



## 宇宙機用推進系設計標準

2023年 5月 8日 C改定

(平成22年 3月 2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)

本文書における 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-30 Part 5.1A Liquid and electric propulsion for spacecraft (2 April 2002) with special permission of ECSS and ESA. The original English version of the ECSS standard is available from:

ECSS Secretariat

P.O. Box 299  
2200 AG Noordwijk  
771e Netherlands  
Tel.: +31-71-5655748  
Fax: +31-71-5656839  
E-mail: ECSS·Secretariat@esa.im  
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 標準は、ECSS 及び ESA の特別な了解を得た上で、「ECSS 文書番号を記述」の全体又は部分を引用している。ECSS 標準のオリジナル英語版は、以下から入手可能である。

P. O. Box 299  
2200 AG Noordwijk  
771e Netherlands  
Tel. : +31-71-5655748  
Fax: +31-71-5656839  
E-mail: ECSS·Secretariat@esa.im  
Website: <http://www.ecss.nl>

この標準への ECSS 文書の引用を含めた JAXA 標準の内容についての責任は JAXA のみにある。

ECSS 標準からの引用箇所のリストはこの JAXA 標準に添付される。

ECSS は、市販性(販売可能性)、特定目的への適合性、又は ECSS 標準やそれを引用した内容に間違いがない点を含む(ただし必ずしもこれらに限定されない)明示または黙示のあるいは法的な保証はいかなる場合であっても提供しない。

ECSS は、ECSS 標準又は ECSS 標準の全体又は部分の引用を取り込んだ JAXA 標準の適用により生じた損害に関し、いかなる責任も負わない。

## 目次

1. 総則 .....	1
1.1 目的 .....	1
1.2 適用範囲 .....	1
1.2.1 適用対象 .....	1
1.2.2 テーラリング .....	1
2. 関連文書 .....	2
2.1 適用文書 .....	2
2.1.1 公的規則 .....	2
2.1.2 JAXA 基準 .....	2
2.2 米国文書 .....	2
2.3 参考文書 .....	2
3. 用語 .....	4
3.1 用語および定義 .....	4
(1) ビーム拡がり角(beam divergence) .....	4
(2) コンポーネント(component) .....	4
(3) 制約条件(constraint) .....	4
(4) コンタミナント (汚染物質) (contaminant) .....	4
(5) デオービット(de-orbiting) .....	4
(6) 電気推進スラスタ(electric thruster) .....	5
(7) 外部(external) .....	5
(8) 廃棄軌道(graveyard orbit) .....	5
(9) 地上支援装置(GSE : ground support equipment) .....	5
(10) ハイパゴリック推進剤(hypergolic propellants) .....	5
(11) インパルス(impulse) .....	5
(12) インパルスビット(impulse bit) .....	5
(13) インタフェース(interface) .....	5
(14) 内部(internal) .....	6
(15) 打ち上げ機(launcher) .....	6
(16) 液体 (ロケット) エンジン(liquid rocket engine) .....	6
(17) 最大予想使用圧力(MEOP : maximum expected operating pressure) .....	6
(18) 最小インパルスビット(MIB : minimum impulse bit) .....	6
(19) ミッション寿命(mission life) .....	6
(20) ノズル(nozzle) .....	7
(21) プラズマ(plasma) .....	7
(22) 加圧剤(pressurant) .....	7
(23) プライミング(priming) .....	7
(24) 推進剤 (推進薬) (propellant) .....	7
(25) 推進系(propulsion system) .....	8
(26) 再現性 (repeatability) .....	8

(27) リオービット(re-orbiting) .....	8
(28) ダミー推進剤 (ダミー推進薬) (simulant).....	8
(29) サイジング(sizing) .....	8
(30) 宇宙機(spacecraft) .....	8
(31) 比推力(Isp)(specific impulse) .....	9
(32) サブシステム(subsystem).....	9
(33) 推力セントロイドタイム(thrust centroid time).....	9
(34) トータルインパルス(total impulse).....	10
(35) プルーム (plume) .....	10
(36) スロッシング (sloshing) .....	10
(37) ヒートソークバック (heat soak back) .....	10
3.2 質量の定義 .....	10
(1) 質量 (慣性質量) .....	10
(2) 全備質量 .....	11
(3) 最終質量 .....	11
(4) 乾燥質量 .....	11
(5) 放出質量 .....	11
(6) 推進剤質量 .....	11
3.3 略号 .....	12
3.4 記号 .....	14
4. 推進系設計における基本事項 .....	15
4.1 概要 .....	15
4.1.1 推進系の特性 .....	15
4.1.2 要求事項の構成 .....	15
4.2 共通要求事項 .....	16
4.2.1 一般原則 .....	16
4.2.2 規格 .....	16
4.2.3 品質要求 .....	16
4.2.4 設計 .....	16
4.2.5 材料 .....	17
4.2.6 最大予想作動圧力(MEOP) .....	17
4.2.7 文書化 .....	17
5. 宇宙機用の液体推進系 .....	18
5.1 一般原則 .....	18
5.2 機能要求 .....	19
5.2.1 ミッションへの適合 .....	19
5.2.2 機能 .....	19
5.3 制約条件 .....	20
5.3.1 高圧ガス .....	20
5.3.2 温度 .....	20
5.3.3 加速度 .....	20

5.3.4	スラスタ周辺環境	20
5.3.5	スラスタの配置	20
5.4	インタフェース	21
5.5	開発の指針	21
5.6	推進系設計要求事項	22
5.6.1	システム	22
5.6.1.1	基本構成	22
5.6.1.1.1	系統設計	22
5.6.1.1.2	方式の選定	22
5.6.1.1.3	サイジング	22
5.6.1.1.4	複数タンクシステム	23
5.6.1.2	性能解析	23
5.6.1.2.1	作動回数	23
5.6.1.2.2	ブローダウン比	23
5.6.1.2.3	水撃効果	23
5.6.1.2.4	密封容積	24
5.6.1.2.5	搭載推進剤量	24
5.6.1.2.6	電磁適合性(EMC)	24
5.6.1.3	艀装設計	24
5.6.1.3.1	保全性	24
5.6.1.3.2	配管	24
5.6.1.3.3	充填排出ポート	25
5.6.1.4	耐圧設計	25
5.6.1.5	熱設計	25
5.6.1.6	構造設計	25
5.6.1.7	質量特性	25
5.6.1.8	モニタ	25
5.6.2	コンポーネント	26
5.6.2.1	スラスタ	26
5.6.2.1.1	インパルスビットの再現性	26
5.6.2.1.2	スラスタアライメント	26
5.6.2.1.3	推力アンバランス	26
5.6.2.1.4	流量調整オリフィス	26
5.6.2.1.5	ヒートソークバック	27
5.6.2.1.6	触媒層の加熱	27
5.6.2.1.7	熱環境	27
5.6.2.2	バルブ(弁)	27
5.6.2.2.1	バルブ設計の基本事項	27
5.6.2.2.2	電磁弁	28
5.6.2.2.3	調圧弁	28
5.6.2.2.4	逆止弁	28

5.6.2.2.5	パイロ弁	28
5.6.2.3	推進剤タンク	28
5.6.2.3.1	概要説明	28
5.6.2.3.2	一般原則	28
5.6.2.3.3	ダイアフラムタンク等	29
5.6.2.3.4	PMD タンク	29
5.6.2.4	高圧ガスタンク	30
5.6.2.5	フィルタ	30
5.6.2.6	推力方向制御(TVC)システム	31
5.6.3	コンタミネーション管理	32
5.6.3.1	外部コンタミナント	32
5.6.3.2	内部コンタミナント	32
5.6.3.2.1	一般原則	32
5.6.3.2.2	内部コンタミナントによる影響の防止	32
5.6.3.2.3	差圧の管理	33
5.6.4	材料・流体適合性	33
5.6.4.1	一般原則	33
5.6.4.2	推進剤	33
5.6.4.2.1	一般原則	33
5.6.4.2.2	スラスタ認定試験用推進剤	33
5.7	検証	34
5.7.1	一般原則	34
5.7.2	解析による検証	34
5.7.2.1	推進剤および加圧剤等の使用流体	34
5.7.2.2	定常特性	34
5.7.2.3	過渡特性	36
5.7.2.3.1	過渡応答圧力	36
5.7.2.3.2	スロッシング	37
5.7.2.3.3	スピン負荷	37
5.7.2.3.4	スラスタのクロスカップリング	37
5.7.2.4	解析用モデル	37
5.7.3	試験による検証	38
5.7.3.1	スラスタの噴射試験	38
5.7.3.2	耐圧試験	38
5.7.3.3	破壊圧力試験	38
5.7.3.4	清浄度	39
5.7.3.4.1	微粒子	39
5.7.3.4.2	不揮発性残留物 (NVR)	39
5.7.3.5	耐久試験	39
5.7.3.6	コンタミネーション管理	39
5.7.3.7	材料・推進剤適合性	40

5.7.3.8	フロー試験	40
5.7.3.9	漏洩試験	40
5.7.3.10	乾燥度	40
5.7.3.11	電気試験	41
5.7.3.12	スラストアライメント	41
5.7.3.13	タンクの排出効率	41
5.7.3.14	圧力過渡特性試験	41
5.7.3.15	校正	42
5.8	安全・信頼性・品質要求	42
5.8.1	安全要求	42
5.8.2	信頼性要求	43
5.8.3	品質要求	45
5.9	地上運用及び廃棄	45
5.9.1	地上運用	45
5.9.2	地上支援装置(GSE)	46
5.9.2.1	一般原則	46
5.9.2.2	流体系	46
5.9.2.3	電気系	46
5.9.3	廃棄	47
5.10	システム引渡し情報	47
6.	宇宙機用電気推進系	47
6.1	一般原則	47
6.2	機能条件	48
6.2.1	ミッション	48
6.2.2	機能	49
6.2.3	性能	49
6.3	制約条件	50
6.3.1	一般原則	50
6.3.2	高周波電流ループ	51
6.3.2.1	一般原則	51
6.3.2.2	電磁的感受性の高い電子機器への影響	51
6.3.2.3	外乱トルクの抑制	51
6.3.3	プルーム効果	51
6.3.4	熱流束	51
6.3.5	電磁適合性干渉	52
6.3.6	帯電	52
6.3.7	電気絶縁	52
6.4	インタフェース	52
6.4.1	宇宙機とのインタフェース	52
6.4.2	電力バスとのインタフェース	53
6.5	開発の指針	53



6.5.1	安全機器	53
6.5.2	検証	53
6.6	推進系設計要求事項	54
6.6.1	システム	54
6.6.1.1	基本構成	54
6.6.1.1.1	システム設計	54
6.6.1.1.2	選定	54
6.6.1.1.3	サイジング	55
6.6.1.1.4	複数タンクシステム	55
6.6.1.2	性能解析	55
6.6.1.2.1	作動回数	55
6.6.1.2.2	圧力設計	56
6.6.1.2.3	水撃効果	56
6.6.1.2.4	密封容積	56
6.6.1.2.5	搭載推進剤量	56
6.6.1.2.6	電磁適合性	56
6.6.1.2.7	放電	56
6.6.1.3	艀装設計	57
6.6.1.3.1	保全性	57
6.6.1.3.2	配管	57
6.6.2	コンポーネント	57
6.6.2.1	スラスタ	57
6.6.2.1.1	一般原則	57
6.6.2.1.2	平均推力レベル	57
6.6.2.1.3	推力調整	57
6.6.2.1.4	推力アンバランス	58
6.6.2.1.5	推力変動	58
6.6.2.1.6	推力ベクトルアライメント	58
6.6.2.1.7	推力の精度	59
6.6.2.1.8	電氣的パラメータ	59
6.6.2.1.9	熱環境	59
6.6.2.1.10	作動寿命	60
6.6.2.2	推進剤貯蔵供給装置	60
6.6.2.2.1	全般	60
6.6.2.2.2	標準コンポーネントおよび流体	60
6.6.2.2.3	流量制御器	60
6.6.2.2.3.1	全般	60
6.6.2.2.3.2	非自己調節式の質量流量	60
6.6.2.2.4	圧力調整装置	61
6.6.2.2.5	バルブ(弁)	61
6.6.2.2.6	推進剤フィルタ	61

6.6.2.2.7	推進剤排出	62
6.6.2.2.8	ブローダウン比	62
6.6.2.3	圧力容器	62
6.6.2.4	電力制御系	62
6.6.2.4.1	電源装置およびコントローラ	62
6.6.2.4.2	フィルタ回路	63
6.6.2.5	モニタ	63
6.6.2.6	パイロ弁	63
6.6.2.7	電気設計	64
6.6.2.7.1	一般原則	64
6.6.2.7.2	電磁適合性(EMC)	64
6.6.2.7.3	接地、絶縁	64
6.6.2.7.4	異常放電対策	64
6.6.2.8	推進剤タンク	65
6.6.2.8.1	一般原則	65
6.6.2.8.2	液体推進剤タンク	66
6.6.2.8.3	気体推進剤タンク	66
6.6.2.9	高圧ガスタンク	66
6.6.2.10	推力ベクトル制御	66
6.6.2.10.1	推力ベクトル制御用の装置	66
6.6.2.10.2	スラスタポインティングメカニズム	67
6.6.2.10.3	スラスタ内部の推力ベクトル操舵装置	67
6.6.3	コンタミネーション	67
6.6.3.1	外部コンタミナント	67
6.6.3.2	内部コンタミナント	67
6.6.4	材料・流体適合性	68
6.6.4.1	一般原則	68
6.6.4.2	推進剤	68
6.6.4.2.1	一般原則	68
6.6.4.2.2	スラスタの認定	68
6.7	物理的条件	68
6.7.1	材料	68
6.7.2	質量不均衡	69
6.8	検証	69
6.8.1	一般原則	69
6.8.2	解析による検証	69
6.8.2.1	一般原則	69
6.8.2.2	静電界と磁界の相互効果	70
6.8.2.3	電力、推進剤、スラスタ	70
6.8.2.4	寿命	70
6.8.2.5	過渡現象	71

6.8.2.6	帯電	71
6.8.3	試験による検証	71
6.8.3.1	一般原則	71
6.8.3.2	試験環境	71
6.8.3.3	電磁適合性(EMC)試験	72
6.8.3.4	プルーム特性決定試験	72
6.8.3.5	寿命試験	72
6.8.3.6	性能試験	73
6.8.3.7	機能確認試験	73
6.8.3.8	校正	73
6.8.4	モデルに関するデータ交換	73
6.9	安全・信頼性・品質要求	74
6.9.1	安全要求	74
6.9.2	信頼性要求	74
6.9.3	品質要求	75
6.10	地上運用及び廃棄	75
6.10.1	地上運用	75
6.10.2	地上支援装置(GSE)	76
6.10.2.1	一般原則	76
6.10.2.2	流体系	76
6.10.2.3	電気系	77
6.10.3	廃棄	77
6.11	システム引渡し情報	77
付録 A (参考)		
	推進剤、加圧剤、ダミー推進剤、クリーニング剤に関する規格	77
付録 B (ECSS 引用一覧)		
		79

## 1. 総則

### 1.1 目的

本標準は、宇宙機用機械系技術のうち推進系に係わるものであり、液体推進系（コールドガスジェットを含む）や電気推進系のサブシステム設計、コンポーネント・部品や工程に適用される標準を定めている。本標準は、宇宙機推進系の設計と技術管理において実施すべき活動や、その適用対象について規定するとともに、機能、コンフィギュレーション、インタフェース、性能、物理的特性、環境、品質要求、運用、検証、法律上の要求等、基本的な技術面に関する要求事項について定めている。

機械系技術に関する一般要求事項については、他の機械系設計標準で定める。

### 1.2 適用範囲

#### 1.2.1 適用対象

本標準は、宇宙機で使用されるコールドガスジェットを含む液体推進系、電気推進系および関連する機械部品に適用される。固体ロケットは本標準の対象外である。

現在開発中の他の推進方式（たとえば、原子力、原子力-電気、太陽-熱、ハイブリッド推進など）も現時点、本標準の対象とはしていない。

#### 1.2.2 テーラリング

プロジェクト固有の状況を考慮し、本標準で規定される要求事項は、プロジェクトの周囲状況や個別要求に適合させるためにテーラリングを行うことを許容する。

注：テーラリングとは、既存の要求の選別や（稀には）修正により、あるいは新規の要求の追加により、仕様、標準および関連文書の個別の要求事項を評価し、特定のプロジェクトに適用可能とする作業をいう。

## 2. 関連文書

### 2.1 適用文書

#### 2.1.1 公的規則

- (1) 高圧ガス保安法
- (2) 毒劇物取締法
- (3) 消防法
- (4) 労働安全衛生法

#### 2.1.2 JAXA 基準

設計開始に当たり、以下の基準、標準の最新版を確認し、当該版を適用する。

- (1) JMR-001 システム安全標準
- (2) JMR-002 ロケットペイロード安全標準
- (3) JMR-003 スペースデブリ発生防止標準
- (4) JMR-005 品質保証プログラム標準
- (5) JERG-0-001 宇宙用高圧ガス機器技術基準
- (6) JERG-0-004 火薬類取扱基準
- (7) JERG-2-007 人工衛星系設計過誤防止基準
- (8) JERG-0-007 ヒドラジン取扱基準
- (9) JERG-0-008 モノメチルヒドラジン取扱基準
- (10) JERG-0-009 四酸化二窒素取扱基準
- (11) JERG-0-010 イソプロピルアルコール取扱基準
- (12) JERG-2-200 電気設計標準
- (13) JERG-2-310 熱制御設計標準
- (14) JERG-2-320 構造設計標準
- (15) JERG-2-330 機構設計標準
- (16) JMR-010 コンタミネーション管理標準
- (17) JERG-2-003 耐放射線設計基準
- (18) JERG-2-130 宇宙機一般試験標準
- (19) JERG-2-120 単一故障・波及故障防止設計標準

### 2.2 米国文書

N/A

### 2.3 参考文書

- (1) ECSS-E-30 Part 5.1A Liquid and electric propulsion for spacecraft
- (2) JERG-0-003 宇宙用高圧ガス機器技術基準 解説書
- (3) JERG-0-027 金属製圧力容器設計基準
- (4) JERG-2-008 人工衛星系設計過誤防止検査／試験基準
- (5) JERG-0-019 コンタミネーション管理ハンドブック

- (6) JERG-0-018 ヒューマンファクタ分析ハンドブック
- (7) JERG-0-050 海外部品品質確保ハンドブック
- (8) JERG-0-051 海外コンポーネント品質確保ハンドブック
- (9) JERG-0-055 海外部品調達 標準作業要求書

### 3. 用語

#### 3.1 用語および定義

本標準で用いる宇宙機推進系特有の用語（アルファベット順）とその定義を以下に示す。

##### (1) ビーム拡がり角(**beam divergence**)

スラスタ出口を通過する全イオンビーム流のうち、スラスタ出口から指定の距離において、指定の割合のイオンビーム流を含む円錐の半頂角のことをいう。この値はスラスタ出口からの距離すなわち検査面の位置により異なる。

