

NASDA-TMR-950013

宇宙開発事業団技術報告

月面着陸実験機の着陸軌道に関する研究

1995年8月

宇宙開発事業団

宇宙開発事業団技術報告

NASDA Technical Memorandum

月面着陸実験機の着陸軌道に関する研究

Study on Reference Trajectory for the Lunar Lander

高野 裕 和田 盛哲 岩永 則城
Takano, Yutaka Wada, Shigeaki Iwanaga, Noriki

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室
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. 序 論	
1.1 はじめに	1
1.2 月着陸／移動探査の歴史と現状	2
1.3 月着陸／移動探査の意義	4
1.4 月着陸／移動探査に必要な技術	5
2. 月面着陸実験機のシステム概要	
2.1 概 要	7
2.2 月面着陸実験機のミッション	8
2.3 システム諸元	9
3. 着陸軌道の概要	
3.1 前提条件	11
3.2 軌道概要	12
4. 軌道詳細	
4.1 ホーマン軌道フェーズ	16
4.2 燃料最小軌道フェーズ	20
4.2.1 評価関数の決定	20
4.2.2 誘導則の導出	24
4.2.3 E-ガイダンスによる軌道決定法	27
4.2.4 E-ガイダンスによる解析	32
4.3 最終降下軌道フェーズ解析	41
4.3.1 着陸地点のモデル化	41
4.3.2 最終降下軌道	43
5. 結 論	
5.1 要 約	58
5.2 議 論	61
5.2.1 燃料最小軌道	61
5.2.2 最終降下軌道	67
5.3 今後の課題	71
5.3.1 定式化の再検討(1)	71
5.3.2 定式化の再検討(2)	73
5.3.3 着陸地点モデル	74
5.3.4 着陸軌道	75
5.3.5 横方向誘導、障害物検知・回避	78

1. 序論

1.1 はじめに

現在、NASDAでは、月周回軌道からの観測、月面での移動探査、月面物質のサンプルリターンの3段階からなる無人探査を経て、有人探査、月開発利用へと向かうという月探査開発シナリオを構想している。そして、第1ステップである周回観測に向けて、周回観測衛星のシステム及びサブシステム検討、観測センサの仕様検討等が進められている。また、周回観測以降の着陸／移動探査のための、着陸技術及び月面移動技術の研究も行われている。

周回観測衛星で新規開発を必要とするものは、一部の観測センサや軌道投入の技術である。基本的に、既存の地球観測衛星や静止衛星の技術を応用することが可能と考えられる。しかし、次の着陸／移動探査段階、月サンプル・リターン段階、そして有人探査段階になると、様々な新規開発が必要となってくる。中でも、これらに共通な「月面へ着陸する技術」、少なくともそれに応用可能な既存技術については、NASDAは開発実績を持っていない。周回観測段階と着陸移動探査段階の間には、システム技術的に大きな壁が存在する。これを解決しなければ、探査開発シナリオが成立しない。したがって、着陸技術に関する研究を進め、適切な時点で、容易に壁を崩せるよう準備する必要がある。

こうした点を考慮し、「月面着陸／移動探査機」に先立ち、「月周回観測衛星」に小型着陸機を搭載し、予備的な着陸実験を行う構想が生み出された。この小型着陸機は、月周回軌道上で観測衛星から分離し、その後は独自のシステムにより月面へ降下／着陸するものである。平成6年度に開始されたシステム検討では、これまでの「月面着陸機」の研究と同様、「衝撃吸収機構(脚)」、「可変推力エンジン」、「航法センサ」そして「着陸基準軌道」が主要技術課題として示されている。この4つの中で、「着陸基準軌道」は他の3つと相互に影響を及ぼす関係にある。「着陸基準軌道」を決定するためには、「衝撃吸収機構」、「可変推力エンジン」、「航法センサ」に対する性能要求を確定しなければならない。逆に、これらの仕様が性能要求を満足しなければ、「着陸基準軌道」を変更する必要がある。「着陸基準軌道」は、「月面着陸実験機」の中心的技術課題であると言える。

本研究は、月面に降下着陸する際に飛行する軌道について検討するものである。今回得られた軌道を、今後の研究における基準軌道(リファレンスモデル)とし、消費推進薬量や、推進系及び航法誘導制御系に対する要求仕様の設定に利用する予定である。

1.2 月面着陸技術の歴史と現状

1959年9月14日、旧ソ連のルナ2号が、人類初の月面着陸に成功した。これは「着陸」と言うよりも「衝突」というべきものであったが、探査機を月遷移軌道に投入する技術を実証することができた。初期の月面探査機（旧ソ連のルナ2～8号、NASAのレンジャー6～9号）は全て月面への衝突するもので、衝突（着地）時に探査機は破壊してしまう。これらの着陸（衝突）機により、多数の月面写真撮影が行われた。

衝突ではない軟着陸は、1966年2月3日のルナ9号によって初めて行われている。ルナ9号は、着陸地点「嵐の海」のパノラマ撮影にも成功した。この写真によって、月面は100kgの探査機（ルナ9号の着陸質量）を支える位、十分に固いことがわかった。当時は、月面は柔らかいダストで覆われ、探査機や宇宙飛行士は移動することもできず、沈んでしまうと考えられていたのである。

ルナ9号以降、各種観測機器を搭載した着陸機が、米国及び旧ソ連によって、多数月面に送り込まれた。これらは、NASAサーベイヤ1～7号、旧ソ連ルナ13～18(15号は軟着陸に失敗)、20,21,23,24号である。

サーベイヤによって、NASAは航法誘導制御系（航法センサ、誘導アルゴリズム等）や推進系（可変推力エンジン等）の着陸技術を実証し、また各種データを得た。そして、月面に人間を送り込む「アポロ計画」を進め、1969年7月11日、有人宇宙船アポロ11号を「静かの海」に着陸させるのに成功した。続く12号～17号（13号を除く）は、月面のいくつかの海あるいは高地に着陸し、月面車を用いた広域探査を行って、合計381kgの月面サンプルを地球に持ち帰っている。そして、1972年のアポロ17号を最後に、アメリカは、無人有人を問わず、月面着陸探査を休止した。

ルナ9号によって着陸技術を得た旧ソ連も、月へ各種探査機を送っている。無人のルナ16,20,24号は月資源のサンプルリターンを行い、また、ルナ17,21号は月面ローバを送り込み、数十kmにわたる月面移動探査に成功した。有人探査も目指していたが、途中で計画は中止された。

こうして、月への軟着陸技術を得た米国及び旧ソ連は、今日まで、その技術を継続活用していなかった。しかし、90年代に至るまでの約20年間の休止を経て、新しい月探査計画が各国で検討され始めた。

まず、NASAは1994年1月25日に「クレメンタイン」を打ち上げた。この探査機は約2ヶ月に及ぶ周回観測を行い、いままで得られなかった極域の画像や、月面全域の詳細な分光観測データを取得した。現在、これらのデータを基に、月資源マッピングや月の科学探査（クレータの成因等）の研究が進められている。また、「クレメンタイン」がもたらした「水の存在可能性」を検証するため、新たな周回観測衛星「ルナ・プロスペクタ」(1997年打上げ)による、極域の詳細観測等が計画されている。

また、ESAでは「モロ」と呼ばれる周回観測衛星を検討中である。この衛星には孫衛星が搭載されており、この2機の周回軌道を観測することに寄って、月の重力ポテンシャルを測定する。

構想検討レベルではあるが、着陸/移動探査に関する研究も、米国メーカ、大学等により進められている。これらの構想では、着陸機にローバ(移動探査機)を搭載し、着陸させた後に、このローバで着陸点周辺の広域観測を行うものとなっている。いくつかの構想例を次に示す。

(1) Pele Project

マクダネル・ダグラス・エアロスペース社とハワイ大学が共同研究。改良型のロシア・ローバを月面へ輸送、月の火山及び地形生成に関するデータを取得。

(2) Interlune-One Mission

ウィスコンシン大学とスペース・インダストリィ・インターナショナル社が共同研究。2台のローバを用いて、月のレゴリスを分析、ヘリウム3や鉱物資源を調査。ローバ質量は、1機は163kgのマクロローバ、もう1機は10kgのマイクロローバである。

(3) Jules Verne Rover Mission

ジョンソンスペースセンターとカリフォルニア大学が共同研究。月のマントル及び内部構造をローバを用いて探査する。

(4) LunaCorp's Rover

ルナコープ社が研究。一般学生等に約400kgをローバを操作させ、宇宙に関する教育推進と啓蒙を図ることを目的とする。着陸機については、ISE社が提案する着陸機(600kgの輸送能力を有する)の使用を想定している。

一方、国内では、宇宙科学研究所が1990年1月に第13号科学衛星「ひてん」を、月への遷移軌道へ投入させた。また同時に「はごろも」の月周回軌道投入に成功し、これによって月遷移/周回軌道への投入技術、及び運用技術を獲得することができた。次の月探査機として、1997年度に第17号科学衛星「Lunar-A」の打上げが予定されている。この探査機は、月へ3本のペネトレータ(探査プローブ)を打ち込み、月内部構造の探査を行う予定である。衝突型ではあるが、日本発の月面着陸がこの時に行われることになる。

こうして、わが国は、米国及び旧ソ連に遅れること約20年を経て、月近傍宇宙への第1歩を踏み出した。しかし、現在得ているのは周回軌道までの技術であり、(軟)着陸に必要な技術は、まだ実証されていない。

1.3 月着陸／移動探査の意義

月は、地球で生活する我々にとって、一番近い星である。今日までの人類の活動は、未知の土地への探査（探検）であり、これによって、その活動領域を広げながら、文明の発展が進められてきた。したがって、地球上及びその周辺をほぼ活動領域としている現在、月を探査し、開発するのはごく自然の流れである。そして、こうした活動には必ず、未知の土地に対する知的好奇心が伴っている。それは、科学的にその土地の理解を深めたいという要求であり、そこに行ってみたいという夢でもある。

人類への活動領域が月に広がっていく時は、それが技術面だけでなく、経済面でも可能となった時と考えられる。それを見極めるためには、本格的な月開発利用に先立ち、最小かつ十分な月探査を行う必要がある。我々が行う月探査の1つの目的は、月をどのように開発するのか、どんな資源が月で利用可能か、そのために必要な技術は何か、そして経費はいくらか等の問題の解決である。

アポロに代表される約20年前の月探査によって、月への離着陸技術、及びサンプルリターン技術は実証された。また、チタン鉄鉱等の金属資源や、ヘリウム3や水素ガス等のエネルギー資源の存在が確認された。現在、我々は、こうした資源が活用することによって、月を宇宙開発産業の中心とし、地球資源を使うことなく宇宙開発を進められると考えている。しかし、実際に月面に着陸し探査した地域は、全体に比べてわずかであり、月資源分布に関するデータは、十分ではない。

最近、月への観測が米国中心に再開された。まず、1994年、周回観測機「クレメンタイン」によって、月全域にわたる、詳細な光学観測が行われた。現在、第2の周回観測機「ルナ・プロスペクタ」の開発も進められている。

地球観測と同様、周回観測は広域観測に最適であるが、搭載機器の性能（分解能）の制約により、狭い地域の詳細観測には向かないという欠点を持つ。また、観測データを正確に分析するためには、データ校正が必要である。それには、一部の観測エリアの情報を、月面での直接観測により収集することが不可欠である。すなわち、周回観測と並行して、着陸し、その周辺を移動しながら、詳細な観測を行う探査「月着陸／移動探査」を行わなければならない。

米国における最近の月面探査構想を見ると、最新の小型化及びロボット技術を応用した、小型移動探査機（ローバ）による探査が中心である。このローバによって、着陸「点」だけでなく、周辺の広い範囲の詳細探査が可能となっている。「月着陸／移動探査」の重要性は、今日、広く認められ始めたと言えよう。

月面着陸／移動探査は、探査によって得られるデータのみが重要なのではなく、実証される技術も重要性が高い。例えば、軟着陸技術は、「月着陸／移動探査」段階後の、「月サンプルリターン」段階、及び「小規模な有人探査」段階にも、共通する要素技術である。また、一部で検討されている「月面天文台構想」についても、月面へ望遠鏡等の資材を輸送する必要から、軟着陸技術は重要なキー技術である。

したがって、月の本格的開発利用を進めるためには、十分安全かつ高性能な軟着陸技術を実証しておかねばならない。

1.4 月着陸／移動探査に必要な技術

月面着陸に必要な技術は、主に次の4つである。

(1) 衝撃吸収機構

着地の際に受ける衝撃を吸収し、搭載電子機器及びペイロードを保護する。米国のサーベイヤ及びアポロでは、脚にアルミハニカムを組み込み、その座屈によって衝撃を吸収させている。国内での開発実績は無い。

(2) 可変推力エンジン

降下／着陸飛行の際に、速度を制御する必要がある。このため、推力を変化できるエンジンを開発する必要がある。

(3) 航法センサ

着陸地点の高度情報や、着陸機の世界速度情報を正確に測定するため、電波高度計及び電波速度計を搭載する必要がある。アポロやルナでは、高度約10km以下で、電波高度計等を作動させ、慣性誘導装置のデータ補正を行っていた。国内には、航空機用の民生品（ライセンス生産を含む）があるが、宇宙用の開発実績は無い。

なお、将来的には、着陸地点の障害物（岩石、クレータ等）を自動的に検知するセンサも、必要になると考えられる。

(4) 着陸基準軌道

月着陸の際に飛行する軌道は、各サブシステムの要求性能を満足し、燃料最小かつ確実（安全）に目標地点に着陸することが要求される。また、逆に基準軌道からの要求を満足するように、各サブシステムの仕様要求を設定する必要がある。

周回観測衛星の場合、新規開発を必要とするものは、一部の観測センサや軌道投入の技術であった。これらについては、基本的に、既存の地球観測衛星や静止衛星の技術を応用することが可能と考えられる。しかし、着陸／移動探査になると、様々な新規開発が必要となる。上記の4つの技術課題、それに応用可能な既存技術も含めて、NASAは開発実績を持っていない。周回観測段階と着陸移動探査段階の間には、システム技術的に大きな壁が存在する。したがって、着陸技術に関する研究を、十分早い段階で開始しておく必要がある。

こうした点を考慮し、「月面着陸／移動探査機」に先立ち、「月周回観測衛星」に小型着陸機を搭載し、予備的な着陸実験を行う構想が生み出された。この小型着陸機は、月周回軌道上で観測衛星から分離し、その後は独自のシステムにより月面へ降下／着陸するものである。この「月面着陸実験機」の開発によって、上の4つの技術を実証する

さて、この4つの中で、特に着陸基準軌道は、エンジン推力（最大推力、可変範囲等）、航法センサ（測定範囲、精度、測定視野等）、着地衝撃の許容量等と密接な関係がある。すなわち、基準軌道からの要求に応じて、衝撃吸収機構、可変推力エンジン及び航法センサに対する仕様要求を設定する必要がある。また、搭載する推進薬量の設定や、着陸の確実性を評価するためにも不可欠である。

もし、サブシステム検討において、その要求仕様の達成が困難となった場合には、基準軌道の見直しを随時行い、システム全体への影響を評価しなければならない。

着陸基準軌道は、上記の着陸技術において、特に重要なものである。「月面着陸実験機」やそれ以降の「月面着陸機」のシステム検討に並行し、かつ、サブシステム検討に先立ち、十分な検討を進めることが必要である。

本研究は、月面に降下着陸飛行する「着陸基準軌道」について検討するものである。今年度得られた軌道は、今後のシステム検討におけるリファレンス・モデルとする。そして、そして、推進薬量の解析、及び搭載機器の要求仕様の設定等に利用する予定である。

2. 月面着陸実験機のシステム概要

2.1 概要

「月面着陸実験機」は、将来の月面着陸／移動探査ミッションで不可欠となる、月面への軟着陸技術を実証する実験機である。本機は、月周回観測衛星に搭載された状態で、月周回軌道まで投入され、分離後は独自の推進及び誘導系により月面へ軟着陸する。

また、搭載した電波源による Δ V L B I実験ミッションを着陸後1年間行う。

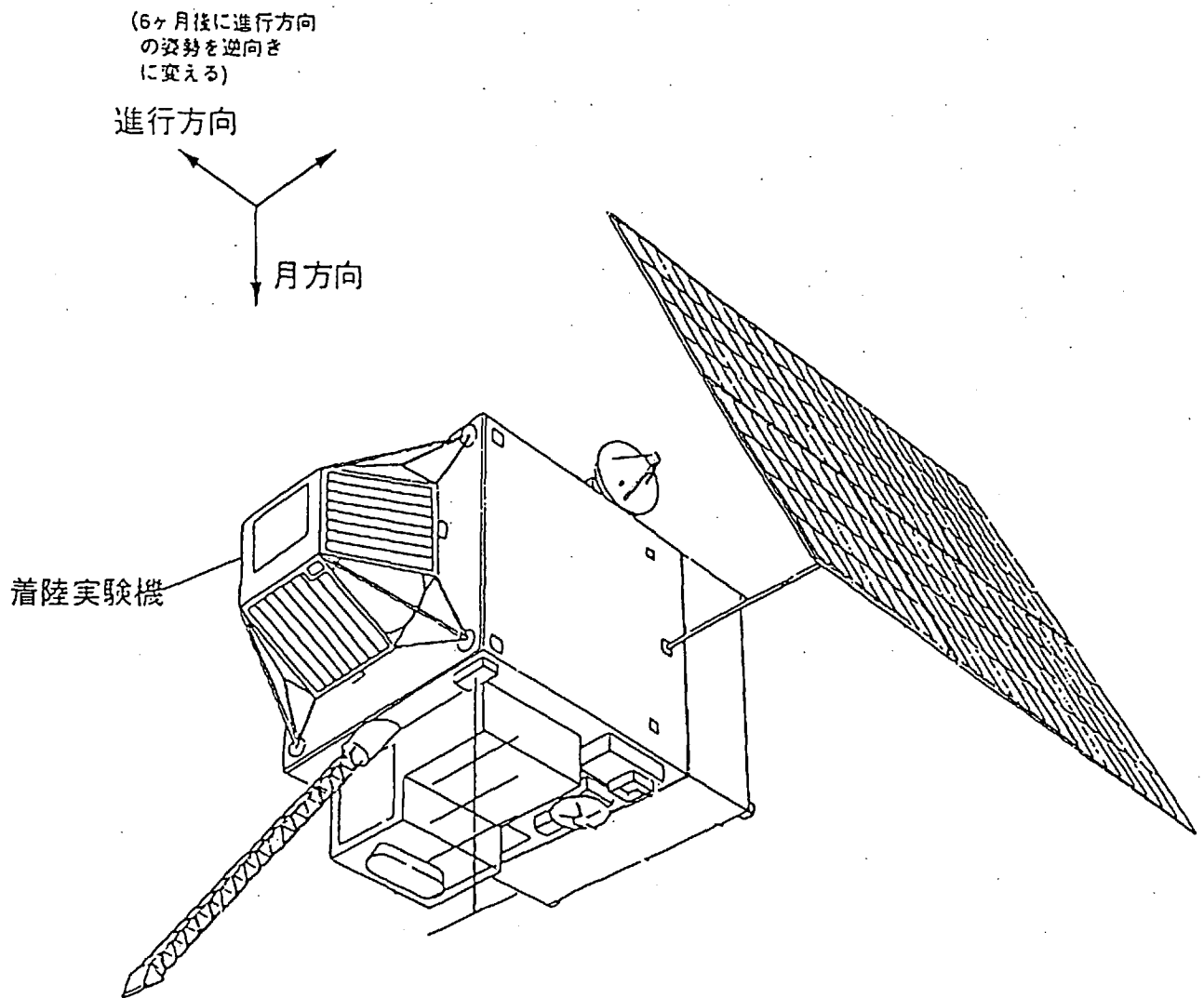


図2.1-1 月面着陸実験機の外觀図（月周回観測衛星との結合状態）^{〔2〕}

2.2 月面着陸実験機のミッション

月面着陸実験機の主ミッションは、月面降下／軟着陸に必要な技術の修得であり、これによって、将来の月面着陸機（月面移動探査機輸送用）の開発及び運用のための技術データを得ることが期待される。また、さらにオプションとして、 Δ VLBI用の電波源を搭載し、地上局からの Δ VLBI観測により、着陸実験機の高精度位置同定実験、月秤動観測実験等を着陸後1年間実施することが想定されている。

(1) ミッション#1： 月面降下／軟着陸実験

高度100kmの月周回軌道上で「月周回観測衛星」から分離し、独自の推進系及び航法誘導制御系により月面へ軟着陸する。降下／軟着陸の際の基準軌道の詳細は後述するが、ここでは軟着陸の条件として、着地直前の対地速度をアポロ月着陸船と同様の、垂直方向で3.0m/s(TBD)以下、水平方向で1.2m/s(TBD)以下と想定した。

本機の開発／運用により、具体的には次の技術が実証されるものと考えられる。

(a) 衝撃吸収機構

(b) 可変推力エンジン技術

(c) 軟着陸誘導制御技術

- ・着陸誘導制御アルゴリズム
- ・搭載航法センサによる、位置及び対地速度の検出方法
- ・着地精度
- ・障害物検知／回避技術

(d) 着陸基準軌道の最適化

(2) ミッション#2： Δ VLBI実験

着陸実験機に搭載した電波源を用いて、 Δ VLBI技術により、次の実験を行う。

(a) 着陸実験機の高精度位置計測

着陸実験機の着陸位置を、高精度に測定する。これにより、着地誘導制御の精度を確認するとともに、将来の月面移動探査機の位置同定に必要な技術を獲得する。

(b) 月重力場の推定

月重力場により周回観測衛星の軌道は変化する。衛星と着陸実験機の相対位置を Δ VLBIで観測することにより、重力場の係数を4～5桁の精度で推定することが出来る。この重力場に関するデータは、将来の月面着陸／移動探査段階における、着陸誘導制御の精度向上に反映される。

(c) 月秤動の観測

着陸実験機的位置は、月秤動により微小に変化する。そこで、位置変化を高精度に測定し、月秤動の観測を行う。この観測で、月の慣性能率の測定精度を向上することが可能となり、月の内部構造、特に中心核の密度を推定できる。

2.3 システム諸元

月面着陸実験機の構想図，主要諸元，及び質量／電力配分試算を、それぞれ図2.3-1，表2.3-1～-2に示す。

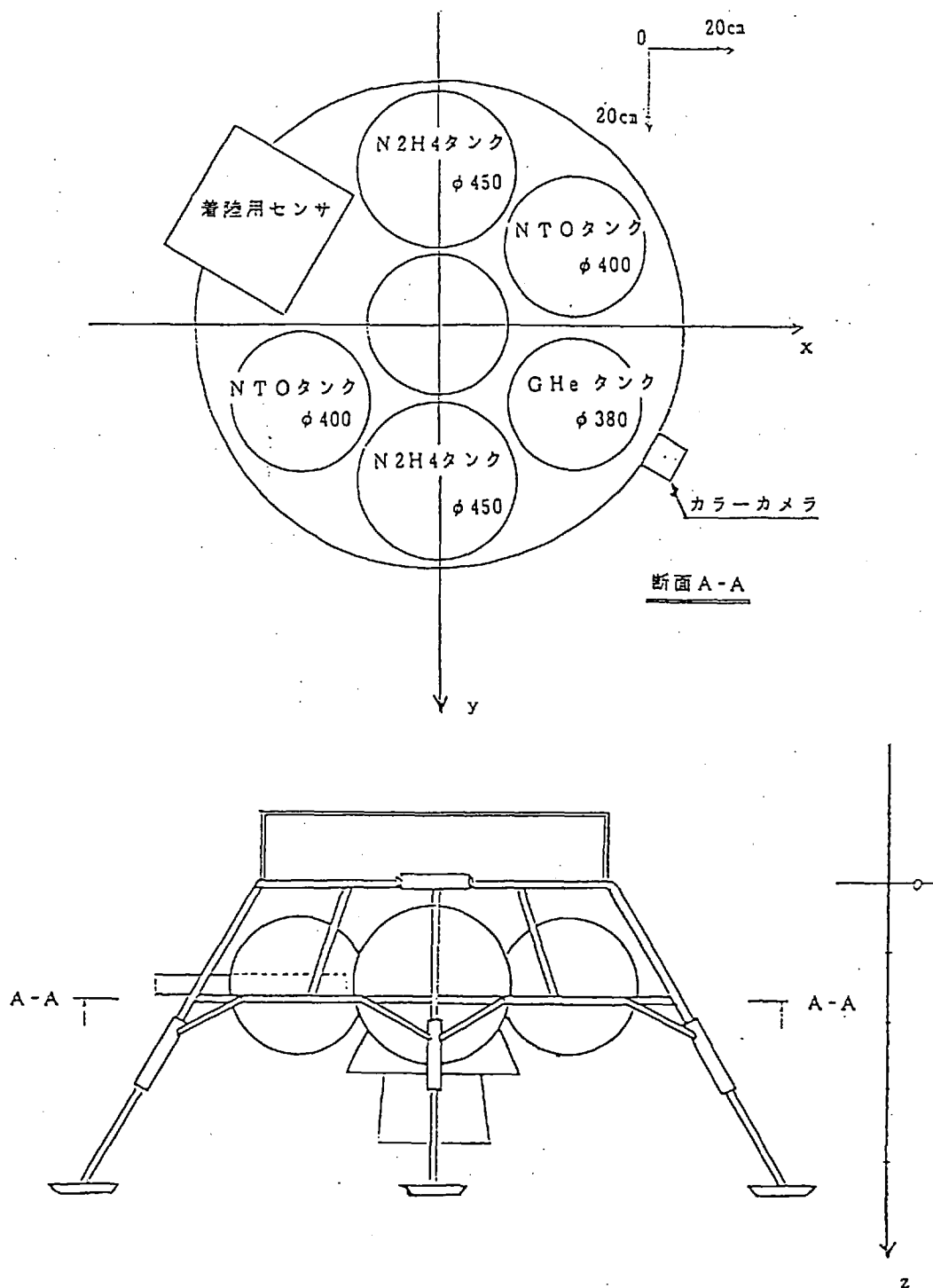


図2.3-1 月面着陸実験機の構想図(例)⁽¹⁾

表 2.3-1 月面着陸実験機の主要諸元(案)⁽¹⁾

項 目		主 要 諸 元
代表寸法		高さ 1,100 mm / 着陸脚の幅 2,200 mm
質量(全備)		350 kg 410 kg (VLBIミッション追加の場合)
初期周回軌道		月面高度100km/傾斜角95度で、周回衛星から分離し、降下着陸する。
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)を搭載
	推進系	主スラスト [NTO/N ₂ H ₄] : 1,000N × 1基 (推力可変範囲: 250~1,000N) RCS(ロール軸) [N ₂ H ₄] 1N × 4基 RCS(ピッチ軸) [N ₂ H ₄] 50N × 2基 RCS(ヨー軸) [N ₂ H ₄] 50N × 2基 RCS(分離用) [N ₂ H ₄] 1N × 4基 [比推力Isp] 主スラスト : 300 秒 RCS : 210 秒
	電源系	リチウム二次電池 太陽電池 (VLBIミッション追加の場合)
	航法誘導制御系	IMU, 着陸用センサ(電波高度/速度計) 〔太陽センサ, 恒星センサは搭載せず、周回機により航法データ(位置, 速度)をIMUに入力〕
	通信データ処理系	S-bandによるテレメトリ/コマンド/画像データ送受信 (VLBI用電波源を除く)
	ミッション系	カラーカメラ 1式 VLBI電波源 (VLBIミッション追加の場合)

