



EMC 設計標準

平成 28 年 5 月 20 日 A 改訂

(平成 24 年 5 月 10 日 初版制定)

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. 総則	1
1.1 目的	1
1.2 範囲	1
2 関連文書	2
2.1 適用文書	2
2.2 参考文書	3
3 用語の定義及び略語	4
3.1 用語の定義	4
3.2 略語	7
4. 基本要求	8
4.1 全体の EMC 管理	8
4.1.1 概要	8
4.1.2 EMC 管理組織	8
4.1.3 EMC プログラム	9
4.1.4 クリティカル部位の識別	11
4.1.5 安全余裕の確保	11
5. 個別設計要求	13
5.1 システム要求	13
5.1.1 外部電磁環境	13
5.1.2 システム内 EMC	13
5.1.3 EMI 管理	13
5.1.4 接地及び配線設計	14
5.1.4.1 接地	14
5.1.4.2 配線	15
5.1.5 電氣的ボンディング	15
5.1.5.1 一般	15
5.1.5.2 電流供給とリターン経路	15
5.1.5.3 感電の危険に対する安全性	15
5.1.5.4 アンテナカウンターポイズ	15
5.1.5.5 RF ポテンシャル	15
5.1.5.6 静電放電	16
5.1.5.7 爆発性雰囲気保護	16
5.1.5.8 構体のシールドリング	16
5.1.5.9 フィルタリング	16
5.1.6 アンテナ対アンテナ (RF) の適合性	17
5.1.7 雷放電	17
5.1.8 宇宙機と帯電	17
5.1.8.1 一般	17

5.1.8.2	ディファレンシャル帯電／放電	17
5.1.8.3	内部帯電	17
5.1.8.4	流体配管（液体燃料ライン等）の帯電	18
5.1.8.5	低真空環境における放電防止	18
5.1.9	電磁界放射のハザード	18
5.1.10	ライフサイクルの考慮	18
5.1.11	外部接地	19
5.1.12	試験装置・設備とのインタフェース	19
5.1.13	宇宙機の磁界放射	19
5.1.13.1	磁性材料	19
5.1.13.2	電流ループ	19
5.1.13.3	磁気モーメント	20
5.2	サブシステム／コンポーネント要求	21
5.2.1	一般要求	21
5.2.2	搭載機器等の接地と絶縁	23
5.2.3	一次電源ライン伝導エミッション、電源	23
5.2.4	一次電源ライン伝導エミッション、負荷	23
5.2.5	一次電源ラインスイッチングトランジェント	23
5.2.5.1	一般要求	24
5.2.5.2	インラッシュ電流	24
5.2.5.3	電流変化率	24
5.2.6	一次電源ラインリップル	24
5.2.7	信号ライン伝導エミッション	24
5.2.8	アンテナ端子スプリアスエミッション	25
5.2.9	磁界放射エミッション	25
5.2.9.1	磁性材料	25
5.2.9.2	電流ループ	25
5.2.9.3	磁気モーメント	26
5.2.10	電界放射エミッション	26
5.2.11	電源ラインリップルイミュニティ	26
5.2.12	電源ラインスイッチングトランジェントイミュニティ	26
5.2.13	放射電磁界誘導効果イミュニティ	26
5.2.14	磁界放射イミュニティ	27
5.2.15	電界放射イミュニティ	27
5.2.16	信号ライン磁界伝導イミュニティ	27
5.2.17	アンテナ端帯域外イミュニティ	27
5.2.18	静電気放電イミュニティ	27
6	検証	28
6.1	要求全般	28

6.1.1	全般	28
6.1.2	検証のシナリオ	28
6.1.2.1	サブシステム／コンポーネントレベル	28
6.1.2.2	宇宙機システムレベル	28
6.1.3	システムレベル EMC 検証計画書	29
6.1.3.1	システムレベル検証方法	29
6.1.3.2	試験条件	29
6.1.4	EMC 検証報告書	29
6.2	システムレベルの検証	30
6.2.1	全般	30
6.2.3	外部電磁界環境	30
6.2.4	システム内 EMC	30
6.2.5	EMI 管理	30
6.2.6	接地と配線設計	31
6.2.6.1	接地	31
6.2.6.2	配線設計	31
6.2.7	電氣的ボンディング	31
6.2.7.1	全般	31
6.2.7.2	電流供給とリターン経路	31
6.2.7.3	感電の危険に対する安全性	31
6.2.7.4	アンテナカウンターポイズ	31
6.2.7.5	RF ポテンシャル	32
6.2.7.6	静電気放電	32
6.2.7.7	爆発性雰囲気保護	32
6.2.8	アンテナ対アンテナの適合性	32
6.2.9	雷放電	32
6.2.10	宇宙機の帯電	33
6.2.10.1	全般	33
6.2.10.2	ディファレンシャル帯電／放電	33
6.2.10.3	内部帯電	33
6.2.10.4	流体配管（液体燃料ライン等）の帯電	33
6.2.11	電磁界放射ハザード	33
6.2.12	ライフサイクルの考慮	33
6.2.13	外部接地	34
6.2.14	試験装置・設備とのインタフェース	34
6.2.15	宇宙機の磁界放射	34
6.3	サブシステムレベルの検証	34
6.3.1	全般	34
6.3.2	電源発生電源ライン伝導性エミッション、時間及び周波数領域特性	

(一次電源ライン伝導エミッション、電源)	35
6.3.3 負荷発生 of 電源ライン伝導性エミッション、周波数領域特性	
(一次電源ライン伝導エミッション、負荷)	35
6.3.4 負荷発生 of 電源ライン、スイッチングトランジェント	
(一次電源ラインスイッチングトランジェント)	35
6.3.4.1 適用	35
6.3.4.2 負荷発生 of 長時間スイッチングトランジェントの管理 (インラッシュ電流)	36
6.3.4.3 負荷発生 of 急速スイッチングトランジェントの管理 (電流変化率)	36
6.3.5 負荷発生 of 電源ラインリップル (一次電源ラインリップル)	36
6.3.6 信号ライン伝導エミッション	36
6.3.7 アンテナ端子スプリアスエミッション	36
6.3.8 磁界放射エミッション	37
6.3.9 電界放射エミッション	37
6.3.10 電源ラインリップルイミュニティ	37
6.3.11 電源ラインスイッチングトランジェントイミュニティ	37
6.3.12 放射電磁界誘導効果イミュニティ	37
6.3.13 磁界放射イミュニティ	37
6.3.14 電界放射イミュニティ	37
6.3.15 信号ライン磁界伝導イミュニティ	38
6.3.16 アンテナ端帯域外イミュニティ	38
6.3.17 静電気放電イミュニティ	38
6.4 測定機材	38
6.4.1 イミュニティ試験機材	38
6.4.1.1 伝導イミュニティ	38
6.4.1.2 電界放射イミュニティ	39
6.4.1.3 磁界放射イミュニティ	39
6.4.1.4 静電気放電イミュニティ	39
6.4.2 EMC センサ	39
6.4.2.1 伝導エミッション	39
6.4.2.2 電界放射エミッション	39
6.4.2.3 磁界放射エミッション	40
6.4.3 シールドルーム・電波暗室	40
6.4.3.1 シールドルーム	40
6.4.3.2 電波暗室	40
6.4.4 背景ノイズ軽減	40
Appendix	41
A1 システム要求	41
A2 宇宙機の磁界対策	42
A3 システム検証・試験関連	45

1. 総則

宇宙航空研究開発機構（以下、JAXA という）が開発する宇宙機の電磁適合性（以下、EMC という）設計にかかる一般要求、設計方針については、電気設計標準（JERG-2-200）に規定される。本 EMC 設計標準（以下、「本設計標準」という）は、電気設計標準の記述を統一して EMC 達成のための設計標準としてまとめたものであり、宇宙機の EMC 達成のためのシステムレベル及びサブシステム／コンポーネントレベルでの EMC 要求、一般試験条件・試験方法及び検証要求の詳細について規定するものである。

本設計標準は、JAXA 技術要求・ガイドライン文書「EMC 設計基準（JERG-0-028）」を参考として、最新の技術情報及び欧州基準（ECSS 等）及び国際基準（ISO 等）の国際動向を踏まえて再構築したものであり、開発上のガイドラインとして、今後の開発に活用されることを期待する。

1.1 目的

本設計標準は、JAXA が開発する宇宙機の電磁適合性（EMC: Electro Magnetic Compatibility）を確保するためのシステム、サブシステム、コンポーネントの EMC 設計、管理、解析、試験及び検証にかかる共通のプロセスを定義することを目的とする。

本設計標準には要求値や試験時の規格値等は含んでいないため、個々のプロジェクトにおける EMC 管理計画の中で適切に規定するものとする。

1.2 範囲

本設計標準は、EMC にかかる共通標準として、JAXA が開発する宇宙機の EMC 設計及び検証にかかる基本要求を確立するものであり、宇宙機の開発並びに打上げロケット、地上支援設備及び試験装置とのインタフェースに適用する。ただし、JAXA の仕様書あるいは他の文書が本設計標準を呼出した範囲において適用されるものであり、両者の内容に矛盾がある場合は、特に規定のない限り前者が優先するものとする。

2 関連文書

2.1 適用文書

下記の文書は、本設計標準で呼び出した範囲で適用されるものであり、矛盾が生じた場合は特に規定のない限り本設計標準が優先する。

- (1) JMR-002B
ロケットペイロード安全標準
- (2) JERG-2-211
帯電・放電設計標準
- (3) MIL-STD-461C, D, E, F
REQUIREMENTS FOR THE CONTROL OF ELECTROMAGNETIC INTERFERENCE
CHARACTERISTICS OF SUBSYSTEMS AND EQUIPMENT
- (4) MIL-STD-462D
ELECTROMAGNETIC CHARACTERISTICS, MEASUREMENT OF
- (5) MIL-STD-1541A
ELECTROMAGNETIC COMPATIBILITY REQUIREMENTS FOR SPACE SYSTEMS
- (6) MIL-STD-464C
ELECTROMAGNETIC ENVIRONMENTAL EFFECTS REQUIREMENTS FOR SYSTEMS
- (7) SAE-ARP 5412B
Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms
- (8) NASA H-29919D [CR-2000-209906]
Investigation Into the Effects of Microsecond Power Line Transients on Line-Connected Capacitors
- (9) IEC 61002-4-2
Testing and measurement techniques - Electrostatic discharge immunity test
- (10) SAE-ARP 1972A
Recommended Measurement Practices and Procedures for EMC Testing
- (11) ISO 7137-3.6 [Section 20.5]
Aircraft - environmental conditions and test procedures for airborne equipment
- (12) JERG-0-042B
プリント配線板と組立品の設計標準

2.2 参考文書

本設計標準に関連する参考文書を以下に示す。

- (1) ANSI/TIA/EIA-422-B-1994
Electrical Characteristics of Balanced Voltage Digital Interface Circuit
- (2) MIL-HDBK-83575
GENERAL HANDBOOK FOR SPACE VEHICLE WIRING HARNESS DESIGN AND TESTING
- (3) JERG-2-400
通信設計標準
- (4) JERG-2-143
耐放射線設計標準
- (5) DOD-E-8983C
Electronic Equipment, Aerospace, Extended Space Environment, General Specification for
- (6) JAXA-QTS-2060D
宇宙開発用信頼性保証コネクタ共通仕様書
- (7) SAE-AS50881
WIRING, AEROSPACE VEHICLE
- (8) SAE ARP 1172:1972 (R1991)
Filters, conventional, electromagnetic interference reduction, general specification
- (9) MIL-W-16878/4
WIRE, ELECTRICAL, POLYTETRAFLUOROETHYLENE (PTFE) INSULATED, 200 DEG. C, 600 VOLTS, EXTRUDED INSULATION
- (10) NASA-HDBK-4001
ELECTRICAL GROUNDING ARCHITECTURE FOR UNMANNED SPACECRAFT
- (11) NASA-HDBK-4002A
AVOIDING PROBLEMS CAUSED BY SPACECRAFT ON-ORBIT INTERNAL CHARGING EFFECTS
- (12) MIL-STD-1686C
ELECTROSTATIC DISCHARGE CONTROL PROGRAM FOR PROTECTION OF ELECTRICAL AND ELECTRONIC PARTS, ASSEMBLIES AND EQUIPMENT
(EXCLUDING ELECTRICALLY INITIATED EXPLOSIVE DEVICES)
- (13) JIS C 0617
電気用図記号
- (14) ISO/TC20/SC14 国際宇宙規格
 - (a) ISO 24637 Electromagnetic interference (EMI) test reporting requirements
 - (b) ISO 26871 Explosive systems and devices
 - (c) ISO 14621-1 EEE parts – Parts Management
 - (d) ISO 14621-2 EEE parts – Control program requirement
 - (e) ISO 15389 Flight-to-ground umbilical
 - (f) ISO 14302 Electromagnetic compatibility requirements

3 用語の定義及び略語

3.1 用語の定義

本設計標準に関連する用語の定義を以下に示す。

(1) 電磁適合性 (EMC)

その電磁環境において、いずれの機器に対しても許容不可となる電磁外乱が発生することなく、宇宙機器やシステムが十分に機能する能力。

(2) 電磁環境 (EME)

自然現象や他の機器などによって形成される電磁的な環境をいう。

(3) 電磁干渉 (EMI)

電磁外乱による宇宙機器、送信、チャンネル、またはシステムの性能劣化。

(4) イミュニティ (Immunity)

電磁外乱の存在下で、装置、機器、またはシステムの性能劣化なく機能する能力（妨害の受けにくさ）MIL-STD-461 で用いられている、サセプタビリティ (Susceptibility) [感受性]は、妨害の受け易さの程度を示す。本設計標準では、「イミュニティ」を用いる。

(5) エミッション (Emission)

機器装置から放射または伝導によって伝搬される電磁エネルギーをいう。

(6) 電波干渉 (RFI: Radio Frequency Interference)

電波外乱による目的信号受信機能劣化。

(7) 安全余裕 (Safety Margin)

回路のイミュニティと、想定される最悪環境条件下（システム内部、システム間）での回路に誘発される雑音の比をいう。

(8) 宇宙機

本設計標準においては、人工衛星及び探査機を言う。

(9) 宇宙機システム

通常、宇宙機、または打上げロケットそのものを指すが、本設計標準においては、宇宙機及び関連設備、試験装置等の総称として用いる。

(10) バス機器

宇宙機のシステムを構成する主要サブシステムの総称。

(11) ミッション機器

宇宙機の目的である観測、通信等を司る主要サブシステムの総称。

(12) サブシステム

宇宙機を構成するシステム要素を大きく機能分割したもの。本設計標準ではEMCの観点からバス系サブシステム、ミッション系サブシステムを有意に識別しておらず、サブシステムと称する。

(13) コンポーネント

本設計標準においては、これらサブシステムを構成する機器の総称。

(14) 電力系

発電、電力制御、蓄電、及び配電（負荷機器への電力供給ハーネス類を除く）機能を担うサブシステムを指す。（必ずしも「電力系＝太陽電池パドル系＋電源系」ではない）

(15) 一次電源

宇宙機の電力系で生成／制御され、宇宙機内の各負荷機器に共通に分配される電源。（電力系内で一次電源バスから降圧または昇圧され、宇宙機内の各負荷機器に共通に分配される電源は二次電源とする。）

(16) 二次電源

宇宙機の電力系内外で一次電源バスから降圧または昇圧される電源。

(17) マルチバス

マルチバスとは、独立に動作可能な複数の電源バスを有する方式をいう。複数のバスを接続・分離可能な方式もある。

(18) ハザード

人的被害、公共や第三者の私有財産・システム・射場施設等の物的損害、環境への影響をいう。

(19) 故障／損傷

故障とは、性能の低下をいう。損傷とは、機能の喪失をいう。

(20) ブレークアウトボックス

ノンフライトの試験用機器であって、ケーブルに直列に接続され、計測用外部接続（通常、接続端子）や、直／並列試験用ネットワークをそのケーブルに接続することを可能とするもの。

(21) 内部帯電

周囲と電氣的に接続されていない金属体や誘電体中に生じる帯電現象。宇宙線や宇宙線が宇宙機構造や機器筐体を貫通した結果生じた二次放射線が、対象物中に滞留したり対象物中の電子を外部へ弾き出すことによって生じる。

(22) 電源品質要求

宇宙機の電源サブシステムへの要求で、電源利用者が前提とする供給電圧、雑音（負荷安定度、スパイクや垂下などによるもの）、インピーダンスを規定したもの。

(23) 混変調特性

受信機入力に希望波と妨害波の2つの信号が同時に入力された際、受信機内の増幅器の持つ非直線性により発生した妨害波の歪波成分（特に3次高調波成分）の振幅変化により、基本波の振幅が影響を受ける特性をいう。

