

SESノート K-No. 852

磁気圏観測衛星「GEOTAIL」の実験

平成4年6月
文部省宇宙科学研究所

1. 実験概要

磁気圏観測衛星GEOTAILは、宇宙科学研究所が衛星を開発し、米国航空宇宙局（NASA）が打ち上げを担当する国際共同プロジェクトであり、平成4年7月14日から7月28日の間に、デルタII型ロケットによってNASAケネディ宇宙センター（KSC）から打ち上げを予定している。

2. 実験の目的

GEOTAILは、太陽風から地球磁気圏尾部へのエネルギーの流入や、尾部に貯えられたエネルギーの爆発的な解放のメカニズムを研究することを目的とした衛星で、打ち上げ後約2年半は月スウィングバイにより軌道の遠地点を130万km程度とすると共にほとんど地球の夜側に留まることにより、磁気圏尾部の深奥部を探索する。その後軌道を遠地点19万km、近地点5万kmに変更して、比較的地球に近い磁気圏の観測を行う。搭載観測機器は、①電場計測装置（EFD）、②磁場計測装置（MGF）、③高エネルギー粒子計測装置（HEP）、④低エネルギー粒子計測装置（LEP）、⑤プラズマ波動計測装置（PWI）、⑥高エネルギー粒子及びイオンの組成計測装置（EPIC）、⑦プラズマ計測装置（CPI）であり、このうち①～⑤を日本が、⑥、⑦を米国がそれぞれ担当している。

3. 実験計画の概要

3. 1 ロケットの概要

GEOTAILは、デルタII（6925）型ロケットによって打ち上げられる。

デルタII（6925）型ロケットは、米国マクダネル・ダグラス社製の衛星打ち上

げ用ロケットで、9本の固体補助ブースターを備えた第1段液体ロケット、第2段液体ロケットから成るが、今号機では衛星を月スウィングバイ軌道に投入するための第3段固体球型モータ（PAM-D）を備えており、デルタ・ロケットとしての通算打ち上げは212号機目となる。第1図にGEOTAIL搭載のデルタII型ロケットの外観を、第2図にGEOTAILとノーズフェアリングおよびPAM-Dモータとのインターフェイスを示す。

3. 2 飛行計画

デルタIIの飛行シーケンスを第1表に、またその概略を第3図に示す。発射時刻は、9月8日の第1回月スウィングバイ条件を固定する必要から、第2表に示したように発射日によって変化すると共に、第2段切り離し後第3段モータ点火以前にパーキング軌道周回を行わないダイレクト・アセント方式を採るため、発射日毎に特定の時刻（T）に固定される。但し発射タイムスケジュールに少しでも余裕を持たせる必要性から、T直前の正分からT+1分までを打ち上げ時刻の窓としている。

発射タイムスケジュールの進行はNASA/KSCの管轄の下に進められるが、宇宙研担当者が発射管制室内にて衛星、地上系、および日本国内（宇宙研相模原、臼田、内之浦）の状況把握を行った上で、NASA側に衛星発射準備完了を報告することにより最終的に発射が決定される。

打ち上げ後、第3段モータ（PAM-D）の燃焼が終了し衛星が分離されるまではNASA側担当であるが、その間衛星の状況はKSCのMILA局及びNASA深宇宙通信網（DSN）キャンベラ局を通じて、KSC内AOビルディングに設置したGEOTAIL衛星管制装置で監視される。衛星分離とともに管制権は宇宙研に移管されるが、宇宙研の臼田局および内之浦局からの可視は打ち上げ約19時間後となるため、この間はDSN各局（キャンベラ、マドリッド、ゴールドストーン）による衛星追跡・軌道決定が行われ、結果が宇宙研相模原の衛星管制室に送信される。

標準経路を飛翔した場合のGEOTAIL衛星の地球に対する初期軌道は打ち上げ日によって若干異なるが、代表値として7月21日打ち上げの場合は次のようになる予定である。

軌道投入点高度 185 km 第1遠地点高度 405, 600 km
軌道傾斜角 28.7度

第4図に初期軌道の地表面投影図を示す。

3. 3 磁気圏探査衛星GEOTAIL

(1) 観測目的の概要

太陽のエネルギーは地球上にさまざまな現象を作り出している。日本の沿岸からアメリカ西海岸におよぶような大規模な海水の循環も、大気を激しく揺り動かして強い風や雨をおこす台風も、太陽から放射されるエネルギーの産物である。

おなじように、「あけぼの」衛星が観測したオーロラ電子や電流等も太陽のエネルギーから作り出されたものである。ただし、この場合の太陽エネルギーは光や熱という形でもたらされるものではなく、太陽の大気から絶え間なく流れ出している「太陽風」という電離ガス（プラズマ）によってもたらされたものである。

光や熱の場合と違って、太陽風のエネルギーはいきなり地球大気の中に侵入してくることはできない。地球の磁場が太陽風の行く手をさえぎるからである。太陽風のエネルギーはいったん磁場や電流のエネルギーに姿を変えてから、「磁気圏」とよばれる地球磁場の領域に入ってくる。「あけぼの」衛星の高度でおきる現象、たとえばイオン・電子の加速や電波の発生などは、こうして侵入したエネルギーが地球に最も近づいたところで引き起こす最後の華とでもいうべきものである。

GEOTAIL衛星は、「あけぼの」の高度より上にエネルギーの流れをさかのぼって、オーロラ電子や電流の源になっている領域で観測を行う。この領域は

「磁気圏尾部」、つまり地球の磁場の尻尾とよばれるところである。太陽風は、地球の磁場のわきを流れ過ぎるときに力をおよぼして、磁力線を流れの方向に引き伸ばす。このために、地球は磁力線の長い尻尾を持っているのである。もし、磁力線が目に見えるものであったなら、地球も彗星のように見えたであろう。

G E O T A I L 衛星が磁気圏の尾部で明らかにしようとしている事柄は、おおよそ三つに大別できる。その一は、尾部の中でおきる粒子加速のメカニズムである。尾部内のプラズマは、引き伸ばされた磁力線が縮んだり、ちぎれたりする際に放出するエネルギーによって加速され、尾部の中央面には熱いプラズマのシートができています。この加速のメカニズムは、粒子どうしの衝突の頻度が極めて少ないプラズマの特性を反映しており、カオスの要素をも含む興味深い研究対象である。

第二の事柄は、太陽風から尾部へのエネルギーと粒子の流入のメカニズムである。太陽風のプラズマの一部は地球磁場の壁を貫いて内部に入り込み、尾部のプラズマ・シートに貯えられている。この流入機構にも、衝突頻度の少ないプラズマの性質が反映されている。

第三の事柄は、「あけぼの」の高度で見られる現象と尾部内のプロセスとの関係である。オーロラの明るさはときどき急激に強まり、それに伴って電流の強度も急激に増す。これは、尾部から供給されるエネルギー量が突然増えることを意味する。その原因は何だろうか。磁気圏の状態が平衡状態であることはめったに無く、ほとんどいつも平衡からはずれているようであるが、余剰エネルギーの解放は少しずつ連続的に行われるのではなく、爆発的に起きることが多い。爆発的なエネルギー解放は何をきっかけにして始められるのであろうか。

G E O T A I L 衛星は、宇宙科学研究所が衛星を開発し N A S A が打ち上げを担当する国際共同プロジェクトであるとともに、宇宙研（日本）、N A S A（米国）、E S A（欧州）、I K I（ロシア）の4機関から成る宇宙科学研究機関協議会（I A C G）の下での主要な協力活動分野である太陽地球系科学に於いて、

各機関から打ち上げられるあわせて十数機の衛星とともに重要な役割を果たすことが期待されている。

(2) 衛星の概要

GEOTAILは第5図に示すように、直径2.2 m、高さ1.6 mの円筒形をしたスピン安定型衛星で、姿勢・軌道制御用ヒドラジン燃料360 kgを含む総重量は1,009 kgである。軌道上で衛星は、長さ50 mのワイヤー・アンテナ2本、先端に球プローブを有する50 mアンテナ2本、および磁場測定装置用6 mのマスト2本を伸展し、速度修正時を除く全期間にわたりスピン軸を黄道面にほぼ垂直な姿勢として運用される。巡航状態でのスピンは毎分2回転である。衛星の電力は、衛星円筒部に貼られた総数約14,400枚の太陽電池から供給される。その出力は、打ち上げ直後で約390 W、三年半後で約340 Wと見積られている。第6図に衛星全体のシステム構成図を示す。

この衛星は、打ち上げ後約二年半は「ひてん」で確立した二重月スウィングバイの技術を用いて、最も遠い場合の遠地点を地球の夜側約220 Re (1 Reは地球半径、約6,378 km)として磁気圏尾部の深奥部を探索し、その後軌道を近地点8 Re、遠地点30 Reに変更、急激なエネルギーの放出が発生する領域での観測を行う。GEOTAIL衛星の軌道計画を第7図に示す。

(3) 科学観測機器

GEOTAILには、次の7個の観測装置が搭載される。このうち、2個は米国で開発・製作されたものである。また、残りの5個の観測装置の主要部分は国内開発であるが、一部に米国やヨーロッパの大学・研究所との共同開発のものがある。

1) 電場計測装置 (EFD)

電場は基本的な物理量の一つであり、プラズマの運動及び粒子の加速のメカニズムに密接な関連がある。地球磁気圏は太陽風からエネルギーを得ているが、そのメカニズムに関してはまだ同定されていない。磁気圏尾部のローブや低緯度境

界層において電場を測定する事により、そのメカニズムについての情報がえられる。また、太陽風から得られたエネルギーは一度磁場として蓄えられた後、プラズマの運動エネルギーに変換され地上にオーロラなどを起こすが、この変換過程においても電場は粒子の加速過程などにおいて重要な役割を占めている。この現象は地球近傍の磁気圏尾部で発生すると考えられているが、電離圏-磁気圏結合を研究する上においてもこの領域で電場を計測する事は重要な事となっている。

