

JAERI-Review

96-015



米国及び旧ソ連の原子力口ケット

1996年11月

安田 秀志・滝塚 貴和

日本原子力研究所
Japan Atomic Energy Research Institute

本レポートは、日本原子力研究所が不定期に公刊している研究報告書です。
入手の問合せは、日本原子力研究所研究情報部研究情報課（〒319-11 茨城県那珂郡東海村）あて、
お申し越しください。なお、このほかに財団法人原子力弘済会資料センター（〒319-11 茨城県那珂郡
東海村日本原子力研究所内）で複写による実費領布をおこなっております。

This report is issued irregularly.

Inquiries about availability of the reports should be addressed to Research Information Division,
Department of Intellectual Resources, Japan Atomic Energy Research Institute, Tokai-mura, Naka-
gun, Ibarakiken 319-11, Japan.

© Japan Atomic Energy Research Institute, 1996

編集兼発行 日本原子力研究所
印 刷 ニッセイエプロ株式会社

米国及び旧ソ連の原子力ロケット

日本原子力研究所東海研究所原子炉工学部

安田 秀志・滝塚 貴和

(1996年10月4日受理)

本報告書は、日本原子力研究所で「超小型炉の研究」を実施する中で、主として米国及び旧ソ連における原子力ロケットの開発状況を調査した内容をまとめたものである。調査の内容は概ね、米国ニューメキシコ州アルバカーキで十数年来開催されている宇宙原子力シンポジウムの論文集によっている。

原子力ロケットの開発の歴史は、米国では、1955年から1973年までの精力的なNERVA/Rover計画を中心とする第一期とも呼ぶべき開発と、その後再開された1983年から1994年頃までのSP-100計画を中心とする第二期に大別される。この第二期には、100kW級の宇宙用汎用電源の開発のほかに、有人火星探査のために大型の原子力ロケットを用いることが検討された。従って、本書では第一期に得られた成果を踏まえながら、第二期に実施された技術開発に支えられた概念設計もしくは概念検討の結果を記述することにした。また、旧ソ連の宇宙炉開発は第一、二期とは分けられないが、すでに6kWの宇宙用電源として開発し、飛行試験を行っているTOPAZ-2を中心として紹介した。

Nuclear Rockets in USA and the Former USSR

Hideshi YASUDA and Takakazu TAKIZUKA

Department of Reactor Engineering
Tokai Research Establishment
Japan Atomic Energy Research Institute
Tokai-mura, Naka-gun, Ibaraki-ken

(Received October 4, 1996)

This document is a result of review work on nuclear rockets which had been developed in USA and the former USSR, which was conducted under the theme "Study of Very Small Reactors" in the Japan Atomic Energy Research Institute. The investigation depended mainly on the proceedings of annual series(1983-1994) of Symposium on Space Nuclear Power Systems held at Albuquerque, New Mexico, USA.

The history of nuclear rocket development in USA can be divided into two periods. The first period was 1955-1973 when the NERVA/Rover program was extensively developed. The second period was 1983-1993 or 4, when the SP-100 program and the SEI program were the main activities in USA. In this period, the manned Mars mission using nuclear thermal rocket was enthusiastically discussed in addition to the development of 100kW_e space nuclear power source. Therefore, this document contains the essential technological fruits in the first period and the conceptual designs or studies and engineering developments in the second period.

The space nuclear technology developments in the former USSR cannot be divided in the same manner. The descriptions on the development in this country are focused on the TOPAZ-2 which had already been developed as a 6kW_e space nuclear power source and tested two times on the low earth orbit.

Keywords : Nuclear Thermal Propulsion, Nuclear Electric Propulsion, Rocket, Review, Thrust, Space Exploration, SP-100, TOPAZ-2, NERVA/Rover, Specific Impulse

目 次

1. 原子力ロケットによる宇宙航行	1
2. 原子力ロケット	2
2.1 原子力熱推進ロケット	2
2.2 原子力電気推進ロケット	3
3. 原子力電気推進ロケットの原子炉システム	5
3.1 SP-100	5
3.2 TOPAZ-2	11
3.3 ENABLER(NEP)	14
4. 原子力熱推進ロケットの原子炉システム	17
4.1 NERVA/Rover	17
4.2 PeBR	21
4.3 US/CIS炉	26
4.4 ENABLER(NTR)	31
4.5 热推進ロケット用原子炉の比較	32
5. 電気推進用スラスタの開発状況	33
6. ミッション解析例	34
7. おわりに	35
参考文献	36

Contents

1.	Space Exploration by Nuclear Power	1
2.	Nuclear Rockets	2
2.1	Nuclear Thermal Propulsion	2
2.2	Nuclear Electric Propulsion	3
3.	Nuclear Reactors for Nuclear Electric Propulsion	5
3.1	SP-100	5
3.2	TOPAZ-2	11
3.3	ENABLER(ENP)	14
4.	Nuclear Reactors for Nuclear Thermal Propulsion	17
4.1	NERVA/Rover	17
4.2	PeBR	21
4.3	US/CIS Reactor	26
4.4	ENABLER(NTR)	31
4.5	Comparison of Nuclear Thermal Propulsion Reactors	32
5.	Status of Thruster Developments for Electric Propulsion	33
6.	Examples of Flight Mission Analyses	34
7.	Afterwords	35
	References	36

1. 原子力ロケットによる宇宙航行

人類の宇宙への進出が本格化する21世紀には、高度数100 kmの比較的低い軌道から35,800 kmの静止軌道まで荷物を運搬すること、またはさらに遠く、月や火星等までの航行を行うことが必要になると考えられる。これらには原子力エネルギーを利用することが有利となりうる。宇宙で原子力ロケットを利用することのメリットは、大容量、長寿命、小型、酸素を必要としない、太陽エネルギーに依存しない等の特長によって、高い推進性能のロケットエンジンを実現できることにある。裏返しにして表現すると、宇宙では表1に示すような性能、特長を持ったシステムのみが利用可能となるといえる。惑星間飛行に化学ロケットを用いると、その限られた推進性能に起因して、飛行時間が長い、ロケットの質量が大きくなるなどの問題があるので、もっと性能の高い推進システムが必要となる。特に有人飛行の場合には、飛行時間が長くなるほど、より大型の有人モジュールが必要とされ、ロケット全体の質量が非常に大きくなってしまう。さらに重要な点は、長時間の無重力状態と宇宙放射線被曝が宇宙飛行士の健康に悪影響を与えることである。このため、化学ロケットより性能の高い原子力ロケットを用いることが期待されている。

また、原子力小型電源とともに原子力ロケットは上に挙げた優れた性能を生かして無人科学探査ミッションの可能性を大きく拡げることができる。原子力ロケットを用いると、化学ロケットより飛行時間を短縮できるだけでなく、推進剤の消費が少ないため長時間、多数回、ロケットを作動させることができ。化学ロケットによるミッションでは探査機はふつう目標天体の近傍を10数 km/sの高速でかすめ去るだけであり、短時間の観測しかできない。比較的小型（電気出力50~100 kW）の原子力電気推進ロケットを利用すれば、探査機を海王星、天王星の衛星軌道に載せることができし、多数の天体（木星の衛星や小惑星群など）に多重接近させることもできる。あるいは彗星の核からサンプルを採取して地球に戻ってくるようなミッションも可能になる。原子力ロケットを用いることによって、得られる科学情報の量と質は飛躍的に増大、向上し、

表1 宇宙原子力システムに要求される特長、性能とその実現手段

特長、性能	実現手段
小型、軽量	高温システム（放熱器の小型化） 軽量材料、耐熱材料、高濃縮ウラン、特殊な放射線遮蔽
長時間無保守	静的要素（電磁ポンプ、熱電変換・熱電子変換発電）
独立性	電力、水、空気、太陽光などの供給なしのシステム構成
安全性	地球圏再突入防止。再突入時は分散または回収
無重力下運動	重力に依存しないで動作する機器
耐宇宙放射線	耐シングルイベント半導体回路
耐微小隕石	装甲
真空環境下運動	与圧または真空環境機器、太陽輻射熱対策

我々の知識を非常に豊かにすることは確実である。さらに将来には、火星以遠の有人探査飛行を目指して核融合ロケットの開発が進められることになる。核融合ロケットでは 200~500 km/s あるいはそれ以上の比推力が可能であると考えられている。。また、水素と反水素の対消滅エネルギーを利用する反物質ロケットの開発も行われるであろう。太陽系に最も近い恒星に探査機を送り込むためには、たとえ無人ミッションであっても、反物質推進以外の方法では不可能と考えられている。

1989 年 7 月 20 日に、米国のブッシュ大統領はアポロ 11 号の月着陸 20 周年を記念する祝辞の中で「宇宙探査構想」(Space Exploration Initiative, SEI)を発表¹⁾した。この構想では、宇宙ステーション「フリーダム」を完成させ、月に有人基地を建設し、さらに 2019 年までに火星の有人探査を行うという壮大で、野心的な目標が設定されている。この構想に基づいて、米国の航空宇宙局 (NASA)、エネルギー省、国防省は共同で宇宙原子力推進プログラムを開発した。

本報告書では核分裂エネルギーを利用して（原子炉を利用した）ロケットを原子力ロケットと呼ぶことにして、この米国及びロシアでの開発状況の代表例について調査した結果を紹介する。

2. 原子力ロケット

原子力ロケットには原子力熱推進 (Nuclear Thermal Rocket:NTR) と原子力電気推進 (Nuclear Electric Propulsion:NEP) の 2 つの方式がある。地球環境の保全のため、いずれにしても地球上からの直接の打ち上げではなくて、地球周回軌道において起動を行うことになる。

2. 1 原子力熱推進ロケット

原子力熱推進では、原子炉で推進剤（ふつう水素が使われる）を加熱し、極めて高温になった水素ガスをノズルを通して噴射することによって推力を発生する。この場合は、液体の酸素と水素を燃焼させる化学ロケットエンジンよりも比推力が数倍大きくなる。

熱推進式の原子力ロケットの開発は、すでに 1955 年から米国の Rover/NERVA 計画で精力的に実施され、地上での噴射実証試験にも成功している。この計画はいったん 1973 年に中止された。しかし、1989 年 7 月 20 日に、上記の SEI に基づいて再び原子力ロケット技術研究が再開された。

火星に人を輸送するには、化学ロケットではロケット質量、所要時間の点で非常に困難であり、より性能の高い原子力熱推進ロケットが必要不可欠と考えられている。原子力ロケットでは推進剤の噴射速度をより高くできるので高い比推力が得られる。このため、ロケットの質量の大半を占める推進剤質量が少なくて済む。したがって、地上から地球周回軌道へ打ち上げなければならぬ初期質量（打上げ質量）を軽減することができ、火星への飛行時間が短縮できることになる。打上げ質量の軽減は当然、ミッションに要するコストが節約できることを意味している。また、宇宙線、太陽フレア、長期間無重力などの危険に満ちた宇宙環境は宇宙飛行士の健康を害する可能性があるため、飛行時間の短縮は特に重要である。また、飛行時間の短縮により、常に変化している惑星間距離に依存する打上げ可能時期の制限が緩くなる。化学推進に比べて原子力推進のロケットが有利なことは図 1 の検討結果から明らかとなっている。

我々の知識を非常に豊かにすることは確実である。さらに将来には、火星以遠の有人探査飛行を目指して核融合ロケットの開発が進められることになる。核融合ロケットでは 200~500 km/s あるいはそれ以上の比推力が可能であると考えられている。。また、水素と反水素の対消滅エネルギーを利用する反物質ロケットの開発も行われるであろう。太陽系に最も近い恒星に探査機を送り込むためには、たとえ無人ミッションであっても、反物質推進以外の方法では不可能と考えられている。

1989 年 7 月 20 日に、米国のブッシュ大統領はアポロ 11 号の月着陸 20 周年を記念する祝辞の中で「宇宙探査構想」(Space Exploration Initiative, SEI)を発表¹⁾した。この構想では、宇宙ステーション「フリーダム」を完成させ、月に有人基地を建設し、さらに 2019 年までに火星の有人探査を行うという壮大で、野心的な目標が設定されている。この構想に基づいて、米国の航空宇宙局 (NASA)、エネルギー省、国防省は共同で宇宙原子力推進プログラムを開発した。

本報告書では核分裂エネルギーを利用して（原子炉を利用した）ロケットを原子力ロケットと呼ぶことにして、この米国及びロシアでの開発状況の代表例について調査した結果を紹介する。

