Asia-Pacific region project furtherance WNI WxBunka Foundation 報告書

Engineering model development of 6U Cube Sat observing atmospheric and space electricity for the earthquake prediction

研究代表者: Masashi Kamogawa Director, Approved Specified Nonprofit Corporation "University Space Engineering Consortium (UNISEC)"

kamogawa@unisec-global.org

2020年9月7日

# 1. 目的と意義

本研究は、統計的有意性が報告されている地震先行電離圏現象の物理機構の解明を目的 とした超小型衛星-地上局システムの設計・開発を行う。この目的のために、VLF帯(超長 波帯)電波の観測に特化した超小型衛星(CubeSat)を設計し、最終段階ではフライトモデ ル(システム試験後のロケット搭載モデル)の製作・打上げ・運用を目指す。さらに発生機 構解明のため、先行研究の衛星(DEMETER)では部分的にしか得られていないハイサンプ リング VLF帯電波波形データを解析対象地震すべてに対し取得し、雷放電起源 VLF帯電波 を信号源とした下部電離圏(D領域)モニタリングを行う。一方、設計・開発情報は、準オ ープンソース化し、地震災害国を中心とした諸外国のグループにも衛星開発参画を容易に し、衛星群を構築できる環境を提供する。短期直前予測技術につながる地震先行現象研究は controversial な分野であるが、近年世界各国で様々な取り組みが活発に行われ顕著な成果が 出始めている。日本では顧みられていない分野ではあるが、この衛星の実現で世界最高の成 果が得られると予想される。



図 1.1 地震に先行する VLF 帯電磁波強度減少現象 図 1.2 データ取得のイメージ

統計的に有意とされる地震発生の直前から4時間前にかけてのVLF帯電波強度現象の原因は、VLF帯の特性により、D領域に電波強度減少の起因があると考えた(図1.1)。雷放電起源のホイスラー波(寿命が100 ms程度)の衛星高度における強度観測および地上観測網(全球落雷観測ネットワーク:WWLLN, http://wwlln.net/)による落雷電流強度を調べ、ホイスラー波の電磁波伝搬のレイトレーシングにより、D領域の電子密度の上昇を推定した[Kamogawa et al., 3th CSES worksyop, 2018]。その結果、一例ながら、地震に関係ない時に発生した同程度の落雷エネルギーの雷のホイスラーと相対比較すると、6 dB 程減少することが判明した。これはD領域における電子密度が20~30%上昇することを意味する。

以上のことから地震前の数十 kHz のハイサンプリングデータが多数存在すれば、雷起源

ホイスラー波の解析で発生領域の同定や物理機構解明に近づける見込みができた。この成 果を用いると、将来的には予知率・適中率向上のための現象判別技術が格段に向上すること が見込まれる。しかし、ハイサンプリングデータは膨大なデータ量で連続データのダウンリ ンクは大きな衛星や多数の地上局が必要となり、現状ではこの条件を満たした環境を得る ことは難しい。

現在、日本を含む世界各国で打上げ・運用されている衛星を衛星群として運用することに より、安価に短期間で宇宙からの地震先行現象の集積が可能となることは明らかである。し かしながら、100kg級の小型衛星は数十億円以上のコストがかかり、衛星群にするには百億 円以上が必要となり、今これをプロジェクト化するにはハードルが高い。この問題を解決す るには、本提案のような目的に特化し、高精度測定ながらも安価に短期間で宇宙からの地震 先行現象の集積が必要となる。つまり、衛星は格安の超小型衛星にし、搭載する機器は、 DEMETER が報告した地震4時間前のVLF電波強度を観測した電場センサ1成分のみ搭載 し、大きな地震(例えば M>5)以上の地震が発生すると、地上からコマンドを送出すること により、大地震6時間前からの震央周辺データ(図 1.2)と比較対象データのみ、地上局に伝 送する機能を持たせ(図 1.3)、データ記憶装置及びデータ伝送量の削減により、6Uの超小型 衛星(PRELUDE)で実現可能なレベルに設計した(図 1.4)。



