

UDC 629.784/783

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-311

無人ランデブ・ドッキングに関する検討

中井 暎一・塙 武敏
檜崎 哲二・山中 龍夫
岡本 修・吉村庄 市

1976 年 9 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

無人ランデブ・ドッキングに関する検討*

中井 暎一**・梶 武敏**
植崎 哲二***・山中 龍夫***
岡本 修***・吉村庄 市***

1 ま え が き

現在、宇宙開発事業団が進めている宇宙開発計画においては、人工衛星打上げロケットとしてN-ロケットが昭和50年9月に技術試験衛星I型を予定の軌道に投入することに成功しており、さらに人工衛星打上げ能力の増大を求めてN-ロケットの改良計画も本格的な検討が進められている。その改良計画の一環としての液体水素・液体酸素エンジンの基礎研究も開始されている。一方、静止気象衛星(GMS)、実験用中容量静止通信衛星(CS)および実験用中型放送衛星(BS)の開発も本格的に行われ、ロケットと衛星の開発の進歩と共に、昭和50年代のわが国の宇宙開発の実用化への展望を得るに至っている。

しかし、現在のN-ロケットは静止軌道上への衛星の打上げ能力が約130kgであるのに対して、現在開発中で、実用化を目標として昭和52年に打上げ予定の静止衛星であるGMSは約290kg、CSは約340kg、およびBSは約350kgであって、現在のN-ロケットの打上げ能力ではこれに及ぶことが不可能である。したがって、これらの衛星の打上げは米国に依頼して行われることになっている。わが国のロケットの人工衛星打上げ能力を増大するためのN-ロケット改良計画の検討が関係各機関で始められている。これらは、昭和50年代の中期に静止軌道上へ約350kgの人工衛星を、さらに昭和50年代の末には約500kg以上の人工衛星を打上げる能力を有するロケットを開発することを内容としている。これに対してわが国の実用静止衛星の開発計画は詳かではないが、昭和50年代における諸外国の実用人工衛星の開発計画の動向としては大型化の傾向にあってその重量は700~1000kgの範囲にあると思われる。例えば、ヨーロッパではフランスを中心にして700kg以上の静止衛星を打上げる能力を有するロケットの開発が進められており、ドイツは静止軌道上に約800kgの放送衛星を

打上げる計画をもっている。また、世界の衛星通信技術者からその成果が注目されている米国の応用技術衛星ATS-6は1974年5月に静止軌道に打上げられたがその重量は1400kgである。

このようにして、わが国の打上げ用ロケットの実用衛星打上げ能力およびその改良計画と開発中の実用人工衛星の重量および今後必要とされるであろう実用人工衛星の重量を比較すると、人工衛星に要求される軌道および重量に対して、ロケットの打上げ能力が十分に対応出来ない状態である。

このことはわが国のロケットの研究、開発の分野に重要な問題を提起しており、関係者の間にその認識が深められている。世界の動向とわが国の人工衛星打上げ能力増大化の計画を勘案すると、早急にN改計画以上の人工衛星打上げ能力を有する人工衛星打上げシステムを検討する必要がある。この場合、フランスのアリアン計画に相当するロケットや、米国のアトラスやタイタン等の大型ロケットを開発することを検討することは一つの方向と考えられる。しかし、わが国においてこのような大型ロケットの開発および打上げは、射場、開発経費その他の要素を考慮すると、技術的問題以外の要素が多いため、近い将来にその実現を期待することは先ず不可能に近いと考えられる。

このような内外の情勢を考慮して、現在わが国で開発されたNロケットおよびこれの改良計画のロケットを(以下Nロケットシリーズと呼ぶ)用いて、静止軌道上に打上げる人工衛星の重量を増大する新しいシステムが航空宇宙技術研究所において検討された。その一案として、Nロケットシリーズによって低高度軌道上または静止軌道上で2個以上の宇宙船を無人操縦によってランデブ・ドッキングすることにより静止衛星の重量を増加する方法について、数人による検討会を編成して、この検討会によって昭和49年9月より昭和50年3月までの間に調査検討を行なった。この報告書はこれらの調査検討の結果をまとめたもので、無人ランデブ・ドッキング・システム(UMRD System, Unmanned Rendezvous Docking System)の技術的内容とわが国の宇宙技術の研究

* 昭和50年12月23日受付

** 機体部二部

*** 宇宙研究グループ

開発からみた評価を試みた。

2 検討会の目標，構成および運用

2.1 検討会の目標

ランデブ・ドッキング技術に関しては，わが国において組織的に調査されたり，または個人的に研究された報告は未だない現状である。また，検討会の構成員が入手し得る文献は米国におけるジェミニ計画とアポロ計画に関連した有人ランデブ・ドッキングの研究および実施報告に限られている。無人ランデブ・ドッキングを行なっている唯一のソ連の情報も残念ながら入手出来ないでいる。

したがって，検討会の目標は，入手可能な宇宙技術の情報からわが国で無人ランデブ・ドッキングを行なう場合に，利用し得るかまたは予想し得る技術を集合してそれらの利用価値を評価することとした。検討会の目標としては次の二項目に大別される。すなわち，

- (1) 世界の現状および今後の動向の把握
- (2) わが国における実現の可能性の検討

しかし，無人ランデブ・ドッキング技術は極めて広い範囲の技術を含むシステム・エンジニアリングを対象とするのに対して，当所の宇宙技術はその一部に基礎を置いており，且つ，ランデブ・ドッキング検討会の構成はさらに局限されたものである。したがって，構成員および調査，研究の期間を勘案して，上記の目標に対して次のような限定条件を設けた。

- (I) 既に開発されている技術でわが国において入手可能と考えられる技術を基本とする。
- (II) 現在世界で試験中であり，数年以内に実用化が予想される技術で，わが国において入手または利用可能と考えられる技術は考慮する。
- (III) 現在世界では研究中であり，実用化にはなお相当の期間を必要とすると考えられる将来技術については，詳細には調査しない。
- (IV) わが国のNロケット・シリーズで打上げ可能なビ

ークルを基本として，無人ランデブ・ドッキングの各種の方法について静止衛星重量増加を評価する。

(V) 米国のスペースシャトルとそれに関連する技術の利用に関しては調査外とした。

(VI) フランスのアリアン計画等外国大型ロケットの利用は調査外とした。

2.2 検討会の構成および運営

無人ランデブ・ドッキング検討会（UMRD検討会）は上記2.1節の当面の目標に対して，図2-1に示されているような6項目の内容を各自が分担して調査を行ない，検討会において討論を加えて評価を行なった。検討会は，昭和49年9月より昭和50年3月までの間に，6回開催された。検討された内容の詳細は次の第3章に各分担項目別に述べられる。

3 検討内容

検討会において，先ず，UMRD技術をわが国において研究開発する意義が討論された。その内容は次の三項目に要約される。

(1) わが国の現状では打上げロケットの能力の大きさに制限があると予想されるので，わが国の単独の打上げロケットにより静止軌道上に700kg以上の人工衛星を打上げるミッションまたはこれと同等以上の能力を要求される宇宙開発ミッションを，わが国独自で達成することはほとんど不可能である。

これに対して，地球周囲軌道上において2個以上の宇宙船で無人ランデブ・ドッキングを行なう技術を研究開発することによって，わが国においても米ソ両国に比肩し，ヨーロッパに勝る宇宙開発能力を有することが可能となる。

(2) 現在の実用人工衛星の寿命は3年ないし5年で設計されているが，今後数年以内に打上げが計画されている実用人工衛星の寿命は7年ないし10年の長寿命が要求されている。一方，実用人工衛星においては，故障を生じて使用不能となる場合が多い。過去の統計が示すと

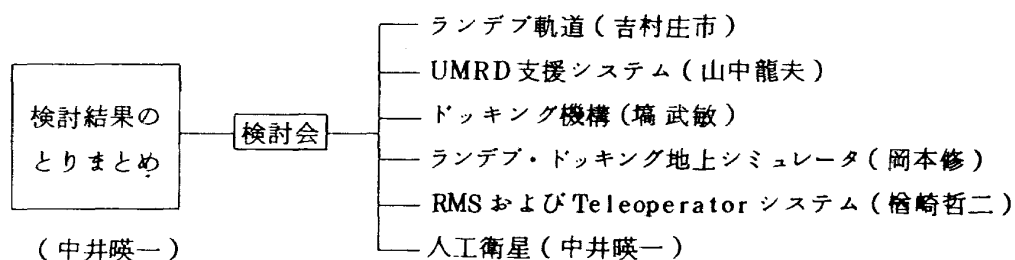


図2-1. 第1次UMRD検討会の構成と分担

ころでは、これらの故障原因の多くが、展伸機器の不具合、回路の断線等極めて単純なものがほとんどである。これらの単純な故障原因は接近して修理できれば容易に人工衛星の機能が回復し得るものである。したがって、修理を必要とする人工衛星と直接ランデブして調査し、無人操作により簡単な故障を修理することによって、人工衛星を保守する技術を確認するならば、今後の宇宙利用に極めて重要な手段を持つことになる。

(3) 地球の静止軌道上の人工衛星の数は今後増大を続けて、将来においては、寿命の終了した人工衛星の破壊または回収を国際的に義務付けられることが予想される。これに対して、わが国が無人ランデブ・ドッキングの技術を所有することは極めて重要な意義を持つことになる。

3.1 ランデブ軌道

地球周囲軌道上でランデブを行う場合には、四つのフェーズに分類して考えられる。それぞれのフェーズを以下に述べる¹⁾。

3.1.1 ランデブ・オペレーションの四つのフェーズ

(a) ターゲット・ビークルの発見と追跡およびその軌道予測

ランデブを開始するためには、まず、ターゲット・ビークルを発見して、それを追跡することによって、ターゲット・ビークルの軌道をできるだけ正確に予測する必要がある。現在、アメリカ等で行なわれている方法は、地球上に張りめぐらした観測網（例えばNASAのSTDN; Space-Flight Tracking and Data Network）を用いてターゲット・ビークルを観測し続ける。これらの観測データから最小二乗法を用いて最確予測軌道を得る。これらの計算された軌道パラメータを用いて、ターゲット・ビークルの特定時刻における位置および速度を予測する。なお、この軌道予測にはカルマンフィルタ(Kalman Filter)等の最新技術も使われている。

(b) ランデブ・ビークルの打上げと中間航行径路

ターゲット・ビークルの予測軌道と特定時刻における軌道要素が得られたならば、与えられた中間航行径路をとるようなランデブ・ビークルの打上げ時刻と飛しょう径路を決定する。この飛しょう径路を決定する際には、ランデブ・ビークルがターゲット・ビークルの近傍に接近するように予め計算されて適当に選ばれた中間航行径路に適した軌道制御操縦操作が含まれていなければならない。

(c) ターミナル・ホーミング(Terminal Homing)

このフェーズにおいてランデブ・ビークルを操縦するためには、地上からの追跡情報のみに頼ってはい十分

な精度でターゲット・ビークルに接近することは難しい。したがって、ランデブ・ビークルがターゲット・ビークルの近傍に到達したならば、操縦に必要な情報はランデブ・ビークルに搭載されたホーミング用誘導系に移管されることになる。ホーミング用誘導系はアクティブ系(Active System)で考えるべきであって、ターゲット・ビークルとランデブ・ビークル間の相対位置および相対速度を測定しながら、これらを零にするような誘導制御系である。

(d) ランデブ保持

ターミナル・ホーミング系は両ビークルの相対位置および相対速度を零にするように設計されるのであるが、この誘導制御が厳密に実行されるということは実際には期待できない。両ビークルの間に残る位置と速度の小さな差は、両ビークルのドリフト運動となって、何らかの防止手段を講じない限り両者は遠くへ離れていってしまう。ランデブ後の自然ドリフト量はランデブを特定時間内だけ保つに必要な推進力の性質を決める重要な因子である。或るミッションに対してはリンク等によるロッキング機構が必要であろうし、特に修理ミッション等には長時間のランデブを保持する装置が必要となる。

3.1.2 ランデブ・ビークルの打上げと中間航行径路

ランデブ・オペレーションの中で最初に検討されねばならないのは、わが国にとってもっとも厳しい条件と思われる「ロッチ・ウインドウ(Launch Window)」と「必要エネルギー」を主として決定する、3.1.1節(b)項のランデブ軌道までの打上げと中間航行径路である。

ターゲット・ビークルの軌道とランデブ位置が決まったときに、ランデブ・ビークルを打上げてからターゲット・ビークルに接近させるまでの飛しょう径路と軌道の取り方は、必要エネルギーと「ロッチ・ウインドウ」との相互関係をいかにうまく調整するかという問題に帰せられる。いずれにしても、必要エネルギーを小さくすまそうとすれば(別の言い方をすれば、打上げロケットに対してランデブ・ビークル重量を大きくしようとするならば)「ロッチ・ウインドウ」は小さくなり、「ロッチ・ウインドウ」を大きくすれば必要エネルギーも大きくなるということが言える。以下に五種類の軌道選択方法を述べる。

(a) 最小燃料軌道法

ターゲット・ビークル軌道と同一軌道面内にランデブ・ビークルを打上げる。ランデブ・ビークルの軌道はターゲット軌道に内接するようにとる。ランデブ・ビークルの打上げ時刻は、ターゲット・ビークルとランデブビークルが丁度軌道接点で会合する時刻を選ぶ。

この方法では、ランデブに必要なエネルギー、すなわち、

推進薬は最小である。ただし、ランデブ・ビークルの打上げを正しい時刻に合わせるためには、相当長時間地上で打上げ待機をする必要がある。さらに、ランデブ位置やランデブ時刻を地上支援や最終誘導のために特定の位置や時刻に制限されると、この打上げ待機時間はさらに長くなり、いわゆる、ロッチ・ウィンドウが極めて小さくなることが予想される。わが国がランデブ・ドッキングを無人で行う場合には、恐らく、この制限が極めて厳しくて、ロッチ・ウィンドウが極めて小さくなり、通常の方法では実行不可能となることも予想される。

(b) 待機軌道法

ターゲット軌道と同一軌道面内の待機軌道に、まずランデブ・ビークルを投入する。この場合の待機軌道はターゲット軌道の内側でも外側でも良い。待機軌道が内側の場合には増速ランデブとなり、外側の場合には減速ラン

デブとなる。いずれをとるかは、一義的には決まらず、ランデブ・ドッキングの目的とその操作に課せられる制約条件によって決まる。待機軌道からランデブ・ビークルはホーマン軌道をとってターゲットと会合する。

この方法ではランデブ・ビークルを待機軌道に、いったん、打上げてからランデブのための待機時間を取るので、地上からのロッチ・ウィンドウは前述の最小燃料法よりは広くなる。そのうえに、必要エネルギーはほとんど最小燃料法に準じている。したがって、わが国が採用する場合には、もっとも適した方法と思われる。

(c) 交差軌道法

ターゲット・ビークル軌道面内で、ランデブ・ビークル軌道を楕円軌道にとって、両軌道をおたがいに交差させる。この方法では両ビークル間の相対速度が、前述の(a)または(b)の方法と較べると、早く減速されるので、ド

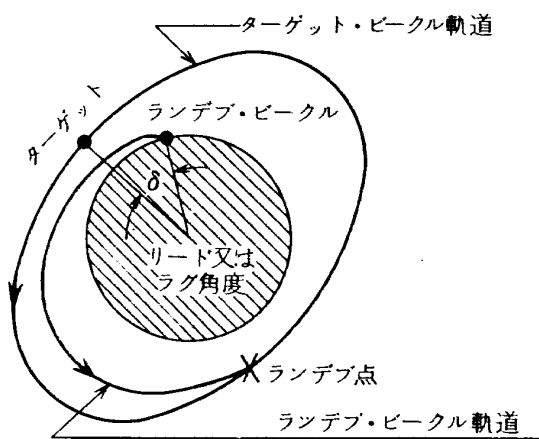


図 3.1-1 最小燃料軌道法

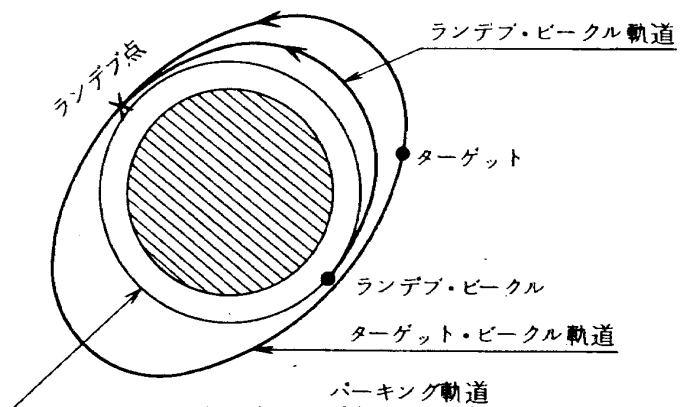


図 3.1-2 待機軌道法

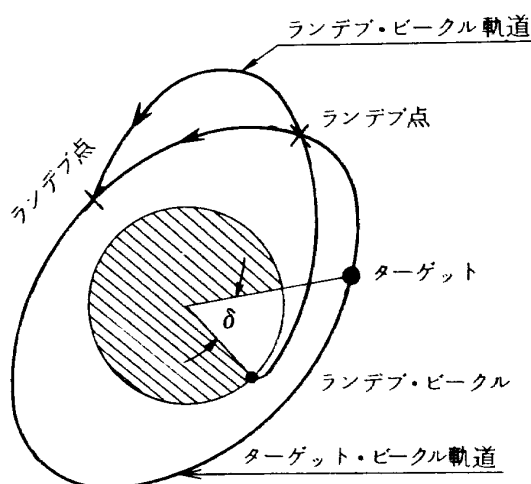


図 3.1-3 交差軌道法

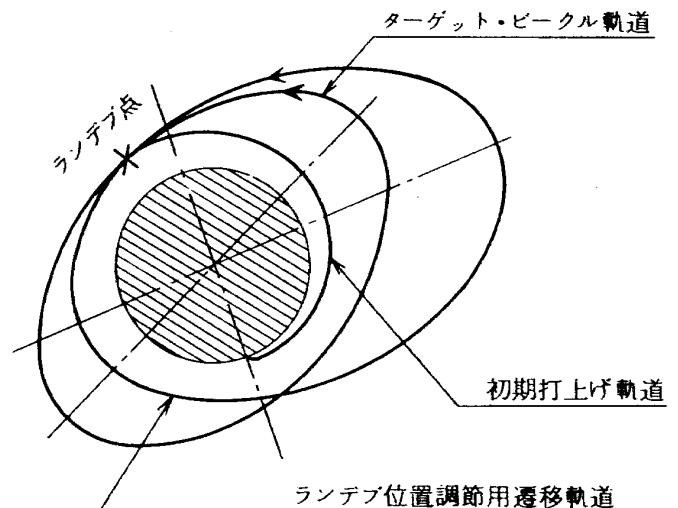


図 3.1-4 ランデブ位置調節用遷移軌道法

ドッキングの衝撃は大きく、また、ランデブ保持時間が極めて短い。その上、ターミナル・ホーミングの精度が極めて高いことが要求される。以上に述べた理由から、第2章に述べた本研究の目的には不適当な軌道と思われる。

