表面を2次発生源(反射面)と見なすことができる。例えば、周囲よりも高温となる太陽電池パドルの表面などは2次発生源となりうる。

11.2.1.1.4 アウトガスモデル

バルクからの蒸発や昇華などのように、汚染源の質量とは無関係に一定の割合で気体を放出する物質については、そのプロセスを零次反応として記述することができる。

$$\frac{dm}{dt} = k$$

ここで

$\frac{dm}{dt}$ はアウトガスレート ($\text{g cm}^{-2} \text{s}^{-1}$)

k は反応定数

温度 T での蒸発による重量損失は、RD11.6 により次式で求めることができる。

$$\frac{dm}{dt} = 0,04375 \times P_s \times \left(\frac{M}{T}\right)^{1/2}$$

ここで

P_s は蒸気圧、単位 hPa

$\frac{dm}{dt}$ は単位面積当たりの重量損失、単位 $\text{g cm}^{-2} \text{s}^{-1}$

M は分子量

T は温度、単位 K

アウトガスを一次反応として記述する場合も多い (RD11.7)。つまり材料が利用し得る質量に比例した率で気体を放出する場合であり、その場合には、アレニウスの法則の温度依存性を利用して記述を行う。こうしたアウトガスレートにおける重要パラメータは温度、露出表面積(または蒸発に利用可能な表面積)、表面の形態、物質の寸法(特性寸法、厚さ)である。

$$\frac{dm}{dt} = -km$$

係数 k は、アウトガス現象における温度に依存した時間定数 τ の尺度と見なすことができる。

$$k = \frac{1}{\tau}$$

次式を積分することにより

$$\frac{dm}{dt} = \frac{m}{\tau}$$

次式を得ることができる。

$$m = m_0 \exp(-t/\tau)$$

そこでアレニウスの式が有効であると仮定すれば

$$\tau = \tau_0 \exp(-E/RT)$$

アウトガスを温度の関数として求めることができる。

質量損失は次のように表すことができる。

$$m_{loss} = m_0 - m = m_0 (1 - \exp(-t/\tau))$$

11.2.1.2 分子状汚染の移動

宇宙機によって生成されるコンタミネーションの量は重要であるが、敏感な表面に到達し、付着するコンタミネーションの量はもっと重要である。一般的に移動の過程は、次の項で扱うように目標物に対し視線にある場合とない場合のいずれかである。汚染分子の主要移動経路は視線内移動であるが、極度に敏感な表面では、視線方向外移動のメカニズムが重要な意味を持つ。

11.2.1.2.1 視線内移動（直接フラックス）

汚染物を構成する主要な分子の平均自由行程が宇宙機よりも大きい場合には、発生した汚染分子は初期の速度ベクトルの方向に直線的に移動する。

与えられた点にコンタミネーションが到達する率は、全ての可能性のある発生源からのアウトガス発生比率と各々の発生源に対する被汚染面の物理的な相対配置による。

11.2.1.2.2 視線外移動 表面での反射

コンタミネーション源が表面を汚染するためには、高感度な表面がコンタミネーション源と直接の視野線上にある必要はない。発生源は中間の表面にアウトガスを放出し、次に、その表面が問題となる表面へと物質を放出する場合がある。

衝突時の適応係数がゼロであれば、つまり衝突時に分子と表面の間でエネルギーの移動が発生しなければ、分子は表面で反射する。分子の反射は表面粗さ(r. m. s)に依存するものの、必ず鏡面反射である。

11.2.1.2.3 視線外移動 表面からの再蒸発

滞留時間がゼロではない分子は、一度付着した表面から離脱する可能性がある。再蒸発

は拡散性である。すなわち分子はランバートの分布法則にしたがって表面を離脱する。

11.2.1.2.4 視線外移動 リターンフラックス(自然大気との衝突)

汚染物質はまた、宇宙機から放出された後に周囲の大気分子と衝突散乱して戻ってくる場合もある。この相互作用によって汚染種が大気中に散乱するほか、場合によっては局所圧力の上昇を招く場合もある。リターンフラックスは大気密度に依存するため、宇宙ステーション等の低軌道では寄与が大きい、高度が上がる程少なくなり、静止軌道等ではほぼ無視できる。

Scialdone は、高度 160km で 50% のフラックス (flux) が帰還するが、高度 1000km ではわずか 0.0001% しか帰還しなかったと報告している。

11.2.1.2.5 視線外移動 自己散乱 (他のアウトガス分子との衝突)

汚染環境については、2 つの汚染分子同士の衝突を考慮に入れること。この相互作用によって汚染種は自己散乱する。

11.2.1.2.6 表面上の移動

表面に適応した分子が表面上を移動する場合がある。

11.2.1.2.7 他の環境パラメータによるイオン化

分子が (V)UV や荷電粒子 (電子、陽子、イオン) との相互作用によってイオン化し、荷電表面に誘引される場合がある。

11.2.1.2.8 移動モデル

11.2.1.2.8.1 表面間の移動

11.2.1.2.8.1.1 一般

以下では、中性分子の移動に関する方法およびモデルのみを取り扱う。汚染を対象を絞ったイオン移動モデルは公開されていない。

中性の汚染分子の移動のモデル化については、複雑性および精度に従って 3 レベルに分けることができる。

11.2.1.2.8.1.2 最も単純な視野係数モデル

真空における分子の到達率は、発生源から放出される質量の割合と、発生源から放出され被汚染面に衝突する物質の単純な比率である、幾何学的な視野係数の積である。アウト

ガスでの視野係数は、放射熱バランスの計算で用いられる、熱学での視野係数又は角度係数と良く類似している。したがってこの係数は幾何学的に、あるいはモンテカルロ法に基づく光線追跡によって算出することができる。

このモデルは無衝突の移動をシミュレートするものである。無衝突の移動では、汚染分子の何%が表面 j から表面 i に移動するかは、表面 j から見た表面 i の視野係数 V_{ij} (ランバートの放出則に基づくコサイン係数を含む) で求めることができる。表面 i の入射質量は次式により求めることができる。

$$S_j V_{ij} \frac{dm_j}{dt}$$

ここで j はあらゆる種類の表面を表し、 dm_j/dt は表面 j のアウトガス質量レートを表す。

11.2.1.2.8.1.3 単純化モンテカルロ法

この方法は、分子との衝突が可能な他分子の密度および速度が推測的に与えられているという単純化した方法で、汚染分子の衝突をシミュレートするものである。つまり

- 大気散乱については、大気の密度と速度とは容易に知ることができるが、ウェーク(すなわち「影」)は通常取り扱わない。
- 自己散乱については、汚染分子密度をごく単純化して、 $1/r^2$ に比例し球対称であると見なすのが一般的である。

以上の単純化した仮定により次の結論が導かれる。すなわち表面 j から表面 i に移動する汚染分子のパーセンテージは依然として定数であり(仮定した密度に依存する)、それを実効視野係数と呼ぶことができる。実効視野係数は、無衝突プロセスにおける視野係数(視野係数モデル)から散乱分子分を差し引き、さらに他方向にアウトガスされたものの衝突によって方向を変えて表面 j に戻ってきた分子分を足し合わせることで求めることができる。その上で視野係数モデルの場合と同様に、堆積レートを計算する。

この方法では一般に衝突回数が分子当たり 1 回に制限される。これは密度が推測的に与えられているために、衝突数が増えると不確実性が増大するためである。この実効視野係数は、モンテカルロ法に基づく光線追跡によって容易に算出可能である。

いずれの方法でも、ベントやプルームなどの他の汚染分子源も考慮することができる。その場合には、視野係数を妨害係数に置き換えることになる。

11.2.1.2.8.1.4 真のモンテカルロ法(直接シミュレーションのモンテカルロ法、DSMC)

この方法は現実的な方法で複数の衝突を計算する。つまりシミュレーションで得た密度に基づき、衝突確率をオートコヒーレントに算出する。この方法は多大の時間を要し、プログラミングにも多くの労力を必要とする(特にこの方法では視野係数や単純化モンテカル

ロとは対照的に、宇宙機表面ばかりでなく容積のメッシュ化も必要である)。

いずれの方法も、宇宙機のコンフィギュレーションに応じて他よりも適切な方法となり得る。高感度の保護表面が多重の衝突によって汚染される可能性を考える場合には、正確な DSMC シミュレーションが必要である。汚染が基本的に視線方向でしか発生しない単純なケースについては、視野係数や単純化モンテカルロといった時間消費が少なく、汎用性が高い方法を利用するほうが適切である。

11.2.1.2.8.2 表面移動

表面での反射と再昇華の計算は容易であり、通常モデルはそれを考慮に含めている。また再昇華はアウトガスプロセスの一部として取り扱われる場合も多い。それに対し表面移動は複雑なプロセスであり、製品としてのモデルは提供されていない。

11.2.1.3 分子状汚染の吸着

固体表面に分子が入射した場合、次の2つのうちの何れかが起こる。

- ①分子は固体表面で跳ね返る。
- ②分子は固体表面に一定時間留まり、その後離れる。

分子が固体表面で跳ね返る場合、分子は固体表面とはエネルギーの交換を行わない。また入射角度と同じ角度で跳ね返る。分子が固体表面に一定時間留まった後に離れる場合、分子は固体表面とエネルギー交換を行う。また分子が固体表面を離れる際の角度は、入射角度に依存しない。

固体表面に分子が入射した際の、固体表面と分子の間のエネルギー交換の程度は、熱的適応係数 (thermal accommodation coefficient) で表される。熱的適応係数 α は次の式で定義される。

$$\alpha = \frac{T_0 - T_2}{T_0 - T_1}$$

T_0 、 T_1 、 T_2 の関係は、図 11-2 参照

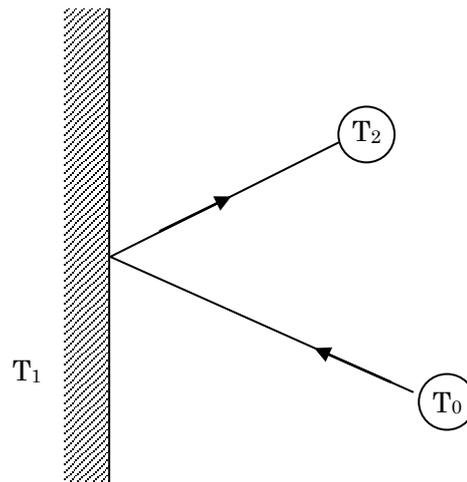


図 11-2 T0、T1、T2 の関係

分子が固体表面で跳ね返る場合は $\alpha=0$ 、分子が固体表面に留まり、固体表面と同じ温度となった後に表面から離れる場合には $\alpha=1$ となる。

熱的適応係数の値は、固体表面に入射する分子のエネルギー、質量、入射角、固体分子の質量、エネルギー、表面粗さ等多くのパラメータに依存している。

宇宙機のコンタミネーション管理で対象とするような比較的低温の分子と汚れた粗い表面の組み合わせでは、熱的適応係数は 1 として取り扱うことが多い。つまり、固体表面に入射する分子は必ず表面に一定時間留まる。

従って表面近傍における汚染分子の濃度は気相自由空間よりも常に高くなる。この現象のことを吸着と呼ぶ。

吸着の形態には物理吸着と化学吸着の 2 種類がある。物理吸着は分子間力（ファンデルワールス力）による弱い吸着であるのに対し、化学吸着は表面を形成する固体分子と汚染分子の間の共有結合による強い吸着である。

表面科学の分野では両者を明確に区別するが、本設計標準では、特に区別しない場合、吸着といえば物理吸着を指す。

11.2.1.4 堆積モデル

固体表面に入射した分子は必ず表面に吸着する。一方で、固体表面に既に堆積している分子は、一定時間後に表面から離れる。固体表面における汚染分子量の増減は、固体表面への吸着量と固体表面から分子が出て行く量の差であり、以下の式で表される。

$$\dot{m}_{dep} = C_p \cdot \dot{m}_i - \dot{m}_l$$

ここで、

\dot{m}_{dep} : 表面における堆積量 (g/cm²/s)

\dot{m}_i : 表面への入射量 (g/cm²/s)

\dot{m}_l : 表面から出て行く量 (g/cm²/s)

C_p : 捕獲確率 (入射分子が表面に留まる確率)

表面に入射する分子のうち表面に堆積する分子の割合を、以下の式で示される付着係数 (Sticking Coefficient) で表す。

$$S = \frac{\dot{m}_{dep}}{\dot{m}_i} = C_p - \frac{\dot{m}_l}{\dot{m}_i}$$

捕獲係数 $C_p = 1 - \square\square$ ($\square\square$ は反射率) は、その物理的意味を考えると熱的適応係数と同じである*。つまり $C_p = \square$ である。従って、宇宙機のコンタミネーション管理の分野では、 $C_p = 1$ として扱われる。つまり、

$$S = 1 - \frac{\dot{m}_l}{\dot{m}_i}$$

となる。

表面科学の分野では、 C_p を物理吸着を生じる確率として凝縮係数と呼ぶ。表面科学の分野では付着係数 S は化学吸着を生じる確率と定義されている。従ってコンタミネーション管理の分野では表面科学と異なる意味でこれらの言葉が使用されている。本設計標準では、コンタミネーション管理の分野の定義に従う。

※ A. Zwaal, “OUTGASSING MEASUREMENTS ON MATERIALS IN VACUUM USING A VACUUM BALANCE AND QUARTZ CRYSTAL MICROBALANCES”, Proceedings of the USAF/NASA International Spacecraft Contamination Conference, NASA CP-2043, AFML-TR-78-194, pp. 118 - 150, 1978

11.2.2 プルームによる汚染

プルームの種類は燃焼化合物、未燃焼推薬蒸気、不完全燃焼生成物、スパッタリング物質、および推進器または姿勢制御システムおよびその周囲から生じ、ジェットと共に噴き出さ

れるその他の摩耗物質などから構成される。

プルームは、有人宇宙機の環境制御システムや生命維持システムにおける気体または液体の廃棄や、各種システムまたは内部ペイロードからの漏れによっても発生する。船外に推薬等の物質を投棄した場合にも、分子密度が上昇し、分子を堆積させる場合がある。プルームの構成要素は気体(分子)種、液滴、固体粒子などである。また水を投棄する際の氷結や無機物の存在によって粒子が生成される場合もある。

大気散乱、自己散乱、拡散などのプロセスにより、リターンフラックスつまり逆流が生じる場合もある。

11.2.2.1 プルームモデル

スラスタあるいはベントから出るプルームの評価は、しばしば、排出機構に関連した特有な適用モデルによって表現される。プルームパラメータの表現方法は、宇宙機設計者にとって興味ある選択の1つである。

プルームの質量フラックス Φ は、最も一般的な形式として次式で表すことができる。

$$\Phi(r, \theta) = f\left(r, \theta, \frac{dm}{dt}\right)$$

ここで

$\Phi(r, \theta)$ はベント外の所与の位置におけるフラックス

r はベントからの半径距離

θ はベントの中心線からの角度

dm/dt はベントからの質量流量

ここでさらに、関数 f はプルームの種類に依存する。ただしこの式は一般に良好な近似として以下の積に還元することができる。

$$\Phi(r, \theta) = A \left(\frac{dm}{dt}\right) f_1(\theta) r^{-2}$$

ここで

A は正規化係数

スラスタについて関数 f_1 のピークはおよそ $\theta=0$ の位置であり、したがって f を減少指数関数の和として (RD11.8)、あるいは $\cos(\theta)$ の(高)指数法則分布として、あるいはその両方として表すことが可能である (RD11.9)。ただしこれは、ある程度スラスタごとに差がある。

ベントから出るプルームはそれに比べれば標準的であり、したがって関数 f_i は共通の関数に設定することができる。質量フラックスは以下のエンジニアリングモデルにより近似値として求める。

$$\Phi(r, \theta) = \left[\frac{(n+1)}{(2\pi)} \right] \left(\frac{dm}{dt} \right) \cos^n(\theta) r^{-2}$$

ここで、宇宙ステーションの設計には $1 \leq n \leq 2$ を用いる。即ち、(質量フラックスの) 拡がりは、スラストよりも大きい。

11.2.3 火工品とリリースメカニズム

火工品を利用するリリースメカニズムの作動によって、気体が放出される場合がある。

11.2.4 粒子汚染

11.2.4.1 粒子汚染の発生

11.2.4.1.1 物質に内在する発生源

- 製造(加工、切断)、取扱(ある種の塗料などの脆弱な物質)、摩耗(摩擦)によって発生する粒子
- 多様な環境(たとえば A0、UV)による結合剤の劣化と、その結果発生する充填材のゆるみ。
- 熱サイクルによるひび割れの発生とその後の剥落
- 原子状酸素環境での酸化による酸化物や劣化による脱落粒子の生成

11.2.4.1.2 物質にとって外在的な発生源

- 組立、統合、保管時の大気中への脱落物(ダスト)や、そうした活動中の人員からの大気中への脱落物(髪の毛、皮膚の薄片、衣服の糸くずや繊維)によってダスト粒子が発生する場合がある。
- 宇宙機の推進や姿勢制御の運用、火工品やリリースメカニズム、可動部品(シャッターなど)の作動、水や残留推薬の排出によって粒子が発生する場合がある。
- マイクロメテオロイドやデブリと物質との衝突によって粒子が発生する場合がある。
- 他の天体への着陸によって天体上の粒子が浮遊する場合がある。

11.2.4.2 粒子の移動

11.2.4.2.1 (音響)振動

打上げ、(姿勢制御)マヌーバ、ドッキングによって生じる振動。爆管衝撃によって、粒子がある表面から他の表面に移動する場合がある。

11.2.4.2.2 静電引力

粒子は大気プラズマとの相互作用、すなわち光電子放出によって荷電し、荷電表面の引力に引き寄せられる場合がある。

11.2.4.2.3 その他のメカニズム

ミッションによって、以下のその他のメカニズムが粒子に何らかの効果を及ぼす場合がある。

- 低高度地球周回軌道に存在する残存大気が及ぼす抗力
- 太陽放射による放射圧
- 重力潮。たとえば宇宙機への再誘引

11.2.4.2.4 粒子の移動モデル

11.3.2 で述べたように、粒子の移動は以下の現象に支配される。

- a. 大気の抗力
- b. 太陽放射圧
- c. 潮汐効果を生み出す(宇宙機に対する)差異的な重力効果
- d. 粒子の荷電とその後の静電効果

上記4項目のうち、最初の3項目は宇宙機の軌道算出と同様な方法で算出が可能であるが、項目dについては独自のモデル化を行い、プラズマにおける粒子荷電と宇宙機周辺の電位マップを明らかにする必要がある。ごく一般にモデル化される重要現象であるのは、まず項目aの大気抗力、続いてGEOに大きく関係する項目dである。項目bおよびcは、項目aおよびdがわずかである場合(高高度で無電荷)に重要となる。

粒子移動に関して考慮すべき最後の側面は、壁との相互作用である。ただし固着係数と適応係数の推定は非常に困難である。

粒子汚染モデルのほとんどはまだ研究段階にあるに過ぎない。したがって他のユーザーが利用可能なものはごくわずかに過ぎないようである(参考用の付録Gの10:OPTにコードのみ記述した)。

11.2.4.3 粒子の付着

固体粒子は静電引力により固体表面に付着する。液滴は揮発しながら衝突し、表面に不揮発性残渣を残す。多くの場合、アウトガスによる汚染層の形成が同時に進行するため、粒子汚染は分子汚染層内に取り込まれて残留する。

11.3 汚染の影響

汚染に関する主要な懸念は、以下によって、宇宙機のシステムまたはサブシステムの性能が劣化することである。

- クリティカルな表面への汚染種の堆積
 - 透過、反射、吸収、散乱などの熱光学特性
 - 潤滑剤のアウトガスや粒子による摩擦などの摩擦特性
 - 表面導電率、二次放出、光電子放出などの電気的特性
- 発光、その他の表面気体間の反応
- センサーの視野内における分子の自由飛行
 - 光散乱(恒星追跡装置)
 - 光吸収
 - バックグラウンドの増加(自然環境の分析)
- 宇宙機周囲の真空度低下
 - アークの発生
- 可動部や電気接点における粒子の噛み込み

汚染がどのような影響を及ぼすかは、上記以外の環境パラメータの作用によって変化する可能性がある。たとえば UV は堆積した汚染分子を光劣化(暗色化)させ、吸収率を増加させる。原子状酸素は炭化水素系物質を酸化し低分子化する。ただし、汚染分子に Si が含まれる場合、原子状酸素は不揮発性の SiO_x 層を形成し、それがさらに汚染分子を捕捉する可能性もある。

11.4 汚染の予測

11.4.1 一般

光学レンズ等、厳密な汚染管理を必要とする面がない場合、最悪状態のアウトガスを積算するのみで要求を満たすかどうか判定できる場合がある。通常、アウトガス試験(STM E595)の結果に基づいて CVC(再凝縮物質質量比)及び TML(質量損失比)が充分低い材料を選定する。

厳しい汚染管理が必要となる場合は、それよりも複雑なアウトガス、移動および凝縮モデルを用いて宇宙機寿命終了時点での汚染を予測する。その場合、STM E1559 試験(RD11.5)で得られたアウトガスまたは質量の流量、表面適応係数および吸着係数といったデータを考慮する。

これまでに取得されたアウトガスやアウトガスレートのデータは以下のホームページで公開されている。

<http://matdb.jaxa.jp/>

<http://outgassing.nasa.gov/>

http://esmat.esa.int/Services/outgassing_data/outgassing_data.html

11.4.2 モデルによる汚染予測解析

汚染解析では、汚染分子の放出・移動・付着の各挙動をモデル化し、軌道上寿命終期における汚染管理面上の付着量を予測する。解析ツールは、各国で複数運用されている。表 11-1 に各ツールの概要を示す。汚染解析は、下記の手順で実施する。

- ① 宇宙機表面の夫々の区画(ノード)に使用される材料及び温度条件を定義
- ② アウトガスレート測定データを用いて、各ノードから宇宙機の運用期間に放出される総アウトガス量を算出
- ③ 各ノードにおける付着係数を設定
- ④ ②・③の結果を解析ツールに入力し、あるノードから放出されたアウトガスの宇宙機表面各ノードに対する移動・付着量を計算

11.4.2.1 総アウトガス量の算出

バルクからの蒸発や昇華などのように、汚染源の質量とは無関係に一定の割合で気体を放出する物質については、そのプロセスを零次反応として記述することができる。しかし、実用材料では汚染源材料・アウトガス共混合物質であり、放出メカニズムも表面吸着・脱離、内部拡散が共存していると考えられる。アウトガスを工学的に記述する関数として以下があげられている。JAXA においてアウトガスレート試験結果との比較検証を行ったところ、材料により適するモデルが異なるものの、べき乗モデルが最も広範な材料にフィットすることが判っている。

解析においては、72～144 時間程度のアウトガスレート測定値に関数をフィッティングし、軌道上運用期間を外挿・積分してアウトガスの軌道上総放出量を求める。

- $M=a*t+b$: 零次反応モデル。汚染源が枯渇するまで一定レートで放出。ナフタレンの昇華等を模擬する。
- $M=a*t^b+c$: べき乗モデル 複雑系に、経験的に合致しやすいとされるモデル
- $M=a*\ln(t)+b$: 自然対数モデル 表面脱着を模擬するモデル。一般に金属に適する。Boeing は自然対数関数を使用している。
- $M=a*\exp(b*t)+c$: 1次反応モデル。アウトガスレートが一定量に漸近する。MOLFLUX 及び COMOVA が使用している。

11.4.2.2 移動量の計算

解析ツールを用いて計算する。熱解析ツールを基に、エネルギーの放射を汚染分子の移動で読み替えて改修したツールが多い。汚染分子の主要移動経路は直接フラックスであるが、付近に高温面がある場合や半閉空間(開口部の少ない箱や円筒内部など)では多重反射の占める割合が高くなる。このようなケースでは反射次数を増やして計算する必要がある。

図 11-3 に JAXA の開発した解析ツール J-SPICE のフローを示す。

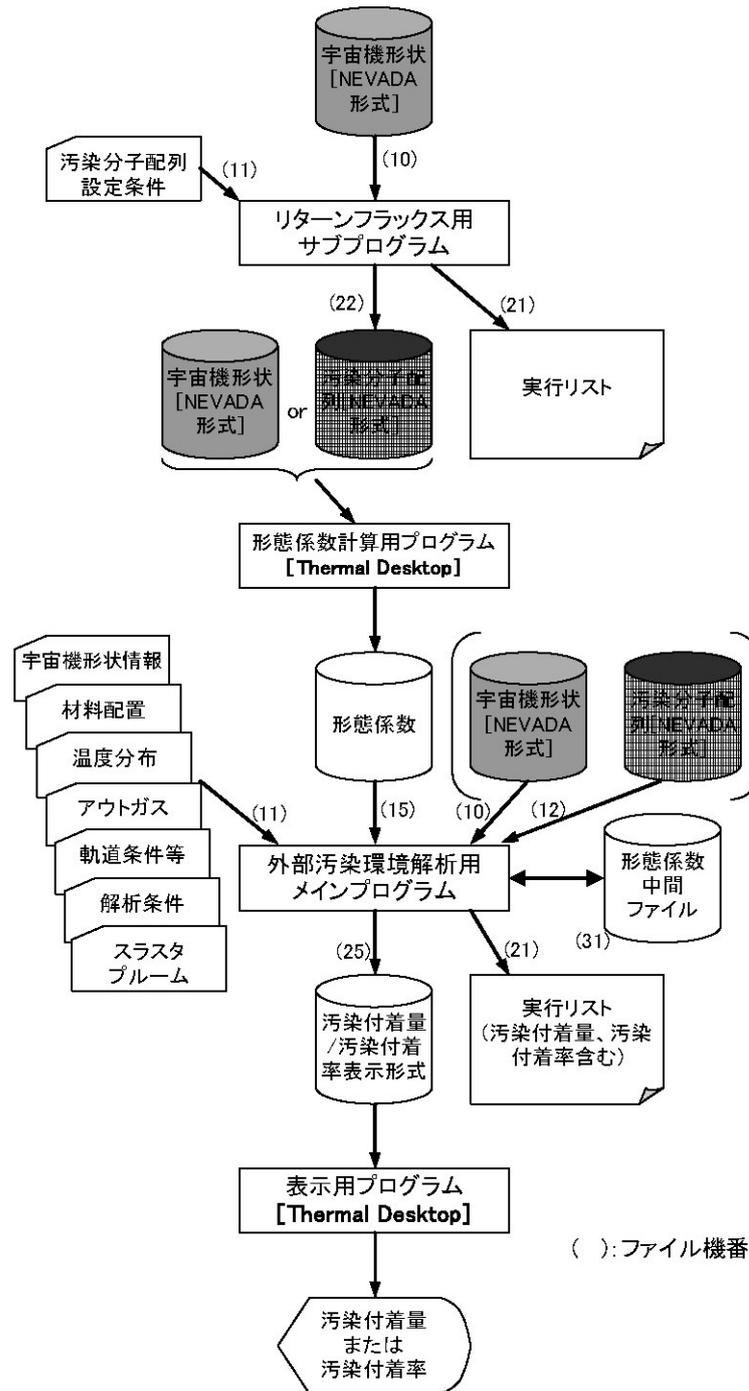


図 11-3 JAXA 開発解析ツール J-SPICE のフロー

11.4.2.3 付着係数の設定

汚染源から移動して被汚染面に到達した汚染分子のうち、被汚染面に堆積する分子の割合を付着係数という。被汚染面への堆積速度は、被汚染面への分子の入射速度と被汚染面からの脱離速度の差である。被汚染面からの脱離速度は被汚染面の温度に依存する。したがって、付着係数は被汚染面の温度の関数である(図 11-4)。

宇宙機に使用される材料は複数の分子種を含む。付着係数は分子種毎に異なる(図 11-4)ため、宇宙機に使用される材料の付着係数は個々の付着係数の積算となる。付着係数を温度の関数とするモデルは複数ある。しかし、JAXA によるアウトガスレート試験値に対するフィッティングでは、材料により適するモデルが異なり、種々の材料を包含して記述できる関数は見つからなかった。単一の汚染源材料から放出される個々の分子種の付着係数を積算した曲線に対しても、満足にフィッティングできる関数は存在しなかった(図 11-5)。現在、米国においても単一の関数による付着係数の記述は成功していない。

これより、汚染解析においてはノード毎に軌道上予測温度より付着係数を設定する必要がある。

- 付着モデル A : $S(T) = a(T-T_0)+1$
- 付着モデル B : $S(T) = \exp[a \cdot (1/T - 1/T_0)]$
- 付着モデル C : $S(T) = 1/[1+\exp(T-T_c)/\Delta T_c]$

$S(T)$: 被汚染面温度 T のときの付着係数

a : 材料固有の定数 (>0)

T_0 : 付着係数が 1 となるときの被汚染面温度(材料固有)

T_c : 付着係数が 0.5 となるときの被汚染面温度(材料固有)

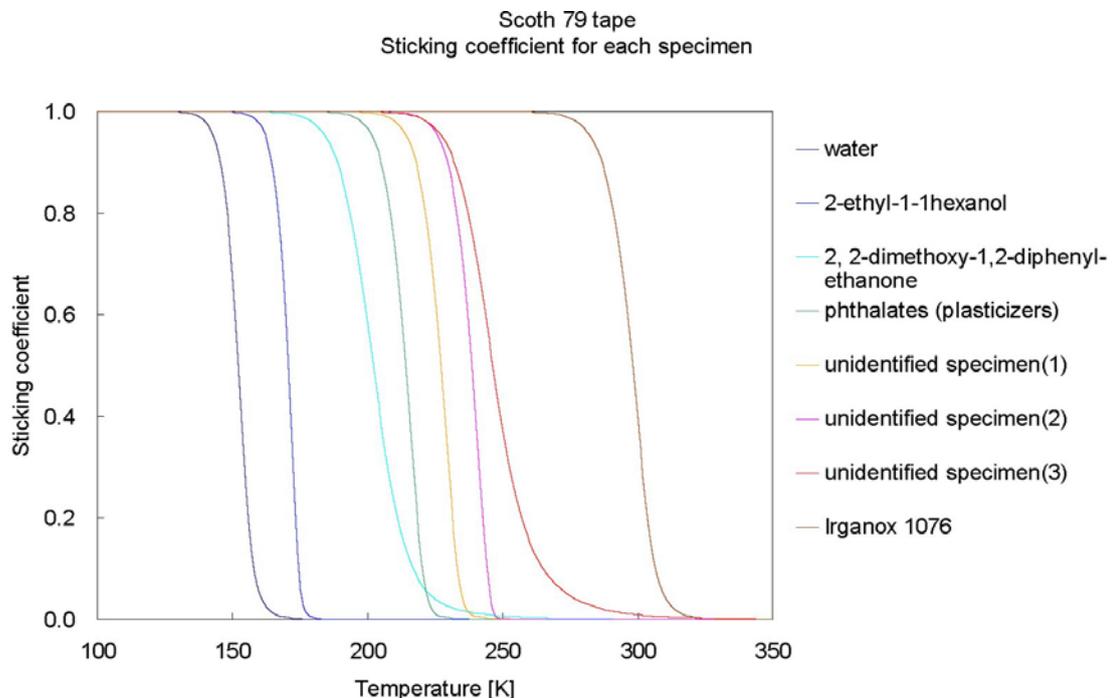


図 11-4 Scotch79tape より放出された各アウトガス分子の付着係数

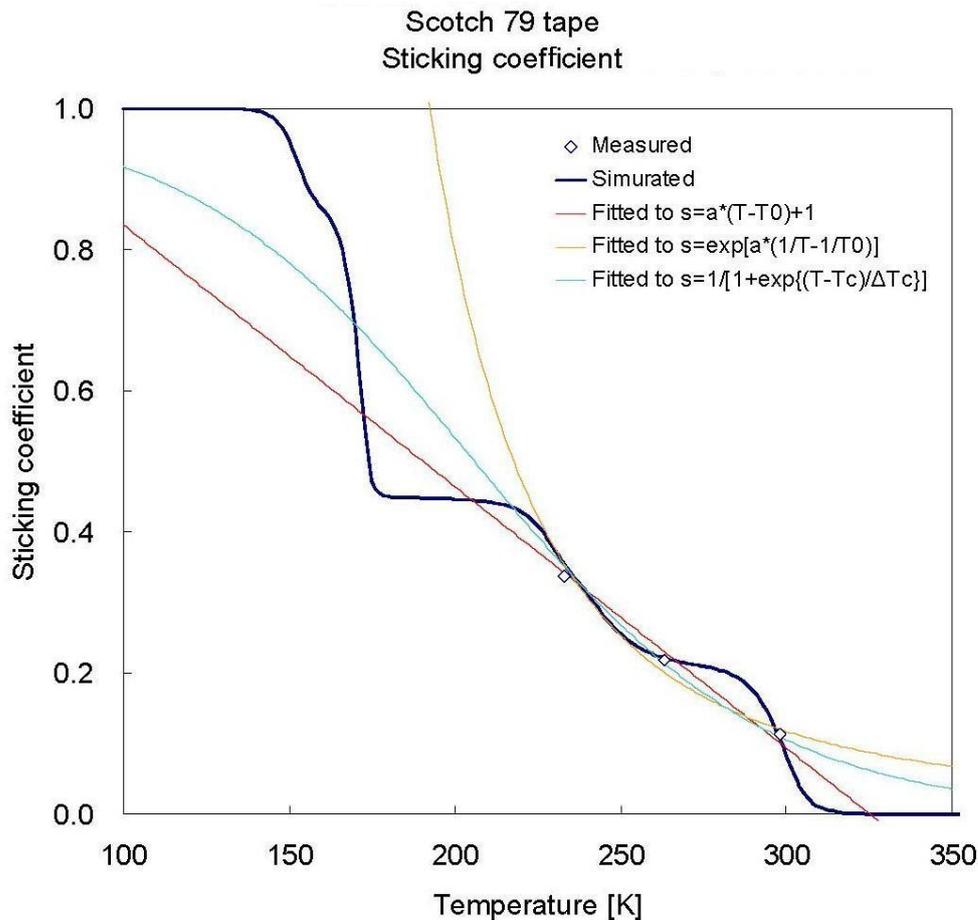


図 11-5 Scotch79tape より放出されたアウトガスの付着係数の測定値と計算値の比較

11.5 リファレンス

- RD11.1 ECSS--Q--70--04, Space product assurance: A thermal vacuum test for the screening of space materials (former ESA PSS--01--702).
- RD11.2 ASTM E--595, Method for Total Mass Loss and Collected Volatile Condensable Materials from outgassing in a vacuum environment.
- RD11.3 ECSS--Q--70--01, Space product assurance: Contamination and cleanliness control (former ESA PSS--01--201).
- RD11.4 Van Eesbeek M. and A. Zwaal, "Outgassing and contamination model based on residence time", ESA SP232, Proc. of the 3rd European Symp. on spacecraft materials in a space environment, Noordwijk, The Netherlands, 1--4 Oct 1985.
- RD11.5 ASTM E--1559, Method for contamination outgassing characteristics of space materials.
- RD11.6 Dushman S., "Scientific Foundations of Vacuum Technique", Wiley & Sons, Inc, New York-London.
- RD11.7 Scialdone J., "Characterisation of the outgassing of spacecraft materials", SPIE Vol. 287 Shuttle Optical Environment, 1981.
- RD11.8 Trinks H., "Exhaust Plume Databook Update Version No. 3 / ESA/ ESTEC Contract

7590/87/NL/TP” .