表 2.3-2 月面着陸実験機の質量配分⁽¹⁾

	ΔVLBI有り	ΔVLBI無し
構体系	34.5	31.5
熱制御系	8.8	8.0
推進系	74.6	73.0
航法誘導制御系	26.0	26.0
電源系	32.0	11.0
通信・データ処理系	13.5	13.5
ミッション系	4.0	2.0
計装系	11.0	10.0
ドライ質量	204.4	175.0
推進薬量	205.6	175.0
全備質量	410.0	350.0

単位: kg

3. 着陸軌道の概要

以下、「着陸軌道」を、月周回円軌道上から動力降下を開始し、月面に着陸するまでの飛行経路と定義する。

本項では、軌道検討における前提条件、及び軌道概要について述べる。

3.1 前提条件

(1) 月モデル

- ポテンシャルモデル : 球形 (重力定数 $4.902778 \times 10^3 \text{ km}^3/\text{sec}^2$)
- 着陸地点モデル : 月表側の海。詳細は、4.3.1項に記述
- その他 : a. 周回軌道面を含む2次元問題として解析する。
b. 月以外の天体は考慮せず、月と着陸実験機の2体問題とする。
c. 月の自転は考慮しない。

(2) 着陸実験機モデル

- 全備質量 : 350kg (月周回衛星分離時) <注1>
- エンジン比推力 : 300sec
- 主エンジン推力 : 250~1,000N (連続可変)
- 推力軸 : ジンバル機構なし, 機軸 (ロール軸) と一致
- 姿勢制御 : RCSによる。但し、本資料における推進薬量の解析には、RCSによる姿勢制御用燃料を考慮しない。

(3) 軌道条件

- 降下着陸開始時 : 月周回円軌道,
高度 100 km (軌道半径1,838km),
軌道傾斜角 95度
- 着地時 : 目標高度 0 km (月心から1,738km),
着地直前の速度 3 m/s以下 (鉛直方向)
0 m/s以下 (水平方向) <注2>

(4) 軌道設計思想

- (a) 消費する推進薬の質量が、最小になること。
- (b) 安全に着陸可能であること。

<注1> NASDA-GAF-94024Bでは、月面着陸実験機の乾燥質量を175kg、着陸に必要な増速度は2040秒と想定し、その結果として全備質量350kgを導き出している。

<注2> NASDA-GAF-94024Bでは、構造系(着陸機構)への性能要求を、水平方向速度は1.2m/s以下としている。

3.2 軌道概要

軌道設計の基本思想は、「燃料最小かつ安全な着陸」である。

まず、「燃料最小」の観点から、月周回軌道から「ホーマン軌道」で高度を下げ、次に最適制御理論に基づいた誘導則による「燃料最小誘導軌道」を飛行するものとする。ホーマン軌道を採用したことで、燃料最小誘導則の「動力降下」のみによる基準軌道よりも、消費燃料を軽減することが出来る(詳細は、4.1項で述べる)。一方、「動力降下」で用いる誘導則は、可変推力を前提とし、燃料最小を目指した最適制御理論に基づいて導出されたものである。この誘導則は、これを最初に導出したCherryにより「E-guidance」と名付けられたため、ここでは、この誘導則を「E-guidance」と呼ぶものとする(詳細は、4.2項で述べる)。

この誘導則は、平成5年度の推力一定条件の誘導則(双線形タンジェント則)よりも、計算時間が短く、誘導則自身が発展性を有している点において優れているものである。

次に「安全な着陸」の観点から、最終着陸段階において、等速及び一定加速度減速を組み合わせた「垂直降下」を飛行するものとした。このような垂直降下は、誘導則がシンプルとなり、推進系への負荷を軽減することが期待される。等速及び一定加速度減速は、燃料最小を与えるものではないが、同経路のE-guidanceによる降下と比較しても、1kg弱の損失しかない。

以上から、「ホーマン軌道」, 「燃料最小誘導」, そして「垂直降下軌道」からなる軌道を、平成6年度の基準軌道として発案した。

図3.2-1に、ここまでの基準軌道設計の概略フローを示す。

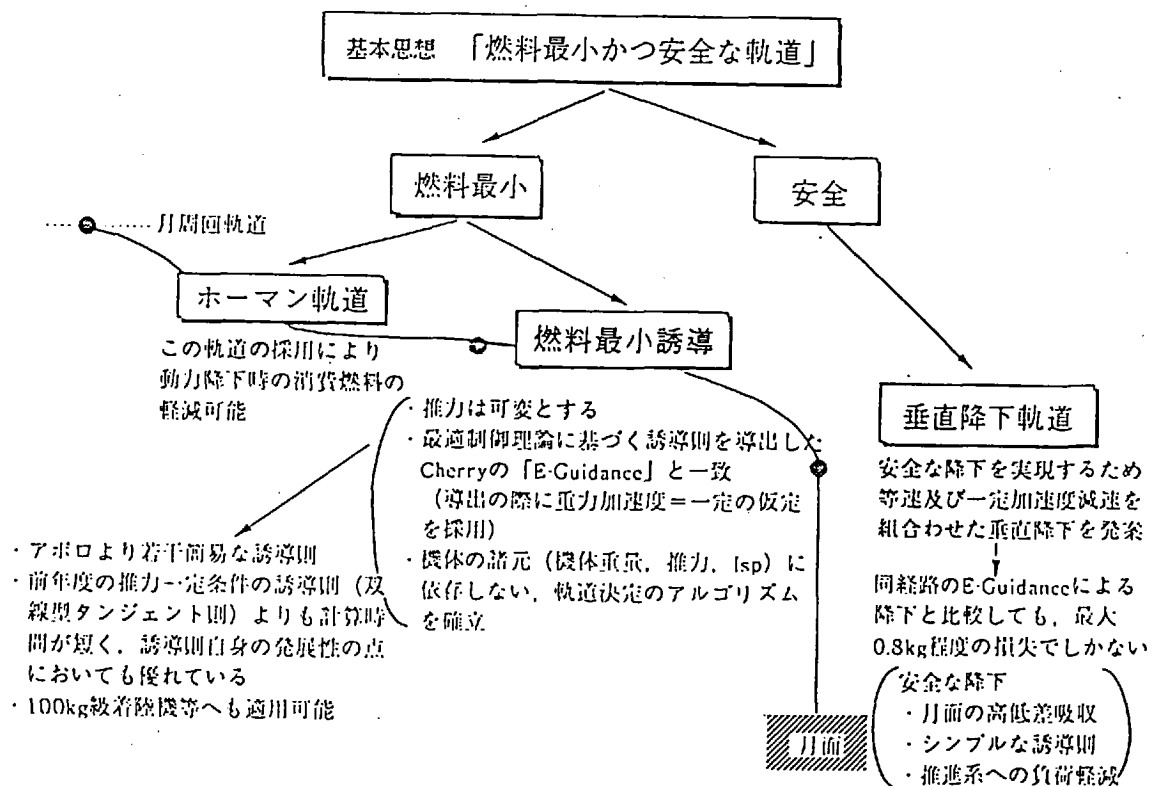


図3.2-1 基準軌道設計の概略フロー

次に、各軌道フェーズ毎に、その概要を述べる。

(1) ホーマン軌道フェーズ

月周回軌道上で、「月周回観測衛星」から分離する。分離後の軌道は、高度100kmの円軌道である。ここで主エンジンを噴射し、遠月点高度100km/近月点高度15kmの楕円軌道(ホーマン軌道)へ遷移する。この楕円軌道の近月点で、主エンジンを再噴射し、月面への降下を開始する。ここでは、搭載IMUによる加速度及び角加速度データと、衛星分離前に衛星から入力された位置及び速度データから航法データ(位置及び速度)を計算し、誘導を行う。

(2) 燃料最小誘導フェーズ

着陸目標の上空、高度数kmの地点をターゲット#1とし、このターゲット#1において(局所)水平速度0m/s, 鉛直速度数十m/s(下向き)となるよう、主エンジンを連続噴射しながら減速降下する。このフェーズにおける誘導則は、4.2項の解析によって導出された、燃料最小軌道を実現するものとする。ここでは、搭載IMUによる加速度及び角加速度データと、衛星分離前に衛星から入力された位置及び速度データから航法データを計算している。

(3) 最終降下軌道フェーズ

ターゲット#1通過後、着陸目標に向かって鉛直に降下する。

その際、月面地形の凹凸による補正を行うために、着陸用センサ(電波高度計及び電波速度計)を用いて対地高度及び対地速度を計測する。そして、IMUデータと合わせて航法データを計算することにより、着地目標への誘導を行う。

本フェーズは、さらに次の3段階に分類される。

(a) 着陸点誤差吸収フェーズ

ターゲット#1通過後、等速度で鉛直下向きに降下しながら、航法誤差及び地形凹凸を吸収する。このフェーズは、4.3.2項で導出されたターゲット#2(着陸目標上空、高度1.4km)まで行われる。

(b) 鉛直減速フェーズ

ターゲット#2通過後、一定加速度で鉛直下向きに減速降下を行い、次の最終降下フェーズにおける速度(速度1.5m/s)まで減速する。このフェーズは、4.3.2項で導出されたターゲット#3(着陸目標上空、高度10m)まで行われる。

(c) 最終降下フェーズ

ターゲット#3通過後、等速度で鉛直下向きに降下し、着陸目標上空の高度2mで主エンジンを停止し、落下着陸する。

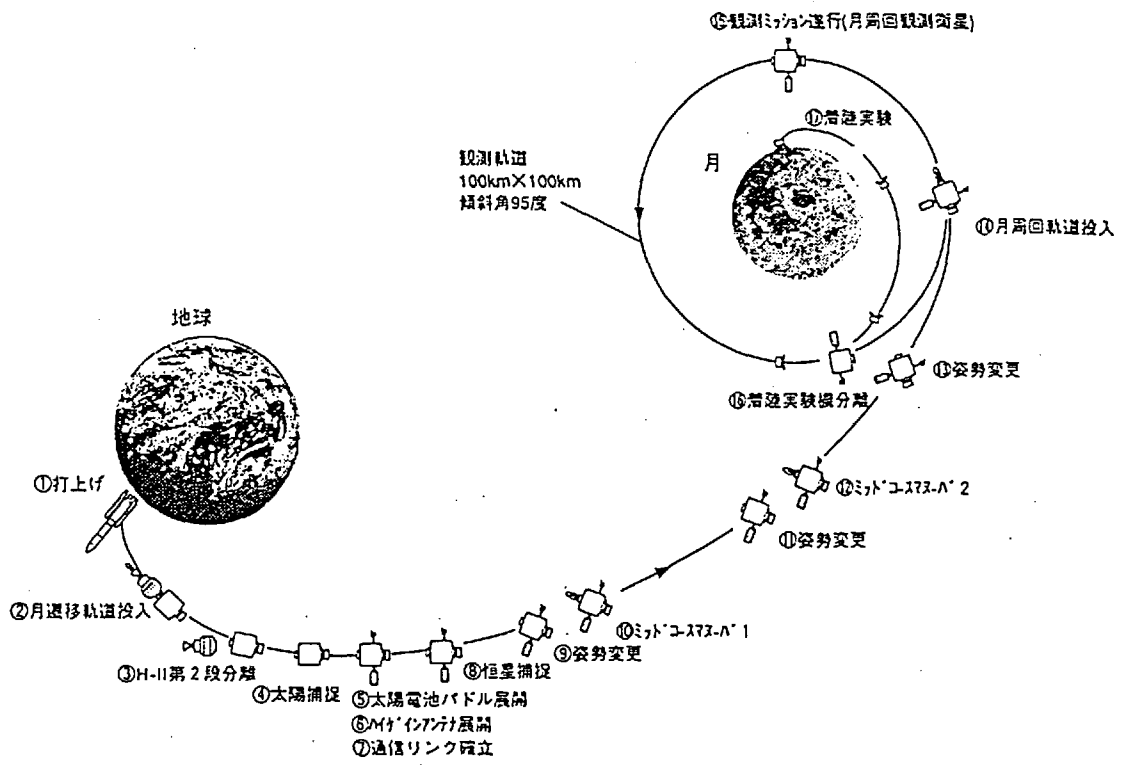


図 3. 2 - 2 月面着陸実験機の飛行プロファイル 1

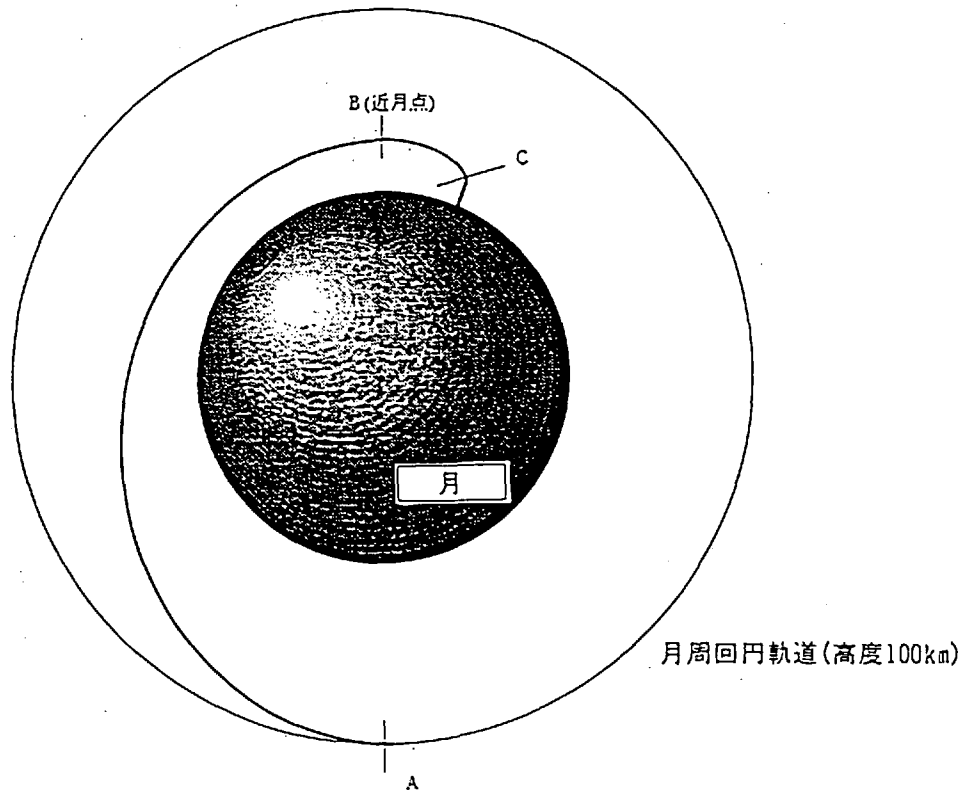


図 3. 2 - 3 月面着陸実験機の飛行プロファイル 2
 A~B : ホーマン軌道フェーズ (高度100×15km)
 B~C : 燃料最小誘導フェーズ
 C~月面 : 最終降下軌道フェーズ

[参考資料 (1項～3項)]

- [1] NASDA未来宇宙システム研究室; 「月面着陸実験機システム・リファレンスモデル(案) B改訂版」, 1995年3月; GAF-94024B
- [2] NASDA未来宇宙システム研究室; 「月周回観測のミッションとシステムコンセプトの検討」 (説明用ハズアウト), 平成6年10月
- [3] NASA; APOLLO 11 LUNAR LANDING MISSION -PRESS KIT-, (1969), pp.33
- [4] Nicholas L. Johnson; Handbook of Soviet Lunar And Planetary Exploration. (1979); An American Astronautical Society Publication, pp.54
- [5] 森, 滝沢, 金子, 川添, 高野, 名村; 「月・火星探査段階の技術検討」, 宇宙開発事業団技術報告 NASDA-TMR-950001, (1995)
- [6] NASDA未来宇宙システム研究室; 「月・火星探査段階の技術検討 資料編」, RS-S94005, (1994)
- [7] NASDA長期開発構想研究会 月・惑星分科会; 「月・惑星分科会検討報告書」, 平成4年3月, pp.1-11,
- [8] G.H.Heiken et al., Lunar Sourcebook: Cambridge Univ. Press, (1991)
- [9] SPACE NEWS, March6-12, 1995

4. 軌道詳細

4.1 ホーマン軌道フェーズ

月面着陸実験機は、月周回軌道上で「月周回観測衛星」から分離する。分離後の軌道は、高度100kmの円軌道である。ここで主エンジンを噴射し、まず、遠月点高度100km／近月点高度15kmの楕円軌道（ホーマン軌道）へ遷移する。次に、この楕円軌道の近月点で、主エンジンを再噴射し、月面への燃料最小誘導アルゴリズム(E-guidance)による動力降下を開始する。分離後の誘導は、搭載IMUによる加速度及び角加速度データと、衛星分離前に衛星から入力された位置及び速度データから航法データ（位置及び速度）を計算し行っている。

この章では特に近月点高度の設定が、着陸質量に及ぼす影響について検討した。ここでは、近月点高度を12, 15, 18kmの3ケースとし、軌道遷移角を13～20度まで1度ごとに変化させた。また、13度から14度までの範囲で、着陸質量が最大となる軌道遷移角を求めた。さらに、ホーマン軌道採用の有意性を確認するため、高度100kmの月周回軌道から、直接に燃焼最小誘導による動力降下を行うケースについても計算した。

本章で検討した4ケースの軌道概略を、図4.1-1に示す。

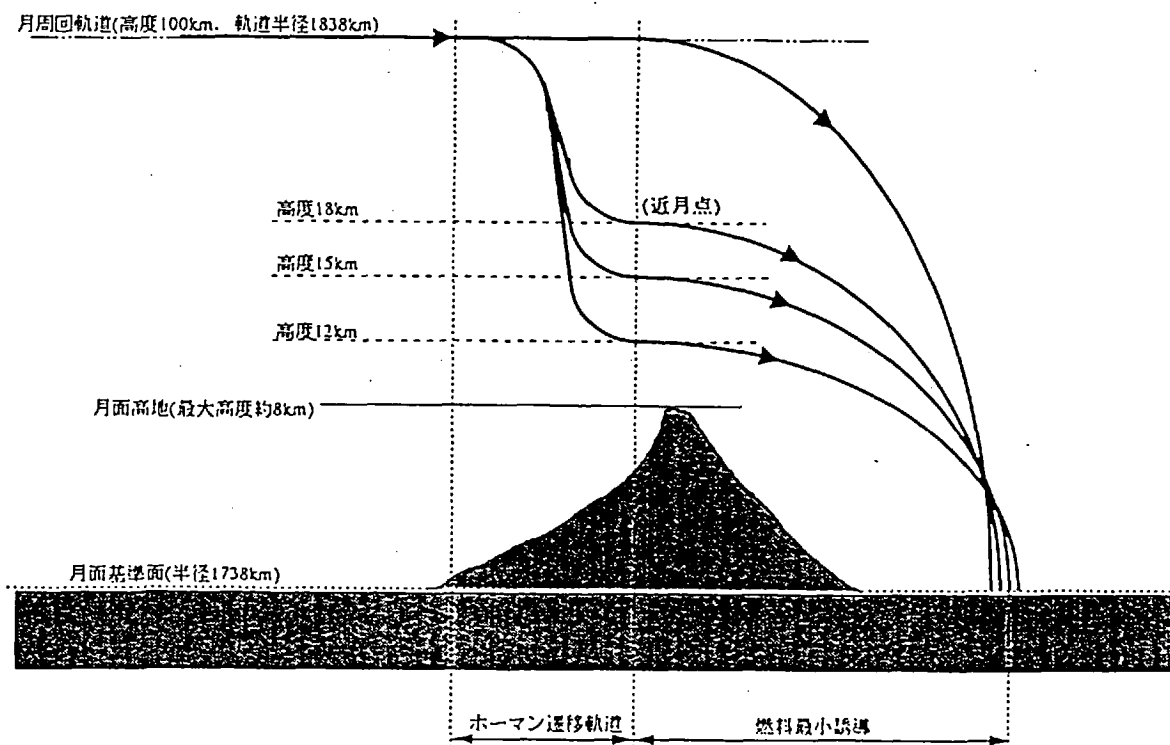


図4.1-1 軌道概略

一般的に、軌道遷移角が余りに小さいと、月面に達するまでの飛行時間が短く、十分に減速することが出来ない。すなわち、ある軌道遷移角を下回ると、燃料最小となる解は存在しなくなる。今回のケースでは、軌道遷移角が13度以下の解が存在しなかった。

E-guidanceによる軌道は、軌道遷移角 α と飛行時間 T_{tg} により与えられる。同じ軌道遷移角の軌道の場合、飛行時間が短い程、着陸質量を大きくすることができる。ここで計算した4ケースについて、各軌道遷移角における、最大着陸質量とそれを与える飛行時間を表4.1-1に示す。これにより、軌道遷移角が小さい程、着陸質量を大きくすることが出来ること、そして、それを与える飛行時間も短くなっていることがわかる。また、動力降下を開始する点(近月点)が高い程、小さい軌道遷移角の解が存在する。

表4.1-1 近月点高度と着陸質量(飛行時間)

軌道遷移角 deg	近月点高度12km	近月点高度15km	近月点高度18km	周回円軌道100km
	着陸質量 (Ttg) kg (sec)	着陸質量 (Ttg) kg (sec)	着陸質量 (Ttg) kg (sec)	着陸質量 (Ttg) kg (sec)
13	—	—	—	—
13.20	—	—	—	176.3 (525)
13.84	—	—	186.0 (509)	
13.88	—	186.2 (511)	183.8 (537)	
13.90	—	184.9 (526)	183.2 (545)	
13.93	185.7 (519)	183.8 (540)	182.5 (555)	
14	183.4 (549)	182.2 (562)	181.2 (573)	166.5 (743)
15	173.5 (707)	173.0 (712)	172.5 (718)	162.7 (846)
16	168.0 (808)	167.6 (813)	167.6 (818)	159.3 (934)
17	163.5 (895)	163.2 (899)	162.9 (903)	156.2 (1,014)
18	159.6 (973)	159.3 (978)	159.0 (982)	153.1 (1,090)
19	155.9 (1,048)	155.7 (1,052)	155.5 (1,056)	150.2 (1,163)
20	152.5 (1,119)	152.4 (1,122)	152.2 (1,126)	147.4 (1,233)

さらに、表4.1-1から、各近月点高度における最小燃料消費量と、それを与える軌道遷移角及び飛行時間を抽出した値を、表4.1-2に示す。

表4.1-2 各高度における最小燃料消費量と、それを与える軌道遷移角及び飛行時間

近月点高度	12 km	15 km	18 km	月周回軌道100 km
着陸重量	185.7 kg	186.2 kg	186.0 kg	176.3 kg
燃料消費量	164.3 kg	163.8 kg	164.0 kg	173.7 kg
軌道遷移角	13.93 deg	13.88 deg	13.84 deg	13.20 deg
飛行時間	519 sec	511 sec	509 sec	525 sec

<計算条件>

- (1) 誘導アルゴリズムとして、E-Guidance^{*1}を使用。
但し、エンジン推力を250~1,000Nに制限
- (2) 近月点における質量(動力降下開始前)、及び軌道速度(局所水平方向)を表4.1-3に示す。

表4.1-3 近月点における質量と軌道速度

近月点高度km	質量 kg	軌道速度 m/s
12	347.6	1,694
15	347.7	1,692
18	347.8	1,690
100	350.0	1,633

(注) 初期質量は、分離時の全備質量(350kg)からホーマン遷移に必要な推進薬量(2.2~2.4kg)を除いた値。

(3) 終端条件

- ・ 高度： 0km
- ・ 速度： 0m/s (局所水平方向及び垂直方向)
- ・ 降下開始点からの軌道遷移角は、13~20度(1度ステップ)。
- ・ 姿勢： 0度(着陸脚及び推力ベクトルが月面に対して鉛直下向き)

今回の計算結果は、次のようにまとめられる。

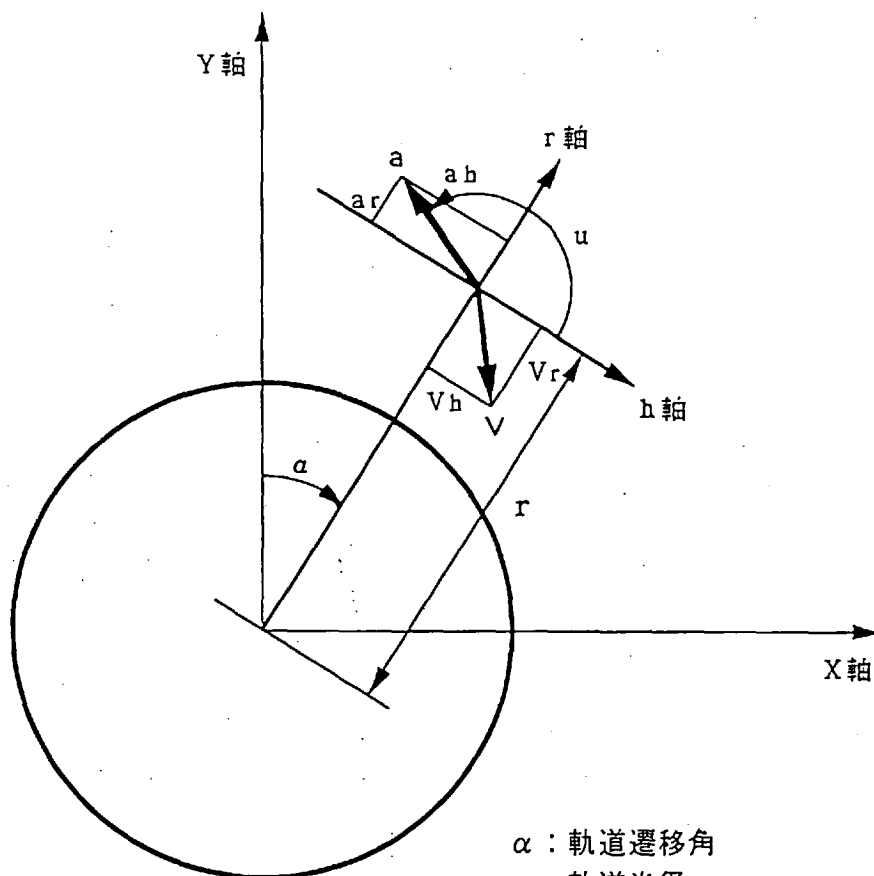
- (1) 軌道遷移角が低いほど、飛行時間が短くなるとともに、着陸質量が重くなる。
- (2) 同じ軌道遷移角では、近月点高度が低いほど、着陸質量が重い。
- (3) 軌道遷移角が約14度付近で、着陸質量が最大となる。但し、今回解析したケース(12, 15, 18km)では、軌道遷移角を0.01度ステップで計算し、各々の条件における最大着陸質量を求めたが、その結果に大きな差はみられない。
- (4) 周回円軌道(高度 100km)から、ホーマン軌道を経ず、直接E-Guidanceによる降下着陸軌道をとる場合、着陸質量は軽くなる。