(24) 相互変調特性

受信機入力に希望波と妨害波の2つの信号が同時に入力された際、受信機内の増幅器の持つ非直線性により発生した妨害波の歪波成分により、受信帯域内に除去できない新たな周波数成分が生成される特性をいう。

3.2 略語

本設計標準に関連する略語を以下に示す。

AC	Alternative Current	交流
BCI	Bulk Current Injection	配線誘導ノイズ注入法
CE	Conducted Emissions	伝導性輻射
CS	Conducted Susceptibility	伝導感受性
DC	Direct Current	直流
DSO	Digital Storage Oscilloscope	デジタル（記録）オシロスコープ
EED	Electro Explosive Device	電気着火式火工品
EMC	Electro-Magnetic Compatibility	電磁適合性
EME	Electro-Magnetic Environment	電磁環境
EMI	Electro-Magnetic Interference	電磁干渉
ESD	Electrostatic Discharge	静電気放電
EUT	Equipment Under Test	供試体
FFT	Fast Fourier Transform	高速フーリエ変換
GSE	Ground Support Equipment	地上支援装置、試験装置
I/F FMEA	Interface Failure Mode Effects Analysis	インタフェース故障モード影響解析
LISN	Line Impedance Simulation Network	ラインインピーダンスシミュレーションネットワーク
RE	Radiated Emissions	放射線輻射
RF	Radio Frequency	電波（無線周波数）
RFI	Radio Frequency interference	電波（無線周波数）干渉
RS	Radiated Susceptibility	放射線感受性
SDR	System Design Review	システム設計審査
SRR	System Requirement Review	システム要求審査

4. 基本要件

宇宙機システムは設計、製造、試験、打上げのすべての段階及び軌道上運用のすべてのミッション期間において宇宙機自身及び予め規定された外部設備／他システムとの間、また自然界からの電磁環境について電磁適合性（EMC）を確保することが必要である。宇宙機システムのEMC管理は、宇宙機システムを構成するすべてのサブシステム／コンポーネントの設計また、外部電磁環境とのインタフェース設計によって達成される。

EMC 管理の目的は、宇宙機の製造・試験のためにかかるコスト、スケジュールを維持すると共に、運用時における電磁的な障害を排除し、宇宙機レベルでの機能・性能を保証することである。

本章では、宇宙機システム全体にかかる EMC 管理への一般要求事項を規定する。また、5 章で個別設計要求として、宇宙機のシステムレベルの EMC 要求を 5.1 項、サブシステム／コンポーネントレベルの EMC 要求を 5.2 項で規定すると共に 6 章で検証にかかる要求を規定している。

4.1 全体のEMC管理

4.1.1 概要

EMC プログラムは、宇宙機プロジェクトにおいて、プロジェクト活動開始の初期に策定する。

また、バス機器からミッション機器への要求並びにミッション機器からバス機器への要求及び他の関連するすべての外部設備／他システム、自然界から電磁環境について配慮し、それぞれ適切なインタフェース管理仕様書等に基づいた、総合的な計画とする。

これらのミッション機器／バス機器（サブシステム相互間）、システム／サブシステム間の EMC は、適切な安全余裕を以て、機能的に問題の無い事を実証する。

EMC 管理は EMC 計画及び EMC 管理組織により実施される。EMC 管理組織については、次項で規定する。

4.1.2 EMC管理組織

主としてシステムレベルのEMC計画、全体の要求、検証計画等の内容について検討すると共に宇宙機システム開発の初期段階からインテグレーション段階にかけ、プロジェクトの全期間に渡り、課題を解決し、EMC管理プログラムを円滑に遂行するための組織を構成する。組織のメンバーはプロジェクト・マネージャーの下、宇宙機プロジェクト、宇宙機開発者（製作者を含む）、ミッション機器開発者及び独立した有識者等で構成するものとし、EMC管理プログラム全体の遂行にあたり、課題の解決にあたるものとする。EMC管理組織は、宇宙機開発の段階、システムの大きさと複雑さに応じて、EMC管理を行うために十分なレベルの要員を適宜選出し、組織するものとする。

4.1.3 EMCプログラム

宇宙機プロジェクトは、以下によりEMCプログラムを策定し、EMC管理組織にて管理する。

a) EMCプログラムの管理要求

EMCプログラムは、EMC管理計画書として文書化する。EMC管理計画書には、以下の管理要求を含む。

- 1) 宇宙機システムを構成する機器ごとに、EMC要求の責任と製造、検証計画、また、必要な設計変更のプロセスを関連させて管理する。
- 2) 次のものから成る EMC 管理計画書を策定する。
 - (a) EMCプログラムを成功させるために必要な設備及び人員の構成
 - (b) EMCにかかる設計審査及び調整を遂行する方法及び手続き
 - (c) 提案された EMC 要求、規格（無線通信機器にかかる特定領域保護の設定を含む）
 - (d) ウェーバ、デビエーションプロセス
- 3) プログラム・スケジュール:
プログラム開発総合工程表内の EMC プログラム・スケジュール及びマイルストーンを明記する。

b) システムレベルの機能・設計要求

宇宙機システムとしてのEMCの達成のため、以下の要求について留意する。

- 1) 関連環境の識別
宇宙機レベルの EMC 要求としては、システムを構成するすべての電子機器、試験で使用される試験設備及び射場エリアでの電子機器、打上げロケット、射場環境を含む爆発装置への電磁放射の危険等を考慮する。
- 2) EMC 性能の配分
宇宙機システムレベルでのEMC要求に照らし、システム成立性の観点から各構成機器へのEMC性能を配分する。

c) サブシステム／コンポーネントに対する要求

サブシステム／コンポーネントに対するEMC要求の策定に際しては、以下を考慮する。

- 1) 本設計標準の中で定義されるシステム／サブシステム／コンポーネント及び地上支援設備等、宇宙機システムレベルでの要求を適正に配分し、これらの性能要求に照らし、EMC 試験設備への EMC 試験レベルを設定する。

- 2) EMC 検証に当たっては、検証試験の範囲と試験方法を EMC 試験設備側と調整するための手続き、方法も含めて条件を明確化する。
- 3) サブシステム／コンポーネントにおける EMC 試験結果のまとめ
 - (a) サブシステム／コンポーネントレベルでの EMC 試験の結果を要約する。
 - (b) 受理可能であると判断された不具合はすべて詳細に記録し、EMC 性能全般の条件に照らした解析結果を判断根拠の一部として示す。これらは、コスト、スケジュール、信頼度、システム操作性及び他の要因も考慮して検討される。

d) EMC解析要求

サブシステム／コンポーネントに対するEMC解析は、以下による。

- 1) 宇宙機システムの予測される EMC について、システム／サブシステム／コンポーネントレベルでの EMC 解析を行い、それぞれの動作に支障の生じないことを確認する。
- 2) 予測される妨害状況あるいは、実際の妨害状況に対処する設計として、入力インピーダンス結合（伝導性放射）、配線するワイヤ／ワイヤハーネス並びにワイヤへの電磁界輻射の条件として試験設備レベルでの環境を考慮する。
- 3) 軌道上の宇宙機システムが動作する事を期待されるすべてのモードで、設備／サブシステム／コンポーネントの EMI 特性のインタフェースについて、提示された実際の値に基づいた EMC 解析を行い、宇宙機システム EMC の EMI 安全係数を決定する。
- 4) 解析の結果、EMI 安全係数を達成するために必要と判断されれば、サブシステム／コンポーネントに対してフィルタリング／遮蔽の追加及び EMI に対する設計の変更を要求するべきである。

e) 検証計画要求

EMC の検証は、システム／サブシステム／コンポーネントの設計、製造、試験の各々のフェーズにおいて、各インタフェースと各機能及び性能を保証するために必要な項目を抜けの無いように実行するよう、総合的に計画する。また、検証計画には、EMC 解析の実施ポイントを含める。

これには、安全余裕実証対象のクリティカル部位の識別・選定根拠、及びクリティカル部位と EED 機器・回路への感受性への測定技術を含む。

f) ウェーバ関連

宇宙機システムプロジェクトにおいて制定したEMCの規格に対して、サブシステム／コンポーネント（支給品を含む）の製造後の確認・検証の結果が要求を満足できない場合であっても、システム側が許容可能と判断する場合には、当該機器をそのままシステムに搭載することができる。ただし、システム側の判断の妥当性をEMC管理組織によって審議する。

g) 帯電放電解析

1) 静電気放電

通電していない電子機器は、ピンや外部コネクタに対する静電気放電により損傷を受けないことを解析または試験にて検証する。

2) 帯電放電

サブシステム／コンポーネントは宇宙機システムのいかなる運用環境においても、プラズマによる損傷を受けない設計とすること。また、コロナがサブシステム／コンポーネントに損傷を与えない事を解析によって示す。詳細は帯電・放電設計標準（JERG-2-211）による。

h) 火工品関連要求

火工品関連機器については、特に以下の要求について留意する。詳細は、ロケットペイロード安全標準（JMR-002B）の5.5項を考慮する。

- 1) 適切な火工品関連 EMC の必要条件の抽出と評価並びにマージンの設定
- 2) 設計に関する技術要求
- 3) 検証に関する技術要求

4.1.4 クリティカル部位の識別

EMC管理組織は、すべてのサブシステム／コンポーネントの機能的クリティカルリティを識別する。クリティカルリティの分類は、以下のとおり。

- A) カテゴリーⅠ：“Safety Critical” - EMI上の問題が人命の喪失、宇宙機の喪失となるもの。
- B) カテゴリーⅡ：“Mission Critical” - EMI上の問題が作業者等の負傷、宇宙機システムの損傷、ミッションの中断または遅延、ミッションを遂行する上で許容できない程の性能劣化を引き起こすもの。
- C) カテゴリーⅢ：“Noncritical” - EMI上の問題が、軽度の不便、または目的とする宇宙機の効率性を損なわない程度の性能喪失となるもの。

EMC管理を確実に成功させるため、宇宙機システムとして特別に重要と識別して検証すべき項目の抽出を行う。クリティカル部位の識別は、設計開始前の段階から行う必要な場合があり、プロジェクトの初期段階からEMC管理組織にて十分な協議を行う。

4.1.5 安全余裕の確保

重要回路と EED 回路の設計安全余裕（システムマージン）は EMC 管理組織によって審議し、設定する。安全余裕は、計画された宇宙機の全期間にわたる、システム、サブシステム及びコンポーネントの機能、性能の劣化、経年変化による劣化モード、保護方法等を考慮して適切に設定する。クリティカル部位における電磁干渉にかかる安全余裕は、それらの部位における雑音レベル、感受レベルの比較によって定義する。

5. 個別設計要求

5.1 システム要求

EMC 要求の目的には大きく分けて以下の2つがある。

(1) 機器の誤作動防止

電磁干渉による機器の誤作動を防止するためであり、機器の機能を満足するための要求。多くの宇宙機に共通的な要求である。

(2) ミッション要求達成

誤作動するレベルではないが、ミッション要求達成のため必要であり、機器の性能を満足するための要求。宇宙機によって固有の要求である。

いずれが厳しいかを設計開始前のフェーズ（例：SRR、SDR など）において精査し、システム要求及び設計基準を設定する必要がある。

5.1.1 外部電磁環境

システム設計ではシステムの外部にある干渉源からの電磁環境について検討する。ミッションプロフィール及び利用可能な電磁環境データを考慮して、外部環境がシステム有効性を低下させる度合いについて検討する。

5.1.2 システム内 EMC

システムはミッション主要求の為のサブシステム／コンポーネントに干渉を与えてはならない。各サブシステム／コンポーネントは、他のサブシステム／コンポーネントとの同時動作時に、ミッション要求に関して性能の劣化なしに動作しなければならない。

5.1.3 EMI 管理

EMI 管理はシステムが宇宙機全体を横断的に管理することが重要である。ノイズ放射の大きい機器が一つ残っていると宇宙機全体に影響する。プロジェクト EMC 管理計画書に従うこと。

5.1.4 接地及び配線設計

5.1.4.1 接地

システム内の接地先として、宇宙機構体内に適切に設けられたゼロ電位基準点として用いる事が可能な金属構体部、接地用バスバー等を設定する。詳細は EMC 管理計画で明確にすること。これには、以下の事項を含む：

- (1) 電源系及び信号系両方のリターン／基準電位との関係が示されること。
- (2) 前項に関する接続のインピーダンスが示されなければならない。その際には、どのような種類の電源や信号が共通経路（配線や構体・筐体）を使用しているかを識別し、影響を受ける信号のスペクトラムの範囲で考慮されること。

接地先として設ける電氣的ネットワークの各要素の抵抗値やインダクタンス値の具体的な値を規定しても良い。(A1.1 項参照) これらを用いると各回路基準点でのコモンモード電圧を計算して、各機器の伝導性感受性要求と比較することができる。

5.1.4.1.1 接地・絶縁系統図

接地・絶縁は、宇宙機システムの EMC と密接に係っているため、宇宙機システム／サブシステム及びコンポーネントの接地・絶縁系統図を作成し、システム全体での適合性を確認すること。

5.1.4.1.2 電源の接地と絶縁

(1) 一次電源

電源の接地は、電源設計の方針にもとづいて決定する。構体を電流リターン経路としない為に、構体への接地点は単一でなければならない。

(2) 二次電源

二次電源のリターンは、宇宙機システムとして管理される必要があり、搭載機器、サブシステムまたはシステムの何れかで接地されなければならない。

どこで接地するかは、搭載機器の機能性能の要求、インタフェースする他の搭載機器の要求または、サブシステムとしての搭載機器間インタフェース及びシステムでのインタフェース等、EMC 管理の観点から考慮して定めること。一次／二次電源間は、適切な絶縁抵抗を確保することを原則とする。

(3) マルチバス電源

マルチバス電源を設定する場合は、各々の独立した電源系統に対してそれぞれ接地の方針を明確に

すること。各々の電源系統でそれぞれ一点接地を方針とした場合、それぞれの系統毎に、単一点接地を設けること。また、各電源系統同士は、相互に適切な絶縁抵抗を確保すること。

5.1.4.2 配線

システムの配線やケーブル分離・信号分類などへの設計ガイドラインが設定されなければならない。ノイズ発生源である電力ハーネスと感受性に留意すべきハーネス間の伝搬に注意すること。システムハーネスからの放射及びシステムハーネスへの放射による影響評価は、システムハーネスを模擬したコンポーネント EMC 試験により検証することが望ましいが、必ずしもコンポーネント EMC 試験でシステム所掌のハーネス部分は検証されていない場合があることに留意すること。

5.1.5 電氣的ボンディング

5.1.5.1 一般

本項目は、機器の性能確保を目的とする。主なポイントは、実装される電気回路中に適切な電流経路及び電圧分布を確保することにある。

5.1.5.2 電流供給とリターン経路

電流供給路とリターン経路はツイストペアを用い、直流磁界及び電磁波が放射されないよう留意されなければならない。構体を電流リターン経路として使用してはならない。

5.1.5.3 感電の危険に対する安全性

適用せず。

5.1.5.4 アンテナカウンターポイズ

カウンタポイズを組み込む構体は、RF 的に低インピーダンスとなるようなボンディングを施さなければならない。

5.1.5.5 RF ポテンシャル

アンテナではない、外部への電磁放射や外部からの電磁干渉を受ける可能性のある部位は、接地先へ低インピーダンスで面接続されることが望ましい。ボンディングストラップを用いて接地する場合は最短距離かつ低インピーダンスとなる経路・手法を用いること。

5.1.5.6 静電放電

JERG-2-211 を適用する。

5.1.5.7 爆発性雰囲気保護

適用せず。

5.1.5.8 構体のシールドリング

構体の不連続部分（カバー、検査穴、接合部等）は最小にすること。RF 干渉雑音及び干渉感受性に対して重要な点の不連続部分は、低インピーダンス導電路を設け、電氣的に導通させること。

なお、不完全な EMI シールドを持つワイヤハーネスも構体の不連続部分として作用する事があるので注意すること。

5.1.5.9 フィルタリング

- (1) 宇宙機のノイズに対するフィルタリングとして、搭載コンポーネント間を接続する信号インタフェース用ケーブルは、信号のレベル及びインタフェース回路のフィルタ特性と放射される電磁界とを考慮し、必要に応じて EMI シールドを取付けること。
- (2) 放射される電磁界の搭載機器に対する減衰レベルは、標準的な測定手法によるか、若しくは遮蔽筐体内部の代表的な箇所を対象にして、解析されること。なお、同シールドは、最小限の数の開口部または貫通部を持った「ファラディ・ケージ（箱）」として設計される宇宙機の基本構造体（構体）によるか、電子機器箱の筐体によるか、若しくはこれらのシールドの組合せを用いることで行われても良い。
- (3) 構体外部の電子機器及びケーブルについては、宇宙機の電磁環境の不確定性を考慮し、適切なマージンを持つように個々のシールド等を考慮すること。（A1.2 項参照）

