

イオ火山噴煙回収衛星「かすみ」

東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻
井手和幸 崔大宇

1 はじめに

木星の衛星の中で最も内側に位置する「イオ」には数百もの活火山が存在し、その噴火による噴煙が場合によっては上空 400km 近くにまで吹き上げられているということが木星探査衛星「ガリレオ」(NASA)などの調査により知られている(図 1)。もし、イオの火山噴煙を詳しく分析しそれが木星の磁気圏に与える影響やイオの火山活動のメカニズムを知ることができれば、小さな太陽系とも言われる木星の解明につながることから、太陽系の歴史の解明や今後の宇宙開発における木星の利用にもつながる可能性がある。そこで今回のミッションとして、イオに行つて高度 100km 上空を 3 度通過することで火山ガスを回収し地球に持ち帰ることにより地上で詳細な成分分析を行うことを可能にする人工衛星を計画する。今回のミッション成功は、木星以遠のサンプルリターンを現実化させると同時に、次世代国産ロケットでの打ち上げを想定していることから、日本の宇宙科学の前進に大きく寄与することができる。



図 1 イオの噴火

2 ミッションについて

今回提案するミッションの概念図を図 2 に示す。軌道のところで詳しく述べるが、2034 年 7 月 27 日の打ち上げを想定したので、各フェーズに対して実行する日付を記述しておく。



図 2 ミッション概念図

3 軌道計画

軌道を計画するに当たっては主に以下の4点を制約条件とした。

- 本衛星の設計寿命を14年と設定し、14年以内に帰還する。
- 総 ΔV を抑え、H-II B ロケットでの打ち上げを可能とするような重量にする。(6を参照)
- 帰還時に地球との相対速度が小さくなるよう、木星-地球のホーマン軌道により帰還する。
- イオの噴煙を回収するミッションなので、少なくとも2回以上イオに接近することでサンプルリタ-ーンの成功可能性を上げる。

これらを条件に、当初電気推進系での軌道計画を行ったが、木星重力影響圏にとどまりそこから地球に帰還するという軌道を14年以内に行う解が見つからず、パルス状の大幅な加減速を行える化学推進系を用いることにした。

以下、計算を簡便にするため、惑星はすべて円軌道で、公転軌道面が一致しているものと仮定する。

また、2034年7月27日での惑星の位置関係において、今回の軌道は実現されるので打ち上げ日をこの日に設定する。

3.1 地球から木星への軌道

H-II B ロケットにより地球重力圏を脱出。この際、北緯30度(種子島)からの打ち上げを想定しているため、打ち上げ時刻を適当に定め、地球公転面への面外変更を最小の 6.6° となるようにする。ロケットは地球の公転方向と逆向きに加速し、衛星を分離する。その後衛星は地球重力影響圏を脱出し、金星に向かうことになる。この時ロケットに求められる能力は $\Delta V > 10.78\text{km/s}$ である。この後金星で加速スイングバイ(高度144247km, ΔV 2.77km/s)を行い、さらに地球で加速スイングバイ(高度5335km, ΔV 4.56km/s)を行う。それから2年後、再び同じ場所で地球での加速スイングバイ(高度1000km, ΔV 3.93km/s)を行い、木星重力影響圏へと突入する。以上、総飛行時間は4.91年である。軌道を図3に示す。