したがって、ホーマン軌道を経てから、E-Guidanceによる降下着陸軌道をとる「基準軌道」が、着陸質量を重くする点で優れていることが明らかとなった。また、今回の解析ケース(12, 15, 18km)では、最大着陸質量に大きな差がみられない。このことから、近月点高度の設定は、着陸質量よりも、それ以外の安全性(地形の凹凸等)を重視して設定されるものと思われる。

*1 この誘導則を最初に定式化した原論文に基づき「E-Guidance」と称する。
詳細は、4.2項に記述する。

[座標系について]

軌道解析で使用する、座標系の概略を図4.1-2に示す。



- α : 軌道遷移角
- r : 軌道半径
- V : 着陸機 の 速度
 - V_h : 速度 (局所水平成分)
 - V_r : 速度 (局所鉛直成分)
- a : 着陸機 の 加速度
 - a_h : 加速度 (局所水平成分)
 - a_r : 加速度 (局所鉛直成分)
- u : 制御角

図4.1-2 軌道解析における座標系

4.2 燃料最小軌道フェーズ

4.2.1 評価関数の決定

機体の初期質量を $M(t_0) = M_0$ 、最終質量を $M(t_f) = M_f$ とする。 M_f を最小にするためにはまず

$$J_0 = M_f \quad (1)$$

がいえ。機体の単位時間あたりの質量増加率と燃料使用率との間には

$$\dot{m} = -\dot{M}$$

なる関係があるから、任意時刻及び終端時刻における機体の質量は

$$M(t) - M_0 = \int_{t_0}^t \dot{M} dt \quad (2)$$

あるいは

$$M_f = M_0 - \int_{t_0}^{t_f} \dot{m} dt \quad (3)$$

となる。(2) (3) 式を考慮すれば、(1) 式の代わりに

$$J_1 = \int_{t_0}^{t_f} \dot{m} dt$$

を最小にすればよいことがわかる。

この右辺は機体の運動方程式

$$\frac{dP}{dt} = K$$

を考慮すると別の形に直せる。以下でそのことを述べる。

まず

$$(M+dM)(v+dv) + (-dM)(v-v_e) - Mv = Mg$$

から

$$M\dot{v} = T + Mg \quad (4)$$

$$T = -M\dot{v}_e = m\dot{v}_e$$

あるいは

$$\dot{v} + \frac{M}{M} v_e = g \quad (5)$$

を得る。真空中の噴出速度は一定である、つまり

$$v_e = \text{Const.}$$

であることに注意して (5) 式を時間積分すると、

$$(v_0 + \Delta v_0) - v_0 + v_e \int_{M_0}^{M_0 - \Delta M_1} d(\ln M) = \int_{t_0}^{t_0 + \Delta t_1} g dt$$

更には

$$\Delta v_D = -v_e \ln\left(1 + \frac{\Delta M_0}{M_0}\right) + g \Delta t_0$$

を得る。これより 1 回目のパルス後の質量増加量は

$$\Delta M_1 = M_0 \left[-1 + \exp\left\{ -\frac{v_{e1}}{v_{e1}^2} (\Delta v_1 - g \Delta t_1) \right\} \right]$$

燃料使用量は

$$\Delta m_1 = M_0 \left[1 - \exp\left\{ -\frac{v_{e1}}{v_{e1}^2} (\Delta v_1 - g \Delta t_1) \right\} \right]$$

となる。2 回目のパルス後は

$$\Delta m_2 = (M_0 - \Delta m_1) \left[1 - \exp\left\{ -\frac{v_{e2}}{v_{e2}^2} (\Delta v_2 - g \Delta t_2) \right\} \right]$$

$$\Delta m_3 = (M_0 - \Delta m_1 - \Delta m_2) \left[1 - \exp\left\{ -\frac{v_{e3}}{v_{e3}^2} (\Delta v_3 - g \Delta t_3) \right\} \right]$$

であるから、N 回目の速度変化に対し、

$$\begin{aligned} \Delta m_{\text{TOT}} &= \Delta m_1 + \Delta m_2 + \dots + \Delta m_N \\ &= M_0 \left[1 - \exp\left\{ -\sum_{k=1}^N \frac{v_{ek}}{v_{ek}^2} (\Delta v_k - g \Delta t_k) \right\} \right] \end{aligned}$$

なる燃料が使用されたことになる。従って全消費燃料を最小にするような定式化をするには

$$J_2 = \int_{t_0}^{t_f} \frac{v_e}{v_e^2} \cdot dv_T$$

という関数を選べばよいことがわかる。ここで

$$dv_T = dv - g dt$$

は推力に体する機体加速度であることに注意する。

一般に噴出速度と推力加速度との間には

$$v_e \propto -dv_T$$

なる関係があるから

$$J_2 = - \int_{t_0}^{t_f} \frac{1}{v_e} dv_T$$

である。これに比推力の定義式

$$I_{sp} = \frac{T}{mg} = \frac{v_e}{g}$$

を代入すれば

$$J_2 = - \int_{t_0}^{t_f} \frac{dv_T}{I_{sp} \cdot g}$$

という式を得る。

前述したように

$$v_e = \text{Const.}$$

であるから

$$I_{sp} = \text{Const.}$$

なる仮定を導入することができる。よって関数は

$$J_3 = \int_{t_0}^{t_f} d v_T$$

にすることができる。これは各点において推力加速度の大きさつまり入力エネルギーを小さくするような軌道を求めることに等しい。したがって

$$J_4 = \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} a_T^2 dt \quad (6)$$

が評価関数の最終的な形である。

4.2.2 誘導則の導出

機体の運動方程式 (4) は

$$\dot{r} = v$$

$$\dot{v} = a_T + g$$

と書き直せる。ここで

$$a_T = -\frac{\dot{M}}{M} v_e (= -\frac{\dot{m}}{M} v_e)$$

は機体の推力加速度である。月中心座標形を使うと運動の初期条件は

$$r(t_0) = r_0 \quad v(t_0) = v_0 \quad (7-1)$$

終端条件は

$$r(t_f) = r_D \quad v(t_f) = v_D \quad (7-2)$$

である。我々は境界条件を満たし、運動方程式に従う機体の消費燃料が最小になる、つまり

$$J = \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} a_T^2 dt \quad (6)$$

が最小になるような軌道を求める。

最適制御理論[1]に従えば、

$$H = \frac{1}{2} a_T^2 + \lambda_1 \cdot v + \lambda_2 \cdot (v_T + g) \quad (8)$$

と定義したハミルトニアンを用いた正準運動方程式

$$\dot{\lambda}^T = -\frac{\partial H}{\partial \lambda} \quad (9)$$

$$\frac{\partial H}{\partial a_T} = 0 \quad (10)$$

を解けばよい。まず (8) (9) 式及び (8) (10) 式より

$$\lambda_1 = -\lambda_2 \cdot \nabla g \quad (11)$$

$$\lambda_2 = -\lambda_1 \quad (12)$$

$$a_T + \lambda_2 = 0 \quad (13)$$

(1.1) (1.2) 式より未定係数を求め、(1.3) 式に代入すると

$$a_T = -\tilde{\lambda}_2$$

を得る。これより

$$\dot{v} = -\tilde{\lambda}_2 + g$$

となる。

簡単のために月の重力加速度は一定であるとする：

$$g(x) = g_0$$

このとき

$$a_T = \tilde{C}_1 t + \tilde{C}_2 \quad (14)$$

$$\dot{v} = C_1' t + C_2' \quad (15)$$

となる。ただし

$$C_1' = \tilde{C}_1$$

$$C_2' = \tilde{C}_2 + g_0$$

タイムツォーの式

$$t_{\infty} = t_0 - t \quad (16)$$

を使えば、(1.4) (1.5) 式は

$$a_T = C_1 t_{\infty} + C_2 - g_0 \quad (17)$$

$$\dot{v} = C_1 t_{\infty} + C_2 \quad (18)$$

とかける。ただし

$$C_1 = -C_1' = -\tilde{C}_1$$

$$C_2 = C_1' t_0 + C_2' = \tilde{C}_1 t_0 + \tilde{C}_2 + g_0$$

ここで初期及び終端条件を満たすように定係数ベクトルを決める。速度及び位置ベクトルの定義式

$$v = \int dv = \int \dot{v} dt$$

$$r = \int dr = \int v dt = \int \left(\int \dot{v} dt \right) dt$$

は

$$a = \dot{v}$$

$$v_D = v + a t_{GO} + \frac{1}{2} \dot{a} t_{GO}^2$$

$$r_D = r + v t_{GO} + \frac{1}{2} a t_{GO}^2 + \frac{1}{6} \dot{a} t_{GO}^3$$

$$= r + (v_D - a t_{GO} - \frac{1}{2} \dot{a} t_{GO}^2) t_{GO} + \frac{1}{2} a t_{GO}^2 + \frac{1}{6} \dot{a} t_{GO}^3$$

$$= r + v_D t_{GO} - (a t_{GO} - \frac{1}{2} \dot{a} t_{GO}^2) t_{GO} + \frac{1}{2} a t_{GO}^2 + \frac{1}{6} \dot{a} t_{GO}^3$$

の如く近似できる。これに (18) 式を代入し、

$$\Delta v_D = v_D - v$$

$$\Delta r_D = r_D - r - v_D t_{GO}$$

を使うと

$$\Delta v_D = C_2 t_{GO} + \frac{3}{2} C_1 t_{GO}^2$$

$$\Delta r_D = -\frac{1}{2} C_2 t_{GO}^2 + \frac{3}{2} C_1 t_{GO}^3$$

となる。解くと

$$C_1 = -\frac{1}{t_{GO}^3} (12 \Delta r_D + 6 \Delta v_D t_{GO})$$

$$C_2 = \frac{1}{t_{GO}^2} (18 \Delta r_D + 10 \Delta v_D t_{GO})$$

これらを (17) (18) 式に代入、整理すると

$$\dot{v} = \frac{6}{t_{GO}^2} \Delta r_D + \frac{4}{t_{GO}} \Delta v_D \quad (19)$$

$$a_T = \frac{6}{t_{GO}^2} \Delta r_D + \frac{4}{t_{GO}} \Delta v_D - g_0 \quad (20)$$

を得る。これが所望の誘導式である。(19) (20) 式は1964年にG.W.Cherryが導出したものと同じ形をしている[1][2]。そこで彼の命名に習い、今後は上式に基づく誘導をE-ガイダンスと呼ぶことにする。

4.2.3 軌道決定法

機体の誘導は次の規則にしたがって行う。

>要求推力加速度ベクトル

$$a_T = 6 \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_D - \mathbf{v}_D (T_D - t)}{(T_D - t)^2} + 4 \frac{\mathbf{v} - \mathbf{v}_D}{T_D - t} - \mathbf{g}_0 \quad (1)$$

\mathbf{r} : 現在の位置ベクトル

\mathbf{v} : 現在の速度ベクトル

t : 現在の時刻 (動力降下開始からの経過時間)

\mathbf{r}_D : 終端 (要求) 位置ベクトル

\mathbf{v}_D : 終端 (要求) 速度ベクトル

$T_D = t_f$: 要求飛行時間

\mathbf{g}_0 : 月の重力加速度ベクトル

>消費燃料

$$\Delta m = m_0 \left\{ 1 - \exp \left(- \frac{a_T}{I_{sp} \cdot g_0} dt \right) \right\}$$

ただし

m : 初期質量

I_{sp} : 比推力

>要求推力ベクトル

$$\mathbf{T} = M \mathbf{a}_T$$

ただし

$$M = M_0 - \Delta m$$

>質量流量

$$\dot{m} = \frac{T}{I_{sp} \cdot g_0}$$

ある時刻の状態量：(r, v, t)

$$a_T = 6 \frac{r - r_D - v_D(T_D - t)}{(T_D - t)^2} + 4 \frac{v - v_D}{T_D - t} - g_0$$

要求推力加速度ベクトルの決定

$$\Delta m = m_0 \left(1 - \int_{t_0}^t \exp\left(-\frac{a_T}{I_{sp} \cdot g_0} dt\right) \right)$$

消費燃料の決定

$$M = M_0 - \Delta m$$
$$T = M a_T$$

機体質量、要求推力ベクトルの決定

$$\dot{m} = \frac{T}{I_{sp} \cdot g_0}$$

質量流量の決定

図4.2.3-1 諸量の決定方法

(1) 式から明らかなように、E-ガイダンスを使って軌道を決定するには、あらかじめ機体の終端状態量 (r_D , v_D , T_D) を与えておかねばならない。つまりE-ガイダンスは与えられた終端条件下における燃料最小誘導解である。このことはターゲットの位置及びそこでの機体速度に応じて軌道が変わることを意味する。したがって上記条件をいろいろと変更したときの軌道を複数作成し、その中から消費燃料が最小となる終端条件とそれに対応する軌道を選択する必要がある。この終端条件は

(1) ターゲットの位置 r_D とそこでの機体速度 v_D

(2) ターゲットまでの (要求) 飛行時間 T_D

に分けられる。

4.1節の検討結果により、(1)における位置ベクトル r_D は月面から1.4キロメートルの高度を選択する。

つぎに速度 v_D は最終降下フェーズの要請から

$$v_{Dr} = -50 \text{ m/s} \quad (\text{鉛直下向き成分})$$

$$v_{Dh} = 0 \text{ m/s} \quad (\text{水平成分なし})$$

と決められる。こうして絞られた軌道の候補から消費燃料が最も少なくなる飛行時間を与える軌道がノミナル軌道の第一候補にあげられる。しかしながらこれは燃料に関する制約以外の制約を満たしていない。その制約とは

(1) 推力に関する制約

(ア) 推力の大きさ

$$T_{\min} \leq T \leq T_{\max} \quad T_{\min} = 250 \text{ N} \quad T_{\max} = 1,000 \text{ N}$$

(イ) 推力の時間変化率

$$\dot{T}_{\min} \leq \dot{T} \leq \dot{T}_{\max} \quad \dot{T}_{\min} = \text{T.B.D.} \quad \dot{T}_{\max} = \text{T.B.D.}$$

これはRCSの最大推力に対する拘束を与える。

(2) 終端姿勢に対する制約

(ウ) 機体はターゲットに真直ぐ降り立つように到達する。

つまり終端で機軸は鉛直方向

$$\varphi(T_D) = \tan^{-1} \frac{v_r}{v_h} = \frac{\pi}{2}$$

(エ) 終端で回転角速度をもたない

$$\dot{\varphi}(T_D) = 0$$

である。

われわれは $r=1.4\text{km}$, $V = (-50\text{ m/s}, 0\text{ m/s})$ のもとで得られる複数の軌道の中から (ア) - (エ) を満足し、その中で最も消費燃料の少ない経過時間を見つけ、それに対応する軌道をノミナル軌道とする。以上の手続きを図示すると次のようになる。

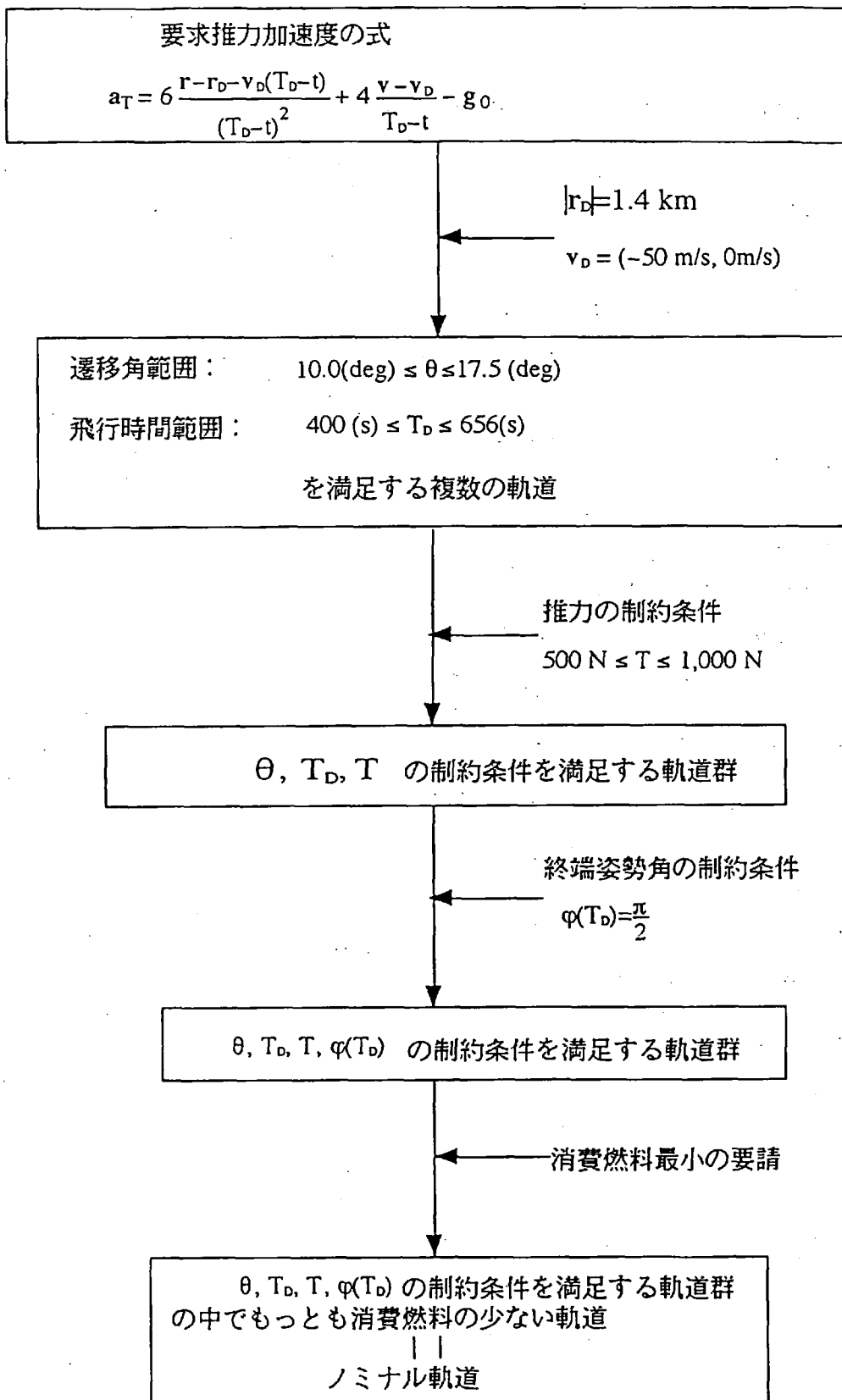


図4.2.3-2 ノミナル軌道の選択方法

4.2.4 E-ガイダンスによる解析

解析で使用する運動モデル、初期及び終端状態量を示す[4][5]。

(1) 運動モデル

月を球体とする2体問題 $\mu = 4902.778 \text{ km}^2/\text{sec}^3$

比推力 $I_{sp} = 300 \text{ sec}$

質量流量 次式より計算

$$\dot{m} = \frac{T}{I_{sp} g_0}$$

初期質量 $M_0 = 350 \text{ kg}$

(2) 初期状態量

初期高度 $h = 14 \text{ km}$

初期水平速度 $v_h = 1.692 \text{ km/s}$

初期鉛直速度 $v_r = 0 \text{ km/s}$

ペリジ高度 15 km、アポジ高度 100 kmの楕円軌道上ペリジ点を動力降下開始点とする。

(3) 終端状態量

終端高度 $h_D = 0 \text{ km}$

終端水平速度 $v_{Dh} = -50 \text{ m/s}$

終端鉛直速度 $v_{Dr} = 0 \text{ m/s}$

終端姿勢角 $\varphi(T_D) = \frac{\pi}{2} \text{ deg}$

まず終端条件 (r_D , v_D) の値を与えたとき、軌道の遷移角 θ_D と飛行時間 T_D がどのような範囲に存在するかを示したのが図4.2.4-1である。これにより軌道の探査範囲は

遷移角 θ_D 12(deg) ~ 18(deg)

飛行時間 T_D 420(sec) ~ 720(sec)

に設定すればよいことがわかる。

次に上記の遷移角 θ_D をパラメーターにして飛行時間 T_D と終端機軸姿勢角 ϕ_D との関係を与えるのが図4.2.4-2である。これより姿勢角が90(deg)になるのは表4.2.4-1のような場合に限られることがわかる。当然のことながら遷移角が大きいほど、飛行時間も長くなる。

表4.2.4-1 適当な諸元

	第1候補	第2候補	第3候補
遷移角(deg)	14	14.2	14.4
飛行時間(sec)	548	595	625

図4.2.4-2から選出された候補がどれくらいの終端ペイロードを与えるかを示すのが図4.2.4-3である。結果として第1候補の終端ペイロードが最も大きく、

$$M_b = 187 \text{ kg}$$

という値をとることがわかる。

以上により動力飛行時間、遷移角を

$$T_D = 548 \text{ (sec)}$$

$$\theta = 14^\circ$$

に選べば、燃料消費量及び燃料搭載率は

$$\Delta m_{\text{TOT}} = M_0 - M_b = 163 \text{ kg}$$

$$\eta = \frac{\Delta m_{\text{TOT}}}{M_0} = \frac{163}{350} = 0.465$$

となる。マージン質量

$$170 \times 0.1 = 1.7 \text{ kg}$$

を加えた場合の搭載率は

$$\eta = \frac{163+1.7}{350} = 0.53$$

である。この値は上記諸元を基にしたEーガイダンスによる軌道決定が一応の妥当性をもつことを意味している。

図4.2.4-4に前述の諸元を使うときの軌道プロファイルを示す。出発点からの高度が2 km程度上昇する点に特徴がある。これは終端の姿勢角を90(deg)に設定したことが原因である。

図4.2.4-5は動経軸一ロール軸間の角度と高度の関係を示す。

図4.2.4-6、4.2.4-7は局所座標系の位置と速度の関係である。

図4.2.4-8は経過時間 t と推力の大きさ T との関係を示している。飛行時間のうち、約 $380/548=0.69$ は最大推力で誘導しなければならないことがわかる。この時間帯はEーガイダンスによる誘導から逸脱した誘導が行われることを意味する。このことは、今後の課題で述べるように、新しい誘導則の検討を促す。

図4.2.4-9はペイロード質量の変化の仕方を時系列にみたものである。

以上のようにEーガイダンスによる誘導は近年までの成果に遜色のない結果をもたらすことがわかる。

[参考文献]

- [1]加藤、工学的最適制御、東京大学出版会、(1988)
- [2]C.W.Chery, Prog in Astro and Aeronautics, Guidancen and Control , II, vol13, New York, Academic Press, 1964
- [3]山中、NASDA制御技術研究室資料, 1995年1月
- [4]中島、MSS役務支援資料、PP22-0406-0003, 1995年3月
- [5]中島、MSS役務支援資料、PP22-0406-0001, 1995年1月

