

限定なし



# 電 気 設 計 標 準

平成29年5月16日 A改訂  
(平成20年9月3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)

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

This JAXA standard contains in whole or in part a quotation of ECSS standard no. ECSS-E-ECSS-E-20A 4 October,1999 Electrical and electronic with special permission of ECSS and ESA. The original English version of the ECSS standard is available from:

この JAXA 標準は、ECSS 及び ESA の了解を得た上で、ECSS-E-20A 4 October,1999 Electrical and electronic の全体又は一部を引用している。ECSS 標準のオリジナル版は、以下から入手可能である。

ECSS Secretariat

P.O. Box 299

2200 AG Noordwijk

771e Netherlands

Tel.: +31-71-5655748

Fax: +31-71-5656839

E-mail: ECSS-Secretariat@esa.int

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

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

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

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

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

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

ECSS 標準からの引用箇所のリストをこの JAXA 標準に添付する。

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

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

## 目 次

1 適用範囲.....	1
2 関連文書.....	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.....	4
3.1 用語の定義.....	4
3.2 略語.....	5
4 共通設計要求.....	7
4.1 電氣的インタフェース.....	7
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
4.1.2 電源インタフェース.....	8
4.1.2.1 概要.....	8
4.1.2.2 電源バスの特性.....	9
4.1.2.3 負荷機器側への要求事項.....	14
4.2 コマンド.....	15
4.3 HKデータ.....	16
4.4 データ処理マージン.....	16
4.5 試験検証のための設計要求.....	17
4.6 電気計装設計.....	18
4.6.1 ワイヤハーネス.....	18
4.6.1.1 信号形式による分類と配線の分離.....	18
4.6.1.2 線材の選択.....	19
4.6.1.3 配線方法.....	21
4.6.1.4 電力ハーネス.....	22
4.6.1.5 ケーブル継ぎ工事（ワイヤースプライス）.....	22
4.6.1.6 ワイヤの固定.....	23
4.6.2 コネクタ.....	23
4.6.2.1 信号形式による分類.....	23
4.6.2.2 コネクタの選択.....	23
4.6.2.3 コネクタの使用法.....	24
4.6.2.4 中継端子.....	26

4.6.2.5 剥き出し基板.....	26
4.6.3 接地と絶縁.....	26
4.6.3.1 内部インタフェース .....	26
4.6.3.2 外部インタフェース .....	26
4.6.4 低真空環境における放電防止 .....	27
4.6.5 高電圧に対する配慮事項 .....	27
4.6.6 電源バス保護 .....	27
4.6.6.1 ヒューズによる保護 .....	28
4.6.6.2 電流遮断回路による保護 .....	28
4.6.6.3 負荷分離.....	28
4.7 火工品に対する配慮事項.....	29
4.7.1 安全要求 .....	29
4.7.2 EEDの特性.....	29
4.8 故障に対する配慮事項 .....	29
5 個別設計要求.....	30
5.1 電力.....	30
5.2 EMC.....	30
5.3 RFシステム .....	30
5.3.1 範囲 .....	30
5.3.2 共通要求 .....	30
5.3.3 アンテナ .....	31
5.3.4 マルチパクション（高周波放電） .....	32
5.3.5 受動回路での相互変調（PIM） .....	32
5.4 光学システム .....	32
5.4.1 機能説明 .....	32
5.4.2 基本的要求事項.....	33
5.4.2.1 性能に関する要求事項.....	33
5.4.2.2 設計に関する要求事項.....	34
5.4.2.3 インタフェース .....	35
6 検証方法.....	36
7 付録.....	38
付録 I テレメトリを見ないと生成できないコマンド.....	38
1 SM&Cの原則 .....	38
2 テレメトリを見ないと生成できないコマンド例 .....	38
3 コマンド送信の仕組み .....	39

4 伝送路.....	40
付録Ⅱ インタフェース回路形式による分類.....	42
付録Ⅲ ECSS引用一覧.....	43

## 1 適用範囲

本電気設計標準(以下「設計標準」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、電氣的インタフェース等の共通的に要求される事項と、電力、EMC、RF、及び光学に関する基本的な電気設計要求を示すものである。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間の相互変換する機能やインタフェースまでを対象とする。

本設計標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。

## 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-001B  
システム安全標準
- (2) JMR-002B  
ロケットペイロード安全標準
- (3) JERG-0-041A  
宇宙用電気配線工程標準
- (4) JERG-2-211A  
帯電・放電設計標準
- (5) JERG-2-212  
ワイヤディレーティング設計標準
- (6) JERG-2-213A  
絶縁設計標準
- (7) JERG-2-214A  
電源系設計標準
- (8) JERG-2-215B  
太陽電池パドル系設計標準
- (9) JERG-2-410A  
RF 通信系設計標準
- (10) JERG-2-420B  
RF 回線設計標準
- (11) JERG-2-241A

EMC 設計標準

(12) ISO15389

Space systems-Flight-to-ground umbilicals

## 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) TIA/EIA-422-B

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-2-400A

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-AS50881F

WIRING, AEROSPACE VEHICLE

(8) MIL-W-16878F

WIRE, ELECTRICAL, INSULATED, GENERAL SPECIFICATION FOR

(9) NASA-HDBK-4001

ELECTRICAL GROUNDING ARCHITECTURE FOR UNMANNED SPACECRAFT

(10) MIL-STD-464C

ELECTROMAGNETIC ENVIRONMENTAL EFFECTS REQUIREMENTS FOR SYSTEMS

(11) NASA-HDBK-4002A

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 24637 Electromagnetic interference (EMI) test reporting requirements
  - (b) ISO 26871 Pyrotechnics
  - (c) ISO 14621-1 EEE parts – Parts Managements
  - (d) ISO 14621-2 EEE parts – Control program requirements
- (16) CCSDS 勧告文書(ISO/TC20/SC13 国際宇宙規格)
- (a) CCSDS 231.0-B-2 TC Synchronization & Channel Coding
  - (b) CCSDS 232.0-B-3 TC Space Data Link Protocol
  - (c) CCSDS 232.1-B-2 Communication Operation Procedure-1
  - (d) CCSDS 133.0-B-1 Space Packet Protocol
  - (e) CCSDS 732.0-B-3 AOS Space Data Link Protocol
  - (f) CCSDS 131.0-B-2 TM Synchronization & Channel Coding
  - (g) CCSDS 301.0-B-4 Time Code Formats
- (17) ISO14302  
Electromagnetic compatibility requirements
- (18) JERG-2-143  
耐放射線設計標準
- (19)SSS-2021006  
衛星搭載機器における高電圧の安全性確保ガイドライン

