

様式第十七（第二十条第一項関係）

人工衛星の管理に係る許可申請書

平成30令和元年410月1日

内閣総理大臣 殿

(郵便番号) 100-0013

住 所 東京都千代田区霞が関〇〇〇

氏 名 \_\_\_\_\_ 印

(法人にあっては、名称)

名 称 〇〇〇〇株式会社 \_\_\_\_\_ 印

連絡先 〒\*\*\*-\*\*\*\*

-東京都千代田区大手町\*-\*-\*

〇〇〇〇株式会社 総務部総務課

-内閣 太郎

電話：03-6205-\*\*\*\* 内線9999

電子メール：naikaku-taro@xxx.co.jp

下記のとおり、人工衛星の管理の許可を受けたいので、人工衛星等の打上げ及び人工衛星の管理に関する法律第20条第2項の規定により、申請します。

記

日本国内外の人工衛星管理運用管制設備については申請書への記載は不要ですしてください。該当する設備がある場合は、別紙2に記載してください。

人工衛星の名称	CAO 衛星-CAOSAT-1
人工衛星管理設備の場所	①〇〇株式会社〇〇事業所（北海道〇〇〇市〇〇〇町八雲町〇〇〇-〇） ②〇〇株式会社◇◇事業所（愛知県名古屋◇◇◇◇市〇〇◇◇◇町◇-◇） ③△△大学△△キャンパス（静岡県△△△市△△△町△-△）
人工衛星の軌道	※低軌道周回衛星の場合の例 【投入軌道】 軌道 _____：太陽同期準回帰軌道 軌道長半径：XXXX km±XX km 離心率 _____：0 ~ 0.0XX 軌道傾斜角：XX.X° ±X° or [ 近地点高度：XXX km±XX km 遠地点高度：XXX km±XX km ] 【定常運用軌道】（上記投入軌道と同一の場合は省略可、フェーズに

	<p>より複数の異なる軌道がある場合はそれぞれについて記載)</p> <p><u>軌道</u> : <u>太陽同期準回帰軌道</u></p> <p><u>軌道長半径</u> : <u>XXXX km±XX km</u> ] <u>or</u> [ <u>近地点高度</u> : <u>XXX km±XX km</u>  <u>離心率</u> : <u>0 ~ 0.0XX</u> ] [ <u>遠地点高度</u> : <u>XXX km±XX km</u></p> <p><u>軌道傾斜角</u> : <u>XX.X° ±X°</u></p> <p><u>【その後の軌道】</u>  <u>(推進系なしの場合)</u>  <u>軌道変更能力を有しておらず、大気抵抗等により上記軌道から高度を下げながら、本衛星の管理を行う。</u></p> <p><u>(推進系ありの場合)</u>  <u>25年以内に自然落下させるための軌道変更能力を保持した上で、大気抵抗等により上記軌道から高度を下げながら本衛星の管理を行う。</u></p> <p><u>※軌道上で引き渡される静止衛星の場合の例</u></p> <p><u>【定常運用軌道】</u>  <u>軌道</u> : <u>静止軌道</u>  <u>軌道高度</u> : <u>XX,XXX km±0.X km</u>  <u>東経 (又は西経)</u> : <u>XXX.X° ±0.X°</u>  <u>軌道傾斜角</u> : <u>0.0° ±0.X°</u>  <u>太陽同期準回帰軌道</u>  <u>軌道長半径</u> : <u>○○km</u>  <u>離心率</u> : <u>○○</u>  <u>軌道傾斜角</u> : <u>○○°</u> <u>昇交点赤経</u> : <u>○○°</u>  <u>近地点引数</u> : <u>○○°</u></p>
<p>人工衛星の利用の 目的及び方法</p>	<p><input type="checkbox"/> 測位 <input type="checkbox"/> 通信・放送 <input type="checkbox"/> 宇宙科学・探査 (資源探査を含む)</p> <p><input checked="" type="checkbox"/> リモートセンシング <input type="checkbox"/> その他 ( )</p> <p><u>地球観測用民生品カメラ (分解能 : ○m) 及びオンボード画像処理装置の軌道上実証を目的として、当該機器を本衛星に搭載し、機能性能の検証を行うとともに、撮像データの提供 (販売) を行う。</u> <u>目的 : 事業活動 (地理空間情報分野)</u>  <u>方法 : 記録の提供 (データ販売)</u></p>

申請時点でこれらの具体的な数値は、現実的な幅を持たせて記入することが可能です。

人工衛星の構造 (別紙1)	別紙1に示す
法第22条第4号に定める終了措置の内容	イ <input type="checkbox"/> ロ <input type="checkbox"/> ハ <input type="checkbox"/> ニ <input checked="" type="checkbox"/> 終了措置として自然落下(その他の終了措置)を行う。
管理計画 (別紙2)	別紙2に示す
死亡時代理人の氏名又は名称及び住所(申請者が個人の場合)	※申請者が個人の場合記載してください。 【申請者が個人の場合の記載例】 氏名: 内閣 花子 住所: 北海道札幌市〇〇〇〇
人工衛星の管理に係る業務を行う役員又は使用人の氏名(申請者が法人の場合)	役員: 〇〇 〇〇 (取締役衛星管制センター長 衛星事業本部長) 使用人: 〇〇 〇〇 (運用実施責任者)
人工衛星の管理に係る業務を行う使用人の氏名	※法人申請の場合において、役員と使用人が同一の場合や、個人申請の場合において、使用人が不在である場合はその旨を記載してください。 使用人: 〇〇 〇〇 (運用実施責任者)
法第21条に定める欠格事由の該当有無	有 <input type="checkbox"/> 無 <input checked="" type="checkbox"/>

- 備考
- 1 用紙の大きさは、日本工業規格A4とすること。
  - 2 氏名を記載し、押印することに代えて、署名することができる。この場合において、署名は必ず本人が自署するものとする。
  - 3 人工衛星等の打上げ及び人工衛星の管理に関する法律施行規則第20条第2項各号に掲げる書類を添付すること。

(別紙1-1)

人工衛星の構造

1 概要

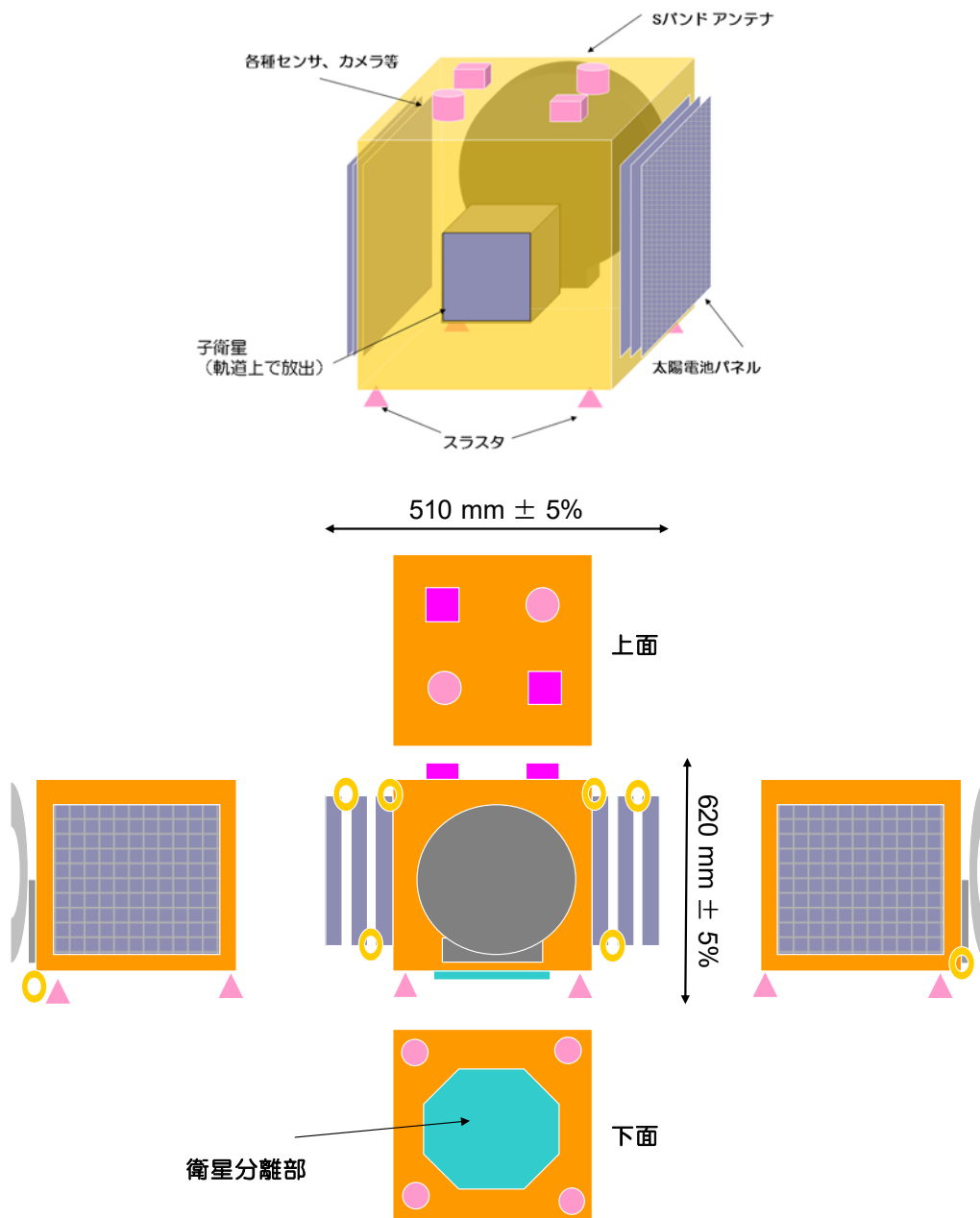
寸法 (mm)	<u>(打上げ時)</u> $620\text{mm} \pm 20\text{mm}5\% \times 620\text{mm} \pm 20\text{mm}5\% \times 510\text{mm} \pm 20\text{mm}5\%$ (運用時) $630\text{mm} \pm 20\text{mm}5\% \times 830\text{mm} \pm 20\text{mm}5\% \times 1760\text{mm} \pm 20\text{mm}5\%$	
全備質量 (kg)	50~70 $60 \pm 1$ kg	
設計寿命	3~5 年	
電源方式	安全弁付リチウムイオン電池、シャント制御+非安定化バス方式	
姿勢制御方式	三軸姿勢制御方式	
推進方式の有無 <input checked="" type="checkbox"/> 有 <input type="checkbox"/> 無	1液ブローダウン方式、3N スラスタ×4基	
推進薬種類	ヒドラジン	二液式の場合はそれぞれの推進薬の情報を記載してください。
推進薬質量 (kg)	3~5 $\pm 1$ kg	
火工品 <input checked="" type="checkbox"/> 有 <input type="checkbox"/> 無	Sバンドアンテナ展開機構、太陽電池パネル保持解放機構	
展開物 <input checked="" type="checkbox"/> 有 <input type="checkbox"/> 無	Sバンドアンテナ、太陽電池パドル	
主要構造材料	AL=1/8=5056A5052P、SUS304	
主要搭載機器	合成開口レーダアンテナ、データ伝送アンテナ	
他の天体由来の物質を地球に落下させて回収する計画 <input type="checkbox"/> 有 <input checked="" type="checkbox"/> 無		
地球以外の天体を回る軌道に投入または当該天体に落下させる計画 <input type="checkbox"/> 有 <input checked="" type="checkbox"/> 無		

