

限定なし



宇宙機一般試験標準 ハンドブック

2023年3月31日 E改訂

(2017年1月17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	総則	1
1.1	目的	1
1.2	適用範囲	1
1.3	要求事項の追加、削除又は変更による修整(テーラリング)	1
2	関連文書	2
2.1	適用文書	2
2.2	参考文書	2
2.3	解説書のみで適用される文書	3
2.4	解説書のみに関係する参考文書	3
3	用語の定義	4
3.1	用語	4
3.2	略語	8
3.3	解説書のみで使用される略語	8
4	一般要求	9
4.1	試験理念と開発方式、及び試験体系	9
4.1.1	試験理念	9
4.1.2	開発方式と試験プログラム	9
4.1.3	試験の全体構成	11
4.1.4	試験体系モデル	12
4.2	試験別要求	13
4.2.1	供試体構成レベル別要求	13
4.2.2	試験目的別要求	14
4.2.3	試験項目別要求	17
4.2.4	再試験	20
4.3	文書	22
4.3.1	試験計画書	22
4.3.2	試験仕様書	22
4.3.3	試験手順書	23
4.3.4	試験報告書	23
4.4	試験の記録	23
4.5	試験条件公差及び測定精度	24
4.6	試験室の標準環境条件	24
5	試験項目と個別要求	25
5.1	システム試験の個別要求	25
5.2	サブシステム試験の個別要求	25
5.3	コンポーネント試験の個別要求	25
5.4	試験項目個別要求	40
6	射場における確認試験	97
6.1	射場搬入後試験	97
6.2	追跡管制システム適合性試験	98
6.3	打上げ準備作業	99

目 次

図 4.1.2-1 開発試験-認定試験-受入試験開発方式 (DQA 方式)	10
図 4.1.2-2 開発試験-プロトフライト試験開発方式 (DP 方式)	10
図 4.1.3-1 試験の全体構成	11
図 4.1.4-1 本試験標準で取り扱う試験体系モデル	12
図 5-1 熱真空試験 基本プロファイル(システム)	49
図 5-2 熱サイクル試験 基本プロファイル(コンポーネント)	78
図-解説 5-1 受入試験温度の設定例	79
図 5-3 熱真空試験 基本プロファイル(コンポーネント)	81
図-解説 5-2 受入試験温度の設定例	82

表 目 次

表 5-1 システム認定試験項目	26
表 5-2 システム受入試験項目	27
表 5-3 システムプロトフライト試験項目	28
表 5-4 コンポーネント認定試験項目	29
表 5-5 コンポーネント受入試験項目	31
表 5-6 コンポーネントプロトフライト試験項目	33
表 5-7 試験条件、試験条件公差 要求一覧 (1 / 4)	35
表 5-7 試験条件、試験条件公差 要求一覧 (2 / 4)	36
表 5-7 試験条件、試験条件公差 要求一覧 (3 / 4)	37
表 5-7 試験条件、試験条件公差 要求一覧 (4 / 4)	38
表 5-8 測定精度 一覧	39

1 総則

1.1 目的

本標準は、宇宙航空研究開発機構(以下「JAXA」という)が開発する宇宙機システム並びに宇宙機システムの構成要素であるサブシステム及びコンポーネント(以下、「システム、サブシステム及びコンポーネント」という場合もある。)に関する開発試験、認定試験、受入試験、プロトフライト試験、射場における確認試験、及び再試験、並びにこれらの試験を構成する試験項目である環境試験、機能性能試験、及び物理パラメータ確認試験(以下これらを「一般試験」という。単に「試験」という場合もある。)についての共通的な試験要求事項を規定するものである。

1.2 適用範囲

本標準は、JAXAが開発するシステム、サブシステム及びコンポーネントの一般試験について適用する。

適用の方法、範囲等については個別の開発仕様書等で明示する。

1.3 要求事項の追加、削除又は変更による修整(テーラリング)

本標準は一般試験要求を規定するものであり、対象とする供試体の特性、重要度、ミッションの性質、技術的リスク、スケジュール及びコスト制約等に応じて、本標準の要求事項の追加、削除又は変更を含む修整が認められる。

<解説>

本標準は、冒頭の目的(1.1項)にも示した通り、JAXAが開発する宇宙機全般を適用範囲としており、その範囲には科学衛星等も含まれ、一般化可能な要求については本標準内に取り込んでいる。

但し、科学衛星に搭載される機器に対する耐環境性要求については、試験設備、打上げ設備及び打上げロケット等に依存する固有の要求が存在する場合がある。

当該機器の試験要求については、必要に応じて、試験要求のテーラリングをしても良い。

2 関連文書

本標準と関連文書の優先順位と関係を以下に示す。

- (1) 本標準の要求事項と契約書、調達仕様書及び開発仕様書の要求事項との間に相違がある場合には、契約書、調達仕様書及び開発仕様書が優先する。
- (2) 本標準の要求事項は、品質管理及び信頼性管理等に関わる他の標準文書等の要求事項と重複して実施する必要はない。
- (3) 適用文書と本標準の優先順位は 2.1 項を参照。

2.1 適用文書

以下の文書は、本標準に定める範囲において本標準の一部をなす。本標準と適用文書との間で矛盾が生じた場合は、特に定めのない限り本標準が優先する。尚、適用文書の最新版の適用について検討する事が推奨される。

- (1) JMR-005A NOTICE-4 品質保証プログラム標準
- (2) JMR-013A 品質保証プログラム標準 (基本要求 JIS Q 9100)
- (3) JERG-2-000B 宇宙機 (人工衛星・探査機) 設計標準
- (4) JERG-0-001F 宇宙用高圧ガス機器技術基準
- (5) JERG-2-142 NOTICE-2 一般環境標準 (宇宙機)
- (6) JERG-2-320A NOTICE-1 構造設計標準
- (7) JERG-2-241A EMC 設計標準
- (8) JERG-2-310 NOTICE-3 熱制御系設計標準
- (9) JERG-2-510A 姿勢制御系設計標準
- (10) JERG-2-130-HB006 NOTICE-1 環境試験信頼性要求ハンドブック
- (11) ISO-14644-1:1999 Cleanrooms and Associated Controlled Environments--Part 1: Classification of Air Cleanliness
- (12) MIL-STD-461C、D、E、F EMI Characteristics Requirements for Equipment
- (13) MIL-STD-462D Measurement of EMI Characteristics
- (14) MIL-STD-1541A Electromagnetic Compatibility Requirements for Space Systems
- (15) JERG-2-130-HB005C 熱真空試験ハンドブック

2.2 参考文書

次の文書は、本標準の記載内容を補足する為の参考となるものである。尚、文書の最新版を参考とする事が推奨される。

- (1) JMR-001C システム安全標準
- (2) JMR-002D ロケットペイロード安全標準
- (3) JMR-004C NOTICE-1 信頼性プログラム標準
- (4) JERG-2-610B 宇宙機ソフトウェア開発標準
- (5) MIL-STD-810G Environmental Engineering Consideration s and Laboratory Tests
- (6) MIL-STD-1540E (SMC-S-016) Test Requirements for Launch, Upper-Stage, and Space Vehicles
- (7) MIL-C-45662A Calibration System Requirements

- (8) IEST-STD-CC1246D Product Cleanliness Levels Contamination Control Program
- (9) ASTM E491-73(2010) Standard Practice for Solar Simulation Thermal Balance Testing of Spacecraft
- (10) GSFC-STD-7000 General Environmental Verification Standard for GSFC Flight Programs and Projects

<解説>

2.3 解説書のみで適用される文書

- (1) 欠番
- (2) JERG-2-130-HB001A NOTICE-1 衝撃試験ハンドブック
- (3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブック
- (4) JERG-2-130-HB003B 振動試験ハンドブック
- (5) JERG-2-130-HB004C フォースリミット振動試験ハンドブック
- (6) 欠番

2.4 解説書のみに関する参考文献

- (1) JIS Z 2330 非破壊試験-漏れ試験方法の種類及びその選択
- (2) 欠番

3 用語の定義

3.1 用語

(1) EMC 管理計画(EMC Control Plan)

EMC 管理計画とは、EMC に関わる供試体構成レベル（宇宙機システム、サブシステム及びコンポーネント）毎の設計、検証要求等をまとめた計画であり、EMC 管理組織により制定及び遂行される。詳細は適用文書 2.1 項(7)JERG-2-241A EMC 設計標準の 4.1 項を参照のこと。

(2) 打上げ時の動作モード(Operational Mode During Launch)

リフトオフからロケットからの分離までの打上げ時における宇宙機システム、サブシステム及びコンポーネントの動作状態。

(3) 宇宙機システム(Spacecraft System)

宇宙機 (Spacecraft) とは、無人の人工衛星及び宇宙探査機の総称をいう。（「JERG-2-000A 宇宙機（人工衛星・探査機）設計標準」3 項 (1) より）

本標準において宇宙機システムとは、軌道上（広義の意味で、地球大気圏外を指す）に打上げられ、軌道上で運用されるサブシステム及びコンポーネントから構成されるハードウェア及びソフトウェアの集合体を指す。

尚、単に「宇宙機」又は「システム」と称することもある。

(4) 運用モード(Operational Modes)

サブシステム及びコンポーネントの ON/OFF 状態、主系/冗長系の選択状態及び想定される動作状態に対して、全ての組合せを考慮した宇宙機システム、サブシステム及びコンポーネントの動作モード。

(5) エンジニアリングモデル(Engineering Model)

宇宙機システム、サブシステム及びコンポーネントの電気的設計、機能的設計及び製造プロセス等を確立する為に使用するモデルである。構成的にはフライト品と基本的に同じに作られるので、部品配置、組立手順及び取扱い方法等の検討用「モックアップ」として利用されることもあり、又、機能性能試験、EMC 試験にも使用されることがある。

(6) 開発モデル(Development Model)

設計、解析、製造及び試験等の情報の取得、確認、設計変更の評価やインタフェース適合性の確認等について、プロトタイプモデル、プロトフライトモデルの設計及び試験方法を固める為に行う開発試験に供することを目的に製作されるモデルである。開発モデルには、エンジニアリングモデル、熱モデル、構造モデル、熱構造モデル、姿勢制御モデル、アンテナ放射パターンモデル等が含まれる。

(7) 軌道上の動作モード(On-Orbit Operational Mode)

ロケットから分離された以降の軌道上の宇宙機システム、サブシステム及びコンポーネントの動作状態。

(8) 構造 (Structure)

構造（又は構造系サブシステム/コンポーネントという）とは、負荷される荷重に耐え、形状を保持する（剛性、アライメントを確保する）役割を有するサブシステム/コンポーネント又はその一部を指す。

(9) 構造モデル (Structure Model, Mechanical Test Model)

宇宙機システム、サブシステム及びコンポーネントの構造設計を固める為に使用されるモデルである。構造的にはフライト品と同じに作られるが、機能部品等については、重量、重心及び慣性能率を合せたダミーが取り付けられる。構造モデルは、振動、衝撃、音響等の環境試験に使用される。

(10) 降伏荷重 (Yield Load)

降伏荷重は制限荷重に降伏安全係数を掛け合わせて定義される荷重であり、これに対して設計した構体等が、0.2%を越える永久歪み及び有害な弾性変形を生じてはならない。

(11) コンポーネント、ユニット (Component, Unit)

宇宙機システム又はサブシステムの一部の機能を有するものであって、いくつかの部品、デバイス及び構造体を組み合わせたもの。

なお、本文中ではコンポーネントと統一して記載する。

(12) 最大予測環境 (Maximum Predicted Environment)

宇宙機システム、サブシステム及びコンポーネントが組立後からミッション終了まで (地上輸送、地上ハンドリング及びフライト等) の全ての期間において遭遇すると予測される最大の環境レベル。尚、地上輸送及び地上ハンドリングの環境を予測することは困難であり、これらは予測可能なフライト環境に包絡されるように工夫及び考慮が成されるのが一般的である。このことを前提として、本標準における最大予測環境は特に規定される場合を除いて最大予測フライト環境と等価として扱う。

(13) 最大予測フライト環境

宇宙機システム、サブシステム及びコンポーネントが、組立後からミッション終了まで (地上輸送、地上ハンドリング及びフライト等) の全ての期間において遭遇すると予測される最大の環境レベル。最大予測フライト環境の推定には適切な統計的手法が使用される。統計値がない場合、顧客との合意に基づく。

(14) 材料 (Material)

部品、デバイス、その他の素材となるべき金属、非金属材料。尚、それ自体がある特定機能を有する補助的材料もある。

(注) 金属、非金属材料には、板材、丸棒、電線等がある。又、補助的材料には、接着剤、塗料、潤滑剤等がある。

(15) サブシステム (Subsystem)

本標準においてサブシステムは、2 つ以上のコンポーネント並びにそれらを取り付ける為に必要な支持構体及び相互に接続しているケーブル又は配管により組み立てられたものである。サブシステムは、規定された機能を実現する為、機能的に関係したコンポーネントから構成される。

代表的な宇宙機のサブシステムは、バス系として電力系、姿勢制御系、テレメトリ・コマンド系、構造系、熱制御系及び推進系の機能によって分類されるものと、ミッション系として各ミッション機器がある。但し、必要に応じて再帰的にサブシステムをシステムと設定しても良い。

(16) サーマルソーク (Thermal Soak)

供試体を認定試験温度範囲又は受入試験温度範囲の上限及び下限温度環境下で維持すること。※C改訂版により従来の「さらし」と「浸し」の区別をなくし、「サーマルソーク」に統一した。詳細は JERG-2-130-HB005C 熱真空試験ハンドブック Appendix C.4 を参照。

(17) 試験条件公差 (Test Tolerance)

試験の検証目的に影響しない試験条件の範囲であり、試験条件に対する偏差として指定される。試験条件公差内で試験条件が負荷されれば、試験の成立性には問題がない。本標準では特に指定のない限り、公差は試験条件公差の意味である。

(18) 試験プログラム

本標準では、宇宙機開発において実施する試験について、体系立てて設定する活動計画の全体をいう。

(19) 姿勢制御モデル (Attitude Control Development Model)

姿勢制御系の設計の妥当性を確認するモデルである。姿勢制御系の機能性能試験と同時に、試験方法の検討も行う。

(20) 終極荷重 (Ultimate Load)

終極荷重は、制限荷重に終極安全係数を掛け合わせて定義される荷重であり、これに対して設計した構体等が、破壊を生じてはならない。

(21) 制限荷重 (Limit Load)

制限荷重は、運用環境中で予測される最大荷重である。運用環境中の実際の荷重は、ランダムに変動するので、制限荷重の推定には適切な統計的手法が使用される。統計値がない場合、顧客との合意に基づく。

(22) 設計限度 (Design Limit)

製品の運用中で予測される最大条件に設計のマージンを加える設計の限界条件。

(23) 通電状態 (Power-On Mode)

サブシステム及びコンポーネントの電源を ON にしている状態。

(24) ならし試験 (Burn-in and Wear-in Test)

コンポーネントに組み込まれた部品、デバイスを一定の時間動作させることで、電気電子的及び機械的機器のなじみを良くしたり、特性を安定させること。又、部品及び材料の欠陥やワークマンシップによる初期故障の発見を行う為の試験。

(25) 熱構造モデル (Structure Thermal Model)

宇宙機システム、サブシステム及びコンポーネントの構造設計、熱設計を固める為に使用される供試体である。構造モデルと熱モデルを組み合わせたモデル。

(26) 熱数学モデル (Thermal Mathematical Model)

熱数学モデルは、コンポーネントの動作条件、内部加熱、宇宙機システムの姿勢、太陽輻射、日陰条件、打上げ時加熱及びミッション中の表面熱特性の劣化に係わる最悪な組合せ等を考慮して作成する。熱数学モデルは通常、最悪運用モードに設定して、熱モデルを用いた熱平衡試験において検証する。

(27) 熱モデル(Thermal Model, Thermal Test Model)

宇宙機システム、サブシステム及びコンポーネントの熱設計を固める為に使用される供試体である。熱的にはフライト品と同じに作られるが、宇宙機システム、サブシステム及びコンポーネント外部の熱の出入りについては、フライト品と等価のダミーが用いられ、又、宇宙機システム、サブシステム及びコンポーネント内部については、搭載機器の熱的条件を模擬したものが用いられる。熱モデルは、熱真空試験、熱平衡試験等に使用される。

(28) 物理パラメータ確認試験

物理パラメータ確認試験は、供試体に要求されている各種物理的特性(パラメータ)の測定を行い、供試体が要求仕様を満足していることを確認する試験である。

本標準では物理パラメータ確認試験として、EMC(雑音系)試験、ならし試験、動釣合い試験、リーク試験、磁気試験、モーダルサーベイ試験、熱平衡試験、アンテナパターン測定試験、質量特性試験及びアライメント測定試験の10件に対して、要求を定める。

(29) フライト(Flight)

リフトオフから宇宙機運用終了までの期間

(30) フライト品(Flight Item)

フライトモデル及びプロトフライトモデルを含む、実際に打上げることが予定されている(打上げ可能な)宇宙機システム、サブシステム及びコンポーネント等の総称。

(31) フライトモデル(Flight Model)

認定済みの設計、製造及び検査工程に基づき製造された製品で構成される宇宙機システム、サブシステム及びコンポーネントであり、実際にフライトに供されるモデル。受入試験を適用するモデル。

(32) ブレッドボードモデル(Bread Board Model)

設計初期において、重要な構造や回路等についてその機能性能を検討する為に、一般用の部品及び材料を用いた簡易なモデル。

尚、質量、寸法及び宇宙環境に耐える性能は要求されない。

(33) プロトタイプモデル(Prototype Model)

フライトモデルとしての設計を認定する為に製造される宇宙機システム、サブシステム又はコンポーネントであり、認定試験が行われるモデル。

(34) プロトフライトモデル(Proto-Flight Model)

元来はプロトタイプに指定されており、完全に又は部分的に認定試験を受けた後に、必要に応じ改修を行い、フライト品として受け入れられたモデル。又は、前もってプロトタイプ及びフライトタイプの両用に指定されたもので、受入試験及び認定試験の各要素を複合した環境試験を行うモデル。

3.2 略語

本標準内で使用する略語を以下に示す。

—A—	AT	Acceptance Test	受入試験
—D—	dB	decibels	デシベル
	DM	Development Model	開発モデル
—E—	EM	Engineering Model	エンジニアリングモデル
	EMC	ElectroMagnetic Compatibility	電磁適合性
	EMI	ElectroMagnetic Interference	電磁干渉
—F—	FM	Flight Model	フライトモデル
—I—	IPA	IsoPropyl Alcohol	イソプロピルアルコール
	IR	Infrared Ray	赤外線
—M—	MIL-STD	MILitary STanDard	MILスタンダード
—O—	OSR	Optical Solar Reflector	オプティカルソーラリフレクタ
—P—	PAF	Payload Attach Fitting	衛星分離部
	PFM	Proto-Flight Model	プロトフライトモデル
	PFT	Proto-Flight Test	プロトフライト試験
	PSD	Power Spectrum Density	パワースペクトル密度
—Q—	QT	Qualification Test	認定試験
—R—	RF	Radio Frequency	無線周波数、無線
	rpm	Revolution Per Minute	毎分回転数
—S—	SM	Structure Model	構造モデル
	STM	Structure Thermal Model	熱構造モデル
—T—	TM	Thermal Model	熱モデル
	TT&C	Tracking, Telemetry and Command	トラッキング、テレメトリ、コマンド

<解説>

3.3 解説書のみで使用される略語

—E—	ESD	ElectroStatic Discharge	静電気放電
—G—	GPS	Global Positioning System	全地球測位システム
—R—	RRS	Random Response Spectrum	ランダム応答スペクトラム
—T—	TWT	Traveling Wave Tube	進行波管

4 一般要求

4.1 試験理念と開発方式、及び試験体系

本章では、本標準で扱う試験の理念及び対象とする開発方式、試験の全体構成と試験体系モデルについて規定する。

4.1.1 試験理念

宇宙機システムの開発において、試験は基本的な検証方法の1つである。試験は、的確かつ確実に実施される様に設定されなければならない。すなわち、設定した内容を、試験プログラムとして維持管理し、これに基づいて試験を実施しなければならない。

試験を設定する際に考慮すべき理念を以下に示す。

- (1) 試験は、開発試験、認定試験、プロトフライト試験、受入試験、射場搬入後試験及び必要なその他の試験が適切に選定され、実施されなければならない。
- (2) 試験は、試験方法、試験時期、試験条件、計測項目及び評価方法が、適切に選択されなければならない。
- (3) 試験は、試験による検証の目的が損なわれないように、該当する試験の以前に実施されるべき試験を完了させるように設定されなければならない。すなわち、認定試験の前には開発試験で設計の妥当性を確認すべきであり、受入試験の前には認定試験を完了していなければならない。

4.1.2 開発方式と試験プログラム

本標準は、本項(1)に規定する基本的な開発方式（ベースライン開発方式）を採用する場合に実施すべき試験に関する要求を規定するものである。

(1) 基本的な開発方式と試験プログラム

基本的な開発方式として、図 4.1.2-1 に開発モデル-プロトタイプモデル-フライトモデル（開発試験-認定試験-受入試験（DQA 方式））を、図 4.1.2-2 に開発モデル-プロトフライトモデル（開発試験-プロトフライト試験（DP 方式））を示す。

ミッション運用期間中に高い信頼性を要求されるシステム、サブシステム及びコンポーネントに対して、いずれかの方式が適用されるものとする。

尚、図 4.1.2-1 及び図 4.1.2-2 に示す順番は例であり、規定ではない。

a) 開発試験-認定試験-受入試験開発方式（DQA 方式）

開発試験-認定試験-受入試験（DQA : Development-Qualification-Acceptance）

開発方式（図 4.1.2-1）では、開発モデル（DM : EM/STM を含む）による開発試験及びプロトタイプモデル（PM）による認定試験において供試体の設計及び製造方法を確立させると共に、その後に新規製造されるフライトモデル（FM）の受入試験の試験方法及び試験手順等を確立させる。FM が完成するまでに認定用とフライト用 2 つのモデルで長期間に亘って段階的に検証がなされる為信頼性が高く、コストが高い方式である。

この開発方式において、認定試験に用いられる PM は、その後はフライトにその

まま使用されることはなく、改めてFMを製造し、受入試験を実施した後、打ち上げられる。

b) 開発試験-プロトフライト試験開発方式 (DP方式)

図 4.1.2-2 に示した開発試験-プロトフライト試験 (DP:Development-Protoflight) 開発方式は、必要に応じ開発モデル (DM) による開発試験で設計及び製造方法等を確認し、プロトフライトモデル (PFM) を用いて設計及び製造方法を認定する試験及びフライト品として受入れる試験を合わせて実施する方式である。フライトモデル (FM) を改めて製造しない為、DQA方式よりもコストが低減されるが、この方式は認定された品目の変更点や技術成熟度について検討されているものに適用される。但し試験実施後における供試体の残存寿命を試験で実証されないリスクがある。開発試験や過去の実績或いは解析等の結果を考慮して残存寿命に関するリスク低減評価をしなければならない。

尚、この開発方式の場合、既開発品の成果を活用して適用されることが原則である。従って、実際にはPFMの前にDMがあるとは限らない。又、図中のDMは新規開発品と読み替えても良い。

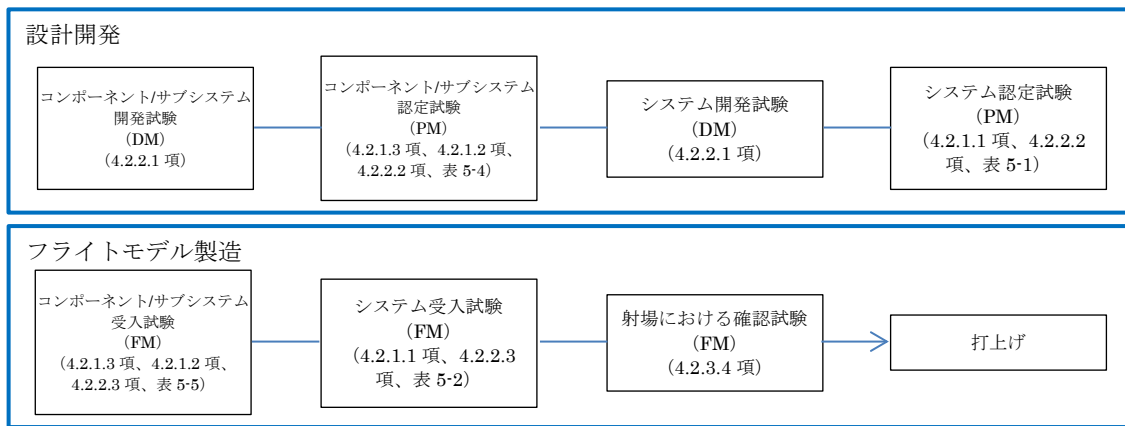


図 4.1.2-1 開発試験-認定試験-受入試験開発方式 (DQA方式)

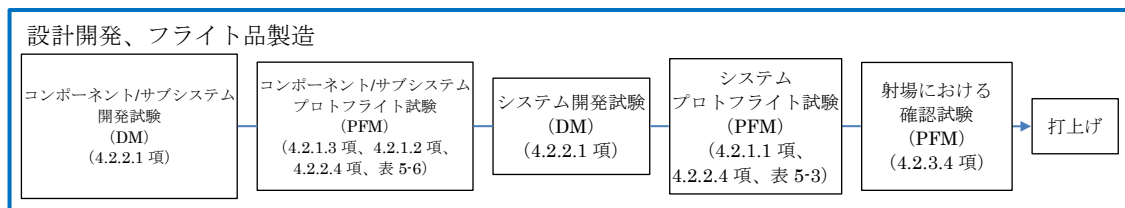


図 4.1.2-2 開発試験-プロトフライト試験開発方式 (DP方式)

(2) その他の開発方式と試験プログラム

実際のプロジェクトでは、コスト制約、技術成熟度、信頼性及び技術リスク等に応じて、一部のコンポーネント/サブシステムにエンジニアリングモデルをリファービッシュしてフライトモデルへ転用することもある。この開発方式をEFM方式と呼ぶ。この開発方式を採用するに当たって、本標準の一部又は全部を適用することは可能であるが、本試験標準では具体的な試験要求は規定しない。