これらの領域で電場を計測するために、プローブ法とビーム法という2種類の異なった方法を採用した。プローブ法は1対の球プローブアンテナとそれに直交する1対のワイヤーアンテナとから構成され、アンテナ両端の電位差を測定する事によって電場を計測する。またこれらのアンテナには周辺プラズマによる影響を抑えるためにバイアス電流が流せるようになっている。ビーム法は衛星から打ち出した電子ビームの飛翔時間から磁場の大きさと電場が計測できる。周辺プラズマの密度が非常に低い領域でも衛星の電位変動を抑えられるようにイオンビーム源も同時に搭載している。このイオンビーム源は電解放出型のもので、ヨーロッパのESTECで開発・製作・試験されている。

ロ) 磁場計測装置 (MGF)

磁気圏尾部を中心とした地球磁気圏の大規模な構造、及びその構造的変化を引き起こす乱れを観測するため、直流領域から50 Hz以下の磁場変動を観測する。直流成分は3軸のフラックスゲート磁力計、交流成分は3軸の誘導磁力計で計測する。地上の1/10,000という非常に微弱な磁場強度を精度よく測定するためには、衛星本体からの磁場干渉を軽減する必要がある、センサーは伸展マストの上に配置されている。フラックスゲート磁力計については、さらに冗長性も考慮して2台のセンサーをマストの中央(4 m)及び先端(6 m)に配置している。マスト中央の磁力計は、NASA/ゴダード研究所のグループにより開発・製作されたもので、2台のセンサーによる計測をもとに、0.1 nTの絶対精度が確保できるように設計されている。

ハ) 低エネルギー粒子計測装置 (LEP)

地球磁気圏や太陽風の中の比較的エネルギーの低いプラズマの状態を測定する

ことを目的とした観測装置である。非常に重要な観測であるので、ここで述べる LEP と次項で述べる CPI の二つの独立な観測装置が GEOTAIL には搭載されている。

LEP は 3 種類のセンサーを備えている (LEP-EA、LEP-SW、LEP-MS)。EA センサーは、密度の低い磁気圏尾部の電子、イオンを測定するように設計されていて、 145° の扇形視野角を 7 つのチャンネルでカバーする球形静電分析器である。衛星のスピンの運動を利用して空間掃引を行うと同時に、静電分析器電圧を掃引することにより、電子は $6\text{ eV} \sim 36\text{ keV}$ 、イオンは $7\text{ eV/e} \sim 42\text{ keV/e}$ の範囲で、3 次元速度分布関数を求めることができる。

SW センサーは、偏向角 270° の球形静電分析器を用いてフラックスの高い太陽風イオンを測定するように設計されている。視野角は 60° の扇形で、やはり 7 チャンネルでこれをカバーする。測定エネルギーは $0.1 \sim 8\text{ keV/e}$ である。EA、SW で測定される 3 次元分布関数のデータは、4 スピン毎に機上処理されてテレメーターされるが、機上の CPU によって計算される 3 次までの速度モーメントの結果、即ち、密度、流束ベクトル、圧力テンソル、熱流テンソルは、1 スピン毎に得られる。

MS センサーは新型のイオン質量分析器で、イオン種毎に弁別して 3 次元速度分布関数を測定することにより、プラズマの起源と輸送過程について直接的な情報を求めることができるものと期待されている。センサーは、球形とポロイダル形の 2 段の静電分析器とオレンジ型磁場を利用した速度フィルター、検出器として 5 個の MCP から構成されていて、 130° の扇形視野角をカバーする。測定エネルギー範囲は $0 \sim 25\text{ keV/e}$ で、32 ステップに分割されている。

これら 3 種類のセンサーの包括的な観測と GEOTAIL に搭載された他の観測機器による磁場、電場、波動などの観測により、磁気圏尾部のプラズマのダイナミクス及び太陽風と磁気圏の相互作用の解明を行う。

二) プラズマ計測装置 (CPI)

前項 LEP と同様の目的を有する観測器で、米国アイオワ大学が開発したものである。測定対象とする粒子により 3 種類のセンサーを持っている。それぞれのセンサーはプラズマの 3 次元の速度分布関数を観測することによって、プラズマ

の密度、温度、流れの速度及び方向などのプラズマのパラメータを決定する。いずれもスピンの軸に直角な方向を中心とする扇型の視野の静電型のエネルギー分析器によりエネルギーを選別して測定を行う。Hot Plasma Analyzer は $1\text{ eV} \sim 50\text{ keV}$ の電子とイオンを 172° の視野に配した9つの検出器で検出する。Solar wind ion analyzer は太陽風の中の $150\text{ eV} \sim 7\text{ keV}$ のイオンを 60° の視野を12に分割して検出する。またIon composition analyzer は $1\text{ eV} \sim 50\text{ keV}$ のイオンの種類の検出を行う。視野は 140° で静電型分析器でエネルギー選別された後に磁界によって質量選別を行い、これを5つのセンサーで検出する。検出するイオンは $\text{H}^+ \sim \text{Fe}^+$ の範囲である。いずれも衛星のスピンの軸まわりのスキャンを行い、1スピンに16サンプルのデータを取得する。またエネルギー選別は各エネルギーの範囲を64分割し、基本的に1スピンの1つのエネルギーレベルのデータを取得する。

ホ) 高エネルギー粒子計測装置 (HEP)

磁気圏尾部で起きている粒子加速機構の解明を主目的とする観測装置であるが、同時に又、太陽フレアに伴って放出される高エネルギー粒子の観測も行う。このために、LD、BD、MI、HIの4つのセンサーを備えている。

LDセンサーはドイツのマックス・プランク研究所(リンダウ)で開発・製作されたものである。飛行時間測定法と2枚のシリコン検出器による $\Delta E \times E$ 法の組み合わせを用いて数keVから数MeVにわたるエネルギーの電子、陽子及び重イオンの3次元分布を測定することにより、磁気圏尾部に於ける粒子加速機構の解明に重要な役割を果たすものと期待されている。

BDセンサーはLDセンサーと相補的に設計されていて、シリコン検出器を用いた $\Delta E \times E$ 法により電子、陽子、ヘリウムイオンの3次元分布を測定する。そのエネルギー範囲はLDセンサーとオーバーラップしつつ、その高エネルギー側を測定するよう設計されている。特に、BDセンサーは検出器面積及び開口角を大きく取っているので、粒子フラックスの弱い高エネルギー領域で精度の高い観測が行えるものと期待されている。

MI及びHIセンサーは、太陽フレアから放出され、或いは銀河宇宙線中に含まれる重粒子の元素組成及び同意体組成の決定によって、これらの高エネルギー

一粒子の起源、生成、及び伝搬機構の解明を目的として設計されている。広いエネルギー範囲に対して粒子弁別を高精度で行うために、厚さの異なる数枚のシリコン検出器を使用し、 $\Delta E \times E$ 法を利用する。また、広い立体角で高精度の測定を行うため、初めの2枚のシリコン検出器は入射した粒子の2次元位置が検出可能な ΔE 検出器を使用して粒子の入射方向を測定し、入射方向に依る実効的な厚みの誤差の補正を行って粒子弁別精度をよくしている。M I は核子当たり数MeVから数十MeVのエネルギー領域、H I はその高エネルギー側を数百MeVまでのエネルギー領域を観測する。

へ) 高エネルギー粒子及びイオンの組成計測装置 (E P I C)

磁気圏尾部の比較的エネルギーの高いプラズマの状態を観測することを目的とした観測器で米国ジョンホプキンス大学が開発したものである。観測する粒子のエネルギーによって2種類のセンサーを持っている。いずれもスピン軸に直角な方向を中心とする扇型の視野を有し、衛星のスピンを利用して3次元空間をスキャンし、スピン軸まわりに1スピンを16分割した 22.5° の分解能を持つ。S T I C Sは $30 \sim 230 \text{ keV/Q}$ のイオンの質量とエネルギーの分析を行う。視野は 160° ($-80^\circ \sim 80^\circ$) でこれを6分割した 26.7° の空間分解能を持つ。また静電型の分析器により1スピン毎にエネルギーステップの掃引を行う。

I C Sは $30 \text{ keV} \sim 3 \text{ MeV}$ のイオンの質量分析を行う。 $-38^\circ \sim -8^\circ$ と $8^\circ \sim 38^\circ$ の二方向に各々 30° の視野を持つ。また 60° ($-30^\circ \sim 30^\circ$) の視野を持ち 30 keV 以上の電子の観測を行うセンサーを有する。

これらの観測により、磁気圏尾部に存在するプラズマの起源、磁気圏境界領域のプラズマの挙動、磁気圏のプラズマの輸送、加熱の過程の解明を行う。

ホ) プラズマ波動計測装置 (P W I)

プラズマ中では、波動・粒子相互作用などの非線形効果に依って非常に多くのプラズマ波動が励起される。その励起機構は、そこでのプラズマの状況に大きく依存しており、またその励起波は背景粒子を加熱・拡散して変化させる。地球磁気圏において、このようなプラズマ波動励起はエネルギー輸送係数を決定する重

要な役割を果たすと共に、衛星で受信されるまでの伝搬特性はマクロな構造を反映するものと考えられる。

PW Iでは、従来の衛星観測で行われてきたようなスペクトル受信機をさらに高精度化したSFA（周波数掃引受信機）、MCA（多チャンネル受信機）に加え、電界、磁界合わせて5成分の10 Hz ~ 4 kHzの波形8秒間分をそのまま伝送するWFC（波形捕捉受信機）を備えている。WFCは、位相も含めた波の属性すべてを地上に伝送するため、偏波解析、ポンティングフラックスの導出、伝搬ベクトルの算出など非常に広範囲の情報が得られるものと期待されている。また、トリガー・モードの設定により、イベント発生前後の波形を自動的に高速サンプルで取得できるので、磁気圏構造の境界付近などの急峻な波形変化もとらえることができるであろう。

