

3. 基礎的先行的研究

(1). 人工衛星に関する基礎的先行的研究

1). 科学技術庁航空宇宙技術研究所

① イオンエンジンの研究

イオンエンジンは作動流体をイオン化し、電氣的に超高速に加速し噴射させてその反力により推進力を得るもので、化学ロケットに比べて推力は小さいが比推力（推進剤の単位流量当りに得られる推力）は10倍以上も大きい。したがってこれを静止衛星の軌道保持、姿勢制御に使用すると、衛星の長寿命化あるいはペイロードの増加が得られる。航空宇宙技術研究所では将来技術としてのイオンエンジンの有用性を認識して昭和45年より水銀を推進剤とした電子衝撃型イオンエンジンの研究を開始した。研究は基礎的なイオン源の放電実験から開始し、エンジンとして総合的にまとめ性能向上を図る方向に進めてきた。

最初には主放電陰極と中和器の電子源にフィラメントを用いた直径（イオンビームの直径）5cmのエンジンを試作し種々の特性を調べ所期の性能を得た。

その後エンジンシステムを電子技術総合研究所と共同で研究開発することとなり、航空宇宙技術研究所はエンジン本体を担当することとなった。

昭和47年より、性能・寿命ともに優れている実用的なホローカソードを電子源としたエンジンを試作し安定作動範囲を求め、性能向上をみた。イオンエンジンは、電子技術総合研究所で担当しているパワーコンディショナ（電力制御器）と組合せシステムとして、昭和56年度打上げ予定の技術試験衛星Ⅲ型ETS-Ⅲに搭載して宇宙空間試験を行う計画となっている。現在プレエンジニアリングモデル（PEM）を製作し、長時間試験を含む各種試験を進めている。また、ホローカソード、気化器、絶縁器等各主要部品についても研究を進め性能、信頼性向上をはかっている。昭和53年度からは宇宙開発事業団によりエンジニアリングモデル（EM）の開発が行われるが、航空宇宙技術研究所はこれに全面的に協力し、イオンエンジン搭載の推進を図る予定である。

イオンエンジンの主な性能は次のとおりである。

推力 : 0.2g 重 比推力 : 約2,230秒

大きさ : イオンビーム直径 5cm

外径約 12cm, 全長約30cm

重量 : 1台3kg (推進剤水銀 0.6kg 含む)

必要電力 : 約70W

ビーム電圧 : 1kV

イオンビーム電流 : 約30mA

写真2-2-29 イオンエンジンの写真挿入

写真2-2-29 イオンエンジン本体

② 三軸姿勢制御の研究

人工衛星の姿勢制御には、大別してスピン安定方式と三軸制御方式とがある。航空宇宙技術研究所では昭和

44年頃より衛星の姿勢制御について研究を開始し、
先ず最もよく用いられているスピン安定方式から着手
した。スピン安定方式は衛星本体を回転させることによ
りコマの様に姿勢を安定させる方式で、最も簡単な
方法であるが、外乱があるとコマの様に一種のみぞす
り運動(ニューテーション)を起こすことが問題とな
る。そこでまず、このニューテーションを減衰させる
ダンパについて解析的研究を行い、ダンパ固有のパラ
メータの最適化を与え、次いでダンパの衛星本体への
取付け位置と取付け方向の最適化を行い、ニューテー
ションダンパに関する問題点を解決した。この概念を
対称ロータ部と非対称デスパン部から成る二重スピン
衛星(例えば静止気象衛星 GMS はこの方式)に拡張
した。

また、スピン軸方向のカスジエットによる制御、す
なわちスピン衛星の姿勢の変更についても研究を行っ
た。さらに、カスジエットによる能動的なニューテー
ション制御方式についても研究し、衛星の角運動量は
不変でニューテーションを急速に減衰させる方法を明

らかにした。

昭和48年からは、より高精度な大型人工衛星を目標とした三軸制御に用いる研究を開始した。まずゼロモーメンタル方式をとり上げたが、この方式は、最低の値のフライホイール(慣性車)を平均零回転(ゼロモーメント)の近くで正あるいは逆回転させ、その反動トルクでほとんど独立に三軸まわりに姿勢を制御する方式である。一軸まわりに制御できればこれを三軸制御に拡張することは比較的容易であるので、空気軸受を利用し一軸まわりに自由に回転できるテーブルを設け、アナログ制御実験を行い、更に高精度デジタル制御実験も行った。現在角度数秒の高精度姿勢制御に成功している。

次いで、バイアスモーメント方式の研究に入ったが、これは高速回転させた比較的大型のホイールを用い、その回転の加減速により姿勢制御トルクを得る方式である。この方式の研究のため球面空気軸受により三軸まわりに自由に回転できるテーブルを製作し、姿勢センサ、ホイール、制御部、ガスジェット等を搭載し

地球あるいは太陽を捕捉し、さめられた姿勢に保持するためシステム的研究を行っている。バイアス方式では、スピン安定におけるスピン部分を内蔵していることに相当するので、やはりニューテーションが大きな問題となる。そこで新たに、従来のホイールをジンバル支持してニューテーションを急速に減速させる方式について実験を行い、すぐれた性能をもつことを明らかにした。

ホイールの他に重要な要素は、姿勢センサである。その一つであるスキャン型地球センサを試作し、所期の性能を得た。この成果をもとに、現在宇宙開発事業団と共同で搭載用スキャン型地球センサを開発中で、昭和55年度打上げ予定の技術試験衛星IV型ETS-IVに搭載して、宇宙空間での実験を行う計画である。

ホイールの一変形として、レートジャイロと逆の用法、即ち一定速度のジャイロロータのジンバル軸を強制的に回転することにより、みそすり運動のトルクを発生させ、このトルクで衛星の姿勢を制御するコントロール・モーメント・ジャイロ(CMG)方式があ

る。この方式は大きな制御トルクと早い応答が得られる特徴がある。CMGについても最も簡単なものを製作して実験を行っている。

③ 人工衛星の軌道に関する研究

航空宇宙技術研究所では、人工衛星の運動と軌道制御の理論によって適切な軌道の選定、効率的な軌道修正を目的として運動と軌道制御の理論的研究を行っている。運動については、運動方程式から解析的に近似解を出す一般摂動法と、数値積分による特殊摂動性の両方について研究を行っている。

一般摂動法については、昭和45年より開始され、地球重力ポテンシャルを高次まで考慮した場合、さらに月、太陽の引力、太陽輻射圧、地球大気による抵抗、微小推力などの効果を次々ととり入れた場合について研究を進めている。

特殊摂動法による研究は、昭和42年度より開始され、昭和49年度からはすべての外乱をほとんど完全な状態にとり入れ、宇宙航行にも使用できる汎用プログラムを作成にかかりほぼ完成した。