##### (2) コンポーネント(**component**)

いくつかの部品、デバイスを組み合わせたもので、サブシステムの中の最小機能単位。宇宙機推進系においては、例えばタンク、バルブ、レギュレータなどが該当する。

##### (3) 制約条件(**constraint**)

設計上の特徴を定める上で、禁止されたりまたは必須とされる特性をいう。

注1 ここでの制約条件とは一般に、あるシステムを選択する際に加えられる制限のことをいう。

注2 制約条件としては、システム設計上の制約と、運用上の制約が考えられる。

注3 例えば、環境条件や運用条件、法律、規格、市場の需要、開発費や資産の利用可能性および国の政策から、制約条件が生じる。

##### (4) コンタミナント（汚染物質）(**contaminant**)

宇宙機の曝露面・内面に付着あるいは堆積する物質で、機能・性能または寿命に問題となるような劣化・影響を及ぼす場合がある。

##### (5) デオービット(**de-orbiting**)

宇宙機やロケット上段を、ミッション終了後に所定の期間内(最大 25 年)に大気圏へ再突入

する軌道高度へ投入するための軌道制御。

**(6) 電気推進スラスタ(electric thruster)**

電気エネルギーを利用して推進力を発生させるか又は増大させる推進装置。

**(7) 外部(external)**

「内部」または「インタフェース」に対比する概念である。  
推進系内部およびインタフェース以外のものを指す。

注 インタフェースについては(12)項を、内部については(13)項をそれぞれ参照。

**(8) 廃棄軌道(graveyard orbit)**

静止軌道より約 300km 以上の高さにある軌道のこと。この軌道には、使用済みのロケット上段や衛星を投入して、静止軌道でのデブリの発生を最小限に抑えている。

**(9) 地上支援装置(GSE : ground support equipment)**

地上において推進系に対する検証試験や打上げ準備活動支援に使用される装置。

**(10) ハイパゴリック推進薬(hypergolic propellants)**

互いに接触すると自然に着火する推進剤。

**(11) インパルス(impulse)**

一定時間の間にスラスタによって発生される力の時間積分。力積。

注 単位は、Ns で表現する。

**(12) インパルスビット(impulse bit)**

一回のスラスタ作動によって発生される力の時間積分。力積。

注 単位は、Ns で表現する。

**(13) インタフェース(interface)**

二つ以上のシステムまたはサブシステムの間において直接的に相互に作用するも



のをいう。

注 直接的相互作用の存在しないものは除く。

**(1) 内部(internal)**

システムまたはサブシステムそれ自体のことをいう。

**(15) 打ち上げ機(launcher)**

宇宙機を地上から軌道へ移動させるための運搬手段をいう。

**(16) 液体（ロケット）エンジン(liquid rocket engine)**

液体推進剤のみを使用している化学（ロケット）エンジンのことをいう。

注1 ガスジェットやスラスタも含まれる。

注2 液体（ロケット）エンジンには、以下が含まれる。

- 燃焼室
- ノズル
- 能動または受動冷却系
- 推薬弁

**(17) 最大予想使用圧力(MEOP : maximum expected operating pressure)**

運用中で高圧機器に負荷されると予想される最大圧力をいう。

注1 MEOP に関する要求事項については 4.2.6 項を参照。

**(18) 最小インパルスビット(MIB : minimum impulse bit)**

再現性をもって発生可能な最短時間のスラスタ作動一回あたり推力の時間積分（インパルス）のことをいう。

注 単位は、Ns で表現する。

**(19) ミッション寿命(mission life)**

引渡しから廃棄までの寿命のことをいう。

注1 本標準では、これをミッションと略称する。

注2 ミッションには、推進系の寿命の全期間が含まれる：即ち、推進系サ

ブシステム引渡し、(受入れ) 検査、試験、保管、輸送、取扱い、組立、推進剤充填、打上げ前作業、打上げ、軌道上寿命、廃棄

注3 通常の衛星推進系寿命は以下のような分類で評価する。

- ・ 作動寿命
- ・ 貯蔵寿命
- ・ 軌道上寿命

#### (20) ノズル(nozzle)

(ロケット) エンジンにおいて、燃焼室で発生させた高温高压ガスを加速・噴射することで推力を発生する部品。

#### (21) プラズマ(plasma)

電気的中性を保った電離気体のことをいう。

注 プラズマには、中性粒子、イオン、電子を含める。

#### (22) 加圧剤(pressurant)

サブシステムを加圧するために使用する流体のことをいう。

#### (23) プライミング(priming)

サブシステムの条件を、運用条件に適合させることをいう。

狭義には、スラスタの推薬弁上流に加圧された推薬を導入し、スラスタを噴射可能な状態にすることをいう。

#### (24) 推進剤 (推進薬) (propellant)

推力を生み出すために、しばしば初期状態からの化学変化を伴いながら(ロケット) エンジンから噴射される物質をいう。

注1 コールドガスジェットでは、加圧されたガス圧と周囲圧との差により、気体が加速される。

注2 化学(ロケット)エンジンでは、二種類の推進剤、即ち燃料と酸化剤の間での燃焼反応あるいは一液推進剤の触媒分解反応により、その生成物質を加速させるエネルギーが発生する。

注3 電気推進スラスタでは、推進剤を電磁的または静電的に加速させるか、

または電気加熱によりエネルギーを追加して加速させる

注4 上記の方法の組合せも可能である。

**(25) 推進系(propulsion system)**

自立的に推力を生み出すシステムのことをいう。

注1 推進系には、ミッションの達成のために必要なすべてのコンポーネントを含める。例えば、スラスタ、推進剤、バルブ（弁）、フィルタ、火工品、加圧サブシステム、タンク、そして電気推進系の場合の電源などの電気コンポーネントである。

注2 宇宙機によっては、タンクや配管などのヒーター及びセンサ、バルブドライバ等の電気系機器も含まれる場合がある。

**(26) 再現性 (repeatability)**

同一の条件である事象を繰り返し再現する能力のことをいう。

**(27) リオービット(re-orbiting)**

宇宙機またはロケット上段を廃棄軌道へ投入することをいう。

**(28) ダミー推進剤 (ダミー推進薬) (simulant)**

特定の試験目的のために、軌道上で実際に運用される推進剤・流体の代りに用いられる特性がよく近似している流体のことをいう。

**(29) サイジング(sizing)**

要求事項を満たすようにサブシステムの全体的規模を決定する過程のことをいう。

注 全体的規模を決定後に、機能や材料の特性もまた決定される。規模決定の過程は、機能要求に対応している。

**(30) 宇宙機(spacecraft)**

打上機の上段によって、その目的に従って宇宙空間へ輸送・配置される機体をいう。

例 衛星、弾道飛行体、再突入機、宇宙探査機、宇宙ステーション

**(31) 比推力(I<sub>SP</sub>)(specific impulse)**

<瞬時比推力>

推力対推進剤質量流量の比

<平均比推力>

一定時間でのトータルインパルスとその間に噴射された質量総量の比

注1 単位は、Ns/kg、m/s または秒(s) (注2 参照)

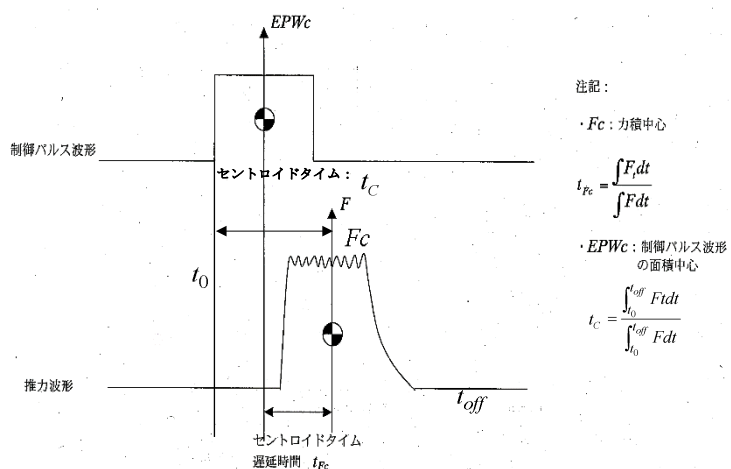
注2 エンジニアリングにおいては、別の定義がしばしば使用されており、比推力は、推力と重量流量の比の値と定義されている場合がある。これにより、単位が秒の I<sub>SP</sub> が導かれる。単位を秒で表現する I<sub>SP</sub> の数値は、単位 m/s の I<sub>SP</sub> を標準の地表重力 g<sub>0</sub>=9.80665 m/s<sup>2</sup> で除算して求められる。

**(32) サブシステム(subsystem)**

システムを構成する要素であって、一定の規定された機能・性能を発揮できるハードウェア及びソフトウェアの集合体をいう。

**(33) 推力セントロイドタイム(thrust centroid time)**

コマンドに対しスラスタがインパルスが発生するまでの時間を意味し、下図で定義する。



**(34) トータルインパルス(total impulse)**

所定の期間中にスラスタまたはエンジンまたは推進系が発生する推力の時間積分（インパルス）の総和のことをいう。

注 単位は、Ns

**(35) プルーム (plume)**

エンジンのノズルから排出されるガス。

**(36) スロッシング (sloshing)**

推進剤タンク（容器）内の推進剤（液体）が外部からの比較的長周期な振動によって揺動すること。

**(37) ヒートソークバック (heat soak back)**

エンジンの噴射停止（推進剤供給停止）後の高温燃焼器からの熱戻りにより推薬弁等の部品温度が上昇する現象。

**3.2 質量の定義****(1) 質量（慣性質量）**

物体に働く力とそれによって生じる加速度との比であり、物体が有する固有の量である。物体の慣性はこれが大きいほど大きい。

注 推進系の性能を正しく評価するためには、質量について適切な定義を下すことが、極めて重要である。本項では、宇宙機に使用される推進系関連の質量に関する用語について説明する。この用語法については、図 1 で図示してある。

以下の Tsiolkovski（ツィオルコフスキー）の式では、

$$\Delta V = I_{SP} \cdot \ln \left( \frac{M_0}{M_f} \right)$$

$\Delta V$  宇宙機の世界速度増分

$M_0$  初期質量（増速前の宇宙機質量）

$M_f$  最終質量（増速後の宇宙機質量）

推進剤質量全量が、同じ排気速度で推進系から噴射されることが、暗黙の前提となっている。

実際には、宇宙機は、様々な速度で質量を放出しており、場合によっては、放出された質量が、Tsiolkovski 方程式に従う速度増分に全く寄与しないこともある。例えば、質量中心を回る運動（姿勢制御など）を達成させるために使用される推進剤の損失などである。

## (2) 全備質量

打上時の宇宙機の質量のことをいう。

## (3) 最終質量

推進系作動終了後の宇宙機の質量のことをいう。

注 最終質量 = 全備質量 - 放出質量

## (4) 乾燥質量

推進剤と加圧ガスを含まない初期質量

注 乾燥質量は測定することができる。注意：火工品弁は通常はシールされているため、火薬類を消費する際でさえも、これらは、宇宙機から放出されないため、乾燥質量に含める。

## (5) 放出質量

消費推進剤の質量、放出加圧ガス質量の合計のことをいう。

注1 すべての推進剤が、同じ速度で放出されるわけではない。

注2 放出加圧ガスの例としては、ブローダウンモードで動作する宇宙機が、システムの安全性を確保するために逃気する加圧ガスがある。

## (6) 推進剤質量

軌道制御用推進剤、姿勢制御用推進剤、マージンおよびその他（無効推進剤等排出できずに残る推進剤）の質量の合計のことをいう。

注 これらの推進剤には、宇宙機の速度増分に寄与しないものもあることに、注意する必要がある。

全備質量 (初期質量)	= 乾燥質量 + 推進剤質量 + 加圧ガス質量
乾燥質量	= 推進剤質量および加圧ガス質量を含まない質量
最終質量	= 全備質量 - 放出質量
放出質量	= 消費推進剤質量 + 放出加圧ガス質量
推進剤質量	= 姿勢制御用を含む宇宙機に搭載される推進剤質量

図 1 推進系関連質量についての定義

### 3.3 略号

本標準においては、以下の略号を定義し、使用する：

略号	意味
AIT	assembly, integration and test 組み立て及び試験
AOCS	attitude and orbit control system 姿勢および軌道制御系
BOL	beginning-of-life 寿命初期
COM	center of mass 質量中心
EMC	electromagnetic compatibility 電磁適合性
EMI	electromagnetic interference 電磁干渉
EOL	end-of-life 寿命末期
FEED	field emission electric propulsion 電界放出型電気推進
FOS	factor of safety 安全係数
GEO	geostationary orbit 静止軌道
GSE	ground support equipment 地上支援装置

GSO	geo-synchronous orbit 地球同期軌道
ICD	Interface Control Documentation and Drawing インタフェース管理図面
LBB	leak before break, leak before burst 破壊前漏洩
MDP	maximum design pressure 最大設計圧力
MEOP	maximum expected operating pressure 最大予想作動圧力
MMH	monomethyl hydrazine モノメチルヒドラジン
MON	mixed oxides of nitrogen 混合窒素化合物 (NO を添加した四酸化二窒素)
MPD	magneto-plasma-dynamic 電磁プラズマ加速
NDI	non-destructive inspection 非破壊検査
NTO	nitrogen tetroxide 四酸化二窒素
OBDH	on-board data handling オンボードデータ処理
PPU	power processing unit 電源装置
PMD	propellant management device 推進剤管理デバイス
PPT	pulsed plasma thruster パルス型プラズマスラスタ
RAMS	reliability, availability, maintenance and safety 信頼性、利便性、保守、および安全性
RCS	reaction control system リアクションコントロールシステム
TTC	telemetry tracking and command テレメトリ追跡及びコマンド
TVC	thrust vector control system 推力方向制御システム



### 3.4 記号

本規格においては、以下の記号を定義し、使用する。

記号	意味
$g_0$	地表における標準重力加速度 $9.80665 \text{ m/s}^2$
$I_{sp}$	比推力
$M_0$	初期質量（増速前の宇宙機質量）
$M_p$	推進剤質量
$M_f$	最終質量（増速後の宇宙機質量）
$\Delta p$	圧力差
$\Delta V$	無重力環境で、他の外乱（空気抵抗、太陽風または太陽輻射圧など）の存在しない状態での宇宙機速度増分

## 4. 推進系設計における基本事項

### 4.1 概要

#### 4.1.1 推進系の特性

推進系の仕様を決定し、これを設計し開発するには常に、衛星システム担当者と推進系開発担当者との間の緊密な対話が必要となる。同様に姿勢軌道制御系、熱制御系、構造系等とのインタフェースも重要である。

推進系には、以下の特性がある。

- 必要な推力を提供する。
- 毒性、腐食性、高い反応性、引火性、直接に接触した場合の危険性（火傷、中毒、健康障害または爆発など）などを有する物質（推進剤、ダミー推進剤、洗浄剤など）を使用している。物質の選択と使用に対する基準については、開発仕様書、設計基準等において定める。
- 高圧ガスおよび危険性または毒性のある物質材料の取扱い、輸送および廃棄については、関係する国や地域の法令を厳格に遵守しなければならない(4.2.1a 項を参照)。
- 汚染や漏洩などのリスクについては、徹底的に評価検討されており、RAMS 調査も広く実施されている(4.2.1b および 4.2.1c 項を参照)。
- エンジン動作不安定に陥る可能性があり、この結果、機体のエンジンが損傷を受けるか、失われる可能性がある。適切な設計や開発を行うには、推進系と機体のレベルで、解決方法を見出す必要がある。(4.2.1d 項を参照)

#### 4.1.2 要求事項の構成

本標準において使用する要求事項の構成は、以下のとおりである。

- すべてのタイプの推進系に対する共通の要求事項を設定する。この共通要求事項については、次項で規定している。
- 推進系のタイプごとに、以下に示す共通の要求事項構成を採用している。
  - 機能
  - 制約条件
  - インタフェース
  - 推進系設計要求事項
  - 検証
  - 安全・信頼性・品質要求
  - 運用および廃棄
  - システム引渡し情報

これらについては、本標準の適用対象となる液体推進系および電気推進系毎に、それぞれの章で規定する。

## 4.2 共通要求事項

### 4.2.1 一般原則

- a. 高圧ガスおよび危険性または毒性のある物質の取扱い、輸送および廃棄に関する国や地域の法令は、厳格に適用しなければならない(高圧ガス保安法や毒劇物取締法など)。
- b. 汚染や漏洩などのリスクについて、評価検討しなければならない。
- c. RAMS 調査を実施しなければならない。
- d. エンジンの動作不安定性に対する許容レベルを、設計と開発の時点で、推進系と宇宙機のレベルで定めなければならない。
- e. 宇宙機推進系に関する事故等から安全を確保するため、JMR-001 システム安全標準に従い検討を実施すること。
- f. 宇宙機推進系のデブリ発生を最小限にとどめるため、JMR-003 スペースデブリ発生防止標準に従うこと。
- g. 宇宙航空研究開発機構の各事業所における火薬類の取扱は JERG-0-004 火薬類取扱基準に従わなければならない。

### 4.2.2 規格

契約上指定された規格への追加規格については、適用前に、顧客による指定または承認を得る必要がある。

### 4.2.3 品質要求

推進系の品質要求は、JMR-005 品質保証プログラム標準に適合していなければならない。

### 4.2.4 設計

- a. 成熟し、十分に試験済み、検証済みで、良く理解された設計を使用しなければならない。
- b. 過去において認定済み設計が存在する場合には、それに基づき設計を行わな

ればならない。

- c. 設計変更事項はいずれも、開発仕様書に従い、検証しなければならない。

#### 4.2.5 材料

- a. 材料は、開発仕様書や JERG-0-025 ロケット・人工衛星の機械部品及び構造材料選定基準に従い、選択しなければならない。
- b. 推進剤、加圧剤、試験流体、ダミー推進薬および洗浄剤は、以下により、選択および使用するものとする。
1. 開発仕様書に記載された規格が利用可能である場合は、規格に従い選択する。
  2. 選択した規格に従って使用する。

注 通常の推進剤、加圧剤、試験流体、ダミー推進薬および洗浄剤の使用に係わる規格についての情報を、付属文書 A に示してある。

#### 4.2.6 最大予想作動圧力(MEOP)

MEOP に安全係数(FOS)を乗算した値は、最大設計圧力(MDP)を越えてはならない。

$$FOS \times MEOP \leq MDP$$

#### 4.2.7 文書化

以下に示す個別文書の作成とその詳細度は、システム要求事項に、適合していなければならない。

- ・ 推進剤量解析
- ・ 機械解析
- ・ 性能解析
- ・ プルーム解析
- ・ スロッシング解析
- ・ 熱解析
- ・ 熱モデル
- ・ 過渡解析
- ・ 試験計画書、試験手順書、試験報告書、試験仕様書
- ・ ユーザーズマニュアル

## 5. 宇宙機用の液体推進系

### 5.1 一般原則

宇宙機用の液体推進系は、軌道遷移、軌道保持、姿勢制御などのための推力と制御トルクを提供する。操作可能な宇宙機、カプセル、宇宙輸送船に対しては、ランデブーやドッキングのための推力と制御トルクも含めて、こうした推進系が提供している。

推進剤の燃焼に特有な基準は別にして、液体推進系の基準は、気体を作動流体としたコールドガスジェットにも適用する。

宇宙機用推進系は、大抵の場合、長寿命運用、非常に多くのスラスタ（そのうちの多くは同時作動が可能）および複数の始動-停止シーケンスの制約条件を含んでいる。以下に、宇宙機用液体推進系に係わる注意事項のリストを掲載するが、これらに限定されるわけではない。

- 長期の材料適合性
- 推進剤の化学的および物理的安定性
- コンタミナントの循環と蓄積
- 推進剤または加圧剤の漏洩
- ブラダタンクやダイアフラムタンクへの推進剤または加圧剤の浸透
- 弁シール材の推進剤蒸気の透過
- 推進系のライフサイクル全体、即ち、生産から、インテグレーション、運用、廃棄に至るまでの期間に係わるリスクの査定と排除。
- スラスタ、タンク、バルブなどのシステムやコンポーネントの持つサイクル寿命。
- クロスカップリング
- 故障管理
- 真空条件での始動と停止のシーケンス
- デブリや微小隕石からの圧力容器の保護

これらの問題点はまた、推進系の地上支援装置(GSE)の設計および利用にも適用されるものとする。

## 5.2 機能要求

### 5.2.1 ミッションへの適合

推進系は、以下に関する宇宙機ミッション要求事項に適合していなければならない。

- a. 打上げ前と打上げ時の作業（インテグレーション作業、保管、慣らし運転、輸送など）、軌道上運用（軌道遷移、軌道保持、姿勢制御など）およびミッションの全継続期間とミッション終了後の廃棄
- b. 機能制御、試験、推進剤やダミー推進薬の充填、宇宙機の輸送などの地上での運用

### 5.2.2 機能

- a. 推進系は、AOCS の定義に従い、必要なトータルインパルス、最小インパルスビット、推力レベルを提供できなければならない。
- b. 以下の事項を、設計、解析、検証の対象として扱わねばならない。
  1. スラスタ燃焼モード（安定状態、オフモジュレーションおよびパルスモードなど）
  2. 推力レベルと方向
  3. 推力ベクトル制御
  4. セントロイドタイム遅れ
  5. 最大連続燃焼時間
  6. 最小インパルスビット
  7. インパルス再現性
  8. トータルインパルス
  9. サイクル寿命
  10. ミッション寿命
  11. 信頼度
- c. 推進系は、そのミッション期間中、以下のような外部負荷に対処できるよう、設計、解析および検証が行われなければならない。
  1. 準静的負荷
  2. 振動
  3. 輸送に起因する負荷
  4. 熱負荷
  5. 電気負荷
  6. 放射線環境
  7. デブリや微小隕石

### 5.3 制約条件

#### 5.3.1 高圧ガス

- a. 圧力容器と加圧コンポーネントの設計と検証に係わる要求事項は、JERG-0-001 宇宙用高圧ガス機器技術基準に従って定めなければならない。
- b. 爆発または漏洩のリスクを除去するため、推進系用の圧力容器と加圧コンポーネントの設計、開発、製造、検証および運用に係わる要求事項を特に定めなければならない

#### 5.3.2 温度

自己発熱も考慮して推進系運用時の各部温度の制限について、規定しなければならない。

なお、各部の温度が規定を逸脱する場合はシステムと調整を行い、システム成立性を確保すること。

#### 5.3.3 加速度

加速度は以下のような理由により、宇宙機レベルで決める必要がある。

- 観測時または実験時などでの擾乱の防止
- 影響を受けやすい装置の保護
- 適切なタンク内デバイス PMD 設計

#### 5.3.4 スラスタ周辺環境

- a. スラスタの周辺環境は、スラスタからの輻射・伝導熱入力、プルーム熱入力に適合していなければならない。
- b. 影響を受けやすい要素は、スラスタプルームの熱入力やコンタミネーションから保護しなければならない。