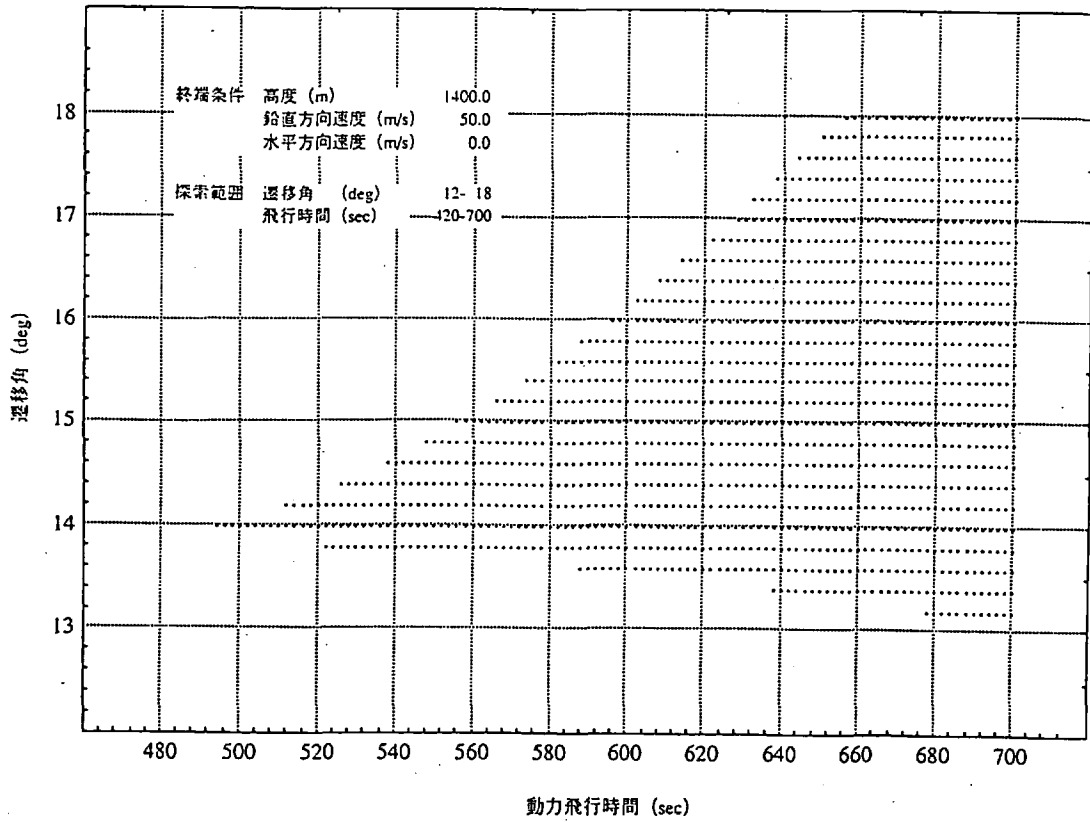


図4.2.4-1 軌道の遷移角 θ_D と飛行時間 T_D

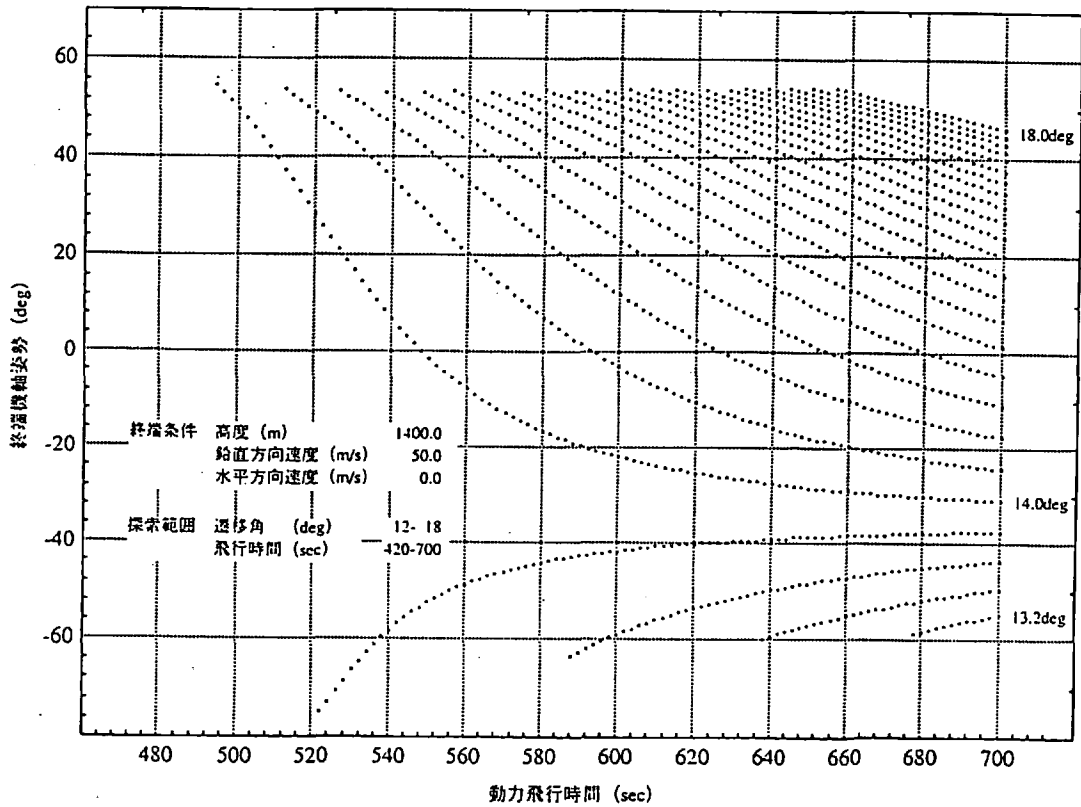


図4.2.4-2 飛行時間 T_D と終端機軸姿勢角 ψ_D

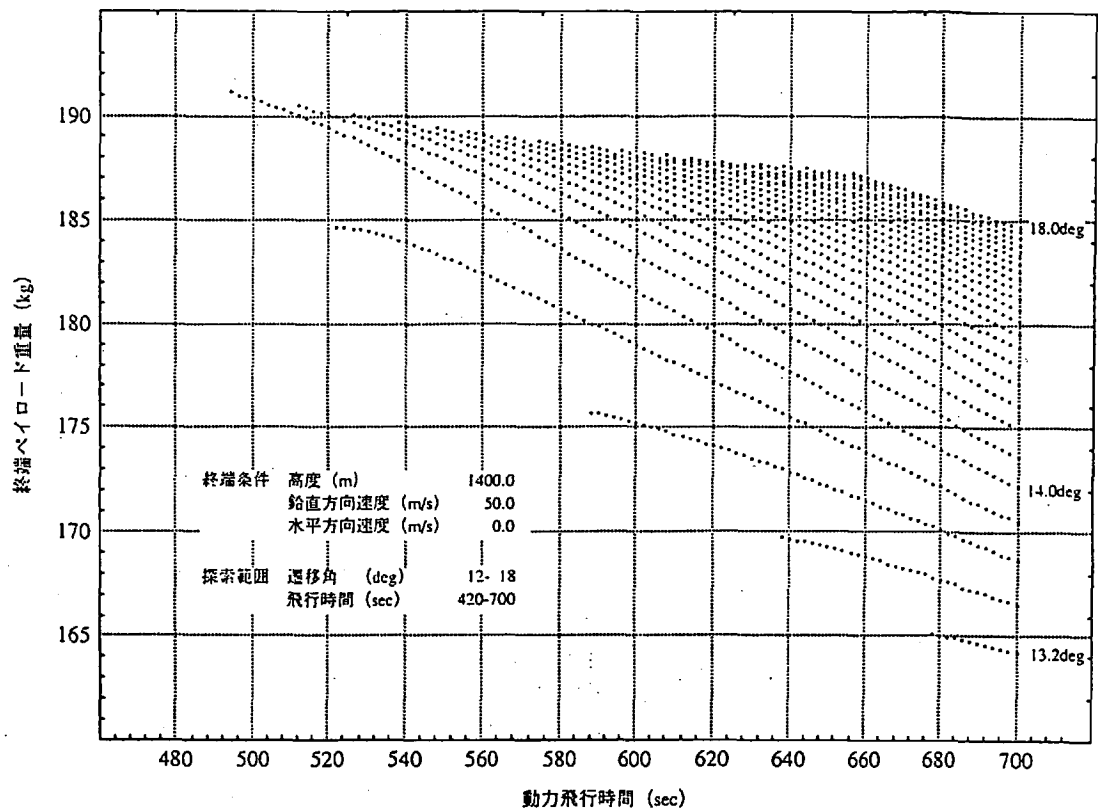


図4.2.4-3 飛行時間 T_D と終端ペイロード質量 M_r

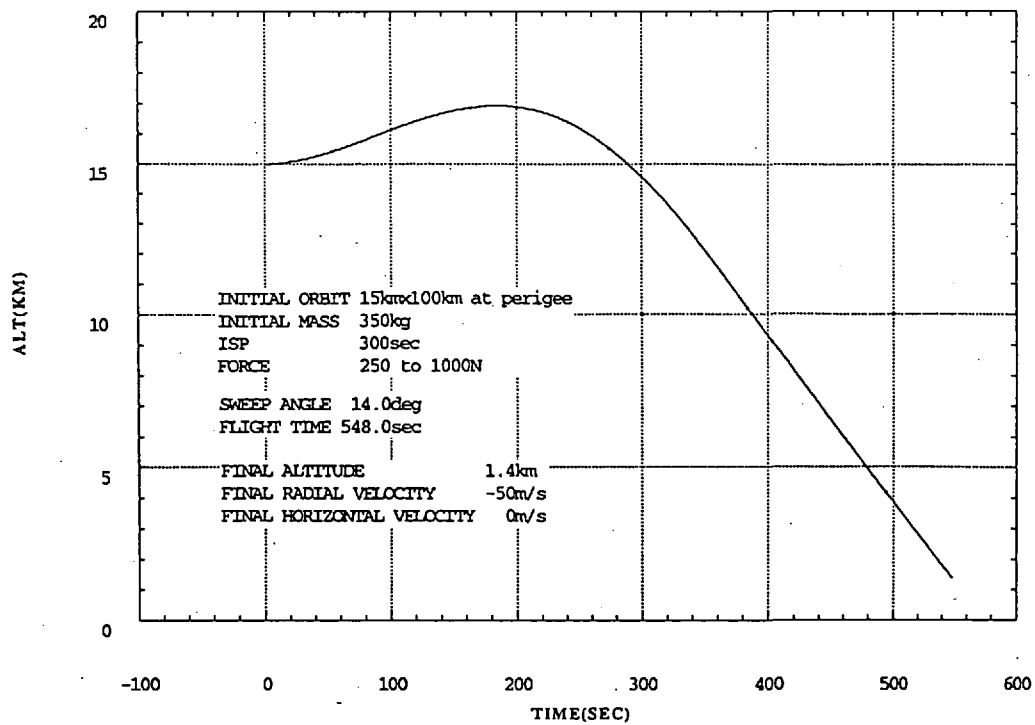


図 4. 2. 4 - 4 経過時間 t と高度 h

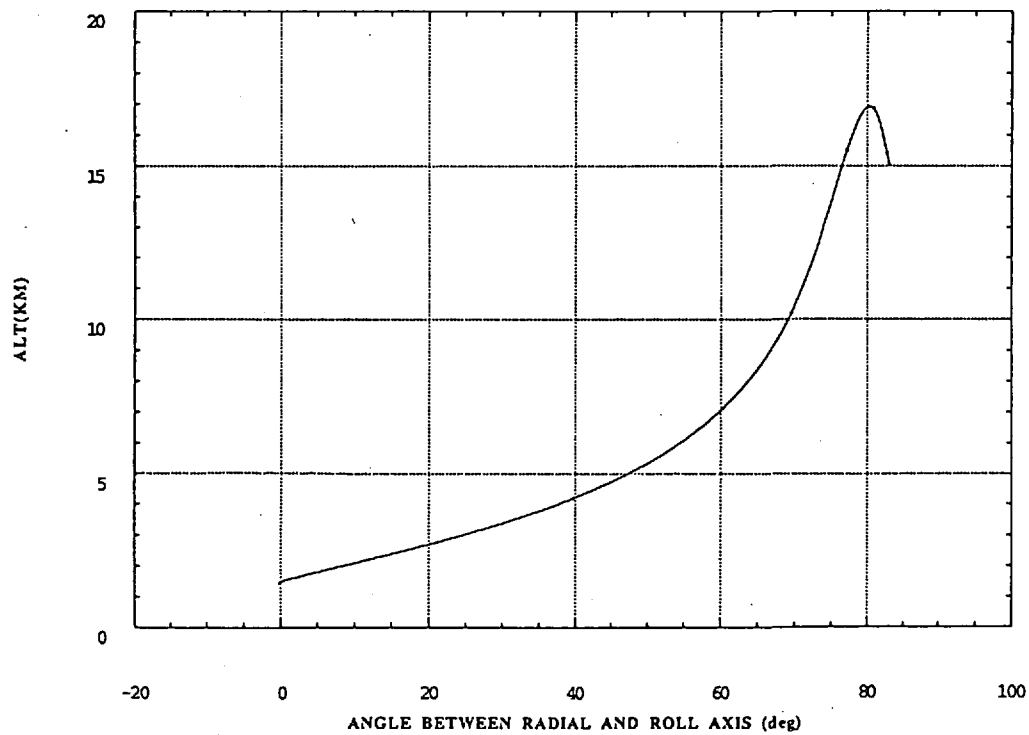


図 4. 2. 4 - 5 動径軸～ロール軸間の角度 β と高度 h

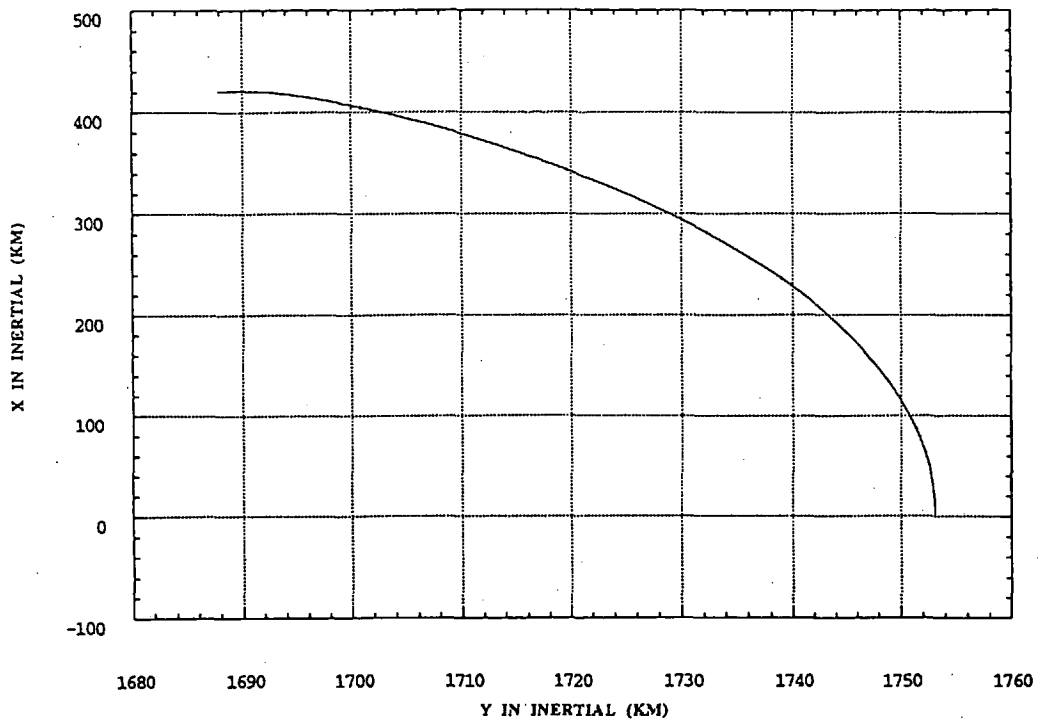


図 4 . 2 . 4 - 6 局所座標系の位置 (座標値)

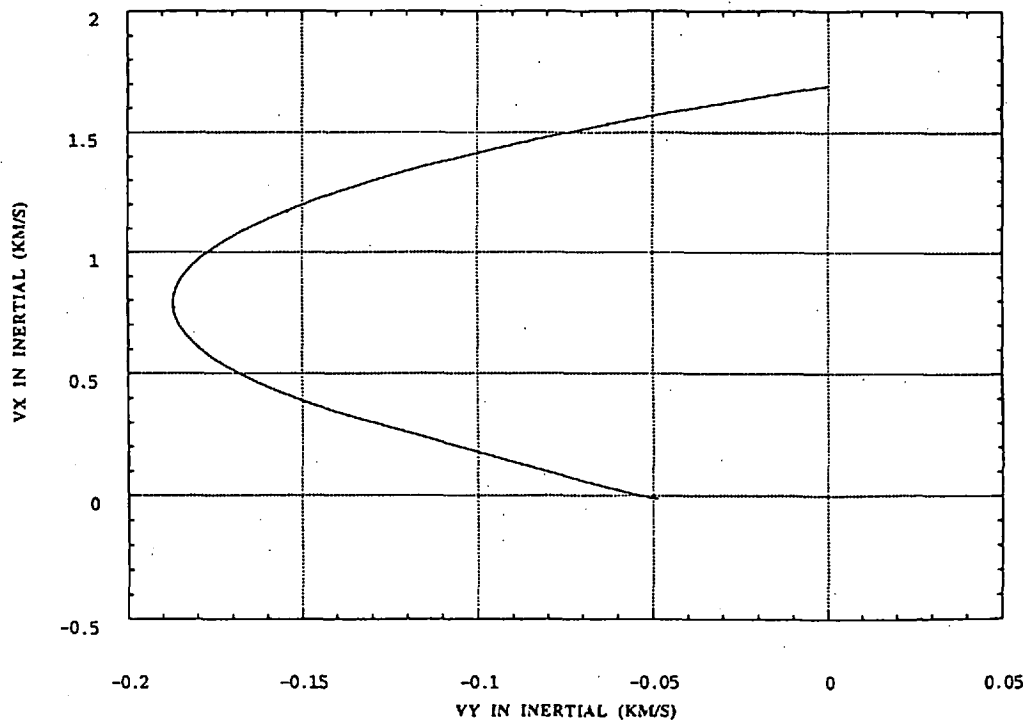


図 4 . 2 . 4 - 7 局所座標系の速度

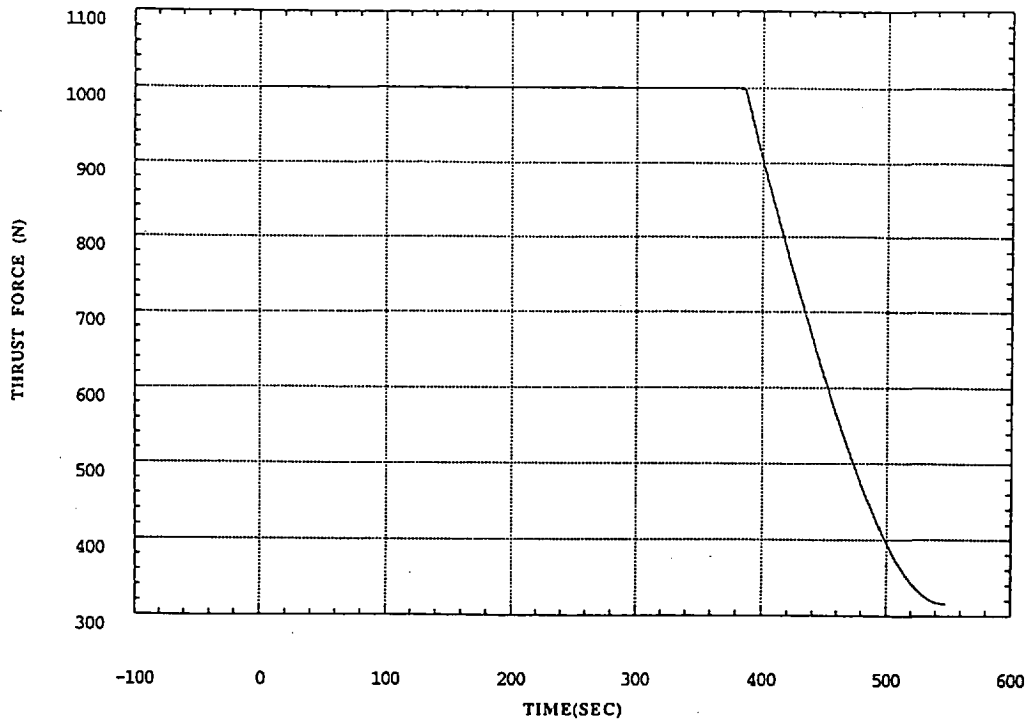


図4.2.4-8 経過時間 t と推力 T

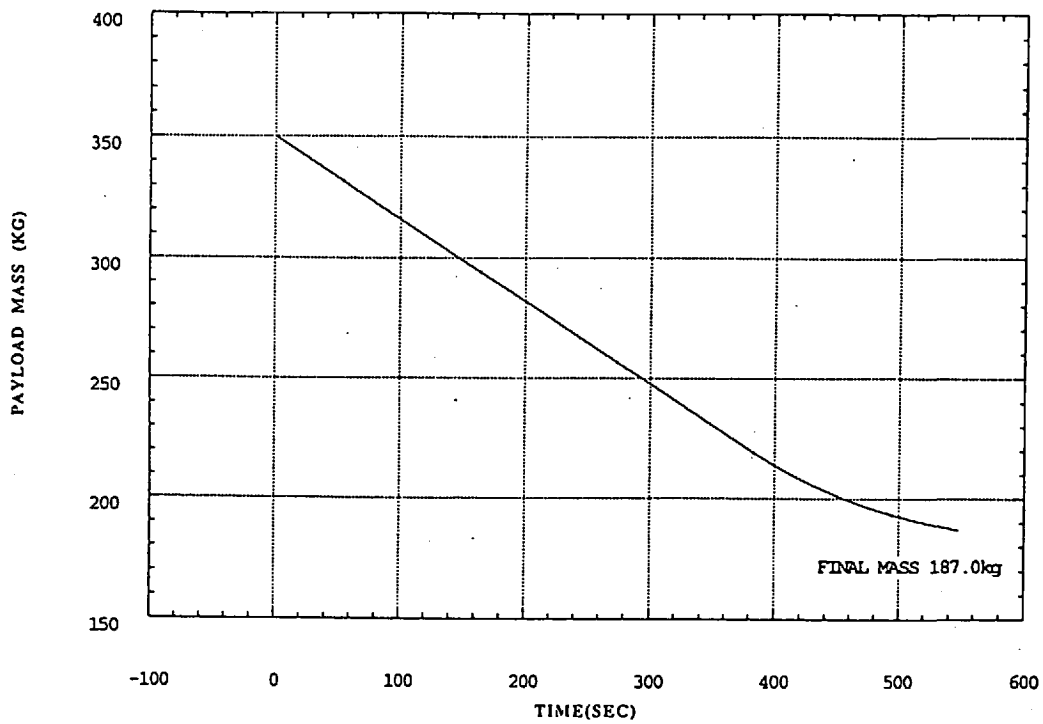


図4.2.4-9 経過時間 t とペイロード質量 M

4. 3 最終降下軌道フェーズ解析

本項は、月面着陸機最終降下軌道設計の考え方について記述したものである。以下で最終降下に不可欠な着陸地点のモデル化、および最終降下軌道を設計する際の考え方について記述する。

4. 3. 1 着陸地点のモデル化

基準軌道設計に際し、着陸地点の選定は必須である。この選定に当たっては、運用上、ミッション遂行上等、様々な条件、制約を考慮しなければならない。また、月周回衛星による月面の詳細マッピングを行った後、再選定される可能性も考慮しなければならない。したがって、着陸地点のモデル化は、これらを考慮のうえ汎用性を損なわない様、行わなければならない。ここでは、着陸機の大きさは無視し（クレータのモデル化については考慮しない）、ノミナルの着陸点に対して±何kmの高低差が存在するかに着目し、簡単な着陸地点のモデル化を行う。

(1) 着陸地点候補

着陸地点として望ましい条件は、

- ・着陸のための動力降下開始点が地球から可視であること
- ・着陸地点が可視であること
- ・極力平坦な地域（海）である事

等が挙げられる。以上から、月の表側（地球側）に位置する次の4つの海が考慮の対象となり得る（図4.3-1）。

- ①雨の海（MARE IMBRIUM）
- ②晴の海（MARE SERENITATIS）
- ③蒸気（ゆげ）の海（MARE VAPORUM）
- ④雲の海（MARE NUBIUM）

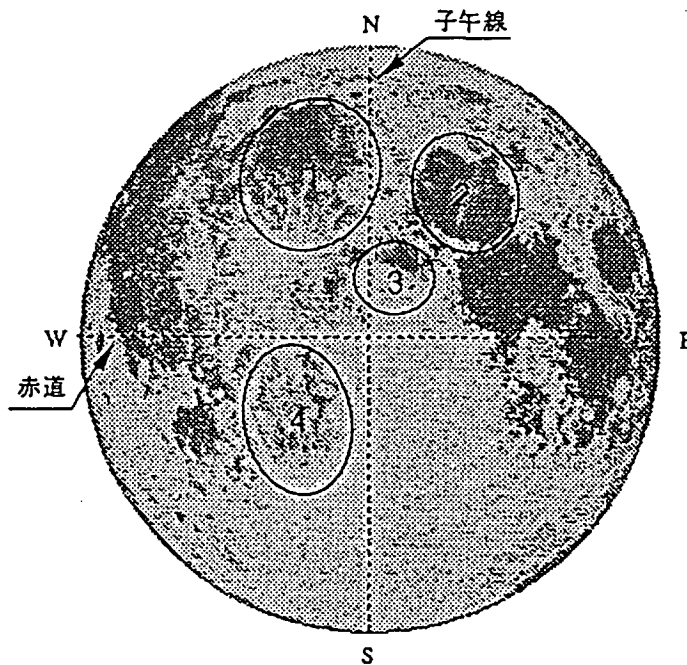


図4.3-1 着陸地点として考慮の対象となり得る月の海

現在手元に在る資料の中では、雨の海の一部、および晴の海の地図が有り（NASA発行）、その他は詳細な資料が不足している。したがって一例として、本着陸機は「晴の海」のどこかに着陸する事をここでは考える。

(2) 着陸地点モデル

ここで考慮する「晴の海」の標高は、最高5673m、最低3370mである。この値は頂点～谷であるので、この値をそのまま用いるのは適当ではなく（オーバースペック）、ここでは最高5500m、最低3500m（標高差2km）と考えるのが妥当であろうと思われる。この値はこの他の3つの海に関しても同程度であろうと考えられ、着陸地点（範囲）を選定することで対応可能であると考えられる。

ところで、この地図に記されている標高は、月心（月の質量中心）から1730kmを基準（標高0m）としており、月周回軌道高度100kmの基準（月心から1738km）とは異なっている点に着目する必要がある。着陸機の着陸軌道に移移するためのホーマン軌道は高度100×15kmの楕円軌道としており^{註1}、これは上述の1738kmを基準とした高度である。したがって、本項での月周回軌道離脱～近月点までの高度表示の基準は、これまで称してきた高度との混乱を避けるため、および着陸地点を変更した場合の汎用性（着陸地点を変更しても楕円軌道を変更する必要はない）等を考慮し1738kmとする。その後近月点～着陸までは、上述の最大・最小標高の平均をとり、 $1734.5\text{km}(((1730+5.5)+(1730+3.5))/2)$ を基準とし、着陸最大高低差は±1kmとする。この着陸地点のモデルを図示すると下図4.3-2のようになる。

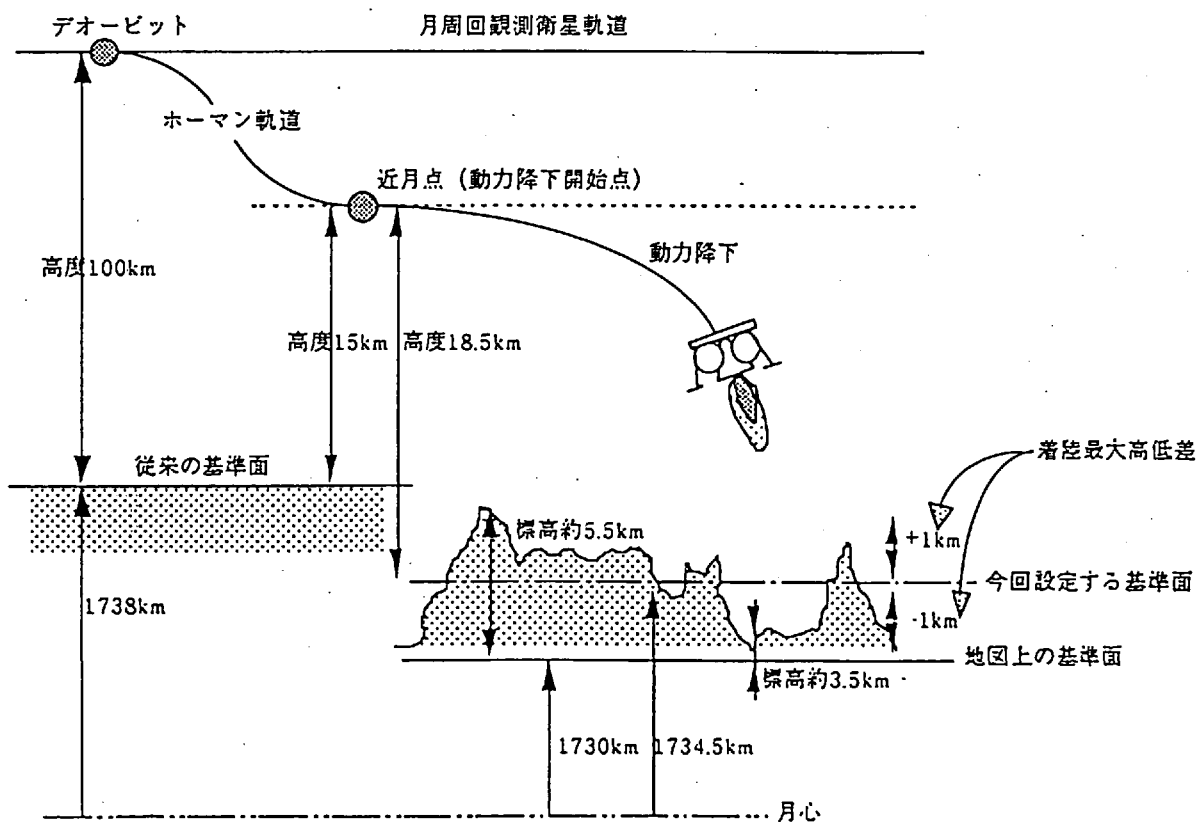


図4.3-2 着陸地点モデル

^{註1}4.1項参照

4.3.2 最終降下軌道

ここでの最終降下軌道とは、月周回軌道から離脱し、近月点からの燃料最小軌道を経て或るターゲットに到達した後、鉛直降下にて月面に着陸する降下経路を指す。これは、「燃料最小かつ安全に着陸可能」であることを軌道設計方針とした結果、妥当であろうと考えられた着陸軌道である。この最終降下軌道は、以下に示す3つのサブフェーズから成る。

