

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-755

## オービタによる月の探査

興 石 肇 ・ 松 島 弘 一 ・ 志 甫 徹  
中 島 厚 ・ 木 村 武 雄 ・ 斉 藤 勝 利  
小 山 正 人

1983年4月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

1. これからの月探査	1
1.1 月探査の科学的意義	5
1.1.1 月を探査する意味	5
1.1.1.1 地球に関する科学の発展	5
1.1.1.2 太陽系の科学の発展	6
1.1.1.3 月の利用	6
1.1.2 月に関する現在の主な課題	6
1.1.2.1 月の岩石と組成	6
1.1.2.2 月の構造	7
1.1.2.3 月の磁場	7
1.1.2.4 月の形と重力	7
1.1.2.5 月の歴史	8
1.2 月探査の実用的意義	8
1.2.1 月の環境的有用性	8
1.2.2 月の資源的有用性	8
2. オービタによる月探査ミッション	10
2.1 ミッションの概要	10
2.2 オービタシステム	11
2.2.1 観測システム	11
2.2.1.1 搭載観測器	11
2.2.1.2 観測の面から見た軌道の考察	14
2.2.2 探査機システム	15
2.2.2.1 姿勢制御系	17
2.2.2.2 データ処理系	17
2.2.2.3 通 信 系	17
2.2.2.4 推 進 系	18
2.2.2.5 電 源 系	19
2.2.2.6 熱制御系	19
2.2.2.7 月探査機の構造	19
2.3 打上げ軌道、誘導制御システム	21
2.3.1 打上げビークル	21
2.3.2 軌道プロファイル	23
2.3.3 誘導制御システム	26
2.3.3.1 アセント・フェーズ誘導	26
2.3.3.2 ミッドコース・フェーズ誘導とターミナル・フェーズ誘導	28
2.3.4 追跡管制システム	31
3. 各サブシステムの検討結果	31
3.1 センサの概念設計	31
3.1.1 蛍光X線観測装置	32

3.1.2	ガンマ線観測装置	33
3.1.3	反射スペクトロメータ	34
3.1.4	分光ステレオイメージング装置	35
3.2	オービタの概念設計	36
3.2.1	遷移軌道	37
3.2.2	誤差解析	38
3.2.3	外乱トルクの検討	38
3.2.4	電力収支の検討	39
3.2.4.1	軌道 I	40
3.2.4.2	軌道 II	40
3.2.4.3	軌道 III	40
3.2.4.4	軌道 IV	41
3.3	オービタの軌道設計	41
3.3.1	オービタの運動方程式	41
3.3.2	ミッション軌道の解析	43
3.4	打上げ軌道，誘導制御の概念設計	46
3.4.1	軌道設計	46
3.4.1.1	軌道設計手順	46
3.4.1.2	パーキング軌道	46
3.4.1.3	H-IA ロケットのステージング	47
3.4.1.4	二体問題近似による概略軌道	50
3.4.1.5	詳細軌道設計	52
3.4.2	誘導方式	54
3.4.2.1	アセント誘導方式	54
3.4.2.2	ミッドコース・フェーズ誘導方式	61
3.4.2.3	ターミナル・フェーズ誘導方式	70
3.4.3	追跡管制技術	73
3.4.3.1	追跡管制運用プログラムの概要	73
3.4.3.2	軌道系プログラム	74
3.4.3.3	姿勢系プログラム	76
3.4.3.4	マヌーバ系プログラム	76
4.	あとがき	78
	参考文献	78

# オービタによる月の探査\*

興 石 肇\*\* 松 島 弘 一\*\*\* 志 甫 徹\*\*\*  
中 島 厚\*\* 木 村 武 雄\*\*\* 斉 藤 勝 利\*\*\*\*  
小 山 正 人\*\*\*\*\*

## Lunar Exploration by Polar Orbiter

Hajime KOSHIISHI, Koichi MATSUSHIMA,  
Toru SHIHO, Ajsushi NAKAJIMA, Takeo KIMURA,  
Katsutoshi SAITO and Masato KOYAMA

### ABSTRACT

A system study of lunar exploration by polar orbiter is presented and a polar orbiter mission using a remote sensing technique is proposed. The objectives of this mission are to make a complete global survey of the moon's physical and chemical properties and also develop the technical side of deep space exploration. This study was conducted by NAL and NASDA from 1979 to 1981, focussing on the technical capability of the mission, because we have had no deep-space program in our country.

The global survey of the moon's surface is very important as the next step in lunar exploration not only from the viewpoint of lunar science but lunar resources as well. This lunar exploration mission will be conducted by a single polar orbiter of 650 kg, launched by the H-1A vehicle, using remote sensing techniques. The chemical and physical mapping of the entire lunar surface by gamma ray spectrometer, fluorescent X-ray spectrometer, reflectance spectrometer, spectro-stereo imager and so forth, is expected to provide much information on these subjects.

### 1. これからの月探査

ソビエトは1972年2月21日に月面に着陸したルナ20号をもって、アメリカは同じく1972年12月11日に着陸した有人宇宙船アポロ17号をもって、それぞれの月探査計画を中断した。そして丁度10年が経過した。

この間、月探査は完了したとして何もなされずに

過ぎたのではない。先づ、ソビエト、アメリカのそれまでの探査により集められた資料の整理・分析が続けて行なわれており、研究すべき資料はあり過ぎる程あるという状況が続いている。しかし、その様な研究の結果、月の構造、成分、進化などに関する我々の知識は大いに増大したというものの、逆に、今までの問題点が益々大きくなったり、新しい疑問が多数出現して来たのも事実である。

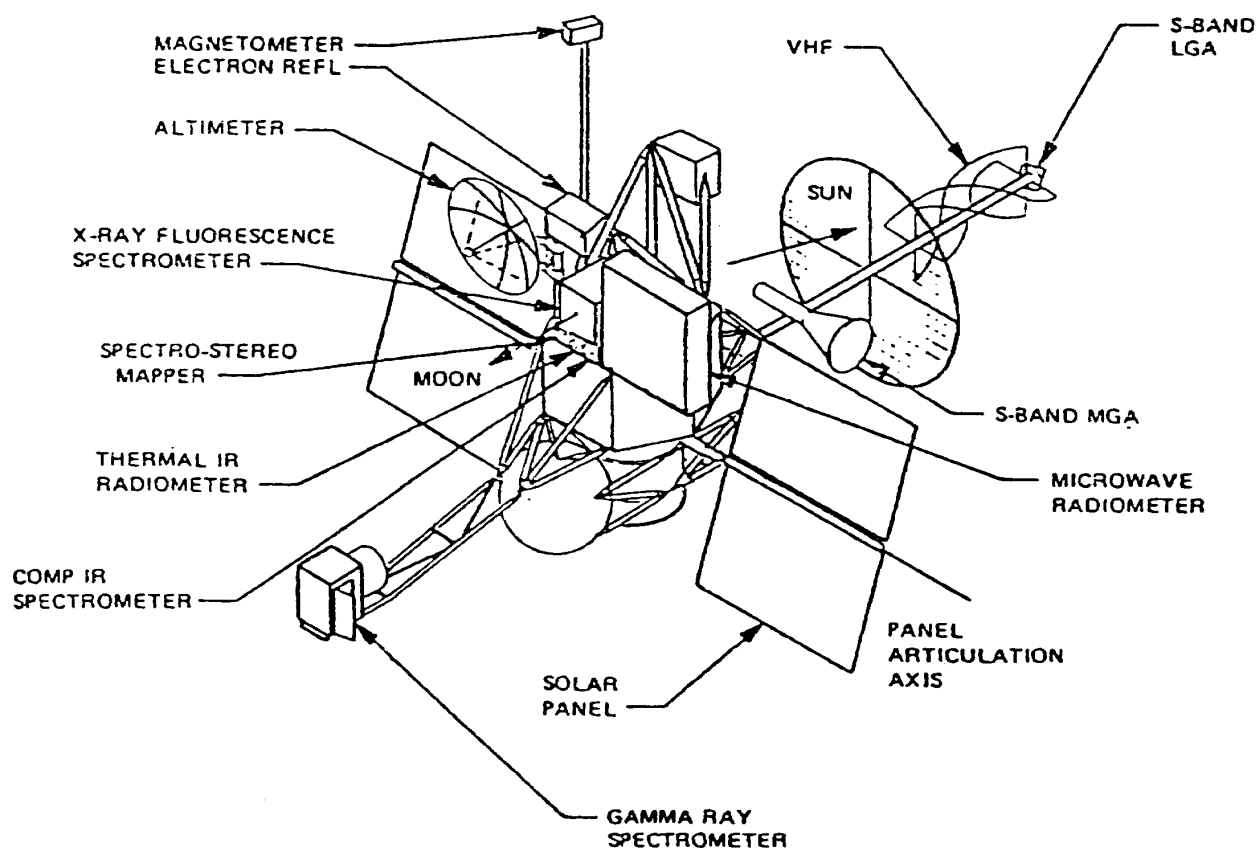
この様な状況を踏まえて米国は1972年12月の極軌道をまわる探査機を計画した。これは月面から約100 kmの高度の極軌道で月を周回し、蛍光X線観測

\* 昭和57年11月16日受付

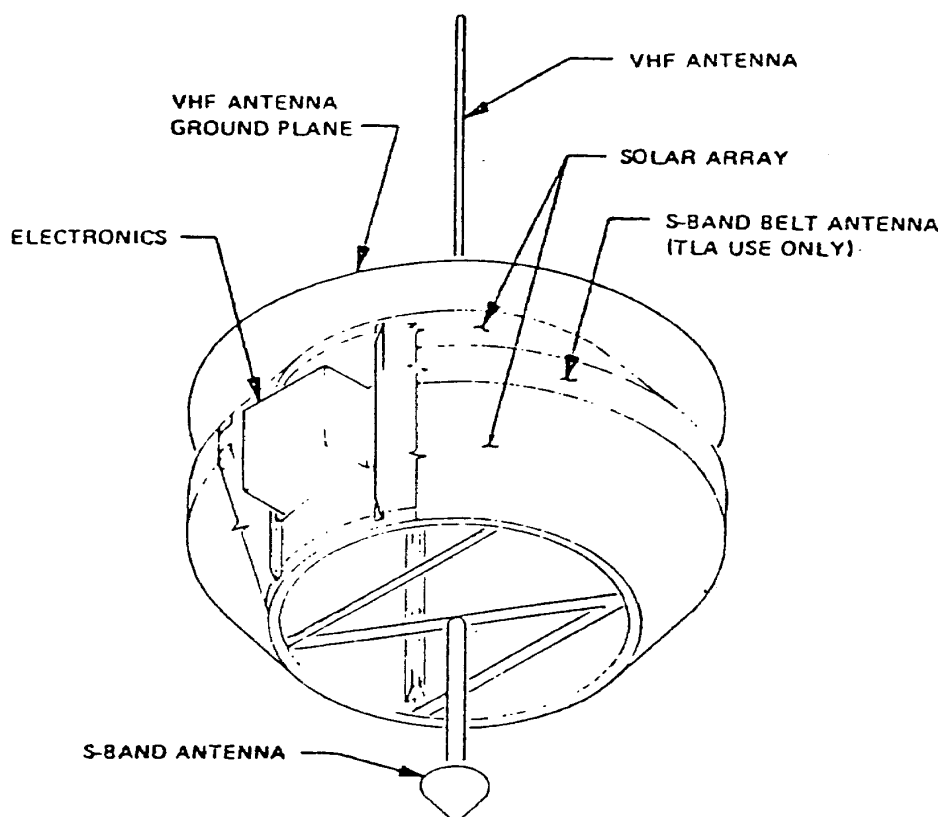
\*\* 宇宙研究グループ

\*\*\* 計測部

\*\*\*\* 宇宙開発事業団、筑波宇宙センター



(a) Lunar Polar Orbiter



(b) Transponding Subsatellite

図 1.1 LPO 計画 (米国) の探査機

装置、ガンマ線観測装置、可視・赤外スペクトロメータ、多波長イメージング装置等の観測装置により、リモートセンシングの手法を用いて月表面の性質を隈なく調査し、更に磁力計、重力計等の物理的探査機器により、月の物理的性質を詳細に把握しようという計画であった。この探査システムはLPO(Lunar Polar Orbiter)本体と、データ伝送用サブ・サテライトから成っている(図1.1参照)。搭載する観測機器とそれによる観測ミッションを表1.1に示す。しかしこの計画はアポロ計画の終息に伴う宇宙予算の削減のあおりを受け、日の目を見ずに終わった。

だが、月探査計画は米国の太陽系探査に関する将来ビジョンの中には常に現われて来る。例えば、1982年にパリで開かれた第33回IAFにおいても、NASAが発表したInternational Solar System Explorationと題する論文の中に、月の極軌道衛星による探査が国際協力の一つのアイテムとして取り上げられている。

ヨーロッパは既に1979年にPOLO(Polar Orbiter Lunar Observatory)と名づけた、極軌道衛星による探査計画を発表した。これは矢張り主探査機とデータ伝送用サブサテライトから成る(図1.2参照)。

表1.1 米国のLPOの観測機器と観測ミッション

Experiment	P.I. & Institution		Objectives
GAMMA RAY	J. Arnold	UCSD	Global map of elemental composition (including Th, U, K, Fe, Ti, Mg, Al, H) with resolution of ~ 50-75 km.
X-RAY FLUORESCENCE	J. Trombka	GSFC	Global map of elemental composition for Mg, Al, Si. During high solar activity K, Ca, Ti, and Fe may also be detected. Resolution 5-10 km.
REFLECTANCE SPECTROSCOPY	T. B. McCord	MIT	Global map of mineralogical composition, Resolution ~0.5 km.
HEAT FLOW/ INFRARED MAPPING	D. Muhleman	CIT	Global map of internal heat flow with resolution ~50 km, global maps of surface thermal emission.
SPECTRO- STEREO IMAGER	M. Davies	RAND	Global multispectral map, high resolution and stereo images of selected areas and moderate resolution ground track images.
MAGNETOMETER	C. Russell	UCLA	Map lunar surface field, determine permanent dipole and multipole moments and sound the deep interior.
ELECTRON REFLECTION	R. Lin	UCB	Obtain a detailed description of the lunar surface magnetic fields.
GEOPHYSICAL ALTIMETRY AND GRAVITY EXPERIMENT	R. Phillips	JPL	Map the figure and gravity field of the moon. Determine the moment of inertia tensor and the center-of-figure offset.

主探査機は高度 100 km の極軌道を回る。表 1.2 にその観測機器と観測ミッションを示す。観測機器の 1 から 7 までの主なものは米国の LPO と同じである。

米国の LPO および ESA の POLO 計画の何れもが、月の極軌道衛星による月全表面の詳細な探査を意図していることが注目される。すなわち、アポロ計画

とルナ計画によって行なわれた月の探査の次の段階として必要な探査は、この様な極軌道を低高度(100 km またはそれ以下)で周回する探査機を用いての、リモートセンシング技術を用いた全月面の探査である。そしてその目的は、科学的探査と同時に鉱物資源として見た月の実用的探査である。この二つの面

表 1.2 POLO の観測機器と観測ミッション

EXPERIMENT	MEASUREMENT	SCIENTIFIC OBJECTIVES	WEIGHT (kg)	POWER (W)	DATA RATE (kbps)
* 1.X-ray Spectrometer	Measures the K-lines of Hg, Al and Si	Determine the major element chemistry of the lunar surface	7	10	0.3
* 2.Gamma-ray Spectrometer	Measures the gamma-rays produced in about the upper 30 cm of the Moon	Determine K, Th, U, O, Mg, Al, Si, Ca, Ti and Fe in the lunar surface rocks	16	5	2
* 3.Multi-spectral stereo imaging system	Produces multi-spectral images	Determines surface morphology and gives information on composition (mineralogy)	4.5	5	approx. 100 Mb per orbit
* 4.Reflectance Spectrometer	Measures the reflectance spectrum in the range 0.3 to 2.5 $\mu$ m	Determines mineralogic composition	6.5	9	
* 5.Altimeter	Altitude measurements	Topographic maps. Shape of the Moon. Non hydrostatic equilibrium. Upper crust structure	7	20	0.165
* 6.Alpha-Particle Detector	Alpha-particle time and space distribution	Locate sources of transient release of gas - moonquakes ?	1.8	1	0.1
* 7.Magnetometer	Magnetic fields 0.1 $\rightarrow$ 1000 $\gamma$ to 1 Hz	Remnant lunar magnetism $\geq$ 10 km scale range; conductivity profile	2	2.5	0.1
* 8.Tracking Experiment	Doppler observable from Earth: directly, or via the Relay.	From analysis of orbital perturbations: gravity field (especially far-side); density models; lithospheric structure	-	-	-
9.Electron Reflection Detector	Reflected flux of solar electrons	Surface magnitude of lunar field	8	4	1.5
10.Infrared Telescope	Black body radiation from the surface	Determination of surface temperature	5	1	0.3
11.Microwave Detector	Black body radiation from small depths in the regolith	With measurement of (10) the determination of the temperature gradient and heat flow : global mapping	13	12	0.2
12. Dust Detector	Velocity and mass of dust particles above the lunar surface	The study of interplanetary dust and dust levitating from the lunar surface	5	3	0.01
13.Mass Spectrometer	Measurement of gases in transient atmosphere and alpha particles	Study of generation and loss processes of the lunar atmosphere	7.5	3.5	1

\* indicates core payload

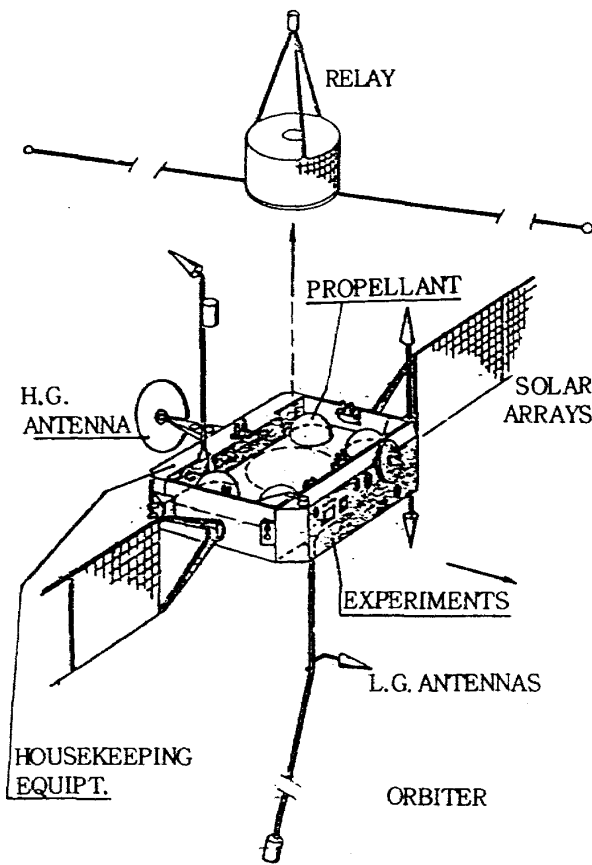


図 1.2 POLD 計画 (ESA) の探査機

における月探査の意義については次の節において詳しく述べられる。

その実施形態については、前述の第 33 回 IAF における米国の発表にもある通り、国際協力によって行なわれるのが妥当であると思われる。その第一の理由は、そのプロジェクト遂行に要する莫大な費用の大きさによる。今後の世界経済は可成り長い期間低迷をつづけることが予測され、このような状況の中での宇宙探査はたとえその科学的意義が如何に大きいものであろうとも、一国の経済的負担において行なうことには無理であろうと思われる。第二の理由は、資源の観点に立脚するもので、月を人類共有の資源天体と見る限り成るべく多くの国々の参加による Cooperation が探査の段階から望ましいものと考えられる。この意味で国際協力を呼びかけることも重要であるが、他国のプロジェクトには成るべく積極的に参加して行く努力が必要である。

## 1.1 月探査の科学的意義

月の起源に関して次の三つの説が科学的な裏付け

のもとに提唱されたのは 19 世紀から今世紀の初めに掛けてであった<sup>(1)</sup>

(1) 月は地球と同時に、地球の近傍で生成された。

— “Sister” あるいは “Binary planet theory” —

(2) 月は地球から分裂して作られた。

— “Daughter” あるいは “Fission theory” —

(3) 月は太陽系のどこかで作られた後、地球に捕獲された。

— “Wife” あるいは “Capture theory” —

そして、1957 年、スプートニクの打上げ成功による宇宙時代の幕開けと共に、地球重力による束縛からの解放を可能にした宇宙技術は、月を非常に身近なものにした。米ソ合せて約 50 回におよぶ宇宙船による月探査が行われ、アポロ計画による人間の着陸も 6 回にわたって成功し、数百 kg の月の岩石が地球に持ち帰られた。それらの結果、我々の月に関する知識は大きく増大し、月の科学も飛躍的に前進した。しかし、月の起源に関する上の三つの説は今なおそれぞれの存在を主張している。

確かに望遠鏡による観測だけの時代から、実験室で直接岩石を分析できる現在、月の科学の状況は大きく変わったわけである。長い間、推測の域を出なかった我々の月への知識は、あるものは確かめられ、あるものは崩れさり、そして多くの問題が解決された。しかし、月の起源のように根本的な問題の多くは未解決のまま残っており、さらに予想外の事実の発見と共に、新しい多くの疑問も生れてきた。今後、月の探査を再開することは、このような月の科学を発展させるだけでなく、さらに次のような広い意味を持ってくるであろう。

### 1.1.1 月を探査する意味

月を探査することによって得られる成果が我々に対して持つ意味を、次の三つの観点から考えて見たい。

#### 1.1.1.1 地球に関する科学の発展

太陽系の生成された初期における地球の進化は、月のそれと深く結びついたものであろう。地球と月の間の差異や類似性の探究が、地球-月の起源と進化の解明の大きな鍵になる。人類は住んでいる地球



に関する学門、地質学、鉱物学、地球物理学、地球化学などを長い間かけて構築してきた。最近の大陸移動説やプレートテクトニクス理論は、その専門研究者だけでなく、一般の人々にも大きな興味を抱かせるものである。しかしこれらの地球に関する理論は月に適用した場合にはどうなるであろうか。地球における現象を説明するために発展してきた理論の検証の場として、月は重要な意味を持ってくる。

#### 1.1.1.2 太陽系の科学の発展

月は地球の衛星であるが、その質量は地球の80分の1もあり、他の惑星とその衛星との関係と比較して特異な存在である。月は太陽系を構成する天体の中では中間的な大きさであるが、月の火山活動は25億年前から、まったく停止していると考えられている。また大きな侵食や堆積などもないため、太陽系の初期の進化の記録を他の天体よりも多く残していると思われる。すなわち、月の科学の大きな目標は月に蓄積された情報をもとに、太陽系の生成過程を探ることであり、月の探査は太陽系の他の天体、特に同じ程度の大きさを持つ水星、ガリレオ衛星、タイタンなどの研究に役立つだけでなく、太陽系の起源といった問題にも重要な意味を持ってくるであろう。

#### 1.1.1.3 月の利用

人類はその活動領域を地球近傍の宇宙空間まで拡げてきたわけであるが、近い将来、月面もその中に入れることは不可能ではない。月面での人類の活動だけではなく、宇宙ステーションやスペースコロニーといった、巨大構造物を構築するための資源を月に求めることは自然なことである。現在までに行われた探査から月に関して次のようなことが言える。

- (i) 水や窒素、炭素などの有用な揮発性物質は多く存在しない。
- (ii) 地球のように、有用な金属や鉱物が濃集した鉱床をつくっているものは見当らず、それらは月の岩石や土の中に分散している。
- (iii) 月の地震が小さく、月の内部深く起っていることからわかるように、月ではテクトニクスの活動が初期で止まっているため、地球のようにプレートの境界付近に、ある種の資源が集中して埋蔵されているというような現象を月に期

待するのは無理のようである。

しかし、月でどのような物質が資源として利用されるかは、地球の場合と違った考え方に立たなければならない。月の組成が十分にわかれば、それをどのように利用するかという問題も具体化してくる。例えば、月の土の中に吸着されている水素を、月に多いチタン鉄鉱と熱すれば水が得られるし、月高地に多いシリコン・アルミニウムに富む鉱物は、太陽発電衛星の材料物質として注目されている。

#### 1.1.2 月に関する現在の主な課題

月に関して探査する課題は無数にあるとあってよいのかもしれないが、前述の起源に関するものを含めて主なものとして次のようなものが考えられる。

##### 1.1.2.1 月の岩石と組成

月の岩石と化学組成に関しては、今までの探査で次のようなことがわかっている。地球との比較において見ると、月の鉱物の大部分は地球上にも存在するものであるが、その主なものは単斜輝石、斜長石、カンラン石、チタン鉄鉱である。月ではじめて見つかった新しい鉱物もいくつかあるが、月の岩石を構成する鉱物はごく限られたもので、その種類は地球に比べてはるかに少ない。また揮発性元素が著しく乏しく、難揮発性元素に富むことも特徴である。

月の岩石の化学組成は、親石性元素(Li, Sr, Ba, Be, Th)に富んでいるが、これは火成活動にともなって、表面の岩石にこれらの元素が濃集されたと考えられている。火成作用が生じたときにはマグマに濃集されやすく、マントルから地殻が形成されるときには地殻の岩石に濃集されるという傾向が親石性元素にはあるため、このように月の岩石の化学組成が火成活動などの地殻の分化作用を受けて変化しているとすると、そこに原始太陽系の組成を見つけるのは難かしいかもしれない。

月の海の岩石は地球の火山から噴出する熔岩に似た玄武岩で、火成作用の結果、月の内部で融解した岩石が表面に出て固化したものと思われる。一方、月の高地の岩石も火成岩であるが、CaとAlに富み、斜長石を多く含んで白っぽい色をしており、月の海の岩石に比べて化学組成もかなり異なり、年代も古い。月の高地の地殻は45億年前に形成されたことが、放射性同位元素による調査からいわれている。

今後必要なことは、月面全体の化学組成および鉱物組成のマッピングを行い、月の地殻の組成分布を調べると共に、月が生成された初期の物質を見つけることである。また極附近に水などの揮発性物質が存在しているかどうか、興味おかい問題である。

#### 1.1.2.2 月の構造

月の内部構造については1000 kmの深さまでに関しては、かなり定説が得られつつある。まず月の表層はレゴリスにおおわれているが、この厚さは場所によって異なり、数メートルから十数メートルにわたって変化する。地殻の厚さは60~100 kmであるが、地球に面した側が60 km、反対側(裏側)が100 kmとなっている。地殻の下から400~500 kmまでは、地球の上部マントルに似ており、パイロキシナイトあるいはカンラン岩からなると考えられている。その下800 kmまでの部分は上部マントルとは組成も異っており、月をつくった始原物質をそのまま残している可能性もある。深さ800 kmより深い層では、岩石は高温のため部分溶解の状態にある。そこで深さ800 kmより浅い部分を岩石圏、深い部分を岩流圏と呼ぶこともある。月の地震は大部分、800 kmより深い部分でおこっている。

深さ1000 kmより深い層はあまり確かではない。深さ1300~1500 km以深では地震の縦波速度も小さいので熔融状態にあるFeSのコアの存在も考えられる。

高地の地殻は少なくとも200 kmまで部分的に溶け、分化してできた顕晶質火成岩(anorthosite)からできている。これは最初に溶けた月の始原物質の中のそれが表面に集積したと思われる。しかしこの原始的な月高地の地殻は、その後の隕石の衝突でほとんど壊されてしまっている。その残りの岩石を月資料中に見つけることは今後の課題であろう。

#### 1.1.2.3 月の磁場

月の磁場は地球のそれと比較して非常に異った様相を呈している。第一は地球の磁場が赤道付近で約30000  $r$  であるのに対して、月の磁場はアポロ15号の着陸点のハドレーアペニン地域で6  $r$ 、16号の着陸点デカルト高地で121~313  $r$  と大変に弱いことであり、第二は磁場の向きも乱雑で、地球の磁場のような双極子的な磁場ではないことである。したがっ

て月の磁場は、地球のようにダイナモ作用によって生じているとは考えられず、磁力計で観測される磁場は月の岩石に残された残留磁気によるものと思われるが、この残留磁気の起源については多くの議論のあるところである。岩石の残留磁化は、岩石が高温で形成され、それが次第に冷却するときに外界の磁場の影響で生じるものである。現在わかっている月岩石の残留磁化を生じさせるには、そのときの外界磁場が600~3000  $r$  であったと推定される。

現在、この外界磁場の原因として、月のコアの流体運動によるダイナモ作用と、月の歴史の初期における地球あるいは太陽風の磁場の2つが有力であるが、次のような問題点がある。前者をとると金属コアの存在を認めることになるが、現在、月にコアがあったとしても半径700 km以下であることがわかっているので、このような小さなコアにダイナモ作用が発生しうるかどうかが疑問である。また前述のように、現在も中心部に金属コアの存在を考えることはできるが、しかしそれによるダイナモ作用は認められない。一方後者では、現在、月の周辺における太陽風の磁場の強さが10  $r$  しかないことから、月の歴史の初期、すなわち30~40億年前に600~3000  $r$  の磁場があったとするのは容易ではない。またそれが地球の磁場であったとすると、月は地球にずっと近かったことになる。このように月の磁場の謎は月の科学における最も大きな課題の一つである。

#### 1.1.2.4 月の形と重力

月の形についてはアポロ宇宙船からのステレオ写真やレーザレーダによる高度測定から次のようなことがわかっている。月の表側は平坦な海が多く、裏側は起伏に富む高地になっており、月の重心の位置は月の中心より2 kmほど地球方向にずれている。月の裏側の地殻は100~200 kmの厚さで表側の2倍の厚さと推定されており、また表側の海に多いマスコンの存在などが重心のずれの原因と考えられているが、このような非対称性の大きな原因についてはわかっていない。

月の重力分布の詳細なデータは、月を回るアポロ宇宙船やルナーオービタの軌道変化から求められ、特に月の海に付随した正の重力異常はマスコンと呼ばれている。月の重力異常データと地形に関するデ

ータを用いると、表面下の密度の不均一性やテクトニクスプロセスの解析も可能になってくる。月の重力ポテンシャルもかなり高次まで求められているが、しかしこれを精度の高いものにするには、より多くの軌道傾角の異なる軌道変化のデータを必要とする。

#### 1.1.2.5 月の歴史

月の誕生からの歩みは次のように考えられている。まず45～40億年の間の大激変時代の後、2～3億年たって静かの海に湧き出した玄武岩が海の底を平にし、その後、約15億年間このような火成活動が続き、やがて終息する。このように月の火成活動が月の誕生まもなく起り、地殻も月の歴史のごく初期につくられたという事実は、月は最初から熱かったと考えると納得できる。このように月を熱くした原因としては、月形成が非常にすみやかに行われたときの重力エネルギーが有望であり、これを仮定した月の形成と熱的歴史はかなり詳しい検討がなされているが、今後これをさらに確かめるためには、現在の月の内部の温度プロファイル、月面全体の熱の流れ、場所による変化、その変化が地殻の構造や熱を生じるK, U, Thなどの集中度に関係があるかどうかについて調べる必要があるだろう。

以上、今後の月の科学の主な課題について簡単に紹介したが、これ以外にこの節の最初に述べた月の起源の問題は非常に大きな課題で、これは月の研究だけでなく他の惑星や衛星、隕石などについての研究の進展と相まって明確になってくるものと考えられる。

## 1.2 月探査の実用的意義

月のもっている実用的意義は、環境的有用性と資源的有用性の二つに分けて考えることが出来る。

### 1.2.1 月の環境的有用性

周知のように月はその半面を常に地球に向けている。また常に太陽に照射されている領域とか、常に陰になっている領域もある。これらの領域はその特殊性から有用度の高い領域と考えることが出来る。このような領域を把握しておくことは月面の利用にとって重要であり、その際、これらの領域間における熱の流れの状態を詳細につかんでおくことが必要

になろう。

また、月面の低重力と高真空の環境も月面上での種々のプロセッシングを考えると極めて有用な性質である。

月面の非常にけわしい地形も有効に使えるかも知れないので、詳細な地形の把握も必要である。

月の全表面積は地球の陸地面積より可成り小さい（月と火星の面積を合わせても地球の陸地より小さい）が、既に可成りの面積がそこに存在するという事でその空間的拡がりは将来、月面上のプロセッシング、種々のミッションのための基地建設、人間の居住等にとって有用なものとなるであろう。従ってこの意味からは月面の地形的特徴を十分に把握しておく必要がある。

### 1.2.2 月の資源的有用性

月の資源的有用性としては勿論その鉱物資源の有用性を考えるべきである。地球上における産業構造物に用いられている資源について、その中の再生不能な資源のことをCriswell等はデマンダイト(demandite)と名づけているが、表1.2.1は1968年に米国で消費されたデマンダイトの成分比を、アポロ15号が持ち帰った月の岩石の成分比と比較したものである（但しこの場合、デマンダイトの中から燃料は除外されている。これは宇宙空間ではエネルギーは太

表 1.2.1 デマンダイトとアポロ15号が持ち帰った月の石の成分の比較<sup>(29)</sup>

Element	Weight fractions		
	Nonfuel demandite	Apollo 15 mare (low titanium)	Enhancement required <sup>a</sup>
Silicon	0.2444	0.2158	1.13
Oxygen	.4547	.4130	1.10
Iron	.0479	.1535	.31
Aluminum	.0023	.0546	.042
Magnesium	.0017	.0681	.025
Copper, zinc, and lead	.0020	.000022	90.
(b)	.0030	.0189	.16
Calcium	.1417	.0696	2.0
Sodium	.0095	.0023	4.1
Sulfur	.0058	.0006	9.7
Potassium	.0021	.0008	2.6
Phosphorus	.0019	.0005	3.8
Chlorine	.0147	.0000076	1934.
Nitrogen	.0083	.00008	103.
Carbon	.0574	.000095	604.
Hydrogen <sup>c</sup>	.0025	.000070	350.
Total	0.9999	1.0000	

<sup>a</sup>Required to meet terrestrial demandite fractions.

<sup>b</sup>Manganese, titanium, chromium, barium, fluorine, nickel, argon, tin, bromine, zirconium, and boron.

<sup>c</sup>For use in plastics; does not include water.

陽から撮ることができるからである)。表中、右はしの数字は、アポロ15号の値でデマンタイトの値を除いたものである。従ってこの値が1より大きいことは、月の岩石中のその成分が地球の産業構造物の構築には不足気味であることを示す。この表から、月の岩石成分の中、硅素、酸素、鉄、アルミニウム、マグネシウム、に関しては地球型の産業を営むには十分存在するということが出来る。非常に重要な元素として月にないものは炭素と水素である。

この様に月には非常に豊富な鉱物資源が存在するのであるが、それらは勿論鉱物の形で月面上に分布している。この分布状況については現在はまだ殆んど判っていないと云っても過言ではない。例えば、アポロ宇宙船のガンマ線スペクトロメータによる放射性元素からの放射能の強度分布を測定した結果が

図1.2.1に示されているが、緯度については赤道をはさんで±30°の範囲のみを測定したに過ぎず、その空間分解能も極めて粗いものであった。蛍光X線スペクトロメータによる硅素、アルミニウム、マグネシウムの分布測定についても同様であり、鉱物資源の分布に関しては殆んどデータが無いと云っても過言ではない。

表1.2.2は月から得られる鉱物資源の用途、月面のどこから得られるか、現在推定できるその分布、豊富さ等を一覧表にして示したものである。この表から判るように、月の資源は将来の人間の宇宙活動にとって極めて有用であると云うことができる。

扱て、以上述べたことから月の鉱物資源の探査は今後の人間の宇宙活動にとって極めて重要であることが判ったが、それには先づ、月面全体にわたる探

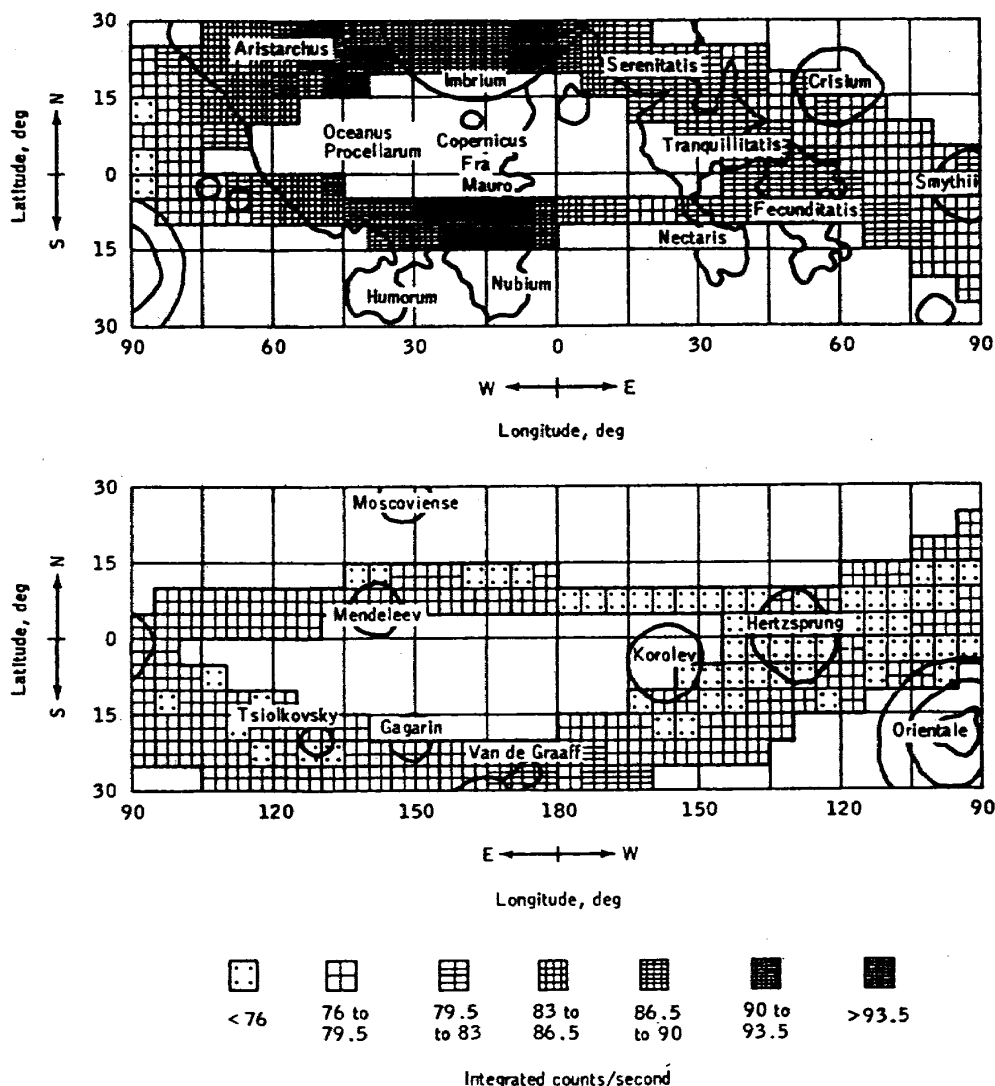


図1.2.1 アポロ宇宙船のガンマ線スペクトロメータによる放射能測定結果<sup>(29)</sup>

表 1.2.2 月の鉱物資源の用途<sup>(29)</sup>

Material	Representative uses	Source	Source material concentration	Beneficiation and processing considerations	Abundance and occurrence
Regolith, not chemically or mechanically separated	Reaction mass, radiation shielding, thermal shielding, spun glass, sintered building material	Regolith	100 percent of surface material	Handling of dust, excavating	Ubiquitous
Basalt, not chemically separated	Cast basalt for construction	Basaltic flows into maria	100 percent of subregolith and scattered fragments	Hard rock	Abundant in maria
Nonmetallics	Construction materials, special uses	Plagioclase and processing by-products	70 to 95 percent of highlands anorthositic rocks; 10 to 40 percent in mare basalts	Use anorthositic regolith or crush friable anorthosite; basalt is generally tough	Abundant in highlands
Al, Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> , Ca, CaO, Na, Na <sub>2</sub> O, Si, SiO <sub>2</sub> , O <sub>2</sub>	Metals for construction, ceramics, solar cells, reactants for chemical processing, life support	Plagioclase	70 to 95 percent of highlands anorthositic rocks; 10 to 40 percent in mare basalts	Use anorthositic regolith or crush friable anorthosite; basalt is generally tough	Abundant in highlands
Fe, FeO, Ti, TiO <sub>2</sub> , O <sub>2</sub>	Metals, pigments, life support, special uses	Ilmenite	2 to 20 percent in mare basalt and mare regolith	Size separation of regolith to concentrate ilmenite	Abundant in maria
Mg, MgO, Fe, FeO, Si, SiO <sub>2</sub> , O <sub>2</sub>	Metals, ceramics, solar cells	Olivine	0 to 20 percent in mare basalt; 95 percent in dunite	Difficult to separate from basalt	Dunite is rare in sample collection, as breccia clasts
H <sub>2</sub> , H <sub>2</sub> O	Life support, fuels	Cold-trapped volatiles at lunar poles	Unknown	Significant technological development required	Occurrence has not been demonstrated
H <sub>2</sub> , C, N	Life support, organics	Solar wind trapped in regolith and soil breccia and buried possibly in polar cold traps	100 ppm in mature regolith and soil breccia	Direct thermal extraction; concentration of ilmenite or <60- $\mu$ m fraction enhances yield	Ubiquitous, but low grade
Zn, Pb, Cl, S, F, other volatile elements	Industrial materials	Surface deposits on volcanic spherules and regolith fines	5 to 100 ppm concentrated at surfaces; may be higher locally	Requires technique development for low-grade extraction	Two known sources; others possible
P, Zr, F, Cl, Y, Cr		Major components in accessory minerals in KREEP, basalts, etc.	Minerals present in abundance <1 percent of rock; elements are substantially lower in abundance; local concentrations are conceivable	Exceedingly difficult to concentrate from dispersed source	No known concentrations

査が必要である。これは極軌道探査機によるリモートセンシング手法を用いた探査ミッションにより開始されるであろう。

## 2. オービタによる月探査ミッション

### 2.1 ミッションの概要

打上げビークルとして現在開発中のH-1Aロケットを想定すると、650 kgのペイロードを月周回軌道に投入することが可能である。これを前提して次のようなミッションを考えてみる。

ミッションは次の4つのフェーズからなる。

#### フェーズ I

地上から打上げられて109時間の飛行後、ルナーオービタは近月点高度約100 km、遠月点高度約4000 km、軌道傾斜角 90°の月周回極軌道に投入される(図2.1.1)。約1ヶ月間オービタはこの軌道上にあり、この間に地上からのレーダトラッキングにより軌道決定を行いながら、月の重力ポテンシャルの係数の検討、フェーズII以後の軌道制御の検討、さらには各観測器のチェックを行う。

#### フェーズ II

フェーズIでの楕円軌道は近月点での減速によ

って高度 100 km の円軌道に移る (図 2.1.2)。このフェーズⅡがこのミッションにおける中心で、約 1 年間にわたって各観測器 (後述) による月面全体の観測を行う。

#### フェーズⅢ

フェーズⅡでこのミッションの主な目標である月面全体のサーベイは達成されるが、この観測で特に詳しく調べる必要のある場所を選んで、軌道高度を 50 km まで下げて観測を行う (図 2.1.3)。期間は約 3 ケ月である。

#### フェーズⅣ

フェーズⅢでの目標が達成された後、残っている燃料を最大限に利用して、可能なかぎり長楕円の軌道に入れる。一応の目標として近月点 50 km、遠月点 6000 km を考え、この軌道を用いて再度、月の重力場の測定、月周囲の環境での科学観測を行う (図 2.1.4)。

以上のような軌道は次の点を考慮してきめられたものである。

- (1) イメージングおよびマッピングにとって十分な分解能が得られるよう、十分に低い高度であること。
- (2) 搭載したセンサによる観測目標をできるだけ短い時間に達成する。

各フェーズの軌道の具体的パラメータは表 2.1.1 に示した通りである。しかしこれは 1 つの目標であって、次章に述べるように月のオービタは月の重力場、地球の引力などによって大きな摂動を受ける。したがって打上げの期日によっても、その後のミッションの軌道は規定されるところがある。またオペレーションの途中でも十分な検討をしながらその後の軌道を決めていく必要がある。

