

オールト雲観測衛星「てんぐ」

Oort cloud observing satellite

慶應義塾大学 吉田・高橋研究室

田中 雅貴・七森 泰之・増田 大雅・楠田 洋一郎

1. ミッションの目的と意義

1.1 太陽系外縁天体と彗星

オールトの雲は、エッジワースカイパーベルト天体(EKBO)と同様に、太陽系外縁天体に含まれる天体群である。定義は様々だが、EKBOは太陽から約30~50天文単位(AU)のあたりに存在し、短周期彗星の発生源と考えられている。これに対し、オールトの雲はEKBOの外縁から、太陽から数万AUほどまでの広がりをもっていて、長周期彗星や非周期彗星の源と考えられている。

これら太陽系外縁天体(TNO)についての議論の歴史は古く、EKBOは1943年にケネス・エッジワースによって、オールトの雲は1950年にヤン・オールトによってそれぞれ提唱された。その後、短周期彗星の軌道を詳細に調べることにより、これがEKBO由来であることが示され、望遠鏡の性能向上により、1992年にEKBOの存在を直接証明する天体「QB1」が発見されて以来、これまでに1000個以上のEKBOが発見されている。また、惑星から分類を外された冥王星や、カロンもEKBOである。

また、2003年には、太陽から90AU離れたところで太陽系の天体が発見した。これはセドナとして知られる天体である。ところで、それまでオールト雲は太陽から1万AU離れたあたりから存在すると考えられていたが、セドナによって、オールト雲は実際には太陽系のもっと内側から存在するのではないかという説が登場した。これは、内オールト雲と呼ばれている。本設計書では、内オールト雲もオールトの雲の一部に含めて議論する。

これら太陽系外縁天体や彗星は太陽系の起源についての手がかりを持っていると考えられており、EKBOやオールトの雲を詳細に観測すれば、彗星のメカニズムだけでなく、太陽系についての理解がより深まると期待されている。

1.2 ミッションの目的と概要

そこで、本ミッションでは、オールトの雲に含まれる天体・彗星を発見・観測する衛星を提案し、太陽系の起源や彗星のメカニズムなどの解明に貢献することを目的とする。

ミッションの概要としては、次の通りである。まず、オールトの雲を観測する機器として赤外線カメラを用い、集光装置として冷却望遠鏡および、冷媒冷却用の機械式冷凍機、クライオスタットを搭載する。これは、オールトの雲に属する天体の表面温度が、数Kから50K程度だと予想されるため、望遠鏡を4K程度に冷却する必要があることと、衛星寿命を長くするためである。またこの理由から、衛星にとって熱制御が非常に重要な問題となり、太陽放射および地球からの放射による衛星の加熱をより小さくするため、運用軌道を高度150万kmの太陽中心軌道（ラグランジュ点L2、図1）とする。

姿勢制御方式は、より詳細な観測のために3軸制御方式とし、姿勢制御用アクチュエータとして、低擾乱なりアクションホイールを用いる。姿勢角センサとしては、冗長性を持たせるために、ジャイロ、太陽センサ、恒星センサを搭載し、これをもとに高精度姿勢制御を行う。また、ホイールアンローディング用にスラスタを搭載する。

必要な電源はすべて太陽電池パドルで供給する。また、撮影した画像はアンテナから地球に転送する。

こうして人工衛星をラグランジュ点L2に投入し、その後は主に太陽および地球と反対方向の宇宙空間を観測し、オールト雲の発見に努める。

2. オールト雲観測衛星の設計・解析

2.1 運用軌道・質量

本衛星の質量は1050kgとする。本ミッションではオールトの雲という非常に表面温度が低い

と考えられる天体が観測対象であり，そのため，赤外線観測を行う．そのためにはなるべく観測機器を太陽および地球という二つの熱源に向けないで観測を行うことを考えた．そこで，本ミッションの運用軌道としては，地球の熱源を無視でき，さらに熱制御を容易にする軌道として，図1のラグランジュ点の中でも，特に L2 に衛星を配置することとした．

