

宇宙開発事業団技術報告

月面着陸実験機の構想

1997年2月

宇宙開発事業団

宇宙開発事業団技術報告

NASDA Technical Memorandum

月面着陸実験機の構想

Planning of Moon Landing Experiment

板垣 春昭
Itagaki, Haruaki

滝沢 悦貞
Takizawa, Yoshisada

青木 宏
Aoki, Hiroshi

名村 栄次郎
Namura, Eiji

宜野座 朗
Ginoza, Akira

館野 直樹
Tateno, Naoki

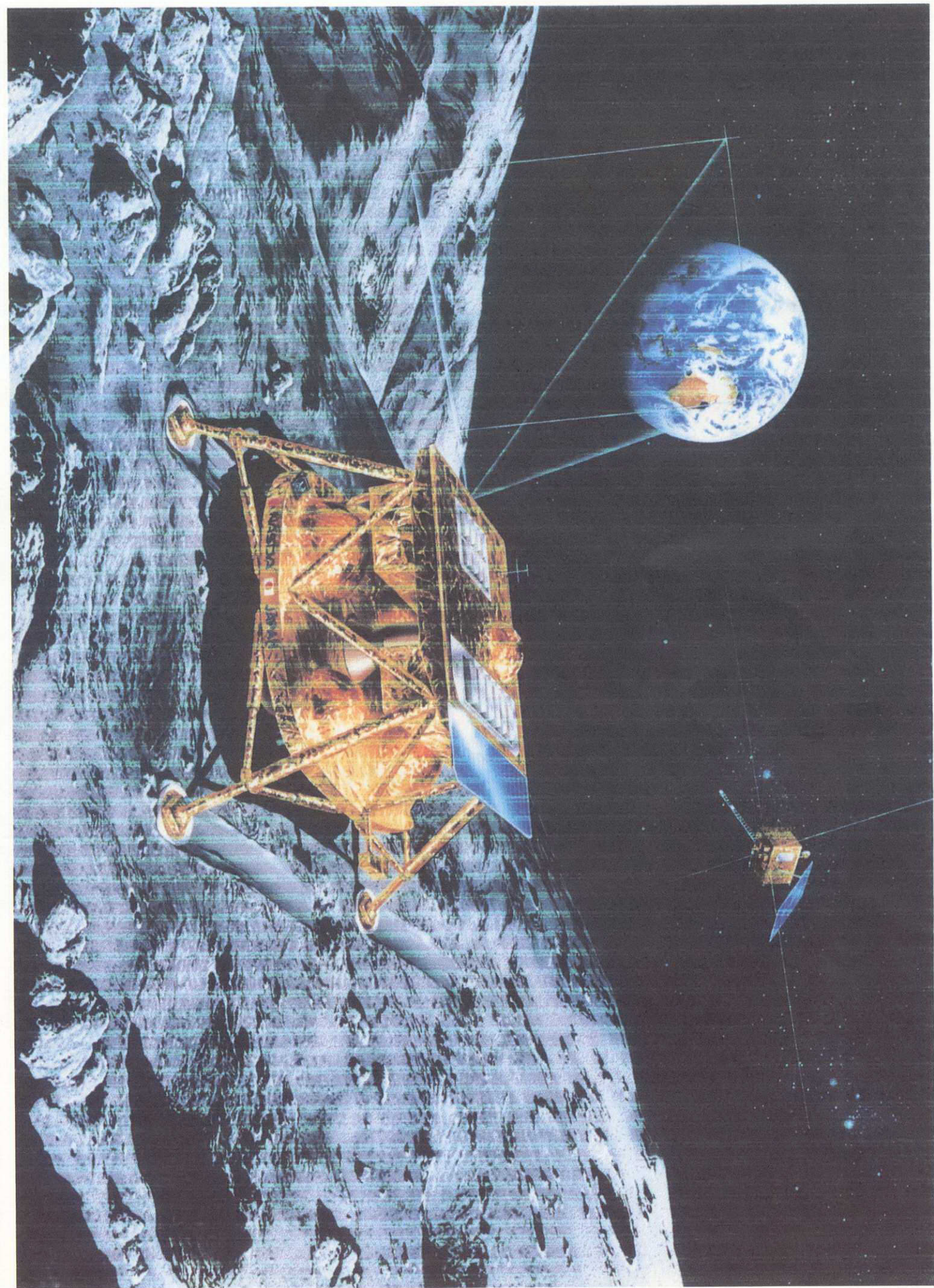
木下 貴博
Kinoshita, Takahiro

疋田 澄夫
Hikida, Sumio

技術研究本部システム技術研究部未来宇宙システム研究部
Future Space Systems Laboratory, Systems Engineering Department,
Office of Research and Development

宇宙開発事業団

National Space Development Agency of Japan



目 次

1. 概要	1
2. 検討の前提および技術課題	2
2.1 着陸ミッションのシナリオおよび開発ステップ	2
2.2 検討の前提	3
2.3 着陸実験機の技術課題	5
3. システム構想	10
3.1 構想図	10
3.2 システム緒元	10
3.3 ミッションプロファイル	14
3.4 ミッション機器概要	17
4. システム解析	18
4.1 重量解析	18
4.2 飛行解析	20
4.3 推進系解析	28
4.4 通信解析	32
4.5 電力解析	38
4.6 熱解析	41
5. サブシステム検討	49
5.1 構体系	49
5.2 熱制御系	55
5.3 推進系	57
5.4 航法誘導制御系	63
5.5 障害物回避系	67
5.6 通信データ処理系	72
5.7 電力系	76
6. まとめ	81

1. 概要

月面を拠点とする宇宙活動は、宇宙科学の発展や人類の活動領域の拡大など、人類共通の利益をもたらす。このため、月を科学し、月資源の利用の可能性を調査するとともに、このような活動を可能とする基盤技術を開発することが必要である。

本資料は、人類の月面活動に必須となる月面着陸技術の修得および一部月面探査ミッションを目的とした月面着陸実験機についてその飛行計画、システム概念、ミッション計画、技術課題等をまとめたものである。本機は、H-II Aロケットで打ち上げられる月周回観測衛星に便乗し、月周回軌道上で分離され、月面に軟着陸し、その後、約1年間VLBI電波源等を運用することを想定した。実現するためには、ロケットエンジン逆噴射による降下制動技術、月面に対する自身の位置・速度・姿勢を直接検知し、それらを自律的にかつリアルタイムで制御する技術等が必須となり、将来的には、月面移動探査機やサンプルリターン、月面天文台等のミッションを実施するための基盤技術となる。

2. 検討の前提および方針

2. 1 着陸ミッションのシナリオおよび開発ステップ

現有H-II ロケットを用いた場合、月遷移軌道に約 2.8ton を投入可能である。着陸機に2液式エンジンを搭載した場合、約 1ton を月面に着陸させることができる。途中経路における必要増速量 (ΔV) を図 2-1 に示す。液酸液水エンジンを用いた場合には、着陸重量は 1.4ton とおおよそ5割増となる。H-II ファミリを用いた各ケースの着陸重量を下表に示す。

打ち上げ機		月遷移軌道 投入重量 (ton)	月周回軌道 投入重量 (ton)	月面着陸 重量 (ton)
現有 H-II ロケット		2.8	2.2 /2.0	1.4 /1.0
H-II A	(2 ton 級)	2.8+	2.2+ /2.0+	1.4+ /1.0+
同上	(3 ton 級)	4.2	3.4 /3.1	2.1 /1.6
同上	(4 ton 級)	5.6	4.5 /4.1	2.9 /2.1

枠内上段：液酸液水／下段：2液エンジン

4ton 級H-II Aでは、約 3ton を月面に着陸し得る。その1/2強がペイロードと考えてよい。将来の有人ミッションを考えた場合には、10ton を超えるアポロ着陸機の規模が必要となるが、500kg 級移動探査機、1ton 級月面望遠鏡等を輸送する無人ミッションを前提とすれば十分達成可能な範囲となる。このような発展性を考慮した着陸技術開発シナリオとして以下を仮定した。各ミッションに応じて姿を変える「その都度最適着陸機」ではなく、あらゆるペイロードに対し柔軟にインタフェイスを合わせ得る輸送機としての多目的着陸機を最終目標に据えた。

- STEP 1 動力軟着陸地上飛行実証（1990年代）
十分なデータ伝送リンクがとれ、かつ実機を回収できる地上飛行実験で推進系、構造系（着陸脚含む）、誘導制御系（障害物回避系含む）等の性能、相互干渉を検証する。ただし、月面上の1/6 Gを模擬することは困難なため、機体構成は相似とならない。
- STEP 2 地球軌道上着陸模擬実験（2000～2001年頃）
米国の前例では、低G領域で着陸機実機各系の挙動を確認するため、地球低軌道上で飛行実証が複数回にわたり行われている。この目的に大型ロケットを単独で使用することは、我が国では考えにくく、他のミッションとの相乗り等の機会などを利用できることが望ましい。
- STEP 3 月面着陸実験（2002年頃）
標準着陸機の各要素を基本的に網羅した小型着陸機によって月面着陸を実証する。重量余裕の範囲内で夜間保温等、ミッション技術を含めることも考慮している。月面周回衛星相乗りの概念を本資料で議論した。
- STEP 4 多目的着陸機の着陸試験（2004年頃）
本格運用に耐えうる標準着陸機の開発を目標に、月面着陸試験を行う。
- STEP 5 同上着陸機の運用（2005年以降）
本格運用を開始する。最初のペイロードとして電波源等を持ち込み、定点着陸用マーカ（月面電波灯台）として運用することが考えられる。これら月面上着陸支援系の整備をも含め、着陸システムの構築を完了する。ペイロードとして、移動探査機、月面天文台、サンプル回収機等が想定されている。

2. 2 検討の前提

以下を本着陸実験機検討の前提とする。

- (1) (打ち上げ条件) H-II A型ロケットによる打ち上げ
- (2) (打ち上げ時期) 2002年度冬期打ち上げ(TBD)
- (3) (打ち上げウィンドウ) 制約なし
- (4) (分離条件) 月周回軌道で周回衛星から分離
- (5) (分離重量) TBD kg

- (6) (衛星インターフェイス)
- 1) 機械的インターフェイス
周回衛星に固定されているインターフェイス用トラスと結合。分離機構は分離ボルト／ナットによるものとし、バネ力により周回衛星から離脱するものとする。
 - 2) 電氣的インターフェイス
打ち上げから周回衛星との分離までの間、必要な電力は周回衛星から供給されるものとする。また、分離から月面着陸までに要する電力は、分離前に周回衛星の電力により月面着陸実験機のバッテリーに充電されるものとする。
 - 3) 熱的インターフェイス
周回衛星との伝導、輻射による熱交換は可能な限り小さくするものとする。
- (7) (地上管制) 分離後の着陸機軌道を地上観測により同定し、地上指令により、着陸目標点に向けて軌道変更を開始する。
- (8) (周回軌道離脱) 高度約 100km の月周回軌道を搭載推進系により離脱し、近月点高度約 15km の楕円軌道に入る。
- (9) (軟着陸) 高度 15km で動力降下を開始する。搭載推進系により落下速度を制御し、軟着陸する。
落下衝撃は、着陸機下部構造により吸収する。着地速度は、鉛直方向 3m/s 以下、水平方向 1.2m/s 以下とする。
- (10) (着陸目標) 月面表側「海」部の朝を着陸目標とする。
- (11) (障害物回避) 着地予定位置の障害物を検知し、自律的に回避して着陸する。
- (12) (ミッション機器) V L B I 用電波源および蛍光 X 線スペクトロメータを想定する。ただし、両者を同時に稼働することは、想定しない。
- (13) (ミッション寿命) V L B I 電波源については、1 年間を目標とする。月面夜間を通じ、稼働可能なこと。
蛍光 X 線機器については、約 10 日間を目標とする。
(センサー対地距離を約 30cm と仮定)
- (14) (使用部品等) 米国 O D T C (Office of Defense Trade Control) 等の規制に関わらない範囲で輸入部品の使用を許容する。ただし、技術的判断に必要な情報が入手できること。
- (15) (信頼度要求) T B D / 冗長設計は、原則として行わない。

2. 3 着陸実験機の技術課題

「動力降下軟着陸技術」は、1960年代には、米国「SURVEYOR 探査機」で実証されており、いわば古い技術とも言える。しかしながら、「SURVEYOR」の場合、当初の開発計画2年半、\$125M（現行¥700億）は、結果的に6年、\$469M（現行¥2,700億）に膨らんだ。10回にわたる地上飛行実験、さらにアトラスセントール実機を使った複数回の軌道上実証を経て、7機が打ち上げられたが、うち2機は推進系の不調により月面に到達することはできなかった。

省みて、我が国の類似技術としては、1970年代航空宇宙技術研究所の「FTB（Flying Test Bed）」が見られるが、有人操縦による短時間地表ホバリングにとどまっている。従って我が国において、該当する技術基盤は皆無に近いと考えられる。

早期に検証すべき技術課題を以下に示す。開発コスト、スケジュール等の制約を考慮し、開発要素を最小に抑えることを意図した。最大の課題は、「天体面に相対する自らの位置・速度・姿勢を直接検出し、目標位置（高度15km～0m）においてこれらのすべてを許容範囲に抑える連続した制御を、1/6Gの真空中で自律的かつリアルタイムで行うこと」にある。高度・速度を直接に計測する「センサー技術」、情報を選別する「データ処理」、また「ロケットエンジンの推力制御技術」など要素技術にとどまらず、これらを組み合わせて用いる「システム統合技術」が必須となる。

(1) 動力降下軟着陸に関わる航法・誘導・制御技術

周回軌道を地上からの観測によって同定し、軌道離脱を指令するが、必ず軌道誤差が発生する。また、着陸位置により月面標高に±1km程度の高低が見込まれる。これらは、着陸機側ですべて吸収し、あらゆる状況に対し、「高度0mで、全速度成分～0m/s、姿勢～垂直」となるよう自律的に制御しなければならない。このためには、月面に対する相対位置・速度を直接に計測することが必須となり、IMU（慣性ユニット）情報で補完しつつ降下制御を行うことになる。この時、自身の重量、重心位置、慣性能率、形状、振動、加熱環境、加速度環境等の変動の他、センサーの誤信号、瞬断あるいは、推進系の息つき、エンジン固有の応答遅れ、推力軸

のミスアライメント等にも対応して合理的制御信号を出力する必要がある。フェーズ毎に変化する状況に応じた使用機器の決定および切り替え方法、制御閉ループの安定化、各系の相互干渉の確認等が課題となる。ある意味では、「非協調ターゲットを扱うロボット技術」にも共通する柔軟かつロバストな設計が要求される。

(2) 航法センサーの開発

高度・速度センサーでは、月面物性・地形・自身の姿勢の変化あるいは、噴射火炎の影響等による反応を把握しておく必要がある。地上において、センサーの挙動を検証する方法を見出すことが大きな課題となる。

この他、今後の検討によっては恒星センサーの装備も必要となる可能性がある。

(3) ロケットエンジンの主推力制御技術

月面上空での軌道誤差あるいは標高差を吸収するために、高度以外の諸条件を固定して降下するいわゆる等速度降下段階が必要となる。このためには、30%レベルまでの推力の低減、およびその付近での可逆的推力微調整を要する。

実績があり、融通性の高い方法として、単独のエンジンで推力を可変にできるスロットリングがあげられる。昨年度までの試作試験の結果、開発の目処は得られたものの、スケジューリング、開発リスク等を勘案し、既存の小推力スラスタをクラスターし、そのON/OFFの組み合わせによって同様の効果を得ようとする試みも検討している。

当然ながら、推進系自体が原因となる振動、重心移動、液面揺動、推力ミスアライメントは、厳しく抑制されねばならない。

(4) 追跡管制技術

地上観測により、38万km 彼方の軌道諸元を同定し、着陸機の周回軌道離脱タイミングを指定する。かつ、月の表側に着陸する場合、軌道離脱点は月裏側上空となるため、約1時間の軌道誤差の伝播を考慮しておく必要がある。仮に速度誤差が1m/sある場合には、軌道離脱時の位置誤差は3.6kmに増幅し、軟着陸には致命的な問題となる可能性がある。軌道離脱点で±1km程度の位置精度を得られれば、着陸機側で吸収できる。

(5) 着陸衝撃緩衝技術

着陸時、逆噴射噴流で直下地形を荒らすことを避け、高度約2m (TBD) でエンジンを停止し、自然落下・着地する。転倒を避け、かつ衝撃を吸収するために、応力に応じて変形し得る下部構造を設ける。垂直・水平両方向速度成分を緩衝する必要があり、また、傾斜面にも対応できることが望ましい。ちなみに、米 SURVEYOR 着陸機では、高度約9m でエンジンを停止し、6m/s で着地している。

(6) 障害物検知／回避技術

転倒を避けるために、Φ2m以上のクレータを避けて着陸することを計画している。小型軽量化を前提に、CCDカメラを用い、月面上の陰影を検知し、着陸予定点を変更することを検討している。カメラ視野が時々刻々変化することを考えると、画像上に着陸点をロックし続けることは困難であり、画像取り込み時に着陸点を画像座標から慣性座標に変換して誘導することも必要と考えられる。また、日照角によっては、陰影、即クレータ面とならず、外縁位置を推定する演算も必要となる。

かかる回避技術が、かつて実用された例はなく、我が国独自の試みと位置づけられる。また、将来定点着陸技術にも発展しうる。

(7) 月面上熱環境制御技術

搭載ペイロードによっては、月の夜間(赤道上で -170°C 、14日間)を生存する、あるいは稼働することが要求される。夜間の保温、昼間の放熱の両者を同時に解決する必要があるため、熱スイッチ等による熱伝導度の切り換え、また、ヒータを設けるなど能動的な制御が必要になる。電池重量の問題からヒータ電力は、極小としなければならない。

(8) 小型・軽量化

着陸機のドライ重量の増分は、そのまま推進薬増分に等価となり、結局2倍の感度となる。特に、夜間保温用の二次電池の重量は、その要求性能によって増減が大きく、効率的な熱制御が望まれる。また、現条件では、軽量のリチウムイオン2次電池が望ましく、早期の実用化が望まれる。

(9) その他

真空・ $1/6\text{ G}$ を模擬する地上試験技術の開発等が必要となる。

潜在する問題を早期に洗い出すために、机上の検討にとどまらず、各レベルでシステム実証試験を重ねていく必要がある。月まで飛んだ後不調となった場合、米「SURVEYOR 着陸機」の例を見るまでもなく、実際の故障原因の究明は事実上不可能である。また、机上の検討を重ねる結果、発生する過剰設計は、開発期間の増大、コスト上昇の原因となる可能性がある。早期にシステムレベルの実試験を遂行し、成果を直接に反映することが必要である

月周回軌道投入(100km×100km)

ΔV_2

- ・重量 約2 t
- ・打ち上げ後約5日
着陸実験機切り放し

着陸実験機軌道変換(100km×15km)