## 2.2 オービタシステム

### 2.2.1 観測システム

#### 2.2.1.1 搭載観測器

極軌道探査機によって行なわれる科学探査および鉱物資源探査に必要とされる観測器機を表 2.2.1.1 に示す。

今回行なったシステム研究においては、これらの観測器の中、月面の鉱物学的性質の把握、地形的情

表 2.1.1 ミッションの各フェーズにおける軌道

フェーズ/期間	軌道パラメータ
フェーズⅠ 期間: 約 1 ケ月 (軌道Ⅰ)	軌道長半径: 3788 km 離心率: 0.51478 軌道傾斜角: 90° 周期: 5 時 48 分 41 秒 近月点高度: 100 km 遠月点高度: 4000 km
フェーズⅡ 期間: 約 1 年 (軌道Ⅱ)	軌道長半径: 1838 km 離心率: 0.0 (円軌道) 軌道傾斜角: 90° 周期: 1 時 57 分 51 秒 高度: 100 km
フェーズⅢ 期間: 約 3 ケ月 (軌道Ⅲ)	軌道長半径: 1788 km 離心率: 0.0 (円軌道) 軌道傾斜角: 90° 周期: 1 時 53 分 04 秒 高度: 50 km
フェーズⅣ 期間: 約 3 ケ月 (軌道Ⅳ)	軌道長半径: 4763 km 離心率: 0.6246 軌道傾斜角: 90° 周期: 8 時 11 分 37 秒 近月点高度: 50 km 遠月点

報の取得を中心に考えて、蛍光 X 線観測装置、ガンマ線観測装置、反射スペクトロメータ、および分光ステレオイメージング装置の四つを基本的搭載観測器として選り検討を進めた。以下それぞれの観測器について概説する。

#### 1) 蛍光 X 線観測装置

蛍光 X 線観測による天体表面の物質の観測はアポロ計画においてその有用性が広く知られるようになったもので、これにより月表面におけるマグネシウム、アルミニウムおよび珪素の存在量のマッピングを行なうことができる。

3 乃至 4 本の比例計数管が用いられる。それぞれの計数管には Be の窓がとりつけられ、その前面に視野を規定するコリメータがとりつけられる。測定されるエネルギーの巾は測定対象をマグネシウム、アルミニウム、珪素のみでなく更に重い元素にまで広げるために、約 8 Kev 位まで拡大されるであろう。この装置は太陽 X 線放射を励起エネルギー源と考え、この X 線が月表面の物質と反応して出る二次 X 線 (蛍光 X 線) を測るものである。この二次 X 線は反応にあつかる元素に特有のもので、その強さは月面

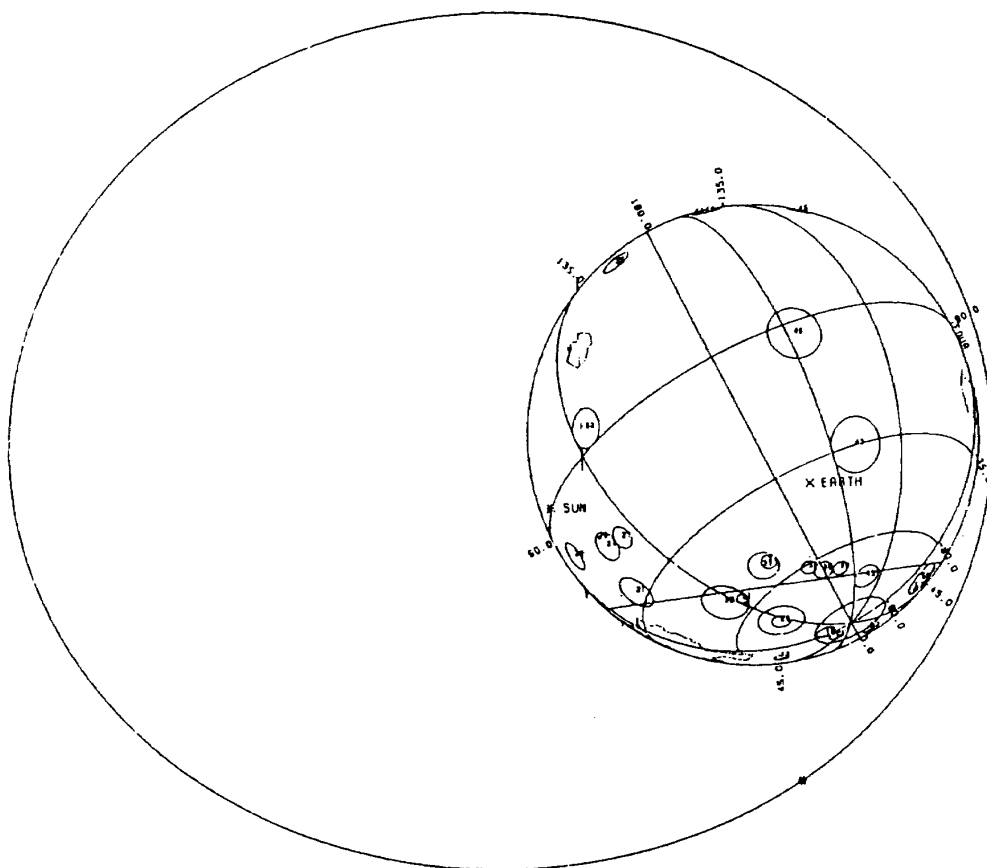


図 2.1.1 フェーズⅠ（軌道Ⅰ）

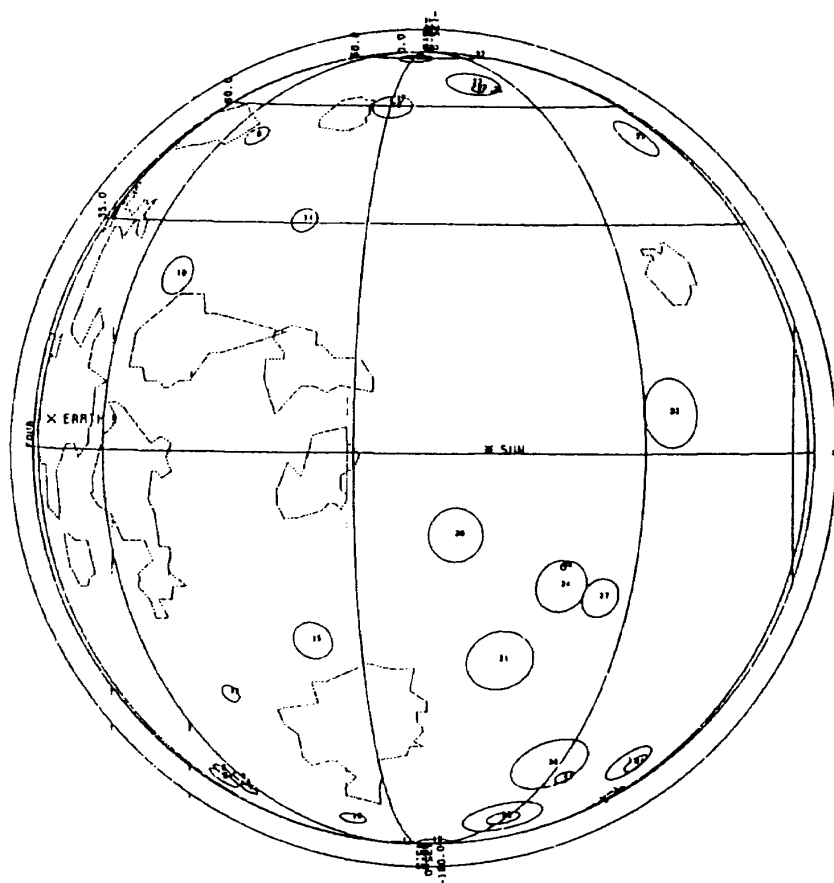


図 2.1.2 フェーズⅡ（軌道Ⅱ）

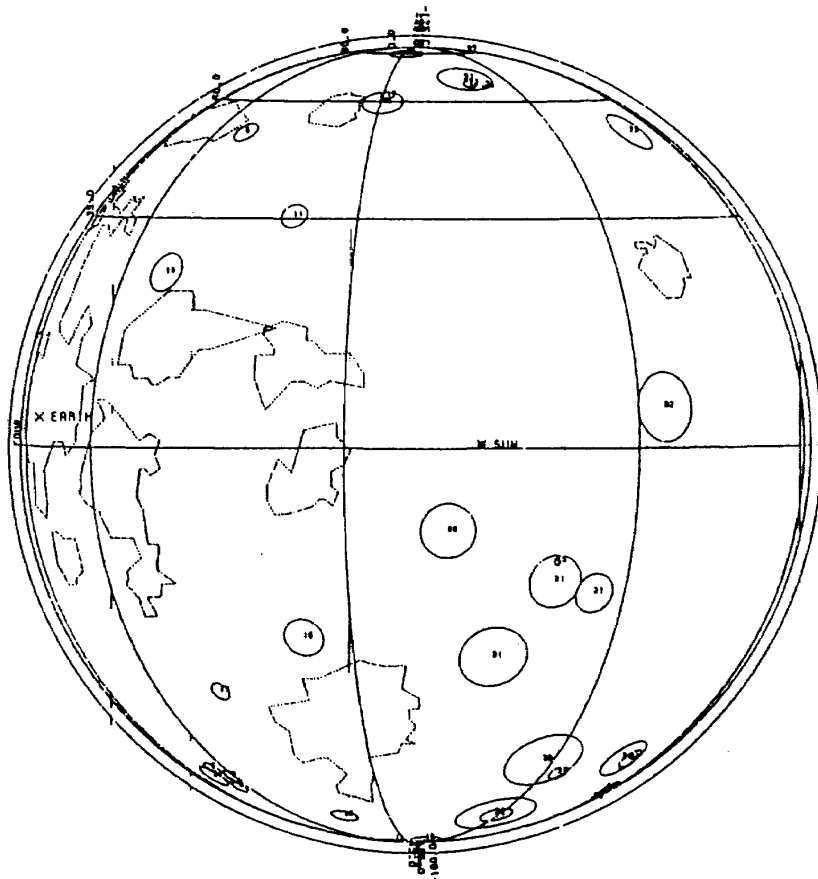


図 2.1.3 フェーズⅢ（軌道Ⅲ）

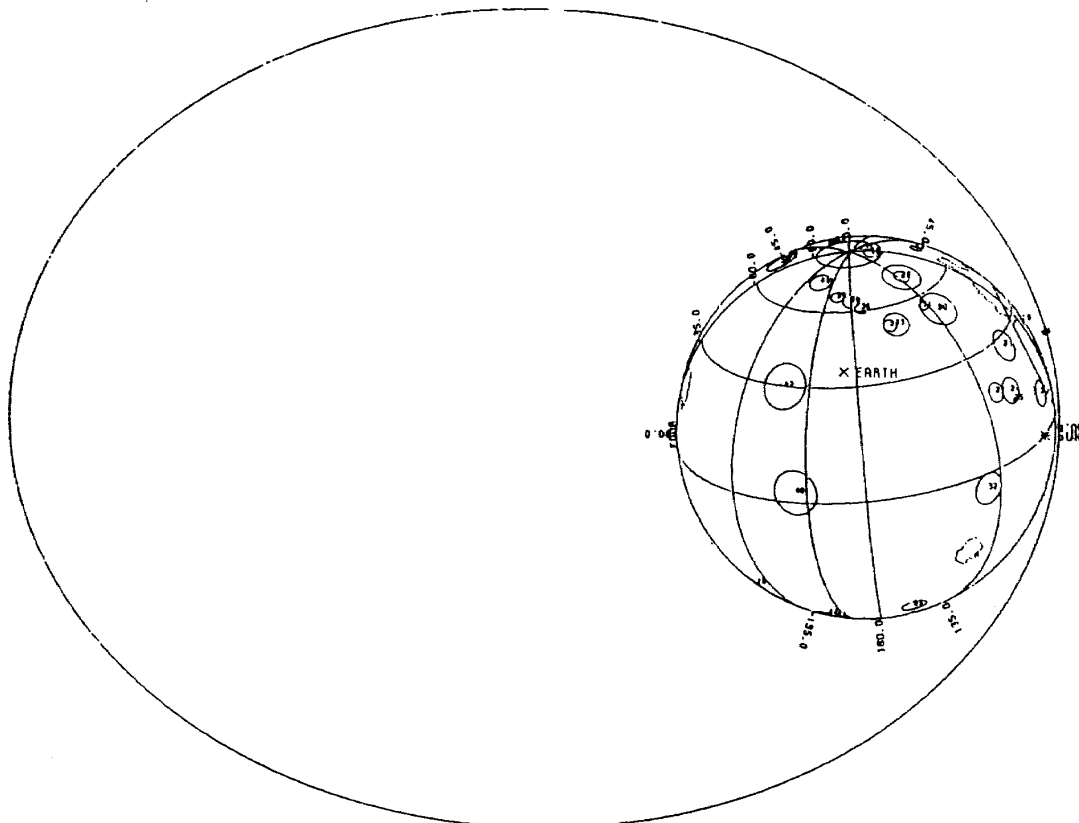


図 2.1.4 フェーズⅣ（軌道Ⅳ）



表 2.2.1.1 月の極軌道探査機に必要とされる観測器とその用途

Experiment	Applicability
Gamma ray	Chemical compositional variability on regional basis
X-Ray fluorescence	Chemical compositional variability on regional basis
Reflectance spectroscopy	Mineralogical variability and concentration
Heat flow/infrared mapping	Surface and near-surface texture (boulder distribution), thermal gradient in subsurface
Spectrostereographic imager	Imagery of selected areas; survey of polar regions complements several experiments; selenodesy net improvement
Magnetometer	(Not a survey tool for magnetic minerals) Age of surfaces (related to maturity of soil) and evidence of magnetic history and crustal evolution
Electron reflection	
Altimetry/gravity	Surface morphology; crustal thickness (relates to geochemical models), mascons, etc., on far side; selenodesy net improvement

上におけるその元素の存在量に比例する。太陽 X 線の強度が大きい時には K, Ca および更に大きい原子番号の元素からの二次 X 線も観測し得るであろう。

#### ロ) ガンマ線観測装置

ガンマ線観測装置も月表面の化学組成のマッピングに用いられる。放射性元素 Th, K および U は自らその元素に特有のガンマ線を放射している。一方, Fe, Mg, Ti, Al, Si および O は月面を宇宙線がたたくことによってガンマ線を放射する。Th, U, K および Fe からのガンマ線は最も強いスペクトルを示し, 月表面にわたって激しく変化する。Si, O は強い線スペクトルを示すが, 表面的にはあまり変化しない。Mg, Al および Ti のガンマ線の測定精度はあまり高くない。

ガンマ線観測装置はレンジャー, ルナ, およびアポロ等の探査ミッションにおいても用いられ, 特に K, Th, U 等の存在量のマッピングに有効であることが示された。検知素子としては Ge の真性半導体が用いられることになるであろう。これは宇宙空間に向けられた放射冷却器により 125°K 以下に冷却される。全体は一本の長いブームの先端にとりつけられ, 観測中における探査機本体からのガンマ線との干渉を除去するように構成される。

#### ハ) 反射スペクトロメータ

地球上からの観測によっても, 可視光から近赤外の波長の光による反射スペクトルの観測により, 月表面の鉱物およびその鉱物学的素成を知ることがで

きるが, 大気の影響と距離が遠いことにより高い精度は望めない。しかしこれを月をまわる探査機から行なうことによって高い分解能で, しかも月の裏側までのマッピングが出来る。鉱物からの反射スペクトルには, その鉱物の種類と量を示す吸収帯が含まれているので, そのスペクトル観測により月面の鉱物の同定と存在量に関する情報を得ることができる。

反射スペクトロメータは集光系, 分散光学系, および幾つかの検知素子アレイから成る。測定波長範囲は  $0.35\mu\text{m}\sim 2.5\mu\text{m}$  で,  $0.35\mu\text{m}\sim 1.1\mu\text{m}$  の波長範囲には Si 系のダイオードアレイ,  $1.1\mu\text{m}\sim 2.5\mu\text{m}$  には矢張り半導体を用いた固体センサが用いられるであろう。それぞれの波長範囲は少くとも 30 ch 位に分割される必要があるだろう。

#### ニ) 分光ステレオイメージング装置

分光ステレオイメージング装置は幾つかの波長帯を用い, 高い空間分解能をもって全月表面の画像を得る装置で, ステレオ情報を得ることも重要な目的の一つである。

このような高分解能画像は, アポロ計画では得られなかった極地域についてのデータをも提供することができるとともに, 全月表面の低い太陽照射高度におけるマッピングも行なうことができるので, ステレオ情報を得るのに適している。ステレオ画像取得には  $10^\circ\sim 30^\circ$  位の太陽高度が適していると云われている。

分光ステレオイメージング装置は集光系, フィルター光学系および結像面に配置された複数の Si 系ダイオードアレイからなる。

ステレオ観測にはこの様な同一の撮像光学系が, 軌道面内, または軌道間でパララックスをつけて取りつけたものが用いられる。

#### 2.2.1.2 観測の面から見た軌道の考察

この 4 つの搭載機器の内, 特にニ) 分光・ステレオ・イメージング装置は観測の対象物と機器との相対的な運動方向が重要であるので, 月探査機の軌道との関係が大きい。又, 観測データを地球の基地局で受信する場合, 探査機が地球から見て月の裏側に入った時は通信が出来なくなる。この場合はデータレコーダーに観測データを記録しておき, 通信可能な時間にこれを送信する必要が生じる。

この必要性の検討のために月周回衛星の地球からの可視時間について考察してみた。

地球の自転により、1日のうち約半分が月の可視時間である。地球から見て、ほとんど月と同じ視半径を持つ月周回衛星も、月にさえぎられない限りにおいて、同様の可視時間を持つ。

月による衛星の不可視は、図2.2.1.1の場合に最長となる。これは、衛星の軌道面が、地球から見て直線に見える時である。対月高度0～1000 kmの場合

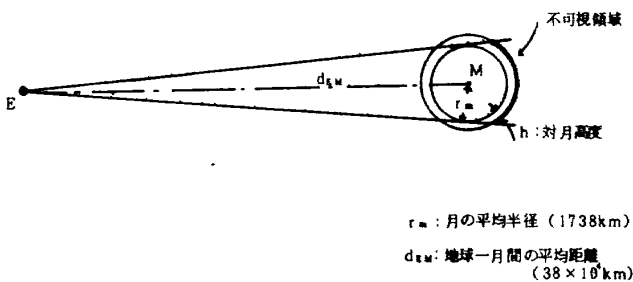


図 2. 2. 1. 1 最長不可視時間算定のモデル

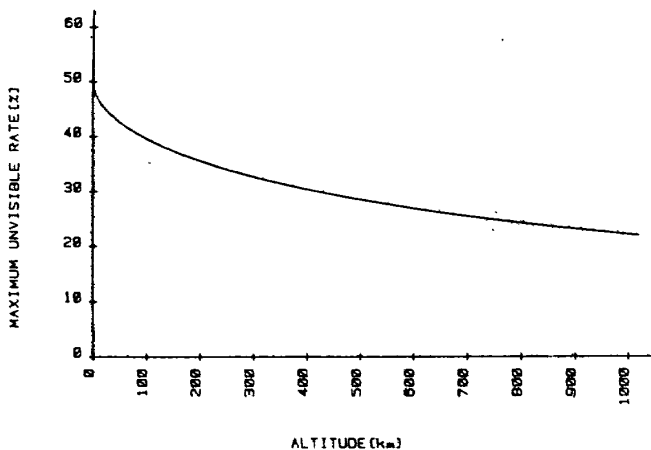


図 2. 2. 1. 2 最長不可視時間の1周に対する割合

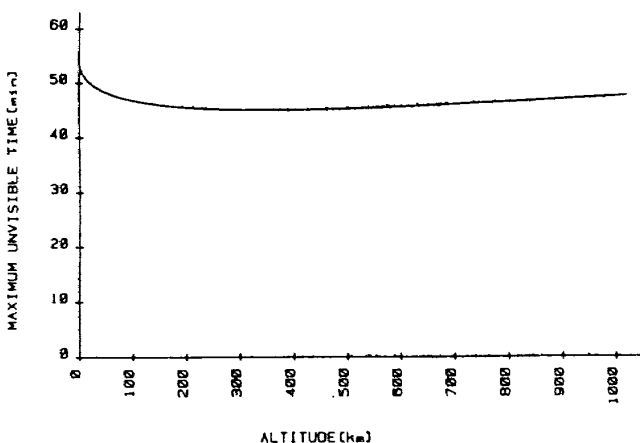


図 2. 2. 1. 3 1周当りの最長不可視時間

の、この最長不可視時間を図2.2.1.2, 2.2.1.3に示す。図2.2.1.2は、軌道一周に対する割合、図2.2.1.3は、一周中の不可視時間である。高度100kmの場合、軌道一周に対する割合は、約40%, 時間にして、47分程度である。

月の公転による不可視時間の変化の概略を図2.2.1.4に示す。高度100kmの場合、最長から約5日余で不可視時間がなくなり、約3日その状態がつつくが、その後再び不可視時間が多くなり、公転の半周期約13日余で最長値にもどる。

## 2. 2. 2 探査機システム

探査機は約1年間の月周回軌道中に6種類の観測を行なうが、これらミッションが充分達成できるよう、探査機システムを設計しなければならない。月探査機は地球周回衛星のシステムと異なって、月-地球-太陽の3天体の位置関係を留意して、観測装置、アンテナおよび太陽電池板の指向方向を決定しなければならないが、場合によってはこれら3条件を同時に満足することができない。このような制限条件は内惑星探査機において常に問題となる。月探査機においては次の条件を満足するものとする。すなわち

- (1) すべての月面を観測するために極軌道をとる。
- (2) 観測装置は常に月面を指向する。また一部観測機器においては、スキャン動作があるためそのスキャン方向と軌道進行方向とは直交しなければならない。
- (3) 十分な電力を供給するため太陽電池パドルは太陽を追尾する。また熱制御の面からも太陽照射角度は制限される。
- (4) コマンド受信やデータ送信を行なうためアンテナは地球を指向する。月の裏側での観測結果

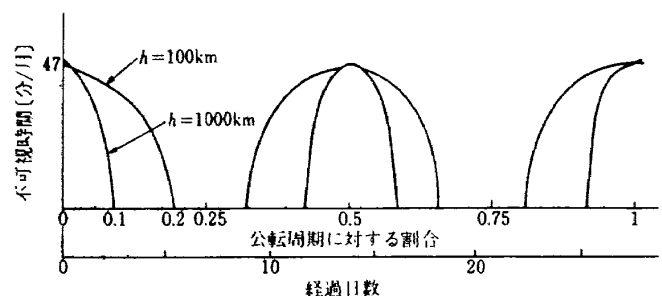


図 2. 2. 1. 4 1周当りの不可視時間の変化

はデータレコーダで記録する。

これらの制約条件を考慮して各種制御方式の特長とその月探査機への採用可否について検討してみると表 2.2.2.1 のようになった。この結果、三重スピン方式<sup>(7)</sup>と 3 軸制御方式が適していることがわかる。

三重スピン方式の場合、1 自由度の回転をもつ太陽電池パドルを常に太陽に指向するために必要な探査機のヨーイングが不要である点が優れているが、多数のスリップリングを必要とし、構造も複雑になり、また技術的にもこの種の衛星は今までに経験が無いため、やや不適とした。

3 軸制御方式においては、更にゼロモーメント方式とバイアスモーメント方式があり、両者とも上記条件をほぼ満足することができる。但し、1 自由度の太陽電池パドルの場合は両者とも常に電力を得るためには 1 年間で 360 度に相当するヨーイングが必要であり、そのために、セルフスキニング方式の観測機器は探査機に固定されたままであると観測が不可能になる。このため、その装置自身も 1 自由度の回転をもつ構造にしなければならない。バイアスモーメント方式では更にヨーマヌーバーに際し、ホイールの角運動量ベクトルを変更するためジ

表 2.2.2.1 各種姿勢制御方式の比較

制 御 方 式	特 長	適・否
シングルスピン	・構成要素が簡単。	不適
二重スピン	・ミッションはスキニングのみ（月面指向はできない）。	不適
三重スピン (JPL の 1 案)	・極軌道で、かつ電力を得るためには、スピン軸は黄道面内に含まなければならないが、アンテナを地球に指向することはできない。	やや不適
3 軸制御 (1)ゼロモーメント方式	・デスパン部を持つため観測機器は常に月面指向が可能。	
	・シングルスピンと同様にアンテナを常に地球に指向することはできない。	
	・デスパン部にミッション機器（但し軌道速度で回転）。	
	・もう一つのデスパン部に太陽電池パドル、パラボラアンテナを搭載。各々 1 自由度を持つ。従って 2 ジンバルと同様の動作をし、観測装置を月面に指向しつつ、アンテナを地球に、パドルを太陽に指向することが可能。	
	・構造が複雑（特にスリップリングの問題）	
	・ヨーマヌーバーが不必要（太陽追尾のための）	
	・マルチ指向可能	適
	・ヨーセンサ必要	
	・太陽電池板を太陽と常に直交させるためには、1 年間で 1 回転のヨーイングが必要（セルフスキニング方式の観測機器では、ある特定の時期しか観測できない。これを避けようとするためには、その機器のみヨー運動と逆の回転を与える必要がある。）	
(2)バイアス方式	・アンテナは 2 自由度必要	適
	・ホイール回転軸は軌道面に垂直で黄道面に平行	
	・角運動量を持っているためゼロモーメント方式のように簡単にヨーイングは行なえない（ジェットを必要とする）。	
	・ヨーセンサ不要	

ェット噴射を必要とする。

以上の点から、月探査機の姿勢制御方式として、ゼロモーメント方式が最も適していると思われるのでこの方式について検討する。

### 2.2.2.1 姿勢制御系

ゼロモーメント方式を採用した場合の構成として、姿勢センサ（ジャイロ装置、太陽センサ、星センサ）、制御アクチュエータ（リアクションホイール、ガスジェット）がある。主姿勢センサはジャイロ装置であり、慣性空間に対する姿勢情報を提供する。しかし制御ループの中には月面方向に対する情報が直接的には入っていないため（月の中心方向が求まる月センサが無い）ミッションが要求する月面方向と観測機器の方向に誤差が発生する可能性がある。この誤差を少なくするためには、探査機の軌道決定精度がどの程度正確に地上から行なえるかに依存している。つまり軌道情報と慣性空間に対する姿勢情報から月面方向を決定するオープン制御ループを形成していることになる。但し、ミッションの観測結果から月面上の場所が決定できれば探査機の姿勢も決定できるので、他の機器の観測結果と月面方向との関係は正確に評価することも可能である。誤差解析については3章で述べる。太陽センサ、星センサはジャイロ装置のドリフト補償に使用される他、太陽センサは軌道投入後の初期捕捉、太陽電池板制御用に、また星センサは地球軌道から月軌道までの間のミッドコースガイダンス用にも使用される。ガスジェットはバイプロペラントを燃料とし、姿勢制御ばかりでなく軌道制御にも使用される。また軌道変換には固体ロケットモータが使用される。リアクションホイールは冗長性を考慮して直交した3個のホイールに1個のスキューしたホイールを加えた構成が比較的簡単であろう。月軌道上において探査機に作用する外乱トルクは太陽輻射圧が最も大きいと考えられるが、探査機重心とパドル作用点とのオフセットが約  $0.3\text{ m}$  で  $10^{-4}\text{ Nm}$  のトルクが発生する。それが1軌道で正弦波状に変化するとすれば約  $1.5\text{ Nms}$  の角運動量が蓄積されることになる。オフセット量や鏡面反射率の不確定性があるため最大  $5\text{ Nms}$  位の蓄積能力のあるリアクションホイールが必要となるであろう。

### 2.2.2.2 データ処理系

データ処理系は、情報処理部、データレコーダ、コマンドデコーダの3つのユニットから構成される。情報処理部では各ミッション機器からのデータを多重化するとともに、探査機各部のテレメトリデータを規定のフォーマットに編集する。またフレーム同期符号、時刻信号を付加する。この様にして編集されたPCMデータはPSK変調器に於いて適当なサブキャリア周波数でPSKに変調され、送信機に送出される。データレコーダは、探査機が不可視域に入り、実時間通信が不能になった場合に、ミッション機器データ及びテレメトリデータを記録する。データレコーダの記録容量としては、最長不可視時間47分間のデータを記録しなければならないが、各ミッション機器およびテレメトリデータ量を下記のように仮定すると  $4 \times 10^8$  ビットとなる。

スペクトロステレオイメージャ	163 kbps
反射スペクトロメータ	13 kbps
$\gamma$ 線スペクトロメータ	2 kbps
その他の観測機器のデータ	2 kbps
テレメトリデータ	2 kbps

コマンドデコーダは、コマンド信号の復調および復号、探査機アドレスおよびデコーダアドレスの照合確認、コマンドの実行等の機能を有する。

### 2.2.2.3 通信系

通信系の回線周波数はアップリンクが  $2.1\text{ GHz}$ 、ダウンリンクが  $2.3\text{ GHz}$ 、テレメトリ伝送速度は  $180\text{ kbps}$  である。テレメトリ送信出力はハイパワー  $10\text{ W}$ 、ローパワー  $2\text{ W}$ 、地上局のアンテナが既存の  $18\text{ m}\phi$ 、そして将来可能性のある  $64\text{ m}\phi$  をパラメータに検討してみた。

アップリンクは既存の地上局システムで回線達成が可能である。例えば、探査機の受信アンテナを利用得  $-8\text{ dBm}$  の全天型オムニアンテナとすると、コマンド系、レンジング系、トラッキング系にそれぞれ  $35.58\text{ dB}$ 、 $6.18\text{ dB}$ 、 $40.18\text{ dB}$  と十分なマージンをとれることが明らかとなった。

ダウンリンクについてもその回線マージンを計算してみると次のようになった。月探査機のSバンド送信機(TMS)出力をハイパワーにし、かつハイゲインアンテナを使用すれば  $18\text{ m}\phi$  地上局でも回線は

確保できる。探査機が食に入り、バッテリー放電をおさえるために TMS 出力をローパワーにし、アンテナもオムニアンテナにした場合、上記地上局で受信するためには伝送速度を 183 bps 以下にする必要がある。もし、64mφの地上局アンテナが使用可能になれば伝送速度を 3.3kbps にまで上げることがで

きる。ダウンリンクのマージン検討結果を表 2.2.2.2 に示す。

#### 2.2.2.4 推進系

ここで提案している月探査機の軌道は既に述べたように (1) 100～4,000 km の初期月周回軌道、100 km の円軌道、50 km の円軌道そして 50～6,000 km

表 2.2.2.2 通信回線(ダウンリンク)のマージン(dB)の検討

使用 アンテナ	TMS出力	6.4 mφ アンテナで受信			18mφアンテナ(NASDA勝浦局)で受信			備 考
		テレメトリ	レンジング	トラッキング	テレメトリ	レンジング	トラッキング	
ハイゲイン アンテナ 使用	HIGH POWER 10 W	+15.62dB	+41.27dB	+39.72dB	+3.07dB	+28.72dB	+27.17dB	
	LOW POWER 2 W	+8.62dB	+34.27dB	+32.72dB	* 0 dB (MAX. 72.7 kbps まで 伝送可能)	+21.72dB	+20.17dB	* 印 マージンを 0dB と した場合の伝送可 能な最大伝送速度 を求めた。
オムニ アンテナ 使用	HIGH POWER 10 W	* 0 dB (MAX. 16.5 kbps まで 伝送可能)	+15.28dB	+13.73dB	* 0 dB (MAX. 918 bps まで伝 送可能)	+2.73dB	+1.18dB	* 印 同 上
	LOW POWER 2 W	* 0 dB (MAX. 3.3 kbps まで 伝送可能)	+8.28dB	+6.73dB	* 0 dB (MAX. 183 bps まで伝 送可能)	—	—	* 印 同 上

表 2.2.2.3 推進量の検討

	フェーズとイベント	使用エンジン	$\Delta V$ (m/s)	探査機重量 (kg)	推進量 (kg)
1	打上げ～月遷移軌道投入	—	—	650kg	—
2	遷移軌道投入誤差修正	バイプロペラント スラスタ $Isp = 280^s$	80	650kg	19kg
3	月周回軌道投入 (100～4000 km)	固体モータ $Isp = 290^s$	470	631kg	104kg
4	月周回軌道修正 (第 1 回) 100～4000 km ↓ 100 km の円軌道	バイプロペラント スラスタ $Isp = 280^s$	380	527kg	73kg
5	(第 2 回) 100 km→50 km (1) 50～100 km (2) 50 km の円軌道	バイプロペラント スラスタ	6	454kg	1kg
		バイプロペラント スラスタ	11	453kg	1.8kg
6	(第 3 回) 50 km の円軌道 ↓ 50～6000 km	バイプロペラント スラスタ	454	451.2kg	75kg
7	ミッションライフ中マヌーバ	バイプロペラント スラスタ	60	527kg	11kg
					小計 284.8kg

の軌道があり、それぞれの軌道へ変換するために2種類のスラスターが使用される。表2.2.2.3にその時に要する推進量の検討結果を示す。Isp = 290 secの固体モータは月への遷移軌道から100~4,000 kmの月周回軌道投入時に使用され、 $\Delta V = 470 \text{ m/s}$ で104 kgの燃料が消費される。これ以外の軌道変換および姿勢制御にはIsp = 280 secの四酸化窒素と酸化剤より成るバイプロベラントが使用され、 $\Delta V$ の合計が991 m/sで、180.8 kgの燃料が消費されると見積もられる。軌道変更後のミッションライフ中のマヌーバー（姿勢／軌道制御）には $\Delta V = 60 \text{ m/sec}$ が割当てられる。総推進量は284.8 kgとなる。

#### 2.2.2.5 電源系

電源系は太陽電池とバッテリーの併用系であるが、バッテリーは主に月食時に使用される。そのために、必要とする電力量、日陰時間、バッテリー放電率の検討を行なう必要がある。表2.2.2.4および表2.2.2.5に同探査機の負荷と日陰時間の結果を示す。6つの観測を行なっている定常モードでは合計283 W必要とするが、日陰モードではすべてのミッションを中断する。そして通信系のパワーをハイ／ロー切換えで電力をセーブし合計208 Wと155 Wの2モードを考える（日陰モード①と日陰モード②）。最大日陰

表 2.2.2.4 月探査機負荷モード (watts)

	定常モード (観測時)	日陰モード (1)	日陰モード (2)
観測計	84	0	0
γ線スペクトロメータ	7	—	—
蛍光X線スペクトロメータ	13	—	—
反射スペクトロメータ	10	—	—
スペクトロステレオイメジャ	30	—	—
電波高度計	20	—	—
磁力計	4	—	—
データ処理系	30	30	7 データレコードオフ 情報処理一部オフ
通信計			
ハイパワー	47	47	—
ローパワー	—	—	15
姿勢・軌道制御系	55	55	55
電源系	5	5	5
構体・熱系	20	40 (ヒータオン)	50 (ヒータオン)
小計	241	177	132
電力損失 (15%)	42	31	23
合計	283	208	155

時間はそれぞれの軌道に応じて、98分、47分、48分、123分となる。バッテリーの最大放電深度を65%とすると、主ミッション軌道である高度100 kmの極軌道においてはほぼ定常モードで行なうことが可能である。この時のバッテリー容量を10 AHとする。

#### 2.2.2.6 熱制御系

熱制御系の設計にあたっては、スーパーインシュレータやコーティングなどによる受動方式を主体とし、能動形のヒータやサーマルループを併用することが、信頼性を高める意味からも適していると思われる。

#### 2.2.2.7 月探査機の構造

以上の各サブシステムをまとめて示したのが図2.2.2.1であり、各系の重量は表2.2.2.6に示すように

表 2.2.2.5 軌道と日陰時間、日陰率の検討

	フェーズと軌道	周期 (分)	最大日 陰率	最大日陰 時間(分)
軌道1	・月周回軌道投入後 近月点 100km 遠月点 4000km	349分	0.28	98分
軌道2	・円軌道 高度 100km	118分	0.40	47分
軌道3	・円軌道 高度 50km	113分	0.42	48分
軌道4	近月点 50km 遠月点 6000km	491分	0.25	123分

表 2.2.2.6 月探査機重量配分表

	重 量	
	配分(%)	重量(kg)
観測系	13	85
データ処理系	2	18
通信系	3	22
姿勢・軌道制御系 (推進系含む)	16	110
電源系	8	51
構体・熱系	21	140
マージン	6	41
小計 (ORBITER DRY)	(69)	467 kg
バイプロベラント	16	106
固 体	15	104
小計	(31)	210
合計 (ORBITER FUEL)	100%	677 kg

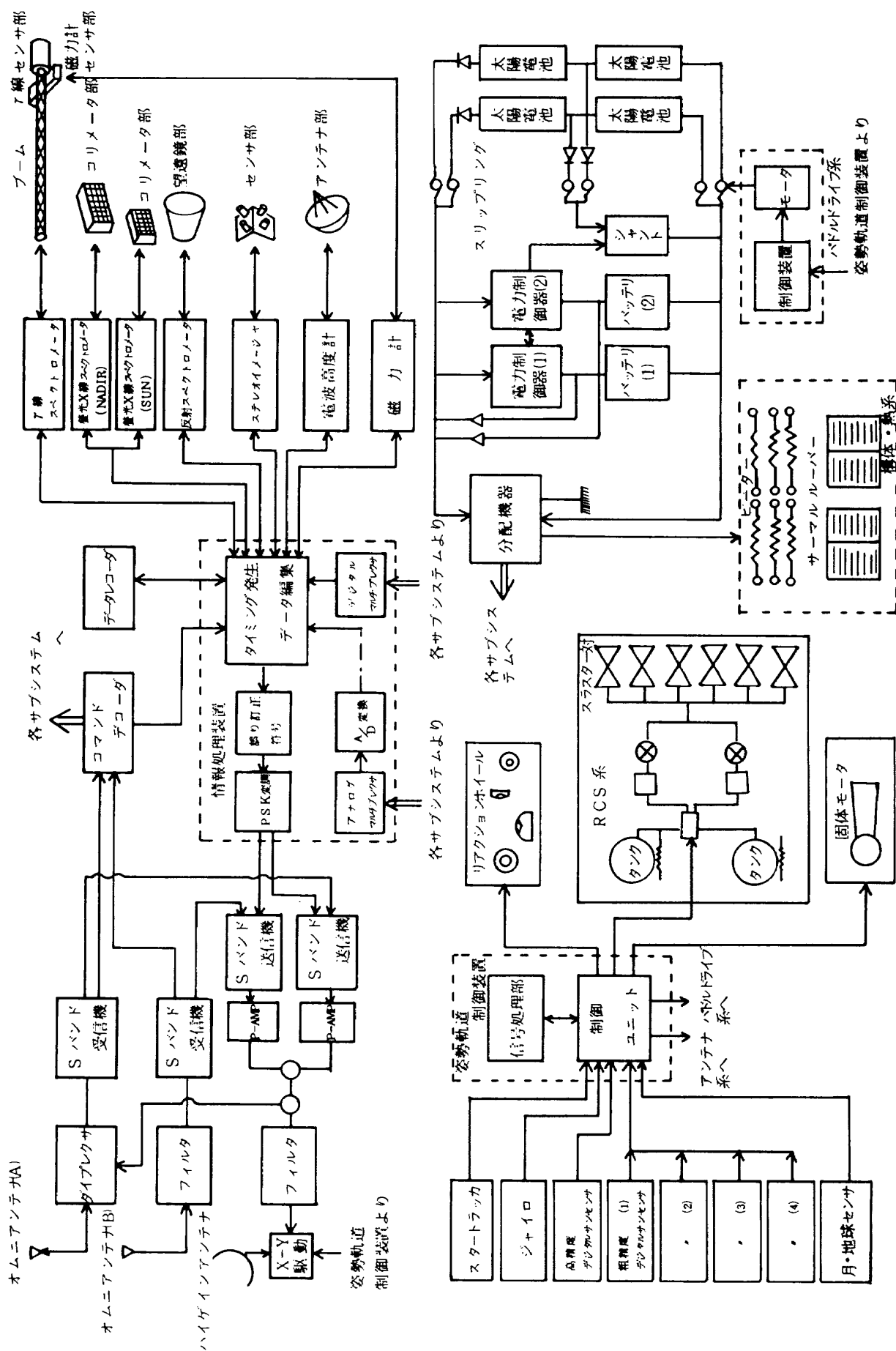


図 2.2.2.1 月探査機のシステムブロック線図

見積もられる。推進薬の合計は210kgとなっているが、その理由は月軌道投入時の探査機重量を約650kgと限定されるため、2.2.2.4節で検討した最後の軌道、すなわち50～6,000kmを除いたためである。

月探査機の構造を設計する場合、以下の条件を考慮する必要がある。

- (1) 観測機器は探査機の一面に集中させる。また他機器への干渉をふせぐため、必要な場合はブームを延ばす。
- (2) 太陽電池パドルは、外乱トルクを小さくするため対称形となるよう2枚設け、1軸まわりに回転可能であること。
- (3) ハイゲインパラボラアンテナは、常時地球を指向するために2自由度可動であること。その時、衛星本体が通信をさえぎらないようにブームを出すのが望ましい。

図2.2.2.2に月探査機の外観図を示す。軌道進行方向(ロール軸)にハイゲインアンテナと、その反対側のブーム先端にγ線スペクトロメータと磁力計が配置される。他の観測機器はそれと直交する一面にあり、太陽活動をモニターするために蛍光X線スペクトロメータの1つはロール軸にもついている。月

・地球センサはヨー軸についているが、昼間、月面から放射される赤外線を検出し、月方向を大略モニターする程度のものである。

## 2.3 打上げ軌道、誘導制御システム

### 2.3.1 打上げビークル

月探査ミッション用打上げロケットとしては、H-IAロケットを考えている。H-IAロケットの形状を図2.3.1に、主要諸元を表2.3.1に示す。

H-IAロケットのステージングのコンフィギュレーションとしては、表2.3.2に示す3つの場合が考えられる。この3つのステージングのそれぞれについて、打上げ能力の検討を行なった結果を図2.3.2に示す。この図は200kmのパーキング軌道からの打上げ能力を示すものであるが、2段式リスタートバーンありでは、150～200kgの探査機打上げが可能であり、3段式リスタートバーンなしでは約450kgの重量増加を、そして3段式リスタートバーンありでは、さらに約100kgの重量増加を見込むことができる。従って、飛行時間約108時間で、探査機重量として650kgを打上げることが可能である。

