



科学衛星等電気設計基準テンプレート

平成 29 年 5 月 16 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. 適用範囲	1
2. 適用文書	1
2.1. 適用文書	1
2.2. 参考文書	2
3. 用語の定義及び略語	3
3.1. 用語の定義	3
3.2. 略語	5
4. 共通設計要求	6
4.1. 電氣的インタフェース	6
4.1.1. 信号インタフェース	7
4.1.1.1. 概要	7
4.1.1.2. 要求事項	8
4.1.1.3. 機器間の信号インタフェース	8
4.1.1.3.1. デジタル信号インタフェース	8
4.1.1.3.2. アナログ信号	19
4.1.1.4. 外部インタフェース	20
4.1.2. 電源インタフェース	21
4.1.2.1. 概要	21
4.1.2.2. 電源バスの特性	22
4.1.2.2.1. 一次電源バス	22
4.1.2.2.2. (欠番)	26
4.1.2.2.3. (欠番)	26
4.1.2.2.4. (欠番)	26
4.1.2.2.5. 一次電源バス過渡特性	26
4.1.2.2.6. ODC (OrDnance Controller)バス	28
4.1.2.2.7. ヒータインタフェース	28
4.1.2.2.8. (欠番)	30
4.1.2.3. 負荷機器側への要求事項	30
4.1.2.3.1. 入力インピーダンス	30
4.1.2.3.2. 最大入力電流	31
4.1.2.3.3. インラッシュ電流	31
4.1.2.3.4. 電流変化率	32
4.1.2.3.5. 入力端電圧	32
4.1.2.3.6. 電源ラインフィルタ	32

4.1.2.3.7.	パワーオンリセット回路	33
4.1.2.3.8.	2次電源リターンの機器相互接続	33
4.1.2.3.9.	緊急時の電源 OFF	35
4.1.2.3.10.	リレー駆動電源	35
4.1.2.3.11.	ヒータ電源	36
4.1.2.3.12.	常時電源	36
4.1.2.4.	電源リターン	37
4.1.2.5.	接地とシールド	37
4.1.2.6.	過電流に対する保護	40
4.1.3.	高圧回路	41
4.2.	コマンド	42
4.2.1.	コマンドに対する一般要求	42
4.2.2.	コマンドの種類	44
4.3.	HK データ	44
4.3.1.	HK データ（テレメトリ）に対する一般要求	44
4.3.2.	テレメトリの種類	45
4.4.	データ処理マージン	46
4.5.	試験検証のための設計要求	47
4.6.	電気計装配線設計	47
4.6.1.	ワイヤハーネス	47
4.6.1.1.	信号形式による分類と配線の分離	48
4.6.1.2.	線材の選択	49
4.6.1.2.1.	ワイヤハーネスの定格電流	50
4.6.1.2.2.	フッ素系被覆電線を使用する際の注意	51
4.6.1.2.3.	装置間電気計装配線線材	52
4.6.1.3.	配線方法	52
4.6.1.4.	電力ハーネス	54
4.6.1.5.	ケーブル継ぎ工事（ワイヤースプライス）	54
4.6.1.6.	ワイヤの固定	54
4.6.2.	コネクタ	54
4.6.2.1.	信号形式による分類	54
4.6.2.2.	コネクタの選択	55
4.6.2.3.	コネクタの使用法	55
4.6.2.4.	中継端子	57
4.6.2.5.	剥き出し基板	57
4.6.3.	接地と絶縁	58

4.6.3.1.	内部インタフェース	58
4.6.3.1.1.	接地	58
4.6.3.1.2.	絶縁設計	59
4.6.3.1.3.	二重絶縁	60
4.6.3.2.	外部インタフェース	61
4.6.3.2.1.	アンビリカルインタフェース	61
4.6.3.2.2.	その他の外部インタフェース	62
4.6.3.3.	帯電防止	63
4.6.4.	低真空環境における放電防止	63
4.6.5.	高電圧に対する配慮事項	63
4.6.6.	電源バス保護	64
4.6.6.1.	ヒューズによる保護	64
4.6.6.2.	電流遮断回路による保護	65
4.6.6.3.	負荷分離	65
4.7.	火工品/非火工品保持解放機構に対する配慮事項	65
4.7.1.	安全要求	65
4.7.2.	EED の特性	66
4.7.3.	火工品点火制御	66
4.7.4.	非火工品保持解放機構の駆動制御	66
4.8.	故障に対する配慮事項	67
4.8.1.	ディレーティング	67
4.8.2.	常時電源回路の分離	68
4.8.3.	コンデンサ使用の配慮	68
4.8.4.	フェライトビーズ使用の配慮	69
5.	個別設計要求	69
5.1.	電力	69
5.1.1.	範囲	69
5.1.2.	電力に関する要求事項および収支	69
5.1.3.	故障に対する配慮事項	70
5.1.3.1.	冗長設計	70
5.1.3.2.	バッテリー保護	71
5.1.4.	(欠番)	71
5.1.5.	(欠番)	71
5.1.6.	(欠番)	71
5.1.7.	配電および保護	71
5.1.7.1.	基本原則	71

5.2.	EMC.....	72
5.2.1.	システムインテグレーション設計	72
5.2.1.1.	接地及び配線設計	72
5.2.1.1.1.	接地・絶縁系統図	72
5.2.1.1.2.	接地先	72
5.2.1.1.3.	ハーネス	73
5.2.2.	システム EMC 設計	73
5.2.2.1.	電氣的ボンディング	73
5.2.2.2.	衛星構体のシールドイング	73
5.2.3.	サブシステム EMC 設計	74
5.2.3.1.	電源の接地と絶縁	74
5.2.3.1.1.	単一接地点への接続	74
5.2.3.2.	搭載機器等の接地と絶縁	74
5.2.3.3.	フィルタリング	74
5.2.3.4.	磁気特性	74
5.2.3.4.1.	磁性材料	75
5.2.3.4.2.	電流ループ	75
5.2.4.	サブシステム・コンポーネント EMC 要求	75
5.2.4.1.	EMC 要求	75
5.2.4.2.	EMC 試験要求	86
5.2.4.2.1.	LISN.....	86
5.3.	RF システム	87
5.4.	光学システム	87
6.	検証方法	88
付録 A (参考情報)	科学衛星等電気設計基準テンプレートの概要	90

1.適用範囲

本科学衛星用電気設計基準（以下「設計基準」という）は、JAXA が開発する宇宙機システムの電気設計に関して、適用文書(5)を上位文書として電氣的インタフェースなどの共通的に要求される事項と、電力、EMC に関する基本的な電気設計基準を一冊にまとめたものである。また、通信・データ処理に関しては、HK データ/コマンドに関する論理データと電気信号を相互変換する機能やインタフェースまでを対象とする。

なお、発電及び蓄電に関する範囲は、適用文書(5)とは別の設計基準で扱われているため、本設計基準には含まない。

プロジェクトは、これらの項目についても関係設計基準を参考にして各プロジェクトの電気設計基準に記載すること。

一方、適用文書(5)には存在せず、本設計基準にて追加した項目がある。それらは、旧科学衛星設計基準（JERG-2-020）および過去の科学衛星プロジェクト設計基準の情報を審議して、引用したものである。

本設計基準で具体的な数値規定を示していないところなどについては、個々のプロジェクトにおいて電気設計基準書などで規定されることを前提としている。本設計基準の項番は、トレーサビリティを向上させるため上位文書である JERG-2-200A「電気設計標準」に合わせてある。上位文書の構成と整合性を保っているが、設計基準に定める性質でない項目などを欠番とした項目と上記の通り追加した項目がある。従って上位文書が改訂された時には、本文書の項番も併せて改訂されるものである。

2.適用文書

2.1. 適用文書

下記の文書は、本設計基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、標準事務局または該当標準 WG に確認すること。適用文書に特に規定のない限り、本設計基準が優先する。各適用文書は原則として最新版を用いること。

- (1) JMR-001 システム安全標準
- (2) JMR-002 ロケットペイロード安全標準
- (3) JERG-0-041 宇宙用電気配線工程標準
- (4) JERG-2-143 耐放射線設計標準
- (5) JERG-2-200 電気設計標準
- (6) JERG-2-211 帯電・放電設計標準
- (7) JERG-2-212 ワイヤディレーティング設計標準
- (8) JERG-2-213 絶縁設計標準
- (9) JERG-2-214 電源系設計標準
- (10) JERG-2-215 太陽電池パドル設計標準
- (11) JERG-2-241 EMC 設計標準

(12) ISO15389 Space systems - Flight-to-ground umbilicals

(13) 信頼性技術情報 CRA-99004

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-STD-1553B
Digital Time Division Command/Response Multiplex Data Bus
- (3) MIL-HDBK-83575
GENERAL HANDBOOK FOR SPACE VEHICLE WIRING HARNESS DESIGN
AND TESTING
- (4) JERG-2-400 通信設計標準
- (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) MIL-W-16878/4
WIRE, ELECTRICAL, POLYTETRAFLUOROETHYLENE (PTFE) INSULATED,
200 DEG. C, 600 VOLTS, EXTRUDED INSULATION
- (9) MIL-HDBK-4001
ELECTRICAL GROUNDING ARCHITECTURE FOR UNMANNED
SPACECRAFT
- (10) MIL-STD-464A
ELECTROMAGNETIC ENVIRONMENTAL EFFECTS REQUIREMENTS FOR
SYSTEMS
- (11) NASA-HDBK-4002
AVOIDING PROBLEMS CAUSED BY SPACECRAFT ON-ORBIT INTERNAL
CHARGING EFFECTS
- (12) NASA Technical Paper 2361
DESIGN GUIDELINES FOR ASSESSING AND CONTROLLING SPACECRAFT
CHARGING EFFECTS
- (13) MIL-STD-1686C

ELECTROSTATIC DISCHARGE CONTROL PROGRAM FOR PROTECTION OF
ELECTRICAL AND ELECTRONIC PARTS, ASSEMBLIES AND EQUIPMENT
(EXCLUDING ELECTRICALLY INITIATED EXPLOSIVE DEVICES)

- (14) JIS C 0617 電気用図記号
- (15) ISO/TC20/SC14 国際宇宙規格
 - (a) ISO/DIS 24637 Electromagnetic interference(EMI) test reporting requirements
 - (b) ISO/CD 26871 Pyrotechnics
 - (c) ISO 14621-1 EEE parts – Parts Management
 - (d) ISO 14621-2 EEE parts – Control program requirement
 - (e) ISO 15389 Flight-to-ground umbilical
- (16) ISO14302 Electromagnetic compatibility requirements
- (17) JERG-2-200-TM001 信号インタフェース例
- (18) JERG-2-200-TM002 高速データインタフェースアプリケーションノート
- (19) JEITA ED-5007 統一化広電源電圧 CMOS インターフェース規格
- (20) MIL-STD-461C Requirements for the control of electromagnetic interference characteristics of subsystems and equipment (D 改訂以降は内容が定性的に違うので、それらを用いるなら内容を精査すること)
- (21) MIL-STD-462C Measurement of electromagnetic interference characteristics (D 改訂以降は内容が定性的に違うので、それらを用いるなら内容を精査すること)
- (22) MIL-STD-1541 Electromagnetic compatibility
- (23) EEE-INST-002 Instructions for EEE Parts Selection, Screening, Qualification, and Derating
- (24) NSI/TIA/EIA-644-A-2001, Electrical Characteristics of Low Voltage Differential Signaling(LVDS) Interface Circuits
- (25) 科学衛星等テレメトリ・コマンド設計基準書 (2017 年発行予定。プロジェクトによる)
- (26) 衛星 SpW ユーザーズマニュアル (プロジェクトによる)

3.用語の定義及び略語

3.1. 用語の定義

本設計基準に関連する用語の定義を以下に示す。

(1) システム

特に明記しない限り、宇宙機を指す。

(2) サブシステム

システムを機能分割したもの。

(3) 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）。

(4) 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）。

(5) 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。

(6) 完全非安定バス方式 Unregulated bus

バッテリーからの電力を宇宙機内の各負荷機器に共通かつ直接分配するための電源バス。

(7) ODC バス

火工品点火専用に電力を分配するための電源バス。

(8) HK データ

搭載機器の動作状態、ステータスを示すデータ。

(9) ペイロードデータあるいはミッションデータ

ペイロードが取得した観測データ等。

(10) テレメトリ

HK データとペイロードデータの遠隔通信。

(11) コマンド

地上から宇宙機への指令及び宇宙機内で生成・実行される指令。

(12) テレコマンド

コマンドの遠隔通信。

(13) 遮断／瞬断

遮断とは、電源電圧もしくは供給電流がゼロになり、元に戻らないこと。

瞬断とは、電源電圧もしくは供給電流がゼロになり、元に戻ることをいう。

(14) 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。

(15) ハザードス

ハザードを発現させる可能性があることをいう。

(16) 損傷

損傷とは、機能の喪失をいう。

(17) 伝送路

ドライバ、コネクタ、ハーネス、コネクタ、レシーバ等をいう。

(18) アレイ回路

本文書においては、1 シャント素子対応で並列接続した太陽電池アレイをいう。

(19) 自律化機能

宇宙機自ら、自身のテレメトリを常に監視して、規定値を超えるなど論理的な判断から、自らが必要とするコマンドを発出させる機能。自律機能とも呼ぶ。

3.2. 略語

本設計基準に関連する略語を以下に示す。

AC	Alternative Current	交流
BTS	Battery Test Simulator	バッテリーシミュレータ
CMD	CoMmanD	コマンド
DC	Direct Current	直流
DH	Data Handling	データ処理系
EED	ElectroExplosive Device	電気着火式火工品
EMC	Electro-Magnetic Compatibility	電磁適合性
EMI	Electro-Magnetic Interference	電磁干渉
ETFE	Ethylene TetraFluoroEthylene	四フッ化エチレンとエチレンの共重合体
FDIR	Failure Detection, Isolation and Reconfiguration	故障検知分離再構成
FG	Frame ground	
FMEA	Failure Mode Effect Analysis	
HCE	Heater Control Electronic	
HK	House Keeping	衛星状態監視
LET	Line Energy Transfer	
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
MD	Manual Disconnect	
MLI	MultiLayer Insulation	多層断熱材
NEA	Non Explosive Actuator	
ODC	OrDnance Controller	火工品点火制御器
PBT	PolyButylene Terephthalate	ポリブチレンテレフタレート
PSU	Power Supply Unit	
PTFE	PolyTetraFluoroEthylene	四フッ化エチレンの重合体
PWM	Pulse Width Modulation	
RD	Remote Disconnect	
RF	Radio Frequency	無線周波
RTN	ReTurN	リターン
SAS	Solar Array Simulator	ソーラアレイシミュレータ
SG	Signal ground	
SMU	Spacecraft Management Unit	
TLM	TeLeMeTry	テレメトリ

TN	Turn on	
UPG	Uni Point Ground	単一接地点
UMB	Umbilical Connector	

4. 共通設計要求

4.1. 電氣的インタフェース

本節は、宇宙機内および宇宙機と外部装置間の以下に挙げる電氣的インタフェースについての要求を規定する。

(1) 電源インタフェース

システムから各機器に供給される電源のインタフェース。

太陽電池およびバッテリーから得られる非安定の 1 次バス電源（以後バス電源と呼ぶ）は電源分配装置（DIST）により各機器に供給され、各機器内で必要な 2 次電源に電圧変換・安定化して使用する。なお、各機器には、筐体外のコンバータユニット(PSU : Power Supply Unit)から 2 次電源を供給することがある。

(2) コマンド／テレメトリインタフェース

各機器のコマンド／テレメトリインタフェース。

注記 科学衛星は、SpaceWire (SpW)インタフェースを設け、それを介してインタフェースすることがある。通信系機器や姿勢系センサ類のように限られたコマンド／テレメトリ項目しかない機器は、SpW を有する機器と接続し間接的に SpW とインタフェースする。SpW インタフェース詳細は、衛星 SpW ユーザーズマニュアル及びテレメトリ・コマンド設計基準書を参照のこと。

(3) パッシブアナログ／アクティブアナログインタフェース

SpW を持たない機器のアナログ信号を計測するインタフェース。

例 1 温度センサ等のパッシブアナログ信号は HCE または HK 装置とインタフェースを持つ。

例 2 アクティブアナログデータは A/D 変換後、SpW を持つ機器を経由して SMU へ出力する。

(4) ヒータ制御インタフェース

機器のヒータ制御とヒータ制御点温度計測の機能配分とインタフェースの総称。

例 科学衛星搭載機器の動作温度範囲を維持するためのヒータは、原則として HCE で制御する。機器内の限られたハードウェアを温度制御する特殊なヒータ制御は、機器側にて個別に行う。

(5) 火工品/非火工品保持解放機構インタフェース

火工品点火制御/非火工品保持解放機構の駆動制御のためのインタフェース。

(6) 衛星外部インタフェース

システム試験や射場オペレーションでの必要性から、外部から衛星内部にアクセスする為に設けられたインタフェース。インタフェースには以下の 3 つの機能がある。

① UMB コネクタ

衛星打上げ直前まで有線で地上系と接続するインタフェース（打上げと同時に分離）

② MD コネクタ

システム試験や射場作業で地上系と接続するインタフェース（ロケット搭載後は使用不可能）

③ TN コネクタ

火工品/非火工品保持解放機構、電源等で打上げ時のみ正規回路として接続するためのインタフェース。

(7) 機器間信号インタフェース

機器間の信号インタフェースの総称。

4.1.1. 信号インタフェース

4.1.1.1. 概要

宇宙機で扱う信号には、大きく分けて、宇宙機の目的を担うミッションが取得したミッションデータの信号、宇宙機の運用（宇宙機の監視と制御）のためのハウスキーピング（HK）データの信号及びコマンドデータの信号がある。

信号のインタフェース点は、これらの信号を扱う装置若しくは搭載機器間に存在する。このインタフェース点では、一般的にそれぞれ専用のハーネスに接続されるコネクタを用意する。概念図の例を、図 4-1 信号インタフェース概念図の例に示す。図中、太めの実線はミッションの信号、細い実線は宇宙機運用のための HK データ及びコマンド信号の各々の経路を、また、各点線は地上との繋がりを経路を示している。ここに記載の概念図（例）は各プロジェクトで例示でない正規のものを用意して差替えのこと。

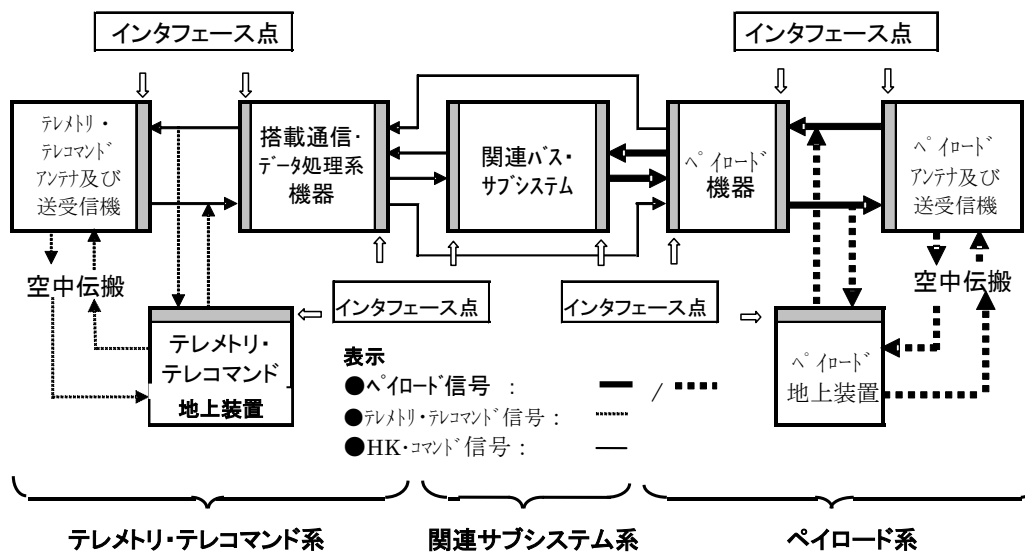


図 4-1 信号インタフェース概念図の例

4.1.1.2. 要求事項

- (1) インタフェース信号は、出力側と入力側の特性（接続ハーネス、出力側と入力側のグラウンディング、特性インピーダンス、EMC の影響を含む）が適合していること。
- (2) インタフェース回路の種類を最小にするため、可能な限り本文書で示される信号インタフェース種類および対応する標準インタフェース回路を用いること。
- (3) 搭載機器は、電源 OFF 時に信号が入力されても機能・性能が損傷しないこと。
- (4) 搭載機器は、電源 ON 時に未定義のコマンドが入力されても故障及び損傷しないこと。
- (5) 信号インタフェース回路は、隣接する他信号が接触しても損傷しないこと、あるいは二次故障を発生させないことが望ましいが、リソースなどの制約上困難である場合には、4.1.1.3 項にある物を使うこと。
- (6) 主従がある伝送路は、以下の条件のいずれかを満足すること。
 - (ア) 主系伝送路と従系伝送路間で、片系の故障が他系へ波及しないこと。
 - (イ) 故障が他系へ波及する場合は、伝送路の外部で適切な機能を設けて伝送機能を喪失させないようにすること。

4.1.1.3. 機器間の信号インタフェース

4.1.1.3.1. デジタル信号インタフェース

各機器間のデジタル信号インタフェースはセンサ/センサ信号処理回路間を除き、原則として表 4-1 のインタフェースとする。

表 4-1 機器間のデジタル信号インタフェース

信号	入力側		推奨信号周波数 (Hz)	2 次電源コンバータ 使用区分 *	
	回路 type	規格 (素子 type)		共通使用	個別使用
デジタル信号	Pulse	Mechanical Relay	DC	○	○
		Opto-isolator (フォトカプラ)	DC	○	○
	Bi-level	Comparator with MUX	DC	○	○
	Single end	C-MOS (4050/4049)	DC～65k	○	×
	Differential (低電力型)	EIA(RS)-422A (HS26C32 等)	65k～600k	○	○
	Differential (標準型)		600k～10M	○	○
	Differential (高速型)	ANSI/TIA/EIA-644-A (DS90C32 等)	10M～	○	○

備考 ○：適用可能

×：適用不可

*: インタフェースを取る回路それぞれの 2 次電源コンバータが同一な場合（「共通使用」）と異なる場合（「個別使用」）の場合の適用可否を示す。

(1) パルス信号インタフェース

パルス信号インタフェースは搭載機器に専用線でコマンドを出力するのに使われ、機器 ON/OFF のラッチング・リレーを駆動するパルス等の極めて遅い信号の伝送に用いられる。従って、推奨信号周波数を DC としている。通常はリターンが異なる機器間でコマンドをやり取りする為、信号入力側は HOT/RTN 信号線の両方を自 GND に接続せずに用いる。

A. リレーインタフェースではコマンド発行側が搭載機器側のリレーを直接駆動する。

図 4-2 にインタフェース回路例を示す。

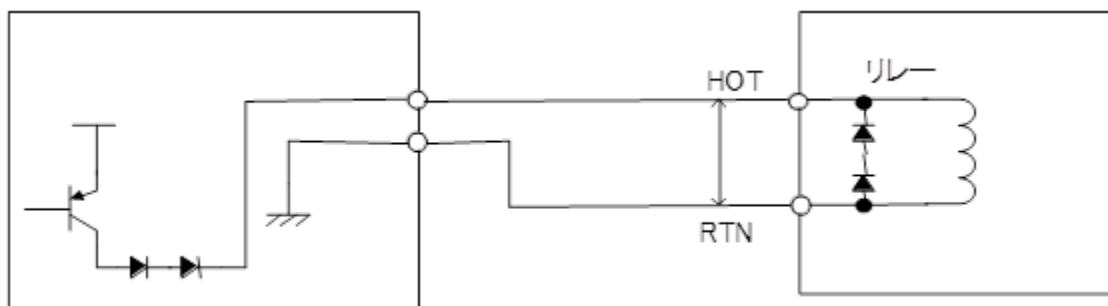


図 4-2 リレーインタフェース回路

- B. フォトカプラインタフェースでは搭載機器側はパルス信号をフォトカプラで受け取り、リレー駆動電力は自力で生成する。図 4-3 にインタフェース回路例を示す。

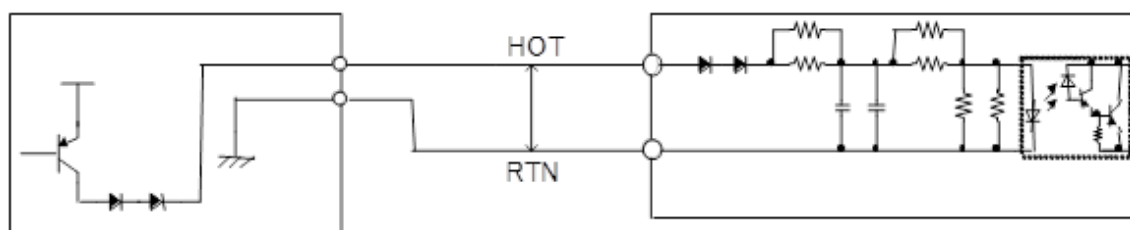


図 4-3 フォトカプラインタフェース回路

(2) バイレベル信号インタフェース

バイレベル信号インタフェースは変化が低頻度な状態を専用線で収集するのに用いられる。通常はテレメトリを収集するオンボードプロセッサ（あるいは搭載機器の上流に配された機器）がマルチプレクサで多数のチャンネルを順次読み取る為、推奨信号周波数を DC としている。

- A. アクティブバイレベル信号インタフェースは、搭載機器が出力する二値の所定の電圧を伝送・検知する。搭載機器やその内部回路の ON/OFF ステータスの伝送などに用いられる。図 4-4 にインタフェース回路例を示す。