ここで，ラグランジュ点とは，太陽と地球の引力と太陽周回の遠心力とのつりあいにより安定となる点であり，L2は太陽-地球-衛星の順番に並ぶ安定点である．これは地上約 150 万 km の太陽中心軌道であり，公転周期は1年と，地球と同じように太陽の周りを周る軌道である．そのため，地球と太陽は常に同じ方向にあり，また，L2 では太陽と地球の見かけの大きさがほとんど等しくなり，地球からの熱放射はほとんど無視できるといってよい．他のラグランジュ点 L3, L4, L5 は打ち上げ時のコストの問題や，データ転送に不利と判断し，L2 とした．ただし，実際には L2 は不安定な安定点であり，L2 周りを周る安定な軌道であるハロー軌道もしくはリサージュ軌道を用いることになるが，よりポインティングミッションに適したハロー軌道を運用軌道とする．ハロー軌道では，完全な L2 ではないため，太陽が地球に隠れることがなく，常に安定した電力供給ができることも，衛星にとって適している点である．

ラグランジュ点 L2 のハロー軌道への投入方法は，図2を参照する．ハロー軌道までが地球から長距離あるということから，パーキング軌道/遷移軌道方式を採用する．まず，H II-A ロケットにより衛星を高度 (200-300km) のパーキング軌道に投入する．

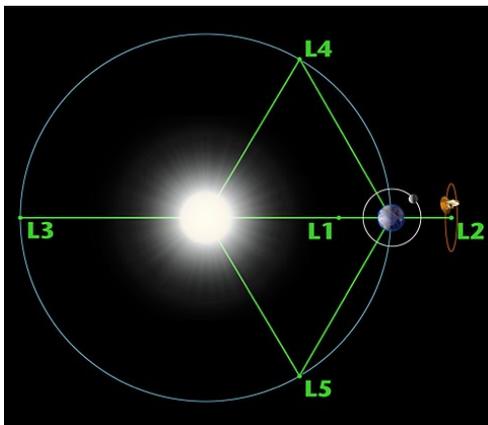


図1 太陽-地球のラグランジュ点©NASA

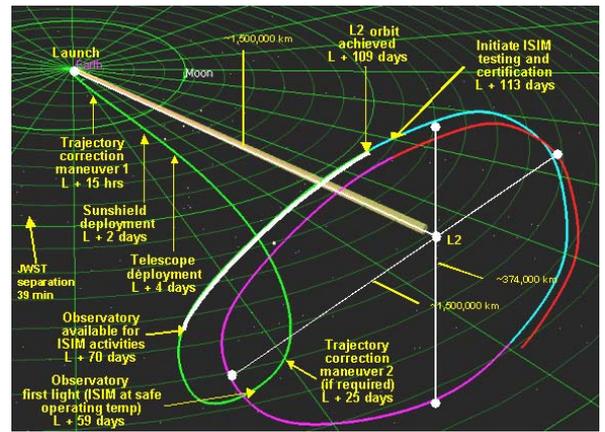


図2 ハロー軌道への投入概略図©NASA

次に，パーキング軌道から H II-A ロケットの2段目に再着火により，L2 軌道への遷移軌道に移行する．L2 点が近づいてくると，スラスタを用いて，ハロー軌道へと移行する．ハロー軌道への移行はリサージュ軌道に比べてそれほど多くの速度変化を必要としないため，月のスイングバイは用いない．

2.2 光学系設計

本衛星の観測対象の天体は，太陽から 100AU 程度の距離に存在する彗星とする．この位置における太陽放射強度 W_0 は，地球における太陽定数を 1366 W/m^2 とすると，以下のようになる．

$$W_0 = 1366 \times \left(\frac{1}{100} \right)^2 = 0.1366 \text{ W/m}^2 \quad (1)$$

次に，観測対象を黒体と仮定し，アルベドを 3% とすると，太陽熱入力=黒体放射から，以下のように観測対象の表面温度が見積もれる．

$$4S \cdot \sigma T^4 = S \cdot W_0 \cdot A \quad (2)$$

$$\text{表面温度} : T = 27.6 \text{ K} \quad (3)$$

ここで，

$$\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ Wm}^{-2}\text{K}^{-4}$$

$$A = 0.97$$

とした．また，ウィーンの変位則より，放射のピーク波長は以下のように求められる．

$$\lambda = 2897 / T ; 105 \mu\text{m} \quad (4)$$

この波長が，主な観測波長であるが，観測対象とする天体が 100AU のあたりを前後すると考えて，彗星の表面温度を 20~50K と幅を持たせると，ウィーンの変位側からその放射波長のピークは 58~150 μm となる．本ミッションでは，これを観測波長帯域とする．これは遠赤外領域である．

