

ISSN 0452-2982
ISSN 0452-2982
UDC 629.076.8:
629.785

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-436

ジェミニ型カプセル回収体の概念検討

——生物実験衛星への応用——

森 英彦 ・ 新田 慶治 ・ 山中 龍夫

1981年5月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

ジェミニ型カプセル回収体の概念検討*

——生物実験衛星への応用——

森 英彦** 新田 慶治** 山中 龍夫**

1. はしがき

宇宙における材料製造、太陽発電等の重要性が認識されるにつれ、我国においても人工衛星の地上への回収の研究に着手する必要性が高まってきた。

一口に回収といっても、その方法は多様である。地球低高度周回軌道からの実際に行なわれている回収に限れば、次に述べる三つの型に分類できる。第一の型としては地球周回軌道上、目標地点の手前で急速な速度方向変換を行なって急角度で降下させ、着地直前パラシュート降下中を空中で飛行機で捕えるか、海上へ落下させて船で探して収容するという方法がある。技術的に単純であるが、軌道離脱用のレトロモータが大きくなる、再突入時の大気抵抗による減速が大きくなる等の欠点があり、生物の回収には適さない。

第二の地球周回軌道からの回収のもう少し進んだ形としては、米国で行なわれたマーキュリー、ジェミニ計画等におけるカプセル型飛しょう体の回収がある。これは第一の急角度大気突入型 (steep entry type) に対して小角度大気突入型 (shallow entry type) に分類すべきものである。小さい逆推進ロケットを用いて軌道を離脱して浅い角度で大気に入射し、大気抵抗による急激な減速を避ける。軌道離脱後のレンジは長く、地球の $\frac{1}{3}$ 周程度になる。誘導を行わなければ当然落下点分散は大きくなり、レンジセーフティ上問題があるとともに海上での船上収容に時間がかかる。ジェミニにおいては落下点分散を小さく抑えるためにカプセルの重心を機体中心軸

からやぶらすことによりトリム状態において小揚力を発生させ、この揚力方向をロール制御することによってレンジを調節するという方法をとっている。この方法によりジェミニ計画後期においては、目標地点からの分散がほぼ 5 km 以内に納まる程度になった。

この小揚力による誘導を行なうためには、目標地点に対する現在位置および速度の情報が必要である。高度約 90 km における大気突入時から高度約 40 km 程度までは、空力加熱により飛しょう体まわりの気体分子の電離による通信不能の現象ブラックアウトが起きるため、地上でのレーダトラッキングによる航法指令を飛しょう体に与えることができない。他方カプセル型飛しょう体の揚力方向制御による落下点調節が有効なのは、高度 75~50 km の範囲である。したがって何らかの慣性航法装置を持ち、搭載型計算機による自律的な誘導を行なうことが必要になる。このタイプの回収を行なうためには、慣性航法装置およびロール制御用ガスジェット系を搭載することが必要になる。しかし急角度突入型の場合に必要な大きな逆推進ロケットがいらないので、飛しょう体が大きくなるにつれペイロード的には有利になる。

第三の地球周回軌道からのさらに進んだ形での回収としては、シャトルオービターのような有翼機体の回収がある。有翼機体も大気突入角度は小さくとるが、揚力が大きいカプセルの場合よりもさらに小さな減速度で低高度まで滑空することができる。ブラックアウト終了時までの誘導をカプセル回収なみの精度で行なっていれば、その後エンジンがなくても残留誤差分の軌道修正を行なうのに十分な揚力はえられるので、地上航法設備を援用することによ

* 昭和56年4月14日 受付

** 宇宙研究グループ

り、目標空港まで滑空し飛行機のように着地することが可能である²⁾。有翼機体の場合は海上に船を出して収容しなくてもよいという利点はあるが、着地するための空港、地上航法設備等バックアップシステムが大規模になるため、使用ひん度の高い場合にメリットが多い。そしてもし使用ひん度が高ければ、回収飛しょう体としても繰返し使用に耐えることが望ましい。スペースシャトルオービタはこのような要求条件に合う回収飛しょう体である。構造効率を高めるために打上げ時にはオービタ自身を推力をもつ形にするとともに、材料の選定による構造の軽量化が重視されている。他方減速をはかるため、極超音速で大迎角飛しょうを行なうが、これは従来の飛行機には経験のないことであり、制御舵面のきき方はく離流による風背側での加熱、衝撃波の干渉に基づく加熱、翼胴体干渉フラッタによる荷重等未知の問題が多い³⁾。これらの点について過度に安全側に設計することは構造効率あるいは低マッハ数領域での飛行性能を劣化させることになる。したがってよりよい妥協点をもった機体設計のためには多大な実験と数値計算による技術検討が必要である^{4,5)}。

わが国の回収の研究をいかなる方向に設定すべきかは、将来の打上げピークルの開発計画および将来ミッションの動向とにらみ合わせてきめるべき問題であろう。しかしながらこれらのいずれについても回収の形態を選定しうる程には煮つまっていないのが現状である。また回収の技術的問題点についても明確には把握されていないように思われる。そこで本報告においては、データも比較的整っており、物理的にも簡明で基本的な原理を理解しやすいジェミニの回収体を例にとり、回収のためのシステム構成の概要を把握することを意図した。

ミッション軌道から軌道変換して中間軌道に入れ、それからタイミングをとって大気突入のために軌道離脱するまでの過程については、機体の揚力に関係しないのですべての回収体に対してほぼ共通な内容をもつ技術である。軌道離脱してからのジェミニ型カプセル回収に用いられる慣性航法システムは、有翼回収の場合にも基本的にはそのまま適用可能なものであり、わが国においてもほぼ実現可能である。またカプセル回収体の空気力学、空力加熱および構

造については有翼機体と共通の問題を含んでいるわけではあるが、最適設計の要求が有翼機体の場合のように強くないので、安全な飛しょうを確保する程度であれば技術的には多くの問題を伴わない。むしろ実験および飛しょうを通してえられるデータは、単純な鈍頭物体に関する基本データとして有翼機体設計に役立てられるものであろう。

以上のごとくジェミニ型カプセル飛しょう体の開発を行なうことは、共通技術の開発とともにフライトテストをも含むという点で有翼機体開発のために大いに意義がある。米国が基本的な回収実験の後、マーキュリー、ジェミニ、アポロ等を経てシャトルへと歩んだ道を集約的に数少ない飛しょう実験で体得しようとする、やはり一ステップとして本報告で記述する種類のカプセル回収実験を行なうことが必要ではないかと思われる。

米国のジェミニ計画は有人であり、主たるミッションもアポロ計画をめざしてランデブドッキングにあった。したがって軌道滞在期間も最長で二週間程度にすぎない。わが国での回収に適用されるさし当りのミッションはおそらく材料実験か生物実験の範疇に入るものと思われる。材料実験についてはすでに調査もなされているので⁶⁾、今回は例として生物実験をとり上げ系構成を行なった。一つのモデル研究であって、これをそのまま実現しようという意図はない。ジェミニのコンフィギュレーションをできるだけ生かし、製作は国産によるということを前提としている。しかしジェミニのデザインデータを手しているわけではないので数値的には推定による部分も多い。

宇宙における生物実験系は有人衛星計画にもつながるものであり、それのみでも研究対象となる大きな内容を含んでいるが、本報告では質量および必要電力等の目安をえる程度の簡単な検討にとどめた。

なおジェミニ型回収体の軌道離脱以後再突入における軌道およびダイナミクスを回収体デザインの観点から解析的に捕える試みは、この報告と並行して進められた¹⁾。単にジェミニ型機体の回収に関する数値データを与えるばかりでなく、大きさ、形状等の変更によってもたらされる結果をもある程度定量化している。本報告と合わせて参照願いたい。

2. 概念構成

2.1 システム概要

生物実験衛星に限定しても、その目的および方法は多様であり、衛星の形態も種々考えられる。しかしシャトルの運航が実現間近となり、これを用いた生物実験も可能となっている現状では、わが国の生物実験衛星が近い将来実現可能となる条件はおそらく次のいずれか、あるいは両方を加味したような状況下においてであろう。

1) わが国が独自の有人回収機体開発をめざし、その開発の一段階として生物実験衛星計画により生命維持装置等軌道上における機器開発と合わせて回収技術を習得する必要がある場合。

2) シャトルでは搭載条件の規制あるいは滞空日数の関係で実施しがたい実験をわが国で行なう必要性が生じた場合。

2)の内容のミッションを検討し、候補をしぼって、1)の内容を考慮しつつ適用性のある生物実験衛星を設計するというのがもっともオーソドックスな取り組み方であろう。しかしまともに取扱うのでは再突入時特性等不明確な部分も多いのでシステム構成のための手がかりをつかみにくい。したがって実在するジェミニを手本とし、上記二つの条件を考慮しつつ系の再構成を試み、可能性を探ろうというのが本報告の立場である。

ジェミニにおいてはフライトⅦの滞空時間が最長で、二人が搭乗し二週間のミッションを果している。したがって大ざっぱに言えば、人間一人であれば一ヶ月、人間の $\frac{1}{4}$ の基礎代謝量を有する生物であれば4ヶ月軌道滞在できる可能性がある。2)のシャトルよりも長い滞空日数を要するミッションという条件に合わせてミッション期間として4ヶ月以上とすることを考えた。後に示すような検討の結果、回収時刻の制約から4ヶ月は不適当なので4.5ヶ月とすることになった。

実験対象動物としてはマウス30匹を選んだ。ある程度の数量を確保することは個体差の影響を排除するため必要であり、マウスは一匹当たりの代謝量が少ないので好適である。またマウスは医学実験用として地上でも基本的な実験用動物であり、将来発生

するミッションに適合する可能性が強いと考えたためである。マウス30匹でも代謝量は人間1人の $\frac{1}{10}$ にすぎないが動物であるため排泄物の処理装置などが大きくなるためジェミニではこの程度の数が限度である。

以上のようなミッションの設定から始めて、次節以下に記述する検討の結果えられたシステムの概要を示すと表2.1のごとくである。各項目相互の関連が強いためこのような系構成は一方向的には進行しない。試行錯誤的に各項目の設定を変更して検討した結果得られたものである。したがって次節以下も決定していった通りの順序では記述していない。詳細の記述に入る前に表2.1に少し説明を加えておこう。

表 2.1 生物実験衛星概要

項 目	内 容
ミ ッ シ ョ ン	マウス30匹の宇宙における飼育および地上への回収
ミ ッ シ ョ ン 機 器	動物飼育装置, 生命維持装置, その他の実験装置
衛 星 重 量	3.2 t
所 要 電 力	1.4 KW (平均)
打 上 げ ロ ケ ッ ト	H-1B
軌 道	高度 470 km, 傾斜角 30°
軌道滞在期間	4.5 ヶ月
回収時加速度	7 G 以下
回収時着地点分散	20 km 以下

衛星重量3.2 tはジェミニの軌道上における重量と一致させてある。

ジェミニの発電能力は約2 kWである。ジェミニの場合はミッション期間が短いので主としてバッテリーを用い、ミッションが長めるときは燃料電池(Fuel Cell)を併用した。わが国では近い将来宇宙用の燃料電池が実用になるとは思えないので太陽電池を使わざるをえないであろう。本生物実験衛星における所要電力1.4 kWは3.2節で述べる太陽電池パネル収納の制約からくる発電可能量の上限値である

が、ほぼこのミッションの要求は満たすと考えられる。

打上げロケットとして現存のNIIが500 km円軌道に運びうるペイロードは1.2 t程度であり、これではシステム要求に合わない。現在開発中のH-Iロケットは200~300 kmの低高度軌道に3 tの衛星を打上げる程度の能力を持つとされているが、フェアリング径が2.44 mであり、ジュミニの形状および重量そのままの衛星を搭載することはできない。H-Iの能力向上型としてH-IBについても検討されている。H-IBでは搭載重量が増すとともに3 mのフェアリング径も候補に上っている。したがってもしこれが実現できれば表2.1に示すシステム要求をもつ衛星の打上げロケットとして好適と思われる。ジュミニ打上げの場合と同様にH-IBロケットの最上段ノーズとして、ジュミニ型カプセル回収体の尾部をそのまま用いるようにする。もちろん現在開発中のH-Iに合わせて衛星規模を縮小した案を考えることも可能であるが、本報告ではその検討は含めない。

回収時加速度制限7Gおよび着地点分散20 km以下は、ジュミニのフライトデータ付表2および付表5から判断して、ジュミニと同様の誘導回収を行えば目標値としては妥当と思われる。ジュミニ回収体の形状をそのまま用いることは、わが国では未経験な再突入時における空力特性、熱防御およびダイナミクスに関してフライト実績があるという技術的に大きな保証を与えることになる。

2.2 ミッション軌道

この生物実験衛星はかなり大きな太陽電池パネルを広げることになるので、減衰した軌道を回復するために推力を用いることは避けなければならない。したがって要求される滞在期間を満たすためにはその間に大気抵抗によって衛星が自然落下しない程度に軌道高度を高くとらなければならない。

一方軌道高度を過度に高くとすることは、打上げロケットの能力増大を要求するばかりでなく、帰還時の逆推進ロケットの質量をも増大させる。また高度が高くなるにつれ宇宙塵、放射線等のレベルも高くなるため衛星搭載物の保護対策も増大する。したがってミッション高度の選定は慎重になされることが必要である。

大気抵抗により、 $D[\text{km/s}^2]$ の減速度を与えられる衛星の単位質量当たりのエネルギー変位は、軌道長半径を $a[\text{km}]$ 、速度を $v[\text{km/s}]$ とすると

$$\frac{d}{dt} \left(-\frac{\mu}{2a} \right) = vD \quad \left[\frac{\text{km}^2}{\text{s}^2} \right] \quad (2.1)$$

によって与えられる。 $\mu[\text{km}^3/\text{s}^2]$ は重力加速度定数である。大気密度を $\rho[\text{kg}/\text{km}^3]$ 、弾道係数を $B[\text{km}^2/\text{kg}]$ とすると、衛星の単位質量当たりの大気抵抗は

$$D = -B\rho v^2 \quad [\text{km/s}^2] \quad (2.2)$$

であり、円軌道について考えることにすれば

$$v = \sqrt{\frac{\mu}{a}} \quad \left[\frac{\text{km}}{\text{s}} \right] \quad (2.3)$$

であるから(2.1)より

$$\frac{da}{dt} = -2B\rho\sqrt{a\mu} = \frac{dH}{dt} \quad \left[\frac{\text{km}}{\text{s}} \right] \quad (2.4)$$

をえる。

いま初期円軌道の高度 $H_0[\text{km}]$ 周辺における大気密度を

$$\rho(H) = \rho_0 e^{-k(H-H_0)} \quad [\text{kg}/\text{km}^3] \quad (2.5)$$

$$k_0 = - \left[\frac{\partial \rho}{\partial H} / \rho \right]_{H=H_0} \quad (1/\text{km})$$

で表わすと(2.4)および(2.5)より

$$dt = - \frac{1}{2B\rho_0\sqrt{a\mu}} e^{k_0(H-H_0)} dH$$

$$t = \int_{H_0}^{H_1} \frac{1}{\dot{H}_0 k_0} e^{k_0(H-H_0)} dH = \frac{1}{\dot{H}_0 k_0} \{ e^{k_0(H-H_0)} - 1 \}$$

(s) (2.6)

となる。 $H_1 \sim H_0$ 区間において(2.5)の大気密度モデルの近似がよく、かつ H_1 点における大気密度が H_0 点における大気密度よりはるかに大きいとすれば、 H_1 高度に至るまでの軌道寿命 L_t は近似的に

$$L_t \approx - \frac{1}{\dot{H}_0 k_0} = \frac{1}{2B\rho\sqrt{a\mu}} \quad (\text{s}) \quad (2.7)$$

で与えられる。150 km高度円軌道の衛星の軌道寿命は弾道係数にもよるが、通常せいぜい数時間である。したがって H_1 として150 km程度をとることができれば、(2.7)はそのまま H_0 高度の軌道寿命と考えてよい。

大体の目安をえるために、基準値としての弾道係数を以下のように設定した。

$$B = \frac{C_D S}{2m} = \frac{2.2 \times 7.069}{2 \times 3.2 \times 10^3} = 2.4298 \times 10^{-3} \left[\frac{\text{m}^2}{\text{kg}} \right] \quad (2.8)$$

抵抗係数 $C_D=2.2$ は 100 km 高度を越える高度での基準的な値であるが ± 0.5 の範囲で変化する可能性がある。この値はあまり形状には依存しない。 m は衛星の質量 3.2×10^3 kg であり、 S としては最大直径約 3 m の円面積をとった。衛星の飛しょう時の姿勢により、進行方向に対する投影面積は異なり、かつ太陽電池パネルを広げるときはこれの進行方向への投影面積をも考慮しなければならない。ここで設定した 7.069 m^2 はジェミニ機体に対する最小値であり、結果としてえられる軌道寿命は最長となる。(2.7) および (2.8) より明らかなように、 L_t は S に逆比例する形になるから実際の軌道上における平均的な投影面積 S を求め、 7.069 m^2 に対する比で L_t を割った数値が実際の軌道寿命である。

8) 大気密度としては Jacchia の基礎大気密度モデルにおける外圏温度 T_∞ が 1000 K および 1500 K に対応する大気密度を用いた。高度 200~500 km について (2.7) を計算した結果を示すと図 2.1 のごとくである。

外圏温度 T_∞ は基本的には日周変動によって定まる。すなわち太陽、地球および衛星の相対的な位置関係によって定まる。ミッション軌道が定まれば、この軌道に沿って外圏温度の変化を追うことは可能である。さらに外圏温度は太陽活動および地磁気変動等の影響も受ける。これらは予測が現時点では不可能な現象であり、誤差の大きい抵抗係数 C_D とともに、衛星の軌道寿命の正確な推定を妨げる要因となっている。原理的には軌道に沿った日周変動に応じた外圏温度を計算し、その他の不確定要素の影響を分散として捕えておくことが望ましい。しかし現段階ではもっと大ざっぱな見当をつけることだけを目的とし、先に述べたように平均的な外圏温度の上、下限値と思われる 1000 K および 1500 K に対応する大気密度を用いてえられる軌道寿命を示すに留めた。

最大直径 3 m の円盤面積を用いた場合の軌道寿命を実線で示す。ジェミニ飛しょう体の中心軸を三軸制御によりつねに進行方向に一致させておけば、その軌道寿命は実線で示す値である。外圏温度の上限

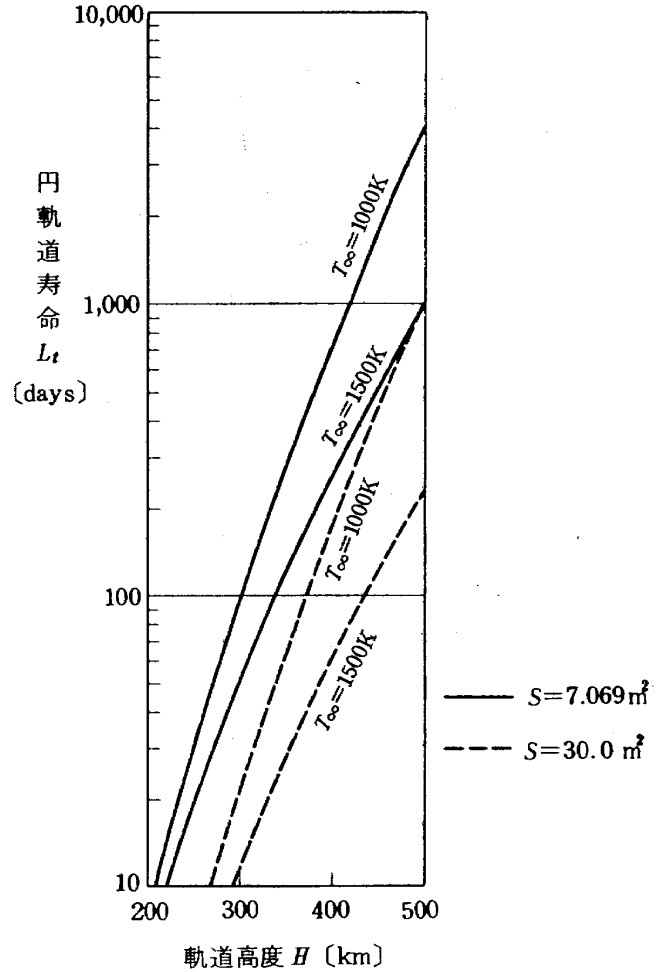


図 2.1 軌道高度に対する円軌道寿命

値 1500 K の場合でもミッション高度を 360 km とすれば、軌道寿命 4.5 ヶ月を確保できる。これに対してジェミニが横向きの場合、あるいは太陽電池パネルを広げることにより進行方向への投影面積が大きくなるような場合、その面積を S とすると軌道寿命は $7.069/S$ 倍になる。たとえば投影面積が 30 m^2 の場合の軌道寿命を破線で示す。後に述べるようにこの 30 m^2 は本生物実験衛星が太陽電池パネルを広げた場合の最大投影面積である。この場合、外圏温度 1500 K に対して軌道寿命 4.5 ヶ月を確保するために必要な高度は約 470 km である。実際は全飛しょう時にわたって最大投影面積が維持されるということはないのでかなりの安全率をとることになるが、現段階では一応ミッション初期高度を 470 km というにす

る。軌道傾斜角についてはジェミニの場合と同様約 30° とする。この設定によれば、種子島からはほぼ真東に打上げることになり、地球自転だけの速度がえ

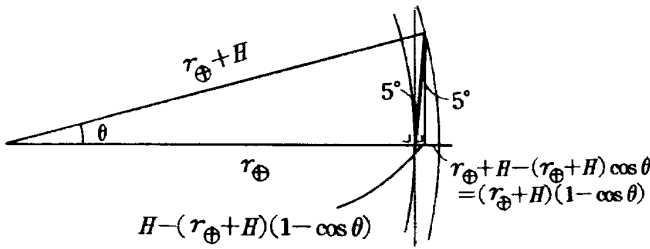


図 2.2 可視領域

られるので打上げ効率がよいということもあるが、主たる理由は次の二点にある。まず軌道傾斜角 30° の衛星が日本上空を飛しょうする場合、地上への軌跡は 30° 緯度線に沿った領域（屋久島および種子島の南、青ヶ島および小笠原諸島の中間）となる。このミッション軌道を用いれば、回収地点もこの軌跡に沿った地上に選ばれるわけで、レンジセーフティの観点から考えてもこの領域は回収の着水目標地点として望ましい。

第二の理由は地上との交信可能性の便宜にある。軌道傾斜角を 30° とすると、軌道面に対して打上げ地点が自転により描く小円はほぼ接する形になる（図 2.4 参照）。可視上下角を 5° 以上とし、円軌道高度 H km の衛星の可視地球中心角を 2θ とすると、図 2.2 に示す幾何学により次式が成立する。

$$\tan 5^\circ = \frac{H - (r_\oplus + H)(1 - \cos \theta)}{(r_\oplus + H) \sin \theta}$$