※： 以降の記載例は 50cm 級小型衛星を想定した内容です。申請者は、必要に応じて「人工衛星の構造が規則第 22 条に定める基準に適合していることを証する書類」との区分けを行ってください。

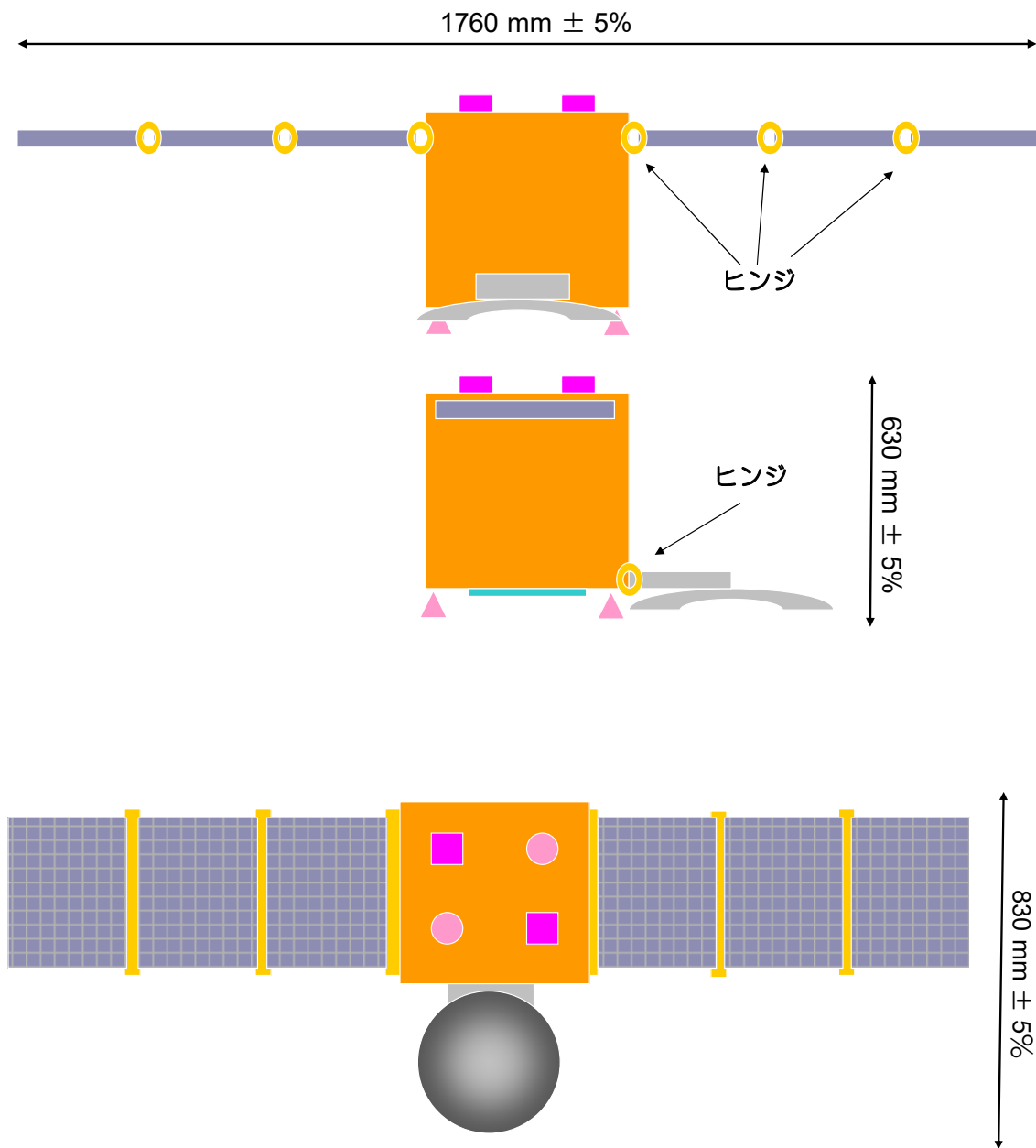
—(別紙1—2)—

② 概要図

人工衛星の打上げ時及び運用時の概要図を記載してください。



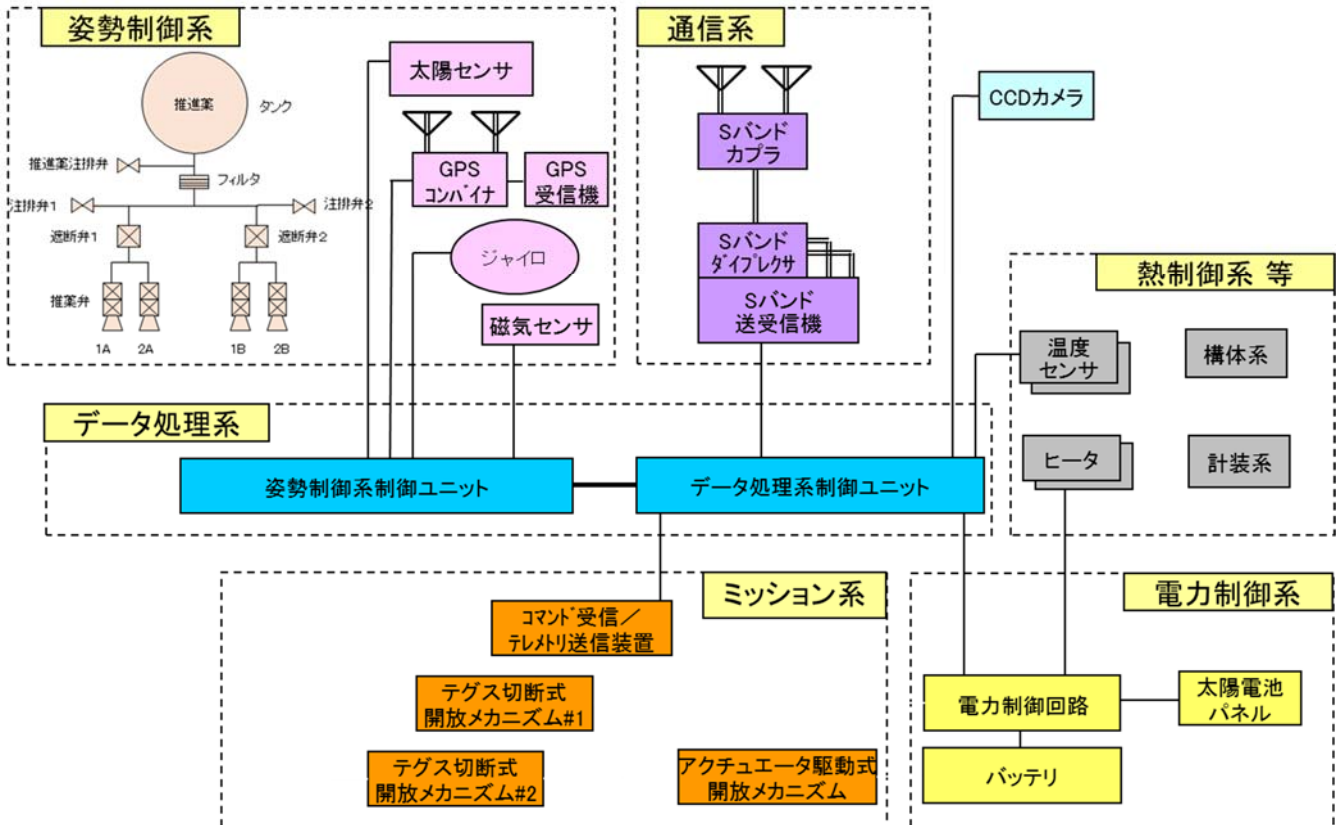
人工衛星打上げ時 概要図



人工衛星運用時 概要図

3 人工衛星システム系統図

人工衛星のシステム系統図をブロック図等で示してください。  
 人工衛星の通信系、姿勢制御系、電源系、ミッション系等の搭載機器とそれらの相互のつながりがわかるように図示してください。



