

特集 「宇宙開発事業団の月探査研究」

月面着陸実験機

板垣春昭¹

1. はじめに

宇宙開発事業団は、宇宙科学研究所との協力のもとに、2003年頃の打ち上げを目指して月探査周回衛星計画を進めている。この計画は、月面全域の各種観測データを取得するとともに、今後の月探査を進める上で必須と考えられる月面軟着陸等の基盤技術を開発することを目的としている。

本文では、上記計画の中の月面着陸実験機に関する部分についてその概要を紹介する。

2. 開発構想

月面着陸実験機は月面軟着陸技術の実証と、月の運動・形状計測等の科学観測実験を行うことを目的として開発する。

着陸実験機は、月探査周回衛星(以下周回衛星という)に搭載されて打ち上げられ、月周回軌道上で周回衛星から分離され、その後は単独で軌道離脱、降下、障害物回避等を行って月面への軟着陸を実施する。軟着陸成功後は搭載実験機器(VLBI電波源)を約1年間作動させる予定である。

このような着陸実験機を開発するにあたっては、後述のような技術課題が存在し、とりわけ軟着陸技術は最大の課題である。月面軟着陸自体はすでに米国、旧ソ連において達成済みの技術であるが、我が国にとっては初の試みであり、十分な技術情

報が得られているわけでも、また技術蓄積があるわけでもない。したがって、2003年までに月面軟着陸を実現させるためには、開発にあたって可能な限り経験・実績のある技術を採用することが必要である。一方、着陸実験機を構成する機器の中で重要性の高いものは、原則として国内で開発するものとする。

着陸実験機には自律的障害物回避システムを搭載することを予定しており、これは従来の米国、旧ソ連には見られない我が国独自の新しい技術で、この技術を確立することにより将来月の裏側や極地方といった詳細地形が不明の領域への着陸や、定点着陸が可能になるものと予想される。

3. 技術課題と対策

着陸実験機を開発するにあたって以下のような技術課題が考えられ、これらについては速やかに対応策を明らかにすると共に、打ち上げ前に地上試験等により検証することが肝要である。

(1) 誘導制御技術

月周回軌道上から動力降下して月面軟着陸をはたすまでには軌道決定誤差、航法誤差、月面標高差などの様々な誤差を着陸実験機自らが吸収して、高度0 mで速度0、姿勢垂直を達成しなければならない。

具体的には、降下中に時々刻々変化する速度や

¹宇宙開発事業団

加速度、高度、自身の重量、重心位置、姿勢等に応じて使用すべきセンサーや機器の選択、誘導則の決定、制御ループの安定化、各系の相互干渉の確認などが技術課題である。

また、着陸センサー(高度計、速度計)は航空機用をベースに、月面特性やロケットエンジンの噴煙等の影響を考慮して開発する必要がある、この点も大きな課題である。

さらに、大きなクレータや岩を避けるための自律的障害物検知・回避システムを搭載する予定であるが、垂直降下開始から着陸までは短時間(約100 sec)で行わなければならないため、オンボード処理が前提で、确实、簡易なロジックが必要となる。

(2) 推力制御技術

動力降下による軟着陸にはロケットエンジンの推力制御が必須であり、とくに軌道誤差や月面標高差を吸収するための等速降下時には推力を30%程度まで絞らなければならない。

これを達成するためには単独のエンジンで推力を可変とするスロットリング方式と、既存のスラスタをクラスター化し、ON/OFF 作動させる方法

があり、現在比較評価を実施しているが、開発リスク、スケジュール等を勘案するとクラスター方式が適当ではないかと考えられる。

(3) 着陸衝撃吸収技術

着陸時にロケットエンジンの噴射ガスの月面からはねかえりやレゴリスダストのまいあがりによる着陸実験機への影響を避けるために、およそ2 mの高度でエンジンを停止し、自由落下、着地する予定である。