軌道制御に関する研究は昭和43年度より開始され、静止衛星のドリフトを *impulsive* な速度増分により修正する理論、トラッキングや衛星のセンサによる観測値から軌道、姿勢を効率的に決定する方法、などが研究され、静止衛星の摂動量と制御量の関係が明確化された。

また、イオンエンジン等の微小推力により長時間の軌道変換、さらには地球引力圏を脱出して惑星間飛行を行う場合についても研究が行われている。

④ リモートセンシングに関する研究

人工衛星からの地表面の観測により従来の手段では得られなかった広範囲のデータが反復して得られる。米国における地球観測衛星ランドサットやスカイラブによる実験以来、重要な宇宙実用技術の一つとして、このリモートセンシング技術が注目されている。我が国においても、資源の有効利用、環境保全に対する社会的要望にこえるため、リモートセンシング技術の確立が急がれている。

航空宇宙技術研究所では、昭和49年ごろより関連

する研究に着手し、昭和51年度には所内にリモートセンシング技術研究連絡会議を設け、航空機によるリモートセンシングを含め研究の効率的推進を図っている。

リモートセンシングの中心技術課題はセンサで、我が国のように国土の利用が細分化されている場合は、高い分解能が要求される。センサとしては従来の機械的走査方式によるものよりも、微小な半導体感光素子(CCD)を多数線状に並べ、電氣的に走査するマルチスペクトラルスキャナ(MSS)の方が有望と考え、昭和50年度よりこの方式のセンサの研究に着手した。昭和52年からは宇宙開発事業団と共同研究で、26個のCCDを並べたセンサについての研究を開始している。

またMSSにより得られた画像データの歪補正、データ圧縮等の処理方法についても研究を進めている。

⑤ 測地衛星に関する研究

昭和57年度に打上げが予定されているレーザ気球型測地衛星(GS)について、航空宇宙技術研究所は

昭和52年度より宇宙開発事業団と共同研究により、フィジビリティ・スタディに必要な衛星構造の剛性や強度の技術データ並びに気球展開シミュレーションによる展開時の諸データを得るための研究を進めている。

⑥ 宇宙潤滑の研究

航空宇宙技術研究所では設立直後からジェットエンジンの潤滑に関する研究を行ってきたが、その経験と成果をふまえ、昭和39年ごろから宇宙関係の潤滑の問題をとり上げた。

液体ロケットの液体酸素、液体水素ポンプの軸受では極低温の潤滑が問題となる。これらのポンプでは油は使用できず、作動流体自身で潤滑しなければならない。液体酸素は沸点、 -183°C で粘度 0.19cP 、液体水素は沸点、 -253°C で粘度 0.013cP しかない。(水の粘度は 1cP 、 27°C の空気の粘度は 0.013cP)この様に極低温で潤滑性の悪い液での潤滑方式として固体潤滑を考え、自己潤滑性のあるポリ四氟化エチレン(PTFE)製の保持器を使用した軸受について研究を進め、ほぼ実用に供し得るものを開発した。こ

の軸受は、大型人工衛星打上げロケットの液体酸素、液体水素ポンプの開発に使用されている。

宇宙空間の高真空中での潤滑については、昭和43年から研究を開始したが、蒸気圧の点から油が使用できないので固体潤滑をとり上げ、金、銀についてイオンレーティングによるメッキ法によりころがり軸受として実用に供し得ることを明らかにした。さらに二硫化モリブデン膜、鉛膜についてもメッキ法と共に摩擦特性について研究を進め順調な成果を得ている。

2) 郵政省電波研究所

電波研究所で行われた衛星に関連した実験研究には、NASAのATS-1号衛星を使用した通信、管制実験研究、通信衛星中継器の開発研究、観測衛星搭載機器の改良研究、レーザによる姿勢決定のための研究、軌道の研究などがある。太平洋上に静止しているATS-1号衛星は、4/6 GHz帯の中継器を持ち、電波研究所は昭和41年の同衛星の打上げ時より実験に使用してきているが、昭和43年に新たに完成した直径26cmのアンテナを使用して、昭和44、45年にはカラ

-TV伝送実験、周波数分割多元接続実験を行った。

写真2-2-30. 電波研究所鹿島支所26cmアンテナとしてそれまで開発研究を続けてきたコード分割周波数拡散多元接続装置(SSRA)が完成し、ATS-1号により昭和46年に実験を行っている。この装置に衛星までの距離を測定する機能を付加し、この衛星の軌道決定のための運用にも使用された。さらに昭和50年には、この装置により日米間の標準時正秒の時間差の測定実験も行われた。ATS-1号は、地球画像をスピンの掃引により撮る装置を搭載しており、昭和45

46年にその受画実験も行われた。この方式は後の米国の静止気象衛星SMS、日本の静止気象衛星GMSに採用されている。ATS-1号に対するコマンド送信

写真2-2-31 ATS-1による地球画像(1971年8月)も含む衛星の管制運用実験は、昭和49、50年には軌道決定制御などの運用や軌道決定を始めとするソフトウェアの研究が行われた。

通信衛星の搭載機器の開発研究においては、将来使用されるであろうミリ波帯通信衛星のためのミリ波中継器の開発研究を行ってきた。昭和44年には、30 GHz帯パラメトリック増幅器、昭和45年から

は、30 GHz帯の3種類の中継器受信部のエンジニアリング・モデル(EM)の製作、研究がなされ、昭和47年からはその結果をもとに改良されたEMの製作を始めている。これらの開発研究成果は、昭和51年から宇宙開発事業団に引き継がれ、昭和54年打上げ予定の実験用静止通信衛星(ERS)で実現されようとしている。また、ミリ波の伝搬の研究が35 GHz太陽電波観測装置などを用いて行われ、ミリ波通信衛星の仕様決定や回線パラメータの選択のための有益な資料を提供している。昭和52年に打上げられた技術試験衛星II型(ETS-II)に搭載されているミリ波等の発振器の電波受信を行い、伝搬特性の解析がなされつつある。

将来の観測衛星(たとえばISSシリーズ、RMSシリーズ)に備えて、より一層の観測の精度向上と内容の充実を目差し、各種の搭載機器の研究、すなわち電離層観測装置(トップサイド・サウンダ)では最新のレーダ技術を導入した符号化パルス方式サウンダの開発を昭和48年~52年に行ったのを始め、電波

雑音測定装置、プラズマ測定器、イオン質量測定器の改良研究などが行われている。

さらに将来、高精度の衛星姿勢制御の要求が高まることを予想し、レーザによる姿勢決定システムの研究が行われている。これは地上よりレーザ光を送信し衛星で受信して姿勢を検出する方式で、昭和49年から検討がなされ、昭和52年に基礎実験を開始した。