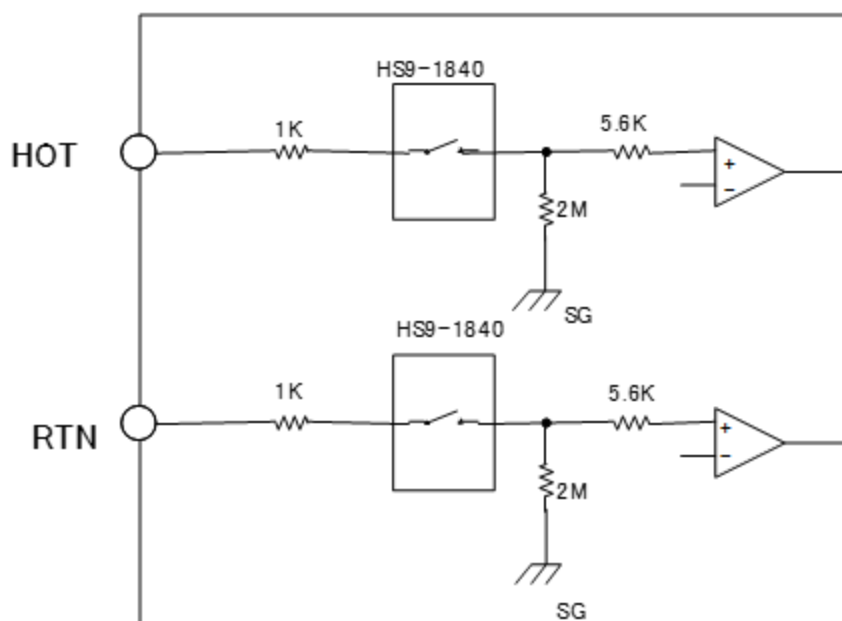


図 4-4 アクティブバイレベル信号インタフェース回路

- B. パッシブバイレベル信号インタフェースは、搭載機器内に配置された無電圧接点の開閉を検知する。搭載機器内のスイッチの Open/Close ステータスなどに用いられる。図 4-5 にインタフェース回路例を示す。

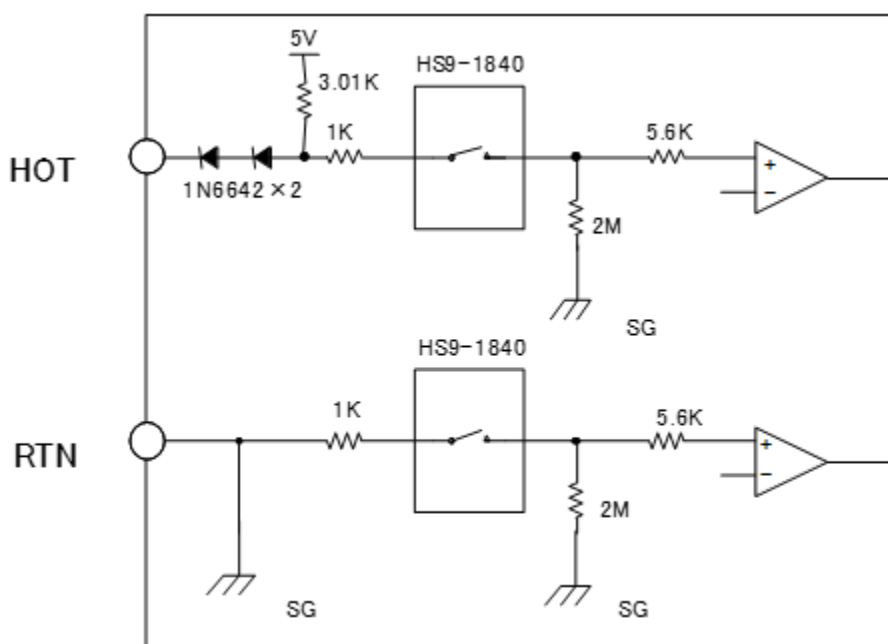


図 4-5 パッシブバイレベル信号インタフェース回路

(3) シングルエンドデジタル信号インタフェース

シングルエンドデジタル信号インタフェースは、+3.3V ないしは+5V 電源を使用した C-MOS インタフェースで、リターン（グランド）が共通でない機器間で使用してはならない。C-MOS による機器間のインタフェースにおいては、入力回路には原則として電源側への入力保護ダイオードの無い素子を用いること。これは C-MOS 入力回路の電源が OFF の場合に、入力信号が C-MOS の入力保護ダイオードを通して電源に流れ込み、後段の C-MOS が誤動作する事を防止するためである。具体的には、標準ロジック 4050/4049 を用いる。但し 4049 はノイズマージンが 4050 に比べて少ないので 4050 を使用する事を推奨する。なお、相手側が TTL 素子である時のインタフェースも定義されているが、やむを得ない場合を除き（電流経路やノイズマージンの観点から）使用しないこと。

A. インタフェース回路

表 4-2 シングルエンドデジタル信号インタフェース表 4-2(A)～(G)に示す標準インタフェース回路の内のいずれか、またはそれに準拠した回路を使用すること。なお、出力側素子の電源電圧が+3.3V 系の場合、出力電圧と入力スレッショルドとの間を十分に取り、入力側素子も+3.3V 系を用いることが望ましい。

B. 出力信号レベル

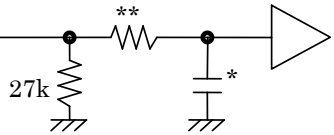
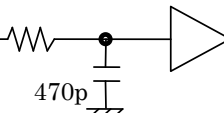
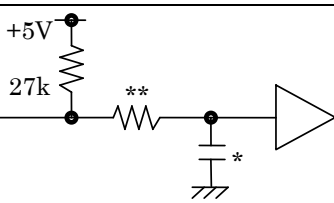
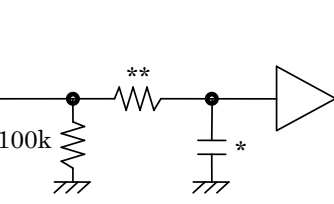
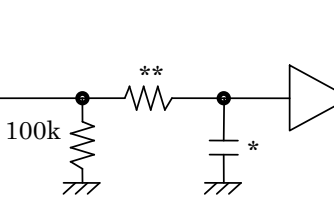
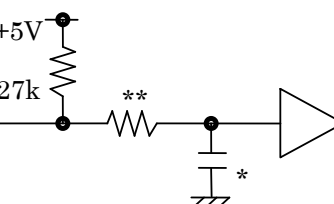
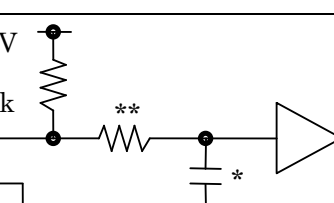
(1) +3.3V 系 (JEITA ED-5007「統一化広電源電圧 CMOS インターフェース規格」による)

- ・ High level: $0.7V_{dd} \sim V_{dd} + 0.3$ ($V_{dd} = +3.3V$ power source voltage at input connector, relative to signal GND voltage at input)
- ・ Low level: $-0.3 \sim 0.3V_{dd}$ (relative to signal GND voltage at input)

(2) +5V 系

- ・ High level: $(V_{dd}-0.5) \sim V_{dd}$ ($V_{dd} = +5V$ power source voltage at input connector)
- ・ Low level: $(V_{ss}-0.3) \sim V_{ss}+0.3$ ($V_{ss} =$ signal GND voltage at input connector)

表 4-2 シングルエンドデジタル信号インタフェース
(共通の2次電源コンバータを使用する機器間)

TYPE	出力側	入力側	備考
(A)	CMOS 4049/ 4050 	 CMOS 4049/ 4050	
(B)	CMOS 4049/ 4050 	 TTL 54LS []	Using LS-TTL DEPRECATED 新規採用不可
(C)	TTL 54LS [] 	 CMOS 4049/ 4050	
(D)	+12V—  —  —  —  ** 	 CMOS 4049/ 4050	Power ON/OFF Status
(E)	+5V—  —  —  —  5k~10k	 CMOS 4049/ 4050	
(F)	 —  —  	 CMOS 4049/ 4050	(Limit SW Mechanical Relay) (Open Close) Status
(G)	 —  —  	 CMOS 4049/ 4050	

(注 1)  : シグナル GND を示す。

(注 2): 推奨コンデンサ容量、抵抗値 *:220pF、**:10K Ω

(4) 低電力型差動デジタル信号インタフェース

以下に示す条件の機器間のデジタル信号インタフェースに使用する。

- ・ 異なる 2 次電源コンバータを使用するため、2 次電源リターンの直接接続が出来ない。
- ・ インタフェース信号が 65 kHz～600 kHz である。

A. インタフェース回路

インタフェース回路を図 4-6 に示す。なお、素子故障時の基板内波及故障を防ぐため、出力側と入力側の電源は同じ電圧系統（+3.3V 系ないしは+5V 系）に統一すること。

B. インタフェース条件

- (1) Line driver / receiver : EIA(RS)–422A コンパチブル
- (2) 出力信号レベル : “1” $V_{AB} < -1.0\text{ V}$
: “0” $V_{AB} > +1.0\text{ V}$, $V_{AB} = \text{A 点} - \text{B 点}$
- (3) 終端タイプ : Source Termination
- (4) 電流制限抵抗 : 33Ω (Nominal)
- (5) 入力保護抵抗 : 511Ω (Nominal)
- (6) 電気計装配線 : ツイストペアシールド線
- (7) 電気計装配線長 : 10 m 以下

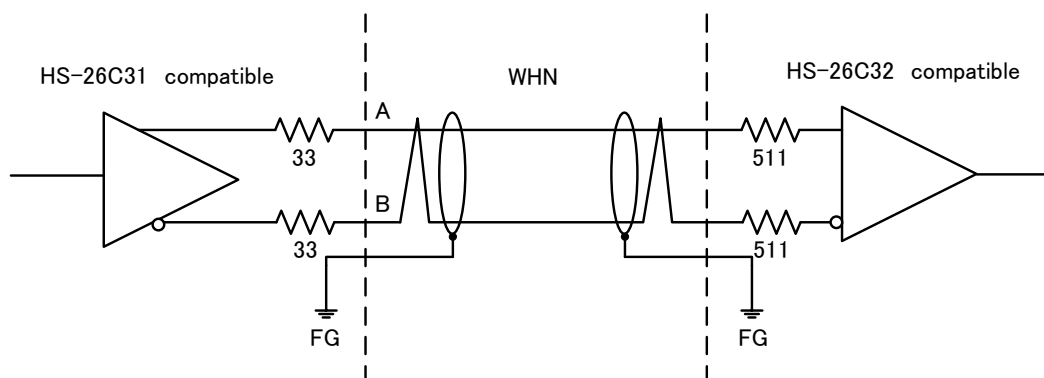


図 4-6 低電力型差動デジタル信号インタフェース (EIA(RS)–422A, 低電力型)

なお差動インタフェースにおけるシールドグランドの落とし方は、参考文書(17) JERG-2-200-TM002 に示す方法と異なるが、EMC の観点（異なる 2 次電源を使う信号グランド間を結んではいけない）からこのようにしている。

(5) 標準型差動デジタル信号インタフェース

以下に示す条件の機器間のデジタル信号インタフェースに使用する。

- ・ 異なる 2 次電源コンバータを使用するため、2 次電源リターンの直接接続が出来ない。
- ・ インタフェース信号が 600 kHz～10 MHz である。
(10 MHz 以上での使用についてはシステム担当と調整の事)

A. インタフェース回路

インタフェース回路を図 4-7 に示す。なお、素子故障時の基板内波及故障を防ぐため、出力側と入力側の電源は同じ電圧系統（+3.3V 系ないしは+5V 系）に統一すること。

B. インタフェース条件

- | | |
|----------------------------|---|
| (1) Line driver / receiver | : EIA(RS)–422A コンパチブル |
| (2) 出力信号レベル | : “1” $V_{AB} < -1.0\text{ V}$
: “0” $V_{AB} > +1.0\text{ V}$, $V_{AB} = \text{A 点} - \text{B 点}$ |
| (3) 終端タイプ | : Shunt Termination |
| (4) 終端抵抗 | : 100Ω (Nominal) |
| (5) 入力抵抗 | : 160Ω (Nominal) |
| (6) 電流制限抵抗 | : 33Ω (Nominal) |
| (7) Pull up/ pull down 抵抗 | : 2kΩ (Nominal) |
| (8) 電気計装配線 | : ツイストペアシールド線 |

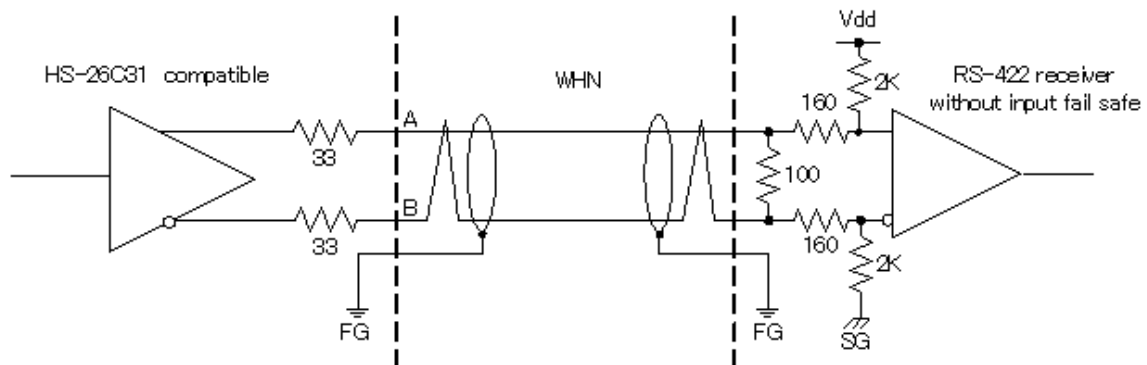


図 4-7 標準型差動デジタル信号インタフェース（EIA(RS)–422A、標準型）：レシーバに入力 open 時のレベル確定回路（フェイルセーフ等と呼ばれらる）が内蔵されていない場合

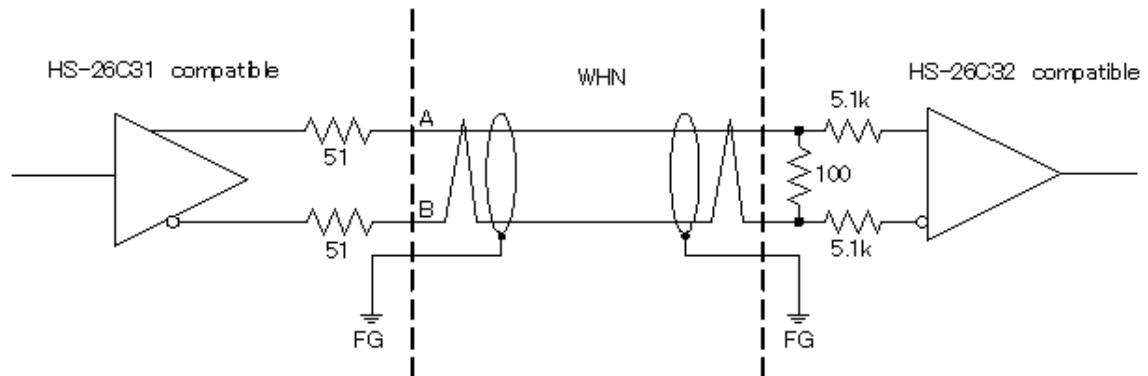


図 4-8 標準型差動デジタル信号インタフェース (EIA(RS)-422A、標準型)：レシーバに入力 open 時のレベル確定回路（フェイルセーフ等と呼ばれらる）が内蔵されている場合

なお差動インタフェースにおけるシールドグランドの落とし方は、参考文書(17) JERG-2-200-TM002 に示す方法と異なるが、EMC の観点（異なる 2 次電源を使う信号グランド間を結んではいけない）からこのようにしている。

(6) 高速差動デジタル信号インタフェース

以下に示す条件の機器間のデジタル信号インタフェースに使用する。

- ・ 異なる 2 次電源コンバータを使用するため、2 次電源リターンの接続が出来ない。
- ・ インタフェース信号が 10 MHz 以上である。

（最大周波数についてはシステム担当と調整の事）

A. インタフェース回路

インタフェース回路を図 4-9 に示す。また、LVDS を物理層に用いる SpaceWire ネットワークのインタフェース回路を図 4-10 に示す。なお、未使用／未接続ピンの処置は、データシート等の部品メーカーが推奨する方法に従うこと。特に、未接続状態が禁止されていない素子においても周辺環境からの誘導により出力が変動／発振する場合があるので、レベルが固定されるよう措置すること。また、送受間のコモンモード電圧が素子の絶対最大定格を超えないよう、両基板のグランド電圧コントロールを行うこと。

B. インタフェース条件

- (1) Line driver / receiver : TIA/EIA-644A コンパチブル
- (2) 出力信号レベル : “1” $V_{AB} < -100 \text{ mV}$
: “0” $V_{AB} > +100 \text{ mV}$, $V_{AB} = \text{A 点} - \text{B 点}$

- (3) 終端タイプ : Shunt Termination
 (4) 終端抵抗 : 100 Ω (Nominal)
 (5) 電気計装配線 : ツイストペアシールド線

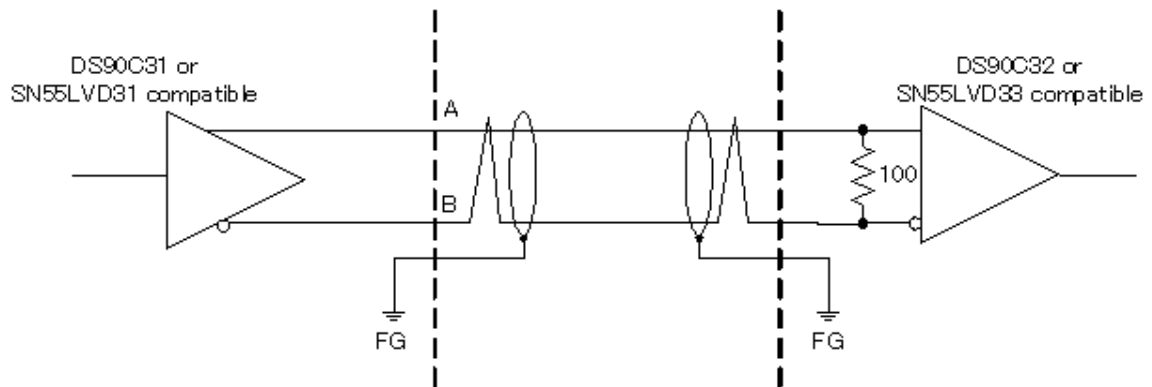


図 4-9 高速差動デジタル信号インタフェース (TIA/EIA-644A、標準型)。両素子間のコモンモード電圧が素子の絶対最大定格を超えないよう、両基板のグランド電圧コントロールを行うこと。

なお差動インタフェースにおけるシールドグランドの落とし方は、参考文書(17) JERG-2-200-TM002 に示す方法と異なるが、EMC の観点 (異なる 2 次電源を使う信号グランド間を結んではいけない) からこのようにしている。

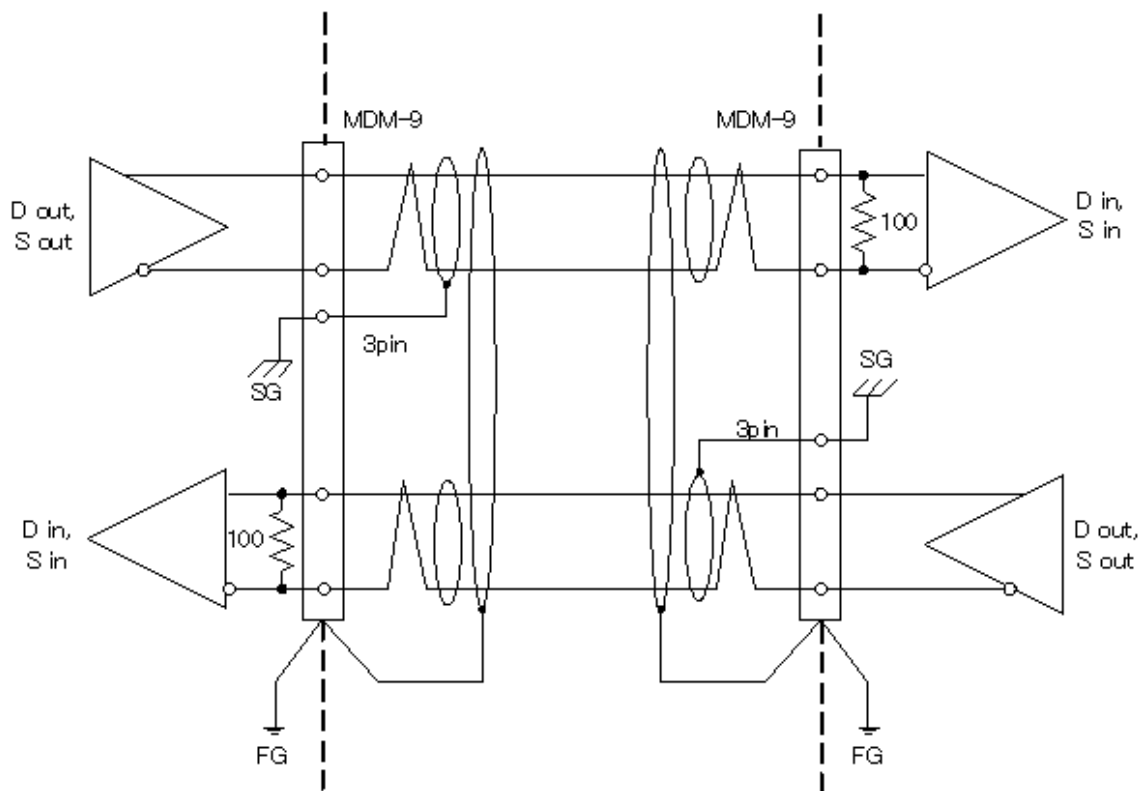


図 4-10 SpaceWire インタフェース回路

4.1.1.3.2. アナログ信号

(本項では衛星内でシステムーサブシステム間やサブシステム相互間で使用されるアナログ信号の取り扱いを示す。プロジェクトで必要に応じて加筆／修正／削除すること)
下記以外のアナログ信号インタフェースの詳細は各機器の ICD にて個別に規定する。

(1) アクティブアナログインタフェース

搭載機器が電圧を出力し、テレメトリを収集するオンボードプロセッサ（あるいは搭載機器の上流に配された機器）が A/D 変換を行うインタフェース。搭載機器内の二次電圧やセンサ出力のモニタなどに用いられる。

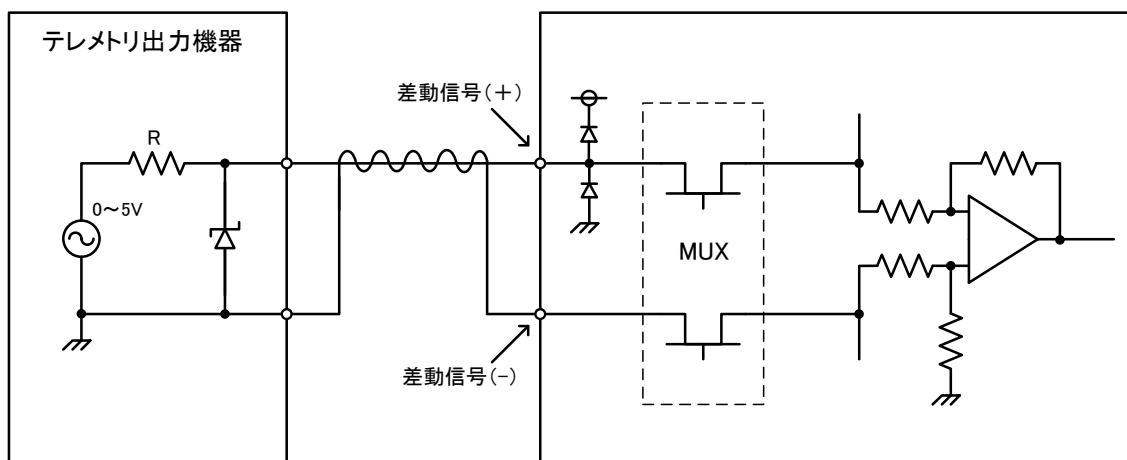


図 4-11 アクティブアナログインタフェース回路

(プロジェクトで正しい物に差し替えること)

(2) パッシブアナログインタフェース

搭載機器内に配置された抵抗に電流を供給し、テレメトリを収集するオンボードプロセッサ（あるいは搭載機器の上流に配された機器）が A/D 変換を行うインタフェース。サーミスタや白金センサによる温度のモニタなどに用いられる。

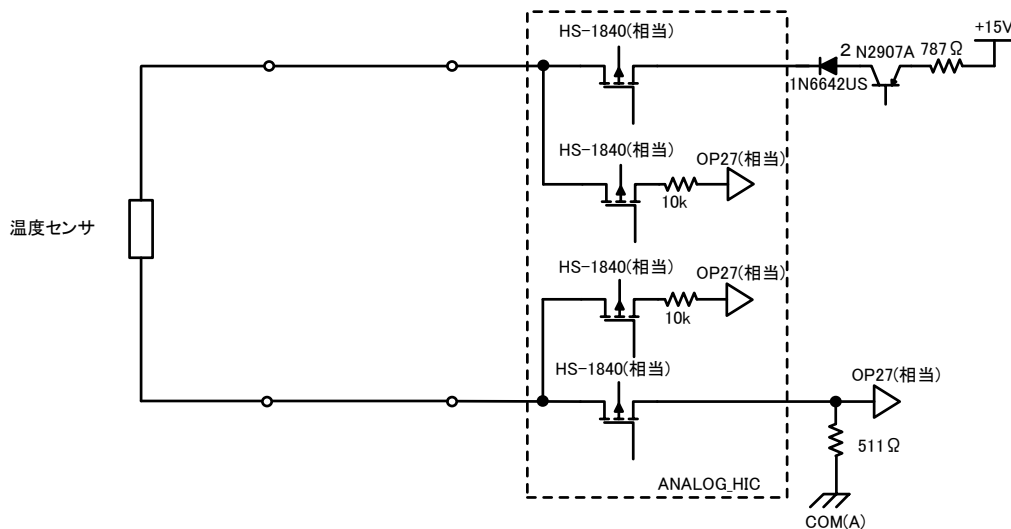


図 4-12 パッシブアナログインタフェース回路（温度）
（プロジェクトで正しい物に差し替えること）

4.1.1.4. 外部インタフェース

科学衛星では以下の物が用いられる。

(1) アンビリカル（UMB）インタフェース

衛星打上げの直前から打上げ中まで有線で衛星外（地上系やロケット）と接続する必要のある信号を接続する。UMB コネクタから衛星外部に信号を出力する機器は、地上の管制装置から有線で出力される制御信号（RD MONI ON/OFF）により、出力信号を ON/OFF できるインタフェースをもつこと（UMB コネクタを抜くときには UMB コネクタのピンに電圧が出ていない状態にするように地上の管制装置よりモニタを OFF する）。また、分離後に勘合面がむき出しになるため、ピン間ショートや地絡対策として保護抵抗を挿入すること。

