

第29回衛星設計コンテスト

アイデアの部 ミッション概要書(3ページ以内)

1. 作品情報・応募者情報

作品名(20文字以内) 粒子推進&RTGで挑む追い越せボイジャー計画
副題(自由記入) なし
学校名 東京都市大学

2. ミッションの概要(プレスリリース等で使用するので、200字程度でわかりやすく表現して下さい。)

今後の我が国の深宇宙探査には、太陽光に依存しない電源および高速移動のための推進エンジンが不可欠になる。このニーズに応えるため、太陽光なしに40年間1W以上の電力を供給する「超小型原子力電池(RTG)」と、機械的可動部を持たず電力消費無しに探査機を加速し続ける「 α 粒子推進エンジン」を提案した。これらの技術を組み合わせた探査機は、太陽重量に勝る推力で高速航行を可能とし、地球から最も遠方に到達した探査機ボイジャー1号を約41年で追い越す見通しを得た。

3. ミッションの目的と意義(目的・重要性・技術的/社会的意義等)

(a) 目的 安定して長期間発電可能な原子力電池(Radioisotope Thermoelectric Generator, 以下 RTG)と、電力を消費せず長期間稼働する α 粒子推進エンジンを組み合わせた探査機の概念設計を行い、その成立性を検討することを目的とする。本提案では、太陽系外縁の観測を想定して、必要な電装機器を搭載し、約40年でボイジャー1号を追い越すほどの高速航行可能な探査機の概要技術を提案する。
(b) 重要性・技術的、社会的意義等 【重要性と技術的・科学的意義】 これまで我が国では小惑星帯以遠の探査ミッション実施例が無い。その理由の一つとして、太陽光パネルを電力源として使用していることが挙げられる。米、ロシアや欧州の宇宙先進国では、かつてより放射性同位元素を用いたRTGを実用化しており、我が国が宇宙探査の範囲を拡大する上で、太陽光に依存しない電源の確保は最重要課題の一つである。 加えて宇宙探査範囲の拡大には、長期間にわたって推力を発生するエンジンの開発が必要である。ここで我々が検討したのは、重核の崩壊により放射される α 粒子の反作用を利用した α 粒子推進エンジンである。このエンジンは、薄膜状の α 放出核種を塗布した広い面積を持つ「帆」であり、機械的可動部がなく単純な構造をしている。 この様に、原子核工学の技術を宇宙分野へ応用することにより、高速度での長距離飛行を可能とし、地球から最も離れた人工物であるボイジャー1号すら到達していない人類未到の深宇宙探査を、有意な時間範囲でできる様になると考えられる。具体的には、これまでは接近観測する手段のなかったエッジワース・カイパーベルトやオールトの雲、ヘリオスフィアやヘリオポーズの観測、さらには太陽系塵雲外からの宇宙最初期銀河の発する赤外光の観測等の途が開け、天文学発展への寄与が期待される。 【社会的意義】 現時点で地球から最も遠方へ到達した人工物は、1977年に打ち上げられた米NASAのボイジャー1号であり、地球から約230億km離れた位置を約17 km/secの速度で進んでいる。ボイジャーは外惑星の観測で多くの画期的な成果を挙げた他、地球外知的生命体や未来の人類が解読することを期待したレコード盤(Voyager Golden Record)も搭載している。 44年以上遅れて地球を出発した日本製の探査機が、40年程度でこのボイジャーを追い越し、太陽系外縁の観測を行うことや、太陽系外の知的生命体や未来世代へメッセージを運ぶことを想像すると、誰しも心が躍るに違いないのではないだろうか。本提案は、日本人の科学への興味を喚起することや、将来の宇宙開発に向けた多くの優秀な人材育成への効果が期待できると考えられる。

4. ミッションの具体的な内容

(a) ミッション要求

本探査機は、「人類未到の深宇宙（太陽系外縁）探査に必要な観測機器の搭載を前提とし、地球から最も離れた人工物であるボイジャー1号を40年以内に追い越すこと」をミッション目標とした。

これは、RTG&粒子推進エンジンで達成される機能や高速度性能を表現する分かりやすい比喩として「ボイジャー打ち上げ後の経過年数程度でボイジャーを追い越す」としたものである。本機的设计要件として以下3点設定した。

- 探査機の全重量は、筐体、電源、推進機構、電装機器を含め50 kg以下であること
- 電源部は、外部環境の影響を受けず40年間安定的に1 Weの電力を安定供給できること
- 主推進エンジンは、電源を必要とせず、40年間に亘り必要な推力を得られる機構であること

(a) システム

探査機に搭載される電装機器（アンテナ、スタートラッカー、カメラ、姿勢制御系、帆展開用モーター）に関して消費電力を調査した。これらを積み上げた総消費電力は約43Wとなった。概念設計したRTGの発電量は1~2Wであるが、これらの機器は常時機器を稼働させるのではないため、555 Whと容量の大きいバッテリーを搭載し、常に充電を行いながら航行し、必要な際に必要なだけ利用すると想定した。もっとも消費電力が大きいと予測されるのはアンテナによるアップリンクであるが、大容量バッテリーを用いることで、1時間を超える通信を続けることが可能な見通しである。

探査機の重量について、必要な電装機器やRTG、粒子推進帆などの重量を積み上げ、やや余裕を持たせ約50kgと評価した。本探査機は粒子推進帆が特に重く27kgと半分以上を占めており、次いで質量の大きいものはアンテナであるが、近年打ち上げられた「イザナミ」に搭載された超小型・軽量のモリブデンメッシュを用いた折り畳み式パラボラアンテナの検討など、最新の技術を取り入れ軽量化を目指した。

RTGを設計するにあたり、熱源として用いる放射性同位体として、Pu-238（半減期87.7年）及びAc-227（半減期21.8年）の2核種を検討した。これらは、いずれも自然界に存在しない核種のため、Pu-238は軽水炉使用済燃料中に存在するNp-237から、Ac-227は自然界に少量存在するRa-226から、それぞれ人工的に生成する必要がある。軽水炉での1~2年間の中性子照射による核変換で生成可能な見通しである。RTGの遮蔽解析の結果、後者のAc-227は地上作業員の被ばく線量低減のために比較的厚いPb遮蔽体を必要とし重量が過大となることが判明したため、Pu-238熱源を用いたRTGについてのみ概念設計を行った(図1)。