4.1.3 試験の全体構成

試験要求を明確にする為に、本標準で取り扱う試験の構成を整理し、本標準で取り扱う試験の全体構成を、4.3項～4.6項の要求事項の関係を含めて図4.1.3-1に示す。

尚、製造工程における検査の位置づけで実施する試験及び試験工程で実施される製品検査等は、本標準では対象外として、要求は規定しない。

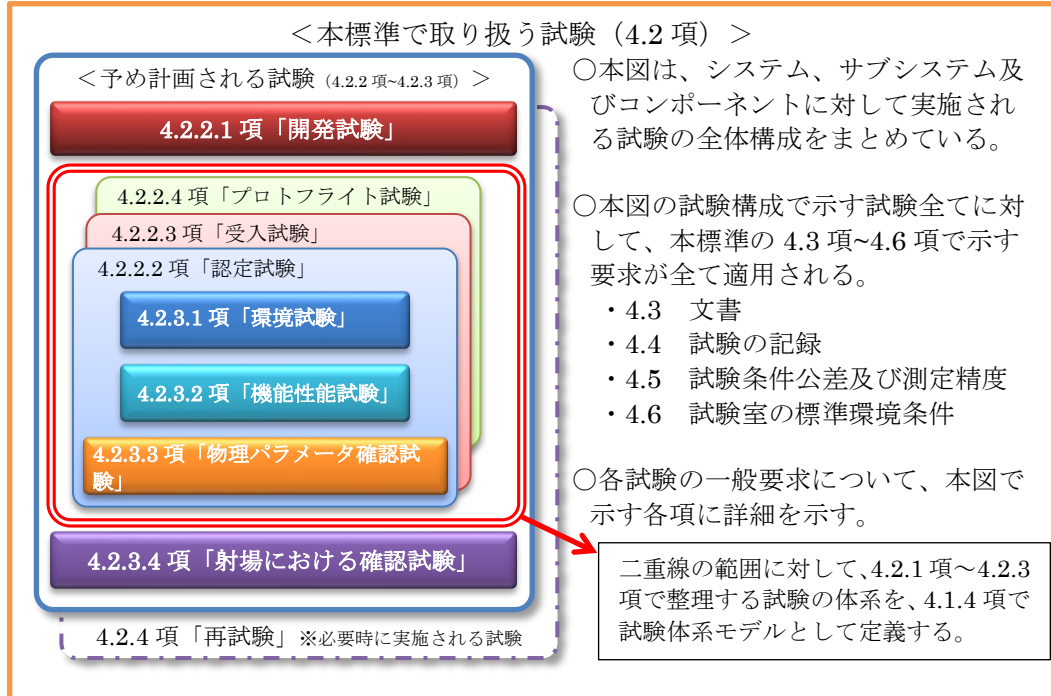


図 4.1.3-1 試験の全体構成

- (1) 開発試験は、設計概念の妥当性を確認することが目的であり、一般的に宇宙機システムの開発初期で実施される。開発試験は、プロジェクト毎に特殊性が強い為、個別の試験要求はプロジェクト毎に試験プログラムに規定される。本標準では、共通的な試験要求事項を4.2.2.1項で規定する。
- (2) 開発方式により、システム、サブシステム及びコンポーネントに対して実施される認定試験、受入試験及びプロトフライト試験は、本標準で規定する試験体系に基づき、該当する試験項目と要求事項が試験プログラムに規定される。4.1.4項に本標準で規定する試験体系モデルを、4.2項に各試験の一般要求を規定する。又、試験項目をその性質毎に環境試験、機能性能試験、物理パラメータ確認試験及び射場における確認試験に分類し、其々の共通的な要求を4.2.3項に規定する。
- (3) 射場における確認試験は、打上げ前に実施される。プロジェクト毎の特殊性が強い為、個別の試験要求はプロジェクト毎の試験プログラムに規定される。本標準では、共通的な試験要求を4.2.3.4項に規定する。
- (4) 再試験は、4.2.1～4.2.3項の全ての試験実施中又は実施後に再検証の必要が生じた場合に実施される為、実施する内容はプロジェクト毎に規定し実施する。全体構成図(図4.1.3-1)では全ての試験に対して発生する可能性があることを示している。
- (5) 試験の信頼性及び品質を確保する為に、文書、試験の記録、試験条件公差、測定精度及び試験室の標準環境条件を試験プログラムに規定しなければならない。本標準では、それらの共通的な要求事項を4.3～4.6項に規定する。

4.1.4 試験体系モデル

本標準で取り扱う試験目的（認定試験、受入試験及びプロトフライト試験）、供試体構成レベル及び試験項目との関係を体系的に整理した試験体系モデルを、図 4.1.4-1 に示す。

尚、サブシステムについては試験体系に含まないが、試験を実施する場合は、原則としてコンポーネントに準じるものとする。一般要求については、4.2.1.2 項を参照。

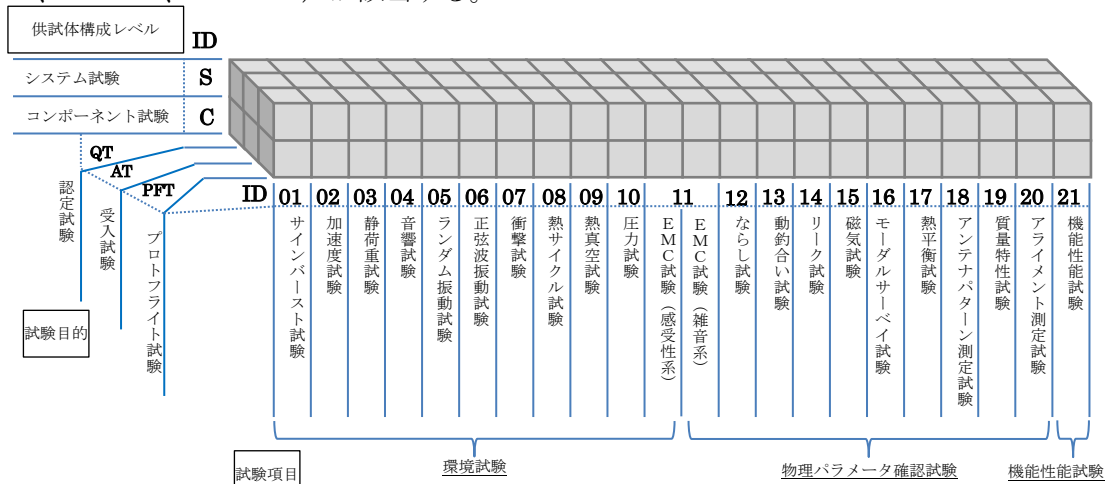
又、開発試験、射場における確認試験、及び再試験に関しても、これらの試験が持つ特性を考慮し、試験体系モデルには含まない。開発試験、射場における確認試験、及び再試験の一般要求に関しては、それぞれ 4.2.2.1 項、4.2.3.4 項、4.2.4 項を参照のこと。

同様に、製造工程における検査の位置づけで実施する試験や、試験工程で実施される製品検査等も、本標準では対象外として、要求は規定しない。

本標準では、供試体に対する試験を試験体系モデルに基づき、供試体構成レベル（4.2.1 項参照）、試験目的（4.2.2 項参照）及び試験項目（4.2.3 項参照）の 3 つの属性で分別している。

例えば、システム音響プロトフライト試験は、供試体構成レベルはシステム試験なので「S」、試験目的はプロトフライト試験なので「PFT」、試験項目は音響試験なので「04」となり、試験 ID を S-PFT-04 のように定義する。各試験の個別要求は 5.4 項で示す。

例として示した同試験に対応する試験個別要求は 5.4 項(1)システム試験 音響試験（S-QT-04、S-AT-04、S-PFT-04）が該当する。



※サブシステム試験は上記体系に含まない。試験要求はコンポーネントに準じる。尚、サブシステムを再帰的にシステムと設定して試験を実施する場合には、システム試験の要求に準じること。（4.2.1.2 項参照）

※開発試験及び射場における確認試験及び再試験は上記体系に含まない。（4.2.2.1 項、4.2.3.4 項、4.2.4 項参照）

図 4.1.4-1 本試験標準で取り扱う試験体系モデル

<解説>

本標準は、「1.1 目的」で述べた通り、「一般試験（試験）」に対する要求事項を規定するものである。従って、本標準で規定する試験の工程よりも前のフェーズである「製造工程」の一部と定義される検査、例えば構造設計標準で要求されている「プルーフ試験」や宇宙用高圧ガス機器技術基準で要求される受入検査等は対象としていない。又、海外標準（MIL、SMC や ECSS）ではスコープに含まれる（Visual）Inspection も、プロジェクト毎の独自性が強いこと、検査の範疇であることから、本標準では対象外として、要求を規定していない。

4.2 試験別要求

4.2.1 供試体構成レベル別要求

試験対象となるハードウェア及びソフトウェアで構成される供試体の構成レベルに基づく分類であり、本標準においてはシステム試験、サブシステム試験、コンポーネント試験を定義し、各試験に対する一般要求を以下に示す。

尚、本標準においてソフトウェアは供試体を構成する一つの要素として扱う為、ソフトウェアに対する試験要求は規定しない。ソフトウェアの試験については、参考文書 2.2 項 (4) JERG-2-610 宇宙機ソフトウェア開発標準を参照すること。

4.2.1.1 システム試験

システム試験では以下の項目に従うこと。これらに従うことができない場合は、問題のないことを事前に確認すること。

- (1) システム試験では、サブシステム及びコンポーネント等の総合的な組み合わせに加えて、計装類（機械、熱、電気）の確認も含まれる。
- (2) システム試験に用いる供試体には、システムを構成する全てのハードウェア及びソフトウェアが含まれなければならない。但し、試験設備の制約等により試験の実施が困難な場合は、分割により損なわれる検証項目について代替の検証手段を用意した上で分割して試験を行うことができる。
- (3) 宇宙機システム外部とのインタフェース（機械、熱、電気、ソフトウェア等）の実証を行う場合は、必要に応じて適切なシミュレータを用いること。
- (4) システム試験は、サブシステム及びコンポーネント試験の実施後に行う。但し、検証目的が整理されており、サブシステム及びコンポーネント試験をシステム試験の前に行わないことが合意されている場合はこの限りではない。
- (5) 一般的な試験項目及び試験順序を表 5-1 から表 5-3 の試験項目表に示す。

4.2.1.2 サブシステム試験

サブシステム試験の目的は、システム試験におけるリスクを低減させることである。

又、システム試験で実証できない仕様に関してサブシステムにて仕様を満たしていることを確認することである。

サブシステム試験は試験体系モデル（4.1.4 項）に含まれない。

サブシステム試験では以下の項目に従うこと。これらに従うことができない場合は、問題のないことを事前に確認すること。

- (1) 機構、流体、加圧等の状態は可能な限り打上げ時の状態を模擬すること。
- (2) 打上げ時に電源の入っている供試体は、電源を投入して環境試験を行うこと。
- (3) 供試体以外とのインタフェース（機械、熱、電気、ソフトウェア等）の実証を行う場合は、必要に応じて適切なシミュレータを用いること。
- (4) サブシステム試験を行う場合の試験項目はコンポーネント試験項目（表 5-4～表 5-6）に準ずること。尚、サブシステムを再帰的にシステムと設定して試験を実施する場合の試験項目はシステム試験項目（表 5-1～5-3）に準ずること。

4.2.1.3 コンポーネント試験

コンポーネント試験では以下の項目に従うこと。これらに従うことができない場合は、問題のないことを事前に確認すること。

- (1) コンポーネント試験は、原則としてコンポーネント単体で全て実施されなければならない。但し、実施が困難な場合又は配管、RF 回路、配線等のコンポーネントの試験は組み込んだ宇宙機システム又はサブシステムにおいて、必要なコンポーネント試験を実施しても良い。
本標準で試験を要求するコンポーネントは、5章 個別要求の表 5-4～5-6 に示す。
- (2) 機構、流体、加圧等の状態は打上げ時の状態を模擬しなければならない。
- (3) 打上げ時に電源の入っている供試体は、電源を投入して環境試験を行うこと。
- (4) 供試体外部とのインタフェース（機械、熱、電気、ソフトウェア等）の実証を行う場合は、必要に応じて適切なシミュレータを用いること。
- (5) 一般的な試験項目及び試験順序を表 5-4 から表 5-6 の試験項目表に示す。コンポーネントが試験項目表の2つ以上の分類に該当する場合には、各分類に対する規定を満たすように試験を実施する。

<解説>

試験項目表の2つ以上に該当する場合は、例えば EMC 試験について、スターセンサは、電子機器と光学装置の両方の分類に該当していると考えねばならない。光学装置としての EMC 試験は「適用外」であるが、電子機器としては「要求」であるので、組み込まれている電子機器に対しての EMC 試験が要求される。

4.2.2 試験目的別要求

試験における目的毎に、開発試験、認定試験、受入試験及びプロトフライト試験を定義し、各試験に対する一般要求を規定する。

4.2.2.1 開発試験

開発試験は、ハードウェア及びコンピュータソフトウェアの新規の設計概念の妥当性を確認し、概念段階から運用段階までの設計の評価を支援するものである。開発試験の目的には、ハードウェア及びソフトウェアの問題点を早期に識別し、認定試験開始前に必要な再発防止策を講ずることが含まれる。

4.1.2(1)イ項で記述する「開発試験-プロトフライト試験開発方式(DP方式)」において、開発試験を行う場合、開発試験は信頼性保証を支援する重要な要素である。

開発試験で実施すべき内容及び確認すべき項目は次に示す通りであり、試験毎の特殊性が強い為、本標準では試験内容を規定しない。従って、開発試験は、開発仕様書に規定するところにより、エンジニアリングモデル、熱モデル、構造モデル、姿勢制御モデル、アンテナ放射パターンモデル、サブアセンブリ及びブレッドボードモデルを利用する機能モデル等の各モデルにおいて、下記の基本的試験要求事項を参考にし、4.3.1項に示す試験計画書に試験内容を定めること。

- (1) 開発試験は、宇宙機の設計を固める為の技術データの取得、性能マージン、製造の容易

性、試験の容易性、保全性、信頼性、寿命予測及びシステム安全性との適合性を確認する為に実施する。

- (2) 開発試験は、設計マージンを確認する為、可能な限り設計限度を超えた動作条件の範囲に亘って実施しなければならない。
- (3) 開発試験は、設計の妥当性確認、数学モデルの検証並びに宇宙機システムを構成するコンポーネントやサブシステム間のインタフェースの確認が目的であり、シミュレータ等との適合性の確認、試験方法と試験手順の確認及び作業者に対する訓練等を含めなければならない。
- (4) 開発試験用供試体は、識別された問題点及び課題の評価に供するモデルであり、評価目的に最も都合の良い形体に作られる場合がある。従って、フライト品と構造的及び機能的に相違することがあり、試験によって得られるデータにその条件を考慮して取扱わなければならない。
- (5) 寿命試験は、摩耗、変動や疲労の故障モードを持つコンポーネントに対して実施する。環境レベルは、最大予測環境とし、作動時間又はサイクル数は、マージンが十分であることを立証する為に、地上試験を含む予測される動作寿命又は動作期間の 2 倍とすることを原則とする。
- (6) 開発試験の内、次の各開発モデル試験は、其々示す設計標準（本標準 2.1 項で適用している各文書）を参照すること。
 - ・ 構造モデル試験 JERG-2-320A NOTICE-1 構造設計標準 6.1 項
 - ・ 熱モデル試験 JERG-2-310 NOTICE-3 熱制御系設計標準 5.5 項
 - ・ 姿勢制御モデル試験 JERG-2-510A 姿勢制御系設計標準 3.6 項

4.2.2.2 認定試験

認定試験は、設計要求が満足されていることを保証する為にフライトモデルに適切なマージンが含まれることを実証するものである。

認定試験は、認定試験用モデル（プロトタイプモデル）に適用される。

認定試験の要求項目を以下に示す。

- (1) 認定の対象は、「設計」、「製造方法」、「検査方法」、「輸送方法」、「取扱方法」及び「運用方法」の全てが含まれるので、認定試験実施時点では、これらが確立していなければならない。
- (2) 認定試験は、要求仕様に規定された範囲に亘って適切なマージンを有する機能性能であることを実証しなければならない。
- (3) 認定試験は受入試験（4.2.2.3 項を参照）で適用する試験手法、試験手順、試験環境、コンピュータソフトウェア、シミュレータ等を含めて検証しなければならない。
- (4) 認定試験の実施以降に設計、製造方法及びその他の変更を行う場合は、変更内容を認定する為に試験又はその他の実施可能な方法により検証しなければならない。
- (5) 認定試験用モデル（プロトタイプモデル）は、認定試験後にそのまま打上げてはならない。
- (6) 認定試験における環境試験の試験条件は、最大予測環境を超える条件を設定しなければならない。尚、各環境試験における認定試験条件は、表 5-7 に示す。

4.2.2.3 受入試験

受入試験は、各対象品目がフライトに値するものであることを実証するものである。

受入試験は、フライトモデルに適用される。

受入試験の要求項目を以下に示す。

- (1) フライトモデルは、認定試験用モデル又はプロトフライトモデルと原則的に同一設計及び同一製造方法により作られたものでなければならない。
- (2) 受入試験は、要求仕様に規定された範囲に亘って受入れ得る機能性能であることを実証しなければならない。
- (3) 受入試験においては、機能性能パラメータを測定し、ワークマンシップ又は材料のような製造プロセスに起因する不具合を摘出しなければならない。
- (4) 機能性能試験、及び物理パラメータ確認試験に関しては、フライト中に不都合を生じるような機能性能の定量的な劣化の傾向を摘出できるように、連続的な試験を設定（試験の間隔や回数等を設定）し、これらの不具合の兆候がデータトレンドにより確認できるようベースラインを設定し、トレンド評価を実施しなければならない。
- (5) フライトモデルは、受入試験終了後、所定の手順に従いフライトに供せられるもので、受入試験を実施することによって、フライトモデルの機能性能及び寿命を要求水準以下に低下させてはならない。従って、受入試験の試験項目、内容及び条件等は適切に選定されなければならない。
- (6) 受入試験における環境試験の試験条件は、最大予測環境とすること。尚、各環境試験における受入試験条件は、表 5-7 に示す。

4.2.2.4 プロトフライト試験

プロトフライト試験は、ハードウェア及びコンピュータソフトウェアの設計並びに製造方法を認定し、フライトに値するものであることを実証する試験であり、「認定」と「受入」を同一の供試体で実施するものである。

プロトフライト試験は、設計の認定が未だ行われていないが、フライト品として使用するプロトフライトモデルに対して適用される。

プロトフライト試験の要求項目を以下に示す。

- (1) 認定の対象は、「設計」、「製造方法」、「検査方法」、「輸送方法」、「取扱方法」及び「運用方法」の全てが含まれるので、プロトフライト試験実施時点では、これらが確立していなければならない。
- (2) プロトフライト試験では、要求仕様に規定された範囲に亘って受入れ得る機能性能であることを検証しなければならない。
- (3) 受入試験（4.2.2.3項を参照）が計画されている場合には、適用する試験手法、試験手順、試験環境、コンピュータソフトウェアやシミュレータ等を含めて検証しなければならない。
- (4) プロトフライト試験では、潜在的な材料及び製造欠陥が確実に検出されるように試験条件を設定し試験を行わなければならない。
- (5) プロトフライト試験の実施以降に設計、製造方法及びその他の変更を行う場合は、変更内容を認定する為に試験又はその他の実施可能な方法により検証しなければならない。

- (6) 機能性能試験及び、物理パラメータ確認試験では、フライト中に不都合を生じるような機能性能の定量的な劣化の傾向を摘出できるように、連続的な試験を設定（試験の間隔や回数等を設定）し、これらの不具合の兆候がデータトレンドにより確認できるようベースラインを設定し、トレンド評価を実施しなければならない。
- (7) ハードウェアの試験においてハードウェアの使用寿命を大きく減少させるような疲労を避ける為暴露時間(期間)を制限しなければならない。試験実施後における供試体の打上げ時の有効寿命について、過去の実績や開発試験の結果等を考慮して評価しなければならない。
- (8) プロトフライト試験における環境試験の試験条件は、最大予測環境よりも厳しい条件を設定しなければならない。但し、必要以上の過大な試験条件により、機能性能を要求水準以下に下げない為、又宇宙機自体に新たな潜在的欠陥を発生させないように、試験条件には十分配慮しなければならない。
- 尚、各環境試験におけるプロトフライト試験条件は、表 5-7 に示す。

4.2.3 試験項目別要求

本標準においては、試験項目として、環境試験、機能性能試験及び物理パラメータ確認試験に大別する。

試験項目毎に、目的を達成する為の試験手段（使用する試験設備や環境の負荷方法、計測方法等）が複数存在する場合がある為、必要に応じて適切な試験方法を選択すること。

尚、射場における確認試験に関しては 4.2.3.4 項を参照のこと。

又、実際の試験タスクは、これらの試験項目のいずれか又は組合せによって構成される。例えば、システム認定音響試験は、音響認定試験条件を負荷し（環境試験）、音響負荷中及び負荷後における機能性能が設計の意図通りに発揮されることを検証すること（機能性能試験）が目的であり、環境試験と機能性能試験の組合せによるものである。試験項目毎の個別要求を 5.4 項に示す。

4.2.3.1 環境試験

本標準で規定する環境試験の目的は、宇宙機システム、サブシステム及びコンポーネントの運用環境における耐環境設計及びワークマンシップを確認し、環境試験後の打上及び運用環境における機能性能が設計の意図通りであることを実証することである。

本標準で規定する環境試験の範疇は、宇宙機が地上輸送、地上ハンドリング及びフライトに亘って受ける環境において、評価される供試体にとって設計評定となる最大予測環境（構造荷重環境、動的機械環境、熱環境、真空環境、圧力環境や電磁環境に対する環境）を対象とする試験である。以下に本標準で規定する環境試験の試験項目を示す。

- ・ 構造荷重環境：01 サインバースト試験、02 加速度試験、03 静荷重試験
- ・ 動的機械環境：04 音響試験、05 ランダム振動試験、06 正弦波振動試験、07 衝撃試験
- ・ 熱環境、真空環境：08 熱サイクル試験、09 熱真空試験
- ・ 圧力環境：10 圧力試験
- ・ 電磁環境：11 EMC 試験（感受性系試験）

各試験名称の先頭に付した数字は、4.1.4項で定義した試験IDの下2桁を表すものである。

環境試験では試験項目毎に、最大予測環境を基にして、試験目的（認定試験、受入試験及びプロトフライト試験）に応じた試験条件を設定する。環境試験の試験条件は、要求された試験条件公差の範囲において試験対象品目毎に試験目的に応じて設定されるものであり、負荷する環境の負荷レベル及び負荷時間や負荷回数等が該当する。尚、各試験における試験条件については、表5-7を参照のこと。

宇宙機の耐環境設計は最大予測環境を基に設計余裕を考慮し、確実な設計がなされる。

この設計余裕は設計基準で基本的考え方が示され、厳密には個々のプロジェクト毎に規定される。設計余裕は晒される環境に対して十分な設計上の余裕を示すものである。

一方、試験条件公差は、実際の試験により負荷される環境負荷に対して許容される誤差範囲を示すものである。

耐環境設計の設計余裕には、本標準で規定する試験条件及び試験条件公差が含まれていなければならない。各試験における試験条件公差は、表5-7を参照のこと。

4.2.3.2 機能性能試験

機能性能試験は、宇宙機システム、サブシステム及びコンポーネントの設計仕様に基づく要求事項の中で必要な電氣的、機械的及び光学的な機能性能の確認を目的として実施されるものであって、機能性能試験の要求事項は、基本的にプロジェクトによって設定されるべき事項であるが、これには次のような項目が含まれる。

- (1) システム、サブシステム及びコンポーネントに関して、冗長系を含む全ての機器に規定された一連の環境下における全ての運用モードで、機能性能が個別に規定される要求事項に合致することを実証する。
- (2) 規定された一連の環境に曝される前後における、機能性能の劣化が無いことを実証する。
- (3) 環境負荷毎の前後において、耐環境性を確認する。
- (4) ワークマンシップに欠陥の無いことを確認する。

機能性能試験として、電気性能がプロジェクト毎に個別に規定される要求事項に合致することを実証する為に、一連の環境試験を開始する前に初期電気性能試験を、一連の環境試験が終了した後に最終電気性能試験を、それぞれ実施すること。

耐環境性の確認を行う為に、規定された各々の環境試験（4.2.3.1項を参照）の前後及びその途中で、機能性能試験を行うこと。

4.2.3.3 物理パラメータ確認試験

物理パラメータ確認試験は、宇宙機システム、サブシステム及びコンポーネントの物理的特性（パラメータ）を取得し、供試体が要求仕様を満足していることを確認する目的で実施する試験である。

物理パラメータ確認試験の試験要求、試験項目及び試験順序については表 5-1、表 5-2 及び表 5-3 並びに表 5-4、表 5-5 及び表 5-6 に従うこと。

以下に本標準で規定する物理パラメータ確認試験の目的と試験項目を示す。尚、各試験項目の先頭に付した数字は、4.1.4 項で定義した試験 ID の下 2 桁を表すものである。

試験の目的	試験項目
(1) 供試体が外部へ影響を及ぼす電磁的ノイズの確認	11 EMC（雑音系）試験
(2) フライト品の初期欠陥の確認	12 ならし試験
(3) スピン機器の動バランスの確認	13 動釣り合い試験
(4) 加圧機器のリークの確認	14 リーク試験
(5) 磁気設計に関するパラメータの確認	15 磁気試験
(6) 構造の荷重設計に関するパラメータの確認	16 モーダルサーベイ試験
(7) 熱設計に関するパラメータの確認	17 熱平衡試験
(8) アンテナ放射パターンの確認	18 アンテナパターン測定
(9) 質量、質量中心及び慣性モーメントの確認	19 質量特性試験
(10) 環境試験及び輸送によるアライメント変化の確認	20 アライメント測定試験

尚、上記(3)、(9)及び(10)の3試験については、表 5-4～5-6 に含まれないが、これらの試験は、サブシステム試験又はコンポーネント試験においても必要に応じて実施すること。試験順序についてはシステム試験での当該試験実施の考え方に準じること。