なお、フィルタが効果を発揮する為に、挿入箇所前後のインピーダンスや電磁環境特性とインピーダンスとの関係が適切であるか留意し、遮断したいノイズや放射を別経路へ逃すか熱化させる仕組みを同時に用意すること。

5.1.6 アンテナ対アンテナ（RF）の適合性

すべての RF 装置間で予期せぬ干渉が起こらないように設計・検査すること。これは単一システムに止まらず、インタフェース要求がある時はシステム間でも同様に成立していなければならない。検査ではなく解析で済ませる時は、相互変調特性も含めること。

5.1.7 雷放電

宇宙システムは、雷放電にさらされた後においても性能劣化なくミッションを完遂できるように、雷放電の直接／間接的影響から保護されていなければならない。保護策は、運用による雷放電の排除と電氣的オーバーストレス設計技術の組合せとなる。

5.1.8 宇宙機と帯電

5.1.8.1 一般

打ち上げ前の地上原因や軌道上の高エネルギープラズマ環境による、要員の電撃危険要素、燃料点火危険要素、電波干渉（RFI）、静電気放電による誘電体材料の破壊等からの保護のため、宇宙システムの静電気帯電増加を管理し、消散させなければならない。

5.1.8.2 ディファレンシャル帯電／放電

プラズマによるコンポーネントのディファレンシャル帯電現象、放電現象の発生、宇宙システムの性能の劣化などの発生は、設計やインテグレーションにおける予防策によって最小化されなければならない。しかしながら、すべての放電除去を保証できないため、衛星システムとして耐性強化を行い、また、宇宙機が曝露されると想定される外乱現象の代表として、繰り返し静電気アーク放電下で、故障や性能劣化やパラメータの規格外れ等がなく動作することを検証しなければならない。

5.1.8.3 内部帯電

電子フラックス事象が内部帯電を起こすに十分な軌道パラメータである場合、これらの表面への帯電を最小にするために、静電気放電（ESD）限界値に達するのを防止する耐性強化技術を取り入れなければならない。

5.1.8.4 流体配管（液体燃料ライン等）の帯電

液体用パイプ、チューブ、ホースは、アーク放電を発生させることのないように、液体とその輸送システムの帯電防止策を施されなければならない。

5.1.8.5 低真空環境における放電防止

真空移行中（クリティカルプレッシャー時）にグロー放電を発生させる可能性のある搭載機器については、放電防止を考慮すること。以下のような例が考えられる：

- (a) 打上げ中に一次電源が投入されている搭載機器
- (b) コンデンサバンク等に蓄電されたままになっている可能性のあるコンポーネント
- (c) 高出力送信機出力時の送信フィルタ（またはダイプレクサ）

空気穴から放出されるアウトガス量の放出速度とロケットの打ち上げ高度による真空移行速度との相互関係に配慮すること。

5.1.9 電磁界放射のハザード

宇宙システムの設計において、燃料、要員、火工品システム（EEDを含む）、及び電子制御されるエンジン／スラスターが危険なレベルの電磁放射にさらされることがないようにすること。また、外部送信機からの電磁干渉の可能性も考慮した上で、これらの安全を確保すること。

5.1.10 ライフサイクルの考慮

電磁環境（EME）保護設計は、保護のライフサイクル（すなわち、保護要素の識別、手法、信頼性、整備性、利便性、検証、検査要求）からの考え方を含まなければならない。

特に整備性に関して、EME 保護機構は、容易に接近でき、整備でき、または、必須の整備や検査無しに宇宙システムの寿命を全うするように設計されなければならない。整備中に接続解除、引き抜かれ、または解除されるボンディング、シールドリング、その他の保護技術については、それらの再組み立て時の必要な作業とともに、整備文書に規定されなければならない。宇宙システムのライフサイクル中に修理が必要となるこれらの保護機構は、規定された性能を試験または検査できる機能をもたなければならない。

5.1.11 外部接地

宇宙機システムは、他の手順の実施、またはインタフェースを通じて電力を印加する以前に電位を等しく（または、帯電を放散）させるための接地ケーブルを接続できるようにしなければならない。

5.1.12 試験装置・設備とのインタフェース

宇宙機と電氣的にインタフェースする試験装置・設備については、下記に留意すること。

電力ラインについては、試験装置・設備側に保護機能を有すること。

試験時外乱の規定を満足すること。

宇宙機を設置する設備の襲雷時の方策を事前に把握し、適切な接続を確保すること。

宇宙機・試験装置・設備の相互の接地系統を把握し、適切な接続を確保すること。

宇宙機とインタフェースする回路については、必要に応じて I/F-FMEA を行うこと。

試験装置・設備の電氣的な制約を事前に把握し、宇宙機とのインタフェースを明確にすること。

5.1.13 宇宙機の磁界放射

磁界放射の管理は、地球や惑星周囲・惑星間空間の小さな磁界を観測する場合や、磁界に敏感な機器を搭載する場合、比較的強い磁界環境（地球周辺の低高度等）において衛星の姿勢擾乱を厳密に避けあるいは制御しなければならない場合に必要となる。管理の目的に応じて、宇宙機を構成する各コンポーネントに対し、DC 及び AC 磁界について適する基準を定義すること。宇宙機的设计や使用する部品等が元々持つ磁性の管理だけでなく、後から着磁することを防止する管理も必要になるため、宇宙機の試験を行う場所の磁界環境や、製造や試験のための道具等についても必要に応じて規定すること。宇宙機の磁界対策について、具体的な参考情報を Appendix A2 に示す。

5.1.13.1 磁性材料

磁界要求のある宇宙機は、磁性材料を極力使用しない設計とする必要がある。使用材料について設計基準書などに定め、どうしても使用せざるを得ない場合には、対策方法も含めて EMC 管理組織が確実に把握し管理すること。（A2.1 項参照）

5.1.13.2 電流ループ

宇宙機内に電流ループが存在すると、電流の強度とループ面積に応じた磁界が発生する。磁界要求のある宇宙機を設計する際には十分に考慮すること。特に、機器間のハーネスの布線や、グラウンドを通じたループに注意すること。（A2.2.3 項参照）

5.1.13.3 磁気モーメント

打ち上げ後の環境磁界による衛星の姿勢擾乱を抑制する必要がある等、宇宙機の磁気モーメントの管理が必要となる場合がある。プロジェクト EMC 管理計画の中でクライテリアを設けて磁気モーメントを管理し、必要に応じて磁気モーメントを相殺する措置をとること。（A2.2.2 項参照）

5.2 サブシステム／コンポーネント要求

5.2.1 一般要求

システムレベルEMC要求は、サブシステム／コンポーネントレベルのEMI要求に配分しなければならない。サブシステム／コンポーネントのEMI要求は、基本的に以下の各要求項目に基づき、それぞれの宇宙機システム開発に対して設定されなければならない。

無線電波送信の影響を評価することを目的としたイミュニティ要求は、実際の宇宙機が使用する無線変調方式を模擬したものをを用いなければならない。

サブシステム／コンポーネントレベルの要求と検証についての適用性、参考試験方法についてのマトリックスを表5.2-1、表5.2-2に示す。

表5.2-1 サブシステム/コンポーネントレベル試験適用マトリックス (エミッション)

試験種別	要求項目 番号	検証項目 番号	適用性	試験方法 項目番号
一次電源ライン伝導エミッション、 電源	5.2.3	6.3.2	電力サブシステムに適用	A3.3.2
一次電源ライン伝導エミッション、 負荷	5.2.4	6.3.3	適用	A3.3.3 (MIL-STD-461 CE101、 CE102 参考)
インラッシュ電流	5.2.5.2	6.3.4.2	個別に規定	A3.3.4.2
電流変化率	5.2.5.3	6.3.4.3	適用	A3.3.4.3
一次電源ラインリップル	5.2.6	6.3.5	個別に規定	A3.3.5
信号ライン伝導エミッション	5.2.7	6.3.6	個別に規定	A3.3.6
アンテナ端子スプリアスエミッシ ョン	5.2.8	6.3.7	アンテナ接続端 に適用	A3.3.7
磁界放射エミッション	5.2.9	6.3.8	個別に規定	A3.3.8 (MIL-STD-461 RE101 参考)
電界放射エミッション	5.2.10	6.3.9	適用	A3.3.9 (MIL-STD-461 RE102 参考)

注: 「個別に規定」とされる項目については、EMC管理計画書にて適用の可否を規定すること。

表5.2-2 サブシステム/コンポーネントレベル試験適用マトリックス (イミュニティ)

試験種別	要求項目 番号	検証項目 番号	適用性	試験方法 項目番号
電源ラインリップルイミュニティ	5.2.11	6.3.10	適用	A3.3.10 (MIL-STD-461 CS101 参考)
電源ラインスイッチングトランジ ェントイミュニティ	5.2.12	6.3.11	適用	A3.3.11
放射電磁界誘導効果イミュニティ	5.2.13	6.3.12	個別に規定	A3.3.12 (MIL-STD-461 CS114 参考)
磁界放射イミュニティ	5.2.14	6.3.13	個別に規定	A3.3.13 (MIL-STD-461 RS101 参考)
電界放射イミュニティ	5.2.15	6.3.14	適用	A3.3.14 (MIL-STD-461 RS103 参考)
信号ライン磁界伝導イミュニティ	5.2.16	6.3.15	個別に規定	A3.3.15
アンテナ端帯域外イミュニティ	5.2.17	6.3.16	受信機	A3.3.16
静電気放電イミュニティ	5.2.18	6.3.17	適用もしくは取 扱手順	A.3.2.10 (MIL-STD-1541A 参考)

注: 「個別に規定」とされる項目については、EMC管理計画書にて適用の可否を規定すること。

5.2.2 搭載機器等の接地と絶縁

搭載機器等の接地と絶縁は、以下のように設計されなければならない。（A1.1項参照）

- (1) 搭載機器を宇宙機の電源に接続しない状態では、各搭載機器の一次電源入力ラインと搭載機器のシャーシ間には適切な絶縁抵抗をとる。
- (2) 一次電源ラインと低周波数信号ライン間にも適切な絶縁をとる。
- (3) 高周波数を発生するか、又は高周波数で動作する搭載機器の信号リターン及び二次電源リターンと一次電源リターン間にも適切な絶縁抵抗をとる。
- (4) システムとしての接地点を完全にコントロールするため、信号リターン及び二次電源リターンの接地についてはシステムと調整すること。絶縁できない場合は、5.1.4.1.1 項に示す接地・絶縁系統図を用いて、システムレベルで、信号リターン、二次電源リターン、シャーシグランドを介しての意図しない電流ループの無いことを確認すること。
- (5) 基板のオートワーク設計にあたっては、「プリント配線板と組立品の設計標準(JERG-0-042B)」付録Ⅱ3項「導体」を参照すること。尚、3.1項(2)c.アナロググランドとデジタルグランドの処理の記載内容は、直流から低周波に対応するものであり、高周波成分を含む場合や微弱信号を扱う場合には基板内でのアナロググランドの多点接地やアナログとデジタルの共通グランドを用いても良い。

5.2.3 一次電源ライン伝導エミッション、電源

本要求は、電源サブシステムのみにも適用される。また、本要求は抵抗性負荷での電源バス特性を前提としている。

すべての負荷条件において、電源バス電圧リップル（時間領域、周波数領域）は電源品質要求を満足しなければならない。電源バスからの放射性エミッションを制限するため、伝導性エミッションの管理についても考慮を払わなければならない。

5.2.4 一次電源ライン伝導エミッション、負荷

本要求は電源バスから、サブシステム／コンポーネント動作に対して適用される事項である。

伝導性エミッションの要求を設定する場合、負荷発生の電源バス電圧雑音の総和は、電源品質要求を満足しなければならない。ノーマル及び、コモンモードリップル雑音要求は、サブシステムが発する雑音の影響が電源品質規格を超えないことを考慮し、各サブシステム／コンポーネントに適用しなければならない。伝導性雑音の上限は、受信機などへ影響する電波放射雑音についても考慮すること。

5.2.5 一次電源ラインスイッチングトランジェント

5.2.5.1 一般要求

二種類のスイッチングトランジェントの影響が管理されなければならない。

二種類とは、長時間スイッチングトランジェント（ミリ秒程度以上の持続）と急速スイッチングトランジェント（ミリ秒程度以下の持続）である。

(1) 出力インピーダンス

電源サブシステムは、負荷機器入力端における電源側出力インピーダンスを規定し、LISN（Line Impedance Simulation Network）モデルを定義すること。

(2) 最大入力電流

定常動作中のオペレーショナルトランジェント等（インラッシュ時を除く）を含む、搭載機器側消費電流の最大値を規定すること。

5.2.5.2 インラッシュ電流

負荷が誘起する長時間のスイッチングトランジェント（インラッシュ電流）は、電源サブシステムの電源品質許容範囲にその電圧レベルが保たれるように制限されなければならない。

5.2.5.3 電流変化率

電源品質仕様が定常トランジェント電流の正確な包絡域を定めることができるように、急速スイッチングトランジェントの包絡域を管理しなければならない。オペレーショナルトランジェント／ターンオントランジェントの大きさと持続時間の両方について管理しなければならない。それらのトランジェントは、周波数領域で観測できる繰り返し過渡外乱でない限り、別々に評価可能である。

5.2.6 一次電源ラインリップル

負荷のリップルにより誘起される一次電源ラインリップルを管理すること。電源供給インピーダンスを考慮して、コンポーネントに対するリップル要求を設定し、供試体にて時間領域のリップル計測を行い、その包絡線が要求を満足していることを確認すること。

5.2.7 信号ライン伝導エミッション

受信機、及び感受性の高い電子機器へのエミッションを、ミッション固有の使用周波数において防

止することが必要な場合、ケーブル束のコモンモード電流は管理されなければならない。

5.2.8 アンテナ端子スプリアスエミッション

複数のアンテナ間における電波周波数領域（RF）の適合性を確保するために、アンテナ接続端におけるスプリアスエミッションの管理を行わなければならない。

許容限界と周波数範囲を定義する場合は、以下の項目について考慮されなければならない。

- a) 被干渉受信機サブシステム（受信機、伝送線、アンテナ）の帯域外応答を含めた感度
- b) （送信機、送受信機の）送信周波数と情報伝送に必要な変調帯域の除外
- c) 宇宙機システム内受信機が意図的に使用する最高、及び最低周波数
- d) アンテナ接続端付属物の利得／損失特性

5.2.9 磁界放射エミッション

宇宙機の磁界管理を行う必要がある場合には、サブシステムやコンポーネントのレベルで、設計の段階から磁界放射低減の措置を考慮する。使用する部品や設計を決定する時に、宇宙機の性能に与える磁気的な影響を検証する。検証の際に用いる、各サブシステムやコンポーネントに許容する磁界放射強度は、簡易的には一律の基準（各サブシステムやコンポーネントからある距離に生じる磁界強度など）を定めるのが試験検証上は便利であるが、最終的には、サブシステム／コンポーネント毎の特性（宇宙機への搭載位置、軌道上での運用方法等）を考慮して、その宇宙機の性能に与える影響の検証を行う。なお、磁界管理を行う場合には、磁界を放射しない設計にするだけでなく、着磁を防止する管理も必要になるため、サブシステム／コンポーネントの試験を行う場所の磁界環境や、製造や試験のための道具等についても規定が必要となる場合がある。

サブシステム／コンポーネントの磁界対策について、具体的な参考情報を Appendix A2 に示す。

5.2.9.1 磁性材料

5.1.13.1 項 に同じ。（A2.1 項参照）

5.2.9.2 電流ループ

サブシステム／コンポーネントに電流ループが存在すると、電流とループ面積に応じた磁界が発生する。磁界要求のある宇宙機に搭載するサブシステム／コンポーネントを設計する際には十分に考慮すること。大きな電流を要する機器、面積の大きな機器の場合には特に注意すること。

（A2.2.3 項参照）

5.2.9.3 磁気モーメント

特に磁石を用いているコンポーネントは、大きな磁気モーメントを持つことが多い。低減すべきレベル、磁気モーメントの時間変動の有無、磁気モーメントの時間変化が宇宙機の性能に与える影響、利用可能な重量バジェット等を勘案し、コンポーネント間の磁気相殺、磁気シールド、キャンセルマグネット等の方法の中から適切なものを選択する。

(磁気モーメントを低減する方法の具体的例については、A2.2.2項を参照)

