

月面における微小天体 2 次散乱物の調査計画

1 緒言

昨年 9 月、JAXA によって月周回衛星「かぐや (SELENE)」が打ち上げられ、貴重なデータを現在も送り続けている。これに続いて中国が「嫦娥 1 号」を打ち上げ、さらにインドも月探査衛星「チャンドラヤーン」の打ち上げを控えている。このほかにも、米国、韓国等でも月探査衛星の計画が立ち上がっている。このように現在、各国の月探査が非常に活発化しており、月に対する人々の関心もさらに高まってきている。

このような月探査を取り巻く環境の盛り上がりにも先立って、2006 年 12 月 NASA から非常に挑戦的な計画が発表されている。それは月面基地建设に対して初めてともいえる具体的な計画であり、2020 年頃から月面基地の建設を開始して、2024 年には月面に居住空間を作るというものだ。この発表を受けて、時代は人類の月面長期滞在の可能性を具体的に検討する時代に移行しようとしている。

だが、人類が実際に長期的に月面に滞在することを考えると、今まで真剣に検討されてこなかった様々な問題について実態の定量的な把握が必要になってくる。たとえば、月で起こる地震、放射線被ばく量、レゴリスの健康への影響、月重力環境の人体への影響等である。それらの中でも注目すべきものとしてマイクロメテオロイド (微小天体) の月面衝突による危険性がある。これは SCIENCE@NASA 等で指摘されており、特に月面に衝突したマイクロメテオロイドによる 2 次散乱物の危険性はまだ実態が把握されていない。



図 1 マイクロメテオロイドの衝突
©SCIENCE@NASA

この問題に対するアプローチとして、本提案では、圧電素子を貼り付け、衝撃感知能力を付与した太陽電池パドル (以下計測パドル) を用いる。そして、この計測パドルに衝突したマイクロメテオロイドによる 2 次散乱物の衝突回数、およびそれらの規模を調査することにより危険性を把握する。

本提案は、他のレーダーを月面に設置する方法等に比べて、安価で高い信頼性を持つと考えられる。

2 システム設計

2.1 システム概説

本提案は、SELENE-2 へのミッション付加であるが、その設計を行う際に必要となるモデルとしてすでに概念設計がなされている SELENE-B を用いる。このシステムに、新たに必要となるミッション系、構造系のシステムを加えたものが、今回のシステムの全容となる。したがって、この章では主に、ミッション系、構造系に関しての設計を行い、その他の系に関しては SELENE-B と同等とする。

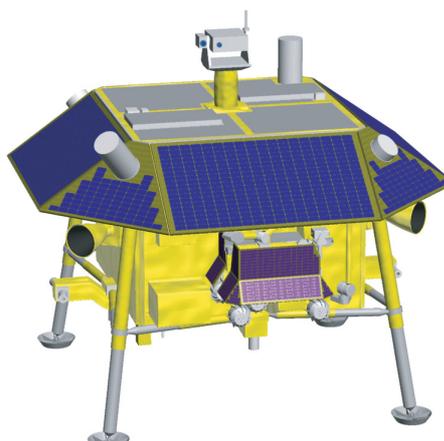


図 2 SELENE-B ランダ外観 ©JAXA

表 1 SELENE-B ランダ諸元

全備質量	20トン
乾燥質量	520kg
全高	3.1m
全長	3.4m
全幅	3.2m

2.2 ミッション系

2.2.1 過去の衝突実験例

宇宙構造物のヘルスマonitoringを実現するため、物体の超高速衝突を検出し損傷の規模や位置を同定しようとする研究が過去に行われている。例えば Europe Space Agency (ESA) の Micrometeoroid/Space Debris Detector[1] の開発や、超音波センサネットワークによる衝突位置同定試験[2] などがある。

2.2.2 本計画への応用

提案する計画は月面におけるマイクロメテオロイドによる 2 次散乱の衝突データの取得を目的とするため、前述のような実験例を応用することが可能である。ただし、構造物のヘルスマonitoringが目的ではないので衝突時刻や位置の精密な同定は必要ないとする。よって本計画に搭載するシステムについては、センサ系・信号処理系の構成を単純化することが可能となる。