2. 原子力ロケット

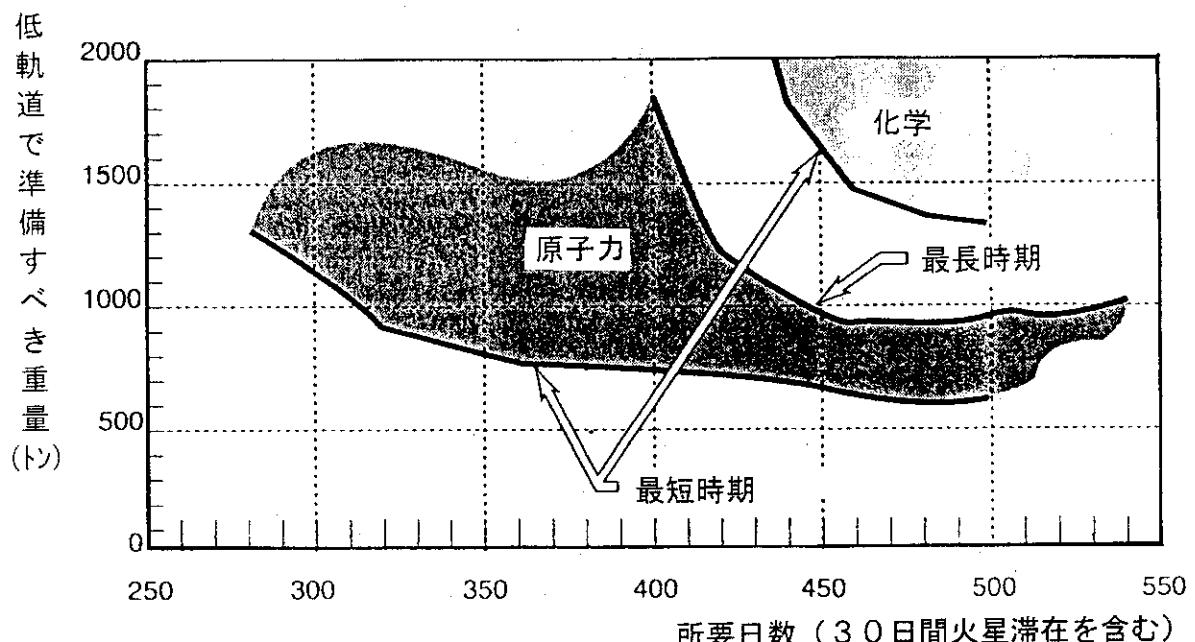
原子力ロケットには原子力熱推進 (Nuclear Thermal Rocket:NTR) と原子力電気推進 (Nuclear Electric Propulsion:NEP) の 2 つの方式がある。地球環境の保全のため、いずれにしても地球上からの直接の打ち上げではなくて、地球周回軌道において起動を行うことになる。

2. 1 原子力熱推進ロケット

原子力熱推進では、原子炉で推進剤（ふつう水素が使われる）を加熱し、極めて高温になった水素ガスをノズルを通して噴射することによって推力を発生する。この場合は、液体の酸素と水素を燃焼させる化学ロケットエンジンよりも比推力が数倍大きくなる。

熱推進式の原子力ロケットの開発は、すでに 1955 年から米国の Rover/NERVA 計画で精力的に実施され、地上での噴射実証試験にも成功している。この計画はいったん 1973 年に中止された。しかし、1989 年 7 月 20 日に、上記の SEI に基づいて再び原子力ロケット技術研究が再開された。

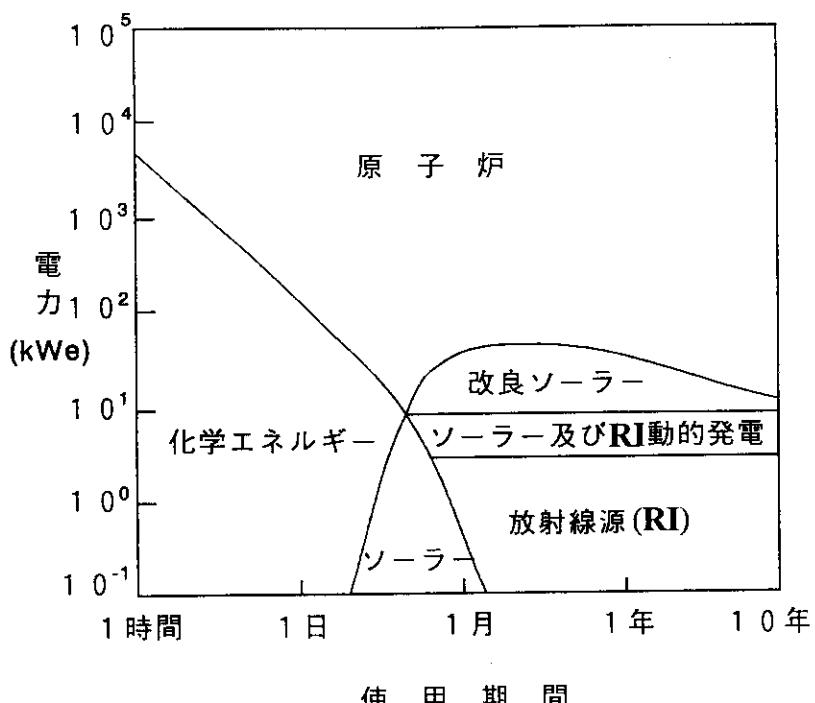
火星に人を輸送するには、化学ロケットではロケット質量、所要時間の点で非常に困難であり、より性能の高い原子力熱推進ロケットが必要不可欠と考えられている。原子力ロケットでは推進剤の噴射速度をより高くできるので高い比推力が得られる。このため、ロケットの質量の大半を占める推進剤質量が少なくて済む。したがって、地上から地球周回軌道へ打ち上げなければならぬ初期質量（打上げ質量）を軽減することができ、火星への飛行時間が短縮できることになる。打上げ質量の軽減は当然、ミッションに要するコストが節約できることを意味している。また、宇宙線、太陽フレア、長期間無重力などの危険に満ちた宇宙環境は宇宙飛行士の健康を害する可能性があるため、飛行時間の短縮は特に重要である。また、飛行時間の短縮により、常に変化している惑星間距離に依存する打上げ可能時期の制限が緩くなる。化学推進に比べて原子力推進のロケットが有利なことは図 1 の検討結果から明らかとなっている。

図1 火星短期滞在飛行計画 化学推進と原子力推進の比較¹⁾

原子力熱推進では、後述するように、例えば固体炉心の原子炉では推進剤の水素を 3000 K 近くまで加熱する。炉心は炭化ウランと炭化ジルコニウム、黒鉛等の複合材からなるブロック型燃料の集合体から構成され、ベリリウム反射体をもつ。反応度制御は回転ドラムによって行う。水素はブロックに設けた細い穴を流れて加熱される。このタイプの固体炉心を用いた原子力熱推進ロケットでは比推力 9~10 km/s が得られる。現在用いられている化学ロケットの比推力が 2.5~4.5 km/s であるのに比べ、2 倍以上である。最近では開発の進んだ高温ガス炉技術を利用して、固体炉心よりさらに高性能のパーティクルベッド（粒子層）炉心型の原子力熱推進ロケットの設計研究も行われている。この型式のロケットでは 10~12 km/s の比推力が得られる。原子力ロケットでは推進剤に比推力を高くできる水素を用いるが、原理的にはどんなガスでも推進剤として利用することが可能である。すなわち、もしも他の惑星上で推進剤を容易に手に入れることができれば、わざわざ地球から大量の推進剤を輸送しなくてよいので大変好都合である。このことは原子力ロケットの大きな特徴であるといえる。また、もっと将来の技術と考えられるが、ガス炉心型ロケットでは比推力は 20~50 km/s に達する。

2. 2 原子力電気推進ロケット

宇宙で利用できる種々の電源の運転寿命と出力規模を図2に示す。境界線は電源システムの質量が2種類の電源間で同じであることを示し、一方の領域の内側ではその電源の方が軽量であることを示す。これから明らかに、大規模、長期運転には原子力が欠かせない。したがって、ある程度以上大きな荷物を運搬するロケットでは原子力を用いることになる。原子力電気推進では、原子炉で発生した熱で発電を行い、この電気を用いて電離した推進剤を電磁気力で加速して後方に噴射することによって推力を発生する。これには、イオンエンジン、MPD（電磁プラズマ力学: Magneto-Plasma Dynamics）エンジンあるいはアークジェットエンジンなどが用いられる。

図2 所要電力と使用期間に依存した最適な宇宙用電源²⁾

イオンエンジンは一般に推力が小さいために飛行時間はかなり長くなるが、推進剤の噴射速度が非常に大きいため比推力が非常に高い(30~100 km/s)ので、ロケットの初期質量を小さくすることができる。したがって、飛行時間が長くてもかまわない宇宙貨物輸送などの無人ミッションには、小さな熱出力の原子炉で済む原子力電気推進ロケットが適している。ただし、MPDは比推力が大きい上に大推力のエンジンの開発研究がNASA等で行われていて、有人ミッションにも使えるといわれている。

原子力電気推進を使った計画は科学ミッションに焦点が置かれてきた。これには普通50~100 kWの電力が必要とされる。米国での1992年度の研究によって20~50 kWでも外惑星ミッションが他の方法よりも経済的に実施できることが判った。現在進行中の研究では、例えば次のミッションシナリオがある。(1)衛星フォボス、ダイモスとのランデブーを含む火星軌道周回、(2)小惑星ベ스타からのサンプルリターン、(3)木星周辺の巡航

上記の研究では、SP-100原子炉でブレイトンまたは熱電変換サブシステムによる電力を供給することを想定している。原子力電気推進は推進剤質量が少なくて済むことから化学ロケットよりもペイロードを多く運べる点で優れていることが判っている。地球公転軌道より内側の太陽系探査ミッションでは太陽光が豊富であるにも拘わらず、ソーラー電気推進から原子力電気推進に検討が切替えられようとしている。また、旧ソ連科学アカデミーは、将来、原子力電気推進を使って科学ミッションを打ち上げることを課題に採り上げている。この中では、木星の衛星カリスト、土星の衛星タイタン、海王星の衛星トリトンのほか、エンケ彗星、ベスタ小惑星に無人探査機を送り、サンプルを採取してくることとしている。

電気推進用のエンジンのうち、アークジェットは5~10年で実用化されうるが、比推力の性能

からして他の二つが主な研究対象になっている。静電イオンスラスターでは 10~15 年、MPD スラスターでは 15 年以上の開発期間を要すると見られている。旧ソ連では、MPD スラスター(2~1000 kW_e)の開発を目指した実験が、人工衛星コスモス 728 及び 780 を使って、成功裡に実施された。

3. 原子力電気推進ロケットの原子炉システム

この章では、米国、旧ソ連で開発が進められた 3 種の宇宙用原子炉発電システムの概要を記述する。これらは汎用の宇宙用原子力電源として開発されてきているが、当然、ロケット用の電源としても利用可能である。

3. 1 SP-100

1983 年に米国の NASA、国防省、エネルギー省は協力して SP-100 宇宙原子炉発電システムプログラム^{3), 4)}を発足させた。このプログラムは、宇宙でのエネルギー需要の増大に対応するため、軽量で安全性に優れ、長期間運転できる大容量（電気出力 100 kW 級）の原子炉発電システムを開発、実用化することを目指していた。最初の 3 年間に行われたシステム研究では、提案された数多くの候補概念の技術的成立性について検討が行われた。ここで、高速中性子炉、電磁ポンプ駆動液体リチウム(Li)冷却ループ、熱電変換器、ヒートパイプ放熱器からなるシステムが SP-100 概念として選定された。システム構成を図 3 に示す。宇宙発電システムでは宇宙への放

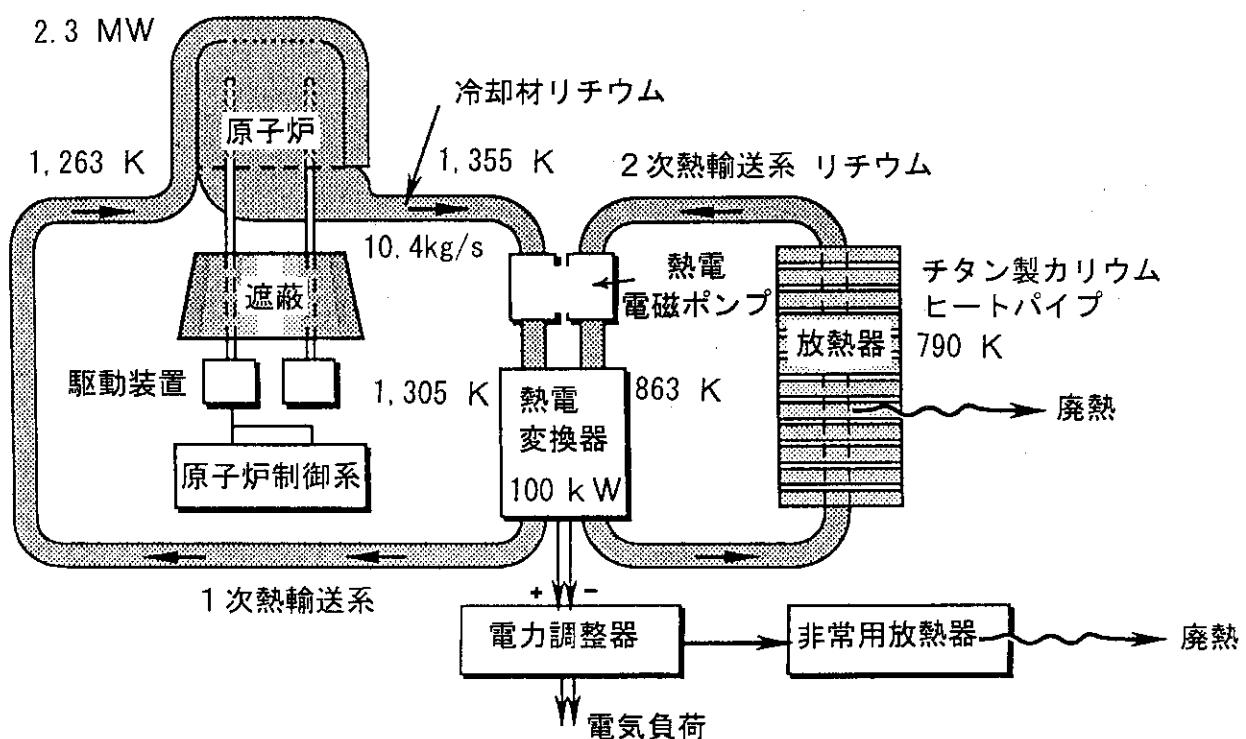


図 3 SP-100 システム構成⁵⁾

熱を考えると運転温度を高くする必要があり、高温で蒸気圧が低い液体金属リチウムが冷却材として優れている。熱電変換方式は宇宙での使用実績も多く、軽量で信頼性が高い。SP-100 の設計