5.2.10 電界放射エミッション

すべてのサブシステム／コンポーネントの放射性電界エミッションを管理すること。

宇宙機、打上げロケットの受信機周波数帯域には特別な注意を払わなければならない。共通的に使用されるサブシステム／コンポーネントは、対象となるシステム側受信機感受帯域に対する放射性電界エミッション要求を満足しなければならない。許容範囲の規定は、干渉対象受信機の運用上必要な感度、干渉対象のアンテナの利得、指向性、取り付け位置を反映しなければならない。

5.2.11 電源ラインリップルイミュニティ

サブシステム／コンポーネントは、適用される電源品質仕様と伝導性エミッション要求から許容されるオーディオ帯域リップルに対してイミュニティを持たなければならない。電源バス上の許容リップルレベルとサブシステム／コンポーネントの感受性レベルの間には、適切なマージンを持たなければならない。

5.2.12 電源ラインスイッチングトランジェントイミュニティ

すべてのサブシステム／コンポーネントは、電源品質仕様で規定される、負荷が発生するスイッチングトランジェントに対して、イミュニティを持たなければならない。

5.2.13 放射電磁界誘導効果イミュニティ

意図的な電波放射にさらされる宇宙機システム内で運用されるサブシステム／コンポーネントは、機器間接続ケーブルや電源ラインに誘導されるコモンモード電流に対して、イミュニティを持たなければならない。本要求は、発生が想定される意図的な電波送信の周波数に対してのみ適用される。本

要求は、400MHzまでの配線誘導ノイズ注入法（BCI、 Bulk Current Injection）試験の実施により確認される。

5.2.14 磁界放射イミュニティ

磁界に対するイミュニティは、宇宙機システム、サブシステム／コンポーネントに障害を及ぼす可能性のある交流磁界環境が存在するときに、障害が無いように管理されなければならない。

5.2.15 電界放射イミュニティ

送信が意図的であるか否かにかかわらず、電波送信に対するサブシステム／コンポーネントのイミュニティは、宇宙機システムレベルでの電磁適合性を確保できるレベルで管理されなければならない。

宇宙機の送信機運用帯域や宇宙機システム以外から照射される電磁界に対して、それを管理する必要がある場合は、イミュニティを持つように管理することに特別の注意を払わなければならない。

5.2.16 信号ライン磁界伝導イミュニティ

高密度の配線ケーブルが宇宙機システムに使用されている場合、誘導ノイズ感受性試験によって、ケーブル間結合に対するイミュニティが検証される。その場合、オーディオ帯域磁界結合と、過渡外乱結合を適用しなければならない。

5.2.17 アンテナ端帯域外イミュニティ

無線受信機の帯域外放射干渉特性の管理を行わなければならない。スプリアス信号特性、混変調特性、相互変調特性についても管理すること。

5.2.18 静電気放電イミュニティ

静電気放電を考慮し、サブシステム／コンポーネントのイミュニティと、サブシステム／コンポーネントの取り扱いに関するESD管理手法を導入すること。認定時の実際のESDレベルは、最終組み立てからミッション終了までに機器の受ける環境を反映しなければならない。宇宙機の帯電に対する考察は5.1.8項に示す。

6 検証

6.1 要求全般

6.1.1 全般

開発者は、本標準の定めるすべての要求に合致することを検証する責任を有する。必要であれば、EMC管理組織を通じて特定の作業を委任することができる。検証は、認定試験、解析、検査、等価試験により適切に行わなければならない。

6.1.2 検証のシナリオ

各サブシステム、各搭載コンポーネントは、個別に電磁適合性基準を満たすことを検証するための検証計画を立て実行する必要がある。また、宇宙機システム全体としても同様に検証計画立案とその実行が必要である。

6.1.2.1 サブシステム／コンポーネントレベル

- (1) 各サブシステム／コンポーネントは、その製造・開発担当者の責任の下、電磁適合性基準に関するすべての検証を、宇宙機システム組み込み前に行う。
- (2) 検証はデザインへの改修が可能であるという意味で、フライトモデル以前のエンジニアリングモデル等の開発の段階で、まず行うべきものであり、フライトモデルでの検証はできる限り最終確認にとどめるべきである。
- (3) 検証を行うにあたり放射ノイズ測定など、特殊な設備・センサを必要とする場合で、それを製造・開発担当で準備できない場合は、JAXA、その他が所有する設備を利用して検証を行う。
- (4) 検証にあたって認められた電磁適合性基準レベルの逸脱については、宇宙機システム組み込み前までに適合レベルを満足するよう、製造・開発担当者は、検証結果の解析を行い、それを踏まえ各サブシステム／コンポーネントの改修を行う。ただし、フライトモデルに関しては改修を行う前に、EMC管理組織と改修の必要性について協議を行う。
- (5) 各サブシステム／コンポーネント開発者（製作者を含む）は、電気適合性基準に対する検証結果を宇宙機組み込み前に、EMC管理組織に対し報告する。

6.1.2.2 宇宙機システムレベル

- (1) JAXA プロジェクトの責任において、すべてのサブシステム／コンポーネントを組み込んだ状態で宇宙機システム全体での電磁適合性基準に関する適合性の検証を行う。

- (2) 宇宙機システム全体における電磁適合性検証は、宇宙機に搭載されるコンポーネント相互干渉の有無を検証する意味で、EMC計測センサによる測定に加え、搭載コンポーネント自身による動作品質の検証を行う。
- (3) 検証結果によるコンポーネント改修の必要性有無に関し、EMC管理組織において検討を行う。

6.1.3 システムレベルEMC検証計画書

開発者（製作者を含む）は、宇宙機のシステムレベルでのEMC検証計画の詳細を定めたEMC検証計画書を策定しなければならない。その中で各EMC要求に対する検証方法の詳細と、各サブシステム／コンポーネントに対する合格基準を記述する。また、EMC検証試験を開始する前に宇宙機プロジェクトによるEMC検証計画書に対する確認を受けなければならない。

EMC検証計画書には少なくとも以下を含むこと。

6.1.3.1 システムレベル検証方法

検証を試験で行う場合は、エンジニアリングモデルのフィデリティ（忠実度）により、エンジニアリングモデルに対する試験とフライトモデル／プロトフライトモデルに対する試験に分割して実施することができる。

システム検証の対象には、試験結果を記録するための方法、手順、計測機材を含まなくてはならない。（A3.1.3.1項参照）

6.1.3.2 試験条件

必要な要員を定義すること。これには、調達活動、契約者、副契約者、及び品質管理代表者を含むこと。また、必要な試験機材を定義すること。これには、試験供試体への電氣的、電子的、機械的な入出力機器、計測機器、システムレベル試験で使用されるLISNなど、特有なEMC計測機材についての記述を含むこと。（A3.1.3.2項参照）

6.1.4 EMC検証報告書

開発者（製作者も含む）は、EMC検証報告書を作成しなければならない。EMC検証報告書は、本標準の定める各要求事項に合格したことを示す証拠を提供するものでなければならない。報告書には、各個別の試験内容及び試験目的についても記載すること。またコンポーネント・サブシステムレベル検証の合格を示す結果と評価の概要も記載すること。（A3.1.4項参照）

6.2 システムレベルの検証

6.2.1 全般

それぞれのサブシステム／コンポーネントは、受入機能試験手順を満足するようにシステムに組み込まれていること。

6.2.2 クリティカル／EED回路の安全余裕

コンポーネントレベル試験や解析によって安全余裕が事前に決定されていない場合は、システムレベルのインテグレーションにおいて、実作動を模擬するようにコンポーネント／サブシステムを組合せた動作をさせて実証しなければならない。供試体は、実際の誘起ノイズの直接測定、またはS/N比を安全余裕まで低下させるノイズ注入量を測定するか（間接測定）のどちらかで測定されること。どちらを採用するかは、技術的、実際的にどちらが適切かによって判断される。時間領域現象に感受性のある回路など（EEDを含む）の安全余裕の実証には、時間領域手法を用いて検証しなければならない。（A3.2.2項参照）

6.2.3 外部電磁界環境

宇宙機システムは、5.1.1項に適合するように定義される外部電磁環境に曝されなければならない。宇宙機システムを外部電磁環境に曝すことが実質的でない場合は、コンポーネント／サブシステムレベルの試験データを解析することによって本要求への適合性を検証することができる。

6.2.4 システム内EMC

システム内EMCは、試験及び解析の適切な組合せによって実証しなければならない。システムレベルのEMC試験を実施する前に、すべてのコンポーネント／サブシステムは、システムに組み込まれた状態で、機能性能要求を満足していなければならない。（A3.2.4項参照）

6.2.5 EMI管理

5.2項の要求（サブシステムの設計要求）に基づくコンポーネント／サブシステム性能の事前検証結果は、システムレベル試験要求の根拠となるものである。システム内EMCマトリックス（A3.2.4項参照）を構成するすべての機器のミッション特有、または運用のための特殊な試験手順がある場合は、それも管理対象になる。

6.2.6 接地と配線設計

6.2.6.1 接地

システムレベルの電氣的接地と絶縁は、接地ダイアグラム（単相結線図では不十分）によって示されるシステムレベルの接地・絶縁設計とシステム組立て時の試験によって検証されなければならない。

6.2.6.2 配線設計

配線の分類カテゴリーは、設計審査と検査によって検証されなければならない。

6.2.7 電氣的ボンディング

6.2.7.1 全般

ボンディング要求に対する適合性は、個々のボンディング対策に適した試験、解析、または検査によって検証されなければならない。防食管理技術への適合性は、製造工程の一環として防食処理が行われたことを実証することによって検証されなければならない。（A3.2.7.1項参照）

6.2.7.2 電流供給とリターン経路

電流供給ラインのボンディングは、電流経路、電流レベル、ボンディング抵抗の計測による解析によって実証されなければならない。（A3.2.7.2項参照）

6.2.7.3 感電の危険に対する安全性

適用せず。

6.2.7.4 アンテナカウンターポイズ

アンテナカウンターポイズの構体へのボンディングは、個々のボンディングに適した試験、解析、検査によって検証されなければならない。（A3.2.7.4項参照）

6.2.7.5 RFポテンシャル

RF干渉管理のためのミリオームレベルのボンディング検証は、特別な交流低電圧出力のミリオーム計によって行わなければならない。メータ電圧出力は、接触電位の影響を除くため、交流でなければならない。もし、DC出力メータしかない場合は、極性を替えた2回の計測を行い、その平均値を用いてボンディング抵抗の真値を得ることができる。ボンディング経路がフォルト・リターン・パスにもなっている場合は、マルチメータを用いてもよい。ただし、その場合は、低電圧、低電流による計測が完了してからにすること。(A3.2.7.5項参照)

6.2.7.6 静電気放電

放電素子、サーマルブランケット、または静電電位を同一にする必要のある金属部分のボンディングは、構造への組付け時に試験により検証されなければならない。(A3.2.7.6項参照)

6.2.7.7 爆発性雰囲気保護

適用せず。

6.2.8 アンテナ対アンテナの適合性

危険要素のある周波数について識別するための解析は、EMC管理計画書の一部として定めなければならない。これらは、実運用と同等な動作での実証により確認されなければならない。一般的に、与干渉要素と被干渉要素となる組合せは、干渉発生の可能性を最大とするように動作させなければならない。ただし、その動作モードはミッション動作を模擬したものに限る。干渉を受けると考えられている受信機とその与干渉要素が適合であることの実証には、その受信機の目的信号の最小受信能力を含めなければならない。相互変調干渉がないことは、解析と試験の組合せによって検証されなければならない。(A3.2.8項参照)

6.2.9 雷放電

雷放電の直接的、間接的影響に対する保護は、試験、解析、検査の適切な組合せによって検証されなければならない。(A3.2.9項参照)

6.2.10 宇宙機の帯電

6.2.10.1 全般

静電気帯電による影響の適切な管理は、試験、解析、または検査によって適切に行われなければならない。（A3.2.10.1項参照）

6.2.10.2 ディファレンシャル帯電／放電

ディファレンシャル帯電／放電による影響の適切な管理は、試験、解析、検査の適切な組合せによって検証されなければならない。（A3.2.10.2項参照）

6.2.10.3 内部帯電

内部帯電による影響の適切な管理は、試験、解析、検査によって適切に検証されなければならない。（A3.2.10.3項参照）

6.2.10.4 流体配管（液体燃料ライン等）の帯電

流体配管（液体燃料ライン等）ラインの帯電の適切な管理は、流体、流体配管の導電性等がアーク放電を防止できるものであることを確認によって検証されなければならない。（A3.2.10.4項参照）

6.2.11 電磁界放射ハザード

燃料、要員、火工品（EEDを含む）、及び飛行／エンジン／スラスタ制御についての電磁界放射による影響の安全確認は、試験、解析、検査の適切な組合せによって実証されなければならない。

6.2.12 ライフサイクルの考慮

EMCのために取り入れたシステム設計の考え方は、信頼性、メンテナンス性、保守性のライフサイクル要求に適合していることを検査されなければならない。保守性、試験のしやすさ、劣化確認のし易さについて実証されること。メンテナンス方法、工具は、EMC検証計画書及び適切な整備文書で定義されなければならない。

6.2.13 外部接地

宇宙機システムの外部接地位置の適切な配置と表示は、検査によって検証されなければならない。ボンディング要求に対する適合性は、試験によって検証されなければならない。

6.2.14 試験装置・設備とのインタフェース

試験装置・設備が宇宙機システムに損傷を与えないことを試験、解析、検査の適切な組合せによって検証されなければならない。特に襲雷・停電に対する対策が適切であることをEMC検証計画書において、検討しなければならない。

6.2.15 宇宙機の磁界放射

宇宙機の磁界放射の要求に対する適合性は、解析と試験の組合せによって実証されなければならない。（A3.2.15項参照）

6.3 サブシステムレベルの検証

6.3.1 全般

5.2.1項から5.2.17項（サブシステムの設計要求）への適合性検証は、可能な限り、MIL-STD-461標準の試験方法を使用すること。使用する版数については、システム内で同一とすることが望ましい。MIL-STD-461の適用項目は、表5.2-1及び表5.2-2を参照のこと。これは、試験コストを最小とするためである（通常、入手困難なEMI試験用装置の調達を最小とするため）。

場合によっては、標準試験法ではEMC要求に適切でないこともある。また、ある場合には、標準試験法では、宇宙機システム特有のEMC問題に対応していないこともある。これらの特定の課題については、以下の項目に記述する。放射性輻射の測定・ピーク検出の場合の試験供試体とアンテナ間の試験距離を「1 m」とし、供試体を実フライトと同様にグランドプレーン上に設置されている限り、別の標準を使用しても良い。この評価基準に適合しない仕様書は、EMC管理組織による審査を受けなければならない。

また特に電磁界エミッション、イミュニティ試験では、供試体に接続されるハーネスが実際のシステムに搭載される形態を可能な限り模擬すること。

周波数帯の掃引が必要なエミッションの測定では、測定帯域幅と掃引速度、またはステップ幅について管理しなければならない。掃引速度は最小中間周波数の帯域フィルタが十分応答するよう、十分に遅くなくてはならず、ステップ幅は、測定帯域幅の1/2以下でなければならない。試験供試体の

動作は、周波数掃引時間を考慮すること。繰返し動作をするコンポーネント／サブシステムにおいては、すべての不要輻射測定のために、何回かの不要輻射掃引を繰返す必要がある。

周波数バンドの掃引が必要なイミュニティ試験では、試験周波数ポイントと印加時間についての管理をおこなわなければならない。繰返し動作を行う機器では、雑音最大の動作モードを識別して、伝導性エミッション、放射性エミッションの周波数領域試験を行うこと。

コンポーネントレベル試験の試験手順書（セットアップ含む）は、EMC管理組織による評価を受けなければならない。

6.3.2 電源発生の電源ライン伝導性エミッション、時間及び周波数領域特性 （一次電源ライン伝導エミッション、電源）

電源発生の電源ライン伝導性干渉の時間領域、周波数領域特性は試験によって検証されなければならない。電圧リップル時間領域特性は、抵抗負荷両端を直接オシロスコープで測定すること。電圧リップル周波数領域特性も、同様に測定できる。（A3.3.2項参照）

6.3.3 負荷発生の電源ライン伝導性エミッション、周波数領域特性 （一次電源ライン伝導エミッション、負荷）

負荷発生の電源ライン伝導性干渉の周波数領域特性は、試験によって検証されなければならない。要求は、電圧または電流リップル規格として定義してよい。周波数領域のLISNを規定すること。LISNは、150kHz以下の周波数では適切な動作ができない。150kHz以下の伝導性輻射を管理する場合は、もっぱら電流管理に寄らなければならない。150kHz以下では、帯域幅は同調周波数の2%以下でなければならないが、DC領域の近傍では、局部発信器によるノイズフロア（最低観測可能ノイズレベル）が、要求仕様書規格の少なくとも6 dB以下となる帯域幅とすること。（A3.3.3項参照）

