

超小型熱圏大気構造解析衛星の提案

[香川大学 工学部] 柳瀬裕太 神村知皓 山下日菜子 和田洋行

1. 序論

地球近傍の宇宙空間には観測や通信、放送など様々な目的で多くの人工衛星が周回しているが、例外なく常に過酷な環境にさらされている。高度 100km 以上に広がる熱圏は、太陽放射によるエネルギー流入と下層大気からのエネルギー流入に加え、局在し変動の激しい磁気圏からのエネルギー流入もあり、極めて不安定な大気領域である。そのような大気密度の変動は、人工衛星の軌道に影響を与え、衝突や落下の危険性を高める。特に太陽活動による大気状態の変化は人工衛星に重大な影響を与えるため、熱圏領域の研究及び、太陽活動との相関の研究は重要性を増している。

しかしながら地上からの熱圏大気状態の観測は高度が高いために難しく、衛星観測も限られているため、概要は把握されているが、変動過程の詳細は不明である。エネルギーと物質の流入は全球数値シミュレーションによって再現されその再現分解能は近年高くなってきているが、直接的に観測できる物理量が限られている事より、そのシミュレーション結果の信頼性は高くない。特に中性大気は遠隔観測が光学観測か、電離大気の観測からの推測であり、観測データは現時点では不十分である[1]。宇宙機運用における事故の発生なども相まって、人工衛星による大気密度計測の必要性が高まり、CHAMP, SLATS (つばめ) といった衛星が投入されている。本衛星も観測目標はそれらと同じである。CHAMP, SLATS に対して、小型であるために、単体での計測性能は劣るが、複数の衛星を投

入することで、空間分布の計測が可能となり、エネルギー流入などの時間変動についても期待できる。

2. ミッション系設計

2.1 ミッション目的とその背景

2000 年 7 月 15 日に X 線観測科学衛星「あすか」が高度 440km を飛行中に磁気嵐に伴う急激な大気密度の上昇のために、運用不能になった[2]。これは、太陽風から磁気圏へ流入したエネルギーと物質が、さらに高緯度域熱圏へ流入し、大気を加熱する事によって熱圏大気の組成と密度の変化をもたらした結果と考えられている。高度な宇宙機の運用のために、超高層大気変動、とくに質量密度の時空間分布の理解は不可欠であるが、太陽活動度との時間的・空間的な相関など、未だに不明瞭な点が多い。

本ミッションでは、超小型衛星での大気密度観測を行うことを目的としている。大気密度観測のため高感度加速度計と電離真空計の双方を搭載した本衛星にて空気密度の実測値計測を継続的に行い、時間的・空間的分解能で大気密度分布の観測を実行する。これにより太陽活動の変化が昼間、夜、どの部分で密度変化が大きく表れるのか、極と赤道では影響の差は出ているのか程度の観測成果を達成することがミッションの目的である。その変動を全球シミュレーションと比較する事によって太陽活動度による過程の理解と、超高層領域におけるエネルギーの流れを捉えられると期待される。可能であるならば図 1 のような形で全球の密度分布の広域マッピングを行いたい。図 1 は測地衛星 CHAMP に搭載された高感度加速度計によ

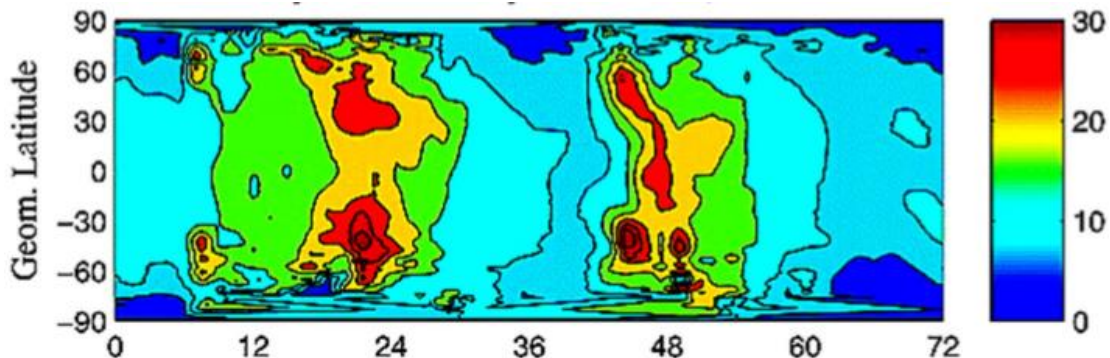


図 1 大気密度分布マッピング (測地衛星 CHAMP の成果より) [3][9]