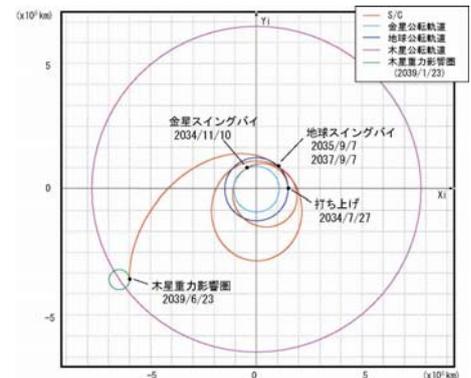


図3 地球から木星への軌道

3.2 木星重力影響圏での軌道

先ほど示した軌道により、木星重力影響圏に 7.40km/s で突入した衛星は双曲軌道を描く。そして、近木点である高度208080km(中心から279572km)において、1回目のメインスラスト噴射(ΔV 1.012km/s)を行い、減速する。これにより衛星は木星重力影響圏内にとどまり、楕円軌道(長半径 $1.828 \times 10^8\text{km}$, 離心率0.985)に移行する。遠地点まで航行したら、2回目のメインスラスト噴射(ΔV 0.053km/s)で加速する。この時、+Z方向に約 1.5° の面外変更を行い、面外のホーマン移行(長半径 $1.835 \times 10^8\text{km}$, 離心率0.977)によりイオの公転軌道へと移行する。イオでは第1回のミッション遂行とともにスイングバイが行われる。ミッションはイオの高度100km(中心から1922km)で行われるため、イオの重力により衛星の脱出時の軌道は約 3° 曲げられることになる。しかし、先ほど面外軌道変更を行ったので、イオの南極付近を通るようなスイングバイを行うと突入時の速度に対して、大きさが等しい速度(公転面に垂直な成分は逆向き)でイオ重力影響圏を脱出することが出来る。よって、イオ脱出後はイオ突入時と同じ長半径と離心率を持った楕円軌道を航行することになる。この軌道の周期はイオの公転周期の286倍であ

るため、 286×1.7 (イオの公転周期) 日後、1回目と同じ場所で2回目のミッションを行うことになる。この時、衛星はイオに約 1.5° の角度で-Z方向から近づくので北極付近を通過することで、-Z方向へ等しい大きさの速度で脱出するようなスイングバイを行う。その後同様に楕円軌道を飛行し、3回目のミッションを行う。この後、遠地点まで航行した衛星は3回目の噴射 (ΔV 0.098km/s) で減速しながら軌道面をもとに戻す。これにより木星に近づくような楕円軌道 (長半径 1.823×10^8 km, 離心率 0.990) を描く。木星の高度 107566 km にまで近づいた宇宙機は4回目の噴射 (ΔV 0.513 km/s) で一気に加速、双曲線軌道を描いて木星重力影響圏を脱出する。以上木星重力影響圏内を航行した総飛行時間は5.95年である。図4は慣性座標系での軌道を、図5は太陽—木星回転座標系での軌道を示している。

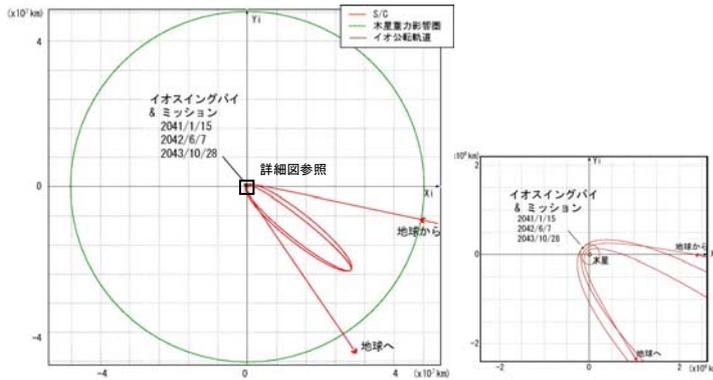


図4 木星重力影響圏での軌道
(慣性座標系)

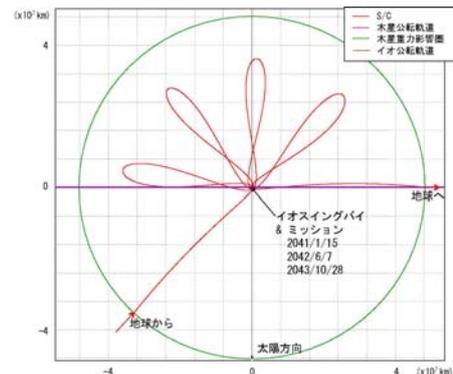


図5 木星重力影響圏での軌道
(太陽—木星回転座標系)

3.3 木星から地球への軌道

軌道は木星公転軌道半径を遠日点、地球公転軌道半径を近日点とするホーマン軌道である。この間の飛行時間は2.73年であり、地球重力影響圏には相対速度8.79km/sで突入する。図6に軌道を示す。