2.2.3 ミッションシーケンス

ミッションシーケンスを表2に示す。なおシステムの最低運用期間は1年を目標とする。運用期間の詳細については後述する。また、計測パドルは物体の衝突によって損傷を受け続けることが想定される。損傷により1年未満でシステムが運用不能になった場合、その時点をもってミッションは失敗と判断する。

表2 ミッションシーケンス

番号	内容
1	衛星本体が月面に着陸
2	探査ローバが発進
3	計測パドルを展開、固定
4	OBCの指令により計測開始
5	衝突データの取得、保存
6	一定時間毎にSELENEの通信系によりデータを地上局に送信
7	地上局で衝突回数と規模を計算する

2.2.4 システム運用期間に対する考察

月面に隕石が衝突した際に起こる月面発光と呼ばれる現象が2005年からNASAによって観測されており、2年半の間に100回もの月面発光が観測されている(図3)。NASAのデータによれば、毎年1月初めに地球と月は彗星が残したデブリの中を通過し、流星雨が発生する。この流星雨の影響は地球と月では大気の関係で異なり、地球では大気中で燃え尽き発光するが、大気が無い月では月面に衝突し爆発する。この爆発によって2次的に無数の散乱物が発生し、広範囲に飛散すると考えられる。衝突は月がそのデブリ帯を通過すると静まるが、ゼロになるわけではない。デブリ帯がない時でも、発光は観測されている。これは太陽系内に散らばっている膨大な数の天然宇宙物質が原因と考えられている。1年間の観測結果によると、天然宇宙物質による月面衝突の数は流星雨が原因の衝突の数を越えている。そこで本システムの運用期間を1年間に設定し、期間内に計測された衝突データに対し時期的な頻度および衝突の規模の検証を行う。これにより、流星雨や宇宙天然物質の衝突により発生する2次散乱物の危険性を評価することができると考えられる。

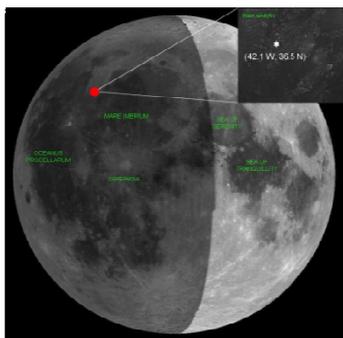


図3 月面発光分布(NASA/MSFC/Bill Cooke.)

2.2.5 計測対象となる物体の大きさ

月面上の2次散乱物の多くは秒速数百メートル以上で飛散すると言われている。このような超高速を持つ物体は、たとえ数ミリメートルの大きさであっても宇宙服を貫通する可能性があり、月面活動を行う宇宙飛行士にとっては脅威となり得る。現段階のISS用のスペースデブリ調査では、直径10cm以上のスペースデブリは、あらかじめ軌道情報を予測しておくことにより衝突を避けることが可能であり、直径1cm以下のデブリについては、バンパにより貫通を防ぐ対策をとっている。しかし本計画において衝突の対象となる物体の大きさを能動的に選別することはできない。したがって、本ミッションでは検出可能な運動量を持つ物体の衝突すべてが計測対象となる。

2.2.6 衝突検出に使用するセンサ

本計画においては、PVDF(ポリフッ化ビニリデン)圧電フィルムを使用したセンサを用いて衝突を検出する。PVDFは変形や振動に対して広帯域で敏感な圧電特性(圧電応力定数: 216E-3Vm/N)を持ち、センサ自身に電源を必要とせず、熱環境にも比較的強いため宇宙環境下での使用に適した材料である。またPVDF圧電フィルムは様々な用途で実用化されており、比較的入手が容易である。例えば東京センサ株式会社のピエゾフィルム製品(図4)には各種形状のセンサが販売されており、さらに特別な用途に対してはオーダーメイドも可能となっている。



図4 ピエゾフィルム製品の例©東京センサ(株)