(d) ランデブ位置調節用遷移軌道法

ランデブ・ビークルの打上げは、打上げ発射点がターゲット・ビークル軌道面内に最初に入ったときに行う。最初のランデブ・ビークル軌道は、ターゲット軌道面内で、楕円軌道をとってターゲット・ビークル軌道に内接するようにする。一般的には、両軌道の接点で両ビークルが会合することは期待できない。そこで、両ビークルの位置のずれは、第2の遷移軌道にランデブ・ビークルを投入することによって調節する。第2の軌道は最初の接点においてターゲット・ビークル軌道に再び接する軌道であって、その周期が再び戻って来たときに、丁度、ターゲット・ビークルとその位置で会合するように調節した軌道である。

(e) 軌道面修正法

ランデブ・ビークルの打上げは、待機時間を考慮することなく、ターゲット・ビークル軌道面と軌道面が交差

するまま、行なう。したがって、両軌道は同一面にはない。この軌道面の交差角度を軌道上で修正することによって、同一軌道面内に両ビークルを入れてから、前に述べた(b), (c), (d)の三つの方法のうち適当なものを選んで行う。この方法では、当然、ロッチ・ウインドウは極めて大きくなるが、ランデブに必要なエネルギーも極めて大きくなる。

以上の五つの方法について、ランデブに必要な時間とランデブに必要なエネルギーを必要速度増分で示したものを図3.1-6に示す。図3.1-6では、ターゲット・ビークルの軌道を高度720kmの円軌道として計算されている。

わが国の打上げロケットの能力を宇宙開発事業団で計画されているNロケット・シリーズで考えると、エネルギーの観点からは(a)および(b)の方法以外でUMRDによる静止衛星重量増加はほとんど期待できないものと思われる。したがって、わが国がUMRDを計画する場合には、(a)および(b)の方法を基礎にして、それらの軌道選択方法の欠点となるロッチ・ウインドウの狭さに対しては、十分なるシミュレーションを行うと共に、何等かのロッチ・ウインドウを拡大するシステムを開発する必要がある。

3.2 UMRD支援システム

ランデブ・ドッキングを無人で行うためには、自律航法自律制御系を採用するか、または、ソヴェト連邦が1967年10月に世界で始めて試みたコスモス186号と188号とのUMRDに採用したと思われる遠隔操縦方法を採用するかによって、UMRD支援システムは大きく変わる。自律航法自律制御系をUMRD支援システムに適用することを今回の検討の対象とすることは、この技術

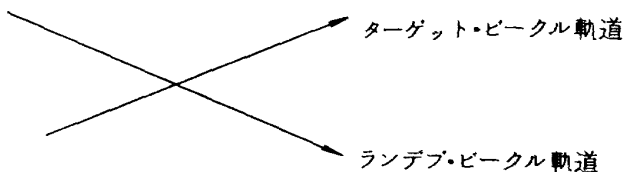


図 3.1-5 軌道面修正法

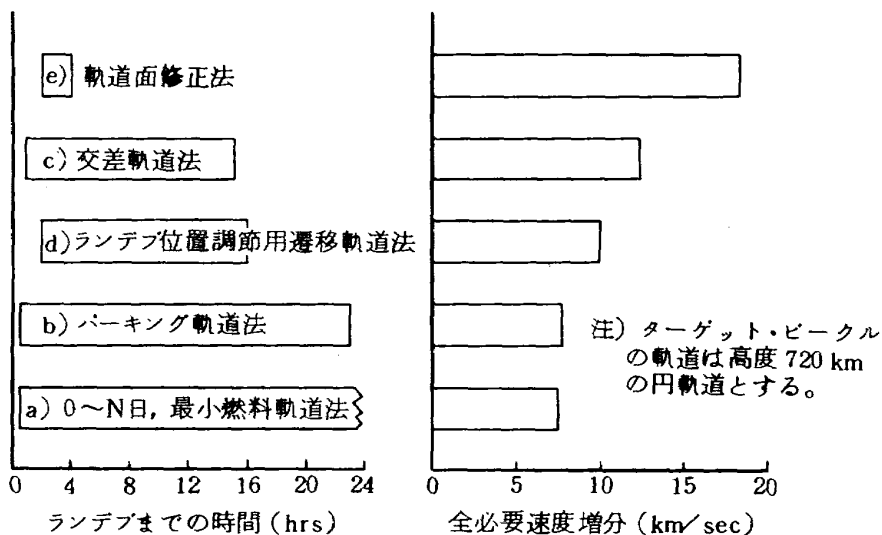


図 3.1-6 各種中間航行経路の比較

が最も進んでいる米国においても1970年代の後半から1980年代にかけて期待される技術として研究は進められているが²⁾、その全体システムを具体的に特定のミッションに適用するには、重量解析または電源解析等の初期解析に対するデータすら現在では入手不可能の状態にあるので、時期尚早であると考えて今回の調査からは除外した。しかし、次回以降の調査対象としては取上げねばならぬシステムであろう。

したがって、今回の調査ではソヴェト方式の遠隔操縦方法(この方法は1980年代の米国スペースシャトルのタグシステムに採用されるべく現在研究中である³⁾)をUMRD支援システムの主要システムとして採用してみたが、ソヴェト連邦のUMRDシステムに関する技術的な情報は全然入手不能であったから、米国の公表されている既存技術から遠隔操縦技術の部分を抜粋してとりまとめた。それらの主なシステムは、ランデブ・ビークルに距離および距離変化率(R&RR, Range and Range Rate)レーダ、テレビカメラ、および姿勢センサを搭載する。ターミナル・ホーミング以前の中間飛行経路における誘導制御は通常の打上げロケットに用いられているシステムで行う。ターミナル・ホーミング・フェーズでは搭載センサからの情報を日本にある地上管制センター(例えば筑波宇宙センター内)に設ける遠隔操縦室内のランデブ・ビークルの操縦者に伝達する。操縦者は上りリンク(Up Link)の指令系を介して、ランデブ・ビークルの操縦命令を伝送する。

この場合に、ランデブ軌道が低高度軌道であるか、静止高度軌道であるかによって、下りリンク(Down Link)と上りリンクの通信系が相違する。日本からの可視領域内の静止軌道をランデブのターミナル・ホーミング・フェーズとするならば、ターゲット・ビークルの情報もランデブ・ビークルの情報も、また、ランデブ・ビークルへの指令系も、すべて現在の静止衛星に対して計画されているもので十分に間に合うものと考えられる。図3.2-1は静止軌道上でのUMRD通信系の想像図である。この場合にミッション経度が日本からの可視領域外の場合には、当然、日本の可視領域においてUMRDの後に常用の静止衛星に用いられる東西ドリフト(East-West Drift)によって、ミッション経度まで移動させる。

これに反して、ランデブ軌道が低高度軌道の場合には、日本からの可視領域において追跡出来る時間は数分からせいぞろい十数分に限定されることが予想される。このような条件でのランデブ・ビークル打上げのロンチ・ウィンドウは前3.1節に述べたように、わが国が採用できると考えられる唯一の方法である待機軌道法では、ほとん

どロンチ・ウィンドウの大きさがなくなることが十分に予想される。したがって、図3.2-2に示されるような新しい宇宙通信の上りおよび下りリンク系を考える必要がある。すなわち、静止通信衛星を上りおよび下りリンクの中継局として利用する系である。いま、一個の中継局を利用できるとすれば、ランデブ軌道のほぼ半周期以上はターミナル・ホーミング・フェーズとして利用できる。もしも、二個あるいは三個の中継局を利用するとすれば、ランデブ・ビークルのロンチ・ウィンドウは無限の広がりを持ち、いついかなる場所においてもUMRDを達成できる。本節では図3.2-1および図3.2-2の通信系をもつUMRD支援システムについて各項目別に調査した内容を述べる。

3.2.1 搭載用R&RRレーダ⁴⁾

ターミナル・ホーミング・フェーズでの航法センサとしては、ターゲット・ビークルとランデブ・ビークルとの相対位置および相対速度を検知する装置がランデブ・ビークル側に搭載されねばならぬ。以下に述べるターミナル・ホーミング・レーダはアポロLMに搭載されて使

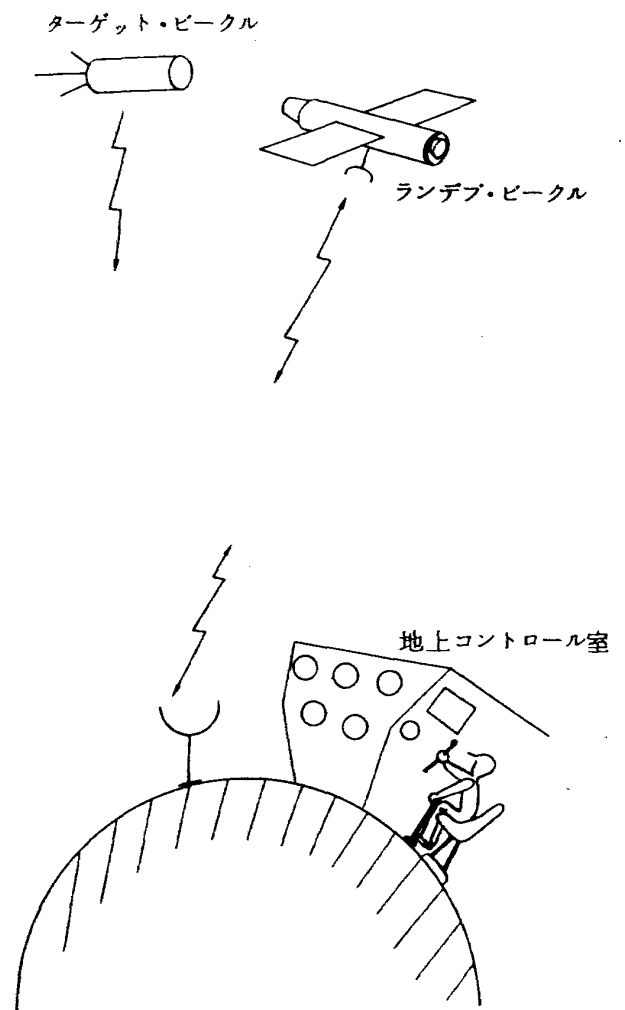


図 3.2-1 静止軌道上のUMRD

用されたものをNASAのSERT-D計画のために改造したものである。すなわち、アポロLM(Luna Module)ではアポロCSM(Command Service Module)側にコンパニオン・トランスポンダ・システム(Companion Transponder System)を持っているコオペラティブ・システム(Co-operative System)であったものに、ノン・コオペラティブ・モード(Non-Cooperative Mode)を追加したもので、RCAアポロI LM X-Band・ランデブ・レーダ・システムの改造型と呼ばれている。

この装置はコオペラティブ・モードで作動するアクティブ・システムとしては、740kmの距離から相対位置、相対速度、相対角度を測定することができる。改造した部分は、前に述べたノン・コオペラティブ・モード機能の追加以外に中規模集積回路とハイブリッド(Hybrid)回路を用いて重量軽減を計り、さらに取扱が容易になるようにしている。同一波長の電波を用いて、単一アンテナで発信と受信をさせるための調和を得るために、レーダ発信側は40/60サイクルのデューティサイクルでゲ

ートを開閉し、受信側は60/40のデューティサイクルで開閉を行う。アンテナは90cmの皿型である。RCAで検討を行った結果、高デューティ・サイクル・パルス・ドップラ・モード方式が採用されている。

パルス・ドップラ・オペレーションの送信機としては進行波増幅器が用いられている。送信機はジンバル支持アンテナ部に搭載して、回転結合部の問題を避けた設計になっている。

ランデブ・レーダ装置には、アンテナ反射器、アンテナ給電器、モノパルス(Monopulse)比較器、ジンバル部(Gimballing Elements)、内部にはジャイロ、レゾルバ、LO/COOP送信機の発振部、位相変調器、ミキサ前置増幅器を内蔵している。

アンテナは4ホーン・振幅比較・モノパルス型である。全深さを最小にして、放射ホーンが皿から突き出るようにカセグレン型(Cassegrainian)構造が採用されている。線型偏波トランスポンダ・アンテナの姿勢変化によって生ずる信号変化を最小にするために、円偏波方式が用いられている。各部品は各軸まわりのつりあいを取るようアンテナにうまく配分してある。

宇宙空間でのアンテナ方角を安定させるために、積分ジャイロを用いて、アンテナ視角の変化率を測定している。これらの装置はトラニオン(Trunion)軸の下部に取り付けて、丁度つりあいおもりとして働くように設計してある。各軸には二速レゾルバを取付けて、計算機と表示装置へ高精度の角度データを送る。

レーダ受信機は高安定3チャンネル・トリプル・コンバージョン・スーパーヘテロダイン(Highly Stable Three-Channel Triple-Conversion Superhetrodyne)方式である。2チャンネルはレーダ軸とトラニオン軸誤差信号を増幅するために用いられ、残りの1チャンネルは合計信号又は基準信号を増幅するためである。受信機には、また、次のようなものがある。すなわち、角度誤差信号発生用の位相検出器、3チャンネルの受信機利得を制御する自動利得制御回路、距離追跡と周波数追跡装置へ基準チャンネル信号を送るIF増幅器、第2局部発信信号を発生するための局部発振混合回路である。

レーダの入出力関係は次の通りである。

- (1) 電源
 - (a) 28 VDC
 - (b) ジャイロ励起電圧 115V 400Hz
 - (c) レゾルバ励起電圧 28V 800Hz
 - (d) 信号選別アンテナ駆動用電源 2軸 \sin/\cos
- (2) 出力フォーマット

距離 : デジタル 15ビット直列

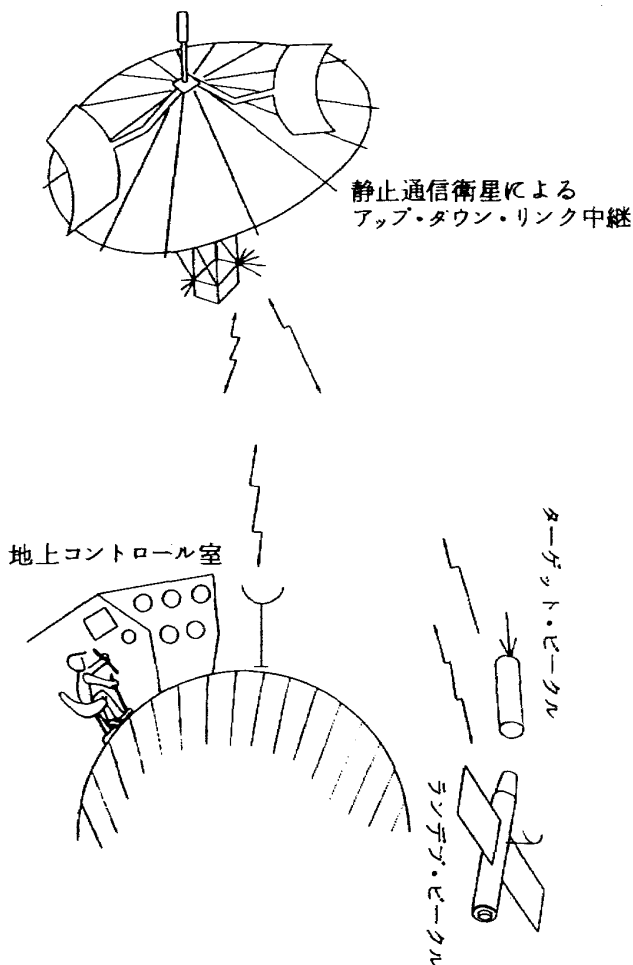


図 3.2-2 静止通信衛星を中継局とする低高度軌道上のUMRD

距離変化率 : デジタル PRF
 角度 : 1速および16速の sin と cos ,
 レゾルバ 出力 (800Hz)
 角度変化率 : アナログ DC 電圧

この装置の環境条件に対する考慮は次の通りである。装置の設計はシャトル・オービタ用に RCA で行われたものであり、SERT-D 計画にも提案されている。また、アポロのランデブ・レーダとして使用された機器を基礎にしているから、深宇宙環境に適した設計になっている。すなわち、サターン 5 型ロケットの打上時の振動荷重に耐え、月面温度 $370^{\circ}\text{K} \sim 90^{\circ}\text{K}$ に耐えて、また、深宇宙の圧力環境にも耐える。アンテナは強制冷却を行わず、輻射冷却として設計してある。電子機器は熱伝導性の良い架台に取付けられて冷却設計してある。

距離および距離変化率レーダの性能表を表 3.2.1-1 に示す。

本装置に関して次の問題点が残る。

- (I) 本装置は我々が検討している UMRD のミッションにどの程度使用できるか。
- (II) 他のレーダの性能はどうか。
- (III) 将来の性能向上はどの程度期待できるか。
- (IV) ノン・コオペラティブ・モードのみで UMRD ミッションを遂行できないか。その際の重量および電力の減少はどの程度か。

3.2.2 ドッキング用テレビジョン⁴⁾

3.2 節のまえがきで述べた遠隔操縦方式 UMRD において、最終フェーズのドッキング操作にはランデブ・ビークルに搭載されたテレビジョンを必要とする。以下に述べるのは、SERT-D 計画に提案されている、他の静止衛星を遠隔目視検査するためのテレビジョン装置である。

この装置の基本部は、月面上で使用する目的で RCA, Astro Electronics Division において設計されたカラー・テレビジョン・カメラである。これにテレビジョン制御装置 (TCU, Television Control Unit) が付属して装置を構成し、地上からの指令によるカメラの位置設定、絞り調整等の遠隔操作も可能である。

このテレビジョン・カメラは小型軽量であり、カラー撮影の場合には、回転式光学フィルタ (Rotating Filter Wheel) を用い、白黒撮影の場合には、このフィルタを取り除き撮影を行う。カメラの大きさは、長さ 45 cm, 幅 16 cm, 高さ 10 cm で、重さは、5.8 kg である。レンズは F/2.2 の Angenieux Lens 製で、ズーム比 6:1 のズーム・レンズである。その他、自動光量制御装置 (Automatic Light Control) が備わっており、シーン・ルミネッセンス (Scene Luminescence) の平均値と最高

値のいずれかで作動する。この機構およびズーム、絞り機構は、手動、遠隔いずれでも操作できる。

カメラ本体には、シリコン光増倍管 (SIT, Single Silicon Intensifier Target), 回転式光学フィルタ同期装置と標準 525 走査線用ビデオ装置 が付属している。シリコン光増倍管は高い感度を持つと共に耐イメージ・バーン (Image Burn) 性を持っている。

またカメラは、レンズ口 (Lens Opening) と半透面鏡 (Second-Surface Mirror) で作られた放熱板になっている頭頂部を除き、すべて断熱材で覆われている。