なお、MCAは、アイオワ大学において開発・製作されたものである。

（4） 衛星構造

衛星の主構造は、第8図に示すように2段の円盤状デッキとこれを中央で支える円筒形スラスト・チューブ、およびデッキ間あるいは下部デッキとスラスト・チューブ間を接ぐストラットからなる。円筒形太陽電池サブストレートは上部デッキの円周上8箇所にボルトで組み付けられている。搭載機器の殆どは第9図に示すように、夫々のデッキの両面に取り付けられているが、バッテリーやニュートン・ダンパー等一部の機器はスラスト・チューブ内に設けたプレートに搭載されている。姿勢・軌道修正用ガス・ジェット装置（RCS）のヒドラジン燃料を入れる4基の涙滴型タンクは、夫々4本のストラットにより下部デッキとスラストチューブに固定されている。通信用高利得アンテナは常に地球を指向するよう、上部デッキ中央のブラケットに取り付けられたデスパン機構上に置かれている。

（5） 通信系

衛星と地上局間の通信は、ダウンリンク回線にはSバンド及びXバンドを、アップリンク回線にはSバンドを使用する。地上局は、臼田64 mアンテナを主として、内之浦20 mアンテナを打ち上げ直後及び軌道修正作業時等におけるバッ

クアップ局として用いる。また、NASAのDSN3局はデータレコーダ(DR)再生データ受信局として常時用いられる他、宇宙研の依頼がある場合レンジング及び軌道決定に協力する。通信系のネットワークを第10図に示す。

衛星搭載通信系の主要諸元は以下の通りである。

i) Sバンド受信機(SBR)

受信周波数(f_0)	2.0 GHz帯
入力レベル範囲	-110 ~ -50 dBm
トラッキングレンジ	$f_0 \pm 120$ kHz

ii) Sバンド送信機(TMS)

送信周波数	2.2 GHz帯
送信出力	High 2.5W Low 0.1W
変調方式	PM

iii) Xバンド送信機(TMX)

送信周波数	8.4 GHz帯
送信出力	High 0.8W Low 0.16W
変調方式	PM

搭載アンテナは、Sバンド高利得アンテナ(HGA-S)、Xバンド高利得アンテナ(HGA-X)、S・Xバンド中利得アンテナ(MGA)、及び2本の低利得アンテナ(LGA-A, B)からなり、軌道上のいかなる点においても地上局とのリンクが保てるよう配慮されている。

イ) テレメトリ系

実時間データ及びDR再生データ共に、Sバンド、Xバンドいずれによっても送信可能である。全てのテレメトリ信号は $R=1/2$ 、 $K=7$ のコンボリュショナル・コードにより符号化されている。データ処理装置(DHU)は2つのエディター(A, B)を持ち、実時間データはいずれのエディターによっても処理可能である。但しエディターAのデータ・ビットレートは、65 kbps 固定

で、エディターBは65 kbps, 16 kbps, 256 bpsを選択できる。DRはエディターBからの16 kbps入力のみを収録する。DR再生ビットレートは131 kbpsまたは65 kbpsである。テレメトリ系のブロック図を第11図に示す。

ロ) コマンド系

2基のSバンド受信機(SBR-A, B)は、LGA-A, BおよびMGA-A, Bに接続されており、衛星周囲の全球面を網羅している。また、レンジングとの同時運用を可能としている。

SBR-AまたはBで受信されたコマンド信号は、SBR-AおよびBのスケルチON/OFF、ロックON/OFF状況に応じてコマンド信号スイッチ(CSS)により自動的に選択されて、コマンド・デコーダに送られ、復号されて各機器に送出される。

コマンドの種類は、機器指定コマンド(IC)と実時間コマンド及び自動管制用オペレーション・プログラム(OP)に大別される。実時間コマンドは、ICで指定された機器毎に最大255項目の割当が可能なディスクリット・コマンド(DC)、8ビットで構成され、機器のパラメータ設定やプログラムの書き込みに使用されるブロック・コマンド(BC)と32項目までのコマンドをOPを用いずに出力させることのできる実時間オーガナイズド・コマンド(ROG)からなる。一方OPは、32項目までのDCまたはBCを出力するオーガナイズド・コマンド(OG)の出力シーケンスをコントロールする。地上局からのコマンド送信ビットレートは1 kbpsである。

ハ) レンジング系

レンジングは、Sバンド系アップリンクとSバンドまたはXバンド系ダウンリンクを用いて行ない、アップリンクはコマンド系と同時運用が可能で、またダウンリンクは一波をテレメータ、他をレンジングに同時使用可能な方式としている。DSN局によるレンジングとの整合性をとるため508 kHzのクロック周波数を用いたシーケンシャル方式を採用している他、内之浦局用に副搬送波周波数500 kHz、ビットレート125 kbpsのPNコードによるレンジングも

実能としている。

(6) データ・レコーダ (DR)

記録容量450Mビットのエンドレス方式磁気テープレコーダ2台を搭載している。収録時のデータレートは16kbp/sで、一台あたり7.63時間の収録が可能である。再生は131kbp/sまたは65kbp/sで行われる。全ミッション期間にわたるデータ収録が予定され、再生データは約6時間毎に夫々の時点では衛星が可視のDSN局に対して送出される。

(7) 電源系

電源系は、太陽電池パネル (SCP)、蓄電池 (BAT)、電力制御装置 (PCS)、コンバータ及び電力分配器 (PCD)、シャントデシペータ (SHNT) より構成される。

消費電力は日照時に於ける定常実時間運用時で約260W、日陰時で約200Wである。

太陽電池パネルには、20×40mm、厚さ100μmのBSFR型素子5,292枚と、20×20mm、厚さ100μmのBSFR型素子9,135枚、合計14,427枚の太陽電池が貼られている。発生電力は、BOLで約390W、EOLで約340Wで、各機器及び容量19AHのNi-Cd電池3台に供給され、余剰電力はシャントデシペータによって消費される。

電力制御装置は、日照時シャントモード、バッテリー放電モード、バッテリー充電モードに応じてバス電圧を規定の値に制御する (バス電圧上限27.0±0.5V) とともに、日照時マストの陰によって生じる太陽電池出力の変化をブーストコンバータによって補償し、バス電圧の安定化を図る。バッテリー充電制御は、バッテリー充放電電流を計測するC/Dカウンターによって充電量をモニターし、自動的にフル充電からトリクル充電に切り替わる方式を採用している。また高温充電を避けるため規定の温度以上になった場合にも自動的にトリクル充電に切り替わる他、過放電防止のためのバッテリー下限電圧検出機能やリコンディショニング機能を有する。

PCDは、非安定化バス電圧をDC-DCコンバータによって+5V, 2系

統の+12V, -12V, +15V, 及び+29Vの6種類の安定化電圧に変換して、各機器に分配する。コンバーターのスイッチング周波数は、観測機器との干渉を避けるとともに軽量化のため110kHzとしている。

(8) 環境計測装置 (HK)

衛星内各点の温度、圧力、電源電圧・電流等をモニターして各部の動作状況を確認する。項目数は、温度120点、RCS系の圧力3点、電圧40点、電流14点、測定系校正用電圧2点の計179項目である。

(9) 軌道・姿勢制御系

GEOTAILは基本的には単純なスピン安定型衛星であるが、工学実験衛星「ひてん」と同じく月スウィングバイを繰り返して軌道変更を行うため、極めて複雑且つ高精度の軌道制御を必要とする他、長さ50mのフレキシブル・アンテナ4本と、6mのマスト2本を有するため、その姿勢制御にも十分な配慮が必要である。

姿勢検出器としては、スピン型太陽センサー (SAS) 2個、スター・スキャナー (SSC)、地球センサー (SHCI) 及び加速度計 (ACM) 3個を備え、アクチュエータとしては、軌道制御、姿勢制御共用で用いられるガスジェット装置 (RCS) の他、ニューテーション・ダンパー (ND) とフレキシブル・アンテナの運動によって生じるスピン・リップルを抑えるためのスピン・リップル・ダンパー (SRD) を有する。

姿勢・軌道制御装置 (AOCS) は上記姿勢検出器からデータを取得して、AOCS内のハード・ワイヤード・ロジック (AOCE) または制御プロセッサ (AOCP) のソフトウェア・ロジックで決定された制御信号により、RCSを制御する。RCSはヒドラジンを燃料とする一液式ガスジェット装置で、推力23Nのラディアル・スラスト4基、同じく23Nアキシャル・スラスト4基、および推力3Nのタンジェンシャル・スラスト4基によって、任意の方向への速度制御とスピン軸方向制御およびスピン速度制御を行うことができる。ヒドラジンは衛星内の涙滴型燃料タンク4個に搭載され、その総量は約360kgであり、これを速度変更能力に換算すると約800m/secとなる。