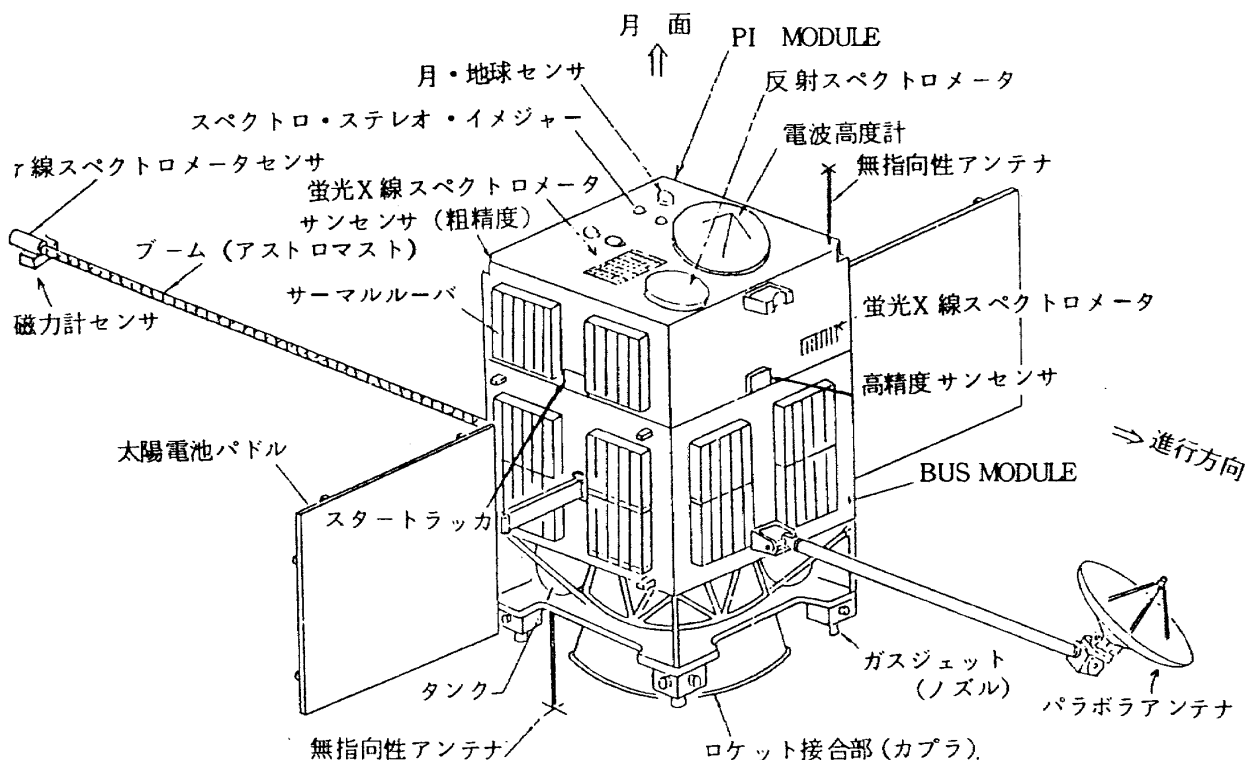


図 2.2.2.2 月探査機の外観



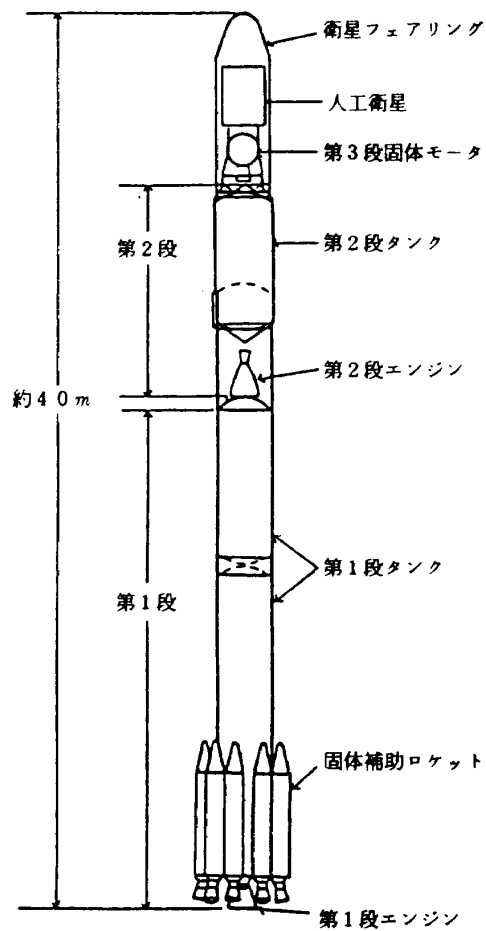
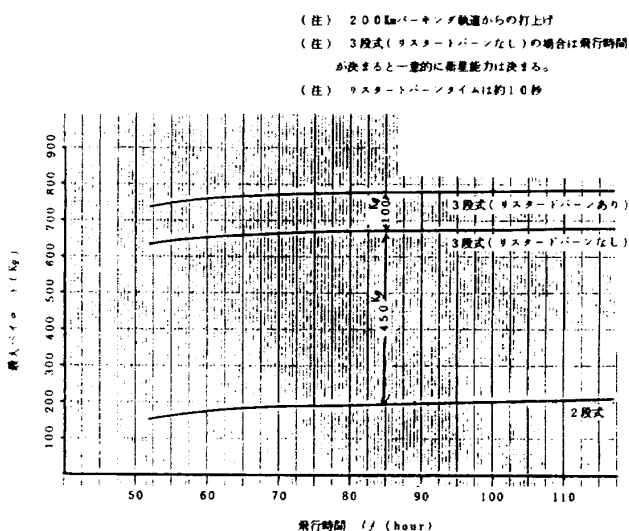


図 2.3.1 H-IA ロケットの形状

表 2.3.1 H-IA ロケットの主要諸元

項 目		仕様・数値
全 般	全 長	約 40 m
	直 径	約 2.5 m $\phi$
	総 重 量	約 140 ton
	打上げ能力	静止衛星 約 550 kg (含アポジモータケース)
1 段	推進薬重量	81.4 ton (液体)
	平均推力	78.0 ton (海面上)
	比 推 力	249 sec (°)
	1段重量	86 ton
固体補助ロケット	推 進 薬	固体 9 本
	推進薬重量	3.75 ton (1本分) $\times$ 9
	平均推力	23.7 ton (海面上 1本分)
	重 量	4.47 ton (1本分) $\times$ 9
2 段	推進薬重量	8.45 ton (液体)
	平均推力	10.0 ton (真空中)
	比 推 力	442 sec (°)
	2段重量	10.1 ton
3 段	推進薬重量	1.85 ton (固体)
	平均推力	8.0 ton (真空中)
	比 推 力	288 sec (°)
	3段重量	2.0 ton (モータのみ)
ペイロード		
衛星フェアリング直径		2.44 m $\phi$
誘導方式		慣性誘導

図 2.3.2 H-IA ロケットのステージングと  
打上げ能力表 2.3.2 H-IA ロケットの深宇宙探査  
ミッション用ステージング

コンフィギュレーション	ステージング	
	パーキング軌道投入	遷移軌道投入
2 段式リスタートバーンあり	SECO1	SECO2
3 段式リスタートバーンなし	SECO	TEBO
3 段式リスタートバーンあり	SECO1	TEBO

(注) SECO = 第2段燃焼停止  
 SECO1 = 第2段第1燃焼停止  
 SECO2 = 第2段第2燃焼停止  
 TEBO = 第3段燃焼終了

### 2.3.2 軌道プロファイル — アセント軌道と遷移軌道

月探査ミッションの軌道プロファイルについては、

- a) 使用燃料を最小にする。
- b) ロンチウィンドウを大きくする。
- c) 探査機センサの特性により軌道が制約される。

の3つの観点から検討した。軌道設計を行なうに当たって前提として用いたミッション要求条件と制約条件を表2.3.3に示す。

要求条件(i)の1月打上げというのは、種子島射場における打上げ許容期間(1, 2, 8, 9月期)から選んだものである。要求条件(ii)はミッションの目的の軌道であるが、遷移軌道から近月点高度約200kmの月極軌道に投入した後に微調整マヌーバーによって高度100kmの月周回極軌道に修正する方式を採用する。

パーキング軌道方式を採用するのは、ダイレクト・アセント方式に比べて

- (i) 地球・月の幾何学的制約条件\*を解消することが容易である。
- (ii) ロンチ・ウィンドウが広がる。
- (iii) 打上げ能力(ペイロード)が増大する。

の理由からである。

月軌道に投入してから、月周回軌道面を変化させるには、速度増分 $\Delta V$ を作り出す燃料を必要とする。従って、月軌道投入位置、速度ベクトルが月極軌道面内に含まれるように、遷移軌道に投入することが望ましい。また、軌道面は可能な限り変更しないことが燃料消費を最小におさえることにつながる。従って、アセント軌道形成時に、目的とする遷移軌道の軌道傾斜角 $i$ を形成することが望ましい。このためには発射時刻 $\phi_L$ と発射方位角 $\Sigma_L$ が、

$$\cos i = \cos \phi_L \sin \Sigma_L \quad (\phi_L \text{ は射点赤緯})$$

の関係を満足する可変発射方位角方式を採用する。

遷移軌道は、地球中心の楕円軌道をとることが望ましい。さらに遷移軌道に投入するには、速度増分が軌道エネルギーに最も効果的に影響する遷移楕円

表 2.3.3 ミッション要求条件/制約条件

	記 述
要求条件	(i) 1987年1月打上げ (ii) 高度約100kmの月極軌道
制約条件	(i) パーキング軌道方式採用 (ii) 昼間打上げ(発射時刻制限) (iii) 発射方位角 $Az_L: 85^\circ \leq Az_L \leq 110^\circ$ (iv) ダウレンジ局としてクリスマス島から遷移軌道投入点が捕捉できること (v) 飛行時間 $T_F = 108$ 時間 (vi) 探査機の月周回軌道投入点が地上からレーダ捕捉可能なこと (vii) 探査機EPS角が $45^\circ \leq EPS \leq 135^\circ$

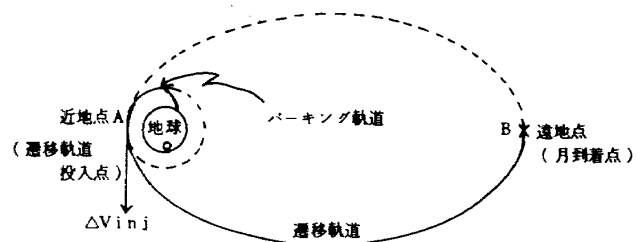


図 2.3.3 月への軌道プロファイル

軌道の近地点が適する。遷移軌道に楕円軌道を用いて、ホーマン・トランスファにより月軌道に投入する場合、地球の自転を考慮に入れ地上局の投入点可視性を考えると、遷移軌道の近地点において地上局の上空で遷移軌道に投入した後、

$$T_F = 12 + 24n, \quad (n=0, 1, 2, \dots)$$

時間毎に地上局の上空を月軌道投入点(遷移軌道の遠地点)が通過する。従って、後の3.4節で述べるように、遷移軌道に投入に必要な速度増分 $\Delta V_{inj}$ を最小にする観点から飛行時間 $T_F$ を108時間に選ぶ。

軌道プロファイルの検討結果を図2.3.3に示す。

軌道プロファイル及びロケットステージングが決定されれば、発射日時はミッションの制約条件、月・太陽・月の位置関係等から決定できる。発射日時及び打上げ可能な軌道群を選択するための検討手順を図2.3.4に示す。図のA～Dの手順が打上げ日を決め、E～Iの手順が打上げ時間帯の決定に関与する。

打上げ日を決めるには、表2.3.3の要求条件(i)

\* (註) 幾何学的制約条件：軌道面変更は、燃料を消費するので極力回避することが望ましい。従って、月軌道投入点方向単位ベクトル $\vec{s}$ と、射点位置ベクトル $\vec{R}$ と、発射方位ベクトル $\vec{a}$ が同一平面にあることが制約条件となる。

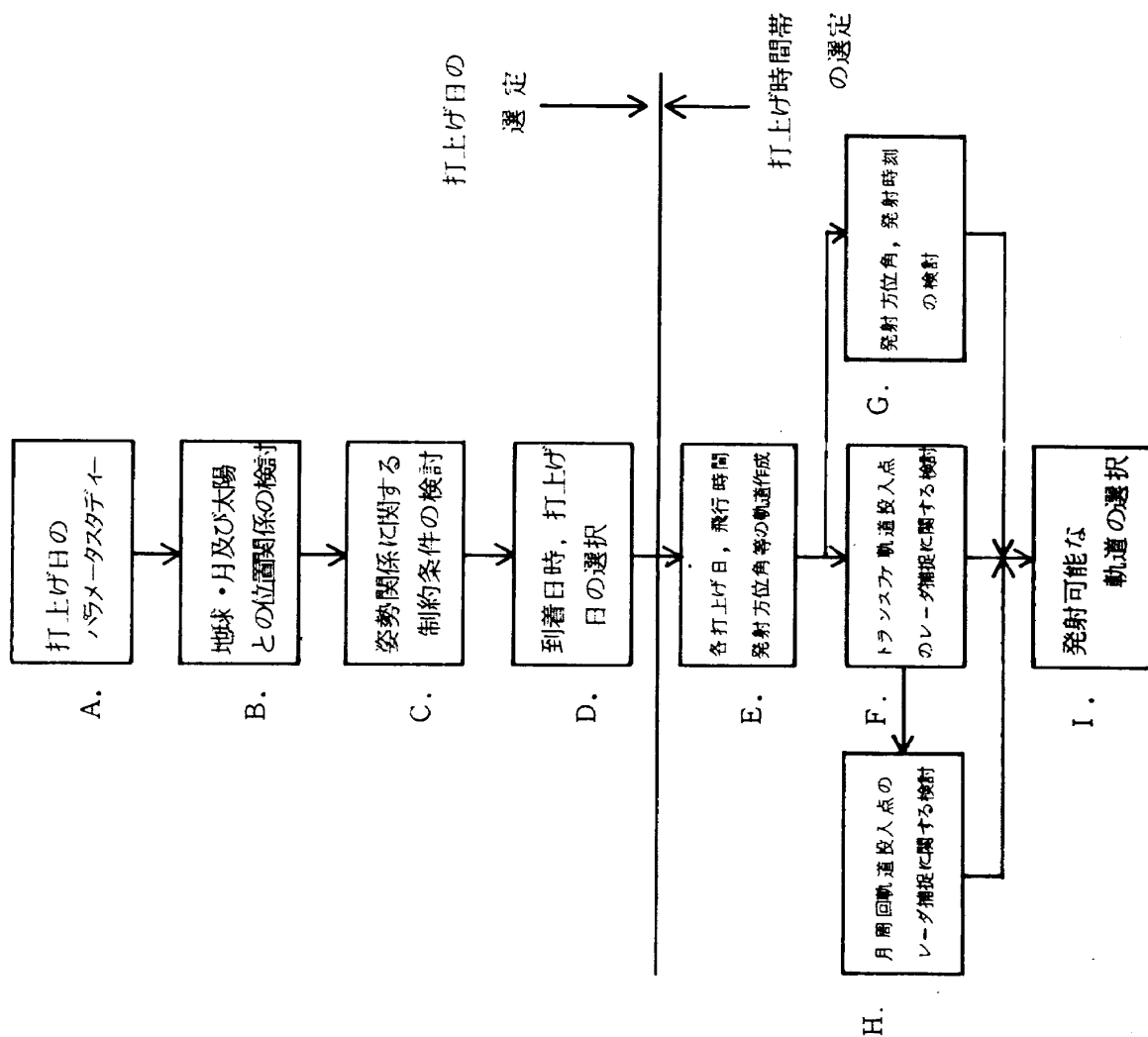


図 2.3.4 発射日時の検討手順

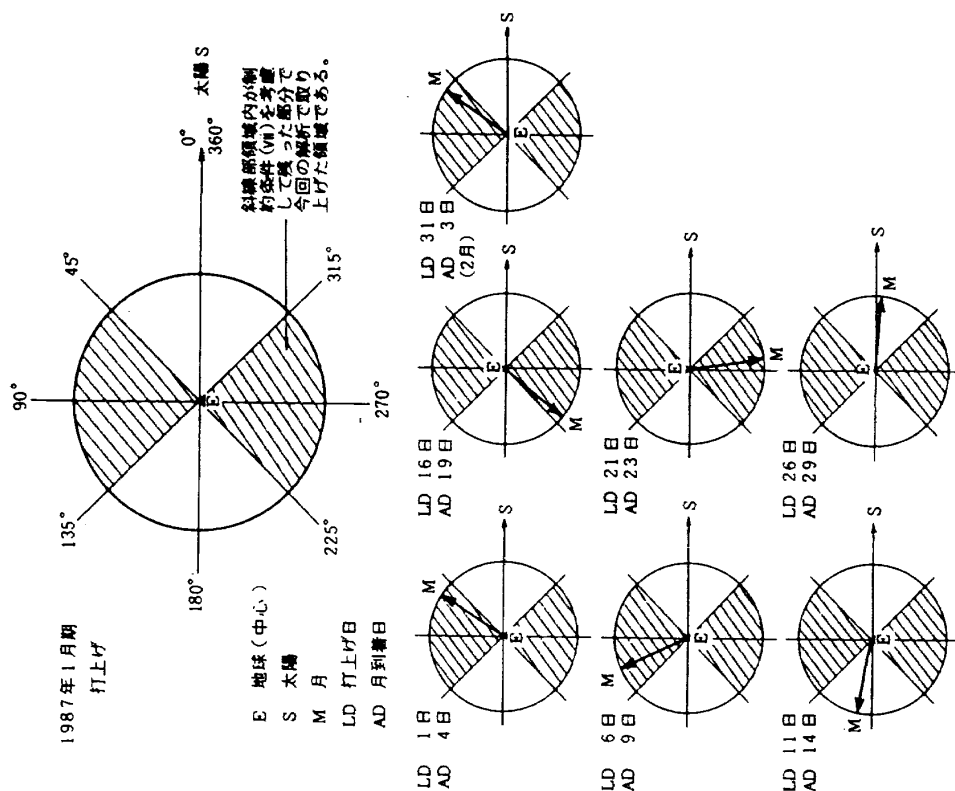


図 2.3.5 地球中心の月および太陽の相対位置関係

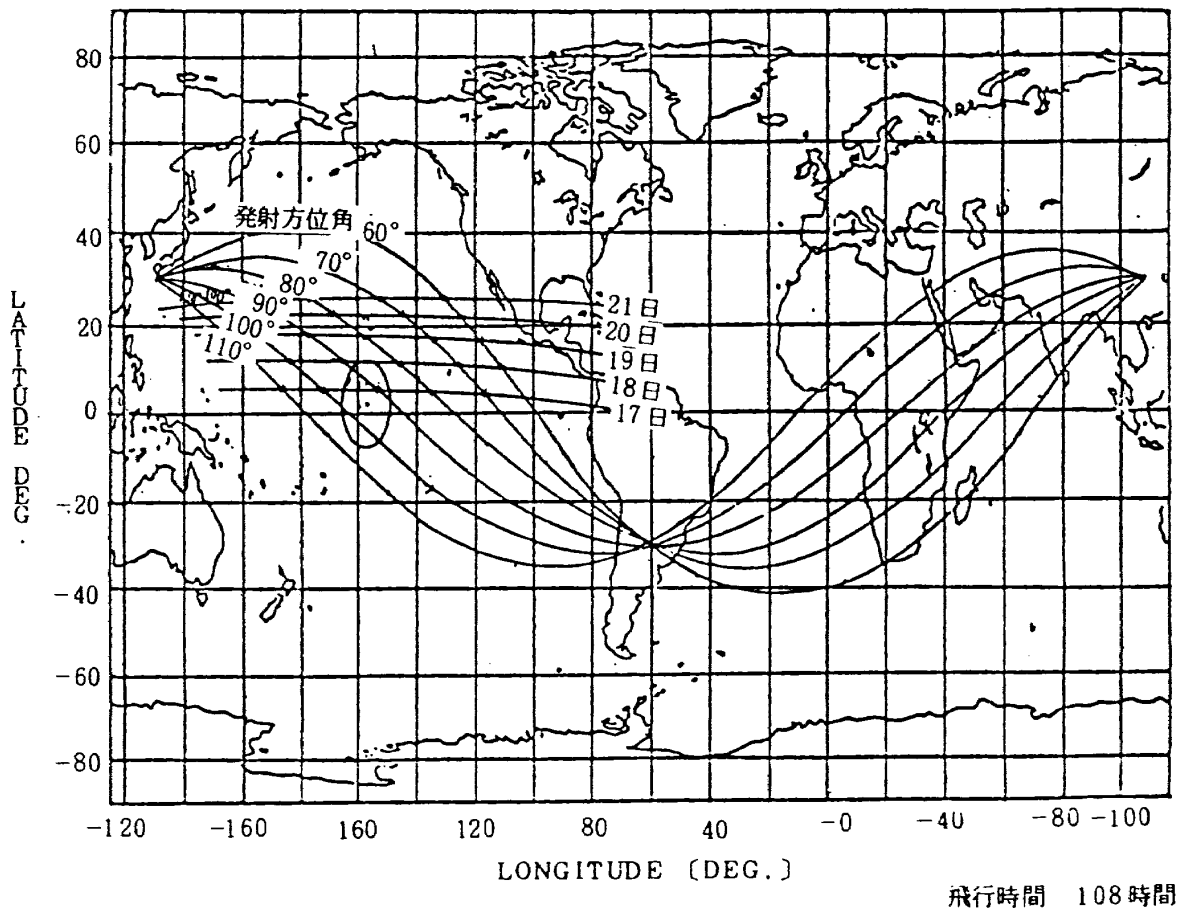


図 2.3.6 遷移軌道投入点の可観測性 (アセント軌道)

と制約条件 (vi) を満足することが必要であるが、制約条件 (vi) の EPS 角とは Earth-Probe-Sun Angle のことで、探査機から地球と太陽の方向にのぼした視線の張る角度である。太陽センサと地球センサを搭載したレンジャーでは EPS 角が軌道に対して制約を与えたが、スタートラッカーのような他のセンサーを使用する場合は考慮する必要はない。また、月投入点が太陽に照射されることが要求されたり、熱照射の観点等により多少の変化はあっても EPS 角に対する条件は存在すると考えられる。

図 2.3.4 の A～D の手順を踏むことにより図 2.3.5 の結果を得る。1987 年 1 月打上げの場合、1 日～7 日、16 日～23 日の期間が制約条件 (vi) を満足する。

次に、上記結果より打上げ期間をきびしくとって 17 日～21 日として、図 2.3.4 の E～I の検討を行なうと、発射方位角に対応した遷移軌道投入点位置 (図 2.3.6)、及び発射方位角に対応した発射時刻 (図 2.3.7) が得られる。

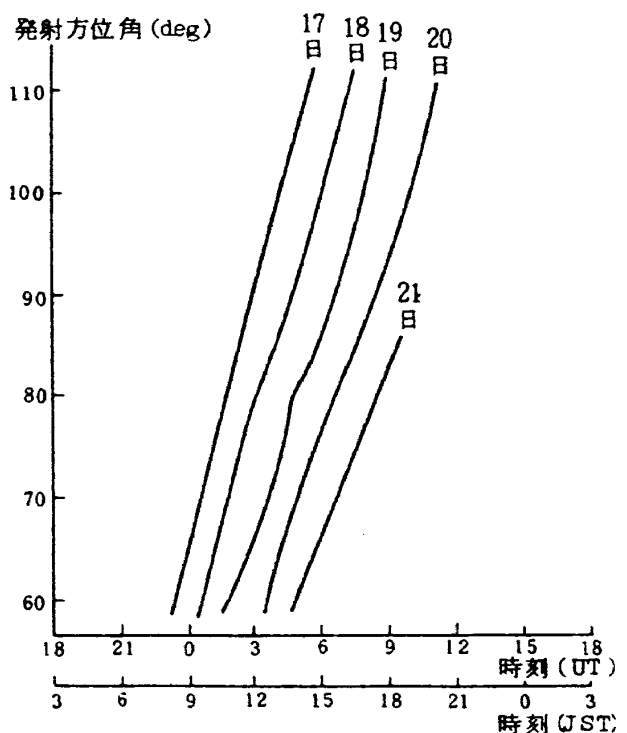


図 2.3.7 発射時刻と発射方位角

図 2.3.6 において、クリスマス島のダウンレンジ局から遷移軌道投入点が捕捉できるという制約条件 (vi) を満たすためには、図中の楕円内に遷移軌道投入点が存在しなければならない。従って、1987年1月17日の軌道だけが条件を満足する。この時の発射方位角は  $88^{\circ} \sim 105^{\circ}$  である。また、昼間打上げという制約条件(ii)については、図 2.3.7 より、1月17日の軌道はすべて条件を満足することがわかる。

従って、表 2.3.3 の条件の下では、1987年1月17日の発射方位角  $88^{\circ} \sim 105^{\circ}$ 、発射時刻（日本標準時，JST）9時45分～12時30分の軌道だけが、打上げ可能な軌道であり、この機会を逃がした場合には約半月間待たねばならないことになる。

図 2.3.8 にアセント軌道及び遷移軌道の地球投影図を示す。

### 2.3.3 誘導制御システム

#### 2.3.3.1 アセント・フェーズ誘導

アセント・フェーズ誘導には、現在開発中の H-

IA ロケットの慣性誘導方式（静止衛星打上げ用）に必要な改修を加えて使用する。すなわち、発射日時の変動に伴う月（惑星）の移動を考慮したリアルタイム・ターゲティング方式に改修して用いる。

#### HI-A ロケット慣性誘導方式<sup>(10)</sup>

HI-A ロケット慣性誘導方式の基本的機能は、ロケット搭載の慣性機器からの検知データを基に、ロケットの位置、速度等の航法データを計算し、あらかじめ規定した誘導ステアリング則に従って、ミッション要求条件を満足する飛行要求状態を計算し、現在の状態と比較して、ステアリング・コマンドを作成し、また適切な飛行シーケンスのためのディスクリット信号を発生する機能を有している。

HI-A ロケットの慣性誘導システムの構成図を図 2.3.9 に示す。

ここで、各機器についての機能特性は以下の通りである。

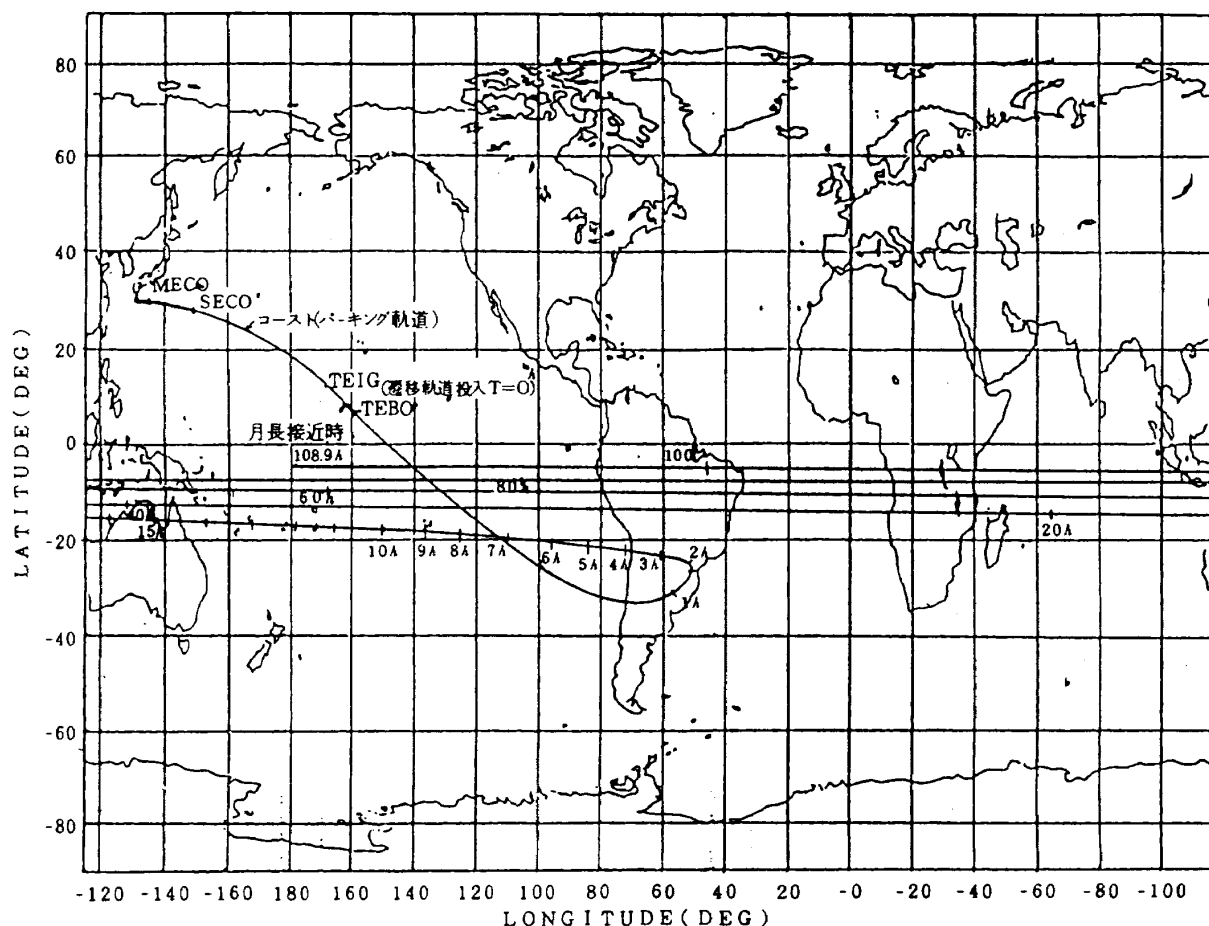


図 2.3.8 月軌道設計例の地球投影図



表 2.3.4 HI-A ロケット用慣性誘導ソフトウェア (IGSS) の機能

項 目	ソフトウェアの機能
ロケットの機体軸の姿勢量決定	<ul style="list-style-type: none"> <li>IMUのジンバル相対角よりロケット機体軸での姿勢、及び姿勢変化率を計算する。</li> </ul>
第2段エンジンカットオフ (SECO) ディスクリートの作成	<ul style="list-style-type: none"> <li>タイムツーゴー方程式で計算される予想到達時刻 (タイムツーゴー) を用いて、第2段エンジンカットオフ・ディスクリートを作成する。</li> </ul>
第1段メインエンジンカットオフ (MECO) 時の検知	<ul style="list-style-type: none"> <li>第1段メインエンジンカットオフ時を検知し、その時刻を設定する。</li> </ul>
開ループシーケンシング	<ul style="list-style-type: none"> <li>開ループでのロケットディスクリート及びロール・ピッチ・ヨーのプログラムレートを作成する。</li> </ul>
航法方程式	<ul style="list-style-type: none"> <li>IMU検知速度よりロケットの位置・速度を計算</li> </ul>
リフトオフ (L. O) 推定ロジック	<ul style="list-style-type: none"> <li>航法データを用いてロケットのリフトオフ時を推定し、リフトオフ時刻を計算する。</li> </ul>
誘導方程式	<ul style="list-style-type: none"> <li>a. ターゲッティング 各段の飛行フェーズに対応して誘導上の目標を設定する。リアルタイムターゲッティングも可能。</li> <li>b. 誘導座標系でのロケットの状態パラメータの計算 姿勢計算量、及び航法方程式からのデータを基に、誘導座標系での飛行体状態量を計算する。</li> <li>c. タイムツーゴー方程式 現在の飛行状態より、誘導ターゲットまでの予想到達時間、及び増加推力速度を計算する。</li> <li>d. 真近点離角の計算 エキスプリシットターゲット方式に対応した動力飛行停止時 (誘導ターゲット) の真近点離角を計算する。</li> <li>e. ステアリング方程式 現在の飛行状態と誘導ターゲット状態から、ステアリング則を用いて要求推力方向ベクトルを計算する。</li> <li>f. 姿勢指令方程式 要求推力方向ベクトルと現在の推力方向ベクトルを基に、ステアリングコマンド量を計算する。</li> </ul>

ましいので、発射方位角を変更することにより、軌道面誤差を除去することを考える。また、軌道面内で遷移軌道への投入がなされるようにピッチ・ステアリングし、最終段燃焼で遷移軌道への投入エネルギーが満足されるようにする。従って、発射方位角  $\Sigma_L$ 、第2段コースト時間  $t_C$ 、及び第2段動飛行停止時の真近点離角  $\eta_T$  に関して、HI-A ロケットのIGSSのリアルタイム・ターゲッティング・ロジックに改修を加えれば月探査ミッションに使用できる。詳しくは後の3.4節で述べることとする。

#### 2.3.3.2 ミッドコース・フェーズ誘導とターミナル・フェーズ誘導

月探査ミッションにおけるミッドコース・フェー

ズ誘導及びターミナル・フェーズ誘導の方式を表2.3.6にまとめて示す。

ミッションの要求、探査機重量の制約等から、主として地上追跡管制系ベースの方式を採用する。システムの構成要素は、機能的に次の3つに大別される。

- a) 姿勢関連 — 探査機搭載センサ・システム
- b) 軌道関連 — 地上追跡システム
- c) 観測データの処理、姿勢及び軌道制御信号の作成 — 地上計算機システム

ミッドコース誘導方式は、修正速度ベクトル  $\Delta \bar{V}$  と終端状態誤差  $\delta \bar{X}$  との感度行列  $K = \partial \bar{X} / \partial \bar{V}$  を使用する間接手法を用いる。この方式の概念フローを

表 2.3.5 IGSS に設定されるリアルタイムターゲッティングパラメータ

飛行制御機能	リアルタイムターゲッティングパラメータ		多 項 式
	パラメータ名	エンジニアリング シンボル	
オープンループ シーケンサー	第 2 段エンジン第 2 点火時刻	$t_D$	$C_{id}^D + C_{98}^D t_L + C_{99}^D t_L^2$
	第 1 段ロールプログラムレート	$\omega_{RR}$	$R_{1R+20}^R + R_{39}^R t_L + R_{40}^R t_L^2$
第 1 段動力飛行 誘導目標	第 1 段燃焼終了時軌道半径	$r_{fo}$	$G_1^F + G_2^F t_L$
	第 1 段燃焼終了時軌道半径変化率	$\dot{r}_f$	$G_3^F + G_4^F t_L$
	第 1 段燃焼終了時軌道角運動量	$H_f$	$G_5^F + G_6^F t_L$
	第 1 段ターゲットベクトル x 成分	$r_{Tx}$	$G_{15}^F + G_{16}^F t_L + G_{17}^F t_L^2 + G_{18}^F t_L^3 + G_{19}^F t_L^4$
	第 1 段ターゲットベクトル y 成分	$r_{Ty}$	$G_{20}^F + G_{21}^F t_L + G_{22}^F t_L^2 + G_{23}^F t_L^3 + G_{24}^F t_L^4$
第 2 段動力飛行 誘導目標	第 2 段燃焼終了時軌道近地点半径	$r_p$	$G_1^S + G_2^S t_L + G_3^S t_L^2$
	第 2 段燃焼終了時軌道エネルギー	$E_f$	$G_5^S + G_6^S t_L + G_7^S t_L^2$
	第 2 段燃焼終了時軌道半径	$r_{fo}$	$G_{41}^S + G_{42}^S t_L + G_{43}^S t_L^2$
	第 2 段燃焼終了時軌道半径変化率	$\dot{r}_f$	$G_{44}^S + G_{45}^S t_L + G_{46}^S t_L^2$
	第 2 段ターゲットベクトル x 成分	$r_{Tx}$	$G_{50}^S + G_{51}^S t_L + G_{52}^S t_L^2 + G_{53}^S t_L^3 + G_{54}^S t_L^4$
	第 2 段ターゲットベクトル y 成分	$r_{Ty}$	$G_{55}^S + G_{56}^S t_L + G_{57}^S t_L^2 + G_{58}^S t_L^3 + G_{59}^S t_L^4$
第 2 段コースト 中誘導目標	第 2 段コースト中ロール軸姿勢 ベクトル x 成分	$X_{Bx}^D$	$G_1^C + G_2^C t_L + G_3^C t_L^2 + G_4^C t_L^3 + G_5^C t_L^4$
	第 2 段コースト中ロール軸姿勢 ベクトル y 成分	$X_{By}^D$	$G_6^C + G_7^C t_L + G_8^C t_L^2 + G_9^C t_L^3 + G_{10}^C t_L^4$

(注) ・  $t_L$  は打上げ時刻に依存した時間関数

・ 第 2 段動力飛行誘導目標及び第 2 段コースト中誘導目標は、ロケットの特性から、第 1 / 第 2 動力飛行フェーズ、第 1 / 第 2 コースト飛行フェーズに分割できるが、全く同一の誘導機能を有するため、表中には第 1 動力飛行フェーズ、第 1 コースト飛行フェーズについて記した。



表 2.3.6 ミッドコース、ターミナル・フェーズ誘導

誘導フェーズ	マヌーバの種類	マヌーバ推力	マヌーバ目的	計 画 案
ミッドコース・フェーズ誘導	軌道修正マヌーバ	インパルス推力	ミッション目的を達成するために設定されたターゲットベクトル(あるいはエイム・ゾーン、ターゲットゾーン)に対してミッドコース軌道の修正を行なう。全体としての燃料消費を考慮すると、特に目的軌道面の修正を行なうことが重要な目的となる。	初期(目的)周回軌道投入までの全修正速度 $ \Delta V_{TOTAL} $ の最小化にもとづく修正則 ・軌道修正回数: <u>最大2回</u> ・軌道修正時期: 遷移軌道投入後: <u>15時間・90時間</u>
ターミナル・フェーズ誘導	初期(目的)軌道投入マヌーバ	比較的長い時間のインパルス推力 (Large Retro Burn)	目標天体初期(目的)周回軌道への投入	燃焼時ピッチオーバー
	軌道微調整マヌーバ	インパルス推力	初期(目的)軌道投入誤差の微調整	各種方法 軌道面内 2 + 軌道傾斜角インパルス (3 インパルス)
	軌道保持マヌーバ		外乱による目的軌道からのずれを微調整	軌道面内 1 + 軌道傾斜角インパルス (2 インパルス) 円軌道 2 インパルスを用意し、実ミッション時に選択

表 2.3.7. 軌道面内微調整マヌーバ誘導方式

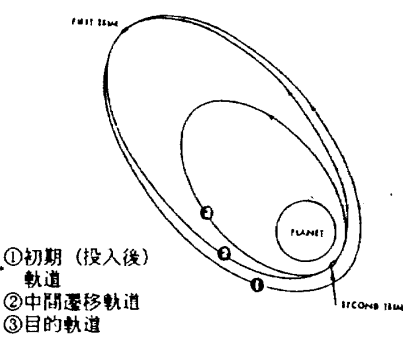
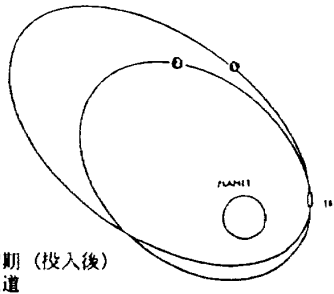
誘導方式	方式の概要	主な特徴	幾何関係
2 インパルス方式	主に①の投入後軌道と③の目的軌道とで交点がない場合に適用する方式。 第1回微調整は軌道①の遠接点付近で行い、その結果達成する軌道②は、軌道③の近接点高度と一致する様にする。 第2回微調整は軌道②の近接点で行い、軌道③を達成する。	・燃料消費を最小にする。 ・燃焼速度方向における誤差に対する主要軌道パラメータに関する感度は小さい。	 <p>①初期(投入後)軌道 ②中間遷移軌道 ③目的軌道</p>
1 インパルス方式	主に①の投入後軌道と②の目的軌道が交点を持つ場合に行う。 微調整は交点のうちから、適切に選択し②の目的軌道を達成するのに必要な修正速度を与える。	・マヌーバが1回のため ミッション信頼性を高めることができる。 ・一般的に2インパルス方式よりも多くの燃料を必要とする。	 <p>①初期(投入後)軌道 ②目的軌道</p>

図2.3.10に示す。

ミッドコース・フェーズ誘導に関しては、軌道修正則及び軌道修正回数とその時期が問題となるが、修正則としては、初期周回軌道投入までの全修正速度量を最小とする。Break wellの間隔比手法を修正した方式を用い（3.4節参照）、修正回数は最大2回で、遷移軌道投入後約15時間及び約90時間付近が、燃料、可視性の点で望ましい。

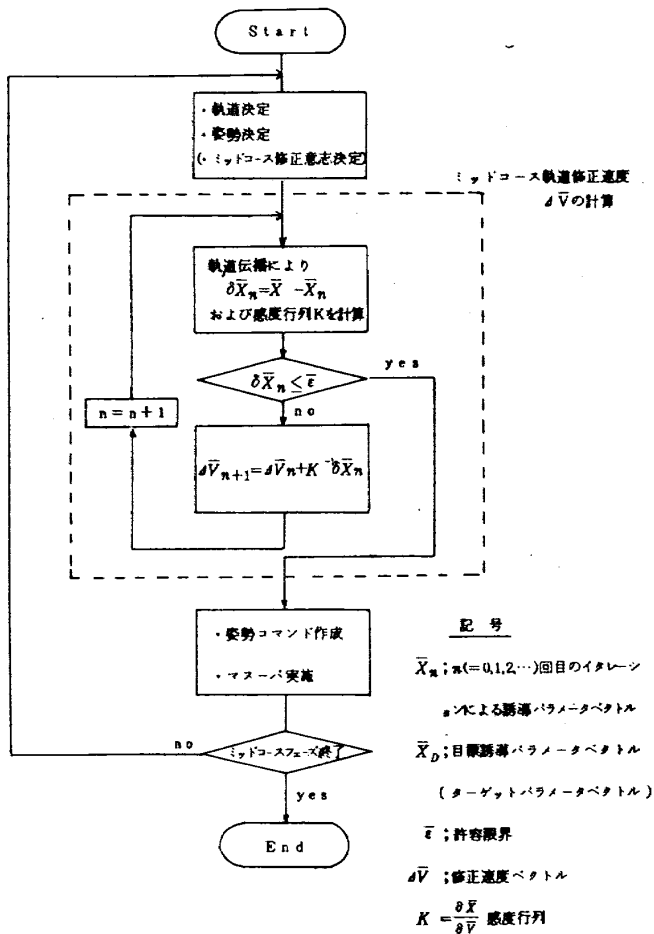


図 2.3.10 ミッドコース軌道修正に関する間接手法の概念フロー

ターミナル・フェーズの初期周回軌道投入マヌーバでは、Large Retro-Burnに伴う重力損失を最小にするため、燃焼時ピッチオーバー方式を採用することが望ましい。

ターミナル・フェーズの軌道微調整、軌道維持マヌーバでは、表 2.3.6 に示す様な方法をプログラム化し、実ミッション時において軌道の状態に適した方法を採用する。なお、軌道面内の微調整マヌーバ方式に関して表 2.3.7 にまとめておく。

### 2.3.4 追跡管制システム

追跡管制システムとしては、種子島の追跡局とクリスマス島のダウンレンジ局でアセント軌道の追跡を行なうが、米国ゴールドストーン級の深宇宙用アンテナを有する地上局を東京近郊（関東地方周辺）に必要であり、さらに南米（コルドバ）にダウンレンジ局が設置されることが望ましい。

## 3. 各サブシステムの検討結果

### 3.1 センサの概念設計

既述の 4 つの観測装置、すなわち：

蛍光 X 線観測装置

ガンマ線観測装置

反射スペクトロメータ

分光ステレオ・イメージング装置

について、以下に概要・動作原理を説明し、実際に探査機に搭載する目的で行った具体的な概念設計の結果を述べる。概念設計の結果得られたそれぞれの観測装置の性能一覧を表 3.1.1 にまとめて示す。

表 3.1.1 ミッション機器性能値

性能項目	γ線スペクトロメータ	蛍光 X 線スペクトロメータ	反射スペクトロメータ	スペクトロ・ステレオ・イメージャ
データレート	2500 bps	256 bps	$1.23 \times 10^4$ bps	$1.63 \times 10^6$ bps
空間分解能	50 km	10 km	0.5 km 直径	65m × 65m
測定範囲	0 ~ 10 MeV	0 ~ 10 KeV	0.4 ~ 2.5 μm	0.4 ~ 1.0 μm
測定分解能	0.125 KeV	0.40 ~ 0.50 KeV	0.01 μm 以下	0.1 μm
走査幅				65 km

### 3.1.1 蛍光X線観測装置

#### (1) 観測目的

月面内に存在する元素(たとえばMg, Al, Si等)が太陽フレアのX線により, 原子内の電子エネルギーが励起されたとき, 自然放出による蛍光X線を放射する。このX線を観測し, 元素のマッピングを行う。

#### (2) 装置原理

月面の各元素の固有蛍光X線スペクトルを検出器部の前面コリメータで視野角の限定を行い観測する。入射したX線スペクトルはBeの窓を通過後, 比例計数管内のガスをイオン励起し, 生じた電荷は内部高電界によりドリフトされ, 電極に達する。この電荷は積分されパルス増幅器で整形され, パルス出力として取り出される。このパルスは波高値の高さによりA/D変換され, 各レベルのチャンネルに蓄積される。このチャンネル値は, 分解能より決定される時間ごとに出力され, マルチプレクサを通じて, 衛星側に出力される。3個の月面蛍光X線スペクトル検出器の出力値は, 1個の太陽フレアX線スペクトル検出器により, 衛星側に出力される時に補正され