人工衛星システム系統図

(別紙2)

管理計画

人工衛星の管理に係る許可に関するガイドライン 6.3 項を参考に記載してください。

1. 人工衛星管理設備の概要

本衛星の運用には、申請書に記載した運用場所に加え、複数の地上局を用いる。国内に所在する人工衛星管理設備を表 1-1 に、他の無線設備を表 1-2 にまとめる。主として使用する運用場所は北海道局、主として使用する地上局は×××である。

表 1-1 人工衛星管理設備 概要

#	区分	設備名	国	場所
1	運用場所	北海道局	日本	北海道〇〇〇市〇〇〇町〇-〇 〇〇〇〇株式会社 〇〇〇〇事業所〇〇棟〇階〇〇号室
2	運用場所	名古屋局	日本	愛知県◇◇◇市◇◇◇町◇-◇ 〇〇〇〇株式会社 ◇◇◇◇事業所◇◇棟◇階◇◇号室
3	地上局	×××	日本	×××県×××市

表 1-2 他の無線設備 概要

#	区分	設備名	国	場所
1	運用場所	□□□	米国	□□□州□□□市
2	地上局	〇〇〇	南極	〇〇° 〇〇' 〇〇" S, 〇〇° 〇〇' 〇〇" E
3	地上局	△△△	ノルウェー	△△△県 市

2. 人工衛星の管理の方法

地上局×設備××の主要構成図を図 2-1 に示す。



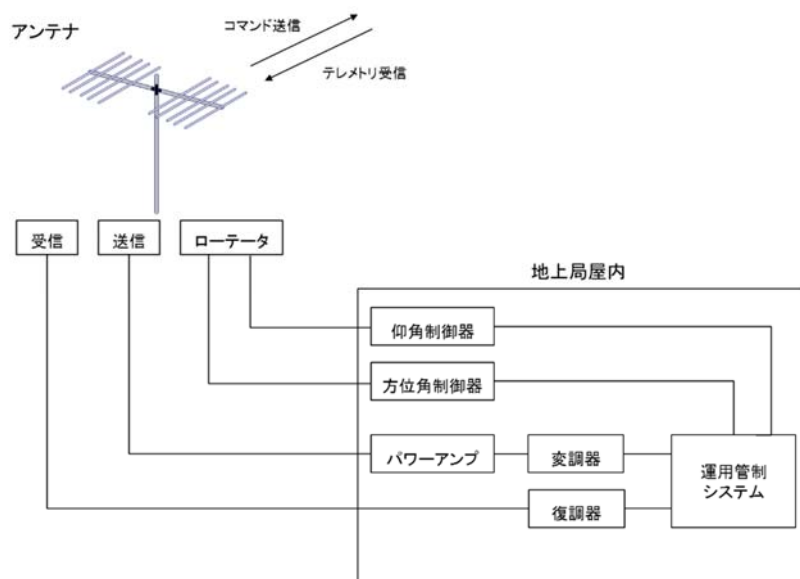


図 2-1 地上設備局××× 構成図

本人工衛星は軌道上で子衛星の分離及び地球観測ミッションを行う。人工衛星の管理の概要を表 2-1 に示す。

表 2-1 人工衛星の管理の概要

運用フェーズ	運用内容
フェーズ A (X ヶ月間)	<u>初期運用</u> <ul style="list-style-type: none"> <li>衛星バスシステムの動作確認</li> <li>軌道決定系、及び姿勢決定・制御系の性能評価</li> <li>地上局の動作評価</li> </ul>
フェーズ B (XX ヶ月後)	<u>子衛星放出</u> <ul style="list-style-type: none"> <li>親衛星の姿勢制御により、放出する所定の軌道、姿勢とする</li> <li>子衛星放出コマンドを発行する</li> <li>分離した子衛星及び親衛星からのテレメトリにより分離が正常に実施されたことを確認する</li> </ul>
フェーズ D (〇ヶ月後～)	<u>定常運用段階</u> <ul style="list-style-type: none"> <li>地球観測のため、地上局からコマンド送信により撮像を行い、データをダウンリンクする。</li> </ul>

※運用フェーズにおける期間は変動の可能性あり。

3. 分離又は結合時の他の人工衛星の管理への干渉防止

本衛星は別紙 1-3 に記載のとおり子衛星の分離を行う。子衛星の軌道寿命や周囲の軌道環境の評価および他の人工衛星の管理に重大な支障を及ぼさない手順については添付資料別添「XX-XXXX 子衛星分離手順書」で示す。

4. 異常時の破砕防止

人工衛星の位置、姿勢及び状態等の異常を検知した際に、人工衛星の破砕を防止する措置を行う実施方法について以下に定める（詳細な手順は添付資料「XX-XXXX 異常時対応手順書」を参照）。

(1) タンク圧力異常残留液体推進薬及び残留高压流体に関する措置

① 推進系に関する監視項目が閾値異常（正常値を逸脱）となり、復帰の見込みがなく破砕に至る危険が生じた場合は、②の手順を実施する。推進系に関する監視項目及び閾値を表 4-1 に示す。

表 4-1 推進系監視項目と閾値

システム	監視項目	閾値
推進系	タンク圧 Ptnk	$Ptnk < XX \text{ MPa}$
	タンク温度 Ttnk	$\bigcirc\bigcirc \text{ }^\circ\text{C} < Ttnk < \Delta\Delta \text{ }^\circ\text{C}$

② 以下のコマンドを送信し、遮断弁を開け、推進弁を駆動する（スラスタ噴射する）により残留推進薬の排出を行う。

- ・遮断弁開コマンド送信
- ・スラスタ噴射コマンド送信

③ タンク圧 Ptnk 及びタンク温度 Ttnk が正常値になることを確認する。

(2) バッテリー異常に関する措置

① 電源系に関する監視項目が閾値異常（正常値を逸脱）となり、復帰の見込みがなく破砕に至る危険が生じた場合は、②の手順を実施する。電源系に関する監視項目及び閾値を表 4-2 に示す。

表 4-2 電源系監視項目と閾値

システム	監視項目	閾値
電源系	バッテリー電圧 Vbat	$Vbat < XX \text{ V}$
	バッテリー電流 Ibat	$Ibat < \bigcirc\bigcirc \text{ A}$
	バッテリー温度 Tbat	$\square\square \text{ }^\circ\text{C} < Tbat < \Delta\Delta \text{ }^\circ\text{C}$

② 以下のコマンドを送信し、太陽電池をバッテリーから遮断する。バッテリーのみで負荷を動作させることでバッテリーを完全放電させる。

- ・充電回路遮断スイッチ開コマンド送信

#### 5. 他の人工衛星等との衝突回避

~~他の人工衛星等が接近した際は〇〇から接近情報の通知をうける。当該通知をうけ、△△から対象物の軌道情報を入手し、最接近距離の解析を行う。最接近距離がXX文書で定める基準を下回った場合、YY文書で定める衝突回避計画に基づき、衝突回避マヌーバを実施する。本衛星は推進系を軌道を変更する能力を有さないため、衝突回避マヌーバは実施できないが、人工衛星の投影面積は0.XX m<sup>2</sup>であり、他の人工衛星等との衝突確率は非常に低い。~~

#### 6. 人工衛星の終了措置

本衛星は、大気抵抗による自然落下により地球へ再突入する措置を講ずる。

運用終了後の大気抵抗による軌道寿命を軌道寿命解析ソフト XXXX により解析を行った。解析における条件を以下に示す。

##### 【解析条件】

軌道長半径：〇〇km

離心率：〇〇

軌道傾斜角：〇〇°

昇交点赤経：〇〇°

近地点引数：〇〇°

運用終了時期：20YY年MM月DD日

Area-to-Mass：〇.〇〇〇 m<sup>2</sup>/kg

平均面積：〇.〇〇〇m<sup>2</sup>

質量：XX kg (運用終了時)