3.4 地球重力影響圏での軌道

地球重力影響圏に突入しそのままカプセルを分離すると、近地点高度100kmでは速度13.9km/sに達してしまう。今回の設計においてはカプセルの設計や空力加熱の計算およびシミュレーションを行わないので、既存のカプセル、すなわち「はやぶさ」(JAXA)の再突入カプセルが想定している程度の速度で突入するように減速を行う。月の公転軌道に差し掛かったあたり(高度390000km)で5回目の噴射 ($\Delta V=3.49$ km/s) を行い減速した後、カプセルを分離。カプセルはその後地球の高度100kmに12.0km/s(迎角 0°) で大気へ突入する事になる。

一方、本体はカプセルをリリースした後、高度380000kmにおいて6回目の噴射 ($\Delta V=0.35$ km/s) を行って地球から遠ざかる方向に加速する。この加速によって近地点高度が22782kmとなり、その後地球重力圏を再び脱出して人工惑星となる。この間の軌道を図7に示す。

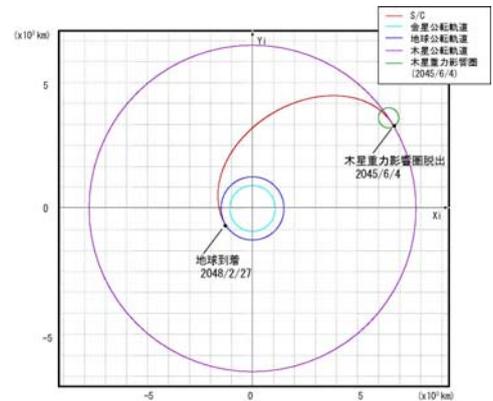


図6 木星から地球への軌道

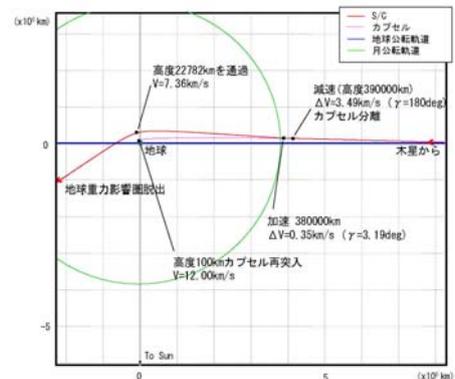


図7 地球重力影響圏での軌道
(太陽—地球回転座標系)

4 カプセル詳細設計

4. 1 システム

今回、イオでの噴煙を回収するに当たって、図8に示すような「カプセル」を用いる。

実際に回収する時は、進行方向にカプセルを向けて飛行し、回収直前にヒンジを中心に蓋を回転させて開くこととする。カプセル内部にはハードディスクやパラシュートボックス、ヒンジ回転用のモーター等が入っており、それらの上に保護用のシールドと噴煙吸着用のエアロジェルが装着されている。エアロジェルは回収時に噴煙の運動エネルギーが熱エネルギーに変換して組成が変化してしまうことを防ぐことができる。このエアロジェルは彗星の塵を回収するミッションを行った NASA の衛星「Stardust」にも用いられた(図9)。その時、「Stardust」と塵との相対速度は約 6.1km/s であったのに対し、本ミッションにおける「かすみ」と噴煙の相対速度は約 5.7km/s なので、今回のミッションにおいてエアロジェル回収機構が有効であると言える。ここで蓋は、地球帰還時に熱防御シールドとしての役割を担うことになるので空力加熱から内部の噴煙粒子や搭載機器であるハードディスクを保護しなければならない。そこで、カプセルに関しては大気突入の速度を「はやぶさ」が想定しているのと同じ 12km/s(高度 100km)程度とし、半頂角「はやぶさ」と同じ 45° とした。地球帰還時の回収方法としてはこれに成功している「Stardust」の技術で可能と考える。