RD11.9 Simons G. A. , “Effect of Nozzle Boundary Layers on Rocket Exhaust Plumes” , AIAA Journal, Tech. Notes, vol. 10, No. 11, pp. 1534--1535, 1972.

表 11-1. 外部汚染環境解析ソフトウェアの比較

	J-SPICE	MOLFLUX ('92 資料参照)	NASAN-II	MASSTRAN	COMOVA
解析実施機関	JAXA 部品・材料・機構技術グループ	Boeing 社	Boeing 社	Swales Aerospace 社	ESA/ONERA
これまでのユーザ	Solar-B	JEM/ISS	ISS	Solar-B	COF/ISS
形状データ入力形式	NEVADA	TRASYS	NASTRAN	TRASYS	CAD(FEMAP Neutral file)
入力情報	形状 温度 材料 軌道・大気密度 形態係数 (Thermal Desktop 使用)	形状 温度 材料 軌道・大気密度 形態係数 (TRASYS 使用)	形状 材料 (その他不明)	形状 温度 材料 形態係数 (TRASYS 使用)	形状 温度 材料 軌道
出力情報	付着量(単位: g/cm ²) 付着率 (単位: g/cm ² /sec)	付着量(単位: g/cm ²) 付着率 (単位: g/cm ² /sec) 付着密度(単位: g/cm ³) 分子カラム濃度(単位: molecules/cm ²)	付着量 付着率 分子カラム濃度 (その他不明)	付着厚(単位: Å/year)	付着量 付着率 付着密度 分子カラム濃度
解析要素数 (上限)	5000	3000	無制限	(不明)	(不明)
形状要素	三角形 四角形 円・楕円 球 円筒 円錐 放物面	三角形 四角形(長方形、台形) 円 球 円筒 円錐 放物面 直方体 ドーナツ形状 棒状の形状 テープ状の形状	三角形 四角形 (その他不明)	三角形 四角形(長方形、台形) 円 球 円筒 円錐 放物面 直方体 ドーナツ形状 棒状の形状 テープ状の形状	四角形 (その他不明)

	J-SPICE	MOLFLUX ('92 資料参照)	NASAN-II	MASSTRAN	COMOVA
解析機能	汚染源モデル <ul style="list-style-type: none"> ・アウトガスモデル $M \dot{=} a \cdot t^b$ ・スラストプルームモデル 汚染物質輸送モデル <ul style="list-style-type: none"> ・直接フラックス ・多重反射 ・リターンフラックス ・自己散乱 付着モデル	汚染源モデル <ul style="list-style-type: none"> ・アウトガスモデル $M \dot{=} a \cdot \exp(-t/b)$ ・スラストプルームモデル 汚染物質輸送モデル <ul style="list-style-type: none"> ・直接フラックス ・多重反射 ・リターンフラックス ・自己散乱 付着モデル	【NASAN の場合】 汚染源モデル <ul style="list-style-type: none"> ・アウトガスモデル $M \dot{=} a/t$ ・ベントプルームモデル ・スラストプルームモデル 汚染物質輸送モデル <ul style="list-style-type: none"> ・直接フラックス ・多重反射 ・リターンフラックス ・自己散乱 	汚染源モデル <ul style="list-style-type: none"> ・アウトガスモデル $M \dot{=} a \cdot t^b$ 汚染物質輸送モデル <ul style="list-style-type: none"> ・直接フラックス ・多重反射 付着モデル	汚染源モデル <ul style="list-style-type: none"> ・アウトガスモデル (成分毎) $M \dot{=} a \cdot \exp(-t/b)$ ・ベントプルームモデル 汚染物質輸送モデル <ul style="list-style-type: none"> ・直接フラックス ・多重反射 ・リターンフラックス ・自己散乱 付着モデル (成分毎)
必要なソフトウェア	Thermal Desktop Ver. 4.5 AutoCAD2002	TRASYS	FEMAP 等 (構造解析用プリプロセッサ)	TRASYS	FEMAP または IDEAS
グラフィック表示機能	○	—	○	—	○
ソフトウェア開発元	JAXA SED	NASA Martin Marietta Aerospace and Lockheed Engineering & Sciences Company	【NASAN の場合】 NASA Lockheed Martin Engineering & Sciences 社	Swales Aerospace 社	ESA ONERA
備考		最新版は ISS 関連のみ使用可	非公開	非公開	ソフトウェア+ドキュメント (EU 加盟国のみ) 価格 2,000Euros (約 276,000 円)

12. 付録

付録 A

重力

A.1 関連ツール

欧州の全地球重力場モードの GRIM4 シリーズは、ポツダム地球科学センター (GFZ、ドイツ) と Groupe de Geodesie Spatiale (GRGS、フランス) との協力によって開発されたモデルである。モデル GRIM4 には、宇宙機のみを扱うバージョンの GRIM4-S と複合バージョンである GRIM4-C がある。宇宙機のみを扱う GRIM4-S バージョンは、光学、レーザー、ドップラー法による追跡に基づいたものであり、50 の次数および階数で完結している。それに重力異常と高度データを組み合わせている GRIM4-C バージョンでは、係数が 60 の次数および階数で完結している。

米国国防総省地図製作局 (DMA) は世界測定システム (WGS) 地球重力モデルを提供しており、最新の WGS-84 では調和係数の次数および階数が 180 に達している。このモデルは、ドップラー法に基づく近地球宇宙機の追跡データ、LAGEOS と STARLETTE とに関するレーザー測距データ、海洋上の宇宙機高度データ、地上観測で得た平均重力異常に基づいている。

NASA ゴダード宇宙飛行センター (GSFC)、米国画像地図局 (NIMA、旧 DMA)、オハイオ州立大学が共同開発した新モデル EGM96 は、地形に関する基準表面の精度が高く、海洋循環モデルを改善し、低軌道宇宙機の軌道算出性能に優れ、地体構造地質学や地球力学に関する全地球的地域研究に役立っている。この新しい球面調和関数モデルは、地球分解能約 55km に相当する次数 360 で完結している。また全世界から集めた新しい地表重力データ、30 年にわたる正確な宇宙機追跡データ、宇宙機 TOPEX/POSEIDON、ERS-1、GEOSAT から得た海洋表面の高度測定データを組み込んでいる。

A.2 効果

地球の宇宙機軌道に対する摂動の問題については、複数の単純な解析式 (RDA. 1) がエンジニアリング用途に関して近似的な解を提供している。

地球はかなり楕円な球体であり、赤道直径は極直径より 42.77km 長い。こうした楕円性によって生じる重力場の変化が宇宙機軌道に大きな摂動を及ぼしている。その第一に挙げられるのが、宇宙機の軌道面は地球軸の周りを宇宙機運動と反対方向に回転していること、第二は軌道の長軸が軌道面で回転していることである。存在している複数の単純な解析式は、地球が極軸に関して対称であることを前提としており、また、調和関数展開において支配的な項しか考慮していない。

節点回帰速度は次式によって 1 階まで求めることができる。

$$\dot{\Omega} = -\frac{3nC_{20}R_E^2 \cos i}{2a^2(1-e^2)}$$

長軸線の歳差運動速度は次式によって 1 階まで求めることができる。

$$\dot{\omega} = \frac{3nC_{20}R_E^2(4-5\sin^2 i)}{4a^2(1-e^2)}$$

ここで

a は宇宙機軌道の長半径

e は軌道の離心率

i は宇宙機軌道の傾斜

Ω は軌道の昇交点赤経

ω は軌道近地点の独立変数

$$n \text{ は } \sqrt{\frac{GM_{\oplus}}{a^3}}$$

C_{20} は地球の扁平率を表す球面調和係数

ミッション設計者が、特定用途に対して最適化した適切な軌道コンフィギュレーションを実現するためには、宇宙機軌道に対するこうした摂動を利用しなければならない。

太陽同期軌道(軌道面が通常は太陽に対して固定されている軌道)は、節点回帰速度 $\dot{\Omega}$ を太陽周囲における地球の平均回転速度に一致させることで求めることができる。そこで $\dot{\Omega}$ を $0.9856^\circ/\text{日}$ とし、 a 、 e 、 R_E 、 C_{20} に適切な値を代入すれば、太陽同期は逆行軌道($i > 90^\circ$)でしか可能でないことがわかる。

長軸線の歳差運動は、軌道傾斜が 63.4° であればゼロである。この特性を利用して、いるのがいわゆるモルニア軌道であり、モルニアは非常に離心的な軌道と南半球の凍結近地点を利用し、北極地方に通信カバレッジを提供している。

静止軌道(宇宙機の軌道周期がその軸上における地球の1日の回転に一致している軌道)は、軌道の長半径($a_{geos} = 42164.5\text{km}$)を変化させて軌道周期 T を1436分とすれば求めることができる。ここで

$$T = \frac{2\pi}{n}$$

静止軌道に対しては、経度による地球重力場の変化が大きな影響を与えている。地球の赤道領域を表す項(C_{22} と S_{22})と扁平率を表す項(C_{20})を組み合わせることにより、いわゆる3軸性摂動を求めることができる。この3軸性摂動は、軌道が地球ポテンシャル場の安定点(西経 105.3° 、東経 75.1°)から経度方向にずれるという静止衛星の東西方向軌道保持問題の原因である。

Flury (RDA. 2) は経度加速度として次式を提示している。

$$\ddot{\Lambda} = k^2 \sin 2(\Lambda - \Lambda_0)$$

$\Lambda - \Lambda_0$ は安定点からの東西距離である。ここで

$$k^2 = -18 \sqrt{C_{22}^2 + S_{22}^2} \omega_{\oplus} \frac{a_{\oplus}^2}{a_s^2} = 1.7 \times 10^{-3} \text{ } ^\circ/\text{day}^2$$

ω_{\oplus} は地球の恒星回転速度

a_{\oplus} は地球の平均赤道半径

a_s は同期軌道の軌道長半径

低高度(<1000km)にある宇宙機にとっては、空力学的な力に起因する軌道摂動が大きく影響する場合がある。大気中を宇宙機が通過することにより抗力と揚力が生まれる。抗力は大気に対する宇宙機速度ベクトルの反対方向に作用し、揚力は宇宙機の速度ベクトルに対し垂直に作用する。揚力は精密な軌道の算出が必要な場合を除き、ほとんどの宇宙機について無視できるのが普通である。それに対し抗力は宇宙機軌道に対して支配的な影響力を持っており、軌道の長半径および離心率を減少させる作用を及ぼし、結果として軌道上寿命を左右する。King-Hele は空力学的な力の作用による宇宙機軌道の変化について単純な解析式を開発した。それによれば円

軌道における軌道上寿命は次式で求めることができる。

$$L = \frac{Hm}{\sqrt{GM_{\oplus}} \alpha \rho S C_D}$$

ここで

H は大気の密度スケールハイト(第7章を参照)

ρ は地球からの距離 a における大気密度(第8章を参照)

S は宇宙機の断面積

C_D は宇宙機の抵抗係数(第7章を参照)

月と太陽との引力も地球周囲の宇宙機軌道に影響を及ぼす。その主要なものは軌道の傾斜および離心率の周期変化である。この影響により静止軌道では軌道傾斜が周期変化し、その結果として通常の静止軌道を維持するための南北方向軌道保持が必要となる。Cook (RDA. 3)は、第3物体の引力によって生じる軌道要素の平均変化率を表す式を開発している。

太陽放射圧も宇宙機軌道に摂動をもたらし、通常のケプラー軌道から逸脱させる場合がある。太陽放射圧による主な影響(第6章を参照)は、軌道離心率の増加である。静止高度においてはこれが大きく影響し、活発な軌道保持が必要な場合がある一方、低高度ではこうした影響を無視できる場合もある。

各摂動発生源が生み出す加速度の相対比較を表 A-1 に示す。

A.3 惑星表面における重力場

以下に示す惑星表面における重力加速度 F/m は、それぞれの質量 M と赤道半径 R とに基づくものである。

表 A-1 惑星の重力特性

Planet	Equatorial radius, R (km)	Mass, M (kg)	GM (km^3s^{-2})	F/m (ms^{-2})
Mercury	2420	$3,345 \times 10^{23}$	22322	3,5
Venus	6200	$4,881 \times 10^{24}$	325657	8,5
Earth	6378	$5,974 \times 10^{24}$	398600	9,8
Mars	3400	$6,452 \times 10^{23}$	43049	3,7
Jupiter	71370	$1,900 \times 10^{27}$	126754940	25,9
Saturn	60400	$5,687 \times 10^{26}$	37946762	11,1
Uranus	23530	$8,722 \times 10^{25}$	5819566	10,5
Neptune	22300	$1,033 \times 10^{26}$	6895788	13,8

A.4 不確定性

JGM-2 モデルに基づく球面調和係数 \bar{C}_{nm} (表 1) と \bar{S}_{nm} (表 3) との 1σ 誤差を、 \bar{C}_{nm} については

表 A-2 に、 \bar{S}_{nm} については表 A-3 に示した。表中の誤差の解釈に注意を要する。というのも、係数の多くでその誤差は相関性が非常に高く、とりわけ高次の項目や地帯に関する係数でそれが顕著なためである。

表 A-2 JGM-2 モデルに基づく正規化係数 \bar{C}_{nm} の共分散誤差(単位 10^{-6})、
次数(n)および階数(m)は 9

		n							
		2	3	4	5	6	7	8	9
m	0	0,0001090	0,0000261	0,0002600	0,0001570	0,0003540	0,0003620	0,0005210	0,0005730
	1		0,0004170	0,0002350	0,0008440	0,0004870	0,0012000	0,0009020	0,0013500
	2	0,0001240	0,0002660	0,0004270	0,0006760	0,0008020	0,0012400	0,0011400	0,0016000
	3		0,0002010	0,0002290	0,0003910	0,0006450	0,0008340	0,0011500	0,0013200
	4			0,0002100	0,0002510	0,0003700	0,0005470	0,0007900	0,0010100
	5				0,0002490	0,0001980	0,0003580	0,0004520	0,0007230
	6					0,0002440	0,0001630	0,0003520	0,0004600
	7						0,0003130	0,0002032	0,0003780
	8							0,0003820	0,0002840
	9								0,0004780

表 A-3 JGM-2 モデルに基づく正規化係数 \bar{S}_{nm} の共分散誤差(単位 10^{-6})、
次数(n)および階数(m)は 9

		n							
		2	3	4	5	6	7	8	9
m	1		0,0004160	0,0002280	0,0008490	0,0004880	0,0011800	0,0008910	0,0012700
	2	0,0001240	0,0002920	0,0004390	0,0007060	0,0008380	0,0012700	0,0012100	0,0015900
	3		0,0001970	0,0002210	0,0003840	0,0006160	0,0008390	0,0010900	0,0013300
	4			0,0002120	0,0002450	0,0003710	0,0005310	0,0007880	0,0009880
	5				0,0002480	0,0002000	0,0003680	0,0004490	0,0007310
	6					0,0002460	0,0001630	0,0003460	0,0004740
	7						0,0003090	0,0002070	0,0003690
	8							0,0003880	0,0002840
	9								0,0004750

A.5 リファレンス

- RDA.1 Fortescue P. and J. Stark, "Spacecraft Systems Engineering", ISBN 0471 95220 6, 1995.
- RDA.2 Flury W., "ELDO", ESRO Scientific and Technical Review, Vol. 5, 1973.
- RDA.3 Cook G.E., Geophysics Journal, Vol. 6, p.271, 1962.

付録 B

地球磁場

B.1 磁気圏の説明

図 B-1 は磁気圏を図解したものであり、代表的な磁力線と主要な「外部」電流系を示す。吹きつける太陽風が昼側の地球磁場を圧縮して夜側へと引き延ばし、頭部波とウェークに類似した構造を生み出している。主要な地球磁場は比較的安定しているが、外部の電流は太陽現象(たとえば高速ストリーム、コロナガスの噴出、衝撃)によって生じる太陽風や惑星間磁場効果の影響を受けて大きく変化する。

主要な外部電流系は次のとおりである。

- 還流。地球周囲のプラズマ圏を方位角方向に流れる。(L≦4)
- クロステイル電流
- 磁気圏界面の境界電流

B.2 磁場モデル係数による双極子強度の導出

中心にある双極子項($n=1$ 、 $m=0, 1$)を考える場合、式 5.1 は次式となる。

$$V = \frac{1}{r^2} \{ g_1^0 a^3 \cos(\theta) + g_1^1 a^3 \cos(\phi) \sin(\theta) + h_1^1 a^3 \sin(\phi) \sin(\theta) \}$$

ここでそれぞれの項は、双極子ポテンシャル全体に対する各双極子の寄与を 3 本の地心デカルト軸で割り当てたものである。これは式を見れば明らかである。というのも、その強度と方位がモーメント m で与えられている双極子のスカラーポテンシャルは次式にほかならないからである。

$$V = \frac{(\mathbf{m} \cdot \mathbf{r})}{r^3} = \frac{1}{r^2} \{ m_z \cos(\theta) + m_x \cos(\phi) \sin(\theta) + m_y \sin(\phi) \sin(\theta) \}$$

以上2つの式を比較すれば、全体の双極子強度(モーメント)が次式であることがわかる。

$$M = \alpha^3 \left[(g_1^0)^2 + (g_1^1)^2 + (h_1^1)^2 \right]^{1/2}$$

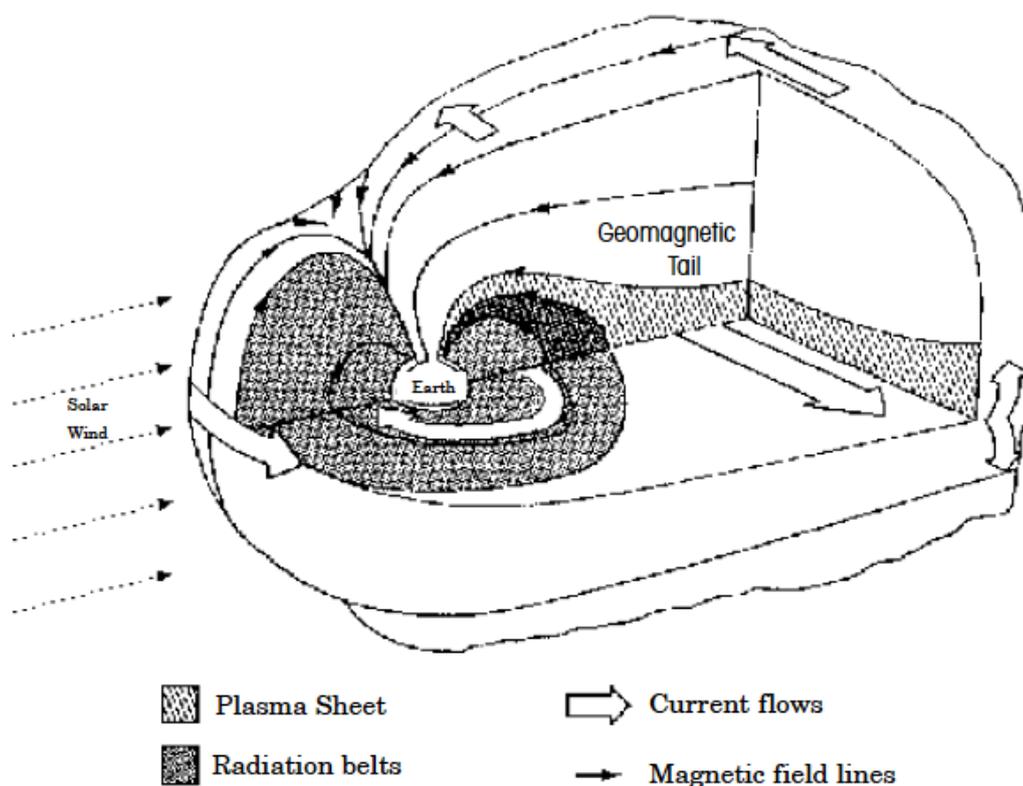


図 B-1 電流と磁力線を付記した磁気圏図

B.3 不適合と矛盾

当初 McIlwain が 1961 年に B, L 座標系を定め、双極子モーメントを $31165.3 \text{ nT} \cdot R_E^3$ とした (RDB. 1)。それによって重要な問題が発生した。地球磁場に生じる変化はわずかであっても、高度の関数として粒子フラックスの勾配が大きい放射環境モデルにとっては非常に大きな影響が生じる可能性があり、とりわけ最低高度 (RDB. 2) では非常に誤差が生じやすいのである。したがって放射環境モデルにアクセスするために B, L 座標を算出する場合、 L (としたがって式 5.2 における M の値) について完全に同一な定義を採用すると共に、地球磁場モデルおよび元期も最初のモデル製作

に用いられたのと同じものを用いなければならない。

Vette (RD B. 3) は、当初のモデル化には Jensen および Cain のモデル (元期 1960 年) が用いられたと指摘している。ところが、この指摘もその後に誤りであることが明らかになった (RD B. 2)。したがって近年のモデルを採用できる条件が整うまでは、第 9 章のモデルならびに $M=31165.3$ を、放射環境モデルの B, L を算出するための標準と見なさなければならない。

B.4 モデル IGRF の詳細とアベイラビリティ

モデル IGRF シリーズに関する正式な連絡先は次のとおりである。

IGRF Secretariat, NASA/GSFC, Code 921
Greenbelt, Maryland 20771
langel@geomag.gsfc.nasa.gov

ただしモデルそのものは WWW または FTP で以下から入手可能である。

<ftp://nssdc.gsfc.nasa.gov/pub/models/>

また詳しい情報を以下から入手することができる。

<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/space/model/magnetos/>

モデル IGRF-95 は元期 1945～1995 年に関する 5 年ごとの係数群と、1995～2000 年に関する係数の最初の導関数とで構成されている。その後のモデル間の 5 年の間隔については線形補間法が推奨されている。1945 年、1950 年、・・・1985 年、1990 年に関する IGRF 係数は、DGRF という名が示すとおり確定的な係数群である。

所与の位置における磁場ベクトルの諸成分と L 値を求める場合、IGRF 係数群と組み合わせて様々なサブルーチンが用いられている。標準的なのは、G. Kluge (ESA/ESOC) 開発のサブルーチン FELDG (磁場ベクトル) および SHELLG (L シェル) を用いる方法である。G. Kluge は反転デカルト座標を用いることで計算を単純化している。サブルーチン IGRF は米国地質研究所 (USGS) の A. Zunde が開発したものであり、プログラム BILCAL によって地球磁場強度、ベクトル成分 (B_{abs} 、 B_{north} 、 B_{east} 、 B_{down} 、偏角、傾斜)、赤道または最小の磁場強度 (B_0)、双極子モーメント、緯度・経度 (測地)・高

度・年(十進法)におけるL値の表を作成する。

外部から地球磁場に及ぶ摂動に関して第5章で言及したモデルは、NSSDCのwwwサイト(<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/space/model/>)で入手可能である。

モデルおよびアクセスルーチンは欧州でもBIRA/IASB(B)や宇宙環境情報システムのWWWサイト(<http://www.spennis.oma.be/spennis>)から入手可能である。

B.5 リファレンス

- RDB.1 McIlwain C. E., “Coordinates for Mapping the Distribution of Geomagnetically Trapped Particles”, J. Geophys. Res. 66, 3681 (1961).
- RDB.2 Lemaire J., E. J. Daly, J. I. Vette, C. E. McIlwain and S. McKenna-Lawlor, “Secular Variations in the Geomagnetic Field and Calculations of Future Low Altitude Radiation Environments”, Proceedings of the ESA Workshop on Space Environment Analysis, ESA WPP-23, ESTEC/WMA, Noordwijk, The Netherlands, October 1990.
- RDB.3 Vette J. I., “The NASA/National Space Science Data Center Trapped Radiation Environment Model Program (1964--1991)”, NSSDC WDCR& S Report 91--29, p. 21, NASA-GSFC-NSSDC, November 1991.

付録 C

太陽と地球の電磁放射と指数

C.1 太陽スペクトルの詳細

図C-1は海面上ならびに大気圏外における太陽のスペクトラルイラディアンスを示したものである。

波長域 175, 439nm～852. 5nm における太陽放射照度値(単位、光子数/cm²s⁻¹)とエネルギーフラックス(単位 W/cm²)とは、小区間に分割して(RDC. 1)に発表し、(RDC. 2)でそれを再掲している。

ASTM 規格(RDC. 3)は波長域 115nm～400000nm における太陽のスペクトラルイラディアンズ曲線を定義している。

C.2 アルベドと赤外線との変化

アルベドと地球赤外線との変化に関する情報は、(RDC. 2)に提示している。

たとえば表 C-1 は 30°、60°、90° の傾斜軌道における平均アルベドデータを示したものである。この平均値は(RDC. 2)によるものである。表 C-1 のこの平均アルベド値(ならびに[RDC. 2]におけるその他のより総合的なデータに基づく平均値)は標準的な平均値である 0.3 をやや下回っていると考えられる。

表の値は反射分光である。表の百分順位は、記載したアルベド値を上回らない確率である。アルベド値は天頂角をゼロとして補正済みである。

表 C-1 移動平均(90分平均)のアルベド百分順位データ

Orbit Incl.	3 %	50 %	97 %
30°	0,14	0,18	0,22
60°	0,17	0,23	0,32
90°	0,18	0,25	0,34

地球アルベドに関する標準としては、0.3 という値と太陽と同一のスペクトルとが定められている。短い時間規模ではアルベドは大きく変化する場合があり、変化の

範囲はおよそ 0.05～0.6 である。

さらにアルベドスペクトルは表面と大気特性によって変化する場合がある。地表の植生や大気中の水およびダストが特定波長帯を吸収すると、アルベドスペクトルが大きく変化するのである。

表 C-2 は 30°、60°、90° の傾斜軌道における地球赤外線移動平均データである。この平均値は (RDC. 2) によるものである。表の百分順位は、記載した赤外線値を上回らない確率である。

表 C-2 移動平均(90分平均)の地球赤外線百分順位値、単位 W/m²

Orbit Incl.	3 %	50 %	97 %
30°	227	246	265
60°	211	233	255
90°	205	227	250

C.3 活動指数に関する情報

図 C-2 および C-3 は直前 2 回の太陽周期における $F_{10,7}$ 、黒点数 (SSN)、 A_p などの指数を示したものである。図 C-2 は毎日の、図 C-3 は毎月の平均値である。日平均での大きな変動も平均して月平均としている (図の尺度の違いに注意)。短期の A_p のスパイクは密度変化に関して重要な意味を持っているが、長期の高値にはあまり反映されない。

表 6-4 に示した平均太陽活動の長期予測 (第 6 章参照) は、静穏な周期があったことで偏っている可能性がある。というのも前 2 回の周期における太陽活動が明らかに長期平均を上回っているからである。

活動に関する測定値と予測値については、マーシャル宇宙飛行センター (RDC. 4a) と国立地球物理データセンター (RDC. 4b) とが定期的に更新を行っている。指数は以下の WWW から入手可能である。

<http://www.ngdc.noaa.gov/>

C.4 電波雑音

磁気圏と電離圏とが形作る系は自然のプラズマ放出源に満ちている。図 C-4 は近地球、太陽、複数の彗星を発生源とする自然のプラズマ雑音レベルをまとめたものである ([RDC. 2] より)。

周波数がプラズマの 1~10MHz というピーク周波数より低い電磁放射は、発生源の高度が約 200km 未満であれば、宇宙機にとってはほとんどの場合無視することができるものである。その高度以上での主要な近地球雑音源はオーロラアークと電離圏の不規則構造とである。

