

微生物観察衛星~TeikyoSat~

1. 序論

これまで宇宙ステーション、スペースシャトル、小型ロケットやフリーフライヤーを用いた宇宙環境での生物実験は多数行われてきた。その例を以下に示す。

- ①旧ソ連の宇宙ステーション「ミール」における無重力空間のカエルの行動を観察する実験^[1]
- ②宇宙実験・観測フリーフライヤーにおけるアカハライモリの宇宙での産卵と卵の初期発生に及ぼす重力の影響を観察する実験^[2]
- ③小型ロケット(TR-1A)「たけさき」6号機による骨芽細胞の増殖関連遺伝子などの発現に及ぼす微小重力環境の影響を調べる実験^[3]
- ④スペースシャトル STS-47 での微小重力環境を利用した鯉の宇宙酔いの実験^[4]
- ⑤スペースシャトル STS-86 での細胞性粘菌の無重力と宇宙放射線による影響の実験^[5]

これらの宇宙環境での生物実験の例を見てわかる通り、小型人工衛星で生物実験をミッションにした例は現在のところない。

宇宙空間では微小重力・高放射線量の影響で全ての生物に突然変異が起こり得るので、無害な生物はもちろんのこと、うまくいけば有害な生物から有益な生物が生じ、それが生物学上の貢献となり得る可能性も否定できない。従って、将来は有害な生物の宇宙実験も必要となるだろう。宇宙ステーション等では有人の生物実験は行えるが、人への感染を避けるため有害な生物の実験はできない。フリーフライヤー等では無人実験は可能であるが、大型でコストが高い。したがって、まずコストを抑えられる小型人工衛星で無害な微生物を用いて観察技術を確立し、将来的には有害な生物にまで拡張することは意義があると考える。

2. ミッション

2-1. ミッションの目的

序論で述べた観点から本ミッションに適用する微生物を「粘菌」とする。粘菌は後に述べるように特徴的な性質があり、微小重力環境と宇宙放射線が粘菌に与える影響の観察を小型人工衛星で観察することを本ミッションの目的とする。地球上では粘菌の子実体は重力の反対方向へ伸びることが知られているが、宇宙環境ではどうなるかは予想できない。その挙動が微小重力の影響によるものか、宇宙放射線の影響によるものかを調べるために宇宙環境で実験を行う価値がある。

2-2. 粘菌とは

粘菌とは、変形体と呼ばれる栄養体が移動しつつ微生物などを摂食する動物的性質と、小型の子実体を形成し孢子により繁殖する植物的性質を併せ持つ生物である。

本ミッションで使用する粘菌はキイロタマホコリカビという細胞性粘菌の一種であり、モデル生物として広く研究で利用されている。キイロタマホコリカビの生活環は図 2-1 のように、2 つのサイクル、すなわち、増殖期と分化期から成る。粘菌は適当な環境条件下では、発芽をし、動物的なアメーバ状の細胞になり、周囲の餌を取り込みながら、2 つに分裂する無性生殖法の 1 つの型により増殖する。周囲に摂取可能な栄養源がある限り、細胞は原理的には無限増殖をする。これが増殖期である。

周囲の摂取可能な栄養源が枯渇し、飢餓状態になると、細胞の行動が一変し、分化期に入る。細胞同士が集まりだし、ストリームやマウンド等を経て子実体を形成する。従って、子実体は分化形態の最終段階であり、植物的な多細胞体である。子実体は孢子群(生細胞)とそれを支える細胞性の柄(死細胞)からなる^[6]。我々のグループが地上実験で撮影した子実体の顕微鏡写真を図 2-2 に示す。球状のものが生細胞で、それを支える細い柄が死細胞である。地上(重力環境下)では、子実体は地面から垂直に上方へ伸びることが観察されている。