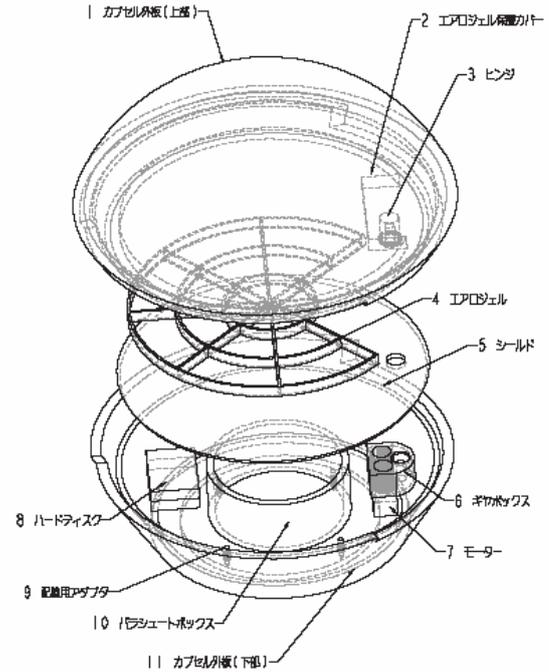


図8 カプセル分解図



図9 「Stardust」で用いたエアロジェル

4. 2 開閉機構

ミッションの直前にはカプセルの上蓋が開くが、その際モーターを使って上蓋を回転することにより展開させる。ただし、ただモーター回して回転させるだけではカプセル内部の機密性が非常に低くなってしまうため、今回はねじを用いて機密性を高くする方法を考案した。まず、図10にカプセルの外板を展開した様子を示す。最初はぴったりと閉まっているところからねじが緩む向きにモーターを回転させる。ここで内蓋(A)がカプセル下部外板の段差(B)につっかえている間はねじの効果で蓋が上がり続ける。ところが内蓋(A)の高さが下部外板の段差(B)を越えると、蓋の回転を妨げるものはなくなるので、蓋がヒンジを中心に回転を始める。そのまま約180度回転すると、内蓋はカプセル反対側の高い段差(C)にぶつかるので、そこで回転をやめるようにする。たとえばモーターは高い段差に当たった時点で負荷が急に大きくなるので、その時の電流を検知して動作をストップするように設定しておく。ミッション後はモーターに先とは逆向きの電流を流すことで、開く方とは逆のプロセスを辿って蓋がしまるようにする。まずモーター

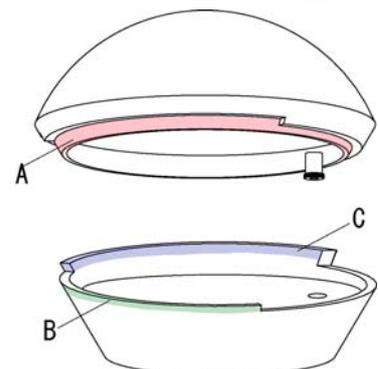


図10 カプセル開閉機構

をまわすと上蓋が回転を始め、約 180 度回転して最初の位置(カプセルの蓋が下部をすっぽりと覆う位置)まで戻ると、内蓋はカプセル下部の高い段差(C)にぶつかり回転が妨げられる。したがってこのままモーターが回り続けるとカプセルの蓋は下方向に下降し始め、モーターでねじが締められていくのと同時に蓋がしっかりとカプセル下部に押さえられる。このようにすることで蓋の2重構造(外蓋と内蓋)に加え、カプセル内部の機密性も高く保つことが可能となる。

5 搭載機器

5.1 通信系

本ミッションの目的地であるイオは地球から非常に遠く、ゲインの大きいアンテナが要求される。特に画像の送信などには高いビットレートが必要とされるため、通常のアンテナとは別にすることが望まれる。したがって今回は「ガリレオ」のアンテナを参考にし、SバンドとXバンドの2つのバンドを用い、さらに画像等データ量の大きな通信のためのハイゲインアンテナ(HGA)と、通常時および非常時通信のローゲインオムニアンテナ(LGA)¹を用意した。オムニアンテナは出来る限り衛星から離すことで視野を広くし、非常時にどのような姿勢となっても出来る限り通信が出来るようにした。ただしHGAは熱制御の観点から、最初はたたんだ状態で2度目の地球スイングバイをした後に展開するものとする。地上での通信に関して、地球側では臼田宇宙観測所の大型パラボラアンテナを使用する²。