<解説>

4.2.3.3 項(3)、(9)及び(10)の動釣り合い試験、質量特性試験、アライメント測定試験については、上位システムからの要求に応じて、試験を実施する必要があるため、本文において「必要に応じて実施すること」としている。

4.2.3.4 射場における確認試験

射場における確認試験の目的は、宇宙機の打上げの準備ができたことを確認することである。

射場における確認試験は、宇宙機を射場へ搬入した後に機能性能を確認する「射場搬入後試験」、追跡管制ネットワークとの適合性を確認する「追跡管制システム適合性試験」及び宇宙機とロケットを結合し打上げシステムへ組み込んだ後に行う「打上準備作業」があり、試験は「射場搬入後試験」、「追跡管制システム適合性試験」、「打上準備作業」の順序で実施することを原則とする。

しかし、射場における確認試験は、射場での打上げスケジュールに従う必要があると共に、個々の宇宙機プログラムによって異なることから、実施に当たっては、個々の宇宙機において検討し、規定する。

詳細については6章による。

4.2.4 再試験

再試験は、供試体の設計変更やコンフィギュレーション変更に伴い、それまでに実施完了としていた試験の有効性が無効と判断される場合に実施する必要がある、本標準に定義した試験体系モデル（4.1.4項）で示される全ての試験（表5-1～6）において発生し得るものである。再試験の目的には、設計変更やコンフィギュレーション変更に伴う設計再認定、及びフライト品目の分解・組立作業に伴うワークマンシップの再確認がある。

再試験の要求項目や試験条件は、供試体の特殊性（設計変更の範囲、コンフィギュレーション変更の範囲、分解・組立作業等の範囲、フライト品目有効寿命への配慮等）によって異なる為、プロジェクトで決める必要がある。

本標準では、設計再認定及びワークマンシップの再確認の為に実施する再試験に関する基本事項について規定する。

4.2.4.1 再試験の基本要件

(1) 設計再認定

- a) 認定試験（4.2.2.2項）又はプロトフライト試験（4.2.2.4項）の実施後に、供試体の設計変更（機能性能の変更、適用される環境条件変更による認定マージンの不足等）や、コンフィギュレーション変更（模擬供試体をフライト品に交換する等）に伴い、それまでに実施完了としていた試験における設計認定の有効性が無効と判断される場合には、無効と判断される範囲においての全ての試験について、再試験を実施しなければならない。
- b) 不具合処置に伴い設計再認定が必要となった場合の試験内容は、不具合処置内容やその処置による設計変更の程度、供試体の状況等を考慮して決定しなければならない。不具合の原因が、実施していた一つ又は複数の環境試験による負荷に起因するものである場合には、再試験の内容に少なくとも不具合原因^{*1)}となった環境試験を含むこと。但し、不具合処置の結果が、完了した環境試験の有効性に影響を及ぼさない場合には、その性根拠を示し、顧客の合意を得ることでこれらの環境試験を省略することができる。

4.2.4.1(1)b)項不具合原因となった環境試験の解説

不具合原因となった環境試験について、以下に例示する。

例1：熱真空試験中に半田付け剥離の不具合を発見した場合で、不具合の原因が熱真空試験前の振動試験による負荷であり、その後熱真空試験で剥離が更に進展したものである場合、該当環境試験は振動試験及び熱真空試験である。

例2：熱真空試験中に半田付け剥離の不具合を発見した場合で、不具合の原因が熱真空試験による負荷である場合、該当環境試験は熱真空試験である。

- c) 上記a)及びb)において完了としていた試験実施時の供試体構成レベルと異なる供試体構成レベルで再試験を実施する場合^{*2)}は、その妥当性を示し、顧客の合意を

得ること。尚、供試体構成レベルは4.2.1項に示すシステム、サブシステム及びコンポーネントである。

4.2.4.1(1)c)項「異なる供試体構成レベルで再試験を実施する場合」の解説

不具合が発生した供試体構成レベルと異なる供試体構成レベルで再試験を実施する場合について以下に例示する。

例1：コンポーネント（下位構成レベル）で検証し、システム（上位構成レベル）での検証を省略する例。

システム熱真空試験でコンポーネントの不具合が発生し、当該コンポーネントを修理又は設計変更もしくはその両方（以下、修理等と言う）をした後にコンポーネント単体で検証を行った場合、本来ならばその後システム試験（不具合が発生した供試体構成レベル）で熱真空試験を実施することが要求される。しかし、コンポーネント単体でその不具合の修理等の結果を検証し、システムや他のコンポーネントへの影響が無いこと等の根拠を示せる場合、顧客の合意を得た上で、システムでの検証を省略できる。

例2：コンポーネント（下位構成レベル）での検証を省略し、システム（上位構成レベル）での検証する例。

システム正弦波振動試験にてコンポーネントとシステムのインタフェース部に起因するコンポーネントの不具合が発生し修理等を行ったが、修理等を実施した部分がコンポーネントのインタフェース部のみである場合に、修理等を実施した後のコンポーネント単体での正弦波振動試験が不要となる根拠（システムでの試験でコンポーネント単体での試験はインタフェース部に関する検証が可能であること等）を示し、顧客の合意を得た上でシステム正弦波振動試験にて検証する。

(2) ワークマンシップ再試験

受入試験（4.2.2.3項）又はプロトフライト試験（4.2.2.4項）の実施後に、それまでに実施完了としていた試験における設計認定の有効性に影響を及ぼさない範囲でフライト品目を交換する場合には、交換に伴う分解・組立作業におけるワークマンシップの再確認を目的とした再試験を実施しなければならない。

ワークマンシップ再試験における試験条件は受入試験条件とする。

a) コンポーネントのワークマンシップ再試験

コンポーネントのワークマンシップ再試験として実施する試験項目は、部品交換に伴う分解・組立作業等の範囲（以下、「作業範囲等」という。）により規定すること。

動的機械環境によりワークマンシップを再確認する必要がある場合、受入試験でランダム振動試験が要求されているコンポーネントに対しては、ワークマンシップ再試験として少なくともランダム振動試験を実施すること。

但し、作業範囲等 に対し、ワークマンシップ試験 に有効な一軸を決められる場合、当該軸の加振のみで良い。

尚、作業範囲等 のワークマンシップが検査等により再確認できる場合は、コンポーネントの機能性能試験のみを実施すれば良いとすることができる。

b) システムのワークマンシップ再試験

システムのワークマンシップ再試験項目は、コンポーネント等の交換等に係る分解・組立作業範囲や難易度、手法の成熟度等を考慮し、顧客との合意に基づき設定すること。但し、ワークマンシップ再試験以外の方法でワークマンシップの再確認を行う場合は、その妥当性を示し、顧客の合意を得ることで、ワークマンシップ再試験を省略しても良い。

4.3 文書

試験実施者は試験の実施に当たり、必要に応じて以下の文書を作成すること。試験計画書、試験仕様書、試験手順書については、必要な内容を満たしていれば、各文書を分けて作成しなくても良い。

4.3.1 試験計画書

試験実施者は、開発品が要求仕様を規定する開発仕様書等の要求を満足するものであることを検証する為の一連の試験計画を試験計画書に定め、これに基づいて試験を実施しなければならない。試験計画書に記述すべき事項は次の通りである。

- 適用範囲
- 適用文書
- 試験目的
- 試験対象品目
- 試験実施場所
- スケジュール
- 実施体制
- 試験内容（試験項目、条件、フロー等）
- 試験コンフィギュレーション
- 周囲環境条件（試験時、保管時及び輸送時の環境）
- 試験装置、設備及び計測方法
- 安全管理
- 信頼性管理

4.3.2 試験仕様書

試験実施者は、試験の合否判定に係る仕様をまとめた試験仕様書を作成し、利用しなければならない。この試験仕様書は、検査員及び作業者が常に利用可能な状態にしておかねばならない。試験仕様書に記述すべき事項は次の通りである。

- 適用範囲
- 適用文書

- 試験目的
- 試験対象品目
- 試験項目
- 試験仕様
- 合否判定

4.3.3 試験手順書

試験実施者は、試験に係る作業内容や供試体の取扱い等をまとめた試験手順書を作成し、利用しなければならない。試験手順書に記述すべき事項は次の通りである。

- 適用範囲
- 適用文書
- 作業要求事項
- 試験環境条件
- 信頼性管理手順
- 品質管理手順
- 安全要求（危険項目の識別、有資格者等）
- 供試体の取扱い注意事項
- 人員配置
- 作業及び試験手順
- 作業フロー
- 設備及び使用機材

4.3.4 試験報告書

試験実施者は、試験の実施内容や試験データ、評価結果をまとめた報告書を作成しなければならない。試験報告書に記述すべき事項は次の通りである。

- 適用範囲
- 適用文書
- 試験スケジュール
- 試験フロー
- 試験要求及び試験結果の対比
- 試験結果及び評価
- 信頼性品質保証評価

4.4 試験の記録

試験実施者は、試験手順書に従って実施した全ての試験項目について記録を作成し、維持しなければならない。詳細は、適用文書 2.1 項(1)JMR-005A NOTICE-4 品質保証プログラム標準の 4.8.8 項又は、同 2.1 項(2)JMR-013A 品質保証プログラム標準（基本要素 JIS Q 9100）の 2.1 項及び 2.2.8.1 項(4)の個別要求による。

4.5 試験条件公差及び測定精度

試験の計画段階において、試験条件公差に対して、使用する試験設備の機能性能及び測定精度が適合していることを確認すること。各試験毎の試験条件公差の要求値を表 5-7 に、測定精度の一覧を表 5-8 に示す。測定精度は、表 5-7 に対応する試験条件公差が無い場合は要求であり、対応する試験条件公差が有る場合は参考値として扱う。尚、計測器類は、国家標準とトレサビリティがとれており、かつ精度を保証する為に定められた校正有効期限内でなければならない。

但し、試験目的を損なわない範囲において試験条件公差および測定精度を拡大することが合意されている場合はこの限りではない。

4.6 試験室の標準環境条件

供試体の試験及び試験前後の準備作業を実施する場所の一般的な標準環境条件は、適用文書 2.1 項(5) JERG-2-142 NOTICE-2 一般環境標準 (宇宙機) の推称値に従い、以下のとおりとする。

- (1) 温度：15～30℃ (以下、左記の範囲を「常温」という)
- (2) 相対湿度：60%以下
- (3) 気圧：900 hPa～1053 hPa (675～790mmHg) (以下、左記の範囲を「常圧」という)
- (4) クリーン度：IS014664-1 クラス 8 (Fed. Std. 209b クラス 10 万)

5 試験項目と個別要求

この項は、システム、サブシステム及びコンポーネントに対して実施する試験項目、試験順序、試験項目に対する要求、評価要求、非適用、及び試験項目個別要求について規定する。開発仕様書に特別の規定がない限り、5.1項～5.4項の要求に従うこと。

尚、表 5-1～表 5-6 の凡例” R” (Required)は試験の実施を「要求する」ものを示す。” ER” (Evaluation Required) は評価要求であり、プログラム毎に試験遂行の要否の評価を行うて決めること。” -” は非適用を示す。

5.1 システム試験の個別要求

システムの認定試験、受入試験及びプロトフライト試験の試験項目及び試験順序は表 5-1～表 5-3 に従うこと。各試験個別要求については、5.4項(1)に示す。

5.2 サブシステム試験の個別要求

サブシステムの認定試験、受入試験及びプロトフライト試験の試験項目及び試験順序は表 5-4～表 5-6 に準ずること。各試験個別要求については、5.4項(2)に示すコンポーネント試験の試験個別要求に準ずること。尚、サブシステムを再帰的にシステムと設定し、サブシステム試験を実施する場合には、5.4項(1)に示すシステム試験の試験個別要求に準ずること。

5.3 コンポーネント試験の個別要求

コンポーネントの認定試験、受入試験及びプロトフライト試験の試験項目及び試験順序は表 5-4～表 5-6 に従うこと。各試験個別要求については、5.4項(2)に示す。

表 5-1 システム認定試験項目

試験項目	試験順序	要求(R)又は 評価要求(ER)
機能性能試験	1 *1	R
EMC 試験	2	R
アンテナパターン測定試験	3	ER
磁気試験	17	ER
リーク試験	4, 12, 16	R
アライメント測定試験	5, 11, 15	R
質量特性試験	6	R
動釣合い試験	18	ER *3
モーダルサーベイ試験	7	R
正弦波振動試験	8	R
ランダム振動試験	9	R *2
音響試験		
衝撃試験	10	R
熱平衡試験	13	R
熱真空試験	14	R

- *1 機能性能試験は、必要に応じて各環境試験の前後及びその途中に行う。
- *2 ランダム振動試験と音響試験のいずれか一方の実施が要求(R)である。どちらの試験を実施するかは、供試体の振動応答の違い等を評価し、個別に規定する。
- *3 スピン安定方式等の動釣合い要求を試験で確認する必要がある宇宙機については、打上げコンフィギュレーション相当で動釣合い試験を行うこと。又、動的機械環境を評定とする環境試験の前に動釣合いをとる必要がある場合も試験を行うこと。3軸姿勢制御方式の宇宙機で、スピンプーズを伴わないものに対しては、特別な要求のない限り、動釣合い試験は適用されない。

<解説>

音響試験又はランダム振動試験のどちらを実施するか評価する際の、供試体の振動応答等の考慮事項については、適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの 2.3 項を参照のこと。

表 5-2 システム受入試験項目

試験項目	試験順序	要求(R)又は 評価要求(ER)
機能性能試験	1 *1	R
EMC 試験	2	ER
アンテナパターン測定試験	3	ER
磁気試験	17	ER
リーク試験	4, 12, 16	R
アライメント測定試験	5, 11, 15	R
質量特性試験	6	R
動釣合い試験	18	ER *3
モーダルサーベイ試験	7	ER
正弦波振動試験	8	R
ランダム振動試験	9	R *2
音響試験		
衝撃試験	10	ER
熱平衡試験	13	ER
熱真空試験	14	R

- *1 機能性能試験は、必要に応じて各環境試験の前後及びその途中に行う。
- *2 ランダム振動試験と音響試験のいずれか一方の実施が要求である。どちらの試験を実施するかは、供試体の振動応答の違い等を評価し、個別に規定する。
- *3 スピン安定方式等の動釣合い要求を試験で確認する必要がある宇宙機については、打上げコンフィギュレーション相当で動釣合い試験を行うこと。又、動的機械環境を評定とする環境試験の前に動釣合いをとる必要がある場合も試験を行うこと。3軸姿勢制御方式の宇宙機で、スピンプーズを伴わないものに対しては、特別な要求のない限り、動釣合い試験は適用されない。

<解説>

音響試験又はランダム振動試験のどちらを実施するか評価する際の、供試体の振動応答等の考慮事項については、適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの 2.3 項を参照のこと。

表 5-3 システムプロトフライト試験項目

試験項目	試験順序	要求(R) 又は 評価要求(ER)
機能性能試験	1 *1	R
EMC 試験	2	R
アンテナパターン測定試験	3	ER
磁気試験	17	ER
リーク試験	4, 12, 16	R
アライメント測定試験	5, 11, 15	R
質量特性試験	6	R
動釣合い試験	18	ER *3
モーダルサーベイ試験	7	R
正弦波振動試験	8	R
ランダム振動試験	9	R *2
音響試験		
衝撃試験	10	R
熱平衡試験	13	R
熱真空試験	14	R

- *1 機能性能試験は、必要に応じて各環境試験の前後及びその途中に行う。
- *2 ランダム振動試験と音響試験のいずれか一方の実施が要求である。どちらの試験を実施するかは、供試体の振動応答の違い等を評価し、個別に規定する。
- *3 スピン安定方式等の動釣合い要求を試験で確認する必要がある宇宙機については、打上げコンフィギュレーション相当で動釣合い試験を行うこと。又、動的機械環境を評定とする環境試験の前に動釣合いをとる必要がある場合も試験を行うこと。3 軸姿勢制御方式の宇宙機で、スピンプーズを伴わないものに対しては、特別な要求のない限り、動釣合い試験は適用されない。

<解説>

音響試験又はランダム振動試験のどちらを実施するか評価する際の、供試体の振動応答等の考慮事項については、適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの音響試験ハンドブック 2.3 項を参照のこと。

表 5-4 コンポーネント認定試験項目

試験項目*7	試験順序	分類											
		電気電子機器	アンテナ	可動機器	太陽電池パドル	バッテリー	バルブ	推進装置	圧力容器	スラスタ	熱制御装置	光学装置	構造
機能性能試験	1, 14*1	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	-
熱平衡試験	10	ER	ER	ER	ER	ER	-	ER	ER	-	ER	ER	-
熱真空試験	11	R*8	R	R	R	R	ER	ER	ER	R*9	R	R	-
熱サイクル試験	9		ER	ER	-	ER	ER	ER	ER	-	-	-	-
モールドサーベイ試験	4	ER	R	ER	R	ER	-	ER	ER	ER	ER	ER	-
正弦波振動試験	5	ER	ER	R	ER	R	ER	ER	R	R	ER	ER	-
ランダム振動試験	6	R	R*2	R	R*2	R	R	R	R	R	R*2	R*2	-
音響試験	6	ER*10		-		-	-	-	-	-			-
衝撃試験	3	ER*4	ER*4	ER*4	ER*4	ER*4	ER*4	ER*4	-	ER*4	E*4	ER*4	-
加速度試験*5	8	ER	ER	ER	ER	ER	-	-	ER	-	-	ER	R*5
静荷重試験*5													
サインバースト試験*6													
磁気試験	16	ER	-	ER	-	ER	R	ER	ER	ER	-	ER	-
圧力試験	12	-	-	ER*3	-	R*3	R	R	R	R	R*3	-	-
リーク試験	2, 7, 13	R*3	-	ER*3	-	R*3	R	R	R	ER	R*3	-	-
EMC試験	15	R	ER	ER	-	-	-	-	-	-	-	-	-

- *1 機能性能試験は、必要に応じて環境試験の前後及びその途中にも適用する。
- *2 ランダム振動試験と音響試験のいずれか一方の実施が要求である。どちらの試験を実施するかは、供試体の振動応答の違い等を評価し、個別に規定する。
- *3 密閉型又は加圧型コンポーネントに適用する。
- *4 ランダム振動試験におけるピーク値を見積もった結果が、衝撃試験条件を包絡している場合には、省略できる。
- *5 構造の加速度試験/静荷重試験/サインバースト試験は、それ以外の試験項目を要求していない為、試験順序は要求しない。又、構造に構成品を搭載したサブシステム/コンポーネントの正弦波振動試験において規定の準静的荷重を負荷された場合は要求しない。
- *6 試験方法は3つの中いずれの一つを選択し、実施すること。
- *7 アライメント測定、動釣合い試験、質量特性試験は本表に含まれないが、必要に応じて実施すること。尚、試験順序については、システム試験での考え方に準じること。
- *8 熱真空試験と熱サイクル試験は、いずれか一方が要求 (R) である。機能性能が真空環境に影響を受けず、かつ真空環境により顕在化する潜在欠陥を有し得ないコンポーネントは熱真空試験を熱サイクル試験で代替することが出来る。但し、常圧下での温度負荷条件が真空下でのそれと同等とみなせることを条件とする。
- *9 スラスタの熱真空試験は噴射試験により代替可能とする。
- *10 音響試験の実施要否は、供試体の振動応答の違い等を評価し、プログラム毎に決める。

<解説>

1. 音響試験とランダム振動試験のどちらか、または両方の実施要否を評価する際の、供試体の振動応答の違い等の考慮事項については、適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの 2.3 項を参照。
2. 衝撃試験の省略を検討する場合のランダム振動条件と衝撃試験条件の比較方法については適用文書 2.3 項(2) JERG-2-130-HB001A NOTICE-1 衝撃試験ハンドブックの 2.4 項を参照。
3. 動釣合い試験、質量特性試験、アライメント測定試験については、本表に含めていないが、上位システムからの要求に応じて、試験を実施する必要があるため、本文において「必要に応じて実施すること」としている。

表 5-5 コンポーネント受入試験項目

試験項目*	試験順序	分類											
		電気電子機器	アンテナ	可動機器	太陽電池パドル	バッテリー	バルブ	推進装置	圧力容器	スラスタ	熱制御装置	光学装置	構造
機能性能試験	1, 13*1	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	-
熱真空試験	9	R*4*5	ER	R	R	ER	ER	ER	ER	R*9	R	R	-
熱サイクル試験	8		ER	ER	-	ER	ER	ER	ER	-	-	-	-
モールドサーベイ試験	4	ER	R	R	R	ER	-	ER	ER	-	-	ER	-
正弦波振動試験	5	ER	ER	ER	ER	-	-	ER	ER	-	-	ER	-
ランダム振動試験	6	R	R*2	R	ER*2	ER	R	R	ER	R	R*2	R*2	-
音響試験	6	ER*10		-		-	-	-	-	-			-
衝撃試験	3	ER*6	-	-	-	-	-	-	-	-	-	ER*6	-
加速度試験	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	ER*7
静荷重試験													
サインバースト試験													
圧力試験	11	-	-	ER*3	-	R*3	R	R	R	ER	R*3	-	-
リーク試験	2, 7, 12	R*3	-	ER*3	-	R*3	R	R	R	ER	R*3	-	-
ならし試験	10	R	-	ER	-	-	R	-	-	R	-	-	-

- *1 機能性能試験は、必要に応じて環境試験の前後及びその途中にも適用する。
- *2 ランダム振動試験と音響試験のいずれか一方の実施が要求である。どちらの試験を実施するかは、供試体の振動応答等の違いを評価し、個別に規定する。ただし、表記‘ER’の機器は、ランダム振動試験または音響試験の実施要否をプログラム毎に評価すること。
- *3 密閉型又は加圧型コンポーネントに適用する。
- *4 熱真空試験と熱サイクル試験は、いずれか一方が要求（R）である。機能性能が真空環境に影響を受けず、かつ真空環境により顕在化する潜在欠陥を有し得ないコンポーネントは熱真空試験を熱サイクル試験で代替することが出来る。但し、常圧下での温度負荷条件が真空下でのそれと同等とみなせることを条件とする。
- *5 高電力 RF 機器は熱真空試験を要求とする。
- *6 ランダム振動試験におけるピーク値を見積もった結果が、衝撃試験条件を包絡している場合には、省略できる。
- *7 構造の加速度試験/静荷重試験/サインバースト試験は、それ以外の試験項目を要求していない為、試験順序は要求しない。又、構造に構成品を搭載したサブシステム/コンポーネントの正弦波振動試験において規定の準静的荷重を負荷された場合は要求しない。
- *8 アライメント測定、動釣合い試験、質量特性試験は本表に含まれないが、必要に応じて実施すること。尚、試験順序については、システム試験での考え方に準じること。
- *9 スラスタの熱真空試験は噴射試験により代替可能とする。
- *10 音響試験の実施要否は、供試体の振動応答の違い等を評価し、プログラム毎に決める。

<解説>

1. 音響試験とランダム振動試験のどちらか、または両方の実施要否を評価する際の、供試体の振動応答の違い等の考慮事項については、適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの 2.3 項を参照のこと。
2. 衝撃試験の省略を検討する場合のランダム振動条件と衝撃試験条件の比較方法については適用文書 2.3 項(2) JERG-2-130-HB001A NOTICE-1 衝撃試験ハンドブックの 2.4 項を参照。
3. 動釣合い試験、質量特性試験、アライメント測定試験については、本表に含めていないが、上位システムからの要求に応じて、試験を実施する必要があるため、本文において「必要に応じて実施すること」としている。

表 5-6 コンポーネントプロトフライト試験項目

試験項目*	試験順序	分類											
		電気電子機器	アンテナ	可動機器	太陽電池パドル	バッテリー	バルブ	推進装置	圧力容器	スラスタ	熱制御装置	光学装置	構造
機能性能試験	1, 15*1	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	-
熱平衡試験	10	ER	ER	ER	ER	ER	-	ER	ER	-	ER	ER	-
熱真空試験	11	R*9	R	R	R	R	ER	ER	ER	R*10	R	R	-
熱サイクル試験	9		ER	ER	-	ER	ER	ER	ER	-	-	-	-
モーターサーバイ試験	4	ER	R	ER	R	ER	-	ER	ER	ER	ER	ER	-
正弦波振動試験	5	ER	ER	R	ER	R	ER	ER	R	R	ER	ER	-
ランダム振動試験	6	R	R*2	R	R*2	R	R	R	R	R	R*2	R*2	-
音響試験	6	ER*11		-		-	-	-	-	-			-
衝撃試験	3	ER*5	ER*5	ER*5	ER*5	ER*5	ER*5	ER*5	-	ER*5	ER*5	ER*5	-
加速度試験*7	8	ER	ER	ER	ER	ER	-	-	ER	-	-	ER	ER*6
静荷重試験*7													
サインバースト試験*7													
磁気試験	17	ER	-	ER	-	ER	R	ER	ER	ER	-	ER	-
圧力試験*4	13	-	-	ER*3	-	R*3	R	R	R	R	R*3	-	-
リーク試験	2, 7, 14	R*3	-	ER*3	-	R*3	R	R	R	ER	R*3	-	-
EMC試験	16	R	ER	ER	-	-	-	-	-	-	-	-	-
ならし試験	12	R	-	ER	-	-	R	-	-	R	-	-	-

- *1 機能性能試験は、必要に応じて環境試験の前後及びその途中にも適用する。
- *2 ランダム振動試験と音響試験のいずれか一方が要求である。どちらの試験を実施するかは、供試体の振動応答等の違いを評価し、個別に規定する。
- *3 密閉型又は加圧型コンポーネントに適用する。
- *4 圧力試験に関してはプロトフライト試験の概念は成立しないので、ここでは、事前に認定圧力試験が実施されていることを条件に受入圧力試験を適用する。
- *5 ランダム振動試験におけるピーク値を見積もった結果が、衝撃試験条件を包絡している場合には、省略できる。
- *6 構造の加速度試験/静荷重試験/サインバースト試験は、それ以外の試験項目を要求していない為、試験順序は要求しない。又、構造に構成品を搭載したサブシステム/コンポーネントの正弦波振動試験において規定の準静的荷重を負荷された場合は要求しない。
- *7 試験方法は3つの中いずれの一つを選択し、実施すること。
- *8 アライメント測定、動釣合い試験、質量特性試験は本表に含まれないが、必要に応じて実施すること。尚、試験順序については、システム試験での考え方に準じること。
- *9 熱真空試験と熱サイクル試験は、いずれか一方が要求 (R) である。機能性能が真空環境に影響を受けず、かつ真空環境により顕在化する潜在欠陥を有し得ないコンポーネントは熱真空試験を熱サイクル試験で代替することが出来る。
但し、常圧下での温度負荷条件が真空下でのそれと同等とみなせることを条件とする。
- *10 スラスタの熱真空試験は噴射試験により代替可能とする。
- *11 音響試験の実施要否は、供試体の振動応答の違い等を評価し、プログラム毎に決める。