センサの内部構造は、図5のようにピエゾフィルム(PVDF)の両側に銀薄膜電極を貼り付けたものである。このセンサを、計測用パドルに密着貼付することにより衝突検出が可能となる(図6)。このパドルは、センサの優れた圧電特性により、パドル面内のどこで指が触れたとしても、その接触を検出可能である。センサの主な諸元については表3に示す。厚さは0.1mmにも満たず、薄く柔軟な構造である。センサ自身が破損すると両電極がショートし機能しなくなるため、センサへの直接的な衝突は極力避ける必要がある。そのためセンサの大きさをパドル面積に比べ十分小さいものとしている。またパドル1枚あたりに8個のセンサを配置したシステムを構成することにより、一部のセンサが作動不能になった場合の冗長性を確保できる。

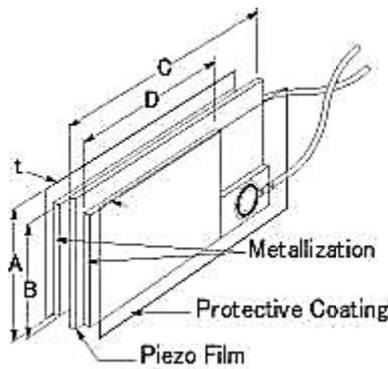


図 5 使用するセンサの構造©東京センサ

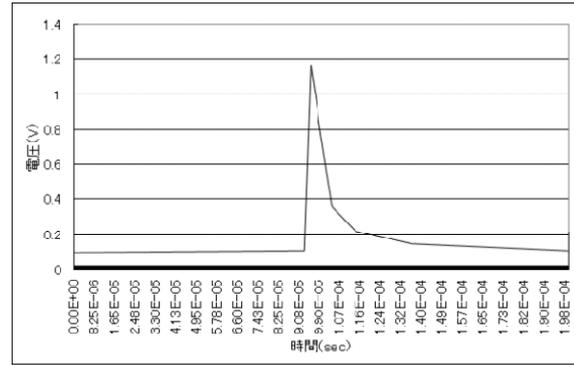


図 7 衝突時のセンサ出力電圧波形 (例)
©ノビテック

表 3 センサの主な諸元

シート部寸法	A	16 mm
	C	41 mm
電極部寸法	B	12 mm
	D	30 mm
厚さ	t	40 μ m
圧電応力定数	g_{31}	216E-3 Vm/N

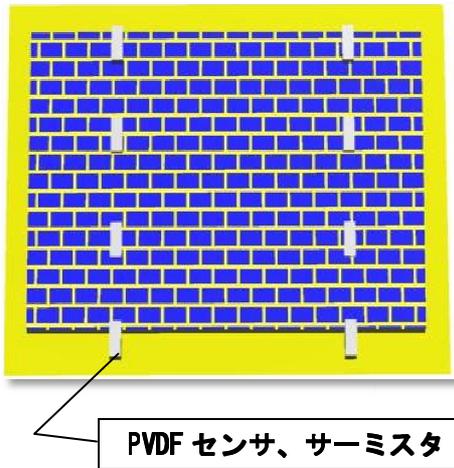


図 6 計測用パドルの概念図 (裏面)

物体の衝突検出には、センサ出力のフィルタリング周波数や物体の運動量との関係式、最適なセンサ配置、サンプリング周期を求める必要がある。そのために、既存の高速射出装置を用いて、計測パドルモデルに物体を衝突させる地上衝突実験を行う。これにより、上記データを求めシステムを設計し、衝突回数およびそれらの規模を計測する。以下に実験項目を示す。

【実験項目】

- センサと衝突点の距離および温度を変えて実験を行い、衝突検出が可能な最小距離を調べる。これをもとにパドルのセンサ配置と枚数を最適化する。
- 温度を変えて実験を行い、衝突判定のためのフィルタリング周波数および電圧のしきい値を温度レベルごとに決定する。これは他の振動源と衝突を区別し、温度変化による検出誤差を無くするためである。
- 衝突物体の運動量を変えて実験を行い、運動量とセンサ出力との関係式を導く。異なる位置にある複数のセンサについてこの関係式を解くと、物体の運動量を同定することができる。

2.2.7 衝突検出の原理及び解析方法

秒速数百メートル以上の高速な物体が計測パドル面に衝突すると、およそ数百 KHz~MHz の高周波成分を含む弾性波が発生し、パドル内を伝播する。振動を受けたセンサにはひずみが生じ、PVDF の圧電特性により電極間に電位差が発生する。この電位差を計測することにより、物体の衝突が検出できる。センサに瞬間的なひずみが生じたときの出力電圧と時間との関係を図 7 に示す。ただし本計画での衝突検出においては、センサのひずみは高周波の振動によって生じるので、出力電圧は振動的な減衰を見せると考えられる。