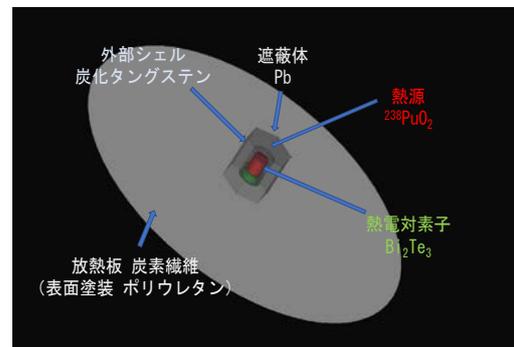


図1 Pu-238を熱源とする1W出力超小型RTG

α 粒子推進エンジンの原理を図2に示す。崩壊に伴い放出される α 核の速度は光速の5%程度であり、これは化学ロケットの推進剤速度の約3,000倍、プラズマエンジンの約300倍と大きい。 α 粒子一つの質量は軽いですが、放出される α 粒子数が多くなることにより、その反作用を推力として探査機を加速する。

粒子推進エンジン(帆)の概念設計では、まず推力線源として用いる α 崩壊核種の選定を行った。半減期21.8年のAc-227は、1回の β 崩壊後、より短い半減期にて5回の α 崩壊を行いPb-207で安定化する。その全ての α 粒子のエネルギーを推進力に活用できるとは限らないが、連続 α 崩壊は本目的に好ましい特性であるため、本エンジンの線源としてAc-227を選定した。

エンジンの推力評価では、まず①母材帆の厚さと②それに塗布する推進材Ac-227膜厚を検討した。Ac-227から放出される α 粒子、そしてその反跳粒子は等方的に放出されるため、母材である帆を貫通し探査機の進行方向へ放出されてしまうと、推進力を打ち消し合うことになる。よってこれを防ぐためには母材帆の厚みを粒子の飛程以上に厚くする必要があるが、一方で厚すぎると母材重量が大きくなり、探査機の加速に不利となる。我々は粒子・重イオン挙動解析コードPHITSを用いて、ポリイミド母材帆の適切な厚さを50 μ mと設定した。

推進材である Ac-227 は、その量が多いほどより多くの α 粒子を放出するが、Ac-227 膜が厚すぎると Ac-227 自身が深い位置から放出される α 粒子が宇宙空間へ放出するのを阻止することになるため、適切な薄さとする必要がある。そもそも Ac-227 は人工的に原子炉等で生成調達する必要のある極めて希少な物質であるため、その必要量を制限する上でも、Ac-227 の膜厚は適切に設定する必要がある。PHITS コードでの解析により、進行方向後方への α 粒子放出数 (/sec) とその平均エネルギーを評価し、効率的に推力を得るための Ac-227 薄膜厚を $10\mu\text{m}$ と設定した。

粒子推進エンジンの推力については、上記の推進帆仕様の下、粒子放出前後の探査機質量(初期値 50kg) と放出された粒子の質量、そしてその際の放出粒子と探査機の速度から、運動量保存則を用いて探査機の加速度を算出した。総推力は Ac-227 推進帆の面積に比例するが、帆を大きくすると総重量も増加するため、イタレーション計算により推進帆面積を一辺が約 43.5m の正方形と定めた。その結果、本粒子推進エンジンの推力は約 0.8mN となった。大きな面積を持つこの推進帆は、JAXA が 2010 年に技術実証した小型ソーラー電力セイル実証機 IKAROS と同じく、太陽光圧による推進力も期待できるが、本探査機の想定する航路は太陽に対して垂直になる期間が長い点や、航行に伴う光圧の減衰が早く粒子エンジンと比較して効果が軽微なことから、太陽光圧は考慮しないものとして概念設計を行った。

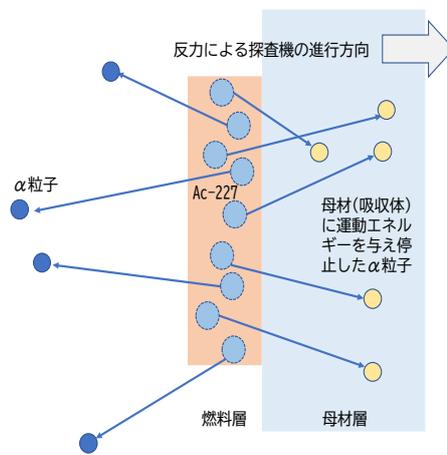


図2 α 粒子推進エンジンの概念図

(b) 具体的な実現方法、もしくは実現のために必要な課題・開発すべき項目

薄膜母材に採用したポリイミド樹脂に Ac-227 を塗布した場合、高い吸収線量を受けたポリイミド樹脂の性質は未解明ながらも、放射線による劣化により帆の強度や形状が維持できないことが懸念される。今後、耐放射線性に優れた軽量薄膜材の検討・開発が必要である。

放射性同位体の宇宙での利用に関して十分な法整備がされていない。国際連合総会での「宇宙空間における原子力電源の使用に関する原則」など、国内の法整備を進めていく必要がある。また Pu の利用に関して批判の声が上がる可能性はある。安全性を高めるとともに、国民の理解を得た上で打ち上げる必要がある。

5. 主張したい独創性や社会的効果

(a) 主張したい本ミッションの独創性

提案した探査機の特徴は、長期の安定した電気エネルギー供給源として、日本として経験の無い放射性同位元素を熱源とする「RTG」を利用していることに加え、重核の崩壊により放出される α 粒子の推進力を利用する、単純かつ長期間加速し続ける「粒子推進エンジン」を搭載していることである。

Pu-238 を熱源とする RTG は全重量 2.6kg で 40 年間 1W 以上の電力を供給する。Ac-227 を推進線源とする粒子エンジンの推力は、その放射能の減衰(半減期約 22 年)に伴い減少していくが、木星、土星に続く天王星でのスイングバイ以降は、太陽から遠く離れることにより弱まった太陽重力に粒子エンジンの推力が打ち勝つようになる。その後本探査機の航行速度は減速から加速に転じ、打ち上げから約 41 年後、39km/sec の速度でボイジャー1号を追い越し、地球から最遠に到達する人工物となる。