る。図3.1.1に動作ブロック図を示す。

#### (3) 外 観

図3.1.2に蛍光X線スペクトロメータの外観図を示す。

#### (4) 重量, 寸法, 電力

外形寸法は図3.1.2に示してあるが, 重量および電力は次のようになる。

検出器部: 重量 7 kg, 電力 10 W

データ処理部: 重量 8 kg, 電力 5 W

#### (5) 装置性能

本装置の概略構造は図3.1.2で示すとおりコリメータで視野角を規定し, 各比例計数管にX線が入射し, 検出するものである。各比例計数管は1個のみフィルターがなく, 他はAlとMgのフィルターが取り付けられている。これは, Al, Si, Mgの特性X線を区別するために取り付けられ, 3個の出力値は太陽のX線をモニターしている計数管の出力で補正された値として衛星側に送られる。比例計数管は図3.1.3に示すように, エネルギーが低い値に対して分解能が悪い。本装置の検出するエネルギーレベルが5 KeV<sub>max</sub>程度であり, これをエネルギー判別に

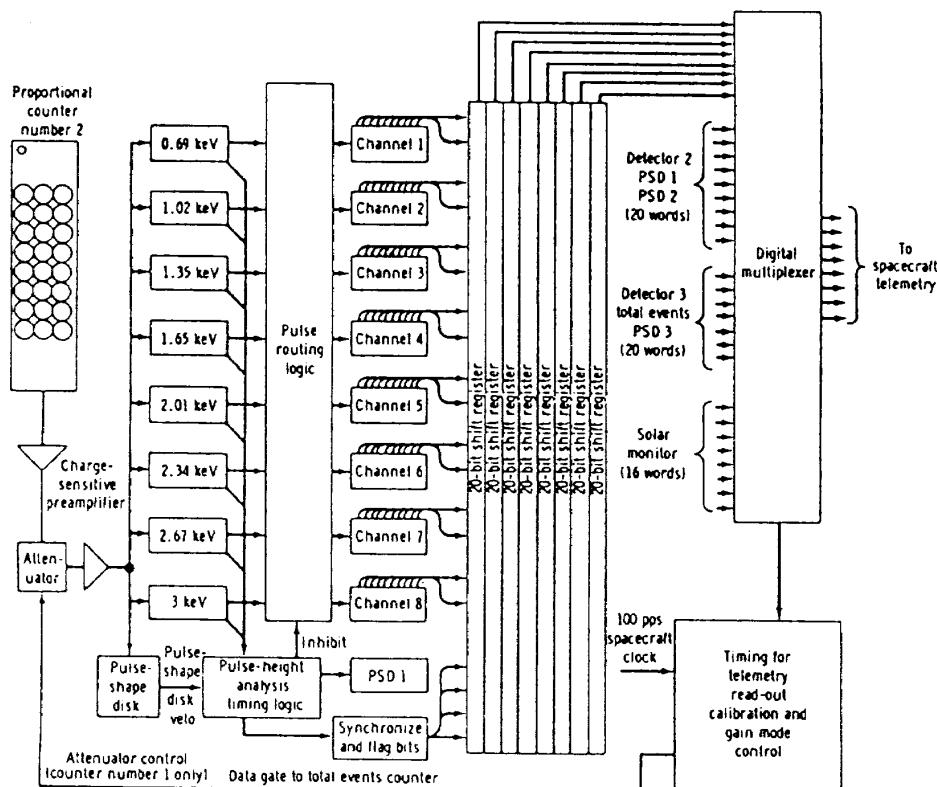


図 3.1.1 蛍光 X 線観測装置の動作ブロック図

よるカウント、及び、3種の比例計数管の測定より測定精度を上げている。空間分解能はコリメーターにより、10 kmであり、衛星側へのデータレイトは

256 bps である。宇宙空間でのキャリブレーションは、検出面側にキャリブレーション用の線源を置くことにより実施する。

### 3.1.2 ガンマ線観測装置

#### (1) 観測目的

月面の土壌に含まれている種々の元素が自然崩壊によって、放出する $\gamma$ 線、あるいは宇宙線による月面の bombardment によって生じる $\gamma$ 線の各線スペクトルの観測をし、月面の土壌元素の探査を目的とする。

#### (2) 装置原理

月面あるいは太陽から放射された $\gamma$ 線スペクトルは物質内に入射すると、原子あるいは電子と相互作用により、エネルギーの授受を行う。半導体内に入射した $\gamma$ 線スペクトルは電子の励起により、電子-正孔対を物質内に生じる。半導体内に電界が生じていなければ再放出により電子は再結合してしまう。半導体に外部よりバイアスのかけた状態では、この電子、正孔それぞれ電界方向にドリフトされ、外部に電流パルスとして取り出すことができる。パルスの電荷量が入射エネルギー値に比例し、パルス高さが電荷量に比例することにより、外部パルスの高さと入射エネルギーとの特性が関係づけられる。また、パルスの個数は $\gamma$ 線スペクトルの強度に対応し、図 3.1.4 に示すグラフの各エネルギー値に対応した出力値の高さが相対強度になる。

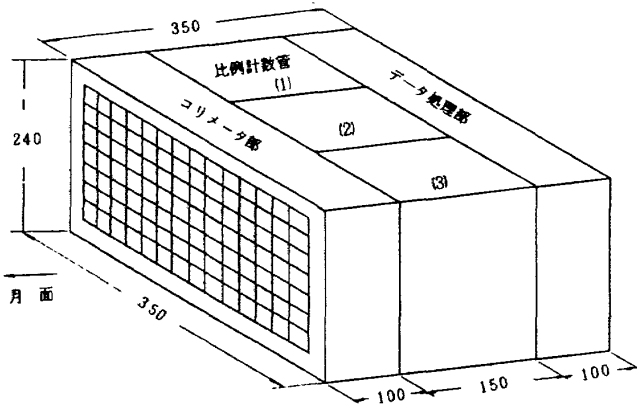


図 3.1.2 蛍光 X 線観測装置

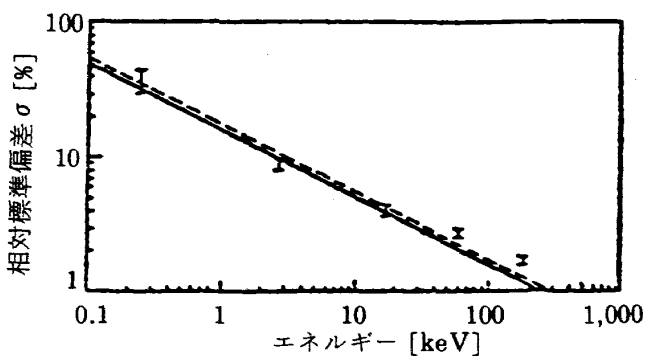


図 3.1.3 比例計数管の分解能とエネルギー関係 分解能は相対標準偏差 $\sigma$ で表わされている。FWHM は  $2.36\sigma$  にひとしい。  
(O. R. Frisch<sup>3)</sup>による)

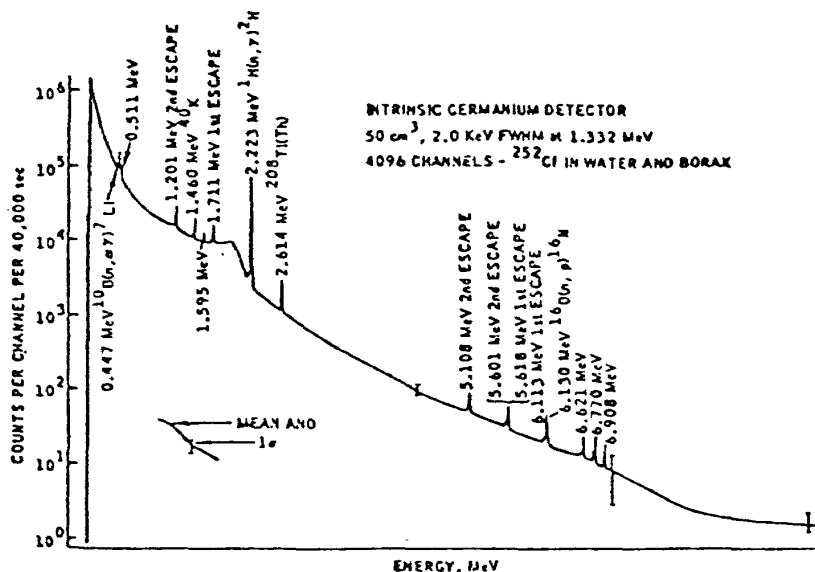


図 3.1.4 A gamma-ray energy spectrum made using an intrinsic Ge detector, The gamma-ray source was Fe, H<sub>2</sub>O and borax excited by <sup>252</sup>Cf fission neutrons.

## (3) 外 観

図 3.1.5 に  $\gamma$  線スペクトロメーターの外観図を示す。本装置は衛星側にブームにより取付けられ、これは衛星との相互作用を軽減するためである。図 3.1.6 にデータ処理部の外観図を示す。

## (4) 重量、寸法、電力

外形寸法は図 3.1.5, 3.1.6 に示したが、重量および電力は次のようになる。

検 出 器 部： 重量 10 kg, 電力 3 W

データ処理部： 重量 10 kg, 電力 7 W

## (5) 装置、性能

本装置の観測目的とされた元素固有の  $\gamma$  線スペクトルの分解が性能として必要となる。シンチレーションカウンタ方式による測定では、 $\gamma$  線スペクトルの分解という点で、性能的に充分でなかった。線スペクトルの高さによる相対強度も十分に観測されない。例として図 3.1.7 にシンチレータのスペクトロメーターとゲルマニウム検出器との  $\gamma$  線スペクトロメーターの比較を行うと、分解能の値は非常に後者がまさっている。また Ge は Si に比べ、液体窒素温度付近では電子、正孔の移動度にはほとんど差がなく、電子、正孔による出力をともに利用できる利点がある。図 3.1.8 に示す値より分解能は 10 倍ほどよく、約 1 KeV の値である。アポロ 15 号の測定データをもとにエネルギー測定範囲を 10 MeV<sub>max</sub> としてエネルギー分解を行うと、チャンネルは 4000 チャンネルでデータレイトは約  $2.5 \times 10^5$  bps となる。検出器自体は冷却することにより S/N が良くなるため、宇宙空間に放射冷却を行う。また、ブームの目的は衛星搭載器と宇宙線との相互作用の軽減、衛星内の放射線源に対する応答の軽減をはかるためである。

## 3.1.3 反射スペクトロメーター

## (1) 観測目的

月面に照射された太陽スペクトルは表面特性により、反射特性が異なる。この反射スペクトルを分光測定することにより、月表面層の土壌成分、鉱物組成の観測を目的とする。

## (2) 装置原理

月面で反射された太陽光は、月面の土壌成分、鉱物組成等によりスペクトル特性が異なる。このスペ

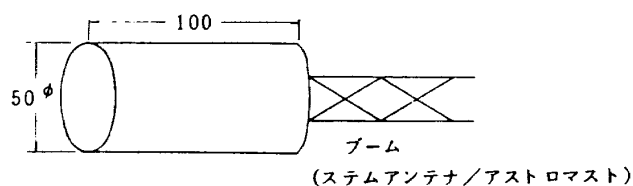


図 3.1.5  $\gamma$  線スペクトロメーターセンサ部

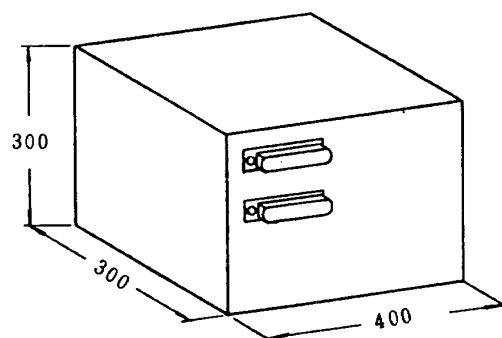


図 3.1.6  $\gamma$  線スペクトロメーター  
(エレクトロニクス部)

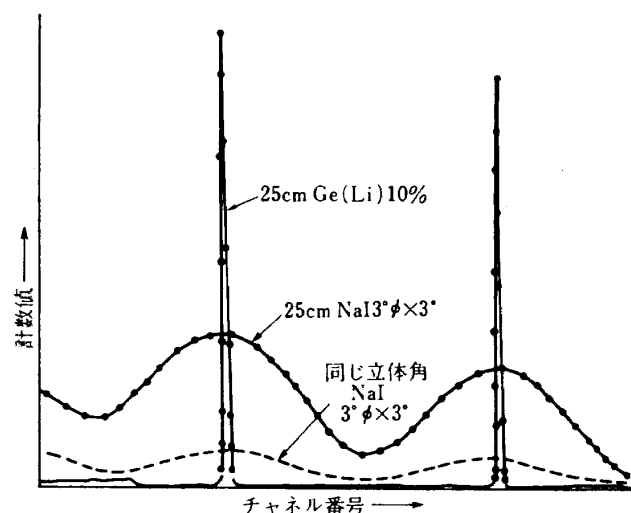


図 3.1.7 同じ距離と同じ立体角における  
スペクトルの比較

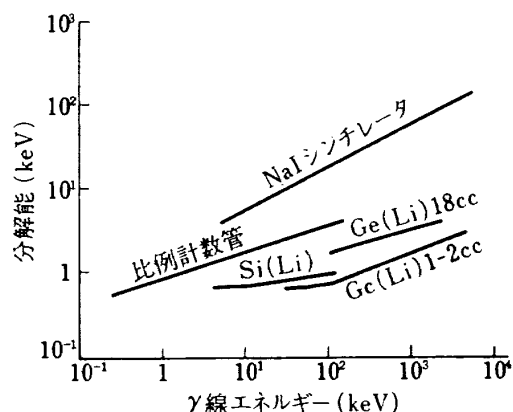


図 3.1.8  $\gamma$  線スペクトロメーターの分解能の比較 [G. Bertolini & A. Cohce, Semiconductor Detectors (1968) より]

クトルを波長バンドを小さく分割し、波長チャンネル別に強度検出する方法である。

月面からの反射光は、本装置の光学系を透過した後、分散装置（例として、直角分光型エシエルスペクトログラフ等）により2次元面に分光される。分光されたスペクトロラインの可視近赤外のスペクトルは、冷却されないシリコンフォトダイオードセンサアレイで検出し、中赤外のスペクトルは、冷却されたIn Sb, Pbs等のセンサアレイで検出する。各センサ出力値は、波長チャンネル別に蓄積される。

### (3) 外形

図3.1.9に本装置の光学系と検出器系を含めた全体概略図を示す。

### (4) 重量、寸法、電力

外形寸法は図3.1.9に示したが、重量、電力は次のようになる。

光学系：	重量 15 kg	} 電力 15 W
検出器系：	重量 5 kg	

### (5) 装置性能

月面からの反射光は、分散装置により、各波長スペクトルに分解される。焦点面にアレイされた各センサによってスペクトルが検出される。月面での空間分解能が0.5km直径で分光スペクトル特性が観測される。このデータは、256チャンネルの波長帯チャンネル各出力値として、図3.1.10に示す様なスペクトル分布として得られ、その地域の成分分析の形として、月の構成成分や月の歴史及び起元の解析に利用される。波長帯別にみれば、可視光域では、月面の土壌状態の情報を含み、中赤外域では、鉱物の反射スペクトルが含まれている。本装置の最大ビットレートは $1.23 \times 10^4$  bpsである。

#### 3.1.4 分光ステレオイメージング装置

##### (1) 観測目的

月面の土壌成分、鉱物、及び地形等の情報をマッピングすることによって得るため、反射光をマルチスペクトラルバンドに分割し、撮像を行う。

##### (2) 装置原理

月面の各対象物は太陽光を受け、特有の反射スペクトルを放出する。この反射スペクトルを光学系によって集光し、像を結像させる。この像面にセンサアレイ（例として、CCDラインセンサー）を置き、

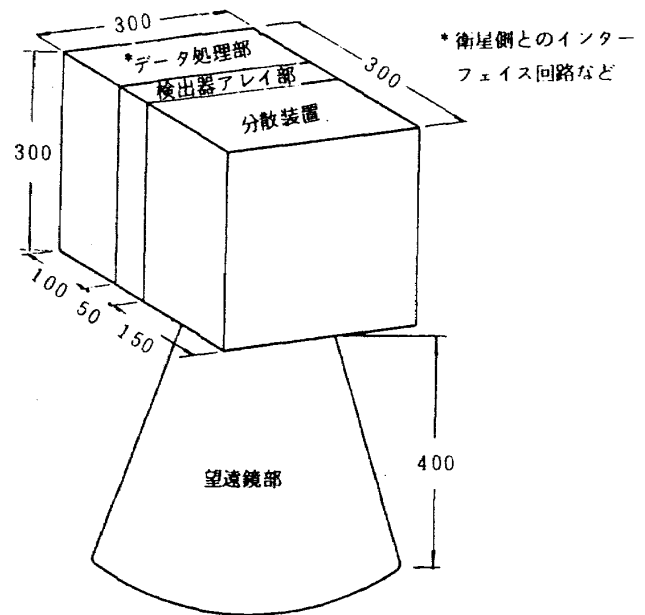


図3.1.9 反射スペクトロメータ

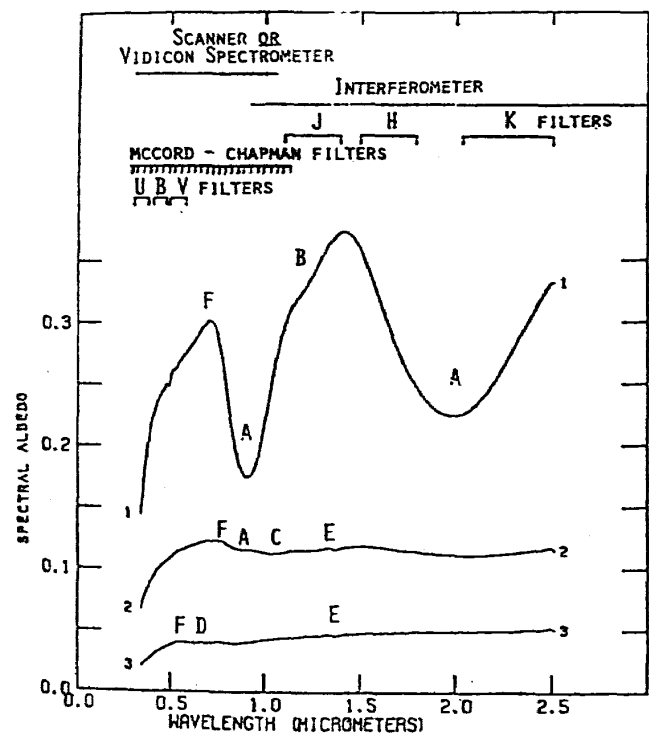


図3.1.10 反射スペクトロメータによる分光特性

像を検出する。

撮像されたラインを画像としてディスプレイに掃引すると、月表面の地形あるいは鉱物分布等の画像が観測される。

また同一軌道で月面に対する視野方向を変えて撮像すると、濃淡の差により、地形の高度差が得られるステレオ撮像となる。

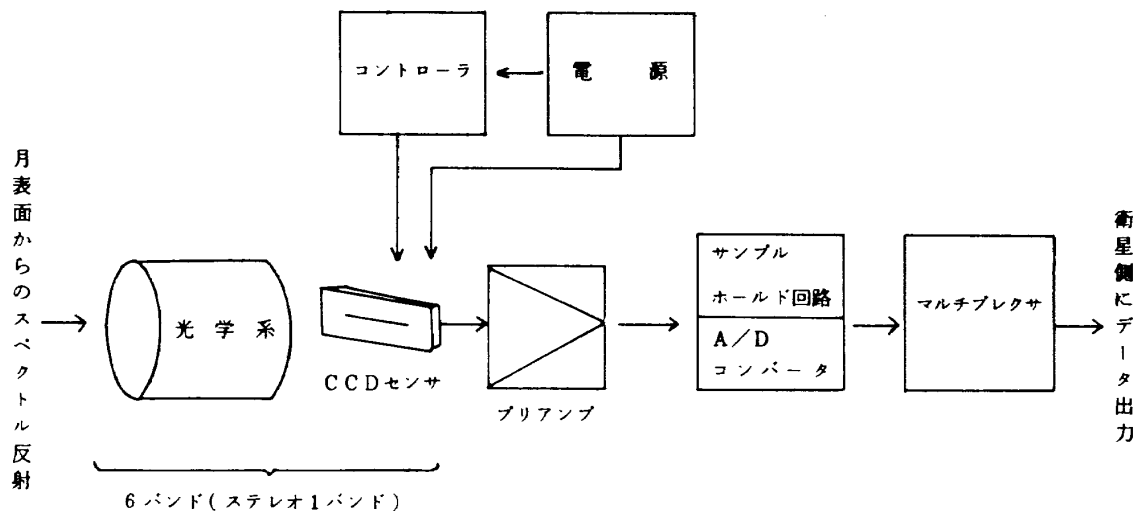


図 3.1.11 スペクトロ・ステレオ・イメージャのブロック図

図 3.1.11 に全体のブロック図を示す。

### (3) 外 観

図 3.1.12 に本装置の外観概略図を示す。

### (4) 重量, 寸法, 電力

本装置の外形寸法は図 3.1.12 に示したが, 重量および電力は次のようになる。

光学系 : 重量 20 kg  
検出器系 : 重量 10 kg      電力 44 W

### (5) 装置性能

本装置による月面の撮像性能は, 探査機の高度が 100 km で, 対地速度が 1.5 km/sec のとき, 撮像周期  $\tau$  が,

$$\tau = 65\text{m} / 1.5\text{ km/sec} = 43.3\text{ msec}$$

となる。センサーの光量入射によって生じる電荷蓄積時間が長いので, max radiance は低い値でも充分撮像可能である。

瞬時視野角 (IFOV) は, 同じ条件で,

$$\text{IFOV} = \tan^{-1} \left( \frac{65\text{m}}{100\text{ km}} \right) = 650\text{ } \mu\text{rad}$$

となる。これより, 光学系の焦点距離は, センサー画素が  $14\text{ } \mu\text{m} \times 14\text{ } \mu\text{m}$  とした場合

$$f \approx 2.15\text{ cm}$$

となる。

上記条件で  $0.4\text{ } \mu\text{m} \sim 1.0\text{ } \mu\text{m}$  まで  $0.1\text{ } \mu\text{m}$  幅の 6 バ

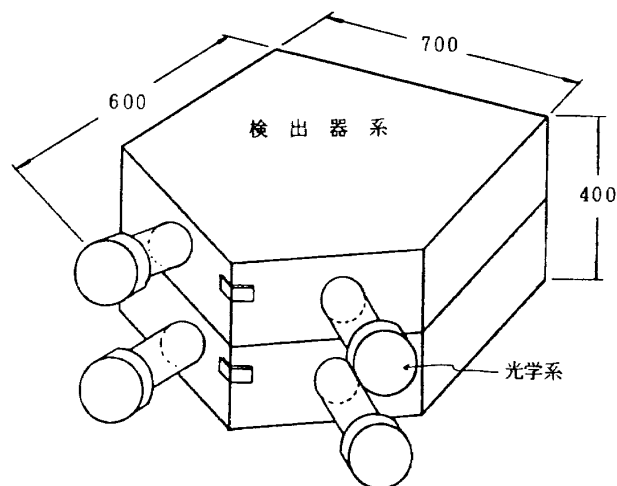


図 3.1.12 ステレオイメージャ外観図

ンドで撮像を行うと, ステレオ画像 1 バンドを含めて, 6 ビット処理で  $1.63 \times 10^5\text{ bps}$  のデータレートになる。また, 光学系と検出器系との信号の伝送方法を検討することにより, 光学系の本数を減少することが可能である。

## 3.2 オービタの概念設計

2.2.2 節で探査機のサブシステムについて述べたが, ここでは月軌道投入までの遷移軌道におけるシーケンス, 同軌道中における誤差解析, 探査機に作用する外乱トルクおよび電力収支の検討をやや詳しく行なってみる。

### 3.2.1 遷移軌道

図 3.2.1 に月探査機の遷移軌道におけるシーケンスを示す。その際、次のような制約条件を考える。

- (1) 月軌道投入時に行なう減速は固体モータを使用する。
  - (2) 固体モータは、ロケット結合部に実装し、かつ固体モータと月探査機との分離は行なわない。
- 図 3.2.1 において説明すると、

- (1) ロケット 3 段目を分離した後、パドル展開が可能なスピンレートまで減速する。
- (2) パドルを展開する。
- (3) 月軌道投入時の減速のために、固体モータの噴射口を反転させる。
- (4) 以降、3 軸制御が行なわれる。この時の姿勢安定方式にはスピン制御と 3 軸制御が考えられるが、表 3.2.1 に示すトレードオフの結果、月

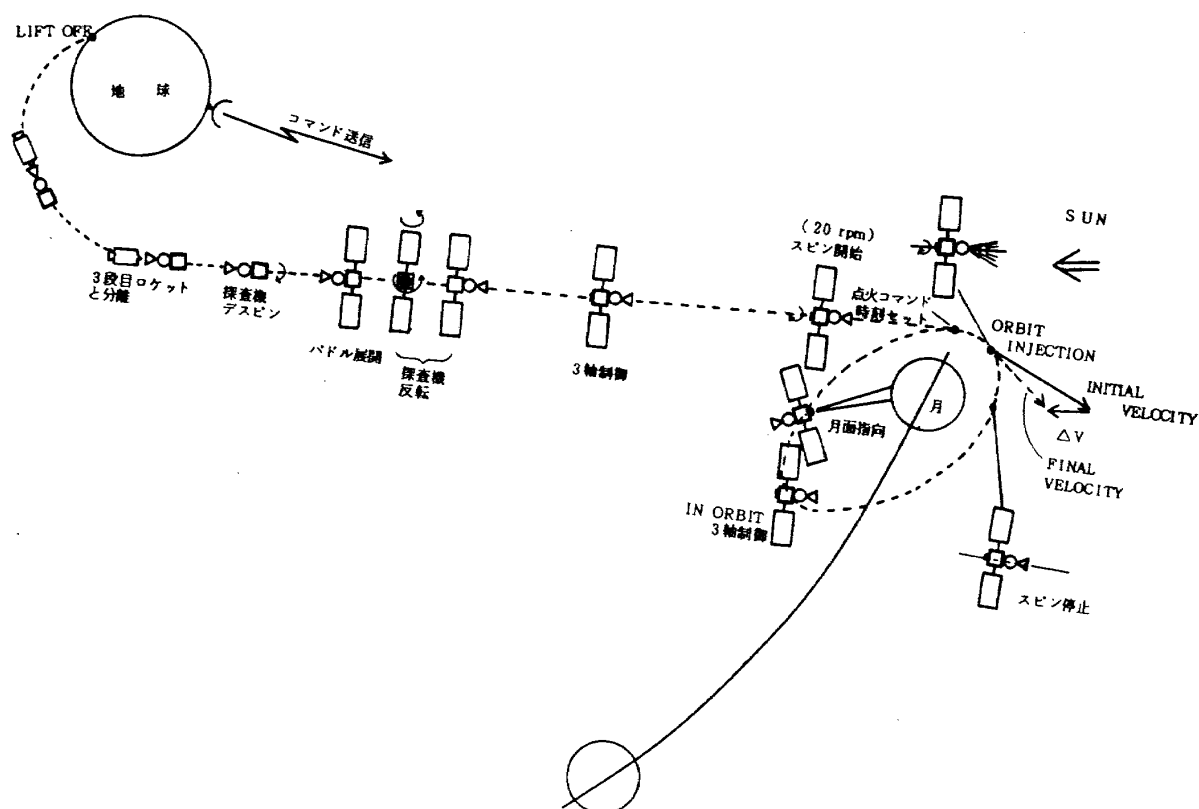


図 3.2.1 遷移軌道におけるシーケンス

表 3.2.1 遷移軌道時のスピン安定と 3 軸制御方式のトレードオフ

	利 点	欠 点
スピン安定方式	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. 月周回軌道投入時にスピン安定を保っているため安定した軌道投入が可能</li> <li>2. ジャイロは不用</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. 探査機の質量特性によってはANC Active Nutation Dumper</li> <li>2. センサー類、特にスターセンサーが定常観測時のものと共有できない。</li> <li>3. ハイゲインアンテナを地球に指向しにくい。</li> <li>4. パドル展開後、電力を得にくい。</li> </ol>
3 軸制御方式	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. センサー類が定常観測時のものと共有</li> <li>2. ハイゲイン・アンテナを地球に指向しやすい</li> <li>3. 電力確保が容易</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. 月周回軌道投入時の姿勢保持にTVC等のスラスト方向制御が必要</li> <li>2. 姿勢センサーにジャイロが必要</li> </ol>



周回軌道上での観測時には 3 軸制御方式を行なう必要があること、および固体モータ点火直前に約 20 rpm の加スピンを行なうことなどから、新たにスピン用センサ類が不要でかつハイゲインアンテナの地球指向が容易、電力確保が容易などの理由から、3 軸制御方式を採用した。

- (5) 固体モータ点火直前に約 20 rpm のスピンを行なう。
- (6) 固体モータ点火. 近月点約 100 km, 遠月点約 4,000 km の月周回軌道に投入。
- (7) 固体モータ点火終了後, スピンを停止し, 月面指向の 3 軸制御を行なう。

### 3.2.2 誤差解析

月探査機の姿勢制御方式は、慣性ジャイロを用いたストラップダウン方式を採用した 3 軸制御方式であるが、その際、月センサが使用できないため、軌道要素情報から月面中心方向を求める、一種の開ループ制御系となる。従って軌道決定誤差が観測機器に指向誤差を与える。ここでは離心率( $e$ ), 軌道傾斜

角( $i$ )に誤差がある場合、ヨー軸と月面中心方向とのずれ角およびそれに相当する月面上での距離を、1 周期分表現したのが図 3.2.2, 図 3.2.3 である。軌道高度 100 km, 軌道傾斜角  $90^\circ$  の円軌道として検討した。 $e$  が 0.001 異なると月面上では最大約 200 m,  $i$  が 1% 異なると最大 150 m それぞれずれることがわかる。

### 3.2.3 外乱トルクの検討

月軌道上では主として太陽放射圧による外乱トルクが作用すると考えられるのでその大きさを求めてみる。

探査機が太陽から放射される放射エネルギーを受けた場合、表面との間に運動量の授受が行なわれその結果、放射圧が作用する。この放射圧の大きさは、太陽光の入射角、探査機の形状および表面特性に依存している。この太陽放射圧は次式で与えられる。

$$dP_s = \frac{I}{c} (\vec{h} \cdot \vec{e}_s) \{ -\{ (1+r_s)(\vec{h} \cdot \vec{e}_s) + 2/3 r_d \} \vec{h} + (1-r_s)(\vec{e}_s \times \vec{h}) \times \vec{h} \} ds$$

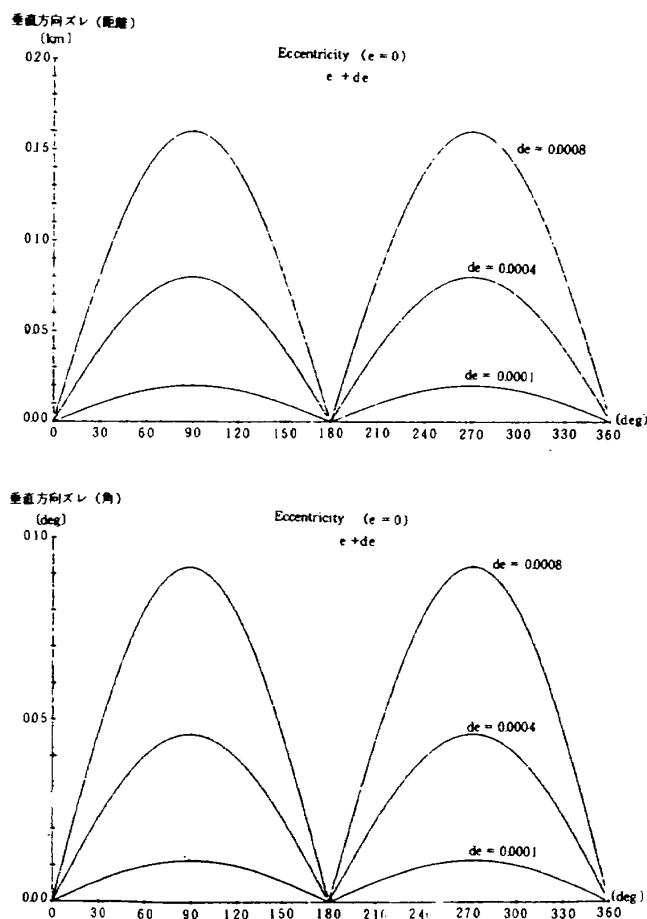


図 3.2.2 軌道決定誤差による垂直方向のズレ

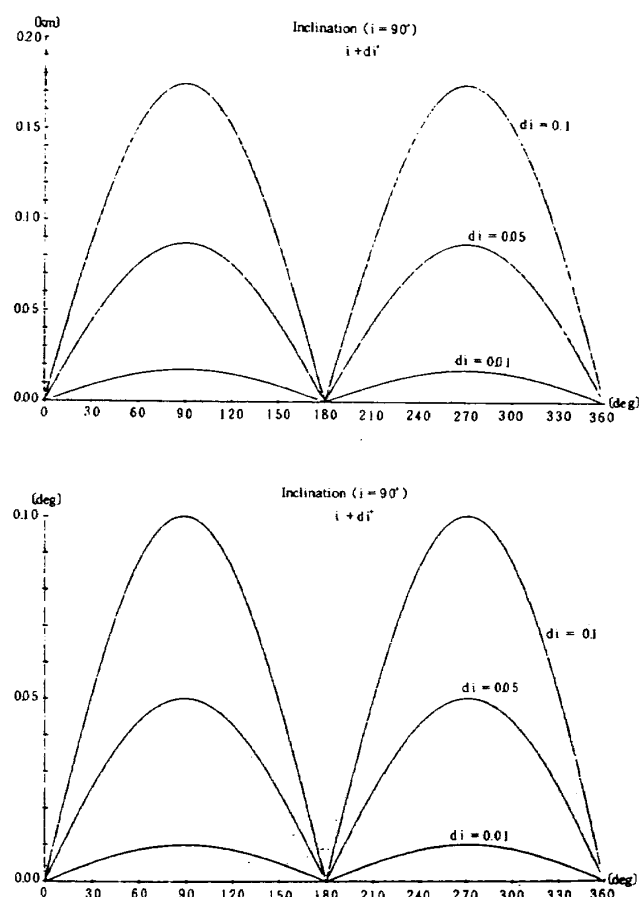


図 3.2.3 軌道決定誤差による垂直方向のズレ

但し,

- $d\vec{P}$ : 微小表面に働く太陽放射圧ベクトル [N]  
 $I$ : 太陽光放射エネルギー ( $\approx 1.36 \times 10^3$  [W/m<sup>2</sup>])  
 $C$ : 光速 ( $= 2.998 \times 10^8$  [m/sec])  
 $ds$ : 微小表面の面積 [m<sup>2</sup>]  
 $\vec{h}$ :  $ds$  に垂直で探査機構体の内側から外方向への単位ベクトル  
 $\vec{e}_s$ : 太陽方向の単位ベクトル  
 $r_s$ : 鏡面反射率 ( $0 \leq r_s \leq 1$ )  
 $r_d$ : 拡散反射率 ( $0 \leq r_d \leq 1$ ) (熱輻射率も含む)

上記放射圧によって探査機に作用する太陽放射圧トルク ( $\vec{T}_s$ ) は, 探査機重心に対する微小表面  $ds$  までの位置ベクトルを  $\vec{r}$  [m] とすると,

$$\begin{aligned}\vec{T}_s &= \int \vec{r} \times d\vec{P} \\ &= \frac{I}{C} \int \vec{r} \times (\vec{h} \cdot \vec{e}_s) \left[ -\{(1+r_s)(\vec{h} \cdot \vec{e}_s) + \frac{2}{3}r_d\} \vec{h} \right. \\ &\quad \left. + (1-r_s)(\vec{e}_s \times \vec{h}) \times \vec{h} \right] ds\end{aligned}$$

で与えられる。

一般的に, 太陽パドル回転軸を探査機の重心上に通すことは不可能なため, その軸と重心との不一致にもとづくトルクのみが発生し, 他の 2 軸方向に関しては対称に放射圧が作用し, トルクは発生しないものとする。更に太陽光が常にパドル面に垂直に入射するものとし, 次の様な常数を仮定すると, 月探査機に作用する太陽放射圧トルクが求まる。すなわ

ち,

- (i) パドル重心と探査機重心のオフセットを  $l$  [m]  
(ii) パドル面積 6 [m<sup>2</sup>]  
(iii) パドル表面特性として  $r_s=0.11$ ,  $r_d=0.02$   
とすると  $\theta$  を軌道位置角として

$$T = -3.06 \times 10^{-5} \cdot l \cos \theta$$

で表わされる。 $l$  を 0.1m から 0.5m の時のトルクの変化を図 3.2.4 に示す。

### 3.2.4 電力収支の検討

一般的にバッテリーの容量変化は下記にて表わされる。

- (1) 日照時の容量変化 (充電モードの時, 即ち  $P_{sc} > P_L$ )

$$Q = \frac{P_{sc} - P_L}{V_{Bat}} \times (1 - e) \times T_p \times \eta_{chg} \times \eta_{Bat} \quad [\text{AH}]$$

- (2) 日陰時の容量変化

$$Q = \frac{P_L}{V_{Bat}} \times e \times T_p \quad [\text{AH}]$$

但し,

- $Q$ : バッテリー容量  
 $P_{sc}$ : 太陽電池発生電力 (510 [W] とする)  
 $P_L$ : 負荷電力 [W]  
 $e$ : 日陰率  
 $T_p$ : 軌道周期 [H]  
 $\eta_{chg}$ : 電力制御効率 (90 [%])  
 $\eta_{Bat}$ : バッテリー充放電効率 (85 [%])

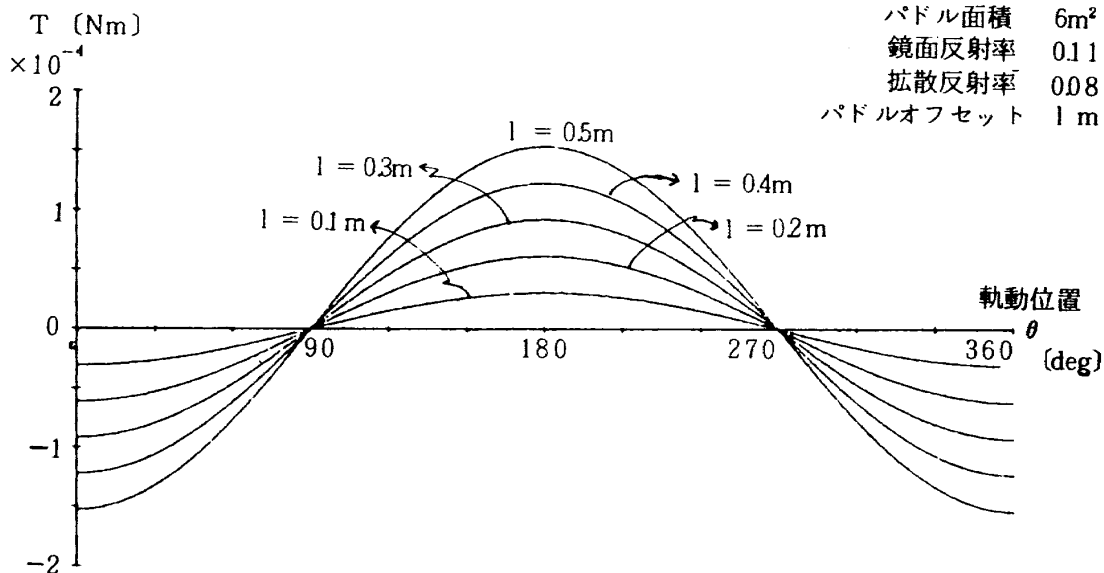


図 3.2.4 太陽放射圧トルク Y 軸方向

$V_{\text{Bat}}$ : バッテリー端子電圧

(3) 放電深度 (DOD)

$$\text{DOD} = \frac{Q}{Q_0} \times 100 \quad [\%]$$

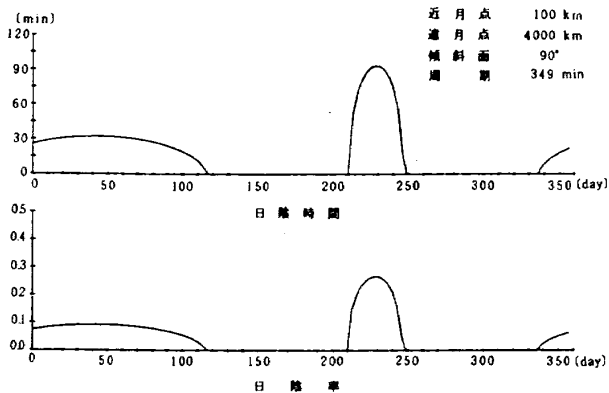
但し

$Q_0 = 20$  [AH] (10 [AH] 2個並列) とする。

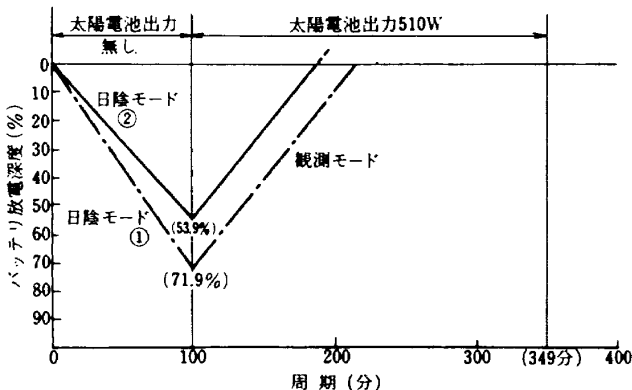
上式を使用して、各種の運用モード (表 2.2.2.4 参照) および各種軌道 (表 2.2.2.5 参照) 下の電力収支を調べてみる。

3.2.4.1 軌道 I (近月点 100 km, 遠月点 4,000 km)

この軌道では 1 周が 349 分で最大日陰時間は 98 分である (図 3.2.5(a))。最大食時に達する 1 周期中の電力収支をみると (同図(b)), 日陰モード①では放電深度が 72% にも達してしまい最大で 65% 以下の方がバッテリーのためにも望ましいという条件から、日陰モード②で運用を行なった方がよい (日陰モード①, ②については表 2.2.2.4 参照)。



(a) 1 年における日陰時間と日陰率



(b) 1 周期におけるバッテリー放電深度

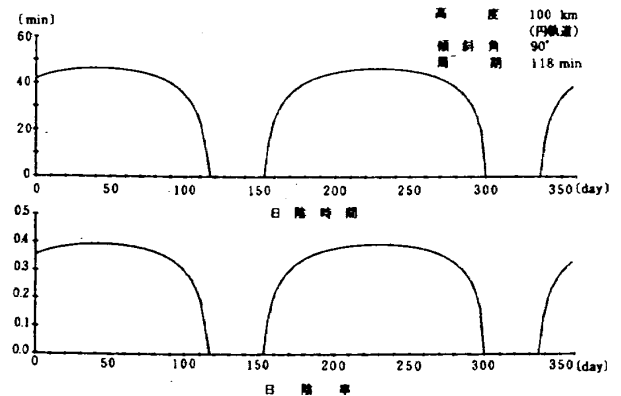
図 3.2.5 電力収支 (軌道 I)

3.2.4.2 軌道 II (高度 100 km の円軌道)