- 1) 着陸点高低差吸収フェーズ
- 2) 鉛直減速フェーズ
- 3) 最終降下フェーズ

フェージングの概要を図4.3-3に、このときの鉛直方向の速度—高度プロフィールを図4.3-4に示す。

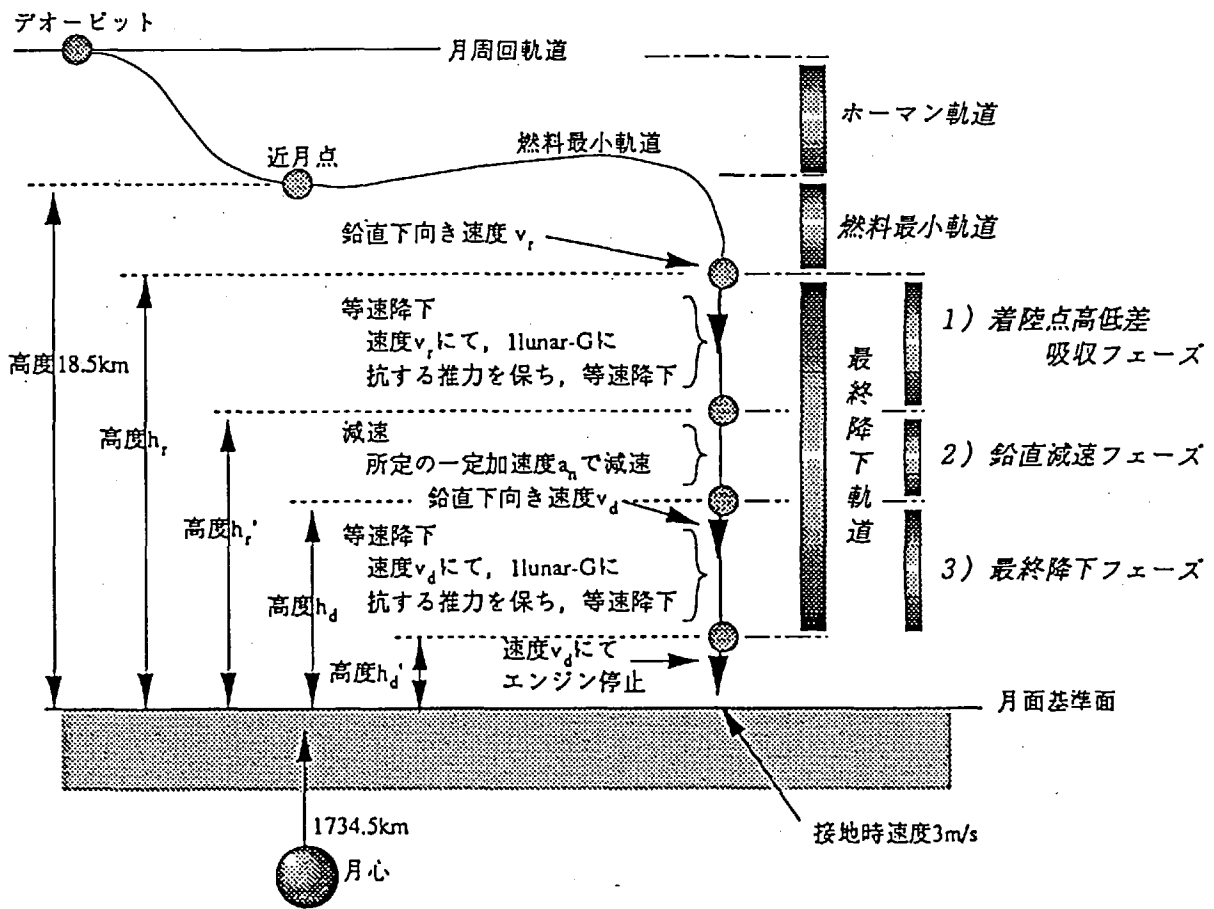


図4.3-3 フェージング概要

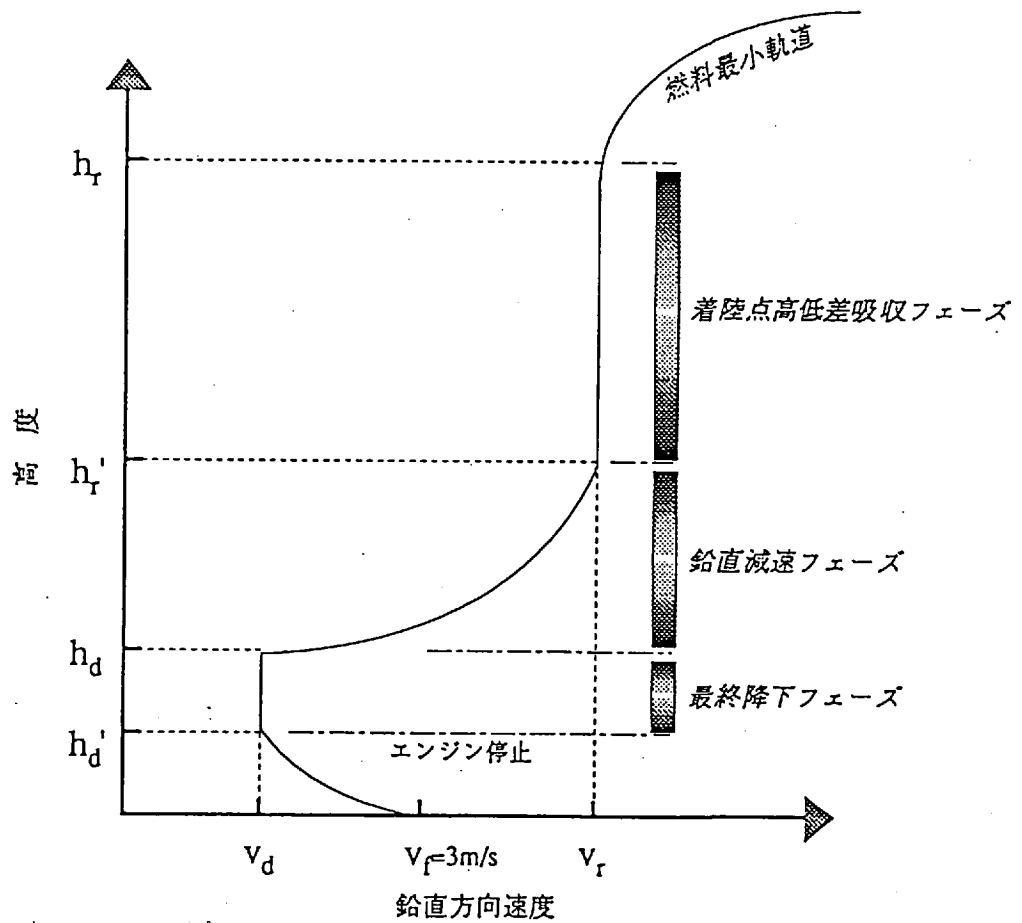


図4.3-4 速度—高度プロファイル

以下で、上述の着陸点モデルの下での鉛直降下軌道設計の考え方、および設定した量の詳細を示す。手順としては、燃料最小軌道を含んだ全体の軌道が妥当なものとなるよう、燃料最小軌道の誘導ターゲットを設定する事を含め、鉛直降下軌道の各条件を下から（着陸点から、時間的には逆に）設定していくこととする。

① 着地時の条件および最終降下フェーズの設定

着地時の鉛直方向速度条件は3m/s以下である（水平方向は、ここでは鉛直に降下することを前提としているため考えない）。この条件をクリアするための方法として、代表的なものは次の3つであろうと考えられる。

- a) 3m/sの等速度で降下し続け（この間は、1lunar-Gに抗する推力を噴き続ける）、月面に接地すると同時にエンジンを停止する。
- b) ある高度で速度を0とした瞬間エンジンを停止し、自由落下する。この方法で着地時に3m/sを達成する高度は約3mである。
- c) 等速で降下し続け（この間は、1lunar-Gに抗する推力を噴き続ける）、所定の高度でその速度のままエンジンを停止し、月面に落下することにより着地時3m/sを達成する。この場合の速度と高度の組合せは無数に存在する。

(a)の方法は月面に接地するまでエンジンを下向きに噴き続けているのであるから、当然レゴリスの巻上による環境の劣化、クレータの生成による着陸点の不安定化等が考えられ、単純にこのままでは推奨できる方法ではないことは明らかである。次に(b)について考える。ある高度で速度を0とする方法は、1) 推力を絞りながら速度を徐々に落とし0まで持って行く、2) ある程度の高推力で減速し一気に速度を0とする、の2つが考えられる。(1)の方法は安全であるが重力ロスが大きく、経済的でない、(2)の方法は経済的であるが、速度0→エンジン停止のタイミングがズレることによって、許容速度以上で月面に衝突（エンジン停止が早すぎる場合）、一度上昇したのち月面に衝突（エンジン停止が遅すぎる場合）等の状況が考えられ、危険であると思われる。(c)については、速度と高度の選択次第であるが、速度を0まで落とさなため危険度は低い、ある高度でエンジンを停止するためレゴリスの飛散等は避けられる、と考えられる。これらをトレードオフ表に表すと下表4.3-1の様になる。

表4.3-1 着陸方法によるトレードオフ

	レゴリス飛散等	安全性	経済性
a	×	○	△
b	○	1	○
		2	×
c	○	○	△

この表から、以上の3つの中では(c)による方法が最も妥当な方法であろうということが出来る。

では(c)による方法での、速度、高度を以下で設定する。前出の図4.3-4に記した記号に従うと、最終降下フェーズの初期高度は h_d 、終端高度は h_d' 、この間の等速降下速度は v_d である。接地時の速度 v_f を3m/sとする高度 h_d' と速度 v_d の関係はエネルギー保存の関係で表され、おおよそ

高度 h_d' 3 m → 速度 v_d 0.0 m/s
 2 m → 1.5 m/s
 1 m → 2.4 m/s

である。安全側を考慮すれば当然 h_d' は高く、 v_d は遅い方がよい。したがってここでは妥当な値として、 $h_d'=2m$ 、 $v_d=1.5m/s$ を選択する。次に h_d の値であるが、これも安全側とすると高い方が良い。しかし、この間は等速降下をしており（1lunar-Gに抗する推力を発している）、高ければそれだけ不経済となる。この等速降下（ $v_d=1.5m/s$ ）を行っている間の高度と ΔV の関係は、

高度 h_d 10m → ΔV 8.7m/s
 20m → 19.6m/s
 30m → 30.4m/s

である。この v_d と h_d は、前フェーズの鉛直減速フェーズの終端条件であり、誘導目標である。したがってこれらの量は、前フェーズの誘導の精度次第であるといえるが、ここでは目標値として以下の値を設定する。

- ・最終降下フェーズ初期高度 h_d ; 10m
- ・初期速度 v_d ; 1.5m/s (終端高度まで等速降下)
- ・終端高度 h_d' ; 2m

ここで v_d と h_d' の値を安全側の妥当な値として設定したが、これらの量は今後、対レゴリス性を十分考慮して最終的に決定されなければならない。対レゴリス性の評価基準としては、「レゴリスの飛散およびクレータの生成」と「推力、高度、降下速度」の関係、が主なものとなると考えられる。これらは、CFD (数値流体シミュレーション) およびレゴリスシミュラントを用いた実験を行い、定量的に把握していく必要がある。また高度 h_d の値も、誘導の精度を含めた詳細なトレードオフを今後行い、より最適な高度を設定していかなければならない。

② 鉛直減速フェーズにおける、減速方法、減速開始高度

次に、鉛直減速フェーズでの減速方法を設定する。

ここでの減速方法としては、ある程度の高推力による加速度で効率良く減速する事が重要である。この加速度を設定する単位として、推力と加速度のどちらの量を用いるかであるが、どちらにしても一定値を用いる事が誘導則をシンプルにするためにも、推進系に対する負荷軽減のためにも有利であろうと考えられる。推力値を一定とする減速方法は、推進系にとっては恐らく最も低負荷であろうと考えられる。しかし、推力を固定してもその時の着陸機の質量 (燃料の残りの質量に依存する) はケースバイケースであり、したがってその時に推進系が発生している加速度もケースバイケースである。このような条件でノミナル経路を設定することは、現段階では必要以上の手間がかかり合理的ではないと思われる。一方、推力加速度を一定とする減速方法は、そのとき徐々に減少していく着陸機の質量による推力値の連続変化を実現するため、推進系には連続的なスロットリング能力が要求される。しかし、加速度を規定することによって、速度・高度を表現することができ、したがってノミナル経路を設定することが容易である。また、この方法を採用することによって誘導則もシンプルとなり、後の解析等にも有利であろうと考えられる。以上の観点から、鉛直減速フェーズでの減速方法は、一定加速度による減速とする。

ここでのノミナル速度—高度プロファイルは、前出の図4.3-4に記された曲線で示され、以下の式で表される。

$$v(h) = \sqrt{2(a_n - g_L)(h - h_d) + v_d^2} \quad (4.1)$$

v ; 鉛直方向速度

h ; 高度

a_n ; ノミナル減速加速度

g_L ; 月重力加速度

ここで a_n の値を設定する必要がある。この加速度はできるだけ大きい値が望ましいが、本フェーズの初期段階で着陸機の質量が200kgであるとし、初期推力を1000Nとするとその時の加速度は 5m/s^2 である。実際には (詳細シミュレーションの結果) この時点の着陸機の質量は200kg以下であり (190kg程度)、発生可能な加速度は 5m/s^2 の5%程度増となる。この後は燃料の質量が徐々に減少していき、発生可能加速度は増していく。したがって、最悪の場合でも 5m/s^2 の加速度を発生させることは可能であり、また、最低でも5%程度の誘導のための余裕 (これは経過時間とともに増加する) を持たせる事が可能である。以上から、減速のための一定加速度 a_n を 5m/s^2 とすることは、妥当であるといえる (5m/s^2 は推進系が発生する加速度であり、実際には月重力加速度 (1.62m/s^2 程度) を減じた 3.4m/s^2 程度が減速に用いられる加速度となる)。

上式 (4.1) に $a_n = 5\text{m/s}^2$ をあてはめ、ノミナル経路を速度と高度の関係で図示すると図4.3-5のようになる。これに燃料最小誘導、着陸点高低差吸収両フェーズのイメージを描き加えると、図に示すように点線で表される経路が1例として表される。

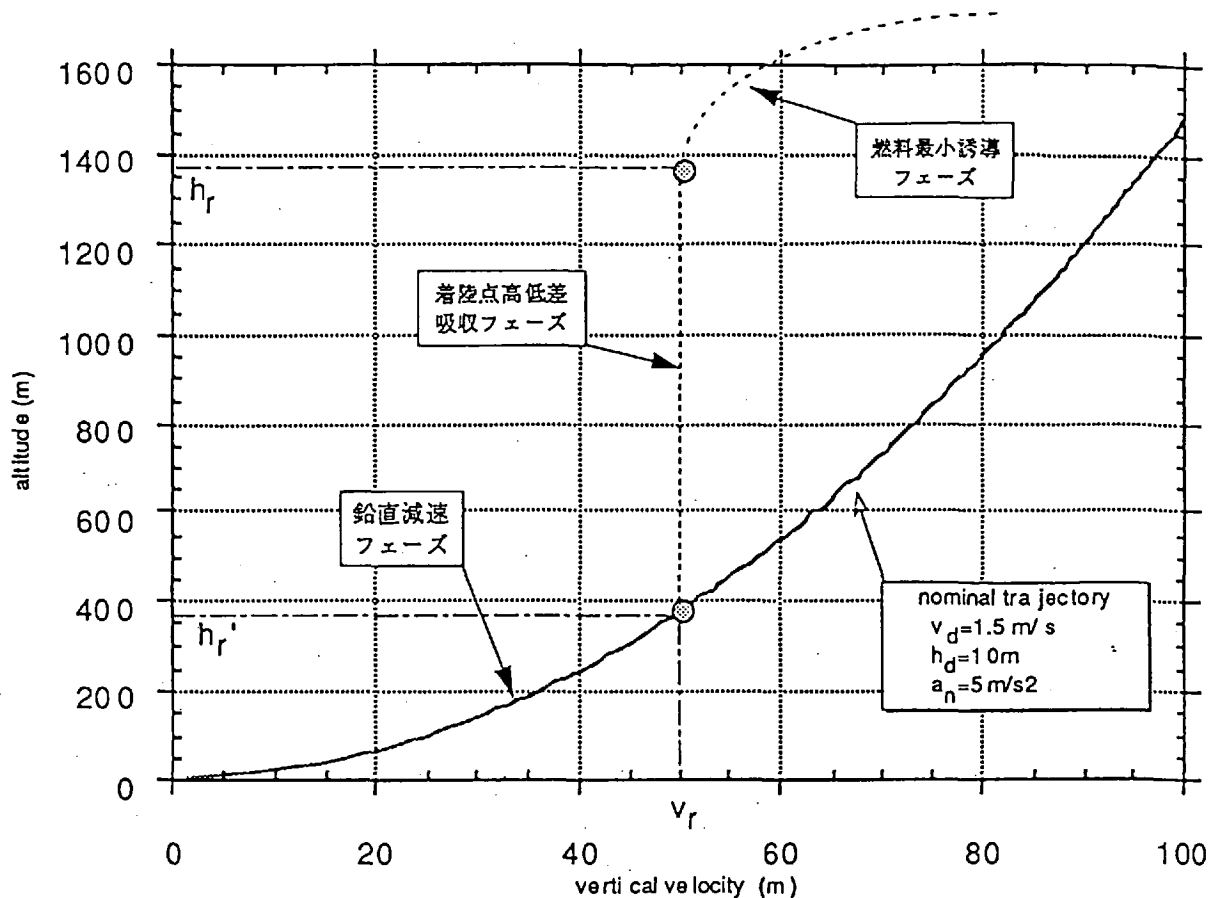


図4.3-5 鉛直減速フェーズのノミナル経路

速度 v_r を設定すれば h_r も設定され、本フェーズの初期条件が決まることになる。これらの量は、着陸点高低差吸収、燃料最小誘導両フェーズとともに、最適な ΔV を得られるよう設定されなければならない。

ここで本フェーズの誘導方法について簡単に触れておく。式(4.1)に示した要求されるノミナル速度と現在の速度とのズレを補正するよう、加速度コマンドを生成する(式(4.2))。

$$a_c = a_n + K_a(t) [v_a - \sqrt{2(a_n - g_L)(h - h_d) + v_d^2}] \quad (4.2)$$

a_c ; 加速度コマンド

v_a ; 実際の速度

$K_a(t)$; 誘導ゲイン

詳細は文献[4.3-1]に詳しいが、誘導ゲイン K_a は時間と共に線型に増加する関数として与えられる。

③ 着陸点高低差吸収フェーズ

このフェーズは前述したように、1 lunar-Gに抗する推力加速度を発生し続け等速で降下するフェーズである。ここではその等速降下する間の高度差を設定する。前出の着陸地点モデルおよび図4.3-2に示したように、着陸点の最大高低差は±1kmである。つまり、この等速降下時に吸収すべき高度は、最小0km、最大2kmであり、ノミナルでは1kmである。上図4.3-5の中で示したように、高度 h_r 、速度 v_r の点から高度 h_r' 、速度 v_r の点までが本フェーズであり、したがって、設定された $h_r'(v_r)$ から上に1km以上とった点を h_r とすることによって、最大高低差±1kmを吸収することが可能であると考えられる。これを速度—高度プロファイルを用いて描くと図4.3-6のようになり、このように最も浅い着陸点(+1km)に着陸する場合、ノミナルの場合、最も深い点(-1km)に着陸する場合、それぞれの概要が表現される。

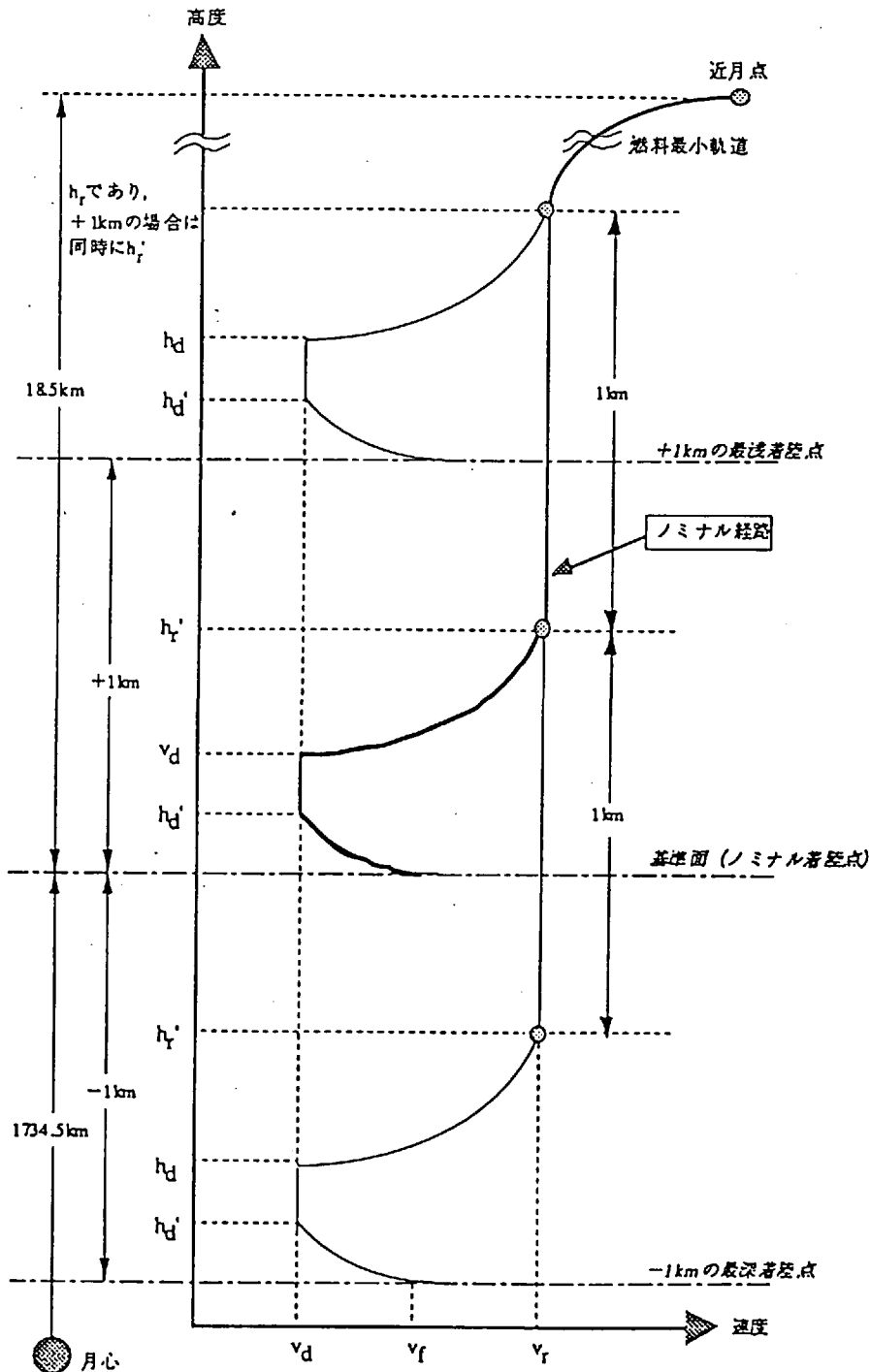


図4.3.6 着陸高低差を考慮した速度—高度プロファイル

④ 燃料最小軌道

最終降下軌道の初期条件 (h_r , v_r 等) を設定するためには、燃料最小軌道の飛行条件 (ΔV 等) を設定し、全体の軌道が妥当なものとなるよう考慮しなければならない。したがってここで、燃料最小軌道の飛行条件についての設定を行う。

ここでの終端条件については、上述の燃料最小軌道解析の項にていくつか示しているが、速度 v_r および高度 h_r は着陸軌道全体を設計する際のトレードオフ項目でもあり、ここで高度 0、速度 0 を終端条件とした場合について簡単に触れておく。ここでは遷移角 θ および飛行時間 T_{ig} をパラメータとし、この条件での最適な遷移角と飛行時間を設定し、ここでの条件とする。遷移角と飛行時間について多くの最適値を選定すると、着陸機の機軸は鉛直下向きから測って約 60deg 横を向く事になる。このフェーズの後は鉛直降下に入るわけであるから、機軸（推力軸）は勿論鉛直下向きにしておきたい。したがって、ここで何か方策を施さなければならないが、終端で機軸が鉛直になる軌道を選択する（燃料最小からは外れる）、終端で RCS による姿勢制御で機軸を立てる、等が考えられる。これらについては、今後詳細な検討、トレードオフが必要であり、現時点での遷移角と飛行時間については最適値を選定し、ここでの条件とする。これら最適値を求めるに当たってのシミュレーションの詳細は文献 [4.3-2] に詳しく、ここでは概要および結果のみを記述する。

パラメータの設定は、

遷移角 $17.8\text{deg} \geq \theta \geq 10.0\text{deg}$ 0.2deg 刻み (40点)

飛行時間 $400\text{sec} \leq T_{ig} \leq 656\text{sec}$ 2sec 刻み (129点)

の計 5160 ケースである。運動モデル、初期状態量等は、本論の冒頭に記したものに加え、以下の制約を課している。

1) 推力に関する制約条件

推力可変範囲 $1000\text{N} \geq F \geq 500\text{N}$

推力時間変化率 $dF/dt \leq 0.0$

2) 高度に関する制約条件

終端高度が最小高度であること

また、ここでは月の基準面を月心から 1738km としており、飛行高度は左記を基準として $15\text{km} \sim 0\text{km}$ としている。