(b) 得られる成果・波及効果・対象となる受取り手

人類未到の深宇宙(太陽系外縁)探査を可能とする枢要技術候補として、原子核工学技術に応用した RTG と粒子推進エンジンの成立性が示される。

日本製の探査機が、40 年程度でボイジャーを追い越し、太陽系外縁の観測を行い、太陽系外へ人類のメッセージを運ぶ本計画は、日本人の科学への興味を喚起し、将来の宇宙開発やあらゆる科学・工学に携わる人材を育むきっかけになると期待される。



図3 約 41 年後、秒速約 39km でボイジャーを追い越す本探査機の想像図

以上

第 29 回衛星設計コンテスト アイデアの部 解析書

タイトル	粒子推進&RTG で挑む追い越せボイジャー計画
学校名	東京都市大学
メンバー名	長谷川 京吾, 松前 信伍, 櫻井 祐希, 根本 雄作, 矢口 陽樹, 橋本 ゆうき, 三枝 翻, 高木 直行

1. 序論

1.1 背景と目的

宇宙での有機物や水の有無、天体の起源の解明等を目的に、世界各国が深宇宙探査を進めている。現時点で地球から最も遠方へ到達した探査機は 1977 年に打ち上げられた米 NASA のボイジャー1号であり、地球から約 230 億 km 離れた位置を約 17 km/sec の速度で進みながら^[1]、44 年を経過した今も地球との通信を維持している。

我が国の宇宙探査としては、小惑星探査機「はやぶさ 2」が地球近傍小惑星リュウグウへ着陸し、昨年末にサンプルリターンに成功したことは記憶に新しい。しかし日本では現在のところ小惑星帯より遠方を探査するようなミッションは実施されていない^{[2][3]}。その理由の1つとして、電力供給の問題が挙げられる。現在の日本の探査機は太陽光発電により電力を確保しているが、太陽光は距離の逆二乗に比例し減少するため、現方式のみでは探査範囲拡大の制約となる。

そこで我々は、太陽光強度が地球軌道の 1/10 以下となる木星以遠でも安定して観測・通信用機器への電力供給が可能な原子力電池 (RTG: Radioisotope Thermoelectric Generator) を検討した。超小型軽量かつ長寿命の RTG 活用により、我が国の宇宙探査の範囲を拡大できると考える。

加えて本提案では、従来の推進システムと異なり、電力を消費することなく長期間にわたって推力を得ることができる α 粒子推進エンジンの活用を検討した。重核の崩壊により放射される α 粒子の反作用を利用した推進法である。この α 粒子推進エンジンは、薄膜状の α 放出核種を塗布した広い面積を持つ「帆」を有するため、JAXA が 2010 年に技術実証した小型ソーラー電力セイル実証機 IKAROS と同じく、太陽光圧による推進力も期待できるが、本探査機の想定する航路は太陽に対して垂直になる期間が長い点や、航行に伴う光圧の減衰が早く粒子エンジンと比較して効果が軽微なことから、太陽光圧は考慮しないものとして概念設計を行った。マイクロ波放電式イオンエ

ンジン等、従来のエンジンと異なり、磁石、導波管、放電室等の機器や重い推進剤が不要であり、機械可動部も持たないため、軽量化・機器の簡素化が可能と考えられる。

RTGと粒子推進エンジン(帆)による長期電力供給と高速航行により、有意な時間での接近が困難であったエッジワース・カイパーベルトやオールトの雲、ヘリオスフィアやヘリオポーズの観測、さらには太陽系塵雲外からの宇宙最初期銀河の発する赤外光観測等も可能になると期待できる。

1.2 ミッション要求

本探査機は、「人類未到の深宇宙探査に必要な観測機器の搭載を前提とし、地球から最も離れた人工物であるボイジャー1号を 40 年以内に追い越すこと」をミッション目標とした。これは、粒子推進で達成される高速度性能を表現する分かりやすい比喩として「ボイジャー打ち上げ後の経過年数程度でボイジャーを追い越す」としたものである。本機的设计要件を以下 3 点設定した。

- 探査機の全重量は、筐体、電源、推進機構、電装機器を含め 50 kg 以下であること
- 電源部は、外部環境の影響を受けず 40 年間安定的に 1 We の電力を安定供給できること
- 主推進エンジンは、電源を必要とせず、40 年間に亘り必要な推力を得られる機構であること

2. 宇宙における原子力利用

2.1 宇宙での原子力規制法

前述の通り、国内では宇宙探査に原子力電源が使用されたことがなく、また国内法の整備も進んでいない見受けられる。そこで第 47 会期国際連合総会で決議された第 47/68 号(宇宙空間における原子力電源の使用に関する原則)^[4]に基づき、原子力電源使用の是非を考える。

本原則では原子力電源の使用は、「原子力電源以外によっては合理的に行うことができない宇宙ミッショ

ンに制限される”とある。本探査機の目的である人類未踏の深宇宙探査は、原子力電源以外の使用では達成できないため、本探査機への原子力電源の搭載は肯定されると考える。

2.2 社会受容性への配慮

本探査機では、次章の通り、RTG の発熱源として Pu-238 を、粒子推進エンジンの線源として Ac-227 を搭載するが、日本の世論においては、Pu のみならず放射性物質の宇宙への利用に社会の不安や反発が予測される。

よって、RTG については事故時にも Pu が環境に放出されないよう、躯体と強度の高いサーメット保護材で線源を覆う設計とした。推進エンジンには核分裂性物質や原子炉を用いず、自然崩壊のみによる静的な粒子推進エンジンとし、線源の Ac を表面に塗布した推進帆は、宇宙空間到達までは折りたたみ状態として、RTG と同様な防護材で覆う設計を想定した。この保護材は推進帆展開後に切り離され、探査機本体は軽量に保たれる。

3. 原子力電池(RTG)

3.1 放射性同位体の選定と生成法

3.1.1 RTG に使用する放射性同位体

放射性同位体を熱源として使用する際、重要な性能指標は主に比出力(W/g)と半減期(年)であり、これらは概ねトレードオフの関係にある。ここで、人工核種 Pu-238 は比出力 0.568 W/g、半減期 87.7 年(必要量 71.3 g、化学形態 PuO₂)であり、設計要件を満たす優れた熱源となりうる。本 RTG はこの核種を用いて設計を行った。