### 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) 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) 二次電源バス

二次電源を宇宙機内の各負荷機器に共通に分配するための電源バス。

(7) バッテリバス

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。

(8) 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。

(9) HK データ

搭載機器の動作状態、ステータスを示すデータ。

(10) ペイロードデータ

ペイロードが取得した観測データ等。

(11) テレメトリ

HK データとペイロードデータの遠隔通信。

(12) 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。

(13) テレコマンド

コマンドの遠隔通信。

(14) 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。

(15) 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。

(16) 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。

(17) 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。

(18) 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。

(19) アレイ回路

1 シャント素子対応で並列接続した太陽電池アレイ。

(20) 近軸パラメータ

球面で近似できるレンズ中心付近の特性。

(21) 自律化機能

宇宙機自らが、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。

(22) 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。

### 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
BOL	Beginning Of Life	寿命初期
BTS	Battery Test Simulator	バッテリーシミュレータ
CCSDS	Consulative Committee for Space Data Systems	宇宙データシステム諮問委員会
CD	Charge Discharge	充放電
CMD	CoMmanD	コマンド
DC	Direct Current	直流
DH	Data Handling	データ処理系
DOD	Depth Of Discharge	放電深度
EED	ElectroExplosive Device	電気着火式火工品

EIRP	Equivalent Isotropically Radiated Power	等価等方放射電力
EMC	Electro-Magnetic Compatibility	電磁適合性
EMI	Electro-Magnetic Interference	電磁干渉
EOL	End Of Life	寿命末期
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
FOG	Fiber Optic Gyro	光ファイバジャイロ
FOV	Field Of View	視野
G/T	Gain to noise Temperature ratio	利得対雑音温度比
HK	House Keeping	衛星状態監視
IFOV	Instantaneous Field of View	瞬間視野
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
MTF	Modulation Transfer Function	変調伝達関数
NEP	Noise Equivalent Power	雑音等価電力
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
PIM	Passive InterModulation	受動相互変調
PSF	Point Spread Function	点像分布関数
PTFE	PolyTetraFluoroEthylene	四フッ化エチレンの重合体
RF	Radio Frequency	無線周波
RNG	RaNGing	測距
RTN	ReTurN	リターン
SAS	Solar Array Simulator	ソーラアレイシミュレータ
TLM	TeLeMetry	テレメトリ
UPG	Uni Point Ground	単一接地点
UV	UltraViolet	紫外線
V-I	Voltage-Current	電圧-電流
WFE	WaveFront Error	波面収差

## 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電氣的インタフェース(信号及び電源)についての要求を規定する。

#### 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ペイロードが取得したペイロードデータの信号、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が用意されるが、これらを機能的に示したものが、図 4.1.1-1 の概念図である。図中、太めの実線はペイロードの信号、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、それぞれの点線は地上との繋がりを経路を示している。なお、各信号の中身については本設計標準では扱わない。

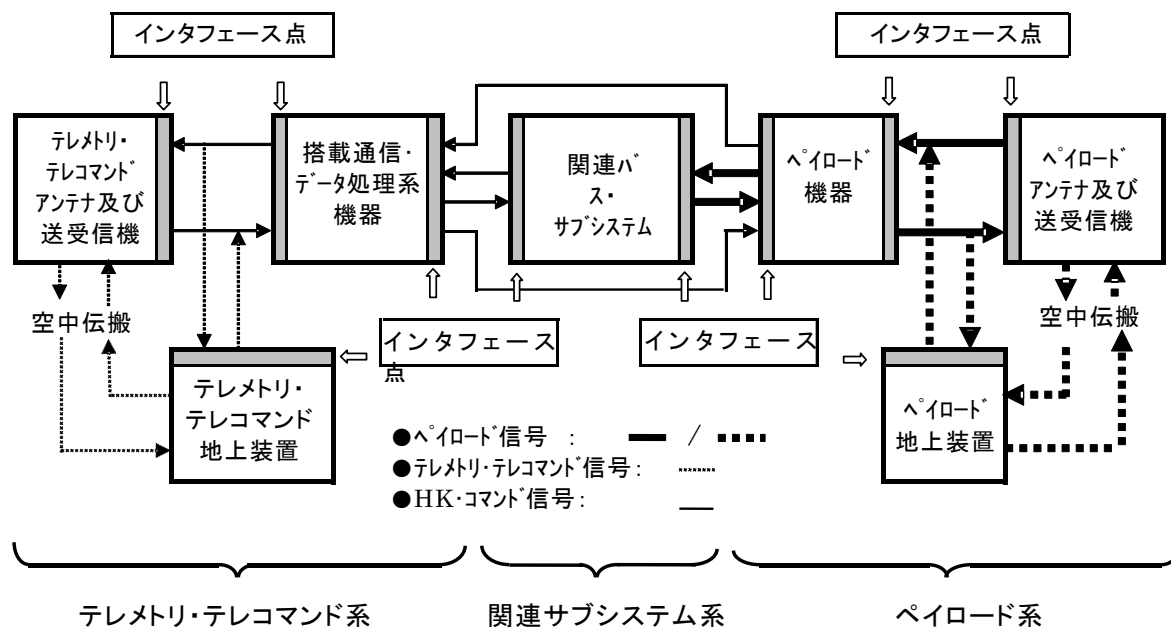


図 4.1.1-1 信号インタフェース概念図

#### 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、コモンモードインピーダンス、EMCの影響を含む)が適合していること。
- (2) 各々の宇宙機プロジェクトは、標準インタフェース回路を設定してインタフェース回路の種類を最小にすること。
- (3) 搭載機器の信号インタフェース設計においては、電源 OFF 時の信号入力の可能性を考慮し、電源 OFF 時に信号入力により機能・性能が損傷しないインタフェース回路を採用すること。
- (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は、回路毎にカテゴリズして隣接する他信号が接触しても損傷、あるいは二次故障を発生させない様な信号配置、レイアウトを考慮すること。
- (6) 伝送路は、以下の条件のいずれかを満足すること。
  - (a) 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。
  - (b) 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こと。
- (7) クロック周波数 1MHz 以上のデジタル信号インタフェースについては、不具合防止の観点から半導体メーカーのアプリケーションノート等を参考にする事。

### 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。本設計標準においては、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 4.1.2-1 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 4.1.2.3 項による。