り導出された熱圏大気質量密度のマッピングである[3]. 本衛星では蓄積されるデータを随時パケット送信することにより、特に太陽活動による大気変動の観測とモデルの検証を行うと同時に大気密度観測のセンシングシステムの確立を行う。不明な点が多い超高層領域の流動メカニズムと太陽活動度相関の解明に貢献したい。

2.2 ミッション概要

本衛星は 150×150×150[mm]超小型衛星を想定している。衛星軌道上の大気密度測定を随時行い、大気密度分布を継続的に測定し、密度分布のデータ蓄積、及びデータのパケット送信を行うことを主ミッションとする。達成目標のレベルは、黒点・フレアなどの太陽活動度による大気流入の時間的変化の有無とその相関を観測することを Full success とし、熱圏大気密度分布の観測と広域マッピングの達成を Extra success に設定した。

測定方法は残留大気により発生する加速度の観測と、電離真空計による大気密度の直接的測定の 2 種を想定している。加速度計により本体に発生した加速度を測定、電離真空計により真空度を計測し、それぞれの観測データを蓄積する。この時、姿勢決定と制御は姿勢決定・制御系に自律的に行なわせる。香川大学上空にてパケット通信にてデータをダウンリンクし地上局で受信、衛星からのデータと変動モデルの比較対象を行うのがミッションの大きな概要である。

2.3 従来の観測との違い

従来は測地衛星 CHAMP などにより、地球全域の重力場モデルの高解像度決定を行う目的で、重力効果による加速度を観測するために、非重力効果によるノイズとなる加速度を計測されてきた。

従来の大型衛星は基本的に重力場モデルの作成を行う事を目的としているのに対し、本衛星は大気密度による軌道擾乱とその時間的変化を観測することによって、太陽活動度との相関を調査するという目的に特化している。精度的には大型の衛星の観測以上のことを期待することは難しいが、超小型衛星であり製作コストが抑えられるので、複数の衛星による多数機展開が可能という性質を生かすことができれば、今回のミッションを以下のように発展できる可能性があると考えている。

CHAMP による観測は精度よく行われているが、一機の衛星で測定を行っているため、全地球の観測状況を精密

にマッピングするには数日間のデータ収集が必要となってくる。一方、太陽活動は日々刻々と変化しているため、太陽活動に起因するデータの変化を観測するには限界がある。もし超小型衛星でフォーメーション飛行体制を構成することが出来れば、精度は低いがある時点のデータを地球上の各所で取得することができるので、太陽活動の影響をリアルタイムに観測することができる。

また、電離真空計を用いての衛星外部圧力の計測は初めての試みであり、今後の熱圏大気密度の計測という分野への新たなアプローチの方法を提供することが期待される。本衛星の搭載機器による観測をモデル化することができれば、他の小型衛星への応用も可能となり得る。

2.4 残留大気による影響

2.4.1 宇宙大気変動モデル

熱圏・電離圏領域における経験モデルはいくつかの経験則に基づくモデルが作られており、中性大気変動を表すモデルとしては MSIS モデル[4]が挙げられる。これは、太陽活動度、地磁気活動度、季節などで観測データを平均化した経験モデルであり、日々の変動を正確に記述できるわけではない。日々の変動の大きさは経験モデルによる記述の限界を示している。超高層域における中性大気風のモデルとしては HWM モデル[5]があげられるが、日々の変動、特に太陽活動度が未知数であることが大きく、やはりある時の風を正確に記述する事は出来ない。日々の変動を正確に記述出来る新モデルの開発も必要である。課題が多い中性大気記述モデルの開発であるが、実測値の圧倒的な不足により技術的検証すら不可能であるのが現状である[1]。