軌道寿命解析ソフト XXXX による解析結果を図 6-1 に示す。解析結果から軌道上寿命はXX年となり、大気抵抗により25年以内に自然落下することが確認できた。



図 6-1 軌道上寿命解析結果

7. 人工衛星の管理を実行する体制の構築

(1) 管理組織及び業務

各業務の担当及び責任の所在を図 7-1 管理組織の体制図に示す。

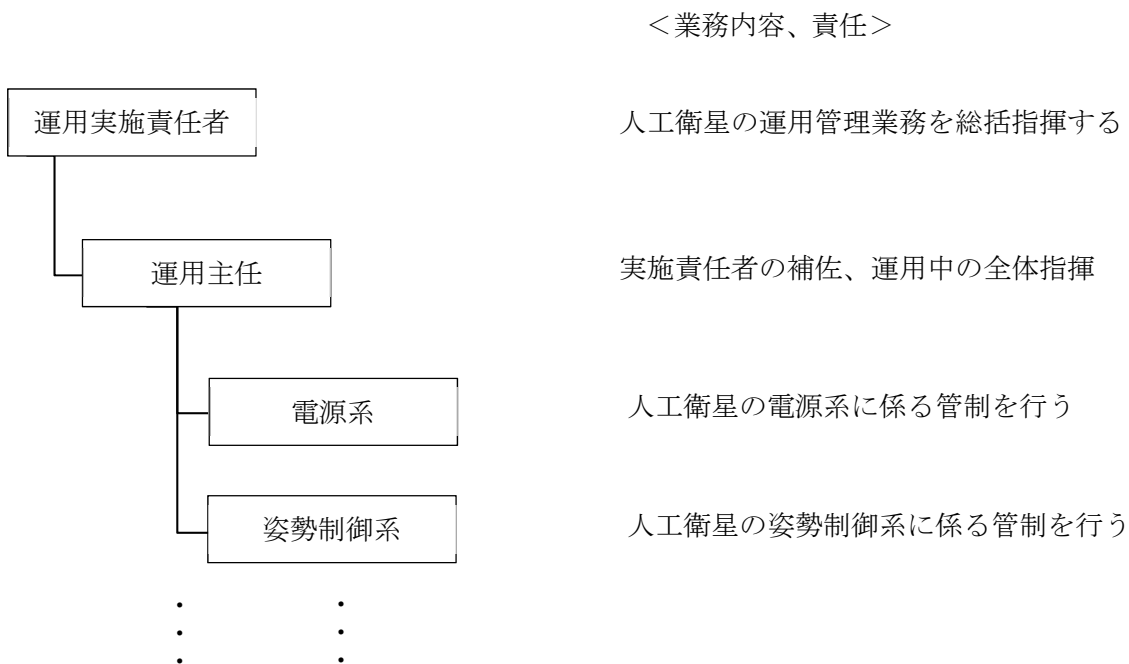


図 7-1 人工衛星管理組織の体制図

各系の要員が適切な能力を有することを運用に携わる前に担保するため、各系の要員に対して訓練を実施する。各系の要員に対する訓練計画の概要を以下に示す(詳細は添付資料「~~XX-XXXX~~ 訓練実施計画書」を参照)。

- ・手順書読み合わせ
- ・ノミナル運用に対する訓練
- ・主要異常に対する対応訓練

(2) 異常事態への対応

異常事態発見時の連絡体制、連絡ルートを図7-2に示す。また、異常発見時の対応フローを図7-3に示す。

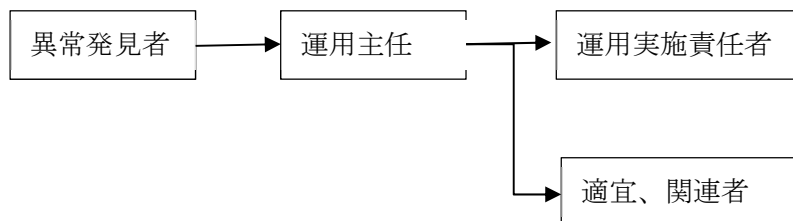


図7-2 異常事態連絡ルート

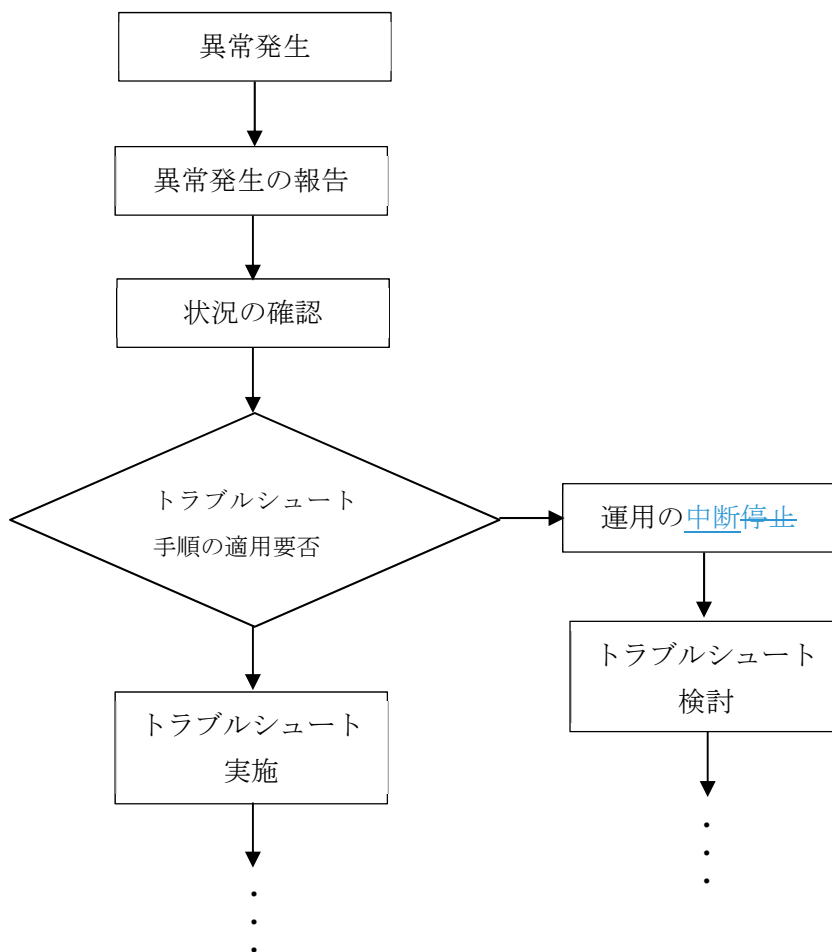


図 7-3 異常発見時対応フロー

また、初動対応後は図 7-4 で示す役割分担と組織のもと、恒久対策に向けた原因究明を行う。

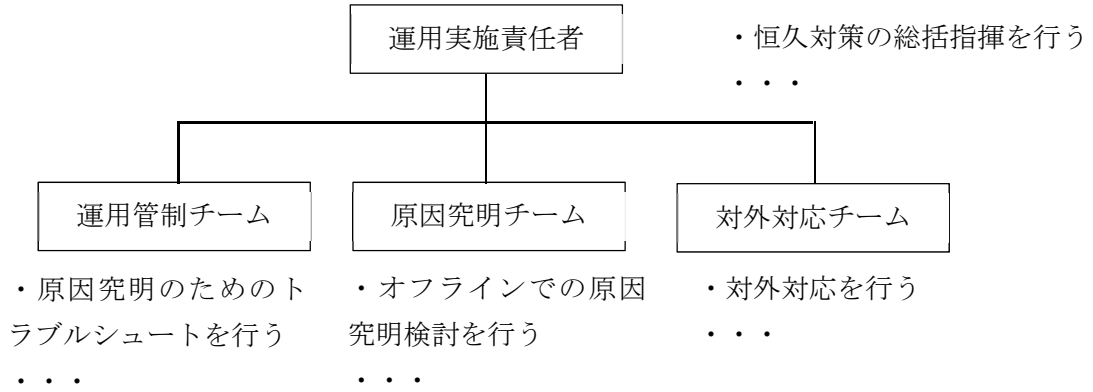


図 7-4 異常原因究明対応の体制図

(3) セキュリティ対策

人工衛星管理設備において、実施するセキュリティ対策の概要を以下に示す。

人工衛星管理における情報セキュリティ体制を図 7-5 に示す。

<業務内容、責任>

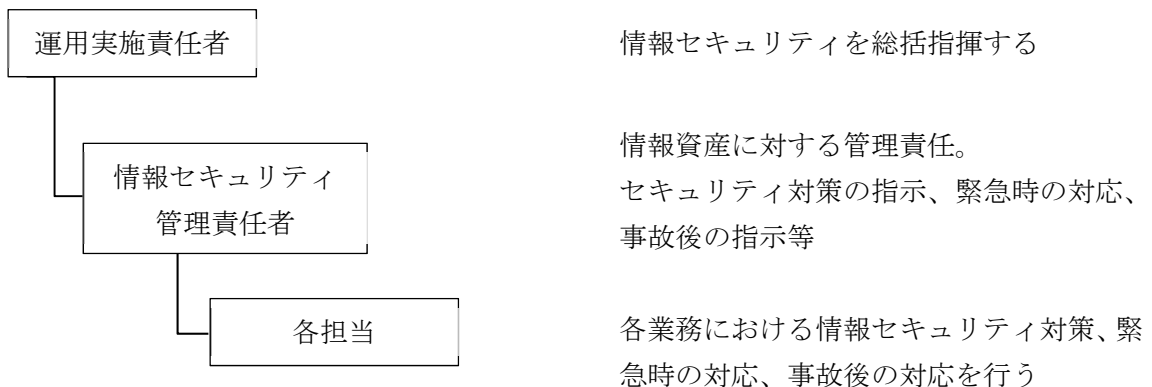


図 7-5 情報セキュリティ体制

人工衛星管理設備における情報セキュリティ対策は、添付資料「[XX-XXXX 人工衛星管理における情報セキュリティ規定](#)」に基づき実施するものとし、その概要を以下に示す（詳細は「[XX-XXXX 人工衛星管理における情報セキュリティ規定](#)」を参照）。