MONI ON/OFF の信号インタフェース例を図 4-13 に示す。MONI OFF の方法は本方式の他、出力デバイスの電源を OFF する方法でも良い。但し、デバイスの電源を ON のままで出力をハイインピーダンスにする方法は不可とする。これは、出力ピンに異常短絡が生じデバイスを破壊した時の他素子への波及故障を防ぐためである。

(2) MD コネクタインタフェース

システム試験の際に有線で地上系と接続する必要のある信号インタフェースである。本コネクタによるインタフェースは各プロジェクトで個別に規定する。

(3) TN コネクタインタフェース

（この項、プロジェクト毎に記述を調整のこと：安全性設計、試験性、搭載機器の保全性等の観点で必要性を検討した上で、電氣的な観点での配置箇所、およびアクセス性

を考慮した構造的配置場所を検討すること。)

火工品、電源等打上げ時のみ正規回路として接続されるべき信号のインタフェースである。信号の切り離し及び接続は TN コネクタの着脱により行う。個別のインタフェースとして別途調整し、設けるかどうか自体もそこで判断する。TN コネクタの例を以下に示す。

- ・ TN-SC：太陽電池出力ラインの試験時の切り離し。
- ・ TN-BAT：バッテリーラインの試験時の切り離し、及び試験時のヒューズの挿入。
- ・ TN-RCS：推進系制御信号ラインと地上試験装置との接続のための衛星側駆動回路からの切り離し。
- ・ TN-IG：イグナイタ用電源から、火工品間の切り離し。
- ・ TN-NEA：NEA 駆動装置から、NEA 間の切り離し。
- ・ TN-NEBAT：NEA 用電源と NEA 駆動装置間の切り離し

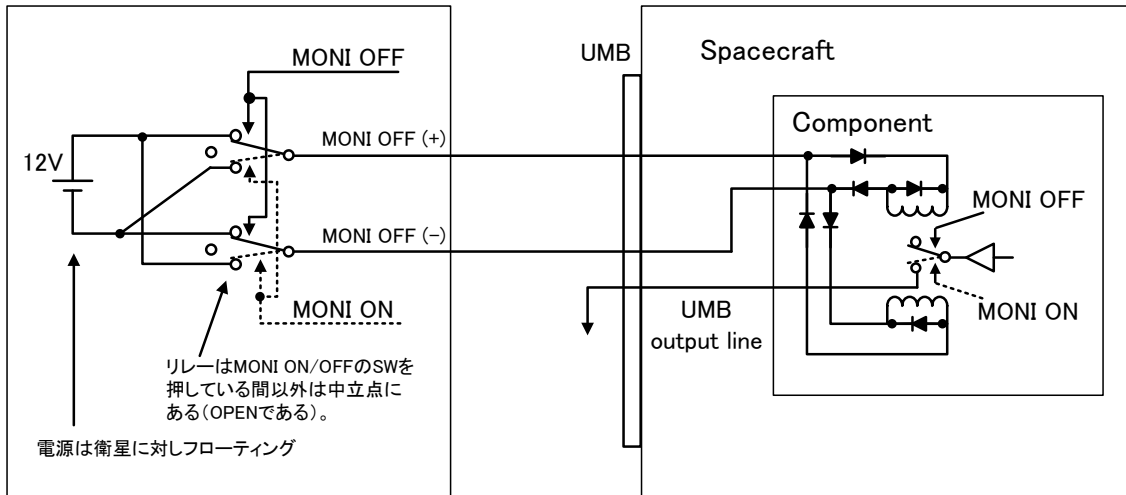


図 4-13 RD MONI ON/OFF インタフェース例

4.1.2. 電源インタフェース

4.1.2.1. 概要

宇宙機の電源インタフェースにおいては、発電機能から負荷機器の入力インタフェース点までの分配機能までを含んだ規定が必要である。本設計基準においては、これら電源の出力インタフェース点及び負荷機器入力インタフェース点を明確にする。

ここで規定する電源特性は、電源の出力インタフェース点で規定する。

また、図 4-14 にこの文書で規定する電源インタフェース点の概念を示す。他の電源バスについても各プロジェクトで必要に応じて定義すること。

負荷機器側への要求事項は、電気計装配線を加味して負荷機器入力インタフェース点で規定する。この規定は図 4-14 による。

尚、電源出力インタフェース点から負荷機器入力インタフェース点までの要求については、

4.6 項の電気計装配線設計に規定する。

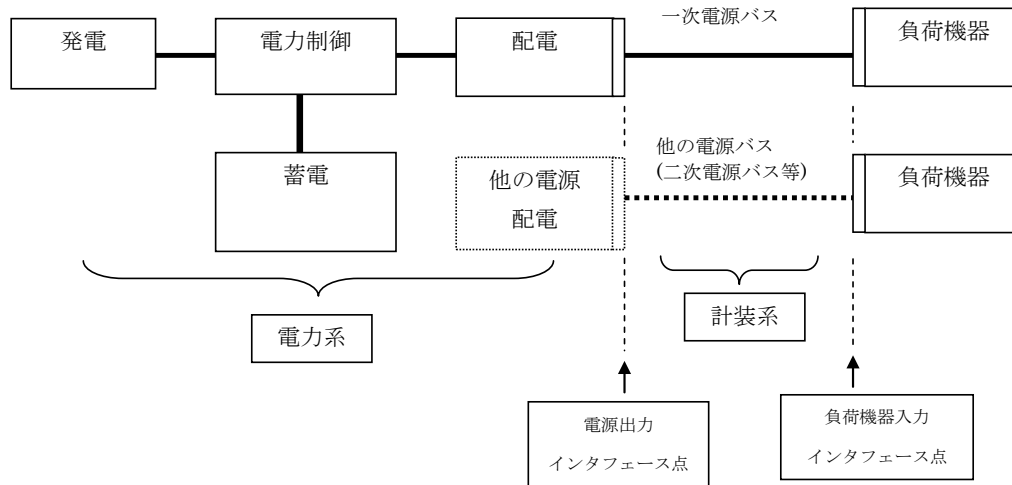


図 4-14 電源インターフェース概念図

4.1.2.2. 電源バスの特性

各機器は電源分配装置より分配されるバス電源を、各機器側で必要な 2 次電源に電圧変換・安定化を行い使用する。

各機器での 2 次電源への電圧変換・安定化は機器内の 2 次電源コンバータで行う場合と機器外の PSU の 2 次電源コンバータで行う場合がある。

なお、消費電力の小さい機器等は、複数機器で 2 次電源コンバータを共有する場合もある。

4.1.2.2.1. 一次電源バス

(本項は各プロジェクトで記述を調整すること。その際、どの種類(安定/非安定/バッテリー)のバスを使うかを明記し、その特性は JERG-2-200A「電気設計標準」4.1.2.2.2～4.1.2.2.4 項を守るよう定めること。ちなみに科学衛星では、伝統的に非安定バスが使われ、近年小型科学衛星や MMO で完全非安定バス方式が使われ始めている。)

本項では一次電源バスのインターフェースに係わる規定について記述する。

(1) バス電源

① 電源方式：非安定または安定化直流電源

② 出力電圧：+16.3V～+27.5V または +32.5V～+52.0V (電源分配装置出力端)

注) 機器に入力されるバス電源電圧は電気計装による電圧降下がある。電気計装はバス電源の電圧降下を HOT 側/RTN 側それぞれ 200mV 以下とするよう設計する。

③ バス電源出力インピーダンス

バス電源インピーダンス特性は各プロジェクトで規定する。

④ バス電圧変化速度＝バストランジェント

バス電圧は大電力機器の ON/OFF 等によるトランジェントや日照～日陰境界での電源系動作モード変化時に変動する。バス電源使用機器は本変化速度でも正常に動作すること。

- ・大電力機器の ON/OFF 等によるトランジェント : 各プロジェクトで規定
- ・日照～日陰時の変化 : 各プロジェクトで規定

(2) 電流モニタ

バス電源の消費電流は分配系統毎に電源分配装置で計測され、テレメトリに出力される。

(3) 機器のバス電源の ON/OFF

バス電源機器故障時の過負荷に対するバス電源の分離、並びにシングルイベントラッチアップ解除を目的として、電源分配装置はバス電源を ON/OFF する機能を有する。

電源分配装置は単一故障によって、バス電源の永久短絡故障が無いよう設計すること。

なおシングルイベントラッチアップによるデバイスの保護については、4.1.2.6 項に示す様に、各機器側で実施すること。

(4) バス電源の過電流保護

機器故障時の過負荷に対する衛星電源システムの保護及び故障分離の為、分配系統毎に過電流保護機能（カレントリミッタまたはサーキットブレーカ）を電源分配装置に設ける。過電流保護機能のブロック図を図 4-15 に示す。遮断後の復帰はテレメトリで故障箇所の確認後に、コマンドによってのみ実施される。

過電流保護回路は以下の機能を有する。

- ① バス電源供給 ON/OFF(FET)スイッチ
- ② 電流リミッタまたはサーキットブレーカ。
- ③ 電流モニタ

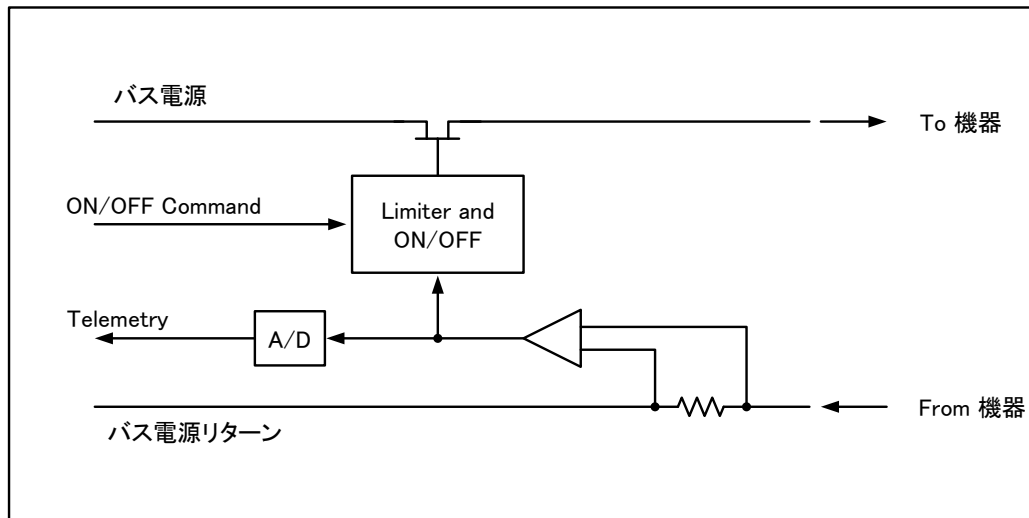


図 4-15 電源分配装置内過電流保護機能ブロック図

(5) 安定度

日照時バス電圧は、レギュレーション点で定常状態における公称値として、バスの安定度は 1V (TBD) 以下とする。日陰時はバッテリー特性による。

(6) リップル及びスパイク

本文書で、リップルは電源バス電圧に重畳する周期的な電圧変動の値を言う。ただし、リップルにはスパイク及び負荷変動によるトランジェントを含めないこととする（図 4-16）。

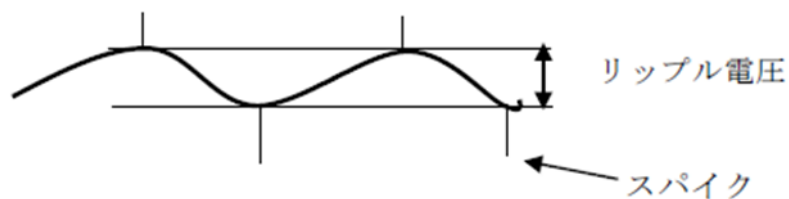


図 4-16 リップル及びスパイク

日照時リップル電圧は、 $1V_{pp}$ (TBD) 以下でなければならない。リップルの周波数成分は、必要に応じて各プロジェクトで個別に規定すること。

日照時スパイク（スイッチングノイズ）は、 $2V_{pp}$ (TBD) 以下で、 $1\mu s$ (TBD) 以下の時間領域内にとどまっているものとする。

日陰時はリップル・スパイク共にバッテリー特性による。

(7) 電源インピーダンス

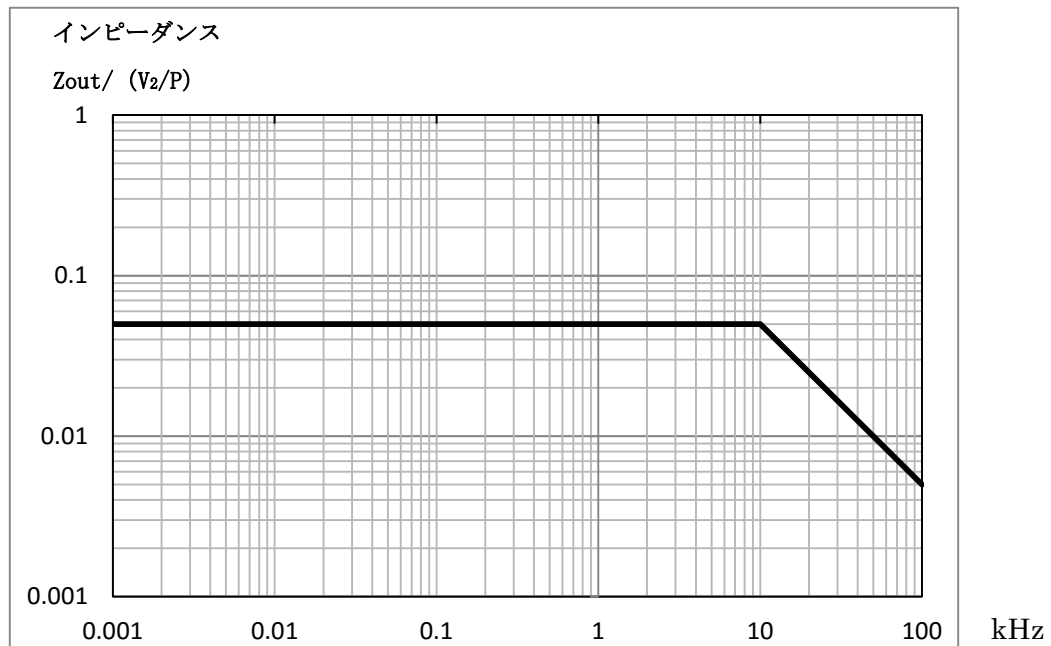
レギュレーション点において、動作しているひとつの電力源（バッテリー、太陽電池アレイなど）のインピーダンスは、 Z_{out} ：電源インピーダンス、 V ：バス電圧（V）、 P ：消費電力（W）

図 4-17 に示したインピーダンス値よりも低くなければならない。電源出力インピーダンスは電源制御系を含めたものとし、周波数特性で示す。

Z_{out} ：電源インピーダンス、 V ：バス電圧（V）、 P ：消費電力（W）

図 4-17 に示すインピーダンスは、図 4-14 の電力制御器出力点から電源側を見たインピーダンスであり、宇宙機消費電力とバス電圧で正規化している。

各負荷機器入力インタフェース点から電源側を見たインピーダンスは、電源出力インピーダンスに配電およびワイヤハーネスのインピーダンスを加えた LISN (Line Impedance Simulation Network) として 5.2.4.2.1 項で規定する。



Z_{out} : 電源インピーダンス、 V : バス電圧 (V)、 P : 消費電力 (W)

図 4-17 電源インピーダンス

(各プロジェクトで確認・必要に応じて変更すること)

4.1.2.2.2. (欠番)

4.1.2.2.3. (欠番)

4.1.2.2.4. (欠番)

4.1.2.2.5. 一次電源バス過渡特性

本項では、一次電源バスの過渡特性に係わる規定について記述する。

(1) 定常時外乱

公称動作時における電源系の過渡状態中および負荷過渡状態中に電源バス電圧及び時間は、図 4-18 の定常外乱電圧と外乱電圧制限時間(T)で規定する。

具体的な値については各プロジェクトで規定される。

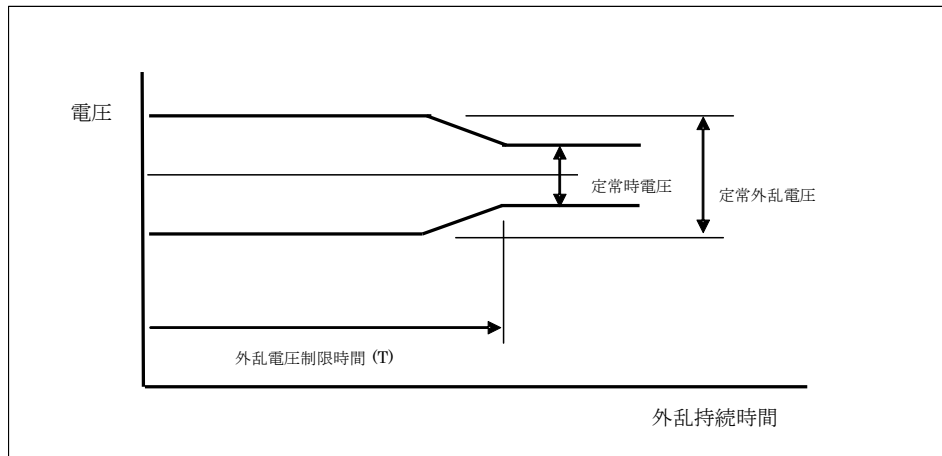


図 4-18 定常時外乱

(2)異常時外乱

異常時外乱とは、負荷機器などの故障によって発生する一次電源バス降下であり、図 4-19 の異常時の異常時間(T)と降下電圧で規定する。電圧降下率と電圧上昇率についても必要に応じて規定する。ヒューズが溶断した場合でも、ヒューズ溶断状態からの回復時も同様に規定する。

異常時外乱の発生により電源及び各負荷機器は、損傷や故障を起こしてはならないこと、また、各搭載機器はコマンドにより再設定できること。

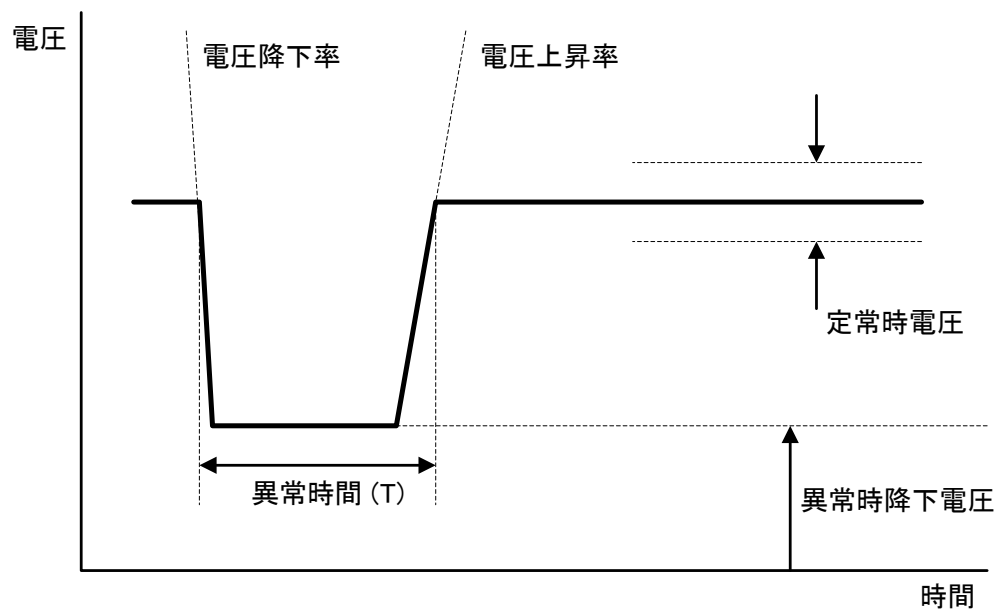


図 4-19 異常時外乱

(3)試験時外乱

いずれの負荷も、0V～最大バス電圧、この間の電圧の上昇、下降等のバス電圧の変動中に、その他の装置を損傷させるかまたは宇宙機の動作を損なう可能性がある偽信号を発生

させてはならない。

試験時外乱は、試験時に発生するバス電源の ON/OFF などによって発生する一次電源ラインの外乱で、この外乱によって一次電源ラインに遮断及び瞬断が発生した場合においても電源及び各負荷機器は電源 ON/OFF いずれの状態にあっても損傷を受けないこと。

また、試験時に発生することが予想される連続する電源電圧最大値、最小値の状態において、電源及び各負荷機器は、ON/OFF いずれの状態においても損傷しないこと。かつ、故障誘発を起こさないこと。

4.1.2.2.6. ODC (OrDnance Controller)バス

火工品への点火電源の供給に関する規定については、電気的なインタフェースとして、供給電圧／供給電流／供給パルス幅などの規定に加え、点火ルート/点火シーケンスなども明確にすること。この際、4.7 項の諸事情に配慮すること。

4.1.2.2.7. ヒータインタフェース

(この規定に当たっては、供給電圧及び公差が重要でありプロジェクトの電気設計基準に明記すること。運用モード／軌道条件などで相違がある場合は、各々の条件により明記すること。また、ヒータの同時供給を避けるため、シーケンス制御が必要な場合は、これを規定すること。)

衛星全体の熱制御に関わるヒータは、HCE (Heater Control Electronics)で制御することを原則とする。機器の特殊要求に基づく機器内部のヒータは各機器が独自に制御を行う。

衛星全体の熱制御に関わるヒータの基本的な分類を以下に示す：

- ・ ベースプレートやパネル等の衛星構体に貼るヒータ
- ・ 機器の取り付けブロックやサーマルダブラに貼るヒータ
- ・ 推進系のヒータ
- ・ バッテリーのヒータ

HCE によるヒータ制御のブロック図を図 4-20 に示す。衛星の各箇所に貼られた温度センサの信号は、HCE の中でマルチプレクスされた後 A/D 変換処理を行いヒータの制御に使用すると共に、テレメトリデータとして出力する。

ヒータ電力はコマンドまたは温度センサの情報をもとに HCE 内のトランジスタなどの能動素子でスイッチングしてヒータに供給される。

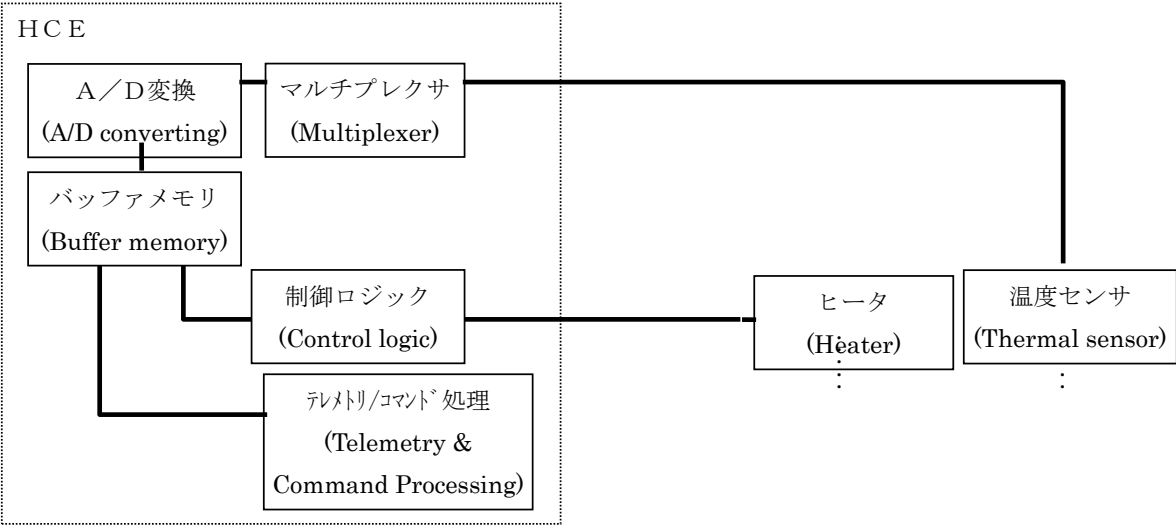


図 4-20 ヒータ制御ブロック図

(1) HCE ヒータインタフェース

(本節の各数値はバス電源能力および熱設計により変わってくるので、プロジェクト毎に判断・変更のこと。) HCE により温度制御するヒータは以下の条件にて設計すること。

センサごとに計装配線の抵抗分による電力ロスが異なるが、1ch あたりの電力は最大 25 W を目安とすること。詳細な値は計装配線長を考慮した値を個別にシステム担当と協議すること。

- ・ 供給電圧 (ユーザ機器入力端) : バス電圧 (日陰時 36.0 V_{min}、日照時 51.0±1.0 V)
- ・ ヒータ供給電流 : 1.0 A/ch 以下

(2) 温度センサインタフェース

機器内部の温度を HCE でモニタする場合は、表 4-3、図 4-21 に示す白金センサを温度測定点に貼り付けること。それ以外のセンサを使用する場合はシステム担当と個別に調整のこと。なお、センサの読み出し回路は 4.1.1.3.2 項を参照のこと。

表 4-3 : HCE 用温度センサ仕様

項目	諸元
形式	118MF-2000A-*
メーカー	Goodrich (旧 Rosemount)
抵抗値	2000Ω±1.0% (@0℃)

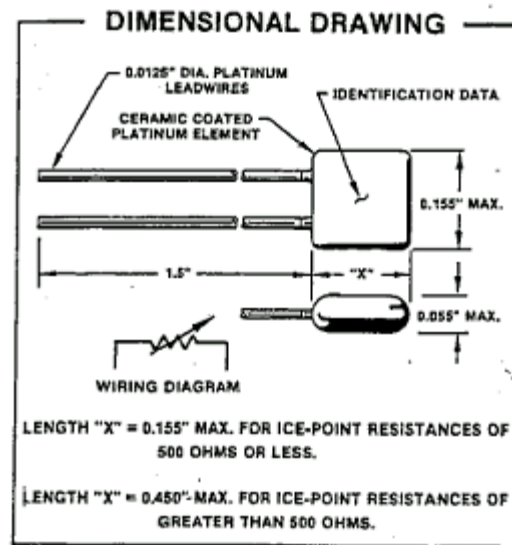


図 4-21 HCE 用白金センサ形状図

(注)上記寸法は inch 表示

(3) HCE ヒータ制御方式

A. 自動制御方式

コマンドにより設定された温度スレシホールドと温度センサによる温度計測値とを比較し、その結果をもとに、ヒータを ON/OFF 制御する。

B. コマンド制御方式

コマンドによりマニュアルでヒータを強制的に ON/OFF する。

(4) HCE 以外の各サブシステムのヒータ制御

観測系のセンサなどの機器内の一部のハードウェアを対象とするヒータは、各機器が独自に制御を行うこと。

HCE 関連以外の、各機器内の温度センサ信号は、各コンポーネントで A/D 変換して、モニタ用としてテレメトリに出力すること。

4.1.2.2.8. (欠番)