#### 5.3.5 スラスタの配置

宇宙機のスラスタの配置にあたっては、スラスタプルームが原因で発生する擾乱トルク、推力、熱勾配について考慮しなければならない。

## 5.4 インタフェース

- a. 液体推進系は、以下を含め、その宇宙機とのインタフェースに適合していなければならない。
  - 1. 構造（インサート、タンク支持構造、振動レベルなど）
  - 2. 熱制御（熱伝導/放射レベル、タンク/スラスタ/圧力配管の熱制御など）
  - 3. AOCS（噴射モード、推力レベル、インパルスレベルの定義など）
  - 4. 電源と信号（バルブドライバ、圧力センサ、サーミスタ、ヒータ、熱電対など）
  - 5. 電磁適合性
  - 6. 火工品（パイロ弁など）
  - 7. 機構（バルブ、レギュレータ、アクチュエータなど）
  - 8. OBDH および TTC（推進系の動作状態や健康状態を監視し、故障を検知するためのデータの処理など）
- b. 以下のインタフェースを規定するものとする。
  - 1. 充填作業に関して、推進系の GSE とのインタフェース
  - 2. 安全性に関して、ロケット打上げ当局とのインタフェース
  - 3. 液体推進系と宇宙機他サブシステムとの電氣的、機械的、熱的および流体等のインタフェース
- c.. 上記の項目を含め、液体推進系の宇宙機とのインタフェース情報をインタフェース管理図面（ICD）にまとめ、宇宙機側の承認を得なければならない。インタフェース管理図面（ICD）はコンポーネント毎に作成し、インタフェース管理図面（ICD）の構成、記載項目、フォーマット等は宇宙機側が提示する。

## 5.5 開発の指針

- a. 宇宙機に推進系を搭載した後、十分な機能確認（高温燃焼や重力に影響される機能など）が実施できなくなる場合、個々のサブモジュールレベルからの積み上げ検証が可能となるよう、パイロ弁、遮断弁、または破裂板などで全体システムを分割するサブモジュール方式が望ましい。
- b. 推進系全システムの運用時に遭遇する条件を代表するように、推進系各ブロックの開発試験内容を決定しなければならない。又、ミッション特有の運用形態、期間を考慮して開発試験内容を決定すること。
- c. 宇宙空間で、非作動期間の後に作動させる推進系（深宇宙ミッションなど）は、適当な温度、圧力等の環境下に所定の時間非作動の状態で作られた後、正常に作動することを立証すること。
- d. 少なくとも、推進剤供給系の以下の特性について、流体試験によって、その値を求めるのが、望ましい。



1. 質量流量
  2. 動圧力および静止圧力
  3. 温度
  4. 応答時間
  5. 漏れ特性
- e. 全体組立後の宇宙機レベルの状態での機能試験実施可能か、また試験実施後に元の安全で清浄な状態に戻れるかについては、予めデモンストレーションしておく事が望ましい。
- f. 過去の不具合の再発防止を考慮した設計とすること。

## 5.6 推進系設計要求事項

### 5.6.1 システム

#### 5.6.1.1 基本構成

##### 5.6.1.1.1 系統設計

- a. 液体推進系の系統は、システムズエンジニアリング、安全及びミッション保証の要求事項を考慮に入れること。
- b. 推進系の系統は、故障抑制、冗長性、信頼性に関する要求事項に適合していること。

##### 5.6.1.1.2 方式の選定

推進系方式の選定にあたっては、以下の項目についてトレードオフをおこない選定しなければならない。

1. 推進系方式
  - 例 一液式、二液式またはコールドガスジェット
2. 運用モード
  - 例 調圧式またはブローダウン式

##### 5.6.1.1.3 サイジング

- a. サイジング設計は、各コンポーネントの運用要求に基づき、少なくとも以下を含み実施されなければならない。
1. 圧力サイクルと温度サイクルの組み合わせ
  2. 推進剤、加圧ガス、漏洩量の収支

3. 運用条件を包絡する作動範囲の確定
  4. 最小および最大供給電圧
  5. 最大電力
  6. GSE 機能とのインタフェース
- b. サイジング設計では、以下に基づくマージンを考慮に入れなければならない。
1. 安全性
  2. 発注者の信頼性要求
  3. 製造メーカ、打上げ当局の運用制約条件
  4. スラスタの性能効率
  5. プルームの影響
  6. モデル化誤差および不確定性

#### 5.6.1.1.4 複数タンクシステム

- a. タンクを複数個使用する場合には、タンク間の意図しない推進剤の移動を最小限に抑えること。
- b. PMD タンクが使用されている場合には、選択した接続方式（並列接続または直列接続）に応じて解析すること。
- c. 必要に応じて、冗長性についても検討すること。

### 5.6.1.2 性能解析

#### 5.6.1.2.1 作動回数

システムとそのコンポーネントの設計にあたっては、地上及び軌道上の運用に関するミッション解析から得られたミッション実施期間中の予想される作動回数に注意する必要がある。

(注) 作動回数とは、推進剤タンクなどは加圧回数、バルブ類は開閉回数、スラスタは噴射回数をいう。

#### 5.6.1.2.2 ブローダウン比

ブローダウンモードで作動する液体推進系については、BOL と EOL の間での加圧ガス容積比は、スラスタ仕様要求と整合するように設定されなければならない。(I<sub>sp</sub>、燃焼安定、混合比変動など)。

#### 5.6.1.2.3 水撃効果

推進系の設計にあたっては、潜在的可能性のある水撃の影響を考慮に入れ、推進系の機能不全を防止しなければならない。

#### 5.6.1.2.4 密封容積

- a. 推進系の設計にあたっては、遮断機構のあるデバイス・コンポーネント類で仕切られ液封／ガス封となる部分の圧力増大のリスクについて解析し、これに応じて設計を見直すこと。
- b. 圧力リリーフ機構の要求について、検討／評価すること。  
例えば、安全弁の設置、バックリリーフ機構付遮断弁の採用など。

#### 5.6.1.2.5 搭載推進剤量

加圧剤、推進剤の総量については、以下に基づいて評価すること。

1. 寿命期間中の性能変化
2. 廃棄推進剤量
3. 無効推進剤量

#### 5.6.1.2.6 電磁適合性(EMC)

推進系は、宇宙機のすべての電磁的影響を受ける機器と電磁適合性を持つことができるよう設計されなければならない。

### 5.6.1.3 艙装設計

#### 5.6.1.3.1 保全性

重要コンポーネントについては、アクセス性および整備性を考慮すること。

注 フライトモデル完成後は、交換作業は行わないことが原則であるが、万が一、交換作業を行う際は作業リスク、電磁干渉等を考慮し、交換作業計画を検討すること。

#### 5.6.1.3.2 配管

- a. 配管の設計においては、無効推進剤、クロスカップリング、漏洩、全体艙装などを考慮に入れること。

注 水撃の影響については、上記の 5.6.1.2.3 項を参照。

- b. 運用制限事項が及ぼす影響を明らかにすること。

- c. 配管のサポート位置は、剛性要求を考慮して決定すること。
- d. 流体振動の発生を防止すること。

#### 5.6.1.3.3 充填排出ポート

- a. 注排弁位置と配管レイアウトを適切に定めて以下を防止しなければならない。  
排出ポートは地上設置状態で、できるだけ低い位置に配置すること。
  - 1. 地上排出作業における推進システム内での推進剤残留
  - 2. 異なる流体の接触
- b. ロケットペイロード安全標準に基づき、注排弁は、衛星フェアリングのアクセス扉から操作可能な位置に配置すること。

#### 5.6.1.4 耐圧設計

圧力容器や加圧コンポーネントの耐圧（保証圧）試験レベルについては、安全係数 (FOS) と MEOP に対するマージンを適用する。またその後の機器の加圧作動回数を考慮すること。

注 4.2.6 項および 5.7.3.2 項を参照。

また、JERG-0-001A「宇宙用高圧ガス機器技術基準」に従うこと。

#### 5.6.1.5 熱設計

衛星システムとの熱インタフェース条件を明確にした上で、5.3 項の制約条件を考慮して熱設計を行うこと。

#### 5.6.1.6 構造設計

推進系コンポーネント、配管およびそれらの支持構造に関して、衛星システムとの機械的インタフェースを考慮して機械環境条件を満足する構造設計を行うこと。

#### 5.6.1.7 質量特性

質量アンバランスの最大値を規定すること。

注 宇宙機の質量中心は、タンク内推進剤の消費や温度分布により、ミッション期間中を通じて変化する。

#### 5.6.1.8 モニタ

- a. 推進系のヘルスチェックと故障の検知を可能にするために、タンクの圧力および温度、バルブステータス、各部の圧力等を、テレメトリによりモニタしなければならない。
- b. スラスタの作動状態や健康状態を監視するために、以下を推奨する。
  - 1. 小型のスラスタ（姿勢制御スラスタなど）の温度モニタ。
  - 2. 比較的大型のスラスタの温度、圧力および加速度モニタ。

## 5.6.2 コンポーネント

### 5.6.2.1 スラスタ

#### 5.6.2.1.1 インパルスビットの再現性

インパルスビットの再現性に対する要求事項には、AOCS の要求事項とシステムレベルでの推進剤量収支計画への影響を、考慮に入れなければならない。

注 インパルスビットの再現性に対して厳しい要求事項を設定すると、推進系の複雑さに影響が及ぶこととなる。逸脱の原因（推進剤の垂れ量、バルブ機能、ソークバック条件、スラスタ作動前歴など）を特定し、対処措置を講ずることが困難になるとともに、仕様に適合しているか否かの検証が困難となるからである（試験条件や試験評価など）。

#### 5.6.2.1.2 スラスタアライメント

スラスタあるいはスラスタ支持構造は、スラスタのアライメント調整を行うための機構を設置できること。

#### 5.6.2.1.3 推力アンバランス

同時に噴射するスラスタペアにおいて、相互の推力アンバランスは、最小限に抑えることが望ましい。

#### 5.6.2.1.4 流量調整オリフィス

流量調整オリフィスの設計にあたっては、以下の解析をもとに、圧力と流量を調整して、推力アンバランスを最小限に抑えなければならない。

- a. 圧力低下
- b. 混合比
- c. 宇宙機の重心移動
- d. スラスタのクロスカップリング

#### 5.6.2.1.5 ヒートソークバック

- a. スラストの設計にあたっては、要求されるスラスト運用モード（デューティサイクルなど）に特有なヒートソークバック条件で問題なく通常運用が可能であることを実証しなければならない。
- b. ヒートソークバックが原因で、スラスト（特に推薬弁）が損傷することがあってはならない。

#### 5.6.2.1.6 触媒層の加熱

一液触媒スラストに対しては、スラストの早期性能劣化を防止するため、噴射の前に触媒層を加熱する必要がある。

#### 5.6.2.1.7 熱環境

スラストの過熱を防止するため、スラストの熱解析を実施しなければならない。

### 5.6.2.2 バルブ（弁）

#### 5.6.2.2.1 バルブ設計の基本事項

- a. バルブ作動部は、フライト時の正常な作動を確保するため、機械的変形、熱変形の影響を設計に考慮すること。
- b. バルブ機構部は、その共振点と振動環境レベルを設計に考慮すること。
- c. 固着あるいは摩耗を引き起こす可能性のある摺動部は、材料および表面処理においてその防止を考慮すること。
- d. 回転摺動部については、片当り等により発生するねじり力も考慮すること。
- e. バルブ作動部は製造・試験・組立を通して混入あるいは発生するコンタミネーションレベルを考慮して設計すること。
- f. バルブ開閉にばねを使用する場合、サイクル疲労を十分考慮すること。
- g. 既存のバルブを選定する場合にも本項の内容を考慮して選定すること。
- h. バルブ類の選定にあたっては、使用条件・目的を明確にし、要求事項を明確化すること。
- i. バルブ類の選定、採用に当たってはフライト実績を確認し、その実績の範囲内で使用すること。範囲を超える場合は、その影響を審査、検証すること。
- j. やむを得ず主要構造を変更する場合は、その原型がフライト実績を有していても初物と捉え、専門家を含めて設計審査・検証及び認定を実施することにより変更の妥当性を確認すること。

#### 5.6.2.2.2 電磁弁

- a. 通常、スラスタ内部で用いられるノンラッチングタイプの電磁弁を推薬弁という。また、配管系統の遮断に用いられるラッチングタイプの電磁弁を遮断弁という。
- b. 宇宙空間で対流熱伝達が失われることによる放熱特性の低下を考慮して、磁気回路、駆動機構を含む全体設計を適切に行うこと。
- c. マイクロスイッチ等により開閉動作確認ができることが望ましい。
- d. コイルは冗長構成を推奨する。また、バイファイラ巻きを基本とする。

#### 5.6.2.2.3 調圧弁

- a. 急激な流量変動が弁の損傷を引き起こすことのないように、運用条件を考慮して1台当りの減圧比を設定すること。必要に応じて多段減圧とすること。
- b. 自励圧力振動が発生しないよう、内部流路を設計すること。

#### 5.6.2.2.4 逆止弁

- a. 逆圧を加える場合に逆圧値とその継続時間について制約がある場合は、その条件に従うこと。
- b. シールの透過性に配慮し、透過した推薬およびその蒸気の反応による不具合を考慮した構成とすること。

#### 5.6.2.2.5 パイロ弁

パイロ弁の設計については特に以下を考慮すること。

- 意図しない作動の防止
- 保護

### 5.6.2.3 推進剤タンク

#### 5.6.2.3.1 概要説明

宇宙機で一般に使用されているタンクは、以下のとおりである。

- ベアタンク。通常はスピン衛星に使用される。
- ダイアフラム、ブラダ、ペロー等、気液境界の隔壁により気液分離を行うタンク。
- PMD など推進剤の表面張力を利用し気液分離を行うタンク。

#### 5.6.2.3.2 一般原則

- a. タンク的设计にあたっては、地上での取扱い時やミッションの全段階において推進剤に作用する力をすべて明確にしなければならない。
- b. 推進剤の凍結を防止し、複数タンクシステムでの推進剤タンク圧力の差異をなくすため、タンクと圧力配管の温度を、ミッション全体に亘り制御しなければならない。
- c. 推進系的设计にあたっては、推進剤の残量計測（ゲーピング）に係わる要求事項を考慮に入れなければならない。
- d. 推進剤タンクの適切な設計により、推薬供給圧力配管への加圧ガスの侵入を防止しなければならない。

注 推進剤タンクには、以下の補助装置を組込むことができる。

- 推進剤を適切に排出し、気体の侵入を防止するための渦防止装置
- 無重力環境でもエンジンの始動を可能とさせるためのサンプ。サンプは、ゲーピング装置や渦防止装置と組み合わせることができる。
- バッフルまたは他のスロッシング防止装置。宇宙機の規格やミッション要求事項に応じて選定。
- ゲーピング装置。選定したタンクのタイプや宇宙機とミッションの要求事項に応じて選定。

#### 5.6.2.3.3 ダイアフラムタンク等

- a. 封入される合成ゴム製ダイアフラムやブラダの持つ性質のため、タンク的设计にあたっては、以下について特別に注意しなければならない。
  1. ヒドラジンへのシリカの溶脱が原因の汚染
  2. エラストマーへの加圧ガスの浸透
  3. 推進剤の吸収
  4. 材料の適合性の欠如（極めて遅い推進剤の分解、気体の生成など）
- b. 金属製ダイアフラムを複数タンクシステムで使用する場合には、適切な設計により不均一な消費を防止しなければならない。
- c. ダイアフラム、ブラダ、ベローの寸法決定にあたっては、スロッシングを考慮に入れなければならない。

#### 5.6.2.3.4 PMD タンク

- a. バブルポイント試験を実施しなければならない。
- b. 推進剤タンクは、その指定する環境の下で、スラスタに推進剤を供給しなければ



ならない。

- c. タンクは、宇宙機の動力的仕様条件に適合していなければならない。
- d. 開発期間中に PMD に対し機能試験を実施しなければならない。
- e. 地上での機能試験が困難な部分に対しては、PMD 設計において詳細な解析を行い、ミッション段階すべてに適切なマージンを割当てなければならない。

#### 5.6.2.4 高圧ガスタンク

高圧ガスタンクは、ステンレスやチタン合金の金属タンクと、軽量化を目的とした複合タンク（金属ライナー／CFRP）が一般に用いられる。

- a. 5.3.1 項の制約条件、5.6.1.4 項の耐圧設計要求に従うこと。
- b. 以下を含めた、環境条件を考慮に入れること。
  - 1. 温度
  - 2. 静荷重
  - 3. 振動レベル
  - 4. 湿度
  - 5. 腐食環境
  - 6. 真空度
  - 7. アウトガス
  - 8. 放射線
- c. 圧力または温度の変化やサイクルが原因で容器が変形したとしても、その支持構造は、許容限度を越える応力の発生を防止できなければならない。

#### 5.6.2.5 フィルタ

- a. コンタミネーション制御と信頼性検討の結果に従い、フィルタを設計・配置しなければならない。

注 フィルタの設計には特別の注意が必要である。バルブの漏洩は、どんな場合でも推進システムの信頼性や安全性に大きな影響を及ぼすからである。

- b. フィルタの設計にあたっては、少なくとも以下を考慮しなければならない。

1. 容積
  2. 圧力低下
  3. コンタミナント濾過率、コンタミナント捕獲許容量
  4. Abs.およびNom.コンタミナント粒子サイズ
  5. 機械的強度
- c. フィルタは、コンタミナント粒子を発生し得るコンポーネントのすぐ下流に取り付けるべきであるとともに、故障リスク分析の結果に応じて、コンタミナントに弱いコンポーネント（開閉バルブや調圧弁など）のすぐ上流に取り付けるべきである。バルブに組み込まれる場合もある。

#### 5.6.2.6 推力方向制御(TVC)システム

推力方向制御方法は、大きく4つに分類される。

1. ノズルまたは推力室を機械的に偏向させる。
2. 排気流中に耐熱性の物体を挿入する。この物体は空気力学的に、排気ガス流の一部に偏向する力を与える。
3. ノズルの開口部の側面で流体を噴出し、超音速排気流に非対称のひずみを生じさせる。
4. ノズルを通る主ジェット流とは別に、独立した推力発生機構を持つ。

機械的に偏向させる方式の一つ、ジンバル方式は推力損失がないが、次の事項に注意しなければならない。

- a. エンジン単体として、次のパラメータが既知でなければならない。
  1. エンジンの可動部分の質量および重心
  2. エンジンの可動部分の慣性能率
  3. 必要トルク
 

注 必要トルクの計算にあたっては、すべての関連物、継手、配管、その他のフレキシブル配管・継手を考慮に入れるものとする。
  4. エンジン構造の動特性
- b. TVC システムの性能を知るには、次のパラメータを考慮に入れなければならない。
  1. 最大推力偏向角
  2. 精度および再現性
  3. 以下に対する応答時間
    - (a) 動作コマンド
    - (b) 中立位置から最大偏向及びそこから戻り

- c. フレキシブル配管を含むエンジンマウント部とアクチュエータマウント部の剛性要求を満足すること。

### 5.6.3 コンタミネーション管理

#### 5.6.3.1 外部コンタミナント

- a. スラスタの設計、取付位置、ノズルの方向については、センサ類など衛星外部機器へのプルームの影響を考慮すること。

注 ソーラーパネル、恒星センサ、光学機器など、影響を受けやすい機器へのコンタミの付着は、使用される推進剤、スラスタの特性、推進系のレイアウト、スラスタの方向、スラスタのデューティサイクルなどに左右される。

- b. 水蒸気を含むスラスタ排気によるコンタミネーションの潜在的危険性およびその予想される汚染のレベルについて、解析かつ検証しなければならない。
- c. コンタミネーションの影響を受けやすい衛星機器の特性や影響度について、検証しなければならない。

#### 5.6.3.2 内部コンタミナント

##### 5.6.3.2.1 一般原則

推進系の内部にコンタミナントが存在すると、特定のコンポーネントの性能が発揮されないか、または破局的な故障に至る可能性がある。

##### 5.6.3.2.2 内部コンタミナントによる影響の防止

- a. 推進系の設計にあたっては、以下を最小限に抑えて、推進剤の蒸気及び蒸気による生成物を含む内部コンタミナントの影響を防止できるよう、設計しなければならない。
  1. コンタミナントの侵入、内部での生成、循環
  2. システムの様々な部分でのコンタミナントの蓄積
  3. 生産、検証、システム運用の様々な段階でのコンタミナントの蓄積
- b. 推進系の内部での予想最大コンタミナントレベルを同定しなければならない。
- c. 推進系の設計は、予想最大コンタミナントレベルに適合していなければならない。
- d. コンタミナントによる波及効果防止のためフィルタを設置すること。

- e. 製作、組立、試験および運用においてコンタミネーション防止に努めること。

### 5.6.3.2.3 差圧の管理

推進系の地上および軌道上での取扱いにあたって、各コンポーネント間の差圧を管理して、コンタミナントの逆流等を防止しなければならない。ただし、推進剤蒸気の混合により発生する生成物については、推進剤蒸気の移動が全圧の差ではなく、分圧の差で起こることに留意する必要がある。

## 5.6.4 材料・流体適合性

### 5.6.4.1 一般原則

使用されるコンポーネントはすべて、選定された材料、推進剤、試験用流体と適合性を持たねばならない。

注 適合性には、以下を含める。

- 溶解性
- 化学的反応性
- 浸食性
- 腐食性
- 透過性

### 5.6.4.2 推進剤

#### 5.6.4.2.1 一般原則

- a. 推進剤の選定にあたっては、以下の項目に基づき選定しなければならない。
1. ミッションの継続期間
  2. 推進系のレイアウト
  3. スラスタ在庫品の利用可能性
  4. フライト実績
  5. システム適合性とコンタミネーション
  6. 性能
  7. 安全性、取扱方法
- b. 推進剤について、要求を定義し、仕様を指定しなければならない。