・マルウェア対策

ウィルス対策ソフト「XXX」を利用し、以下に心がけた運用を行う。

- パターンファイルを最新の状態に保つ
- できるだけ最新のソフトウェアを使用する
- 自動・リアルタイムスキャンをオンに設定しておく

・情報漏えい対策

身のまわりやシステムからの情報漏えい対策として以下を実施する。

- 人工衛星管理設備へは許可された者のみが入退室できるようなセキュリティシステムを利用する
- 通信においては XXX 方式による暗号化を行う
- 人工衛星管理設備からのデータ等持ち出しは極力避ける。必要な場合は、管理台帳により記録媒体の管理を行う
- クリアデスクやクリアスクリーン（不使用時のシステムログオフ、画面ロック）を遵守する

以降の内容は、「人工衛星の構造が規則第二十二条に定める基準に適合していることを証する書類」の記載例です。

(添付資料1)

## 人工衛星の構造に係る基準適合性評価

---



~~—(別紙1—3)—~~

~~○意図しない物体放出防止のための仕組み~~

~~人工衛星の管理に係る許可に関するガイドライン6.2.1項を参考に記載してください。解析と試験のうち、どちらか一つにより評価することも可能です。~~

1. 意図しない物体放出防止のための仕組み

人工衛星の管理に係る許可に関するガイドライン6.2.1項を参考に記載してください。解析と試験のうち、どちらか一つにより評価することも可能です。

1.1 準静的状態における評価

人工衛星を構成する機器等が容易に離脱、飛散しない構造となっていることを、以下の構造解析及び環境試験で評価する。以下に各評価サマリを示す。(詳細は添付資料「XX-XXXX 構造解析報告書」及び「XX-XXXX 試験結果報告書」を参照)

1.1.1 構造解析結果

(1) 構造数学モデル

3D CAD ソフト XXX を用いて設計したモデルを、有限要素法ソフト XXX に取り込み解析を行った。解析モデルを図 1.1.1-1 に示す。



図 1.1.1-1 構造数学モデル

(2) 使用材料

人工衛星を構成する部品と材料等の諸元を表 1.1.1-1 に示す。

表 1.1.1-1 部材の主要諸元

部位	材料	厚み	許容応力	出典
X パネル	A7075-T7	〇〇 mm	降伏応力=×× N/mm <sup>2</sup> 終局応力= 〇〇 N/mm <sup>2</sup>	XX 材料特性データ ベース
Y パネル	5052-H34	〇〇 mm	降伏応力=△△ N/mm <sup>2</sup> 終局応力= □□ N/mm <sup>2</sup>	「XX 材料工学」
SAP	CF ハニカ ム	〇〇 mm	降伏応力=△△ N/mm <sup>2</sup> 終局応力= □□ N/mm <sup>2</sup>	XX ベンダ情報
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮

(3) 荷重条件

〇〇ロケットのインタフェース規定書 ([以下、「〇〇ロケット ICD」という。](#)) に規定される加速度条件を適用する。また、想定される軌道上荷重の最大値も含め、発生する荷重条件を算出した。表 1.1.1-2 に適用した荷重条件を示す。

表 1.1.1-2 準静的荷重条件 (単位[G])

case	X	Y	Z
1	- 〇.〇	0	××. ××
2	- 〇.〇	0	- ××. ××
3	- 〇.〇	△△. △	0
4	- 〇.〇	- △△. △	0
⋮	⋮	⋮	⋮

(4) 安全係数 (FS)、安全余裕 (MS)

〇〇構造設計標準に規定される安全係数 降伏 : FSy=1.25、終局 : FSu=1.5 を適用した。また、MS は〇〇構造設計標準に規定される以下の定義を採用する。

$$\text{降伏に対する安全余裕 : MSy} = \frac{\text{材料の降伏応力}}{\text{制限荷重による発生応力} \times \text{FSy}} - 1$$

$$\text{終局に対する安全余裕 : MSu} = \frac{\text{材料の終局応力}}{\text{制限荷重による発生応力} \times \text{FSu}} - 1$$

(5) 構造数学モデルの妥当性（コリレーション結果）

構築した構造数学モデルを用いて算出した固有振動数とモーダルサーベイ結果を比較し、構造数学モデルの妥当性を確認した。固有値解析結果と振動試験結果の比較を表 1.1.1-3 に示す。解析結果と試験結果の固有振動数の差が X%以下であり、構造数学モデルは妥当であると判断する。

表 1.1.1-3 固有振動数解析結果とモーダルサーベイ結果の比較

モード番号	解析結果[Hz]	モーダルサーベイ結果 [Hz]	モデル／試験の差[%]
1	〇〇.〇〇	△△.△	X.XX
2	〇〇.〇〇	△△.△	X.XX
3	〇〇.〇〇	△△.△	X.XX
⋮	⋮	⋮	⋮

(6) 剛性評価

構築した構造数学モデルを用いて、固有振動数解析を実施した。〇〇[ロケット ICD インタフェース規定書](#)で要求される固有値（機軸方向：□□Hz 以上、機軸直交方向：△△Hz 以上）を満足していることを確認した。固有振動数解析結果を表 1.1.1-4 に示す。また、主要モード図を図 1.1.1-2 に示す。

表 1.1.1-4 固有振動数解析結果

モード 番号	固有振動 数[Hz]	有効質量比[%]						備考
		X	Y	Z	R1	R2	R3	
1	〇〇.〇〇	XX.XX	0.XX	0.XX	0.XX	0.XX	0.XX	X1 次
2	〇〇.〇〇	0.XX	XX.XX	0.XX	0.XX	0.XX	0.XX	Y1 次
3	〇〇.〇〇	0.XX	0.XX	0.XX	0.XX	0.XX	0.XX	
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮



図 1.1.1-2 主要モード図

(7) 強度評価

構築した構造数学モデルを用いて、強度評価を実施し、全てMSが正となることを確認した。なお、〇〇ロケットとのインタフェース部は完全拘束として結合した条件としている。各部材で発生する最大応力における降伏荷重及び終局荷重に対する解析結果を表 1.1.1-5 に示す。また、主要な発生応力コンタ図を図 1.1.1-3 に示す。

表 1.1.1-5 降伏荷重強度評価

部位	荷重ケース	最大発生応力 [MPa]	降伏許容応力 [MPa]	MSy	終局許容応力 [MPa]	MSu
X パネル	11	〇〇	××	△. △△	□□	〇. 〇〇
Y パネル	15	〇〇	××	△. △△	□□	〇. 〇〇
SAP	8	〇〇	××	△. △△	□□	〇. 〇〇
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮

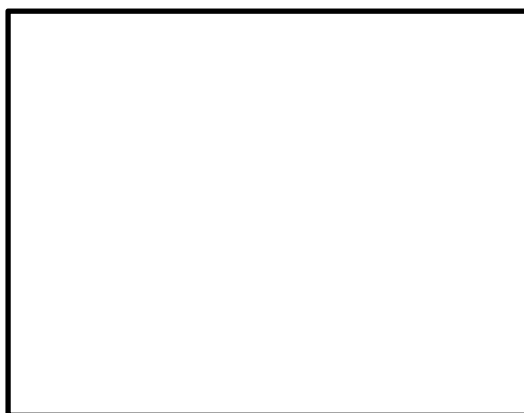


図 1.1.1-3 X パネル case11 発生応力コンタ

1.1.2 気圧変化への耐性評価

人工衛星の主構体及びその搭載機器が、打上げから軌道投入までの気圧変化に対して破砕の危険性がない構造であることを、ベントホール解析により確認した。

検証の基準は〇〇〇に示される空気体積比が  $XXX\text{cm}^2/\text{cm}^3$  以上であることとした。

解析結果を表 1.1.23-1 に、各部位のベントホールを図 1.1.23-1~X に示す。本人工衛星には他に密閉空間となるような構造はない。

表 1.1.23-1 ベントホール解析結果

部位						判定
Xパネル	11	〇〇	××	△.△△	□□	OK
Yパネル	15	〇〇	××	△.△△	□□	OK
Zパネル	8	〇〇	××	△.△△	□□	OK
∴	∴	∴	∴	∴	∴	∴

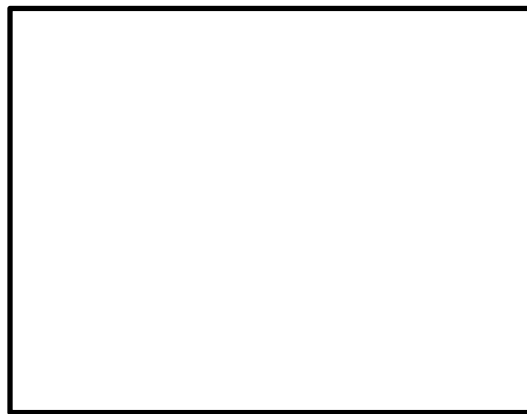


図 1.1.23-1 Xパネル ベントホール

1.1.23 環境試験結果

(1) 試験形態

充分な剛性を有する治具上に当該試験の供試体である EM を搭載し、各種試験を実施した。試験コンフィギュレーションを図 1.1.23-1 に示す。



図 1.1.23-1 XX 試験コンフィギュレーション

環境試験用の供試体として、地上検証用モデルとして製造した EM を用いている。EM は設計確認を目的として FM に先行して整備しているため、設計進捗および部品調達スケジュールの制約から FM との間で設計差異を有する。具体的な差異と EM を供試体として用いることの影響および妥当性評価を以下に示す。

