

限定なし



月環境標準

2026年 3月 30日 制定

宇宙航空研究開発機構

免責条項

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

Disclaimer

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

発行

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

宇宙航空研究開発機構 安全・信頼性推進部

JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency)

目次

| | |
|--|----|
| 1.0 序論..... | 1 |
| 1.1 背景..... | 1 |
| 1.2 目的..... | 1 |
| 1.3 適用範囲..... | 1 |
| 1.4 参照文書..... | 2 |
| 2.0 文書..... | 3 |
| 2.1 適用文書、モデル、データセット..... | 3 |
| 2.1.1 欠番..... | 3 |
| 2.1.2 適用モデル/データセット..... | 3 |
| 3.0 環境仕様..... | 4 |
| 3.1 欠番..... | 4 |
| 3.2 欠番..... | 4 |
| 3.3 宇宙空間フェーズ..... | 4 |
| 3.3.1 トータルドーズ..... | 4 |
| 3.3.1.1 Low Earth Orbit (LEO) – International Space Station (ISS) Orbit..... | 7 |
| 3.3.1.2 Staging and Transit Orbits..... | 16 |
| 3.3.1.3 Geosynchronous Earth Orbit (GEO)..... | 48 |
| 3.3.1.4 Interplanetary..... | 52 |
| 3.3.1.5 Lunar Orbit..... | 52 |
| 3.3.1.6 Lunar Surface..... | 52 |
| 3.3.1.7 Near Earth Asteroid (NEA)..... | 53 |
| 3.3.1.8 欠番..... | 53 |
| 3.3.1.9 欠番..... | 53 |
| 3.3.1.10 太陽粒子イベント..... | 53 |
| 3.3.2 シングルイベント..... | 72 |
| 3.3.2.1 LEO-ISS Orbit..... | 75 |
| 3.3.2.2 Staging and Transit Orbits..... | 85 |
| 3.3.2.3 Geosynchronous Earth Orbit (GEO)..... | 92 |
| 3.3.2.4 Interplanetary..... | 93 |
| 3.3.2.5 Lunar Orbit..... | 93 |
| 3.3.2.6 Lunar Surface..... | 93 |
| 3.3.2.7 Near Earth Asteroid (NEA)..... | 93 |
| 3.3.2.8 欠番..... | 93 |
| 3.3.2.9 欠番..... | 93 |

| | |
|--|-----|
| 3.3.2.10 GCR and Solar Particle Event..... | 93 |
| 3.3.3 プラズマ帯電..... | 102 |
| 3.3.3.1 LEO-ISS Orbit..... | 103 |
| 3.3.3.2 Staging and Transit Orbits..... | 104 |
| 3.3.3.3 Geosynchronous Earth Orbit..... | 108 |
| 3.3.3.4 Interplanetary Orbit..... | 108 |
| 3.3.3.5 Lunar Orbit (High and Low)..... | 109 |
| 3.3.3.6 Lunar Surface..... | 112 |
| 3.3.3.7 Near Earth Asteroid..... | 112 |
| 3.3.3.8 欠番..... | 113 |
| 3.3.3.9 欠番..... | 113 |
| 3.3.3.10 Polar Orbit..... | 113 |
| 3.3.4 乗員の被曝に関する電離放射線環境..... | 114 |
| 3.3.5 保留..... | 120 |
| 3.3.6 メテオロイド及び軌道デブリの環境..... | 120 |
| 3.3.7 地球重力場..... | 123 |
| 3.3.8 月重力場..... | 124 |
| 3.3.9 宇宙空間ハードウェアの熱環境..... | 126 |
| 3.3.9.1 月軌道フェーズの熱環境..... | 126 |
| 3.3.9.2 地球近傍フェーズの熱パラメータ..... | 131 |
| 3.3.10 宇宙空間ハードウェアの太陽照射環境..... | 135 |
| 3.3.11 宇宙空間中性大気（熱圏）密度..... | 138 |
| 3.3.12 地球磁場（保留）..... | 140 |
| 3.4 月面の運用フェーズ..... | 141 |
| 3.4.1 月面の地質・地形環境..... | 141 |
| 3.4.1.1 クレーターサイズ-頻度分布..... | 141 |
| 3.4.1.2 クレーターの地形..... | 143 |
| 3.4.1.3 月面の地形、傾斜分布、粗さ..... | 145 |
| 3.4.1.4 岩石と岩石サイズ分布..... | 149 |
| 3.4.2 月レゴリスの特性..... | 155 |
| 3.4.2.1 月レゴリスの概要,..... | 155 |
| 3.4.2.2 粒径と形状..... | 159 |
| 3.4.2.3 月レゴリスの力学特性..... | 174 |
| 3.4.2.4 派生的な物理特性（力学特性）..... | 186 |
| 3.4.3 月面プラズマ環境..... | 194 |
| 3.4.4 月レゴリスの電気特性..... | 200 |

| | | |
|---------|------------------------------|-----|
| 3.4.4.1 | バルク導電率（電気伝導率） | 201 |
| 3.4.4.2 | 誘電率 | 203 |
| 3.4.4.3 | 誘電正接 | 206 |
| 3.4.5 | 光学特性 | 208 |
| 3.4.5.1 | 可視・近赤外域の特性 | 209 |
| 3.4.5.2 | レーダー特性 | 210 |
| 3.4.6 | 月の熱環境 | 210 |
| 3.4.6.1 | 月面の放射環境 | 211 |
| 3.4.6.2 | 月面の熱特性 | 213 |
| 3.4.6.3 | 表面温度 | 219 |
| 3.4.6.4 | 地下の温度 | 222 |
| 3.4.7 | 月の電離放射線環境 | 222 |
| 3.4.7.1 | 月面のトータルイオンドーズ | 223 |
| 3.4.7.2 | 月面シングルイベント環境 | 223 |
| 3.4.7.3 | 月中中性子環境 | 223 |
| 3.4.8 | 月のメテオロイド・イジェクタ環境 | 226 |
| 3.4.8.1 | 一次メテオロイド環境 | 226 |
| 3.4.8.2 | メテオロイドイジェクタ環境 | 227 |
| 3.4.9 | 月の照度 | 227 |
| 3.4.10 | 月の中性大気 | 230 |
| 3.4.11 | 永久影領域内のレゴリスの特殊な物理的・化学的条件（保留） | 230 |
| 4.0 | 欠番 | 230 |
| 5.0 | 参考文献 | 231 |

1.0 序論

1.1 背景

この文書は、NASA の SLS-SPEC-159 REVISION I (EFFECTIVE DATE: 2021/10/27) CROSS-PROGRAM DESIGN SPECIFICATION FOR NATURAL ENVIRONMENT (以下、DSNE とする) を元に作成されたものである。DSNE を和訳したものであり、下段の注記欄に解説や補足事項等を追記している。詳細及び不明な点があれば DSNE を確認すること。

<https://ntrs.nasa.gov/citations/20210024522>

なお、DSNE を引用するにあたり、NASA STI Information Desk 及び著者の許可を得ている。全ての図・表は NASA の許可の元、著者：Frank B Leahy、タイトル：SLS-SPEC-159 REVISION I (EFFECTIVE DATE: 2021/10/27) CROSS-PROGRAM DESIGN SPECIFICATION FOR NATURAL ENVIRONMENT (DSNE) より引用されている。

1.2 目的

本標準は、日本の月探査のプログラムにおいて考慮すべき環境条件を規定する。日本の各々の月探査プログラムが適切に環境条件を適用するために必要な、統一された環境仕様を定義することを目的としている。

1.3 適用範囲

本標準は、日本の月探査における環境のパラメーター限界値（最大値、最小値、エネルギースペクトル、または精密なモデル入力、仮定、モデルオプションなど）を定義している。多くのパラメーター限界値は、スペースシャトルプログラムなどの過去のプログラムの経験に基づいて設定されているものであり、パラメーター限界値にはマージンは含まれておらず、個々に評価して妥当性を確認する必要がある。非現実的な極端な条件を適用しないこと。

宇宙機やサポートシステムをロバストに設計するために、本標準における環境仕様を考慮すべきであるが、月探査プログラムによっては、適切なプログラムリスク管理計画および／またはハザード分析によって、運用上の緩和策やリスク需要により、環境仕様の範囲の一部を考慮する方が効果的である場合がある。

本標準は、追加要件（建築基準や地域の環境制約など）が存在する可能性のある地上設備に

対しては十分なものではない。

本標準で使われている「環境」という用語は、意図的な人間活動や介入の結果ではない環境を指す。これらは、様々な外部環境要因であり、そのほとんどは自然起源のものであるが、一部は人間起源のものもある。また、これらは宇宙機の開発または運用に制限を課すか、または影響を与えるものである。これらの「環境」には、以下の種類の環境が含まれる：

- a. 宇宙環境（電離放射線、軌道上デブリ、メテオロイド、熱圏密度、プラズマ、太陽、地球、および月面からの熱放射など）。
- b. 月環境（月面および月の軌道など）。

本標準におけるモデル、データ、設計限界の検証は、DSNE 付録 B に示されている。

1.4 参照文書

- (1) SLS-SPEC-159 REVISION I (EFFECTIVE DATE: 2021/10/27) CROSS-PROGRAM DESIGN SPECIFICATION FOR NATURAL ENVIRONMENT (DSNE)
- (2) JERG-2-141 宇宙環境標準

2.0 文書

2.1 適用文書、モデル、データセット

2.1.1 欠番

2.1.2 適用モデル/データセット

以下のモデルとデータベースが用いられている。これらの適用方法は、該当するセクションで説明されている。

| Model/Data Set Identification | Model/Data Set Name/Description |
|--------------------------------------|---|
| Earth-GRAM | Earth Global Reference Atmosphere Model (GRAM) As of January 1, 2012 the latest version of this model is Earth-GRAM 2010. Any previous analyses performed using a prior version do not require rework. |
| GGM02C | Gravity Recovery and Climate Experiment (GRACE) Gravity Model 02 C |
| GRAIL | Gravity Recovery and Interior Laboratory (GRAIL) Lunar Gravity Model |
| MEM 3 | Meteoroid Engineering Model 3 |
| ORDEM 3.1 | Orbital Debris Engineering Model 3.1 |
| IRENE | International Radiation Environment Near Earth (AE9/AP9/SPM [Standard Plasma Model]) |

3.0 環境仕様

3.1 欠番¹

3.2 欠番²

3.3 宇宙空間フェーズ

このセクションでは、トータルドーズおよびシングルイベントを引き起こす電離放射線環境を定義する。

3.3.1 トータルドーズ

このセクションでは、累積的なトータルドーズ環境について詳述する。トータルドーズは、トータルイオンドーズ (Total Ionizing Dose (TID)) と変位損傷線量 (Displacement Damage Dose (DDD)) の2つで構成される。これらを計算するには、電離放射線環境を定義する必要がある。TID は、等価なアルミニウム厚を通して電離放射線環境を輸送し、蓄積されたエネルギーまたは線量を測定して算出する。TID は、高度 150km 以上で Design Reference Missions (DRM) フェーズにある部品や材料に対し、国際単位系のセンチグレイ (cGy (Si)) で与えられる。1cGy (Si) は 1rad (シリコン) に相当する。宇宙空間の全ての領域とステージング軌道において、Shieldose2 の Space Environment Information System (SPENVIS) バージョン³を使用し、アルミニウム球の中心における線量を計算して TID を算出する。これは、TID のコンサバな推定値を示すが、検討対象のシステムの構造を通じて 3次元放射線輸送計算⁴を実行することにより、より現実的な TID を算出することができる。

DDD は、環境フルエンスを輸送し、損傷関数と合わせて決定する。この損傷関数は材料に依存するため、環境フルエンスのみを与える。シリコンおよびガリウムヒ素の DDD と材料の損傷関数の決定方法については、Srour, et al., 2003、Johnston, et al., 2013、および Messenger, et al., 2001 に記載されている。

¹ DSNE と項番を合わせるため、3.1 は欠番とする

² DSNE と項番を合わせるため、3.2 は欠番とする

³ JAXA SEES(Space Environment & Effects System : 宇宙環境計測情報システム)にも Shieldose2 があり使用可能である。

⁴ 3次元放射線輸送計算は Geant4 などの計算ツールで計算可能である。なお、JAXA SEES においては 3次元放射線輸送計算の計算機能を備えていない。

表 3.3.1-1 は、トータルドーズについて、本標準で定義した宇宙の各領域（表の最上段）における、各 DRM（左側の列）の対応表（適用性を示すマトリックス）である。宇宙の各領域において、該当する DRM には、表中に「X」が記入されている。サブセクション 3.3.1.2 の”Staging and Transit Orbits”の列においては、DRM 毎に、3.3.1.2 のすべては適用されないため、該当する 3.3.1.2 のサブセクション（3.3.1.2.x）が記載されている。3.3.1.1～3.3.1.9 は宇宙の領域を示し、それとは別に、3.3.1.10 に「太陽粒子イベント（Solar Particle Events（SPE））」のセクションが設けられている⁵。SPE 線量はミッション総時間に依存するため、3.3.1.1～3.3.1.9 の宇宙領域の各セクションに SPE 線量を入れてしまうと、一つの DRM において、太陽粒子イベントが 1 回の場合においても、複数回の線量を含んでしまう可能性がある。したがって、SPE 環境（地磁気遮蔽時と無遮蔽時の両方）については、独自のサブセクションを設け、適正線量が DRM の文書に組み込まれる。一般に、太陽粒子イベントは一過性であることから、SPE 線量をミッション時間に合わせてスケールリングするのは必ずしも適切ではない。ミッション継続時間が 18 時間以下の場合、18 時間分の線量（表 3.3.1.10.2-7）を用いるべきだが、18 時間未満のミッションではスケールリングしてもよい。18 時間超～最大 1 年に及ぶミッションでは年間線量（表 3.3.1.10.2-3）を用いるべきだが、18 時間～180 時間のミッションの場合は、本セクションで規定している年間線量の代わりに CREME96 の 1 週間当たりの最悪値 worst week を用いて線量を計算してもよい⁶。

トータルドーズのセクションおよびサブセクションはすべて、SPE を除き、1 日あたりの環境条件として示している。特定の DRM におけるトータルドーズ環境を決定するには、すべての該当するセクションとサブセクションの環境条件に、その環境にいる日数を乗じ、次いで適切な SPE 線量を計上してから、それらをすべて合計して最終線量を決定する必要がある。

注：表は、プロットデータから、一部のデータを省略した（間引いた）データを示している場合がある⁷。

設計上の制限

⁵ 3.3.1.1～3.3.1.9 項は各軌道（場所）毎に整理されている。これとは別に、3.3.1.10 項は太陽粒子イベントの内容を記載している。

⁶ CREME96 は銀河宇宙線（Galactic cosmic rays（GCR））の環境モデルである。この中で太陽粒子イベントの worst/week（一週間当たりの最悪値）が定義されており、これを用いて線量を計算してもよい。

⁷ 以降に続く表は数値が間引いたデータが示されている。

以降のセクションで示されていない軌道（表 3.3.1-1 に示されていない軌道）については、International Radiation Environment Near Earth (IRENE)) モデルまたは AE8/AP8 モデルにより、モデル入力値の段落で指定している設定値を使用して捕捉放射線環境を生成する必要がある。以降のセクションで示されている軌道についても、以下のモデル入力値を設定すれば、各セクションで示されている捕捉放射線の表の代わりに IRENE により生成した補足放射線環境を使用してもよい。

モデル入力値

IRENE を使用する場合は、次の設定を使用する必要がある。モンテカルロモード (Monte Carlo)、信頼水準 (Confidence Levels) 95%、999 シナリオ (Scenarios)、放射線帯の変動を適切にサンプリングするため、軌道に沿った 1 分間の時間ステップ (Time Step) とする。軌道傾斜角が 55 度を超える場合、放射線帯外帯の横断を適切にサンプリングするには時間ステップを 10 秒にする必要がある。ミッション継続期間およびシミュレーション時間が 1 年を超える場合は、実行時間とディスク使用量を最小限に抑えるため、200 シナリオ、1 分間の時間ステップとしてもよい。AE8/AP8 を使用する場合は、捕捉電子環境に AE8MAX、50%モデルを、捕捉陽子環境に AP8MIN モデルを使用する必要がある。次いでモデルの不確定性を考慮し、AE8MAX および AP8MIN で得られた結果を 2 倍にスケールアップする必要がある⁸。

制約事項

表および図中の線量は、遮蔽厚が 0.1mm 以上の場合にのみ信頼できる Shieldose2 を用いて生成されたものである。0.1mm 未満の遮蔽厚での TID 値の生成に Shieldose2 を使用すべきではない。遮蔽厚が 0.1mm 未満の場合の TID の計算については、設計者は材料とプロセスの専門家と相談して、TID を計算するための最良の代替方法を決定すべきである。

テクニカルノート

なし

⁸ 本記述は DSNE Rev.I の要求である。但し、プロジェクト等の適用に当たっては、必要に応じてプロジェクト及び関係機関含めて調整を実施した上で適切なスケールアップ値を設定すること。

表 3.3.1-1. Total Dose Applicability Matrix for the Design Reference Mission by Regions of Space

| | LEO (3.3.1.1) | Staging and Transit Orbits (3.3.1.2) | GEO (3.3.1.3) | Interplanetary (3.3.1.4) | Lunar Orbit (3.3.1.5) | Lunar Surface (3.3.1.6) | NEA (3.3.1.7) | Mars Orbit (3.3.1.8) | Mars Surface (3.3.1.9) | Solar Particle Event (3.3.1.10) |
|-----------------------------|------------------|---|------------------|-----------------------------|--------------------------|----------------------------|------------------|-------------------------|---------------------------|------------------------------------|
| Distant Retrograde Orbit | X | 3.3.1.2.1 3.3.1.2.2 | | X | | | | | | X |
| Crewed Lunar Orbit | X | 3.3.1.2.1 3.3.1.2.2 | | X | X | | | | | X |
| Low Lunar Orbit | X | 3.3.1.2.6 3.3.1.2.2 | | X | X | | | | | X |
| Initial Capability NEA | X | 3.3.1.2.4 3.3.1.2.5 3.3.1.2.2 | | X | | | | | | X |
| Advanced NEA | X | 3.3.1.2.4 3.3.1.2.5 3.3.1.2.2 | | X | | | | | | X |
| Full Capability NEA | X | 3.3.1.2.6 3.3.1.2.7 3.3.1.2.8 3.3.1.2.5 3.3.1.2.2 | | X | | | | | | X |
| Lunar Surface Sortie | X | 3.3.1.2.6 3.3.1.2.2 | | X | X | X | | | | X |
| ISS Crew Delivery Backup | X | None | | | | | | | | X |
| GEO Vicinity | X | 3.3.1.2.6 3.3.1.2.2 | X | | | | | | | X |
| Martian Moon | X | Reserved | | X | | | | X | | X |
| Martian Landing | X | Reserved | | X | | | | X | X | X |

3.3.1.1 Low Earth Orbit (LEO) – International Space Station (ISS) Orbit

設計上の制限

ISS ミッション（地球磁気圏内で実施）におけるトータルドーズの寄与は、主に地球の捕捉放射線環境に起因する。地磁気遮蔽を含む年間の太陽粒子イベントによる被ばくをトータルドーズに加えなければならない。

次の表およびグラフは、宇宙機外部における電離放射線環境データを示しており、トータルイオンドーズの3次元遮蔽計算または変異損傷線量計算の入力値として使用することができる。図 3.3.1.1-1 および表 3.3.1.1-1 は、一日当たりの捕捉陽子の積分および微分スペ

クトルをエネルギーの関数として示したものである。図 3.3.1.1-2 および表 3.3.1.1-2 は、一日当たりの捕捉電子の積分および微分スペクトルをエネルギーの関数として示したものである。図 3.3.1.1-3 および表 3.3.1.1-3 は、SPE 陽子の積分および微分スペクトルの総量をエネルギーの関数として示したものである。

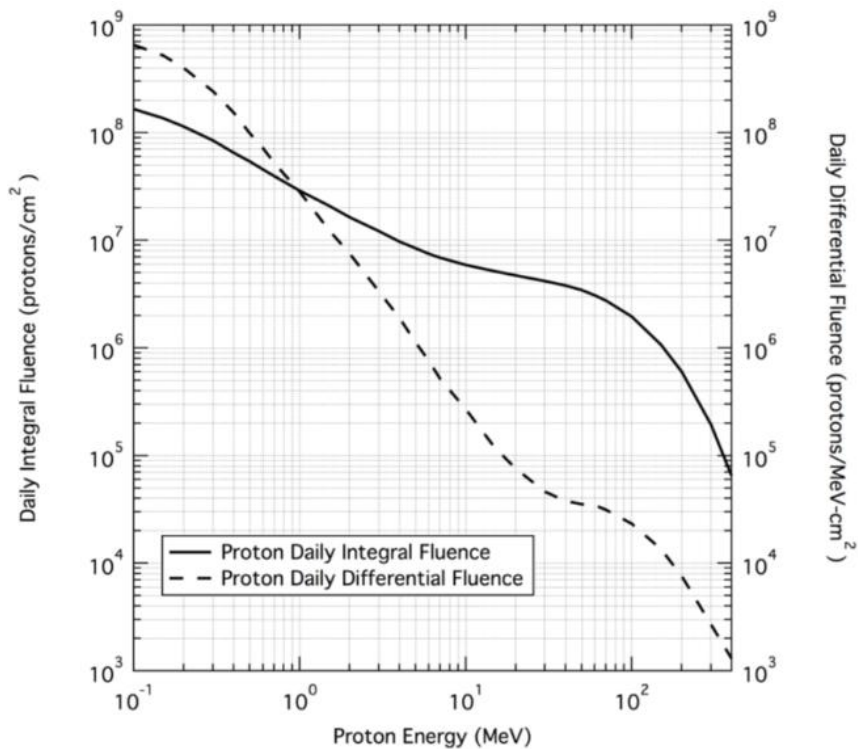
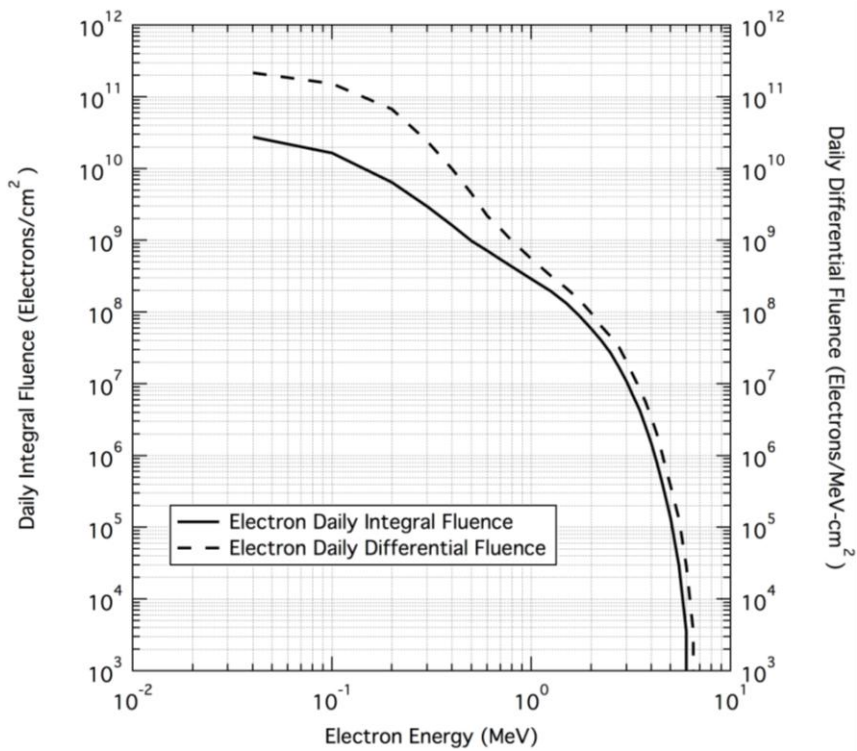


図 3.3.1.1-1. Daily Trapped Proton Fluences

表 3.3.1.1-1. Daily Trapped Proton Fluences

| Proton Energy | Daily Integral Trapped Proton Fluence | Daily Differential Trapped Proton Fluence |
|---------------|---------------------------------------|---|
| MeV | protons/cm ² | protons/MeV-cm ² |
| 1.00E-01 | 1.66E+08 | 6.56E+08 |
| 5.00E-01 | 5.40E+07 | 9.89E+07 |
| 7.00E-01 | 3.96E+07 | 5.27E+07 |
| 1.00E+00 | 2.89E+07 | 2.83E+07 |
| 2.00E+00 | 1.64E+07 | 7.55E+06 |
| 3.00E+00 | 1.22E+07 | 3.34E+06 |

| Proton Energy | Daily Integral Trapped Proton Fluence | Daily Differential Trapped Proton Fluence |
|---------------|---------------------------------------|---|
| MeV | protons/cm ² | protons/MeV-cm ² |
| 4.00E+00 | 9.76E+06 | 1.90E+06 |
| 5.00E+00 | 8.44E+06 | 1.13E+06 |
| 6.00E+00 | 7.50E+06 | 7.56E+05 |
| 7.00E+00 | 6.92E+06 | 5.17E+05 |
| 1.00E+01 | 5.90E+06 | 2.69E+05 |
| 2.00E+01 | 4.72E+06 | 7.56E+04 |
| 3.00E+01 | 4.20E+06 | 4.62E+04 |
| 4.00E+01 | 3.79E+06 | 3.78E+04 |
| 5.00E+01 | 3.44E+06 | 3.54E+04 |
| 6.00E+01 | 3.08E+06 | 3.45E+04 |
| 7.00E+01 | 2.75E+06 | 3.15E+04 |
| 1.00E+02 | 1.95E+06 | 2.33E+04 |
| 1.50E+02 | 1.07E+06 | 1.35E+04 |
| 2.00E+02 | 6.04E+05 | 7.60E+03 |
| 3.00E+02 | 1.94E+05 | 2.70E+03 |
| 4.00E+02 | 6.46E+04 | 0.00E+00 |



☒ 3.3.1.1-2. Daily Trapped Electron Fluences

表 3.3.1.1-2. Daily Trapped Electron Fluences

| Electron Energy | Daily Integral Trapped Electron Fluence | Daily Differential Trapped Electron Fluence |
|-----------------|---|---|
| MeV | electrons/cm ² | electrons/MeV-cm ² |
| 4.00E-02 | 2.74E+10 | 2.15E+11 |
| 1.00E-01 | 1.64E+10 | 1.52E+11 |
| 2.00E-01 | 6.44E+09 | 6.72E+10 |
| 3.00E-01 | 2.96E+09 | 2.41E+10 |
| 4.00E-01 | 1.62E+09 | 9.91E+09 |
| 5.00E-01 | 9.81E+08 | 4.51E+09 |
| 6.00E-01 | 7.21E+08 | 2.19E+09 |
| 7.00E-01 | 5.43E+08 | 1.45E+09 |
| 8.00E-01 | 4.30E+08 | 9.86E+08 |
| 1.00E+00 | 2.91E+08 | 5.54E+08 |
| 1.25E+00 | 1.96E+08 | 3.19E+08 |
| 1.50E+00 | 1.32E+08 | 2.15E+08 |

| Electron Energy | Daily Integral Trapped Electron Fluence | Daily Differential Trapped Electron Fluence |
|-----------------|---|---|
| MeV | electrons/cm ² | electrons/MeV-cm ² |
| 1.75E+00 | 8.80E+07 | 1.46E+08 |
| 2.00E+00 | 5.88E+07 | 9.63E+07 |
| 2.25E+00 | 3.99E+07 | 6.35E+07 |
| 2.50E+00 | 2.71E+07 | 4.58E+07 |
| 2.75E+00 | 1.70E+07 | 3.27E+07 |
| 3.00E+00 | 1.08E+07 | 2.05E+07 |
| 3.25E+00 | 6.74E+06 | 1.31E+07 |
| 3.50E+00 | 4.25E+06 | 8.48E+06 |
| 3.75E+00 | 2.50E+06 | 5.53E+06 |
| 4.00E+00 | 1.48E+06 | 3.36E+06 |
| 4.25E+00 | 8.23E+05 | 2.06E+06 |
| 4.50E+00 | 4.57E+05 | 1.15E+06 |
| 4.75E+00 | 2.49E+05 | 6.44E+05 |
| 5.00E+00 | 1.35E+05 | 3.75E+05 |
| 5.50E+00 | 2.95E+04 | 1.31E+05 |
| 6.00E+00 | 3.60E+03 | 2.95E+04 |
| 6.50E+00 | 0.00E+00 | 3.60E+03 |
| 7.00E+00 | 0.00E+00 | 0.00E+00 |

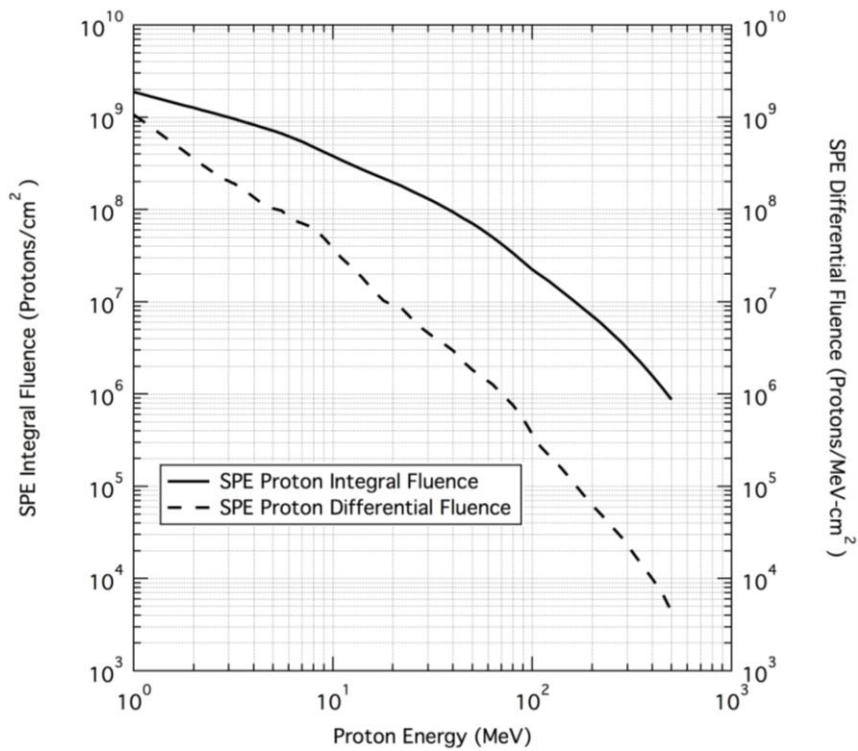


図 3.3.1.1-3. Proton Fluences of an ISS SPE⁹

表 3.3.1.1-3. Proton Fluences of an ISS SPE¹⁰

| Proton Energy | ISS SPE Integral Fluence per year | ISS SPE Differential Fluence per year |
|---------------|--------------------------------------|--|
| MeV | protons/cm ² | protons/MeV-cm ² |
| 1.00E-01 | 7.11E+09 | 4.02E+10 |
| 2.50E-01 | 4.18E+09 | 9.63E+09 |
| 5.00E-01 | 2.80E+09 | 3.21E+09 |
| 1.00E+00 | 1.88E+09 | 1.07E+09 |
| 2.00E+00 | 1.27E+09 | 3.58E+08 |
| 3.50E+00 | 9.09E+08 | 1.70E+08 |
| 5.00E+00 | 7.16E+08 | 1.03E+08 |
| 7.10E+00 | 5.37E+08 | 7.00E+07 |
| 8.00E+00 | 4.77E+08 | 6.29E+07 |
| 9.00E+00 | 4.21E+08 | 4.89E+07 |
| 1.00E+01 | 3.78E+08 | 3.80E+07 |
| 1.60E+01 | 2.41E+08 | 1.32E+07 |

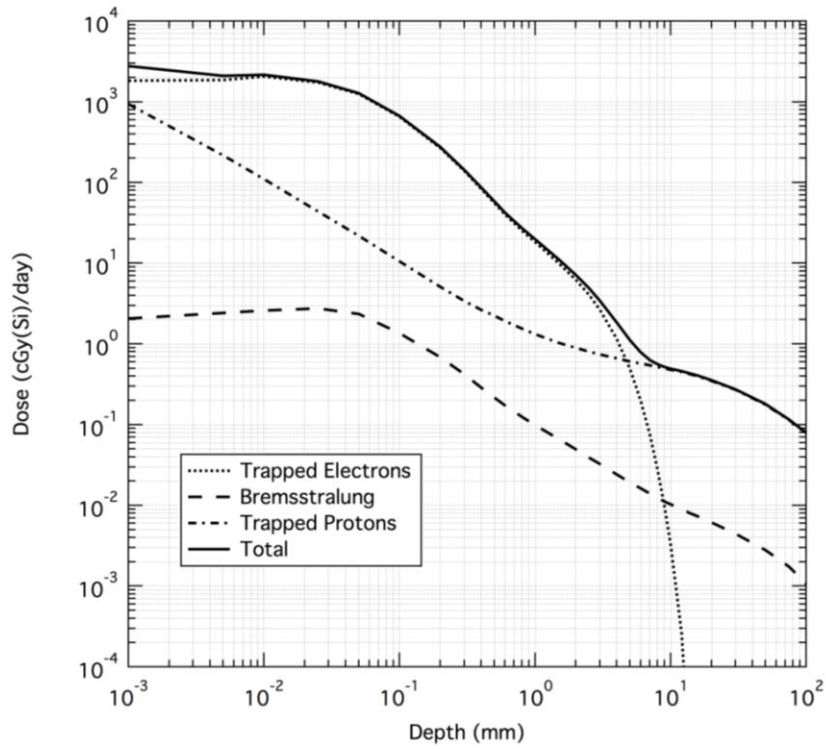
⁹ 図 3.3.1.1-3 は図 3.3.1.10.1-1 と同図である。

¹⁰ 表 3.3.1.1-3 は表 3.3.1.10.1-1 と同表である。

| Proton Energy | ISS SPE Integral Fluence per year | ISS SPE Differential Fluence per year |
|---------------|--------------------------------------|---|
| MeV | protons/cm ² | protons/MeV-cm ² |
| 1.80E+01 | 2.18E+08 | 1.02E+07 |
| 2.00E+01 | 1.98E+08 | 9.23E+06 |
| 2.50E+01 | 1.58E+08 | 6.46E+06 |
| 3.50E+01 | 1.10E+08 | 3.67E+06 |
| 4.00E+01 | 9.38E+07 | 2.98E+06 |
| 4.50E+01 | 8.07E+07 | 2.26E+06 |
| 5.00E+01 | 7.05E+07 | 1.82E+06 |
| 7.10E+01 | 4.15E+07 | 9.89E+05 |
| 8.00E+01 | 3.36E+07 | 7.61E+05 |
| 9.00E+01 | 2.71E+07 | 5.42E+05 |
| 1.00E+02 | 2.25E+07 | 3.70E+05 |
| 1.60E+02 | 1.04E+07 | 1.11E+05 |
| 1.80E+02 | 8.48E+06 | 8.19E+04 |
| 2.00E+02 | 7.04E+06 | 6.26E+04 |
| 2.50E+02 | 4.61E+06 | 3.70E+04 |
| 4.00E+02 | 1.58E+06 | 9.92E+03 |
| 5.00E+02 | 8.74E+05 | 4.36E+03 |

図 3.3.1.1-4 および表 3.3.1.1-4 は、捕捉放射線帯の陽子と電子に対する、アルミニウム (Al) 球シールドの選択した遮蔽厚内部における一日当たりの TID を示したものである。

図 3.3.1.1-5 および表 3.3.1.1-5 は、Emission of Solar Protons (ESP) モデル / Prediction of Solar particle Yields for Characterizing Integrated Circuits (PSYCHIC) モデルで定義されているワーストケースに関連する TID 総量を示したものである。



☒ 3.3.1.1-4. Daily Trapped Belts TID Inside Shielding

表 3.3.1.1-4. Daily Trapped Belts TID Inside Shielding

| Aluminum Shield Depth | Trapped Electron Daily TID | Bremsstrahlung Daily TID | Trapped Proton Daily TID | Total Daily TID |
|-----------------------|----------------------------|--------------------------|--------------------------|-----------------|
| mm | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day |
| 1.00E-01 | 6.55E+02 | 1.36E+00 | 1.06E+01 | 6.67E+02 |
| 2.00E-01 | 2.69E+02 | 6.83E-01 | 5.12E+00 | 2.75E+02 |
| 3.00E-01 | 1.39E+02 | 4.19E-01 | 3.41E+00 | 1.43E+02 |
| 4.00E-01 | 8.37E+01 | 2.89E-01 | 2.66E+00 | 8.67E+01 |
| 5.00E-01 | 5.58E+01 | 2.17E-01 | 2.23E+00 | 5.83E+01 |
| 6.00E-01 | 4.04E+01 | 1.74E-01 | 1.93E+00 | 4.25E+01 |
| 8.00E-01 | 2.54E+01 | 1.25E-01 | 1.55E+00 | 2.71E+01 |

| Aluminum Shield Depth | Trapped Electron Daily TID | Bremsstrahlung Daily TID | Trapped Proton Daily TID | Total Daily TID |
|-----------------------|----------------------------|--------------------------|--------------------------|-----------------|
| mm | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day |
| 1.00E+00 | 1.82E+01 | 9.90E-02 | 1.32E+00 | 1.97E+01 |
| 2.50E+00 | 4.06E+00 | 3.92E-02 | 8.03E-01 | 4.90E+00 |
| 5.00E+00 | 4.92E-01 | 1.93E-02 | 6.08E-01 | 1.12E+00 |
| 1.00E+01 | 3.18E-03 | 1.03E-02 | 4.81E-01 | 4.94E-01 |
| 1.20E+01 | 2.62E-04 | 8.92E-03 | 4.53E-01 | 4.62E-01 |
| 1.40E+01 | 6.83E-06 | 7.96E-03 | 4.21E-01 | 4.29E-01 |
| 1.60E+01 | 5.24E-08 | 7.24E-03 | 3.96E-01 | 4.03E-01 |
| 1.80E+01 | 5.69E-10 | 6.64E-03 | 3.71E-01 | 3.78E-01 |
| 2.00E+01 | 0.00E+00 | 6.14E-03 | 3.50E-01 | 3.56E-01 |
| 3.00E+01 | 0.00E+00 | 4.47E-03 | 2.71E-01 | 2.75E-01 |
| 5.00E+01 | 0.00E+00 | 2.81E-03 | 1.78E-01 | 1.81E-01 |
| 7.50E+01 | 0.00E+00 | 1.73E-03 | 1.14E-01 | 1.16E-01 |
| 1.00E+02 | 0.00E+00 | 1.07E-03 | 7.79E-02 | 7.89E-02 |

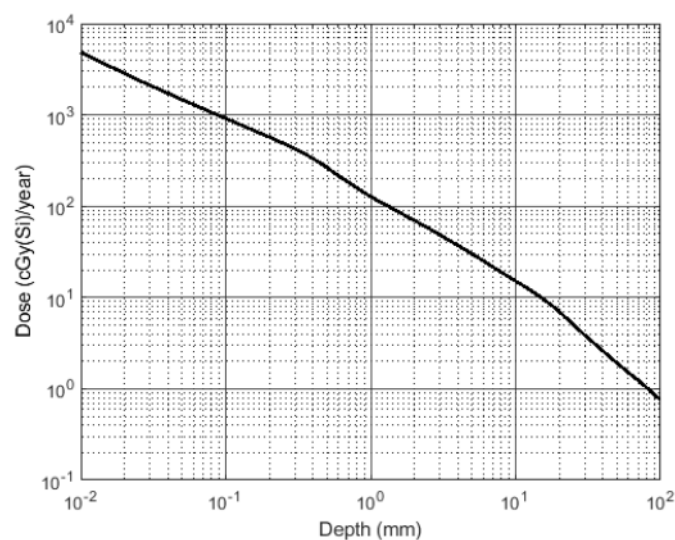


図 3.3.1.1-5. Total SPE TID Inside Shielding¹¹

¹¹ 図 3.3.1.1-5 は図 3.3.1.10.1-2 と同図である。

表 3.3.1.1-5. Total SPE TID Inside Shielding¹²

| Aluminum Shield Depth | Total ISS SPE TID |
|--------------------------|----------------------|
| mm | cGy(Si)/year |
| 1.00E-01 | 9.13E+02 |
| 2.00E-01 | 5.71E+02 |
| 3.00E-01 | 4.28E+02 |
| 4.00E-01 | 3.33E+02 |
| 5.00E-01 | 2.64E+02 |
| 6.00E-01 | 2.15E+02 |
| 8.00E-01 | 1.59E+02 |
| 1.00E+00 | 1.27E+02 |
| 2.50E+00 | 5.75E+01 |
| 5.00E+00 | 3.01E+01 |
| 1.00E+01 | 1.51E+01 |
| 1.20E+01 | 1.27E+01 |
| 1.40E+01 | 1.08E+01 |
| 1.60E+01 | 9.26E+00 |
| 1.80E+01 | 8.07E+00 |
| 2.00E+01 | 7.00E+00 |
| 3.00E+01 | 3.86E+00 |
| 5.00E+01 | 1.91E+00 |
| 7.50E+01 | 1.13E+00 |
| 1.00E+02 | 7.53E-01 |

最終的な TID の仕様は、本セクションの冒頭に示した外部環境を用いて 3次元遮蔽輸送計算で線量対厚さ曲線を生成するか、または図および表 3.3.1.1-4 に示したデータを使用することにより導出することができる。ISS ミッションにおける最終的な TID の仕様レベル（3次元遮蔽計算を行わない場合）を計算するには、表 3.3.1.1-4 の一日当たりの TID 総量にミッション日数を乗じ、その数を表 3.3.1.1-5 の SPE TID 総量に加算する。3次元遮蔽計算を実行する場合は、外部捕捉電離放射線環境（上記の表では一日当たりのフルエンスとして与えられている）にミッション日数を乗じることになる。これらの捕捉電子及び陽子のミッションフルエンスと SPE の陽子フルエンスは、3次元輸送計算を実行するコードの入力値として使用する。このコードの出力が TID の仕様になる。

¹² 表 3.3.1.1-5 は表 3.3.1.10.1-2 と同表である。

モデル入力値

IRENE を使用する場合は、次の設定を使用する必要がある。モンテカルロモード (Monte Carlo)、信頼水準 (Confidence Levels) 95%、999 シナリオ (Scenarios)、放射線帯の変動を適切にサンプリングするため、軌道に沿った1分間の時間ステップ (Time Step) とする。軌道傾斜角が 55 度を超える場合、放射線帯外帯の横断を適切にサンプリングするには時間ステップを 10 秒にする必要がある。ミッション継続期間およびシミュレーション時間が 1 年を超える場合は、実行時間とディスク使用量を最小限に抑えるため、200 シナリオ、1 分間の時間ステップとしてもよい。AE8/AP8 を使用する場合は、捕捉電子環境に AE8MAX、50% モデルを、捕捉陽子環境に AP8MIN モデルを使用する必要がある。次いでモデルの不確定性を考慮し、AE8MAX および AP8MIN で得られた結果を 2 倍にスケールアップする必要がある。

制約事項

表および図中の線量は、遮蔽厚が 0.1mm 以上の場合にのみ信頼できる Shieldose2 を用いて生成されたものである。0.1mm 未満の遮蔽厚での TID 値の生成に Shieldose2 を使用するべきではない。遮蔽厚が 0.1mm 未満の場合の TID の計算については、設計者は材料とプロセスの専門家と相談して、TID を計算するための最良の代替方法を決定すべきである。

テクニカルノート

環境モデルはすべて、ISS 軌道を 500km の円軌道、傾斜角を 51.6 度と仮定して実行した。捕捉電子環境は、電子環境のワーストケースを示す AE8MAX モデルを用いて定義した。次いで、モデルの不確定性を考慮し、平均 (50%) モデルを 2 倍にスケールアップする。捕捉陽子環境は、陽子環境のワーストケースを示す AP8MIN モデルを用いて定義した。次いで、モデルの不確定性を考慮し、平均 (50%) モデルを 2 倍にスケールアップする。SPE TID 仕様は、ESP/PSYCHIC モデルを用いて、磁気圏が荒れていて、95% の確率でフルエンスを超過しない、太陽活動極大期の 1 年間で定義した。TID 遮蔽計算は、SPENVIS Shieldose2 コード、固体アルミニウム球オプションを使用して実行した¹³。

3.3.1.2 Staging and Transit Orbits

3.3.1.2.1 LEO 185 × 1806 km

設計上の制限

¹³ JERG-2-141 宇宙環境標準においては太陽陽子モデルとして JPL-1991 を使用する旨、定められている (JERG-2-141 9.3.2 項 太陽放射線粒子モデル 参照)。

このステージング軌道におけるトータルドーズの寄与は、主に地球の捕捉放射線環境に起因する。この軌道は DRM の一部であるため、この軌道でミッションが終了するセグメントを除き、この軌道固有の SPE 環境は必要ない。この軌道でミッションが終了するセグメントに対してのみ ESP/PSYCHIC モデルを使用して、この軌道で太陽粒子が地球磁場に侵入することはないと判断された。したがって、この軌道で終了するセグメントであっても、SPE は観測されない。

次の表およびグラフは、宇宙機外部における電離放射線環境データを示しており、トータルイオンドーズの 3 次元遮蔽計算または変異損傷線量計算の入力値として使用することができる。図 3.3.1.2.1-1 および表 3.3.1.2.1-1 は、一日当たりの捕捉陽子の積分および微分スペクトルをエネルギーの関数として示したものである。図 3.3.1.2.1-2 および表 3.3.1.2.1-2 は、一日当たりの捕捉電子の積分および微分スペクトルをエネルギーの関数として示したものである。

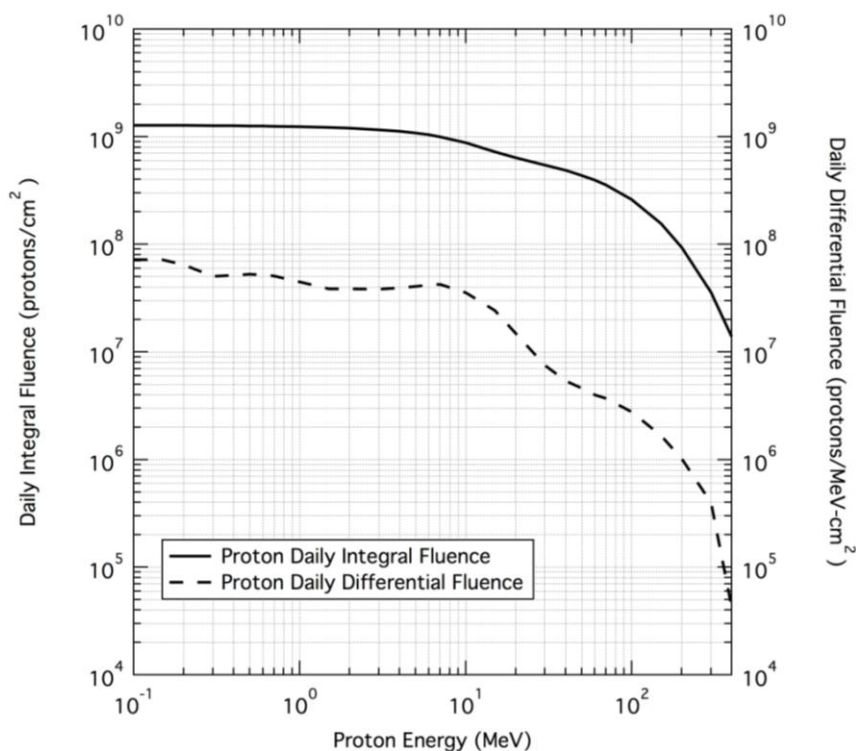
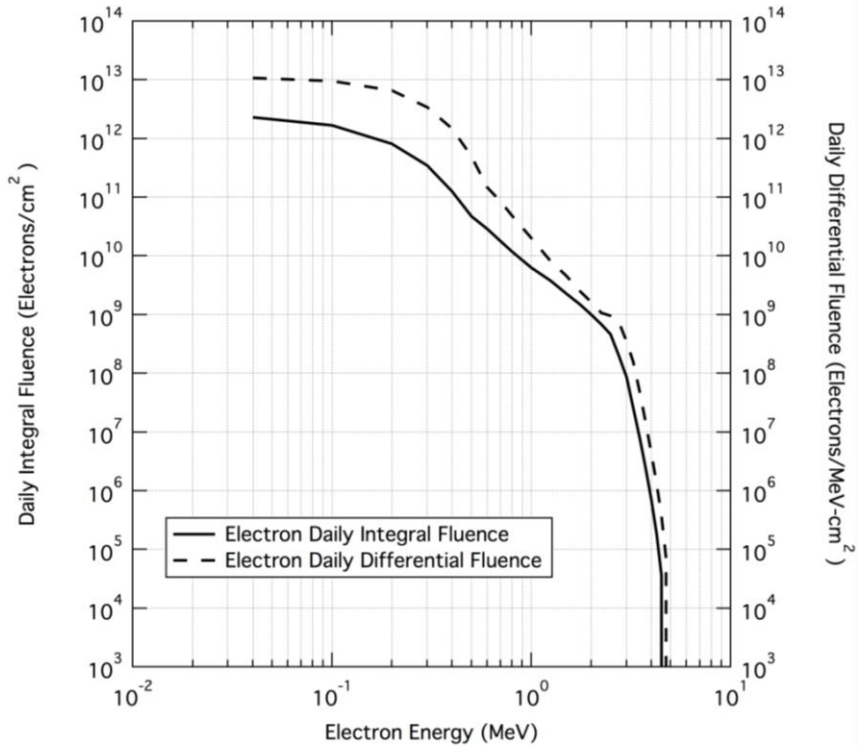


図 3.3.1.2.1-1. Daily Trapped Proton Fluences

表 3.3.1.2.1-1. Daily Trapped Proton Fluences

| Proton Energy | Daily Integral Trapped Proton Fluence | Daily Differential Trapped Proton Fluence |
|---------------|---------------------------------------|---|
| MeV | protons/cm ² | protons/MeV-cm ² |
| 1.00E-01 | 1.28E+09 | 7.22E+07 |
| 5.00E-01 | 1.26E+09 | 5.26E+07 |
| 7.00E-01 | 1.25E+09 | 5.08E+07 |
| 1.00E+00 | 1.24E+09 | 4.48E+07 |
| 2.00E+00 | 1.20E+09 | 3.86E+07 |
| 3.00E+00 | 1.16E+09 | 3.82E+07 |
| 4.00E+00 | 1.12E+09 | 3.96E+07 |
| 5.00E+00 | 1.08E+09 | 4.08E+07 |
| 6.00E+00 | 1.04E+09 | 4.18E+07 |

| Proton Energy | Daily Integral Trapped Proton Fluence | Daily Differential Trapped Proton Fluence |
|---------------|---------------------------------------|---|
| MeV | protons/cm ² | protons/MeV-cm ² |
| 7.00E+00 | 9.96E+08 | 4.25E+07 |
| 1.00E+01 | 8.81E+08 | 3.56E+07 |
| 2.00E+01 | 6.37E+08 | 1.49E+07 |
| 3.00E+01 | 5.44E+08 | 7.52E+06 |
| 4.00E+01 | 4.87E+08 | 5.40E+06 |
| 5.00E+01 | 4.36E+08 | 4.61E+06 |
| 6.00E+01 | 3.95E+08 | 4.00E+06 |
| 7.00E+01 | 3.56E+08 | 3.71E+06 |
| 1.00E+02 | 2.61E+08 | 2.78E+06 |
| 1.50E+02 | 1.56E+08 | 1.67E+06 |
| 2.00E+02 | 9.35E+07 | 1.02E+06 |
| 3.00E+02 | 3.59E+07 | 3.98E+05 |
| 4.00E+02 | 1.39E+07 | 4.27E+04 |

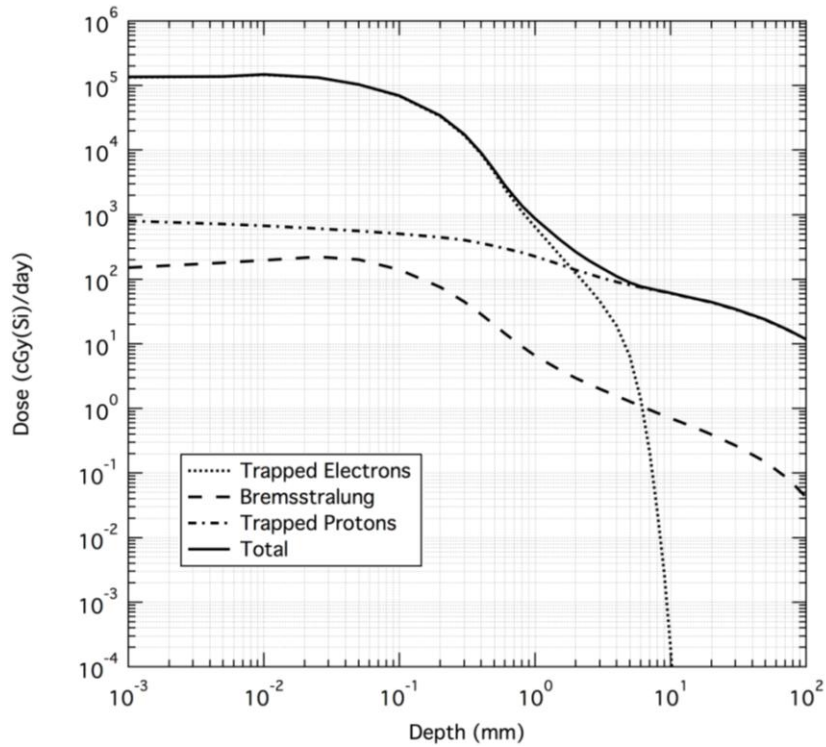


☒ 3.3.1.2.1-2. Daily Trapped Electron Fluences

表 3.3.1.2.1-2. Daily Trapped Electron Fluences

| Electron Energy | Daily Integral Trapped Electron Fluence | Daily Differential Trapped Electron Fluence |
|-----------------|---|---|
| MeV | electrons/cm ² | electrons/MeV-cm ² |
| 4.00E-02 | 2.28E+12 | 1.07E+13 |
| 1.00E-01 | 1.67E+12 | 9.55E+12 |
| 2.00E-01 | 8.13E+11 | 6.62E+12 |
| 3.00E-01 | 3.46E+11 | 3.43E+12 |
| 4.00E-01 | 1.27E+11 | 1.49E+12 |
| 5.00E-01 | 4.71E+10 | 4.93E+11 |
| 6.00E-01 | 2.88E+10 | 1.47E+11 |
| 7.00E-01 | 1.78E+10 | 8.44E+10 |
| 8.00E-01 | 1.19E+10 | 4.83E+10 |
| 1.00E+00 | 6.32E+09 | 2.01E+10 |
| 1.25E+00 | 3.77E+09 | 8.13E+09 |
| 1.50E+00 | 2.26E+09 | 4.55E+09 |
| 1.75E+00 | 1.50E+09 | 2.52E+09 |
| 2.00E+00 | 9.97E+08 | 1.64E+09 |
| 2.25E+00 | 6.78E+08 | 1.07E+09 |
| 2.50E+00 | 4.62E+08 | 9.59E+08 |
| 2.75E+00 | 1.99E+08 | 7.51E+08 |
| 3.00E+00 | 8.67E+07 | 3.46E+08 |
| 3.25E+00 | 2.60E+07 | 1.58E+08 |
| 3.50E+00 | 7.80E+06 | 4.73E+07 |
| 3.75E+00 | 2.35E+06 | 1.42E+07 |
| 4.00E+00 | 7.03E+05 | 4.32E+06 |
| 4.25E+00 | 1.87E+05 | 1.33E+06 |
| 4.50E+00 | 3.58E+04 | 3.74E+05 |
| 4.75E+00 | 0.00E+00 | 7.16E+04 |
| 5.00E+00 | 0.00E+00 | 0.00E+00 |

図 3.3.1.2.1-3 および表 3.3.1.2.1-3 は、捕捉放射線帯の陽子と電子に対する、アルミニウム (Al) 球シールドの選択した遮蔽厚内部における一日当たりの TID を示したものである。この軌道では、太陽陽子が地球磁場に侵入しないため、太陽陽子による TID は生成されない。



☒ 3.3.1.2.1-3. Daily Trapped Belts TID Inside Shielding

表 3.3.1.2.1-3. Daily Trapped Belts TID Inside Shielding

| Aluminum Shield Depth | Trapped Electron Daily TID | Bremsstrahlung Daily TID | Trapped Proton Daily TID | Total Daily TID |
|-----------------------|----------------------------|--------------------------|--------------------------|-----------------|
| mm | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day |
| 1.00E-01 | 6.90E+04 | 1.42E+02 | 5.11E+02 | 6.97E+04 |
| 2.00E-01 | 3.36E+04 | 7.60E+01 | 4.50E+02 | 3.42E+04 |
| 3.00E-01 | 1.70E+04 | 4.51E+01 | 4.05E+02 | 1.75E+04 |
| 4.00E-01 | 8.72E+03 | 2.88E+01 | 3.64E+02 | 9.12E+03 |
| 5.00E-01 | 4.56E+03 | 1.98E+01 | 3.30E+02 | 4.91E+03 |
| 6.00E-01 | 2.54E+03 | 1.45E+01 | 3.02E+02 | 2.85E+03 |
| 8.00E-01 | 1.11E+03 | 9.12E+00 | 2.59E+02 | 1.37E+03 |
| 1.00E+00 | 6.40E+02 | 6.59E+00 | 2.27E+02 | 8.73E+02 |
| 2.50E+00 | 7.29E+01 | 2.39E+00 | 1.21E+02 | 1.96E+02 |
| 5.00E+00 | 6.39E+00 | 1.29E+00 | 8.18E+01 | 8.95E+01 |
| 1.00E+01 | 1.81E-04 | 7.10E-01 | 6.06E+01 | 6.13E+01 |
| 1.20E+01 | 2.62E-07 | 6.12E-01 | 5.59E+01 | 5.66E+01 |

| Aluminum Shield Depth | Trapped Electron Daily TID | Bremsstrahlung Daily TID | Trapped Proton Daily TID | Total Daily TID |
|-----------------------|----------------------------|--------------------------|--------------------------|-----------------|
| mm | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day |
| 1.40E+01 | 0.00E+00 | 5.39E-01 | 5.19E+01 | 5.25E+01 |
| 1.60E+01 | 0.00E+00 | 4.82E-01 | 4.89E+01 | 4.93E+01 |
| 1.80E+01 | 0.00E+00 | 4.35E-01 | 4.64E+01 | 4.68E+01 |
| 2.00E+01 | 0.00E+00 | 3.95E-01 | 4.39E+01 | 4.43E+01 |
| 3.00E+01 | 0.00E+00 | 2.69E-01 | 3.44E+01 | 3.47E+01 |
| 5.00E+01 | 0.00E+00 | 1.50E-01 | 2.37E+01 | 2.39E+01 |
| 7.50E+01 | 0.00E+00 | 7.97E-02 | 1.61E+01 | 1.62E+01 |
| 1.00E+02 | 0.00E+00 | 4.23E-02 | 1.17E+01 | 1.18E+01 |

最終的な TID の仕様は、本セクションの冒頭に示した外部環境を用いて 3次元遮蔽輸送計算で線量対厚さ曲線を生成するか、または図および表 3.3.1.2.1-3 に示したデータを使用することにより導出することができる。このセグメントにおける最終的な TID の仕様レベル（3次元遮蔽計算を行わない場合）を計算するには、表 3.3.1.2.1-3 の一日当たりの TID 総量にセグメントの日数を乗じる。3次元遮蔽計算を実行する場合は、外部捕捉電離放射線環境（上記の表では一日当たりのフルエンスとして与えられている）にミッション日数を乗じることになる。これらの捕捉電子と陽子のセグメントフルエンスは、3次元輸送計算を実行するコードの入力値として使用する。このコードの出力が TID の仕様になる。

モデル入力値

IRENE を使用する場合は、次の設定を使用する必要がある。モンテカルロモード（Monte Carlo）、信頼水準（Confidence Levels）95%、999 シナリオ（Scenarios）、放射線帯の変動を適切にサンプリングするため、軌道に沿った 1 分間の時間ステップ（Time Step）とする。軌道傾斜角が 55 度を超える場合、放射線帯外帯の横断を適切にサンプリングするには時間ステップを 10 秒にする必要がある。ミッション継続期間およびシミュレーション時間が 1 年を超える場合は、実行時間とディスク使用量を最小限に抑えるため、200 シナリオ、1 分間の時間ステップとしてもよい。AE8/AP8 を使用する場合は、捕捉電子環境に AE8MAX、50%モデルを、捕捉陽子環境に AP8MIN モデルを使用する必要がある。次いでモデルの不確定性を考慮し、AE8MAX および AP8MIN で得られた結果を 2 倍にスケールアップする必要がある。

制約事項

表および図中の線量は、遮蔽厚が 0.1mm 以上の場合にのみ信頼できる Shieldose2 を用いて生成されたものである。0.1mm 未満の遮蔽厚での TID 値の生成に Shieldose2 を使用する

べきではない。遮蔽厚が 0.1mm 未満の場合の TID の計算については、設計者は材料とプロセスの専門家と相談して、TID を計算するための最良の代替方法を決定すべきである。

テクニカルノート

環境モデルはすべて、185km×1,860km の軌道で傾斜角を 28.5 度と仮定して実行した。捕捉電子環境は、電子環境のワーストケースを示す AE8MAX モデルを用いて定義した。次いで、モデルの不確定性を考慮し、平均 (50%) モデルを 2 倍にスケーリングする。捕捉陽子環境は、陽子環境のワーストケースを示す AP8MIN モデルを用いて定義した。次いで、モデルの不確定性を考慮し、平均 (50%) モデルを 2 倍にスケーリングする。SPE TID 仕様は、ESP/PSYCHIC モデルを用いて、磁気圏が荒れていて、95% の確率でフルエンスを超過しない、太陽活動極大期の 1 年間で定義した。TID 遮蔽計算は、SPENVIS Shieldose2 コード、固体アルミニウム球オプションを使用して実行した。

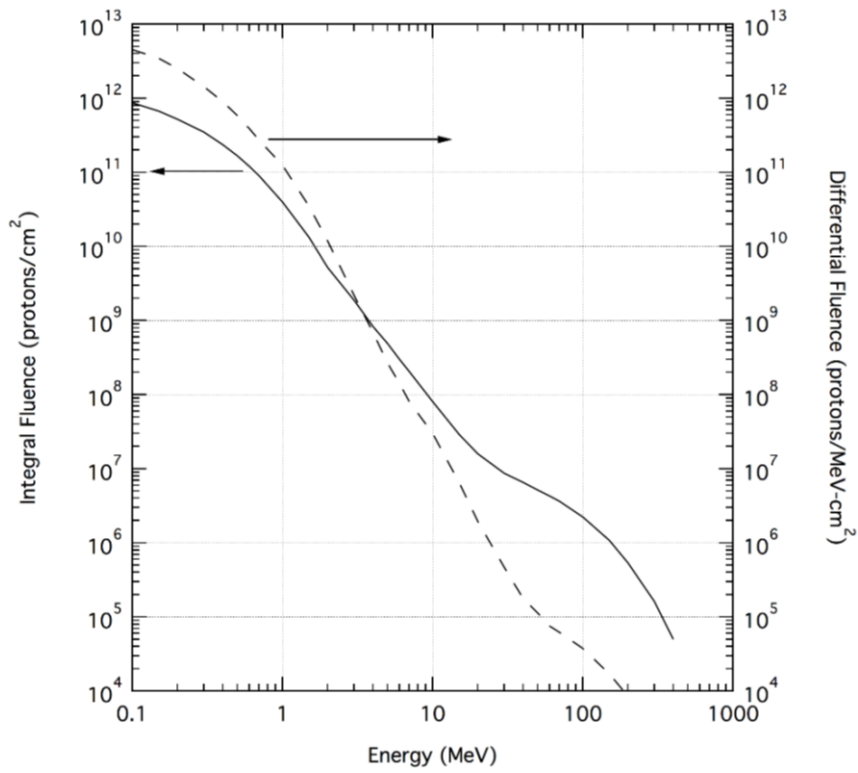
3.3.1.2.2 Radiation Belt Transit

設計上の制限

このステージング軌道におけるトータルドーズの寄与は、主に地球の捕捉放射線環境に起因する。この軌道は DRM の一部であるため、この軌道でミッションが終了するセグメントを除き、この軌道固有の SPE 環境は必要ない。この軌道でミッションが終了するセグメントに対してのみ、この間に太陽粒子イベント (SPE) が発生し、トータルドーズに加算されるものと仮定する。このステージング軌道は地球磁場の外で終了するので、SPE 環境については「3.3.1.10.2 地磁気無遮蔽」に示す。

次の表およびグラフは、宇宙機外部における電離放射線環境データを示しており、トータルイオンドーズの 3 次元遮蔽計算または変異損傷線量計算の入力値として使用することができる。図 3.3.1.2.2-1 および表 3.3.1.2.2-1 は、捕捉陽子フルエンスの積分および微分スペクトルをエネルギーの関数として示したものである。図 3.3.1.2.2-2 および表 3.3.1.2.2-2 は、捕捉電子フルエンスの積分および微分スペクトルをエネルギーの関数として示したものである。

放射線帯を通過しながらゆっくりと螺旋状に外へ移動する、電気推進軌道上昇技術やその他の低スラスト技術を含む、放射線帯トランジット軌道については、設計者が以下のモデル入力値に示す設定を用いて IRENE を使用することを推奨する。プログラムは、軌道の特性に応じて、このセクションに示す既存の表形式データを用いて、設計及び検証を行うことができる。

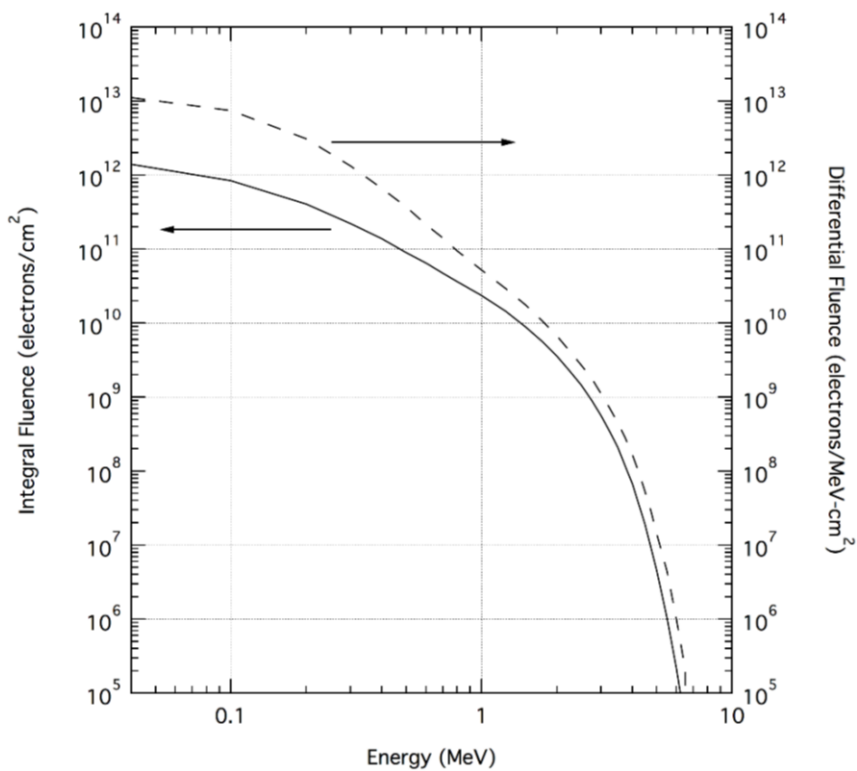


☒ 3.3.1.2.2-1. Trapped Proton Fluences

表 3.3.1.2.2-1. Trapped Proton Fluences

| Proton Energy | Integral Trapped Proton Fluence | Differential Trapped Proton Fluence |
|---------------|---------------------------------|-------------------------------------|
| MeV | protons/cm ² | protons/MeV·cm ² |
| 0.1 | 8.67E+11 | 4.51E+12 |
| 0.15 | 6.69E+11 | 3.45E+12 |
| 0.2 | 5.22E+11 | 2.53E+12 |
| 0.3 | 3.48E+11 | 1.43E+12 |
| 0.4 | 2.37E+11 | 9.01E+11 |
| 0.5 | 1.67E+11 | 5.81E+11 |
| 0.6 | 1.20E+11 | 3.88E+11 |
| 0.7 | 8.96E+10 | 2.72E+11 |
| 1 | 3.99E+10 | 1.24E+11 |
| 1.5 | 1.33E+10 | 3.47E+10 |
| 2 | 5.22E+09 | 1.19E+10 |
| 3 | 1.87E+09 | 2.19E+09 |
| 4 | 8.28E+08 | 6.93E+08 |

| Proton Energy | Integral Trapped Proton Fluence | Differential Trapped Proton Fluence |
|---------------|---------------------------------|-------------------------------------|
| MeV | protons/cm ² | protons/MeV-cm ² |
| 5 | 4.86E+08 | 2.65E+08 |
| 6 | 2.98E+08 | 1.41E+08 |
| 7 | 2.05E+08 | 8.01E+07 |
| 10 | 8.07E+07 | 2.98E+07 |
| 15 | 2.89E+07 | 6.47E+06 |
| 20 | 1.60E+07 | 1.96E+06 |
| 30 | 8.70E+06 | 4.70E+05 |
| 40 | 6.57E+06 | 1.78E+05 |
| 50 | 5.13E+06 | 1.13E+05 |
| 60 | 4.30E+06 | 7.53E+04 |
| 70 | 3.63E+06 | 6.21E+04 |
| 100 | 2.23E+06 | 3.77E+04 |
| 150 | 1.08E+06 | 1.70E+04 |
| 200 | 5.36E+05 | 8.56E+03 |
| 300 | 1.61E+05 | 2.43E+03 |
| 400 | 5.01E+04 | 0.00E+00 |



☒ 3.3.1.2.2-2. Trapped Electron Fluences

表 3.3.1.2.2-2. Trapped Electron Fluences

| Electron Energy | Integral Trapped Electron Fluence | Differential Trapped Electron Fluence |
|-----------------|-----------------------------------|---------------------------------------|
| MeV | electrons/cm ² | electrons/MeV-cm ² |
| 0.04 | 1.40E+12 | 1.12E+13 |
| 0.1 | 8.42E+11 | 7.49E+12 |
| 0.2 | 4.04E+11 | 3.10E+12 |
| 0.3 | 2.22E+11 | 1.32E+12 |
| 0.4 | 1.39E+11 | 6.62E+11 |
| 0.5 | 9.01E+10 | 3.73E+11 |
| 0.6 | 6.47E+10 | 2.14E+11 |
| 0.7 | 4.74E+10 | 1.42E+11 |
| 0.8 | 3.64E+10 | 9.45E+10 |
| 1 | 2.35E+10 | 5.20E+10 |
| 1.25 | 1.44E+10 | 2.92E+10 |
| 1.5 | 8.90E+09 | 1.75E+10 |
| 1.75 | 5.61E+09 | 1.07E+10 |

| Electron Energy | Integral Trapped Electron Fluence | Differential Trapped Electron Fluence |
|-----------------|-----------------------------------|---------------------------------------|
| MeV | electrons/cm ² | electrons/MeV-cm ² |
| 2 | 3.55E+09 | 6.69E+09 |
| 2.25 | 2.27E+09 | 4.18E+09 |
| 2.5 | 1.46E+09 | 2.73E+09 |
| 2.75 | 9.03E+08 | 1.79E+09 |
| 3 | 5.61E+08 | 1.12E+09 |
| 3.25 | 3.42E+08 | 7.03E+08 |
| 3.5 | 2.09E+08 | 4.47E+08 |
| 3.75 | 1.18E+08 | 2.84E+08 |
| 4 | 6.72E+07 | 1.65E+08 |
| 4.25 | 3.56E+07 | 9.64E+07 |
| 4.5 | 1.90E+07 | 5.29E+07 |
| 4.75 | 9.16E+06 | 2.87E+07 |
| 5 | 4.65E+06 | 1.44E+07 |
| 5.5 | 1.03E+06 | 4.44E+06 |
| 6 | 2.14E+05 | 9.91E+05 |
| 6.5 | 3.86E+04 | 2.10E+05 |
| 7 | 4.29E+03 | 0.00E+00 |

図 3.3.1.2.2-3 および表 3.3.1.2.2-3 は、捕捉放射線帯の陽子と電子に対する、アルミニウム (Al) 球シールドの選択した遮蔽厚内部における月遷移投入軌道(Translunar Injection (TLI)) の TID を示したものである。

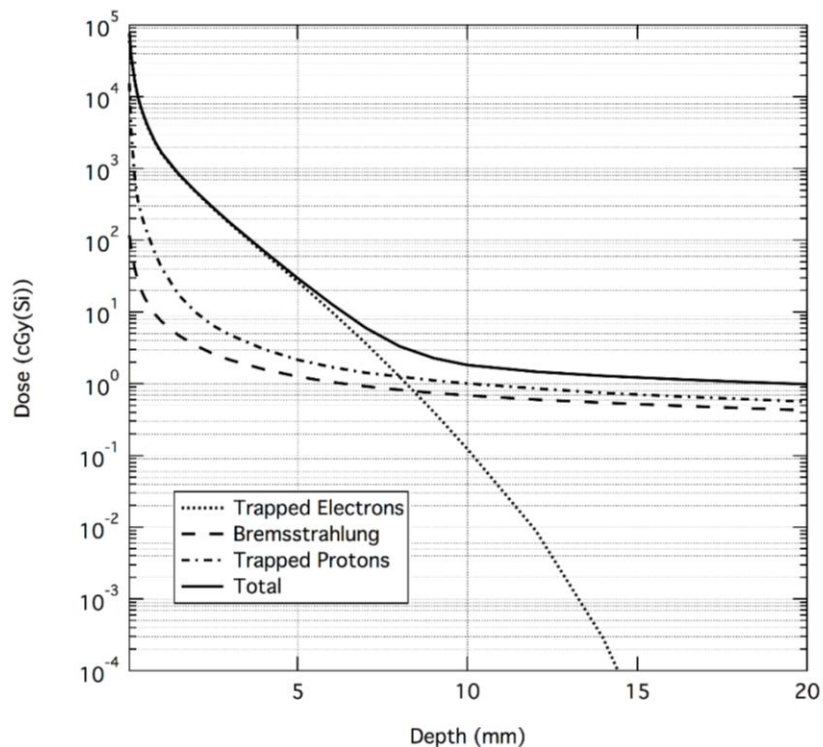


図 3.3.1.2.2-3. Trapped Belts TID Inside Shielding

表 3.3.1.2.2-3. Trapped Belts TID Inside Shielding

| Aluminum Shield Depth | Trapped Electron TID | Bremsstrahlung TID | Trapped Proton TID | Total TID |
|-----------------------|----------------------|--------------------|--------------------|-------------|
| mm | cGy(Si)/TLI | cGy(Si)/TLI | cGy(Si)/TLI | cGy(Si)/TLI |
| 0.1 | 3.39E+04 | 7.25E+01 | 3.26E+03 | 3.72E+04 |
| 0.2 | 1.64E+04 | 4.08E+01 | 7.65E+02 | 1.72E+04 |
| 0.3 | 9.80E+03 | 2.74E+01 | 3.62E+02 | 1.02E+04 |
| 0.4 | 6.62E+03 | 2.01E+01 | 2.26E+02 | 6.87E+03 |
| 0.5 | 4.78E+03 | 1.57E+01 | 1.59E+02 | 4.96E+03 |
| 0.6 | 3.62E+03 | 1.29E+01 | 1.16E+02 | 3.75E+03 |
| 0.8 | 2.31E+03 | 9.39E+00 | 6.69E+01 | 2.38E+03 |
| 1 | 1.61E+03 | 7.38E+00 | 4.16E+01 | 1.66E+03 |
| 1.5 | 8.18E+02 | 4.74E+00 | 1.74E+01 | 8.40E+02 |
| 2 | 4.69E+02 | 3.42E+00 | 9.89E+00 | 4.82E+02 |

| Aluminum Shield Depth | Trapped Electron TID | Bremsstrahlung TID | Trapped Proton TID | Total TID |
|-----------------------|----------------------|--------------------|--------------------|-------------|
| mm | cGy(Si)/TLI | cGy(Si)/TLI | cGy(Si)/TLI | cGy(Si)/TLI |
| 2.5 | 2.80E+02 | 2.65E+00 | 6.58E+00 | 2.89E+02 |
| 3 | 1.71E+02 | 2.16E+00 | 4.83E+00 | 1.78E+02 |
| 4 | 6.70E+01 | 1.59E+00 | 3.06E+00 | 7.16E+01 |
| 5 | 2.64E+01 | 1.26E+00 | 2.16E+00 | 2.98E+01 |
| 6 | 1.01E+01 | 1.06E+00 | 1.70E+00 | 1.29E+01 |
| 7 | 3.69E+00 | 9.24E-01 | 1.43E+00 | 6.04E+00 |
| 8 | 1.26E+00 | 8.23E-01 | 1.26E+00 | 3.34E+00 |
| 9 | 4.06E-01 | 7.48E-01 | 1.12E+00 | 2.28E+00 |
| 10 | 1.23E-01 | 6.90E-01 | 1.01E+00 | 1.83E+00 |
| 12 | 9.12E-03 | 6.04E-01 | 8.63E-01 | 1.48E+00 |
| 14 | 2.84E-04 | 5.44E-01 | 7.44E-01 | 1.29E+00 |
| 16 | 2.18E-06 | 4.98E-01 | 6.73E-01 | 1.17E+00 |
| 18 | 2.59E-08 | 4.59E-01 | 6.14E-01 | 1.07E+00 |
| 20 | 0.00E+00 | 4.26E-01 | 5.66E-01 | 9.92E-01 |

最終的な TID の仕様は、本セクションの冒頭に示した外部環境を用いて 3 次元遮蔽輸送計算で線量対厚さ曲線を生成するか、または図および表 3.3.1.2.2-3 に示したデータを使用することにより導出することができる。

モデル入力値

IRENE を使用する場合は、次の設定を使用する必要がある。モンテカルロモード (Monte Carlo)、信頼水準 (Confidence Levels) 95%、999 シナリオ (Scenarios)、放射線帯の変動を適切にサンプリングするため、軌道に沿った 1 分間の時間ステップ (Time Step) とする。AE8/AP8 を使用する場合は、捕捉電子環境に AE8MAX (50%モデル) を、捕捉陽子環境に AP8MIN モデルを使用する必要がある。次いでモデルの不確定性を考慮し、AE8MAX および AP8MIN で得られた結果を 2 倍にスケールアップする必要がある。

制約事項

表および図中の線量は、遮蔽厚が 0.1mm 以上の場合にのみ信頼できる Shieldose2 を用いて生成されたものである。0.1mm 未満の遮蔽厚での TID 値の生成に Shieldose2 を使用すべきではない。遮蔽厚が 0.1mm 未満の場合の TID の計算については、設計者は材料とプロセスの専門家と相談して、TID を計算するための最良の代替方法を決定すべきである。