1MHz~300GHz という狭帯域の人為的発生源も軌道上の宇宙機に大きな影響を及ぼす場合がある。

C.5 太陽放射圧

太陽系内を移動する宇宙機は、宇宙機に対する太陽放射線の照射を原因とする軌道摂動に遭遇する。電磁放射線はモーメントを運んでおり、入手した放射線が表面で反射することによってモーメントの交換が行われる。太陽放射が宇宙機に及ぼす小さな圧力 SRP (太陽放射圧) は、次式で表わすことができる。

$$SRP = \frac{F}{c}$$

ここで F が宇宙機における太陽エネルギーフラックス、 c は光速である。

この太陽放射圧が宇宙機に作用する力としてどのような効果をもたらすかは、宇宙機表面の反射特性によって決まる。

また宇宙機の軌道に対する摂動効果は、宇宙機の表面積対質量の比に正比例し、太陽からの距離の二乗に反比例する。

そこで、太陽放射線に起因し、太陽と宇宙機を結ぶ直線に沿って作用する外乱加速度は次式で表すことができる。

$$F_{SRP} = R \frac{A}{m} SRP \left(\frac{a_s}{r_s} \right)^2$$

ここで

R はその値が表面の反射特性に依存する定数

r_s は太陽から宇宙機までの距離

a_s は太陽から地球までの平均距離

A は宇宙機の表面積

m は宇宙機の質量

C. 6 図

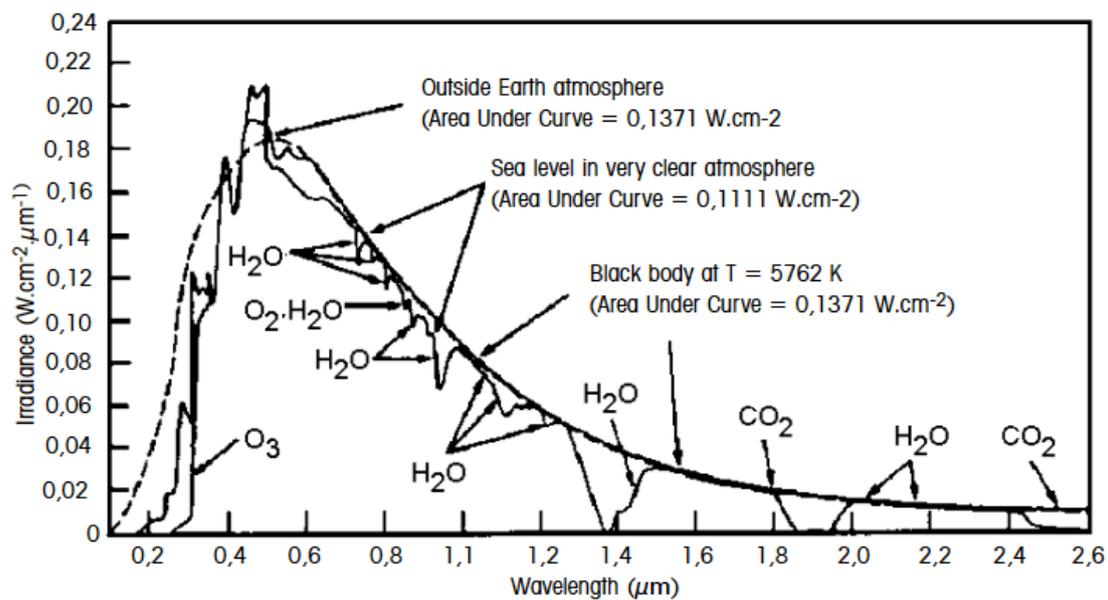


図 C-1 快晴の日の海面上における通常入射の太陽放射線、地球大気圏外の 1AU における太陽のスペクトルイラディアン、 $T=5762\text{K}$ における黒体スペクトルイラディアン曲線

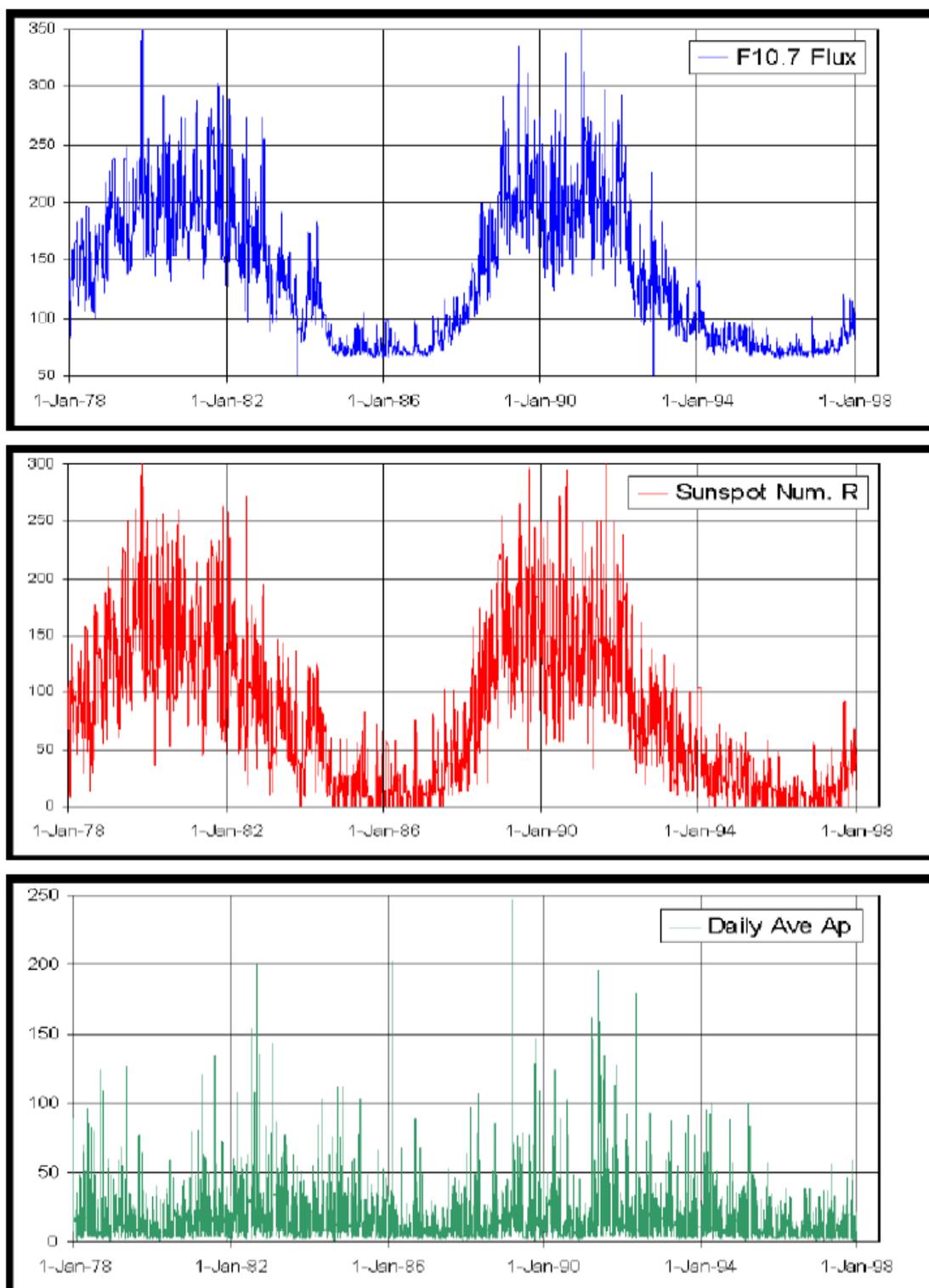


図 C-2 直前 2 回の太陽周期における毎日の太陽と地磁気との活動指数

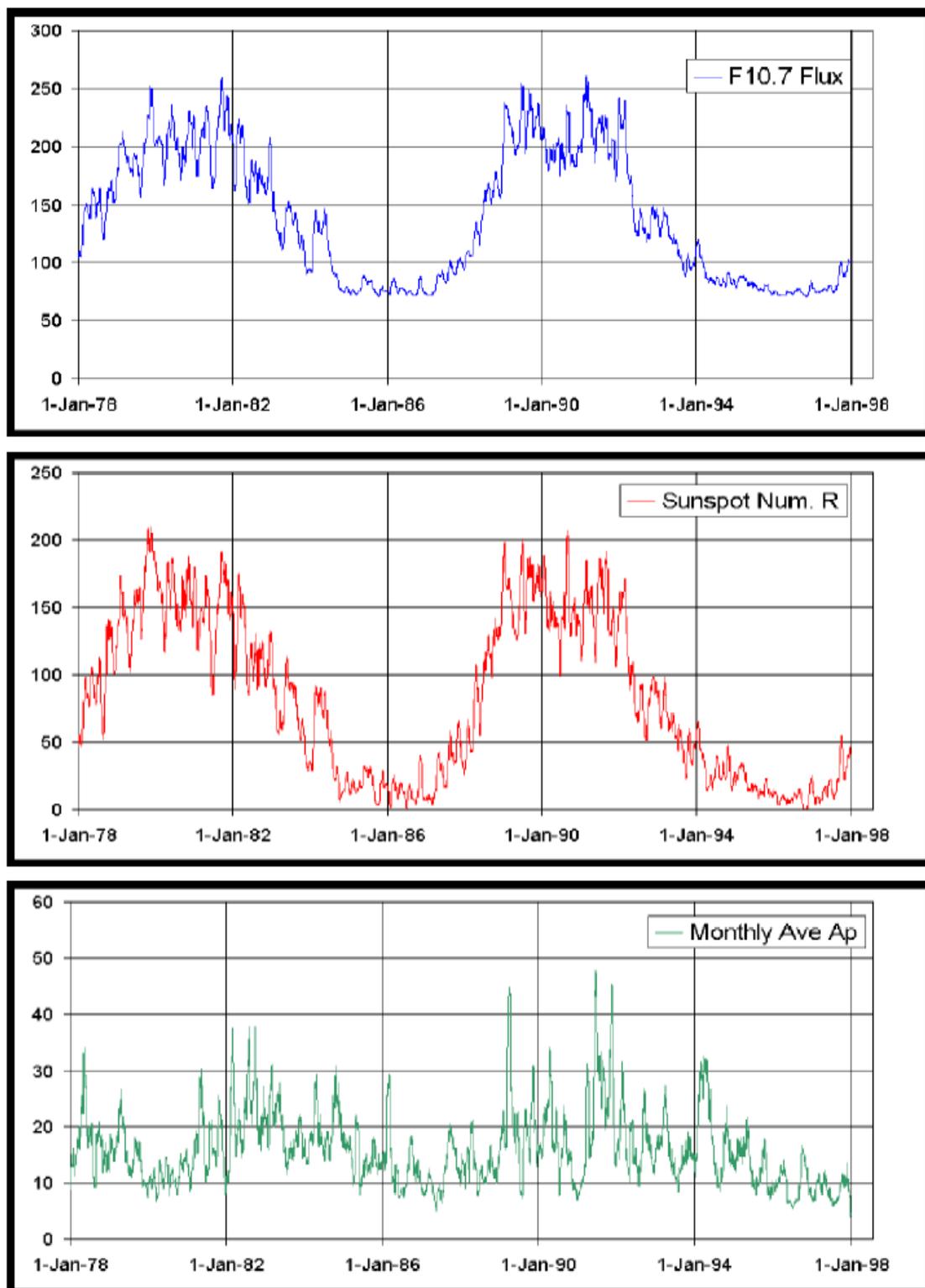


図 C-3 直前 2 回の太陽周期における月平均の太陽と地磁気との活動指数

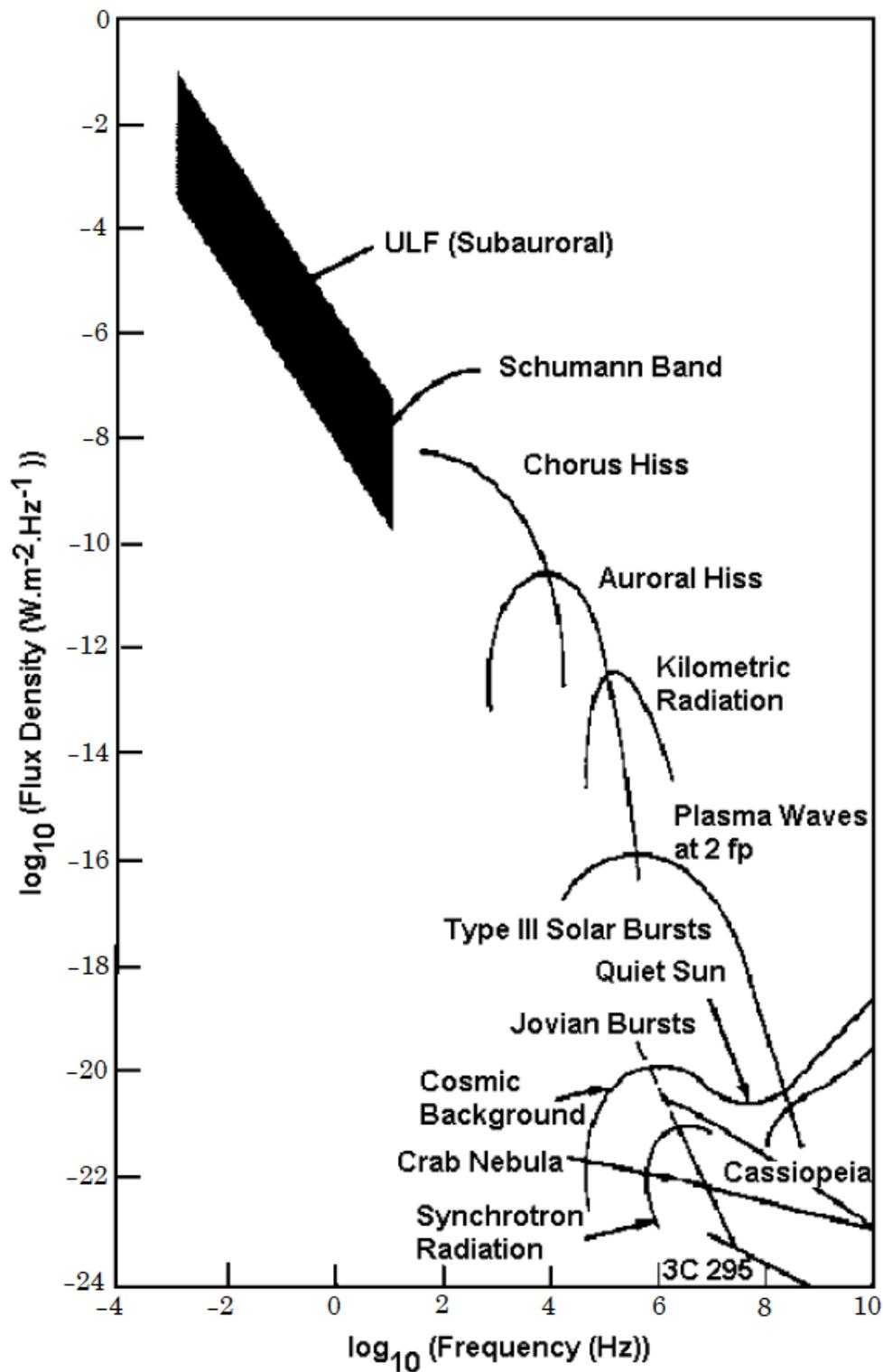


図 C-4 自然発生の電磁波およびプラズマ波における各周波数域の電力束密度 ([RDC.2]より)

C.7 リファレンス

- RDC.1 World Meteorological Organization, Compiler: "Atmospheric Ozone 1985, Assessment of Our Understanding of the Processes Controlling Its Present Distribution and Change", World Meteorological Organization Report, No. 16, Vol.1 Chapter 7, 1985.
- RDC.2 "Natural Orbital Environment Guidelines for Use in Aerospace Vehicle Development", B. J. Anderson, editor and R. E. Smith, compiler; NASA TM 4527, Chapters 6 and 9, June 1994.
- RDC.3 "Standard Solar Constant and Air Mass Zero Solar Spectral Irradiance Tables", American Society for Testing and Materials, ASTM standard E 490--73a (Reapproved 1992).
- RDC.4 a) "Solar Activity Inputs for Upper Atmospheric Models", George C. Marshall Space Flight Center, Updates of measured and predicted activities are distributed monthly.
- b) Weekly measurements of solar and geomagnetic activity levels are published by the National Geophysical Data Center, Boulder.

(余白)

付録 D

中性の地球大気

D.1 大気モデルの概要

熱気圏の初期モデルが登場したのは1965年ごろである(たとえばHarris-Priester、Jacchia-65)。こうしたモデルとその後継である Jacchia-71(RDD.1)、CIRA-72(RDD.2)、Jacchia-77(RDD.3)は、気体種別の拡散方程式に対する数値積分を基本とするものであった。これらのモデルでは、数密度 n_i の高度分布のほとんどを外気圏温度 T_∞ が決定している。さらにその値を利用して活動関連の効果や経日効果を考慮する一方、経験的な補正関数を用いて半年ごとの変動を導入している。モデル Jacchia-77 は経日、季節的または緯度的、地磁気的な効果にも気体種別の補正を導入している。軌道予測において数値積分を行う場合、CPUにかかる負担が非常に大きくなる場合がある。そこで、そうしたルーチン呼び出しの応答時間を短縮するため、Mueller(RDD.4)は Jacchia-71 に対して Jacchia-Lineberry アルゴリズムを実行し(RDD.1)、Lafontaine(RDD.5)もそれと同等に有効な方法を編み出して、Jacchia-77 モデルに匹敵するモデルを作り上げた。モデル MET-87(マーシャルエンジニアリング熱圏モデル、[RDD.6])も初期の Jacchia-71 大気モデルに基づくものであるが、出力を増やして圧力、圧力スケールハイト、比熱比を含めている。

もう1つの大気モデルの系譜は、単純化した拡散方程式に対して解析的解法を直接適用し、濃度分布を導出する方法を採用している。こうしたモデルの中で最も有名なものが MSIS(質量分析器と非干渉性散乱、[RDD.7、RDD.8、RDD.9])と呼ばれるシリーズである。

新しい測定データと新しい分析結果とが入手できるごとに、1977年、1983年、1986年と継続的にモデル MSIS は改良された。また MSIS-86 は熱気圏高度に関する標準大気モデル CIRA-86 となっている。最近では MSIS-86 に対しなめらかな密度分布および温度分布を地上レベルまで延長する改良を加え、モデル MSISE-90 が生まれている。Barlier その他のモデル DTM-77(密度温度モデル)も MSIS-77 と同様な構造を持つが、対象が N_2 、 O_2 、 O 、 He に限定されている(RDD.10、RDD.11)。したがって、高高度でとりわけ活動レベルが低い場合に支配的な水素は考慮されていない。Proelss その他のモデル C(RDD.12)も MSIS-77 の構造を採用した上で、補正関数を改良したものである。MSIS、DTM、Cといったモデルの利点は、変化が観測された場合に柔軟に対応できる点と、出力結果の範囲が広い(数密度を含んでいる)点である。

熱圏モデルの第3の系譜は出力結果として全密度のみを求めるシリーズである。たとえばロシアのモデル GOST-84 (RDD. 13) は、宇宙機ドラッグデータの分析から得たデータのみに基づいている。そして(1)経日、(2)季節的または緯度的、(3)太陽活動、(4)地磁気活動による効果を4つの係数で考慮し、その係数で調整した標準高度分布から全密度を算出している。更新されたモデル係数は1990年に発表されている。Sehna1 その他 (RDD. 14) のモデル TD-88 は GOST-84 よりも定式化に柔軟性がある。これは TD-88 が、GOST-84 が行っているような摂動効果の厳密な区分け(補正の係数化)を行っていないためである。ただし TD-88 は 150~750km の高度にしか適用できない。

D.2 モデル MSISE-90 の入手

モデル MSISE-90 は NSSDC ウェブホームページ (<ftp://nssdc.gsfc.nasa.gov/pub/models/msise90>) で入手可能である。なめらかで連続的な密度の高度分布が必要である用途については、MSISE-90 のオプション「拡散平衡からの逸脱」をオフに切り換える必要がある(すなわちスイッチ設定 $SW(15)=0, 0$)。

E.3 リファレンス

- RDD.1 Jacchia L.G., “Revised Static Models of the Thermosphere and Exosphere with Empirical Temperature Profiles”, SAO Report No. 332, May 5, 1971.
- RDD.2 anon., “CIRA-72 (COSPAR International Reference Atmosphere 1972)”, Akademie Verlag, Berlin, 1972.
- RDD.3 Jacchia L.G., “Thermospheric Temperature, Density, and Composition -- New Models”, SAO Report No. 375, March 15, 1977.
- RDD.4 Mueller A., “Jacchia-Lineberry Upper Atmosphere Density Model”, NASA Report 82-FM-52/JSC-18507, Oct. 1982.
- RDD.5 Lafontaine J. de and P. Hughes, “An Analytic Version of Jacchia’s 1977 Model Atmosphere”, *Celestial Mechanics* 29 (1983), pp 3--26, 1983.
- RDD.6 Hickey M.P., “The NASA Marshall Engineering Thermospheric Model”, NASA CR-179359, July 1988.
- RDD.7 Hedin A.E., “MSIS--86 Thermospheric Model”, *J. Geophys. Res.*, Vol. 92, No. A5, pp 4649--4662, May 1, 1987.
- RDD.8 Hedin A.E., “Extension of the MSIS Thermosphere Model into the Middle and

- Lower Atmosphere”, J. Geophys. Res., Vol. 96, No. A2, pp. 1159-1172, Feb. 1, 1991
- RDD.9 Hedin A.E. et al., “Revised Global Model of Thermosphere Winds Using Satellite and Ground-Based Observations”, J. Geophys. Res., Vol. 96, No. A5, pp. 7657-7688, May 1, 1991
- RDD.10 Barlier F., C. Berger, J.L. Falin, G. Kocharts and G. Thuiller, “A Thermospheric Model Based on Satellite Drag Data”, Aeronomica Acta A-No. 185, 1977.
- RDD.11 Koehnlein W. et al., “A Thermospheric Model of the Annual Variations of He, N, O, N₂ and Ar from AEROS Nims Data”, J. Geophys. Res., Vol. 84, pp. 4355--4362, 1979.
- RDD.12 Proelss G.W. and Blum P.W., “Comparison of Recent Empirical Models of the Thermosphere”, in Proceedings of ESA workshop on Re-Entry of Space Debris, Darmstadt, 24--25 September 1985 (ESASP--245)
- RDD.13 anon., “Density Model for Satellite Orbit Predictions”, GOST 25645--84, Standards Editing House, Moscow, 1984.
- RDD.14 Sehnal L. and L. Pospisilova, “Thermospheric Model TD 88”, Preprint No. 67, Observatory Ondrejov, 1988.

(余白)

付録 E

プラズマ

E.1 表面帯電

表面帯電は原理的には、プラズマ温度が高いという特性を持つ外部磁気圏で発生する現象であるが、降下してくるエネルギー電子フラックスが多いためにオーロラ帯においても発生する場合がある。高レベルの静電帯電は、表面が平衡状態(つまり表面に流れる電流同士が均衡している状態)を得ようとする傾向によって発生する。

$$I_e + I_p + I_{se} + I_{be} + I_{sp} + I_{ph} + I_{cond} = 0$$

ここで

I_e は周辺から流入する電子電流。これがマイナス電位の方向に高レベルの帯電を生み出す原因である。

I_p は流入するイオンによる電流。マイナス電荷に対抗する成分であるが、フラックスが $(KT/M)^{1/2}$ に比例するため電子電流よりも弱い。

I_{se} は電子の衝突によって生じる低エネルギーの二次電子による寄与。材料に対する依存性が強い。低エネルギーの衝突電子の場合は収率が >1 となる場合もある。

I_{be} は後方散乱の一次電子

I_{sp} はイオンの衝突によって生じる低エネルギーの二次電子

I_{ph} は太陽 UV によって放出された低エネルギーの電子。通常はこれが太陽光線中における支配的な逆帯電電流である。

I_{cond} は宇宙機表面間を物質抵抗を介して流れる電流

帯電が発生するのは I_e が他の電流に優る場合である。表面電位は、 I_e がポテンシャル障壁によって減少させられて、他の電流との均衡が成立するまで、マイナス方向に増大する。二次放出、後方散乱、光電子放出、導電率はいずれも物質特性に依存するため、帯電を引き起こすのに必要な入射電子のフラックスとスペクトルとは物質によって異なる。特に重要なのが二次放出係数(σ)であり、この値は一般に、エネルギーが 1.5keV 未満の入射電子に対してピークとなる。 σ が 1 より大きい場合、実質の電子電流は帯電を妨げる作用を及ぼす。高エネルギーでは収率が低下するため、環境中の高エネルギー成分が帯電の発生に重要な役割を果たす。太陽光線が照射している場合、表面から大きなフラックスをもつ低エネルギー電子を放出し、それが帯電を防ぐ。それに対し宇宙機の食による影で暗闇となった場合、光電子の放

出が抑制されるため、高レベルの帯電が発生しやすくなる。

宇宙機全体の帯電は通常であれば危険ではないが、科学機器の運用に影響を及ぼす可能性がある。一般に宇宙機自体にとって危険なのは部分的な帯電、すなわち宇宙機の異なる部分が異なるレベルに帯電することである。こうした現象が発生するのは、物質特性の差と各表面の方向とが原因である。その結果、隣接表面間やある表面とグラウンドの間で静電放電が発生し、高感度の電子回路に電流スパイクが生じる。

図 E-1 は、CRRES の低エネルギープラズマアナライザーが検出した帯電イベントを示したものである。イオンスペクトル最上部の細い帯域 (18~21UT) が、宇宙機の電位によって検出器に向かって加速してきた低温イオンである。このイベントの際、宇宙機の電位は 1kV 以上に達した。イベントの発生時には、10keV を超える電子フラックスが最高水準にあった。

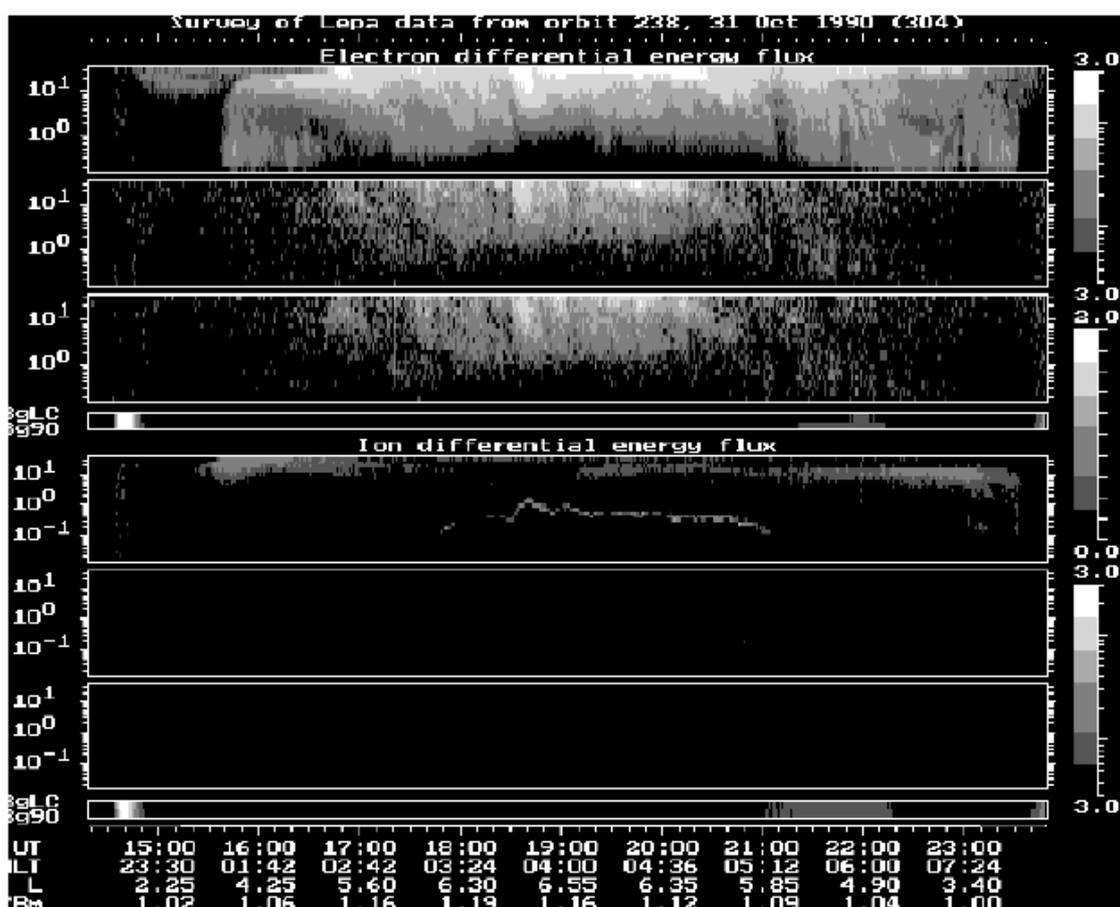


図 E-1 帯電イベントにおける電子およびイオンのフラックスを示したスペクトル写真

E.2 LEO における帯電

LEO における帯電も、それ以外のあらゆる場所における帯電と同じ理由で発生する。つまりエネルギーが数キロ電子ボルト以上の電子の大きなフラックスである。そのため LEO における帯電はオーロラ帯に限られる。ただし低高度には、マイナス電位を中性化する傾向を持つ低温イオンが相当数存在している。そのため帯電は容易に発生しにくくなり、仮に発生するとすればイオン密度が減少するウェーク表面で生じる。低温イオンが外部磁気圏で電位を生み出すことはほとんどないが、イオン密度が高くなれば大量のスパッタリングを引き起こす。

図 E-2 は、1983 年 11 月の DMSP F6 によるオーロラ横断時の帯電電位を示したものである。宇宙機電位は電子の総フラックスとほとんど相関していないが、14keV を超える電子フラックスが高い場合にピークとなっている。

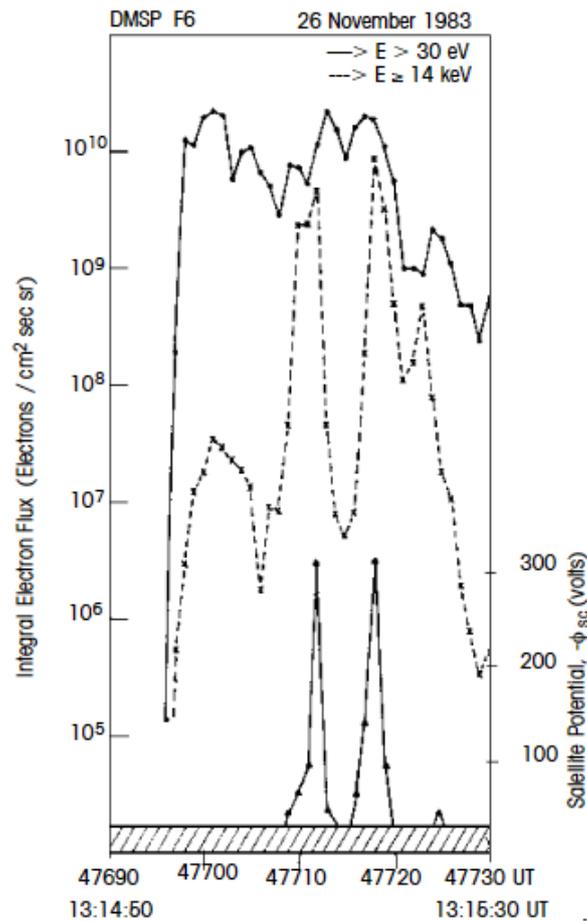


図 E-2 宇宙機電位と 30eV 超および 14keV 超の電子フラックスの変化(RDE. 1)

Yeh と Gussenhoven (RDE. 2) は宇宙機 DMSP が観測した環境と LEO 帯電レベルとの関係について統計的研究を実施した。そして観測したスペクトル形状と電子の起源に応じて、様々なモデルを提示している。

- タイプ 1 低エネルギーのマクスウェル分布 + 加速マクスウェル分布
- タイプ 2 低エネルギーでは定数 + 加速マクスウェル分布
- タイプ 3 2つの指数分布 + 加速マクスウェル分布

100V を超える帯電イベントの約 50%はタイプ 2 に対応しており、これがすなわち MIL-STD-1809 (RDE. 3) が採用し、本標準が利用しているスペクトルタイプである。低エネルギー部分から高エネルギー部分へ移行するエネルギーは 12~18keV の範囲であり、加速マクスウェル分布の温度は 4~7keV である。

E. 3 NASCAP 帯電コード

外部磁気圏における表面帯電のシミュレーションに関し西側で最も広く用いられているコードが、NASCAP または NASCAP-GEO である (RDE. 4)。このコードはイオンと電子の両方に関する 2つのマクスウェル分布を利用して、数値的にモデル化した 3D 宇宙機の各表面についての全電流を、すべての電流の寄与について算出する。算出した電流値からさらに各表面における電位の変化を算出する。電流と電位の計算は、帯電が平衡に達するまで反復して行なうことができる。宇宙機形状が重要でない場合、つまり特定物質が特定環境において、帯電に対しどのような感受性を持つかだけが問題である場合には、NASCAP サブルーチンの一部に基づく単純な 1-D コードの MATCHG (RDE. 4) を用いることができる。どちらのコードにおいても集電は「厚いシース」の近似法を用いて、つまりデバイの遮蔽距離が宇宙機の寸法と比べ大きいと仮定して計算している。この手法は GEO については有効であるが、低高度のオーロラ条件における帯電については、別の手法が必要である。