衛星の軌道に関する研究においては、地球観測などに適した軌道の選択、静止軌道以外の通信衛星軌道の検討及び軌道決定法についての研究が行われている。

3). 通商産業省工業技術院

① ロケット搭載用分光装置の研究

通商産業省工業技術院機械技術研究所では、昭和43年度から51年度までロケット搭載用分光装置について研究を行い、高精度の分光装置及び超精密サーボとしての太陽追尾装置を開発した。これらを実際の気球やロケットを手段とした観測実験に使用し、太陽紫外光高分解分光観測を行ってきたが、約0.16 Åの分光分解能と最高±1秒角の太陽追尾精度

を実現している。

② 宇宙観測用精密追尾技術の開発研究

機械技術研究所では、太陽や星を観測する口径30cmの気球搭載用大口径望遠鏡を想定し、そのポインティングを高精度で実現するために最終追尾精度が±0.1秒角以内となる制御技術及び機器の開発研究を昭和52年度から実施している。

③ 人工衛星軌道解析用スーパー・シュミット・カメラの試作に関する研究

人工衛星を測地学的目的に利用するには、天空における衛星の位置を精密に決定することが必要である。そのためには、動きの速い暗い飛行物体を正確に撮影できるカメラとして、広角で明るく、しかも収差の少ないレンズ系が要求される。これには、非球面を使用したスーパー・シュミット・カメラが最適である。

工業技術院大阪工業技術試験所では、従来からの光学研究の蓄積の上に、このような非球面光学系の製作、すなわちレンズの設計や研磨、測定に関する

研究を昭和44年度から昭和48年度まで行い、数値制御方式非球面レンズ研磨機を開発した。同試験所では、この研究に続き、ホログラフィを応用した非球面研磨システムについて研究を進めている。

④ 電気推進システムに関する研究

人工衛星の高性能化及び長寿命化に伴い、小形化学ロケットによる従来の位置、姿勢制御方式では十分でなくなってきた。所要推進剤の重量増に対しては、推進剤を電気エネルギーによって高圧に噴射させて、これの低減化を図ることができる。すなわち、比推力(単位推進剤流量に対して得られる推力)は化学ロケットの10~100倍にも達することから、長寿命の人工衛星用には電気推進システムが優れていると考えられる。

工業技術院電子技術総合研究所では、電気推進システムのうち、静止衛星の南北及び東西方向位置制御、あるいは姿勢制御を目的として、昭和43年度から直径5cmの電子衝撃型(カウフマン型)イオンエンジンの研究を開始した。

また、昭和46年度からは、人工衛星の姿勢制御用にテロン燃料パルス型プラズマエンジンの研究に着手した。諸はいずれも順調に研究開発が進展している。

イ. 電子衝撃型イオンエンジン

まず、アルゴン及び水銀を推進剤としてエンジン本体の試作と性能試験とか、電子技術総合研究所独自で繰返えされた。その後、航空宇宙技術研究所と共同して研究開発を進めることとなり、システムの重要な役割を担うパワーコンディショナー(電力制御器)の方に力を注ぐこととなった。

このパワーコンディショナーは、本体部分の絶縁破壊に対処できる高圧電源開閉論理回路、エンジンの自動運転のためのシーケンサー、各部の電流・電圧・温度等のテレメータなどを内蔵したサブシステムである。昭和56年度打上げ予定の技術試験衛星Ⅲ型(ETS-Ⅲ)に搭載して宇宙空間試験を行う計画になっており、現在プレエンジニアリングモデル(PEM)までの製作と試験を実施している。その後、引き続き宇宙開発事業団でフライトモデル(FM)までの開発が行われる。

計画によれば、搭載されるイオンエンジン本体は2台で、1台当たり、推力0.2g重、重量3kgである。これを作動させるためのパワーコンディショナーは140×270×380mmの大きさのもの2台、重量は各5.8kg、インターフェースは1台で90×150×300mmで2.4kg、システム全体の最大消費電力100Wである。電力消費量、重量、大きさ等の点では、いずれも諸外国のものに性能上劣らない。

この5cm直径イオンエンジンの推力は約0.1~0.5g重と小さく、しかも真空中でしか作動させられない。そのため真空中で使用可能な気体軸受を開発し、ターンテーブル型の推力測定装置を製作した。これにより推力を実測したところ満足すべき結果を得ている。

なお、これと関連して、電子衝撃型イオンエンジンシステムのミエッフアウト装置の開発、イオンエンジン試験スタンドの開発、イオンエンジン運用方法の研究、パワーコンディショナーの熱真空試験などがか実施され、成果を収めている。

ロ、パルス型プラズマエンジン

パルス型プラズマエンジンは、テフロンを推進剤と
(390)

し、パルスの放電でテフロン表面を分解、プラズマ化し、間欠的に噴射を行うものである。推進剤については、種々の高分子に関して試験を行ったが、炭化せずに分解気化してゆき、動作が安定しているものとしては、テフロンが最も優れていた。放電部にテフロンをスプリングで押し出してゆくだけの構造のため、推進剤の貯蔵、保持、供給系は極めて単純で、信頼性が高い。

電気エネルギーは約2μFのコンデンサーに1000~3000V程度の電圧で貯えられ、トリガー放電によって、毎秒1~5回位の割合で主放電を起させる。1回の放電は数μ秒であり、数百万Aの電流が流れて強い磁場が発生し、プラズマが押し出される。これに適する小型高性能コンデンサーは新しく開発した。現在数百万回の連続噴射の実績をもつ。

昭和49年度には、東京大学のL-4SC-3ロケットによる宇宙空間試験を実施したが、ロケットの不具合の発生によりデータの取得はできなかった。

昭和55年度打上げ予定の技術試験衛星IV型(ETS-IV)には宇宙空間作動試験を実施するため搭載される計画で、昭和52年度までには、エンジニアリングモデルの製作と
(391)

試験を行った。4台を搭載し、組にして噴射実験を繰返
えすことになっている。この場合は、フライトモデル
で電子技術総合研究所を開発を行う。

計画中のものは、本体が1台当たり $210 \times 110 \times 100$
mmで1.9kg、電源が1台当たり $200 \times 150 \times 100$ mm
で1.9kgであり、各4台のせる。これに対し制御器は
1台で、 $200 \times 200 \times 100$ mm約3.9kgである。平均
推力は、毎秒2.5回噴射の場合7.5mg重、所要電力2
Wである。5時間の連続噴射実験2回と、衛星のスピン
軸に偶力を及ぼすような5時間連続噴射実験を8回以上
行うことになっている。

なお振子型推力測定装置も開発された。

⑤ スペースパワーに関する研究

宇宙開発の進展に伴い、各種人工衛星のエネルギー源
(スペースパワー)に対する要請は飛躍的に増大するも
のと考えられている。

電子技術総合研究所ではこれに対処するため、各種の
エネルギー源と変換方式とについてシステム論的研究を
行うとともに、(昭和48年度から出力密度が大きく、小型
軽量で高効率の熱電子発電の研究を開始した。