テクニカルノート

環境モデルはすべて、遠方逆行軌道設計基準ミッションの SLS 設計分析サイクル

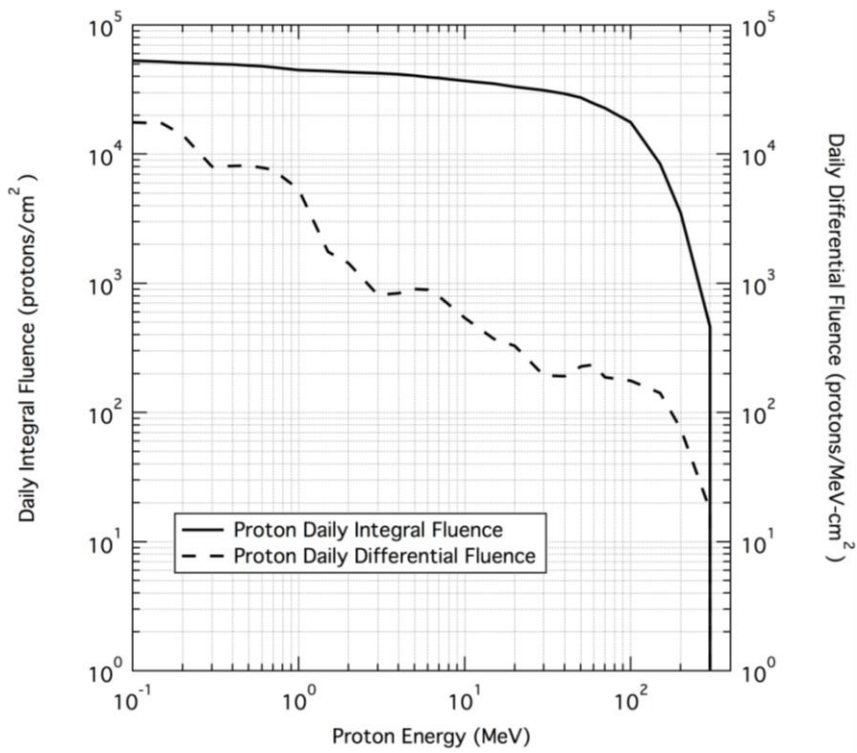
(Design Analysis Cycle (DAC-2)) で仮定した軌道に対して実行された。宇宙機が高度 60,000km を超える位置にあり、捕捉放射線帯を越えているため、軌道における最初の 6 時間だけを使用する。さらに、最初の 90 分も削除する。これにより、地球低軌道セクションが削除されるので、これらの計算において放射線帯トランジットのみが考慮される。捕捉電子環境は、電子環境のワーストケースを示す AE8MAX モデルを用いて定義した。次いで、モデルの不確定性を考慮し、平均 (50%) モデルを 2 倍にスケーリングする。捕捉陽子環境は、陽子環境のワーストケースを示す AP8MIN モデルを用いて定義した。次いで、モデルの不確定性を考慮し、平均 (50%) モデルを 2 倍にスケーリングする。TID 遮蔽計算は、Shieldose2 コードの SPENVIS バージョン、固体アルミニウム球オプションを使用して実行した。

3.3.1.2.3 LEO 241 kn Circular

設計上の制限

このステージング軌道におけるトータルドーズの寄与は、主に地球の捕捉放射線環境に起因する。この軌道は DRM の一部であるため、この軌道でミッションが終了するセグメントを除き、この軌道固有の SPE 環境は必要ない。この軌道でミッションが終了するセグメントに対してのみ ESP/PSYCHIC モデルを使用して、この軌道で太陽粒子が地球磁場に侵入することはないと判断された。したがって、この軌道で終了するセグメントであっても、SPE は観測されない。

次の表およびグラフは、宇宙機外部における電離放射線環境データを示しており、トータルイオンドーズの 3 次元遮蔽計算または変異損傷線量計算の入力値として使用することができる。図 3.3.1.2.3-1 および表 3.3.1.2.3-1 は、一日当たりの捕捉陽子フルエンスの積分および微分スペクトルをエネルギーの関数として示したものである。図 3.3.1.2.3-2 および表 3.3.1.2.3-2 は、一日当たりの捕捉電子フルエンスの積分および微分スペクトルをエネルギーの関数として示したものである。

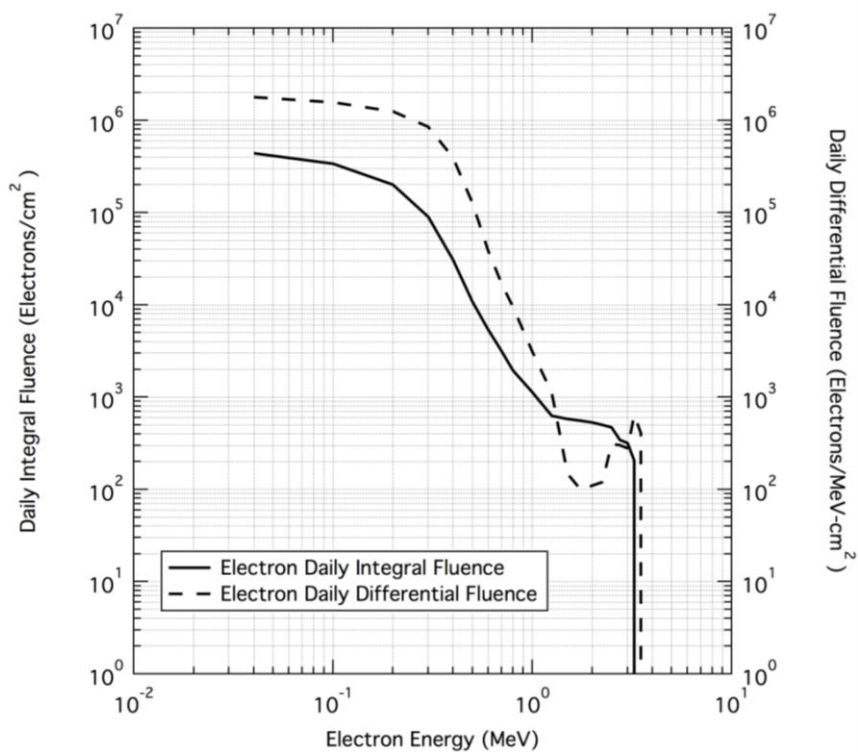


☒ 3.3.1.2.3-1. Daily Trapped Proton Fluences

表 3.3.1.2.3-1. Daily Trapped Proton Fluences

| Proton Energy | Daily Integral Trapped Proton Fluence | Daily Differential Trapped Proton Fluence |
|---------------|---------------------------------------|---|
| MeV | protons/cm ² | protons/MeV-cm ² |
| 1.00E-01 | 5.29E+04 | 1.76E+04 |
| 5.00E-01 | 4.87E+04 | 8.16E+03 |
| 7.00E-01 | 4.71E+04 | 7.60E+03 |
| 1.00E+00 | 4.49E+04 | 5.34E+03 |
| 2.00E+00 | 4.31E+04 | 1.43E+03 |
| 3.00E+00 | 4.23E+04 | 8.15E+02 |
| 4.00E+00 | 4.15E+04 | 8.40E+02 |
| 5.00E+00 | 4.06E+04 | 9.06E+02 |
| 6.00E+00 | 3.97E+04 | 8.91E+02 |
| 7.00E+00 | 3.89E+04 | 7.96E+02 |
| 1.00E+01 | 3.69E+04 | 5.39E+02 |
| 2.00E+01 | 3.32E+04 | 3.28E+02 |
| 3.00E+01 | 3.13E+04 | 1.93E+02 |

| Proton Energy | Daily Integral Trapped Proton Fluence | Daily Differential Trapped Proton Fluence |
|---------------|---------------------------------------|---|
| MeV | protons/cm ² | protons/MeV-cm ² |
| 4.00E+01 | 2.93E+04 | 1.91E+02 |
| 5.00E+01 | 2.75E+04 | 2.28E+02 |
| 6.00E+01 | 2.47E+04 | 2.34E+02 |
| 7.00E+01 | 2.28E+04 | 1.88E+02 |
| 1.00E+02 | 1.77E+04 | 1.76E+02 |
| 1.50E+02 | 8.40E+03 | 1.42E+02 |
| 2.00E+02 | 3.51E+03 | 7.53E+01 |
| 3.00E+02 | 4.62E+02 | 1.76E+01 |
| 4.00E+02 | 0.00E+00 | 0.00E+00 |



☒ 3.3.1.2.3-2. Daily Trapped Electron Fluences

表 3.3.1.2.3-2. Daily Trapped Electron Fluences

| Electron Energy | Daily Integral Trapped Electron Fluence | Daily Differential Trapped Electron Fluence |
|-----------------|---|---|
| MeV | electrons/cm ² | electrons/MeV-cm ² |
| 4.00E-02 | 4.41E+05 | 1.78E+06 |
| 1.00E-01 | 3.40E+05 | 1.57E+06 |
| 2.00E-01 | 2.01E+05 | 1.25E+06 |
| 3.00E-01 | 9.01E+04 | 8.53E+05 |
| 4.00E-01 | 3.08E+04 | 3.96E+05 |
| 5.00E-01 | 1.08E+04 | 1.27E+05 |
| 6.00E-01 | 5.36E+03 | 3.83E+04 |
| 7.00E-01 | 3.16E+03 | 1.71E+04 |
| 8.00E-01 | 1.94E+03 | 9.50E+03 |
| 1.00E+00 | 1.13E+03 | 3.14E+03 |
| 1.25E+00 | 6.28E+02 | 1.11E+03 |
| 1.50E+00 | 5.79E+02 | 1.48E+02 |
| 1.75E+00 | 5.54E+02 | 9.94E+01 |
| 2.00E+00 | 5.29E+02 | 1.10E+02 |
| 2.25E+00 | 4.98E+02 | 1.20E+02 |
| 2.50E+00 | 4.69E+02 | 3.09E+02 |
| 2.75E+00 | 3.44E+02 | 3.01E+02 |
| 3.00E+00 | 3.19E+02 | 2.78E+02 |
| 3.25E+00 | 2.05E+02 | 6.38E+02 |
| 3.50E+00 | 0.00E+00 | 4.09E+02 |
| 3.75E+00 | 0.00E+00 | 0.00E+00 |
| 4.00E+00 | 0.00E+00 | 0.00E+00 |
| 4.25E+00 | 0.00E+00 | 0.00E+00 |
| 4.50E+00 | 0.00E+00 | 0.00E+00 |
| 4.75E+00 | 0.00E+00 | 0.00E+00 |
| 5.00E+00 | 0.00E+00 | 0.00E+00 |

図 3.3.1.2.3-3 および表 3.3.1.2.3-3 は、捕捉放射線帯の陽子と電子に対する、アルミニウム (Al) 球シールドの選択した遮蔽厚内部における一日当たりの TID を示したものである。

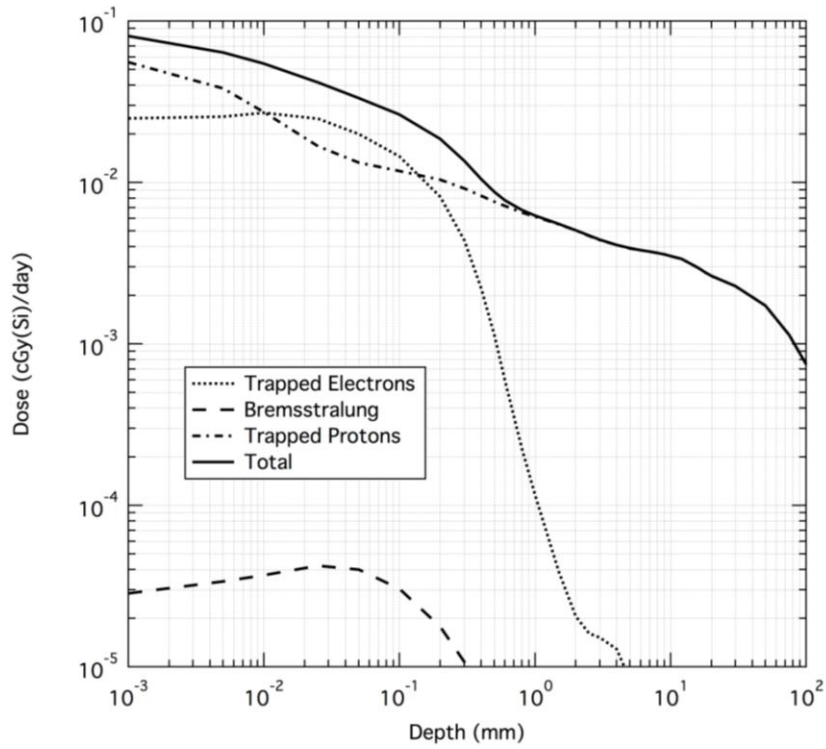


图 3.3.1.2.3-3. Daily Trapped Belts Inside Shielding

表 3.3.1.2.3-3. Daily Trapped Belts Inside Shielding

| Aluminum Shield Depth | Trapped Electron Daily TID | Bremsstrahlung Daily TID | Trapped Proton Daily TID | Total Daily TID |
|-----------------------|----------------------------|--------------------------|--------------------------|-----------------|
| mm | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day |
| 1.00E-01 | 1.45E-02 | 3.05E-05 | 1.18E-02 | 2.64E-02 |
| 2.00E-01 | 8.17E-03 | 1.77E-05 | 1.04E-02 | 1.86E-02 |
| 3.00E-01 | 4.37E-03 | 1.07E-05 | 9.19E-03 | 1.36E-02 |
| 4.00E-01 | 2.22E-03 | 6.85E-06 | 8.27E-03 | 1.05E-02 |
| 5.00E-01 | 1.13E-03 | 4.66E-06 | 7.62E-03 | 8.75E-03 |
| 6.00E-01 | 5.96E-04 | 3.36E-06 | 7.15E-03 | 7.75E-03 |
| 8.00E-01 | 2.24E-04 | 2.04E-06 | 6.53E-03 | 6.76E-03 |
| 1.00E+00 | 1.15E-04 | 1.43E-06 | 6.13E-03 | 6.24E-03 |
| 2.50E+00 | 1.61E-05 | 5.43E-07 | 4.68E-03 | 4.69E-03 |

| Aluminum Shield Depth | Trapped Electron Daily TID | Bremsstrahlung Daily TID | Trapped Proton Daily TID | Total Daily TID |
|-----------------------|----------------------------|--------------------------|--------------------------|-----------------|
| mm | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day |
| 5.00E+00 | 8.37E-06 | 3.13E-07 | 3.91E-03 | 3.92E-03 |
| 1.00E+01 | 3.62E-13 | 1.71E-07 | 3.51E-03 | 3.51E-03 |
| 1.20E+01 | 0.00E+00 | 1.46E-07 | 3.36E-03 | 3.36E-03 |
| 1.40E+01 | 0.00E+00 | 1.29E-07 | 3.14E-03 | 3.14E-03 |
| 1.60E+01 | 0.00E+00 | 1.16E-07 | 2.95E-03 | 2.95E-03 |
| 1.80E+01 | 0.00E+00 | 1.04E-07 | 2.77E-03 | 2.77E-03 |
| 2.00E+01 | 0.00E+00 | 9.48E-08 | 2.64E-03 | 2.64E-03 |
| 3.00E+01 | 0.00E+00 | 6.59E-08 | 2.28E-03 | 2.28E-03 |
| 5.00E+01 | 0.00E+00 | 3.73E-08 | 1.73E-03 | 1.73E-03 |
| 7.50E+01 | 0.00E+00 | 2.15E-08 | 1.14E-03 | 1.14E-03 |
| 1.00E+02 | 0.00E+00 | 1.18E-08 | 7.44E-04 | 7.44E-04 |

最終的な TID の仕様は、本セクションの冒頭に示した外部環境を用いて 3次元遮蔽輸送計算で線量対厚さ曲線を生成するか、または図および表 3.3.1.2.3-3 に示したデータを使用することにより導出することができる。このセグメントにおける最終的な TID の仕様レベル（3次元遮蔽計算を行わない場合）を計算するには、表 3.3.1.2.3-3 の一日当たりの TID 総量にセグメントの日数を乗じる。3次元遮蔽計算を実行する場合は、外部捕捉電離放射線環境（上記の表では一日当たりのフルエンスとして与えられている）にミッション日数を乗じることになる。これらの捕捉電子と陽子のセグメントフルエンスは、3次元輸送計算を実行するコードの入力値として使用する。このコードの出力が TID の仕様になる。

モデル入力値

IRENE を使用する場合は、次の設定を使用する必要がある。モンテカルロモード

（Monte Carlo）、信頼水準（Confidence Levels）95%、999 シナリオ（Scenarios）、放射線帯の変動を適切にサンプリングするため、軌道に沿った 1 分間の時間ステップ（Time Step）とする。軌道傾斜角が 55 度を超える場合、放射線帯外帯の横断を適切にサンプリングするには時間ステップを 10 秒にする必要がある。ミッション継続期間およびシミュレーション時間が 1 年を超える場合は、実行時間とディスク使用量を最小限に抑えるため、200 シナリオ、1 分間の時間ステップとしてもよい。AE8/AP8 を使用する場合は、捕捉電子環境に AE8MAX、50%モデルを、捕捉陽子環境に AP8MIN モデルを使用する必要がある。次いでモデルの不確定性を考慮し、AE8MAX および AP8MIN で得られた結果を 2 倍にスケールアップする必要がある。

制約事項

表および図中の線量は、遮蔽厚が 0.1mm 以上の場合にのみ信頼できる Shieldose2 を用いて生成されたものである。0.1mm 未満の遮蔽厚での TID 値の生成に Shieldose2 を使用すべきではない。遮蔽厚が 0.1mm 未満の場合の TID の計算については、設計者は材料とプロセスの専門家と相談して、TID を計算するための最良の代替方法を決定すべきである。

テクニカルノート

環境モデルはすべて、241 km の円軌道で傾斜角を 28.5 度と仮定して実行した。捕捉電子環境は、電子環境のワーストケースを示す AE8MAX モデルを用いて定義した。次いで、モデルの不確定性を考慮し、平均 (50%) モデルを 2 倍にスケーリングする。捕捉陽子環境は、陽子環境のワーストケースを示す AP8MIN モデルを用いて定義した。次いで、モデルの不確定性を考慮し、平均 (50%) モデルを 2 倍にスケーリングする。SPE TID 仕様は、ESP/PSYCHIC モデルを用いて、磁気圏が荒れていて、95% の確率でフルエンスを超過しない、太陽活動極大期の 1 年間で定義した。TID 遮蔽計算は、SPENVIS Shieldose2 コード、固体アルミニウム球オプションを使用して実行した。

3.3.1.2.4 High Earth Orbit (HEO) 407 × 233,860 km

設計上の制限

このステージング軌道におけるトータルドーズの寄与は、主に地球の捕捉放射線環境に起因する。この軌道は DRM の一部であるため、この軌道でミッションが終了するセグメントを除き、この軌道固有の SPE 環境は必要ない。この軌道でミッションが終了するセグメントに対してのみ、この間に太陽粒子イベント (SPE) が発生し、トータルドーズに加算されるものと仮定する。このステージング軌道は、地球磁場の外で時間の大部分を過ごすため、SPE 環境については「3.3.1.10.2 地磁気無遮蔽」に示す。

次の表およびグラフは、宇宙機外部における電離放射線環境データを示しており、トータルイオンドーズの 3 次元遮蔽計算または変異損傷線量計算の入力値として使用することができる。図 3.3.1.2.4-1 および表 3.3.1.2.4-1 は、一日当たりの捕捉陽子の積分および微分スペクトルをエネルギーの関数として示したものである。図 3.3.1.2.4-2 および表 3.3.1.2.4-2 は、一日当たりの捕捉電子の積分および微分スペクトルをエネルギーの関数として示したものである。

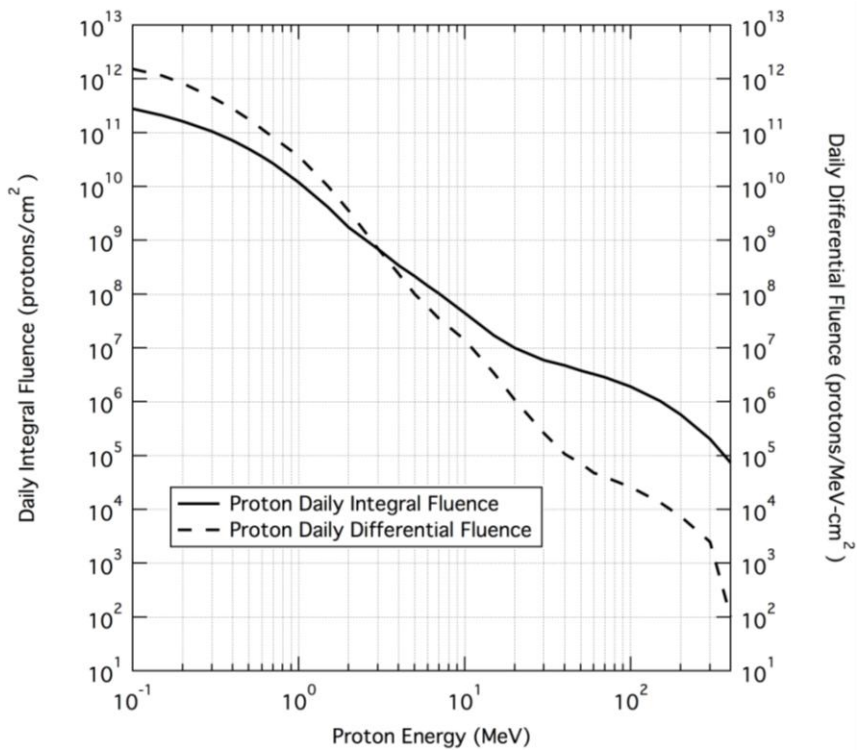


图 3.3.1.2.4-1. Daily Trapped Proton Fluences

表 3.3.1.2.4-1. Daily Trapped Proton Fluences

| Proton Energy | Daily Integral Trapped Proton Fluence | Daily Differential Trapped Proton Fluence |
|---------------|---------------------------------------|---|
| MeV | protons/cm ² | protons/MeV·cm ² |
| 1.00E-01 | 2.77E+11 | 1.52E+12 |
| 5.00E-01 | 5.02E+10 | 1.78E+11 |
| 7.00E-01 | 2.67E+10 | 8.14E+10 |
| 1.00E+00 | 1.20E+10 | 3.65E+10 |
| 2.00E+00 | 1.74E+09 | 3.57E+09 |
| 3.00E+00 | 6.94E+08 | 7.00E+08 |
| 4.00E+00 | 3.44E+08 | 2.39E+08 |
| 5.00E+00 | 2.16E+08 | 1.01E+08 |
| 6.00E+00 | 1.42E+08 | 5.70E+07 |
| 7.00E+00 | 1.02E+08 | 3.49E+07 |
| 1.00E+01 | 4.43E+07 | 1.41E+07 |
| 2.00E+01 | 1.00E+07 | 1.09E+06 |

| Proton Energy | Daily Integral Trapped Proton Fluence | Daily Differential Trapped Proton Fluence |
|---------------|---------------------------------------|---|
| MeV | protons/cm ² | protons/MeV-cm ² |
| 3.00E+01 | 5.96E+06 | 2.64E+05 |
| 4.00E+01 | 4.71E+06 | 1.08E+05 |
| 5.00E+01 | 3.81E+06 | 7.19E+04 |
| 6.00E+01 | 3.27E+06 | 4.79E+04 |
| 7.00E+01 | 2.85E+06 | 3.98E+04 |
| 1.00E+02 | 1.91E+06 | 2.60E+04 |
| 1.50E+02 | 1.04E+06 | 1.34E+04 |
| 2.00E+02 | 5.76E+05 | 7.44E+03 |
| 3.00E+02 | 2.04E+05 | 2.51E+03 |
| 4.00E+02 | 7.37E+04 | 1.01E+02 |

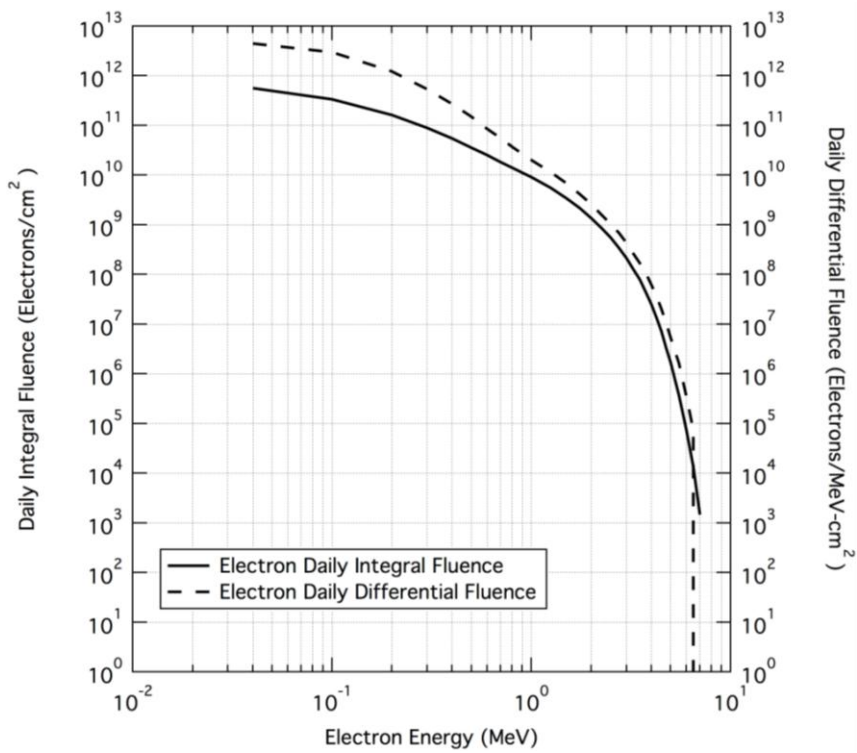
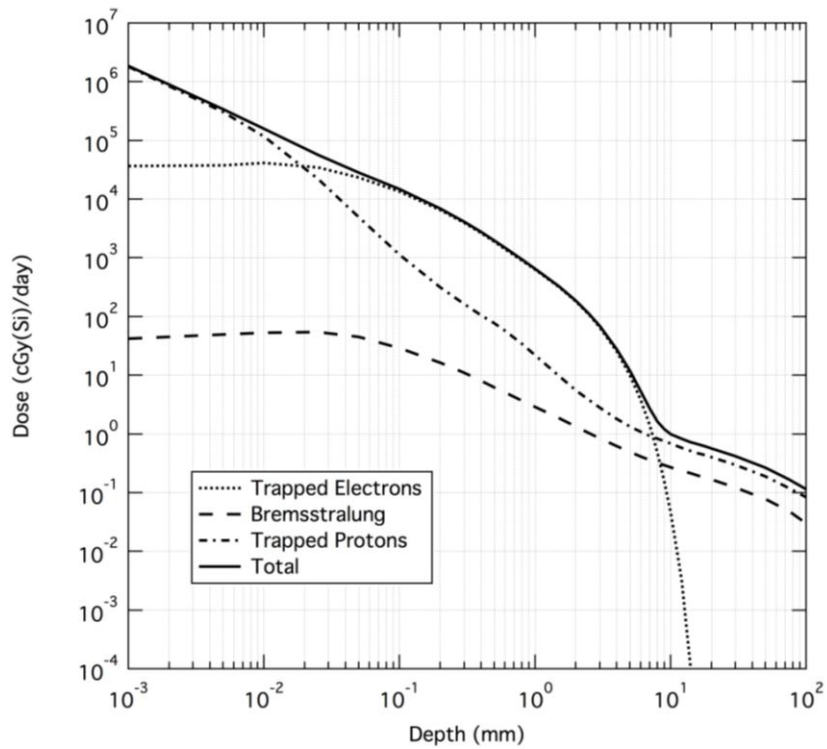


图 3.3.1.2.4-2. Daily Trapped Electron Fluences

表 3.3.1.2.4-2. Daily Trapped Electron Fluences

| Electron Energy | Daily Integral Trapped Electron Fluence | Daily Differential Trapped Electron Fluence |
|-----------------|---|---|
| MeV | electrons/cm ² | electrons/MeV-cm ² |
| 4.00E-02 | 5.59E+11 | 4.48E+12 |
| 1.00E-01 | 3.35E+11 | 2.97E+12 |
| 2.00E-01 | 1.63E+11 | 1.23E+12 |
| 3.00E-01 | 8.92E+10 | 5.39E+11 |
| 4.00E-01 | 5.51E+10 | 2.70E+11 |
| 5.00E-01 | 3.53E+10 | 1.49E+11 |
| 6.00E-01 | 2.53E+10 | 8.43E+10 |
| 7.00E-01 | 1.84E+10 | 5.57E+10 |
| 8.00E-01 | 1.41E+10 | 3.71E+10 |
| 1.00E+00 | 9.09E+09 | 2.03E+10 |
| 1.25E+00 | 5.54E+09 | 1.14E+10 |
| 1.50E+00 | 3.42E+09 | 6.78E+09 |
| 1.75E+00 | 2.15E+09 | 4.12E+09 |
| 2.00E+00 | 1.36E+09 | 2.57E+09 |
| 2.25E+00 | 8.65E+08 | 1.60E+09 |
| 2.50E+00 | 5.55E+08 | 1.04E+09 |
| 2.75E+00 | 3.43E+08 | 6.86E+08 |
| 3.00E+00 | 2.12E+08 | 4.27E+08 |
| 3.25E+00 | 1.29E+08 | 2.67E+08 |
| 3.50E+00 | 7.87E+07 | 1.69E+08 |
| 3.75E+00 | 4.44E+07 | 1.07E+08 |
| 4.00E+00 | 2.52E+07 | 6.22E+07 |
| 4.25E+00 | 1.33E+07 | 3.62E+07 |
| 4.50E+00 | 7.09E+06 | 1.99E+07 |
| 4.75E+00 | 3.38E+06 | 1.08E+07 |
| 5.00E+00 | 1.70E+06 | 5.36E+06 |
| 5.50E+00 | 3.71E+05 | 1.63E+06 |
| 6.00E+00 | 7.60E+04 | 3.57E+05 |
| 6.50E+00 | 1.36E+04 | 7.45E+04 |
| 7.00E+00 | 1.47E+03 | 0.00E+00 |

図 3.3.1.2.4-3 および表 3.3.1.2.4-3 は、捕捉放射線帯の陽子と電子に対する、アルミニウム (Al) 球シールドの選択した遮蔽厚内部における一日当たりの TID を示したものである。



☒ 3.3.1.2.4-3. Daily Trapped Belts TID Inside Shielding

表 3.3.1.2.4-3. Daily Trapped Belts TID Inside Shielding

| Aluminum Shield Depth | Trapped Electron Daily TID | Bremsstrahlung Daily TID | Trapped Proton Daily TID | Total Daily TID |
|-----------------------|----------------------------|--------------------------|--------------------------|-----------------|
| mm | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day |
| 1.00E-01 | 1.36E+04 | 2.92E+01 | 1.14E+03 | 1.48E+04 |
| 2.00E-01 | 6.59E+03 | 1.63E+01 | 3.15E+02 | 6.92E+03 |
| 3.00E-01 | 3.95E+03 | 1.10E+01 | 1.64E+02 | 4.12E+03 |
| 4.00E-01 | 2.64E+03 | 8.02E+00 | 1.06E+02 | 2.76E+03 |
| 5.00E-01 | 1.89E+03 | 6.25E+00 | 7.66E+01 | 1.98E+03 |
| 6.00E-01 | 1.42E+03 | 5.10E+00 | 5.74E+01 | 1.49E+03 |
| 8.00E-01 | 9.01E+02 | 3.70E+00 | 3.41E+01 | 9.39E+02 |
| 1.00E+00 | 6.28E+02 | 2.90E+00 | 2.20E+01 | 6.53E+02 |
| 2.50E+00 | 1.08E+02 | 1.04E+00 | 3.79E+00 | 1.12E+02 |
| 5.00E+00 | 1.00E+01 | 4.96E-01 | 1.34E+00 | 1.19E+01 |

| Aluminum Shield Depth | Trapped Electron Daily TID | Bremsstrahlung Daily TID | Trapped Proton Daily TID | Total Daily TID |
|-----------------------|----------------------------|--------------------------|--------------------------|-----------------|
| mm | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day |
| 1.00E+01 | 4.53E-02 | 2.71E-01 | 6.85E-01 | 1.00E+00 |
| 1.20E+01 | 3.32E-03 | 2.38E-01 | 5.86E-01 | 8.27E-01 |
| 1.40E+01 | 1.02E-04 | 2.14E-01 | 5.15E-01 | 7.29E-01 |
| 1.60E+01 | 7.81E-07 | 1.96E-01 | 4.68E-01 | 6.64E-01 |
| 1.80E+01 | 9.25E-09 | 1.80E-01 | 4.35E-01 | 6.15E-01 |
| 2.00E+01 | 0.00E+00 | 1.67E-01 | 4.04E-01 | 5.71E-01 |
| 3.00E+01 | 0.00E+00 | 1.23E-01 | 2.97E-01 | 4.20E-01 |
| 5.00E+01 | 0.00E+00 | 7.81E-02 | 1.90E-01 | 2.68E-01 |
| 7.50E+01 | 0.00E+00 | 4.82E-02 | 1.20E-01 | 1.68E-01 |
| 1.00E+02 | 0.00E+00 | 2.98E-02 | 8.41E-02 | 1.14E-01 |

最終的な TID の仕様は、本セクションの冒頭に示した外部環境を用いて 3 次元遮蔽輸送計算で線量対厚さ曲線を生成するか、または図および表 3.3.1.2.4-3 に示したデータを使用することにより導出することができる。このセグメントにおける最終的な TID の仕様レベル（3 次元遮蔽計算を行わない場合）を計算するには、表 3.3.1.2.4-3 の一日当たりの TID 総量にセグメントの日数を乗じ、その数をセクション「3.3.1.10.2」で与えられている SPE TID 総量に加算する。3 次元遮蔽計算を実行する場合は、外部捕捉電離放射線環境（上記の表では一日当たりのフルエンスとして与えられている）にミッション日数を乗じることになる。これらの捕捉電子と陽子のセグメントフルエンスと SPE の陽子フルエンス（セクション「3.3.1.10.2」に記載）は、3 次元輸送計算を実行するコードの入力値として使用する。このコードの出力が TID の仕様になる。

モデル入力値

IRENE を使用する場合は、次の設定を使用する必要がある。モンテカルロモード（Monte Carlo）、信頼水準（Confidence Levels）95%、999 シナリオ（Scenarios）、放射線帯の変動を適切にサンプリングするため、軌道に沿った 1 分間の時間ステップ（Time Step）とする。軌道傾斜角が 55 度を超える場合、放射線帯外帯の横断を適切にサンプリングするには時間ステップを 10 秒にする必要がある。ミッション継続期間およびシミュレーション時間が 1 年を超える場合は、実行時間とディスク使用量を最小限に抑えるため、200 シナリオ、1 分間の時間ステップとしてもよい。AE8/AP8 を使用する場合は、捕捉電子環境に AE8MAX、50%モデルを、捕捉陽子環境に AP8MIN モデルを使用する必要がある。次いでモデルの不確定性を考慮し、AE8MAX および AP8MIN で得られた結果を 2 倍にスケールリングする必要がある。

制約事項

表および図中の線量は、遮蔽厚が 0.1mm 以上の場合にのみ信頼できる Shieldose2 を用いて生成されたものである。0.1mm 未満の遮蔽厚での TID 値の生成に Shieldose2 を使用すべきではない。遮蔽厚が 0.1mm 未満の場合の TID の計算については、設計者は材料とプロセスの専門家と相談して、TID を計算するための最良の代替方法を決定すべきである。

テクニカルノート

環境モデルはすべて、407km×233,860km の軌道で傾斜角を 28.5 度と仮定して実行した。捕捉電子環境は、電子環境のワーストケースを示す AE8MAX モデルを用いて定義した。次いで、モデルの不確定性を考慮し、平均 (50%) モデルを 2 倍にスケールアップする。捕捉陽子環境は、陽子環境のワーストケースを示す AP8MIN モデルを用いて定義した。次いで、モデルの不確定性を考慮し、平均 (50%) モデルを 2 倍にスケールアップする。TID 遮蔽計算は、SPENVIS Shieldose2 コード、固体アルミニウム球オプションを使用して実行した。

3.3.1.2.5 HEO to NEA transit

このステージでは、HEO 軌道の遠地点でトランジットを開始するものと仮定する。したがって、このステージング軌道におけるトータルドーズの寄与には、地球の捕捉放射線環境の寄与は含まれない。この軌道は DRM の一部であるため、この軌道でミッションが終了するセグメントを除き、この軌道固有の SPE 環境は必要ない。この軌道でミッションが終了するセグメントに対してのみ、この間に太陽粒子イベント (SPE) が発生し、トータルドーズに加算されるものと仮定する。このトランジットは地球磁場の外になるので、このステージの SPE 環境の詳細についてはセクション「3.3.1.10.2」に示す。

3.3.1.2.6 LEO 407 km Circular

LEO 407km 円軌道におけるトータルドーズ環境モデルのパラメーターは、LEO-ISS で使用されるパラメーターに制限される。LEO 407km 円軌道におけるトータルドーズ環境については、セクション「3.3.1.1 LEO-ISS Orbit」で示したものを使用する。

3.3.1.2.7 Low Perigee (LP)-HEO 407 × 400,000 km

設計上の制限

このステージング軌道におけるトータルドーズの寄与は、主に地球の捕捉放射線環境に起因する。この軌道は DRM の一部であるため、この軌道でミッションが終了するセグメントを除き、この軌道固有の SPE 環境は必要ない。この軌道でミッションが終了するセグメントに対してのみ、この間に太陽粒子イベント (SPE) が発生し、トータルドーズに加

算されるものと仮定する。このステージング軌道は、地球磁場の外で時間の大部分を過ごすため、SPE 環境については「3.3.1.10.2 地磁気無遮蔽」に示す。

次の表およびグラフは、宇宙機外部における電離放射線環境データを示しており、トータルイオンドーズの3次元遮蔽計算または変異損傷線量計算の入力値として使用することができる。図 3.3.1.2.7-1 および表 3.3.1.2.7-1 は、一日当たりの捕捉陽子の積分および微分) スペクトルをエネルギーの関数として示したものである。図 3.3.1.2.7-2 および表 3.3.1.2.7-2 は、一日当たりの捕捉電子の積分および微分スペクトルをエネルギーの関数として示したものである。

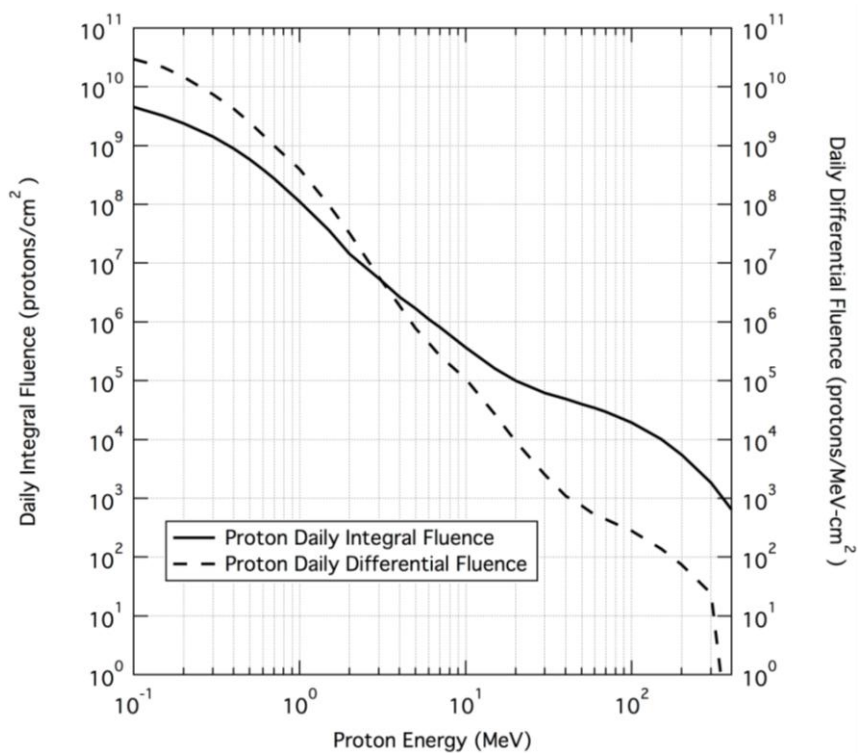
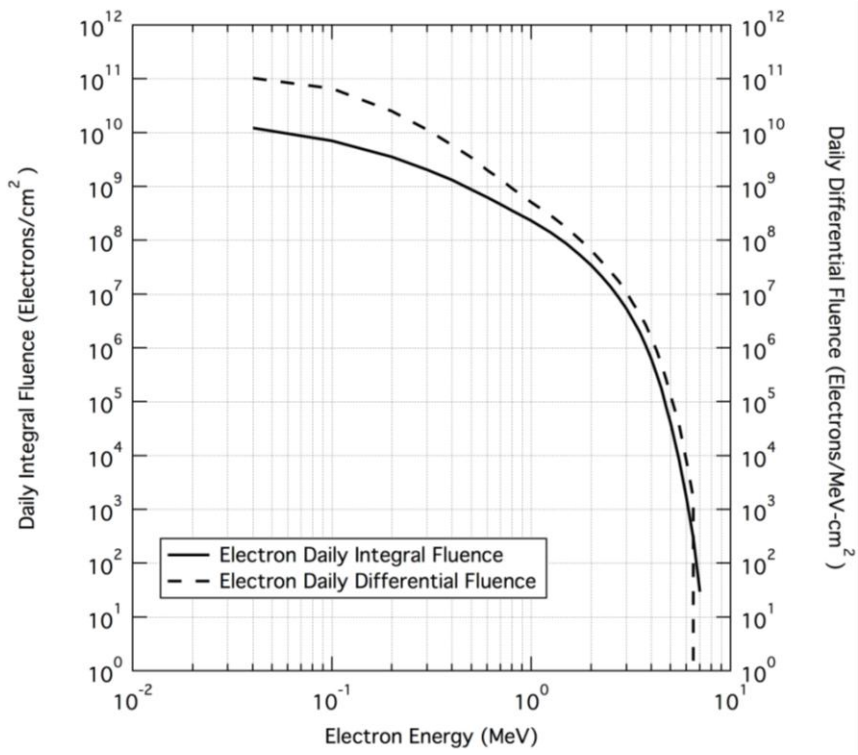


図 3.3.1.2.7-1. Daily Trapped Proton Fluences

表 3.3.1.2.7-1. Daily Trapped Proton Fluences

| Proton Energy | Daily Integral Trapped Proton Fluence | Daily Differential Trapped Proton Fluence |
|---------------|---------------------------------------|---|
| MeV | protons/cm ² | protons/MeV-cm ² |
| 1.00E-01 | 4.53E+09 | 2.95E+10 |
| 5.00E-01 | 5.83E+08 | 2.49E+09 |
| 7.00E-01 | 2.77E+08 | 9.94E+08 |
| 1.00E+00 | 1.12E+08 | 4.00E+08 |
| 2.00E+00 | 1.44E+07 | 3.23E+07 |
| 3.00E+00 | 5.50E+06 | 5.84E+06 |
| 4.00E+00 | 2.67E+06 | 1.91E+06 |
| 5.00E+00 | 1.69E+06 | 7.78E+05 |
| 6.00E+00 | 1.12E+06 | 4.40E+05 |

| Proton Energy | Daily Integral Trapped Proton Fluence | Daily Differential Trapped Proton Fluence |
|---------------|---------------------------------------|---|
| MeV | protons/cm ² | protons/MeV-cm ² |
| 7.00E+00 | 8.13E+05 | 2.66E+05 |
| 1.00E+01 | 3.70E+05 | 1.08E+05 |
| 2.00E+01 | 1.00E+05 | 9.32E+03 |
| 3.00E+01 | 6.22E+04 | 2.54E+03 |
| 4.00E+01 | 4.94E+04 | 1.10E+03 |
| 5.00E+01 | 4.01E+04 | 7.53E+02 |
| 6.00E+01 | 3.43E+04 | 5.28E+02 |
| 7.00E+01 | 2.96E+04 | 4.41E+02 |
| 1.00E+02 | 1.94E+04 | 2.81E+02 |
| 1.50E+02 | 1.02E+04 | 1.39E+02 |
| 2.00E+02 | 5.50E+03 | 7.48E+01 |
| 3.00E+02 | 1.86E+03 | 2.42E+01 |
| 4.00E+02 | 6.47E+02 | 3.16E-02 |

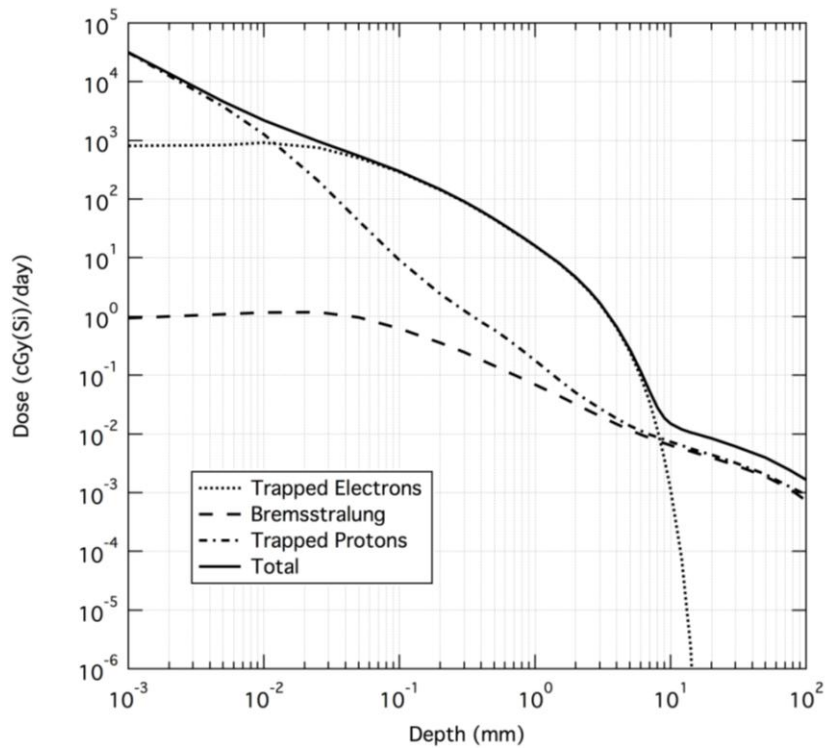


☒ 3.3.1.2.7-2 Daily Trapped Electron Fluences

表 3.3.1.2.7-2 Daily Trapped Electron Fluences

| Electron Energy | Daily Integral Trapped Electron Fluence | Daily Differential Trapped Electron Fluence |
|-----------------|---|---|
| MeV | electrons/cm ² | electrons/MeV-cm ² |
| 4.00E-02 | 1.22E+10 | 1.04E+11 |
| 1.00E-01 | 7.08E+09 | 6.63E+10 |
| 2.00E-01 | 3.58E+09 | 2.51E+10 |
| 3.00E-01 | 2.05E+09 | 1.13E+10 |
| 4.00E-01 | 1.32E+09 | 5.92E+09 |
| 5.00E-01 | 8.69E+08 | 3.44E+09 |
| 6.00E-01 | 6.32E+08 | 2.02E+09 |
| 7.00E-01 | 4.65E+08 | 1.37E+09 |
| 8.00E-01 | 3.58E+08 | 9.25E+08 |
| 1.00E+00 | 2.31E+08 | 5.14E+08 |
| 1.25E+00 | 1.40E+08 | 2.90E+08 |
| 1.50E+00 | 8.63E+07 | 1.73E+08 |
| 1.75E+00 | 5.41E+07 | 1.04E+08 |
| 2.00E+00 | 3.41E+07 | 6.49E+07 |
| 2.25E+00 | 2.17E+07 | 4.05E+07 |
| 2.50E+00 | 1.39E+07 | 2.62E+07 |
| 2.75E+00 | 8.57E+06 | 1.72E+07 |
| 3.00E+00 | 5.31E+06 | 1.07E+07 |
| 3.25E+00 | 3.23E+06 | 6.69E+06 |
| 3.50E+00 | 1.97E+06 | 4.24E+06 |
| 3.75E+00 | 1.11E+06 | 2.68E+06 |
| 4.00E+00 | 6.25E+05 | 1.55E+06 |
| 4.25E+00 | 3.28E+05 | 9.02E+05 |
| 4.50E+00 | 1.74E+05 | 4.93E+05 |
| 4.75E+00 | 8.15E+04 | 2.66E+05 |
| 5.00E+00 | 4.05E+04 | 1.31E+05 |
| 5.50E+00 | 8.52E+03 | 3.88E+04 |
| 6.00E+00 | 1.70E+03 | 8.22E+03 |
| 6.50E+00 | 3.00E+02 | 1.67E+03 |
| 7.00E+00 | 2.94E+01 | 0.00E+00 |

図 3.3.1.2.7-3 および表 3.3.1.2.7-3 は、捕捉放射線帯の陽子と電子に対する、アルミニウム (Al) 球シールドの選択した遮蔽厚内部における一日当たりの TID を示したものである。



☒ 3.3.1.2.7-3. Daily Trapped Belts TID Inside Shielding

表 3.3.1.2.7-3. Daily Trapped Belts TID Inside Shielding

| Aluminum Shield Depth | Trapped Electron Daily TID | Bremsstrahlung Daily TID | Trapped Proton Daily TID | Total Daily TID |
|-----------------------|----------------------------|--------------------------|--------------------------|-----------------|
| mm | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day |
| 1.00E-01 | 2.89E+02 | 6.27E-01 | 9.13E+00 | 2.98E+02 |
| 2.00E-01 | 1.43E+02 | 3.58E-01 | 2.43E+00 | 1.46E+02 |
| 3.00E-01 | 8.92E+01 | 2.47E-01 | 1.26E+00 | 9.07E+01 |
| 4.00E-01 | 6.16E+01 | 1.84E-01 | 8.17E-01 | 6.26E+01 |
| 5.00E-01 | 4.52E+01 | 1.45E-01 | 5.94E-01 | 4.60E+01 |
| 6.00E-01 | 3.46E+01 | 1.20E-01 | 4.48E-01 | 3.52E+01 |
| 8.00E-01 | 2.24E+01 | 8.82E-02 | 2.70E-01 | 2.28E+01 |
| 1.00E+00 | 1.58E+01 | 6.96E-02 | 1.78E-01 | 1.61E+01 |
| 2.50E+00 | 2.72E+00 | 2.48E-02 | 3.57E-02 | 2.78E+00 |

| Aluminum Shield Depth | Trapped Electron Daily TID | Bremsstrahlung Daily TID | Trapped Proton Daily TID | Total Daily TID |
|-----------------------|----------------------------|--------------------------|--------------------------|-----------------|
| mm | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day |
| 5.00E+00 | 2.51E-01 | 1.17E-02 | 1.38E-02 | 2.77E-01 |
| 1.00E+01 | 1.10E-03 | 6.41E-03 | 7.38E-03 | 1.49E-02 |
| 1.20E+01 | 7.76E-05 | 5.63E-03 | 6.38E-03 | 1.21E-02 |
| 1.40E+01 | 2.33E-06 | 5.07E-03 | 5.64E-03 | 1.07E-02 |
| 1.60E+01 | 1.78E-08 | 4.65E-03 | 5.14E-03 | 9.79E-03 |
| 1.80E+01 | 2.10E-10 | 4.29E-03 | 4.77E-03 | 9.06E-03 |
| 2.00E+01 | 0.00E+00 | 3.99E-03 | 4.42E-03 | 8.41E-03 |
| 3.00E+01 | 0.00E+00 | 2.95E-03 | 3.23E-03 | 6.18E-03 |
| 5.00E+01 | 0.00E+00 | 1.90E-03 | 2.05E-03 | 3.95E-03 |
| 7.50E+01 | 0.00E+00 | 1.18E-03 | 1.27E-03 | 2.46E-03 |
| 1.00E+02 | 0.00E+00 | 7.34E-04 | 9.22E-04 | 1.66E-03 |

最終的な TID の仕様は、本セクションの冒頭に示した外部環境を用いて 3次元遮蔽輸送計算で線量対厚さ曲線を生成するか、または図および表 3.3.1.2.7-3 に示したデータを使用することにより導出することができる。このセグメントにおける最終的な TID の仕様レベル（3次元遮蔽計算を行わない場合）を計算するには、表 3.3.1.2.7-3 の一日当たりの TID 総量にセグメントの日数を乗じ、その数をセクション「3.3.1.10.2」で与えられている SPE TID 総量に加算する。3次元遮蔽計算を実行する場合は、外部捕捉電離放射線環境（上記の表では一日当たりのフルエンスとして与えられている）にミッション日数を乗じることになる。これらの捕捉電子と陽子のセグメントフルエンスと SPE の陽子フルエンス（セクション「3.3.1.10.2」に記載）は、3次元輸送計算を実行するコードの入力値として使用する。このコードの出力が TID の仕様になる。

モデル入力値

IRENE を使用する場合は、次の設定を使用する必要がある。モンテカルロモード（Monte Carlo）、信頼水準（Confidence Levels）95%、999 シナリオ（Scenarios）、放射線帯の変動を適切にサンプリングするため、軌道に沿った 1 分間の時間ステップ（Time Step）とする。軌道傾斜角が 55 度を超える場合、放射線帯外帯の横断を適切にサンプリングするには時間ステップを 10 秒にする必要がある。ミッション継続期間およびシミュレーション時間が 1 年を超える場合は、実行時間とディスク使用量を最小限に抑えるため、200 シナリオ、1 分間の時間ステップとしてもよい。AE8/AP8 を使用する場合は、捕捉電子環境に AE8MAX、50%モデルを、捕捉陽子環境に AP8MIN モデルを使用する必要がある。次いでモデルの不確定性を考慮し、AE8MAX および AP8MIN で得られた結果を 2 倍にスケールリングする必要がある。

制約事項

表および図中の線量は、遮蔽厚が 0.1mm 以上の場合にのみ信頼できる Shieldose2 を用いて生成されたものである。0.1mm 未満の遮蔽厚での TID 値の生成に Shieldose2 を使用すべきではない。遮蔽厚が 0.1mm 未満の場合の TID の計算については、設計者は材料とプロセスの専門家と相談して、TID を計算するための最良の代替方法を決定すべきである。

テクニカルノート

環境モデルはすべて、407km×400,000km の軌道で傾斜角を 28.5 度と仮定して実行した。捕捉電子環境は、電子環境のワーストケースを示す AE8MAX モデルを用いて定義した。次いで、モデルの不確定性を考慮し、平均（50%）モデルを 2 倍にスケールアップする。捕捉陽子環境は、陽子環境のワーストケースを示す AP8MIN モデルを用いて定義した。次いで、モデルの不確定性を考慮し、平均（50%）モデルを 2 倍にスケールアップする。TID 遮蔽計算は、SPENVIS Shieldose2 コード、固体アルミニウム球オプションを使用して実行した。

3.3.1.2.8 High Perigee (HP)-HEO Spiral to 60,000 × 400,000 km

保留

3.3.1.3 Geosynchronous Earth Orbit (GEO)

設計上の制限

GEO DRM におけるトータルドーズの寄与は、主に地球の捕捉放射線環境に起因する。地磁気無遮蔽で、ミッション中に太陽粒子イベント（SPE）が発生し、これがトータルドーズに加算されるものと仮定する。この宇宙領域における SPE 環境の詳細についてはセクション「3.3.1.10.2 地磁気無遮蔽」に示す。

次の表およびグラフは、宇宙機外部における電離放射線環境データを示しており、トータルイオンドーズの 3 次元遮蔽計算または変異損傷線量計算の入力値として使用することができる。図 3.3.1.3-1 および表 3.3.1.3-1 は、一日当たりの捕捉電子の積分および微分スペクトルをエネルギーの関数として示したものである。

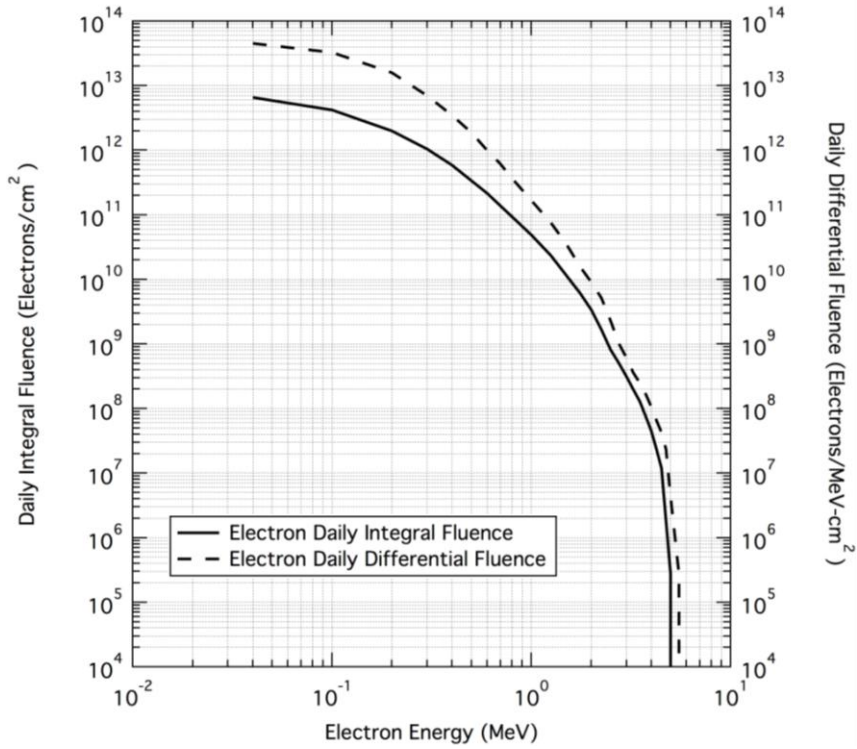


图 3.3.1.3-1. Daily Trapped Electron Fluences

表 3.3.1.3-1. Daily Trapped Electron Fluences

| Electron Energy | Daily Integral Trapped Electron Fluence | Daily Differential Trapped Electron Fluence |
|-----------------|---|---|
| MeV | electrons/cm ² | electrons/MeV·cm ² |
| 4.00E-02 | 6.54E+12 | 4.52E+13 |
| 1.00E-01 | 4.21E+12 | 3.26E+13 |
| 2.00E-01 | 2.00E+12 | 1.59E+13 |
| 3.00E-01 | 1.04E+12 | 7.02E+12 |
| 4.00E-01 | 5.91E+11 | 3.50E+12 |
| 5.00E-01 | 3.37E+11 | 1.88E+12 |
| 6.00E-01 | 2.15E+11 | 9.98E+11 |
| 7.00E-01 | 1.37E+11 | 6.08E+11 |
| 8.00E-01 | 9.34E+10 | 3.67E+11 |
| 1.00E+00 | 4.90E+10 | 1.68E+11 |
| 1.25E+00 | 2.36E+10 | 7.53E+10 |
| 1.50E+00 | 1.14E+10 | 3.48E+10 |

| Electron Energy | Daily Integral Trapped Electron Fluence | Daily Differential Trapped Electron Fluence |
|-----------------|---|---|
| MeV | electrons/cm ² | electrons/MeV-cm ² |
| 1.75E+00 | 6.20E+09 | 1.60E+10 |
| 2.00E+00 | 3.38E+09 | 9.08E+09 |
| 2.25E+00 | 1.66E+09 | 5.13E+09 |
| 2.50E+00 | 8.15E+08 | 2.31E+09 |
| 2.75E+00 | 5.02E+08 | 1.01E+09 |
| 3.00E+00 | 3.09E+08 | 6.06E+08 |
| 3.25E+00 | 1.99E+08 | 3.62E+08 |
| 3.50E+00 | 1.28E+08 | 2.47E+08 |
| 3.75E+00 | 7.55E+07 | 1.67E+08 |
| 4.00E+00 | 4.45E+07 | 1.05E+08 |
| 4.25E+00 | 2.31E+07 | 6.50E+07 |
| 4.50E+00 | 1.20E+07 | 4.25E+07 |
| 4.75E+00 | 1.81E+06 | 2.34E+07 |
| 5.00E+00 | 2.75E+05 | 4.29E+06 |
| 5.50E+00 | 0.00E+00 | 2.75E+05 |
| 6.00E+00 | 0.00E+00 | 0.00E+00 |

図 3.3.1.3-2 および表 3.3.1.3-2 は、捕捉放射線帯の陽子と電子に対する、アルミニウム (Al) 球シールドの選択した遮蔽厚内部における一日当たりの TID を示したものである。

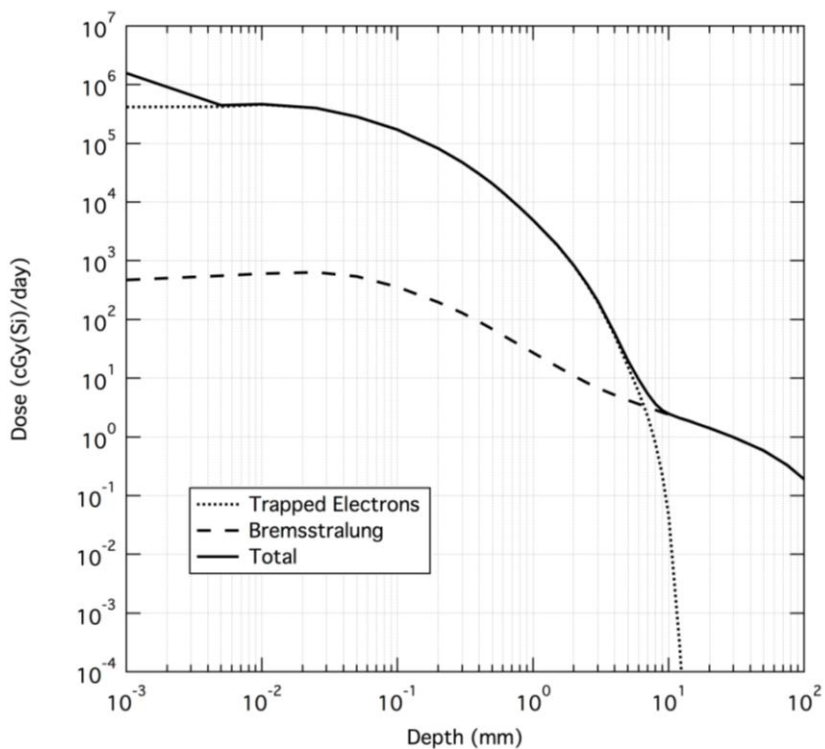


図 3.3.1.3-2. Daily Trapped Belts TID Inside Shielding

表 3.3.1.3-2. Daily Trapped Belts TID Inside Shielding

| Aluminum Shield Depth | Trapped Electron Daily TID | Bremsstrahlung Daily TID | Total Daily TID |
|-----------------------|----------------------------|--------------------------|-----------------|
| mm | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day |
| 1.00E-01 | 1.71E+05 | 3.60E+02 | 1.72E+05 |
| 2.00E-01 | 8.19E+04 | 1.99E+02 | 8.21E+04 |
| 3.00E-01 | 4.74E+04 | 1.30E+02 | 4.75E+04 |
| 4.00E-01 | 3.04E+04 | 9.16E+01 | 3.04E+04 |
| 5.00E-01 | 2.06E+04 | 6.88E+01 | 2.06E+04 |
| 6.00E-01 | 1.45E+04 | 5.41E+01 | 1.46E+04 |
| 8.00E-01 | 8.04E+03 | 3.67E+01 | 8.08E+03 |
| 1.00E+00 | 4.92E+03 | 2.71E+01 | 4.95E+03 |
| 2.50E+00 | 3.92E+02 | 8.40E+00 | 4.00E+02 |
| 5.00E+00 | 1.59E+01 | 4.23E+00 | 2.01E+01 |
| 1.00E+01 | 4.45E-02 | 2.42E+00 | 2.47E+00 |

| Aluminum Shield Depth | Trapped Electron Daily TID | Bremsstrahlung Daily TID | Total Daily TID |
|-----------------------|----------------------------|--------------------------|-----------------|
| mm | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day | cGy(Si)/day |
| 1.20E+01 | 2.96E-04 | 2.11E+00 | 2.11E+00 |
| 1.40E+01 | 1.17E-06 | 1.88E+00 | 1.88E+00 |
| 1.60E+01 | 1.49E-09 | 1.70E+00 | 1.70E+00 |
| 1.80E+01 | 0.00E+00 | 1.55E+00 | 1.55E+00 |
| 2.00E+01 | 0.00E+00 | 1.42E+00 | 1.42E+00 |
| 3.00E+01 | 0.00E+00 | 9.97E-01 | 9.97E-01 |
| 5.00E+01 | 0.00E+00 | 5.90E-01 | 5.90E-01 |
| 7.50E+01 | 0.00E+00 | 3.33E-01 | 3.33E-01 |
| 1.00E+02 | 0.00E+00 | 1.91E-01 | 1.91E-01 |

最終的な TID の仕様は、本セクションの冒頭に示した外部環境を用いて 3 次元遮蔽輸送計算で線量対厚さ曲線を生成するか、または図および表 3.3.1.3-2 に示したデータを使用することにより導出することができる。GEO 領域における最終的な TID の仕様レベル（3 次元遮蔽計算を行わない場合）を計算するには、表 3.3.1.3-2 の一日当たりの TID 総量にミッションセグメントの日数を乗じ、その数をセクション「3.3.1.10.2」で与えられている SPE TID 総量に加算する。3 次元遮蔽計算を実行する場合は、外部捕捉電離放射線環境（上記の表では一日当たりのフルエンスとして与えられている）にミッションセグメント日数を乗じることになる。これらの捕捉電子フルエンスと SPE の陽子フルエンス（セク

ション「3.3.1.10.2」に記載)は、3次元輸送計算を実行するコードの入力値として使用する。このコードの出力が TID の仕様になる。

モデル入力値

なし

制約事項

表および図中の線量は、遮蔽厚が 0.1mm 以上の場合にのみ信頼できる Shieldose2 を用いて生成されたものである。0.1mm 未満の遮蔽厚での TID 値の生成に Shieldose2 を使用すべきではない。遮蔽厚が 0.1mm 未満の場合の TID の計算については、設計者は材料とプロセスの専門家と相談して、TID を計算するための最良の代替方法を決定すべきである。

テクニカルノート

環境モデルはすべて、GEO 35,600km で傾斜角を 0 度として実行した。捕捉電子環境は、電子環境のワーストケースを示す AE8MAX モデルを用いて定義した。次いで、モデルの不確定性を考慮し、平均 (50%) モデルを 2 倍にスケーリングする。GEO は捕捉陽子帯の外側にあるため、捕捉陽子環境は存在しない。TID 遮蔽計算は、SPENVIS Shieldose2 コード、固体アルミニウム球オプションを使用して実行した。

3.3.1.4 Interplanetary

惑星間空間内またはその近傍での運用中におけるトータルドーズは地磁気無遮蔽での SPE によるもののみである。その環境については、セクション「3.3.1.10.2」に示す。

3.3.1.5 Lunar Orbit

月またはその近傍での運用中におけるトータルドーズは地磁気無遮蔽での SPE と GCR によるものである。その環境については、「3.3.1.10.2」に示す。軌道高度に応じて、ある程度、月によって遮蔽されることもあるが、無遮蔽での SPE および GCR はコンサバな値を示す。その他の小規模な放射線源 (アルベド中性子等) は含まれていないため、この領域ではコンサバな値を使用することが適切である。

3.3.1.6 Lunar Surface

月面の電離放射線環境については、「3.4.7」を参照のこと。

3.3.1.7 Near Earth Asteroid (NEA)

NEA またはその近傍での運用中におけるトータルドーズは地磁気無遮蔽での SPE によるもののみである。その環境については、セクション「3.3.1.10.2」に示す。

3.3.1.8 欠番

3.3.1.9 欠番

3.3.1.10 太陽粒子イベント

3.3.1.10.1 地磁気遮蔽

設計上の制限

地球の地磁気には、SPE による粒子の一部を遮蔽する効果がある。一般に、低傾斜角軌道（28.5 度以下）では、地磁気によって粒子が完全に遮られる。極軌道に対する保守的なアプローチは、太陽粒子イベントが無遮蔽の極域で発生すると仮定することであるため、「3.3.1.10.2」の適用がより適切だと考える。その他すべての地磁気遮蔽された軌道については、ISS の軌道における計算から有益な境界データが得られる。したがって、標準的な ISS 軌道では、地磁気遮蔽での太陽粒子イベント (SPE) におけるトータルドーズの寄与は次のとおりである。

図 3.3.1.10.1-1 および表 3.3.1.10.1-1 は、SPE 陽子総量の積分および微分スペクトルをエネルギーの関数として示したものである¹⁴。

¹⁴ 図 3.3.1.10.1-1 および表 3.3.1.10.1-1 は、方向（立体角）を積分した値を示している。太陽陽子線は太陽方向から被ばくするが、等方性として評価してよいか、プロジェクトごとに決定する必要がある。

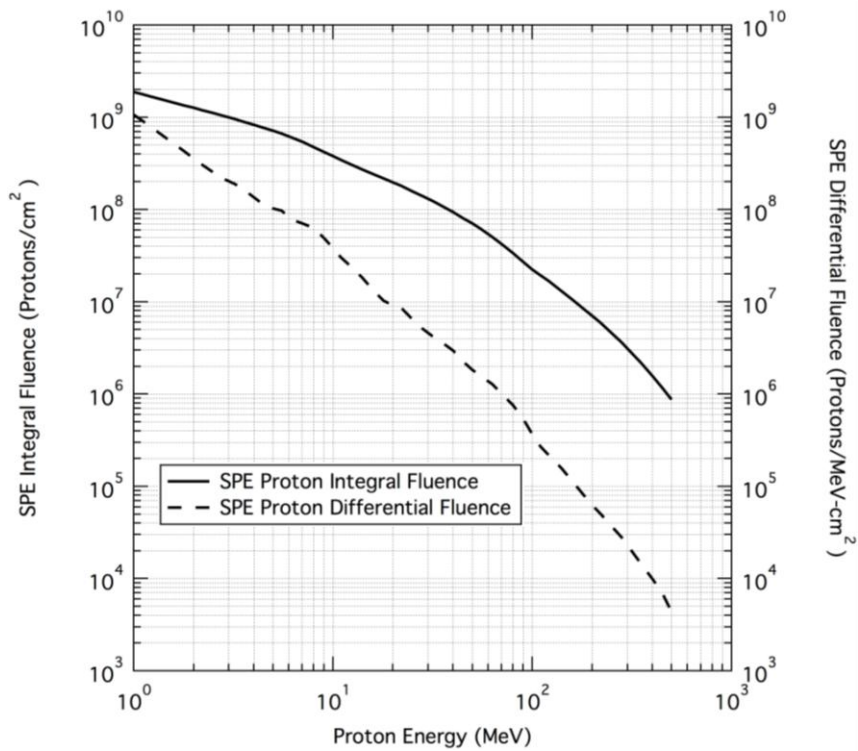


図 3.3.1.10.1-1. Integral and Differential Proton Fluences of a Shielded SPE¹⁵

表 3.3.1.10.1-1. Integral and Differential Proton Fluences of a Shielded SPE¹⁶

| Proton Energy | ISS SPE Integral Fluence per event | ISS SPE Differential Fluence per event |
|---------------|---------------------------------------|--|
| MeV | protons/cm ² | protons/MeV-cm ² |
| 1.00E-01 | 7.11E+09 | 4.02E+10 |
| 2.50E-01 | 4.18E+09 | 9.63E+09 |
| 5.00E-01 | 2.80E+09 | 3.21E+09 |
| 1.00E+00 | 1.88E+09 | 1.07E+09 |
| 2.00E+00 | 1.27E+09 | 3.58E+08 |
| 3.50E+00 | 9.09E+08 | 1.70E+08 |
| 5.00E+00 | 7.16E+08 | 1.03E+08 |
| 7.10E+00 | 5.37E+08 | 7.00E+07 |
| 8.00E+00 | 4.77E+08 | 6.29E+07 |
| 9.00E+00 | 4.21E+08 | 4.89E+07 |
| 1.00E+01 | 3.78E+08 | 3.80E+07 |
| 1.60E+01 | 2.41E+08 | 1.32E+07 |

¹⁵ 図 3.3.1.10.1-1 は図 3.3.1.1-3 と同図である。

¹⁶ 表 3.3.1.10.1-1 は表 3.3.1.1-3 と同表である。

| Proton Energy | ISS SPE Integral Fluence per event | ISS SPE Differential Fluence per event |
|---------------|---------------------------------------|--|
| MeV | protons/cm ² | protons/MeV-cm ² |
| 1.80E+01 | 2.18E+08 | 1.02E+07 |
| 2.00E+01 | 1.98E+08 | 9.23E+06 |
| 2.50E+01 | 1.58E+08 | 6.46E+06 |
| 3.50E+01 | 1.10E+08 | 3.67E+06 |
| 4.00E+01 | 9.38E+07 | 2.98E+06 |
| 4.50E+01 | 8.07E+07 | 2.26E+06 |
| 5.00E+01 | 7.05E+07 | 1.82E+06 |
| 7.10E+01 | 4.15E+07 | 9.89E+05 |
| 8.00E+01 | 3.36E+07 | 7.61E+05 |
| 9.00E+01 | 2.71E+07 | 5.42E+05 |
| 1.00E+02 | 2.25E+07 | 3.70E+05 |
| 1.60E+02 | 1.04E+07 | 1.11E+05 |
| 1.80E+02 | 8.48E+06 | 8.19E+04 |
| 2.00E+02 | 7.04E+06 | 6.26E+04 |
| 2.50E+02 | 4.61E+06 | 3.70E+04 |
| 4.00E+02 | 1.58E+06 | 9.92E+03 |
| 5.00E+02 | 8.74E+05 | 4.36E+03 |

図 3.3.1.10.1-2 および表 3.3.1.10.1-2 は、ISS SPE に対する、アルミニウム (Al) 球シールドの選択した遮蔽厚内部における TID 総量を示したものである。図 3.3.1.10.1-2 および表 3.3.1.10.1-2 は、ESP/PSYCHIC モデルで定義されているワーストケースに関連する TID 総量を示したものである。

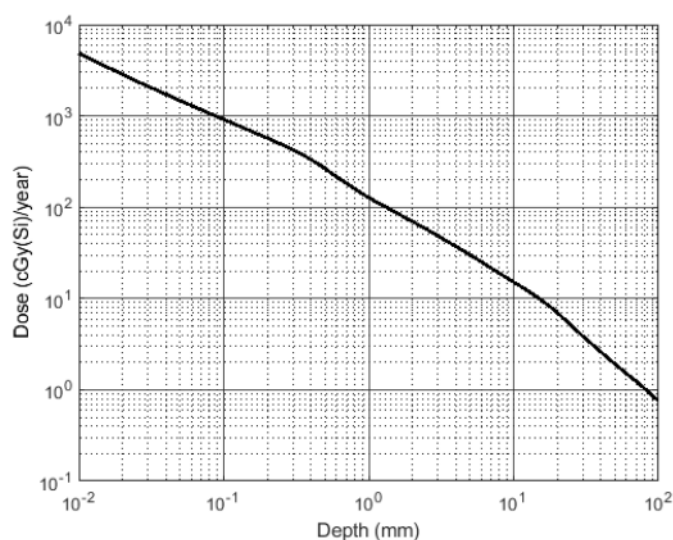


図 3.3.1.10.1-2. Total Shielded SPE TID Inside Al Shielding¹⁷

¹⁷ 図 3.3.1.10.1-2 は図 3.3.1.1-5 と同図である。

表 3.3.1.10.1-2. Total Shielded SPE TID Inside Al Shielding¹⁸

| Aluminum Shield Depth | Total ISS SPE TID |
|--------------------------|----------------------|
| mm | cGy(Si)/year |
| 1.00E-01 | 9.13E+02 |
| 2.00E-01 | 5.71E+02 |
| 3.00E-01 | 4.28E+02 |
| 4.00E-01 | 3.33E+02 |
| 5.00E-01 | 2.64E+02 |
| 6.00E-01 | 2.15E+02 |
| 8.00E-01 | 1.59E+02 |
| 1.00E+00 | 1.27E+02 |

| Aluminum Shield Depth | Total ISS SPE TID |
|--------------------------|----------------------|
| mm | cGy(Si)/year |
| 2.50E+00 | 5.75E+01 |
| 5.00E+00 | 3.01E+01 |
| 1.00E+01 | 1.51E+01 |
| 1.20E+01 | 1.27E+01 |
| 1.40E+01 | 1.08E+01 |
| 1.60E+01 | 9.26E+00 |
| 1.80E+01 | 8.07E+00 |
| 2.00E+01 | 7.00E+00 |
| 3.00E+01 | 3.86E+00 |
| 5.00E+01 | 1.91E+00 |
| 7.50E+01 | 1.13E+00 |
| 1.00E+02 | 7.53E-01 |

モデル入力値

なし

制約事項

¹⁸ 表 3.3.1.10.1-2 は表 3.3.1.1-5 と同表である。

太陽粒子イベント中に遮蔽された SPE の線量を超えない確率は 95%と見積もられている。

表および図中の線量は、遮蔽厚が 0.1mm 以上の場合にのみ信頼できる Shieldose2 を用いて生成されたものである。0.1mm 未満の遮蔽厚での TID 値の生成に Shieldose2 を使用すべきではない。遮蔽厚が 0.1mm 未満の場合の TID の計算については、設計者は材料とプロセスの専門家と相談して、TID を計算するための最良の代替方法を決定すべきである。

テクニカルノート

環境モデルはすべて、ISS 軌道を 500km の円軌道、傾斜角を 51.6 度と仮定して実行した。遮蔽された SPE TID 仕様は、ESP/PSYCHIC モデルを用いて、磁気圏が荒れていて、95%の確率でフルエンスを超過しない、太陽活動極大期の 1 年間で定義した。TID 遮蔽計算は、SPENVIS Shieldose2 コード、固体アルミニウム球オプションを使用して実行した。

3.3.1.10.2 地磁気無遮蔽

設計上の制限

地磁気無遮蔽での太陽粒子イベント (SPE) におけるトータルドーズの寄与は次のとおりである。

図 3.3.1.10.2-1 および表 3.3.1.10.2-1 は、無遮蔽での SPE 陽子総量の積分および微分スペクトルをエネルギーの関数として示したものである。図 3.3.1.10.2-2 および表 3.3.1.10.2-2 は、無遮蔽での一日当たりの GCR 陽子総量の積分スペクトルをエネルギーの関数として示したものである。

図 3.3.1.10.2-3 および表 3.3.1.10.2-3 は無遮蔽での SPE 環境に関連する TID 総量を、表 3.3.1.10.2-4 は一日当たりの GCR フルエンスに関連する TID 総量を示したものである。

図 3.3.1.10.2-4 および表 3.3.1.10.2-5 は、15 年ミッションに対応する太陽エネルギー粒子における、トータルドーズと遮蔽厚の関係を示したものである。図 3.3.1.10.2-5 および表 3.3.1.10.2-6 は、太陽風および地球磁気圏尾部からの電子と陽子のフルエンスを示しており、これを、15 年間、近直線ハロー軌道を周回する宇宙機の薄肉表面材料の評価に使用することが推奨される。ミッション継続期間が 15 年以外の場合、太陽風および磁気圏尾部のフルエンスは、表 3.3.1.10.2-6 に示す 15 年分の値に、ミッション期間を 15 年で割った値を乗じて計算する。