図 E-3 は MATCHG を用いて、宇宙に存在する典型的な物質における電子温度の変化に対する帯電反応を示したものである。いずれの値も日陰中の密度が 1cm^{-3} の単一マクスウェル分布の場合である。どの物質においても電位は電子温度にともなって上昇しているが、二次放出特性が異なっているということは、物質によって大きな差があるということである。

イオンと電子の密度は 1cm^{-3} 、イオン温度は 10keV を仮定している。図には各物質について二次放出量の最大値とその際のエネルギーとを記載した。

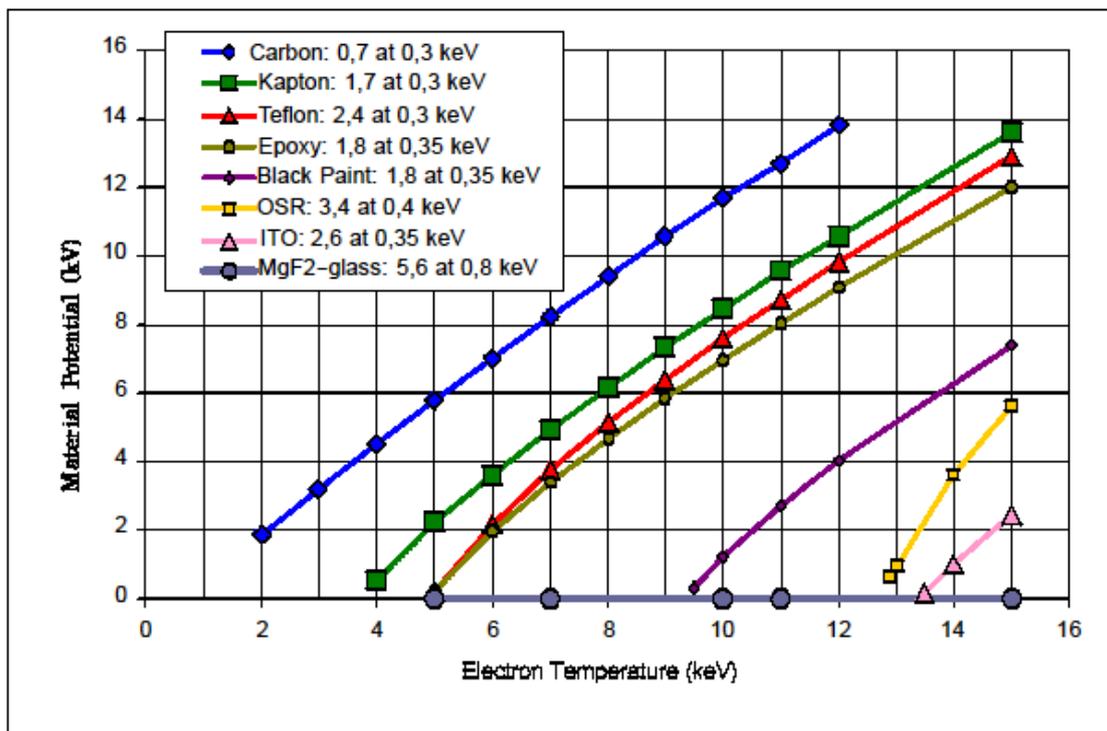


図 E-3 複数の物質における表面電位と電子温度の対比

E.4 POLAR 帯電コード

LEO における帯電を算出する場合の大きな問題は、宇宙機シースに関係する効果をどう計算するかである。低高度における相互作用および帯電の推定に関して最も有名な計算ツールは 3D POLAR コードである (RDE. 5)。このコードは数値的技法を用いて、マイナス電荷である宇宙機周辺の静電シースから内側の宇宙機表面に移動する周辺イオンを追跡する。宇宙機速度も入力の 1 つに組み込んでおり、またラム効果およびウエーク効果もシミュレートする。また 1 つないし 2 つのマクスウェル成分を利用すれば、周辺プラズマを定義することができる。POLAR における電子群は、ベキ乗分布、マクスウェル分布、ガウス分布の各成分の重ね合わせである。表面電流を求めることができれば、POLAR では NASCAP と同様な方法で電位と平衡帯電状態とを計算することができる。

E.5 その他の帯電コード

表面帯電のシミュレーションにはそのほかいくつかのコードが入手可能である。ロシアの 2 つのコード、ECO-M (RDE. 6) と COULOMB (RDE. 7) は NASCAP および POLAR と非

常によく似た機能を持っており、また NASCAP の LEO バージョンとして NASCAP-LEO (RDE. 8) というコードもある。EQUIPOT (RDE. 9) という 1-D 帯電コードは、厚いシースか薄いシースのどちらかによる電荷の収集を仮定して計算を行うものであり、したがって GEO および LEO における帯電に適用可能である。

このコードは宇宙環境情報システム

(Spennis) (<http://www.spennis.oma.be/spennis/>) から入手可能である。

一般に帯電コードは、宇宙機設計が帯電に対し感受性を持つか否かを示す優れた指数であるが、帯電電位を定量的に算出するのは非常に難しい。その主な理由は、平衡電位が二次放出係数などの物質特性に非常に敏感なことである。こうした特性は地上での測定が非常に困難であり、またどんな場合でも軌道上で頻繁に変化してしまう。

E. 6 NASA の最悪状態帯電環境

外部磁気圏に関する NASA の最悪状態帯電環境 (RDE. 10) は宇宙機帯電の推定に広く用いられているが、本標準で定義している最悪状態の環境とは異なっている。NASA が選択した最悪状態の帯電イベントは、イオンおよび電子が第 90 百分順位数である環境におけるものである。

表 E-1 NASA の最悪状態環境

Ne (cm ⁻³)	Te (KeV)	Ni (cm ⁻³)	Ti (KeV)
1,12	12	0,236	29,5

苛酷なイオン環境と電子環境は必ずしも同時に発生するわけではないため、NASA のこの環境は厳しすぎるように感じられる。したがって本標準では、想定される範囲でもっとも苛酷な帯電を発生させるような非常に厳しい環境を最悪状態環境としている。

E. 7 ラム効果とウェーク効果

宇宙機速度がイオンの音速と同等ないしそれ以上である場合、宇宙機は自身が遭遇するプラズマ環境をゆがめてしまい、後方に粒子の空隙を作り上げ、多くの場合前方に粒子の密集を作り上げる。こうした効果は原理的には電離圏において発生する。

イオンの音速は、圧力差がプラズマによって伝達される速度であり、したがって次のように定義することができる。

$$V_s = \left(\frac{kT_e + \gamma kT_i}{M} \right)^{\frac{1}{2}}$$

ここで

V_s は音速、単位 ms^{-1}

k はボルツマン定数

T_e と T_i とは電子とイオンの温度、単位 K

M はイオンの質量、単位 kg

γ は定数、通常は 3

高度 300km の電離圏に関する典型的パラメータ ($T_e = T_i = 1000\text{K}$ 、組成 O^+ が 77%、 H^+ が 20%、 He^+ が 3%) を仮定すると、この速度は 1.5km/s となる。この高度の円軌道を周回する宇宙機の速度 V は 7.7km/s である。したがって宇宙機の運動は超音速である。宇宙機がプラズマを通過する際、宇宙機は前方の粒子を吹き払うが、プラズマには宇宙機後方の空隙をただちに埋めるほどのスピードはない。その結果、宇宙機の後方にウェークが生まれ、局所の低温プラズマは基本的にはそのウェーク内に存在していない。ウェークの長さは宇宙機のマッハ数 V/V_s とその幅とによって決まる。一方ラム方向では、宇宙機前方から出るイオンの後方散乱によって粒子密度が上昇する場合がある。

こうして発生するウェークを利用すれば、宇宙における材料実験のために極度に純粋な真空を作り上げることができる。また高いエネルギーを持つオーロラ電子が作り出す電位は、周辺イオンによって中性化されないため、低高度地球周回軌道で帯電条件を作り出すのに利用することも可能である。ただしそうした条件下でのウェークは非常に複雑なものとなり得る。というのもイオンの軌道は、部分的にウェークに流入し、電位によって屈曲および加速されるからである。またその結果生じるイオンの大きなフラックスにより、スパッタリングによるはき出しを増大させる可能性もある。

E.8 電荷収集効果

電離圏におけるプラズマの高密度はイオンと電子の豊富な供給を意味しており、そうしたイオンおよび電子が宇宙機の高電位表面を中性化する場合が多い。ただしソーラーパネルでは、太陽光線がソーラーセルに及ぼす作用によって高電位が維持される。その場合、入射したイオンおよび電子は、それぞれソーラーアレイの陰極と

陽極に集まり、電離圏プラズマを流れる電流として作用する。ここで、この電流は宇宙機システムの駆動に利用することはできないために、ソーラーパネルの効率は実質的に低下する。

イオンと電子とでは移動度が異なり、電子を集める方がイオンを集めるより容易である。そのためソーラーアレイの陽極は空間電位に近づき、陰極は高いマイナス電位のままとなる。平衡状態における電位が正確にどうであるかは、ソーラーアレイと宇宙機のそれ以外の部分との露出面積によって決まる。こうした条件下での宇宙機電位に関しては、宇宙機のアース方法が非常に重要な意味を持つ。宇宙機のアースをソーラーアレイの陽極に取り付けている場合、アースはわずかにプラスの電位に浮遊する。もし陰極に取り付けていれば、マイナスの電位に浮遊する。その電位は電荷が入射できる表面積によって決まるが、一般にはソーラーアレイにおける全電位の大部分を占める。この状況は極めて危険である。それによってアースと絶縁表面との間でアークが発生する可能性が増し、衝突イオンによるスパッタリングも激化するからである。宇宙ステーション フリーダムのアース方法に関する研究 (RDE. 11) は、構造体のアースを陰極に導く場合、アレイ全体の電位差が 160V であれば構造体のアースは -115V ~ -150V になることを明らかにしている。ただしこの研究によれば、プラズマコンタクタを利用して十分に高電流の電子を放出すれば、この状況を改善することができる。

E.9 スパッタリング

スパッタリングとは、イオンの衝突による表面物質の脱落である。表面のコーティングが薄い場合、スパッタリングは時間経過にともなって表面特性を大きく変化させ、他表面に付着する汚染因子群を作り出す可能性がある。スパッタリング生成物の圧倒的多数は中性原子であり、イオンとして放出されるのは 2~4% に過ぎない。電離圏では、イオンおよび中性粒子が豊富にあるため、宇宙機のラム速度によって多大なスパッタリングが発生する。ただし衝突当たりの放出量は非常にわずかだと考えられる (およそ 10^{-6} [RDE. 12])。スパッタリングは、宇宙機の電位が帯電や不適切なアース方法によって上昇し、低温の電離圏イオンが宇宙機表面に向かって加速する場合に著しく激化すると予想される。最大放出量は原子番号が大きいイオンほど多くなり、高エネルギーでピークに達するのが普通である。Al 上の He^+ では、収量のピークは 1keV のエネルギーにおいて 1 をわずかに下回るレベルである。

電離圏よりも帯電イベントが多い外部磁気圏では、スパッタリングが小さな汚染因子イオン群を生成することが観測されている (RDE. 14)。高速の太陽風が陽子に対し一般に 1.5keV という運動エネルギーを与え、この領域においても高いスパッタリング率を実現しているものと考えられる。どのようにスパッタリングが発生するか

に関する総合的理論を、Sigmund (RDE. 15) と Thompson (RDE. 16) とが示している。スパッタリングした原子が持つエネルギーは、入射するイオン種やエネルギーにかかわらずにおよそ 10eV である (RDE. 13)。

E. 10 電離圏の伝搬効果

電離圏の伝搬効果として最も顕著なものは、プラズマ周波数と呼ばれる臨界周波数以下における電波の反射であり、そのため地上局と宇宙機の通信はそれより高い周波数で行われる。プラズマ周波数は、以下に示すように電子密度の関数であり、一般には 1~9MHz である。

$$f_p = \frac{1}{2\pi} \left(\frac{N_e e^2}{\epsilon_0 m_e} \right)^{1/2} \quad \text{or} \quad f_p = 9N_e^{1/2}$$

ここで

f_p はプラズマ周波数、単位 s^{-1}

N_e は電子密度、単位 m^{-3}

ϵ_0 と m_e は自然定数

宇宙機と地上ビーコン間の距離または距離変化率の測定によって高精度の無線ビーコン測位を行う場合や、レーダー高度測定を行う場合、精密な距離測定のためには電離圏プラズマ密度によって発生する伝搬遅延を考慮する。この伝搬遅延は次式で表わされる。

$$\Delta T = - \frac{4,03 \times 10^3 N}{cf^2}$$

ここで

ΔT は伝搬遅延、単位秒

N は経路に沿った電子コラム密度、単位 m^{-2}

c は光速

f が周波数、単位 s^{-1}

本標準が示しているモデルは電離圏密度の時間変化を反映していないため、レーダー高度測定を目的とする高度補正は、實際上、2つの周波数における無線伝搬遅延

の比較によって行うのが普通である。また電波の伝搬速度が変化した場合も、無線追跡によって宇宙機軌道を計算するためには、屈折を考慮すること。

300MHz 以下の周波数では無線信号の劣化が発生する場合がある。その主な原因は、電離圏の不規則構造に起因するシンチレーションである。その他の伝搬効果としては分散、吸収、ファラデー回転がある。

E. 11 電離圏モデル IRI(International Reference Ionosphere)の入手について

国際標準電離圏モデル I R I (RDE. 17、RDE. 18)に関する情報は以下のWWWから入手可能である。

IRI ホームページ

<http://iri.gsfc.nasa.gov/>

Fortran プログラム (2007年版)

<http://nssdcftp.gsfc.nasa.gov/models/ionospheric/iri/iri2007/>

IRI のファシリティについては宇宙環境情報システム (Spennis) により次のサイト経由で入手することも出来る。

<http://www.spennis.oma.be/spennis/>

E. 12 リファレンス

- RDE. 1 Gussenhoven, D. A. Hardy, F. Rich, W. J. Burke and H. C. Yeh “High- Level Spacecraft Charging in the Low-Altitude Polar Auroral Environment” J. Geophys. Res., pp. 110099-11023, 1985.
- RDE. 2 Yeh H. C. and M. S. Gussenhoven “The statistical Electron Environment for Defence Meteorological Satellite Program Eclipse Charging” , J. Geophys. Res. , pp. 7705-7715, 1987.
- RDE. 3 “Space Environment for USAF Space Vehicles” , MIL-STD-1809 (USAF), 15 Feb 1991.
- RDE. 4 Katz I., J. J. Cassidy, M. J. Mandell, G. W. Schnuelle, P. G. Steen and J. C. Roche, “The Capabilities of the NASA Charging Analyzer Program” , in “Spacecraft Charging Technology - 1978” , Ed. R. C. Finke and C. P. Pike, NASA CP-2071/AFGL TR-79-0082, ADA045459, p. 101, 1979.

- RDE. 5 Lilley J. R. , Cooke D. L. , G. A. Jongeward and I. Katz “POLAR User’ s Manual” ,
AFGL-TR-85-0246.
- RDE. 6 Vasilyev Ju. V, V. V. Danilov, V. M. Dvoryashin, A. M. Kramrenko and V. S. Sokolov,
“Computer Modeling of Spacecraft Charging Using ECOM” , Proc. International
Conference of Problems of Spacecraft/Environment Interactions, June 15--19,
1992 Novosibirsk, Russia, p.187, 1993.
- RDE. 7 Krupnikov K. K, V. N. Mileev, L. S. Novikov and G. V. Babkin, “Mathematical
Modelling of High Altitude Spacecraft Charging” , Proc. International
Conference of Problems of Spacecraft/Environment Interactions, June 15--19,
1992 Novosibirsk, Russia, p.167, 1993.
- RDE. 8 Mandell M. J, I. Katz and D. L. Cooke, “Potentials on large spacecraft in LEO” ,
IEEE Trans. Nucl. Sci. NS--29, p.1584, 1982.
- RDE. 9 Wrenn G. L. and A. J. Sims, “Surface Potentials of Spacecraft Materials” , Proc.
ESA Workshop on Space Environment Analysis, p.4.15, ESA WPP--23, 1990.
- RDE. 10 NASA TM 4527 “Natural Orbital Environmental Guidelines for Use in Aerospace
Vehicle Development” , Eds. B. J. Anderson and R. E. Smith, 1994.
- RDE. 11 Hastings D. E. , M. Cho and J. Wang, “Space Station Freedom Structure Floating
Potential and the Probability of Arcing” , J. Spacecraft and Rockets, vol. 29,
p. 830, 1992.
- RDE. 12 Hanson W. B. , S. Santoni and J. H. Hoffman, “Ion Sputtering from Satellite
Surfaces” , J. Geophys. Res., 86, p.11350, 1981.
- RDE. 13 Olsen R. C. and C. W. Norwood, “Spacecraft-Generated Ions” , J. Geophys. Res. ,
96, 15951--15962, 1991.
- RDE. 14 Olsen R. C. and E. C. Whipple, “An unusual charging event on ISEE1” , J. Geophys.
Res., 93, p. 5568, 1988.
- RDE. 15 Sigmund P. , “Theory of Sputtering” , Phys. Rev. Lett., 184, 383--416, 1969.
- RDE. 16 Thompson M. W. , “The energy spectrum of atoms during the high energy
sputtering of gold” , Philos. Mag, 18, 377--414, 1968.
- RDE. 17 Bilitza D, “International Reference Ionosphere 1990” , NSSDC/WDCA- R&S
90--22, 1990.
- RDE. 18 <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/space/model/ionos/iri.html>

(余白)

付録 F

メテオロイド&スペースデブリ、及び月レゴリスシミュラント

F.1 スペースデブリ環境モデル（フラックスモデル）

F.1.1 基本原則

スペースデブリの環境モデル（フラックスモデル）については、幾つかのモデルが開発されてきている。代表的なものは、ESA の 'Meteoroid And Space Debris Terrestrial Environment Reference Model'（メテオロイドおよびスペースデブリ地球環境基準モデル：MASTER）(RDF. 1) と NASA のエンジニアリングモデル ORDEM である。スペースデブリ環境に関する明確な規格が制定されるまでは、衝突リスクの評価や遮蔽設計などに関してこれらのモデルを利用することが推奨される。

F.1.2 MASTER

MASTER は半決定論的手法を用いており、宇宙飛行の開始から現在までの歴史をモデル化することでデブリ環境を表現している。デブリ群の発生源については、打上げ、爆発、衝突の 3 項目を採用し、それぞれの軌道上の展開を追跡している。1996 年 3 月 31 日を元期とするスペースデブリ数は、軌道上における 132 の高強度または低強度の分裂から導出している。

太陽周期がエアドラッグによるスペースデブリの落下率に及ぼす効果も、RDF. 3 の NASA エンジニアリングモデルと同様に考慮している。

解析用途ではデブリの空間分布を照会することにより、当該空間を通過する任意のターゲット軌道について、衝突フラックスを求めることができる。さらにそのフラックスを、衝突速度、衝突の方向（方位角と高度）、軌道位置、フラックスに遭遇した 3D 位置について解析することができる。

MASTER は EAS より DVD (MASTER-2005) もしくは CD-ROM (MASTER-2001) で提供されている。

MASTER2001 及び MASTER2005

ESA が開発した MASTER モデルでは、メテオロイドとスペースデブリの両方の環境がモデル化されている。

MASTER(RDF. 1)は、静止軌道高度までの円および楕円の地球軌道における $1 \mu\text{m}$ 以上の大きさのスペースデブリの評価に適用可能である。また、メテオロイドの環境モデルも RD10.4 を RD10.5 で補足したバックグラウンド環境、及び RD10.6 及び RD10.7 に基づくメテオロイドストリームも考慮できるようになっている。

スペースデブリについては、準決定論的な手法に基づいて、全ての既知のデブリ発生源による物体の発生と軌道進展をモデル化している。軌道上の170の破片化event、16のRORSAT原子炉からのナトリウムカリウム(NaK)冷却液の放出、1033の固体ロケットモータ(SRM)の点火・アルミナダスト・スラグの排出、宇宙機やロケットの表面劣化生成物の発生(Paint flakes) カタログ化された大きな物体への小衝突によるejectaの放出、銅針の放出(West Ford Needles)等の事象をモデルに取り込んでいる。

MATER-2005(RDF. 9)は、MASTER-2001(RDF. 8)を改訂したもので、主な改訂箇所は、NASA break-up modelの修正、SRMスラグ・ダスト、ejecta、塗料片に対するパラメータセッティングの修正NaK液滴の放出機構の物理的な記述に基づく修正、ejectaモデルの全面的な見直し、太陽活動による地球近傍の原子状酸素の密度環境変化に依存する表面劣化生成物のモデル化、eventリストの更新等である。

現在の MASTER2001 及び 2005 の適用範囲は以下の通りである。

衝突物直径	> $1 \mu\text{m}$
高度	186 ~ 38786 km

F.1.3 ORDEM

NASA のエンジニアリングモデル ORDEM は MASTER と同様なデブリ発生源に加え、断片化していない発生源、たとえば塗料の薄片、固体燃料ロケットエンジンの燃焼によって発生するアルミニウム酸化物粒子、ナトリウムまたはカリウムの液滴などの分布を分析的に表現する。こうした断片化していない発生源が生み出すのは、もっぱら小規模のデブリ群である。また ORDEM には、最近のレーダー測定データや回収

した表面から得た衝突データも利用されている。デブリ環境の分布を6つの傾斜帯で近似的に表している。それぞれの傾斜帯は、円軌道に関する固有の長半径分布と、著しく楕円な軌道に関する固有の近地点分布とを持っている。さらに各傾斜帯は、分析によって定義される固有のサイズ分布を持っており、この分布はデブリの発生源に依存している。

さらに ORDEM は衝突確立方程式を利用して、デブリ群の軌道上における要素分布と宇宙機で測定したフラックスとを、あるいは地上センサーの視線内で測定したフラックスとを関係づけている。また衝突フラックスの方向性に関する情報も提供することができる。このモデルはコンピュータベースのモデルである。

ORDEM2000

NASA が開発した ORDEM2000 (RDF, 10) では、以下の3種類の一次データソースをもとに、スペースのデブリ軌道の母集団に関する経験則的推定を行っている。

- ① US Space Command Space Surveillance Network (SSN) による地上からの観測 (米国の宇宙監視網で、人工物体を定常的に観測レーダーと光学望遠鏡により低軌道で 10 cm 以上、静止軌道で 1 m 以上の大きさの物体を観測可能)
- ② Haystack Radar による地上からの観測 (主として低軌道 1 cm 以上のデブリの観測に用いられる。)
- ③ 69 ヶ月の曝露後地上に回収した Long Duration Exposure Facility (LDEF) 宇宙機の表面の衝突痕の検査

の3のデータソースである。これらを用いて、デブリのサイズ、傾斜角、高度、離心率のデータを推定し、それをもとに LEO (高度 200 km から 2000 km まで) のデブリ軌道の分布をモデル化した。

これに加え、Haystack Auxiliary (HAX) レーダーや Goldstone レーダー による地上からの観測、地上に回収したハッブル宇宙望遠鏡のソーラーアレイやスペースシャトル (STS) の窓とラジエータへの衝突データなどのデータも活用して、上記の一次データセットでは対象外となる時間、サイズ、空間の領域について母集団のデータを補正している。

また、(今後の予測など) データのない領域に対する内挿や外挿には、EVOLVE モデル等のデータソースや NASA が開発した破砕伝播モデルを活用している。

宇宙機への衝突フラックスについては、宇宙機の軌道周辺のフラックスを積分して求める。

現在の ORDEM2000 の適用範囲は以下の通りである。

スペースデブリ直径 > 10 μ m
 高度 200 ~ 2000 km

F.1.4 速度分布

衝突速度の範囲は 0 からおよそ 16km/s までの範囲であり、平均速度は低傾斜軌道では 10km/s、高傾斜軌道では 12km/s である。

F.1.5 質量密度

RDF.3 によれば、直径 0.62cm 超の粒子の平均密度は次のように仮定することができる。

$$\rho = 2,8d^{-0,74} \text{ g/cm}^3$$

それより小さいスペースデブリ粒子の平均密度は 2.8~4.7g/cm³ と考えることができる。設計時には、平均値として 4.0 g/cm³ (アルミナ相当の密度) を、最悪値として、8.0g/cm³ (ステンレス[SUS304]相当の密度) を用いることが推奨される。

F.1.6 適用可能範囲

以下の表に各モデルの比較を示す。

表 F-1 主要メテオロイド&スペースデブリ環境モデル比較

Item		ORDEM2000	MASTER2001	MASTER2005
Size range (μm)		> 10	> 1	
Altitude range (km)		200 - 2 000	186 - 38 786	186 - 36 786
Time range (year)		1991 - 2030	1958 - 2050	1957 - 2055
Objects source terms	TLE background	All sources together	Yes	
	Fragments		Yes	
	SRM dust/slag		Yes	
	NaK droplets		Yes	
	Paint flakes		Yes	
	West ford needles		Yes	
	Meteoroids	None	Yes	
Modeling approach		Measurement data	Semi deterministic analysis	

MASTER (RDF. 1) は、静止軌道高度までの円および楕円の地球軌道における 1 マイクロメートル以上の大きさのスペースデブリの評価に適用可能である。また、メテオロイドの環境モデルも RD10.4 を RD10.5 で補足したバックグラウンド環境、及び RD10.6 及び RD10.7 に基づくメテオロイドストリームも考慮できるようになっている。

ORDEM は、高度 2000km までの円および楕円の地球軌道における 10 ミクロンメートル以上のスペースデブリの評価に適用可能である。但し、メテオロイド環境は含まれていないため、メテオロイド環境による影響評価が必要な場合は、10.4 項に従って考慮すること。

F.1.7 その他のデブリモデル

その他いくつかのスペースデブリモデルが利用中または開発中である。こうしたモデルは、ユーザーがモデルの特徴と妥当性範囲を十分理解している場合、衝突分析やリスク推定などに用いることができる。

F.2 モデルの不確定性

F.2.1 基本原則

メテオロイドとスペースデブリの環境フラックスに関する上記のモデルについては、複数の近似や不確定性の存在が明らかになっている。

F.2.2 メテオロイド

RDF.3によれば、メテオロイドモデルにおける不確定性は、主に粒子の密度および質量に関する不確定性に起因している。 10^{-6}g を超えるメテオロイドのフラックスは十分明らかになっているものの、関連する質量の値がまったく不確定なのである。たとえばメテオロイドの質量密度は約 $0.15\text{g}/\text{cm}^3$ から $8\text{g}/\text{cm}^3$ まで非常に大きな幅がある。そのため一定の質量について考えた場合、フラックスが $0.1\sim 10$ という係数で変化するほどの不確定性がある。 10^{-6}g より小さいメテオロイドについては、一定質量におけるフラックスの不確定性係数は $0.33\sim 3$ と推定することができる。

F.2.3 スペースデブリ

スペースデブリフラックスモデルは、保守的な推定ではなく最良の推定として開発されている。

デブリモデルに含まれる不確定性には以下がある。

- デブリの大きさ
 - デブリ密度
 - デブリ形状
 - 年間増加率（打上げ数、人為的な破壊実験や偶発的な爆発による生成、2次デブリなど）
 - 高度依存性。とりわけ800km超の高度について
 - 速度分布。とりわけ低衝突速度について
 - 太陽活動、地磁気活動に対する依存性

モデルの不確定性についてさらに詳しくはRDF.3およびRDF.2を参照。

F.3 損傷の推定

この項目では損傷推定の基準と手順とを簡略に説明する。詳細は、スペースデブリ防御設計標準（JERG-2-144）及びスペースデブリ防御設計ハンドブック（JERG-2-144-HB001）を参照のこと。

それぞれのプロジェクトにおいては、固有の条件および要求事項（たとえば軌道、ミッション期間、遮蔽、損傷基準、必要な信頼性）に応じて損傷推定を個別適合理化しなければならない。

損傷推定は関連する故障基準によって大きく異なる。考えられる故障には例えば次のものがある。

- 機器の破損（センサーや表面の劣化、シールのトラブル、ソーラーアレイの短絡）
- 衝突によって発生するプラズマ（干渉、放電トリガー）
- インパルスの伝達（姿勢に関するトラブル）
- 内壁からの二次デブリの発生による内部機器の損傷
- 与圧部品の破壊や内部液体・気体のリーク
- 構造体の損傷

定量的な損傷とリスクの推定には、所与の遮蔽コンフィギュレーションに関するいわゆる損傷方程式または設計方程式が必要である。これらの方程式では、所与の衝突粒子パラメータおよび故障モードについて、遮蔽の閾値または穴のサイズを求めることができる。

広く知られている損傷方程式の中の一例では、単一金属のプレートに対する浸透についての厚さの閾値を次式（薄板公式）によって求めている。

$$t = k_m m^{0,352} \rho^{0,167} v^{0,875}$$

ここで

t は浸透に関する厚さの閾値

k_m は物質定数。アルミニウムの場合 0.55

m は発射体の質量、単位 g

ρ は発射体の密度、単位 g/cm³

v は発射体の垂直衝突速度成分、単位 km/s

所与の質量、密度、速度を持つ衝突粒子に関する厚さの閾値が、考慮対象である表面の遮蔽厚を上回れば、穴が開くことになる。

実際のコンフィギュレーションに対して現実的な損傷方程式を見つけることは、場合によっては困難であり、スペースデブリ防御設計標準 (JERG-2-144) 及びスペースデブリ防御設計ハンドブック (JERG-2-144-HB001) に基づいて、試験・解析等の評価が必要である。

また故障モードを損傷方程式に変換することも困難である。様々な種類の遮蔽と様々な速度領域とについて、これまで数多くの損傷方程式が開発されている。しかし、ほとんどの物質、化合物、遮蔽方式について、固有の損傷方程式は成立していない。

衝突による損傷とリスクの推定では、二次放出物の発生を抑制することを考慮しなければならない。超高速の衝突では必ず二次粒子が放出され、それが(宇宙機の形状によっては)他の表面に衝突する場合がある。またその際に放出される粒子の総質量は、もともとの衝突体の質量を数桁分上回る場合がある。二次粒子は衝突方向周辺の円錐範囲内に放出されるのが普通である。その速度は一般に 2km/s 未満といわれている。

現在のところ、二次放出物の定量化モデルは標準モデルとして利用できるほどの成熟レベルには達していない。

F. 4 メテオロイド&スペースデブリ環境モデルの適用ガイドライン

(1) メテオロイド&スペースデブリ環境モデル

宇宙機設計に適用するメテオロイド&スペースデブリ環境モデルとしては、以下を推奨する。

- MASTER-2005
- MASTER-2001
- ORDEM 2000

なお、ORDEM については、メテオロイドの環境が含まれていないため、メテオロイドの環境については、必要に応じ本書の 10.4 項等を基に補正し、その補正方法を(3)項に従って明記すること。また、MASTER-2005 では、100 μ m以下の大きさのメテオロイド&デブリについては 2005 年 5 月 1 日までしかフラックス値を計算できないため、これ以降の値の補正についても同様に(3)項に従うこと。

本標準は、他のメテオロイド&スペースデブリ環境モデルの適用を排除するものではない。但し、他のモデルを適用する場合は、(3)項に従い、その適用根拠について示すこと。

(2) 環境モデルの適用プロセス

メテオロイド&デブリ環境モデルを宇宙機設計に適用するに際しては、(1)項の3種のモデルの中でメテオロイド&デブリの衝突フラックスが最も高くなるものを選定することが推奨される。

3種のモデルのスペースデブリ環境についての比較については以下の付属文書を参照することを推奨する。

付属文書：F-1 S. Fukushige, Y. Akahoshi, Y. Kitazawa, T. Goka; Comparison of Debris Environment Models; ORDEM2000, MASTER2001 and MASTER2005, IHI Engineering Review, Vol.40, No. 1, 31-41, February, (2007).