からして他の二つが主な研究対象になっている。静電イオンスラスターでは10~15年、MPDスラスターでは15年以上の開発期間を要すると見られている。旧ソ連では、MPDスラスター(2~1000 kW_e)の開発を目指した実験が、人工衛星コスモス728及び780を使って、成功裡に実施された。

3. 原子力電気推進ロケットの原子炉システム

この章では、米国、旧ソ連で開発が進められた3種の宇宙用原子炉発電システムの概要を記述する。これらは汎用の宇宙用原子力電源として開発されてきているが、当然、ロケット用の電源としても利用可能である。

3. 1 SP-100

1983年に米国のNASA、国防省、エネルギー省は協力してSP-100宇宙原子炉発電システムプログラム^{3), 4)}を発足させた。このプログラムは、宇宙でのエネルギー需要の増大に対応するため、軽量で安全性に優れ、長期間運転できる大容量（電気出力100 kW級）の原子炉発電システムを開発、実用化することを目指していた。最初の3年間に行われたシステム研究では、提案された数多くの候補概念の技術的成立性について検討が行われた。ここで、高速中性子炉、電磁ポンプ駆動液体リチウム(Li)冷却ループ、熱電変換器、ヒートパイプ放熱器からなるシステムがSP-100概念として選定された。システム構成を図3に示す。宇宙発電システムでは宇宙への放

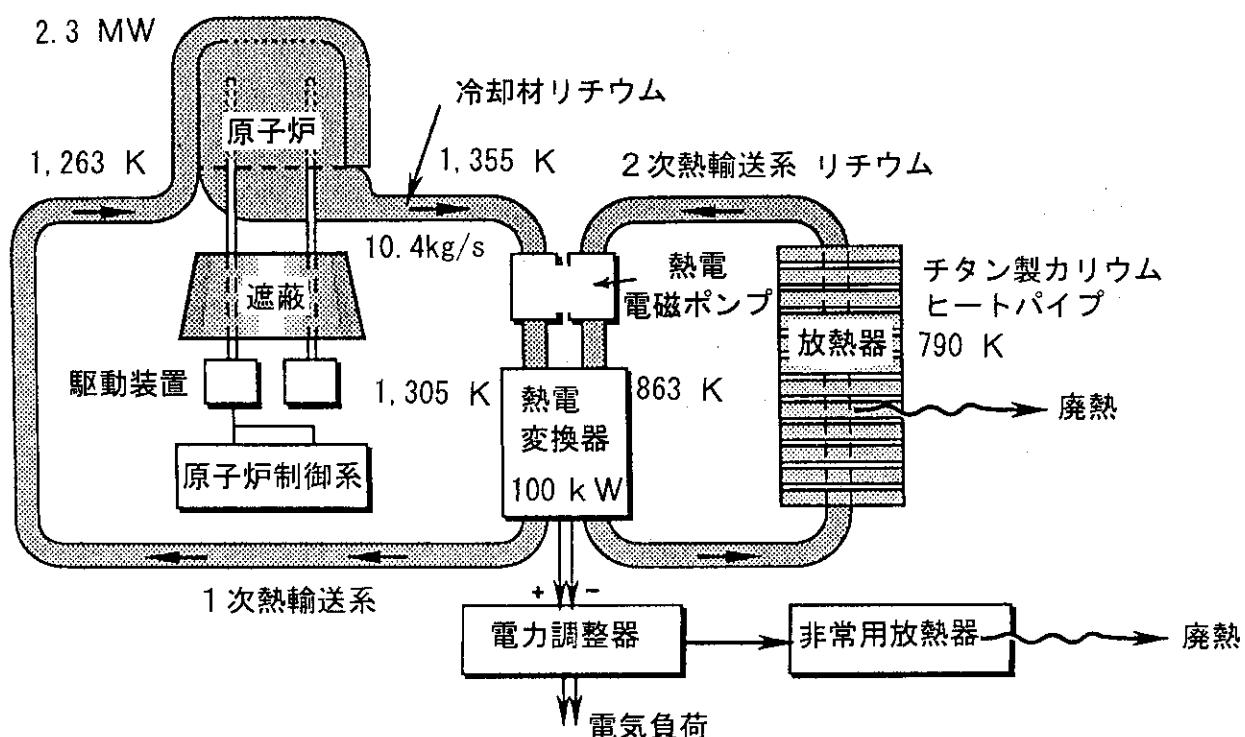


図3 SP-100システム構成⁵⁾

熱を考えると運転温度を高くする必要があり、高温で蒸気圧が低い液体金属リチウムが冷却材として優れている。熱電変換方式は宇宙での使用実績も多く、軽量で信頼性が高い。SP-100の設計

及び研究開発の進展とともに、当初提案された概念から、主に安全性向上及び軽量化の理由によって、いくつかの点で変更が加えられている。

これまで、原子炉及び熱電変換サブシステムの設計、開発と原子炉アセンブリ地上試験施設の設計、建設が並行して進められてきたが、予算上の制約から 1991 年にプログラムの見直しが行われ、原子炉アセンブリ試験は大幅に延期された。現在、システムの詳細設計、コンポーネントの開発及び試験が行われている。システム設計では技術仕様の改定に基づいて、原子炉及び遮蔽の単純化、軽量化が図られた。燃料、耐熱材料などの開発、試験は順調に進んでおり、熱電変換器については課題は残されているものの、目標に近い性能が達成されている。

熱輸送系、熱電変換系、放熱系などのサブシステムレベルでの試験は 1995-1998 年に行われ、性能実証のための原子炉アセンブリ試験は 2003 年に開始され、その後に総合システム試験が行われる計画であった。しかし、宇宙開発予算の削減に従って見送られている。

電気出力 100 kW の SP-100 システム全体は図 4 の概念図に示すようにほぼ円すい形であり、円すいの先端に原子炉が設けられている。原子炉後方の遮蔽体は円すい台形で、必要な範囲、す

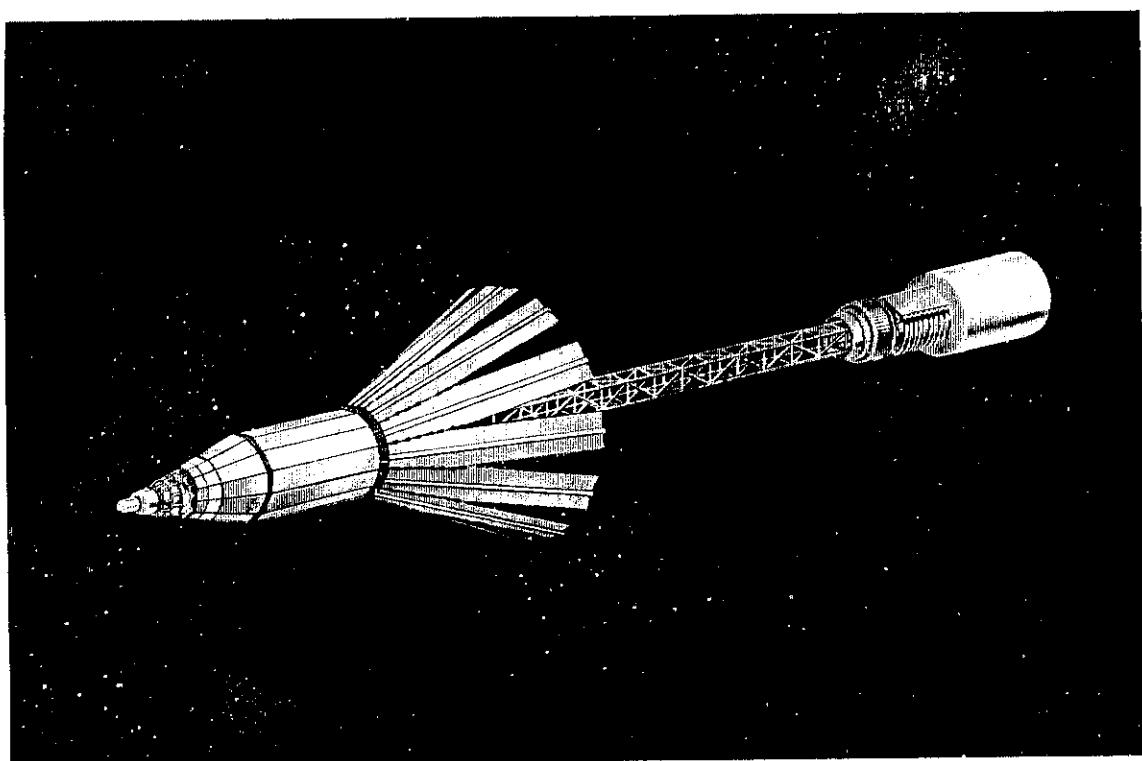
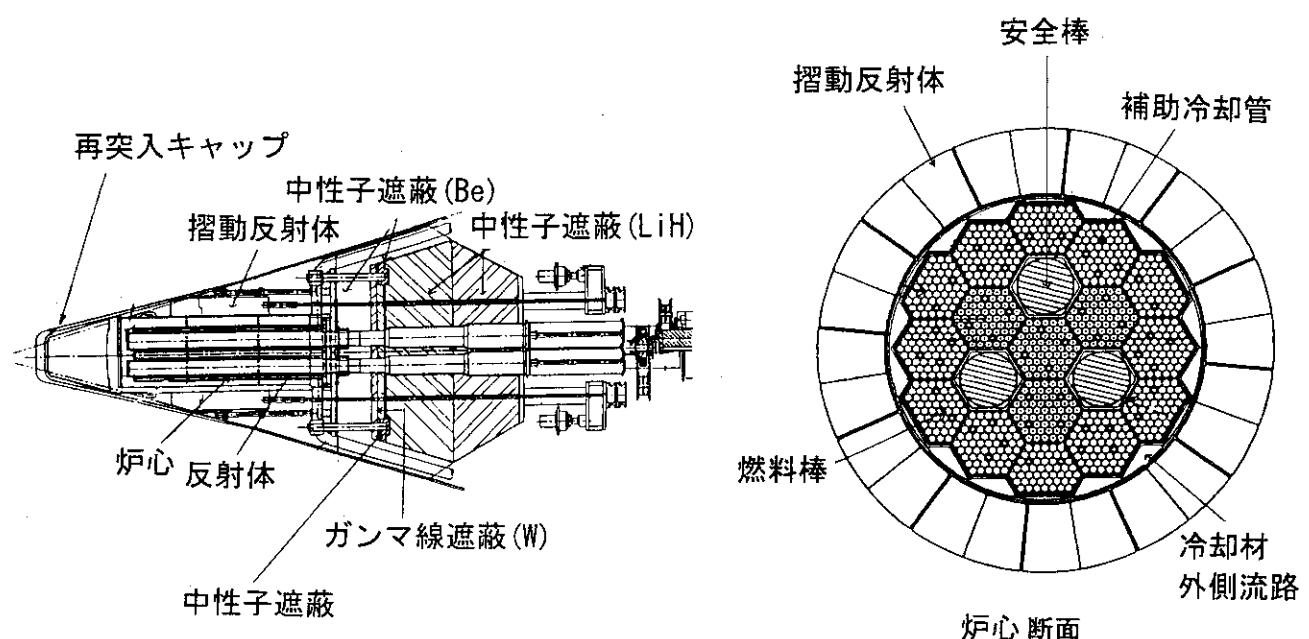
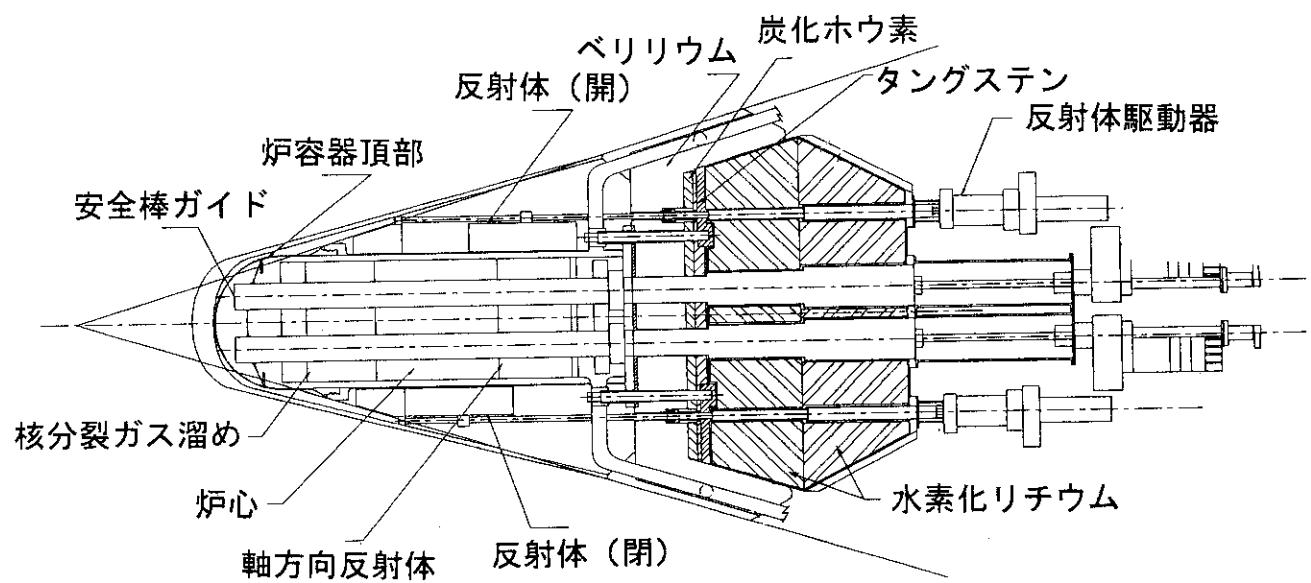
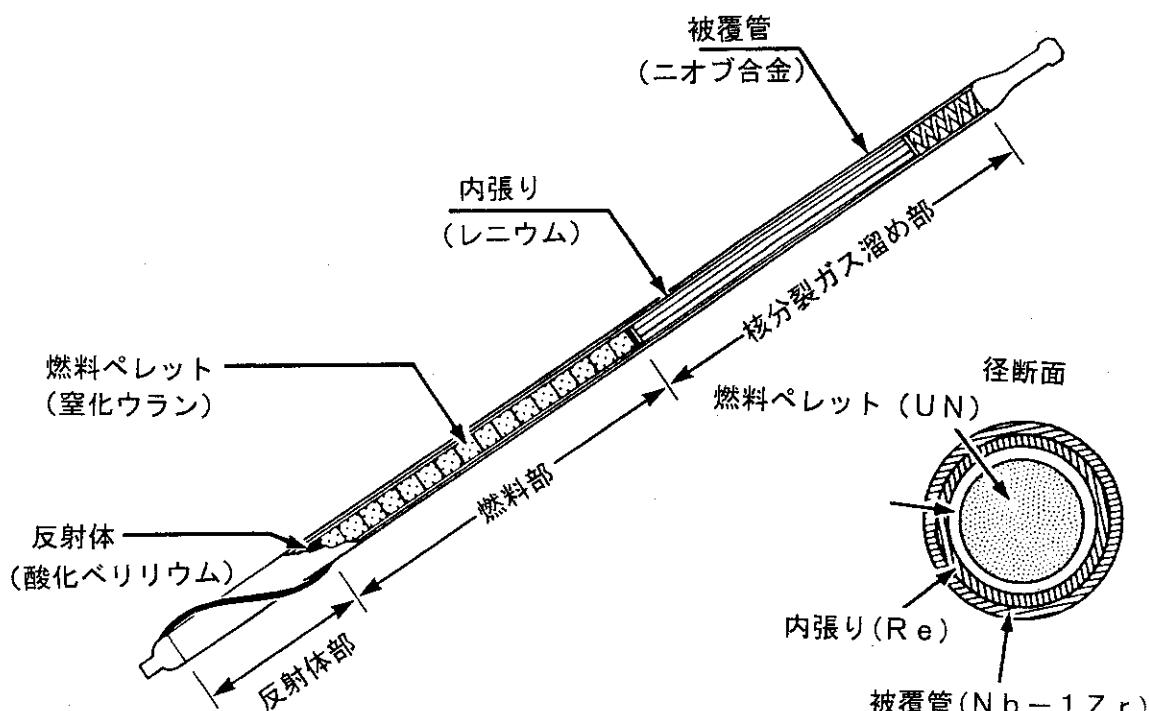