本解析による結果は以下である（抜粋）。

■可変推力範囲、推力時間変化率および高度に関する制約のため、飛行時間が 480sec 未満では解が存在しない。

■消費燃料が最小となるのは、飛行時間最小 (480sec) かつ遷移角 14deg のときである。また、この解は、 1000N の一定推力による消費燃料最小軌道とほぼ一致する。

したがって、ここでの飛行時間、遷移角はそれぞれ、 480sec , 14deg となり、このときの ΔV は 1768m/s となる。

⑤ v_r , h_r の設定

ここまでで設定された量は下図4.3-7に示す通りであり、以降で燃料最小軌道と鉛直降下経路の接点である v_r と h_r を設定する。

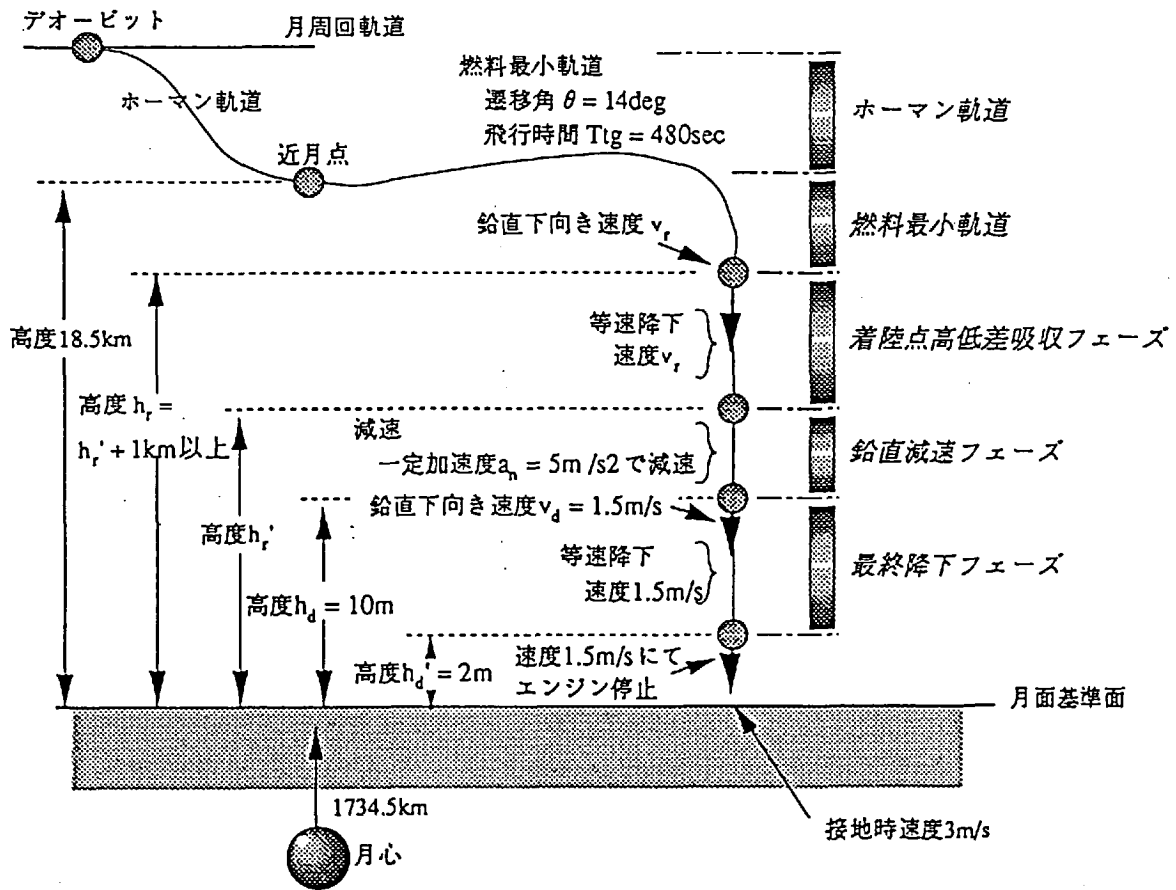


図4.3-7 これまでに設定された量

v_r および h_r は、先に述べた着陸地点モデルに安全に着陸でき、かつ、デオービットから着陸までの ΔV が最小となるよう、選択されなければならない。前出の図4.3-5に示したように、ある v_r を仮定するとノミナル鉛直減速経路に従って h_r は一意に定まる。これを最低高度として高度 h_r を上昇させた時の高度と、デオービットからノミナル着陸点までの総増速度 ΔV を、速度 v_r をパラメータとしてプロットすると図4.3-8のようになる。

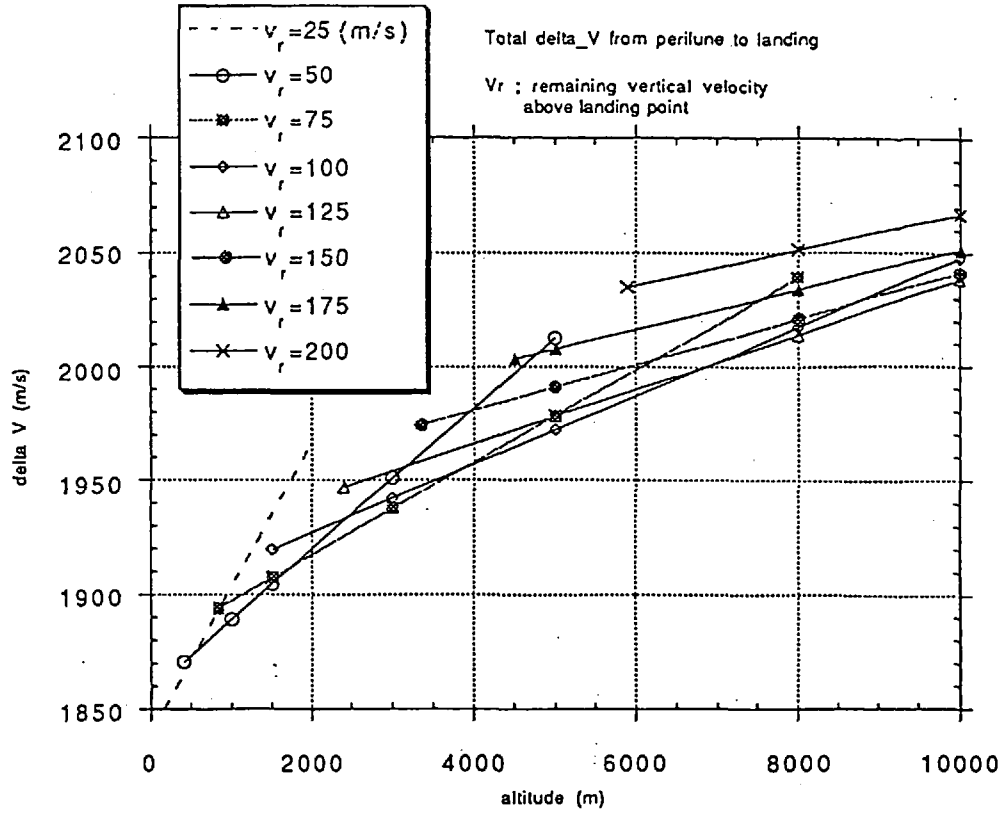


図4.3-8 ある v_r , h_r での総 ΔV

この図に表される高度は h_r であり（各線分の左端は $h_r=h_r'$ ，下図4.3-9参照），ある高度 h_r を選択するとその高度で総増速度（デオービット～着陸）を最小にする鉛直方向速度 v_r が存在することが分かる。

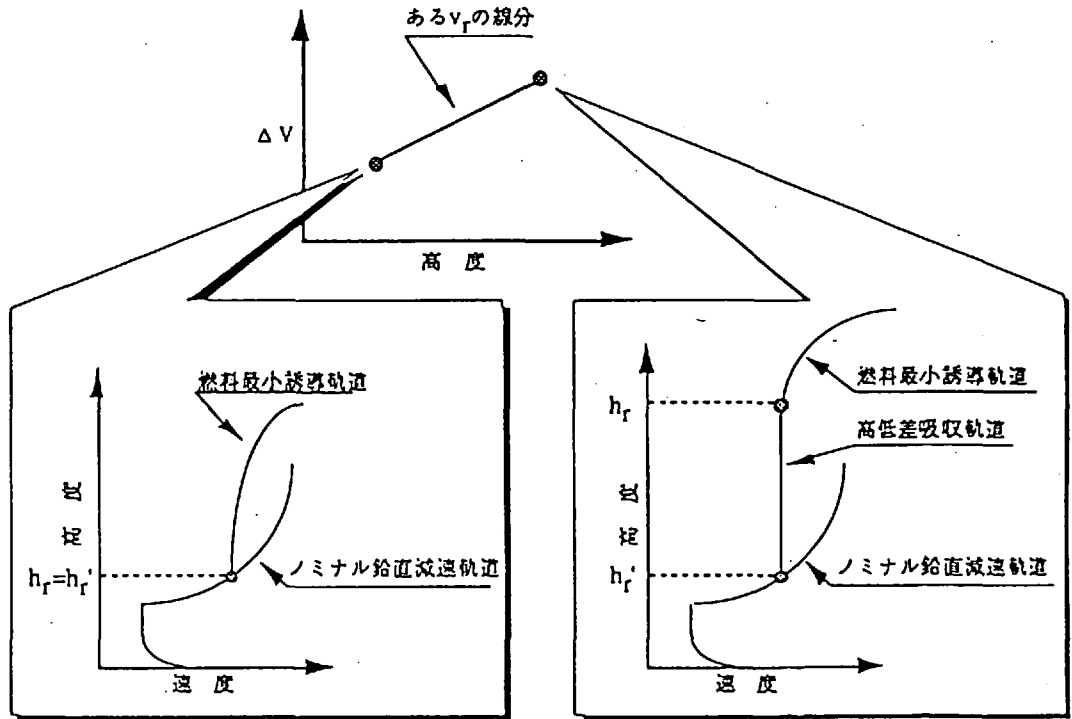


図4.3-9 h_r のちがいによる速度—高度プロフィール

図4.3-8から、速度 v_r をできるだけ小さく、高度 h_r をできるだけ低く採ればトータルの消費燃料は少なくなっていくと思われる。しかし、着陸地点モデルへの安全な着陸を考慮することによって制約が生じ、結果としてふさわしい速度 v_r および高度 h_r が設定されることになる。制約としては、

1) 燃料の余裕見積り

2) 高低差吸収高度

の2つが挙げられる。(1)に関しては、主エンジンの総増速量として2020m/sが推進系で保証されており、これから余裕3%、無効1%の計4%を除いて考え、使用可能な増速量は約1939m/sという制約を与える。(2)については、着陸点高低差吸収フェーズの項で1km以上としたが、ここではその最低の1kmとする。したがって、図4.3-8の各線分の左端から1km分、右に寄った高度から考慮可能であることになる。これらを含めて図示すると図4.3-10のようになる(上図4.3-8の横軸0~3000km, 縦軸1840~1960m/sを拡大)。

Total ΔV from perilune to landing
 V_r ; remaining vertical velocity
 above landing point

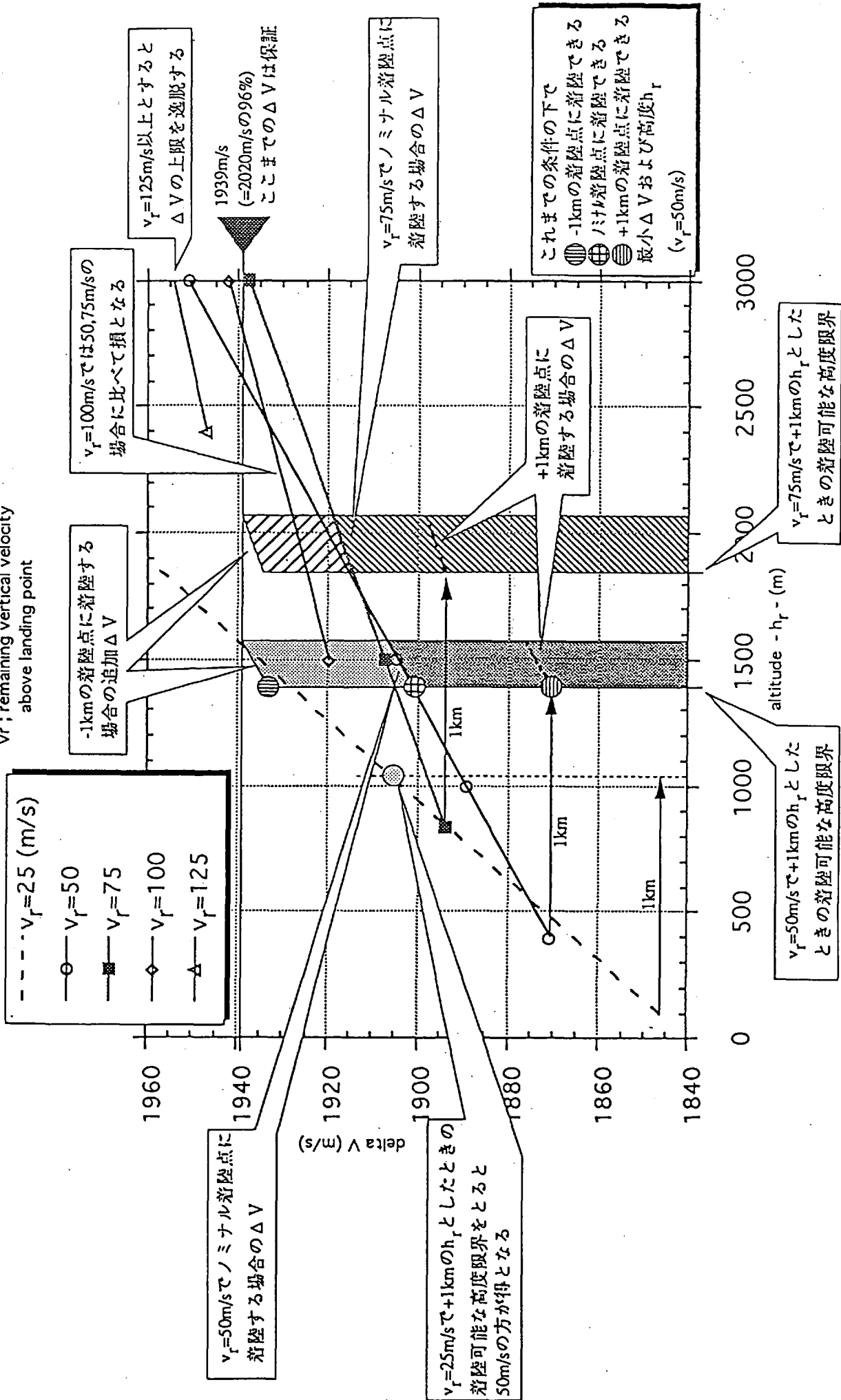


図4.3-10 総 ΔV 詳細

目標高度 (h_r) および速度 (v_r) をともに低く設定すればそれだけ ΔV は小さくなるが、高低差を吸収するための等速降下を考慮し目標高度を高くしていくと、低い速度であればあるほど ΔV の増加は急激である。また、速度を高く設定すると減速に時間を要するため ΔV は大きくなるが、等速降下にかかる時間が少なくてすむため、目標高度が高くなっても ΔV の増加は緩やかである。これらから、高度 h_r と速度 v_r の間には、よりふさわしい組合せが存在すると考えられる。

この図から、 $\pm 1\text{km}$ の高低差を見込んだ点に着陸可能で、かつ、 ΔV が 1939m/s (2020m/s の 96%) 以内である v_r および h_r の候補は、

- ・ $v_r=50\text{m/s}$ で $h_r=1400\text{m}\sim 1570\text{m}$ 程度
- ・ $v_r=75\text{m/s}$ で $h_r=1850\text{m}\sim 2060\text{m}$ 程度

である。これらの範囲の中で最も ΔV が小さいケースは、速度 $v_r=50\text{m/s}$ で高度 $h_r=1400\text{m}$ 程度の場合である。このケースで、最浅、ノミナル、最深、各点に着陸した場合の ΔV および動力降下開始から着陸までの所要時間を表4.3-2に示す。

表4.3-2 各着陸点での ΔV および所要時間

	ΔV (m/s)	所要時間 (秒)	着陸時質量* (kg)
最浅着陸点(+1km)	1868	500	185
ノミナル着陸点	1901	520	183
最深着陸点(-1km)	1934	540	181

*) 比推力 300sec 、初期質量 350kg

以上でこれまでの前提、条件下における、安全かつ燃料最小である基準軌道に関する各量が設定されたことになる。これらを図に表すと下図4.3-11のようになる。

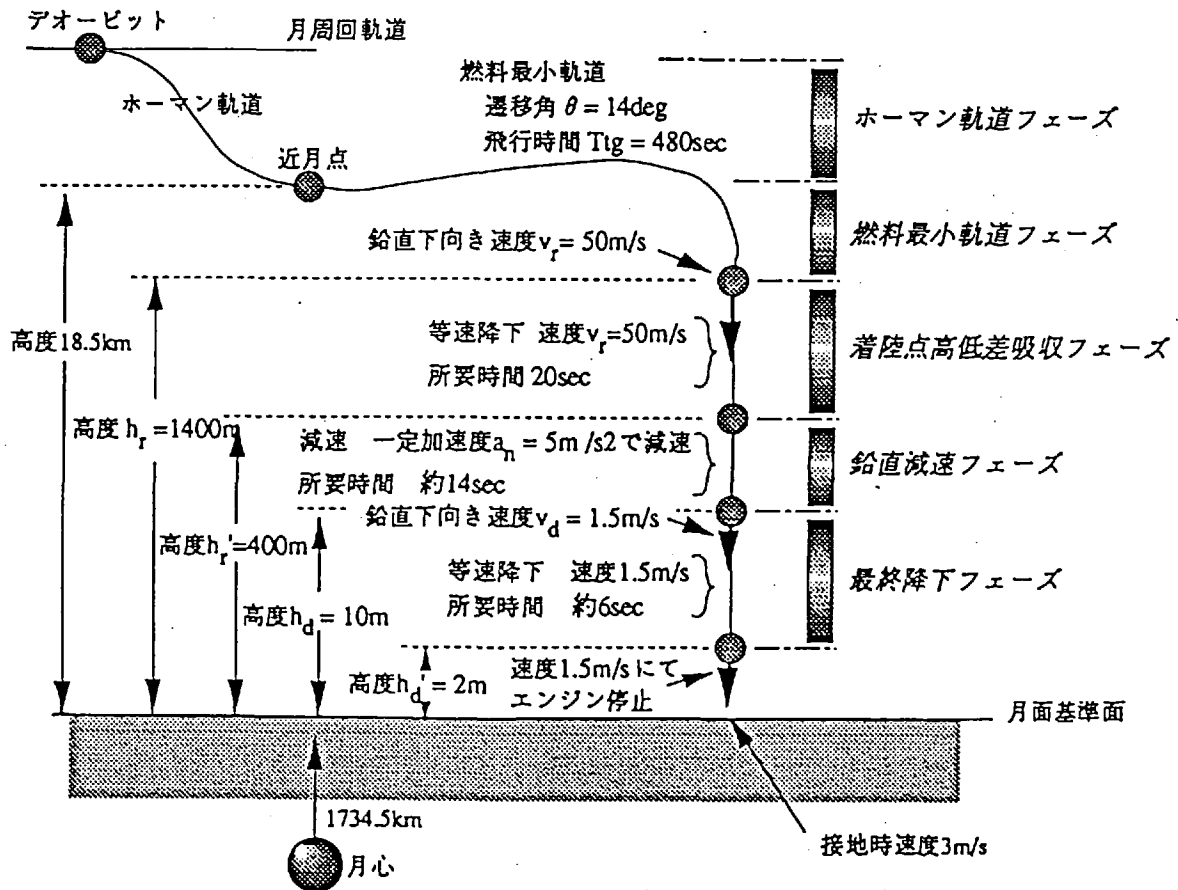


図4.3-11 基準軌道諸量

本文中にて示した、最終降下軌道の主な量の設定方法について、簡単に図4.3-12に記す。前に示した図4.3-11と共に見ることによって、各量の設定された意味についておおよそ理解できるものと考えられる。

以上が、「燃料最小かつ安全に着陸可能」であることを軌道設計方針とした結果、妥当であろうと考えられた着陸軌道の全容である。

要求：安全であり，高経済性を有すること

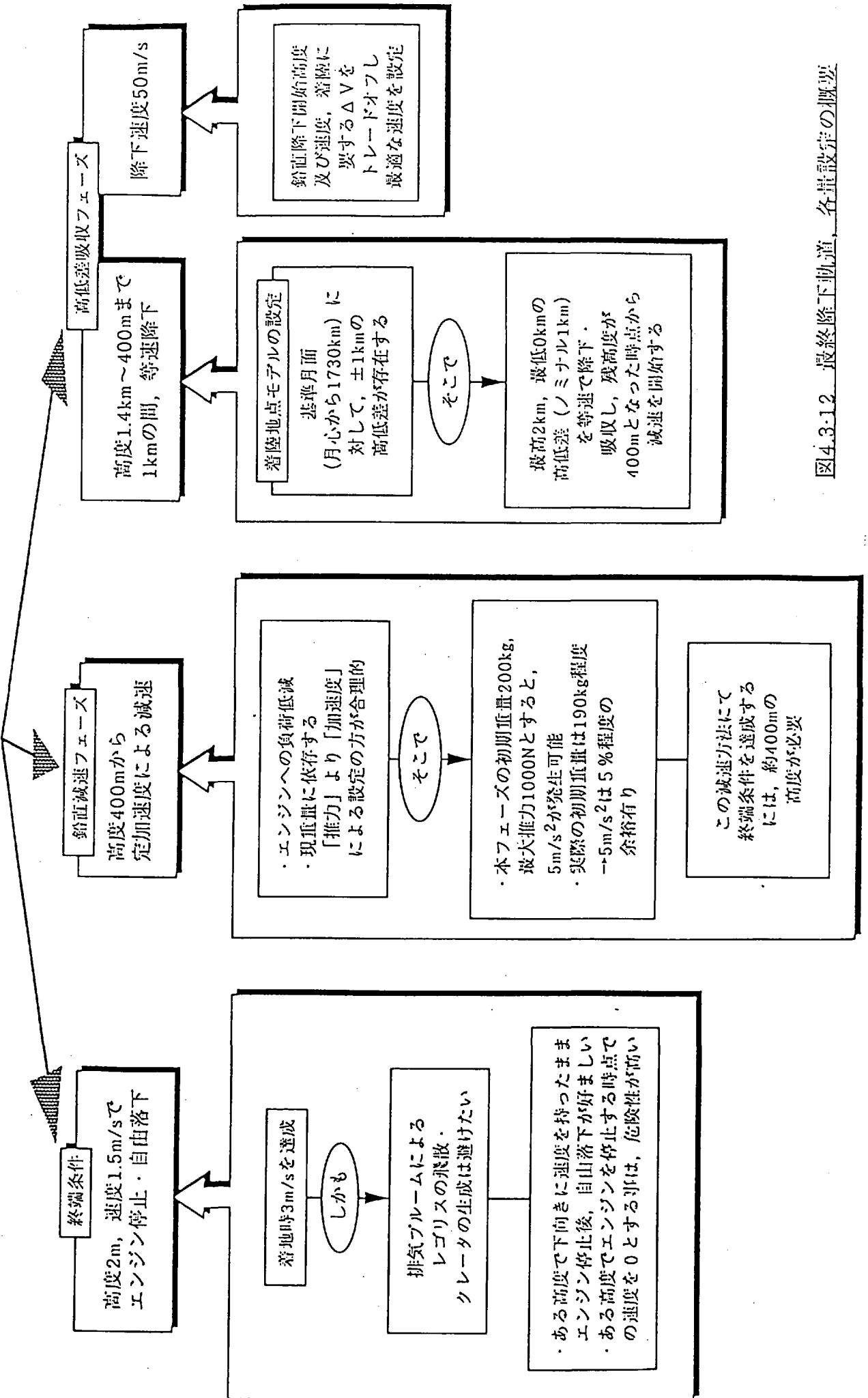


図4.3.12 最終降下軌道，各量設定の概要

参考資料

- [4.3-1] Edited by Cornelius T. Leondes, "Guidance and Control of Aerospace Vehicles".
McGraw-Hill Book Company, Inc.,(1963), pp.563-587.
- [4.3-2] 三菱スペース・ソフトウェア (株) 技術資料 PR22-0406-0001
「可変推力による月軟着陸軌道解析 (その1)」中島 1995.1.23
- [4.3-3] NASDA未来宇宙システム研究室 技術資料 GAF-94024
「月周回観測システム構想」金子 1994.10.6
- [4.3-4] NASDA未来宇宙システム研究室 技術資料 GAF-95006
「月面着陸実験機 基準軌道設計リファレンス」和田 1995.1.27
- [4.3-5] NASDA未来宇宙システム研究室 技術資料 GAF-94024
「月面着陸実験機 システム・リファレンスモデル」高野, 宜野座, 和田
1994.10.5

5 結論

5.1 要約

ここで、月周回軌道から月面に着陸するための軌道が示された。この着陸軌道は、「消費燃料最小かつ安全性が高い」ことを基本方針としたものであり、ここでの仮定、条件の下での最適な解を得るための方策が与えられたものとする。したがって、多少の実験機質量、推力の増減があった場合でも、ここに示した考え方に従い、また各フェーズの主要値をそれぞれふさわしい値となるように若干の変更を加えることによって、本軌道に準じた、ここでのモデルの下での最適な軌道を生成することが可能である。

ここでのモデルを以下に簡単に記す。

- ・着陸地点モデル 月心から1734.5kmを基準面とし、unknownな高低差を±1kmとする。着陸地点の対象としては、月の表側の海とする。月のポテンシャルモデルは球形、月以外の天体は考慮せず、月と着陸機の二体問題とする。月の自転も考慮しない。
- ・月周回軌道 長半径1838kmの円軌道（月の半径を1738kmとすると、高度100km）。軌道傾斜角は95degとなっているが、上記着陸地点モデルより、この値は考慮不用である。
- ・着陸機モデル 全質量350kg、推力1000N（100～25%推力可変）、比推力300sec
着陸時の鉛直下向きの速度は3m/s以下とする。