<解説>

1. 音響試験とランダム振動試験のどちらか、または両方の実施要否を評価する際の、供試体の振動応答の違い等の考慮事項については、適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの 2.3 項を参照のこと。
2. 衝撃試験の省略を検討する場合のランダム振動条件と衝撃試験条件の比較方法については適用文書 2.3 項(2) JERG-2-130-HB001A NOTICE-1 衝撃試験ハンドブックの 2.4 項を参照。
3. 動釣合い試験、質量特性試験、アライメント測定試験については、本表に含めていないが、上位システムからの要求に応じて、試験を実施する必要があるため、本文において「必要に応じて実施すること」としている。

表 5-7 試験条件、試験条件公差 要求一覧 (1/4)

ID	試験項目	試験条件	試験条件公差	
01	サイン バースト 試験	QT	負荷レベル：降伏荷重を負荷後、終極荷重まで負荷	(1) 振幅加速度：±10%(振幅) (2) 周波数：±2%又は±1Hzの大きい方
		PFT	負荷レベル：降伏荷重	
		AT	負荷レベル：制限荷重	
02	加速度 試験	QT	負荷レベル： 最大予測環境×1.5(最大予測環境が平均+2σ値) 最大予測環境×1.25(最大予測環境が平均+3σ値) 負荷時間：30秒	(1) 定常加速度： +2%/-5%(重心位置) ±10%以内(コンポ-ネント各部) (2) 供試体内ばらつき：±10%以内 (3) 負荷時間：+10%/-0%
		PFT	最大予測環境×1.5(最大予測環境が平均+2σ値) 最大予測環境×1.25(最大予測環境が平均+3σ値) 負荷時間：30秒	
03	静荷重 試験	QT	負荷レベル：降伏荷重を負荷後、終極荷重まで負荷 負荷時間：負荷の安定が確認できる時間	(1) 荷重：±2%
		PFT	負荷レベル：降伏荷重 負荷時間：負荷の安定が確認できる時間	
		AT	負荷レベル：制限荷重 負荷時間：負荷の安定が確認できる時間	
04	音響 試験	QT	負荷レベル：最大予測環境+3dB 負荷時間：120秒	(1) オーバーオールレベル：±1.5dB (2) オクターブバンド： +3.0dB/-1.0dB(63Hz-2000Hz) ±5.0dB(31.5Hz, 4kHz, 8kHz) 1/1オクターブバンド幅以下 尚、PSD解析する際の統計自由度 は100以上 (3) 負荷時間：+10%/-0%
		PFT	負荷レベル：最大予測環境+3dB 負荷時間：60秒	
		AT	負荷レベル：最大予測環境+0dB 負荷時間：60秒	
05	ランダム 振動試験	QT	負荷レベル：最大予測環境+3dB 負荷時間：120秒	(1) 全体実効値：±10% (2) PSD：+3.0dB/-3.0dB 尚、PSD解析する際の統計自由度 は100以上 (3) 振動周波数：±2%又は1Hzの 大きい方 (4) 負荷時間：+10%/-0%
		PFT	負荷レベル：最大予測環境+3dB 負荷時間：60秒	
		AT	負荷レベル：最大予測環境+0dB 負荷時間：60秒	
06	正弦波 振動試験	QT	負荷レベル： 最大予測環境×1.5(最大予測環境が平均+2σ値) 最大予測環境×1.25(最大予測環境が平均+3σ値) 掃引速度：受入試験の掃引速度の1/2倍 掃引方向：UP/DOWN 双方向掃引	(1) 振幅加速度：±10% (2) 振動周波数：±2%又は1Hzの 大きい方
		PFT	負荷レベル： 最大予測環境×1.5(最大予測環境が平均+2σ値) 最大予測環境×1.25(最大予測環境が平均+3σ値) 掃引速度：受入試験と同じ掃引速度 掃引方向：UP/DOWN 双方向掃引	
		AT	負荷レベル：最大予測環境×1.0 掃引速度：4oct/分の掃引速度 掃引方向：UP/DOWN 双方向掃引	

表 5-7 試験条件、試験条件公差 要求一覧 (2 / 4)

ID	試験項目	試験条件	試験条件公差
07	衝撃試験 (システム)	QT 負荷条件：実作動品による分離、展開、保持解放 負荷回数：分離、展開、保持解放を 2 回 ただし、実作動品を用いないシステム衝撃試験は以下の条件とし、個別要求は C-QT-07 に従うこと。 A：最大予測環境+3dB、3 軸両方向 1 回 (計 6 回) B：最大予測環境+0dB、3 軸両方向 2 回 (計 12 回) 負荷の印加方法に起因する過負荷のリスクがない場合には、設計検証の目的を鑑み A の試験条件が望ましい。	N/A ただし、実作動品を用いないシステム衝撃試験は以下の公差とする。 (1) 衝撃応答スペクトル：+6dB/-3dB ※バンド幅は 1/6 オクターブ以下、減衰比は 0.05 (共振倍率 Q=10)。ただし、時系列のパルス波形の場合はパルス波形が振幅加速度の±10%、負荷時間：±10%とすること。
		PFT 負荷条件：実作動品による分離、展開、保持解放 負荷回数：分離、展開、保持解放を 1 回 ただし、実作動品を用いないシステム衝撃試験は以下の条件とし、個別要求は C-PFT-07 に従うこと。 最大予測環境+0dB、3 軸両方向 1 回 (計 6 回)	
		AT 負荷条件：実作動品による分離、展開、保持解放 負荷回数：分離、展開、保持解放を 1 回 ただし、実作動品を用いないシステム衝撃試験は以下の条件とし、個別要求は C-AT-07 に従うこと。 最大予測環境+0dB、3 軸両方向 1 回 (計 6 回)	
	衝撃試験 (コンポーネント)	QT 負荷レベル、負荷回数： A：最大予測環境+3dB、3 軸両方向 1 回 (計 6 回) B：最大予測環境+0dB、3 軸両方向 2 回 (計 12 回) 負荷の印加方法に起因する過負荷のリスクがない場合には、設計検証の目的を鑑み A の試験条件が望ましい	(1) 衝撃応答スペクトル：+6dB/-3dB ※バンド幅は 1/6 オクターブ以下、減衰比は 0.05 (共振倍率 Q=10) ただし、時系列のパルス波形の場合はパルス波形が振幅加速度の±10%、負荷時間：±10%とすること。
		PFT 負荷レベル、負荷回数： 最大予測環境+0dB、1 回	
		AT	
08	熱サイクル 試験 (コンポーネント)	QT A) サーマルソーク試験 a) 高温：許容温度範囲上限以上 b) 低温：許容温度範囲下限以下 c) 時間：規定された供試体温度の定常性の判定基準に達した後、1 時間以上	供試体 温度設定 高温： +3°C/-0°C 低温： +0°C/-3°C
		PFT B) サイクル数：8 サイクル以上 C) 真空度：常圧 D) 昇温、降温平均速度：設計限度以内で軌道上予測最大値以上	
		AT A) サーマルソーク試験 a) 高温：最大予測温度範囲上限以上 b) 低温：最大予測温度範囲下限以下 c) 時間：規定された供試体温度の定常性の判定基準に達した後、1 時間以上 B) サイクル数：8 サイクル以上 但し、機器の実績と試験温度範囲(高温サーマルソーク温度と低温サーマルソーク温度の差)より、4 サイクルに削減することができる。削減条件は適用文書 2.1 項(10) JERG-2-130-HB006 NOTICE-1 環境試験信頼性要求ハンドブックの 5.1.1 項を参照のこと。 C) 真空度：常圧 D) 昇温、降温平均速度：設計限度以内で軌道上予測最大値以上	

表 5-7 試験条件、試験条件公差 要求一覧 (3 / 4)

ID	試験項目		試験条件	試験条件公差
09	熱真空試験 (システム)	QT	A) サーマルゾーク試験 a) 高温: 最大予測温度範囲に適切なマージンを加えた温度範囲の上限以上 b) 低温: 最大予測温度範囲に適切なマージンを加えた温度範囲の下限以下 c) 時間: 各システムの個別要求による	供試体 温度設定 高温: +3°C/-0°C 低温: +0°C/-3°C
		PFT	B) サイクル数: 4 サイクル C) 真空度: 1.3×10^{-3} Pa (1×10^{-5} Torr) 以下 D) 昇温、降温平均速度は軌道上最大予測温度勾配とすること。試験中の最大温度変化率は、設計限度を越えてはならない	
		AT	A) サーマルゾーク試験 a) 高温: 最大予測温度範囲上限以上 b) 低温: 最大予測温度範囲下限以下 c) 時間: 各システムの個別要求による B) サイクル数: 4 サイクル C) 真空度: 1.3×10^{-3} Pa (1×10^{-5} Torr) 以下 D) 昇温、降温平均速度は軌道上最大予測温度勾配とすること。試験中の最大温度変化率は、設計限度を越えてはならない	
09	熱真空試験 (コンポーネント)	QT	A) サーマルゾーク試験 a) 高温: 許容温度範囲上限以上 b) 低温: 許容温度範囲下限以下 c) 時間: 規定された供試体温度の定常性の判定基準に達した後、1時間以上	供試体 温度設定: 高温: +3°C/-0°C 低温: +0°C/-3°C
		PFT	B) サイクル数: 8 サイクル以上 C) 真空度: 1.3×10^{-3} Pa (1×10^{-5} Torr) 以下 D) 昇温、降温平均速度: 設計限度以内で軌道上予測最大値以上	
		AT	A) サーマルゾーク試験 a) 高温: 最大予測温度範囲上限以上 b) 低温: 最大予測温度範囲下限以下 c) 時間: 規定された供試体温度の定常性の判定基準に達した後、1時間以上 B) サイクル数: 8 サイクル以上 但し、機器の実績と試験温度範囲(高温サーマルゾーク温度と低温サーマルゾーク温度の差)より、4 サイクルに削減することができる。削減条件は適用文書 2.1 項(10) JERG-2-130-HB006 NOTICE-1 環境試験信頼性要求ハンドブックの 5.1.1 項を参照のこと。 C) 真空度: 1.3×10^{-3} Pa (1×10^{-5} Torr) 以下 D) 昇温、降温平均速度: 設計限度以内で軌道上予測最大値以上	

表 5-7 試験条件、試験条件公差 要求一覧 (4 / 4)

ID	試験項目	試験条件	試験条件公差
10	圧力試験	2.1 項の適用文書(4)に従うこと	設定圧力：+0%/-10%
14	リーク試験	適用文書 2.1 項(4) JERG-0-001D 宇宙用高圧ガス機器技術基準に従うこと。 なお、高圧ガス機器に該当しない場合も、上記の条件に準拠すること。	
11	EMC (感受性系) 試験 (システム)	N/A	(1) 電界強度：±0.75V/m (2) 雑音印加レベル：±10% (3) 周波数：±0.4%
	EMC 試験 (コンポーネント)	MIL-STD-1541、MIL-STD-461C Part 3 (class A2)及びMIL-STD-462D Notice 2 に従うこと。但し、MIL-STD-1541A で追加及び修正されている事項については、それらを優先すること。	
17	熱平衡試験	N/A	ソーラ照射強度 (1) 面内均一度 ：平均値の±5% (2) 空間均一度 ：平均値の±10% ただし、試験時のソーラ照射強度分布を把握することで、熱数学モデルの検証が行える場合はこの限りではない。 IR 照射強度：±5%

<解説>

表 5-7 の QT ランダム振動試験条件は、累積疲労に対しフライト品(PFM/FM)が PFT/AT ランダム振動試験で与えられる 2 倍以上の疲労度に対する耐性が試験で実証されるように設定されている。累積疲労の観点で表 5-7 と同等の条件を満たす試験が計画される場合、5.3 項コンポーネントランダム振動試験の個別要求で示す累積疲労損傷の評価を考慮した追加の振動試験条件の設定と、付随する累積疲労管理は不要である。ただし、表 5-7 の条件で試験ができない場合や、同一機器に対し複数回のコンポーネントランダム振動試験を計画する場合は、QT として追加の条件を設定すること。また計画外のコンポーネントランダム振動試験を実施する場合には、別途疲労耐性の評価をすること。

累積疲労損傷の評価、解説及び管理については適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの Appendix D 及び E を参照のこと。

表 5-8 測定精度 一覧

測定項目	測定精度
時間	±0.5%
荷重	±2%
変位	±5%
加速度	加速度測定全般：±8.4% 尚、衝撃試験時に衝撃応答スペクトルへの変換をする際のバンド幅は1/6オクターブ以下、減衰比は0.05（共振倍率Q=10）とする。
歪	±3%
音圧レベル	±0.2dB
質量	±0.02%又は±1gの大きい方（50kg未満） ±0.05%（50kg以上）
重心	±1.5mm
慣性モーメント	±1.5%
角度	±20秒
動釣合い量	$8.3 \times 10^4 / n^2 \cdot \text{kg} \cdot \text{cm}^2$ （n：rpm）
温度	±1℃
ソーラ照射強度	±1%（測定にMK-Vを使用した場合）
IR照射強度	±3%（カロリメータ）
圧力	$1.0 \times 10^5 \sim 1.3 \times 10^4 \text{Pa}$ （760Torr～100Torr）：±5% $1.3 \times 10^4 \sim 1.3 \times 10^2 \text{Pa}$ （100Torr～1Torr）：±10% $1.3 \times 10^2 \sim 1.3 \times 10^{-1} \text{Pa}$ （1Torr～ 10^{-3} Torr）：±25% $1.3 \times 10^{-1} \text{Pa}$ 以下（ 10^{-3} Torr以下）：±80% ※耐圧試験時圧力は±1%
リーク量	ヘリウムリーク： $1 \times 10^{-8} \text{std} \cdot \text{CC}/\text{sec}$ 以下 アンモニアリーク： $1 \times 10^{-7} \text{std} \cdot \text{CC}/\text{sec}$ 以下
アンテナ利得値	2.60GHz以下±0.5dB（3σ） 2.60GHz以上±0.3dB（3σ） ※標準ホーンの精度による ※ピーク方向又は規定される角度での値）及びサイドローブ利得値
アンテナ角度設定精度	半値幅の1/10以下
EMC雑音系(RE、CE)振幅精度	±2dB
EMC雑音系(RE、CE)周波数精度	±2%（但し、CE-06のみ±0.02%）
磁気モーメント	フィールドマップ法で磁気モーメントを求める際、EUTの磁束密度は±2%以下（25nTを超える場合）もしくは±5%以下（25nT以下の場合）の精度で測定を行うこと。

5.4 試験項目個別要求

本標準で規定する試験項目毎の個別要求（目次）を示す。

(1) システム試験（試験 ID）

音響試験	(S-QT-04、S-AT-04、S-PFT-04)	P41
ランダム振動試験	(S-QT-05、S-AT-05、S-PFT-05)	P43
正弦波振動試験	(S-QT-06、S-AT-06、S-PFT-06)	P45
衝撃試験	(S-QT-07、S-AT-07、S-PFT-07)	P47
熱真空試験	(S-QT-09、S-AT-09、S-PFT-09)	P48
EMC 試験	(S-QT-11、S-AT-11、S-PFT-11)	P51
動釣合い試験	(S-QT-13、S-AT-13、S-PFT-13)	P53
リーク試験	(S-QT-14、S-AT-14、S-PFT-14)	P54
磁気試験	(S-QT-15、S-AT-15、S-PFT-15)	P56
モーダルサーベイ試験	(S-QT-16、S-AT-16、S-PFT-16)	P57
熱平衡試験	(S-QT-17、S-AT-17、S-PFT-17)	P58
アンテナパターン測定試験	(S-QT-18、S-AT-18、S-PFT-18)	P60
質量特性試験	(S-QT-19、S-AT-19、S-PFT-19)	P61
アライメント測定試験	(S-QT-20、S-AT-20、S-PFT-20)	P62
機能性能試験	(S-QT-21、S-AT-21、S-PFT-21)	P63

(2) コンポーネント試験（試験 ID）

サインバースト試験	(C-QT-01、C-AT-01、C-PFT-01)	P66
加速度試験	(C-QT-02、C-AT-02、C-PFT-02)	P68
静荷重試験	(C-QT-03、C-AT-03、C-PFT-03)	P69
音響試験	(C-QT-04、C-AT-04、C-PFT-04)	P70
ランダム振動試験	(C-QT-05、C-AT-05、C-PFT-05)	P72
正弦波振動試験	(C-QT-06、C-AT-06、C-PFT-06)	P74
衝撃試験	(C-QT-07、C-AT-07、C-PFT-07)	P76
熱サイクル試験	(C-QT-08、C-AT-08、C-PFT-08)	P78
熱真空試験	(C-QT-09、C-AT-09、C-PFT-09)	P80
圧力試験	(C-QT-10、C-AT-10、C-PFT-10)	P83
EMC 試験	(C-QT-11、-----、C-PFT-11)	P84
ならし試験	(-----、C-AT-12、C-PFT-12)	P85
動釣合い試験	(C-QT-13、C-AT-13、C-PFT-13)	P86
リーク試験	(C-QT-14、C-AT-14、C-PFT-14)	P87
磁気試験	(C-QT-15、-----、C-PFT-15)	P89
モーダルサーベイ試験	(C-QT-16、C-AT-16、C-PFT-16)	P90
熱平衡試験	(C-QT-17、-----、C-PFT-17)	P91
質量特性試験	(C-QT-19、C-AT-19、C-PFT-19)	P93
アライメント測定試験	(C-QT-20、C-AT-20、C-PFT-20)	P94
機能性能試験	(C-QT-21、C-AT-21、C-PFT-21)	P95

システム	
音響試験 (S-QT-04、S-AT-04、S-PFT-04)	
1. 試験目的	<p>A) 認定、受入及びプロトフライトの内、該当する試験条件に基づく音響環境に対して、供試体が耐性を有することを実証する。</p> <p>B) 認定試験及びプロトフライト試験では、サブシステム及びコンポーネントに対して設定したランダム振動環境条件の妥当性を確認する。</p> <p>C) 認定試験及びプロトフライト試験では、システムに規定された条件とは異なる音響環境をサブシステム及びコンポーネントに対して規定した場合は、その妥当性を確認する。</p>
2. 試験対象	<p>A) 軌道投入後に伸展、位置が変わる構成品(アンテナ、パドル等)は、試験中は打上げ時の状態に保持すること。</p> <p>B) 電気電子機器、可動機器、バッテリー、熱制御装置等の宇宙用高圧ガス基準に該当しない密閉型または加圧型の構成品は、打上げ時の圧力条件に加圧して試験すること。</p> <p>C) 打上げ時の内圧又は外圧の変化の為に強度、剛性及び荷重条件が著しく変化すると予想される気密型の構成品は、物理的性質が同等かつ供試体に対し悪影響のない液体等を充填して試験を行うこと。但し、打上げ時に充填される液体との密度(比重)や粘度の違いを考慮すること。</p> <p>D) 供試体は打上げ時の動作モードで運用し、サブシステム及びコンポーネントの誤動作等を監視すること。</p> <p>E) 試験中の構造的な不具合の発生を監視すること。</p> <p>F) 供試体は、実機又は実機と剛性が等価なアタッチフィッティング等に取り付けること。試験目的の評価に問題のないことを確認した場合はこの限りではない。</p>
3. 試験条件	<p>A) 拡散音場を用いて、規定の試験条件を負荷すること。</p> <p>B) 負荷レベル、負荷時間及び試験条件公差は表 5-7 に従うこと。但し、試験条件が局所音圧上昇を含む場合は、構造振動と音響の連成を考慮して負荷レベルを緩和すること。</p>
4. その他	N/A

<テラリングガイド>	システム 音響試験
1. 必要な条件を満足する場合には、顧客との合意に基づきシステム PFT の音響試験において、アポジ推進系及び二次推進系の推進薬の質量を模擬するダミー推進薬を充填しなくても良い。但し、推薬タンク単体は認定プロセスを確認し、適用可能か否かを判断すること済みであること。	

<解説>	システム 音響試験
1. サブシステム及びコンポーネントに対して設定した環境条件の妥当性は、アポジ推進系等自身が振動発生源となるコンポーネントの影響も加味する。	
2. 試験時に、電氣的な機能及び性能を有さない代替品を搭載する場合、動作モードに関するコンフィギュレーションについては個別に規定する。	

3. 供試体の設置方法については、適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの 4.5 項を参照。
4. 宇宙機システムは、打上げロケット毎に規定される音響試験規格に従い試験する。
5. 供試体の特徴により、局所音圧上昇を含むレベルが規定される場合がある。局所音圧上昇の詳細については、適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの 2.2 項を参照。
6. システム音響試験時の機器インタフェース部のランダム振動応答を包絡するようにコンポーネントランダム振動条件が設定される場合において、システム音響試験における累積疲労損傷はコンポーネントランダム振動試験と比べ無視できるほど小さい。よってコンポーネントランダム振動試験を実施した機器については、累積疲労損傷の評価において上位システムでの音響試験及びフライト環境は含めなくてもよい。累積疲労損傷の評価、解説及び管理については適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの Appendix D 及び E を参照。ただし、PSD 解析もしくは RRS 解析を用い、システム音響試験時のコンポーネント取付け部の応答が当該コンポーネントのランダム振動試験条件を逸脱した場合は、疲労評価も含めて機器への影響を評価すること。
7. 制御用マイクロホンの設置については、適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの 4.3 項を参照。
8. 制御装置は、各マイクロホンの信号を周波数バンド毎に分析し、その分析結果を効果的にリアルタイムで平均化できる装置を用いることが望ましい。
9. 供試体が大型で吸音率が大きい場合には、音響試験の実施前に、試験時の音響スペクトラムを調整することが望ましい。
10. 必要に応じて宇宙機システム構体及びサブシステムのクリティカルな部分に歪センサを取り付けたり、マイクロホンを供試体内部に設置したりする場合がある。センサの取付けについては適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの 4.4 項を参照。
11. 供試体の共振周波数を評価する場合は、解析の周波数分解能は狭帯域とする。この場合の周波数バンド幅は、一般的に、2Hz から 8Hz 程度が用いられる。
12. 計測データを PSD 解析する際の解析の統計自由度については適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの 5.2 項を参照。
13. サブシステム及びコンポーネントに対して設定されたランダム振動環境と計測されたサブシステム及びコンポーネント取付け部の応答は、PSD 解析もしくはランダム・レスポンス・スペクトラム (RRS) 解析を用いて比較する。PSD 解析及び RRS 解析については、適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの 5 項を参照。

システム	
ランダム振動試験 (S-QT-05、S-AT-05、S-PFT-05)	
1. 試験目的	A) 認定、受入及びプロトフライトの内、該当する試験条件に基づくランダム振動環境に対して、供試体が耐性を有することを実証する。 B) 認定試験及びプロトフライト試験では、サブシステム及びコンポーネントに対して設定したランダム振動環境条件の妥当性を確認する。
2. 試験対象	A) 軌道投入後に伸展、位置が変わる構成品(アンテナ、パドル等)は、試験中は打上げ時の状態に保持すること。 B) 電気電子機器、可動機器、バッテリー、熱制御装置等の宇宙用高圧ガス基準に該当しない密閉型または加圧型の構成品は、打上げ時の圧力条件に加圧して試験すること。 C) 打上げ時の内圧又は外圧の変化の為に強度、剛性及び荷重条件が著しく変化すると予想される気密型の構成品は、物理的性質が同等かつ供試体に対し悪影響のない液体等を充填して試験を行うこと。但し、打上げ時に充填される液体との密度(比重)や粘度の違いを考慮すること。 D) 供試体は打上げ時の動作モードで運用し、サブシステム及びコンポーネントの誤動作等を監視すること。 E) 試験中の構造的不具合の発生を監視すること。 F) 供試体は、規定のランダム振動条件を負荷できる治具に搭載すること。
3. 試験条件	A) 直交3軸の各軸に対して規定の試験条件を負荷すること。 B) 負荷レベル、負荷時間及び試験条件公差は表5-7に従うこと。但し、必要に応じてノッチングを考慮した試験条件とすること。
4. その他	N/A

<テーラリングガイド>	システム ランダム振動試験
1. 必要な条件を満足する場合には、顧客との合意に基づきシステム PFT のランダム振動試験において、アポジ推進系及び二次推進系の推進薬の質量を模擬するダミー推進薬を充填しなくても良い。但し、推進薬タンク単体は認定プロセスを確認し、適用可能か否かを判断すること。	

<解説>	システム ランダム振動試験
1. サブシステム及びコンポーネントに対して設定した環境条件の妥当性は、アポジ推進系等自身が振動発生源となるコンポーネントの影響も加味する。	
2. アポジ推進系等の燃焼による振動に対する試験として振動試験を行う際は、アポジ推進系のアダプタに加振機を取り付ける等の手法で実施される。宇宙機システムはアポジ推進系の燃焼時の動作モードに保持し、ブーム、パドル等も装着して実施する。	
3. 試験時に、電氣的な機能及び性能を有さない代替品を搭載する場合、動作モードに関するコンフィギュレーションについては個別に規定する。	