第1表 DELTA-III/GEOTAIL 飛翔計画

発射日1992年7月14日

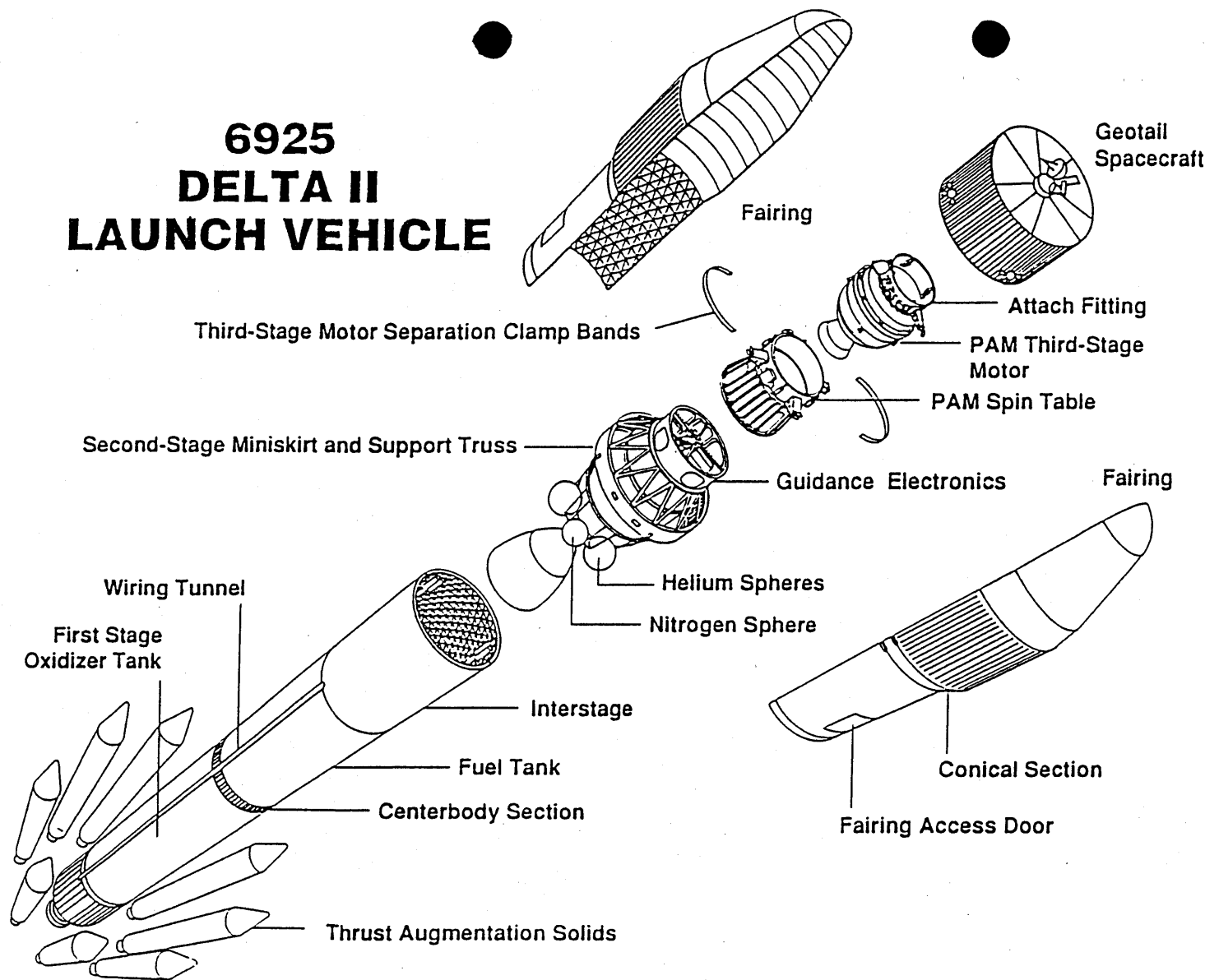
7月28日

項目	時間	(秒)
リフト・オフ	0. 0	0. 0
補助ロケット6本燃焼終了	55. 5	55. 5
補助ロケット3本点火	60. 5	60. 5
補助ロケット3本分離	61. 5	61. 5
補助ロケット3本分離	62. 5	62. 5
補助ロケット3本燃焼終了	116. 1	116. 1
補助ロケット3本燃焼終了	122. 0	122. 0
第1段ロケット燃焼終了(MECO)	264. 7	264. 7
第1段ロケット分離	272. 7	272. 7
第2段ロケット点火	278. 2	278. 2
開頭	326. 0	326. 0
第2段ロケット燃焼停止-1(SECO1)	653. 0	653. 0
ロール制御開始	705. 0	705. 0
ロール制御終了	755. 0	755. 0
ピッチ制御開始	760. 0	760. 0
ピッチ制御終了	795. 0	795. 0
第2段ロケット再点火	915. 3	915. 3
第2段ロケット燃焼停止-2(SECO2)	954. 3	948. 9
衛星加速度計計測開始	987. 3	981. 9
スピン・ロケット点火	1004. 3	998. 9
第2段ロケット分離	1007. 3	1001. 9
第3段ロケット点火	1044. 3	1038. 9
ニューテーション制御(NCS)開始	1044. 3	1038. 9
第3段ロケット燃焼終了(TECO)	1129. 9	1124. 5
第3段ロケット分離(NCS終了)	1244. 3	1238. 9
ヨー・デスピナー作動	1246. 3	1240. 9

第 2 表 DELTA - I I / GEOTAIL 発射時間帯

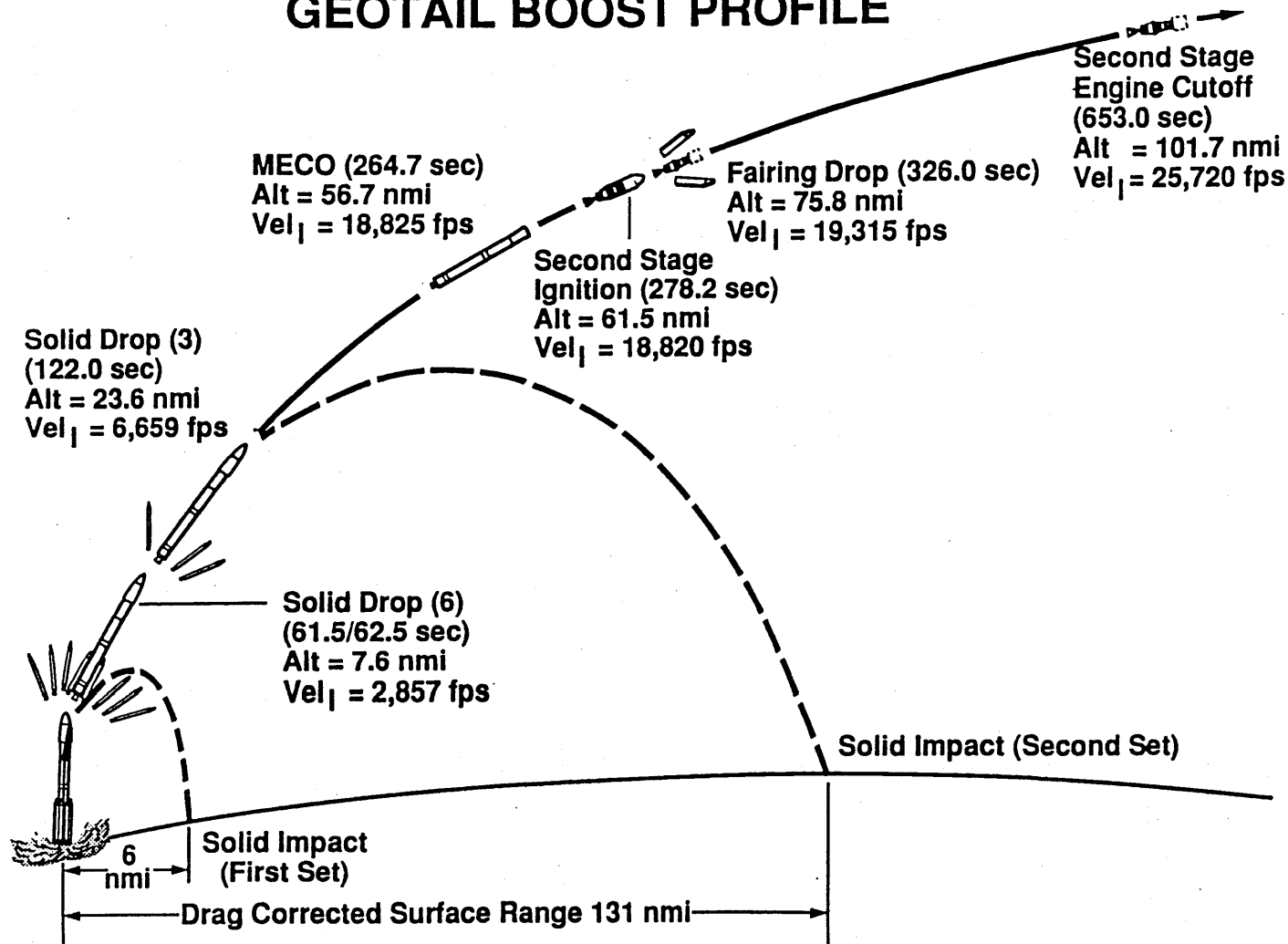
<u>Launch Time (hr:min:sec, GMT)</u>		
<u>Launch Date</u>	<u>Open</u>	<u>Close</u>
14 July 1992	14:48:00	14:49:21
15 July 1992	14:47:00	14:48:21
16 July 1992	14:46:00	14:47:21
17 July 1992	14:44:00	14:45:21
18 July 1992	14:43:00	14:44:21
19 July 1992	14:41:00	14:42:21
20 July 1992	14:40:00	14:41:21
21 July 1992	14:38:00	14:39:21
22 July 1992	14:34:00	14:35:21
23 July 1992	14:31:00	14:32:21
24 July 1992	14:29:00	14:30:21
25 July 1992	14:26:00	14:27:21
26 July 1992	14:23:00	14:24:21
27 July 1992	14:19:00	14:20:21
28 July 1992	14:18:00	14:19:21