6.3.4 負荷発生の電源ライン、スイッチングトランジェント （一次電源ラインスイッチングトランジェント）

6.3.4.1 適用

電流変化と抵抗変化による長時間スイッチングトランジェント、電流変化による急速スイッチングトランジェントの両方について、検討しなければならない。（A3.3.4.1項参照）

6.3.4.2 負荷発生 of 長時間スイッチングトランジェントの管理 (インラッシュ電流)

負荷発生 of 長時間スイッチングトランジェントによって検証されなければならない。
(A3.3.4.2項参照)

6.3.4.3 負荷発生 of 急速スイッチングトランジェントの管理 (電流変化率)

負荷発生 of 急速スイッチングトランジェントは、試験によって検証されなければならない。50マイクロ秒 (μs) 以内 of トランジェント電圧は、伝導性輻射 of 周波数領域特性測定に用いたLISNを使用して測定できる。50 μs 以上 of 長さ of トランジェント電圧 of 測定は、宇宙機システムに特化した電源インピーダンスモデルを構築しなければならない。電圧印加から定常状態までの時間領域外乱を正確に測定するためには、LISNインピーダンスはDC領域まで定義されなければならない。

試験セットアップ of トランジェント発生部分 of 電源インピーダンスは、実際に想定される電源ライン of インピーダンス以上でなければならない。電源スイッチングが供試体に含まれていない場合は、電源オフ時 of トランジェントデータは参考扱いとする。(A3.3.4.3項参照)

6.3.5 負荷発生 of 電源ラインリップル (一次電源ラインリップル)

負荷発生電源ラインリップルは、試験によって検証されなければならない。(A3.3.5項参照)

6.3.6 信号ライン伝導エミッション

信号ライン伝導エミッション、周波数領域特性は試験によって検証されなければならない。本要求に対する適合性は、試験対象 of 各ケーブル of 周囲に電流プローブを取り付けて、検証しなければならない。EMC管理組織 of 合意があれば、他の検証方法をとっても構わない。(A3.3.6項参照)

6.3.7 アンテナ端子スプリアスエミッション

アンテナ端子スプリアスエミッションは試験によって検証されなければならない。可能な場合、要求に対する適合性は、同軸ケーブル/導波管を直接アンテナ端子とEMIメータ間に接続して検証されなければならない。インピーダンス不整合は、インピーダンス変換トランス、または整合ネットワークで対応し、当該部分 of 損失を考慮すること。直接接続測定が効果的でない場合は、2アンテナ試験法を実施すること。この場合、試験に用いる受信アンテナは、実際の被干渉アンテナ特性に可能な限り近づけること。(A3.3.7項参照)

6.3.8 磁界放射エミッション

磁界放射エミッションは、試験によって検証されなければならない。（A3.3.8項参照）

6.3.9 電界放射エミッション

電界放射エミッションは試験によって検証されなければならない。（A3.3.9項参照）

6.3.10 電源ラインリップルイミュニティ

電源ラインリップルイミュニティは、試験によって検証されなければならない。（A3.3.10項参照）

6.3.11 電源ラインスイッチングトランジェントイミュニティ

電源ラインスイッチングトランジェントイミュニティは、試験によって検証されなければならない。（A3.3.11項参照）

6.3.12 放射電磁界誘導効果イミュニティ

放射電磁界の誘導効果イミュニティは、試験によって検証されなければならない。仕様書設定値の電流／電圧は、損失周波数特性が既知である電流プローブによって注入されること。（A3.3.12項参照）

6.3.13 磁界放射イミュニティ

磁界放射イミュニティは、試験によって検証されなければならない。適合性の実証は、ヘルムホルツコイルによるのが望ましい。試験対象が大きいときは、局所磁界発生源（携帯型）を使用しても良い。これら両方の磁界源は、その物理的寸法と流す電流によって校正される。（A3.3.13項参照）

6.3.14 電界放射イミュニティ

電界放射イミュニティは、試験によって検証されなければならない。試験は、電波暗室内で行うことが望ましい。（A3.3.14項参照）

6.3.15 信号ライン磁界伝導イミュニティ

信号ライン磁界伝導イミュニティは、試験によって検証されなければならない。（A3.3.15項参照）

6.3.16 アンテナ端帯域外イミュニティ

アンテナ端帯域外イミュニティは、試験によって検証されなければならない。試験法は、認定対象の受信機の種類に大きく依存する。試験方法については試験開始前に、EMC管理計画書の適切な章に記述されなければならない。（A3.3.16項参照）

6.3.17 静電気放電イミュニティ

静電気放電イミュニティは、試験によって検証されるか、または承認された取扱い手順によって管理されなければならない。試験法は、IEC 61000-4-2によること。ESD試験は試験対象に壊滅的な損傷を与える可能性があるため（進行的、潜在的損傷な要素を含めて）、検証はエンジニアリングモデルか、プロトタイプモデルでのみ行い、フライトモデルでは行わないこと。（A3.2.10項参照）

6.4 測定機材

EMC検証にあたっては、その内容に適した測定用センサの使用、及び、背景ノイズを十分に軽減した環境の下で行う必要がある。

6.4.1 イミュニティ試験機材

A3.4.1 項参照

6.4.1.1 伝導イミュニティ

測定対象の電源ライン等に対し伝導性ノイズを重畳させるために、必要となる周波数帯の信号発生器並びに、オーディオアイソレーショントランスフォーマ（数10kHz以下）、ハイパスフィルタ（数10kHz以上）またはバルク電流注入用の電流プローブを用いる。必要なノイズレベルに応じてパワーアンプも必要となる。

6.4.1.2 電界放射イミュニティ

必要となる周波数帯に応じた信号源とアンテナ、レベルによってはパワーアンプが必要となる。アンテナとしては、数10MHz以下の低周波では、パラレルエレメントアンテナが使用されることが多い。数10MHz帯から数100MHz帯ではバイコニカルアンテナ、それ以上では、ログペリオディックアンテナ、あるいは、ホーンアンテナが用いられる。測定には実際に印加されている電界値をモニターするための電界プローブも必要となる。供試体に負荷される電界強度を制御するため、アンテナへ給電する電力は、供試体の近傍に配置された電界センサにより得られた電界強度をフィードバック制御する。

6.4.1.3 磁界放射イミュニティ

磁界に対するイミュニティには、ヘルムホルツコイルとそこに交流電流を駆動するための信号源とから構成される測定装置が利用される。測定には実際に印加されている磁界をモニターするための磁界センサも必要となる。

6.4.1.4 静電気放電イミュニティ

静電気放電に対するイミュニティ試験ではESDガンを用いる。

6.4.2 EMCセンサ

6.4.2.1 伝導エミッション

伝導エミッションの測定には、必要とする周波数帯域に対し十分な感度をもつ電流プローブを使用する。

6.4.2.2 電界放射エミッション

電界輻射の測定には、その周波数帯域に応じたセンサの使用が重要である。一般に数10MHz以下の低周波領域ではモノポールアンテナが用いられる。また、数100MHz以下ではダイポールアンテナ、バイコニカルアンテナ、GHz帯ではホーンアンテナやスパイラルアンテナ、ログオペリオディックアンテナなどを用いる。

6.4.2.3 磁界放射エミッション

磁界輻射の測定には、その周波数帯域に応じたセンサの使用が重要である。直流から数Hz程度の超低周波では、フラックスゲートマグネトメータを、100kHz以下の帯域ではサーチコイルマグネトメータを、それ以上の高い周波数帯域ではループアンテナを用いる。

6.4.3 シールドルーム・電波暗室

EMC測定はEMC基準を満足する電磁環境を実現できる測定環境で行う必要がある。

6.4.3.1 シールドルーム

直流磁界から低周波磁界に対する放射ノイズの測定は、地球磁界等直流から低周波磁界を減衰させることのできる磁気シールドルームで行う必要がある。低周波磁界の測定が必要ない場合は、磁界シールド効果をもたない電波シールドルームでの測定でよい。

6.4.3.2 電波暗室

数10MHz以上の電界放射及びイミュニティ計測にあたっては、ノイズ源及びイミュニティ測定のための放射源からの電波の壁面反射を抑えるため電波暗室での測定を行う。

6.4.4 背景ノイズ軽減

背景ノイズは、EMC基準測定で定められるレベル測定が可能なように十分に低減する必要がある。測定対象によっては、シールドルーム・電波暗室外部からの電源ライン、データ・制御ライン等を引き込む必要があり、また、EMCセンサのための信号ラインも存在する。これらの必要となるケーブル類を配置した上で、事前に背景ノイズを計測しEMC測定を行うに十分な背景ノイズになっていることを確認する。測定に支障をきたすほど大きい場合は、外部から引き込まれるケーブルのシールドに対するグラウンド接続や電源等のグラウンドのとり方を確認し背景ノイズの低減をはかる。

Appendix

A1 システム要求

A1.1 接地、絶縁要求

具体的な値としては、MIL-STD-1541A 及び MIL-STD-464C などに記述がある。
絶縁抵抗としては、典型的には $1M\Omega$ が用いられる。

A1.2 フィルタリングのクライテリア

構体外部でのシールドマージンとしては、典型的には 6 dB 以上が要求される。

Appendix

A2 宇宙機の磁界対策

宇宙機の磁界対策を行う上での参考情報を以下に記す。

A2.1 磁性材料

A2.1.1 一般的な磁性体

磁石（モータ、バルブ、リレー等の内部に使われる）、鉄。

ステンレスは、種類により強い磁性を持つもの（マルテンサイト系など）があり、磁性体として扱わなければならない場合もある。

A2.1.2 取扱に配慮を要する磁性体（宇宙機固有）

純ニッケル（バッテリー電極や光学機器のフードの塗装・メッキに用いられる）及び磁性を持つニッケル合金（インバー（CIC 基板等に用いられている））等。発熱の大きい機器の筐体等にも用いられる

A2.1.3 非磁性体

銅、アルミ、チタン、マグネシウム合金

A2.2 磁界低減対策例

A2.2.1 磁気シールド

透磁率の高い材質で磁界の発生減を囲うことにより、磁界放射を閉じ込めることができる。発生磁界が変動する磁界源に対しても、安定して低減することができる。材質は高透磁率を持ち、保磁力（帯磁）の比較的小さいもの（パーマロイ等）が最も有効である。シールド材の質量を過大にしないためには、磁界の発生源を含むなるべく最小の部分のみを覆うようにすることが効果的である。保磁力の小さい材質を使う場合でも、ゼロでは無いため、着磁防止の管理が必要となる。保磁力の比較的大きな軟鉄等を用いる場合には、使用前の消磁及び、より注意深い着磁防止の管理を要する。

A2.2.2 キャンセルマグネット

外部の磁界と宇宙機の持つ磁気モーメントとの間にはたらく力をキャンセルするように、宇宙機の磁気モーメントとは逆の極性の向きに磁石を取りつけることにより、外部の磁界によって宇宙機にはたらく力を低減することができる。また、磁界発生源に対して、同じ磁気モーメントを持ち極性が逆

向きの磁石を近傍に搭載することで、発生源と追加した磁石との距離に比べて十分に遠方における磁界を微小とすることができる。ただし、発生する磁界が時間的に変化する場合には、より磁界をキャンセルする必要のある場合に合わせて、キャンセルマグネットの選定と搭載を行う。

A2.2.3 キャンセルループ

ホット側とリターン側の電流をバランスさせ、同じ経路を辿るように布線することにより、電流ループの面積を小さくし、発生する磁界を低減することができる。可能であれば、ツイストペアにすることが最も望ましい。電流がバランスしていない場合には、同じ電流強度を持つ電流路を逆向きに追加することで、発生する磁界をキャンセルすることができる。特に電流強度が変化する電流ループによる磁界対策として有効である。

A2.2.4 設計・搭載方法による工夫

磁界を発生する機器を複数搭載する場合に、ペアとなるものを互いに逆向きに搭載することで磁界を低減することができる。また、コンポーネント内で複数の磁石を用いる場合に、磁気モーメントを互いに打ち消しあうように配置することで、発生する磁界を低減することができる。例えばリレーやサーキュレータは機器内で対向させて実装することが有効である。強度にばらつきのある複数の磁石の中から、類似した強度の磁石を選択して用いることにより、より有効的に磁界を相殺することが可能となる。また、磁気モーメント強度が同じであっても、反平行に配置しないとキャンセルされない成分が残るので、必要に応じ搭載方向を微調整する機構を設ける。

微弱な磁界の計測を目的とした宇宙機においては、磁界の発生源と磁界のセンサとの距離を十分に取るように配置を考慮する。

A2.3 着磁防止管理

- (1) 治具によって、搭載機器が着磁するおそれがある。使用するすべての治具は、非磁性体製とするか消磁する。先端に磁石を用いているドライバの使用は厳禁である。消磁した治具が着磁しないよう、プラスチック製など非磁性工具箱に収納・保管する。また、消磁した治具は、ラベル等により他と識別すること。必要に応じて、使用する前にガウスメータ／テスラメータを使って治具（特にラチェットのあるトルクレンチ等）の接触面における磁化レベルの測定を行うこと。
- (2) 製作や試験を行う設備には、磁化しているものや磁界を発生する設備があるので注意が必要である。事前に磁界強度を確認し、強度に応じて距離を確保すること。
- (3) 宇宙機に接近する作業者の携行品にも十分に注意すること。磁界要求に応じて、携行可否を定めること。

A2.4 磁界を放射しやすい機器

- (1) 電源系機器（電流が大きいため小さなループも大きな磁界源になりうる）
- (2) バッテリ（ユニットに組んだ際に大電流のループが形成される）
- (3) 太陽電池パネル（パネルのルーティングがループになる）
- (4) 遮断弁（一般に強力な磁石が用いられる）
- (5) 通信系サーキュレータ（一般に強力な磁石が用いられる）
- (6) 推薬弁（磁性体を用いている場合がある）
- (7) 通信系スイッチ（磁石を用いている場合がある）
- (8) 大電流リレー（磁石を用いている場合がある）
- (9) ステップモータ、太陽電池パドルやアンテナのモータ（駆動に応じて磁界の向きが変わることに注意）

Appendix

A3 システム検証・試験関連

本項は、本文6項「検証」の要求を補足するものであり、本文との対応関係の明確化を目的とした項番構成を採用し(6.X.Y⇒A3.X.Y)、欠番を許容している。

A3.1.3 システムレベル EMC 検証計画書

A3.1.3.1 システムレベル検証方法

一般的なシステムレベル検証方法には下記の内容が含まれる。

- (1) 劣化基準及び安全余裕に対する適合性をモニターする必要があるクリティカル回路の選択方法。
- (2) 故障判定基準及びリミットを定めるための手順。
(例：受信器の干渉検証の際に既知の強度の信号を受信できることの確認に加え、信号が入っていない状態のノイズ抑制感度を確認することが大切である。)
- (3) システムレベルのEMC検証方法。
- (4) ノーマル／コモンモードにおける電源ライン伝導性マージンの検証方法。（特に分配出力とクリティカル回路について）
- (5) ケーブル束のコモンモードマージンの検証方法。（特にクリティカル回路のケーブル束、及びセンサやクリティカル回路近くに配置された束について）
- (6) RF自己適合性（全動作モードにおける送信器、受信器、及び宇宙機全体間の適合性）の検証方法。
- (7) 帯電対策設計の検証方法及び落雷対策プログラム
(安全余裕が高感度化された、もしくは実装されたEEDの安全余裕を確保するための事前計画は適時なEMC検証の実行には不可欠である。)
- (8) 電気着火式加工品（EED）の模擬・試験方法。
- (9) 電力品質の検証及び電力バスのモニター方法。
- (10) ロケットインターフェース等のシステム間インターフェースにおけるEMC検証方法。
- (11) 空洞共振による影響。

A3.1.3.2 試験条件

試験条件の規定に必要なパラメータには、下記に示すものが含まれる。

- (1) 宇宙機システムに組み込まれている、もしくは試験時の手順に必要なすべての電気・電子機器の試験条件。（A3.2.4項で示すシステム内EMCマトリクスはシステム検証の一部に含まれる。）
- (2) 動作モードと各サブシステム／コンポーネントのモニタポイントを含む試験手順の実施と適用。
- (3) 試験段階でサブシステム／コンポーネントの干渉試験で得られた、正当と判断された試験結果の活用。
- (4) データの報告／記録方法及び解析方法。
- (5) 実機の運転が非現実的な場合、等価試験を実施した場所と設置方法に関する記述。