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 項の電気計装に規定する。

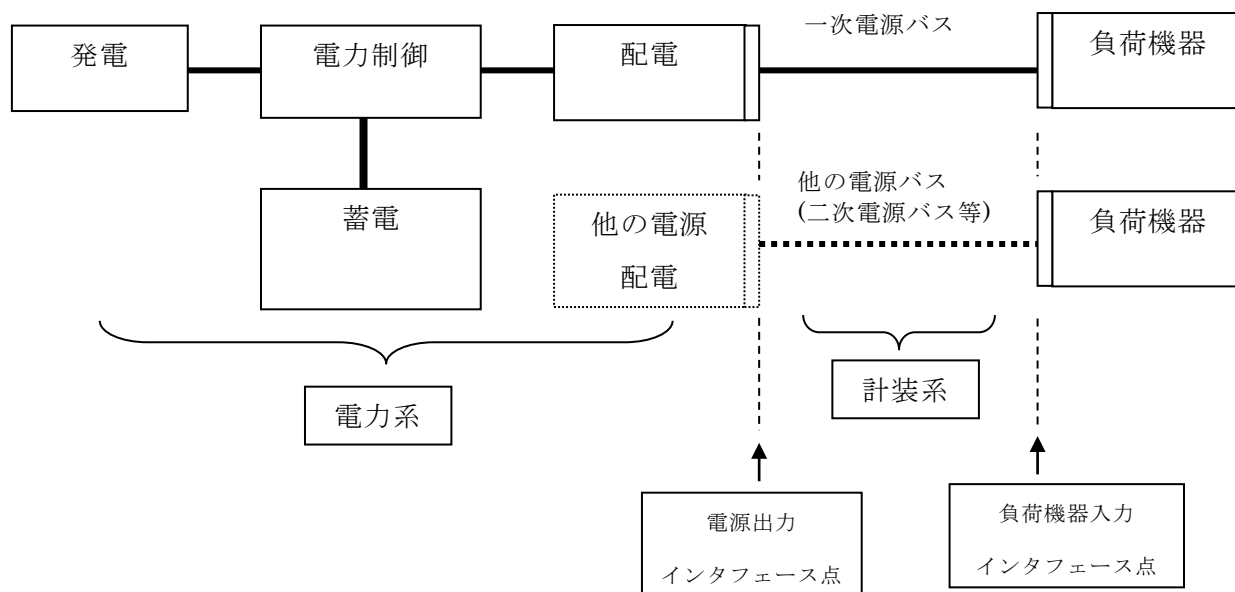


図 4.1.2-1 電源インターフェース概念図

#### 4.1.2.2 電源バスの特性

##### 4.1.2.2.1 一次電源バス

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。

一次電源バスには安定化バス・非安定バス・バッテリーバスがありそれぞれ分けて規定する。

一故障時もしくは過渡的に、定常電圧を上回るもしくは下回る可能性のある場合は、各機器に対して、損傷・誤動作・故障誘発に関する要求を明確化すること。

##### 4.1.2.2.2 安定化バス

###### (1) 電源バス電圧

安定化バス、すなわち一定のバス電圧で電力を供給するバスについては、負荷電力供給によるハーネス質量低減の観点からは、以下のバス電圧が目安となる。

1.5 kW までの電力：28 V

8 kW までの電力：50 V

8 kW 超の電力：100 V

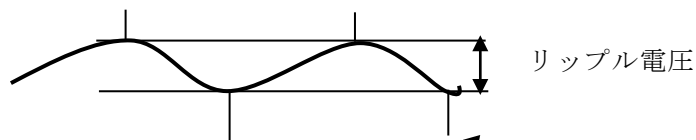
###### (2) 安定度

安定化バス電圧は、レギュレーション点(電源出力インターフェース点等プロジェクトで規定すること)で定常状態における公称値として、バスの安定度は 1V 以下とする。

### (3) リップル及びスパイク

リップル電圧は、1V (ピーク間) 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。

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

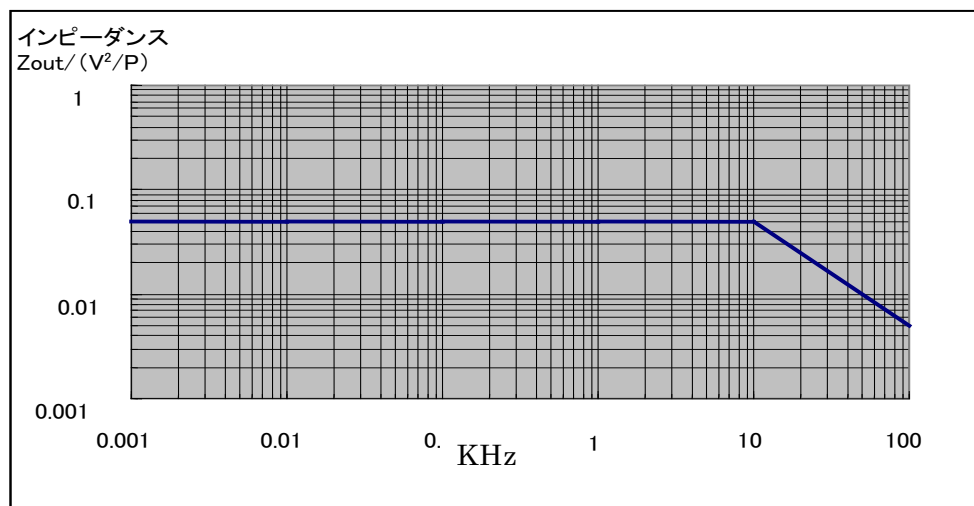


リップルは電源バス電圧に重畳する周期的な電圧変動の値  
ただし、リップルにはスパイク及び負荷変動によるトランジェントを含めない。

### (4) 電源インピーダンス

レギュレーション点において、動作している一つの電力源(バッテリー、太陽電池アレイなど)のインピーダンスは、図 4.1.2-2 に示したインピーダンス値よりも低くすること。

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、周波数特性で示すこと。図 4.1.2-2 に示すインピーダンス(参考)は、図 4.1.2-1 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。



**Zout:電源インピーダンス V:バス電圧 (V) P:消費電力 (W)**

図 4.1.2-2 電源インピーダンス(参考)

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及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)として設定し、各プロジェクトの EMC 基準書に適用すること。このインピーダンスの周波数範囲は、各プロジェクトで個別に規定すること。



#### 4.1.2.2.3 非安定バス

非安定バスの場合、バス設計者は、以下のパラメータを使用者に対して指定するものとする。

##### (1) 定常電圧

非安定バスの電圧は、日照、日陰等の運用フェーズに分けて規定する。

(a) 日照時のバス電圧は、安定化バスと同等とする。

(b) 日陰時のバス電圧は、バッテリー特性を考慮し、定常状態および過渡状態に関して、最大バス電圧および最小バス電圧を規定すること。

##### (2) 安定度

日照時は、4.1.2.2.2 項参照すること（日陰時はバッテリー特性による）。

##### (3) リップルスパイク

日照時は、4.1.2.2.2 項参照すること（日陰時はバッテリー特性による）。

##### (4) 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、図 4.1.2-2 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。

#### 4.1.2.2.4 バッテリバス

バッテリーバスの場合、バス設計者は以下のパラメータを使用者に対して指定するものとする。

##### (1) 定常電圧

バス電圧はバッテリー特性を考慮し、定常状態および過渡状態に関して、最大バス電圧および最小バス電圧を規定すること。

##### (2) 安定度

バッテリー特性によるため、必要に応じて規定すること。

##### (3) リップルスパイク

日照時は、4.1.2.2.2 項参照すること（日陰時はバッテリー特性による）。

#### (4) 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、図 4.1.2-2 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。

#### 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 4.1.2-3 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に規定される。