諸外国における動行調査では、小容量で長期ミッション
の場合は専ら太陽電池に依っているが、大容量(10kW程
以上)となると未解決である。例えばアポロ計画のよう
に短期ミッションでは燃料電池も可能だが、長期ミッシ
ョンには適当でない。核エネルギーを利用した宇宙用エネ
ルギー源の研究開発も行われているが、問題がある。また、
将来の深宇宙探査のように、太陽からの到達エネルギーが
薄い場合、太陽電池以外の新しいエネルギー源を研究開発
する必要がある。

このため工業技術院電子技術総合研究所では、現在、サ
ンドウィッチ型平板電極構造の発電ユニットにより基礎的
な研究を行う一方、実用機を想定した同軸円筒電極型構造
の発電ユニットによる実験を繰返している。これは1ユニ
ット当たり設計電気出力は100Wであり、直並列に組合せ
て電源を構成できる。理論的な検討からは変換効率か95%
程度と推定されるが、今のところ20~22%が得られている。
また電気出力密度としては、エミッタ温度1700°Cで5~7% cm^2
を達成した。なお、これに関連して、電圧調整装置、ヒート
パイプなどの熱伝達系の研究も実施している。

⑥ 宇宙電子部品の信頼性に関する研究

イ. 電子デバイスの高信頼性に関する研究

電子技術総合研究所では、各種電子部品の故障解析技術や劣化パターン、寿命加速係数などの研究を、昭和42年度から実施している。特に問題の多いコネクタのような接触部品、樹脂封止デバイス、材料などを対象に劣化機構を追求し、その結果に基づいた短期欠陥選別法の研究を進めている。

ロ. 宇宙電子部品の放射線効果に関する研究

宇宙電子部品のうち、太陽電池の宇宙放射線による損傷は、人工衛星の寿命を決める重要な因子の一つである。電子技術総合研究所では0.7~3 MeVの陽子線及び重陽子線によるシリコン太陽電池の出力劣化について研究を行い、照射粒子線エネルギー、粒子線質量、光源波長等に対する依存性を明らかにした。とくに低温照射では損傷の著しい加速現象を見出した。例えば-100°Cでは、室温の1/10倍も大きな損傷が認められた。この研究は昭和42年度に開始し、昭和47年度で終了した。

(2) ロケットに関する基礎的先行的研究

1) 科学技術庁航空宇宙技術研究所

(354)

① ロケット総合性能に関する研究

① 研究用小型ロケットの試作研究

航空宇宙技術研究所では、昭和38年度ロケット部の新設によりロケットモータをはじめ、空気力学、構造強度、計測等の関連専門分野での研究が活発化した。これらの成果を飛翔試験により確認することを主目的として研究用小型ロケットを試作し、昭和40年から45年にかけて一連の飛翔試験を行った。

イ. NA1-7型ロケット

胴体直径7cmの小型単段ロケットで、尾翼及び尾翼の代るフレヤの空力安定への影響、ロケットの縦揺動安定係数の測定、胴体フラッタ等の研究用として16機試作され、飛翔試験を行った。

ロ. NA1-16型ロケット

このシリーズは航空宇宙技術研究所・ロケット工学研究用単段固体ロケットで、直径165mmの範囲で、各分野の研究成果をとり入れロケットの到達高圧を飛躍的に向上させることをめざして研究試作された。4種類のものが作られ、最終的には到達高度93kmに達してほぼ目的を達成した。

(355)

ハ、NAL-16. 310 型ロケット

ブースタ・サステナの直径がそれぞれ 310 mm, 165 mm の二段式ロケットで、次の NAL-25. 31 型ロケットのブースタ性能確認、ロケット分離機構の確認、空力特性の測定等を目的として試作された。

ニ、NAL-25. 31 型ロケット

ブースタ・サステナの直径が夫々 310 mm, 165 mm の二段式固体ロケットで、ロケットの姿勢制御技術の研究のため試作された。

サステナ・モータの燃焼終了後の自由飛行中に過酸化水素ガスジェット装置を作動させ、ロケットに所定のロール運動を与えるように計画された。飛行試験の結果は理論とよく一致し、この成果は宇宙開発事業団の試験用 JCR ロケットの制御技術の基礎となった。

ホ、NAL-35D 型ロケット

ペイロード 15 kg を 100 km 以上できるだけ高く打ち上げることを目的とした直径 350 mm の単段式固体ロケットで、内面燃焼式固体ロケットモータの内部と外部に燃焼速度の異なる推進薬を用いた二段推力型である。飛行試験の結果は予想どおりの二段推力が得られた。

これらのロケットは宇宙開発推進本部、後に宇宙開発事業団により、航空宇宙技術研究所が協力する形で打ち上げられた。また、一方、宇宙開発推進本部、宇宙開発事業団のロケット、LS-A.-B.-C, S-B, -C, JCR, ST や、人工衛星打上げ用 Q ロケット、あるいは旧 N ロケットについて、航空宇宙技術研究所は、計画・システムスタディの段階から各種試験について緊密な協力を行った。

昭和 45 年 8 月に宇宙開発事業団の計画が Q ロケットから導入技術 を 主体とした新 N ロケットに変更されたのに伴い、航空宇宙技術研究所の研究は先行的な研究へと力を注ぐこととなった。

②. ロケットエンジンに関する研究

④ 液体ロケットエンジンの研究

航空宇宙技術研究所では昭和 40 年度に角田支所が発足し、ロケットエンジン関係の研究は同支所を中心として進められることとなった。液体ロケットエンジンの主要素であるターボポンプについては、昭和 43 年ごろより研究が開始された。ターボポンプに関する課題としては、一般性能、吸込性能、振

動、軸受及びミールの実液潤滑等の問題がある。特に極低温推進薬に関する問題が重要であるので、先ず液体酸素用ターボポンプについて研究することとし、インデューサの吸込特性やキャビテーション特性に及ぼす設計諸元を明らかにし、軸受やミールについても別項に述べた様に実用に供し得るものを開発し、推カノトン級のポンプを試作し、良好な結果を得た。

燃焼器についての主な課題は、燃焼効率の向上、危険な不安定燃焼の抑制、大きな熱負荷に耐える冷却性能等がある。航空宇宙技術研究所では先ず液体酸素とケロシンを、ついでガス水素についての定常燃焼問題から着手し、極低温推進薬についての実験技術を確立するとともに、燃焼性能や熱負荷特性と噴射器や燃焼室諸元との関係、燃料の霧化などについての研究が進展し順調な成果が得られている。冷却については非定常流体力学の理論的研究や、超臨界状態のケロシンの伝熱実験も行われさらに液体水素による管内熱伝達実験へと進み、再生冷却管の設計に必要な基礎データの集積が行われている。

これらの液体ロケットに関する研究は、大型人工衛星打上げ用ロケットの液体酸素、液体水素ロケットエンジ

ン要素についての研究へと発展し順調な進展を見ている。

ロケットエンジンが実際に使用される高空での性能を研究するため、昭和47年には角田支所に、我が国としては画期的な高空性能試験設備が完成し、これにより宇宙開発事業団のNロケット2段用エンジンLE-3の高空性能試験が昭和48年より実施され、同エンジンの開発に貴重な貢献をした。