#### 5.6.4.2.2 スラスタ認定試験用推進剤

- a. スラスト認定試験には、フライトで使用する推進剤と同一のグレードの推進剤を使用しなければならない。
- b. 認定試験により実証される範囲は、適切なマージンを含み、温度、コンタミネーション、加圧ガスの溶解込み量、圧力などのフライト時の運用条件から予想される推進剤の条件を包含していなければならない。

## 5.7 検証

### 5.7.1 一般原則

検証マトリックスを作成し、個別の要求事項に適用される検証方法のタイプを示さなければならない。

注1 検証を実施する目的は、システムまたはサブシステムが要求事項に十分適合していることを実証することにある。適切に文書化された解析、試験、設計の審査、検査などを行うか、またはこれらの作業を組み合わせることで、その目的を達成できる。

注2 5.7.2 項、5.7.3 項では以下の分類としている。

- 設計の審査による検証を、解析による検証の中を含める。
- 検査による検証を、試験による検証の中を含める。

### 5.7.2 解析による検証

#### 5.7.2.1 推進剤および加圧剤等の使用流体

作業を開始する前に、

- a. 品質および物理化学特性に関する関連データベースについて、関係者の合意を得なければならない。
- b. 推進剤および加圧剤に係わる規格の適用について、関係者の合意を得なければならない。

#### 5.7.2.2 定常特性

実証済みスラストモデルなど、代表的で実証済みの推進系モデルを使用して、少なくとも以下の重要項目について、明らかにしなければならない。ここで実証とは解析により立証することを意味する。

- a. 推進系の運用条件全体に係わる定常特性

以下を含むこと。

1. 下記項目の明確化

- (a) 圧力配管とコンポーネントにおける圧力損失
- (b) 混合比の変動、この変動が残存推進剤や推進剤収支に及ぼす影響およびスラスタの性能の変動
- (c) タンクの排出効率、圧力配管やコンポーネントのトラッピング、推進剤の蒸発、漏洩、浸透、タンク間の温度差などが原因で発生する無効推進剤の質量
- (d) ブローダウン解析の場合はミッション期間中の温度履歴を考慮した上で、ミッション寿命中の圧力についての評価

## 2. 下記項目の実証

- (a) 漏出量、浸透、蒸発、溶解などが予測した上で、搭載される加圧剤の量が、ミッション期間中、スラスタ入口圧力が適切に維持できることを、加圧剤消費計画および解析により実証する。
- (b) ミッションの全段階を通じて、十分なマージンを保ち、推進系が正しく機能することを、PMD 推薬量解析により実証する。

### b. 熱解析

スラスタの熱解析を実施して、スラスタが外部環境に適合しており、正しく作動することを実証しなければならない（流量制御バルブおよびその周辺の温度の制限、蒸気ロックなど）。

### c. 漏洩解析

システムとそのバルブの最大許容漏洩量について、ミッションの全期間（地上および軌道上）中の解析を行わなければならない。

### d. コンタミネーション管理

流路（フィルタ、バルブ、オリフィスなど）の閉塞とそれによるシステム性能低下が発生しないよう、ミッション全体に亘るコンタミネーションによる総コンタミネーション量を解析して、十分なマージンがあることを示さなければならない。

### e. スラスタのプルーム

1. スラスタのプルームが構造、宇宙機の運動、スラスタの性能などに及ぼす影響について、解析し、その内容を明らかにし、スラスタの位置を正しく決定しなければならない。
2. 保護装置（プルームシールド）が必要であるか否かを評価しなければならない。
3. スラスタ性能に及ぼす効果について評価しなければならない。

注 スラスタ作動中には、高温気体が排出される。宇宙機の表面への排出ガスの干渉のため推進能力を低下させる可能性があり、また、排出される物質が太陽パネル、センサ、光学機器などに悪影響を及ぼす可能性がある。

f. 推進剤残量解析

オンボードの測定装置とその関連データの処理によって、推薬残量推定に関し必要な精度が達成されていることを、解析により実証しなければならない。

g. 質量中心移動

宇宙機の質量中心が指定条件内にあることを解析により示さなければならない。

注 ミッション期間中、推進剤がタンクから消費され、宇宙機の質量中心が移動する。

h. 充填加圧解析

タンクを正確に加圧するため、加圧剤、推進剤、タンクシェルに対する温度の効果、加圧剤の溶解、加圧によるタンクシェルの変形について、解析評価しなければならない。

i. 破壊前漏洩（LBB）解析

加圧剤タンクの LBB 特性を解析しなければならない。

j. 推進剤蒸気の透過解析

推進剤蒸気の弁シール材透過量を解析し、燃料・酸化剤蒸気の混合による生成物の影響を評価しなければならない。

### 5.7.2.3 過渡特性

#### 5.7.2.3.1 過渡応答圧力

過渡圧力が配管、バルブ類に及ぼす効果について解析しなければならない。特に水撃効果について以下を解析しなければならない。

- a. 配管またはコンポーネントの故障
- b. 推進剤の断熱分解
- c. バルブ間またはスラスタ間のクロスカップリング
- d. サージ圧力と持続時間の評価

注 圧力配管のプライミングなどバルブの開閉動作に伴って水撃効果により推進系に過大な過渡圧力の負荷や断熱圧縮による異常な温度上昇が発生する可能性がある。などバルブの開閉動作により、推進系に重大な圧力擾乱が発生する可能性がある。これは、水撃効果と呼ばれている。

#### 5.7.2.3.2 スロッシング

- a. タンク内の推進剤の運動が原因で宇宙機の構造や安定性がどのように振動するかについて解析しなければならない。

注 タンク内の推進剤がスロッシングを起こすと、宇宙機の安定性に影響が及ぶ可能性がある。

- b. ダイアフラム、ブラダ、またはスロッシング防止装置（バッフル板など）を使用する場合には、これらダイアフラム、ブラダ、またはスロッシング防止装置が液体表面に及ぼす効果について、考慮しなければならない。
- c. スロッシングのモデルについて、タンク側と宇宙機の構造や安定性の評価を行う側で調整を行い、インタフェース文書に規定すること。

#### 5.7.2.3.3 スピン負荷

ミッション期間中、宇宙機の回転が推進剤の運動にどのような影響を及ぼすかについて、解析しなければならない。

#### 5.7.2.3.4 スラスタのクロスカップリング

複数のスラスタを同時に作動させる場合には、推薬弁の作動によって発生する圧力変動のクロスカップリング効果（スラスタの性能や、バルブの作動）について、解析しなければならない。

#### 5.7.2.4 解析用モデル

推進系の熱・構造モデルについては、開発試験の結果をもとに、ロケット・衛星間やシステム・サブシステム間であらかじめ合意した共通の形式フォーマットを用いて決定しなければならない。



### 5.7.3 試験による検証

#### 5.7.3.1 スラスタの噴射試験

- a. スラスタの作動がスラスタ要求事項と適合していることを、試験により検証しなければならない。
- b. スラスタの噴射試験を実施して、スラスタの性能を明らかにしなければならない。以下のパラメータが特に重要となる。
  1. 入口圧力の範囲
  2. 周辺圧力
  3. 供給圧力配管圧力損失
  4. 推進剤の温度
  5. 推進剤への溶解気体
  6. 熱環境
  7. 指定のデューティサイクル
  8. 寿命
  9. 初期チャンバ温度
  10. 汚染物質のスループット
  11. バルブ電圧
- c. スラスタの噴射試験を実施して、以下を検証しなければならない。
  1. 良好な燃焼安定性
  2. 始動と停止の過渡特性
  3. 熱設計
  4. 少なくとも以下を含めた、寿命期間中の性能
    - (a) 推力
    - (b) 比推力
    - (c) インパルスビット
    - (d) セントロイドタイム遅れ
    - (e) 混合比

#### 5.7.3.2 耐圧試験

耐圧試験については、「宇宙用高圧ガス機器技術基準」の4.7.5.1項、4.7.5.2項によること。なお、試験時の安全の確保については、同7章によること。

#### 5.7.3.3 破壊圧力試験

破壊圧力試験については、「宇宙用高圧ガス機器技術基準」の5.2項によること。なお、試験時の安全の確保については、同7章によること。

#### 5.7.3.4 清浄度

##### 5.7.3.4.1 微粒子

システム、サブシステム、コンポーネントの各レベルでの要求事項、粒子サイズ、粒子タイプ、最小クリアランスなどを考慮に入れ、最大許容粒子数を設定しなければならない。

##### 5.7.3.4.2 不揮発性残留物 (NVR)

推進系内に充填される流体の不揮発性残留物の許容量は、流体に悪影響の無い量であり、かつ、流体に触れる部分に対しても悪影響の無い量でなければならない。

##### 5.7.3.5 耐久試験

長時間作動させる推進系に関しては、その推進系が典型的な耐久試験の終了後、その時点での要求事項すべてに適合していることを立証しなければならない。また、宇宙空間で、極めて長い不作動期間の後に作動させる推進系（深宇宙ミッションなど）は、適当な温度、圧力等の環境下に十分長時間不作動の状態で作動させた後、正常に作動することを立証しなくてはならない。

注 試験は、サンプルまたはコンポーネントのレベルでも、サブシステムのレベルでも、あるいはシステムのレベルでも実施することができる。

##### 5.7.3.6 コンタミネーション管理

- a. 5.7.2.2 d 項で定義する総コンタミネーション量に関するパラメータが解析によっては検証できない場合には、試験により、時間の経過にともないコンタミネーションレベルがどのように変化するかを明らかにしなければならない。

注 加速試験を利用することもできる。

- b. 総コンタミネーション量の検証には、少なくとも、以下の事項を含めなければならない。
  1. ヒドラジンやヒドラジン化合物へのシリカの溶解

2. 推進剤と金属との間での化学反応
3. シール、ダイアフラム、その他の要素などの化学成分の推進剤への溶解
4. 推薬蒸気の混合等による生成物

#### 5.7.3.7 材料・推進剤適合性

互いに接触する可能性のある推進剤と材料との間の適合性が未知の場合、また互いに接触する異種材料の間の適合性が未知である場合には、推進系が適合性要求に合致していることを保証するため、長期の適合性を確認しなければならない。

注 加速試験を適用することもできる。

#### 5.7.3.8 フロー試験

- a. フロー試験により、システムが正しく機能していることを検証しなければならない。
- b. 圧力損失モデル（システムの動力特性を示すモデル）が十分に既知ではない場合には、フロー試験を拡張して試験を行い、必要なデータを取得しなければならない。
- c. スラスタのガスフロー試験を実施しなければならない。

注 スラスタに対しガスフロー試験を実施すると、実噴射試験を行っていないスラスタの機能への信頼度を高めることができる。スラスタのインジェクタを通過する圧力や流量を検査すると、コンタミネーション等によるインジェクタ目詰まり可能性を知ることができる。

#### 5.7.3.9 漏洩試験

推進系レベル、コンポーネントレベルの漏洩試験を行い、内部漏洩量や外部漏洩量が規格値を満たしていることを確認しなければならない。

#### 5.7.3.10 乾燥度

- a. 残留湿気（露点）の許容レベルを定義しなければならない。
- b. 充填前と排出後に、露点制御を実施しなければならない。

注 湿気は、材料（応力腐食など）や推進剤の品質に悪影響を及ぼす可能性がある。

### 5.7.3.11 電気試験

- a. 電気系コンポーネントはすべて、試験を実施して、正しく機能していることを確認しなければならない。

特に、電磁バルブの動作は電流波形を用い、応答性や冗長構成時の連動性を確認することが望ましい。

- b. この試験が不可能な場合（イニシエータや火工品などの場合）には、当該コンポーネントは導通確認試験を行わなければならない。
- c. 電氣的機能・性能の確認の一部に、導通・絶縁抵抗試験を行うこと。

### 5.7.3.12 スラスタアライメント

スラスタのアライメント試験を実施して、要求事項に適合していることを明らかにしなければならない。

### 5.7.3.13 タンクの排出効率

- a. タンクの排出効率についての検証試験を実施しなければならない。

注 PMD タンクについては、重力環境においては部分的試験のみが実施可能。

- b. 試験と解析を組合わせて、すべてのミッション条件において、タンク排出の設計が適切に実施され、十分なマージンのあることを示さなければならない。

### 5.7.3.14 圧力過渡特性試験

- a. 解析による検証が不十分と見なされる場合には、試験を実施して、過渡圧力や過渡流量に関して推進系が適切に設計されていることを、証明しなければならない。

- b. 上記の a 項に該当する事例として、少なくとも以下を含めなければならない。

1. 水撃効果
2. 流量制限オリフィスの設計
3. スラスタのクロスカップリング効果
4. 断熱圧縮が起因となるヒドラジンの爆発

- c. 検証試験での過渡圧力の応答時間は極めて短いため、十分に高速な計測・データ取得装置を利用しなければならない。

- d. 検証試験の対象とすべきシステムまたはサブシステムは、フライト品と同等でなければならない。
- e. 断熱圧縮による爆発に関する試験には、フライト品と同等なヒドラジンを使用するものとする。

注 これ以外の場合には、ダミー推進剤を利用して、過渡圧力や過渡流量に関するデータを入手することができる。

### 5.7.3.15 校正

データを出力するコンポーネントまたはサブシステムはすべて、校正を行わなければならない。

## 5.8 安全・信頼性・品質要求

### 5.8.1 安全要求

JMR-002「ロケットペイロード安全標準」5章の該当する安全設計要求に加えて、以下の要求を満足すること。

- a. ヒドラジンや他の一液推進剤の場合には、蒸気の急激な圧縮、ホットスポットあるいは触媒との不要な接触および過加熱を防止しなければならない。
- b. 推進剤の爆発、推進剤およびその蒸気の漏洩を防止しなければならない。

注 酸化窒素とヒドラジンまたはヒドラジン誘導体などの自発火性推進剤は、互いに混合させた場合、あるいは場合によっては、蒸気の状態、空気、加圧剤またはダミー推進剤と共に混合させた場合、激しく反応する。特に、周囲環境が 10 hPa より大きい場合の作動あるいは、逆方向加速度下では、オフタイム時に燃料が移動し、酸化剤インジェクション・キャビティ内で凝縮を起し、破局的な故障となる可能性がある。

- c. 上記の b 項は、シミュレーションと試験によって実証しなければならない。
- d. 不要な混合物の除去、推進剤あるいはその蒸気の移動または漏洩、燃料の凝縮などについて、推進系要求事項で特に注意しなければならない。
- e. 地上試験など、軌道上運用条件とは異なる条件での運用に関し、推進系要求事項を明確化しなければならない。

## 5.8.2 信頼性要求

a. 設計にあたっては、以下の点に関する信頼性要求事項を考慮に入れなければならない。

1. ミッションの成功確率
2. 設計寿命

b. 故障に対する設計評価を、すべてのコンポーネントに対して実施しなければならない。

注 表 5.8.2-1 に、外部漏洩や作動不良を除き、標準的コンポーネントに発生しうる故障モードをまとめてある。

c. 信頼度及び寿命要求と故障に対する推進系サブシステムの影響評価から、コンポーネントの冗長の要否を検討しなければならない。

表 5.8.2-1 コンポーネントの故障モード

コンポーネント	故障モード	故障の検知	故障の防止	#
タンク・配管	亀裂進展	漏れ	解析	(a)
調圧弁	内部漏洩	圧力試験	清浄度	(b)
電磁弁	誤作動 内部漏洩	圧力試験 開閉信号 内部漏洩試験	電氣的防止 清浄度	(c)
空圧弁	誤作動 内部漏れ	圧力試験 開閉信号 内部漏洩試験	清浄度	(d)
注排弁	機能不良	漏れ	清浄度	(e)
	推薬の混合	化学反応	異なった色の使用 異なった径・ネジの使用	(f)
手動弁	内部漏洩	圧力試験 内部漏洩試験	清浄度	(g)
逆止弁	内部漏洩	圧力試験 内部漏洩試験	清浄度 設計評価	(h)
パイロ弁	誤作動	圧力試験	電氣的防止 清浄度	(i)
	粒子の発生	圧力試験および 地上試験	設計評価	(j)
スラストチャン バとノズル	構造上の故障	燃焼試験	設計評価	(k)
	冷却通路の加熱	燃焼試験	設計評価	(l)
	触媒の損失	ガスフロー試験	ショックアブソーバー 触媒層の予熱	(m)
	触媒毒	性能低下	高純度無水ヒドラジンの 使用 ブラダがあるいはダイアラムか らの浸出を最小にする	(n)
フィルタ	目詰まり	圧力試験	清浄度	(o)
圧力センサ	ゼロシフト 測定異常	校正	—	(p)
オリフィス キャビテーション・ ベンチュリ フローストリクター	目詰まり	圧力試験	清浄度	(q)
ヒータ	断線／短絡	温度計測	過大な入力電圧の防止	(r)
サーモスタット	オン故障／オフ 故障	温度計測	高信頼性部品の採用	(s)

### 5.8.3 品質要求

生産および製造プロセスは以下を満足する必要がある。

- a. すべての要求に合致するコンポーネント、サブシステム、システムの生産を確実なものとするための手順を確立して維持しなければならない。
- b. 汚染を防止し、清浄度を達成・維持し、再生産能力を保証するための手順を確立して維持しなければならない。
- c. 推進系または推進系 GSE に入り込む流体はすべて、純度、微粒子含有量および不揮発性残留物について確認しなければならない。

## 5.9 地上運用及び廃棄

### 5.9.1 地上運用

- a. 推進系システム（またはその一部）の運用はすべて、手順書として記述されなければならない。
- b. 運用に先立ち、手順の内容について設備運用者の検証・承認を得なければならない。運用手順は要員、設備、システムに係わるリスクをすべて明確化しなければならない。
- c. 運用手順は、コンポーネント、推進系システムの運用制限を遵守するものとし、コンポーネント作動寿命を考慮しなければならない。特にタンクについては、
  1. 加圧および減圧の際はタンクのシェルに対する許容温度範囲を守り、結露を防止するため、加圧・減圧速度を制限しなければならない。
  2. ダイアフラムタンクに対する差圧制限を越えてはならない。表面張力タンクについては流量制限を守ること。また真空による座屈防止に注意を払わなければならない。
- d. 推進系システムで行った作動回数と、コンポーネントで行った作動回数について、システムとコンポーネントの文書に記録しなければならない。
- e. 以下の場合、安全性と汚染の問題に特別の注意を払わねばならない。
  1. 推進系への充填あるいは排出に伴い、流体が移動する場合
  2. 流体封じ込め状態が取り除かれる場合（キャップの取り外し、ラッチバルブの作動、配管の分離など）
- f. 推進系の運用終了時には、推進系を分離、液排出、または排気させて、推進系のイナート化を実施し、リスク(爆発、毒性、腐食等)を最小限に抑えなければならない。
- g. 組立、インテグレーションおよび試験において
  1. コンポーネントとシステムのレベルで試験を実施しなければならない。



- 2. 試験要求事項をすべて、コンポーネントとシステムのミッションプロファイルに含めなければならない。
- h. 運用手順は、打上げ当局が定めるロケットペイロード安全性基準(種子島打ち上げの場合、JMR-002A「ロケットペイロード安全基準」)を満足するものでなければならない(打上ロケットおよび射場)。
- i. 輸送時の手順は、推進系の要求事項に適合していなければならない。

## 5.9.2 地上支援装置(GSE)

### 5.9.2.1 一般原則

推進系 GSE の設計は、その装置が運用される施設の電氣的、機械的、流体的インタフェース条件や安全要求事項に適合しているだけでなく、関連法令を遵守しなければならない。

### 5.9.2.2 流体系

- a. GSE 自体の機能と、その装置の運用手順により、危険物質の飛散または漏れを防止しなければならない。
- b. すべての圧力容器と配管主要部分に、リリーフバルブを設置しなければならない。また、リリーフバルブ作動時の施設への排出圧力配管を GSE 設計上考慮しなければならない。
- c. GSE は使用流体との適合性を有していなければならない。
- d. 互いに接触した場合に爆発、化学反応あるいは有毒化などのハザードを発生させる材料を接触させないように設計しなければならない。
- e. GSE は、以下に関する流体規格を満足しつつ流体を宇宙機に移送できるよう、その設計、機能および手順を決定しなければならない。
  - 1. コンタミナントレベル
  - 2. 圧力
  - 3. 温度
  - 4. 液体への溶け込みガス量

### 5.9.2.3 電気系

- a. 推進システムは製造組立後、その電氣的な導通(ヒータ、サーミスタ等)やバルブ・圧力センサの機能についての検証が可能でなければならない。
- b. GSE の操作手順や設計により、推進系の予定外作動を防止しなければならない。

- c. GSE を可燃物または爆発性物質の近くで使用する場合には、防爆特性を持たせなければならない。

### 5.9.3 廃棄

- a. 汚染物、有毒物、危険物の廃棄は、その地域の法令および施設の規則を遵守して行うものとする。
- b. 液排出と乾燥作業の後に、推進系や GSE に残る可能性のある危険物質—例えば、配管の末端部にみられる推進剤と擬似推薬の混合物および火工品など—については、その地域での安全規格を適用しなければならない。

### 5.10 システム引渡し情報

最低限、推進系に特有な以下の解析結果を、衛星システムに引き渡さなければならない。なお、これらの情報には、利用可能な試験結果も含めるものとする。

- a. 性能解析
- b. 過渡解析
- c. スロッシング解析
- d. 熱解析
- e. プルーム解析
- f. 計量解析
- g. 機械設計解析
- h. 消費電力解析