本衛星では太陽活動度による中性大気変動の記述モデルの開発と検証を行い、後々の超小型衛星による多数の実測値の取得のためのシステム開発を行う。

2.4.2 大気ドラッグによる軌道擾乱

大気密度 ρ 、衛星速度 V_s 、大気（粒子）の風速 U 、有効面積 A とすると、大気（粒子）から物体に与えられる大気ドラッグ F_{drag} はドラッグ係数 C_d を導入し、一般的に以下で表される[6]。なお、衛星の進行方向を正としている。

$$F_{drag} = -\rho C_d (V_s - U)^2 A / 2 \quad (2-1)$$

簡単のため、衛星と大気の相対速度 $V = V_s - U$ とすると、大気ドラッグにより本体に発生する加速度 α_{drag} は以下の式で表される。ただし本体の質量を m とする。

$$\alpha_{drag} = -\frac{A \rho C_d V^2}{m} \quad (2-2)$$

式(2-2)より大気密度は加速度を計測することにより求められることがわかる。式(2-2)を変形し

$$\rho = \frac{m}{A C_d V^2} |\alpha_{drag}| \quad (2-3)$$

m , A , C_d は既知であるので、計算にあたり必要なパラメータは速度 V と加速度 α_{drag} である。速度 V はGPSの位置情報による情報、ないし軌道情報から間接的に測定する。加速度 α_{drag} は搭載加速度計より計測を試みたい。

搭載機器の検討のため、発生する加速度の見積もりを行う。対象化を考え、衛星の相対速度 V は高度400kmにおいて見積もり概ね一様に $V = 7.7 \times 10^3 [m/s]$ と見なす。有効面積は全表面積 $\times 1/4$ の値をとるとみなす。 C_d の見積もりは難しいが一般的に用いられることの多い2.2の値を使う。ここで図2より ρ を予測の出来ない変数とみると、大気ドラッグのみにより衛星に発生する加速度 α_{drag} の範囲は

$$-\alpha_{drag} = 1.7 \times 10^{-5} \sim 1.8 \times 10^{-6} [m/s^2] \quad (2-4)$$

の値をとると計算される。ただし低軌道衛星であり、大気抵抗が増大することを考慮すると、加速度計の測定オーダーは $10^{-5} [m/s^2]$ 程度とするのが妥当と考えられる。

ここで、太陽輻射圧による発生加速度を考慮する。太陽輻射圧により発生が予測される加速度 α_s は以下の式

$$\alpha_s = P_s A_s (1+q) \cos i \quad (2-5)$$

で表される。最大のときを考え各パラメータを代入し

$$\alpha_s = 1.9 \times 10^{-8} \quad (2-6)$$

この値は大気ドラッグにより発生する加速度のオーダーより十分小さく、ほとんど影響を及ぼさないと考えられる。以上で本衛星に働く加速度の評価を終了する。

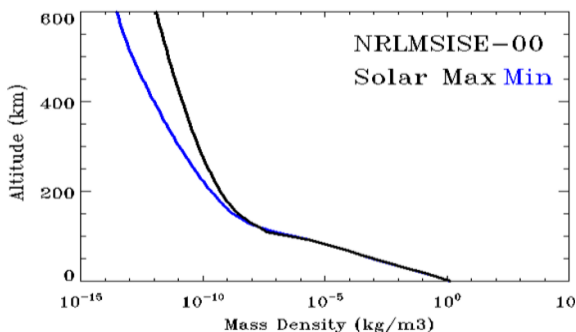


図2 高度ごとの大気密度の変動[7][9]