ΔV_3

100km×15km

着陸実験機動力降下

ΔV_4

H-IIロケット第2段
による月遷移軌道投入
 $\Delta V_0 = 3.2 \text{ km/s}$

地球

H-IIロケット第2段分離

- ・重量 約2.8 t

H-IIロケット
第2段

月探査周回衛星

ミッドコース修正

ΔV_1

イベント	数値(m/s)
ΔV_1	160
ΔV_2	880
ΔV_3	20
ΔV_4	1880
合計	2940

図 2-1 月探査周回衛星 飛行プロファイル

3. システム構想

本章では、4章～6章でのシステム/サブシステム検討の結果を踏まえ、着陸実験機のシステム構想をまとめている。

3. 1 構想図

着陸実験機構想図およびシステム系統図を図 3.1-1、図 3.1-2 に示す。

3. 2 システム諸元

着陸実験機のシステム諸元を表 3.2-1 に示す。

0 1 M

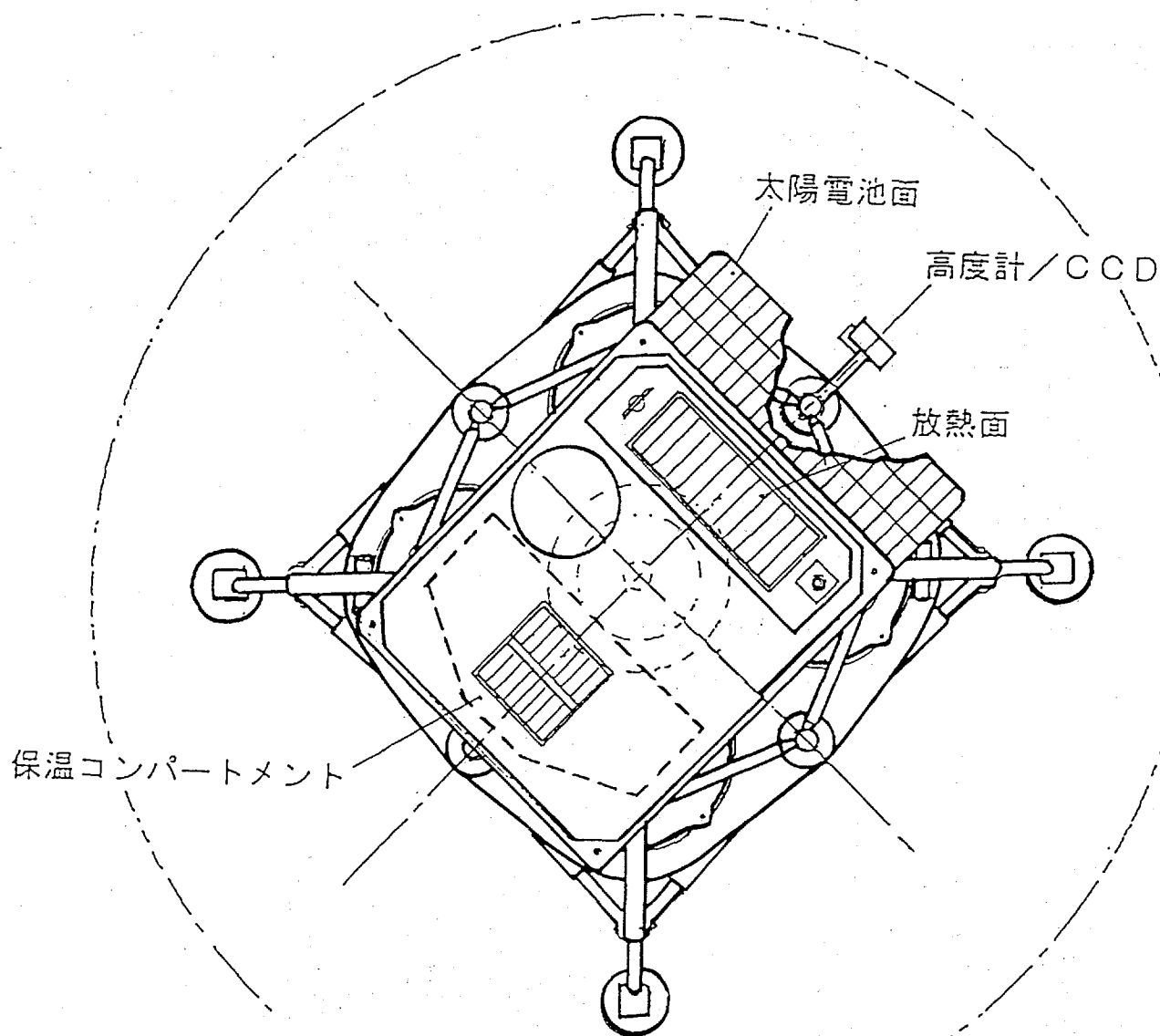
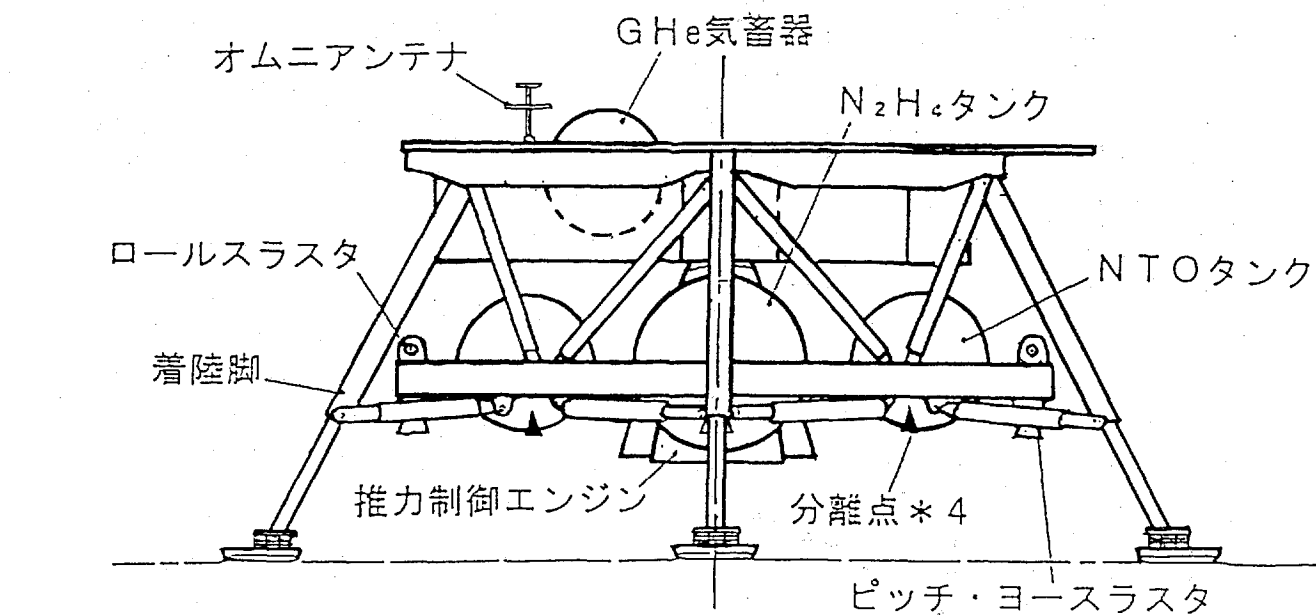


図3. 1-1 着陸機構想図

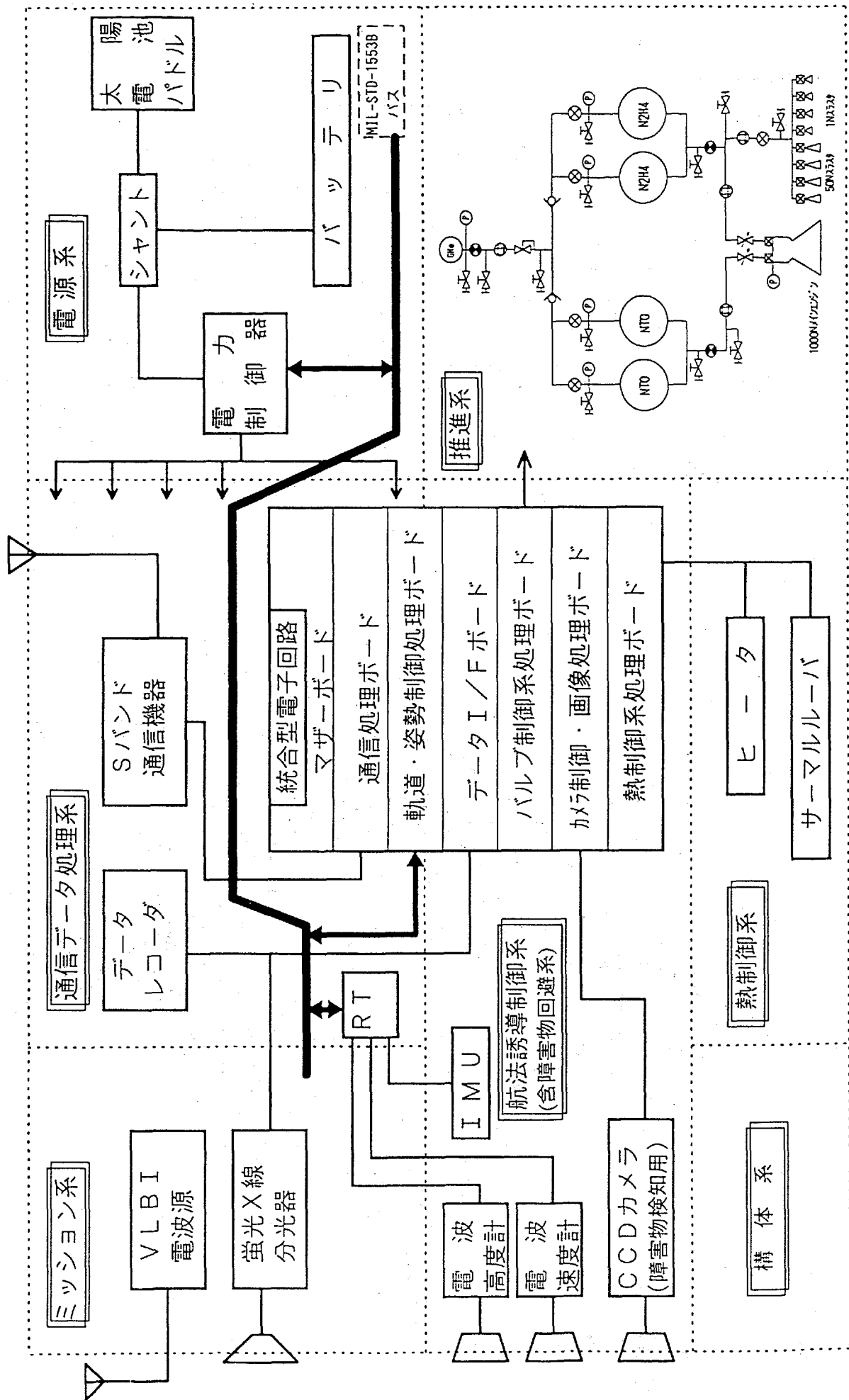


図3. 1-2 着陸実験機システム構成

表3. 2-1 実験機のシステム諸元

項目		主要諸元
代表寸法		高さ1,400mm / 着陸脚の幅 2,800mm
全備重量		410kg 以下
サブシステム	構体系	パネル/トラス構造 アルミハニカム式衝撃吸収脚 (4式)
	推進系	主スラスター(NTO/N ₂ H ₄): 1,000N×1基 (推力可変範囲: 300~1,000N) RCS系 1Nスラスター×4基、50Nスラスター×4基
	電源系	バッテリー: Liイオン2次電池 太陽電池: 超軽量リジットパネル、高効率Siセル
	航法誘導制御系	三軸姿勢制御方式
	障害物回避系	画像認識による障害物検知 自律的障害物回避
	通信データ処理系	TT&C: オムニアンテナ、Sバンド 画像データ(*1): オムニアンテナ、Sバンド
	ミッション系	VLBI電波源 蛍光X線分光計

(*1)は障害物回避系のカメラにより取得された画像データ。
障害物回避自体はオンボードで行い、着陸後データレコーダに蓄えたデータを送信。

3. 3 ミッションプロフィール

周回衛星との分離以降のミッションシーケンスおよび飛行概念を表3.3-1、
図3.3-1に示す。

月面着陸実験機は、周回衛星と結合した状態で、周回衛星の推進系により
月周回円軌道（軌道高度 100km、軌道傾斜角 95 度）に投入される。

その後、周回衛星と分離し、月面に向かって降下マヌーバを実施するが、
この際、月面上の影からクレータ等の障害物検知し、必要により回避マヌー
バを行うことにより、安全な着陸を実現することとしている。

着陸後は、着陸フェーズにて障害物検知・回避のために取得した画像デー
タを送信した後、蛍光X線分光計による月面高精度元素分析、V L B I 電波
源による月の物理特性計測を実施する。

なお、ミッションライフは、蛍光X線分光計は 10 日間、V L B I 電波源
は昼夜を通しての 1 年間である。

表 3. 3-1 着陸実験機 ミッションシーケンス

フェーズ/イベント		軌道	所要時間 (sec)	ΔV (m/s)	備考
①	周回衛星との分離	月周回極軌道 (高度100km)	—	—	月周回極軌道(高度100km、円軌道)投入後、速やかに分離される。
②	デオービット・マヌーバ	月周回極軌道 (高度100km)	8	20	遠月点高度100km、近月点高度15kmの軌道への変換
③	ホーマン降下	遠月点高度100km 近月点高度15km	3390	—	
④	動 減速降下(燃料最小誘導)	近月点(高度15km) ~1.4km	480	1790	本フェーズ終了時におけるターゲット 速度: 垂直成分 50m/s 水平成分 0m/s 月面高度: 1.4km
⑤	カ 鉛 高低差吸収	1.4km ~400m	20	90	等速降下により、月面の高低差を吸収するとともに、粗障害物回避を行う。
⑥	直 鉛直減速	400m~10m	14		等加速度降下により、速度・高度を下げるるとともに、精障害物回避を行う。
⑦	降 最終降下	10m~2m	6		等速で降下。
⑧	下 エンジンカットオフ	2m	—	—	
⑨	下 着地	0m	—	—	月との相対速度 鉛直方向: 3m/s以下 水平方向: 1.2m/s以下
トータル飛行時間および ΔV			3918	1900	
⑩	月面画像の送信	—	2時間	—	月面画像を送信。
⑪	月面 月面探査ミッション		120時間		蛍光X線分光計による月の元素組成の詳細探査
⑫	ミッション VLBI電波源ミッション		約1年		月面の固定点から電波を地球に送信。
ミッションライフ			約1年	—	

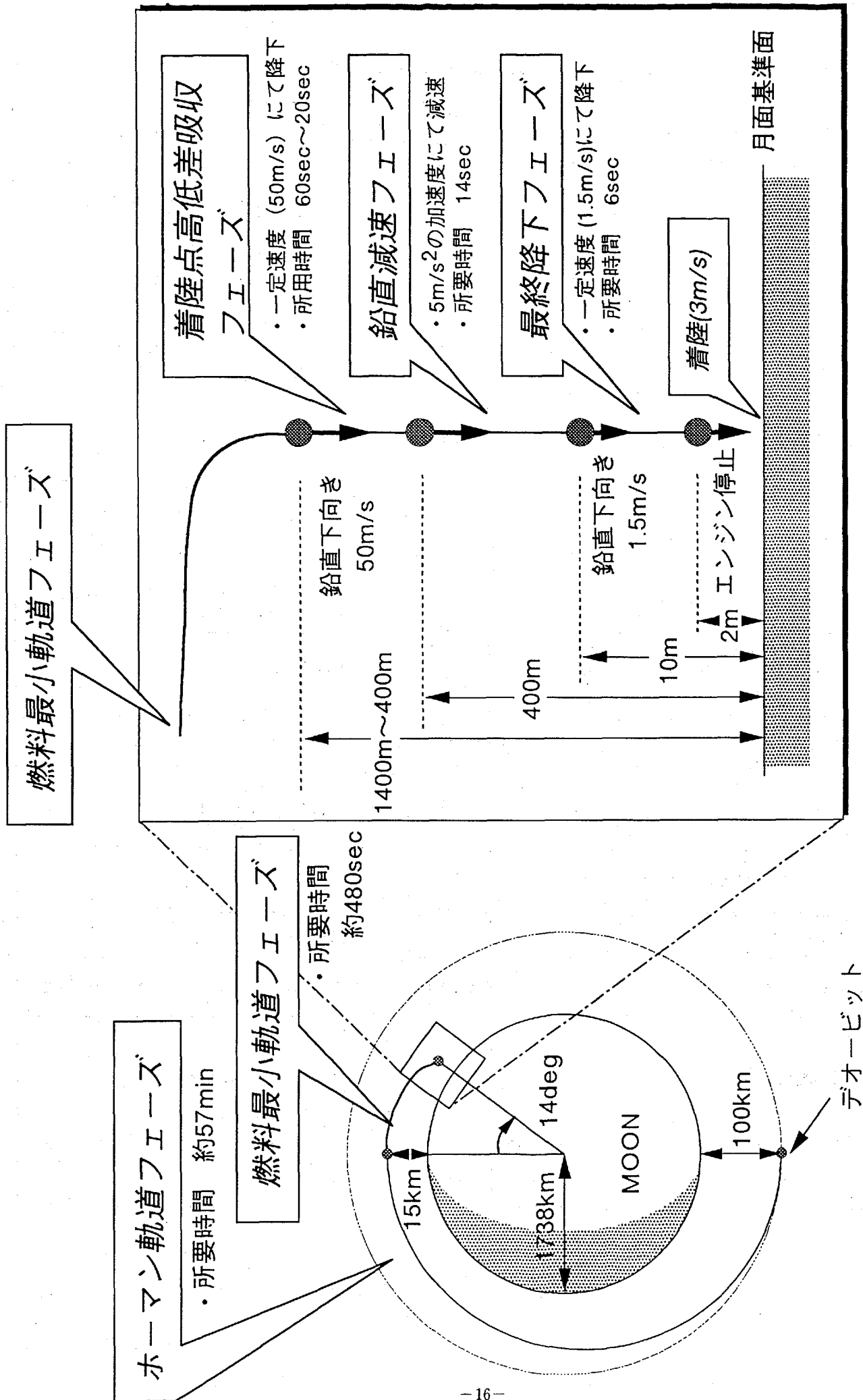


図3.3-1 月面着陸軌道 概念図

3. 4 ミッション機器概要

ミッション機器としては、蛍光X線分光計およびVLBI電波源を搭載する。

各機器の主要諸元を表3.4-1に示す。

表3.4-1 ミッション機器 諸元

	蛍光X線分光計	VLBI電波源
サイズ(mm ³)	センサ部：60×60×60 電源・回路：150×150×100	発振部：100×80×130 アンテナ部：130×50×100
重量(kg)	2.0 センサ部：0.3 電源・回路：1.7	3.0 発振部：2.5 アンテナ部：0.5
電力(W)	6.0	3.0
データ量	64kbits	0bps(データの送受はない)
運用期間	10日間	1年間
熱制御	実験機システム側で制御 温度範囲20℃±5℃	
搭載位置	センサ部を月面近くに配置できるように実験機下部に搭載 (月面に接することがより望ましいため、さらに設置機構の検討が必要)	アンテナが地球方向となるよう 実験機上面に搭載
その他の要求	能動型のセンサであり、太陽光に起因する蛍光X線はノイズとなる。よって、月面とセンサ部が接しない場合、観測する領域が陰となるような配慮が必要。	VLBI 観測精度の観点から、緯度・経度ともに0度に近いところへの着陸が望ましい。

4. システム解析

4. 1 重量解析

各サブシステム、コンポーネント毎の積み上げから着陸実験機の重量推算を行った結果を表4.1-1に示す。

着陸のための推進薬重量が全備重量の約半分を占める。また、ドライ重量としては、バッテリーの比率が高い。これは14日間におよぶ月夜間のミッション遂行のために必要となる。主に各機器の消費電力であり、熱制御用のヒータに費やされる電力はわずかである。よって各機器の省電力化、システム上の工夫による省電力化が重量軽減のために重要である。

表4.1-1 重量解析

	単位質量 (kg)	数量 (個)	質量 (kg)	備考
構体系			36.5	
熱制御系			16.4	
推進系			50.6	
加圧系			12.9	気蓄器×1
NTOタンク系			6.3	NTOタンク×2
N2H4タンク系			10.1	N2H4タンク×2
エンジン系(1000N)			7.7	
RCS系(50N×4,1N×4)			9.8	
配管			3.0	
サポート類			0.8	
航法誘導制御系			26.5	
姿勢軌道制御電子回路	10.0	1	10.0	含.ハル7制御電子回路、 1553Bバスコントローラ
慣性誘導装置(IMU)	3.5	1	3.5	(<Honeywell GG1320 RLG)
電波速度計	5.0	1	5.0	
電波高度計	8.0	1	8.0	
障害物回避系			1.0	
CCDカメラ	1.0	1	1.0	
電源系			53.0	
太陽電池パドル	0.4	1	0.4	
シャント	1.0	1	1.0	
バッテリー	47.1	1	47.1	Liイオン2次電池
電力制御器	4.5	1	4.5	
通信系			3.1	
Sバンド送信機	1.0	1	1.0	
Sバンド受信機	0.5	2	1.0	
オムニアンテナ	0.2	2	0.4	
ダイプレクサ	0.3	2	0.6	
スイッチ	0.1	1	0.1	
データ処理系			6.2	
リモートターミナル	3.5	1	3.5	
データレコーダ	2.7	1	2.7	1Gbit
ミッション系			5.0	
VLBI電波源	3.0	1	3.0	
蛍光X線分光計	2.0	1	2.0	
計装系			10.0	含1553B用カメラ
ドライ重量(重量マージン5%)			219	
GHe重量(重量マージン5%)			1	
推進薬重量(重量マージン5%)			221	$\Delta V=1.9\text{km/s}$, $I_{sp}=300\text{s}$
全備重量			441	
配分重量			410	
重量余裕(配分重量-全備重量)			-31	

4. 2 飛行解析

周回衛星分離から着陸までの飛行解析を以下のフェーズ分けて検討した。

(1) 周回フェーズ

周回衛星と分離後3軸姿勢を確立し、高度100km、軌道傾斜角95度の円軌道を周回しているフェーズである。

(2) ホーマン降下フェーズ

周回軌道においてデオービットマヌーバにより、遠月点高度100km・近月点高度15km軌道を飛行するフェーズ。現状では、最初の近月点にて、次の減速降下フェーズに入ることとしているが、軌道決定精度を考慮し、必要であれば複数回、本軌道を周回することも今後検討する。

(3) 減速降下フェーズ

燃料最小誘導に基づき、エンジンの連続作動により、高度15kmから高度1.4kmにまで降下し、速度の水平成分を0に持っていくフェーズである。速度の鉛直成分については50m/sとする。1.4km、50m/sの組み合わせは、(3)～(4)のフェーズにおける燃料を最小にするよう設定している。この際、消費推薬量を最小とする軌道はポントギャリンの最大原理を使用し検討している。

初期重量410kg、最大推力1000Nとした時の解析結果を図4.2-1～-3に示す。

(4) 鉛直降下フェーズ

① 高低差吸収フェーズ

水平速度を0としたのち、着陸機機体が月面に垂直となるよう姿勢を確立し、その後、等速(50m/s)にて高度400mまで降下する。着陸地点の高度誤差や前フェーズでの誘導誤差等を吸収するフェーズである。