テレビジョン制御装置は、カメラの方位角および上下

表 3.2.1-1. マイクロウェーブ・ランデブ・レーダ性能

特 徴	ノン・コオペラティブ・長距離用
周波数	X-Band
レーダ・タイプ	PRF 高パルス・ドブラ
最大距離	52km (1m ² W/O F.D. 当り)
最小距離	90m
測定法	発信と受信トーンのモジュレーションを比較する
デューティ・サイクル	40/60
送信機電源	110~185W
RF 源	固体素子で進行波増幅
<u>アンテナ</u>	
アンテナ反射器	90cm パラボロイド
アンテナ給電器	4 ホーン・アンプリチュード・モノ・パルス
アンテナ・サブレフレクタ	カセグレニアン
アンテナ利得	37 db 最小
範 囲	±90° 各軸まわり
<u>アンテナ回転性能</u>	
角精度	Bias=8mr (1軸当り) ランダム (3σ)=4mr; 9<R<700km 10mr; R<3.6km
角速度	1軸当り 10°/sec の基準入力レートを追跡 (同時に)
<u>距離測定性能</u>	
距離精度	Bias=0.1% at R>91km ±40m at R<91km ランダム (3σ)=0.25% at R>9km
距離変化率	±1500m/sec
<u>重 量</u>	34.2~36.2kg
<u>電 力</u>	110~185W

角方向に可動であるように取付けられ、ランデブ・ビークルから70KHzの指令副搬送波を受信して次の様な機能を実行する。すなわち、カメラ架台の方位角と上下角の設定、レンズのズームと絞り、自動光量制御および出力調整である。その他、ビデオ信号に回路の周波数帯域と線形性を点検するための試験信号を加え、地球に送信するためのコンバインド・ビデオ (Combined Video) 信号を発生させてFM送信機に送る。カメラ架台は、ステップ・モータと歯車機構により、方位角で右方214度から左方134度、上下角で-45~+85度の回転範囲を持つ。テレビジョン制御装置は全部で4個のモータを持ち、同時に使用されるものと考えられる。テレビジョン制御装置に必要な電力は、

テレビジョン制御装置：5W 29±4V DC

モータ：2W/個(間欠的)

である。テレビジョン制御装置は70KHzの副搬送波を指令受信機から受けて、18個の中実時間実行命令をデコード(Decode)する。ビデオ信号はテレビジョン制御装置に送られて垂直インターバル試験信号と共にテレビジョン送信機により地球へ送信される。テレビジョン制御装置の表面は、部分的に断熱材で覆われており、他の部分は、半透面鏡または白黒塗料で覆われている。以上を表3-2-2-1にまとめてある。

以下に、本装置の他の主なる機能を述べる。

地上指令フォーマット

指令受信機からテレビジョン制御装置に伝えられる地上からの指令信号はコンボジット指令信号によって周波数変調された70KHz副搬送波である。コンボジット指令信号は、2KHzメッセージ副搬送波と1KHz位相基準信号との線形結合から成っている。この両者は、等しい搬送波周波数変調を持っており、全体の最高値は、±5KHzである。デジタル化された指令内容は2KHzメッセージ副搬送波で運ばれ、副搬送波周波数の丁度1/2の周波数で位相変調される。メッセージ副搬送波は「1」と「0」の二進法符号化された信号系列で、毎秒100回の割合で変調される。信号系列は、2値NRZ(Non-Return-To-Zero)二進符号である。サブ・ビット「1」は、1KHz位相基準信号と2KHzメッセージ副搬送波がサブ・ビット・インターバルの開始時に位相が合っているとき現われる。この位相が180度ずれているときは、サブ・ビット「0」が現われる。実時間指令メッセージの構成は、ビークル・アドレス・サブ・ビット・コードを用いた3ビットのビークル・アドレスと、3ビットのシステム・アドレスおよび6ビットのデータの合計12ビットである。

表3.2.2-1. カラーテレビジョン性能

項目	特性
センサー	SITチューブ
感度	90cmランバート(Lamberts)において S/N比32db以上
分解能	200TVラインにおいて80%応答
ALCダイナミック・レンジ	1000~1(最小)
線形特性	最大3%
グレイ・スケール(Gray Scale)	10-12ステップ
ビデオ出力レベル	1.0V P-P 75Ω, Full EIA Sync.
ALC	ピークまたは平均ディテクション・モード
レンズ	
ズーム比	6:1
絞り比	F/2.2~F/22
パン・アングル	右214度~左134度
ティルト・アングル	上84度~下45度
消費電力	14.8W 28V入力
重量	5.8 kg

表3.2.2-2. GCTA*リモート・コントロール・コマンド

コマンド	機能
PAN RIGHT	3.03度/secで右へ回転
LEFT	3.03度/secで左へ回転
STOP	水平回転停止
TILT UP	3.12度/secで上向き回転
DOWN	3.12度/secで下向き回転
STOP	上下回転停止
ZOOM IN	焦点距離漸増 全行程を14.6秒以内(最大)
OUT	焦点距離漸減
STOP	その時点の焦点距離を保持
IRIS OPEN	F値漸減 全行程を13.1秒以内(最大)
CLOSE	F値漸増
STOP	その時点のF値を保持
ALC PEAK	ピーク・レベル光量制御のため、カラーTV回路切換
AVERAGE	平均レベル光量制御のため、カラーTV回路切換
POWER ON	カメラ作動開始、LCRU FMトランスミッタ機能 → S/C** ON
OFF	カメラ作動停止、TVモード時にはLCRU FMトランスミッタ機能停止
S/C ON	LCRU音声サブ・キャリア機能(S/C)
OFF	LCRU音声サブ・キャリア機能停止(S/C)

* Ground Commanded TV Assembly

** Spacecraft

表3.2.2-2に指令の種類を、表3.2.2-3に指令符号を示す。

ビデオ信号用FM送信機下りリンクビデオ信号を地上局において十分に受信するために必要な送信電力は(2GHzにおいて)、概算で約15Wである。これを算出する際の仮定を以下に示す。

- (a) 100°K受信機(地上局)
- (b) 4.6m皿型アンテナ(地上局)
- (c) 60cm皿型アンテナ(ランデブ・ピークル)

ビデオ信号の送信周波数帯域はアポロ・テレビジョン装置で用いられた2.5MHzを仮定している。送信機候補として有力なのは、アポロ計画で用いられたもので、次の特性を有する。

- 重量 : 1.5 kg
- 大きさ : 18×18×5cm
- 周波数 : 2.2GHz
- すべて固体素子部品を使用

この送信機は、容易に15W(電源:125W)まで性能を向上できる。

アンテナ(ランデブ・ピークル搭載用)

ランデブ・ピークル・テレメトリ(Telemetry)を送信するのに用いるアンテナは、そのままテレビジョン信号の送信にも使える。このためには、ダイプレキサ(diplexer)を用いて、テレビジョンとテレメトリ送信パワ

表3.2.2-3. GCTAコマンド・ファンクション・コード

コマンド	8進コード			2進コード (ビット7-12)
	ピークル アドレス	システム アドレス	ファンク ション	
PAN RIGHT	3	2	04	000100
LEFT	3	2	01	000001
STOP	3	2	02	000010
TILT UP	3	2	14	001100
DOWN	3	2	11	001001
STOP	3	2	12	001010
ZOOM OUT	3	2	24	010100
IN	3	2	21	010001
STOP	3	2	22	010010
IRIS OPEN	3	2	34	011100
CLOSE	3	2	31	011001
STOP	3	2	32	011010
ALC PEAK	3	2	44	100100
AVERAGE	3	2	41	100001
POWER ON	3	2	54	101100
OFF	3	2	52	101010
S/C ON	3	2	64	110100
OFF	3	2	62	110010

ーを混合する必要がある。現在のところ、60cm皿型アンテナが考えられている。

下りリンクにおけるS/N比の計算

結果を表3.2.2-4に示す。2GHzで15Wの出力を持つ送信機は、次の5項目の条件のもとで、良質なテレビジョン映像が得られる。

- (a) ランデブ・ピークルに60cm皿型アンテナを搭載する。
- (b) 地上局では、冷却式パラメトリック増幅器(Cooled Parametric Amplifier)(100°K)が用いられる。
- (c) (b)と共に、4.6m皿型アンテナが、地上局で用いられる。
- (d) ランデブ・ピークル搭載の送信機には、2つの変調指数が用いられる。
- (e) ビデオ信号帯域は2.5MHz

但し、2GHzテレメトリ周波数がこの目的に使えると仮定している。

GCTA(Ground Commanded TV Assembly)の性能

表3.2.2-4 2GHz下りリンクのS/N比計算値

送信機出力	+ 12 dbW(15W)
送信機RF損失	- 0.5 db
S/Cアンテナ利得(2ft., 0=17°)	+ 21 db
送信機アンテナ指向誤差	0 db
伝播損失	-191 db
北緯37°への指向誤差	- 0.4 db
大気による減衰	0 db
受信機アンテナ利得	+ 37 db
受信機RF損失	- 0.5 db
受信搬送波パワー	-122.4 dbW
X	-228.6 dbW/°KHz
受信機温度(100°K)	20 db °K
帯域(15MHz)*	71.8 db Hz
受信雑音パワー	-136.8 dbW
搬送波/雑音	14.4 db
FMインブループメント(m=2)	21 db
プレ・エンファシス・インブループメント	3 db
雑音ウェイトイング(CCIR)	10.2 db
S/N, PD-PK, Weighted	48.6 db
(良質なTV画像)	

* $BW_{BB} = 2.5 \text{ MHz}$ (GCTAのベース・バンド)

$BW_{FM} = 2 \cdot f_m \cdot (m+1) = 2 \times 2.5 \times (2+1) = 15 \text{ MHz}$

テレビジョンとしてのRCAQTV-9を用いた場合のランデブおよびドッキングの各フェーズにおける視野(FOV, Field-Of-View)と分解能を表3.2.2-5に示す。

表3.2.2-5. TVの視野と分解能

型式:	RCA製 QTV-9
	60Frames/sec, 白黒方式, 耐宇宙環境性あり
視野角度:	14.5度
焦点距離:	50mm
マウント:	2軸ジンバル
数量:	カメラ1台
照明:	太陽

- I ランデブ・フェーズ最終段階
距離: 3,000m
分解能: 点光源
- II ドッキング・フェーズ開始時
距離: 300m
視野: 75m
分解能: 0.3m
- III ドッキング・フェーズ最終段階
距離: 60m
視野: 15m
分解能: 7.5cm

3.2.3 テレメトリ追跡指令(TT&C, Telemetry, Tracking and Command)系

前節で取扱ったテレビジョン送信系と同様、本節で取扱うテレメトリ追跡指令系も、図3.2-1に示した日本からの可視領域における静止軌道上でのUMRDミッションと、図3.2-2に示した低高度軌道上のUMRDミッションとは、異なった追跡指令系となる。しかし、その相異点は中継局が介在するか否かという点であって、ランデブ・ビークル搭載追跡指令系は、いずれの軌道でも同じである。よって本節では、まず両軌道に共通のランデブ・ビークル搭載追跡指令系について述べ、次に相異点である中継局について述べる。

3.2.3-a) ランデブ・ビークル搭載用TT&C装置

ランデブ・ビークルに搭載するTT&C装置は、テレビジョン装置を除くと、アンテナ、トランスポンダ、データ処理と指令などの各装置に分けられる。ここでは、次の3つの制限事項を各装置に課すことにする。

- (I) 開発および開発リスクの低減のため、CTS(Communication Technology Satellite)の様な既に宇宙において実証済の設計とハード・ウェアを全面的に採用する。
- (II) 各装置は、NASAのSTDN(Space-Flight Tracking and Data Network)に適合するものとする。従って、当然、宇宙開発事業団の設備にも適するものとする。

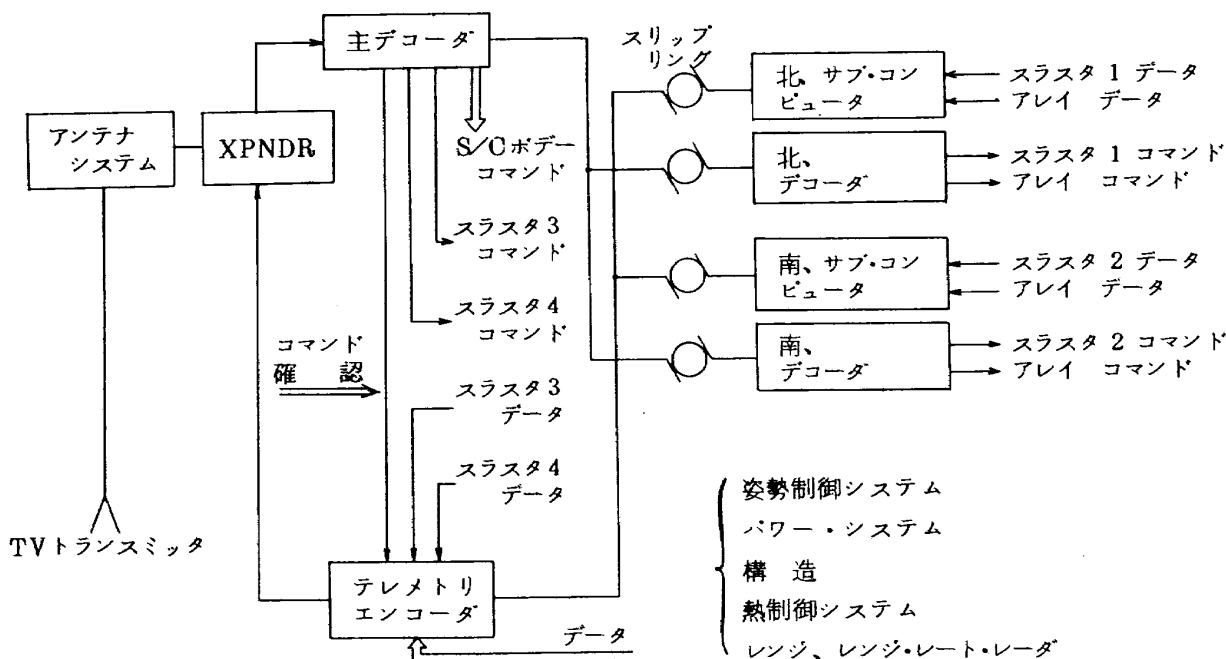


図3.2.3-1 ランデブ・ビークル搭載用TT&Cシステム概念図

Ⅱ) ランデブ・ビークルの高利得アンテナの、地上局へのまたは中継局である静止衛星への指向性能が、たとえ十分でない場合でも地上からの指令は十分に受信できるものとする。

以上の要求、制限事項を満足する各装置の概念設計ブロック図を図 3.2.3-1 に示す。

アンテナ装置

アンテナ装置は、図 3.2.3-2 に示される様な 2 個の独立したアンテナにより構成されるであろう。60 cm パラボラ反射器は、S-Band 給電器を備えており、常時地上管制センタまたは静止軌道上の中継局に向けられる。このアンテナは、20db の利得 (55% 誤差) と 17 度の 1/2 電力のビーム幅を有する。これへの電力供給は、ランデブ・ビークルのテレビジョン送信器からの信号に加えて、他のテレメトリ指令系の信号を受ける。初期姿勢確保のフェーズまたは高利得アンテナが地上局または中継局を指していない場合を考慮して、無指向性アンテナを別に備える必要がある。これには、円管柱アンテナが適当と思われる。この無指向性アンテナの利得は、ランデブ・ビークルを中心とする球表面の 95% 以上の範囲で 10db 以上あることが望ましい。しかし、このアンテナにテレビジョン送信を期待することはできない。

トランスポンダ

トランスポンダには、指令受信機とテレメトリ送信機が含まれるが、いずれも冗長度を有する系として設計する必要がある。受信機は 2 個同時に作動するが、送信機

は 1 個のみ作動する。予備の送信機は、地上からの指令により切換えられて負荷につながる。上りリンクと下りリンクの周波数は、S-Band 内で 2.025~2.12GHz と 2.2~2.3GHz にそれぞれ割当てられる。指令モードでは、受信機は受信した S-Band 信号を復調し、指令デコーダへ送る。距離測定モードでは、距離コードが送信機へ送られ、テレメトリ搬送波を位相変調して地上局または中継局へ送信される。送信機は、内部発振器または受信した搬送波に同期した周波数を発生させる能力を持つ。

指令デコーダ

トランスポンダから送られてきた指令のデコードは、ランデブ・ビークルの本体に搭載された指令デコーダにより行われる。指令デコーダは、米国で実施されている GSFC Aerospace Data Systems Standards に応じてランデブ・ビークルに割当てられたアドレス・コードに適合しないいかなる指令も阻止する回路を持っている必要がある。本ランデブ・ビークルでは、指令数として、一応 8 ビット語 (1,000 ビット/sec) を考えることにしたので、最大 256 種類の指令が可能である。必要指令数は、静止軌道上の UMRD と低軌道上の UMRD とでは異なるが、後者が多く必要となるので、後者の場合を表 3.2.3-1 に示す。この場合でも、冗長度は十分と考えられる。

指令の確認

ランデブ・ビークルにおいて受信された指令が実行さ

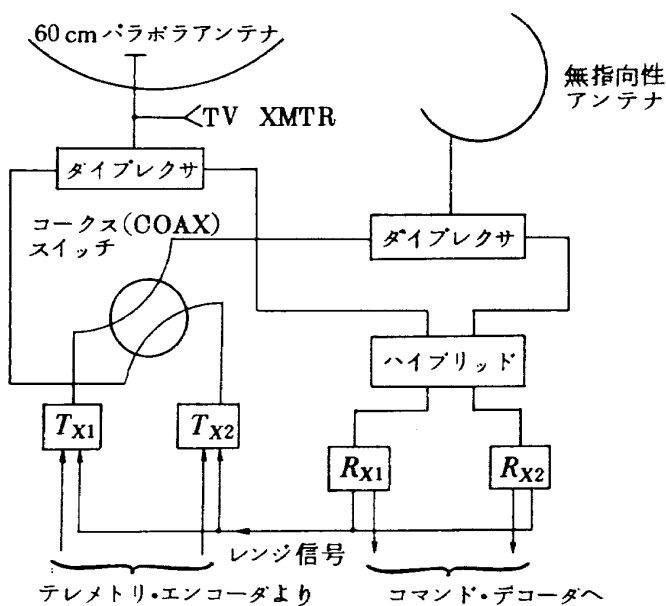


図 3.2.3-2 RF ブロック図

表 3.2.3-1 必要コマンド数

項目	コマンド数	コマンド・ワード	備考
ランデブ・ドッキング用推進装置	10	1-16ビット 1-strobe	3.2.5 節の解析より推定
AC(+ST)	32		
TV カメラ	16		3.2.2 節参照
T&C XPNDR	6		AEトランスポンダ
T&C (残り)	24		デコーダ TBD への割当て
レーダ	6		3.2.1 節参照
太陽電池駆動機構	12		
パワー	30		
ドッキング・マヌーバ	30		未検討
合計	166		
予備	90		
総計	256		

れる前に、指令信号の完全な確認を行うために、地上局指令信号自動確認装置 (Automatic Ground Verification) が必要である。これは指令語または指令メッセージの中で16ビットの意味のある語をテレメトリ装置を通じて、地上局へ送信することにより行われる。地上局では、元の指令信号と送り返された指令信号を各ビット毎に比較し、一致したならば実行信号を送信する。この確認過程が遅れたり、中継したり、終了したときは実行信号が発信されない。ランデブ・ビークル側では、デコーダが予め定められた時間内に実行信号を受信しないと、デコーダに記憶されていた指令語は廃棄される。