図 3.3.1.10.2-6 および表 3.3.1.10.2-7 は、ハードウェアを 18 時間にわたり太陽粒子イベント (SPE) に曝露させた場合のトータルドーズを示したものである。期間が 1 日～1 年の曝露については、3.3.1 節のガイダンスに従って計算することを推奨する。このようなハードウェアのトータルドーズには、セクション「3.3.1.10.2」の他表の値を、適切な遮蔽レベルと曝露時間を考慮して組み込まなければならないことに注意する。

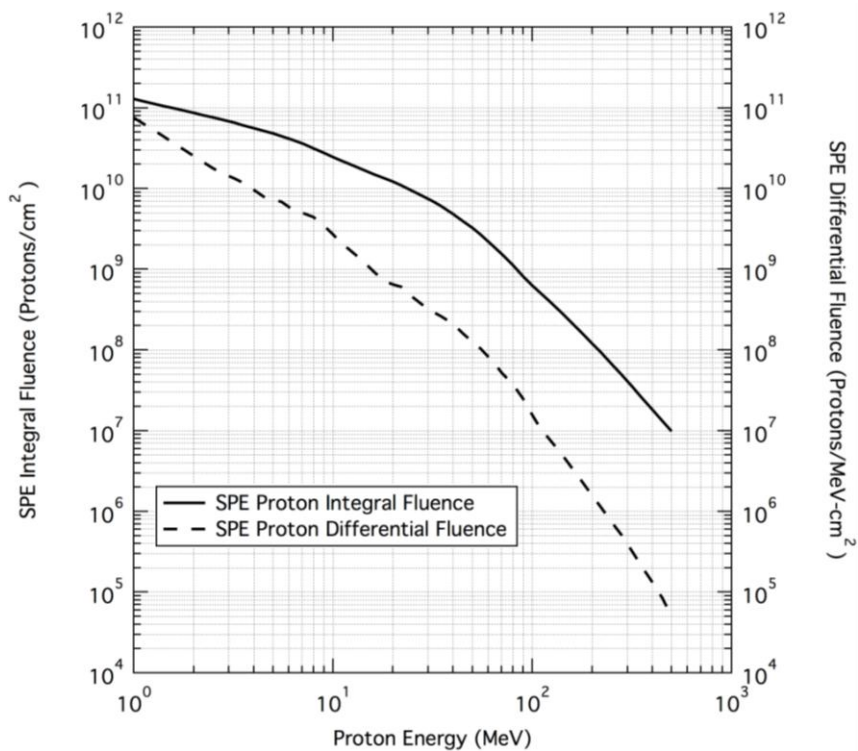
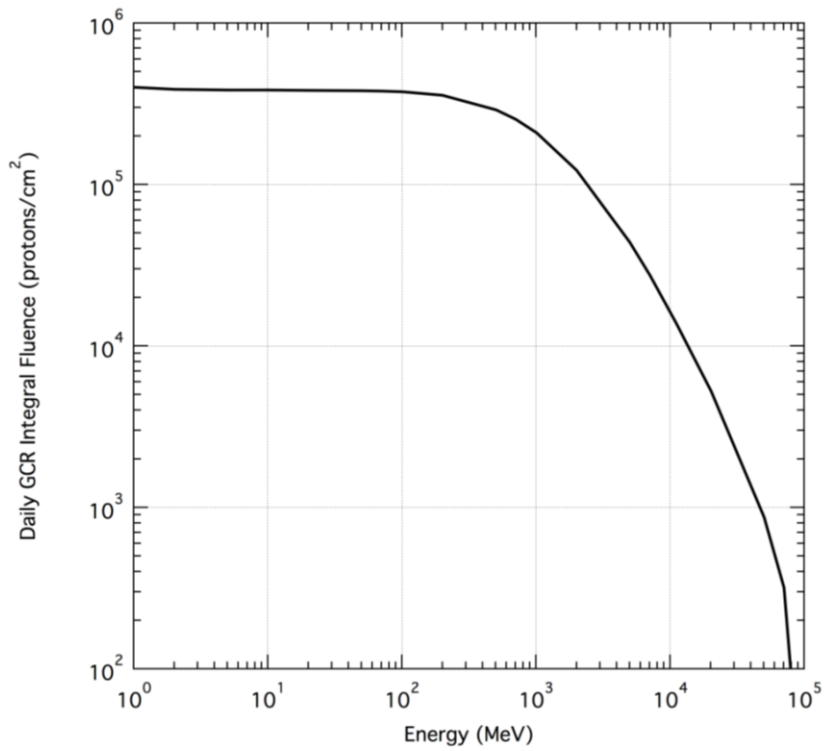


図 3.3.1.10.2-1. Integral and Differential Proton Fluence of an Unshielded SPE

表 3.3.1.10.2-1. Integral and Differential Proton Fluence of an Unshielded SPE

| Proton Energy | Unshielded SPE Integral Fluence per year | Unshielded SPE Differential Fluence per year |
|---------------|---|--|
| MeV | protons/cm ² | protons/MeV-cm ² |
| 1.00E-01 | 4.93E+11 | 2.83E+12 |
| 2.50E-01 | 2.89E+11 | 6.79E+11 |
| 5.00E-01 | 1.93E+11 | 2.26E+11 |
| 1.00E+00 | 1.29E+11 | 7.56E+10 |
| 2.00E+00 | 8.63E+10 | 2.53E+10 |
| 3.50E+00 | 6.14E+10 | 1.20E+10 |
| 5.00E+00 | 4.83E+10 | 7.28E+09 |
| 7.10E+00 | 3.58E+10 | 4.94E+09 |
| 8.00E+00 | 3.13E+10 | 4.43E+09 |
| 9.00E+00 | 2.75E+10 | 3.45E+09 |
| 1.00E+01 | 2.44E+10 | 2.68E+09 |
| 1.60E+01 | 1.51E+10 | 9.33E+08 |
| 1.80E+01 | 1.35E+10 | 7.17E+08 |
| 2.00E+01 | 1.22E+10 | 6.51E+08 |
| 2.50E+01 | 9.32E+09 | 4.55E+08 |
| 3.50E+01 | 6.04E+09 | 2.59E+08 |
| 4.00E+01 | 4.84E+09 | 2.10E+08 |
| 4.50E+01 | 3.94E+09 | 1.59E+08 |
| 5.00E+01 | 3.25E+09 | 1.26E+08 |
| 7.10E+01 | 1.51E+09 | 5.10E+07 |
| 8.00E+01 | 1.12E+09 | 3.72E+07 |
| 9.00E+01 | 8.19E+08 | 2.48E+07 |
| 1.00E+02 | 6.28E+08 | 1.57E+07 |
| 1.60E+02 | 2.09E+08 | 3.31E+06 |
| 1.80E+02 | 1.56E+08 | 2.23E+06 |
| 2.00E+02 | 1.20E+08 | 1.56E+06 |
| 2.50E+02 | 6.72E+07 | 7.44E+05 |
| 4.00E+02 | 1.83E+07 | 1.33E+05 |
| 5.00E+02 | 9.89E+06 | 4.94E+04 |



☒ 3.3.1.10.2-2. Daily Unshielded GCR Integral Proton Fluence

表 3.3.1.10.2-2. Daily Unshielded GCR Integral Proton Fluence

| Proton Energy | GCR - Solar Minimum Daily Integral Fluence |
|---------------|---|
| MeV | protons/cm ² |
| 1.00E+00 | 4.007E+05 |
| 2.03E+00 | 3.880E+05 |
| 5.04E+00 | 3.846E+05 |
| 7.02E+00 | 3.844E+05 |
| 1.01E+01 | 3.842E+05 |
| 2.00E+01 | 3.838E+05 |
| 5.05E+01 | 3.819E+05 |
| 7.03E+01 | 3.798E+05 |
| 1.01E+02 | 3.755E+05 |
| 2.01E+02 | 3.564E+05 |
| 5.06E+02 | 2.901E+05 |
| 7.05E+02 | 2.535E+05 |

| Proton Energy | GCR - Solar Minimum Daily Integral Fluence |
|---------------|---|
| MeV | protons/cm ² |
| 1.01E+03 | 2.090E+05 |
| 2.01E+03 | 1.229E+05 |
| 5.00E+03 | 4.399E+04 |
| 7.07E+03 | 2.743E+04 |
| 1.11E+04 | 1.390E+04 |
| 2.02E+04 | 5.256E+03 |
| 5.02E+04 | 8.700E+02 |
| 7.08E+04 | 3.179E+02 |
| 1.00E+05 | 8.986E+00 |

図 3.3.1.10.2-3 および表 3.3.1.10.2-3 は無遮蔽での SPE 環境に関連する TID 総量を、表 3.3.1.10.2-4 は一日当たりの GCR フルエンスに関連する TID 総量を示したものである。

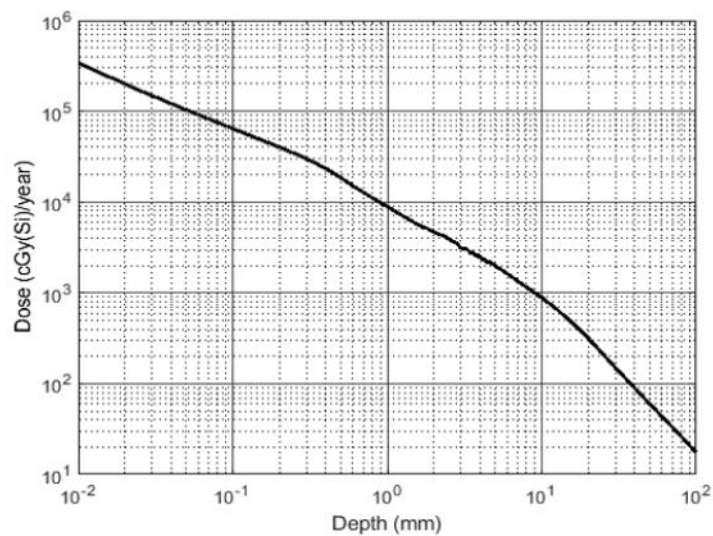


図 3.3.1.10.2-3 Total Unshielded SPE TID Inside Al shielding

表 3.3.1.10.2-3 Total Unshielded SPE TID Inside Al shielding

| Aluminum Shield Depth | Total SPE TID |
|--------------------------|---------------|
| mm | cGy(Si)/year |
| 1.00E-01 | 6.43E+04 |
| 2.00E-01 | 4.01E+04 |
| 3.00E-01 | 3.00E+04 |
| 4.00E-01 | 2.33E+04 |
| 5.00E-01 | 1.84E+04 |
| 6.00E-01 | 1.50E+04 |
| 8.00E-01 | 1.11E+04 |
| 1.00E+00 | 8.83E+03 |
| 2.50E+00 | 3.91E+03 |
| 5.00E+00 | 1.97E+03 |
| 1.00E+01 | 8.87E+02 |
| 1.20E+01 | 7.03E+02 |
| 1.40E+01 | 5.57E+02 |
| 1.60E+01 | 4.53E+02 |
| 1.80E+01 | 3.77E+02 |
| 2.00E+01 | 3.18E+02 |
| 3.00E+01 | 1.50E+02 |
| 5.00E+01 | 5.97E+01 |
| 7.50E+01 | 2.94E+01 |
| 1.00E+02 | 1.73E+01 |

表 3.3.1.10.2-4 Total Unshielded Daily GCR TID Inside Al shielding

| Aluminum Shield Depth | Daily GCR TID |
|--------------------------|---------------|
| cm | cGy(Si)/day |
| 2.54e-02 | 3.76E-02 |
| 1.00e-01 | 3.56E-02 |
| 2.54e-01 | 3.43E-02 |
| 5.08e-01 | 3.28E-02 |
| 1.00e+00 | 3.11E-02 |
| 5.08e+00 | 2.33E-02 |
| 1.02e+01 | 1.78E-02 |

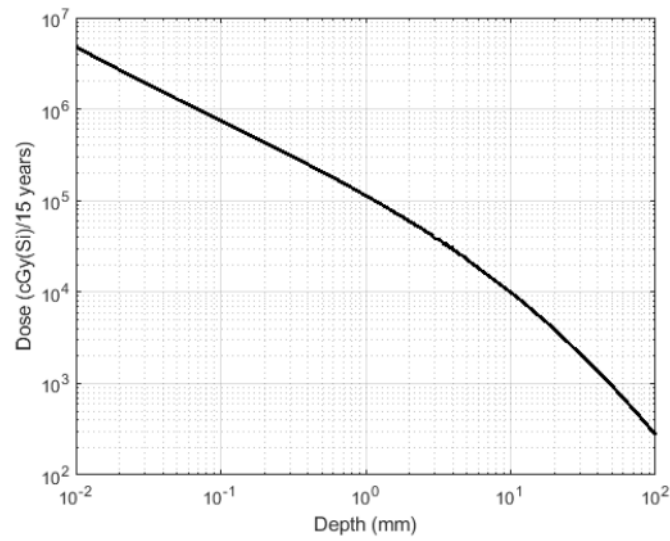
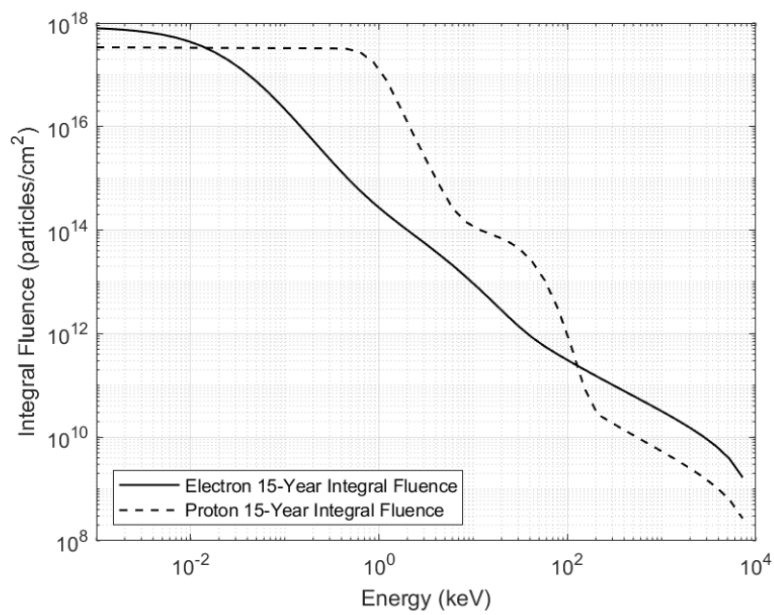


図 3.3.1.10.2-4. Total Unshielded SPE TID Inside Al Shielding – 15 Years

表 3.3.1.10.2-5. Total Unshielded SPE TID Inside Al Shielding – 15 Years

| Aluminum Shield Depth | Total SPE TID |
|--------------------------|------------------|
| mm | cGy(Si)/15 years |
| 1.00E-01 | 7.47E+05 |
| 2.00E-01 | 4.35E+05 |
| 3.00E-01 | 3.16E+05 |
| 4.00E-01 | 2.48E+05 |
| 5.00E-01 | 2.06E+05 |
| 6.00E-01 | 1.78E+05 |
| 8.00E-01 | 1.38E+05 |
| 1.00E+00 | 1.13E+05 |
| 2.50E+00 | 4.79E+04 |
| 5.00E+00 | 2.28E+04 |
| 1.00E+01 | 9.91E+03 |
| 1.20E+01 | 7.93E+03 |

| Aluminum Shield Depth | Total SPE TID |
|-----------------------|------------------|
| mm | cGy(Si)/15 years |
| 1.40E+01 | 6.41E+03 |
| 1.60E+01 | 5.35E+03 |
| 1.80E+01 | 4.56E+03 |
| 2.00E+01 | 3.91E+03 |
| 3.00E+01 | 2.13E+03 |
| 5.00E+01 | 9.47E+02 |
| 7.50E+01 | 4.66E+02 |
| 1.00E+02 | 2.74E+02 |



☒ 3.3.1.10.2-5. Integral Electron and Proton Fluence for 15 Year Exposure to Solar Wind and Earth’s Magnetotail in a Near Rectilinear Halo Orbit, 95th percentile

表 3.3.1.10.2-6. Integral Electron and Proton Fluence for 15 Year Exposure to Solar Wind and Earth's Magnetotail in a Near Rectilinear Halo Orbit, 95th percentile

| Particle Energy | 15 Year Integral Electron Fluence | 15 Year Integral Proton Fluence |
|-----------------|-----------------------------------|---------------------------------|
| keV | electrons/cm ² | protons/cm ² |
| 1.00E-03 | 7.91E+17 | 3.39E+17 |
| 1.40E-03 | 7.70E+17 | 3.39E+17 |
| 1.90E-03 | 7.42E+17 | 3.38E+17 |
| 2.60E-03 | 7.05E+17 | 3.37E+17 |
| 3.60E-03 | 6.58E+17 | 3.36E+17 |
| 5.00E-03 | 5.98E+17 | 3.35E+17 |
| 6.90E-03 | 5.26E+17 | 3.34E+17 |
| 9.50E-03 | 4.44E+17 | 3.33E+17 |
| 1.32E-02 | 3.57E+17 | 3.32E+17 |
| 1.82E-02 | 2.70E+17 | 3.31E+17 |
| 2.51E-02 | 1.92E+17 | 3.30E+17 |
| 3.47E-02 | 1.28E+17 | 3.29E+17 |
| 4.79E-02 | 7.98E+16 | 3.28E+17 |
| 6.61E-02 | 4.67E+16 | 3.28E+17 |
| 9.12E-02 | 2.59E+16 | 3.27E+17 |
| 1.26E-01 | 1.38E+16 | 3.26E+17 |
| 1.74E-01 | 7.18E+15 | 3.26E+17 |
| 2.40E-01 | 3.70E+15 | 3.25E+17 |
| 3.31E-01 | 1.93E+15 | 3.23E+17 |
| 4.57E-01 | 1.03E+15 | 3.16E+17 |
| 6.31E-01 | 5.74E+14 | 2.73E+17 |
| 8.71E-01 | 3.36E+14 | 1.76E+17 |
| 1.20E+00 | 2.05E+14 | 7.81E+16 |
| 1.66E+00 | 1.30E+14 | 2.45E+16 |
| 2.29E+00 | 8.30E+13 | 7.36E+15 |
| 3.16E+00 | 5.35E+13 | 2.28E+15 |
| 4.37E+00 | 3.37E+13 | 7.41E+14 |
| 6.03E+00 | 2.11E+13 | 2.66E+14 |
| 8.32E+00 | 1.26E+13 | 1.44E+14 |
| 1.15E+01 | 7.44E+12 | 1.03E+14 |
| 1.58E+01 | 4.27E+12 | 8.15E+13 |
| 2.19E+01 | 2.41E+12 | 6.49E+13 |
| 3.02E+01 | 1.40E+12 | 4.53E+13 |

| Particle Energy | 15 Year Integral Electron Fluence | 15 Year Integral Proton Fluence |
|-----------------|-----------------------------------|---------------------------------|
| keV | electrons/cm ² | protons/cm ² |
| 4.17E+01 | 8.58E+11 | 2.55E+13 |
| 5.75E+01 | 5.66E+11 | 1.07E+13 |
| 7.94E+01 | 3.94E+11 | 3.03E+12 |
| 1.10E+02 | 2.80E+11 | 5.70E+11 |
| 1.51E+02 | 2.02E+11 | 8.89E+10 |
| 2.09E+02 | 1.47E+11 | 2.78E+10 |
| 2.88E+02 | 1.07E+11 | 1.95E+10 |
| 3.98E+02 | 7.82E+10 | 1.39E+10 |
| 5.50E+02 | 5.72E+10 | 9.93E+09 |
| 7.59E+02 | 4.18E+10 | 7.13E+09 |
| 1.05E+03 | 3.03E+10 | 5.09E+09 |
| 1.45E+03 | 2.17E+10 | 3.61E+09 |
| 2.00E+03 | 1.52E+10 | 2.51E+09 |
| 2.75E+03 | 1.04E+10 | 1.70E+09 |
| 3.80E+03 | 6.66E+09 | 1.08E+09 |
| 5.25E+03 | 3.83E+09 | 6.21E+08 |
| 7.24E+03 | 1.67E+09 | 2.69E+08 |

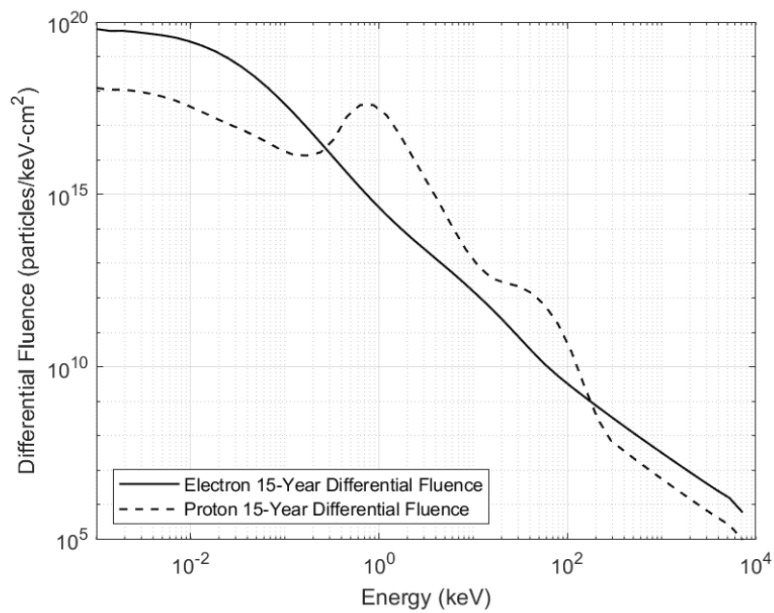


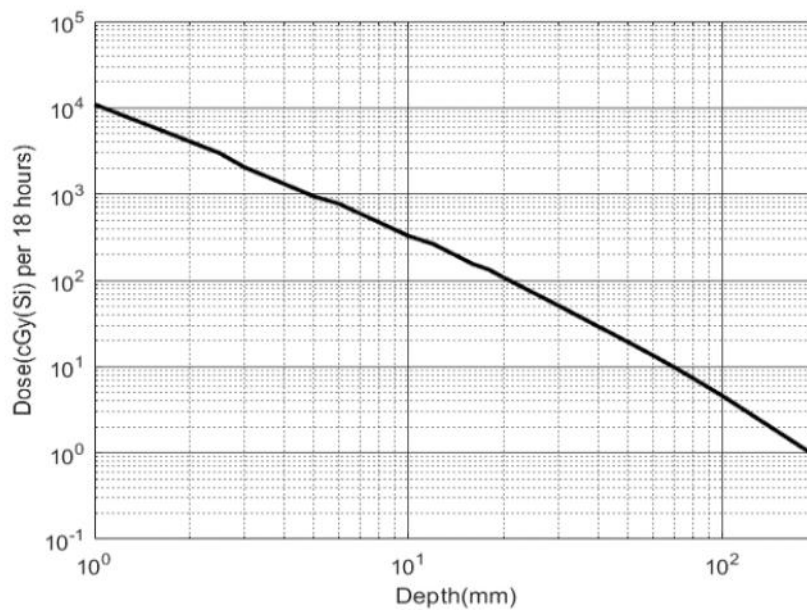
图 3.3.1.10.2-6. Differential Electron and Proton Fluence for 15 Year Exposure to Solar Wind and Earth's Magnetotail in a Near Rectilinear Halo Orbit, 95th percentile

表 3.3.1.10.2-7. Differential Electron and Proton Fluence for 15 Year Exposure to Solar Wind and Earth's Magnetotail in a Near Rectilinear Halo Orbit, 95th percentile

| Particle Energy | 15 Year Differential Electron Fluence | 15 Year Differential Proton Fluence |
|-----------------|---|---|
| keV | electrons/keV-cm ² | protons/keV-cm ² |
| 1.00E-03 | 6.26E+19 | 1.22E+18 |
| 1.40E-03 | 5.51E+19 | 1.09E+18 |
| 1.90E-03 | 5.55E+19 | 1.09E+18 |
| 2.60E-03 | 5.14E+19 | 9.91E+17 |
| 3.60E-03 | 4.63E+19 | 8.47E+17 |
| 5.00E-03 | 4.12E+19 | 6.90E+17 |
| 6.90E-03 | 3.53E+19 | 5.28E+17 |
| 9.50E-03 | 2.79E+19 | 3.70E+17 |

| Particle Energy | 15 Year Differential Electron Fluence | 15 Year Differential Proton Fluence |
|------------------------|--|--|
| keV | electrons/keV-cm² | protons/keV-cm² |
| 1.32E-02 | 2.06E+19 | 2.48E+17 |
| 1.82E-02 | 1.43E+19 | 1.64E+17 |
| 2.51E-02 | 8.87E+18 | 1.10E+17 |
| 3.47E-02 | 5.03E+18 | 7.63E+16 |
| 4.79E-02 | 2.61E+18 | 5.06E+16 |
| 6.61E-02 | 1.23E+18 | 3.16E+16 |
| 9.12E-02 | 5.38E+17 | 1.95E+16 |
| 1.26E-01 | 2.19E+17 | 1.38E+16 |
| 1.74E-01 | 8.44E+16 | 1.34E+16 |
| 2.40E-01 | 3.15E+16 | 1.66E+16 |
| 3.31E-01 | 1.15E+16 | 3.96E+16 |
| 4.57E-01 | 4.24E+15 | 1.83E+17 |
| 6.31E-01 | 1.58E+15 | 3.93E+17 |
| 8.71E-01 | 6.15E+14 | 3.92E+17 |
| 1.20E+00 | 2.52E+14 | 1.98E+17 |
| 1.66E+00 | 1.10E+14 | 5.42E+16 |
| 2.29E+00 | 4.97E+13 | 1.18E+16 |
| 3.16E+00 | 2.36E+13 | 2.56E+15 |
| 4.37E+00 | 1.12E+13 | 5.65E+14 |
| 6.03E+00 | 5.33E+12 | 1.12E+14 |
| 8.32E+00 | 2.45E+12 | 2.57E+13 |
| 1.15E+01 | 1.09E+12 | 7.95E+12 |
| 1.58E+01 | 4.70E+11 | 3.67E+12 |
| 2.19E+01 | 1.90E+11 | 2.71E+12 |
| 3.02E+01 | 7.44E+10 | 2.17E+12 |
| 4.17E+01 | 2.89E+10 | 1.37E+12 |
| 5.75E+01 | 1.19E+10 | 6.13E+11 |
| 7.94E+01 | 5.40E+09 | 1.73E+11 |
| 1.10E+02 | 2.65E+09 | 2.85E+10 |
| 1.51E+02 | 1.34E+09 | 2.75E+09 |
| 2.09E+02 | 6.93E+08 | 3.13E+08 |
| 2.88E+02 | 3.61E+08 | 7.30E+07 |

| Particle Energy | 15 Year Differential Electron Fluence | 15 Year Differential Proton Fluence |
|-----------------|---|---|
| keV | electrons/keV-cm ² | protons/keV-cm ² |
| 3.98E+02 | 1.90E+08 | 3.64E+07 |
| 5.50E+02 | 1.01E+08 | 1.86E+07 |
| 7.59E+02 | 5.44E+07 | 9.72E+06 |
| 1.05E+03 | 2.94E+07 | 5.14E+06 |
| 1.45E+03 | 1.60E+07 | 2.74E+06 |
| 2.00E+03 | 8.75E+06 | 1.47E+06 |
| 2.75E+03 | 4.83E+06 | 8.03E+05 |
| 3.80E+03 | 2.70E+06 | 4.44E+05 |
| 5.25E+03 | 1.57E+06 | 2.56E+05 |
| 7.24E+03 | 5.94E+05 | 9.64E+04 |



☒ 3.3.1.10.2-7 Total Unshielded SPE TID Inside Aluminum Shielding – 18 hours.

表 3.3.1.10.2-8 Total Unshielded SPE TID Inside Aluminum Shielding – 18 hours.

| Aluminum Shield Depth | Total SPE TID |
|-----------------------|------------------|
| mm | cGy(Si)/18 hours |
| 1 | 1.10E+04 |
| 2.5 | 2.98E+03 |
| 5 | 9.37E+02 |
| 10 | 3.26E+02 |
| 12 | 2.63E+02 |
| 14 | 1.98E+02 |
| 16 | 1.54E+02 |
| 18 | 1.33E+02 |
| 20 | 1.08E+02 |
| 30 | 5.08E+01 |
| 50 | 1.92E+01 |
| 75 | 8.50E+00 |
| 100 | 4.55E+00 |
| 200 | 8.86E-01 |

モデル入力値

なし

制約事項

太陽粒子イベント中に無遮蔽の SPE の線量を超えない確率は 95% と見積もられている。

表および図中の線量は、遮蔽厚が 0.1mm 以上の場合にのみ信頼できる Shieldose2 を用いて生成されたものである。0.1mm 未満の遮蔽厚での TID 値の生成に Shieldose2 を使用すべきではない。遮蔽厚が 0.1mm 未満の場合の TID の計算については、設計者は材料とプロセスの専門家と相談して、TID を計算するための最良の代替方法を決定すべきである。

テクニカルノート

環境モデルはすべて、地磁気無遮蔽の地球近傍における惑星間軌道で実行した。表 3.3.1.10.2-3 に示す無遮蔽の SPE TID 仕様は、SPENVIS の ESP/PSYCHIC モデルのワーストケースモードにて、陽子のみを対象に、予測期間 1 年、太陽活動極大期からゼロオフセット、信頼水準 95% で実行して定義した。TID 計算は、SPENVIS Shieldose2 コード、固

体アルミニウム球オプションを使用して実行した。GCR の一日当たりフルエンスは、CREME96 を使い、NEI オプションを選択し、太陽活動極小期（GCR 最大）条件にて定義した。

図 3.3.1.10.2-4 および表 3.3.1.10.2-5 の軌道は、太陽からの距離=1AU、開始日を 1977 年 1 月 1 日とした 15 年地球近傍惑星間（NEI または地磁気無遮蔽）のセグメントである。この日付は、第 21 太陽周期における 7 年間の太陽活動極大期の始まりに近いことから選ばれたものであり、これは太陽黒点数が最大となる日の 2.5 年前に始まり、4.5 年後に終わるものとして SPENVIS で定義されている。この周期は、最大 220.1 個の太陽黒点数を持つ周期であり、SPENVIS で設定できる軌道開始日範囲内の周期である。

ESP/PSYCHIC は、陽子の全フルエンスモードで、以下の設定で実行された：予測期間=自動、太陽周期のオフセット=オーバーライド、太陽活動極大期からのオフセット=0 年、信頼水準=95%。軌道を NEI に指定しているため、磁気遮蔽は自動的にオフになる。ESP において、指定した軌道は、2 度の太陽活動極大期を含む 12.3 年間と、太陽活動極小期を含む 2.7 年間であり、この期間（2.7 年間）のフルエンスはゼロに設定されている。TID は Shieldose-2 を使用し、シールド構成を Al 球の中心として演算した。ターゲット物質は Si である。Shieldose-2 は、陽子以外のイオンの TID は演算しない。重イオンは比較的フラックスが小さいため、寄与は大きくない。ESP のトータルフルエンスモードに相当するアルゴリズムについては、Xapsos, M.A. et al. (IEEE Transactions on Nuclear Science、第 47 巻、第 3 号（2000 年 6 月））に記載されている。

ESP/PSYCHIC にもワーストケースのモードが備わっている。このワーストケースモードで、他のすべての入力値は上記の通り、トータルフルエンスモード実行時と同じにして ESP/PSYCHIC を実行すると、TID の結果はトータルフルエンスモードの場合よりも約 1 桁ほど小さくなった。ワーストケースのモードでは、実際のイベントではないイベントを使用する。これは、ESP イベントデータベースの統計データに基づいて計算した仮想のイベントである (Xapsos, M.A. et al., IEEE Transactions on Nuclear Science、第 46 巻、第 5 号（1999 年 12 月））。

図 3.3.1.10.2-5 と 3.3.1.10.2-6、表 3.3.1.10.2-6 と 3.3.1.10.2-7 は、L2-Charged Particle Environment (L2-CPE V1.3) モデル (Minow, J.I. et al., AIAA-2007-0910) を用いて、15 年間の near-rectilinear halo orbit (NRHO) 軌道に対して生成したものである。このモデルには、太陽風だけでなく、地球磁気圏尾部のさまざまな領域への曝露が含まれている。これらの粒子は、ミッション寿命 15 年を有する超薄肉表面材料にとって重要である可能性がある。L2-CPE モデルの粒子フルエンス計算オプションでは、電子と陽子がすべての方向

に対して選択された。エネルギービンのスケージングは、0.001keV から 1000keV までの 50 のエネルギー間隔ビンで対数スケールで行った。モンテカルロ計算の実行回数は 100 回で、Solar Max Database、IMP-8、Kappa-distribution オプションを選択した。km 単位の GSE 座標にて、15 年間の NRHO 軌道ファイルで、Predefined Orbit Coordinates を選択した。

環境には指向性があるため、モデルを 95%パーセンタイル値に設定し、立方体の 6 面それぞれの最大フルエンスを使用した。L2-CPE のデータは主に静穏時の太陽風であり、太陽粒子イベントは多く含まれていないため、95 パーセンタイルには荒れている時の太陽風は含まれていない。N パーセンタイルは、各モンテカルロ実行の各エネルギービンのフルエンスを算出し、各フルエンスエネルギービンにおいてモンテカルロ実行の N%より大きいフルエンスを特定することによって計算される。NRHO 軌道は、ジョンソン宇宙センター/EG5 から提供された SPICE カーネル `receding_horiz_3189_1burnApo_DiffCorr_15yr.bsp` と入力デッキ `NRHO_Rp3189km_1burnApo_DiffCorr_15yrs - VIEWER.ideck` を使用して Copernicus で生成され、2020 年 1 月から 2035 年 2 月の期間で実行された。代表的な NRHO は、近地点半径が 3196km から 3557km まで変動し、平均半径は 3366km で、月の朔望周期（会合周期）と 9:2 の共鳴関係にある。地球による食は避けられるが、15 年の間に数回起こる可能性がある。

図 3.3.1.10.2-7、表 3.3.1.10.2-8¹⁹の 18 時間線量は、CREME 96 worst day 太陽粒子イベントを用いて生成され、モデルの不確定性を考慮し 2 倍したものである。Z=1-92 の荷電粒子が含まれている。

3.3.2 シングルイベント

このセクションでは、電子システムにおいてシングルイベントを引き起こす可能性がある電離放射線環境を定義する。銀河宇宙放射線（Galactic Cosmic Radiation (GCR)）および太陽粒子イベント (SPE) のピークフラックスは、地球磁場の内外で発生する。これらに加えて、地球磁場内では、捕捉陽子のピークフラックスを組み込まなければならない。遮蔽された電子機器のシングルイベント (Single Event Effects (SEE)) レートを評価するために、SPE ピーク 5 分平均フラックスおよび worst day 平均フラックスに曝露した、アルミニウム球遮蔽内におけるフラックス値がこのセクションに記載されている。地球磁場外の無遮蔽表面材料に対する陽子の影響を評価するために、GCR および SPE による陽子のフ

¹⁹ DSNE では Figure 3.3.1.10.2-6 and Table 3.3.1.10.2-7 と記載されているが、正しくは図 3.3.1.10.2-7、表 3.3.1.10.2-8 のため、修正

ラックスも記載されている。地球磁場内の無遮蔽表面材料に対する陽子の影響を評価するために、捕捉陽子および SPE による陽子のフラックスも記載されている。

セクション 3.3.2.10²⁰に「太陽粒子イベント (Solar Particle Events (SPE))」のセクションが設けられている。DRM はすべて「地球近傍」とみなすことができるため、地磁気の外に出れば、全ての宇宙領域において同じ SPE 環境を定義することとなる。したがって、セクション「3.3.2.10.2 地磁気無遮蔽」でこれを定義し、該当するすべての領域において参照される。遮蔽レベルは磁場内の場所に依存するため、地磁気により遮蔽された SPE 環境は、地球磁場内の各サブセクションで定義されている。DRM のミッションセグメントごとに適切な SPE 環境は決定され、DRM IR とプラズマの文書に組み込まれる²¹。

表 3.3.2-1 は、シングルイベントについて、本標準で定義した宇宙の各領域（表の最上段）における、各 DRM（左側の列）対応表（適用性を示すマトリックス）である。宇宙の各領域において、該当する DRM には、宇宙領域の欄に、「X」が記入されている。サブセクション 3.3.2.2 の“Staging and Transit Orbits”の列においては、DRM 毎に、3.3.2.2 のすべては適用されないため、該当する 3.3.2.2 のサブセクション (3.3.2.2.x) が記載されている。

トータルドーズとは異なり、シングルイベントについては、合算されない（それぞれの環境条件について個別に評価する必要がある）。各 DRM ミッションセグメントでは、そのセグメントのワーストケースの環境が、そのセグメントの DRM 文書に組み込まれる設計環境となる。複数のセグメントで動作することが要求されるシステムについては、設計時にすべてのミッションセグメントのワーストケースの環境を考慮しなければならない²²。

注：表は、プロットデータから、一部のデータを省略した（間引いた）データを示している場合がある。

設計上の制限

²⁰ DSNE では Section 3.3.1.10 と記載されているが、正しくはセクション 3.3.2.10 のため、修正

²¹ セクション 3.3.2.10.2 の地磁気の外である無遮蔽のセクションを参照することにより、DRM の各軌道における無遮蔽状態を参照することができる。各軌道における地磁気による遮蔽（地磁気内）の SPE 環境は各軌道の項で設定された状態である。

²² シングルイベントはトータルドーズと異なり、放射線量を合計するものではない。それぞれの環境条件にて評価する必要があることに注意すること。

以降のセクションで示されていない軌道（表 3.3.2-1 に示されていない軌道）については、International Radiation Environment Near Earth (IRENE)) モデルまたは AE8/AP8 モデルにより、モデル入力値の段落で指定している設定値を使用して捕捉放射線環境を生成する必要がある。以降のセクションで示されている軌道についても、以下のモデル入力値を設定すれば、各セクションで示されている捕捉放射線の表の代わりに IRENE により生成した補足放射線環境を使用してもよい。

モデル入力値

IRENE を使用する場合は、次の設定を使用する必要がある。モンテカルロモード (Monte Carlo)、信頼水準 (Confidence Levels) 95%、999 シナリオ (Scenarios)、放射線帯の変動を適切にサンプリングするため、軌道に沿った 1 分間の時間ステップ (Time Step) とする。軌道傾斜角が 55 度を超える場合、放射線帯外帯の横断を適切にサンプリングするには時間ステップを 10 秒にする必要がある。ミッション継続期間およびシミュレーション時間が 1 年を超える場合は、実行時間とディスク使用量を最小限に抑えるため、200 シナリオ、1 分間の時間ステップとしてもよい。AE8/AP8 を使用する場合は、捕捉電子環境に AE8MAX、50%モデルを、捕捉陽子環境に AP8MIN モデルを使用する必要がある。次いでモデルの不確定性を考慮し、AE8MAX および AP8MIN で得られた結果を 2 倍にスケールアップする必要がある²³。

制約事項

無し

テクニカルノート

IRENE バージョン 1.5 ソフトウェアの初期リリースでは、捕捉陽子と電子のピークフラックスが直接出力されないため、設計環境として使用するためには、各シナリオのピークフラックスを求めるために出力ファイルを解析して、シナリオ全体における 95%ピークフラックスを演算する必要があることに注意する。IRENE ソフトウェアにこの機能が実装された際は、その実装された計算機能を使用することを推奨する。

²³ 本記述は DSNE Rev.I の要求である。但し、プロジェクト等の適用に当たっては、必要に応じてプロジェクト及び関係機関含めて調整を実施した上で適切なスケールアップ値を設定すること。

表 3.3.2-1. Single Event Effects Applicability Matrix for the Design Reference Mission
by Regions of Space

| | LEO (3.3.2.1) | Staging and Transit Orbits (3.3.2.2) | GEO (3.3.2.3) | Interplanetary (3.3.2.4) | Lunar Orbit (3.3.2.5) | Lunar Surface (3.3.2.6) | NEA (3.3.2.7) | Mars Orbit (3.3.2.8) | Mars Surface (3.3.2.9) | GCR & Solar Particle Event (3.3.2.10) |
|-----------------------------|------------------|---|------------------|-----------------------------|--------------------------|----------------------------|------------------|-------------------------|---------------------------|---|
| Distant Retrograde Orbit | X | 3.3.2.2.1 3.3.2.2.2 | | X | | | | | | X |
| Crewed Lunar Orbit | X | 3.3.2.2.1 3.3.2.2.2 | | X | | | | | | X |
| Low Lunar Orbit | X | 3.3.2.2.6 3.3.2.2.2 | | X | X | | | | | X |
| Initial Capability NEA | X | 3.3.2.2.4 3.3.2.2.5 3.3.2.2.2 | | X | | | | | | X |
| Advanced NEA | X | 3.3.2.2.4 3.3.2.2.5 3.3.2.2.2 | | X | | | | | | X |
| Full Capability NEA | X | 3.3.2.2.6 3.3.2.2.7 3.3.2.2.8 3.3.2.2.5 3.3.2.2.2 | | X | | | | | | X |
| Lunar Surface Sortie | X | 3.3.2.2.6 3.3.2.2.2 | | X | X | X | | | | X |
| ISS Crew Delivery Backup | X | None | | | | | | | | X |
| GEO Vicinity | X | 3.3.2.2.6 3.3.2.2.2 | X | | | | | | | X |
| Martian Moon | X | Reserved | | X | | | | X | | X |
| Martian Landing | X | Reserved | | X | | | | X | X | X |

3.3.2.1 LEO-ISS Orbit

設計上の制限

図 3.3.2.1-1 および表 3.3.2.1-1 は、選択されたアルミニウム遮蔽厚内部における ISS SPE ピークレート LET フラックスを LET の関数として示したものである。各厚さの値は、仮定した遮蔽球（球状のシールド）の半径と同じである。

図 3.3.2.1-2 および表 3.3.2.1-2 は、同じ遮蔽形状と厚さにおける ISS SPE worst day 平均フラックスを示したものである。

図 3.3.2.1-3 および表 3.3.2.1-3 は、ISS SPE の陽子の積分フラックスと、ノミナルとピークの捕捉陽子の積分フラックスを示したものである。

図 3.3.2.1-4 および表 3.3.2.1-4 は、ISS SPE の陽子の微分フラックスと、ノミナルとピークの捕捉陽子の微分フラックスを示したものである。

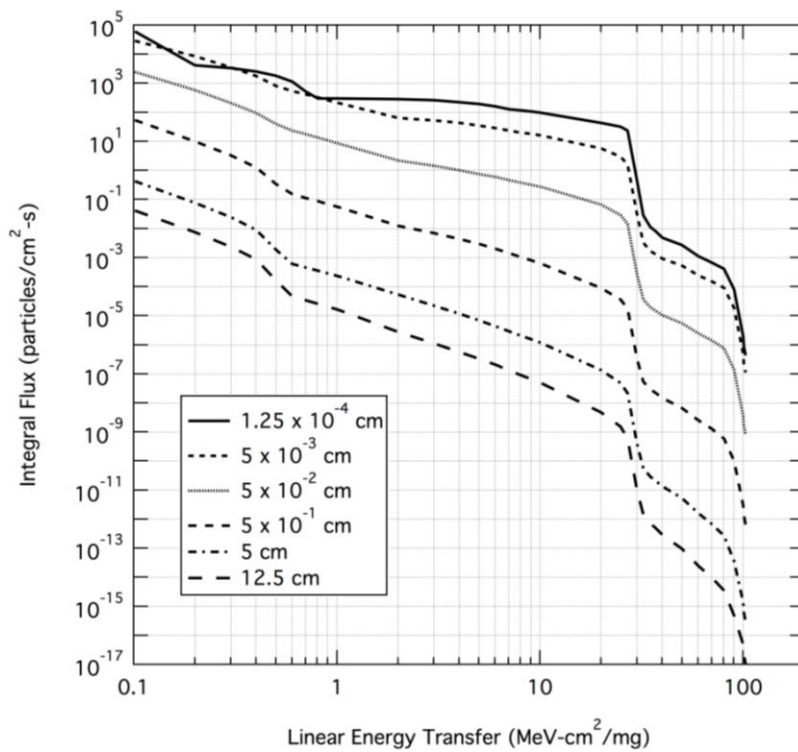


図 3.3.2.1-1. ISS SPE Integral Peak LET Flux for Selected Al Shielding Thickness as a Function of LET²⁴

表 3.3.2.1-1. ISS SPE Integral Peak LET Flux for Selected Al Shielding Thickness as a Function of LET

| LET | Shield Thickness 1.25 x 10 ⁻⁴ cm | Shield Thickness 5 x 10 ⁻² cm | Shield Thickness 5 x 10 ⁻¹ cm | Shield Thickness 5 cm | Shield Thickness 12.5 cm |
|-------------------------|--|---|---|------------------------------|------------------------------|
| MeV-cm ² /mg | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s |
| 1.01E-01 | 6.04E+04 | 2.48E+03 | 5.37E+01 | 4.21E-01 | 4.12E-02 |
| 2.00E-01 | 4.14E+03 | 5.76E+02 | 1.01E+01 | 7.71E-02 | 7.52E-03 |
| 3.01E-01 | 3.33E+03 | 2.12E+02 | 3.26E+00 | 2.43E-02 | 2.34E-03 |

²⁴ 図 3.3.2.1-1 は縦軸が 1 秒当たり、図 3.3.2.1-2 は縦軸が 1 日当たりであることに注意すること。

| LET | Shield Thickness 1.25 x 10 ⁻⁴ cm | Shield Thickness 5 x 10 ⁻² cm | Shield Thickness 5 x 10 ⁻¹ cm | Shield Thickness 5 cm | Shield Thickness 12.5 cm |
|-------------------------|--|---|---|------------------------------|------------------------------|
| MeV-cm ² /mg | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s |
| 4.02E-01 | 2.55E+03 | 9.47E+01 | 1.26E+00 | 8.94E-03 | 8.56E-04 |
| 5.01E-01 | 1.82E+03 | 3.98E+01 | 3.40E-01 | 1.86E-03 | 1.65E-04 |
| 6.03E-01 | 1.13E+03 | 2.38E+01 | 1.53E-01 | 6.09E-04 | 4.61E-05 |
| 7.01E-01 | 5.19E+02 | 1.78E+01 | 1.14E-01 | 4.61E-04 | 3.40E-05 |
| 8.05E-01 | 3.03E+02 | 1.35E+01 | 8.68E-02 | 3.54E-04 | 2.57E-05 |
| 9.04E-01 | 3.03E+02 | 1.07E+01 | 6.90E-02 | 2.85E-04 | 2.04E-05 |
| 1.00E+00 | 3.03E+02 | 8.75E+00 | 5.58E-02 | 2.36E-04 | 1.66E-05 |
| 2.01E+00 | 2.85E+02 | 2.18E+00 | 1.22E-02 | 5.23E-05 | 2.78E-06 |
| 3.02E+00 | 2.59E+02 | 1.43E+00 | 6.92E-03 | 2.20E-05 | 1.09E-06 |
| 4.04E+00 | 2.24E+02 | 1.01E+00 | 4.35E-03 | 1.15E-05 | 5.56E-07 |
| 5.03E+00 | 1.90E+02 | 7.50E-01 | 2.89E-03 | 6.81E-06 | 3.22E-07 |
| 6.06E+00 | 1.60E+02 | 5.86E-01 | 1.98E-03 | 4.33E-06 | 2.01E-07 |
| 7.04E+00 | 1.26E+02 | 4.65E-01 | 1.41E-03 | 2.92E-06 | 1.32E-07 |
| 8.00E+00 | 1.18E+02 | 3.80E-01 | 1.04E-03 | 2.07E-06 | 9.12E-08 |
| 8.99E+00 | 1.08E+02 | 3.26E-01 | 8.10E-04 | 1.56E-06 | 6.78E-08 |
| 1.01E+01 | 9.75E+01 | 2.75E-01 | 6.18E-04 | 1.15E-06 | 4.88E-08 |
| 2.00E+01 | 4.35E+01 | 6.71E-02 | 9.07E-05 | 1.36E-07 | 4.68E-09 |
| 2.49E+01 | 3.17E+01 | 2.89E-02 | 3.56E-05 | 4.88E-08 | 1.52E-09 |
| 2.70E+01 | 2.34E+01 | 1.46E-02 | 1.73E-05 | 2.17E-08 | 6.02E-10 |
| 3.00E+01 | 4.44E-01 | 2.73E-04 | 3.36E-07 | 3.89E-10 | 1.00E-11 |
| 3.22E+01 | 2.85E-02 | 3.61E-05 | 5.37E-08 | 5.58E-11 | 1.45E-12 |
| 3.49E+01 | 1.12E-02 | 1.95E-05 | 2.96E-08 | 2.89E-11 | 7.22E-13 |
| 3.70E+01 | 8.19E-03 | 1.50E-05 | 2.22E-08 | 2.09E-11 | 4.93E-13 |
| 4.01E+01 | 4.88E-03 | 1.04E-05 | 1.48E-08 | 1.34E-11 | 2.85E-13 |
| 5.00E+01 | 2.66E-03 | 5.53E-06 | 6.62E-09 | 5.28E-12 | 9.47E-14 |
| 6.02E+01 | 1.11E-03 | 2.45E-06 | 2.52E-09 | 1.59E-12 | 2.45E-14 |
| 7.00E+01 | 6.83E-04 | 1.42E-06 | 1.28E-09 | 6.81E-13 | 9.84E-15 |
| 8.04E+01 | 4.10E-04 | 7.66E-07 | 6.02E-10 | 2.75E-13 | 3.56E-15 |
| 9.03E+01 | 8.03E-05 | 1.40E-07 | 1.02E-10 | 3.63E-14 | 4.84E-16 |
| 1.00E+02 | 1.95E-06 | 3.59E-09 | 2.99E-12 | 1.39E-15 | 4.88E-17 |
| 1.01E+02 | 8.68E-07 | 1.60E-09 | 1.34E-12 | 6.00E-16 | 2.11E-17 |
| 1.03E+02 | 4.28E-07 | 7.80E-10 | 6.46E-13 | 2.89E-16 | 1.02E-17 |

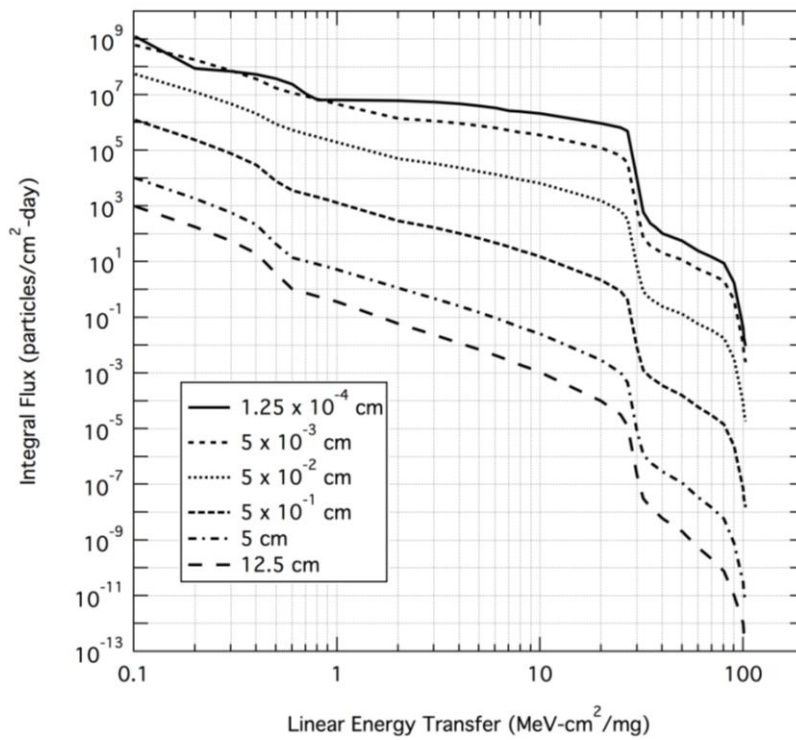


図 3.3.2.1-2. ISS SPE Worst Day Integral Flux for Selected Al Shielding Thickness as a Function of LET²⁵

表 3.3.2.1-2. ISS SPE Worst Day Integral Flux for Selected Al Shielding Thickness as a Function of LET

²⁵ 図 3.3.2.1-1 は縦軸が 1 秒当たり、図 3.3.2.1-2 は縦軸が 1 日当たりであることに注意すること。

| LET | Shield Thickness 1.25 x 10 ⁻⁴ cm | Shield Thickness 5 x 10 ⁻² cm | Shield Thickness 5 x 10 ⁻¹ cm | Shield Thickness 5 cm | Shield Thickness 12.5 cm |
|-------------------------|--|---|---|--------------------------------|--------------------------------|
| MeV-cm ² /mg | Particles/cm ² -day | Particles/cm ² -day | Particles/cm ² -day | Particles/cm ² -day | Particles/cm ² -day |
| 1.01E-01 | 1.26E+09 | 5.45E+07 | 1.25E+06 | 1.01E+04 | 9.72E+02 |
| 2.00E-01 | 8.68E+07 | 1.27E+07 | 2.36E+05 | 1.85E+03 | 1.77E+02 |
| 3.01E-01 | 6.98E+07 | 4.66E+06 | 7.62E+04 | 5.80E+02 | 5.51E+01 |
| 4.02E-01 | 5.32E+07 | 2.09E+06 | 2.95E+04 | 2.14E+02 | 2.00E+01 |
| 5.01E-01 | 3.80E+07 | 8.79E+05 | 7.95E+03 | 4.35E+01 | 3.79E+00 |
| 6.03E-01 | 2.36E+07 | 5.29E+05 | 3.60E+03 | 1.38E+01 | 1.02E+00 |
| 7.01E-01 | 1.09E+07 | 3.95E+05 | 2.69E+03 | 1.04E+01 | 7.50E-01 |
| 8.05E-01 | 6.44E+06 | 3.00E+05 | 2.05E+03 | 7.96E+00 | 5.65E-01 |
| 9.04E-01 | 6.42E+06 | 2.40E+05 | 1.63E+03 | 6.39E+00 | 4.47E-01 |
| 1.00E+00 | 6.40E+06 | 1.96E+05 | 1.32E+03 | 5.24E+00 | 3.62E-01 |

| LET | Shield Thickness 1.25 x 10 ⁻⁴ cm | Shield Thickness 5 x 10 ⁻² cm | Shield Thickness 5 x 10 ⁻¹ cm | Shield Thickness 5 cm | Shield Thickness 12.5 cm |
|-------------------------|--|---|---|--------------------------------|--------------------------------|
| MeV-cm ² /mg | Particles/cm ² -day | Particles/cm ² -day | Particles/cm ² -day | Particles/cm ² -day | Particles/cm ² -day |
| 2.01E+00 | 6.04E+06 | 5.02E+04 | 2.92E+02 | 1.13E+00 | 5.87E-02 |
| 3.02E+00 | 5.46E+06 | 3.29E+04 | 1.66E+02 | 4.75E-01 | 2.31E-02 |
| 4.04E+00 | 4.72E+06 | 2.34E+04 | 1.04E+02 | 2.48E-01 | 1.18E-02 |
| 5.03E+00 | 4.00E+06 | 1.74E+04 | 6.93E+01 | 1.47E-01 | 6.84E-03 |
| 6.06E+00 | 3.36E+06 | 1.36E+04 | 4.75E+01 | 9.29E-02 | 4.26E-03 |
| 7.04E+00 | 2.66E+06 | 1.08E+04 | 3.38E+01 | 6.25E-02 | 2.80E-03 |
| 8.00E+00 | 2.50E+06 | 8.84E+03 | 2.51E+01 | 4.42E-02 | 1.93E-03 |
| 8.99E+00 | 2.28E+06 | 7.63E+03 | 1.95E+01 | 3.33E-02 | 1.44E-03 |
| 1.01E+01 | 2.06E+06 | 6.42E+03 | 1.48E+01 | 2.45E-02 | 1.04E-03 |
| 2.00E+01 | 9.18E+05 | 1.57E+03 | 2.18E+00 | 2.89E-03 | 9.92E-05 |
| 2.49E+01 | 6.64E+05 | 6.77E+02 | 8.56E-01 | 1.04E-03 | 3.21E-05 |
| 2.70E+01 | 4.88E+05 | 3.40E+02 | 4.15E-01 | 4.60E-04 | 1.28E-05 |
| 3.00E+01 | 9.28E+03 | 6.37E+00 | 8.01E-03 | 8.23E-06 | 2.12E-07 |
| 3.22E+01 | 5.96E+02 | 8.48E-01 | 1.27E-03 | 1.18E-06 | 3.08E-08 |
| 3.49E+01 | 2.36E+02 | 4.60E-01 | 7.00E-04 | 6.15E-07 | 1.53E-08 |
| 3.70E+01 | 1.73E+02 | 3.53E-01 | 5.24E-04 | 4.44E-07 | 1.04E-08 |
| 4.01E+01 | 1.04E+02 | 2.45E-01 | 3.50E-04 | 2.83E-07 | 6.02E-09 |
| 5.00E+01 | 5.66E+01 | 1.31E-01 | 1.56E-04 | 1.12E-07 | 2.01E-09 |
| 6.02E+01 | 2.38E+01 | 5.78E-02 | 5.92E-05 | 3.36E-08 | 5.22E-10 |
| 7.00E+01 | 1.46E+01 | 3.37E-02 | 2.98E-05 | 1.44E-08 | 2.08E-10 |
| 8.04E+01 | 8.76E+00 | 1.81E-02 | 1.40E-05 | 5.84E-09 | 7.54E-11 |
| 9.03E+01 | 1.73E+00 | 3.30E-03 | 2.37E-06 | 7.72E-10 | 1.03E-11 |
| 1.00E+02 | 4.20E-02 | 8.50E-05 | 6.91E-08 | 2.94E-11 | 1.04E-12 |
| 1.01E+02 | 1.87E-02 | 3.79E-05 | 3.11E-08 | 1.27E-11 | 4.47E-13 |
| 1.03E+02 | 9.20E-03 | 1.85E-05 | 1.50E-08 | 6.12E-12 | 2.15E-13 |

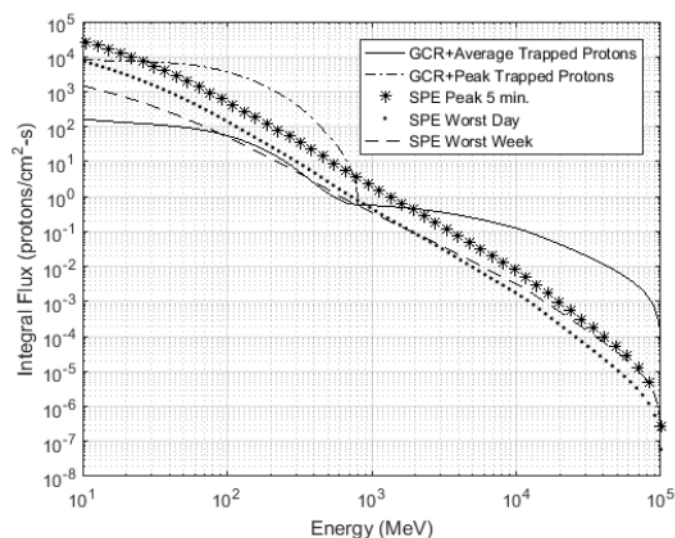


図 3.3.2.1-3. Integral Proton Flux of an ISS SPE and GCR²⁶

表 3.3.2.1-3. Integral Proton Flux for an ISS SPE, Solar Minimum GCR, Average Trapped Protons and Peak Trapped Protons

| Proton Energy | GCR + Average Trapped | GCR + Peak Trapped | SPE Worst 5 Minutes | SPE Worst Day | SPE Worst Week |
|---------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|
| MeV | p+/cm ² -s | p+/cm ² -s | p+/cm ² -s | p+/cm ² -s | p+/cm ² -s |
| 1.00E+01 | 1.61E+02 | 8.08E+03 | 2.83E+04 | 7.44E+03 | 1.46E+03 |
| 1.31E+01 | 1.48E+02 | 7.90E+03 | 2.05E+04 | 5.44E+03 | 1.12E+03 |
| 1.70E+01 | 1.37E+02 | 7.65E+03 | 1.44E+04 | 3.85E+03 | 8.30E+02 |
| 2.21E+01 | 1.27E+02 | 7.37E+03 | 9.72E+03 | 2.63E+03 | 5.99E+02 |
| 2.87E+01 | 1.18E+02 | 7.08E+03 | 6.34E+03 | 1.73E+03 | 4.20E+02 |
| 3.73E+01 | 1.08E+02 | 6.74E+03 | 3.99E+03 | 1.10E+03 | 2.85E+02 |
| 4.85E+01 | 9.68E+01 | 6.23E+03 | 2.42E+03 | 6.68E+02 | 1.88E+02 |
| 6.30E+01 | 8.33E+01 | 5.47E+03 | 1.42E+03 | 3.92E+02 | 1.20E+02 |
| 8.19E+01 | 6.78E+01 | 4.48E+03 | 8.06E+02 | 2.22E+02 | 7.41E+01 |
| 1.06E+02 | 5.11E+01 | 3.40E+03 | 4.46E+02 | 1.22E+02 | 4.45E+01 |

²⁶ 図 3.3.2.1-3 は CREME96 によるデータである。CREME96 の設定において、最悪値を、分、日、週で選択して値を算出している。シングルイベントはそれぞれの環境条件において個別に評価する必要があるため、GCR+平均捕捉、GCR+ピーク捕捉、SPE 最悪 5 分、SPE 最悪日、SPE 最悪週の値を算出している。

| Proton Energy | GCR + Average Trapped | GCR + Peak Trapped | SPE Worst 5 Minutes | SPE Worst Day | SPE Worst Week |
|---------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|
| MeV | p+/cm ² -s | p+/cm ² -s | p+/cm ² -s | p+/cm ² -s | p+/cm ² -s |
| 1.38E+02 | 3.52E+01 | 2.37E+03 | 2.43E+02 | 6.52E+01 | 2.61E+01 |
| 1.80E+02 | 2.20E+01 | 1.49E+03 | 1.33E+02 | 3.49E+01 | 1.52E+01 |
| 2.34E+02 | 1.21E+01 | 8.43E+02 | 7.42E+01 | 1.88E+01 | 8.86E+00 |
| 3.04E+02 | 5.81E+00 | 4.10E+02 | 4.07E+01 | 9.87E+00 | 5.02E+00 |
| 3.95E+02 | 2.51E+00 | 1.61E+02 | 2.15E+01 | 5.01E+00 | 2.76E+00 |
| 5.13E+02 | 1.14E+00 | 5.03E+01 | 1.08E+01 | 2.44E+00 | 1.47E+00 |
| 6.67E+02 | 6.60E-01 | 1.15E+01 | 5.47E+00 | 1.23E+00 | 8.24E-01 |
| 8.67E+02 | 5.80E-01 | 5.80E-01 | 2.85E+00 | 6.40E-01 | 4.75E-01 |
| 1.13E+03 | 5.44E-01 | 5.44E-01 | 1.50E+00 | 3.37E-01 | 2.77E-01 |
| 1.46E+03 | 5.02E-01 | 5.02E-01 | 8.02E-01 | 1.80E-01 | 1.64E-01 |
| 1.90E+03 | 4.55E-01 | 4.55E-01 | 4.36E-01 | 9.79E-02 | 9.81E-02 |
| 2.48E+03 | 4.02E-01 | 4.02E-01 | 2.38E-01 | 5.34E-02 | 5.88E-02 |
| 3.22E+03 | 3.43E-01 | 3.43E-01 | 1.27E-01 | 2.85E-02 | 3.46E-02 |
| 4.18E+03 | 2.84E-01 | 2.84E-01 | 6.63E-02 | 1.49E-02 | 1.99E-02 |
| 5.44E+03 | 2.29E-01 | 2.29E-01 | 3.44E-02 | 7.74E-03 | 1.14E-02 |
| 7.07E+03 | 1.80E-01 | 1.80E-01 | 1.80E-02 | 4.04E-03 | 6.54E-03 |
| 9.18E+03 | 1.37E-01 | 1.37E-01 | 9.49E-03 | 2.13E-03 | 3.77E-03 |
| 1.19E+04 | 9.95E-02 | 9.95E-02 | 4.80E-03 | 1.08E-03 | 2.08E-03 |
| 1.55E+04 | 6.60E-02 | 6.60E-02 | 2.15E-03 | 4.83E-04 | 1.02E-03 |
| 2.02E+04 | 4.24E-02 | 4.24E-02 | 9.40E-04 | 2.11E-04 | 4.93E-04 |
| 2.62E+04 | 2.66E-02 | 2.66E-02 | 4.09E-04 | 9.19E-05 | 2.36E-04 |
| 3.41E+04 | 1.62E-02 | 1.62E-02 | 1.76E-04 | 3.96E-05 | 1.12E-04 |
| 4.43E+04 | 9.36E-03 | 9.36E-03 | 7.40E-05 | 1.66E-05 | 5.11E-05 |
| 5.76E+04 | 4.92E-03 | 4.92E-03 | 2.91E-05 | 6.55E-06 | 2.18E-05 |
| 7.48E+04 | 2.06E-03 | 2.06E-03 | 9.46E-06 | 2.13E-06 | 7.59E-06 |
| 9.73E+04 | 2.23E-04 | 2.23E-04 | 8.24E-07 | 1.85E-07 | 7.00E-07 |
| 1.00E+05 | 7.24E-05 | 7.24E-05 | 2.63E-07 | 5.91E-08 | 2.25E-07 |

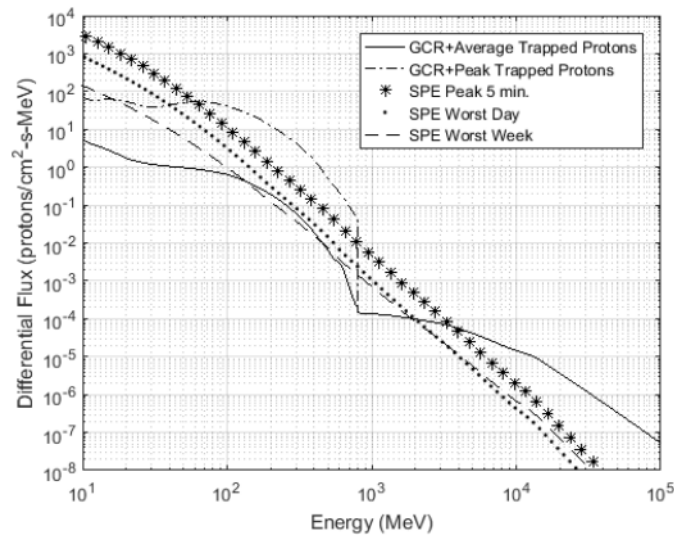


图 3.3.2.1-4. Differential Proton Flux for ISS SPE and Solar Minimum GCR

表 3.3.2.1-4. Differential Proton Flux for an ISS SPE, Solar Minimum GCR, Average Trapped Protons and Peak Trapped Protons

| Proton Energy MeV | GCR + Average Trapped p+/cm²-s-MeV | GCR + Peak Trapped p+/cm²-s-MeV | SPE Worst 5 Minutes p+/cm²-s-MeV | SPE Worst Day p+/cm²-s-MeV | SPE Worst Week p+/cm²-s-MeV |
|----------------------|---------------------------------------|------------------------------------|-------------------------------------|-------------------------------|--------------------------------|
| 1.00E+01 | 5.40E+00 | 7.37E+01 | 3.24E+03 | 8.29E+02 | 1.41E+02 |
| 1.31E+01 | 3.48E+00 | 6.19E+01 | 2.00E+03 | 5.17E+02 | 9.12E+01 |
| 1.70E+01 | 2.33E+00 | 5.94E+01 | 1.18E+03 | 3.10E+02 | 5.72E+01 |
| 2.21E+01 | 1.54E+00 | 5.41E+01 | 6.75E+02 | 1.79E+02 | 3.48E+01 |
| 2.87E+01 | 1.23E+00 | 4.98E+01 | 3.70E+02 | 9.91E+01 | 2.04E+01 |
| 3.73E+01 | 1.08E+00 | 4.95E+01 | 1.93E+02 | 5.23E+01 | 1.15E+01 |
| 4.85E+01 | 9.84E-01 | 4.92E+01 | 9.66E+01 | 2.65E+01 | 6.30E+00 |
| 6.30E+01 | 8.80E-01 | 4.12E+01 | 4.64E+01 | 1.28E+01 | 3.32E+00 |
| 8.19E+01 | 7.54E-01 | 3.95E+01 | 2.14E+01 | 5.95E+00 | 1.69E+00 |
| 1.06E+02 | 5.94E-01 | 3.82E+01 | 9.38E+00 | 2.61E+00 | 8.15E-01 |
| 1.38E+02 | 4.02E-01 | 2.64E+01 | 3.99E+00 | 1.11E+00 | 3.81E-01 |

| Proton Energy | GCR + Average Trapped | GCR + Peak Trapped | SPE Worst 5 Minutes | SPE Worst Day | SPE Worst Week |
|---------------|---------------------------|---------------------------|---------------------------|---------------------------|---------------------------|
| MeV | p+/cm ² -s-MeV | p+/cm ² -s-MeV | p+/cm ² -s-MeV | p+/cm ² -s-MeV | p+/cm ² -s-MeV |
| 1.80E+02 | 2.43E-01 | 1.60E+01 | 1.62E+00 | 4.45E-01 | 1.69E-01 |
| 2.34E+02 | 1.29E-01 | 8.58E+00 | 6.99E-01 | 1.88E-01 | 7.82E-02 |
| 3.04E+02 | 5.67E-02 | 4.11E+00 | 3.09E-01 | 8.02E-02 | 3.62E-02 |
| 3.95E+02 | 2.01E-02 | 1.63E+00 | 1.34E-01 | 3.31E-02 | 1.60E-02 |
| 5.13E+02 | 5.41E-03 | 4.36E-01 | 5.57E-02 | 1.29E-02 | 6.69E-03 |
| 6.67E+02 | 1.19E-03 | 1.23E-01 | 2.00E-02 | 4.49E-03 | 2.55E-03 |
| 8.67E+02 | 1.40E-04 | 1.40E-04 | 7.89E-03 | 1.77E-03 | 1.11E-03 |
| 1.13E+03 | 1.31E-04 | 1.31E-04 | 3.15E-03 | 7.07E-04 | 4.90E-04 |
| 1.46E+03 | 1.16E-04 | 1.16E-04 | 1.26E-03 | 2.83E-04 | 2.16E-04 |
| 1.90E+03 | 1.01E-04 | 1.01E-04 | 5.16E-04 | 1.16E-04 | 9.79E-05 |
| 2.48E+03 | 8.58E-05 | 8.58E-05 | 2.20E-04 | 4.93E-05 | 4.61E-05 |
| 3.22E+03 | 7.06E-05 | 7.06E-05 | 9.48E-05 | 2.13E-05 | 2.20E-05 |
| 4.18E+03 | 5.23E-05 | 5.23E-05 | 3.86E-05 | 8.68E-06 | 9.89E-06 |
| 5.44E+03 | 3.65E-05 | 3.65E-05 | 1.54E-05 | 3.46E-06 | 4.36E-06 |
| 7.07E+03 | 2.43E-05 | 2.43E-05 | 6.10E-06 | 1.37E-06 | 1.90E-06 |
| 9.18E+03 | 1.61E-05 | 1.61E-05 | 2.47E-06 | 5.54E-07 | 8.51E-07 |
| 1.19E+04 | 1.17E-05 | 1.17E-05 | 1.13E-06 | 2.53E-07 | 4.30E-07 |
| 1.55E+04 | 6.88E-06 | 6.88E-06 | 4.24E-07 | 9.52E-08 | 1.79E-07 |
| 2.02E+04 | 3.57E-06 | 3.57E-06 | 1.43E-07 | 3.22E-08 | 6.66E-08 |
| 2.62E+04 | 1.82E-06 | 1.82E-06 | 4.83E-08 | 1.09E-08 | 2.48E-08 |
| 3.41E+04 | 9.22E-07 | 9.22E-07 | 1.63E-08 | 3.67E-09 | 9.26E-09 |
| 4.43E+04 | 4.62E-07 | 4.62E-07 | 5.51E-09 | 1.24E-09 | 3.45E-09 |
| 5.76E+04 | 2.30E-07 | 2.30E-07 | 1.86E-09 | 4.18E-10 | 1.29E-09 |
| 7.48E+04 | 1.14E-07 | 1.14E-07 | 6.28E-10 | 1.41E-10 | 4.81E-10 |
| 9.73E+04 | 5.62E-08 | 5.62E-08 | 2.12E-10 | 4.76E-11 | 1.79E-10 |
| 1.00E+05 | 5.21E-08 | 5.21E-08 | 1.89E-10 | 4.25E-11 | 1.62E-10 |

モデル入力値

無し

設計上の制限

ISS SPE ピークフラックスを超過しない確率は 97%と推定される。

テクニカルノート

環境モデルはすべて、ISS 軌道を 500km の円軌道、傾斜角を 51.6 度と仮定して実行した。ISS における SPE LET、および捕捉陽子の積分フラックスと微分フラックス仕様は、CREME96 を使用し、磁気圏が荒れていると仮定して生成した。モデルの不確定性を考慮し、すべての SPE フラックスを 2 倍にした。CRÈME96 は、AP8MIN モデルを用い

て捕捉陽子フラックスを生成する。捕捉陽子フラックスはすべて、AP8MIN モデルの不確
定性を考慮して 2 倍され、また AP8MIN モデルは ISS 軌道高度においてフラックスを過
小評価することが知られているため、さらに 2 倍された。

半径を最小遮蔽厚に設定した遮蔽球（球状のシールド）モデルでは、極めてコンサバな結
果が得られる。CREME96 では、遮蔽厚分布が分かっているならば、他の 3 次元遮蔽形状内部
のフラックスもモデル化することができる。

表面被覆および材料の内部の、選択した深さにおけるフラックスを定義するためには、半
無限スラブモデル（semi-infinite slab model）を提供する、一般に認められている放射線
輸送コード²⁷を使用することを推奨する。

SAA を通過することが必ずしもワーストケースになるとは限らない。ワーストケースは、
陽子フラックスが最大となる SAA の中心を通過するものがある。1 回の継続通過時間は、
ノミナル 10 分だが、20 分になることもある。このようなワーストケースの通過は、LEO
ミッション時間の約 3.6% を占める。

3.3.2.2 Staging and Transit Orbits

3.3.2.2.1 Low Earth Orbit 185 × 1806 km

この軌道は、軌道周回中は地球磁場の内部にとどまるため、捕捉陽子にさらされる環境で
ある。したがって、LEO 185×1,806km 軌道における SEE 環境モデルのパラメーター
は、捕捉陽子、地磁気遮蔽 GCR、および遮蔽太陽粒子イベントである。

図 3.3.2.2.1-1 および表 3.3.2.2.1-1 は、選択されたアルミニウム遮蔽厚内部における SPE
ピークレート LET フラックスを LET の関数として示したものである。各厚さの値は、仮
定した遮蔽球（球状のシールド）の半径と同じである。

図 3.3.2.2.1-2 および表 3.3.2.2.1-2 は、同じ遮蔽形状と厚さにおける SPE worst day 平均フ
ラックスを示したものである。

図 3.3.2.2.1-3 および表 3.3.2.2.1-3 は、ピークの捕捉陽子の積分フラックスを示したもので
ある。

²⁷ 放射線輸送コードは GEANT 4 などの計算ツールを用いて計算することができる。

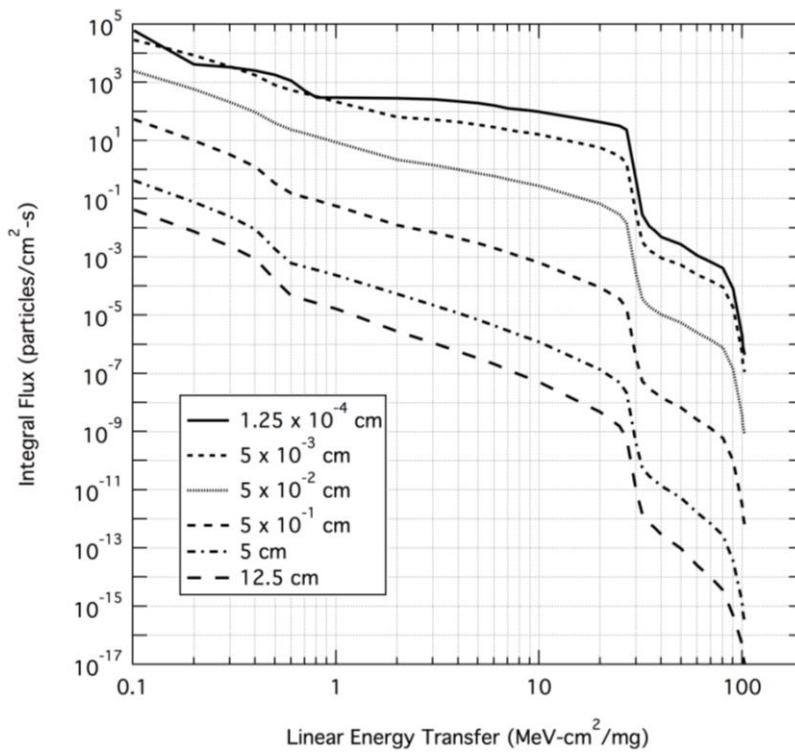


图 3.3.2.2.1-1. SPE Integral Peak LET Flux for Selected Al Shielding Thickness as a Function of LET