6925 DELTA II LAUNCH VEHICLE



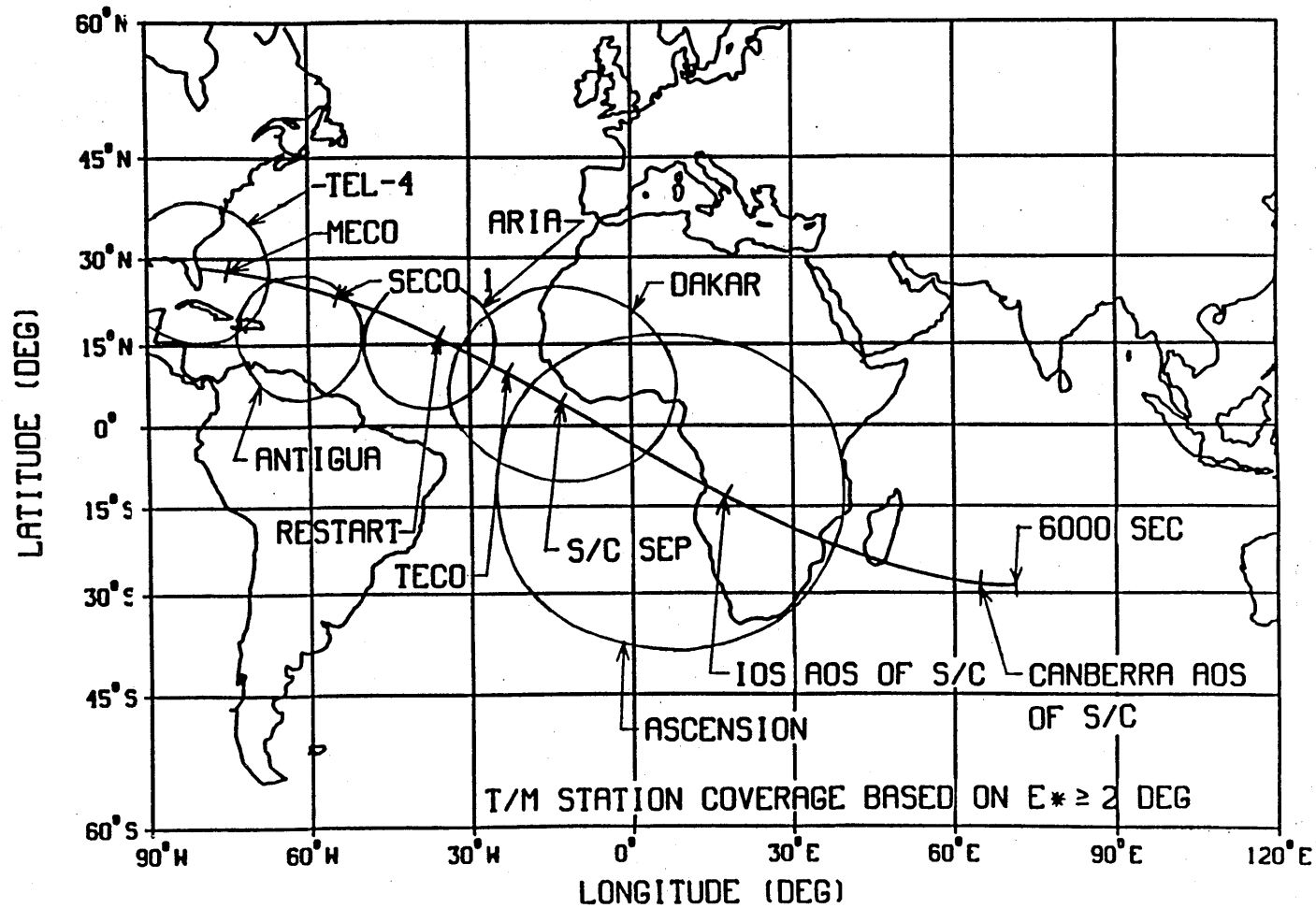
第 1 図 GEOTAIL 搭載の DELTA-II ロケット 外観図

GEOTAIL BOOST PROFILE

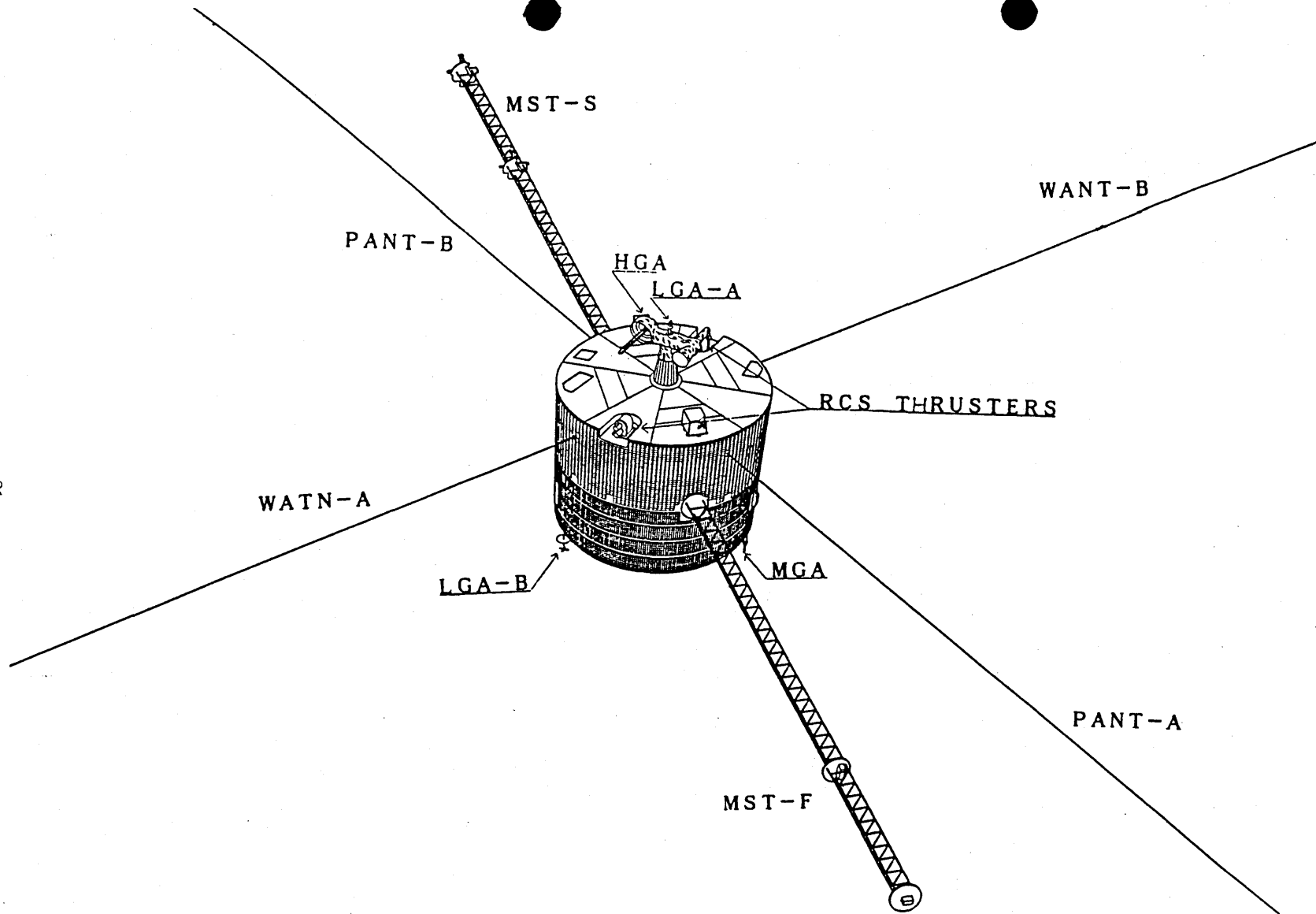


第 3 図 DELTA - I I 飛翔計画

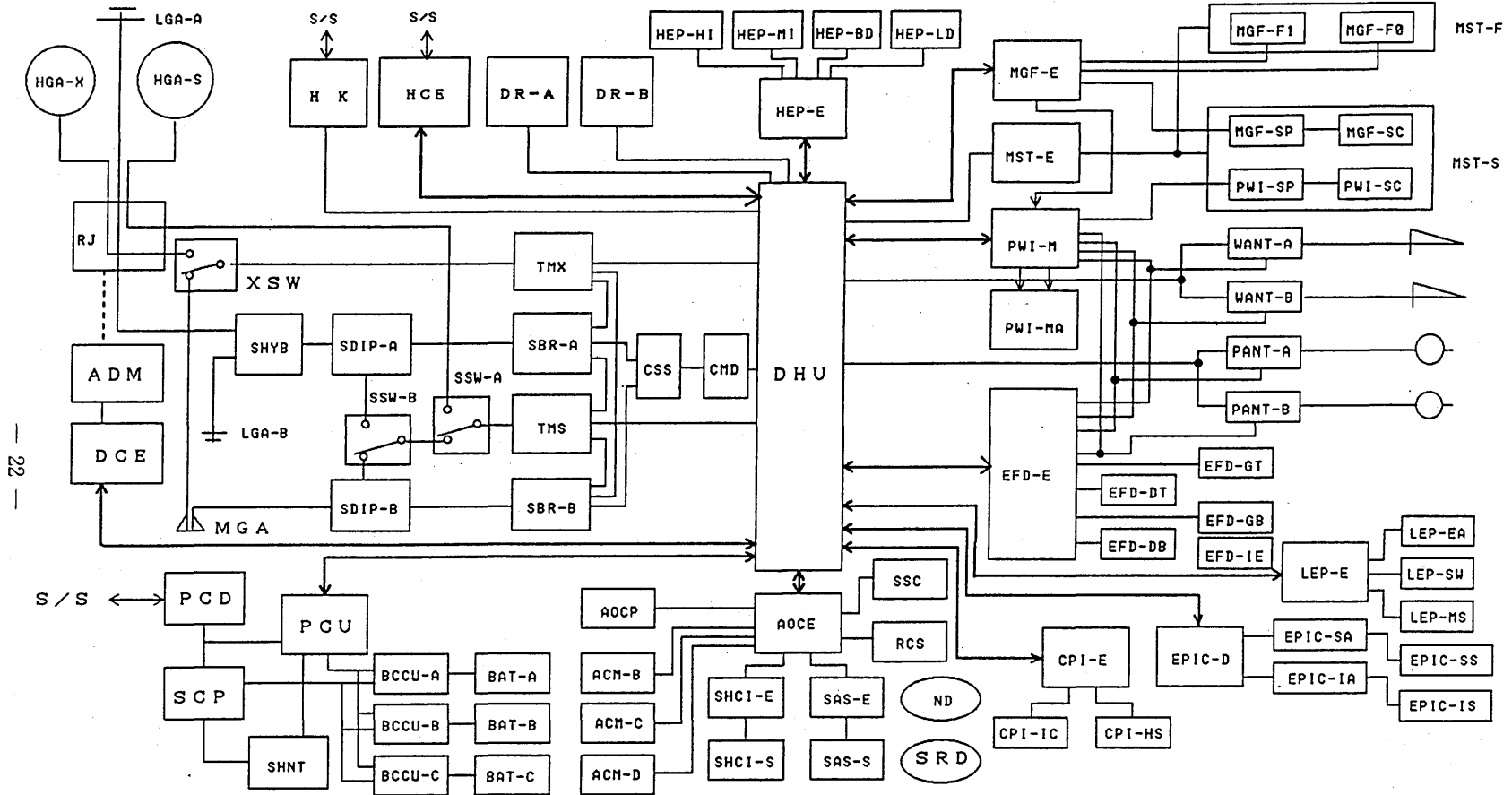
GEOTAIL ORBITAL GROUND TRACK



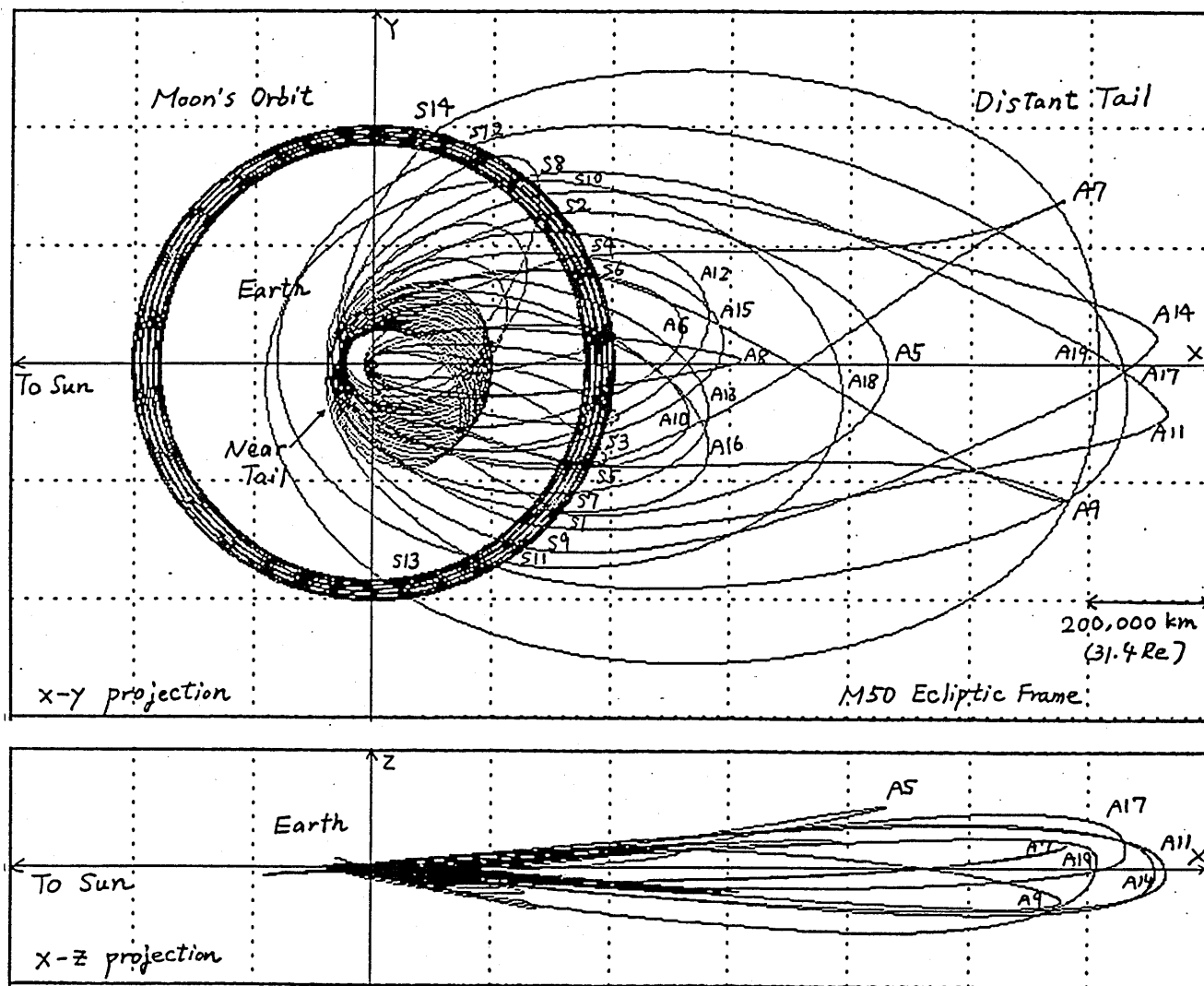