4.1.2.3. 負荷機器側への要求事項

4.1.2.3.1. 入力インピーダンス

この項は、負荷機器（搭載機器）入力端から見える上流側インピーダンスを規定する。このインピーダンスは LISN として搭載機器側に提示される。具体的な値は 5.2.4.2.1 項 (EMC 試験要求 > LISN) に示す通り。

4.1.2.3.2. 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。5.2.4.1 項（EMC 要求）に提示する CE13 を満たすようにすること。

但し、電源側の供給能力と搭載機器側電圧変換器の能力とを加味して個別に緩和するので、要すれば個別にシステム担当と協議すること。

4.1.2.3.3. インラッシュ電流

電源投入時およびモード切替時の最大値を規定する。5.2.4.1 項（EMC 要求）に提示する CE14/15 を満たすようにすること。

但し、電源側の過渡応答特性と搭載機器側電圧変換器の能力とを加味して個別に緩和するので、要すれば個別にシステム担当と協議すること。

加えて、以下の具体的実装を満たすよう設計すること。

- (1) バス電源 Turn On 時のラッシュカレント（電源分配装置 PCU 側にスイッチを持つ場合）

各機器のバス電源の供給を ON/OFF するときのラッシュカレントを制限するため、各機器では、バス電源に接続される容量を 300 μ F（TBD）以下とすること。

（対象機器：衛星電源 ON 時に電源投入される機器以外全ての機器。300 μ F 以上についてはシステム側と調整の事。）

- (2) バス電源 Turn On 時等のラッシュカレント（電源分配装置 PCU 側にスイッチを持たない場合）

バス電源 Turn On を含む、機器の ON/OFF 等の動作により発生するラッシュカレントは 5.2.4.1 項に示す条件を満足すること。

（対象機器：衛星電源 ON 時に電源投入される機器）

- (3) 2 次電源使用機器 Turn On 時のラッシュカレント

他の機器から 2 次電源を供給される機器は、それぞれ、供給元の機器（PSU など）で規定されるラッシュカレント規格を満足するよう設計すること。一次電源側のラッシュカレントを規定しているの ではない ことに注意。

- (4) 2 次電源使用機器 Turn On 時のラッシュカレント

- (5) 機器内でバス電源及び 2 次電源に接続されるリレーの ON 時等にかかるラッシュカレントの低減の為、リレーの後段に大容量キャパシタを配置しないこと(図 4-22)。処置困難な場合は、前段に抵抗 R1 を挿入のこと (図 4-23)。

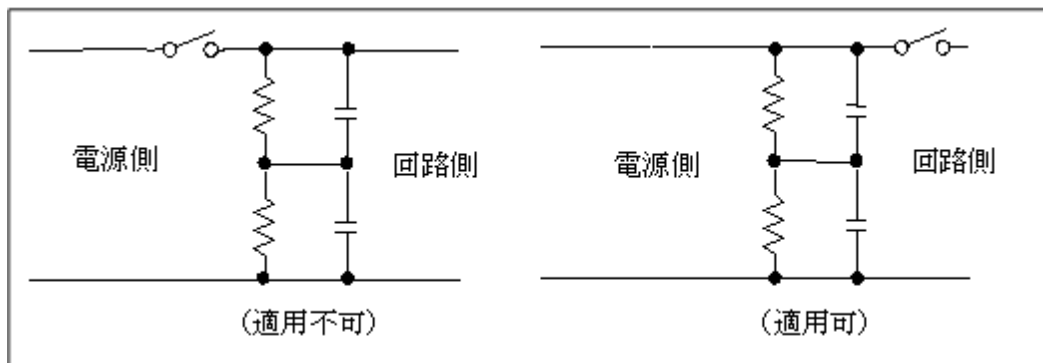


図 4-22 ラッシュカレント低減のためのリレーと大容量キャパシタの配置

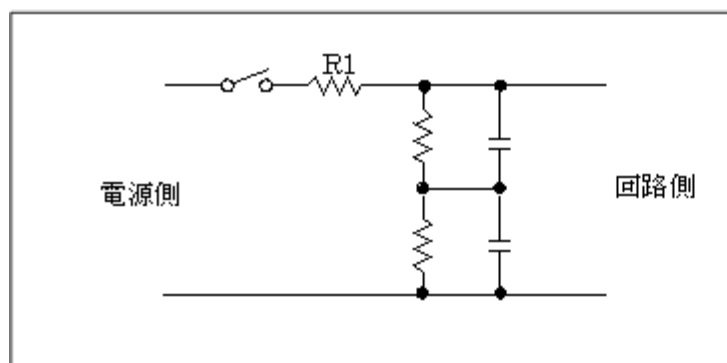


図 4-23 抵抗挿入によるラッシュカレントの低減

4.1.2.3.4. 電流変化率

5.2.4.1 項（EMC 要求）に提示する CE13/14/15 を満たすようにすること。

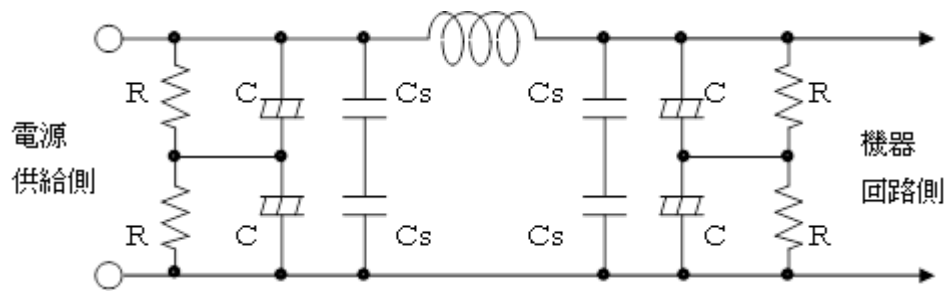
但し、電源側の過渡応答特性に依存するため、具体的には個別に規定する。個別に数値を設定するに際しては、トランジェント時間および電流変化量を加味して規定する。

4.1.2.3.5. 入力端電圧

機器に入力されるバス電源電圧は電気計装による電圧降下がある。電気計装はバス電源の電圧降下を HOT 側/RTN 側それぞれ 200mV 以下とするよう設計する。

4.1.2.3.6. 電源ラインフィルタ

各機器の電源入力端には、システム電気計装の電源ラインと機器との雑音結合を十分に減衰できるフィルタを挿入すること。また、フィルタ回路は図 4-24 に準拠し L 及び C の値を適切に選ぶこと。また必要に応じコモンモード除去用のフィルタを適用すること。



C: タンタルコンデンサ

Cs: セラミックコンデンサ

L: コイル

R: 電圧均等化抵抗

図 4-24 電源ラインフィルタ

4.1.2.3.7. パワーオンリセット回路

衛星システム電源 ON もしくは機器バス電源 ON による機器のパワーオンリセット回路は、機器に供給される電源電圧が電源 ON から安定するまでに最大 100 msec 要する、という設計とすること。

4.1.2.3.8. 2 次電源リターンの機器相互接続

(1) 共通の 2 次電源コンバータを使用する場合

共通の 2 次電源コンバータを使用する機器は 2 次電源リターンを共通の 2 次電源コンバータからスター接続し、原則として、信号のリターン側を含め相互に接続してはならない。

(図 4-25)

(信号の機器間の接続には C-MOS シングルエンドインタフェースまたは差動インタフェースを使用する。表 4-1 参照。)

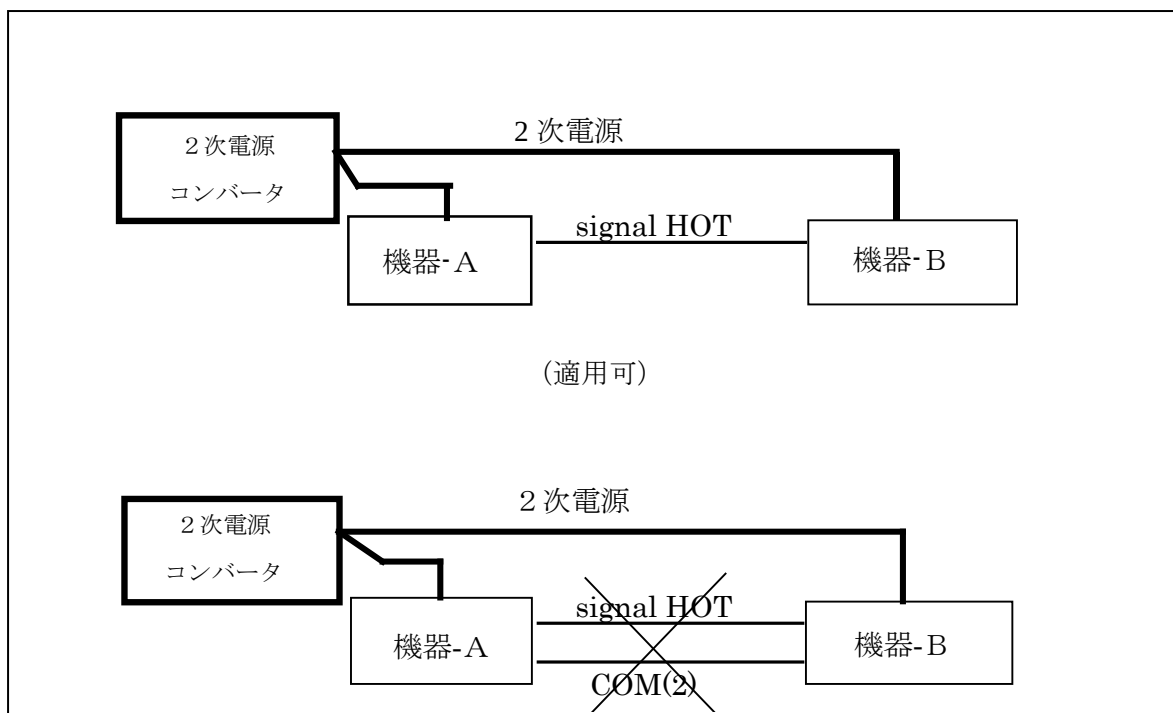


図 4-25 共通の2次電源コンバータを使用する場合の2次電源リターンの相互接続の禁止

(2) 異なる2次電源コンバータを使用する場合

異なるDC/DCコンバータを使用する機器間では、原則として、信号のリターン側を含め、2次電源リターンを相互に接続してはならない。(図 4-26)

(信号の機器間の接続には差動インタフェースを使用する。表 4-1 参照)

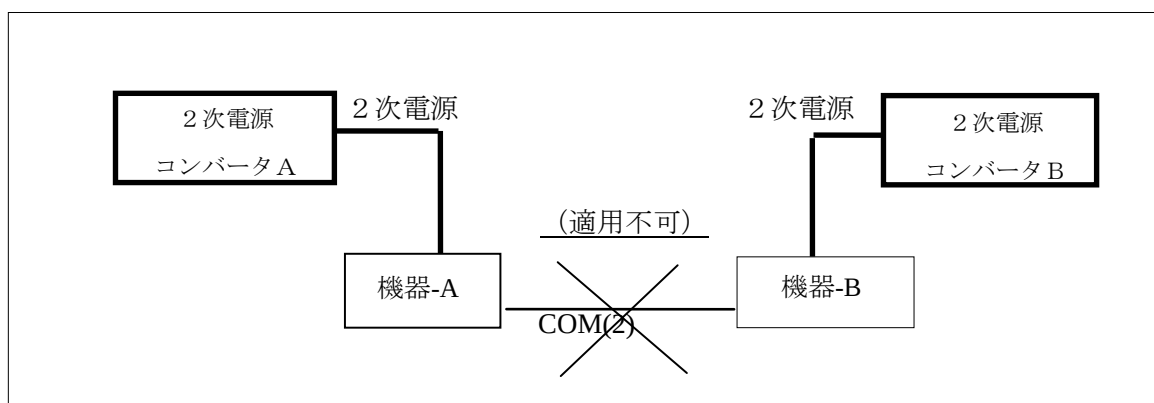


図 4-26 異なる2次電源コンバータを使用する場合の2次電源リターンの相互接続禁止

4.1.2.3.9. 緊急時の電源 OFF

プロジェクト毎に判断して必要に応じて設定すること。設定例を以下に示す。

衛星を軽負荷にする必要がある緊急事態が発生した場合、データ処理系より衛星を軽負荷にするためのコマンドが発行される。

緊急時における電源 OFF の対象となる機器を以下に示す。

共通機器	観測機器
・ 共通機器の内、以下の 2 機器 ・ 機器 C-1 ・ 機器 C-2	・ 全観測機器 ・ 機器 M-1 ・ 機器 M-2 ・ ・ ・ 機器 M-n

該当機器は、下記ケース 1,もしくはケース 2 に示したコマンドシーケンスで、OFF モードに設定でき、コマンドにより復旧が可能であるように設計すること。

<u>ケース 1</u> 1 つのコマンドで OFF モードに設定するケース	
●コマンド 1	: 電源 OFF コマンド (共通機器 A より出力)

<u>ケース 2</u> 2 つのコマンドで OFF モードに設定するケース (観測機器のみに適用)	
●コマンド 1	: 電源 OFF 予告コマンド (機器 M-1 より出力)
●コマンド 2	: 電源 OFF コマンド (共通機器 A より出力)
●コマンド発行間隔 : コマンド 1 から 1 秒経過後、コマンド 2 を発行	

4.1.2.3.10. リレー駆動電源

機器内部で複数個のリレーが駆動される場合、各リレー駆動シーケンスに適切なタイム・ディレイを設け、不必要に多数のリレーが同時に駆動するような方式は避けること。

PSU を使用する機器は、PSU+12V 系の最大定格出力電流を超えぬよう留意のこと。特別な必要のない限り、リレーにはラッチング・リレーを用い、リレー非駆動時の消費電力を節約のこと。

4.1.2.3.11. ヒータ電源

(1) 推奨使用電源

ヒータ電源として使用する電源は各プロジェクトで規定する。

(2) ヒータ制御上の注意

① PWM(Pulse-width modulation)を使用してヒータ電流制御を行わない限り、ヒータ電源ラインのデカップリングフィルタは不要である。

② 電源ロス低減のため各機器内でシ리즈レギュレートしてヒータ電源を使用してはならない。必要な場合はシステムと協議すること。

(3) テレメトリステータス

機器 OFF 状態においても保存上、ヒータを必要とする機器は、ヒータ制御回路を常時電源部とすること。(4.1.2.3.12 項規定)。また、この場合ヒータ ON/OFF ステータス、AUTO/MANUAL ステータス等は、機器が OFF 状態であっても正しく出力されること。

4.1.2.3.12. 常時電源

(1) 常時電源機器

常時電源機器とは、衛星電源 ON で電源供給された後、衛星コマンド等により電源を OFF できない機器のことをいい、衛星を制御するために最低限必要な機器である。

(2) 各機器内の常時電源回路

常時電源機器以外の機器についても、下記回路については機器へのバス電源が供給される限り ON 状態が維持される回路（常時電源回路）とすること。

① 機器立ち上げ回路

必要回路を ON する為のコマンド(例えば CPU_SET/RESET/RUN)の処理回路や Power on Reset 回路の様な、機器立上げの第一段階で最低限必要な回路。

② テレメトリ処理回路

衛星管制上、各機器 STBY（すべての回路の電源が OFF ではなく、一部の回路には電源が供給されている状態を示す）時においてもモニタが必要なテレメトリデータを処理し、出力するために必要な回路。

*テレメトリデータ例 ・ 機器 STBY/ON

・ ヒータ ON/OFF、ENA/DIS

・ CPU ON/OFF、SET/RESET、RUN/IPL

・ HV ON/OFF、HV ENA/DIS

③プログラム格納用メモリ回路

プログラム格納用メモリが ROM でない機器は、プログラム格納用メモリを常時電源回路とすること。なお、常時電源メモリには機器非動作時の消費電力低減の為、STATIC C-MOS IC 等を用いること。

④ヒータ制御回路

機器非動作状態でもヒータが必要な場合の、ヒータ制御回路。

4.1.2.4. 電源リターン

電源リターンは干渉およびノイズ低減のため、原則として表 4-4 に示す電源の種類毎に別々のリターンを設定すること。

表 4-4 電源リターン種類

区分	適用 2 次電圧	リターン略称	使用目的
バス電源	——	COM(1)	バス電源リターン
2 次電源	+5 V +12 V -12 V	COM(2)	2 次電源リターン
	+12 V(RL)	COM(RL)	リレー駆動リターン
	+29 V	COM(29)	ヒータ電源リターン R C S スラスタドライブリターン
	上記以外	COM(使用電圧)	個別使用

4.1.2.5. 接地とシールド

(1) 接地の種類

A. 筐体グラウンド

機器筐体に接地する場合を筐体グラウンドと呼ぶ。

B. 構体グラウンド

衛星構体に接地する場合を構体グラウンドと呼ぶ。

(2) 電源リターンの接地

各電源リターンの接地に関する要求を以下に示す。(図 4-27 参照)

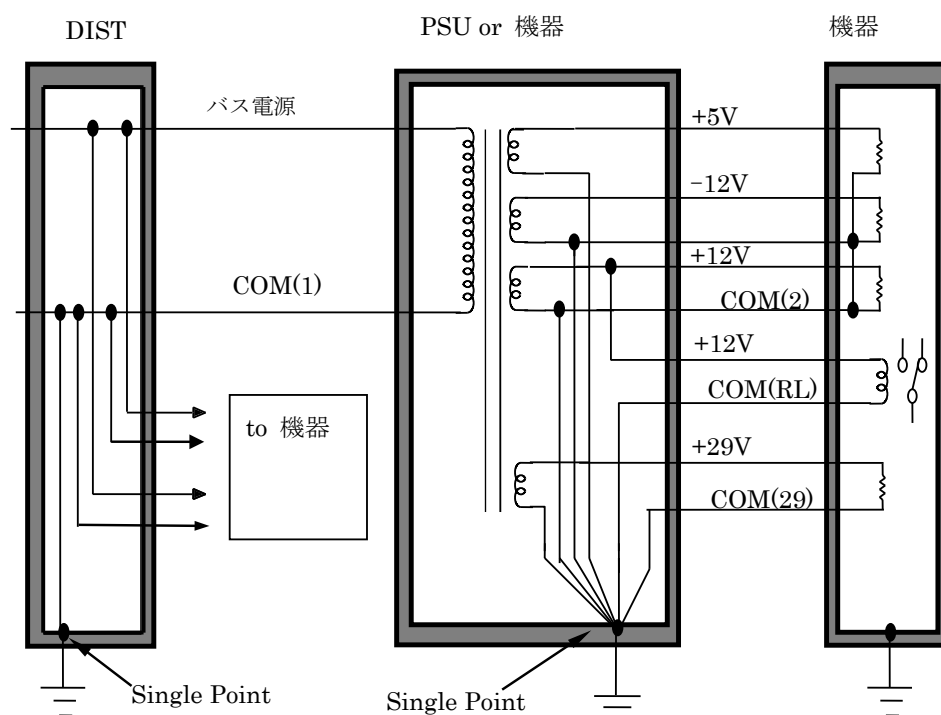


図 4-27

A. バス電源

バス電源リターンは電源分配装置 (DIST) 内で筐体に一点接地され、筐体を通し衛星構体に接地される。従って、各機器内におけるバス電源リターンおよびバス電源負荷は、筐体／衛星構体と電氣的に絶縁すること。絶縁抵抗は直流抵抗 $1\text{M}\Omega$ 以上とすること。

上記を満足できない場合はシステムと調整すること。

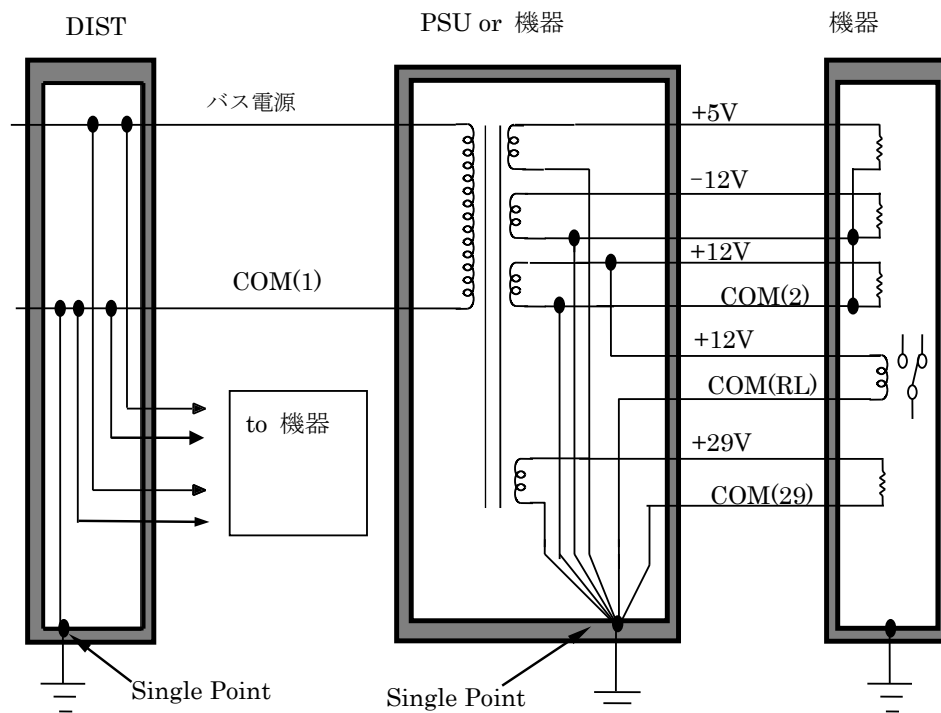


図 4-27 接地系統図

B. 2次電源リターンの接地

各機器の2次電源リターンは各機器の2次電源コンバータ内で筐体に一点接地され筐体を通し衛星構体に接地する事を原則とする。(図 4-28 のタイプ B)。

2次電源コンバータを持たない機器は、2次電源リターンを、筐体／衛星構体と電氣的に絶縁すること。絶縁抵抗は直流抵抗 $1\text{M}\Omega$ 以上とすること。(図 4-28 のタイプ A)。

C. キャパシタンスによる電源リターンの筐体グラウンドへの接続

交流的なグラウンドループを避けるために、バス電源リターンあるいは2次電源リターンをキャパシタンスにより筐体グラウンドへ接続する必要がある場合は、システムと調整すること。(図 4-28 のタイプ C)

但し、2次電源コンバータ内で、1次側から2次側へ流れるコモンモード電流をバス電源リターンに戻すために、バス電源リターンと筐体グラウンド間にキャパシタンスを入れる場合は協議不要とする。

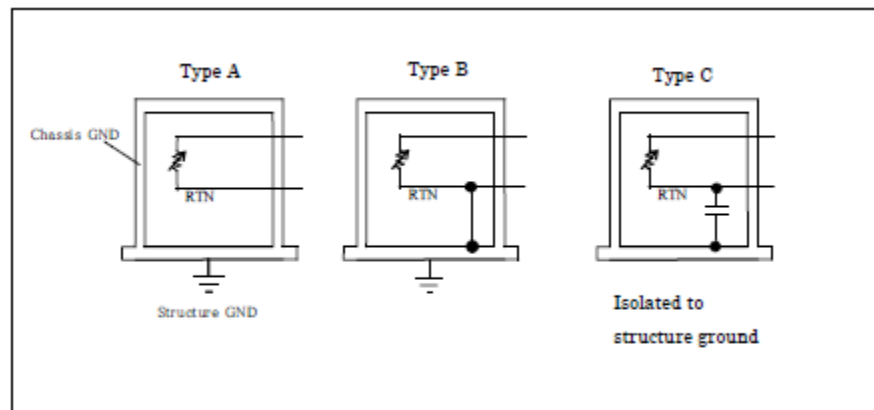


図 4-28 電源リターンと筐体の接地

4.1.2.6. 過電流に対する保護

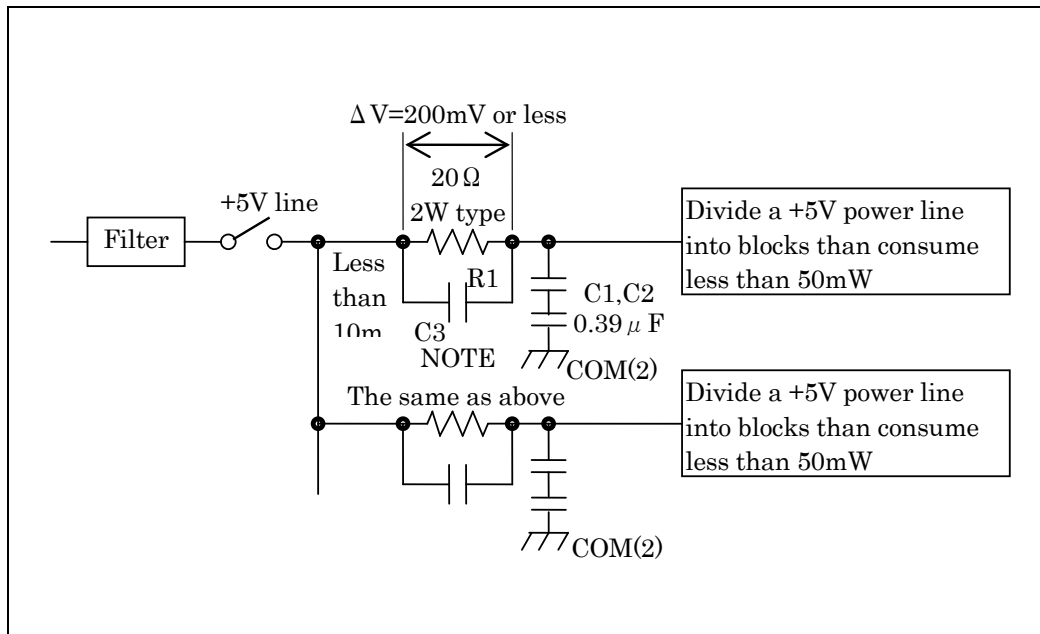
4.1.2.2.1(4) 項に示す通り、機器故障に伴う過電流からの衛星電源システムの保護は、過電流保護機能を電源分配装置に設けることで対応する。しかし、C-MOS ラッチアップに伴う過電流からのデバイス保護については各機器側で考慮のこと。保護方法ごとの設計基準を以下に示す。なお、ラッチアップのうち宇宙放射線を原因とするシングルイベントラッチアップ(SEL)についてはデバイスの SEL 耐性(LETth)を考慮し、対策を講じること。