2.3 構造系

2.3.1 外観モデル

図8および図9に、本計画に使用するランダの外観を示す。図8は計測パドル展開前であり、図9は計測パドル展開後のモデルである。

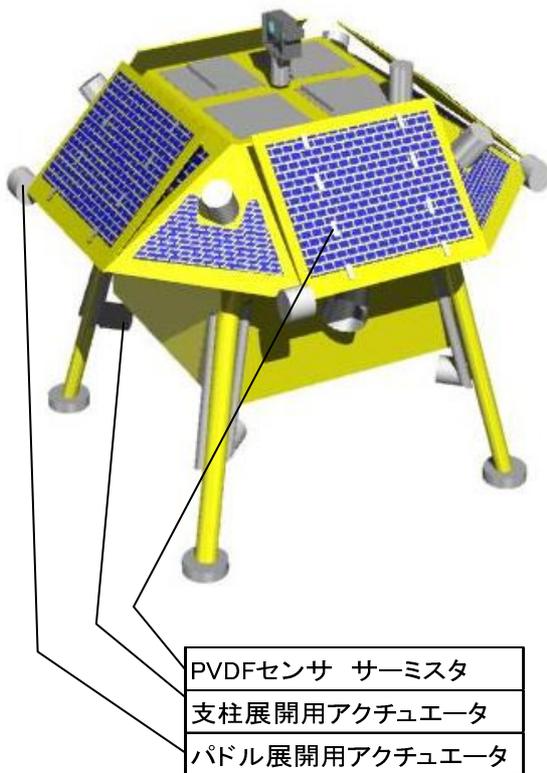


図8 外観モデル（展開前）

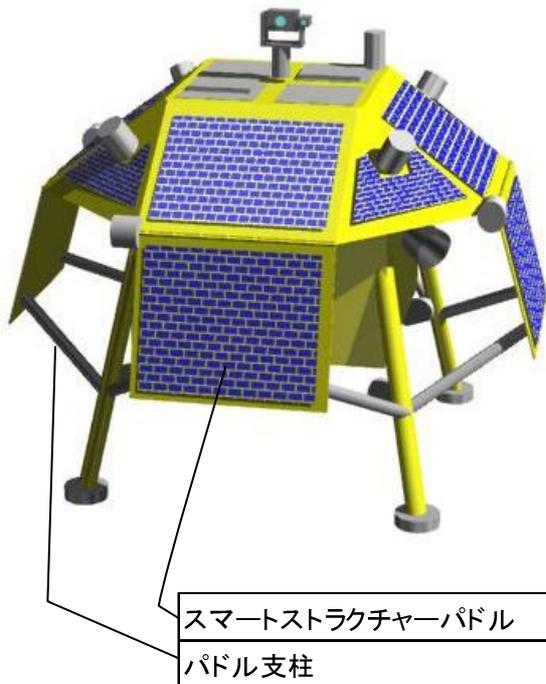


図9 外観モデル（展開後）

2.3.2 構造系システム

【計測パドル概要】

本計画にあたり、計測パドル4枚を新たに装着する必要がある。装着方法の外観は2.3.1に示した通りである。パドルの大きさは1500×1500mmで、外径50mm、肉厚1mmのCFRPパイプをフレームとして使用し、内側に厚さ0.5mmのCFRP薄板を張ったものを1枚のパドルとする。

【パドル展開方法】

計測パドル1枚当たり、1つの小型軽量のアクチュエータを装備し、計測パドル上端の辺を軸として回転することによって展開を行う。また、これらを支えるための支柱は、ランダ脚部に沿って収納されているが、パドル展開と同時に、図9のような形で展開を完了する。パドル保持用の支柱はパドルフレームと同等のCFRPパイプ1000mmを8本用いて極力軽量化に努める。

【アクチュエータ選定】

アクチュエータ選定にあたっての前提条件

- パドルは、ローバの出入りを考慮して、再収納、再展開が可能とする。
- 重力によってパドル根元にかかる最大トルクを算出しその値をもとに選定を行う。
- 最もアクチュエータにトルクが要求されるのは、水平に展開している間である。
- パドルの展開は、加速度が無視しうるほど微速で行うものとする。