表 3.3.2.2.1-1. SPE Integral Peak LET Flux for Selected Al Shielding Thickness as a Function of LET

| LET | Shield Thickness 1.25 x 10 ⁻⁴ cm | Shield Thickness 5 x 10 ⁻² cm | Shield Thickness 5 x 10 ⁻¹ cm | Shield Thickness 5 cm | Shield Thickness 12.5 cm |
|-------------------------|--|---|---|------------------------------|------------------------------|
| MeV-cm ² /mg | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s |
| 1.01E-01 | 6.04E+04 | 2.48E+03 | 5.37E+01 | 4.21E-01 | 4.12E-02 |
| 2.00E-01 | 4.14E+03 | 5.76E+02 | 1.01E+01 | 7.71E-02 | 7.52E-03 |
| 3.01E-01 | 3.33E+03 | 2.12E+02 | 3.26E+00 | 2.43E-02 | 2.34E-03 |
| 4.02E-01 | 2.55E+03 | 9.47E+01 | 1.26E+00 | 8.94E-03 | 8.56E-04 |
| 5.01E-01 | 1.82E+03 | 3.98E+01 | 3.40E-01 | 1.86E-03 | 1.65E-04 |
| 6.03E-01 | 1.13E+03 | 2.38E+01 | 1.53E-01 | 6.09E-04 | 4.61E-05 |
| 7.01E-01 | 5.19E+02 | 1.78E+01 | 1.14E-01 | 4.61E-04 | 3.40E-05 |
| 8.05E-01 | 3.03E+02 | 1.35E+01 | 8.68E-02 | 3.54E-04 | 2.57E-05 |
| 9.04E-01 | 3.03E+02 | 1.07E+01 | 6.90E-02 | 2.85E-04 | 2.04E-05 |
| 1.00E+00 | 3.03E+02 | 8.75E+00 | 5.58E-02 | 2.36E-04 | 1.66E-05 |

| LET | Shield Thickness 1.25 x 10 ⁻⁴ cm | Shield Thickness 5 x 10 ⁻² cm | Shield Thickness 5 x 10 ⁻¹ cm | Shield Thickness 5 cm | Shield Thickness 12.5 cm |
|-------------------------|--|---|---|------------------------------|------------------------------|
| MeV-cm ² /mg | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s |
| 2.01E+00 | 2.85E+02 | 2.18E+00 | 1.22E-02 | 5.23E-05 | 2.78E-06 |
| 3.02E+00 | 2.59E+02 | 1.43E+00 | 6.92E-03 | 2.20E-05 | 1.09E-06 |
| 4.04E+00 | 2.24E+02 | 1.01E+00 | 4.35E-03 | 1.15E-05 | 5.56E-07 |
| 5.03E+00 | 1.90E+02 | 7.50E-01 | 2.89E-03 | 6.81E-06 | 3.22E-07 |
| 6.06E+00 | 1.60E+02 | 5.86E-01 | 1.98E-03 | 4.33E-06 | 2.01E-07 |
| 7.04E+00 | 1.26E+02 | 4.65E-01 | 1.41E-03 | 2.92E-06 | 1.32E-07 |
| 8.00E+00 | 1.18E+02 | 3.80E-01 | 1.04E-03 | 2.07E-06 | 9.12E-08 |
| 8.99E+00 | 1.08E+02 | 3.26E-01 | 8.10E-04 | 1.56E-06 | 6.78E-08 |
| 1.01E+01 | 9.75E+01 | 2.75E-01 | 6.18E-04 | 1.15E-06 | 4.88E-08 |
| 2.00E+01 | 4.35E+01 | 6.71E-02 | 9.07E-05 | 1.36E-07 | 4.68E-09 |
| 2.49E+01 | 3.17E+01 | 2.89E-02 | 3.56E-05 | 4.88E-08 | 1.52E-09 |
| 2.70E+01 | 2.34E+01 | 1.46E-02 | 1.73E-05 | 2.17E-08 | 6.02E-10 |
| 3.00E+01 | 4.44E-01 | 2.73E-04 | 3.36E-07 | 3.89E-10 | 1.00E-11 |
| 3.22E+01 | 2.85E-02 | 3.61E-05 | 5.37E-08 | 5.58E-11 | 1.45E-12 |
| 3.49E+01 | 1.12E-02 | 1.95E-05 | 2.96E-08 | 2.89E-11 | 7.22E-13 |
| 3.70E+01 | 8.19E-03 | 1.50E-05 | 2.22E-08 | 2.09E-11 | 4.93E-13 |
| 4.01E+01 | 4.88E-03 | 1.04E-05 | 1.48E-08 | 1.34E-11 | 2.85E-13 |
| 5.00E+01 | 2.66E-03 | 5.53E-06 | 6.62E-09 | 5.28E-12 | 9.47E-14 |
| 6.02E+01 | 1.11E-03 | 2.45E-06 | 2.52E-09 | 1.59E-12 | 2.45E-14 |
| 7.00E+01 | 6.83E-04 | 1.42E-06 | 1.28E-09 | 6.81E-13 | 9.84E-15 |
| 8.04E+01 | 4.10E-04 | 7.66E-07 | 6.02E-10 | 2.75E-13 | 3.56E-15 |
| 9.03E+01 | 8.03E-05 | 1.40E-07 | 1.02E-10 | 3.63E-14 | 4.84E-16 |
| 1.00E+02 | 1.95E-06 | 3.59E-09 | 2.99E-12 | 1.39E-15 | 4.88E-17 |
| 1.01E+02 | 8.68E-07 | 1.60E-09 | 1.34E-12 | 6.00E-16 | 2.11E-17 |
| 1.03E+02 | 4.28E-07 | 7.80E-10 | 6.46E-13 | 2.89E-16 | 1.02E-17 |

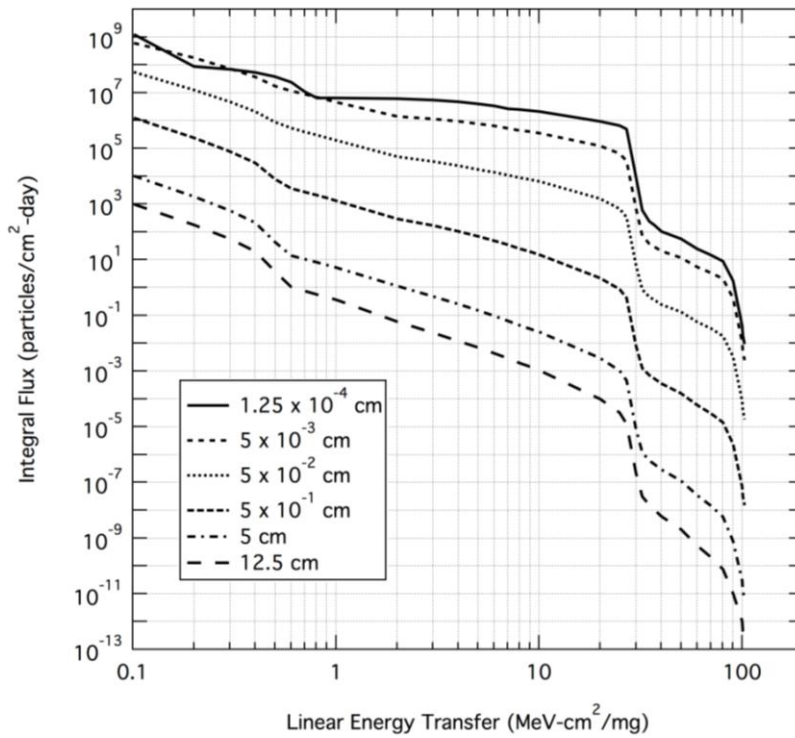
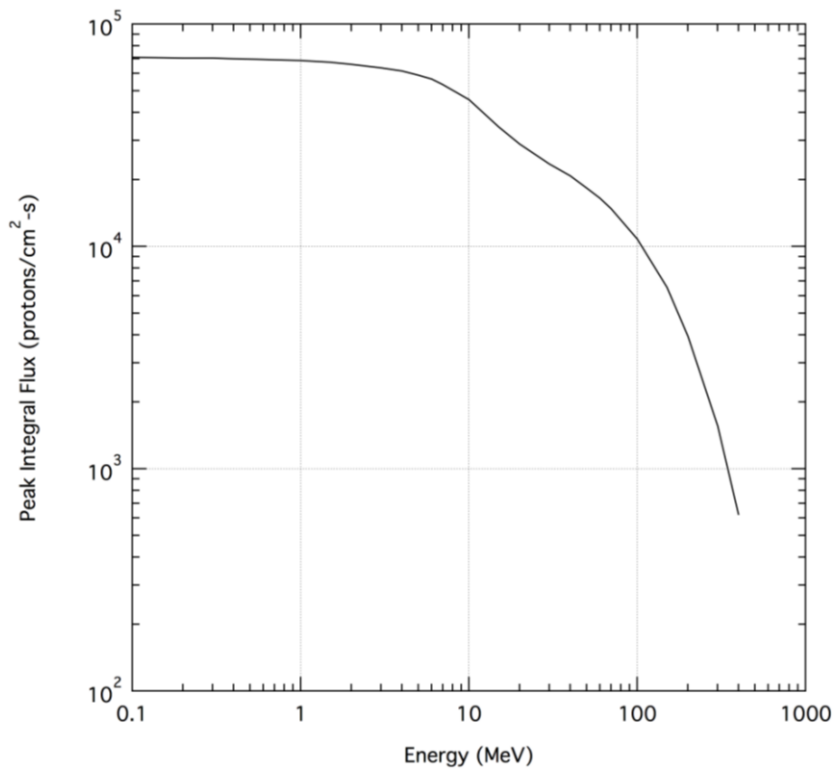


图 3.3.2.2.1-2. SPE Worst Day Integral Flux for Selected Al Shielding Thickness as a Function of LET

表 3.3.2.2.1-2. SPE Worst Day Integral Flux for Selected Al Shielding Thickness as a Function of LET

| LET | Shield Thickness 1.25 x 10 ⁻⁴ cm | Shield Thickness 5 x 10 ⁻² cm | Shield Thickness 5 x 10 ⁻¹ cm | Shield Thickness 5 cm | Shield Thickness 12.5 cm |
|-------------------------|--|---|---|--------------------------------|--------------------------------|
| MeV-cm ² /mg | Particles/cm ² -day | Particles/cm ² -day | Particles/cm ² -day | Particles/cm ² -day | Particles/cm ² -day |
| 1.01E-01 | 1.26E+09 | 5.45E+07 | 1.25E+06 | 1.01E+04 | 9.72E+02 |
| 2.00E-01 | 8.68E+07 | 1.27E+07 | 2.36E+05 | 1.85E+03 | 1.77E+02 |
| 3.01E-01 | 6.98E+07 | 4.66E+06 | 7.62E+04 | 5.80E+02 | 5.51E+01 |
| 4.02E-01 | 5.32E+07 | 2.09E+06 | 2.95E+04 | 2.14E+02 | 2.00E+01 |
| 5.01E-01 | 3.80E+07 | 8.79E+05 | 7.95E+03 | 4.35E+01 | 3.79E+00 |
| 6.03E-01 | 2.36E+07 | 5.29E+05 | 3.60E+03 | 1.38E+01 | 1.02E+00 |
| 7.01E-01 | 1.09E+07 | 3.95E+05 | 2.69E+03 | 1.04E+01 | 7.50E-01 |
| 8.05E-01 | 6.44E+06 | 3.00E+05 | 2.05E+03 | 7.96E+00 | 5.65E-01 |
| 9.04E-01 | 6.42E+06 | 2.40E+05 | 1.63E+03 | 6.39E+00 | 4.47E-01 |
| 1.00E+00 | 6.40E+06 | 1.96E+05 | 1.32E+03 | 5.24E+00 | 3.62E-01 |
| 2.01E+00 | 6.04E+06 | 5.02E+04 | 2.92E+02 | 1.13E+00 | 5.87E-02 |

| LET | Shield Thickness 1.25 x 10 ⁻⁴ cm | Shield Thickness 5 x 10 ⁻² cm | Shield Thickness 5 x 10 ⁻¹ cm | Shield Thickness 5 cm | Shield Thickness 12.5 cm |
|-------------------------|--|---|---|--------------------------------|--------------------------------|
| MeV-cm ² /mg | Particles/cm ² -day | Particles/cm ² -day | Particles/cm ² -day | Particles/cm ² -day | Particles/cm ² -day |
| 3.02E+00 | 5.46E+06 | 3.29E+04 | 1.66E+02 | 4.75E-01 | 2.31E-02 |
| 4.04E+00 | 4.72E+06 | 2.34E+04 | 1.04E+02 | 2.48E-01 | 1.18E-02 |
| 5.03E+00 | 4.00E+06 | 1.74E+04 | 6.93E+01 | 1.47E-01 | 6.84E-03 |
| 6.06E+00 | 3.36E+06 | 1.36E+04 | 4.75E+01 | 9.29E-02 | 4.26E-03 |
| 7.04E+00 | 2.66E+06 | 1.08E+04 | 3.38E+01 | 6.25E-02 | 2.80E-03 |
| 8.00E+00 | 2.50E+06 | 8.84E+03 | 2.51E+01 | 4.42E-02 | 1.93E-03 |
| 8.99E+00 | 2.28E+06 | 7.63E+03 | 1.95E+01 | 3.33E-02 | 1.44E-03 |
| 1.01E+01 | 2.06E+06 | 6.42E+03 | 1.48E+01 | 2.45E-02 | 1.04E-03 |
| 2.00E+01 | 9.18E+05 | 1.57E+03 | 2.18E+00 | 2.89E-03 | 9.92E-05 |
| 2.49E+01 | 6.64E+05 | 6.77E+02 | 8.56E-01 | 1.04E-03 | 3.21E-05 |
| 2.70E+01 | 4.88E+05 | 3.40E+02 | 4.15E-01 | 4.60E-04 | 1.28E-05 |
| 3.00E+01 | 9.28E+03 | 6.37E+00 | 8.01E-03 | 8.23E-06 | 2.12E-07 |
| 3.22E+01 | 5.96E+02 | 8.48E-01 | 1.27E-03 | 1.18E-06 | 3.08E-08 |
| 3.49E+01 | 2.36E+02 | 4.60E-01 | 7.00E-04 | 6.15E-07 | 1.53E-08 |
| 3.70E+01 | 1.73E+02 | 3.53E-01 | 5.24E-04 | 4.44E-07 | 1.04E-08 |
| 4.01E+01 | 1.04E+02 | 2.45E-01 | 3.50E-04 | 2.83E-07 | 6.02E-09 |
| 5.00E+01 | 5.66E+01 | 1.31E-01 | 1.56E-04 | 1.12E-07 | 2.01E-09 |
| 6.02E+01 | 2.38E+01 | 5.78E-02 | 5.92E-05 | 3.36E-08 | 5.22E-10 |
| 7.00E+01 | 1.46E+01 | 3.37E-02 | 2.98E-05 | 1.44E-08 | 2.08E-10 |
| 8.04E+01 | 8.76E+00 | 1.81E-02 | 1.40E-05 | 5.84E-09 | 7.54E-11 |
| 9.03E+01 | 1.73E+00 | 3.30E-03 | 2.37E-06 | 7.72E-10 | 1.03E-11 |
| 1.00E+02 | 4.20E-02 | 8.50E-05 | 6.91E-08 | 2.94E-11 | 1.04E-12 |
| 1.01E+02 | 1.87E-02 | 3.79E-05 | 3.11E-08 | 1.27E-11 | 4.47E-13 |
| 1.03E+02 | 9.20E-03 | 1.85E-05 | 1.50E-08 | 6.12E-12 | 2.15E-13 |



☒ 3.3.2.2.1-3. Integral Peak Trapped Proton Flux

表 3.3.2.2.1-3. Integral Proton Flux for the Peak Trapped Protons

| Proton Energy | Integral Peak Trapped Protons |
|---------------|-------------------------------|
| MeV | p+/cm ² -s |
| 0.1 | 7.08e+04 |
| 0.15 | 7.07e+04 |
| 0.2 | 7.05e+04 |
| 0.3 | 7.03e+04 |
| 0.4 | 7.00e+04 |
| 0.5 | 6.97e+04 |
| 0.6 | 6.94e+04 |
| 0.7 | 6.92e+04 |
| 1 | 6.86e+04 |
| 1.5 | 6.73e+04 |
| 2 | 6.60e+04 |
| 3 | 6.37e+04 |
| 4 | 6.15e+04 |

| Proton Energy | Integral Peak Trapped Protons |
|---------------|-------------------------------|
| MeV | p+/cm ² -s |
| 5 | 5.90e+04 |
| 6 | 5.66e+04 |
| 7 | 5.35e+04 |
| 10 | 4.58e+04 |
| 15 | 3.45e+04 |
| 20 | 2.89e+04 |
| 30 | 2.35e+04 |
| 40 | 2.08e+04 |
| 50 | 1.83e+04 |
| 60 | 1.65e+04 |
| 70 | 1.48e+04 |
| 100 | 1.08e+04 |
| 150 | 6.54e+03 |
| 200 | 3.94e+03 |
| 300 | 1.56e+03 |
| 400 | 6.21e+02 |

3.3.2.2.2 Radiation Belt Transit

放射線帯トランジット軌道用における SEE 環境モデルのパラメーターは、地磁気無遮蔽 GCR および太陽粒子イベントである。この軌道は地球磁場の内側を通過するが、地球磁場外側では SPE がワーストケースの環境になる。また、軌道上において、捕捉陽子に曝される環境である。しかしながら、捕捉陽子帯にとどまる時間はほとんどないため、これらのフラックスは SPE のレベルに支配されるものと考えられる。したがって、放射線帯トランジット軌道では、SEE 環境は、セクション「3.3.2.10.2 地磁気無遮蔽」に示すものを使用する。

3.3.2.2.3 Low Earth Orbit 241 km Circular

LEO 241km 円軌道における、SEE 環境モデルのパラメーターは、LEO-ISS で使用されるパラメーターに制限される。LEO 241km 円軌道では、SEE 環境は、セクション「3.3.2.1 LEO-ISS 軌道」で示すものを使用する。

3.3.2.2.4 High Earth Orbit 407 × 233,860 km

HEO 軌道における SEE 環境モデルのパラメーターは、地磁気無遮蔽 GCR および太陽粒子イベントである。この軌道は地球磁場内部に戻るが、地球磁場外側で SPE がワーストケースの環境になる。また、軌道上において、捕捉陽子に曝される環境である。しかしながら、軌道楕円率が大きいいため、捕捉陽子帯にとどまる時間はほとんどなく、これらのフラックスは SPE のレベルに支配されるものと考えられる。したがって、HEO 軌道では、SEE 環境は、セクション「3.3.2.10.2 地磁気無遮蔽」に示すものを使用する。

3.3.2.2.5 High Earth Orbit to Near Earth Asteroid Transit

HEO から NEA へのトランジットにおける SEE 環境モデルのパラメーターは、GEO で使用するパラメーターに制限される。HEO から NEA へのトランジットでは、SEE 環境は、セクション「3.3.2.3 Geosynchronous Earth Orbit (GEO)」に示すものを使用する。

3.3.2.2.6 Low Earth Orbit 407 km Circular

LEO 407km 円軌道における SEE 環境モデルのパラメーターは、LEO-ISS で使用するパラメーターと同じである。LEO 407km 円軌道では、SEE 環境は、セクション「3.3.2.1 LEO-ISS 軌道」に示すものを使用する。

3.3.2.2.7 Low Perigee-High Earth Orbit 407 × 400,000 km

LP-HEO 軌道における SEE 環境モデルのパラメーターは、地磁気無遮蔽 GCR および太陽粒子イベントである。この軌道は地球磁場の内部に戻るが、地球磁場外側で SPE がワーストケースの環境になる。また、軌道上において、捕捉陽子に曝される環境である。しかしながら、軌道楕円率が大きいいため、捕捉陽子帯にとどまる時間はほとんどなく、これらフラックスは SPE のレベルに支配されるものと考えられる。したがって、LP-HEO 軌道では、SEE 環境は、セクション「3.3.2.10.2 地磁気無遮蔽」に示すものを使用する。

3.3.2.2.8 High Perigee-High Earth Orbit Spiral to 60,000 × 400,000 km

HP-HEO スパイラルにおける SEE 環境モデルのパラメーターは、地磁気無遮蔽 GCR および太陽粒子イベントである。HP-HEO スパイラルでは、SEE 環境は、セクション「3.3.2.10.2 地磁気無遮蔽」に示すものを使用する。

3.3.2.3 Geosynchronous Earth Orbit (GEO)

GEO における SEE 環境モデルのパラメーターは、地磁気無遮蔽 GCR および太陽粒子イベントである。GEO SEE 環境は、セクション「3.3.2.10.2 地磁気無遮蔽」に示すものを使用する。

3.3.2.4 Interplanetary

惑星間空間における SEE 環境モデルのパラメーターは、地磁気無遮蔽 GCR および太陽粒子イベントである。惑星間空間の SEE 環境は、セクション「3.3.2.10.2 地磁気無遮蔽」に示すものを使用する。

3.3.2.5 Lunar Orbit

月軌道における SEE 環境モデルのパラメーターは、地磁気無遮蔽 GCR および太陽粒子イベントである。月軌道の SEE 環境は、セクション「3.3.2.10.2 地磁気無遮蔽」に示すものを使用する。

3.3.2.6 Lunar Surface

月面の電離放射線環境については、セクション「3.4.7」を参照のこと。

3.3.2.7 Near Earth Asteroid (NEA)

NEA における SEE 環境モデルのパラメータは、地磁気無遮蔽 GCR および太陽粒子イベントである。NEA SEE 環境は、セクション「3.3.2.10.2 地磁気無遮蔽」に示すものを使用する。

3.3.2.8 欠番

3.3.2.9 欠番

3.3.2.10 GCR and Solar Particle Event

3.3.2.10.1 地磁気遮蔽

地磁気遮蔽環境は、遮蔽レベルが軌道ごとに異なるため、必要に応じて、上記の各セクションで定義されている。

3.3.2.10.2 地磁気無遮蔽

図 3.3.2.10.2-1 および表 3.3.2.10.2-1 は、選択されたアルミニウム遮蔽厚内部における SPE ピークレート LET フラックスを LET の関数として示したものである。各厚さの値は、仮定した遮蔽球（球状のシールド）の半径と同じである。

図 3.3.2.10.2-2 および表 3.3.2.10.2-2 は、同じ遮蔽形状と厚さにおける SPE worst day 平均フラックスを示したものである。

図 3.3.2.10.2-3 および表 3.3.2.10.2-3 は、SPE と GCR の陽子の積分フラックスを示したものである。

図 3.3.2.10.2-4 および表 3.3.2.10.2-4 は、SPE と太陽活動極小期の GCR の陽子の微分フラックスを示したものである。

図 3.3.2.10.2-5 および表 3.3.2.10.2-5 は、選択されたアルミニウム遮蔽厚内部における、太陽活動極小期の GCR LET フラックスを LET の関数として示したものである。各厚さの値は、仮定した遮蔽球（球状のシールド）の半径と同じである。

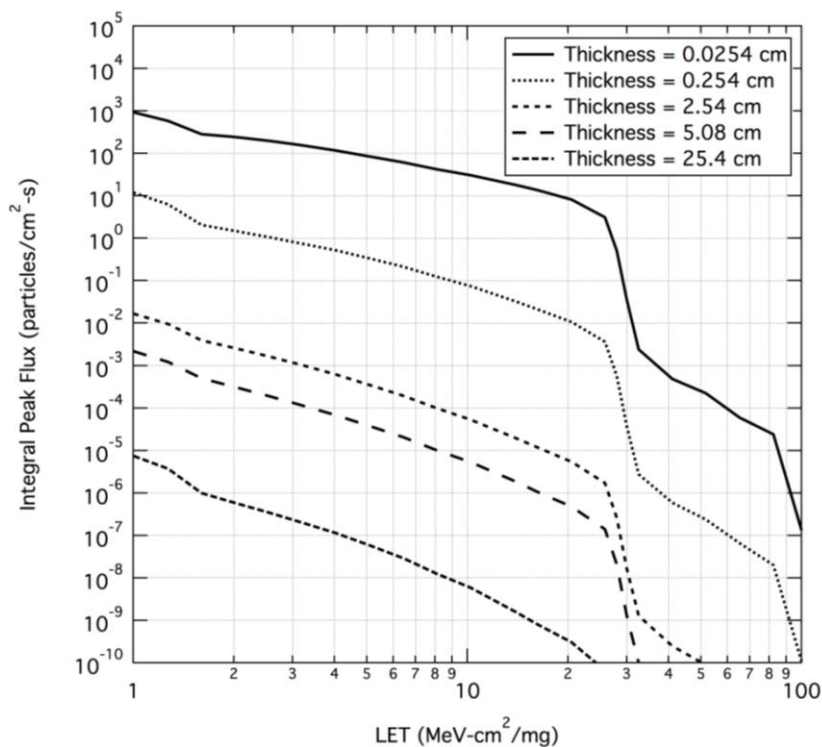


図 3.3.2.10.2-1. SPE Integral Peak LET Flux for Selected Al Shielding Thickness as a Function of LET

表 3.3.2.10.2-1. SPE Integral Peak LET Flux for Selected Al Shielding Thickness as a Function of LET

| LET | Shield Thickness 0.0254 cm (0.0686 g/cm ²) | Shield Thickness 0.254 cm (0.6858 g/cm ²) | Shield Thickness 2.54 cm (6.858 g/cm ²) | Shield Thickness 5.08 cm (13.72 g/cm ²) | Shield Thickness 25.40 cm (68.58 g/cm ²) |
|-------------------------|--|---|---|---|--|
| MeV-cm ² /mg | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s |
| 1.00 | 9.278068E+02 | 1.18E+01 | 1.68E-02 | 2.19E-03 | 7.49E-06 |
| 1.27 | 5.767910E+02 | 6.33E+00 | 9.45E-03 | 1.22E-03 | 3.73E-06 |
| 1.60 | 2.85291E+02 | 2.06E+00 | 3.95E-03 | 5.03E-04 | 9.99E-07 |
| 2.01 | 2.423055E+02 | 1.50E+00 | 2.60E-03 | 3.15E-04 | 5.86E-07 |
| 2.54 | 1.968288E+02 | 1.07E+00 | 1.66E-03 | 1.93E-04 | 3.44E-07 |
| 3.20 | 1.541016E+02 | 7.51E-01 | 1.03E-03 | 1.16E-04 | 2.00E-07 |
| 4.04 | 1.176227E+02 | 5.18E-01 | 6.20E-04 | 6.79E-05 | 1.13E-07 |
| 5.09 | 8.527328E+01 | 3.38E-01 | 3.52E-04 | 3.78E-05 | 5.82E-08 |
| 6.42 | 6.183368E+01 | 2.15E-01 | 1.96E-04 | 2.07E-05 | 2.93E-08 |
| LET | Shield Thickness 0.0254 cm (0.0686 g/cm ²) | Shield Thickness 0.254 cm (0.6858 g/cm ²) | Shield Thickness 2.54 cm (6.858 g/cm ²) | Shield Thickness 5.08 cm (13.72 g/cm ²) | Shield Thickness 25.40 cm (68.58 g/cm ²) |
| MeV-cm ² /mg | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s |
| 8.09 | 4.210883E+01 | 1.25E-01 | 9.98E-05 | 1.02E-05 | 1.26E-08 |
| 10.21 | 3.085149E+01 | 7.51E-02 | 5.36E-05 | 5.35E-06 | 5.92E-09 |
| 13.96 | 1.816732E+01 | 3.27E-02 | 1.96E-05 | 1.84E-06 | 1.57E-09 |
| 16.23 | 1.364277E+01 | 2.12E-02 | 1.17E-05 | 1.06E-06 | 7.91E-10 |
| 20.47 | 8.133233E+00 | 1.06E-02 | 5.46E-06 | 4.78E-07 | 3.03E-10 |
| 25.81 | 3.098470E+00 | 3.62E-03 | 1.71E-06 | 1.41E-07 | 6.58E-11 |
| 28.00 | 5.097848E-01 | 5.73E-04 | 2.61E-07 | 2.08E-08 | 8.02E-12 |
| 30.01 | 3.486533E-02 | 3.67E-05 | 1.63E-08 | 1.25E-09 | 4.24E-13 |
| 32.55 | 2.383645E-03 | 2.77E-06 | 1.28E-09 | 9.87E-11 | 4.20E-14 |
| 41.05 | 4.881448E-04 | 5.84E-07 | 2.48E-10 | 1.83E-11 | 6.70E-15 |
| 51.76 | 2.253378E-04 | 2.37E-07 | 8.88E-11 | 6.31E-12 | 1.82E-15 |
| 65.28 | 5.940075E-05 | 6.56E-08 | 1.95E-11 | 1.32E-12 | 3.05E-16 |
| 82.32 | 2.389753E-05 | 2.01E-08 | 4.83E-12 | 3.03E-13 | 5.57E-17 |
| 100.25 | 1.230390E-07 | 1.00E-10 | 2.24E-14 | 1.91E-15 | 4.18E-18 |

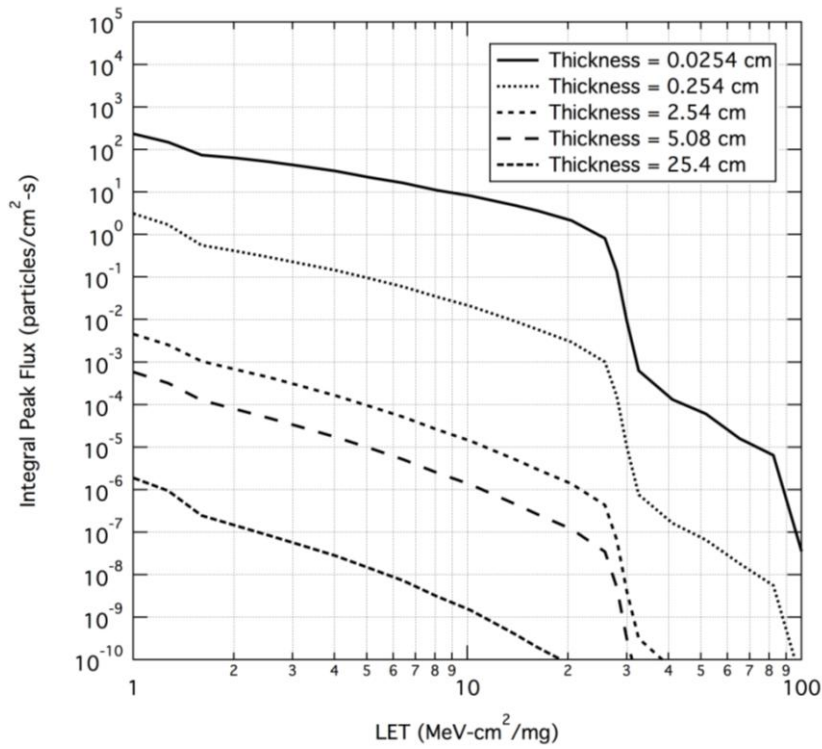
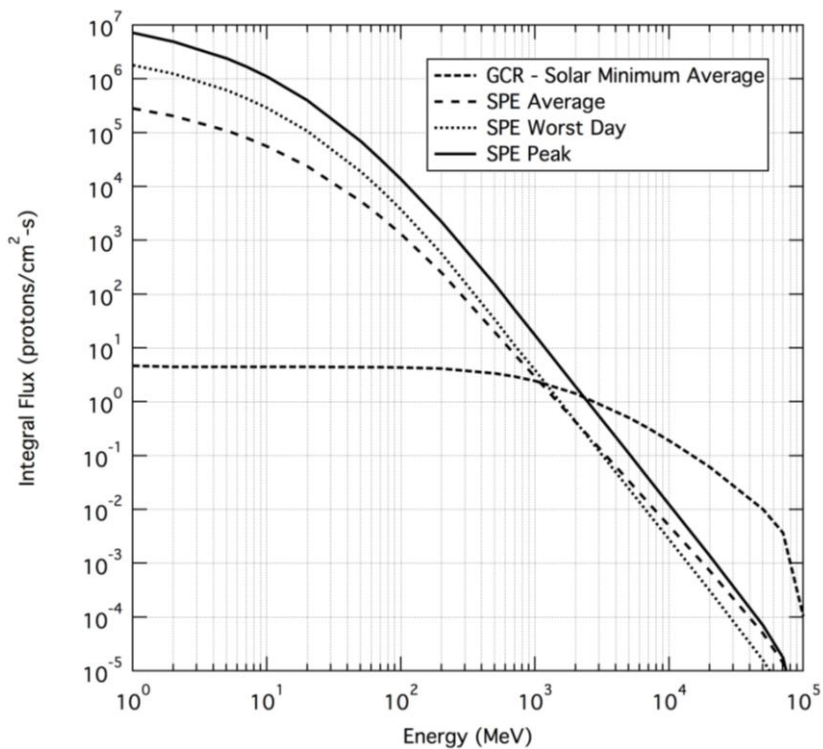


图 3.3.2.10.2-2. SPE Worst Day Integral Flux for Selected Al Shielding Thickness as a Function of LET

表 3.3.2.10.2-2. SPE Worst Day Integral Flux for Selected Al Shielding Thickness as a Function of LET

| LET | Shield Thickness 0.0254 cm (0.0686 g/cm ²) | Shield Thickness 0.254 cm (0.6858 g/cm ²) | Shield Thickness 2.54 cm (6.858 g/cm ²) | Shield Thickness 5.08 cm (13.72 g/cm ²) | Shield Thickness 25.40 cm (68.58 g/cm ²) |
|-------------------------|--|---|---|---|--|
| MeV-cm ² /mg | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s |
| 1.00 | 2.36E+02 | 3.14E+00 | 4.58E-03 | 5.82E-04 | 1.90E-06 |
| 1.27 | 1.48E+02 | 1.70E+00 | 2.55E-03 | 3.22E-04 | 9.42E-07 |
| 1.60 | 7.47E+01 | 5.65E-01 | 1.04E-03 | 1.27E-04 | 2.45E-07 |
| 2.01 | 6.34E+01 | 4.12E-01 | 6.85E-04 | 7.97E-05 | 1.44E-07 |
| 2.54 | 5.15E+01 | 2.94E-01 | 4.37E-04 | 4.87E-05 | 8.43E-08 |
| 3.20 | 4.04E+01 | 2.07E-01 | 2.71E-04 | 2.92E-05 | 4.90E-08 |
| 4.04 | 3.09E+01 | 1.43E-01 | 1.63E-04 | 1.71E-05 | 2.77E-08 |
| 5.09 | 2.24E+01 | 9.33E-02 | 9.24E-05 | 9.49E-06 | 1.43E-08 |
| 6.42 | 1.63E+01 | 5.95E-02 | 5.13E-05 | 5.17E-06 | 7.20E-09 |
| 8.09 | 1.11E+01 | 3.46E-02 | 2.59E-05 | 2.53E-06 | 3.10E-09 |

| LET | Shield Thickness 0.0254 cm (0.0686 g/cm ²) | Shield Thickness 0.254 cm (0.6858 g/cm ²) | Shield Thickness 2.54 cm (6.858 g/cm ²) | Shield Thickness 5.08 cm (13.72 g/cm ²) | Shield Thickness 25.40 cm (68.58 g/cm ²) |
|-------------------------|--|---|---|---|--|
| MeV-cm ² /mg | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s |
| 10.21 | 8.18E+00 | 2.08E-02 | 1.39E-05 | 1.32E-06 | 1.45E-09 |
| 13.96 | 4.82E+00 | 9.09E-03 | 5.02E-06 | 4.52E-07 | 3.86E-10 |
| 16.23 | 3.62E+00 | 5.88E-03 | 2.98E-06 | 2.60E-07 | 1.94E-10 |
| 20.47 | 2.16E+00 | 2.96E-03 | 1.38E-06 | 1.17E-07 | 7.44E-11 |
| 25.81 | 8.20E-01 | 1.01E-03 | 4.33E-07 | 3.46E-08 | 1.61E-11 |
| 28.00 | 1.35E-01 | 1.59E-04 | 6.59E-08 | 5.10E-09 | 1.97E-12 |
| 30.01 | 9.25E-03 | 1.02E-05 | 4.06E-09 | 3.06E-10 | 1.04E-13 |
| 32.55 | 6.35E-04 | 7.71E-07 | 3.16E-10 | 2.42E-11 | 1.03E-14 |
| 41.05 | 1.31E-04 | 1.63E-07 | 6.09E-11 | 4.49E-12 | 1.64E-15 |
| 51.76 | 6.04E-05 | 6.60E-08 | 2.18E-11 | 1.55E-12 | 4.47E-16 |
| 65.28 | 1.60E-05 | 1.82E-08 | 4.77E-12 | 3.24E-13 | 7.48E-17 |
| 82.32 | 6.42E-06 | 5.58E-09 | 1.19E-12 | 7.42E-14 | 1.37E-17 |
| 100.25 | 3.31E-08 | 2.79E-11 | 5.48E-15 | 4.70E-16 | 1.03E-18 |



☒ 3.3.2.10.2-3. Integral Proton Flux of a SPE and GCR

表 3.3.2.10.2-3. Integral Proton Flux of a SPE and GCR

| Proton Energy | GCR In-Space (solar min) | SPE Average | SPE Worst day | SPE Peak Rate |
|---------------|--------------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------|
| MeV | p+/cm ² -s | p+/cm ² -s | p+/cm ² -s | p+/cm ² -s |
| 1.00 | 4.638E+00 | 2.839E+05 | 1.791E+06 | 7.239E+06 |
| 2.03 | 4.491E+00 | 2.023E+05 | 1.230E+06 | 4.903E+06 |
| 5.04 | 4.452E+00 | 1.081E+05 | 6.097E+05 | 2.373E+06 |
| 7.02 | 4.449E+00 | 8.055E+04 | 4.373E+05 | 1.684E+06 |
| 10.05 | 4.447E+00 | 5.589E+04 | 2.887E+05 | 1.098E+06 |
| 20.03 | 4.442E+00 | 2.373E+04 | 1.080E+05 | 4.011E+05 |
| 50.50 | 4.420E+00 | 5.272E+03 | 1.881E+04 | 6.812E+04 |
| 70.33 | 4.396E+00 | 2.769E+03 | 8.881E+03 | 3.210E+04 |
| 100.69 | 4.347E+00 | 1.295E+03 | 3.679E+03 | 1.339E+04 |
| 200.77 | 4.125E+00 | 2.527E+02 | 5.733E+02 | 2.200E+03 |
| 506.17 | 3.358E+00 | 1.941E+01 | 3.310E+01 | 1.480E+02 |
| 704.94 | 2.934E+00 | 7.528E+00 | 1.107E+01 | 5.094E+01 |
| 1,009.20 | 2.418E+00 | 2.795E+00 | 3.709E+00 | 1.650E+01 |
| 2,012.30 | 1.422E+00 | 4.159E-01 | 4.246E-01 | 1.890E+00 |
| 5,003.80 | 5.092E-01 | 3.362E-02 | 2.429E-02 | 1.081E-01 |
| 7,065.60 | 3.175E-01 | 1.296E-02 | 8.219E-03 | 3.657E-02 |
| 11,142.00 | 1.609E-01 | 3.680E-03 | 1.965E-03 | 8.743E-03 |
| 20,170.00 | 6.084E-02 | 7.081E-04 | 3.030E-04 | 1.349E-03 |
| 50,153.00 | 1.007E-02 | 4.963E-05 | 1.554E-05 | 6.914E-05 |
| 70,819.00 | 3.679E-03 | 1.405E-05 | 3.991E-06 | 1.776E-05 |
| 100,000.00 | 1.040E-04 | 3.223E-07 | 8.477E-08 | 3.772E-07 |

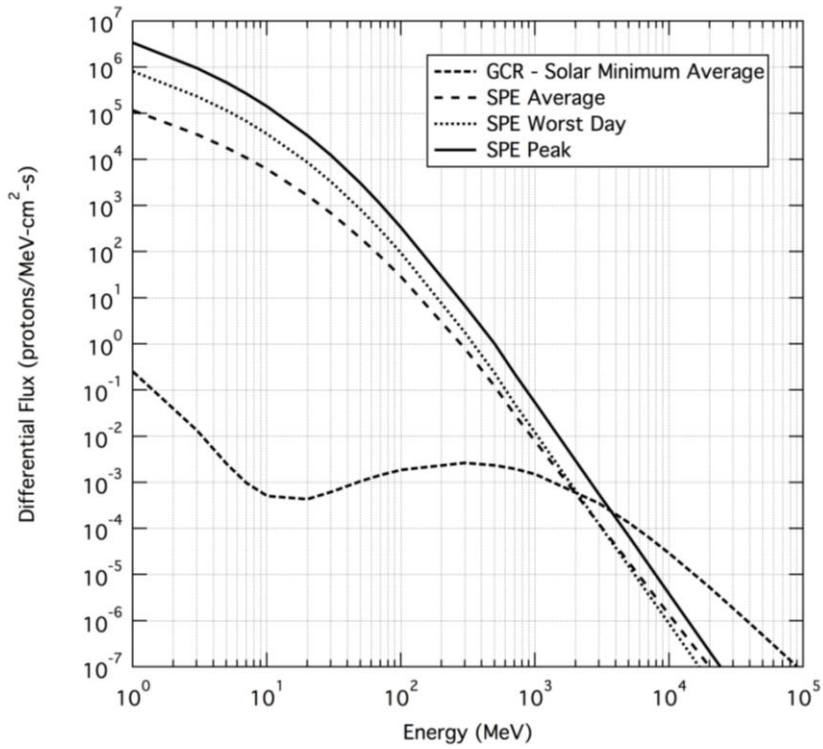
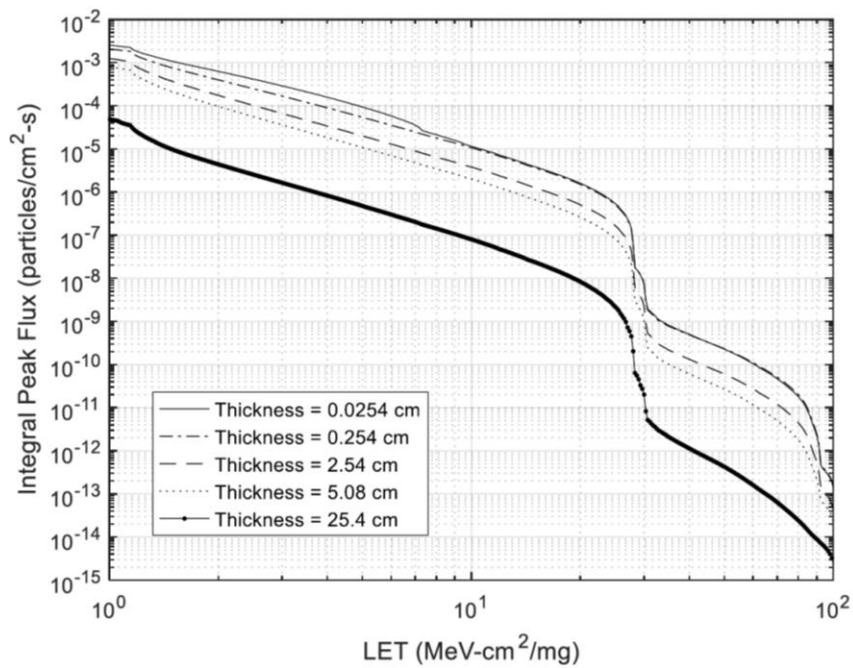


图 3.3.2.10.2-4. Differential Proton Flux for SPE and Solar Minimum GCR

表 3.3.2.10.2-4. Differential Proton Flux for a SPE and Solar Minimum GCR

| Proton Energy | GCR Solar Minimum Interplanetary Space | SPE Rate (average/180-hr event) | SPE Worst Day (average-worst 18 hrs) | SPE Peak Rate (Peak 5-minute average) |
|---------------|--|---------------------------------|--------------------------------------|---------------------------------------|
| MeV | protons/cm²-s-MeV | protons/cm²-s-MeV | protons/cm²-s-MeV | protons/cm²-s-MeV |
| 1.00 | 2.542E-01 | 1.165E+05 | 8.120E+05 | 3.406E+06 |
| 3.02 | 1.329E-02 | 3.518E+04 | 2.324E+05 | 9.489E+05 |
| 5.04 | 2.475E-03 | 1.787E+04 | 1.134E+05 | 4.556E+05 |
| 7.02 | 9.831E-04 | 1.092E+04 | 6.711E+04 | 2.663E+05 |
| 10.05 | 5.037E-04 | 6.081E+03 | 3.577E+04 | 1.399E+05 |
| 20.03 | 4.359E-04 | 1.657E+03 | 8.695E+03 | 3.297E+04 |
| 30.31 | 6.237E-04 | 6.726E+02 | 3.219E+03 | 1.198E+04 |
| 50.50 | 1.064E-03 | 1.934E+02 | 8.029E+02 | 2.925E+03 |
| 70.33 | 1.436E-03 | 7.942E+01 | 2.957E+02 | 1.067E+03 |
| 100.69 | 1.857E-03 | 2.818E+01 | 9.220E+01 | 3.310E+02 |
| 299.59 | 2.636E-03 | 7.968E-01 | 1.774E+00 | 6.818E+00 |

| Proton Energy | GCR Solar Minimum Interplanetary Space | SPE Rate (average/180-hr event) | SPE Worst Day (average-worst 18 hrs) | SPE Peak Rate (Peak 5-minute average) |
|---------------|--|---------------------------------|--------------------------------------|---------------------------------------|
| MeV | protons/cm ² -s-MeV | protons/cm ² -s-MeV | protons/cm ² -s-MeV | protons/cm ² -s-MeV |
| 499.23 | 2.360E-03 | 1.213E-01 | 2.351E-01 | 1.012E+00 |
| 704.94 | 1.963E-03 | 2.913E-02 | 5.025E-02 | 2.236E-01 |
| 1009.20 | 1.481E-03 | 7.555E-03 | 1.137E-02 | 5.061E-02 |
| 3002.80 | 3.498E-04 | 1.251E-04 | 1.245E-04 | 5.540E-04 |
| 5003.80 | 1.333E-04 | 1.833E-05 | 1.503E-05 | 6.687E-05 |
| 7065.60 | 6.394E-05 | 5.007E-06 | 3.601E-06 | 1.602E-05 |
| 10116.00 | 2.818E-05 | 1.299E-06 | 8.149E-07 | 3.626E-06 |
| 20170.00 | 5.191E-06 | 9.689E-08 | 4.679E-08 | 2.082E-07 |
| 40216.00 | 8.677E-07 | 7.230E-09 | 2.687E-09 | 1.196E-08 |
| 89546.00 | 1.022E-07 | 3.561E-10 | 9.766E-11 | 4.346E-10 |



☒ 3.3.2.10.2-5. GCR Integral LET at Solar Minimum for Selected Al Shielding Thickness as a Function of LET

表 3.3.2.10.2-5. GCR Integral LET at Solar Minimum for Selected Al Shielding
Thickness as a Function of LET

| LET | Shield Thickness 0.0254 cm (0.0686 g/cm ²) | Shield Thickness 0.254 cm (0.6858 g/cm ²) | Shield Thickness 2.54 cm (6.858 g/cm ²) | Shield Thickness 5.08 cm (13.72 g/cm ²) | Shield Thickness 25.40 cm (68.58 g/cm ²) |
|-------------------------|--|---|---|---|--|
| MeV-cm ² /mg | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s | Particles/cm ² -s |
| 1.00 | 2.54E-03 | 2.08E-03 | 1.24E-03 | 7.97E-04 | 4.89E-05 |
| 1.18 | 1.91E-03 | 1.50E-03 | 8.43E-04 | 5.20E-04 | 2.69E-05 |
| 1.38 | 1.26E-03 | 9.10E-04 | 4.60E-04 | 2.69E-04 | 1.26E-05 |
| 1.63 | 9.11E-04 | 6.20E-04 | 2.91E-04 | 1.65E-04 | 7.51E-06 |
| 1.91 | 6.79E-04 | 4.37E-04 | 1.94E-04 | 1.08E-04 | 4.90E-06 |
| 2.25 | 5.04E-04 | 3.10E-04 | 1.31E-04 | 7.21E-05 | 3.27E-06 |
| 2.64 | 3.71E-04 | 2.20E-04 | 8.90E-05 | 4.87E-05 | 2.21E-06 |
| 3.11 | 2.69E-04 | 1.55E-04 | 6.09E-05 | 3.31E-05 | 1.50E-06 |
| 3.66 | 1.91E-04 | 1.09E-04 | 4.17E-05 | 2.26E-05 | 1.02E-06 |
| 4.30 | 1.33E-04 | 7.59E-05 | 2.85E-05 | 1.54E-05 | 6.91E-07 |
| 5.06 | 9.08E-05 | 5.25E-05 | 1.94E-05 | 1.04E-05 | 4.60E-07 |
| 5.95 | 5.96E-05 | 3.61E-05 | 1.32E-05 | 7.09E-06 | 3.08E-07 |
| 6.99 | 3.55E-05 | 2.47E-05 | 8.95E-06 | 4.78E-06 | 2.03E-07 |
| 8.22 | 1.99E-05 | 1.68E-05 | 6.05E-06 | 3.22E-06 | 1.33E-07 |
| 9.67 | 1.25E-05 | 1.15E-05 | 4.11E-06 | 2.18E-06 | 8.70E-08 |
| 11.37 | 8.30E-06 | 7.75E-06 | 2.74E-06 | 1.44E-06 | 5.58E-08 |
| 13.37 | 5.33E-06 | 5.02E-06 | 1.75E-06 | 9.20E-07 | 3.40E-08 |
| 15.73 | 3.38E-06 | 3.20E-06 | 1.10E-06 | 5.75E-07 | 2.03E-08 |
| 18.50 | 2.09E-06 | 1.98E-06 | 6.70E-07 | 3.46E-07 | 1.15E-08 |
| 21.75 | 1.14E-06 | 1.08E-06 | 3.58E-07 | 1.82E-07 | 5.56E-09 |
| 25.58 | 4.45E-07 | 4.22E-07 | 1.37E-07 | 6.78E-08 | 1.74E-09 |
| 30.08 | 6.50E-09 | 6.46E-09 | 2.02E-09 | 9.52E-10 | 1.79E-11 |
| 35.37 | 7.86E-10 | 7.53E-10 | 2.10E-10 | 9.77E-11 | 2.01E-12 |
| 41.59 | 4.34E-10 | 4.27E-10 | 1.15E-10 | 5.24E-11 | 9.53E-13 |
| 48.91 | 2.47E-10 | 2.49E-10 | 6.51E-11 | 2.91E-11 | 4.72E-13 |
| 57.52 | 1.28E-10 | 1.33E-10 | 3.33E-11 | 1.45E-11 | 2.05E-13 |
| 67.64 | 5.70E-11 | 6.13E-11 | 1.47E-11 | 6.17E-12 | 7.97E-14 |
| 79.54 | 1.91E-11 | 2.11E-11 | 4.77E-12 | 1.90E-12 | 2.55E-14 |
| 93.54 | 3.86E-13 | 4.08E-13 | 1.18E-13 | 6.22E-14 | 6.58E-15 |
| 100.00 | 1.42E-13 | 1.51E-13 | 4.38E-14 | 2.31E-14 | 2.44E-15 |

モデル入力値

無し

制約事項

SPE ピークフラックスを超過しない確率は 97%と推定される。

テクニカルノート

SPE フラックスのピーク（5分）、worst day、平均（worst week）はすべて、CREME96 モデルを使用し、FLUX モジュールの地球近傍惑星間軌道オプションを選択して生成されている。モデル生成 SPE フラックスはすべて、モデルの不確定性を考慮し、2倍されている。また、CREME96 を使用し、再び地球近傍惑星間軌道オプションを選択して、太陽活動極小期条件下での GCR ピーク積分フラックス 対 LET も生成される。LET プロットはすべて $Z=1\sim 92$ 、陽子プロットはすべて $Z=1$ となる。

半径を最小遮蔽厚に設定した遮蔽球（球状のシールド）モデルでは、極めてコンサバな結果が得られる。CREME96 では、遮蔽厚分布が分かっているならば、他の 3次元遮蔽形状内部のフラックスもモデル化することができる。

表面被覆および材料の内部の、選択した深さにおけるフラックスを定義するためには、半無限スラブモデル（semi-infinite slab model）を提供する、一般に認められている放射線輸送コードを使用することを推奨する。

3.3.3 プラズマ帯電

宇宙機とプラズマの相互作用は複雑で、宇宙領域によって大きく異なり、宇宙機の設計やミッションタイムラインに大きく依存する。また、各領域内の相互作用は、地磁気や太陽活動の変化に伴い、時間ごと、日ごと、季節ごとに変動する。プラズマ帯電効果には、太陽電池パネル／電源システムの劣化、汚染、電離圏シンチレーション、および宇宙機帯電（表面帯電と深部帯電（バルク帯電または内部帯電とも呼ばれる）の両方）が含まれる。次のセクションでは、宇宙の各領域で適用すべき帯電効果、解析モデル、軽減技術について指定する。表 3.3.3-1 は、各 DRM に適用可能な宇宙領域を識別したものである。"Staging and Transit Orbits"の列においては、DRM 毎に、3.3.3.2 のすべては適用されないため、該当する 3.3.3.2 のサブセクション（3.3.3.2.x）が記載されている。

一般に、宇宙機帯電は、LEO やシスルナ（Cis-Lunar）よりも GEO の方が深刻である。プラズマの相互作用は極めて複雑で、電離圏や高度が極めて高い軌道における比較的エネルギーが低いプラズマと宇宙機との相互作用と、高い高度に位置する高エネルギーのプラズマ（オーロラ電子）が LEO に侵入するオーロラ領域におけるプラズマと宇宙機との相互作用には大きな違いがある。プラズマと宇宙機の相互作用の例として、太陽電池パネル／電源システムの劣化、汚染、電離圏シンチレーション、宇宙機帯電などがある。

表 3.3.3-1. Plasma Charging Applicability Matrix for the Design Reference Missions by Regions of Space²⁸

| | LEO (3.3.3.1) | Staging and Transit Orbits (3.3.3.2) | GEO (3.3.3.3) | Interplanetary (3.3.3.4) | Lunar Orbit (3.3.3.5) | Lunar Surface (3.3.3.6) | NEA (3.3.3.7) | Mars Orbit (3.3.3.8) | Mars Surface (3.3.3.9) | Polar Orbit (3.3.3.10) |
|--------------------------|------------------|---|------------------|-----------------------------|--------------------------|----------------------------|------------------|-------------------------|---------------------------|---------------------------|
| Distant Retrograde Orbit | X | 3.3.3.2.1 3.3.3.2.2 | | X | X | | | | | |
| Crewed Lunar Orbit | X | 3.3.3.2.1 3.3.3.2.2 | | X | | | | | | |
| Low Lunar Orbit | X | 3.3.3.2.6 3.3.3.2.2 | | X | X | | | | | |
| Initial Capability NEA | X | 3.3.3.2.4 3.3.3.2.5 3.3.3.2.2 | | X | | | X | | | |
| Advanced NEA | X | 3.3.3.2.4 3.3.3.2.5 3.3.3.2.2 | | X | | | X | | | |
| Full Capability NEA | X | 3.3.3.2.6 3.3.3.2.7 3.3.3.2.8 3.3.3.2.5 3.3.3.2.2 | | X | | | X | | | |
| Lunar Surface Sortie | X | 3.3.3.2.6 3.3.3.2.2 | | X | X | X | | | | |
| ISS Crew Delivery Backup | X | None | | | | | | | | X |
| GEO Vicinity | X | 3.3.3.2.6 3.3.3.2.2 | X | | | | | | | |
| Martian Moon | X | Reserved | | X | | | | X | | |
| Martian Landing | X | Reserved | | X | | | | X | X | |

3.3.3.1 LEO-ISS Orbit

設計上の制限

²⁸ 表 3.3.3-1 は、一番右列は 3.3.3-10 Polar Orbit（極軌道）である。3.3.1.1 項の表 3.3.1-1 は一番右列は 3.3.1-10 Solar Particle Event（太陽粒子イベント）であり、これとは異なることに注意すること。

表 3.3.3.1-1 は、太陽電池パネルなど、宇宙機の導電面領域の電流収集の評価に使用する、地球低軌道における電離圏プラズマの電子密度 (Ne、#/m³) および電子温度 (Te、eV) を示したものである。プラズマ環境に対して電圧が印加されていない表面は、夜間はマイナス数ボルト、昼間はプラス数十ボルト程度しか帯電しない。LEO の比較的密度の高いプラズマ中において発電している太陽電池パネルはプラズマと結合するため、漏れ電流が発生する²⁹。高電圧太陽電池パネル（動作電圧が約 55V を超えるもの）は、放電が発生するような帯電を引き起こす可能性があり、破壊的なアーク放電や設計要件を超える電流収集を回避するべく慎重に設計する必要がある。表 3.3.3.1-1 に示す電子密度および電子温度は LEO において昼夜両方で宇宙機が遭遇する条件である。これらは、極端に高い数値と低い数値が示されている。

表 3.3.3.1-1. Ambient Plasma Environment for less than 1000 km Altitude

| | Low | High |
|-----------------------|--------|---------|
| Ne (m ⁻³) | 1.0e+8 | 1.0e+13 |
| Te (eV) | 0.03 | 1.0 |

モデル入力値

無し

制約事項

この環境は、1,000km 未満の地球低軌道に適用する。

テクニカルノート

これらの環境は、Minow, 2004 から得られたものである。低傾斜角の地球低軌道では、高電圧太陽電池パネルや他に曝露した高電圧システムが使用されない限りは、表面帯電は比較的影響はない。

3.3.3.2 Staging and Transit Orbits

3.3.3.2.1 Low Earth Orbit 185 × 1806 km

低傾斜角での表面帯電においては、環境パラメーターはセクション「3.3.3.1」を参照のこと。

²⁹ 電気推進でプラズマを発生させた場合、宇宙機の電位が空間電位とほぼ同程度になっている場合が想定される。

高傾斜角での表面帯電においては、環境パラメーターはセクション「3.3.3.10」を参照のこと。

内部帯電においては、環境パラメーターはセクション「3.3.3.2.2」を参照のこと。

3.3.3.2.2 Radiation Belt Transit Environment

図 3.3.3.2.2-1 および表 3.3.3.2.2-1 は、絶縁材料と絶縁導体のバルク（内部）帯電解析に使用する電子積分フラックス環境を示したものである。

静止軌道上または静止トランスファ軌道上の宇宙機の放電現象の解析結果から、材料の絶縁耐性を超える電場が発生するには、10 時間で電子約 10^{10} 個/cm² のフルエンスが得られるだけの十分な電子フラックスが必要であることが分かっている。ただし、低温では帯電と放電の定数数が大幅に長くなるため、誘電体の温度が重要である点に注意する必要がある。帯電評価では材料の動作温度を盛り込む必要がある。

この環境は、放射線帯を 10 時間未満の比較的短時間で通過する場合にのみ適用される。

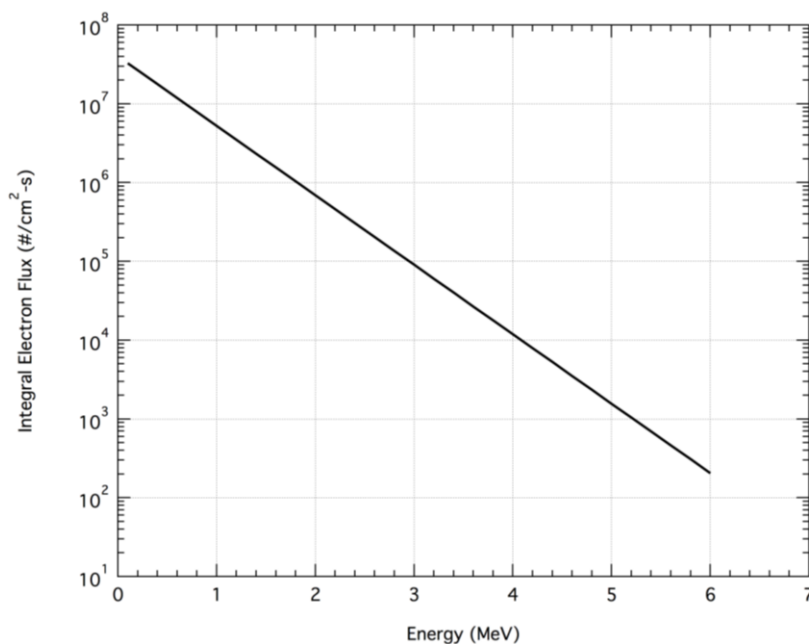


図 3.3.3.2.2-1. Radiation Belt Transit Average Integral Electron Flux

表 3.3.3.2.2-1. Radiation Belt Transit Average Integral Electron Flux

| Energy | Integral Flux |
|--------|--------------------------------|
| MeV | electrons/cm ² -sec |
| 0.1 | 3.27E+07 |
| 0.2 | 2.67E+07 |
| 0.4 | 1.78E+07 |

| Energy | Integral Flux |
|--------|--------------------------------|
| MeV | electrons/cm ² -sec |
| 0.6 | 1.18E+07 |
| 0.8 | 7.88E+06 |
| 1 | 5.25E+06 |
| 1.2 | 3.50E+06 |
| 1.4 | 2.33E+06 |
| 1.6 | 1.55E+06 |
| 1.8 | 1.04E+06 |
| 2 | 6.90E+05 |
| 2.2 | 4.60E+05 |
| 2.4 | 3.06E+05 |
| 2.6 | 2.04E+05 |
| 2.8 | 1.36E+05 |
| 3 | 9.06E+04 |
| 3.2 | 6.04E+04 |
| 3.4 | 4.02E+04 |
| 3.6 | 2.68E+04 |
| 3.8 | 1.79E+04 |
| 4 | 1.19E+04 |
| 4.2 | 7.93E+03 |
| 4.4 | 5.28E+03 |
| 4.6 | 3.52E+03 |
| 4.8 | 2.35E+03 |
| 5 | 1.56E+03 |
| 5.2 | 1.04E+03 |
| 5.4 | 6.94E+02 |
| 5.6 | 4.62E+02 |
| 5.8 | 3.08E+02 |
| 6 | 2.05E+02 |

表面帯電環境パラメータについては、セクション「3.3.3.3 Geosynchronous Earth Orbit」を参照のこと。

モデル入力値

軌道平均フラックスに放射線帯に曝露される時間（放射線帯を通過するのに要する時間（ただし4時間以上））を乗じて、バルク帯電解に用いる適切な総電子フルエンスを算出する。

放射線帯通過における表面帯電解析は、適正な太陽光強度で実行することを推奨する。

制約事項

無し

テクニカルノート

放射線帯トランジット環境は、Fennell et al.2000 から得られたものである。

3.3.3.2.3 Low Earth Orbit 241 km Circular

環境パラメータについては、セクション「3.3.3.1」を参照のこと。

3.3.3.2.4 High Earth Orbit 407 x 233,860 km

環境パラメータについては、セクション「3.3.3.2.2」を参照のこと。

3.3.3.2.5 High Earth Orbit to Near Earth Asteroid Transit

環境パラメータについては、セクション「3.3.3.2.2」を参照のこと。

3.3.3.2.6 Low Earth Orbit 407 km Circular

環境パラメータについては、セクション「3.3.3.1」を参照のこと。

3.3.3.2.7 Low Perigee-High Earth Orbit 407 x 400,000 km

環境パラメータについては、セクション「3.3.3.2.2」を参照のこと。

3.3.3.2.8 High Perigee-High Earth Orbit Spiral to 60,000 x 400,000 km

保留

3.3.3.3 Geosynchronous Earth Orbit

表 3.3.3.3-1 は、静止軌道（GEO）におけるワーストケースの表面帯電を示したものである。表では、ダブルマックスウェリアンのプラズマのパラメーターが示されている。このデータは、宇宙機 Spacecraft Charging at High Altitudes（SCATHA）によって観測されたものである。

表 3.3.3.3-1. Geosynchronous Orbit (GEO) Plasma Environment Parameters

| Double Maxwellian Parameter | SCATHA "Worst Case" Environment | |
|---------------------------------------|---------------------------------|--------------|
| | Population 1 | Population 2 |
| Electron Density (#/cm ³) | 0.87 | 1.73 |
| Electron Temperature (eV) | 600 | 25,800 |
| Ion Density (#/cm ³) | 0.97 | 1.63 |
| Ion Temperature (eV) | 333 | 25,300 |

モデル入力値

帯電解析は、表面電位が平衡になるまで行うことを推奨する。

制約事項

無し

テクニカルノート

環境パラメーターは、Purvis et al., 1984 および Gussenhoven and Mullen, 1982 のものを適応させた。

3.3.3.4 Interplanetary Orbit

表 3.3.3.4-1 は、磁気シース（マグネトシース）³⁰、プラズママントル、プラズマシート、太陽風など、惑星間軌道上で遭遇するかもしれない領域の宇宙プラズマ環境パラメーターを示したものである。プラズマ環境のばらつきを示すため、適用可能な数値の範囲を示した。磁気シース（マグネトシース）環境は、バウショック³¹を横切る際に加熱されて太陽風の速度まで加速した太陽風である。

³⁰ 磁気シース：地球磁気圏と太陽風領域本体の間を埋めるように、太陽風領域から磁気圏領域に遷移する空間。以下を参照。

https://sprg.isas.jaxa.jp/researchTeam/spacePlasma/projects/intro_plasma/intro_plasma.html

³¹ バウショック：超音速の太陽風と惑星との相互作用によって形成される衝撃波。詳細は以下を参照。

表 3.3.3.4-1. Interplanetary Environment Plasma Parameters

| | Electron Density | Electron Temperature | Ion Velocity | Ion Density | Ion Temperature |
|-----------------------------|-----------------------------------|----------------------|--------------|-----------------------------------|-----------------|
| | m ⁻³ | eV | km/s | m ⁻³ | eV |
| Magnetosheath / magnetotail | 10 ⁶ - 10 ⁸ | 10-2000 | 400-1000 | 10 ⁶ - 10 ⁸ | 10-10,000 |
| Solar Wind | 10 ⁵ - 10 ⁸ | 12 | 400-1000 | 10 ⁵ - 10 ⁸ | 50 |

モデル入力値

無し

制約事項

これらのプラズマ環境は、地球の放射線帯の外側にある惑星間空間に関連するものである。

テクニカルノート

惑星間および地球磁気圏尾部の環境は、Paterson and Frank, 1994 および Minow et al., 2008 から得られたものである。また、太陽風環境は、Interplanetary Monitoring Platform (IMP) -6 および IMP-7 (Feldman et al., 1977) ³²の統計解析に基づく。

3.3.3.5 Lunar Orbit (High and Low)

月のプラズマ環境は多様であるため、宇宙機の材料やシステムに、プラズマ環境が与える影響を評価する必要がある。宇宙機の帯電は、主にプラズマにより引き起こされ、帯電は宇宙環境と衛星の電流バランスの結果である³³ (NASA-HDBK-4002)。有人宇宙機については、表面に誘電体を採用する傾向があり、宇宙機帯電によるハードウェアおよび人体へのリスクを把握するため、Nascap-2k³⁴などの宇宙機帯電シミュレーションパッケージを

https://sprg.isas.jaxa.jp/researchTeam/spacePlasma/results/1211_hase.html

磁気シース、バウショックにおいては、以下の文献参照

小原隆博, 宇宙天気予報特集 I—宇宙天気諸現象の研究—, 3 磁気圏, 3-1 磁気圏の形成とプラズマ領域の発生, 通信総合研究所季報 48 (2002) 55-67.

³² Interplanetary Monitoring Platform-6, -7 は以下を参照

NASA-TM-80758, ID:19800012928, Interplanetary Monitoring Platform Engineering History and Achievements (1980)

³³ 電位は宇宙機へのプラズマ電流の入出力が平衡となった時に決まる。

³⁴ Nascap-2k は日本では使用できない。Multi utility spacecraft charging analysis tool

使用している。月は地球の周りを公転しながら、比較的エネルギーが高く、動的なプラズマシートを含め、太陽風、磁気シース（マグネトシース）、および磁気圏尾部を通過する。太陽風、磁気シース（マグネトシース）、磁気圏尾部ローブ、およびプラズマシートの4つの領域に関する環境が定義されている³⁵。太陽風領域は、地球磁場の影響を受けない空間として定義される。磁気圏尾部は地球磁場の影響を受ける領域である。プラズマシートは磁気圏尾部ローブを北と南に分けるように、磁気圏尾部に伸びている領域である。磁気シース（マグネトシース）は、太陽風と磁気圏尾部の間にある遷移領域であり、プラズマが積み重なり、太陽風のほとんどが磁気圏周囲に曲げられる。この領域は、太陽風と磁気圏プラズマからなる。太陽風および磁気シース（マグネトシース）では、太陽風の流れに対して月の反対側の真空に近い領域でウェイクが形成される。このウェイクは、月が太陽風プラズマの流れに対して障害物となり、月が太陽風プラズマを吸着して月の裏側で低密度の領域ができることで生じる。

2012年から2018年のTHEMIS-ARTEMISミッションで得られたデータは解析を行うため、これらの領域に集約し、ビンニングされた。磁気圏尾部、および、昼側の太陽風と磁気シース（マグネトシース）は高度に依存しないが、夜側の太陽風と磁気シース（マグネトシース）は高度に大きく依存する。プラズマ環境は、各空間領域特有の特性に従って定義され、Nascap-2kのような宇宙機帯電ツールの入力値として使用可能な形式で提供される。表 3.3.3.5-1 の値は、2012年から2018年のTHEMIS-ARTEMISのデータから得られた平均、95%、99.7%、最大環境である。

(MUSCAT) (汎用宇宙機帯電解析ツール) を使用することができる。

³⁵ 太陽風、磁気シース、磁気圏尾部ローブ、プラズマシートについては以下を参照
<https://www.isas.jaxa.jp/ISASnews/words/words-24806.html>

表 3.3.3.5-1. Lunar Orbit Plasma Parameters

| | | Electron Density* | Electron Temperature | Ion Velocity | Ion Density* | Ion Temperature |
|---|-------|-----------------------|-------------------------|-----------------|-----------------------|--------------------|
| | | m ⁻³ | eV | km/s | m ⁻³ | eV |
| Magnetotail Lobes >100km | mean | 2.0 x 10 ⁵ | 48 | 170 | 2.0 x 10 ⁵ | 290 |
| | 95% | 1.5 x 10 ⁵ | 160 | 440 | 1.5 x 10 ⁵ | 1000 |
| | 99.7% | 8.0 x 10 ⁴ | 440 | 540 | 1.0 x 10 ⁵ | 1700 |
| | max | 6.2 x 10 ⁴ | 980 | 650 | 8.9 x 10 ⁴ | 3400 |
| Plasma Sheet >100km | mean | 2.2 x 10 ⁵ | 150 | 110 | 2.0 x 10 ⁵ | 780 |
| | 95% | 1.1 x 10 ⁵ | 440 | 360 | 1.2 x 10 ⁵ | 2000 |
| | 99.7% | 6.9 x 10 ⁴ | 970 | 591 | 9.1 x 10 ⁴ | 3100 |
| | max | 5.0 x 10 ⁴ | 3700 | 1100 | 6.9 x 10 ⁴ | 4800 |
| Magnetosheath Dayside >100km | mean | 9.5 x 10 ⁶ | 18 | 350 | 8.0 x 10 ⁶ | 94 |
| | 95% | 9.4 x 10 ⁶ | 28 | 510 | 7.5 x 10 ⁶ | 220 |
| | 99.7% | 1.3 x 10 ⁵ | 180 | 640 | 1.3 x 10 ⁵ | 1100 |
| | max | 7.6 x 10 ⁴ | 1400 | 930 | 9.9 x 10 ⁴ | 3000 |
| Magnetosheath Wake 100km – 2000km | mean | 1.9 x 10 ⁵ | 50 | 260 | 1.9 x 10 ⁵ | 330 |
| | 95% | 5.0 x 10 ⁴ | 97 | 480 | 6.9 x 10 ⁴ | 880 |
| | 99.7% | 4.3 x 10 ⁴ | 520 | 600 | 5.0 x 10 ⁴ | 2000 |
| | max | 4.3 x 10 ⁴ | 840 | 660 | 5.0 x 10 ⁴ | 3600 |
| Magnetosheath Wake 2000km – 12000km | mean | 6.7 x 10 ⁶ | 19 | 350 | 6.0 x 10 ⁶ | 110 |
| | 95% | 4.7 x 10 ⁶ | 34 | 520 | 3.9 x 10 ⁶ | 280 |
| | 99.7% | 1.6 x 10 ⁵ | 130 | 660 | 1.4 x 10 ⁵ | 920 |
| | max | 6.6 x 10 ⁴ | 920 | 770 | 9.2 x 10 ⁴ | 2900 |
| Magnetosheath Wake >12000km | mean | 9.0x 10 ⁶ | 17 | 340 | 7.7 x 10 ⁶ | 84 |
| | 95% | 1.1 x 10 ⁷ | 26 | 530 | 9.0 x 10 ⁶ | 200 |
| | 99.7% | 2.1 x 10 ⁵ | 100 | 640 | 1.8 x 10 ⁵ | 900 |
| | max | 7.7 x 10 ⁴ | 710 | 820 | 1.3 x 10 ⁵ | 1800 |
| Solar Wind Dayside >100km | mean | 6.0 x 10 ⁶ | 11 | 420 | 6.0 x 10 ⁶ | 7.0 |
| | 95% | 1.5 x 10 ⁷ | 17 | 610 | 1.6 x 10 ⁷ | 20 |
| | 99.7% | 4.4 x 10 ⁷ | 28 | 620 | 4.3 x 10 ⁷ | 40 |
| | max | 6.6 x 10 ⁷ | 126 | 730 | 7.0 x 10 ⁷ | 121 |
| Solar Wind Wake 100km- 500km | mean | 7.3 x 10 ⁴ | 60 | 260 | 8.1 x 10 ⁴ | 320 |
| | 95% | 3.4 x 10 ⁴ | 110 | 490 | 4.4 x 10 ⁴ | 820 |
| | 99.7% | 4.6 x 10 ⁴ | 220 | 610 | 5.7 x 10 ⁴ | 1500 |
| | max | 2.3 x 10 ⁴ | 430 | 720 | 3.6 x 10 ⁴ | 2300 |
| | mean | 1.7 x 10 ⁵ | 50 | 300 | 1.8 x 10 ⁵ | 250 |
| | 95% | 4.8 x 10 ⁴ | 90 | 520 | 5.9 x 10 ⁴ | 670 |

| | | Electron Density* | Electron Temperature | Ion Velocity | Ion Density* | Ion Temperature |
|----------------------------------|-------|-----------------------|----------------------|--------------|-----------------------|-----------------|
| | | m ⁻³ | eV | km/s | m ⁻³ | eV |
| Solar Wind Wake 500km – 2000km | 99.7% | 5.5 x 10 ⁴ | 160 | 650 | 6.5 x 10 ⁴ | 1400 |
| | max | 5.0 x 10 ⁴ | 350 | 770 | 6.5 x 10 ⁴ | 2500 |
| Solar Wind Wake 2000km – 12000km | mean | 1.1 x 10 ⁶ | 29 | 370 | 1.1 x 10 ⁶ | 130 |
| | 95% | 1.4 x 10 ⁵ | 63 | 550 | 1.4 x 10 ⁵ | 430 |
| | 99.7% | 5.5 x 10 ⁴ | 91 | 680 | 6.6x 10 ⁴ | 1000 |
| | max | 3.5 x 10 ⁴ | 220 | 770 | 4.8 x 10 ⁴ | 2100 |
| Solar Wind Wake >12000km | mean | 2.5 x 10 ⁶ | 19 | 400 | 3.0 x 10 ⁶ | 66 |
| | 95% | 1.5 x 10 ⁶ | 28 | 570 | 1.6 x 10 ⁶ | 160 |
| | 99.7% | 1.3 x 10 ⁶ | 40 | 750 | 1.3 x 10 ⁶ | 350 |
| | max | 1.5 x 10 ⁶ | 64 | 790 | 1.4 x 10 ⁶ | 800 |

*密度の値は、電子温度が統計温度値の25%以内のデータポイントにおける密度データを平均して求めている。これにより、非現実的な高密度値を各統計環境に組み合わせることがないようにしている。

制約事項

この環境は月面には適用されない。3.3.3.6を参照のこと。

テクニカルノート

この環境は、Time History of Events and Macroscale Interactions during Substorms – Acceleration, Reconnection, Turbulence and Electrodynamics of Moon’s Interaction with the Sun (THEMIS-ARTEMIS) (Angelopoulos, 2010) の Electrostatic Analyzer (McFadden et al, 2008b) のデータ (2012年1月1日から2018年12月31日まで) を Space Physics Data Facility (SPDF) (<https://spdf.gsfc.nasa.gov>) のウェブサービスである CDAweb (<https://cdaweb.gsfc.nasa.gov>)、SSCweb (<https://sscweb.gsfc.nasa.gov>)、OmniWeb (<https://omniweb.gsfc.nasa.gov>) と連携させて使用した統計解析に基づく。

3.3.3.6 Lunar Surface

月面のプラズマ特性については、セクション「3.4.3」を参照のこと。

3.3.3.7 Near Earth Asteroid

環境パラメータについては、セクション「3.3.3.4」を参照のこと。

3.3.3.8 欠番

3.3.3.9 欠番

3.3.3.10 Polar Orbit

オーロラ帯電環境は、LEOの周辺プラズマ環境と、遠方の磁気圏プラズマを起源とする、加速した高エネルギー電子（オーロラ電子）が組み合わさったものである。Nascap-2kは、マクスウェル分布を使用してオーロラ帯電における低温の周辺プラズマ環境を示し、フォントハイム分布を使用して高エネルギーのオーロラ粒子を示している。後方散乱電子と二次電子のフラックスを示すべき乗則、スペクトルの高エネルギー部分をモデル化するマクスウェル分布、単一高エネルギー電子ビームを表すガウス分布の3つから、フォントハイム分布はなる。表 3.3.3.10-1 に、周辺プラズマ帯電環境と高エネルギーのプラズマ帯電環境を示す。

表 3.3.3.10-1. Polar Plasma Parameters

| | n (m ⁻³) | kT (eV) | e ⁻ current (A/m ²) | Width (eV) |
|------------|----------------------|----------|--|------------|
| Ambient | 4.70E+05 | 0.2 | | |
| Power law | | 50 | 5.00E-08 | |
| | | 1.60E+06 | | |
| Maxwellian | | 2.50E+04 | 5.00E-07 | |
| Gaussian | | 2.50E+04 | 2.20E-06 | 5.00E+03 |

モデル入力値

無し

制約事項

無し

テクニカルノート

オーロラ帯電解析は、周辺プラズマ環境において密度が低下する食中（日陰中）の条件下で行う。加速電子（ガウス成分）は、電離圏が食中（日陰中）のときのみ発生する。

3.3.4 乗員の被曝に関する電離放射線環境

概要

本仕様は、Orion MPCV の設計解析において、宇宙飛行士のリスク解析に使用する電離放射線環境について記述するものである。乗員の健康と安全を確保する上で懸念される放射線環境は、フライトでのハードウェアや材料の信頼性と持続可能性を確保する上で懸念される放射線環境と、その範囲も内容も大きく異なる。したがって、これらの環境を盛り込むのは、セクション「3.3.1」および「3.3.2」で規定した環境の繰り返しまたはそれらに取って代わるものではない。ここでは、すべての設計解析において、乗員の被曝評価のための設計環境として使用するため、SPE、捕捉陽子、捕捉電子、および GCR について記述する。Gateway の場合、乗員の被曝に使用する放射線環境は、GP 10017 Gateway Human System Requirements (HSR) に記載されている。

設計上の制限

乗員放射線被曝の設計上の制限および検証要件は、MPCV 70024、Orion Multi-Purpose Crew Vehicle Program Human-Systems Integrations Requirements, セクション「3.2.7」で定義されている。SPE と GCR の両方に起因する被曝量は、自由空間を対象として計算する。LEO シナリオ解析の自由空間量は、地球磁場の影響を考慮し、2 で除してもよい。