図 4 SP-100 のシステム概念図⁶⁾

なわちこれより後方に置かれるペイロードの部分だけを遮蔽している。このタイプの遮蔽はシャドーシールドと呼ばれる。円すい側面の大部分は放熱器パネルで、放射熱伝達によって宇宙空間に廃熱を放出する。原子炉発電システムはここから後方に伸びたブームによってミッションモジュールと結合される。原子炉の断面を図 5、6 に示す。炉心には図 7 に示すような窒化ウラン（87/97 %濃縮）燃料ピンが 978 本装荷され、2.4 MW_t の熱出力を発生する。窒化ウラン燃料は 1300 K 以上の温度でスエリングが増大するため、設計では燃料ピン内の径方向ギャップをかなり広くとって、被覆管のひずみが小さくなるようにしている。窒化ウランが分解しないように、燃

図5 SP-100原子炉断面図⁷⁾図6 SP-100原子炉縦断面図³⁾

図7 SP-100原子炉の燃料棒⁷⁾

料最高温度は 2000 K に制限されている。被覆管材料は Nb-1%Zr 合金で、FP との反応を防止するためにレニウムが内張りされている。炉心内には、燃料ピンのほかに、炭化ホウ素を中性子吸収材とする安全棒 7 本と補助冷却用のバヨネット型熱交換器 42 本が設けられている。1 次系リチウムには中性子吸収を抑えるため、 Li が用いられる。炉容器材料は Nb-1%Zr 合金であり、水没時の臨界事故防止のためレニウムが内張りされている。炉容器の側部は 12 体に分割されたベリリウム反射体で取り囲まれている。以前の設計ではこの径方向反射体を傘のように開閉することによって反応度の調節を行うことについていたが、最近の設計ではこれらのセグメントを軸方向にスライドすることによって中性子漏洩量を変化させて調節することにしている。炉出力は原子炉出口温度だけに基づいて制御できると考えられているが、起動時及び出力運転の初期段階では中性子計装を併用して制御することも検討されている。炉容器外面には断熱層が設けられており、原子炉外側は C-C 複合材からなる（アブレータと呼ばれる）再突入熱遮へいで囲まれている。

遮へい体の設計条件はペイロードの電子回路等の機能を確保する目的から決められ、原子炉中心から 22.5 m 後方の直径 4.5 m の面内で、中性子フルエンスを $1.0 \times 10^{13} \text{ n/cm}^2$ 、 γ 線線量を 0.5 Mrad(Si) に制限することとしている。遮へい体は半頂角が 17° であり、これらの構造は 10~100 % の炉出力範囲において 600~825 K の温度に維持される必要があり、温度制御が重要な問題となっている。

1 次冷却材の炉心入口温度は 1253 K、出口温度は 1305 K、流量は 11 kg/s である。1 次及び 2 次の主冷却系はそれぞれ 12 ループから構成されている。1 組の 1 次 / 2 次ループ（主ループ）に 1 基の熱電電磁ポンプが設けられている。熱電電磁ポンプにはシリコン・ゲルマニウム (SiGe) の熱電変換器が組み込まれており、1 次 / 2 次系間の温度差によって電力を発生して 1 次、2 次冷

却材を同時に循環する。この型式のポンプの特徴は、可動部がなく、永久磁石を用いるので巻線が不要であり、また原子炉冷却材温度を安定に保つ自己制御機能をもっていることである。1次冷却系には炉心で発生する He を分離するため、ガスセパレータが設けられている。主冷却系とは別に、独立した閉ループの補助冷却系が設けられており、冷却材喪失事故時には炉心内のバヨネット型熱交換器によって崩壊熱が除去され、燃料最高温度は 2000 K 以下に維持される。

各々の主ループに 6 体のシリコン・ゲルマニウム熱電変換アセンブリが設けられる。熱電変換アセンブリは 60 個の熱電セルから構成され、それぞれの熱電セルは図 8 に示すように 32 対の SiGe/GaP 热電素子、W/黒鉛電極、ガラス層低圧絶縁体、コンプライアンス・パッド、単結晶アルミナ高圧絶縁体の積層構造となっている。コンプライアンス・パッドは熱をよく伝えるとともに

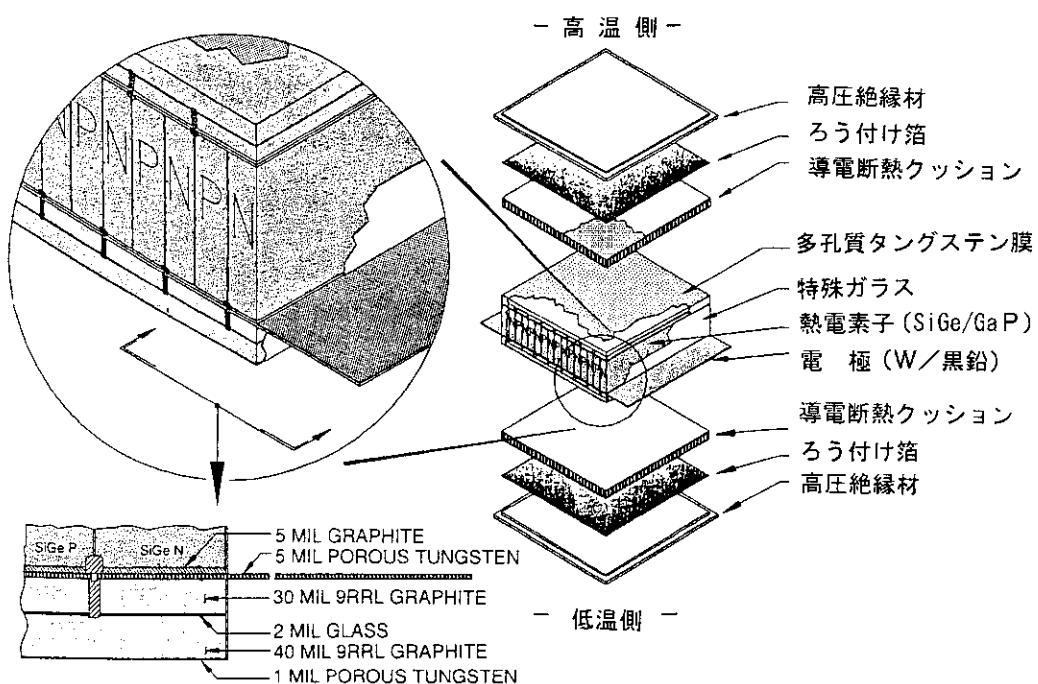


図 8 热電変換器の構造⁸⁾

熱電素子に過大な応力が加わらないように、ニオブファイバ（高温側）あるいはニオブ被覆 Cu ファイバ（低温側）で柔軟に作られている。熱電変換アセンブリの高温、低温端には約 550 K の温度差が加わり、34.8 V、1.6 kW_e の発電をする。熱電変換器で発生した電力は電力調節制御系により 200 V_{dc}、100 kW_e 及び 28 V_{dc}、0.3 kW_e の 2 系統で負荷に供給される。図 9 に熱電変換発電の原理を示す。

熱電変換器からの廃熱は 2 次リチウムループ、チタン/カリウムのヒートパイプ、炭素/炭素複合材の放熱パネルを経て宇宙空間に放出される。放熱パネルは折り畳んだ状態で打ち上げられ、宇宙で展開される。高温部の構造材にはニオブ基合金が用いられ、また遮蔽にはベリリウム、炭化ホウ素、タンクステンと水素化リチウムを重ねて用いている。SP-100 システムの主要諸元を表 2 に示す。

システムの全質量は当初の目標値 3000 kg を大幅に上回り、約 5500 kg と見積もられている。このうち原子炉が約 800 kg、遮へい体が約 1300 kg、放熱系が約 1000 kg を占めている。

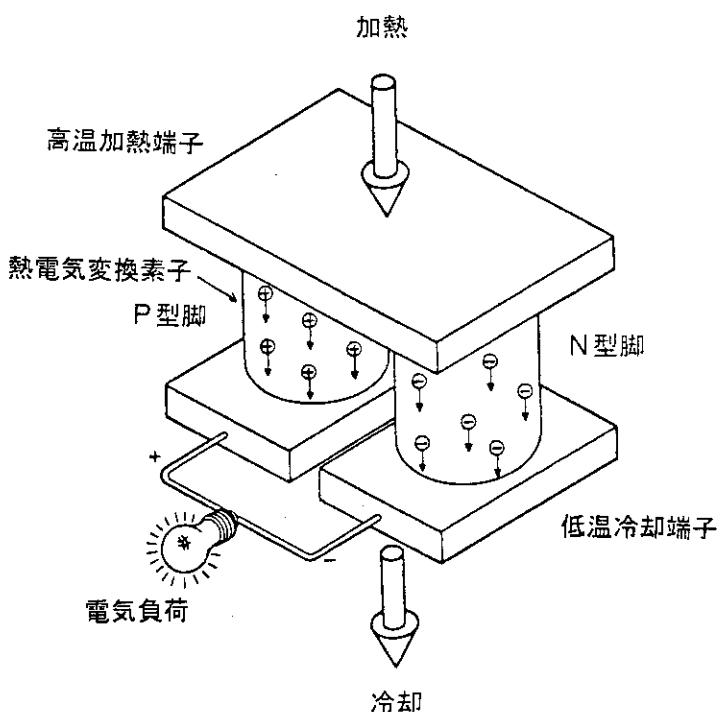


図9 热電変換発電の原理 ゼーベック効果

表2 SP-100 システムの主要諸元

項目	仕様値
原子炉熱出力	2.3 MW
電気出力	100 kW
寸法 直径	4 m
全長 折畳時	6 m
展開時	2 m
1次ループ流量	10.4 kg/s
冷却材温度 炉心出口	1355 K
炉心入口	1263 K
熱電素子温度 高温接点	1305 K
低温接点	863 K
放熱温度 平均	790 K
寿命 全出力	7 y
部分出力	10 y
システム質量	4600 kg

SP-100 システムの地上試験は、原子炉アセンブリ試験 (NAT) と全体アセンブリ試験 (IAT) に分けて行われることになっていた。NAT の目的は宇宙模擬環境において原子炉、遮へい、計測制御系の総合性能を検証することであり、起動(リチウム融解を含む)、停止、異常な過渡変化時を含む出力運転、崩壊熱除去等の試験が行われる。ハンフォード国立研究所では NAT 施設の設計、敷地整備、既設装置補修、建屋整備等が進められている。IAT は熱輸送系、熱電変換系、熱除去系の総合実証試験であり、ペンシルバニア州バー・フォージで行なうことが検討されている。

SP-100 は種々の宇宙ミッションに応用できるように、電気出力が 10 kW 程度から 1 MW 程度までの規模に設計選択できるとされている。例えば、20 kW_e のシステムについては文献 4) に示されている。米国の SE I 構想で想定されている月面・火星基地用電力システム及び原子力電気推進ロケット用システムの設計は 1992-1993 年に行われ