データの取扱い

8ビット語を選べば、A-D変換の分解能は0.5%以上である。高速データと、場合によっては中速および低速データの3種類の分類が必要と思われる。しかし普通は、1データ/secと1/32データ/sec程度であるから、多分高速データが必要と思われる。

表3.2.3-2にTT&C装置の必要電力および重量、寸法をまとめて示す。

3.2.3-b) 静止通信衛星中継局

低高度軌道上でUMRDを行なうには、静止通信衛星を地上局への中継局として利用することが必要である。この場合、中継局のテレビジョン中継能力は3.2.2節下りリンクにおけるS/N比の計算で述べた装置と同等以上の性能(表3.2.2-4参照)が必要である。因に3.2.2節のテレビジョン受信に必要な性能は、100°K以下の冷却式パラメトリック増幅器と4.6m皿型アンテナであるが、現状は、

日本の放送衛星(BS): 3000°K, 46cmφ

インテルサット4 : 1700°K

ATS-6 : 温度不明, 9.2mφ

などである。特にATS-6は、本節の目的である中継局ミッションに関して、まことに興味深い試験内容を持っている⁵⁾。ATS-6は1974年5月30日にTITANⅢCによって静止軌道へ打上げられた、NASAの応用技術衛星である。多項目にわたる試験内容から、中継局ミッションに関係する項目のみを列挙すると、

(I) 9.2mパラボラ・反射器の開傘を確認する。これは6GHzまでのRF用であり、成功した。

(II) 局地垂直方向を中心に±10度の範囲で、0.1度以内の精度で姿勢制御を行ない、また衛星のZ軸を、30分以内に17.5度回転させる。

(III) 高利得アンテナ・ビームの指向性能を確認する。

(IV) 地上局-ATS-6-低高度軌道上のビークルの3者相互間の通信能力を確認する。この中には、低高度軌道を航行する1個のビークルを、ATS-6のZ軸が追跡する実験と、アンテナの指向特性を変えて、低高度軌道上の2個のビークルを追跡する実験が含まれている。

本項目に対して、1974年8月迄に得られている結果は、以下の2点である。

・擬似NIMBUS衛星を、ロールとピッチ軸まわりに0.2度以内の精度でプログラム追跡することに成功した。

・クロス・アンテナ・パターン測定中に、21個の独立したビームの中から一個を選び、ATS-6のZ軸をROSMANまわりに、まず東西方向、次に南北方向に±6度だけ回転させて、ビーム方向切換性能を確認することに成功した。

表3.2.3-2 TT&Cシステム

項目	容 積	重 量	電 力
パラボラ・アンテナ	60cm直径	4.5	0
無指向性アンテナ	113cmアニュラス	3.6	0
ダイプレクサ(2)	15×7.5×5cm		0
ハイブリッド	7.5×2.5×7.5cm		0
受信機(2)	15×2.5, 2×7.5cm		3
主デコーダ	20×15×15cm	10	4(待機時1/4)
エンコーダ	20×15×18cm		8
送信機(2)	13×2.5, 2×7.5cm		12
コネクタ(COAX)スイッチ	5×2.5, 2×3.5cm		20(30秒間)
リモート・サブコンピュータ/ デコーダ	7.5×7.5×2.5, 2cm	0.9	2

計 19kg 29W

(V) 次の2者間の通信回線を形成する。すなわち、PLACE (Position Location-Aircraft Communication Experiment), TDRE (Tracking and Data Relay Experiment), HET (Health Education Telecommunications), SITE (Satellite Instructional Television Experiment)である。この実験は、順調に行なわれている。

以上の5項目に加え、更に、1975年7月に実行されたApollo-Soyuzランデブ・ドッキングの際に、その模様のテレビジョン画像を中継するミッションが追加されて、成功裏に実行された。

これら、ATS-6を用いた実験は、「静止通信衛星を、低高度軌道上でのUMRDの中継局として利用する。」という考え方を大いに鼓舞するものである。従って、ATS-6については更に調査を行ない、今後の実験結果に注目していく必要があると考えられる。

3.2.4 姿勢制御センサシステム

UMRDは打上げから最終ドッキングまでには、いくつかのフェーズが考えられる。それらのフェーズは次のように分類される。

- (1) 中間航行経路の軌道上
- (2) 姿勢獲得時
- (3) ターミナル・ホーミング時
- (4) 支援システム

中間航行経路の軌道上での姿勢制御はUMRDシステム外の姿勢制御装置で、すなわち、低高度姿勢制御装置で行い、静止高度軌道上でのUMRDの場合にはアポジキック後のビークルの姿勢制御装置で行う。

姿勢獲得に先き立ってUMRD用電源の太陽パネルを用いて太陽に向ける。粗い太陽捕捉の後、残留ヨー角速度を零にしてから、太陽パネル上の太陽センサを用いて2軸制御を行う。太陽パネル軸まわりにビークルを回わして地球を探す。必要ならば、太陽光に平行な軸まわりにも回転する。地球を捕捉してから、2軸制御が開始される。このようにして、ターミナル・ホーミングを開始するために必要な姿勢が獲得される。

ターミナル・ホーミング時の姿勢制御は、前節で述べたテレビジョン装置と、3.2.5節に述べる推進装置を遠隔操作することによって行う。この場合に太陽センサ、地球センサ、積分ジャイロの情報は操縦者への航法制御情報として表示される。

支援システムの搭載姿勢制御装置の一部に支障等が発生し機能が果されなくなるときには予備の装置または他の装置によって代役させる必要があり、支援システムを設計する場合には、UMRDシステムの信頼性に対する冗

長度を十分に考慮しなければならない。これらは重量増加をもたらすので重量増加に関し検討および評価を行なわねばならない。表3.2.4-1にUMRD用姿勢制御センサ・システム重量等を示す。

表3.2.4-1 UMRD用姿勢制御センサ・システム

構成要素	重量	電力
粗太陽センサ	0.05	太陽獲得用
地球センサ(2軸)	3.5	1.6
太陽センサ(2軸)	0.35	1.0
レート積分ジャイロ	1.7	45(始動)と(定常時)
レートジャイロ・パッケージ	2.3	13(獲得時のみ)
電子装置	6.4	10
計	14.3kg	12.6W

3.2.5 ランデブ・ドッキング用推進システム

3.2.3節で述べたTT&Cシステムを採用するとの条件のもとでは、3.1節で述べたランデブ軌道のうち、3.1.2-(b)の待機軌道法が我国で採用し得るほとんど唯一の方法と考えられる。従って本節では、この方法の中でも最も単純なコプラー待機軌道とホーマン遷移軌道を基礎とするサターンC-5のシミュレーション解析⁶⁾を、そのままNロケットに適用する。すなわち、低高度軌道に約1トンの宇宙船を2個打上げて無人ランデブおよびドッキングを行う場合の推進システムを、上記解析から内挿することにより検討する。続いて、静止軌道上でランデブおよびドッキングを行う場合のシステムを検討する。

3.2.5-a) 低高度軌道上でランデブ・ドッキングを行うための推進システム

本システムへの要求は2種類に分けられる。第1は特性排気速度、比推力、質量比、推力の可変性、再着火に対する要求などであり、第2は、全推力、推進薬の選択、燃焼性能、推進薬供給系エンジン系の重量および信頼性などである。

ランデブ時の操縦は通常5つのフェーズに分類され、それぞれ独立したものと考えられる。すなわち、上昇(Ascent)、軌道遷移中間航行経路における修正、接近、ドッキングの5つである。

フェーズ解析

(I) 上昇フェーズ

低高度コプラー待機軌道への投入迄を意味し、Nロケット2段までで誘導制御を含めて実行されるものと考えられる。

(III) 軌道遷移フェーズ

ホーマン遷移が最良であり、同一面内での速度増分は $30 \sim 1500 \text{ m/sec}$ の範囲にあるが、バン・アレン帯より低い高度で行う場合の最大値は、せいぜい 150 m/sec である。望ましい初期加速度は、 $0.5 \sim 1.0 \text{ g}$ の範囲であるが、もしも必要な加速度がもっと小さい場合には、姿勢制御推進装置を用いることも可能である。遷移用推進装置には、推力方向制御 (TVC) が多分必要であろうが、接近とドッキング・フェーズにも使うのでなければ、再着火性能は必要ないと考えられる。

(IV) 中間航行経路における修正フェーズ

このフェーズの特徴は、前のフェーズと次のフェーズとの間で邂逅コース (Interception Course) をとるための、インパルスの間欠的修正 (Intermittent Corrections) である。この間の修正速度要求の総計は、 $30 \sim 60 \text{ m/sec}$ の範囲にある。加速度は通常 $0.02 \sim 0.1 \text{ g}$ の範囲であり、推進装置には再着火性能と TVC が要求され、後者は ACS (Attitude Control System) で行なわれる。

(V) 接近フェーズ

このフェーズで、ランデブ・ビークルはターゲット・ビークルと位置および速度をほぼ一致させる。そのために、このフェーズでは、ターゲット・ビークルを捕捉した状態で、その情報をフィード・バックする閉ループ推進制御システムが必要とされる。ターミナル・ホーミングに用いる推力プログラムには多くの異なった考え方があり、次の7種類に分類できる。

- (1) 多種類の推力レベルでの連続作動方式
- (2) 限られた推力レベルでの連続作動方式
- (3) 周波数変調されたパルスの作動方式
- (4) 一定推力レベルでの ON-OFF 方式
- (5) 状態維持のために(4)の方式、次に最終接近 (final closure) のために連続可変推力方式
- (6) 邂逅状態維持および最終接近のために、ともに連続可変推力方式を用いる。
- (7) 邂逅状態維持および最終接近のために、ともに一定推力レベルでの ON-OFF 方式を用いる。

以上の各プログラムを比較しても、最適のプログラムは必ずしも選べない。たとえば、一定推力レベルでの ON-OFF 方式と連続可変推力とはほぼ同性能であるが、選択はミッションと推進システム全体の設計とを十分検討して行なわれなければならない。一般論で言うと、もしも低温液体推進薬 (Cryogenic Liquid Propellants) が採用されるならば連続作動方式が最良であろう。しかし、これらの推進薬を用いる接近フェーズでは、早い応

答の再着火性能は、チル・ダウン (Chill-Down) 等の燃料供給系応答遅れの問題があるので難しい。

一般的に言うと、 $6,000 \text{ m}$ 以内の距離で開始して、軌道誤差の少ない場合は、連続可変推力方式が最良である。低高度軌道上のランデブ・ドッキングの場合、接近用エンジンの必要修正速度は、初期条件により $60 \sim 90 \text{ m/sec}$ である。初期または最大の加速度は 0.06 g で、推力可変範囲は通常 $3:1$ 程度である。もしもフェーズが要求されるときは、必要修正速度は 46 m/sec 増加し、加速度は 0.015 g となろう。

(VI) ドッキング・フェーズ

ここでは4つの問題を考える必要がある。すなわち、(1)誘導システムの特性、(2)エンジン排気ガスのターゲット・ビークルへの影響 (Interceptor Exhaust-Plume Effects on the Target)、(3)ドッキング時の衝撃解析と結合技術、(4)液体推進薬供給停止時間の精度である。これらを考慮して、標準的な初期、終期値を設定する。

距離(m): $150 \sim 450 (\pm 6) \rightarrow 0$

接近速度 (m/sec): $-3 \sim -6 \rightarrow 0 \pm 0.03$

横方向移動距離(m): $0 \pm 6 \rightarrow 0 \pm 0.6$

横方向移動速度 (m/sec): $0 \pm 0.3 \rightarrow 0 \pm 0.03$

円錐形の制御面を想定し、この制御面に内接する様に接近するものとすれば、上記の条件では、

必要修正速度 = 1.067 m/sec (最大)

推力-質量比 = $0.02 \sim 0.05 \text{ g}$

となる。この場合、推力の大きさが可変であることは不要であるが、パル的に作動させるために、再着火性が必要である。また TVC も必要であり、これは ACS により行われる。

ドッキング後のステーション・キーピングに必要な全推力の質量比は1時間当たり $0.03 \text{ kg} \cdot \text{g} \cdot \text{sec} / \text{kg}$ である。このときの要求される加速度は $10^{-3} \sim 10^{-2} \text{ g}$ である。

姿勢制御

リアクション・ジェット装置、TVC装置、リアクション・ホイール装置などを、加速度を基準にして選択することになる。或るフェーズでは、ジバル方式の TVC が使用できるが、他ではリアクション・ジェット装置が最良と思われる。

エンジンの過渡特性および制御解析

フレンドリー・ターゲット・ビークルに関しては、エンジンの過渡特性がランデブ・ドッキングの安定制御問題に重要な要因となることはない。

ミッション解析 (1例)

サターン C-5 のランデブ・ドッキング解析に用いられた手法と結果を、1トン級ビークルに適用してみると、

表3.2.5-1に示す様になる。これらに基づいて、推進装置の諸元を計算する。ランデブ・ビークルの重量を1トン、密度を75kg/m³、直径を1.6mの円筒とすると、長さは6.64mとなる。この円筒ビークルの慣性モーメントを計算すると、

$$I_x = 32.7 \text{ kg} \cdot \text{m} \cdot \text{sec}^2, \quad I_y = I_z = 400 \text{ kg} \cdot \text{m} \cdot \text{sec}^2$$

である。以上の値より、1トン・ビークル用のランデブ・ドッキング推進装置を計算した結果が表3.2.5-2であり、装置の重量は、約120kgとなる。

3.2.5-b) 静止軌道上でランデブ・ドッキングを行うための推進システム

この場合は、3軸制御静止衛星がランデブ・ビークルとなり、当然、3軸姿勢制御システムとステーション・キーピング用推進装置を有している。従って、ランデブ・ドッキングに必要な推進装置を別途考慮する必要はなく、UMRD用推進薬のみを見込めばよい。

3.2.6 その他未検討のUMRD支援システム

次の各項目は、今後の調査、検討を待たなければならない。

- (a) ハウス・キーピング
- (b) ターミナル・ホーミング以外の航法センサ・システムと姿勢センサ装置
- (c) 電源装置
- (d) 地上局システム

3.3 ドッキングメカニズム

1960年代の初期の米国においてはアレステッド・ランデブ (Arrested Rendezvous) という考えも提案されている。これは、投げ縄または投げ網でターゲット・ビークルを捕捉しようという考えである⁷⁾。

このような方法はランデブ・ドッキングの際のランデブ・ビークルのロンチ・ウィンドを払ってターミナル・ホーミング時の燃料節約になるという、われわれの条件に適した特長を持っているため棄て難い考えである。

しかし、無人で行うには投縄器または投網器を開発する問題があり、さらに、ミッションによっては3.6節で述べるリモートマニピュレータが必要になると思われる。Weissの解析によれば、この方法を採用すると、ロンチ・ウィンドウは少くとも15分以上は拡大され、ターミナル時の誘導制御(Terminal Guidance & Control)の許容誤差を大きくとれるようになり、4,536kgのターゲットを捕捉するのに31.8m/secの相対速度でシステム重量は310.7kgで済む上に約154.2kgの燃料を節約できるとしている。

ドッキングメカニズムとしてもっとも一般的なのは、ジェミニ計画およびアポロ計画に用いられた、雄/雌(Male/Female)メカニズムと言える。UMRD計画に対しても、このメカニズムが概念設計を進める場合の基本となる。図3.3-1にそのスケッチを示す。

ドッキングの基本的なメカニズムを一般的に考えると次の9項目に分類できる⁸⁾。

- (1) ファイナル・メカニカル・アライメント



図 3.3-1 雄/雌 ドッキング・メカニズム

表3.2.5-1. UMRD用推進システムへの要求

前提条件

待機軌道 : 216 km

ランデブ軌道 : 396 km

接近フェーズは、6,000mの距離で開始するものとする。従って、3.2.2節で述べたTVカメラでは捕捉できず、R&RRレーダによるトラッキングのみで開始するものとする。

項目	必要修正速度	加速度
遷移軌道上	60m/sec	0.6 m/sec ² (TVC)
接近(最大)	68.5 m/sec	0.67~0.23 m/sec ² (可変)
ドッキング(誤差小)	13m/sec	0.044 m/sec ² (3軸)
姿勢制御	48 rad/sec	0.03 rad/sec ² (3軸)

但し、それぞれ10%の余裕を含む

表3・2・5-2 UMRD用推進システム(1トン級ビークル)

項目	トランスファ・接近用	ドッキング用	姿勢制御用
特性排気速度 m/sec	137	137	15
推力レベル kg	16.6(X1)	1.1(X3)	0.55(X6)
最大燃焼時間(1基当り) sec	230	390	240
推力制御方式	limited variable	不要	不要
制御範囲	3:1		
推力プログラムの精度	閉ループ		
再着火性能	2	7	1000 ^⑥
始動時特性(始動/応答) sec	0.04/0.3	0.005/0.025	0.005/0.025
遮断時インパルス許容度 $kg\cdot sec$	227	308	16.8
始動時インパルス許容度 $kg\cdot sec$	not critical	<18	<9
推力方向制御(TVC)の要求			
TVCの方法	姿勢制御による	姿勢制御による	
推進薬混合比(酸化剤/燃料)	$N_2O_4/A-50$ 2.1/1	$N_2O_4/A-50$ 2.1/1	$N_2O_4/A-50$ 2.1/1
比推力 Isp sec	310	310	310
比推力誤差(計算値/実例)	<3/6	<3/6	<3/6
運用性	良好	良好	良好
環境上および運用上の制限			
無重力状態での推進薬供給方法	テフロン・ブラダー	テフロン・ブラダー	テフロン・ブラダー
微小隕石に対する防御	無し	無し	無し
輻射に対する防御	無し	無し	無し
地上支援システムに関する考察	人体に有害	人体に有害	人体に有害
推進薬供給システム	ガス押し	ガス押し	ガス押し
燃焼室冷却方法	アブレーション	アブレーション	アブレーション
燃焼室の特性	E40 $Pe=7kg/cm^2$	E40 $Pe=7kg/cm^2$	E40 $Pe=7kg/cm^2$
推進システム	N_2O_4 30.5kg (21ℓ) A-50 14.5kg (16.4ℓ) Dt = 2.5cm De = 16cm	N_2O_4 3.4kg (2.4ℓ) A-50 1.6kg (1.8ℓ) Dt = 0.64cm De = 4cm	N_2O_4 3.4kg (2.4ℓ) A-50 1.6kg (1.8ℓ) Dt = 0.64cm De = 4cm
推進システム重量	90kg	15kg	15kg
推進薬充填率	50%	33%	33%

・システムの信頼性 0.947

・UMRD用推進システム総重量 120kg(90+15+15)

(Final Mechanical Alignment)

- (2) インタ・ビークル・コネクション
(Inter Vehicle Connection)
- (3) ロード・ダンピング (Load Damping)
- (4) ファイナル・クロージング (Final Closing)
- (5) ロッキング (Locking)
- (6) シーリング (Sealing)
- (7) ノーマル・リリース (Normal Release)
- (8) エマージェンシー・リリース
(Emergency Release)
- (9) 分離