光学系および撮像センサの設計では、ASTRO-Fを参考にした。ASTRO-Fでは、光学系は口径70cm、焦点距離4200mmの望遠鏡を用いている。

ところで、ASTRO-FはEKBOを観測できると期待されているが、実際に観測できると仮定し、さらに、ASTRO-Fと同じサイズの撮像センサを使うと仮定すると、本衛星の光学系に要求される焦点距離を求めることができる。まず、ASTRO-Fが観測するEKBOまでの距離を30AU、本衛星で観測するオールトの雲までの距離を100AUとすると、必要な焦点距離は、次のようになる。

$$4200 \times \frac{100}{30} = 1400 [\text{mm}] \quad (5)$$

次に、望遠鏡の口径を決める。観測対象となる彗星の直径を L とすると、ステファン・ボルツマンの法則から、彗星からの総放射量は

$$\pi L^2 \cdot \sigma T^4 \approx 1.03 \times 10^7 \text{ W} \quad (6)$$

となる。

望遠鏡の口径を決めるには、(6)式から望遠鏡の焦点面に来るエネルギーと、検出器の検出限界を比較して決めることになる。ASTRO-Fで用いられている遠赤外線センサ(FIS)の100 μm 前後での検出限界は20~30mJyであり、非常に暗いオールト雲天体で、現実的な口径を持つ望遠鏡でこの検出限界をクリアするのは難しいと思われる。そこで、本衛星では望遠鏡の口径を衛星サイズなどを考慮したうえで2mとし、ミッション時には積分時間(観測時間)を長くすることで対応する。一般的な地球周回軌道では、撮影領域に地球や太陽が写りこんでしまい、積分時間には限りがあるが、本衛星ではハロー軌道を採用するため、積分時間を長くとることができ、オールト雲の観測に有利な条件であるといえる。望遠鏡の鏡筒部は、コンパクトかつ安価に大口径を実現できる、シュミット・カセグレン式を用いる。

ここでは搭載するセンサの詳細な選定は行わないが、ASTRO-Fでは50~180 μm の遠赤外領域を、4個のセンサで観測しており、本衛星では58~150 μm の観測波長を、3個のセンサで観測する。センサを選ぶ際には、放射線に対して強い製品を選ぶ必要がある。

2.3 通信系

使用するセンササイズを、256 \times 256pixel、1pixel

あたり8bitのデータ量を与え、上記の波長域を4つのセンサに割り当てるとすると、全てのセンサを使った場合のデータ量は次のようになる。

$$256 \times 256 \times 8 \times 4 = 2097152 [\text{bit}] \approx 2.1 [\text{Mbit}] \quad (7)$$

24時間で最大で12回撮影するとし、地上局が日本に一つしかないとする。衛星から地上局が見えている間に12回分のデータを転送する必要がある。この時間を余裕をもって8時間とすると、必要な伝送レートは次のようになる。

$$2097152 \times 12 \div (8 \times 3600) = 873 [\text{bps}] \quad (8)$$

となる。データ量は、圧縮をかけることも可能であるが、本ミッションでは、画像をなるべく詳細に調査する必要があるため、生データのまま地上局に送信する。

データ送受信のためのアンテナは、低利得全方位アンテナ(Sバンド)と高利得の指向性アンテナ(Xバンド)の2系統を用いる。

2.4 姿勢制御系

2.4.1 制御方式の検討

ミッション要求に基づく姿勢制御システムの設計について述べる。本衛星は地球より150万km離れた太陽-地球間のラグランジュ点L2において太陽中心軌道を描きながら太陽系外縁部のオールト雲を指向する。この観測においては、はるか遠くにあるオールト雲を撮像するためにはシャッターを比較的長時間開き続けなくてはならないため、高い指向安定度を必要とする。また観測データを通信により150万km離れた地球の地上局へ送信する場合には地球へと高精度に指向する必要がある。

本衛星ではオールトの雲を目標とする慣性空間指向と、観測時の高精度指向安定、および送信アンテナを確実に地球指向させるという要求を同時に満たす必要がある。本設計書では、指向精度および指向安定度の詳細な設計は省くが、2010年に打ち上げ予定のSPICAの観測時の姿勢制御要求は表1のようになる。

表1 姿勢制御要求

観測要求条件	
絶対指向精度	20[arcsec]
指向安定度	0.07[arcsec/min]