ることになっていた。これらのシステムには、ほぼ 30 %の高い熱効率が得られるスターリングエンジンなどの動的なエネルギー変換方式を用いることが考えられている。

3. 2 TOPAZ-2

旧ソ連は熱電子 (Thermionic) 変換を用いた宇宙用原子炉発電システム TOPAZ (図 10 参照) の開発を 1960 年代から開始し、1970 年から原型モデル試験、1982 年から飛行モデルの地上試験を行ってきた。1987-1988 年には、TOPAZ の改良型である TOPAZ-2 を搭載した Cosmos 1818 及び 1867 を打ち上げ、800 mm 高度の地球周回軌道上で 5 kW の発電を 143 及び 342 時間成功させる飛行試験を行った。

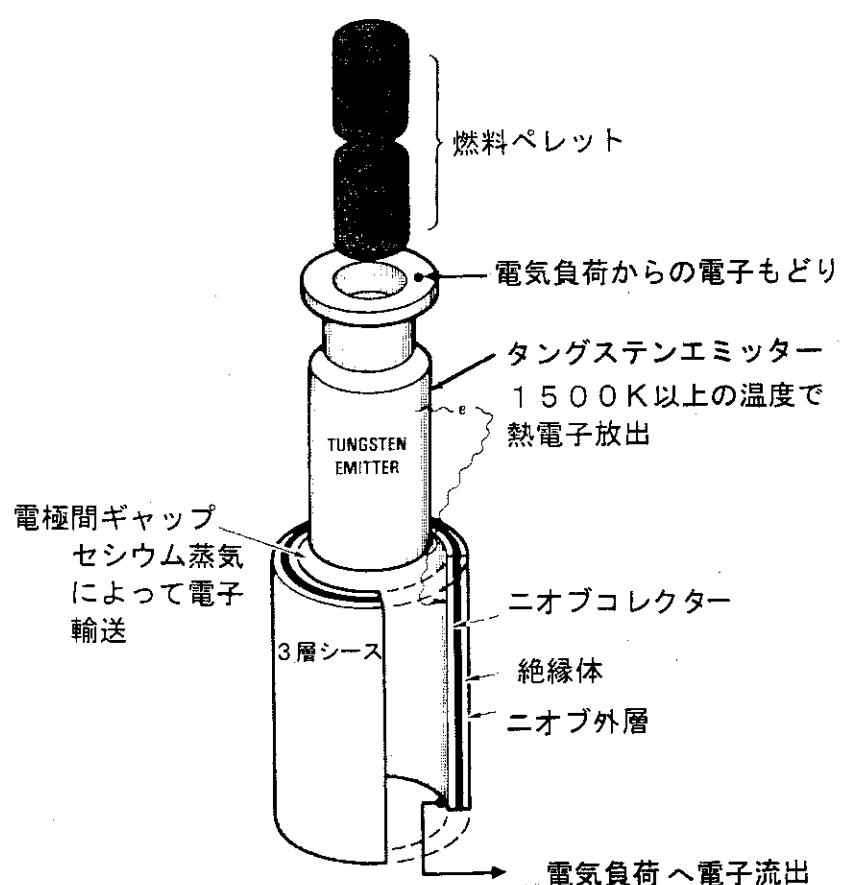
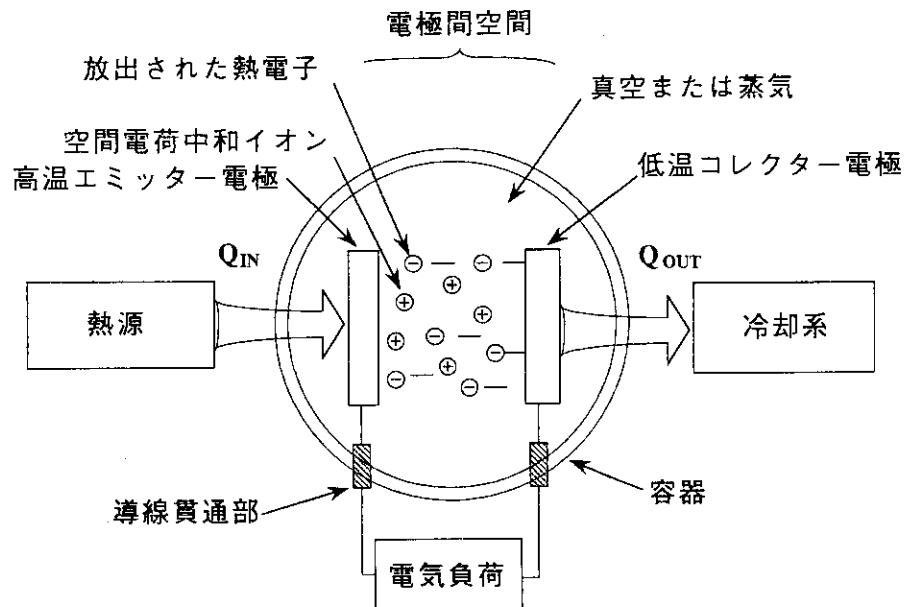


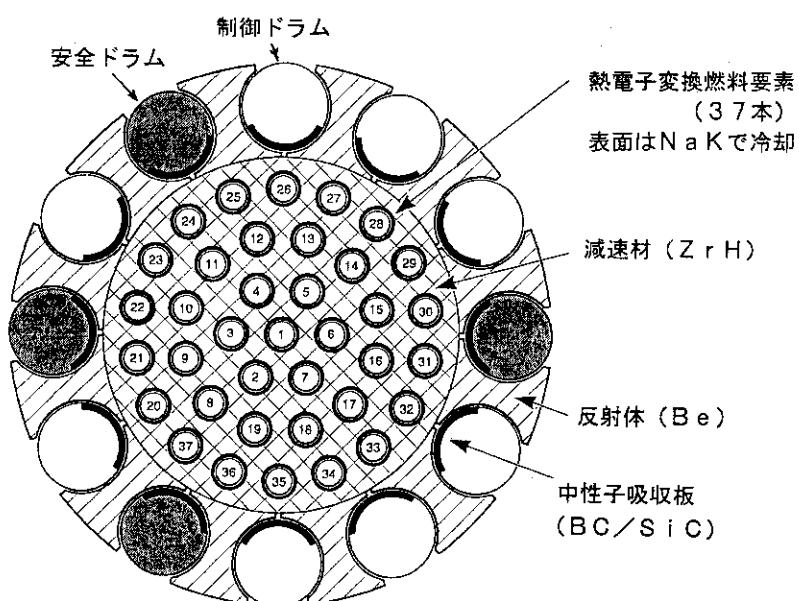
TOPAZ II

図 10 TOPAZ システムの外観⁹⁾

kg である。放熱器はフィン／チューブ型で、実効放熱面積は約 7 m²、放熱器質量は約 50 kg である。TOPAZ-2 の主要諸元を表 3 に示す。なお、炉心を大きくして 30 kW の発電を可能にした TOPAZ-4¹²⁾ 等も検討されている。

米国は、燃料を含まない TOPAZ-2 (図 14 参照) をロシアから購入し、電気加熱による熱電子変換システム評価試験を行うプロジェクトを進めている。これにより、ロシアの熱電子変換の



図13 TOPAZ-2原子炉断面図¹³⁾

技術と経験を評価、習得するとともに、米国のシステム解析コードの検証などを行って、熱電子変換技術開発に役立てようとしている。また、電気推進の電力源として、現在の 6 kW_e を 40 kW_e に増力すべく米ロ英仏の間で協力が行われている。将来は地球軌道に打ち上げて電気推進ロケットの推進試験を行う計画も提案されている。TOPAZ-2 を用いたロケット概念¹⁴⁾ を図15に示す。

表3 TOPAZ-2 の主要諸元

項目	仕様値
原子炉熱出力	135 kW
電気出力	6 kW
寸法 直径	1.4 m
全長	3.9 m
冷却材流量	1.5 kg/s
エミッタ温度	1900 K
コレクタ温度	1100 K
冷却材温度	炉心出口 873 K 炉心入口 773 K
寿命	> 3 y
システム質量	1000 kg

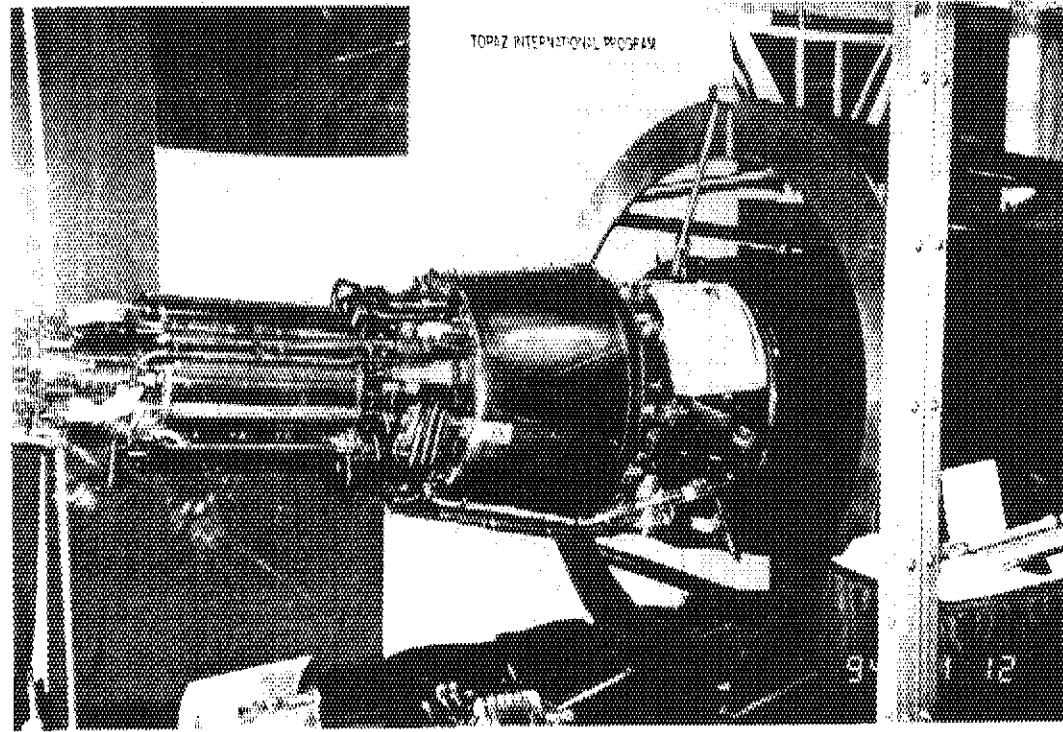
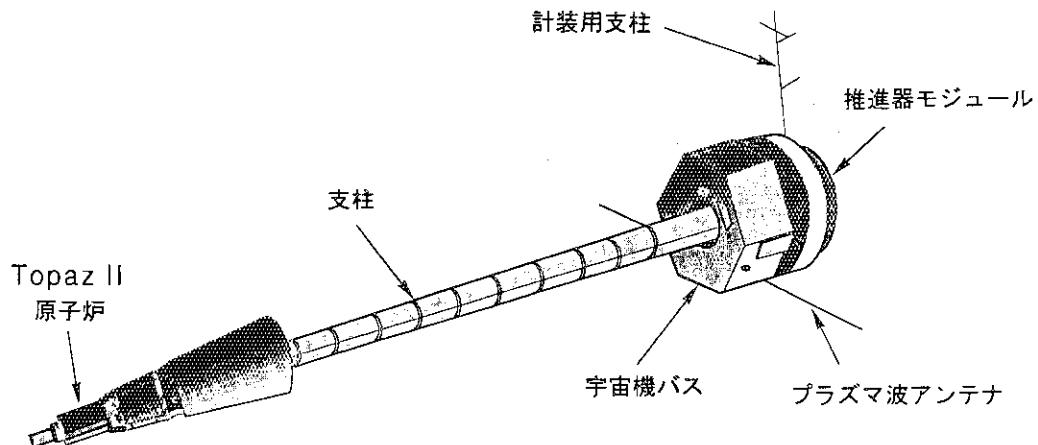


図14 アルバカーキでの宇宙炉シンポジウムに展示されたTOPAZ-2

図15 TOPAZ-2を用いた原子力電気推進ロケットの概念図¹⁴⁾

3. 3 ENABLER(NEP)

電気推進用原子炉システムについては種々の型式が検討されている。そのうちの一つの代表的なものは ENABLER である¹⁵⁾。図16に ENABLER 原子炉の概念図を示す。ENABLER は米国が 1950 年代から 1970 年代に行った熱推進ロケット開発計画 NERVA/Rover プロジェクトで開発した原子炉技術を十分活用した発電システムであり、SEI 計画の中で NASA が計画している電気推進ミッション等に使用する予定で開発が進められた。21世紀中葉までには実用化できるといわれる。有人火星ミッションのためのエンジンの設計パラメータを表4に示す。この原子炉は、He/Xe を冷却材とし、黒鉛を減速材とする熱中性子炉であり、図17に示すように、閉ループプレートン

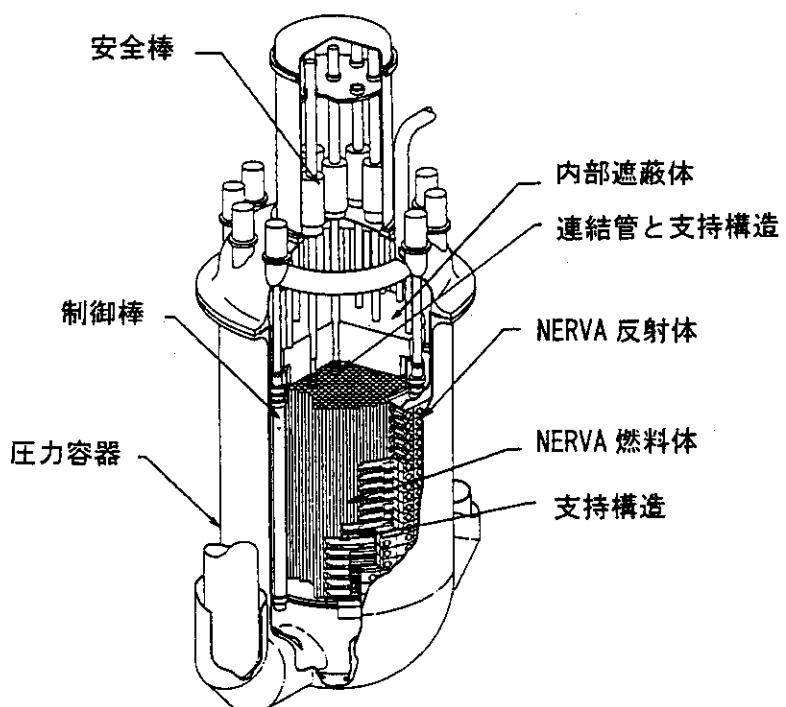
図16 実証された NERVA/Rover 技術に基づく黒鉛減速 ENABLER 炉¹⁵⁾