また、この際高度1.4kmにて取得したCCD画像により、必要に応じて、障害物回避マヌーバを機体を傾斜させ水平方向の速度を発生させることにより行う。

② 鉛直減速フェーズ

高度400mからエンジンの連続噴射により10mまで降下する。鉛直方向の速度を1.5m/sにまで減速するフェーズでもある。高度10mで1.5m/sの垂直速度を1000Nの連続噴射で実現するために、400mを鉛直減速フェーズ開始高度としている。

③最終降下フェーズ

速度 1.5m/s で 2m まで等速降下するフェーズである。その後エンジンをカットオフし、月面に着陸する。速度 1.5m/s、高度 2m の組み合わせは、着陸時の垂直速度 3m/s を安全に実現できるものとして設定している。また 1.5m/s の垂直速度は早期に実現できるほど安全であるが、逆に消費燃料の増加を招く。ここでは両者を鑑み 10m を最終降下フェーズ開始高度とした。

(3) の解析に続いて、鉛直降下フェーズの解析を行った結果を図 4.2-4～-6 に示す。

以上の結果を踏まえ、ノミナル飛行における着陸に必要な増速度を表 4.2-1 にまとめる。

表 4.2-1 着陸に必要な増速度

飛行フェーズ	増速度 (m/s)	条件
周回フェーズ	0	初期重量 410kg 最大推力 1000N
ホーマン降下フェーズ	20	
減速降下フェーズ	1790	
鉛直降下フェーズ	90	
合計	1900	

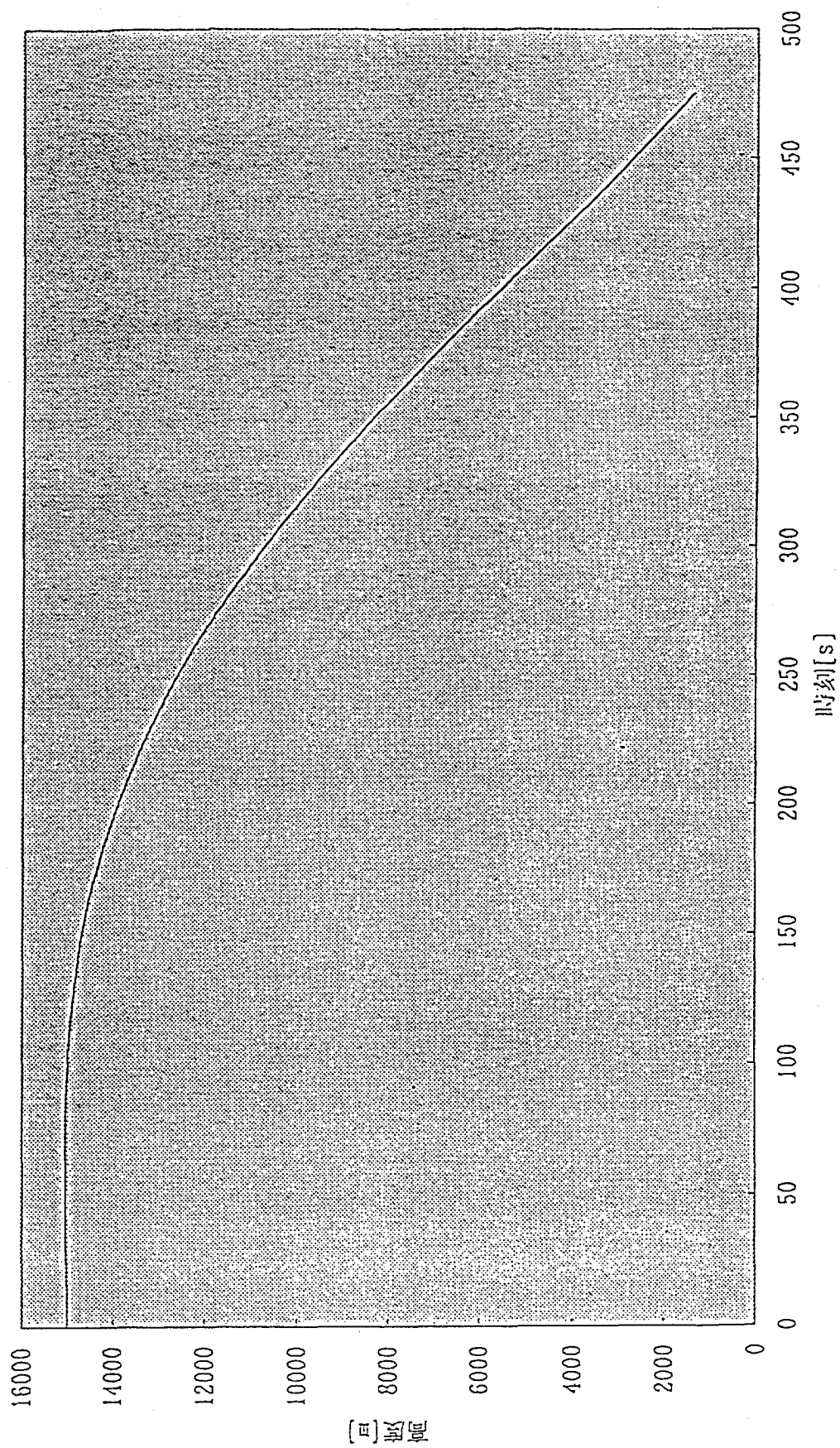


図4.2-1 減速降下フェーズにおける 時刻-高度

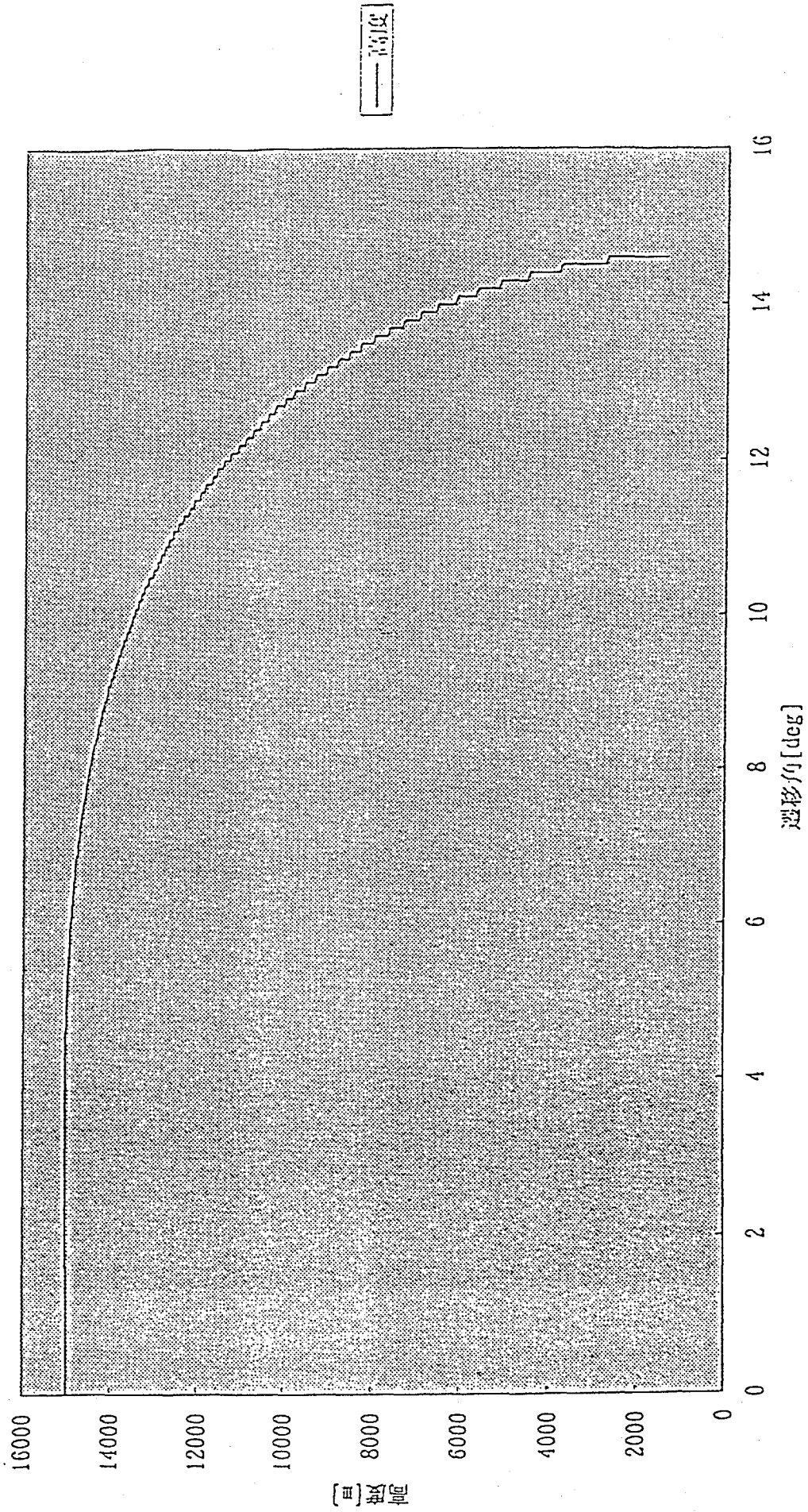


図4.2-2 減速降下フェーズにおける 遷移角-高度

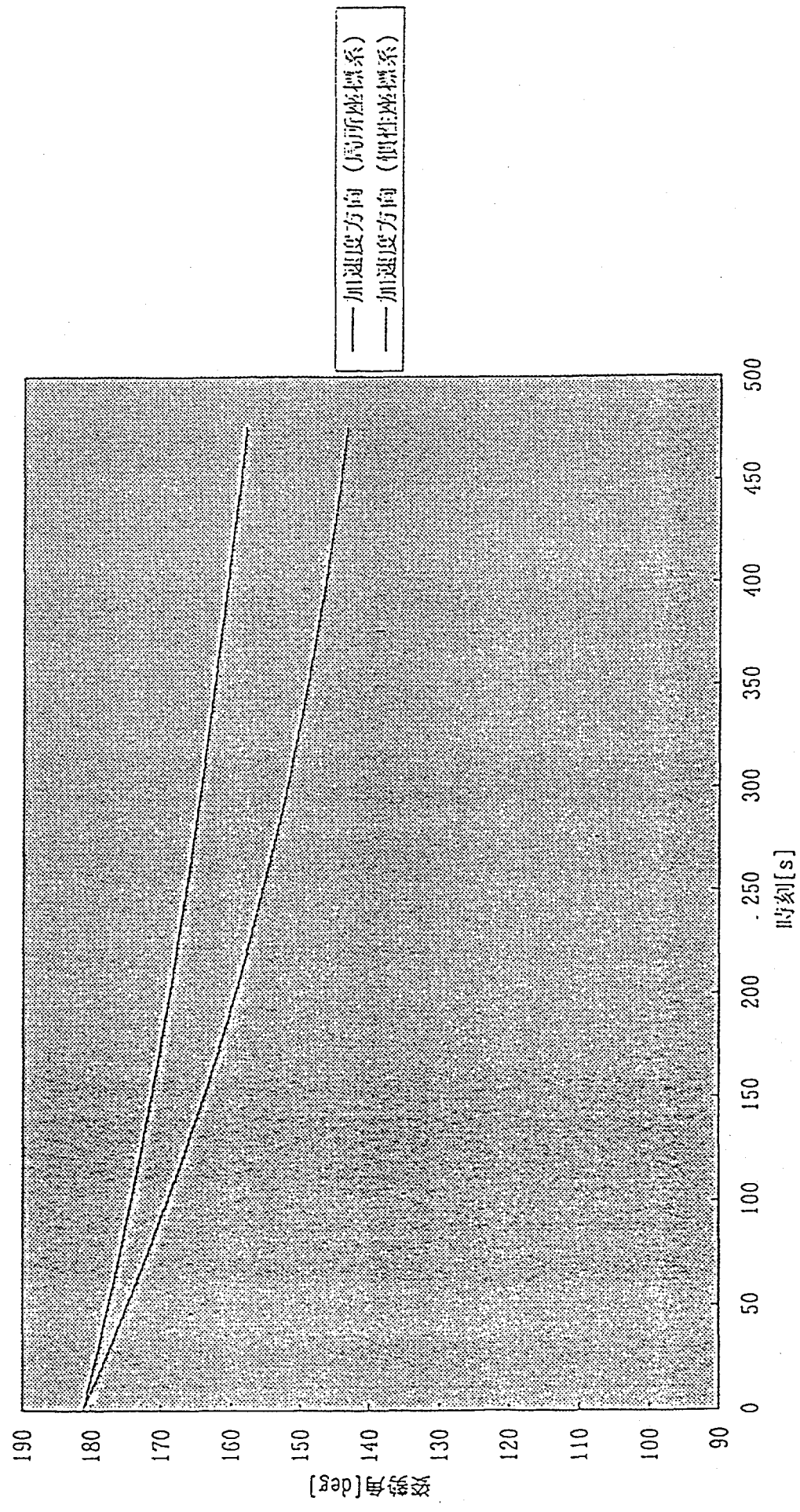


図4.2-3 減速降下フェーズにおける 時刻—姿勢角

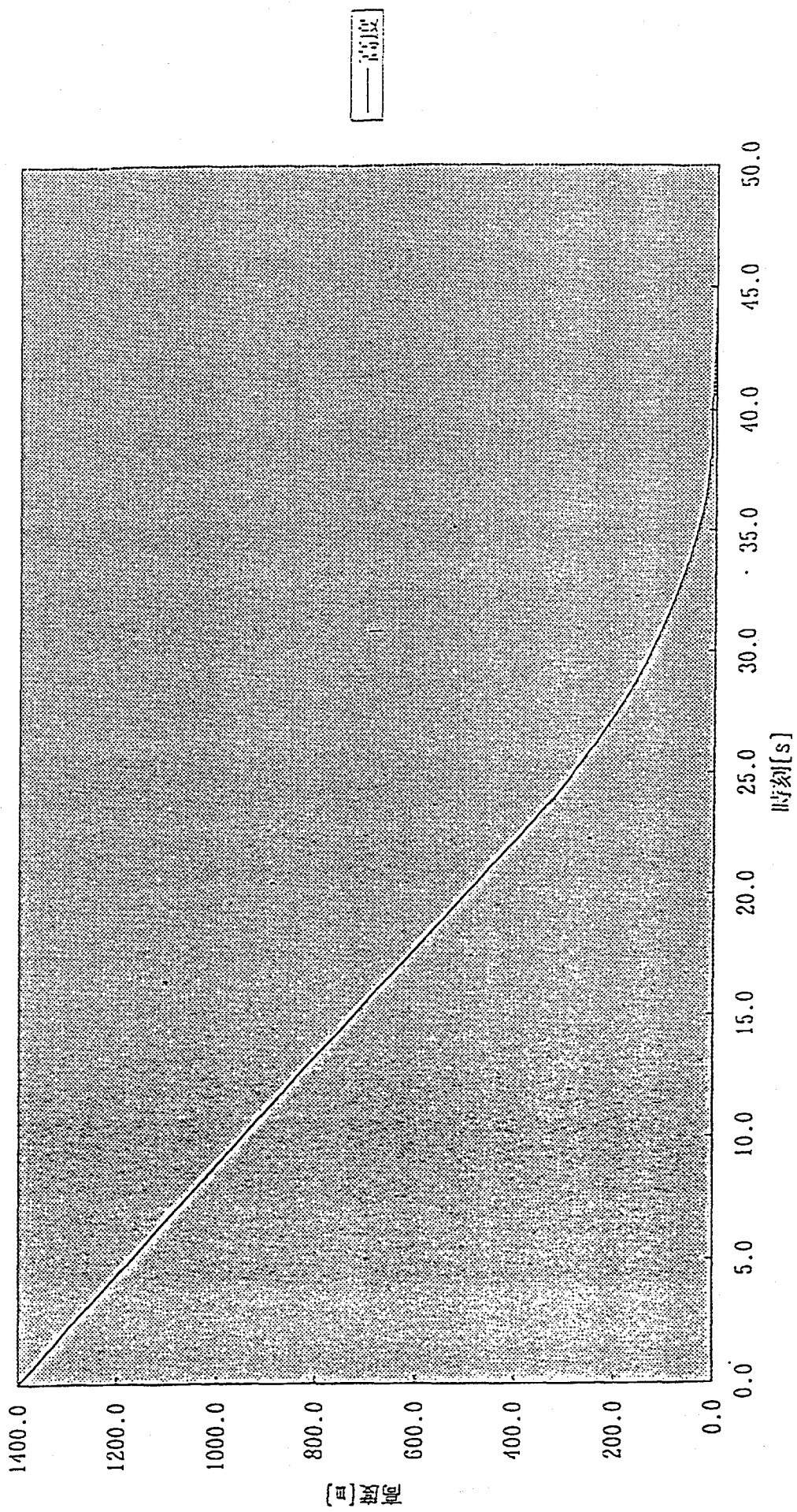


図4.2-4 鉛直降下フェーズにおける 時刻-高度

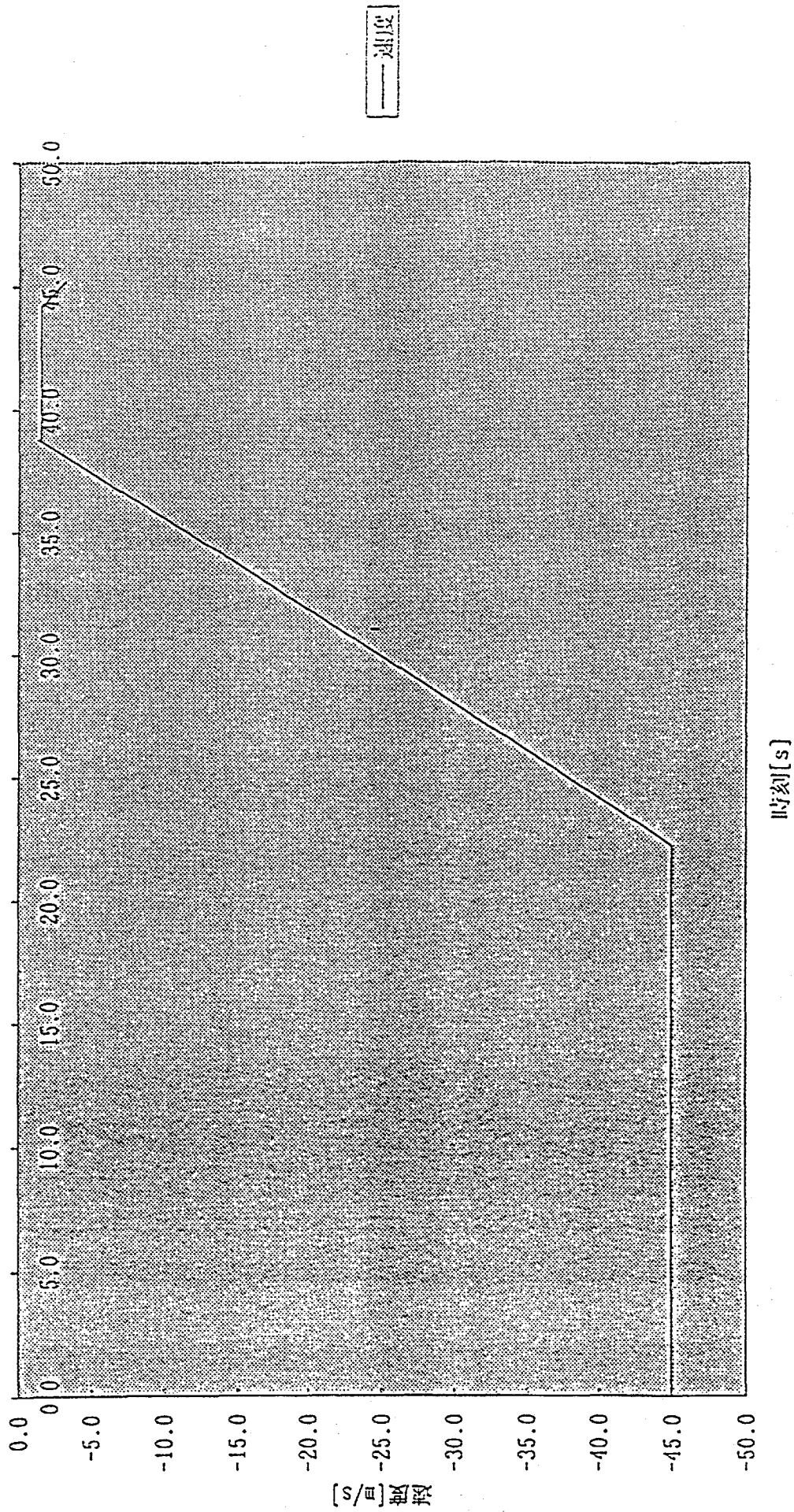
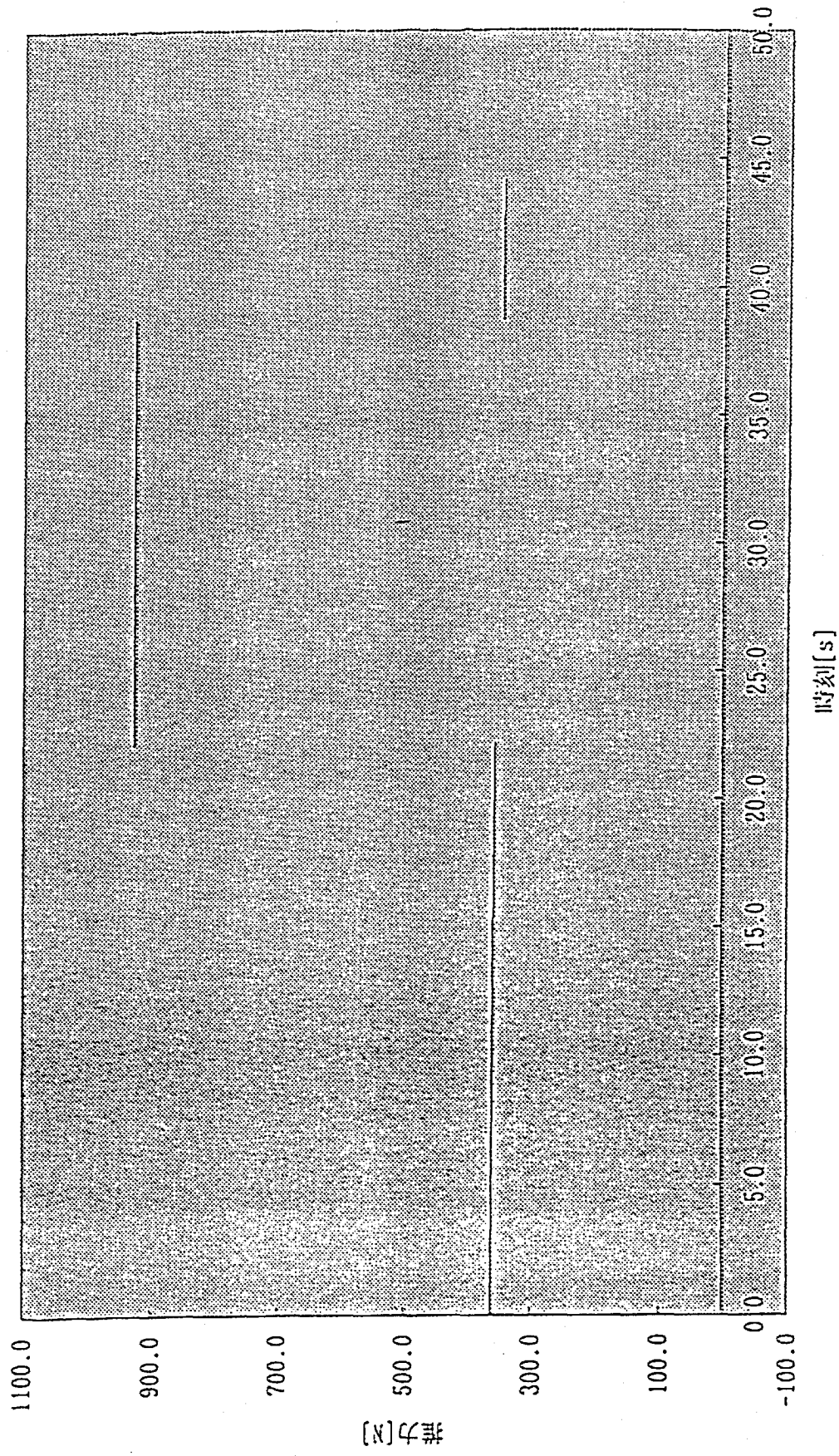