このモデルの下での、着陸軌道の概要を図5.1-1に示す。

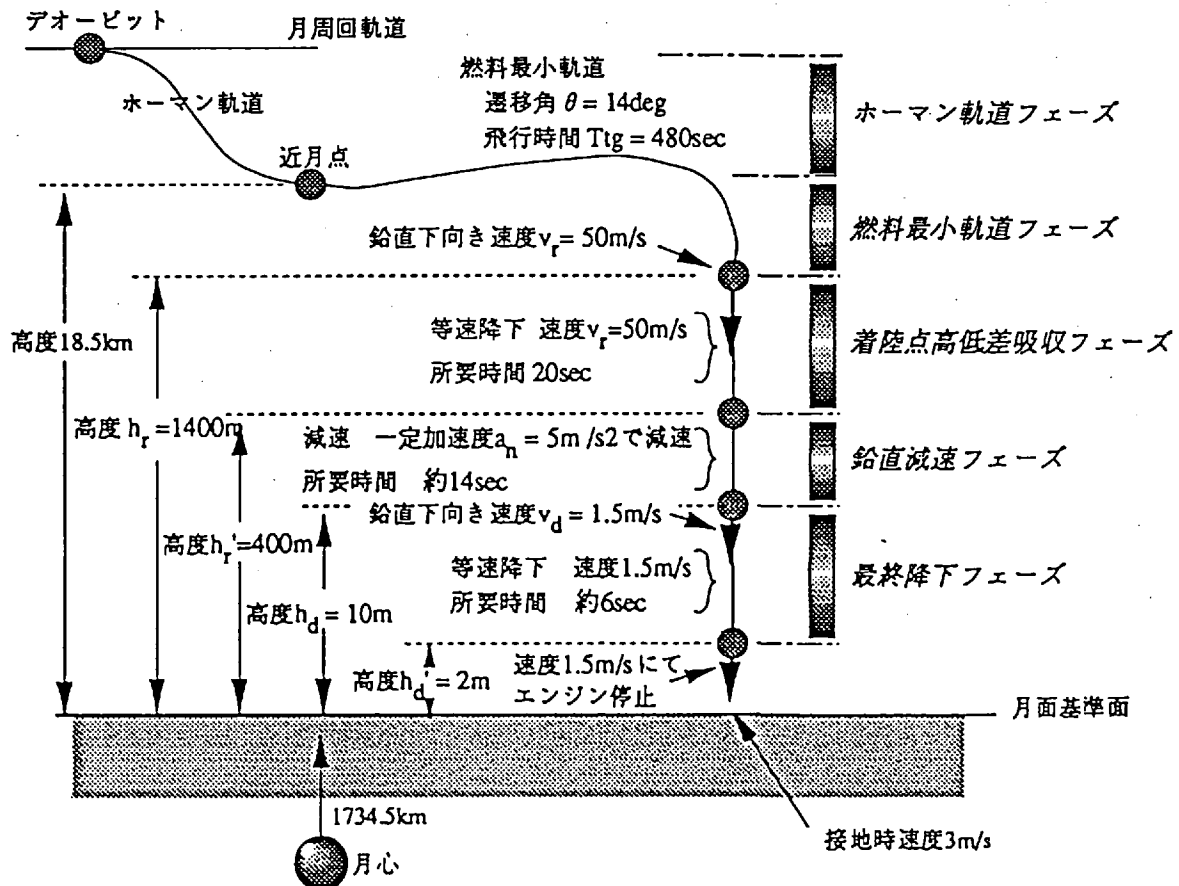


図5.1-1 着陸軌道概要

上で示した着陸軌道を設定する考え方について以下にまとめる。

- 1) 着陸機の質量、推力に応じた、燃料最小軌道を設定する。本来は鉛直下向きに残す速度を考慮したシミュレーションを実施しなければならないが、ここでは簡単のため、高度0で速度0を達成する最適軌道を設定する（傾向としては似ている）。この設定には、シミュレーションによってある程度の数のケースランを実施する必要がある。以下で、本フェーズの終端条件と次フェーズの初期条件が最適な値となる様、鉛直降下軌道の各条件を下から（着陸点から、時間的には逆に）設定していく。
- 2) 着陸時の要求速度に変更がなければ、最終降下フェーズの初期条件（高度 h_d 、速度 v_d ）に変更を加える必要はなく、したがって高度10mで鉛直速度1.5m/sを達成するよう、前フェーズ（鉛直減速フェーズ）の各条件を設定することになる。
- 3) 鉛直減速フェーズでの減速一定加速度（ a_n ）を設定する。これは、このフェーズが始まる時の着陸機の質量見積りと、発生可能推力を考慮し、適当な余裕（誘導に用いられる）を生じるよう設定されなければならない。この減速加速度によって最終降下フェーズの初期条件を達成するためのノミナル経路を求める。このノミナル経路の速度-高度プロファイルから、燃料最小誘導フェーズの終端で鉛直下向きに残す速度 v_r 、その時の高度 h_r 、減速を開始する高度 h_r' の候補を幾組か選択しておく（ h_r と h_r' の高度差は最低1kmである）。
- 4) (1)で求めた燃料最小軌道と(3)で選択した $v_r-h_r(h_r')$ の候補を組み合わせ、アオービット~着陸までの ΔV を求める。これらから、 ΔV を最小とする $v_r-h_r(h_r')$ を選択する。このとき、ノミナルの着陸点に着陸する場合は勿論、ノミナル（基準面）+1kmの最浅着陸点、-1kmの最深着陸点に着陸するときの燃料消費量についても考慮しなければならない。特に、-1kmの最深着陸点に着陸する場合の燃料消費量が、使用可能な燃料搭載量の範囲に収まるよう、これら $v_r-h_r(h_r')$ を設定しなければならない。これらにより得られた軌道が、ここでのモデル、軌道設計方針下での最適軌道となる。

以上が本研究で示した軌道設計の考え方であり、これを踏襲することによって、ノミナルの着陸点は勿論、 $\pm 1\text{km}$ 以内の高低差のある点に安全かつ経済的に着陸可能である軌道が生成される。この設計方針に従い、着陸機の質量350kg、推力1000N（25%~100%推力可変）とした場合の最適軌道を設定すると、ノミナル着陸の場合、周回軌道から離脱し着陸する間の飛行時間は約66分、この内、減速のための動力降下は約520秒となり、この時の総増速度は約1901m/s、比推力を300秒とすると燃料消費量は約167kgである。その他、最浅・最深着陸点に着陸した場合の ΔV 、所要時間等を表5.1-1に示す。

表5.1-1 各着陸点での諸量

	ΔV (m/s)	所要時間 (秒)	着陸時質量* (kg)
最浅着陸点(+1km)	1868	500	185
ノミナル着陸点	1901	520	183
最深着陸点(-1km)	1934	540	181

*）比推力300sec、初期質量350kg

またノミナル着陸について、各フェーズ毎に、特徴、飛行時間・消費燃料等について、表5.1-2にまとめる。

表5.1-2 ノミナル着陸、まとめ

フェーズ名	特徴	飛行高度・速度等	飛行時間・消費燃料等
ホーマン軌道フェーズ	月周回円軌道から離脱し、近月点まで飛行。	月半径1738kmの場合、 近月点高度15km。 月半径1734.5kmとすると、 近月点高度18.5km この時の速度約1692m/s.	飛行時間；約57min 燃料消費量；約2.4kg ΔV；約20m/s.
燃料最小軌道フェーズ	上記近月点からターゲットまで消費燃料最小の誘導則に従い飛行。	ターゲットの高度・速度 高度；1.4km 速度；鉛直下向きに50m/s	飛行時間；約480sec 燃料消費量；約157.1kg ΔV；約1768m/s.
最終降下軌道	着陸点高低差吸収フェーズ	ターゲットの高度・速度 高度；400m 速度；鉛直下向きに50m/s	飛行時間；約20sec 燃料消費量；約2.0kg ΔV；約32m/s
	鉛直減速フェーズ	ターゲットの高度・速度 高度；10m 速度；鉛直下向きに1.5m/s	飛行時間；約14sec 燃料消費量；約4.6kg ΔV；約72m/s
	最終降下フェーズ	速度1.5m/sのまま、高度2mでエンジン停止→自由落下にて着陸	飛行時間；約6sec 燃料消費量；約0.6kg ΔV；約9m/s
全体	消費燃料最小の最適軌道と鉛直降下を組み合わせ、経済性と安全性を獲得する。	接地時の速度 鉛直方向；3m/s以下 水平方向；1.2m/s以下 (0m/sを目標)	飛行時間；約66min (うち動力降下520sec) 燃料消費量；約166.7kg ΔV；約1901m/s

5.2 議論

5.2.1 燃料最小軌道

前年度用いた誘導則である「双線形タンジェント則」と今回の「E-ガイダンス」とを理論面および実用面の両面について比較検討する。

<理論面>

双線形タンジェント則の特徴は、推力の大きさを一定に保ったまま、推力の向きのみを制御することにより、機体を誘導する点にある。これに対し、E-ガイダンスは推力の大きさと向きの両方を制御する誘導則である。

両誘導則の導出の流れを図5.2.1-1に示す。これらはまず単位時間あたりの燃料使用量を汎関数に選ぶことから出発し、運動方程式と比推力の定義式を使って、汎関数を

$$\dot{m} \rightarrow \frac{1}{2} a_T^2$$

に等価変換する。すなわち評価関数を入力エネルギーに等価変換する。次に運動方程式を考慮してハミルトニアンを構成し、正準運動方程式を立てる。これを

(1) 比推力は一定である

(2) 重力加速度は軌道上で一定である

という仮定の下で解くと、E-ガイダンスの式

$$a_T = 6 \frac{r - r_D - v_D(T_D - t)}{(T_D - t)^2} + 4 \frac{v - v_D}{T_D - t} - g_0$$

が導ける。また

(3) 推力加速度の大きさは、軌道上で一定である

という仮定を加えて評価関数を書き換え、前と同じことを行えば双線形則の式を得る。

導出された推力加速度の式は、E-ガイダンスの場合終端状態量 (r_D , v_D , T_D) の他に現在状態量 (r , v , t) のベクトル関数になっている。これに対し、双線形則の式は (r_D , v_D , T_D) の他には現在時刻 t にしか依存しない。消費燃料を与える式についても同様である。

以上のように、E-ガイダンスは双線形則に比べて

(ア) 推力に対する拘束が少ない

(イ) 多くの状態量を用いる

という利点をもつ。特に(イ)は計算時間の短縮に貢献しているため、機体に乗せる計算機にとっては好ましいことといえる。

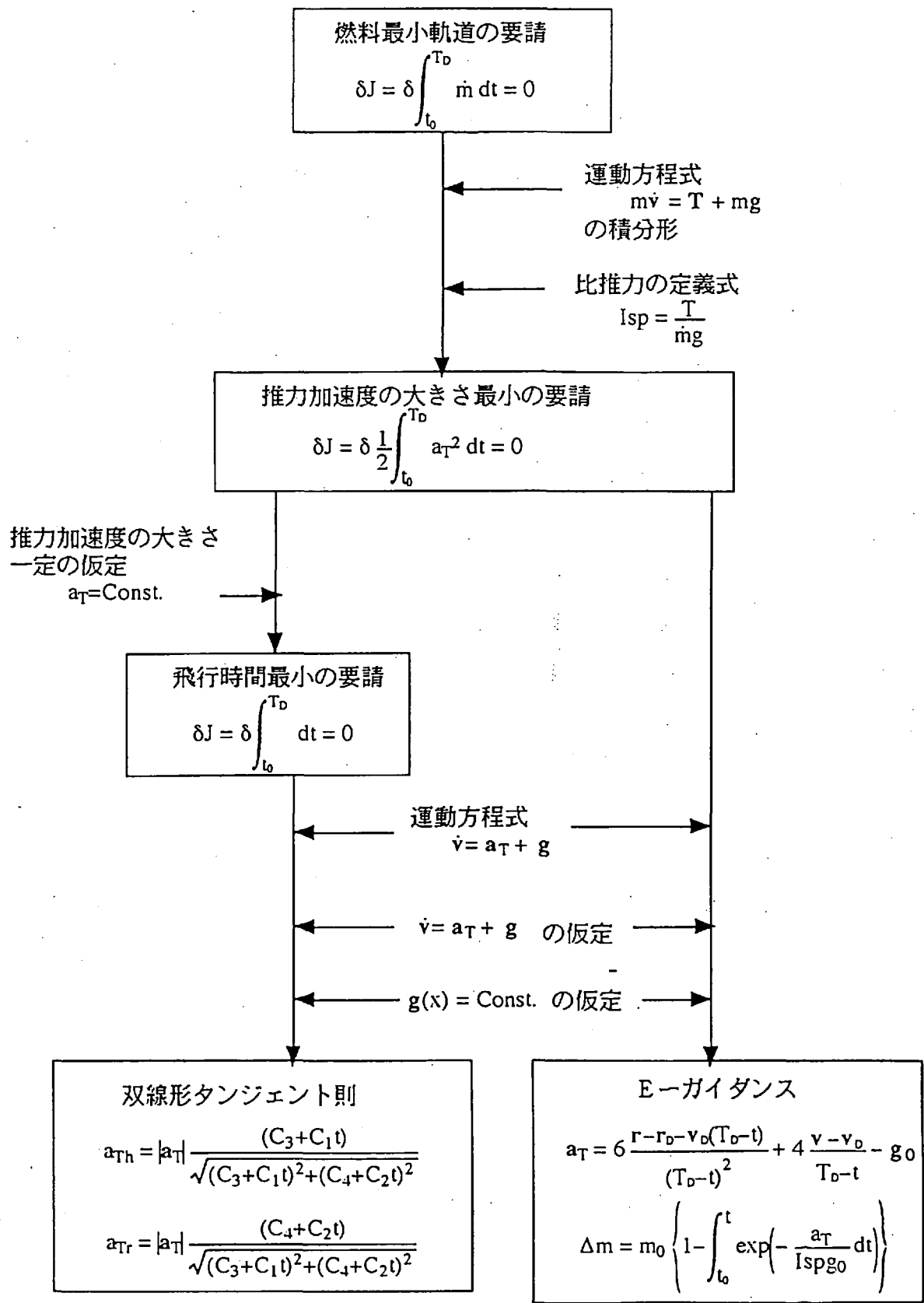


図5.2.1-1 両誘導則の導出過程

<実用面>

(1) 消費燃料 (2) 軌道プロファイル等に関して両誘導則の結果を比較する。

表5.2.1-1は、図5.2.1-2~5.2.1-6の結果を基にして、初期高度15 kmから各誘導則に従って高度0 km、速さ0 km/sに到達したときの諸元である。これからわかるように消費燃料に関してはほとんど差異がない。よって燃料の点においては、いずれも同じ能力をもつ。また両誘導則はほぼ同じ飛行時間を与えることもわかる。

相違は計算時間の長さに現われる。Eーガイダンスの方が計算時間は短いので、搭載計算機にとっては好ましい。

またEーガイダンスは双線形則とは異なり、フィードバックを用いる制御系すなわち閉回路系を構成するので目的の諸元に収束しやすい。この点は機体の誘導にとって好ましい性格である。

表5.2.1-1 結果の比較

	双線形タンジェント則	Eーガイダンス
初期質量 (kg)	350	350
推力 (N)	1000	拘束なし
比推力 (sec)	320	320
飛行時間(sec)	476.565	476.565
遷移角(deg)	14.119	14.119
最終質量(kg)	197.908	197.656

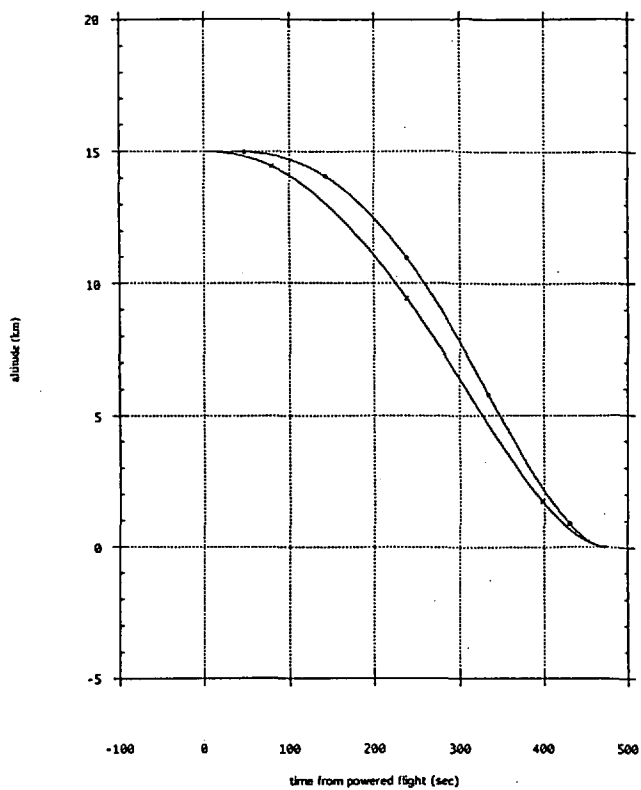


図5.2.1-2 経過時間 t と高度 h

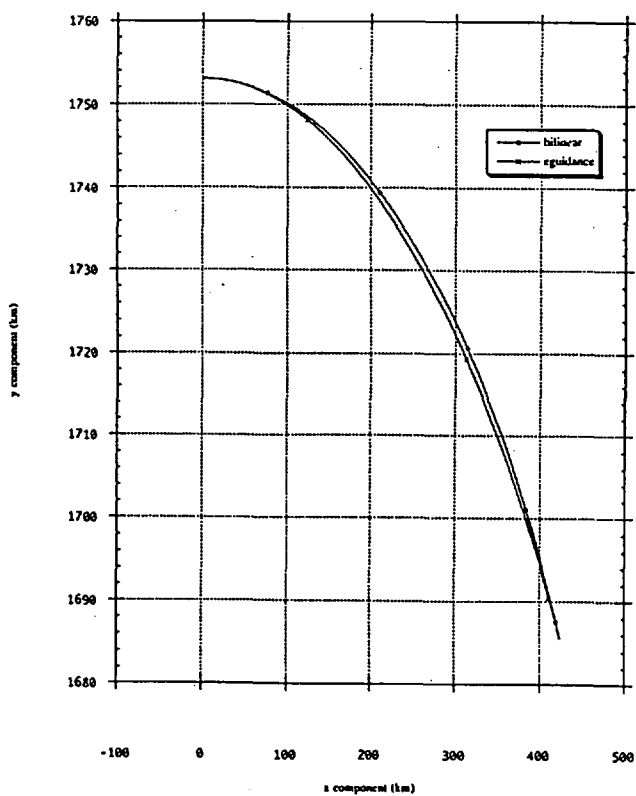


図5.2.1-3 局所座標系の位置

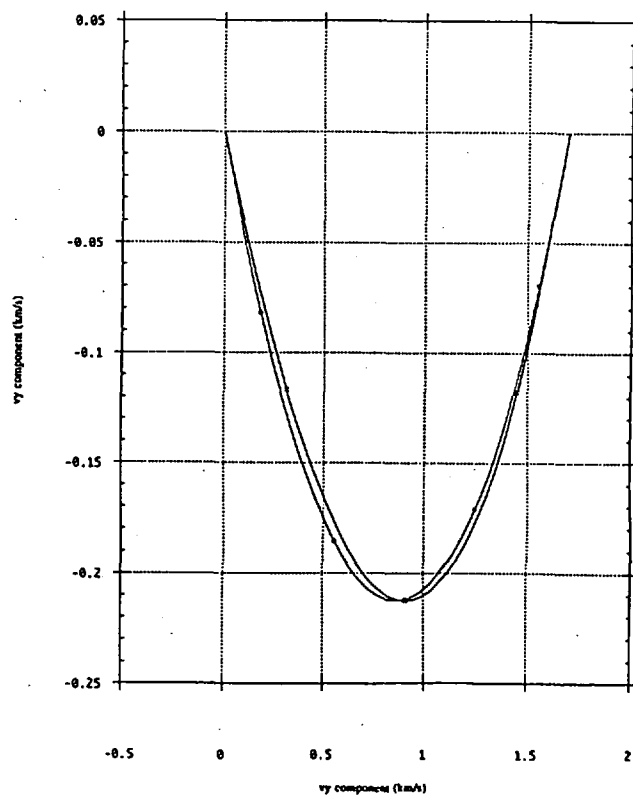


図5.2.1-4 局所座標系の速度

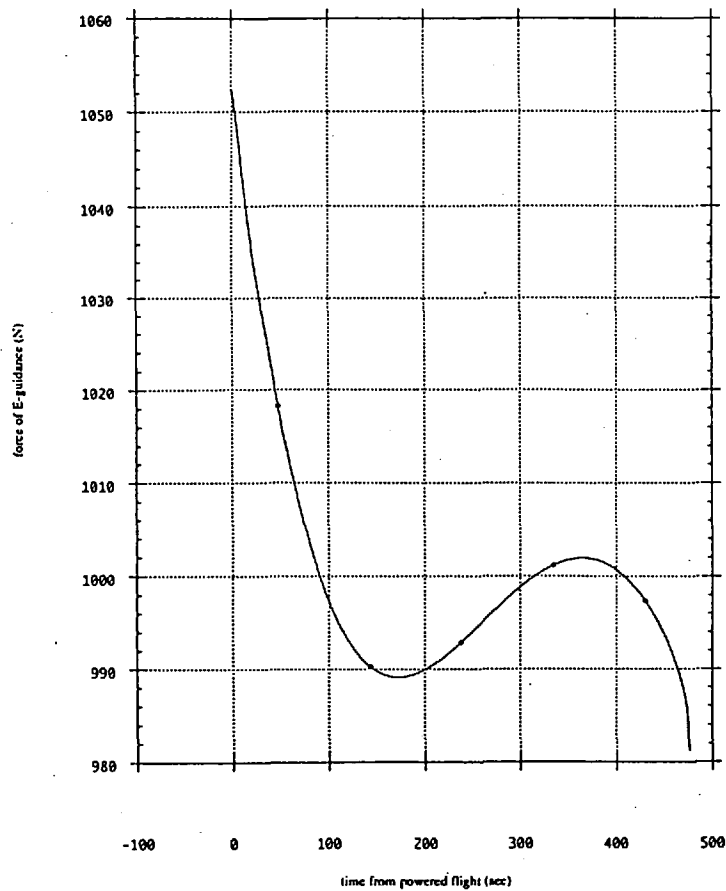


図5.2.1-5 経過時間 t とE-ガイドの推力

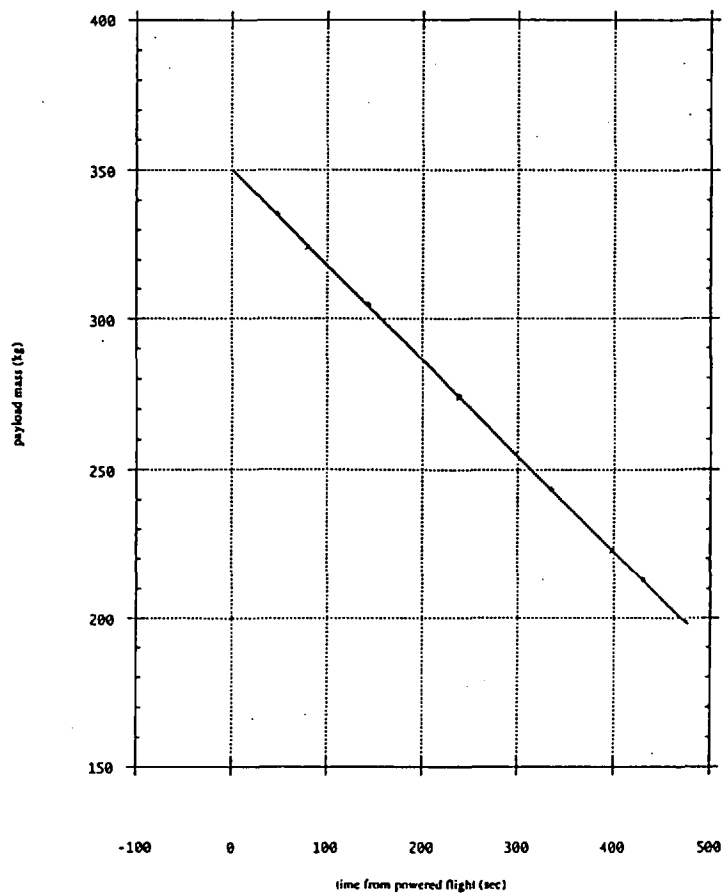


図5.2.1-6 経過時間 t とペイロード質量 M

5. 2. 2 最終降下軌道

最終降下軌道の鉛直降下を行うフェーズは、以下の3つのサブフェーズから成る。

- 1) 着陸点高低差吸収フェーズ
- 2) 鉛直減速フェーズ
- 3) 最終降下フェーズ

これらの各フェーズの概要については、本論および要約の項で示しておりここでは触れないが、この降下経路をとることによる利点として以下が挙げられる。

- ◆ ±1kmの着陸点の高低差を許容することが可能である。つまり、燃料最小誘導フェーズのターゲットに着陸機が到達した時に、実際の残存高度が約400m~2400mの間で着陸可能。
- ◆ 誘導則がシンプルであり、また着陸寸前のターゲットが低速度であるため、安全性が高い。
- ◆ 鉛直に降下しているため、航法計測センサのオペレーションには都合がよい。勿論、主エンジンの排気ブルームを考慮した火炎防御は十分施す必要がある。

しかしこの降下経路は、llunar-Gに抗する推力を発生し続けるフェーズを持つために、いくぶん不経済な軌道ではないか、との懸念が生ずる。そこでここでは、この鉛直に降下するフェーズの誘導則に燃料最小軌道で用いているE-Guidanceを適用し、従来（本論で示した）の降下方法（以下で定加速度降下と称する；llunar-Gに抗する一定加速度を発生するフェーズと5m/s²の一定加速度にて減速を行うフェーズとの組合せからなる）との比較を行い、この定加速度降下の有効性を論ずる。

比較の方法としては、燃料最小軌道の終端条件から、最浅・ノミナル・最深それぞれの着陸点に、定加速度降下の終端条件（高度2mで速度1.5m/s）と同一の条件までE-Guidanceにて誘導した場合の、ΔV、推力パターン等について比較、検討を行うものとする。この概要を図5.2.2-1に示す。