また、低軌道について、デブリの大きさ、軌道高度、軌道傾斜角をパラメータとし、デブリの衝突フラックスが最も高くなるモデルを識別した図を図F-1に、対応するデブリの衝突フラックス値を表F-2に示す。(計算のエポックは2005年5月1日とする。)

(3) トレーサビリティの確保

宇宙機設計において、メテオロイド&スペースデブリの衝突リスクの評価が要求される場合、以下の事項について、各設計フェーズにおいて記載を残すこと。また、設計審査会 (DR) で、その妥当性について受審し、審査委員の確認を得る必要がある。

- 衝突リスク評価に用いた環境モデル、並びにその選定理由
- 全てのインプットパラメータ及びアウトプットパラメータ
- インプットパラメータの設定根拠、また、インプットパラメータに不確定要因がある場合、その明示。
- (1)項の環境モデルの公表後 (2006 年以降) に新たに発生した状況 (例えば、宇宙機攻撃実験やロケット上段の爆発) を考慮して(1)項の環境モデルの算定結果を補正する場合は、その補正方法、補正結果の明記

なお、ORDEM2000 を使用する場合のメテオロイド環境の評価、また、MASTER-2005 を用いて、2005 年 5 月 2 日以降の $100 \mu\text{m}$ 以下の大きさのメテオロイド&デブリの評価を行う場合の補正も本項で明記。(注：MASTER-2005 では、 $100 \mu\text{m}$ 以下の大きさのメテオロイド&デブリについては 2005 年 5 月 1 日までしかフラックス値を算定できない。)

(4) モデルの入手・解析の実施

(1) 項の 3 種のモデルについて、MASTER は ESA から、ORDEM は NASA から入手可能である。但し、JAXA を経由しての入手も可能である。

また、解析の実施についても、JAXA に委託可能である。

F.5 月レゴリスシミュラント

月レゴリスや月のダスト粒子の特性を模倣するため、国内外で様々なシミュラントが作成されている。国産のシミュラントとしてはFJS-1があり、これはJAXAから入手可能である。

このシミュラントは月レゴリスや月のダスト粒子の化学組成ならびに粒度分布等を再現することができる。ただし粒子間に作用するファンデルワールス力がないため、月塵の付着力などの特性は再生できない。

F.6 図、表

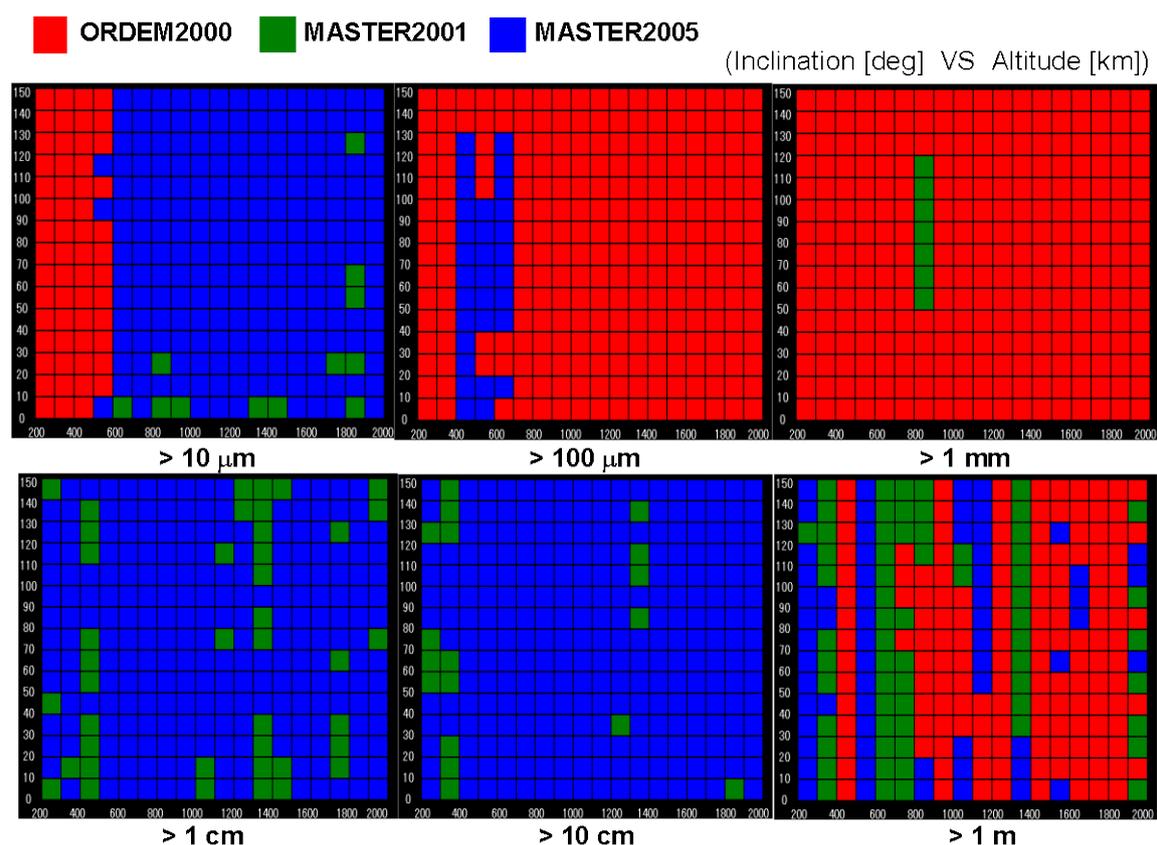


図 F-1 デブリの大きさ、軌道高度、軌道傾斜角に対し、最もデブリの衝突フラックス高くなるモデル ((計算のエポックは 2005 年 5 月 1 日) (Uchino et al., 2008 (RDF10.7) による。))

表：F-2 図 F-1 に対応した衝突フラックス値 (Uchino et al., 2008 (RDF10.7) による。)

■ ORDEM2000 ■ MASTER2001 ■ MASTER2005 (Inclination [deg] VS Altitude [km])
 Flux[1/m²/year]

> 10 μm		150	1.0E+03	1.4E+03	2.0E+03	2.5E+03	5.2E+03	7.7E+03	9.3E+03	1.1E+04	1.2E+04	1.3E+04	1.1E+04	1.2E+04	1.1E+04	9.3E+03	8.0E+03	7.8E+03	7.3E+03	
140	7.7E+02	1.1E+03	1.5E+03	1.9E+03	4.1E+03	6.4E+03	7.3E+03	9.1E+03	9.8E+03	9.8E+03	9.1E+03	9.4E+03	8.9E+03	8.5E+03	7.3E+03	7.0E+03	6.1E+03	5.6E+03	5.2E+03	
130	6.4E+02	9.0E+02	1.3E+03	1.6E+03	3.5E+03	5.5E+03	6.4E+03	7.7E+03	8.2E+03	8.4E+03	8.2E+03	7.6E+03	7.2E+03	6.2E+03	5.9E+03	5.0E+03	4.6E+03	4.2E+03	3.8E+03	
120	5.5E+02	7.6E+02	1.1E+03	1.4E+03	3.2E+03	4.8E+03	5.8E+03	7.0E+03	7.4E+03	7.4E+03	7.6E+03	7.4E+03	6.8E+03	6.4E+03	5.5E+03	5.2E+03	4.2E+03	4.1E+03	3.8E+03	
110	5.1E+02	7.2E+02	1.0E+03	1.3E+03	2.9E+03	4.4E+03	5.2E+03	6.3E+03	6.6E+03	6.7E+03	6.9E+03	6.7E+03	6.1E+03	5.7E+03	4.7E+03	4.6E+03	3.8E+03	3.6E+03	3.3E+03	
100	4.4E+02	6.1E+02	8.8E+02	1.1E+03	2.6E+03	3.9E+03	4.8E+03	5.5E+03	5.6E+03	5.9E+03	6.2E+03	5.9E+03	5.3E+03	5.1E+03	4.2E+03	4.3E+03	3.5E+03	3.3E+03	3.0E+03	
90	4.2E+02	5.9E+02	8.4E+02	1.1E+03	2.4E+03	3.7E+03	4.2E+03	5.2E+03	5.4E+03	5.5E+03	5.6E+03	5.4E+03	4.8E+03	4.7E+03	3.9E+03	3.7E+03	3.1E+03	3.0E+03	2.8E+03	
80	3.8E+02	5.3E+02	7.6E+02	9.7E+02	2.2E+03	3.4E+03	3.9E+03	4.8E+03	5.0E+03	5.0E+03	5.1E+03	5.0E+03	4.5E+03	4.4E+03	3.7E+03	3.5E+03	2.9E+03	2.8E+03	2.6E+03	
70	3.7E+02	5.1E+02	7.3E+02	9.4E+02	2.1E+03	3.2E+03	3.6E+03	4.4E+03	4.7E+03	4.8E+03	4.9E+03	4.7E+03	4.3E+03	4.1E+03	3.4E+03	3.2E+03	2.7E+03	2.6E+03	2.4E+03	
60	3.6E+02	5.0E+02	7.1E+02	9.1E+02	2.0E+03	3.0E+03	3.4E+03	4.3E+03	4.5E+03	4.5E+03	4.2E+03	4.5E+03	4.1E+03	3.8E+03	3.3E+03	3.2E+03	2.6E+03	2.5E+03	2.3E+03	
50	3.5E+02	4.9E+02	7.0E+02	9.0E+02	1.9E+03	2.9E+03	3.2E+03	4.0E+03	4.2E+03	4.3E+03	4.0E+03	4.3E+03	3.9E+03	3.2E+03	3.1E+03	2.5E+03	2.4E+03	2.2E+03	2.1E+03	
40	4.0E+02	5.5E+02	7.8E+02	1.0E+03	2.0E+03	2.7E+03	3.2E+03	3.8E+03	4.2E+03	4.4E+03	4.0E+03	4.2E+03	3.9E+03	3.6E+03	3.1E+03	3.1E+03	2.7E+03	2.4E+03	2.3E+03	
30	3.9E+02	5.5E+02	7.7E+02	1.0E+03	2.0E+03	2.8E+03	3.1E+03	4.0E+03	3.8E+03	4.0E+03	4.0E+03	4.7E+03	4.2E+03	3.9E+03	3.3E+03	2.8E+03	2.7E+03	2.6E+03	2.5E+03	
20	3.5E+02	4.8E+02	6.9E+02	8.9E+02	1.9E+03	2.6E+03	2.9E+03	3.7E+03	4.1E+03	4.0E+03	4.6E+03	4.7E+03	3.6E+03	3.4E+03	3.5E+03	2.6E+03	2.3E+03	2.3E+03	2.2E+03	
10	3.4E+02	4.8E+02	6.7E+02	1.2E+03	1.8E+03	2.5E+03	3.4E+03	3.0E+03	4.1E+03	5.8E+03	4.2E+03	3.9E+03	3.3E+03	3.7E+03	3.5E+03	3.1E+03	2.5E+03	2.2E+03	2.2E+03	
0																				
200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1100	1200	1300	1400	1500	1600	1700	1800	1900	2000		
> 100 μm		150	3.2E+01	5.3E+01	7.7E+01	1.1E+02	1.4E+02	1.6E+02	1.8E+02	1.8E+02	2.2E+02	2.7E+02	3.3E+02	4.1E+02	4.0E+02	2.4E+02	1.8E+02	1.5E+02	1.5E+02	1.2E+02
140	2.5E+01	4.0E+01	6.7E+01	8.3E+01	1.1E+02	1.3E+02	1.5E+02	1.5E+02	1.9E+02	2.5E+02	3.1E+02	4.0E+02	3.9E+02	2.1E+02	1.5E+02	1.2E+02	1.2E+02	1.2E+02	9.1E+01	
130	2.1E+01	3.4E+01	5.7E+01	7.0E+01	9.6E+01	1.2E+02	1.3E+02	1.3E+02	1.7E+02	2.4E+02	3.0E+02	4.0E+02	3.9E+02	2.0E+02	1.3E+02	1.0E+02	8.9E+01	8.1E+01	7.6E+01	
120	1.8E+01	2.8E+01	4.9E+01	6.0E+01	1.1E+02	1.1E+02	1.2E+02	1.2E+02	1.6E+02	2.4E+02	3.2E+02	4.3E+02	4.2E+02	1.9E+02	1.1E+02	8.4E+01	8.1E+01	6.7E+01	6.1E+01	
110	1.5E+01	2.6E+01	4.4E+01	5.2E+01	1.1E+02	1.1E+02	1.3E+02	1.2E+02	1.6E+02	3.0E+02	4.1E+02	5.6E+02	5.4E+02	2.3E+02	1.0E+02	7.7E+01	7.5E+01	5.9E+01	5.8E+01	
100	1.4E+01	2.2E+01	4.6E+01	5.8E+01	8.7E+01	9.1E+01	1.1E+02	1.0E+02	1.4E+02	3.2E+02	4.4E+02	4.3E+02	1.8E+02	1.0E+02	6.6E+01	6.4E+01	4.8E+01	4.8E+01	4.8E+01	
90	1.5E+01	2.2E+01	1.1E+02	5.0E+01	7.4E+01	8.5E+01	8.9E+01	9.5E+01	1.3E+02	2.0E+02	2.7E+02	3.6E+02	3.5E+02	1.6E+02	8.2E+01	6.5E+01	6.3E+01	4.8E+01	4.8E+01	
80	1.3E+01	2.0E+01	6.7E+01	4.3E+01	7.4E+01	7.5E+01	8.9E+01	8.4E+01	1.1E+02	1.8E+02	2.4E+02	3.3E+02	3.2E+02	1.4E+02	7.4E+01	5.8E+01	5.6E+01	4.6E+01	4.6E+01	
70	1.2E+01	1.9E+01	6.3E+01	4.4E+01	6.6E+01	7.2E+01	8.5E+01	8.1E+01	1.1E+02	1.7E+02	2.2E+02	3.0E+02	2.9E+02	1.4E+02	7.3E+01	5.8E+01	5.6E+01	4.5E+01	4.5E+01	
60	1.2E+01	1.8E+01	5.7E+01	4.7E+01	6.5E+01	6.9E+01	8.0E+01	7.7E+01	1.0E+02	1.6E+02	2.1E+02	2.8E+02	2.8E+02	1.3E+02	7.0E+01	5.6E+01	5.4E+01	4.2E+01	4.2E+01	
50	1.2E+01	1.8E+01	5.3E+01	4.5E+01	5.9E+01	6.8E+01	7.9E+01	7.5E+01	1.0E+02	1.6E+02	2.1E+02	2.8E+02	2.7E+02	1.3E+02	6.8E+01	5.4E+01	5.2E+01	4.0E+01	4.0E+01	
40	1.3E+01	2.0E+01	4.0E+01	4.1E+01	4.9E+01	5.8E+01	7.3E+01	8.4E+01	8.1E+01	1.1E+02	1.6E+02	2.1E+02	2.1E+02	2.8E+02	2.7E+02	1.4E+02	1.1E+02	9.5E+01	9.5E+01	
30	1.2E+01	2.0E+01	3.1E+01	3.1E+01	4.3E+01	5.1E+01	6.1E+01	6.1E+01	1.1E+02	1.8E+02	2.1E+02	2.8E+02	2.7E+02	1.4E+02	1.1E+02	8.7E+01	8.5E+01	6.5E+01	6.5E+01	
20	1.1E+01	1.7E+01	3.4E+01	4.9E+01	5.5E+01	6.7E+01	7.6E+01	7.5E+01	9.8E+01	1.5E+02	1.9E+02	2.5E+02	2.5E+02	1.2E+02	7.0E+01	5.6E+01	5.4E+01	4.0E+01	4.0E+01	
10	1.1E+01	1.8E+01	4.0E+01	4.5E+01	5.3E+01	6.6E+01	7.6E+01	7.6E+01	9.6E+01	1.5E+02	1.9E+02	2.6E+02	2.5E+02	1.2E+02	6.8E+01	5.4E+01	5.4E+01	4.0E+01	4.0E+01	
0																				
200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1100	1200	1300	1400	1500	1600	1700	1800	1900	2000		
> 1mm		150	5.1E-02	1.1E-01	2.0E-01	2.4E-01	2.8E-01	2.7E-01	1.5E-01	4.0E-01	3.2E-01	1.9E-01	2.0E-01	2.3E-01	2.2E-01	1.6E-01	2.2E-01	2.1E-01	2.0E-01	1.4E-01
140	3.8E-02	8.0E-02	1.5E-01	1.8E-01	2.2E-01	2.2E-01	1.2E-01	3.2E-01	2.6E-01	1.6E-01	1.7E-01	2.1E-01	2.0E-01	1.6E-01	1.5E-01	1.1E-01	1.6E-01	1.5E-01	1.1E-01	1.1E-01
130	3.1E-02	6.6E-02	1.2E-01	1.5E-01	1.8E-01	1.8E-01	1.1E-01	2.8E-01	2.3E-01	1.5E-01	1.6E-01	1.8E-01	1.8E-01	1.4E-01	1.4E-01	1.0E-01	1.4E-01	1.4E-01	1.0E-01	1.0E-01
120	2.7E-02	5.6E-02	1.0E-01	1.3E-01	1.6E-01	1.7E-01	1.0E-01	2.4E-01	2.0E-01	1.4E-01	1.5E-01	1.9E-01	1.9E-01	1.3E-01	1.3E-01	1.2E-01	1.2E-01	1.2E-01	8.7E-02	8.7E-02
110	2.5E-02	5.2E-02	9.8E-02	1.2E-01	1.5E-01	1.6E-01	1.1E-01	2.3E-01	1.9E-01	1.4E-01	1.6E-01	2.0E-01	2.0E-01	1.4E-01	1.4E-01	1.1E-01	1.1E-01	1.0E-01	7.4E-02	7.4E-02
100	2.2E-02	4.5E-02	8.4E-02	1.1E-01	1.3E-01	1.4E-01	8.6E-02	2.0E-01	1.7E-01	1.2E-01	1.4E-01	1.7E-01	1.7E-01	1.2E-01	1.2E-01	1.1E-01	9.7E-02	9.3E-02	6.4E-02	6.4E-02
90	2.1E-02	4.3E-02	8.0E-02	1.0E-01	1.3E-01	1.3E-01	9.5E-02	1.9E-01	1.6E-01	1.1E-01	1.4E-01	1.4E-01	1.6E-01	1.6E-01	1.1E-01	1.0E-01	9.0E-02	8.6E-02	5.9E-02	5.9E-02
80	1.9E-02	3.9E-02	7.4E-02	9.1E-02	1.1E-01	1.1E-01	7.9E-02	1.7E-01	1.4E-01	1.0E-01	1.3E-01	1.3E-01	1.5E-01	1.5E-01	1.1E-01	1.0E-01	8.7E-02	8.2E-02	5.4E-02	5.4E-02
70	1.8E-02	3.7E-02	6.9E-02	8.6E-02	1.1E-01	1.1E-01	6.9E-02	1.6E-01	1.3E-01	9.4E-02	1.1E-01	1.3E-01	1.3E-01	1.3E-01	1.1E-01	1.0E-01	8.5E-02	8.0E-02	5.4E-02	5.4E-02
60	1.7E-02	3.5E-02	6.7E-02	8.6E-02	1.0E-01	1.1E-01	6.0E-02	1.5E-01	1.3E-01	8.9E-02	1.0E-01	1.3E-01	1.2E-01	1.2E-01	8.5E-02	8.5E-02	7.8E-02	7.4E-02	5.2E-02	5.2E-02
50	1.6E-02	3.4E-02	6.7E-02	8.5E-02	1.0E-01	1.1E-01	5.9E-02	1.5E-01	1.3E-01	8.7E-02	1.0E-01	1.2E-01	1.2E-01	1.2E-01	8.2E-02	8.3E-02	7.5E-02	7.1E-02	5.0E-02	5.0E-02
40	2.0E-02	3.9E-02	7.3E-02	9.4E-02	1.1E-01	1.2E-01	6.5E-02	1.7E-01	1.4E-01	9.3E-02	1.1E-01	1.2E-01	1.2E-01	8.7E-02	9.1E-02	8.0E-02	7.6E-02	4.9E-02	4.9E-02	
30	1.7E-02	3.7E-02	7.0E-02	8.9E-02	1.1E-01	1.2E-01	6.7E-02	1.8E-01	1.5E-01	9.7E-02	1.1E-01	1.3E-01	1.3E-01	9.3E-02	8.7E-02	8.3E-02	7.9E-02	5.4E-02	5.4E-02	
20	1.7E-02	3.5E-02	6.6E-02	8.7E-02	1.0E-01	1.1E-01	5.9E-02	1.6E-01	1.3E-01	8.6E-02	9.8E-02	1.2E-01	1.2E-01	8.3E-02	8.7E-02	7.6E-02	7.2E-02	4.8E-02	4.8E-02	
10	1.6E-02	3.4E-02	6.6E-02	8.5E-02	1.1E-01	1.1E-01	5.8E-02	1.6E-01	1.3E-01	8.4E-02	9.8E-02	1.2E-01	1.2E-01	8.1E-02	8.6E-02	7.6E-02	7.3E-02	5.1E-02	5.1E-02	
0																				
200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1100	1200	1300	1400	1500	1600	1700	1800	1900	2000		
> 1cm		150	1.2E-05	1.7E-05	3.0E-05	5.8E-05	6.6E-05	1.2E-04	2.4E-04	8.4E-05	5.0E-05	2.8E-05	3.0E-05	6.2E-						

F.6 リファレンス

- RDF.1 Klinkrad H., J. Bendisch, H. Sdunnus, P. Wegener, R. Westerkamp, “An Introduction to the 1997 ESA MASTER Model” , Proc. of the Second European Conf. on Space Debris, pp. 217-224, ESA SP-393, May 1997.
- RDF.2 Liou, J.-C., M. J. Matney, P. D. Anz-Meador, D. Kessler, M. Jansen, and J. R. Theall, 2002, “The New NASA Orbital Debris
- RDF.3 Anderson B. J., “Natural Orbital Environment Guidelines for Use in Aerospace Vehicle Development” , by:, editor and R.E. Smith, compiler; NASA TM 4527, chapter 7, June 1994.
- RDF.4 Walker R., S. Hauptmann, R. Crowther, H. Stokes and A. Cant, “Introducing IDES: Characterising the Orbital Debris Environment in the Past, Present and Future” , Paper AAS 96--113, Advances in the Astronautical Sciences, Vol. 93 Part I, 201--220, 1996.
- RDF.5 Klinkrad H., U. Fuller, J.C. Zarnecki, “Retrieval of Space Debris Information from ESA’ s DISCOS Catalogue” , Proc. ESA Workshop on Space Environment Analysis, Noordwijk, 9-12 October 1990.
- RDF.6 Drolshagen G. and J. Borde, “ESABASE/DEBRIS, Meteoroid/Debris Impact Analysis, Technical Description” , ref. ESABASE--GD--01/1, 1992.
- RDF.7 Uchino M., et al. 2008
- RDF.8 H. Sdunnus, J. Bendisch, H. Klinkrad; The ESA MASTER 2001 Space Debris and Meteoroid *Reference Model*; 3rd European Conference on Space Debris, Darmstadt, Germany, March 2001
- RDF.9 Michael Oawald, Peter Wegener, Sebastian, Stabroth, Carsten Wiedemann, Jens Rosebrock, Clare Martin, Heiner Klinkrad, and Peter Vörsmann, “THE MASTER 2005 MODEL” , Proceedings of the Fourth European Conference on Space Debris, 2005, ESA SP-587.
- RDF.10 Liou, J.-C., M. J. Matney, P. D. Anz-Meador, D. Kessler, M. Jansen, and J. R. Theall, 2002, “The New NASA Orbital Debris Engineering Model ORDEM2000” , NASA/TP-2002-210780.

付属文書 F- 1

S. Fukushige, Y. Akahoshi, Y. Kitazawa, T. Goka; Comparison of Debris Environment Models; ORDEM2000, MASTER2001 and MASTER2005, IHI Engineering Review, Vol.40, No. 1, 31-41, February, (2007).

Comparison of Debris Environment Models; ORDEM2000, MASTER2001 and MASTER2005

- FUKUSHIGE Shinya** : Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Kyushu Institute of Technology
- AKAHOSHI Yasuhiro** : Doctor of Engineering, Professor, Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Kyushu Institute of Technology
- KITAZAWA Yukihito** : Doctor of Science, Manager, Science Research & Business Development, Staff Group, Space Development Department, Aero-Engine & Space Operations
- GOKA Tateo** : Ph. D. of Systems Management, Director of Space Environment Measurement Group, Institute of Aerospace Technology, Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)

An accurate estimation of the impact flux of debris, the relative impact velocity and impact angle is necessary for the design of reliable spacecrafts. Space agencies of some countries have space debris environment models that can estimate debris flux as a function of the size, relative impact velocity, and impact angle in a spacecraft orbit. However, it is known that calculation results of models are not always consistent with each other. In the present, since the result of the influence estimation for debris impact depends on the selection of debris environment model, collective reliability cannot be ensured when a spacecraft is designed. Therefore, an internationally common implementation process for debris environment models is required and the proposal for the international standard is being prepared in Japan. In this paper, as the first step of the international standardization of the implementation process of debris environment models, we compared estimation results of debris impact flux in low Earth orbit calculated by the available three debris environment models, namely NASA's ORDEM2000, ESA's MASTER2001 and MASTER2005. The results display that a large difference in flux estimation appears in size of debris $> 100 \mu\text{m}$ and $> 1 \text{mm}$.

1. Introduction

There are natural meteoroids and space debris which have been generated by space activities in Earth orbit. Meteoroids are created from comets and asteroids. Meteoroids orbit the Sun and rapidly pass by and leave near the Earth, resulting in a fairly continual flux (the number of impact objects per unit area per year) of meteoroids coming into collision with spacecraft. The hazard of meteoroids to spacecraft is low because these are predominantly small particles. Space debris consists of artificial objects that cannot play a useful role now nor in future years. Such space debris consists of non-operational satellites, rocket upper stages, fragments generated by their breakup due to accidental or intentional collision and explosion, aluminum particles from rocket exhaust, etc. Space debris orbits the Earth and remains in orbit until atmospheric drag and other perturbing forces eventually cause their orbits to decay into the atmosphere. Since atmospheric drag decreases as altitude increases, large debris in orbits above approximately 600 km can remain in orbit for tens, thousands, or even millions of years.⁽¹⁾ In recent years, the problem of space debris has become obvious with the advance of space development.

The current number of artificial objects in Earth orbit is approximately 10 000 trackable objects⁽²⁾ of 5 to 10 cm in diameter and over, of which no more than 5% are operational spacecraft⁽³⁾ as well as 38 000 000 objects including those which have a size in the 1 mm order.⁽⁴⁾ Space debris is an environment problem in Earth orbit because space debris has been continually accumulating and most of the debris remains there.

The Inter-Agency Space Debris Coordination Committee (IADC)⁽⁵⁾ was founded in April 1993 by ESA (Europe), NASA (USA), NASDA (later: JAXA, Japan), and RSA (later: ROSCOSMOS, Russia) to exchange informations on space debris research activities between member space agencies, facilitate opportunities for cooperation in space debris research, review the progress of ongoing cooperative activities, and to identify debris mitigation options. They were in later years joined by ASI (Italy), BNSC (United Kingdom), CNES (France), CNSA (China), DLR (Germany), ISRO (India) and NSAU (Ukraine). IADC plays a technical support role in the Scientific & Technical Subcommittee of the United Nations' Committee on the Peaceful Uses of Outer Space (UNCOPUOS) and the Orbital Debris Coordination

Working Group (ODCWG) within the Technical Committee 20 and Sub-Committee 14 of the International Organization for Standardization (ISO TC20/SC14). UN working group is concerned with international policies and ISO working group is engaged on standards.⁽³⁾

For the design of reliable spacecrafts, an accurate estimation of the impact flux of debris, the relative impact velocity and impact angle is necessary. Space agencies of some countries have space debris environment models that can estimate debris flux as a function of the size, relative impact velocity, and impact angle in a spacecraft orbit. Representative space debris environment models are ORDEM⁽⁶⁾ developed by NASA, MASTER^{(7),(8)} developed by ESA and SDPA⁽⁹⁾ developed by RSA. However, it is known that the calculation results of these models are not always consistent with each other.⁽¹⁰⁾ At present, since the result of the influence estimation for debris impact depends on the selection of debris environment model, collective reliability cannot be ensured when a spacecraft is designed. Therefore, an internationally common implementation process for debris environment models is required. ISO TC20/SC14/ODCWG assigned WG4 this project and requested Japan to prepare the New Work Item Proposal (NWIP) for international standardization with respect to the implementation process of debris environment models to design spacecraft entitled "Process Based Implementation of Meteoroid and Debris Environmental Models." JAXA has taken a leading part in this project because JAXA can evaluate those debris environment models on neutral ground and has recorded achievements for the measurement of debris in orbit.^{(11),(12)} In this paper, as the first step of international standardization of the implementation process of debris environment models, we compared estimation results and investigated differences in debris impact flux in low Earth orbit calculated by the available three debris environment models, namely NASA's ORDEM2000, ESA's MASTER2001 and MASTER2005 (an upgraded version of MASTER2001).

2. Debris environment models

Space debris environment models may take two forms: as discrete models, which represent the debris population in a detailed format, or as engineering approximations. These models are applied to risk and damage assessments, predictions of debris detection rates for ground-based sensors, predictions of avoidance maneuvers of operational spacecraft and long-term analysis of the effectiveness of debris mitigation measures. These models are limited by the sparse amount of data available to validate the derived relationships. The models must rely upon historical records of satellite characteristics, launch activity and in-orbit breakups. In addition, there is only a limited amount of data on spacecraft material response to impact and exposure to

the orbital environment. Space debris models must be continually updated and validated to reflect improvements in the detail and size of observational and experimental data sets.⁽¹³⁾

The ORDEM and MASTER models can predict the flux of space debris that might strike a spacecraft during its lifetime as a function of debris size and velocity for the orbital altitude and inclination of various spacecraft.⁽¹⁾ ORDEM and MASTER take forms as discrete models, which represent the debris population in a detailed format. These models work with discretized volume elements.^{(6),(14),(15)} The region is divided into volume elements in longitude, latitude, and altitude, respectively. The residence probability of the target can be derived from the share of its total orbital period passed within the volume element. For example, the MASTER model makes use of an analogy with the theory of gas dynamics to calculate impact flux. The spacecraft, crossing a space environment filled with particles, is seen to be equivalent to a surface sweeping through a control volume element filled with a static gas. All objects in the path of the surface at the time of its movement are assumed to make impact. The impact probability can be written as the following equation and flux within the volume element can be calculated by the equation.

$$P_i = \Phi A \Delta t = \rho V P_r$$

P_i : Impact probability

Φ : Object flux encountered within the volume element

A : Target surface area

Δt : Residence time of target within the volume element

ρ : Object density contribution of particle within the volume element

V : Volume swept by target within the volume element

P_r : Target residence probability within the volume element

The total flux can be obtained by calculation flux in all volume elements that target passes through and cumulating the resulting flux contributions.⁽¹⁵⁾

2.1 ORDEM2000⁽⁶⁾

ORDEM2000 is an empirical model based on ground-based observation data and surface inspection results of objects retrieved from orbit. The sources of ground-based observation data are the Space Surveillance Network (SSN) catalog data of orbital objects that can be tracked whose orbital parameters are distributed as NASA Two Line orbital Elements (TLE), observation results of the Haystack radar, the Haystack Auxiliary radar and the Goldstone radar. Retrieved objects whose surfaces have been inspected are the Long-Duration Exposure Facility (LDEF), the European Retrieval Carrier (EuReCa), the Hubble Space Telescope solar array, a US Space Shuttle window and radiator, the Space Flyer Unit (SFU), and the exposure package experiment data of Mir space station.