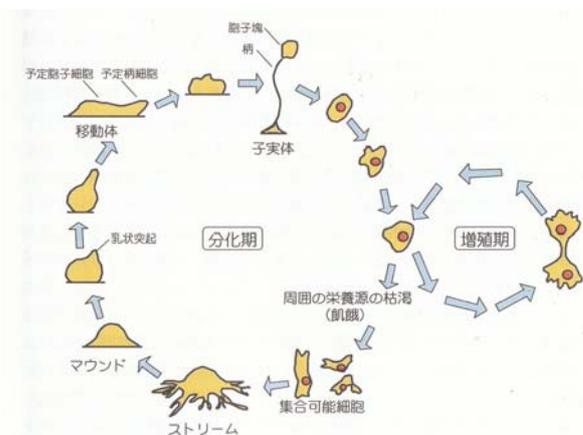


図 2-1 キイロタマホコリカビの生活環^[6]

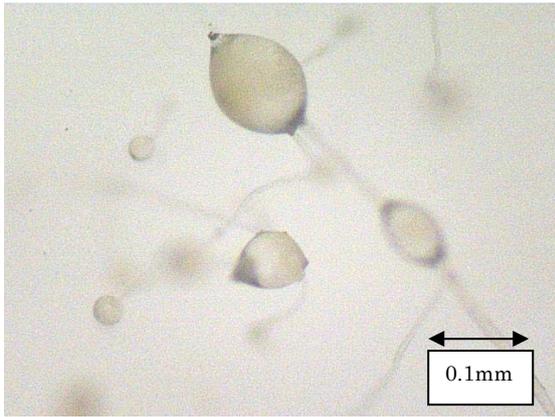


図 2-2 キイロタマホコリカビの子実体写真^[7]

粘菌の増殖に適する温度は 22℃前後とされており、28℃以上の温度では粘菌の細胞は活動を緩め、その状態が継続した場合、細胞は死滅する。また、温度が 10℃以下になった場合、細胞の活動は緩やかになり、やがて休眠状態になる。粘菌の子実体を乾燥状態に置いた場合、やはり休眠状態になる。0℃以下になると細胞は死滅する。

2-3. ミッションプロセス

2-3-1. 打上げ前のプロセス

衛星打上げ前には各種の審査等があり、また、不測の事態のため打上げ時期の延長等もあり得るので、その間は粘菌の世話ができないため、粘菌が生きていられる保証はない。したがって、打上げ前には粘菌を乾燥状態にしておき休眠させる。粘菌を乾燥させるには、シリカゲルを使った乾燥方法または自然乾燥法を用いる。粘菌がシャーレ内空間に浮いてしまうことを防ぐために乾燥状態の粘菌を粘着性のあるシートに植え付けることによって保持する。

2-3-2. 打上げ後のプロセス

打上げ後の適当な時点で粘菌を休眠状態から目覚めさせる。このためシャーレ内に培養液が入ったカートリッジを入れておき、必要ときにカートリッジから培養液が流れて、乾燥状態の粘菌を目覚めさせるようにする。なお、衛星が宇宙空間に放出された時に、地上局からカートリッジを開放するコマンドを送信すると同時に画像取得のコマンドを送信する。その後、温度調節を行い、画像取得を行う。画像取得は子実体の形成が終わるまで行う。

2-4. ミッションシステム

2-4-1. ミッションモジュール

ミッションモジュールには、粘菌を保持するシャーレ、粘菌を観察するカメラシステム、観察の

ための LED 光源を収納する。図 2-3 にミッションモジュール全体、図 2-4 に画像データ処理系の内部構造、表 2-1 にミッションモジュールと各機器の寸法を示す。