- (6) 確実に被干渉サブシステム／コンポーネントを最高感度モードで試験し、同時に与干渉サブシステム／コンポーネントを最大ノイズレベルモードで試験するためのサブシステム／コンポーネント運転モードのコンフィギュレーション。(各サブシステム／コンポーネントは被干渉・与干渉のどちらにもなり得るため、複数の動作モードで試験をする必要がある。)
- (7) 周波数範囲、チャンネル、試験対象となる具体的組合せに関する詳細。(例：イメージ周波数、中間周波数、ローカル励振器周波数、伝送器基本波及び高調波関連周波数、測定機器の受信帯域幅と掃引速度(実験段階で確認されたサブシステムの感受性の高い周波数も含むこと)。)

A3.1.4 EMC検証報告書

EMC検証報告書に記載されるべき項目として、下記の内容が挙げられる。

- (1) 適用可能な要求やEMC検証計画書の参照などを考慮した、具体的な試験の目的設定。
- (2) シリアルナンバー、コンフィギュレーション、図・写真等を含む、供試体の情報。
- (3) 検証の結果不適合であった供試体の修理やコンフィギュレーション変更についての記述。
- (4) 検証結果のまとめ。(要求に対する適合性度合について記述した要旨を含む)
- (5) EMC検証計画書に記された試験設備、解析方法・ツール、検査機器との相違点。
- (6) EMC検証計画書に記された試験手順との相違点。
- (7) 試験セッティングを表わす図・写真。
- (8) 調整情報を含む、試験機材のリスト。
- (9) 記録データやログ。(測定機器の測定値、補正係数、集約データ(データ集約方法について記述すること。試験条件による制約のためデータが妥協的なものとなった場合は、その理由及びデータが受けた影響についても記述する。))を含む)
- (10) 周囲・その他の試験条件の特定。

A3.2.2 クリティカル／EED 回路の安全余裕

安全余裕係数を適用することによって運転中のSN比を低減することができるならば、EUT回路は直接測定しなくてもよい。安全余裕の存在はサブシステム／コンポーネントを正しく運転することができれば実証される。EED回路については、感度を高めたEED(EED実機オフ状態の1/10電流レベルに対してブリッジワイヤヒューズを付ける)につけかえ、熱電対やその他の温度測定に付属する装置を本物のブリッジワイヤに接続する、という方法が典型的である。

A3.2.4 システム内 EMC

システム内EMCの有効な検証方法として、システム内EMCマトリクスを作成するというものがある。システム内EMCマトリクスとは、システム内EMCの検証対象とすべき全サブシステム／コンポーネントの組合せを表わしたものである。当該マトリクスの基本フォーマットの一例を表A3.2.4に示す。試験を円滑に実施するためにマトリクス全機器の試験手順についても併記すること。被干渉／与干渉機

器の運転に必要な特殊機器がある場合は、それも併記すること。いずれの被干渉／与干渉機器の組合せについても、与干渉機器が正しく作動すること、また与干渉機器オフ時にも被干渉機器が正しく作動することが、適合性実証前に証明されていなければならない。

表A3.2.4 システム内EMCマトリクス

与干渉／被干渉	コンポーネント A	コンポーネント B	コンポーネント C	・・・	コンポーネント N
コンポーネント A	N/A	テスト	テスト	・・・	テスト
コンポーネント B	テスト不要	N/A	テスト不要	・・・	テスト
コンポーネント C	テスト	テスト	N/A	・・・	テスト不要
・ ・ ・	・ ・ ・	・ ・ ・	・ ・ ・	N/A	・ ・ ・
コンポーネント N	テスト	テスト不要	テスト	・・・	N/A

- a “N/A”は、「適用せず」の意味である。
- b “テスト不要”は、当該の2つの機器の同時運転の可能性が無いか、もしくは相互干渉を招く運転が無い、という意味である。したがって、実証の必要性はない。

A3.2.7 電氣的ボンディング

A3.2.7.1 全般

通常、金属製や導電性の複合構造を検証する際は、実証済みのボンディングプロセスに従ってこれを実施する。導電性の表面処理を施した誘電体表面の検証には、表面抵抗率測定及び導電パスの電氣的接触が必要とされる。

A3.2.7.2 電流供給とリターン経路

電力サブシステムをすべて搭載した状態で全搭載機器に適正な電圧がかかっているか否かを検証することが、電力バス電源供給能力検証の最終項目となる。

A3.2.7.3 感電の危険に対する安全性

適用せず。

A3.2.7.4 アンテナカウンターポイズ

アンテナカウンターポイズについては、アンテナパターン測定設備であるコンパクトレンジ内でシステムを運転することによって検証することができる。

A3.2.7.5 RF ポテンシャル

EMI誘導電流に影響を与えるボンディングがボンディング測定値に模擬されるよう、ミリオーム計に低電圧出力をかけること。高電圧源を使用すると酸化被膜や汚染層を貫通し、ミリアンペア・ミリボルト単位のEMI信号には高すぎるインピーダンスを与え兼ねない。それゆえ、高電圧地絡電流試験は、低電圧RFボンディング試験後に実施すること。この試験順序は絶対に守らなければならない。というのも、地絡電流ボンディング計測値がRFIボンディングの規定リミット値以下であったとしても、地絡電流要求に適合したはずのボンディングがRFIボンディング要求に適合しないということもあり得るからである。低電圧出力計の最大出力電圧は20 mV、典型出力は200 μ V、試験電流範囲は1 μ A～10 mAである。

A3.2.7.6 静電気放電

静電気放電の源となる電位形成の防止要求にボンディングが適合していることを検証する。適切なボンディングが維持できることを確実にするため、構造に接続されているすべての材料に対する表面処理の検査を実施すること。

A3.2.7.7 爆発性雰囲気への保護

適用せず。

A3.2.8 アンテナ対アンテナ (RF) の適合性

受信対象となる信号もしくは模擬信号入力がない時に、受信アンテナに雑音がないことのみならずノイズ抑制感度についても適宜検査する。

被干渉受信アンテナ試験に適した信号源が利用できず、また、その信号なしには性能評価が成立しない受信アンテナについては、受信アンテナをそのフィードから取り外し、類似した受信感度を持つ試験受信システムに付替える。それにより、この試験受信システムは受信アンテナに入力されるRFIレベルを定量化し、それを被干渉受信アンテナ感度と比較する等に利用することができる。

しかし、この試験では被干渉受信アンテナのノイズ抑制能力を模擬することはできない。また一般的に、受信アンテナのノイズに対する最大感度を確実に掌握するため、意図的な信号入力を行わず、他のアンテナを最大電力/アンテナ指向に設定したうえで各受信アンテナを運転する。

A3.2.9 雷放電

宇宙機システム試験に関する推奨事項についてはSAE ARP 5412[10]を参照のこと。試験方法に特化したSAE標準もあり、そこには落雷検証に関する詳細な情報も記載されている。

A3.2.10 宇宙機の帯電

A3.2.10.1 全般

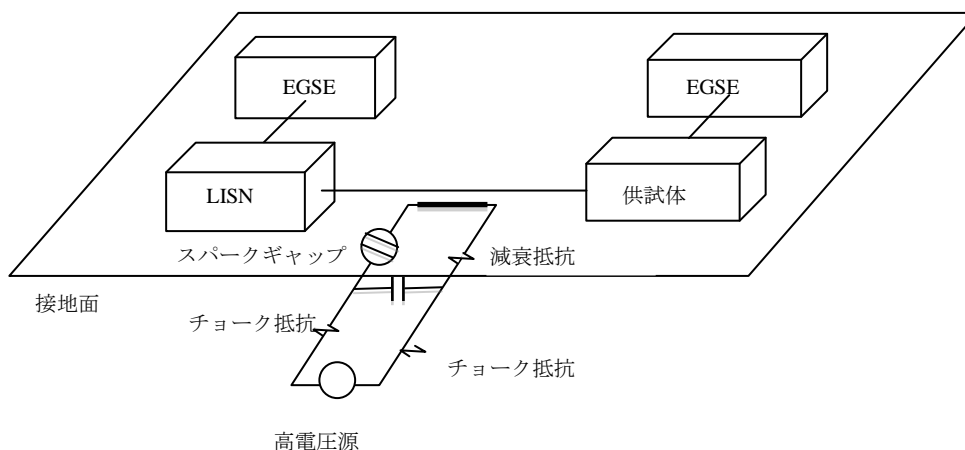
宇宙機表面の帯電度合を評価するためにコンピュータモデルを適用することが有効な手段である。

A3.2.10.2 ディファレンシャル帯電/放電

ディファレンシャル帯電について試験検証することを推奨する。その際、放射性ESD源を使用するとよい。パルスエネルギーはミッションに特化した帯電/放電リスクを考慮して設定する。コンポーネントによって構造体に電流が注入される異常が推定される場合は、伝導性ESD源を適用する。

(1) 帯電による静電気放電イミュニティ試験

推奨される試験方法を図A3.2.10.2-1に示す。



図A3.2.10.2-1 帯電による静電気放電イミュニティ試験

以下に、図A3.2.10.2-1で規定された回路パラメータについて説明する。

a) スパークギャップ

典型値は6kVである。ブレイクダウン時間の短い、加圧・密封型のスパークギャップが望ましい。空隙にしないこと。

b) 電気容量

典型値は低インダクタンス高電圧コンデンサによる100 pFである。

c) 減衰抵抗

典型値は47 Ωだが、放電回路の電気容量と自己インダクタンスによって決まる臨界減衰に合わせた調整が可能である。

d) チョーク抵抗

高周波コンポーネントが放電し、制御されていない経路に電流が流入するのを防止する目的で使用される。最低値は10kΩであり、その点にさえ留意すれば放電パラメータは高電圧源の配線の長さ・位置には依存しなくなる。

e) 高電圧源

高電圧源は直流であっても構わないが、その場合は10 MΩ以上のチョーク抵抗を使用する。安全上、本来はIEC 61000-4-2に規定されるようなESD発生器を使用することが望ましい。この発生器は気中放電モードに対応したものだが、放電電極を一方のチョーク抵抗と、もう一方のチョーク抵抗に接続された放電リターン接続部に接続することが前提である。

f) 放電回路

回路は浮かせた状態で、EUTのハーネス沿いに20cm分添わせること。

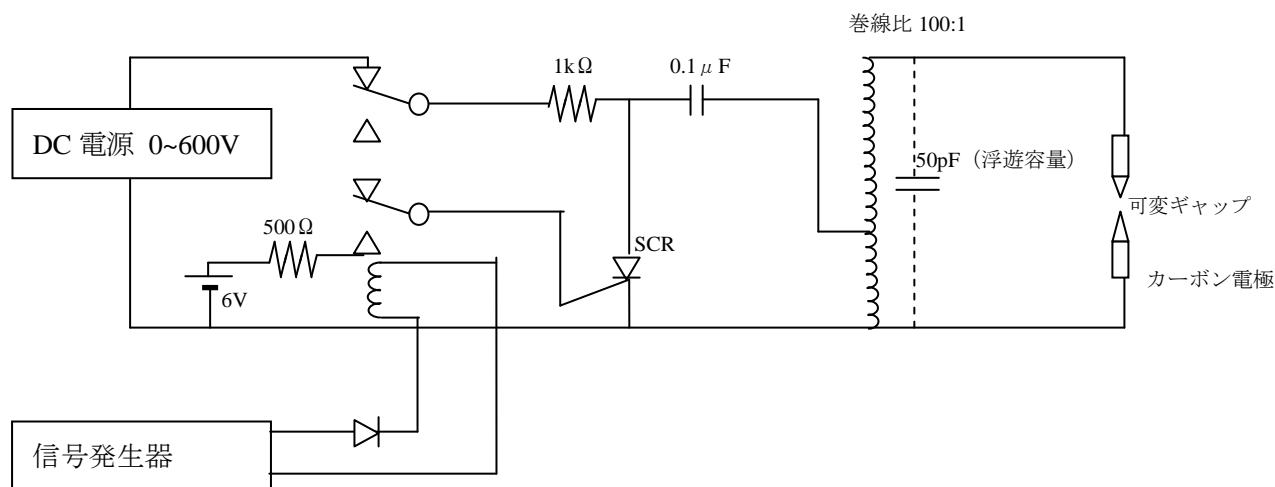
g) 過渡電流パルス

半値幅が30 ns間・30 Aを維持することを目標とする。

(2) アーク放電による電界放射イミュニティ試験

試験はパルスレート1 pps (pulse per second)、電圧10kVのパルス放電を電極から供試体まで30cmの距離のところで発生させて行う。また、試験は供試体の各面に対して実施しなければならない。

10kVの電圧レベルで故障が発生した時には装置が正常動作を示す電圧レベルまで下げ、そのレベルを記録する。図A3. 2. 10. 2- 2に必要な電圧及びアーク放電を発生させる試験装置を示す。他の同等な試験装置を用いる時はEMC検証計画書にて示すこと。



注1：信号発生器は1ppsでリレーを駆動できる能力を有すること。

注2：ギャップは可変のテフロンシャフトに付けたカーボン電極をフェノール板上に取付ける。

電極ギャップとブレイクダウン電圧の関係

ギャップ (mm)	ブレイクダウン電圧 (KV)	放出エネルギー (W・s)
1	1.5	56.5×10^{-6}
2.5	3.5	305×10^{-6}
5	6	900×10^{-6}
7.5	9	2000×10^{-6}

図A3.2.10.2-2 アーク放電による電界放射イミュニティ

A3.2.10.3 内部帯電

内部帯電試験は極めて困難である。適切な厚みの接地したアルミニウムを使って遮蔽する等の設計手法を分析・実行することが求められる。

A3.2.10.4 流体配管（液体燃料ライン等）の帯電

可能であれば、添加剤を使って液体燃料の抵抗率を制御する。金属製の編組(外部または内部)から構成される流体配管はすべて、この金属製の編組に対する明確な接地を備えなくてはならない。

A3.2.15 宇宙機の磁界放射

(1) コストによる制約

- a) 宇宙機の総モーメントはさほど大きくないため、簡易計算が可能である。その方法は主要因（高磁性体の存在が知られている機器）を取り上げそれらのモーメントをスカラー値にして合算し、その他の要因機器についてもベクトル方向を簡易統計処理（例：根二乗和（rss）の利用）した後、その総計を前者に加算する、というものである。
- b) 等価試験もしくは「大雑把な」試験によってこれらの要求に対する機器の適合性を検証する。
- c) 主要因機器の総モーメントと残りの機器の統計分布（rss）合計を合算する。

(2) 搭載磁界センサによる制約

- a) センサに関連する主な事由は磁界に対するセンサの感度である。この感度が、宇宙機システムから発生する磁界放射に対する最大許容度要求として設定される。コンポーネントの三直交軸の磁気モーメントを測定すれば、それらを磁界強度に変換したり、その結果からセンサの位置を決定したりすることが可能となる。全コンポーネントについて同様に測定し計算に組み込みさえすれば、センサ位置における総磁界も分かるようになる。そのためにはコンポーネントレベルの良好な測定値と、逆三乗の法則を利用できるようセンサから十分な距離をとってコンポーネントを設置することが重要となる。

- b) 複数のヘルムホルツ補償コイルを利用して各コンポーネントを試験検証する。
- c) 全試験結果から得られたセンサ位置における磁束密度や磁気モーメントベクトルを算出する。
そうすることによって高精度な結果が得られる。
- d) オプションではあるが、宇宙機システム試験を行い、システムレベルの計算結果の裏付けが取れるとなおよい。

A3.3.2 電源発生時の電源ライン伝導性エミッション、時間及び周波数領域特性

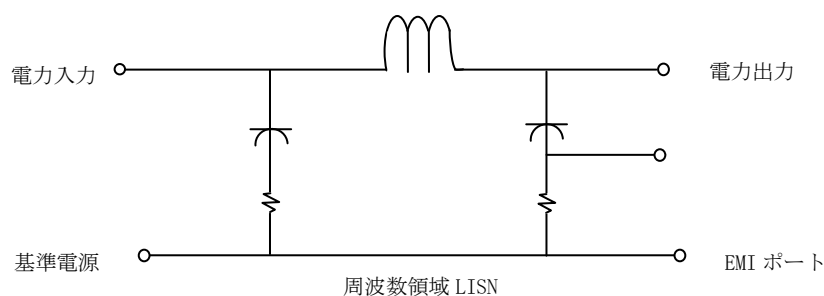
(一次電源ライン伝導エミッション、電源)