## 6. 宇宙機用電気推進系

### 6.1 一般原則

電気推進は、電熱、静電力もしくは電磁力によって推進剤（または推進剤の燃焼生成物）を加速させることを基本にしている。

スラスターの作動原理に応じて、電気推進は、以下の3つの主要なカテゴリに分類される。

- 電熱加速スラスター（電熱式触媒スラスター、レジストジェットスラスター、DC アークジェットスラスターなど）
- 静電加速スラスター（グリッドを装備したイオンスラスター、ホールスラスター、フィールドエミッションスラスターなど）

- 電磁加速スラスタ (MPD アークジェットスラスタやパルスプラズマスラスタなど) 電気推進は、電力を使用して、以下のいずれかを行う。
- 電熱式スラスタまたはアークジェットの場合、化学スラスタの性能を向上させる。
- 静電加速スラスタや電磁加速スラスタの場合、電磁界において推進剤の電離と加速を行い、直接的に高速粒子を生成する。

電気推進の特徴は、軌道保持、姿勢制御、軌道制御、軌道変換、惑星間飛行、軌道離脱などに利用が可能であり、その用途が広いことである。電気推進スラスタの特徴は、比推力が極めて高いこと、推力が極めて低いこと、運用時間が極めて長いこと、それに消費電力、発熱量が大きいことである。

以上の特徴を考慮しては、電力供給サブシステム、熱制御サブシステム、AOCS などの宇宙機サブシステムとインタフェースをとる必要がある。

サブシステムとしては、以下の3つに分類することができる。

- 推進剤貯蔵、供給サブシステム : このサブシステムは、第6章にて特に規定のない限り、宇宙機の液体・気体推進の規則が適用される (本設計標準の第5章を参照)。
- 電力供給、制御および処理サブシステム : このサブシステムは、第6章にて特に規定のない限り、JERG-2-200 電気設計標準をベースとする設計標準が適用される。
- スラスタサブシステム : この第6章の主題である。

電気推進系のタイプと搭載する宇宙機に応じて、推進系コンポーネントは、設計や調達、または契約上の理由で、上に定義したサブシステムのいずれかに属する。

## 6.2 機能条件

### 6.2.1 ミッション

推進系は、以下に関しての宇宙機ミッション要求事項に適合していなければならない。

- a. 打上げ前と打上げ時の作業 (インテグレーション作業、保管、慣らし運転、輸送など)、軌道上運用 (軌道遷移、軌道保持、姿勢制御など) およびミッションの全継続期間
- b. 機能制御、試験、推進剤やダミー推進剤の充填、宇宙機の輸送などの地上での運用

## 6.2.2 機能

- a. 推進系は、AOCs の定義に従い、必要なトータルインパルス、最小インパルスビット、推力レベルを提供できなければならない。
- b. 以下の事項を、対象として扱わねばならない。
  - 1. スラスタ噴射モード（定常噴射モードおよびパルス噴射モードなど）
  - 2. 推力レベルと方向
  - 3. 推力ベクトル制御
  - 4. 推力調整
  - 5. 最小インパルスビット
  - 6. インパルス再現性
  - 7. トータルインパルス
  - 8. サイクル寿命
  - 9. ミッション寿命
  - 10. 信頼性レベル
  - 11. 推力ノイズ
- c. 外部負荷をすべて規定し、考慮しなければならない。
  - 1. 準静荷重
  - 2. 振動
  - 3. 輸送に起因する負荷
  - 4. 大気曝露
  - 5. 熱負荷
  - 6. 電気負荷

## 6.2.3 性能

- a. 以下の動作パラメータ、また、その変更範囲に関して、性能を規定しなければならない。
  - 1. 推力、推力調整範囲、精度
  - 2. 寿命（作動時間など）
  - 3. 推進剤の質量流量
  - 4. 電力消費量
  - 5. 比推力とその範囲
  - 6. 温度環境（保存温度範囲、起動温度範囲、性能維持温度範囲）
  - 7. 作動可能真空度
  - 8. トータルインパルスおよび作動サイクル
  - 9. ビーム拡がり
- b. これに加え、フライトユニット間の性能のばらつきと単一ユニットの連続した

噴射中の再現性について、以下に関して検討しなければならない。

1. バイアス
  2. スケール係数（例えば、所与のエンジンに関し、コマンドで設定した力と必要な力の比など）
  3. 擾乱（推力の時間的変動、スワールトルク等）
- c. 以下に関して、推力ベクトルアライメント要求を定義しなければならない。
1. 幾何学的なスラストのアライメント
  2. 連続する噴射の間の、または単一噴射中の推力ベクトルアライメントの変動
  3. フライトユニット間の推力ベクトルアライメントのばらつき
- d. 以下に関して、応答時間を定義しなければならない。
1. オンおよびオフの運用
  2. 推力レベルの変更

### 6.3 制約条件

#### 6.3.1 一般原則

宇宙機に電気推進を使用するには、以下について特別の注意を払わなければならない。

- a. 軌道上での最初の運転の前に、ベーキング等の必要な措置を執るための十分な期間を確保すること。

注 高電圧を使用する電気推進やコンタミネーション（酸素、水分など）を忌避する装置では、作動に高真空を必須としており、宇宙機全体または電気推進サブシステムまたはコンポーネントの軌道上ベーキングやガスパーージなど、特殊な運用を要する場合がある。

- b. 以下についての、スラスト作動前準備、始動および再始動シーケンス。
1. 推力レベル
  2.  $I_{sp}$
  3. 電力消費量
  4. 推力可変性
- c. スラストの作動時に宇宙機全体のトルクと力の系を擾乱させる可能性のある、イオンビームと宇宙機の表面構造物（太陽パネルやアンテナなど）との間の相互作用
- d. 宇宙機に対するプルーム効果（コンタミネーション、磨耗、スパッタリング、帯電等）
- e. スラスト電力供給系とスラストに関する熱流束の最大値
- f. 宇宙機の電気サブシステムとペイロードとの電磁適合性

## 6.3.2 高周波電流ループ

### 6.3.2.1 一般原則

特定のプルームの持つプラズマ特性が原因で、スラスタ、プラズマ、太陽電池も含め、プルーム噴射時に、高周波電流ループが誘引される可能性がある。こうした電流は、電磁的感受性の高い電子機器に影響を及ぼす可能性がある。

### 6.3.2.2 電磁的感受性の高い電子機器への影響

宇宙機の電氣的アーキテクチャの設定にあたっては、6.3.2.1項で述べる高周波電流ループを考慮に入れて、電磁的感受性の高い電子機器に及ぼす影響を最小限に抑えねばならない。

### 6.3.2.3 外乱トルクの抑制

定常電流ループを最小化またはバランス化させて、外乱トルクを抑制しなくてはならない。

## 6.3.3 プルーム効果

a. スラスタのプルームに腐食性物質や不揮発性物質（プラズマ、励起原子、スパッタリング生成物、化学反応性の高い物質など）が含まれている場合には、宇宙機の表面構造物（太陽電池、アンテナ、ラジエータなど）に対する以下のプルームの影響について分析し、システム設計において説明しなければならない。

1. 表面の浸食
2. 表面の特性の変化（光学的、熱的、電氣的特性）
3. 加熱作用
4. 帯電

b. スラスタのプルームがプラズマからなる場合は以下の影響についても分析し、システム設計において説明しなければならない。

1. プラズマが原因の無線通信への悪影響

c. システムの設計は、こうした分析の結果に適合させなければならない。

特に、太陽電池などの高電圧を露出する部位に電氣推進から放出される高速プラズマ（イオンビーム）や低速プラズマ（電荷交換イオンや中和起源のプラズマ）が電氣的に接触しない電位の考慮が必要である。

## 6.3.4 熱流束

高効率であったとしても、電氣推進スラスタに電力を供給する電源装置から放出される熱は、相当な量となる可能性がある。もし熱分析の結果、システムの過熱が明らかとなった場合には、このサブシステムを冷却するため宇宙機の特殊なレイアウトを考案するか、このための特殊な装置を用意しなければならない。

注 もう一つの熱源として、スラスタがある。

- a. スラスタの周辺環境は、スラスタからの伝導熱入力、プルーム熱入力に適合して  
いなければならない。
- b. 影響を受けやすい要素は、スラスタプルームの熱入力やコンタミネーションから  
保護しなければならない。

### 6.3.5 電磁適合性干渉

電気推進スラスタとすべての電磁的影響を受ける機器（ペイロード、TTC、火工品など）との間の適合性を、確保しなければならない。

注 電気推進スラスタは、作動時に電磁界を発生させるものもある。

### 6.3.6 帯電

荷電ビームを発生させるスラスタの場合には（静電加速スラスタなど）、そのスラスタにはビームと逆極性の荷電ビームを放出する中和器などを装備させて、衛星の帯電を防止しなければならない。

### 6.3.7 電気絶縁

電気推進は一般に大電力や高電圧を使用する。絶縁不良が発生すると電気推進はその機能を失うが、それと共に迷走電流が他のサブシステムに影響を与えると宇宙機システムの全損に繋がる。電気推進の単一故障を他に波及させず局所化するために、電気絶縁箇所を明確化し、その部位の絶縁不良時に起こるリーク電流の経路も特定化して、他に影響を与えない設計とすること。

## 6.4 インタフェース

### 6.4.1 宇宙機とのインタフェース

- a. 電気推進系は、以下を含め、その宇宙機とのインタフェースに適合して  
なければならない。
  1. 構造（インサート、タンク支持構造、振動レベルなど）
  2. 熱制御（熱伝導/放射レベル、タンク/スラスタ/圧力配管の熱制御など）
  3. AOCS（噴射モード、推力レベル、インパルスレベルの定義など）
  4. 電源（バルブドライバ、圧力センサ、サーミスタ、ヒータ、熱電対など）
  5. 電磁適合性
  6. 火工品（パイロ弁など）
  7. 機構（バルブ、レギュレータ、アクチュエータなど）
  8. OBDH および TTC（推進系の動作状態や健康状態を監視し、故障を検知するためのデータの処理など）
- b. 以下のインタフェースを規定するものとする。
  1. 推進剤充填作業に関して、推進系の GSE とのインタフェース
  2. 安全性に関して、ロケット打上げ当局とのインタフェース

#### 6.4.2 電力バスとのインタフェース

以下のパラメータを、推進サブシステムの設計者に利用可能とさせるものとする。

- a. バスの電圧およびその精度
- b. 最大利用可能電力
- c. バスの耐サージ電流能力を査定するためのバスインピーダンス周波数特性
- d. PCU の感受性を査定するためのバスからの電磁インタフェースレベル
- e. 過電流、過電力への保護機能

### 6.5 開発の指針

#### 6.5.1 安全機器

このシステムのフライト品は、独立したサブシステムに分割し、このサブシステムを、パイロ弁、遮断弁、破裂板、電気スイッチ、コネクタなどの安全機器によって分離しなければならない。

注 電気推進系の開発には特別の注意を払う必要がある。宇宙機へシステムコンポーネントが統合された後には、機能要求を完全に満たす試験を実施することができないからである（真空中の噴射や長期間の運用など）。

#### 6.5.2 検証

- a. システムの検証は、サブシステムレベルでの積上げによって行うこと。
- b. システムの検証は、宇宙機のレベルのスラストに対応した、電気的な模擬装置により行うこと。但し十分な試験環境が確保できる限りにおいて、宇宙機のレベルのスラストを用いて行なうこともできる。
- c. ブロック毎の検証試験は、システムの作動時に予想される負荷条件に可能な限り近い状態で実施しなければならない。
- d. 統合済みの宇宙機のレベルでの試験検証の可能性と、試験の後に現状復帰出来ることについて、システムと各サブシステムに関して、実証しなければならない。これに応じて、設計と手順設定を行わなければならない。
- e. 電気推進システムの健全性確認のための簡易または最小の試験を立案し、宇宙機統合後から打ち上げ前まで定期的実施し、そのトレンドを管理しなければならない。



## 6.6 推進系設計要求事項

### 6.6.1 システム

#### 6.6.1.1 基本構成

##### 6.6.1.1.1 系統設計

- a. 電気推進系の系統設計は、システムズエンジニアリング、安全及びミッション保証の要求事項を考慮に入れること。
- b. 推進系の系統設計は、故障抑制、冗長性、信頼性に関する要求事項に適合していること。

##### 6.6.1.1.2 選定

- a. 推進系と運用モードは、詳細ミッション解析およびトレードオフ解析に基づいて選定しなければならない。

例1 電気推進系の例としては、アークジェット、イオンエンジン、ホールスラスタ、FEPP などがある。

例2 運用モードの例としては、調圧式、ブローダウン式、連続運用式、パルス運用式などがある。

注 電気推進を利用するには通常、長期間のスラスタの運用をその前提としている。最適な電気推進系の選択は、ミッションに大きく依存している。選択したスラスタの運用方法は、ミッション実施時には、ミッションの遂行能力に重大な影響を及ぼす（継続時間、ペイロード能力、電力の消費、他のサブシステムの設計やサイジングなど）。

- b. 宇宙機の全体的アーキテクチャや計画ミッションの枠内で電気推進系を問題なく統合するには、電気推進系の設計者が完成宇宙機の設計者と調整を計り、十分な対話を行わねばならない。

注 これは、他に類を見ない独自のミッションの場合は、特に重要である。

- c. 電気推進系の選択にあたっては、ミッションが継続する全期間において、その電気推進系が利用可能な電力を考慮しなければならない。

注 電力消費が相当な量となるため、電気推進系を使用すると、宇宙機他のサブシステムやペイロードへの供給可能電力に悪影響が及ぶ可能性があり、特に過渡的運用の際には顕著である（始動時、スロット

リング時など)。

- d. 電気推進を使用した場合に宇宙機の電力システムに及ぼす影響について分析し、電気推進系の選定にあたって、これを考慮に入れなければならない。

#### 6.6.1.1.3 サイジング

推進剤や加圧剤の必要総量についての評価が、サイジングプロセスにとっての最重要入力事項となる（寿命への影響、寿命期間中の性能の変動、投棄する量および無効推進剤の量など）。ミッションの期間中推進系が利用可能な電力が、サイジングプロセスにとっての、もう一つの重要な入力事項となる。

- a. サイジング設計は、各コンポーネントの運用要求に基づき、少なくとも以下を含み実施されなければならない。
  1. 圧力サイクルと温度サイクルの組合せ（アークジェット、レジストジェットなど）
  2. 推進剤、加圧剤、漏洩量の収支
  3. 運用条件を包絡する作動範囲の確定
  4. 最小および最大供給電圧
  5. GSE 機能との相互作用
- b. サイジング設計では、以下に基づくマージンを考慮に入れなければならない。
  1. 安全性
  2. 顧客、産業界、打上げ機関または代理機関が確定する信頼性要求事項
  3. 運用制約条件
  4. スラスタの性能効率
  5. プルーフ効果
  6. モデル化誤差および不確定性

#### 6.6.1.1.4 複数タンクシステム

タンクを複数個使用する場合には、タンク間の意図しない推進剤の移動を最小限に抑えること。

### 6.6.1.2 性能解析

#### 6.6.1.2.1 作動回数

システムの設計にあたっては、ミッションの全実施期間中に経験することが予想される作動回数を考慮に入れねばならない（コンポーネントレベル、推進系サブシステムレベルおよび宇宙機システムレベル、また、地上運用とサービスイン運用双方に関して）。

#### 6.6.1.2.2 圧力設計

圧力容器と加圧コンポーネントの設計には、以下を適用し、以下の事項を考慮に入れなければならない。

- a. 保証試験とその後の運用時圧力サイクルに対し、安全係数(FOS)と(MEOP に対する)マージンを適用する。
- b. 環境条件を考慮に入れる。

#### 6.6.1.2.3 水撃効果

推進系の設計にあたっては、潜在的可能性のある水撃効果を考慮に入れなければならない。

#### 6.6.1.2.4 密封容積

- a. 電気推進系の設計にあたっては、閉鎖容量の圧力増大のリスクを考慮に入れなければならない。
- b. 圧力逃し能力の必要性について、評価しなければならない。

#### 6.6.1.2.5 搭載推進剤量

加圧剤、推進剤の総量については、以下に基づいて評価すること。

1. 寿命期間中の性能変化
2. 廃棄推進剤量
3. 無効推進剤量

#### 6.6.1.2.6 電磁適合性

電気推進系は、宇宙機他の部品と電磁適合性を持つことができるよう、設計されねばならない。

#### 6.6.1.2.7 放電

高電圧のコンポーネント、ハーネス、コネクタが関与する場合には、電気推進系の設計にあたっては、宇宙機他の部品への放電リスクを防止できるよう、配慮しなければならない。

### 6.6.1.3 艤装設計

#### 6.6.1.3.1 保全性

レイアウトとシステム設計とを適切に行い、開発時、試験時、ミッション実施期間中において、部品、コンポーネント、サブシステムの交換を容易に実施可能にしなければならない。

#### 6.6.1.3.2 配管

配管は、5.6.1.3.2 項を適用する。

### 6.6.2 コンポーネント

#### 6.6.2.1 スラスタ

##### 6.6.2.1.1 一般原則

本項で述べる設計要求事項は、電気推進系に用いるすべてのタイプのスラスタに適用される。

注1 多様な電気推進スラスタが、6.1 項で定める一般的分類に属している。

注2 適用されるミッションによって、スラスタの設計要求事項も影響を受ける。

##### 6.6.2.1.2 平均推力レベル

- a. スラスタの設計にあたっては、ミッションの全期間に渡り与えられている電力および質量流量パラメータに対応した、平均推力レベルと最大推力範囲とが確保できうるよう配慮しなければならない。

注 この理由は、電気推進スラスタの推力レベルが低いからであり、ほとんどの場合、1N を大きく下回っており、また、これらのスラスタの運用期間が長いからでもある。

- b. スラスタの設計にあたっては、必要な推力安定性（絶対値と方向のドリフトや変動など）と再現性が確保できうるよう、配慮しなければならない。
- c. 上記の a.項と b.項とで述べる要求事項は、姿勢制御系解析に従うものとする。

##### 6.6.2.1.3 推力調整

スラスタは、姿勢制御系から要求のある場合には、長周期作動と短周期作動とのモード変更が可能でなければならない。

#### 6.6.2.1.4 推力アンバランス

同時に作動する 2 基のスラスタの間での意図しない推力のアンバランスは、最小限に抑えることが望ましい。

#### 6.6.2.1.5 推力変動

推力の平均値近辺でのランダムな変動、即ち推力変動は、要求された範囲を超えてはならない。

注 1 電気推進スラスタの使用法によっては、発生推力を極めて正確に制御する必要のある場合があることに、注意する必要がある。

注 2 推力変動は通常、スラスタ自体が原因となるものと電力制御器が原因となるもの、または、その複合となるのことがある。

#### 6.6.2.1.6 推力ベクトルアライメント

推力ベクトルのミスアライメントの補正を行うには、以下の a 項および b 項の指定に従い、幾何学的な原因と運用的な原因とに対する補正法を用いなければならない。

- a. 幾何学的要素が原因での推力ベクトルのミスアライメントは、以下の方法で補正するものとする。なお、機械的に駆動されるジンバル上に搭載して、能動的に推力方向を調整する方法ではこの限りでない。
1. スラスタブラケットにシムなどを挟み込んで、推力ベクトルアライメントの調整を行う。
  2. スラスタ内部の推力ベクトルに影響するコンポーネント部品を微調整する。
  3. 上記の 1 と 2 の方法を組み合わせる。

注 幾何学的な原因とは、推力ベクトルに影響しやすい部品コンポーネント（グリッドなど）の取付けや、スラスタと宇宙機との機械的インタフェースのことをいう。この種の位置ずれは、スラスタ内部の推力ベクトルに影響しやすい部品コンポーネントを微調整するか、あるいは、シムなどをスラスタ支持部に挟みこんでスラスタの位置合わせを行うと、補正が可能となる。二番目の方法が、いずれにしても設計に導入されている。この方法によれば、スラスタと宇宙機の基準フレー

ムとの位置合わせが可能となるからである。

- b. 運用的な原因への対応は、システムのレベルで推力ベクトル制御システムを用いて、補正しなければならない。

注 運用的な原因は主に、推力ベクトルに影響しやすい部品コンポーネントの長時間運用でのエロージョンが原因で発生する。

#### 6.6.2.1.7 推力の精度

- a. 推力は、姿勢制御系解析から得られた範囲内に収まっていなければならない。
- b. 必要な場合には、以下のパラメータの影響を説明しなければならない。
  1. バイアス
  2. スケールファクタ
  3. ヒステリテス
  4. システムの応答時間

注 推力は、こうしたパラメータが原因で変動する可能性がある。

#### 6.6.2.1.8 電気的パラメータ

- a. 宇宙機の電気系への影響を最小限に抑え、どのミッション段階にあってもスラスタの性能を最大限に発揮させるため、スラスタの設計を最適化しなければならない。

注 発生する推力は、電気的入力パラメータによって直接に影響を受ける。

- b. この最適化プロセスは、電気推進サブシステムのレベルにおいて設計最適化プロセスの枠内で、常に実施されねばならない。
- c. 消費電力に制限を付けて電気推進を作動させる場合には、使用電力上限を越えた過電力時の対応を準備しなければならない。