このため着地時における転倒を避け、搭載機器へ衝撃を及ぼさないような着陸脚を開発する必要がある。着陸脚は垂直の速度成分だけでなく水平速度成分も吸収しなければならず、さらにある程度の傾斜地(最大 20°)にも着陸可能とする。

(4) 環境制御技術

月面の環境(真空、熱、放射線等)は軌道上と同等またはそれ以上に過酷で、軟着陸後、搭載実験機器の機能を長期間正常に維持するためにはこれらの機器に対し適切な環境制御がなされなければならない。

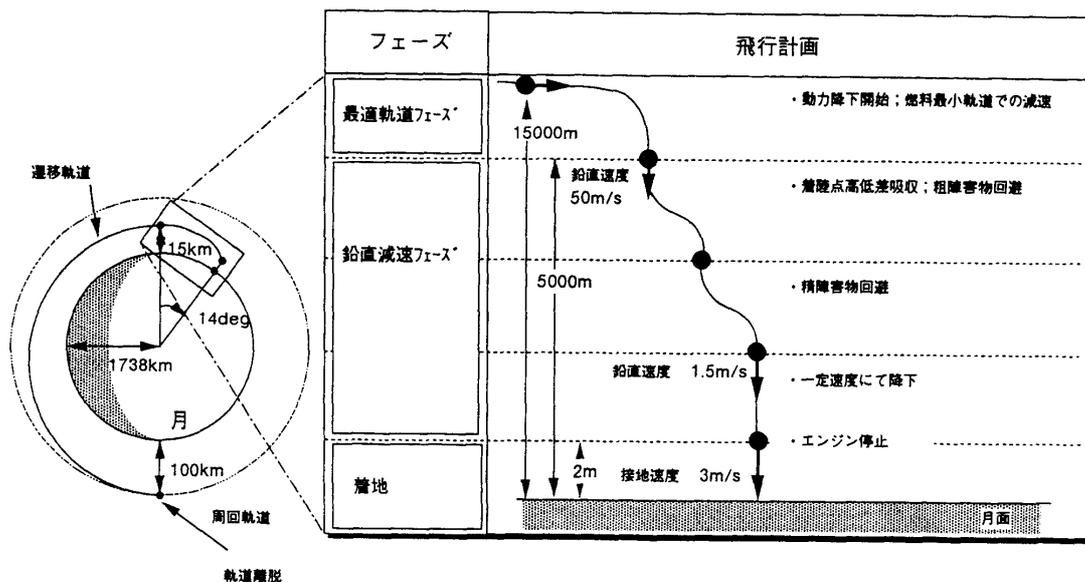


図1. 着陸実験機の月面軟着陸プロセス(案)

とりわけ、月では14日(地球日)ごとに昼夜が繰り返されるため、赤道付近を例にとると、月面の温度は昼間で120℃、夜間は-170℃に達する。従って昼間は外からの熱侵入を遮断しつつ、内部の発熱を外部に放熱しなければならないのに対し、夜間は可能な限り放熱を小さくして保温するという難しい熱制御が必要となる。とくに夜間はヒータによる保温が必要と考えられ、これはたとえ消費電力がきわめて小さなヒータであっても、14日間という長期間のため無視できない電力となる。

さらに搭載機器を夜間も作動させる場合は一層大きな電力量となるため、必要バッテリーの重量が非常に重くなり、きわめて難しい課題である。

このほかレゴリスダストの光学機器、熱制御機器への付着の可能性など月特有の環境についても十分な考慮が必要である。

(5) その他

月面への軟着陸には着陸重量とほぼ等しい重量の推進が必要である。従ってハードの重量増加は着陸実験機にとって約2倍の重量増となってきいてくる。このため機器の小型、軽量化はとくに重要な課題である。