2.5 ミッション系

2.5.1 測定方法とミッション機器の検討

大気密度の測定方法として直接的測定、間接的測定の双方を提案し、それを検討する。

大気ドラッグにより発生した衛星への影響から計算して求める直接的な大気密度の測定方法を以下に提案する。

- ・本体に発生する軌道方向の加速度より推定
- ・ある一定の時間での本体の落下半径より推定

後者は計測頻度と精度が重要となる。しかし超小型衛星に搭載するGPSでは高頻度での正確な高度変化の計測は期待できない。ゆえに本衛星では軌道方向加速度測定を行う前者の方法を選択する。予測される発生最小加速度は(式2-4)で推定したものをを用いる。

間接的な大気密度の測定として以下のものを提案する。

- ・衛星外部圧力の直接的な測定
- ・質量分析計による測定

後者は機器の大きさ、消費電力の大きさともに現実的ではない。一方前者の直接的測定であるならば電離真空計を用いることで消費電力も2~3Wに抑えることが可能で、かつミッションスペースを圧迫しない。ゆえに電離真空計を用いる前者の方法を選択することとする。

以上より、本衛星に搭載するミッション機器は高感度加速度計と、電離真空計に決定した。次にそれぞれの機器の詳細な選定を行う

2.5.2 加速度計の選定

搭載する加速度計の要求を以下に示す。

- ・15 cm四方の、バス機器を除いたミッションスペースに収納可能であること
- ・分解能が $10^{-6} [m/s^2]$ 程度であること
- ・超小型衛星で運用可能な程度の消費電力であること

以上の要求を満たす加速度計としてEPSON製の水晶加速度計M-A351(外観:図3 諸元:表1)を選定した。このセンサの加速度分解能は $0.06 [\mu G/LSB] (5.9 \times 10^{-7} [m/s^2])$ であり、要求値の $10^{-6} [m/s^2]$ より十分小さく、予想される加速度の発生範囲の30分の一程度の分解能であり、要求を満たしている。また運用消費電力も100mWであり、運用可能範囲内であるといえる。



図3 M-A351 外観

表1 加速度計諸元

	単位	値
加速度分解能	$\mu\text{G}/\text{LSB}$	0.06
寸法	mm	24x24x19
消費電流	mA	20
消費電力	mW	100
温度範囲	$^{\circ}\text{C}$	-20~+85

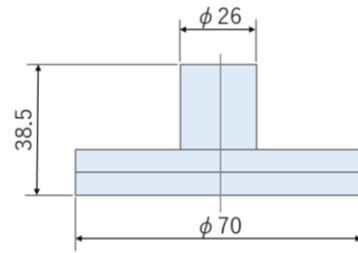


図5 MG-2F/φ70ICFラウンジ 寸法

表2 ミニチュアゲージ諸元

	単位	値
測定上限圧力	Pa	13
測定下限圧力	Pa	1.0×10^{-7}
感度	Pa^{-1}	0.045
所要電流	mW	2300
測定球容積	cc	12

2.5.3 電離真空計の選定

一般的に圧力 P [hPa] は気体の密度 ρ [kg/m^3], 気体定数 R [$\text{J}/\text{K}\cdot\text{mol}$], セルシウス温度 t [$^{\circ}\text{C}$] とすると

$$P = \rho R(t + 273.15) \text{ [hPa]} \quad (2-7)$$

より導出される。高度 400km においては $t=1000$ [$^{\circ}\text{C}$] の値を取ることが知られている。図 2 より密度 ρ の値を推定して

$$P = 2.69 \times 10^{-6} \sim 2.86 \times 10^{-7} \text{ [Pa]} \quad (2-8)$$

の範囲の圧力を取ると計算される。ゆえに、 10^{-7} [Pa] オーダーの圧力を検知可能な真空計を搭載する必要がある。ここで搭載電離真空計の要求を以下に示す。

- ・消費電力が 3W 以内であること
- ・ミッションスペースに収まるよう十分小型であること
- ・打ち上げ時の衝撃に耐えられること
- ・ 1.41×10^{-7} [Pa] 程度の真空度を検知できること

以上の要求を満たす電離真空計として金属製電離真空計の一種である、Canon アネルパ製のミニチュアゲージ MG-2F/φ70ICFラウンジ F (外観:図4 寸法:図5 諸元:表2) を選定した。