#### 6.6.2.1.9 熱環境

- a. スラスタと支持構造物との間のインタフェースでの熱流束は、可能な限り小さくすること。
- b. スラスタの過熱を防止するため、宇宙機と統合させた際の、スラスタの熱解析を実施しておくこと。

#### 6.6.2.1.10 作動寿命

スラスタの特にエロージョンの影響を受けやすいコンポーネントの設計には、スラスタの作動寿命との対応を考慮せねばならない。

注 電気推進スラスタは、連続モードまたはパルスモードで、ミッションの期間中長時間に渡り作動する。

### 6.6.2.2 推進剤貯蔵供給装置

#### 6.6.2.2.1 全般

本項においては、推進剤貯蔵供給装置のコンポーネントを列挙している。また、電気推進に特有なコンポーネントに関し、個別の設計要求に言及している。

#### 6.6.2.2.2 標準コンポーネントおよび流体

- a. 推進剤貯蔵供給装置の標準的なコンポーネントに対して、本標準の 5.8.2 b 項を適用しなければならない。
- b. 三重点温度が高い流体については、該当の流体が気体状態に維持されることを確認しなければならない。確認できない場合は、推進剤貯蔵供給装置の能動熱制御を装備しなければならない。
- c. キセノンは、全系を  $17^{\circ}\text{C}$  (=臨界温度) 以上に維持すれば、超臨界状態または気体状態を保つことができるので相変化を考慮する必要はない。これを下回る場合、液相が現れる可能性に留意しなくてはならない。特に、バルブ・レギュレータ・流量抵抗素子など、気体や超臨界流体が急減圧する部位は断熱膨張により低温化し、固化液化する可能性がある。体積が閉塞状態の局所空間 (バルブで仕切られた配管、バルブ内の dead volume) 内に固化液化したキセノンが取り残され、その後の温度上昇で気化して設計圧を越える可能性がある。時間当りのガス処理量、作動時の温度などを規定する必要がある。

#### 6.6.2.2.3 流量制御器

##### 6.6.2.2.3.1 全般

電気推進系は、液体推進系に比べて、極めて少なく、かつ十分に調節された推進剤質量流量を要求する。

##### 6.6.2.2.3.2 非自己調節式の質量流量

質量流量が非自己調節式(注)である場合には、その設計要求において、上記 6.6.2.2.2 項に示す特性を、特に考慮に入れなければならない。

(注) 非自己調節式とは、地上の製造段階での設定後、軌道上で流量を変更できないものを指す。例えば、  
DC アークジェットの流れ抵抗器。

#### 6.6.2.2.4 圧力調整装置

a. 調圧弁や減圧タンク方式などの圧力調整装置は、スラスタの運用パラメータに矛盾しないような範囲内に、推進剤の圧力を調整できること。

注 1 電気推進において、圧力調整装置はクリティカルな装置である。

注 2 電気推進用の圧力調整装置は、機械式、電気式、または熱式など、幾つかに分類される。

注 3 圧力調整装置は、推進剤供給系のすべての系統に共通な箇所すなわち、各スラスタあるいは他の装置に推進剤を供給する共通の圧力配管に挿入することができる。

b. 圧力調整装置に対する仕様は、以下と完全に適合していなければならない。

1. 推進剤供給装置の接続形態に起因する要求事項
2. 推進剤供給装置における圧力調整装置の配置

#### 6.6.2.2.5 バルブ(弁)

a. 標準のバルブは、5.6.2.2 項を適用する。

b. 電気推進系のサイズや質量流量に応じて、漏洩に対する厳格な要求を考慮しなければならない。

注 電気推進系は通常、規模が小さく、そのバルブは、液体推進系用のバルブと比べて、極めて小さな質量流量で作動する。この結果、漏洩速度に関し極めて厳しい要求となっている。

#### 6.6.2.2.6 推進剤フィルタ

フィルタの設計には、本標準の 5.6.2.5 項を適用しなければならない。



#### 6.6.2.2.7 推進剤排出

- a. 推進系の設計にあたっては、地上（ロケット搭載状態を含む）での推進剤排出を可能とするよう配慮しなければならない。
- b. 注排弁の配置場所と配管のレイアウトを適切に行い、以下を防止しなければならない。
  - 1. 地上での排出作業後の推進系内の推進剤の残留
  - 2. 異種流体の間の接触

#### 6.6.2.2.8 ブローダウン比

ブローダウンモードで作動する電気推進系（アークジェットやレジストジェットなど）については、BOL と EOL の間での加圧ガスの容積の比率をもとにブローダウン比を算出する。ブローダウン比をもとに BOL と EOL での Isp、放電安定性、混合比の変化等がスラスタ仕様に適合していなければならない。

#### 6.6.2.3 圧力容器

- a. 設計と検証の要求事項は JERG-0-001 に従って定め、圧力容器は宇宙機で高圧ガスが印加される範囲を考慮する。
- b. 爆発または漏洩のリスクを除去するため、推進系用の圧力容器の設計、開発、製造、検証、運用に係わる要求事項を特に定めなければならない。
- c. 破壊前漏洩（LBB）は、JERG-0-001「宇宙用高圧ガス機器技術基準」による。

#### 6.6.2.4 電力制御系

##### 6.6.2.4.1 電源装置およびコントローラ

電源装置およびコントローラに対しては、JERG-2-200 電気設計標準を適用しなければならない。

- 注 1 電気推進系の電源装置の目的は、スラスタとその他の電気コンポーネントに対して、過渡時および定常状態運用時に、適切な電流電圧を提供することにある。
- 注 2 電気推進系のタイプに応じて、電源装置の機能は、専用の装置か、あるいは、宇宙機の電源系の機能で分担される。
- 注 3 最も一般的な例では、電気推進系のコントローラは、入出力データやコマンドを制御し、処理する機能を含む。

注4 冗長性を確保し、運用目的や質量最適化を実現させるため、電気推進系にスラスタ切替え装置を導入して、電源装置と複数のスラスタの間で電力供給のクロスストラップを行わせることができる。

注5 非可視運用が必要とされる場合は特に、自律機能を具備すること。異常を自己判定し、安全化処置を自律的に実施できること。

#### 6.6.2.4.2 フィルタ回路

スラスタの運用を最適にし、様々な宇宙機の様々な推進系コンフィギュレーション向けの標準電力制御装置の使用を最適化するため、場合に応じて、フィルタ回路を活用しなければならない。

注 これは特に、ホールスラスタに適用される。この種のスラスタは、プラズマ振動を起こしやすいからである。プラズマ振動の現象は、宇宙機の EMC に影響を及ぼす可能性がある。

#### 6.6.2.5 モニタ

物理パラメータ（圧力、温度、電流、電圧など）のモニタ装置を使用しなければならない。

注1 電気推進系の圧力や温度をモニタする装置の原理は、液体推進系のモニタ装置と相違はない。電源装置からスラスタに供給される電流、電圧（例えば放電電流、放電電圧等）のモニタは、電気推進系の動作状況の確認、性能予測を行う上で不可欠である。

注2 ラングミュアプローブや荷電粒子エネルギー分析器などのモニタ装置は、地上の寿命試験や軌道上で長期間に亘り電気推進系の性能やプラズマ特性のモニタに有効である。

注3 物理パラメータをモニタする目的は、以下の二つにある。

- ・ システムの健全性状態
- ・ 現状の性能を目標値に調整する

#### 6.6.2.6 パイロ弁

パイロ弁に対しては、本設計標準の 5.6.2.2.5 項を適用しなければならない。

## 6.6.2.7 電気設計

### 6.6.2.7.1 一般原則

電気設計は、JERG-2-200 電気設計標準に適合していなければならない。

### 6.6.2.7.2 電磁適合性(EMC)

- a. 電磁適合性を達成させるため、スラスタと電源装置の設計は、JERG-2-200 電気設計標準に適合していなければならない。
- b. 以下の設計は、JERG-2-200 電気設計標準に適合していなければならない。
  1. 干渉
  2. 感受性
  3. 接地
  4. 遮蔽
  5. 絶縁
- c. 電磁適合性が a の規格を逸脱する場合はシステムと調整を行い、システム成立性を確保すること。

### 6.6.2.7.3 接地、絶縁

- a. 接地方法と絶縁を最適化して、干渉を制限するものとする。

注 スラスタの運用時には、衛星電位は、スラスタが生成するプラズマと衛星との間での、外部環境を通じての相互作用に大きく左右される。この結果、衛星電位は、宇宙空間電位とは違いが生ずる可能性がある。

- b. フィルタ回路装置を適切に設計して、こうした変動がコモンモード電流を通じて伝搬することを制御しなければならない。

注 電氣的基準電位は、スラスタのノミナル運用時に発生する自己発振やランダムな過渡現象からの影響を受ける。

### 6.6.2.7.4 異常放電対策

電気推進系は、予期しない異常放電に対して対策をとる必要がある。異常放電は過電圧や周辺プラズマ、気体密度の上昇による放電開始電圧の低下で引き起こされる。過電圧は以下の原因で発生することがある。

- a. 宇宙に露出している非動作スラスタ電極への静電荷の蓄積
- b. こうした非動作スラスタ電極自体や近傍への静電サージ

- c. スラスタの始動、停止または過度の過渡スパイク

また電気推進系を適切に設計し、以下を防止しなければならない。

- a. 効果的な設計を行い、異なる電位が印加されるスラスタの部品間の予期しない箇所での静電放電を防止する。

注 1 予期しない箇所での静電放電は、静電エンジンでは完全には防止できない。

注 2 運用時、スラスタは部分的に、周辺プラズマと自身が発生させるプラズマの中に沈み込んでいる。

注 3 中和不良発生時の静電気放電の誘発を防止又は程度を最小にするため、電気推進スラスタ搭載部周辺の表面は導電処置し、電氣的接地をすること。

- b. スラスタの運用時に気体の存在を防止する。

注 予期しない箇所での静電放電は、気体密度が上昇すると発生確率が上昇する。気体は排出ガス、吸着ガス、脱ガスで発生する可能性がある。

- c. 中和器を用いる型式の電気推進では、中和器の動作不良時に宇宙機が高電位に帯電し、不具合を誘発する可能性がある。中和器の動作不良発生時に、高電位発生源となる電荷の放出を瞬時に停止するように中和不良を検知する機能と制御機能を設けること。

## 6.6.2.8 推進剤タンク

### 6.6.2.8.1 一般原則

- a. 推進剤タンクは、規定される条件に従い、スラスタに推進剤を供給しなければならない。
- b. 推進剤タンクは、宇宙機のダイナミック特性に適合していなければならない。

注 電気推進スラスタには種々様々な推進剤（気体、液体、固体など）が使用されているため、以下の各項の規定に従い、推進剤に応じて様々なタンク設計規則が適用されている。

- c. 液体金属推進剤の場合には、毛細管供給装置を使用することがある。
- d. 軌道運用の際、タンク内の残推進剤量は何らかの方法で認識できること。

#### 6.6.2.8.2 液体推進剤タンク

液体推進剤を使用するタンクに対しては、本規格の 5.6.2.3 項を適用しなければならない。

#### 6.6.2.8.3 気体推進剤タンク

キセノンなどの気体推進剤を使用するタンクに対しては、本規格の 5.6.2.4 項を適用しなければならない。

注1 キセノンなどの気体推進剤によっては、通常、超臨界状態で貯蔵される場合もある。

注2 超臨界キセノンの流体特性（密度など）は、（振動試験などの）環境試験時のダミー推進剤の特性と相当な違いをみせる可能性がある。従って、システム的设计時にこの点について解析することで、宇宙機の構造、キセノンタンク、自由運動高密度流体としてのキセノン自体の三者の間での結合モードを防止することができる。この目的を達成するため、宇宙機の固有振動数に応じて、キセノンタンクの個数、材質、大きさ、形状等を選択するものとする。

注3 タンクの温度を一定に保てない場合には、圧力サイクルの管理が必要である。

#### 6.6.2.9 高压ガスタンク

圧力容器と加圧コンポーネントの設計には、以下を適用し、以下の事項を考慮に入れなければならない。

- a. 保証試験とその後の運用時圧力サイクルに対し、安全係数(FOS)と(MEOP に対する)マージンを適用する。
- b. 環境条件を考慮に入れる。

#### 6.6.2.10 推力ベクトル制御

##### 6.6.2.10.1 推力ベクトル制御用の装置

推力ベクトル制御に使用される装置を以下に示す。

- a. スラスタを支持する能動的制御のポインティングメカニズム（6.6.2.10.2 項）

#### b. スラスタ自身の内部の推力ベクトル操舵手法 (6.6.2.10.3 項)

注 電気推進スラスタの推力ベクトル制御が、以下の目的でしばしば利用されていることに、留意する必要がある。

- 推力ベクトルが、ミッション期間中に通常移動していく衛星の COM を通るようにすることにより、推進剤の消費量を最小限に抑える。
- 種々の運用コンフィギュレーション (例: 軌道変換、南北/東西軌道保持) に対応して、スラスタの基本方向を変更する。
- COM から推力軸を逸らして能動的にトルクを発生させ、姿勢制御やモーメントムホイールのアンローディングを行う先進的な手法もある。

#### 6.6.2.10.2 スラスタポインティングメカニズム

電気推進用のスラスタポインティングメカニズムの設計には、液体推進系同様に本標準の 5.6.2.6 項を適用しなければならない。

#### 6.6.2.10.3 スラスタ内部の推力ベクトル操舵装置

- a. スラスタ内部の推力ベクトル操舵手法を電気推進スラスタの設計に導入しようとする場合には、推力方向に感度の高い構成要素に対して適用しなければならない。
- b. この手法は、電磁的または機械的な操舵手法に基づくべきである。

### 6.6.3 コンタミネーション

#### 6.6.3.1 外部コンタミナント

スラスタの設計、配置、取付け方向の設定を適切に行い、光学特性の劣化が許されない構体外機器 (ソーラーパネル、恒星センサ、光学機器など) への汚染物質の堆積のリスクを最小限に抑えなければならない。

#### 6.6.3.2 内部コンタミナント

- a. 推進剤貯蔵供給系や配管系を通過する流体と壁面の化学的清浄度は、最大汚染物質濃度の要求から決めなければならない。

注 電気推進スラスタ、または、電気推進スラスタの特定のコンポーネント (ホローカソード等) は、化学的汚染に対して脆弱である。このため、表面の特性が変化して、一次的あるいは恒久的にコンポーネントが劣

化し、その性能や運用寿命に悪影響を及ぼす可能性がある。

- b. 推進剤、気体、流体は、それぞれ該当の仕様に適合していなければならない。

## 6.6.4 材料・流体適合性

### 6.6.4.1 一般原則

コンポーネントはすべて、選定した材料、推進剤、試験流体と適合性のあることを、実証しなければならない。

### 6.6.4.2 推進剤

#### 6.6.4.2.1 一般原則

- a. 推進剤の選定にあたっては、以下をその根拠としなければならない。
  - 1. ミッション期間
  - 2. 適合性、汚染、性能
- b. 推進剤について、定義し、指定しなければならない。

#### 6.6.4.2.2 スラスタの認定

- a. スラスタを認定試験で運転する場合には、飛行用として選定したものと同一の推進剤等級を使用しなければならない。
- b. 認定範囲が、マージンも含め、温度、汚染度、圧力などの運用条件の予想範囲を包含していることを、検証しなければならない。

## 6.7 物理的条件

### 6.7.1 材料

- a. 推進剤と接する材料は、推進剤と適合性を有するものを選択しなければならない。
- b. 作動流体に対する仕様には、以下を含めなければならない。
  - 1. 化学的性質
  - 2. 純度
  - 3. 送り圧力
  - 4. 温度

## 5. 清浄度

- c. スラスタの磁気回路に使用される材料は、最悪ケースの温度におけるその磁気特性に応じて（飽和およびキュリー点など）選択しなければならない。

### 6.7.2 質量不均衡

最大質量アンバランスについて、規定しなければならない。

注 宇宙機の COM は、タンクの推進剤枯渇と温度差が原因で、ミッション期間中に変動する。

## 6.8 検証

### 6.8.1 一般原則

- a. 電気推進系の検証には、本 5.7.1 項を適用しなければならない。

注 1 検証を実施する目的は、システムまたはサブシステムが要求事項に十分適合していることを実証することにある。この目的は、適切に文書化された解析、試験、設計の審査、検査などを行うか、またはこれらの作業を組み合わせると、達成可能となる。

注 2 本 6.7 項の以下の各項において、以下について考慮されている。

- 設計の審査による検証を、解析による検証の中に含める。
  - 検査による検証を、試験による検証の中に含める。
- b. 電気推進系については、検証マトリックスを作成し、個別の要求事項に適用される検証方法のタイプを示さなければならない。

### 6.8.2 解析による検証

#### 6.8.2.1 一般原則

電気推進系には、以下が適用されなければならない。

- a. 5.7.2 項
- b. 本 6.8.2 項に示す追加条項

注 電気推進系の解析による検証に関する方法論的原則は、5.7.2 項で説明してある液体推進系に関する原則と類似している。しかしながら、以下に示すような、追加の物理的現象や、追加コンポーネントのモデル化に伴い、新しい要素が導入されている。



- 電気推進スラスタがしばしば、荷電粒子を発生させる。
- 発生するプルームは極めて希薄であるが、運動エネルギーは高い。
- スラスタは、静電界、磁界、電磁界を使用するか、または電気アークまたはヒータを利用して、作動している。
- これに加え、電気推進スラスタは通常、液体推進スラスタに比べて運用時間が遙かに長いために、実施すべき解析に影響が及ぶ可能性もある。

#### 6.8.2.2 静電界と磁界の相互効果

同時に作動している電気推進スラスタに対して静電界と磁界の相互効果がどのように作用するかについて、評価しなければならない。

また、電気推進が発生するパルスまたは定常電磁界を定量的に見積もり、混載される他の機器への影響、及び地磁気との相互作用により誘導される外乱トルクを評価すること。

#### 6.8.2.3 電力、推進剤、スラスタ

- a. 以下の電力解析および推進剤解析を実施しなければならない。
  1. 配分
  2. 性能
- b. 電気推進スラスタと宇宙機との間の干渉の可能性について、以下を含めて、個別の解析を実施しなければならない。
  1. 静電的（衛星の表面および全体の帯電）
  2. 機械的および熱的
  3. 汚染および腐食
  4. 通信
  5. 電磁的

#### 6.8.2.4 寿命

電気推進系の実際の寿命についての検証には通常は、長時間試験の方法が採用されている（数万時間にも及ぶ場合がある）。この推進系運用パラメータの時間推移や、寿命にクリティカルなコンポーネントの性能劣化について精度良く予測できるシミュレーション手段があるとするれば、電気推進系の検証や認定のプロセスにとって

大きな利点となる。

#### 6.8.2.5 過渡現象

- a. 少なくとも、状態遷移時（始動および停止）の以下の過渡現象について、電気推進系を解析する際に、評価しなければならない。
  1. 気体圧力の振動
  2. 突入電力消費量
  3. 静電的および電磁的擾乱
- b. 電気推進系の時間応答について、分析しなければならない。

注 これは、場合によっては極めて重要な意味を持つこともある。例えば、高精度指向・高精度制御要求あるいは自律運用のために閉ループ系においてスラスタがアクチュエータとして運用される場合などである。

#### 6.8.2.6 帯電

電気推進が放出する高速および低速のプラズマと宇宙機の干渉に関して、MUSCATコード（またはそれに等価な数値解析）による検証が推奨される。

### 6.8.3 試験による検証

#### 6.8.3.1 一般原則

- a. 宇宙機のシステムレベルでの電気推進系の動作結果が十分に確認できないか、或いは予測できない場合には、特殊な試験を実施しなければならない。なお、これらの試験は、以下のレベルで実施することができる。
  - コンポーネントのレベル。このレベルでは、システムまたはサブシステムのレベルに対する影響を評価できるだけ十分な情報が入手可能である。
  - システムまたはサブシステムのレベル
  - または、宇宙機のレベル
- b. 受入れ、環境試験、EMI および EMC 試験、プルーム試験、寿命試験に関する試験方法を確定するものとし、特に以下の各項で述べる試験について確定しなければならない。

#### 6.8.3.2 試験環境

電気スラスタの大部分は、高真空度でのみ作動可能であるため、以下について、性

能にどのような影響が及ぶかを、確認しなければならない。

- a. 真空度
- b. 推力の測定および校正
- c. 排気方法
- d. スラスタから真空チャンバの内壁までの距離

#### 6.8.3.3 電磁適合性(EMC)試験

- a. スラスタ、またはスラスタシミュレータ、を負荷とした PPU 電力およびコンディショニングに対して EMC 試験を実施するものとし、ハーネスのコンフィギュレーションはフライトモデルに可能な限り近づけなければならない。
- b. 地上タイプの干渉からのバイアスを評価して、こうした試験の結果を正確に解析しなければならない。