① データ処理系制御ユニットにおけるプリント基板パターン配線の差異

(EM では〇〇回路部において接地のためのパターン配線を有するが、設計進捗にともない FM では当該配線をカットしている。FM との機械的な差異は無視できるほど軽微であり機械環境試験における影響はない。)

② S バンドアンテナ

(EM は機械的諸元を同一とするダミー品を使用、電気的機能は有しない。機械的な諸元は FM と同一であり、機械環境試験における影響はない。)

③ 太陽電池セル

(EM は機械的諸元を同一とするダミー品を使用、電気的機能は有しない。機械的な諸元は FM と同一であり、機械環境試験における影響はない。)

(2) 試験実施日時、場所

YYYY 年 MM 月 DD 日 ○〇大学構造試験棟 振動試験機、衝撃試験機

(3) 印加レベル

○〇ロケットのインターフェース規定書-ICD に基づくの要求を満足する試験条件で試験を実施した。

(4) 計測

評定となる搭載機器取付部位・構体パネルの代表点に、加速度センサを取り付けた。センサ取り付け位置を図 1. [1.23](#)-2 に示す。

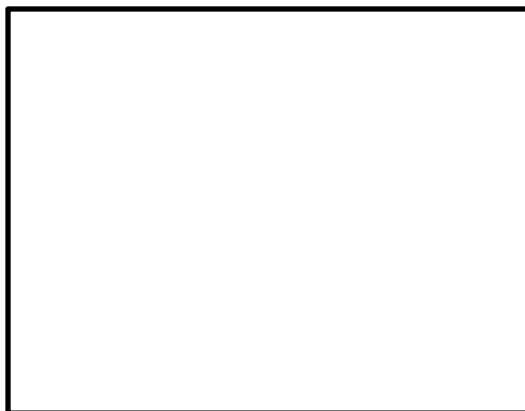


図 1. [1.23](#)-2 加速度測定点

(5) 結果概要

供試体の外観検査を実施し、に破壊・破損等のは生じず、異常が無い事を確認した。はなかった。

応答加速度は図 1. [1.23](#)-3 に示すとおりであり、各測定点での応答は〇〇で規定される許容レベルを超えるものではなかった。

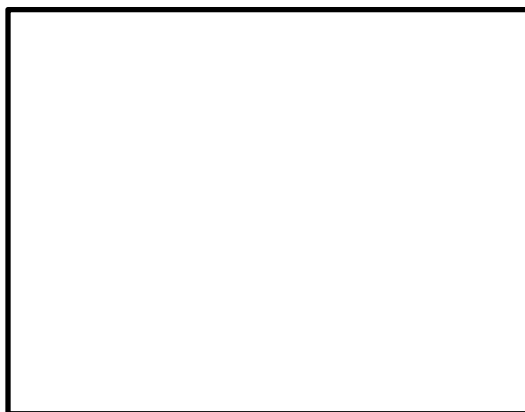


図 1. [1.23](#)-3 試験データ

1.2. [分離展開機構等の動作時における評価](#)

人工衛星の分離・展開機構等の動作時においても、容易に機器等が飛散しない措置を講じていることを以下に示す。(詳細は添付資料「XX-XXXX 展開機構詳細設計報告書」を参照)。

1.2.1 設計の概要

本衛星は、展開物としてSバンドアンテナ及び太陽電池パドルを有する。以下に各展開機構のデブリ発生防護設計の概要を示す。

(1) Sバンドアンテナ

アンテナ部にはテグスによる保持解放機構を用いている。アンテナ展開時はテグス溶断により保持部を解放する。切断したテグスが衛星外部に放出してデブリにならないようにカバーを設置している。カバーの概要図を図 1.2.1-1 に示す。

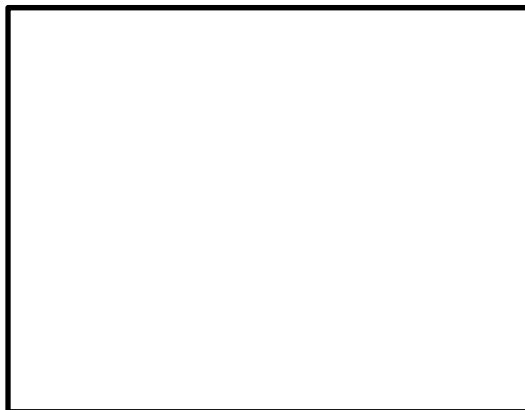


図 1.2.1-1 テグス飛散防止カバー鳥瞰図

(2) 太陽電池パネル

太陽電池パネルには火工品による保持解放機構を用いている。アンテナ展開時は火工品によりボルトを切断することで保持部を解放する。切断したボルトが衛星外部に放出してデブリにならないような構造（ボルトキャッチャ）を設置している。カバーの概要図を図 1.2.1-2 に示す。



図 1.2.1-2 ~~テグス~~保持解放機構飛散防止カバー鳥瞰図

1.2.2 展開物の展開時荷重の評価



軌道上荷重によるアンテナ、太陽電池パネルヒンジ部や構造等が破壊しないことを構造解析及び展開試験で確認した。構造解析サマリは1. [1.1](#)項 構造解析結果に示す（詳細は[添付資料](#)「XX-XXXX 構造解析報告書」を参照）。

アンテナ、太陽電池パネルの展開試験結果サマリは以下に示す（詳細は[添付資料](#)「XX-XXXX 展開試験報告書」を参照）。

(1) 試験形態

[充分な剛性を有する](#)治具上に [FM](#) 供試体を搭載し、各種試験を実施した。試験コンフィギュレーションを図 [1.2.2-1](#) に示す。



図 [1.2.2-1](#) 展開試験コンフィギュレーション

(2) 試験実施日時、場所

YYYY 年 MM 月 DD 日 ○○大学構造試験棟

(3) 計測

評定となる搭載機器取付部位・構体パネルの代表点に、加速度センサを取り付けた。センサ取り付け位置を図 [1.2.2-2](#) に示す。



図 [1.2.2-2](#) 加速度測定点

(4) 結果概要

供試体の外観検査を実施したところ、展開により、衛星本体及び展開物に破壊・破損等は生じず、部品等の飛散もなく、異常はなかつたことを確認した。加速度センサによる計測データからは、過大な局所振動応答等はみられなかった。試験データを図 1.2.2-3 に示す。



図 1.2.2-3 試験データ

1.3. 火工品等の燃焼生成物に対する評価

本衛星に使用する火工品は、宇宙用の過去から実績のある火工品（型番 XXX）で、最大寸法 1mm を超える燃焼生成物を生じないものである。火工品の外形形状を図 1.3-1、及び諸元を図 3-1 及び表 1.3-1 に、本衛星における搭載箇所を図 1.3-2、動作概要を図 1.3-3 に示す。



図 1.3-1 火工品\_\_外形形状

表 1.3-1 火工品 諸元

型番	XXX
質量	〇〇 g

最小発火電流	△△ A
⋮	⋮



図 1.3-2 火工品 搭載箇所



図 1.3-3 火工品 動作概要

2.  $\ominus$ 分離又は結合時の他の人工衛星の管理への干渉防止  
を行うものにあつては、その仕組み

※他の人工衛星の管理に支障を及ぼさない仕組みを明示すること。

人工衛星の管理に係る許可に関するガイドライン 6.2.2 項を参考に記載してください。  
分離物がある場合は本項の冒頭に列挙してください。  
軌道上で結合を行う場合は結合対象の相手方を特定できるよう記載してください。

本衛星は軌道上で子衛星を放出し、子衛星から親衛星動作状況の撮影を行う。子衛星分離システムと運用の概要及び他の人工衛星の管理に支障を及ぼさないことに関する評価サマリーを以下に示す。

2.1- 概要

子衛星は親衛星の後方○km を追従し、カメラにより親衛星を撮影する計画である。子衛星を分離する仕組みの概要を 2.1.1 項に、運用計画の概要を 2.1.2 項に示す。

2.1.1 子衛星分離システム

子衛星の親衛星への搭載状態を図 2.1.1-1 に示す。また、子衛星の主要諸元を表 2.1.1-1 に、放出後の子衛星コンフィギュレーションを図 2.1.1-2 に示す。

なお、子衛星は推力を持たない。姿勢制御は××にて行う。

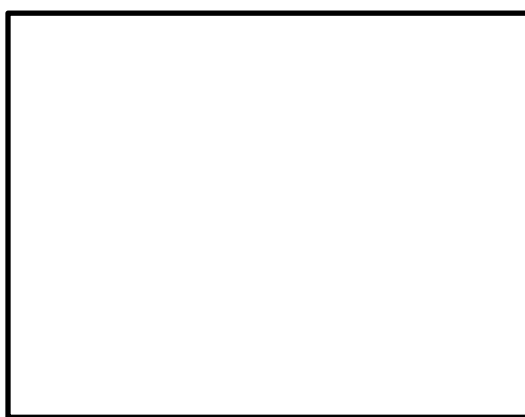


図 2.1.1-1 子衛星搭載状況概要

表 2.1.1-1 子衛星主要諸元

寸法(mm)	〇〇 mm × 〇〇 mm
質量(kg)	〇〇 kg
バッテリー	リチウムイオン2次電池 (2S1P) (〇〇社 XX-XXXX)
姿勢制御方式	〇〇
推進方式	無し
主要構造材料	AL-1/8-5056
主要搭載機器	カメラ、通信機器

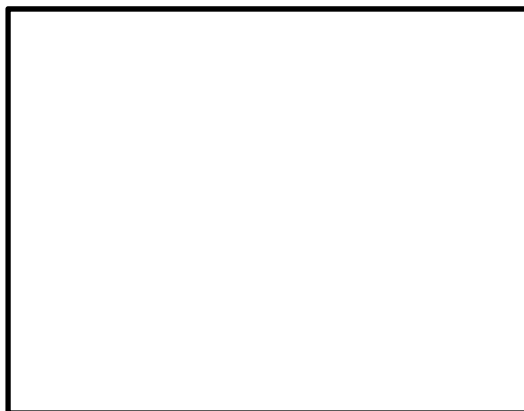


図 2.1.1-2 放出後の子衛星概要

子衛星分離方法を以下に、分離システムの概要を図 2.1.1-3 に示す。

- (1) 親衛星が地上システムからの分離コマンドを受信
- (2) 親衛星のハッチ開放

...