図4 MG-2F/φ70ICFラウンジ 外観

2.5.4 電離真空計使用のメリット・デメリット

電離真空計は理論上 10^{-7} [Pa] まで計測できるが、デメリットとしてその寿命の短さが挙げられる。特に高真空ほど寿命が短くなるため、宇宙空間という環境でどこまでのパフォーマンスを発揮できるかという耐久試験もかねて本ミッションを行う。ただし、大気種に依存する電離真空計では、酸素が単原子で存在する宇宙空間の大気状態において絶対的な値を検出するにあたり問題が発生する。ゆえに、今回はあくまで相対濃度計として、衛星の加速度等に変化があった時に真空計がどのような反応を示すのかのデータを取ることを考えている。空気の濃度が衛星の抗力の主要因であれば、正の相関が得られるであろうし、もしほかの要因があるのであれば、相関関係がみられないケースがあるかもしれない。それにより、衛星にかかる抗力の要因について少しでもその正体に迫りたいと考えている。

また衛星本体のアウトガスの影響も無視できないため、衛星本体のデガスを十分行い、さらに電離真空計の計測口を衛星筐体の外向きに取り付けることで対策を講じる。

電離真空計を用いた大気密度の直接的な観測は新規性のある実験であり、今後の利用を視野に入れたデータの収集を行う。これによって、衛星への大気抵抗の変動を詳細に測定し、数値モデルを用いた予測に繋げる事が出来れば、低軌道衛星の軌道予測や大気抵抗の急増による障害への対策へも貢献できると期待される。

2.6 サクセスレベル

本衛星のサクセスレベルを表3に示す。

表3 サクセスレベル

Minimum	<ul style="list-style-type: none">・ビーコン(CW)のダウンリンク・ミッション機器の運用及びセンサデータ(FM パケット)ダウンリンク・香川大学地上局での各ダウンリンク受信
Full	<ul style="list-style-type: none">・大気密度分布と太陽活動の相関の評価・電離真空計の宇宙運用評価の達成
Extra	<ul style="list-style-type: none">・ミッション機器のセンサデータの蓄積とダウンリンク繰り返し実施による大気密度分布マッピング

2.7 密度分布の広域マッピングを行うために

Extra success である密度分布の広域マッピングを正確に行うためには理論上、加速度計の分解能が、予想される加速度のオーダーよりさらに2~3桁ほど小さいものである必要があるが、超小型衛星で運用可能な加速度計でそれほどの分解能を持つものは現在、開発困難とされている。しかし、本衛星ないし本ミッション機器を搭載した衛星を多数機展開することで、足りない分解能と精度を補うことが可能であると考え、それが達成出来れば、多数機展開をしていること自体が大きなメリットとなり得る。1機では、大型衛星の成し得た密度分布のマッピング作成を達成することは難しいが、多数の小型衛星であるならばそのマッピングを高精度で、それもリアルタイムで更新することが出来る可能性を秘めている。

3. バス系設計

3.1 衛星概要

本衛星では、大気密度分布の観測を行うミッションを遂行する。後続機の開発やミッション内容、運用などを考慮した結果、本機の形式は超小型衛星の中でも最もステレオタイプな形状の一つである正方形で、開発も比較的容易であるサイズの超小型衛星が好ましいと判断した。開発の容易さ、コスト削減とミッション意義の高さの両立という要求を満たすのが本衛星の特徴である。

3.2 軌道

香川大学の学生が開発及び運用を行う前提であるので、資金運用を行える範囲内であることが重要な評価項目となる。また本衛星は相乗りが前提の地球周回衛星を想定

している。打ち上げ機会の多さも重要な評価項目となるため、それらを考慮し、無償で、かつ頻繁に打ち上げが行われているH-IIA ロケット相乗りでの、ほぼ円形の準回帰軌道を前提に設計することとする。ミッション内容より大気ドラッグの要求オーダーが期待できる高度400kmの準回帰軌道を選択した。