整理すると

$$\cos \theta - \tan 5^\circ \sin \theta = \frac{r_\oplus}{r_\oplus + H} \quad (2.9)$$

となる。 $H=470$ km に対して数値的に θ を求めてみると $\theta \approx 16^\circ$ という結果がえられる。すなわち可視領域はトラッキング局を中心とする半径 1780 km の円内ということになる。一方地球自転により軌道面は毎週 24° 程度西側へ移動する。もし極軌道に近い軌道傾斜角をもっている同一局から二週連続して観測できる可能性は少ないが、軌道傾斜角が 30° であれば、確実に二週連続して交信可能である。回収操作の上からはこの軌道特性は有利である。

つぎに地球の扁平形状による重力摂動項 J_2 によって生じる軌道面のずれの影響について考えてみよう。 J_2 項による一周期毎の軌道面のずれは次式で表わされる。

$$\frac{d\Omega}{dN} = -3\pi J_2 \frac{\cos i}{(a/r_\oplus)^2} \quad [\text{rad/rev}] \quad (2.10)$$

ただし Ω は昇交点赤経、 N は衛星の地球周回数、 i は軌道傾斜角である。また軌道周期 T は

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu/a^3}} = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu/r_\oplus^3}} \left(\frac{a}{r_\oplus}\right)^{3/2} \quad [\text{s}] \quad (2.11)$$

で与えられる。

$$J_2 = 1.082 \times 10^{-3}$$

$$\mu = 3.98604 \times 10^5 \quad [\text{km}^3/\text{s}^2]$$

$$r_\oplus = 6378.16 \quad [\text{km}]$$

の数値を用いると、それぞれ

$$\frac{d\Omega}{dN} = -1.0198 \times 10^{-2} \frac{\cos i}{(a/r_\oplus)^2} \quad [\text{rad/rev}] \quad (2.10)'$$

$$T = 1.4082 \left(\frac{a}{r_\oplus}\right)^{3/2} \quad [\text{hr}] \quad (2.11)'$$

であり、一日当たりの軌道面の地球に対する回転量 p は

$$p = 24 \frac{d\Omega}{dN} / T = -0.17380 \frac{\cos i}{(a/r_\oplus)^{5/2}} \quad [\text{rad/day}] \quad (2.12)$$

となる。

470 km 高度では $a/r_\oplus = 1.07369$ であるから、 $i = 30^\circ$ のとき

$$p = -0.11736 \quad [\text{rad/rev}]$$

$$= -6.7240 \quad [\text{deg/day}]$$

である。

もしミッション期間を 4 ヶ月としようとする、4 ヶ月では軌道面は地球を 2,241 周することになる。一方地球は公転により太陽のまわりをこの間に $1/3$ 周し、回転が逆向きであるから、軌道面は太陽方向に対しては 2.57 周する。すなわち正午に打上げると 4 ヶ月後日本近海で回収をはかれるのはそれより 24×0.57 時間前、夜の 10 時頃となりうまくない。

運用上基本的には正午に打上げて正午に着水というのが理想的であろう。そのためには軌道面の太陽方向に対する回転数がちょうど整数になるようにすればよい。いま n 日後、 k 周目に回収をはかることにするとこの条件は

$$n \left(\frac{1}{365} - \frac{p}{2\pi} \right) = k \quad (k=1, 2, 3 \dots) \quad (2.13)$$

で与えられる。 p として上記の値をとると $k=1, 2, 3$ に対して

$$\begin{aligned} k=1 &: n=46.69 && \text{[days]} \\ k=2 &: n=93.37 && \text{[days]} \\ k=3 &: n=140.07 && \text{[days]} \end{aligned}$$

となる。

$k=2$ と 3 との場合の中間を狙って、また夕方 3 時に打上げて朝 9 時頃の着水という計画を用いれば $k=3-6/24=2.75$ であって

$$n=128.40 \quad \text{[days]}$$

となり日数は多少ずらすことはできる。

(2.12) より明らかなようにミッション高度を多少変えても p はあまり変らない。したがって日数 n をミッション高度で調節することはあまり期待できない。たとえば高度を 500 km としても 2 日程度日数が延びるにすぎない。

以上の検討の結果、回収衛星のミッション期間を 4 ヶ月というように任意に設定することは不可能であって、回収時刻の制限から 1.5 ヶ月、3 ヶ月、4 ヶ月半の前後という形で制約を与えられることがわかった。

ミッションあるいは他の運用面からの要求条件が明確にならない限り、より詳細に設定することは意味がないので、さし当たりミッション期間は 4.5 ヶ月ということにしておく。軌道高度を 470 km とした際に用いたミッション期間に対する 4.5 ヶ月という要求条件の背景は以上のようなものである。

ミッションおよび回収操作の便宜から、一周毎に軌道面がどの程度後退していくかということも軌道高度と関連した重要な問題である。こんどは自転量に関係する。 ω_{\oplus} を自転角速度とすると再び (2.10) および (2.11) を用いて、一周毎の回転地球に相対的な後退量 q は

$$q = \omega_{\oplus} T - \frac{dQ}{dN} \quad (2.14)$$

で与えられる。

$$\omega_{\oplus} = 7.2922 \times 10^{-5} \quad \text{[rad/s]}$$

を用いると

$$q = 0.36967 \left(\frac{a}{r_{\oplus}}\right)^{\frac{3}{2}} + 0.01020 \cos i \left(\frac{a}{r_{\oplus}}\right)^{-1} \quad \text{[rad/rev]} \quad (2.14)'$$

である。

470 km 円軌道に対しては $q=0.41893$ [rad/rev] = 24.00 [deg/rev] である。 k 日毎軌道 n 周回に回帰が成立するための条件は次式で与えられる。

$$2\pi k = nq \quad (2.15)$$

1 日毎 15 周目に正確に回帰が成立つ高度を上式から求めると 468 km となる。すなわち先に設定したミッション高度 470 km を用いれば少なくともその初期の高度においては一日毎の軌道の回帰性がえられる。これはどうしても必要な条件というわけではないが、運用上有利であると思われる。

以上の検討を総合すると、軌道滞在期間を 4.5 ヶ月とし、軌道高度 470 km とすれば、軌道寿命を保証できるとともに、正午に打上げて午前中に着水回収をはかることができ、かつ回帰軌道による運用上の便宜をもうるという結論がえられた。

2.3 ミッション軌道上における衛星の姿勢

姿勢制御に課せられる主たる要求条件は以下の通りである

- i) 太陽電池の効率を最大に保つために、太陽電池パネルを太陽光に垂直に保つこと
 - ii) 生物を飼育するために採光窓に一定の太陽光入射をえること
 - iii) 日本に近接したとき交信ごとにビデオ送信を可能とするためアンテナの指向性を確保すること
- 地球方向に対する姿勢への要求条件は iii) のみであり、制約としては強くない。 i) および ii) は太陽方向への姿勢条件である。したがって太陽電池パネルは衛星に固定することにし、パネル面を太陽光と垂直になるように姿勢を制御するものとする。この設定であれば、採光窓を適当な位置に配置することにより、地球の蔭の部分を除けばつねに一定の採光がえられる。

交信に関する条件を満足させるためにはアンテナの形状、指向特性等が明確にならなければ取付位置等の詳細は定まりにくい。今回の検討ではそこまでは進められないので、一応アンテナはノーズ周辺にノーズの円周上任意方向に指向特性をもたせられるような S バンドアンテナを取付けるものとしておく。そして日本上空に近接時の交信特性をよくするためには図 2.3 に示すように、レーダのとりつけられて

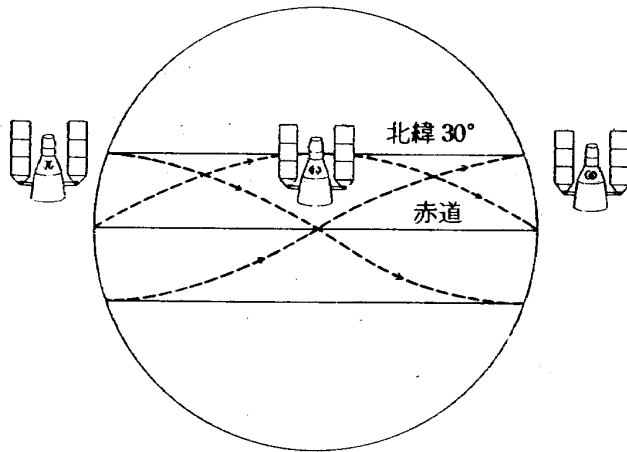


図 2.3 衛星の軌道上における姿勢
(冬期打上げ；太陽は手前や、下方)

いる回収セクションの方をつねに北極方向に向けておくという方法が考えられる。ただし太陽電池パネルを太陽光に垂直に保つという制約があるので、ノーズは真北ではなく、赤道面に対する太陽光照射角度分だけ傾くことになる。図は衛星がやや下にうつむいた形であり、冬期にうち上げられた場合の状態である。姿勢制御の精度は厳しくないで、ミッション期間中の姿勢制御のためには太陽センサの他に極方向を検出するために磁気センサを用いるくらいで十分である。オペレーションが単純であり、姿勢操作も最小となる点で望ましい。

衛星の横投影面積は約 11m^2 、太陽電池パネルは 3.2 節で示すように約 19m^2 である。したがって図 2.3 に示すような姿勢で軌道をまわる場合、進行方向への投影面積は最大 30m^2 から最小の 11m^2 くらいの幅で変化する。したがって軌道寿命の予測において、投影面積 30m^2 を一律に用いたのはかなりの安全率を見込んだことになる。

2.4 回収軌道およびシーケンス

ジェミニのミッション軌道の最終高度は 270km 程度であり、回収はこの高度から行なわれた。したがってジェミニの逆推進ロケットもこの回収軌道のためのものである。

本報告で扱う生物実験衛星のミッション軌道は高度 470km から大気抵抗によって減衰し、ミッション末期には $350\sim 400\text{km}$ 程度になっているものと思われる。この高度から直接再突入に向うことも考えられないことではない。しかしながら軌道離脱の高

度は低い方が減速度、加熱等の条件が緩和され、かつ着地点の誘導制御もやりやすくなる。ジェミニのシステムをできるだけ生かすという観点からも、ジェミニのミッション軌道を回収のための中間円軌道として用い、この中間円軌道に入れた後、ジェミニと全く同じ手順で再突入に向うということにする。

2.2 節でも述べたごとくミッション軌道の軌道面は一週毎に 24° 程度西方に移動する。したがっていま種子島近海を落下目標点とすると、種子島への近接点も最大 12° だけ東西にずれる可能性がある。回収を行なう周回としては、種子島への近接点が西方にずれている方がよい。その理由は回収を行なう前の周回でコマンドをかけるための可視条件を確保することが一つである。第二には回収軌道上ではミッション軌道上よりも周回速度が大きいので、回転地球からみると着地点が東方にずれる効果をもつからである。したがって回収を狙うためには種子島への近接点がやや西方にずれるような日を選ぶか、あるいは軌道の周期を調節して回収指定日にそのような位相がえられるようにする。

図 2.4 は回収軌道の説明図である。a) は立体的に示した図であり b) は軌道面に垂直な方向からみた様子を模式的に表わした図である。種子島への最近接点がえられる周回の一週回前に増田または沖縄管制所を用いて回収コマンドをかける(1)。まず太陽電池パドルを切離し、その後軌道操作系を用いてトランスファ軌道に移り、ホームトランスファにより近地点に至った時点で再度軌道操作系を用いてその高度の円軌道(中間円軌道)に入れる(2)。中間円軌道挿入後軌道操作系を分離して捨てる。中間円軌道に入った後 $10\sim 15$ 分経過後アフリカ上空において逆推進ロケットを点火し、その後これを切離して再突入に向う(3)。軌道が大気の影響を受け始めるのは高度 120km 前後であるが、誘導系を働かせるのは 90km 前後からである。主要な誘導操作は $75\sim 50\text{km}$ の間で行なわれる。高度 15km 前後マッハ数 1.5 でドログシュートを開き、一連のシーケンスで開傘して着水する(4)。逆推進ロケット点火後着水までの時間は 30 数分で、飛しょう距離は地球のほぼ $\frac{1}{3}$ 周である。

この回収軌道上の操作は最初にコマンドを与えて以後は基本的には搭載型計算機上のプログラムにもと

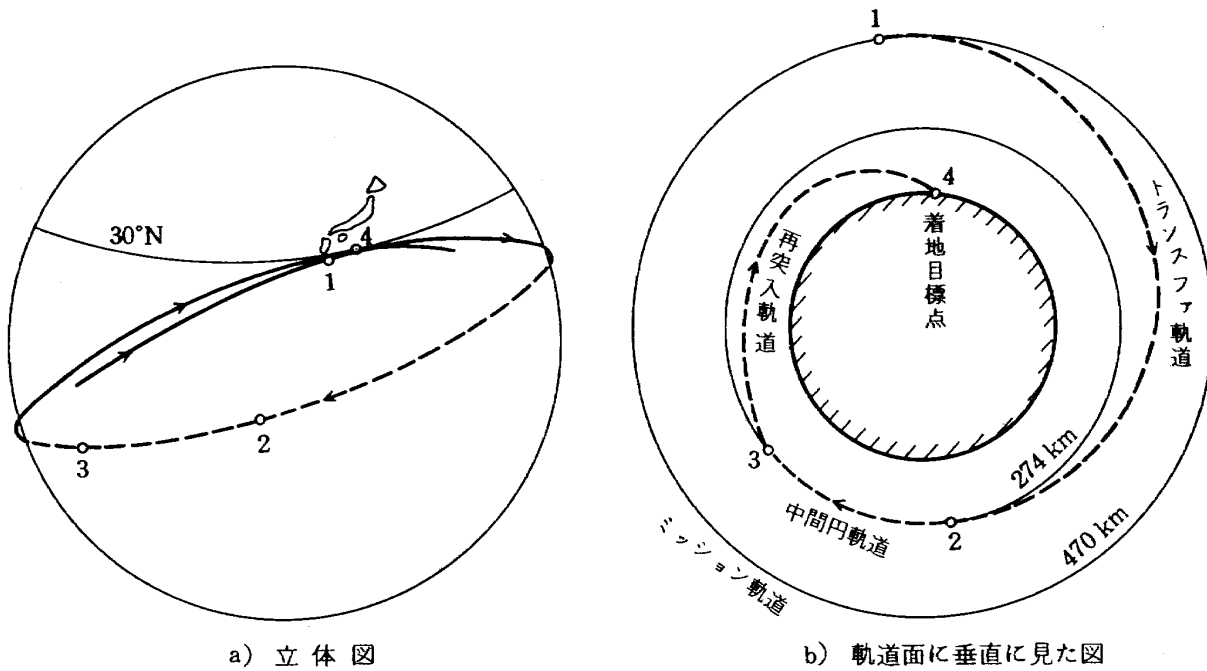


図 2.4 回収軌道

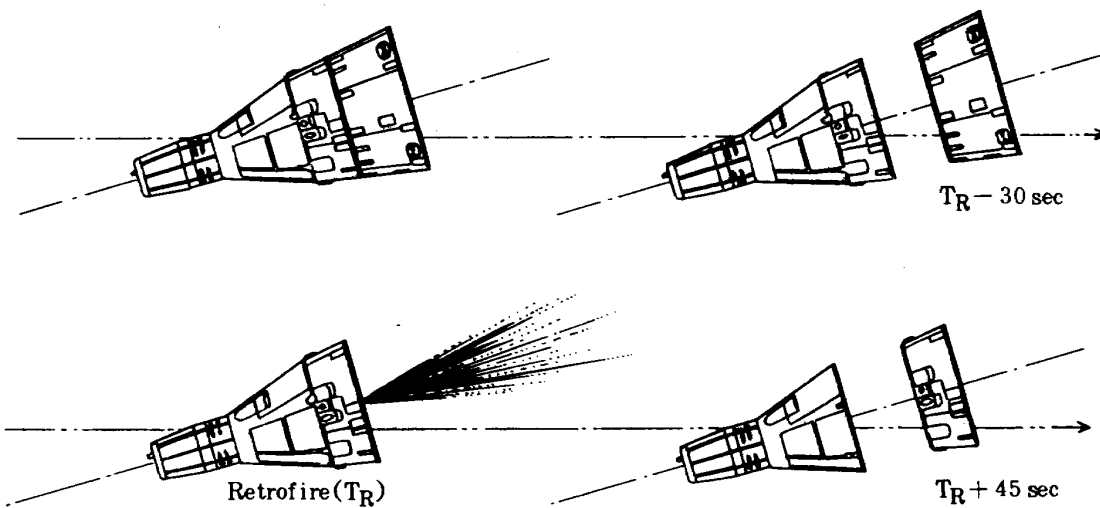


図 2.5 ジェミニにおける軌道離脱時のシーケンス⁹⁾

づいて行なわれるが、地上からのトラッキングにより途中経過を把握できることが望ましい。ことに3の点において再突入に移るか停止処置をとるかについては地上からの確認指令に基づくことが安全性の観点から望まれる。現行のトラッキング局としては南アフリカコンゴのBrazzaville(仏トラッキングステーション)を用いる可能性がある。しかしこの回収船が実現する時期には米国のTDRSシステムが運用に入っているはずなのでこれを用いる方がよいかもしれない。

中間円軌道から再突入軌道に移る際のジェミニにおけるシーケンスの詳細を図2.5に示す。軌道上に

おける姿勢制御および軌道操作に用いた軌道操作系を含む機器アダプタセクションを切離した後、落下予定地点から予定レンジを差引いた地点で逆推進ロケットを噴射する。このときの時刻を T_R (Time of Retrofire)とする。その後逆推進ロケットを収納した逆推進セクションを切離した後大気突入に向う。逆推進ロケットの噴射方向は図に示すように、進行方向の上方 14° 程度の角度が最適である¹⁾

高度270kmの中間円軌道を離脱後、着水までの大気突入軌道については、ジェミニのデータをも用いて別著¹⁾で概略の検討を行なっている。逆推力の噴出方向、着水までの距離と時間、大気突入以後の速

度、高度、経路角、レンジ、加速度、よどみ点熱流入量および平衡温度、レイノルズ数等について求め、また姿勢制御系構成の基本になるダイナミクスについても考察が加えられている。これらの内容に関しては別著を参照されたい。

大気抵抗により減速を受け、高度が 15 km 程度になると大気に対する相対速度は遷音速領域に落ちる。遷音速領域での機体の姿勢安定をえるため、また着水時の衝撃を緩和するためにパラシュートを用いてさらに減速をはかる。ジェミニにおけるパラシュート開傘のシーケンスおよびパラシュート寸法を付録 D に示す。

ジェミニにおいてはパラシュート開傘のシーケンスは搭乗員の操作により行なわれたが、生物実験衛星においては搭載型計算機に航法系の情報をもとにした判断プログラムを作成し、これからの信号を用いて行なうようにすべきであろう。

3. サブシステム

本章においては推進系、電力系および誘導制御系について検討する。推進系についてはジェミニに準拠するが電力系および誘導制御系については別個に考えなければならない。

ジェミニの場合、先にも触れたように短期間ミッションであったため電力はバッテリーおよび燃料電池

に依存した。燃料電池は長期ミッションにも使用可能な性能をもっているが、わが国で近い将来宇宙用の燃料電池を開発するか入手することは困難と思われる。したがって太陽電池を使わざるを得ない。

誘導制御系は、ジェミニの場合も基本的には同じ機能を果たすものであるが、パイロットが搭乗しているため人間の判断および操作を入れた形の多重閉ループ系を形成している。生物実験衛星は無人的であるため完全な自律系にすることが要求される。

3.1 推進系

ジェミニの推進系は軌道操作系 (OAMS, Orbital Attitude and Maneuver System)、逆推進ロケット (Retro-Rocket) および再突入制御系 (RCS, Re-entry Control System) の三系統からなる。生物実験衛星に適用する場合、回収軌道を前節のように設定することにより、逆推進ロケットおよび再突入制御系はジェミニと同一になるが、軌道操作系は機能が異なるために改造しなければならない。改造後の推進系全体の配置を図 3.1 に示す。

軌道操作系 (OAMS)

軌道操作系は機能上はミッション軌道上における衛星の姿勢制御およびミッション軌道から中間円軌道への変換の二つの役割を果たす。ジェミニの OAMS と姿勢制御の面ではほぼ同等のシステムでよい。ただしこの衛星はジェミニと違って太陽電池パネルを

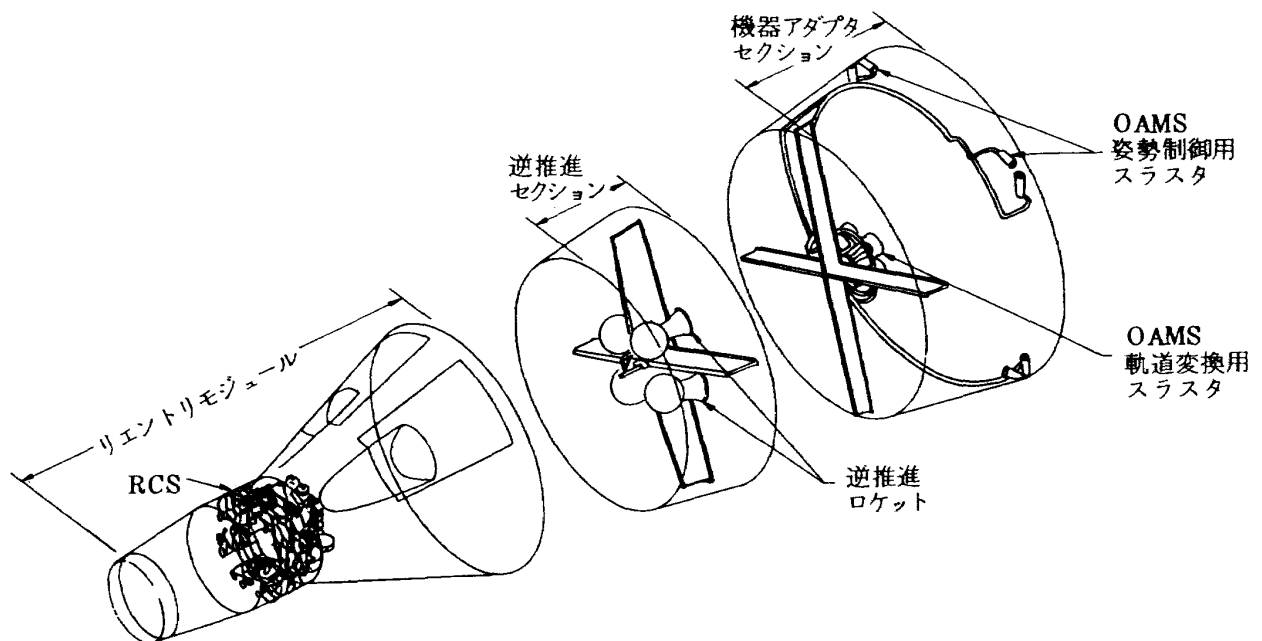


図 3.1 推進系の配置

持っているので制御特性としては異なったものが要求される。姿勢制御用には4対8個のノズルが必要である。

ジェミニの場合にはランデブ・ドッキングをミッションとしたために、前後、上下、左右の位置の微小調節が必要であった。そのためOAMSも各方向に対するノズル(前後各2, 左右各1, 上下各1, 計8個)を装備している。本衛星ではこれらは不要である。その代わりに軌道変換用のスラストが必要となる。そのためのノズルとして4個用いることにすると、その配置は図3.1に示したごとくになる。