放射線に対する過電流保護については部品プログラムを、放射線環境については耐環境設計基準書を確認すること。

例 LETth $\geq 80\text{MeV}\cdot\text{cm}^2/\text{mg}$ のデバイスについては SEL に対する過電流保護対策は不要である。

(1) 過電流保護抵抗

保護抵抗の回路例を図 4-29 に示す。R1, C1, C2 はデバイス特性、必要ラインインピーダンス、機器重量、消費電力等を考慮し設定すること。



Note 1: 電源ラインのダイナミックインピーダンスを低く抑える必要がある場合には、
適当なコンデンサを挿入する（1000pF 程度）

図 4-29 過電流保護抵抗の回路例

(2)サーキットブレーカ

機器側でサーキットブレーカを使用する場合は、機器内の電圧バランスを崩さぬ様、遮断すべき全ての系統を同時に遮断すること。また正常状態復帰を試みる事が可能なよう、遮断された状態での **OFF** コマンド、再立上げ時のリセット機能等を持つこと。

なお、その他の（ヒューズによる保護、電流遮断回路による保護および負荷分離に関しては、「4.6.6 電源バス保護」の規定に従うこと。

4.1.3. 高圧回路

100V以上の電圧を高圧と定義する。電気回路側としては、100V、配線としては 200V を高圧とする。電気回路の設計として 100V を超えるときには、高圧回路を配慮する。使用する機器は、その旨機器 **ICD** に明記するとともに、高圧電源には以下に示す高圧イネーブル回路を設けること。

(1) 高圧イネーブル回路

高圧 ON は、“HV ENA”+“HV ON”コマンドのダブルコマンドとする。

(2) 高圧レベルセット

高圧レベルを変更する必要がある機器は、HV ON 状態でも変更可能なこと。

(3) 高圧電源の保護

各機器においては、高圧電源に異常が生じた場合の自動遮断機能を設け、機器内部ダメージを最小限にすること。また、地上作業時の安全性確保のため、必要に応じ、HV-ENA plugを設置してもよい。

4.2. コマンド

4.2.1. コマンドに対する一般要求

コマンドは、機器の ON/OFF や機能の ENA/DIS、制御パラメータの設定、地上からのメモリイメージのロードなどを行うものである。本節は、コマンドに対する一般要求を示す。これらの要求をうけた、コマンドの設計や採用するプロトコルの詳細については、「科学衛星テレメトリ・コマンド設計基準」(JERG-2-TBD) を参照すること。なお、以降の記述において、「オンボードプロセッサ」とは、コマンドを搭載機器に配信するデータ処理系の搭載計算機(従来の科学衛星で DHU や SMU と呼称されているコンポーネント)を指す。

- (1) 搭載機器は、すべてのコマンドに対してその実行確認を以下の方法で実施できる機能を有すること。
 - (a) 実行を伴う(ON/OFF コマンド等)全てのコマンドに対して、その実行確認を直接的に確認できる HK データを出力すること。
 - (b) パラメータ設定コマンドに対して、パラメータをテレメトリでダウンロードできる機能を有すること。
 - (c) アップロードコマンドに対して、アップロードデータをテレメトリでダウンロードできる機能を有すること。
- (2) 搭載機器は、コマンドに対して定義された実行内容を、ミッション期間中に変化させないこと、時系列的に当該コマンドより以前の他の及び自身のコマンド実行により変化させないこと。
- (3) 搭載機器は、特に支障が無い限り同一コマンドを連続して実行できること。この場合、コマンドの実行結果により HK データが変化しないこともあるが、実行前に棄却するなどせず実行できることが重要である。連続送出に対して制約がある場合は、機器の仕様として明確に文書化し、システムと調整すること。
- (4) 搭載機器は、ハザード発生ラインには最低 2 つのインヒビット(Arm/Safe と Enable/Disable)を設けて、各インヒビットは独立したコマンドで制御できること。なお、JAXA 安全基準に該当するハザードは、システム安全標準(JMR-001)およびロケットペイロード安全標準(JMR-002)に従うこと。
- (5) オンボードで発生する搭載機器コンフィギュレーション変更用のコマンドは、すべて地上からのコマンドでも実行できること。
- (6) (5)項のコマンドをオンボードで発生する機能等は、地上からのコマンドでその機能を

インヒビットできること。ただし、インヒビットすることが宇宙機を危険にする場合は除く。

- (7) 搭載機器は、(5)項のコマンドをオンボードで発生する機能等の動作状態を確認できるHK データを出力すること。
- (8) JERG-2-200「電気設計標準」7章付録Iに示すようなテレメトリを見ないと生成できないコマンドは禁止する。
- (9) 搭載機器は、未定義コマンドと解釈されるような入力によって誤りコマンドを出力／実行しないこと。
- (10) オンボードプロセッサは、自身の電源電圧が動作範囲(nominal state)でない時は、コマンドを出力しないこと
- (11) オンボードプロセッサは、地上からのコマンドと、オンボードで発生する各種コマンドの優先順位を制御できること。
- (12) 搭載機器は、必要に応じて、自らの内部状態等を示す常時テレメトリに出力されていないモニタ項目を、コマンドによる指定・指令をトリガとして、ダウンロードする機能を有すること。
- (13) オンボードプロセッサは、コマンドをグループ化して実行できる機能を有すること。
- (14) 搭載機器は、受信する度に、機器の状態が変わるようなコマンド（いわゆるトグルコマンド）は有さないこと。

4.2.2. コマンドの種類

信号インタフェースにより分類したコマンドの種類を表 4-5 に示す。

表 4-5 コマンドの種類

種類	信号インタフェース	定義
ディスクリットコマンド	パルス 【4.1.1.3.1(1) 参照】	所定の搭載機器に専用線でパルスが出力されるコマンド。搭載機器の ON/OFF のリレーを駆動するパルス信号などに用いられる。
シリアルマグニチュードコマンド	シリアル (RS-422 など) 【4.1.1.3.1(4) (5) (6) 参照】	所定の搭載機器に専用線でシリアルデータが出力されるコマンド。オンボードネットワークにインタフェースできないノンインテリジェントな搭載機器 (トランスポンダなど) に対するコマンドなどに用いられる。
汎用コマンド	オンボードネットワーク (SpaceWire など) 【4.1.1.3.1(4) (5) (6) 参照】	オンボードネットワークを介した、汎用的なコマンドインタフェース。オンボードネットワークプロトコルに基づきコマンドメッセージを配信する。

4.3. HK データ

4.3.1. HK データ (テレメトリ) に対する一般要求

HK データ (テレメトリ) は、電圧・電流・温度などの機器の状態を表すアナログ値、回路の ON/OFF やスイッチ等のステータス、搭載ソフトウェアの内部状態など、衛星状態をモニタするために収集・ダウンリンクされるものである。本節は、HK データに対する一般要求を示す。これらの要求をうけた、テレメトリの設計や採用するプロトコルの詳細については、「科学衛星テレメトリ・コマンド設計基準」(JERG-2-TBD)を参照すること。

- (1) 搭載機器は、運用期間中、機器コンフィギュレーションの変更を行なうために必要な HK データ (機器の状態を判定できるステータスデータ等) を出力すること。
- (2) 搭載機器は、HK データの計測精度、計測範囲、サンプリング周期に関して、モニタするデータの計測精度要求を満足すること。
- (3) 宇宙機は、すべての一次電源バス電圧と負荷電流を HK データとして出力すること。
- (4) 機能・性能に対して温度依存性のある搭載機器は、温度センサを内蔵するなどの温度

モニタ機能をもつこと。

- (5) 故障を含め、発熱量が各宇宙機プロジェクトの定めた値を超える搭載機器は、温度モニタ機能をもつこと。
- (6) 周期的に出力されるテレメトリのほかに、異常やイベント等を通知することが必要な機器は、これを通知するワンショットのテレメトリを出力すること。
- (7) テレメトリには、地上での利用・解析に必要な精度で時刻付けがされていること。
- (8) オンボードプロセッサは、必要に応じて、運用フェーズや地上との通信ビットレート等により、テレメトリの出力パターン（周期や精度など）を変更できる機能を有すること。

4.3.2. テレメトリの種類

信号インタフェースにより分類したテレメトリの種類を表 4-6 に示す。

表 4-6 テレメトリの種類

種類	信号インタフェース	備考
アクティブアナログテレメトリ	アクティブアナログ 【4.1.1.3.2(1)参照】	搭載機器が電圧を出力し、テレメトリを収集するオンボードプロセッサ（あるいは搭載機器の上流に配された機器）が A/D 変換を行うテレメトリ。搭載機器内の二次電圧やセンサ出力のモニタなどに用いられる。
パッシブアナログテレメトリ	パッシブアナログ 【4.1.1.3.2(2)参照】	搭載機器内に配置された抵抗に電流を供給し、テレメトリを収集するオンボードプロセッサ（あるいは搭載機器の上流に配された機器）が A/D 変換を行うテレメトリ。サーミスタや白金センサによる温度のモニタなどに用いられる。
アクティブバイレベルテレメトリ	アクティブバイレベル 【4.1.1.3.1(2) A 参照】	搭載機器が出力する二値の所定の電圧を、テレメトリを収集するオンボードプロセッサ（あるいは搭載機器の上流に配された機器）が検知することにより得られるテレメトリ。搭載機器やその内部回路の ON/OFF ステータスなどに用いられる。

種類	信号インタフェース	備考
パッシブバイレベルテレメトリ	パッシブバイレベル 【4.1.1.3.1(2) B 参照】	搭載機器内に配置された無電圧接点の開閉を、テレメトリを収集するオンボードプロセッサ（あるいは搭載機器の上流に配された機器）が検知することにより得られるテレメトリ。搭載機器内のスイッチの Open/Close ステータスなどに用いられる。
シリアルデジタルテレメトリ	シリアル (RS-422 など) 【4.1.1.3.1(4) (5) (6) 参照】	オンボードネットワークを介さず、所定の搭載機器がテレメトリを収集するオンボードプロセッサ（あるいは搭載機器の上流に配された機器）に対して、専用線でシリアルデータを出力するテレメトリ。オンボードネットワークにインタフェースできないノンインテリジェントな搭載機器（トランスポンダなど）のモニタなどに用いられる。
汎用テレメトリ	オンボードネットワーク (SpaceWire など) 【4.1.1.3.1(4) (5) (6) 参照】	オンボードネットワークを介した、汎用的なテレメトリインタフェース。オンボードネットワークプロトコルに基づきテレメトリメッセージを収集する。

4.4. データ処理マージン

本節は、コンピュータやネットワークを使用する場合のマージンに対する一般要求を示す。シーケンサや時分割多重を行なう場合(不確定要素が少ない)には適用しない。

- (1)開発段階までに、プロセッサのメモリやロードファクタは、予想されるピーク需要に対して十分な（50%目標）マージンを有していること。ただし、不確定要素が無い場合は除く。
- (2)開発段階までに、オンボード・データバスは予想される最大トラフィック(ピーク需要)に対して十分な（50%目標）マージンを有していること。ただし、不確定要素が無い場合は除く。

4.5. 試験検証のための設計要求

本節は、搭載機器等を試験・検証するために必要となる設計要求を示す。

- (1)搭載機器等の試験用端子や試験用コネクタ（地上試験専用の端子、コネクタ）は、試験装置と直接接続できること。
- (2)搭載機器等の試験用端子や試験用コネクタ端子は、各宇宙機プロジェクトが定めた絶対最大電圧の印加およびグランドへの接触が生じても損傷を受けないこと。電圧が印加される端子には、必要に応じて保護抵抗により保護すること。
- (3)搭載機器等の試験用端子や試験用コネクタは、フライト時には封止する。EMI キャップ、ブランクパネル(異物を入れない)等、適切な対処を行なうこと。
- (4)試験用にフライトコネクタを使用する場合は、セイバーコネクタを用いる等、フライトコネクタの脱着回数を制限すること。セイバーコネクタは、供試体の機能や性能に影響を与えないこと。直接フライトコネクタに接続する試験が必要な場合は、この限りではない。
- (5)搭載機器内の試験用モニタ回路等は、正常動作を妨げてはならない。
- (6)冗長系機能(内部冗長を含む)は、システム試験においても検証できること。但し、搭載機器内部の多数決冗長のように、システム試験で検証を行なうことが困難な場合は、システムより下位のサブシステムもしくはコンポーネント、シミュレーションなどの試験の組み合わせでシステムとしての動作を保証すること。
- (7)FDIR、各種保護回路や常用冗長回路等において、その機能の動作不良が宇宙機を致命的に導く場合は、それら機能の健全性を試験においても検証できること。その試験としてシステム試験を実施することが困難な場合は、システムより下位のサブシステムもしくはコンポーネント、シミュレーションなどの試験の組み合わせでシステムとしての動作を保証すること。

4.6. 電気計装配線設計

電気計装配線設計は、宇宙機システムの一部として位置付けられる。一般的な要求事項は以下ようになる。

- ・ 電気計装設計に際しては、密接な関係にあるEMC に配慮すること。
- ・ ハーネス間及び空間的な電磁界等による相互干渉が極力無いように配慮すること。
- ・ 宇宙機が帯電することによる放電および電位分布を極力抑えるように配慮すること。
- ・ 機械的／熱的な観点での配慮をすること。

4.6.1. ワイヤハーネス

宇宙機には、電力ラインや高レベルのスイッチング回路等の雑音発生回路、センサ信号やデジタル信号等の高感度回路および火工品回路等が混在するため、これらの信号形式によって回路間で生じる電磁干渉の回避が、電気計装配線設計にとって重要な課題となる。

一般に回路間で生じる電磁干渉は、回路間距離、回路の長さ、リターン経路、インピーダンス、電圧、電流レベルおよび周波数等、信号の形式によって様相が異なる。

従って、電磁干渉の回避のためには、これらの要因を考慮して、回路/信号形式をいくつかのカテゴリに分類し、分類された各々のカテゴリ毎に適切な配線方法を採用する必要がある。

JERG-2-200「電気設計標準」付録Ⅱに回路/信号形式別に搭載機器間を接続する例として、インタフェース回路形式による分類を示す。

4.6.1.1. 信号形式による分類と配線の分離

- (1)各搭載機器を結ぶワイヤハーネスは、表 4-7に示す分類に従うこと。
- (2)各カテゴリは、電磁干渉を回避するため、必要に応じてカテゴリ毎にまとめ、互いに分離して布線する。
- (3)火工品回路の配線は、他のカテゴリの配線との隔離に留意すること。
- (4)異なるカテゴリの配線が、同一のコネクタに接続される場合、ピンレイアウトを設定する際に、スペアピンを利用して原則として分離すること。
- (5)同一カテゴリ内においても、各プロジェクト毎に判断して必要に応じて、クリティカルな回路は、分離すること。
- (6)主系／従系の配線は、できるだけ物理的／熱的に故障伝搬しないようにすること。

表 4-7 信号形式による分類

カテゴリ	信号形式	分類基準	コネクタ分割
I	電力及び制御	(分類基準は、MIL-HDBK-83575に準拠し、4.6.1.3 のカテゴリに示す。)	共用も可
II	高レベル信号		共用も可
III	低レベル信号		共用も可
IV	火工品回路用		独立
V	高周波信号		共用も可
VI	その他特殊用	光ファイバ・高圧 (200 V 以上 *1) 等	独立
VII	試験用	軌道上で使用しない地上試験用	共用も可

*1 4.6.5 項と整合性を取るため、高圧を JERG-2-200 より低い 200 V 以上とした。

注) 信号形式の異なる信号を同一のコネクタで共用する場合には、相互のシグナルアイソレーションに十分留意してコネクタのピンアサインメントおよび配置を設定すること。

高周波の分界は、各プロジェクトにより、各プロジェクト固有事項に配慮して定義すること。

アンビリカルコネクタについては、信号形式による分類は要求しない。

4.6.1.2. 線材の選択

(1)電気計装配線に使用する線材は、JAXA 推奨部品リストから選択するか、あるいは、これと同等のものを使用すること。後者の場合は (2) 項を参照のこと。

(2)宇宙機に使用する線材 (ワイヤ、ケーブル) の選択に際しては、以下に示すような要求に配慮する必要がある。

- (a) 電流容量
- (b) 耐電圧
- (c) 電圧降下
- (d) 柔軟性
- (e) 使用環境温度
- (f)アウトガス
- (g) 耐コールドフロー (流化性) *1
- (h) 耐放射線性
- (i)耐紫外線性 *2
- (j)耐原子状酸素 *3
- (k) 耐アークトラッキング特性 *4
- (l)機械的強度 *5

- *1：コールドフロー（流化）現象とは、絶縁材が、PTFE（通称テフロン）の場合に、電線同士を接触させておくと、絶縁体が流れて薄くなる現象のことである。架橋 ETFE 等は耐コールドフロー性が改善されている。
- *2：宇宙環境に曝露される際に配慮すること。
- *3：低高度地球周回軌道における、原子状酸素による酸化現象である。低高度軌道地球周回軌道環境に曝露される際に注意が必要である。詳細は、JAXA 耐放射線設計標準 (JERG-2-143) および、信頼性技術情報 CRA-99004 による。
- *4：広義には、放電によって絶縁物表面の沿面方向に電界が存在するところに劣化導電路（トラック）の形成現象をトラッキング (tracking) という。アーク放電の熱による有機絶縁物表面の炭化や、アーク放電による導電性生成物（電極金属の蒸着など）により、低抵抗の導電路が形成される現象をアークトラッキングと称している。アーク放電の熱による炭化に関しては、炭素含量の多い材料等はこの現象が起き易いが、アミノ樹脂、ポリアミド樹脂のように炭素主鎖の途中に N,O 等が結合している材料は炭化しにくく、一般に耐アーク性が良い。また、PTFE、ETFE 等のフッ素系材料も耐アークトラッキング性に優れている。逆にフェノール樹脂、PBT やポリイミド樹脂のように分子内に芳香族環のある材料は、耐アーク性が悪い。一方、アーク放電による導電性生成物の付着に基づくものに関しては、電極材料、放電エネルギー、放電回数などによりトラッキング発生までの時間に変化する。なお、耐アークトラッキング性のデータは JAXA 材料データベースシステム (<http://matdb.jaxa.jp/>) 安全性実証試験データの一つとして入手が可能である。
- *5：径の細い線材（番線の大きなもの）を使用する場合には、ワイヤの断線等に十分な配慮を行うこと。尚、機械的特性向上の観点で高張力線を使用する場合には、軟銅線と比べ抵抗が高いことに注意すること。

4.6.1.2.1. ワイヤハーネスの定格電流

電線の定格電流は、電線のサイズによって定められているが、束線を形成する場合は、温度上昇を配慮したディレーティングを行うこと。定格電流は、表 4-8 に従うこと。本規定はワイヤディレーティング設計標準(JERG-2-212)を活用した。

表 4-8 単線の推奨最大電流

線径 [AWG]	30	28	26	24	22	20	18	16	14	12	10	8	6	4
電流 [A]	1.3	1.8	2.5	3.3	4.5	6.5	9.2	13	19	25	33	44	60	81

※補足

現在まで広く適用されている MIL-STD-975APPENDIXA3.16 及び最近使用され始めて

いる NASA インストラクション EEE-INST-002SECTION W1 の要求を採用した（両基準の単線の電流値は同じである）。本値は周囲温度 70℃における熱真空環境下での推奨電流である。

以下、参考のため線材の DC 抵抗値（公称）と同軸ケーブルの減衰率を挙げる：

(1) DC 抵抗値

AWG20	34.4mΩ/m(軟銅線)
AWG22	54.8mΩ/m(軟銅線)
AWG26	147.0mΩ/m(高抗張力線)

(2) 同軸ケーブル

① セミリジッド同軸ケーブル (M17/113-RG316)

2.2GHz	0.60dB/m
8.4GHz	1.30dB/m

② フレキシブル同軸ケーブル (M17/130-RG402)

2.2GHz	1.60dB/m
8.4GHz	2.05dB/m

電気計装配線による電圧ドロップは表 4-9 に示す値を最大値とする。なお、特にドロップを制限したい場合は ICD によりシステムに申告すること。

表 4-9 計装配線による電圧ドロップ最大値例

(各プロジェクトにおいて必ず見直し、適切な値を記載すること。

その際、4.1.2.3.5 項「入力端電圧」と整合させるよう注意。)

電源ライン	電圧ドロップ最大値 [mV]
BUS (50 V), COM(1)	200
-12 V, +12 V	120
+5 V	50
COM(2)	50
+29 V, COM(29)	200
COM(RL)	120

4.6.1.2.2. フッ素系被覆電線を使用する際の注意

フッ素系被覆電線を含んで密閉状態に保管した場合、端子金属部が腐食する不具合が NASA によって報告されている (<http://nepp.nasa.gov/npsl/Wire/22759/22759aps.htm>、<http://nepp.nasa.gov/npsl/Wire/NA-GSFC-2003-03.pdf>)。対策として、腐食のないことの検査と袋等に密封せず脱ガスを逃がすように配慮すること。

4.6.1.2.3. 装置間電気計装配線線材

装置間電気計装配線の、信号用途毎の線材の最低太さを示す。全てこれ以上の太さの線材を用いること。

(この項はプロジェクト毎に確認・変更のうえプロジェクト毎の電気設計基準を発行すること。特に、特定会社品種に偏っていないか、その場合はそれが意図した事かに留意すること。)

(1) 電源及びヒータライン

- ・軟銅線(AWG20)
- ・軟銅線(AWG22)
- ・高抗張力電線(AWG26)

(2) 信号ライン

① デジタル信号ライン

- ・高抗張力電線(AWG26)

② 高速デジタル信号ライン

- ・高抗張力ツイストペアシールド電線(AWG26)
- ・SpaceWire 規格電線 (ECSS-E-ST-50-12C)
- ・高速 LVDS 等の雑音放射が問題になり得る回線においては、インピーダンスマッチングが取れたケーブルを用いること。また、必要に応じて両端を FG に落としたアウターシールドを適用すること。

③ 電圧モニタライン

- ・高抗張力ツイストペア電線(AWG26)

④ アナログ信号ライン

- ・高抗張力ツイストペア電線(AWG26)
- ・高抗張力シールド電線(AWG26)
- ・高抗張力ツイストペアシールド電線(AWG26)

⑤ 温度モニタライン

- ・高抗張力ツイストペア電線(AWG26)

(3) RF インタフェース

- ・フレキシブル同軸線 (MIL 品名:M17/113-RG316 同等品)
- ・セミリジッド同軸線 (MIL 品名:M17/130-RG402 同等品)

4.6.1.3. 配線方法

回路間の電磁干渉の回避は重要である。即ち、雑音発生回路側からの、雑音の放射を最小限に抑え、また、高感度回路側に対しては、雑音からの保護に留意して配線を行う必要がある。

- (1) カテゴリⅠ（電力及び制御）の配線
 - (a) 一次／二次電源・ヒータ等の電力ラインのホット及びリターンは、一対毎にツイストペア線により配線すること。短絡故障が発生した場合に一次電源バスに対する短絡故障分離がなされていない電力ラインには、シールド線を使用してはならない。
 - (b) 制御ラインは、4.6.1.2.3 項による分類を参考にツイスト・ペア線、ツイスト・ペア・シールド線等、使い分けること。
- (2) カテゴリⅡ（高レベル信号：20V 以上）の配線
 - (a) 高レベル信号は、原則として、多芯ツイスト線または多芯ツイストシールド線により配線すること。
 - (b) 多芯ツイスト線を使用する場合は、束線単位でシールドすること。
 - (c) シールドは、特別な理由がない限り信号源（出力）側で片端接地すること。多芯シールド線等で系統により信号源側が異なる（シールド線全体としての信号方向が明確に定義できない）場合は両端接地として良い。
- (3) カテゴリⅢ（低レベル信号：20V 未満）の配線
 - (a) 低レベル信号は、原則として、多芯ツイスト線または多芯ツイストシールド線により配線すること。
 - (b) 多芯ツイスト線を使用する場合は、必要に応じて束線単位でシールドを行う。特別な理由がある場合は、束線を更に信号方向で分類し、それぞれの単位でシールドを行うことができる。
 - (c) シールドする場合は、特別な理由がない限り、低インピーダンス出力に対しては、入力側で片端接地、高インピーダンス出力に対しては両端またはケーブルが長い場合は多点で接地すること。
- (4) カテゴリⅣ（火工品回路用）の配線
 - (a) 火工品回路は、ツイストペアシールド線により配線すること。
 - (b) この配線は、他のカテゴリとは分離すること。
 - (c) ホット／リターンの 1 対毎にシールドし、両端またはケーブルが長い場合は多点で接地を原則とすること。
 - (d) 必要な安全余裕を確保するために、電磁干渉から火工品回路を保護するための処置を施すこと。このために、更に束線単位でシールドを施す場合は、RF ギャップのないように多点接地すること。
- (5) カテゴリⅤ（高周波信号）の配線
 - (a) 高周波信号は、同軸ケーブル・シールド線・バランスドケーブル等により、回路の特殊性に配慮して配線すること。
 - (b) シールド線の場合は、原則として、両端またはケーブルが長い場合は多点で接地すること。

- (c) このカテゴリは、他のカテゴリとはできるだけ分離すること。
- (6) カテゴリ VI（その他特殊回路）の配線
 - (a) 高圧回路に使用する高圧ケーブルは、静電シールドに留意し、他のカテゴリとは分離独立して配線すること。
 - (b) 光ケーブルは、光ケーブルの特殊性に配慮して配線すること。
 - (c) 高圧ケーブルは、放電防止のため鋭利な箇所を作らないこと。
 - (d) 高圧ケーブルは、真空中でのガス溜りに留意すること。
- (7) カテゴリ VII（試験用）の配線

試験用の配線は、原則として他のカテゴリとは分離独立して配線すること。

4.6.1.4. 電力ハーネス

- (1)電力配電ワイヤハーネスは、機械的な支持物として使用してはならない。
- (2)配電用の各ラインは電流ループ面積が最小でかつハーネスのインダクタンスが最小なるようツイストすること。構造体を電力リターン路として用いてはならない。
- (3)配電ワイヤ内で、他のラインに過電流発熱による損傷が伝播拡大することがないように、何らかの保護措置（個別の過電流保護や各ワイヤを離すことによる伝播阻止、耐熱被覆の使用等）がなされなければならない。