図 1.3 データ取得のフローチャート(TBD) 図 1.4 本テーマ設計された PRELUDE 衛星

# 2. 成果の概要

開発初期段階おいては単一成分電場観測プローブを搭載した 3U Cubesat: Prelude (Precursory electric field observation CubeSat demonstrator)の設計を開始したが、システム成 立性に欠けるため、6U サイズの Cubesat での設計に変更している。フランスの小型衛星 DEMETER (130kg)が観測した地震電離圏先行現象を、わずか6U (10 kg 程度)の CubeSat で実証することは極めて挑戦的であり、宇宙実証がされれば次の段階として本格的小型衛 星群をより安価な超小型衛星群で構築できる可能性を秘めており、従来の小型衛星群より 遥かな低コストでより稠密衛星観測の実現が可能となる (2018 年 2 月に初号機が打上げら れた中国地震電磁観測衛星群は 700kg 以上の衛星で構築される)。本助成ではミッションデ ザインおよび概念設計に基づき、実現性を確認するための以下に述べるエンジニアモデル (EM)の一部の製作を行った。

### 2.1 全体システム

Prelude の全体システムダイアグラムを図 2.1 に示す。

Prelude の衛星システムは次の5つのサブシステムで構成されている。EPS (Electrical Power Supply) Subsystem, CDH (Command and Data Handling) Subsystem, ADC (Attitude Determination and Control) Subsystem, COM (Communication) Subsystem, VLF (Very Low Frequency Receiver) Subsystem である。なお本報告書では、本助成で行われた枠とは離れる熱・構造システム (STR) については記載を割愛した。

CDH Subsystem の役割は、地上局からのコマンドを受信し、そのコマンドに従って各サブ システムに命令をすること、House Keeping データを収集・管理すること、各サブシステム の健康状態を監視することである。地上からのコマンド受信は UHF RX (UHF 帯の受信機) を通じて行う。また HK データは EPS と ADC からデータを収集し、CDH のメモリに保存 する。各サブシステムの健康管理を行うために、ウォッチドックタイマ機能を有しており、 一定時間正常動作が確認できない場合には、そのサブシステムへの電源供給を遮断するこ とでリセットを行う。通常シーケンスとは別に初期の段階で、Heat Cutter(ダイニーマ溶断 機構)の電力供給スイッチの制御 (EPS との冗長)、ブームの展開制御の機能を有している。



図 2.1 衛星全体システムダイアグラム



COM Subsystem の役割は、 ミッションデータの管理、 ダウンリンクデータの管理である。 COM は保存領域として SD カードを2枚搭載しており、1 つは OS・ミッション生データ保 持用、もう一つはダウンリンクデータ保持用である。 ミッションデータは VLF Unit から、 HK データは CDH から受け取り SD に保存する. COM のマイコン(Raspberry Pi Compute Module 3)及び SD カードは冗長系を組み 2 つ搭載している。また、ブームの進展を確認す るためのカメラを搭載しており、COM マイコンによる指示で動作する。

ADC Subsystem は、Cube Space 社製の3軸姿勢決定制御ユニット"Cube ADCS 3-Axis"と GPS 受信機, GPS アンテナから構成され、衛星の姿勢データの取得および姿勢制御を行う。 なお本助成にて、ADC system の一部を購入した。 ミッション遂行時は観測データの補償の ため地心指向制御を実施し、地上局通信時は地上局指向制御を行う。

EPS Subsystem は、パネル展開に使用する Heat Cutter への電力供給スイッチの制御(CDH との冗長)、搭載各機器への電源の供給・管理、搭載機器の温度監視、また Heater による熱 制御を行う。搭載機器への電源供給は CDH からのコマンドを受け、スイッチングによって 行う。使用するスイッチは消費電力の増加を抑えるためにラッチングリレースイッチを選 定する.太陽電池による発電では、MPPT(最大電力点追従)機能付きのレギュレータを用い ることで、常に最大効率の発電を行う。

## 2.2 電源システム (EPS)

EPS は、本衛星に必要な電力を安定して提供するサブシステムである。日照時には太陽電 池セルを適切に制御し、高効率で電力を収集すると同時に、余剰電力を Li-ion バッテリに蓄 電する。日陰時には、Li-ion バッテリに蓄電した電力を使用し、必要な電力を供給する。ま た, EPS は打ち上げ時の JAXA 安全審査要求に適合するよう設計する必要がある。 現時点では,下記の3つの理由により本項記載の電力計算を目安とする。この値は今後大 きく変動する可能性があることに留意する。

1) Prelude に搭載されるコンポーネントの仕様がすべて決定していないため

2) IC 等の変換効率・消費電力などの実測が未実施であるため

3) 衛星の姿勢制御に必要な電力を計算するシミュレーションが未完成であるため

各コンポーネントの使用状況は、下記の通りである.衛星が低軌道(約 500~600 km)で 地球を1周する時間を 5600 [sec]とし、日照時間を 3600 [sec]・日陰時間を 2000 [sec]とする。 ここでは日陰時間には余裕を持った値を採用している。