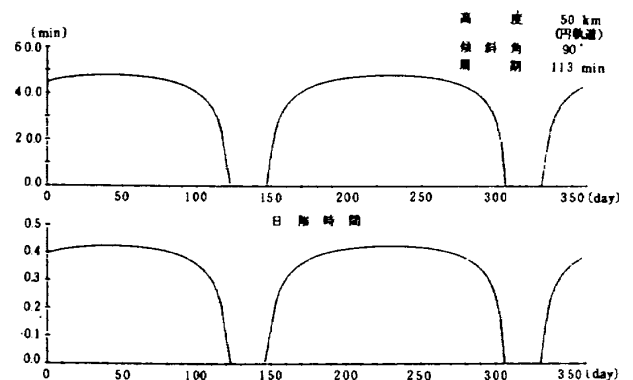
本来のミッション目的を達するための軌道であり、周期 118 分, 最大日陰時間 47 分で、この場合は定常モードでもバッテリーのみで遂行することができる。日陰モードでは 35% 程度の放電深度ですんでいる。もし 120 分程度の食 (地球の影に入った場合) にはモード②の運用に切替える必要がある。

3.2.4.3 軌道 III (高度 50 km の円軌道)

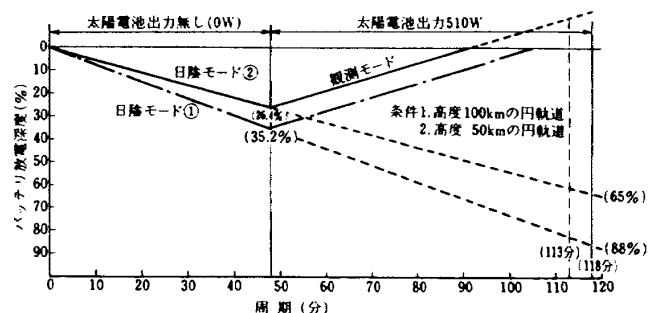
高度 100 km とはほとんど同じ (周期 113 分, 最大日陰時間 48 分) であり、図 3.2.6 に示してある。



(a) 1 年における日陰時間と日陰率



(b) 1 年における日陰時間と日陰率



(c) 1 周期におけるバッテリー放電深度

図 3.2.6 電力収支 (軌道 II/III)

#### 3.2.4.4 軌道 N (近月点 50 km, 遠月点 6,000 km)

本軌道は 1 周が 491 分, 最大日陰時間は 123 分である。この軌道における電力収支を図 3.2.7 に示す。どのモードにおいてもその最大放電深度が 65% を越えてしまうが, モード②では 67.6% なので全く不可能な状態ではないといえる。

### 3.3 オービタの軌道設計

月を回るオービタの運動を具体的に解析し, 2.1 に示した探査ミッションの軌道がどのような摂動を受け, それにどのように対処するかを検討する。

#### 3.3.1 オービタの運動方程式

月のオービタに作用する摂動力として次のようなものが考えられる。

- (1) 月の重力ポテンシャルの高次項
- (2) 地球の引力
- (3) 太陽の引力
- (4) 惑星 (地球を除く) の引力
- (5) 太陽輻射

ある基準座標系でのオービタの位置ベクトルを  $\mathbf{r}$  として, オービタの運動方程式は次のように記述できる。

$$\ddot{\mathbf{r}} + \mu_M \frac{\mathbf{r}}{r^3} = \mathbf{F}_{(1)} + \mathbf{F}_{(2)} + \mathbf{F}_{(3)} + \mathbf{F}_{(4)} + \mathbf{F}_{(5)} \quad (3.3.1)$$

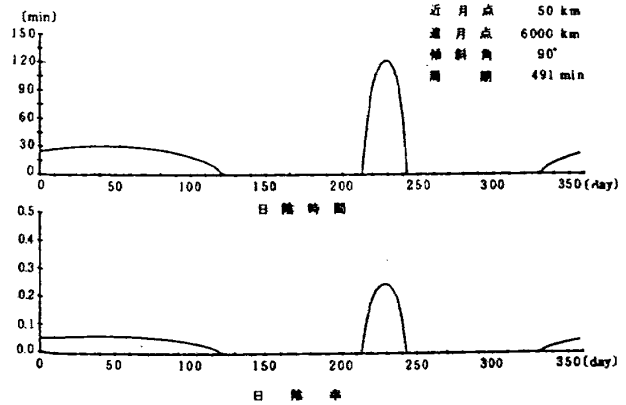
ここで  $\mu_M$  は月の重力定数,  $\mathbf{F}_{(1)} \sim \mathbf{F}_{(5)}$  は上の 5 つの各項動力に起因する摂動加速度でそれぞれ次のように表わされる。

$$\mathbf{F}_{(1)} = \text{grad} \left[ \frac{\mu_M}{r} \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left( \frac{R_M}{r} \right)^n P_n^m(\sin \varphi) (C_{n,m} \cos m\lambda + S_{n,m} \sin m\lambda) \right] \quad (3.3.2)$$

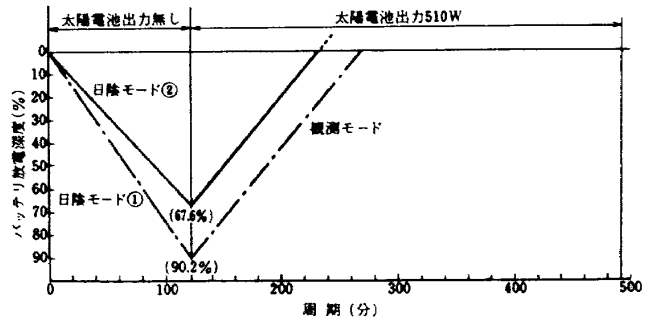
ここで  $R_M$  は月の平均半径,  $\lambda, \varphi$  は月固定座標系でのオービタの経度, 緯度,  $P_n^m(\sin \varphi)$  は Legendre の倍関数である。また  $C_{n,m}, S_{n,m}$  は重力ポテンシャルの係数である。

$$\mathbf{F}_{(2)} = \mu_E \left( \frac{\mathbf{r}_E - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_E - \mathbf{r}|^3} - \frac{\mathbf{r}_E}{|\mathbf{r}_E|^3} \right) \quad (3.3.3)$$

$\mathbf{r}_E$  は地球の位置ベクトル,  $\mu_E$  は地球の重力定数である。



(a) 1 年における日陰時間と日陰率



(b) 1 周期におけるバッテリー放電深度

図 3.2.7 電力収支 (軌道 II/III)

$$\mathbf{F}_{(3)} = Gm_S \left( \frac{\mathbf{r}_S - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_S - \mathbf{r}|^3} + \frac{\mathbf{r}_S}{|\mathbf{r}_S|^3} \right) \quad (3.3.4)$$

$\mathbf{r}_S$  は太陽の位置ベクトル,  $Gm_S$  は太陽の重力定数を意味し,  $G$  は万有引力定数,  $m_S$  は太陽の重量である。

$$\mathbf{F}_{(4)} = Gm_S \sum_{n=1}^8 \left( \frac{m_P}{m_S} \right) \left( \frac{\mathbf{r}_P - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_P - \mathbf{r}|^3} - \frac{\mathbf{r}_P}{|\mathbf{r}_P|^3} \right) \quad (3.3.5)$$

$n=1 \sim 8$  は太陽からの平均距離の小さい順に水星から冥王星までの惑星 (地球を除く) を意味し,  $\mathbf{r}_P, m_P$  は各惑星の位置ベクトルと質量である。

$$\mathbf{F}_{(5)} = f(s) P_0 \left( \frac{A}{m} \right) \mathbf{r}_{S0} \quad (3.3.6)$$

$P_0$  は太陽定数,  $A, m$  はオービタの有効断面積と質量,  $\mathbf{r}_{S0}$  は太陽の位置ベクトルの単位ベクトルである。また  $f(s)$  は影の関数である。

今回の計算で用いた各定数の値は表 3.1.1, 3.1.2 に示した。実際にこれらの摂動力の大きさを概観するために次の量  $\alpha_i$  を求めてみた。

$$\alpha_i = |F_{(i)} / \mu_M (\frac{r}{r^3})| \quad (3.3.7)$$

これは各摂動加速度の中心加速度に対する比であり、その主なものを図 3.3.1 に示した。この中で  $\alpha_{4(v)}$  は惑星による摂動加速度のうち最も大きい金星によるもので、またたての破線は月面を意味している。この比較での特徴は次のようなものである。

- (1) 5つの摂動加速度のうち、惑星の引力によるもの、太陽輻射によるものは他の3つに比較して非常に小さい。
- (2) 月面から約 1600 km の高度を越えると、地球

の引力による摂動が最も大きくなる。

$\alpha_i$  の大きさが小さくても、長期間にわたる運動を調べるためには考慮する必要があるが、2.1 に示したミッションの軌道において、フェーズⅡ、Ⅲのような低高度の円軌道では月の重力場の影響、フェーズⅠ、Ⅳのような楕円軌道では地球の引力の影響が圧倒的に大きい。これらを考慮しながら、次に各フェーズの軌道の解析を行う。

表 3.3.1 定数

$\mu_M$	: $4.902794 \times 10^3$ ( $\text{km}^3 / \text{sec}$ )
$\mu_E$	: $3.986005 \times 10^5$ ( $\text{km}^3 / \text{sec}$ )
$Gm_s$	: $1.32712438 \times 10^{11}$ ( $\text{km}^3 / \text{sec}$ )
$R_M$	: 1738.0 km
$P_0$	: $4.7 \times 10^{-5}$ dyn/cm <sup>2</sup>
$m_P / m_S$	
$(m_1 / m_S)^{-1}$	: 5983000
$(m_2 / m_S)^{-1}$	: 408522
$(m_3 / m_S)^{-1}$	: 309877
$(m_4 / m_S)^{-1}$	: 1047.3908
$(m_5 / m_S)^{-1}$	: 3499.2
$(m_6 / m_S)^{-1}$	: 22930
$(m_7 / m_S)^{-1}$	: 19260
$(m_8 / m_S)^{-1}$	: 181200

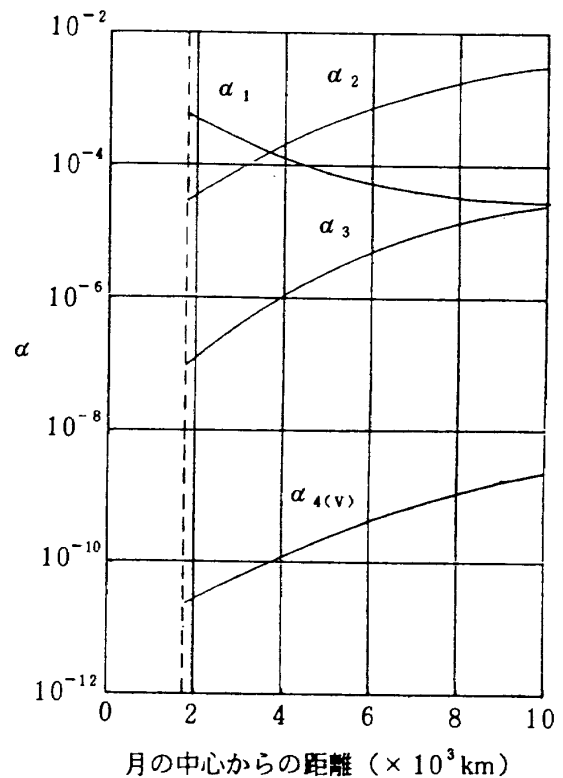


図 3.3.1 摂動加速度の比較

表 3.3.2 重力ポテンシャル係数<sup>(5)</sup>

$C_n, m$		$S_n, m$	
$C_{2,0}$	$0.1996 \times 10^{-3}$	$S_{2,1}$	$-0.7213 \times 10^{-5}$
$C_{2,1}$	$0.8171 \times 10^{-5}$	$S_{2,2}$	$0.4538 \times 10^{-5}$
$C_{2,2}$	$0.2359 \times 10^{-4}$		
$C_{3,0}$	$0.5878 \times 10^{-5}$	$S_{3,1}$	$0.1421 \times 10^{-5}$
$C_{3,1}$	$0.3001 \times 10^{-4}$	$S_{3,2}$	$0.5748 \times 10^{-6}$
$C_{3,2}$	$0.4698 \times 10^{-5}$	$S_{3,3}$	$-0.2919 \times 10^{-5}$
$C_{3,3}$	$0.4847 \times 10^{-5}$		
$C_{4,0}$	$-0.1195 \times 10^{-4}$	$S_{4,1}$	$0.3299 \times 10^{-5}$
$C_{4,1}$	$-0.2226 \times 10^{-5}$	$S_{4,2}$	$-0.2389 \times 10^{-5}$
$C_{4,2}$	$-0.2418 \times 10^{-5}$	$S_{4,3}$	$-0.6222 \times 10^{-6}$
$C_{4,3}$	$0.2306 \times 10^{-6}$	$S_{4,4}$	$0.4248 \times 10^{-6}$
$C_{4,4}$	$-0.4547 \times 10^{-6}$		

### 3.3.2 ミッション軌道の解析

各フェーズの軌道パラメータは表 2.1.1 に示したが、それらを順に軌道Ⅰ，Ⅱ，Ⅲ，Ⅳとよぶことにする。最初に月の重力場による摂動を明確にするために、軌道ⅡおよびⅢの摂動を解析する。

図 3.3.2 および図 3.3.3 は軌道ⅡおよびⅢの約 1 ヶ月間にわたる高度変化を示したものであるが、その振幅は±30 km 近くまで非常に大きい。このように大きな高度変化は月面の観測を行う際に十分考慮する必要があるが、このような高度変化がどうして生じるかを少し詳しく調べてみる。まず軌道長

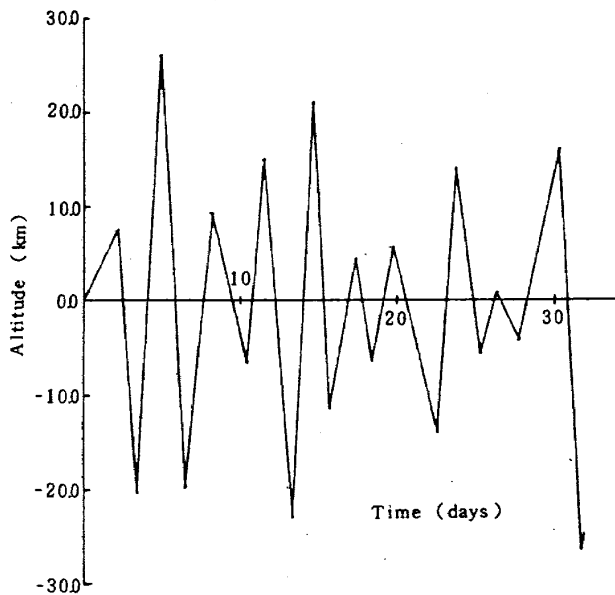


図 3.3.2 高度の変化(軌道Ⅱ)

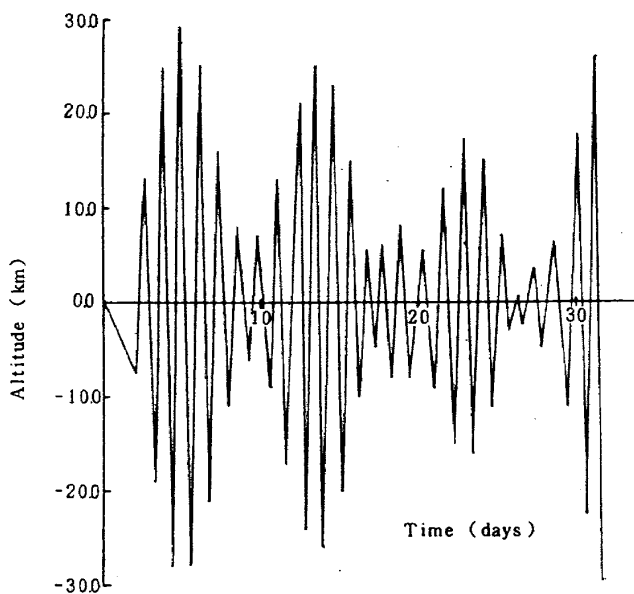


図 3.3.3 高度の変化(軌道Ⅲ)

半径  $a$  の変化を求めると図 3.3.4，図 3.3.5 のようになるが、これからわかるように大きさが 1 km より小さい短周期の変化しか現われていない。次に離心率  $e$  の変化を調べると図 3.3.6，図 3.3.7 のようになる。ここにはかなり大きな長周期の変化が現われ

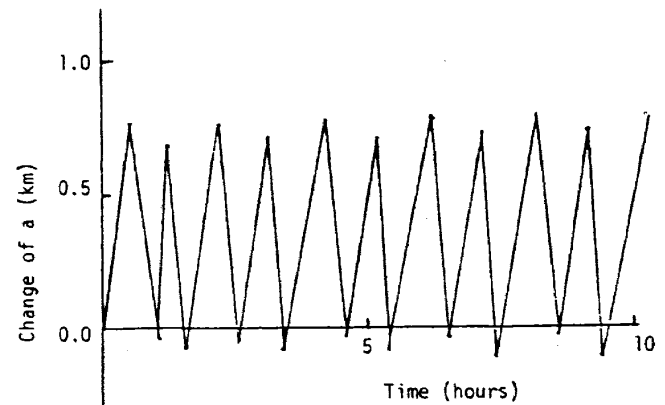


図 3.3.4  $a$  の短周期変化(軌道Ⅱ)

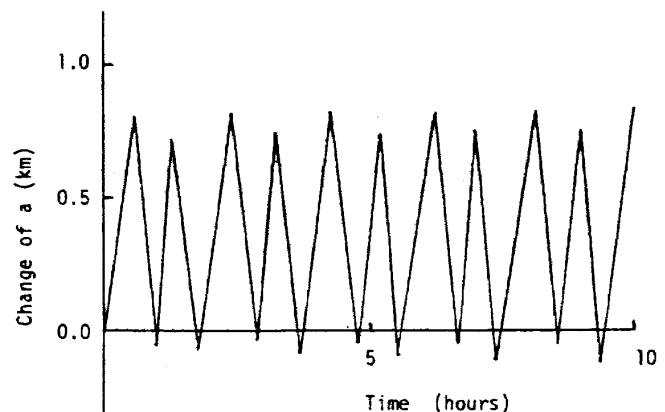


図 3.3.5  $a$  の短周期変化(軌道Ⅲ)

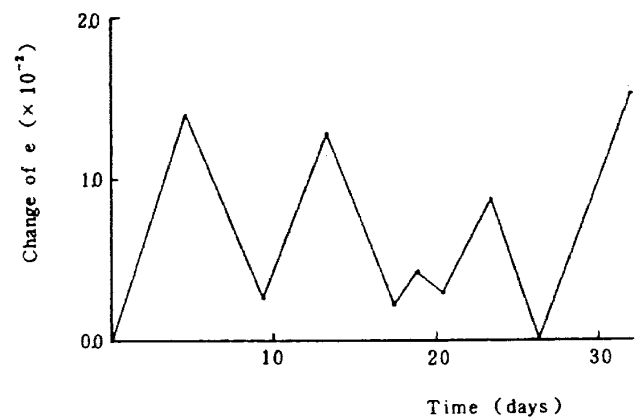


図 3.3.6  $e$  の変化(軌道Ⅱ)

ており、その変化の様子は高度の変化とよく一致している。これから高度の激しい変化が  $e$  の変化に依ると考えられる。

ところで軌道要素  $a$  と  $e$  の変化は Lagrange の Planetary equations によれば、月の重力場による摂動関数を  $R$  として次のように表わされる。

$$\frac{da}{dt} = \frac{2}{na} \frac{\partial R}{\partial M} \quad (3.3.8)$$

$$\frac{de}{dt} = \frac{1-e^2}{na^2 e} \frac{\partial R}{\partial M} - \frac{\sqrt{1-e^2}}{na^2 e} \frac{\partial R}{\partial \omega} \quad (3.3.9)$$

ここで  $R$  は (3.3.2) 式の右辺に現われており、 $n$ 、 $\omega$ 、 $M$  は平均運動、近月点引数、平均近点離角を意味する。 $R$  の詳しい展開は省略するが、(3.3.8) 式から予想できるように、中心天体の自転周期と軌道周期が一致する同期軌道のような特殊な場合を除いて、 $a$  には短周期変化しか現われない。図 3.3.4、図 3.3.5 の計算ではすべての摂動力を考慮しているが、このような低軌道では月の重力場の摂動が圧倒的に大きく、実際  $a$  の変化は (3.3.8) 式から得られる短周期変化になっている。一方、 $e$  の長周期変化は (3.3.9) 式の右辺の第二項から予想されるが、それを具体的に調べるために、月の重力ポテンシャルの各項、および月以外の摂動加速度が  $e$  に与える影響を実際に計算してみた。その結果を図 3.3.7 に示したが、月の重力ポテンシャルに関しては  $J_{30} \sim J_{33}$  項の影響が最も顕著で、 $J_{20}$ 、 $J_{22}$  項および  $J_{40} \sim J_{44}$  項による変動は非常に小さい。また地球、太陽、惑星の影響もほぼ無視できる。これも月の重力ポテンシャルを展開してみると明らかであるが、(3.3.9) 式の右辺の  $\omega$  の微分によって長周期項が現われるのは  $J_{30}$  以上の高次項である。このように月の低高度のオービタにお

いて、その軌道変化、すなわち高度の変化に最も大きな影響を持つのは  $J_{30} \sim J_{33}$  項であることがわかる。ところでこれらの項のうち  $J_{31} \sim J_{33}$  項は non-zonal な項であるから、月に対する軌道面の位置、すなわち昇交点経度  $Q$  のエポックにおける値によって変わってくることは、月の自転速度が遅いことから予想できる。図 3.3.9 は  $Q$  のエポックにおける値を変えて、 $e$  の変化を 180 日にわたって求めたものであるが、その差異が明らかに認められる。

これまでの検討から、高度 50 km ~ 100 km の円軌道上にあるオービタは、月の重力ポテンシャルの高次項 ( $J_{30} \sim J_{33}$  項) の影響で離心率に長周期変化が

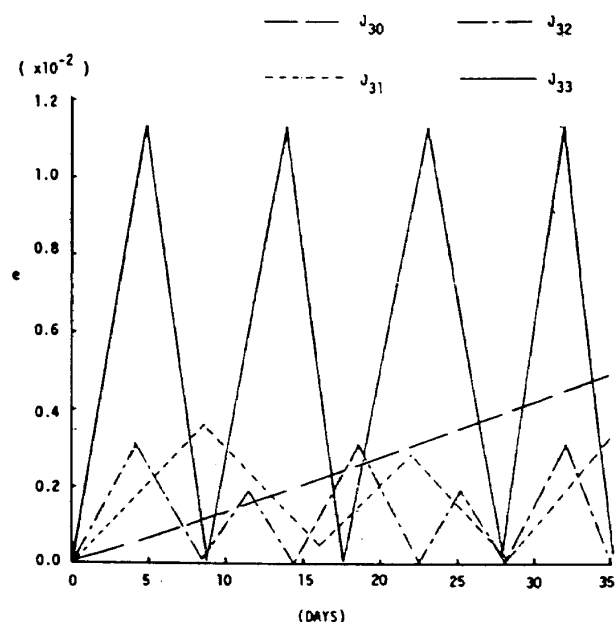


図 3.3.8  $e$  の変化 (軌道 II)

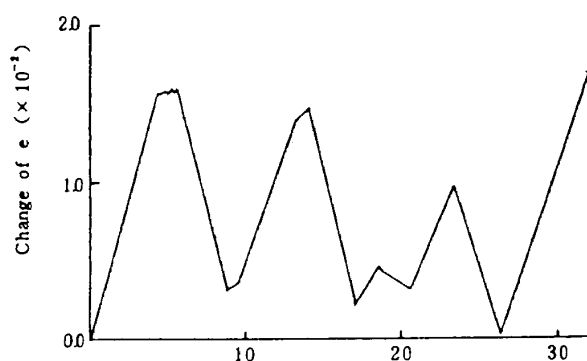


図 3.3.7  $e$  の変化 (軌道 III)

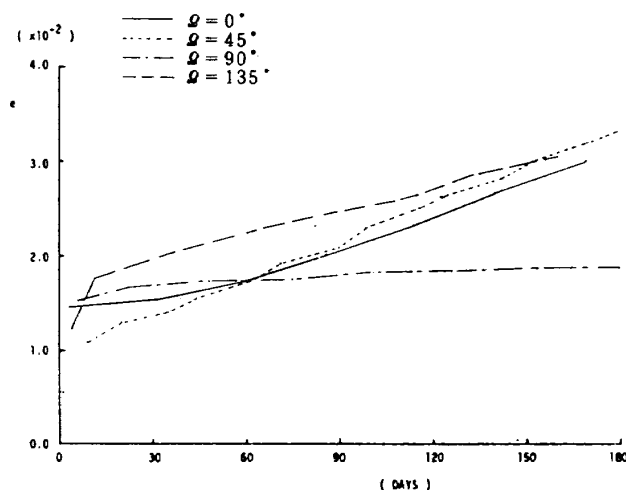


図 3.3.9  $e$  の変化 (軌道 II)

大きく現われ、約 30 km 程度の高度変動を生じることがわかった。

次にこの離心率の変化をもう少し長期間にわたって求めた結果を図 3.3.10 に示す。縦軸にとった  $e$  の変化に対して示した 2 つの一点破線は、上が軌道 II、下が軌道 III にあったオービタのとれる限界値 ( $a$  の変動が小さい場合) で、 $e$  がこれらの値に達すると近月点高度が 0、すなわち月面に衝突することになる。図 3.3.10 からわかるように、高度 50 km にあったオービタは 140 日で月面に衝突し、100 km にあった場合も、衝突はしないが、その近月点高度は 20 km 程度と非常に低くなってしまふ。これらの変化はもちろんエポックにおける  $\Omega$  の値によって大きく変わるはずである。したがって長期間にわたるミッションを行う場合には、 $e$  の変化が少なくなるように、エポックにおける軌道面を捜すことが非常に重要であるが、これは打上げ時期とも関連してくる問題である。特に軌道 III のように高度が低い場合には寿命とも関連してくるわけで、最終的な軌道は慎重に選ばれる必要がある。

次にミッションのフェーズ I および IV における軌道の変化を調べることによって、地球の引力による摂動を検討してみる。軌道 I では遠月点高度が 4000 km、軌道 IV の場合には 6000 km となるので、図 3.3.1 からわかるように、地球の影響を大きく受ける。したがって軌道面と地球方向の関係が異なると、受ける摂動も大きく違ってくる。その差を示したのが図 3.3.11 と図 3.3.12 である。図 3.3.11 は軌道 I の場合であるが、 $\Omega = 0^\circ$  の場合には軌道面が地球方向

にはほぼ平行で、遠月点が地球方向にある。地球からの摂動は、地心から月心およびオービタへの距離の差が大きくなる程、大きくなるわけであるから、 $\Omega = 0^\circ$  の軌道は最も地球の影響を受ける場合にあたるわけである。一方、 $\Omega = 90^\circ$  の場合は軌道面は地球

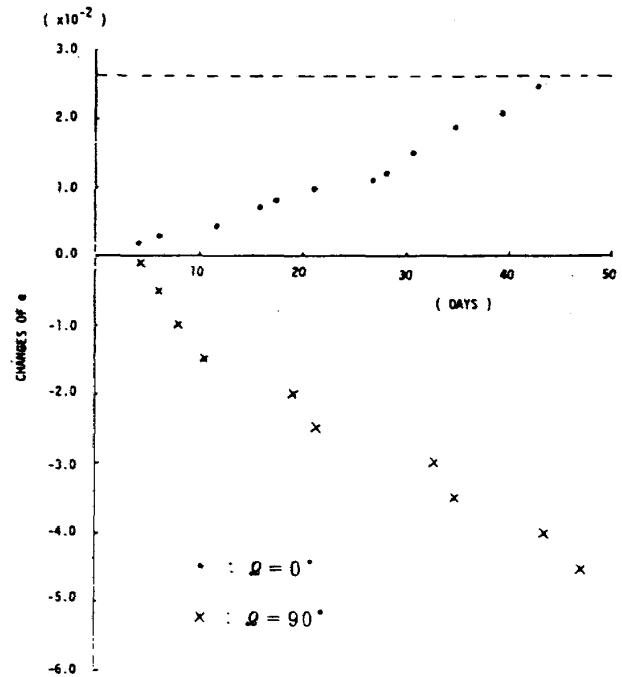


図 3.3.11  $e$  の変化 (軌道 I)

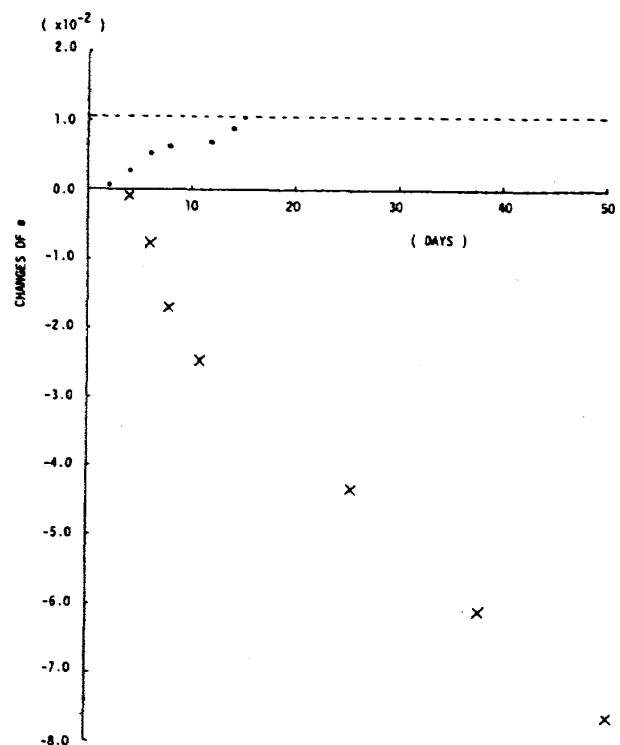


図 3.3.12  $e$  の変化 (軌道 IV)

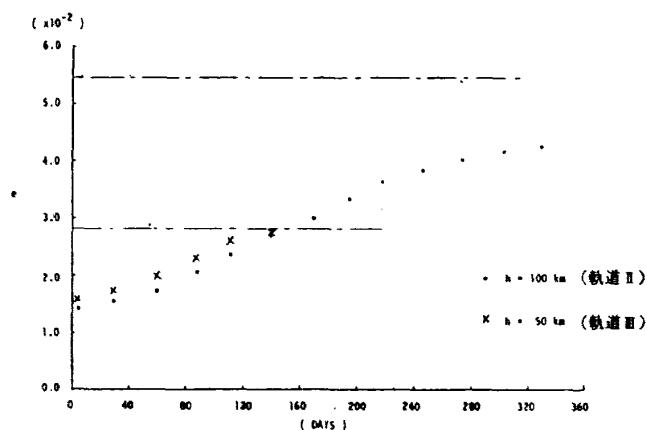


図 3.3.10 長時間にわたる  $e$  の変化



方向に直角になっている。図の中の破線は  $e$  の変りうる限界値で、これ以上  $e$  が大きくなると近月点で月に衝突してしまうわけであるが、 $Q=0^\circ$  の場合には 43 日で  $e$  がこの値に達する。しかし  $Q=90^\circ$  の場合には、それと対照的に  $e$  が小さくなって、近月点がどんどん高くなってしまふ。ところで、軌道 I から軌道 II への変換を考える場合には、変換を行うときに近月点高度が 100 km 付近になっているように投入することが望ましい。例えば軌道面が  $Q=0^\circ$  にあたる場合であれば、軌道 I への投入の際、離心率を少し小さくとり、近月点高度を 150 km 程度にしておくと、約 1 ヶ月後の軌道 II への変換の際、近月点高度が 100 km 程度になっている。

軌道 IV の場合もまったく同様で、軌道 I よりも離心率が大きい長楕円のために、摂動の差違の現われ方も大きい。 $Q=0^\circ$  の場合には 14 日で月に衝突してしまうが、 $Q=90^\circ$  の場合には 50 日後に近月点高度が 400 km と、最初の 50 km から 350 km も上っている。したがってこのような楕円軌道を選ぶ場合には、そのときの地球方向を十分考慮して、その摂動を有効に利用することが望ましい。

以上、ミッションの各フェーズにおける軌道が受ける摂動の特徴を数値計算によって調べてきたが、地球の人工衛星に比較して受ける摂動も大きく、変化も激しい。したがってミッションを達成するためには、観測面からの検討と共に、軌道運動の面からの検討を十分に行い、大きな摂動を逆に利用した、有効な軌道設計が必要である。

### 3.4 打上げ軌道、誘導制御の概念設計

#### 3.4.1 軌道設計

##### 3.4.1.1 軌道設計手順

軌道設計手順の概要を図 3.4.1 に示す。

初期検討では、要求条件、制約条件の検討を行ない、軌道設計のためのブレークダウンを行ない、要求条件、制約条件を満足する軌道プロファイル、ロケット・ステージング、発射時期の検討を行なう。

概略軌道検討段階では、初期検討段階で求めたパーキング軌道高度、発射方位角、発射日時等の軌道プロファイルの諸量を用いて、2 体問題近似によって概略軌道を設計する。この時エフェメリスを考慮

して、月周回軌道投入方向単位ベクトルを求め設計に用いる。この結果、遷移軌道投入時刻、位置が決定される。

遷移軌道投入時刻、月周回軌道投入点が求まれば、これらの数値を用いて、必要な摂動力をすべて考慮した軌道解析プログラムにより遷移軌道を設計する。

以上までの段階で、パーキング軌道高度、ロケットステージング、遷移軌道投入条件が求められているので、この遷移軌道投入条件を満足するように、アセント軌道の詳細設計を行なう。このようにして設計された軌道が、要求条件、制約条件を満足しているかどうか検証する必要がある、満足する迄、これらの手順を繰返すことになる。

図 3.4.2 に、初期検討段階における、ミッションの要求条件、制約条件と各検討項目との関係、検討手順をブレークダウンした概要を示す。

軌道プロファイル、発射日時に関しては、既に 2.3 節で述べたので、この後の節で、パーキング軌道とロケットステージングについて述べておく。

##### 3.4.1.2 パーキング軌道

パーキング軌道は、アセント軌道と遷移軌道の両面からの要求を適合させることによって求まる。

1, 2 段でパーキング軌道に投入し、3 段で遷移軌道に投入することを考えると、3 段で出すことのできる  $\Delta V$  は、

$$\Delta V = -g \cdot I_{sp} \ln \frac{P_L + W_{i3}}{W_{03}} \quad (3.4.1)$$

$g$  : 重力加速度

$I_{sp}$  : 3 段エンジン比推力

$P_L$  : 探査機重量 (ペイロード)

$W_{i3}$  : 3 段イナート重量

$W_{03}$  : 探査機 + 3 段全重量

で求められる。

一方、図 3.4.3 に示すように、パーキング軌道高度  $h_P$  と飛行時間  $T_F$  が決定すれば、パーキング軌道から遷移軌道に投入するために必要な速度増分  $\Delta V_{inj}$  が求まる。今 3 段で遷移軌道に投入すると仮定すれば (3.4.1) 式の  $\Delta V$  は  $\Delta V_{inj}$  と等しくなる必要がある。従って、この関係を (3.4.1) 式に代入して  $P_L$  に関して解けば、次式のようになる。

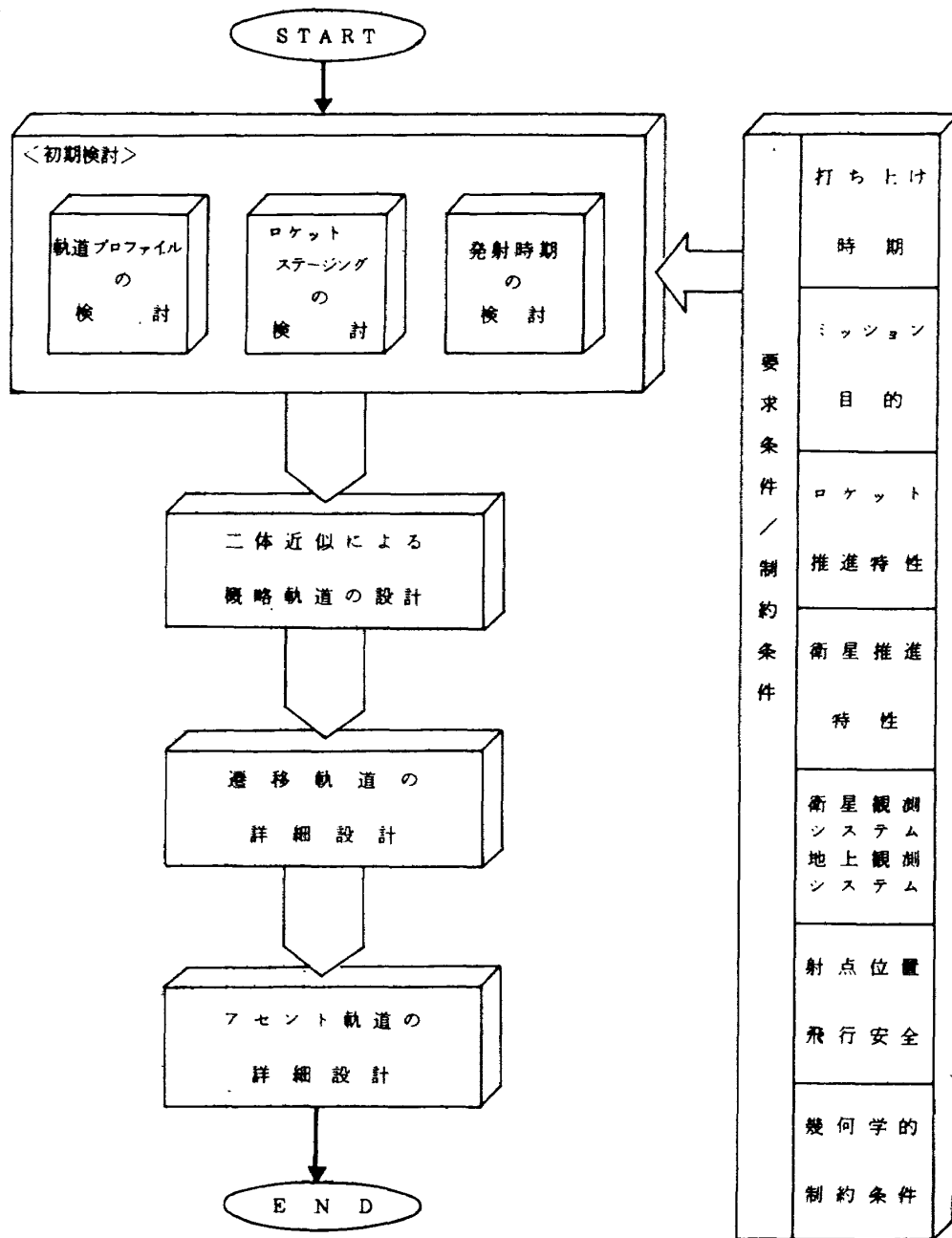


図 3.4.1 軌道設計手順

$$P_L = W_{03} \exp \left\{ - \frac{\Delta V_{inj}(h_P, T_F)}{g \cdot I_{sp}} \right\} - W_{i3} \quad (3.4.2)$$

図 3.4.4 に、探査機重量  $P_L$  とパーキング軌道高度  $h_P$  の関係を示す。この図より、パーキング軌道高度が低いほど、探査機ペイロードが大きくなることがわかる。従って、空気層の影響が小さくなる 180～200 km がパーキング軌道高度として望ましいことがわかる。

#### 3.4.1.3 H-IA ロケットのステージング

H-IA ロケットの深宇宙探査ミッション用のステージングとしては表 2.3.2 に示すような 3 つの場合

が考えられる。従って、3 つのステージングのそれぞれについて打上げ能力を検討する。

ロケットが発射されてから遷移軌道に投入されるまでに必要な理論的な速度を  $\Delta V_{ideal}$  とすると、一般に、

$$\Delta V_{mis} = V_0 + \Delta V_{ideal} - \sum \Delta V_{los} - \sum \Delta V_{res} \quad (3.4.3)$$

$\Delta V_{mis}$  : 遷移軌道投入時慣性速度

$V_0$  : 発射時初期速度

$\Delta V_{los}$  : 飛行経路に沿った重力、空気力、推力バックプレッシャ等の力によ

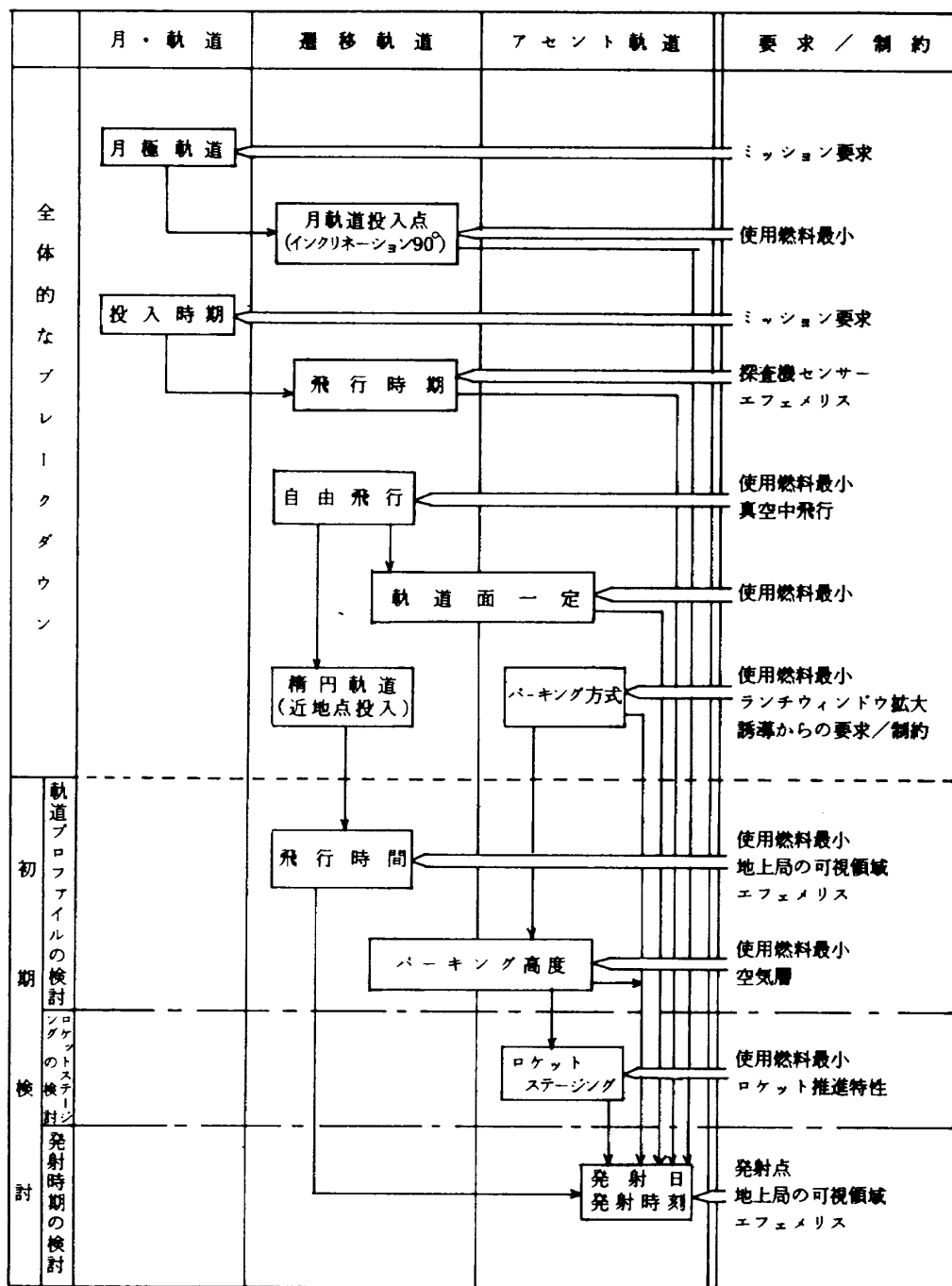


図 3.4.2 初期検討におけるブレイクダウン

る速度減少分

$\Delta V_{\text{res}}$  : 誘導操舵や燃料混合比変動等の基準値に対する変動要因により生ずる速度減少分

で示される。 $\Delta V_{\text{mis}}$  を達成するように、 $\Delta V_{\text{ideal}}$  を求めれば、ロケットの打上げ能力を計算できる。 $\Delta V_{\text{mis}}$  は、月ミッションの場合、パーキング軌道高度を 200 km である時、飛行時間を設定すれば決まる。また  $\Delta V_{\text{res}}$  は基準軌道を考えた場合は考慮しなくてもよいが、大体  $\Delta V_{\text{ideal}}$  の約 3 % と見積ればよい。 $V_0$  は射