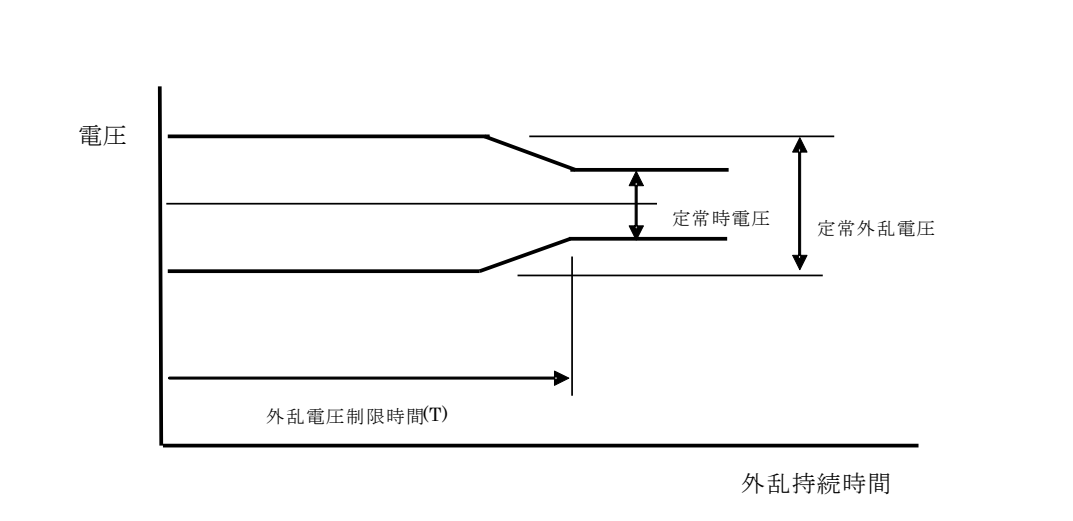


図 4.1.2-3 定常時外乱

##### (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 4.1.2-4 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。

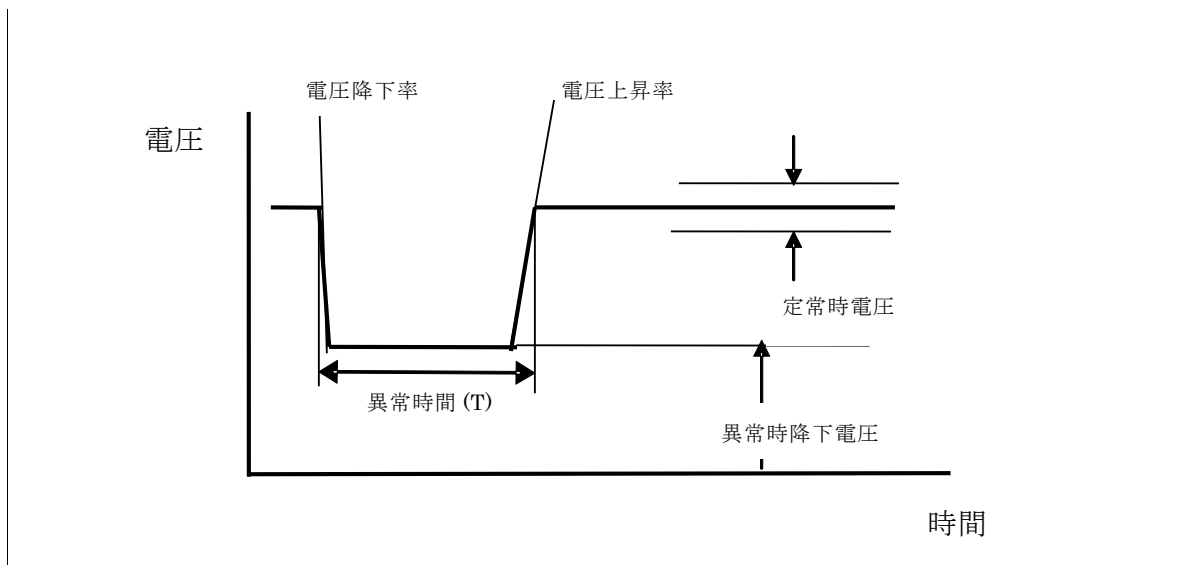


図 4.1.2-4 異常時外乱

### (3) 試験時外乱

いずれの負荷も、0 V～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(電力供給の開始時間の差、同時点火数)なども明確にすること。

#### 4.1.2.2.7 ヒータインタフェース

ヒータへの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／供給電流を規定すること。

この規定に当たっては、供給電圧及び公差が重要であり明記すること。

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。

#### 4.1.2.2.8 他の電源バスインタフェース

一次電源バスがマルチバス構成である場合は、各々の電源バスについても 4.1.2.2.2 項～4.1.2.2.7 項と同様に規定すること。

二次電源バスがある場合にも、一次電源バスと同様に規定することが望ましい。

### 4.1.2.3 負荷機器側への要求事項

#### 4.1.2.3.1 EMC 要求

負荷機器側への EMC 要求は、EMC 設計標準(JERG-2-241A)「5.2 サブシステム／コンポーネント要求」による。

#### 4.1.2.3.2 入力端電圧

バス電圧及びラインドロップを考慮して、各プロジェクトで個別に規定すること。

## 4.2 コマンド

本節は、コマンドに対する一般要求を示す。

- (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)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、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。
- (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-001B)およびロケットペイロード安全標準(JMR-002B)に従うこと。
- (5) 自律化機能等により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)項の自律化機能等は、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)項の自律化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) 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、未定義信号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

### 4.3 HK データ

本節は、HK データに対する一般要求を示す。

- (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。

### 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、特別な中継機器や I/F 変換等なく、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ウ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、ブランクパネルで封止する等、フライト時には適切な対処を行なうこと。
- (4) 極力、試験専用のコネクタを準備すること。試験時にフライトコネクタへケーブル接続を行う場合は、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な状態に導く場合は、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 電気計装設計

電気計装設計は、宇宙機システムの一部として位置付けられる。

- ・ 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、センサー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。

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 4.6.1-1 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 4.6.1-1 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 <sup>1)</sup> ・高圧 (300V 以上) 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

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。

カテゴリ I～VIIの信号形式において、搭載機器間を接続するハーネスに使用する線材の使用例として、付録II インタフェース回路形式による分類を示す。

#### 4.6.1.2 線材の選択

- (1) 電気計装に使用する線材は、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。
- (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）いう。有機絶縁物表面が、アーク放電の熱による炭化や、アーク放電による導電性生成物（電極金属の蒸着など）が低抵抗の導電路を形成す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が変化する。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。詳細は、ワイヤディレーティング設計標準(JERG-2-212)によること。

#### 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推奨されている。

#### 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、一次電源バスを短絡させるような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、付録Ⅱインタフェース回路形式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し、シールドは、信号源（出力）側で片端接地すること。

##### (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。
- (c) シールドする場合は、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る場合は、電力ラインを接地面の近くを通すことによって電流ループとループのインダクタンスを最小化すること。
- (3) 配電ワイヤ内に、他のラインに伝播して損傷するような過電流が流れないように、過電流を保護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) 使用する場合は、各プロジェクトで判断／決定すること。

- (2) その場合、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-0-041A)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 4.6.1-1 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。

上記以外のもを使用する場合には、当該プロジェクト毎に選択基準を設定すること。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

標準部品以外の特種コネクタを使用する場合は、各プロジェクト毎に選択基準を設定すること。

### 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 4.6.2-1 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 4.6.2 -1 誤接続防止のためのコネクタ配置上の配慮の例

項目	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、EMC 要求により、コネクタシェルを他の搭載機器筐体を介して接地させせる場合は、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、個別にプロジェクトと協議の上、決定すること。
- (c) 搭載機器の同軸コネクタは、メスとすること。