ジェミニで用いられた推進剤は二液式で、燃料はモノメチルヒドラジン、酸化剤は四酸化窒素を用いている。この酸化剤は腐食力が強いのでこれに接触する部分には耐腐食性のスチールを用い、曲げ性の必要なところにはテフロンを用いる。タンクはチタン製とする。そしてこの推進剤を循環させるために、タンクの中にヘリウムをつめたブラダーを入れ、ヘリウムタンクからの蒸発ガスを押圧として用いる。

姿勢制御に用いる推力レベルはジェミニで10 kg程度であった。この衛星の場合太陽電池パネルがあるため質量慣性モーメントは大きくなるが、姿勢変化速度は遅い方がよいので推力レベルは同じ程度でよいと思われる。必要推進剤は100 kg程度である。

2.2節で述べたように、ミッション終了時の軌道高度は不確定で予測がつかない。2.3節で設定した衛星姿勢の進行方向投影面積を計算し、軌道に沿って外圏温度および大気密度を求めながら軌道減衰をシミュレートしていけば不確定の幅は縮まる。もう少し先の検討段階では当然そのような検討を行なうべきであろう。しかし抵抗係数および磁気指数、太陽活動等に起因する不確定さは最終的に残ることになる。OAMSはこの予測のつかない軌道から270 kmの中間円軌道までホーマントランスマで移す機能を備えていなければならない。

ここではミッション終了時の軌道高度が450 kmであると仮定し、その円軌道から270 km円軌道への軌道変換するものとして推進剤量等を見積もっておこう。450 km円軌道上での衛星速度 v_{c1} は

$$v_{c1} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{\oplus} + H_1}} = \sqrt{\frac{398604}{6378.16 + 450}} = 7.6405 \quad (\text{km/s})$$

となる。トランスマ軌道の長半径は

$$a = r_{\oplus} + \frac{H_a + H_p}{2} = 6378.16 + \frac{450 + 270}{2} = 6738.16 \quad (\text{km})$$

であり、トランスマ軌道上遠地点および近地点における速度 v_a および v_p は

$$v_a = \sqrt{\frac{\mu r_p}{a r_a}} = \sqrt{\frac{398604 \times 6648.16}{6738.16 \times 6828.16}} = 7.5893 \quad (\text{km/s})$$

$$v_p = \sqrt{\frac{\mu r_a}{a r_p}} = \sqrt{\frac{378604 \times 6828.16}{6738.16 \times 6648.16}} = 7.7947 \quad (\text{km/s})$$

である。270 km円軌道の速度は

$$v_{c2} = \sqrt{\frac{\mu}{r_p}} = 7.7432 \quad (\text{km/s})$$

である。したがって必要な速度増分は

$$\Delta v_1 = v_{c1} - v_a = 0.0512 \quad (\text{km/s})$$

$$\Delta v_2 = v_p - v_{c2} = 0.0515 \quad (\text{km/s})$$

で、ほとんど同じになる。

軌道変換のための遠地点および近地点における燃焼時間を約30秒とすると、太陽電池パドルを切離した後の衛星質量が約3100 kgであるから $\Delta v = 52$ (m/s)とすると一個当たりの推力レベルは

$$f = \frac{1}{4} \frac{m \Delta v}{g \Delta t} = \frac{3100 \times 52}{4 \times 9.8 \times 30} \simeq 137 \quad (\text{kg})$$

程度必要である。また選定した推進剤の I_{sp} は270 [kg s/kg]程度であるから必要推進剤量は

$$2 \times 4 \times \frac{f \Delta t}{I_{sp}} = 2 \times 4 \times \frac{137 \times 30}{270} = 122 \quad (\text{kg})$$

となる。姿勢制御用と合わせて250 [kg]程度用意すれば十分であろう。ジェミニのOAMSの推進剤量は322 kgであり、それよりは少なくなる。

逆推進ロケット (Retro-Rocket)

機能上ジェミニと同じでよいのでこれに合わせると次のようになる。

数量： 4個

推力： 各1130 [kg]

総力積： 25,760 [kg·s]

推進剤量： 100 [kg]

比推力： 255 [kg·s/kg]

燃焼時間は5.7秒であり、このときえられる速度

増分は約100 m/sである。

リエントリ制御系 (RCS)

リエントリ制御系もジェミニと同一でよい。推進剤は軌道操作系と同じものを用いる。ただし押圧としては窒素ガスを用いる。リダンダンシーを考慮して同じものを二系統設置する。推力レベルは10 kg程度であり、軌道操作系の姿勢制御用ノズルと同じものでよい。

ノズル数： 16 個

推進剤量： 33 [kg]

である。

3.2 電力系

まず必要な太陽電池パネル面積を計算する。470 km 円軌道の周期は94 min である。軌道傾斜角 30° であれば蝕率はほぼ35%であるから、61.1 min は日照時間、32.9 min は蝕時間である。

蝕時間の消費電力1.4 kWを確保するためには、日照時間にこの分を余計に発電して貯え、蝕時間にバッテリーからとり出して用いなければならない。

バッテリーからの放電効率を98%とすると、バッテリーに貯えるべき電力量は

$$\frac{1.4}{0.98} \times \frac{32.9}{60} = 0.7833 \quad (\text{kW} \cdot \text{H})$$

である。軌道上の周回数はミッション4.5ヶ月で2070周回程度であるが、この間の特性劣化率を50%とするとバッテリー容量として

$$\frac{0.7833}{0.5} = 1.567 \quad (\text{kW} \cdot \text{H})$$

必要となる。50 AH (20直列) で容量1200WHのバッテリーを用いることとすると、冗長1個を含めて3個必要となる。質量は157kg である。

充電回路効率を90%、バッテリー充放電効率を75%とすると、バッテリーに0.7833 kW・Hを充電するために太陽電池パネルで発生すべき電力は

$$\frac{0.7833}{0.9 \times 0.75} = 1.160 \quad (\text{kW} \cdot \text{H})$$

であって、日照時の消費電力1.4 kWと合わせて発電すべき電力は

$$1.4 + \frac{1.160}{(94 - 32.9)/60} = 2.539 \quad (\text{kW})$$

となる。

4.5ヶ月のミッションでのセルの劣化を5%とし、マージン10%を見込むと、太陽光が直角に入射するものとして、セルが発生すべき電力は

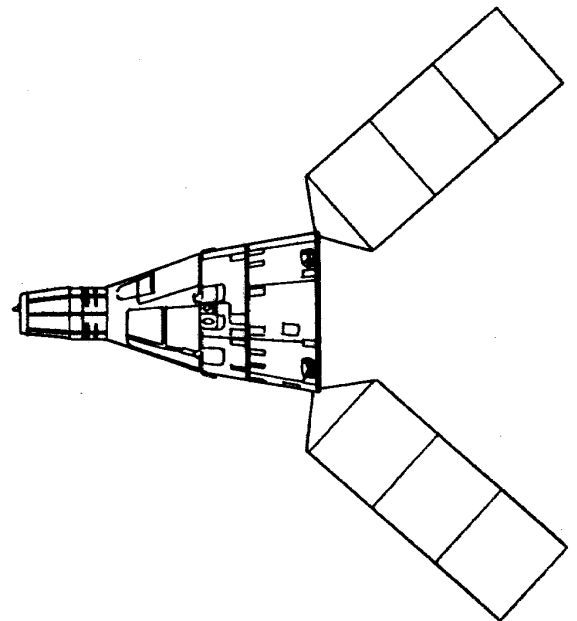
$$\frac{2.539}{0.95 \times 0.9} = 2.970 \quad (\text{kW})$$

である。ブラックセル(能率15%)を使用するものとし、質量比電力を40W/kgとすると太陽電池パネル質量は63.7 kg である。また必要パネル面積はアレイ回路の出力低下と2%、セルの貼付効率を90%とすると、太陽光フラックスは1.353 kW/m² であるから

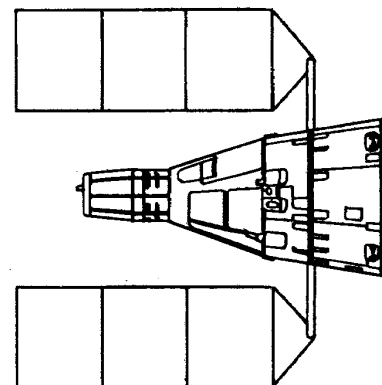
$$\frac{2.970}{1.353 \times (0.15 - 0.02) \times 0.9} = 18.76 \quad (\text{m}^2)$$

となる。

図3.2に示すようにアダプタセクションの尾端に



a) アダプタセクションを最後尾にとりつけた形



b) a)の図をさらに機器セクション先端にとりつけたアームを用いて開いた形

図3.2 太陽電池パネル展開図

太陽電池パネルを取付ける形式にし、衛星の側面に2対各3枚計6サブパネルを用いることにすると、サブパネル1枚当たりの所要面積は 3.127 m^2 、2m幅とすると長さは1.56mとなる。

アダプタセクションへの收容方法は図3.3のようになる。パネル面を1対3面とするとどうしても收容時にアダプタセクションからはみ出した形になってしまう。打上げビークルのタンク形状等がきまらなければこのような收容方法がとれるかどうか不明である。後に述べるが、ミッション機器における所要電力推定が正確ではないため、必要電力1.4kWは多めにとってある。もしタンクに触れるようであれば、発電能力は減るがパネル面積を減らして、タンクにぶつからないように多少調節する余地はある。しかしながらもし太陽電池パネルが機器アダプタセクションからはみ出して第二段の方にはみ出ることが許容されなければ、サブパネルの面積を減らし、枚数を増して機器アダプタセクションの中に納めるようにするか、あるいは機器アダプタセクションを

延長するかせざるをえないであろう。

図3.3の收容状態からの展開方法は次のようになる。まず軸Aに関してアダプタセクション壁面と直角になるまで回転し(1)、つぎに同じ軸Aについて紙面に沿った軸に関して 90° 回転する(2)、ついで軸Bについて中心軸とアームが直角になるまで回転し(3)、最後に折畳んだパネルを伸ばす(4)、この結果太陽電池パネルは図3.2 b)のような形になる。もし1の回転で回転角度を 60° 程度に留め、軸Bに関する回転を含めなければ図3.2 a)のような形での運用も考えられる。しかしながらa)の形では慣性モーメントが大きくなること、および軌道操作系の姿勢制御用スラストの噴く方向に位置するために太陽電池パネル面のよごれが問題となり適当でない。b)の形の方が展開方法は面倒であるが運用上はよいと考えられる。

3.3 航法、誘導および制御系

生物実験衛星の軌道上運用系と回収誘導系の機能をブロックダイアグラムで表わすと図3.4のごとくである。これに対応するジェミニの系は付図10に示す。ジェミニの場合はミッションが短期間であり、パイロットが搭乗しているため、IMUおよび計算機を軌道上と回収用とで共用している。しかしながら生物実験用としては、後述する開発可能性を考慮して図3.9に示すように回収用と衛星用と二系統の単能型計算機を用いたシステムを採用しておく。

ミッション軌道上においては、2.3節で述べたように衛星はサンセンサを用いて太陽電池パネルを太陽光に直角になるように制御する。他の一軸はたとえば磁力センサを用いて北極星の方向にノーズを向けるようにする。姿勢制御に関して高精度は必要としない。また材料実験の場合と違って姿勢制御操作による微小重力の影響も特に問題とはならない。軌道上における運用状態では、衛星用CPUは太陽電池およびバッテリー等からなる電力系統の回路の切換え等の制御を行なう。また地上からのコマンドに基づいて、ミッション機器のオペレーション、機能点検およびデータ取得等を行なう。運用開始時には太陽電池パネルの開傘等の運用司令を発する機能を持たせることもできる。

回収のための軌道変換に移る段階では、まず地上からのコマンドを受けて太陽電池パネルを捨てた後、

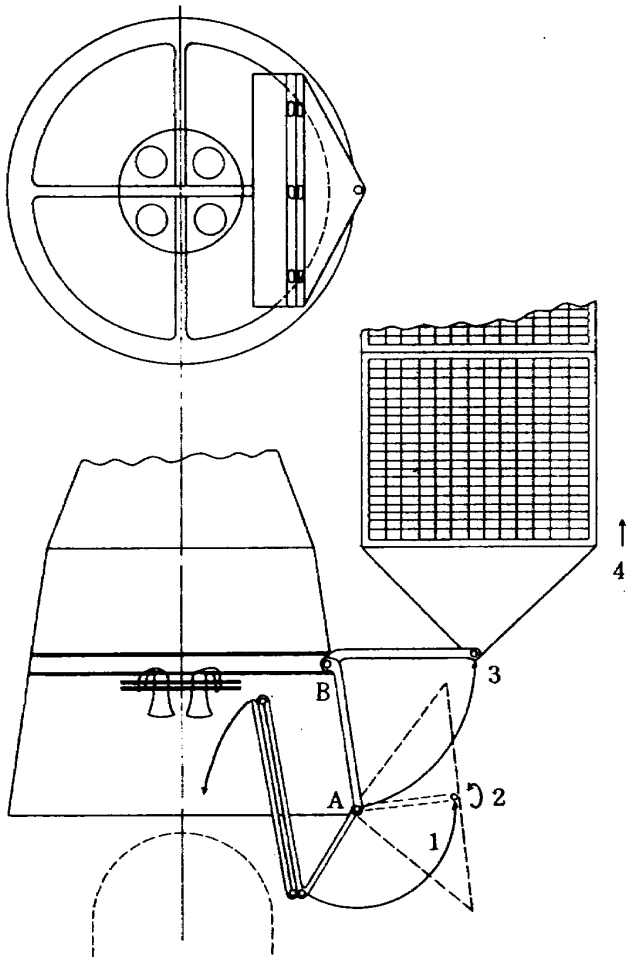


図3.3 太陽電池パネル収納および展開

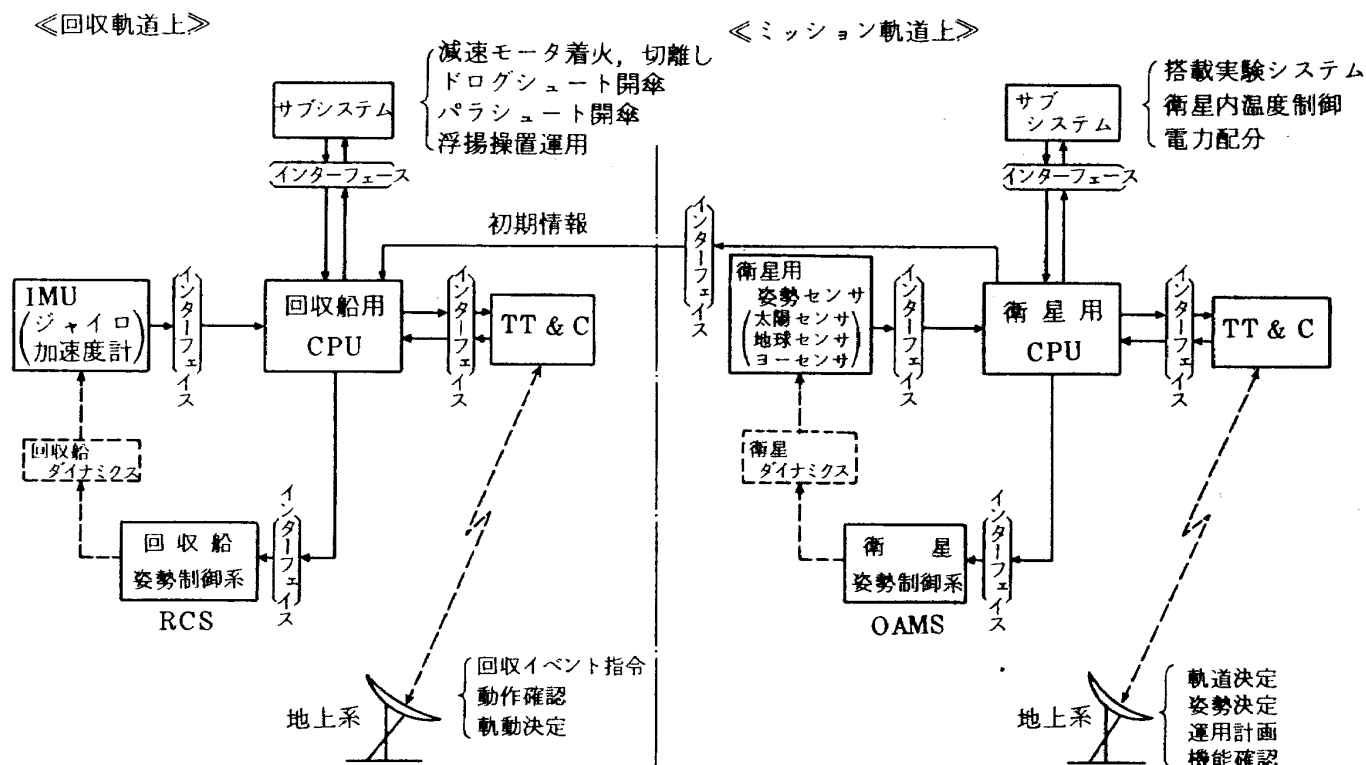


図 3.4 ミッション軌道上運用系と回収軌道上誘導系

姿勢制御のモードを太陽方向追従モードから地球方向追従モードに切換え、機軸を局地水平面上進行方向に向ける。地上局から軌道に関する情報を受取って、二つの CPU の初期値設定を行なう。衛星用 CPU を用いて OAMS の燃焼を制御し、ホームトランスファを行なって 270 km の中間円軌道に入れる。

この間回収用 CPU では航法計算を行なっているものとする。中間円軌道に入った後、回収用 CPU により機体姿勢を進行方向上向きに 14° 傾けて一定に保つ(図 2.5 参照)。軌道離脱 30 秒前に機器アダプタセクションを切離し、姿勢安定をはかった後逆推進ロケットに点火する。45 秒経過後逆推進セクションを切離す。この間および大気に突入するまでは姿勢角制御モードを用いる。高度約 90 km になって加速度計が大気抵抗の影響を検出するに至ったところで誘導モードに入り、姿勢制御はレート制御モードに切換える。以後誘導を行い、高度 15 km に至ったところでドログシュートを開きついでメインシュート開傘のシーケンスを実行する。回収用 CPU はこの間のシーケンス制御および航法、誘導等の機能を果たすことが要求される。

衛星搭載用の CPU としては米国でもジェミニおよびアポロに用いられたものよりも古い方に属

する。いずれも軌道上におけるオペレーショナルな機能を果たすとともに、回収時の航法誘導にも用いられている。ジェミニの詳細は不明であるが、アポロに用いられた計算機は消費電力 100 W、重量 26.3 kg、30 cm 立方体という大きなものであった¹⁾。その後半導体技術の向上によって衛星の姿勢制御およびデータ処理専用として小型低消費電力型の搭載型電子計算機が米国では数多く開発され、単能型モジュール化される傾向にある²⁾。

一口に衛星搭載用といってもミッション期間および軌道高度等によって寿命、耐環境要求には大幅な違いが出てくる。たとえば静止衛星用であれば軌道寿命も長く、放射線等の宇宙環境も厳しいので計算機的设计はむづかしくなる。一方今回対象とする生物実験衛星はミッション期間 4.5 ヶ月と衛星の中では比較的短く、また宇宙線もそれほど強くない。生物とともにケビン内に搭載されるので耐真空性等は問題とはならない。したがって衛星搭載用計算機の中でも比較的開発の容易な機種に属する。

わが国ではまだ衛星用計算機は製作されていない。しかし製作に向けていくつかの試みがなされ、昭和 60 年代には実用化がはかれる見通しである。製作される衛星用計算機がどのようなタイプであっても、

上述の環境条件および機能要求であれば充足される可能性は強いので、実現しさえすればこれを用いることができる。現存する搭載型計算機の例から考えて質量10kg、電力20W程度と考えておけばよいであろう。

サンセンサ、地球センサ、磁力線センサ等は国内の衛星技術として開発済みであり、これを生物実験衛星に用いることに特に問題はない。

回収用計算機の方は計算の内容からみるとロケットの打上げ用とはほぼ同じであり、ロケット打上げ用誘導計算機についてはH1用として国内でも開発経験がある。しかしながら回収用として用いるためには打上げ後4.5ヶ月のミッション期間宇宙環境に耐えなければならない。そのためには長期信頼性が要求されるとともに放射線遮蔽材で包んだり、ある程度の温度制御についても考慮することが必要になる。この計算機は、IMUとの系としての関連度が強いいため、用いるIMUによっては必ずしもH-1用の改良型を用いるとは限らず別種の計算機を用いる可能性もある。いずれにしても質量10kg、使用時電力40W程度になるであろう。

IMUについてはステーブルプラットフォームを用いるかストラップダウンを用いるか選択の余地がある。ステーブルプラットフォームはH-1用として開発が進んでいるが、打上げ用であるため長期にわたる温度制御能力を欠く他、エレクトロニクス部の冗長性も多く、回収用として用いるためには改造が必要である。打上げ用としての系は25kg、使用時電力200W程度である。

ストラップダウン系としてはN-IIにマクドネルドダグラス社のDIGS(Delta Inertial Guidance System)が用いられているが、国内的にもコンポーネントの開発が進められ、パッケージ化する手前までは来ている。DIGSを回収用に転用することには種々の問題もあるので、国産システムを開発することを考えておいた方がよいかもしれない。国内的に開発を行なう場合、その特性については未確定の部分も多いが、航技研における試作例²³⁾から推定して、打上げ用としてであれば、10kg、70W程度になるのではないかと思われる。

これら主として打上げを目的として開発された

IMUを回収に転用する場合の問題点について検討しておこう。打上げ誘導と回収誘導とでは打上げ時25~30分、回収時1.5~2.0時間と使用時間は回収時の方が長い。しかし打上げ時の方が高い航法系の精度が要求される。したがって使用時間内だけについてみると回収の場合も打上げの場合の機能で十分に足りると考えられる。

問題は軌道に打上げられてから回収に移るまでどのような状態でIMUを保つかである。まずIMUをロックした状態で静止させておき、回収操作に移る前に駆動するという方法がある。またミッション期間が4.5ヶ月程度であるから、初めから駆動しておくことも考えられる。あるいは中間をとって軌道上ではセンサ系の温度制御のみを行なっておいて回収前に駆動を始めるという方法もある。

国内で開発されているIMUの通常運用時本体での消費電力はH-1用のステーブルプラットフォームでは175W、また航技研で試作されたストラップダウン系では65W程度である。ミッション期間中もしIMUを駆動状態にしておこうとするとつねにこれだけの電力が消費され、かつセンサの温度を一定に保つための温度制御を行なえばさらに50%程度は消費電力が増大することになる。機能上不必要なもののためにそれだけの電力を消費することは好ましくない。信頼性が過度に損なわれるということがなければ、回収操作前にIMUを駆動する形の方がよい。