3.3 構体系

本衛星は150[mm]四方の衛星筐体に太陽電池セルが設置された比較的簡易な構造となっている。衛星の外観を図6に記す。ミッション系である加速度センサは回転中心に配置し、電離真空計は+Y から計測口が衛星外部に出るよう配置した。

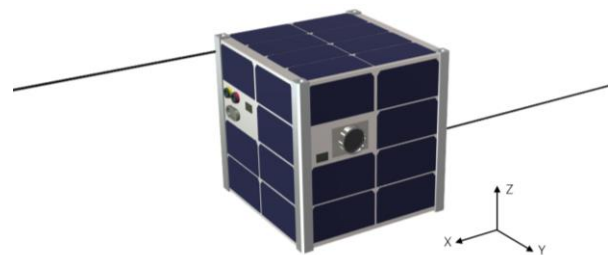


図6 衛星の外観

3.4 通信系

表4に本衛星搭載の無線モジュールをまとめた。通信システムは1系統のアップリンクと2系統のダウンリンクから構成される。145MHz帯のアップリンクは9600bpsのAX.25パケットを用いる。ダウンリンクの一つであるビーコンは437MHzのCWで常時、衛星のテレメトリーを送信している。衛星内に蓄えた観測データは437MHzで9600bpsのAX.25パケットで下ろす。

表4 衛星搭載無線モジュール

Receiver	Freq.	Signal	Power
145MHz-RX	144-146MHz	9600bps, AX.25_packt	130mW

Transmitter	Freq.	Signal	Power
437MHz-CW TX	435-438MHz(1)	CW	100mW
437MHz-FMTX	435-438MHz(2)	9600bps, AX.25_packt	800mW

3.5 位置決定系

大気密度分布マッピングにおいて衛星の位置情報が必要となる。基本的に位置決定は搭載されたGPSにより行う。また、地上からの定期的なNORADの軌道情報の送信と衛星自身での軌道計算を行い、位置情報の修正を行う。

3.6 姿勢決定・制御系

3.6.1 姿勢決定系

3軸磁気センサと6面に配置された太陽センサにより絶

対角を検知し、ジャイロセンサにより相対角を検出するシステムを構成する。これらを制御するボードを合わせて姿勢決定系とする。

3.6.2 発生予測トルクと姿勢制御

衛星本体に発生する外力によるトルクは空力トルク、太陽輻射圧トルク、重力傾斜トルク、地磁気トルクであり、各トルクの計算をそれぞれ行った[6]。各トルクの最大値が一つの方向にかかると仮定した最悪の場合、外乱トルクの合計 T [N・m] は以下の値である。

$$T = 3.7 \times 10^{-6} [\text{Nm}] \quad (3-1)$$

本衛星は DAQ 制御式の磁気トルカによる姿勢制御を行う方式を採用している。磁気トルカが発生させなければならぬトルクはマージンを考慮して、最大外乱トルクの 2 倍とすると、求められる必要な発生磁気モーメントは $M = 6.51 [\text{Am}^2]$ と計算された[8]。これよりも大きな磁気モーメントを発生可能な磁気トルカを選定せねばならない。選定した磁気トルカ (L130×D6, 0.11W) の最大磁気モーメントは $7.05 [\text{Am}^2]$ であり、要求値 $6.51 [\text{Am}^2]$ より十分大きく、要求を満たす。

3.7 電源系

本体に設置する太陽光パドルの寸法は $64 \times 35 [\text{mm}]$ のものが 46 枚設置されており、これにより発電する電力はセルの充電効率、パッキング効率などを考慮した結果、日照時で平均的に約 6.3W 程度と計算された[8]。これは電離真空計と加速度計を同時に運用しつつ、2次電池への充電を行う上で十分な電力設計である。

4. 運用

4.1 概要

本ミッションの運用は初期運用、主ミッション運用、後期運用の3つから構成し、総ミッション期間は約 1 年を想定している。

初期運用では、衛星情報を示す CW の送信や姿勢制御を含んだ各機器、およびアルゴリズムの動作確認などを実施する。初期期間は 1~3 週間ほどを想定している。また、後期運用では、主ミッション運用が終了次第、ミッション機器の作動状況などの衛星情報の送信を常時行う。