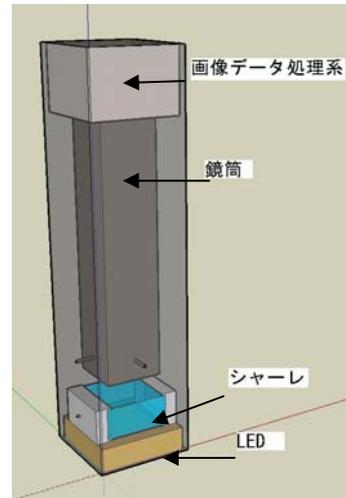


図 2-3 ミッションモジュールの全体図

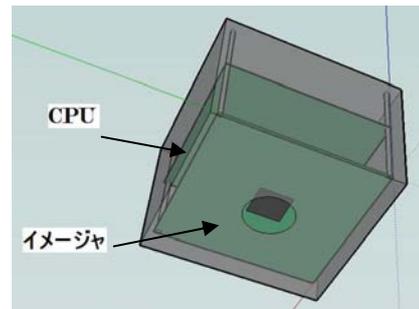


図 2-4 画像データ処理系の内部構造

表 2-1 ミッションモジュールと各機器の寸法

ミッションモジュール	80mm × 80mm × 250mm
画像データ処理系	55mm × 55mm × 40mm
鏡筒	35mm × 35mm × 160mm
シャーレ	40mm × 40mm × 10mm
LED	55mm × 55mm × 15mm

2-4-2. ミッションモジュール容器

ミッションモジュールは円筒形のミッションモジュール容器に収納される。ミッションモジュールは四角柱形状をしているので、容器との空間にはポリウレタン系の断熱材・緩衝材を入れ、シャーレの振動を抑え、光学系の不具合を防ぎ、支柱で固定する。ミッションモジュール容器の外部はほぼ真空であるので、内部を粘菌が活動できる温度・圧力・湿度範囲に保つためには、ミッションモジュールは高い気密性を保持しなければならない。このような場合、平板蓋をボルト止めするのが普通であるが、本モジュール容器では内部から加圧されるので、漏れが大きくなる恐れを考

慮し、むしろ接触面積を多くし、かつ、コンパクトに締めることのできるネジ込み蓋機構を採用する。ネジ部にはシールテープを用い、容器本体と蓋との間の気密性を高めるためにメタル O リングを用いる。この方式採用の信頼性を実証するために、真空槽にミッションモジュール容器を入れた漏れ試験を継続中であり、結果によっては別の方式への余地を残している。ミッションモジュール容器は(株)湯原製作所製で、外形写真を図 2-5 に示し、衛星構体内での搭載位置については、3-1 節に記載する。



図 2-5 ミッションモジュール容器の外形写真

2-4-3. 粘菌保持用シャーレ

粘菌が活動するには空気が必要であり、シャーレに収納したミッションモジュールの内部を 1 気圧に保つ必要がある。また、宇宙空間での温度は日向と日陰では $+100^{\circ}\text{C}$ ～ -100°C と幅があり、粘菌が活動できる温度環境は 10°C ～ 28°C であるので衛星には厳密な温度管理が必要となる。日照時の衛星内部の温度上昇に対しミッションモジュールの温度が上がり過ぎたときにはペルティエ素子を用いて、モジュール外への排熱を行う。これらの操作はシャーレ内に置いた温度センサの出力に基づいて行う。ペルティエ素子を用いた冷却器については 3-2-2 節に記載する。図 2-6 にシャーレの全体図を示す。

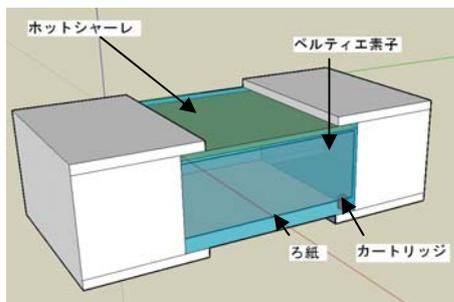


図 2-6 シャーレの全体図

乾燥状態の粘菌に培養液を与えるためには、培養液を入れたカートリッジの一部をビニール製

とし、そこに電熱線を設け、地上からのコマンドにより電流を流し、溶解したビニール部分から培養液が流れ出る機構とする。カートリッジはシャーレの内部に置き、送電及びコマンド送信用の配線はシャーレ側面を貫通させたパイプ内を通し、接着する。