本衛星でも、姿勢制御要求は表 1 程度になるとし、この姿勢制御要求から、本衛星の姿勢制御方式を三軸安定ゼロモーメント方式とする。また、ホイールのアンローディングには一般的に磁気トルカが多用されるが、本衛星は地球より 150 万 km 離れた地点での運用となるため地磁気の利用ができない。そこで本衛星ではホイールのアンローディングにはスラスタを主に使用することとする。

2.4.2 搭載センサの検討

姿勢制御に用いるための各種センサを選定する。三軸制御を行う本衛星では、センサとしてジャイロ、太陽センサ、および恒星センサ（スタートラッカ）を用いる。ジャイロはピッチ軸回りの角度検出に使用し、太陽センサはロール・ヨー軸回りの角度検出に使用する。三軸の姿勢を検出できる恒星センサとしてはスタートラッカを用い、ジャイロや太陽センサとともに用いることにより冗長性を持たせるようにする。センサは要求を満たす精度の製品も実際に作られており、本衛星に搭載し十分な姿勢精度を得ることが可能である。

2.4.3 アクチュエータの選定とサイジング

アクチュエータを用いて能動的に姿勢を制御する三軸制御方式では、衛星に働く外乱によりアクチュエータの種類・サイズが決定される。本衛星では内力アクチュエータとしてリアクションホイール、また大角度の姿勢変更およびホイールのアンローディング用の外力アクチュエータとしてスラスタの搭載を想定する。リアクションホイールは、故障時の冗長性を持たせるために 4 つのリアクションホイールをピラミッド型に配置した skew 配置型を採用する（図 3）。

定常運用時に衛星に働く自然外乱トルクは重力傾斜トルク、地磁気トルク、太陽輻射圧トルクおよび空力トルクが考えられる^[2]。またリアクションホイールからも衛星全体に影響を与える内部擾乱が発生することがわかっている。そのため、オールトの雲観測時には定常回転で運用を行い、ホイールからの擾乱の影響を許容外乱以下に抑えることとする。

本衛星の運用軌道は地球から 150 万 km 離れたラグランジュ点であり、この距離において本衛星に与える影響がもっとも大きい外乱は太陽輻射

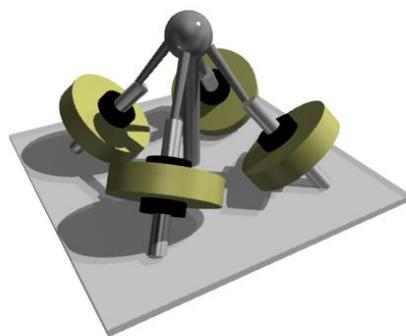


図 3 skew 配置型リアクションホイールユニット

圧トルクであると考えられる。他の外乱トルクはこれに比べて十分小さく無視できるものとした。

太陽輻射圧による最悪トルクを T_{sp} とすると、これは以下の式により導出される^[1]。

$$T_{sp} = P_s A_s L_s (1+q) \cos i \quad (9)$$

ここで $P_s = 4.617 \times 10^{-6} [\text{N/m}^2]$: 太陽光輻射圧定数, A_s : 表面面積, L_s : 圧力中心と質量中心間距離, i : 太陽光入射角, $q = 0.6$: 反射係数である。本衛星の断面積を $5\text{m} \times 6\text{m}$, 輻射中心間距離を 1m , 太陽光入射角を $0[\text{deg}]$ とすると,

$$\begin{aligned} T_{sp} &= (4.617 \times 10^{-6} \text{ N/m}^2) \times (5\text{m} \times 6\text{m}) \\ &\quad \times (1\text{m}) \times (1+0.6) \cos(0\text{deg}) \quad (10) \\ &= 2.216 \times 10^{-4} \text{ N} \times \text{m} \end{aligned}$$

本衛星は太陽中心軌道であるため、かかる太陽輻射圧トルクは一定であると仮定できる。ここで、本衛星は 4 時間毎にホイールのアンローディングを行うと仮定すると、最大蓄積角運動量 H は $H = [\text{外乱トルクの合計}] \times [\text{アンローディング周期}] = 2.216 \times 10^{-4} \text{ N} \times \text{m} \times (4 \times 60 \times 60\text{s}) = 3.191 \text{ Nms} \quad (11)$

となる。実際に最大蓄積角運動量が 50 Nms 程度までの製品が三菱プレジジョン株式会社様より販売・実用化されており、安全率を考えたとしてもサイジングにより求められたホイール角運動量から、一般的なリアクションホイールを採用することに適していると言える。