打上げ用のIMUについては、打上げ直前まで地上設備により環境制御を行ない、搭載型IMUとしては能動的な熱制御を行わず、ろうの潜熱を用いる程度で済んだ。ところが回収時について考えると、使用時間が打上げ時の3~4倍と長く、かつ駆動前における宇宙環境の温度もかなり変化が激しい。このようなことを考えると回収用IMUに対しては能動的な温度制御機能を持たせることが必須であり、IMU駆動を始めるかなり前から温度制御を開始することが必要なことがわかる。

信頼性についても合わせて考えると、けっきょくミッション期間中はIMU駆動を行わず、温度制御のみを行なうという方法が妥当と思われる。このIMUの能動的熱制御を行なうためにはIMUパッケージを熱シールド材で包み、その内部でかつパッケ

ージのまわりにめぐられたパイプに冷却液を循環させ、IMUパッケージの発生熱をやゝ上回る熱吸収を行なう。そして目標温度との差をパッケージ内部のヒータでオンオフ制御すればよい。冷却液はアポロの例では7°C程度を用いた。本生物実験衛星でも、引用した冷却装置の蒸発型熱交換器の温度の設計値が4°Cくらいなので、この部分で熱交換を行えば妥当な温度の冷却液がえられるであろう。

H-1用ステーブルプラットフォームにおいてもプラットフォームユニットの消費電力は68W程度で、正確な温度制御を必要とするのはこの部分だけなので、ストラップダウンの消費電力とはほぼ同程度とみなされる。したがって回収用IMUの温度制御のため必要な機器は両者の場合ではほぼ共通である。内部のヒータ電源容量はシールドの程度と環境温度との設定のしかたにより異なるが、平常状態での使用電力は数W程度であろう。ミッション軌道上ではIMUを駆動しないので温度制御のヒータ電力のみが必要とされる。基準値として5Wを見積もっておく。IMUの熱制御のために追加となる質量増加分は、冷却液循環用のポンプを含めて5kg程度であろう。

4. 生物実験系

4.1 コスモス 936 号のラット飼育例¹⁸⁾

これまで米国では、人間衛星を打上げることによって主眼が置かれたこともあり、小動物の宇宙実験はそれほど進展しなかった。過去に生物実験衛星を上げたこともあるが、飛行期間も比較的短かいこともあり、排泄物処理などにほとんど配慮がなされていず、参考にするようなものはない。米国の場合にはシャトルと並行して生物実験衛星を打上げる計画などもあり、むしろ将来ミッションの一つといえるであろう。

ソ連では、コスモス衛星などを使って、これまで多くの生物実験が行なわれてきており、米国の生物学者をうらやましがらせている。とくに1977年打上げられたコスモス 936 号では、ラットを搭載するための飼育器が生まれ、18.5日間の宇宙実験が行なわれた。この実験には米国も参加し、飛行後の解析を担当している。

ラットは飛行中は一匹ずつ単独のケージに入れら

れ、照明、食料補給、飲料水補給などが自動的に行なわれる。またケージ内には空気循環が与えられ、排泄物の処理も自動的に行なわれる。

ケージの形は円筒状で長さが20cm、直径が9.5cmであり、円筒の一端にペースト状の食料補給穴、飲料水補給穴ならびに2ルックスの照明光がとりつけられている。照明は地上と同じ12時間ごとの周期で点滅する。また食料補給穴には6時間ごとにペースト状の食料が押出されてくる。飲料水補給穴には、いつでも飲みたいときに飲めるように給水がなされている。

ケージの天井にあけられた一連の穴からは空気が流れ込み、排泄物などの空気中に浮いている物質を排泄物処理タンクに吸い込むような構造となっている。排泄物処理タンク内には回転する排泄物トラップがあり、すべての固形物質はここで捕えられる。トラップを通過した空気は活性炭フィルタを通過した後、船内に再度放出される。

コスモス 936 号ではこのようなケージが5個一まとめにした装置が4組と、半径32cmの回転アームに5個のケージを取付けた飼育器が2組搭載された。この後者の装置では1Gの人工重力がラットに加えられるようにしてある。

コスモス 936 号では、表 4.1 に示すようにラット1匹に対して1日40gの食料を与えている。この40g中水は24gであってペースト状をなしている。食料以外にまた水単独でもラットは飲むので実際の水

表 4.1 コスモス 936 号におけるラット一匹一日当りの食料成分

成 分	質 量 (gr)
カゼイン	3
コーンスターチ	3
サクローズ	6.7
日まわり種油	1.7
乾燥イースト	1.0
塩混合物	0.6
水	24
計	40

補給量はもっと多い。

食料だけについてコスモス 936 号で必要とした総量を計算してみると、全部で30匹に対して18.5日間のミッションであったから 22.2 kg ということになる。もし同じ数量のラットを 4.5 ヶ月のミッションで用いようとする必要食料は 162 kg である。

コスモス 936 号の重量は約 2.3 t とされている¹⁸⁾。2.3 t 程度の生物実験衛星のシステム設計にとって、食料の 140 kg 増加分に代表されるようなミッション期間の延長はどのような影響を与えるであろうか。

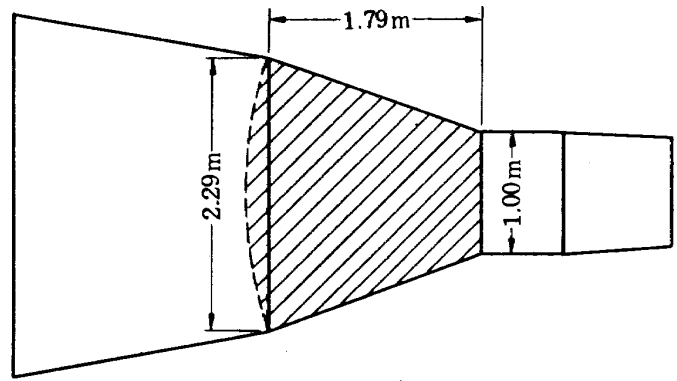
食料の他に水および酸素が直接代謝に必要な消費物質である。さらに空気の浄化過程で失われる窒素の消失物も補わなくてはならない。これら消費物質の増加に伴ってそれを保存するタンクも増加する。タンク系統の増加量に関しては単に必要容積が増すばかりでなく、ミッションの長期化に伴う信頼性向上の要求についても考慮する必要がある。たとえば食料の自動供給システムなどは貯蔵容積が大きくなるにつれて困難になることが予想され、そのために重量が増加する可能性がある。

宇宙空間においては物質が消費されたあとの処理も重要な問題である。尿および大便の処理量はほぼ食料と等量必要である。これらは宇宙空間に投棄するわけにはいかないので何らかの収集装置を考えなければならない。この収容容積も期間が長くなるにつれてふえる。呼吸系の廃棄物炭酸ガス、尿および大便等から発生するガス、水蒸気等の処理も必要になるが、ミッション期間が長期になると当然この設備重量は増加する。

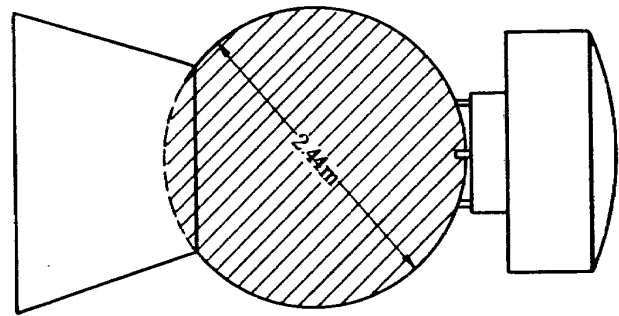
コスモス 936 号ではミッション期間が短期であるため電源はすべて化学電池によった。しかしながら 4.5 ヶ月のミッションであれば燃料電池を用いない限り、太陽電池を使わざるをえない。この場合システム重量がかなり増加することは避けられない。

このような点を考えるとコスモス 936 号においてもミッションを 4.5 ヶ月に延長すれば、ラット数を $\frac{1}{2}$ とかあるいはそれ以下に減少する必要が生ずるという想像がつく。そしてもし個体数を減らさないようにしようとする、代謝量のもっと小さな動物を選ぶしかない。

ジェミニの重量は 3.2 t であるから、コスモス 936



a) ジェミニ概形



b) コスモス 936 号概形

図 4.1 ジェミニとコスモス 936 号との形状比較

号よりは大きな衛星のように思われる。図 4.1 に両衛星の概形を示す。コスモス 936 号については球形部直径が 2.44 m であるということ以外、詳細寸法は不明なので、他の部分は写真から読取った概形である。この比較からすると斜線で示す船室部容積はむしろコスモス 936 号の方が大きい。またコスモス 936 号と同形とされるコスモス 690 号の重量は宇宙開発ハンドブックによると 5.5 t であり、他のコスモス衛星重量も 5 t 程度が普通である¹⁹⁾。したがってコスモス 936 号重量の 2.3 t という数値については、衛星全体の重量であるかどうかやや疑問である。

以上の点を考慮するとジェミニの搭載能力はコスモス 936 号と同等あるいは以下と考えておいた方が無難である。本報告においてマウスを実験対象動物として選んだ理由は以上のような背景によっている。次節以下では動物の代謝量にもとづいた生物実験衛星の構成法について検討を行なう。

4.2 動物の代謝データ

人間に関する代謝データはこれ迄多数収集され、生命維持装置を設計する場合の仕様決定が直ちにできるまでになっている。表 4.2 に人間の代謝データの例を上げる。推定値とあるのは宇宙飛行士の活動

表 4.2 人間の代謝データ¹³⁾

項 目		推定値	範 囲
入 力	酸 素 [g]	952	735~1030
	水 [g]	2800	2180~3040
	固形物 [g]	662	497~ 696
	蛋 白	122	92~ 128
	脂 肪	122	88~ 124
	炭水化物	417	317~ 444
	エネルギー [kcal]	3326	2502~3502
出 力	ガ ス [g]		
	炭酸ガス	1130	862~1211
	水蒸気	1324	798~1451
	液 体 [g]	1942	939~2190
	尿	1820	871~2060
	大 便	122	68~ 127
	固形物 [g]	73	59~ 82
	尿	50	45~ 54
	大 便	23	14~ 27
	熱 [kcal]	2827	2002~3152
仕 事 [kcal]	499	300~ 630	

に見合った代謝量の推定値である。日本人成年男子の平均的なエネルギー消費量は2,700kcal程度とされているから、3,300kcalを必要とする宇宙飛行士の代謝活動はかなり激しいといえる。

表 4.3 に各種動物の代謝量に関するデータを示す。このデータはもともと他目的のために収集されたものであり、宇宙飼育の観点からは十分のものとはいえない。しかし目下のところこれ以上のデータは入手できなかったため、欠落部分については人間の場合からの類推によって埋めて検討を進めることとする。

ラットに関してみると、食物および飲水要求量の平均はそれぞれ14gおよび32.5g、計46.5gである。コスモスのラット飼育における一日当りの食料は40g(食物16g、水24g)であり、この他に水単独でも与えているのでこの量が8.5gr程度であると考えられると、食物および水のデータはほぼ対応がとれている。

異種動物の熱発生すなわち代謝量を比較する場合には基礎代謝率を用いる。基礎代謝率とは精神的および肉体的に安静な状態で、食後12~14時間たって、快適な環境下において測定した単位時間当りの代謝量である。したがって単位はkcal/dayを用いても活動および睡眠を含めた一日の代謝量とは一致しない。人間の基礎代謝率は約2000kcal/dayであって

表 4.3 各種動物の代謝量¹⁴⁾

動 物 種	食物要求量 [gr/day]	飲水要求量 [ml/day]	糞便量 [gr/day]	尿量 [ml/day]	発 熱 量 [kcal/day]
人 間 (標準体重 70kg)		食物から1000 酸化 300 流動物 1200		1400	
サル Macaca Mulatta	113~ 907	200~950	110~300 (mg/kg体重)	110~500	253.5~780
Papio(体重5kg以上)	900~1400	300~500	150~300 (mg/kg体重)	25~45 (ml/kg体重)	234 ~546
イヌ				24~41 (ml/kg体重)	
ウサギ(体重1.36~2.26kg)	28.4~85.1	60~140 (ml/kg体重)	14.2~56.7	40~100 (ml/kg体重)	132.6
モルモット	14.2~28.4	85~150	21.2~85.0	15~75	21.84
ラット	9.3~18.7	20~ 45	7.1~14.2	10~15	15.6
マウス	2.8~ 7.0	4~ 7	1.4~ 2.8	1~ 3	2.34

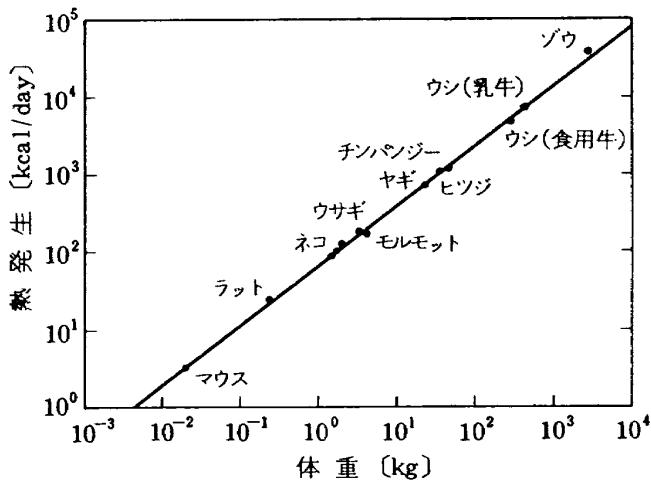


図 4.2 代謝率と体重との関係¹⁵⁾

実際の一日の代謝量よりもかなり少ない。

図 4.2 に各種動物の基礎代謝率を示す。図から明らかな通り代謝率は体重に密接な関係をもつ。実線の勾配は 0.75 である。すなわち代謝率は体重の 0.75 乗に比例する。このことは体重の小さな動物ほど単位体重当りの代謝率は大きくなることを意味する。

この図と表 4.3 とを比較するとラット、ウサギ、モルモット等はよい一致を示しているが、マウスに関しては図では 3.5 kcal/day 程度であり表の値とはやや違いがある。しかし活動状況による代謝率の変化も小さくないし、現時点ではシステム構成のための見当をつけることが目的であるので、その差の大きさは問題となるほどではない。大きな方の値 3.5 kcal/day を採用しておくことにする。

人間も動物も空気中の酸素を用いて食物を燃焼し、活動エネルギーを得ている点では同じである。動物ごとに摂動する食物の単位質量当たりの熱量およびその吸収能率には差異があるので、食物の量と消費する酸素および排出する炭酸ガスの量の比には違いが生ずる。しかし発生熱すなわち代謝率と酸素消費量および炭酸ガス排出量との比は動物の種類に関わらずほぼ近い値になることが予想される。

動物に関する酸素消費量および炭酸ガス排出量データを入手していないので、人間の場合についての発生熱とこれらとの比を動物の場合に適用して、発生熱から酸素消費量および炭酸ガス排出量を推定することにする。

人間の場合、表 4.2 の推定値を用いると、発生熱

3,326 kcal に対して必要酸素量は 952 g、炭酸ガス排出量は 1,130 g である。したがって単位量の発生熱に対するそれぞれの比例係数として次の数値をえる。

酸素消費率： 0.2862 g/kcal

炭酸ガス排出率： 0.3397 g/kcal

生理学的には炭酸ガス排出率は酸素消費量に対する体積比率として定義され、呼吸商と呼ばれている。食物成分組成がわかれば明確に定まる値なので、上記は便宜的な取扱いである。

さて動物の場合に対して、この数値を適用してみるとまずラットについては発生熱が 15.6 kcal であるから必要酸素量は 4.46 g/day、炭酸ガス排出量は 5.30 g/day となる。もっともここで用いた発生熱は基礎代謝率を用いているのでラットの活動形態に応じてこれらの量は増加する。正確な量は不明であるが、人間の場合からの類推により 1.5 倍程度をとっておくことにする。そうすると必要酸素量は 6.69 g/day、炭酸ガス排出量は 7.95 g/day である。食物および水の合計 46.5 g/day と比べると小さいけれども、系構成上無視できない重量である。

マウスの場合、代謝率として 3.5 kcal/day の数値を用いると必要酸素量は 1.00 g/day、炭酸ガス排出量は 1.19 g/day である。ラットの場合と同様、1.5 倍の消費量を仮定すると、必要酸素量は 1.5 g/day、炭酸ガス排出量は 1.79 g/day となる。マウスの食物および水の必要量は表 4.3 のマウスの項の中間値を用いることにするとそれぞれ 4.9 g および 5.5 g、計 10.4 g である。ラットに比べるとマウスの食料および代謝率はいずれも $1/4.5$ 程度である。

以上の検討結果を用いて、生物実験衛星設計の観点から必要なデータについて、人間、ラットおよびマウスについてまとめてみると表 4.4 のごとくなる。人間の場合は表 4.4 の推定値を用いている。ラットおよびマウスのデータのうち、食物要求量から尿量までは表 4.3 の数値の平均値であり、必要酸素量、炭酸ガス排出量および発生熱は基礎代謝率を 1.5 倍した値にもとづいている。

この表の設定値によれば食物および飲水の合計についてのラットの必要量は人間の $1/4$ 、マウスの必要量は $1/333$ である。また代謝率にもとづく項目に関してはラットは人間の $1/142$ 、マウスは $1/628$ である。ラ

表 4.4 生物実験衛星設計のために用いる代謝量の設定値

項 目	人 間	ラ ッ ト	マ ウ ス
食物要求量 [g/day]	662	14.0	4.9
飲水要求量 [g/day]	2800	32.5	5.5
糞便量 [g/day]	145	10.7	2.1
尿量 [g/day]	1870	12.5	2.0
必要酸素量 [g/day]	952	6.7	1.5
炭酸ガス排出量 [g/day]	1130	8.0	1.8
発生熱 [kcal/day]	3326	23.4	5.3

ットおよびマウスの場合、飲食物量に対する代謝率の割合は $\frac{1}{2}$ 程度に低いといえる。

コスモス936号のようにラット30匹を飼育する場合でもその代謝量は人間の半人分より少ない。マウスでは30匹でも人間1人の $\frac{1}{10}$ 程度にすぎない。本生物実験衛星におけるマウス搭載数量は、系全体とのバランスを考えて後に検討することになるが、便宜上以下では30匹に対する特性値を求めておくことにする。

4.3 空気調節系

生物実験衛星において空気調節系が果たすべき機能はまず酸素の補給および排出される炭酸ガスの除去である。この他に排泄物等から発生する悪臭、有害ガスおよび水蒸気等も除去しなければならない。また生物を生存させるためには、温度制御も通常の衛星よりは厳しい条件が要求される。

対象動物としてマウスを選ぶ場合、必要酸素および排出炭酸ガス量は極めて少ない。マウス30匹を4.5ヶ月飼育するにしてもその量は人間1人の1週間分程度にすぎない。

これに対して悪臭、有害ガスおよび水蒸気等は排泄物の処理方法によってかなり異なってくる。人間の場合は適切な処置によって排泄物を効率よく隔離収納することが可能である。一方動物飼育の場合はこの処理を自動化しなければならず、回転型のトラップを用いるにしても密閉度はあまり期待できない。この場合、排泄物の大部分を占める水および気化する液体は長期間中には蒸発する可能性が高い。したがって動物飼育の場合、悪臭、有害ガスおよび水蒸

気の処理能力は排泄物量に比べて高くとる必要がある。

温度調節系に関しては人間が搭乗する場合には、人間から発生する熱量も衛星内の熱源として重要な要素になる。ちなみに人間から発生する3,326 kcal/day は平均すると161Wの熱発生量に相当する。これに比べるとマウスを飼育するような場合、たとえ30匹であってもその熱発生量は8W以下であるから、他の搭載機器に比べても無視できる程度に小さい。

以下では空気調節系の各要素に関して米国でこれまでに行なわれてきた研究の報告にもとづいて概要を述べる。

(1) 酸素および窒素タンク

衛星内大気は一気圧(760 mm Hg)に加圧し、大気成分、酸素および窒素それぞれの分圧を165 mm Hg および595 mm Hg として地球上の大気成分と同一にする。このうち酸素は生物の代謝によって失われるので補給しなければならない。マウス1匹が4.5ヶ月で消費する酸素量は203 gである。マウスが30匹であれば約6.1kgという数値になる。

実際にはもれによる損失があるために酸素をそれだけ余計に搭載するとともに窒素の補給分も考慮しなければならない。漏れの量を推定することは困難であるが、安全率の一般的な考え方に従って必要酸素量の2倍を搭載することにする。すなわち酸素の漏れの設計目標値をマウス30匹の消費量と等量とっておくことにする。そして窒素の漏れが分圧に比例すると仮定すれば、モル数は分圧に比例するので、

表 4.5 炭酸ガス吸収材の性能理論値¹⁶⁾

物質名	化学式	吸収能理論値 (kg CO ₂ /kg 吸収材)	発生熱 (kcal/kg CO ₂)	炭酸化合物分解温度 (°C)
酸化リチウム	Li ₂ O	1.47	1227	
水酸化リチウム	Li OH	0.92	486	
酸化ナトリウム	Na ₂ O	0.71	1744	698
水酸化ナトリウム	Na OH	0.55	682	698
酸化カリウム	K ₂ O	0.47	2122	727
水酸化カリウム	K OH	0.39	775	727
酸化マグネシウム	Mg O	1.09	639	449 ~ 549
水酸化マグネシウム	Mg(OH) ₂	0.76	199	449 ~ 549
酸化カルシウム	Ca O	0.79	966	729 ~ 824
水酸化カルシウム	Ca(OH) ₂	0.60	372	729 ~ 824
酸化銀	Ag ₂ O	0.19	84	121 ~ 149
酸化カドミニウム	Cd O	0.34	542	349

窒素の必要質量は酸素の6.1kgに対して

$$\left(\frac{28}{32} / \frac{165}{595}\right) \times 6.1 = 19.2 \quad [\text{kg}]$$

となる。

酸素および窒素は液体状態で搭載する。液体酸素の蒸発温度は-168°Cであり、貯蔵には気密加圧が必要であるが、4~5 kg/cm²程度で充分とされている。液体窒素についても同様であり、低圧極低温容器を用いれば特別に問題はない。タンクおよび調節系統の質量をいずれも5 kgとすれば、酸素供給系は17.2 kg、窒素補給系は24.2 kgとなる。