4.6.1.5. ケーブル継ぎ工事（ワイヤースプライス）

- (1)使用可否は、システムと協議のうえ決定すること。
- (2)使用する場合、作業工程が確立していること、ハンダは使用しないこと。
- (3)火工品ラインは、禁止する。
- (4)原則として電源ラインには使用しないこと。止むを得ず電源ラインに使用する場合には、その安全性を十分に検討してから使用すること。

4.6.1.6. ワイヤの固定

ワイヤをクランプやストラップにより固定する際、締めた後ワイヤハーネス被覆や内部絶縁層に変形を加え絶縁不良の原因とならないよう、ハーネスとクランプの径が整合していること。

工程上の詳細は宇宙用電気配線工程標準（JERG-0-041）5.4 項「組立電線の集束と保護」による。

4.6.2. コネクタ

4.6.2.1. 信号形式による分類

各搭載機器のコネクタは、原則として、表 4-7 に示す信号形式の分類に従うこと。

4.6.2.2. コネクタの選択

搭載機器およびワイヤハーネスに使用するコネクタは、JAXA 推奨部品リストに記載されたもの、または、それらと同等のものから選択すること。上記以外のものを使用する場合には、システムと調整の上、機器側よりシステムに計装配線側コネクタを支給することを原則とする。

宇宙機に使用するコネクタの選択として、以下のような特性に留意すること。

- (1) 定格電圧
- (2) 定格電流
- (3) 使用温度範囲
- (4) 適用電線範囲
- (5) 絶縁抵抗
- (6) 耐電圧
- (7) 接触抵抗
- (8) アウトガス
- (9) 高度耐電圧特性（気圧に対する破壊電圧特性）
- (10) 残留磁気特性
- (11) 周波数特性

4.6.2.3. コネクタの使用法

コネクタの使用に際しては、コネクタの定格および各種特性に対して適切であるとともに、コネクタの配置、取り付けおよびコンタクトの使用法等に対する配慮が必要である。搭載機器筐体上のコネクタの使用法に対する基準として、航空宇宙用電子装置の共通仕様 DOD-E-8983C があり、この中でコネクタの配置、取り付けおよびコンタクトの使用法が規定されている。

(1)コネクタの配置

(a)搭載機器に取り付けるコネクタは、着脱作業の容易性や誤接続防止に配慮して配置すること。表 4-10 に誤接続防止のための配慮の例を示す。

(b)冗長インタフェースのコネクタについては、4.8 項(2)にもとづいて、原則としてそれぞれ独立したコネクタを有していること。

表 4-10 誤接続防止のためのコネクタ配置上の配慮の例

	誤接続防止対策
コネクタの向き	同一型のコネクタが連続する場合は、識別を容易にする。
捺印箇所	計装側コネクタ取付け後に外部から目視できる場所に捺印する。
キーイング	キーイングが可能なコネクタに対しては、必要に応じて全てのコネクタに適用する。

(2) コネクタの取り付け

コネクタシェルを使用する場合には、コネクタシェルが、搭載機器筐体と接地されるように取り付けること。但し、コネクタシェルを他の搭載機器筐体を介して接地される場合は、この限りではない。

(3) ピン／ソケットの使用法

- (a) 原則として、ピンは、信号入力側。ソケットは、信号出力側とすること。
- (b) 但し、同一コネクタに入出力が混在する場合には、ピン／ソケットおよびピンアサインについて、個別にシステムと協議の上、決定すること。
- (c) 搭載機器側の同軸コネクタは、レセプタクルとすること。

(4) 電源用コンタクト

- (a) 電源用コンタクトは、原則として 2 本以上とすること。
- (b) コンタクト 1 本当たりの定格電流は、原則として、搭載機器の最大負荷電流以上とすること。
- (c) ディレーティングを考慮した最大負荷電流を満たすのに追加のコンタクトが必要となる場合には、本数を増やす。但し、そのうち 1 本の断においても、残りのコンタクトで最大負荷電流を満たすこと。
- (d) ディレーティングの検討に際しては、コンタクト間のアンバランスに注意すること。
- (e) 電源線は信号線と分けて束線するため、できるだけ電源線のみで一つのコネクタにまとめること。可能であれば電源線専用コネクタとすることが望ましい。

(5) 接地コンタクト

- (a) 多接点コネクタは、いずれも、シャーシ接地ピンを有すること。
- (b) 接地ピンとシャーシとの配線は、可能な限り短くすること。

(6) 信号リターンコンタクト

- (a) 各入出力信号は、その信号リターンもコネクタコンタクトを介すること。シャーシ等を信号リターンとして使用してはならない。
- (b) 二次側のインタフェースする搭載機器間で等電位を必要とする場合は、そのためのピンを有すること。

(7) ツイスト用コンタクト

ツイスト線を使用する場合は、コネクタ内でペアのコンタクト同士が近接した場所に配置すること。

(8) スペアコンタクト（予備ピン）

- (a) 多接点コネクタは、開発の初期段階で、原則として 10%の予備ピンを残すことが望ましい。
- (b) 帯電防止の観点から、未使用ピンは接地されなくてはならない。但し、ピンがコン

タクトのみでコネクタ外部への配線を持たない場合は未接地を許容する。¹

(9)試験用コネクタ

- (a) 試験用コネクタは、原則として、ソケットコンタクトとすること。
- (b) 一つのコネクタ内の全てのコンタクトは、隣接するコンタクトが短絡しても搭載機器を損傷しないようにすること。
- (c) 搭載機器等の試験用端子や試験用コネクタは、フライト時には封止する。EMI キャップ、ブランクパネル(異物を入れない)等、適切な対処を行なうこと。

(10)特殊コネクタ

特殊コネクタを使用する場合には、システム担当と協議のこと。

(11)EMI フィルタ内蔵コネクタ

- (a) 電極付きチップインダクタなど破損時にショート故障を引き起こす可能性のある部品を内蔵する物は電源のコネクタには使用しないことを原則とする。やむを得ず使用する場合にはシステムと調整の上、コネクタの仕様を明確にすること。
- (b) 用いる場合は ICD に明示すること。締め付けトルクが通常品と異なる場合があるので、電気パートのみならず機械パートにも明示されなければならない。

(12)MDM コネクタ

- (a) 機器側にジャックポストを取り付けること。JAXA ではインチねじを用いる。
- (b) AWG26 以下の細い線材しか使用できないため注意のこと。
- (c) 基本的に MDM コネクタのシェルは金ないしニッケルメッキである。それら以外をやむを得ず使用する場合はシステムと調整のこと

(13)D サブコネクタ

- (a) 機器側にジャックポストを取り付けること。JAXA ではインチねじを用いる。

4.6.2.4. 中継端子

使用する場合には、絶縁コーティングを実施すること。

4.6.2.5. 剥き出し基板

構体パネル上で使用する場合は、絶縁コーティングを施し、電氣的短絡を防止すること。

¹ 帯電・放電設計標準(JERG-2-211) 5.2.10 項では 2 cm² 以下の表面積の浮遊導体は ESD 評価も免除されるが、コネクタピンの場合は例えばプリント基板に実装される L 型コネクタのように容易に接地できる場合はそのようにすること。パネル直付けコネクタにわざわざ接地用ケーブルを付けるには及ばない。

4.6.3. 接地と絶縁

4.6.3.1. 内部インタフェース

4.6.3.1.1. 接地

システム内の接地先として、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必要に応じて規定すること。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。

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。

構体を電流リターン経路としない為に、構体への一次電源接地点は単一でなければならない。

絶縁型二次電源のリターンは接地されなければならない。これは、原則として電源出力端で行う事。但し、搭載機器の機能性能の要求により他の接地点が望ましい場合はシステムと協議のうえ接地点を変更することができる。4.1.2.5 項および 5.2.3.1 項にも示すように、一次／二次電源間は $1M\Omega$ 以上の絶縁抵抗が確保されなければならない。

4.6.3.1.2. 絶縁設計

本項は、100V（公称）以下のバス電圧を有する宇宙機の電源ラインにおける適用を意図する。但し、プリント基板の絶縁設計に関しては、JERG-0-042「プリント配線板と組立品の設計標準」によることとし、本項の対象外とする。

(1)気体誘電体による絶縁設計

真空または大気を絶縁体とする場合、最大動作電圧 210V 以下においては導体間距離 1.0mm 以上を設けなければならない。この際、塵埃及び湿気がコントロールされていなければならない。

(2)固体誘電体による絶縁設計

衛星材料として一般的な材料の絶縁破壊強度を表 4-11 に示す。ここで V_0 とは、履歴の掛かっていない材料に関し、室温にて AC50Hz に対する短時間（20 秒以内）での絶縁破壊電圧を意味する。設計においては V_{EFF} を用いること。

表 4-11 固体誘電体の絶縁破壊強度（出典：JERG-2-213A 絶縁設計標準）

材料名	厚み	実効耐電圧 (V_{EFF})	ノミナル絶縁 破壊電圧 (V_0)	備考
PTFE テープ	50 μ m	2.5kV	6.3kV	
Kapton [®] テープ	25 μ m	1.2kV	5.5kV	
CHO THERM [®]	0.38mm	7.7kV	12.0kV	200Hz
SOLITHANE	0.20mm	2.9kV	12.8kV	
PARYLENE	20 μ m	170V	3.2kV	100kHz
マイカ	75 μ m	1.4kV	8.0kV	
URALANE [®]	1.0mm	8.2kV	27.0kV	200Hz
LUMIRROR [®]	50 μ m	3.41kV	10.4kV	
熱収縮チューブ	0.18mm	340V	9.5kV	100kHz
ガラスエポキシ	0.2mm	2.7kV	11.7kV	
RTV (S-691)	1.0mm	9.9kV	29kV	200Hz
ETFE 電線被覆	0.15mm	2.4kV	9.2kV	200Hz
diX C	20 μ m	250V	2.8kV	
BT レジン	0.1mm	1.1kV	5.0kV	
Arathane	0.2mm	2.1kV	10.8kV	
RTV566	0.2mm	440V	4.2kV	
RTV142	0.2mm	2.7kV	7.7kV	
ポリイミド電線被覆	0.16mm	1.0kV	14.3kV	

V_{EFF} の算定条件：

温度：100℃、周波数：200kHz（但し、200kHzでの絶縁耐力値が取得されていない

材料は、備考に記載した周波数で算出した）

厚み：各試料のノミナル厚さ（上記参照、テープの厚さは粘着剤の厚さを除く）

電子線フルエンス： $1 \times 10^{15}/\text{cm}^2$ （静止衛星の表面上で約1年分の被曝量に相当。但し、

PTFE テープは $1 \times 10^{15}/\text{cm}^2$ では、機械的強度が著しく低下するため $1 \times 10^{14}/\text{cm}^2$ で算出した。）

紫外線照射：波長帯域 200～400nm で 800ESD（Kapton と ETFE 電線のみ適用）

課電時間：10 万時間（約 11 年相当）

(3) 沿面絶縁設計

固体誘電体の沿面距離に対する要求は、最大動作電圧 210V 以下に対して沿面距離 1.0mm 以上とする。この値を確保できない場合は、他の絶縁手段を取るか、解析又は評価によりシステムと協議のうえ設計の妥当性を判断する。また、部品で導体間の沿面距離がこの値以下のものについては、部品単体で認定試験等により性能が保証されていることと軌道上での使用実績を考慮して使用を許容するものとする。

4.6.3.1.3. 二重絶縁

一次電源バスライン及びバッテリーラインの短絡は最も致命的かつ発生後の対策も不可能であるので、二重絶縁による対策を施す事。二重絶縁は、短絡故障分離回路を含むそれより上流の一次電源バスライン、すなわち1箇所の短絡によって一次電源バスラインを短絡する場所及びバッテリーラインに適用する。具体的には、以下の箇所である。

- (1) 一次電源バスライン：一次電源バスラインに発生電力を伝送する太陽電池パドル側において、1箇所の短絡により一次電源バスラインを短絡する箇所から、一次電源バスラインの分配・供給を受ける負荷側機器の短絡故障分離回路入力端まで。なお、短絡故障分離回路の方式によっては更に先まで適用を要する場合がある。これについては 4.6.6.2 項（電流遮断回路による保護）を参照のこと。
- (2) バッテリーライン：バッテリー出力ラインの他に、チャージアレイライン（チャージアレイ方式の場合）、バッテリー内部の電力ライン、セルケース、バッテリー筐体及び火工品点火電源ラインを含むものとする。

但し、冗長化が図れる場合（冗長系があり過電流保護回路、カレントリミッタ等により故障系統の分離が可能な場合）には、この限りでない。また、IC、トランジスタ、ダイオード等の半導体部品、コネクタ、リレー、コンデンサ等の部品の内部（ハーメチックシール部含む）には二重絶縁を適用しない。

二重絶縁とは、下記(4)項①及び②の中から異なる2つの方法を使用して、一方が短絡した場合にその原因によってもう一方は短絡しないように絶縁する方法である。

電氣的、機械的、熱的、その他技術的な制約から、やむを得ず同一材料を使用せざる

を得ない場合、フライト実績あるいは評価実績があり、且つ絶縁性、機械的強度、熱的耐性等に関するデータがあつて、十分な安全余裕が確保できる材料に限り同一材料で構成してもよいが、その場合も下記(4)項②の中から選択して使用すること。

(3) 空間絶縁（導電物間の距離）

絶縁すべき場所において、その場所で発生しうる異物、変位などにより導体間が短絡されない距離を確保する。

1mm 以上の距離を有する場合は、1つの絶縁物とみなす。2つの裸の導電物間の距離が 1mm 以上あるとき、その間に絶縁物がない場合は一重絶縁、その間が絶縁物で満たされている場合は二重絶縁であるとする。

(4) 固体絶縁

絶縁物を、以下の通り分類する。

① 固体絶縁物

- (a) 樹脂板
- (b) 樹脂シート
- (c) 樹脂モールド
- (d) コーティング
- (e) マイカ板
- (f) ガラス繊維
- (g) ガラスハーメチックシール
- (h) セラミック板
- (i) セラミックハーメチックシール

② 固体絶縁物のうち、特に二重絶縁を同一材料構成としてよいもの

- (a) 樹脂シート：BT レジン、ルミラーシート
- (b) 樹脂板：GFRP、レキソライト
- (c) テープ：ポリエステルテープ、カプトン®テープ
- (d) 線材被覆：線材は宇宙機搭載用として認められているものとする。

③ 二重絶縁においては絶縁物とはみなされないもの

- (a) プリント基板のソルダーレジスト
- (b) 合金の表面処理（処理の種類や、絶縁設計上の適用方法において絶縁が保証できる場合は除く）
- (c) フェライト

4.6.3.2. 外部インタフェース

4.6.3.2.1. アンビリカルインタフェース

アンビリカルインタフェースの詳細は、各ロケットとのインタフェース仕様書によること。電氣的連続性を確保するために、以下の事項に配慮すること。

(1) 接地および電氣的連続性

宇宙機は、アンビリカルケーブルもしくはロケットを介して、射場設備の最終的接地点まで電氣的連續性を確保して接続されること。

(2) アンビリカル接続

(a) アンビリカルコネクタは、他の宇宙機内部のコネクタと独立していること。

(b) ISO15389 4.10 節 (Electrical connectors) 及び 5.2.2.4 節 (Design guidelines Electrical connectors) に従い、クロック周波数 500kHz 以上のデータバス、低周波の信号、コマンド機能、地上電力は、原則として可能な限り別コネクタに分けること。

(c) 電気コネクタは短絡を防止するため、ISO15389 4.10 節 (Electrical connectors) に記述のあるように嵌合面より深い位置にピン先がある dead-face タイプであること、また ISO15389 4.2.3 節 (Alignment) に規定するように容易に抜き差しされるよう嵌合ガイド付きであること。

(d) 誤接合を防止するため、形状を変えるか色、記号による識別マーキングを行うこと。

(e) アンビリカルを介するインタフェース回路は、原則として内部／外部インタフェースの信号回路を故障伝播しないように考慮すること。

(f) ピンアサイン、電圧、電流・最大電圧許容値を定めること。

(g) 宇宙機－ロケット－射場設備までの end-to-end のインタフェースについて、アンビリカルコネクタ端でのピンアサイン確認のみならず、ロケット側と等価なバリデーション用のケーブルおよび宇宙機模擬装置を使用するなどの方法で、宇宙機実機を接続する前に確認すること。

(h) ロケット分離後、宇宙空間に曝されるコネクタについては、帯電対策を含め、ISO15389 4.12 節 (Electromagnetic compatibility (EMC)) に規定されるようにフライトハードウェアからの EMC 要求を確立し対策を講じること。

(i) ロケット分離後、アンビリカルコネクタは、いずれの故障に際しても、宇宙機システムに故障伝播しないようにしなければならない。

4.6.3.2.2. その他の外部インタフェース

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。

(1) 全ての作業や電源投入に先立って衛星と地上系を結ぶグラウンディングワイヤを設けること。

(2) 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。

(3) 試験時外乱の規定を満足すること。

(4) 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。

(5) 宇宙機とインタフェースする回路については、必要に応じてインタフェース FMEA を

行うこと。

- (6) 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。

4.6.3.3. 帯電防止

軌道上での帯電による事故を防止する目的で帯電対策を実施する。基本的考え方を以下に示す。(詳細は衛星の環境条件に応じて各プロジェクトで規定すること。)

- (1) 衛星外表面に露出した導電体はボンディングワイヤ等により構体グラウンドに接地すること。
- (2) 衛星外表面が絶縁物である場合でも、内面または内部が導電体である場合は、内面または内部の導電体を構体グラウンドに接地すること。
- (3) MLI (Multiple Layer Insulator) を使用する場合は各層の金属蒸着面を全て導通させ構体グラウンドに接地すること。接地本数は、帯電防止標準に従い、面積 2 m^2 までは 2 本、それを超える場合は 1 本/m^2 の割合で増やす (冗長接地の適用要否はプロジェクト毎に判断すること)。

なお、帯電防止を目的とした接地抵抗は、 $1\text{M}\Omega$ まで許容する。

4.6.4. 低真空環境における放電防止²

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：

- (1) 打上げ中に一次電源が投入されている搭載機器
- (2) 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
- (3) 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。

4.6.5. 高電圧に対する配慮事項

高電圧とは、部分的な放電またはコロナ放電が発生する電圧をいう。

実際上は、約 200 V 以上の電圧である。

- (1) 高電圧装置は、ミッション期間を通して遭遇する環境におけるパッシェン曲線に従った潜在的な放電現象を考慮して設計および製造すること。
- (2) 高電圧装置の設計は、最悪の事態における DC 電界強度および AC 電界強度が、放電開

² 帯電・放電設計標準 (JERG-2-211) 付録 I. 8. 4 によると、低真空環境でのパッシェン放電は DC で 330 V 以上でないと起こらず、交流・高周波ではこの電圧が下がってくる。従って、本文書が全体的に対象とする低電圧環境については基本的に考慮しなくてよい事になる。

始電界強度値の 1/2 以下になるように設計すること。

- (3) 高電圧装置の設計および試験を行う上での真空度は 10 Pa 以下とする。
- (4) ポッティング回路においては、ポッティング材のガラス転移点は認定温度範囲の外側にあること。
- (5) 高電圧ケーブルの最小曲げ半径については、電線メーカーの推奨事項を満足すること。

4.6.6. 電源バス保護

過電流保護は、一次電源負荷側（搭載機器およびワイヤハーネス）の短絡故障が、一次電源供給側に異常をきたさないようにすることを目的に処置される。これは、単一部品故障により一次電源バス短絡モードとならないことが要求される。

従って、負荷側で過電流保護を実現する場合には、負荷側の一次電源入力回路において、単一故障が短絡故障を招く設計をしてはならず、また負荷機器までの計装配線設計は二重絶縁としなければならない。

一次電源バスの配電の中で過電流保護が実施できない部分（バスバー、ハーネス、およびコネクタを含める）については、二重絶縁によって最初の保護機器（ヒューズ、電流遮断器または電流制限器、逆流防止ダイオード）の点まで保護すること。

4.6.6.1. ヒューズによる保護

止むを得ない場合を除き、ヒューズを使用してはならない。ヒューズは動作（溶断）した場合に再復帰できず、また溶断の有無が容易に確認できないからである。

- (1) 一次電源負荷側（負荷機器設計側の注意）
 - (a) 搭載機器側でヒューズを用いて短絡防止を行う場合は、使用方法について十分に考慮すること。特に、リターン側のヒューズは筐体への短絡（地絡）に対して用をなさないので注意する事。
 - (b) 搭載機器内部のヒューズは、冗長構成の故障分離用に用いる場合を除き並列冗長構成とし、原則として、搭載機器外部から個々のヒューズの健全性が確認できるようにすること。
 - (c) ヒューズ溶断特性については、十分に留意すること。予想される瞬間的な大負荷では溶断せず、上流機器や他機器に影響を及ぼし得る異常時には確実に溶断する特性の物を選定しなければならない。
 - (d) DC/DC コンバータの後段にヒューズを設ける場合には、そのヒューズの溶断特性を考慮して、確実にヒューズを溶断する能力を有する DC/DC コンバータを用いること。
- (2) 一次電源供給側
 - (a) 搭載機器がヒューズを使う場合、一次電源供給側は搭載機器側のヒューズについて溶断特性を確認し、異常時外乱の仕様を満足することを確認すること。

- (b) 一次電源バスの保護にヒューズを用いる場合は、負荷短絡時にシステムとして許容できる時間内に溶断させることができるよう設計すること。
- (c) ヒューズを用いて一次電源バスを保護する場合は、ヒューズの開放がコンポーネント外部から確認可能であること。宇宙機のインテグレーション時でもアクセス可能でありかつ交換可能であることが望ましい。

4.6.6.2. 電流遮断回路による保護

- (1) 電流制限回路等により過電流保護を行う場合は、その制限方式（電流制限回路／電流制限抵抗／ヒューズ／コマンド等での分離）の選定、及び、その電流制限値／時間特性等の規定を明確にすること。特に、電源投入時のインラッシュ電流に留意して、適切なマージンおよび冗長性を考慮すること。
- (2) 電流検知をリターン側で行う場合は衛星構体への短絡（地絡）を検出できないので、遮断・電流検知回路下流においてもホット側とリターン側の両方を二重絶縁とすること。
- (3) 電流検知回路と電流遮断／制限回路を組み合わせる場合、検知部と遮断／制限部が異なる場合（例えばリターン側で電流を検知しホット側で遮断／制限する場合）、両者を流れる電流が故障時も含め常に等しくなるよう設計すること。例えば、複数の検知－遮断系統を有する場合は系統間でホット側のみならずリターン側も相互に接続してはならない。

4.6.6.3. 負荷分離

- (1) 一次電源ラインインタフェース上で、異常が発生した一次電源負荷機器は、他搭載機器に影響を与えないように、供給側または／および負荷側で一次電源ラインから分離できること。
- (2) （一次／二次に関わらず）供給側および負荷側の双方で重複して保護機能を有する場合には、負荷機器側での分離機能は、供給側より早く動作する設計であること。これは、供給側の方が早く動作してしまうと、遮断されるべき負荷機器と並列に繋がれた正常な負荷機器にも電力を供給できなくなる為である。

4.7. 火工品/非火工品保持解放機構に対する配慮事項

4.7.1. 安全要求

火工品/非火工品保持解放機構（Non Explosive Actuator, 以下 NEA）はワンショットデバイスで且つ高い安全性が要求される。宇宙機搭載火工品の内、電気設計で最も配慮しなければいけないものは、電気着火式火工品（Electro Explosive device, 以下 EED）である。EED と NEA に対する回路、計装設計と運用は、誤作動防止のため、回路の分離、インヒビット、安全余裕、シールドイング、ボンディング、静電気保護、試験等、ロケットペイ

ロード安全標準(JMR-002)最新版の安全要求に従うこと。

4.7.2. EED の特性

EED の仕様書で規定される最大不発火電流、最大試験電流、最大/最小発火電流、ブリッジワイヤ抵抗、絶縁抵抗、耐電圧、静電気放電、チャタリング、電磁適合性、保護線、ファラディキャップ、電氣的ボンディング、環境条件等に適合する回路/計装設計及び運用を行うこと。

4.7.3. 火工品点火制御

火工品点火制御については、以下の事項に留意すること。

- (1) 点火電力の供給源から火工品までの全系統について電源系および衛星接地との関係を含めルートを明確にする。
- (2) 点火に至る動作シーケンスを明確にする。
- (3) 点火電力供給ラインが短絡モードにならない様に保護する。
- (4) 電力源、火工品、リレーおよび帯電防止抵抗等の主要諸元ならびに火工品の点火電流および点火に必要な通電時間を明確にする。
- (5) ODC から火工品端までの火工品回路はツイストペアシールドにより配線する。
- (6) 火工品の検証を行う際は、以下に留意すること。
 - (a)電気系は、end-to-end で確認が出来ること。
 - (b)電気系 end-to-end 確認が終わった後、火工品の抵抗値を継続測定するなど、火工品の健全性、接続の健全性が確認できること。
 - (c)電気系 end-to-end 試験以外にも ODC の動作確認が出来ること。たとえば、信号波形をモニタできること。
 - (d)火工品駆動系は、TN コネクタの最終嵌合後に機能試験で、嵌合が正しくなされていることが確認できない。このことを考慮し、設計段階から検証計画を明らかにし必要に応じて設計への取り込みを行うこと。
- (7) 展開駆動系のエネルギーラインは、打ち上げ直前まで物理的に分離しておくことが安全上望ましいことがあるため、その場合は射場での嵌合を考えて、TN-NEBAT はロケットフェアリング窓からアクセスを可能とする配置とすること。

4.7.4. 非火工品保持解放機構の駆動制御

火工品ではないが、旧来の衛星では火工品が使われた各種保持部の開放の用途で利用が進んでいる爆発的挙動を伴わないアクチュエータ (NEA) については、以下の事項に留意すること。