第 4 図 初期軌道 地表面投影図



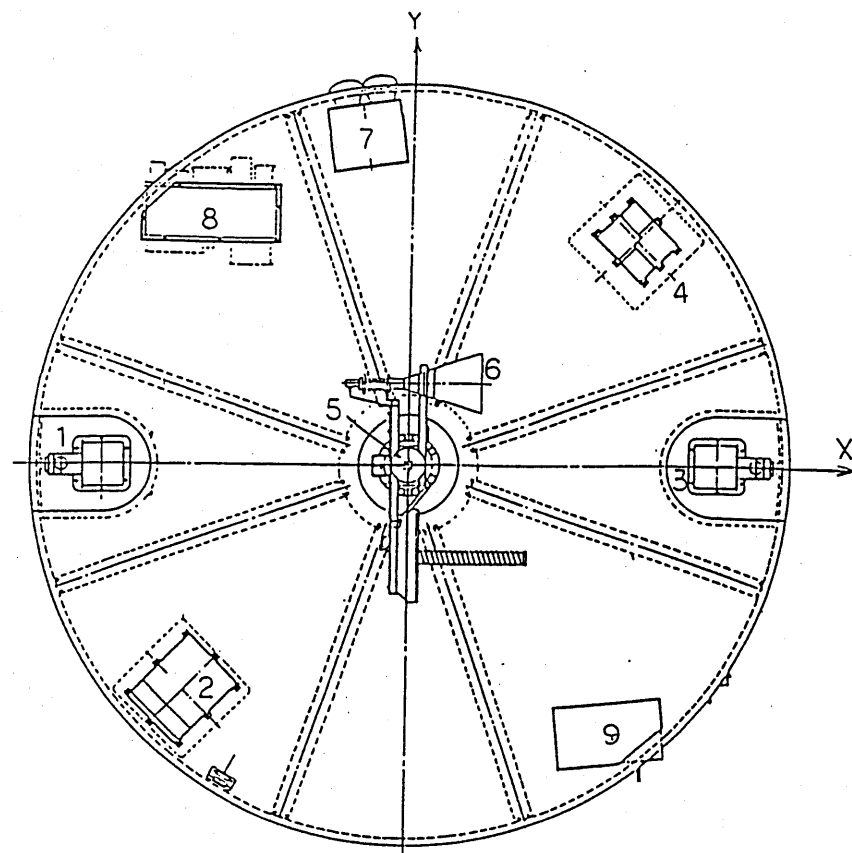
第5図 GEOTAIL 外觀図



第 6 図 GEOTAIL システムブロック図

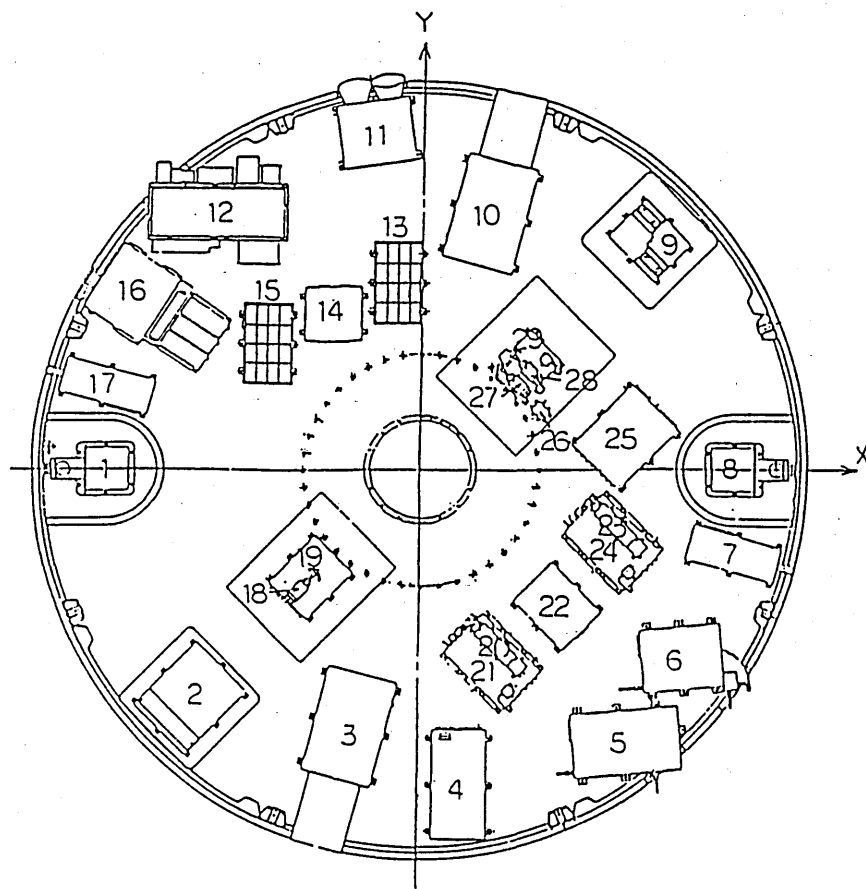


第7図 GEOTAIL 軌道計画 (地球-太陽固定の回転座標系)



1. ENGINE MODULE A
2. EFD-DT
3. ENGINE MODULE C
4. EFD-GT
5. LGA-A
6. HGA
- (7. CUT-OUT (EPIC-IS))
- (8. CUT-OUT (EPIC-SS))
- (9. CUT-OUT (CPI-IC))