④ 固体ロケットエンジンの研究

我が国のロケットは、最初固体ロケットを主体とする計画であったため航空宇宙技術研究所では、固体ロケットの高性能化、大型化を目差す研究が行われた。また前述のように研究用小型ロケットの試作と飛翔試験が行われたが、固体ロケットエンジンの研究は直接これら小型ロケットの試作と性能向上につながっており、さらに宇宙開発推進本部、宇宙開発事業団の固体ロケットへその研究成果が活用された。研究項目の主なものは、性能への寸法効果、ノズル壁への熱伝達、アブレーションノズル、低圧環境下での性能、中周波振動燃焼、推進薬割れ目内への火炎伝播、比推力測定の標準化などである。

推力中断、再着火、推力レベルの変更等従来困難とさ

れていた性能をもつ固体ロケットエンジンの研究も行われた。推力制御の基本量間の関係についての解析と実験、圧力指数と推進薬組成及びグレナ寸法との関係、急速減圧による燃焼中断性と組成の関係等の研究を経て、過酸化水素を二次流体とする推力中断再着火型固体ロケット技術が確立された。現在これを上段系或は軌道変換用推進機関とすることを目標に、さらに研究を進めている。

大型固体ロケット及び球型固体ロケットについては、推進薬の強度問題が重要である。そのため、超音波探傷法による推進薬内破壊部の検出、接着面応力測定、有限要素法及び光弾性法による推進薬の応用解析等の基礎研究が行われた。これらの研究成果を応用して温度環境での粘弾性体としての推進薬の力学的挙動の総合的解析も行われた。現在は複合材としての粘弾性推進薬の破壊過程について解析と実験研究が行われている。

固体ロケットにスピン（回転）を与えて、軌道の分散を小さくする方法がよく用いられる。スピンを与えると遠心力場で燃焼することになり、燃焼速度や圧力の増大等の特異現象を起す。これらの現象を明らかにし、スピンをする固体ロケットの設計資料を得るためスピン燃焼

についての解析と実験が行われた。これらのデータをもとに、推進薬の基礎データからスピンのある場合のロケットエンジンの圧力（或は推力）・時間曲線を計算するプログラムの開発も行われている。

⑧ 固体ロケットの推力方向制御の研究

宇宙開発推進本部による人工衛星打上げロケットは最初固体ロケットを主力とするQロケットが計画された。このQロケットの計画で最大の技術課題の一つは姿勢制御で、この問題を解決するため航空宇宙技術研究所では超音速ノズル内に二次流体を噴射して推力方向制御を行う方法（S/TVC）について重点をおき、ノズル内への種々の噴射条件、噴射剤の種類と制御力との関係を明らかにした。また、二次噴射の動特性についてもM系列信号を用いる新しい方法により求められることを示した。これらの成果を踏まえ、JCRロケット（二重噴射による姿勢制御技術確立のための試験用小型ロケット）の二次噴射装置の開発には、宇宙開発推進本部に全面的な協力を行った。衛星打上げロケットがQ計画から液体ロケットによる新N計画に変更されたため二次噴射の用

発は中止されたが、その成果は東京大学のMロケットの二次噴射の開発に生かされている。

④ ロケットの風洞試験・構造試験

航空宇宙技術研究所ではロケットに関する種々の空気力学的問題についての基礎的研究を行うとともに、その所有する遷音速風洞、超音速風洞により、東京大学、宇宙開発推進本部、宇宙開発事業団の計画した種々のロケットについて風洞試験を実施し、空気力学的データを提供してきた。

また、ロケットの構造問題についても試験用小型ロケットをはじめ、東京大学、宇宙開発推進本部、宇宙開発事業団の計画したロケットについて静強度試験、振動試験、フラッタ試験を実施し、開発に必要なデータを提供してきた。

第3節 打上げ、追跡管制施設の整備

1. 東京大学鹿児島宇宙空間観測所

鹿児島宇宙空間観測所は、東京大学宇宙航空研究所の附属施設として、昭和37年2月2日に起工式をあげ、昭和38年12月9日に開所したものであるが、仮使用による観測ロケットの打上げは、昭和37年8月から始まっている。以来、ここから打ち上げられたロケットの機数は、大小合せて240機に及んでいる。

観測所は鹿児島県大隅半島の東南岸内之浦町の太平洋に面した丘陵にある。その中心における地理的位置は、東経 $131^{\circ} 04' 45''$ 、北緯 $31^{\circ} 15' 00''$ であるが、一方、地磁気緯度は $19.8^{\circ} N$ と、諸外国の打上げ施設に較べてかなり低いことが特徴である。

観測所の役割は、各種の観測ロケット並びに試験用ロケットの打上げ、Mロケットによる衛星の打上げ及びそれらの追跡とデータ取得を行うにある。敷地の総面積は71haであるが、海岸から切り立った山地の起伏の大きい地勢なので、幾つかの山頂を削って台地を造成し必要な施設を配置し、その間を道路でつな

ぐという方法を探っている。

写真 2-3-1 鹿児島宇宙空間観測所 (昭和48年現在)

(404)