2.5 電源系

本衛星では、ラグランジュ点 L2 を周回するハロー軌道において観測を行う為、衛星からは常に太陽エネルギーを受ける事が出来る。そこで電源系の電力発生装置として太陽電池を用いる。本衛星における消費電力は、観測機を用いる電力を $200[\text{W}]$, それらを冷却するのにかかる電力を

900[W], バス部やロスによる消費電力を 800[W], をそれぞれの最大消費電力とし, 衛星全体としての最大消費電力は 1800[W]で, 最小で 1000[W]であるとす。L2 における太陽放射エネルギーは 1344[W/m²]で, 太陽光に対する平均パドル傾斜を 30 度, 発電効率を 22%, 寿命末期では発電可能な電力が 30%減少する, とすると, 太陽電池パドルに必要な面積は約 10 平方メートルである。消費電力の見積もりは, 本衛星では赤外線により観測を行う為観測機器を極低温に保つ必要があるため, 冷却に必要とする消費電力を大きく見積もった。

また, 電力蓄積装置であるバッテリーは, 本衛星では太陽が地球に隠れる事はないので必要はないが, 非常事態に備えて 1 台搭載する。また, 太陽電池パドルは寿命限界を考慮して 30%多く見積もって設計しているので, 初期段階においては約 760[W]の余剰電力を発生する。この時, バッテリーは電源安定装置としても用いることができ, 余剰分の電力をバッテリーに充電することでバス部の電力の安定化を行える。さらに, 本衛星では常に太陽エネルギーが届くため, 余剰電力はさらにシーケンシャル・シャント方式によりシャントから熱として放出するシステムを採用し, 更なる電力の安定化を図る。

2.6 熱制御系

2.6.1 熱制御要求

設計温度範囲

各搭載機器の許容温度範囲より, 設計温度範囲を[0°C, 25°C]と設定する。設計温度範囲は, 解析上のパラメータや実際の運用における不確定性を考慮して, 設計マージンとして 15°Cの幅を低温側・高温側に含んでいる。

内部発熱量

内部発熱量は, 各搭載機器の消費電力と等しいと仮定する。

外部熱入力

本衛星はミッション軌道として「太陽□地球」系のラグランジュ点 L2 における太陽中心軌道を用いるので, 外部熱入力としては太陽放射のみを考慮する。L2 軌道における太陽放射エネルギーは 1344[W/m²]とする。

2.6.2 熱設計

設計要求より, 低温・高温の最悪ケースを考えて熱設計を行う。本衛星はミッション軌道の特徴により, 一面のみが常時太陽光に直射され, それ以外の面は軌道熱入力が無いため放熱面として利用可能である。また太陽角の変化と太陽との距離の変化による熱入力の変動は穏やかで比較的安定していると考えられる。そこで, 本衛星は受動型熱制御素子を主体にヒータを併用した熱制御を行う。用いる受動型熱制御素子の諸元を表 2 に示す。

以上の設計要求を満たすのに必要な放熱面積およびヒータ電力を求める。衛星の熱平衡方程式は次式で示される。

$$mC_p \frac{dT}{dt} = \alpha_s SA\mu - \varepsilon A\sigma T^4 + Q \quad (12)$$

ただし,

m : 衛星の全質量[kg]

C_p : 衛星の比熱[W・s/K/kg]

T : 温度[K]

α_s : 太陽光吸収率

ε : 赤外放射率

S : 太陽放射エネルギー[W]

A : 衛星表面積[m²]

μ : 太陽入射係数

σ : ステファン・ボルツマン定数[W/T⁴/m²]

Q : 内部発熱量[W]

である。衛星の内部発熱量を最大で 1800W とし, 衛星の熱定常状態を考えると, 必要な放熱面積は

$$A = \frac{Q}{(\varepsilon\sigma T^4 - \alpha_s S\mu)} = 7.142[\text{m}^2] \quad (13)$$

と求められる。また, 必要なヒータ電力は

$$Q_h = -\alpha_s SA\mu + \varepsilon A\sigma T^4 - Q = 40[\text{W}] \quad (14)$$