2-4-4. カメラシステム

カメラシステムは顕微鏡を内蔵する鏡筒と画像データ処理系で構成される。本ミッションでは粘菌のサイズは 1mm 以下であり、通常のカメラでは撮影が困難である。そのため、顕微鏡によって拡大した画像を作り、画像データ処理系で取得・記録を行う。顕微鏡はシグマ光機(株)の同軸照明式ハンディスコープ OUCI-2 を改造したものとし、倍率 5 倍の対物レンズでできた像を $4\text{mm} \times 4\text{mm}$ のイメージャに取り込み、それを再生する地上モニター上では 50 倍程度に拡大出来るようにする。画像データ処理系の条件を表 2-2 に示す。

表 2-2 画像データ処理の条件

画素数	100万画素
撮影間隔	30分に1回
撮影時にLEDを発光させ撮像の光源とする。	
撮影した画像を記録装置に収録する。	
画像圧縮を行う。	

鮮明な画像を得るためには画素数はできるだけ多くしたいが、データ量が大きすぎるとデータを地上に送信する時間がかかるため、やむなく 100 万画素に抑えた。撮影間隔については、地上では 1 時間に 1 回でもかなりゆとりを持って撮影できるが、宇宙空間においては成長の早さが変化する可能性があるため、30 分に 1 回に短縮した。粘菌の成長は光を受ける位置によって影響を受けるため、光を常に照らさず撮影時のみ LED の発光を行う。図 2-7 と表 2-3 にイメージャの画像およびイメージャの性能を示し、図 2-8 にカメラシステムの作動フローチャートを示す。

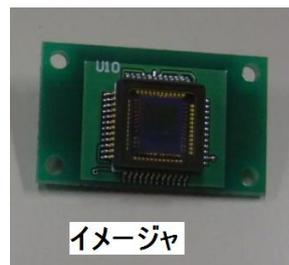


図 2-7 イメージャ^[8]

(協力：東京理科大学 木村研究室)

表 2-3 イメージャの性能

製品名	OV9630 Color CMOS SXGA Omini Vision Technologies社	
総画素数	1280×1024(SXGA)	
供給電力	コア	2.5VDC±10%
	アナログ	3.3VDC±10%
	I/O	3.3VDC±10%
必要電力	稼働時	150mW
	起動時	30μW
寸法	14.2mm×14.2mm	

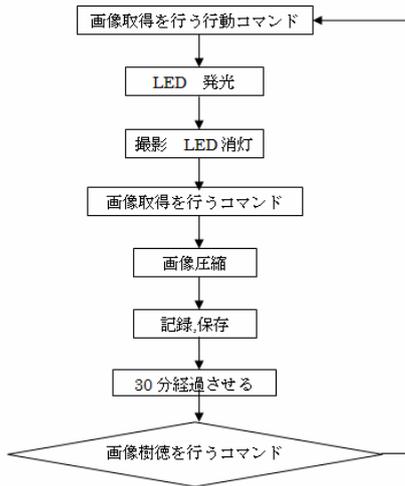


図 2-8 カメラシステム作動のフローチャート

イメージャは顕微鏡で拡大した像をデジタル変換するためのセンサであり、本衛星では CMOS イメージャセンサを使用する^[9]。CMOS は消費電力が少なく、高速処理ができる利点がある。

2-4-5. LED 光源

自作の LED 光源を用い、前記の OUCI-2 で顕微鏡写真を撮影した結果、光度に関しては十分であることが実証できた。したがって、衛星に搭載する際もこのシステムを採用することとし、拡散板や LED に直接つける拡散キャップを使用してさらに均一な光量を確保する。表 2-4 に LED の種類と駆動性能を示す。

表 2-4 LED の種類と駆動性能

LED	OSPW5111A-YZ OptoSupply Limited社
電源電圧	3.0V~3.8V
消費電流	30mA
光の強さ	25000mcd
半減角	15°
動作環境温度	-30°C~+80°C
寸法	34.7×5.0mm