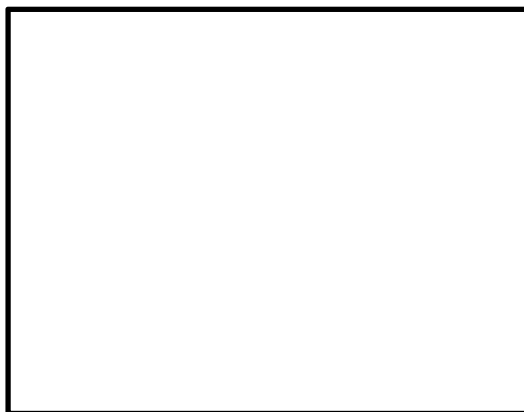


図 2.1.1-3 子衛星分離システム概要

### 2.1.2 子衛星の運用

本項に子衛星の運用コンセプトを示す。親衛星に対する子衛星の軌道上位置関係は図 2.1.2-1 のとおり。



図 2.1.2-1 親衛星/子衛星位置関係

#### (1) 子衛星分離

2.1.1 項の分離システムを作動し、 $\Delta N$  のバネ力によって親衛星と同一軌道の後方に放出する。

#### (2) 運用

親衛星の後方〇km を追従し、カメラによる撮影を行う。カメラの電源オンは分離検知をトリガーに・・・。

#### (3) 運用終了

軌道が減衰し、親衛星よりも早く地球へ再突入する。評価については以下の該当箇所を参照。

~~（4 項別紙 1-4）「再突入時の第三者損害の防止地球に再突入するものにおいては、公共の安全の確保のための仕組み」~~

~~（別紙 2）管理計画 6 項「人工衛星の終了措置」参照~~

なお、子衛星についても別途申請を行っている。

2.2. 他の人工衛星の管理への影響評価

子衛星は親衛星と同一軌道に投入され、親衛星の近傍にて運用するため、他の人工衛星の管理への影響は親衛星と同等とみなせる。このため、想定した軌道に投入される仕組みが、他の衛星の管理に支障を与えない上で重要な事項となる。

子衛星の放出が適切になされる仕組みを(1)に示す。

なお、子衛星の破砕等による宇宙空間汚染の発生防止については、以下の該当箇所を参照のこと。

[1項\(別紙1-3\)](#)「意図しない物体放出防止のための仕組み」

[3項\(別紙1-4\)](#)「異常時の破砕予防破砕を予防する仕組み」

(1) 適切な軌道に投入される仕組み

子衛星放出の際、適切な軌道へ投入されない要因をFTA(Fault Tree Analysis)にて分析し、抽出された各要因に対して対策を検討した。対策サマリを表 2.2-1 に示す。~~(詳細は添付資料「XX-XXXX-〇〇〇〇」を参照)~~

表 2.2-1 子衛星の適切な軌道投入の仕組み

要因	対策
放出時のハッチとの干渉	ハッチはノミナルオープンとし、子衛星打出し方向の公差を考慮の上、適切な開口角を設定する。
バネの押出し力過大	・・・
親衛星の姿勢誤差	・・・
・・・	・・・

~~1. (別紙1-4)~~

~~2-3. ○異常時の破砕を予防する仕組み~~

人工衛星の管理に係る許可に関するガイドライン 6.2.3 項を参考に記載してください。

### 3.1. 人工衛星の位置、姿勢及び状態を把握する方法

人工衛星の位置、姿勢及び状態を人工衛星管理設備に送信する機能を有すること、また、破砕を未然に検知するための計測項目を有することを以下に示す。

本人工衛星は、破裂に結びつく恐れのある圧力システムとして、推進系及びバッテリーを搭載しており、それ以外に破砕に結びつく恐れのあるシステムは存在しない。 ~~する。~~表 3.1-1 に示すセンサ類により人工衛星の状態を計測し監視することができる。

表 3.1-1 センサと監視項目

システム	センサ類	監視項目
姿勢制御系	太陽センサ、GPS、ジャイロ、磁気センサ	姿勢、位置
推進系	タンク圧センサ、温度センサ	タンク圧、タンク温度
電源系	電圧計、電流計、温度センサ	バッテリー電圧、電流 バッテリー温度

表 3.1-1 で示すセンサで取得したテレメトリ情報は、Sバンドアンテナを経由して地上の人工衛星管理設備に送信できる。各センサとアンテナ等の関係を示す通信系ブロックダイアグラムシステム系統図を図 3.1-1 に示す。

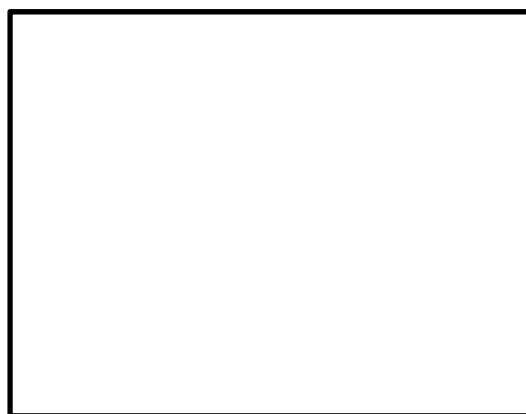




図 3.1-1 通信系ブロックダイアグラムシステム系統図

3.2. 破裂の危険性がないような構造であることを以下に示す。

3.2.1 推進系

推進系は高圧ガス保安法に適合した市販品で構成する。打ち上げ環境及び軌道上運用での最大予想使用圧力 (MEOP) が各コンポーネントの最大許容圧力 (定格) を超えないことを確認した。表 3.2.1-1 に各コンポーネント諸元と MEOP を示す (MEOP の算出詳細は添付資料「XX-XXXX 圧力システム詳細設計報告書」を参照)。

表 3.2.1-1 圧力システムコンポーネント諸元

コンポーネント	メーカー	型番	最大許容圧力 (定格) [MPa]	MEOP [MPa]
タンク	XX 製作所	XX-XXXX	〇〇.〇	△△.△
遮断弁	□□バルブ	XX-XXXX	〇〇.〇	△△.△
配管	XX 製作所	XX-XXXX	〇〇.〇	△△.△
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮

また、システム組み立て後に耐圧・気密試験を実施し問題ないことを確認している。(試験の詳細は添付資料「XX-XXXX 圧力システム試験結果報告書」を参照)

3.2.2 バッテリー

バッテリーは XX 社製リチウムイオンバッテリーセルを〇並列△直列で使用する。使用するバッテリーセルの諸元を表 3.2.2-1 に示す。

表 3.2.2-1 バッテリーセル諸元

バッテリー種類	リチウムイオン
メーカー、型番	〇〇社 XX-XXXX
定格電圧	XX V
定格容量	XX mAh
サイズ	〇〇 mm × 〇〇 mm
重さ質量	△△ g

バッテリーの破裂がない設計であることを以下の項目に関して確認した。

(1) 内部短絡防止

バッテリーセル内部の短絡がないことを環境試験（熱真空試験、振動試験及び衝撃試験）前後の充放電特性を比較することで確認した。環境試験前後の充放電特性測定の比較結果を図 3.2.2-1 に示す。

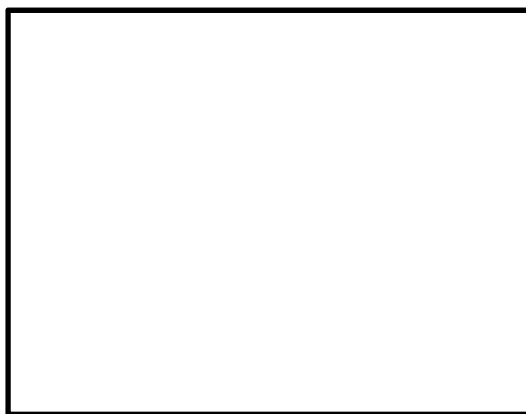


図 3.2.2-1 充放電特性カーブの比較

(2) 外部短絡による破砕防止

バッテリー外部短絡による破砕防止のため、バッテリーセル外部の基板上の結線については、〇〇の規定に基づき、XXmm 以上のクリアランスをとるとともに、基板外の配線についてはシャープエッジに接触する可能性がある箇所を識別し、該当箇所にポリイミドテープを巻くことによって絶縁処置を施した。また、バッテリーセル内に PTC (Positive Temperature Coefficient：正温度特性デバイス) を有するバッテリーセルを選定した。バッテリーセル内の PTC 概要図を図 3.2.2-2 に示す。また、バッテリー下流に過電流保護回路を設置した。過電流保護回路は電流をモニタし、バッテリーセルの定格最大電流値 (XX A) を超える前に遮断する機能を有する。