図4.2-5 鉛直降下フェーズにおける 時刻-速度



— 推力 —

図4.2-6 鉛直降下フェーズにおける 時刻—推力

4.3 推進系解析

月面着陸実験機の推進系に対する要求は以下に示されるようになる。

- ・ホーマントランスファー軌道に軌道変換するマニューバを実施するためのインパルスが発生できること。
- ・動力降下するために必要な推力変化が可能であること（代表的プロファイルは図4.3-1参照）。
- ・駆動信号により、三軸姿勢制御のための制御トルクが発生できること。

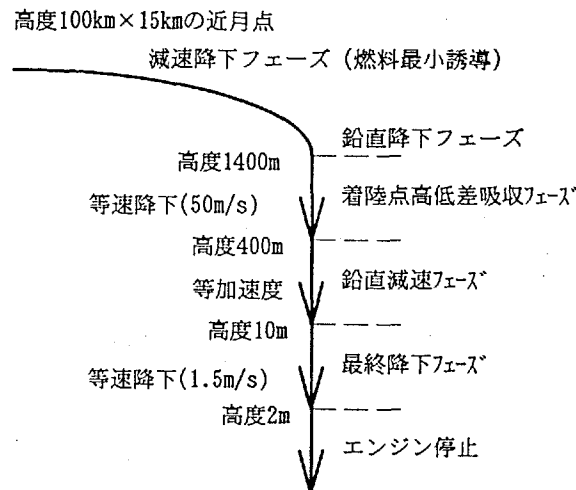


図 4.3-1 代表的着陸マニューバ・プロファイル

つまり、推進系に対する要求は推力要求と考えることが出来、これらの検討結果を以下に示す。

(1) 軌道変換からの要求

軌道変換の要求推力を求めるための前提条件を表4.3-1のようにする。

表 4.3-1 推力要求のための前提条件

項目	前提値
月着陸機降下開始時重量	400kg
月着陸機着陸時重量	220kg
着陸降下開始点	100×15kmの月軌道の近月点
降下時エンジン比推力	320sec

月周回軌道より、100×15kmのホーマントランスファ軌道に投入するためには、20m/secの増速度が必要となる。この場合 ΔV 損失を1%以下にするためには推力を70N以上とする必要がある。

(2) 動力降下からの要求

前提条件は表4.3-1と同じとする。

①減速降下フェーズ（燃料最小誘導）

近月点から高度1km程度で鉛直下向きになるように制御するために必要とされる推力は、燃料が最小になるように制御する。このミッションを行うためには、エンジン推力としては800N以上必要となる（図4.3-2、4.3-3）。

②鉛直降下

鉛直降下フェーズでは着陸直前に等速度すなわち加速度0で降下を行う。この時の必要推力としては、

$$\begin{aligned} \text{推力} &= \text{着陸機重量（ドライ重量）} \times \text{月重力加速度} \\ &= 220[\text{kg}] \times 1.6[\text{m/sec}^2] \\ &= 352[\text{N}] \end{aligned}$$

等速降下時に推力調整をすることを考慮すると、鉛直降下フェーズでは推力を300N程度まで調整可能であることが必要となる。

①②より動力降下に必要な推力は最大推力800N以上で300N程度まで推力制御が可能であることが要求される。

鉛直降下以前の燃料最小誘導フェーズにおいては推力は大きい程推進消費量は小さくなるため、推力は出来る限り大きい方がよい。また、推力可変の方法として単一のエンジンをスロットリングする方式と複数のエンジンをクラスタ化する方式が考えられる。ここで、スロットリング方式を用いると、エンジンのスロットリング限界を考慮する必要がある。今、スロットリング限界をエンジン定格の30%までと設定すると、最小推力300Nよりエンジンの定格推力は約1000Nとなる。

以上より、メインエンジンに対する推力要求はここでは、

$$\begin{aligned} \text{定格推力} &: 1000\text{N} \\ \text{最小推力} &: 300\text{N} \end{aligned}$$

の間で推力制御を可能であることとする。

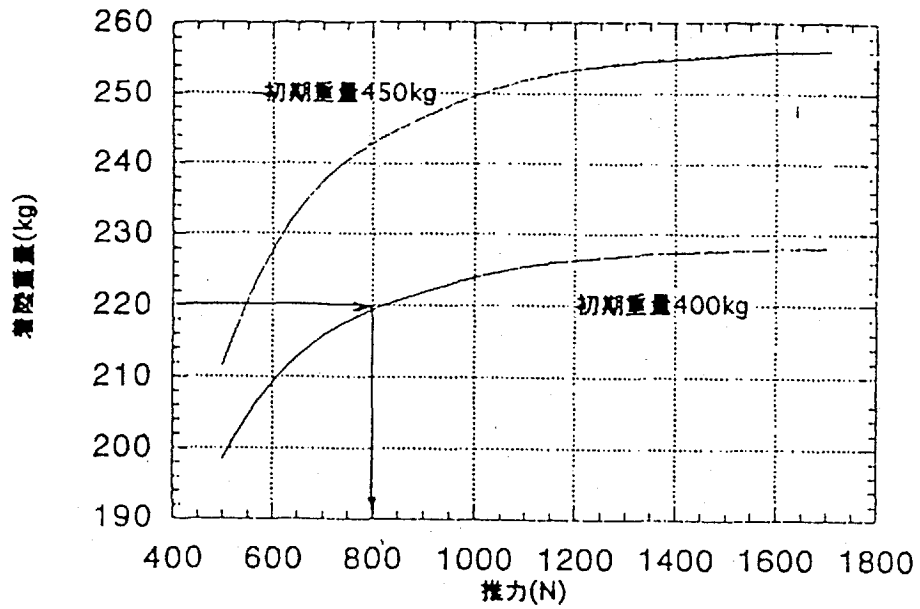


図4. 3-2 推力と着陸重量の関係

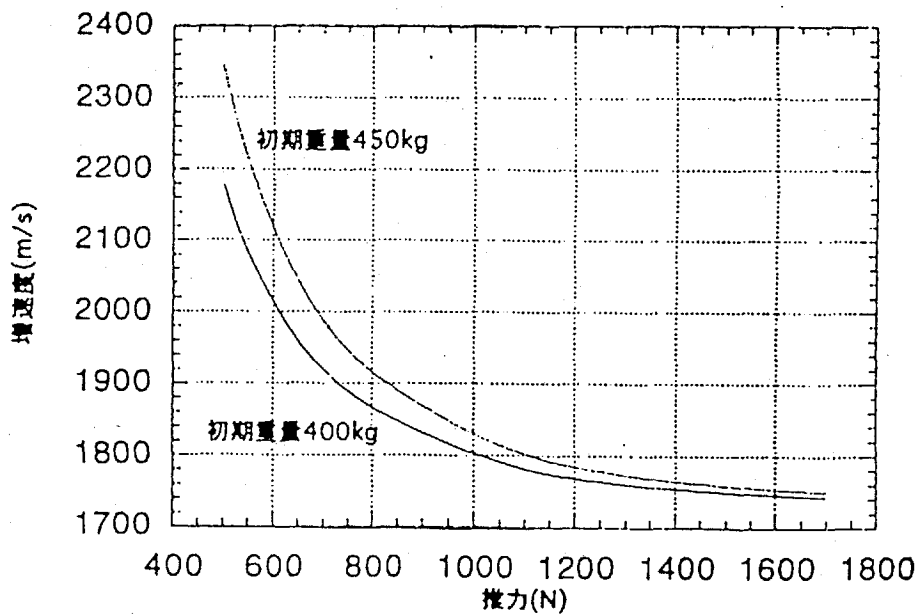


図4. 3-3 推力と増速度の関係

(3) 姿勢制御からの要求

姿勢制御に関する要求を出すに当たって、前提条件を表 4.3-2 のように設定する。

表 4.3-2 姿勢制御の前提条件

NO	前提条件	根拠
1	ピッチ・ヨーはスラスタ 1 台噴射	
2	ロール用スラスタは偶力を発生させるため 2 台対にして作動	
3	重心オフセット 10mm	衛星推進系の実績
4	ミスアライメント 0.25deg	
5	慣性モーメント (ピッチ・ヨー軸) 127kg・m	暫定値
6	慣性モーメント (ロール軸) 80kg・m	暫定値
7	モーメントアーム 1.0 m	暫定値
8	推薬セトリング 加速度 0.0175m/sec 程度	COMETS UPS と同一
9	姿勢マヌーバ 0.5deg/sec ²	暫定値
10	姿勢制御精度 ±1deg	暫定値

この前提条件より各制御項目に対する、推力要求は表 4.3-3 の様になる。

表 4.3-3 要求推力

制御項目	推力要求
軌道変換時のミスアライメントの補償	ピッチ、ヨー 17 N以上
	ロール 0.05 N以上 (1台)
推薬セトリング	8 N以上
姿勢マヌーバ	ピッチ、ヨー 0.7 N以上
	ロール 0.6 N以上 (1台)
姿勢制御	ピッチ、ヨー 38 N以下
	ロール 24.5 N以下 (1台)

4.4 通信解析

(1) 前提

通信系および通信回線解析にあたり前提とした条件は以下の通りである。

- ①月面／周回軌道からの距離は、400,000km
- ②アンテナはオムニアンテナによる全方向性
- ③使用周波数帯はSバンド

(2) 通信回線解析

アップリンクに関しては、臼田局、TACS のいずれでも 512bps のコマンドに対して十分なマージンがある。

ここでは回線上厳しいダウンリンクについて、テレメトリビットレートがどの程度とれるかの目処を得ることを主眼に検討した結果を示す。なお、回線解析の条件は次の通りとした。

- ①通信距離（月面／周回軌道） 400,000km
- ②衛星送信機出力 5W
- ③回線品質向上として、畳み込み符号化のケースも検討に入れる。
- ④回線マージン 3dB 確保
- ⑤受信局 臼田局、TACS（増田局*1）

- (*1) TACS で増田局とした理由は、現在 TACS にはビタビ復号器が設置されていないが、ETS-VII 追跡管制用に増田局と沖縄局に設置される計画となっているためである。

伝搬距離と各局での受信可能テレメトリビットレートのサマリを表 4.4-1 に示す。

回線計算表を表 4.4-2～表.4.4-5 に示す。

解析結果から、テレメトリコマンドの運用は次の通りとすることが望ましい。

- ①着陸時は運用上クリティカルであるため、テレメトリビットレートを高くするために臼田局を使用する。
- ②最大距離 400,000km に対して回線品質確保のため、符号化を採用する。
- ③テレメトリビットレートは、1024bps（臼田局）／32bps（増田局）の切り替えとする。

表 4.4-1 テレメトリダウンリンク回線計算のサマリ

距 離	受信局	符号化	伝送可能ビットレート
400,000km	臼田局	なし	4096 bps
		有	16383 bps
	増田局	なし	128 bps
		有	256 bps

表 4.4-2 月着陸実験機回線計算表 (受信局: 臼田、符号化なし)

項目	単位	パラメータ	備考
周波数	MHz	2200	
送信機出力	dBW	7.0 5W	
給電損失	dB	-3.0	
送信アンテナ利得	dBi	-3.0	
送信 EIRP	dBW	1.0	
アンテナ°インテイク損失	dB	0.0	
自由空間損失	dB	-211.3 400,000km	月着陸時
偏波損失	dB	-0.5	
降雨損失	dB	0.0	
大気吸収損失	dB	-0.6	
その他損失	dB	0.0	
アンテナ°インテイク損失	dB	-0.3	
受信アンテナ利得	dBi		
給電損失	dB		
受信機入力レベル	dBW		
雑音指数	dB		
システム雑音温度	dB · K		
受信 G/T	dB/K	42.0	
受信 C/N ₀	dB · Hz	58.9	
要求 C/N ₀	dB · Hz	55.9	
回線マージン	dB	3.0	

信号種別	テレメトリ		
変調方式	PCM-PSK-PM		
要求 E b/N ₀	dB	9.6	BER: 1*10 ⁻⁵
変調損失	dB	4.8	(暫定)
復調損失	dB	3.4	
符号化利得	dB	0.0	
ビットレート	dB · Hz	38.1	6400bps
要求 C/N ₀	dB · Hz	55.9	

4096bps まで伝送可能

表 4.4-3 月着陸実験機回線計算表 (受信局：臼田、符号化あり)

項目	単位	パラメータ	備考
周波数	MHz	2200	
送信機出力	dBW	7.0 5W	
給電損失	dB	-3.0	
送信アンテナ利得	dB _i	-3.0	
送信 EIRP	dBW	1.0	
アンテナ°インテイク°損失	dB	0.0	
自由空間損失	dB	-211.3 400,000km	月着陸時
偏波損失	dB	-0.5	
降雨損失	dB	0.0	
大気吸収損失	dB	-0.6	
その他損失	dB	0.0	
アンテナ°インテイク°損失	dB	-0.3	
受信アンテナ利得	dB _i		
給電損失	dB		
受信機入力レベル	dBW		
雑音指数	dB		
システム雑音温度	dB · K		
受信 G/T	dB/K	42.0	
受信 C/N ₀	dB · Hz	58.9	
要求 C/N ₀	dB · Hz	55.8	
回線マージン	dB	3.0	

信号種別	テレメトリ			
変調方式	PCM-PSK-PM			
要求 E _b /N ₀	dB	9.6	BER: 1*10 ⁻⁵	
変調損失	dB	4.8	(暫定)	
復調損失	dB	3.4		
符号化利得	dB	5.2		畳み込み符号採用
ビットレート	dB · Hz	43.2	21000bps	
要求 C/N ₀	dB · Hz	55.8		

16384bps まで伝送可能

表 4.4-4 月着陸実験機回線計算表（受信局：TACS局、符号化なし）

項目	単位	パラメータ	備考
周波数	MHz	2200	
送信機出力	dBW	7.0 5W	
給電損失	dB	-3.0	
送信アンテナ利得	dBi	-3.0	
送信 E I R P	dBW	1.0	
アンテナ°インテグ°損失	dB	0.0	
自由空間損失	dB	-211.3 400,000km	月着陸時
偏波損失	dB	-0.5	
降雨損失	dB	0.0	
大気吸収損失	dB	-0.6	
その他損失	dB	0.0	
アンテナ°インテグ°損失	dB	-0.3	
受信アンテナ利得	dBi		
給電損失	dB		
受信機入力レベル	dBW		
雑音指数	dB		
システム雑音温度	dB・K		
受信 G / T	dB / K	25.1	実測値-1dB
受信 C / N o	dB・Hz	42.0	
要求 C / N o	dB・Hz	38.9	
回線マージン	dB	3.0	

信号種別	テレメトリ		
変調方式	PCM-PSK-PM		
要求 E b / N o	dB	9.6	BER:1*10 ⁻⁵
変調損失	dB	4.8	(暫定)
復調損失	dB	3.4	
符号化利得	dB	0.0	
ビットレート	dB・Hz	21.1	130bps
要求 C / N o	dB・Hz	38.9	

128bps まで伝送可能

表 4.4-5 月着陸実験機回線計算表 (受信局：TACS局、符号化あり)

項目	単位	パラメータ	備考
周波数	MHz	2200	
送信機出力	dBW	7.0 5W	
給電損失	dB	-3.0	
送信アンテナ利得	dBi	-3.0	
送信EIRP	dBW	1.0	
アンテナ [*] インテイク [*] 損失	dB	0.0	
自由空間損失	dB	-211.3 400,000km	月着陸時
偏波損失	dB	-0.5	
降雨損失	dB	0.0	
大気吸収損失	dB	-0.6	
その他損失	dB	0.0	
アンテナ [*] インテイク [*] 損失	dB	-0.3	
受信アンテナ利得	dBi		
給電損失	dB		
受信機入力レベル	dBW		
雑音指数	dB		
システム雑音温度	dB・K		
受信G/T	dB/K	25.1	実測値-1dB
受信C/N ₀	dB・Hz	42.0	
要求C/N ₀	dB・Hz	38.9	
回線マージン	dB	3.0	

信号種別	テレメトリ			
変調方式	PCM-PSK-PM			
要求E _b /N ₀	dB	9.6	BER:1*10 ⁻⁵	
変調損失	dB	4.8	(暫定)	
復調損失	dB	3.4		
符号化利得	dB	5.2		畳み込み符号採用
ビットレート	dB・Hz	26.3	430bps	
要求C/N ₀	dB・Hz	38.9		

256bps まで伝送可能

4. 5 電力解析

4. 5. 1 電力配分

表 4.5-1 に着陸実験機各サブシステムの電力配分を示す。

表 4.5-1 着陸実験機電力配分

サブシステム		電力配分(MAX)
バス系	推進系	176.1 w
	構体系	0 w
	熱制御系	8 w
	通信系	42 w
	データ処理系	12 w
	航法誘導制御系	106 w
	電源系	5 w
	計装系	0 w
ミッション系	蛍光X線分光計	3 w
	VLBI電波源	6 w

4. 5. 2 電力プロファイル

表 4.5-2 に月周回軌道から月面着陸までの電力プロファイルを示す。ここで、月周回軌道上で着陸実験機に必要な電力は周回衛星より供給されるものとし、デオービット時には着陸実験機に搭載されたバッテリーはフル充電されるものとする。尚、各フェーズでの時間配分は最悪のケースを想定している。

また表 4.5-3 に月面ミッション時の電力プロファイルを示す。着陸後直ちに、データレコーダに蓄積したミッションデータ（CCD画像）の送信を行う。その後、蛍光X線分光器による着陸地点の観測を約 10 日間行い、データ送信を行う。以降はバッテリー容量低減のため、着陸機システム全体の制御を行う統合型電子回路の運用を停止し、月面ミッション時に最低限必要となる機器のみの電力管理及び熱管理を行う月面用電子回路の運用を開始する。このフェーズより、昼間はVLBI電波源、電力制御器、月面用電子回路のみの運用（定常消費電力 7w）、夜間はこれに保温用ヒータを加えた運用となる。尚、ここでは夜間保温のための内部発熱量 7.25w より、ヒータ容量を 0.25w としている（4. 6. 2（2）参照）。

表4.5-2 着陸実験機消費電力プロファイル(月周回軌道から月面着陸まで)