通信機の使用時間は1回の運用時間である10 [min]を想定し、地球1周のうち10 [min]使 用することとする.また、衛星の姿勢制御はリアクションホイールを使用し、アンローディ ングのために磁気トルカを使用する。バッテリーヒーターは、これまでの日本大学山崎研究 室での衛星打ち上げ経験に基づいた熱計算によると平常時には不要であるが、念のために 搭載している。山崎研究室で開発中の1U CubeSat "NEXUS"の場合、熱真空試験で搭載する バッテリーヒーターの温度上昇率は出力2[W]でおよそ0.8 [℃min]程度であった。本衛星で は合計2.8 [W]のヒーターを採用しており、地球一周のうち120 [sec]で2~3 [℃]程度の温度 上昇が見込める.また、全電力のエネルギ変換効率は85%としている。

ミッション系(VLF センサ)からの要求により、太陽電池表面に導電性の薄膜を衛星の GND に接地させることが求められている。これに対応可能な太陽電池セルとして、次のも のを検討している。

社名: SPECTROLAB — BOEING COMPANY

製品名:XTJ PRIME

Cell Thickness =  $80 [\mu m] - [225\mu m]$ 

Cell Mass = 50  $[mg/cm^2]$  — 84  $[mg/cm^2]$ 

この太陽電池セルを採用した場合,1枚の太陽電池が発電できる最大電力はLEOで1123 [mW]となる。ここで,図 2.3 のような 6U サイズの衛星の太陽電池による発電量を計算す る。以下,図 2.3 のように各面は x+, x-, y+, y-, z+, z-面と表記する。

定常運用時の軌道計算の結果から太陽電池による 1 周あたりの発電量を計算した。定常 運用時とは、地球指向の制御を行っており、衛星姿勢が安定している状態である.発電量計 算は、衛星日照時、各面に太陽光が当たる角度から算出している。

太陽電池パネルを展開時,各面に貼る太陽電池の数は x+, x-面は7枚ずつ, y+, y-面は14 枚ずつ, z+, z-に14枚ずつとした。軌道計算を行った結果,軌道1周あたりの発電量は16.685 [Wh]であった。また,定常運用時軌道1週あたりの消費電力は15.482[Wh]であった。以上 より太陽電池パネルを搭載した場合,電力収支は黒字となる見込みである。



図.2.3 Prelude 太陽電池セル配置図(x:14枚 y:28枚 z:14枚)

今回選定した Panasonic 製リチウムイオン電池セル「NCR20700B」を選定は公称電圧が 3.7 [V],電池容量が 4250 [mAh]である。バッテリの放電深度(DOD)を計算する。放電深度とは、 電池容量に対する放電量の比のことである。日照時,太陽電池の発電から電力を供給するた め,放電量は日陰時の消費電力から計算する。日陰時の消費電力量を V<sub>bat</sub>,消費電流量を I<sub>s</sub>, バッテリ電圧を W<sub>s</sub>とすると

$$I_s = \frac{W_s}{V_{bat}}$$
(3.1)

バッテリ電圧を 7.4V(今回は電池を 2 直列)として計算すると

$$H_s = \frac{7.183}{7.4} \times 1000 = 970.6 \ [mAh]$$
 (3.2)

これだけの電流量を消費する。バッテリ電流量を Ibat とすると、放電深度 DOD は

$$DOD[\%] = \frac{l_s}{l_{hat}} \times 100 \tag{3.3}$$

となる。今回選定したバッテリを並列した場合(並列数:2), 放電深度(DOD)は9.42%となり, 10%未満を達成する。

手配元は、Keeppower 社の正規日本代理店「Flashlight ユタカ」より購入した。JAXA の安 全審査の観点から搭載時には正規代理店証明書が必要になることが予想される。また、代理 店の協力により、UN38.3 の適合証明書およびテスト結果の入手が可能となった。これによ り、安全審査要求である「UN 勧告適合品であること」を達成している。