表4 電気推進動力源の設計パラメータ

パラメータ	単位	有人火星設計	変化範囲
エンジン利用時期	年	2015	2004-2017
電力	MW _e	10	5-70
運転期間	年	5	3-10
サイクル数	回	15	2-25
信頼度		0.995	0.995-0.975
被曝量*	Rem/y	5	0-5

*原子炉遮蔽体から 100 m 離れた位置での乗組員放射線被曝量

ガスタービンによって発電する。原子炉入口／出口の冷却材温度は、848 K/1920 K、平均出力密度は 74 MW/m³である。有人火星探査用として 10 MW_eで検討されているが、5~70 MW_eに変更しようとされている。高温ガス炉用燃料のように化学蒸着 (CVD) 技術を用いて、炭化ウランを炭化ジルコニウムでコーティングした直径約 0.5 mm の粒子燃料を黒鉛マトリックスの中に分散させて燃料要素を製作し、この燃料要素に多数の冷却材流路を設けている。NERVA 炉との特性の比較を表5に示す。比質量は 10 MW_e のシステムでは 3 kg/kW_e となると見積もられている。不活性ガ

スを冷却材に用いるので、熱推進の場合のように水素冷却材による腐食の問題はない。炭化ジルコニウム被覆で 25 % 燃焼までの燃焼試験を行うことが必要とされている。

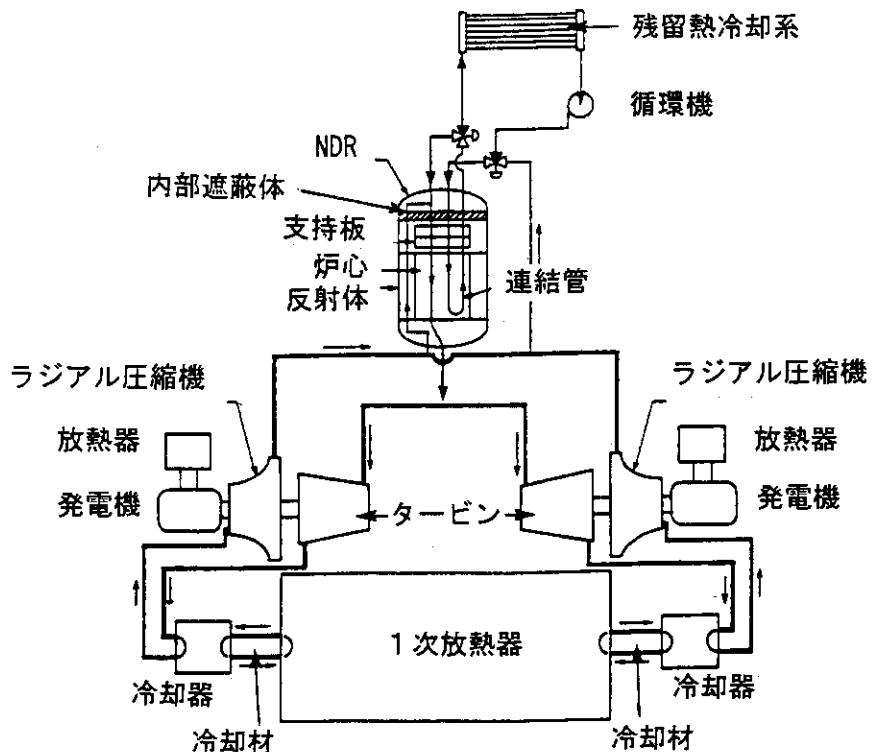


図17 閉ループプレートンサイクルと組み合わせた ENABLER 炉のシステム¹⁵⁾

表5 ENABLER と NERVA の特性の比較

項目	ENABLER(@10MW _e)	NERVA(@1100MW _t)
冷却材	He-Xe	H ₂
燃料要素あたり冷却孔数	7	19
被覆	ZrC	NbC(後に ZrC)
運転温度(K)	850-2100	150-2750
平均出力密度(MW/m ³)	74	2150
最高燃焼度(%)	25	<0.1
運転時間(h)	43,800	10
平均出口温度(K)	1920	2500
燃料形式	多層被覆	単層被覆

4. 原子力熱推進ロケットの原子炉システム

4. 1 NERVA/Rover

1955年に始まった米国の原子力ロケット開発は Rover 計画、NERVA 計画²⁾として進められ、1973 年に資金問題及びアポロ計画後のミッションが存在しないために中止された。この間、17 基の原子炉、1 基の安全性試験用原子炉及び 2 基の地上実験エンジンが試験された（表 6）。代表的な 4 つのシステムの性能を表 7 に示し、また、これら全体を包絡するロケット性能を表 8 に示す。

表 6 Rover と NERVA の原子炉／エンジン試験の歴史

時 期	試験システム	最高出力	最高出力運転時間
1959. 7. 1	Kiwi-A	70 MW	5 分
1960. 7. 8	Kiwi-A'	85 MW	6 分
1960. 10. 10	Kiwi-A3	100 MW	5 分
1961. 12. 7	Kiwi-B1A	300 MW	30 秒
1962. 9. 1	Kiwi-B1B	900 MW	数秒
1962. 11. 30	Kiwi-B4A	500 MW	数秒
1964. 5. 13	Kiwi-B4D	1,000 MW	~40 秒
1964. 8. 28	Kiwi-B4E	900 MW	8 分
1964. 9. 10	Kiwi-B4E	900 MW	2.5 分再運転
1964. 9. 24	NRX-A2	1,096 MW	40 秒
1964. 10. 15	NRX-A2	再運転	特性記録
1965. 1. 21	Kiwi-TNT	安全性試験のため出力暴走で破壊させた	
1965. 4. 23	NRX-A3	1,093 MW	3.5 分
1965. 5. 20	NRX-A3	1,072 MW	13 分
1965. 5. 28	NRX-A3	≤500 MW	46 分特性記録
1965. 7. 25	Phoebus 1A	1,090 MW	10.5 分
1965. 3/15/25	NRX/EST	1,055 MW	1.25/14.5/13.7 分
1966. 6. 8	NRX-A5	1,120 MW	15.5 分
1965. 6. 23	NRX-A5	1,050 MW	14.5 分
1967. 2. 10	Phoebus 1B	588 MW	2.5 分
1967. 2. 23	Phoebus 1B	>1,250 MW	30 分、低出力 1967. 2. 10
1967. 12. 15	NRX-A6	1,125 MW	62 分
1968. 6. 8	Phoebus 2A	2,000 MW	~100 秒
1968. 6. 26	Phoebus 2A	4,100 MW	12 分
1968. 7. 18	Phoebus 2A	1,280-3,430 MW	延べ 30 分
1968. 12. 3/4	Pewee	514 MW	40 分
1969. 6. 11	XE-Prime	1,140 MW	3.5 分
1972. 6. 29-7. 27	Nuclear Furnace	44 MW	109 分、6 実験

注： いくつかのシステムでは低出力で長時間運転が行われた。

表7 種々の Rover原子炉システムの性能

項目	KIWI-4BE	NRX-A6	Phoebus-2A	Pewee-1
原子炉熱出力 (MW)	950	1,167	4,080	507
流量 (kg/s)	31.8	32.7	119.2	18.6
燃料出口平均温度 (K)	2,330	2,472	2,283	2,556
ノズルチャンバー温度 (K)	1,980	2,342	2,256	1,837
ノズルチャンバー圧力 (MPa)	3.49	4.13	3.83	4.28
炉心入口温度 (K)	104	128	137	128
炉心入口圧力 (MPa)	4.02	4.96	4.73	5.56
反射体入口温度 (K)	72	84	68	79
反射体入口圧力 (MPa)	4.32	5.19	5.39	5.79
周辺構造物冷却流量 (kg/s)	2.0	0.4	2.3	6.48

表8 NERVA/Rover 計画全体を包絡するロケット性能

項目 (エンジン名)	性 能
出力 (Phoebus 2A)	4100 MW
推力 (Phoebus 2A)	~930 kN
水素流量 (Phoebus 2A)	120 kg/s
等価比推力 (Pewee)	~8300 m/s (~848s)
最小原子炉比質量 (Phoebus 2A)	2.3 kg/MW
平均冷却材出口温度 (Pewee)	2550 K
最高燃料温度 (Pewee)	2750 K
炉心平均出力密度 (Pewee)	2340 MW/m ³
最高 出力密度 (Pewee)	5200 MW/m ³
最大出力での延べ運転時間 (NF-1)	109 min
最大再起動回数 (XE)	28

Rover 計画で達成された成果に基づいて、固体の黒鉛炉を使う原子力ロケットエンジンの実現性は確立された。また、その技術では液体水素を推進剤に使い、真空環境での比推力が 8300 m/s のもとに推力が 111 kN から 1.1 MN の範囲の要求を満たし、かつエンジンの出力調整が広い範囲で可能であるため、未来の宇宙推進器の要求を満たすことが実証されたといえる。未来の原子力推進器を展望することにより、次のように結論されている。原子炉とエンジンシステムの試験は、推進システムに対する要求条件に相当する温度、圧力、出力レベル、運転時間のもとに実施された結果、原子力ロケットの実現可能性は確立された。この結果、新しい宇宙探査構想に向けての

未来の原子力推進ロケットの技術開発は、性能を向上させること、信頼性を高めること、寿命を長くすることに向けられる。未来の実機の開発段階では環境の受容性を備えた方式でエンジンと原子炉のシステムの地上試験を行うことが課題となろう。Rover 原子力ロケット用原子炉の概念を図18に示す。

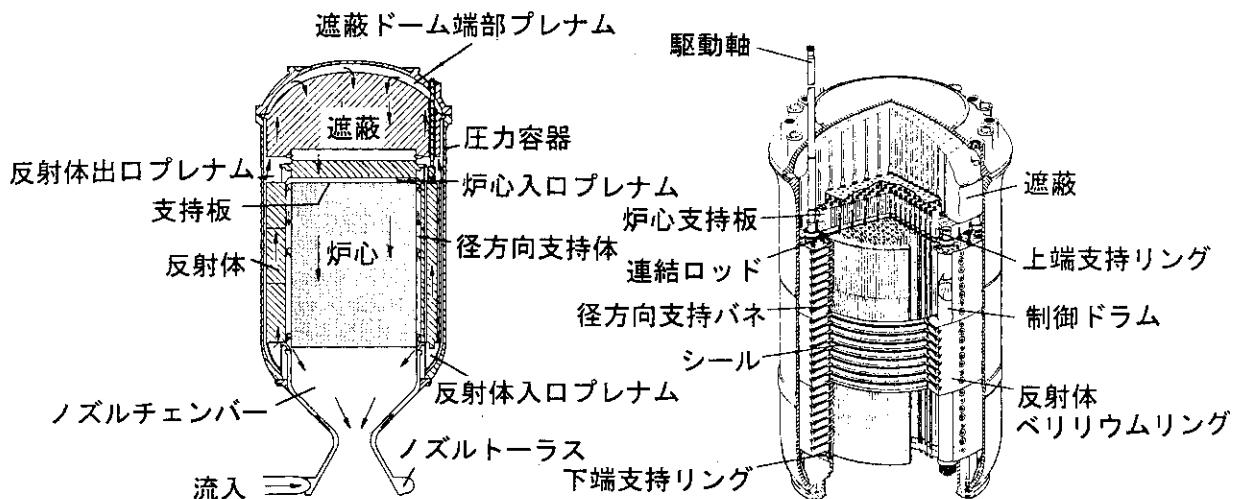


図18 Rover 原子力熱推進ロケットの原子炉概念図

Rover 計画での主な技術開発項目として原子炉燃料の開発とその高性能化が挙げられる。初期の Kiwi A、Kiwi B を始めとして Kiwi B4Dまでの原子炉では炭素マトリックス中に高濃縮ウラン酸化物粒子を分散させて押出し成形したブロックを用いていた。粒子径は約 $4 \mu\text{m}$ で密度は約 10.9 Mg/m^3 である。燃料の融点は 2683 K であった。この燃料の実証試験の結果では 2127 K で 20 秒が寿命の限界であった。主な技術的問題は粒子製造上の寸法制御であった。寿命が短い原因是、 $1875\sim2275 \text{ K}$ の温度範囲で二酸化ウランが炭素と反応して二炭化ウランに変り、一酸化炭素が放出されるために燃料中の炭素が失われることにあった。