フェーズ	月周回軌道		デフォット		ホム降下軌道		減速降下軌道		垂直降下軌道	
	日照	日陰	日照	日陰	日照	日陰	日照	日陰	日照	日陰
推進系										
時間(min)	0.0	118.0	0.0	0.1	0.0	57.0	0.0	14.0	0.0	1.0
エンジン推薬弁ヒータ	47.1	47.1	146.2	146.2	47.1	47.1	176.2	176.2	176.2	176.2
エンジンインジェクタ	0.0	0.0	14.1	14.1	0.0	0.0	14.1	14.1	14.1	14.1
50N推薬弁	0.0	0.0	30.0	30.0	0.0	0.0	30.0	30.0	30.0	30.0
50N推薬弁ヒータ	0.0	0.0	10.0	10.0	0.0	0.0	10.0	10.0	10.0	10.0
50N触媒層ヒータ	4.0	4.0	35.0	35.0	0.0	0.0	35.0	35.0	35.0	35.0
1N推薬弁	19.6	19.6	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0	4.0
1N推薬弁ヒータ	15.6	15.6	19.6	19.6	19.6	19.6	19.6	19.6	19.6	19.6
1N触媒層ヒータ	4.4	4.4	15.6	15.6	15.6	15.6	15.6	15.6	15.6	15.6
圧力センサ(高圧)	0.9	0.9	4.4	4.4	4.4	4.4	4.4	4.4	4.4	4.4
圧力センサ(低圧)	1.7	1.7	0.9	0.9	0.9	0.9	0.9	0.9	0.9	0.9
圧力センサ(エンジン)	0.9	0.9	1.7	1.7	1.7	1.7	1.7	1.7	1.7	1.7
遮断弁(#4#6)	0.0	0.0	0.9	0.9	0.9	0.9	0.9	0.9	0.9	0.9
調量弁	0.0	0.0	10.0	10.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
構体系	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	40.0	40.0	40.0	40.0
熱制御系	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
通信/データ処理系	0.0	8.0	0.0	8.0	0.0	8.0	0.0	8.0	0.0	8.0
統合型電子回路	54.0	54.0	54.0	54.0	54.0	54.0	54.0	54.0	54.0	54.0
データコネクタ	40.0	40.0	40.0	40.0	40.0	40.0	40.0	40.0	40.0	40.0
拡張アダプタ	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0
スイッチ	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
USB送受信機	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
航法誘導制御系	12.0	12.0	12.0	12.0	12.0	12.0	12.0	12.0	12.0	12.0
慣性センサ	25.0	25.0	25.0	25.0	25.0	25.0	25.0	25.0	25.0	25.0
電波高度計	25.0	25.0	25.0	25.0	25.0	25.0	25.0	25.0	25.0	25.0
電波速度計	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
CCDカメラ	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
電源系	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0
太陽電池	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
バッテリー	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
電力制御器	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0
計装系	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
ミッション系	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
蛍光X線分光器	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
VLBI電波源	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
消費電力(w)	128.1	136.1	227.2	235.2	128.1	136.1	257.2	265.2	341.2	346.2
消費電力量(wh)	0.0	267.7	0.0	0.4	0.0	129.3	0.0	61.9	0.0	5.8

表4.5-3 ミッション時の電力プロファイル

フェーズ	1 サイクル目				2 サイクル目以降	
	昼		夜		昼	夜
	消費電力 (W)	時間 (h)	消費電力 (W)	時間 (h)	消費電力 (W)	時間 (h)
VLBI電波源*	2	336hour(14day)		14day		14day
蛍光X線分光器	6	240hour				
データレコーダ	2	0.1hour				
送信機	12					
電力制御器*	2					
統合型電子回路	15					
月面用電子回路*	3					
夜間保温用ヒータ*	0.25 (4.7.3(2)参照)					
消費電力合計 (W)	31	23	29	7.25	7.0	7.25
消費電力量 (Wh)		6242		2436	2352	2436

*) 保温ブロック機器

4. 6 熱解析

以下に記す前提条件のもとに、熱解析を実施した。

(1) ケース

着陸実験機は熱的観点よりみて、周回衛星結合時、単独飛行時（デオービットから月面着陸まで）、月面ミッション時の3ケースに分けられる。ここでは単独飛行時及び月面ミッション時について放熱面積及びヒータ容量の解析を行い、周回衛星結合時については熱関連リソースの供給及び制御を周回衛星に委ねることとして、必要となるヒータ電力要求値を解析する。

(2) 保温ブロック構成機器の熱制御要求

着陸実験機を構成する機器の内、VLBI電波源、電力制御器、月面用電子回路、バッテリーは月面着陸後に昼夜を通してミッションを行う機器である。よって月面での夜間（14日間）を生き残る必要があるため、これらの機器をその他の機器（寿命は月面着陸後約10日間）と断熱した上で個別に熱制御を行う必要がある。ここでは、これら夜間に保温が必要となる機器を集めた区画を保温ブロック、その他の機器を集めた区画を一般ブロックと称す。この保温ブロックを構成する各機器を表4.6-1に、その熱制御要求を表4.6-2に記す。このうち最も熱的にクリティカルであるLiイオン二次電池の要求より、保温ブロックの熱制御要求を0～+25度とする。

表4.6-1 保温ブロック構成機器

構成機器	運用時期	最大消費電力
VLBI電波源	着陸後	2w
電力制御器	軌道上/着陸後	5w/2w
月面用電子回路	着陸後	3w
Liイオン二次電池	軌道上/着陸後	0w/0w
夜間保温用ヒータ	着陸後	TBDw

表4.6-2 保温ブロック機器熱制御要求

機 器	許容温度範囲 (deg)
VLBI電波源	0 ~ +45
電力制御器	0 ~ +45
月面用電子回路	0 ~ +45
Liイオン二次電池	0 ~ +25 (充電) -20 ~ +60 (放電)

(3) 熱制御方式

月面着陸機の熱制御には、MLI、サーマルルーバ、断熱材、ヒータを用いることとする。またこのほかに、保温ブロック、同ブロック用サーマルルーバ、及び太陽電池パネルと主構体との熱伝導を遮断するための機構（着陸前は断熱材をボルト締結して剛性を確保し、着陸後にボルトを爆破して断熱する方法等）が必要と考えられる。尚、サーマルルーバは機体上部に設置するものとする。

4. 6. 1 単独飛行時の熱解析

(1) 放熱面積（高温側）

保温ブロックは、着陸後の昼間が高温側で最もクリティカルであることが予想できるため、ここでは一般ブロックのみについて解析を行う。

このケースで高温側で最も厳しいのは、内部発熱が最大（垂直降下時の一般ブロックの消費電力 $336.2\text{w}=341.2\text{w}-5.0\text{w}$ ）、かつ放熱面に対して太陽光が直射する場合である。しかし着陸ミッションの遂行は、現在朝方を予定しており、また周回衛星は極軌道を周回している。よって着陸機上部に設置されているサーマルルーバに対する太陽光入射角は、30度程度を考慮すればよい。

尚、このフェーズでは熱入力として太陽光入射（サーマルルーバよりの入力）及び機器の内部発熱のみを考慮し、MLIよりの熱侵入（太陽光入射、月からの赤外放射、アルベト等）は考慮に入れていない。

以上を踏まえ、表4.6-3に示すパラメータを用いて解析を行った結果、必要となるサーマルルーバ面積 1.73m^2 を得た。

表 4.6-3 単独飛行時の熱解析(高温側)のパラメータ（一般ブロック）

記号	名称	数値	単位
Q_{gen}	内部発熱量	336.2	W
η	伝熱効率	0.8	—
ϵ	サーマルルーバ放射率(開時)	0.75	—
σ	ステファンボルツマン定数	$5.67\text{E}-08$	$\text{w}/\text{m}^2\text{K}^4$
T	サーマルルーバ制御温度	298	kelvin
I_s	太陽光照射強度	1414	w/m^2
α	サーマルルーバ吸収率	0.13	—
θ	太陽光入射角	30	degree
A	必要サーマルルーバ面積	1.73	m^2

(2) ヒータ容量 (低温側)

低温側で最もクリティカルとなるのは内部発熱が最小となるときであり、一般ブロックについてはホーマン降下時の $134.1\text{w}=136\text{w}-2.0\text{w}$ である。また保温ブロックはデオービットから着陸まで変化せず 2.0w である。

このときに必要となるヒータ容量について、表 4.6-4 及び表 4.6-5 に示すパラメータを用いて解析を行った。その結果、一般ブロックの必要ヒータ容量は -81.8w とマイナス値であるために、内部機器発熱で十分な保温が可能となりヒータは必要ないとの結果を得た。また保温ブロックについては 1.6w のヒータが必要であるとの結果を得た。

表 4.6-4 単独飛行時の熱解析(低温側)のパラメータ (一般ブロック)

記号	名称	数値	単位
Qgen	内部発熱量	134.1	W
η	伝熱効率	0.8	—
ε	サーマルルーバ放射率(閉時)	0.12	—
σ	ステファンボルツマン定数	5.67E-08	$\text{w}/\text{m}^2\text{K}^4$
T	サーマルルーバ制御温度	273	kelvin
A	サーマルルーバ面積	1.73	m^2
Qhtr	必要ヒータ容量	-81.8	w

表 4.6-5 単独飛行時の熱解析(低温側)のパラメータ (保温ブロック)

記号	名称	数値	単位
Qgen	内部発熱量	2.0	W
η	伝熱効率	0.8	—
ε	サーマルルーバ放射率(閉時)	0.12	—
σ	ステファンボルツマン定数	5.67E-08	$\text{w}/\text{m}^2\text{K}^4$
T	サーマルルーバ制御温度	273	kelvin
A	サーマルルーバ面積	0.12(4.7.3(1)参照)	m^2
Qhtr	必要ヒータ容量	1.6	w

4. 6. 2 月面ミッション時の熱解析

(1) 放熱面積 (高温側)

このケースにおいても、単独飛行時と同様に高温側で最もクリティカルとなるのは太陽光が放熱面に対して直射し、かつ内部機器の発熱が最大となる時である。但しここでは月面からの赤外放射が大きいため、これを考慮に入れる必要がある。この赤外放射に関しては、月表面の温度変化 $-170\sim+120$ 度に対してMLIを使用して一般ブロックの内部温度を $-150\sim+100$ 度に制御することを考慮した。保温ブロックはこの中にマウントし、更にMLIを巻き内部温度を $0\sim+25$ 度に制御することとした。また、着陸脚及び太陽電池パネルからの伝導による熱入力を考慮する必要があるが、保温ブロック及び同ブロック用サーマルルーバは断熱機構により主構造と断熱されるものとする。尚、保温ブロックと同ブロック用サーマルルーバはバイパスにより熱的に結合されるものとする。図4.6-1に熱制御の概念を示す。

尚、保温ブロック以外の機器については着陸後のミッション期間が比較的短い(約10日間=242時間)ため、ここでは解析を割愛した。但し今後、熱伝導を含め、機器の耐久時間等の評価が必要であると考えらる。

一方保温ブロックは1年間の昼夜ミッションに耐える必要がある。前述の通り、保温ブロックはMLIに覆われているが、まずMLIからの侵入熱量を把握する必要がある。ここで、保温ブロックの寸法を $0.5\times 0.4\times 0.25\text{m}$ とし、更に断熱機構の実装領域を $0.1\times 0.1\text{m}\times 5$ 箇所と仮定すると、それを覆うMLI面積は 0.8m^2 である。以上を考慮し、表4.6-6に示すパラメータを用いて解析を行った結果、MLIより侵入する熱量 7.8w を得た。更に表4.6-7に示すパラメータにより保温ブロックの熱制御に必要なサーマルルーバ面積を解析した結果、 0.12m^2 を得た。

表4.6-6 月面ミッション時の熱解析 (高温側) 保温ブロック MLI からの侵入熱

記号	名称	数値	単位
A	MLI面積	0.8	m^2
ϵ_{eff}	MLI実効放射率	0.015	—
σ	ステファンボルツマン定数	$5.67\text{E}-08$	$\text{w}/\text{m}^2\text{K}^4$
T_{mli}	MLI外部温度	373	kelvin
T_{blc}	サーマルルーバ制御温度	298	kelvin
Q_{in}	MLIからの侵入熱	7.8	W

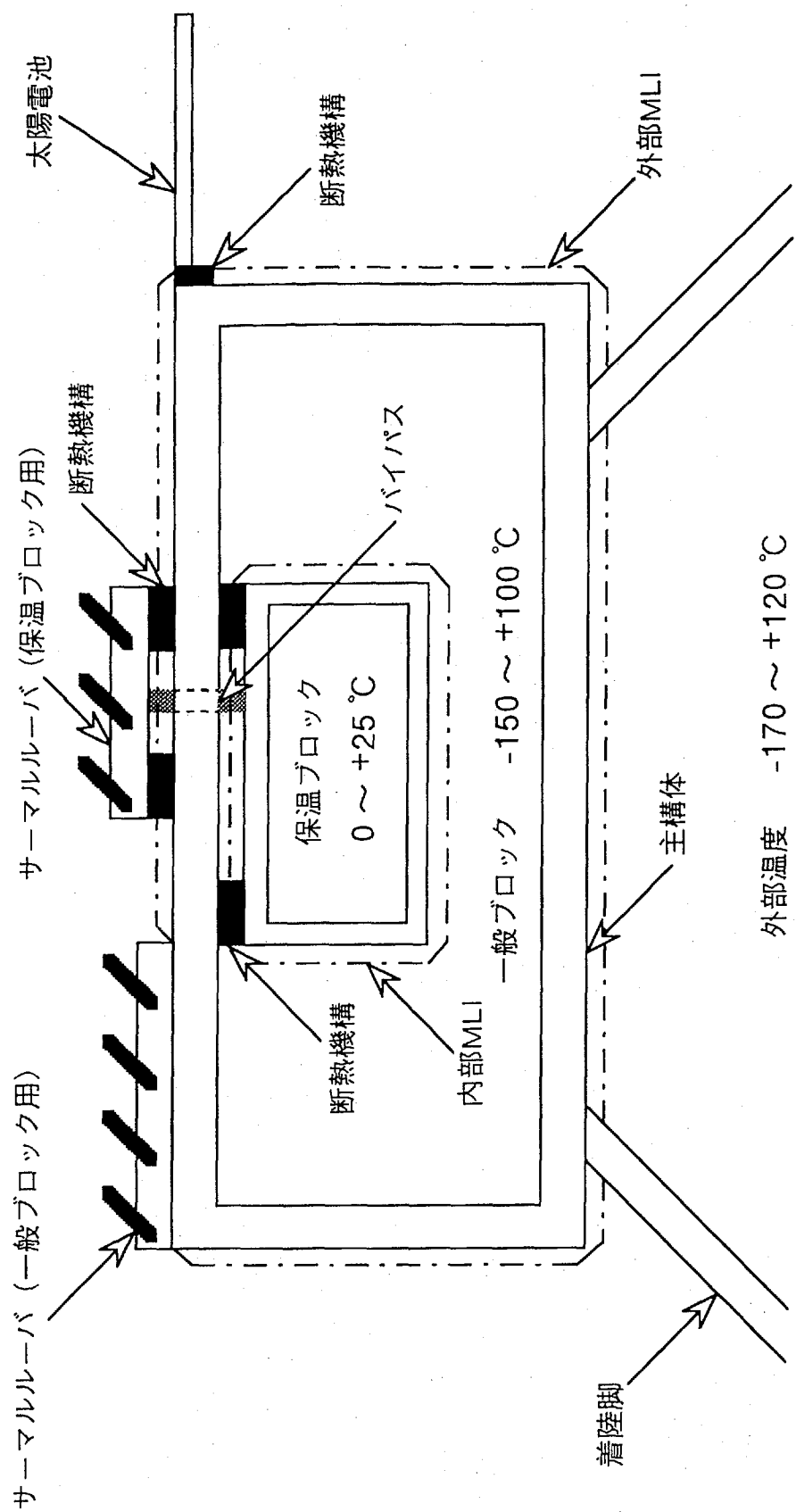


図4.6-1 熱制御の概念

表 4.6-7 月面ミッション時の熱解析（高温側）のパラメータ（一般ブロック）

記号	名称	数値	単位
Qgen	内部発熱量	7.0	W
Qin	MLIからの侵入熱	7.8	W
η	伝熱効率	0.8	—
ϵ	サーマルルーバ放射率(開時)	0.75	—
σ	ステファンボルツマン定数	5.67E-08	w/m ² K ⁴
T	サーマルルーバ制御温度	298	kelvin
I _s	太陽光照射強度	1414	w/m ²
α	サーマルルーバ吸収率	0.13	—
θ	太陽光入射角	90	degree
A	必要サーマルルーバ面積	0.12	m ²

(2) ヒータ容量（低温側）

夜間の保温については、一般ブロックの運用が完了しているため、保温ブロックのみを解析の対象とする。またバッテリー自体の発熱については、ここでは考慮していない。

保温ブロックについて、表 4.6-8 に示すパラメータを用いて解析した結果、MLI からリークする熱量 3.6w を得た。これを表 4.6-9 に示すパラメータとあわせて熱解析を行い、必要ヒータ容量 0.25w を得た。よって保温ブロックの夜間保温に必要な熱量は 7.25w（内部発熱 7.0w + ヒータ発熱 0.25w）である。

表 4.6-8 月面ミッション時の熱解析(低温側)保温ブロック MLI のリーク熱

記号	名称	数値	単位
A	MLI面積	0.8	m ²
ϵ_{eff}	MLI実効放射率	0.015	—
σ	ステファンボルツマン定数	5.67E-08	w/m ² K ⁴
T _{mli}	MLI外部温度	123	kelvin
T _{blc}	サーマルルーバ制御温度	273	kelvin
Q _{out}	MLIリーク熱	3.6	W

表 4.6-9 月面ミッション時の熱解析(低温側)のパラメータ（保温ブロック）

記号	名称	数値	単位
Qgen	内部発熱量	7.0	W
Qout	MLIリーク熱	3.6	W
η	伝熱効率	0.8	—
ϵ	サーマルルーバ放射率(閉時)	0.12	—
σ	ステファンボルツマン定数	5.67E-08	w/m ² K ⁴
T	サーマルルーバ制御温度	273	kelvin
A	サーマルルーバ面積	0.12	m ²
Q _{htr}	必要ヒータ容量	0.25	w

4. 6. 3 周回衛星結合時のヒータ電力解析

周回衛星との結合時において、着陸実験機はサバイバル用ヒータ電力を周回衛星から供給される。尚ここでは、周回衛星結合時には一般ブロック、保温ブロック共に動作を行わず内部発熱は発生しないものとする。

(1) 一般ブロックの要求電力

表 4.6-10 に示すパラメータを用い、解析を行った結果、要求ヒータ電力は 52.3w である。

表 4.6-10 周回衛星結合時の熱解析(低温側)のパラメータ (一般ブロック)

記号	名称	数値	単位
Qgen	内部発熱量	0	W
η	伝熱効率	0.8	—
ε	サーマルルーパー放射率(閉時)	0.12	—
σ	ステファンボルツマン定数	5.67E-08	w/m ² K ⁴
T	サーマルルーパー制御温度	273	kelvin
A	サーマルルーパー面積	1.73	m ²
Qhtr	要求ヒータ電力	52.3	w

(2) 保温ブロックの要求電力

表 4.6-11 に示すパラメータを用い、解析を行った結果、周回衛星に要求するヒータ電力は 3.6w である。

表 4.6-11 周回衛星結合時の熱解析(低温側)のパラメータ (保温ブロック)

記号	名称	数値	単位
Qgen	内部発熱量	0	W
η	伝熱効率	0.8	—
ε	サーマルルーパー放射率(閉時)	0.12	—
σ	ステファンボルツマン定数	5.67E-08	w/m ² K ⁴
T	サーマルルーパー制御温度	273	kelvin
A	サーマルルーパー面積	0.13	m ²
Qhtr	要求ヒータ電力	3.6	w

4. 6. 4 熱解析まとめ

以上、各フェーズ毎に実施した熱解析結果を表 4.6-12 にまとめて記す。

表 4.6-12 熱解析結果まとめ

機器区分	放熱/保温	周回衛星 結合時	単独飛行時	月面運用時	要求仕様
一般ブロック	サーマルルーバ 放熱面積	N/A	1.73m ²	—	1.73m ²
	ヒータ容量*	52.3W	-81.8w (ヒータ不要)	N/A	52.3W
保温ブロック	サーマルルーバ 放熱面積	N/A	—	0.12m ²	0.12m ²
	ヒータ容量*	3.6w	1.6w	0.25w	3.6w

*) サーマルルーバ放熱面積 (一般ブロック : 1.73m², 保温ブロック : 0.12m²) により算出

5. サブシステム検討

5. 1 構体系

構体系に要求される機能は以下のように考えられる。

- ①各機器を所定の位置に固定する
- ②衝撃や振動のレベルを、規定範囲内に収める

この要求を満足するための構体系の構成は以下のようにする。

- ①主構造
- ②推力支持部
- ③着陸脚

5. 1. 1 主構造

主構造は、搭載電子機器や燃料タンク気蓄器等を搭載し、また太陽電池パネル等の支持も行う。

構造系は、以下の環境条件に耐えることを前提とする。

- ①H-IIロケットによる打ち上げ条件を満足すること
- ②着陸衝撃（機軸方向10G：着陸脚により緩衝）に耐えること

また、以下の搭載品を前提とする。

- ①N₂H₄タンク×2
- ②NTOタンク×2
- ③GHeタンク×1
- ④航法誘導制御用電子機器
- ⑤ミッション機器（熱制御機器を含む）
- ⑥RCSスラスタ