4. 供試体は、実機又は実機と剛性が等価なアタッチフィッティング等を介して、あるいは、供試体の主要モードが存在する周波数帯域において剛とみなせる治具を介して加振機に取り付けることが一般的である。制御点は、制御の安定性の観点から、剛とみなせる箇所とすることが望ましい。供試体の設置及び治具の設計については適用文書 2.3 項(4) JERG-2-130-HB003B 振動試験ハンドブックの 3.4、3.5 項を参照。
5. 内部の共振がクリティカルな場合は、上位システムと調整の上、ノッチングが適用される。振動試験におけるノッチングの詳細については、適用文書 2.3 項(4) JERG-2-130-HB003B 振動試験ハンドブックの 3.3 項を参照。ランダム振動試験におけるノッチングの方法としてはフォースリミット法を推奨する。フォースリミット法の詳細は適用文書 2.3 項(5) JERG-2-130-HB004C フォースリミット振動試験ハンドブックを参照のこと。
6. 累積疲労損傷の評価、解説及び管理については適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの Appendix D 及び E を参照。
7. 加振制御の詳細については、適用文書 2.3 項(4) JERG-2-130-HB003B 振動試験ハンドブックの 3.7 項を参照。
8. 加速度センサの設置については、適用文書 2.3 項(4) JERG-2-130-HB003B 振動試験ハンドブックの 3.7.1 項を参照。
9. 供試体の共振周波数を評価する場合は、解析の周波数分解能は狭帯域とする。この場合の周波数バンド幅は、一般的に、2Hz から 8Hz 程度が用いられる。
10. 計測データを PSD 解析する際の解析の統計自由度については適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの 5.2 項を参照。

システム	
正弦波振動試験 (S-QT-06、S-AT-06、S-PFT-06)	
1. 試験目的	A) 認定、受入、プロトフライトの各試験条件に基づく正弦波振動環境に対して、供試体が耐性を有することを実証する。 B) 認定試験及びプロトフライト試験では、サブシステム及びコンポーネントに対して設定した正弦波振動環境条件の妥当性を確認する。
2. 試験対象	A) 軌道投入後に伸展、位置が変わる構成品（アンテナ、パドル等）は、試験中は打上げ時の状態に保持すること。 B) 電気電子機器、可動機器、バッテリー、熱制御装置等の宇宙用高圧ガス基準に該当しない密閉型または加圧型の構成品は、打上げ時の圧力条件に加圧して試験すること。 C) 打上げ時の内圧又は外圧の変化の為に強度、剛性及び荷重条件が著しく変化すると予想される気密型の構成品は、物理的性質が同等かつ供試体に対し悪影響のない液体等を充填して試験を行うこと。但し、打上げ時に充填される液体との密度(比重)や粘度の違いを考慮すること。 D) 供試体は打上げ時の動作モードで運用し、サブシステム及びコンポーネントの誤動作等を監視すること。 E) 試験中の構造的不具合の発生を監視すること。 F) 供試体は、規定の正弦波振動条件を負荷できる治具に搭載すること。
3. 試験条件	A) 直交3軸の各軸に対して規定の試験条件を負荷すること。 B) 負荷レベル、掃引速度、掃引方向及び試験条件公差は表5-7に従うこと。但し、必要に応じてノッチングを考慮した試験条件とすること。
4. その他	N/A

<テーラリングガイド>	システム 正弦波振動試験
1. 必要な条件を満足する場合には、顧客との合意に基づきシステム PFT の正弦波振動試験において、アポジ推進系及び二次推進系の推進薬の質量を模擬するダミー推進薬を充填しなくても良い。但し、推進薬タンク単体は認定プロセスを確認し、適用可能か否かを判断すること。	
2. 正弦波振動の掃引方向は、供試体の非線形性（主要モードの固有振動数及び共振倍率の変化）が顕著に認められない場合には、ロケット側と調整の上で片側掃引にて試験を行って良い。	

<解説>	システム 正弦波振動試験
1. サブシステム及びコンポーネントに対して設定した環境条件の妥当性は、アポジ推進系等自身が振動発生源となるコンポーネントの影響も加味する。	
2. アポジ推進系等の燃焼による振動に対する試験として振動試験を行う際は、アポジ推進系のアダプタに加振機を取り付ける等の手法で実施される。宇宙機システムはアポジ推進系の燃焼時の運用モードに保持し、ブーム、パドル等も装着して実施する。	

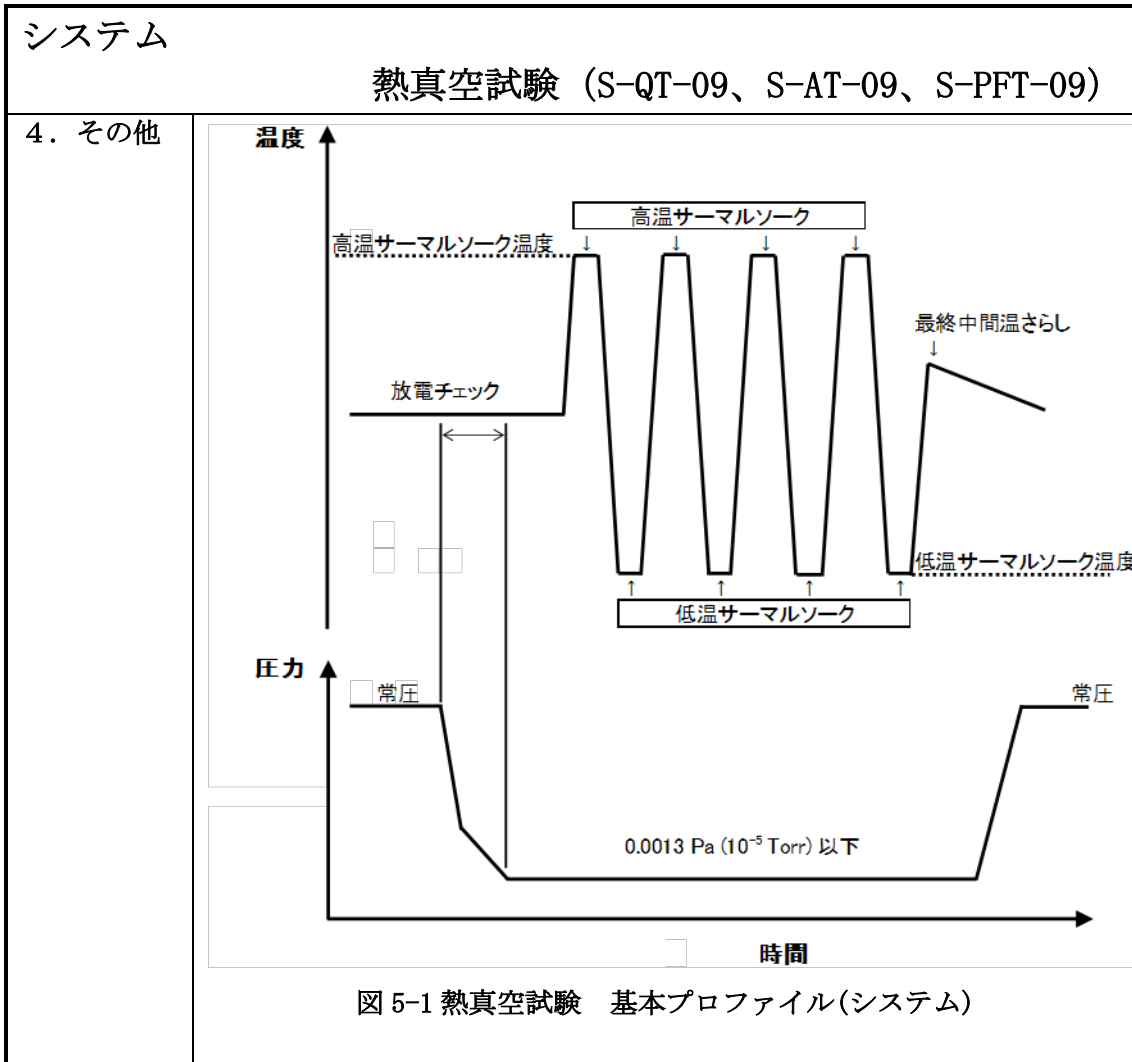
3. 試験時に、電氣的な機能及び性能を有さない代替品を搭載する場合、動作モードに関するコンフィギュレーションについては個別に規定する。
4. 正弦波振動試験は、打上げ時に発生するボゴ振動、空力による機体の自励振動(フラッター)あるいは燃焼振動等を含む周期性のある振動がロケット衛星分離部を介して宇宙機システムに伝達される振動環境に対する試験である。
5. 供試体は、実機又は実機と剛性が等価なアタッチフィッティング等を介して、あるいは、供試体の主要モードが存在する周波数帯域において剛とみなせる治具を介して加振機に取り付けることが一般的である。制御点は、制御の安定性の観点から、剛とみなせる箇所とすることが望ましい。供試体の設置及び治具の設計については適用文書 2.3 項(4) JERG-2-130-HB003B 振動試験ハンドブックの 3.4、3.5 項を参照。
6. ロケット柔結合解析において、宇宙機の打上げ飛行時の荷重を解析によって計算し、クリティカルな飛行条件で宇宙機の受ける荷重レベルが、振動試験による荷重レベルよりも低いことが明確な場合は、アタッチフィッティング後端部における振動入力レベルを、主構造体の共振周波数のところで下げても良い。(適用文書 2.3 項(4) JERG-2-130-HB003B 振動試験ハンドブックの 3.3 項を参照)
7. 加振制御の詳細については、適用文書 2.3 項(4) JERG-2-130-HB003B 振動試験ハンドブックの 3.7 項を参照。
8. 加速度センサの設置については、適用文書 2.3 項(4) JERG-2-130-HB003B 振動試験ハンドブックの 3.7.1 項を参照。

システム	
衝撃試験 (S-QT-07、S-AT-07、S-PFT-07)	
1. 試験目的	A) 認定、受入及びプロトフライトの内、該当する試験条件に基づく衝撃環境に対して、供試体が耐性を有することを実証する。 B) 認定試験及びプロトフライト試験では、サブシステム及びコンポーネントに対して設定した衝撃環境条件の妥当性を確認する。
2. 試験対象	A) 供試体は衝撃発生イベント時の動作モードで運用し、サブシステム及びコンポーネントの誤動作等を監視すること。 B) 試験中の構造的不具合の発生を監視すること。 C) 供試体の実作動品近傍の境界条件は、実機又は実機と等価とすること。
3. 試験条件	負荷レベル、負荷時間及び試験条件公差は表 5-7 に従うこと。但し、当該衝撃発生イベントの発生衝撃レベルが全周波数帯において別の衝撃発生イベントによって包絡されている場合を除く。
4. その他	N/A

<テラリングガイド>	システム 衝撃試験
1. 必要な条件を満足する場合には、顧客との合意に基づきシステム PFT の衝撃試験において、アポジ推進系及び二次推進系の推進薬の質量を模擬するダミー推進薬を充填しなくても良い。但し、推薬タンク単体は認定プロセスを確認し、適用可能か否かを判断すること。	

<解説>	システム 衝撃試験
1. 分離機構、展開機構又は保持解放機構を作動させる試験では、適切に作動することを確認する。	
2. 衝撃発生イベントとは、宇宙機システム分離、アンテナ等の展開構造物の解放、太陽光パドル保持解放、ロケットから規定される衝撃(ロケットエンジン点火、燃焼終了、ロケット段間分離、フェアリング分離)及びアポジ推進系による衝撃(点火、燃焼、燃焼終了)を指す。	
3. 試験時に、電気的な機能性能を有さない代替品を搭載する場合、動作モードに関するコンフィギュレーションについては個別に規定する。	
4. 計測にはゼロシフトを起こしにくいセンサを使うことが望ましい。但し、ゼロシフトが発生した場合、計測データを補正して評価することができる。(詳細は適用文書 2.3 項(2) JERG-2-130-HB001A NOTICE-1 衝撃試験ハンドブックの 5.3 項を参照)	

システム	
熱真空試験 (S-QT-09、S-AT-09、S-PFT-09)	
1. 試験目的	認定、受入及びプロトフライトの内、該当する試験条件に基づく熱真空環境に対して、供試体が耐性を有し、所定の機能性能を発揮する能力を持つことを実証する為に行う。
2. 試験対象	<p>A) 宇宙機システムは、チャンバ内を 1.3×10^{-2} Pa (1×10^{-4} Torr) まで排気する間、打上げ時の動作モードとすること。</p> <p>B) 真空度が 1.3×10^{-2} Pa 以下に到達した後、宇宙機システムを軌道上の動作モードに切り換えること。</p> <p>C) 宇宙機システムが規定された許容温度範囲を超えないようにすること。</p>
3. 試験条件	<p>A) 試験条件及び試験条件公差については表 5-7 に従うこと。</p> <p>B) 熱真空試験温度・圧力プロファイルは、基本的に図 5-1 に従うこと。</p> <p>a) 真空引き開始後から、1.3×10^{-3} Pa まで排気する間、宇宙機の放電チェックを実施すること。</p> <p>b) 宇宙機システムを昇温し、試験温度上限で安定させ、次に宇宙機システムの温度を試験温度下限まで下げて安定させた後、宇宙機システムの温度を上げ、初期の昇温開始前の温度となった時点をもって、1 サイクルとする。</p> <p>c) 4 サイクル目終了後、宇宙機システムの温度を周囲温度以上に上げて維持しておくこと。これを最終中間温さらしという。</p> <p>d) シュラウド温度は 100K (-173°C) 以下とすること。但し、シュラウドそのものを加熱源とする IR シュラウド法の場合は個別に規定すること。</p> <p>C) 運用モードのまま各試験条件で規定される最高温度、最低温度間の往復を、1 往復以上実施すること</p> <p>D) 電気性能試験を、熱真空試験の前後、及びサーマルソーク高温/低温状態において、それぞれ少なくとも 1 回実施すること。具体的な試験要求はシステム機能性能試験個別要求による。</p> <p>E) システム機能性能試験個別要求に基づいて、機械的機能試験を熱真空試験中に実施すること。</p> <p>F) 宇宙機内機器の温度が安定した状態で 1 時間以上経過した後、各試験条件で規定される最高温度及び試験最低温度における宇宙機システムの始動能力を確認すること。</p>



- <テラリングガイド>** システム 熱真空試験
1. 高温、低温間の温度移行において、温度移行時間を短縮する為に、移行期間中の機器の動作/非動作は個別に設定しても良い。
 2. 外部熱入力が調節可能でフライト時の熱入力を正確に模擬することができ、かつ、宇宙機システムの設計の評価を行える場合は、熱真空試験は熱平衡試験と組み合わせて行うことができる。
 3. サーマルループ、サーモスタット/ヒータ等の能動的に熱制御が行われるサブシステム及びコンポーネントについて、試験条件に規定される温度に曝すことが非現実的な場合は別途温度条件を定めても良い。

- <解説>** システム 熱真空試験
1. 放電チェックは、周囲圧力が打上げ前の状態から最終軌道レベルまで減少して行くとき、宇宙機が放電によって損傷を受けないことを確認する為に行われる。放電チェックの方法は適用文書 2.3 項(15) JERG-2-130-HB005C 熱真空試験ハンドブックの 3.7.1 項を参照
 2. 宇宙機システム内部はチャンバ内の圧力より高く、内部の機器が放電注意圧力領域に曝されている場合があることに注意すること。詳細は適用文書 2.3 項(15) JERG-2-

130-HB005C 熱真空試験ハンドブックの 3.7.1.2 項を参照。

3. スペースチャンバ内において供試体が異常な高温源又は低温源に曝されないようにすること。
4. 宇宙機システムの温度が規定された許容温度範囲を越えないようにする為、必要な場合は、特別の熱制御装置を用意すること。
5. 試験時のスペースチャンバの環境条件として、真空度を $1.3 \times 10^{-3} \text{Pa}$ ($1 \times 10^{-5} \text{Torr}$) 以下にするのは、宇宙空間の真空状態を模擬する為である。又シュラウド温度を 100K (-173°C) 以下にするのは、宇宙空間のヒートシンク特性を模擬する為である。供試体の特性上、100K ではヒートシンク特性を模擬できない場合はさらに低い温度にする必要がある。詳細については、適用文書 2.3 項(15) JERG-2-130-HB005C 熱真空試験ハンドブックの Appendix F.1、F.2 を参照。
6. 高温サーマルソーク並びに低温サーマルソークの目標温度が異なる複数のコンポーネントをまとめて温度制御する場合は、最も早くその目標温度に到達したコンポーネントを設定基準とすることを原則とするが、他のコンポーネントもできる限り目標温度に近づくよう考慮する。この場合、先に述べた目標温度に達したコンポーネントが、その温度を逸脱しないよう注意する。
7. サーマルソークにおける供試体温度の定常性は供試体に依存するが、ガイドライン値を $1^\circ\text{C}/2 \text{h}$ とする。
8. 試験温度範囲の詳細は適用文書 2.3 項(15) JERG-2-130-HB005C 熱真空試験ハンドブックの 3.2 項を参照すること。

システム											
EMC 試験 (S-QT-11、S-AT-11、S-PFT-11)											
1. 試験目的	<p>A) 感受性系 (環境試験) システム認定、受入及びプロトフライトの内、該当する試験条件に基づく電磁環境 (感受性系) に対して、供試体が耐性を有することを実証する。</p> <p>B) 雑音系 (物理パラメータ確認試験) 宇宙機システムが宇宙機システム自体、打上げロケットシステム (射場設備を含む)、地上支援装置等の機能性能に対して、電磁干渉による悪影響を与えないことを確認する。</p>										
2. 試験対象	<p>A) 感受性系 (環境試験) EMC 感受性系の試験を行う前に宇宙機システムの機能性能が正常であることを確認すること。</p> <p>B) 共通 火工品が用いられている宇宙機の場合は、安全の為に、供試体には不活性なダミー火工品を用いること。 システム EMC 試験を実施する前に、全てのコンポーネント、サブシステムは、システムに組みこまれた状態で、機能性能要求を満足していなければならない。</p>										
3. 試験条件	<p>A) 感受性系 (環境試験)</p> <p>a) 宇宙機システム自体、打上げロケットシステム及び地上支援装置等が発生する RF 及び電磁的雑音に基づく条件に従うこと。</p> <p>b) 電波干渉試験 (感受性系) を含むこと。</p> <p>c) EMC 感受性系システムの認定、受入及びプロトフライトの内、該当する試験条件で定められた電磁界環境負荷中及び負荷後に、宇宙機システムの機能性能が正常であることを確認すること。</p> <p>B) 雑音系 (物理パラメータ確認試験) 試験では、次の項目を考慮すること。</p> <p>a) 電波干渉試験 (雑音系) 上限周波数：宇宙機の最高使用周波数による。詳細は以下の表によること。</p> <p>b) 送信アンテナスプリアス試験 下限周波数：14kHz 上限周波数：宇宙機の最高使用周波数による。詳細は以下の表によること。</p> <p style="text-align: center;">表 EMC 試験 (雑音系) の周波数範囲 一覧</p> <table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <thead> <tr> <th>宇宙機の最高使用周波数</th> <th>上限周波数</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>1GHz 以下</td> <td>第 10 高調波又は 1GHz の小さい方</td> </tr> <tr> <td>1~10GHz</td> <td>第 5 高調波又は 10GHz の小さい方</td> </tr> <tr> <td>10GHz~50GHz</td> <td>第 5 高調波又は 100GHz の小さい方</td> </tr> <tr> <td>50GHz 以上</td> <td>第 2 高調波まで</td> </tr> </tbody> </table> <p>測定精度要求は、表 5-8 に従うこと。</p> <p>c) 共通事項</p> <p>a) 電波干渉試験は、外来雑音が測定精度以下の環境で行うこと。</p> <p>b) 試験アンテナの位置は、MIL-STD-462D、RE03 の規定によること。</p> <p>c) スプリアス雑音除去の対策を実施した場合は、再試験により確認しなければならない。</p>	宇宙機の最高使用周波数	上限周波数	1GHz 以下	第 10 高調波又は 1GHz の小さい方	1~10GHz	第 5 高調波又は 10GHz の小さい方	10GHz~50GHz	第 5 高調波又は 100GHz の小さい方	50GHz 以上	第 2 高調波まで
宇宙機の最高使用周波数	上限周波数										
1GHz 以下	第 10 高調波又は 1GHz の小さい方										
1~10GHz	第 5 高調波又は 10GHz の小さい方										
10GHz~50GHz	第 5 高調波又は 100GHz の小さい方										
50GHz 以上	第 2 高調波まで										
4. その他	N/A										

<解説>	システム EMC 試験
1. 宇宙機システムを外部電磁環境に曝す（システムレベルで感受性系試験を実施する）ことが実質的でない場合は、コンポーネント／サブシステムレベルの試験データを解析することによって本要求への適合性を検証で確認しても良い。	
2. 軌道上で帯電によるアーク放電が生ずる可能性がある宇宙機において感受性系試験を行う場合には、MIL-STD-1541A の規定に従い、静電気放電(ESD)試験を考慮する。	
3. 試験設備等の制約で全周波数範囲に渡る確認が困難な場合は、特に重要な周波数域に限定した試験を実施し、試験を実施しない周波数域については本要求への適合性を解析で検証しても良い。	
4. 電波干渉試験（感受性系）は、宇宙機システム自体、打上げロケットシステム及び地上支援装置と宇宙機システムとの電波干渉を確認する為のものであり、射場電磁界環境における宇宙機システムの電磁適合性を確認する為のものも含む。	
5. 雑音測定試験において特に重要な周波数域（例えば、ロケットの指令破壊受信機周波数、テレメータ周波数、追尾レーダ周波数、GPS 受信機周波数等における上限周波数）の設定には、とくに慎重な検討を行う。	
6. 試験規格以上のスプリアス雑音については、その周波数の変更や振幅の減少が可能かどうかを検討し、できる限り除去することが望ましい。	
7. システム試験における雑音系（物理パラメータ確認試験）の試験順序は、最初の機能性能試験の直後に設定されている。（表 5-1～5-3 を参照。）これは、雑音系試験の試験前に、宇宙機システムの機能性能が正常であることを確認しなければならない為である。従って試験プログラム作成時や試験順序の変更が必要になった場合には、このことを十分に考慮する必要がある。	
8. EMC 試験の詳細については、適用文書 2.1 項(7)の JERG-2-241A EMC 設計標準を参照。	

システム	
動釣合い試験 (S-QT-13、S-AT-13、S-PFT-13)	
1. 試験目的	供試体の動釣合い量を測定し、残留不釣り合い量が個別に規定された要求値を満たすことを実証する。
2. 試験対象	A) 供試体はフライト時の評価が可能なコンフィギュレーションとすること。 B) 試験時に宇宙機に実装出来ない構成品及びこれを模擬したダミー並びに取り外すことの出来ない試験用治工具等のノンフライトアイテムは、別途質量及び重心位置を測定すること。
3. 試験条件	A) 測定精度要求は表 5-8 に従うこと。 B) スピンレートは、フライトで予測される最大回転速度を越えないこと。
4. その他	幾何学軸のアライメントが釣合い要求と適合していることを確認する為に、必要に応じて釣合い試験の中でインタフェース対象とのフィットチェック及びアライメント測定を行うこと。

<解説>	システム 動釣合い試験
1. 動釣合い試験では、軌道上の要求事項及び打上げ時のロケット側からの要求を満足するように動釣合い量を測定する。	
2. 宇宙機システムの不釣り合い修正は、釣り合い錘の取付け、取り外し又は配置換え等によって行う。	
3. 環境試験開始前に、動釣合い量要求に合致するのに必要なカウンターウェイトの算定を行い（質量特性解析又は予備動釣合い試験による）、それに合致するカウンターウェイトを取り付ける。 環境試験で、カウンターウェイト及びその取り付け方法の妥当性を確認する。	
4. 地上でスピンさせる場合、円筒形の風袋を利用する等により空気抵抗を除去する適切な環境下で実施する。	
5. 宇宙機システムを物理的に可能な範囲で分割したモジュールの状態で行う場合、及び宇宙機の一部をダミー等で代替して動釣合い試験を実施する場合、軌道上のコンフィギュレーションにおけるシステムの動釣合いを解析等で検証可能なコンフィギュレーションとする。	

システム	
リーク試験 (S-QT-14、S-AT-14、S-PFT-14)	
1. 試験目的	電気電子機器、可動機器、バッテリー、熱制御装置等の宇宙用高圧ガス基準に該当しない密閉型または加圧型の構成品を搭載する宇宙機システム等に対して、供試体に応力が生ずるような環境試験の前後において規定されたリーク量以下である（要求仕様を満足している）ことを実証する。
2. 試験対象	A) リーク試験は、質量分析計又はそれに準じた検出器と、トレーサガスを用いて行うこと。 B) トレーサガスは、次のような事項を考慮して選定すること。 a) 低毒性であること。 b) 供試体を汚染しないこと。 c) 供試体に対する電氣的性質や材料的適合性が良いこと。 C) トレーサガスの濃度は10%以上とすること。 D) 動的シール部を有する場合には、供試体の運用モードで行うこと。 E) 原則として供試体の環境条件を定常状態にして行うこと。
3. 試験条件	適用文書 2.1 項(4) JERG-0-001F 宇宙用高圧ガス機器技術基準に従うこと。 尚、高圧ガス機器に該当しない場合も、上記の条件に準じること。
4. その他	N/A

＜解説＞	システム リーク試験
1. 基本的なリーク試験の手法として、加圧法と真空法がある。 以下に各試験の概要を示すが、其々の詳細な方法等については、2.4 項 (1) の参考文書「JIS Z 2330 非破壊試験-漏れ試験方法の種類及びその選択」を参照すること。 a. 加圧法リーク試験 加圧法リーク試験は、トレーサガスを供試体内に封入し、外部へ漏洩してくるガスを感知する方法で行う。 加圧法リーク試験では、検出器を連結した真空チャンバに供試体を入れて行うものとする。 但し、中継端子板等の部分については、試験する部分を密閉し、排気系を設けた検出器に配管で連結し、試験を行っても良い。 供試体に封入するガスの圧力は、個別衛星試験仕様書に規定する。検出器の感度校正は、試験中及びその前後に適宜標準リーク等を用いて行う。 更に、トレーサガスのバックグラウンド量は確実に測定しておかなければならない。真空チャンバ内に供試体を設置して行う試験の場合、チャンバ圧力は検出器の感度、許容リーク率から決定すること。 b. その他の加圧法 ● バッグ法；衛星全体をビニールシートや専用ケースで覆い、供試体から漏れるトレーサガス（ヘリウム）をディテクタで検知する。 ● スニファ・プローブ法；加圧箇所へヘリウムリークディテクタのプローブを沿わせて漏洩を検知する。 ● 発泡検出法；露出した継手や弁に漏洩検査液をかけて発泡を調べる。 c. 真空法リーク試験 真空法リーク試験は、供試体を配管にて排気系を設けた検出器に連結し、供試体を排気しながら、供試体外部をトレーサガスで覆い、内部に漏洩してくるガスを検知する方法で行う。 検出器の感度校正は、試験中及びその前後に適宜標準リーク等を用いて行う。	