#### 6.8.3.4 プルーム特性決定試験

プルーム特性決定試験は以下を明確にして 実施しなければならない。

- a. 真空度
- b. スラスタの出口からセンサまでの距離
- c. スラスタの出口から真空チャンバの内壁までの距離

注 1 プルーム特性決定試験の目的は、イオン流とイオンエネルギーの分布やビーム拡がり測定することにある。

注 2 これらのプルーム特性決定試験は、推力方向の位置ずれの場合の特定にも有効に利用することができる。

#### 6.8.3.5 寿命試験

- a. スラスタと電源装置に対し寿命試験を実施しなければならない。

注 電源装置は使用する電子部品のディレーティングが適格になされ、かつバーンイン試験が実施されていれば、実時間の耐久試験は要しなくてよい。

- b. 寿命試験は、ミッションのデューティサイクルに応じて実施しなければならない

- い。オフサイクルの持続時間を低減させる場合には、熱過渡状態を十分に再現する範囲に留めなくてはならない。
- c. 設備のバックスパタリングを最小限に抑え、これについて正確に測定しなければならない。
- d. 寿命試験には、フライトに使用するものと同一規格の推進剤を使用しなければならない。
- e. 推進剤の純度について、監視しなければならない。

#### 6.8.3.6 性能試験

直接的なスラストの動作確認も含めた性能試験を実施して、スラスト、電力制御系も含めて、システムの性能が要求事項に適合していることを検証しなければならない。

注 性能試験は、寿命試験に含めることができる。

#### 6.8.3.7 機能確認試験

宇宙機システムの機能確認試験において、中和器異常時の安全化処置の健全性に関する以下の項目を実地に確認しなければならない。

- a. コントローラに対し、疑似的に監視異常と識別させ、それ以降の安全化処置が履行されることをデモンストレーションすること。
- b. 電気推進作動時に、中和器を停止させて、中和不良状態にて規定時間（コントローラが異常診断し、安全化処置を実施するまでの時間、典型的には1秒間）経過しても、システムの健全性が保てるか、デモンストレーションすること。

#### 6.8.3.8 校正

- a. データを出力するコンポーネントまたはサブシステムはすべて、校正を行わなければならない。
- b. これらコンポーネントまたはサブシステムが要求事項に適合していることを、実証しなければならない。

#### 6.8.4 モデルに関するデータ交換

試験結果、熱モデルおよび機械モデル、電気および磁気モデル、実施モデルを確定

させ、共通の合意済みの構造とフォーマットを用いて、これらの構成を決定しなければならない。

## 6.9 安全・信頼性・品質要求

### 6.9.1 安全要求

JMR-002「ロケットペイロード安全標準」5章の該当する安全設計要求に加えて、以下の要求を満足すること。

- a. ヒドラジンや他の一液推進剤の場合には、蒸気の急激な圧縮、ホットスポットあるいは触媒との不要な接触および過加熱を防止しなければならない。
- b. 推進剤の爆発、推進剤およびその蒸気の漏洩を防止しなければならない。

注 ヒドラジンなどの自発火性推進剤は、互いに混合させた場合、あるいは場合によっては、蒸気の状態、空気、加圧剤またはダミー推進剤と共に混合させた場合、激しく反応する。特に、周囲環境が 10 hPa より大きい場合の作動あるいは、逆方向加速度下では、オフタイム時に燃料が移動し、酸化剤インジェクション・キャビティ内で凝縮を起し、破局的な故障となる可能性がある。

注 推進剤が大気中に多量に流出した場合、酸欠や中毒のおそれがあり人命に危険を伴う。

- c. 上記の b 項は、シミュレーションと試験によって実証しなければならない。
- d. 不要な混合物の除去、推進剤あるいはその蒸気の移動または漏洩、燃料の凝縮などについて、推進系要求事項で特に注意しなければならない。
- e. 地上試験など、軌道上運用条件とは異なる条件での運用に関し、推進系要求事項を明確化しなければならない。

### 6.9.2 信頼性要求

- a. 設計にあたっては、以下の点に関する信頼性要求事項を考慮に入れなければならない。
  - 1. ミッション成功の確率
  - 2. 設計寿命
- b. 故障に対する設計評価を総てのコンポーネントに対して実施しなければならない。特に電気推進の各コンポーネント（例えば、ガスアイソレータ、スラスト支持構造、電源部内のトランスなど）の絶縁不良に伴うリーク電流経路を明

確にし、対策の検討が必要である。

- c. 電機推進系の健全性確認のための計測項目を設定し、宇宙機統合後から打ち上げ前まで定期的な計測を行うトレンド管理を計画しなければならない。

### 6.9.3 品質要求

生産と製造プロセスは、以下を満足する必要がある。

- a. 総てのコンポーネント、サブシステム、システムの生産を確実なものとするための手順を確立して維持しなければならない。
- b. 汚染を防止し、清浄度を達成・維持し再生産能力を保証するための手順を確立して維持しなければならない。
- c. 推進系及び推進系 G S E 内を流れる流体は総て、純度、微粒子含有量及び不揮発性残留物について確認しなければならない。

## 6.10 地上運用及び廃棄

### 6.10.1 地上運用

- a. 推進系（全体またはその一部）の運用はすべて、手順書として記述されなければならない。
- b. 運用に先立ち、手順の内容について設備運用者の検証・承認を得なければならない。運用手順は要員、設備、システムに係わるリスクをすべて明確化しなければならない。
- c. 運用手順は、推進系全体およびそのコンポーネント単体の運用制限を遵守するものとし、コンポーネント作動寿命を考慮しなければならない。特にタンクについては、
  - 1. 加圧および減圧の際はタンクのシェルに対する許容温度範囲を守り、結露を防止するため、加圧・減圧速度を制限しなければならない。
  - 2. ダイアフラムタンクに対する差圧制限を越えてはならない。表面張力タンクについては流量制限を守ること。また真空による座屈防止に注意を払わなければならない。
- d. 推進系の全体として行った作動回数と、コンポーネント単体で行った作動回数について、それぞれの文書に記録しなければならない。
- e. 以下の場合、安全性と汚染の問題に特別の注意を払わねばならない。
  - 1. 推進系への充填あるいは排出に伴い、流体が移動する場合

2. 流体封じ込め状態が取り除かれる場合（キャップの取り外し、ラッチバルブの作動、配管の分離など）
- f. 推進系の運用終了時には、供給源を分離、または、推進剤液排出/排気させて、推進系の無効化(イナート化)を実施し、リスク(爆発、汚染、腐食等)を最小限に抑えなければならない。
- g. 組立、インテグレーションおよび試験において
  1. コンポーネントとシステムのレベルで試験を実施しなければならない。
  2. 試験要求事項をすべて、コンポーネントとシステムのミッションプロファイルに含めなければならない。
- h. 運用手順は、打上げ当局が定めるロケットペイロード安全性基準(種子島打ち上げの場合、JMR-002A ロケットペイロード安全標準)を満足するものでなければならない。
- i. 輸送時の手順は、推進系の要求事項に適合していなければならない。
- j. 大気曝露により劣化する可能性のある部品を含む電気推進スラスタについては、大気曝露時間を管理しなくてはならない。さらに大気曝露中は乾燥ガスパーズ等の手段により、可能な限り劣化元となる気体との接触を避けるようにしなくてはならない。これらの手法により機能及び性能が維持されることは事前に検証されなければならない。

## 6.10.2 地上支援装置(GSE)

### 6.10.2.1 一般原則

推進系 GSE の設計は、その装置が運用される施設の電氣的、機械的、流体的インタフェース条件や安全要求事項に適合しているだけでなく、関連法令を遵守しなければならない。

### 6.10.2.2 流体系

- a. GSE 自体の機能と、その装置の運用手順により、危険物質の飛散または漏れを防止しなければならない。
- b. すべての圧力容器と配管主要部分に、リリーフバルブを設置しなければならない。また、リリーフバルブ作動時の施設への排出圧力配管を GSE 設計上考慮しなければならない。
- c. GSE は使用流体との適合性を有していなければならない。

- d. 互いに接触した場合に爆発、化学反応あるいは有毒化などのハザードを発生させる材料を接触させないように設計しなければならない。
- e. GSE は、以下に関する流体規格を満足しつつ流体を宇宙機に移送できるよう、その設計、機能および手順を決定しなければならない。必要に応じて、酸素吸収体等により推進剤を精製する手段を講じるべきである。
  - 1. コンタミネーションレベル
  - 2. 圧力
  - 3. 温度
  - 4. 液体への溶解込みガス量

### 6.10.2.3 電気系

- a. 推進系は製造組立後、その電氣的導通やバルブ・圧力センサの機能についての検証が可能でなければならない。
- b. GSE の操作手順や設計により、推進系の予定外作動を防止しなければならない。
- c. GSE を可燃物または爆発性物質の近くで使用する場合には、防爆特性を持たせなければならない。

### 6.10.3 廃棄

- a. 汚染物、有毒物、危険物の廃棄は、その地域の法令および施設の規則を遵守して行うものとする。
- b. 液排出と乾燥作業の後に、推進系や GSE に残る可能性のある危険物質—例えば、配管の末端部にみられる推進剤とダミー推進剤の混合物および火工品など—については、その地域での安全規格を適用しなければならない。

## 6.11 システム引渡し情報

最低限、推進系に特有な以下の解析結果を、衛星システムに提示しなければならない。なお、これらの情報には、利用可能な試験結果も含めるものとする。

- a. 性能解析
- b. 過渡解析
- c. スロッシング解析
- d. 熱解析
- e. プルーフ解析
- f. 計量解析
- g. 機械設計解析
- h. 消費電力解析



i. コンタミネーション解析

## 付録 A (参考)

### 推進剤、加圧剤、ダミー推進剤、クリーニング剤に関する規格

#### A.1 総則

推進系の試験、クリーニング、乾燥には、推進剤、加圧剤、ダミー推進剤、クリーニング剤などの特別な液体や気体を使用される。こうした物質を利用し、取扱い、貯蔵し、廃棄するための参照文書のリストを、以下に示す。

#### A.2 推進剤

##### A.2.1 常温貯蔵可能な推進剤の輸送

道路交通法  
海上輸送法  
消防法

##### A.2.2 ヒドラジン ( $N_2H_4$ )

MIL-PRF-26536E (1)	推進剤、ヒドラジン
NASDA-ESPC-01276	ヒドラジン
JERG-0-007	ヒドラジン( $N_2H_4$ )取扱基準

##### A.2.3 モノメチルヒドラジン (MMH)

MIL-PRF-27404C	推進剤、モノメチルヒドラジン
JERG-0-008(N1)	モノメチルヒドラジン( $CH_3NHNH_2$ )取扱基準

##### A.2.4 四酸化二窒素 (NTO) および混合窒素化合物 (MON)

MIL-PRF-26539F	推進剤、四酸化二窒素
NASDA-ESPC-01277	四酸化二窒素
JERG-0-009(N1)	四酸化二窒素取扱基準

##### A.2.5 非対称ジメチルヒドラジン (UDMH)

MIL-PRF-25604E	推進剤、非対称ジメチルヒドラジン
----------------	------------------

## A. 3 加圧剤

MIL-PRF-27401D	推進剤加圧剤、窒素
MIL-PRF-27407C	推進剤加圧剤、ヘリウム

## A. 4 ダミー推進剤

ASTM-D1193	試薬水
MIL-C-81302D(1)	クリーニング、化合物、溶剤、トリクロロトリフルル オエタン
JERG-0-010(N1)	イソプロピルアルコール取扱基準
TT-I-735a	イソプロピルアルコール (IPA)
JIS K 8839:2007	2-プロパノール (IPA)

## A. 5 クリーニング剤

TT-I-735A(3) NOT1	イソプロピルアルコール
JERG-0-010(N1)	イソプロピルアルコール取扱基準

付録 B (ECSS 引用一覧)

Quotation part Identification Sheet

Paragraph No.	Paragraph Title (Japanese)	Paragraph Title (English)	ECSS-E30 Part 5.1A Liquid and electric propulsion for spacecraft Paragraph No. and Title	ECSS-E30 Part 5.1A Liquid and electric propulsion for spacecraft (2 April 2002) Sentence quoted ("FULL": Entire description in the Paragraph "-": No quotation)	Notes
1.1	目的	Object	1.1 Object	-	
1.2.1	適用対象	Applicability	1.2 Applicability	FULL	
1.2.2	テーリング	Tailoring	1.3 Tailoring	When viewed in a specific project context, the requirements defined in this Standard should be tailored to match the genuine requirements of a particular profile and circumstances of a project.	
3.1	用語および定義	Terms and definitions	3.1 Terms and definitions	FULL	
-1	ビーム収束角 (beam divergence)	beam divergence	3.1.1 beam divergence	FULL	added by JAXA
-2	コンポーネント (component)	component	3.1.3 component	FULL	
-3	制約条件 (constraint)	constraint	3.1.4 constraint	FULL	
-6	アオービット (de-orbiting)	de-orbiting	3.1.6 de-orbiting	FULL	
-6	電気推進スラスター (electric thruster)	electric thruster	3.1.7 electric thruster	FULL	
-7	外部 (external)	external	3.1.8 external	entity or entities not related to "internal" or "interface"	
-8	放棄軌道 (graveyard orbit)	graveyard orbit	3.1.9 graveyard orbit	FULL	
-9	地上支援装置 (GSE: ground support equipment)	ground support equipment (GSE)	3.1.10 ground support equipment (GSE)	FULL	
-10	ハイペロリック推進薬 (hypergolic propellants)	hypergolic propellants	3.1.11 hypergolic propellants	FULL	
-11	インパルス (impulse)			FULL	
-11	インパルスビット (impulse bit)	impulse bit	3.1.12 impulse bit	FULL	
-12	インタフェース (interface)	interface	3.1.13 interface	FULL	
-13	内部 (internal)	internal	3.1.14 internal	FULL	
-14	打ち上げ機 (launcher)	launcher	3.1.15 launcher	FULL	
-16	液体 (ロケット) エンジン (liquid: rocket engine)	liquid rocket engine	3.1.16 liquid rocket engine	FULL	
-16	最大予想使用圧力 (MEOP: maximum expected operating pressure)	maximum expected operating pressure (MEOP)	3.1.17 maximum expected operating pressure (MEOP)	FULL	
-17	最小インパルスビット (MIB: minimum impulse bit)	minimum impulse bit	3.1.18 minimum impulse bit	FULL	
-18	ミッション寿命 (mission life)	mission life	3.1.19 mission life	FULL	
-19	ノズル (nozzle)	nozzle	3.1.20 nozzle	FULL	
-20	プラズマ (plasma)	plasma	3.1.21 plasma	FULL	
-21	加圧剤 (pressurant)	pressurant	3.1.22 pressurant	FULL	
-22	プライミング (priming)	priming	3.1.23 priming	FULL	
-23	推進剤 (propellant)	propellant	3.1.24 propellant	FULL	
-24	推進系 (propulsion system)	propulsion system	3.1.25 propulsion system	FULL	
-25	再現性 (repeatability)	repeatability	3.1.26 repeatability	FULL	
-26	リオービット (re-orbiting)	re-orbiting	3.1.27 re-orbiting	FULL	
-27	ダミ=推進剤 (ダミ=推進薬) (simulant)	simulant	3.1.28 simulant	FULL	
-28	サイジング (sizing)	sizing	3.1.29 sizing	FULL	
-29	宇宙機 (spacecraft)	spacecraft	3.1.31 spacecraft	FULL	
-30	比推力 (SPI) (specific impulse)	specific impulse (SPI)	3.1.32 specific impulse (SPI)	FULL	
-33	トータルインパルス (total impulse)	total impulse	3.1.35 total impulse	FULL	
3.2	質量の定義	Definition of masses	3.2 Definition of masses	FULL	
3.3	略号	Abbreviated terms	3.3 Abbreviated terms	Air, AOCs, BOL, COM, EMC, EMI, EOL, FEOP, FOS, GEO, GSE, GSO, ICD, LBB, MDP, MEOP, MMH, MO N, NFRD, NDL, NTO, OGDH, PPU, PWD, PPI, RAWs, RCS, TBI, TIC, TVC, UDMH	
3.4	記号	symbols	3.4 Symbols	FULL	
4.1.1	推進系の特性	Characteristics of propulsion systems	4.1.1 Characteristics of propulsion systems	a strong interaction between those responsible for the system and those responsible for the propulsion engineering. Propulsion systems have the following characteristics: - They provide the thrust demanded. - They use materials (e.g. propellants, simulants and cleaning agents) that can be toxic, corrosive, highly reactive, flammable, dangerous in direct contact (e.g. causing burns, poisoning, health hazards or explosions). The criteria for the choice and use of materials are covered by XXX. - Handling, transportation and disposal of dangerous or toxic materials and fluids is subject to strictly applied local regulations. - Risks (e.g. contamination and leaks) are deeply analysed and covered, and RAMS studies are widely performed. - Rocket engines can be subject to instabilities, which can result in damage or loss of the motor of the vehicle. Adequate design and development involves the definition of solutions at system and vehicle level.	
4.1.2	要求事項の構成	Structure of requirements	4.1.2 Structure of requirements	FULL	
4.2.1	一般原則	General	4.2.2 General	FULL	added by JAXA
4.2.4	設計	Design	4.2.5 Design	FULL	
4.2.6	材料	Materials	4.2.6 Materials	FULL	
4.2.6	最大予想作動圧力 (MEOP)	Maximum expected operating pressure (MEOP)	4.2.7 Maximum expected operating pressure (MEOP)	The MEOP, multiplied by the factor of safety (FOS), shall not be higher than the maximum design pressure (MDP). I.e. FOS x MEOP ≤ MDP	
4.2.7	文書化	Documentation	4.2.8 Documentation	The establishment of specific documents and the level of detail presented therein shall conform to the system requirements Mechanical analysis Performances analysis Plume analysis Sloshing analysis Thermal analysis Transient analysis Test documentation User manual	
5.1	一般原則	General	5.1 General	FULL	
5.2	機能要求	Functional	5.2 Functional	FULL	
5.2.1	ミッションへの適合	Mission conform	5.2.1 Mission	FULL	
5.2.2	機能	Functions	5.2.2 Functions	FULL	added by JAXA
5.3.3	加速度	Accelerations	5.3.1 Accelerations	FULL	

Quotation part Identification Sheet

JERG-2-340 Liquid and electric propulsion for spacecraft		ECSS-E30 Part 5.1A Liquid and electric propulsion for spacecraft (2 April 2002)		Notes
Paragraph No.	Paragraph Title (Japanese)	Paragraph Title (English)	Paragraph No. and Title	Sentence quoted ("FULL": Entire description in the Paragraph "-": No quotation)
5.3.4	スラスタ周辺環境	Thruster surroundings	5.3.4 Thruster surroundings	FULL
5.3.5	スラスタの配置	Thruster arrangement	5.3.5 Thruster arrangement	Thruster arrangement on the spacecraft shall consider --- the generation of perturbing torques, forces and thermal gradients due to thruster plume effects.
5.4	インターフェース	Interfaces	5.4 Interfaces	FULL
5.6.1.1.3	サイジング	Sizing	5.5.3.2 Sizing process	5.5.3.2a 1. mission duration; 2. the resulting layout of the propulsion system; 3. the availability of off-the-shelf thrusters; 4. experience; 5. compatibility and contamination; 6. performance. 5.5.3.2b FULL
5.6.1.1.4	複数タンクシステム	Multi-tanks	5.5.1.8 Multi-tanks	FULL
5.6.1.2.1	作動回数	Cycles	5.5.1.2 Cycles	The system and its components shall be designed for the expected number of cycles during the whole mission life derived from the mission analysis, for both on-ground and in-service operation.
5.6.1.2.2	ブローダウン比	Blow-down ratio	5.5.1.3 Blow-down ratio	FULL
5.6.1.2.3	水撃効果	Water hammer effect	5.5.1.5 Water hammer effect	FULL
5.6.1.2.4	密封容積	Closed volumes	5.5.1.7 Closed volumes	FULL
5.6.1.2.5	搭載推進剤量		5.5.3.2 Sizing process	5.5.3.2c 2. variation of performance during lifetime 3. quantity for disposal 4. unusable residuals
5.6.1.2.6	電磁適合性(EMC)	Electromagnetic compatibility (EMC)	5.5.17.2 Electromagnetic compatibility (EMC)	5.5.17.2b 1. interference 2. susceptibility 3. grounding 4. shielding 5. isolation
5.6.1.3.2	配管	Piping	5.5.1.6 Piping	FULL
5.6.1.3.3	充満排出ポート	Fill & Drain Port	5.5.1.2 Draining	1. trapping of liquid in the system by on-ground draining 2. contact between dissimilar fluids
5.6.1.8	モニタ	Monitoring	5.5.19 Monitoring	a. As a minimum, the pressure and the temperature of tanks, valve status and operating branch pressure shall be available through telemetry for health monitoring and failure detection. b. To monitor thruster operation and health. 1. Small thrusters 2. Larger thrusters
5.6.2.1.1	インパルスビットの再現性	Impulse bit repeatability	5.5.17.1 Impulse bit repeatability	FULL
5.6.2.1.2	スラスタアライメント	Thruster alignment	5.5.17.2 Thruster alignment	FULL
5.6.2.1.3	推力アライメント	Thrust mismatch	5.5.17.3 Thrust mismatch	FULL
5.6.2.1.4	流量調整オリフィス	Flow calibration orifices	5.5.17.4 Flow calibration orifices	FULL
5.6.2.1.5	ヒートソークバック	Heat soak-back	5.5.17.5 Heat soak-back	FULL
5.6.2.1.6	触媒層の加熱	Catalyst bed heating	5.5.17.6 Catalyst bed heating	FULL
5.6.2.1.7	熱環境	Thermal environment	5.5.17.7 Thermal environment	FULL
5.6.2.3.3	ダイヤフラムタンク等	Diaphragm tanks	5.5.16.3 Positive expulsion device (PED) tanks	FULL
5.6.2.3.4	PMDタンク	propellant management device (PMD) tanks	5.5.16.4 Surface tension device (STD) or propellant management device (PMD) tanks	a. Bubble point tests should be performed on the --- PMD. b. Propellant tanks shall provide the thrusters with propellants according to their specified conditions. c. The tanks shall conform to the dynamic spacecraft specifications. d. Functional tests should be performed on the PMD --- during development. e. Due to the difficulty of on-ground functional testing, the --- PMD design shall be supported by a detailed analyses allocating margins for all mission phases.
5.6.2.4	高圧ガスタンク	High-pressure gas tanks	5.5.1.4 Pressure and pressurized components	1. Temperature; 2. Vibration level; 3. Humidity; 4. Corrosive environment; 5. Vacuum; 6. Outgassing; 7. Radiation.
5.6.2.5	フィルタ	Filters	5.5.11 Filters	5.5.11.1 Gas FULL
5.6.2.6	推力方向制御(TVC)システム	Thrust-vector control (TVC) system	5.5.18 Thrust-vector control (TVC)	5.5.18a,b FULL
5.6.3.1	外部コンタミナント	External contaminants	5.5.5 External contaminants	FULL
5.6.3.2.1	一般原則	General	5.5.6.1 General	FULL
5.6.3.2.2	内部コンタミナントによる影響の防止	Internal contaminants effect prevention	5.5.6.2 Internal contaminants effect prevention	FULL
5.6.4.1	一般原則	General	5.5.2.1 General	5.5.2.1a FULL
5.6.4.2.1	一般原則	General	5.5.2.2.1 General	FULL
5.6.4.2.2	スラスタ認定試験用推進剤	Thruster qualification test Propellant	5.5.2.2.2 Thruster qualification	FULL