ORDEM2000 has two functions. One is debris assessment along an orbit to design spacecraft and plan missions. The other is observation and estimation of debris from ground-based telescope and radar. ORDEM2000 can calculate spatial density, flux, velocity distribution and inclination distribution for debris. The applicable scope of ORDEM2000 is altitude between 200 km and 2 000 km and debris diameter between 10 μm and 1 m.

2.2 MASTER2001⁽¹⁶⁾

MASTER2001 is based on semi-deterministic analysis that includes orbit propagation of debris from all major debris sources. Debris generation models in terms of mass/diameter distribution, additional velocity and direction distribution have been developed and the orbit propagation of debris has been simulated in advance. This data is used as reference data for MASTER2001. The debris sources are catalog objects such as spent payloads and rocket upper stages, fragmentations due to collision and explosion, dust and slag generated by solid rocket motor, NaK coolant droplets released from the RORSAT reactor core, surface degradation particles (paint flakes) of spacecraft and rocket body induced by atomic oxygen, radiation and thermal cycle, ejecta created by the impact of small particles on larger surfaces and the release of copper needles (West Ford Needles) for radio communication experiments. MASTER can estimate the meteoroid environment as well as the debris environment. MASTER2001 is composed of the "STANDARD" application to calculate object flux with low CPU cost and the "ANALYST" application for high resolution flux estimation. The difference in calculation results between the "STANDARD" application and the "ANALYST" application is within $\pm 25\%$. MASTER2001 can calculate flux, velocity and direction distribution with respect to each individual debris source, and spatial density with consideration of future mitigation scenarios. The applicable scope of MASTER2001 is the altitude between 186 km and 38 786 km and impact objects diameter between 1 μm and 100 m.

2.3 MASTER2005⁽¹⁷⁾

MASTER2005 is an upgraded version of MASTER2001. The "STANDARD" and "ANALYST" applications in MASTER2001 have been integrated. Because of revisions of debris generation models such as breakup model, NaK droplet model, ejecta model, etc., size and velocity distribution of debris differ from MASTER2001. MASTER2005 takes over the function of MASTER2001. In addition, basic damage laws, which were the ballistic limit in aluminum and the conchoidal diameter of the glass surface of solar cells have been implemented. MASTER2005 was released recently. MASTER2005 will replace MASTER2001 as a tool for estimating debris environments for spacecraft design. The applicable scope of MASTER2005 is the altitude between 186 km and 36 786 km and impact objects diameter between 1 μm and 10 m.

Model characteristics of ORDEM2000, MASTER2001 and MASTER2005 are shown in Table 1.

3. Comparison of debris environment models

The impact flux of debris without meteoroids was calculated for comparison of debris environment models. The same calculation conditions of the IADC report (IADC-2001-AI19.2.doc)⁽¹⁰⁾ with respect to comparison of debris environment models were adopted in this comparison. The calculation conditions, which are shown in Table 2, are altitudes between 300 km and 2 000 km with a stepsize of 100 km, inclinations between 0 degree and 140 degrees with a stepsize of 10 degrees, circular orbit, and an epoch of 2 000.

The calculation results of the cumulative flux of debris > 10 μm in diameter, > 100 μm , > 1 mm, > 1 cm, > 10 cm, and > 1 m as the function of altitude and inclination are shown in Fig. 1 using 3D graphs. Since changes of flux along altitude are larger than along inclination across the whole size range, the results in inclination of 100 degrees are shown in Fig. 2 to assist comparison between different models.

The flux of debris > 10 μm shown in high altitude comparatively corresponds; however, the difference in calculation results between the ORDEM2000 and MASTER models is large in low altitude. The reason that the flux result of debris > 10 μm in low altitude is in disagreement between the ORDEM and MASTER models is due to a difference in decay due to atmosphere.

Table 1 Characteristics of debris environment models

Item	ORDEM2000	MASTER2001	MASTER2005
Size range (μm)	> 10	> 1	
Altitude range (km)	200 - 2 000	186 - 38 786	186 - 36 786
Time range (year)	1991 - 2030	1958 - 2050	1957 - 2055
Objects source terms	TLE background	All sources together	Yes
	Fragments		Yes
	SRM dust/slag		Yes
	NaK droplets		Yes
	Paint flakes		Yes
	West ford needles		Yes
Meteoroids	None	Yes	
Modeling approach	Measurement data	Semi deterministic analysis	

Table 2 Calculation conditions of models comparison⁽¹⁰⁾

Altitude (km)	300 - 2 000
Inclination (degree)	0 - 140
Size range (m)	10 ⁻⁵ - 1
Stepsize*1 (km)	100
Stepsize*2 (degree)	10
Stepsize*3 (log scale)	1
Resulting data	Cumulative flux
Debris	Yes
Meteoroids	None

(Note) *1: Altitude
*2: Inclination
*3: Size range

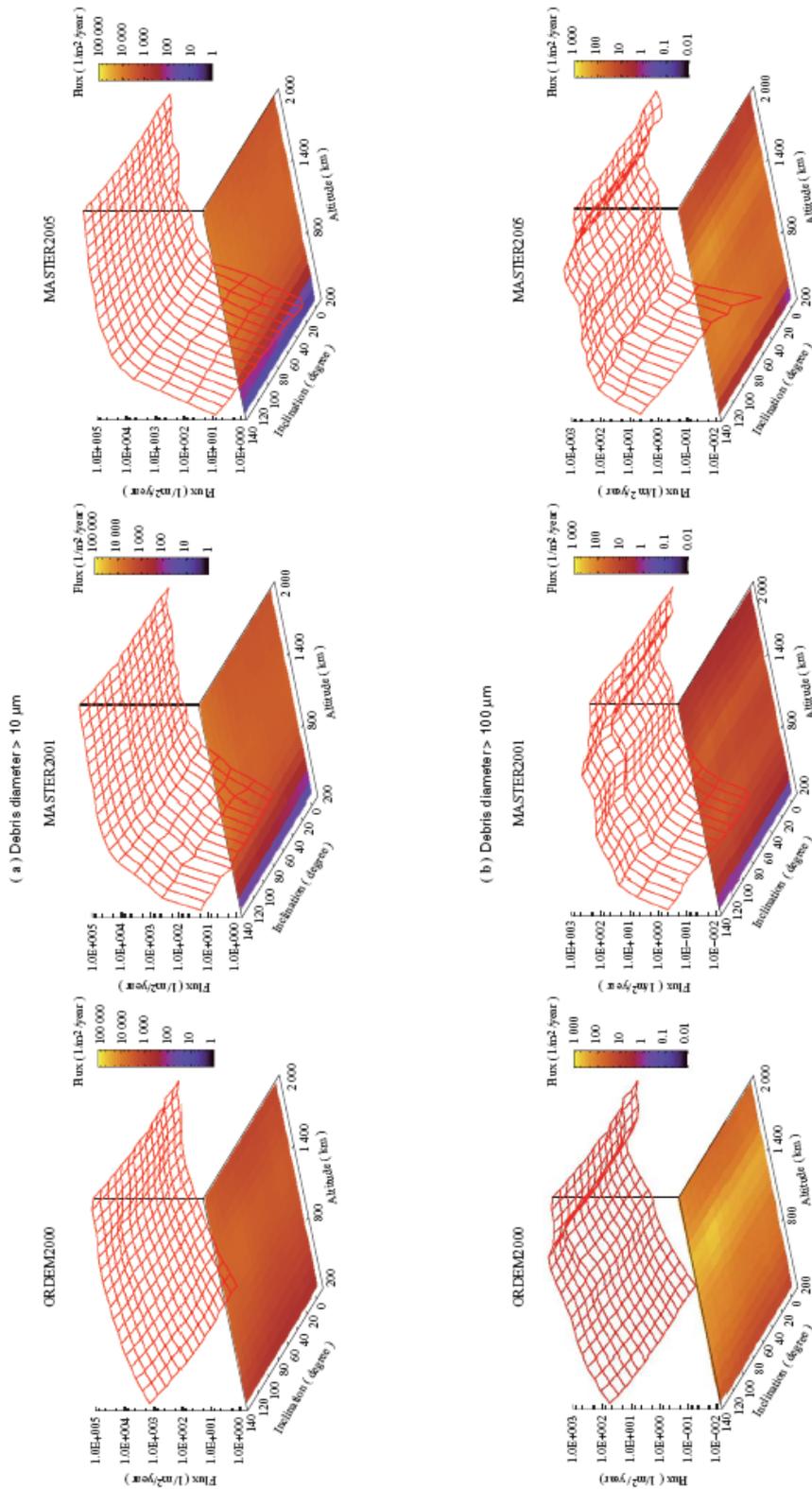


Fig. 1 Flux calculation results of the three models against altitude and inclination (Continued on the following page)

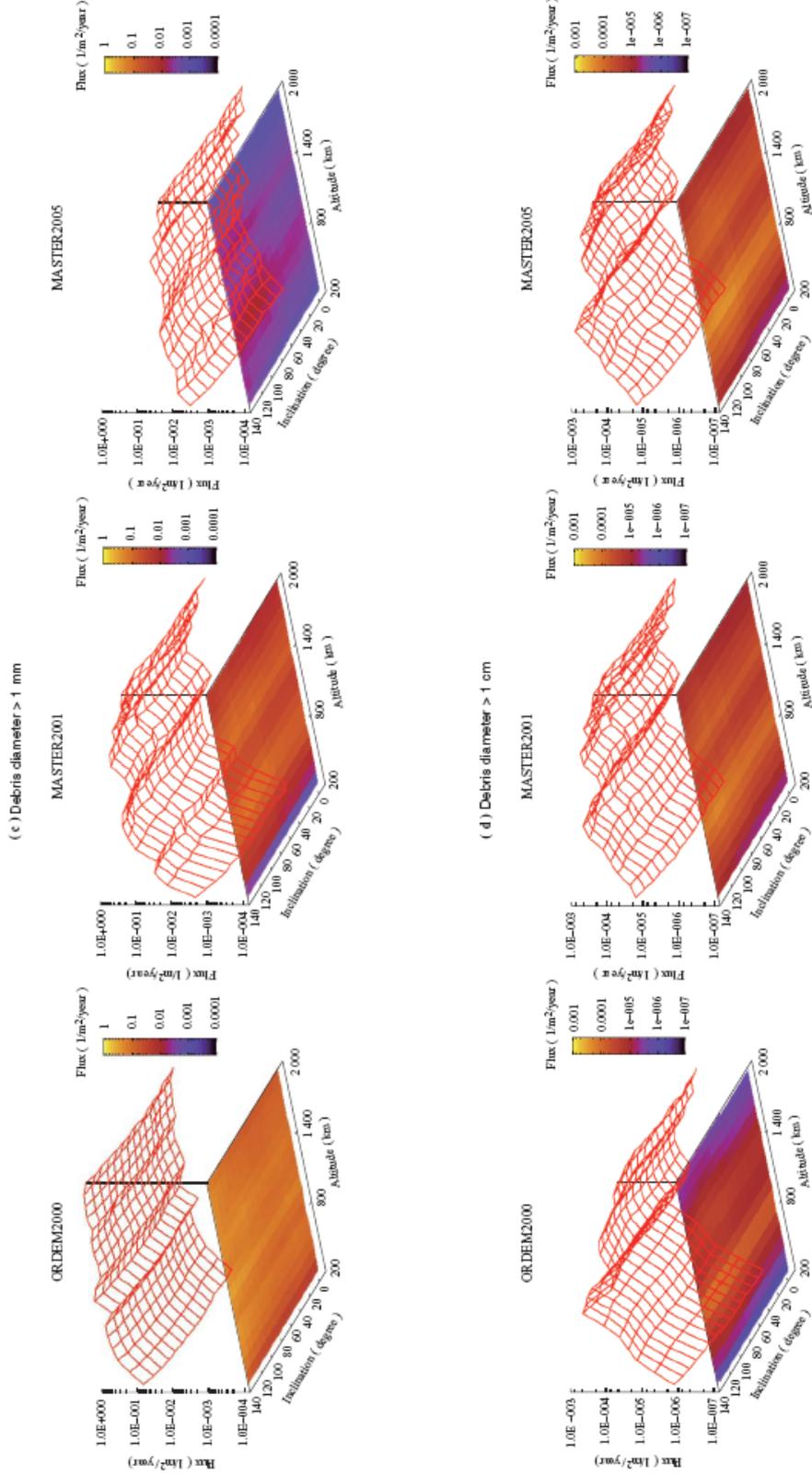


Fig. 1 Flux calculation results of the three models against altitude and inclination (Continued from the previous page)

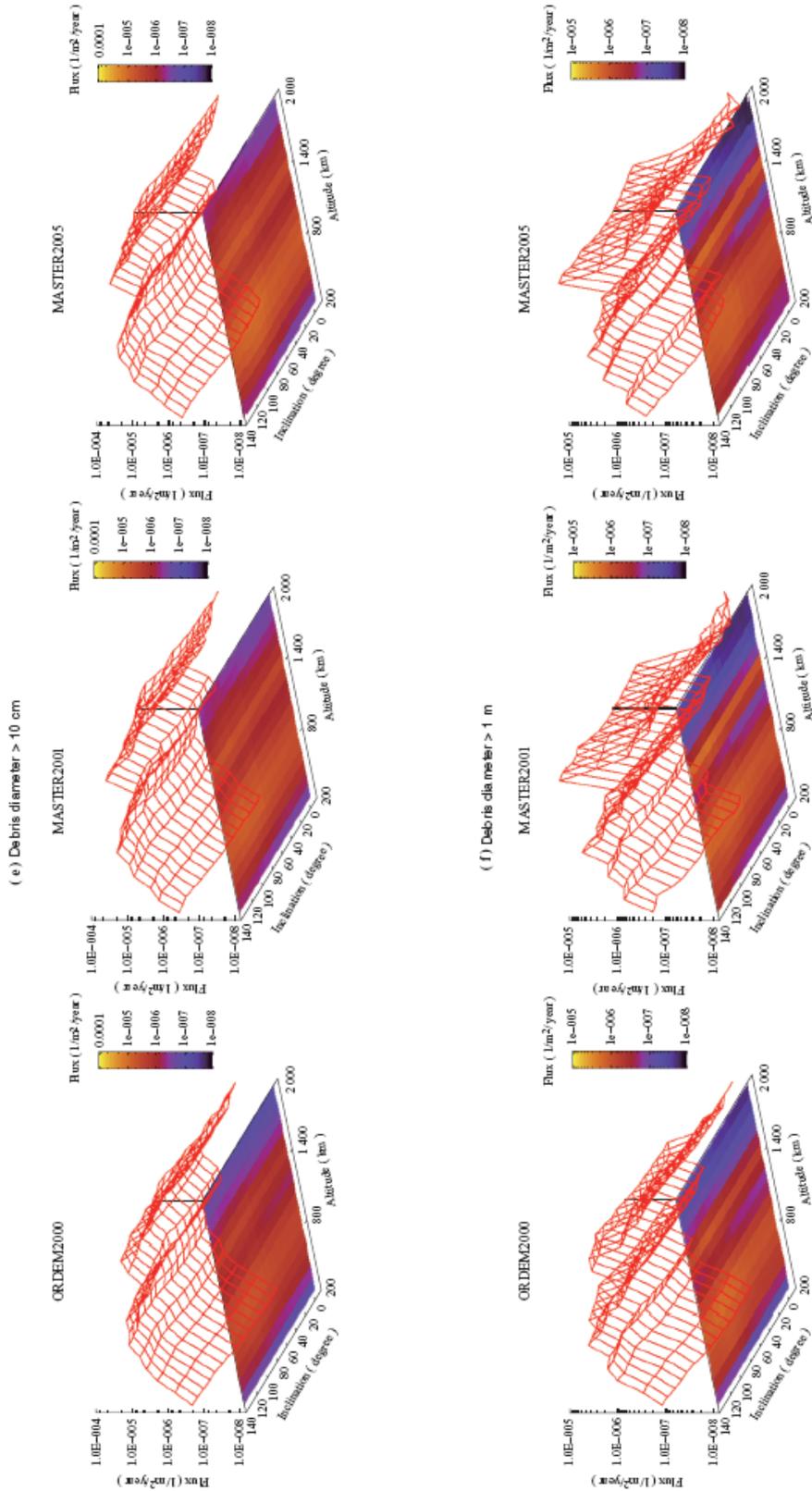


Fig. 1 Flux calculation results of the three models against altitude and inclination (Continued from the previous page)

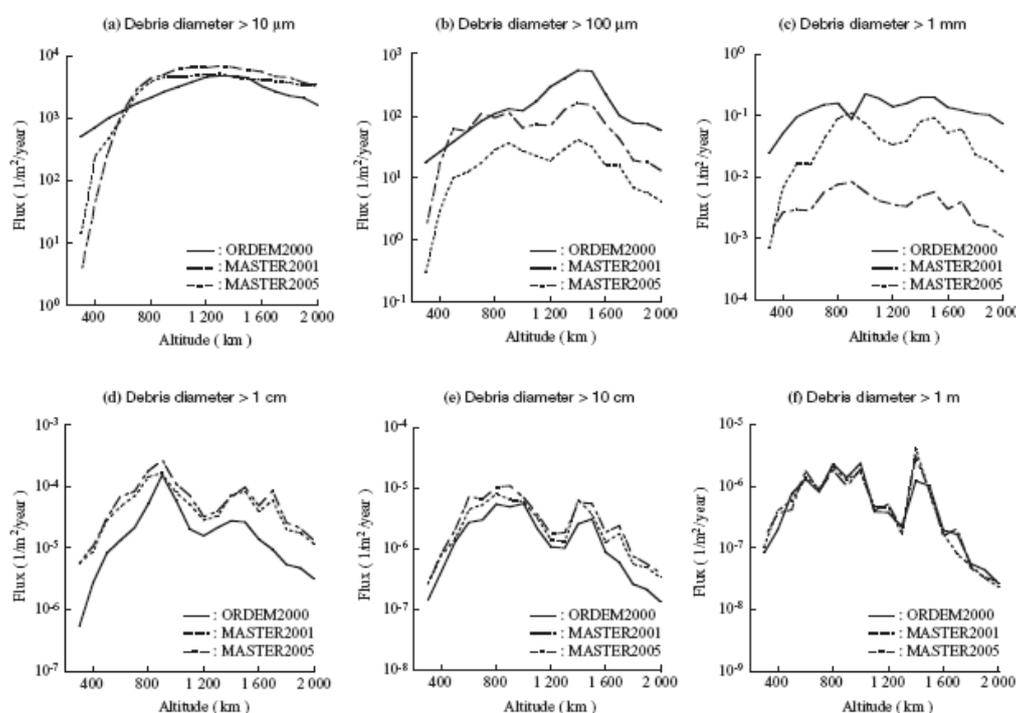


Fig. 2 Flux against altitude at inclination 100 degrees

According to the flux of debris > 10 μm, the impact frequency is large. Therefore, the correction of models using data of the surface inspection of objects retrieved from the orbit is possible in the future.

The flux profiles of debris > 10 cm and > 1 m match well. Since debris > 10 cm can be observed from ground-based radar, the flux of each model prediction in this size range based on ground-based observation data obtains similar results. The peak flux is shown to be in the altitude of approximately 800 km and 1400 km. At around 800 km, there is a constellation of communication satellites, and sun-synchronous remote sensing and navigation satellites are used at around 900 km. These orbits are used very often and a lot of debris of objects from missions has been generated. The peak at around 1400 km is caused by breakups of Delta rocket bodies and constellations of communication satellites.⁽¹⁾ Debris > 10 cm does not become a problem for ordinal spacecraft missions because the orbital parameters of these objects can be detectable by ground-based observation and the flux is very small.

Large differences in the calculation results of debris flux are displayed in debris > 100 μm, > 1 mm and > 1 cm, and in particular, the flux of debris > 100 μm shows the largest difference between the results obtained by ORDEM2000 and MASTER2001. The flux of debris > 1 mm shows that the differences between ORDEM2000

and MASTER2001 and between MASTER2001 and MASTER2005 to be at their greatest. It is difficult for debris of 1 cm and smaller to be detected by ground-based observation. Because of the low frequency of debris impact that is 100 μm and greater, the surface inspection of objects retrieved from orbit does not reveal much data concerning debris in this size range. Therefore, we have no resources to verify the flux results in this size range calculated by each model and cannot judge which model is better. However, the flux of debris in this size range affects the survivability of satellites because the impact of debris > 100 μm can degrade the surface of spacecrafts, damage unprotected components⁽¹⁾ such as optical equipment and sever tethers.⁽¹⁸⁾ Furthermore, debris > 1 mm can cause damage to components, lessen mission execution capability and cause loss of satellites.⁽¹⁾

4. Application of debris environment models

Debris environment models were applied to the perforation failure risk assessment of a spacecraft for comparison using a specific example.

4.1 Ballistic limit of the satellite body

The perforation failure risk, in the other words, the ballistic limit of the satellite body depends on not only debris size but also relative impact velocity. Frank Schäfer et al. conducted hypervelocity impact tests on the CFRP

honeycomb sandwich panel of ENVISAT.⁽¹⁹⁾ The test results show that the projectile of 1-1.5 mm in diameter with the velocity of 5-7 km/s can perforate the CFRP honeycomb sandwich panel. Therefore, in this study, the ballistic limit of the satellite body is defined by the impactor with a diameter of 1 mm and a velocity of 5 km/s.

4.2 Perforation failure risk assessment of debris impact using debris environment model

A perforation failure risk assessment was conducted against two Japanese spacecrafts. One is the Advanced Land Observation Satellite (ALOS) named DAICHI shown in Fig. 3, which is in sun synchronous orbit. The other is SUZAKU shown in Fig. 4, which is an x-ray satellite. Specifications of ALOS and SUZAKU are shown in Tables 3 and 4, respectively. The graph displaying debris flux against size in ALOS and SUZAKU orbits calculated by each model is shown in Figs. 5 and 6. There are large differences of flux between the models around the debris size of up to 1 cm. The flux estimation result of ORDEM2000 is on the large side in comparison with MASTER models.

The perforation failure risk of the satellite bodies was estimated according to the supposition that the ballistic limit is the impactor with a diameter of 1 mm and a velocity of 5 km/s. The flux calculation results of debris > 1 mm in ALOS and SUZAKU orbits against impact velocity of each model are shown in Figs. 7 and 8, respectively. According to the calculation results of each

Table 3 Specifications of ALOS ⁽²⁰⁾

Launch	24 January 2006
Lifetime	3-5 years
Size	Satellite body 6.5 × 3.5 × 4.5 (m) Solar array paddle 3 × 22 (m)
Orbit	Sun synchronous sub recurrent Altitude 692 (km) Inclination 98.2 (degree)

Table 4 Specifications of SUZAKU ⁽²¹⁾

Launch	10 July 2005
Lifetime	5 years
Size	Satellite body 6.5 × 2.0 × 1.9 (m) Solar array paddle 5.4 (m)
Orbit	Altitude 560 (km) Inclination 32 (degree)



Fig. 3 ALOS (DAICHI)



Fig. 4 SUZAKU

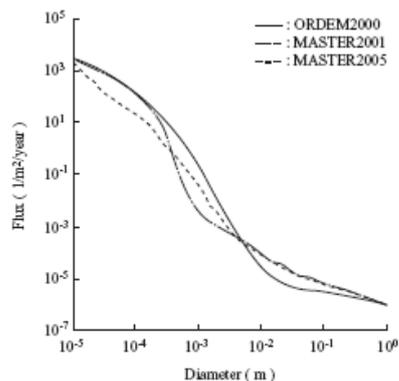


Fig. 5 Flux against diameter in the ALOS orbit

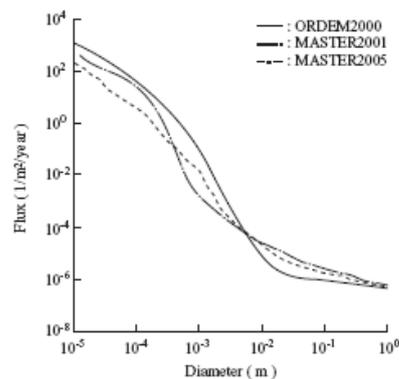


Fig. 6 Flux against diameter in the SUZAKU orbit

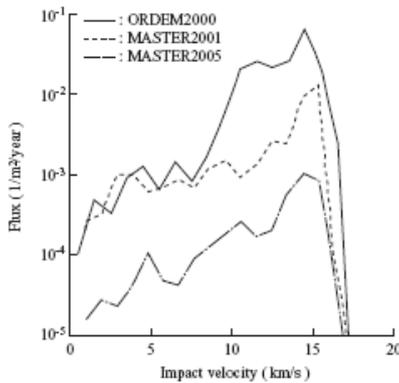


Fig. 7 Flux against impact velocity in the ALOS orbit (debris diameter > 1mm)

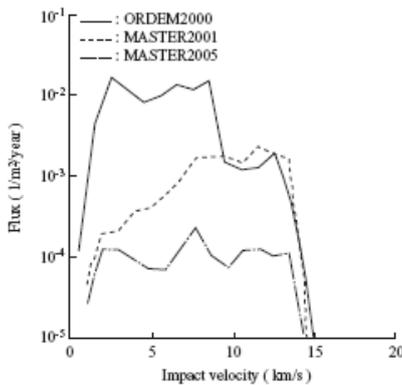


Fig. 8 Flux against impact velocity in the SUZAKU orbit (debris diameter > 1mm)

model, in the case of the ALOS orbit, the cumulative flux of debris > 5 km/s in terms of impact velocity is 1.91×10^{-1} 1/m²/year estimated by ORDEM2000, 3.48×10^{-2} 1/m²/year estimated by MASTER2001 and 3.67×10^{-3} 1/m²/year estimated by MASTER2005, respectively. In comparison with the MASTER2005 result, the flux of ORDEM2000 is 52.0 times larger and that of MASTER2001 is 9.48 times larger. In the case of the SUZAKU orbit, the cumulative flux of debris > 5 km/s in terms of impact velocity is 5.78×10^{-2} 1/m²/year estimated by ORDEM2000, 1.42×10^{-2} 1/m²/year estimated by MASTER2001 and 1.11×10^{-3} 1/m²/year estimated by MASTER2005, respectively. In comparison with the MASTER2005 result, the flux of ORDEM2000 is 52.1 times larger and that of MASTER2001 is 12.8 times larger.

These results demonstrate that the risk assessment result of debris impact for spacecraft depends on which model is adopted. Therefore, it is important to form an international agreement with respect to the process of

adoption and application of debris environment models.

5. The comparison of flux calculated by models and recent measurement data on the ISS

We compared impact flux predictions of the three models with the recent measurement data on the International Space Station (ISS) to ascertain the validity of models of recent debris environment. The source of the measurement data is the inspection results of the Micro-Particles Capturer (MPAC) experiment conducted by Kitazawa et al.⁽²²⁾ MPAC units, which is a particle-capture experiment consisting of three identical units (numbered 1 to 3), were launched aboard Progress M-45 on 21 August 2001 and deployed on the exterior of the Russian Service Module (SM) of the ISS on 15 October. The first unit (hereafter SM1) was retrieved after 315 days' exposure. Then SM2 was retrieved after 865 days' exposure and SM3 was retrieved after 1 403 days' exposure. Impact flux estimated by detailed inspection results on the MPAC ram side and the wake side are available. In this comparison, flux values of the ram side were adopted because of low contamination. Impact flux of debris of the ISS ram side calculated by ORDEM2000 and that of debris and meteoroids calculated by MASTER2001 and MASTER2005 against size are shown in Fig. 9. The ISS orbit parameters are the altitude of 400 km and inclination of 51.6 degrees. Maneuver effects of the ISS and shielding effects of the ISS structure are not considered in the flux calculations of models. According to the calculation results of the MASTER models, meteoroids are dominant in small size particles and in low altitude orbits like the ISS because debris flux decreases as altitude decreases in near Earth orbit (see Fig. 1-(a)). Therefore, impact flux calculated by the MASTER models contains meteoroids and the meteoroids flux of MASTER2001 added to the flux of ORDEM2000 (Figure 10 shows flux against size in these conditions).

Table 5 shows a comparison between the impact flux of

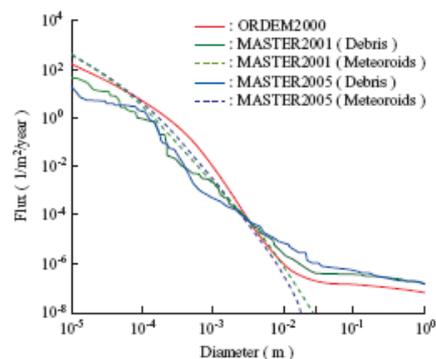


Fig. 9 Debris and Meteoroids flux against diameter in the ISS orbit

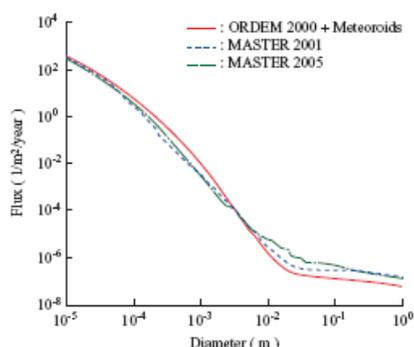


Fig. 10 Total flux Debris and Meteoroids against diameter in the ISS orbit

MPAC and the calculated results of the three models. Although the contribution of debris to flux is different between ORDEM2000 and the MASTER models, the calculation results of flux are consistent with each other. In the flux of particles with a diameter > 10 μm, the inspection results of MPAC are three to four times greater than the calculation results of the models, and in the flux of particles with a diameter > 20 μm, MPAC results are two to four times greater than the results from the models. It is thought that models underestimate flux considering that calculation results did not reflect the maneuver effect and shielding effect of the ISS. More investigation is required to decide upon adequate models to design spacecraft, in particular, in the size range where the difference between models is large, namely particles with a diameter > 100 μm. A Large Area Debris Collector (LAD-C) planned by J.-C. Liou et al. is promising in terms of in-situ measurements and sample return plans for the acquisition of flux data in this size range.⁽²³⁾ LAD-C, which is the aerogel and acoustic sensor system on the ISS, has a large enough area of 10 m² to obtain flux data of meteoroids and debris in the 100 μm order.

6. Conclusions

The results of the comparison of representative debris environment models, which are ORDEM2000, MASTER2001 and MASTER2005, display large difference in the flux estimation of debris > 100 μm and > 1 mm. This size range is important for spacecraft design. The risk assessment of debris impact over the ballistic limit on a satellite body in two orbit cases demonstrates the calculation probability of critical debris impact depends on which model is adopted. In comparison with the estimation results of the perforation risk of MASTER2005, the flux of ORDEM2000 is 50 times larger and that of MASTER2001 is 10 times larger. Comparison of the impact flux predictions of the three models with the recent measurement data on the ISS indicate a potentiality of underestimating the flux calculated by the models against small particles. Therefore, more measurement data to decide upon adequate models and immediate international standardization that prescribes the process of adoption and application of debris environment models are required to ensure the international collective reliability of spacecraft.