また Pu の使用を世論が許さない場合を考慮し、Ac-227(比出力 14.56 W/g、半減期 21.8 年、必要量 7.1 g、化学形態 Ac₂O₃)を RTG の熱源とする第二案についても検討した。

3.1.2 放射性同位体の製造方法

選定した Pu-238、Ac-227 は共に自然界に存在しない核種であるため、各々の原料物質である Np-237、Ra-226 からの核変換による生成を検討した。加圧水型軽水炉(PWR)での中性子照射を想定し、燃焼解析コードに ORIGEN2^[5]、核データに ORLIBJ40^[6]を用いて解析した。照射時間に伴う核変換割合を図 3.1 に示す。原料物質である Np-237 が約 150 g、Ra-

226 が約 70 g あれば、RTG に必要な Pu-238、Ac-227 を 1~2 年の照射で確保できる見通しを得た。また α 粒子エンジン向けの約 1.9 kg の Ac-227 生成には、約 19 kg の Ra-226 が必要となる見通しである。

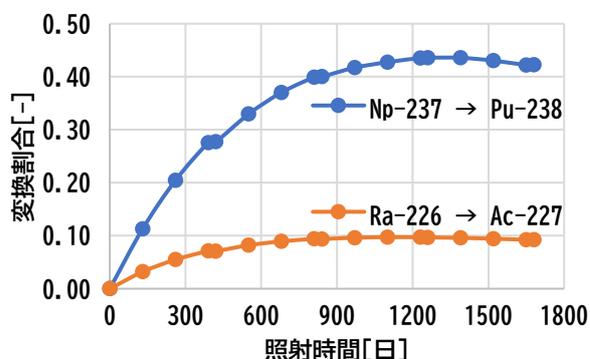


図 3.1 軽水炉での RTG 熱源/推進線源の生成

3.2 作業員の安全確保

探査機の組み立てでは放射性物質を取扱うため、作業員には被曝のリスクが生じる。このリスクをできる限り低減した設計とするため、粒子・重イオン挙動解析コード PHITS (Particle and Heavy Ion Transport code System) ver3.23^[7]を用いた線量解析を行った。最も保守的な評価とするため、一人の作業員が 365 日・24 時間、遮蔽板外側表面で作業を行うと仮定し、被曝量が職業被曝の上限である 20 mSv/year(2.28×10⁻⁶ Sv/hour)以下とするのに必要な遮蔽体厚さを評価した。図 3.2 および図 3.3 に解析結果を示す。

結果として Pu-238 熱源の鉛遮蔽板必要厚さは 0.2 mm、Ac-227 熱源では 1.7 cm となることが分かった。Ac-227 で遮蔽厚が大きいのは子孫核種から放出される γ 線が強いためである。

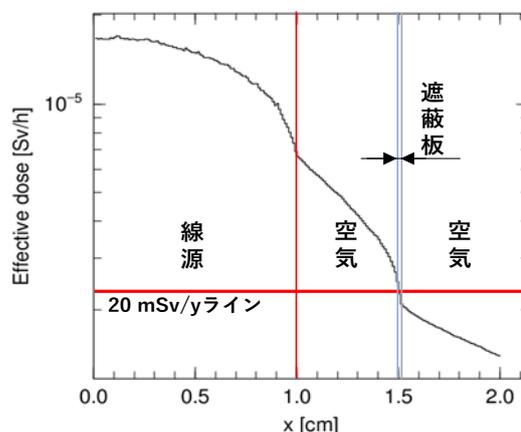


図 3.2 鉛遮蔽体を持つ Pu-238 熱源の線量率

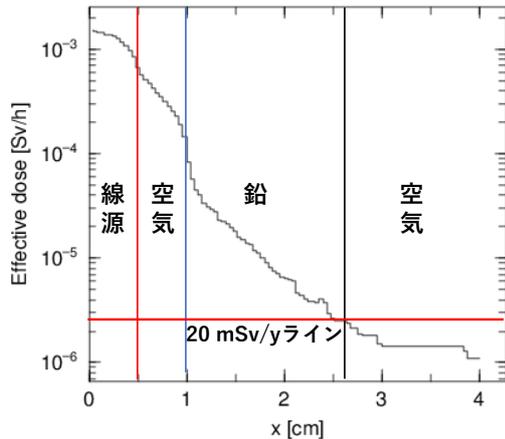


図 3.3 鉛遮蔽体を持つ Ac-227 熱源の線量率

3.3 事故対策

原子力電池は、打ち上げ失敗時にも放射性物質を環境へ放出させないための構造が必要である。このような事故対策として、米国で実績が豊富な GPHS-RTG (General Purpose Heat Source-RTG) [81] に倣い、燃料全体を炭化タングステン(WC)で覆う構造を採用した(図 3.4)。炭化タングstenは、強固な分子構造を形成するため、墜落の衝撃や大気圏突入時の熱に対して強い耐性を持つ。炭化タングstenの寸法は、GPHS-RTG の”燃料ペレット直径”と”外部シェル厚み”の相似比から設定した。

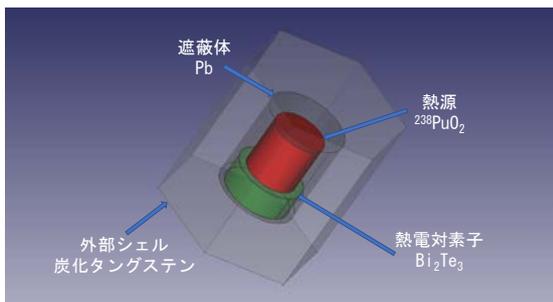


図 3.4 α線源を保護する外部シェル構造

3.4 RTG の熱収支と発電量の評価

放射性核種を熱源とする原子力電池は、熱電対を用いて熱電変換を行う。異なる 2 種の金属を接合した接点ともう一方の開放端の間に温度差があると起電力が発生する原理(ゼーベック効果)を応用したものである。RTG では熱電対の高温側を α 線源(熱源)温度、低温側を放熱板温度とすることで温度差を得る。本節では、発電効率 5% を達成のために、熱電対