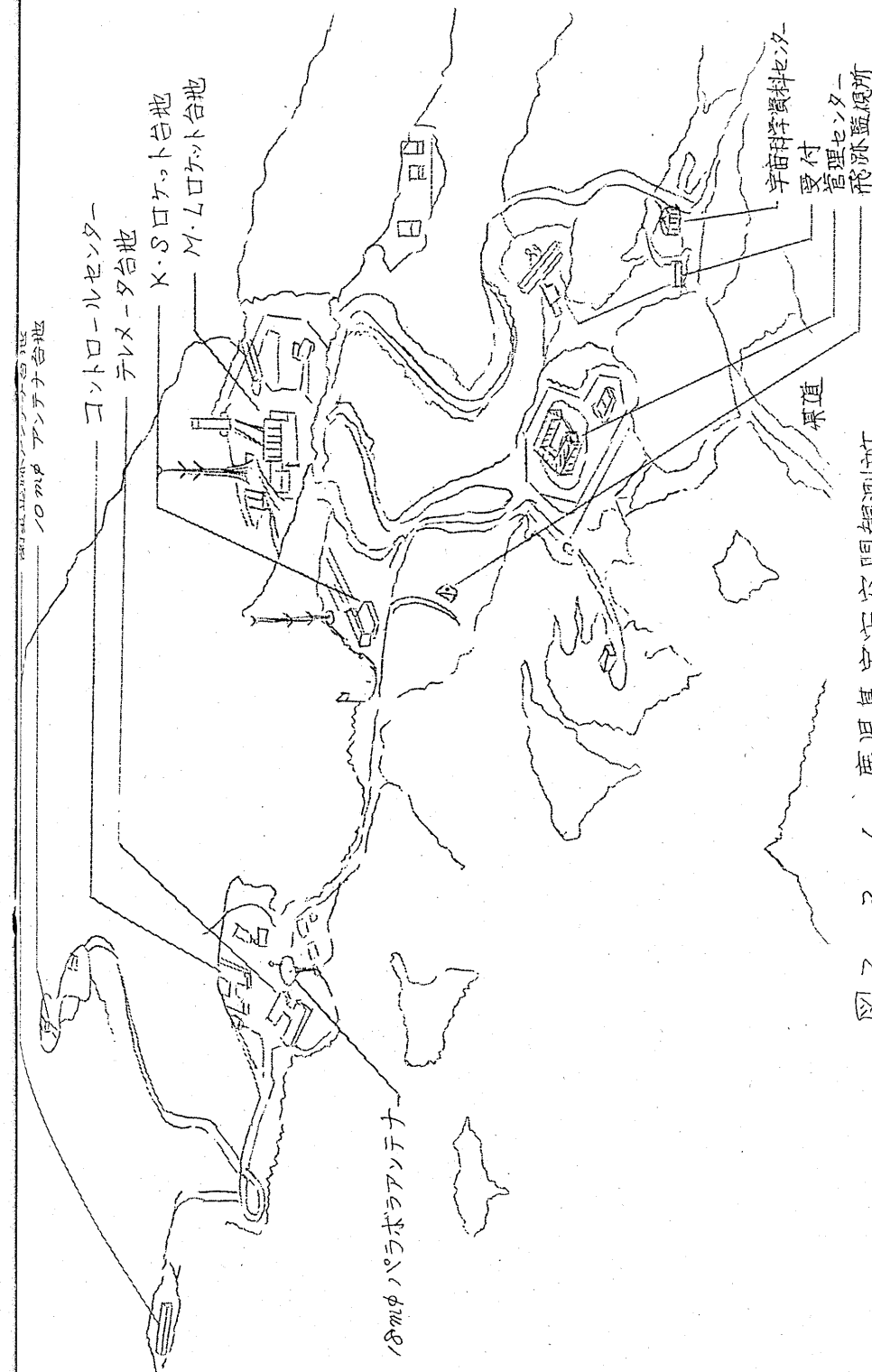


図 2-3-1 鹿児島宇宙空間観測所

(405)

ロケットを打ち上げる台地はスカ所ある。一方はMロケット及びLロケットの打上げ台地で、こゝにMロケット発射整備塔、Lロケットランチャ、ロケット組立室、80m 風向風速塔、打上げ管制ブロックハウス等があり、またこれに隣接する台地に、衛星整備棟、スピコン試験棟を置いている。もう一方はK型及びS型の打上げ台地である。ロケットは組立室で移動式のランチャに装着し、所定の地点に引き出して打ち上げる。こゝには40mの風向風速塔が立っている。

K型、S型の打上げ管制及びLロケット、Mロケットの飛行安全管制は、コントロールセンタで行われ、それに隣接する区域をテレメータ台地といふ。衛星データ取得用の18mφパラボラ空中線、ロケットのテレメータ受信用の各種空中線とともに、それぞれの受信設備がある。またこれとは別に、同じく衛星のデータ取得用として、10mφパラボラ空中線が設備されている。ロケットのテレメータは、FM/PM方式、SS/FM方式、PCM/PM方式が用途に応じて使い分けられる。衛星の場合は殆どPCM方式であるが、

一部FM方式を使うこともある。

衛星のテレメータ受信設備には、クイックループのためのデータ処理表示装置が付けられている。これはミニコンを主体とするものであるが、別にデータを駒場の研究所に伝送し、そこにある大型電子計算機で処理して結果を送り返してもらうことも必要になるので、そのためのデータ回線が用意されている。また、我が国の衛星の追跡及び軌道決定は、宇宙開発事業団が一元的にこれを行うことになっているが、Mロケットによる衛星打上げの場合には、観測所は事業団の追跡局とともに追跡網を形成する。そのため、観測所と筑波宇宙センタとの間にも、データ回線が設けられている。

ロケットの飛翔経路を追跡するのはレーダである。観測所には3台の追跡レーダがあるが、最も重要なのは、4mφのパラボラ空中線をもつ59MHz帯の精測レーダであって、観測所の中心から約2km南に隔った台地に設置されている。これにはデータ処理のための電子計算機が付属しており、ロケットの現在位置の算定とともに、瞬時落下点予測(IMP)及び電波司

令誘導の計算も実時間処理で行っている。またこのレーダは、宇宙開発事業団との間で相互協力を行うため、種子島宇宙センターに設置されているものと、同一の電波形式になっている。双方のレーダを連繫して動作させるため、観測所と種子島の間は、同事業団の用意したマイクロ通信回線で結ばれている。

精測レーダに隣接する台地には、口径 50 cm のシユミットカメラと、口径 60 cm の天体望遠鏡が置かれている。前者は、星を背景に太陽光を反射して光っている衛星の写真撮影を行うもので、これによって衛星軌道の精密決定を行っている。後者は、X線星等の特異な天体について、光学的に観測を行なうものであって、ロケットや科学衛星による観測に併せて、それらの特性を詳細に知る役割を果たしている。

現在同観測所に常駐の職員は21名で、打上げの時はその実験班の一部となり、その他の時期は施設、設備の維持、管理に当たっている。日常の業務のための場所は、管理棟である。また、観測所には年間数万人の参観者が訪れる。そうした人々の参考に供し、宇宙科

学研究への理解を深める一環として、宇宙科学資料館が設けられており、ロケットや衛星の仕組みや過去の実績等について、展示を行っている。

鹿児島宇宙空間観測所は、観測ロケットや科学衛星を打ち上げ、かつそれらを追跡しデータを取得するうえで必要な施設、設備は、一応完備された状態に至っている。しかし、今後のために増強されつつある事項が、幾つかある。

その第一は、ロケットの打上げにおいてその安全を確保し、適確な使命の達成に導くデータ処理計算システムの拡充である。既に、現在の精測レーダ付属電子計算機が算出する各種の飛翔経路に関する情報や、テレメータ装置からのロケット各部の挙動に関する情報を採り込み、安全判定上必要な飛翔状況をCRTディスプレイ上で総合的に監視できるシステムが、一応実用に供しうる段階に至っている。その機能の一層の拡充を図るとともに、追跡、誘導、安全、飛翔管制など、打上げに関連する諸部分が必要とする情報を統括的に処理し、かつそれをそれぞれが効果的に利用でき

る総合的な計算機網システムの開発が進められている。

また、科学衛星は次第に多様化し、これに伴って観測データの伝送速度はますます高速化し、軌道も数十万 Km あるいはそれ以上の高度を要求する趨勢にある。こうした状況に対応できるよう、データ取得及び追跡能力の充実、拡大が図られつつある。