様々な運用モードに対応するため、また安定して電力を給電するため、電源のスイッチン グ方法を記載する。はじめに EPS は、供給する電力のうち CDH への給電とコマンド受信用 無線機への給電のみ、遮断できない。これは EPS に何らかのトラブルが発生した際に、最 上位マイコンである CDH(VA10820)への電力供給が停止してしまうことを防ぎ、地上から復 旧方法を模索する手段を維持することを目的としている。このとき,電力遮断による CDH 本体の強制リセットができないように見受けられるが, CDH 内には VA10820 が 2 基搭載さ れているため,これらが相互監視を行い「CDH の電力遮断による強制リセットは CDH 内で 行われる」。上記以外の電源のスイッチングには,電気的もしくは機械的スイッチを設け, 電力遮断が可能なよう設計している。このとき,EPS の管理するスイッチはリレースイッチ のように,電力供給が停止した際には電源が切れるようなものを採用する。これは万が一, ミッション機器のどれかがショートモードで故障した際,永久に再起動できなくなること を防ぐ効果がある。

EPS には安全審査要求として,電源投入に3つのインヒビット(2故障許容設計)が要求 される。これは,意図しない電源投入によるアンテナ誤展開・ダイニーマ溶断機構誤加熱・ 電磁放射などにより,他衛星への悪影響や搭載時の火傷などの恐れがあるためである。

本衛星の設計では、分離検知スイッチを利用した電源投入により、Inhibit Control IC (PIC マイコン)を作動させ、TBD [sec]カウント後に主電源を投入する方式を採用する.この方 式を採用する理由は次のとおりである.

#### 1. 電力のロス

主電源を分離検知スイッチで直接コントロールする場合,全電力が分離検知スイッチを通 過することになる。分離検知スイッチは基本的に EPS 基板から離れた箇所に設置される。 このため本来不要である配線やコネクタ等を多く経由することになり,内部抵抗が大きく なる欠点があり,電力のロスにつながる。

2. チャタリングによる誤作動

分離検知スイッチにより主電源をコントロールする際,チャタリングによる誤作動が懸念 され,安全審査で問われてくる。そこで Inhibit Control IC により,電源投入からの時間をカ ウントし,一定時間カウントしきらなければ主電源が入らないよう設計することで,分離検 知スイッチのチャタリング検証が不要になると考えている。また,主電源のリレースイッチ には MIL 規格の耐衝撃ラッチングリレーを採用することで,チャタリングが発生しないこ とを担保する設計である。

3. スイッチのサイズ

全電力が分離検知スイッチを通過する場合,より耐圧の高いスイッチを採用しなければな らない。しかし,耐圧の高いスイッチは大型になることが多い。サイズ的にもあまりにも大 きなスイッチを選定すると占有容積が大きくなり,搭載するコンポーネントへ影響を与え かねない。このため,分離検知スイッチは最小の電力供給だけで済むように EPS を設計し ている。

#### 2.3 コマンド&データ処理システム(CDH)

CDH(Commanding & Data Handling)系は次の役割を持つサブシステムである。①地上局からのコマンドを受信し、そのコマンドに従い各サブシステムに命令をする役割、②HK

(House Keeping) データを収集・管理する役割、③各サブシステムの健康状態を監視・リ セットする役割、④熱溶断機構(パネル展開機構・アンテナ)を制御する役割、⑤Boom伸 展 Unit の制御機能。

CDH 系は、全サブシステムの監視と冗長設計、またコンポーネント化を目指し概念設計 を行った。CDH 系は全サブシステムに対してコマンドの送信を行う、上流に位置する系で ある、従って、信頼性を最も高めることが求められる.また各機器の健康状態の監視なども 行い、リセットを行えるようにすることで、全システムとしての信頼性も向上させることが 求められる。そのため各機器のマイコンの電源供給を行うラッチングリレースイッチを制 御することで、システムの監視を行う。また、リセット回数と HK データ等から、衛星の健 康状態の把握,異常検知を行う設計も想定している。

ミッション要求にある「 CubeSat 用コンポーネントとしてパッケージ化すること」に 対応させるため,コンポーネント化を見据えた設計を行った。①EPS から DC/DC コンバー タを介さずに電力取得し、CDH系内部で電圧の調整を行っている。このことで、CDH系の 電気的なインターフェースの簡略化を行った。②CDH 系の OBC ユニットは 0.5U サイズと した。