検討の結果、主構造は燃料タンク搭載用のパネルと電子機器・ミッション機器搭載用のパネルに分け、これらを階層構造にしてストラットで結合する、パネル/トラス構造とする。この構造とすることにより、極力曲げによる荷重を避ける。また、燃料タンク搭載用のパネルと、ミッション機器搭載用のパネルを別にするることにより、ミッション機器の熱制御設計を考慮し易くする。

5. 1. 2 推力支持部

推力支持部はメインエンジンを主構造中に支持する。

推力支持部に対する前提条件として、メインエンジンは以下のように設定する。

- ①推力 : 1000N (最大)
- ②比推力 : 320sec

検討の結果、推力支持部に関しては、一般的なスラストチューブまたはトラスにより支持する方式をとるものとする。

5. 1. 3 着陸脚

着陸時の衝撃緩衝装置として機体面に緩衝機構を直接取り付ける方法も考えられるが、この場合、エンジンノズル等の張り出し部分を着脱式またはクラッシュブルな構造にする必要が生じる。実験機の月面への着陸時に機体部品の着脱等を考慮することなく、損傷を最小限に抑え、着陸衝撃を吸収するためには、着陸脚の装備が有効であると考えられる。

着陸脚の検討にあたり設定した前提条件を表 5.1-1 に示す。

表 5.1-1 着陸脚検討前提条件

項 目		設 計 条 件		
着陸条件	姿勢	姿勢角	8deg (最大)	7 ^o OLM、SURVAYER 並
		角速度	4.0deg (最大)	
	速度	垂直方向	図 5.1-1 による	7 ^o OLM 並
		水平方向	図 5.1-1 による	
着陸面		月面の砂地傾斜角 20deg (最大)	暫定値	
制限荷重倍数		10G (最大：地上相当)	暫定値	
耐熱性		エンジン噴煙(地面からの跳ね返りを含む)に対する耐熱性を考慮のこと		
使用回数		1回		

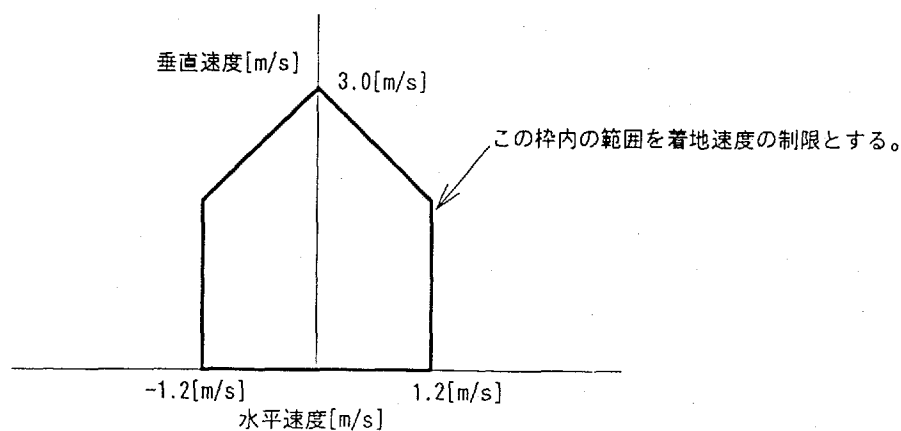


図 5.1-1 着陸速度の規定

検討の結果は以下の通りである。

(1) 脚本数

着地安定性、衝撃緩和の面から脚本数は4本とし、正方形になるよう配置する。また、転倒に対する安定性から脚間隔（接地面間隔）は1.8～2.0m程度に設定する（図5.1-2）。

(2) 脚形態

図5.1-3に3種の脚形態を示す。

テレスコピック方式が構造的にもシンプルであり、軽量化を見込むことが可能である。しかし、テレスコピック方式の場合、横方向速度をもって着地をした場合、脚に曲げモーメントが作用するため衝撃吸収が十分に機能しない可能性がある。質量的には不利となるが、衝撃吸収機能を十分に働かせるためには、メインとなるストラットの他に緩衝機能を持たせたサイド・ストラットを有する、スイングアーム方式やトライポッド方式が適当であると考えられる。

脚の装備に関しては、脚の非可動部分を実験機の主構造部分（ストラット部分）と共用化を図り、軽量化を進める必要がある。

(3) 緩衝機構

緩衝機構としては材料の入手性、機械的特性の安定性からハニカムコア・クラッシュ方式を用いる。衝撃吸収ハニカムコアは多層に分割することにより緩衝能力を制御し、小荷重での衝撃吸収も可能とする（図5.1-4）。

ハニカムコアのストローク長は、脚形態をトライポッド式として概算した場合、1脚接地時に前提条件を満足させようとするプライマリ・ストラットが約20cm、サイド・ストラットが約6cmとなる。

(4) 接地部要素形状

着陸脚の設置部要素であるパッド形状は、皿形とする。皿形は、接地部要素が傾いて接地した場合でも接地点を中心に姿勢を復元する方向にモーメントを発生するため安定である。また、接地面の面圧がほぼ一様になり、接地面の変形量も少ない（図5.1-5）。

重心高さ：70cm時

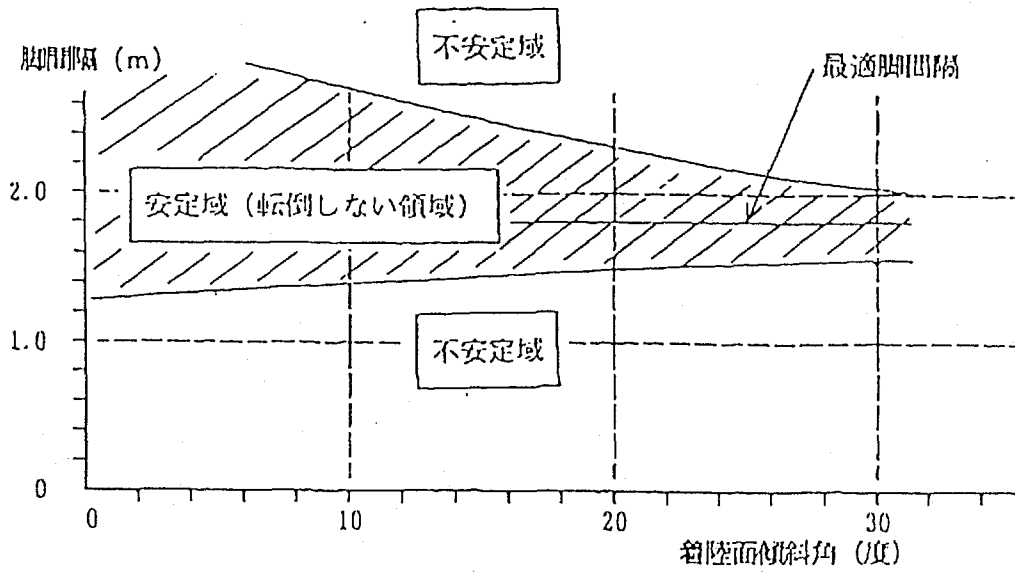


図 5.1-2 脚間隔の設定

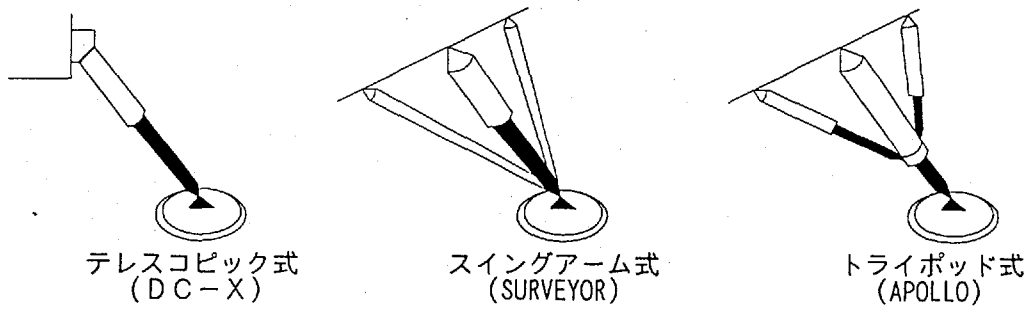


図 5.1-3 代表的な脚形態

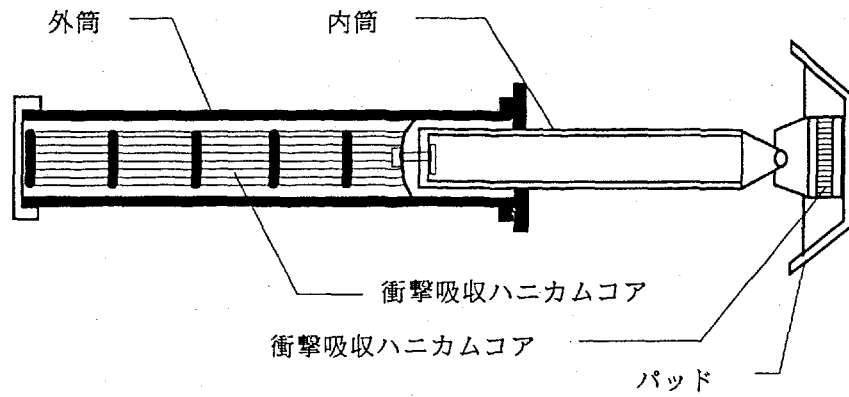


図 5.1-4 脚構造の概要

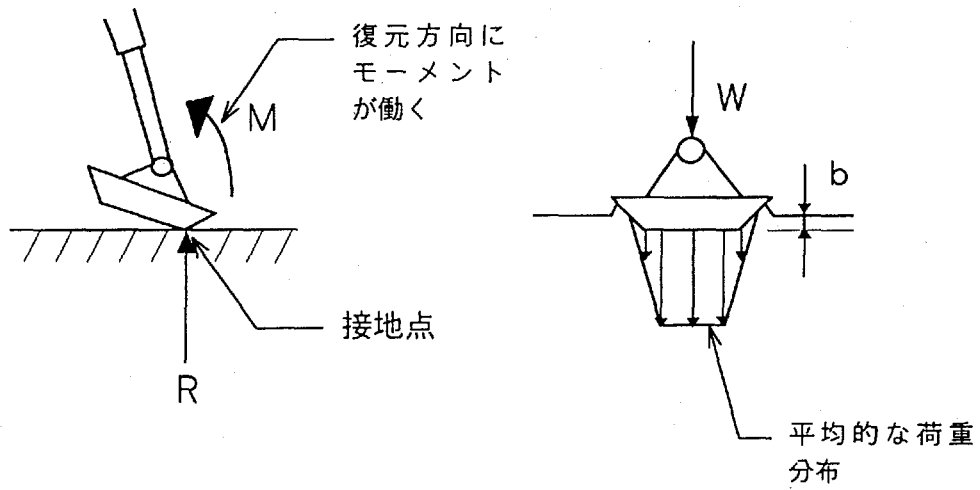


図 5.1-5 皿形接地部要素の特徴

5.1.4 重量

構体系は材料としてハニカムパネルやCFRPといった軽量複合材料を使用することにより、強度を確保しつつ、重量の軽量化を図る。

構体系の重量は表5.1-2のように見込まれる。

表5.1-2 構体系重量見込み

項目	重量 (kg)
機器搭載パネル	6
タンク搭載パネル	8
構体ストラット	5
着陸脚	16
エンジン支持	1.5
合計	36.5

5.1.5 課題

構体系はパネル／トラス構造をとることにより、部品構成を少なくし、構造強度を確保することが出来る。ただし、衝撃緩衝用の着陸脚については機能／信頼度の要求レベルの変化により質量が大きく変化するものと考えられる。今後、詳細な検討により構体系全体の質量は見直していく必要がある。

5. 2 熱制御系

5. 2. 1 熱制御方式

着陸実験機は打ち上げから月面ミッションまで、様々な熱環境に対応可能な設計が必要である。基本的に着陸実験機の熱制御はMLI、断熱材、サーマルルーバ等による受動制御とし、部分的に保温用ヒータを用いた能動制御を行う。

また、4. 6項の熱解析結果を反映し、着陸後夜間のミッションを遂行する機器をまとめて保温ブロックとし、他の機器を搭載する一般ブロックと個別に熱制御を行う。それぞれのブロック共に排熱のためのサーマルルーバを機体の上面に配置し、サーマルルーバを除く全ての機器配置部を構体ごとMLIで覆う。尚、保温ブロックは更にMLIで覆い、また熱伝導から断熱するための機構を有する。更に太陽電池とも可能な限り伝導断熱し、太陽電池パネルの温度変化の影響を極力受けない構造とする。

推進系に関しては、電子機器配置部とは別にMLIで全体（ノズル等の開口部を除く）を覆う。

5. 2. 2 重量

表 5.2-1 に熱制御系構成機器の重量を示す。

表 5.2-1 熱制御系重量

構成品	重量 (kg)
MLI	5.5
サーマルルーバ	6.8
ペイント	0.6
断熱材	1.0
ヒータ (付属品含む)	2.5
合計重量	16.4

5. 2. 3 課題

(1) 放熱面の確保

現状で、熱制御に必要となるサーマルルーバの面積は両ブロック合計で約1.85㎡となり、この面積を機体の上面（上部パネル上）に確保する必要がある。また配置に関しては重量バランスや他機器との干渉等を検討する必要がある。

(2) 夜間保温電力

現状で、夜間の機器保温に必要となる内部発熱量は7.25wと比較的大きく、バッテリーサイズの増大に大きな影響を及ぼしている。この要因として最も影響力が大きいと思われるのがMLIよりリークする熱量である。よって、今後この熱リークを極力抑える方法（保温ブロック体積を減少させ、MLI面積を少なくする等）について検討が必要であると考ええる。

(3) バッテリー配置

月面での夜間運用時に必要となる保温電力が大きいことから、要求されるバッテリーの重量は、現状で47.1kgである。一方、着陸実験機の乾燥重量は約210kgであり、乾燥重量の約22%をバッテリーが占めている。この様に重量の重い機器は極力重心軸上に配置する必要があるが、メインエンジンや推進薬タンクとの干渉が懸念される。またバッテリーは保温ブロックに搭載する必要があるため、熱制御の観点から分載が困難と予想できる。よって今後バッテリーの配置に関し、重量バランス及び熱制御等を考慮して最適な搭載方法を検討する必要があると考ええる。

(4) 保温ブロック及び同ブロック用サーマルルーバの伝導断熱

着陸実験機には保温ブロック及び同ブロック用サーマルルーバを主構体と断熱するための機構が必要となる。その例としては断熱材+爆発ボルト等が考えられるが、剛性/断熱の確保、コンタミネーションの評価等が今後必要である。またこれ以外の方式の検討及びトレードオフも今後必要となる事項である。更にこれらの検討結果を考慮して熱伝導を含めた詳細な熱解析を実施する必要があると考ええる。

(5) サーマルルーバの寿命

着陸実験機の排熱はサーマルルーバを用いることとしたが、着陸後のミッション時（1年間：14日毎の昼夜を約12サイクル）の月面熱サイクルによるフィンやバイメタル等の構成部品の劣化が懸念され、また月表土（レゴリス）付着時の熱特性についても不明な点が多い。よって今後、これらに関するシミュレーション解析等による評価が必要と考ええる。また他の熱制御方式の可能性についても合わせて検討が必要であると考ええる。

5. 3 推進系

以下に示す推進系検討結果を踏まえ、主要緒言、系統図を表 5.3-1、図 5.3-1 に示す。

5. 3. 1 推力制御方式

月面への軟着陸を行うためには、推力制御が必須となる。
推力制御を行うためには、以下の2つの方法が考えられるが、システム重量軽減、着陸誘導のフレキシビリティを考慮し、メインエンジンのスロットリングによる制御を前提として検討している。

ただし開発スケジュールの観点では、新規ハード開発を伴わない固定推力エンジンのON/OFF制御が有利であり、本方式についても今後検討を進めることとする。

- (a) メインエンジンのスロットリング
- (b) 固定推力エンジンのON/OFF制御

5. 3. 2 スロットリングに伴う燃焼振動対策

スロットブルエンジンの開発にあたり、技術的に最も困難が予想されるのは、スロットリング時の安定燃焼の達成である。通常の人工衛星の推進系では、スロットリング時、インジェクタの上流と下流の差圧が小さくなるため、燃焼室の振動が、配管部まで伝わり、連成振動を誘起する可能性がある。この現象を回避するためには、以下の2つの方策が考えられるが、ここでは、推進系の軽量化に重点をおき、キャビテーションベンチュリーバルブの使用による燃焼振動防止法を採用している。

(a) キャビテーションベンチュリーバルブの使用

キャビテーションベンチュリーバルブを用いた場合、低圧燃焼時も、バルブ内に発生する気泡(キャビテーション)の効用で、燃焼器内の振動が配管部まで伝わらないため、安定な燃焼が期待できる。しかし、この場合も、多少の気蓄器の質量増加および加圧ガス質量の増加、キャビテーションの不安定性といった短所が存在する。また、どの推力範囲でキャビテーションを発生させるかが設計の際の検討事項となる。

(b) 加圧ガス量の増加

加圧圧力を最初から高くとっておけば、スロットリングした場合でも、十分な差圧がとれるので、こうした燃焼振動の発生を回避できる。しかし、気蓄器の質量増加および加圧ガス質量増加といった短所が存在する。

5. 3. 3 推進剤

月面着陸にあたり、現在利用可能と考えられる推進剤は以下の2ケースがあるがメインエンジンのIspが高く、かつインエンジンとRCSの推進剤が共用できる点を考慮して、(a)の組み合わせを採用している。

	メインエンジン	RCS
(a)	NT0/N2H4	N2H4
(b)	NT0/MMH	N2H4

5. 3. 4 気蓄器の分割数

気蓄器は、加圧ガスを含めても数[kg]以下にしかならず、質量特性の面からも必要性はなく分割は行わない。

5. 3. 5 推進剤タンクの分割数

推進剤タンクは、NT0とN2H4とも、2分割とする。

これにより、系の複雑化を招き、質量が増加(8[kg]程度)するものの、以下の観点から、有利と判断した。

①重心位置が下がることによる耐転倒性

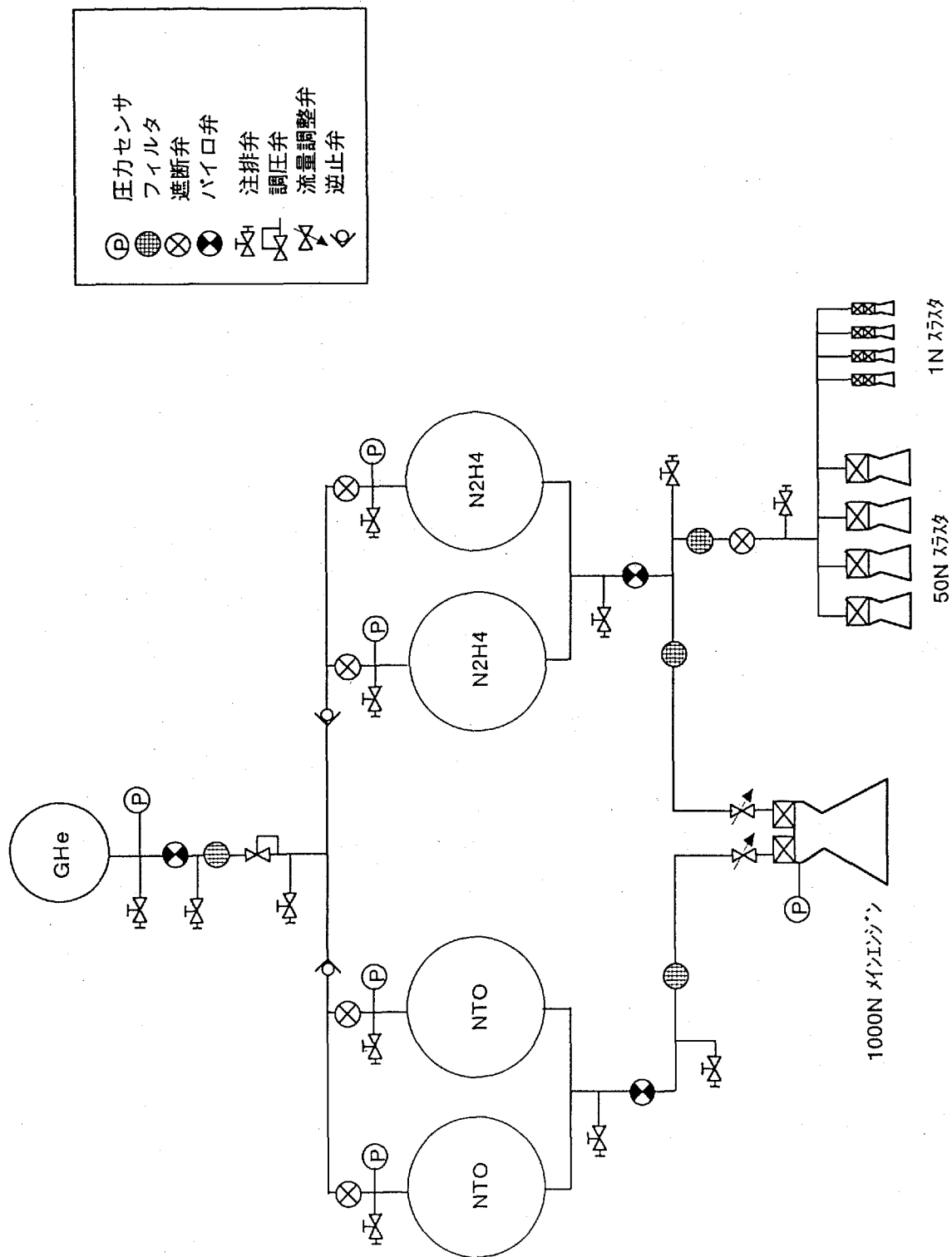
着陸時にタンクが月面物質により損傷することがないように、タンク配置の下端位置を設定するが、この値は分割数に関わりなく同じである。よって、タンクの分割を増やすことは、重心位置を下げることになる。重心位置が低いほど着陸時にかかるモーメントが小さく耐転倒性に優れることになる。