乗員線量解析におけるコンサバな基準として、捕捉線源および GCR 線源には太陽活動極小期条件が規定されている。太陽活動極大期フルエンスは使用しない。

McIlwain L 値が 12 を超える設計解析の評価目的においては、捕捉放射線は考慮しない。

モデル入力値

SPE 環境の設計基準は、J. H. King の「Solar Proton Fluences for 1977-1983 Space Missions.」における、イベントの陽子積分スペクトル総量をパラメータ化して与えられている。この全方向性陽子スペクトルは、次式により、[0.01, 1,000] MeV のエネルギー範囲 (0.01 と 1,000 も含む) で与えられる。

$$\text{積分: } J(>E) = J_0 \exp[(30-E)/E_0]$$

$$\text{微分: } J(E) = (J_0 / E_0) \exp[(30-E)/E_0]$$

ここで、 $J_0 = 7.9 \times 10^9$ (粒子数/cm²)、 $E_0 = 26.5$ MeV

解析したフルエンスと得られた被曝量は、分析プロファイルのイベントごとの合計値として報告される。イベントの総微分スペクトルを表 3.3.4-1 に一覧で示す。

表 3.3.4-1. SPE Design Event Differential Spectra

| Energy (MeV/n) | Free Space Differential Spectrum (particles/(MeV-cm ²)) |
|-------------------|--|
| 0.01 | 9.244E+08 |
| 0.03 | 9.237E+08 |
| 0.06 | 9.227E+08 |
| 0.10 | 9.213E+08 |
| 0.30 | 9.144E+08 |
| 0.60 | 9.041E+08 |

| Energy (MeV/n) | Free Space Differential Spectrum (particles/(MeV-cm ²)) |
|----------------|---|
| 1.00 | 8.905E+08 |
| 1.50 | 8.739E+08 |
| 2.00 | 8.575E+08 |
| 3.00 | 8.258E+08 |
| 4.00 | 7.952E+08 |
| 6.00 | 7.374E+08 |
| 8.00 | 6.838E+08 |
| 10.00 | 6.341E+08 |
| 14.00 | 5.453E+08 |
| 17.00 | 4.869E+08 |
| 20.00 | 4.348E+08 |
| 25.00 | 3.600E+08 |
| 30.00 | 2.981E+08 |
| 35.00 | 2.469E+08 |
| 40.00 | 2.044E+08 |
| 50.00 | 1.402E+08 |
| 60.00 | 9.610E+07 |
| 70.00 | 6.589E+07 |
| 80.00 | 4.518E+07 |
| 90.00 | 3.098E+07 |
| 100.00 | 2.124E+07 |
| 150.00 | 3.219E+06 |
| 200.00 | 4.879E+05 |
| 250.00 | 7.395E+04 |
| 300.00 | 1.121E+04 |
| 350.00 | 1.699E+03 |
| 400.00 | 2.574E+02 |
| 500.00 | 5.913E+00 |
| 600.00 | 1.358E-01 |
| 700.00 | 3.120E-03 |
| 800.00 | 7.166E-05 |
| 900.00 | 1.646E-06 |
| 1,000.00 | 3.781E-08 |

GCR 環境の設計基準は、P. M. O'Neill (2006) の O'Neill-Badhwar モデルで与えられる。Z=[1,26] の範囲 (1 と 26 も含む) の核種は、[0.01, 50,000] MeV/n のエネルギー範囲 (0.01 と 50,000 も含む) に含まれている。フルエンスは、全方向性と仮定し、単位を粒子数/(cm²-MeV-day) とする。太陽活動極小期 (1977 年) における太陽変調が必要であり、太陽減速ポテンシャルスカラーパラメータ Phi=748MV (メガボルト) で与えられる。解析したフルエンスと得られた被ばく量は、分析プロファイルの全期間における 1 日あたりの平均値として報告される。

P、C、N、O、Fe の微分スペクトルを参考までに表 3.3.4-2 に示す。

表 3.3.4-2. GCR Design Differential Spectra (Solar Minimum)

| Free Space Differential Spectrum (#/(MeV-cm ² -day)) | | | | | |
|---|--------|----------|----------|----------|----------|
| Energy (MeV/n) | P | C | N | O | Fe |
| 0.01 | 0.168 | 1.89E-03 | 2.26E-05 | 1.74E-03 | 1.02E-04 |
| 0.03 | 0.168 | 1.89E-03 | 2.26E-05 | 1.74E-03 | 1.02E-04 |
| 0.06 | 0.168 | 1.89E-03 | 2.26E-05 | 1.74E-03 | 1.02E-04 |
| 0.13 | 0.212 | 2.40E-03 | 4.20E-05 | 2.21E-03 | 1.32E-04 |
| 0.23 | 0.354 | 3.94E-03 | 1.38E-04 | 3.64E-03 | 2.26E-04 |
| 0.37 | 0.549 | 5.99E-03 | 3.44E-04 | 5.52E-03 | 3.47E-04 |
| 0.55 | 0.817 | 8.71E-03 | 7.32E-04 | 8.01E-03 | 5.08E-04 |
| 0.81 | 1.189 | 0.013 | 1.42E-03 | 1.15E-02 | 7.26E-04 |
| 1.16 | 1.708 | 0.018 | 2.57E-03 | 1.63E-02 | 1.03E-03 |
| 1.64 | 2.426 | 0.025 | 4.40E-03 | 2.30E-02 | 1.45E-03 |
| 2.30 | 3.420 | 0.035 | 7.18E-03 | 3.22E-02 | 2.02E-03 |
| 3.22 | 4.801 | 0.049 | 1.12E-02 | 4.50E-02 | 2.82E-03 |
| 4.48 | 6.706 | 0.069 | 1.69E-02 | 6.27E-02 | 3.93E-03 |
| 6.22 | 9.338 | 0.096 | 2.46E-02 | 8.72E-02 | 5.45E-03 |
| 8.61 | 12.951 | 0.133 | 3.46E-02 | 0.120601 | 7.53E-03 |
| 11.91 | 17.956 | 0.183 | 4.76E-02 | 0.166589 | 1.04E-02 |
| 13.03 | 19.660 | 0.200 | 5.18E-02 | 0.182143 | 1.14E-02 |
| 14.26 | 21.517 | 0.219 | 5.62E-02 | 0.199043 | 1.24E-02 |
| 15.59 | 23.543 | 0.239 | 6.09E-02 | 0.217392 | 1.36E-02 |
| 17.03 | 25.718 | 0.261 | 6.59E-02 | 0.236987 | 1.48E-02 |
| 18.62 | 28.134 | 0.285 | 7.12E-02 | 0.258632 | 1.62E-02 |
| 20.36 | 30.769 | 0.310 | 7.69E-02 | 0.282072 | 1.76E-02 |
| 22.25 | 33.636 | 0.338 | 8.28E-02 | 0.307379 | 1.92E-02 |

| Free Space Differential Spectrum (#/(MeV-cm ² -day)) | | | | | |
|---|---------|-------|----------|----------|----------|
| Energy (MeV/n) | P | C | N | O | Fe |
| 24.33 | 36.765 | 0.368 | 8.92E-02 | 0.334734 | 2.09E-02 |
| 26.59 | 40.178 | 0.401 | 9.59E-02 | 0.364246 | 2.28E-02 |
| 29.07 | 43.897 | 0.436 | 0.103065 | 0.396016 | 2.48E-02 |
| 31.78 | 47.951 | 0.474 | 0.110625 | 0.430143 | 2.70E-02 |
| 34.75 | 52.363 | 0.514 | 0.118615 | 0.466664 | 2.93E-02 |
| 37.99 | 57.158 | 0.557 | 0.127045 | 0.505601 | 3.18E-02 |
| 41.53 | 62.364 | 0.602 | 0.135923 | 0.546956 | 3.45E-02 |
| 45.40 | 68.005 | 0.651 | 0.145247 | 0.590662 | 3.73E-02 |
| 49.62 | 74.105 | 0.701 | 0.155012 | 0.636618 | 4.03E-02 |
| 54.24 | 80.677 | 0.754 | 0.165186 | 0.684581 | 4.35E-02 |
| 59.29 | 87.769 | 0.809 | 0.175791 | 0.734536 | 4.68E-02 |
| 64.83 | 95.398 | 0.866 | 0.186781 | 0.786167 | 5.02E-02 |
| 70.91 | 103.606 | 0.925 | 0.198142 | 0.83928 | 5.38E-02 |
| 77.62 | 112.424 | 0.985 | 0.209833 | 0.893525 | 5.76E-02 |
| 84.93 | 121.769 | 1.045 | 0.221652 | 0.94784 | 6.14E-02 |
| 92.93 | 131.636 | 1.104 | 0.233496 | 1.001645 | 6.52E-02 |
| 101.67 | 142.006 | 1.162 | 0.245243 | 1.05426 | 6.91E-02 |
| 111.30 | 152.908 | 1.218 | 0.257 | 1.105 | 7.29E-02 |
| 121.91 | 164.260 | 1.271 | 0.268 | 1.153 | 7.66E-02 |
| 133.59 | 175.964 | 1.321 | 0.279 | 1.198 | 8.02E-02 |
| 146.46 | 187.901 | 1.364 | 0.288 | 1.237 | 8.35E-02 |
| 160.61 | 199.872 | 1.401 | 0.297 | 1.271 | 8.64E-02 |
| 176.14 | 211.664 | 1.431 | 0.304 | 1.297 | 8.89E-02 |
| 193.35 | 223.188 | 1.451 | 0.310 | 1.315 | 9.08E-02 |
| 212.40 | 234.153 | 1.461 | 0.314 | 1.324 | 9.22E-02 |
| 233.50 | 244.267 | 1.459 | 0.316 | 1.323 | 9.27E-02 |
| 256.79 | 253.180 | 1.444 | 0.315 | 1.309 | 9.25E-02 |
| 282.74 | 260.628 | 1.416 | 0.312 | 1.283 | 9.14E-02 |
| 311.58 | 266.282 | 1.373 | 0.306 | 1.244 | 8.94E-02 |
| 343.46 | 269.895 | 1.317 | 0.298 | 1.193 | 8.67E-02 |
| 379.24 | 271.317 | 1.247 | 0.287 | 1.130 | 8.32E-02 |
| 419.35 | 270.361 | 1.166 | 0.273 | 1.057 | 7.90E-02 |
| 464.39 | 266.941 | 1.077 | 0.257 | 0.976 | 7.43E-02 |
| 514.90 | 261.065 | 0.984 | 0.240 | 0.891 | 6.92E-02 |
| 571.55 | 252.814 | 0.891 | 0.221 | 0.805 | 6.39E-02 |

| Free Space Differential Spectrum (#/(MeV-cm ² -day)) | | | | | |
|---|---------|----------|----------|----------|----------|
| Energy (MeV/n) | P | C | N | O | Fe |
| 635.50 | 242.252 | 0.798 | 0.202 | 0.720 | 5.84E-02 |
| 707.95 | 229.516 | 0.705 | 0.182 | 0.637 | 5.27E-02 |
| 790.30 | 214.806 | 0.614 | 0.162 | 0.558 | 4.71E-02 |
| 883.74 | 198.443 | 0.529 | 0.143 | 0.483 | 4.15E-02 |
| 991.34 | 180.534 | 0.451 | 0.124 | 0.414 | 3.62E-02 |
| 1,114.78 | 161.600 | 0.382 | 0.107 | 0.349 | 3.11E-02 |
| 1,256.49 | 142.228 | 0.320 | 9.04E-02 | 0.292 | 2.65E-02 |
| 1,418.86 | 123.069 | 0.265 | 7.57E-02 | 0.241 | 2.23E-02 |
| 1,608.53 | 104.400 | 0.215 | 6.23E-02 | 0.196 | 1.85E-02 |
| 1,829.20 | 86.986 | 0.171 | 5.05E-02 | 0.157 | 1.52E-02 |
| 2,086.76 | 71.267 | 0.134 | 4.02E-02 | 0.124 | 1.22E-02 |
| 2,388.20 | 57.399 | 0.104 | 3.14E-02 | 9.64E-02 | 9.58E-03 |
| 2,741.57 | 45.380 | 7.94E-02 | 2.41E-02 | 7.38E-02 | 7.37E-03 |
| 7,575.78 | 5.939 | 8.12E-03 | 2.44E-03 | 7.85E-03 | 8.90E-04 |
| 12,554.78 | 1.835 | 2.18E-03 | 6.42E-04 | 2.24E-03 | 2.76E-04 |
| 17,687.42 | 0.787 | 8.85E-04 | 2.46E-04 | 9.23E-04 | 1.19E-04 |
| 22,870.16 | 0.412 | 4.43E-04 | 1.16E-04 | 4.63E-04 | 6.22E-05 |
| 28,131.87 | 0.243 | 2.52E-04 | 6.23E-05 | 2.63E-04 | 3.63E-05 |
| 33,480.56 | 0.155 | 1.57E-04 | 3.66E-05 | 1.63E-04 | 2.31E-05 |
| 38,911.09 | 0.104 | 1.05E-04 | 2.30E-05 | 1.10E-04 | 1.58E-05 |
| 44,418.88 | 0.074 | 7.47E-05 | 1.52E-05 | 7.80E-05 | 1.14E-05 |
| 50,000.00 | 0.054 | 5.53E-05 | 1.04E-05 | 5.77E-05 | 8.52E-06 |

捕捉放射線源：

陽子および電子の捕捉粒子環境の設計基準は、AP-8 と AE-8 minimum（それぞれ Sawyer and Vette, 1976 および Vette, 1991）により与えられる。磁場の強度|B|の計算には International Geomagnetic Reference Field (IGRF) の磁場 (epoch 1965) を使用し、また McIlwain L 値を入力値として使用する。

LEO 解析は、傾斜角 51.6 度、高度 500km の円軌道を使用して決定する。LEO 解析フルエンスと得られた被ばく量は、分析プロファイルの全期間における 1 日あたりの平均値として報告される。

月遷移投入軌道の解析フルエンスと得られた被ばく量は、分析プロファイルのトランジットごとの合計値として報告される。

制約事項

無し

テクニカルノート

乗員の被曝は、CxP 70024 のセクション「3.2.7.1.1 Cradle ID-HS3085」に従って、合理的に達成可能な限り低く（As Low As Reasonably Achievable (ALARA)) 管理する。

乗員の健康問題に適用される LEO 環境および自由空間 GCR 環境に関する技術的説明については、National Council on Radiation Protection and Measurements (NCRP) 報告書 No. 132「Radiation Protection Guidance for Activities in Low-Earth Orbit」の第 3 章、および NCRP 報告書 No. 142「Operational Radiation Safety Programs for Astronauts in Low-Earth Orbit」の第 4 章「A Basic Framework」で確認できる。

GCR および捕捉陽子の線量寄与は、太陽周期の太陽活動極小期において最大となる。これは太陽活動極大期のおよそ 2 倍である。したがって、乗員を保護するための設計要件の予測においては太陽活動極小期が適している。

地球磁場により、SPE および GCR による放射線の一部がそらされるため、LEO での被曝は自由空間（磁気圏外）のおよそ 2 分の 1 程度に抑えられる。

IGRF モデルの現行および過去のバージョンに関する技術情報は、<http://www.ngdc.noaa.gov/IAGA/vmod/igrf.html> で確認できる。

3.3.5 保留

3.3.6 メテオロイド及び軌道デブリの環境

概要

本セクションでは、宇宙空間での運用において宇宙機に衝突して脅威となるメテオロイド³⁶および軌道デブリ (M/OD) の環境について規定する。軌道デブリは、地球周回軌道上で主に問題になる。メテオロイドは、地球軌道、月、および惑星間ミッションにおいて脅威になるものとみなす必要がある。メテオロイドストリーム³⁷は、設計段階ではなく、運

³⁶ メテオロイド、デブリ、ダストの定義は JERG-2-141 宇宙環境標準 3.1.12、3.1.18、3.1.32、を参照すること。

³⁷ DSNE ではメテオロイドストーム (Meteoroid Storm) と記載されているが、本標準では、メテオロイドストリームに修正している。メテオロイドストーム (Meteoroid

用によって緩和するため、本セクションでは扱わない。メテオロイドおよび軌道デブリは、そのリスクが累積されるため、組み合わせて考慮することを推奨する。質量、大きさ、速度、密度を用いて、遮蔽（シールド）の貫入と有効性を計算する。

設計上の制限

全フェーズ：

地球、月、惑星間フェーズのメテオロイドモデルは、Meteoroid Engineering Model, version 3 (MEM 3) ソフトウェアパッケージに入っている。地球軌道上の軌道デブリ環境については、Orbital Debris Engineering Model 3.1 (ORDEM 3.1) で表される³⁸。

メテオロイドおよび軌道デブリ (M/OD) 環境におけるフラックス、速度、方向性の詳細な限界値は、環境モデルへの高精度な入力、特に ESD 10012 で規定されている DRM パラメーターを使用して導出される。Orbital Debris Engineering Model 3.1 (ORDEM 3.1) は、軌道デブリ環境に使用する。メテオロイド環境は、MEM3 により、水星軌道から主小惑星帯までの内太陽系のあらゆる場所について定義されている。

軌道デブリは、太陽同期地球軌道の高度を超えると急速に落下する。現在のデータ／モデルによると、高度 5,000km 以上でメテオロイドが衝突するリスクの主要因を占めている³⁹。

Storm) という用語は通常はあまり用いない。大規模なメテオロイドフラックスが発生した場合を指すが、「運用によって緩和」とあることから、メテオロイドストリーム (Meteoroid Stream) を指していると推定される。

メテオロイドストリームの詳細は JERG-2-141 宇宙環境標準 10.3.1.6 を参照すること。

³⁸ ORDEM に加えて、ESA の Meteoroid and Space Debris Terrestrial Environment Reference (MASTER) も使用可能である。

なお、MEM、ORDEM、MASTER は最新版を使用すること。

但し、小さいサイズ (10^{-6} g 未満) のメテオロイドは MEM では評価することができない。昨今、薄膜パネル等があるが、これは MEM では評価できないため、注意すること。メテオロイドモデルについては、以下の ISO 及び同文書で参照している文献を参照すること。

ISO 14200: 2021, Space environment (natural and artificial) — Process-based implementation of meteoroid and debris environment models (orbital altitudes below GEO + 2 000 km)

³⁹ 宇宙機とメテオロイド及びスペースデブリとの衝突損傷リスク解析には、デブリ衝突損傷リスク解析ツール (TURANDOT) を使用することができる。

モデル入力値

全ミッションフェーズ：

DRM の軌道パラメーターとミッション継続時間を ORDEM 3.1 への入力値として使用し、デブリのフラックス、速度、および方向分布を計算する。MEM3 では、メテオロイド環境を定義するために軌道に沿った一連の状態ベクトルが必要になるため、追加情報の入力が必要である。MEM3 に入力するため、適切な慣性座標系に一連の状態ベクトルを構築する。ミッション継続時間は、DRM パラメーターに基づいて選択することを推奨する。

制約事項

全ミッションフェーズ：

ORDEM は、軌道デブリ環境パラメーターの期待値と不確定性（不確かさ・ばらつき）を提供する。MEM は、 10^{-6} グラムから 10 グラム（宇宙船にとって脅威と考えられる粒子）の質量範囲をモデル化し、不確定性（不確かさ・ばらつき）は提供しない。

メテオロイド環境は、特に太陽に対する軌道面や宇宙機の方位に敏感である。フラックスレートが最大になるのは、軌道面が黄道面に最も近づいたときである。現行の DRM パラメーターは具体的な情報が不足しているため、メテオロイド環境の設計上の制限を定義することは難しい。軌道を適切にサンプリングするために必要な状態ベクトル／ランダムドローの数については、モデルのヘルプファイルを参照のこと。

流星群によるフラックスは、MEM3 の出力値には含まれない。

軌道デブリモデル ORDEM 3.1 は、静止軌道高度（高度 36,000km）までの環境をモデル化する。しかし、静止軌道における大粒子（直径 10cm 以上）のみをモデル化するものであり、その高度における小粒子の分布に関するデータはない。

デブリ環境には方向性があるため、LEO では宇宙機の軌道運動座標系に対して固定するのが一般的だが、メテオロイド環境は太陽に対して固定する。これはすなわち、太陽の向きに対して軌道（および宇宙機）が向きを変えるにつれ、観測されるメテオロイド環境が時間とともに変化することを意味する。そのため、DRM のパラメーターとミッション継続期間によって表されるとおり、ミッションの全期間を通じてメテオロイドフラックスを評価する必要がある。メテオロイドモデルでは、ユーザーが定義した状態ベクトルによって宇宙機の位置と速度が適切に表されていれば、ミッションの全期間を通じてメテオロイドフラックスが評価される。

3.3.7 地球重力場

概要

精密航法、運用計画、長期軌道伝搬には高精度な重力モデルが不可欠であるが、飛行システム設計⁴⁰においては、一般に高次数のモデルを使用する必要はない。通常、フライトハードウェア⁴¹（たとえば、推進、通信、GN&C ハードウェア⁴²など）の設計と開発においては、地球重力場を 8 桁程度の次数で切り捨てれば十分である。したがって、本標準の全体的な目的に則り、推奨される地球重力モデルに関する包括的な説明は本標準では扱わない。一般的な重力場に関する説明については、NASA/TM 2016-218229, Natural Environment Definition for Design (NEDD) を参照のこと。

設計上の制限

地球重力モデルの GRACE モデル GGM02C を使用し、ハードウェア用途で使用する重力場の強さを評価する⁴³。8 桁の次数での切り捨ては、ハードウェア設計において許容される。

モデル入力値

重力場は、次のウェブサイトからオンラインで入手できる。

<http://www2.csr.utexas.edu/grace/gravity/ggm02/>

制約事項

上述の通り、次数の切り捨てをした重力場はフライトハードウェア⁴⁴の設計および開発に利用可能である。設計用途で次数 8 桁未満を切り捨てる場合は、誤差分析が必要である。

テクニカルノート

GRACE 重力モデル GGM02C は、約 1 年間の GRACE K バンドレンジレート、姿勢、および加速度計データと、表面重力および平均海面情報を組み合わせた 200 次球面調和関数次数モデルである。このモデルは、2004 年 10 月にリリースされた。

⁴⁰ 各サブシステムの用語の定義については、プロジェクト毎に内容を確認すること。

⁴¹ 各サブシステムの用語の定義については、プロジェクト毎に内容を確認すること。

⁴² 各サブシステムの用語の定義については、プロジェクト毎に内容を確認すること。

⁴³ 本標準では地球重力モデルの GRACE モデル GGM02C を使用する旨、定義している。なお、JERG-2-141 宇宙環境標準においては JGM-2 を使用する旨、記載されている

⁴⁴ 各サブシステムの用語の定義については、プロジェクト毎に内容を確認すること。

3.3.8 月重力場

概要

月重力場の複雑性および月探査機の通常飛行高度が低いことにより、月に対しては、精密航法、運用計画、および長期軌道伝搬について地球よりもはるかに正確な重力モデルを使用する必要がある。一般的な重力場の定式化については、NASA/TM 2016-218229, Natural Environment Definition for Design (NEDD) ⁴⁵を参照のこと。

Gravity Recovery and Interior Laboratory (GRAIL) の月重力モデルを探査ミッションに使用する。GRAIL ミッションでは、2機の探査機を同じ月周回軌道に投入した。これらの探査機は、山脈やクレーターのような目に見える地形や、月表面下にある物質の両方により生じる重力の大小異なる領域を、互いにわずかに近づいたり遠ざかったりして飛行した。それぞれの宇宙機に搭載した観測機器によって互いの相対速度の変化を精密に計測し、その情報が月重力場の高解像度マップに変換された。この重力計測技術は、2002年に地球の重力マッピングを開始した Gravity Recovery And Climate Experiment (GRACE) と基本的に同じものである。

設計上の制限

GRAIL 月重力モデルは、精密な軌道決定において必要である。設計において設計基準ミッションの範囲を確実にカバーするには、十分な感度分析が必要である。

モデル入力値

GRAIL モデルでは、さまざまな用途で使用するため、より少ない項に切り捨てることができる。特定の用途においては、感度解析を実施して、より忠実度 (fidelity) が低い領域は、適切かどうかを判断することを推奨する。

重力場モデルは、Planetary Data System (PDS) のウェブサイトからオンラインで入手できる。

http://pds-geosciences.wustl.edu/grail/grail-1-lgrs-5-rdr-v1/grail_1001/shadr/

なお、このサイトでは、Goddard Space Flight Center (GSFC) の1つのモデル (gggrx_0660pm_sha) と Jet Propulsion Laboratory が開発した2つのモデル (jggrx_0420a_sha および jggrx_0660b_sha) の合計3つのモデルが公開されている。この2つのモデルは、データの重み付けとキャリブレーションの小さな違いを除けば、一般にミッション計画と運用に使用される低次においてはほぼ同じである。GSFC のモデルで

⁴⁵ NEDD は重力場は 5.7 項 Gravitational Field に記載されている。

ある gggrx_0660pm_sha を、探査プログラム全体の一貫性を保つために使用することを推奨する。バイナリファイルが次の場所にある。

http://pds-geosciences.wustl.edu/grail/grail-1-lgrs-5-rdr-v1/grail_1001/shbdr/

また、誤差分析に有用な共分散行列も格納されている⁴⁶。

PDS のサイトにあるモデルでは潮汐が考慮されておらず、一部の軌道伝搬解析が必要とする永久地球潮汐の補正が含まれていない。このモデルを使用する設計チームが、潮汐補正による精度向上が必要であると判断した場合は、次式を用いて補正された係数を計算することを推奨する。

$$C_{20} \text{ perm tide} = C_{20} \text{ tide-free} - 1.6541e-6 \times k_2$$

$$C_{22} \text{ perm tide} = C_{22} \text{ tide-free} + 2.8676e-6 \times k_2$$

ここで、潮汐ラブ数 k_2 ⁴⁷ は .LBL ファイルに、 $C_{20} \text{ tide-free}$ 係数および $C_{22} \text{ tide-free}$ 係数は .TAB ファイルに入っている。このモデルに適した惑星暦（エフェメリス）も .LBL ファイルに入っている。月半径と GM の値は .TAB ファイルに入っている。これらの値の場所やモデルフォーマットの説明については、.LBL ファイルを参照のこと。

制約事項

従来のモデルは月裏側の領域を直接計測したデータがなかった従来のモデルに比べて、GRAIL モデルは大幅に向上している。SHA (ASCII) 版の .TAB ファイルには個々のモデル係数の誤差推定値が格納されており、SHB (binary) の .DAT ファイルにはモンテカルロ解析で適宜使用する共分散行列が格納されている。切り捨てをしたモデルは利用可能であるが、計算効率と軌道伝搬精度のトレードオフのために、感度分析を実行することを推奨する。

地球と太陽を含めて永久潮汐補正值を計算することもできるが、太陽を含めても永久潮汐補正值に 0.5% しか追加されない。

⁴⁶ http://pds-geosciences.wustl.edu/grail/grail-1-lgrs-5-rdr-v1/grail_1001/shbdr/ と http://pds-geosciences.wustl.edu/grail/grail-1-lgrs-5-rdr-v1/grail_1001/shbdr/ はリンク先が異なるため、注意する。

⁴⁷ 潮汐ラブ数は以下を参照

<https://www.eri.u-tokyo.ac.jp/people/okubo/ResearchHP/HP38.EarthTide.pdf>

GRAIL モデルは、低次数の領域や切り捨てをされた領域の軌道予測や航行性能については評価されていない。

テクニカルノート

GRAIL ミッションについては、次のウェブサイトで紹介されている。

http://pds-geosciences.wustl.edu/grail/grail-1-lgrs-2-edr-v1/grail_0001/catalog/mission.cat

運用を考える上で、月重力場の精度は極めて重要である。月には大気がないため、宇宙機を超低軌道（100km 以下など）を使用することがある。低高度では、月重力場の変動が軌道の長期安定性に大きな影響を与える。たとえば、高度 100km の円形極月軌道にある衛星は、軌道維持や位置の保持を行わなければ、160 日ほどで月面に衝突する。

3.3.9 宇宙空間ハードウェアの熱環境

概要

本セクションでは、宇宙機の熱収支を決定する外部熱パラメーター、太陽放射照度、地球と月のアルベド放射⁴⁸、長波放射（赤外放射）について規定する。環境パラメーターに加え、宇宙機の温度は内部の熱エネルギー源と宇宙機の幾何学的形状に依存する。

3.3.9.1 月軌道フェーズの熱環境

設計上の制限

外部環境条件から考えると、月軌道上では高温最悪条件が発生する。食の間に低温最悪条件が月軌道上で短時間発生する。それ以外では、地球-月トランジットフェーズで発生する。

3.3.9.1.1 太陽定数

セクション「3.3.9.2」で定義する太陽定数を月軌道に適用する。しかしながら、月が地球を周回することで生じる月と太陽の距離の変化により、変動幅が大きくなる。この運動により、セクション「3.3.9.2」で検討されている地球-太陽間距離のばらつきに最大 $\pm 405,504\text{km}$ の変動が加わるため、有効な太陽定数の範囲は次のようになる（ $+5\text{W/m}^2$ の計測不確定性は含まない）⁴⁹。

⁴⁸ アルベドとは太陽光線が地球及び月・惑星表面で反射される割合である。

⁴⁹ 最大太陽フラックス、平均太陽フラックス、最小太陽フラックスにおいて、JERG-2-

| | |
|------------|------------------------------|
| 最大太陽フラックス： | 1,421W/m ² |
| 平均太陽フラックス： | 1,367W/m ² (太陽定数) |
| 最小太陽フラックス： | 1,315W/m ² |

3.3.9.1.2 月のアルベド

Lunar Reconnaissance Orbiter により、アルベドの高解像度測定が行われており、それらの値をセクション「3.4.6.1」に示す。月周回宇宙機の熱解析については、本セクション「3.3.9.1」で十分な忠実度 (fidelity) が得られる。より詳細な軌道解析や月面上の宇宙機解析については、セクション「3.4.6.1」を参照のこと。

月の表側については、Dollfus and Bowell, 1971 により、0.327 μ m から 1.050 μ m の波長に対するアルベド (normal albedo) の平均値が与えられている。このデータをボロメトリック値⁵⁰の平均値に変換するため、5,780K の黒体曲線で近似した太陽スペクトルで加重平均を行った。

ボロメトリックアルベド (normal albedo) の平均値=0.12 (月の表側)

局所的な月面の変動により、軌道上の宇宙機はこの値において短期変動を経験することになる。低いものは 0.07、高いものは 0.20 の範囲に及ぶ可能性がある。月表側の平均反射量は 164W/m²、最大値は 285W/m²、最小値は 91W/m²である。

月の裏側表面には「月高地 (lunar highlands)」と呼ばれる地形が大部分を占めており、これは暗い海が多い表側よりもやや明るい傾向がある。裏側については、Clementine ミッションの UV/Vis instrument (camera) で波長帯 750nm における局所的なアルベド

141 宇宙環境標準においては、以下のとおり定められている。(JERG-2-141 6.2.1 項 太陽定数を参照)

| | |
|-----------------------|-----------------------|
| 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 |

季節変動分に加えて月軌道の分が加味されているため、本標準の方が最大太陽フラックスと最小太陽フラックスの幅が広がっている。そのため、月軌道フェーズの熱環境ではこの値を使用すること。

⁵⁰ ボロメトリックアルベド (ボロメトリック値) は全波長域の放射を考慮したアルベドを示す。

(normal albedo) のデータが利用可能である。表側のデータにおけるアルベド vs 波長についてカーブフィッティングすると、750nm において平均値 0.12 で交差していることから、750nm のアルベド (normal albedo) はボロメトリックアルベド (normal albedo) にほぼ近似していると仮定することができる。したがって、次のようになる (Lawson et al., 2000) :

ボロメトリックアルベド (normal albedo) の平均値=0.15 (月の裏側)

この値の時間的な変動は ± 0.05 となる。月裏側の平均反射量は 154W/m^2 、最大値は 285W/m^2 、最小値は 131W/m^2 である。

ここで取り上げた変動幅は、低軌道を周回する宇宙機における値の範囲 (上限と下限) を定めるものである。軌道が高くなると、空間的平均化が起これ、変動幅がいくらか小さくなる⁵¹。

3.3.9.1.3 月の長波放射 (赤外放射) 照度

Lunar Reconnaissance Orbiter により、緯度および時間帯、ならびに放射率の関数として地表温度の詳細測定が行われており、それらの値をセクション「3.4.6.1」に示す。月周回宇宙機の熱解析については、本セクション「3.3.9.1」で高い忠実度 (Fidelity) が得られる。より詳細な軌道解析や月面上の宇宙機の解析については、セクション 3.4.6.1 を参照すること。

Clementine ミッションで得られた Long-Wave Infrared Camera (LWR) のデータを解析した結果 (Lawson et al, 2000)、天底を向いた宇宙機から見た、月の放射輝度は単純なランバート熱平衡モデルでよく表されることが分かった。ランバート (Lambertian) という単語は、全ての方向への散乱が等しいことを意味する。月の自転速度が遅いため、このアプリケーションでは表面における熱慣性の影響を無視することができる。そのことから、月の太陽直下点における熱収支は、ステファン-ボルツマンの法則で表すことができる。

$$\varepsilon\sigma T_s^4 \approx (1 - \bar{a})S_o$$

ここで

ε は、表面の長波放射 (赤外放射) 率で、およそ 0.95~0.98 に等しい (セクション「3.4.6.1」参照)

⁵¹ 変動幅があるため、実環境に合わせて、最適な数値を設定すること。

一般に、(反射量) = (太陽フラックス) × (ボロメトリックアルベド) で表される。

σ は、ステファン-ボルツマン定数 ($5.67E-8 \text{ W m}^{-2} \text{ K}^{-4}$)

T_s は、太陽直下点における月面温度

\bar{a} は、セクション「3.3.9.1.2」で説明している月のボロメトリックアルベド (normal albedo) の平均値

S_0 は、太陽からの適切な距離における太陽定数

日射側では、太陽放射照度は $\cos(i)$ で変化する。ここで i は、太陽入射角 (月-太陽ベクトルと月-衛星ベクトルがなす角) である。したがって、全体的な月面温度の変化は、次式によって十分に近似することができる。

$$T \approx T_s \cos^{1/4}(i)$$

その結果、月の日射側の長波放射 (赤外放射) 照度は次式によって近似することができる。

$$I_{LW} \approx \varepsilon \sigma T^4 \approx (1 - \bar{a}) S_0 \cos(i)$$

局所的なアルベド効果による不確定性と変動幅は、太陽直下点において約 270 W/m^2 となる。これは、月面温度変動 $\pm 20 \text{ K}$ に相当する。太陽入射角が最大 80 度まで大きくなると、月面温度の変動幅は最大 60 K に増大するが、べき乗則により、放射照度の変動は太陽直下点よりも大幅に小さくなる。

夜側は、この式の最初の部分がそのまま当てはまる。

$$I_{LW} \approx \varepsilon \sigma T^4$$

夜側の温度は $100 \pm 20 \text{ K}$ に等しいものとする (解析者は $i = 90^\circ$ における小さな不連続部分を補間するとよい)。

スペースシンク温度 背景放射 : 3 K

3.3.9.1.4 月食

月食は、地球が太陽と月の間に位置し、その地球の影に月が入ることで起こる。月軌道は、太陽を周回する地球の軌道に対して約 5°傾いている。その結果、満月時に昇交点または降交点が黄道面に位置するときのみ、月食が起こる。1901 年から 2100 年までの月食表を <http://eclipse.gsfc.nasa.gov/lunar.html> で確認できる。月食や日食は 1 年に最大 5 回起こることがあるが、両者を合わせても 7 回を超えることはない。

月食には、半影月食、部分月食、皆既月食の 3 種類がある。半影月食では、太陽の一部が地球によって遮られる（月が地球の半影に入っている）。部分月食では、月の一部が本影に入っており、残りが半影に入っている。月食中、「半影月食」「部分月食」が起こり、「皆既月食」が起こる。月が完全に本影に入っている間（皆既月食の間）、太陽光が地球の大気圏で屈折し、月がオレンジ、赤、青緑、または紫に見える。この色は、月が皆既月食の間の地球の大気状態に依存する。

恒星の見かけの等級は、地球から見た天体の観測輝度を数値で表したものである。満月の見かけの等級は-12.6 等級（天体が明るいほど数値が小さい）、皆既月食中の月は-3.5～1.5 等級の範囲になる。これらの数字は、月食半ばに月食モデルを使用して導き出したものである。⁵²

2018 年から 2035 年にかけて、月食のワーストケースが 2029 年 6 月 26 日に起こる。今回の月食データを例にとると、円軌道上の宇宙機は、表 3.3.9.1.4-1 に示す月周回の高度と時間に応じて皆既月食を経験し⁵³、さらに同表に示す時間の間、最小の太陽フラックスのワーストケースを経験する⁵⁴。

表 3.3.9.1.4-1. Projected Worst Case Minimum Solar Flux during Lunar Eclipse, Dated June 26, 2029

| Orbit Altitude | Totality | No Solar Flux (Worst Case) |
|----------------|-------------|----------------------------|
| 100 km | 188 minutes | 233 minutes |
| 500 km | 197 minutes | 242 minutes |
| 1,000 km | 177 minutes | 234 minutes |

⁵² DSNE には、月食時の太陽フラックスを計算する式が記載されているが、不明確であるため、本標準では省略している。

⁵³ Johnson Space Center による月長楕円極軌道（Near Rectilinear Halo Orbit (NRHO)) の計算では、ワーストケースの月食持続時間は 1.5 時間（90 分）と予測されている。

⁵⁴ 月食中は、太陽フラックスが小さいため、太陽電池パネルによる発電に注意すること。

3.3.9.2 地球近傍フェーズの熱パラメータ

熱性能の評価が必要となるようなケースにおける、宇宙機のコンフィギュレーション、電力使用量、運用が月軌道と異なる場合の地球軌道における制限を以下に示す。

- 背景放射： 3K
- 軌道ベータ角： 0～56°（月ミッション）
0～75°（ISS ミッション）
- 最大値： 太陽定数：1,414W/m²
アルベド、赤外放射照度の組み合わせは、月ミッションの場合は表 3.3.9.2-1、ISS ミッションの場合は表 3.3.9.2-2 の hot cases に従う
- 最小値： 太陽定数：1,322W/m²
アルベド、赤外放射照度の組み合わせは、月ミッションの場合は表 3.3.9.2-1、ISS ミッションの場合は表 3.3.9.2-2 の cold cases に従う

表 3.3.9.2-1. Albedo, Outgoing Longwave Radiation (OLR) Pairs for Critical Systems in Low-Inclination Orbits

| COLD CASES | | | |
|-------------------|--|--|---|
| Averaging Time | Minimum Albedo Alb ↔ OLR (W/m ²) | Combined Minimum Alb ↔ OLR (W/m ²) | Minimum OLR Alb ↔ OLR (W/m ²) |
| 16 second | 0.06 ↔ 273 | 0.13 ↔ 225 | 0.40 ↔ 150 |
| 128 second | 0.06 ↔ 273 | 0.13 ↔ 226 | 0.38 ↔ 154 |
| 896 second | 0.07 ↔ 265 | 0.14 ↔ 227 | 0.33 ↔ 173 |
| 30 minute | 0.08 ↔ 261 | 0.14 ↔ 228 | 0.30 ↔ 188 |
| 90 minute | 0.11 ↔ 258 | 0.14 ↔ 228 | 0.25 ↔ 206 |
| 6 hr | 0.14 ↔ 245 | 0.16 ↔ 232 | 0.19 ↔ 224 |
| 24 hr | 0.16 ↔ 240 | 0.16 ↔ 235 | 0.18 ↔ 230 |
| HOT CASES | | | |
| Averaging Time | Maximum Albedo Alb ↔ OLR (W/m ²) | Combined Maximum Alb ↔ OLR (W/m ²) | Maximum OLR Alb ↔ OLR (W/m ²) |
| 16 second | 0.43 ↔ 182 | 0.30 ↔ 298 | 0.22 ↔ 331 |
| 128 second | 0.42 ↔ 181 | 0.29 ↔ 295 | 0.22 ↔ 326 |
| 896 second | 0.37 ↔ 219 | 0.28 ↔ 291 | 0.22 ↔ 318 |
| 30 minute | 0.33 ↔ 219 | 0.26 ↔ 284 | 0.17 ↔ 297 |
| 90 minute | 0.28 ↔ 237 | 0.24 ↔ 275 | 0.20 ↔ 285 |
| 6 hr | 0.23 ↔ 248 | 0.21 ↔ 264 | 0.19 ↔ 269 |
| 24 hr | 0.22 ↔ 251 | 0.20 ↔ 260 | 0.19 ↔ 262 |
| Mean Albedo: 0.18 | | Mean OLR: 246 | |

アルベドと OLR の値は、「大気上端」、Re+30km を基準としている。

表 3.3.9.2-2. Albedo, OLR Pairs for Critical Systems in Medium-Inclination Orbits

| COLD CASES | | | |
|-------------------|---|---|--|
| Averaging Time | Minimum Albedo Alb ↔ OLR (W/m ²) | Combined Minimum Alb ↔ OLR (W/m ²) | Minimum OLR Alb ↔ OLR (W/m ²) |
| 16 second | 0.06 ↔ 273 | 0.15 ↔ 213 | 0.40 ↔ 151 |
| 128 second | 0.06 ↔ 273 | 0.15 ↔ 213 | 0.38 ↔ 155 |
| 896 second | 0.08 ↔ 262 | 0.17 ↔ 217 | 0.34 ↔ 163 |
| 30 minute | 0.12 ↔ 246 | 0.18 ↔ 217 | 0.27 ↔ 176 |
| 90 minute | 0.16 ↔ 239 | 0.19 ↔ 218 | 0.30 ↔ 200 |
| 6 hr | 0.18 ↔ 238 | 0.19 ↔ 221 | 0.31 ↔ 207 |
| 24 hr | 0.19 ↔ 233 | 0.20 ↔ 223 | 0.25 ↔ 210 |
| HOT CASES | | | |
| Averaging Time | Maximum Albedo Alb ↔ OLR (W/m ²) | Combined Maximum Alb ↔ OLR (W/m ²) | Maximum OLR Alb ↔ OLR (W/m ²) |
| 16 second | 0.48 ↔ 180 | 0.31 ↔ 267 | 0.21 ↔ 332 |
| 128 second | 0.47 ↔ 180 | 0.30 ↔ 265 | 0.22 ↔ 331 |
| 896 second | 0.36 ↔ 192 | 0.28 ↔ 258 | 0.22 ↔ 297 |
| 30 minute | 0.34 ↔ 205 | 0.28 ↔ 261 | 0.21 ↔ 282 |
| 90 minute | 0.31 ↔ 204 | 0.26 ↔ 257 | 0.22 ↔ 274 |
| 6 hr | 0.31 ↔ 212 | 0.24 ↔ 248 | 0.21 ↔ 249 |
| 24 hr | 0.28 ↔ 224 | 0.24 ↔ 247 | 0.21 ↔ 245 |
| Mean Albedo: 0.22 | | Mean OLR: 234 | |

アルベドと OLR の値は、「大気上端」、Re+30km を基準としている。

モデル入力値

地球近傍フェーズでは、本要件で規定する熱環境に対する設計検証において、以下に示すとおり、傾斜角、高度、および太陽天頂角（Solar Zenith Angle (SZA)）の変動を考慮しなければならない。特に、表の値は大気上端を基準にしていること、アルベド値は SZA に対して補正する必要があることに注意する。宇宙機から見ると、特定のシステムにおいて極端に高温または低温になるケースは宇宙機表面の放射率や太陽放射の吸収率に依存する。これらのパラメーターの比率により、宇宙機温度の極端なケースは、OLR の極端なケース、アルベドの極端なケース、または OLR とアルベドの両方が極端なケースに近づく傾向があるものの、どちらもそれぞれの極端なケースに近くはないという、やや中間的な組み合わせのケースと関連することがある。

軌道高度と「大気上端」

衛星表面に照射される OLR とアルベド放射線は、高度が高くなるにつれて、すなわち衛星が熱源から遠ざかるにつれて減少する。この効果は、熱計算の「view factor」の一部として

考慮される。複数の高度（610、815、849km）の人工衛星から得られた OLR とアルベドの測定データは見かけの熱源表面（地表から 30km）または「大気上端」に合わせて補正された。したがって、このデータを適用する場合、解析者は線源が $R_e + 30\text{km}$ にあると仮定する必要がある。 R_e は地球の半径を表しており、赤道上 6378.140km である。そうしなければ、次式の factor により、OLR とアルベド放射線がわずかに過小評価される。

$$F_a = (R_e + A)^2 / (R_e + 30 \text{ km} + A)^2$$

ここで、A は軌道高度である。誤差はかなり小さく（A=300km で $F_a = 0.9911$ ）、高度が上がるにつれて小さくなる（ F_a が 1 に近づく）。

軌道傾斜角、ベータ角、太陽天頂角

軌道の「傾斜角」とは、地球の極ベクトルと衛星の軌道面に垂直なベクトルがなす角のことである。したがって、赤道軌道の傾きは 0° 、完全な極軌道の傾きは 90° となる。軌道の「ベータ」角とは、衛星の軌道面（軌道面上で太陽を指すベクトルに最も近い面）と太陽-地球ベクトルがなす最小角である。ベータ角は、軌道面に対する太陽の仰角と考えることができる。太陽-地球ベクトルと地球-衛星ベクトルがなす角は、「太陽天頂角（Solar Zenith Angle（SZA）」）と呼ばれる。SZA は、太陽が衛星の真上にあるとき（地球-衛星-太陽が一直線上にあるとき）は 0 、衛星が明暗境界線（ターミネーター）の真上にあるときは 90° となる。特殊な太陽同期のケースを除けば、SZA は軌道上で急速に変化し、SZA の最小値はベータ角の絶対値と等しくなる。

太陽天頂角（SZA）の補正

表 3.3.9.2-1 および表 3.3.9.2-2 に示すアルベド値は、SZA=0 に相当し、表 3.3.9.2-3 に示す SZA 補正項が必要である。これは、すべての宇宙機や部品にとって重要であり、熱時定数が短い場合はより重要であり、SZA が大きくなるとより重要になる。アルベドが最も小さくなるのは、太陽が真上にあり、太陽光が大気を効果的に透過する場合である。SZA の増大に伴い、アルベドも単調に増加する。これにはいくつかの理由がある。一つは、SZA が大きくなると太陽光線が大気中を通る経路が長くなり、結果的に散乱が増大して、大気上端のアルベドに大きく寄与するためである。また、アルベドは地表の反射特性や雲量によっても変化する。アルベドの変化の大部分は、SZA によって引き起こされる。SZA=0 のアルベドに対する補正項は、 $-30 \sim 30$ 度の緯度帯に限定した 4 か月分の地球放射収支実験（Earth Radiation Budget Experiment（ERBE））⁵⁵のデータから導き出し、さらに拡大した緯度帯

⁵⁵ 地球放射収支実験（ERBE（Earth Radiation Budget Experiment）は以下を参照
<https://science.larc.nasa.gov/erbe/>

における 4 か月分のデータをテストして検証した。これにより、SZA 依存度の範囲が ± 0.04 まで縮小している。

SZA の補正については、軌道周期の時間平均アルベドから導出し、NASA-TM-2001-21222 の式 2.23 の数値積分の式が導出される。ここでは、円軌道を仮定しており、 θ は SZA、 ϕ は時間とともに線形に増大する軌道周囲の角度位置である。詳細な導出は、NASA-TM-2001-21222 で確認することができ、積分の式が導出されている。

$$\langle c \rangle = \frac{1}{2} \int_{-\frac{\pi}{2}}^{\frac{\pi}{2}} c(\theta) \cos(\phi) d\phi$$

ユーザーは、この積分の式を使用する必要はない。ユーザーの参考として、この積分を実行し、その積分データに対して多項式フィッティングを行うと、以下の補正值 $\langle c \rangle$ の多項式が得られた。 θ は SZA である。

$$\langle c \rangle = 0.03856 + (9.8661 \times 10^{-4})\theta - (2.9726 \times 10^{-5})\theta^2 + (5.8236 \times 10^{-7})\theta^3$$

表 3.3.9.2-1 および表 3.3.9.2-2 の SZA=0 の値に加えるべき SZA の補正項を、ベータ角の範囲に対応させて表 3.3.9.2-3 に示す。

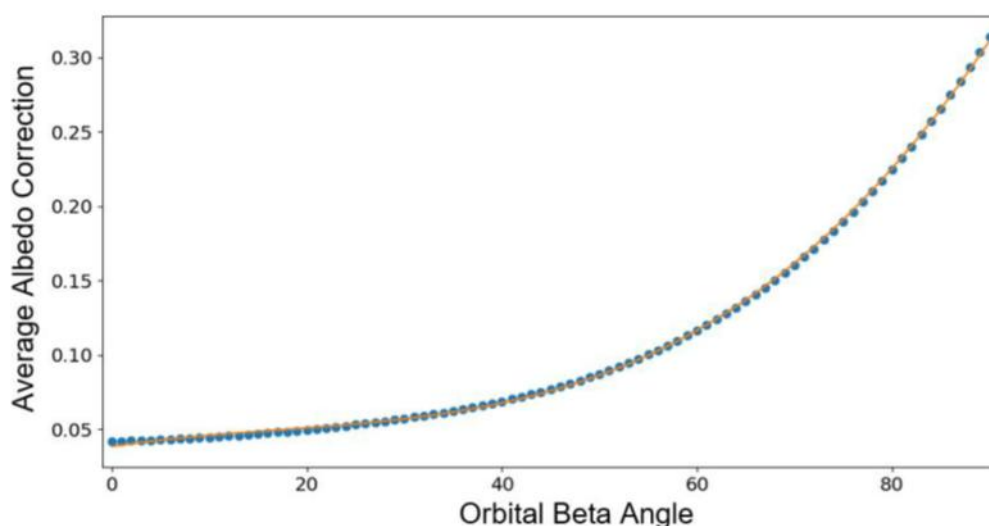


図 3.3.9.2-1 Plot of numerically integrated data (dots) and polynomial fit (line) of the SZA correction terms

表 3.3.9.2-3 SZA correction terms for albedo for a range of orbital beta angles

| Orbital Beta Angle(deg) | Orbital Average Albedo Correction <c> |
|-------------------------|---------------------------------------|
| 0 | 0.039 |
| 5 | 0.043 |
| 10 | 0.046 |
| 15 | 0.049 |
| 20 | 0.051 |
| 25 | 0.054 |
| 30 | 0.057 |
| 35 | 0.062 |
| 40 | 0.068 |
| 45 | 0.076 |
| Orbital Beta Angle(deg) | Orbital Average Albedo Correction <c> |
| 50 | 0.086 |
| 55 | 0.100 |
| 60 | 0.117 |
| 65 | 0.137 |
| 70 | 0.162 |
| 75 | 0.191 |
| 80 | 0.225 |
| 85 | 0.265 |
| 90 | 0.311 |

制約事項

無し

テクニカルノート

無し

3.3.10 宇宙空間ハードウェアの太陽照射環境**概要**

本セクションでは、材料の劣化を引き起こす紫外線を含む太陽スペクトルについて説明する。

設計上の制限

宇宙機セグメントの太陽照射については、ハードウェアのコンフィグレーション、太陽に対する向き、照射時間を考慮する必要がある。強度については、表 3.3.10-1 に規定する。

表 3.3.10-1. Solar Spectral Irradiance-Standard Curve, Abridged Version

| λ | E_{λ} | $D_{0\lambda}$ | λ | E_{λ} | $D_{0\lambda}$ |
|-----------|------------------------|----------------------|-----------|---------------|----------------|
| 0.14 | 9.833×10^{-2} | 0.0 | 0.57 | 1,797 | 31.39 |
| 0.16 | 0.3195 | 3.1×10^{-4} | 0.58 | 1,801 | 32.71 |
| 0.18 | 2.042 | 2.0×10^{-3} | 0.59 | 1,758 | 34.01 |
| 0.20 | 10.83 | 1.1×10^{-2} | 0.60 | 1,745 | 35.29 |

| λ | E_λ | $D_{0\lambda}$ | λ | E_λ | $D_{0\lambda}$ |
|-----------|-------------|----------------------|-----------|------------------------|----------------|
| 0.22 | 44.93 | 5.2×10^{-2} | 0.62 | 1,663 | 37.78 |
| 0.23 | 49.64 | 8.7×10^{-2} | 0.64 | 1,610 | 40.18 |
| 0.24 | 51.83 | 0.12 | 0.66 | 1,527 | 42.48 |
| 0.25 | 59.81 | 0.16 | 0.68 | 1,485 | 44.68 |
| 0.26 | 129.1 | 0.23 | 0.70 | 1,438 | 46.82 |
| 0.27 | 222.1 | 0.36 | 0.72 | 1,360 | 48.87 |
| 0.28 | 212.9 | 0.52 | 0.75 | 1,272 | 51.76 |
| 0.29 | 441.0 | 0.76 | 0.8 | 1,132 | 56.16 |
| 0.30 | 526.0 | 1.12 | 0.9 | 882.6 | 63.53 |
| 0.31 | 634.5 | 1.54 | 1.0 | 719.7 | 69.40 |
| 0.32 | 746.5 | 2.05 | 1.2 | 487.1 | 78.23 |
| 0.33 | 948.7 | 2.67 | 1.4 | 342.5 | 84.30 |
| 0.34 | 947.3 | 3.36 | 1.6 | 243.5 | 88.59 |
| 0.35 | 969.5 | 4.06 | 1.8 | 167.1 | 91.60 |
| 0.36 | 985.2 | 4.78 | 2.0 | 115.0 | 93.66 |
| 0.37 | 1,129 | 5.55 | 2.2 | 81.73 | 95.10 |
| 0.38 | 1,091 | 6.36 | 2.4 | 58.78 | 96.13 |
| 0.39 | 1,093 | 7.16 | 2.6 | 43.86 | 96.88 |
| 0.40 | 1,518 | 8.12 | 2.8 | 33.43 | 97.45 |
| 0.41 | 1,712 | 9.30 | 3.0 | 25.93 | 97.88 |
| 0.42 | 1,740 | 10.56 | 3.2 | 20.45 | 98.22 |
| 0.43 | 1,625 | 11.79 | 3.4 | 16.36 | 98.49 |
| 0.44 | 1,826 | 13.06 | 3.6 | 13.26 | 98.71 |
| 0.45 | 2,030 | 14.47 | 3.8 | 10.87 | 98.89 |
| 0.46 | 2,077 | 15.97 | 4.0 | 8.977 | 99.03 |
| 0.47 | 2,049 | 17.48 | 4.5 | 5.674 | 99.30 |
| 0.48 | 2,057 | 18.98 | 5 | 3.691 | 99.47 |
| 0.49 | 1,955 | 20.45 | 6 | 1.879 | 99.68 |
| 0.50 | 1,948 | 21.88 | 7 | 1.022 | 99.78 |
| 0.51 | 1,911 | 23.29 | 8 | 0.6041 | 99.84 |
| 0.52 | 1,806 | 24.65 | 10 | 0.2663 | 99.90 |
| 0.53 | 1,861 | 26.00 | 15 | 6.106×10^{-2} | 99.96 |
| 0.54 | 1,861 | 27.36 | 20 | 1.755×10^{-2} | 99.98 |

| | | | | | |
|--|---|---|--|-----------|--|
| λ | = | wavelength, micron | | | |
| E_{λ} | = | solar spectral irradiance averaged over small bandwidth centered at λ , $W \cdot m^{-2} \cdot \text{micron}^{-1}$ | | | |
| $D_{0\lambda}$ | = | percentage of the solar constant ($1366.1 W \cdot m^{-2}$) associated with wavelengths shorter than λ | | | |
| Note 1 – Double lines indicate change in wavelength interval of integration. Each column continues to next page. | | | | | |
| λ | | E_{λ} | | λ | |
| 0.55 | | 1,867 | | 50 | |
| 0.56 | | 1,808 | | | |
| | | | | | |
| | | | | | |

モデル入力値

無し

制約事項

無し

テクニカルノート

無し

3.3.11 宇宙空間中性大気（熱圏）密度

概要

宇宙空間大気は、高度約 90km から約 2,000km まで広がっている。熱圏の原子状酸素（Atomic oxygen (AO)）が存在するため、外層の物質の選択に考慮する必要がある。大気密度とその変動は、突入熱防護システムおよび突入誘導システムの設計において決定的に重要な意味を持つ。打上げ時における中性大気密度は、統合打ち上げシステム解析の一部として考慮するものと考えられるため、ここでは扱わない。

設計上の制限

Earth GRAM の Mass Spectrometer Incoherent Scatter (MSIS) モジュールを使用し、特定の軌道とミッション継続時間に対する原子状酸素のフルエンスを計算することを推奨する。表 3.3.11-1 の太陽フラックス $F_{10.7}$ ⁵⁶ と地磁気指数 A_p ⁵⁷ の最大条件を使用し、フルエンスを厳しめに推定することを推奨する。

⁵⁶ $F_{10.7}$ ：太陽から来る波長 10.7cm の電磁波動の 1 日ごとの指数（太陽活動度を示す）
予測値は NASA Solar Cycle Progression and Forecast を参照

<https://www.nasa.gov/solar-cycle-progression-and-forecast/>

⁵⁷ A_p 指数：世界 13 箇所の地磁気観測所の観測をもとにした地磁気活動の指数
<https://wdc.kugi.kyoto-u.ac.jp/kp/kpexp-j.html>

モデル入力値

表 3.3.11-1 の 3 つの場合（最小値、公称値、最大値）について、それぞれ 1,000 個以上の Earth-GRAM 2010（「2.1.2 適用モデル/データセット」の説明を参照）（Marshall Engineering Thermosphere (MET) ⁵⁸を含む）ランダムプロファイルを解析することでシステム性能を評価する。

表 3.3.11-1. Earth-GRAM 2010 Inputs for Thermosphere Parameter Calculations

| Parameter | Earth-GRAM 2010 Variable Name | Minimum | Nominal | Maximum |
|--|-------------------------------|----------|----------|--|
| Solar flux $F_{10.7}$ | f10 | 67 | 148 | 245 |
| | f10b | 67 | 148 | 245 |
| Geomagnetic index Ap | ap | 7.2 | 16 | 55 |
| Date | mn, ida, iyr | July 15 | June 1 | Jan 10 for systems most sensitive to heights below 90 km Oct 27 for systems most sensitive to heights above 90 km |
| Local time (does not affect results below 90 km) | ihro, mino, seco | 03:00:00 | 08:00:00 | 14:00:00 |
| Random perturbations | rpscale, ruscale, rwscale | 1.0 | 1.0 | 2.0 |
| Small scale perturbations | patchy | 0 | 0 | 1 |

制約事項

Earth-GRAM 2010（「2.1.2 適用モデル/データセット」の説明を参照）モデルの不確定性については特に規定されていないが、熱圏密度は MET や類似モデル（たとえば、MSIS モデル）によって約 15%（1 標準偏差）の精度以上にはモデル化されていないと一般的に考えられている。上空領域の摂動は統計的に導き出され、表 3.3.11-1 の入力変数を使用して生成される。

テクニカルノート

ハードウェアのコンフィグレーション、ラム方向（速度ベクトル方向）に対する向き（速度ベクトル）、および曝露時間などを考慮する必要がある。 $F_{10.7}$ と Ap の値は、NASA/TM 2016-218229, Natural Environment Definition for Design (NEDD) ⁵⁹, 5.1.4 「Solar and Geomagnetic Indices」から得たものである⁶⁰。表の最小値は、最小プロファイルの最小値

⁵⁸ NASA/TM-2002-211786 NASA Marshall Engineering Thermosphere Model-Version MET-2007

⁵⁹ NEDD は、5.1.4 項 Solar and Geomagnetic Indices の Table 65 に記載。

⁶⁰ DSNE は 7.1.4 と記載されているが、5.1.4 が正しいため、修正

である。太陽フラックスおよび地磁気指数の公称値は、平均太陽周期プロファイルの最大値である。

太陽フラックスと地磁気指数の最大値は、“Ninety-day Solar and Geomagnetic Activity Input Files for Thermospheric Variation Simulation: Simulation Data Files Release 2,” (Hickey and Smith, 1992)⁶¹準拠の最大太陽周期プロファイル「Bin 5」条件における全球最大外気圏温度とそれに対応する中性密度の 95 パーセントイル値である。

3.3.12 地球磁場（保留）⁶²

⁶¹ NASA Contractor Report、Physitron, Inc Report PHY-92R031, Contract NAS8-38333

⁶² 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：(International Geomagnetic Reference Field))シリーズのモデルである(RD5.3)。DSNEにおいて、モデルを指定されない限り、このモデルを標準として用いることが好ましい。なお、本モデルは、国際地球電磁気学・超高層物理学協会(IAGA)より、5年ごとに新しいバージョンが発表される。2025年12月の時点で最新のモデルは、第14世代国際標準地磁気モデル(14th generation of IGRF model)であり、以下のページから関連情報が参照できる。

<https://www.ncei.noaa.gov/products/international-geomagnetic-reference-field>

<https://wdc.kugi.kyoto-u.ac.jp/igrf/index-j.html>

JERG-2-141 宇宙環境標準においてもこのモデルを用いることを推奨している。

3.4 月面の運用フェーズ

このセクションでは、月面環境の特性について説明する。本セクションに示す内容は、月面のハードウェアの設計と検証に使用される月全体の特性を表している。ミッションの計画と分析は、該当するセクションに記載されているように、公開されている情報やオンラインリソースから入手可能な月面固有の特性を考慮する必要がある。

設計上の制限

このセクションの表の値は設計に使用されるものとする。図は説明のみを目的として示されている。

3.4.1 月面の地質・地形環境

論拠: すべての月面システムは月面の地質と地質工学的な特性の影響を受けるため、月面システムの設計にはこれらを考慮する必要がある。

3.4.1.1 クレーターサイズ-頻度分布

時間の経過とともにクレーターが蓄積するため、月面のクレーター数密度（単位面積当たりの数）は、月面年代の関数となる。ある年代の月面では、クレーター数密度は、平衡曲線と交差するまでクレーター生成関数に従い、その後、平衡状態になる⁶³。例として、典型的な月の海の35億年の表面における、直径D以上のクレーターの単位面積当たりの累積個数を以下に示す。

⁶³ 月面年代学およびクレーターサイズ頻度分布の詳細については以下の文献を参照すること。

- ・ 諸田 智克, 「かぐや」が切り開く月面年代学, 日本惑星科学会誌, Vol. 20, No. 4, 2011, 324-333.
- ・ 諸田 智克, 平田 成, クレーターサイズ頻度分布からさぐる月惑星表面の地質進化, 日本惑星科学会誌, Vol. 24, No. 3, 2015, 214-224.

表 3.4.1.1-1. Number density (also called frequency) of craters equal to or larger than diameter D per km^2 for a 3.5 Ga surface.

| D (km) | $\# \geq D$ (per km^2) | D (km) | $\# \geq D$ (per km^2) | D (km) | $\# \geq D$ (per km^2) |
|----------|----------------------------------|----------|----------------------------------|----------|----------------------------------|
| 0.01 | 7.94E+02 | 0.1 | 7.94E+00 | 1 | 4.79E-03 |
| 0.0126 | 5.01E+02 | 0.126 | 5.01E+00 | 1.259 | 2.16E-03 |
| 0.0158 | 3.16E+02 | 0.158 | 3.16E+00 | 1.585 | 1.02E-03 |
| 0.0200 | 2.00E+02 | 0.200 | 1.72E+00 | 1.995 | 5.12E-04 |
| 0.0251 | 1.26E+02 | 0.251 | 7.73E-01 | 2.512 | 2.75E-04 |
| 0.0316 | 7.94E+01 | 0.316 | 3.39E-01 | 3.162 | 1.59E-04 |
| 0.0398 | 5.01E+01 | 0.398 | 1.46E-01 | 3.981 | 9.92E-05 |
| 0.0501 | 3.16E+01 | 0.501 | 6.17E-02 | 5.012 | 6.61E-05 |
| 0.0631 | 2.00E+01 | 0.631 | 2.60E-02 | 6.310 | 4.67E-05 |
| 0.0794 | 1.26E+01 | 0.794 | 1.10E-02 | 7.943 | 3.46E-05 |

ここで示す大きなクレーターは Neukum et al. (2001) の生成関数から導かれたものであり、35 億年より古い月面では、表 3.4.1.1-1 で示されているものよりも多くの大きなクレーターが蓄積され、若い月面ではより少なくなる。この表における 200m 以下のクレーターの値は次の通りである。

$$N_{\text{equilibrium-Trask}}(\geq D) = 0.079433D^{-2}$$

100m 以下のクレーターについて、このトラスク平衡関数 (Trask equilibrium function) は、あらゆる年代の月面のクレーター数の上限値として有効である。トラスクの式は $D > 10\text{m}$ のクレーターに基づいているが、この式を 10m より小さいサイズに外挿することは設計上、適切である。このサイズ範囲のクレーターは、最近大規模な衝突があった極めてまれな場所 (例えば、大きな若いクレーターの底部) を除いて、月のあらゆる部分で平衡状態に達している。地形傾斜が無視できない月面はクレーターの数が少ないため、この平衡関数は常に上限値である。図 3.4.1.1-1 に、この表のクレーター密度を示す。

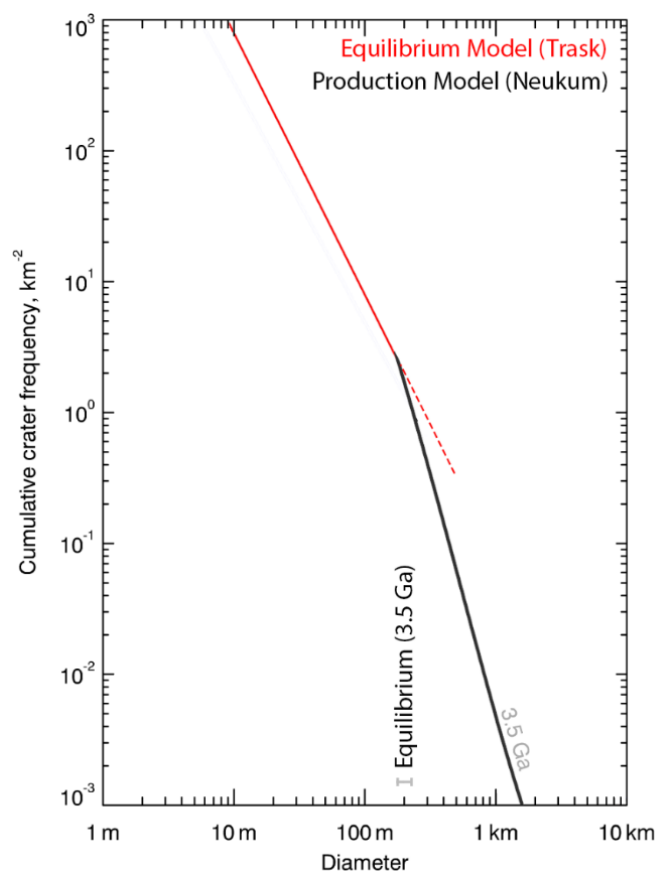


図 3.4.1.1-1. Cumulative crater density (number of craters of diameter $\geq X$ per km^2) on a lunar surface of 3.5 Ga. (Ga=billions of years/surface age).

設計上の制限

これらは、クレーターを直接観測して着陸地点を詳細に特性評価する過程で、精緻化することが望ましい。クレーター数密度は、二次クレーター⁶⁴や衝突イジェクタによって、局所的に大きな影響を受け、クレーター数密度が関数から乖離することがある。二次クレーターは、通常、着陸地点を詳細に特性評価する過程で、形態学的な検討から、識別することは可能である。

3.4.1.2 クレーターの地形

概要

⁶⁴ 二次クレーターの説明は以下を参照。

本田親寿, 2020, 遊星百景その 19 ～二次クレーター～, 日本惑星科学会誌, Vo.29, No.2, 2020.

このセクションでは、個々のクレーターの地形特性を示す。月の地形と傾斜分布に関する追加の説明については、3.4.1.3 を参照すること。

月面の起伏のほとんどは、クレーターによって形成されたものである。個々のクレーターの地形特性は、その大きさと年代によって（月面環境にさらされた期間の結果として）大きく異なる。より大きなクレーターは、長期間にわたって最小限の浸食しか受けない。形態学的に若い 10km 未満の一次クレーターにおける、底から縁（リム）までの深さ/直径の比を表 3.4.1.2-1 に示す。

表 3.4.1.2-1. Depth/diameter ratios for fresh lunar craters (after Stopar et al., 2017).⁶⁵

| Diameter Range | 40-100m | 100-200 m | 200 m-400 m | 400 m – 10 km |
|-----------------------------------|-----------|-----------|-------------|---------------|
| Fresh crater depth/diameter Ratio | 0.12-0.14 | 0.14-0.16 | 0.16-0.17 | 0.19-0.22 |

数キロメートル未満の大きさのクレーターは、地質学的に短い期間、元の深さを保つ。サイズ分布の平衡状態にあるクレーター（ $D \leq 100\text{m}$ サイズ、3.4.1.1 参照）については、ほとんどのクレーターは初期の深さの 50% 未満に減少する。典型的な月面の 1km 以下のクレーターの特徴は以下の通りである。

表 3.4.1.2-2. Crater morphological characteristics (for $D < 1\text{ km}$; modified after Basilevsky, 1976).⁶⁶

| | Freshest craters | | | → Degraded Craters | |
|------------------------------|---|-----------------------------|-------------------------------------|----------------------------------|----------------------------|
| Fraction of population | 0.5% | 2.5% | 17% | 30% | 50% |
| Crater Characteristics | Very steep slopes, pronounced blocky ejecta, optically immature | Steep slopes, blocks common | Moderate slopes, most blocks on rim | Gentle slopes, rim mostly eroded | Very gentle slopes, no rim |
| Typical depth/diameter ratio | 0.12-0.2+ | 0.12-0.2 | 0.1-0.15 | 0.07-0.1 | <0.07 |
| Max. Wall Slope | 35°+ | 25-35° | 15-25° | 10-15° | <10° |

⁶⁵ 補足：若い新鮮なクレーターは直径が大きいほど、深さが深くなっている

⁶⁶ 補足：若いクレーター程、傾斜がきつくなっている

小さなクレーターは急速に劣化するため、着陸地点の斜面の危険の多くは、詳細な着陸地点の特性評価により明らかになった、大きなクレーター ($D \geq 0.4 \text{ km}$) や新しいクレーターによるものである。

制約事項

このクレーターの地形に関する説明は、大きなクレーター(10km 以上)には適用されない。15~20km 以上のクレーターは複雑であり、若い状態であっても一定の大きさで深さと直径の比がより変化する。着陸地点の特性評価の際には、10km 以上のクレーターの地形は、個々に、ケースバイケースで検討する必要がある。

テクニカルノート

個々の地点の特性を評価するために、月面の地形は、Lunar Orbiter Laser Altimeter、Kaguya Terrain Camera、Lunar Reconnaissance Orbiter Camera、その他ミッションや観測機器により⁶⁷、高品質な地形観測が行われている。これらのデータは Planetary Data System (例: http://imbrium.mit.edu/DATA/SLDEM2015_SLOPE/)で入手でき、ArcGIS, JMars, Quickmap を使用して可視化できる。

3.4.1.3 月面の地形、傾斜分布、粗さ

月面の地形は、その場所のクレーター形成の歴史や年代、局所的地質、地形の種類(海か高地か)、地理的な位置によって決まる。したがって、個々の着陸地点のデータは、可能な限りミッション計画の指針となるべきである。しかし、月では豊富な地形データがあるため、月面の地形を統計的に特性評価することは、デカメートル(10メートル)からヘクトメートル(100メートル)のベースラインで容易に可能である(図 3.4.1.3-1 参照)。

非常に急な斜面: 月全体のごく一部(~0.25%)で、25m ベースラインで 32°より急な斜面のこと。この値よりも急な斜面は、ほとんどの場合、若い衝突クレーターに関連している(Kreslavsky and Head, 2016)。

傾斜角の中央値は地域によって異なり、高地(6~10°)と海(2~4°)で異なる(Smith et al.2010、Rosenburg et al.2011、Kreslavsky et al.2015)。図 3.4.1.3-2 を参照。

惑星の表面では、傾斜は関連する測定ベースライン(長さスケール)に依存する。例えば、~メートルスケール(着陸機の脚の間隔)での傾斜角の中央値は、数十メートルのスケール

⁶⁷ その他のミッションとして Chandrayaan があり、高品質な観測が行われている。

よりも高くなることもある。これは特に海で顕著で、ベースラインの長さが長いと比較的平坦であることが多いが、ベースラインが短いと、局所的な起伏の変化がより大きく見える（図 3.4.1.3-2）。月の高地の地形は、デカメートル（10メートル）スケールでもヘクトメートル（100メートル）スケールでも同程度の傾斜を持っている（図 3.4.1.3-2、高地）。

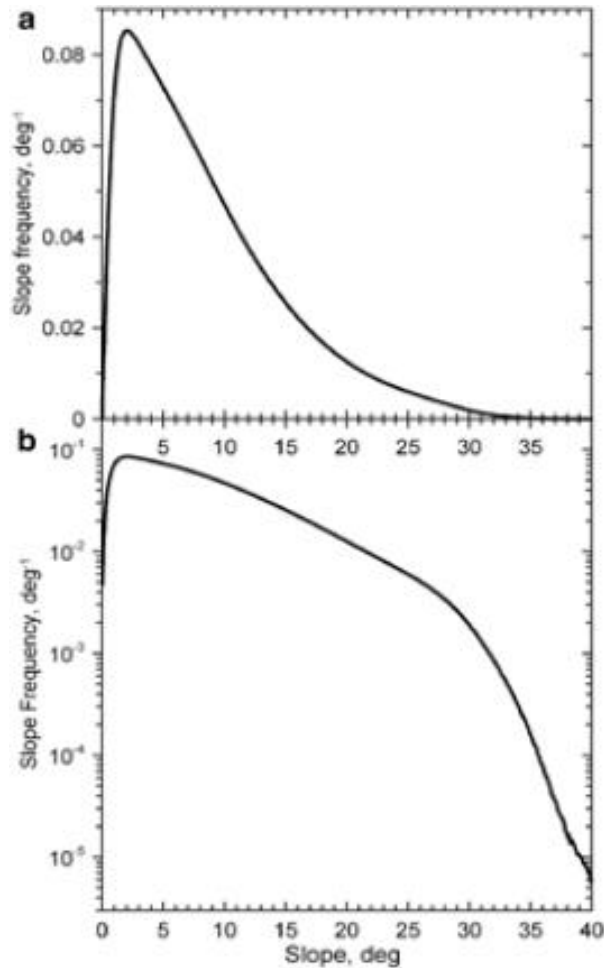


図 3.4.1.3-1. Frequency of slopes across the lunar surface at 25-m baseline from LOLA, shown with a linear frequency axis and logarithmic frequency axis (Kreslavsky and Head 2016)⁶⁸

⁶⁸ 補足：25m スケールで見たときの月面の傾斜の分布を表す。

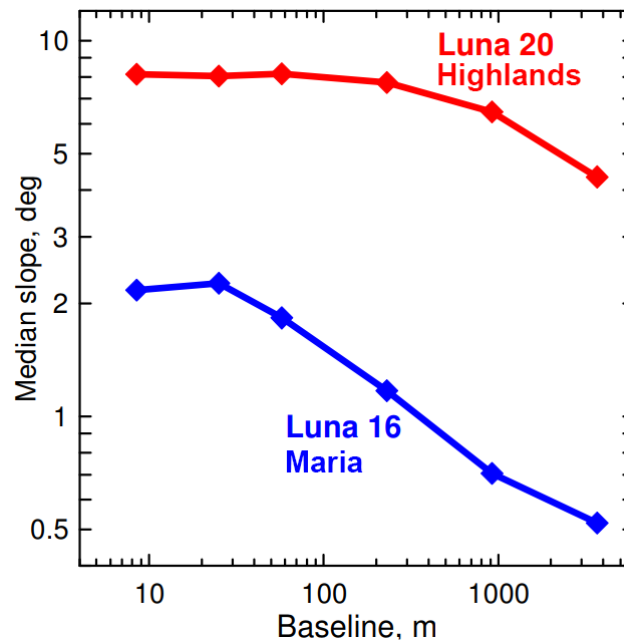


図 3.4.1.3-2. Median slopes at two landing sites from a combination of lola (24 m baselines and above) and lroc narrow angle camera digital terrain models. Modified from Kreslavsky et al. (2015)

LOLA データから、月全体における、ベースライン 17m での傾斜を計算した (Rosenburg et al., 2011)。その結果を表 3.4.1.3-1 と図 3.4.1.3-3 に示す。高地と極域は海よりも粗く、傾斜角の中央値が高く、観測された傾斜値の分布 (四分位範囲) も広い。

表 3.4.1.3-1. Median slopes in different regions, with +/- values representing the 25th and 75th percentiles.

| | Highlands | Maria | South Pole-Aitken Basin: All | South Pole-Aitken Basin: Floor | South Pole |
|--|-----------------------|----------------------|------------------------------|--------------------------------|-----------------------|
| Median slope at ~17 m baseline (degrees) | 7.5 $_{-4.2}^{+12.3}$ | 2.0 $_{-1.0}^{+4.1}$ | 7.2 $_{-3.0}^{+12.0}$ | 5.8 $_{-3.0}^{+10.5}$ | 7.6 $_{-4.2}^{+12.4}$ |

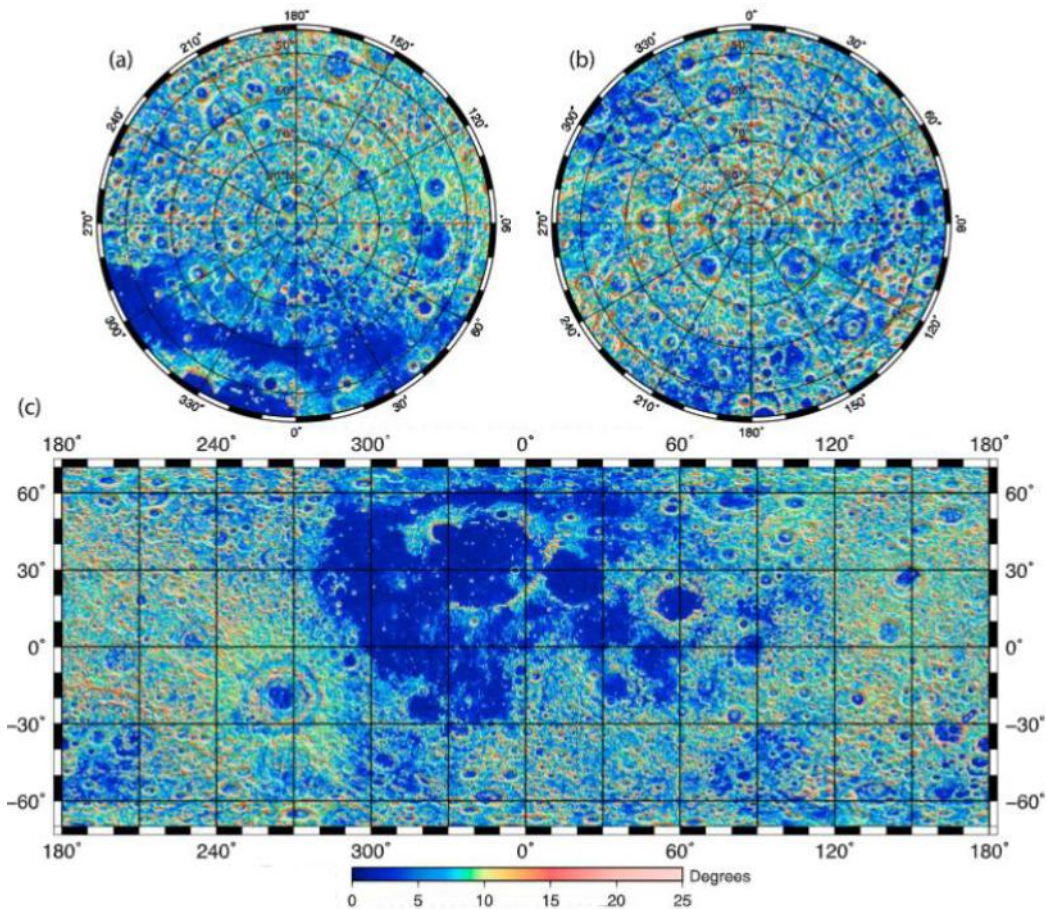


図 3.4.1.3-3. Median slopes from LOLA (17 m) (see Rosenberg et al. 2011). (a) North Pole, (b) South Pole, and (c) equatorial regions.