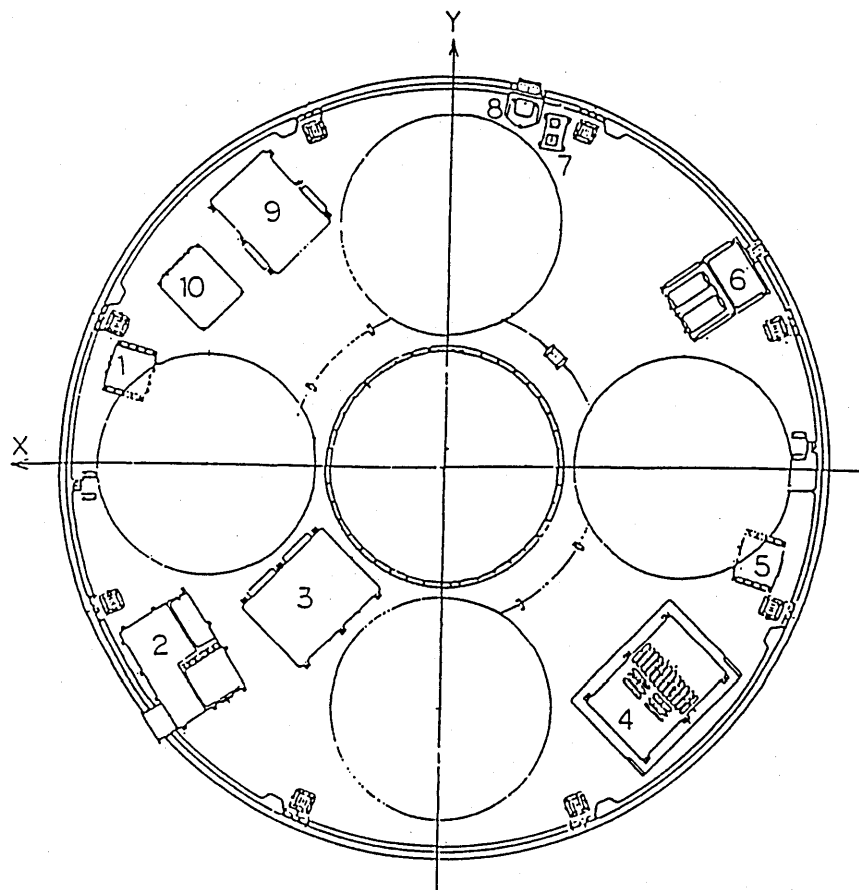
第 9 図 (a) 衛星上面 機器配置



- 1. ENGINE MODULE A
- 2. EFD-DT
- 3. PANT-A
- 4. CPI-E
- 5. CPI-IC
- 6. CPI-IIS
- 7. WANT-B
- 8. ENGINE MODULE C
- 9. EFD-GT
- 10. PANT-B
- 11. EPIC-IS
- 12. EPIC-SS
- 13. EPIC-1A
- 14. EPIC-D
- 15. EPIC-SA

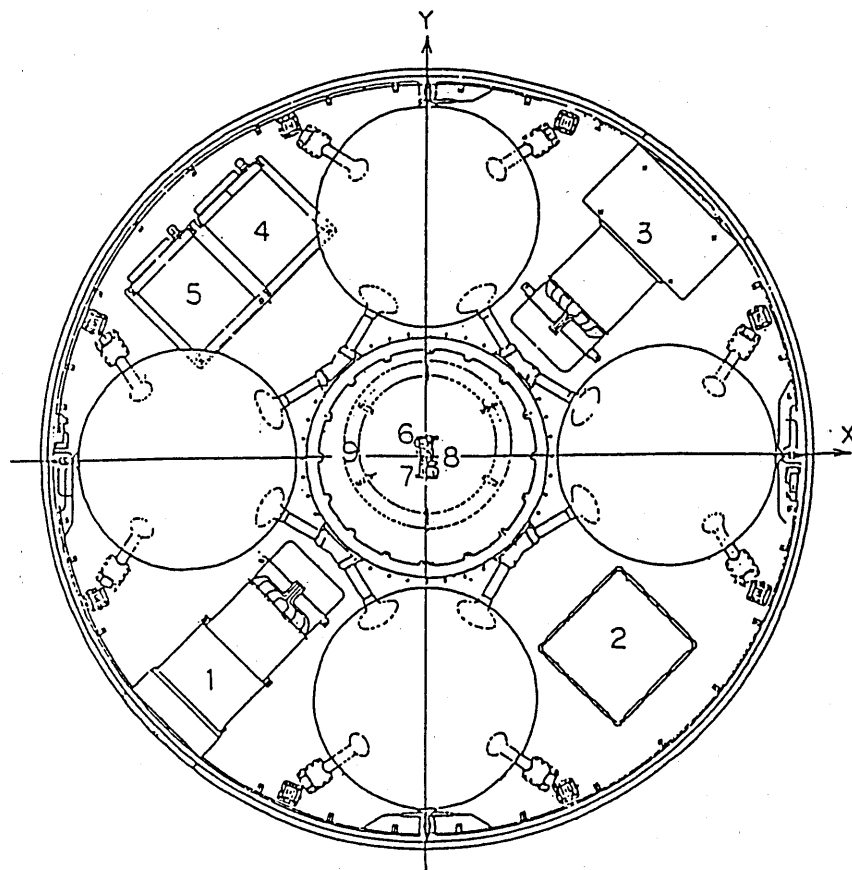
- 16. LEP-EA
- 17. WANT-A
- 18. XSW
- 19. TMX
- 20. SDIP-B
- 21. SBR-B
- 22. CMD
- 23. SDIP-A
- 24. SBR-A
- 25. DCE
- 26. SHYB
- 27. SSW-B
- 28. SSW-A
- 29. TMS

第 9 図 (b) 衛星上部デッキ 上面 機器配置



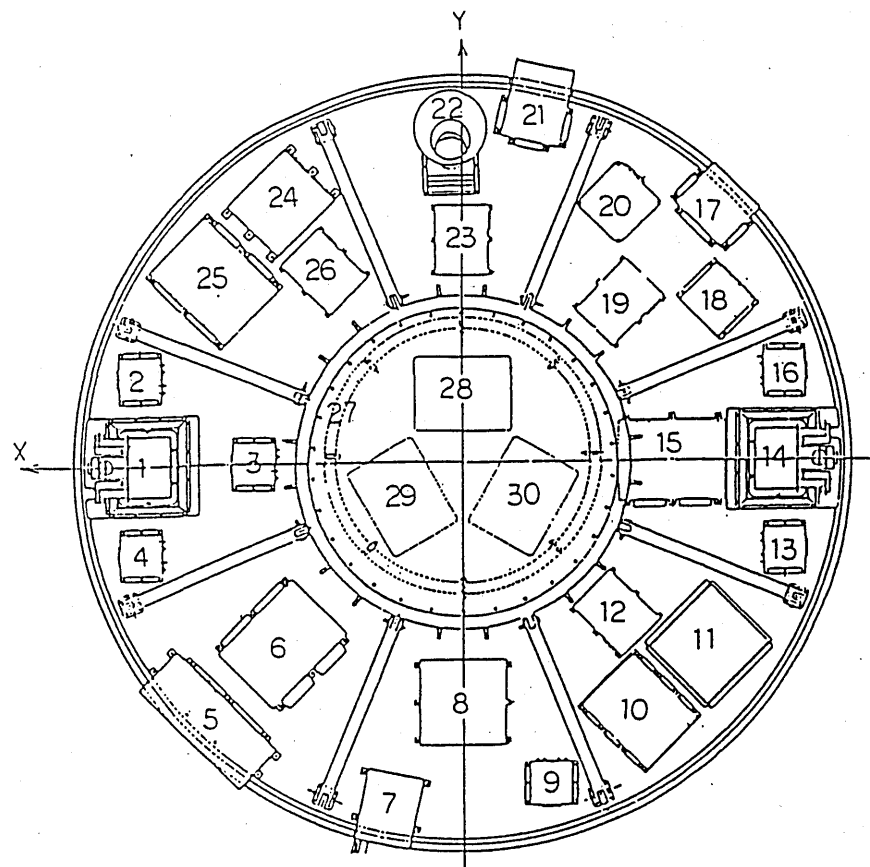
- 1. SHNT-A
- 2. LEP-MS
- 3. LEP-E
- 4. PCD
- 5. SHNT-B
- 6. LEP-SW
- 7. SAS-E
- 8. SAS-S
- 9. MGF-E
- 10. HK

第9図(c) 衛星上部デッキ 下面 機器配置



- 1.MST-F
- 2.DIU
- 3.MST-S
- 4.DR-A
- 5.DR-B
- 6.ACM-B (ACM PANEL upper surface)
- 7.ACM-C (ACM PANEL upper surface)
- 8.ACM-D (ACM PANEL upper surface)
- 9.SRD (ACM PANEL lower surface)