周波数領域での電圧リップルは、高速フーリエ変換（FFT）能力、もしくはFFTを実行するコンピューターに繋がるインターフェースを備えたデジタルオシロスコープ（DSO: Digital Storage Oscilloscope）を利用することによって測定できる。純粋抵抗負荷の電力サブシステムのノイズは一定間隔で発生する性質を持つため、DSOの繰返周波数帯域が電力品質要求に適合すれば問題ない。電力品質を評価する目的としては、単発測定ごとの過渡応答を捕捉できれば十分である。EMIメータを使用する場合は、電力周波数電圧によって測定器が破損しないようハイパスフィルタを使う。その代わりに、そのような形でリミットが設定されれば、周波数領域のリップル電流測定をすることができる。本質的に高域フィルタ機能を備えているEMI電流プローブを使うこともできる。放射性輻射を制御するために周波数領域に伝導性輻射リミットをかける必要がある場合は、EMI電流プローブを使用する。このような測定方法はコモンモード要求として科せられる可能性が高いため、EMI電流プローブは給電線とリターン経路の近くに設置する。

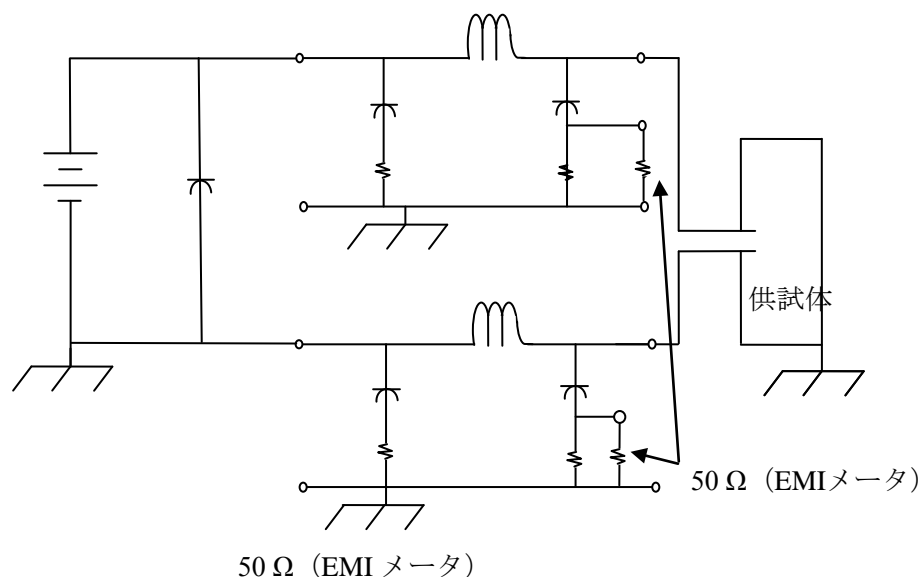
A3.3.3 負荷発生時の電源ライン伝導性エミッション、周波数領域特性

(一次電源ライン伝導エミッション、負荷)

周波数領域のLISNを図A3.3.3-1に示す。図A3.3.3-2はLISNをベースにした伝導性エミッション試験のセットアップである。LISN EMIポートに接続されたレジスタは50 Ωである。150 kHz以下では電流制御が必要になる。なぜなら、このような低周波数では単一電源インピーダンスのみを標準化することが不可能だからである。150 kHz以下で伝導性輻射を制御する必要がある場合は、SAE ARP 1972[11]のオーディオ周波数伝導性エミッションの項に定められた指針を参考にするとよい。



図A3.3.3-1 周波数領域LISN



図A3.3.3-2 LISNをベースにした電圧伝導性輻射試験のセットアップ例

A3.3.4 負荷発生の電源ライン、スイッチングトランジェント (一次電源ライン、スイッチングトランジェント)

A3.3.4.1 適用

ほとんどの宇宙機システム電力バスに直流バスが採用されてきている。これはトランジェント信号測定を簡易化できるためである。直流バスでは、トランジェント信号のタイミングは重要ではなく、トランジェント波形をはっきりと識別することができる。ライン間静電容量を大きくし供試体の電力入力をバイパスさせれば、短時間ではあるが、電力供給を思い通りに抑えることもできる。

A3.3.4.2 負荷発生の長時間スイッチングトランジェントの管理 (インラッシュ電流)

インラッシュ電流は低インピーダンスソースからのものを測定すること。例えば、電源全体の電圧が供試体通電時に急降下しないようなソースである。つまり、試験用電源の抵抗は宇宙機システム電力サブシステムの抵抗を模擬したものであってはならないということである。試験の設定を図A3.3.4.2に示す。供試体電力入力時の直列抵抗全体で測定される電圧降下（過渡的な突入電流による）は、下記の量より少なければならぬ。

$$\Delta V_{trans} (V_{nom} - V_{min}) \leq \sqrt{\frac{I_{ss}}{I_{bus}}}$$

ここに、

ΔV_{trans} : 突入電流測定時の最大許容電圧降下 (ボルト)

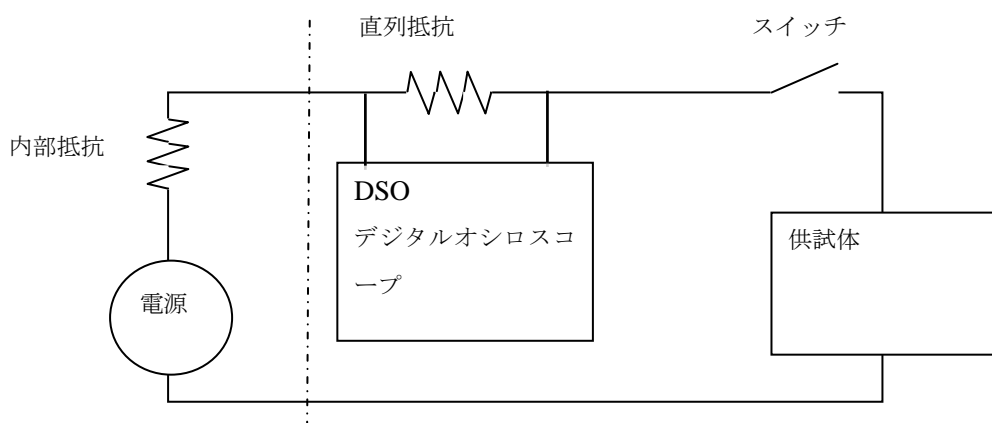
V_{nom} : 電力品質仕様によるノミナルバス電圧 (ボルト)

V_{nom} : 電力品質仕様による最小バス電圧 (ボルト)

I_{ss} : 供試体の定常状態電力引き込み (アンペア)

I_{bus} : スペースシステム電力バスの定常状態最大電流負荷 (アンペア)

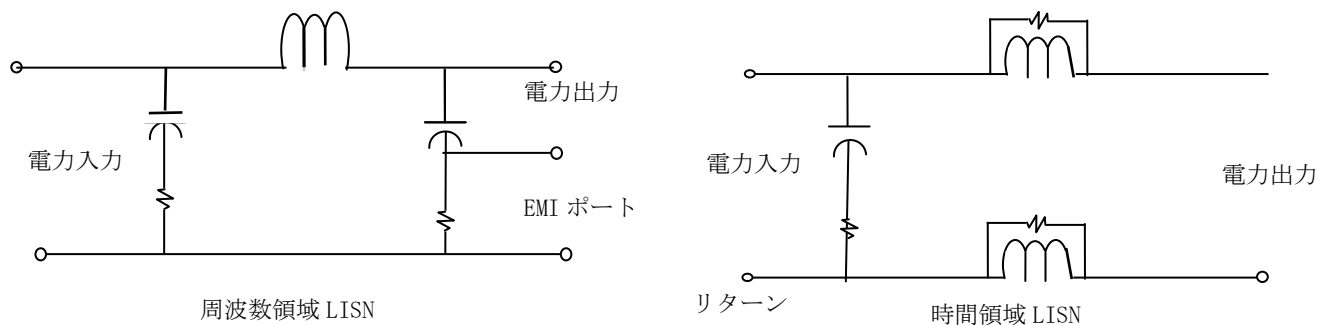
内部／直列抵抗は上記の最大電圧降下要求に合致していなければならない。供試体の入力電力コンデンサは、過渡信号測定前に放電しておくこと。直流電源出力全体にバイパス容量を設けることによって、内部抵抗を効果的に低減させることができる。



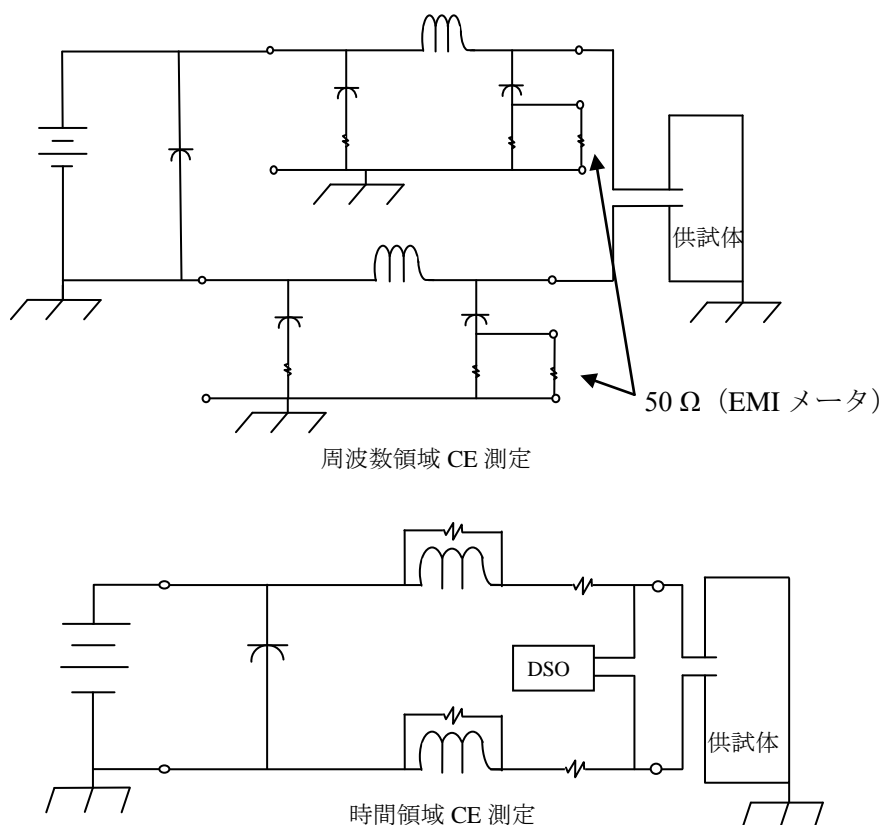
図A3.3.4.2 長時間スイッチングトランジェントの試験セットアップ例

A3.3.4.3 負荷発生の急速スイッチングトランジェントの管理（電流変化率）

周波数領域の伝導性輻射（CE）要求には、それ以下ではLISNインピーダンスを定義することができないような周波数下限値が設けられている。図A3.3.4.3-1は周波数領域LISNと時間領域LISNの比較を表わしたものである。時間領域LISNにはラインと地面をつなぐコンポーネントがないため、電源のコモンモードインピーダンスを制御することができない。それでも、時間領域トランジェント信号やグラウンド上の電流リターン電力バスのライン間リップルはノーマルモード現象であるため、測定が可能である。図A3.3.4.3-2は、二種類のLISNを使った測定試験設定を表わしている。周波数領域試験設定を時間領域試験に適用するときは、EMI計の代わりにDSOを使用する。一方で、各EMIポートには50Ωの負荷を与えたままにしておく。EMIポートのコモンモード効果の測定をしないように、バランスの取れたライン間測定をするよう心がける。ただし、周波数領域LISNでは150 kHz以下のインピーダンスを適切に制御できない（共振が起こる）、ということに留意すること。



図A3.3.4.3-1 周波数領域LISNと時間領域LISNの比較



図A3.3.4.3-2 周波数/時間領域CEの試験セットアップ例

A3.3.5 負荷発生の電源ラインリップル（一次電源ラインリップル）

電力品質仕様の中で帯域が参照され、それに対して特定のリップル電圧が規定されている場合は、その規定帯域と測定機器（真のrms能力を持つデジタル保存オシロスコープ）の帯域を一致させる。DSOの繰返周波数帯域は、電力品質仕様の要求帯域と同じかそれ以上の広さに設定する。DSOの単発帯域には100nsの波形捕捉能力が求められる。リップル測定範囲全域の電源インピーダンスが電力品質

仕様の要求帯域を超えないよう制御すること。

リップル電圧の最大振幅とrms値が両方とも確認されているため、試験実施には真のrms読み出し値が要求される。直流バスから電力供給を受ける供試体や10MHz以下の帯域（100nsで波形捕捉）で時間領域リップルを測定することを要求する電力品質仕様については、最悪ケースのインダクタンスと下記の等式をベースにして、簡単な電源インピーダンスを構築することもできる。

$$L = \frac{d^2 N^2}{0.45d + l}$$

ここに、

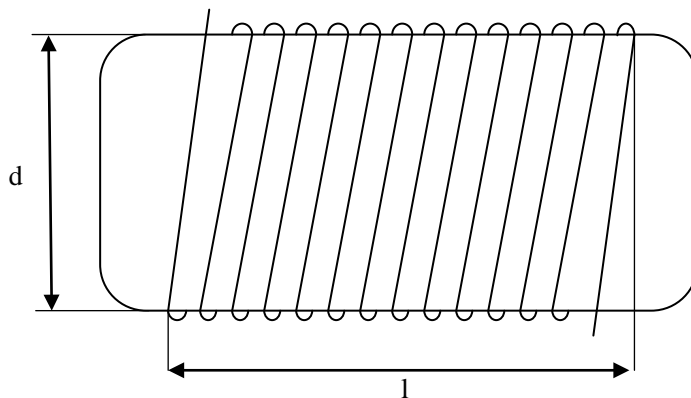
L：インダクタンス（nH）

d：コイルの直径（mm、ただし、コイルの中心間距離）

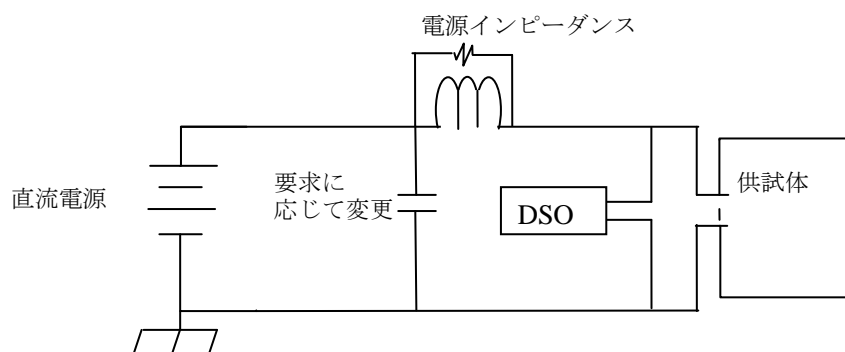
l：コイルの長さ（mm）

N：巻き数

図A3.3.5-1は、上記のインダクタンス式を物理的に実現させたものである。直流機器時間領域リップル測定用の試験配置を図A3.3.5-2に示す。このとき、DSO入力インピーダンスを1MΩ以上にする。インダクタンスと抵抗の組合せの電源側で測定されたリップル電圧が仕様リミットと比べて無視できる程度の僅かな値になるよう、電源インピーダンスを十分小さく抑えること。