REFERENCES

- (1) Commission on Space Debris, Aeronautics and Space Engineering Board, Commission on Engineering and Technical Systems and National Research Council : Orbital Debris A Technical Assessment, NATIONAL ACADEMY PRESS Washington, D.C., 1995
- (2) The NASA Orbital Debris Program Office : The Orbital Debris Quarterly News Volume 10, Issue4, 2006
- (3) Heiner Klinkrad : Space Debris Models and Risk Analysis, Praxis Publishing Ltd, Chichester, 2006
- (4) R. Walker, C. Martin, H. Stokes, J. Wilkinson, H. Sdunnus, S. Hauptmann, P. Beltrami and H. Klinkrad : Upgrade of the ESA Space Debris

Table 5 Comparison with impact flux of MPAC and calculated results of three models

(a) Inspection				(b) ORDEM2000 and Meteoroids			
Particle diameter (μm)	SM #1 (1/m ² /year)	SM #2 (1/m ² /year)	SM #3 (1/m ² /year)	Particle diameter (μm)	SM #1 (1/m ² /year)	SM #2 (1/m ² /year)	SM #3 (1/m ² /year)
10	1.6 × 10 ³	-	TBD*1	10	5.9 × 10 ²	6.0 × 10 ²	6.1 × 10 ²
20	6.3 × 10 ²	3.9 × 10 ²		20	2.2 × 10 ²	2.2 × 10 ²	2.3 × 10 ²

(note) *1 : Under inspection

(c) MASTER2001				(d) MASTER2005			
Particle diameter (μm)	SM #1 (1/m ² /year)	SM #2 (1/m ² /year)	SM #3 (1/m ² /year)	Particle diameter (μm)	SM #1 (1/m ² /year)	SM #2 (1/m ² /year)	SM #3*2 (1/m ² /year)
10	4.7 × 10 ²	4.7 × 10 ²	4.7 × 10 ²	10	3.8 × 10 ²	3.8 × 10 ²	4.1 × 10 ²
20	1.7 × 10 ²	1.7 × 10 ²	1.7 × 10 ²	20	1.4 × 10 ²	1.5 × 10 ²	1.5 × 10 ²

(note) *2 : Flux calculated in 1 294 days because MASTER2005 cannot estimate particles less than 1 mm after 1 May 2005.

- Mitigation Handbook Executive Summary, 2002, <http://www.esa.int/gsp/completed/execsum00_N06.pdf>, (accessed 2007-02-26).
- (5) <<http://www.iadc-online.org/>>, (accessed 2007-02-26).
 - (6) Jer-Chyi Liou, Mark J. Matney, Phillip D. Anz-Meador, Donald Kessler, Mark Jansen and Jeffery R. Theall : The New NASA Orbital Debris Engineering Model ORDEM2000, NASA/TP-2002-210780
 - (7) J. Bendisch, K. Bunte, H. Klinkrad, H. Krag, C. Martin, H. Sdunnus, R. Walker, P. Wegener and C. Wiedemann : The MASTER-2001 model, *Advances in Space Research* 34, 2004, pp. 956-968
 - (8) Michael Oswald, Peter Wegener, Sebastian Stabroth, Carsten Wiedemann, Jens Rosebrock, Clare Martin, Heiner Klinkrad and Peter Vörsmann : THE MASTER 2005 MODEL, *Proceedings of the Fourth European Conference on Space Debris, 2005*, ESA SP-587
 - (9) Andrey I. Nazarenko : The Development of the Statistical Theory of a Satellite Ensemble Motion and its Application to Space Debris Modelling, *Proceedings of the Second European Conference on Space Debris, 1997*, ESA SP-393
 - (10) Pablo Beltrami, Mark Matney, Andrey Nazarenko and Heiner Klinkrad : Comparison of Debris Flux Models, Final Report of Action item 19.2. raised by 19th IADC meeting, held in Cologne, Germany, 2005
 - (11) Technical Committee 20 and Sub-Committee 14 of the International Organization for Standardization : Minutes of WORKING GROUP 4, 2005
 - (12) John R. Davey, Emma A. Taylor, Yukihito Kitazawa and Teteo Goka : ISO STANDARDS, THE NEXT STEP FOR ORBITAL DEBRIS MITIGATION, *The 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006*, 2006-r-2-25, to be published
 - (13) Scientific and Technical Subcommittee of the United Nations Committee on the Peaceful Uses of Outer Space : Technical Report on Space Debris, UNITED NATIONS New York, 1999, <http://www.unoosa.org/pdf/reports/ac105/AC105_720E.pdf>, (accessed 2007-02-26).
 - (14) J. Bendisch, K.D. Bunte, H. Krag, H. Sdunnus, P. Wegener, R. Walker, C. Wiedemann and H. Klinkrad : Final Report Upgrade of ESA's MASTER Model, 2002
 - (15) Michael Oswald, Sebastian Stabroth, Carsten Wiedemann, Peter Wegener, Clare Martin and Heiner Klinkrad : Final Report Upgrade of the MASTER Model, 2006
 - (16) J. Bendisch, K.D. Bunte, S. Hauptmann, H. Sdunnus, R. Walker, P. Wegener and H. Klinkrad : MASTER2001 Software User Manual Meteoroid and Space Debris Terrestrial Environment Reference Model, 2002
 - (17) Sebastian Stabroth, Peter Wegener and Heiner Klinkrad : Software User Manual MASTER-2005, 2006
 - (18) Hiroshi HIRAYAMA, Atushi OISHI, Toshiya HANADA and Tetsuo YASAKA : Stochastic Analysis of Survivability of Double Tether, *56th International Astronautical Congress, IAC-05-B6.P.04*, 2005
 - (19) Frank Schäfer, Eberhard Schneider and Michel Lambert : Review of Ballistic Limit Equation for CFRP Structure Walls of Satellites, *Proceedings of the 5th International Symposium on Environmental Testing for Space Programmes, 2004*, ESA SP-558
 - (20) <<http://alos.jaxa.jp/index-e.html>>, (accessed 2007-02-26).
 - (21) <<http://www.astro.isas.ac.jp/suzaku/index.html.en>>, (accessed 2007-02-26).
 - (22) Yukihito KITAZAWA, Takaaki NOGUCHI, Michael J. Neishe, Ichiro YAMAGATA, Yugo Kimoto, Junichiro Ishizawa, Akira Fujiwara, Mineo Suzuki, Yukiko Yamaura and Shigeyuki Yamane : Passive Measurement of Dust Particles on the ISS (MPAC) : Fourth Report on Aerogel Dust Collectors, COSPAR2006 (PEDAS1-0008-06), *Advanced Space Research (2007)* (in submitted)
 - (23) J.-C. Liou, F.J. Giovane, R.D. Corsaro, M.J. Burchell, G. Drolshagen, H. Kawai, E.G. Stansbery, M. Tabata, A.J. Westphal and H. Yano : LAD-C: A Large Area Debris Collector on the ISS, COSPAR2006 (PEDAS1-0007-06), *Advanced Space Research (2007)* (in submitted)

(余白)



付録 G

汚染

G.1 既存ツール

以下の G.2 から G.11 では、文献から入手し得る情報に基づき、宇宙機汚染を専門とするコンピュータコードを紹介する。いずれもシステムレベルのシミュレーションツールであるが、唯一 G.4 の CONTAMIII だけはスラスタブルームのモデル化専用である。G.12 では既知のデータベースを紹介するが、下記で紹介するシミュレーションコードのいくつかは総合的(限定的な)データベースも含んでいる。また適切な場合には、表面温度(熱的モデルの)、ミッション記述、大気モデルなどのパラメータ自動的に考慮できるグローバルツールへの統合についても言及する。

こうしたシミュレーションツールの主要な適用分野は、LEO または GEO における外的な汚染である。ただし複数のツールは、それぞれの項目で説明するように、移動のモデル化能力を制限しており(単純または改良型の視野係数のみ)、大気散乱および自己散乱を経たりターンフラックスが重要な場合においては、つまり最低 LEO (シャトル、MIR、ISS にとって典型的な 500~700km 以下の高度、あるいはそれよりさらに低い高度)のほとんどにおいて十分な結果を示すことができない。こうした高度ではラムフラックスによって圧力が 10^{-5} ~ 10^{-4} hPa まで上昇する場合があります、その場合には平均自由行程が 1~10m となり、衝突が実際問題として無視できなくなり、(一般には 1 パーセント程度である)衝突のリターンフラックスが重要な意味を持つことになる。

なかば閉じた系のモデル化能力については、文献でもほとんど報告がなされていない。しかし外的な汚染のモデル化が可能であれば(もちろんそれはほとんどのツールにとって可能であろうが)、なかば閉じた系のモデルも可能なはずである。ただしこの場合も、ツールによっては高圧の場合の移動モデル化能力に制約がある。ほとんどの場合に衝突のリターンフラックスが(直接の視線外にある表面における)主要な汚染プロセスである外的汚染の計算との違いは、閉じた系においては直接の表面から表面への無衝突の移動(表面での反射は考えられる)がほとんどの時間、支配的プロセスだということである。その例外は 10^{-3} hPa という高圧(したがって 0.1m の平均自由行程)であり、なかば閉じた系であってもこうした高圧はなお生じ得るのである。

G.2 ESABASE OUTGASSING モジュール、PLUME-PLUMFLOW モジュール、CONTAMINE モジュール

ESABASE は汎用の宇宙機モデル化ツールであり、ESA の資金援助を受けた複数の機関が開発した複数のモジュールを含んでいる。現在、ESABASE のサポートは英国の GEC ALSTHOM が行っている。

現在入手可能なバージョンの ESABASE では、汚染に関する処理は主に Matra Marconi Space (MMS) 開発のモジュール OUTGASSING で行っている。OUTGASSING は宇宙機への汚染因子の沈着を数値積分法によって算出する。

- 発生源は標準的法則に基づく物質のガス放出(11.5.1.1 を参照)、表面温度は熱分析モジュールから得る。
- 移動は、視野係数(無衝突の移動)により算出した質量移動係数によって計算する。
視野係数は、粒子軌道当たり 1 回の衝突の可能性と、周辺気体種およびガス放出種のバックグラウンド密度(すなわち固定値であり、首尾一貫していない)とを加えて改良したもの(11.5.2.1.2 で記述)。
- 表面への沈着。沈着質量を算出し、再放出や即時反射を許容する。

ESABASE が現在利用しているモジュール PLUME は、スラスタプルームの拡張をシミュレートする。このモジュールは CONTAM コードから導出したものであり、プルームの逆流を正しくモデル化するものではない(詳しくは CONTAM に関する項目を参照)。したがって本来の用途は力とトルク、さらに熱分析である。

したがって現行バージョンの ESABASE は、汚染に関する以下の 2 大側面にその用途が限定されていると結論することができる。

- スラスタの逆流(および液滴)による汚染
- バブルを装備し、複数回の衝突を経なければ到達し得ない特に高感度の表面(たとえば冷却されている光学機器)などの場合における(1 回の衝突における場合も含む)、複数の衝突移動メカニズム。こうしたメカニズムは、OUTGASSING がごく近似的なバックグラウンド密度(大気密度に関する宇宙機による変化を加えていない。気体放出密度に関して球対称[RDG. 1])によって大まかにモデル化している。

ただし近年、CNES の資金援助により MMS (RD G. 2) は複数の改善や新モジュールの開

発に成功しており、改良型の新バージョンである ESABASE が入手可能となっている。

改善点の第 1 はモジュール PLUME である。

- スラスタ自体のダイナミクスをモデル化するサブモジュール PLUMFLOW が、ノズルリップ領域に関する 2 次元の複数種 DSMC モデルに追加され、スラスタの逆流を適切に記述できるようになった。
- 二液推薬スラスタが生成する液滴を含めた。その分布は実験によるものであり、その軌道は表面に衝突するまで直線に従う。

改善の第 2 は新モジュール CONTAMINE を追加したことである。CONTAMINE は表面における相互作用(吸着、拡散反射、鏡面反射)と、そして何よりも表面効果(熱光学的、電氣的、力学的特性の変化や、ソーラーセルの全体出力の低下)を計算することができる。こうした特性の変化は、CONTAMINE に含まれているデータベースのデータ(入手可能なデータ間の補間も行う。ただしつねに非常に数多くのデータがあるわけではない)か、計算に基づく複雑な指数かに基づいている。また CONTAMINE は従来のモジュール OUTGASSING とのインターフェースとなって、沈着厚(再放出を含む)を計算することもできる。

汚染に関しこうした新しい能力を備えた ESABASE は、現在ではスラスタ汚染に関して適切な予測ができるものと考えられる。ただし今後、実験結果との比較によって、妥当性確認が行われる(TRICONTAM の実験による妥当性確認を参照。それによって ESABASE のモジュールもある程度妥当性が確認されたと判断することができる)。上述した準無衝突移動モデルの限定的能力も、新バージョンにはそのまま残されている。

G. 3 JMC3D

JMC3D はアエロスペシャル社 (Les Mureaux、フランス)が開発した 3 次元のモンテカルロコードである。当初はエルメスの再突入段階のモデル化専用とされていたようであるが、アリアン 5 や宇宙機の汚染シミュレーションに用いられている(RDG. 3)。JMC3D の特徴は次のとおりである。

- 分子の回転自由度を考慮している
- 表面における鏡面反射と拡散反射、適応の可能性
- Euler 法で算出したスラスタ流(シャトルへ応用)を含む

- 可変のタイムステップと加重係数
- 非構造的な物体と容積メッシュ
- ベクトル化コード(CRAY コンピュータにおいて)

入手できる限りのわずかなデータによれば、実験との適合性は許容範囲である。すなわちエルメスの高密度についても十分な精度であり、シャトルの逆流についても1桁分の精度である。

JMC3D はむしろ標準以上のモデルであるのかもしれないが(分子回転の自由度、非構造化メッシュ)、関係する文献が少ないため宇宙機に関する利用で必要とされる「専門的」特徴(変化が激しい形状およびスラスタ流のモデル化、汚染因子による効果)を備えているかどうかを知ることがむずかしい。JMC3D はアエロスペシャル社開発のモデルであり、現在他社には利用を認めていない。

G.4 CONTAM 3.2 または CONTAMIII

CONTAM はサイエンス・アプリケーション・インターナショナル・コーポレーション(SAIC)が1970年代後半から80年代半ばにかけて空軍ロケット推進研究所(AFRPL)のために開発したツールである。そして単元推薬、二液推薬、固体燃料のスラスタにおけるプルーム流れ場の算出については、最も有名で最も普及しているコンピュータコードといって過言ではない。したがって宇宙機汚染の推定には、このモデルを汚染の移動/効果モデルにおける汚染因子源として含める必要があり、ESABASE(モジュール PLUMFLOW は MMS の開発であるが CONTAM に依拠している)や TUHH の汚染モデル TRICONTAM も同様なことを行っている(RDG. 4)。

CONTAM の計算方法および物理学的特徴については多くの文献に報告されている(RDG. 5)。このモデルは定常状態と過渡状態の両方の燃焼プロセスを計算する。計算する気体状流出物には未燃焼の推薬、未燃焼の液滴または固体粒子、液体壁膜が含まれる。二相流体のダイナミクスは特性曲線法で取り扱い、場合によって(スラスタに応じて)1回の衝撃を含む場合と含まない場合がある。非平衡状態における反応速度論は1次元モデルでストリームラインに沿って算出する。液滴(液体燃料エンジン)または固体粒子(固体燃料エンジン)のダイナミクスは、凝縮または蒸発を含めて流れ場について算出する。

こうした無粘性の流れ場に関する計算では、(ノズル壁に沿った)境界層を別々に取り扱う必要があり、CONTAM もそのとおりに行っている。境界層はノズルリップ周辺の過渡領域と、したがって逆流とを決定するため、汚染にとってきわめて重要な意

味を持っている。CONTAM の最初のバージョンには、大量の推薬による薄い乱流境界層しか含まれていなかった。次のバージョン (CONTAM 3.2) ではその点が改良され、小型スラストの厚く粘性を持つ層流境界層が導入されたほか、ユーザーが一部のパラメータを手作業で定義できるようになった。ただしノズルリップ周辺の過渡領域のモデル化は、リップの境界層を単純にプラントル・マイヤー拡散する方法のままであった。したがって逆流速度も近似値のままであり、リップにおける拡散および種の偏析も考慮されていない。そのため逆流汚染に関し CONTAM をそのまま利用するのはむしろ不正確である。だからこそ一部の研究者は CONTAM をノズルリップ流の DSMC モデル (MMS が ESABASE に導入したモジュール PLUMFLOW に含まれている。個別のケースについて RDG. 6 を参照) で補足したのである。

液滴の放出はそれよりも角度が小さく、そのダイナミクスモデル化もより高精度であると考えられる。CONTAM から導出した TRICONTAM の実験による妥当性確認については、以下の項目で説明を加えた。

G. 5 TRICONTAM

世界的な汚染モデル TRICONTAM は、ドイツの Technical University Hamburg Harburg (TUHH) が ESA/ESTEC との契約に基づいて開発したものである。このモデルは基本的には、スラストプルームの放出による汚染の計算専用であると考えられる。プルーム流れ場の計算は改善バージョンの CONTAM III (基本的には過渡的な燃焼プロセスと化学に関するモデル) によって行い、宇宙機表面への汚染因子の移動は無衝突を仮定している。またこのモデルは力、トルク、熱分析を重視している。

TRICONTAM が大きく注目を集めたのは、その計算結果と TUHH における多数の実験測定データとの比較が行われたことである (RDG. 4)。TRICONTAM のプルームモデルは CONTAM III よりも改善されたものであったため、実験によるコードの妥当性確認というきわめて貴重なこの比較作業によっても、残念ながら CONTAM III (あるいは ESABASE/PLUMFLOW で実行されているモデルなど、CONTAM III の派生モデルも) は完全に妥当性が確認されたものとは見なされなかった。妥当性確認の結果は次のように要約できる (RDG. 4 による)。

- プルームの気体組成 (TRICONTAM に固有のモジュール)。良好、ただし HCN や NO など複数の稀な気体種を補足する必要がある。
- 発散角 90° までの気体ストリームライン (CONTAM、そしておそらく ESABASE/PLUMFLOW と同等)。良好。
- 発散角 90° 超の気体逆流 (ノズルリップの DSMC モデルを含む ESABASE/PLUMFLOW

に劣っている CONTAMIII と同等)。全体のながれはあまり適切ではなく、種の偏析を考慮するメカニズムが含まれていない。

- 液滴 (TRICONTAM に固有のモジュール。CONTAMIII より改良)。液滴のダイナミクスについては、パルス燃焼の場合も良好であるが、液滴のサイズと組成についてはあまり適切でない。これは液滴が壁膜から逆流方向に流出する可能性をモデル化していないためである。

G. 6 SOCRATES

SOCRATES (Spacecraft/Orbiter Contamination Representation Accounting for Transiently Emitted Species 一時放射種用スペースクラフト/オービタ汚染量 Ac 計数) は Spectral Sciences がハンスコム空軍基地フィリップス研究所 (マサチューセッツ州) のために開発したコードである。

このコードは、衝突移動と気相反応に関しては最も精緻な汚染ツールに数えることができる (RDG. 7)。これは真の DSMC (直接シミュレーションモンテカルロ) 法であり、したがって衝突を反応を含めて現実的なシミュレートすることができる。つまりあらゆる種類の二分子衝突、励起、反応、複数生成物への解離、光子の生成をシミュレートできるのである。また分子の (振動性) 内部エネルギーも考慮している (Borgnakke & Larsen モデル)。熱平衡に達しており衝突が多発する領域については、特別な処理を実行する。

内側と外側の入れ子式のメッシュが 2 つ含まれており、これによって短距離と長距離の両方の効果を計算することが可能である。

汚染因子の発生源は非常に単純化されており、以下の解析式が記述する標準的な気体放出源とスラスタである。

$$\phi(r, \theta) \propto \frac{e^{-C(1-\cos(\theta))}}{r^2}$$

ここで

r はスラスタ出口までの距離

θ はスラスタ軸に対する角度

ϕ は位置 r, θ におけるスラスタの流出物密度

C は定数

出力値も気相の物理学的特性を重視しており、リターンフラックスを得ることができるが、それよりはるかの多くの気相データの算出が可能である。たとえば気体種の(相対)速度、温度、衝突または反応率などである。

G. 7 SPACE II

SPACE (Shuttle or Payload Contamination Evaluation シャトルおよびペイロード汚染評価)は、マーチン・マリエッタ社がシャトルとスペースラブとの汚染を予測するための70年代後半に開発したコードである(RDG. 8)。したがって取り扱いが可能な形状はわずかであり、スペースラブと様々なペイロード(IECMなど)を搭載したシャトルのみである。

汚染因子の発生源は次のとおりである。

- 表面。早期の脱着、気体放出、蒸発
- ベント、漏れ、シャトルの瞬間蒸発器およびスラスタの個別パラメータによる記述(Simonのモデル[RDG. 9]。ただしプルーム流モデルCONTAMを含めることは可能)。

移動モデルはハイブリッドタイプである。一次移動は視野係数の計算による。また表面の反射も考慮している。気相衝突による二次移動は、Bhatnager-Gross-Krookの簡易法に従って追加している。これは実際には、シャトル周辺体積における衝突を含めた「二次エミッター」と、BGK法で計算した速度および分布関数とを考慮することによって、モンテカルロ光線追跡技法を(大きく)改良したものである(RDG. 10)。さらに改良を加えれば、三次の効果、すなわち体積中の「二次エミッター」と衝突表面間でのフラックス減衰を考慮することが可能になる(RDG. 10)。また縦列密度の計算も可能である。表面に関する標準的な出力は沈着厚であるが、汚染による劣化効果のルーチンは含まれていない。

G. 8 MOLFLUX

MOLFLUX (MOlecular FLUX)はマーチン・マリエッタ エアロスペース社とロックフィード エンジニアリング&サイエンス社がNASAのために開発したコードである。このコードは産業界で長期にわたって用いられている。さらにNASAからは、米国ISS

の参加者すべてが汚染の予測に用いるべきモデルとして指定を受けているようである (RDG. 11)。

一次汚染因子移動は視野係数によって計算されており、視野係数を熱放射線プログラム TRASYS で個別に算出する。二次の衝突移動は SPACE II と同様、近似 BGK 法 (RDG. 2) で計算しており、この点からも両モデルは非常に類似している。

表面 i から表面 j に移動する汚染因子のグローバル固着係数 S は RDG. 12 と等しい。

$$S = \begin{cases} 0 & \text{for } T_i > T_j \\ \frac{T_j - T_i}{200} & \text{for } T_i < T_j \text{ and } T_i > T_j - 200 \\ 1 & \text{for } T_i < T_j - 200 \end{cases}$$

またこの式は、ISS の汚染モデル化で広く用いられているようである。

このプログラムの出力は縦列密度と汚染因子の沈着圧とである。

G.9 ISEM

ISEM (統合宇宙機環境モデル) は NASA のために開発された次世代汚染モデルであり、SPACE や MOLFLUX の後継モデルとすることができる (RDG. 13)。このモデルは NASA のゴダード宇宙飛行センターとマーシャル宇宙飛行センターとに納入されているほか、JPL、フェアチャイルド、ボーイング、応用物理研究所 (APL) にも納入されている。

移動のモデル化技法は、いくつか改良された点はあるものの、SPACE や MOLFLUX と同一と思われる (RDG. 13)。DSMC よりも高速だという利点はあるが、高密度や多重衝突の移動については精度が落ちる。

SPACE や MOLFLUX に対する改良点は、基本的に以下の新しい現象のモデル化が可能になったということである。

- 表面における多重反射
- 汚染因子源としての原子状酸素による腐食

- UVによるイオン生成、または電荷交換
- 励起して放出されたN2からのUV放出

そのほか簡便性の向上も図られた。

- 形状モデルを再稼動しないまま、仮想表面を体積内に配置する。
- 含まれている真空チャンバーの内部のモデル化
- 金星や火星の大気における演算も可能

G.10 OPT

OPT(Orbital Particulates Trajectory 軌道上粒子曲線)は Applied Science Technologies が一部はNASAの資金援助で、一部は自己資金で開発したモデルである(RDG.13)。このモデルは宇宙機における粒子移動を計算する。

粒子の発生源はユーザーが定義する必要があるが、粒子を指定した分布でランダムに生成することが可能である。

粒子の移動に関しては以下を考慮する。

- 重力による効果(地球の非球形性、月と太陽とによる効果)
- 大気抗力
- 太陽放射圧

ただし宇宙機の存在自体による効果(圧力上昇や静電効果など)はまったく考慮しない。したがってOPTは、単純な軌道決定コードを粒子に適用したものと考えることができる。

G.11 CAP

JPLがNASA(ゴダード)のために開発したCAP(汚染分析ツール)は、標準的な一次放出率や表面における拡散反射および適応をともなう無衝突移動などを含んだ基本的ツールである(RDG.14)。CAPの適用例をRDG.15で報告している。

G.12 データベース

上述したツールの一部は、汚染効果に関するデータベースを含んでいる。それ以外に、どのようなモデルとも無関係に構築された重要な2つのデータベースが文献で紹介されている。そのデータベースを利用することで、上記モデルで算出した汚染因子の沈着や縦列密度から汚染効果を推定することが可能である。

第一のデータベースは Boeing Aerospace & Electronics が空軍ライト研究開発センターのために1986～1988年に開発したものである(RDG. 16)。米国人以外が入手できるかどうかについては報告がない。このデータベースは、3000以上の発生源とほぼあらゆる汚染現場を網羅した非常に貴重な成果である。

第二は、MMS が ORACLE を利用して ESTEC のために開発した PCD(ブルーム汚染データベース)である(RDG. 2)。このデータベースには ESTEC の契約業者によって今後もデータが入力されていくはずであり、現在のところは TUHH における測定データが中心となっている(RDG. 17)。

G. 13 リファレンス

- RDG.1 Koeck C., Frezet M., Calculation of environmental effects on spacecraft surface using Monte-Carlo technique - application to contamination and atomic oxygen, Proceedings of the Fourth International Symposium on Materials in a Space Environment, Toulouse, France, Sept. 6-9, 1988, pp 263-273.
- RDG.2 Chéoux-Damas P., Théroude C., Castejon S., Hufenbach B., PCD: An interactive tool for archiving plume impingement and contamination data, to be published in The Proceedings of the Second European Spacecraft Propulsion Conference, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, May 27-29, 1997, p. 587-594.
- RDG.3 Delamare B., Dumas L., 3D Monte-Carlo simulation of contamination induced by shuttle RCS engines, Proceedings of the Sixth International Symposium on Materials in a Space Environment, Noordwijk, The Netherlands, Sept. 19-23, 1994, pp 39-44.
- RDG.4 Trinks H., Exhaust Plume Data Handbook (EPDH IV), Progress Report IV, ESA Contract No 7510/87/NL/PP, Sept. 1991a.
- RDG.5 Hoffman R. J., Kawasaki A., Trinks H., Bindemann I., Ewering W., The CONTAM 3.2 plume flowfield analysis and contamination prediction computer program: Analysis model and experimental verification, AIAA paper No 85--0928, AIAA 20th Thermophysics Conference, Williamsburg, VA, June 19--21 1985.
- RDG.6 Guernsey C. S., McGregor R. D., Bipropellant rocket exhaust plume analysis on the Galileo spacecraft, AIAA paper No 86-1488, AIAA/ ASME/SAE/ASEE 22nd Joint Propulsion Conference, Huntsville, AL, June 16-18, 1986.
- RDG.7 Elgin J., Bernstein L. S., The theory behind the SOCRATES code, NASA STAR 93N24298, AD--A259987, Final Report, Aug. 1992.
- RDG.8 Jarossy F. J., Pizzicaroli L. C., Owen N. L., Shuttle/payload contamination evaluation (SPACE) program improvements, Shuttle optical environment; Proceedings of the Meeting, Washington, DC, April 23-24, 1981, pp 78-85.
- RDG.9 Simons G.A.: "Effect of Nozzle Boundary Layers on Rocket Exhaust Plumes", AIAA Journal, Tech. Notes, vol.10, No 11, 1972, pp. 1534-1535.
- RDG.10 Ehlers H. K. F., An analysis of return flux from the space shuttle orbiter

RCS engines, AIAA paper No 84-0551, AIAA 22nd Aerospace Sciences Meeting, Reno NV, Jan. 9-12, 1984.

RDG.11 Babel H, Hasegawa M., Jones C., Fussell J., The effects of contamination from silicones and a modified-Tefzel insulation, IAF Paper 96-I.5.08, 47th International Astronautical Congress, Beijing, China, Oct. 7-11, 1996.

RDG.12 Cognion, R., MOLFLUX analysis of the SSF electrical power system contamination, AIAA paper 91-1328, AIAA 26th Thermophysics Conference, Honolulu, HI, June 24-26, 1991.

RDG.13 Rantanen R., Gordon T., On-orbit transport of molecular and particulate contaminants, Optical system contamination V and stray light and system optimization; Proceedings of the Conference, Denver, CO, Aug. 5-7, 1996, (SPIE Proceedings. Vol. 2864), 1996, pp. 115-126.

RDG.14 Millard J. M., Jet Propulsion Laboratory Contamination Analysis Program - Programmer and User Manual (with appendix), JPL report No 715--55, Prepared by the Jet Propulsion Laboratory for the Goddard Space Flight Center, 1980.