②慣性能率、および慣性乗積の管理の容易性

着陸実験機では、燃料と酸化剤では、重量流量が異なる。このためそれぞれのタンクが1個ずつの場合、タンクをある軸に対して対象に配置しても、その軸に対しても重心位置がずれてくることになる。一方、燃料、酸化剤をそれぞれ2分割、軸対象配置とすることにより、対象軸に対しての重心が保たれることになる。

表5.3-1 推進系の主要諸元

項目	主要諸元
推進薬供給方式	調圧方式
推力制御方式	メインエンジンのスロットリング スロットリングに伴う燃焼振動対策として、 キャビテーションベンチュリーバルブを用いる。
推進薬種類	NTO/N2H4及びN2H4
スラスタ構成	1000N級 2液式エンジン1基 (メインエンジン) 50N 1液式スラスタ4基 (ピッチ、ヨー制御用RCS) 1N 1液式スラスタ4基 (ロール制御用RCS)
スラスタ性能	<p><u>1000N級 2液式エンジン</u> 最大推力：1000N (100%~30%までの可変スラスタ) 比推力：320sec (@1700N) 混合比：0.9 開口比：240 (COMETS/UPSに基づく) スロットリング応答性：無駄時間が0[s]、1次遅れ時 定数が0.11~0.12[s] (1700Nエンジンでの推力制御 燃焼試験結果より。なお、無駄時間が0は、キャビテー ションベンチュリーバルブと燃焼器との距離を30cmとした 値)</p> <p><u>50N 1液触媒式スラスタ</u> 推力：50N, 比推力：180sec (パルス作動時)</p> <p><u>1N 1液触媒式スラスタ</u> 推力：1N, 比推力：180sec (パルス作動時)</p>
推進薬タンク等諸元	<p><u>NTOタンク</u> 個数：2, サイズ：φ404mm</p> <p><u>N2H4タンク</u> 個数：2, サイズ：φ487mm</p> <p><u>GHe気蓄器</u> 個数：1, サイズ：φ340mm</p>



Ⓟ	圧力センサ
⊗	フィルタ
⊘	遮断弁
⊙	パイロ弁
⊕	注排弁
⊖	調圧弁
⊗	流量調整弁
⊘	逆止弁

図5.3-1 推進系統図

5. 3. 6 重量

推進系の構成機器重量を表 5. 3-2 に示す。

5. 3. 7 課題

本検討では、キャピテーションベンチュリーバルブを用い、エンジンの推力可変を前提とした。しかしながら、このような推進系は国内には存在せず、新規開発における技術課題は大きいと考えられる。

そこで、開発スケジュール、コストを十分考慮し、推力制御方式については再度検討する必要がある。

さらに決定された推力制御方式に基づき、エンジン単体の試験はもちろん、システムとしての地上試験を早急を実施する必要がある。

表5.3-2 推進系重量配分

	単位質量(kg)	個数	重量(kg)	備考
加圧系			12.845	
気蓄器	5.7	1	5.7	φ 340
注排弁(#4,高压)	0.27	2	0.54	
注排弁(#4,低压)	0.135	5	0.675	
パイロ弁(#4,NC)	0.14	1	0.14	
遮断弁(#4,低压)	0.435	7	3.045	
フィルタ(#4,高压)	0.07	1	0.07	
調圧弁(#4)	1.11	1	1.11	
逆止弁(#4,高压)	0.22	2	0.44	
圧力センサ(高压)	0.225	1	0.225	
圧力センサ(低压)	0.225	4	0.9	
NTOタンク系			6.315	
NTOタンク	1.67	2	3.34	φ 404
注排弁(#4,低压)	0.135	2	0.27	
パイロ弁(#8,NC)	0.52	1	0.52	
フィルタ(#8)	0.185	1	0.185	
調量弁(#8)	2	1	2	
N2H2タンク系			10.095	
N2H2タンク	3.56	2	7.12	φ 487
注排弁(#4,低压)	0.135	2	0.27	
パイロ弁(#8,NC)	0.52	1	0.52	
フィルタ(#8)	0.185	1	0.185	
調量弁(#8)	2	1	2	
エンジン系			7.725	
エンジン(1000N)	7.5	1	7.5	
圧力センサ(PC)	0.225	1	0.225	
RCS系			9.845	
遮断弁(#4)	0.435	1	0.435	
注排弁(#4)	0.135	1	0.135	
フィルタ(#4)	0.075	1	0.075	
50Nスラスタ	1.5	4	6	
1Nスラスタ	0.8	4	3.2	
配管	3	1	3	
サポート類	0.8	1	0.8	
合 計			50.625	

5. 4 航法誘導制御系

実験機が減速降下および垂直降下を行う場合、月面に対する自身の位置・速度・姿勢を直接検知し、それらを自律的にかつリアルタイムで制御する軌道制御および姿勢制御を行う必要がある。この際の制御系設計の方針は、推進剤消費量最小化と安全性確保とする。

5. 4. 1 機器構成・重量

航法誘導制御系の構成は、実験機の位置、速度、姿勢を検知するセンサ機器と各センサからの姿勢情報を処理し、RCS（推進系）へ指令信号を送出する「統合型電子回路」から成る。

航法誘導制御系の機器構成ブロック図を図 5.4-1 に、機器重量表を表 5.4-1 に示す。

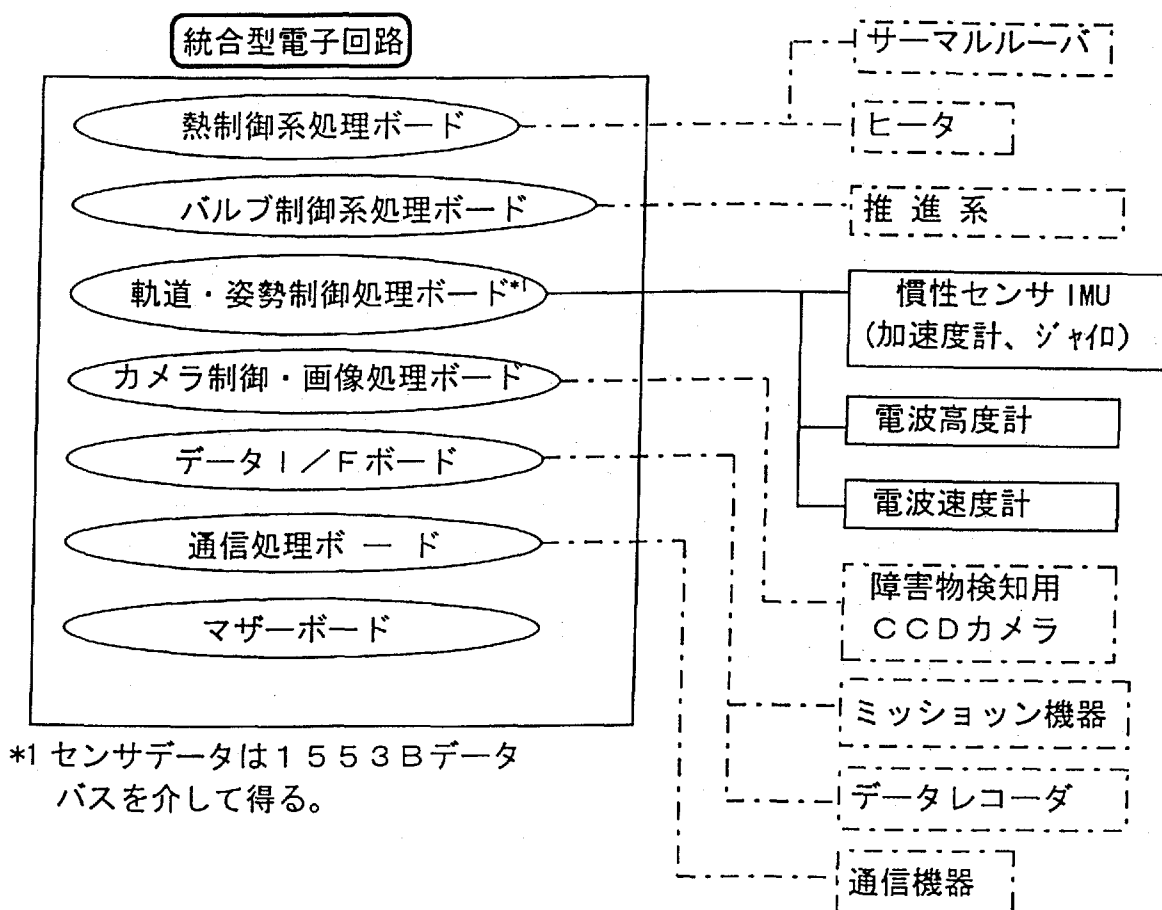


図 5.4-1 誘導制御系機器構成ブロック図

表 5.4-1 誘導制御系機器重量表

機 器 名 称	単体重量	個数	重量配分	備 考
統合型電子回路 (BMU)	10.00kg	1	10.00kg	目標値
慣性センサ IMU (加速度計・ジャイロ)	3.50kg	1	3.50kg	Honeywell GG1320
電波高度計	8.00kg	1	8.00kg	目標値
電波速度計	5.00kg	1	5.00kg	〃

5. 4. 2 センサ運用シーケンス

月周回衛星との分離直前に、慣性センサ（加速度計&ジャイロ）は、状態量（位置・速度・姿勢角・姿勢角速度）データを月周回衛星から受け取る。ホーマン降下中、減速降下中、推力・姿勢確立中および鉛直降下時は、慣性センサにより、状態量の算出を行う。鉛直降下中（着陸点高低差吸収フェーズ、鉛直減速フェーズ、最終降下フェーズ）に、高度情報を電波高度計で、速度情報を電波速度計で、それぞれ較正する。

姿勢に関する情報の較正は、降下中には行われぬ。降下中のフィードバック制御に用いられる状態量データは、基本的に慣性センサから伝達されるデータである。航法センサの使用時期を表 5.4-2 に記す。

表 5.4-2 航法センサ使用時期

軌道フェーズ	IMU (加速度計・ジャイロ)	高度計	速度計
月周回軌道	○		
デオービット	○		
ホーマン降下フェーズ	○		
減速降下 フェーズ	○		
減速降下 推力・姿勢確立	○		
鉛直降下フェーズ	○	○	○

5. 4. 3 着陸誘導

月周回軌道は、基本的には高度 100[km]の円軌道であるが、この軌道に長期間滞在した場合、近地点高度や遠地点高度が変動する。そのため、実験機が、月周回軌道からホーマン降下フェーズを経由して、減速降下フェーズの開始点（高度 15[km]）に達した時点では、速度が基本設定値とは異なっている。減速降下の基準軌道を、ホーマン降下中に生成しておき、減速降下フェーズに、この速度誤差を吸収するものとする。

一旦減速降下を開始した後は、鉛直降下軌道との接続点まで、エクスピリシット誘導を行うものとする。現在、この誘導則としては、E-guidanceと呼ばれるものを使用している。

(参考) E-guidance は、推進剤消費量を評価関数とする最適制御問題の近似解であり、アポロLMでの使用が検討されていた。

5. 4. 4 制御系の設計

制御系のソフトウェア、アルゴリズムの設計に関しては、表 5. 4-3 に挙げる項目を考慮する必要がある。

表 5. 4-3 制御系の設計に関して考慮が必要な項目

外 乱	センサ特性	推 進 系 特 性	地 形
機体のパラメータ変動 機体の高周波振動 重心オフセット スロッシング 月重力場高次項 太陽輻射圧 月重力傾斜	加速度系誤差 ジャイロ誤差 高度計誤差 速度計誤差 推力推定誤差	M. E. 特性 推力誤差、無駄時間、遅れ時間 Isp 誤差 etc. RCS の特性 推力誤差、無駄時間、遅れ時間 Isp 誤差 etc.	着陸地点の 月中心からの 半径の誤差

5. 4. 5 電波高度計および電波速度計

電波高度計および電波速度計は、推進剤消費量最小化および降下時の月面衝突回避のため、可能な限り使用開始高度を大きくすることが望ましいが、機器配置の制約から電波を月面に照射可能となる鉛直降下フェーズから使用することとなる。

電波高度計、電波速度計の動作原理自体は航空機用としての開発実績をベースとするが、宇宙用に新規開発が必要となる機器である。

特に着陸実験機における技術的課題および宇宙機器としての開発要素は次の通りである。

着陸実験機における技術的課題

(1) 散乱係数の選定

受信信号の S/N において、散乱面の散乱係数が重要なファクタになるため、月表面の散乱面からセンサへの後方散乱電力を予測する必要がある。

(2) 実運用での評価

降下用ロケットエンジンによる機体振動の影響および噴射物質の影響、着陸脚等の機体構造物との電波干渉等の評価が必要である。

(3) 使用周波数のトレードオフ

開発のベースをなす航空機用機器に用いられる周波数帯は、Xバンド（9.8GHz, 8.8GHz）とKバンド（13.25GHz～13.4GHz）である。しかし装置の小型軽量化の要求を満足し、電波の減衰が比較的少なく、ドプラ周波数の測定感度を上げる観点から、人工衛星に対して割り当てられている周波数帯（37.50GHz～40.50GHz）を利用することも考えられる。

使用する周波数に関してトレードオフし、設計に反映する必要がある。（アンテナ、信号処理回路に影響あり。）

宇宙機器としての開発要素

(1) 宇宙用部品の選定および実装設計

(2) 打ち上げおよび軌道上運用環境に対する耐環境性

(3) 耐放射線設計

(4) 小型軽量化

5. 5 障害物回避系

着陸実験機の障害検知を含めた回避系のシステムの要求は以下の通りである。

- ①着地転倒回避
- ②着地衝撃緩和
- ③クレータ内への着陸を回避（当面：T B D）

また、障害物回避系検討のための前提条件を表 5.5-1 の通りとする。

表 5.5-1 障害物回避系の前提条件

項目	前提条件
着陸目標	月の海部。
日照条件	クレータ識別のための陰が十分成長していること。 入射角 10~30deg 程度 (T B D)。
制御方式	自律制御。地上からの遠隔制御は考慮しない。
転倒限界	各着陸接地脚部において高低差の限度を 40cm とする (T B D)。 →傾斜角 5deg、単純クレータ直径 2m に相当する。
姿勢限界	鉛直降下中の姿勢変化の許容範囲は ±5deg (T B D)。
姿勢制御法	ガスジェット（姿勢変化用スラスタ）による
エンジン推力	定格 1000N
その他	ホバリングは極力用いない（推進薬消費が大のため）。

5. 5. 1 障害物検知法

着陸の際に問題となる障害物を回避するためには、障害物を検知する必要がある。この検知法の比較を表 5.5-2 に示す。

表 5.5-2 障害物検知方法の比較

方法		特徴
カメラ画像処理	アクティブ式	光源を機体側に持つ方式で、スリット光やレーザー光を投射し、その投射映像から障害物を検出しようとするもの。昼間の明るい場合や遠距離の場合は適用が困難である。
	パッシブ式	月面を CCD カメラで撮像し、太陽光によってできたクレーターの陰を読み取る。この陰影をもとに障害物（クレータ）の存在を検出し、平坦部分を推定、安全に着陸可能な着陸候補点を設定する。太陽光により障害物の陰が十分成長していることが必要。
レーザーレーダー （ライダー）		レーザーレーダーで地形を読み取る方法。遠距離での適用に問題がある。
電波レーダー		レーダー（電波）を用いて地形を読み取る方法。近距離の適用に制限が生じる可能性がある。

表中、遠距離から近距離まで共通して使用可能な方法としては、クレータの陰を読みとるパッシブ式カメラ画像処理の方法が有望である。

障害物検知用の画像を高度 1400m、400m で取得するものとする、分解能、撮像視界から、撮像用の CCD カメラとしては画素数 512×512、視野角 60deg 程度のもので使用することが適当と考えられる。

5. 5. 2 障害物回避法

障害物が検知された場合には、着陸に安全な領域へ回避を行う。実験機の障害物回避法としては、姿勢変化用スラストによって機体を傾斜させ、エンジン推力により水平方向の速度を作り出すことによって実施する。水平移動を行った後には、再び機体を傾斜させて水平方向の速度を打ち消し、最終的に水平方向速度を 0 にして、着地を行うこととする。

回避クロスレンジは、前提条件の機体傾斜許容値が±5deg、高度 1400m で得た画像を用いて粗回避、高度 400m で得た画像を用いて精回避を行うとした場合、それぞれ粗回避が最大 20m 程度、精回避で 5m 程度となる。

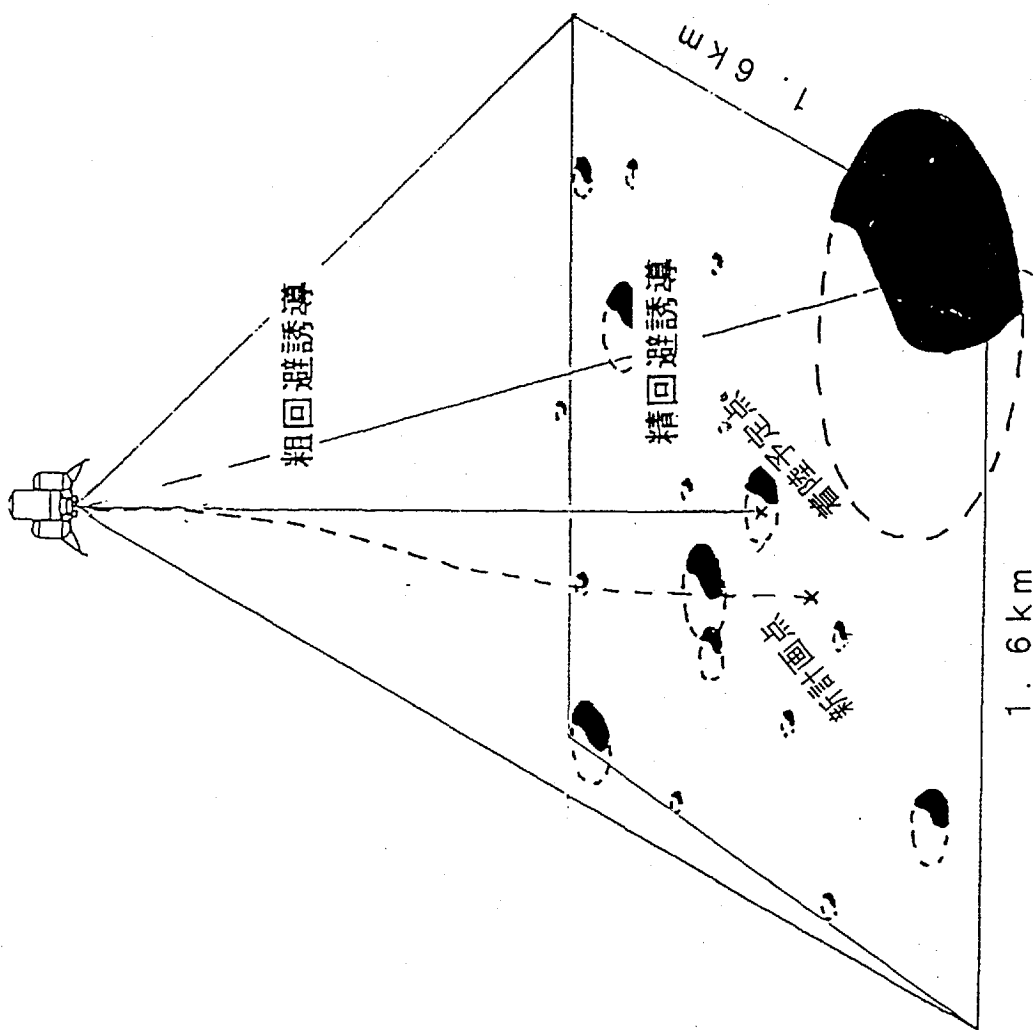
5. 5. 3 シーケンス

障害物検知／回避は以下のような段階で考える（図 5.5-1）。

- ①カメラにより着陸予定地点の画像データを取得。予定地点に障害物ありと推定された場合、取得画像内の安全地点に新たな着陸計画点を設定、新着陸点に向かって回避を行う。
- ②鉛直降下に移行したおよそ 1400m の高度で画像データを取得。粗回避を実施する。
- ③分解能が回避に必要とするクレータ直径 2m に十分になる高度（約 400m）で画像データを取得。精回避を実施する。