#### (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。
- (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ものとする。
- (6) 信号リターンコンタクト
- (a) 各入出力信号は、その信号リターンをコネクタコンタクトを介すること。
  - (b) シャーシ等を信号リターンとして使用してはならない。
  - (c) 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）
- 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。ただし、既開発品はこの限りではない。
- (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) 試験用コネクタには、必要な防護（EMI キャップなど）を施すこと。
- (10) 特殊コネクタ
- 特殊コネクタを使用する場合には、各プロジェクト毎に使用条件を明確にすること。

#### 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。

### 4.6.3 接地と絶縁

#### 4.6.3.1 内部インタフェース

本項は、EMC 設計標準(JERG-2-241A)「5.1.4.1 接地」、及び絶縁設計標準(JERG-2-213A)による。

#### 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続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、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。または、異なったキータイプのアンビリカルコネクタを使用すること。
- (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) 宇宙機ーロケットー射場設備までの 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

試験装置・設備とのインタフェースは、EMC 設計標準(JERG-2-241A)「5.1.12 試験装置・設備とのインタフェース」による。

#### 4.6.4 低真空環境における放電防止

EMC 設計標準(JERG-2-241A)「5.1.8.5 低真空環境における放電防止」及び帯電・放電設計標準(JERG-2-211A)による。

#### 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 200V 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ものである。
- (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 10Pa 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。
- (6) 参考文書「衛星搭載機器における高電圧の安全性確保ガイドライン(SSS-2021006)」を参考とすること。

#### 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。

1個の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ない。

詳細については、絶縁設計標準(JERG-2-213A)及び電源系設計標準(JERG-2-214A)を参照のこと。

#### 4.6.6.1 ヒューズによる保護

##### (1) 一次電源負荷側

- (a) ヒューズは動作（溶断）した場合、再復帰できないこと、溶断の有無が容易に確認できないことから、原則として、各搭載機器はヒューズを使用してはならない。
- (b) やむを得ず、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。
- (c) 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。
- (d) ヒューズ溶断特性については、十分に留意すること。

##### (2) 一次電源供給側

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。

#### 4.6.6.2 電流遮断回路による保護

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。

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。

#### 4.6.6.3 負荷分離

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。

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。

## 4.7 火工品に対する配慮事項

### 4.7.1 安全要求

火工品は、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（Electroexplosive device 以下 EED）である。EED に対する回路、計装設計と運用は、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-002B) 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。

## 4.8 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。
- (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。

## 5 個別設計要求

### 5.1 電力

電源サブシステムは、宇宙機システム、及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。

### 5.2 EMC

EMC 要求は EMC 設計標準(JERG-2-241A)によること。

### 5.3 RF システム

#### 5.3.1 範囲

無線周波(RF)システムは、30 MHz～300 GHz の周波数帯域において動作する送信機、受信機、アンテナおよび導波管コネクタ等の伝送線路のコンポーネントから構成される。RF システムの設計は、原則として以下の文書に従うものとするが、ここでは、特に RF システムの構成機器に対する固有の設計配慮事項について規定するものである。

- (1) 電波法及び関係省令（電波法施行規則、無線局設備規則等）
- (2) JERG-2-410A RF 通信系設計標準
- (3) JERG-2-420B RF 回線設計標準

#### 5.3.2 共通要求

- (1) RF システムの設計に際しては、システム設計の各段階で以下のパラメータを考慮すること。
  - (a) アンテナの放射特性及び偏波
  - (b) 通信性能（データレート、品質、EIRP、G/T、マージン）
  - (c) 指向精度及びスペクトラム配置
  - (d) 信号対雑音比及び伝播路の特性等
  - (e) 周波数の使用計画
  - (f) 通信形態（シングルキャリア／マルチキャリア、シングルビーム／マルチビームの識別など）
  - (g) 回路の特性、目的（CMD・TLM・RNG、実験用回線等）

- (2) RF システムの要求性能を実現するための検討に際しては、以下のパラメータを考慮すること。
- (a) 送信機の出力電力
  - (b) 受信機の感度
  - (c) 能動回路と受動回路の相互変調歪
  - (d) マルチパクション（高周波放電）
  - (f) インピーダンス不整合
  - (g) 周波数安定度
  - (h) スペクトル純度
  - (i) 反射および回折がアンテナの性能に対して及ぼす影響
  - (j) アンテナ間での相互結合
  - (k) 送信機と受信機の分離
  - (l) 送信機、受信機に関するスプリアス抑制
- (3) システム設計の段階で RF 放射電力が宇宙機搭載の姿勢センサー等に影響を与えないようにスピルオーバーの方向、反射の方向を考慮して姿勢センサー等の配置や防護板の採用を決定すること。

### 5.3.3 アンテナ

- (1) アンテナ設計において、以下の特性を適切に設定すること。尚、アンテナ方式により、必要な特性を取捨選択のこと。
- ・ 指向性
  - ・ カバレッジ／ビーム形状
  - ・ ピーク利得／カバレッジエリアの最低利得
  - ・ 放射パターン（サイドローブ含む）
  - ・ ボアサイト方向
  - ・ ボアサイト利得
  - ・ 半値幅
  - ・ 差信号アンテナパターン
  - ・ 正規化誤差電圧感度
  - ・ 偏波（軸比、方向、交叉偏波識別度）
  - ・ 雑音温度
  - ・ インピーダンス不整合係数

#### 5.3.4 マルチパクション（高周波放電）

- (1) RF システムは、ミッションの全期間におよび地上運用時にマルチパクション（高周波放電）を起こさない設計とすること。また、打上げ段階に動作する搭載機器は、打上げ中の気圧低下の期間も放電を起こさない設計とするか、または、これによって生じるシステムへの影響を回避する設計とすること。
- (2) RF システムは、動作電力とマルチパクション（高周波放電）のブレークダウンが開始する電力との間に適切な設計マージンを確保すること。

#### 5.3.5 受動回路での相互変調（PIM）

ミッションの全期間におよび地上運用時に想定される受動回路の相互変調レベル(PIM)と許容干渉レベルの間には、設計マージンを確保すること。

### 5.4 光学システム

#### 5.4.1 機能説明

光学システムは、地上では電磁スペクトル領域のうちで人間の目に見える領域を対象にしたシステムである。しかし、地球の大気圏外における観測では、可視領域の両側のスペクトル領域が観測可能になり、約  $0.3 \times 10^{12}$  Hz(真空中で波長約 1 mm)～ $3 \times 10^{18}$  Hz(真空中で波長約 0.1nm)の周波数あるいはさらに高周波（短波長）領域にまで光学領域<sup>註</sup>を拡大しなければならない。

光学システムは、光の送受信を行う光学機器と各種信号の処理等を行う部分からなり、使用目的により各種の観測センサー及び姿勢基準のセンサー等からなる。また、光学機器は内部に光学部品を内蔵する。

光学機器の分野では受動システムと能動システムに分けることができる。すなわち、受動システムは検出のみであり、能動システムには光源が含まれ、放射システムとしてさらには通常は受信システムとしても機能する。

放射システムは放射フラックスを放射する。この放射フラックスはしばしば指向性を有し、特定のスペクトルで放射され、目標物を照射し測定したり(ライダー)、変調信号を送信する(通信)。