2. 東京大学種子島宇宙センター

種子島宇宙センターは、鹿児島県熊毛郡南種子町に位置し、ロケット及び人工衛星の打上げ、人工衛星からのデータの取得、ロケットエンジンの開発のための地上燃焼試験等を実施する拠点として、これらに必要な施設設備を整備している。

すなわち、同センターは、約 840 万 m^2 の敷地に竹崎射場及び大崎射場の施設があり、射場から約 20 km 北方に増田追跡管制所、その約 6 km 北方に野木レーダステーション、さらに射場から約 5 km 西方に宇宙ヶ丘レーダステーションの各施設がある。またロケットを光学的に追跡する光学観測所などの関係施設を各所に整備している。これらの施設設備の概要は次のとおりである。

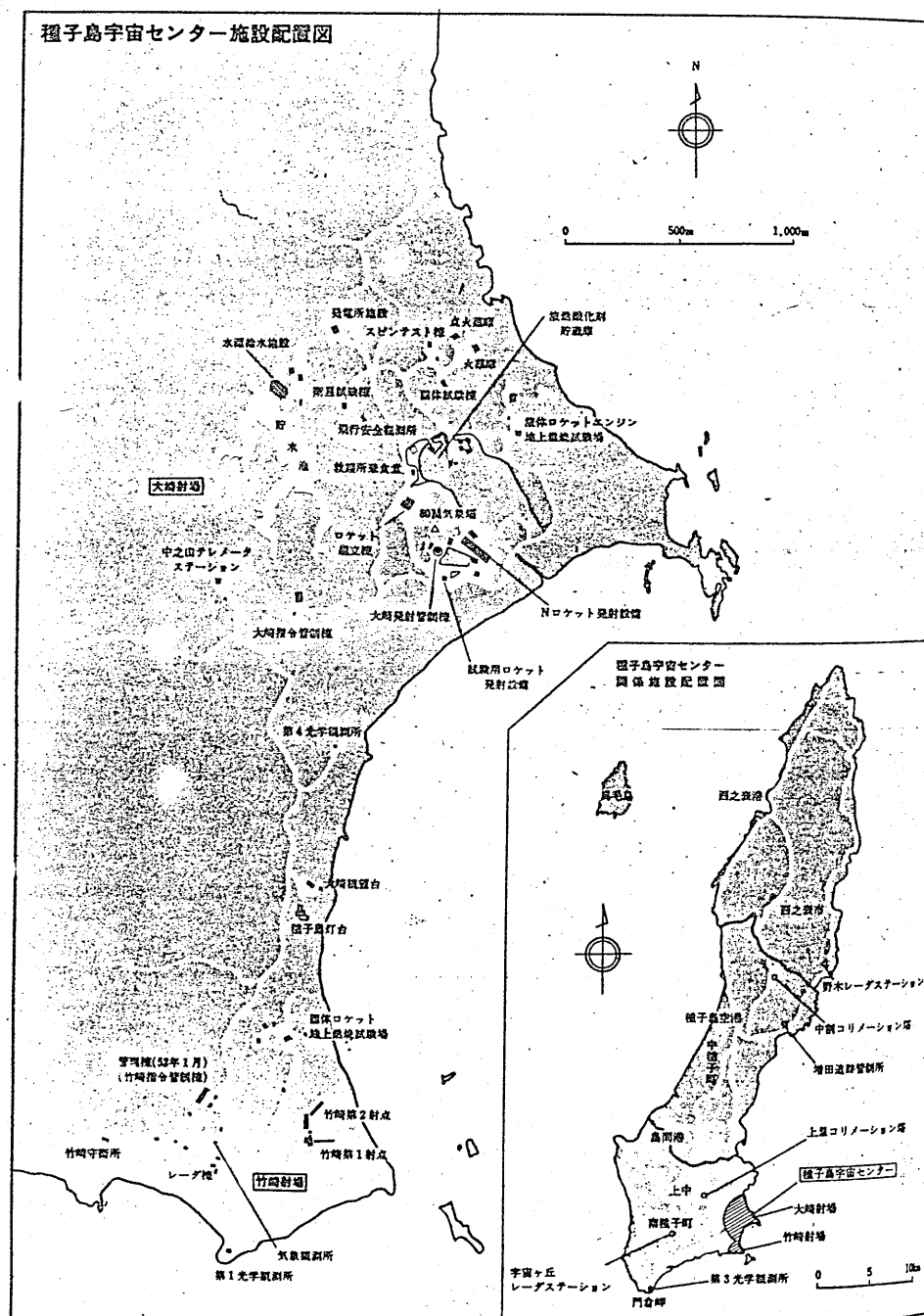


図 2-6-2 種子島宇宙センター施設配置図

1) 竹崎射場

竹崎射場(約 29 万 m^2)には、JCR 型ロケット、LS-C 型ロケット、TT-200 型ロケット、TT-500 型ロケット及び MT-135P 型ロケットを打ち上げるために必要な施設設備を整備され、昭和 44 年以來これらの小型ロケットの打上げを実施してきた。

本射場には、

- ① 上記小型ロケットの発射に用いる発射台（ランチャー）
- ② それぞれのロケットの発射作業の管制を行う発射管制棟、
- ③ 打上げ実験の中核となり各作業の指揮、統括管理に用いる発射管制卓、統合監視卓、時刻表示装置
- ④ 打上げと安全に行うための海上監視レーダ設備等を設置した指令管制棟、
- ⑤ 射場に搬入されたロケットの組立・調整・点検を行う組立室、
- ⑥ ロケットを追尾して方位角、上下角、直距離を測定しロケットの飛行経路等を算出するためのレバントレーダ装置を設置したレーダ室、

③ ロケットの発射角等の設定に必要な気象状況(風速、風向等)を測定、分析する気象観測装置を設置した気象観測棟。

④ 高速度カメラ等によりロケットの飛行状況の観測と記録を行う光学観測所。

等の各施設設備が整備されている。

ii) 大崎射場

大崎射場(約 760 万 m^2)は、我が国唯一の大型液体ロケット発射場で、実用衛星打上げのため将来にわたって中心的な役割を担うところである。本射場には、Nロケットを打ち上げるために必要な発射設備及び試験用ロケットの発射設備等が整備されている。

この射場では、すでに昭和 49 年度より試験用ロケット 1 号機及び 2 号機の打上げが、さらに、昭和 50 年 9 月には N ロケット 1 号機、昭和 51 年 2 月に同 2 号機、昭和 52 年 2 月に同 3 号機の打上げが実施され、昭和 53 年 2 月には、同 4 号機(F)により電離層観測衛星「あま2号」が打ち上げられた。