以上の考え方を基に、着陸時の障害物検知／回避のシーケンス案を以下に示す。

- ①おおよその目標着陸域を狙い、動力降下を開始する。
- ②高度 1400m で鉛直降下（等速降下）状態に入っているようにする。
- ③鉛直下方向の画像取得を実施（視界約 1.6km×1.6km）
- ④映像の陰影から視野内の安全地点を推定（分解能約 3.5m×3.5m）。
- ⑤④の結果より現在の着陸予定地点と安全地点が異なる場合、安全地点を新たな着陸計画点とする。
- ⑥着陸計画点に向かって粗回避を実施。
- ⑦高度 400m に達するまでに粗回避を終了。鉛直降下（等速度降下）に入る。
- ⑧着陸計画点周囲の画像を取得する（視界約 460m×460m）。
- ⑨高度 100m 程度になるまでに映像の陰影から視野内の安全地点を推定（分解能約 1m×1m）。着陸計画点と安全地点が異なる場合、着陸計画点を更新する。
- ⑩着陸計画点が更新された場合、精回避を実施する。



着陸予定地点の画像データを取得。予定地点に障害物および推定障害物を認めた場合、これを回避して新着陸計画点を設定し、着陸する。

図 5.5-1 障害物検知／回避の考え方

- ①高度2mになるまでに精回避を終了。速度1.5m/sec、水平速度1.2m/sec以内の等速降下状態にする。
- ②エンジン停止、着地。

5.5.4 構成、重量

(1) 構成

障害物回避系のシステムは、障害物検知用のカメラによって得られた情報を航法誘導制御系のシステムへ出力する形となる。

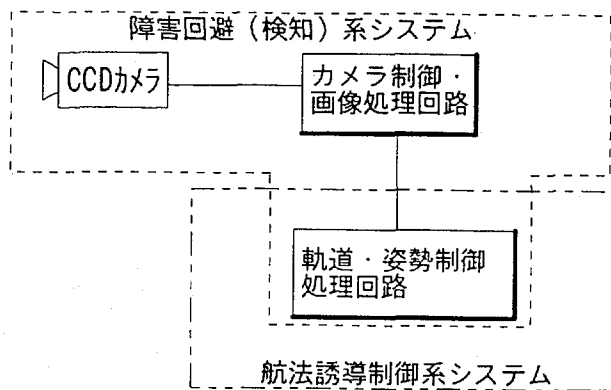


図 5.5-2 障害物回避系のシステム構成

(2) 形状・質量

障害物回避系の形状・質量（目標値）は以下の通りとする。

形状 : $\phi 150 \times 200\text{mm}$

質量 : 1 kg 程度

その他 : 上記はカメラ部とし、画像処理回路は航法誘導制御装置へ基板または回路レベルでの統合を図る。

(3) 必要電力

障害物回避系の必要電力（目標値）は以下の通りとする。

必要電力 : 1 W (カメラ部)

5.5.5 課題

カメラ画像処理を用いたパッシブ式の障害物の検出法も、障害物の検出を行うに当たっての陰影の処理法によって数種類の方法が考えられる。そのうちの代表的な例を表 5.5-3 に挙げる。

表 5.5-3 カメラ画像処理による障害物検出方法の例

ピクセル数カウント	輪郭エッジ検出・追跡	形状推定	ステレオ視
CCDカメラの2次元映像を基に、領域分割、2値化処理を行い、黒レベル（陰の部分）が少ない領域を安全領域と考え、着陸点として選定する。	CCDカメラの2次元映像を基に陰の部分の輪郭エッジ強調、線分追跡を実施することにより障害物候補領域を検出、安全領域を選定する。	CCDカメラの2次元映像を基に陰の画像を取得、この陰の形状から障害物の存在、形状（大きさ）を推定、安全領域を選定する。	2台のCCDカメラの2次元映像を基に、ステレオ視を行い平坦部分を抽出、安全領域とする。

実験機の障害物回避は、障害物検出、回避操作を十数～数十秒の間に実施する必要があり、障害物検出処理に許容される時間が短いことから、複雑な処理の適用は実用的ではない。パターン・マッチングや高度な前処理を実施する方法は検出精度は高くなるが、所定時間内に処理を終えるために、処理速度を上げるという課題が生じる。陰影を直接用いる方法は単純で高速の処理が見込まれるが、撮像された陰の画像は障害物の輪郭部分と必ずしも一致しているわけではなく、平坦部分の推定に工夫が必要となる。実験機搭載計算機の性能との関係にもよるが、高速処理可能なアルゴリズムで検出・推定精度の高い方法を選択する必要がある。

障害物検出法としていずれの方法を用いるにしても、障害物の陰によって障害物の検出を実施するためには、太陽光によって障害物の陰が十分に生成している必要がある。検出・推定に必要な太陽光の入射角度についても、アルゴリズムの選択に伴い見直す必要がある。

障害物回避の方法については、前提条件ではホバリングは実施しないとしているが、降下中の回避クロスレンジを越える大きさの障害物を回避するためには、降下終段においてホバリングをする必要が生じる。

5.6 通信・データ処理系

5.6.1 通信系

(1) ビットレート

コマンドの項目は、各マヌーバの開始命令などである。ビットレートは昨年度検討結果より、512bpsとする。

テレメトリの項目は、HKデータ（各サブシステムの温度、推進系の圧力、温度データ等）、航法データ、ミッションデータ等である。ビットレートは1kbpsとする。

画像データ（約6Mbits：512×512×8bits×3）などの大容量のものは、データレコーダに一時的に保存した後に送信されるものとする。

(2) 送受信局

I S A Sの臼田局を想定する。

(3) 通信系回線条件

- ①送信周波数帯：Sバンド
- ②送信機出力：5W
- ③回線マージン：3dB
- ④回線品質確保：符号化を採用する。

(4) 機器構成・重量

通信系の機器構成ブロック図を図5.6-1に、機器重量表を表5.6-1に示す。

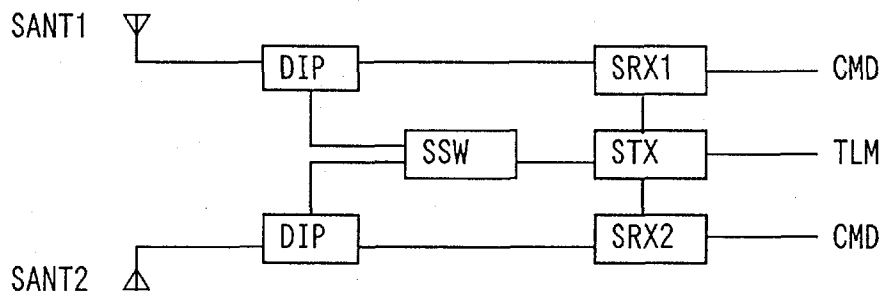


図 5.6-1 通信系機器構成ブロック図

表 5.6-1 通信系機器重量表

機 器 名 称	単体重量	個数	重量配分	備 考
S/Aント`アンテナ (SANT)	0.20kg	2	0.40kg	目標値
S/Aント`タイプレサ (SDIP)	0.30kg	2	0.60kg	//
S/Aント`アンテナ切換器 (SSW)	0.10kg	1	0.10kg	//
S/Aント`送信機 (STX)	1.00kg	1	1.00kg	//
S/Aント`受信機 (SRX)	0.50kg	2	1.00kg	//

5. 6. 2 データ処理系

(1) 機能

実験機内のバスデータ処理および航法誘導制御計算を行う。

具体的には、通信処理、軌道姿勢制御処理、バルブ制御処理、ヒータ制御処理、カメラ制御・画像処理、データインターフェース処理を行う。

月面着陸後は、データレコーダに蓄積したミッションデータ (CCD画像) の送信を行った後、消費電力の大きい統合型電子回路の不必要な回路 (バルブ制御、姿勢・軌道制御等) の運用を停止する。

その後、ミッション関係に必要な電子回路 (月面用電子回路部分) により、電波源、熱制御系、電源系といった必要最小限の機器を制御する。

(2) テレメトリフォーマット

CCSDS対応とする。

(3) 通信回線エラーへの対応

コマンドについては従来のコマンド方式と同様、ポリノミナルチェック方式とする。

テレメトリについては、従来はエラー訂正コードを付加せずに運用していた。

しかし実験機の送信電力を低減させることを目的に、訂正コードを付加することとする。エラー訂正コードは、CCSDS方式で推奨されているリードソロモン符号を採用する。

(4) 統合型電子回路

飛躍的に小型化、低消費電力化を図るため、従来の衛星では分散処理されていたバス機器 (軌道・姿勢制御系、データハンドリング系、熱系等) を高性能MPUを用いたソフトウェア処理によって統合化システムを構築する。

統合化システムは衛星内の各種制御を集中的に管理するため、開発においては信頼性 (耐故障性) の確保、高速化が必要である。

(5) データレコーダ

半導体メモリを用いた、1Gbits程度のものを想定する。仕様案を、表5.6-2に示す。

表 5.6-2 データレコーダの仕様案

項目	仕様
記憶容量	1Gbits
記録再生速度	20Mbps
アクセス方式	ランダムアクセス
ビットエラーレート	10E-9 以下
トータルドーズ耐性	1.2E3Gy
信頼度	0.95
寿命	1年
質量	2.5kg 以下
消費電力	スタンバイ 3W 以下 オペレーション 5W 以下
寸法	220×165×60mm

(6) データバス方式

全ての衛星内の情報が1系統のバスに接続されるため、高速化を図る必要がある。また各種機器を接続することから、汎用かつ設計・製造が容易な MIL-STD-1553B 方式を採用する。

(7) 機器構成・重量

データ処理系の機器構成ブロック図を図 5.6-2 に、機器重量表を表 5.6-3 に示す。

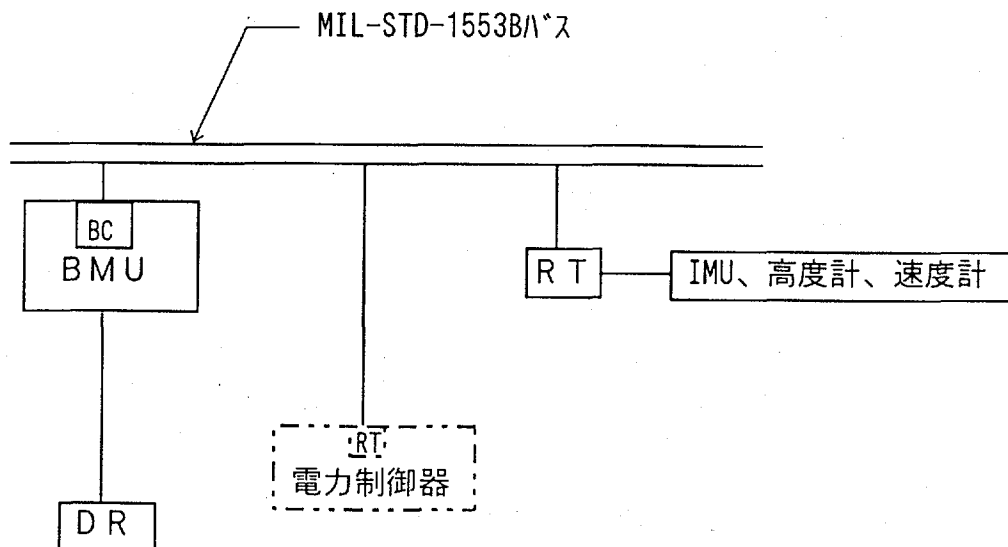


図 5.6-2 データ処理系機器構成ブロック図

表 5.6-3 データ処理系機器重量表

機 器 名 称	単体重量	個数	重量配分	備 考
統合型電子回路 (BMU)	10.00kg	1	10.00kg	目標値
リモータミナル (RT)	3.50kg	1	3.50kg	//
データコータ (DR)	2.70kg	1	2.70kg	//

5. 7 電力系

5. 7. 1 方式及び基本機能

電力系トレードオフの結果を表5.7-1に、また電力系方式及び基本機能をまとめて表5.7-2に示す。

表5.7-1 電力系トレードオフ結果

項目	方式	長短	採否
バス数	単一バス	<ul style="list-style-type: none"> ・構成が単純 ・負荷の接続性が良い ・バス切り替えの運用自由度が無い ・信頼度が高い 	○
	2バス以上	<ul style="list-style-type: none"> ・構成が複雑 ・負荷の接続性が若干悪い ・バス切り替えの運用自由度が有る ・信頼度が若干低い 	
電源方式	非安定バス	<ul style="list-style-type: none"> ・電力変換効率が良い ・回路規模が小さく重量が軽い ・負荷との電氣的適合性が若干悪い ・EMCが良い 	○
	安定バス	<ul style="list-style-type: none"> ・電力変換効率が若干悪い ・回路規模が大きく重量が若干重い ・負荷との電氣的適合性が良い ・EMCが若干悪い 	
電圧	50V系	<ul style="list-style-type: none"> ・消費電力が小さく重量が軽い ・使用可能部品の制約が有る ・バッテリー重量が軽い ・既存機器の流用性に優れる 	○
	30V系	<ul style="list-style-type: none"> ・消費電力が大きく重量が重い ・使用可能部品の制約が無い ・バッテリー重量が若干重い ・既存機器の流用性に劣る 	
シャント方式	アナログ・シグナル・ハーフ	<ul style="list-style-type: none"> ・発熱量が大きい ・回路が単純 ・重量が若干重い ・ノイズが小さい 	○
	デジタル・シグナル・ハーフ	<ul style="list-style-type: none"> ・発熱量が小さい ・回路が複雑 ・重量が軽い ・ノイズが若干大きい 	

表 5.7-2 電力系方式及び基本機能

バス方式	単一・非安定・50V系バス
シャント方式	アナログ・シーケンシャル・パーシャルシャント
充電方式	定電流スイッチング
太陽電池セル種	高効率シリコンセル
太陽電池パネル種	軽量リジッドパネル
バッテリー種	リチウムイオン二次電池
電力供給	搭載された各機器が必要とする電力を供給する。
電力配分制御	各フェーズ毎に、各機器が必要とする電力を配分する。
バッテリー充電	日照中、バッテリーへの充電を行う。
バッテリー充電制御	バッテリー充電の制御及び管理を行う。
モニタ	電力系全体の動作状況のモニタを行う。

5. 7. 2 各フェーズにおける必要電力量

ここでは4. 5項電力解析結果を反映し、デオービット～月面着陸、1サイクル目の昼間、2サイクル目以降の昼間、及び夜間の各フェーズ毎に必要な電力量を整理した。その結果を表5.7-3に示す。尚、デオービット時にバッテリーはフル充電されているものとしている。

表 5.7-3 分離後各フェーズ毎の必要電力量

フェーズ	デオービット～着陸	電力量 (w)	昼間 (1サイクル目)	電力量 (w)
イベント	デオービット	0	着陸後観測準備	62
	ホーマン降下軌道	129	分光器運用	5520
	減速降下軌道	62	観測データ送信	3
	垂直降下軌道	6	電波源初期運用	657
消費電力量 合計		197		6242
フェーズ	昼間 (2サイクル目以降)	電力量 (w)	夜間	電力量 (w)
イベント	電波源定常運用	2352	電波源定常運用	2436
消費電力量 合計		2352		2436

5. 7. 3 バッテリサイジング

(1) 朝方に機器に必要となる電力量

月面着陸後の昼間においては、機器の運用に必要な電力は基本的に太陽電池の発電電力により賄う。但し、朝方においては太陽電池パネルに対する太陽光入射角が低いため、機器の運用に十分な電力を発電できない。このため、太陽電池で機器の運用が可能となるまでは、バッテリーにより電力を供給する必要がある。

ここで、太陽電池の最大発電能力を 34.5w (5. 7. 4 参照) とし、1 サイクル目の朝方、2 サイクル目以降の朝方のそれぞれにおける電力量要求を算出した。その結果を表 5.7-4 に示す。

表 5.7-4 朝方における電力量要求

	1 サイクル目	2 サイクル目以降
太陽電池最大発生電力 (緯度0度)	34.5w (5.7.4参照)	34.5w (5.7.4参照)
太陽電池最大発生電力 (緯度30度)	29.9w	29.9w
機器消費電力	31.0w(0~2h) 23.0w(2h~)	7.0w
太陽電池により電力供給可能となる 太陽光角度	50.3deg	13.5deg
太陽電池により電力供給可能となる 迄の時間	93.9h	25.2h
バッテリーに対する電力量要求	2176wh	176wh

(2) 容量及び重量等

4. 5項電力解析結果より、夜間の消費電力量がバッテリーのサイジングに支配的であると予想できる。但しこれに加え、朝方に機器を運用するための電力量をバッテリーが賄う必要があるため、バッテリーへの要求は、 $2436w+176w=2612w$ となる。これを基に設定したバッテリーの仕様を表 5.7-5 に記す。

表 5.7-5 着陸実験機搭載バッテリー仕様

電池種別	Liイオン二次電池
要求電力量	2612wh
放電深度	0.8
放電効率	0.9
容量	3630wh
体積効率	120wh/lit (筐体込み)
重量効率	77wh/kg (筐体込み)
体積	30.3lit (筐体込み)
寸法	約30×40×25cm
重量	47.1kg (筐体込み)

5.7.4 太陽電池サイジング

(1) 要求発電電力量

4.5項電力解析結果より、太陽電池のサイジングに支配的なのは、デオービット～1サイクル目の昼間、あるいは2サイクル目以降の昼間であると予想できる。この2ケースについて要求発電電力量をまとめたものを表5.7-6に示す。これより要求発電電力量が大きいデオービット～1サイクル目の昼間の値6439wを太陽電池に対する要求発電電力量とする。

表 5.7-6 太陽電池発電要求 (比較)

ケース	デオービット～1サイクル目の夜間	電力量(w)
イベント	デオービットから着陸までにバッテリーから消費される電力量 (バッテリー充電分)	197
	23Wの発電が可能となるまでバッテリーから消費される電力量 (バッテリー充電分)	2176
	昼間の機器運用に必要となる電力量 (但し、バッテリーからの供給分2162.0whを除く)	4066
要求発電電力量		6439
ケース	2サイクル目以降の昼夜	電力量(w)
イベント	7Wの発電が可能となるまでバッテリーから消費される電力量 (バッテリー充電分)	176
	昼間の機器運用に必要となる電力量 (但し、バッテリーからの供給分176whを除く)	2176
	夜間の機器運用及び保温に必要となる電力量 (バッテリー充電分)	2436
要求発電電力量		4788

(2) 容量及び重量等

上記の要求発電電力量を14日間(336h)で発電するためには、平均19.2wの発電能力が必要となる。但し着陸点緯度30度、及び太陽光入射角変化等を考慮すると、34.5wの最大発電能力を持つセルが必要となる。これをベースに設定した太陽電池の仕様を表5.7-7に示す。

表5.7-7 着陸実験機搭載太陽電池仕様

要求発電電力	34.5w(BOL, $\theta=90\text{deg}$)
セル種別	高効率シリコンセル
パネル種別	軽量リジッドパネル
単セル発電電力	0.144w
単セル重量	0.000142kg
単セル面積	0.0008m ² (2×4cm)
セル枚数	360枚(マージン5%,劣化25%考慮)
計装系損失係数	0.875
パネル密度	1.0kg/m ²
セル実装効率	0.8
パネル面積	0.36m ²
重量(セル+パネル)	0.41kg

5.7.5 重量

表5.7-8に電力系構成機器の重量を示す。

表5.7-8 電力系重量

構成機器	重量(kg)
太陽電池	0.4
シャント装置	1.0
バッテリー	47.1
電力制御器	4.5
合計	53.0

5.7.6 課題

着陸実験機の月面ミッション夜間中に必要となる内部発熱量は7.25wと比較的大きい。このため必要となる電力量が大きく、Li2次電池(77wh/kg:筐体込み)を用いた場合のバッテリー総重量は47.1kgと着陸実験機乾燥重量の20%強を占めている。よって、より高効率なLi2次電池の開発が今後の課題として挙げられる。

6 まとめ

将来の月面ミッションに不可欠である月面軟着陸技術の修得を目指して、月面着陸実験機の構想検討を実施した。

検討に当たって本着陸実験機はH-II Aロケット打ち上げによる月周回観測衛星に搭載された状態で月軌道まで到達し、その後衛星と分離され、自力で月面に降下、軟着陸するものとした。

検討の結果、着陸実験機のシステム並びにサブシステムの概念を明らかにすると共に、今後早急に検討すべき技術課題を抽出した。

月面軟着陸は米国、旧ソ連が既に実施しているとはいえ、月面への動力降下、軟着陸に関する誘導制御や推力制御などの技術は我が国に経験、実績が無く、本着陸実験機を開発することは、将来の月を含む宇宙開発の展開にとって重要な意義を持つものとする。

宇宙開発事業団技術報告 NASDA-TMR-960031

発行日 1997年2月28日

編集・発行 宇宙開発事業団

〒105-60

東京都港区浜松町2丁目4番1号

世界貿易センタービル22階

TEL 03-5470-4111 (代表)

©1997 NASDA

無断複写、転載を禁ずる

<本資料に関するお問い合わせ先>

宇宙開発事業団調査国際部技術情報課

TEL 03-5470-4276 ~ 4279