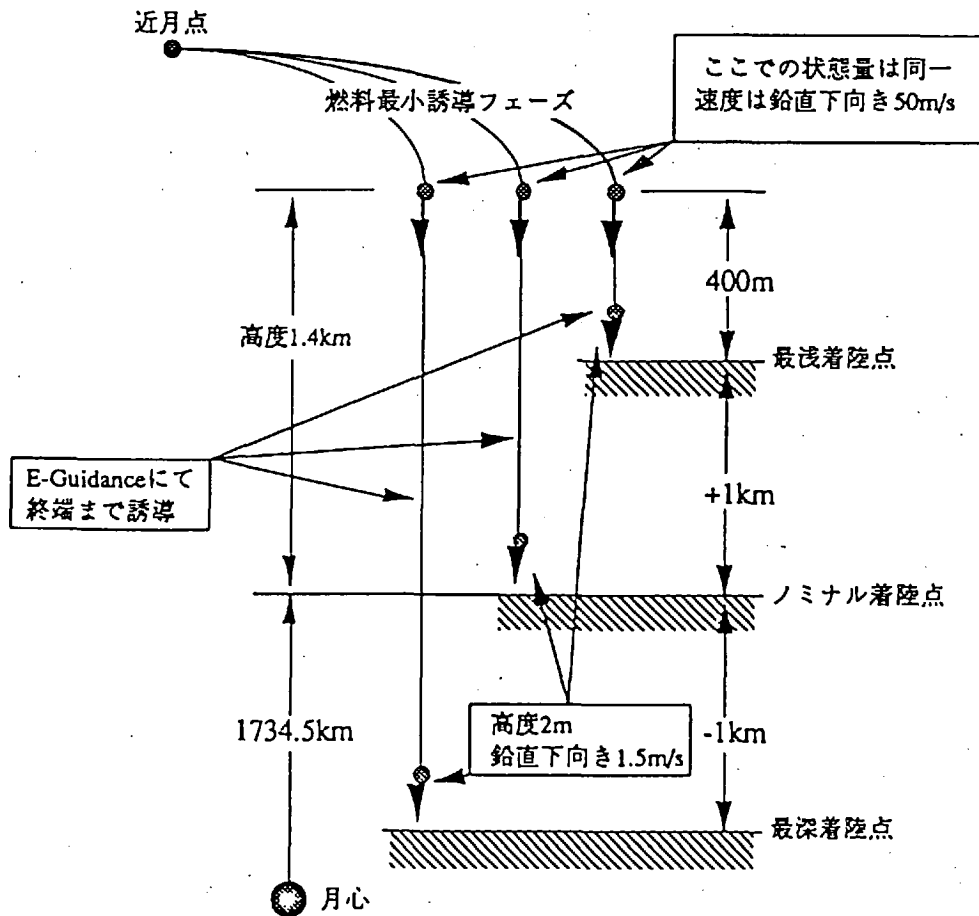


図5.2.2-1 E-Guidanceによる鉛直降下

上で述べた3種の着陸点に着陸する場合の、鉛直降下時の所要時間、 ΔV について、定加速度降下、E-Guidanceそれぞれ下表5.2-1に示す。なお、このフェーズでの初期・終端条件は以下の通り。

初期条件

- ・質量 190.56kg
- ・速度 鉛直下向き50m/s
- ・高度 月心から1734.5kmを基準として、1.4km (着陸点の高低差は ± 1 km)

終端条件

- ・速度 鉛直下向き1.5m/s
- ・高度 それぞれの着陸点を基準として2m
- ・Time-to-Go (E-Guidanceの場合) 着陸点毎に最適値を設定、表5.2-1に示す

表5.2-1 定加速度降下・E-Guidanceの比較

	最浅着陸点 +1km		ノミナル着陸点 ± 0 km		最深着陸点 -1km	
	所要時間* [sec]	ΔV [m/s]	所要時間* [sec]	ΔV [m/s]	所要時間* [sec]	ΔV [m/s]
		残存質量 [kg]		残存質量 [kg]		残存質量 [kg]
定加速度降下	20	81.4	40	114.1	60	146.6
		185.4		183.2		181.3
E-Guidance	15	72.7	35	105.5	52	133.2
		185.9		183.8		182.1

*) E-Guidanceの場合は消費燃料を最小にするTime-to-Go

定加速度降下とE-Guidanceの差異は、おおよその表のようになる。この表から分かることは、E-Guidanceの方が定加速度降下に比べていくぶん経済的であるということである。すなわち定加速度降下による損失分は、 ΔV にして10m/s前後、残存質量にして最大0.8kg程度であり、インパクトを与える程のものではない。このことから、安全・シンプルを再優先に考えた定加速度降下が、E-Guidanceと比較しても遜色の無い程度に経済的であることが示された。

では次に、これら二つのうち定加速度降下を選択した理由について、以下で論ずる。つまり、定加速度降下はそこそこ経済的ではある、が、E-Guidanceの方がより消費燃料は少ない。したがって、経済性を追及すればE-Guidanceを選択する方が理に叶っていることになる。以下でこの点について論じ、定加速度降下の有効性を示す。

図5.2.2-2に、E-Guidanceでの各着陸点に着陸する時の推力パターンを示す。

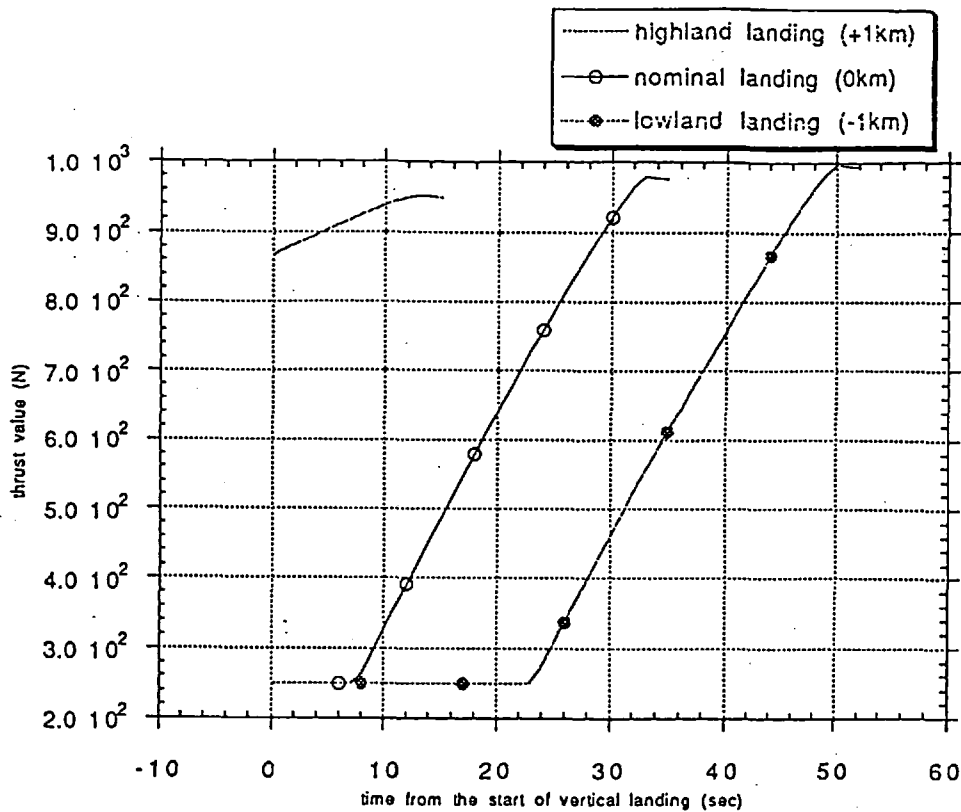


図5.2.2-2 E-Guidanceによる推力パターン

この推力パターンはつまり、初期で推力を絞ることで降下速度を速め（早く落とし時間を短縮する）、後に推力を徐々に高めることで高速度に制動をかける、といったプロファイルである。推進系の再着火を許し、最適値を追及すれば、初期でエンジンを停止・自由落下し、終端、大推力で制動するというプロファイルとなるが、上記のプロファイルはこれに近いものであるといえる。

このような推力プロファイルは、以下に示す危険を持っていると考えられる。それは、終端ターゲットの寸前で、要求推力が最大になるという点である。即ち、航法センサ等の計測誤差、計算機の計算誤差等により、この最大推力が要求される時刻にズレが生じた場合（特に遅れる方向で）、着陸機は減速を完了することが困難となり、非常に危険な状況に置かれることになる。また、推力値には上限が存在するため（上図ではこれに掛かってはいないが）、場合によっては終端で要求推力が最大値を超えることになり（下図に示すような状況）、要求している加速度が実現されずに月面に衝突してしまう事もあり得る。

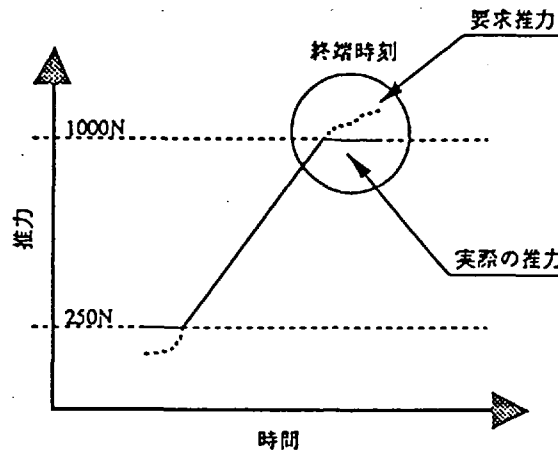


図5.2.2-3 終端での、要求推力と実際の推力

それでは、定加速度降下での推力プロファイルはどのようなになるか、ノミナル着陸を例にとり下図に示す。

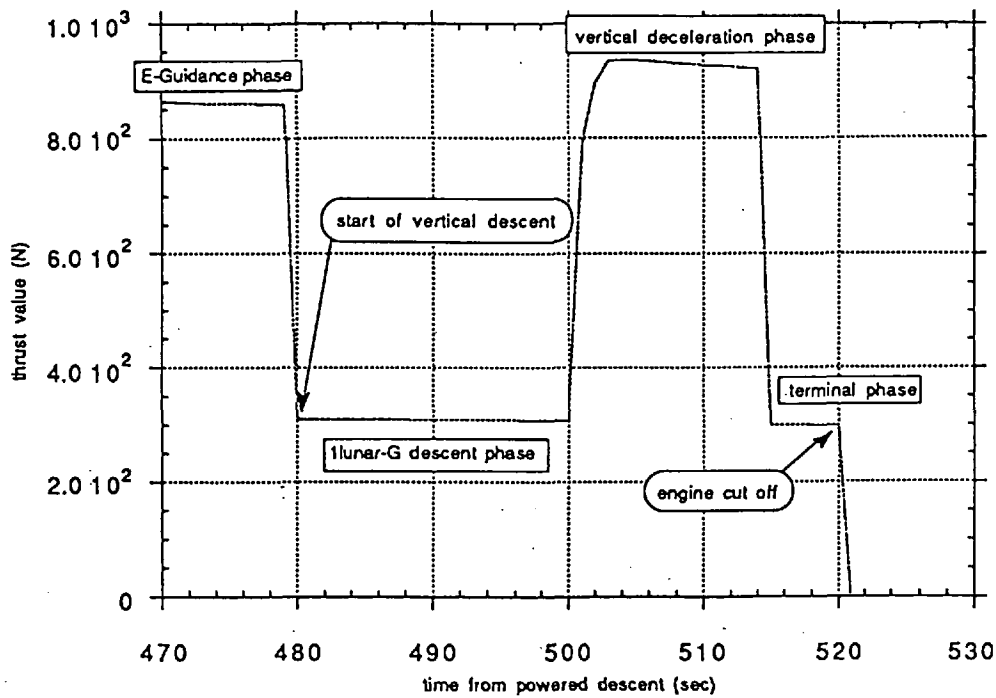


図5.2.2-4 定加速度降下での推力プロファイル

この図の秒時は、近月点からの動力降下（燃料最小誘導フェーズ）からのものであり、鉛直降下を開始する時刻は480secからである。この定加速度降下では、推力はあらかじめ上限の1000Nおよび下限の250Nを越えないよう設定されており、また終端ターゲットへ誘導するための余裕も十分あるため、E-Guidanceによる誘導に見られるような危険な状況は見受けられない。

以上から、本論の中で示されてきた定加速度降下は、E-Guidanceによる燃料最小の鉛直降下と比較しても遜色の無い程度に経済的で、かつ安全に着陸可能な軌道であり、本着陸機の終端誘導に十分有効なものであることが示された。

本研究の中では、鉛直降下中の横方向誘導、および障害物検知・回避について議論がなされていない。横方向誘導については、燃料最小誘導フェーズの終端にて横方向速度を0とすることが可能であるとの前提でここでは考慮していないが、実際には必要となる事は明白である。この横方向誘導は、水平方向の速度成分を0とするために必要な誘導則であり、今後、どのフェーズで行うか、どのような誘導則とするのが適しているか等、十分な検討をしていかなければならない。

障害物検知・回避機能については、着陸機のミッション、ペイロード等により、それぞれにふさわしい方法が存在すると考えられる。現段階の「着陸実験」で、どの程度の対障害物性が要求されるかにも大きく左右される（着陸実験のみなのか、着陸後に必須ミッションが控えているのか）。この要求によって、検知機構搭載による質量増、あるいは検知・回避に要する燃料増をどの程度許容できるか否かの議論になるものと思われる。いずれにしても、最低限の検知・回避機能を持たせる事は考慮しなければならない（必要でなければその理由を調査検討する必要がある）と思われる。

5.3 今後の課題

5.3.1 定式化の検討 (1)

4・2節で述べたように、E-ガイダンスの式を導出する際には以下の制約条件を考慮しなかった:

- (1) 推力の大きさに関する制約

$$T_{\min} \leq T \leq T_{\max}$$

- (2) 高度に関する制約

$$h(T_D) = h_{\min} \quad (h \geq h_{\min})$$

- (3) 終端の姿勢に関する制約

終端で鉛直

$$\varphi(T_D) = \tan^{-1} \frac{V_r}{V_h \Gamma_D} = \frac{\pi}{2}$$

このために、ノミナル軌道を求めるには計算された軌道をモニタすることにより上記の制約条件をみたし、かつ燃料が最小になるものを選び出す必要があった。

しかしながら本来このような人為的な検索の過程において生ずる見過ごしや誤差は、無いほうが望ましい。このための一方法として、例えば、上記不等式を

$$T - \left(\frac{T_{\max} - T_{\min}}{2} \sin u_1 + \frac{T_{\max} + T_{\min}}{2} \right) = 0$$

$$h_1 = h - h_{\min} \sin u_2 = 0$$

$$\varphi_1 = \varphi - \frac{\pi}{2} = 0$$

とにおいて未定乗数を用いたハミルトニアンを構成すればよい。つまり

$$H = \frac{1}{2} a_T^2 + \lambda_1 \cdot v + \lambda_2 \cdot (a_T + g) + \lambda_3 \left\{ T - \left(\frac{T_{\max} - T_{\min}}{2} \sin u_1 + \frac{T_{\max} + T_{\min}}{2} \right) \right\} \\ + \lambda_4 \left(\varphi - \frac{\pi}{2} \right) + \dots$$

なるハミルトニアンに対応する正準運動方程式

$$\dot{\lambda} = - \frac{\partial H}{\partial x}$$

$$\frac{\partial H}{\partial a_T} = 0$$

$$\frac{\partial H}{\partial u_i} = 0$$

を解けばよい。この結果以前のような解析解ではなく、数値解が必要となる。これは計算時間の増加を意味するが、人為的な操作が減る分、信頼度は高い。

制約条件は実用的な点からも必要である。図4.2.4-8からわかるように、動力飛行時間の約7割は最大推力飛行であるが、この部分はE-ガイダンスによる解からは逸脱している。よって燃料最小という目的を維持するには、この部分を別の誘導則に従う軌道にしなければならない。前述の定式化はこの要請を満たす定式化になっている。

5.3.2 定式化の検討 (2)

正準運動方程式を用いてE-ガイダンス

$$a_T = 6 \frac{r - r_D - v_D(T_D - t)}{(T_D - t)^2} + 4 \frac{v - v_D}{T_D - t} - g_0$$

を導くときに、重力加速度は一定であると仮定した。この過程をはずした式を解くと厳密解が得られるが、解析の困難さのために今回は導出してない。これは今後の課題である。

5. 3. 3 着陸地点モデル

このモデルについては、考慮でき得る地域の可能な限り詳細な資料を入手することが、まず先決であることは言うまでもない。また本論の中でも記述したように、着陸地点の選定は、ミッションからの要求、運用上の要求などを最も重要なものの一つとして考慮する必要があり、軌道の特性という側面からのみ特定する事は難しいものであると思われる。したがって、これらの要求を早期に明確にすることは、着陸地点のモデル化をより詳細に行うことができ、これは即ち着陸軌道のより精度の高い設定が可能となることにつながる（これは特に消費燃料のより高精度な見積りを可能にする）。一例として、現在の着陸地点高低差は±1kmとしているが、これを数百mとすることが可能であれば、最悪時の消費燃料を少なく抑えることができ、実験機全体の軽量化につながる。

5. 3. 4 着陸軌道

本論での着陸軌道とは「近月点の動力降下開始～着陸」までを指しているが、本来は「月周回軌道上～周回軌道離脱～動力降下～着陸」までを考慮の対象としなければならない。これらを簡単に軌道解析フローとして図示すると図5.3.4-1のようになる。この図から、本研究内容は着陸システム全体から見ると非常に狭い範囲の検討であることが分かる。この全体から見たときの、今後の検討項目について簡単に列挙する。

- 1) 月周回軌道離脱～動力降下開始
 - ・月周回軌道離脱シーケンスの設定
 - ・デオービット時の誤差を把握（デオービットの精度，航法・誘導機器の能力）
 - ・月のポテンシャルによる軌道伝搬誤差の把握
 - ・動力降下開始点の分散を把握
 - 2) 動力降下開始～着陸
 - ・着陸点（着陸点モデルおよび許容着陸高低差等）の設定
 - ・着陸軌道の設定
 - ・動力降下時の誤差を把握（連続噴射，姿勢制御の精度，航法・誘導機器の能力）
 - ・着陸点の分散を把握
 - 3) 両者を統合した軌道計算，誤差解析
 - ・動力降下開始点の分散を含んだ着陸軌道，着陸点の分散を把握
 - ・設定された着陸点モデルへの可着陸性の検討
 - ・航法・誘導機器の能力，機体の能力，着陸軌道，それぞれの見直し・更新
- 個々に見ていけば更に項目は細かくなっていくものと思われ，今後の詳細な検討が必要である。

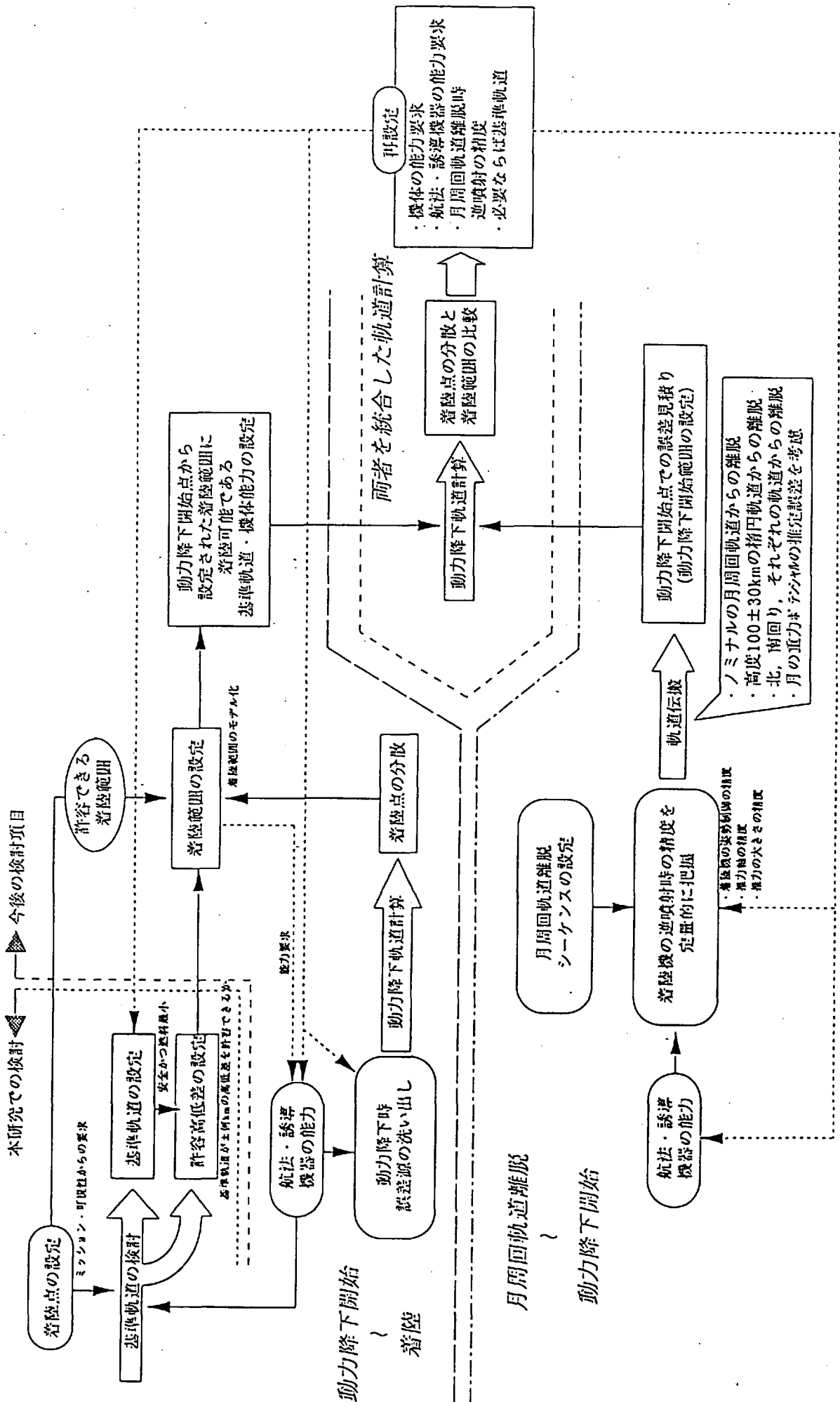


図5.3.4-1 軌道離脱フロー

次に、本論にて示した基準軌道について考えられる今後の課題について、各フェーズごとに以下に述べる。

(1) ホーマン軌道フェーズ

前述したように、親機との分離・逆噴射シーケンスの設定およびこのときの誤差が後の軌道に与える影響を見積もる必要がある。また、月のポテンシャル、飛行経路による軌道伝達誤差を見積り、本フェーズの終端でのバラつきを把握しなければならない。

(2) 燃料最小誘導フェーズ

今回はE-Guidanceと称する誘導則を用いて本フェーズの最適化を行ったが、今後この誘導則より優れたものを設定できればこれに取って変わることも有り得る。したがって、現段階では誘導則を変更するフレキシビリティを持たせておく必要があると考えられる。いずれにしても、本フェーズ終端でのバラつきを把握するための誤差要因の抽出、ノミナル軌道とズレたときの推奨増分の見積り等を行う必要がある。

(3) 着陸点高低差吸収フェーズ

ここでは、初期条件即ち、前フェーズとの継目での姿勢の不連続について検討しなければならない。前フェーズの終端での機軸の向きは鉛直下向きから測って約60deg程度であるが、本フェーズの初期の機軸の向きは鉛直下向き(0deg)である。このフェーズの継目で、RCSにて「瞬時に」回転できるとすれば問題はないが、実際には有限の時間を費やす事になる。この間着陸機の状態量は刻々と変化し、着陸機の軌道は基準軌道から外れる事になる。また、推力も750N程度から300N程度まで変化させなければならず、これにも有限の時間を要する。したがって、この継目の不連続を、いかにしてロスを少なく、滑らかにつなぐことができ得るかを検討しなければならない。

最近の解析では、燃料最小軌道の飛行時間、遷移角を変化させることによって(燃料的には不利となるが)、燃料最小誘導フェーズの終端、本フェーズの初期での機軸の向きを鉛直下向きにすることが可能であるとの結果が得られている。これを採用することが可能であれば、本フェーズと前フェーズの間の姿勢の不連続が解消され、非常に好ましいことである。ここでは、このための燃料消費量と、姿勢をRCSによって回転させるための燃料消費量とのトレードオフを行うことが必要であり、今後の課題である。

(4) 鉛直減速フェーズ

ここでは前出の式(4.2)に従って鉛直に減速していくフェーズであるが、この式の中に現れる誘導ゲイン K_a の最適値を設定する必要がある。ここでは、幾つかのシミュレーションケースにより経験的に値を設定したが、これが最適である保証はなく、(経験的であっても)理論的かつシステムチックに設定されなければならない。さらに、この他の誘導則を用いることも考えられ、より経済性の高いアルゴリズムが用いられるべきである。これに関しても検討する余地がある。

(5) 最終降下フェーズ

このフェーズでは、本論の中で示した様に、実験機および軌道の対レゴリス性を十分考慮しなければならない。対レゴリス性の評価基準としては、「レゴリスの飛散およびクレータの生成」と「推力、高度、降下速度」の関係、が主なものとなると考えられる。これらは、CFD(数値流体シミュレーション)およびレゴリスシミュラントを用いた実験を行い、定量的に把握していく必要がある。また前フェーズの誘導目標である高度 h_d の値も、誘導の精度を含めた詳細なトレードオフを行い、より最適な高度を設定していかなければならない。

5. 3. 5 その他（横方向誘導，障害物検知・回避）

本論で示した降下軌道では，鉛直に降下可能であることを前提としているため，横方向の誘導を考慮していない。しかし，実際には横方向の速度が残留することも考えられ，これを吸収するための誘導則を検討する必要がある。この横方向誘導は，水平方向の速度成分を0とするために必要な誘導則であり，今後，どのフェーズで行うか，どのような誘導則とするのが適しているか等，十分な検討をしていかなければならない。

また，本研究では月のクレータや障害物の検知・回避については考慮していない。これらについても，着陸地点が設定され，より詳細な地形を把握することによって，よりふさわしい検知・回避方法を検討することが可能となると考えられる。現時点でも月面のクレータ，障害物のモデルを仮定し，これらの検知・回避方法のケーススタディを実施していく必要がある。また，着陸機のミッション，ペイロード等によっても，それぞれにふさわしい検知・回避方法が存在すると考えられ，また，現段階の「着陸実験」で，どの程度の対障害物性，着陸後の姿勢精度等が要求されるかにも大きく依存するものと考えられる。これらの要求によって，検知機構搭載による実験機質量の増加，あるいは検知・回避に要する燃料増をどの程度許容できるか等，詳細な検討を行うことが可能となるものと考えられる。ホバリングを用いて障害物回避を行うことは， ΔV の増加を招くため極力避けたいが（高度100m程度でのホバリングを考慮すると， ΔV は100m/s程度追加となる），現在の着陸軌道のまま鉛直降下中にこれを行うとすれば，着陸点高低差吸収フェーズは飛行時間が確定しないため適せず，鉛直減速フェーズ，あるいは最終降下フェーズでの考慮となる（現時点では検知・回避に要するオンボード判断の時間的検討を行っていないため，アルゴリズムの検討と合わせて行う必要がある）。したがってある程度の工夫，熟慮が必要であり，今後検討を実施していかなければならない事項である。

宇宙開発事業団技術報告 NASDA-TMR-950013

発行日 1995年8月31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)

©1995 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