2-4-6. 放射線量モニター

本衛星は高度約 600km、傾斜角 90°の円軌道に

乗せる予定であるので、10~100Gy/year の宇宙放射線を受けることになる^[10]。衛星の運用中に粘菌が受ける宇宙放射線量を計測するため、アクティブ型の放射線線量計である RADFET (Tyndall National Institute 製)を採用する。線量計は、ミッションモジュールの上面外側、ミッションモジュール内部(シャーレ横)、バッテリー、OBC の計 4 箇所に 1 個ずつ設置する。放射線データは画像データと同様に、衛星内部にあるデータレコーダに記憶し、地上からのデータ送信コマンドによって地上へダウンリンクされる。

2-4-7. 遠心機

宇宙環境では重力効果を識別する必要がある。そのためには遠心機を衛星に搭載する必要があるが、本衛星にはそのスペースがないので遠心機を搭載せず、その代わりに、地上で JAXA つくば宇宙センターにあるようなゼロ G 発生機を使用して無重力環境を作り、そこでの粘菌の挙動と 1G 環境でのそれとの違いを予め調べておくこととする。

3. バスシステム

3-1. 構体仕様

構体の外形について図 3-1 および図 3-2 に示す。

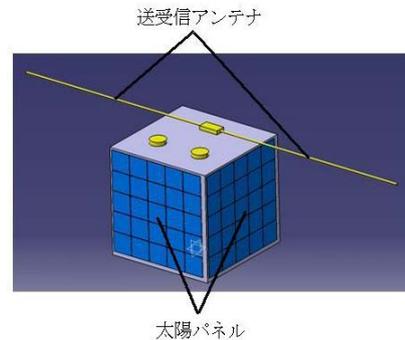


図 3-1 構体の外部構造

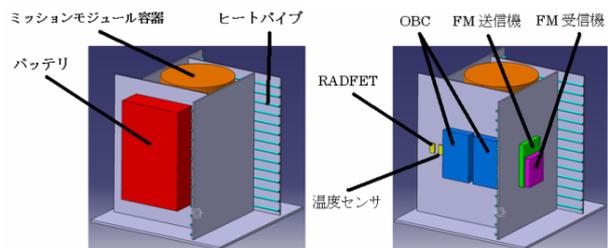


図 3-2 構体の内部構造

本衛星の本体形状は 300mm×300mm×300mm の立方体とし、衛星構体の中央にミッションモジュール容器を配置する。ミッションモジュール容器を中心として、構体内部は井桁型構造にし、構

体の強度向上および内部機器の搭載容積の確保に努める。構体系の材料には、アルミ合金 2024 を使用する。表 3-1 に衛星本体の仕様を示す。

表 3-1 衛星本体の仕様

本体寸法	300mm×300mm×300mm	
質量	内訳	
	ミッションモジュール	1.25kg
	モジュール容器	5.9kg
	電子機器	2.88kg
	通信機器	0.1kg
	構体	9.06kg
	計	19.2kg

3-2. 熱制御系

外部熱入力には以下の 3 つが挙げられる。

(1) 太陽放射

$$Q_s = E_s A F_s = 1399 \times 0.09 \times 0.4 = 50.4 \text{ W}$$

(2) アルベド

$$Q_a = a E_s A F_s = 0.6 \times 1399 \times 0.09 \times 0.2 = 15.1 \text{ W}$$

(3) 地球の赤外放射

$$Q_e = E_e A F_e = 250 \times 0.09 \times 0.3 = 6.96 \text{ W}$$

ここで、 E_s 、 E_e は太陽放射エネルギー密度、地球からの熱放射エネルギー密度である。(1)、(2)、(3)から本衛星の外部熱入力は合計 72.5W である。本衛星は外部熱入力をスーパーインシュレーション方式で断熱し、ペルティエ素子で熱制御するので衛星構体内は粘菌の活動温度に保たれ、内部熱入力はヒートパイプにより平均化する。