本射場に整備された主な施設設備は、

① Nロケットの組立、点検、調整及び発射に用いる

Nロケット組立発射設備、

② 試験用ロケットの組立、点検、調整及び発射に用いる試験用ロケット発射設備

③ 試験用ロケット、Nロケットの発射管制に必要な発射管制設備及び点検作業に必要な諸設備等を設置した半地下耐爆構造の発射管制棟。

④ ロケットの発射前と発射時の各作業の指揮統括に用いる指令管制設備、レーダ・テレメータ等から伝送されたデータを処理し表示する飛翔安全設備、地上と海上の安全状況を表示する地上安全設備、指令通話設備等を設置した指令管制棟。

⑤ 射場に搬入された人工衛星の点検調整に必要な射場チェックアウト装置、増田追跡管制所との間の電波チェックに必要な衛星点検取扱設備等を設置した衛星試験棟。

⑥ ロケットの組立てに際して誘導機器等の点検調整を行うロケット組立棟。

⑦ Nロケットオノ段の固体補助ロケットモータ、3段の固体ロケットモータ及び火工品等の受入検査、

超音波剝離検査等に必要な装置を収納した固体ロケ

ット試験棟。

- ① Nロケットの3段の動バランスの測定調整に必要なスピン試験設備を設置したスピン試験棟。
- ② その他液状酸化剤貯蔵庫、火薬庫、臭火薬庫、自家発電施設、水源給水施設、消火設備、射場内道路等の共通支援設備、等が整備されている。

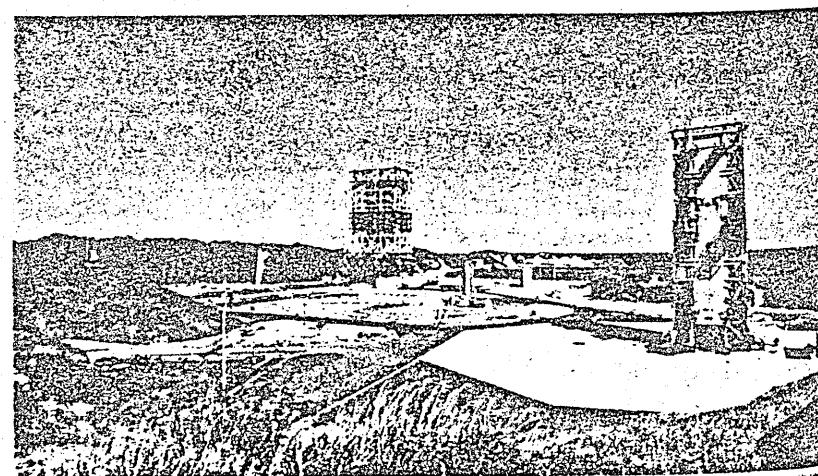


図2-1-1 大崎射点（左から発射管制棟、Nロケット整備塔、試験用ロケット整備塔）

III) 野木レーダステーション

本ステーションは、発射後のロケットをレーダで捕捉、追尾しその位置データを指令管制棟に伝送して飛行経路の監視に供するほか、ロケットの誘導コマンド信号の送信および必要な場合、指令管制棟からの遠隔操作によりロケットの飛行停止又は破壊の保安信号の送信を行うことを目的としている。

このため、

- ① ロケット追尾用の中距離レーダ設備、ロケット誘導用の誘導レーダ装置、誘導計算機、保安用コマンド送信設備等を収納したレーダ棟及びコマンド棟。
- ② その他発電施設等の支援設備が整備されている。

IV) 増田追跡管制所

本管制所は、人工衛星の高度調整の段階から始める人工衛星との電波リンク試験、打上げ時の人工衛星の追跡計測、テレメータデータの取得のほか人工衛星の軌道投入後の追跡データを銀波宇宙センターに送信することを目的としている。

このため、

- ① 衛星テレメータ受信設備、レンジアンドレンジレ

ート追跡設備、衛星コマンド送信設備等を収納した
、
オノ観測棟、通信棟、衛星コマンド棟

- ④ その他受電設備等の支援設備
が整備されている。

V) 宇宙レーダステーション

本ステーションは、野水レーダステーションのバックアップとして、ロケットを追尾するとともに小笠原タウンレンジ局の追尾の引き継ぎを容易にすることを目的としている。

このため、野水レーダ系とは別のCバンド追尾レーダとして精測レーダ設備を整備している。

3. 宇宙開発事業団筑波宇宙センター等

筑波宇宙センターは、筑波研究学園都市にあり、人工衛星の追跡管制、人工衛星及びロケットの開発試験などの業務を実施する拠点として、これ等に必要な施設設備を整備している。

同センターは、約55万 m^2 の敷地に追跡管制施設として中央追跡管制所、計算センター等を整備し、同事業団の勝浦、沖縄及び増田の各追跡管制所、小笠原及びマーシャル（またはクリスマス）のダウンレンジ追跡所並びに内の浦の東京大学鹿児島宇宙空間観測所と一元的なネットワークを形成して、人工衛星の軌道投入後の追跡管制を行うための関係施設を整備している。これ等の施設設備の概要は次のとおりである。

i) 筑波宇宙センター中央追跡管制所

本追跡管制所は、我が国の人工衛星の追跡管制の中核的機関として、各追跡管制所等から送られてきたデータをオンラインで受信し、大型電子計算機で衛星の軌道決定と予報値の計算、テレメータデータの処理、衛星の姿勢の解析等を行うとともに各追跡

管制所への必要な指令、連絡等を行うことを目的としている。

このため、中央管制設備、通信設備、標準時刻設備、データ再生評価設備等を追跡管制棟に、大型電子計算機システム（FACOM 230-75）を情報処理計算棟に整備しているほか、非常用電源設備等の共通支援設備が整備されている。

ii) 勝浦追跡管制所

本追跡管制所は、人工衛星追跡網の一環として、人工衛星の発する電波を受信し、そのデータを筑波宇宙センターの中央追跡管制所に伝送し人工衛星の位置、軌道の計算に情報を提供することを目的とした追跡局の一つである。

このため、衛星の電波を受信して角度とドップラ周波数を測定する人工衛星追跡装置、筑波宇宙センターとのデータの送受信を行うデータ伝送装置及び実用衛星の高精度追跡に使用するレンジアンドレンジレート（距離及び距離変化率）追跡設備等の各設備が整備されている。

iii) 沖縄追跡管制所

本追跡管制所は、勝浦追跡管制所と同様、人工衛星の追跡を目的として設置された追跡局の一つである。追跡管制所の中では最も南に（低緯度）位置し、可視周回が最も多い追跡所である。

勝浦追跡管制所と同じ機能の人工衛星追跡装置、データ伝送装置及びレンジアンドレンジレート追跡設備等の各設備が整備されている。

iv) 小笠原追跡所

本追跡所は、小笠原諸島の父島に位置し、ロケットの飛行安全の確保、打上げ中のロケット・人工衛星の動作の監視及びロケット飛行データの収集等を行うことを目的としている。

このため、ロケットテレメータ受信装置、精測レーダ装置、保安用コマンド送信装置等の各設備が整備されている。

v) マーシャル移動追跡所

本追跡所は、マーシャル諸島フウエゼリン島に位