と求められる。

表 2 受動型熱制御素子の諸元

名称	用途	吸収率	放射率
MLI	断熱	0	0
銀蒸着テフロン	放熱	0.08	0.8

2.6.3 冷却装置

本ミッションでは、オールトの雲という非常に暗い天体を観測するために、赤外線観測を行う。より高精度な観測を行うため、本衛星では、ミッション部を 5K まで冷却する。このような極低温を実現するために、能動型熱制御素子である液体ヘリウム・クライオスタットを用いる。クライオスタットは、流体ヘリウムを積載し、これにより能動的な冷却を行う。ただし、本衛星は太陽—地球における L2 軌道という地球遠方において長期間の観測を行う。そのため、太陽放射や地球からの熱放射は一般的な低地球軌道よりも小さいので、その他の放射冷却や機械式冷凍機を積極的に採用する事で、クライオスタットにおける液体ヘリウムの使用量を低減し、衛星の軽量化・長寿命化を図る。

L2 軌道における特徴として、太陽・地球方向がほぼ一定であり、地球近傍に比べて入熱方向が一定に保たれる為に、入熱方向にはサンシールド等の断熱、放射板を使用し、側面（入熱方向以外の面）では宇宙空間に放熱を行う。機械式冷凍機の運用時においては、冷凍機から発生する熱量をヒートポンプを用いて放熱面まで輸送し排熱を行う。機械式冷凍機は、前段に 20K 級冷凍機、後段に 4K 級冷凍機を搭載する 2 段スターリング冷凍機を採用する。予冷用に 20K 級冷凍機を用い、ミッション時には 4K 級冷凍機により 5K 程度まで冷却することで効率的な冷却を行う。

2.7 構体

図 4-6 に衛星のコンポーネント図を示す。

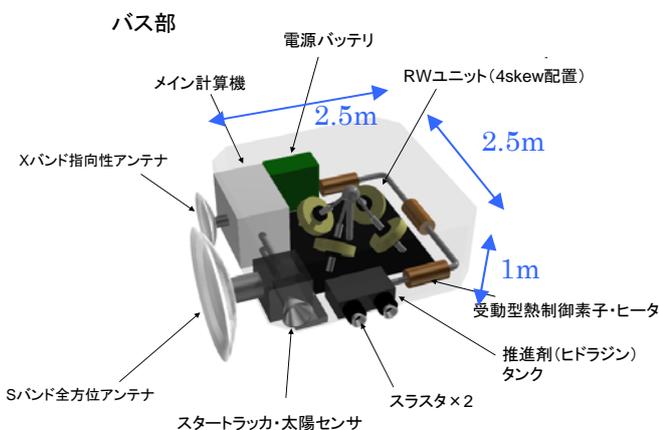


図 4 バス部 コンポーネント配置

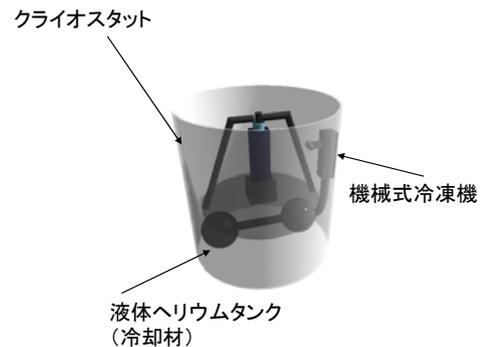


図 5 ミッション部 コンポーネント配置

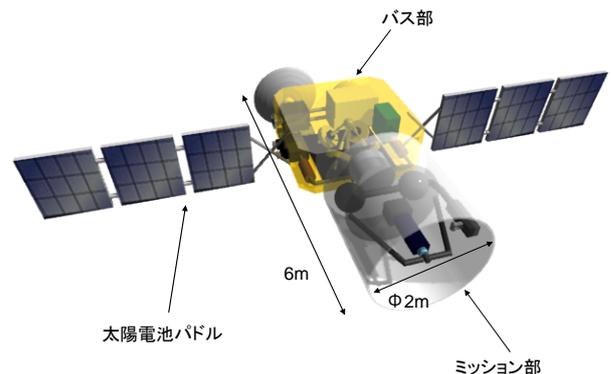


図 6 衛星全体像

図 6 で、衛星の右下向きが望遠鏡の指向方向であり、アンテナの向いている方向が地球および太陽の方向である。図 5 のクライオスタットは魔法瓶のようなもので、内部には冷媒の液体ヘリウムのタンクがあり、機械式冷凍機を備える。