3-2-1. 温度センサ

本衛星のミッションモジュールの温度制御要求は他のミッションと比較して厳しいので、徹底した温度管理を行う。発熱量が集中している機器や発熱量が大きく変化する機器の温度測定を温度センサで行い、ミッションモジュールの熱制御を行う。表 3-2 に本衛星に使用される温度センサを示す。

表 3-2 本衛星に使用される温度センサの性能

温度センサ	LM61CIZ ナショナルセミコンダクタージャパン(株)
電源電圧	-0.2V~+12V
出力電圧	0.6V
出力電流	10mA
入力電流	5mA
温度範囲	-30°C~100°C

3-2-2. ペルティエ素子

モジュールの冷却には、電流を流すと冷却が行えるペルティエ素子を使用したパネル型の冷却機を用いる。ペルティエ素子は薄くシャーレ底面に貼る。表 3-3 にペルティエ素子の仕様を示す。

表 3-3 ペルティエ素子の仕様

ペルティエ素子	TEFC1-03112 (株)日本テクモ
最大吸熱量	3.75W
最大電流	1.2
最大電圧	3.75
最大温度差	69°C
寸法	8.3mm×8.3mm

3-2-3. ヒートパイプ

本衛星の搭載機器の中でも最も発熱密度の高い通信中継機器の排熱を行う。ヒートパイプは小さな温度差で、同じ直径の鋼棒の熱伝導に比べて数百倍の熱輸送を行う能力を持っており、可動部がなく、構造が簡単なので、ミッションモジュールの壁面に貼り付けることで、モジュール及び衛星内部の温度の熱制御を行える。表 3-4 にヒートパイプの仕様を示す。

表 3-4. ヒートパイプの仕様

ヒートパイプ	管体が胴のヒートパイプ片岡線材(株)
最大熱輸送量	17.5W
寸法	直径6mm、長さ70mm

3-3. 電源系

本衛星では、太陽パネルを衛星側面に張り付け、ミッションや熱制御に必要な電力を供給する。

太陽電池から供給できるエネルギーを電力に変換するために合同会社 先端技術研究所の 2 cm×6cm の太陽電池セルを用いる。衛星構体 1 面には 48 個のセルが貼られるため、5 面全体での入射太陽エネルギーは形態係数を 0.4 とすると

$$1399 \left[\frac{\text{W}}{\text{m}^2} \right] \times 0.02[\text{m}] \times 0.06[\text{m}] \times 0.4 \times 48[\text{個}] \times 5[\text{面}] = 161 \text{ W}$$

である。変換効率を 29%、その他のエネルギーロス を 30% とすると発電量は 37.0W となるが、衛星の地球 1 周の時間 96 分のうち日照時間は 64 分であることを考慮すると、正味の発電量は

$$37.0 \times \frac{64}{96} = 21.8 \text{ W}$$

である。衛星内の必要電力推算値は表 3-5 に示すように合計 9.31W であるから諸々の電力ロスがあったとしても電力収支は十分成り立つ。

表 3-5 必要電力量推算値

必要電力推定値	電力値[W]
カメラ	2.5
CPU	
LED	0.6
温度計	0.36
ペルティエ素子	4.5
RADFET	0.4
送信機	0.8
受信機	0.15
合計	9.31

また、太陽からのエネルギーを得られない食時に対応するために、リチウムイオン2次電池(以下、バッテリー)を搭載する。衛星分離前は、地上で充電したバッテリーの電力を使い、ミッション実行に必要な電力を補う。衛星分離後は太陽電池で発生する電力を衛星の制御、食時のためのバッテリーへの充電に使用する。日照中の電力は太陽電池から供給され、衛星バス電圧は、シャントと太陽電池アレイに並列に入れているバッテリーにより安定化されるので、非安定化方式を採用する。また、機器やバッテリー充電に必要な電力は、バッテリーの過充電や電子機器の劣化などを引き起こすのでシャントを置くことで、過充電を避けることにする。バッテリーはサイジングした結果 36g となった。