付録 H

ECSS 引用一覧表 (Quotation part Identification Sheet)

Quotation part Identification Sheet		JERG-2-141 Space environment		ECSS-E-10-04 Space environment 2000		note
Paragraph No.	Paragraph Title (Japanese)	Paragraph Title (English)	Paragraph No. and Title	Sentence quoted ("FULL": Entire description in the Paragraph "": No quotation)		
1	適用範囲	Scope	1	This standard applies to all product types which exist or operate in space and defines the natural environment for all space regimes. It also defines general models and rules for determining the local induced environment. 7Project-specific or project-class-specific acceptance criteria, analysis methods or procedures are not defined.		
3.1.1	アルベド	albedo	3.1.4 albedo	FULL		
3.1.2	異質圏	heterosphere	3.1.23 heterosphere	FULL		
3.1.3	F10.7フラックス	F10.7 flux	3.1.18 F10.7 flux	FULL		
3.1.4	LまたはLシェル	L or L shell	3.1.27 L or L shell	FULL		
3.1.5	汚染因子	contaminant	3.1.6 contaminant	FULL		
3.1.6	外気圏	exosphere	3.1.17 exosphere	FULL		
3.1.7	吸収線量	absorbed dose	3.1.2 absorbed dose	FULL		
3.1.8	高エネルギー粒子	High-energetic particle	3.1.15 High-energetic particle	FULL		
3.1.9	磁気地方時(MLT)	magnetic local time (MLT)	3.1.29 magnetic local time (MLT)	FULL		
3.1.10	指数ApとKp	Ap, Kp indices	3.1.1 Ap, Kp indices	FULL		
3.1.11	シングルイベントアップセット(SEU), シングルイベント効果(SEE), シングルイベントラッチアップ(SEL)	single-event upset (SEU), single-event effect (SEE), single-event latch-up (SEL)	3.1.42 single-event upset (SEU), single-event effect (SEE), single-event latch-up (SEL)	FULL		
3.1.12	スペースデブリ	space debris	3.1.43 space debris	FULL		
3.1.13	制動放射	bremsstrahlung	3.1.5 bremsstrahlung	FULL		
3.1.14	線エネルギー平均付与(LET)	linear energy transfer (LET)	3.1.28 linear energy transfer (LET)	FULL		
3.1.15	全方向性フラックス	omnidirectional flux	3.1.35 omnidirectional flux	FULL		
3.1.16	太陽定数	solar constant	3.1.44 solar constant	FULL		
3.1.17	太陽フレア	solar flare	3.1.45 solar flare	FULL		
3.1.18	ダスト	dust	3.1.13 dust	particulates which have a direct relation to a specific solar system body and which are usually found close to the surface of this body (e.g. Lunar, Martian or Cometary dust)		
3.1.19	地球赤外線	Earth infrared	3.1.14 Earth infrared	FULL		
3.1.20	地心太陽磁気圏(GSM)座標	geocentric solar magnetospheric coordinates (GSM)	3.1.22 geocentric solar magnetospheric coordinates (GSM)	FULL		
3.1.21	等価フルエンス	equivalent fluence	3.1.16 equivalent fluence	FULL		
3.1.22	等質圏	homosphere	3.1.24 homosphere	FULL		
3.1.23	等方性	isotropic	3.1.26 isotropic	FULL		
3.1.24	熱圏	thermosphere	3.1.48 thermosphere	FULL		
3.1.25	プラズマ	plasma	3.1.39 plasma	FULL		
3.1.26	フラックス	flux	3.1.20 flux	FULL		
3.1.27	フルエンス	fluence	3.1.19 fluence	FULL		
3.1.28	分布関数 f(x, v)	distribution function f(x,v)	3.1.10 distribution function f(x,v)	FULL		
3.1.30	放射	radiation	3.1.40 radiation	FULL		
3.1.31	マックスウェル分布	Maxwellian distribution	3.1.31 Maxwellian distribution	FULL		
3.1.32	メテオロイド	meteoroids	3.1.32 meteoroids	FULL		
3.1.35	電流	current	3.1.8 current	FULL		
3.2	略語	Abbreviated terms	3.2 Abbreviated terms	CIRA, COSPAR, e.m.f., GCR, GEO, GRAM, GSM, HEO, HWM, LDEF, LEO, LET, MAH, MASTER, MEO, MLT, MSI, S, NIEL, R, r, m, s., RTG, SEU, SEE, SEL, SEPs, USSA		
4.1.1	ニュートンの重力の法則	Newton's law of gravitation	4.1.1 Newton's law of gravitation	FULL		
4.1.2	質点モデルからの地球重力場モデル	Departures from the point-mass model	4.1.2 Departures from the point-mass model	FULL		
4.1.3	地球重力場の高精度表現：球面調和関数	Accurate representation of the geopotential	4.1.3 Accurate representation of the geopotential	FULL		
4.2	モデルの提示	Model presentation	4.2 Model presentation	FULL		
4.2.1	モデル	Model	4.2.1 Model	FULL		
4.2.2	必須モデルパラメータ	Mandatory model parameters	4.2.2 Mandatory model parameters	FULL		
4.2.3	利用ガイドライン	Guidelines for use	4.2.3 Guidelines for use	FULL		
4.3	参照データ	Reference data	4.3 Reference data	FULL		
4.3.1	モデル出力	Model output	4.3.1 Model output	FULL		
4.3.2	典型的ミッションの結果	Results for typical missions	4.3.2 Results for typical missions	FULL		
4.4	リファレンス	References	4.4 References	FULL		
5.1	はじめに 地磁気とその効果の概要	Introduction - Overview of the geomagnetic field and effects	5.1 Introduction - Overview of the geomagnetic field and effects	Spacecraft motion across the geomagnetic field results in a motionally-induced e.m.f. given by $E = v \times B$ in the spacecraft. If a current path can be completed, a current flows through the spacecraft and the surrounding plasma. These phenomena can lead to generation of a few volts potential differences on large spacecraft in LEO. The effect is also used or studied in tethered satellite missions where the length of the tether perpendicular to B can lead to large currents and potentials. Interaction between the magnetic field and an on-board magnetic moment m gives rise to a force: $F = (m \cdot \nabla) B$ which can be used for attitude control where an on-board magnetic torquer provides m.		
				Dynamic fluctuations in plasma populations, electric fields and geomagnetic fields are intimately connected and plasma disturbances can be monitored via observations of the geomagnetic field. These are quantified by the familiar Kp, Ap, Dst and other geomagnetic indices (see clause 6		
5.2	地磁気モデルに関する基準データ	Reference data on the geomagnetic field	5.2 Reference data on the geomagnetic field	FULL		
5.3	地磁気モデルと分析方法	Geomagnetic field models and analysis methods	5.3 Geomagnetic field models and analysis methods	FULL		
5.3.1	双極子モデル	Dipole model	5.3.1 Dipole model	FULL		
5.3.2	内部ソース磁場モデル	Internal-source field models	5.3.2 Internal-source field models	FULL		
5.3.3	偏心双極子モデル	Eccentric dipole model	5.3.3 Eccentric dipole model	FULL		

JERG-2-141 Space environment			ECSS-E-10-04 Space environment 2000		note
Paragraph No.	Paragraph Title (Japanese)	Paragraph Title (English)	Paragraph No. and Title	Sentence quoted ("FULL" : Entire description in the Paragraph ; " : No quotation)	
5.3.4	地磁気座標 BとL	Geomagnetic coordinates – B and L	5.3.4 Geomagnetic coordinates – B and L	Geomagnetic coordinates are useful or necessary for a number of applications where charged particle morphology or behaviour needs to be described in the magnetosphere. The most important application is in models of the Earth's radiation-belt environment (see clause 9). These particle models give fluxes of trapped energetic particles as functions of particle energy and of McIlwain's geomagnetic co-ordinates L and B/B0. L is the radial distance of the field line from the axis at the geomagnetic equator in an ideal dipole field and B is the magnetic field strength, determining the position along a field line from the minimum B0 at the geomagnetic equator. For many applications the pair B, L (or equivalently, B/B0, L) is sufficient to define a location in the field because of its azimuthal symmetry and the azimuthal symmetry in particle populations. In the true geomagnetic field, which is only quasi-dipolar, L is formally defined by means of a function of the adiabatic integral invariant I [RD.121]: where the integral is evaluated The function F is evaluated using values for I and B derived from the true geomagnetic field via a model. Hilton [RD.123] provided a simple approximation for the function f: $1+a_1x^{1/3}+a_2x^{2/3}+a_3x$ where $x = I^2/BM$; $a_1 = 1,350\ 47$; $a_2 = 0,456\ 376$; $a_3 = 0,047\ 545\ 5$. L is found to be nearly constant on a field-line or "drift shell". A charged particle in the geomagnetic field has three basic components of motion: a gyration about field-lines, a bouncing motion between magnetic mirrors at higher-field parts of the field-lines and an azimuthal drift around the Earth, tracing out a drift shell. By transforming orbital locations into the B, L coordinate system and accessing the radiation environment models throughout the orbit, predictions can be made of satellite radiation exposures (see clause 9). It is clear from this that computation of L at a point involves an integration along a field line, making use of a magnetic field model. It is	
5.3.5	外部ソース磁場モデル	External-source field models	5.3.5 External-source field models	FULL	
5.3.6	磁気圏境界	Magnetospheric boundaries	5.3.6 Magnetospheric boundaries	Some simple expressions can be used to estimate basic locations of magnetospheric boundaries for mission planning. The stand-off radial distance of the magnetopause in the sunward direction is given approximately by: $L_{mp} = 107,4(n_{sw}u_{sw}^2)^{1/6}$ where L_{mp} is in units of Earth-radii, n_{sw} , the solar wind proton number density is in units of cm^{-3} and u_{sw} the solar wind bulk velocity is in units of $km\ s^{-1}$. Typical values for n_{sw} and u_{sw} are $8\ cm^{-3}$ and $450\ km\ s^{-1}$ respectively, leading to a stand-off distance of about 10 RE. The model of Sibbeck et al. [RD.32] represents the complete magnetopause position, not just at the sub-solar point, as the function: $R^2 + Ax^2 + Bx + C = 0$ where $R^2 = y^2 + z^2$; x, y, z are GSM coordinates, in Earth-radii; A, B and C are fit parameters dependent on the solar wind pressure as given in Table E.2.	
5.4	個別適合化ガイドライン	Tailoring guidelines	5.4 Tailoring guidelines	As has already been mentioned, careful consideration should be given to application needs before selecting a model. A low-fidelity dipole model (aligned, eccentric or tilted dipoles) can suffice for many engineering applications. Most engineering applications never have need of the external-source model augmentation. These can only be necessary for mission planning for magnetospheric missions or if data on high latitude or high altitude variability of the fields with respect to local time and solar-geomagnetic activity is required. They can also be necessary where magnetic torquing is used at high altitudes such as in geostationary orbit, although the dynamic variability of the field at high altitudes shall be taken into account. For radiation belt modelling applications consistency shall be assured between the model's construction field model and the user's access field model (e.g. Jensen-Cain and GSFC models for AE and AP series models -- see clause 9).	
5.5	図	Figures	5.5 Figures	FULL	
5.6	リファレンス	References	5.6 References	FULL	
6.1	はじめに	Introduction	6.1 Introduction	FULL	

JERG-2-141 Space environment			ECSS-E-10-04 Space environment 2000		note
Paragraph No.	Paragraph Title (Japanese)	Paragraph Title (English)	Paragraph No. and Title	Sentence quoted ("FULL": Entire description in the Paragraph "-": No quotation)	
6.2.1	太陽定数	Solar constant	6.2.1 Solar constant	The solar constant is defined as the radiation that falls on a unit area of surface normal to the line from the Sun, per unit time, outside the atmosphere, at one astronomical unit (1 AU = average Earth-Sun distance). The solar constant has an uncertainty of about ± 10 W/m ² [RD6.2]. The following values for the electromagnetic radiation shall be used: Solar constant at 1 AU 1371 W/m ² Maximum solar energy flux (winter solstice) 1428 W/m ² Minimum solar energy flux (summer solstice) 1316 W/m ² Solar radiation pressure (100 % reflecting plate) 9.02 × 10 ⁻⁶ N/m ² .	
6.2.2	太陽スペクトル	Solar spectrum	6.2.2 Solar spectrum	FULL	
6.3.1	地球のアルベド	Earth albedo	6.3.1 Earth albedo	FULL	
6.3.2	地球の赤外線放射	Earth infrared	6.3.2 Earth infrared	FULL	
6.4.1	基本原則	General	6.4.1 General	FULL	
6.4.2.1	太陽活動指数	Solar activity indices	6.4.2.1 Solar activity indices	FULL	
6.4.2.2	地磁気活動指数	Geomagnetic activity indices	6.4.2.2 Geomagnetic activity indices	FULL	
6.4.3	太陽周期に対する従属	Solar cycle dependence	6.4.3 Solar cycle dependence	FULL	
6.4.4	基準の活動指数値	Reference index values	6.4.4 Reference index values	FULL	
6.4.5	個別適合化ガイドライン	Tailoring guidelines	6.4.5 Tailoring guidelines	FULL	
6.5	図	Figures	6.5 Figures	FULL	
6.6	リファレンス	References	6.6 References	FULL	
7.1	はじめに	Introduction	7.1 Introduction	A good knowledge of temperature, total density, concentrations of gas constituents and pressure is important for many space missions exploiting the low-earth orbit regime (LEO), below approx. 1000 km altitude. Aerodynamic forces on the spacecraft, due to the orbital motion of a satellite through a rarefied gas which itself can have variable high velocity winds, are important for the combination of planning satellite lifetime, for the maintenance of orbits, for sizing the necessary propulsion system, for the design of attitude control system, and for estimating the peak accelerations and torques imposed on sensitive payloads. Surface corrosion effects due to the impact of large fluxes of atomic oxygen are assessed to predict the degradation of a wide range of sensitive coatings of spacecraft	
7.2	推奨の基準モデル	Recommended reference model	7.2 Recommended reference model	Due to the large underlying set of supporting measurement data, the large temporal and spatial distribution of these data, the good fit of these data, and the flexible mathematical formulation of the model, the MSISE-90 atmosphere [RD7.1] shall be adopted as reference (corresponding to CIRA-86, the COSPAR International Reference Atmosphere.	
7.3	地球大気構造	Structure of the Earth atmosphere	7.3 Structure of the Earth atmosphere	FULL	
7.4	大気の状態パラメータ	Atmospheric state parameters	7.4 Atmospheric state parameters	FULL	
7.5	地球異質圏の温度、組成、密度のモデル	Temperature, composition, and density model of the Earth heterosphere	7.5 Temperature, composition, and density model of the Earth heterosphere	FULL	
7.6	地球等質圏の温度、組成、密度のモデル	Temperature, composition, and density model of the Earth homosphere	7.6 Temperature, composition, and density model of the Earth homosphere	FULL	
7.7	標準モデルの出力	Reference model output	7.7 Reference model output	FULL	
7.8	地球等質圏および異質圏の風モデル	Wind model of the Earth homosphere and heterosphere	7.8 Wind model of the Earth homosphere and heterosphere	FULL	
7.9	地球大気における空気力学	Aerodynamics in the Earth atmosphere	7.9 Aerodynamics in the Earth atmosphere	FULL	
7.11	図	Figures	7.11 Figures	Figure 5-12	
8.1	はじめに	Introduction	8.1 Introduction	FULL	
8.2	電離圏	The ionosphere	8.2 The ionosphere	FULL	
8.2.1	概要	Description	8.2.1 Description	FULL	
8.2.2	影響	Effects	8.2.2 Effects	FULL	
8.2.3	モデル	Models	8.2.3 Models	FULL	
8.2.4	典型的状態と最悪状態のパラメータ	Typical and worst case parameters	8.2.4 Typical and worst case parameters	to represent a severely low density ion population. This comes from a severe charging case seen on the DMSP spacecraft by RD8.5. Measuring ionospheric thermal ion density during a strong charging event is potentially prone to errors because of the way the charged satellite alters ion trajectories, so there is a degree of uncertainty in this measurement. The above worst-case environment shall be used to predict spacecraft surface potential using the POLAR [RD8.6] charging code or an equivalent code or calculations, applicable to the low Earth orbit environment. POLAR accepts inputs as Maxwellian, Power Law or Gaussian distributions.	
8.3.1	概要	Description	8.3.1 Description	FULL	
8.3.2	効果	Effects	8.3.2 Effects	FULL	
8.3.3	モデル	Models	8.3.3 Models	FULL	

JERG-2-141 Space environment			ECSS-E-10-04 Space environment 2000		note
Paragraph No.	Paragraph Title (Japanese)	Paragraph Title (English)	Paragraph No. and Title	Sentence quoted ("FULL" : Entire description in the Paragraph "." : No quotation)	
8.3.4	典型的パラメータ	Typical parameters	8.3.4 Typical parameters	FULL	
8.4.1	概要	Description	8.4.1 Description	FULL	
8.4.2	効果	Effects	8.4.2 Effects	FULL	
8.4.3	モデル	Models	8.4.3 Models	FULL	
8.4.4	典型的状態と最悪状態のパラメータ	Typical and worst case parameters	8.4.4 Typical and worst case parameters	FULL	
8.5.1	概要	Description	8.5.1 Description	FULL	
8.5.2	効果	Effects	8.5.2 Effects	FULL	
8.5.3	モデル	Models	8.5.3 Models	FULL	
8.6.1	概要	Description	8.6.1 Description	FULL	
8.6.2	効果	Effects	8.6.2 Effects	FULL	
8.6.3	モデル	Models	8.6.3 Models	FULL	
8.6.3.1	光電子と二次電子	Photo- and secondary electrons	8.6.3.1 Photo- and secondary electrons	FULL	
8.6.3.2	汚染因子気体のイオン化	Ionization of Contaminant Gasses	8.6.3.2 Ionization of Contaminant Gasses	FULL	
8.6.4	典型的パラメータ	Typical parameters	8.6.4 Typical parameters	FULL	
8.7	個別適合化ガイドライン	Tailoring guidelines	8.7 Tailoring guidelines	FULL	
8.8	リファレンス	References	8.8 References	FULL	
9.1.1	基本原則	General	9.1.1 General	FULL	
9.1.2.1	放射線帯	Radiation belts	9.1.2.1 Radiation belts	FULL	
9.1.2.2	太陽放射線粒子	Solar energetic particles	9.1.2.2 Solar energetic particles	FULL	
9.1.2.3	銀河宇宙線	Galactic cosmic rays	9.1.2.3 Galactic cosmic rays	FULL	
9.1.2.5	2次放射	Secondary radiation	9.1.2.5 Secondary radiation	FULL	
9.1.2.6	その他の放射線源	Other radiation sources	9.1.2.6 Other radiation sources	Other sources of radiation include emissions from on-board radioactive sources such as in instrument calibration units, Radioisotope Thermo-electric Generator (RTG) electrical power systems	
9.1.3	放射線影響の調査	Effects survey	9.1.3 Effects survey	The above radiation environments represent important hazards to space missions. Energetic particles, particularly from the radiation belts and from solar particle events cause radiation damage to electronic components, solar cells and materials. They can easily penetrate typical spacecraft walls and deposit doses of hundreds of kilorads (1 rad = 1 cGy) during missions in certain orbits. Energetic ions, primarily from cosmic rays and solar particle events, lose energy rapidly in materials, mainly through ionization. This energy transfer can disrupt or damage targets such as a living cell, or a memory element, leading to Single-event Effect (SEE) in a component, or an element of a detector (radiation background). These effects can also arise from nuclear interactions between very energetic trapped protons and materials (sensitive parts of	
			9.1.3 Effects survey	Energetic particles also interfere with payloads, most notably with detectors on astronomy and observation missions where they produce a "background" signal which is not distinguishable from the photon signal being counted, or which can overload the detector system. Energetic electrons can penetrate thin shields and build up static charge in internal dielectric materials such as cable and other insulation, circuit boards, and on ungrounded metallic parts. These	
			9.1.3 Effects survey	Apart from ionizing dose, particles can lose energy through non-ionizing interactions with materials, particularly through "displacement damage", or "bulk damage", where atoms are displaced from their original sites. This can alter the electrical, mechanical or optical properties of materials and is an important damage mechanism for electro-optical components (e.g. solar cells and opto-couplers) and for detectors, such as CCDs.	
9.2	放射線影響の定量化と関連環境	Quantification of effects and related environments	9.2 Quantification of effects and related environments	Table 27: Parameters for quantification of radiation	
9.3.1	捕獲放射線帯	Trapped radiation belts	9.3.1 Trapped radiation belts	FULL	
9.3.1.1	基本データ	Basic data	9.3.1.1 Basic data	FULL	

JERG-2-141 Space environment			ECSS-E-10-04 Space environment 2000		note
Paragraph No.	Paragraph Title (Japanese)	Paragraph Title (English)	Paragraph No. and Title	Sentence quoted ("FULL" - Entire description in the Paragraph)	
9.3.1.2	標準放射線帯モデル	Standard models	9.3.1.2 Standard models	For trapped radiation, the standard models of radiation belt energetic particle shall be the AE--8 and AP--8 models for electrons [RD9.6] and protons [RD9.7], respectively. They were developed at the NSSDC at NASA/GSFC based on data from satellites flown in the 1960s and early 1970s. The models give omni-directional fluxes as functions of idealized geomagnetic dipole coordinates B/BO and L(see clause 5). This means that they shall be used together with an orbit generator and geomagnetic field computation to give instantaneous or orbit-averaged fluxes. The user shall define an orbit, generate a trajectory, transform it to geomagnetic coordinates and access the radiation belt models to compute flux spectra. Apart from separate versions for solar maximum and solar minimum, there is no description of the temporal behaviour of fluxes. At high altitudes in particular (e.g. around geostationary orbit) fluxes vary by orders of magnitude over short times and exhibit significant diurnal variations: the models	
			9.3.1.2 Standard models	At low altitudes, on the inner edge of the radiation belts, particle fluxes rise very steeply with altitude and small errors in computing locations can give rise to large errors in particle fluxes. This is a problem since the geomagnetic field is shifting and decaying so that the situation is no longer the same as when the model data were acquired. Use of a geomagnetic field model other than the one used in generating the model can result in large flux errors at low altitude. The models shall only be used together with the geomagnetic field models shown in Table 29.	
			9.3.1.2 Standard models	Table 29: Standard field models to be used with radiation-belt models	
			9.3.1.2	Although use of an old field model and epoch can reduce errors in the magnitudes of fluxes, it should be noted that it does not model the spatial locations of radiation-belt features (e.g. the position of the South Atlantic anomaly), or particle fluxes, as they are today. The particle ranges shown in Figure 13 show that in order to penetrate typical spacecraft shielding of the order of millimetres, protons need tens of MeV energies and electrons need in excess of about 0.5 MeV. The AP--8 model for protons gives proton fluxes from 0.1 to 400 MeV while the AE--8 model for electrons covers electrons from 0.04 to 7 MeV. Figure 14 shows contour plots of AE--8 and AP--8 model omnidirectional, integral fluxes for energies above 1 MeV and 10 MeV, respectively, in idealized dipole space.	
				Figure 15 shows values of energetic electron and proton particle fluxes as stored in these models, for positions on the geomagnetic equator (B=BO), as functions of L for both solar maximum and solar minimum. This shows that as far as the models are concerned, the solar activity only affects electron fluxes in the mid-L range and protons at low altitude where the higher neutral atmospheric density at solar maximum leads to reduced proton fluxes because of enhanced loss. Solar cycle effects on electrons appear to differ from this behaviour in reality [RD9.8].	
9.3.1.3	南大西洋異常地域	The South Atlantic anomaly	9.3.1.3	FULL	
9.3.1.4	放射線帯の外帯のダイナミクス	Dynamics of the outer radiation belt	9.3.1.4	FULL	

JERG-2-141 Space environment			ECSS-E-10-04 Space environment 2000		note
Paragraph No.	Paragraph Title (Japanese)	Paragraph Title (English)	Paragraph No. and Title	Sentence quoted ("FULL" : Entire description in the Paragraph "-" : No quotation)	
9.3.2.1	ミッション積算の陽子フルエンスに関する標準モデル	Standard model for mission-integrated fluences	9.3.2.1 Standard model for mission-integrated fluences	During energetic events on the Sun, large fluxes of energetic protons are produced which can reach the Earth. Solar particle events, because of their unpredictability and large variability in magnitude, duration and spectral characteristics, have to be treated statistically. However, large events are confined to a 7-year period defined as solar maximum. Although large events are absent during the remaining 4 solar minimum years of the 11-year solar cycle (see clause 6) the occasional small event can still occur. Figure 18, based on data from RD9.16, shows reference data for solar maximum solar proton fluences at various energy levels based on the JPL-1991 model. The data are also tabulated in Table 30. The JPL model provides data up to 60 MeV. For fluences at energies above this, an exponential fit to the rigidity spectrum shall be used, where rigidity is defined as: where P is the rigidity, expressed in GV; E is the energy, expressed in MeV. Table 30: Fluence levels for energy, mission duration and confidence levels from the JPL-1991 model Table 31: Standard probability (confidence) levels to be applied for various mission durations	
9.3.2.2	個別の太陽フレアイベントのスペクトラム	Spectrum of individual events	9.3.2.2 Spectrum of individual events	FULL	
9.3.2.3	イベント確率	Event probabilities	9.3.2.3 Event probabilities	FULL	
9.3.2.4	イベント記録の分析	Analysis of event records	9.3.2.4 Analysis of event records	FULL	
9.3.2.5	太陽粒子現象における重イオン粒子	Solar particle event ions	9.3.2.5 Solar particle event ions	FULL	
9.3.2.6	その他のモデル	Other models	9.3.2.6 Other models	FULL	
9.3.2.7	方向性	Directionality	9.3.2.7 Directionality	FULL	
9.3.3.1	基本原則	General	9.3.3.1 General	FULL	
9.3.3.2	方向性	Directionality	9.3.3.2 Directionality	FULL	
9.3.4	地磁気遮蔽	Geomagnetic shielding	9.3.4 Geomagnetic shielding	FULL	
9.3.5	宇宙機の2次放射線	Spacecraft secondary radiation	9.3.5 Spacecraft secondary radiation	For engineering purposes it is often only electron-induced bremsstrahlung radiation that is considered as a significant secondary source. In special cases other secondaries shall be considered. In evaluating the radiation background effects in detector systems, it is often secondary radiation that is important. Because of heavy shielding removing primaries, veto systems which actively protect against counting primary-induced signals, or secondary radiation generated within the sensing band of an instrument. Most secondary radiation is emitted at the instant of interaction ("prompt") while some is delayed. By its nature, secondary radiation shall be analysed on a case-by-case basis, possibly through Monte-Carlo simulation. For engineering estimates of bremsstrahlung, the SHIELDOSE model shall be used (see subclause 9.4.2).	
9.3.5	宇宙機の2次放射線	Spacecraft secondary radiation	9.3.5 Spacecraft secondary radiation		
9.3.6	中性子	Neutrons	9.3.6 Neutrons	FULL	
9.4	導出量の分析方法	Analysis methods for derived quantities	9.4 Analysis methods for derived quantities	FULL	
9.4.1	基本原則	General	9.4.1 General	FULL	
9.4.2	電離放射線量	Ionizing dose	9.4.2 Ionizing dose	FULL	
9.4.3	標準軌道放射線量データ	Reference orbital dose data	9.4.3 Reference orbital dose data	FULL	
9.4.4	シングルイベントアップセット率	Single-event upset rate	9.4.4 Single-event upset rate	FULL	added by JAXA
9.4.5	太陽電池セルの劣化	Solar cell degradation	9.4.5 Solar cell degradation	FULL	
9.4.6	内部の静電帯電	Internal electrostatic charging	9.4.6 Internal electrostatic charging	Engineering methods for specifying derived parameters related to internal electrostatic charging are currently under development and	
9.4.6	内部の静電帯電	Internal electrostatic charging	9.4.6 Internal electrostatic charging	as are the energy spectrum and the duration of high-flux conditions. In addition, the "target" material plays a role and shielding of the target material obviously has a large effect.	
9.4.7	非イオン化エネルギー損失	Non-ionizing dose	9.4.8 Non-ionizing dose	FULL	
9.5	個別適合化ガイドライン 軌道およびミッションの領域	Tailoring guidelines: Orbital and mission regimes	9.5 Tailoring guidelines: Orbital and mission regimes	FULL	
9.5.1	基本原則	General	9.5.1 General	FULL	
9.5.2	GEO	GEO	9.5.2 GEO	FULL	
9.5.3	MEOとHEO	MEO&HEO	9.5 MEO & HEO	FULL	
9.5.4	LEO	LEO	9.5.4 LEO	FULL	
9.5.5	極軌道	Polar	9.5.5 Polar	FULL	
9.5.6	惑星間および惑星における環境	Interplanetary and planetary environments	9.5.6 Interplanetary and planetary environments	FULL	
9.6	放射線環境仕様書の作成	Preparation of a radiation environment specification	9.6 Preparation of a radiation environment specification	a,b,c,d,e,g,h,i FULL	
9.7	図	Figures	9.7 Figures	FULL	
9.8	リファレンス	References	9.8 References	FULL	added by JAXA
9.9	関連Web	Web	-	-	
10	メテオロイド及びスペースデブリ	meteoroids and space debris	10 meteoroids and space debris	FULL	
10.1	はじめに	Introduction	10.1 Introduction	FULL	
10.2	解析方法	Analysis techniques	10.2 Analysis techniques	FULL	added by JAXA
10.3	モデルの説明	Model presentation	10.3 Model presentation	FULL	
10.3.1	メテオロイド	Meteoroids	10.3.1 Meteoroids	FULL	

JERG-2-141 Space environment			ECSS-E-10-04 Space environment 2000		note
Paragraph No.	Paragraph Title (Japanese)	Paragraph Title (English)	Paragraph No. and Title	Sentence quoted ("FULL": Entire description in the Paragraph "-": No quotation)	
10.3.1.1	フラックスモデル	Flux model	10.3.1.1 Flux model	FULL	
10.3.1.2	速度分布	Velocity distribution	10.3.1.2 Velocity distribution	FULL	
10.3.1.3	地球の引力と遮蔽	Earth attraction and shielding	10.3.1.3 Earth attraction and shielding	FULL	
10.3.1.4	質量密度	Mass density	10.3.1.4 Mass density	FULL	
10.3.1.5	方向分布	Directional distribution	10.3.1.5 Directional distribution	FULL	
10.3.1.6	メテオロイドストリーム	Meteoroid streams	10.3.1.6 Meteoroid streams	FULL	
10.3.1.7	惑星間メテオロイドモデル	Interplanetary meteoroid model	10.3.1.7 Interplanetary meteoroid model	FULL	
10.3.1.8	適用可能な領域	Regime of applicability	10.3.1.8 Regime of applicability	FULL	
10.3.1.9	個別適合化ガイドライン	Tailoring guidelines	10.3.1.9 Tailoring guidelines	FULL	
10.3.2	スペースデブリ	Space debris	10.3.2 Space debris	FULL	
10.3.3	ダスト粒子	Dust	10.3.3 Dust	FULL	
10.3.3.1	月のレゴリスとダスト粒子	Lunar regolith and dust	10.3.3.1 Lunar regolith and dust	FULL	
10.4	標準データ	Reference data	10.4 Reference data	FULL	
10.4.1	追跡可能なスペースデブリ	Trackable space debris	10.4.1 Trackable space debris	FULL	
10.4.2.1	メテオロイドとスペースデブリの累積フラックス	Cumulative meteoroid and space debris fluxes	10.4.2.1 Cumulative meteoroid and space debris fluxes	Cumulative meteoroid and space debris fluxes (i.e. fluxes of particles of given size or larger) can be obtained directly from the flux models.	
10.4.2.2	メテオロイドストリーム	Meteoroid streams	10.4.2.2 Meteoroid streams	FULL	
10.4.2.3	メテオロイドの方向性	Meteoroids directionality	10.4.2.3 Meteoroids directionality	FULL	
10.4.2.4	デブリの方向性	Debris directionality	10.4.2.4 Debris directionality	FULL	
10.5	図	Figures	10.5 Figures	Figure 30	
10.6	リファレンス	References	10.6 References	RD10.1~RD10.11	
11.1	はじめに	Introduction	11.1 Introduction	FULL	
11.2.1.2	分子状汚染の移動	Transport mechanisms	11.2.1.1 Outgassing of organic materials 11.2.1.2 Secondary sources 11.2.2.1 Reflection on surface 11.2.2.2 Re-evaporation from surface 11.2.2.3 Migration on surface 11.2.2.6 Ionization by other environmental parameters 11.5.3	FULL	
11.2.2	プルームによる汚染	Plumes	11.2.1.1.2 Plumes	FULL	
11.2.2.1	プルームモデル	Plumes model	11.5.2.2 Plumes model	FULL	
11.2.3	火工品とリリースメカニズム	Pyrotechnics and release mechanisms	11.2.1.1.3 Pyrotechnics and release mechanisms	FULL	
11.2.4.1	粒子汚染の発生	Sources inherent to materials	11.3.1.1 Sources inherent to materials	FULL	
11.2.4.2	粒子の移動	Transport mechanisms	11.3.2 Transport mechanisms	FULL	
11.3	汚染の影響	Effect of contamination	11.4 Effect of contamination	FULL	
11.5	リファレンス	References	11.6 References	FULL	
付録A	付録A	Annex A	Annex B	FULL	
付録B	付録B	Annex B	Annex C	FULL	
付録C	付録C	Annex C	Annex D	FULL	
付録D	付録D	Annex D	Annex E	FULL	
付録E	付録E	Annex E	Annex F	FULL	
付録F	付録F F.1.1 基本原則	F.1.1 General	Annex H H.1.1 General	These models can be used as interim solution for impact risk assessments and shielding design purposes until a specific standard for the space debris environment is defined.	
付録F	F.1.2 MASTER	F.1.2 MASTER	H.1.2 MASTER	uses a semi-deterministic approach which represents the debris environment by modelling its history from the beginning of spaceflight to present. It uses three source terms for the debris population: launches, explosions and collisions and follows their orbital evolutions. The space debris population at an epoch of 31 March 1996 is derived from 132 low and high intensity on-orbit break-ups.	
付録F	F.1.2 MASTER	F.1.2 MASTER	H.1.2 MASTER	An Analyst application allows to interrogate the spatial debris distribution to determine collision fluxes for an arbitrary target orbit passing through the control volume. Flux results can be analysed with respect to collision velocity magnitude, its direction (azimuth and elevation), the orbit location, and the 3D position where the flux was encountered.	
付録F	F.1.3 ORDEM	F.1.3 ORDEM	H.1.3 ORDEM	FULL	
付録F	F.1.4 速度分布	F.1.4 Velocity distribution	H.1.4 Velocity distribution	FULL	
付録F	F.1.5 質量密度	F.1.5 Mass density	H.1.5 Mass density	FULL	
付録F	F.1.7 その他のデブリモデル	F.1.7 Other debris models	H.1.8 Other debris models	FULL	
付録F	F.2 モデルの不確実性	F.2 Model uncertainties	H.2 Model uncertainties	FULL	
付録F	F.2.1 基本原則	F.2.1 General	H.2.1 General	FULL	
付録F	F.2.2 メテオロイド	F.2.2 Meteoroids	H.2.2 Meteoroids	FULL	
付録F	F.2.3 スペースデブリ	F.2.3 Space debris	H.2.3 Space debris	The space debris flux models were developed as a best estimate rather than a conservative one. In [RDH.3] uncertainties for debris fluxes in different size regimes are quoted. These factors give the 90 % confidence level that the real debris flux is within a bandwidth defined by the	
付録F	F.3 損傷の推定	F.3 Damage assessment	H.3 Damage assessment	FULL	added by JAXA
付録F	F.6 リファレンス	F.6 References	H.6 References	RDH.1~RDH.6	