ここで、ファイナル・メカニカル・アライメントが最初にあるのは、ランデブ・フェーズの最終段階で残っているアライメント誤差を最初の両ビークルの接触時点でメカニカルに修正する必要があるからである。マーチン社の1960年代初期に行なった解析によると、最初の接触時における最大ミスアライメント量は次のようである。

ラジアル・ディスプレースメント

(Radial Displacement) 12.7 ~ 45.7 cm

ラジアル・レート

(Radial Rate) 0.3 ~ 15.2 cm/sec

ロール・ディスプレースメント

(Roll Displacement) 0.1 ~ 5.0 deg

ロール・レート

(Roll Rate) 0.05 ~ 0.2 rad/sec

ピッチ又はヨー・ディスプレースメント

(Pitch or Yaw Displacement) 0.1 ~ 5.0 deg

ピッチ又はヨー・レート

(Pitch or Yaw Rate) 0.05 ~ 0.2 rad/sec

アキシアル・ディスプレースメント

(Axial Displacement) 0 ~ 30.48 cm

アキシアル・レート

(Axial Rate) 0.003 ~ 3.05 m/sec

雄/雌メカニズムには各種の提案がある。

図3.3-2にセレクトブ・コンフィギュレーション・アプローチ (Selective-Configuration Approach) の図および図3.3-3にマルチプル・カウンターパート・アプローチ (Multiple-Counterpart Approach) の様子を示す。

ロッキングメカニズムの代表例は図3.3-4~5に示される⁸⁾。

アポロCSMとLMのドッキングメカニズム⁹⁾

アポロCSMとLMのドッキング装置が、実施された例としてもっとも良く調査された。

有人衛星の人間通路と気密シーリングが目的であるからUMRDには直接つながるわけではないが、大いに参考となるところである。図3.3-6にアポロCSM&LMドッキングメカニズムの図を示す。

われわれの目的としているUMRDの場合には先にも述べたように、有人ランデブ・ドッキングの場合と異なり、ドッキング前もそうであるが、ドッキング後でもハッチの開閉とか移動など人間の判断による操作は、テレビジョン等による地上員の観察によって機械的に行なわれるわけであるので、ターゲットおよびランデブ・ビークルの両者が、あらかじめ目的に合った機能を持つことが望ましい。

マニプレータの機能が向上し、未知の物体の捕捉及びその後の処理操作が地上の指示によっておこなえるように理想的に作動するランデブ・ビークルである場合は別として、

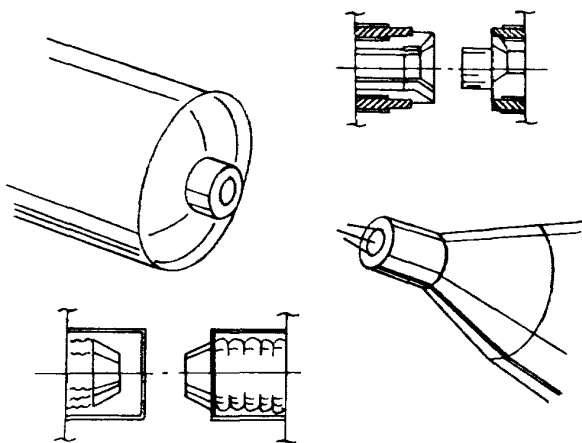


図 3.3-2 セレクトブ・コンフィギュレーション・アプローチ (Selective-Configuration Approach)

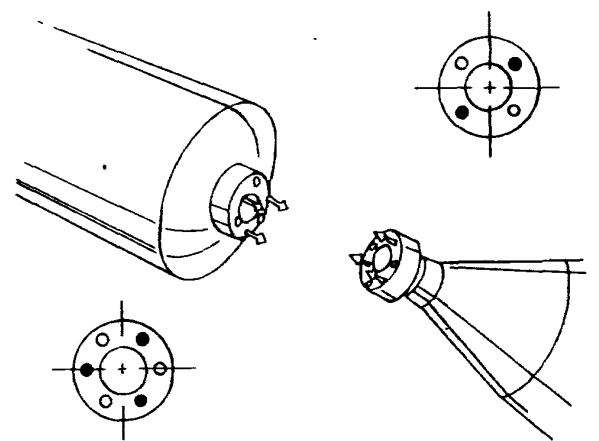


図 3.3-3 マルチプル・カウンターパート・アプローチ (Multiple-Counterpart Approach)

現時点では、両者とも同一の目的によって前もって計画された諸機能を有するものを前提として考えるのが順当であろう。

初期の計画としては、大きく分けて、

- (1) ヒーكل全体を分割して、ヒーكلの一部分と他の部分とを空間で結合する場合
- (2) 燃料等液体の補給をおこなう場合

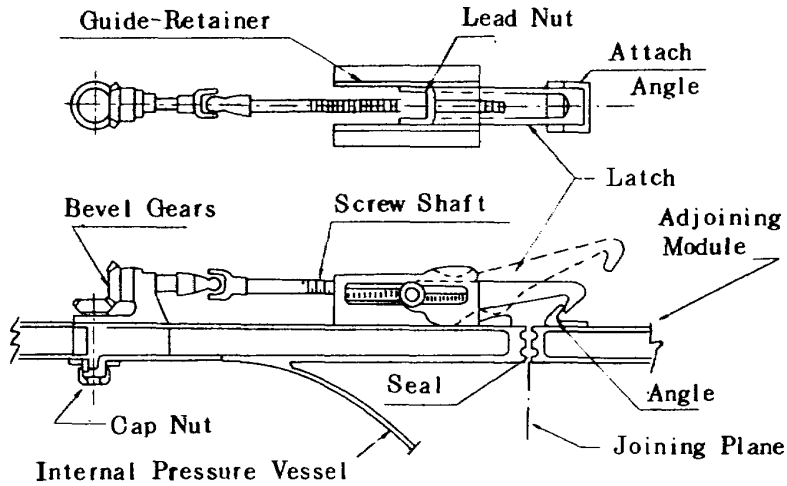


図 3.3-4 ロッキング・メカニズム

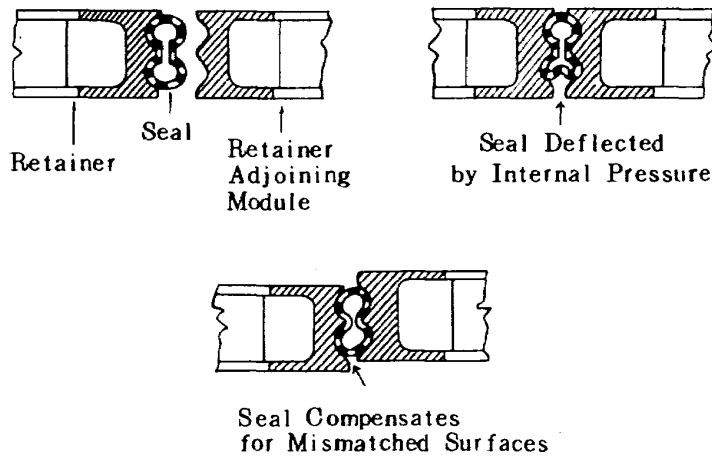


図 3.3-5 シール構造

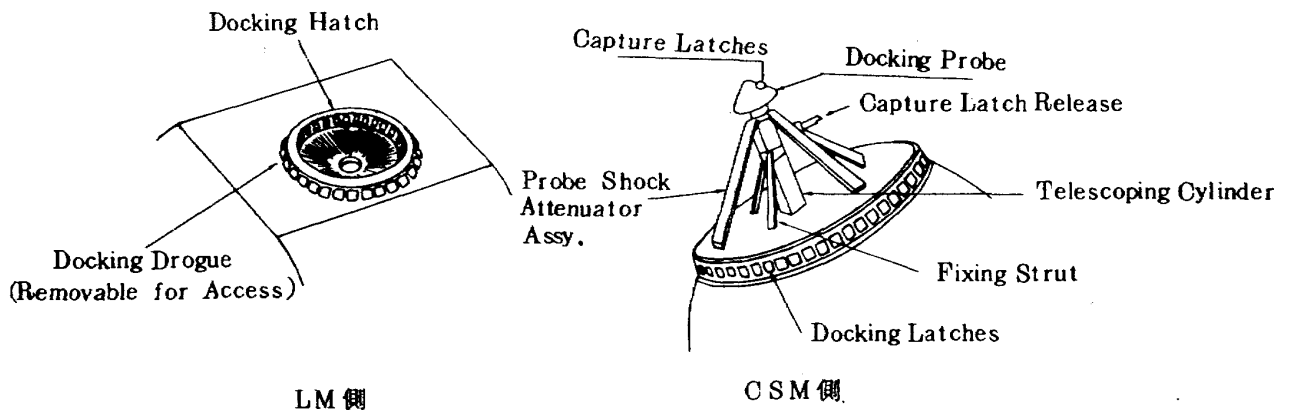


図 3.3-6 アポロ CSM & LM ドッキング・メカニズム

(3) 一部ハードウェアの移乗補給または交換等

(4) 修理

等の項目になろう。

(1), (3)の場合は機構としては比較的簡単かと思われるが, (2)の液体等の補給などではシールの問題等が入り, また(4)の修理の場合は, ターゲットがそのように前もって設計されないために持っていない機能が必要となるので, ターゲットそのものの設計方針を根本的に変えるなど, マニプレータの機能の進歩などから困難な問題も生じるであろう。

現在の調査段階では(2)の問題が主として考えられているが, 目的が決定しだいドッキングメカニズムの計画を進める必要がある。

(2)の液体燃料補給の場合は, 航空機において過去に空中給油の問題が実用化されているので, この手法を利用することが可能であると思われ, 現在全体計画と合わせて調査を進めている段階である。

3.4 RMSおよびTeleoperatorシステム

スペース・ビークルの無人ドッキングはスペース・ビークル相互間の速度制御および姿勢制御によって行なわれるが, リモートコントロール・マニプレータを使用することにより作業が容易になり, ドッキングの信頼性を高めることができる。リモートコントロール・マニプレータ・システムはドッキング・システムによってそれぞれの要求を満たす機構および性能を有しなければならない。また将来必要となる衛星の燃料補給, 部品交換および修理などについてはさらに高性能のRMS, Teleoperatorシステムまたはロボットシステムが必要である。

マニプレータを遠隔操作するシステムは, 幾つかのシステムに分類されていて用いられる用語の内容が類似し

ているのでこれらを定義し, 次にこれらのシステムの応用分野としてのRMS, SAMS, FFTO, スペースタグおよび国産マニプレータの現状について述べる。

3.4.1 用語の定義

リモートコントロール・システムは制御対称, 目的および方法によってシステムの内容に違いがあり, これらのシステムについて以下のごとく定義する^{3,10)}。図3.4-1はその説明図である。

RMS (Remotely Manned System): 人間がコントロールセンタにいて無人リモートシステムを操縦する。このとき, 操縦者と無人リモートシステムの間には指令系とフィードバック系の通信リンクが存在する。

Teleoperator: 1ヶ以上のマニプレータを有するシステムで一人の人間によって操縦される。

Remote Manipulator System: Teleoperatorと同義である。

Robot & Robot System: 自律航法, 自律制御または手作業ができる機械であり, RMSによって遠隔操作される。

3.4.2 RMS

RMSは人工衛星の補修, 人工衛星内における研究または製造の作業, スペースシャトルによる運搬などさらに長距離の宇宙航行まで広い応用分野を有するが技術的には未だ実用される迄には到っていない^{3,11,12)}。

(1) RMSの応用分野

1970年後半から1980年代にかけて技術的に予測されるものとしては以下に示すごとく, 地球周回軌道上における各種研究や作業およびスペースシャトルなどによる運搬作業などに用いられ, 2000年代にかけては月, 惑星, 小惑星, 彗星など太陽系探査衛星の調査機器に利用されるものと思う。以下はその応用分野である。

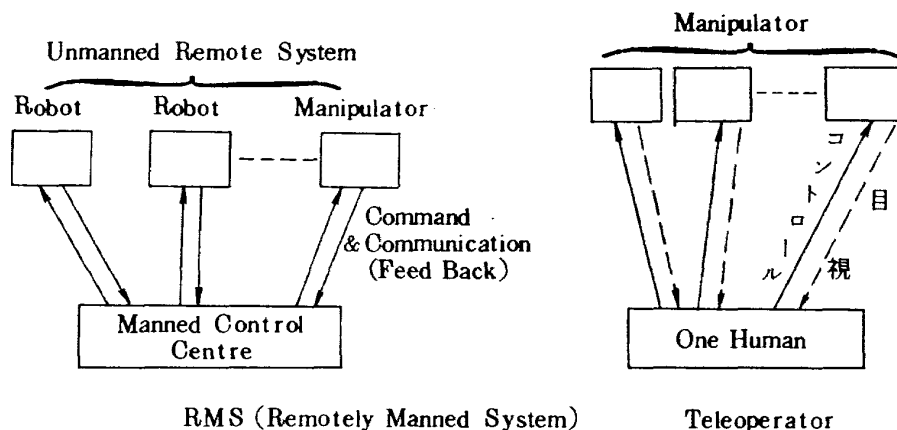


図 3.4-1 RMS と Teleoperator システム

(a) 地球周回軌道上の人工衛星が多目的遠隔操作実験室 (Remote Operated Multipurpose Laboratory) として使用される。この場合、地球上のコントロール・センタからリモートコントロールされる。

(b) 地球周回軌道上の人工衛星内で、超高真空や無重力状態を利用する製造プロセスに用いられる。

(c) スペースシャトルとスペーススタグを利用する地球周回軌道人工衛星の運搬に使用される。

RMS を機能および応用分野によって分類すると図 3.4-2 に示すごとく分類される。

(2) RMS の現状

RMS の技術は未だ初期の段階であり、実用化するためには広い分野にわたる技術の向上および開発が必要であるが、特に今後研究開発を重点的に進めなければならない分野は次の通りである。

(I) リモートセンサ

(II) ディスプレイ技術

(III) Man-Machine インタフェース

(IV) Machine Intelligence

3.4.3 SAMS (Shuttle-Attached Manipulator System)

シャトルに取付けられたマニプレータであり³⁾、シャトル内のコンピュータおよび人間によって操作され、大きな質量のものを操作することができる。

(a) 使用目的

シャトルがオービタにドッキングするとき、またはベイロードを移す場合に使用する。

(b) 作動機構

図 3.4-3. に示すごとく 2 本の独立したマニプレータを持ち、いずれの腕も他の腕の助けなしに基本作業のすべてを行ない、いずれの腕にもカメラブームがついている。

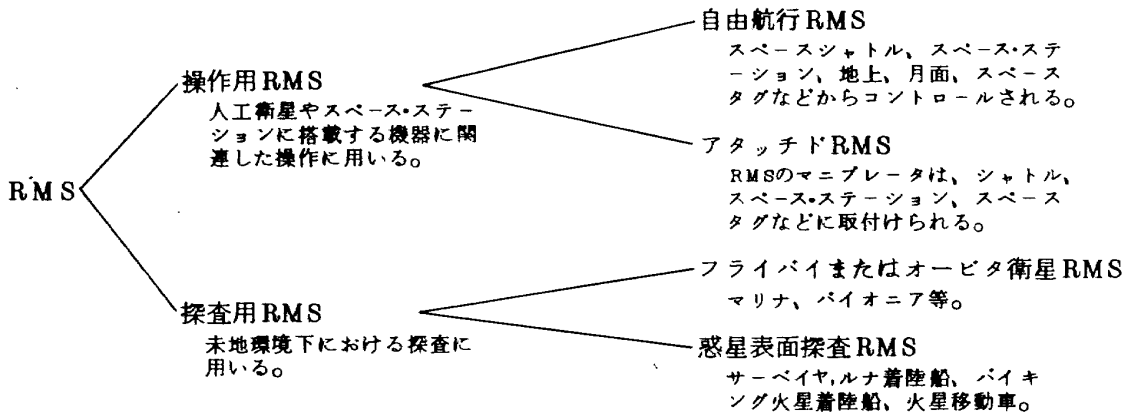


図 3.4-2 RMS (Remotely Manned System) の応用分野

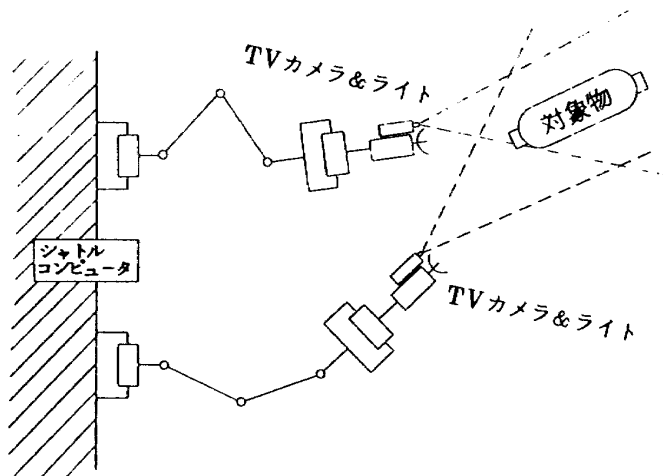


図 3.4-3 テレビカメラによるマニプレータの自動追跡操作

(c) 端末操作器具 (End Effector)

典型的な端末操作器具を図3.4-4に示す。

(d) 性能

ペイロードの位置の移動および位置を保持する場合の精度を5~7cmに保つには、人間の介在が必要である。図3.4-5はマニプレータを操作した場合の位置の安定性と精度を示すものである。Dは設定されたペイロード

の移動距離であり、Eは実際の操作による移動距離Dと設定値Dとの差により定まる平均誤差の2倍の値であり、E/Dを用いてマニプレータ操作における器用さの判定基準とした。図の曲線は $E/D \leq 0.05$ に従って設計されたマニプレータの応答例を示して、30tの負荷を0.5m変位させるのに46秒かかり、精度は±1.5cmである。