2.8 打ち上げまでのスケジュール

本衛星打ち上げまでの具体的なスケジュールは以下の通りである。

- 2007.8-12 基本設計
- 2008.1-8 BBM 製作
- 2008.2-10 詳細設計
- 2008.3-10 コンポーネント製作試験
- 2008.11-2009.4 EM 製作・試験
- 2009.3-6 総合試験
- 2009.6-10 FM 製作
- 2010.1 打ち上げ

3. 費用対効果およびリスク検討

本天体観測衛星「てんぐ」はオールト雲の観測を主なミッションとして掲げているが、このミッションを遂行していく過程ではさまざまな副次的な効果が得られることが考えられる。また、ミッション自体の成功可能性についても搭載機器の選定について十分に考慮し、開発費用もできる

だけ抑えながら費用対効果を高めることを目指す。本章では、以上を含めた「てんぐ」のリスク管理についての見解および方策について示す。

3.1 「てんぐ」開発にかかる費用対効果

「てんぐ」開発においては、オールト雲の検出を可能にするための高性能望遠鏡をはじめとした技術開発を推進する必要がある。しかしながらそれと同時に開発にかかる莫大な費用をできるだけ抑えるために、バス部などにおいては既存の技術を積極的に活用しコストを抑制することを検討する。

具体的には、2章で度々述べてきたように、本衛星の技術開発にあたっては、バス系では各搭載機器は ASTRO-F など過去に成功した人工衛星のものをベースとし、そこに新たな要素を加えていくことで開発コストを抑制することを目指す。それと同時に、将来他の衛星にも用いることのできる技術開発を目指すこととする。例えば「てんぐ」で要求される高精度姿勢制御系の設計については次世代地球観測衛星の技術開発も視野に入れた設計を検討することで、多くの工学的知見を得ることができると考えられる。

3.2 リスク検討・副次的成果

観測対象としているオールト雲は太陽から 100AU 以上離れたところにあると考えられている非常に暗い天体であり、未だに観測されたことがないため検出は容易ではない。これを可能にするための望遠鏡部の技術開発を推進することはもちろんであるが、仮に実際の観測において検出ができなかった場合においても、以下の副次的な宇宙工学的・天文学的成果、知見が得られると考えられる。

- オールト雲の検出が不可能な場合でも、それよりも地球から近くにある EKBO（エッジワースカイパーベルト天体）を観測することができる。EKBO は NASA のニューホライズン探査機が 2020 年頃に天体近くをフライバイし観測する予定であるが、これに併せて本衛星でも観測データを取得することにより、日米で EKBO に関する多くの天文学的知見が得られるのではないかと考える。
- 本衛星が取るラグランジュ点 L2 太陽中心軌道は、今後の他の天体観測ミッション、深宇

宙探査において多くのメリットがあるものである。将来の有人深宇宙探査においては、宇宙基地のような建築物の候補軌道ともなるものであり、この軌道を今後人類が開発していくに当たり本観測衛星が先立って運用することで、多くの工学的知見、軌道データを取得できると考える。

3.3

4. まとめ

これまでに、オールトの雲を観測することを目的とした宇宙望遠鏡は提案されていない。今日に至っても、100 億年彼方を観測できるのに、より我々の太陽系の起源に迫るような太陽系外縁天体の観測は遅れており、オールトの雲の発見には成功していない。

オールトの雲は可視光を出しておらず、非常に暗い天体である。そこで私たちは、このような体を観測するために最適な条件を考えた。その結果、時間のかかりすぎる探査機ではなく、より良い観測条件である、ラグランジュ点 L2 のハロー軌道を選んだ。観測機器については、冷却望遠鏡の軽量化・長寿命化は ASTRO-F で多大なノウハウがある。私たちのミッションでは、そのようなノウハウを生かすことにより、実現可能性をより高めることを考えた。

参考文献

1. 衛星設計コンテスト技術資料（平成 12 年度改訂版）
2. 茂原正道，宇宙工学入門－衛星とロケットの誘導と制御－，培風館
3. 家 正則，21 世紀の宇宙観測，誠文堂新光社
4. 藪下 信，彗星と星間物質，地人書館
5. 磯部 瑠三ら，天文の事典，朝倉書店
6. ISAS/JAXA ホームページ
http://www.ir.isas.jaxa.jp/SPICA/index_j.html
<http://www.ir.isas.jaxa.jp/ASTRO-F/Outreach/index.html>
7. JAXA レポート
<http://stage.tksc.jaxa.jp/library/report/search-16/list/files/RR/RR0421.pdf>