尚、トレーサガスのバックグラウンド量の影響は通常少ないのでこれを測定する必要はない。

2. 他に問題がなければ、トレーサガスにはできるだけヘリウムを使用する。
3. バックグラウンド値を低くする為、試験室内にトレーサガスが滞留しない様にする。
4. 圧力変化を抑える為、試験室内の温度に注意する。
5. 熱真空試験が一連の環境試験の最後の試験である場合には、環境試験後のリーク試験を熱真空試験のなかで実施することができる。
6. 試験条件 E) に示す「供試体の環境条件を定常状態で行う」の定常状態とは、定常条件下、すなわち安定した排気、圧力、温度条件であるが、時間的な制約から、そのような条件を課すことができなければ、特別な試験手法を工夫すべきである。

システム	
磁気試験 (S-QT-15、S-AT-15、S-PFT-15)	
1. 試験目的	個別に要求がある場合、磁気測定を行い、個別に規定された要求値を満たすことを実証する。
2. 試験対象	宇宙機システムの磁気特性測定に使用する治具は、非磁性体であること。
3. 試験条件	測定精度要求は表 5-8 に従うこと。
4. その他	N/A

<解説>	システム 磁気試験
1.	個別に要求が有る場合、磁気試験により取得したデータを基に、ミッション成立に係る磁気的特性としての、宇宙機システムの残留磁気モーメントを検証する。
2.	磁力計を搭載する宇宙機システムの場合は、宇宙空間における磁気測定の精度に影響を及ぼすような磁気モーメントを宇宙機システム自体が持っていない。
3.	軌道上で磁場の影響を受けやすい宇宙機システムは、最終的に消磁を行わなければならない。
4.	試験終了後、打上げまでの間に、帯磁する可能性がある場合には、打上げ前の可能な時期に、更に消磁を行うものとする。

システム モーダルサーベイ試験 (S-QT-16、S-AT-16、S-PFT-16)	
1. 試験目的	供試体のモードパラメータ(固有振動数、減衰係数比及びモード形状の全て、又は一部)を取得し、個別に規定された要求値を満たすことを実証する。
2. 試験対象	変位が拘束される自由度方向に対して剛とみなせる程度に十分高い剛性を有する境界条件を設定すること。
3. 試験条件	A) 測定精度要求は表 5-8 に従うこと。 B) 対象周波数内の対象モードの固有振動数、減衰係数比、モード形状等でデータ解析が行えるよう、十分な S/N 比が確保できる試験レベルとすること。
4. その他	N/A

<解説>	システム モーダルサーベイ試験
1.	供試体の基本固有振動数要求を満足していることを確認すると共に、低周波領域での振動特性を把握する為に、モーダルサーベイを実施する。(適用文書 2.3 項(4) JERG-2-130-HB003B 振動試験ハンドブックの Appendix E を参照)
2.	対象モードは、試験目的を考慮して有効質量比を参照し、適切に選択すること。
3.	モーダルサーベイにはベース加振法、単点加振法又は多点加振法等の試験方法がある。各試験方法の詳細(加振時の留意事項、ダミー構造を用いた搭載機器の模擬、計測点の位置等)については、適用文書 2.3 項(4) JERG-2-130-HB003B 振動試験ハンドブックの 2.2.4 項を参照。

システム	
熱平衡試験 (S-QT-17、S-AT-17、S-PFT-17)	
1. 試験目的	宇宙機システムの熱設計の妥当性及び熱制御ハードウェアの機能性能を確認すると共に、供試体の熱数学モデルの検証の為にデータ取得を行う試験である。
2. 試験対象	A) 宇宙機システムが規定された許容温度範囲を超えないようにすること。 B) 打上げ上昇段階で運用されず、かつ通電状態とすることで放電による損傷の恐れがある機器は、規定の真空状態になるまでは通電しないこと。 C) 熱平衡試験中、宇宙機は適切な運用モードにしておくこと。
3. 試験条件	A) 真空度： 1.3×10^{-3} Pa (1×10^{-5} Torr) 以下 B) シュラウド温度：100K (-173°C) 以下 但し、シュラウドそのものを加熱源とする IR シュラウド法の場合はこの限りではない。 C) 試験条件公差については表 5-7 に従うこと。 D) 宇宙機システムの温度が定常に到達したことの判定基準を予め規定すること。供試体温度の定常性の判定基準は温度変化率を 0.5°C/h 以下とし、判定時間は供試体の特性を考慮して決定すること。 E) 試験条件の設定に当たっては、次のことを考慮すること。 a) 主要なミッションフェーズの宇宙機システムコンフィギュレーションと熱環境条件を含むこと。 b) 外部熱環境と内部熱環境の組合せ等の熱設計条件が最悪となる条件を含んでいること。 c) 宇宙機システム固有の熱的にクリティカルな条件を含んでいること。 d) フライト環境における定常及び非定常状態を模擬すること。
4. その他	N/A

<解説>	システム 熱平衡試験
1.	試験時のスペースチャンバの環境条件として、真空度を 1.3×10^{-3} Pa (1×10^{-5} Torr) 以下にするのは、宇宙空間の真空状態を模擬する為である。又シュラウド温度を 100K (-173°C) 以下にするのは、宇宙空間のヒートシンク特性を模擬する為である。供試体の特性上、100K ではヒートシンク特性を模擬できない場合はさらに低い温度にする必要がある。詳細については、適用文書 2.3 項(15) JERG-2-130-HB005C 熱真空試験ハンドブックの Appendix F.1、F.2 を参照。
2.	治具設定温度は特に供試体の熱環境に大きく影響する箇所（加熱治具、境界温度等）では精度良い温度設定が必要である。詳細については、熱真空試験ハンドブック 3.2 項、3.3 項を参照。
3.	スペースチャンバ内において供試体が異常な高温源又は低温源に曝されないようにすること。

4. 宇宙機システムの温度が規定された許容温度範囲を超えないようにする為、必要な場合は、特別の熱制御装置を用意する。
5. 軌道上で周期的に運用される吸熱量や発熱量の大きいサブシステムについては、最大温度変化条件を設定し、過渡状態におけるサブシステム及びコンポーネントの性能確認を行うべきである。
6. 必要ならば試験時の運用モードを修正(外部熱入力量又は内部発熱量を修正)してエネルギー収支が一定になるようにすること。
7. IR 照射強度の試験条件公差が要求されるのは IR 照射強度の直接計測の場合である。

システム アンテナパターン測定試験 (S-QT-18、S-AT-18、S-PFT-18)	
1. 試験目的	宇宙機のアンテナ放射パターン及び位相を決定する為の測定を行い、その結果が個別に規定される要求値を満たすことを実証する。
2. 試験対象	測定は、打上げ前準備段階及びフライト時におけるアンテナパターンを宇宙機の条件(例えば、ソーラパドルやブームの収納又は展開の状態等)に従って実施すること。 実機での測定ができない場合は、スケールモデルを用いた測定でも良い。
3. 試験条件	A) 測定精度要求は、表 5-8 に従うこと。 B) スケールモデルを用いたアンテナパターン試験を実施する場合、そのスケール比に対応した周波数にて測定を行うこと。
4. その他	N/A

システム	
質量特性試験 (S-QT-19、S-AT-19、S-PFT-19)	
1. 試験目的	供試体の質量、質量中心及び慣性モーメントの測定結果が、個別に規定された要求値を満たすことを実証する。
2. 試験対象	供試体はフライト時の評価が可能なコンフィギュレーションとすること。
3. 試験条件	測定精度要求は表 5-8 に従うこと。
4. その他	N/A

<解説>	システム 質量特性試験
1.	質量特性試験では、打上げ時におけるロケットの性能並びに軌道投入中及び軌道上の宇宙機の姿勢を予測する為に必要な質量、質量中心及び慣性モーメントの各パラメータの測定を行う。
2.	サブシステム及びコンポーネントの質量や質量中心は、サブシステム及びコンポーネントの組立て開始から、完成に至る間に必要に応じて測定する。サブシステム及びコンポーネントの質量特性試験では、慣性モーメントの測定を必要とする場合もある。
3.	計測の際、周囲環境条件（温度変化、擾乱、空気の流れ等）が評価に影響を与えない様に考慮する必要がある。
4.	システムを物理的に分割したモジュールでの質量特性試験を実施した場合、それらを組み合わせたシステムでの質量特性試験について、解析等で評価できる。
5.	宇宙機システムを物理的に可能な範囲で分割したモジュールの状態試験する場合、及び宇宙機の一部をダミー等で代替して質量特性試験を実施する場合、打上げ時のコンフィギュレーション及び軌道上のコンフィギュレーションにおけるシステムの質量特性を解析等で検証可能なコンフィギュレーションとする。

システム アライメント測定試験 (S-QT-20、S-AT-20、S-PFT-20)	
1. 試験目的	環境試験の前後において、測定対象と宇宙機の基準軸とのなす角度及びそれらの取付け位置を測定し、個別に規定されたアライメント要求値を満たすことを実証する。
2. 試験対象	フライト時の評価が可能なコンフィギュレーションとすること。
3. 試験条件	測定精度要求は表 5-8 に従うこと。
4. その他	N/A

<解説>	システム アライメント測定試験
1.	アライメント測定は、宇宙機の基準軸と光学センサ、アンテナ、ノズル等の各々の基準軸がなす角度及びそれらの取り付け位置を測定する。
2.	光学的アライメント測定設備等に設置する。
3.	周囲環境条件（温度変化、擾乱、空気の流れ等）が評価に影響を与えない様に考慮する必要がある。
4.	宇宙機システムからの配分に基づき、宇宙機システムを物理的に可能な範囲で分割したモジュールや、ダミー等で代替してアライメント測定試験を実施する場合、軌道上のコンフィギュレーションにおけるシステムのアライメントを解析等で検証可能なコンフィギュレーションとする。

システム	
機能性能試験 (S-QT-21、S-AT-21、S-PFT-21)	
1. 試験目的	<p>宇宙機システムの機能性能がプロジェクト毎の個別の要求事項に合致していることを確認する。</p> <p>A) 電気性能試験 宇宙機の電気性能がプロジェクト毎に個別に規定される要求性能を満足しているかどうかを以下に示す試験により確認する。 各試験毎が持つ基本的な個別の目的を以下に示す。</p> <p>a) 初期電気性能試験 宇宙機システムの電気性能について、以降の電気性能試験で電気性能が劣化していないことを判断する為の基準値を定める。</p> <p>b) 最終電気性能試験 初期電気性能試験と同一の内容を実施し、一連の環境試験により電気性能が劣化していないことを確認する。</p> <p>c) 環境試験前後及びその途中の試験 各環境試験当該環境下における機能性能が要求仕様を満足すること、及び環境に曝されたことによる機能劣化が無いことを確認することにより、耐環境性を実証する。</p> <p>B) 機械的機能試験 宇宙機システムの、打上げ時及び軌道上の状態における機械的機能性能が、規定された環境条件下又はその環境に曝される前後において、プロジェクト毎に個別に規定される要求事項に合致していることを確認する。</p>
2. 試験対象	<p>宇宙機システムを構成するコンポーネントはフライト品又はフライト品と同等であること。これに寄り難い場合には、宇宙機システムの電氣的性能を確認する為に必要な運用負荷（フライト品への入力、フライト品が行う処理又は動作、フライト品からの出力等の負荷）を模擬可能なダミーやシミュレータ等を用いること。</p> <p>A) 共通事項 供試体には、運用時の運用負荷を与えて試験を行うこと。</p> <p>B) 電気性能試験</p> <p>a) 初期電気性能試験及び最終電気性能試験では、電気負荷等に対する各機器の応答の測定は、原則として、テレメトリを通すこと。但し、測定精度を要する機器の場合には、直接的な測定等を考慮すること。</p> <p>b) 環境試験前後及びその途中の電気性能試験では、初期電気性能試験に規定されたコンフィギュレーションで行わなければならない。但し、スピン、振動、音響、衝撃及び熱真空の各試験期間中は、それらの環境に適した動作モードで実施するものとする。</p> <p>c) 火工品装置は、火工品系の試験を実施する場合を除き、常に安全な状態にしておくこと。</p> <p>C) 機械的機能試験</p> <p>a) 機械的機能試験中の宇宙機のコンフィギュレーションは、フライト時の動作モードで作動させること。</p> <p>b) 宇宙機の機械的装置を作動させる場合もその宇宙機の運用に対応した環境下で作動させること。</p>

システム	
機能性能試験 (S-QT-21、S-AT-21、S-PFT-21)	
3. 試験条件	<p>A) 電気性能試験</p> <p>a) 初期電気性能試験及び最終電気性能試験では、宇宙機に運用時の運用負荷を与えて行わなければならない。</p> <p>b) 環境試験前後及びその途中の電気性能試験についても、初期電気性能試験に規定された運用負荷で行わなければならない。但し、各環境試験期間中は、それらの環境に適した動作モードで実施するものとする。尚、各環境試験の途中で実施する電気性能試験については、各環境試験の個別要求に基づき実施すること。</p> <p>c) 電気性能試験において、機能性能を確認する上で必要に応じ、放射線等のエネルギーを与えて試験を行わなければならない。この時の個別の内容についてはプロジェクト毎に検討すること。</p> <p>d) 電磁干渉による電気性能への影響の確認(EMC 管理要求を満たすことの確認)をすること。</p> <p>e) 宇宙機本体と干渉を持つテレメトリ・コマンド系オムニアンテナ放射特性の確認(回線パラメータの確認)をすること。</p> <p>f) 姿勢制御系のダイナミクスに関する設計パラメータの確認をすること。</p> <p>g) 電源、テレメトリ・コマンド及び RF インタフェース特性に関する機能性能確認をすること。</p> <p>B) 機械的機能試験</p> <p>宇宙機は、適切な環境条件の下で試験しなければならない。</p> <p>宇宙機のスピナップ、分離、デスピン、ペイロードアタッチフィッティング(PAF)の分離機能及び展開機構並びに伸展機構の保持解放機能等の機械的機能性能確認は、最も適当な時期に行うこと。</p> <p>尚、機械的機能試験を実施する場合、試験目的に応じ重力補正や空気抵抗(空調の影響)の配慮を行うこと。</p>
4. その他	N/A

<解説>	システム 機能性能試験
1. 機能性能試験の実施に当たって、与えた入力等が、宇宙機を損傷させたり、働きを低下させたりしないよう注意する。	
2. それぞれの環境試験前後の電気性能試験は、試験時間の制限等により、初期及び最終の電気性能試験に比較し、簡略化した電気性能試験を行うのが一般的である。	
3. 各試験での測定データのトレンド評価を行う。	
4. 電気性能試験に使用する装置は、次の事項に注意して設計しなければならない。 <ul style="list-style-type: none"> ・ 装置は、他の試験用回線と干渉を起さないよう設計する。 ・ 全ての試験用回線は、不注意による接地又は短絡によって、宇宙機に損傷を与えないように設計する。 ・ 宇宙機に外部から電源を供給する場合は、できる限り宇宙機電源(例えば、電池、太陽電池)と等価なものを用い、かつ、宇宙機の最大電圧及び電流を超えないよう配慮する。 	
5. 初期電気性能試験及び最終電気性能試験では、電気性能の劣化状況を判定する為に必要な全てのデータを記録しなければならない。	

6. 環境試験前中後の電気性能試験における電気性能の記録は、時間を追って記録し、宇宙機の動作モード、機械的コンフィギュレーション、環境条件及び与えた入力等を記録したものであること。
7. 機械的機能試験の計測項目を定める為には、次の条件を考慮せねばならない。
 - ・ 運用方法及び運用時期
 - ・ 要求される動作の範囲及び性能判定基準
 - ・ フライト条件の予測変動値又は、宇宙機システム性能に影響を及ぼすその他のパラメータ
8. 電気性能試験では、ミッション機器の作動確認をする為に可能な限りミッション機器を適切な方法で作動させ、それぞれのミッション機器を単独に作動させた場合のデータを取得する。次に、フライト時に運用する全ての機器を同時に作動させ、ミッション性能のデータを取ると共に、電磁干渉その他の悪影響がないことを確認する。
9. 火工品装置と宇宙機システムとの相互作用を試験する為に行う電気性能試験以外は、全て電気性能試験の開始前に火工品装置が働かないことを確認すること。

コンポーネント サインバースト試験 (C-QT-01、C-AT-01、C-PFT-01)	
1. 試験目的	認定、受入及びプロトフライトの内、該当する試験条件に基づく静荷重環境に対して、供試体が耐性を有することを実証する。
2. 試験対象	A) 電気的なコンポーネントは、フライト時に運用されるものであれば試験中は通電状態とし、物理的な破損を含めた供試体の異常を検知する為に、信号の断続性をモニタすること。 B) 供試体は、規定の静荷重環境条件を負荷できる治具に搭載すること。
3. 試験条件	負荷レベル及び試験条件公差は表 5-7 に従うこと。但し、サインバースト波形の周波数及びサイクル数は規定の静荷重環境条件満たす様に設定すること。
4. その他	N/A

<解説>	コンポーネント サインバースト試験
1.	認定試験及びプロトフライト試験では、宇宙機主構体や大型搭載装置(例えば、アンテナ、太陽電池パドル、観測機器等)の構造がフライト時に受けるクリティカルな荷重条件(温度環境含む)において、適切な設計マージンを有しており、かつ強度要求及び剛性要求を満足することをサインバースト試験により確認する。
2.	フライトモデルに対して行う受入試験及びプロトフライト試験では、適正に製造されたことを確認する為に、必要により静的荷重を負荷し、その強度を実証する。
3.	試験周波数の選択の際には、試験周波数の高次成分が、供試体の共振周波数と一致しない様に注意する。サインバースト試験の詳細(試験周波数、サイクル数等)については、適用文書 2.3 項(4) JERG-2-130-HB003B 振動試験ハンドブックの 2.2.3 項を参照。
4.	荷重の負荷は、特に接着接手、複合材料及び低延性材のような目視では確認しにくいものや、製造プロセスによって構造特性が影響を受ける部材の組立て品が対象となる。
5.	降伏荷重とは制限荷重に降伏安全係数を乗じた荷重であり、終極荷重とは制限荷重に終極安全係数を乗じた荷重である。安全係数及び荷重については適用文書 2.1 項(6) JERG-2-320A NOTICE-1 構造設計標準の 4.3.2.1 項、6.2.4 項を参照。
6.	プロトフライト試験及び、終極荷重を負荷せず降伏荷重までの負荷とした認定試験においては、試験結果を反映した解析により終極荷重における設計検証を行う。解析検証については適用文書 2.1 項(6) JERG-2-320A NOTICE-1 構造設計標準の 6.2.4 項を参照。
7.	クリティカルな荷重条件(温度環境含む)を考慮し、最悪ケースの応力予測を行い、その応力負荷が静荷重試験により可能な場合、その最悪ケースの応力状態まで負荷するように試験条件を設定する。荷重条件については適用文書 2.1 項(6) JERG-2-320A NOTICE-1 構造設計標準の 4.2.3.1 項を参照。

8. 試験中は、構造各部の応力、歪及び変形を計測する。
9. 試験荷重を負荷する際、構造の線形性の評価や過負荷による損傷リスクを考慮し、規定された荷重条件に到達するまで、段階的に徐々に増加させる。
10. 認定試験及びプロトタイプ試験は降伏荷重を負荷し、受入試験は制限荷重を負荷してそれぞれ0.2%以上の永久歪み及び有害な弾性変形を生じないことを実証する。

コンポーネント	
加速度試験 (C-QT-02、C-AT-02、C-PFT-02)	
1. 試験目的	認定、受入及びプロトフライトの内、該当する試験条件に基づく静荷重環境に対して、供試体が耐性を有することを実証する。
2. 試験対象	A) 供試体は、規定の加速度環境条件を負荷できる治具に搭載すること。 B) 電気的なコンポーネントは、フライト時に運用されるものであれば試験中は通電状態とし、物理的な破損を含めた供試体の異常を検知する為に、信号の断続性をモニタすること。
3. 試験条件	負荷レベル及び試験条件公差は表 5-7 に従うこと。
4. その他	N/A

<解説>	コンポーネント 加速度試験
1.	コンポーネントの取り付け位置が分からない場合には、宇宙機システムの回転軸から最も離れた位置に取り付けたものと仮定し、最も厳しい加速度条件で試験する。

コンポーネント	
静荷重試験 (C-QT-03、C-AT-03、C-PFT-03)	
1. 試験目的	認定、受入及びプロトフライトの内、該当する試験条件に基づく静荷重環境に対して、供試体が耐性を有すること実証する。
2. 試験対象	A) 電気的なコンポーネントは、フライト時に運用されるものであれば試験中通電状態とし、破損や信号の断続性をモニタすること。 B) 供試体は、規定の静荷重環境条件を負荷できる治具に搭載すること。
3. 試験条件	負荷レベル及び試験条件公差は表 5-7 に従うこと。
4. その他	N/A

<解説>	コンポーネント 静荷重試験
1.	認定試験及びプロトフライト試験では、宇宙機主構体や大型搭載装置(例えば、アンテナ、太陽電池パドル、観測機器等)の構造がフライト時に受けるクリティカルな荷重条件(温度環境含む)において、適切な設計マージンを有しており、かつ強度要求及び剛性要求を満足することを静荷重試験により確認する。
2.	フライト品に対して行う受入試験及びプロトフライト試験では、適正に製造されたことを確認する為に、必要により静的荷重を負荷し、その強度を実証する。
3.	荷重の負荷は、特に接着接手、複合材料及び低延性材のような目視では確認しにくいものや、製造プロセスによって構造特性が影響を受ける部材の組立て品が対象となる。
4.	降伏荷重とは制限荷重に降伏安全係数を乗じた荷重であり、終極荷重とは制限荷重に終極安全係数を乗じた荷重である。安全係数及び荷重については適用文書 2.1 項(6) JERG-2-320A NOTICE-1 構造設計標準の 4.3.2.1 項、6.2.4 項を参照。
5.	プロトフライト試験及び、終極荷重を負荷せず降伏荷重までの負荷とした認定試験においては、試験結果を反映した解析により終極荷重における設計検証を行う。(解析検証については適用文書 2.1 項(6) JERG-2-320A NOTICE-1 構造設計標準の 6.2.4 項を参照)
6.	クリティカルな荷重条件(温度環境含む)を考慮し、最悪ケースの応力予測を行い、その応力負荷が静荷重試験により可能な場合、その最悪ケースの応力状態まで負荷するように試験条件を設定する。荷重条件については適用文書 2.1 項(6) JERG-2-320A NOTICE-1 構造設計標準の 4.2.3.1 項を参照。
7.	規定された最終試験荷重に到達するまで、段階毎に構造各部の歪や変位を計測する。
8.	試験荷重を負荷する際、構造の線形性の評価や過負荷による損傷リスクを考慮し、規定された荷重条件に到達するまで、段階的に徐々に増加させる。
9.	認定試験及びプロトフライト試験は降伏荷重を負荷して、受入試験は制限荷重を負荷して、それぞれ 0.2%以上の永久歪み及び有害な弾性変形を生じないことを実証する。

コンポーネント 音響試験 (C-QT-04、C-AT-04、C-PFT-04)	
1. 試験目的	A) 認定、受入及びプロトフライトの内、該当する試験条件に基づく音響環境に対して、供試体が耐性を有することを実証する。 B) 認定試験では、供試体が累積疲労損傷の要求を満たすことを実証する。
2. 試験対象	A) 電気電子機器、可動機器、バッテリー、熱制御装置等の宇宙用高圧ガス基準に該当しない密閉型または加圧型の構成部品は、打上げ時の圧力条件に加圧して試験すること。 B) 打上げ時の内圧又は外圧の変化の為に強度、剛性及び荷重条件が著しく変化すると予想される気密型の構成部品は、物理的性質が同等かつ供試体に対し悪影響のない液体等を充填して試験を行うこと。但し、打上げ時に充填される液体との密度(比重)や粘度の違いを考慮すること。 C) 供試体は通電状態とし、コンポーネントの誤動作等を監視すること。但し、打上げ時非動作の機器で、かつ試験時に通電状態とすることで過負荷が発生し、機器が故障する恐れのあるコンポーネントは除く。 D) 試験中の構造的不具合の発生を監視すること。 E) 供試体は、宇宙機本体への取付けインタフェースをできるだけ動的に模擬した試験治具上に取り付けること。但し、音響負荷が供試体に対し支配的である場合は、宇宙機本体への取付けインタフェースを動的に模擬した試験治具を用いなくても良いが、音響による振動伝達が再現できる設置方法とすること。
3. 試験条件	A) 拡散音場 を用いて、規定の試験条件を負荷すること。 B) 負荷レベル及び試験条件公差は表 5-7 に従うこと。
4. その他	N/A

<解説>	コンポーネント 音響試験
1. 試験時に、電気的な機能及び性能を有さない代替品を搭載する場合、動作モードに関するコンフィギュレーションについては個別に規定する。	
2. 認定試験では、必要に応じて累積疲労損傷の評価を考慮し、追加の試験条件を設定する。累積疲労損傷の評価、解説及び管理については適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの Appendix D 及び E を参照。	
3. 供試体に与える負荷について、音響負荷が支配的である場合は、供試体を吊り下げる方法を用いる。供試体の設置方法については、適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの 4.5 項を参照。	
4. 供試体の特徴により、局所音圧上昇を含む試験レベルが提示される場合がある。局所音圧上昇の詳細については、適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの 2.2 項を参照。	
5. 制御用マイクロホンの設置については、適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブック 4.3 項を参照。	