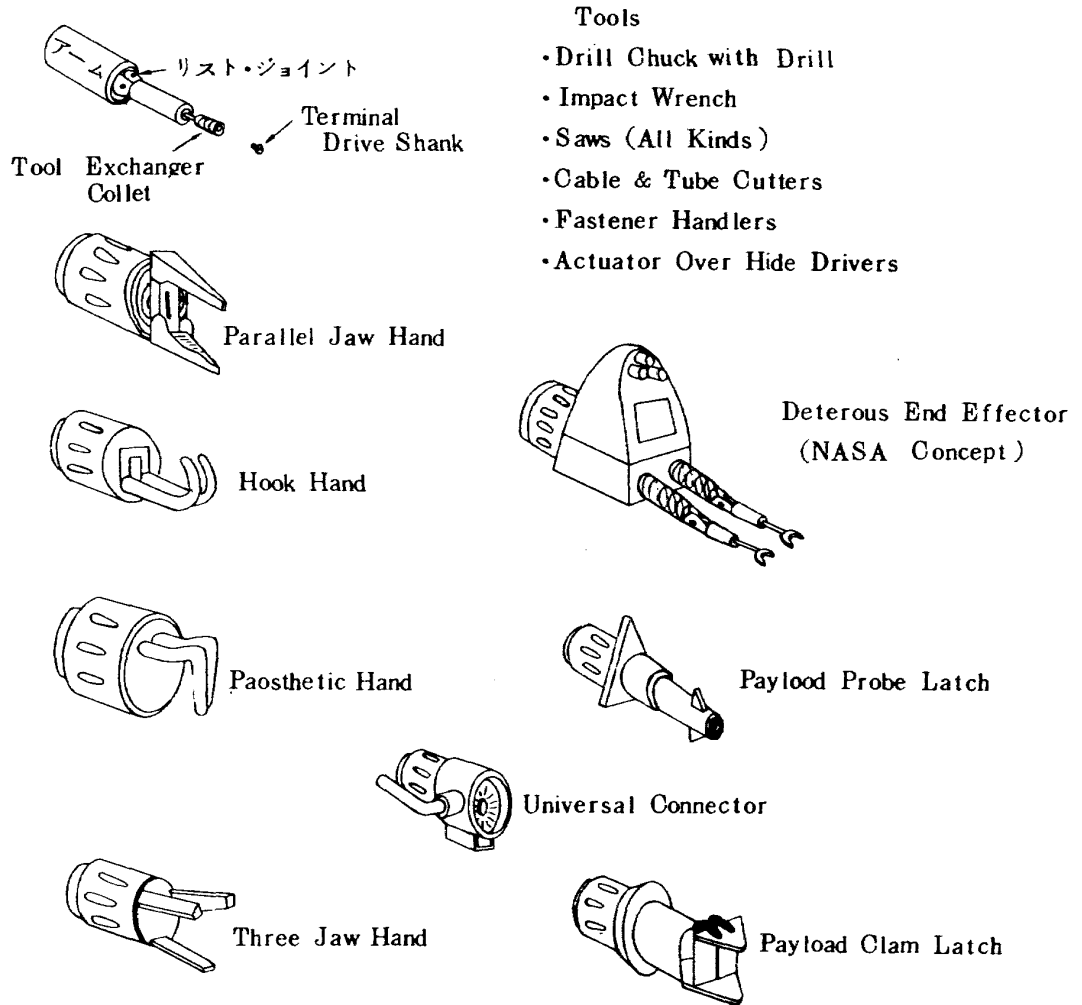


図 3・4-4 SAMS (Shuttle-Attached Manipulator System) の手首 (Wrist Assembly) および端末操作器具 (End Effector)

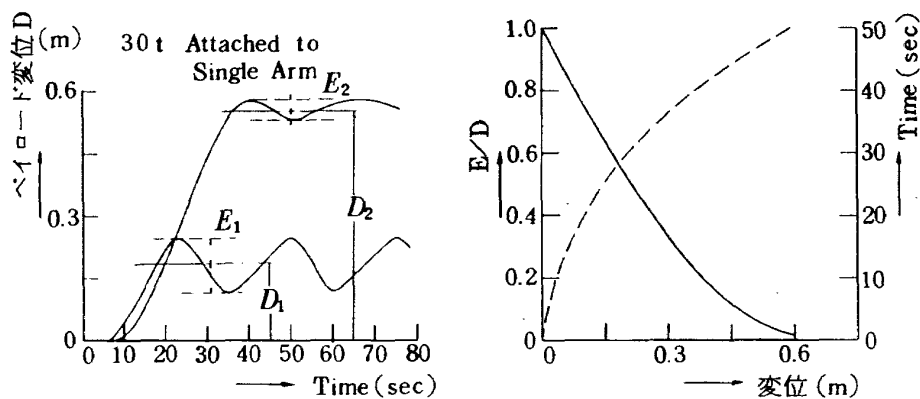


図 3・4-5 マニプレータの操作精度

3.4.4 FFTO (Free-Flying Teleoperator)

シャトル・テレオペレータ・システムには、アタッチド・テレオペレータの外にFFTOがあり、FFTOは自力で宇宙空間を移動し人工衛星の燃料補給、装置の交換および修理などを行なうことができる^{11,12)}。FFTOの操縦は、シャトル、テンダー (Tender) などのオペレーティング・ビークル (Operating Vehicle) により、または地上のコントロール・センタからオペレーティング・ビーク

ルを経て操縦される。

(1) ミッション解析

FFTOの主要構成はテレオペレータ、コントロール・ステーション、オペレーティング・ビークルであり図3.4-6にそのシステムを示す。テレオペレータ・システムの主要部分はセンサ系とマニプレータ系であり、センサ系はビデオ、操作力のフィードバック、触角、位置およびレートセンサなどから構成され、マニプレータ系

表 3.4-1. FFTOの活動対象

Activity	Possible Occurences*	Example
Satellite Deploy	66	Bioresearch Module
Satellite Retrieve	80	Bioresearch Module Micrometeoroid Exposure Module
Cargo Transfer	567	Element of Space Station
Monitor/Inspect	795	Orbiter Heat Shield
Satellite Servicing	695	Exchange Standardized Spacecraft Modules and Film Cartridges
Exp. Data Acquisition	16	Contamination Data
Orbiter Support	795	Observation Station for Monitoring Cargo Operations
Assemble	24	Space Station

Note * Based on 1980~1990 Mission Model

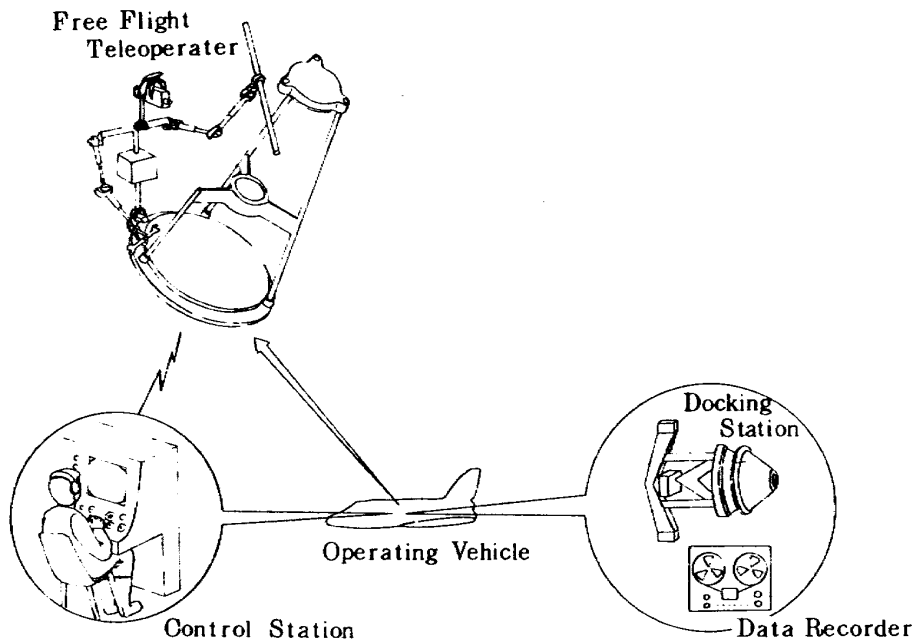


図 3.4-6 FFTO (Free-Flying Teleoperator) システム

は腕および関節接合部から構成され、自由度および器用性など人間の腕の機能を発揮することができる。1980～1990年におけるFFTOの応用分野は表3.4.1に示すごとく広い範囲にわたっている。

(2) FFTOの操縦

航行誘導制御システムは操縦者がFFTOを操縦できるだけのデータを用意し、コントロールする手段を備えなければならない。これらの手段としてビデオ・システムおよびマニプレータ・システムが必要である。ビデオシステムは視覚データが十分に操縦者に供給されるものでなければならない。またオペレーティング・ビークルとの間の指令およびテレメータ・サブシステムが必要である。

(3) 諸元

(a) 推進力

推進薬タンクは全推力が680kg・secに相当する推進薬が収容できる容量を有する。この容量には姿勢制御に必要な推進薬および臨時に消費する推進薬も含まれる。推進薬としては、一液式のヒドラジンが望ましい。FFTOの最小限推力は1.6kgであり、オペレーティング・ビークルから300mまで離れることができる。

(b) 誘導および操縦

レーダにより測定される距離は300m以上であり、それ以下では、テレビジョンによる観測に切替える。直径1mの物体を走査線数が525本の4系統のテレビジョンにより視角42°で300mの距離から観測することが可能であり、2系統のテレビジョンを使用することにより、画面内の物体の奥行きを観測することができる。距離変化率としては、操作速度を0.6～1.5m/secとするとレーダ速度は3m/secの性能が必要である。またコントロール・モーメント・ジャイロ(CMG)のモーメント吸収性(Momentum Absorption Capability)の影響は大きく、無視できない。

(c) マニプレータ

ドッキング、残器または装置の連結、物の移動および残器などの操作に効果的構造であること、把握装置(Grappler Device)はBRM(Bio Research Module)が取扱える構造(Deploy/Retrieve Grapplerを持つ)になっている。

3.4.5 スペースタグ

(1) スペースタグのミッション

タグは主として低高度軌道と静止軌道間のペイロードの輸送に用いられる無人ビークルであり、テレオペレータシステムにより操縦および作業が行なわれる。タグによるペイロードの輸送過程は以下の通りである。

a ペイロードを積載したタグはシャトル・オービタ・

ペイロードベイ(Shuttle Orbiter Payload Bay)に納められる。

b シャトルは低高度の待機軌道に打上げられる。

c タグはシャトルを離れ静止軌道に移りペイロードを分離する。

d タグの次の作業は、静止軌道上にあり地球に戻さねばならない他のペイロードを探し、これを回収するためランデブー・ドッキングを行う。

e タグはこのペイロードと共にシャトル・オービタに戻る。この期間は3～6日

f この間シャトルは他のミッションを行なっているが、戻って来たペイロードと共に地球に帰る。

(2) 操縦

タグは以上の運行期間中完全な自律運行および自律操作を行なう。

(3) ペイロードの姿勢制御

ペイロードの姿勢安定化は受動的に行なわれるか、または3軸制御により行なわれる。またペイロードはタグとのドッキング機構を有する。

(4) 重要な関連システムの研究

a テレオペレータおよびRMSの検討

b ペイロードの接合および切り離し作業に用いるシャトル・マニプレータ(テレオペレータ)の設計

3.4.6 国産マニプレータの現状

現在、我国で製作されているマニプレータは、マスター・スレーブ式マニプレータのみである。これはセルの外側にあるマスタを人間が操作して、マスタの動作および力

表3.4-2. マスタ・スレーブ・マニプレータ M-9(東芝)の定格

名 称	定 格	仕 様
腕	右左(振り角)	各30°
	前後(振り角)	前90°(電動) 30°(手動) 後20°(電動および手動)
	上下(伸縮長)	1000mm
手 首	旋回(回転)	340°
	あおり	150°
	ねじり	360°
指 先	ひらき(開閉)	80mm
取扱重量	指 先	13.5kg(つかみ・持上力)
	腕	50kg(垂直力)
全重量	片 腕	約330kg
所要電力	AC 50/60 CPS 100V 1.5A	

をセル内にあるスレーブに伝えてスレーブに作業をさせる装置である。操作力は操作員に力の感覚としてフィードバックされ、目視と合せて操作の判断をする。国産のマスタ・スレーブ・マニプレータの中で最大能力を有するものの定格を表3.4.2に示す。

3.5 人工衛星の分割方法とその機能

人工衛星同士が無人ランデブ・ドッキングを行なうには、人工衛星の構造および機能がターゲット部とランデブ・ビークル部に分割できて、しかも、ドッキング後に一つの人工衛星としての機能を持たなければならない。

このような観点から、現在我国において開発が進められている静止気象衛星(GMS)^{13,14)}、実験用中容量静止通信衛星(CS)^{15,16)}、および実験用中型放送衛星(BS)について調査検討を行なった。

GMSとCSはスピン安定方式の人工衛星であるからUMRDには適していない。3軸制御のBSについては、表3.5-1の重量および電力消費配分に示されているように全電力の87.1%を消費するミッション機器と電源部重量およびアンテナの重量の和が、BS全重量の45%を占めている。このことは、BS等大電力を必要とする人工衛星を、ターゲット部とランデブ・ビークル部に分割して考えても良い可能性があることを示している。

3.6 ランデブ・ドッキング用地上シミュレータ

米国におけるランデブ・ドッキング用地上シミュレータの調査を行った。その結果は、次のようにまとめられる。

3.6.1 シミュレータ使用の目的

- (1) 宇宙飛行士の訓練
- (2) ドッキング・ハードウェアの動的な構造、機能の

確認をする。

- (3) ドッキングの条件を得る。
- (4) 数学モデルと実験値を比較する。

3.6.2 シミュレータの例

3.6.2.1 米国ボーイング社のシミュレータ¹⁹⁾

このシミュレータはアポロ計画LMのためのデータを得る目的で製作された。6自由度のシミュレーションが可能である。シミュレータの可動部分は次の2つに分けられる。第1は、3自由度の回転をシミュレートする姿勢シミュレータである。これは宇宙飛行士の乗るランデブ・ビークルを球状空気軸受上に搭載したものである。姿勢は操縦指令により駆動されるオン・オフ空気ジェットにより制御される。各軸まわりの可動範囲はピッチ軸とロール軸まわりには±30度、ヨーまわりには±180度である。第2は、3自由度の並進運動をシミュレートするターゲット・シミュレータである。これはオーバ・ヘッド・クレーン(Over Head Crane)によって駆動される。

実際のランデブ・ビークルとターゲットとの相対運動は軸まわりの回転運動と並進運動とに分解されて、それぞれ姿勢シミュレータとターゲット・シミュレータによりシミュレーションされる。制御モードはフィードバック信号の組合せにより3種類ある。第1は、位置のフィードバック信号のみであり、第2は、位置および速度のフィードバック信号である。第3は、速度フィードバック信号および自動位置追従装置の組合せである。

シミュレーションの結果次のことが明らかとなった。制御の自由度は多いほど良い制御が可能である。宇宙飛行士の視野は広い直接視野が望ましい。宇宙飛行士に対

表3.5-1. BS重量(アポジケースを除く)および消費電力配分

ITEM	WEIGHT(kg)	%	POWER(Watts)	%
Structure/Mechanical	70.1	21.6		
Thermal Control	17.5	5.4	29.5	4.1
Electrical Power	74.0	22.8	11.3	1.6
Attitude Control	26.6	8.2	22.4	3.1
Secondary Propulsion	48.1	14.8		
Track, Telem. & Comm.	13.3	4.1	29.5	4.1
Antenna	7.0	2.2		
Communication	64.8	20.0	626.4	87.1
Enviromental	2.1	0.6		
Ballast	1.0	0.3		
TOTAL	324.5		719.1	

する計測器材の支援が望ましい。ドッキング時の加速度は3~15cm/secであり制御時間は57~400秒である。宇宙飛行士が操縦した場合の速度の2乗平均誤差は約3cm/secであり、平均値はほぼ零である。ターゲットの応答遅れは1.0~1.5秒である。自動操縦の場合のそれぞれの値は1.5cm/sec, 零, および0.1秒である。

3.6.2.1 アポロ・ドッキング・シミュレーション⁹⁾

アポロ・ドッキングのシミュレーションは実機型ドッキング・ハードウェアの試験のために行なわれている。試験は3つのフェーズに分けられている。第1は、地球軌道上におけるステージの位置変えのシミュレーションで、CSMと重いLM/SIVBの間である。第2は、月軌道上のLMとCSMのドッキング・シミュレーションであり、第3は、CSMとLM/SIVBの間の位置変えを月軌道への移行中に行なうシミュレーションである。両ビークルとも3回転自由度と2方向変位自由度をもつ。

シミュレーションの目的は

- (1) 捕捉、結合条件を得る。
- (2) 動的条件下で、ドッキング・ハードウェアの構造と機能を確認する。
- (3) 数学モデルと実験値を比較する。
- (4) 宇宙飛行士の訓練。

ブローブ・アセンブリの役割は、(1)接近する両ビークルの運動エネルギーを散失させ、(2)結合直前の運動を制御し、(3)最初の機械的結合を確保し、(4)ビークル間のミス・アライメント(Mis-Alignment)をおさえ、(5)両ビークルのかん合による剛性向上と作業中の確保力を持たせる。

ドログは頭載円錐で最初にブローブが接触するターゲット部分である。ドログ・アセンブリは、ドッキング期間中のエネルギーを散失させる。

以上のようなシミュレータとハードウェアを用いて、

- (1) 捕捉・結合条件
- (2) 加速度とブローブ衝撃
- (3) ブローブ・チップの行程
- (4) ブローブの軸荷重とストローク

等を求めている。

3.6.3 シミュレータを製作するにあたって考慮すべき点²⁰⁾

- (1) ビークル間の距離
- (2) ドッキング機器間の距離
- (3) ドッキング系に人間を容易に介在させること。
- (4) 低い初期投資と運用費
- (5) スペース・ビークル用電子機器を評価できること。
- (6) 詳細なデータを容易に得られること。

(7) ドッキング作業中の宇宙飛行士の全作業量を評価できること。

4 Nロケット計画へUMRDを適用した場合の静止衛星重量増加に対する評価とその技術的問題点

第3章第2節で調査および予備解析を行なった、ランデブ・ビークル搭載のランデブ用各システムは、地上局にいるオペレータとの間でRemote Man-in-the-Loop TVシステムを形成することにより、UMRDを可能とするシステムであって、いずれも我国において入手または早期に研究開発することが可能な内容と考えられる。

よって、特にビークル搭載システムの中でデータの不足する項目には仮定を設けることとして、上述のUMRDシステムを想定し、当面、我国の宇宙開発にとって最も重要と思われる静止軌道上でのペイロード増加を目標とし、Nロケット・シリーズ(N, N改1, N改2)を例にとり、次の4つの場合についてこのUMRDシステムの評価を行なう。

- (1) 静止軌道上でUMRDする。
- (2) 低高度軌道上でUMRDを完了した後。

2-1) 固体ロケットのペリジ、アポジキックによって静止軌道に投入する。

2-2) 液体ロケットのペリジ・キックと固体ロケットのアポジ・キックによって静止軌道へ投入する。

2-3) 高比推力、低推力のイオン・エンジン系によってらせん型上昇を行ない静止軌道に投入する。

これら4つの場合について、打上げ用ロケットとしてそれぞれN, N改1, N改2を用いるとして、ペイロードを推定し、各方法に対する評価、技術的問題点を検討する。

4.1 重量解析のための前提条件

4.1.1 UMRD用搭載機器重量

3.2.1~3.2.5節で述べたUMRD用搭載機器には、ビークル重量に依存しない機器としてR&RRレーダ、テレビジョン装置TT&C、姿勢センサがあり、ビークル重量に依存するシステムとしてはハウス・キーピング(House Keeping)、ドッキング機構、推進システムがある。これらを表4.1-1に示す。ここで、ビークル重量に依存するシステムは単純の為に比例関係にあるとする。