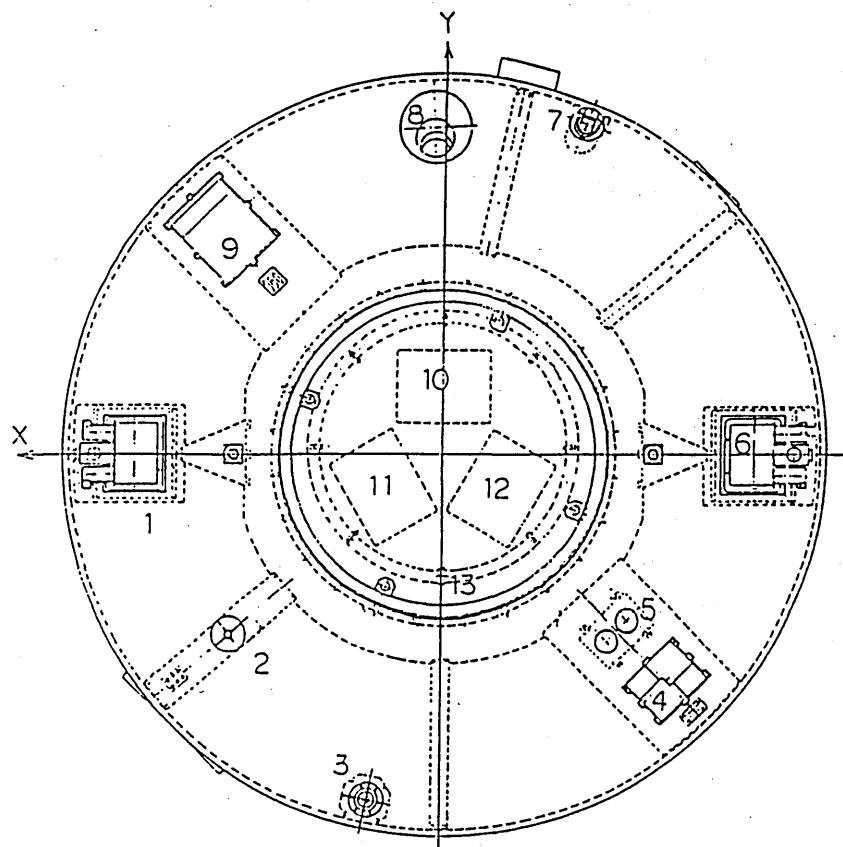
第 9 図 (d) 衛星下部デッキ 上面 機器配置



- | | |
|---------------------|------------|
| 1. ENGINE MODULE D | 16. SHNT-H |
| 2. SHNT-C | 17. HEP-HI |
| 3. SHNT-D | 18. SHCI-E |
| 4. SHNT-E | 19. BCCU-B |
| 5. HEP-MI | 20. HCE |
| 6. HEP-E | 21. HEP-BD |
| 7. HEP-LD | 22. SSC |
| 8. MST-E | 23. BCCU-A |
| 9. SHNT-F | 24. PWI-M |
| 10. AOCB | 25. PWI-MA |
| 11. AOCE | 26. BCCU-C |
| 12. PCU | |
| 13. SHNT-G | |
| 14. ENGINE MODULE B | |
| 15. EFD-E | |

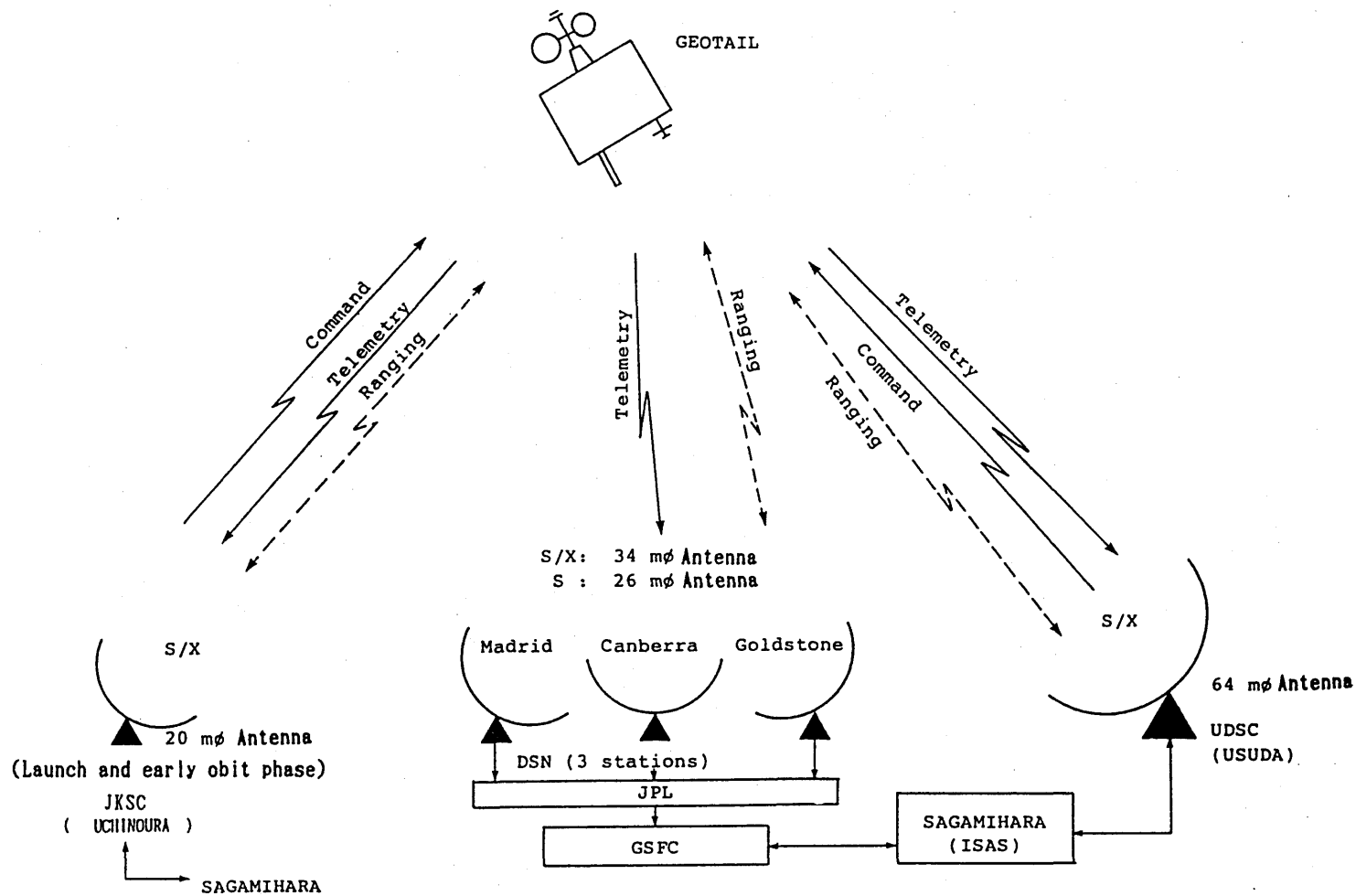
27. ND (BAT PANEL upper surface)
 28. BAT-A (BAT PANEL upper surface)
 29. BAT-B (BAT PANEL upper surface)
 30. BAT-C (BAT PANEL upper surface)

第9図(e) 衛星下部デッキ 下面 機器配置

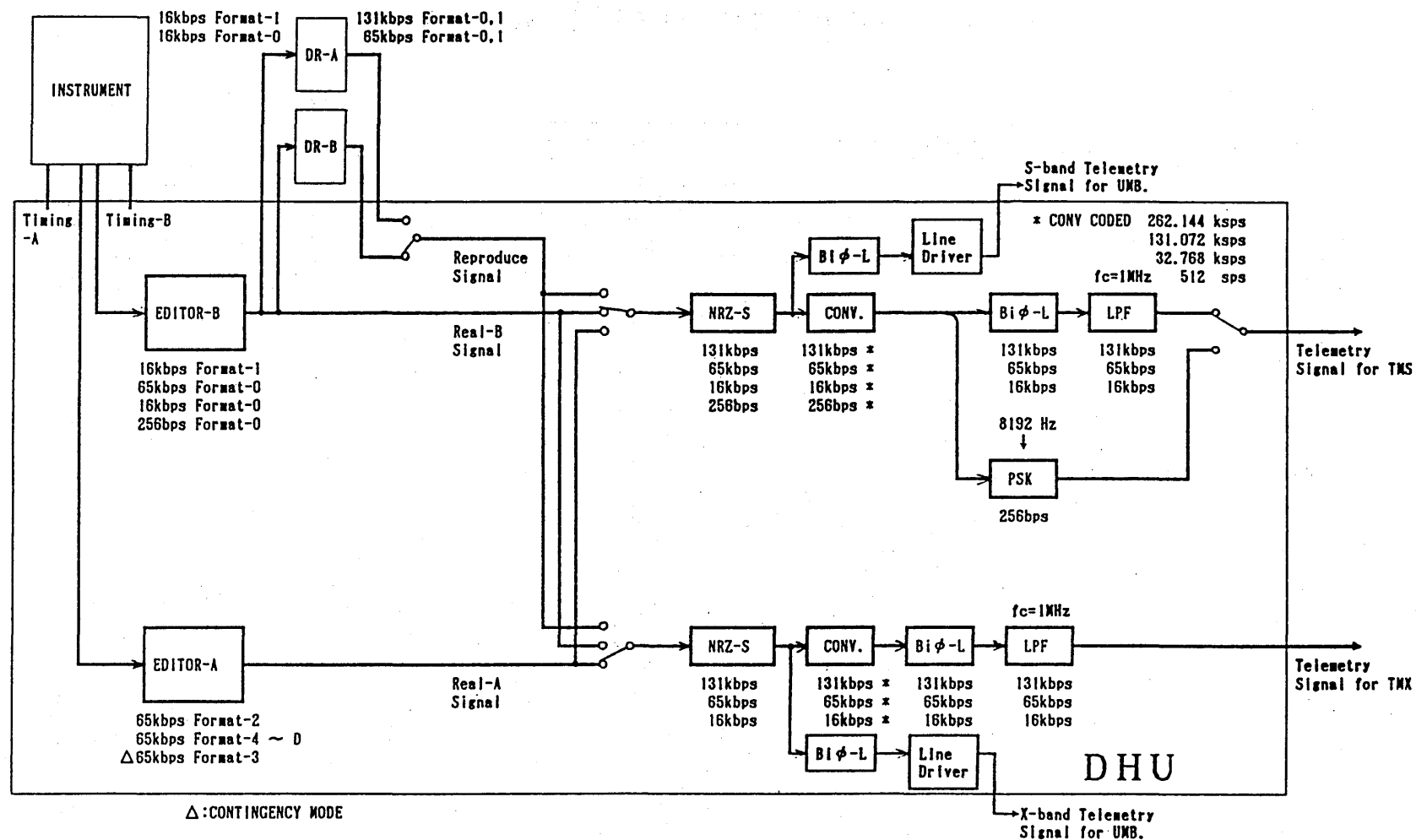


1. ENGINE MODULE D
2. LGA-B
3. MGA
4. EFD-GB
5. EFD-IE
6. ENGINE MODULE B
7. SHCI-S
8. SSC
9. EFD-DB
10. BAT-A (BAT PANEL upper surface)
11. BAT-B (BAT PANEL upper surface)
12. BAT-C (BAT PANEL upper surface)
13. ND (BAT PANEL upper surface)

第 9 图 (f) 卫星下面 机器配置



第 10 図 衛星と地上局間の通信ネットワーク



第 1 1 図 テレメトリ系 機能ブロック図