センサーは、姿勢基準を与えるための太陽、地球、恒星、月や惑星センサー、画像取得装置、及び放射の性質(エネルギー、スペクトル、偏光)を分析する放射計である（主として姿勢基準のためのセンサーを姿勢センサー、また主として観測のためのセンサーを観測センサーと呼ぶ事がある）。センサーは、走査システムにより視野(FOV)を瞬間視野(IFOV)より大きくすることができる。また、センサーが受ける放射フラックスは、空間フィルタリング、スペクトル・フィルタリング、変調または偏光によって変化することがある。

光学部品は、通信(光ファイバー)用またはエネルギー輸送用に使用されることがある。

光学エンジニアリングには、光学機械技術、電気光学技術およびレーザー、またはこれらの技術の組み合わせが含まれている。

注) 波長 1mm 以下の電磁波でもサブミリ波として扱われる場合は、電波としての扱いを受ける場合がある。この場合でも、光として性質が強くなるので、本節に準じた要求を考慮する必要がある。

## 5.4.2 基本的要求事項

### 5.4.2.1 性能に関する要求事項

- (1) 画像取得を目的とする光学機器の画像撮影性能および射影性能についての評価を行う際に考慮すべきパラメータの例を以下に示す。
  - (a) 近軸パラメータの特性
  - (b) 空間分解能に関する画質(WFE、PSF、MTF、エンサークルド・エネルギーなどによって表される)
  - (c) フラックスの収集特性や開口特性にかかわる画質(視野応答特性)
  - (d) 焦点深度
  - (e) 色収差、球面収差、コマ収差、非点収差、像面湾曲、歪曲収差
  - (f) 迷光
  - (g) 指向性能および追尾性能
  - (h) 放射線による損傷および放射線による過渡応答
  - (i) 開口面での入射位置による透過効率の分布
  
- (2) 光学機器の測定性能および放射性能についての評価を行う際に考慮すべきパラメータの例を以下に示す。
  - (a) 全体感度
  - (b) ダイナミックレンジおよび直線性
  - (c) スペクトル応答および帯域外阻止特性
  - (d) 放射計の分解能(検出能、NEP などによって表される)
  - (e) スペクトル分解能(等価帯域幅によって表される)
  - (f) 時間分解能(取得フレーム時間など)
  - (g) 偏光測定精度および搭載機器の偏光特性
  - (h) 迷光防止
  - (i) 飛翔前および飛翔中のキャリブレーション
  - (j) 放射線による損傷および放射線によって生じる過渡特性
  
- (3) 姿勢基準として使用する光学センサーには、地球を含む天体の方位を検出するセンサー(地球センサー、太陽センサー、恒星センサー)、FOG やリングレーザジャイロの様に内部

で光を使うセンサーがある。これらセンサーの設計においては、通常の光学センサー設計と同様の光学特性だけでなく、電気・光学性能としての性能を考慮する必要がある。以下に姿勢センサーとして考慮すべき電気・光学性能の例を示す。

- (a) 検出物理量(角度、角速度等)とセンサー出力の対応付けを表す伝達関数
  - (b) 時間的にランダムに変動する検出誤差
  - (c) 時間的に変動しないが、検出物理量に依存する誤差(バイアス誤差)
  - (d) 長時間にわたって変化するバイアス誤差(ドリフト誤差)
  - (e) バイアス誤差、ランダム誤差は必要に応じて周波数や角度スケールごとに詳細化する。
  - (f) 放射線／過大入力光によって生じる損傷および過渡特性に関し、特に、姿勢センサーの過渡特性は、一時的な現象であっても、姿勢喪失、姿勢センサーのコンフィギュレーション変更等の重大な事象につながる可能性があるため、発生する事象を慎重に予測すること。
- (4) レーザについては、下記を考慮しなければならない。
- (a) 非線形素子の熱真空中での挙動は、大気中の過度試験とは異なることがあるため、必ず熱真空環境での試験を行うこと。
  - (b) 運用時間に対する出力や発信モードのトレンドを確認すること。
  - (c) レーザを使用した搭載機器の過度試験を行う場合は、搭載機器の破損に至る可能性があるため結露に十分注意すること。

#### 5.4.2.2 設計に関する要求事項

- (1) 設計時には、下記の環境上の制約事項および同制約事項が及ぼす可能性がある影響を考慮する。
  - (a) 環境要因として、打上げ時を含め、太陽光、熱入力、機械環境、紫外線、高エネルギー粒子、真空、原子状酸素、宇宙塵、スペースデブリ、コンタミネーション、及び地上での湿度を考慮すること。
  - (b) 応力発生による変形（熱応力による変形を含む）、破断、クラック
  - (c) 光学系のやけ、着色、蛍光、シンチレーション、放射線ルミネッセンス
  - (d) 膨潤
  - (e) 電食、脆化、磨耗、重力効果
  - (f) 大気屈折率差
- (2) (1)に加えて、環境が電気光学コンポーネントに対して及ぼす影響についても考慮に入れなければならない(結晶インピーダンスに対する高エネルギー粒子の影響、高イン



ピーダンス・トランジスタに対する湿度の影響など)。

- (3) 設計時には以下のパラメータを考慮に入れなければならない。
- (a) 消費電力
  - (b) 熱制御
  - (c) 承認済みで特性が知られている材料の使用
  - (d) 帯電
  - (e) 構造の安定性
  - (f) クリアランス(光学機器の最大変動幅)

#### 5.4.2.3 インタフェース

光学システムは、外部視野を有するものが多く、他の搭載機器とは異なるインタフェースが必要になる。光学システムは下記の事項について、宇宙機システムと適切にインタフェースしなければならない。

##### (1) 視野

宇宙機搭載時に確保すべき視野を、迷光の影響も考慮し明示すること。

必要に応じて、視野内への物体の侵入物の制約を明確にし、必要以上に大きな視野を要求しないこと。侵入物の制約とは、例えば、白い物体、黒い物体、質量面密度等光学システムの特性に依存する制約である。

センサー視野へ予期しない天体の侵入による応答(地球センサーのサンモード、恒星センサーへの月の影響等)。

##### (2) アライメント

(a) 光学システムは、宇宙機搭載時に外部からセオドライト、オートコリメータ等の光学計測によって確認可能な、アライメント基準を有すること。

(b) アライメント基準は、光学システムの基準座標系に対して十分な精度で計測され、安定であること。

(c) 脱着可能なアライメント基準の場合には脱着方法を明記しその方法を用いた場合の取り付け再現性が評価されていなければならない。

(d) 脱着不可能なアライメント基準の場合は、フライト可能な設計になっているか、打ち上げ前の最終段階に取り外すかを明確にしておくこと。

##### (3) コンタミネーション

光学システムは、必要に応じ、コンタミネーション管理標準(JMR-010)に従ったコンタ

ミネーション管理を実施するとともに、特殊な管理要求を明確にすること。

(4) 紫外線、原子状酸素

紫外線、原子状酸素等の曝露を受ける材料は光学特性（透過率等）の変化を生じる場合があるため、想定される宇宙環境による劣化予測を行うこと。

(5) 取り付け方法

光学機器の取り付け方法として適切であること、搭載機器振動、過度環境を考慮に入れてアライメントを維持できるものであること。

## 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 ～ 4.1.2.2.4	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。
4.1.2.2.8	他の電源バス インタフェース	○ 4.1.2.2.1～4.1.2.2.6 項と同様。	○ (負荷機器) 4.1.2.2.1～4.1.2.2.6 項と同様。
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 (システムワイヤーハーネス経由で送受信する信号は、原則、その健全性を確認すること。試験コンフィグレーションの関係で正確な計測ができない場合でも、接続に関する安全性は必ず検証すること。)	○ (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