Quotation part Identification Sheet

JERG-2-340 Liquid and electric propulsion for spacecraft		ECS5-E30 Part 5.1A Liquid and electric propulsion for spacecraft (2 April 2002)		Notes	
Paragraph No.	Paragraph Title (Japanese)	Paragraph Title (English)	Paragraph No. and Title	Sentence quoted ("FULL": Entire description in the Paragraph ": No quotation)	
5.7.1	一般原則	General	5.6.1 General	5.6.1a NOTE 1 Verification is performed to demonstrate that the system or subsystem fully conforms to the requirements. This can be achieved by adequately documented analysis, tests, review of the design, inspection, or by a combination of them. NOTE 2 - verification by review of the design is included in verification by analysis, and - verification by inspection is included in verification by test.	
5.7.2.1	推進剤および加圧剤等の使用液体	Propellant and pressurant	5.6.2.1 Propellant and pressurant	FULL	
5.7.2.2	定常特性	Steady state	5.6.2.2 Steady state	FULL	
5.7.2.3	過渡特性	Transients	5.6.2.3 Transients	FULL	
5.7.2.3.1	過渡圧力	Pressure transients	5.6.2.3.1 Pressure transients	FULL	
5.7.2.3.2	スロッシング	Sloshing	5.6.2.3.2 Sloshing	FULL	
5.7.2.3.3	スピンの負荷	Spin load	5.6.2.3.3 Spin load	FULL	
5.7.2.3.4	スラスターのクロスカップリング	Thruster cross-coupling	5.6.2.3.4 Thruster cross-coupling	FULL	
5.7.3.1	スラスターの噴射試験	Thruster firing test	5.6.3.1 Thruster firing test	FULL	
5.7.3.4.1	微粒子	Particulate	5.6.3.4.1 Particulate	A control of the maximum allowable number of particles shall be performed adequately, taking into account the system, subsystem, and component level requirements and the particle size, particle type and the minimum clearances	
5.7.3.5	耐久試験	Endurance test	5.6.3.5 Ageing	FULL	
5.7.3.6	コンタミネーション管理	Contamination control	5.6.3.6 Contamination control	FULL	
5.7.3.7	材料・推進剤適合性	material and Propellant compatibility	5.6.3.7 Compatibility	FULL	
5.7.3.8	フロー試験	Flow test	5.6.3.8 Flow test	FULL	added by JAXA
5.7.3.10	乾燥度	Dryness	5.6.3.10 Dryness	FULL	
5.7.3.11	電気試験	Electrical test	5.6.3.11 Electrical test	FULL	added by JAXA
5.7.3.12	スラスターアライメント	Thruster alignment	5.6.3.12 Thruster alignment	FULL	
5.7.3.13	タンクの排出効率	Tank expulsion efficiency	5.6.3.13 Tank expulsion efficiency	FULL	
5.7.3.14	圧力過渡特性試験	Pressure transients test	5.6.3.14 Pressure transients test	FULL	
5.7.3.15	校正	Calibration	5.6.3.15 Calibration	a. All components or subsystems that provide data outputs shall be calibrated.	
5.8.2	信頼性要求	Reliability Requirements	5.7.1 Reliability	FULL Table 2: Component failure modes	added by JAXA
5.8.3	品質要求	quality Requirements	5.7.2 Production and manufacturing process	FULL	
5.9.1	地上運用	Ground Operation	5.8.1 General 5.8.2 Operations on ground	5.8.1 a. Any operation of the system or part of it shall be described in a procedure. b. Before operation, the contents of the procedure shall be verified and approved by the facility operator. c. The operation procedures observe the operational limits of the components, subsystems and systems, and shall take into account the limited life cycle of the system and its components. 5.8.2 c. Special attention shall be given to safety and contamination issues for every operation where: 1. fluids are put in motion, either via their introduction into the propulsion system, or via expulsion from the propulsion system; 2. barriers are removed [e.g. cap removal, latch valve actuation and pipe disconnection]. d. During All operations 1. tests at component and system level shall be performed; 2. all the resulting requirements shall be included in the component and system mission profiles.	
5.9.2.2	液体系	Fluid system	5.5.10.2 Fluid	a. The equipment and the procedures to operate and design the equipment shall prevent the spillage or venting of dangerous materials. b. Relief valves shall be installed on all pressurized vessels and major portions of the lines. d. The design shall prevent contact between materials causing hazards, such as explosion, chemical reaction and poisoning, when coming into contact with each other. e. The GSE design, functioning and procedures shall ensure that fluids are delivered to the spacecraft conforming to their standards in respect of: 1. contamination level; 2. pressure; 3. temperature; 4. level of gas dissolved in the liquids.	
5.9.2.3	電気系	Electrical system	5.5.10.3 Electrical	FULL	
5.9.3	廃棄	Disposal	5.8.4 Disposal	5.8.4.1 FULL 5.8.4.2 FULL	
5.10	システム引渡し情報	System Delivery Information	5.9 Support	The following analyses, specific for a propulsion system, shall be delivered as a minimum: a. Performance analysis; b. transient analysis; c. sloshing analysis; d. thermal analysis; e. Plume analysis; f. Gauging analysis; g. Mechanical analysis.	
6.1	一般原則	General	6.1 General	FULL	

Quotation part Identification Sheet

JERG-2-340 Liquid and electric propulsion for spacecraft		ECSS-E30 Part 5.1A Liquid and electric propulsion for spacecraft (2 April 2002)		Notes
Paragraph No.	Paragraph Title (Japanese)	Paragraph Title (English)	Paragraph No. and Title	Sentence quoted ("FULL": Entire description in the Paragraph "*": No quotation)
6.2	機能条件	Functional	6.2 Functional	FULL
6.2.1	ミッション	Mission	6.2.1 Mission	FULL
6.2.2	機能	Functions	6.2.2 Functions	FULL
6.2.3	性能	Performances	6.2.3 Performances	FULL
6.3.1	一般原則	General	6.3.1 General	added by JAXA
6.3.2.1	一般原則	General	6.3.2.1 General	added by JAXA
6.3.2.2	電磁的感度の高い電子機器への	Impact on sensitive electronics	6.3.2.2 Impact on sensitive	FULL
6.3.3	プラズマ効果	Plume effects	6.3.3 Plume effects	added by JAXA
6.3.4	熱流束	Thermal fluxes	6.3.4 Thermal fluxes	added by JAXA
6.3.5	電磁適合性干渉	Electromagnetic compatibility	6.3.5 Electromagnetic	FULL
6.3.6	帯電	Electric charging	6.3.6 Electric charging	FULL
6.4.1	宇宙機とのインタフェース	Interface with the spacecraft	6.4.1 Interface with the spacecraft	FULL
6.4.2	電力バスとのインタフェース	Interface with the power bus	6.4.2 Interface with the power bus	FULL
6.5.1	安全機器	Safe equipment	6.5.1 Safety barriers	FULL
6.5.2	検証	Verification	6.5.2 Verification	added by JAXA
6.6.1.1.2	選定	Selection	6.5.2 Selection	6.5.2.1 Propulsion system a. The propulsion system and operating modes selection shall be supported by detailed mission and trade-off analyses. EXAMPLE 1 Examples of electric propulsion systems are arcjets, ion engines with grids, Hall-effect thrusters, and field-emission thrusters. EXAMPLE 2 Examples of operating mode are pressure-regulated, blow-down, continuous operation and pulsed operation. NOTE The use of electric propulsion usually implies long periods of thruster operation. The selection of the most suitable electric propulsion system is strongly mission-dependent. The selected thruster firing strategy during the mission has a severe impact on the mission performance (i.e. duration, payload capability, electrical power usage, design and sizing of other subsystems). b. In order to achieve a good integration of the electric propulsion system in the global spacecraft architecture and planned mission, the designer of such system shall coordinate and interact with the designer of the complete spacecraft. NOTE This is particularly important for one-of-a-kind
6.6.1.1.3	サイジング	Sizing	6.5.3 Sizing	The evaluation of the required total amount of propellant, pressurant and any contaminants is a major input for the sizing process (e.g. impact on lifetime, variation of performance during lifetime, quantities for disposal and unusable residues). The available electrical power to the propulsion system throughout the mission is the other major input for the sizing process. 6.5.3.2 FULL
6.6.1.1.4	複数タンクシステム	Multi-tanks	6.5.1.7 Multi-tanks	FULL
6.6.1.2.1	作動回数	Cycles	6.5.1.2 Cycles	FULL
6.6.1.2.2	圧力設計	Pressure and pressurized components	6.5.1.4 Pressure and pressurized components	FULL
6.6.1.2.3	水撃効果	Water-hammer effect	6.5.1.5 Water-hammer effect	FULL
6.6.1.2.4	密封容積	Closed volumes	6.5.1.6 Closed volumes	FULL
6.6.1.2.5	電磁適合性	Electromagnetic compatibility	6.5.1.8 Electromagnetic	FULL
6.6.2.1.1	一般原則	General	6.5.6.1 General	FULL
6.6.2.1.2	平均推力レベル	Mean thrust level	6.5.6.2 Mean thrust level	FULL
6.6.2.1.3	推力調整	Thrust modulation	6.5.6.3 Thrust modulation	FULL
6.6.2.1.4	推力アンバランス	Thrust mismatch	6.5.6.4 Thrust mismatch	FULL
6.6.2.1.5	推力変動	Thrust noise	6.5.6.5 Thrust noise	FULL
6.6.2.1.6	推力ベクトルアライメント	Thrust-vector alignment	6.5.6.6 Thrust-vector alignment	FULL
6.6.2.1.7	推力の精度	Thrust accuracy	6.5.6.7 Thrust accuracy	FULL
6.6.2.1.8	電気的パラメータ	Electrical parameters	6.5.6.8 Electrical parameters	FULL
6.6.2.1.9	熱環境	Thermal environment	6.5.6.9 Thermal environment	FULL
6.6.2.1.10	作動寿命	Operational lifetime	6.5.6.10 Operational lifetime	FULL
6.6.2.2.2	標準コンポーネントおよび流体	Standard components and fluids	6.5.8.2 Standard components and fluids	a. For standard components of the propellant management assembly, subclause 5.5.8 of this Standard shall be applied. b. For fluids with a high triple-point, it shall be assured that the fluid is maintained in a gaseous state. Otherwise, active thermal control of the propellant management assembly shall be implemented.
6.6.2.3.1	全軌	General	6.5.8.3.1 General	FULL
6.6.2.3.2	非自己調節式の質量流量	Not-self-adjusted mass flow rate	6.5.8.3.2 Not-self-adjusted mass flow rate	In case the mass flow rate is not-self-adjusted (e.g. by capillary-fed thrusters), the specific design requirements shall take the aspects addressed in 6.5.8.3.1 into account.
6.6.2.2.4	圧力調整装置	Pressure regulators	6.5.8.4 Pressure regulators	FULL
6.6.2.2.5	バルブ(弁)	Valves	6.5.8.5 Valves	The strict requirements in terms of leakage resulting from the size and the mass flow rates of electric propulsion systems shall be taken into account. NOTE 1 Electric propulsion systems are usually small and operate with very small mass flow rates compared to similar devices for liquid propulsion systems. This results in very strict requirements in terms of leakage rates.
6.6.2.2.7	推進剤排出	Propellant draining	6.5.8.8 System draining	FULL
6.6.2.2.8	ブローダウン比	Blow-down ratio	6.5.10 Blow-down ratio	FULL

Quotation part Identification Sheet

Paragraph No.	JERG-2-340 Liquid and electric propulsion for spacecraft Paragraph Title (Japanese)	Paragraph Title (English)	ECSS-E30 Part 5.1A Liquid and electric propulsion for spacecraft (2 April 2002) Paragraph No. and Title	Sentence quoted ("FULL": Entire description in the Paragraph *: No quotation)	Notes
6.6.2.3	圧力容器	Pressure vessels	6.5.11 Pressure vessels	a. Design and verification requirement shall cover the effect of pressurization on vessels and lines as defined in -- b. In order to eliminate explosion or leakage risks, requirement on the design, development, production, verification and operation of pressure vessels for propulsion systems shall be addressed specifically.	
6.6.2.4	電源装置およびコントローラ	Power supply and control equipment	6.5.12.1 Power supply, control and processing equipment	NOTE 1 FULL NOTE 2 FULL NOTE 3 FULL NOTE 4 FULL	
6.6.2.4.2	フィルタ回路	Filter Unit	6.5.12.2 Electrical filters	FULL	
6.6.2.5	モニタ	Monitoring	6.5.13 Monitoring	FULL	added by JAXA
6.6.2.7.2	電磁適合性(EMC)	Electromagnetic compatibility (EMC)	6.5.17.2 Electromagnetic compatibility (EMC)	1. interference 2. susceptibility 3. grounding 4. shielding 5. isolation	
6.6.2.7.3	接地、絶縁	grounding, insulation	6.5.17.3 Electric reference potential, grounding, insulation	FULL	
6.6.2.7.4	異常放電対策	Electrostatic discharge protection	6.5.17.4 Electrostatic discharge protection	FULL	added by JAXA
6.6.2.8.1	一般原則	General	6.5.9.1 General	FULL	
6.6.2.8.2	液体推進剤タンク	Liquid propellant tanks for electric propulsion systems	6.5.9.2 Liquid propellant tanks for electric propulsion systems	FULL	
6.6.2.8.3	気体推進剤タンク	Gaseous propellant tanks for electric propulsion systems	6.5.9.3 Gaseous propellant tanks for electric propulsion systems	FULL	added by JAXA
6.6.2.9	高圧ガスタンク	High-pressure gas tanks	6.5.1.4 Pressure and pressurized components	FULL	
6.6.2.10.1	推力ベクトル制御用の装置	Devices for thrust-vector control	6.5.7.1 Devices for thrust-vector control	FULL	added by JAXA
6.6.2.10.2	スラスターインテグレーションメカニズム	Thruster orientation mechanism	6.5.7.2 Thruster orientation mechanism	FULL	
6.6.2.10.3	スラスター内部の推力ベクトル制御装置	Internal thrust-vector steering devices	6.5.7.3 Internal thrust-vector steering devices	FULL	
6.6.3.1	外部コンタミナント	External contaminants	6.5.16.1 External contaminants	FULL	
6.6.3.2	内部コンタミナント	Internal contaminants	6.5.16.2 Internal contaminants	a. Chemical cleanliness of fluids and walls of the propellant storage and distribution subsystem shall be defined in terms of the maximum contaminant concentration. NOTE Electric thrusters or some of their components (e.g. neutralizers and ionization chambers) are sensitive to chemical contamination that, causing a change of the surface properties, can poison temporarily or indefinitely the components and affect their performance and operating life. b. The propellant, gases and fluids shall conform to their respective applicable specifications.	
6.6.4.2.1	一般原則	General	6.5.2.1 General	FULL	
6.6.4.2.2	スラスターの認定	Thruster qualification	6.5.2.2 Thruster qualification	FULL	
6.7.1	材料	Materials	6.6.1 Materials	FULL	
6.7.2	質量不均衡	Mass imbalance	6.6.2 Mass imbalance	FULL	
6.8.1	一般原則	General	6.7.1 General	NOTE 1 Verification is performed to demonstrate that the system or subsystem fully conforms to the requirements. This can be achieved by adequately documented analysis, tests, review of the design, inspection, or by a combination of them. NOTE 2 In the following subclauses of this subclause 6.7, it is considered that: - verification by review of the design is included in verification by analysis, and - verification by inspection is included in verification by test. b. For the electrical propulsion system, a verification matrix shall be established indicating the type of verification method to be applied for the individual requirements.	
6.8.2.1	一般原則	General	6.7.2.1 General	FULL	
6.8.2.2	静電界と磁界の相互効果	Mutual effects of electrostatic and magnetic fields	6.7.2.2 Mutual effects of electrostatic and magnetic fields	The mutual effects of the electrostatic and magnetic fields on simultaneously operating electric thrusters shall be assessed.	
6.8.2.3	電力、推進剤、スラスター	Power, propellant and thruster	6.7.2.3 Power, propellant and thruster	a. The following power and propellant analyses shall be made: 1. budget; 3. performance. b. specific analysis of the possible interference between the electric thruster and the spacecraft shall be performed, including: 1. electrostatic (i.e. surface and bulk charging); 2. mechanical and thermal; 3. contamination and erosion; 4. communication; 5. electromagnetic.	
6.8.2.4	寿命	Lifetime	6.7.2.4 Lifetime	FULL	
6.8.2.5	過渡現象	Transient phenomena	6.7.2.5 Time-related phenomena	FULL	
6.8.3.1	一般原則	General	6.7.3.1 General	FULL	
6.8.3.2	試験環境	Test environment	6.7.3.2 Operating test	FULL	
6.8.3.3	電磁適合性(EMC)試験	Electromagnetic compatibility (EMC) test	6.7.3.3 Electromagnetic compatibility (EMC) test	FULL	
6.8.3.4	プルーム特性決定試験	Plume characterization tests	6.7.3.4 Plume characterization	FULL	
6.8.3.5	寿命試験	Life tests	6.7.3.5 Life tests	FULL	added by JAXA
6.8.3.6	性能試験	Performance tests	6.7.3.6 Performance tests	FULL	



Quotation part Identification Sheet

JERG-2-340 Liquid and electric propulsion for spacecraft		ECSS-E-30 Part 5.1A Liquid and electric propulsion for spacecraft (2 April 2002)		Notes
Paragraph No.	Paragraph Title (Japanese)	Paragraph Title (English)	Paragraph No. and Title Sentence quoted ("FULL" : Entire description in the Paragraph ": No quotation)	
6.8.3.6	校正	Calibration	6.7.3.7 Calibration	FULL
6.8.4	モデルに関するデータ交換	Data exchange for models	6.7.4 Data exchange for models	FULL
6.9.2	信頼性要求	6.8.1 Reliability	6.8.1 Reliability	FULL
A.1	総則	General	A.1 Rational	FULL
A.2.2	ヒドラジン(N2H4)	Hydrazine (N2 H4)	A.2.3.1 Hydrazine (N2 H4)	MIL-PRF-26536E(1) Propellant, hydrazine
A.2.3	モノメチルヒドラジン(MMH)	Monomethylhydrazine (MMH)	A.2.3.2 Monomethylhydrazine (MMH)	MIL-PRF-27404C Propellant, Monomethylhydrazine
A.2.4	四酸化二窒素(NTOおよび混合窒素)	Nitrogen tetroxide (NTO) and mixed oxides of nitrogen (MON)	A.2.3.3 Nitrogen tetroxide (NTO) and mixed oxides of nitrogen	MIL-PRF-26539E Propellants, dinitrogen tetroxide
A.2.5	非対称ジメチルヒドラジン(UDMH)	Unsymmetrical dimethylhydrazine (UDMH)	A.2.3.5 Unsymmetrical dimethylhydrazine (UDMH)	MIL-PRF-25604E Propellant, Uns-dimethylhydrazine
A.3	加圧剤	Pressurants	A.3 Pressurants	MIL-PRF-27401D Propellant pressuring agent, nitrogen MIL-PRF-27407B Propellant pressuring agent, helium
A.4	タミ-推進剤	Simulants	A.4 Simulants	ASTM-D1193 Reagent Water MIL-C-81302D(1) Cleaning, compound, solvent, Trichlorotrifluoroethane
A.5	クリーニング剤	Cleaning agents	A.5 Cleaning agents	TI-F35A(3) NOT 1 Isopropyl Alcohol