ペイロードを推定する場合に、ランデブ・ドッキング用機器として、ランデブ・ビークル側に搭載するものとしては、次のものを考える。すなわち、レーダ、テレビジョン装置、TT&C、ハウス・キーピング、ドッキング

用プローブ (Probe), ランデブ・ドッキング用推進装置である。また, ターゲット・ビークル側に搭載するものとしては, ドロッグ (Drogue) システムのみとする。姿勢センサおよび電力源については, UMRDモードによって, あるときはランデブ・ビークル側のUMRD機器と考え, また, あるときはペイロードの一部と考えることにする。

4.1.2 打上げロケットの能力および条件

軌道傾斜角 30° , 高度200kmの軌道上および静止軌道上へ下記の重量をそれぞれ打上げ得るものとする。

高度200km軌道上 静止軌道上

Nロケット	1 t	130kg
N改1ロケット	2 t	350kg
N改2ロケット	3 t	500kg

4.2 静止軌道上でUMRDを行う場合の人工衛星の重量解析

静止軌道上でUMRDを行なう場合には, 当然なこととして少くともランデブ・ビークルは3軸制御と軌道保持用推進システム, 電力源および姿勢センサは持っており, これらはUMRDが行なわれた後も人工衛星の運用の為に使われ得るものであるから, 人工衛星のペイロードの一部として考えることができる。したがって, 本節では, UMRDに必要な燃料分のみをUMRD用重量とみなすことにする。

4.2.1 ペイロードの計算

4.1-1.で述べた考えに基づいて次の3通りの場合を計算した。

- (a) Nロケット+Nロケット
- (b) N改1ロケット+N改1ロケット

(c) N改2ロケット+N改2ロケット
の場合について, それぞれ表4.2-1, 4.2-2, 4.2-3に示す。ドッキング後のペイロードと, ドッキングを行なわない場合の単独のペイロードを比較すると*,

(a)の場合では

ドッキング後のペイロード	: 190.7 kg
N単独のペイロード	: 130 kg
倍率	: 1.47倍

(b)の場合では

ドッキング後のペイロード	: 618.9 kg
N改1単独のペイロード	: 350 kg
倍率	: 1.77倍

(c)の場合では

ドッキング後のペイロード	: 911.5 kg
N改2単独のペイロード	: 500 kg
倍率	: 1.82倍

であり, UMRDの効果としては, 一応満足すべき値と考えられる。

4.2.2 静止軌道上でランデブ・ドッキングする場合の問題点

4.2.1節で述べたUMRDのモードでは, ペイロード(すなわち人工衛星)は分割されていたものがドッキングによって1個の人工衛星としての機能を果さなければUMRDの意味がなくなる。3.5節で述べたように, 第1次の検討の段階では人工衛星をランデブ・ドッキングするという前提でターゲット部とランデブ部に分割してか

表4.1.1. UMRD用搭載機器重量

(a) ビークル重量に依存しないシステム

項目	重量 (kg)	電力 (W)	備考
R&RRレーダ	34.3	110	3.2.1節参照
TVシステム	5.8	125	3.2.2節参照
TT&C	20.4	154	3.2.3節参照
姿勢センサ	14.3	12.6	3.2.4節参照
合計	74.8 kg	401.6 W	

(b) ビークル重量に依存するシステム

項目	重量 (kg)	電力 (W)	備考
House Keeping	電子機器全重量の5%	0	SERT-Dから推定 ⁴⁾
Docking Mech.	ターゲット・ビークルの3% ランデブ・ビークルの1%	0	アポロLM, CSMから推定
ランデブ・ドッキング推進系	120.0/1tビークル	12/1tビークル	3.2.5節参照

*以後, 倍率を考えるときには, アポジ・モータの燃え殻を含ませて計算する。

ら、ランデブ・ドッキング後1個の有機のビークルとして運用するような概念設計の検討にまでは到らなかったが、放送衛星等の大電力を消費する人工衛星または将来人工衛星がモジュール化された場合のモジュール交換といった場合には、十分に目的を達成し得るUMRDモードであるから、今後も検討を進める必要がある。

4.3 低高度軌道上でランデブ・ドッキングを行ない、
固体ロケットのペリジ、アポジ・キックによって
静止軌道へ投入する場合の重量解析

4.3.1 前提条件

固体ロケットをキック・モータとして用いる場合は、
ドッキング後のビークルが、遷移ステージ、アポジ・ス

テージおよびペイロードと言った組合せで有機的な配分を必要とする。後で計算結果が示す様に、合計重量をランデブ・ビークルとターゲット・ビークルとに1対1の如く整数比に分割することは、4.1.2節の条件から極めて重要な制限事項となるが、この制限に対しては本節の解析には難点がある。しかし、一応、ドッキングの後、低高度の軌道上に、

- (a) 2 tのビークルが存在する。(N+N)
- (b) 4 tのビークルが存在する。(N改1+N改1)
- (c) 6 tのビークルが存在する。(N改2+N改2)

ものと仮定した。

ペリジ・モータおよびアポジ・モータの性能については、共に

比推力：290 sec

推進充填効率：90%

継手部（又は取付部）の重量：推進、胴殻の合計重量の10%

とした。ペイロードの考え方としては、4.1節に述べた通りであるが、このUMRDモードでは、姿勢センサおよびUMRD用電力源はランデブ・ビークル側に搭載されるものとして、ランデブ・ビークルに搭載されたUMRD用機器はペリジ・キックの後のペリジ・ステージ分離の際に一緒に切り離されるものとする。アポジ・キックはペリジ・ステージの分離後行われるものとする。

必要速度増分 ΔV は次に示す。

ペリジ・キック：200km高度円軌道から長楕円遷移軌道へ

$$\Delta V = 2.455 \text{ km/sec}$$

$$M_{prop}/M_0 = 0.5785 \quad (M_0 : \text{ビークルの重量}, M_{prop} : \text{消費推進薬重量})$$

表4.2-1. Nロケット+Nロケット

重量配分(kg)		
ランデブ・ビークル	レーダ・TV・TT&C	60.5
	House Keeping	3.0
	Probe システム	1.3
	ランデブ・ドッキング用の燃料	1.0
	Apogee Motor Case	14.0
	小計	79.8
	ペイロード	50.2
合計	130.0	
タービゲクトル	Drogue システム	3.5
	Apogee Motor Case	14.0
	ペイロード	112.5
	合計	130.0

表4.2-2. N改1ロケット+N改1ロケット

重量配分(kg)		
ランデブ・ビークル	レーダ・TV・TT&C	60.5
	House Keeping	3.0
	Probe システム	3.3
	ランデブ・ドッキング用の燃料	3.3
	Apogee Motor Case	35.0
	小計	105.1
	ペイロード	243.9
合計	350.0	
タービゲクトル	Drogue システム	10.0
	Apogee Motor Case	35.0
	ペイロード	805.0
	合計	350.0

表4.2-3. N改2ロケット+N改2ロケット

重量配分(kg)		
ランデブ・ビークル	レーダ・TV・TT&C	60.5
	House Keeping	3.0
	Probe システム	5.0
	ランデブ・ドッキング用の燃料	5.0
	Apogee Motor Case	48.0
	小計	121.5
	ペイロード	378.5
合計	500.0	
タービゲクトル	Drogue システム	15.0
	Apogee Motor Case	48.0
	ペイロード	437.0
	合計	500.0

アポジ・キック：長楕円遷移軌道から静止軌道へ(30度の傾斜角修正を含む)。

$$\Delta V = 2.17 \text{ km/sec}$$

$$M_{prop}/M_0 = 0.5335$$

4.3.2 ペイロードの計算

計算結果を、表4.3-1, 4.3-2, 4.3-3に示す。

ペイロードの倍率は、

(a)では

ドッキング後のペイロード：106.6 kg
 N単独のペイロード：130 kg
 倍率：0.82倍

(b)では

ドッキング後のペイロード：294.2 kg
 N改1単独のペイロード：350 kg
 倍率：0.84倍

(c)では

ドッキング後のペイロード：471.5 kg
 N改2単独のペイロード：500 kg
 倍率：0.94倍

であって、倍率はいずれも1より小さく、ドッキングの意味がないことになる。しかし、それ以前に注目すべき

表4.3-2. N改1ロケット+N改1ロケット

重量配分(kg)		電力(W)	
ランデブ・ビークル	レーダ・TV・TT&C	60.5	278.8
	Attitude Sensors	14.3	12.6
	Propulsion システム	347.3	12.0
	Electric Power	38.0*	入力 380.0 (効率 80%)
	House Keeping	5.6	
	Probe システム	32.4	
	Perigee Motor Stage	2828.0	
	(燃料) (2314.0) (モータ・ケース等) (257.0) (継手部) (257.0)		
小計		3326.1	
ターゲット・ビークル	Apogee Motor Stage	439.5	
	(燃料) (359.5) (モータ・ケース等) (40.0)		
	(構造) (40.0)		
	Drogue システム	20.2	
	ペイロード	214.2	
	小計		
全重量		4000.0	

*電力源比重量は、0.1kg/Wとする。

表4.3-1. Nロケット+Nロケット

重量配分(kg)		電力(W)	
ランデブ・ビークル	レーダ・TV・TT&C	60.5	278.8
	Attitude Sensors	14.3	12.6
	Propulsion システム	208.6	12.0
	Electric Power	38.0*	入力 380.0 (効率 80%)
	House Keeping	3.7	
	Probe システム	17.5	
	Perigee Motor Stage	1413.8	
	(燃料) (1157.0) (モータ・ケース等) (128.4) (継手部) (128.4)		
小計		1755.8	
ターゲット・ビークル	Apogee Motor Stage	159.3	
	(燃料) (130.3) (モータ・ケース等) (14.5)		
	(構造) (14.5)		
	Drogue システム	7.3	
	ペイロード	77.6	
	小計		
全重量		2000.0	

*電力源比重量は、0.1kg/Wとする。

表4.3-3. N改2ロケット+N改2ロケット

重量配分(kg)		電力(W)	
ランデブ・ビークル	レーダ・TV・TT&C	60.5	278.8
	Attitude Sensors	14.3	12.6
	Propulsion システム	514.0	12.0
	Electric Power	38.0*	入力 380.0 (効率 80%)
	House Keeping	5.6	
	Probe システム	45.0	
	Perigee Motor Stage	4242.4	
	(燃料) (3471.0) (モータ・ケース等) (385.7) (継手部) (385.7)		
小計		4919.8	
ターゲット・ビークル	Apogee Motor Stage	704.3	
	(燃料) (576.3) (モータ・ケース等) (64.0)		
	(構造) (64.0)		
	Drogue システム	32.4	
	ペイロード	343.5	
	小計		
全重量		6000.0	

*電力源比重量は、0.1kg/Wとする。

ことは、表より明きらかに、ランデブ・ビークルとターゲット・ビークルとの重量比率である。ペリジ・キック・モータが大きな部分を占めていて、かつ固体ロケットであるため適当な分割ができないので、ランデブ・ビークルとターゲット・ビークルが1:1になる様な重量配分ができないのである。この点で、本節で述べた方法によってはランデブ・ドッキングによるベイロードの重量増加の効果を高めることは困難である。

4.4 低高度軌道上のドッキング後に、液体ロケットによるペリジ・キックと、固体ロケットによるアポジ・キックによって静止軌道へ投入する場合の重量解析

4.4.1 前提条件

前節で述べたペリジ・キック・モータの分割は、液体ロケットの場合には燃料の分割によって可能であると考えられる。従来は、構造係数が高いために、小型の液体ロケットを、ペリジ、アポジ・キック・モータとして用いることは、考慮の対象外であった。

しかるに、最近、独仏共同で開発した静止衛星シンフォニー (Symphonie) は、ソア・デルタ 2914 によって遷移軌道に打上げられた後、ドイツの MBB 社によって開発された液体ロケット・エンジンを使ったアポジ・キックによって静止軌道へ投入された。その液体ロケット・エンジンの性能は以下に示す通りである。

比推力：305 sec 推進薬：N₂O₄ , MMH
 推力：40kg 燃焼時間：20min
 全重量：176.5kg 乾燥重量：17.9kg
 構造係数：1.014%

この10%の構造係数は、この程度の小型液体ロケット・エンジンとしては、これまでの常識を覆すものであり、固体ロケット・モータと同等の値である。

従って、本節では、このアポジ・モータと同等の性能を有する液体ロケット・ペリジ・モータを我国で利用するものとして、重量解析を行なう。

この場合

ペリジ・キック：

$$M_{prop}/M_0 = 0.5602$$

アポジ・キック：

$$M_{prop}/M_0 = 0.5335$$

である。また、ランデブ・ビークルに搭載されたランデブ・ドッキング用機器は、ドッキングに続く燃料補給後、空になった燃料タンクと共に切り離されるものとする。その後、ペリジ・キックを行ない、ペリジ・モータ・ケースを切り離した後にアポジ・キックを行なうものとする。

4.4.2 ベイロードの計算

計算結果を表4.4-1, 4.4-2, 4.4-3に示す。ベイロードの倍率は、

(a)では

ドッキング後のベイロード：232.6kg
 N単独のベイロード：130kg
 倍率：1.79倍

(b)では

ドッキング後のベイロード：480.9kg
 N改1単独のベイロード：350kg
 倍率：1.37倍

(c)では

ドッキング後のベイロード：729.2kg
 N改2単独のベイロード：500kg
 倍率：1.45倍

であって、一応満足すべき値である。しかも、ランデブ・ビークルとターゲット・ビークルの重量比を1:1にすることが可能である。従って、前掲の性能を有する液体ロケット・ペリジ・キック・モータが使用できれば、ベイロード増加の方法としてのUMRDは非常に有望で

表4.4-1. Nロケット+Nロケット

重量配分 (kg)		電力(W)	
ランデブ・ビークル	レーダ・TV・TT&C	60.5	278.8
	Attitude Sensors	14.3	12.6
	Propulsion システム	120.0	12.0
	Electric Power	38.0*	380.0 (効率 80%)
	House Keeping	5.6	
	Probe システム	10.0	
	タンク、給油部等	75.0	
	Perigee Kick 用燃料	676.6	
小計	1000.0		
ターゲット・ビークル	Perigee Motor Stage	501.4	
	(燃料 モータ・ケース等 継手部 Drogue システム)	(281.0 95.2 95.2 30.0)	
	Apogee Motor Stage	325.2	
	(燃料 モータ・ケース等 構造)	(266.0 29.6 29.6)	
	ベイロード	173.4	
小計	1000.0		

*電力源比重量は、0.1 kg/Wとする。

あると考えられる。

4.5 低高度軌道上のドッキングの後に、イオン・エンジンを使ったらせん型上昇により静軌道にペイロードを運搬する場合の重量解析

4.5.1 前提条件

前節では、ベリジモータの燃料を分割することにより、ランデブ・ビークルとターゲット・ビークルとを1:1に分割することが可能となったが、本節で扱うイオン・エンジン系では、電源である大容量太陽電池を分割することにより同様のことが可能であると考えられる。計算に当たっての仮定を次に示す。

- (1) UMRD 軌道は、軌道傾斜度 30 度、200km 高度の円軌道とする。
- (2) 軌道傾斜角は、らせん型上昇開始と同時に修正するものとして、必要速度増分 $\Delta V = 5.64 \text{ km/sec}$ とする²¹⁾。
- (3) イオン・エンジンは、水銀を推進薬とする電子衝撃型として、比推力 2500 sec, 全効率 76.5% とする。
- (4) らせん型上昇中、推力は一定とし、初期加速度を 0.50 m/sec^2 とする。

- (5) イオン・エンジンにおいて、推進薬の充填率は 90% として、残りの 10% はイオン加速機構などの乾燥重量とする。

(6) 必要な太陽電池パネル出力 P_e は

$$P_e = \frac{a_{e0} \cdot M_0 \cdot I_{sp}}{2 \times 102.04 \times \eta_T} \text{ KW}$$

但し、 a_{e0} : 初期加速度, M_0 : 初期質量, I_{sp} : 比推力, η_T : 全効率

であり、比重量を 35 kg/KW とすると、電源重量 M_{ps} は、

$$M_{ps} = 35 \times P_e \text{ kg}$$

である²²⁾。各場合の必要電力、電源重量を次に示す。

- (a) $M_0 = 2000 \text{ kg}$, $P_e = 16 \text{ KW}$, $M_{ps} = 560 \text{ kg}$
- (b) $M_0 = 4000 \text{ kg}$, $P_e = 32 \text{ KW}$, $M_{ps} = 1120 \text{ kg}$
- (c) $M_0 = 6000 \text{ kg}$, $P_e = 48 \text{ KW}$, $M_{ps} = 1680 \text{ kg}$

(7) 前項のイオン・エンジン用電源は、静止衛星用電源としても利用可能であるが、一応ペイロードとは考えないものとする。また、ランデブ・ドッキング用機器の内、TT&C、姿勢検出機器および電源についても同様に考えるものとする。

(8) らせん型上昇中に用いる姿勢制御系はペイロード

表 4.4-2. N改1 ロケット + N改1 ロケット

重量配分 (kg)		電力 (W)	
ランデブ・ビークル	レーダ・TV・TT&C	60.5	2788
	Attitude Sensors	14.3	126
	Propulsion システム	240.0	120
	Electric Power	38.0*	入力 380.0 (効率 80%)
	House Keeping	5.6	
	Probe システム	20.0	
	タンク・給油部等	162.0	
	Perigee Kick 用燃料	1459.6	
	小計	2000.0	
ターゲット・ビークル	Perigee Motor Stage	969.1	
	(燃料)	(478.5)	
	(モータ・ケース等)	(215.3)	
	(継手部)	(215.3)	
	(Drogue システム)	(60.0)	
	Apogee Motor Stage	672.2	
(燃料)	(550.0)		
(モータ・ケース等)	(61.1)		
(構造)	(61.1)		
ペイロード	358.7		
小計	2000.0		

* 電力源比重量は、0.1 kg/W とする。

表 4.4-3. N改2 ロケット + N改2 ロケット

重量配分 (kg)		電力 (W)	
ランデブ・ビークル	レーダ・TV・TT&C	60.5	2788
	Attitude Sensors	14.3	126
	Propulsion システム	360.0	120
	Electric Power	38.0	入力 380.0 (効率 80%)
	House Keeping	5.6	
	Probe システム	30.0	
	タンク・給油部等	249.0	
	Perigee Kick 用燃料	2242.6	
	小計	3000.0	
ターゲット・ビークル	Perigee Motor Stage	1436.9	
	(燃料)	(694.3)	
	(モータ・ケース等)	(326.3)	
	(継手部)	(326.3)	
	(Drogue システム)	(90.0)	
	Apogee Motor Stage	1019.1	
(燃料)	(833.9)		
(モータ・ケース等)	(92.6)		
(構造)	(92.6)		
ペイロード	544.0		
小計	3000.0		