3-4. 制御系

3-4-1. 衛星システム制御

CPU には PIC(Peripheral Interface Controller) を使用する。PIC では、ミッションのデータ処理やミッションモジュールの温度制御、衛星内部の熱制御を行う。図 3-3 に本衛星のデータ処理システムを示す。

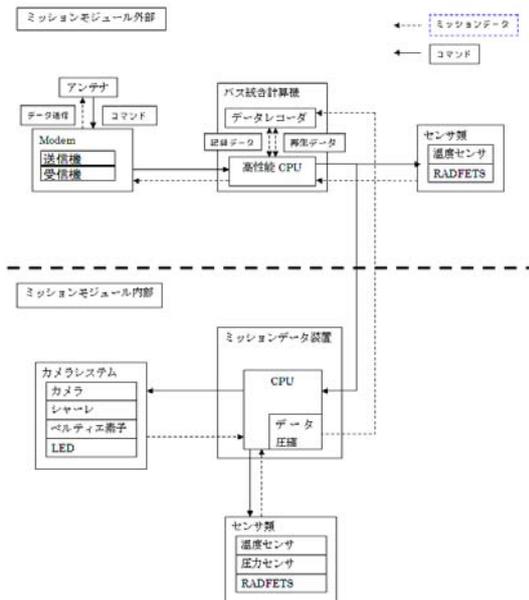


図 3-3 データ処理システム

3-4-2. 姿勢制御

本衛星では能動的な姿勢制御は行わないので、制御用機器は搭載しない。2002 年に打ち上げられた μ -Labsat では、ロケットから分離後、衛星には最大 12rpm 程度のスピンのかかっていた。無制御の本衛星に対して、このようなスピンが粘菌にどう影響するかは今後地上実験で調べることにする。

3-5. 通信系

3-5-1. 通信系

衛星局は衛星のテレメトリデータ(時刻、電源電圧、センサ電圧)などを CW ビーコンにて送信する。また、衛星に搭載した機器の取得したミッションデータ(粘菌の画像データ等)を FM にて送信する。そして、地上局と交信を行い、コマンド指令を受信する。表 3-6 に本衛星に搭載される送信機・受信機を示す。

表 3-6 送信機・受信機の概要

送信機	TXE430MFCW-301A (株)西無線研究所
送信出力	0.8W
消費電力	3.2W
電源電圧	5V
動作環境温度	-30°C~60°C
伝送速度	9.6ksp
ケース外形	100mm × 60mm × 10.5mm

受信機	RXE400MFM-101 (株)西無線研究所
受信感度	-14dB/ μ V
消費電流	30mA
電源電圧	5V
動作環境温度	-30°C~70°C
伝送速度	2.4~9.6kbps
ケース外形	76mm × 50mm × 10.5mm

3-5-2. 衛星 - 地上局通信

地上局は TeikyoSat の運用において、FM・CW 信号の送受信を行なうことを目的とする。以下に示す図 3-4 の方式で衛星と地上局との通信を行う。

衛星が宇宙空間に放出された時、地上局からカートリッジの開放と画像取得を行うコマンドを送る。その後、撮影した粘菌画像を記録装置に蓄積し、そのデジタル画像を D/A 変換し、アナログ信号にして、送信機で地上に送信し、A/D 変換装置にてデジタル信号に変換し、PC で画像を解析する。