5.2 電源系

木星系では太陽から得られる光および熱エネルギーが小さいので、太陽光(熱)電池パネルではなくRTG(放射性同位元素からの発熱を利用した発電機)を電力源として用いた。RTGの燃料は、設計寿命が14年であることと、使用する電力の関係より、「ガリレオ」や「カッシーニ」などの深宇宙探査衛星にも用いられたPu²³⁸(半減期87.8年)³を選択した。このRTGにより発生する熱エネルギーは4400[W]、電気エネルギーは292[W](BOM)である。本解析書では詳細を示さないが、各フェーズにおける使用電力はRTG1基の運用で事足りることが計算で求めたので1基のみ搭載する。

ところで、RTGによる放射能の影響がなるべく衛星に及ばないようにするために図11のようなRTG展開機構を考えた。ロケット搭載時には上部の2本のアクチュエーターを伸びた状態にしてトラスを下に折りたたみ、ロケットから放出された直後、アクチュエーターを縮めることでトラスを真横に展開するようにする。

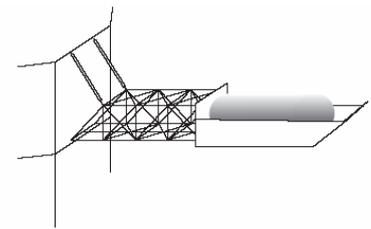


図 11 RTG 展開機構

5.3 推進系

今回は木星衛星イオまでの往復を考えているため、Ispの高い液酸液水のロケットエンジンRL10-A-4-2(Pratt & Whitney社製、80kN、Isp 444s)を用いる。ただし、液体水素は沸点が20.3°C(臨界点は約32.9°C)と非常に低いため、衛星を上段(ミッション部+バス部)と下段(液酸液水タンク)を中段(放熱面のある空間)によって熱的に分離し、断熱材を用いることにより熱設計を施した。

¹ LGAは地球に対しての視野を広げるため、直交するように配置した。図13鳥瞰図参照。

² Xbandを用いての指令、およびアンテナが衛星に対して影になる際はDeep Space Network(DSN)70mアンテナを使用する。

³ 安全性の面からみても、様々な放射性同位元素の中から取扱いが比較的安全なα線を出すPu²³⁸を使用した。

姿勢制御用スラスタにはモノメチルヒドラジン/四酸化二窒素を燃料とするBT-4(IHI Aerospace社製, 500N, Isp 329s)を8基搭載する。ただし燃料節約のため、衛星にはリアクションホイール(BRADFORD社製, 最大6000rpm)を2基搭載し、リアクションホイールによる制御を第一とする。制御用エンジンの燃料は火星探査衛星「のぞみ」(JAXA)の ΔV を今回のミッション年数分延ばすことにより見積もった。

5. 4 その他のシステム

姿勢制御用のセンサに関しては、併進・回転の加速度計, サンセンサ, スタートラッカを搭載する。スタートラッカはサンプリングタイムが 100ms と短い, 補助的な役割として電力を必要としないサンセンサも搭載することとした。プロセッサは 2 台搭載しており, 1 台は姿勢および軌道制御用で各センサとつながっており, もう 1 台はカメラやハードディスクなどのミッション系を扱う。今回使用するプロセッサは 1800MIPS 程度の高速度処理が可能であり 1 台で十分だが, 通常は負荷がかからないよう 2 台で運用する。可視光のカメラに関しては, イオの火山探索時に画像航法を採用するので, 画像あたりの撮影範囲が大きく, さらにその範囲に対してのピクセルが大きいものを選定する。一方, 赤外線カメラについては, 分解能はそれほど大きくないがある点の地表温度が他の地点に比べて高いかどうかを判別できる程度の性能をもつものを選定する。ハードディスクに関しては 500GB のものを 2 台搭載することとした。今回用いる可視光のカメラは 1 枚の画像が約 1GB であり, イオでは 1 ミッションあたりの撮影枚数は約 120 枚である。ミッション中は通信を行わないため, ミッション中の画像を保存するために最低限 150GB 程度の容量は必要となる。これに加え金星, 地球, 木星などの惑星や衛星を撮影する場合や, アンテナ不調で通信による画像転送が行えなかった場合を考慮した。