素子、放熱板等の仕様調整により熱収支の最適化を行った。ここで先の遮蔽計算から、Ac-227 熱源の場合、鉛遮蔽板必要厚さは 1.7 cm であり遮蔽体のみで 1 kg を超える。これは軽量型電池としては適さないと判断し、以降では Pu-238 熱源のみを対象と行うこととした。RTG 熱収支モデルを図 3.5 に、各熱量の関係式、熱電対の変換効率の定義式 [9][10]を以下に示す。

$$Q_c = Q_b + Q_{tc} = Q_b + Q_r + Q_e \quad (1)$$

$$\eta = \frac{T_{hot}}{T_{cold}} \frac{\sqrt{1 - ZT} - 1}{\sqrt{1 + ZT} + \frac{T_{hot}}{T_{cold}}} \quad (2)$$

(1)式は、熱源の出力 Q_c が、RTG 表面から宇宙空間への輻射放熱 Q_b および熱電対への入力熱 Q_{tc} の和に等しいことを表している。また(2)式より、 η の向上には熱電対の温度差と ZT (無次元性能指数)を大きくする必要があるので、放熱板面積拡大で T_{cold} の低温化を図った。さらに (1)式、(2)式を満たすように、熱電対素子、放熱板の材料および寸法を最適化することで、変換効率 $\eta=5\%$ 、40 年後の電気出力 $Q_e=1 \text{ We}$ を達成した。図 3.6 に熱電対両端温度と変換効率 η の関係を示した。本 RTG の電気出力は、Pu-238 崩壊熱の減衰のみならず、熱電対両端温度の変化に伴う変換効率 η の低下により、図 3.7 の様な曲線で低下していく。

RTG の概略図を図 6.1 に示す。結果として、約 70 g の Pu-238 を熱源とする RTG 電源により、40 年間、1 We 以上の電力供給が可能であり、放熱板を含むその総重量は約 2.6 kg となった。

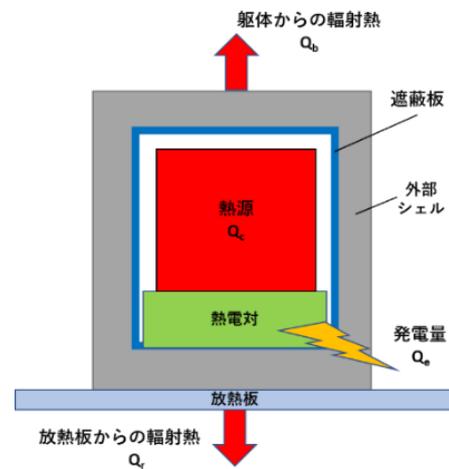


図 3.5 Pu-238 熱源 RTG の熱収支モデル

表 3.1 Pu-238 熱源原子力電池の仕様

構成パーツ	材料	質量[g]
熱源	$^{238}\text{PuO}_2$	71.3
遮蔽体	Pb	9.20
外部シエル	炭化タングステン	2340
熱電対素子	Bi_2Te_3	53.4
放熱板	炭素繊維 (表面塗装ポリウレタン)	117
RTG 総重量	—	2,590

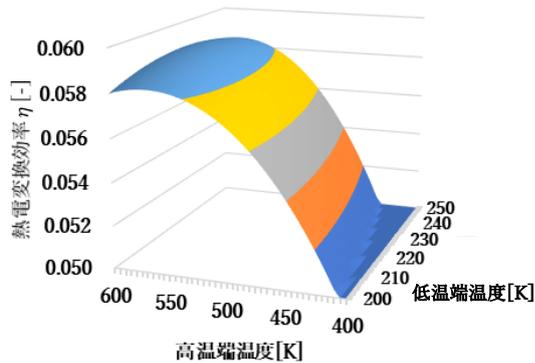


図 3.6 熱電対両端温度と変換効率 η の関係

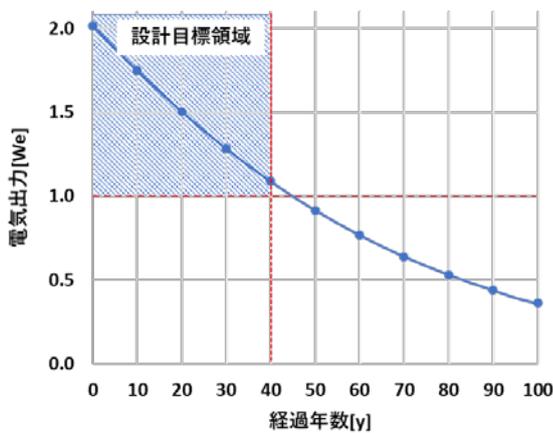


図 3.7 Pu-238 熱源 RTG の電気出力経年変化

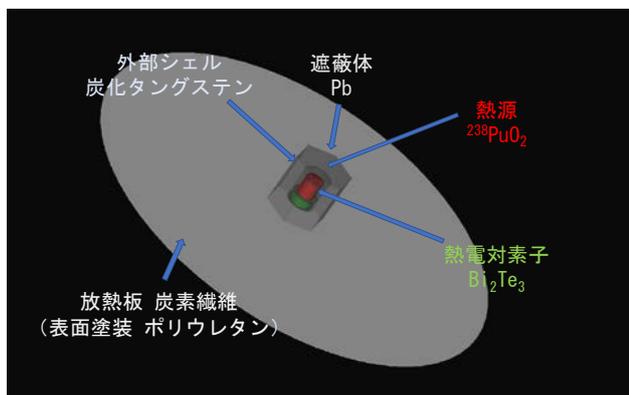


図 3.8 1 We を 40 年間出力する超小型軽量 RTG

4. 探査機の構成機器

4.1 電装機器の種類と概要

電装機器については詳細な設計を行わず、必要な機材の消費電力と重量の概略評価に留めた。今回検討したのは、スタートラッカーとカメラ、通信機器、帆展開のためのモータと姿勢制御系の 5 系統についてである。

【スタートラッカー】探査機の位置、方向確認を行うスタートラッカーには JAXA の革新的衛星技術実証 2 号機に搭載された実績のある Amanogi star compass を想定した。消費電力は 1 W 以下であり^[11]、重量は不明なため(1 辺 2.5 cm の立方体サイズに水の密度を乗じて)過大側に仮定した。