(2) 炭酸ガス除去器

炭酸ガス除去には多くの方法がある。列挙すると

(a) 金属酸化物または金属水酸化物を用いて吸着除去する方法

(b) アミン基をもつ有機材料によって吸着する方法

(c) 水素分極を用いて炭酸ガスの濃縮を行ない除去する方法

(d) 分子吸着による方法

などである。

このうちこれ迄実用化しているものは(a)の金属水酸化物による吸着除去と(d)の分子吸着法であり、ジェミニ時代までは(a)の方法が用いられていた。アポ

ロでは(d)の方法が使われるようになったが、この理由は分子吸着法が再生使用可能であるためである。

金属化合物の炭酸ガス吸着能力は表 4.5 に示す通りである。これらの化合物のうちで、比重が小さくかつ吸着能力に秀れ、比較的発生熱の少ないものとして水酸化リチウムが選ばれ、マーキュリーおよびジェミニに用いられてきた。水酸化リチウムの特性は表 4.6 に示す通りである。

図 4.3 に 2.1 kg の水酸化リチウムを 17.8 cm の長さの円筒につめ、10.7 m/min の空気流を送って炭酸ガス吸着を行なったときの実験結果を示す。吸着能

表 4.6 水酸化リチウムの性質¹⁶⁾

項目	特性値
化学式	Li OH
分子量	23.95
融点	461°C
結晶密度	2.54 gr/cm ³
粘状Li OHの比重	0.401 ~ 0.448 gr/cm ³
吸収能	0.917 kg CO ₂ /kg Li OH
発生水(ガス)	0.409 kg/kg CO ₂
発生熱	486 kcal/kg CO ₂

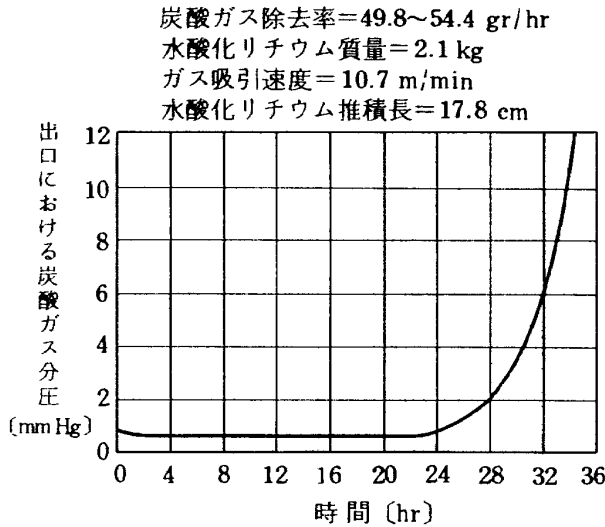
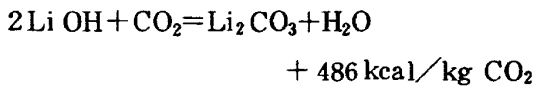


図 4.3 水酸化リチウムキャニスタの炭酸ガス吸着特性¹⁶⁾

力がある間船内炭酸ガス分圧は3mm Hgに保たれ、炭酸ガス除去器として理想的な特性をもっていることがわかる。

吸着の化学式は



で表わされる。理論的には1kgの炭酸ガス吸着には1.09kgの水酸化リチウムで足りるわけであるが、反応に損失が多少あるため、実際には1.35kgの水酸化リチウムが必要であると考えられている。

前節の検討の結果、マウスの炭酸ガス排出量は必要酸素量の1.19倍であると設定した。水酸化リチウム量も装備する酸素量に合わせて用意することになると、その量はマウス一匹につき

$$0.203 \times 1.19 \times 1.35 = 0.326 \quad (\text{kg})$$

マウス30匹では9.78kgキャニスタシステムを入れて15kg程度と見込まれる。

(d)の分子吸着法を用いた炭酸ガス除去装置は、炭酸ガスと親和力の強い粒状ゼオライトを用いて炭酸ガスの吸着を行ない、高温にすることによって再び炭酸ガスを放出させるようにした再生型のものである。ゼオライトは炭酸ガスのみならず水に対しても強い親和力を示すので、炭酸ガス吸着能力を十分発揮させるためにはあらかじめ除湿が必要である。そのため炭酸ガス吸着用のゼオライト吸着層と水分を取除くためのシリカゲル層とを一体に組合わせて作

られる。装置の大きさは飛行期間に関係なく、何人分の放出炭酸ガスを吸着するかによって決まる。アポロおよびスカイラブ宇宙船のために設計製作された分子吸着装置は、3人の宇宙飛行士用として質量が4.34kgにすぎなかった。

特性上はこの分子吸着装置が優れているが、再生装置等技術的に面倒な点もある。先に述べた水酸化リチウムを用いる方法は処理法が単純であり、質量も過度に大きくはならない。したがって本衛星における炭酸ガス除去法としては水酸化リチウムを採用する。

(3) 有害ガス・悪臭除去器

有害ガス・悪臭除去には活性炭が用いられる。人間1日当たり150g程度必要とされている。代謝量の比率からすると、この150gを用いればマウス30匹に対して少なくとも10日間有効であるということになる。この比率でいけばマウス30匹、4.5ヶ月分に対しても2kgで済むことになる。しかしながらマウス飼育の場合は、先にも述べたように排泄物貯蔵に対する密閉性がえられないので、これから漏洩する有害ガス・悪臭があり、その影響の評価がむづかしい。

活性炭は300~370°Cに熱すると再生可能であるので、適当な容器のフィルタを2個作り、吸着および再生モードを切換えて用いる方式にしておくと無難であろう。活性炭量500gのフィルタ槽を2個を用いて再生形式の有害ガス・悪臭除去器を構成すれば、約3.5kg程度の重量になると思われる。

(4) 温度および湿度制御

生物実験衛星における船内の要求温度は18~30°C程度である。一般の衛星においても特殊な機器についてこの程度の温度要求がなされることはないではない。しかし衛星全体から見ると小さい局部にとどまることが多い。ところが生物実験衛星の場合は空気を循環させる空間全体、すなわち衛星内部のかなりの部分に対して狭い温度範囲の要求があるという点でその制御のために衛星設計にかかる負担は大きくなる。

一般に衛星は遮蔽壁により外部の宇宙空間からは分離されている。もしこの遮蔽壁の断熱効率があまりよくなければ、日照時船内は過度に高温になり、日陰時には過度に温度が下る。一方遮蔽壁の断熱効

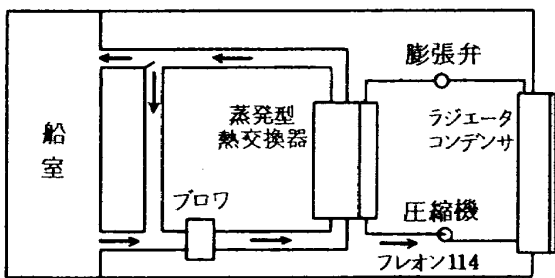
率が非常によい場合には日照および日蔭の船室内部に与える影響が小さくなり、代わりに船室内部で発生される熱が蓄積されるのでこれを船外に捨てるための冷却システムが必要になる。

一般の衛星において温度の許容範囲が大きな場合には、遮蔽壁の断熱効率を適度にし、船内のヒートキャパシタンスを用いることにより、特別な温度制御を行わなくても温度を許容範囲におさめることは困難でない。しかしながら船内の大きな部分を小さな温度許容範囲におさめることはこのような方法では不可能である。遮蔽壁の断熱効率をよくして内部での発生熱を冷却系を用いて船外に排除することが必要である。

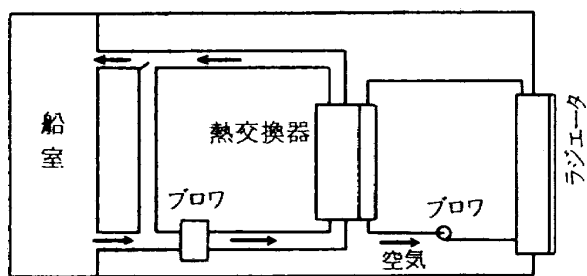
遮蔽壁の断熱が完全であるという仮定のもとに、衛星の冷却システムの特性に関して Sanders が検討した例がある¹⁷⁾。彼は図 4.4 (a) および (b) に示す二つの型の冷却装置について、冷却能力に対する質量、電力、ラジエータ表面積等について推算した。

能動型冷却装置とはフロンを冷媒として用いた冷凍蒸気サイクルを含む冷却系であり、受動型冷却装置と呼んでいるのは冷凍蒸気サイクルを含まず、単に冷媒を循環させるだけの系である。

船内の許容される最高温度を生物系衛星に対しては 28°C、非生物系衛星に対しては 77°C を仮定し、



a) 能動型冷却装置



b) 受動型冷却装置

図 4.4 冷却システム¹⁷⁾

この仮定によって生ずる両ケースの熱交換器入口および出口温度、コンデンサー温度、ラジエータ熱ふく射係数等を適当な値に設定して推算を行なっている。それぞれのケースについて、冷却能力に対するシステム重量を図 4.5 に、ラジエータの必要面積を図 4.6 に、必要電力を図 4.7 に示す。

図から明らかなように、同じ冷却能力を必要とする場合、重量およびラジエータ面積は能動型の方が受動型よりも少なくすむが、電力は能動型の方が

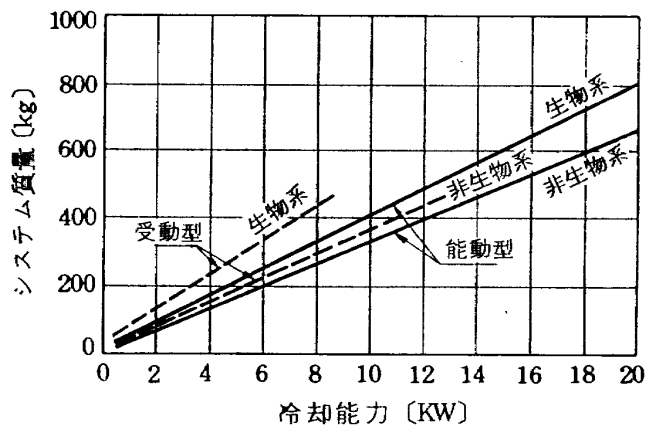


図 4.5 冷却能力に対するシステム重量¹⁷⁾

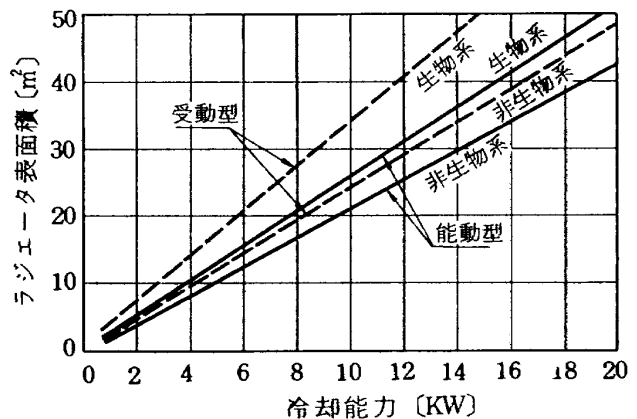


図 4.6 冷却能力に対するラジエータ表面積¹⁷⁾

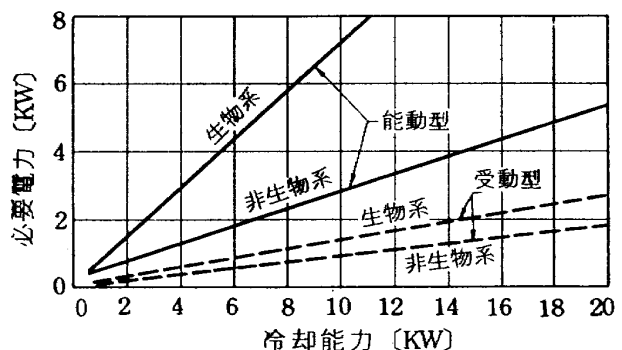


図 4.7 冷却能力に対する必要電力¹⁷⁾

よけいに食う。重量、ラジエータ面積、電力等はいずれも衛星設計を左右する重要なファクターであるので一概にどちらがよいとはいえない。衛星の具体的な構成がきまった段階で選択を行なうべきであろう。

衛星の湿度制御の方式としては次の二つの方式が考えられる。

(a) 船内大気中の水蒸気を凝集し水分分離を行なう方法

(b) 乾燥剤で水分を吸収する方法

(a)の方法は大量の水分を処理する必要がある場合に有利であり、(b)の方法は湿度を極端に下げる必要がある場合に有利である。ただし(b)の方法では大量の乾燥剤が必要になるので、船内全体の湿度制御という目的では通常(a)の方法が用いられている。

船内大気中の水蒸気を凝集するには、船内大気の湿度制御に用いる熱交換器で露点以下の温度に大気湿度を下げてやればよい。湿度をあまり下げすぎると生物にとってよい環境とはいえないので、衛星内の湿度を約60%程度にするため熱交換器の温度を1.67℃まで下げようとする系を構成するのが普通である。この点までの考慮を含めれば、湿度制御系としては能動型冷却装置を採用しておく方が得策ということになる。

なお凝集した水分を除去するためには水分分離を行なう必要があるが、ジェミニおよびアポロ宇宙船では熱交換器の内側にウィックを取付け、毛細管ポンプ作用で導いてスポンジのような多孔質材料に吸収させた後、水分回収タンクにしぼり出す方式を採用し成功している。したがって生物実験衛星でも同様の方式を採用すればよいと考えられる。

湿度まで含めて能動型冷却系を用いて温湿度制御することとして、本生物実験衛星のための諸元をまとめておこう。図 4.4, 4.5, 4.6 の能動型生物実験系の特性を用いる。まず図 4.6 において必要電力を Q_1 kW, 冷却能力を Q_2 kW とすると、能動型生物系の特性は

$$Q_1 = \frac{8}{11} Q_2 \quad [\text{kW}]$$

で表わすことができる。

系を次のように単純化して考える。使用可能な平

均電力 1.4 kW のうち Q_1 kW を冷却系駆動のために用いるものとし、残り $1.4 - Q_1$ kW をミッション遂行のために用いるものとする。冷却系はすべて完全断熱壁で囲われた船室の外に設置する。残りの電力 $1.4 - Q_1$ はすべて船室内で用いるものとし、他の熱発生源はないと仮定する。そうすると $Q_2 = 1.4 - Q_1$ であるから上式より

$$Q_1 = 0.59 \quad [\text{kW}], \quad Q_2 = 0.81 \quad [\text{kW}]$$

がえられる。

実際には他の熱発生源としてマウスの発生熱および水酸化リチウムが炭酸ガスを吸収するとき発生する熱等があるが、これらはそれぞれ 8W, 1.3W 程度であり、無視しうる程度に小さい。しかし日照時に壁面の断熱が十分でないために船室内にもちこまれる熱量を無視できる程度にすることは困難である。したがってこの点を考慮して

$$Q_1 = 0.65 \quad [\text{kW}]$$

程度に設定しておく方が無難であろう。この場合、冷却能力 Q_2 は 0.89 kW であり、船室内で使用される電力は 0.75 kW であるから、0.14 kW すなわち消費電力の $\frac{1}{10}$ 程度の壁面からの熱漏洩が許される。

図 4.4 および 4.5 から冷却能力 Q_2 に対するシステム質量 M kg およびラジエータ面積 A m² の特性は次のような式で表わせる。

$$M = \frac{800}{2} Q_2 + 20 \quad [\text{kg}]$$

$$A = \frac{50}{18.5} Q_2 \quad [\text{m}^2]$$

$Q_2 = 0.89$ [kW] に対しては $M = 55.6$ [kg], $A = 2.41$ [m²] となる。ラジエータについては図 3.3 の太陽電池パネル取付位置から円周上 90° 回転した位置に 1 対 2 面として取付けるものとする、1 面当りの面積は約 1.20 m² であり、太陽電池パネル収容時の状態を考えても取付可能な面積である。

4.4 生命維持システムの概念検討

生命維持システムに関する一般的な概念は図 4.8 に示すブロック図で表わされる。本生物実験衛星における生命維持システムは大別して動物飼育装置と空気制御装置とに分けられる。動物飼育装置は食料および飲料水供給系から飼育室および排泄物処理系まで、飼育する動物に固有な装置である。空気制御装置はその他の部分であって、人間を含め動物一般

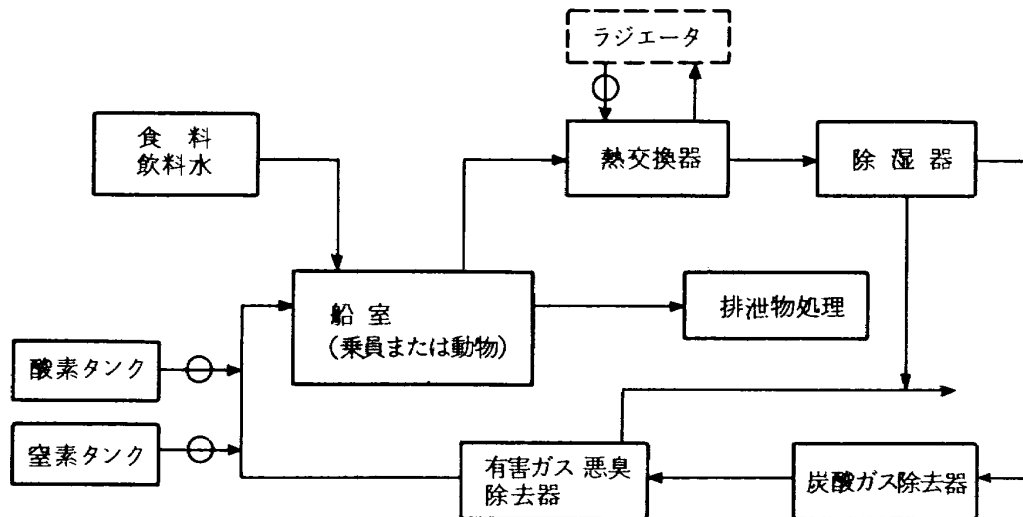


図 4.8 生命維持システムブロック図¹⁷⁾

に共通性の強い装置である。そのサブシステムについては前節で述べた通りである。

コスモス 936 号ではラットの飼育ケージとして、直径 9.5 cm、長さ 20 cm の円筒状のスペースを与えている。本生物実験衛星で用いようとしているマウスはラットに比べると体重が $\frac{1}{10}$ 程度にすぎない。したがってミッション期間が同程度であれば飼育スペースも相応に小さくすればよい。しかしながら本実験でミッションが長期化することを考えると飼育室のスペースは広い方がよく、短期間におけるラット飼育との共用も考えて飼育室はコスモス 936 号の飼育室と同程度の広さをとっておくことにする。

マウス 1 匹を 4.5 ヶ月飼育するために必要なデータを表 4.4 を用いてまとめると食物要求量は 662 g、飲水必要量は 743 g、糞便量は 283.5 g、尿量は 270 g である。

無重力状態において食物が飛散しないようにするためにはコスモス 936 号の場合と同様に、食物と水とを混ぜてペースト状にする方がよい。食物の内容により扱いやすい混合比は異なると思われるが、さしあたり 1 対 1 の割合で混ぜることとする。一匹当りの食料は 1324 g で、残りの水 51 g は水単独で与えることになる。

ペースト状の食料については供給システムを単純化するため一匹ずつ別なタンクを用いる。飲水として与える方の水については 5 匹分をまとめると 405 g であるが、飲み口における蒸発等の損失も考慮して約 3 倍、1.2 kg 用意する。

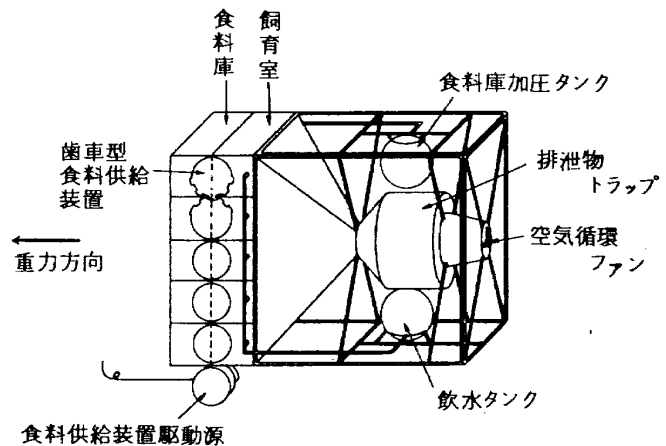


図 4.9 動物飼育器概略図

糞便についてはファンによる空気の流れにより飼育器外にとり出し、ファンに至る手前で回転型のトラップにより捕えて格納する。これは 5 匹分に対して 1 個を考える。

上記のような概念構成にもとづいて動物飼育器の外形を描いてみると図 4.9 のようになる。動物飼育器全体は直方体であって、高さ 50 cm、幅 70 cm、奥行き 22 cm である。衛星の船室への飼育器の設置方法は図 4.10 のごとくである。飼育器の食料庫が船室の最大直径に近い側にくるようにする。打上げ時および回収時には最大 7G 程度の重力が搭載物にかかるが、この場合の方向はいずれも図示する通りの方向である。衛星の中央にはマウスの状態をモニターするための 360° 回転可能なテレビ撮影機をおく。

飼育室は 10 cm × 10 cm × 22 cm であって重力によって押しつけられる方向すなわち食料庫との境壁側は

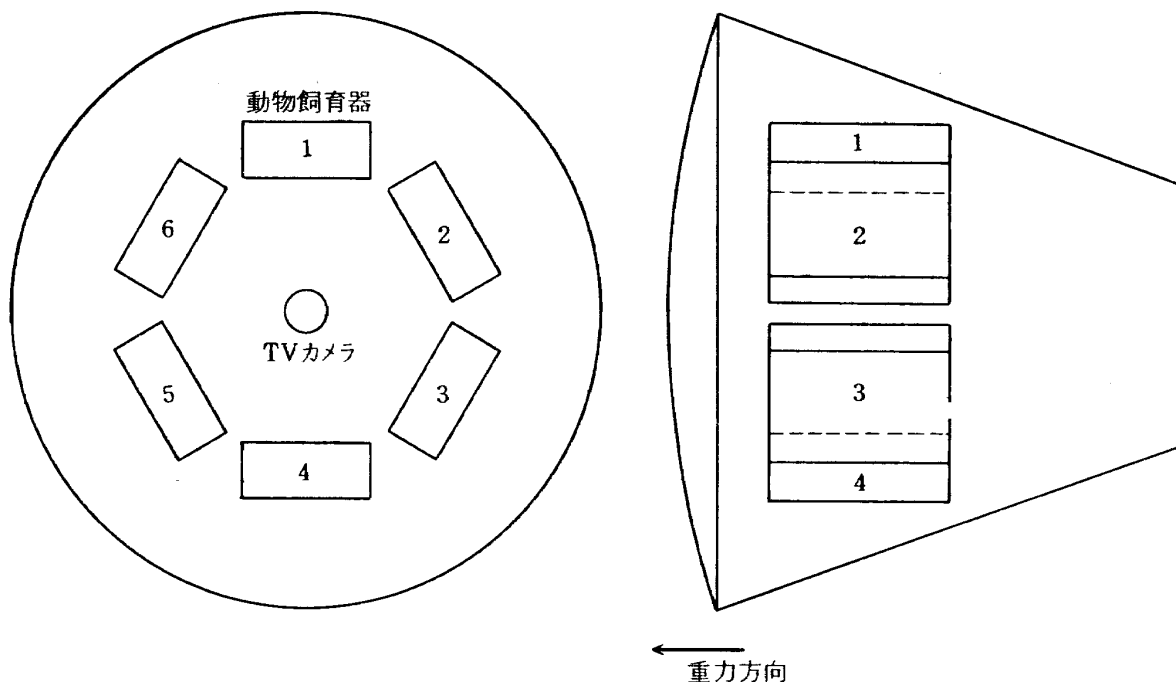


図 4.10 動物飼育器配置図

円筒状とし、重力を受けた場合マウスを傷つけないようにする。その反対側の長方形の壁は金網状とし、排泄物が空気の流れによってトラップの方向に吸込まれていくようにする。飼育室の手前の正形状の壁には金網または透明な材質を用い、空気流入孔を設けるとともにテレビでマウスを写せるようにする。