点緯度  $\phi$  と発射方位角  $\Sigma_L$  で決まり、次式で示される。

$$V_0 = \omega R \cos \phi \sin \Sigma_L \quad (3.4.4)$$

$R$  : 地球半径

$\omega$  : 地球回転レート

また、 $\Delta V_{\text{los}}$  は軌道に依存した量であり

$$\Delta V_{\text{los}} = \Delta V_{\text{los1}} + \Delta V_{\text{los2}} + \Delta V_{\text{los3}} + \Delta V_{\text{los4}} \quad (3.4.5)$$

$\Delta V_{\text{los1}}$  : バックプレッシャによる損失

$\Delta V_{\text{los2}}$  : スラストベクタリングによる損失

$\Delta V_{\text{los } 3}$ : 空気力による損失

$\Delta V_{\text{los } 4}$ : 重力による損失

となり, それぞれについては積分計算によって求め

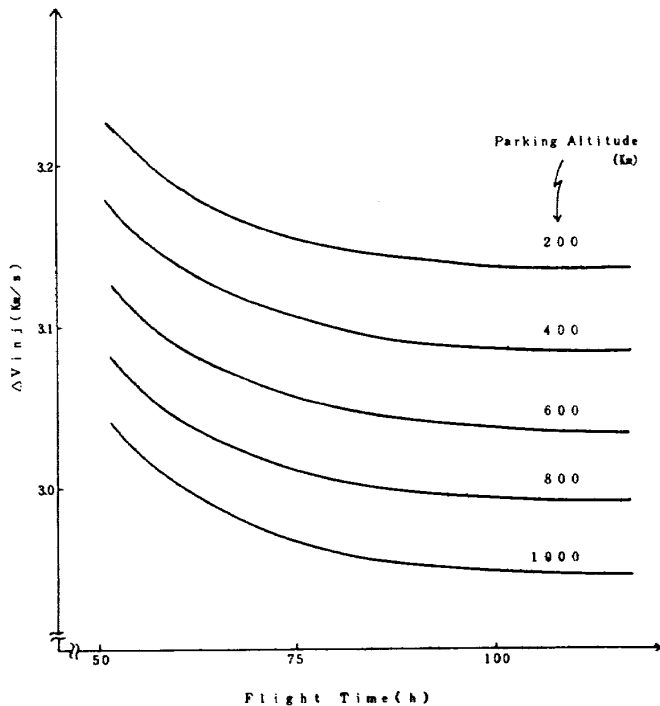


図 3.4.3 遷移軌道投入に必要な速度増分  $\Delta V_{\text{inj}}$

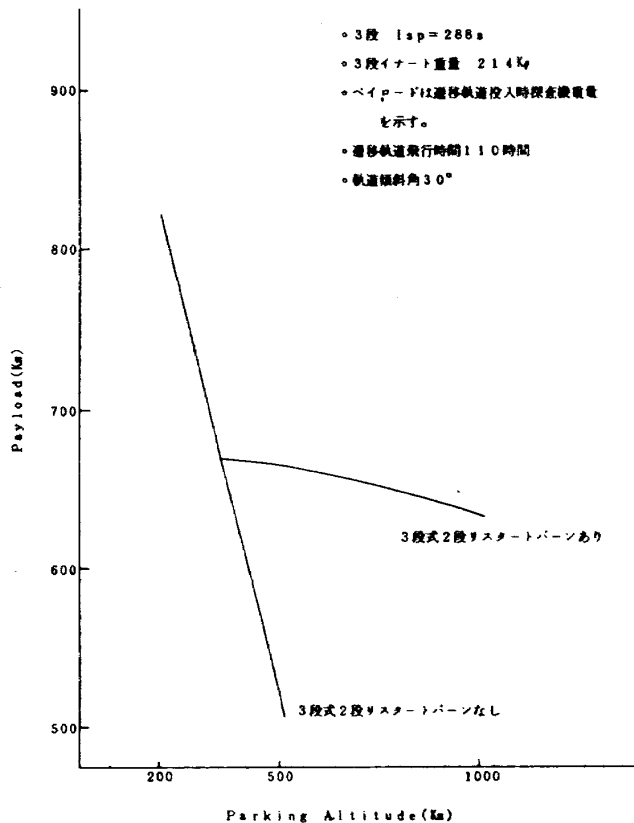


図 3.4.4 ペイロード打上げ能力と  
パーキング軌道高度

なければならぬが, ここでは, ロケットの各推力フェーズにおける  $\Delta V_{\text{ideal}}$  に対して

$$\Delta V_{\text{los}} = \alpha \Delta V_{\text{ideal}} \quad (3.4.6)$$

で示される係数  $\alpha$  を設定することにより便宜的に求めた。

以上の様にして,  $\Delta V_{\text{mis}}$  を満足するための  $\Delta V_{\text{ideal}}$  を求めれば, 打上げ能力を計算できるが, ここではアセント軌道としてパーキング軌道方式を採用しているため, まず  $\Delta V_{\text{mis}}$  は

$$\begin{aligned} \Delta V_{\text{mis}} &= \Delta V_P + \Delta V_{\text{inj}}(h_P, T_F) \\ &= \sqrt{\frac{\mu}{R + h_P}} \end{aligned} \quad (3.4.7)$$

$\Delta V_P$ : パーキング軌道速度

$\mu$ : 地球重力定数

$h_P$ : パーキング軌道高度

$R$ : 地球半径

$\Delta V_{\text{inj}}(h_P, T_F)$ : 高度  $h_P$  のパーキング軌道から遷移軌道投入に必要な速度増分

で示され, 各ステージで  $\Delta V_P$ ,  $\Delta V_{\text{inj}}(h_P, T_F)$  が達成されればよい。

ここで, 図 3.4.5 を参照して, 第 1 段の固体補助ロケットフェーズ 6 本, 3 本の場合を, それぞれ 06 段, 03 段と考えれば,  $\Delta V_{\text{ideal}}$  は

$$(\Delta V_P)_{\text{ideal}} = \sum_{i=06}^n g \cdot (I_{sp})_i \ln \frac{W_{0i} - W_{pi}}{W_{0i}} \quad (3.4.8)$$

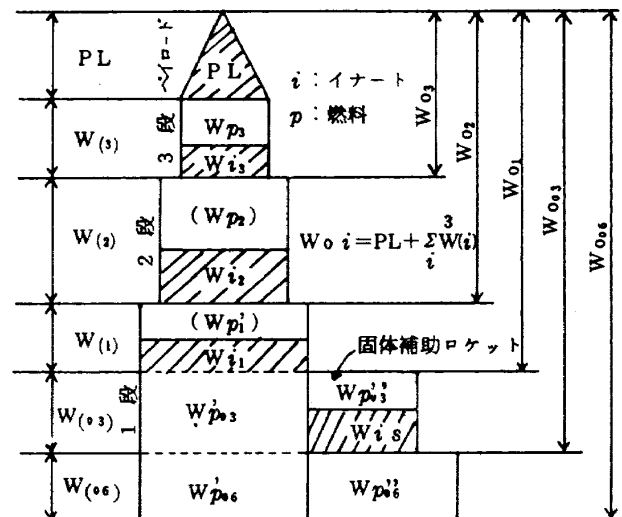


図 3.4.5 H-I A ロケット (固体補助ロケット 9 本付)  
の重量配分 (3 段式の場合)

$$(\Delta V_{inj}(h_P, t_F))_{ideal} = \sum_{i=n+1}^{1 \text{ or } 3} g \cdot (I_{sp})_i \ln \frac{W_{0i} - W_{Pi}}{W_{0i}} \quad (3.4.9)$$

で示される。ここで  $n$  はパーキング軌道投入時の動力フェーズ (SECO または SECO1) である。

従って、イナータ重量及び固体補助ロケット重量は定数であるから、上式より  $(\Delta V_P)_{ideal}$ ,  $(\Delta V_{inj}(h_P, T_F))_{ideal}$  を求めるためには、燃料重量の配分を考えてやればよいことがわかる。そのため  $P_L/W_{00}$  を最大にする様な重量配分をラグランジュ未定乗数法を使用して計算したが解は存在しなかった。そこで、第1段の燃料は満載することにして、以下に示す方法で打上げ能力を求めた。

#### (1) 2 段式リスタートバーンありの場合

まず、

$W_{P_2}'$  : 2 段第 1 回燃焼推進重量

$W_{P_2}''$  : 2 段リスタートバーン推進重量

$P_{L_2}^{max}$  : 2 段第 1 回燃焼による

$$\text{Max}(P_L + W_{P_2}'') = 1090 \text{ kg}$$

$W_{P_2}^{max}$  : 2 段搭載可能最大推進重量

$$\text{Max}(W_{P_2}' + W_{P_2}'') = 838 \text{ kg}$$

とし

$$W_C = W_L + W_{i_2} \quad (3.4.10)$$

$$W_{P_2}'' = W_C \left[ \exp \frac{\Delta V_{inj}(h_P, T_F)}{g I_{sp_2}} - 1 \right] \quad (3.4.11)$$

$$\Delta V_{inj}(h_P, T_F)_{min} \leq \Delta V_{inj}(h_P, T_F) \leq \Delta V_{inj}(h_P, T_F)_{max} \quad (3.4.12)$$

$$P_L + W_{P_2}'' \leq P_{L_2}^{max} \quad (3.4.13)$$

$$W_{P_2}'' + W_{P_2}' \leq W_{P_2}^{max} \quad (3.4.14)$$

を満足する  $P_L$  を各  $t_F$  について最大になるように求めた。

#### (2) 3 段リスタートバーンなしの場合

第 3 段モータは推進量が一定のため、

$$W_C = P_L + W_{i_3} \quad (3.4.15)$$

$$W_{P_3} = W_C \left[ \exp \frac{\Delta V_{inj}(h_P, t_F)}{g I_{sp_3}} - 1 \right] \quad (3.4.16)$$

$$P_L \leq P_{L_2}^{max} \quad (3.4.17)$$

$$W_{P_2}' \leq W_{P_2}^{max} \quad (3.4.18)$$

及び (3.4.12) を条件式を満足する  $P_L$  を各  $t_F$  について求めた。

#### (3) 3 段リスタートバーンありの場合

この場合は (1) の場合とはほぼ同様にして

$$W_A = P_L + W_{i_3}$$

$$W_B = W_A + W_{P_3}$$

$$W_C = W_B + W_{i_3}$$

$$W_{P_2}'' = W_C \left[ \exp \frac{\Delta V_{inj}(h_P, t_F) - g I_{sp_3} (W_B/W_A)}{g I_{sp_3}} - 1 \right] \quad (3.4.19)$$

$$P_L + W_{P_2}'' \leq P_{L_2}^{max} \quad (3.4.20)$$

$$W_{P_2}'' + W_{P_2}' \leq W_{P_2}^{max} \quad (3.4.21)$$

及び (3.4.12) の条件式を満足する  $P_L$  を各  $t_F$  について最大になるように求めた。

なお、全体に、 $W_{P_2}'$  については  $(\Delta V_P)_{ideal}$  を求め (3.4.8) 式を (3.4.19) 式のように変形することにより求めることができる。

以上に示した方法に従って求めた結果は、2.3 節の図 2.3.2 に示した通りである。

#### 3.4.1.4 二体問題近似による概略軌道

二体問題による概略軌道の設計方法は、地球中心の遷移軌道と、月の影響圏内での月接近軌道とを、それぞれ地球と探査機、月と探査機の二体問題として解くことによって概略軌道を求める方法である。

##### (1) 遷移軌道の概略軌道設計

遷移軌道の概略軌道を二体問題で解く場合、まず第一に考慮しなければならない点は、射点の緯度  $\theta_L$ 、経度  $\phi_L$ 、射点赤経  $\Theta_L$ 、発射方位角  $\Sigma_L$ 、及び軌道傾斜角  $i$  に次の関係式が存在することである。

$$\cos i = \cos \phi_L \sin \Sigma_L \quad (3.4.22)$$

$$\sin \theta_L = (-W_x \cos \Sigma_L + W_y \sin \Sigma_L \sin \phi_L) / (W_z^2 - 1)$$

$$\cos \theta_L = (W_x \sin \Sigma_L \sin \phi_L + W_y \cos \Sigma_L) / (W_z^2 - 1) \quad (3.4.23)$$

$$\theta_L = \text{GHA}_0 + \theta_L + \omega T_{LL} \quad (3.4.24)$$

ここで、

$\bar{W} = (W_x, W_y, W_z)$  : 軌道面に垂直なベクトル

$\text{GHA}_0$  : 午前 0 時のグリニッジ離角

$T_{LL}$  : 発射時刻

従って、発射方位角  $\Sigma_L$  を与えると、(3.4.22) 式より軌道傾斜角  $i$  が求まり、さらに軌道面に垂直なベクトル  $\bar{W}$  が与えられると、(3.4.23), (3.4.24) 式から発射時刻が決定される。ここで  $\bar{W}$  は、月到着時  $T_M$  における月方向単位ベクトル  $\bar{S}$  と軌道傾斜角  $i$  より、次の式

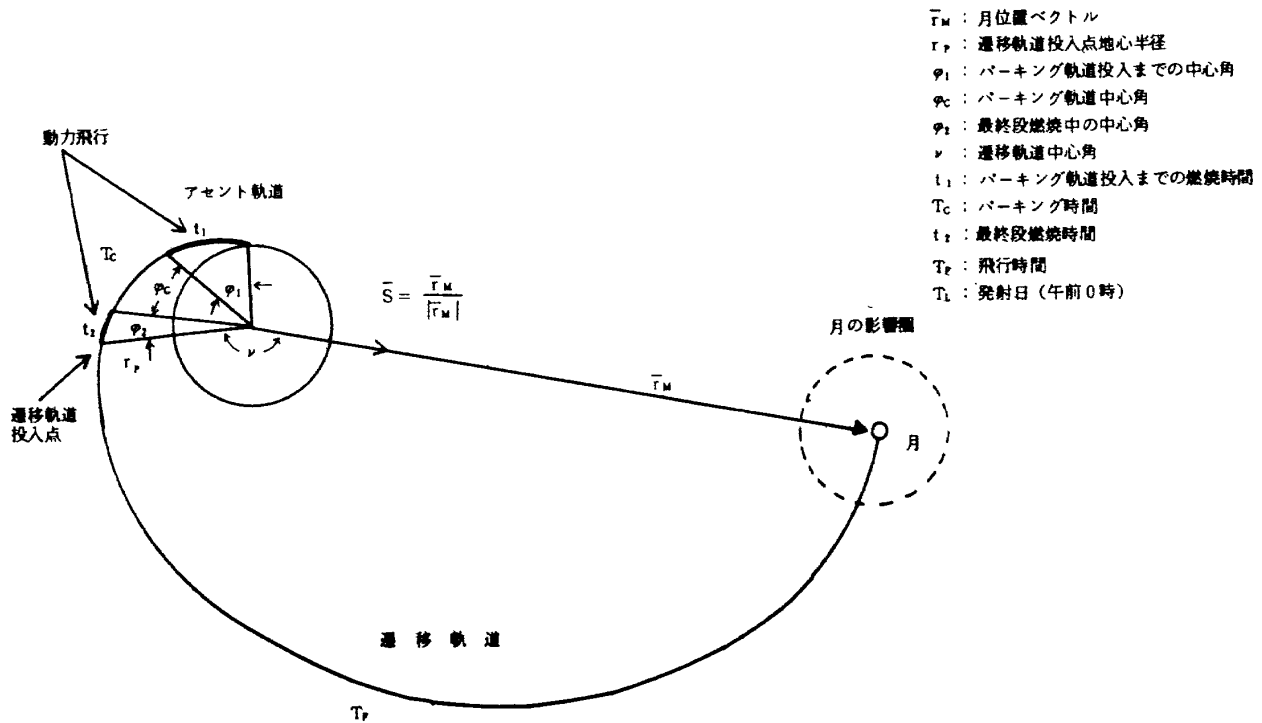


図 3.4.6 時間と中心角

$$W_z = \cos i$$

$$\vec{W} \cdot \vec{S} = 0 \quad (3.4.25)$$

$$\vec{W} \cdot \vec{W} = 1$$

を解くことによって求めることができる。

一方、月到着時刻  $T_M$  は、図 3.4.6 を参照して、

$$T_M = T_L + T_{LL} + t_1 + T_C + t_2 + T_F \quad (3.4.26)$$

$T_L$  : 発射日 (午前0時)

$T_{LL}$  : 発射時刻

$t_1$  : パーキング軌道投入までの燃焼時間

$T_C$  : パーキング時間

$t_2$  : 最終段燃焼時間

$T_F$  : 飛行時間

と表わすことができる。

(3.4.26)式において、 $t_1$ 、 $t_2$ は、軌道プロファイル及びロケットステージングの結果から概算できる。 $T_L$ は発射日の指定により既知であり、 $T_F$ は軌道プロファイルを設定する際に設定されていることが望ましい。 $T_{LL}$ は(3.4.23)、(3.4.24)式から得られる。従って、残された $T_C$ が未知数となる。

さらに、 $T_M$ における月の距離 $r_M$ と遷移軌道投入点地心半径 $r_P$ 、及び $T_F$ がわかれば、Lambertの定理により遷移軌道を求めることができる。

以上のことから、 $T_L$ 、 $\Sigma_L$ 、 $\phi_L$ 、 $\theta_L$ 、 $r_P$ 、 $\phi_1$ 、 $\phi_2$ 、 $t_1$ 、 $t_2$ 、 $T_L$ を与えると、 $T_{LL}$ をイタレーション変数として、イタレーションにより遷移軌道及び $T_C$ 、 $T_{LL}$ を求めることができる。

## (2) 月接近軌道の概略軌道設計

上記の(1)の結果得られる遷移軌道は、質量のない月中心点への軌道である。月接近軌道の概略軌道設計は、上記遷移軌道の結果を用いて、月接近軌道のおおよその形状、近月点の位置、速度の地球との相対関係を解析することを目的とする。

まず、月周回軌道へ探査機を投入するためには、投入燃料を最小にするため、通常近月点を投入点とする。従って、月接近軌道を設計するためには、適切な近月点高度を通る軌道にしなければならない。

図 3.4.7 に月接近軌道と B 面座標系の概要を示し、図 3.4.8 に月接近軌道の幾何学的関係を示す。

図 3.4.7 を参照して、 $\vec{V}_\infty$  がわかれば、ターゲット・ベクトル  $\vec{B}$  を

$$\vec{B} = b \cos \theta \cdot \vec{T} + b \sin \theta \cdot \vec{R} \quad (3.4.27)$$

と設定することによって、目標とする近月点高度を通る月接近軌道を設計することができる。 $\vec{B}$ を設定するためには、(3.4.27)式で示される  $b = |\vec{B}|$  と  $\theta$



表 3.4.1 軌道の詳細設計の概要

軌道	方 法	備 考
遷移軌道	<p>運動方程式：  <math>\ddot{\bar{x}} = f_T(\bar{x}, t)</math>  <math>\bar{x} = \begin{pmatrix} \bar{r} \\ \bar{v} \end{pmatrix}</math></p> <p>イタレーション：  <math>\delta \bar{x}_n = M^{-1} \delta \bar{A}</math>  <math>\bar{x}_{n+1} = \bar{x}_n + \delta \bar{x}_n</math>  <math>M = \frac{\partial \bar{A}}{\partial \bar{x}}</math></p> <p>判定条件：  <math> \delta \bar{A}  \leq \epsilon</math></p> <p>制約条件：            1. <math> \bar{r}(t_0)  = \text{const}</math>            2. <math>\bar{r}(t_0) \cdot \bar{v}(t_0) = 0</math>            3. <math>\bar{r}(t_0) \cdot \bar{H}(t_0) = 0</math>            4. <math>\bar{v}(t_0) \cdot \bar{H}(t_0) = 0</math></p>	<p><math>\bar{r}</math> : 位置ベクトル  <math>\bar{v}</math> : 速度ベクトル  <math>\bar{A}</math> : ターゲットベクトル  <math>\delta \bar{A}</math> : ターゲットベクトル誤差  <math>M</math> : 感度行列  <math>\epsilon</math> : 許容誤差  <math>H(t_0)</math> : 角運動量ベクトル (const)  <math>\bar{x}_0(t_0)</math> : 初期値 (二体問題近似の概略軌道設計から得られた遷移軌道投入条件)</p> <p>制約条件の意味            1 は遷移軌道投入時の軌道半径一定 (パーキング軌道)            2 は遷移軌道投入点の近地点            3, 4 は遷移軌道の軌道傾斜角一定 (軌道面一定)</p>
アセント軌道	<p>運動方程式：  <math>\ddot{\bar{x}} = f_A(\bar{x}, \bar{u}, t)</math></p> <p>イタレーション：  <math>\delta \bar{u}_n = S^{-1}(\bar{x}(t_{inj}) - \bar{x}_D)</math>  <math>\bar{u}_{n+1} = \bar{u}_n + \delta \bar{u}_n</math>  <math>S = \frac{\partial \bar{x}}{\partial \bar{u}}</math></p> <p>判定条件：  <math> \bar{x}(t_{inj}) - \bar{x}_D  \leq \epsilon</math></p>	<p><math>u</math> : 制御変数 (例えば発射方位角, コースト時間, ピッチレート etc.)  <math>\bar{x}_D</math> : 遷移軌道投入条件 (遷移軌道詳細設計の結果)  <math>t_{inj}</math> : 遷移軌道投入時刻  <math>S</math> : 感度行列  <math>\epsilon</math> : 許容誤差</p> <p>(註) 第1段燃焼中は重力ターン</p>

## (2) 軌道設計例

ここでは、パーキング軌道高度約200 km, 飛行時間109時間の場合の1987年1月17日打上げ軌道の設計を行なった結果を示す。なお、1987年1月17日は、飛行時間109時間の軌道設計において、遷移軌道投入観測局をクリスマス島にした時の、ロンチウィンドウの一番長い日である。(発射方位角87°~96°) 前提条件としては、以下のものを考える。

## 1° ミッション要求条件

- a) 月極軌道設計のため以下の設定を行なう。
- 月最接近時高度 200 km (±10 km)
  - 軌道傾斜角 90度 (±5度)

- b) 遷移軌道投入時の探査機重量を670 kg とする。

## 2° 打上げ設備及びロケット

- a) 打上げ設備は現有の射場系を用いる。
- b) H-IA ロケットの主要諸元は表 2.3.1 のものを使用する。
- c) H-IA ロケットは3段式リスタートバーンなしとする。この時、第2段燃焼停止時(SECO)でパーキング軌道へ投入、第3段燃焼終了時(TEBO)で遷移軌道へ投入する。
- d) 発射方位角は約90°とする。

なお、月最接近時高度200 km という条件は、軌道



決定誤差、軌道修正誤差等の影響を考慮して安全側に設定し、まず高度 200 km の初期軌道に投入した後、軌道微調整マヌーバで、高度 100 km の目的軌道に入る計画からである。

軌道設計は、

ステップ 1 遷移軌道の概略設計(二体問題近似)

ステップ 2 遷移軌道の詳細設計

ステップ 3 アセント軌道の詳細設計

の 3 ステップで行なった。軌道設計の結果を表 3.4.2 から表 3.4.5 に示す。

表 3.4.2 は各ステップの結果得られた遷移軌道投入条件である。アセント軌道のイタレーションは、遷移軌道投入条件をよく満足していることがわかる。

表 3.4.3 は、月座標系で示した月最接近時の探査機軌道要素であり、要求条件を満足している。

表 3.4.4 は、アセント軌道について、遷移軌道投入までのイベント・シーケンスを示す。

表 3.4.5 はアセント軌道の各点における軌道パラメータを示したものである。

なお、アセント軌道、遷移軌道をまとめた全軌道の地球投影図は前章の図 2.3.8 に示してある。

### 3.4.2 誘導方式

#### 3.4.2.1 アセント誘導方式

深宇宙探査ミッションのアセント・フェーズ誘導は、遷移軌道に高精度で探査機を投入することが要求されるため慣性誘導方式が望ましい。また、目標天体が運動していることにより、打上げ時刻の変化に対応して、誘導目標を変更できるリアルタイム・ターゲッティング機能が必要である。

現在、宇宙開発事業団で開発中の H-1A ロケットの慣性誘導ソフトウェア(IGSS)はリアルタイム・ターゲッティング機能を備えているが、静止衛星打上げ用であるので、月探査ミッション用に改修を加えて使用することを計画している。

IGSS のリアルタイム・ターゲッティング手法は、誘導定数を発射日に依存するものだけとし、発射時刻の関数として与える方法であり、発射日に依存するターゲット・パラメータ  $x_i$  ( $i=1, 2, \dots, m$ ) を

$$x_i = \sum_{j=0}^n a_{ij} t_L^j$$

という多項式で表現、発射前にその日の  $a_j$  を誘導ソフトウェアに設置すればよい。ターゲット精度は、多項式の形及び次数  $n$  の設定を適切に選択することにより所望の精度を保つことができる。

### (1) リアルタイム・ターゲッティング・ロジックの検討

IGSS に設定されているリアルタイム・ターゲッティング・パラメータは、表 3.4.6 の一覧表に示す通りである。誘導ロジックで使用する軌道関係パラメータのほとんど全てであり、除外されているものは、第 2 段動力飛行中のターゲット・ベクトル真近点離角  $\eta_A$ 、及び予想真近点離角変位量  $\Delta\eta$  の 2 つである。ここで、IGSS のリアルタイム・ターゲッティング・ロジックの深宇宙探査ミッションへの適用可能性を検討する。

#### 1) 第 2 段コースト時間 $t_C$

月・惑星探査ミッションにおいて、パーキング軌道方式を採用する場合、コースト時間を発射時刻に対応して調整できることがアセント誘導方式において重要なことである。IGSS のオープンループ・シーケンス機能では、ロケットのステージングが 3 段式リスタートバーンありの場合には、第 2 段第 1 燃焼終了時と第 2 段第 2 点火時の間の時間  $t_0$  を可変にすることによりコースト時間  $t_C$  を調整することができる。また、3 段式リスタートバーンなしの場合にも、 $t_0$  を第 2 段燃焼終了時と、第 3 段点火時との間の時間とすればコースト時間  $t_C$  を調整することができる。

#### 2) 発射方位角 $\Sigma_L$

コースト時間  $t_C$  と同様、発射方位角  $\Sigma_L$  が発射時刻に応じて調整可能であることが必要条件であるが、発射点は通常固定方位角となっていることが多い。この場合、IGSS ではオープンループ・シーケンス機能として、発射直後の垂直上昇時におけるロール・プログラム・レート进行调整する機能を有する。これは発射方位角  $\Sigma_L$  を調整することと同等の機能を有することを意味する。

#### 3) 第 2 段動力飛行停止時の真近点離角 $\eta_T$

第 2 段動力飛行停止時の真近点離角  $\eta_T$  は誘導計算上重要なパラメータであり、

表 3.4.2 各ステップにおける遷移軌道投入条件の結果 (1987年 1月17日)

	PACHED-CONIC解 (step 1)	遷移軌道作成結果 (step 2)	アセント軌道作成結果 (step 3)
発射時刻 (U. T.)	3時 31分 38.4 6秒	—————	3時 33分 52.6 3秒
発射方位角 (deg)	90.0000	—————	90.0614
遷移軌道投入条件			
投入時刻 (U. T.)	3時 57分 11.6 6秒	3時 57分 11.6 6秒	3時 57分 11.6 6秒
投入点半径 (km)	6578.000	6578.782	6578.782
赤緯 (deg)	7.3794	7.7324	7.7324
経度 (deg)	202.1823	201.5538	201.5538
投入速度 (km/sec)	10.9156	10.9186	10.9186
飛行経路角 (deg)	0.0000	-0.0003	-0.0003
飛行方位角 (deg)	119.5737	119.4911	119.4911

表 3.4.3 月最接近時における探査機軌道要素  
(遷移軌道投入時月中心春分点座標系)

項 目	結 果
高 度 (km)	194.61
赤 経 (deg)	120.018
赤 緯 (deg)	-6.332
速 度 (km/sec)	2.425
飛行経路角 (deg)	0.000
飛行方位角 (deg)	136.240
軌道傾斜角 (deg)	88.646
漸近速度 ( $V_{\infty}$ ) (km/sec)	0.917
$ \overline{B} $ (km)	5146.141
$\overline{B} \cdot \overline{T}$ (km)	-1036.587
$\overline{B} \cdot \overline{R}$ (km)	5040.661
最接近日時 (U. T.)	1987年 1月 21日 16時 51分 50.9 2秒

表 3.4.4 アセント軌道のイベント・シーケンス

Time (sec) From		Events
L. O	MECO	Vehicle
0		点火, リフトオフ
7.000		1 段第 1 ピッチレート開始 ( $-0.874902 \text{ deg/sec}$ )
17.000		1 段第 1 ピッチレート終了
		1 段第 2 ピッチレート開始 ( $-0.431852 \text{ deg/sec}$ )
30.000		1 段第 2 ピッチレート終了
		1 段第 3 ピッチレート開始 ( $-0.228679 \text{ deg/sec}$ )
38.190		S. O. B. (6本) 燃焼終了
39.000		S. O. B. (3本) 点火
45.000		1 段第 3 ピッチレート終了
		1 段第 4 ピッチレート開始 ( $-0.194699 \text{ deg/sec}$ )
60.000		1 段第 4 ピッチレート終了
		1 段第 5 ピッチレート開始 ( $-0.604284 \text{ deg/sec}$ )
67.000		1 段第 5 ピッチレート終了
		1 段第 6 ピッチレート開始 ( $-0.934233 \text{ deg/sec}$ )
77.390		S. O. B. (3本) 燃焼終了
80.000		1 段第 6 ピッチレート終了
		1 段第 7 ピッチレート開始 ( $-0.817508 \text{ deg/sec}$ )
85.000		S. O. B. 分離
90.000		1 段第 7 ピッチレート終了
		1 段第 8 ピッチレート開始 ( $-0.153148 \text{ deg/sec}$ )
257.000		1 段第 8 ピッチレート終了
267.704	0	MECO (第 1 段エンジン燃焼終了)
273.704	6.000	VECO
275.704	8.000	第 1 / 2 段切り離し
282.704	15.000	第 2 段エンジン点火
288.000	20.296	2 段ピッチレート開始 ( $-0.132659 \text{ deg/sec}$ )
295.000	27.29	フェアリング分離
538.000	270.296	2 段ピッチレート終了
591.427	323.723	SECO (第 2 段エンジン燃焼停止)

表 3.4.4. の 続 き

Time (sec) From		Events
L. O	MECO	Vehicle
6 5 2.9 7 3	3 8 5.2 6 9	コーストフェーズ・ピッチレート開始 ( $-0.6114280 \text{ deg/sec}$ )
7 5 2.9 7 3	4 8 5.2 6 9	コーストフェーズ・ピッチレート終了  コーストフェーズ・ヨーレート開始 ( $+0.018054579 \text{ deg/sec}$ ) ( $-0.0363628 \text{ deg/sec}$ ) コーストフェーズ・ヨーレート終了
8 0 2.9 7 3	5 3 5.2 6 9	
8 2 4.5 1 9	5 5 6.8 1 5	第 2 / 3 段切り離し
1 3 5 8.5 5 7	1 0 9 0.8 5 3	TEIG (第 3 段エンジン点火)
1 3 9 9.0 2 7	1 1 3 1.3 2 3	TEBO (第 3 段エンジン燃焼終了)

表 3.4.5 アセント軌道の各点に於ける軌道パラメータ

軌道パラメータ	MECO	SECO	TEIG	TEBO
軌道半径 (km)	6483.20251	6579.91564	6580.47078	6578.78184
測地緯度 (deg)	30.3422311	28.5305412	9.35172257	7.78385599
経度 (deg)	134.089510	150.665764	198.907665	201.553782
慣性速度 (m/sec)	4192.86073	7765.62099	7767.34895	1091.86055
飛行経路角 (deg)	11.3378250	0.149095352	-0.141985473	-0.000255893068
飛行方位角 (deg)	92.0685248	100.984182	118.955650	119.491053
機軸上下角 (deg)	67.1768503	84.6146577	93.9203308	90.7300826
機軸方位角 (deg)	92.1400792	101.052947	119.364697	119.780688
軌道長半径 (km)	3782.36218	6550.33650	6554.32836	2031.83580
軌道離心率		0.00521177122	0.00469570696	0.967621489
軌道傾斜角 (deg)		30.2559753	30.2861283	30.3995077
近地点引数 (deg)		319.239201	309.619773	164.580811
真近点離角 (deg)		150.195869	211.710909	359.999479
昇交点経度 (deg)	41.1397210	40.9592154	40.8912237	40.8225130
軌道半径変化率 (m/sec)	824.289049	2020.76994	-192.483704	-0.0487840125
近地点高度 (km)		138.055559	145.409074	200.639756
遠地点高度 (km)	154.771729	206.333269	206.963484	393.410236

表 3.4.6 IGSS に設定されるリアルタイムターゲッティングパラメータ

飛行制御機能	リアルタイムターゲッティングパラメータ		多 項 式
	パラメータ名	エンジニアリングシンボル	
オープンループ シーケンサー	第 2 段エンジン第 2 点火時刻	$t_D$	$C_{id}^D + C_{98}^D t_L + C_{99}^D t_L^2$
	第 1 段ロールプログラムレート	$\omega_{RR}$	$R_{1R+20}^R + R_{39}^R t_L + R_{40}^R t_L^2$
第 1 段動力飛行 誘導目標	第 1 段燃焼終了時軌道半径	$r_{fo}$	$G_1^F + G_2^F t_L$
	第 1 段燃焼終了時軌道半径変化率	$\dot{r}_f$	$G_3^F + G_4^F t_L$
	第 1 段燃焼終了時軌道角運動量	$H_f$	$G_5^F + G_6^F t_L$
	第 1 段ターゲットベクトル x 成分	$r_{Tx}$	$G_{15}^F + G_{16}^F t_L + G_{17}^F t_L^2 + G_{18}^F t_L^3 + G_{19}^F t_L^4$
	第 1 段ターゲットベクトル y 成分	$r_{Ty}$	$G_{20}^F + G_{21}^F t_L + G_{22}^F t_L^2 + G_{23}^F t_L^3 + G_{24}^F t_L^4$
第 2 段動力飛行 誘導目標	第 2 段燃焼終了時軌道近地点半径	$r_P$	$G_1^S + G_2^S t_L + G_3^S t_L^2$
	第 2 段燃焼終了時軌道エネルギー	$E_f$	$G_5^S + G_6^S t_L + G_7^S t_L^2$
	第 2 段燃焼終了時軌道半径	$r_{fo}$	$G_{41}^S + G_{42}^S t_L + G_{43}^S t_L^2$
	第 2 段燃焼終了時軌道半径変化率	$\dot{r}_f$	$G_{44}^S + G_{45}^S t_L + G_{46}^S t_L^2$
	第 2 段ターゲットベクトル x 成分	$r_{Tx}$	$G_{50}^S + G_{51}^S t_L + G_{52}^S t_L^2 + G_{53}^S t_L^3 + G_{54}^S t_L^4$
	第 2 段ターゲットベクトル y 成分	$r_{Ty}$	$G_{55}^S + G_{56}^S t_L + G_{57}^S t_L^2 + G_{58}^S t_L^3 + G_{59}^S t_L^4$
第 2 段コースト 中誘導目標	第 2 段コースト中ロール軸姿勢 ベクトル x 成分	$X_{Bx}^D$	$G_1^C + G_2^C t_L + G_3^C t_L^2 + G_4^C t_L^3 + G_5^C t_L^4$
	第 2 段コースト中ロール軸姿勢 ベクトル y 成分	$X_{By}^D$	$G_6^C + G_7^C t_L + G_8^C t_L^2 + G_9^C t_L^3 + G_{10}^C t_L^4$

(注) (1)  $t_L$  は打上げ時刻に依存した時間関数

(2) 第 2 段動力飛行誘導目標及び第 2 段コースト中誘導目標は、ロケットの特性から、第 1 / 第 2 動力飛行フェーズ、第 1 / 第 2 コースト飛行フェーズに分割できるが、全く同一の誘導機能を有するため、表中には第 1 動力飛行フェーズ、第 1 コースト飛行フェーズについて記した。

$$\eta_T = \eta_A - \theta + \Delta\eta \quad (3.4.33)$$

$$\theta = \cos^{-1} \left[ \bar{r}_T \cdot \frac{\bar{r}}{|\bar{r}|} \right] \quad (3.4.34)$$

$\eta_A$  : ターゲット・ベクトル  $\bar{r}_T$  の真近点離角

$\Delta\eta$  : 予想真近点離角変位置

$\bar{r}_T$  : 第2段ターゲットベクトル (単位ベクトル)

$\bar{r}$  : 飛行体の軌道半径ベクトル

$\theta$  :  $\bar{r}$  と  $\bar{r}_T$  の張る中心角

で表わされる。(各パラメータの定義は図3.4.9参照)誘導計算に関しては、 $\bar{r}_T$  と  $\eta_A$  をターゲットパラメータとしてあらかじめ設定し、 $\theta$  と  $\Delta\eta$  を計算することにより、第2段動力飛行停止時の軌道半径ベクトル  $\bar{r}_{BO}$  を決定するプロセスを経る。 $\bar{r}$  は航法計算で知ることができるので、 $\theta$  は(3.4.34)式から計算できる。 $\Delta\eta$  は次式を数値積分することにより得ることができる。

$$\Delta\eta = \int_0^T \eta \, dt \quad (T: \text{time-to-go}) \quad (3.4.35)$$

$\bar{r}_T$  は誘導定数(表3.4.6参照)として任意に与えることができるので、 $\bar{r}_T = \bar{r}_{BO} / |\bar{r}_{BO}|$  としても一

般性を失わない。この時、慣性座標系での第2段動力飛行停止時の軌道半径方向ベクトルを指定することを意味し、また  $\eta_A$  を指定するため第2段動力飛行停止時の軌道近地点半径ベクトル  $\bar{r}_P$  も指定することになる。

一方、月・惑星ミッションでは、最終ターゲットである月や惑星の位置が時々刻々と変化するため、アセント軌道のプロファイルも変化させなくてはならない。この時、発射時刻の変更により、 $\eta_T = \eta_A$  も変化する。従って、ターゲットすべき基準軌道の  $\bar{r}_{BO}$  に対して一定の位置に  $\bar{r}_T$  を設定する時は、 $\eta_A$  はリアルタイム・ターゲッティング・パラメータとして  $t_L$  の多項式で表示する必要がある。

一方、IGSSでは、 $\eta_A$  を定数で設定することになっているので、上記議論によれば、適切な誘導は行なえないことになる。しかし、これは  $\bar{r}_T$  を  $\bar{r}_{BO}$  に対して一定の位置に設定したために生ずる問題である。従って、発射時刻変動に対応する  $\eta_A$  の変動を考慮して  $\bar{r}_T$  を設定するようにすれば、 $\eta_A$  を  $t_L$  の多項式で表示する必要はなく定数のままにすることができる。

以上ターゲッティング・パラメータの選定について

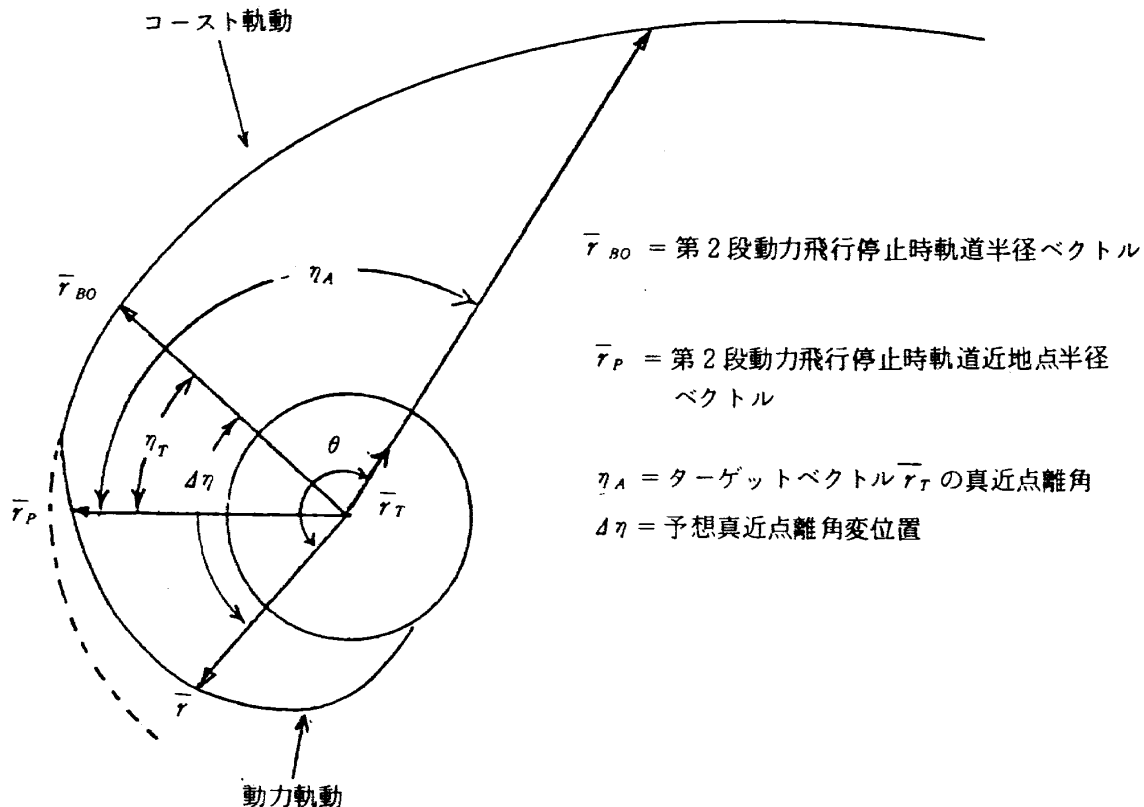


図3.4.9  $\eta_T$  の幾何関係

て、IGSSに設定されているパラメータの妥当性を検討して来たが、特に問題はないと考えられる。

## (2) ロジックの改修点及びプロセスの考慮点

表 3.4.6 に示したリアルタイム・ターゲッティング・パラメータを分類すると

- a) ベクトル量で示されるパラメータ群( $\bar{r}_T, \bar{X}_B^D$ )
- b) スカラー量で示されるパラメータ群( $\bar{r}_T, \bar{X}_B^D$  以外のすべてのパラメータ)

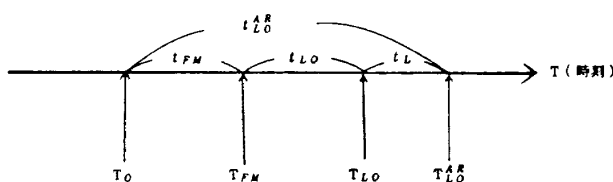
の 2 種類に分類でき、a) 群のパラメータは発射時刻変動と航法座標系に依存し、b) 群のパラメータは発射時刻変動に依存することがわかる。従って、a) 群のパラメータに関しては、発射時刻変動に依存する時間関数  $t_L$  ばかりでなく、航法座標系についても検討しなければならない。

### 1) $t_L$ に関する検討

表 3.4.6 に示す多項式は  $t_L$  の関数になっているが、現在 IGSS においては、 $t_L$  の定義及び計算方法について保留してある。従って、ここで  $t_L$  について初期的な計算方法の案を示す。

今、すべてのパラメータをターゲット設定時には発射時慣性座標系で表現すると、ターゲッティング作業は射場系とは独立に扱うことができる。この時、パラメータは発射時刻 (L/O 時刻, Lift-off 時刻) のみによって決定されるため、 $t_L$  は L/O 時刻を表現するパラメータであればよいことになる。図 3.4.10 に  $t_L$  計算方法のための各イベント時刻の概念図を示す。