以上を前提として、パドルが水平に展開している際、パドル根元で発揮すべきトルクを算出したところ、1.65Nmとなった。そこで、アクチュエータとして、maxon社DCモータ(RE25)とギアヘッド(GP26B)を組み合わせると、連続最大発生トルクは2.132Nmとなり十分な値となる。また、パドル支柱アクチュエータに関しても同様に、発揮すべきトルクは0.189Nmと計算され、参考にDCモータ(RE13)とギアヘッド(GP13K)を組み合わせると、連続最大発生トルクは0.338Nmとなり十分な値となる。

【メインミッションに対する配慮】

スマートストラクチャーパドルの裏面(PVDFセンサ貼付面)にも太陽電池セルを配置し、万が一パドルが展開に失敗した場合でも、太陽電池セルの面積を確保出来る設計にすることで、本来のSELENEミッションに与える影響を限りなく少なくする。

2.3.3 構造系重量増加

表 4 に本提案にあたり増加した分の搭載機器、および構造部品の一覧を示す。

パドル重量、パドル支柱重量は、CFRP の密度が 1.60g/cm^3 であることと、東レ社のトレカラミネート製品重量を参考にすると、それぞれ、計 5.40kg 、計 5.9kg と計算される。アクチュエータとして、RE25 と GP26B を組み合わせると、一組当たりの質量は、 223g となる。パドル支柱アクチュエータについても同様に RE13 と GP13K を組み合わせると、一組当たり 25.5g となる。太陽電池セルの追加による重量増加に関しては、EMCORE 社製の宇宙用太陽電池セルの使用を想定すると、 3.80kg となる。

本提案で使用する主な電装機器は、SELENE-2 に搭載予定のものからリソースを割くこととし、重量増加は考慮しないこととした。

以上の結果から、合計の質量増加は約 18kg と考えられ、これは SELENE-B ランダの乾燥重量の 3.5% でありスラスタを増強すれば十分対応可能な数値であると考えられる。

表 4 構造系質量増加一覧

名称	個数	質量[kg]
計測パドル	4	11.3
パドル支柱	8	2.00
パドルアクチュエータ	4	0.89
支柱アクチュエータ	4	0.100
太陽電池セル(増加分)	8面	3.80
PVDF センサ	32	微小
合計		18.1

2.4 電源系

2.4.1 電力見積もり

対象となるマイクロメテオロイドによる 2 次散乱物は、超高速飛来し、宇宙服を貫通するほどの衝突エネルギーを持ったものである。したがって、衝突を検知するセンサを取り付ける位置は、パドル内であれば任意の個所で検出可能であると考えられる。しかし、前述のとおり長期的に測定を行うため、2 次散乱物の衝突や極度の温度変化などによるセンサの故障、配置のバランスを考慮し、センサを 8 箇所配置することにする。8 個のセンサを取り付けたパドルを 4 面に取り付けるため、全体として 32 個のセンサを使用することになる。

測定に必要な電力であるが、センサ自体は圧電素子であるため、電力を消費しない。よって、A/D 変換器の電力消費が支配的となる。ここで、消費電力が少なく、軽量のマイコンの A/D 変換器の使用を検討する。この場合、消費電力は大きく見積もって 1W 程度である。

2.4.2 システムダイアグラム

電源系のシステムダイアグラムを図 10 に示す。

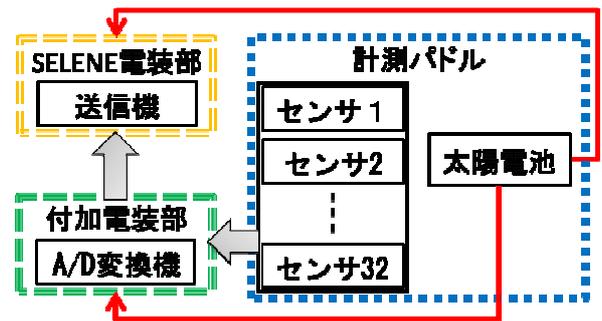


図 10 システムダイアグラム

2.4.3 電力収支

計測パドルは $1500 \times 1500\text{mm}$ が 4 枚で、計 9m^2 である。

ここで、月面での太陽光強度であるが、地球の公転半径に比べて月の公転半径は極めて小さい*、ことから、地球表面と同等として、 1350W/m^2 を見積もる。また、太陽電池効率を 12% 、効率の 1 年後の経年劣化を最大で 30% とする。