食料庫の大きさは飼育室と同じであり外形寸法は、 $16\text{ cm} \times 10\text{ cm} \times 22\text{ cm}$ である。このうち供給食料のための有効容積を7割程度とすれば 1540 cm^3 である。1匹当りに必要な食料は 1324 g であるから食料の比重が1に近ければ適当な大きさと思われる。食料はピストンまたは膜を介して押圧ガスにより供給孔側に押付ける形にする。供給方法としてはたとえば歯車の円盤中腹に食料庫および飼育室の食料供給孔と合う穴を2個開け、1日に2回転駆動すれば計4回の食料供給が可能である。1回に供給する食料は 2.45 g であるから円盤中腹の穴の大きさは $(1.35\text{ cm})^3$ あればよい。

水の供給のためにはタンクおよびパイプ内にウィックを取付け、毛細管ポンプの作用で常時供給するようにする。水タンク内には球形の低い加圧膜を入れる。打上げ時および帰還時の大きな重力により過度に水が流れる恐れがあれば、タンク位置を船室の最大直径側に移すか、そのときだけ弁を閉じるよう

な対策を講ずることが必要であろう。

排泄物トラップはたとえば図4.11のような機構のものが考えられる。糞尿・空気分離翼に回転を与えて遠心力により液および固体を気体と分離し、さらに糞尿貯蔵室にも回転を与えて捕えた糞尿を遠心力により貯えるという方式のものである。

尿は一度貯えられても貯蔵室の部分で凍結しない限り、蒸発によりかなり逃がすことは避けられない。回収時糞尿には図4.11に示す方向の重力がかかる。一応貯蔵物を逃がしづらい構造にはなっているが、もう少し工夫が必要かもしれない。

表4.4を用いるとマウス5匹の4.5ヶ月間の糞便量は 1.42 kg 、尿量は 1.35 kg である。簡単のために比重をともに1と考えると必要な収容容積は 2700 cm^3 である。貯蔵室の外径を 22 cm 、実効的な内径を 14 cm 、長さを 15 cm にとるとその容積は 3393 cm^3 である。尿の蒸発分もあるのでほぼ妥当な大きさと思われる。

以上述べた動物飼育器全体としての重量は打上げ時が一番大きく、後期になるほど一日当りの食料と糞尿量との差に応じて小さくなる。打上げ時の食料は 7.7 kg 、水 1.2 kg で計 8.9 kg ある。その他の構造を約 40 kg で作ることは不可能ではないであろう。したがって動物飼育器の打上げ時の総重量としては

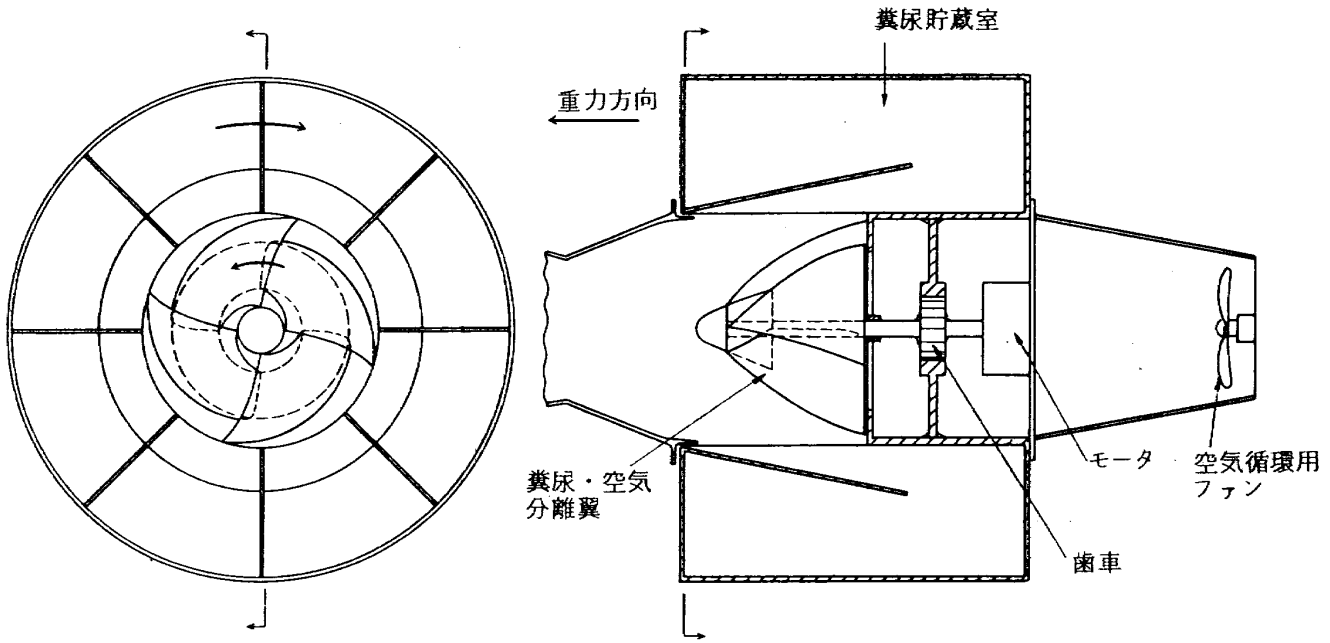


図 4.11 排泄物トラップ

50 kg を見込んでおく。

動物飼育装置に必要な電力は、食料供給歯車駆動源、飼育室内の2ルックスの明り、糞尿・空気分離翼および糞尿貯蔵室回転駆動源、ファン電源等である。このうち食料供給歯車は1日に4回駆動するだけでよいのでタイマー以外の電力はほぼ無視できる。

その他の項目に関して正確な推定は困難であるので、多めに見積もって70Wということにしておく。マウス飼育器6個では420Wになる。船室内において使用可能な電力は750Wであったから、残りの330Wが他の目的のために用いられる。

ミッション系においては他にテレビ撮影時および

表 4.7 生命維持システム重量および電力

	質 量 [kg]			平均電力 [W]
	単位質量	個 数	全質量	
動物飼育器	50	6	300	420
食 料	1.4	30	42	
食料押ガスタンク	0.6	6	3.6	
水タンク	1.2	6	7.2	
マウス	0.02	30	0.6	
飼育器構造	40	6	240	
その他			6.6	
空気調節系		1	115.5	650
酸素供給系		1	17.2	
窒素補給系		1	24.2	
水酸化リチウムキャニスタ		1	15.0	
活性炭キャニスタ		1	3.5	
温度・湿度制御系		1	55.6	
				0 (最大 100W)

活性炭再生時に電力を用いる。いずれも使用時の電力レベルはかなり高いが、テレビ撮影は1日1, 2回の交信時に計15分程度、また活性炭再生もせいぜい一週間毎に10~20分程度用いればよいので、平均電力としては小さい。たとえばTVカメラおよびその送信機を駆動するために770W必要であるとしても、1日15分間であれば平均すると

$$770 \times \frac{15}{24 \times 60} = 8.02 \quad [\text{W}]$$

程度であり、平均電力としては大きくない。しかし短時間ではあるが多量の電力を使うので電力供給系統設計にはそれなりの配慮が必要である。

表4.7に生命維持システムのサブシステムに関する質量および平均電力をまとめておく。

5. システムインテグレーション

本章では生物実験衛星としてのコンフィギュレーションをつめることを試みる。TT & C (Telemetry, Tracking and Command)を除くサブシステムに関しては、前章までおよび付録に示すジェミニのデータによりおおよその見当はつけられる。TT & C系については国内技術で実現できるという前提から、これまで国内で打上げられた衛星で用いられている系の特性に基づいた構成を行なうことが必要である。ここでは主としてETS IIIで用いられた系にもとづいて特性値推定を行なった。構造および熱構造系に関しては、専門家に委託すべきであろうが、その過程に至る一歩前の段階として質量配分のみに関する大ざっぱな概算を行なった。

ミッション軌道上における生物実験衛星の外観図を図5.1に示す。太陽光はハッチのある方向で受ける。リエントリ時、空気流に主としてさらされるのはこの裏面である。

図5.2に衛星全体の主要寸法、モジュール、セクション分類をジェミニの呼称に準じて示す。また生物実験衛星として用いる場合の各セクションへのサブシステムの配分を示す。ケビンセクションはミッション軌道上における温度制御を主目的とした機密構造であり、ミッション機器はほとんどこの中に含まれる。

酸素、窒素タンクおよび温湿度制御用のラジエー

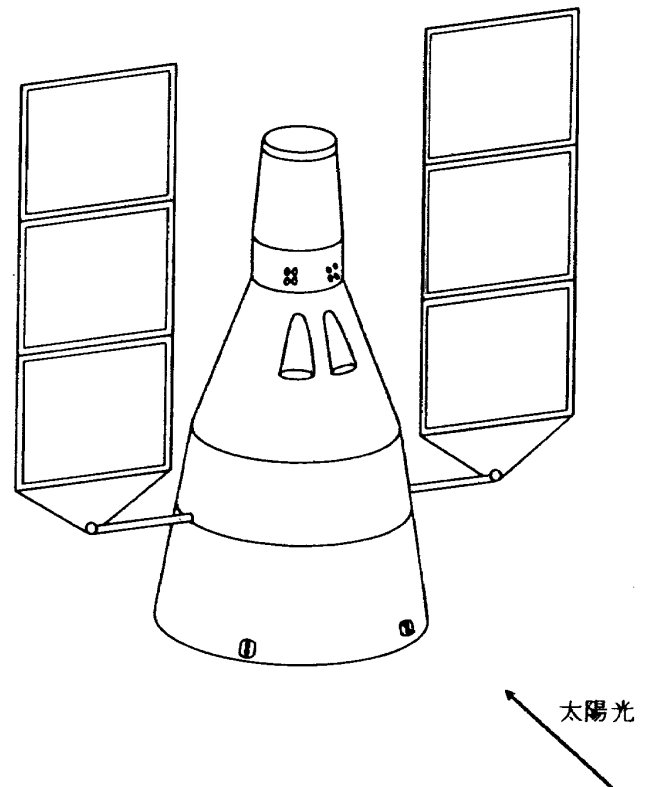


図5.1 ミッション軌道上概念図

タ等は軌道離脱セクションに収納される。この部分はミッション軌道上では宇宙空間に開放され、かつ太陽光が射し込まないので放熱効果がよい。

回収セクションはジェミニの場合はランデブ・ドッキングのセクションでもあり、そのための機器も含まれている。本衛星ではその機能を必要としないので、その分を他の用途に使う可能性がある。文献1にも述べているようにこの部分は再突入時、空気の流れにさらされ、空力特性に対して微妙な影響を与える。したがって安易に形状変更はしない方がよい。

ジェミニのデータによればリエントリモジュールの質量は約2,300kg、アダプタモジュールは1,000kg計3,200kgであり、この配分はリエントリ特性に影響を与えるので変えない方がよい。

以上のような制約のもとで、構造および熱構造のための質量概算は表5.1に示すような手順で行なった。まず衛星を5つの円環部と3枚のパネルに分割してその面積を求める。つぎに単位面積当たりの基本的な質量を 0.7 kg/cm^2 と仮定した。この値は2.5mmのアルミニウム(比重2.8)を用いることに相当する。この単位面積当たりの質量を用いて各壁面に

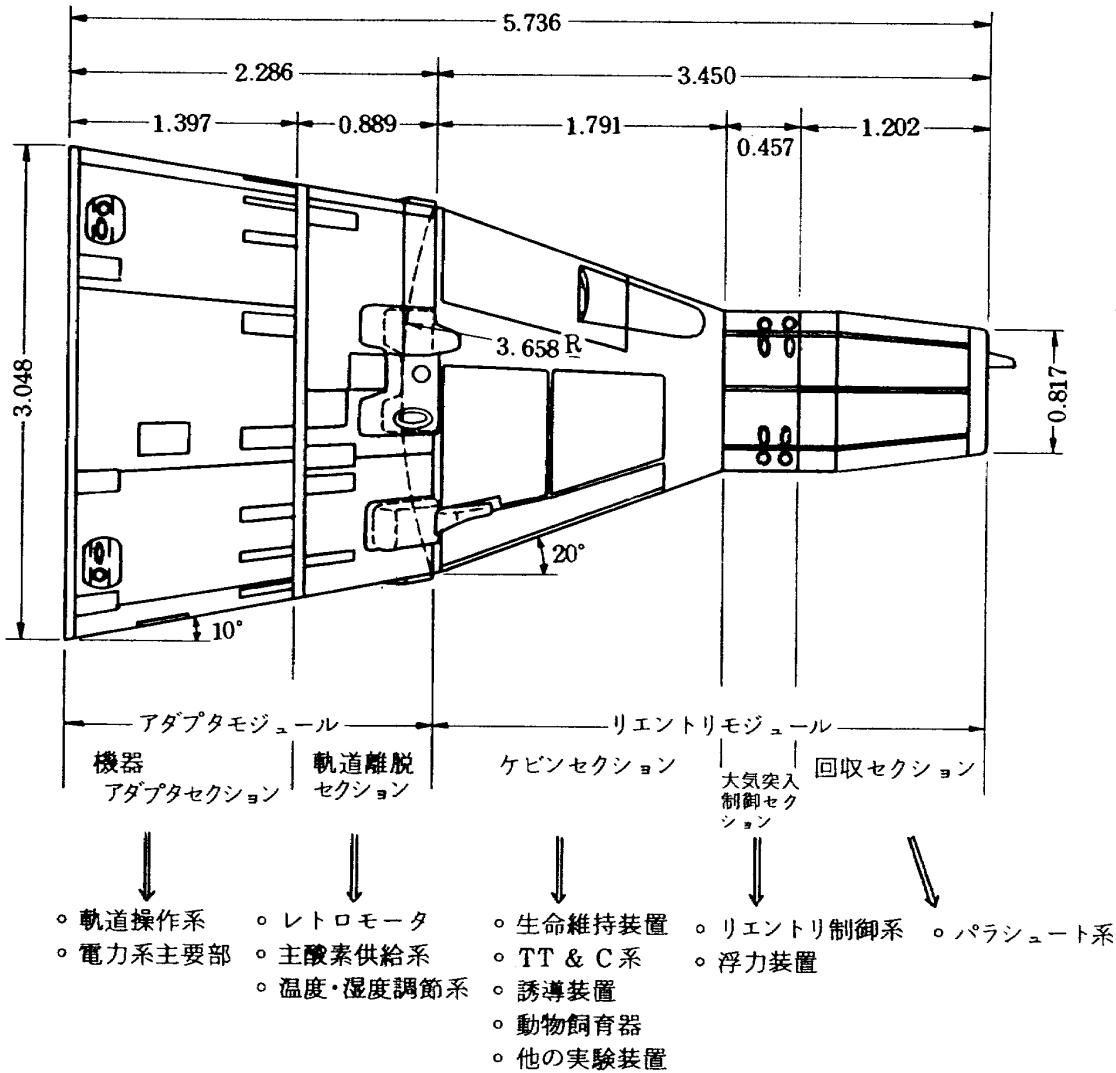


図 5.2 主要寸法およびサブシステム分布

対する基本質量を求め、つぎに断熱構造を必要とする部分に対してはその2倍、アブレータを施す部分に対しては10倍、機密性を必要とする部分に対しては2倍の質量追加を見込んだ。これらを合計することにより壁面質量合計がえられる。

ケビンセクション前頭の熱シールド部は付録Eの記述に従えば約3.3 cm程度の厚さのようであり、ファイバーグラスハニカムの比重がアルミニウムより小さいことを考えるとほぼ表に示すような推定値がえられる。またリエントリ制御セクションおよび回収セクションのベリリウム板の質量は場所により、0.42~1.30 gr/cm²であるので断熱材の質量を加えると推定値にはほぼ近いとみられる。

つぎに各セクション毎の搭載物質量を求め、この搭載物を支持するためのトラスまたは補強材の質量推定を行なった。正確には搭載形式および荷重仕様

が定まらなければ決定できない量であるが、概算値をえるため次のように仮定した。搭載物質量 m および各セクション円環の平均半径を r とするときトラス質量は mr^2 に比例する。そして基本となる質量としてケビンセクションのトラス質量を50 kgとした。この質量はもしトラスではなく、アルミ円盤上に搭載物を積載するという形式であれば、直径1.64m、8.5mm厚さの円盤を使用することに相当する。結果は表に示す通りである。

非常に粗っぽい推算ではあるが、各セクションともに構造質量の9%程度のマージンを見込んであるので、もし構造強度が足りなければこれに当て、構造強度が十分であれば搭載物増強に回す方針で行なえば、各セクション共に目標質量に合わすことができるのではないかとと思われる。

表 5.2 にこれまでに入られた生物実験衛星の質量

表 5.1 構造および熱構造質量概算

セクション	機 器 アダプタ	軌道離脱	ケ ビ ン			リエントリ 制 御	回 収	
			前部パネル	胴 部	後部パネル		胴 部	後部パネル
円 環 長 (m)	1.397	0.889		1.791		0.457	1.202	
平均直径 (m)	2.802	2.421		1.644		1.002	0.910	
円環面積 (m ²)	12.30	6.76		9.25		1.439	3.44	
パネル面積 (m ²)			4.10		0.789			0.524
基本質量 (kg)	86.1	47.3	28.7	64.8	5.5	10.1	24.1	3.7
断熱材(2倍)						20.2	48.2	
アプレータ(10倍)			287					
機密構造(2倍)				129.6	11.0			
壁面質量合計 (kg)	86.1	47.3	526.6			30.3	76.0	
搭載物質量 (kg)	480	218	1080			93	160	
$m r^2$ 比	1.29	0.44	1.00			0.032	0.046	
トラス質量 (kg)	64.5	22.0	50.0			1.6	2.3	
搭載物, 壁面, トラス 質量合計 (kg)	631	287	1657			125	238	
目標質量 (kg)	680	320	1800			140	260	

構成についてまとめておく。また表 5.3 にはミッション軌道上における必要電力についてまとめておく。電力についても不確定な部分が多いので、その他の容量を大きくとってある。回収時の電力プロフィールはかなり異なったものとなるが、期間的に 1.5～2.0 時間と短かく、本衛星のバッテリー容量で十分にカバーできることが予想されるので表示はしていない。

6. 結 論

本報告での検討により、ジェミニを用いた生物実験衛星がわが国において物理的に実現可能性のある一つのプロジェクトであることは示しえたと思う。実施するか否かの判断をするためには、我国の将来の宇宙での有人活動および回収ヴィークルの形態に関するヴィジョンがある程度固まる必要がある。

生物実験衛星構成のために本報告でたどった道筋の概略を記しておくとして以下の通りである。

1) 将来の宇宙有人活動につながりかつそれ自体

としても意味をもつミッションとして、マウスの長期間宇宙飼育を目的とすることにした。未知の部分の多い回収特性に関しては、新規開発による多大な投資を避けるため、機体はジェミニと同型とし、できるだけそのコンフィギュレーションを生かす方針をとった。

2) 最大径 3 m, 重量 3.2 t, 所要電力 1.4 kW で打上げは H1-B によることとした。日照時回収をはかれるという条件から滞在期間は 4.5 ヶ月, 軌道高度は 470 km, 回収地点選定の条件から軌道傾斜角 30° とすることにした。誘導制御系を用いての最大減速度は 7G, 最大着地点分散は 20 km が目標である。

3) ミッション機器を除くサブシステムのうち、国内で新規開発しなければならない主たるものは、約 19 m² の太陽電池パドル, 衛星用計算機, 回収誘導計算機および回収用慣性センサユニットである。これらはいずれもベースとなる現システムがあり、その改良により実現しうるものである。開発がひどく困難というわけではなく、将来システムにも適用

表 5.2 生物実験衛星質量構成 (1/3)

セクション	サブシステム/コンポーネント	数量	質量 [kg]	備考
機器アダプタセクション	軌道操作系	1式	400	ETS III に準拠
	推進剤		250	
	タンク, チューブ, ノズル		50	
	押ガス系		100	
	電力発生系統		80	
	太陽電池パドル		64	
	シャントデシペータ	1式	9	
	パドル駆動装置	1式	7	
	その他		49	
	構 体		151	
壁		86		
トラス		65		
	小 計		680	
軌道離脱セクション	レトロモータ	4	120	
	推進剤		100	
	モータケース等		20	
	主酸素供給系		42	
	酸素供給系	1式	18	
	窒素供給系	1式	24	
	温度・湿度調節系		56	
	ラジエータ	1	16	
	熱交換器	1	20	
	コンプレッサ	1	5	
	送風機	1	5	
	配管系	1式	10	
	その他		33	
	構 体		69	
	壁		47	
トラス		22		
	小 計		320	

表 5.2 生物実験衛星質量構成 (2/3)

セクション	サブシステム/コンポーネント	数 量	質 量 [kg]	備 考
ケ ビ ン セ ク シ ョ ン	動物飼育器		300	
	食 料	30	42	
	食料押ガスタンク	6	3.6	
	水タンク	6	7.2	
	マウス	30	0.6	
	飼育器構造	6	240	
	そ の 他		6.6	
	空気調節系の一部		39	
	水酸化リチウムキャニスタ	1	15	
	活性炭キャニスタ	1	3.5	
	回収時用酸素・窒素系 配管系	1式	10 10.5	回収時酸素をケビンに移す。
	誘 導 装 置		63	
	太陽センサ	1	1	} ETS-IIIに準拠
	地球センサ	2	4	
	レートジャイロ	1	15	
	エレクトロニクス	1	8	
	衛星用計算機	1	10	
	慣性センサユニット	1	15	ストラップダウン系を仮定
	回収用計算機	1	10	
	TT & C 系		180	
	Sバンド送信系	2	10	} ETS-IIIに準拠
	コマンドデューダ	冗長1式	5	
	テレメトリエンコーダ	2	7	
	テープレコーダ	1	6	
Sバンドダイプレクサ	1	2		
Sバンドアンテナ	1	3		
ビデオカメラ	2	40		
WBVTR	2	38		
WBVTR用エレクトロニクス	2	20		
ビデオ送信機	2	42	約 50W TWTを想定	
ビデオダイプレクサ	1	1		
ビデオ用アンテナ	1	1		
電力制御系		328		
バッテリ	6	157	50AH×3台	