【カメラ】2019 年に打ち上げられた日本大学の NEXUS 用に独自開発された N-CAM を想定した。カメラシステムの動作電圧は 5.0 ± 0.2 V、電流は 600 mA と十分に省電力なカメラモジュールである^[12]。カメラ重量は不明であったため、スタートラッカーと同等と仮定した。

【通信機】本探査機は太陽系外縁の観測を目的としているため、ボイジャーと同等かそれ以上の性能を持つ通信機が求められる。ボイジャー 1 号に搭載された通信機の x-band での送信出力は 12~18 W であり^[13]、直径が 3.7m あるパラボラアンテナにより電波を増幅しているが、本探査機ではより小型・軽量とするため、QPS 研究所の開発した衛星「イザナギ」^[14]と同等のパラボラ型アンテナ(直径 3.6 m、素材にモリブデンメッシュを用い重量は 10 kg と軽量、かつ折り畳み可能)を想定した。なお、消費電力が不明なため、ボイジャーと同等(12~18 W)とした。

【モータ】 α 粒子推進帆は JAXA の IKAROS のように、打ち上げ時に収納している帆を宇宙空間で展開する作業が必要である。展開には IKAROS と同様、モータを用い、遠心力を利用する方法を想定した。多摩川精機株式会社の定格電圧 3V、定格電流 3.0 A、重量 1 kg のステッピングモータ^[15]の搭載を想定した。

【姿勢制御系】探査機の姿勢制御はリアクションホイールにて行う。Sinclair Interplanetary 社の RW4-1.0 は消費電力が 1.4 W、重量 1.38 kg 以下と省電力かつ軽量である^[16]。

【バッテリー】GS ユアサテクノロジーの高性能宇宙用リチウムイオン電池を検討している。定格容量が 150 Ah、平均放電電圧が 3.7 V で、重量も 3.3 kg と軽量である^[17]。

4.2 消費電力と探査機重量

上に挙げた電装機器の重量と搭載する RTG、粒子推進帆の重量と、各電装機器の消費電力の概算値を表 4.1 に示す。なお、消費電力の値が範囲を持って設定されている場合は、その最大値を用いて計算を行った。

ほとんどの機器の消費電力は本探査機に搭載する RTG の発電量よりも大きい。これらの機器は常に利用するものではなく、必要な際に必要なだけ動かす事が前提とされるため、電気容量 555 Wh のバッテリーを用いて電力を賄うことを想定している。この容量は最も長時間利用するであろう通信アンテナを用いて 1 時間アップリンクを行ったとしても十分と考えられる。帆の強度や機器詳細は未考慮ながら、総重量 < 50kg となった。

表 4.1 各機器の重量と消費電力の概算値

	重量 (kg)	消費電力 (W)
RTG	2.59	-
粒子推進エンジン	27.4	-
アンテナ※2	10.0	18
バッテリー	3.30	-
スタートラッカー	0.015	1
カメラ	0.015	3
姿勢制御系	1.38	1.4
モータ	0.180	20
合計	44.9	43.4

5. α 粒子推進エンジン

5.1 推進原理

α 粒子推進法については、半世紀以上前から原理やその応用についていくつかの研究例がある [18]。崩壊に伴い放出される α 核の速度は光速の 5% 程度であり、これは化学ロケットの推進剤速度の約 3,000 倍、プラズマエンジンの約 300 倍と大きい。 α 粒子一つの質量は軽い。放出される α 粒子数が多いことにより、その反作用を推力として探査機を加速するエンジンとなる(図 5.1)。

5.2 α 核種の選定と推進力の評価

探査期間に適した長さの半減期を有する重核種の一つである Ac-227(半減期 21.8 年)は、1 回の β 崩壊後、より短い半減期にて 5 回の α 崩壊を行い Pb-207 で安定化する。その全ての α 粒子のエネルギー

を推進力に活用できるとは限らないが、連続 α 崩壊は本目的に好ましい特性であるため、本エンジンの線源として Ac-227 を選定した。

粒子推進エンジンの基礎解析として、PHITS コード [7] を用い、Ac-227 薄膜をポリイミド樹脂薄膜母材に塗布した際の α 粒子挙動を調べた。一辺 1 cm、10 μ m 厚の Ac-227 膜を一辺 2 cm、50 μ m 厚の母材に塗布した場合、図 5.2 の通り母材を貫通して進行方向へ放出される(推進を阻害する) α 粒子数は、後方放出 α 粒子数の 1/100 以下に抑制できる結果を得た。

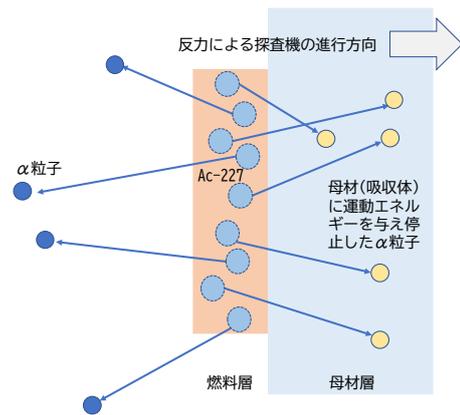


図 5.1 α 粒子推進エンジンの概念図

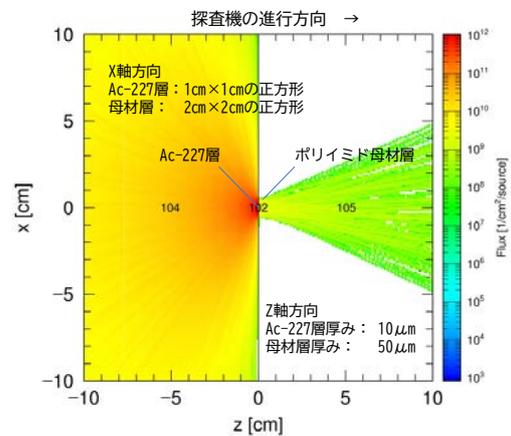


図 5.2 Ac-227 線源からの α 粒子フラックス

続いて以下の手順により、粒子推進エンジンの推力や探査機の数値/航行距離の評価を行った。

1. Ac-227 膜厚の設定: 後方への α 粒子放出数 (atoms/sec) とその平均エネルギーを評価し、効率的に推力を得るための Ac-227 薄厚を決定 [この際、Ac-227 の 5 回の α 崩壊や α 粒子を放出した反跳粒子(重核)の後方放出も考慮]