制約事項

利用可能な地形データの解像度は最大 2m/px であるため、数 m 以下の傾斜は現状では解像できない。

テクニカルノート

個々の地点の特性を評価するために、月面の地形は、Lunar Orbiter Laser Altimeter、Kaguya Terrain Camera、Lunar Reconnaissance Orbiter Camera、その他ミッションや観測機器により⁶⁹、高品質な地形観測が行われている。これらのデータは Planetary Data System (例: http://imbrium.mit.edu/DATA/SLDEM2015_SLOPE/)で入手でき、ArcGIS, JMars, Quickmap を使用して可視化できる。極に関するこれらのデータの詳細な例を図 3.4.1.3-4 に示す。

⁶⁹ その他のミッションとして Chandrayaan があり、高品質な観測が行われている。

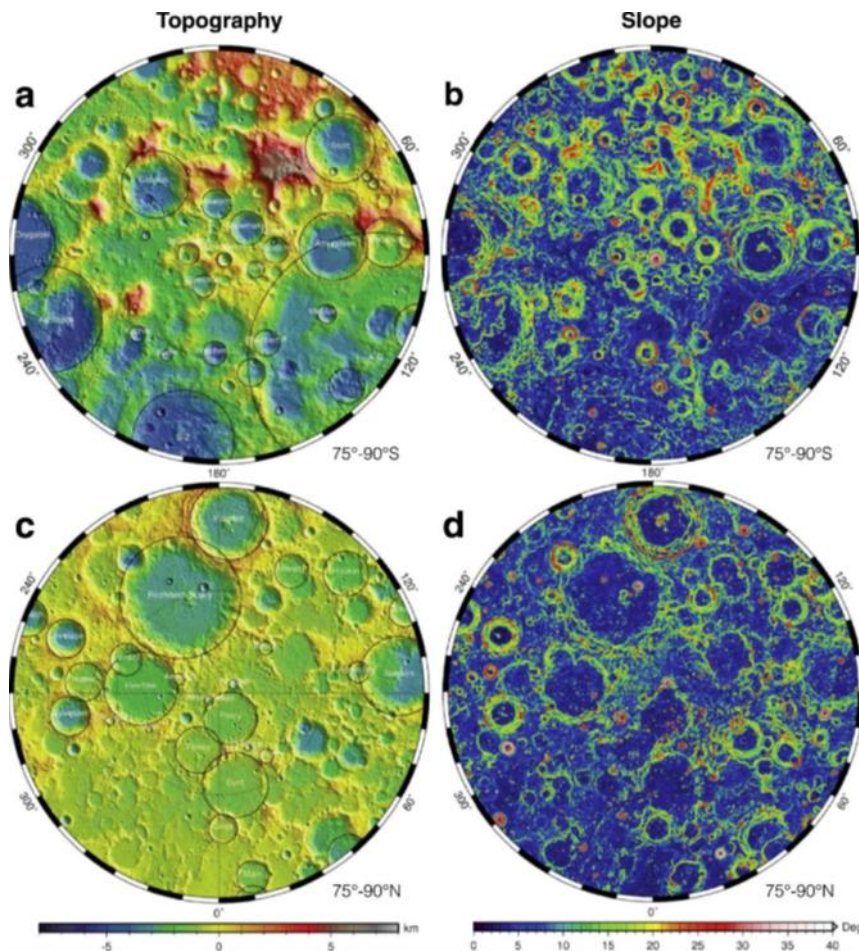


図 3.4.1.3-4 LOLA topography (a, c) and surface slopes (b, d) at 100-m baseline for the lunar south (top) and north poles (bottom). Both maps extend from their respective pole to 75° latitude (from Smith et al., 2017).

3.4.1.4 岩石と岩石サイズ分布

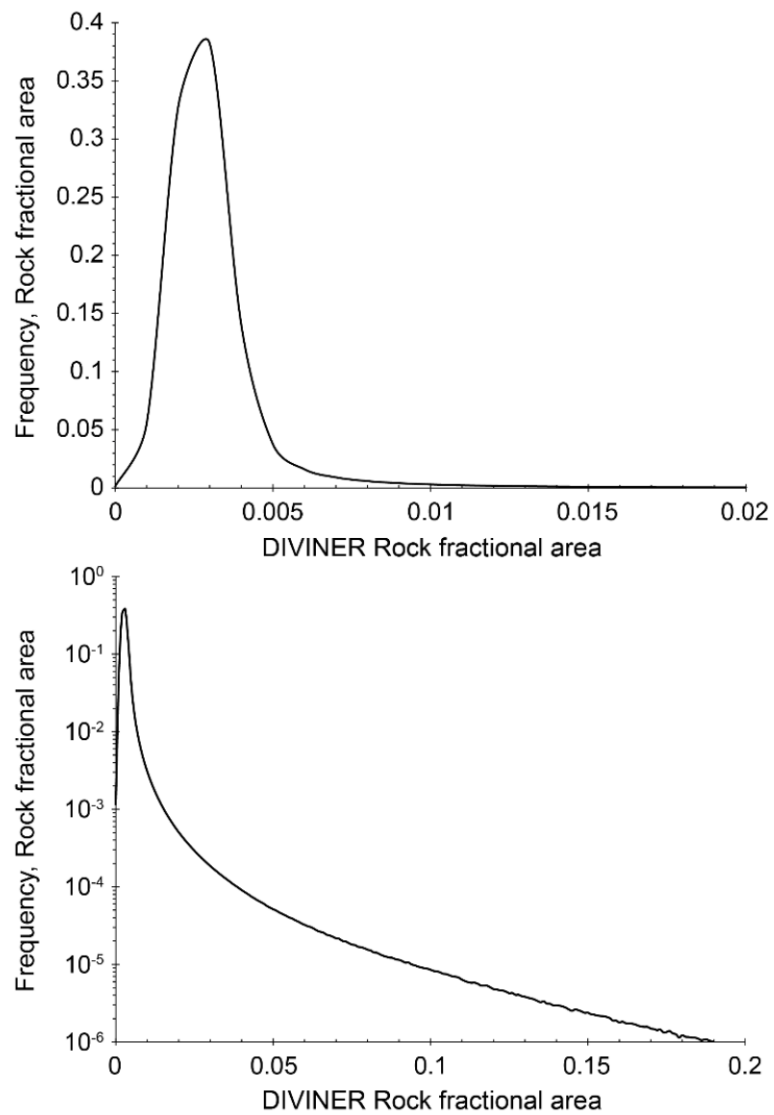
月面では岩石は比較的まれで、岩石（直径～1m 以上）に覆われた表面の割合は通常 1% 未満 (Hayne et al.2017) であり、平均 0.3% である (図 3.4.1.4-1)。しかし、岩石はランダムに分布しているわけではなく、岩石で覆われた表面の割合は、稀ではあるが高い値（10～20%）に達することもある（これは月面の 0.01% 未満である）。このため、詳細な着陸地点の特性評価の際に、岩石が多いことによる危険性を、局所的に評価する必要がある。岩石が最も多く存在する場所は、若いクレーターのイジェクタ、かなり大きなクレーターや若いクレーターの内部、その他の急斜面（リル壁など）の上や下である。これらの場所に加えて、時折、明らかな起源を持たない岩石が観察されるが、その多くは遠方の衝突クレーターからのイジェクタである。

高地や極域は、一般に海よりも岩石が少ない。これは、海では、小さな若いクレーターが海にある岩盤を掘り起こすため、岩石が多い（図 3.4.1.4-3 参照）。

岩石のサイズ分布は、in situ（その場のデータ）と軌道上のデータの両方から特性評価されている。岩石が存在する場所では、小さな岩石が大きな岩石よりもはるかに多く存在する。観測された岩石サイズ頻度分布をべき乗則にフィッティングするのが一般的で（図 3.4.1.4-2 参照）、サイズ D より大きい岩石の累積数は次のように表される。

$$N_{>D} = CD^{\gamma}$$

D が m 単位、 N が $100 m^2$ の領域における岩石の累積数密度 $\geq D$ となるようにすべての文献結果は正規化されており、その結果の例を表 3.4.1.4-1 に示す。これらの岩石の累積サイズ頻度分布は、主にデシメートルスケール（0.1メートル）での着陸機観測に基づくものであり、2m 未満のサイズに対してのみ有効であると考えられるべきである。



☒ 3.4.1.4-1. Frequency of fractional area covered by rocks from Diviner, shown with a linear frequency axis (top) and logarithmic frequency axis (bottom). From PDS Diviner rock abundance grid, which is calculated at 236 m/px resolution.

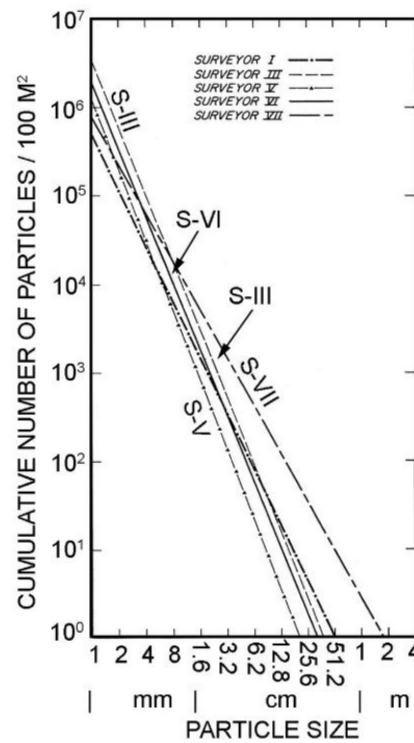


図 3.4.1.4-2. Cumulative size-frequency distributions for rocks near the Surveyor spacecraft derived from surface images (from Shoemaker and Morris, 1970).⁷⁰

表 3.4.1.4-1. Landing site analysis of rock abundance. All of these sites with the exception of Surveyor 7 – an extreme case on the rim of Tycho crater – have fractional rock area of <~1% in Diviner.

| Landing Site | C (# ≥ 1 m / 100 m^2) | γ | # ≥ 10 cm / 100 m^2 | # with height ≥ 1 m / 100 m^2 | Source Reference |
|------------------|--|----------|-------------------------------|---|----------------------------|
| Surveyor 1 | 0.234 | -2.11 | 30.1 | 0.08 | Shoemaker and Morris, 1970 |
| Surveyor III | 0.069 | -2.56 | 25 | 0.02 | Shoemaker and Morris, 1970 |
| Surveyor V | 0.014 | -2.65 | 6.26 | 0.00 | Shoemaker and Morris, 1970 |
| Surveyor VI | 0.058 | -2.51 | 18.2 | 0.02 | Shoemaker and Morris, 1970 |
| Surveyor VII | 2.739 | -1.82 | 181 | 1.08 | Shoemaker and Morris, 1970 |
| Apollo 16 Site 4 | 0.217 | n/a | 43.2 | 0.07 | Muehlberger et al., 1972 |
| Apollo 16 Site 5 | 0.384 | n/a | 76.6 | 0.12 | Muehlberger et al., 1972 |
| Apollo 16 Site 6 | 0.189 | n/a | 37.7 | 0.06 | Muehlberger et al., 1972 |
| Chang E'3 | 0.085 | n/a | 17 | 0.03 | Di et al., 2016 |

⁷⁰ 補足：SURVEYOR VII は縁（リム）に降りている。

Diviner のデータは、Surveyor 1 の岩石分布が 91 パーセントの環境を表しており、特定の着陸地点が不明な場合における初期設計の目的に使用することができることを示唆している。着陸地点の選択や積極的なハザード回避を行えば、このエンベロープで月の 91 パーセント以上にアクセスすることは可能である。特定のミッションについては、このデータを LROC NAC の高解像度画像と組み合わせて使用し、地点固有のパラメーターを確立する必要がある。リンクはテクニカルノートを参照すること。

岩石の高さ (h) は、平均して、目に見える直径 (D) よりも小さい。Apollo と Lunokhod の着陸地点での測定では、平均的な比率は $h/D=0.60$ 、標準偏差 $\sigma=0.28$ とされている (Demidov and Basilevsky, 2014)。月面の岩石の形状や、岩石の角張りは様々であり、場所によって異なる。岩石の形状は、月面の場所によって、丸みを帯びたものから角ばったものまで様々である。角張った岩石が多いのは、近日の間に、若い衝突クレーターなどで物質が深部から掘り起こされた地域で多く見られる。

テクニカルノート⁷¹

岩石分布は主に 3 つの情報源から得られる (1) Diviner の熱物理学的観測とモデリング (Bandfield et al, 2011)、(2) ~2m 以上のボルダー⁷²を直接解像できる Lunar Reconnaissance Orbiter Camera Narrow Angle Camera (LROC NAC) データ (または初期の高解像度軌道観測) における、岩石存在量の直接的観測。(Li et al., 2017)、(3) 過去の着陸地点からの表面観測 (Shoemaker and Morris, 1970; Muehlberger et al., 1972; Di et al., 2016) などがある。

⁷¹ 探査機を設計をする際、現状の探査データでは把握できないスケールレベルの地形をどう予測するかという課題があるが、岩塊分布においては、どのような地質の所で岩塊が多いか少ないかという傾向が、これまでの探査データや着陸データにより分かってきている。そのため、今後、モデルを作り、モデリングを介して、これらを予測するアプローチが必要である。

月面斜度の算出モデルは複数あり、どのように算出された斜度であるか注意する必要がある。これらの詳細はハンドブックに記載される予定である。

月面の地質・地形環境において、不明点がある場合は、不明点を認識した上で、補足するための研究・シミュレーション等により現在の状況を確認する必要がある。

⁷² 土質力学におけるボルダーの定義：ボルダーは粒径 300mm 以上。

土質力学における土の定義：土は粒径 75mm 以下。

LROC NAC データと Diviner データが利用可能であり⁷³、特定の着陸地点の詳細な特性評価に使用できる。Diviner の観測結果と過去の着陸地点の直接観測結果が一致すること (Li et al, 2017) は、岩石による潜在的な危険を特性評価する上でデータが信頼できることを示唆している。なお、Diviner の岩石存在量モデルは、極域については計算されていないことに注意すること。

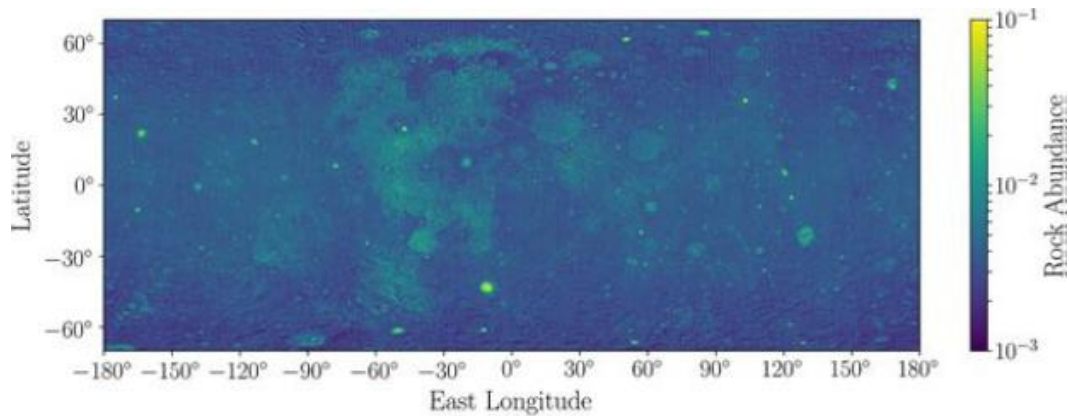


図 3.4.1.4-3. Spatial distribution of rock abundance (note logarithmic scale) on the Moon (Hayne et al., 2017). The maria stand out in this map as having modestly enhanced rock abundance over the highlands; mean values in the maria are 0.005 (0.5%) compared to 0.003 (0.3%) for the highlands. The brightest spots in this map are individual large craters.

⁷³ その他、Chandrayaan があり、高品質な観測が行われている。

3.4.2 月レゴリスの特性

3.4.2.1 月レゴリスの概要^{74,75}

月レゴリスは、実質的に月面のほぼ全域を覆っている、破砕した物質（岩石、土粒子、ダスト）からなる表面層である。レゴリスは、もともと固い岩石の表面に、さまざまな大きさのメテオロイドが数十億年かけて衝突し、細かい粒状の堆積物として生成したものである。レゴリスの形成には、1) 衝突による機械的破壊で、時間の経過とともに粒子がどんどん細かくなっていく、2) 衝突によって形成されたガラスと一緒に溶けた粒子同士が結合しアグルチネート⁷⁶と呼ばれる粒子になる、という二つの過程が支配的である。レゴリスという言葉は、より口語的な「土粒子」という言葉と同じように使われ、幅広い粒径の粒子から構成され、粒径はサブミクロンメートル(サブマイクロメートル)から数十メートルの直径に及ぶ。レゴリスは粘着力を持ち、粒子の形状は球形から角張ったフラクタルなものまであり、特に小さな粒子ではよりフラクタルな形状が一般的である。レゴリスの堆積厚さの中央値は、高地では約10～15m、海では3～5mである。図3.4.2.1-1に月面の概略断面を示す。しかし、特定の場所においても、Hirabayashi et al. 2018の図3.4.2.1-2に見られるように、クレーターの分布による影響で、堆積厚さに大きな違いがあることが予想される。レゴリスが存在しない岩盤が露出するのは、月では極めて稀で、通常は、急斜面でのみ見られる。

⁷⁴ 以下3点については

- ・月レゴリスにおける粒度分布、粒子形状、比重、かさ密度、相対密度、圧縮性、せん断強さ、支持荷重、斜面安定性、走行性)
- ・月レゴリスシュミラントにおける粒度分布、化学組成、比熱、熱伝導率、放射率
- ・月レゴリスの垂直密度分布

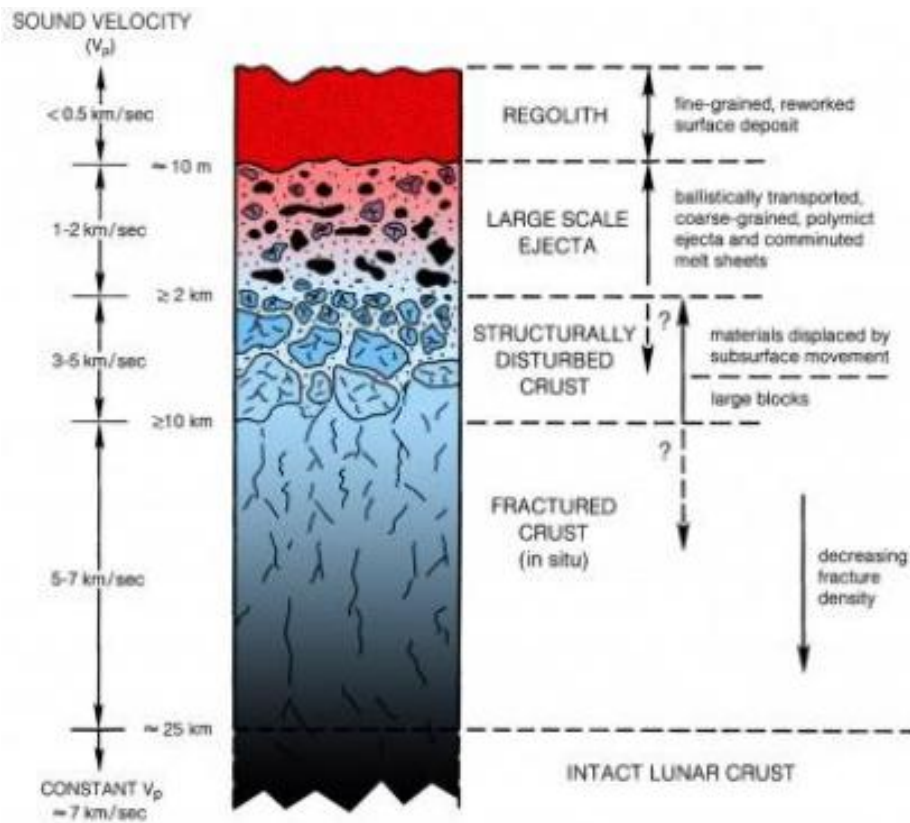
以下の文献を参照。

若林幸子, 松本甲太郎, 月の模擬土壌を用いた斜面走行試験装置の開発, 宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA Research and Development Memorandum, pp7-11, 2006年2月

⁷⁵ simulant の他標準として、ISO10788 Lunar Simulants がある。ISO 10788:2014 - Space systems — Lunar simulants を参照すること。

⁷⁶ アグルチネートはより小さな月の土壌粒子（鉱物粒、ガラス、さらに古いアグルチネート）が小胞状の流動帯ガラスによって結合した集合体である個々の粒子

https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2019/04/day1_12_orbitec_agglutinate_bgustafson.pdf



☒ 3.4.2.1-1 A schematic cross section of the lunar surface to a depth of 25 km. The uppermost surface is the lunar regolith, with a depth of approximately 0 – 15 m, depending on location and maturity of the surface. (Modified from Lunar Sourcebook, Heiken et al., 1991, and LunaRef website, Lunar and Planetary Institute).

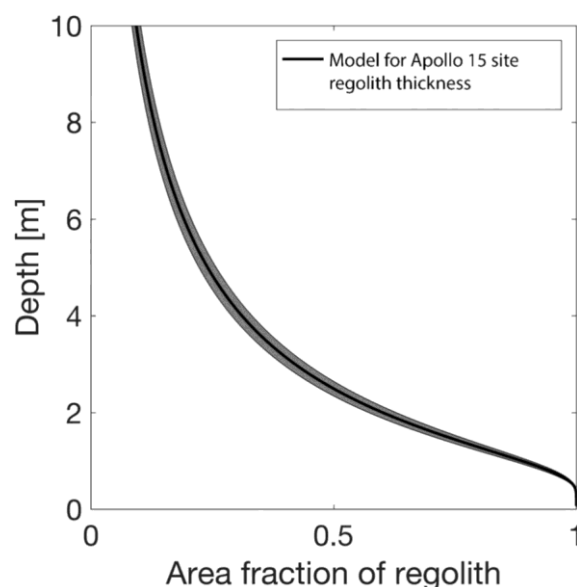


図 3.4.2.1-2. Model distribution of regolith thicknesses at the Apollo 15 site based on observations of the crater population (Hirabayashi et al., 2018). This illustrates the expected variability at a particular site on the Moon.⁷⁷

設計上の制限

以下のセクションでは、ハードウェア設計で考慮する必要がある月レゴリスの特性について説明する。

3.4.2.1.1 月レゴリスの構成

月レゴリスは、主にケイ酸塩鉱物（ SiO_x 陰イオンを含むもの）からなる玄武岩（basaltic rocks）や斜長岩（anorthositic rocks）が機械的に破碎してできた緩い碎屑物から構成されている。そのため、土粒子の組成は玄武岩質から斜長岩質まで様々だが、わずかながら（2%未満）隕石由来の組成を含むことがある。

月の土粒子は、鉱物の破片、結晶質岩石の破片⁷⁸、角礫岩の破片、火山噴火または隕石衝突により生成されたガラス、および凝集体（アグルチネート）の5種類の基本粒子タイプで構成されている。アグルチネートは月特有の粒子で、衝撃で溶けたガラス（微小隕石の衝突で

⁷⁷ 補足：横軸 Area fraction of regolith は、ある深さで平面を切った時にレゴリスが存在するエリアの割合を示す。深さ 0=月表面では全てのエリアがレゴリスに覆われているので Area fraction of regolith は 1 になる。

⁷⁸ ここで言う結晶質岩石の破片とは、衝突による汚染を受けていない、内在するマグマ活動でできた結晶質岩石の破片を表す

他の粒子が融着したもの) によって結合された土粒子を表している。アグルチネートは月の土粒子の中に高い割合で含まれており、平均で約 25~30%を占めるが、その量はまれに 5%から約 65%にまで及ぶ (McKay, 1991)。アグルチネートは非常に角ばった不規則な形状をしている。大きさは数十マイクロメートル (マイクロメートル) から (まれに) ミリメートルまでと幅広く、最も一般的な大きさは~175 ミクロン (マイクロメートル) である。アグルチネートは、土粒子中の鉄ケイ酸塩の還元により形成されたナノ相の金属鉄をガラス中にかなり多く含む。

月の土粒子の化学組成は (衝突過程による継続的な混合により) かなりのばらつきがあるが、粒径、密度、充填性、圧縮性などの物理的特性は比較的均一である (McKay et al, 1991; Carrier et al, 1991)。いくつかのアポロサンプルの組成比 (abundances) を図 3.4.2.1.1-1 に示す。

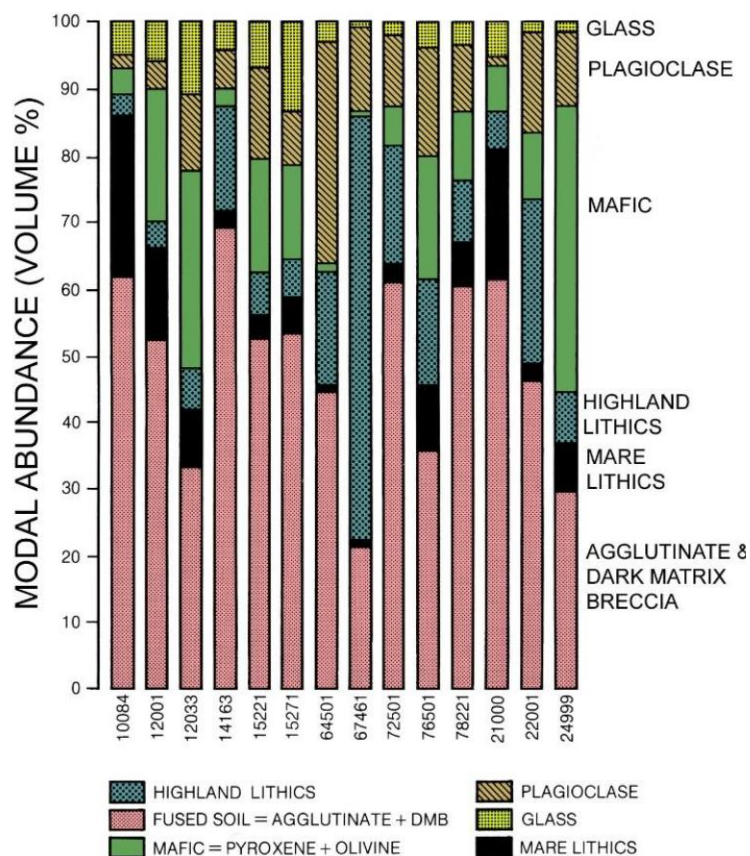


図 3.4.2.1.1-1 Modal (volume) abundance of different components of the regolith. Data are from each of the Apollo missions and represent the 1 mm to 90 micron size fraction.

Modified from Figure 7.1 Lunar Sourcebook (from LunaRef Website, Lunar and Planetary Institute).⁷⁹

3.4.2.2 粒径と形状

3.4.2.2.1 粒度分布

概要

月の土粒子のような未固結材料の粒度分布は、強度や圧縮性、光学特性、熱特性、振動特性に、程度の差はあるものの、影響を及ぼす変数である (Carrier, 1973)。ファイ (ϕ) スケールは、粒径 2mm を基準に、対数変換式 $\phi = -\text{Log}_2 d$ に基づいて、粒径 d (ミリメートル) を対数に変換し、整数値で表現したものである^{80 81}。

粒度分布パラメータの定義 (Carrier et al., Lunar Sourcebook 1991) : 一般的なパーセントイルの定義として、 n^{th} パーセントイルは、サンプルの $n\%$ が n^{th} パーセントイルの粒子サイズよりも細かいことを示す^{82 83}。サイズクラスとはサイズの間隔を表し、任意のサイズクラスの真ん中を ϕ スケールで $m\phi$ 、そのサイズクラスにおける割合を p 、 n^{th} パーセントイルのサイズを ϕ_n とすると、

⁷⁹ HIGHLAND LITHICS : 高地の岩石片

FUSED SOIL = AGGLUTINATE + DMB : 溶けた土 = アグルチネート + Dark Matrix Breccia (角礫岩)

MAFIC = PYROXENE + OLIVINE : 苦鉄質岩 = 輝石 + カンラン石

PLAGIOCLASE : 斜長石

GLASS : ガラス

MARE LITHICS : 海の岩石片

⁸⁰ 以下の文章を分かりやすく言い換えている。

The phi (ϕ) scale is a logarithmic transformation of millimeters into whole integers, according to the formula: $\phi = -\text{Log}_2 d$, where d = grain diameter in millimeters.

⁸¹ DSNE に従い、" ϕ "と" ϕ "を区別して記載しているが、これらは同義と見なせる。

また、ファイ (ϕ) スケールは、整数値で表現する旨、記載されているが、セクション「3.4.2.2.1 粒度」では小数値で記載されていることに注意すること。

⁸² DSNE では $n\%$ of the sample is coarser than the n -th percentile particle size. と記載されているが、coarser ではなく、finer が正しいため、「細かい」に修正している

⁸³ ϕ スケールでは土粒子の $n\%$ が通過する際の粒径を ϕ_n と表現する。(粒径が ϕ_n 以下の土粒子が $n\%$ 存在する)

$$Mean(\bar{x}) = \frac{\sum pm\phi}{100} \simeq \frac{\phi_{16} + \phi_{50} + \phi_{84}}{3} = M_z$$

$$Sorting(\sigma) = \sqrt{\frac{\sum p(m\phi - \bar{x}^2)}{100}} \simeq \frac{\phi_{84} - \phi_{16}}{4} + \frac{\phi_{95} - \phi_5}{6.6} = \sigma_1$$

様々な Apollo サンプルの重量分布を表 3.4.2.2.1-1 に示す。

表 3.4.2.2.1-1 Weight Distribution in size-fractions of representative scooped surface soils (data from Morris et al., 1983, data emphasize coarser fractions). (Table adapted from Heiken et al., 1991: Lunar Sourcebook, Table 9.1, pg. 478.)

| Soil | Size Fraction | | | | | Mean Size, M_z | | |
|--------|---------------|-------------------------------|--------|--------|--------|----------------------------|----------------------------|----|
| | >1 cm | 4-10 mm (weights in grams) | 2-4 mm | 1-2 mm | <1 mm | <1 cm (μm) | <1 mm (μm) | |
| 10002* | 18.5 | 7.6 | 11.0 | 14.7 | 424.5 | — | 52 | |
| 12001 | | UNAVAILABLE | | | | | — | 60 |
| 14003 | 23.0 | 33.0 | 31.8 | 42.1 | 947.9 | 129 | 99 | |
| 14141 | 0.0 | 7.4 | 6.7 | 5.4 | 28.5 | 616 | 123 | |
| 14163* | 0.0 | 196.5 | 197.1 | 288.7 | 4444.0 | 76 | 56 | |
| 15220 | 0.0 | 7.0 | 5.8 | 2.4 | 290.0 | — | 43 | |
| 15270* | 0.0 | 4.4 | 13.7 | 20.7 | 798.3 | — | 94 | |
| 15400 | 513.1 | 7.9 | 6.1 | 4.8 | 86.4 | 330 | 61 | |
| 61180 | 0.0 | 6.1 | 6.2 | 9.4 | 156.2 | 94 | 64 | |
| 61220 | 5.1 | 10.6 | 9.6 | 6.4 | 61.0 | 216 | 68 | |
| 62280 | 12.0 | 14.3 | 13.1 | 21.7 | 218.5 | 134 | 70 | |
| 64500* | 31.2 | 24.2 | 24.1 | 28.4 | 495.7 | 104 | 65 | |
| 68500 | 1.3 | 17.3 | 25.1 | 37.8 | 521.1 | 106 | 68 | |
| 70180 | 466.6 | 1.7 | 3.1 | 4.6 | 157.1 | 67 | 58 | |
| 71500 | 52.3 | 13.1 | 17.6 | 22.7 | 600.9 | 83 | 65 | |
| 72140 | 1.3 | 2.7 | 1.9 | 5.3 | 225.9 | 57 | 50 | |
| 72500* | 3.1 | 8.0 | 12.9 | 24.1 | 687.2 | 67 | 57 | |
| 73240 | 1.6 | 22.3 | 14.4 | 14.9 | 192.7 | 127 | 51 | |
| 74220† | 0.0 | 0.98 | 0.17 | 0.68 | 7.77 | — | 41 | |
| 78220* | 0.0 | 1.5 | 2.7 | 5.2 | 227.1 | 50 | 45 | |
| 78500 | 109.3 | 19.2 | 16.1 | 21.4 | 718.7 | 46 | 41 | |

* Reference suite soil (Papike et al., 1982).

† Orange soil; this is not a typical soil but likely represents fire fountain deposits on the Moon (see section 6.1.7).

全体として、レゴリスは礫または玉石を含むシルト質砂 (pebble- or cobble-bearing silty sand) (ASTM D2487 術語を使用) とみなすことができる。月の土粒子サンプルの大部分 (1mm ふるい通過分) の粒度分布は、ある一定の狭い範囲に収まる (Carrier, 1973; 1991)。一般に、この土粒子は、幅広い粒径の粒子から構成され、シルト質砂から砂質シルト (Unified Soil Classification System, ASTM D2487, 1987 の SW-SM から ML) に分類される。平均粒径は約 40 μm から約 800 μm で、その平均は 60~80 μm である。粒径の中央値は 40~130 μm で、その平均は 70 μm である (重量で土粒子の約半分は人間の目で解像できるよりも細かい)。土粒子のおよそ 10%から 20%は 20 μm より細かい。(McKay et al., 1991; Carrier et al., 1991)。

一般に、あるアポロ計画の着陸地点で採取された最も細かい土粒子の粒径と、アポロ計画の中で回収されたすべてのサンプルの平均粒径、両方とも、他のアポロ計画のものとは異なっている (McKay, 1991)。粒径とその分布は、レゴリスの堆積厚さと衝突クレーターとの距離によって、1つの着陸地点の場所内でさえ異なることがある。古くて成熟した月の土粒子は、細かい粒子で構成されており、平均粒径も小さくなる傾向がある。Carrier 2003 の図 3.4.2.2.1-1 と表 3.4.2.2.1-2 に示す粒度分布には、アポロ 11、12、14、15、16、17 号と、ルナ 24 号のデータが含まれている。アポロ 15 号のコアサンプルの深さの関数としての平均粒径を図 3.4.2.2.1-4 に示す。もっとも細かい粒子の特性を図 3.4.2.2.3 に示す。

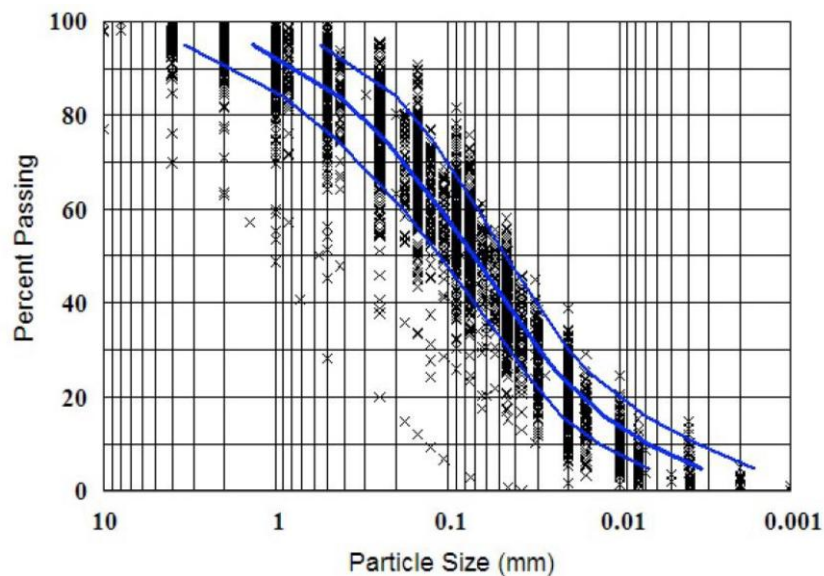


図 3.4.2.2.1-1 Geotechnical particle size distribution: middle curve showing the average distribution; left-hand and right-hand curves showing + 1 standard deviation (from Carrier 2003).⁸⁴

⁸⁴ FJS-1 の粒径分布は以下を参照。

月資源からの建設資材の製造に関する基礎検討 金森洋史 (清水建設)

Presented at the 34th ISAS Space Energy Symposium, 6th March, 2015

表 3.4.2.2.1-2 Average geotechnical particle size distribution from middle curve of figure 3.4.2.2.1-1 (Carrier 2003).

| Size mm | Percent passing (smaller than) |
|------------|---|
| 1.3 | 94.9 |
| 1.0 | 91.8 |
| 0.4 | 83.5 |
| 0.3 | 78.7 |
| 0.2 | 72.1 |
| 0.1 | 58.0 |
| 0.07 | 50.5 |
| 0.05 | 40.8 |
| 0.04 | 35.0 |
| 0.03 | 30.2 |
| 0.02 | 23.6 |
| 0.01 | 13.9 |
| 0.005 | 7.8 |
| 0.003 | 4.8 |

Carrier(2005)は、アポロ 16 号地点（高地）とそれ以外の地点（海）の 1 ミリメートル未満のレゴリス物質の粒度分布を図 3.4.2.2.1-2 および-3 に示している。

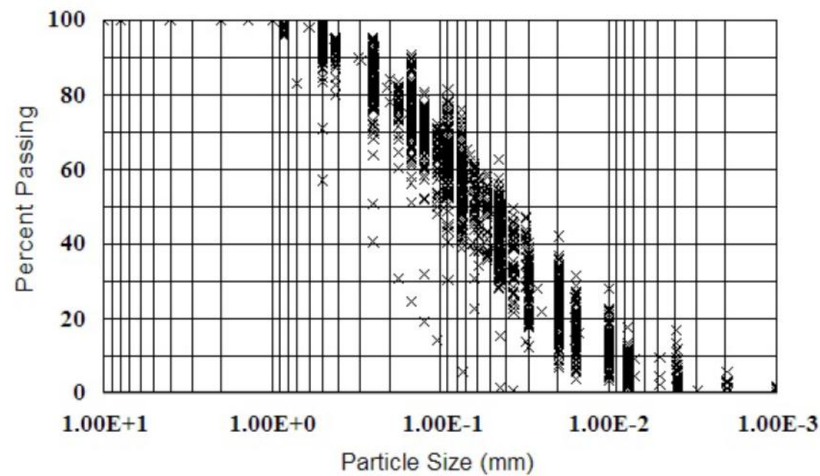


図 3.4.2.2.1-2 Particle size distribution of submillimeter particles for all Apollo and Luna sites except Apollo 16 (Carrier 2005).

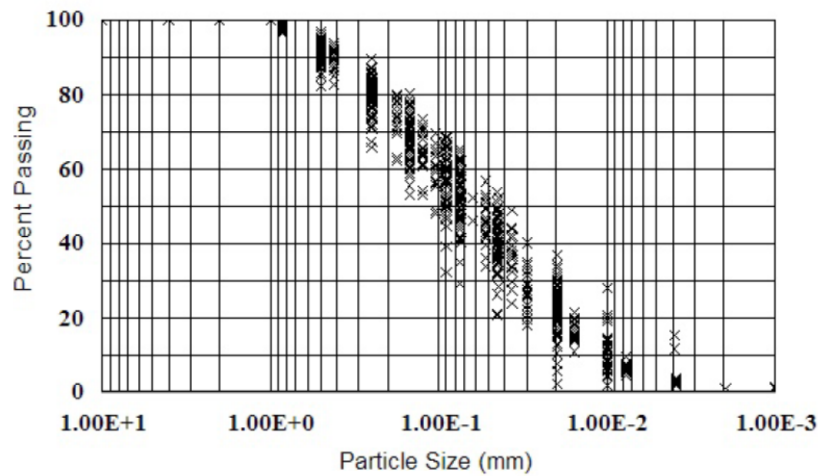


図 3.4.2.2.1-3 Particle size distribution of submillimeter particles for all Apollo 16 site (Carrier 2005).

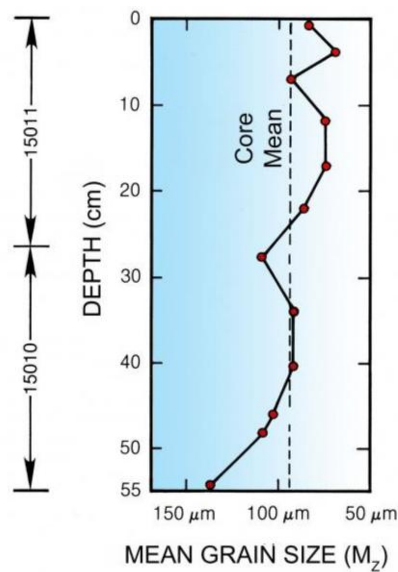


図 3.4.2.2.1-4 Grain-size as a function of depth at the Apollo 15 site. Sample 15010/11 collected close to the edge of Hadley Rille where the regolith is thin and immature. Modified from Figure 7.17 Lunar Sourcebook (figure from LunaRef website, Lunar and Planetary Science Institute).

制約事項

レゴリスの室内試験においては、データは特定のふるい目で分球されたわずかなサンプルから集められたものであることを認識することが重要である。レゴリスサンプルの大部分は、10mm 以上、10-4mm、4-2mm、1mm 未満の粒度区分にふるい分けされており、ほと

んどの室内試験では、1mm 未満の粒子を用いて行われている。1mm を超える粒子サイズ区分の研究は非常に限られており、1mm 未満の粒子と比較することはできない。

テクニカルノート

月レゴリスの粒度分布は、JSC でのサンプル分析だけでなく、さまざまな研究者により決定された。月でのサンプル採取と、ミッション終了後の地球でのサンプル採取は、それぞれ手順が多少異なった。レゴリスは、Lunar Receiving Laboratory でさまざまな粒度区分にふるい分けられた。アポロ 14 号から 17 号のサンプルは、1cm 以上、4~10mm、2~4mm、1~2mm、1mm 未満の粒度区分にふるい分けられ、重量が測定されてサンプル番号が付けられた。1mm 未満の粒度区分は、500、250、125、62.5、31 ミクロン（マイクロメートル）の粒度区分に湿式でふるい分けられ、さらにいくつかのサンプルは 500、250、150、90、75、45、20 ミクロン（マイクロメートル）にふるい分けされた。20（マイクロメートル）以下は光学顕微鏡で分析し、20-16、16-8、8-4、4-2、2-1（マイクロメートル）の粒子サイズ範囲で粒子数が数えられた。アポロ 15 号~17 号では、コア材を検査し、大きな粒子を取り除き、残りは 1mm のふるいにかけてられた。1cm 以上の粒子は、岩石サンプルとして分けて取り扱われる。

3.4.2.2.2 粒子形状

レゴリス粒子は、衝撃プロセスによる粒子の機械的な破碎と融着の組み合わせにより、様々なサイズと形状を示す。以下のセクションでは、アポロによって持ち帰られたサンプルの、1mm 未満の粒度区分の土粒子の特性をまとめている。図 3.4.2.2.2-1 と図 3.4.2.2.2-2 に土粒子の形状とサイズの例を示す。表 3.4.2.2-1 に、1mm 未満の粒度区分の粒子特性の概要を示す。一般に、粒子はやや細長く、亜角形（subangular）から角張った形をしているが、球形（火砕ガラスビーズの場合）から極端に角張った形まで様々なものが含まれている。

表 3.4.2.2.2-1 Summary of grain-specific properties (<1mm size-fraction)

| Property | Value | Units | Notes | Section | Sources |
|-----------------------|---------------------------------------|----------------------------|-------------------------------|-------------|--------------------|
| Sorting | $\sigma_{\phi} = 1.99 - 3.73$: range | ϕ | Very poorly sorted | 3.4.2.2.2.1 | Heiken et al. 1991 |
| Elongation | 1.32 - 1.3835: range; 1.35: avg | - | Somewhat elongated | 3.4.2.2.2.2 | |
| Aspect ratio | 0.3 - 0.9: range; 0.55: avg | - | Slightly to medium elongation | 3.4.2.2.2.3 | |
| Roundness | 0.19 - 0.29: range; 0.21: avg | - | Subangular to angular | 3.4.2.2.2.4 | |
| Volume Coefficient | 0.32 - 0.35: range; 0.3: avg | - | - | 3.4.2.2.2.5 | |
| Specific Surface Area | 0.4 - 0.78: range; 0.5: avg | $\text{m}^2 \text{g}^{-1}$ | | 3.4.2.2.2.6 | |

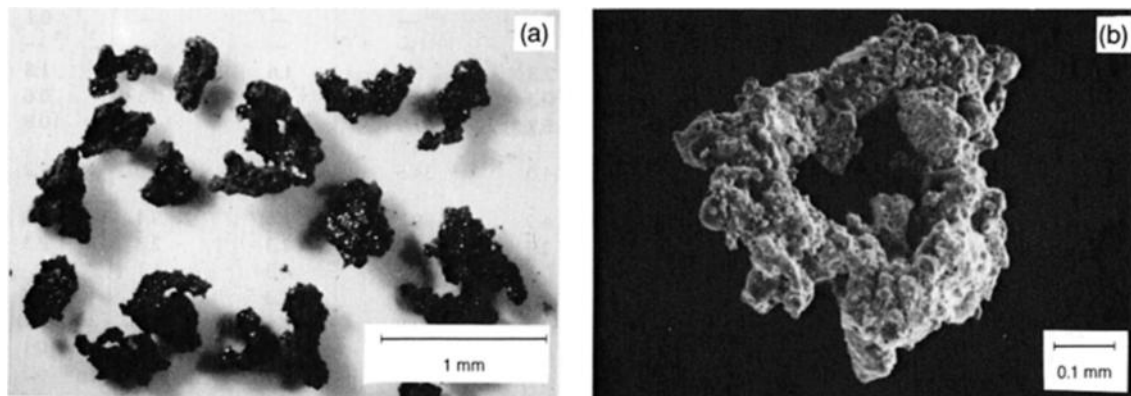


图 3.4.2.2.2-1 Typical lunar soil agglutinates. (a) Optical microscope photograph displaying the irregular shape variation in agglutinates (separated from Apollo 11 soil sample 10084, NASA photo S69-54827). (b) scanning electron photomicrograph of a doughnut-shaped agglutinate. Particle has a glassy surface coated with small soil fragments (NASA photo S87-38812). (Figure modified from Figure 7.2 in Carrier et al., 1991).

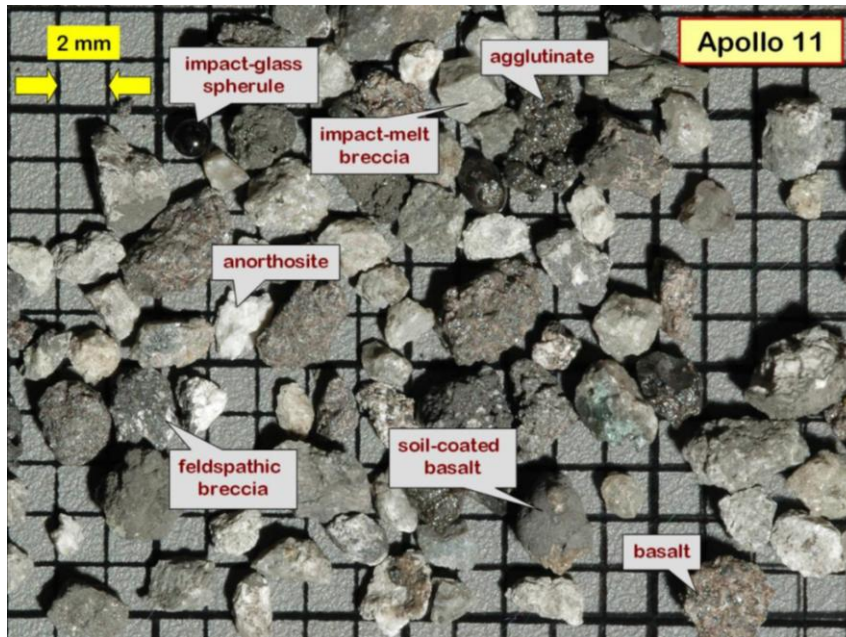


図 3.4.2.2.2 Apollo 11 regolith fragments from the 2-4 mm grain-size fraction. Note the diversity in shapes and angularity, including two impact-glass spherules. (Photo Credit: Randy Korotev, http://meteorites.wustl.edu/lunar/regolith_breccia.htm).

3.4.2.2.1 粒度 (Sorting)

粒度はファイ (ϕ) スケールでの粒度分布の標準偏差として、 1.99ϕ から 3.73ϕ の範囲にある。ファイ (ϕ) スケールは、粒径 2mm を基準に、対数変換式 $\phi = -\text{Log}_2 d$ に基づいて、粒径 d (ミリメートル) を対数に変換し、整数値で表現したものである⁸⁵。つまり、レゴリスは、分級されておらず、広範囲の粒径の粒子から構成されている⁸⁶。

3.4.2.2.2 伸長度 (Elongation)

伸長度 (elongation) は、粒子の長軸径と中間軸径の比、すなわち長さとの幅の比で定義される。比率が 1.3 未満の粒子は等方 (equant) とみなされ、比率が 1.3 以上の粒子は細長い

⁸⁵ 以下の文章を分かりやすく言い換えている。

The phi (ϕ) unit is a logarithmic transformation of millimeters into whole integers, according to the formula: $\phi = -\text{Log}_2 d$, where d = grain diameter in millimeters.

⁸⁶ 以下の文章を分かりやすく言い換えている。

In other words, the lunar regolith is poorly to very poorly sorted. The more poorly sorted, the coarser the average grain size.

ここでは、sorted=分級されている、poorly sorted=分級されていない⇨粒度が偏っていないと訳している。

(elongate) とみなされる。個々の粒子 (大きさ 44-2,300 μm) の伸長度を測定したところ、1.31 から 1.39 の範囲であった。

3.4.2.2.2.3 アスペクト比 (Aspect ratio)

地盤工学の研究において、アスペクト比は伸長度に反比例する。アスペクト比は、最小二乗近似によって粒子に当てはめた楕円の短軸径と長軸径の比として定義される。個々の粒子 (大きさ 1.25-30 μm) のアスペクト比の測定値は、1 (等方) から 0.1 (非常に細長い) であり、ほとんどの値は 0.4 から 0.7 (やや細長いから中程度) の範囲に収まっている。

3.4.2.2.2.4 円磨度 (Roundness)

円磨度は、粒子像の凸部に内接する円の半径の平均値と最大内接円の半径の比として定義される。個々の粒子 (大きさ 44-2,300 μm) の円磨度を測定したところ、平均円磨度は 0.19 から 0.26 であった。

3.4.2.2.2.5 体積形状係数 (Volume coefficient)

体積形状係数は、粒子の体積を、粒子形状と同じ面積を囲む円の直径 (円相当径) の 3 乗で割ったものとして定義されている。個々の粒子 (大きさ 60-733 μm) の体積形状係数の測定値は 0.24 から 0.37 の範囲で、平均値は約 0.3 である。この値は、長軸と短軸の比が 3:1 の扁長楕円体にほぼ相当する。球体の体積形状係数は 0.52 以上であり、月面の粒子で測定された値を大きく上回る。

3.4.2.2.2.6 比表面積 (Specific surface area)

比表面積 (SSA) は、粒子の表面積をその質量で割ったものとして定義される。これは、粒子の大きさと形状の両方を示す尺度である。月の土粒子と同じ 1 ミリメートル未満の粒度分布を持つ球体からなる「土粒子」の比表面積 (SSA) は、約 0.065 m^2/g となる。一方、月の土粒子の比表面積 (SSA) の測定値は 0.02~0.78 m^2/g で、典型的な値は 0.5 m^2/g である。月の土の比表面積 (SSA) が比較的大きいのは、土粒子の形状が極めて不規則で、入り組んだ形状をしているためである。

3.4.2.2.3 月の微粒子

論拠：月の微粒子の特性は、ダストの多い月の環境でエンジニアリングシステムを動作させるため、人間の居住空間からダストを除去するためのシステム要件を定義するために必要である。

概要

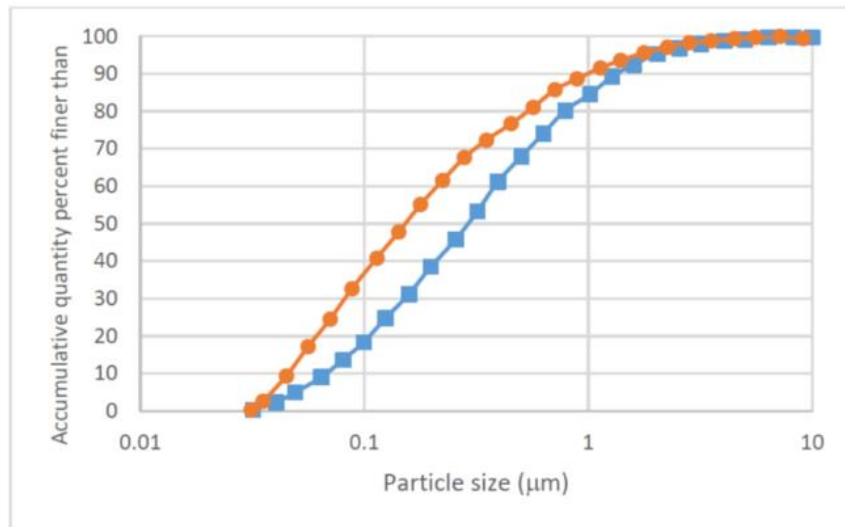
月レゴリスに含まれる微粒子の特性を考慮することは重要である。なぜなら、これらの微粒子は、大きな粒子では重要とはならない、静電帯電や粒子間力を受けるためである。これにより、ダストが帯電によって月面上に舞い上がり、月面の物体に付着することがある。直径 10 ミクロン（マイクロメートル）未満のすべての月ダスト微粒子は、吸入とクルーの健康リスクに影響し、2.5 ミクロン（マイクロメートル）未満の粒子は深く吸入される可能性が高いとされている。その他のシステムについては、環境上の危険をもたらす可能性のあるダスト粒径の上限について合意されたものはなく、考慮される工学的懸念の性質によって異なる可能性がある。Colwell et al. (2007) は、月レゴリス（表 3.4.2.2.1-2）の大部分を占める 100 ミクロン（マイクロメートル）を潜在的なダストハザードの閾値としている。しかし、より小さな粒子、特に 20 ミクロン以下の粒子は、電荷質量比が高いため、静電気力の影響を受けやすい。

設計上の制限

このセクションの表の値は設計に使用されるものとする。図は説明のみを目的として示されている。

3.4.2.2.3.1 サイズ・形状

月の土粒子の平均粒径は 45-100 μm であるが、質量の約 20%は 20 μm 以下である (McKay et al., 1991 ; Carrier et al., 1991)。10 μm 以下の最も小さな粒子は、静電気力の影響を受けやすく、浮遊したり舞い上がったりする (Colwell et al. 2007)。月ダスト粒子の大半は、非常に角張った細長い形状をしている (Heywood, 1971; Carrier et al, 1991)。同じ粒度分布を持つ球体のサンプルに対する月の土粒子の比表面積の比は、粒子の角張った複雑な形状を反映して、ほぼ 8 倍である (Colwell et al.,2007、Cadenhead et al.,1977、Carrier et al., 1991)。Park et al., 2008 による 10 μm 未満の粒子の粒度分布を図 3.4.2.2.3.1-1 及び表 3.4.2.2.3.1-1 に示す。



☒ 3.4.2.2.3.1-1 Cumulative percentile of dust particles (less than 10 microns) smaller than the plotted size for Apollo 11 (sample 10084, orange line) and Apollo 17 (sample 70051, blue line) after Park et al., 2008.

Table 3.4.2.2.3.1-1 Cumulative percentile of dust particles (less than 10 microns) smaller than the plotted size for Apollo 11 (sample 10084) and Apollo 17 (sample 70051) Park et al., 2008.

| | Apollo 11 #10084 | Apollo 17 #70051 |
|------------------------|---------------------|------------------|
| Particle diameter (μm) | Percent finer | Percent finer |
| 0.03 | 0.3 | 0.3 |
| 0.04 | 2.6 | 2.3 |
| 0.04 | 9.3 | 5.0 |
| 0.06 | 17.2 | 9.0 |
| 0.07 | 24.5 | 13.7 |
| 0.09 | 32.7 | 18.4 |
| 0.11 | 40.8 | 24.8 |
| 0.14 | 47.8 | 31.2 |
| 0.18 | 55.1 | 38.5 |
| 0.22 | 61.5 | 45.8 |
| 0.28 | 67.6 | 53.4 |
| 0.35 | 72.3 | 61.2 |
| 0.45 | 76.7 | 67.9 |
| 0.57 | 81.0 | 74.1 |
| 0.71 | 85.7 | 80.2 |

| | Apollo 11 #10084 | Apollo 17 #70051 |
|--|---------------------|------------------|
| Particle diameter (μm) | Percent finer | Percent finer |
| 0.89 | 88.6 | 84.5 |
| 1.13 | 91.5 | 89.2 |
| 1.40 | 93.6 | 92.4 |
| 1.78 | 95.6 | 95.3 |
| 2.26 | 97.1 | 96.8 |
| 2.83 | 98.3 | 98.0 |
| 3.55 | 98.8 | 98.8 |
| 4.51 | 99.4 | 99.1 |
| 5.57 | 99.7 | 99.7 |
| 7.19 | 99.8 | 99.7 |
| 9.14 | 100.0 | 100.0 |

3.4.2.2.3.2 帯電したダスト粒子の高度・空間変動

歴史的に、月面上空にあるダスト粒子は、高度によって浮遊したり、舞い上がったりすると考えられてきた。月大気・ダスト環境探査機 LADEE (Lunar Atmosphere and Dust Environment Explorer) ミッションに搭載された月ダスト実験 Lunar Dust Experiment (LDEX) は、月周辺のダストを特製評価し、ダストサイズと空間分布をマッピングする目的で設計された in situ (その場) ダスト検出器であった (M. Horanyi et al.)。LDEX 装置は、衝突電離式ダスト検出器であり、ダストの衝突によって生じる正と負の電荷を測定する。粒子の質量は、ダスト衝突の振幅と波形を追跡することによって推定された。データは 2014 年に 4 ヶ月間収集された。(Horanyi 2015)

図 3.4.2.2.3.2-1 に、導出した月の平均的なダストの平均密度分布を示す。日の出の明暗境界線 (ターミネーター) 付近で最も密度が高くなる非対称なダスト雲は、月面のメテオロイド衝突によって粒子が上方に放出されたことに由来すると考えられている。これらの粒子は、数分の単位で浮遊した後、月面に落下する。これは、再形成された月レゴリスの $40\mu\text{m}/\text{Myr}$ を占める。(Szalay, Horanyi, 2016)。

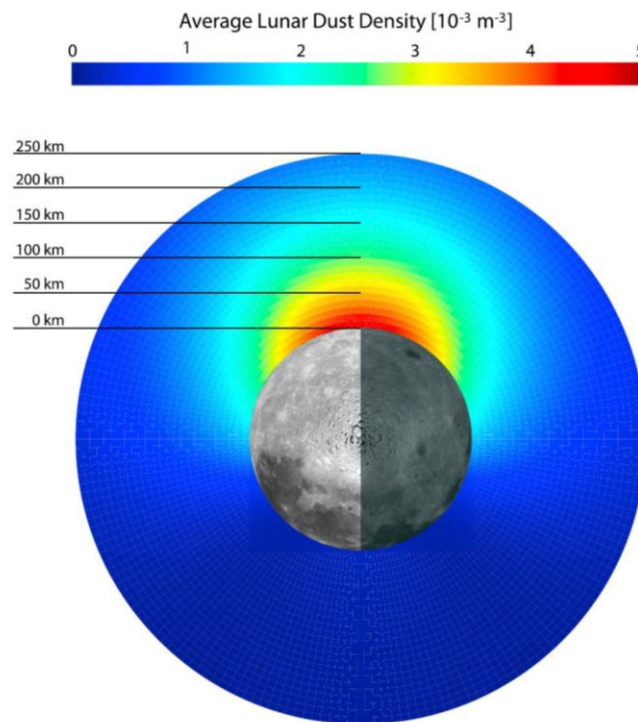


図 3.4.2.2.3.2-1 Annually averaged lunar dust density distribution shows highest concentration at the sunrise terminator (Szalay 2016)

3.4.2.2.3.3 ダスト粒子の電荷

図 3.4.2.2.3.3-1 は、JSC-1 を用いて、1) 摩擦帯電、2) 光電子放出、3) 光電子層の 3 つの帯電方法で実験を行った結果である (Sickafoose et al., 2001)。ダスト粒子に帯電する電荷は正負のいずれかであり、100 μ m の粒子では 1 粒子あたり 10^5 乗のオーダーであり、+2V から -2V の範囲の帯電電位に相当する (Colwell ら、2007)。

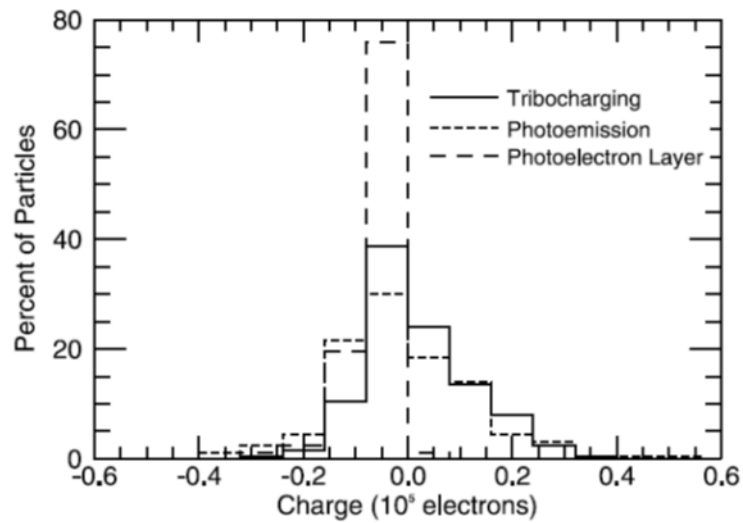


図 3.4.2.2.3.3-1 Experimental results using JSC-1 simulant for a 1) Tribocharging, 2) Photoemission, and 3) Photoelectron Layer (From Colwell et al., 2007 and Sickafoose et al., 2001)

3.4.2.2.3.4 帯電ダストの個数密度

LDEX の測定 (dust current) では、アポロ計画以来存在が示唆されている、 $0.1\mu\text{m}$ 以上の帯電し舞い上がった粒子の予想されている密度が月面から 3km 以上離れた場所に存在することは確認されなかった (Szalay, Horanyi, 2015)。3km 以下では、より浮遊粒子が高密度で存在し続ける可能性がある。図 3.4.2.2.3.4-1 に、LDEX データから求めた密度、高度、粒径を示す (Horanyi, 2015)。図 3.4.2.3.4-2 は、月周辺の非対称なダスト雲の累積質量グラフであり、総質量は 120kg と推定される (Szalay 2016)。

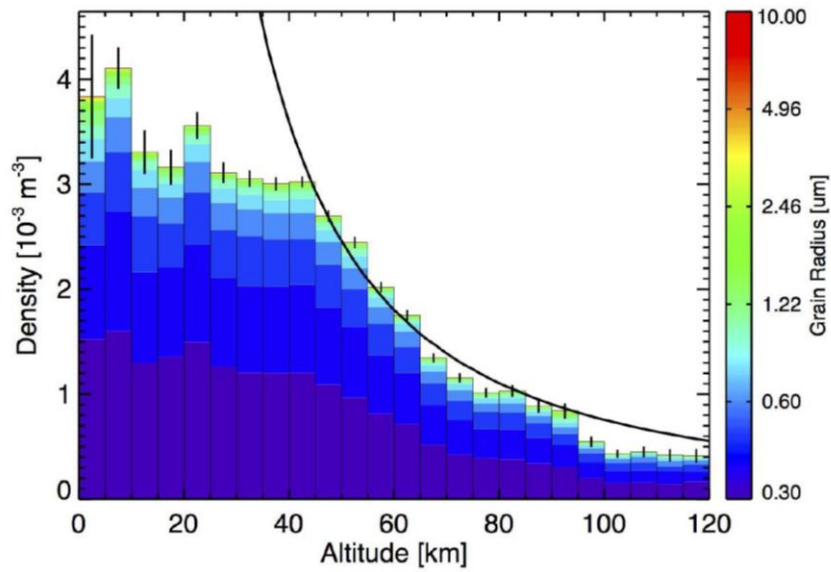


図 3.4.2.2.3.4-1. Comparison of Observed and Modeled Dust Density as a Function of Altitude and Size (Horanyi 2015)

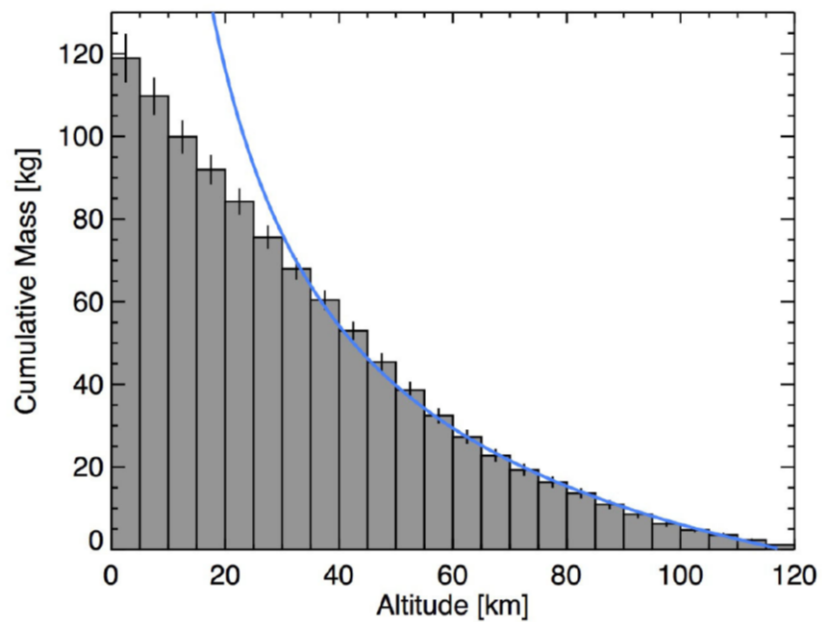


図 3.4.2.2.3.4-2. Comparison of Observed and Modeled Cumulative Dust Mass (Horanyi 2015)

制約事項

図 3.4.2.2.3.3-1 に示す帯電実験結果は 100 μm の粒子の場合である。浮遊または舞い上がったダスト粒子は 10 μm 未満である。

3.4.2.3 月レゴリスの力学特性

以下のセクションでは、月レゴリスの力学特性について説明する。アポロ計画のデータから作成された月の土粒子の地盤工学特性に関する標準的な参考文献は、Lunar Sourcebook の第 9 章 (Carrier et al.、Heiken et al.、1991) である。

月レゴリスの力学特性は、月面の *in situ*(その場)計測、月サンプルの室内試験、理論解析の組み合わせによって解明されている。表 3.4.2.3-1 は主な土質パラメータをまとめたものであり、以降の段落でそれぞれについて説明する。

注：(例えばレゴリスと宇宙機のフットパッドとの間の) 摩擦係数やすき込み強度は設計に有用であるが、これらはレゴリスの特性のみに依存するのではなく、界面の材料、サイズ、形状等の設計の詳細に大きく依存するため、本文書には記載していない。

表 3.4.2.3-1 Summary of bulk regolith properties taken as representative of typical lunar characteristics based on prior landed missions and sample properties.⁸⁷

| Property | Value | Units | Notes | DSNE Section | Sources |
|---|---|------------------------------------|---|--------------|---------------------|
| Bulk Density (ρ) | 1.58 \pm 0.05: 0-30 cm 1.74 \pm 0.05: 30-60 cm | g cm ⁻³ | Intercrater areas | 3.4.2.3.1 | Carrier et al. 1991 |
| Relative Density (D_R) | 74 \pm 3: 0-30 cm | % | Intercrater areas | 3.4.2.3.2 | Carrier et al. 1991 |
| | 92 \pm 3: 30-60 cm | | | | |
| Specific Gravity (G) [equivalent to particle density (ρ_p : g/cm ³)] | 3.1 | Dimensionless or g/cm ³ | Based on limited number of bulk samples. This is the recommended value. | 3.4.2.3.3 | Carrier et al. 1991 |
| Typical highlands particle density ($\rho_{p_highlands}$) | 2.75 \pm 0.1 | g/cm ³ | Highlands or polar regions. Based on limited number of bulk samples. | 3.4.2.3.3 | Kiefer et al. 2012 |
| Typical mare particle density (ρ_{p_mare}) | 3.35 \pm 0.1 | g/cm ³ | Mare regions. Based on limited number of bulk samples. | 3.4.2.3.3 | Kiefer et al. 2012 |
| Porosity (n) | 49 \pm 2: 0-30 cm 44 \pm 2: 30-60 cm | % | Calculated | 3.4.2.3.4 | Carrier et al. 1991 |
| Void Ratio (e) | 0.96 \pm 0.07: 0-30 cm 0.78 \pm 0.07: 30-60 cm | - | - | 3.4.2.3.4 | Carrier et al. 1991 |
| Permeability (Q) | 1-7 x 10 ¹² | m ² | Firing of Surveyor vernier engines on surface | 3.4.2.3.5.1 | Choate et al. 1968 |
| Diffusivity | 7.7 He, 2.3 Ar, 1.8 Kr | cm ² s ⁻¹ | Measured on simulant function of gas species | 3.4.2.3.5.2 | Martin et al. 1973 |
| Friction Angle (ϕ) | 30-50 | ° | - | 3.4.2.4.6 | Carrier et al. 1991 |
| Cohesion (c) | 0.1 - 1 | kPa | - | 3.4.2.4.7 | Carrier et al. 1991 |

⁸⁷ Permeability (Q)は Q ではなく K 。

| Property | Value | Units | Notes | DSNE Section | Sources |
|---|---|----------------------|---|--------------|----------------------------------|
| Compression index (C_c) | 0.3: loose | - | Lab measurement on 1.2 to 200 g samples | 3.4.2.4.2 | Langseth et al. 1973 |
| | 0.05: dense | | | | |
| | 0.01 - 0.11: range | | | | |
| Recompression index (C_r) | 0.003: avg 0 - 0.013: range | - | Lab measurement on 1.2 to 200 g samples | 3.4.2.4.2.1 | Carrier et al. 1991 |
| Modulus of deformation | 15 – 29: Surface to 30 cm 240: below 30 cm | kPa | Estimated from single spacecraft measurements | 3.4.2.4.3 | Slyuta 2014 |
| Coefficient of lateral stress (K_0) | 0.25 - 0.45: normally consolidated 0.3 0.5: below a few meters 0.7: recompacted | - | Lab measurement on 1.2 to 200 g samples | 3.4.2.4.3.1 | Carrier et al. 1991, Slyuta 2014 |
| Modulus of subgrade reactions (k) | 8: avg 10.5 - 128: range | kPa cm ⁻¹ | Based on in situ observations of boot prints | 3.4.2.4.5 | Carrier et al. 1991 |

3.4.2.3.1 かき密度

レゴリスのかき密度 (ρ) は、単位体積あたりの質量として定義され、通常 g/m³ または kg/m³ で表される。かき密度、間隙率、比重は次のような関係がある。

$$\rho = \rho_p(1 - n) \text{ or}$$

$$\rho = G\rho_w(1 - n)$$

Where:

- ρ = bulk density
- ρ_p = particle (or grain) density
- G = specific gravity
- ρ_w = density of water
- n = porosity (see 3.4.2.3.4).

ρ = かき密度

ρ_p = 土粒子密度 (日本では ρ_s)

G = 土粒子の比重

ρ_w = 水の密度

n = 間隙率 (土の体積に対する間隙の体積の比)

レゴリスの密度は、回収されたコアとドリルチューブの分析、宇宙飛行士のブーツ、ボルダー、ローバーの通った跡の分析、貫入抵抗、サーベイヤー、ルナ、ルノホート宇宙機によ

る in situ(その場)測定によって決定されている。レゴリスのかさ密度は表層 30cm までで $1.58 \pm 0.05 \text{ g/cm}^3$ 、深さ 30~60cm で $1.74 \pm 0.05 \text{ g/cm}^3$ まで増加する。アポロ 15 号、16 号、17 号のデータを曲線に当てはめると、密度と深さの式は以下のようなになる (Carrier et al. 1991)

$$\rho = 1.92 \left(\frac{z + 12.2}{z + 18} \right)$$

Where:

ρ = bulk density in g/cm^3

z = depth in cm

ρ = かさ密度 (g/cm^3)

z = 深度 (cm)

図 3.4.2.3.1-1 は、アポロのドリルで取得されたいくつかのコアサンプルのかさ密度と深さの関係を示している。かさ密度は一般に深さとともに増加する。これらの値は最小値を示している。より大きな径のコアドリルが用いられていたとすると⁸⁸、損傷を受けていない岩石が取り込まれ、実際のかさ密度はより大きくなるだろう。

⁸⁸ 以下の文章を分かりやすく言い換えている。

If larger volumes were considered, intact rocks would be incorporated into the volume and the net bulk density would be greater.

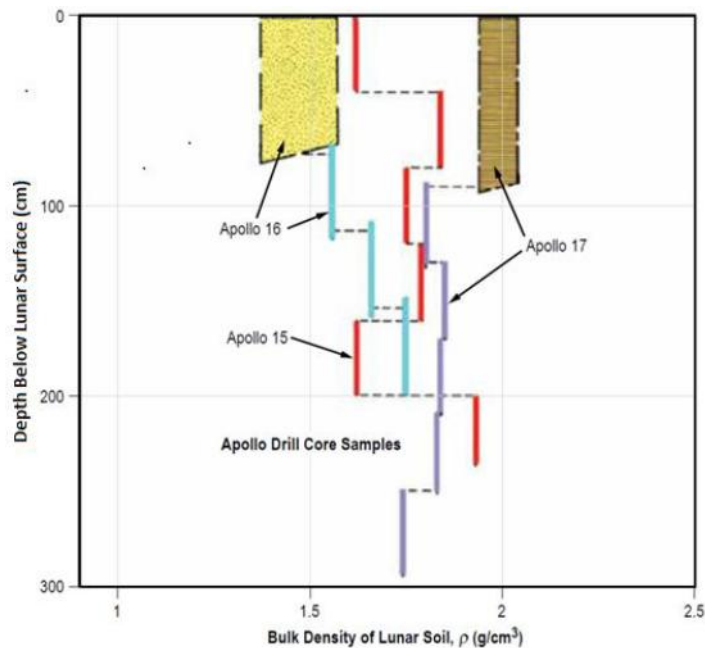


図 3.4.2.3.1-1 In situ bulk density of the regolith based on drill core samples from the Apollo 15, 16, and 17 missions. The abrupt increases and decreases result from different layers at different depths (Lunar Sourcebook 1991).

3.4.2.3.2 相対密度

相対密度（DR）は、粒状体の粒子の充填度合いを示す関数である。球状粒子の場合、粒子が面心立方充填で配置されていれば相対密度は最小、六方最密充填で最大となる。図 3.4.2.3.2-1 に平均相対密度の深さ変化を示す。相対密度はパーセンテージで表される。

$$D_R = \left[\frac{e_{max} - e}{e_{max} - e_{min}} \right] \times 100\%$$

Where:

e = void ratio of regolith in its present configuration

e_{max} = maximum void ratio at which the regolith can be placed

e_{min} = minimum void ratio at which regolith can be placed

e = 間隙比 （土粒子の体積に対する間隙の体積の比）

e_{max} = 最大間隙比

e_{min} = 最小間隙比

月レゴリスの相対密度は、深さ 30cm で $74 \pm 3\%$ 、深さ 30cm から 60cm で $92 \pm 3\%$ である。

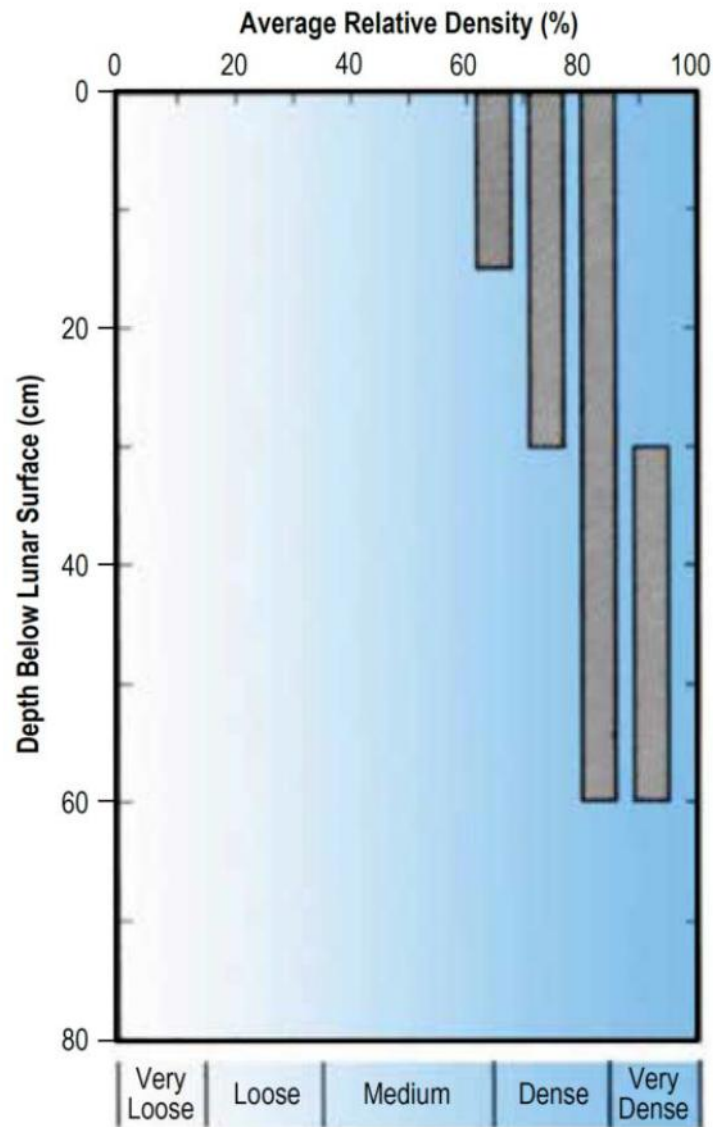


図 3.4.2.3.2-1 Relative density as a function of depth (modified from Figure 9.20 in Lunar Sourcebook)

3.4.2.3.3 比重

土粒子の比重は、4°Cの水の同体積の質量に対する土粒子の質量の比と定義され、この値は土粒子の密度 (g/cm^3) に相当する。様々な研究者が月レゴリス、角礫岩、個々の岩石の破片の比重を測定している (Carrier et al., 1991 およびその中の文献を参照)。月レゴリスの値は 2.3 から >3.2 までであるが、科学的小よび工学的な利用としては、3.1 の値が推奨される

(Carrier et al., 1991)。つまり、月レゴリスの土粒子の密度 ρ_p は 3.1g/cm^3 であり、水 (1g/cm^3) の 3.1 倍である。

3.4.2.3.4 間隙率⁸⁹

月レゴリスの間隙率は、個々の粒の間の空間（粒子間の間隙）と粒子内部の空間によって定義される。この間隙率は、レゴリス量（かさ密度体積重量）に直接影響する。月レゴリスの間隙率 (n) とかさ密度および比重の関係は、以下の式で関係づけられる (Carrier et al, 1991; Slyuta, 2014)。間隙率はパーセントで表される。

$$n = 1 - \left[\frac{\rho_b}{\rho_p} \right] = \frac{V_v}{V_t}$$

Where:

ρ_b = bulk density
 ρ_p = particle density
 V_v = void volume
 V_t = total volume

ρ_b = かさ密度
 ρ_p = 土粒子密度
 V_v = 間隙体積
 V_t = 土全体の体積

表層から厚さ 15cm 程度のレゴリス層では平均間隙率は 50%を超えているが、30~60cm の深さでは 44%に減少する。表 3.4.2.3.4-1 に様々な深さにおける間隙率および平均空隙率を示す。

間隙比：間隙比 (e) は、土粒子の体積（粒子内部の間隙を含む）に対する間隙の体積の比である。間隙比は porosity factor とも呼ばれ (e または e と表記)、無単位である。

$$e = \left[\frac{n}{1-n} \right]$$

Where:

n = porosity.

n = 間隙率

図 3.4.2.3.3-1 では、多数の月サンプル、月シミュラント、単一粒径の球体について、空隙率 (e)、相対密度 (DR)、間隙率の関係を示している。

⁸⁹ 以下、porosity を間隙率、void ratio を間隙比と訳している。

表 3.4.2.3.4-1 Porosity for various depths.

| Depth Range | Average Porosity, n | Average Void Ratio, e |
|-------------|---------------------|-----------------------|
| cm | % | |
| 0 - 15 | 52 ± 2 | 1.07 ± 0.07 |
| 0 - 30 | 49 ± 2 | 0.96 ± 0.07 |
| 30 - 60 | 44 ± 2 | 0.78 ± 0.07 |
| 0 - 60 | 46 ± 2 | 0.87 ± 0.07 |

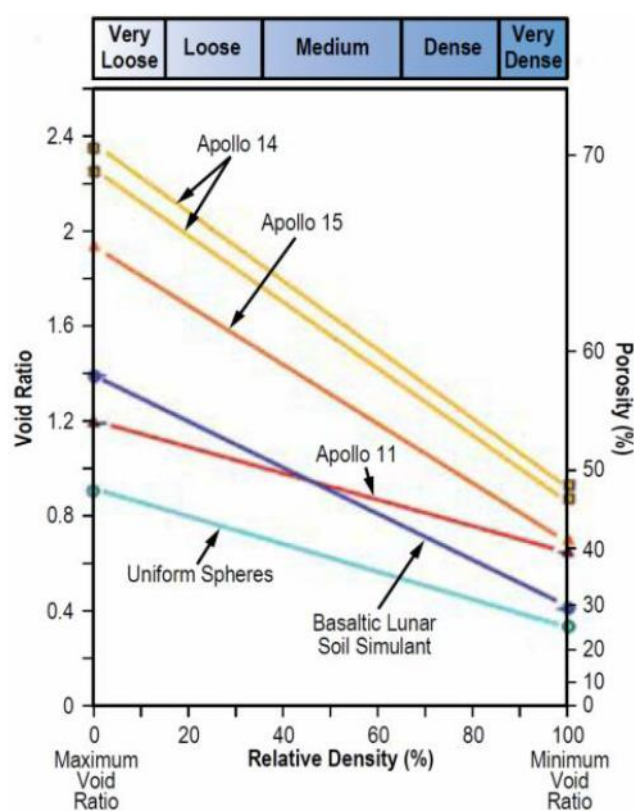


図 3.4.2.3.3-1 Void ratio and porosity as a function of relative density for lunar samples. Also shown is a function for ideal, variably packed uniform spheres. There is considerable scatter among the lunar samples (Modified from Figure 9.18 in ref. Lunar Sourcebook).