6. 制御装置は、各マイクロホンの信号を周波数バンド毎に分析し、その分析結果を効果的にリアルタイムで平均化できる装置を用いることが望ましい。
7. 供試体が大型で吸音率が大きい場合には、音響試験の実施前に、試験時の音響スペクトラムを調整することが望ましい。
8. 必要に応じて構体及びコンポーネントのクリティカルな部分に歪センサを取り付けたり、マイクロホンを供試体内部に設置したりする場合がある。センサの取付けについては適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの 4.4 項を参照。
9. 供試体の共振周波数を評価する場合は、解析の周波数分解能は狭帯域とする。この場合の周波数バンド幅は、一般的に、2Hz から 8Hz 程度が用いられる。
10. 計測データを PSD 解析する際の解析の統計自由度については適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの音響試験ハンドブック 5.2 項を参照。
11. PSD 解析及び RRS 解析については、適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの 5 項を参照。

コンポーネント ランダム振動試験 (C-QT-05、C-AT-05、C-PFT-05)	
1. 試験目的	A) 認定、受入及びプロトフライトの内、該当する試験条件に基づくランダム振動環境に対して、供試体が耐性を有することを実証する。 B) 認定試験では、供試体が累積疲労損傷の要求を満たすことを実証する。
2. 試験対象	A) 電気電子機器、可動機器、バッテリー、熱制御装置等の宇宙用高圧ガス基準に該当しない密閉型または加圧型の構成品は、打上げ時の圧力条件に加圧して試験すること。 B) 打上げ時の内圧又は外圧の変化の為に強度、剛性及び荷重条件が著しく変化すると予想される気密型の構成品は、物理的性質が同等かつ供試体に対し悪影響のない液体等を充填して試験を行うこと。但し、打上げ時に充填される液体との密度(比重)や粘度の違いを考慮すること。 C) 供試体は通電状態とし、コンポーネントの誤動作等を監視すること。但し、打上げ時非動作の機器で、かつ試験時に通電状態とすることで過負荷が発生し、機器が故障する恐れのあるコンポーネントは除く。 D) 試験中の構造的な不具合の発生を監視すること。 E) 供試体は、規定のランダム振動条件を負荷できる治具に搭載すること。
3. 試験条件	A) 直交3軸の各軸に対して規定の試験条件を負荷すること。 B) 負荷レベル及び試験条件公差は表 5-7 に従うこと。但し、必要に応じてノッチングを考慮した試験条件とすること。
4. その他	N/A

<解説> コンポーネント ランダム振動試験	
1.	試験時に、電気的な機能及び性能を有さない代替品を搭載する場合、動作モードに関するコンフィギュレーションについては個別に規定する。
2.	供試体は、実機又は実機と剛性が等価なアタッチフィッティング等を介して、あるいは、供試体の主要モードが存在する周波数帯域において剛とみなせる治具を介して加振機に取り付けることが一般的である。制御点は、制御の安定性の観点から、剛とみなせる箇所とすることが望ましい。供試体の設置及び治具の設計については適用文書 2.3 項(4) JERG-2-130-HB003B 振動試験ハンドブックの 3.4、3.5 項を参照。
3.	ランダム振動試験におけるノッチングの方法としてはフォースリミット法を推奨する。フォースリミット法の詳細は適用文書 2.3 項(5) JERG-2-130-HB004C フォースリミット振動試験ハンドブックを参照のこと。振動試験におけるノッチングの詳細については、適用文書 2.3 項(4) JERG-2-130-HB003B 振動試験ハンドブックの 3.3 項を参照
4.	認定試験は、累積披露損傷の評価を考慮した追加の試験条件を設定する。システム音響試験時の機器インタフェース部のランダム振動応答を包絡するようにコンポーネントランダム振動条件が設定される場合において、システム音響試験における累積疲労損傷はコンポーネントランダム振動試験と比べ無視できるほど小さい。よっ

て、コンポーネントランダム振動試験を実施した機器については、累積疲労損傷の評価において上位システムでの音響試験及びフライト環境は含めなくてもよい。累積疲労損傷の評価、解説及び管理については適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの Appendix D 及び E を参照。

5. 加振制御の詳細については、適用文書 2.3 項(4) JERG-2-130-HB003B 振動試験ハンドブックの 3.7 項を参照。
6. 加速度センサの設置については、適用文書 2.3 項(4) JERG-2-130-HB003B 振動試験ハンドブックの 3.7.1 項を参照。
7. 供試体の共振周波数を評価する場合は、解析の周波数分解能は狭帯域とする。この場合の周波数バンド幅は、一般的に、2Hz から 8Hz 程度が用いられる。
8. 計測データを PSD 解析する際の解析の統計自由度については適用文書 2.3 項(3) JERG-2-130-HB002E 音響試験ハンドブックの 5.2 項を参照。

コンポーネント	
正弦波振動試験 (C-QT-06、C-AT-06、C-PFT-06)	
1. 試験目的	認定、受入及びプロトタイプの内、該当する試験条件に基づく正弦波振動環境に対して、供試体が耐性を有することを実証する。
2. 試験対象	<p>A) 電気電子機器、可動機器、バッテリー、熱制御装置等の宇宙用高圧ガス基準に該当しない密閉型または加圧型の構成品は、打上げ時の圧力条件に加圧して試験すること。</p> <p>B) 打上げ時の内圧又は外圧の変化の為に強度、剛性及び荷重条件が著しく変化すると予想される気密型の構成品は、物理的性質が同等かつ供試体に対し悪影響のない液体等を充填して試験を行うこと。但し、打上げ時に充填される液体との密度(比重)や粘度の違いを考慮すること。</p> <p>C) 供試体は通電状態とし、コンポーネントの誤動作等を監視すること。但し、打上げ時に非動作の機器で、かつ試験時に通電状態とすることで過負荷が発生し、機器が故障する恐れのあるコンポーネントは除く。</p> <p>D) 試験中の構造的な不具合の発生を監視すること。</p> <p>E) 供試体は、規定の正弦波振動条件を負荷できる治具に搭載すること</p>
3. 試験条件	<p>A) 直交3軸の各軸に対して規定の試験条件を負荷すること。</p> <p>B) 負荷レベル及び試験条件公差は表5-7に従うこと。但し、必要に応じてノッチングを考慮した試験条件とすること。</p>
4. その他	N/A

<テラリングガイド>	コンポーネント 正弦波振動試験
1. 正弦波振動の掃引方向は、供試体の非線形性（主要モードの固有振動数及び共振倍率の変化）が顕著に認められない場合には、上位システムと調整の上で片側掃引にて試験を行って良い。	

<解説>	コンポーネント 正弦波振動試験
1. 試験時に、電気的な機能及び性能を有さない代替品を搭載する場合、動作モードに関するコンフィギュレーションについては個別に規定する。	
2. 供試体は、実機又は実機と剛性が等価なアタッチフィッティング等を介して、あるいは、供試体の主要モードが存在する周波数帯域において剛とみなせる治具を介して加振機に取り付けることが一般的である。制御点は、制御の安定性の観点から、剛とみなせる箇所とすることが望ましい。供試体の設置及び治具の設計については適用文書2.3項(4) JERG-2-130-HB003B 振動試験ハンドブックの3.4、3.5項を参照。	
3. コンポーネントの共振周波数において、その加速度応答が設計条件レベルを越え、危険な事象の発生が予測される場合には、入力レベルをノッチングすることが出来る。ノッチングの詳細については、適用文書2.3項(4) JERG-2-130-HB003B 振動試験ハンドブックの3.3項を参照のこと。 尚、ノッチングの手法としてフォースリミット法を適用する場合には、適用文書2.3項(5) JERG-2-130-HB004C フォースリミット振動試験ハンドブックを参照のこと。	

4. 加振制御の詳細については、適用文書 2.3 項(4) JERG-2-130-HB003B 振動試験ハンドブックの 3.7 項を参照。
5. 加速度センサの設置については、適用文書 2.3 項(4) JERG-2-130-HB003B 振動試験ハンドブックの 3.7.1 項を参照。

コンポーネント	
衝撃試験 (C-QT-07、C-AT-07、C-PFT-07)	
1. 試験目的	認定、受入及びプロトフライトの内、該当する試験条件に基づく衝撃環境に対して、供試体が耐性を有することを実証する。
2. 試験対象	A) 供試体は通電状態とし、コンポーネントの誤動作等を監視すること。但し、フライト中衝撃発生時非動作の機器で、かつ試験時に通電状態とすることで過負荷が発生し、機器が故障する恐れのあるコンポーネントは除く。 B) 試験中の構造的不具合の発生を監視すること。 C) 供試体は、規定の衝撃条件を負荷できる治具に搭載すること。
3. 試験条件	A) 直交3軸の各軸両方向に対して規定の試験条件を負荷すること。ただし、特定の軸及び正負片方向のみを規定する場合は、規定の軸及び方向を負荷すること。 B) 負荷レベル及び試験条件公差は表 5-7 に従うこと。但し、フライトで生じる衝撃の持続時間と等価なトランジェント波形を一回の瞬時負荷によって生成し、要求される衝撃スペクトルを負荷すること。 C) 試験方法によっていくつかの軸及び方向に同時に規定の衝撃が加わる場合は、試験負荷回数をその分減らすこと。
4. その他	N/A

<テラリングガイド>	コンポーネント 衝撃試験
1. 供試体の衝撃損傷に対して支配的なモードが単一であることが明確な場合は、フライトで生じる衝撃の持続時間と等価なトランジェント波形を、一回の瞬時負荷によって要求される衝撃スペクトルを生成する方法を取らなくても良い。(詳細は適用文書 2.3 項(2) JERG-2-130-HB001A NOTICE-1 衝撃試験ハンドブックの Appendix K を参照)	

<解説>	コンポーネント 衝撃試験
1. フライト中に発生する衝撃は、宇宙機システム分離、アンテナ等の展開構造物の解放、太陽光パドル保持解放、ロケットから規定される衝撃(ロケットエンジン点火、燃焼終了、ロケット段間分離、フェアリング分離)及びアポジ推進系による衝撃(点火、燃焼、燃焼終了)等がある。	
2. 試験時に、電気的な機能及び性能を有さない代替品を搭載する場合、動作モードに関するコンフィギュレーションについては個別に規定する。	
3. 一般に、自身が衝撃発生源ではない機器の衝撃試験は、衝撃発生源の近くに取り付けられ、かつ衝撃に敏感なコンポーネントに対して実施する。	
4. 分離機構、展開機構又は保持解放機構を作動させる場合は、適切に作動することを確認する。	
5. 衝撃の波形としては、トランジェント波の他にパルス波や減衰正弦波等がある。	

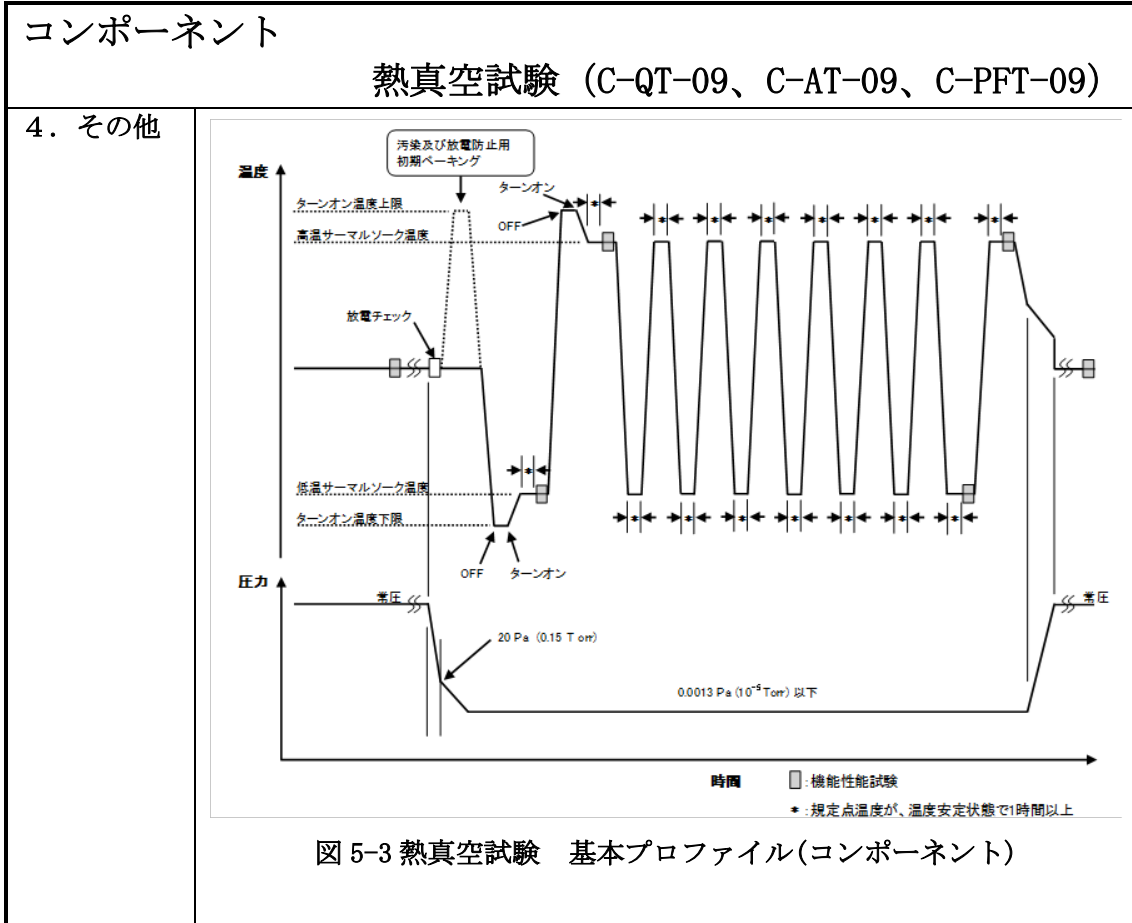
6. 試験方式の詳細については適用文書 2.3 項(2) JERG-2-130-HB001A NOTICE-1 衝撃試験ハンドブック 4.1 項を参照。
7. 計測にはゼロシフトを起こしにくいセンサを使うことが望ましい。但し、ゼロシフトが発生した場合、計測データを補正して評価することができる。(詳細は適用文書 2.3 項(2) JERG-2-130-HB001A NOTICE-1 衝撃試験ハンドブック 5.3 項を参照)

<p>コンポーネント</p> <p>熱サイクル試験 (C-QT-08、C-AT-08、C-PFT-08)</p>	
1. 試験目的	<p>認定、受入及びプロトフライトの内、該当する試験条件に基づく熱環境に対して、供試体が耐性を有し、所定の機能性能を発揮する能力を持つことを実証する。</p>
2. 試験対象	N/A
3. 試験条件	<p>A) 試験条件及び試験条件公差については表 5-7 に従うこと。</p> <p>B) 熱サイクル試験温度プロファイルは、基本的に図 5-2 に従うこと。但し、受入試験の場合、機器の実績と試験温度範囲(高温サーマルソーク温度と低温サーマルソーク温度の差)より、サイクル数を 4 サイクルに削減することができる。削減条件は適用文書 2.1 項(10) JERG-2-130-HB006 NOTICE-1 環境試験信頼性要求ハンドブックの 5.1.1 項を参照のこと。</p> <p>a) 機器を動作させ主要パラメータをモニタしながらコンポーネントの温度を下げて、低温サーマルソーク温度で安定させ、次にコンポーネントの温度を高温サーマルソーク温度まで上げて安定させた後、コンポーネントの温度を下げ、初期の降温開始前の温度になった時点をもって 1 サイクルとする。</p> <p>b) 最初と最後のサイクルにおける低温サーマルソーク及び高温サーマルソーク時、並びに熱サイクル試験前後において、コンポーネント機能性能試験の個別要求に従い機能性能試験を行うこと。</p> <p>c) 最初のサイクルの低温サーマルソーク時の機能性能試験の前に、コンポーネントの温度をターンオン温度下限まで下げて安定させ、機器を一旦非動作にした後、再度動作させること。又最初のサイクルの高温サーマルソーク時の機能性能試験の前に、コンポーネントの温度をターンオン温度上限まで上げて安定させ、機器を一旦非動作にした後、再度動作させること。</p>
4. その他	<p>試験中に供試体を結露させないようにすること。</p> <div style="text-align: center;"> </div>
<p>図 5-2 熱サイクル試験 基本プロファイル(コンポーネント)</p>	

<テラリングガイド>	コンポーネント 熱サイクル試験
1. コンポーネントの温度規定点を降温する場合は、温度移行時間を短縮する為に移行期間中に機器を非動作にして良い。	
2. コンポーネントの温度規定点がターンオン温度下限まで下がらない場合は機器を非動作の状態安定させて良い。	

<解説>	コンポーネント 熱サイクル試験
1. 昇温、降温平均速度は、機器の仕様、軌道上予測、試験設備上の制約等を考慮して、適切な値を設定する。ガイドライン値は、1°C/min以上とする。詳細については適用文書 2.3 項(15) JERG-2-130-HB005C 熱真空試験ハンドブックの 3.2 項を参照。	
2. 一般的にコンポーネントの受入試験温度範囲は、コンポーネントの許容温度範囲より適切なマージン ΔT °C 内側の範囲より外側で、許容温度範囲を超えない範囲で設定される。詳細は適用文書 2.3 項(15) JERG-2-130-HB005C 熱真空試験ハンドブックの 3.2 項を参照。	
<p>図-解説 5-1 受入試験温度の設定例</p>	
3. 熱サイクル試験は、熱真空試験と組み合わせることで熱真空試験のサイクル数を削減することが出来る。	

コンポーネント	
熱真空試験 (C-QT-09、C-AT-09、C-PFT-09)	
1. 試験目的	認定、受入及びプロトフライトの内、該当する試験条件に基づく熱真空環境に対して、供試体が耐性を有し、所定の機能性能を発揮する能力を持つことを実証する。
2. 試験対象	<p>A) コンポーネントの宇宙機システムへの搭載状態を模擬すること。</p> <p>B) コンポーネントからの熱伝導量と熱放射量の比がフライト環境下と同等になるようにすること。</p> <p>C) 打上げ上昇段階で運用されず、かつ通電状態とすることで放電による損傷の恐れがある機器は、規定の真空状態になるまでは通電しないこと。</p>
3. 試験条件	<p>A) 試験条件及び試験条件公差については表 5-7 に従うこと。</p> <p>B) コンポーネントの周囲熱環境を模擬すること。 熱真空試験温度、圧力プロファイルは、基本的に図 5-3 に従うこと。但し、受入試験の場合、機器の実績と試験温度範囲(高温サーマルソーク温度と低温サーマルソーク温度の差)より、サイクル数を 4 サイクルに削減することができる。削減条件は適用文書 2.1 項(10) JERG-2-130-HB006 NOTICE-1 環境試験信頼性要求ハンドブックの 5.1.1 項を参照のこと。</p> <p>a) 打上げ上昇段階で通電状態となるコンポーネントについては、試験開始時の減圧中及び試験終了時の加圧中に放電チェックを行うこと。この場合、常圧から 20 Pa(0.15 Torr)までの減圧時間は 10 分間以上とすること。打上げ上昇段階でのみ通電状態で運用するコンポーネントについては、規定の真空状態に到達した時点で非通電状態にしても良い。</p> <p>b) 機器を動作させ主要パラメータをモニタしながらコンポーネントの温度を下げて、低温サーマルソーク温度で安定させ、次にコンポーネントの温度を高温サーマルソーク温度まで上げて安定させた後、コンポーネントの温度を下げ、初期の降温開始前の温度になった時点をもって 1 サイクルとする。</p> <p>c) 最初と最後のサイクルの低温サーマルソーク及び高温サーマルソーク時、並びに熱真空試験前後において、コンポーネント機能性能試験の個別要求に従い機能性能試験を行うこと。</p> <p>d) 最初のサイクルの低温サーマルソーク時の機能性能試験の前に、コンポーネントの温度をターンオン温度下限まで下げて安定させ、機器を一旦非動作にした後、再度動作させること。又最初のサイクルの高温サーマルソーク時の機能性能試験の前に、コンポーネントの温度をターンオン温度上限まで上げて安定させ、機器を一旦非動作にした後、再度動作させること。</p> <p>C) RF 機器は、マルチパクティングが起きないことを確認する為規定の真空状態でモニタすること。</p> <p>D) RF 機器は、設計周波数における最大出力で運用すること。</p> <p>E) 可動部分を持つ機器は、最悪環境条件下において力又はトルクの設計マージンを測定すること。</p>



- コンポーネント 熱真空試験
- <テラリングガイド>
1. コンポーネントの温度規定点降温する場合は、温度移行時間を短縮する為に移行期間中に機器を非動作にして良い。
 2. コンポーネントの温度規定点がターンオン温度下限まで機器の温度が下がらない場合は機器を非動作の状態安定させて良い。

- コンポーネント 熱真空試験
- <解説>
1. 放電チェックは、周囲圧力が打上げ前の状態から最終軌道レベルまで減少して行くとき、宇宙機が放電によって損傷を受けないことを確認する為に行われる。放電チェックの方法は適用文書 2.3 項 (15) JERG-2-130-HB005C 熱真空試験ハンドブックの 3.7.1 項を参照。
 2. 常圧から 20 Pa(0.15 Torr) までの減圧時間を 10 分間以上とするのは、放電にクリティカルな圧力範囲に十分な時間曝す為である。
 3. 宇宙空間のヒートシンク特性を模擬する場合はシュラウド温度を 100K(-173℃) 以下にすること。供試体の特性上、100K ではヒートシンク特性を模擬できない場合はさらに低い温度にする必要がある。
 4. 試験時のスペースチャンバの環境条件として、真空度を $1.3 \times 10^{-3} \text{Pa}$ ($1 \times 10^{-5} \text{Torr}$) 以下にするのは、宇宙空間の真空状態を模擬する為である。スペースチャンバ環境条件の詳細については、適用文書 2.3 項 (15) JERG-2-130-HB005C 熱真空試験ハンドブックの Appendix F.1, F.2 項を参照。

5. 昇温、降温平均速度は、機器の仕様、軌道上予測、試験設備上の制約等を考慮して、適切な値を設定する。ガイドライン値は、1°C/min 以上とする。詳細については適用文書 2.3 項 (15) JERG-2-130-HB005C 熱真空試験ハンドブックの 3.2 項を参照。

6. 一般的にコンポーネントの受入試験温度範囲は、コンポーネントの許容温度範囲より適切なマージン ΔT °C 内側の範囲より外側で、許容温度範囲を超えない範囲で設定される。詳細は熱適用文書 2.3 項 (15) JERG-2-130-HB005C 熱真空試験ハンドブックの 3.2 項を参照。

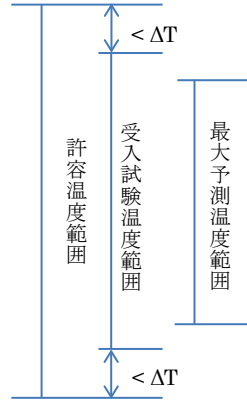


図-解説 5-2 受入試験温度の設定例

コンポーネント	
圧力試験 (C-QT-10、C-AT-10、C-PFT-10)	
1. 試験目的	認定及び受入の内、該当する試験条件に基づく圧力環境に対して供試体（宇宙用高圧ガス機器技術基準の表 1.2-1 で示されるものの内、ロケット用を除く宇宙機用の機器）が耐性を有することを実証する。
2. 試験対象	A) 受入試験に供する供試体は、適用文書 2.1 項(4) JERG-0-001F 宇宙用高圧ガス機器技術基準の 4.7 項で要求される検査に合格したものであること。 B) 認定試験に供する供試体は、適用文書 2.1 項(4) JERG-0-001F 宇宙用高圧ガス機器技術基準の 4.7 項で要求される検査、試験に合格したものであること。
3. 試験条件	負荷条件及び試験条件公差は、表 5-7 に従うこと。
4. その他	N/A

<解説>	コンポーネント 圧力試験
1.	原則として圧力試験を要求されるコンポーネントにプロトフライト方式は適用できない。一般的にプロトフライト衛星に搭載される圧力容器は、認定試験（耐圧、破壊圧を含む）を経て認定された製造工程で製作され、受入試験（耐圧を含む）を受けたものである。
2.	供試体加圧圧力モニタに影響する為、周囲の温度変化に注意すること。
3.	破壊試験を実施する場合、安全の為、通常加圧流体は水を用いる。
4.	供試体の保護について、破壊圧力試験における内部圧力は、衝撃的な充填で応力が生じないように、一定の圧力レートで供給すること。
5.	適用文書 2.1 項(4) JERG-0-001F 宇宙用高圧ガス機器技術基準の 5.2 項 (2) b. にもある通り、破壊圧力試験に続き、破壊試験を実施することを推奨する。破壊試験の目的は、供試体の設計破壊圧力を超えて加圧し、供試体を破壊させ、強度余裕を確認することである。
6.	試験条件において示す圧力については、温度に対する強度や破壊に対する頑強さが補正できれば室温で行っても良い。

コンポーネント	
EMC 試験 (C-QT-11、-----、C-PFT-11)	
1. 試験目的	<p>A) 感受性系 コンポーネント認定及びプロトフライトの内、該当する試験条件に基づく環境（感受性系）対して、供試体が耐性を有することを実証する。</p> <p>B) 雑音系 コンポーネントが宇宙機システム、打上げロケットシステム（射場設備を含む）及び地上支援装置の機能性能に対して、電磁干渉による悪影響を与えないことを確認する。</p>
2. 試験対象	N/A
3. 試験条件	<p>A) 試験条件は、表 5-7 に従うこと。</p> <p>B) 雑音系試験時の測定精度要求は、表 5-8 に従うこと。</p> <p>C) 試験方法については MIL-STD-462D Notice 2 を基準とし、MIL-STD-1541A の追加及び修正事項を優先すること。</p>
4. その他	試験項目、試験規格及び方法は、個別に規定すること。

<解説>	コンポーネント EMC 試験
1.	特に重要な周波数域(例えば、ロケットの指令破壊受信機周波数、テレメータ周波数、追尾レーダ周波数、GPS 受信機周波数等における上限周波数)における規定については、とくに慎重な検討を行う。
2.	EMC 試験の詳細については、適用文書 2.1 項(7)の JERG-2-241A EMC 設計標準を参照。