CDH 系のシステムダイアグラムを図 2.4 に示す。関係する以外の部分は簡略的に示し た。



図 2.4 CDH 系システムダイアグラム

いかに上記のサブシステムに記載された機器により, CDH が行うべき機能を示す。

・VA10820 のプログラムメモリには FRAM を用いる。

・衛星放出後自動的に Battery から直接 CDH 系へと電源供給され,内部で5V, 3.3V, 1.5V に変圧し,システムに供給され捜査を開始する。

・UHF RX から地上局からのコマンドを受けとり、各サブシステムにコマンドを送信する。

・CDH は全てのサブシステムに命令を送信する重要なサブシステムのため,耐放射線の ある VA10820 を用いる。

・2 つ目の VA10820 は、メインマイコンの監視のみに使用し、異常時にはリセットをかける。

・各サブシステムの健康状態を把握し、メインのマイコンからリセットをかける。

・HK データ(ソーラーセル・バッテリ電流値,温度),各サブシステムのリセット回数の 管理を行う。

・ADC 系と EPS 系からの HK データを受信し, CCDH の持つメモリに保持する。

・ダイニーマ溶断機構の制御(アンテナ展開・太陽パネル展開)を行う。

・ブーム展開を行う。

### 2.4 通信システム (COM)

ここで言う通信系とは、主にミッション系の VLF センサが取得するデータを受け取り、 保存しておく系の事である。またミッション系や ADC 系、CDH 系から受け取ったミッショ ン・HK データを保存し、通信機へと受け渡す役割も担う。ここではまず VLF センサから取 得するミッションデータのセンシング間隔について算出し、次に1日当たりのデータ通信 量、ミッションデータの地上局への送信量について算出する。また VLF receiver と通信系間 の通信速度について算出し、現在考案している VLF receiver と通信系間の通信インターフェ ースについて示す。

本衛星のメインミッションは自然災害の1つである地震の予知を目的とした「夜間 VLF 帯電磁波強度現象の解明」である。そのため夜間に VLF データを取得する必要があるが(1 軌道約 90 分間の内,約 30 分のみ,また衛星の緯度が±60[deg]以内の範囲にあるときデー タを取得する),その際の通信データの種類を以下に示す。

1) VLF Survey mode: 通常運用時の VLF データの取得

サンプリング間隔は1秒で,1日に軌道上を15周することを考えると,通信データ量は55 MB/day となる。またサンプリング間隔2秒,分解能256とした場合,最小でデータ通信量 は13.84 MB/day となる。

2) VLF Burst mode: 地震発生時の VLF データの取得

ここでは①震央から半径 100km の上空を通るとき、②震央の真上を通るときの 2 ケースの 場合でのデータ通信量の算出を行う.  M4.8以上の地震が発生した場合,衛星が震央から100km以内の範囲を通過した際 にデータの送信を行う.地震の発生確率は3日に1回とし、サンプリング間隔は1秒とし、 通信データ量は32 MB/3daysとなる。また最小でサンプリング時間120秒、サンプリング間 隔2秒とすると通信データ量は9.6 MB/3daysとなる。

M4.8 以上の地震が発生した場合,衛星が震央から[TBD]km 以内の範囲を通過した際にデータの送信を行う.地震の発生確率は3日に1回とし、サンプリング間隔は1秒とし、通信データ量は32 MB/3days になる.また、通過範囲が500[km]サンプリング時間132秒,サンプリング間隔2秒とすると、最小で通信データ量が10.56[MB/3days]となる.

3) GPS TEC: 衛星から発せられる2周波の搬送波データの取得. Burst mode の時のみ (サン プリング間隔は Burst mode と同じ)

4) 直交電場成分: Ne,Ni(データ量は極めて低い)

以上1日当たりのデータ通信量,また地上局へのデータ送信量は以下の様になる。1日 あたりの合計通信データ量は71 MB/dayである。また同様に最小で約22[MB/day]かかる.

また UHF における 1 日当たりのデータ送信可能量は 24 MB/day である。現状データ量を 最小にすると,地上局 1 基でも成立する数値であることが分かる. S-Band だと同様の計算 により、240[MB/day]となる.これを踏まえ,また 1 日当たりの運用期間を 50[min]=3000[sec] と見積もると,コンポーネント間に必要な通信速度は 189 kbps になる.また現在考案して いる通信系と VLF receiver との通信インターフェースについて図 2.5 に示す.VLF センサの データ容量が大きいことから,容量が大きく比較的強固な産業用 SD カードを使用し,また 同時書き込み/読み出しのためのデュアルポート RAM の使用,通信インターフェースには 高速な SPI 通信の使用を考えている.



図 2.5 通信系と VLF receiver との通信インターフェース

通信系は図 2.6 の緑線で囲まれた部分を指し,VLF センサや CDH, ADC からのミッション データ・HK データを受け取り,保存し,無線機マイコンへとミッションデータ・HK デー タの送信作業を行う MPU,受け取ってデータを保存しておく ROM,また OS,プログラム を書き込む用の ROM からなっている.