表 5.2 生物実験衛星質量構成 (3/3)

セクション	サブシステム/コンポーネント	数 量	質 量 (kg)	備 考
ケ ビ ン セ ク シ ョ ン	電力制御器	1	33	} ETS-IIIに準拠
	オードナンス制御器	1	2	
	ハーネス	1式	136	
	実 験 装 置		170	
	そ の 他		143	
	構 体		577	
	壁 面		240	
	アプレータ トラス		287 50	
	小 計		1800	
リ エ ン ト リ 制 御 セ ク シ ョ ン	リエントリ制御系	1式		
	推進剤 バルブ, チューブ, ノズル		33 40	
	浮力装置	1	20	
	そ の 他		15	
	構 体		32	
	壁 面 トラス		30.4 1.6	
	小 計		140	
回 収 セ ク シ ョ ン	パラシュート系	1式	160	
	そ の 他		22	
	構 体		78	
	壁 面 トラス		76 2	
	小 計		260	
合 計			3200	

表 5.3 生物実験衛星必要電力

サブシステム/コンポーネント	必要電力 [W]	備 考
生命維持システム	870	
動物飼育器	420	
空気調節系	650	
活性炭キャニスタ	0	2週間に一度30分, 100W
通 信 系	38	
TT & C 系	30	ETS-IIIに準拠
TV カ メ ラ	8	1日15分, 770W
誘 導 装 置	50	
地球センサ	3	ETS-IIIに準拠
エレクトロニクス	22	
衛星用計算機	20	
IMU 温度制御	5	
電 力 系	30	
電力制御器	30	ETS-IIIに準拠
推 進 系	98	
ヒ ー タ	95	
圧力検出器	3	
インテグレーション	50	
そ の 他	264	
合 計	1400	

できる汎用性を備えている。

4) ミッション機器の構成を行なうため、マウスと人間との代謝率比を用いて必要酸素量、食物、水等の概算を行なった。この結果に基づき、酸素・窒素タンク、炭酸ガス除去器、有害ガス悪臭除去器、動物飼育装置等の概念設計を行ない、さらに温度・湿度制御装置の検討と合わせて、生命維持装置の概念検討を行なった。マウスの必要とする食物量は30匹でも人間1人の $\frac{1}{10}$ にすぎないが、動物飼育装置に質量がとられるため4.5ヶ月では30匹の飼育が限

度である。

5) 各セクションの壁面質量を要求される気密性、断熱、熱防御等の機能を考慮して概算した。また衛星各セクションのサブシステムの分布を設定し、その質量からトラス質量の概算を行なった。そしてすでに行なってあったサブシステムの質量推定と合わせて、衛星全体の質量構成をまとめた。またミッション軌道上における消費電力についてもまとめた。

6) システム検討を進める上で参考になると思われるジェミニのデータについて整理し付録とした。

本報告作製に関して ETS III 関係について、東京芝浦電気株式会社の宇宙事業開発部技師長・久保盛唯氏にお教え願った。記して感謝の意を表す。また動物の代謝率に関して当研究所の幸尾治朗計測部長、慣性センサユニットについては計測部機器研究室の大月正男室長、鈴木孝男主任研究官よりデータを提供していただいた。

参 考 文 献

- 1) 森 英彦；ジェミニ型カプセル飛しょう体の回収における軌道とダイナミクス，NAL TR-651，昭和56年4月。
- 2) 新田慶治，斉藤勝利；スペースシャトルに関する調査，第7章誘導制御，日本航空宇宙学会誌，vol. 26，No. 289，1978年2月，p. 93~98。
- 3) 相原康彦，稲田伊彦；同上，第4章空気力学および空気力学的加熱，p. 72~77。
- 4) 河崎俊夫，森 英彦，長洲秀夫，草薙道郎；同上，第2章全体計画，p. 63~67。
- 5) 森 英彦，稲田伊彦；同上，第11章単段シャトル，p. 114~117。
- 6) 未来工学研究所；宇宙空間を利用した材料実験に関する調査報告書，昭和52年3月。
- 7) 宇宙開発事業団；N-II ロケット利用の手引書，昭和55年4月。
- 8) L.G. Jacchia；Revised Static Model of the Thermosphere and Exosphere with Empirical Temperature Profiles，SAO Special Report，No. 332，May 1971。
- 9) Gemini Midprogram Conference，NASA SP-121，Feb. 1966。
- 10) P.W. Malik and G.A. Souris；Project Gemini，A Technical Summary，NASA CR-1106，June 1968。
- 11) A.J. Aukstikalnis；Spacecraft Computers，Astronautics and Aeronautics，July/Aug. 1974。
- 12) J.E. Miller；Space Navigation，AGARD-ograph 105，Aug. 1966。
- 13) Handbook of Astronautical Engineering，Mc Graw-Hill，1961。
- 14) 科学技術庁；化学物質及び重金属の安定性評価に関する研究報告，1973年。
- 15) T. Mc Mahon；Size and Shape in Biology，Science，Vol. 179，Mar. 1973，p. 1201~1204。
- 16) J.F. Paker and V.R. West；Bioastronautics Data Handbook，SP-3006，1973。
- 17) H.C. Sanders；The Effect of Man on the Weight of a Manned Space Vehicles，Proc. of the 8th Annual Meeting of AAS Vol. II Advances in the Astronautical Sciences，Jan. 1962，p. 226~270。
- 18) K.A. Zouza；The COSMOS 936 Mission，Internal Report，NASA Ames. Research Center。
- 19) 宇宙開発ハンドブック '78，宇宙開発推進会議，p. 494。
- 20) A.M. Whitnah and D.B. Howes；Summary Analysis of the Gemini Entry Aerodynamics，NASA TMX-58100，1973。
- 21) Guidance and Navigation for Entry Vehicles，NASA Space Vehicle Design Criteria，NASA SP-8015，Nov. 1968。
- 22) Entry Vehicle Control，NASA Space Vehicle Design Criteria，NASA SP-8028，Nov. 1969。
- 23) 慣性航法系に関するシミュレーション研究，総合シミュレーション試験報告書，昭和50年度航技研・宇宙開発事業団共同研究，昭和51年3月。

付 録

入手したジェミニの資料のうち、生物実験衛星の概念構成に必要な部分については適宜引用したが、ここではより詳細な内容および次の段階の検討のために参考になると思われる内容について、整理し記載しておく。

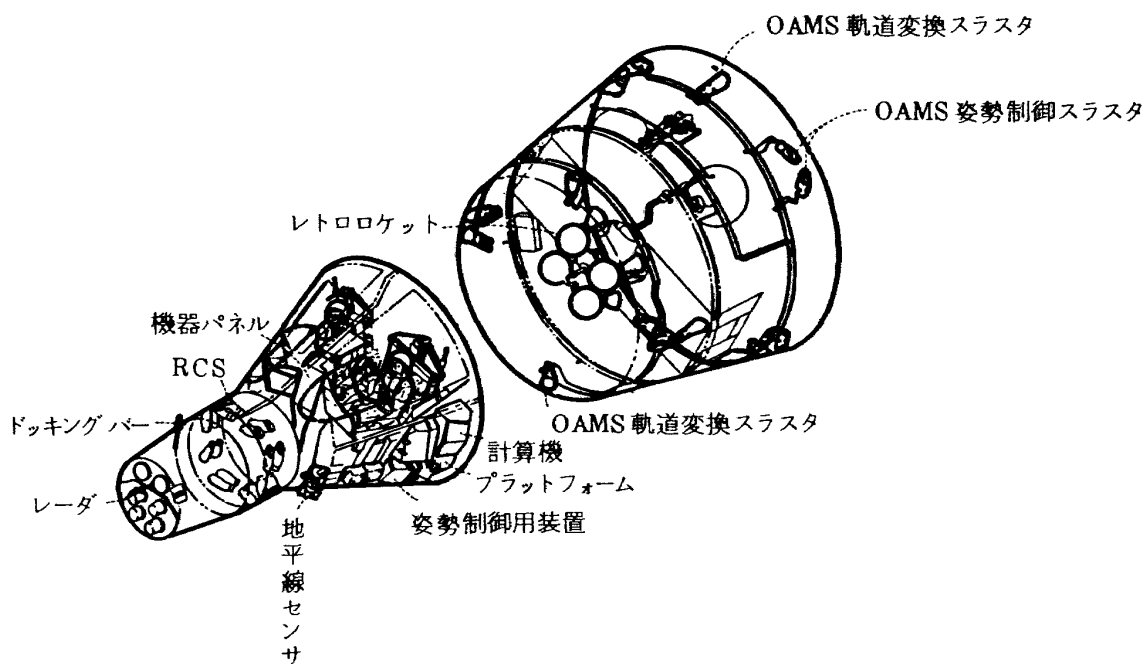
A. 推進薬

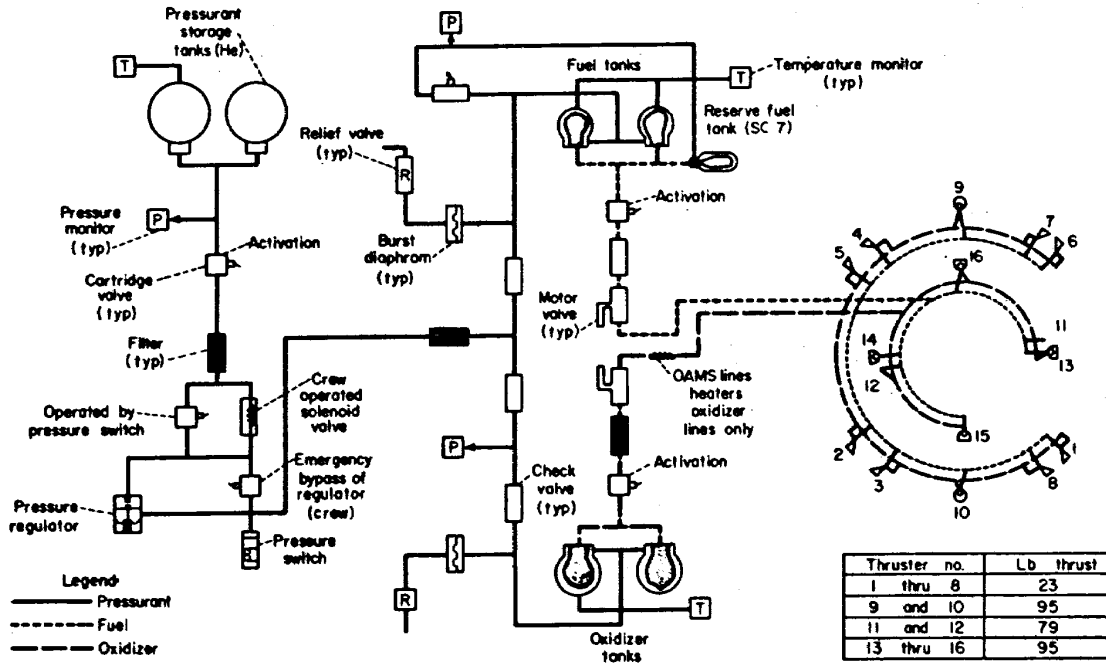
ジェミニの推進薬特性を付表1に示す。ジェミニにおけるOAMS (Orbital Attitude and Maneuvering System), RCS (Reentry Control System) およびレトロロケットの実装概要を、誘導制御用機器の配置とともに付図1に示す。

付図2および付図3にそれぞれ、OAMS および RCS の系構成を示す。レトロロケットは固体の球形モータである。

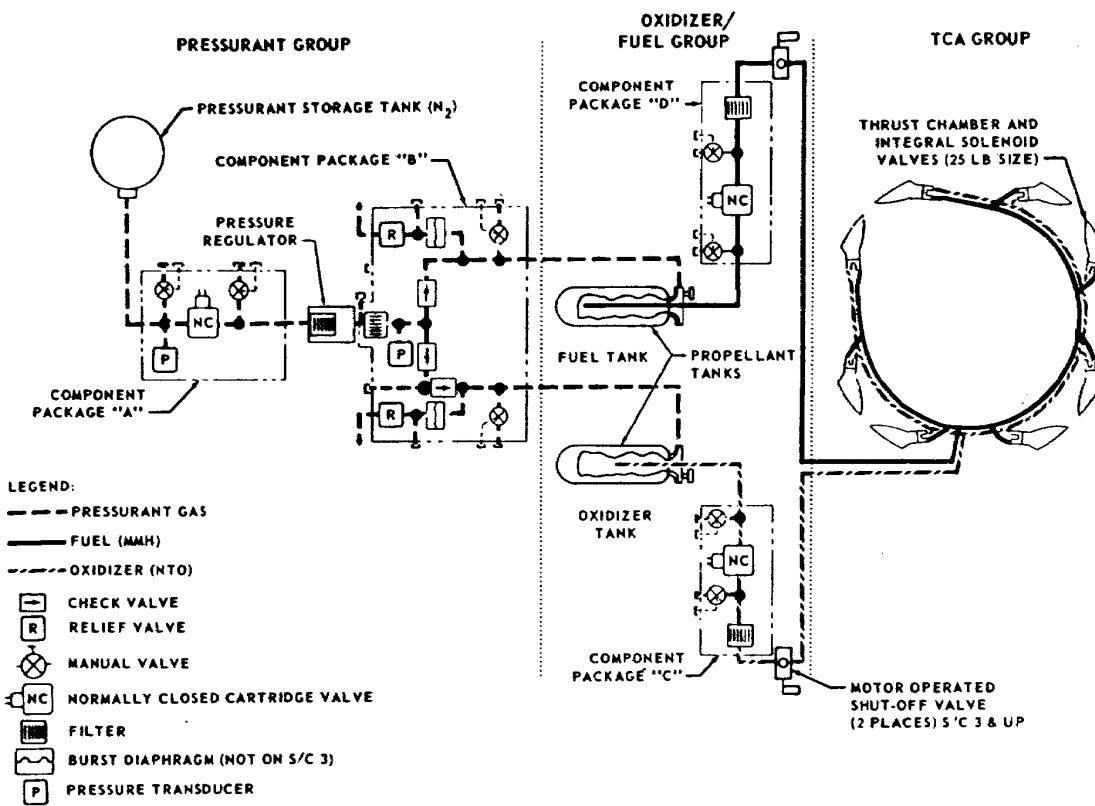
付表1 Gemini 推進系特性⁹⁾

推進系	エンジン数	推力 [kg]	全力積 [kg·s]	燃料質量 [kg]	I_{sp} [kg·s/kg]
OAMS	8	10	81600	322	258
	2	36			273
	6	43			273
RCS	16	10	8390	33	283
レトロロケット	4	1129	25800	100	255

付図1 推進系および誘導制御用機器の実装概要⁹⁾



付図2 OAMSの系構成⁹⁾



付図3 RCSの系構成
(同じ2系統のうち1系統のみ)¹⁰⁾

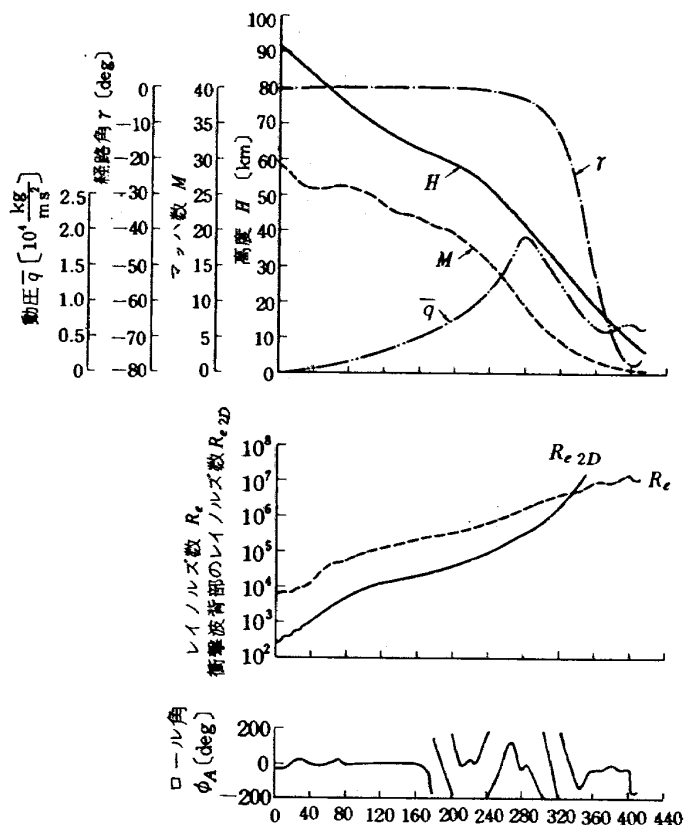
B. 大気再突入時の飛しょうデータ

270 kmの高度で軌道離脱をした後、高度 120 km に達したあたりから飛しょう軌道に対して大気の影響が出はじめる。付表 2 にジェミニの各フライトについて、高度 122 km に達した時点における大気に対する相対速度、経路角、およびその結果としてのドロークシュート開傘までの時間、最大減速度、最大動圧等を示す。フライトの II は地球周回軌道からの回収ではなく、弾道軌道回収である。この場合は初期経路角が大きいので荷重は大きくなるが、他の例ではほぼ 7 g 以下におさまっていることがわかる。

付図 4 にガイダンスモードが始まる高度 90 km 付近からのジェミニ XII の軌道特性を示す。ドロークシュート開傘が高度やく 15 km であるから、ほぼこの時点までの特性である。他のフライトもロールアングルを除けば、同じような特性をもつと考えてよい。

この XII の例では高度 90 km から約 60 km までは最大リフトで飛び続け、それ以後スピン飛しょうをしていることがわかる。スピンを周期的に停止し、再度目標点を調節することにより、落下点分散を小さくとどめるようにしている。

ロール制御によるバンク角変化により、軌道特性がどのように変るかを付図 5 に示す。大気突入始めからたとえば 15% 程度の低速度スピンを機体かけると、揚力方向が平均化され、図上の零リフト軌道が実現される。マーキュリーの飛しょう軌道はほぼこれに相当する。一方揚力をつねに上方に向けると



付図 4 ジェミニ XII 軌道特性フライトデータ²⁰⁾

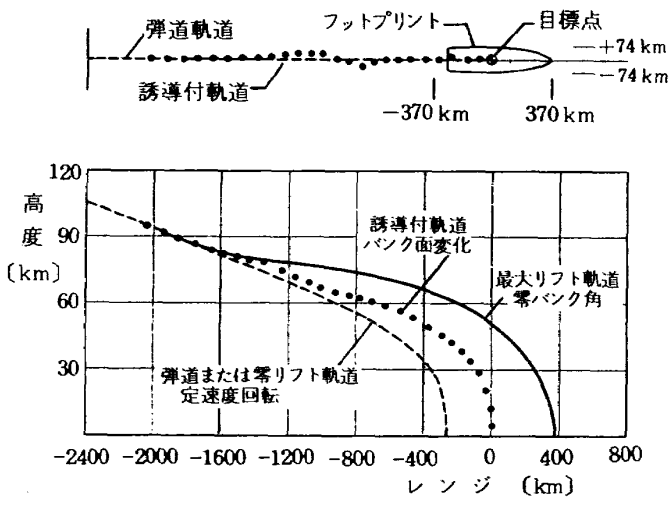
最大リフト軌道がえられる。この二ケースがジェミニを用いての到達可能地点の包絡線すなわちフットプリントの上、下限を与える。目標点はほぼこの中央に設定される。揚力をつねに下に向ける。(180°バンク角)という飛しょう方法も可能ではあるが、レンジをあまり短縮できないわりに荷重が大きくなるという理由で、ジェミニでは用いられていない。

付表 2 高度 40 万 ft (122 km) を起点とする Gemini の軌道特性²⁰⁾

Gemini フライト	40 万 ft からドローク開傘までの時間 [s]	40 万 ft における相対速度 [m/s]	40 万 ft における相対経路角 [deg]	最大減速度 g	最大動圧 [kg/m ²]
II	414	7407	-2.87	9.9	3207
III	575	7332	-1.05	4.3	1328
V	449	7430	-1.66	7.1	2021
VII	600	7438	-1.30	5.4	1753
X	518	7462	-1.74	5.5	1953
XI	581	7431	-1.40	5.8	1987
XII	543	7423	-1.55	6.2	2075

付表3 Gemini II～VIIの船上収容概要⁹⁾

Gemini フライト	位置確 認方法	軌道上	地球周回数	回収機			天候		回収船から着水 点までの距離 (km)	着水後の経過時間 (min)		
				船	飛行機	ヘリコ プター	風力 (m/s)	波高 (m)		パイ取付	乗員収容	回収体 収容
II	電子	弾道, 有人	6380 km ダウンレンジ	8	13	9	12	5.5	46	20		90
III	電子	周回軌道, 有人	3	17	44	11	10	2.1	111	30	72	167
IV	電子	周回軌道, 有人 4日間	62	16	43	10	7	1.2	89	20	57	136
V	電子	周回軌道, 有人 8日間	120	15	36	10	4	0.9	169	50	91	235
VI	電子	周回軌道, 有人	16	14	38	10	3	0.9	20	30	64	64
VII	視力	周回軌道, 有人 14日間	205	14	38	10	9	0.9	22	12	32	64



付図5 Geminiの誘導された軌道の概要⁹⁾

フットプリントの中の任意の地点はバンク角を±90°の範囲で調節するか、あるいは低速度スピンをかけることにより到達可能である。これを実現する方法が誘導の問題となる。

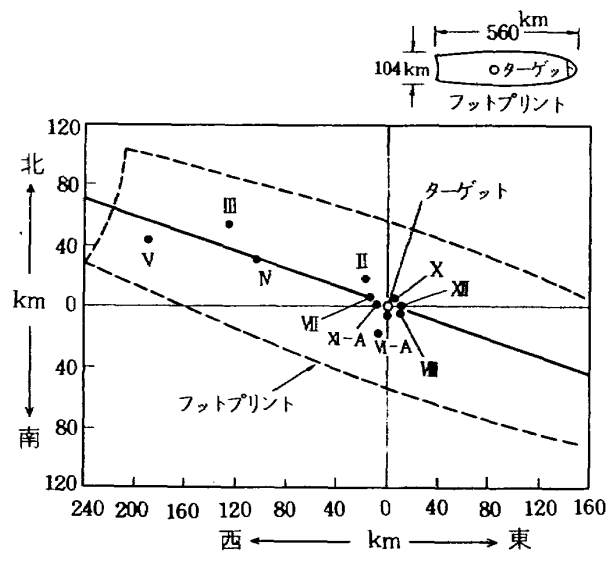
付図6に Gemini II以後XIIまでの実際のフライトにおける着地点の分散を示す。フライトVI以後XIIまではほぼ20 kmの範囲内に納まっていることがわかる。