* 電力源比重量は、0.1 kg/W とする。

に含まれるものとする。

(9) ドッキングの後、ランデブ・ピークルに搭載したランデブ・ドッキング用機器は、切り離すことなくらせん型上昇を開始するものとする。

4.5.2 ペイロードの計算

計算結果を、表4.5-1, 4.5-2, 4.5-3に示す。ペイロードの倍率は、

(a)では、

ドッキング後のペイロード：669.0kg
N単独のペイロード：130kg

表4.5-1. Nロケット+Nロケット

重量配分(kg)		
ランデブ・ピークル・	イオン・エンジン・システム	502.6
	ランデブ・ドッキング・システム	248.4
	太陽電池パドル	249.0
	小計	1000.0
タビゲクト・	Drogue システム	30.0
	太陽電池パドル	311.0
	ペイロード	669.0
	小計	1000.0

表4.5-2. N改1ロケット+N改1ロケット

重量配分(kg)		
ランデブ・ピークル・	イオン・エンジン・システム	1005.2
	ランデブ・ドッキング・システム	378.4
	太陽電池パドル	616.4
	小計	2000.0
タビゲクト・	Drogue システム	60.0
	太陽電池パドル	503.6
	ペイロード	1436.4
	小計	2000.0

表4.5-3. N改2ロケット+N改2ロケット

重量配分(kg)		
ランデブ・ピークル・	イオン・エンジン・システム	1507.8
	ランデブ・ドッキング・システム	508.4
	太陽電池パドル	983.8
	小計	3000.0
タビゲクト・	Drogue システム	90.0
	太陽電池パドル	696.2
	ペイロード	2213.8
	小計	3000.0

倍率：5.15倍

(b)では、

ドッキング後のペイロード：1436.4kg

N改1単独のペイロード：350kg

倍率：4.10倍

(c)では、

ドッキング後のペイロード：2213.8kg

N改2単独のペイロード：500kg

倍率：4.43倍

である。倍率がいずれも2よりも大きいのは、ドッキングを行わなくても、イオン・エンジンによるらせん型上昇を行えばペイロードは増えるのであるが、ここでは、ベリジ、アポジキック方式によるペイロードを基準としているからである。

この方法は、ペイロードを増加させる方法としては非常に有望であり、ここではペイロードに加えてないが、大容量の太陽電池が使えるということも大きな利点の1つであろう。

5 第1次検討会の結論および問題点

5.1 UMRDの有効性

Nロケット・シリーズを運搬ロケットとして、2個の人工衛星をUMRDによって得られる静止軌道上での人工衛星の重量を、1個の打上げロケットによる静止衛星の重量で割った倍率によって、UMRDの有効性を評価した。その結果は、第4章において検討されたUMRDシステムの4つの場合について、表5.1-1に示されている。この表の倍率が示すように、Nロケットシリーズを用いたUMRDシステムの採用は、静止衛星の重量増加の方法として、その有効性が充分存在すると考えられる。

5.2 検討されたUMRDシステムの問題点

検討された4つのUMRDシステムに対して、各システム固有の研究又は開発しなければならない項目は次のとおりである。

5.2.1 UMRD Aシステム

(a) 人工衛星の構造および性能を、ランデブおよびターゲット・ピークル側に如何に分割するか。これに対しては、衛星ミッション、衛星設計、UMRDシステムの各分野の関係者の密接な連携を必要とする。

5.2.2 UMRD Bシステム

(a) Man-in-Loop-TV-Teleoperator-Control 通信系の中継局の調査を必要とする。

(b) 固体ベリジ、アポジモータの構造係数および I_{sp} を相当改善しないと、UMRDによる有効性は期待出来ない。

(c) 固体ベリジ・アポジモータの分割方法を研究しなければならないが、多くの困難が予想される。

5.2.3 UMRD Cシステム

(a) 5.2.2-(a)項と同じ

(b) 構造係数0.1以下、 $I_{SP} = 305$ 秒以上の液体ベリジック・モータを研究開発する必要がある。なお、本モータはガス押し式低推力(60~1000kg)長秒時燃焼(20~60min)を特徴として、航技研の研究能力と設備の観点からは、研究・開発するのに適した対象の一つと考えられる。

(c) 低推力長秒時遷移軌道投入の誘導制御を研究する必要がある。

(d) 本システムは、人工衛星の構造および機能の分割の単純さおよび倍率の程度から見て、今回検討したUMRDシステムの中では最良のものと考えられる。

(e) 軌道上での燃料供給システムの研究・開発を必要がある。

5.2.4 UMRD Dシステム

このシステムに対しては、イオン・エンジン系検討会の検討要項と一致する。ただし5.2.2-(a)項は共通の問題である。

5.3 UMRD各システム共通の問題点

5.3.1 ランデブ軌道

(a) 静止軌道上でのランデブ

ランデブ点までの打上げ軌道、遷移軌道、静止軌道への投入までのターゲットおよびランデブ・ビークルの軌道の選択は、宇宙開発事業団が所有するであろう技術で十分可能であり特に改めて研究をすべき問題はないものとする。ただし、ランデブ・ドッキング後の所定位置への移動に関しては、静止衛星の南北および東西遷移技術として、現在考えられている位置保持技術よりはより大きなマヌーバを必要とするために、研究すべき課題となるであろう。

(b) 低高度軌道上でのランデブ軌道

静止通信衛星を中継局とする航法系(3.2.3-b参照)では、燃料を最小にするターゲット軌道とランデブ軌道の組合せをシミュレーションで求め、これを実現する種子島射場からのロンチ・ウインドウ解析を行う必要がある。

静止通信衛星中継局が実現するまで、またはこの種の中継局が利用できない時期にUMRDの実験を行う必要が起きるものと予想されるので、日本の追跡ステーションまたは米国の追跡ステーションの一部を利用したネットワークを想定して、比較的短時間(数分~20分以下)にランデブ・ドッキング・フェーズを終了できるような両軌道およびロンチ・ウインドウを計算し、軌道制約から発生する諸問題を早期に明確化する必要がある。

5.3.2 ランデブ用距離および距離変化率レーダ

本調査ではX-Band・レーダが一応考えられたが、この種の搭載型レーダの入手の可能性を更に調査する必要がある。(3.2.1節参照)

また、最近開発されつつあるレーザを用いたランデブ・レーダについても調査する必要がある。

5.3.3 ドッキング用テレビジョン装置

本調査で検討されたアポロビークル搭載テレビジョン装置の入手可能性を調査する必要がある。(3.2.2節参照) また、このような目的のテレビジョン装置の国産化の可能性を調査する必要がある。

5.3.4 テレメトリ、追跡、指令システム

テレメトリ、追跡、指令システムについては宇宙開発事業団の地上局との関係が密接であるから、宇宙開発事業団の協力を得てミッションを明確にした時点で再検討する必要がある。(3.2.3節参照)

5.3.5 ランデブ・ドッキング・推進システム

Nロケット2段エンジンの利用方法を十分に検討した上で、ランデブ・ドッキング・シミュレーションを行ないながら、ランデブ・ドッキング推進システムとして、姿勢制御用ジェット装置を考慮して、設計を行う必要が

表 5.1.1 重量解析の結果

UMRDシステム		Nロケット	N改1ロケット	N改2ロケット	
静止軌道上	重量(kg)	190.7	618.9	911.5	
	倍率	1.47	1.77	1.82	
低高度軌道上でのランデブ後ド	液体ベリジによる遷移	重量(kg)	232.6	480.9	729.2
		倍率	1.79	1.37	1.45
	イオンエンジンによる遷移	重量(kg)	669.0	1,436.4	2,213.8
		倍率	5.15	4.10	4.43

ある。

5.3.6 ランデブ・ドッキング用機器のハウスキューピング

本項目に関しては本調査では未検討であるから、ランデブ・ビークルを設計をしてみることによって具体的に計算する必要がある。

5.3.7 ターミナル・ホーミング以外の航法系と姿勢制御システム

本項目に関しては本調査では未検討であるから、ランデブ・ビークルを設計をしてみることによってシステム・スタディを行う必要がある。

5.3.8 ランデブ・ドッキング用電源システム

ランデブ・ドッキング用機器を駆動する各種電源を系統化して、各フェーズにおける必要電力配分を調査することによって、電源システムを十分に検討しなければならないが、今回の調査ではこの種の検討までは行なえなかった。今後、ランデブ・ビークルの設計が進むに従って、システム・スタディを行う必要がある。

5.3.9 地上局システム

UMRDの支援システムである地上管制システムの概念設計を早期に行い、地上局システムの問題点を抽出する必要がある。

5.3.10 ドッキング機構

UMRDのミッションを明確化することによって、ドッキング機構に必要な継手構造、衝撃吸収構造、ドッキング時のこれら構造が受ける負荷条件を求める必要がある。そのためには、ドッキング機構のシミュレータが必要になるものと思われる。(3.3節参照)

5.4 UMRD用地上シミュレータの概念提案

ランデブ・ドッキング用ターミナル・ホーミング(Terminal Homing)シミュレータとしては、当所のフライトシミュレータを基本モデルとする次のような概念が提案できる。

5.4.1 基本構想

(1) 3.6節の調査と異なり、ランデブ・ビークルまたはターゲット・ビークル支持装置に空気軸受は使用しない。大容量の空気軸受は芯出し等アライメント調整が困難である。また両ビークルの位置、速度および姿勢など各々の制御特性はコンピュータモデルで十分にシミュレートできる。

(2) アクチュエータの制御特性のみは空気軸受を用いて、コンピュータモデルを十分に作り上げる。

5.4.2 シミュレーション

上記基本構想にもとづく、シミュレータの概念を示すブロック図を図5.4.1に示す。主制御装置は操縦装置からの指令と相対位置センサ信号処理装置からの相対位置信号および相対速度センサ信号処理装置からの相対速度信号を受けとり、座標変換と両ビークルのダイナミクスおよび制御系の補償計算を行ない回転運動指令信号をジンバル角度制御装置へ、並進運動指令信号をクレーン位置制御装置へ送り、かつ飛行士に各種データを表示する機能を有する。ランデブ・ビークルはジンバル支持のフライトテーブル上にあり、相対位置センサおよび相対速度センサを搭載する。ランデブ・ビークルは回転運動をシミュレートする。ターゲット・ビークルはクレーンによって支持され、並進運動をシミュレートする。ジンバ

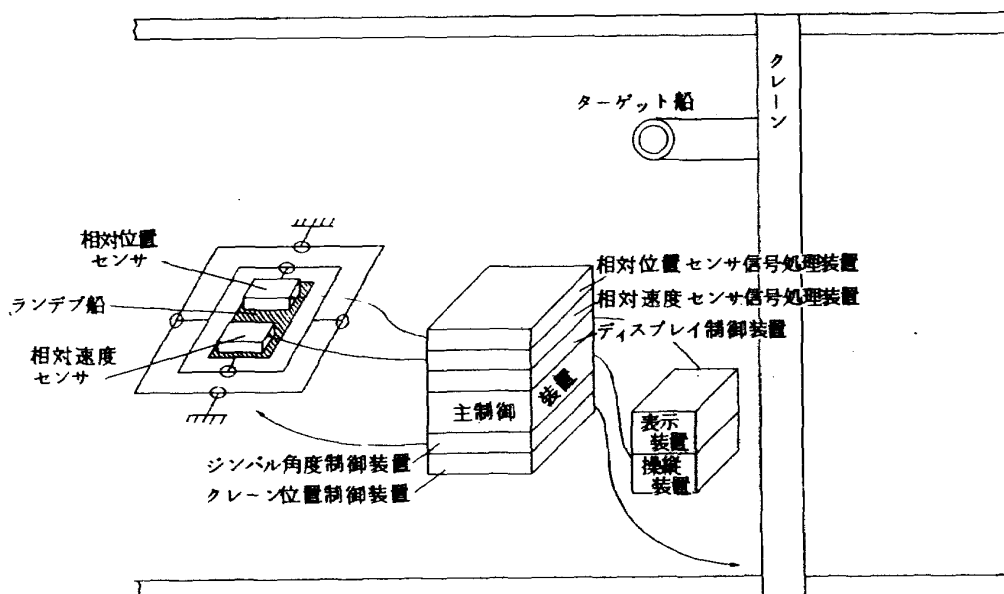


図 5.4.1 シミュレータ

ル角度制御装置およびクレーン位置制御装置はそれぞれジナル角度およびクレーン位置を制御し、主制御装置の負担を軽減させる。相対位置センサ信号処理装置と相対速度センサ信号処理装置および表示制御装置は主制御装置の負担を軽減させるインタフェースである。

5.4.3 アクチュエータ試験装置

空気軸受によりアクチュエータを支持し、微小推力のアクチュエータの静特性および動特性を得るためのアクチュエータ試験装置を図5.4.2に示す。この装置によって得られた両特性を用いて、アクチュエータのコンピュータモデルを作り上げることが可能となる。

5.5 今後の進め方

第1次検討会においては、2.1節に述べた様に、打上げロケットとしてはNおよびN改ロケット・シリーズとし、且つ現在世界において試験中で実用化が近く、利用可能と考えられる技術を考慮するという限定条件の下に検討を進めて来た。

その結果、Nロケット・シリーズを打上げロケットとして用いて、無人ランデブ・ドッキングにより静止軌道上へ人工衛星を打上げた場合、重量増加の可能性が大きいことが明らかとなった。

第1次検討会では一般的な調査のみに止まったランデブ軌道については、NおよびN改ロケット・シリーズによる打上げフェーズおよびランデブ・フェーズを含め、各項目について第1次の検討において明らかになった問題点の検討を進める。

無人ランデブ・ドッキングに関する技術として、自律航法自律制御系、Remotely Manned Systemの中でも広範囲のTeleoperators Systemsの検討が必要であるが、これらは長期間を要する対象であり、我が国の諸情勢に基づき逐次取り上げられるものと思われる。

6 あとがき

今回の短期間の、限られた構成員による調査に、下記の方々から貴重な御協力を戴き、ここに深く謝意を表します。

黒田泰弘氏 宇宙開発事業団システム計画部長

村松金也氏 同 追跡管制部長

岡島 徹氏 日本電信電話公社横須賀電気通信研究所
衛星通信装置研究室長

奥石 肇氏 計測部計測研究室長

また、河崎俊夫宇宙研究グループ総合研究官（現所長）には、毎回検討会に出席して検討に参加して戴きました。

7 参考文献

1. J.L. Hudson ; "System Studies of Orbital Rendezvous", Advances in the Astronautical Sciences, edited by Norman V. Peterson, Vol.16, Part One, 1963, pp. 599-619.
2. J.H. Flanders, et al.; Technology for Guidance and Navigation of Unmanned Deep Space Mission in the 1970's, AIAA Paper No.68-1104, 1968.
3. 例えば, Remotely Manned Systems, Exploration and Operation in Space, Proceedings of the First National Conference, edited by Ewald Heer, California Institute of Technology, 1973.
4. SERT D Spacecraft Study, Lewis Research Center, NASA TMX-71494, 1974.

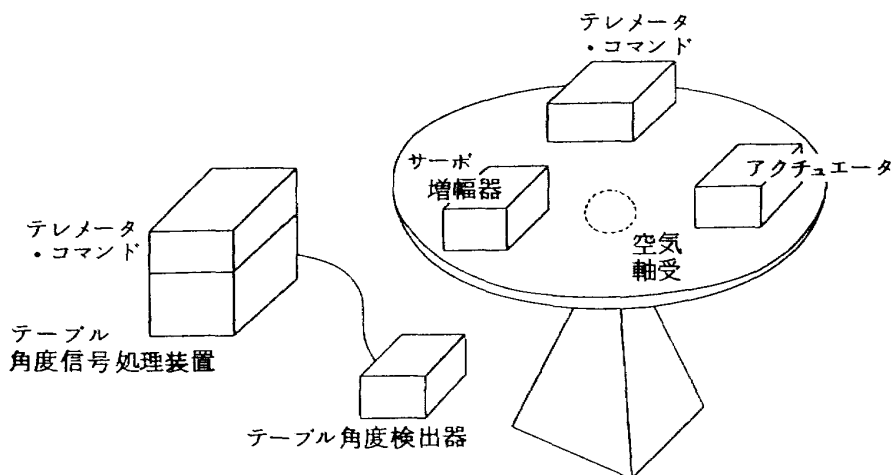


図 5.4.2 アクチュエータ試験装置

5. Application Technology Satellite ATS-6 in Orbit Checkout Report, Goddard Space Flight Center, NASA TMX-460-74-232, August 1974.
6. R.L.Phen ; 'Space Rendezvous Propulsion System Requirements', Advances in the Astronautical Sciences, edited by Norman V.Peterson, Vol.16, Part One, 1963, p.p.407-437.
7. D.C.Weiss ; 'Arrested Rendezvous-A New Concept, ' Advances in the Astronautical Sciences, Edited by Norman V.Peterson, Vol.16, Part One, 1963, p.p.407~437
8. J.W.James ; 'Argument for a Universal Rendezvous Docking/Coupling Mechanism, 同上 p.p.297-307.
9. J.F.Siller ; Full-Scale Apollo Docking Simulation Tests, J.Spacecraft, August 1970, p.p.957-962.
10. T.E.Greene ; The Rise of Remotely Manned Systems, Astronautics and Aeronautics, Vol. 10, April 1972, p.p.44-53.
11. A.Interian and D.Kugath ; Manipulator Technology Ready for Space Now, Astronautics and Aeronautics Vol.7, Sep.1969, p.p.24-32.
12. W.E. Bradley ; Telefactor Control of Space Operations, Astronautics and Aeronautics Vol. 5, May 1967, p.p.32-38.
13. 宇宙開発事業団；静止気象衛星(GMS)の開発の現状と問題点, 宇宙開発委員会第17回衛星分科会資料, 衛17-1, 1975.
14. 同上 別紙；GEOSTATIONARY METEOROLOGICAL SATELLITE, 衛17-2, 1975.
15. 宇宙開発事業団；実験用中容量静止通信衛星の開発の現状とその問題点, 宇宙開発委員会第17回衛星分科会資料, 衛17-3, 1975.
16. 同上 別紙；
17. 宇宙開発事業団；実験用中型放送衛星の開発の現状と問題点, 宇宙開発委員会第17回衛星分科会資料 衛17-5, 1975.
18. 同上 別紙；MEDIUM-SCALE BROADCASTING SATELLITE FOR EXPERIMENTAL PURPOSE, 衛17-6, 1975.
19. J.E.Montgomery ; 'Manned Control of Space Vehicle Docking, 'Advances in the Astronautical Sciences, edited by Norman V.Peterson, Vol.16, Part One, 1963,p.p.147-161.
20. G.H.Smith and W.L.De Rocher, Jr. ; 'A Full-Scale Six-Degree-of-Freedom, Orbital Closure and Docking Simulator, 'Advances in the Astronautical Sciences, edited by Norman V. Peterson, Vol.16, Part One, 1963, pp.545-565.
21. R.Ghosh ; Achievement of Synchronous Equatorial Orbit by Electric Propulsion, COMSAT Technical Memorandum CL-5-68(PB-179472)April 19, 1968.
22. 例えば, 吉村庄市他；微小推力による人工衛星の軌道遷移についての数値シミュレーション, 航技研報告 NAL TR-395, 1974.

航空宇宙技術研究所資料311号

昭和51年9月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)●182

印刷所 株式会社東京プレス
東京都板橋区桜川 2-27-12