3.4.2.3.5 透過係数と拡散係数

これらのパラメータは、レゴリス中の流体（液体または気体）の移動しやすさを表す。これらの値は、月レゴリスで直接測定されたものではなく、他の観測から推測されたものである。

3.4.2.3.5.1 透過係数

透過係数は、レゴリスを通過する流体の流量と圧力勾配の関係によって定義される。表 3.4.2.3-1 に記載されている値は、月面での Surveyor 5 のバーニアエンジン (vernier engine) の燃焼試験から導出され、深さ 25cm までの透過係数が推定された。この値は、レゴリスが細かい粒子で構成されていることと整合すると考えられる。

最も単純なケースは、非圧縮性かつ非反応性の流体で、ダルシー (Darcy) の法則で与えられる。

$$Q = K \left[\frac{\rho g_m}{\mu} \right] i A$$

Where:

Q = flow rate (m³/s)

K = absolute permeability (m²)

ρ = density of the fluid (kg/m³)

g_m = gravity (m/s²)

μ = fluid viscosity (Ns/m²)

i = hydraulic gradient

A = cross-sectional area normal to fluid flow direction (m²)

Q = 流量

K = 透過係数

ρ = 流体の密度

g_m = 重力

μ = 流体の粘度

i = 圧力勾配

A = 流れ方向に垂直な断面積

3.4.2.3.5.2 拡散係数

ガス拡散係数は、気体分子がレゴリス中を拡散移動する流束と気体成分の濃度勾配によって定義される。拡散係数は、成分組成、圧力、温度、粒子径、形状分布に依存する。表 3.4.2.3-1 のデータは、真空条件下の月シミュラントに対して He、Ar、Kr を用いて導出されたものである (Martin et al., 1973)。これらのデータは、これらのガス拡散係数がガスの絶対温度および分子量に比例することを示している。

3.4.2.3.6 粒子の硬度

硬度とは、一般に塑性変形に対する抵抗力として定義される。地質学的な観点からは、鉱物 (岩石は鉱物の集合体) の硬度は、従来、スクラッチテスト (ひっかき試験) により測定さ

れてきた。これは、段階的に硬い鉱物でひっかく（または引っかかる）能力を比較するものである。この試験は、鉱物の硬さを直線的に表したモース硬度（最も柔らかい鉱物を 1（例：タルク）、最も硬い鉱物を 10（例：ダイヤモンド））の基礎となっており、鉱物学のマニュアルに載っている基本データである。鉱物の破壊モードは、結晶格子により制御されるもの（劈開）と方位に依存しないもの（破碎）の 2 つに分類される。劈開は、鉱物の結晶格子に対して優先的に破断し、結晶格子の方位に沿って破断する傾向を示す。完全または良好な劈開性を持つ鉱物は、劈開性が低いまたは劈開性がない鉱物よりも容易に破断される。破碎とは、結晶格子の方位に沿っていない破断を指す用語で、いくつかの限られた形状パターン（ギザギザや破片状）を形成することが観察される。摩耗について興味深いのは、鋭い鋸歯状のエッジを作る傾向がある、断面が貝殻状の割れ目を持つ鉱物（例えばガラスなど）である。

月レゴリスは、粒径に応じて組成が非常に明確かつ規則的に変化しており、より小さな粒子は長石(feldspars)（灰長石(anorthite)、垂灰長石(bytownite)、そう灰長石(labradorite)）のいずれかである可能性が高い（Carrier et al, 1991; Rickman and Street, 2008）。長石は鋼鉄とほぼ同じ硬度を持つが、完全な劈開性を持つため、破壊されてより小さな粒子になる。カンラン石(olivine)はそれほど簡単には破壊されず、サンドペーパーに含まれるざくろ石(garnet)の研磨剤のように、破壊されて、新しい鋭いエッジを作る（Rickman and Street, 2008）。スピネル(spinel)等の他の鉱物は、量は少ないが、非常に硬く、鋭いエッジを持つ。

表 3.4.2.3.6-1 は、月の土粒子に含まれる主要な鉱物の一覧である。この表には、土粒子のかなりの割合を占め得る、アルグチネート、フラクタル形状の溶着ガラス、鉱物片粒子は記載されていない。ダーナー分類番号(Dana number)は、化学的および結晶学的な関係を表す識別子である。ほとんどの月レゴリスの構成成分のモース硬度は、～4（硫化鉄のトロイライト(Troilite)など）から～8（スピネル(spinel)など）の範囲である。パーセンテージは、月の土粒子に含まれる鉱物の存在量の近似値を示す（A-豊富、M-多い、m-少ない、t-わずか / A-abundant, M-major, m-minor, t-trace）。モース硬度とヌープスケールとの関係を図 3.4.2.3.6-1 に示す。

表 3.4.2.3.6-1 Significant Lunar Minerals: (%: A-abundant, M-major, m-minor, t-trace)

| Mineral | Dana # | Mohs | Specific Gravity | Mode: Cleavage | Mode: Fracture | % | Chemical Composition |
|----------------|------------|-----------|------------------|---|--|---|--|
| Anorthite | 76.1.3.6 | 6 | 2.75 | {001} perfect, {010} good | Conchoidal to uneven fracture; brittle | A | CaAl ₂ Si ₂ O ₈ |
| Bytownite | 76.1.3.5 | 6.0 - 6.5 | 2.73 | {001} perfect, {010} good | Conchoidal to uneven fracture; brittle | M | (Ca, Na)(Si,Al) ₄ O ₈ |
| Labradorite | 76.1.3.4 | 7 | 2.71 | {001} perfect, {010} good | Conchoidal to uneven fracture; brittle | M | (Ca, Na)(Si,Al) ₄ O ₈ |
| Olivine | 51.3.1 | 6.5 - 7.0 | - | - | - | M | (Mg, Fe) ₂ SiO ₄ |
| Fayalite | 51.3.1.1 | 6.5 - 7.0 | 4.39 | {010} moderate, {100} weak {100}, {010} indistinct to good; | Conchoidal | - | Fe ₂ SiO ₄ |
| Forsterite | 51.3.1.2 | 6.5 - 7.0 | 3.24 | {001} poor to fair | Conchoidal | - | Mg ₂ SiO ₄ |
| Clinoenstatite | 65.1.1.1 | 5.0 - 6.0 | 3.4 | {110} good to perfect | Brittle | M | Mg ₂ [Si ₂ O ₆] |
| Pigeonite | 65.1.1.4 | 6 | 3.3 | {110} perfect | Conchoidal to uneven fracture; brittle | M | (Mg, Fe ⁺² , Ca) ₂ [Si ₂ O ₆] |
| Hedenbergite | 65.1.3 a.2 | 6 | 3.5 | {110} good | Conchoidal to uneven fracture | M | CaFe ⁺² [Si ₂ O ₆] |
| Augite | 65.1.3 a.3 | 5.5 - 6.0 | 3.3 | {110} good | Uneven | M | (Ca,Na)(Mg,Fe,Al,Ti)[(Si,Al) ₂ O ₆] |

| Mineral | Dana # | Mohs | Specific Gravity | Mode: Cleavage | Mode: Fracture | % | Chemical Composition |
|-------------|----------|-----------|------------------|-------------------------|--------------------------|---|--|
| Enstatite | 65.1.2.1 | 5.0 - 6.0 | 3.4 | {210} good to perfect | Conchoidal | A | Mg ₂ [Si ₂ O ₆] |
| Spinel | 7.2.1.1 | 7.5 - 8.0 | 3.56 | No cleavage | Conchoidal | m | MgAl ₂ O ₄ |
| Hercynite | 7.2.1.3 | 7.5 - 8 | 3.93 | No cleavage | Uneven | m | Fe ⁺² Al ₂ O ₄ |
| Ulvospinel | 7.2.5.2 | 5.5 - 6.0 | 4.7 | No cleavage | Uneven | m | TiFe ⁺² ₂ O ₄ |
| Chromite | 7.2.3.3 | 5.5 | 4.7 | No cleavage | Uneven | m | Fe ⁺² Cr ₂ O ₄ |
| Troilite | 2.8.9.1 | 4 | 4.75 | No cleavage | Uneven | t | FeS |
| Whitlockite | 38.3.4.1 | 5 | 3.12 | No cleavage | Uneven to sub-conchoidal | t | Ca ₉ (Mg,Fe ⁺²)(PO ₄) ₆ (PO ₃ OH) |
| Apatite | 41.8.1.0 | 5 | 3.19 | No cleavage | Uneven to conchoidal | t | Ca ₅ (PO ₄) ₃ (OH,F,Cl) |
| Ilmenite | 4.3.5.1 | 5.5 | 4.72 | No cleavage | Conchoidal | m | Fe ⁺² TiO ₃ |
| Native Iron | 2.9.1.1 | 4.5 | 7.87 | {001} Imperfect to fair | Hackly | t | Fe |

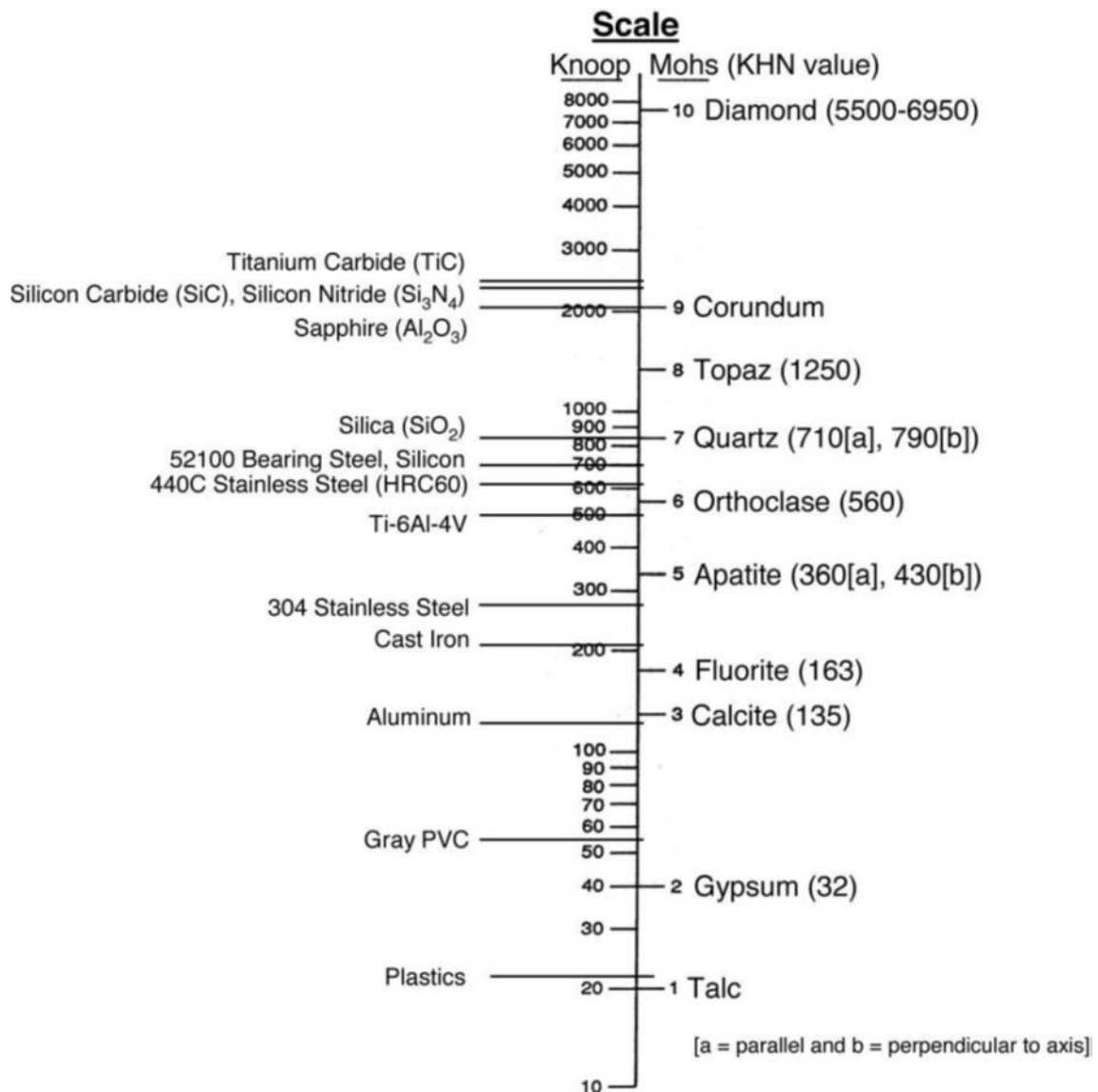


図 3.4.2.3.6-1: A comparison of the linear Mohs hardness and the logarithmic Knoop hardness scales. Common construction materials (left side) can be compared to Mohs reference minerals (right side) (Rickman and Street, 2008).

3.4.2.4 派生的な物理特性（力学特性）⁹⁰

以下のセクションでは、月レゴリスと月の土粒子の派生的な物理特性（力学特性）について説明する。地盤工学的パラメータの原位置試験および室内土質結果の最も完全な要約は、

⁹⁰ DSNE では、粒度や粒子形状、間隙比などの基本的な物理特性を一次的な特性とし、それらに依存して発現する二次的な物理特性として Derived physical properties と呼んでいられる。3.4.2.4 Derived physical properties は、「力学特性」を示す。

Carrier ら、1991、Heiken ら、1991 (The Lunar Sourcebook) で見る事ができ、そこにはいくつかの月シミュラントとの比較も含まれている。ここで紹介する値は、アポロのデータに基づく最良の推定値である。

3.4.2.4.1 圧縮性

材料の圧縮性は、拘束圧を加えたときに生じる体積変化を示す指標である。低い応力では、体積の変化は粒子の移動と再配向によって生じる。高い応力では、それらに加え、粒子の変形や破砕によって体積が変化することもある⁹¹。

3.4.2.4.2 圧縮指数

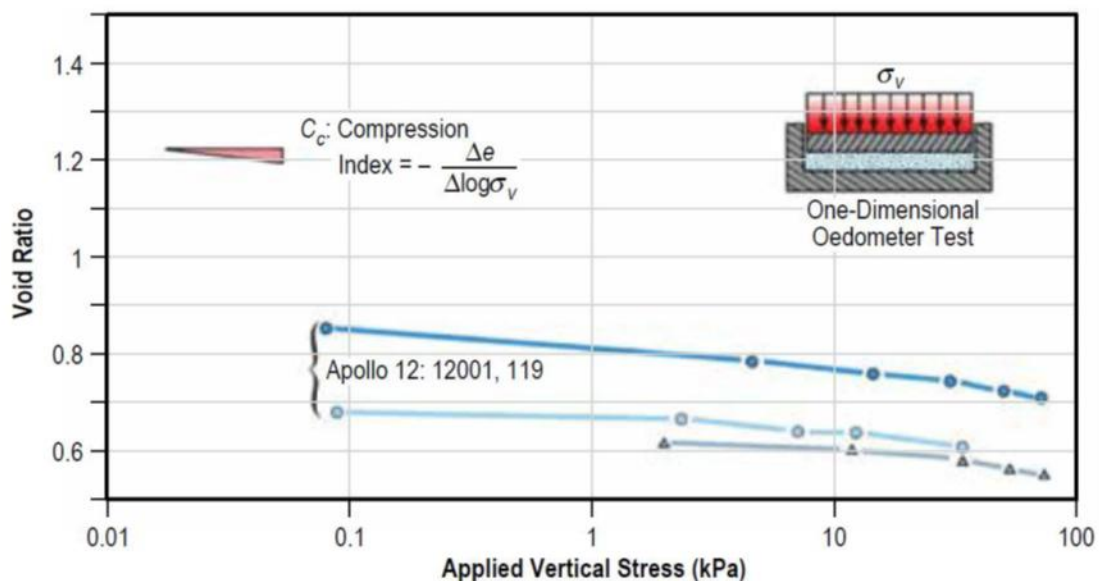
圧縮指数 (C_c) は、载荷応力を一桁増加したときの間隙比の減少量として定義される (図 3.4.2.4.2-1 参照)。

$$C_c = - \left[\frac{\Delta e}{\Delta \log \sigma_v} \right]$$

Where:

Δe = change in void ratio

$\Delta \log \sigma_v$ = log change of applied vertical stress.



⁹¹ 以下の文章を分かりやすく言い換えている。(高圧であっても必ずしも粉砕が生じるとは限らないため)

At low stresses, the volume change is accommodated by particle movement and reorientation. At higher stresses, the volume change results from particle deformation or breakage.

図 3.4.2.4.2-1 Compressibility measurements on Apollo 12 samples⁹². Inset shows a diagram of a 1D oedometer for measuring compressibility (Lunar Sourcebook 1991).

値は表 3.4.2.3-1 に示すとおりである。

3.4.2.4.2.1 膨張指数

膨張指数 (C_r) は、 e - $\log p$ 曲線における再圧縮時の傾きを示す。圧縮された土は荷重が除荷されると膨張するが、膨張後に再び載荷されたときの圧縮性のことをいう⁹³ (図 3.4.2.4.2.1-1)。

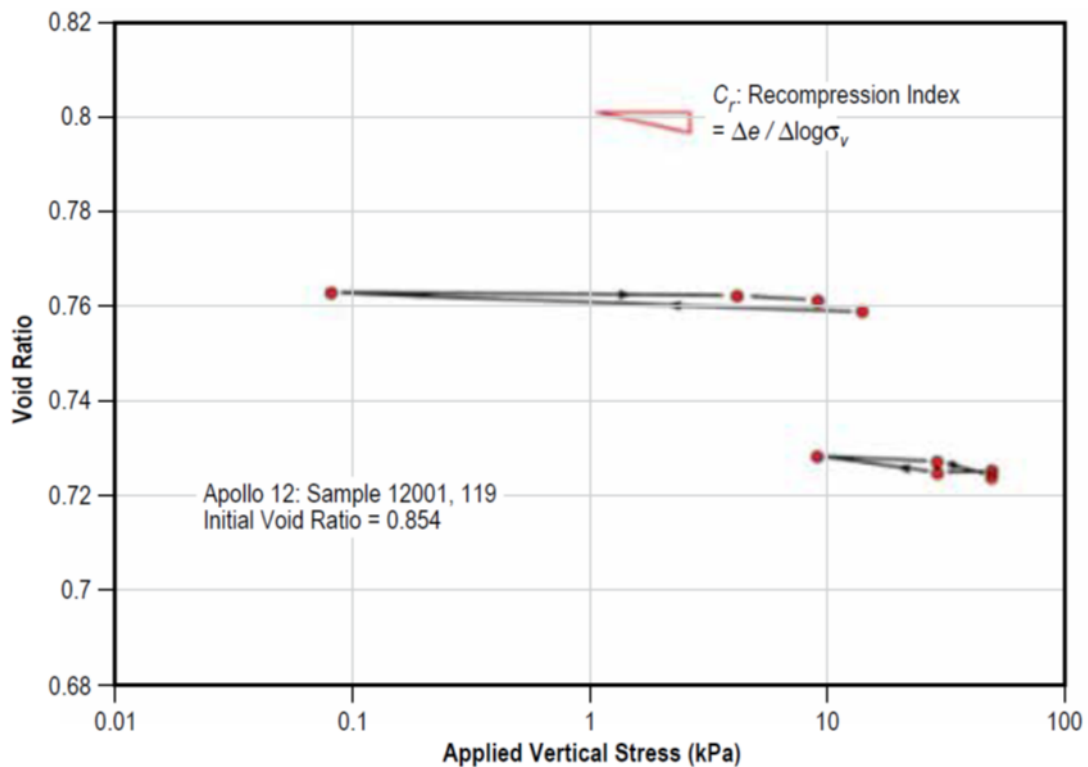


図 3.4.2.4.2.1-1 Change in void ratio as a function of applied vertical stress. The arrows indicate the changes in void ratio as the sample is loaded and then unloaded. (Fig 9.24 in Carrier et al., 1991; Lunar Sourcebook, 1991).

⁹² e - $\log p$ 曲線。

⁹³ 以下の文章を分かりやすく言い換えている。

The recompression index (C_r) indicates the slope of the rebound-reload curve. It results when the sample expands after unloading and then is compressed again in the next compression cycle.

値は表 3.4.2.3-1 に示すとおりである。

3.4.2.4.3 弾性特性とヤング率

以下のサブセクションでは、月レゴリスの弾性特性の測定値または推定値を示す。レゴリスが均質な等方性であると仮定すると、せん断弾性係数 (G)、ヤング率 (E)、ポアソン比 (ν) は以下の式で関係づけられる。

$$E = 2G(1 + \nu)$$

特に断りのない限り、弾性特性は静的なものとする；一般に静的特性と動的特性は互換性がない。変形係数とも呼ばれるヤング率の推定値は表 3.4.2.3-1 に示す。

3.4.2.4.3.1 側圧係数（静止土圧係数）

側圧係数 (K_0) すなわち静止土圧係数は、土中の鉛直応力に対する水平応力の比として定義される。この値は月サンプルの実験室測定値（月レゴリスは正規圧密状態にあると仮定）、及び月探査ミッションからの推定値に基づいて導出されている。側圧係数は比を表すため、単位はない。

$$K_0 = \frac{\sigma_h}{\sigma_v}$$

Where:

σ_h = horizontal stress

σ_v = vertical stress.

σ_h = 水平応力

σ_v = 鉛直応力

値は表 3.4.2.3-1 に示すとおりである。

3.4.2.4.3.2 ポアソン比

ポアソン比 (ν) は、軸ひずみに対する横ひずみの負の比として定義される：

$$\nu = -\frac{d\varepsilon_{transverse}}{d\varepsilon_{axial}}$$

静止土圧係数から以下の式で計算できる

$$\nu = \frac{K_0}{1 + K_0}$$

動的ポアソン比は、アポロの地震探査のデータ解析によって 0.4 と推定されている (Sollberger et al. 2016)

3.4.2.4.3.3 セン断弾性率

静的せん断弾性係数 (G)、すなわち剛性率は、月表面では直接測定されていない。

動的せん断弾性係数 (G_d) は、レゴリス密度 (ρ) とせん断波速度 (β) から次式で計算することができる：

$$G_d = \rho\beta^2$$

月の地震探査の解析とモデリングにより、レゴリス表層～4m⁹⁴のせん断波速度は 40m/s と推定されている(Sollberger et al. 2016)。この計算には、レゴリス密度 $\rho=1.8 \text{ g/cm}^3$ が使われ、レゴリス表層 4m では動的せん断弾性係数 $G_d=3\text{MPa}$ となる。

3.4.2.4.4 セン断強度

レゴリスのせん断強度 (τ) は、破壊に対するレゴリスの安定性を示す尺度である。通常、モール・クーロン(Mohr-Coulomb)の式で定義される。

$$\tau = c + \sigma \tan \phi$$

Where:

c = cohesion (kPa)
 σ = normal stress (kPa)
 ϕ = friction angle ($^\circ$)

c = 粘着力
 σ = 垂直応力
 ϕ = 内部摩擦角

3.4.2.4.5 支持力と地盤反力係数

レゴリスが支えることができる荷重の大きさのことを支持力という。支持力は、許容支持力と極限支持力の2つに分けて議論される：

許容支持力⁹⁵とは、基礎の所定の沈下量に対応する荷重のことで、次式で与えられる：

⁹⁴ 浅い場所 (2m 程度) においては以下の論文の研究成果もあるため、プロジェクトで確認すること。

H. Imazato, T. Ikeda, and T. Tsuji, Shallow S wave velocity profile from active source seismic data at the Apollo 14 landing site based on virtual multichannel analysis of surface waves, *Icarus*, 115724, (2023). doi:10.1016/j.icarus.2023.115724.

⁹⁵ 日本では、許容支持力=極限支持力/安全率 (=設計に用いる支持力) として定義されることが一般的であるが、海外では、許容される沈下量を超えない支持力として定義されることがある。ここでは後述で訳している。

$$q = kd$$

Where:

q = bearing capacity (kPa)
 k = modulus of subgrade reaction (kPa/cm)
 d = sinkage depth (cm)

q = 支持力 (kPa)
 k = 地盤反力係数 (kPa/cm)
 d = 沈下量 (cm)

地盤反力係数は、土の剛性を表す尺度であり、月のレゴリスの特性に加え、基礎の形状と面積にも依存する。月面における地盤反力係数は、宇宙飛行士の靴跡から計算されており、図 3.4.2.4.5-1 に示すように、フーチングサイズが 12.5cm×33cm の場合の平均値は 8kPa/cm である。推定結果を表 3.4.2.4.5-1 および表 3.4.2.3-1 に示す。

表 3.4.2.4.5-1 Distribution of modulus of subgrade reaction as determined from analysis of lunar bootprints.

| Modulus of subgrade reaction, k | Percentage of occurrence |
|-----------------------------------|--------------------------|
| kPa/cm | % |
| .5 – 1 | 0.7 |
| 1 – 2 | 3.1 |
| 2 – 4 | 10.2 |
| 4 – 8 | 28.3 |
| 8 – 16 | 38.3 |
| 16 – 32 | 14.5 |
| 32 – 64 | 4.1 |
| 64 – 128 | 0.8 |

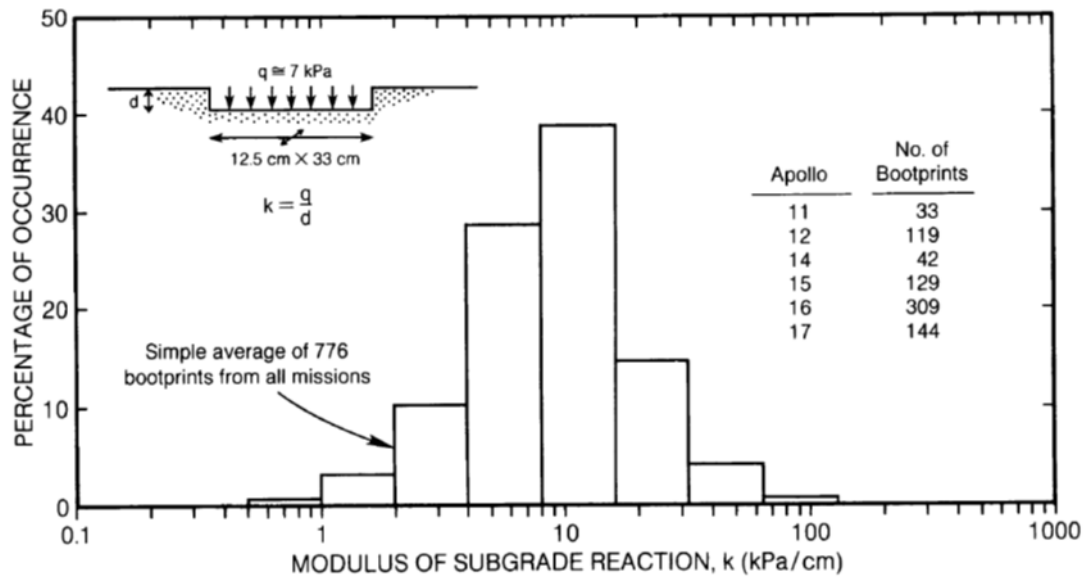


図 3.4.2.4.5-1 Distribution of modulus of subgrade reaction as determined from analysis of lunar bootprints (Figure 9.37 in Lunar Sourcebook).

極限支持力は、地盤を破壊させずに支持できる最大荷重である。基礎幅が1mの場合、レゴリスの極限支持力は約 6,000kPa である。図 3.4.2.4.5-2 に示すように、基礎幅が大きくなるにつれて極限支持力は増加する。

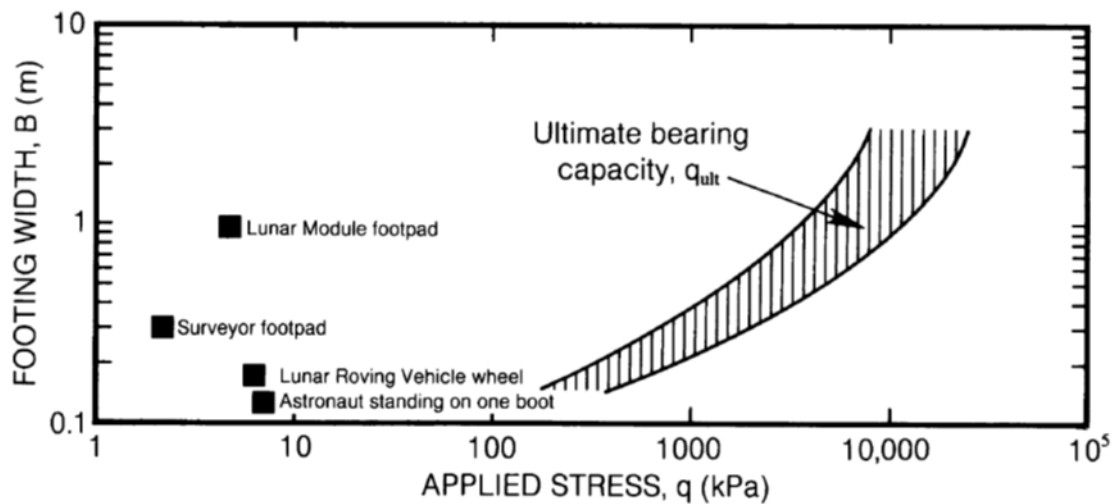


図 3.4.2.4.5-2 Comparison of applied stress from crew and vehicles with the ultimate bearing capacity of lunar soil vs. footing width. (Figure 9.36 in Lunar Sourcebook).

軌道画像を用いたボルダーの転石軌跡の研究によると、支持力は、海と高地の地形にわたって同程度であることが示されている (Sargeant et al.) また、地形の傾斜角度が大きくなるにつれて、支持力が著しく低下することも示されている (Sargeant et al.)

支持力は動的領域でも考慮される。動的極限支持力とは、衝撃荷重下での最大抵抗力のことであり、レゴリスの慣性力により静的極限支持力よりも大きくなる (Carrier et al.1991)。動的許容支持力は、表面荷重が振動したり揺れたりする可能性がある場合に関係してくるため、設計者は、荷重が変動するような場合には、望ましくない沈下の可能性を検討すべきである (Carrier et al.)

3.4.2.4.6 内部摩擦角

内部摩擦角は、破壊が起こるときのせん断応力と垂直応力に関連付けられる。レゴリスのせん断応力に対する抵抗力を示すパラメータであり、実験によって求められる。導出方法を図 3.4.2.4.6-1 に、その値を表 3.4.2.3-1 に示す。

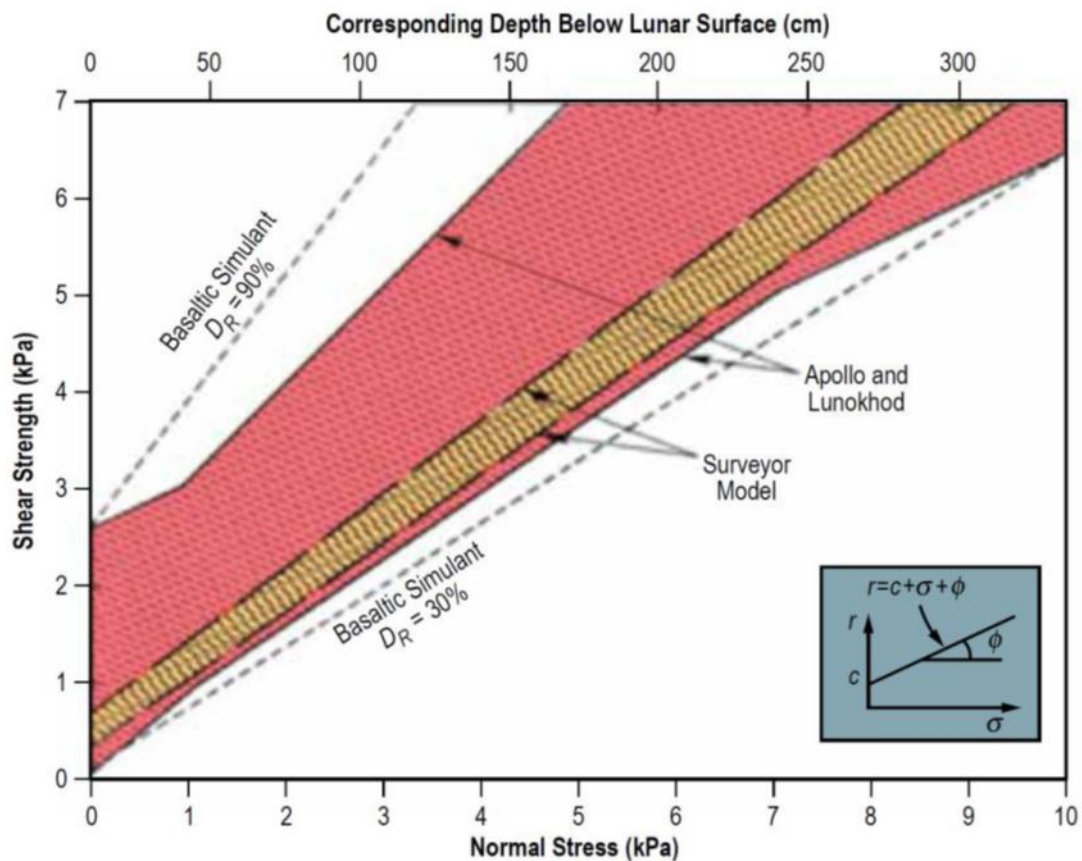


図 3.4.2.4.6-1 Normal shear stress versus shear strength⁹⁶. The slope of the relation defines the friction angle (inset) (modified from Figure 9.26, Lunar Sourcebook 1991).

3.4.2.4.7 粘着力

粘着力は、せん断強度のうち粒子間摩擦に依存しない成分であり、垂直応力がゼロのときのせん断強度である。レゴリスの粘着力はレゴリスの相対密度によって変化する。表 3.4.2.3-1 に値を示す。

3.4.2.4.8 斜面の安定性

斜面の安定性は、レゴリスの掘削や盛土の建設において検討される項目である。安定性解析では、安全率 (FS) が次式によって算出される。

$$FS = N \left[\frac{\rho g_m h}{c} \right]$$

Where:

N = stability number (function of friction angle and the slope angle)
 ρ = regolith density
 g_m = lunar gravity
 h = slope height.
 c = cohesion

N = 安定係数

ρ =レゴリスのかさ密度

g_m =月面の重力加速度

h =斜面の高さ

c =粘着力

3.4.3 月面プラズマ環境

月面のプラズマ環境は、太陽天頂角 (SZA) による変動に加え、大きな月表面の特徴や表面電位による変動があるため、特別な配慮が必要である。この環境に関するデータが不足しているため、このセクションのほとんどの情報は、参照文献に示されているようにモデリングに基づいている。月面に着陸する宇宙機 (着陸機、宇宙飛行士のスーツ等) および月面車 (ローバー、カート等) に対するこの環境の主な影響は、地表帯電と摩擦帯電である。表面帯電は、プラズマ環境との相互作用によって表面に電荷が蓄積されることによって起こる。表面電荷が蓄積することにより、プラズマ電荷が表面へ流れ込む。摩擦帯電は、月レゴリス内で

⁹⁶ Normal shear stress ではなく、Normal stress が正しい (normal stress (垂直応力) と shear stress (せん断応力) は直交する向きに作用する応力であるため)。また、縦軸は Shear strength (せん断強度) ではなく、Shear stress (せん断応力) が正しい。

の物体の運動によって生じる。物体が月レゴリスと異なる電子仕事関数を持つ場合、電荷交換され、両方の系の内部固体電子エネルギーが等しくなる。金属の摩擦帯電は理解されているが、絶縁体の電荷交換プロセスはまだ研究対象である (Lacks and Sankaran, 2011)。

電荷のワーストケースは、宇宙機の設計と月面上の場所に大きく依存するため、このセクションの各環境を注意深く検討し、どの環境が電荷のワーストケースになるかを判断する必要がある。さらに、地表帯電のワーストケースは、摩擦帯電のワーストケースと一致しないため、月面を移動する物体については、両方のワーストケースを特定する必要がある⁹⁷。

月面付近では、月面電位と光電子量が存在するため、プラズマ環境は電氣的に中性ではない。この非中性領域は通常 0.5~1m だが (Poppe and Horanyi 2010)、プラズマシート内では 100m にも達する可能性がある。夜の非中性領域は、キロメートル単位で広がることもある⁹⁸。月軌道のプラズマ環境は 3.3.3.5.にある。

一般に、完全な太陽光の下では、月面および月面上の物体は、プラズマ電流よりも光電子放出が支配的であるため、低い正電位に留まる。暗い場所や、プラズマシート交差中の太陽光の下では、負の電位が発生するが、これは材料の性質に大きく依存する。この明暗境界線(ターミネーター)は、月面の昼と夜の間の線として定義される。

月面は導電率が低いため、月面にある物体と月面自体の表面の間に電位が蓄積する可能性があり、特に光電子放出のない影の部分では静電気放電の危険性がある可能性がある。また、月面を移動する物体にとって、摩擦帯電は重要な懸念事項である。レゴリスから移動物に付いた電荷は、特に光電子放出のない影になった領域では放出するのが難しい (Jackson et.al. 2015)。光電子放出が不足すると影になった領域を有人輸送の移動体に大量の電荷の蓄積をもたらす可能性があることをモデリングは示している。(Jackson et.al., 2011)。例えば、ホイールやブーツ上の摩擦帯電量が、月表面のプラズマフラックスを上回ると、電荷が物体に徐々に蓄積される。モデルは、帯電電位が 1kV を超える可能性を示唆している。

太陽風プラズマと磁気圏尾部の環境下において、昼のプラズマ環境は、光電子量が増大している、月面より高い高度と同じである。光電子量は電子密度を増加させ、 $1 \times 10^8 \text{ m}^{-3}$ の密度と 2.2 eV の温度を持つマックスウェル分布とみなすことができる (Poppe et.al. 2010 and

⁹⁷ 以下の文章は省略。

It is recommended that designers consult with MSFC/EV44 to assist in determination of a worst-case and implementation of these environments.

⁹⁸ 月の夜は、光電子量が減るため、非中性領域が広がる。

2011)。夜の表面磁気圏尾部のプラズマ環境は、より高い高度の環境と同じである⁹⁹。太陽風プラズマは明暗境界線（ターミネーター）から、太陽天頂角（SZA）が大きくなる方向（月のウェーク方向）に移動するが、月のウェーク方向で太陽風プラズマは指数関数的に減少し、温度は直線的に上昇することがルナ・プロスペクターのデータを用いた研究で示されている（Halekas et al. 2005, Farrell et al 2008）。解析の目的から、明暗境界線（ターミネーター）すぐ夜側の領域のプラズマ密度は、太陽風密度より一桁小さいものとして近似でき、プラズマ温度は太陽風温度と等しいと仮定することができる。また、夜の明暗境界線（ターミネーター）から太陽天頂角（SZA）が大きくなる方向（月のウェーク方向）のプラズマは、密度が太陽風密度の約 0.001 倍、温度が太陽風温度の 10 倍である。太陽風プラズマのウェークの電子分布は、解析にマックスウェル関数ではなくカッパ関数で近似するのが最適であり、カッパ値は 3.5 である（Halekas et al, 2005）。イオンにはマックスウェル分布が適している。一般に、月のウェーク方向では、電子密度がイオン密度より高くなる可能性があることを除くと、電子とイオンの密度はほぼ等しいと仮定して差し支えない。

明暗境界線（ターミネーター）近くにおける、山や深いクレーターなどの大きな地形の背後には、プラズマ密度の低下や温度上昇の影響により太陽風プラズマのウェークが現れる。極域では太陽風は水平方向に流れるため、地形の障害物の中や周囲には容易に入り込むことができず、障害物の風下側でウェーク効果を引き起こす。このウェーク効果により、プラズマフラックスレベルは 1~2 桁（10~100 分の 1）低下する。さらに、帯電した月表面のプラズマシース内にある物体では、プラズマ密度はさらに 2 桁程度低下する可能性がある（Zimmerman et al. 2011, Farrell et al. 2010, Zimmerman et al., 2012）。これら 2 つの効果により、極域や明暗境界線（ターミネーター）領域（太陽風が水平方向に流れる領域）の山の陰やクレーターのある領域では、プラズマフラックスが非常に低くなる可能性がある。

また、解析モデリングとシミュレーションによると、極域の地形的障害物（山やクレーター）のすぐ後ろには、太陽風からの流入電子と地表からの二次電子が支配的な電荷量となり、太陽風イオンはほとんど存在しない「電子雲」領域が発達することが示唆されている（Farrell et al, 2010; Zimmerman et al, 2011）。この効果は、障害物のすぐ下流の領域では、太陽風の電子が、より質量の大きいイオンよりも先に空隙に流れ込むことができるために生じる。

⁹⁹ 磁気圏尾部において、昼間のプラズマ環境は太陽風プラズマと光電子電流が主要因となる。一方、夜のプラズマ環境は光電子電流が無いため、太陽風プラズマのみ主要因となる。なお、太陽風プラズマの月の夜側への侵入については以下を参考。

https://sprg.isas.jaxa.jp/researchTeam/spacePlasma/results/0910_nishino.html

この領域を移動する探査機にとって、レゴリスと探査機の相互作用によって蓄積された負の摩擦帯電は、その領域にイオンが存在しないため、容易に放出することはない。

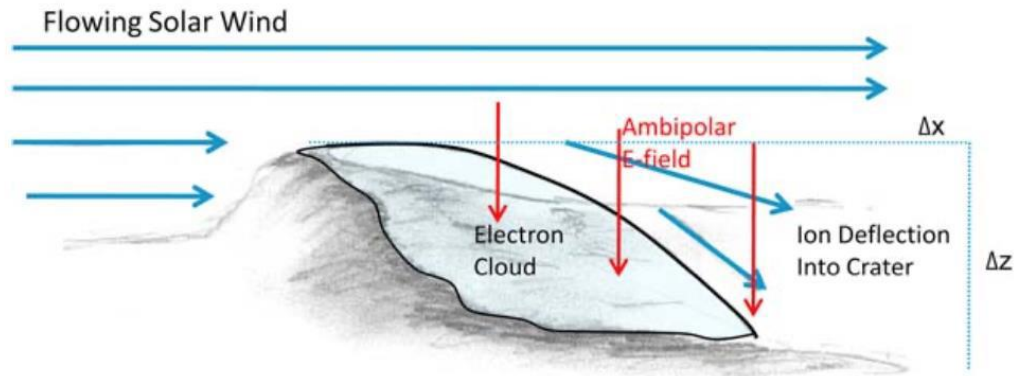


図 3.4.1 – An illustration of the trailing plasma expansion behind a topographic feature at the lunar south pole and terminator region (Farrell et al., 2010)

上記の月表面の影響に関する議論はモデルに基づくものであり、現在までのところ、明暗境界線（ターミネーター）領域の表面におけるプラズマ密度とフラックスレベルの直接観測は行われていないことに留意すること。探査機の設計者は、明暗境界線（ターミネーター）/極域で予想される低プラズマフラックス環境の影響を考慮することが推奨される。予想されるフラックスレベルの詳細は、Farrell et al. (2010)、Zimmerman et al. (2011)、Jackson et al. (2011, 2015)に記載されている。

表 3.3.3.5-1 のデータから得られた月面プラズマパラメータを表 3.4.3-1 に示す。月レゴリスの電気特性については 3.4.4 で述べる。

表 3.4.3-1. Lunar Surface Plasma Parameters

| | | Electron Density | Electron Temperature | Ion Velocity | Ion Density | Ion Temperature |
|--|-------|-----------------------|----------------------|--------------|-----------------------|-----------------|
| | | m ⁻³ | eV | km/s | m ⁻³ | eV |
| Magnetotail Lobes (add photoelectron population for dayside only) | mean | 2.0 x 10 ⁵ | 48 | 170 | 2.0 x 10 ⁵ | 290 |
| | 95% | 1.5 x 10 ⁵ | 160 | 440 | 1.5 x 10 ⁵ | 1000 |
| | 99.7% | 8.0 x 10 ⁴ | 440 | 540 | 1.0 x 10 ⁵ | 1700 |
| | max | 6.2 x 10 ⁴ | 980 | 650 | 8.9 x 10 ⁴ | 3400 |
| | photo | 1.0 x 10 ⁸ | 2.2 | N/A | N/A | N/A |
| Plasma Sheet (add photoelectron population for dayside only) | mean | 2.2 x 10 ⁵ | 150 | 110 | 2.0 x 10 ⁵ | 780 |
| | 95% | 1.1 x 10 ⁵ | 440 | 360 | 1.2 x 10 ⁵ | 2000 |
| | 99.7% | 6.9 x 10 ⁴ | 970 | 591 | 9.1 x 10 ⁴ | 3100 |
| | max | 5.0 x 10 ⁴ | 3700 | 1100 | 6.9 x 10 ⁴ | 4800 |
| | photo | 1.0 x 10 ⁸ | 2.2 | N/A | N/A | N/A |
| Magnetosheath Dayside | mean | 9.5 x 10 ⁶ | 18 | 350 | 8.0 x 10 ⁶ | 94 |
| | 95% | 9.4 x 10 ⁶ | 28 | 510 | 7.5 x 10 ⁶ | 220 |
| | 99.7% | 1.3 x 10 ⁵ | 180 | 640 | 1.3 x 10 ⁵ | 1100 |
| | max | 7.6 x 10 ⁴ | 1400 | 930 | 9.9 x 10 ⁴ | 3000 |
| | photo | 1.0 x 10 ⁸ | 2.2 | N/A | N/A | N/A |
| Magnetosheath Wake | mean | 1.9 x 10 ⁵ | 50 | N/A | 1.9 x 10 ⁵ | 330 |
| | 95% | 5.0 x 10 ⁴ | 97 | N/A | 6.9 x 10 ⁴ | 880 |
| | 99.7% | 4.3 x 10 ⁴ | 520 | N/A | 5.0 x 10 ⁴ | 2000 |
| | max | 4.3 x 10 ⁴ | 840 | N/A | 5.0 x 10 ⁴ | 3600 |
| Solar Wind Dayside | mean | 6.0 x 10 ⁶ | 11 | 420 | 6.0 x 10 ⁶ | 7.0 |
| | 95% | 1.5 x 10 ⁷ | 17 | 610 | 1.6 x 10 ⁷ | 20 |
| | 99.7% | 4.4 x 10 ⁷ | 28 | 620 | 4.3 x 10 ⁷ | 40 |
| | max | 6.6 x 10 ⁷ | 126 | 730 | 7.0 x 10 ⁷ | 121 |
| | photo | 1.0 x 10 ⁸ | 2.2 | N/A | N/A | N/A |
| Solar Wind Terminator | mean | 6.0 x 10 ⁵ | 11 | 420 | 6.0 x 10 ⁵ | 7.0 |
| | 95% | 1.5 x 10 ⁶ | 17 | 610 | 1.6 x 10 ⁶ | 20 |
| | 99.7% | 4.4 x 10 ⁶ | 28 | 620 | 4.3 x 10 ⁶ | 40 |
| | max | 6.6 x 10 ⁶ | 126 | 730 | 7.0 x 10 ⁶ | 121 |
| Solar Wind Wake* | mean | 7.3 x 10 ⁴ | 60 | N/A | 8.1 x 10 ⁴ | 320 |
| | 95% | 3.4 x 10 ⁴ | 110 | N/A | 4.4 x 10 ⁴ | 820 |
| | 99.7% | 4.6 x 10 ⁴ | 220 | N/A | 5.7 x 10 ⁴ | 1500 |
| | max | 2.3 x 10 ⁴ | 430 | N/A | 3.6 x 10 ⁴ | 2300 |

* 明暗境界線（ターミネーター）近くにおける、山や深いクレーターなどの大きな地形の背後には、太陽風プラズマのウェークが現れる。帯電した月面のプラズマシース内の物体では、密度はさらに2桁まで減少する可能性がある。

月面の電位は、場所、環境、表面の特徴によって表面全体で変化する。

月面電位を直接測定する方法がないため、ここに示した値は、参考文献に示されている間接的な測定とモデリングに基づいている。月面電位値は、予想される月面電位のおおよその目安である。

ここで紹介する月面電位の値は、Lunar Prospector 衛星データ (Halekas et al, 2007, 2008, 2009) および Solar Storm Lunar Atmosphere Modeling (SSLAM) (Farrell et al 2012) に基づいている。Lunar Prospector は、月面から放出され、磁場に沿って上向きに加速される二次電子と光散乱電子を測定して、表面電位を遠隔観測している。この値は周辺プラズマとの相対値である。

月面の帯電には、入射電子、二次電子、イオン、後方散乱電子、光電子による表面への電流と表面からの電流が含まれる。表面電位は、これらの電流によって変化する。平衡状態では、表面への正味の電流はゼロである。Lunar Prospector のデータと推定データを用いた計算では、入射電子エネルギー E_m が 500eV のとき、二次電子放出係数の最大値 δ_m は約 1.5 であることが示されている。月面の電気伝導度は十分に小さく、月面の異なる領域はほぼ独立して帯電する。極域における表面電位は、プラズマの時間変動スケールで動的に変化する。太陽風プラズマ中において、障害物の太陽指向方向の反対側にミニウェーク領域が形成され、このミニウェーク領域は太陽指向方向によって位置を変化する。

太陽風プラズマの昼の大部分では、表面電位は小さな正の値である。太陽天頂角 (SZA) が 90 度に近づき、それを超えると急激に負の値になる。表面電位がより大きくなるのは月の夜では、光電子放出が存在せず、イオン電流に対して表面への電子電流が大きいためになる。地球磁気圏尾部の典型的な夜の電位は約 -100V であり、プラズマシートでは数百 V (ボルト) から 1kV の負電位である。昼では、地球プラズマシートで負の帯電が観測されることがある。太陽風プラズマでは、月のウェークの境界付近で約 -200 V の負電位が観測され、月のウェーク中心ではより小さな負電位が観測される。

表面負電位が最も大きくなるのは、太陽高エネルギー粒子 (SEP) イベント中に観察される。このとき、月は高エネルギー (高温) プラズマに曝される。磁気圏外の太陽風プラズマでは、ルナ・プロスペクターに搭載された電子分光計が観測したように、極端な負の表面電位値と大規模な SEP イベントの間には、ほぼ一対一の対応関係がある。このようなイベントが発生すると、月の夜の表面は -4.5kV という低い電位になり、1kV 以上の負電位が観測されることもある。これらの電位は、夜の電位が数百 V の負電位であるのに対して、はるかに大きな負電位である。また、数百 V の負電位から 1000V 以下の負電位への変化は、SEP 電子の発生率の増加に合わせて、数時間で比較的速く起こる傾向がある。負の電位が最も大きくなるのは、一般に月のウェーク中心付近の領域で観察される。このような大きな表面電位と静電気放電やダストの影響のリスクをもたらす環境と条件を理解し、適切にモデル化するには、さらなる研究が必要である。

月面の電位は表 3.4.3-2 にまとめられている。この表の数値は表面電位のおおよその目安であり、必ずしも境界条件を表すものではない。

表 3.4.3-2. Approximate Lunar Surface Potentials

| | Sunlight | Darkness/Shadow |
|--------------------------|---------------|--------------------|
| | V | V |
| Magnetotail | 0 | -100 |
| Magnetotail Plasma Sheet | 0,-500 (rare) | -1000 |
| Solar Wind | 0 | -500, -4500 (rare) |
| Solar Wind Terminator | -50 | -200 |
| Solar Wind Mini-wake | -50 | -100 |

3.4.4 月レゴリスの電気特性

概要

月レゴリスの電気特性・光電特性は、バルク導電率、誘電率、月の微再粒子の光電子放出、レゴリス全体の二次電子放出によって特徴づけられる。これらのパラメータは、宇宙プラズマや放射線環境と月レゴリスの相互作用による月面の帯電ハザードを評価するために必要である。月面のプラズマ環境については、3.3.3.6 に説明されている。月レゴリスは、大小の隕石の衝突や微小メテオロイドの衝突、太陽や銀河の荷電粒子の衝突によって生じたダストや砕けた岩石で構成されている。ダスト粒子が衝突による熱で溶融したり、一部が蒸発したりするため、再凍結すると粒子が溶着し、ガラス状のアグルチネートになる。月レゴリスは表面の大部分を覆っており、厚さは海で4~5m、高地では10~15mに及ぶ。アポロ15号の着陸地点で採取されたレゴリスの密度は、表層30cmで平均1.35g/cm³、深さ60cmが平均1.85g/cm³である。

設計上の制限

このセクションの表の値は設計に使用されるものとする。図は説明のみを目的として示されている。

表 3.4.4-1 Regolith electrical properties

| Parameter | | Units | Notes | Section | Reference |
|---|--|-------|--|---------|-----------------------------|
| DC Electrical Conductivity | <10 ⁻¹⁰ @ 400 K | Mho/m | For rocks; values will be lower for soil. Temperature dependent lab analysis and in situ | 3.4.4.1 | Carrier et al. 1991 |
| | <10 ⁻²⁵ @ 100 K | | | | Dyal et al. 1974 |
| | <10 ⁻⁹ @ upper 5 km | | | | |
| Relative Dielectric Permittivity (<i>k</i>) | 2.8 @ 1.58 g cm ⁻³ | - | Function of density, temperature, and frequency | 3.4.4.2 | Carrier et al. 1991 |
| | 3.11 @ 1.58 g cm ⁻³ | | | | Olhoeft and Strangway, 1975 |
| Loss Tangent | 0.0057 @ 1.58 g cm ⁻³ 0.0066 @ 1.58 g cm ⁻³ | - | Function of density, temperature, frequency, and chemistry | 3.4.4.3 | Langseth et al. 1973 |

3.4.4.1 バルク導電率（電気伝導率）

概要

月レゴリスの電気伝導率は、レゴリスに電流が流れる際の、レゴリスの電流効率のことである。

設計上の制限

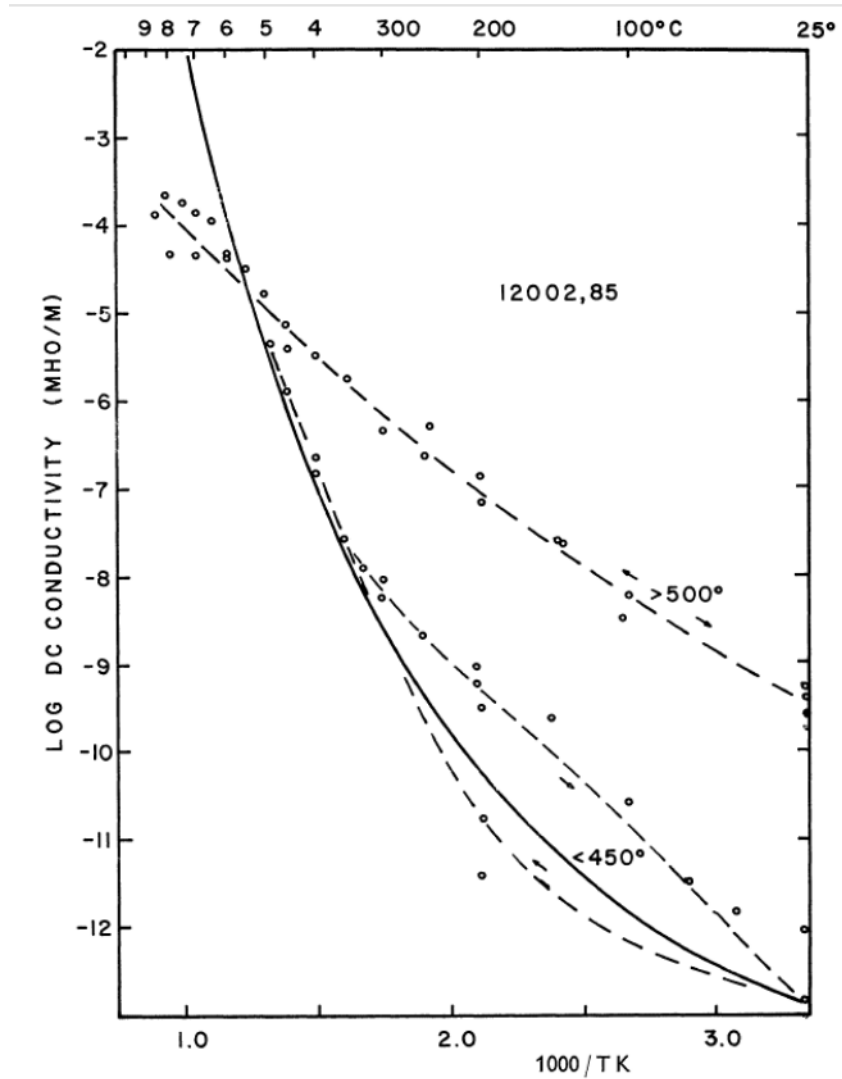
Olhoeft ら(1974)はアポロ 15 号の土粒子サンプルの導電率を測定し、若干異なる温度依存性を発見した。

図 3.4.4.1-1 は Olhoeft ら(1974)の図 3 の月サンプル 12002,85 (玄武岩)の真空中の温度に対する電気伝導率を示している。データに対する指数関数的な理論的近似は、以下で記述される。

$$\sigma = 6 \times 10^{-18} \exp^{0.037T}$$

ここで、 σ はジーメンズ/メートル、 T はケルビンの単位で温度を表す。Olhoeft ら(1974)の図 4 に対応する図 3.4.4.1-2 は、月のサンプル 65015,6 (高再結晶化角礫岩)に対するものであり、指数関数的な近似は以下で与えられる。

$$\sigma = 6 \times 10^{-18} \exp^{0.023T}$$



☒ 3.4.4.1-1. Figure 3 from Olhoeft et al. (1974) showing the electrical conductivity versus temperature in vacuum for Lunar sample 12002,85 (basalt).

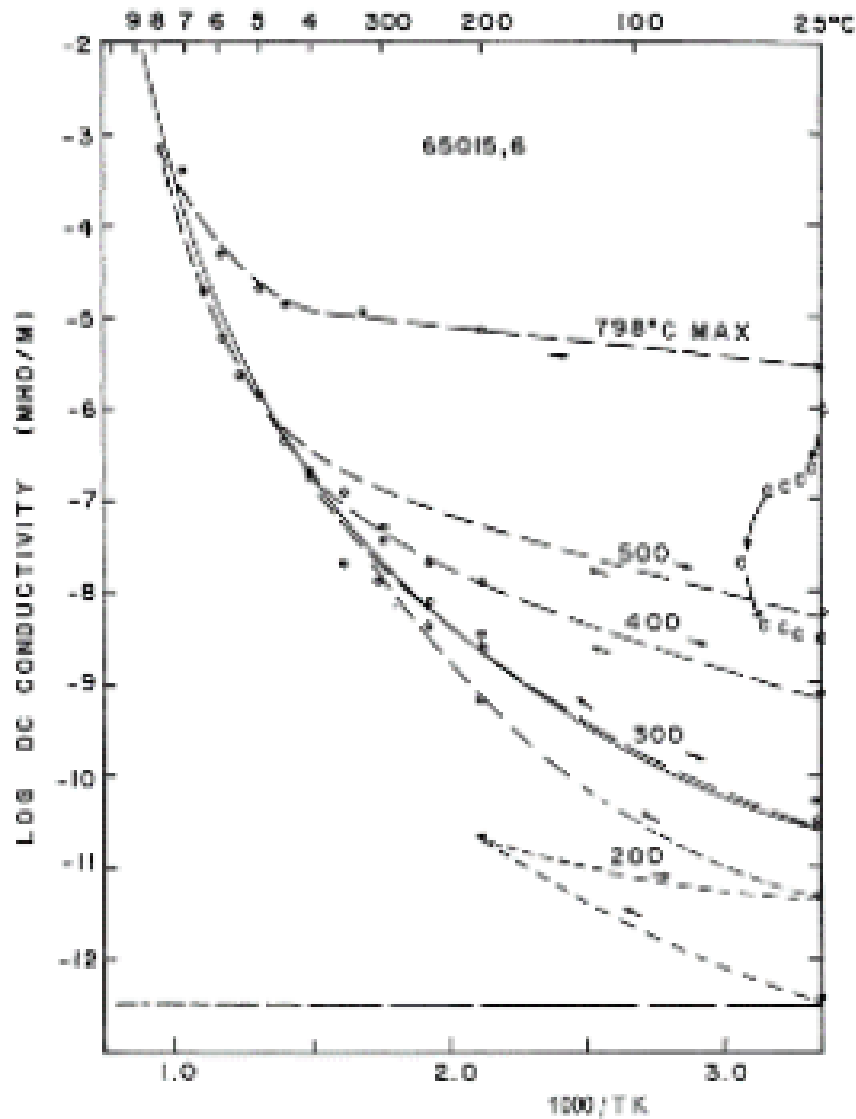


図 3.4.4.1-2. Taken from Figure 4 in Olhoeft et al. (1974) is for lunar sample 65015,6 (highly recrystallized breccia).

3.4.4.2 誘電率

概要

誘電率とは、土粒子の比誘電率であり、誘電率は分離した電荷キャリアを保持する能力である。比誘電率は絶対誘電率と真空中の誘電率の比である¹⁰⁰。

¹⁰⁰ 探査、特に氷の探査では誘電率は非常に重要である。なお、誘電率の測定方法やデータの評価例についてはハンドブックに掲載する予定である。

設計上の制限

誘電率、または比誘電率は、次式で与えられる。

$$K = \frac{\varepsilon(\omega)}{\varepsilon_0}$$

ここで、 $\varepsilon(\omega)$ は物質の周波数に依存する、複素誘電率、 ε_0 は真空中の誘電率である。Olhoeft と Strangway (1975) は、100 kHz を超える周波数での月サンプルの誘電率対密度の測定結果を調べ、以下の関係を与えた。

$$K' = (1.93 \pm 0.17)\rho$$

ここで、 ρ は g/cm^3 単位で表した密度。

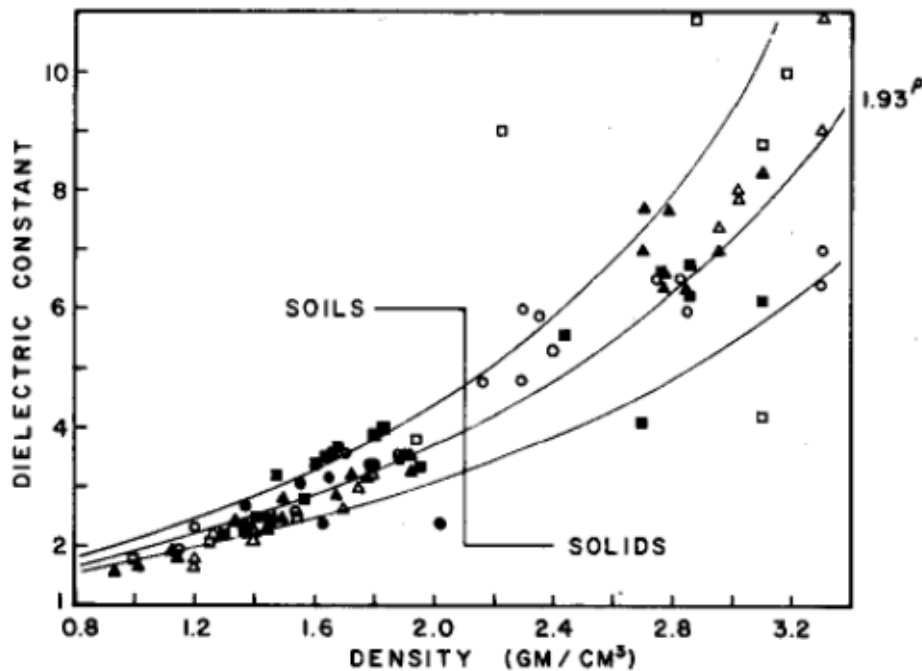


図 3.4.4.2-1 from Olhoeft and Strangway (1975) gives the dielectric constant versus density with fitted equation from regression analysis. Open squares, triangles, and circles are data from Apollo 11, 12, and 14 samples, respectively, and close squared, triangles and circles are from Apollo 15, 16, and 17 samples respectively. This is Figure 2 in the Olhoeft and Strangway (1975) article.

周波数に対する比誘電率を図 3.4.4.2-2 および表 3.4.4.2-1 に示す。レーダー解析では、これらの値を使用することが望ましい。

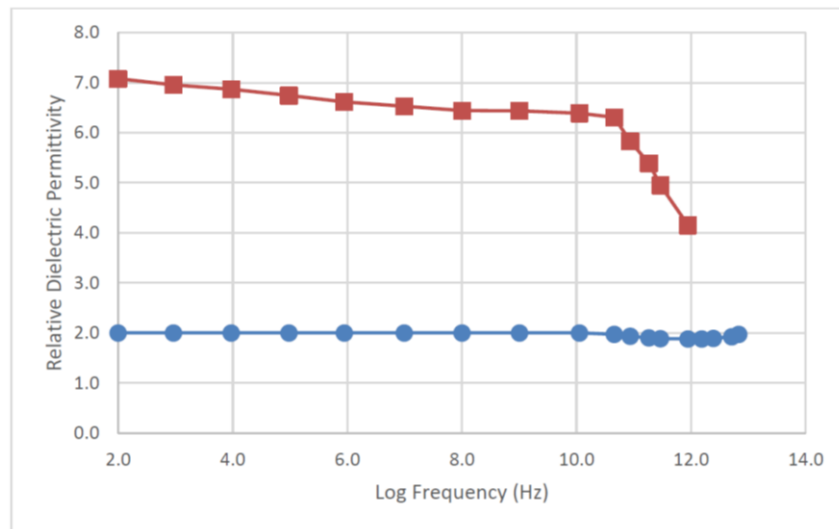


图 3.4.4.2-2 Relative dielectric permittivity of lunar soil (blue circles, sample 14163 fines) and rock (orange squares, sample 14310) as a function of frequency. The soil data have been normalized to a density of 1 g/cm³. From Lunar Sourcebook figures 9.60 and 9.61.

表 3.4.4.2-1 Numerical values of relative dielectric permittivity from figure 3.4.4.2-1. From Lunar Sourcebook figures 9.60 and 9.61.

| Log Frequency | Relative Dielectric Permittivity | Relative Dielectric Permittivity |
|---------------|----------------------------------|----------------------------------|
| Hz | Soil sample 14163 Fines | Rock sample 14310 |
| 2.0 | 2.001 | 7.079 |
| 3.0 | 2.001 | 6.954 |
| 4.0 | 2.001 | 6.868 |
| 5.0 | 2.001 | 6.742 |
| 5.9 | 2.001 | 6.616 |
| 7.0 | 2.001 | 6.530 |
| 8.0 | 2.001 | 6.444 |
| 9.0 | 2.001 | 6.438 |
| 10.1 | 2.001 | 6.391 |
| 10.7 | 1.970 | 6.306 |
| 10.9 | 1.934 | 5.828 |
| 11.3 | 1.903 | 5.389 |
| 11.5 | 1.887 | 4.951 |
| 11.9 | 1.883 | 4.153 |
| 12.2 | 1.883 | |
| 12.4 | 1.891 | |
| 12.7 | 1.926 | |
| 12.8 | 1.970 | |

モデルインプット

無し

制約事項

無し

テクニカルノート

無し

3.4.4.3 誘電正接

概要

誘電正接は、誘電体における電磁エネルギーの散逸を表すものである。

設計上の制限

表 3.4.4.3-1 は、月レゴリスの対数周波数に対する誘電正接の値を示し、図 3.4.4.3-1 はこれらの値をプロットしたものである。これらの値は、土粒子密度を 1g/cm^3 に正規化したものである。450MHz における誘電正接の密度依存性は以下の式で与えられる。

$$\text{loss tangent} = 10^{[0.440\rho - 2.948]}$$

ここで ρ は土粒子密度を示す。(3.4.2.3.1 参照)

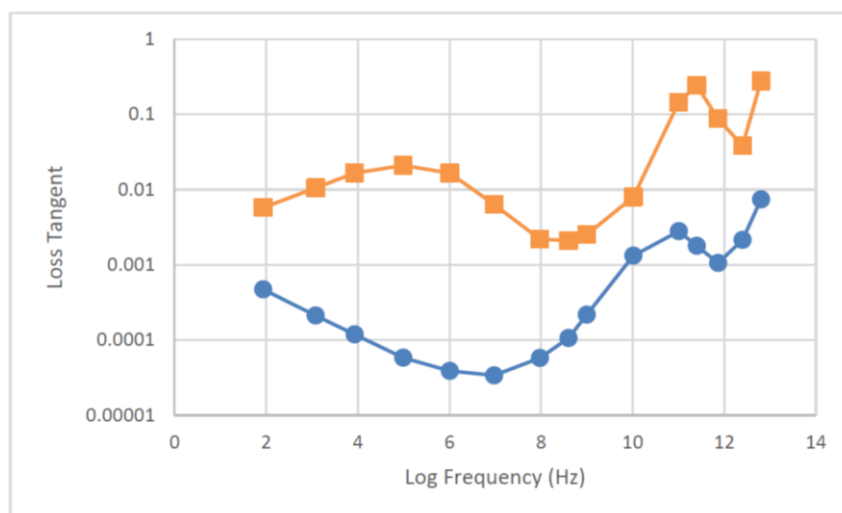


図 3.4.4.3-1 Loss tangent of lunar soil (blue circles, sample 14163 fines) and rock (orange squares, sample 14310) as a function of frequency from Lunar Sourcebook.

表 3.4.4.3-1 Loss tangent of lunar soil (blue circles, sample 14163 fines) and rock (orange squares, sample 14310) as a function of frequency from Lunar Sourcebook figures 9.60 and 9.61.

| Log Frequency | Loss Tangent | Loss Tangent |
|---------------|----------------------------|----------------------|
| Hz | Soil sample 14163 Fines | Rock sample 14310 |
| 2.0 | 4.71E-04 | 5.75E-03 |
| 3.0 | 2.11E-04 | 1.05E-02 |
| 4.0 | 1.18E-04 | 1.66E-02 |
| 5.0 | 5.81E-05 | 2.09E-02 |
| 6.0 | 3.89E-05 | 1.66E-02 |
| 7.0 | 3.39E-05 | 6.31E-03 |
| 8.0 | 5.75E-05 | 2.19E-03 |
| 8.6 | 1.06E-04 | 2.09E-03 |

| Log Frequency | Loss Tangent | Loss Tangent |
|---------------|----------------------------|----------------------|
| Hz | Soil sample 14163 Fines | Rock sample 14310 |
| 9.0 | 2.16E-04 | 2.51E-03 |
| 10.0 | 1.32E-03 | 7.94E-03 |
| 11.0 | 2.80E-03 | 1.45E-01 |
| 11.4 | 1.78E-03 | 2.40E-01 |
| 12.0 | 1.05E-03 | 8.71E-02 |
| 12.4 | 2.13E-03 | 3.80E-02 |
| 12.8 | 7.37E-03 | 2.75E-01 |

Chang'E-2 および Lunar Reconnaissance Orbiter (Siegler et al. 2020) による月周回軌道からの誘電正接の最新測定値は 3~37GHz の周波数において使用すべきである。図 3.4.4.3-2 および表 3.4.4.3-2 にこれらの値を示す。高地は南極域の代表的なデータである。

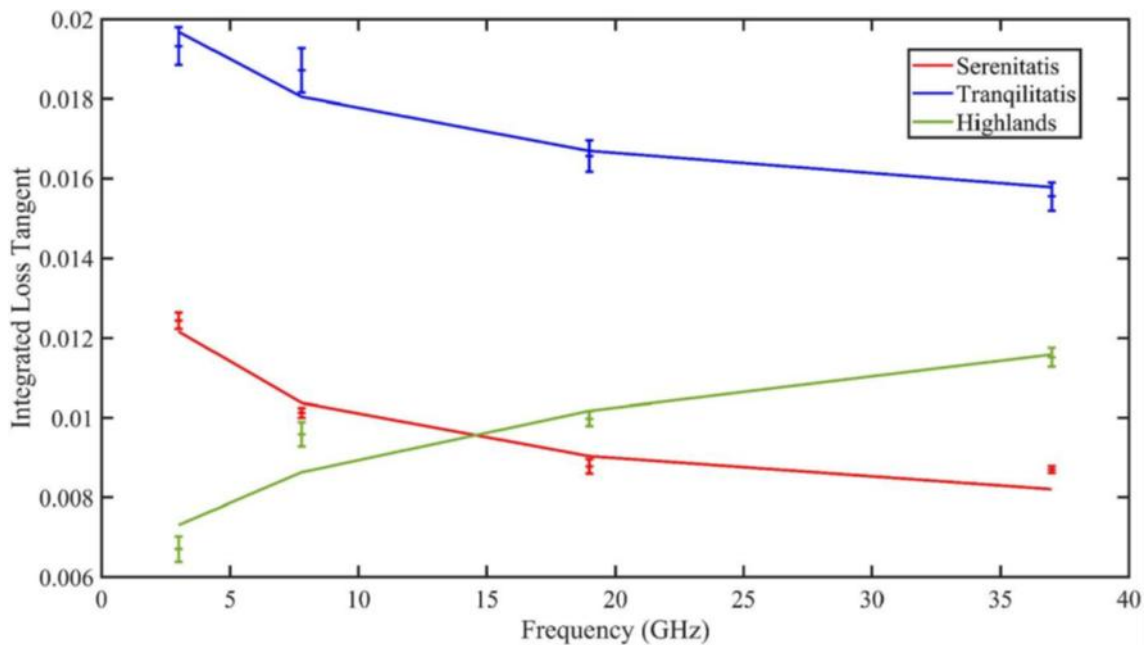


図 3.4.4.3-2 Integrated loss tangent vs. frequency (with 1 σ error bars, lines are model fits) from Siegler et al., 2020.