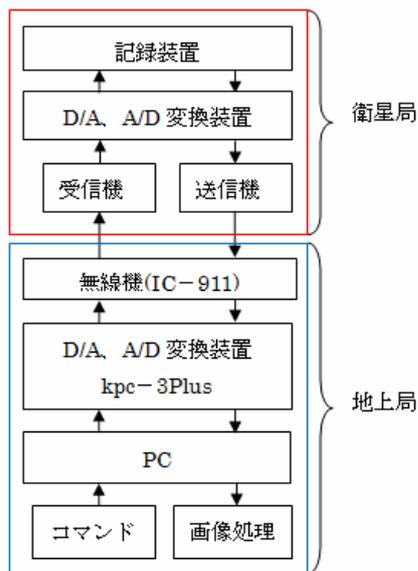


図 3-4 衛星 - 地上局通信フロー

3-5-3. データ取り扱い

本衛星は高度約 600km、軌道傾斜角 90°の低軌道での運用を想定し、約 10 分間の可視時間が 1 日に 5~6 回程度であると想定して、9600bps で 1 日に地上に転送できるデータは、4.3Mbyte となる。しかし、実際の可視時間は 10 分より短くなると考えられ、可視時間にすべてのデータを地上に転送することはできず、パケット化しなければならないので、送れるデータ量は 4.3Mbyte の 3 分の 2 程度の約 2.9Mbyte になることが想定される。100 万画素の画像を JPEG 圧縮して、約 60kbyte とすれば、24 時間で約 2.8Mbyte となり、1 日で地上にデータを転送することがほぼ可能になる。

既に 2010 年 1 月から帝京大学地上局 (JQ1ZAX) を設置して他大学小型衛星の追尾実験を開始しており、本衛星の打上げ後に使用できるための方策は講じてある。

4. まとめ

本衛星を用いて、宇宙環境(微小重力・高放射線量)での粘菌の子実体形成の観察を行うことが出来れば、従来行えていなかった無人小型衛星での微生物観察が可能となる。スペースシャトルやフリーフライヤー等での大掛かりな実験に比べて、小型・低コストでの実験が容易となる。粘菌観察で確立した技術を用いることにより、他の微生物への応用も可能となる。そのような結果は、分子発生学への貢献をもたらし、ひいては新しい生物学への展開の可能性につながることを期待できるであろう。

5. 参考文献

- [1] JAXA 宇宙情報センター：
http://spaceinfo.jaxa.jp/ja/kaihatu_astronauts_akiyama.html
- [2] JAXA 宇宙情報センター：
http://spaceinfo.jaxa.jp/ja/kaihatu_eisei_sfu.html
- [3] JAXA 宇宙ステーション・きぼう広場・情報センター：
<http://iss.jaxa.jp/utiliz/result/rocket/tr-ia7/index.html>
- [4] JAXA 宇宙情報センター
http://spaceinfo.jaxa.jp/ja/space_shuttle_payload_bay.html
- [5] 大西武雄：
<http://www.naramed-u.ac.jp/~biol/space/nenkin-2.html>、奈良県立医科大学。
- [6] 前田靖男：パワフル粘菌、東北大学出版会、2009。
- [7] シグマ光機：私信、2010 年 10 月
- [8] 木村真一：私信、2010 年 6 月
- [9] 茂原正道、鳥山芳夫：衛星設計入門、培風館、2003。
- [10] 五家建夫：宇宙環境リスク辞典、丸善、2006

6. 謝辞

本衛星のアイデア構築および実現に向けて、次の方々から多大の協力を得たことに深甚なる謝意を表す。①粘菌の取扱：帝京大学若林健之教授、②衛星のコンセプト検討および撮像イメージの提供：東京理科大学木村真一教授、③衛星システムに関するアドバイス：帝京大学古徳純一講師、④ミッションモジュール容器の製作：(株)湯原製作所、⑤システム設計支援：帝京大学森要教授、坂本英和教授、大森隆夫教授、芳谷直治教授⑥顕微鏡システムに関する支援：シグマ光機(株)、⑦熱制御系に関するアドバイス：筑波大学村上正秀教授、⑧宇宙放射線に関するアドバイス：JAXA 五家建夫氏、木本雄吾氏、⑨放射線量計 RADFET の提供：Tyndall National Institute、⑩放射線試験支援：帝京大学橋本敬三教授。