4.2 主ミッション運用

4.2.1 主ミッション運用概要

主ミッション運用では大気密度観測及び地上とのパケット通信によるデータのやり取りを実施する。初期運用

において、各機器の動作状況を確認後、地上局からのコマンドで主ミッションへとシーケンスを遷移する。主ミッション期間 1 ヶ月を一つの単位として、測定データを地上に送信、解析の結果などから、繰り返し実施する。具体的には、加速度計と電離真空計による計測により主ミッションを構成し、補助データとして GPS データを用いる。

4.2.2 加速度計運用

加速度計による主ミッションシーケンスを図 7 に示す。衛星はコマンドを受け取ってから、ADCS モードに移行し GPS に基づく自己位置推定と回転運動に対する姿勢制御を行う。姿勢制御終了後、観測 (Observe) モードに移行し加速度センサのデータ取得を行う。加速度データは、10 秒間計測した後メモリに蓄積する。香川大学上空にてデータをまとめてパケットとして地上局にダウンリンクし、地上局で速度、加速度のパラメータを導出、式 (2-2) より空気密度を導出する。GPS による位置情報の取得は 10 秒ごとの 1 シーケンスの開始時に取得し、加速度のデータと同じ要領で地上にダウンリンクする。

終了後、ADCS モードに遷移し、姿勢を補正した後、Observe モードに戻り、計測する。このサイクルを繰り返すが、2 回目以降の ADCS モードを、短く見積もり 20 秒とすると、1 サイクルで 30 秒であり、衛星周回 1 周で約 180 ポイントの加速度データが得られる。

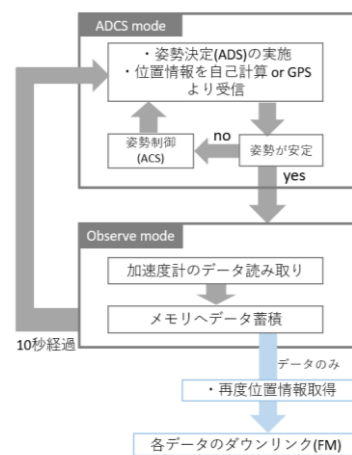


図 7 加速度計による観測のシーケンス

4.2.3 電離真空計運用

電離真空計による主ミッションシーケンスを図 8 に示す。加速度計観測シーケンスが 1 サイクル終了してから電離真空計による観測シーケンスを同時進行で行う (姿勢制御が完了しているため)。ただし、電離真空計の消費電力が 2300mW と大きいので、作動させる前にセンシン

グモードとして日照時間帯であるか否かの確認，もし日陰時であるならば電力が十分充電されているのかの確認を行う (Sensing Mode)．もし十分な電力が充電されていなければスリープ状態へと移行する．日照時 or 電力十分であれば観測モードに遷移する (Observe Mode)．観測モードでは電離真空計の読み取りを 60 秒間行う．60 秒間のデータを 1 階のデータとしてメモリに蓄積する．終了後，再び日照時間帯もしくは電力が十分かの確認をする Sensing Mode に移行する．計測の 1 サイクルは 60 秒であり，衛星周回 1 周で約 90 ポイントの真空度データが得られる．取得データを地上局にダウンリンクし，相対評価で大気密度の分布の評価を行う．

なお，初回の運用シーケンスを行う前に，グリットのデガス (消費電力 1.0W，所要時間 10 分) を行う．

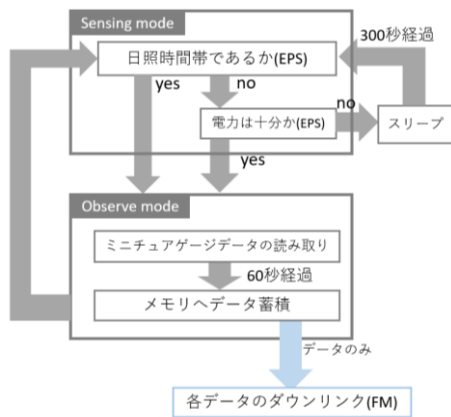


図8 電離真空計による観測のシーケンス

4.3 データ運用

得られたデータは香川大学で解析・保存・データベース化され，データはインターネット上にて公開される．パケット受信には地域協力により複数個所の受信局を配置し，受信の確実化を図る．