- (1) 駆動電力の供給源から NEA までの全系統について、電源系および衛星接地との関係を含めルートを明確にする。

- (2) 保持解放動作に至る動作シーケンスを明確にする。
- (3) 駆動電力供給ラインが短絡モードにならない様に保護する。
- (4) 電力供給源、NEA、リレーおよび帯電防止抵抗等の主要諸元、ならびに NEA の駆動電流および駆動に必要な通電時間を明確にする。
- (5) 電力供給源から NEA 端までの NEA 回路はツイストペアシールドにより配線する。
- (6) NEA の検証を行う際は、以下に留意すること。
 - (a) 電気系は、end-to-end で確認が出来ること。
 - (b) 電気系 end-to-end 確認が終わった後、NEA の健全性、接続の健全性が確認できること。
 - (c) 電気系 end-to-end 試験以外にも必要な動作確認が出来ること。たとえば、信号波形をモニタできること。
 - (d) NEA 駆動系は、TN コネクタの最終嵌合後に機能試験で、嵌合が正しくなされていることが確認できない。このことを考慮し、設計段階から検証計画を明らかにし必要に応じて設計への取り込みを行うこと。
- (7) 展開駆動系のエネルギーラインは、打ち上げ直前まで物理的に分離しておくことが安全上望ましいことがあるため、その場合は射場での嵌合を考えて、TN-NEBAT はロケットフェアリング窓からアクセスを可能とする配置とすること。

4.8. 故障に対する配慮事項

故障に対する配慮事項を以下に示す。

以下の要求が、満足できない場合には、個別に代替手段を講じること。

- (1) 冗長構成における片系の故障は、他系へ波及しないこと。
- (2) 冗長インタフェースの主系信号と従系信号のコネクタは、原則として別のコネクタとすること(主系信号と従系信号を同じコネクタにアサインしないこと)。
- (3) 冗長インタフェースにおいて、少なくともインタフェース用のドライバ・レシーバ回路等は、主系と従系で物理的および熱的に故障伝播しないようにすること。³
- (4) クロスストラップ接続は、片系のインタフェース回路の故障が他系のインタフェース回路の故障を誘発しないこと。
- (5) 冗長系では、搭載機器または回路の物理的分離や熱的相互影響を考慮し、故障伝播の防止を行なうこと。
- (6) ハザードな回路において、任意の 2 故障で、ハザードを発生しないこと。

4.8.1. ディレーティング

MIL-STD-975 APPENDIX-A の規定に従うことを原則とする。MIL-STD-975 に記載が

³ 故障伝播の防止は現実的な範囲で実装することになるので、例えば主系従系の回路は同一基板に置きパッケージだけは別にするなどが落としどころとなるであろう。

無い部品はMIL-STD-975 APPENDIX-Aの規定に準じてディレーティングを設定すること。特にタンタルコンデンサについては充放電率が1 A 以下になるように使用し、その為に必要に応じて直列に電流制限抵抗を付加すること。また、非宇宙用セラミックコンデンサを低バイアス電圧で使う場合は高耐圧品が要求されるので注意すること。

4.8.2. 常時電源回路の分離

機器間のインタフェースの場合と同様に、機器内に於いても、常時電源回路とそれ以外の回路のインタフェースにおける入力回路には、原則として、電源側への入力保護ダイオードの無い素子を用いる事。標準 C-MOS ならば 4050/4049 が該当する（但し 4049 はノイズマージンが 4050 に比べて少ないので CD4050 を使用する事を推奨する）。これは、入力回路の電源が OFF の場合に入力信号が C-MOS 保護ダイオードを通して電源に流れ込み後段の回路が動作したり保護ダイオードが過電流で焼損する事を防止するためである。やむをえず保護ダイオード入りの素子を使用する場合は、図 4-30 に示す回路を用いて入力回路側電源への流れ込みを阻止すること。

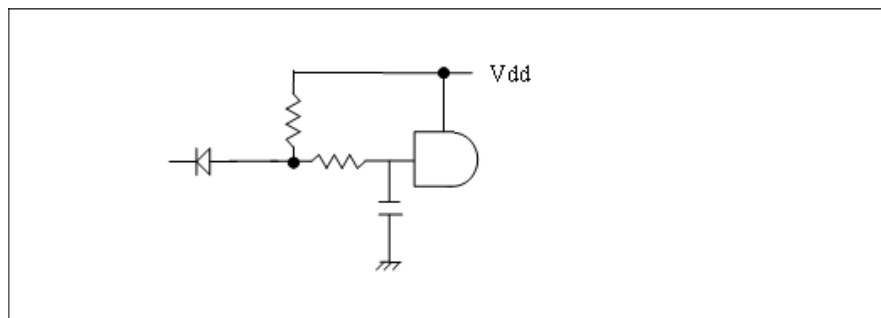


図 4-30 常時電源回路の分離。入力素子は C-MOS を用いる。

4.8.3. コンデンサ使用の配慮

ショート故障による電源短絡を引き起こす可能性が高いコンデンサ（特にタンタルコンデンサ）については、図 4-31 に示す防止処置を施すこと。貫通コンデンサ等の直列冗長が不可能な部品は原則として電源フィルタに使用しないこと。他の方法により信頼性が確保可能である等で不適用を希望する場合は、システム担当に相談のこと。他の方法により信頼性確保が可能である等で不適用を希望する場合は、システム担当に相談のこと。

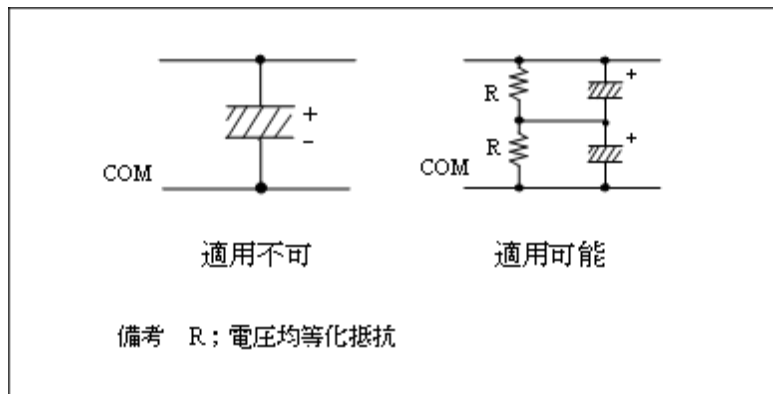


図 4-31 タンタルコンデンサの短絡防止策

4.8.4. フェライトビーズ使用の配慮

フェライトビーズについては、衝撃等による機械的破損時の絶縁不良を回避するために、以下のような実装上の注意を行うこと。但し、チップ部品には適用しない。

- (1) パターン近傍に使用する場合には、絶縁シートをひくこと。
- (2) 破損時の飛散防止処置として接着剤（シリコーン系など柔らかいもの）を使用すること。
- (3) フェライトは絶縁設計的には絶縁体と見做されない（JERG-2-213A 絶縁設計標準 5.2.1.2 (3)項）。従ってフェライトビーズは導体と見做しその間の絶縁距離を十分確保すること。コネクタ背面への使用時も同様である。

5. 個別設計要求

5.1. 電力

ここで言う「電力」とは、宇宙機の電力供給系すなわち一次電源関連を意味する。

5.1.1. 範囲

電源サブシステムは、宇宙機システムおよび装置を稼働させるための電力を供給する。

発電、蓄電、電力制御、ラインの保護、及び配電に関する要求については、太陽電池パドル設計標準(JERG-2-215B)、及び電源系設計標準(JERG-2-214A)によること。

5.1.2. 電力に関する要求事項および収支

電源系設計標準(JERG-2-214)に準拠して電力に関する収支およびマージンを設定するものとし、電力収支およびマージンは、下記の要求事項によって要求される。

- (1) 電源系サブシステムを構成するハードウェアおよびソフトウェアは、実際に遭遇する環境の中で全運用にわたって同機能を果たすこと。
- (2) 電源系サブシステムの設計に当たっては、ミッションの全段階に対してシステム電力プロファイルを解析し、次に、突入電力とピーク電力、食、太陽の入射角度、または

指向ずれを考慮しつつ、全運用期間におけるエネルギー需要を解析する。上記のピーク電力値に基づいた電力収支（ピーク電力の供給能力）および平均電力値に基づいたエネルギー収支（バッテリーの充放電収支）を確立させて維持すること。上記の収支では以下の項目を考慮に入れること。

- (a) 宇宙機から太陽までの距離
 - (b) 太陽および食の継続時間
 - (c) 太陽のアスペクト角度
 - (d) 指向精度
 - (e) 環境内の温度および劣化による影響
 - (f) 信頼性に関する事項（故障の影響）
- (3) 利用可能な電力は、寿命末期までの最悪状態において、太陽電池アレイ回路あるいはバッテリーセルが故障したときでも要求電力の供給が可能であること。故障の状態については、太陽電池アレイについては故障発生前全発生電力の 5%ないしは 1 アレイ回路分の電力損失の大きい方⁴を、バッテリーセルについては 1 セルの短絡ないし開放⁵を仮定すること。
- (4) システム安全性およびバッテリー機能を維持するために、バッテリーの異常検知機能を備えること。
- (5) 電源系サブシステムは上記電力収支に基づき宇宙機の太陽電池アレイ、バッテリー、電力制御機器及び配電機器のサイジングを行うこと。

5.1.3. 故障に対する配慮事項

電源系は、下流故障時の過負荷に対して、衛星電源システムの保護及び衛星電源システムからの故障分離が可能なシステムとして設計すること。

5.1.3.1. 冗長設計

- (1) 電源系は故障解析で想定し得る単一故障点を有しないこと。単一故障点が残る場合には、その単一故障点を識別し、残された根拠を示すこと。この根拠には、発生の可能性の技術的評価、もしあれば単一故障点の除去が可能となる手段の考察、発生確率または潜在的故障影響を減じる対策を含めること。
- (2) 部品などの開放・短絡による異常・故障については、直並列接続、回路・機器の冗長などにより対策すること。ただし、冗長構成を達成するための、オア回路もしくは切替回路等の故障率に留意すること。
- (3) 一次電源に接続するコンバータまたはレギュレータ内の、必須機能を支援するいずれの保護機能も、同じハイブリッド IC 内または同じ IC 内において実行されることがな

⁴ :JERG-2-215A 太陽電池パドル系設計標準 5.1.1.2(a)項より

⁵ :JERG-2-214A 電源系設計標準 4.5.2(7)項より

く、さらに、被保護回路と独立した基準電圧および駆動電源を利用すること。⁶ ただし、故障連鎖に繋げない為の物理的な分離がなされている機能群を収納したハイブリッド IC については、この限りではない。

- (4) 一次電源は二次電力が失われた場合も含み、異常状態（例えば姿勢異常等）が取り除かれた場合は回復可能であること。

5.1.3.2. バッテリ保護

- (1) バッテリセルの短絡、開放等の異常が、他のバッテリセル及び一次電源バスに影響を与えないよう、保護機能を有すること。
- (2) バッテリに過温度が発生した場合、バッテリが致命的な故障に至ることを防ぐため、充電停止等の保護機能を有すること。

5.1.4. (欠番)

5.1.5. (欠番)

5.1.6. (欠番)

5.1.7. 配電および保護

5.1.7.1. 基本原則

- (1) 一次電源は、宇宙機の単一接地点 (UPG) に接続すること。構体を電源 RTN として使用してはならない。
- (2) 一次電源バスの配電の中で保護されていない部分については、最低限の要求事項として、二重絶縁法によって最初の保護機器(ヒューズ、電流遮断器または電流制限器)の点まで保護されること。二重絶縁の詳細は、4.6.3.1.3 項ないしはその源泉である絶縁設計標準 (JERG-2-213A)によること。
- (3) すべての負荷経路において、可能な限り電源の近くに保護回路を設けること。
- (4) ヒューズを用いて一次電源バス配電線を保護する場合は、同ヒューズは、(突入電流などの) 過渡状態を含み負荷経路内の最大電流で動作せず、さらに、短絡故障発生時に確実にヒューズが溶断することを解析によって検証すること。
- (5) ヒューズを用いて一次電源バスを保護する場合は、宇宙機のインテグレーション時でもアクセス可能でありかつ交換可能であること。
- (6) ヒューズを用いて一次電源バス配電ラインを保護する場合、電源系は、負荷短絡時に適切な時間内に同ヒューズを溶断させることができるように設計すること。
- (7) すべての電流制限器および自動的に電源を切断する回路は HK データによって保護回路の動作状態がモニタリングされること。たとえこのモニタリングが故障しても保護要素

⁶ 他部分故障時にカレントリミッタが引きずられて壊れて一次バス保護に失敗しないように、という意図である。

の故障誘発がないこと。

- (8)一次電源ラインを ON/OFF するリレーを用いている場合は、電源を切ったときの接点におけるピーク電圧が異常時外乱を超えないこと。

5.2. EMC

本項は、EMC 性能を実現するうえで必要な事項は別項で記述済みでも重複を厭わず記述した。従って、全ての機器設計者には一通り目を通して別項での関連規定の理解を深めることが期待される。

本項は、EMC 設計標準(JERG-2-241)に基づいて作成されている。

5.2.1. システムインテグレーション設計

搭載機器のシステムインテグレーション設計を行うにあたり、ボンディング、接地、絶縁、ハーネス、シールド線、コネクタ、計装配線設計（含む計装配線ルート）、フィルタリング、構体のシールド、雷・アーク放電防止、帯電防止表面処理、火工品回路及び機器配置等について、システムレベルで設計・検討を行うこと。

5.2.1.1. 接地及び配線設計

5.2.1.1.1. 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。

5.2.1.1.2. 接地先

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（JERG-2-241 EMC 設計標準 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。

5.2.1.1.3. ハーネス

ホットラインとそのリターンは同一束線内を通すこと。また、可能な限りツイストペアとすること。衛星構体を信号／電源リターンとして使用してはならない。ケーブルの分類とその布線は、サブシステムを基本として取り扱う。

5.2.2. システム EMC 設計

システム EMC 設計として、(1) EMC／電氣的インタフェース設計検討・調整、(2) 特殊要求事項等について検討すること。

特に、電源の接地方針は電源設計方針の一部として規定すること。構体を電流リターン経路としない為に、システム全体を通して構体への一次電源の接地点は単一でなければならない。

5.2.2.1. 電氣的ボンディング

全ての電氣系機器の金属筐体とその取り付け部（金属）間及びその取り付け部とペイロード金属構体間、並びに非電氣系の導電性部品のボンディング抵抗は基本的に 1Ω 以下で接地することとする。ただし、下記について、それぞれ指定の規格を満足すること。

- (1) MLI (Multiple Layer Insulator) を使用する場合は各層の金属蒸着面を全て導通させ、MLI のグラウンディングポイントから衛星構体まで 1Ω 以下で接地すること。
- (2) 衛星外表面に露出した導電体はボンディングワイヤ等により衛星構体に $1M\Omega$ 以下で接地すること。（帯電防止）
- (3) 衛星外表面が絶縁物である場合でも、内面または内部が導電体である場合は、内面または内部の導電体を衛星構体に $1M\Omega$ 以下で接地すること。（帯電防止）
- (4) 推進系の機器の筐体とシステム構造間は、全ての密着面間の累積影響分を含めて $10m\Omega$ 以下で接地すること。（ペイロード安全標準 JMR-002B 5.3.1.4 項による。）
- (5) 推進系のサブアセンブリやセクション間のような、機器内部の個々の密着面間については、 $2.5m\Omega$ 以下で接地すること。（ペイロード安全標準 JMR-002B 5.3.1.4 項による。）
- (6) 構体パネルはパネルを構成する内部コア、表裏スキン等の全部材を内部ボンディングするとともに、パネル表裏間ボンディング抵抗は $10m\Omega$ 以下とする。また、衛星組立時には、各パネルを取り付けることでパネル間ボンディングが出来るよう設計すること。これを満足できない場合はシステムと調整すること。

5.2.2.2. 衛星構体のシールドリング

衛星構体の電氣的不連続部分（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。

5.2.3. サブシステム EMC 設計電源の接地と絶縁

(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、システム全体として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、サブシステム又はシステムの何れかで接地されなければならない。原則として二次電源供給端で接地する。PSU と負荷機器が別筐体の場合は、PSU 側で接地する。搭載機器の機能性能の要求によりその他の点での接地を希望する場合はシステム担当に相談のこと。

一次/二次電源間の絶縁抵抗は、 $1\text{ M}\Omega$ 以上の絶縁抵抗を確保することを原則とする。

5.2.3.1.1. 単一接地点への接続

接地点は電源リターン端子から直近経路で構体にとらなければならない。このラインは他の搭載機器を経由してはならない。

5.2.3.2. 搭載機器等の接地と絶縁

- (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 $1\text{ M}\Omega$ 以上の絶縁抵抗をとる。
- (2) 欠番
- (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も $1\text{ M}\Omega$ 以上の絶縁抵抗をとる。
- (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、回路グラウンド及び二次電源リターンの接地については二次電源供給端での実施を原則とし、それで不都合な場合はシステム担当と調整すること。二次電源供給端以外で接地する場合は、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、シャーシグラウ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。

5.2.3.3. フィルタリング

構体外部の電子機器およびケーブルについては、宇宙機の電磁環境に対して最低でも 6 dB の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。

5.2.3.4. 磁気特性

宇宙機の磁気ダイポールモーメントと地球磁場との相互作用による磁気トルクは宇宙機の姿勢外乱トルクの要因の一つである。静止衛星のように地球磁場が小さい場合や宇宙機の磁気ダイポールモーメントが小さい場合には、磁気トルクによる外乱は小さいが、地球

磁場の比較的大きな低高度衛星の場合には、衛星の磁気ダイポールモーメントが衛星の姿勢制御系に影響を及ぼす可能性がある。

また、地場計測を目的とする場合は宇宙機の磁気ダイポールモーメントが阻害要因となる。

磁気ダイポールモーメントを最小にするための設計標準は以下による。

5.2.3.4.1. 磁性材料

磁性材料の使用は、最小に抑えること。永久磁石・電磁石等の使用は極力避けること。やむを得ず磁性材料を使用する場合には、システム担当と協議すると共に磁気ダイポールモーメントが最小になるように配置を考慮すること。また磁性材料の使用と配置の情報をICDに記載すること。

5.2.3.4.2. 電流ループ

宇宙機の姿勢制御用磁気トルカを除き、電流ループ面積は、最小に抑えること。ホットとリターンが明確なラインについては電流ループが小さくてもツイストペア線を使用すること。

5.2.4. サブシステム・コンポーネント EMC 要求

以下の規定による。試験における諸注意や具体的内容については JERG-2-241A「EMC 設計標準 A 改訂」の 5.2 項を参照のこと。

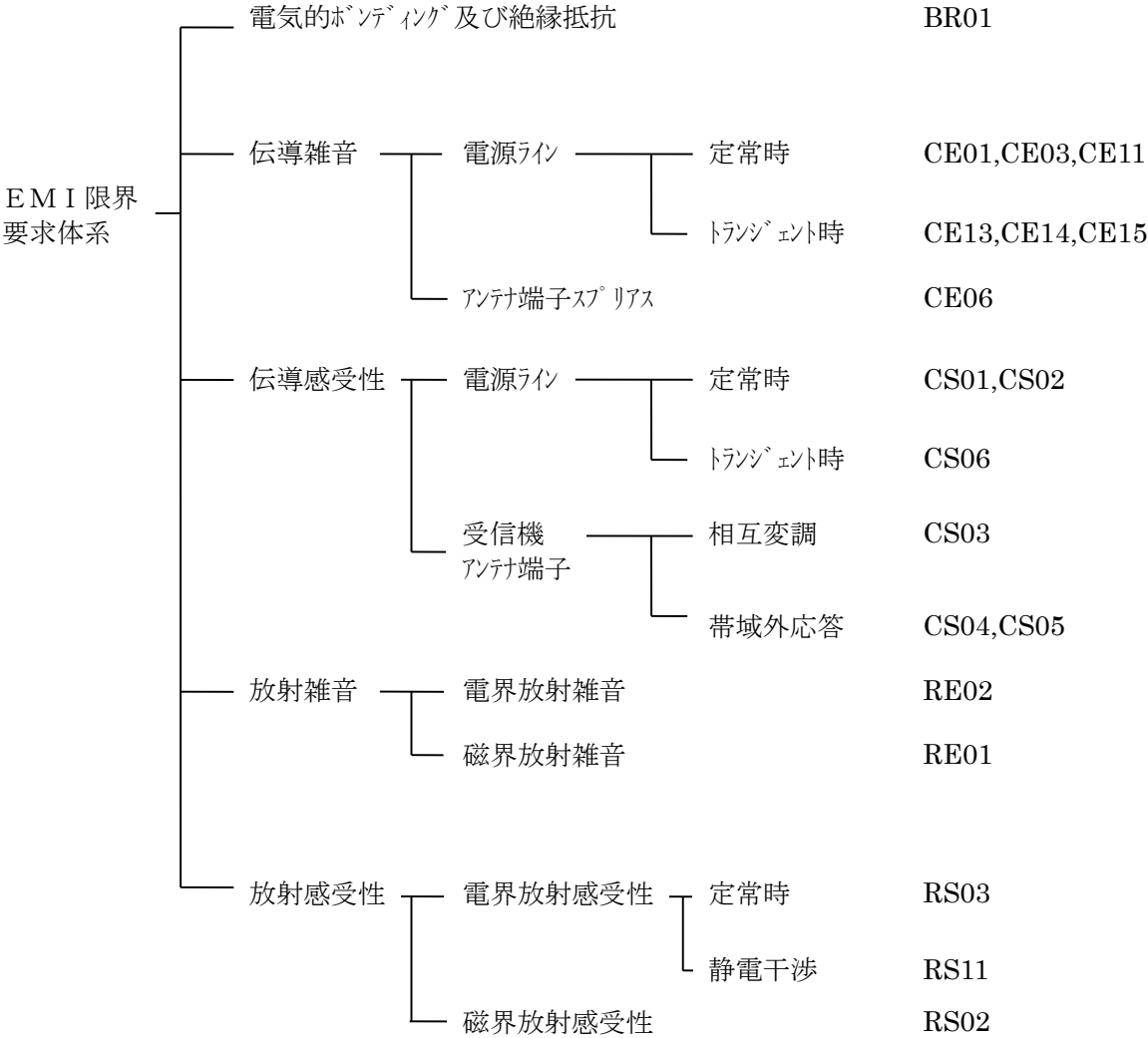
(プロジェクト毎に精査のうえ、必要に応じて変更・項目追加すること。特に、MIL-STD-461/462 は C 改訂以前と D 改訂以降で測定内容が定性的に異なるので、測定方法と規格を一緒に変更しなければならない。)

5.2.4.1. EMC 要求

EMC 要求の体系を図 5-1 に、電磁干渉限界要求を表 5-1 に示す。

各搭載機器は、本要求を満たすことを試験または解析により確認すること。既開発品で EMC 試験の実績があり、その実績が本要求を満たす場合には試験を省略することができる。

なお、本要求への合致、および試験の実施内容等について問題が生じる装置はシステム担当と調整のこと。



(注)BR01、CE11,13,14,15、RS11 は、本基準書で制定したものであり、MIL 体系では使用していない記号である。

図 5-1 EMC 要求体系

表 5-1 EMC 要求 (1/6)

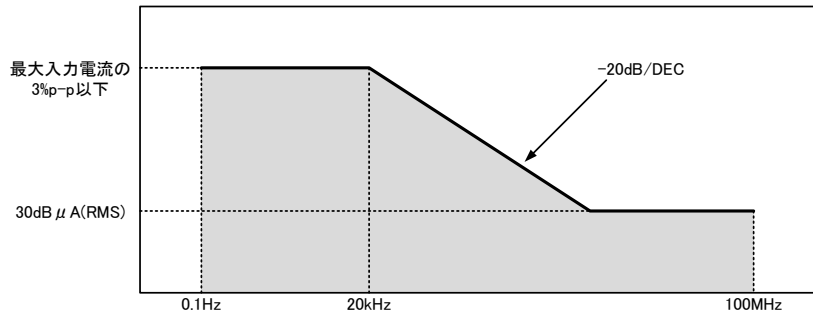
No.	項目	内容
1	電氣的ボンディング、及び絶縁抵抗(BR01)	(1)電氣的ボンディング EMC 試験を実施するにあたり,EMC シールドルーム内に接地されたコンポーネント間の電氣的ボンディング抵抗が $2.5\text{m}\Omega$ 以下であること。 (2)絶縁抵抗 各機器において、下記の絶縁抵抗が $1\text{M}\Omega$ 以上であること。 a. バス電源リターンと筐体 b. バス電源リターンと 2 次電源リターン c. 2 次電源リターンと筐体間(但し、RF 機器、SpW 機器は除く) d. 信号リターンと筐体(但し、2 次電源の供給を他機器から受ける機器、RF 機器、SpW 機器は除く)
2	伝導雑音限界(CE01,CE03)	各機器の電源ラインから出る伝導雑音電流は下記の許容値を超えてはならない。 ・ $0.1\text{Hz} \sim 20\text{kHz}$:最大入力電流の 3%p-p 以下 ・ $20\text{kHz} \sim 100\text{MHz}$:20Hz の上記値から -20dB/DEC で減衰 最低値は $30\text{dB}\mu\text{A(RMS)}$以下とする。 なお、SpW 通信時電流リップルは除く。 
3	はねかえりリップル電圧限界(CE11)	各機器の電源ラインから出るはねかえりリップル電圧は下記の許容値を超えてはならない。尚、スパイク成分は含まない。 ・ DC 負荷入力幅 ・ 10mVo-p 以下(10W 以下) ・ 1mVo-p/W 以下(10W 以上) ・ 測定帯域幅:$10\text{Hz} \sim 100\text{mHz}$ *:電力の定義は、各機器の ICD に規定されているノミナル消費電力値とする。

表5-1 EMC要求 (2/6)

No.	項目	内容
4	スイッチング トランジェント限界 (CE13) (CE14) (CE15)	(1) 電源ライン雑音電流(CE13) 定常動作中のオペレーショナル・トランジェントのもとで、以下の通りであること。 ・ピーク電流 : 定常電流の 1.25 倍以下 ・トランジェント時間 : 50ms 以下 ・電流変化率の絶対値(di/dt) : $1 \times 10^5 \text{A/s}$ 以下 (2) トランジェント電流(1 入力当たり)(CE14) ① 機器の電源 ON 時の、一次電源ラインへのトランジェント電流の最大値は、以下の通りであること。 ・ 定常電流 1 A 以下 : 2A 以下 ・ 1A～15A : 定常電流の 2 倍を超えないこと。 ・ 15A 以上 : 30A 以下 ② トランジェント電流の電流変化率の絶対値(di/dt)は $2 \times 10^4 \text{A/s}$ 以下であること。但し、ヒータについては $1 \times 10^5 \text{A/s}$ 以下とする。 ③ 最大電荷変化量は、16m クーロン以下であること。 $\Delta Q[\text{クーロン}] = \int_0^{I_{\text{peak}}} I dt$ ④ ターンオン後、50ms 以内に定常電流値になること。 (注記) 上記 50ms 以内の規定を守れないコンポーネントは、システム担当と調整すること。