付表3にはジェミニVIIまでの回収体の船上収容の概要が示されている。飛行機、ヘリコプター、船等の配備数が多いことに驚ろかされるが、これは回収体が有人であり、早期収容の必要があったためにとられた処置であろう。予想地点から20 km程度のときは、ほぼ1時間で回収体を収容しているが、約170 kmずれたVのケースでは約4時間かかっている。誘導を精度よく行なうことは搭載物の安全収容をはかるとともに、配備する船、飛行機、ヘリコプターの数を少なくするためにも重要である。

C. 誘導および制御方式

軌道離脱時の軌道関係の初期誤差および再突入時における特性値の誤差の3σ値、およびそれらの誤差に対応する誘導制御を行なわなかった場合の軌道分散を付表4に示す。ダウンレンジおよびクロスレンジ誤差は共に付図6に示すフットプリントの中におさまる範囲であるから、誘導制御系の中の航法計算に誤差が含まれなければ、理論的には3σのエラーに対しては完全な補正能力があるといえる。

実際のフライトにおいては、 Gemini Vでは軌道離



付図6 Gemini II～XIIの目標点からの着地点分散²¹⁾

付表 4. 3σ エラーの大きさと着地点分散に与える影響²¹⁾

誤差源	許容誤差	着地点分散 (km)	
		ダウンレンジ誤差	クロスレンジ誤差
軌道離脱時初期誤差			
高度	640 m	53.0	6.5
速度	0.9 m/s	73.3	8.7
経路角	0.015°	60.7	7.8
方位角	0.036°	-0.6	3.7
経度	0.012°	-1.1	0.2
緯度	0.003°	-0.2	0.1
レトロロケット姿勢	5.0°	167.4	25.2
レトロロケットインパルス	3%	-249.1	25.2
大気密度	60%	-74.8	9.8
回収体質量	1%	80.0	9.6
空力係数	20%	-50.2	6.3
揚力方向	7.5°	37.8	7.4
バンク角姿勢	5.0°	57.6	1.3
バンク角逆転時間	4秒遅れ	-0.2	3.1
高高度風速		8.5	0.9
		348.2	41.9

脱前の航法計算に 878 km の誤差があった。Gemini III は L/D が予測値よりも 35% 低かった。Gemini IV は計算機が故障したため 15°/s の一定スピンド降りてきたため着地点制御能力を持たなかった。Gemini VI は 14 日間のミッションを通じての CG 移動が大きく、73 km 程度着地点操作能力が失われた等、誘導制御に機能損失が起きた。結果として Gemini VII を除く他のフライトでは付図 6 に示すような落下点分散が起きたのである。したがって誘導制御系が正常に機能すれば、着地点精度を少なくとも VI 以後と同等にすることはできるといえる。

誘導方式としては次の二つが用いられた。

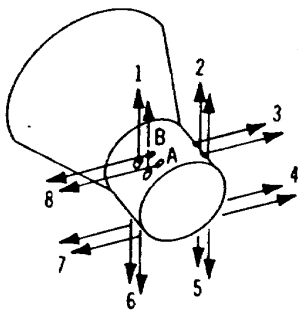
- 1) 定バンク角方式 (Constant bank angle technique): バンク角をプログラムして誘導を行なう。
 - 2) 零揚力レンジ予測方式 (Zero lift range prediction technique): 着地目標点に対して零揚力飛しょう (低速度スピン飛しょう) で到達できるような状態にできるだけ早期に誘導する。
- 前者は L/D の変化に対して敏感であり、L/D は

CG の変化、空気力学特性の予知不正確さ等のために信頼性に乏しい。これに対して後者は揚力の大きさが正確でなくてもフットプリントの中央に持つてくる能力さえあればよいのでこの方が望ましいと考えられる。具体的な定バンク角のプログラム、および零揚力飛しょう状態に持込むための誘導アルゴリズムは不明である。Gemini の各フライトにおける両方式の使いわけと着地点誤差とを付表 5 に示す。III, IV, V および VII の誤差が大きいのは先に述べた理由によっているため、両方式の優劣を示す根拠にはならない。しかし VI A と VII 以後とを比べるとやはり零揚力レンジ予測方式の方がよいという結果が出ている。再突入制御用のジェットシステムを付図 7 に示す。ジェットは A リングおよび B リングの二系統があり、各ジェットが 114 kg の推力を持っている。

ジェミニで用いられた誘導および制御のブロックダイアグラムを付図 8 に示す。このうち太線で示すループが基本的な自動制御ループであり、他のループはパイロットが介在するループである。

付表5 用いられた誘導方式と着地点誤差²¹⁾

フライト	離脱時軌道		誘導方式	着地点分散 〔km〕	着地点分散の主要因
	近地点〔km〕	遠地点〔km〕			
III			0揚力レンジ 予測方式 ↓	111	誘導指令を無視するよ うにパイロットが指令
IV				82	計算機不良
V			定バンク角方式 ↓	169	地上からの位置情報 更新のミス
VI A	298	298		13	
VI	298	298		12	
VII	298	298	0揚力レンジ 予測方式 ↓	2.0	
VIII A				0.7	
X	399	298		6.3	
XI	307	290		4.8	
XII	303	295		4.8	



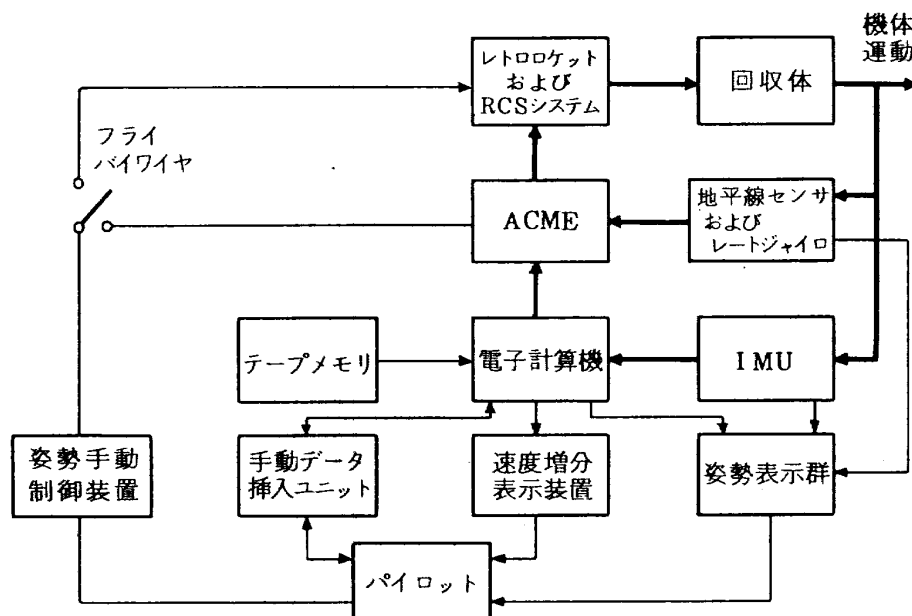
姿勢指令	点火される RCSジェット
ピッチ上	5, 6
ピッチ下	1, 2
ヨー 右	3, 4
ヨー 左	7, 8
ロール右	3, 7
ロール左	4, 8

制御の方式としては次の5つのモードが用いられた。

Rate-Command Mode : レートジャイロ出力と手動制御信号とが比較され、±0.5°/sの減衰デッドバンドの外にあればジェットをふかす。

Direct Mode : 手動制御装置から直接RCSへ、またはACMEを経てRCSへ、いずれもオンオ

付図7 Gemini 再突入制御用ジェットシステム²²⁾



付図8 Gemini 再突入誘導制御システム^{21, 22)}

フ指令を送る。

Pulse Mode : 外乱が無いとき、すなわち軌道離脱から 0.05 g 検出時までの間で用いられる。手動制御装置を中心位置からずらすと短時間のパルスが RCS に送られる。

Entry Mode : 回路は Rate-Command Mode と同じであるが、手動制御装置は入らず、デッドバンドは $\pm 4 \text{ deg/s}$ である。これにより風軸に対して、 2° 以内に機体を保つことができた。零揚力再突入ではこれにより $15^\circ/\text{s}$ を保った。

Entry-Rate Command Mode : Rate Command

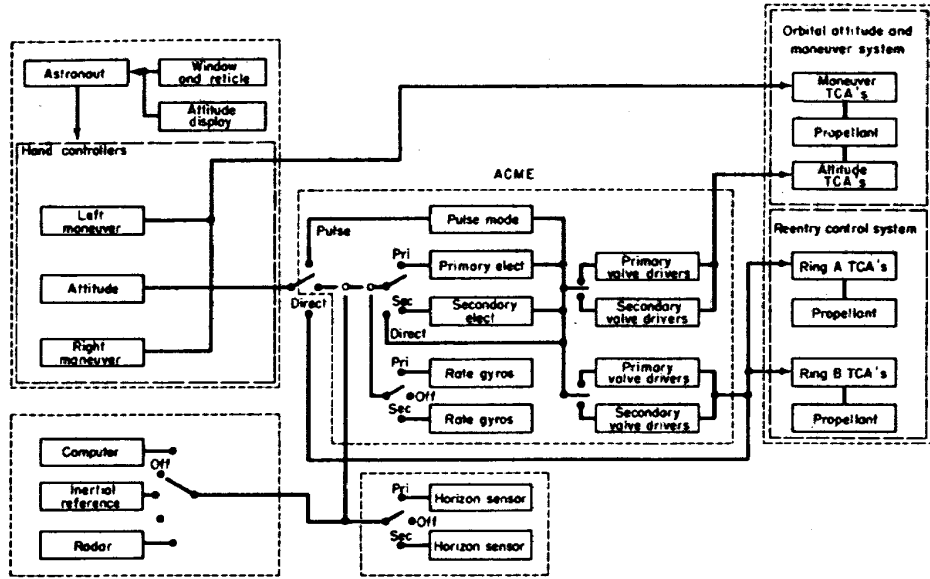
Mode と同じで、デッドバンドは $\pm 2 \text{ deg}$ および $\pm 4 \text{ deg/s}$ である。またロールレートクロスフィードがヨーチャンネルに含まれていて、ロール軸に対して、機体が回転するというよりも、速度ベクトルまわりに回転するようになっている。

ジェミニの各フライトにおいてこれらのモードがどのように使い分けられたかを付表 6 に示す。自動再突入制御を行なったのは、フライトのⅫおよびⅪの 2 例だけであり、それまではパイロットの介在するループを働かせている。

付表 6 Gemini の各フライトで用いられた制御モード²⁾

フライト	制御モード	コメント
Ⅲ	Direct	比較的高いピッチおよびヨーレート (20 deg/s) を発生
Ⅳ	Entry-rate command	ミッション中に計算機が不良になった。再突入時については下記参照*
Ⅴ	Direct (約 3 分), Rate command	1 リングのみ使用。デッドバンドの小さい rate command を用いたので、ドロッグ開傘時に燃料はほぼ使い切った。
Ⅵ	Rate command	最大動圧後 14 秒くらいまで燃料を使い切るまで 1 リングを使用。ドロッグ開傘前に第 2 リングを使用開始し、デッドバンドの小さいモードに切換えた。
Ⅶ	Direct (約 57 秒), Rate command	1 リングは 38.1 km 高度で使い切った。第 2 のリングを作動し、デッドバンドの小さいモードに切換えた。
Ⅷ	Entry rate command	OAMS が故障したため Agena から分離した直後から使用したため 1 リングは再突入の初めの方で使い切った。
Ⅸ	Entry rate command	基準的な燃料消費
Ⅹ	Entry rate command	基準的な燃料消費
Ⅺ	Entry rate command (近似的)	初めての自動再突入制御
Ⅻ	Entry	基準的な燃料消費

- * 計算機不良のため、一定のロール角速度 15 deg/s による 0 揚力突入を企った。ロールレートがえられた直後にピッチスラストが故障した。ピッチ振動を抑えるためパイロットが操作した結果ロール角速度が増し、ヨー制御用のスラストが過大に作動した。ロールレートはドロッグ開傘の 3 分前に最大値 $65^\circ/\text{s}$ に達し、この時点で燃料はほとんどなくなった。推進ジェットと空気流との干渉が起きていたのだろう。



付図 11 Gemini 制御系統⁹⁾

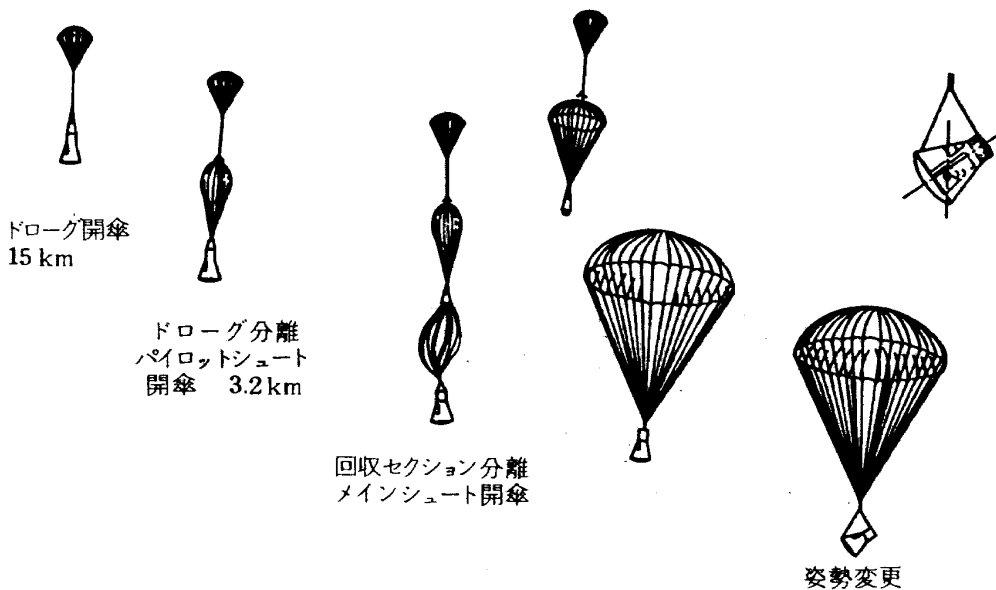
ACME, 手動制御装置および計算機による OAMS および RCS の系操作の信号の流れは、冗長系を含めた形では付図11に示される。

D. パラシュート系

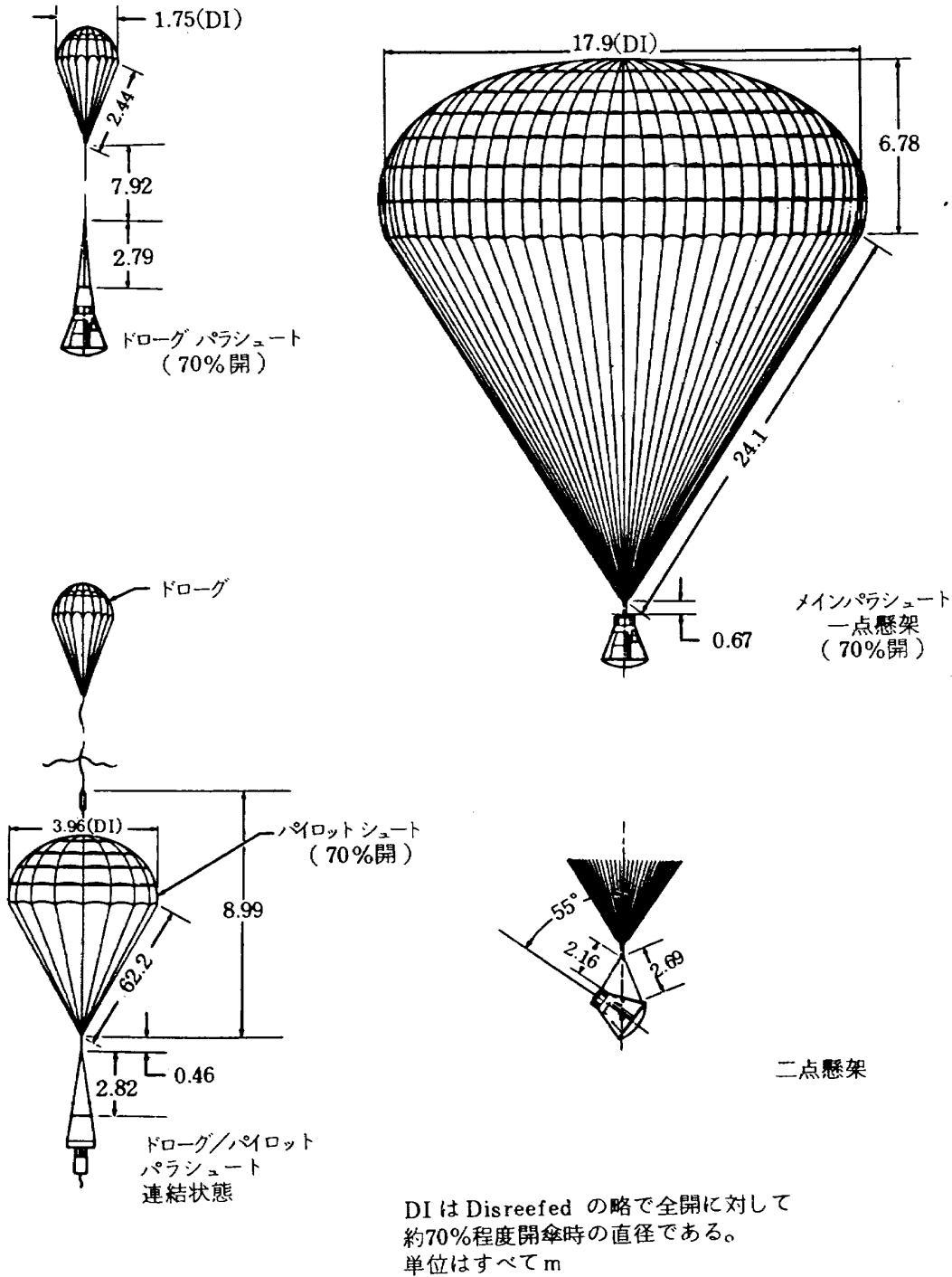
パラシュート開傘のシーケンスは付図12に示す。高度 15 km に達したところ、マッハ約 1.5 で圧力計もしくは航法系の信号によってドロッグシュートを開く。これは主として遷音速領域における機体姿勢の安定化のために用いられる。約 3.2 km 高度でパイロットシュートをドロッグシュートの力で引き出し、そ

の 2.5 秒後に回収セクションを切離す。回収セクションはパイロットシュートとともに浮かび、その中に収納されているメインパラシュートが引き出される。メインシュートが開き、十分な減速力をもつことが確認されると回収体を 35° ノーズアップの姿勢に変更する。この姿勢は着水衝撃を緩和するために必要である。着水衝撃を緩和するためには何らかのショックマウントを装備する必要がある。

付図13には Gemini で用いられたパラシュート系の寸法を示す。



付図 12 パラシュート開傘シーケンス⁹⁾



付図13 Gemini パラシュート系¹⁰⁾

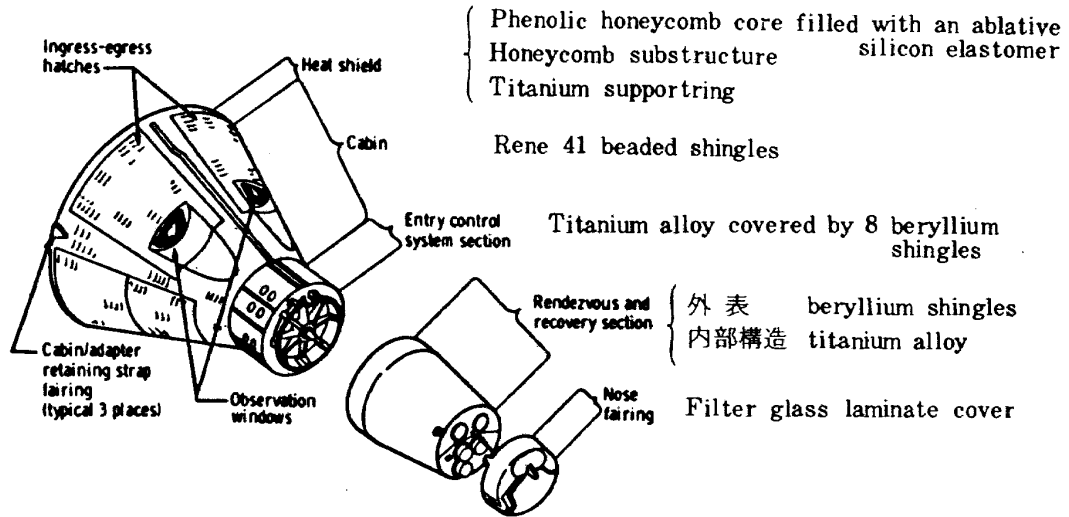
E. 再突入機体の構成および表面材質

再突入機体の構成および表面材質を付図14に示す。図では裏側となっている端面は部分球面であり、再突入時にはこの部分から大気へ突入し、熱をできるだけ後部に伝えずにアブレータおよび熱ふく射で処理する方法をとっている。

後部には Rene 41 およびベリリウムが耐空力および耐熱表面材として用いられ、変形しやすい断熱材の形状を保つ役割を果している。

Heat shield 部は二重のファイバークラス・ハニカム構造から成る。内側は 1.65 cm の厚さで、樹脂を混ぜたグラス布のサンドイッチ状のものをハニカム構造で仕切った形であり、外部すなわち大気に触れる部分のハニカムにはアブレータとして Dow-Corning DC-325 シリコンエラストマが埋めこまれている。このアブレータは市販品である。

ケビンセクションの表面材に用いられている Rene 41 はニッケル 53%、クロム 19%、コバルト 11%、

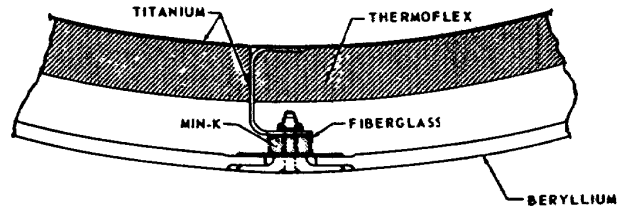


付図 14 Gemini Entry Module 構成および材料

モリブデン 9.75%, チタン 3.15%, アルミニウム 1.6%, 炭素 0.09%, ボロン 0.05%, 鉄 2.75% となる合金であり, 厚さは 0.04 cm である。

リエントリ制御セクションおよび回収セクションの壁面は場所によって 0.23 cm から 0.71 cm までの厚さに変化をもたせたベリリウム板を, ベリリウムのリティナー内部にとりつけ, 断熱材 Thermoflex R.F. をチタン網で包み, 同じチタン製のストリンガーでベリリウム材に付図 15 に示すように取付けている。

Rene 41 もベリリウム材も外部はふく射による熱放散をよくするため, ブルーブラックセラミックペ



付図 15 RCS および R & R section の熱防御構造

イントを塗り, 中側は内部への熱ふく射を防ぐため薄い金メッキを施してある。アダプタモジュールの外壁は白いセラミックペイントで被覆し, 内壁はアルミフォイルで被って熱絶縁をはかっている。

航空宇宙技術研究所資料436号

昭和56年5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 共 進
東京都杉並区久我山5-6-17