5. 得られる成果

近年の計算技術の進歩により，全球数値モデルは進歩し，大気変動の大まかな記述が出来るようになってきている．この数値モデルを用いる事によって，複雑に絡み合っている超高層大気の物理過程を明らかにできると期待されるが，特に中性大気に関する観測データが少ない事により精度は高くなく，シミュレーションモデルの開発には課題が多い．本衛星により集積される大気抵抗のデータはこのような中性大気の大気密度の変化を与えるため，他の地上及び衛星からの超高層大気観測手段を補うデータになると期待される．地磁気擾乱時の激しい密

度変動を捉え，その変動を全球シミュレーションと比較する事によって物理過程の理解と，超高層領域におけるエネルギーの流れを捉えられると期待される．また，衛星への大気抵抗の変動を詳細に測定し，数値モデルを用いた予測に繋げる事が出来れば，低軌道衛星の軌道予測や大気抵抗の急増による障害への対策へも貢献できると期待される．

6. まとめ

高感度加速度計と電離真空計を搭載した衛星を軌道に投入し，大気密度と太陽活動度との相関をその双方より調査する．特に電離真空計を用いた大気密度の直接的な観測は新規性のある実験であり，今後の利用を視野に入れたデータの収集を行う．衛星の数が増えるにつれ観測は高精度化され，大気流動解明に貢献する技術が得られることを示唆する．また GPS を含めた搭載機器による大気密度の観測システムの開発が行われることで，今後の展望では，本機ないし本機に搭載された機器が搭載された人工衛星が多数打ち上げられ，さらなる高い時間的・空間的分解能で大気構造を解明することで数値モデルを用いた予測に繋げる事が出来れば，低軌道衛星の軌道予測や大気抵抗の急増などといった事態の対策が可能となる．X線観測科学衛星「あすか」のような事故が今後発生しなくなり，さらなる宇宙開発発展が行われることを願う．

-参考文献-

- [1] 京都大学大学院理学研究科，齊藤 昭則 “高度 100km から 1,000km の大気変動と 衛星搭載加速度計によるその観測” 2017/07/01 現在
<http://www.eri.u-tokyo.ac.jp/KOHO/HIGHLIGHT/KYODO/2004-W-01/ppr/eri0411-13saitou.pdf>
- [2] <http://www.astro.isas.jaxa.jp/asca/news/article/2000/0715/>
- [3] Storm-time density variations [Liu et al., 2005]
- [4] A.E. Hedin, “MSIS-86 Thermospheric Model”, J. Geophys. Res., 92, 4649-4662, 1987.
- [5] A.E. Hedin, E. L. Fleming, A. H. Manson, F. J. Schmidlin, S. K. Avery, R. R. Clark, S. J. Franke, G. J. Fraser, T. Tsuda, F. Vial and R. A. Vincent, Empirical wind model for the upper, middle and lower atmosphere, Journal of Atmospheric and Terrestrial Physics, Vol. 58, No. 13, pp. 1421-1447, 1996.
- [6] 宇宙システム概論-衛星の設計と開発/茂原正道著/2001年9月20日/培風館
- [7] NRLMSISE - 00 Atmosphere Model
<http://ccmc.gsfc.nasa.gov/modelweb/models/nrlmsise00.php>
- [8] 衛星設計入門門--衛星設計コンテスト実行委員会監修/茂原正道・鳥島山山芳夫 共編/2002年6月13日/培風館
- [9] 成蹊大学理工学部，藤原均 “宇宙機に働く大気ドラッグの評価について ~高精度な宇宙機運用に向けて~” 2017/07/05 現在
http://sw-forum.nict.go.jp/pdf/forum_3_140320.pdf