このとき、パドルに理想的に太陽光が照射されたとすると、総発電量は 1020W となる。実際には、太陽光は、傾いて照射されるためこの効果による効率減を 90% 、温度の影響による効率減を 30% と見積もっても、パドルの平均発電量は 71.4W となる。したがって、2.4.1 にて見積もった必要電力量を十分賄うことができる。

2.4.4 寿命

センサに関しては、その出力値は 30 年で 2% ほどの誤差しか出ない。また、SELENE-2 は日照時間が長い南極地点付近に着陸するため、電力の確保はしやすい。よって、センサ、A/D 変換器等を宇宙空間での環境に耐えられるよう設計することで、最低 1 年という運用期間をクリアすることができる。

2.5 運用方法

本衛星は H-IIA ロケットにより打ち上げ後、フェアリング分離を経て、ロケットから分離される。その後、フェーシング軌道、月遷移軌道へと投入されたのち、最終的に月軌道に投入される。その後、月面軟着陸、ローバによる月面観測等、SELENE-2 のメインミッションを実施する。

また、着陸地点は、日照時間が長い月面南極とする。ここは NASA による月面基地の第一候補地でもある。そしてローバ発車後、ランダに装着された 4 枚の観測パドルを展開し、我々の提案するマイクロメテオロイドによる 2 次散乱物の衝突観測ミッションを開始する。パドルに 2 次散乱物が

* 地球の平均公転半径 $150 \times 10^6 \text{ km}$
月の平均公転半径 $384 \times 10^3 \text{ km}$

衝突するとその衝撃データは図 11 のようにランダの通信機を通じて地球へと送信される。JAXA の概念設計によると、メインミッションであるローバ探査のミッションは最大 2 週間程度としているが、本パドルの運用期間は最低 1 年間とし、長期の観測データを取得することで 2 次散乱物の衝突危険性評価を行うことを目標とする。なお、ローバの運用は SELENE-B の概念設計通りに行われるものとする。

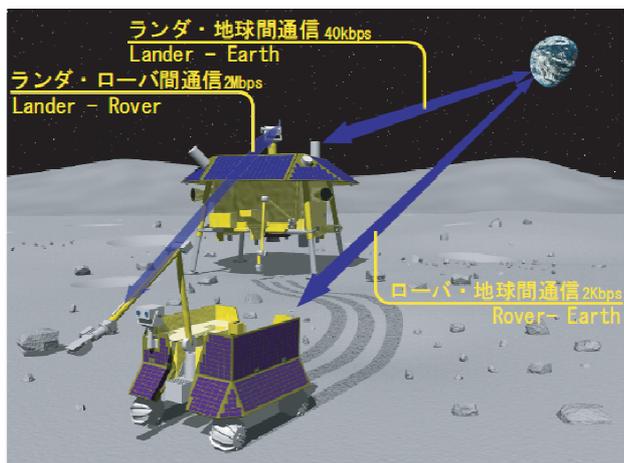


図 11 通信ネットワークについて©JAXA

3 得られる成果

本提案によって得られる成果は大きく分けて以下の 3 点である。

- 月面でのマイクロメテオロイドによる 2 次散乱物の衝突データの取得
- 圧電素子宇宙利用の有効性の実証
- 月面での宇宙構造物長期運用モデルの実証

a により、マイクロメテオロイドによる 2 次散乱物の危険性評価を行うことができる。これによって将来の月面有人活動に対する諸基準の策定（基地から外出し安全に活動できる時間、構造物バンパに必要とされる強度、宇宙服に求められる強度など）が可能となる。

また b についてであるが、私たちの提案する計画は、宇宙機のメインミッションに対して少ない影響で付加することができる。そのため、宇宙で利用が期待されている圧電素子の利用機会を実際に得て、a のような成果を上げることで、圧電素子の宇宙利用の有効性を確かめることができる。