表 3.4.4.3-2 Integrated loss tangent vs. frequency from Siegler et al., 2020.

| Frequency | Loss Tangent | Loss Tangent | Loss Tangent |
|-----------|--------------|--------------|----------------|
| GHz | Highlands | Serenitatis | Tranquilitatis |
| 3.0 | 6.67E-03 | 1.24E-02 | 1.93E-02 |
| Frequency | Loss Tangent | Loss Tangent | Loss Tangent |
| GHz | Highlands | Serenitatis | Tranquilitatis |
| 7.8 | 9.59E-03 | 1.01E-02 | 1.87E-02 |
| 19.4 | 9.96E-03 | 8.77E-03 | 1.66E-02 |
| 37.0 | 1.15E-02 | 8.69E-03 | 1.56E-02 |

テクニカルノート

Lunar Sourcebook は、Strangway and Olhoeft, 1977, Strangway et al, 1972, Gold et al, 1972, Bassett and Shackelford, 1972 and Perry et al, 1972 などの多数の論文を参照している。

Chang'E-2/LRO の測定値は、Chang'E-2 マイクロ波放射計の 15-20km の観測範囲により、岩石とレゴリスの混合物を含む (Siegler private communication 2021)。

3.4.5 光学特性

概要

光学およびレーダーによる着陸センサシステムの設計には、月面およびダスト環境での光波および電波の波長における光子の吸収・散乱特性が必要である。

設計上の制限

このセクションの表の値は設計に使用されるものとする。図は説明のみを目的として示されている。

3.4.5.1 可視・近赤外域の特性

アルベド値は セクション 3.4.6.1.1 に示す。光散乱関数は、Hapke パラメータ (Sato et al. 2014) で詳細に説明されているが、工学的解析には Henyey-Greenstein (H-G) 位相関数で十分である^{101 102}。

$$p(g) = \frac{1+c}{2} \frac{1-b^2}{(1-2b \cos(g) + b^2)^{3/2}} + \frac{1-c}{2} \frac{1-b^2}{(1+2b \cos(g) + b^2)^{3/2}}$$

ここで、 g は位相角 (入射角と視線角の間)、 b と c は表 3.4.5.1-1 などに示されている。なお、 c の値が正であれば後方散乱、負であれば前方散乱を示すことに注意すること。

表 3.4.5.1-1 Values of H-G parameters determined by LRO for various types of regolith (Sato et al. 2014, their figure 20).

| Type of soil | b | c |
|--------------------------------|------|-------|
| Highland immature ejecta | 0.20 | 0.70 |
| Highland mature soil | 0.23 | 0.37 |
| Mare mature soil | 0.26 | 0.07 |
| Apollo 16 highland crystalline | 0.33 | -0.28 |
| Apollo 11 Mare crystalline | 0.34 | -0.40 |

¹⁰¹ 空隙率や微細な凹凸が反射率に影響を与える。本文中で引用されている論文(Sato et al. 2014)では、一様な凹凸と空隙率という仮定を置いている。着陸前後等、必要により、人間による地表面のかく乱が反射率に影響することを考慮した方が望ましい。

¹⁰² 光散乱関数は、Hapke パラメータ (Sato et al. 2014) で詳細に説明されている。工学的解析には、Henyey-Greenstein (H-G) 位相関数を使用する旨、記載されているが、例えば、カメラの露光時間設定等、月面の明るさを考える上では、太陽位相角だけでなく、面の向きによって明るさが変わる (入射角と出射角の依存性) ため、考慮するべきである。また、測光モデル式としては Hapke モデル以外にも簡便な経験的モデルも存在することに注意すること。

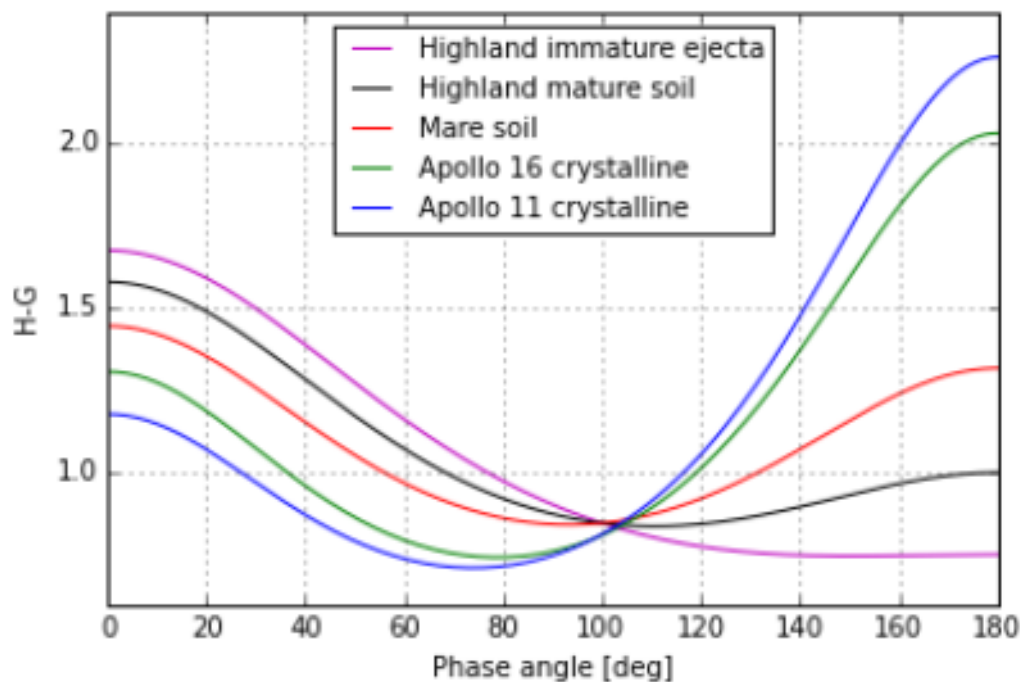


図 3.4.5.1-1 Henyey-Greenstein phase functions using the parameters listed in Table 3.4.5.1-1. The Apollo crystalline values are given to show possible small scale forward scattering from isolated particles. The crystalline material is not significant for engineering applications due to small number densities.

3.4.5.2 レーダー特性

レーダー反射率は、レゴリスの電気的特性 (3.4.4) と表面粗さ (3.4.1.3) から算出することができる¹⁰³。

3.4.6 月の熱環境

概要

月レゴリスの熱特性は、月面建築の設計や月面で動作するシステムの熱挙動を評価するために必要である。

¹⁰³ 浮遊ダストが帯電している場合、受信電力と送信電力の比が非帯電の場合と大きく異なるという地球での報告がある (Li Xie et al. 2020, <https://doi.org/10.1016/j.jqsrt.2020.107040>)。浮遊ダストについて、必要により、考慮した方が望ましい。

月の熱環境は、太陽と月面からの熱放射と、月面の熱伝導で構成されている。高緯度では、局所的な地形と季節（太陽直下の緯度）変動が大きな影響を与える。

設計上の制限

このセクションの表の値は設計に使用されるものとする。図は説明のみを目的として示されている。

3.4.6.1 月面の放射環境

背景放射温度と太陽からの距離による太陽放射照度の範囲 S_0 は 3.3.9.1 に示すとおりである。月面からの熱放射は、反射された太陽光と（月面から）放射された赤外線からなる。反射された太陽光は次の式で計算される。

$$I_R = S_0 A \cos(Z)$$

ここで、 A は可視光（太陽スペクトル）のアルベド、 Z は太陽天頂角である。

月レゴリスの散乱関数については、セクション 3.4.5.1 で説明する。

レゴリスの太陽光吸収率は次式で与えられる。

$$\alpha = 1 - A$$

レゴリスからの赤外放射は次式で与えられる。

$$I_L = \varepsilon \sigma T^4$$

ここで、 ε はレゴリスの赤外放射率、 σ はステファン-ボルツマン定数である。放射率の値については 3.4.6.1.1 を参照のこと。

昼の表面温度は以下の式で近似することができる¹⁰⁴。

$$T(Z) = \left[\frac{S_0 (1 - A) \cos(Z)}{\varepsilon \sigma} \right]^{\frac{1}{4}}$$

上式は感度解析のために使用されるが、設計目的で使用される温度の最悪条件は表 3.4.6.3-1 に示すとおりである。 S_0 は、3.3.9.1 で説明されているように、太陽までの距離でスケールされた太陽定数の値である。

昼の表面温度の太陽天頂角による変化は、ランバート近似を用いることができる。

¹⁰⁴ 感度解析に使用する場合は本式で近似することができる

$$T(Z) = T_S \cos^{1/4}(Z)$$

ここで、 T_S は太陽直下の温度である。セクション 3.4.6.3 では、Lunar Reconnaissance Orbiter Diviner の観測機器が観測する温度の範囲を、全球と南緯 84 度から 90 度までの 2 つの領域について示している。前者は全球にアクセスするような宇宙機の設計に、後者は極域ミッションの解析にのみ用いることが望ましい。詳細なミッション固有の性能解析には、ミッションの日付とデジタル標高モデルを使用して、地形効果（例えば、山による影や太陽に照らされた山への近接など）を解析することができる。解析方法は、Lunar Thermal Analysis Guidebook (HLS-UG-001) ¹⁰⁵で説明されている。図 3.4.6.1.1-1 は、月の赤道におけるアルベドと放射率の経度による変化を示している。

3.4.6.1.1 アルベドと放射率

可視光（太陽スペクトル）のアルベドは、月面全体で一定ではない。また、海と高地では明らかな違いがある（表 3.4.6.1.1-1、図 3.4.6.1.1-1 を参照）。レゴリスの可視光散乱位相関数については、3.4.5.1 に説明されている。

表 3.4.6.1.1-1 Albedo and emissivity extremes for global and south polar regions. Since the south polar region is essentially highland regolith, we use highland equatorial values for a and ε. The infrared emissivities are taken from Vasavada et al. 2012 and Hayne et al. 2017 and the global albedo is from Williams et al. 2017.

| Location | Albedo a | Emissivity ε |
|---------------------------------|----------|---------------------------------|
| Highland mean (0° lat) | 0.16 | 0.95 – 0.98 |
| Mare mean (0° lat) | 0.07 | 0.95 – 0.98 |
| South Pole (84-90°S) nominal | 0.16 | None available. Use 0.95 – 0.98 |

¹⁰⁵ Lunar Thermal Analysis guidebook は以下を参照
<https://ntrs.nasa.gov/citations/20210010030>

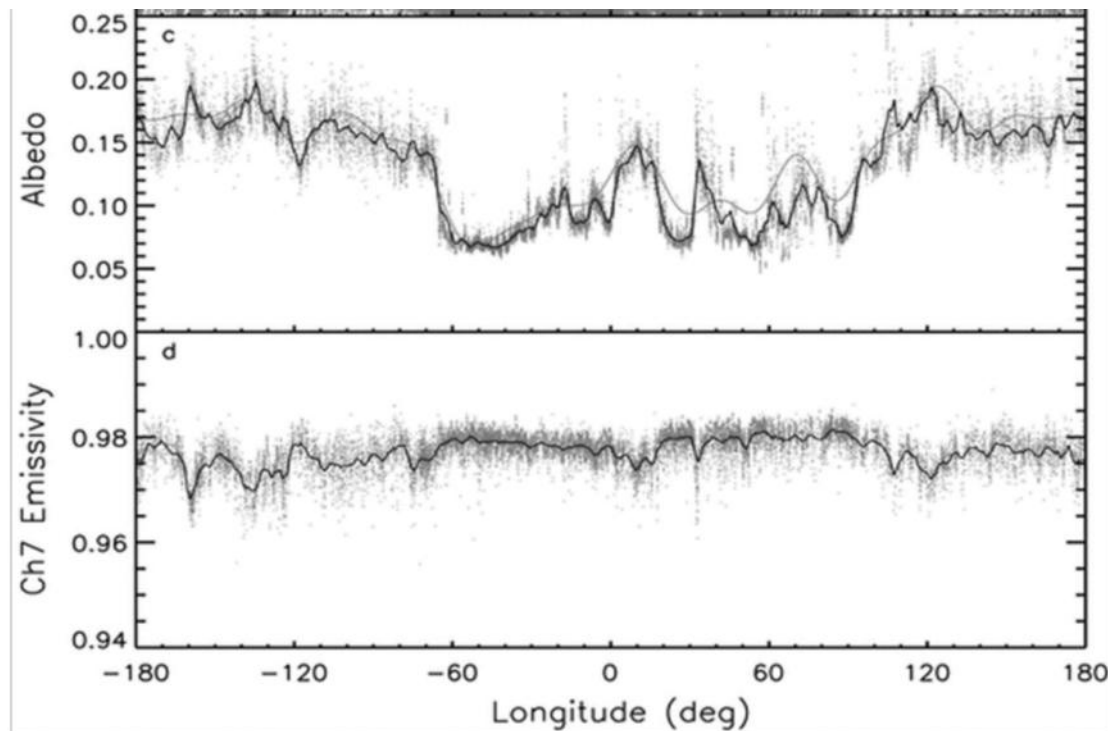


図 3.4.6.1.1-1 Equatorial albedo and emissivity as a function of longitude from Vasavada et al. 2012. The solid line in panel c is the albedo smoothed with a moving average of 2° of longitude every 0.05° . The gray curve is from the Clementine imagery. Panel d is from Diviner channel 7 which is near the peak of the thermal emissions. The solid line is data smoothed over 3° of longitude every 0.05° ¹⁰⁶.

3.4.6.2 月面の熱特性

以下では、レゴリスへ、また、レゴリスからの熱伝達の解析に必要な月レゴリスパラメータについて説明する。表 3.4.6.2-1 に熱伝導率、熱拡散率、熱容量に関する値を示す。かさ密度は表 3.4.2.3-1 に示し、セクション 3.4.2.3.1 で説明されている。

¹⁰⁶ 月の表は高地より海が多いため、アルベドが小さくなっている。一方、月の裏は高地が多いため、アルベドが大きくなっている。

表 3.4.6.2-1 Nominal values of thermal parameters for lunar regolith.¹⁰⁷

| Parameter | Value | Units | Notes | Section | Reference |
|-------------------------------|---|--------------------|-----------------------------------|-----------|----------------------------------|
| Thermal Conductivity (k) | 35-234cm deep: $1.4 \times 10^{-2} - 2.5 \times 10^{-2}$ (Apollo 15) | W/m-K | - | 3.4.6.2.1 | Langseth et al. 1973a Table 9-VI |
| | $1.72 \times 10^{-2} - 2.95 \times 10^{-2}$ (Apollo 17) | | | | |
| | 2-15cm deep: $1.0 \times 10^{-2} - 1.5 \times 10^{-2}$ (Apollo 15 & 17) | | | | Langseth et al. 1973b |
| | 0-2cm deep: | | | | |
| Parameter | Value | Units | Notes | Section | Reference |
| | $0.9 \times 10^{-3} - 1.5 \times 10^{-3}$ (Apollo 15 & 17) | | | | |
| Thermal Diffusivity (K) | 1.1×10^{-5} | cm ² /s | Temperature and density dependent | 3.4.6.2.3 | Cremers 1972 |
| Heat Capacity (Specific Heat) | See Table 3.4.6.2.2-1 | J/kg-K | Temperature dependent | 3.4.6.2.2 | Woods-Robinson et al. 2019 |

3.4.6.2.1 熱伝導率

熱伝導率 k は、物質が熱を伝える能力のことである。月レゴリスの熱伝導率は、アポロ 15 号と 17 号の熱流実験の際にその場で収集されたデータと、持ち帰られたアポロサンプルから算出された。これらの計算値と Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO) Diviner の実験から得られた温度に、月面の熱モデルを当てはめて、熱伝導率モデルを定義した。

レゴリスの表層 1~2cm は熱伝導率が極めて低く、レゴリス全体の約 1/10 である。全体として、レゴリス全体の熱伝導率は非常に低くなっている。これはエアロゲル¹⁰⁸と同程度で、乾燥した珪砂の約 10 分の 1 である。

月レゴリスの有効熱伝導率は、真空中の他の多孔質媒体と同様に、単独で伝導する成分と単独で放射する成分の合計である¹⁰⁹。

¹⁰⁷ 深さが深いほど熱伝導率が高いことに留意すること。

¹⁰⁸ エアロゲルは一般に断熱材で使用されている

¹⁰⁹ 真空中の他の多孔質媒体と同様に、熱伝導と熱輻射の効果が組み合わさった有効伝導率として考える必要がある

104K から 425K の間で、人為的擾乱を受けたレゴリス¹¹⁰について、Cremers ら 1972 は、密度 1970kg/m³ のアポロ 12 号で持ち帰られたサンプルから経験的に決定した次の関係を与えている。

$$k(T) = k_c + k_r T^3$$

ここで、 k_c は伝導成分、 $k_r T^3$ は放射成分、そして

$$k_c = 1.15 \times 10^{-3} \left[\frac{W}{mK} \right], \quad k_r = 0.159 \times 10^{-10} \left[\frac{W}{mK^4} \right]$$

人為的擾乱を受けていないレゴリス¹¹¹について、Hayne et al. 2017 は、密度 ρ 、 k_c と k_r の依存関係を、密度の深さに依存する関係と組み合わせ提示している。これらの結果は、月面の熱モデルを LRO Diviner 実験からの全球データに最適に適合させることによって得られたも

のであ $\rho_{\text{surface layer}} = 1100 \left[\frac{kg}{m^3} \right], \quad \rho_{\text{deep layer}} = 1800 \left[\frac{kg}{m^3} \right]$

る。 $\rho = \rho_{\text{deep layer}} - (\rho_{\text{deep layer}} - \rho_{\text{surface}}) e^{-\frac{z}{H}} \left[\frac{kg}{m^3} \right]$

$z = \text{depth (from surface) [m]}$

$H = \text{a scaling factor, typically 0.06}$

$$k_r = k_c \left(\frac{2.7}{350^3} \right) \left[\frac{W}{mK^4} \right]$$

$$k_c = k_{\text{deep layer}} - (k_{\text{surface layer}} - k_{\text{deep layer}}) \left(\frac{\rho_{\text{deep layer}} - \rho}{\rho_{\text{deep layer}} - \rho_{\text{surface layer}}} \right) \left[\frac{W}{mK} \right]$$

$$k_{\text{surface layer}} = 7.4 \times 10^{-4} \left[\frac{W}{mK} \right], \quad k_{\text{deep layer}} = 3.4 \times 10^{-3} \left[\frac{W}{mK} \right]$$

Woods-Robinson ら 2019 は、月のシミュラント（砕いた玄武岩）¹¹²を使って、100K 未満では、上記の関係は月レゴリスの熱伝導率を過大評価する可能性があることを経験的に示した。その後、著者らは、極低温で有効な砕いた玄武岩の熱伝導率関係を提示した。月レゴリスに対する最新の適合結果はまだ発表されていない。

熱伝導率は、月の微粉粒子の粒子組成と形状に依存し、これらの特性は場所によって異なる。図 3.4.6.2.1-1 は、さまざまなアポロ着陸地点のレゴリスサンプルとサンプル質量密度における、熱伝導率と温度の関係を示している。このデータから得られる最悪条件を設計目的に使用することが望ましい。これらの最悪条件は、上述した $k(T)$ の式の係数で記述され、次のようになる。（図中の参考文献）。

アポロ 11 号（海）、密度 1640kg/m³：

¹¹⁰ disturbed regolith：自然のままの状態ではない（人の手が介在している）レゴリス

¹¹¹ undisturbed regolith：自然のままの状態にある（人の手が介在していない）レゴリス

¹¹² 砕いた玄武岩をシミュラントとしている

$$k_c = 1.868 \times 10^{-3} \left[\frac{W}{mK} \right], \quad k_r = 2.29 \times 10^{-11} \left[\frac{W}{mK^4} \right]$$

アポロ 16 号 (高地)、密度 1500kg/m^3 :

$$k_c = 4.84 \times 10^{-4} \left[\frac{W}{mK} \right], \quad k_r = 1.11 \times 10^{-11} \left[\frac{W}{mK^4} \right]$$

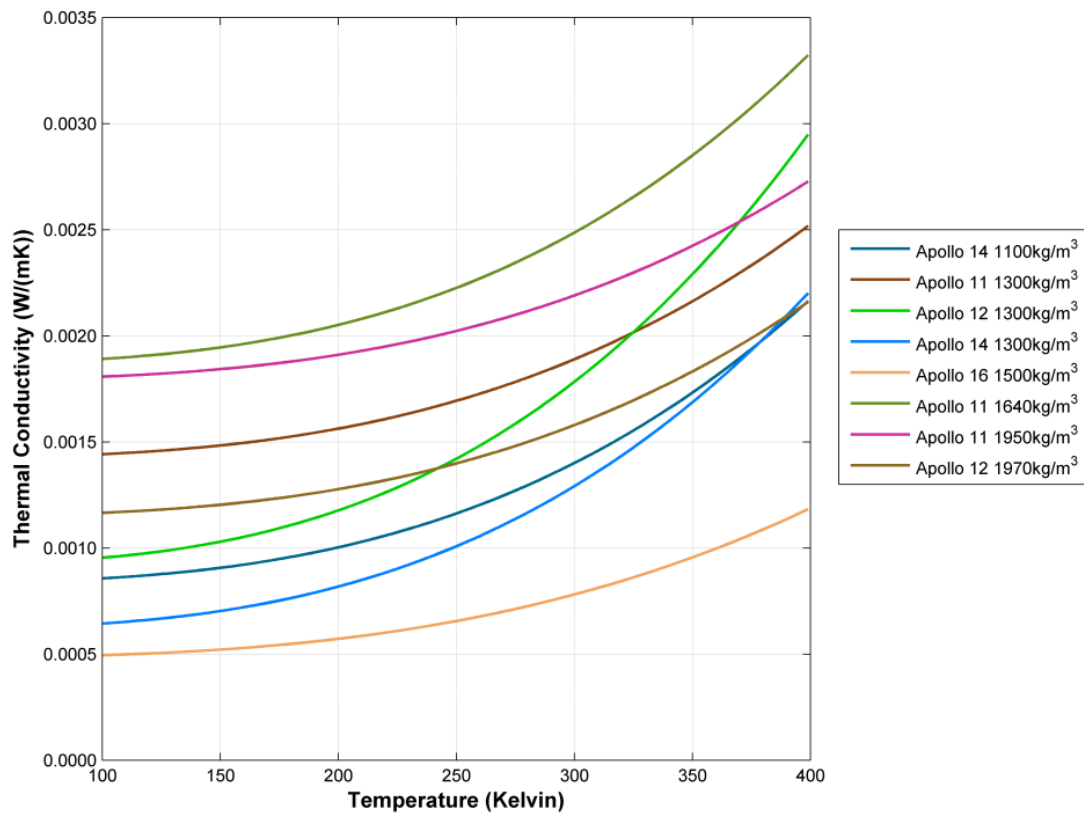


図 3.4.6.2.1-1 Thermal conductivity versus temperature for various Apollo samples (Cremers and Birkeback 1971, Cremers et al. 1972, Cremers 1972, Cremers and Hsia 1974)

アポロ 11 号から持ち返られたいくつかの岩石の熱伝導率が計算されている。Cremers 1974 は利用可能なデータをまとめている。熱伝導率は岩石の組成によって異なり、150K から 430K の間で $0.2 \sim 2.0\text{W}/(\text{mK})$ の範囲にある。

3.4.6.2.2 熱容量 (比熱)

熱容量 (C) とは、ある物体の温度を単位温度変化させるのに必要な熱量を示す尺度である。比熱 (c) 容量とは、単位質量の物体の温度を単位温度変化させるのに必要な熱量のことである¹¹³。

熱容量は次のように定義される。

$$C = \frac{\Delta Q}{\Delta T}$$

比熱は次のように定義される。

$$c = \frac{\Delta Q}{m \Delta T}$$

Where:

ΔQ = amount of heat energy

ΔT = temperature change

m is the mass.

ΔQ = 熱エネルギー量

ΔT = 温度変化

m は質量。

比熱の温度依存性は、Woods-Robinson et al 2019 の図 3.4.6.2.2-1 に示されている。フィッティングのための方程式は、Woods-Robinson et al. 2019 に示されている。表 3.4.6.2.2-1 は、新しいフィッティング曲線に沿った値を示す。

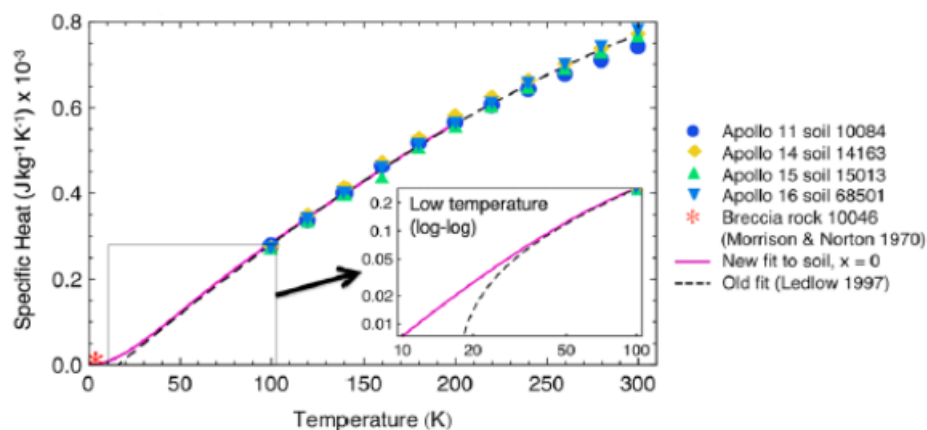


図 3.4.6.2.2-1 Revised estimate of the specific heat versus temperature of lunar regolith from Woods-Robinson et al. 2019. The estimate is valid between 10 and 400 K.

¹¹³ 比熱は単位質量辺りの熱容量であるため、質量で割っている。

表 3.4.6.2.2-1 Specific heat versus temperature extracted from 図 3.4.6.2.2-1.

| Temperature | Specific Heat |
|-------------|---------------------------|
| K | J/kg K x 10 ⁻³ |
| 10 | 0.009 |
| 20 | 0.027 |
| 30 | 0.053 |
| 40 | 0.089 |
| 50 | 0.122 |
| 60 | 0.158 |
| 70 | 0.191 |
| 80 | 0.227 |
| 91 | 0.258 |
| 100 | 0.287 |
| 120 | 0.347 |
| 140 | 0.404 |
| 160 | 0.458 |
| 181 | 0.513 |
| 200 | 0.564 |
| 220 | 0.609 |

| Temperature | Specific Heat |
|-------------|---------------------------|
| K | J/kg K x 10 ⁻³ |
| 240 | 0.653 |
| 260 | 0.698 |
| 280 | 0.733 |
| 300 | 0.773 |

3.4.6.2.3 熱拡散率

熱拡散率(κ)は、周囲の温度変化に対して、物質が適応する速度の尺度である。

$$\kappa = \frac{k}{\rho c}$$

Where:

k = thermal conductivity (W/mK)

ρ = density (kg/m³)

c = specific heat (J/kgK).

k = 熱伝導率 (W/mK)

ρ = 密度 (kg/m³)

c = 比熱(J/kgK).

熱拡散率の高い材料は、周囲の熱環境の変化にすぐに適応する。熱拡散率は、表 3.4.6.2.3-1 に示すように、深さと温度の関数である。

表 3.4.6.2.3-1 Thermal diffusivity as a function of temperature for disturbed and undisturbed regolith at the surface. These values assume a density of 1580 kg/m³.

| Temp | Surface Thermal Diffusivity Undisturbed (Hayne) | Surface Thermal Diffusivity Disturbed (Cremers) |
|------|---|---|
| K | cm ² /s | cm ² /s |
| 100 | 2.49E-05 | 2.06E-05 |
| 110 | 2.30E-05 | 1.88E-05 |
| 120 | 2.15E-05 | 1.72E-05 |
| 130 | 2.04E-05 | 1.60E-05 |
| 140 | 1.95E-05 | 1.50E-05 |
| 150 | 1.89E-05 | 1.42E-05 |
| 160 | 1.85E-05 | 1.35E-05 |
| 170 | 1.82E-05 | 1.29E-05 |

| Temp | Surface Thermal Diffusivity Undisturbed (Hayne) | Surface Thermal Diffusivity Disturbed (Cremers) |
|------|---|---|
| K | cm ² /s | cm ² /s |
| 180 | 1.80E-05 | 1.24E-05 |
| 190 | 1.79E-05 | 1.19E-05 |
| 200 | 1.79E-05 | 1.15E-05 |
| 210 | 1.82E-05 | 1.12E-05 |
| 220 | 1.85E-05 | 1.10E-05 |
| 230 | 1.88E-05 | 1.08E-05 |
| 240 | 1.93E-05 | 1.07E-05 |
| 250 | 1.98E-05 | 1.05E-05 |
| 260 | 2.03E-05 | 1.04E-05 |
| 270 | 2.11E-05 | 1.04E-05 |
| 280 | 2.19E-05 | 1.04E-05 |
| 290 | 2.27E-05 | 1.04E-05 |
| 300 | 2.35E-05 | 1.04E-05 |

3.4.6.3 表面温度

月面の温度は、太陽角と光学特性（放射率、吸収率）に大きく依存する。セクション 3.3.9.1 では、表面温度を概算するための計算方法を説明している。全球にアクセスするような宇宙機¹¹⁴の設計の目的では、表 3.4.6.3-1 の温度の最悪条件を使用することが望ましい。これらは Lunar Reconnaissance Orbiter Diviner の測定値（図 3.4.6.3-1）から取得されたものである。その他の温度変動が必要な場合は、図 3.4.6.3-2 の各緯度および現地時間における標準偏差を参照すること。太陽照射角がかすめるような高緯度地域では、その地域の地形と季

¹¹⁴ 月周回衛星や月の全球アクセスする着陸機・探査機等

節（太陽直下の緯度）が非常に重要である。特定の着陸地点における詳細な熱性能の解析のために、温度、太陽照射条件、地域の地形は、<https://quickmap.lroc.asu.edu/> の QuickMap ツールなどの LRO ソースから取得できる。極域の生の温度データは http://luna1.diviner.ucla.edu/~jpierre/diviner/level4_polar/ で入手可能である。

表 3.4.6.3-1 Lunar surface temperature extremes for various latitudes and solar illumination conditions from Williams et al. 2017. Mean temperatures are the plotted value with the max or min extremes taken from the error bars. Temperature for coldest permanently shadowed crater is from Paige and Siegler, 2016.

| Location | Mean Temperature K | 1 Sigma Max or Min Temp K | Solar conditions |
|-------------------------------------|--------------------|---------------------------|------------------------|
| Equatorial maximum | 391 | 394 | Local noon |
| Equatorial minimum | 96 | 94 | Before sunrise |
| 45 degree latitude maximum | 350 | 357 | Local noon |
| 45 degree latitude minimum | 89 | 83 | Before sunrise |
| 85 degree latitude maximum | 182 | 224 | Local noon |
| 85 degree latitude minimum | 61 | 41 | Approx. 3am equivalent |
| Coldest permanently shadowed crater | 18 | | |

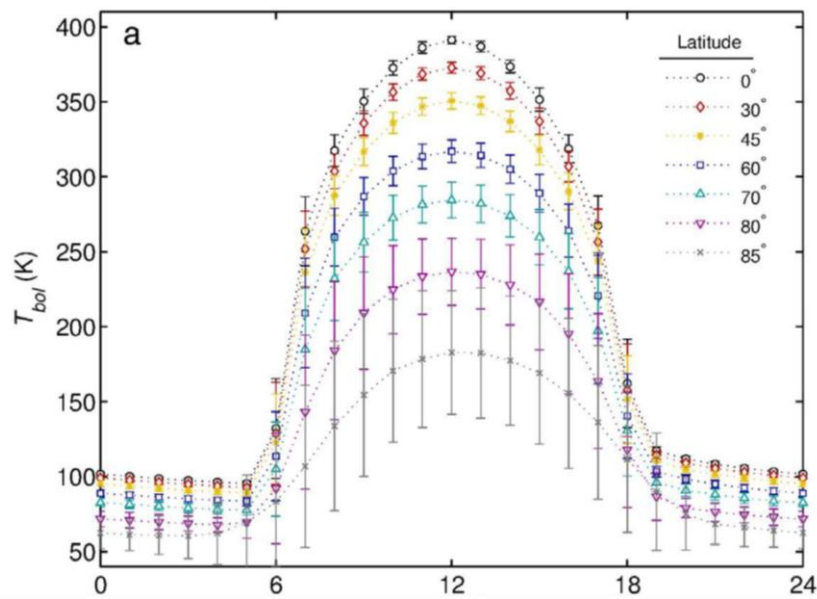


Figure 3.4.6.3-1 Zonal mean bolometric temperature as a function of latitude and 24-hour equivalent time of day from LRO Diviner (Figure 9 (a) from Williams et al. 2017).

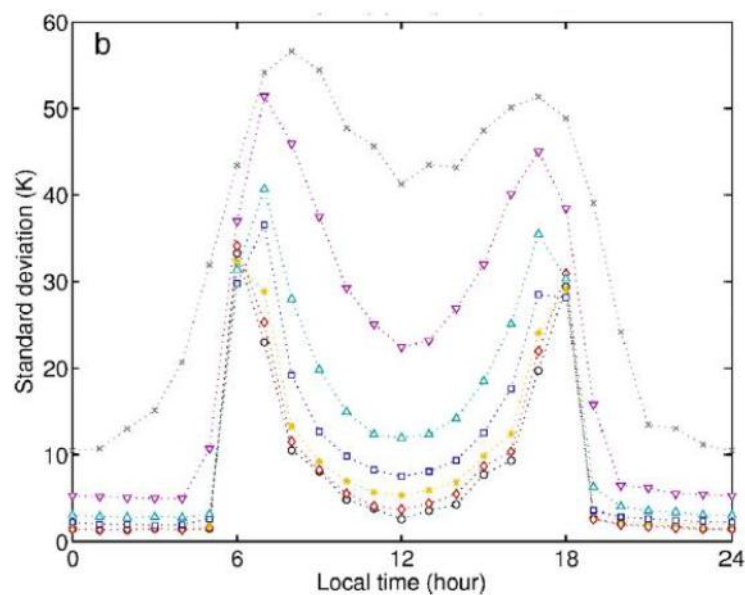


Figure 3.4.6.3-2 Zonal mean bolometric temperature standard deviation as a function of latitude and 24-hour equivalent time of day from LRO Diviner (Figure 9 (b) from Williams et al. 2017). The line symbols are the same as for Figure 3.4.6.3-1

3.4.6.4 地下の温度

アポロ 15 号と 17 号の熱流実験より得られた深さに対する温度変化を図 3.4.6.4-1 に示す。これらの測定値は一部のアポロの場所のみ得られており、放射性元素による加熱源に近い場所では、温度プロファイルに影響を与えることに注意すること。これらの結果は、測定が行われていない月の南極には適用できない。

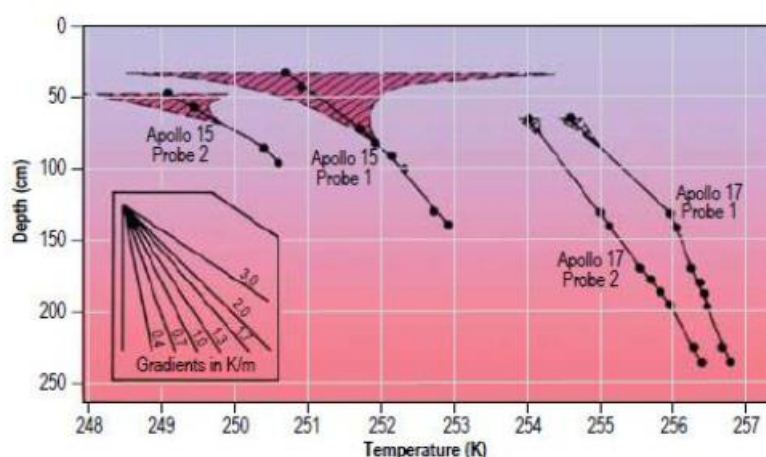


図 3.4.6.4-1 Temperature as a function of depth at the Apollo 15 and 17 landing sites (hatched areas show day-to-night temperature variations). From Lunar Sourcebook: A User's Guide to the Moon.

3.4.7 月の電離放射線環境

論拠：月で動作するシステムは、宇宙放射線環境に加え、太陽高エネルギー粒子と GCR の相互作用によって発生する中性子による放射線環境にも耐えられるように設計する必要がある。

概要

月面の電離放射線環境は、主に太陽高エネルギー粒子と銀河宇宙線から構成されている。これら両方、トータルドーズ効果 (3.4.7.1) およびシングルイベント効果 (3.4.7.2) に寄与している。これらの環境は、自由空間曝露に関して他の段落で詳細に説明されている (下記参照)。月が全球の半分 (2π ステラジアン) の等方性放射を遮ることを考慮し、これらの粒子束と線量を 2 で割ることは許容されている。これらの一次エネルギー粒子と月面の相互作用により、3.4.7.3 で述べるように中性子が発生する可能性がある。

3.4.7.1 月面のトータルイオンドーズ

月は地球磁場による遮蔽の外に位置しているため、3.3.1.10.2 地磁気無遮蔽のトータルドーズ環境は、月による遮蔽により放射線量を 2 分の 1 にして月面に使用することが適当である。

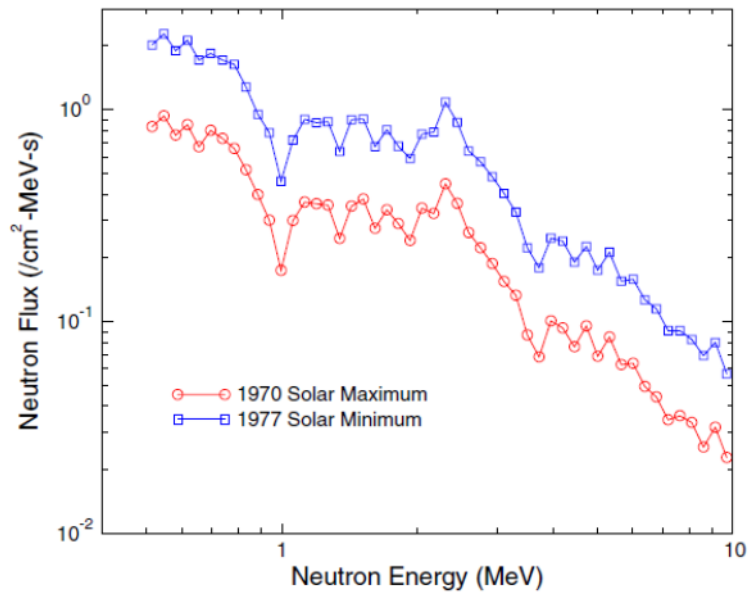
3.4.7.2 月面シングルイベント環境

月は地球磁場による遮蔽の外に位置しているので、3.3.2.10.2 地磁気無遮蔽のシングルイベント環境は、月による遮蔽によりフラックスを 2 分の 1 にして月面に使用することが適当である。

3.4.7.3 月中性子環境

二次中性子またはアルベド中性子は、太陽または銀河宇宙線の高エネルギー粒子が月レゴリスと相互作用したときに生成される。これらは主に乗組員への放射線量が懸念されるが（セクション 3.3.4 参照）、半導体の変位損傷の可能性もあるため、電子機器における設計でも考慮する必要がある。

月のアルベド中性子は主に銀河宇宙線（GCR）のレゴリスに衝突することによって発生し、GCR は太陽活動極小期に多くなるので、アルベド中性子フラックスには太陽活動の周期依存性がある。設計目的では、太陽活動極小期の中性子フラックスを使用することが望ましい。図 3.4.7.3-1 と表 3.4.7.3-1 に太陽活動極大期と太陽活動極小期のモデル化された微分中性子フラックスを示す。



☒ 3.4.7.3-1 Differential neutron flux for solar maximum and minimum conditions (Adams et al. 2007).

表 3.4.7.3-1 Differential neutron flux for solar maximum and minimum conditions (after Adams et al. 2007).

| Neutron Energy | Neutron Flux 1977 Solar Minimum | Neutron Flux 1970 Solar Maximum |
|----------------|---------------------------------|---------------------------------|
| MeV | #/cm ² MeV s | #/cm ² MeV s |
| 0.51 | 2.02 | 0.83 |
| 0.55 | 2.24 | 0.92 |
| 0.58 | 1.89 | 0.75 |
| 0.62 | 2.10 | 0.84 |
| 0.65 | 1.72 | 0.67 |
| 0.69 | 1.83 | 0.78 |
| 0.74 | 1.70 | 0.72 |
| 0.78 | 1.64 | 0.65 |
| 0.83 | 1.28 | 0.51 |
| 0.89 | 0.95 | 0.40 |
| 0.94 | 0.77 | 0.30 |
| 1.00 | 0.46 | 0.17 |
| 1.06 | 0.72 | 0.30 |
| 1.12 | 0.89 | 0.36 |
| 1.19 | 0.87 | 0.36 |
| 1.27 | 0.88 | 0.35 |
| 1.35 | 0.65 | 0.25 |
| 1.43 | 0.90 | 0.35 |
| 1.52 | 0.91 | 0.38 |
| 1.61 | 0.68 | 0.27 |
| 1.71 | 0.81 | 0.34 |
| 1.81 | 0.68 | 0.29 |
| 1.93 | 0.59 | 0.24 |
| 2.05 | 0.77 | 0.34 |
| 2.17 | 0.79 | 0.32 |
| 2.31 | 1.08 | 0.45 |
| 2.45 | 0.87 | 0.36 |
| 2.59 | 0.64 | 0.26 |
| 2.75 | 0.57 | 0.22 |
| 2.93 | 0.49 | 0.19 |
| 3.11 | 0.40 | 0.15 |
| 3.31 | 0.33 | 0.13 |

| Neutron Energy | Neutron Flux 1977 Solar Minimum | Neutron Flux 1970 Solar Maximum |
|----------------|---------------------------------|---------------------------------|
| MeV | #/cm ² MeV s | #/cm ² MeV s |
| 3.50 | 0.22 | 0.09 |
| 3.73 | 0.18 | 0.07 |
| 3.96 | 0.25 | 0.10 |
| 4.20 | 0.24 | 0.09 |
| 4.47 | 0.19 | 0.08 |
| 4.76 | 0.23 | 0.10 |
| 5.01 | 0.18 | 0.07 |
| 5.32 | 0.21 | 0.08 |
| 5.71 | 0.16 | 0.06 |
| 6.02 | 0.16 | 0.06 |
| 6.40 | 0.13 | 0.05 |
| 6.81 | 0.12 | 0.04 |
| 7.20 | 0.09 | 0.03 |
| 7.66 | 0.09 | 0.04 |
| 8.18 | 0.08 | 0.03 |
| 8.62 | 0.07 | 0.02 |
| 9.14 | 0.08 | 0.03 |
| 9.73 | 0.06 | 0.02 |

テクニカルノート

エネルギー荷電粒子環境については 3.3.1.10.2 および 3.3.2.10.2 を参照。アルベド中性子スペクトルは J.H. Adams, M. Bhattacharya, Z.W. Lin, G. Pendleton, and J.W. Watts (2007) *Advances in Space Research* 40, 338-341 から引用。彼らの計算は、CREME 96 と GEANT4 によるモンテカルロ・シミュレーションとルナ・プロスペクターの高速中性子データとの比較に基づいている。

3.4.8 月のメテオロイド・イジェクタ環境

論拠：月面や月低軌道で動作するハードウェアは、宇宙からの一次メテオロイドと、一次メテオロイドが月面に衝突した際に生じる二次イジェクタ環境に曝される¹¹⁵。

3.4.8.1 一次メテオロイド環境

脅威となる大きさの一次メテオロイドのフラックスについては、セクション 3.3.6 Meteoroid and Orbital Debris Environments で説明されている。そこで説明されている

¹¹⁵ 月面のダスト環境については 3.4.2.2.3 項に記載されているため、必要により参照すること。

メテオロイドエンジニアリングモデル (MEM : Meteoroid Engineering Model) は、月面のあるポイントにおける状態ベクトルを生成し、状態ベクトルを伝播させ、そのデータを MEM に入力することにより、月面の環境を計算することができる。なお、状態ベクトルが、ターゲットポイントを、月の中心から月半径(1737.4km)より近い位置に配置した場合、MEM は 0 フラックスを返すことに注意すること。

3.4.8.2 メテオロイドイジェクタ環境

メテオロイドが月面に衝突してクレーターを形成し、レゴリス粒子が射出されることにより、メテオロイドイジェクタ環境が形成される。粒子の大きさと速度に対するフラックスを特徴付けるためのイジェクタモデルは現在開発中で¹¹⁶、この文書の次の改訂版に含まれる予定である。この環境の既存のモデルは NASA SP-8013 Meteoroid Environment Model - 1969 [Near Earth to Lunar Surface] section 3.2 Lunar Ejecta Environment ¹¹⁷に記載されている。この資料は、新しいイジェクタ環境がここでベースライン化されるまでは、使用されることが望ましい。

3.4.9 月の照度

月の照度条件は、その土地の地形や月の極への近さで変化する。月の 1 日は、月が太陽に対して 1 回転する時間である。月の恒星回転周期は 655.73 時間 (~27 日 7 時間 55 分) である。地球に対する月の平均朔望周期 (地球に対して同じ位相に戻る、つまり「昼と夜」のサイクル) は 708.73 時間 (29 日 12 時間 44 分) だが、楕円軌道の離心率や軌道速度の変化により 1 年の間に若干の変動がある¹¹⁸。月の回転傾斜角 (傾斜軸) は 1.54° (太陽系黄道に対して、例えば地球の ~23.4° と比較して) である。月の軌道は黄道に対して 5.16° 傾いている。月の軌道パラメータの結果として、月面の赤道付近は約 15 日間照らされ、その後 15 日間の長い夜が続く。極域の照度はより複雑で、照度期間の長さについて一般的なことは言え

¹¹⁶ 2021 年時点において、Meteoroid Ejecta of Lunar Secondaries Engineering Model (MELSEM)を開発中。

<https://ntrs.nasa.gov/citations/20210010932>

https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20210023025/downloads/DeStefano_ASEC2021_MeteoroidEjectaOfLunarSecondariesEngineeringModel.pdf

¹¹⁷ 既存のモデル NASA SP-8013 Meteoroid Environment Model - 1969 [Near Earth to Lunar Surface] section 3.2 Lunar Ejecta Environment
<https://ntrs.nasa.gov/citations/19690030941>

¹¹⁸ 月の歳差周期 (precession cycle) が 18.6 年であることにより、月の夏至が 1 年で 20 日程度ずれていくことに注意すること。

ないが、将来の着陸地点における極域の照度を忠実に評価するのに十分なデータがある¹¹⁹。極域照度マップの説明とデータへのリンクは、<http://lroc.sese.asu.edu/posts/991> で入手できる。

月の極域では、太陽光の入射が極端に低く（地平線のすぐ上をかすめるように）、局所的な地形の大きな変動により、極端な照度条件になることがある。極域は永久影（Permanently Shadowed Regions、PSR）にあり、1年を通して直射日光が当たらず、周辺からの散乱光もほとんどない状態にある。また、短時間（地球数日程度）だけ暗くなる、ほぼ永久に明るい領域も存在する。これらの領域は、互いに近接していることが多い。(Mazarico et al., 2011; Speyerer and Robinson, 2013; Glaser et al., 2014; Glaser et al., 2018)。

LRO-WAC カメラから蓄積された極域画像に基づいて、88°～90°の月の極域について、割合ベースおよび時間加重照度マップが作成された (Speyerer and Robinson, 2013)。現在の最高分解能の時間加重照度マップを図 3.4.10-1 (南極) と図 3.4.10-2 (北極) に示す。これらのデータは、

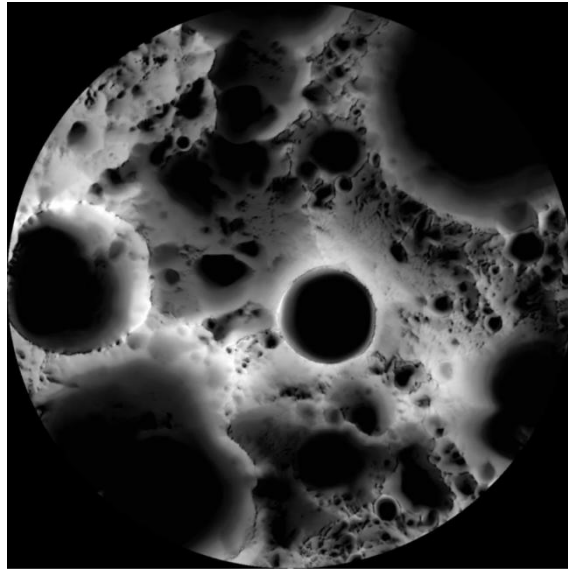
Planetary Data System http://imbrium.mit.edu/DATA/SLDEM2015_SLOPE/ で入手できる¹²⁰。シャックルトンクレーターの高解像度照度マップは、以下で入手できる：
<http://lroc.sese.asu.edu/exhibits/A%20New%20Moon%20Rises/41>

¹¹⁹ 極点付近をターゲットとするプロジェクトにおいては、夏と冬の違いがもたらす期間日照率の違いが大きいため留意する必要がある。ただし、緯度が低くなるにつれ、夏と冬の期間日照率の違いは小さくなる。

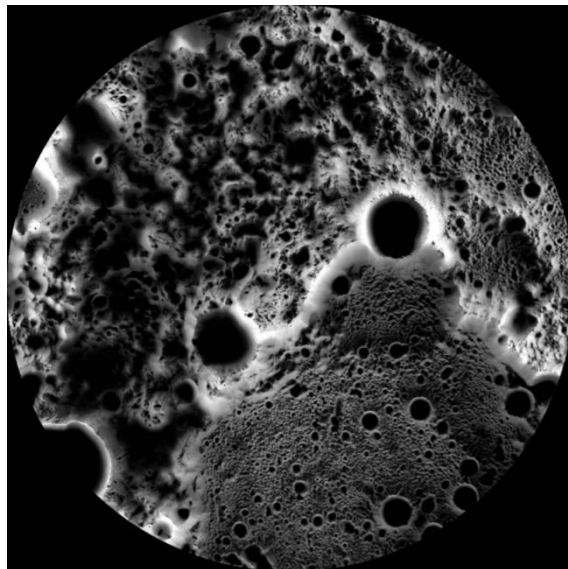
¹²⁰ 最高分解能の時間加重照度マップ 図 3.4.10-1 (南極) と図 3.4.10-2 (北極) のデータは、Planetary Data System で入手可能であるが、DSNE に記載されているリンクが誤っているため、以下の通り修正している。

誤 http://imbrium.mit.edu/DATA/SLDEM2015_SLOPE/

正 http://pds.lroc.asu.edu/data/LRO-L-LROC-5-RDR-V1.0/LROLRC_2001/DATA/BDR/WAC_POLE/



☒ 3.4.10-1 Multi-temporal illumination map of the lunar south pole, Shackleton crater (19 km diameter) is in the center, the south pole is located approximately at 10 o'clock on its rim. Mapped area extends from 88°S to 90°S [NASA/GSFC/Arizona State University].



☒ 3.4.10-2. Multi-temporal illumination map of the lunar North Pole. Mapped area extends from 88°S to 90°S [NASA/GSFC/Arizona State University].

3.4.10 月の中性大気

月面付近の中性原子や分子の希薄な大気が、月面システムの設計や運用に影響を及ぼす可能性があるとは予想されていない。もし、ハードウェアに何かしらの反応が確認された場合、このセクションに追加される可能性がある。

3.4.11 永久影領域内のレゴリスの特殊な物理的・化学的条件（保留）

4.0 欠番

5.0 参考文献

Barbré, R.E., “Analysis of DSNE Air and Sea Surface Temperature Updates”, Jacobs ESSSA Group report ESSSA-FY13-31, 2012.

Boberg PR, Tylka AJ, Adams JH Jr., Beahm LP, Fluckiger EO, Kleis T, and E. Kobel, “Geomagnetic Transmission Disturbances and Heavy-Ion Fluences Observed in Low Earth Orbit During the Solar Energetic Particle Events of October 1989”, *Adv Space Res.* 17(2):121-5; 1996.

Caires, S. and A. Sterl, “A New Nonparametric Method to Correct Model Data: Application to Significant Wave Height From the ERA-40 Re-analysis”, *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, Vol. 22, No. 4, 2005, pp.443-459.

Changnon, S. A., Jr., “The Scales of Hail”, *Journal of Applied Meteorology*, Vol. 16, No. 6, July 1977, pp. 626-648.

Cote, L.J., J.O. Davis, W. Markes, R.J. McGough, E. Mehr, W.J. Pierson, Jr., J.F. Ropek, G. Stephenson, and R.C. Vetter, “The Directional Spectrum of a Wind Generated Sea as Determined From Data Obtained by the Stereo Wave Observation Project”, *Meteorological Papers*, New York University College of Engineering, 2(6), 1960, 88p.

CxP 70023, Constellation Program Design Specification for Natural Environments (DSNE), Revision C

Demirbilek, Z. and L. Vincent, “Water Wave Mechanics”, In: Demirbilek, Z., *Coastal Engineering Manual, Part II, Hydrodynamics, Chapter II-1, Engineer Manual*, U.S. Army Corps of Engineers, Washington, DC, 2002, pp. 1110-2-1100.

Dollfus, A. and E. Bowell, "Polarimetric Properties of the Lunar Surface and its Interpretation, Part I. Telescopic Observations", *Astronomy & Astrophysics*, 10, 1971, pp. 29-53.

Feldman W.C., J.R. Asbridge, S.J. Bame, and J.T. Gosling, “Plasma and Magnetic Fields from the Sun”, *The Solar Output and its Variation*, (ed.) Oran R. White, Colorado Associated University Press, Boulder, 1977.

Fennell, J. E., Harry C. Koons, Margaret W. Chen, and J. Bernard Blake, "Internal Charging: A Preliminary Environmental Specification for Satellites", *IEEE Transactions on Plasma Science*, Vol. 28, No. 6, December 2000, p. 2029.

Gussenhoven, M. S., and E.G. Mullen, “A “worst case” spacecraft charging environment as observed by SCATHA on 24 April 1979”, *AIAA Paper 82-0271*, 1982.

Halekas, J.S., S.D. Bale, D.L. Mitchell, and R.P. Lin, “Electrons and magnetic fields in the Lunar Plasma Wake”, *J. Geophys. Res.*, 110, A07222, doi:10.1029/2004JA010991, 2005.

- Heymsfield, A., "Properties of Tropical and Midlatitude Ice Cloud Particle Ensembles. Part II: Applications for Mesoscale and Climate Models", *Journal of Atmospheric Science*, Vol. 60, November 2003, pp. 2,592-2,611.
- Hickey, M. P., Robert E. Smith, "Ninety-day Solar and Geomagnetic Activity Input Files for Thermospheric Variation Simulation: Simulation Data Files Release 2", Physitron Company report PHY-92R031, 1992.
- Johnston, A. H., "Radiation Effects in Optoelectronic Devices", *IEEE Transactions On Nuclear Science*, pp. 2054 – 2073, Vol. 60, No. 3, June 2013.
- King, J.H., "Solar Proton Fluences for 1977-1983 Space Missions", *Journal of Spacecraft & Rockets*, 11, 1974, p. 401.
- Lawson, Stefanie L., Bruce M. Jakosky, Hye-Sook Park, and Michael T. Mellon, "Brightness Temperatures of the Lunar Surface: Calibration and Global Analysis of the Clementine Long-Wave Infrared Camera Data," *J. of Geophysical Research*, 105, No. E2, 2000, pp. 4,273-4,290.
- Messenger, S. R., R. J. Walters, E. A. Burke, G. P. Summers, and M, A. Xapsos, "NIEL and Damage Correlations for High-Energy Protons in Gallium Arsenide Devices", *IEEE Transactions On Nuclear Science*, pp. 2121 – 2126, Vol. 48, No. 6, December 2001.
- MIL-STD-810G, Change 1, Test Method Standard for Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests.
- Miles, N. L., et al, "Cloud Droplet Size Distributions in Low-Level Stratiform Clouds", *Journal of Atmospheric Science*, Vol. 57, January 2000, pp. 295-311.
- Minow, J.I., "Development and implementation of an empirical ionosphere variability model", *Advances in Space Research*, 33, 2004, pp. 887-892.
- Minow, J.I., L. N. Parker, and W.C. Blackwell, Jr., "Extreme space weather events and charging hazard assessments in lunar environments", presented at 37th COSPAR Scientific Assembly, Montreal, Canada, 13-20 July 2008.
- NASA-HDBK 1001, Terrestrial Environment (Climatic) Criteria Handbook for use in Aerospace Vehicle Development Environment.
- NASA MSFC Memo EV44 (15-007), KSC Avian Environment, 17 August 2015.
- NASA/TM-2008-215633, Terrestrial Environment (Climatic) Criteria Handbook for use in Aerospace Vehicle Development Environment, 2008 Revision.
- NASA/TM 2016-218229, Natural Environment Definition for Design (NEDD).
- NCRP Report 132, Radiation Protection Guidance for Activities in Low-Earth Orbit.
- NCRP Report 142, Operational Radiation Safety Programs for Astronauts in Low-Earth Orbit: A Basic Framework.

- NOAA, Federal Meteorological Handbook No. 1, Surface Weather Observations and Reports, FCM-H1-2005, September 2005.
- NSTS 07700, Vol. X, Book 2, Space Shuttle Flight and Ground System Specification-Environment Design, Weight and Performance, and Avionics Events, Appendix 10.10, Section 11.1.4.2.
- NSTS 16007, Space Shuttle Launch Commit Criteria (LCC) and Background, Section 4, Weather Rules.
- O'Neill, P., and Badhwar M. O'Neill, "Galactic Cosmic Ray Model Update Based on Advanced Composition Explorer (ACE) Energy Spectra from 1997 to Present", *Advances in Space Research*, Vol. 37, 2006, pp 1727-1733.
- Paterson, W.R., and L.A. Frank, "Survey of Plasma Parameters in Earth's Distant Magnetotail with the Geotail Spacecraft", *Geophys. Res. Lett.*, 21, 1994, pp. 2971-2974.
- 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.
- SLS-PLAN-008, SLSP Configuration Management Plan
- SLS-SPEC-048, Cross-Program Integrated Coordinate Systems.
- Sawyer, D.M., J.I. Vette," The AP-8 Trapped Proton Environment for Solar Maximum and Solar Minimum", NSSDC/SDC-A-R&S 76-06, NASA Goddard Space Flight Center, Greenbelt Maryland, 1976.
- Space Shuttle Operations and Maintenance Requirements and Specifications Document, File II, Volume I, Rule S00L00.010, June 6, 2006.
- Srour, J. R., IEEE, C. J. Marshall, and P. W. Marshall, "Review of Displacement Damage Effects in Silicon Devices", *IEEE Transactions On Nuclear Science*, pp. 653 – 670, Vol. 50, No. 3, June 2003.
- Tattelman, P. and Willis, P., "Model Vertical Profiles of Extreme Rainfall Rate, Liquid Water Content, and Drop-Size Distribution", AFGL-TR-85-0200, September 6, 1985.
- Tylka, A.J., J.H. Adams, Jr., P. Boberg, B. Brownstein, W.F. Dietrich, E.O. Flueckiger, E.L. Petersen, M.A. Shea, D.F. Smart, and E.C. Smith, "CREME96: A Revision of the Cosmic Ray Effects on Micro-Electronics Code," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, volume 44, 1997a, pp. 2150-2160.
- Tylka, A.J., W.F. Dietrich, and P.R. Boberg, "Probability Distributions of High-Energy Solar-Heavy-Ion Fluxes from IMP-8: 1973-1996," *IEEE Transactions on Nuclear Science*, volume 44, 1997b, pp. 2140-2149.
- Vette, J.I., *The AE-8 Trapped Electron Model Environment*, NSSDC WDC-A-R&S 91-24, NASA Goddard Space Flight Center, Greenbelt Maryland, November, 1991.

3.3.3 の参考文献

- Angelopoulos, V., Cruce, P., Drozdov, A. et al., 2019, The Space Physics Environment Data Analysis System (SPEDAS), *Space Sci Rev* 215: 9. <https://doi.org/10.1007/s11214-018-0576-4>.
- Angelopoulos, V., 2010, The artemis mission, The ARTEMIS mission. Springer, pp. 3-25.
- Artemyev, A. V., Angelopoulos, V., & McTiernan, J. M. (2018). Near-Earth solar wind: Plasma characteristics from ARTEMIS measurements. *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, 123, 9955-9962. <https://doi.org/10.1029/2018JA025904>
- Farrell, W. M., Halekas, J. S., Killen, R., Delory G. T., Gross, N., Bleacher, L., Krauss-Varben, D., Travnicek, P., Hurley, D., Stubbs, T. et. al., 2012, Solar-storm/lunar atmosphere model (sslam): An overview of the effort and description of the driving storm environment, *Journal of Geophysical Research: Planets*, vol. 117, no. E10.
- Farrell, W. M., Stubbs, T., Delory G. T., Vondrak, R., M. Collier, Halekas, J. S., and Lin, R. P., 2008, Concerning the dissipation of electrically charged objects in the shadowed lunar polar regions," *Geophysical Research Letters*, vol. 35, no. 19.
- Farrell, W. M., Stubbs, T., Halekas, J. S., Killen, R., Delory G. T., M. Collier, and Vondrak, R., 2010, Anticipated electrical environment within permanently shadowed lunar craters," *Journal of Geophysical Research: Planets*, vol. 115, no. E3.
- Farrell, W. M., Stubbs, T., Vondrak, R., Delory G. T., and Halekas, J. S., 2007, Complex electric fields near the lunar terminator: The near-surface wake and accelerated dust, *Geophysical Research Letters*, vol. 34, no. 14.
- Halekas, J. S., Bale S., Mitchell, D., and Lin, R. P., 2005, Electrons and magnetic fields in the lunar plasma wake," *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, vol. 110, no. A7.
- Halekas, J. S., Delory G. T., Brain, D., Lin, R. P., M. Fillingim, Lee, C., Mewaldt, R., Stubbs, T., Farrell, W. M., and Hudson, M., 2007, Extreme lunar surface charging during solar energetic particle events," *Geophysical research letters*, vol. 34, no. 2.
- Halekas, J. S., Delory G. T., Lin, R. P., Stubbs, T., and Farrell, W. M., 2008, Lunar prospector observations of the electrostatic potential of the lunar surface and its response to incident currents," *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, vol. 113, no. A9.
- Halekas, J. S., Delory G. T., Lin, R. P., Stubbs, T., and Farrell, W. M., 2009, Lunar surface charging during solar energetic particle events: Measurement and prediction," *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, vol. 114, no. A5.
- Halekas, J. S., Poppe, A. R., & McFadden, J. P (2014). The effects of solar wind velocity distributions on the refilling of the lunar wake: ARTEMIS observations and comparisons

- to one-dimensional theory. *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, 119, 5133-5149.
- Halekas, J. S., Saito, Y., Delory G. T., and Farrell, W. M. , 2011, New views of the lunar plasma environment," *Planetary and Space Science*, vol. 59, no. 14, pp. 1681-1694.
- Jackson, T. L., Farrell, W. M., Killen, R., Delory G. T., Halekas, J. S., and Stubbs, T., 2011, Discharging of roving objects in the lunar polar regions," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 48, no. 4, pp. 700-704.
- Jackson, T.L., W.M. Farrell, M.I. Zimmerman, 2015. Rover wheel charging on the lunar surface. *Advances in Space Research*, 55, #6, 1710-1720.
- Mandell, M. J., Davis, V. A., Cooke, V. A., Wheelock, T., and Roth, C. J., 2006, Nascap-2k spacecraft charging code overview," *IEEE Transactions on Plasma Science*, vol. 34, no. 5, pp. 2084 - 2093.
- McFadden, J. P., C. W. Carlson, D. Larson, J. Bonnell, F. Mozer, V. Angelopoulos, K. - H. Glassmeier, and U. Auster (2008b), THEMIS ESA first science results and performance issues, *Space Sci. Rev.*, 141, 477–508, doi:10.1007/s11214 - 008 - 9433 - 1.
- NASA-HDBK-4002, Mitigating In-Space Charging Effects – A Guideline, 3 March 2011.
- Poppe, A. R., Halekas, J. S., and Horanyi, M., 2011, Negative potentials above the day-side lunar surface in the terrestrial plasma sheet: Evidence of non-monotonic potentials, *Geophysical Research Letters*, vol. 38, no. 2.
- Poppe, A. R., and Horanyi, M., 2010, Simulations of the photoelectron sheath and dust levitation on the lunar surface," *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, vol. 115, no. A8.
- Zimmerman, M. I., Farrell, W. M., Stubbs, T., Halekas, J. S., and Jackson, T., 2011, Solar wind access to lunar polar craters: Feedback between surface charging and plasma expansion," *Geophysical Research Letters*, vol. 38, no. 19.
- Zimmerman, M. I., Jackson, T. L., Farrell, W. M., and Stubbs, T., 2012, Plasma wake simulations and object charging in a shadowed lunar crater during a solar storm," *Journal of Geophysical Research: Planets*, vol. 117, no. E10.

3.4 の参考文献

- Adams, J.H., M. Bhattacharya, Z.W., Lin, G. Pendelton, J.W. Watts, 2007. The ionizing radiation environment on the moon. *Advances in Space Research*, 40, issue 3, 338-341.
- ASTM D2487, 1987. Standard Practice for Classification of Soils for Engineering Purposes (Unified Soil Classification System). ASTM International.
- Bandfield, J.L., R.R. Ghent, A.R. Vasavada, D.A. Paige, S.J. Lawrence, M.S. Robinson, 2011, Lunar surface rock abundance and regolith fines temperatures derived from LRO Diviner Radiometer data, *Journal of Geophysical Research*, 116, E00H02.
- Basilevsky, A.T., 1976. On the evolution of small lunar craters. *Proceedings of the Lunar Science Conference 7th*, pp. 1005-1020.
- Bassett, H.L. and R.G. Shackelford, 1972. Dielectric properties of Apollo 14 lunar samples at micrometer and millimeter wavelengths. *Proceedings of the Lunar Science Conference 3rd*, pp. 3157-3160.
- Brown, P., Spalding, R. E., ReVelle, D. O., Tagliaferri, E., & Worden, S. P., 2002. The flux of small near-Earth objects colliding with the Earth. *Nature*, 420(6913), 294-296.
- Cadenhead, D.A., M.G. Brown, D.K. Rice, J.R. Stetter, 1977. Some surface area and porosity characterizations of lunar soils. *Proceedings of the Lunar Science Conference 8th*, pp. 1291-1303.
- Carrier, W.D. III, 1973. Lunar soil grain size distribution. *The Moon*, 6, 240-263.
- Carrier et al., 1991, *Lunar Sourcebook*, Cambridge University Press.
- Carrier, W. D., 2003. Particle Size Distribution of Lunar Soil, *Journal of Geotechnical and Geoenvironmental Engineering*, ASCE, V.129, No. 10, 956-959.
- Carrier, W.D., 2005. The Four Things You Need to Know About The Geotechnical Properties of Lunar Soil, Lunar Geotechnical Institute.
- Choate, R., et al., 1968, Lunar Surface Mechanical Properties, Surveyor Project. Part 1: Project Description and Performance, JPL Technical Report 32-1265, Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, CA, p. 137-194.
- Colwell, J.E., Batiste, S., Hora'nyi, M., Robertson, S., Sture, S., 2007. Lunar Surface: Dust Dynamics and Regolith Mechanics. *Reviews of Geophysics*, 45, RG2006.
- Cremers, C.J. and R. C. Birkebak, 1971, Thermal conductivity of fines from Apollo 12, *Lunar and Planetary Science Conference Proceedings*, vol. 2, p. 2311, 1971. basaltic igneous rocks, microbreccias, lunar soil"
- Cremers, C.J., R. C. Birkebak, and J. E. White, 1972, Thermal characteristics of the lunar surface layer, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 15, no. 5, pp. 1045-1055, May 1972.

- Cremers, C.J., 1972, "Thermal conductivity of Apollo 14 fines.," Lunar and Planetary Science Conference Proceedings, vol. 3, p. 2611-2617.
- Cremers, C.J., 1974, "Heat Transfer Within the Lunar Surface Layer," in *Advances in Heat Transfer*, vol. 10, J. P. Hartnett and T. F. Irvine, Eds. Elsevier, 1974, pp. 39–83.
- Cremers, C.J. and H.S. Hsia, 1974, Thermal conductivity of Apollo 16 lunar fines, Lunar and Planetary Science Conference Proceedings, vol., 3, p. 2703.
- Demidov, N.E., Basilevsky, A.T., 2014. Height-to-diameter ratios of moon rocks from analysis of Lunokhod-1 and -2 and Apollo 11–17 panoramas and LROC NAC images, *Solar System Res.*, 48, 324-329
- Di K., B. Xu, M. Peng., 2016. Rock size-frequency distribution analysis at the Chang'E-3 landing site. *Planetary and Space Science*, 120, p. 103-112.
- Dyal, P., C.W. Parkin, W.D. Daily, 1974. Magnetism and the interior of the Moon. *Reviews of Geophysics and Space Physics*, 12, 568-591.
- Feuerbacher, B.; Anderegg, M.; Fitton, B.; Laude, L. D.; Willis, R. F.; Grard, R. J. L., 1972. Photoemission from lunar surface fines and the lunar photoelectron sheath. *Proceedings of the Third Lunar Science Conference, Supplement 3, Volume 3, 2655-2663.*
- Gault, D. E., & Wedekind, J. A., 1978. Experimental studies of oblique impact. In *Lunar and Planetary Science Conference Proceedings (Vol. 9, pp. 3843-3875).*
- Glaser, P., F. Scholten, D. De Rosa, R. Marco Figuera, J. Oberst, E. Mazarico, G.A. Neumann, M.S. Robinson, 2014. Illumination conditions at the lunar south pole using high resolution Digital Terrain Models from LOLA. *Icarus*, 243, 78-90.
- Glaser, P., J. Oberst, G.A Neumann, E. Mazarico, E.J. Speyerer, M.S. Robinson, 2018. Illumination conditions at the lunar poles: Implications for future exploration. *Planetary and Space Science*, 162, 170-178.
- Gold, T., E. Bilson, M. Yerbury, 1972. Grain size analysis, optical reflectivity measurements and determination of high frequency electrical properties for Apollo 14 lunar samples. *Proceedings of the Lunar Science Conference 3rd*, pp. 3187-3193.
- Halekas, J.S., Delory, G.T., Lin, R.P., Stubbs, T.J., Farrell, W.M., 2009. Lunar Prospector measurements of secondary electron emission from lunar regolith. *Planetary and Space Science*, 57, 78-82.
- Hayne, P.O., et al., 2017, Global regolith thermophysical properties of the Moon from the Diviner lunar radiometer experiment: lunar regolith thermophysical properties, *Journal of Geophysical Research: Planets*, 122, no. 12, 2371-2400.
- Heywood, H. 1971. Particle size and shape distribution for lunar fine sample 12057,72. *Proceedings of the Second Lunar Science Conference*, vol. 3, 1989-2001.

- Hirabayashi, M., Howl, B. A., Fassett, C. I., Soderblom, J. M., Minton, D. A., & Melosh, H. J. (2018). The role of breccia lenses in regolith generation from the formation of small, simple craters: Application to the Apollo 15 landing site. *Journal of Geophysical Research: Planets*, 123, 527– 543. <https://doi.org/10.1002/2017JE005377>
- Heiken et al., 1991, *Lunar Sourcebook*, Cambridge University Press.
- Horai, K.-I., Winkler, J.L., Jr. (1976). *Lunar Science Conference, 7th, Proceedings, 3*, (A77-3465115-91), Pergamon Press, 3183-3204. – need reference.
- Hora'nyi, M., Walch, B., Robertson, S., Alexander, D., 1998. Electrostatic charging properties of Apollo 17 lunar dust. *J. Geophys. Res.* 103, 8575–8580.
- Horányi, M., Sternovsky, Z., Lankton, M. et al. The Lunar Dust Experiment (LDEX) Onboard the Lunar Atmosphere and Dust Environment Explorer (LADEE) Mission. *Space Sci Rev* 185, 93–113 (2014). <https://doi.org/10.1007/s11214-014-0118-7>
- Horányi, M., Szalay, J., Kempf, S., Schmidt, J., Grün, E., Srama, R., Sternovsky, Z. (2015). A permanent, asymmetric dust cloud around the Moon. *Nature*. 522. 324-6. [10.1038/nature14479](https://doi.org/10.1038/nature14479).
- Housen, K. R., & Holsapple, K. A., 2011. Ejecta from impact craters. *Icarus*, 211(1), 856-875.
- Katz, I., Parks, D.E., Mandell, M.J., Harvey, J.M., Brownell, D.H., Wang, S.S., Rotenberg, M., 1977. A three-dimensional dynamic study of electrostatic charging in materials. *NASACR 135256*.
- Kiefer, W. S., Macke, R. J., Britt, D. T., Irving, A. J., and Consolmagno, G. J. (2012), The density and porosity of lunar rocks, *Geophys. Res. Lett.*, 39, L07201, [doi:10.1029/2012GL051319](https://doi.org/10.1029/2012GL051319).
- Kreslavsky, M.A. and J.W. Head, 2016, The steepest slopes on the Moon from Lunar Orbiter Laser Altimeter (LOLA) Data: Spatial Distribution and Correlation with Geologic Features, *Icarus*, 273, 329-336.
- Kreslavsky, M.A., A.Yu. Bystrov, I.P. Karachevtseva, 2015, Frequency Distributions of Topograph Slopes on the Moon, 46th Lunar and Planetary Science Conference, No. 1832, 2848.
- Lacks, D. J. and R. M. Sankaran (2011), Contact electrification of insulating materials, *J. Phys. D: Appl Phys.*, 44, 453001.
- Langseth, M.G., S.J. Keihm, J.L. Chute Jr., 1973. Heat-flow experiment. In *Apollo 17 Preliminary Science Report*, pp. 9-1 to 9-24. NASA SP-330.
- Li, B., Z. Ling, J. Zhang, J. Chen, 2017. Rock size-frequency distributions analysis at lunar landing sites based on remote sensing and in-situ imagery. *Planetary and Space Science*, 146, 30-39.

- Lucey, P.G., et al. (2014), The global albedo of the Moon at 1064 nm from LOLA, *J. Geophys. Res. Planets*, 119, 1665-1679.
- LunaRef website https://www.lpi.usra.edu/wiki/lunaref/index.php/Table_of_Contents
- Lunar Sourcebook 1991 Cambridge University Press.
- Martin, R.T., J.L. Winkler, S.W. Johnson, W.D. Carrier, 1973, Measurement of conductance of Apollo 12 lunar simulants taken in the molecular flow range for helium, argon, and krypton gases. Unpublished report. In Lunar Sourcebook 1991, Cambridge University Press.
- Mazarico, E., G.A. Neumann, D.E. Smith, M.T. Zuber, M.H. Torrence, 2011. Illumination conditions of the lunar poles to 65 degrees latitude from Lunar Orbiter Laser Altimeter Data. Annual Meeting of the Lunar Exploration Analysis Group, Nov. 7-9, 2011, Houston, TX. LPI Contribution No. 1646, p. 51.
- McKay, 1991, Lunar Sourcebook, Cambridge University Press.
- Moorhead, A., 2020, MSFC Memorandum OSMA/MEO/Lunar-001, 27 May 2020.
- Morris, R.V., T.H. See, F. Horz, 1983. Some evidence concerning the source material of large glass objects from the Moon., *Lunar and Planetary Science XIV*, 528-529.
- Muehlberger, et al., 1972, Apollo 16: Preliminary Science Report NASA SP-315, p. 6-1.
- Neukum, G., B.A. Ivanov, W.K. Hartmann, 2001. Cratering records in the inner solar system in relation to the Lunar Reference System. *Space Science Reviews*, 96, 55-86.
- Olhoeft, G. R.; Frisillo, A. L.; Strangway, D. W.; Sharpe, H., 1974. Temperature Dependence of Electrical Conductivity and Lunar Temperatures. *The Moon*, Volume 9, Issue 1-2, 79-87.
- Olhoeft, G.R., Strangway, D.W., 1975. Dielectric Properties of the First 100 Meters of the Moon. *Earth and Planetary Science Letters*, 24, 394-404.
- Paige, D.A., Siegler, M.A., 2016. New Constraints on Lunar Heat Flow Rates From LRO DIVINER Lunar Radiometer Experiment Polar Observations. 47th Lunar and Planetary Science Conference, abstract 2753.
- Park, J., Liu, Y., Kihm, K., Taylor, L., 2008. Characterization of Lunar dust for Toxicological Studies. I: Particle Size Distribution. *Journal of Aerospace Engineering*, October 2008, 266-271.
- Perry, C.H., D.K. Agrawal, E. Anastassakis, R.P. Lowndes, N.E. Tornberg, 1972. Far infrared and Raman spectroscopic investigations of lunar materials from Apollo 11, 12, 14, and 15. *Proceedings of the Lunar Science Conference 3rd*, pp. 3077-3095.
- Rickman, D., K.W. Street, 2008. Some expected mechanical characteristics of lunar dust: a geological view. *Space Technology and Applications International Forum-STAIF 2008*. AIP Conference Proceedings, 969, 949-955.

- Rival, M., & Mandeville, J. C., 1999. Modeling of ejecta produced upon hypervelocity impacts. *Space debris*, 1(1), 45-57.
- Rosenburg, M.A., et al., 2011, Global surface slopes and roughness of the Moon from the Lunar Orbiter Laser Altimeter, *Journal of Geophysical Research*, 116, E2, 2001.
- Sato, H., M.S. Robinson, B. Hapke, B.W. Denevi, A.K. Boyd, 2014. Resolved Hapke parameter maps of the Moon. *Journal of Geophysical Research: Planets*, 119, 1775-1805.
- Shoemaker, E.M. and E.C. Morris, 1970, *Geology: Physics of fragmental debris*, *Icarus*, 12, 2, 188-212.
- Sickafoose, A. A.; Colwell, J. E.; Horányi, M.; Robertson, S., 2001. Experimental investigations on photoelectric and triboelectric charging of dust. *Journal of Geophysical Research*, Volume 106, Issue A5, 8343-8356.
- Siegler, M.; Feng, J.; Lucey, P; Ghent, R.; Hayne, P., White, M; 2020, Lunar Titanium and Frequency-Dependent Microwave Loss Tangent as Constrained by the Chang'E-2 and LRO Diviner Lunar Radiometers, *Journal of Geophysical Research: Planets*, Vol. 125, issue 9, article e06405.
- Slyuta, E.N., 2014. Physical and mechanical properties of the lunar soil (a review). *Solar System Research*, 48, issue 5, 330-353.
- Smith, D.E. et al., 2010, Initial observations from the Lunar Orbiter Laser Altimeter (LOLA), *Geophysical Research Letters*, 37, 18, L18204.
- Smith, D.E, M.T. Zuber, G.A. Neumann, E. Mazarico, F.G. Lemoine, J.W. Head III, P.G. Lucey, O. Aharonson, M.S. Robinson, X. Sun, M.H. Torrence, M.K. Barker, J. Oberst, T.C. Duxbury, D. Mao, L.S. Barnouin, K. Jha, D.D. Rowlands, S. Goossens, D. Baker, S. Bauer, P. Glaser, M.
- Lemelin, M. Rosenburg, M.M. Sori, J. Whitten, T. McClanahan 2017. Summary of the results from the lunar orbiter laser altimeter after seven years in lunar orbit. *Icarus*, 283, 70-91.
- Speyerer, E. J., & Robinson, M. S. (2013). Persistently illuminated regions at the lunar poles: Ideal sites for future exploration. *Icarus*, 222(1), 122-136. doi:j.icarus.2012.10.010
- Sternglass, E.J., 1954. *The Theory of Secondary Emission*, Sci.Pap., 1772. Westinghouse Res.Lab., Pittsburgh, PA.
- Stopar, J.D. et al., 2017, Relative depths of simple craters and the nature of the lunar regolith, *Icarus*, 298, 34-48.
- Strangway, D.W., W.B. Chapman, G.R. Olhoeft, J. Carnes, 1972. Electrical properties of lunar soil-dependence upon frequency, temperature and moisture. *Earth and Planetary Science Letters*, 16, 275-281.

- Szalay, J. R., and M. Horányi (2015), The search for electrostatically lofted grains above the Moon with the Lunar Dust Experiment, *Geophys. Res. Lett.*, 42, 5141–5146, doi:10.1002/2015GL064324.
- Szalay, J. R., and M. Horányi (2016), Lunar meteoritic gardening rate derived from in situ LADEE/LDEX measurements, *Geophys. Res. Lett.*, 43, 4893–4898, doi:10.1002/2016GL069148.
- Vasavada, A.R., Bandfield J.L., Greenhagen, B.T., Hayne, P.O., Siegler, M.A., Williams, J.-P., Paige, D.A. (2012). Lunar equatorial surface temperatures and regolith properties from the Diviner Lunar Radiometer Experiment, *J. Geophys. Res.*, 117, E00H18.
- Vickery, A. M., 1986. Size-velocity distribution of large ejecta fragments. *Icarus*, 67(2), 224-236.
- Whipple, E.C., 1981. Potentials of surfaces in space. *Rep. Prog. Phys.* 44, 1197–1250.
- Williams, J.-P., D.A. Paige, B.T. Greenhagen, E. Sefton-Nash (2017), The global surface temperatures of the Moon as measured by the Diviner Lunar Radiometer Experiment, *Icarus*, 283, 300-325.
- Willis, R.F., Anderegg, M., Feuerbacher, B., Fitton, B., 1973. Photoemission and Secondary Electron Emission from Lunar Surface Material. Photon and Particle Interactions with Surfaces in Space, Proceedings of the 6th ESLAB Symposium, Sept. 26-29, 389-401.
- Woods-Robinson, R., Siegler, M.A, Paige, D.A., 2019. A Model for the Thermophysical Properties of Lunar Regolith at Low Temperatures, *Journal of Geophysical Research: Planets*, 124, 1989-2011.