6 重量推算

今回実際に行った重量推算の方法を簡単に示す。

1. 機器重量を基にその10%を構造重量, 7%を配線重量, それらの合計の5%をマージンとし, これにタンク重量を加えたものとしてドライ重量を推算する。
2. 仮定したドライ重量をもとに燃料重量を求める。
3. ドライ重量に燃料重量を加えて全体重量とし, ロケットの打ち上げやメインエンジン噴射時に発生する加速度や振動に耐えられるよう衛星の構造を設計する。
4. 設計した構造重量をもとに再度ドライ重量を推算し1に戻るといふのを要求が満たされるまで繰り返す。
5. 以上で得られた結果から熱計算を行い, 要求が満たされるまで構造や材質などを変えて1に戻す。

熱設計および構造計算については計算を行い, 設計要求が満たされることは確認している, 以下ではここで示した燃料重量計算の流れにおけるイタレーションを繰り返す, 算出した値を示す。ちなみに軌道設計の時点でH-II Bによる加速を10.78km/s以上としたので, 衛星の打ち上げ時の全体重量は約6.9[t]以下でなければならないが, 打ち上げ時全体重量は6.77[t]と算出されたので, H-II Bでの打ち上げが可能となる。

計算した重量・サイズなどを表 1 に占めす。図 12 は 6 回の

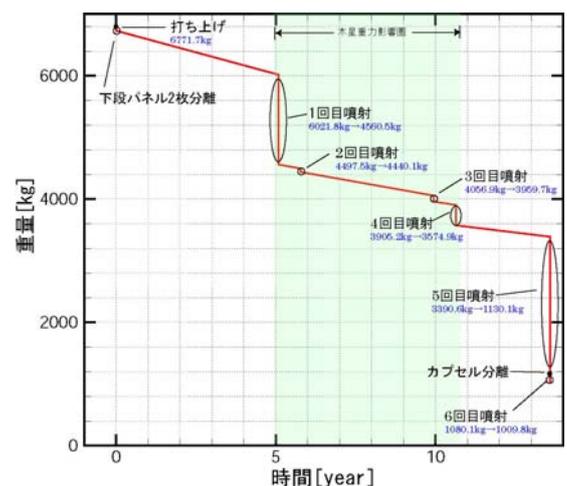


図 12 衛星の重量推移

メインスラスト噴射や全行程にわたる制御用燃料噴射に伴う衛星全体重量の推移をグラフにしたものである。

表 1 搭載機器および燃料重量諸元

機器		重量 [kg]	縦 [mm]	横 [mm]	高さ [mm]	個数	合計重量 [kg]
Antenna	Antenna LGA 1	1.3	φ	274.2	40	1	1.30
	LGA 2	2.2	φ	274.2	100	1	2.20
	HGA	32.5	φ	4800	2400	1	32.50
	Transponder (S-band)	4.0	300	198	110	1	4.00
Shield	Amplifier (X-band)	2.9	113	174	341	1	2.90
	Sun shield (large)	1.32	172	134	45	1	1.32
Processor	Sun shield (small)	34.66	φ	3800	-	1	34.66
	Onbord processor	0.60	φ	500	-	1	0.60
Data strage	Onbord processor	1.5	233	160	40	2	3.00
Sensor	Datastrage	0.64	136	266	131	2	1.28
	Sun sensor	0.27	120	120	40	2	0.54
Camera	Star sensor	1.8	120	120	230	1	1.80
	Accelerometer	0.16	φ	65	30	1	0.16
	IRU	11.0	225	227	162	1	11.00
	Infrared camera	5.0	200	250	120	1	5.00
Power	Camera	12	382	154	223	1	12.00
	Power supply	55	φ	427	1140	1	55.00
Propulsion	Main thruster	141	φ	1530	2000	1	141.00
	Hydrazine thruster	4.0	φ	270	800	8	32.00
	Reaction wheel	3.2	φ	235	123	2	6.40
	Capsule wheel	50.0	φ	807	495	1	50.00
Tank	LO _x	7.63	φ	1826	1826	1	7.63
	LH ₂	4.47	φ	815	2680	8	35.72
	N ₂ O ₄	3.08	φ	998	1072	1	3.08
	Hydrazine	2.50	φ	999	999	1	2.50
Fuel	LO _x						3623
	LH ₂						710
	N ₂ O ₄						868
	Hydrazine						526
搭載機器合計							398.7
配線/計装マージン							27.9
機器構造マージン							122.9
システムマージン							47.8
タンク合計							49.0
燃料合計							5602
構造合計							488.7
打ち上げ時全重量							6771.7