2. 粒子エンジンの推進力評価: 粒子放出前後の探査機と放出粒子の質量、およびそれぞれの速度から、運動量保存則を用いて探査機の加速度を算出。Ac-227 推進帆の必要面積/重量を求め、加速度を再計算し、総推進力を決定
3. 探査機の数、航行距離評価: 探査機は地球の公転進行方向へ打ち出すこととし、初速を設定(39.9 km/sec)。その後、太陽重力による減速、ボイジャー2号と同じ軌道での4回のスイングバイによる加速、粒子エンジンによる加速を考慮し、速度と航行距離を算出

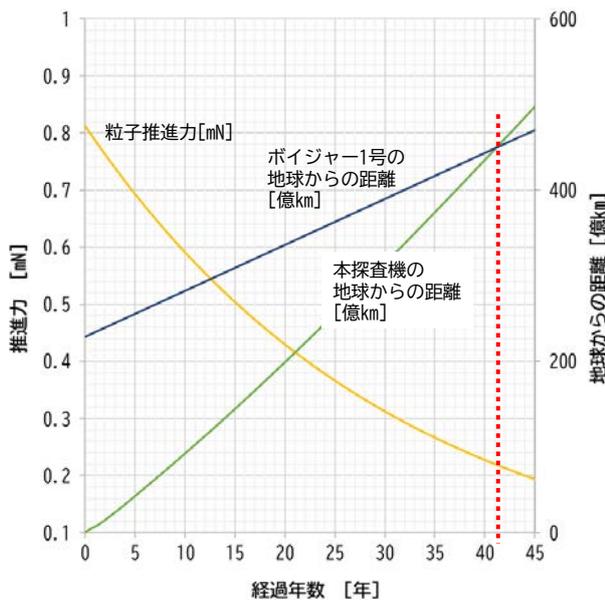


図 5.3 探査機の推進力変化と航行距離

上記手順 2 の計算より、必要な推進帆のサイズは一辺が約 43.5m の正方形となった。この母材帆に 10 μm 厚の Ac-227 薄膜を塗布した場合、Ac-227 総量は 1.9 kg、この粒子推進エンジンの初期推力は 0.81 mN と算出された。

この推力は Ac-227 減衰(半減期約 22 年)に伴い減少するが(図 5.3)、絶え間なく本探査機を加速し続けるため、木星、土星に継ぐ、三回目の海王星でのスイングバイの後、本機の数はその位置での太陽系脱出速度の約 3 倍の 30 km/sec に達する。その後は、太陽重力より粒子エンジンの推力が上回るようになり、本機の数度は加速へ転じ、本機が健全性を保っている限りは永遠に速度を上げ続けることとなる。

評価の結果、本探査機は約 41 年の航行でボイジャー1号を追い越し、地球から最遠の人工物となる可能性がある。

5.3 放射線によるポリイミド樹脂の劣化

本探査機の運用期間は半世紀かそれ以上を想定しているため、推進帆の母材であるポリイミド樹脂は長期間にわたって放射線にさらされる。本節では、運用期間中のポリイミド樹脂の材料健全性を評価するため、崩壊熱による熱的影響と、放射線による劣化の影響について確認した。

まず、崩壊熱によるポリイミド樹脂への影響である。Ac-227 及びその子孫核種からの崩壊熱によって薄膜母材の表面温度は上昇するため、これがポリイミド樹脂の耐熱温度 573K を超えてはならない^[19]。ここで、崩壊熱による母材帆の発熱量 Q_p を(3)式、母材帆からの放射による放熱量 Q_s を(4)式により算出した。

$$Q_p = amQ \dots (3)$$

$$Q_s = A\varepsilon\sigma T_s^4 \dots (4)$$

Q_p : 母材帆単位面積あたりの発熱量[W/cm²]

a : 後方放出割合[-]

m : 母材帆単位面積あたりの Ac-227 の質量[g/cm²]

Q : Ac-227 の崩壊熱による最大発熱量[W/g]

Q_s : 母材帆単位面積当たりの放射放熱[W/m²]

A : 母材帆の面積[m²]

ε : ポリイミド樹脂の放射率[-]

σ : シュテファンボルツマン定数[W/m²/K⁴]

T_s : 母材帆表面温度 [K]

崩壊熱による母材帆の発熱を宇宙空間へ放射で排熱するとき、すなわち、 $Q_p = Q_s$ になるときの母材表面温度は 122 K となり、耐熱温度を下回ることを確認した。

次に、ポリイミド樹脂の放射線による劣化の影響を評価した。ポリイミド樹脂の引張伸度が 25% 以下になるまでの吸収線量は 4.00×10⁷Gy である^[20]。母材帆単位面積あたりの発熱量 Q_p より、1.9kg の Ac-227 がポリイミド樹脂に与える吸収線量を算出したところ、運用期間 41 年間で 9.41×10¹²Gy となった。このような高い吸収線量を受けたポリイミド樹脂の性質は未解明ながらも、IKAROS と同じ樹脂系素材では、放射線による劣化により、帆の強度や形状が維持できないことが懸念される。今後、耐放射線性に優れた軽量薄膜材の検討が必要である。

6. まとめ

本提案では、高速航行により 40 年程度でボイジャー1号を追い越し、人類未到の深宇宙(太陽系外縁

探査を行うための探査機主要技術として、太陽光の届かない新宇宙でも電装機器への電力供給が可能な小型軽量原子力電池(RTG)、および重い推進剤や電力を必要とせず長期間稼働する α 粒子推進エンジンの概念設計を行った。

結果として、約 70 g の Pu-238 を熱源とする RTG は 40 年間 1 We 以上の電力供給が可能であり、放熱板を含むその総重量は約 2.6 kg となった。

また一辺約 43.5 m の正方形の帆に 10 μ m 厚の ²²⁷Ac 線源薄膜(約 1.9kg)を塗布した粒子推進エンジンは、発射直後で約 0.8 mN の推力を発生し、総重量 50 kg の探査機を加速する。本エンジンの推力は、Ac-227 放射能の減衰(半減期約 22 年)に伴い減少していくが、木星、土星に継ぐ天王星でのスイングバイ以降は、太陽から遠く離れることにより弱まった太陽重力に粒子エンジンの推力が打ち勝つ様になり、本探査機の航行速度は減速から加速に転じ、ボイジャー1号へと接近していく(図 6.1)。