現在の IGSS では、FMON 時刻 (Flight mode on 時刻) から L/O 時刻までの経過時間  $t_{LO}$  を計算



- $T_0$  = その日の基準時刻 (事前に設定)
- $T_{FM}$  = FMON 時刻 (FMON: フライトモードオン)
- $T_{LO}$  = L/O 時刻 (L/O: リフトオフ)
- $T_{LO}^{AR}$  = 基準 L/O 時刻 (事前に設定)

図 3.4.10  $t_L$  計算方法のための各イベント時刻の概念図

することができる。従って、

- FMON 時刻は、任意の時刻に設定できる。
- FMON 時刻から L/O 時刻の経過時間  $t_{LO}$  は任意で良い。

という場合を考えると、図 3.4.10 に示す  $T_0$  と  $T_{LO}^{AR}$  を事前に設定し、時刻  $T_0$  と FMON 時刻との経過時間  $t_{FM}$  を入力すると、 $t_L$  は次式で示すことができる。

$$t_L = T_{LO} - T_{LO}^{AR} = t_{LO} - (t_{LO}^{AR} - t_{FM}) \quad (3.4.36)$$

$T_0$  と  $T_{LO}^{AR}$  は事前に設定するため

$$t_{LO}^{AR} = T_{LO}^{AR} - T_0 = \text{定数}$$

となり、 $t_{LO}^{AR}$  は発射日に関する定数となる。

### 2) 航法座標系とベクトル量で表示されるパラメータ

慣性誘導方式における航法座標系は、通常 FMON 時に設定される慣性座標系であり、図 3.4.11 に示すように、最も一般的な例として、基準軸の一つを、射場系を通る子午面と、赤道面との交点方向に設定する。この様な航法座標系を考えた場合、ベクトル量で示されるパラメータ ( $\bar{r}_T, \bar{X}_B^D$ ) は 1) で考えた様に L/O 基準で設定するため、FMON 時の座標系に変換しなければならない。FMON 時と L/O 時での座標系の違いは、図 3.4.11 を参照して Z 軸 (地軸) まわりに  $\omega_e t_{LO}$  だけ回転していることがわかる。従って、L/O 時基準の座標系で示されるパラメータ群を  $\bar{r}_T^L, \bar{X}_B^{DL}$  とすると、

$$\bar{r}_T = C_L^N \bar{r}_T^L$$

$$\bar{X}_B^D = C_L^N \bar{X}_B^{DL}$$

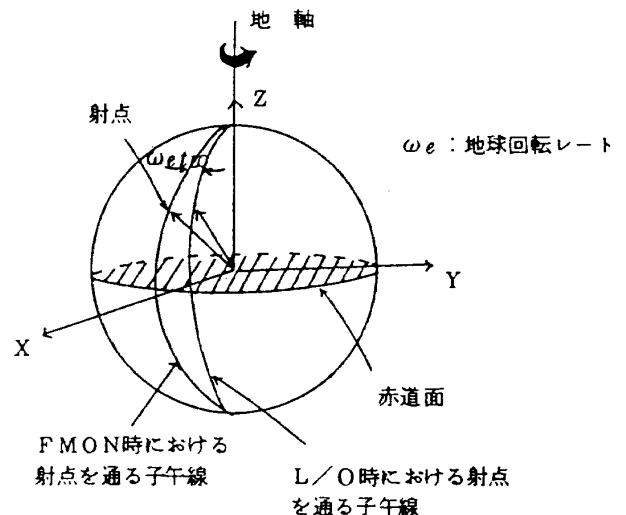


図 3.4.11 航法座標系

$$C_N^L = (C_L^N)^{-1} = \begin{pmatrix} \cos \omega_e \cdot t_{LO} & -\sin \omega_e \cdot t_{LO} & 0 \\ \sin \omega_e \cdot t_{LO} & \cos \omega_e \cdot t_{LO} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

となる。従って、表3.4.6に示した多項式をL/O時基準の座標系で示されるパラメータ $\bar{r}_T^L, \bar{x}_B^{DL}$ とすれば、IGSS内に上記の座標変換計算を行なう様にロジックを改修する必要がある。

### (3) リアルタイム・ターゲッティング・パラメータの精度の検討

本項では、表3.4.6に示したリアルタイム・ターゲッティング・パラメータのうち、深宇宙ミッションに特に影響の強いオープンループ・シーケンサ、および第2段誘導目標に含まれるパラメータについて、ターゲッティング精度の初期的検討を行なう。

解析に使用するデータは、1987年1月17日打上げ、飛行時間108時間の遷移軌道投入条件を満足するアセント軌道6本とする。6本のアセント軌道の遷移軌道投入条件は表3.4.7に示す通りである。使用ロケットは3段式リスタートバーンなしのH-IAロケットである。

軌道形成の結果得られた各ターゲッティング・パラメータと発射時刻との関係を図3.4.12～図3.4.22に示す。これらの図から、発射時刻の変動に対してターゲッティング・パラメータがかなり変化することがわかる。

軌道形成の結果得られた各ターゲッティング・パ

ラメータの発射時刻 $t_L$ に関する最小自乗法による重回帰分析を行なった結果のまとめを表3.4.8に示す。重回帰は1次～4次を、それぞれのパラメータについて行なった。 $t_L$ の基準値は表3.4.7のPath 2の発射時刻を用いた。また、重回帰分析の有意水準を示す危険率は1%とした。

重回帰分析の結果、2次回帰以上ではすべてのパラメータが危険率1%で有意差を生じなかった。このことより、回帰多項式次数としては2次以上を考えればよいが、2次と3次では回帰標準偏差が1桁～2桁のオーダーの違いがあること、及び3次と4次では回帰標準偏差が同じオーダーであることから、基本的には3次の回帰多項式で妥当であると考えられる。ただし、第2段燃焼終了時軌道エネルギーの $E_f$ については4次の回帰多項式を考えるのが望ましい。 $E_f$ 及び他の凸凹の激しいパラメータ( $r_P, r_{f0}, \eta_A$ )については、参考のため図中に点線で、回帰多項式の曲線を同時に示した。

以上の持期的解析より、次数の改変は行なうとしても、IGSSの多項式によるリアルタイム・ターゲッティング手法は深宇宙ミッションにおいても妥当な手法であることがわかる。

### 3.4.2.2 ミッドコース・フェーズ誘導方式

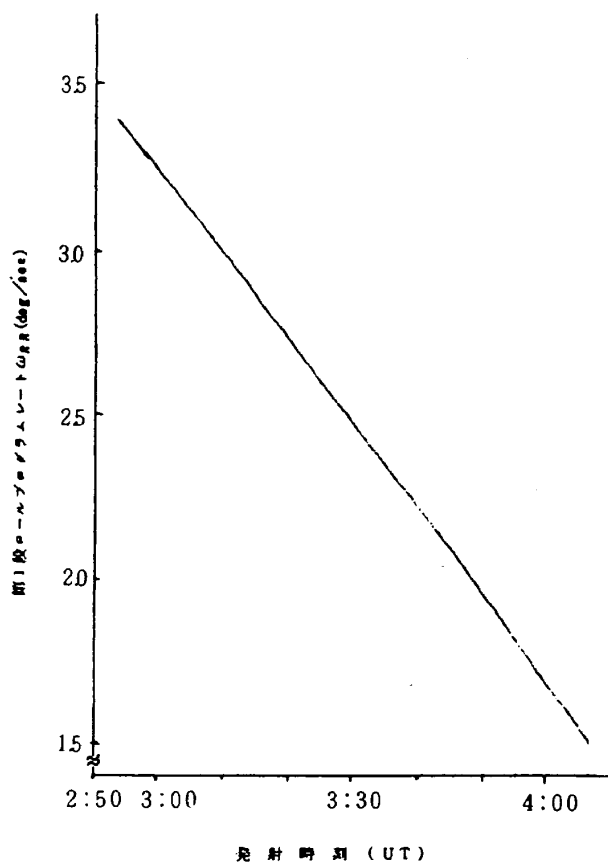
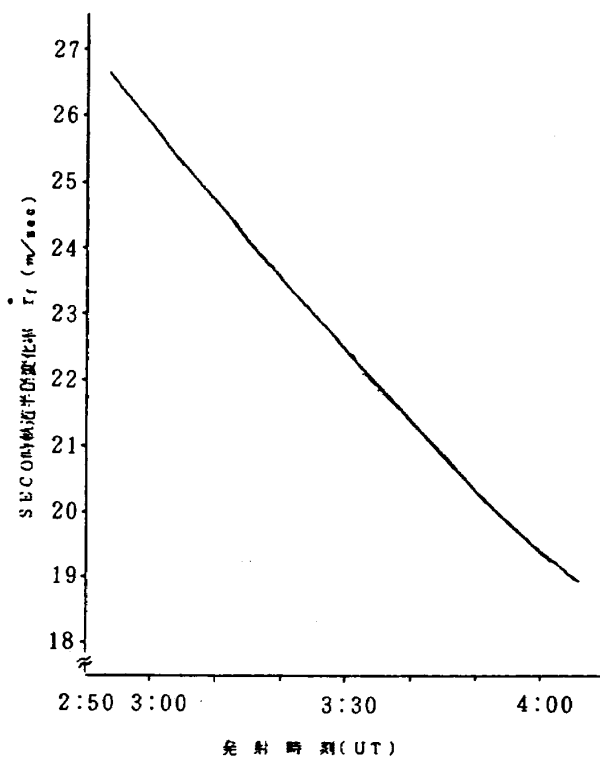
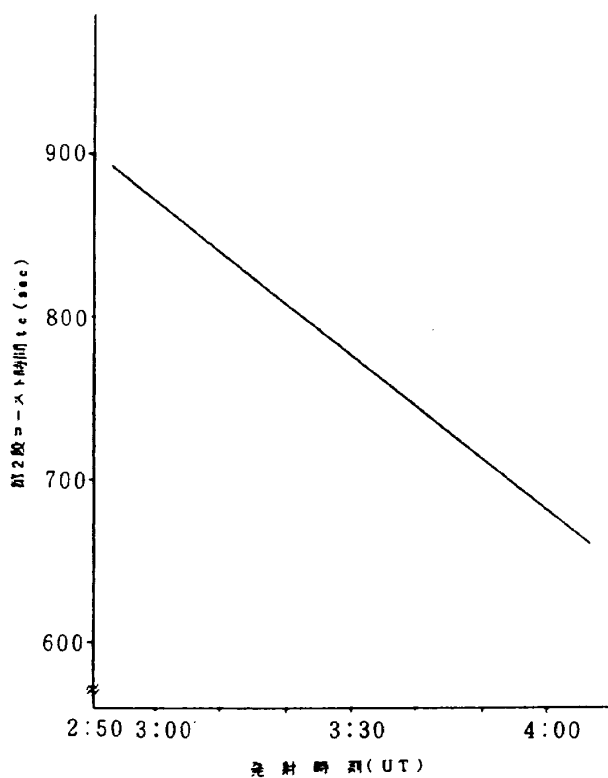
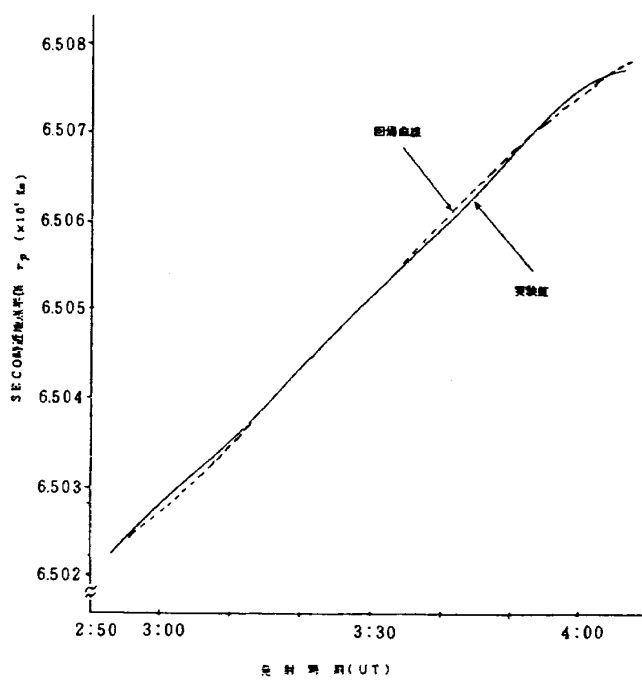
#### (1) ミッドコース軌道修正則

軌道修正速度ベクトル $\Delta \vec{v}$ は、通常、軌道決定結果にもとづいた現状態量をターミナルの状態まで軌道伝播し、ある軌道修正則に従ったイタレーション

表3.4.7 リアルタイムターゲッティング解析用アセント軌道

		path 1.	path 2.	path 3.	path 4.	path 5.	path 6.
発射時刻 (U. T)		2: 52: 55.77	3: 9: 46.00	3: 26: 23.56	3: 42: 42.16	3: 58: 32.32	4: 6: 16.23
発射方位角 (deg)		87.9325	90.0450	92.1634	94.2877	96.4178	97.4850
遷移軌道投入条件	投入時刻 (U. T)	3: 18: 28.97	3: 34: 26.17	3: 50: 11.40	4: 5: 37.84	4: 20: 39.41	4: 27: 59.22
	投入点半径 (km)	6578.	6578.	6578.	6578.	6578.	6578.
	赤緯 (deg)	5.3198	5.3889	5.4567	5.5198	5.5788	5.6067
	経度 (deg)	209.3062	205.4342	201.6093	197.8591	194.2082	192.4267
	投入速度 (km/sec)	10.9166	10.9166	10.9166	10.9166	10.9166	10.9165
	飛行経路角 (deg)	0.	0.	0.	0.	0.	0.
	飛行方位角 (deg)	120.0348	119.9630	120.0125	120.1829	120.4722	120.6605



図 3.4.12 第1段ロールプログラムレート  $\omega_{RR}$ 図 3.4.14 SECO時軌道半径変化率  $\dot{r}_f$ 図 3.4.13 第2段コースト時間  $t_c$ 図 3.4.15 SECO時近地点半径  $r_p$

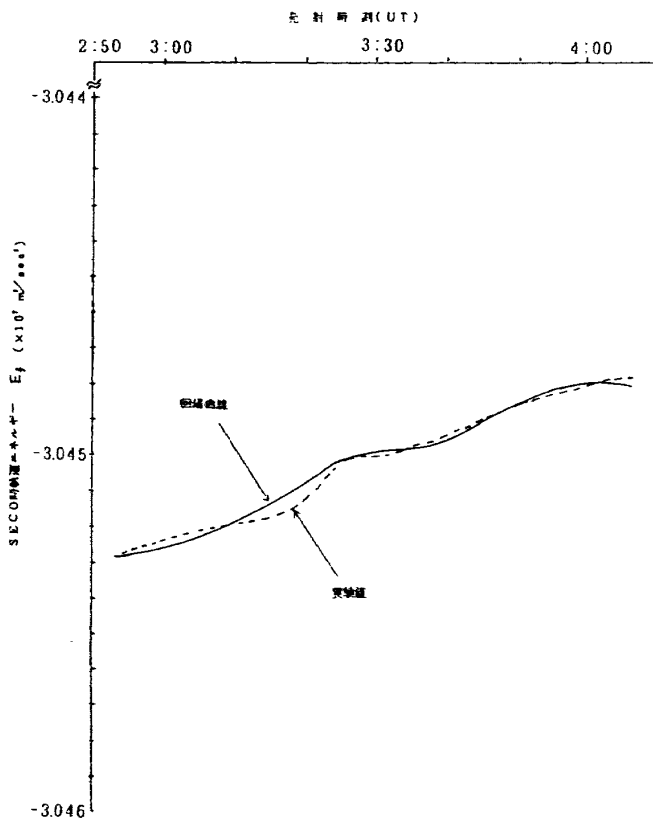


図 3.4.16 SECO時軌道エネルギー  $E_f$

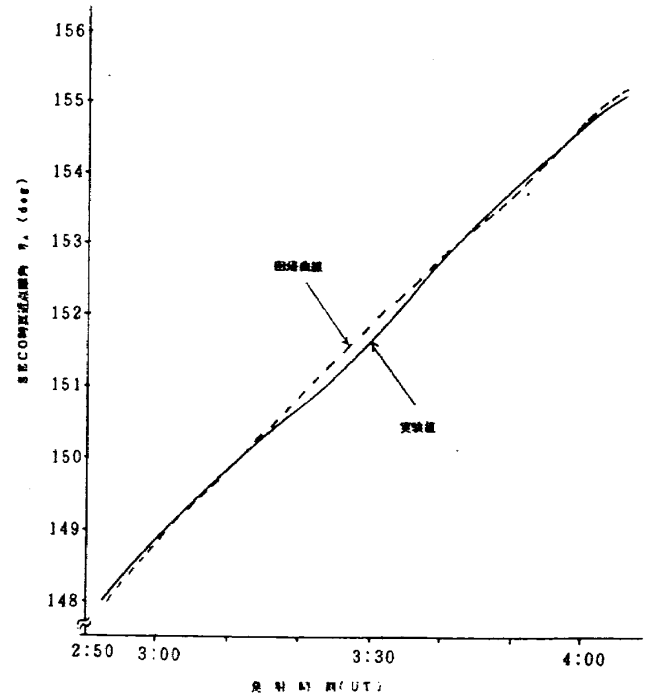


図 3.4.18 SECO 時真近点離角  $\eta_A$

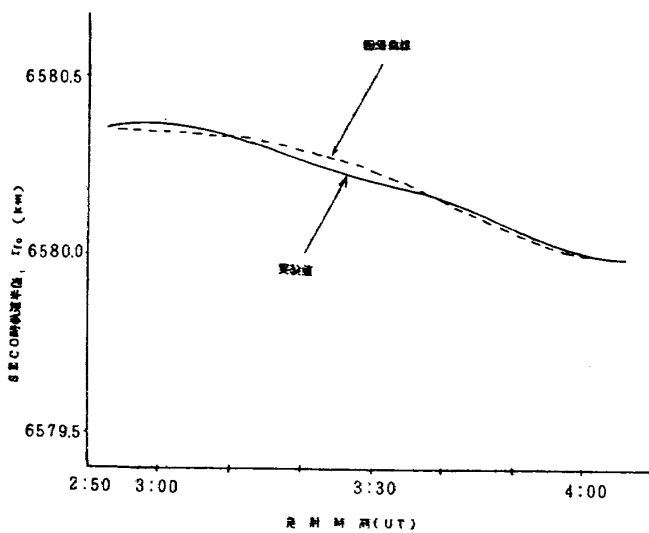


図 3.4.17 SECO時軌道半径  $r_{f0}$

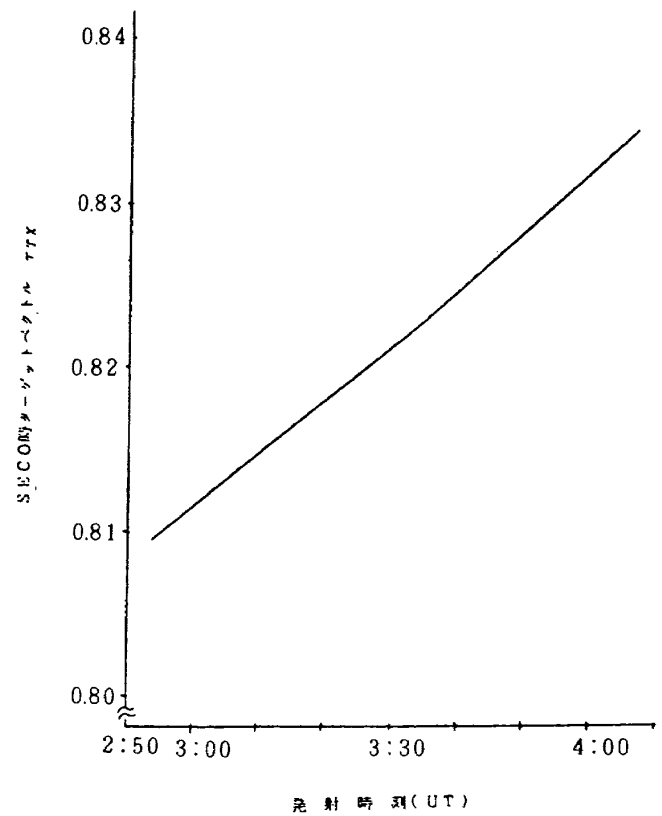
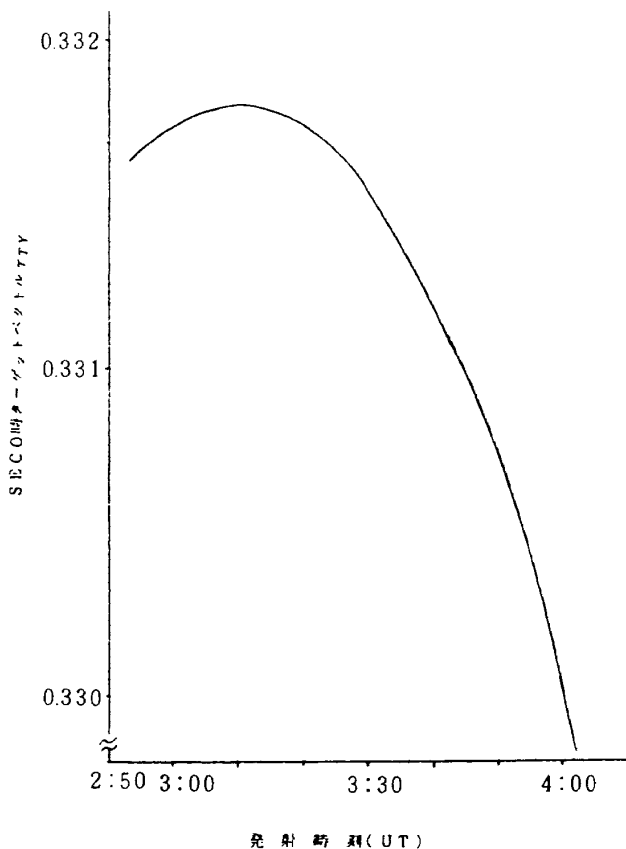
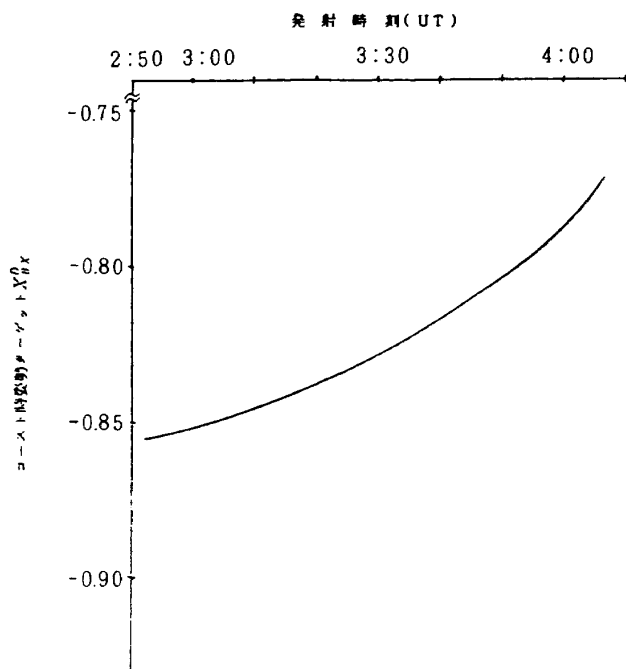
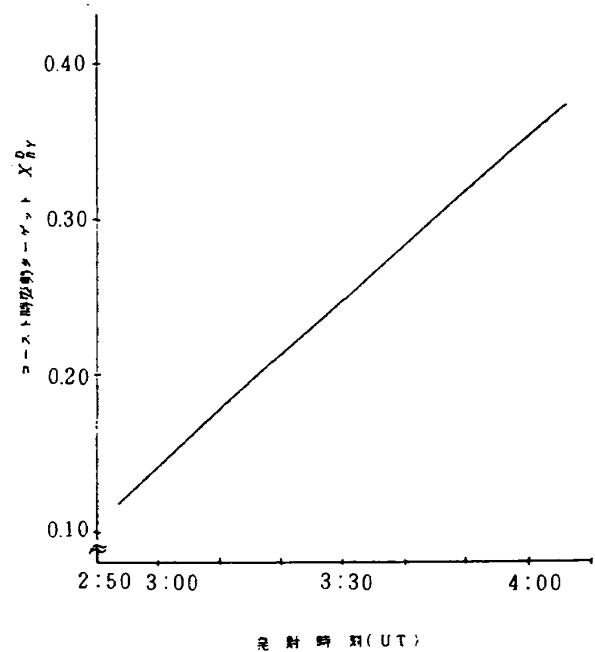


図 3.4.19 SECO時ターゲットベクトル  $\tau_{TX}$

図 3.4.20 SECO時ターゲットベクトル  $\tau_{TY}$ 図 3.4.21 コースト時姿勢ターゲット  $X_{BX}^D$ 

手法を用いて、目標とする終端状態（ターゲット・パラメータ） $\bar{X}_D$  に対する誤差が許容限界より小さくなるまで収束させることによって得ることができる。

図 3.4.22 コースト時姿勢ターゲット  $X_{BY}^D$ 

この時使用するミッド・コース軌道修正則として、修正速度ベクトルと終端状態誤差  $\delta \bar{X}$  との感度行列  $K = \partial \bar{X} / \partial \bar{V}$  を使用する間接手法と、二体問題の解を使用して直接的に  $\Delta \bar{V}$  を求める直接手法の二つに大別できる。間接手法は、終端状態をどのような座標系で表示するか、どのようなパラメータで表示するか、また最適化の有無、制約条件の有無などによって、さらに細分化することができる。

表 3.4.9 に軌道修正則の一覧表を示す。この表に見る通り、米国における無人月探査ミッションにおいては、間接手法でターゲット・パラメータが目標天体中心の B 面座標系で表現された軌道修正則を使用している。これは他の手法に比べて、アルゴリズムが簡単で、比較的収束速度が早く、かつミッション達成に要求されるパラメータを十分満足できる手法であるためである。

本報告の月探査ミッションにおいては、ルナー・オービター型の間接手法による軌道修正則を採用する。間接手法の概念フローは、既に 2.3 節の図 2.3.10 に示しておいた。

ルナー・オービタ型の軌道修正則は、目的とする初期軌道に最小の速度増分で投入し得る接近双曲線軌道の実現に必要な修正速度ベクトルを計算しようとするものである。

ターゲット・パラメータとして、近月点半径  $r_P$ ,

表 3.4.8 リアルタイムターゲッティングパラメータの重回帰分析結果のまとめ

リアルタイム ターゲッティング パラメータ	多項式 回帰 次数	回帰標準偏差	*1 評価基準 標準偏差	IGSSに設 定されている 多項式次数	備 考
第1段 ロールプログラムレート $\omega_{RR}$ (deg/sec)	3	0.0 0 0 6	0.0 5 5 3	2	——
第2段 コースト時間 $t_c$ (sec)	3	0.0 0 5 7	*2 0.0 2 0 0	2	——
SECO時 近地点半径 $r_p$ (m)	3	8 9.7 7	3 8 3.3 3	2	図 3.4.15. 参照
SECO時 軌道エネルギー $E_f$ (m <sup>2</sup> /sec <sup>2</sup> )	4	2 1 6.1 3	4 6 8.0 5	2	図 3.4.16. 参照
SECO時 軌道半径変化率 $\dot{r}_f$ (m/sec)	3	0.0 2 0	0.6 0 2	2	——
SECO時 軌道半径 $r_{f0}$ (m)	3	1.6 5	5 7.3 3	2	図 3.4.17 参照
SECO時 真近点離角 $\eta_A$ (deg)	3	0.0 0 4 6	1 3.5 2 3 0	ナシ	図 3.4.18 参照
SECO時 ターゲットベクトル $r_{Tz}$ (N. D)	3	0.8 5 8 3 4E-6	——	4	角度にして 10 <sup>-3</sup> の オーダーにな るので問題 ナシ
SECO時 ターゲットベクトル $r_{Ty}$ (N. D)	3	0.3 3 9 5 4E-5	——	4	・
姿勢ターゲットベクトル $x_{sz}^0$ (N. D)	3	0.6 1 7 2 5E-5	——	4	・
姿勢ターゲットベクトル $x_{sy}^0$ (N. D)	3	0.3 0 4 3 2E-5	——	4	・

(注) N. D non-dimension

(\*1) 評価基準標準偏差は、H-I 静止軌道ミッションにおける誘導誤差  
解析の結果及び入力データを参考にした。

(\*2) タイマーの分解能を 20 msec とした。

表 3.4.9 ミッドコース軌道修正則一覧表

分類	誘導目標パラメータの表現	誘導目標	基本方程式	記号の説明	適用例
間接手法	慣性座標系表示	到着時間固定	位置 $\Delta \vec{V} = -\phi_{12}^{-1} (t_f, t_0) \phi_{11} (t_f, t_0) \delta \vec{r}_0 - \delta \vec{v}_0$ 第1回目: $t_A$ 時点での位置制御 $\Delta \vec{V}_1 = -\phi_{12}^{-1} (t_A, t_0) \phi_{11} (t_A, t_0) \delta \vec{r}_0 - \delta \vec{v}_0$ 第2回目: $t_A$ 時点での速度制御 $\Delta \vec{V}_2 = [\phi_{22} (t_A, t_0) \phi_{12}^{-1} (t_A, t_0) \phi_{11} (t_A, t_0) - \phi_{21} (t_A, t_0)] \delta \vec{r}_0$ $\Delta \vec{V}_1 = -\phi_{12}^{-1} \phi_{11} \delta \vec{r}_0 - \delta \vec{v}_0 + \phi_{12}^{-1} [\vec{V}_{TN} - \frac{\partial \vec{r}_f}{\partial t}] \Delta t$	$\phi(t_2, t_1) = \begin{pmatrix} \frac{\partial \vec{r}_2}{\partial \vec{r}_1} & \frac{\partial \vec{v}_2}{\partial \vec{r}_1} \\ \frac{\partial \vec{v}_2}{\partial \vec{r}_1} & \frac{\partial \vec{v}_2}{\partial \vec{v}_1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \phi_{11} & \phi_{12} \\ \phi_{21} & \phi_{22} \end{pmatrix}$ $\delta \vec{r}, \delta \vec{v}$ : 位置、速度ベクトルの基準値からの差分 $\vec{V}_{TN}$ : 最終時点速度ベクトル $\vec{a}_{TN}$ : 最終時点移動可速度 $G_1 = [-\phi_{12}^{-1} \phi_{11}, -I]$ $G_2 = [\phi_{22} \phi_{12}^{-1} \phi_{11} - \phi_{21}, 0]$ $G_3 = [-\phi_{12}^{-1} \phi_{11}, -I]$ $\dot{G}_4 = \phi_{12}^{-1} [\vec{V}_{TN} - \frac{\partial \vec{r}_f}{\partial t}]$ $G_5 = [\phi_{22} \phi_{12}^{-1} \phi_{11} - \phi_{21}]$ $G_6 = [\phi_{22} \phi_{12}^{-1} \frac{\partial \vec{r}_f}{\partial t} - \vec{V}_{TN} + \vec{a}_{TN} - \frac{\partial \vec{v}_f}{\partial t}]$	
		到着時間可変	位置・速度 上式で位置を修正した後、次式で速度を修正する。 $\Delta \vec{V}_2 = -\phi_{21} \delta \vec{r}_0 - \phi_{22} (\delta \vec{v}_0 + \Delta \vec{V}_1) + [\vec{a}_{TN} - \frac{\partial \vec{v}_f}{\partial t}] \Delta t$ 位置・速度制御の $\Delta \vec{V}_1, \Delta \vec{V}_2$ に対して次式を使用 $\Delta \vec{V}_1 = [G_1 - G_4 \frac{G_1^T G_4 + G_1^T G_5}{G_1^T G_4 + G_1^T G_5}] \cdot \begin{pmatrix} \delta \vec{r}_0 \\ \delta \vec{v}_0 \end{pmatrix}$ $\Delta \vec{V}_2 = [G_3 - G_6 \frac{G_3^T G_4 + G_3^T G_5}{G_3^T G_4 + G_3^T G_5}] \cdot \begin{pmatrix} \delta \vec{r}_0 \\ \delta \vec{v}_0 \end{pmatrix}$		
		3パラメータ制御	$\Delta \vec{V} = -N^{-1} \delta \vec{B}_T$ $\Delta \vec{V} = -[I - \frac{\vec{C}_3 \vec{C}_3^T}{\vec{C}_3^T \vec{C}_3}] (\vec{C}_1 \vec{C}_2 \vec{C}_3) \cdot \begin{pmatrix} \delta B_1 \\ \delta B_2 \\ \delta x \end{pmatrix}$ ここで、 $\delta x = -\frac{(\delta B_1 \vec{C}_1 + \delta B_2 \vec{C}_2)^T \vec{C}_3}{\vec{C}_3^T \vec{C}_3}$	(*) : 誘導目標パラメータ (2次元ないしは3次元) $\vec{B}_T = \begin{pmatrix} B_1 \\ B_2 \\ x \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{B_1}{B_2} \left( \frac{\vec{B} \cdot \vec{r}}{B \cdot R} \right) \text{ or } \left( \frac{\text{軌道傾斜角}}{x} \right) \\ \frac{\text{飛行時間}}{\text{近地点高度}} \\ \frac{\text{近地点速度}}{\text{近地点速度}} \end{pmatrix}$ $\vec{M}$ : 感度行列 $M = (\vec{m}_1 \vec{m}_2 \vec{m}_3)^T = \left( \frac{\partial B_1}{\partial \vec{r}} \frac{\partial B_2}{\partial \vec{r}} \frac{\partial x}{\partial \vec{r}} \right)^T$ $\vec{C}_1 = (\vec{m}_1 \times \vec{m}_3) / ( \vec{m}_1 \times \vec{m}_3  \cdot  \vec{m}_3 )$ $\vec{C}_2 = (\vec{m}_3 \times \vec{m}_1) / ( \vec{m}_3 \times \vec{m}_1  \cdot  \vec{m}_1 )$ $\vec{C}_3 = (\vec{m}_1 \times \vec{m}_2) / ( \vec{m}_1 \times \vec{m}_2  \cdot  \vec{m}_2 )$	ルナーオービター ミッショナー レインジャー ミッشین レインジャー ミッشین サーベイャー ミッشین
		2パラメータ制御及び速度修正量最小化	目的とする $\vec{B}$ (2次元ベクトル) に対し他の最終状態量に制約条件を与え、評価基準の最大化ないしは最小化を満足する $\Delta \vec{V}$ を求める。		
		制御条件つき2パラメータ制御			
直接手法	慣性座標系表示	到着時間及び位置	$\Delta \vec{V} = \vec{V}_2^* - \vec{V}_1^*$	$\vec{V}_1^* = 2$ 体問題出現地点から $\vec{r}_1^*$ に行くために必要な速度修正量 $\vec{V}_2^* = 2$ 体問題で現地点から $\vec{r}_2^*$ に行くために必要な修正量	アポロミッشین

軌道傾斜角  $i$ 、及び初期軌道近月点速度  $v_P$  を選択し、ラグランジュ未定乗数法によって問題を定式化すると、以下ようになる。

評価関数：

$$L = |\Delta \bar{V}|^2 + |\Delta V_T|^2 + \lambda_1 g_1 + \lambda_2 g_2 + \lambda_3 g_3 \rightarrow \text{Min.} \quad (3.4.39)$$

制約条件：

$$g_1 = r_{PD} - (r_{PO} + \bar{m}_r \Delta \bar{V}) = 0 \quad (3.4.40)$$

$$g_2 = i_D - (i_0 + \bar{m}_i \Delta \bar{V}) = 0 \quad (3.4.41)$$

$$g_3 = v_{PD} - (v_{CO} + \bar{m}_v \Delta \bar{V}) = 0 \quad (3.4.42)$$

ここで、

$\Delta \bar{V}$  : ミッドコース軌道修正速度ベクトル

$\Delta V_T$  : 初期軌道投入逆噴射速度量

$v_C$  : 双曲線軌道月最接近時速度

$\bar{m}_r, \bar{m}_i, \bar{m}_v$  : 感度係数ベクトル

$$\bar{m}_r = \frac{\partial r_P}{\partial \bar{V}}, \quad \bar{m}_i = \frac{\partial i}{\partial \bar{V}}, \quad \bar{m}_v = \frac{\partial v_C}{\partial \bar{V}}$$

添字  $D$  : 目標値,  $0$  : 初期値

従って、(3.4.40)～(3.4.42)式の制約条件を満足しつつ、(3.4.39)式の評価関数  $L$  を最小にすればよい。この極値問題は、(3.4.39)式を  $\Delta \bar{V}$ ,  $\Delta V_T$ ,  $\lambda_1$ ,  $\lambda_2$ ,  $\lambda_3$  について偏微分して 0 とおいた式を解けばよい。すなわち、

$$\begin{bmatrix} \Delta V_x \\ \Delta V_y \\ \Delta V_z \\ \Delta V_T \\ \lambda_1 \\ \lambda_2 \\ \lambda_3 \end{bmatrix} = M^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \delta r_P \\ \delta i \\ \delta v_P \end{bmatrix} \quad (3.4.43)$$

ここで、

$$M = \begin{bmatrix} 2 & 0 & 0 & -m_{rx} & -m_{ix} & -m_{vx} \\ 0 & 2 & 0 & -m_{ry} & -m_{iy} & -m_{vy} \\ 0 & 0 & 2 & -m_{rz} & -m_{iz} & -m_{vz} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ m_{rx} & m_{ry} & m_{rz} & 0 & 0 & 0 \\ m_{ix} & m_{iy} & m_{iz} & 0 & 0 & 0 \\ m_{vx} & m_{vy} & m_{vz} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\left. \begin{aligned} \bar{m}_r &= \partial r_P / \partial \bar{V} = (m_{rx}, m_{ry}, m_{rz}) \\ \bar{m}_i &= \partial i / \partial \bar{V} = (m_{ix}, m_{iy}, m_{iz}) \\ \bar{m}_v &= \partial v_C / \partial \bar{V} = (m_{vx}, m_{vy}, m_{vz}) \end{aligned} \right\} \text{感度係数ベクトル}$$

$$\Delta \bar{V} = (\Delta V_x, \Delta V_y, \Delta V_z)$$

$$\left. \begin{aligned} \delta r_P &= r_{PD} - r_{PO} \\ \delta i &= i_D - i_0 \\ \delta v_P &= v_{PD} - v_{CO} \end{aligned} \right\} : \text{ターゲット誤差}$$

である。(3.4.43)式を解くことによって、 $\Delta \bar{V}$ ,  $\Delta V_T$  を求め、高精度積分プログラムにより軌道伝播して、ターゲット誤差が望ましい許容範囲に入るまで、イタレーションすれば  $\Delta \bar{V}$  を求めることができる。

## (2) ミッドコース修正回数と修正時期

ミッドコース軌道修正を行なうためには、地上局からの可視領域内に探査機があることが第一の必要条件となる。第二に、探査機のミッション寿命を長くするためには、軌道修正消費燃料を少なくすることが必要である。このためには、遷移軌道投入後なるべく早い時期に軌道修正を行なうことが望ましい。一方、軌道決定誤差、及び軌道修正実行誤差は遷移軌道投入後の時間経過にともなって減少する。従って、消費燃料の観点からは、遷移軌道投入後なるべく早い時期に修正を実行することが望ましく、修正実行誤差の観点からは、なるべく遅い時期に修正を実行することが望ましい。

修正回数については、基本的に軌道決定誤差、物理的誤差（軌道ダイナミックスの数学モデルの誤差、追跡局の位置誤差等）、及び軌道修正実行誤差（マヌーバ誤差）がなければ、1回の軌道修正で、ターゲット誤差を消去することができるはずである。しかし、実際には、上記の誤差要因が存在するため複数回の軌道修正が必要となる。従って、地上局からの可視領域内で、なるべく早い時期と遅い時期の複数回の軌道修正を計画することが望ましい。

表 3.4.10 に、ある評価基準のもとに最適化手法を用いて修正時期と修正回数を求める複数回インパルス速度修正法について整理したものを示す。

日本における月探査ミッションへの適用を考えた場合、全速度修正量を最小とする Breakwell の間隔比法が妥当と考える。理由は、打上げロケットの能力から言ってミッション・ペイロードをできるだけ大きくするためには、余り燃料重量に余裕を割けないからである。

Breakwell の間隔比手法は、インパクト・ベクトル  $\bar{B}$  (図 3.4.7 参照) の長さ  $B (=|\bar{B}|)$  の、時刻  $t_K$

表 3.4.10 主な複数回インパルス速度修正法

手 法	アルゴリズムの説明	評価基準	適用時期
分散化手法 (Battin)	$r_{vi} = \left( \frac{\sigma_{2i}}{\sigma_{1i}} \right) \leq d_L$ $\sigma_{1i} : t_i \text{ 時点の目標状態の変動を}$ $\sigma_{2i} : t_i \text{ 時点の軌道決定誤差に起}$ $\text{因する要求修正量の標準偏差}$ <p>式が満足された時点が修正時刻となる。</p>	なし	飛行前解析
間隔比手法 (Breakwell)	<p>投入後追跡データが十分得られた段階で最初の修正を行う。後は、</p> $\frac{\partial B_{K-1}/\partial V}{\partial B_K/\partial V} = \rho \text{ (一定)}$ $(K=2, 3, \dots, N)$ <p>なる時点で、<math>t_N</math> となるまで修正を行う。</p>	<p>トータル修正速度量最小</p> $J_N = \sum_{k=1}^N E[ \Delta V_k ]$ <p style="text-align: center;">+ min</p>	飛行前解析 あるいは 実飛行時
最小誤差手法 (Pfeiffer)	<p>予め修正時刻を <math>(t_1, t_2, \dots, t_f)</math> と決定しておき、各時刻 <math>t_i</math> において</p> $[p_i i, f] < [p_i 0, f]$ <p style="text-align: center;">and</p> $[p_i i, f] \leq [p_i i+1, f]$ <p>の時、修正を行う。ここで、</p> $[p_i i, f] = E[B_f + \delta B_f^2  $ $\text{correction only at } t_i \text{ and } t_f]$ <p><math>B_f</math> ; <math>t_f</math> における軌道決定誤差分散</p> <p><math>\delta B_f</math> ; <math>t_f</math> における修正直後のターゲット誤差</p>	<p>最終修正時刻 <math>t_f</math> におけるターゲット誤差を <math>\delta B_f</math> とする。ターゲット誤差の限界を <math>\pm l</math> として</p> $\text{prob}(-l \leq \delta B_f \leq l)$ <p style="text-align: center;">+ max</p>	実飛行時

における修正速度に対する感度を  $\partial B_K / \partial V$  として

$$\frac{\partial B_{K-1} / \partial V}{\partial B_K / \partial V} = \rho \text{ (一定)} \quad \rho = 2 \sim 3 \quad (3.4.44)$$

の時、最適な軌道修正時期となる。また、その時の修正回数  $N$ 、及び、その時の全修正速度量の期待値  $S_N$  は表 3.4.11 のようになる。

間隔比手法における仮定として、次のものがある。

- (A) 各々の修正により軌道誤差は零になる。
- (B) 軌道決定誤差よりもマヌーバ実行誤差の方が

ターゲットに及ぼす影響が大きい。

(C) 目標天体と出発天体は、同一平面内で運動していると仮定し、軌道面内の解析を行なう。

(D) 速度修正則は最小速度則を使用する。

以下に間隔比手法を用いて、ミッドコース軌道修正回数とその時期の検討を行なう。検討の際の使用軌道の特性及び制約・要求条件を表 3.4.12 にまとめておく。

軌道例は 3 次元的なもので、間隔比手法をそのま

表 3.4.11 間隔比手法における修正回数と全速度修正量の期待値

ケース	修正回数 N	全修正速度量の期待値 $S_N = \sum_{n=1}^N E[ \Delta V_n ]$
$\sigma_{B0} \geq \rho \sigma \frac{\partial B_0}{\partial \Delta V}$	$1 + \log_{\rho} \left( \frac{\partial B_0 / \partial V}{\sigma_{B0} / \partial V} \right)$ (nearest integer)	$\left( \frac{2}{\pi} \right)^{\frac{1}{2}} \cdot \sigma \cdot \left\{ \left[ 1 + \frac{\sigma_{B0}^2}{\sigma^2 (\partial B_0 / \partial V)^2} \right]^{\frac{1}{2}} + (1 + \rho^2)^{\frac{1}{2}} (N - 1) \right\}$
$\sigma_{B0} < \rho \sigma \frac{\partial B_0}{\partial \Delta V}$	$\log_{\rho} \left[ \frac{\sigma_{B0}}{\sigma (\partial B_N / \partial V)} \right]$ (nearest integer)	$\left( \frac{2}{\pi} \right)^{\frac{1}{2}} \cdot \sigma \cdot (1 + \rho^2)^{\frac{1}{2}} \cdot N$