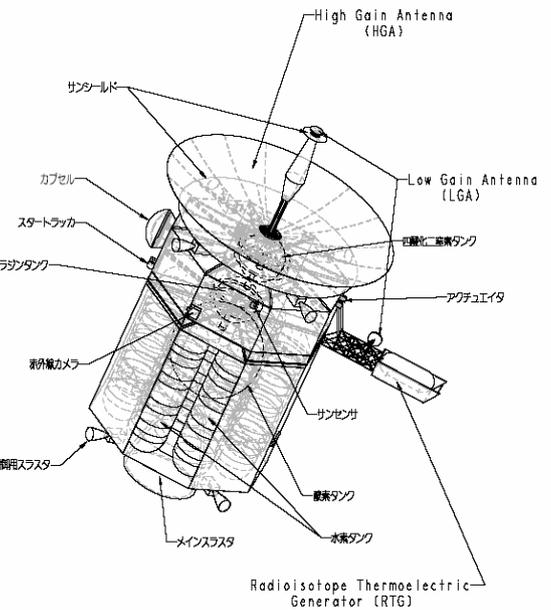


図 13 「かすみ」鳥瞰図

※サンシールドは HGA の上部に小さなものを、衛星と HGA の間に大きなものを設置する。航行中はサンシールド側(衛星太陽方向)に向けて熱制御を行うこととする。カプセルに関しては「Stardust」と「はやぶさ」を参考にして 50kg と

7 さいごに

図 13 に本衛星の鳥瞰図を示すので搭載機器の位置などを確認されたい。最後に熱設計について簡単に述べる。本衛星で最も困難なことのひとつとして、機器を常温に、燃料を極低温に保たなければならないことである。まず上段を常温、下段を極低温にするための方法として中段を設ける。中段 8 面のうち対面する 2 面はパネルが無い。さらにロケットとの分離後は下段も同じ面のパネル 2 面を分離する。航行中はこの 2 面を公転面に対して垂直にすることにより深宇宙(3K)への放熱面とする。この間常にサンシールドをつけている上段を太陽に向ける。次に表面素材としては上段に MLI を多用することで上段からの熱入力を抑え、下段に白色ペイントを多用することで下段の放熱を促進させた。さらに熱が下段に伝わらないよう熱伝導率の小さい GFRP 等を材料として多用した。衛星の熱計算に関しては節点方程式を解くことにより各要素が機器や燃料の許容温度範囲に収まるようにした。

参考文献

- [1] 中須賀真一, 松永三郎, 狼 嘉彰, 富田信之, 宇宙ステーション, 東京大学出版会, (2002)
- [2] Io Jupiter's Volcanic Moon, <http://www.planetaryexploration.net/jupiter/io/index.html>, (2003)
- [3] NASA, STARDUST, <http://stardust.jpl.nasa.gov/mission/spacecraft.html>
- [4] Jim Taylor, Kar Ming Cheung, Dongae Seo, Galileo Telecommunications, http://descanso.jpl.nasa.gov/DPSummary/Descanso5--Galileo_new.pdf
- [5] JPL, Galileo, <http://www2.jpl.nasa.gov/galileo/index.html>
- [6] 山田哲哉, 安部隆士, 「はやぶさ」カプセルの地球大気再突入におけるプラズマ現象とその周辺, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部