2021 年末時点、打ち上げから 44 年を経たボイジャー1号は、太陽重力によりその速度を僅かに減じつつ、地球から 230 億 km の距離を航行している。一方、初速約 40km/sec で地球を離れた本探査機は、粒子エンジンの推力によってこの距離を約 23 年で航行し、ボイジャーから 44 年遅れた打ち上げながら、約 41 年の航行期間でボイジャー1号を追い越し、地球から最遠に到達する人工物となる可能性がある。

なお、RTG や粒子推進エンジンに用いる α 線源の Pu-238 と Ac-227 は、いずれも自然界に存在しない核種のため、それぞれ Np-237(軽水炉使用済燃料中に存在)と Ra-226(自然界に存在)への中性子照射による核変換により人工的に生成する必要がある。

原子核工学技術を応用した超小型原子力電池と粒子推進エンジンの組み合わせは、深宇宙探査を実現する有効な技術となる可能性がある。

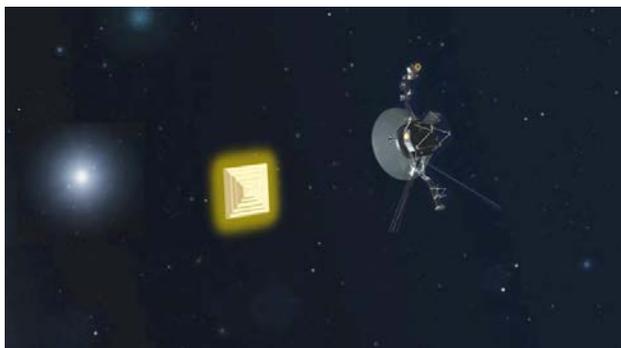


図 6.1 約 41 年後、秒速約 39km でボイジャーを追い越す本探査機の想像図

参考文献

- [1] NASA Voyager Mission Status <https://voyager.jpl.nasa.gov/mission/status/> (参照日 2021/07)
- [2] JAXA JAXA の惑星探査 https://www.jaxa.jp/countdown/f17/special/exploration_j.html (参照日 2021/07)
- [3] JAXA 過去のプロジェクト 人工衛星・探査機 https://www.jaxa.jp/projects/past_project/sat_j.html (参照日 2021/07)
- [4] JAXA 第 47 会期国際連合総会決議第 47/68 号 https://www.jaxa.jp/library/space_law/chapter_4/4-2-1-1_j.html (参照日 2021/07)
- [5] A.G. Croff, "ORIGEN2: A Versatile Computer Code for Calculating the Nuclide Compositions and Characteristics of Nuclear Materials", Nucl. Technol. 62, p.335 (1983).
- [6] 奥村啓介、杉野和輝 小嶋健介、神智之*、岡本力、片倉純一: "JENDL-4.0 に基づく ORIGEN2 用断面積ライブラリセット:ORLIBJ40", JAEA-Data/Code (2011).
- [7] Tatsuhiko Sato, Yosuke Iwamoto, Shintaro Hashimoto, Tatsuhiko Ogawa, Takuya Furuta, Shin-ichiro Abe, Takeshi Kai, Pi-En Tsai, Norihiro Matsuda, Hiroshi Iwase, Nobuhiro Shigyo, Lembit Sihver and Koji Niita: "Features of Particle and Heavy Ion Transport code System (PHITS) version 3.02," J. Nucl. Sci. Technol. 55(5-6), 684-690 (2018)
- [8] R.C. O'Brien,*, R.M. Ambrosi a, N.P. Bannister, S.D. Howe, H.V. Atkinson『Safe radioisotope thermoelectric generators and heat sources for space applications』Journal of Nuclear Materials 377 (2008) 506-521
- [9] 西田勲夫『熱電半導体によるエネルギー変換の原理と応用』電学誌 121 巻 10 号 2001 年
- [10] 黒崎 健、大石 佑治、傘田 浩明、山中 伸介、大阪大学 大学院工学研究科『高性能熱電材料として期待されるハーフホイスラー化合物』(2016)
- [11] 「JAXA 研究開発部門・革新的衛星技術実証プログラム・2 号機プロジェクト・人に聞く〜インタビュー〜・株式会社天の技 ASC」, https://www.kenkai.jaxa.jp/kakushin/interview/02/interview02_05.html (参照日 2021/09)
- [12] 日本大学 NEXUS 開発プロジェクトチーム・アマチュア通信技術実証「NEXUS」仕様書, https://stage.tksc.jaxa.jp/taurus/students/nexus/download/NEXUS_specification.pdf(参照日 2021/09)
- [13] NASA・Voyager Telecommunication, https://descanso.jpl.nasa.gov/DPSummary/Descanso4--Voyager_ed.pdf, p.16 (参照日 2021/09)
- [14] 株式会社 IQS 研究所ホームページ・TECH, <https://i-qps.net/tech/>(参照日 2021/09)
- [15] 多摩川精機株式会社ステップモータドライバ, <https://www.tamagawa-seiki.co.jp/assets/img/downloads/pdf/stepmotor/1648N7E J.pdf>, p17 (参照日 2021/09)
- [16] SatCatalog・RW4-1.0, <https://www.satcatalog.com/component/rw4-10/> (参照日 2021/09)
- [17] 株式会社ジーエス・ユアサテクノロジー・高性能宇宙用リチウムイオン電池, <https://www.gs-yuasa.com/gyt/jp/products/space/> (参照日 2021/09)
- [18] Wenwu Zhang, wt.al. "Revisiting alpha decay-based near-light-speed particle propulsion" Applied Radiation and Isotopes 114(2016)
- [19] エンズインガー・ジャパン株式会社 PI-Polyimide エンズインガーの TECASINT <https://www.ensingerplastics.com/ja-jp/shapes/high-performance-plastics/pi-polyimide> (参照日 2021/09)
- [20] エンズインガー・ジャパン株式会社 耐放射線性プラスチック <https://www.ensingerplastics.com/ja-jp/shapes/plastic-material-selection/radiation-resistant> (参照日 2021/09)