コンポーネント ならし試験 (-----、C-AT-12、C-PFT-12)	
1. 試験目的	部品及び材料の欠陥やワークマンシップによる初期故障を検出する。 電気電子的及び機械的になじませて特性を安定させる。
2. 試験対象	A) 全機能を可能な限り動作状態とし、かつ、不具合の発見に適したコンポーネントのパラメータ及び主要項目が常時モニタできるようにして実施すること。 B) ならし試験の為の機能性能試験は、性能劣化の発生があった場合、その発見を容易にするのに必要なベースラインデータを準備する為に、この試験の開始時に実施すること。この機能試験は、試験の最後の2時間の中でも実施すること。但し、24時間以上のならし試験を実施する場合は、ならし試験の間でも機能性能試験を実施すること。 C) 全ての冗長を含む全回路の不具合の発見に適したパラメータ及び主要項目は、ならし試験期間を通してモニタする。又、試験中に運用(操作)を模擬した電子回路のON/OFFを実施すること。 D) 極めて限られたサイクル寿命を持つ部品については、ならし試験の要求から除外する。 E) バルブ、スラスタ等は、動作時間より動作回数の累積の方が初期故障を顕在化させやすい為、常温条件下におけるその機能の反復動作をならし試験の対象とする。
3. 試験条件	A) 温度：常温もしくは受入試験温度範囲上限、下限値 B) 圧力：常圧 C) 時間：製造段階からの累積として、240 時間以上 D) 回数：最低 100 サイクルの反復 (バルブ、スラスタ等のコンポーネント)
4. その他	N/A

<解説>	コンポーネント ならし試験
1.	コンポーネントレベルでならし試験を行うことにより、宇宙機システムレベルでの不具合発生比率を低く抑えることができ、コスト及びスケジュールの上で有利となる。
2.	冗長系を有するものについては、系毎にならし試験に割り振る時間を設定すること。
3.	温度サイクルがコンポーネントの初期不良発見やワークマンシップエラーの発見に極めて有効と判断される場合は、熱サイクル試験を併用しても良い。
4.	コンポーネントレベル及びサブシステムレベルの両方でならし試験が実施される場合は、それらの合計時間が目標時間以上となるように行っても良い。
5.	通常、バーンイン試験は電気回路に、ウェアイン試験は機械的可動部に対して用いられる。
6.	スラスタにとって実噴射の1サイクルとは、噴射開始、連続噴射、噴射終了(シャットダウン)を含むものとする。ヒドラジン燃料を使用するスラスタの実噴射時には、噴射によるヒドラジンの全ての痕跡がフライトバルブから完全に除ける手段を講ずるべきである。

コンポーネント	
動釣合い試験 (C-QT-13、C-AT-13、C-PFT-13)	
1. 試験目的	供試体の動釣合いを測定し、残留不釣り合い量が個別に規定された要求値を満たすことを実証する。
2. 試験対象	A) 供試体は上位システムからの要求に対する評価が可能なコンフィギュレーションとすること。 B) 供試体を実装出来ない構成品及びこれを模擬したダミー並びに取り外すことの出来ない試験用治工具等ノンフライトアイテムは、別途重量及び重心位置を測定すること。
3. 試験条件	A) 測定精度要求は表 5-8 に従うこと。 B) スピンレートは、フライト中に予測される回転速度を越えないこと。
4. その他	幾何学軸のアライメントが釣合い要求と適合していることを確認する為に、必要に応じて釣合い試験の中でインタフェースフィットチェック及びアライメント測定を行うこと。

＜解説＞	コンポーネント 動釣合い試験
1.	動釣合い試験では、フライト時の上位システムからの要求事項を満足するように動釣合いを取得する。
2.	環境試験開始前に、動釣合い量要求に合致するのに必要なカウンターウェイトの算定を行い（質量特性解析又は予備動釣合い試験による）、それに合致するカウンターウェイトを取り付けた状態で環境試験を実施して、カウンターウェイト及びその取り付け方法の妥当性が環境試験によって確認できるよう考慮する。
3.	コンポーネントを物理的に可能な範囲で分割したモジュールの状態試験する場合、及びコンポーネントの一部をダミー等で代替して動釣合い試験を実施する場合、軌道上のコンフィギュレーションにおけるシステムの動釣合いを解析等で検証可能なコンフィギュレーションとする。

コンポーネント	
リーク試験 (C-QT-14、C-AT-14、C-PFT-14)	
1. 試験目的	加圧を受ける供試体に対して応力を生ずるような環境試験の前後において、個別に規定された漏洩の比率(リークレート)を満足していることを実証する。
2. 試験対象	対象となる供試体は、耐圧試験が終了しているものであること。
3. 試験条件	適用文書 2.1 項(4) JERG-0-001F 宇宙用高圧ガス機器技術基準に従うこと。
4. その他	N/A

<解説>	コンポーネント	リーク試験
<p>1. 代表的試験方法を示す。</p> <p>a) 方法-I (粗い(グロス)リーク試験)</p> <p>コンポーネントは、完全に液体の中に浸す。そして、コンポーネントのクリティカルな面又は注意すべき面を水平上向きにし、液の表面から $5 \pm 2.5\text{cm}$ ($2 \pm 1\text{inch}$) 下になるようにする。試験に使われる液体、加圧ガスの温度は、$23 \pm 10^\circ\text{C}$ ($73 \pm 18^\circ\text{F}$) とする。加圧ガスは、少なくとも露点-32°C (-25°F) 以下の清浄で乾燥したものを使用する。コンポーネントを浸している間、連続的に発生する気泡の流れがあれば、シールの故障である。</p> <p>b) 方法-II (精密なリーク試験)</p> <p>コンポーネントを窒素でパージし、その後、シール前に規定圧力までヘリウムを充填する(規定圧力とは、コンポーネントの詳細仕様の中で規定されているものを指す)。コンポーネントを適当な真空チャンバに設置し、ヘリウムリークディテクタによってヘリウムのリーク量を測定する。リークレートは、シールの完璧度を決定するのに利用すると共にコンポーネントの詳細仕様で規定される総量を超えてはならない。この方法は、テープレコーダや、それと同様なコンポーネントに対して利用される。</p> <p>c) 方法-III (バッテリーケース又は加圧コンポーネントに対して)</p> <p>コンポーネントは、乾燥窒素又は乾燥した他のガスで規定圧力まで加圧する。規定された要求時間、圧力をゲージ(又は圧力変換器)でモニターする。圧力の低下は、コンポーネントの規格に基づき規定される許容値を超えてはならない。</p> <p>d) 方法-IV (ハーメチックシールされたアルカリ蓄電池に対して)</p> <p>バッテリー放電前にアルコールで洗浄する。電解液で発色する適当な指示薬(フェノールフタレイン又は他の適当な変色指示薬の薄めた溶液)を全てのつなぎ目、端子、チューブをつぶした部分に塗る。指示薬の色の変化は、リークの印である。試験後、蒸留水で洗浄する。</p> <p>e) 方法-V (加圧流体システムにおけるコンポーネントに対して)</p> <p>コンポーネントは、その各々の機能モードの中で最大の作動圧力に加圧する。リークは、圧力試験で利用している方法で十分発見できる。推進システムのタンクとスラストは、燃料充填時に採用する通常の圧力で加圧し、リークの兆候は内圧をモニターすることで行う。</p>		
<p>2. 代表的な方法における試験レベルと時間は、次のとおりである。</p> <p>a) 方法-I : 浸す時間は、各々の圧力に対して 60 分とする。</p> <p>b) 方法-II : 外部圧力は、0.13Pa (0.001Torr) 以下、時間は、4 時間(1 日以上軌道上で動作される機器について)とする。</p>		

- c) 方法-Ⅲ：試験圧力は、一般的に 343kPa(50psi)以下とする。(代表例として、6.9kPa(1psi)にて6時間、室温条件)
- d) 方法-Ⅳ：試験結果は、数秒で確認できる。
- e) (オ)方法-Ⅴ：推進システムコンポーネントのリーク試験時間は、通常の燃料充填下のこの状態の時間を超えてはならない。

3. バックグランド値を低くする為、試験室内にトレーサガスが滞留しない様にする。

4. 圧力変化を抑える為、試験室内の温度に注意する。

5. リーク試験は方法Ⅰ～方法Ⅴの他に、以下に示す試験方法が適用される例もある。

a. バッテリー

種類	試験方法	試験条件	
		圧力	時間
Ni-H ₂	(その他)	内部圧力：6.97MPa*1 (70kg/cm ²) 外部圧力：大気圧	数分
	d. 方法-Ⅳ (ハーメチックシールされたアルカリ蓄電池)	内部圧力：1.08MPa (10kg/cm ²) 外部圧力：大気圧	試験結果は数十秒で確認できる。
Ni-Cd	b. 方法-Ⅱ (精密なリーク試験)	内部圧力：0.2～0.3MPa (1～2kg/cm ²) 外部圧力：1.33×10 ⁻³ Pa	数十分
	d. 方法-Ⅳ (ハーメチックシールされたアルカリ蓄電池)	内部圧力：0.2～0.3MPa (1～2kg/cm ²) 外部圧力：大気圧	試験結果は数十秒で確認できる。

*1：最大使用圧力

b. ヒートパイプ

試験方法	試験条件	
	圧力	時間
He リーク試験 (その他)	内部圧力：1.33×10 ⁻³ MPa (1×10 ⁻⁴ Torr) 外部圧力：大気圧	数十分
NH ₄ リーク試験 (その他)	内部圧力：1.08MPa*2 (10kg/cm ²) 外部圧力：大気圧	試験結果は数十秒で確認できる。

*2：NH₄の25℃における飽和蒸気圧力

コンポーネント	
磁気試験 (C-QT-15、-----、C-PFT-15)	
1. 試験目的	個別に要求が有る場合、コンポーネントの磁気測定を行い、個別に規定された要求値を満たすことを実証する。
2. 試験対象	磁気特性測定に使用する治具は、非磁性体であること。
3. 試験条件	測定精度要求は、表 5-8 に従うこと。
4. その他	N/A

<解説>	コンポーネント 磁気試験
1. フィールドマップ法による磁気測定が一般的なコンポーネントの磁気測定方法である。	

コンポーネント モーダルサーベイ試験 (C-QT-16、C-AT-16、C-PFT-16)	
1. 試験目的	供試体のモードパラメータ(固有振動数、減衰係数比及びモード形状の全て、又は一部)を取得し、個別に規定された要求値を満たすことを実証する。
2. 試験対象	a) 供試体単体又は供試体を物理的に分割したモジュール構造を対象とすること。 b) 変位が拘束される自由度方向に対して剛とみなせる程度に十分高い剛性を有する境界条件を設定すること。
3. 試験条件	A) 測定精度要求は表 5-8 に従うこと。 B) 対象周波数内の対象モードの固有振動数、減衰係数比及びモード形状等でデータ解析が行えるよう、十分な S/N 比が確保できる試験レベルとすること。
4. その他	N/A

<解説>	コンポーネント モーダルサーベイ試験
1.	供試体の基本固有振動数要求を満たしていることを確認すると共に、低周波領域での振動特性を把握する為に、モーダルサーベイを実施する。(適用文書 2.3 項(4) JERG-2-130-HB003B 振動試験ハンドブックの Appendix E を参照)
2.	対象モードは、試験目的を考慮して有効質量比を参照し、適切に選択すること。
3.	モーダルサーベイにはベース加振法、単点加振法、多点加振法等の試験方法がある。各試験方法の詳細(加振時の留意事項、ダミー構造を用いた搭載機器の模擬、計測点の位置等)については、(適用文書 2.3 項(4) JERG-2-130-HB003B 振動試験ハンドブックの 2.2.4 項を参照)。

コンポーネント	
熱平衡試験 (C-QT-17、-----、C-PFT-17)	
1. 試験目的	コンポーネントの熱設計の妥当性及び熱制御ハードウェアの機能性能を確認すると共に、供試体の熱数学モデルの検証の為のデータ取得を行う試験である。
2. 試験対象	A) 宇宙機システム(他サブシステムを含む)との熱的インタフェースを模擬すること。 B) コンポーネントの状態はフライト状態と同一とすること。 但し、熱的に等価になるようにダミーで補うか、試験後評価の際に解析で補償する場合はこの限りではない。 C) 打上げ上昇段階で運用されず、かつ通電状態とすることで放電による損傷の恐れがある機器は、規定の真空状態になるまでは通電しないこと。 D) 熱平衡試験中、コンポーネントは適切な運用モードにしておくこと。
3. 試験条件	A) 真空度： 1.3×10^{-3} Pa (1×10^{-5} Torr) 以下 B) シュラウド温度：100K (-173℃) 以下 但し、シュラウドそのものを加熱源とする IR シュラウド法の場合はこの限りではない。 C) 試験条件公差については表 5-7 に従うこと。 D) コンポーネントの温度が定常に到達したことの判定基準を予め規定すること。供試体温度の定常性の判定基準は温度変化率を $0.5^{\circ}\text{C}/\text{h}$ 以下とし、判定時間は供試体の特性を考慮して決定すること。 E) 試験条件の設定に当たっては、次のことを考慮すること。 a) 主要なコンフィギュレーションと熱環境条件を含むこと。 b) 外部熱環境と内部熱環境の組合せ等の熱設計条件が最悪となる条件を含んでいること。 c) コンポーネント等に固有の熱的にクリティカルな条件を含んでいること。 d) フライト環境における定常及び非定常状態を模擬すること。
4. その他	N/A

<解説>	コンポーネント 熱平衡試験
1.	コンポーネント熱平衡試験の対象となるコンポーネントの例としては、直接宇宙機の外部に露出し、宇宙機本体とある程度熱的に独立する光学センサ、アンテナ、展開構造物、放射冷却器、能動熱制御機器であるサーマルルーバ、内部温度分布が宇宙機システム側に大きな影響を与えるような大型コンポーネントや大出力TWT等がある。
2.	試験時のスペースチャンバの環境条件として、真空度を 1.3×10^{-3} Pa (1×10^{-5} Torr) 以下にするのは、宇宙空間の真空状態を模擬する為である。又シュラウド温度を 100K (-173℃) 以下にするのは、宇宙空間のヒートシンク特性を模擬する為である。供試体の特性上、100K ではヒートシンク特性を模擬できない場合はさらに低い温度にする必要がある。スペースチャンバ環境条件の詳細については、適用文書 2.3 項 (15) JERG-2-130-HB005C 熱真空試験ハンドブックの Appendix F.1, F.2 項を参照。

3. 治具設定温度は特に供試体の熱環境に大きく影響する箇所（加熱治具、境界温度等）では精度良い温度設定が必要である。詳細については、熱真空試験ハンドブック 3.2 項、3.3 項を参照。
4. 軌道上で周期的に運用される吸熱量や発熱量の大きいコンポーネントについては、最大温度変化条件を設定し、過渡状態におけるコンポーネントの機能確認を行うべきである。
5. 必要ならば試験時の運用モードを修正してエネルギー収支（外部熱入力又は内部発熱量）が一定となるようにすること。
6. IR 照射強度の試験条件公差が要求されるのは IR 照射強度の直接計測の場合である。

コンポーネント 質量特性試験 (C-QT-19、C-AT-19、C-PFT-19)	
1. 試験目的	供試体の質量、質量中心及び慣性モーメントの測定結果が、個別に規定された要求値を満たすことを実証する。
2. 試験対象	供試体は上位システムからの要求に対する評価が可能なコンフィギュレーションとすること。
3. 試験条件	測定精度要求は表 5-8 に従うこと。
4. その他	N/A

<解説>	コンポーネント 質量特性試験
1.	サブシステム及びコンポーネントの質量、質量中心は、サブシステム及びコンポーネントの組立て開始から、完成に至る間に必要に応じて測定する。サブシステム及びコンポーネントの質量特性試験では、慣性モーメントの測定を必要とする場合もある。
2.	計測の際、周囲環境条件（温度変化、擾乱、空気の流れ等）が影響を与えない様に考慮する必要がある。
3.	コンポーネントを物理的に可能な範囲で分割したモジュールの状態で試験する場合、及びコンポーネントの一部をダミー等で代替して質量特性試験を実施する場合、打上げ時のコンフィギュレーション及び軌道上のコンフィギュレーションにおけるシステムの質量特性を解析等で検証可能なコンフィギュレーションとする。

コンポーネント アライメント測定試験 (C-QT-20、C-AT-20、C-PFT-20)	
1. 試験目的	測定対象とコンポーネントの基準軸のなす角度及びそれらの取付け位置を測定し、個別に規定されたアライメント要求値を満たすことを実証する。
2. 試験対象	コンポーネントは、上位システムからの要求に対する評価が可能なコンフィギュレーションとすること。
3. 試験条件	測定精度要求は表 5-8 に従うこと。
4. その他	N/A

<解説> コンポーネント アライメント測定試験	
1.	アライメント測定は、サブシステム及びコンポーネントの基準軸に対して、例えば、光学反射ミラー、光学系、検出器、コリメータ、アンテナフィードホーンやリフレクタ等の位置及び角度を測定する。
2.	供試体を光学的アライメント測定設備等に設置する。
3.	計測の際、周囲環境条件（温度変化、擾乱、空気の流れ等）が評価に影響を与えない様に考慮する必要がある。
4.	コンポーネントを物理的に可能な範囲で分割したモジュールの状態で試験する場合、及びコンポーネントの一部をダミー等で代替してアライメント測定試験を実施する場合、軌道上のコンフィギュレーションにおけるシステムの動釣合いを解析等で検証可能なコンフィギュレーションとする。

コンポーネント 機能性能試験 (C-QT-21、C-AT-21、C-PFT-21)	
1. 試験目的	<p>コンポーネントの機能性能がプロジェクト毎に個別の要求事項に合致していることを確認する。機能性能試験には、コンポーネントのコンフィギュレーションに関して、電氣的連続性、安定性、応答性、フィットチェックやその他特別の試験を含む。</p> <p>A) 電気性能試験 コンポーネントの電気性能が、プロジェクト毎に個別に規定される要求性能を満足しているかどうかを以下に示す試験により確認する。 各試験が持つ基本的な個別の目的を以下に示す。</p> <p>a) 初期電気性能試験 コンポーネントの電気性能について、以降の電気性能試験で電気性能が劣化していないことを判断する為の基準値を定める。</p> <p>b) 最終電気性能試験 初期電気性能試験と同一の内容を実施し、一連の環境試験により電気性能が劣化していないことを確認する。</p> <p>c) 環境試験前後及びその途中の試験 各環境試験における、耐環境性を確認する。</p> <p>B) 機械的機能試験 コンポーネントの機械的機能性能が、規定された環境条件下又はその環境に曝される前後において、プロジェクト毎に個別に規定される要求事項に合致していることを確認する。</p>
2. 試験対象	<p>試験対象のコンポーネントはフライト品又はフライト品と同等であること。</p> <p>A) 共通事項 供試体には、運用時の運用負荷を与えて試験を行うこと。</p> <p>B) 電気性能試験</p> <p>a) 初期電気性能試験では、電気負荷等に対する各機器の応答の測定は、原則として、テレメトリを通すこと。但し、測定精度を要する機器の場合には、直接的な測定を行うこと。尚、コンポーネント内にソフトウェアを内蔵する機器については、そのソフトウェアの機能性能が評価方法の確立したエミュレータによって検証されていることを確認し、コンポーネントの機能性能試験を実施しなければならない。</p> <p>b) 初期電気性能試験以降の電気性能試験では、初期電気性能試験に規定された測定方法で行うこと。但し、規定された環境条件下での試験期間中は、それらの環境に適した動作モードで実施すること。</p> <p>c) 火工品装置は、火工品系の試験を実施する場合を除き、常に安全な状態にしておくこと。火工品系と他のコンポーネント等との相互作用を試験する為に行う電気性能試験以外は、全て電気性能試験の前に火工品装置が働かないことを確認すること。</p> <p>C) 機械的機能試験 N/A</p>

<p>3. 試験条件</p>	<p>A) 電気性能試験</p> <p>a) 初期電気性能試験及び最終電気性能試験では、コンポーネントに軌道上予測される運用負荷(コンポーネントへの入力、内部処理、動作、外部への出力等の負荷)を与えて行わなければならない。</p> <p>b) 初期電気性能試験以降の電気性能試験についても、初期電気性能試験に規定された運用負荷で行わなければならない。但し、規定された環境条件下での試験期間中は、それらの環境に適した動作モードで実施すること。</p> <p>B) 機械的機能試験 N/A</p>
<p>4. その他</p>	<p>N/A</p>

<解説>	コンポーネント 機能性能試験
<p>1. 各試験での測定データのトレンド評価を行う。</p>	
<p>2. 電気性能試験に使用する装置は、次の事項に注意して設計しなければならない。</p> <ul style="list-style-type: none"> ・ 装置は、供試体に対し干渉等有害な影響を与えないよう設計すること。 ・ 全ての試験用回線は、不注意による接地又は短絡によって、宇宙機に損傷を与えないように設計すること。 	
<p>3. 初期電気性能試験及び最終電気性能試験では、電気性能の劣化状況を判定する為に必要な全てのデータを記録しなければならない。</p>	
<p>4. 初期電気性能試験以降の試験では、電気性能の記録は、時系列にコンポーネントの動作モード、機械的な配列形態、環境条件、与えた入力等を記録したものであること。</p>	
<p>5. 一般的に環境試験の前後及びその途中に実施する電気性能試験は、試験期間等の制限により主要な項目について試験を行う簡略型の電気性能試験として実施される。</p>	

6 射場における確認試験

6.1 射場搬入後試験

(1) 目的

射場搬入後試験の目的は、射場への輸送やハンドリングによって宇宙機の機能性能に何等変化が生じていないことを確認することにある。宇宙機は、完全に組み立てられた状態で射場に搬入される場合と、分離した状態で搬入し射場で組み立てる場合とがある。

分離した状態で搬入する場合は、宇宙機の個々の構成要素の動作を確認する為に下位レベルから段階的に組立、確認試験を行う。完全な宇宙機を射場へ搬入する場合は、搬入後の宇宙機の機能性能を確認する。

(2) 試験要求

A) 電気性能試験は、最終電気性能試験にできるだけ近いコンフィギュレーションで行うこと。

B) シミュレータ

シミュレータは、試験を実施する上で代替方法がない場合のみ使用すること。宇宙機の打上げ前確認試験において、シミュレータを採用する必要がある場合には、取り外されているフライトハードウェアのインタフェースを再確認しなければならない。又、シミュレータは、フライトハードウェアとの接続前に地上支援装置の確認にも用いる。

特に火工品回路に対しては、必要に応じ確認済みのシミュレータを使用すること。火工品回路に火工品を接続する前に、火工品接続点で点火信号を確認すること。

ラインや火工品の接続を一旦外した場合は、再接続する前に点火信号やストレイ電圧の確認を必ず行うこと。

C) 推進系のリーク及び機能試験

宇宙機の推進系サブシステムの機能試験においては、可能な限り、全てのコンポーネントの動作を確認すること。

推進系のリークレートが許容範囲内であることを確認する。

D) アライメント測定試験

宇宙機の基準軸と光学センサ、アンテナ取付位置及びノズルの噴射角等のなす角度並びにそれらの取付位置を測定すること。

6.2 追跡管制システム適合性試験

(1) 目的

追跡管制システム適合性試験の目的は、軌道上の宇宙機と運用支援計画に規定された追跡管制システムが適切に応答することができることを打上げ前に確認することである。

専用の地球局（中継局乃至中継宇宙局等）を持ったプロジェクトでは、専用地域局との適合性試験も実施すること。

(2) 試験要求

- A) 追跡管制システム適合性試験には、次の事項が含まれる。
- a) トラッキング、テレメトリ及びコマンド(TT&C)のリンクに対する RF、アナログ及びデジタル的な適合性を確認すること。
 - b) 軌道上、サポートに必要な各種コマンドモードを使用した、宇宙機運用に対する機能性能を確認すること。
 - c) 軌道上、サポートに必要なテレメトリリンク等を処理、表示及び記録する機能性能を確認すること。
 - d) 軌道上、サポートに必要な角度、ドップラー及びレンジトラッキングを用いた宇宙機追尾の為の機能性能を確認すること。

<解説>

上記 6.2 項(2)の b)、c)、d)で「軌道上、サポートに必要な・・・確認すること。」という要求事項の『サポートに必要な…』には、打上げ時運用のバックアップ機能*1並びに追跡管制システムの冗長機能も含まれるため、当該機能を用意している場合には、追跡管制システム適合性試験の中で当該機能を確認しなければならない。

*1：射場に設置した地上支援装置による打上げ運用及び打上げコンフィギュレーションのセットアップができなくなった場合に、追跡局から当該作業を遠隔で実施する機能

- B) 追跡管制システム適合性試験は、射場において宇宙機の電気性能試験が完了した時点で、できるだけ早期に実施する必要がある。
- C) 追跡管制システム適合性試験は、宇宙機の追跡管制運用ソフトウェアに統合されているソフトウェアを用いて実施すること。
- D) フライト品の適合性試験を実施する前に必要に応じインタフェースの確認をプロトタイプの子システム、コンポーネント又はシミュレータを用いて、予備適合性試験を実施しても良い。この場合、
 - a) ソフトウェアの検証も兼ねて実施して良い。
 - b) 予備適合性試験は、設計の適合性確認をする為及び必要に応じハードウェア、ソフトウェア及び手順書を修正できるよう、打上げに十分先行して実施する必要がある。
 - c) 予備適合性試験の結果に基づくインタフェースの変更は、射場で実施される適合性試験で確認すること。

6.3 打上げ準備作業

(1) 目的

打上げ準備作業は 6.1 項及び 6.2 項により宇宙機の機能性能及び追跡管制システムとの適合性が確認された後に実施される作業の結果が宇宙機の打上げに問題無いことを確認する。

打上げ準備作業で全打上げシステム構成要素間の RF 干渉の確認並びに、電源インタフェース及びコマンドコントロールサブシステムの評価を含め、全打上げシステムの準備が整ったことを確認する。

(2) 試験要求

- ア 宇宙機の完成後、ロケットとのインタフェースを確認し、宇宙機とロケットを電氣的及び機械的に結合完了後は、宇宙機の最終外観及び機能試験を実施すること。
- イ 必要に応じ、ロケットとインテグレートする前に、機械的及び電氣的インタフェース試験を、ロケットシミュレータを用いて実施すること。
- ウ 必要に応じ、バッテリー、推進系、清浄度等の監視項目をモニタすること。