## 7 付録

### 付録 I テレメトリを見ないと生成できないコマンド

#### 1 SM&C の原則

SM&C(Spacecraft Monitor and Control)の原則は次に示すものである。

- Controller(運用管制系)は Target(宇宙機)の状態を Telemetry で送られてくる HK Data でモニタする。
- Controller は Target の状態を保持する、または宇宙機をある動作モードに移行させるために Command(s)を Telecommand で送信する。
- Controller は Target をモニタしてある動作モードに移行していなかったことを認知した場合は、ある動作モードに極力近づけるための Command(s)を Telecommand で送信する。

すなわち、Command とは単独で生成するものであり、HK Data から生成するものではない(Command の中に HK Data が入ることはあり得ない)。

Controllerは、仮に Telemetry がなくても Command(s)を Telecommand で送信して Target を Control できなければならない。

#### 2 テレメトリを見ないと生成できないコマンド例

テレメトリを見ないと生成できない例として、以下に 2 つ示す。

例 1：エンコードしていないコマンド

- 図 2-1 のようにビットごとに指令を意味付けたコマンドの場合、CPU STOP にしたいときに CPU STOP 以外のビットをどのように設定したらよいかわからない。コマンドのデータベース(コマンド名称とコマンドビットパターンを定義したもの)も作成できない。
- 図 2-1 のようなコマンドの場合、CPU STOP 以外のビットは Telemetry で伝送される HK Data を埋める以外にない。
- 図 2-2 のようなコマンドにすれば、コマンドは無条件に生成できる(データベースで定義できる)。

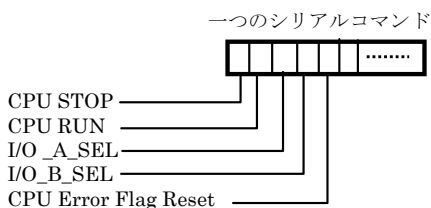


図 2-1 シリアルコマンドで禁止する例

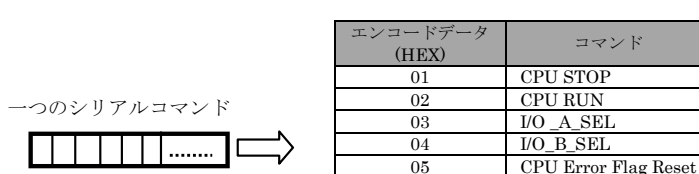


図 2-2 シリアルコマンドの良い例(推奨)

例 2：トグルコマンド

- トグルコマンドとは、一つのコマンドを実行するごとに状態を変化させる(例：状態 A →状態 B →状態 A →状態 B)ものである。
- 今、宇宙機の状態を A にしたいときにコマンドを送信するのかしないのかが分からない。すなわち、運用手順書が作成出来ない。

3 コマンド送信の仕組み

テレコマンドの送信は運用手順書と呼ばれる送信テレコマンド列を定義した手順書で行われる。

この運用手順書は宇宙機にテレコマンドを送信する以前にあらかじめ作成するものである。一般に運用手順書はコマンド名称で記載し、実際に送信するコマンドのビットストリームはコマンドデータベースで変換される。

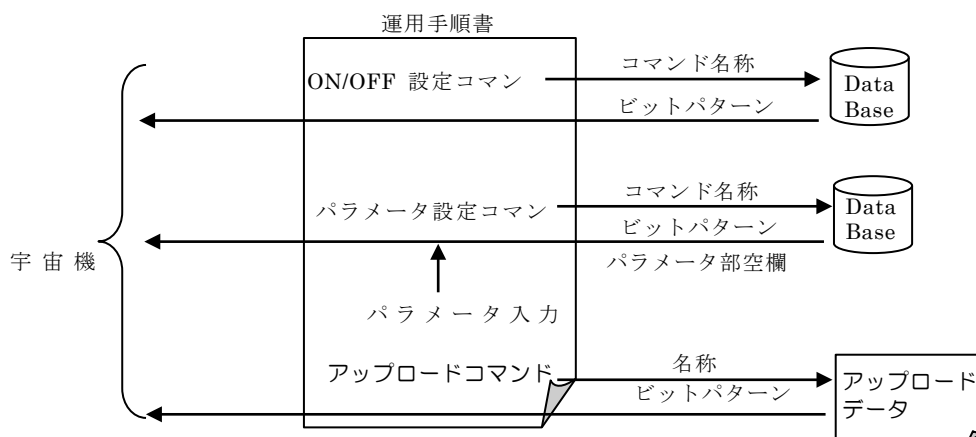
コマンドは次に示す 3 種類に分類される(表 3-1 参照)。

表 3-1 コマンドの定義

コマンド	定義
ON/OFF 設定コマンド	ON、OFF、Enable、Disable、Select、Run、Stop というように単一の動作状態を設定するコマンドである。
パラメータ設定コマンド	機器がある状態において必要なパラメータを設定するコマンド(数値)である。
メモリアップロードコマンド	計算機プログラム等を書き換えるコマンドである。
ファイルアップロードコマンド	ファイル伝送である。

コマンドは次のように送信される(図 3-1 参照)

- **ON/OFF コマンド** : ON/OFF、Enable/Disable のようなコマンドで、送信する全ビット列がデータベースで定義される。
- **パラメータコマンド** : パラメータ ID+パラメータ値のコマンド。パラメータ ID のビット列はデータベースで定義される。データベースではパラメータ値の部分は空白になっており、パラメータ値は運用手順書に記入する。
- **アップロードコマンド** : プログラム書き換え、テーブル書き換え等のコマンド。アップロードコマンドのデータベースはなく、設計者等が準備するデータを送信するものである。



(注)パラメータとは、ビットレート、アンプ利得、姿勢制御角等であり、宇宙機をある動作モードに設定するためのものである。Controller が決定する。

図 3-1 コマンドの送信

このコマンド送信の仕組みは、1項に示した SM&C の原則に基づくものであり、2項に示したエンドードしていないコマンドやトグルコマンド等は上述のコマンド送信の仕組みに適合しない。