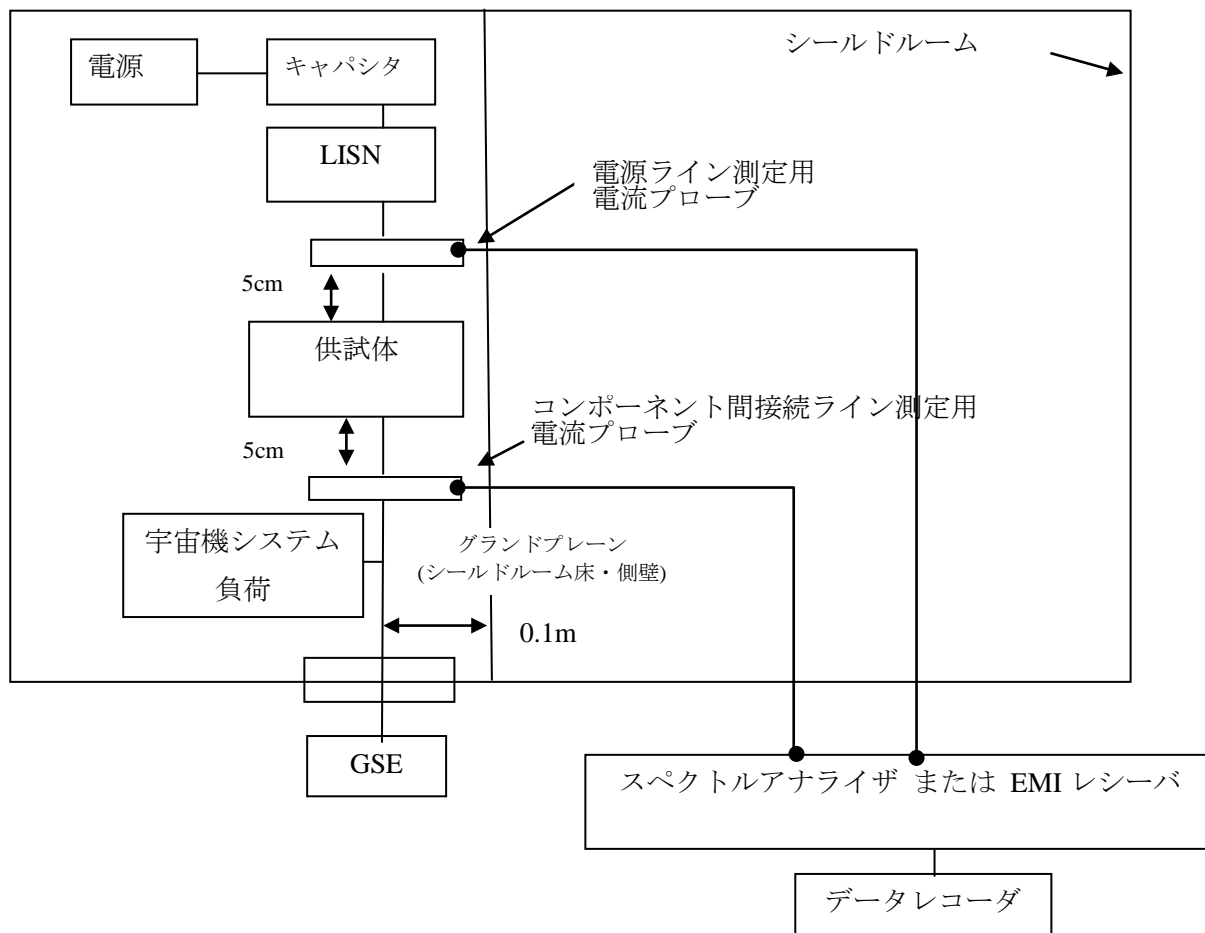
図A3.3.5-1 チョークコイル



図A3.3.5-2 直流電流機器用電源ラインリップル試験セットアップ例

A3.3.6 信号ライン伝導エミッション

この試験ではバルク電流を測定する。その際供試体から5cm離れた場所で測定するのが望ましい。試験方法を図A3.3.6に示す。本試験方法は、バルク電流注入試験法に近いが、注入プローブは取付けず測定用電流プローブのみを取り付ける。



図A3.3.6 信号ライン・伝導エミッション試験セットアップ例

A3.3.7 アンテナ端子スプリアスエミッション

送信機が高電圧定在波比を持つ電流を伝送してしまうことによる損害を防止すること。伝送モードで送信機を試験する際はノッチフィルタが必要である。試験方法は、MIL-STD-462 RE03を参照のこと。

アンテナの選択と配置を厳密に行うならば、リミットは有効電界強度としてではなく、EMIレシーバによって受信された電力として表わしても構わない。これは、受信器に目標電力を設定すれば得ることができる。

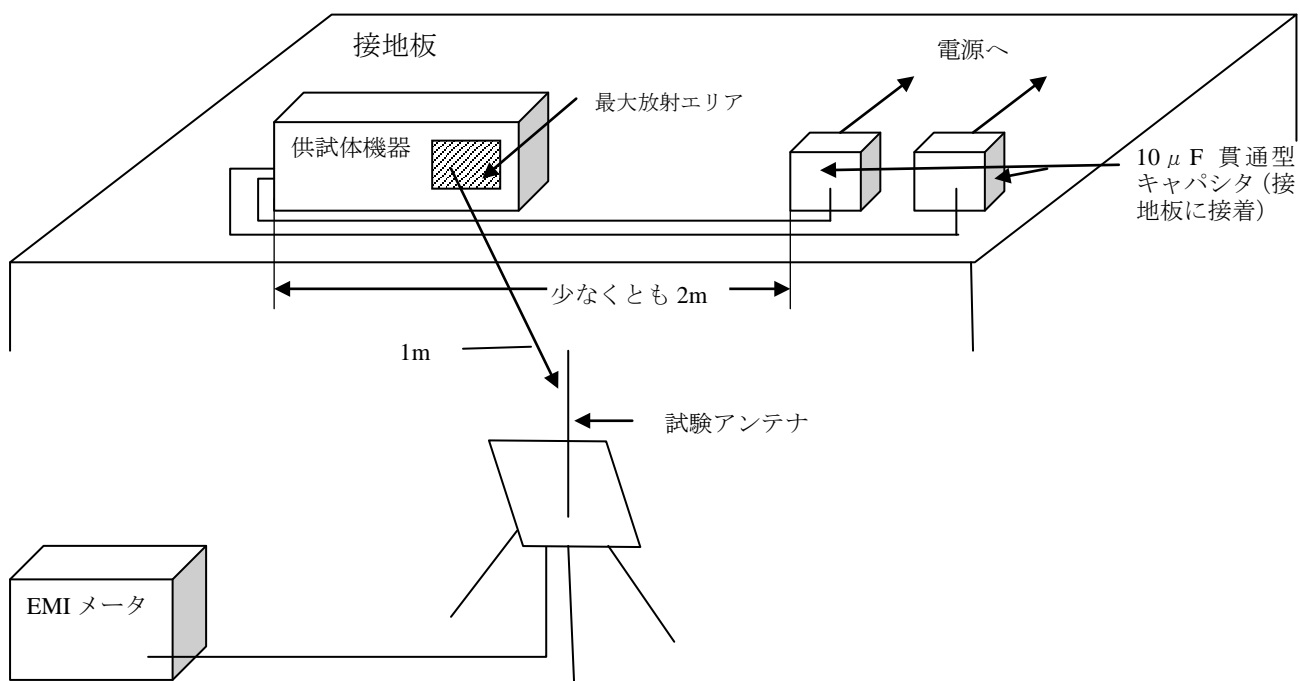
A3.3.8 磁界放射エミッション

低周波磁界エミッションは静電遮蔽されたループアンテナや交流磁力計を用いて測定する。センサのサイズは供試体とループアンテナの距離によって異なる。間隔10cm以下においては直径13cmの空芯ループを用いる。小型交流磁力計には直径13cm以下のセンサを用いる。使用するワイヤ、巻き数、及び磁性体の種類は、EMI計に接続したときに測定システム感度が適切になるものを選択する。空芯ループは低周波数では効果がないため、1kHz以下でデータを捕捉できる非常に感度の高いEMI受信器が必要となる。センサと供試体の距離が大きく離れている場合は、センサの大きさを供試体回路の大きさに合わせる。

A3.3.9 電界放射エミッション

試験周波数帯域が被干渉帯域と大幅に異なる場合（1.5倍以上の違い）、狭／広帯域の識別が必要になるかも知れない。狭／広帯域を個別に識別するような状況（特殊環境）以外では、ピーク検知器の機能を利用すること。その際、平均値検波器を使って狭帯域データを評価してもよい。試験中に宇宙機システムの被干渉アンテナ特性を調整する場合は、試験アンテナと宇宙機システムアンテナの偏波を一致させる。また、試験の質を高めるため、水平・垂直両方の偏波を適用すること。

試験方法は、MIL-STD-462 RE02を参照のこと。測定時のアンテナ位置の代表的な例を図A3.3.9に示す。測定アンテナの選択方針は6.4.2.2項参照のこと。



図A3.3.9 アンテナ位置

A3.3.10 電源ラインリップルイミュニティ

この試験では、供試体の電力入力端子における電圧が規定値になっているか否かについて測定検証する。注入信号は変調せずに適用する。リップル発生器のインピーダンスは、 0.5Ω もしくは 1500Hz 以下において予測される電源インピーダンスのうち、大きいほうの値を選ぶ。電源インピーダンスは周波数が 1500Hz 以上になると大きくなる。以下の二つの条件のいずれか一方が有効であれば要求適合性が実証される。

- 供試体の電力入力端子の電圧が規定値であるとき、供試体の機能性能が許容不能な低下をおこさない。
- 供試体の電力入力端子にかかる電圧に関係なく、リップル発生器によって注入された電流が負荷インピーダンスにおいて仕様電圧を発生させたとしても、供試体の機能性能が許容不能な低下をおこさない。

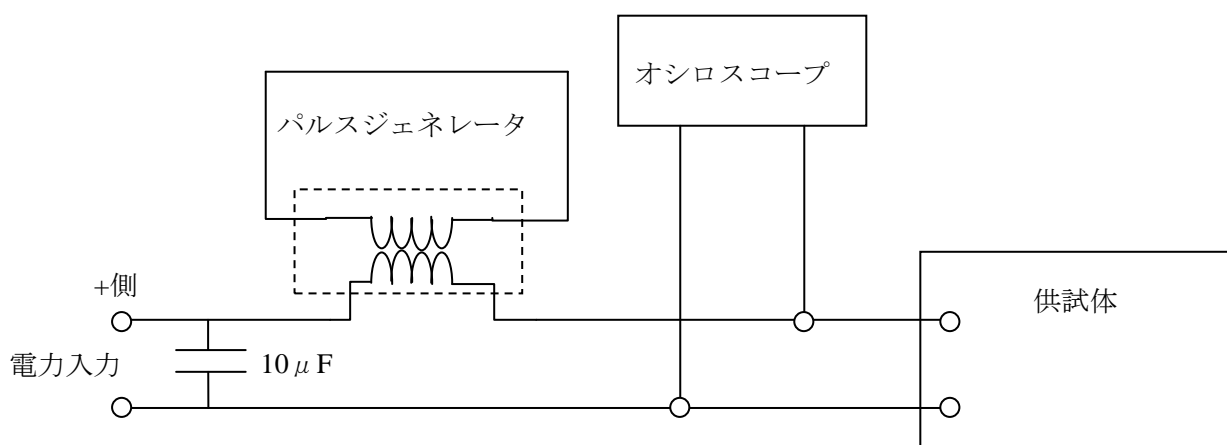
注：この試験においては、容量的に十分な余裕のある電源を使用しないと電力品質が劣化しEUTの感受性が高いかのように見えてしまう恐れがある。

変調信号を使ってもよい。ライン間コンデンサを電源上に設置すれば供試体に電圧がかかりやすくなる。

A3.3.11 電源ラインスイッチングトランジェントイミュニティ

電源ライン・スイッチングトランジェント・イミュニティは、カップリングトランスからトランジェント信号を送り込むことにより行う。典型的な試験方法を図A3.3.11に示す。

ただし、電力品質仕様に規定されている宇宙機システム実機の電源インピーダンスや過渡信号特性によっては、試験方法を変更する必要がある。スイッチングトランジェントイミュニティに関する参考資料としては、NASA H-29919D[12]を推奨する。



図A3.3.11 電源ライン・スイッチングトランジェント・イミュニティ試験方法

A3.3.12 放射電磁界誘導効果イミュニティ

選択した試験標準の挿入損失要求に留意すること。50Ωのシステム内に仕様値上限の電流を流す為にバルク電流注入クランプに給電される電力は挿入損失から求める。

$$P = I_{lim} + I_L - 73$$

ここに、

P : 目的とする電力レベル (デシベル×メートル (dB・m))

I_{lim} : 仕様リミット (デシベル×マイクロアンペア (dB・μA))

I_L : BCIクランプの挿入損失 (デシベル (dB))

事前に計算されたこの電力をバルク電流注入クランプに給電し、モニターする。さらに、被試験体であるケーブルの近辺に電流プローブを設置して実際の注入電流をモニターすること。この系には仕様値上限+10dBの過電流リミットを設定する。

A3.3.13 磁界放射イミュニティ

この試験は、磁力計を用いた科学衛星試験や磁気トルク計を用いた宇宙機の試験以外には通常要求されない。

コイル直径が電氣的に短絡されておりコイル全体に生じる電位がごく僅か (誘導リアクタンスが小さい) である場合に限り、下記等式を使って磁界を電流と物理的パラメータで計算することができる。等式 (1) はヘルムホルツコイルに、(2) は小型コイルに適用する。

$$B = \frac{8\mu NI}{125d} \quad (1)$$

$$B = \frac{\mu N I d^2}{2(d^2 + r^2)^{3/2}} \quad (2)$$

ここに、

B : 誘導磁界 (テスラ (T))

μ : 自由空間の透磁率 ($=4 \times 10^{-7}$ H/m)

N : 巻き数、 I : 電流 (アンペア (A))

d : コイル直径 (メートル)

r : ループからの軸沿い距離 (メートル)

を表わす。

両コイルの重要な相違点は、ヘルムホルツコイルの内部磁界が一様であるのに対し、小型ループの方は距離に比例して磁界が弱くなるという点である。また、小型ループの式は、軸上以外の場所の磁界変動が複雑であるため、軸上のみ当てはまる。ヘルムホルツコイルを用いた試験の方がはるかに再現性が高く、より厳しい条件での検証をすることができる。

A3.3.14 電界放射イミュニティ

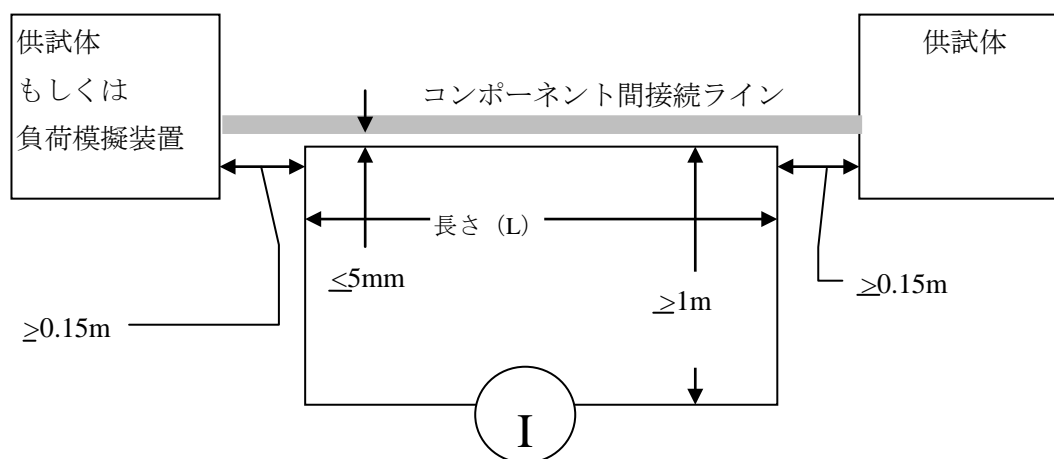
供試体が時間の経過と共に静定する場合にのみ（サイクルの繰り返しがなく、定常状態のみ）、モード調整法を適用すること。モード調整器は連続よりもステップ操作が適している。供試体が大型・複雑である場合、モード調整をしておくと比較的短時間で感受性を初期決定することができる。

初期段階で感受性が未知だと試験行程ISO 7137-3.6（Section 20.5）のアスペクト角の不確実性が高くなり、何度も照射を重ねるため、試験時間が長引くことにもなり兼ねない。モード調整法は試験行程ISO 7137-3.6（Section 20.5）のような、もっと厳密で高精度な技術の前段階的診断手法として有用であると考えられる。

試験中に与干渉要素となるアンテナ特性を調整する際は、試験アンテナと与干渉アンテナの偏波を一致させること。また、減衰中の試験チャンバでは供試体と試験アンテナの偏波が異なることがあるため、試験の質を高めるために両偏波（水平・垂直）とも利用すること。

A3.3.15 信号ライン磁界伝導イミュニティ

信号ライン磁界伝導イミュニティは、トランジェント電圧のかかったラインを供試体のケーブルと平行にわたすことにより行う。典型的な試験方法を図A3.3.15に示す。



図A3.3.15 信号ライン磁界伝導イミュニティ試験方法

A3.3.16 アンテナ端帯域外イミュニティ

検証方法は試験される受信器の種類によって大きく異なる。従来のスーパーヘテロダイン受信器の認定には、MIL-STD-461CにおけるCS03、CS04、CS05等に規定される試験方法がガイドラインとなる。（MIL-STD-461Eにおいては、CS103、CS104、CS105等）

A3.4.1 イミュニティ試験機材

イミュニティ試験の測定に使用するEMI機器で適用規格リミットの6 dB以下が測定可能であることを試験開始前に検証しておくことが望ましい。