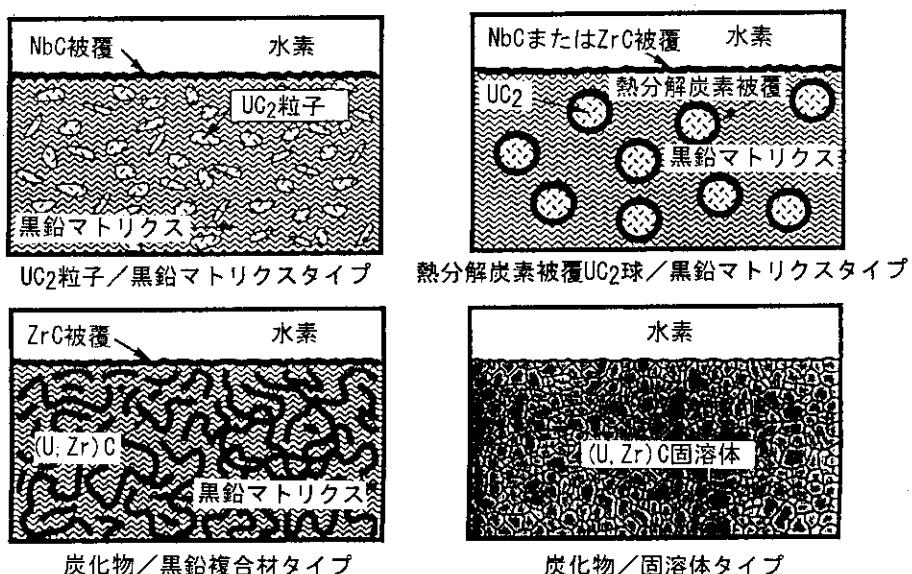


図19 Rover 炉燃料タイプの変遷

Kiwi B4D、Phoebus、Pewee 及び NRX-A の原子炉では図 19、20 に示すように、二炭化ウランの球を熱分解黒鉛で被覆することにより酸化を防ぎ、健全性を保つことが試みられた。球の径は 50~150 μm で 25 μm 厚に被覆された。燃料要素は黒鉛をマトリックス材として表面を炭化ニオブで被覆することによって水素腐食を防止しようとした。その後の炉設計では炭化ニオブは炭化ジルコニウムに変えられた。この燃料は 2400~2600 K の温度で 1 時間の運転に耐えた。この球状二炭化ウラン燃料の問題点はマトリックス材と炭化ニオブ被覆材の間の熱膨張率の大きな違いであった。1 時間以上の運転では 2375 から 2575 K の温度範囲で過剰な炭素損失が生じた。現在では傾斜被覆の技術で熱膨張差による破損問題を解決できるかもしれない。

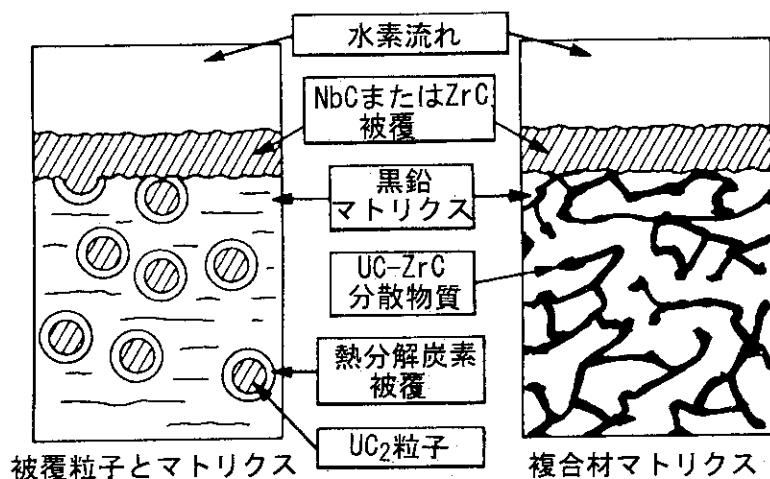


図 20 Rover 計画での燃料要素の比較

NF-1 炉では炭化ジルコニウム被覆をつけた $(\text{U}, \text{Zr})\text{C}$ 複合材粒子燃料が使われた。この燃料はピーキ出力密度 4500 MW/m³、2450 K の温度で 109 分間の成績を残した。技術開発の外挿による予測ではこの燃料は熱伝導度を合わせるよう改良することにより 2500 から 2800 K で 4 から 6 時間は使用可能だと考えられている。この燃料の主な問題点は放射線損傷によるクラックがまだ生じることであった。寸法の小さい球を純粋の $(\text{U}, \text{Zr})\text{C}$ で製造して同じ出力レベルで試験したがクラックは増加した。

これらすべての燃料形式で遭遇した問題として中間領域腐食がある。炉心出口では入口に比べてずっと燃料温度が高いので、燃料は炉心出口の高温で使用できるように製作されている。炉心入口は温度が低いために質量損失率が低い。炉心高さの中間の領域では、質量損失率が最も高くなりがちである。なぜならば、ここでは温度はかなり高いし、中性子束レベルも高いからである。しかしこの温度よりも製造時の温度よりもかなり低い。炉心の高温出口では燃料温度は製造時の温度と同程度であるが、中性子束レベルは低い。図 21 には 3 種類の燃料を種々の運転温度で使った場合の予測寿命が示されている。黒鉛マトリクス燃料の場合、10 時間の寿命を実現するためには運転温度は 2200~2300 K でなければならない。一方、複合材燃料の場合には 2400 K 付近まで上げられる。炭化物燃料の場合はおよそ 3000 K まで可能となる。1 時間運転ならば黒鉛マトリクス燃料は 2500 K、複合材燃料は 2700 K、炭化物燃料は多分 3300 K まで使えよう。原子力ロケットでは運転中に水素腐食のため炉心から燃料が失われてゆく。反射体中の制御ドラムがこれによる反応度減少を補償するのに使われる。

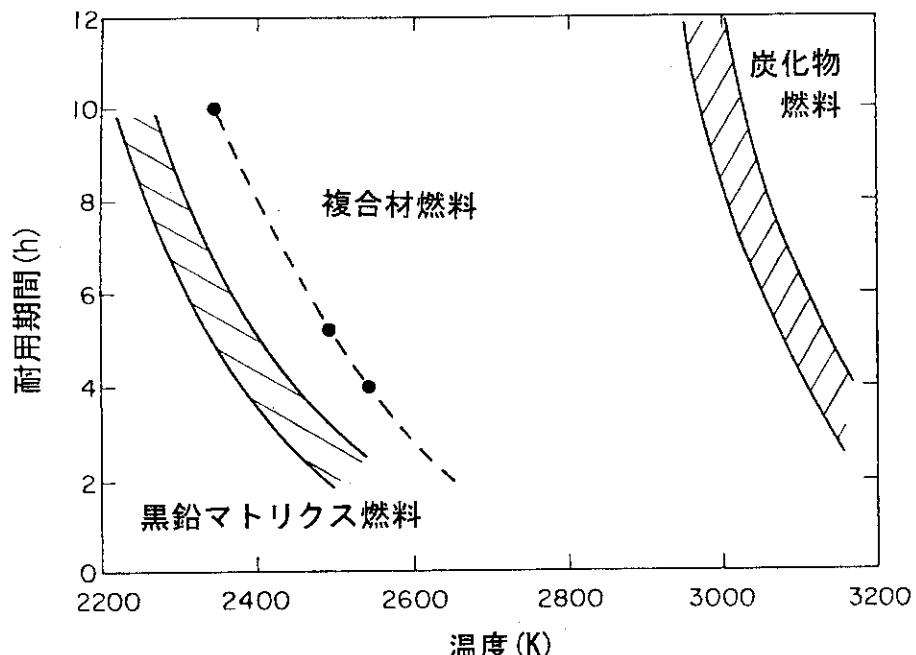
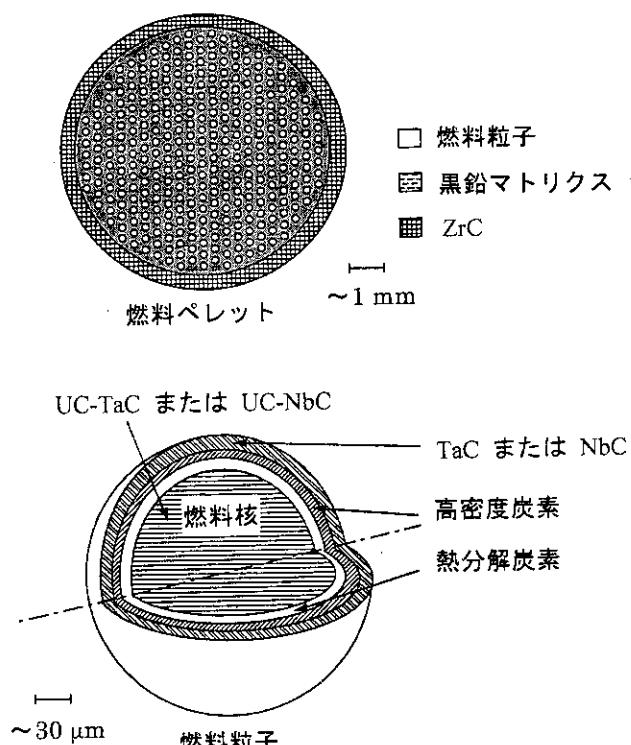


図21 種々のRover炉燃料の予測寿命

4. 2 PeBR

PeBR¹⁶⁾は熱推進及び電気推進の両方に適用できる独特の設計であり十分な安全性を有している。この概念はすでに地上用として確立されている高温ガスペブルベッド炉を基としているし、NERVA技術を利用している。PeBRは水素冷却、高速中性子炉である（ピークでの中性子エネルギー1~50 keV）。燃料体は炭化ジルコニウムで被覆した直径1cm（その後、0.5 cmも検討されている）の球状燃料ペレットであり、炉心内で燃料ペレットは互いに支持されるため、炉心内構造物を要しない。そのため、設計が簡素となり炉心の小型軽量化を可能としている。

図22 PeBR炉の燃料体¹⁶⁾

炉心内構造がないことにより、燃料装荷は打上げ施設においても軌道上においても実施できる。さらに軌道上で燃料交換を行ってパワーシステムとしての寿命を延長できる可能性を持っている。燃料ペレットはTRISO型被覆の微小球を黒鉛中に分散させている。図22に示すように微小球は500 μm 直径の炭化ウラン-炭化ニオブまたは窒化ウラン-炭化タンタルの燃料核に3重被覆（内側は15~20 μm 厚の低密度熱分解炭素、中間は5~10 μm 厚の高密度炭素、外側は10~20 μm 厚の炭化タンタルまたは炭化ニオブで被覆される）であり、内側被覆は核分裂生成物破片を保持するし部分的には

核分裂生成ガスも保持する。高密度黒鉛は内側被覆を外から支持し、外側被覆工程でCVD処理する際に酸の吸収を制限する。図23に示すように燃料核の中心部を中空にして燃料最高温度を下げるとともに、ガス溜にすることも検討されている¹⁷⁾。

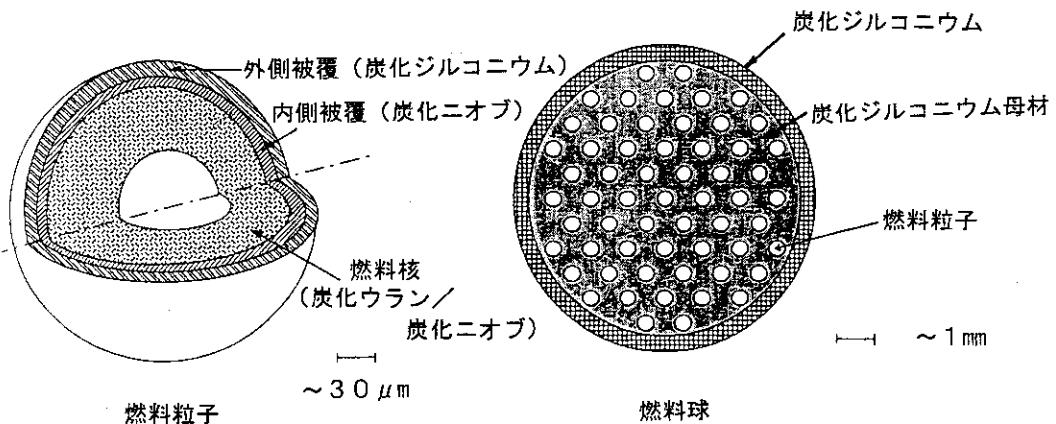


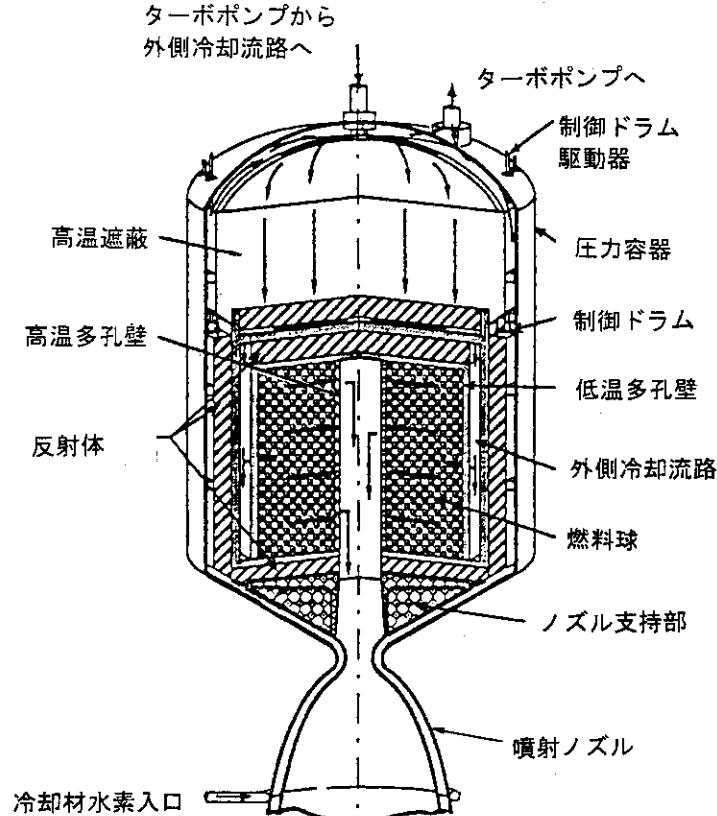
図23 PeBR炉の燃料体改良案¹⁷⁾

炭化ジルコニウム被覆は強度が高いにも拘らず、中間温度領域(<2300 K)でウランの拡散現象が観察されているため、採用されていない。この現象が起こると核分裂に起因して被覆に過酷な損傷が起こりうる。将来、3000 K水素雰囲気中で核燃料物質と炭化ニオブ、炭化タンタル被覆との両立性が数十時間保たれるように技術開発されることが強く望まれる。炭化ニオブは炭化タンタルよりも中性子吸収が弱いため好まれるが、融点は200 K低い。従って燃料と被覆の材料の最終的選定は構造的、炉物理的及び両立性に関する検討に基づいてなされよう。