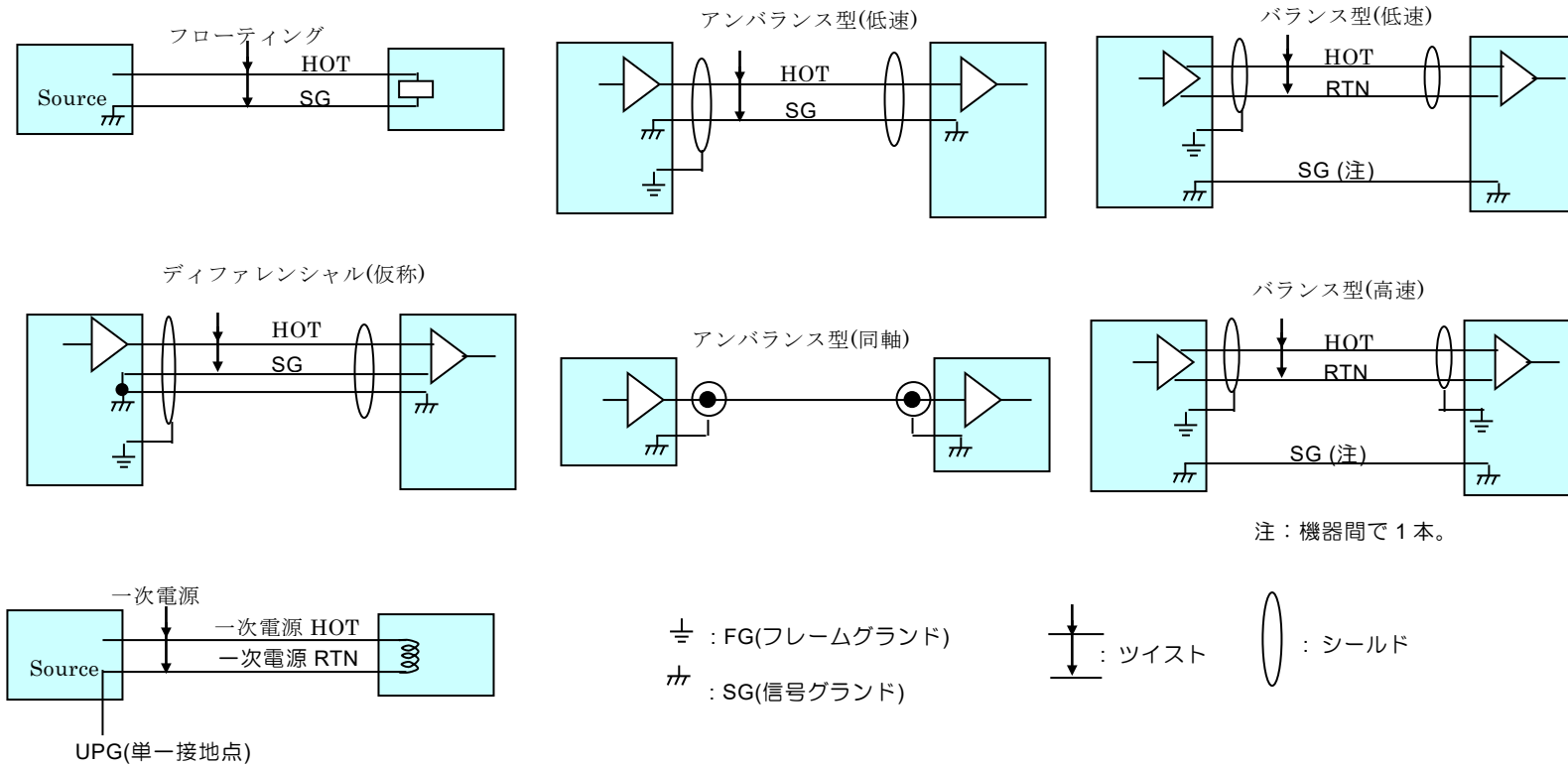
#### 4 伝送路

Telecommand と Telemetry は伝送の特性が異なる。

Telecommand は Command を伝送するため、基本的に伝送誤りは許されない(誤りコマンド実行になる)。したがって、伝送は誤り検出符号を使用して、受信側で誤りを検出した場合は再送要求を行う(怪しいものは廃棄する)。一般的に、見逃し誤り率は  $1 \times 10^{-20}$  程度以上になるように設計する。

一方、Telemetry は HK Data(一般的にサンプリングしたデータである)を伝送するため、伝送誤りが全く許されないと言うことはなく、むしろ、どんどん伝送した方が効果的である。従って、伝送は誤り訂正符号を使用して、受信側で誤りを検出した場合は訂正する。

付録Ⅱ インタフェース回路形式による分類





## 付録Ⅲ ECSS 引用一覧

Quotation part identification sheet		JERG-2-200 Electrical and electronic		ECSS-E-20A(4 October 1999) Electrical and Electronic		note
Paragraph No.	Paragraph Title (Japanese)	Paragraph Title (English)	Paragraph No. and Title	Sentence quoted ( "FULL" : Entire description in the Paragraph "": No quotation )		
4.3	HKデータ	House Keeping Data	4.1.3 Telemetry	b.The precision, range and time resolution of any telemetry channel shall be consistent with requirements on tolerances on the parameter to be monitored.		
4.4	データ処理マージン	Data processing margin	4.2.2 Data processing	c.All processors shall have a minimum 50 % margin in memory size and load factor at PDR (Preliminary Design Review), taking into account the projected peak demand. d.System data buses and individual interfaces shall meet the peak demands with a margin of 50 %.		added by JAXA
4.4.5	高電圧に対する配慮事項	High voltage engineering	5.9 High voltage engineering	FULL		
4.8	故障に対する配慮事項	Failure containment and redundancy	4.2.1 Failure containment and redundancy	a. A single failure shall not propagate outside a single reconfigurable element. b. Redundant functions shall be routed separately, preferably via redundant harness and physically separated connectors. f. In case of signal cross-strapping, no failure of either interface circuit shall propagate to the other one.		
5.3.1	範囲	Functional description	7.1 Functional description	Radio frequency (RF) systems include transmitters, receivers, antennas and their associated transmission lines (waveguides) including connectors, operating typically in the range from 30 MHz to 300 GHz. The transmitted or received signals can be narrowband or wideband, often with complex modulation and sometimes with multiple carriers.		同じである
5.3.2	共通要求	General	7.2 General	FULL		added by JAXA
5.3.3	アンテナ	Antenna	7.3 Antenna	<ul style="list-style-type: none"> <li>• directivity;</li> <li>• electrical boresight;</li> <li>• gain;</li> <li>• impedance mismatch factor;</li> <li>• radiation pattern;</li> <li>• radiation pattern cut;</li> <li>• sense of polarization;</li> <li>• side lobe;</li> <li>• axial ratio;</li> <li>• noise temperature.</li> </ul>		
5.3.4	マルチパクション(高周波放電)	Multipaction	7.4 Multipaction and gas discharge	a. RF systems shall operate without the presence of multipaction --- during all mission phases and ground integration. Equipment switched on during launch phase shall meet this requirement under reduced critical pressure environment.		
5.3.5	受動回路での相互変調(PIM)	Passive intermodulation	7.5 Passive intermodulation	a. Passive intermodulation products generated within the system shall conform to the mission specific requirements for acceptable interfering signal levels during all mission phases.		
5.4.1	機能説明	Functional description	8.1 Functional description	FULL		
5.4.2.1	性能に関する要求事項	Performance requirements	8.2.1 Performance requirements	FULL		added by JAXA