最後に c のように、メインミッションの期間が短い宇宙機であっても一部機能は運用を続けることで、送り込んだ施設を有効活用するモデルとなり、費用対効果の向上に繋がるものと考えられる。

4 独創性

本提案ではこれまであまり検討されていなかった、宇宙飛行士の長期月面滞在を視野に入れた初めての本格的アプローチである。さらに得られたデータを用いることによって、月面上での有人宇宙活動の危険性に対し本格的な指針を提案することに繋がる。本提案は宇宙工学、開発にさらなる飛躍をもたらす提案である。

5 具体的実現性・費用

本提案は、現在 JAXA にて計画されている SELENE-2 へマイクロメテオロイドによる 2 次散乱物の衝突観測ミッションを付加することで実現する。すなわち SELENE-2 に本計画用の計測パドルを新たに付加した設計のものとする。このパドルは通常の太陽電池パドルに PVDF フィルムゲージを取り付けることによって実現し、本計画で必要になる電力を自ら賄うことができる。パドル構造に関する重量増加はパドル 11.3kg、展開機構 2.00kg、アクチュエータ 0.890kg 等、合計約 18kg を見積もる。SELENE-B の概念設計によればランダの乾燥重量は 520kg である。重量増加分は 3.5% 程度となり、スラスターの推力増強により実現可能な数値であると考えられる。次に、本計画により増加するコストについてだが、PVDF フィルムゲージは 32 枚使用し、1 枚当たり約 2 万円なので 64 万円で購入することができる。また、パドルは CFRP 製のものとし、そこに太陽電池セルを貼り付ける。以上から、太陽電池セルを合わせたパドル系経費は約 500 万円と見積もる。ここで、2007 年 9 月に打ちあげられた「SELENE」の開発費は約 550 億円（含打ち上げ費用 110 億円）である。SELENE-2 総開発費はこれを目安として計画することになる。

6 開発・打ち上げスケジュール

JSPEC/JAXA によると現在 SELENE-2 の打ち上げは 2010 年代中頃とされている。そのため開発の目安は 2015 年前後となる。本提案では、SELENE-2 に新たに『計測パドル』を構築することなので、その開発が必要となる。今回導入するものはソーラーパドルに、すでに製品化されている PVDF センサを配置したものであり、開発期間は 1 年を見込めば十分であると考えられる。このことから、SELENE-2 の開発スケジュールと同時進行させることで、開発終了時期を遅らせることなく、2010 年代中頃には H-IIA ロケットによって打ち上げることができると考えられる。

7 結言

今回提案した計画は、マイクロメテオロイドによる2次散乱物の衝突危険性の評価、宇宙構造物長期運用モデルの実証など、今後の宇宙開発に必要となる要素であると考えます。また、SELENE-2への搭載というように計画中の衛星に付加できるような仕様にする事で一般的なミッション提案と比較して実現性が増す。実際に開発が行われることになれば、問題点、改善すべき点なども多数発生するとは思われるが、本提案を通じて、有人による月面活動など月面利用の新しい形や、最終的には我々が誰しも夢見る宇宙旅行、月面旅行への一歩をこの提案によって踏み出すことができれば幸いです。

参考文献

- [1] DESIGN AND INITIAL CALIBRATION OF MICRO-METEOROID/SPACEDEBRIS DETECTOR (MDD)
Guy Spencer, Frank Schaefer, Makoto Tanaka,
Mike Weber, Robin Putzar, Rolf Janovsky,
Indulis Kalnins
ESA SP-587, August 2005

- [2] Impact sensor network for detection of hypervelocity impacts on spacecraft
Frank Schaefer, Rolf Janovsky
ACTA ASTRONAUTICA 61 (2007) 901-911

- [3] NASA SPACE VEHICLE DESIGN CRITERIA
METEOROID ENVIRONMENT MODEL NASA SP-8013

- [4] Measurement of Ejecta from Normal Incident Hypervelocity Impact on Lunar Regolith
Simulant David L. Edwards A William Cooke
A Danielle E. Moser A Wesley Swift

- [5] Measurement of Impact Ejecta from Regolith Targets in Oblique Impacts
S. Yamamoto