過電流保護回路の位置を示す電源回路図を図 3.2.2-3 に示す。



図 3.2.2-2 バッテリー内部 PTC 概要図



図 3.2.2-3 電源回路図

(3) 過充電防止

太陽電池からの過充電保護として、バッテリーと太陽電池間に過充電保護回路を設置した。過充電保護回路は電圧をモニタし、バッテリー定格最大電圧値〇〇 V を超える前に遮断する機能を有する。過充電保護回路の設置位置は図 3.2.2-33 に示す。

3.3. 異常時においても残留エネルギーの除去又は安全化を行うことができる構造であることを以下に示す。

3.3.1 推進系

推進系の構成図を図 3.3.1-1 に示す。推進系のモニタ項目で異常を検知した場合、同図に示す遮断弁を開け、推薬弁を駆動する（スラスト噴射する）ことにより残留推進薬を排出する。を行う。

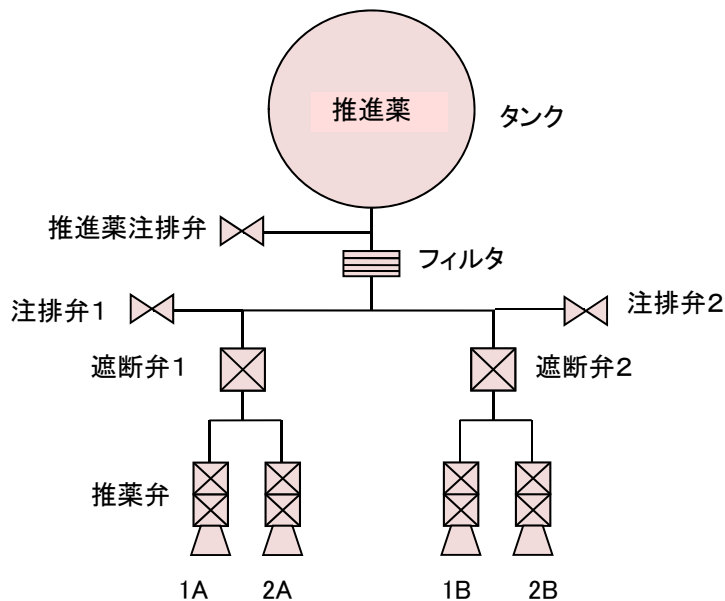


図 3.3.1-1 推進系構成図

### 3.3.2 バッテリ

バッテリー異常による内圧上昇の防止は以下の仕組みを有する。

#### (1) 充電回路遮断機能

バッテリー異常を検知後バッテリーセル内圧上昇を防止するため、太陽電池とバッテリー間に FET (Field-Effect Transistor) スイッチを設置し、太陽電池をバッテリーから遮断する機能を有する。地上からのコマンドに [てより](#) 当該スイッチを OFF することにより、太陽電池からの電力を遮断することができる。充電回路遮断機能の回路図を図 3.3.2-1 に示す。



図 3.3.2-1 充電回路遮断機能 回路図

#### (2) 安全弁

異常時のバッテリーセル内圧上昇を防止するため、内部に安全弁を有するバッテリーセルを選定した。安全弁により、セル内圧上昇が生じても内圧をリリースできる。バッテリーセル安全弁の概要図を図 3.3.2-2 に示す。

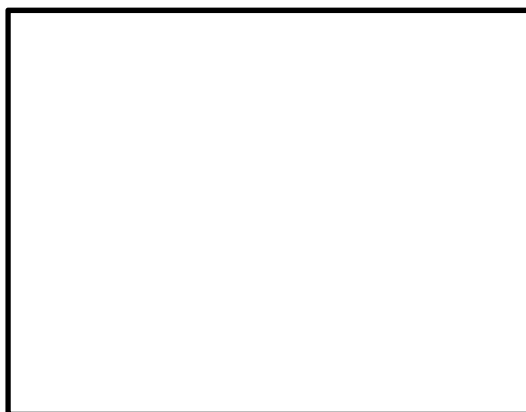


図 3.3.2-2 バッテリーセル安全弁 概要図

3.4. ~~○地球に再突入時の第三者損害の防止するものにあつては、公共の安全の確保のための仕組み~~

人工衛星の管理に係る許可に関するガイドライン 6.2.4 項を参考に記載してください。

4.1. 概要

人工衛星が地球に自然落下する場合の構体及び搭載機器の残存性を確認し、公共の安全の確認として傷害予測数を評価する。以下に各評価サマリ結果を示す。~~(詳細は添付資料「XX-XXXX 再突入安全解析報告書」を参照)~~

4.2. 結論

検討の結果、本衛星の再突入に伴う傷害予測数は以下であり、ガイドラインに示された国際基準を満足する。

- ・ 傷害予測数： ●●. ● × 10<sup>-△</sup> (<< 1 × 10<sup>-4</sup>)
- （危険面積： △△. △△ (m<sup>2</sup>)

4.3. 解析環境及び条件

4.3.1 使用ツール

○○ツール Ver. △. △  
 解説書：「○○○○○○○○○○」

4.3.2 解析条件

(1) 軌道条件

- ・ 軌道傾斜角： ○○°
- ・ 解析開始時の緯度、経度：○°、○°
- ・ 初期軌道高度： ○○km

(2) 解析条件

表 4.3.2-1 解析条件

落下状態の仮定	ランダムタンブリング
加熱溶融解析手法	集中質量方式
酸化生成熱	○○%
...	...

(3) 使用データ

表 4.3.2-2 使用データ

大気データ	US standard 1976
破片データ	表 3.2-3 参照
材料データ	表 3.2-4 参照
人口データ	GPW(Gridded Population of the World) version-〇
...	...

表 4.3.2-3 破片データ

品目	形状	寸法(mm)	質量(kg)	個数	主要材料	搭載位置
構体	箱型	〇×〇×〇	△	×	AL2014	外殻
バッテリー	円柱	Φ〇×〇	△	×	ニッケル	Box 内
...	...	...	...	...	...	...

表 4.3.2-4 材料特性 (概要)

品目	比熱容量	熱伝導率	密度	輻射率	溶融潜熱	酸化生成熱
AL2014	〇.〇	△. △	×. ×	◎. ◎	●. ●	▲. ▲
ニッケル	〇.〇	△. △	×. ×	◎. ◎	●. ●	▲. ▲
...	...	...	...	...	...	...

(4) 一次破壊高度の考え方

文献〇〇に基づき、一次破壊高度を△△km に設定する。

高度△△km 以降は表 4.3.2-3 の各コンポーネントに分割された仮定にて、残存性を解析する。

4.4. 解析結果

4.4.1 一次破壊点の決定

4.3.2(1)の初期軌道より表 4.3.2-1 の解析条件にて表 4.3.2-3 の衛星構体に対してツールを運用した。計算結果の一次破壊高度△△km での軌道特性を以下に示す。

表 4.4.1-1 一次破壊高度での軌道特性

高度 (km)	〇〇. 〇
軌道傾斜角 (°)	〇〇. 〇
緯度、経度 (°)	緯度〇〇. 〇、経度△△. △
相対速度 (km/sec)	〇〇. 〇
経度角度 (°)	〇〇. 〇

4.4.2 溶融解析

表 4.4.1-1 の一次破壊点より表 4.3.2-1 の解析条件にて表 4.3.2-3 の各コンポーネントに対してツールを運用した。残存した破片を以下に示す。なお、当該ツールにおいては危険面積に人体の投影面積●m<sup>2</sup>を考慮している。

表 4.4.2-1 残存破片

品目	危険面積(m <sup>2</sup> /個)	個数	危険面積合計(m <sup>2</sup> )	落下エネルギー(J)
バッテリー	○○. ○	△	××. ×	◎◎
...	...	..	...	...

危険面積合計：●●. ● (m<sup>2</sup>)

4.4.3 傷害予測数

本衛星の再突入時期は○○○○年～××××年の見込みである。

表 4.4.2-1 の残存破片について傷害予測数を求めた。結果を以下に示す。

表 4.4.3-1 残存破片

落下時期	傷害予測数 (人)
○○○○年	●●. ● (最大)
△△△△年	▲▲. ▲
...	...

~~4. (別紙1-5)~~

5. ⊖他の天体由来の物質を地球に落下させて回収するものにあつては、地球の環境の悪化を防止する仕組み

人工衛星の管理に係る許可に関するガイドライン 6.2.5 項を参考に記載してください。

本衛星は地球周回衛星であるため、本項は非該当。

6. ⊖地球以外の天体を回る軌道に投入又は当該天体に落下させるものにあつては、当該天体の有害な汚染を防止する仕組み

人工衛星の管理に係る許可に関するガイドライン 6.2.6 項を参考に記載してください。

本衛星は地球周回衛星であるため、本項は非該当。