$\rho$  : 間隔比 (spacing ratio) 通常  $2 \leq \rho \leq 3$  を使用

$\sigma_{B0}$  : 遷移軌道投入時ターゲット誤差の標準偏差

$\sigma$  : マヌーバ実行による修正速度誤差の標準偏差

表 3.4.12 使用軌道の主な特性及び誘導の  
制約条件・要求条件

・発射方位角	90.02 deg
・飛行時間	108.91 時間
・遷移軌道投入時刻 (U. T)	1987年 1月 17日 3時 57分 11.66秒
・月最接近時刻 (U. T)	1987年 1月 21日 16時 51分 50.92秒
・遷移軌道投入条件 (地球中心)	
軌道半径	6578.78 km
経 度	201.553 deg
赤 緯	7.732 deg
慣性速度	10.9186 km/sec
飛行経路角	0.0003 deg
飛行方位角	119.491 deg
・月最接近条件 (月中心)	
高 度	208.126 km
速 度	2.4247 km/sec
軌道傾斜角	88.646 deg
インパクトパラメータ (B)	5146.14 km
インパクトパラメータ (B・T)	1036.59 km
インパクトパラメータ (B・R)	5040.66 km
漸近速度 ( $V_{\infty}$ )	0.9169 km/sec
・マヌーバ実行誤差標準偏差	0.3 m/sec
・マヌーバ実行誤差による最終ターゲット誤差標準偏差	60 km以内

ま適用はできない。そこで間隔比手法で使用する  $\partial B / \partial V$  を求めるために、軌道に、各種の遷移軌道投入誤差を与えて  $\partial \bar{B}$  と各時刻における  $\Delta \bar{V}$  を求めて、

$$\frac{\partial B}{\partial V} \cong \frac{|\partial \bar{B}|}{|\Delta \bar{V}|}$$

と近似した。

ターゲット・ベクトルに一番影響を及ぼす主要誤差源は慣性速度誤差であるが、比較のため他の誤差源も投入してその様子を見た。遷移軌道投入誤差の値を表 3.4.13 に示す。

図 3.4.23 に遷移軌道投入後の時間に対する速度修正量  $|\Delta \bar{V}_C|$  の変化を示す。図から、慣性速度誤差が主要誤差成分であることが明確にわかる。また、慣性速度誤差 3m/sec と軌道半径誤差 3 km は、ほぼ同程度の速度修正量を必要とし、他の誤差成分は投入後の時間経過に伴っても速度修正量は余り増大しないことがわかる。

図 3.4.23 の結果を基にして、図 3.4.24 に慣性速度誤差 3m/sec, 15 m/sec と軌道半径誤差 3 km の



表 3.4.13 遷移軌道投入誤差

誤 差 成 分	値	$\sigma$ レベル
軌道半径 ( $\delta R$ )	3 km	2.17 $\sigma$
経 度 ( $\delta \theta$ )	0.15 deg	1.24 $\sigma$
赤 緯 ( $\delta \phi$ )	0.15 deg	0.85 $\sigma$
慣性速度 ( $\delta V_i$ )	3 m/sec	0.62 $\sigma$
慣性速度 ( $\delta V_i$ )	15 m/sec	3.12 $\sigma$
飛行経路角 ( $\delta \tau$ )	0.5 deg	
飛行方位角 ( $\delta \sigma$ )	0.5 deg	

\*) H-I ロケット静止軌道ミッション遷移軌道投入時における誤差を基準とする。

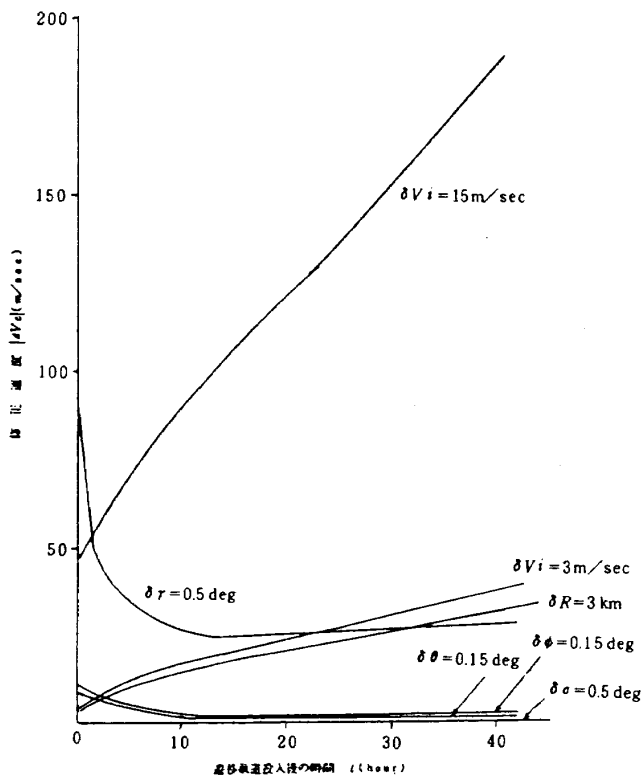


図 3.4.23 遷移軌道投入後の時間経過に対応した修正速度

場合のそれぞれの感度係数  $|\partial \bar{B} / \partial \bar{V}_c|$  を示す。図より慣性速度誤差 3 m/sec と軌道半径誤差 3 km の場合はほぼ同程度の感度係数を持つことがわかる。

以上のデータを基にして、間隔比手法によって計算すると、表 3.4.12 のマヌーバ誤差の標準偏差と最終ターゲット誤差 60 km 以内という条件から、修正回数は 2 回で、最終の修正時刻  $t_N (= t_2)$  は  $t_N \geq 70$  (時間) となる。また、第 1 回の修正時刻  $t_1$  は遷移軌道投入後 10 時間まではデータが揃わないとして  $t_1 \geq 15$  (時間) とする。しかし、第 2 回の修正時

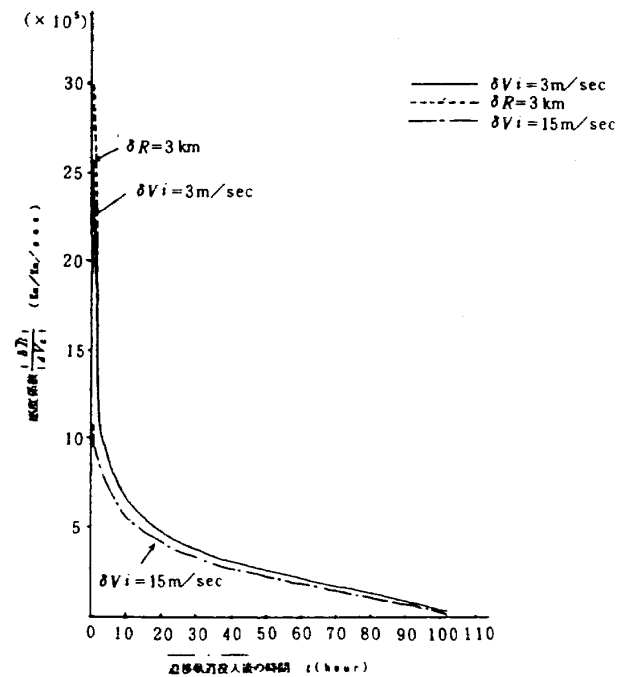


図 3.4.24 飛行時間と感度係数の関係

刻の 70 時間目の軌道修正は地上局からの可視領域に入っていない。

従って、可視領域を考慮して、

1) ケース 1  $t_1 = 15$  (時間),  $t_N = t_2 = 65$  (時間)

2) ケース 2  $t_1 = 15$  (時間),  $t_N = t_2 = 90$  (時間)

について検討した結果を表 3.4.14 に示す。表には参考のため  $t_N = 70$  (時間) の場合 (第 1 回修正時刻 16 時間, 第 2 回修正時刻 70 時間の解は、米国のルナー・オービタ・ミッションの修正時刻に一致している。) を併記した。表から明らかのように、平均速度修正量  $E\{|\Delta \bar{V}_K|\}$  は  $t_N$  が 65 時間と 90 時間の場合ほぼ同程度であるが、ターゲット誤差は 90 時間の場合が 65 時間の場合の約半分になっている。また慣性速度誤差のレベルを変えた場合でも、全修正回数は 2 回である。

以上から、地上追跡網の展開、マヌーバ精度等もまだ確定していないので参考にすぎないが、遷移軌道投入後 15 時間目と 90 時間目の 2 回軌道修正を行なうことは妥当であると言える。

### 3.4.2.3 ターミナル・フェーズ誘導方式

#### (1) ターミナル・フェーズ誘導の概要

ターミナル・フェーズ誘導の主な目的は、ミッドコース軌道修正の結果に基づき、ミッション目的、及び要求条件、制約条件を満足するような目的軌道を

表 3.4.14 ミッドコース軌道修正時刻の比較

		慣性速度誤差 ( $\delta V_i = 3\text{m/sec}$ )			慣性速度誤差 ( $\delta V_i = 15\text{m/sec}$ )		
		$t_N$ 65時間	$t_N$ 70時間	$t_N^{(2)}$ 90時間	$t_N$ 65時間	$t_N$ 70時間	$t_N^{(2)}$ 90時間
全 修 正 回 数		2	2	2	2	2	2
修正時刻	第 1 回	15時間	16時間	15時間	15時間	17時間	15時間
	第 2 回	65時間	70時間	90時間	65時間	70時間	90時間
ターゲット誤差標準偏差		56 km	54 km	27 km	48 km	45 km	21 km
平均速度修正量 $^0)E(\Delta \bar{V}_c)$		15.6m/sec	16.1m/sec	16.4m/sec	838m/sec	89.4m/sec	85.2m/sec
投入時ターゲット誤差 ( $\sigma_{B0}$ )		10407 km			50000 km		

$$〔注1〕 \quad E(|\Delta V_c|) = \sqrt{\frac{2}{n}} \left\{ \sqrt{\sigma_E^2 + \frac{\sigma_{B0}^2}{(\partial B(t_1)/\partial V)^2}} + \sigma_E \sqrt{1 + \left( \frac{\partial B(t_1)/\partial V}{\partial B(t_2)/\partial V} \right)^2} \right\}$$

$\sigma_E$  : 軌道修正実行による速度誤差 = 0.3 m/sec

〔注2〕  $t_N = 90$  時間の修正時刻は、可視領域内で設定した。  
他は Breakwell の手法による。

達成することにある。ターミナル・フェーズ誘導を行なう場合

- ① 初期(目的)軌道投入マヌーバ
- ② 軌道微調整マヌーバ(目的軌道形成マヌーバ)
- ③ 軌道保持マヌーバ

の3段階のマヌーバが考えられる。(表2.3.6参照)

月(惑星)接近軌道と周回軌道の幾何学的関係を図3.4.25に示す。

燃料費趣量の最適化を考えた場合、ミッドコース・フェーズ誘導段階で、周回軌道の軌道面の制御(特に周回軌道傾斜角*i*の制御)をあらかじめ行なっておいて、ターミナル・フェーズ誘導では、接近双曲線軌道から周回軌道への減速、及び軌道面内パラメータの制御を行なうことが望ましい。従って、ミッドコース軌道修正により、図3.4.25に示す適切な接近双曲線軌道、及び軌道面を形成し、この双曲線軌道の惑星(月)最接近点(初期目的軌道の近接点高度 $h_p$ になる様にする)付近で逆噴射モータ点火を行ない探査機を速度を減速し、目標とする

軌道に投入する(初期目的軌道投入マヌーバ)ことがターミナル・フェーズ誘導の第1の目的となる。この時、通常は軌道投入マヌーバ誤差、及び惑星の重力場等の不確定性による軌道決定誤差により、初期目的軌道に誤差を持つため、必要な観測を行なった後に軌道微調整マヌーバで最終目的軌道(ミッション軌道)へ投入することになる。さらに、必要とあれば、要求された観測期間中に目的とする軌道を維持するために軌道保持マヌーバを行なう。以上が、月・惑星周回ミッションにおけるターミナル・フェーズ誘導の全体的なプロセスである。

#### (2) 初期(目的)軌道投入マヌーバ誘導方式

初期(目的)軌道のための誘導は、接近双曲線軌道に対して、逆噴射モータを使用して減速することにより初期(目的)軌道における最接近点で、必要な周回軌道速度に達するようにすればよい。

これは、図3.4.26を参照して、

$$\bar{V}_{B0} = \bar{V}_0 + \Delta \bar{V}_g + \Delta V \quad (3.4.45)$$

$\bar{V}_0$  : 逆噴射モータ点火時速度

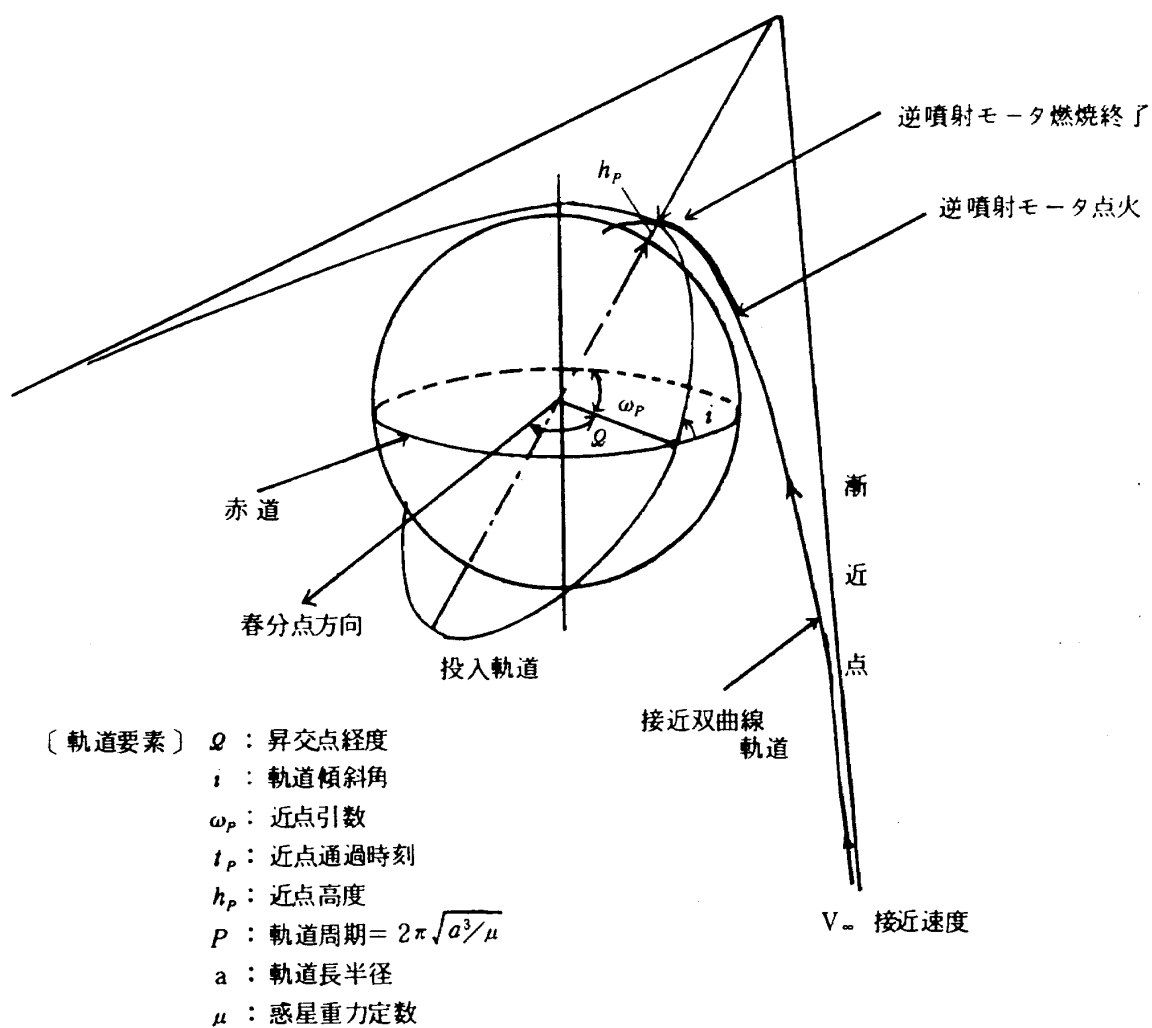


図 3.4.25 月(惑星)接近軌道と周囲軌道の幾何学的関係

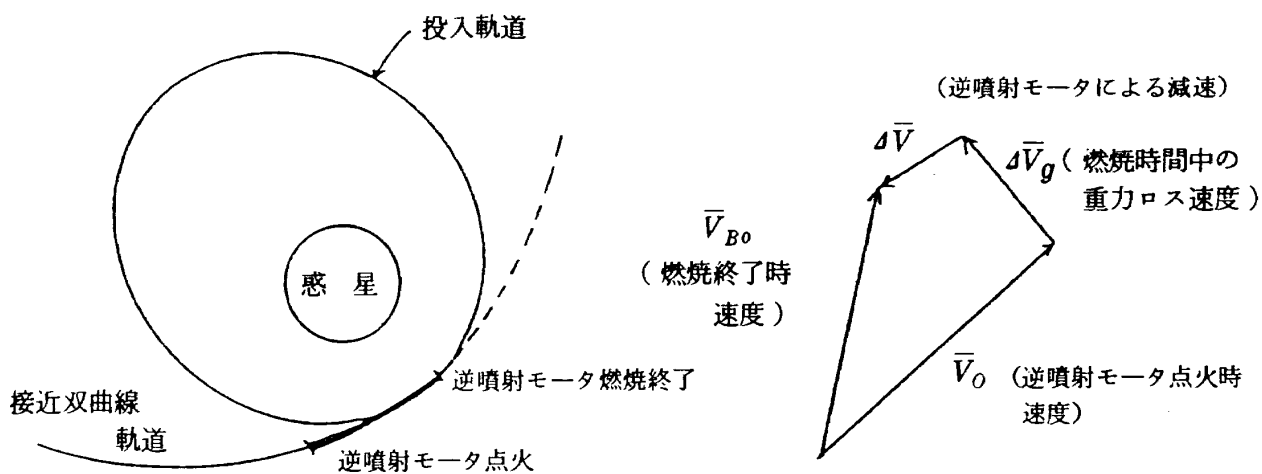


図 3.4.26 初期(目的)軌道投入の幾何学的関係

$\Delta \bar{V}_g$  : 逆噴射モータ燃焼時間中の重力ロス速度

$\Delta \bar{V}$  : 逆噴射モータによる減少速度

$\bar{V}_{B0}$  : 逆噴射モータ燃焼終了時速度(目的速度)  
を満足する  $\Delta \bar{V}$  を求めれば良く、他の誘導フェーズにおける考え方と同様であり、イタレーション手法で求めることができる。

この初期(目的)軌道投入マヌーバの場合、例えば、探査機の逆噴射モータ推力が約 45 kg 程度の時(ルナー・オービタ)、高度 200 km の円軌道に投入するためには、燃焼時間が約 13~15 分(ただし探査機重量、比推力により変化)を必要とし、この結果燃焼時間中の重力ロス速度  $\Delta \bar{V}_g$  が他のマヌーバ時よりはるかに大きくなる。慣性的に固定された推力ベクトルについて考えると、推力  $T$  が探査機重量  $W_0$  (燃料重力も含む)に対して比較的小さい時、すなわち  $T/W_0$  が小さいほど重力ロスが大きくなり、そのため、理想的にインパルス推力として考えた場合の消費燃料重量より、実際の消費燃料重量の方が数%大きくなる。従って  $T/W_0$  を大きくした方が重力ロス速度が小さく経済的である。一方では、 $T/W_0$  を大きくすることは、マヌーバ実行誤差を大きくするという制御上の問題点があるために、 $T/W_0$  をそれ程大きくはできない。しかし、推力ベクトルを一定レートでピッチオーバーさせる方式を採用すると、推力ベクトルを慣性的に固定した時よりも重力ロス速度が小さくなることがわかっている。

従って、ターミナル・フェーズにおける、周回軌道投入マヌーバの誘導方式としては、燃焼時に推力ベクトルを一定レートでピッチオーバーさせる方式を採用することが望ましい。

### (3) 軌道微調整マヌーバ誘導方式

探査機が目標惑星(月)に近づくに従って、軌道における不確実性が増すことと、目的軌道投入マヌーバ実行誤差が発生することに原因して、多くの場合投入後の軌道が目的軌道と一致していない。また、最終目的軌道(ミッション軌道)に厳しい要求・制約条件がついている場合(本報告の様に高度 100 km の円軌道で、かつ極軌道という場合)には、ミッドコース軌道修正の実行誤差等を考慮して、まず最終目的軌道(ミッション軌道)と同じ軌道面を有する初期周回軌道に投入し、次に軌道面内修正を行なっ

て目的軌道を形成する方法をとる。

このため、最終的なマヌーバとして軌道微調整マヌーバを実施し、目的軌道を形成する計画を立案する必要がある。この場合、投入後軌道が目的軌道に対しさまざまな変動要因を持つため、マヌーバのために一意的な誘導方式を考えるよりも、現在の軌道と目的軌道の違いにあわせて、種々の誘導方式を準備して、そのうちから場合に応じて選択できるようにすることが望ましい。誘導方式の選択に関しては、マヌーバ時の探査機と地上局との通信、修正回数、実行誤差、軌道推定誤差等を考慮して、燃料消費を最小におさえ、ミッションの成功確率をできるだけ高くするように選択することが望ましい。

軌道面内の微調整マヌーバ方式に関しては、2.3.3 節の表 2.3.7 に示したので参照されたい。

もし、ミッドコース軌道修正の結果、目的軌道面が形成されていなかった場合、あるいは、ターミナル・フェーズの第 1 段階で投入された周回軌道面が種々の要因で目的軌道面からずれを生じた場合には、軌道面の微調整を行なわなければならない。軌道面の微調整マヌーバには、軌道傾斜角だけを微調整する場合と、軌道傾斜角及び昇交点経度の両方を微調整する場合の 2 種類があるが、いずれの場合も 1 インパルスで実行でき、目的軌道面と現在の軌道面との交点(2 個所のいずれか一方)で、適切な速度修正ベクトル  $\Delta \bar{V}$  をインパルスの的に与えればよい。なお 2 つの場合の違いは、軌道傾斜角だけを調整する場合の交点が、月(惑星)の赤道面上に位置することである。

### (4) 軌道保持マヌーバ誘導方式

軌道保持マヌーバは、要求された観測期間中に目的軌道が、種々の要因によって変化して行くのを修正して目的軌道を維持するためのマヌーバで、方式は軌道微調整マヌーバと同じである。

#### 3.4.3 追跡管制技術

探査機の打上げからミッション終了までの期間、探査機の追跡管制を行なうことを目的とした地上系の運用プログラムに必要な機能の概略に関して述べる。

##### 3.4.3.1 追跡管制運用プログラムの概要

月・惑星探査用の追跡管制プログラムは、図 3.4.

27に示すように、次の4つのプログラムに分けられる。

- 1) 軌道系プログラム。
- 2) 姿勢系プログラム。
- 3) マヌーバ系プログラム。
- 4) ハウスキーピング(HKと略す)データ処理プログラム。

図には各プログラム間の情報の流れを示してある。

各プログラムの目的と、必要な機能を一覧表にして表3.4.15に示す。姿勢系プログラムについては、地上系運用プログラムの体系が探査機の姿勢制御方式に大きく依存する。

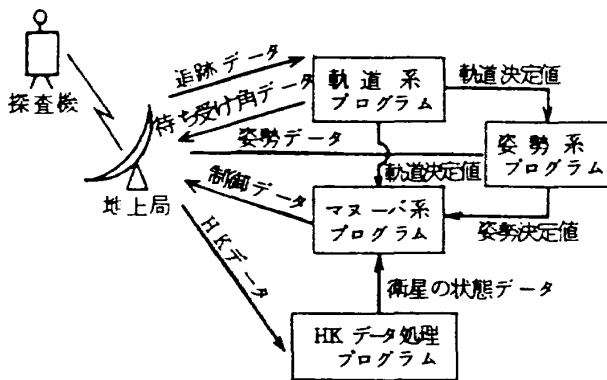


図 3.4.27 地上系運用プログラム

### 3.4.3.2 軌道系プログラム

軌道系プログラムは追跡局から送られて来る追跡データをもとに、与えられた時刻における探査機の位置、速度を決定し、さらに追跡局用にアンテナ待受け角等の予報データを作成することを目的とする。ここで得られた探査機の位置、速度は、姿勢系プログラム、及びマヌーバ系プログラムへの入力情報となる。

軌道系運用プログラムの構成と必要機能、及びその解説を表3.4.16にまとめた。

軌道系プログラムの中心をなすのは軌道決定プログラムであるが、その機能を支えるものは、推定法、運動モデル、積分法、推定パラメータの4項目である。

推定法としては、月・惑星間ミッションの場合、長時間の大量のデータをまとめて処理できるバッチ・フィルタ(batch filter)か、あるいは、データ取得毎のsequentialな処理と、データがある程度まとめて処理するbatch-sequentialな処理の両方が可能で、かつフィルタの発散を防ぐ方式の平方根フィルタ(square-root filter)を採用するのがよいと考えられる。

運動モデルとしては、表3.4.17に示すような摂動

表 3.4.15 追跡管制運用プログラム

	プログラムの目的	必要機能	備 考
軌道系プログラム	軌道プログラムは追跡局から送られて来る追跡データをもとに、与えられた時刻における探査機の位置、速度を決定し、さらに追跡局用にアンテナ待受け角等の予報データを作成することを目的とする。ここで得られた探査機の位置、速度は、姿勢系プログラム、及びマヌーバ系プログラムへの入力情報となる。	1) 追跡データの前処理 2) 軌道決定、パラメータ推定 3) 軌道伝播及び誤差伝播の計算 4) パラメータ変換 5) 軌道予測 6) 天体エフェメリス作成 7) 擬似データ作成	・ 1)～5)の機能は運用時に用いられる機能 ・ 6)の機能は事前に必要とされるもので作成データを運用時に補間して使用される。 ・ 7)の機能は、運用訓練時に必要となる機能。
姿勢系プログラム	探査機から送信されてくる姿勢検出用データを処理して姿勢決定を行なうとともに、姿勢制御の時期および大きさを求める (姿勢系プログラムについては、地上系運用プログラムの体系が探査機の姿勢制御方式に大きく依存する。)	1) 姿勢系テレメトリ・データの前処理 2) 姿勢決定の機能 3) 姿勢制御確認の機能 4) 姿勢シミュレーション機能 5) 姿勢系データ作成	・ 1)～3)の機能は運用時に用いられる機能 ・ 4)、5)の機能は、運用訓練時に必要 ・ スピン安定方式の場合は、姿勢決定は通常地上で行なわれる。 ・ 3軸安定方式の場合には、姿勢決定は探査機上で行なわれ、姿勢制御を行なった時刻および大きさについては地上での確認する。
マヌーバ系プログラム	運用上でのマヌーバ系プログラムのもつ役割は、軌道決定系及び姿勢決定系のプログラムから得られる探査機の状態をもとに、ミッション条件を満足させるのに必要なマヌーバ量及びマヌーバ時刻を決めることである。	1) マヌーバ時刻とマヌーバ量の計算 2) マヌーバ時の条件の計算 3) 必要燃料、残存燃料の計算 4) マヌーバ時の地上からの可視性の検討 5) マヌーバ誤差の解析	・ 表3.4.20参照
ハウスキーピング・データ処理プログラム	本プログラムは探査機内部の状態を示すデータ(温度、タンク圧等)の処理を行うプログラムである。ここで得られたデータの一部は、マヌーバ系プログラムの入力データとなる。	1) テレメトリ・コマンドデータの前処理 2) テレメトリ・データの処理 3) コマンドデータの処理 4) データ出力表示 5) 各種データの累積保存	

表 3.4.16 軌道系運用プログラムの構成と必要機能

	軌道系プログラムの必要機能	説 明
前 処 理 プログラム	(1) 追跡データの前処理機能	<p>各追跡局から送られて来る追跡データを軌道決定し易い形に編集し直し、必要な補正を行なう機能である。</p> <p>①各追跡局からデータ編集 ②不良データの棄却およびデータの圧縮 ③データの時刻順編成 ④データ時刻の補正（衛星上の時刻に直す） ⑤大気および電離層による屈折の補正</p>
軌 道 決 定 プログラム	<p>(2) 軌道決定、パラメータ推定の機能</p> <p>(3) 軌道伝播および誤差伝播の機能</p> <p>(4) パラメータの変換の機能</p>	<p>追跡データをもとに探査機の位置、速度を推定し、さらに運動モデル、観測モデル中の各種パラメータの推定を行う機能である。この機能を支えているものは、推定法、運動モデル、積分法、推定パラメータの4項目である。</p> <p>本機能は、軌道決定のエポックと異なる任意のエポック（例えばマヌーバ時刻）における探査機の位置と速度及び軌道決定誤差共分散行列を求めるための機能である。</p> <p>本機能は、探査機の位置及び速度を、目的に応じた各種パラメータに変換する機能である。</p>
軌 道 予 測 プログラム	(5) 軌道予測の機能	<p>本機能は、軌道決定により得られた探査機の位置及び速度を初期値として探査機の軌道を予測し、これをもとに、追跡データ取得計画にもとづいて追跡局のアンテナ待ち受け角を計算し、追跡局へ送信する機能である。</p>
天体エフェメ リス作成プ ログラム	(6) 天体エフェメリス作成の機能	<p>本機能は、前述の(2)の中の運動モデルにおいて必要な天体の位置を計算する機能である。この位置を精度よく求めるには、計算時間がかかりかかるため、前以ってファイルにデータを作成しておき、運用時には、そのデータを補間して使用する。</p> <p>又、軌道系プログラムで用いられる基準座標面のパラメータとして、地球の才差、章動の値の計算も、本機能に含める。</p>
擬似データ 作成プログ ラム	(7) 擬似データ作成の機能	<p>追跡管制業務が支障なく行なわれるためには、運用訓練が必要である。そのためには、軌道系プログラムに関しては、追跡データが必要となる。本機能は、この追跡データの擬似データを作成する機能である。</p> <p>この擬似データは、軌道系プログラムのデバッグにも用いられる。</p>
備 考	追跡データの前処理機能のうち③、④、⑤の項目に関しては探査機の位置情報が必要であり、それは軌道決定プログラムの推定の過程で得られる。	

力を考慮する必要がある。

積分法としては、運動方程式を精度よく解かねばならぬので、多段階積分法である Cowell 法や Gauss-Jackson 法、あるいは Krogh-Gordon-Shanpine

表 3.4.17 月・惑星間ミッションの運動モデルとして考慮する摂動力

- 1) 太陽・月・惑星の引力
- 2) 太陽重力ポテンシャル  $J_2$  項
- 3) 近くの惑星（地球，月を含む）の重力場の歪み
- 4) 制御力
- 5) 太陽輻射圧
- 6) 太陽輻射圧の月・惑星面からの反射による加速度
- 7) 地球潮汐（月・太陽の影響により地球が変形することによる摂動力）
- 8) 一般相対性理論の効果
- 9) 三軸姿勢制御およびガス洩れによる加速度

表 3.4.18 月・惑星間ミッションにおいて、運用上必要と思われる推定パラメータ

- ① エポックにおける探査機の位置、速度
- ② 月重力場の調和係数
- ③ 太陽輻射圧の反射係数
- ④ 観測値バイアス
- ⑤ タイミング・バイアス
- ⑥ ドップラー発振周波数
- ⑦ 追跡局位置
- ⑧ 地球半径（月のエフェメリスに影響）
- ⑨ 月および地球一月の質量中心の接触軌道要素
- ⑩ 地球，月の重力定数
- ⑪ 制御力，姿勢制御等に関するパラメータ
- ⑫ 天文単位（AU）
- ⑬ 惑星の接触軌道要素
- ⑭ 惑星の重力係数
- ⑮ 惑星の重力調和係数
- ⑯ UT と ET の変換に関するパラメータ
- ⑰ UTC から追跡局における AT への変換パラメータ
- ⑱ 光速
- ⑲ relativity パラメータ（ $r$ ）

註 1) ①～⑪のパラメータは月ミッションに必要である。

2) ⑫以降のパラメータは惑星間ミッションで必要となる。

法などが考えられる。

月・惑星間ミッションにおいて、探査機の位置、速度を推定するだけでなく、さらに運動モデル、観測モデル中の各種パラメータを推定する必要がある。月・惑星ミッションにおいて、運用上必要と思われる推定パラメータを表 3.4.18 にリスト・アップした。表中の①～⑪までのパラメータは月ミッションに必要であり、⑫以降は惑星間ミッションで必要と考えられる。

### 3.4.3.3 姿勢系プログラム

姿勢系プログラムについては、地上系運用プログラムの体系は探査機の姿勢制御方式に大きく依存する。スピン安定方式の場合は通常地上で姿勢決定が行われることが多く、三軌制御方式の場合は通常探査機上で姿勢決定が行われている。姿勢系プログラムの必要機能については、前出の表 3.4.15 を参照されたい。また姿勢系プログラムの構成については表 3.4.19 に示す通りである。

### 3.4.3.4 マヌーバ系プログラム

マヌーバ系プログラムの役割は、軌道決定系及び姿勢決定系プログラムから得られる探査機の状態をもとに、ミッション要求・制約条件を満足させるに必要なマヌーバ量、及びマヌーバ時刻を決定するこ

表 3.4.19 姿勢系運用プログラムの構成

#### 姿勢系プログラム

- ① 姿勢決定プログラム
  - ・姿勢系テレメトリー・データの前処理
  - ・概略姿勢決定
  - ・統計的姿勢決定
- ② 姿勢制御確認プログラム
- ③ 姿勢データ生成プログラム
  - ・スピン安定モード精姿勢シミュレーション
  - ・スピン安定モード粗姿勢シミュレーション（姿勢予測）
  - ・3軸安定モード姿勢シミュレーション
  - ・姿勢系データ生成

表 3.4.20 マヌーバ系運用プログラムの構成と必要機能

	プログラムの目的	必要機能
ミッドコース軌道修正 マヌーバプログラム	ミッドコースマヌーバの時刻と修正量を定めるため、種々のパラメーターの特性を計算する。	① 指定されたガイダンス方式に従って、マヌーバの時刻、マヌーバ修正速度、ガイダンス方式から定まるパラメータの関係を計算する。 ② マヌーバ実行に付随する条件を計算する。 ③ マヌーバ修正燃料、残存燃料を計算する。 ④ 地上局から可視状態であるマヌーバ時間の範囲も計算する。
月軌道投入マヌーバプログラム	月接近軌道の変化に対して最適な月軌道投入の条件を計算する。	① 接近双曲線軌道を固定したとき、その軌道上で投入時刻と逆噴射の方向を変化させ投入後の軌道が目的の月周回軌道に最も近いものを与える投入の時刻とその方向を計算する。 ② マヌーバ必要燃料、残存燃料を計算する。 ③ 投入前後での軌道要素も計算する。 ④ 投入時刻前後の地上局からの可視範囲の計算
軌道トリム（微調整） ・マヌーバプログラム	月軌道投入後の軌道から目標軌道への変換を計算する。	① トリムの時刻と修正量を求める。 ② トリム・マヌーバ時の条件を計算する。 ③ マヌーバ必要燃料、残存燃料も各マヌーバ時に計算する。 ④ マヌーバ前後での地上局からの可視時間帯も計算する。 ⑤ マヌーバ前後の軌道要素も計算する。
軌道保持マヌーバプログラム	月周回軌道を長期にわたって生成し探査機の長期的な軌道を予報し、限界の高度にまで落ちてくる時の時刻とその時の軌道からもとの周回軌道に移すときの修正速度を計算する。	① 軌道保持マヌーバをいつ、どれだけ行なうかを長期的な軌道生成を行なって計算する。 ② マヌーバ必要燃料、残存燃料も各マヌーバ時に計算する。 ③ マヌーバ前後での地上局からの可視時間帯も計算する。 ④ マヌーバ前後の軌道要素も計算する。
マヌーバ検証プログラム	マヌーバ計画で求められたマヌーバ実行時間、マヌーバ修正速度に対しそれらの値の妥当性を検証する。	① マヌーバ・モーター又は逆噴射モーターの推力のハード条件から、マヌーバ計画で定まったマヌーバ修正速度を探査機のハードの変数に変換する。 ② マヌーバ時刻と上で計算されたマヌーバ修正量をもとに高精度の軌道生成を行なう。 ③ マヌーバ時刻での可視範囲を厳密に求め、観測局の時刻に対応する位置及び、その観測局から見た探査機のドップラースhiftを計算する。
マヌーバ誤差解析プログラム	投入誤差、マヌーバ誤差の伝播特性を計算する。	① 誤差共分散行列を使ってマヌーバ時の誤差を伝播させ、目標での誤差の広がり进行計算する。 ② 種々の誤差要因を考慮して軌道のシミュレーションを行ない、ミッション達成の可能性を検討する。



とである。

マヌーバ系運用プログラムの構成と各プログラムの目的及び必要機能をまとめて表3.4.20に示す。表の上4つのプログラムは誘導の各フェーズに対応したマヌーバ計画プログラムであり、マヌーバ計画で求められたマヌーバ実行時期、マヌーバ修正速度に対し、それらの値が、實際上妥当であるか否かをマヌーバ検証プログラムで検討し、さらに、マヌーバ誤差解析プログラムにより、マヌーバ実行誤差の検討を行なう。その結果 OK であれば、計画された時刻にマヌーバを実行する。

#### 4. あとがき

将来の日本における深宇宙探査の問題点を探るために、航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団による共同研究「月・惑星探査技術の研究」は、昭和54年度から56年度までの3年間にわたって行われた。

この研究の目的は、地球外天体および惑星間空間の科学探査や資源探査ミッションを想定して、主として技術的側面からの調査検討を行い、今後開発すべき問題点を探ると共に、深宇宙探査の基本的技術を修得することにあった。そして主題として取上げたミッションが、科学探査と共に資源探査も目標にした、極軌道を回るオービタによる月面探査であった。

本報告に示した「リモートセンシング技術による月の探査ミッション」はその結果である。もちろん、これでミッション達成に必要なすべての面をカバーしているわけではないが、今後我が国において同種のプロジェクトを実施する場合には、十分利用可能な基礎的資料を得ることができた。

なおこの共同研究は次の各会社の支援のもとに行われた。

三菱スペース・ソフトウェア㈱

日本電気㈱

日本ビジネスコンサルタント㈱

理学電気工業㈱

富士通㈱

共同研究実施の段階では宇宙開発事業団の松田敬、高塚均、遠藤栄一、忽滑谷基、山田重雄、田中俊輔、山形史朗、倉益俊一、小嶋正弘、岩崎信夫の諸氏に

協力を頂いた。また研究の途中で、討論や資料の提供などで非常に多くの方々の協力を得た。特に月探査の科学的な意義に関して、東京大学理学部鉱物学教室・武田弘、同じく地球物理学教室・松井孝典、名古屋大学理学部地球科学教室・水谷仁、工業技術院地質調査所・倉沢一、宇宙科学研究所・柳沢正久の諸氏より貴重な資料、コメントを頂いたことに感謝いたします。

#### 参 考 文 献

- (1) S.G. Brush; Nickel for your Thoughts: Urey and the Origin of the Moon, Science, Vol. 217, No. 4563, 3 Sept., 1982.
- (2) S.R. Taylor; Structure and Evolution of the Moon, Nature Vol. 281, 13 Sept., 1979.
- (3) 水谷 仁; 月の内部構造・進化・成因, 古在由秀編, 月と小惑星(現代天文学講座2), 恒星社, 昭和54年.
- (4) ESA; Polar Orbiting Lunar Observatory Assessment Study, 1979.
- (5) JPL; Project Plan for Lunar Polar Orbiter 1980 Mission, 1976.
- (6) A.S. Liu and P.A. Laing; Lunar Gravity Field as Determined by Orbiters, Space Research XII, 1972.
- (7) JPL; Tri-spin Spacecraft-Commonality for Terrestrial Planet Exploration, June 17, 1976.
- (8) 航空宇宙技術研究所, 宇宙開発事業団; 共同研究成果報告書「月・惑星探査技術の研究」, 昭和55年3月.
- (9) 科学技術庁航空宇宙技術研究所, 宇宙開発事業団; 共同研究成果報告書「月・惑星探査技術の研究」, 昭和56年6月.
- (10) 宇宙開発事業団; 「H-I 打上げ能力」昭和55年11月.
- (11) 宇宙開発事業団委託業務成果報告書, 慣性誘導装置開発基礎試験 (1) 計算機プログラムの開発, SSプログラムの開発成果, 三菱スペースソフトウェアK.K., 1979年3月.
- (12) 宇宙開発事業団委託業務成果報告書, 誘導用計算機プログラムの開発(その1) HSSP検証

- 試験成績書, 三菱スペースソフトウェアK.K., 1980年3月.
- (13) C.E. Kohlhass; Launch-On-Time Analysis for Space Missions, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 14, Academic Press, 1964.
  - (14) N.E. Schwalm; Boost Vehicle Trajectories for Ranger and Mariner Programs, Progress in Astronautics and Aeronautics, Academic Press, 1964.
  - (15) J.G. Reid and W.R. Lee; Launch-to-Mission Completion Targeting for Ranger and Mariner Missions, Progress in Astronautics and Aeronautics, Academic Press, 1964.
  - (16) Boeing Co., Ltd.; Lunar Orbiter I, NASA CR-782, 1967.
  - (17) Boeing Co., Ltd.; Lunar Orbiter II, NASA CR-883, 1967.
  - (18) Boeing Co., Ltd.; Lunar Orbiter IV, NASA CR-1092, 1967.
  - (19) Boeing Co., Ltd.; Lunar Orbiter V, NASA CR-1142, 1967.
  - (20) A. Ghaffari; Multiple Midcourse Maneuvers in Interplanetary Guidance, Astronautica Acta, Vol. 14, No. 3, pp. 267 ~ 273, 1969.
  - (21) G.R. Hintz, D.L. Farless, M.J. Adams; Viking Orbit Trim Maneuvers, J. Guidance and Control, Vol. 3, No. 3, pp. 193 ~ 194, 1980.
  - (22) C.E. Hildebrand, et al.; Viking Satellite Orbit Determination, J. Guidance and Control, Vol. 1, No. 6, pp. 385 ~ 386, 1978.
  - (23) R.T. Mitchel, W.J. O'neil; Maneuver Design and Implementation for Mariner Mission, J. Spacecraft and Rocket, Vol. 10, No. 11, pp. 723 ~ 730, 1978.
  - (24) Space Trajectories Error Analysis (STEAP) Programs, Vol. I- Analytic Manual, Martin Marietta Corp., Dec. 1971.
  - (25) Design and Implementation of Models for the Double Precision Trajectory Program (DPTRAJ), JPL, Apr. 1971.
  - (26) Mathematical Formulation of the Double-Precision Orbit Determination Program (DPODP), JPL, May 1971.
  - (27) Mathematical Theory of the Goddard Trajectory Determination System, Goddard Space Flight Center, Apr. 1976.
  - (28) 松島, 志甫, 村田, 武内; 宇宙飛行体の汎用軌道解析用プログラム STANPS, 航技研 TM-359, 1978.
  - (29) J.R. Arnold(ed.); Summer workshop on Near-Earth Resources, NASA CP-2031, 1978.

---

## 航空宇宙技術研究所報告755号

昭和58年4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

---