軌道決定誤差は前述のように着陸実験機の誘導制御系に与える影響が大きく、従って追跡管制技術は軌道決定精度の点から大切な課題である。

さらに以上のような技術課題を克服するために適切な地上試験方法を開発し、これにもとづき打ち上げ前に検証試験を行うことも重要な課題である。

4. システムの概要

着陸実験機は、高度 100 km の月周回軌道から近月点 15 km の楕円軌道に移行した後、近月点から動力降下を開始する。月面高度約 5 km までには水平速度をほぼ 0 とし、垂直降下に移る。垂直降下中は着陸センサーにより高度、速度を判断し、さらに月面画像からクレータ等の障害物を検知し自動的に回避マヌーバを 2 回程度実施して、高度 2 m でエンジンを停止する計画である。このプロセスを図 1 に示す。

さらに、太陽の陰影による障害物検知と着陸後の充電時間の確保のため朝方着陸とする。軟着陸後は可視カメラ及びVLBI電波源を作動させる予定である。

着陸実験機は図 2 に示すような 2 枚の機器パネルとそれらを結合するトラス構造からなり、トラ

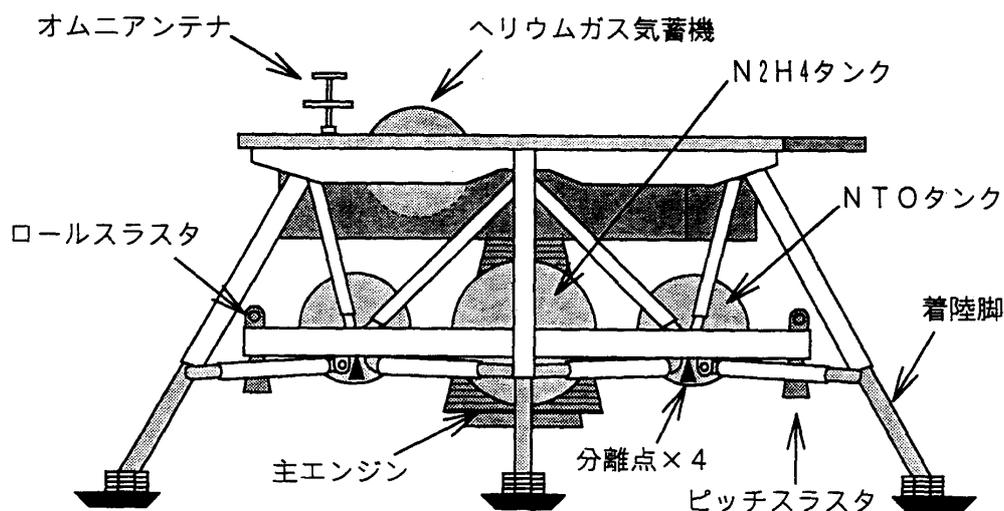


図 2. 着陸実験機の構想(案)

ス構造の支点を利用して4本の着陸脚を取り付ける。下面のパネルには主として推進系の機器を搭載し、上面パネルには電子機器、搭載実験機器を配置する。さらにこのパネルの上側表面は太陽電池パネル及び放熱面として使用する。着陸脚は着陸時の衝撃を吸収、緩和できるようにアルミハニカムクラッシュ方式のダンパーを組み込むことを検討している。

月周回軌道上から軟着陸までに必要な速度増分はおおよそ2000 m/s で、 N_2H_4 (ヒドラジン) と NTO (4酸化2窒素) の2液式エンジンをを用いる場合、推進の搭載割合は重量にしてほぼ50%となる。

着陸実験機の主要諸元(案)を表1に示す。

5. むすび

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た月面着陸実験機の構想を紹介した。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等の技術は我が国に経験、実績がない。このため本文で明らかにしたいいくつかの技術課題を解決し、本着陸実験機を開発することは今後の我が国の月を含む宇宙開発の展開に重要な意義を持つものと考えられる。

表1. 月面着陸実験機の主要諸元(案)

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: NTO/N ₂ H ₄ 1,700N×1基 RCS系: N ₂ H ₄ 1液スラスタ
	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: 仏アンテナ、Sハート 画像データ: 仏アンテナ、Sハート
	ミッション系	VLBI電波源 撮像カメラ