表 5-1 EMC 要求 (3/6)

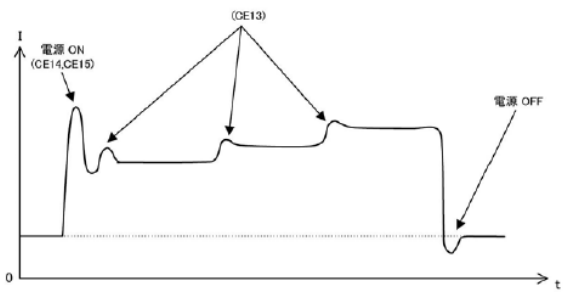
No.	項目	内容
4		(3) 初期インラッシュ電流(CE15) ① 電源系側に ON/OFF スイッチを有する各機器の、スイッチ ON 時の初期インラッシュ電流の振幅は、以下の通りであること。 ・ 定常電流 1A 以下：2A 以下 ・ 1A~5A：定常負荷電流の 2 倍以下 ・ 5A 以上：定常負荷電流に 5A を加えた電流値、又は 30A の小さい値以下 ② 又、トランジェント電流の電流変化率の絶対値 (di/dt) は、$1 \times 10^5 A/s$ 以下であること。 ③ 尚、最大電化変化量は、1ms 間で 16ms クーロン以下であること。 $\Delta Q[\text{クーロン}] = \int_0^{I_{\text{peak}}} I dt$ ④ 但し、電源 ON から電流ピーク点までの Δt は、1ms または、ピーク点までの時間のうち、短い時間とする。  トランジェント電流プロファイル(CE13,CE14,CE15)

表 5-1 EMC 要求 (4/6)

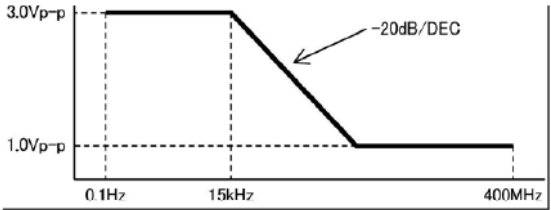
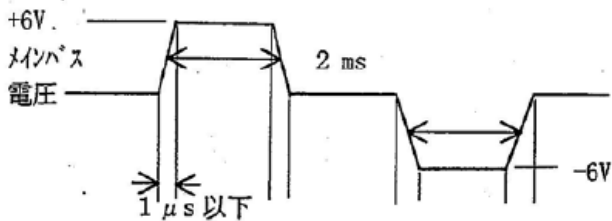
No.	項目	内容
5	アンテナ端子スプリアス 伝導雑音限界 (CE06)	各送信機のアンテナのスプリアス特性によること。 送信機以外は、N/A とする。
6	電源ライン伝導感受性限 界(CS01,CS02)	各機器の一時電源ラインに下記の正弦波電圧を重畳しても、その機能・性能が低下しないこと。 ・ 0.1Hz~15kHz : 3.0Vp-p ・ 15kHz~400MHz : -20dB/dec 但し、1.0Vp-p が最小値 
7	トランジェント限界 (CS06)	ホット、リターン電源バスライン及びラインとケースの間に、下記のパルス電圧を正及び負方向に重畳しても、その機能・性能が低下しないこと。  図中メインバス電圧とは、4.1.2.2.1 項バス電源インタフェース規定により 32.1V~52.0V(機器入力端)である。 メインバス電圧に対し各機器で+6V 及び-6V のトランジェント電圧試験を実施することで、機器にストレス等を与えるなどの制約がある場合は、可能な範囲にメインバス電圧値を設定して、+6V 及び-6V のトランジェント試験を行うこと。

表5-1 EMC要求 (5/6)

No.	項目	内容
8	受信機アンテナ端子相互 変調伝導感受性 (CS03)	アンテナ部で、受信機に入力される可能性がある 2 波以上の RF 雑音が受信機に入力された時、相互変調によって、受信機が応答しないこと。尚、この場合、受信周波数帯は除く。 受信機以外は、N/A とする。
9	受信機アンテナ端子帯域 外応答伝導感受性 (CS04,CS05)	各受信機のアンテナ端子帯域外応答特性によること。 受信機以外は、N/A とする。
10	電界放射雑音限界 (RE02)	各機器から放射される電界放射雑音は下記の許容値を超えてはならない。 「一般要求」 図 5-2 に要求を示す。 MIL-STD-461C Part3 RE02 Fig3-8 & Fig3-9 (ClassA2a) 「搭載場所により要求値を調整する規定」 表 5-2 に RE02 の個別要求を示す。
11	磁界放射雑音限界 (RE01)	各機器から放射される磁界放射雑音は、図 5-4 の許容値を超えてはならない。測定距離は機器表面から 7cm とする。

表5-1 EMC要求 (6/6)

No.	項目	内容
12	電界放射感受性限界 (RS03)	各機器は下記の電界にさらされても、その機能・性能が低下しないこと。 「一般要求」 14kHz～30MHz : $\geq 10\text{V/m}$ 30MHz～10GHz : $\geq 5\text{V/m}$ 10GHz～43GHz : $\geq 1\text{V/m}$ 「搭載場所により要求値を調整する規定」 表 5-3 に RS03 の個別要求を示す。
13	静電干渉限界(RS11)	宇宙空間プラズマによる帯放電により、誤作動等が生ずる可能性がある機器について、以下の条件で試験を行い、機能に異常が生じないことを確認すること。 (MIL-STD-1541 6.7.2 項による) - ギャップ電圧 : 10kV(帯電アーク放電) - パルスレート : 1 パルス/s - 供試体とギャップの間隔 : 30cm
14	磁界放射感受性限界 (RS02)	MIL-STD-461C Part3 RS02 の Part I Spike#1 によること。なお、上記は場合によっては非現実的な要求となる為、採用の可否及びレベル選定には注意を要する。 (1) 電源周波数の電流 20A をテストワイヤに流し、性能低下がないことを確認する。 (2) 所定のスパイク電流を 5Ω 付加のテストワイヤに流し、性能低下がないことを確認する。

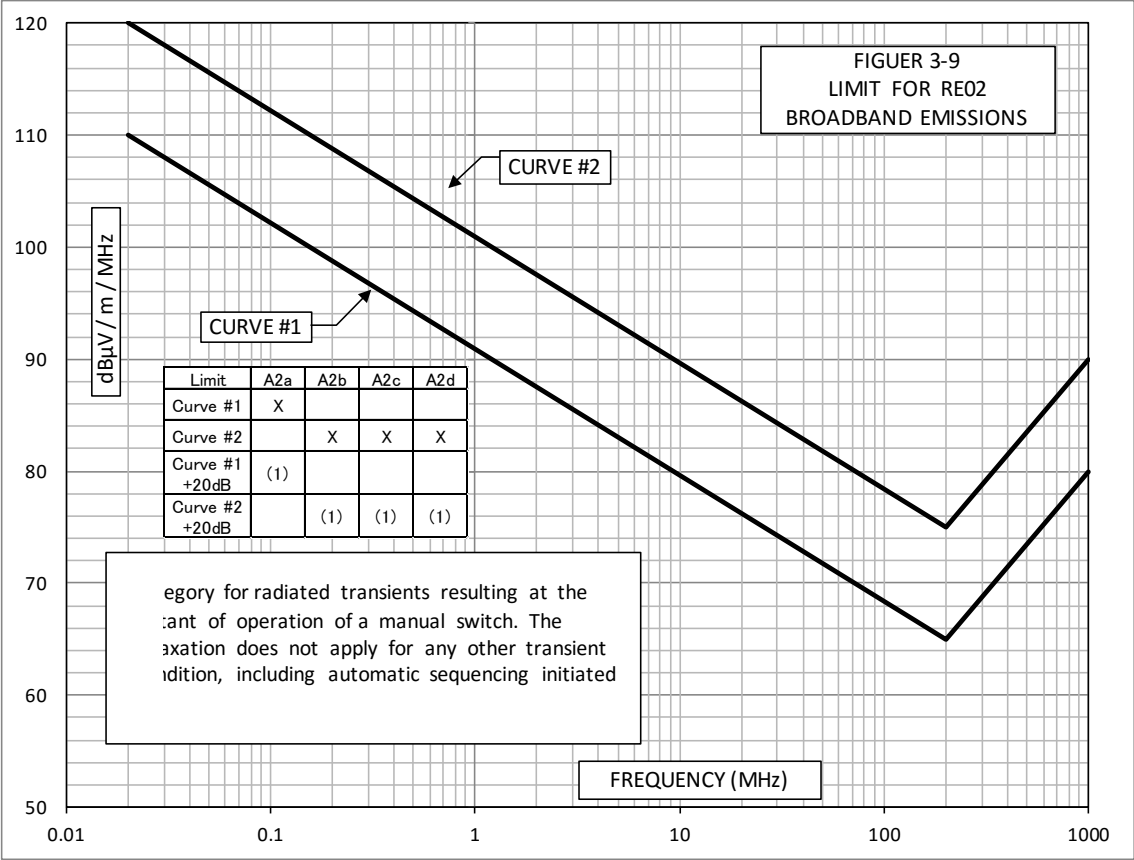


図 5-2 電界放射雑音限界(RE02 交帯域)(MIL-STD-461C Figure3-9 を元に再描画)

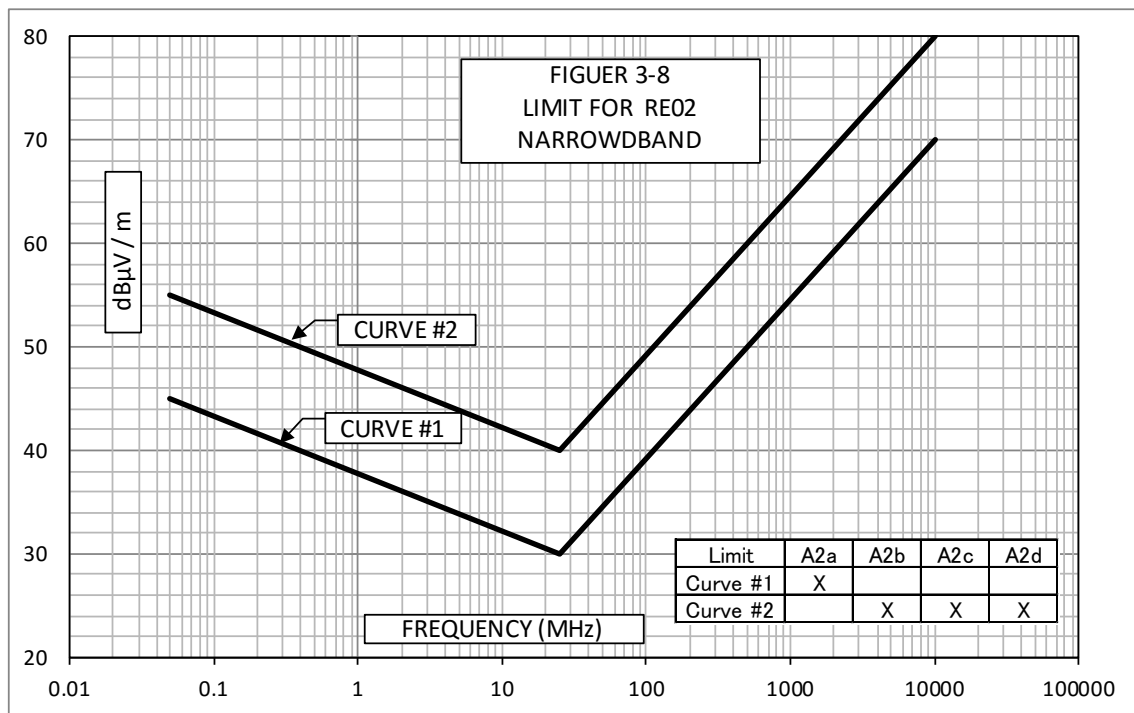


図 5-3 電界放射雑音限界 (RE02 狭帯域) (MIL-STD-461C Figure 3-8 を元に再描画)



図 5-4 磁界放射雑音限界 (RE01) (MIL-STD-461C Figure 3-7 を元に再描画)

表 5-2 RE02 個別要求(例)

(その他の外部機器や S バンド以外の周波数を用いる---コマンドに X バンドを用いるなど
---場合はプロジェクト毎に規定すること。)

機器	S バンド
	2081~2102MHz
STT	16.0 dB μ V/m
バス構体内部搭載機器	29.0 dB μ V/m

- *1:一般要求の方が厳しい場合は一般要求を優先する。
- *2:その他外部搭載機器,S バンド以外の周波数を用いる場合はプロジェクト毎に規定する。

表 5-3 電界放射感受性限界(RS03)個別要求(例)

機器	S バンド	X バンド	UHF	UHFT	RT
	2271.6MHz ±15MHz	8180MHz ±150MHz	400MHz～ 500MHz	2200MHz～ 2290MHz	5230MHz～ 5760MHz
STT	1.5	6.5	—	—	—
CSAS	14.5	3.0	—	—	—
バス機体 内部機器	0.5	0.5	0.5	0.5	2.0

V/m

注：一般要求のほうが強いレベルの場合は、一般要求を優先とする。

ロケット側からのEMC要求は、イプシロンを前提とする。イプシロン以外はプロジェクト個別に規定すること。その他ミッションを含む外部機器はプロジェクト毎に規定する。

5.2.4.2. EMC 試験要求

試験はMIL-STD-462Cに準拠して実施すること。

5.2.4.2.1. LISN

バス電源ラインの雑音/感受性測定を行う場合には、衛星電源のインピーダンスを模擬するために、試験用電源と対象機器の間にLISNを入れること。LISN回路および適切なインピーダンスの周波数特性は、バスのインピーダンスのマスクおよびハーネスにより決まる。図 5-5に示すLISN回路（回路定数はプロジェクト毎に適切な値を定めること）および適切なインピーダンスの周波数特性を使用すること。

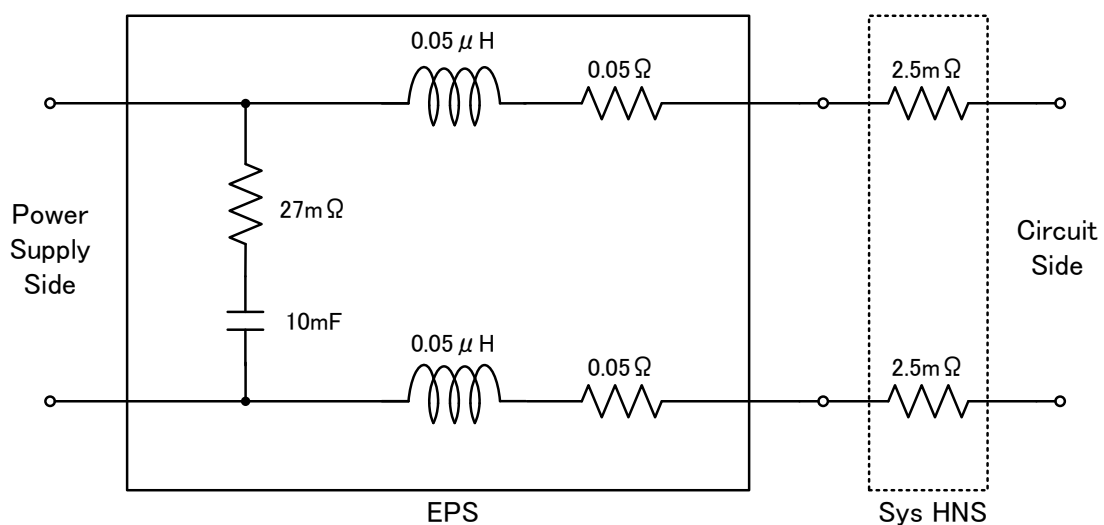


図 5-5 LISN 回路図 (例)

5.3. RF システム

RF システムの要求は電気設計標準(JERG-2-200A)によること。

5.4. 光学システム

光学システムの要求は電気設計標準(JERG-2-200A)によること。

6. 検証方法

設計の検証は類似性、解析、検査、試験に大別されるが、ここでは、本設計標準第4章の項目に対し試験で検証すべきものを識別、抽出し、システム及び搭載機器各々での試験方法に関してその概略を整理した。その結果を表 6-1 に示す。

尚、ここで示すものはあくまで標準であり、実際の宇宙機設計／製造／試験に当たっては、搭載機器の開発度合いなどを考慮の上、各個別仕様書／計画書などで規定すること。

表 6-1 検証方法

第 4 章項目		システム試験 (システム組立時を含む)	搭載機器試験 (搭載機器組立時を含む)
4.1.2.2.1	一次電源バス	定常電圧及びリップルについて、負荷機器入力端において測定する。 基本的には、太陽電池シミュレータ(SAS)／バッテリーシミュレータ(BTS)または実バッテリーを用いて実施する。 試験条件としては、太陽電池出力の最大／最小と負荷電力の最大／最小の組合せで行う。	(電源系) 電源系出力端において測定する。 可能な限り、システム試験用の SAS／BTS または実バッテリーで実施する。 負荷条件は、最大／最小条件で行う。 (負荷機器) 搭載機器入力端電圧を最大／最小状態で搭載機器性能試験を実施する。
4.1.2.2.5	一次電源バス 過渡特性	大電力負荷の ON/OFF に伴う定常時外乱を測定する。	(電源系) ダミー負荷の ON/OFF、擬似短絡などによるバス電圧挙動を測定する。 (負荷機器) 定常時外乱について、EMC 試験として実施する。
4.1.2.2.6	ODC バス	擬似火工品負荷での点火電流／点火時間などを測定する。 試験条件としては、供給電圧の最大／最小及び負荷の最大／最小条件で行う。 実火工品での点火機能確認を実施する。	(点火制御器) 擬似火工品負荷での点火電流／点火時間などを測定する。 試験条件としては、入力電圧の最大／最小及び負荷の最大／最小条件で行う。
4.2, 4.3	コマンド HK データ	全コマンド送信確認 コマンド波形の確認 全 HK データ受信確認	(DH 系搭載機器) 負荷ダミーを用いた確認 (負荷機器) DH 系搭載機器シミュレータを用いた確認
4.6.6.2	電流遮断回路 による保護		遮断特性の確認

付録 A (参考情報) 科学衛星等電気設計基準テンプレートの概要

A.1 位置付け

科学衛星電気設計基準書には、科学衛星の電気設計を行う上で必要な要求事項を示し、主に、電気的インタフェースと新規性の高い開発機器、利用頻度の高い機器を念頭に置いている。

図 A-1 に、科学衛星電気設計基準の構成を示す。発電、蓄電、通信機器など主にバス機器に関わる標準、光学機器に関わる標準、EMC 設計標準については、プロジェクトに応じて該当設計標準を併せて参照する必要がある。

また、重複などがある場合は、この設計基準が優先するものとするとした。

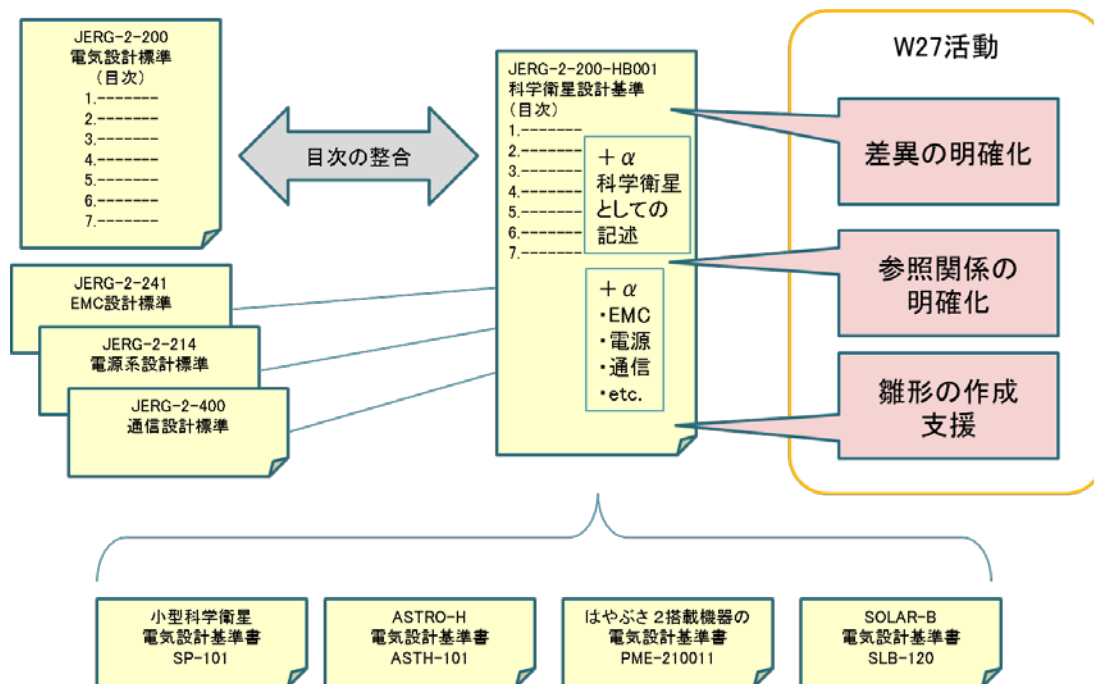


図 A-1 科学衛星電気設計基準の構成

A.2 要求 (設計基準)の記載について (その要求は、どこに書いてあるのか)

図 A-2 に、科学衛星電気設計基準書で前提とした衛星と搭載機器の構成を示す。

本電気設計基準では、システム、サブシステム、搭載機器について示した節とワイヤハーネス、コネクタ、部品について示した節がある。

接地と絶縁、帯電防止、EMC について、要求する対象はシステム、サブシステム、搭載機器であり、この電気設計基準では、要求を以下に示した。

・ 接地と絶縁

4.6.3 接地と絶縁にて、システム、サブシステム、搭載機器に対する要求を示した。
関連して、JERG-2-213 絶縁設計標準がある。

・ 帯電防止

4.6.4 低真空環境における帯電防止から、JERG-2-211 帯電・放電設計標準を参照。
曝露環境にあるシステム、サブシステム、機器などに対する要求である。

・ EMC

5.2 EMC にて、システム、サブシステム、搭載機器に対する要求を示した。
関連して、JERG-2-241 EMC 設計標準がある。

ディレーティングについて、要求する対象はワイヤハーネス、コネクタ、部品としてであり、この電気設計基準では、要求を以下に示した。

・ ディレーティング

4.6.1 ワイヤハーネス、4.6.2 コネクタ、および 5.1.3 部品に対して要求を示した。
4.6.1 については、JERG-2-212 ワイヤディレーティング設計標準が関係する。

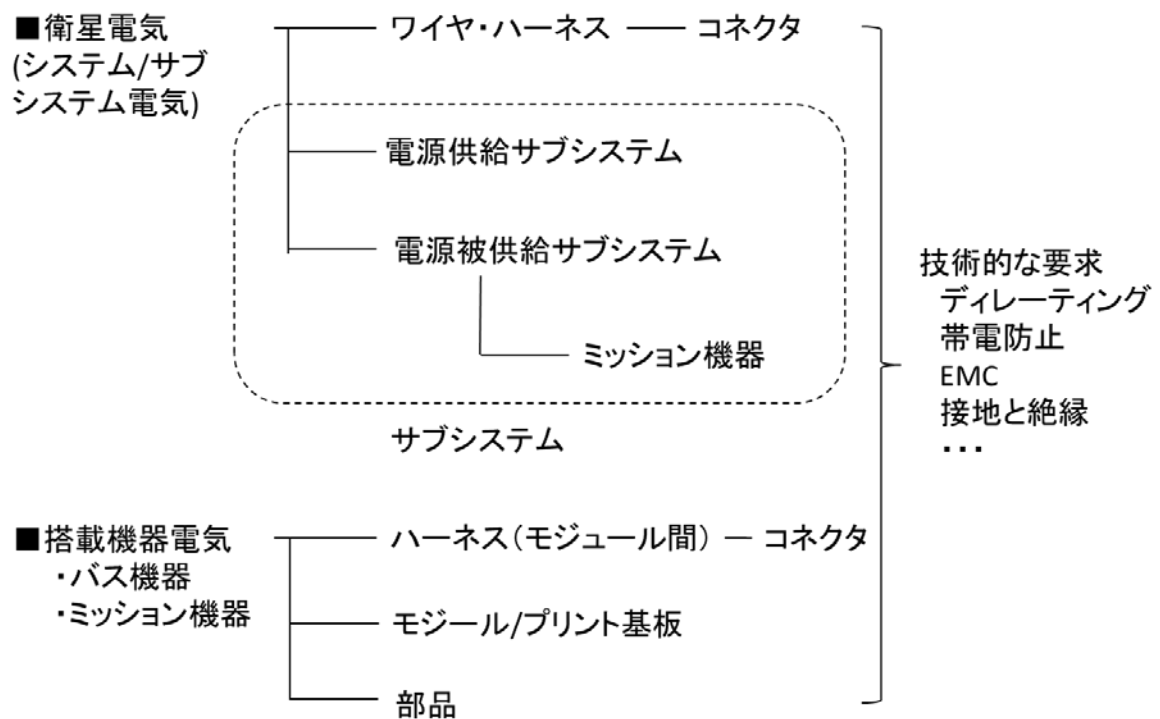


図 A-2 科学衛星電気設計基準書で前提とした衛星と搭載機器の構成

A.3 新旧対比の概要

この電気設計基準書は、様々な宇宙科学プロジェクトの電気設計基準書を横断的に確認して、更に電気設計標準（JERG-2-200）の目次に沿って要求を示している。

- ①JERG-2-200A 電気設計標準
- ②JERG-2-200-HB001 科学衛星電気設計基準
- ③旧 JERG-2-020 旧科学衛星電気設計基準

JERG2-200-HB001 では、電気設計標準(JERG-2-200A)の目次に沿って記載している。
また、旧 JERG-2-020 に記述があり、JERG-2-200A に無い要求については科学衛星電気設計基準 WG27 で議論され、目次が整理され、追加または欠番とした項番がある。