図 2.6 システムダイアグラム

### 2.5 姿勢決定制御システム(ADC)

姿勢決定制御システム(Attitude Determination & Control Subsystem)とは、姿勢センサのデー タから軌道上での衛星の姿勢を決定し、アクチュエータを用いて衛星の向きや運動を制御 する役割をもつシステムである.

Prelude の姿勢決定・制御システムの開発において、アクチュエータなどの選定または作成するときのために、事前にシミュレーションをして要求を満たせるかどうか評価をする 必要がある.本節ではミッション側からの要求値とシミュレーションの結果を記述する. 要求値は以下の通りである.

- □ 姿勢決定精度:±3.0[deg.]以下
- □ 姿勢制御精度: 37.0[deg.]以下

シミュレーションは表 1.1 および表 1.2 の条件で行った.

### 表 1.1 解析条件

Satellite MOI tensor	[0.748 0.0 0.0 ]				
	0.0 0.793 0.0 kgm <sup>2</sup>				
	0.0 0.0 0.056				
Satellite Orbit	573 x 593 km SS orbit, inclination = 97.766°, LTDN = 10h00				
	Orbit period = 5780 sec				
Reaction wheels	CubeWheel Large:				
	Max momentum = 30.0 milli-Nms,				
	Max torque = 2.3 milli-Nm				
Torquer coil & rods	Max magnetic moment $(X/Y/Z) = 0.27/0.48/0.48 \text{ Am}^2$				
Attitude/Rate sensors	3-axis Magnetometer (Main deployable & Redundant fixed),				
	10 x coarse sun sensors,				
	170° FOV sun sensor pointing in -Y body (zenith) direction,				
	170° FOV nadir sensor pointing in +Z body (nadir) direction,				
	CubeStar pointing 30° from –Z body axis towards +Y body axis,				
	3-axis MEMS rate sensors				
Initial RPY attitude	Roll = 5°, Pitch = 10°, Yaw = -5°				
Initial IRC rates	$(\omega_{ri} = 0.0^{\circ}/s, \omega_{ri} = -\omega_{0}^{\circ}/s, \omega_{ri} = 0.0^{\circ}/s$				

表 1.2 制御方法

時間	制御方法		
0 ~ 10 sec	制御なし		
10 ~ 400 sec	デスピン制御		
400 ~ 1400 sec	地上局指向制御		
1400 sec ~ end	地心指向制御		

注釈)

2枚の展開パネルからそれぞれ,最大3[mA·m2]の磁気モーメントが発生と仮定 ブームは地心方向に伸びており,重力傾斜トルクが発生する



🗵 2.7 True RPY attitude angles during 3-axis ground tracking and earth-oriented control.



2.8 RPY control attitude error angles during 3-axis ground tracking and earth-oriented control





解析の結果、図 2.7~2.9 の結果が得られた。まとめると以下の2つが得られた。

1) ニューテーション角が 37[deg.]以下が達成できていること

3 軸リアクションホイールを用いた姿勢制御精度は±1 [deg.]以下であること(姿勢)
決定精度が±0.1 [deg.]条件下にて)

要求を満たすための姿勢決定制御系のシステムダイアグラムを図 2.10 に示す. 姿勢決定 制御系は、大きく分けて姿勢決定と姿勢制御の 2 つの役割を果たす. 姿勢決定を行うため に、太陽センサから太陽方向ベクトル、地磁気センサから地磁場ベクトルを得て衛星の姿勢 決定を行う.また、衛星の角速度をジャイロセンサで取得し、ある一定以上の角速度に達し たときデスピン制御、指向制御を行うため、アクチュエータとして磁気トルカ、それを監視 する検流計を用いて、姿勢制御を行う.

	PC104 Stack			Peripheral Components
			$\rightarrow$	CUBESTAR
	CUBECONNECT (INTERFACE BOARD)		$\rightarrow$	$3 \times \text{Reaction Wheel}(X,Y,Z)$
			$\rightarrow$	CUBESENSE
į				
	CUBECONTROL			MAGNETOMETER
	3 X RATE SENSOR	2 × CUBETORQUER	$\rightarrow$	10 × CSS
	(X,Y,Z)	(Y,Z)	$\rightarrow$	REDUNDANT MAGNETOMETER
	CUBECOIL (X)			
	CUBECOMPUTER			OEM 719
				<b>↓</b>
1				TW7932E

図 2.10 ADC システムダイアグラム