PeBR用燃料要素設計における、もう一つの重要な考慮すべき点は高温における冷却材水素と黒鉛の反応である。黒鉛の腐食は約5 μm厚の炭化ジルコニウムの薄膜で燃料要素を被覆することによって効果的に減少させられる。炭化ジルコニウムは炭素の拡散係数が極めて低く、かつ、黒鉛への付着特性に優れているため、炭化ジルコニウム被覆はPeBRに採用するのに非常に適している。すべての燃料材料が高い融点をもっているので、炉心内の最高燃料温度は3100 Kにも達することができ、この時、水素の出口温度は3000 Kに達する。また、PeBR炉心直徑が約80 cmと小さいため、炉心後方の立体角最適値15°の範囲内に余分に推進剤タンクを取付けることができる。これによってパワーシステムとしての冗長度を、シャドーシールド質量の大きな増加なしに高めることができる。

原子炉遮蔽は2体の水素化リチウムタングステン層部品から構成される。高温部分は原子炉容器の中に収められて水素で強制冷却され、水素化リチウムの温度は600 K~680 Kに保たれる。低温部分は炉心の外すなわち、原子炉容器と推進剤タンクの間に置かれ、宇宙への自然放熱によって冷却される。

図24はPeBRの軸方向の断面を示している。13~20 Kの液体水素はノズル構造を冷却すべくノズルトーラス部を通るように流し込まれる。その後、炭化ベリリウム(Be₂C)製の径方向反射体を軸方向に流れ、沸騰してガスになって反射体構造から出る。水素ガスは2台の水素ターボポンプを駆動してから原子炉ドームに戻り、熱い反射体を下向きに流れ、反射体の水素化リチウム部

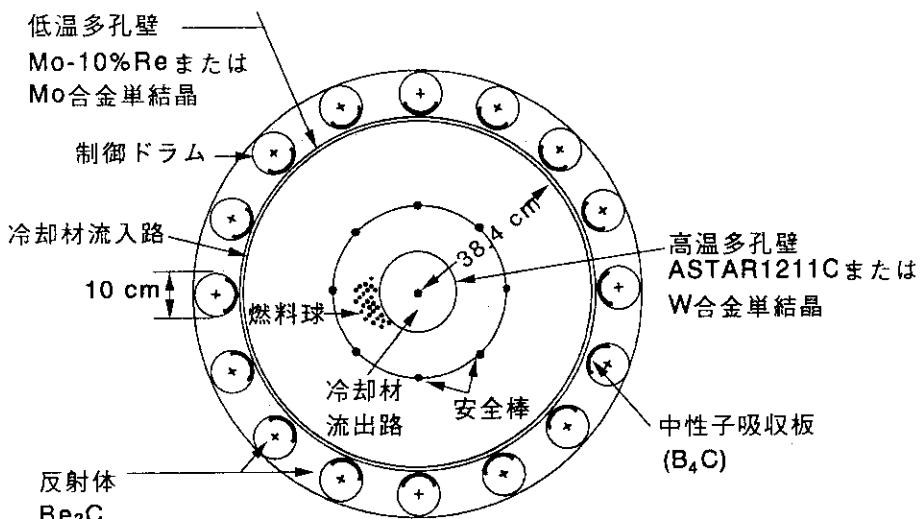
図2-4 PeBR炉の縦断面図¹⁶⁾

分を冷却する。遮蔽から出た水素ガスは上部軸方向の炭化ベリリウム反射体を冷却して径方向反射体と炉心との間の円環状間隙を下向きに流れる。水素はさらに円環状間隙から PeBR 炉心を径方向に流れ込んで、燃料ペレットで生じた核分裂による熱を除去し、直径約 19 cm の中央チャンネルを通って出口へ向かう。下部の軸方向反射体は酸化ベリリウムまたは炭化ベリリウム製であり、炉心出口水素温度 3000 K に耐える。

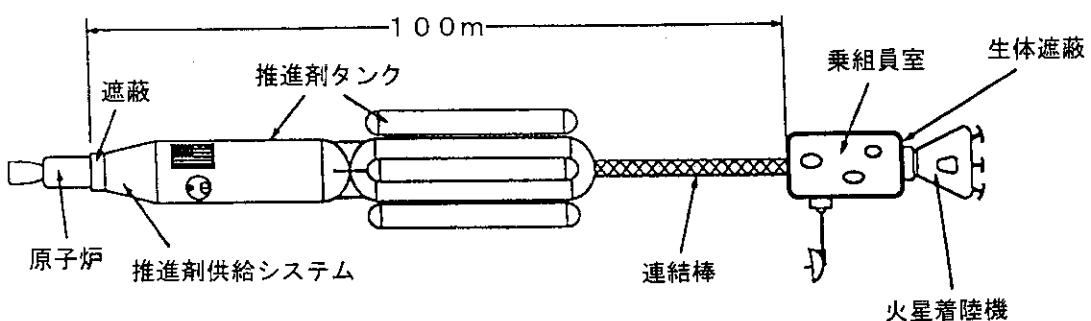
PeBR コンセプトでは、炉心内で冷却材を径方向に流すことによって、炉心の圧力損失をかなり低くしている。これによって 1~5 MPa の低圧での運転を可能ならしめている。ガスが炉心に流入する部分は Mo-10%Re または単結晶 Mo 合金製のフリットであり、一方、流出する部分は ASTAR-811C または単結晶タンクステン合金製のフリットである。これらのフリットの開孔部は、直径が 1 cm 以下であり、炉心内最高温度が出口ガス温度の 100 K 増しより低くなるように配分される。

図2-5に PeBR の径方向の断面を示す。2年前の概念を示した図2-4の場合とは制御ドラムの本数などで少し違いがあるが基本的には同じ構成である。炉心のまわりには直径 10(11) cm の炭化ホウ素セグメント付炭化ベリリウムの制御ドラム 16(26) 本が置かれて、これらのドラムは径方向反射体構造の中に装着される。これらの回転する制御ドラムのほかに、炉心内には中心軸から 20(19) cm 離れた位置に直径 2(4) cm の安全棒 8 本が設けられる。(かっこ内の値は'91 年度発表の設計値)

炭化ウラン-炭化ジルコニウムを用いた燃料を装荷した PeBR の炉物理解析がなされた。核計算

図25 PeBR炉の径方向断面図¹⁸⁾

は TWODANT コードで中性子エネルギー 9 群で行われた。その結果、中性子バランス的には制限を受けない、すなわち高さ対直径比 (H/D) が 1.85 より大きい場合でも、BOLでの過剰反応度は十分であった（実効増倍係数： $k_{\text{eff}}=1.07$ ）。この大きな H/D 比は炉心内での圧力損失を低くし、冷却材喪失事故時の炉心の受動的冷却のために十分な表面積を持たせることになる。これらのことから原子炉冷却に必要な水素の質量を減少させられるため、平均的な比推力 I_{sp} が 4 % 大きくなる。計算結果ではまた、軟らかい高速中性子スペクトル（ピークでの中性子エネルギーにして 1~50 keV）を持つことが判った。ピーク中性子エネルギーは、炉心直径を 48 cm から 84 cm まで変えてあまり影響を受けないし、燃料密度を 88 から 100 % に変えても影響は小さい。しかし炉心内の黒鉛比率には大きく依存する。計算結果ではまた、制御ドラムまたは安全棒は原子炉の運転に必要な能力を十分に持っており、水没事故の場合でも $k_{\text{eff}} < 0.94$ にできることが判った。公称出力 1500 MW_t での合計の運転時間 30 時間（1 回の火星往復毎に 3 時間の運転）に対して燃料の燃焼度はわずか 0.3 at% である。この低い燃焼度であれば、ガス状及び気体状核分裂生成物の蓄積も僅かなため、炭化物被覆に有意な応力を発生させない。ただし、注意を要するのは、炭化物被覆と固体状核分裂生成物の両立性である。例えばルテニウムは 3100 K では非常に移動しやすい。計算による NTP 用 PeBR の設計パラメータ、運転パラメータを表 9 に示す。この表に見られるように 3000 K のガス出口温度、3100 K の燃料最高温度で炉の比質量は 1.0 kg/MW_t である。

図26 PeBR を用いた有人火星探査原子力熱推進ロケットの概念図¹⁶⁾

この比質量は炭化ウラン-炭化ニオブ燃料のオプションを選択すると少し高くなる。タンタルの強い中性子吸収のため、炉心の寸法はウラン-炭化タンタル燃料を採用すると標準の PeBR の場合よりも若干大きくなる。図 26 は原子力ロケットのレイアウトを示す。

在来型の推進剤タンク形状を想定して、これに必要な円錐形の遮蔽体の重量解析を行った結果、 15° 半頂角の遮蔽体がかなり軽量化できることが示された。この半頂角では 1500 MW_t 出力の参考設計炉の遮蔽体質量は約 4 トンと評価された。もっと推力を大きくしたり、冗長度を向上させるためには複数の原子炉の組込みが行われることになる。参考設計の PeBR では炉心直径が小さいため、 15° の半頂角の内側に 1 基以上の原子炉を組み込むことが可能であり、遮蔽体の質量をわずかに増加させることになるだけである。

複数回の起動が要求される場合には、原子炉の停止または出力低下時の冷却方法について特別な考慮が必要である。これは水素をゆっくりと制御しながら炉に流すことによって行える。これがうまく行われない場合、ロケット推進性能の劣化が問題となる。提案されている原子炉運転方法では、推進用に運転しない期間には 2 MW_t の低出力で運転することによって、構造各部の温度を高く保つ。こうすることによって噴射時の熱応力を下げることができる。また、小規模の発電を行うことによって宇宙船の所要電力を貯える。このモードでの運転中には、 2000 K の水素冷却材はヘリウム-キセノンを流体とする閉サイクルブレイトン系に熱エネルギーを伝える。噴射中には所要電力は再生型燃料電池により貯われる。

表9 熱推進ロケット用 PeBR 炉の公称炉心パラメータ¹⁶⁾

項目	仕様値
定格炉出力 (MW_t)	1500
炉心直径 (mm)	0.8
炉心高さ (mm)	1.3
炉心出力密度 (kW/cm^3)	3.0
中心冷却材チャンネルの直径 (mm)	0.2
冷却材	水素
最高燃料温度 (K)	3,100
最高冷却材出口温度 (K)	3,000
炉心入口温度 (K)	120
反射体入口温度 (K)	70-80
冷却材流量 (kg/s)	32
原子炉の比質量 (遮蔽体を含まず) ^{a)} (kg/ MW_t)	1.0
燃料体組成、融点 (K)	UC-TaC ($2,800-3,670 \pm 50$) UC-NbC ($2,800-3,570 \pm 50$)

a: NERVA 炉では 1.8 kg/MW_t

b: 炭素平衡時の融点。単相 UC-TaC はさらに高い融点を持つ。

表 10 には PeBR を使った代表的な火星飛行ロケット検討例の I_{sp} と質量の解析結果が示されている。 1500 MW_t 全出力で 315 kN の推力、 1000 s の比推力が得られる。火星への全航行日数は 250 日であり、火星で 30 日滞在する。これに対して、NASA による参考ミッションでは、 318 kN

の推力であるが全航行に 400 日以上もかかる。また、PeBR では 36 MT (メトリック・トン) のペイロードに対して初期軌道上質量 (IMLEO) は 455 MT が必要である。これはペイロード対 IMLEO 比で 8%となる。原子炉を含むロケットエンジンの質量は 1.9 MT である。これらの評価計算では水素の解離・再結合現象を利用した性能向上を考慮していない。

炉心での圧力損失が 0.3 MPa 以下と低いため、炉心入口での推進剤圧力は 1.0 MPa 以下に保たれ、何ら流動に不安定を生じない。低圧と高温の組合せにより水素分子が H_2 から 2H に解離する比率は 3%程度である。この解離により炉心の熱をかなり吸収できるので炉心温度をあまり上昇させることができない。参考設計の PeBR では水素流量は 32 kg/s であり、水素の解離量 0.966 kg/s を補償する炉出力は 207 MW_t であり、これは公称出力の 13.8 %に相当する。この余分なエネルギーは原子状水素をエキスパンションノズル部で再結合させることにより回収できる。すなわちノズルにおける再結合により水素ガスの温度を上げて I_{sp} を高くできる。将来において解離・再結合を PeBR でうまく利用できるようになれば、参考設計における I_{sp} 値と推力の値をもう少し高くできる。

表10 PeBR を用いた軌道間輸送ロケットの質量の評価例¹⁶⁾

<u>入力パラメータ</u>		<u>コンポネント質量</u>	
速度変化量 (ΔV) (m/s)	15,000	推進剤、 H_2 (kg)	364,568
比推力(s)	1,000	タンク (kg)	34,703
ペイロード質量(kg)	36,000	推力構造(kg)	649
推力(kN)	315	加圧システム(kg)	4,365
エンジン質量(kg)	1,875	耐流星塵／熱構造	9,164
遮蔽体質量(kg)	4,000		
<u>計算結果諸量</u>		全体質量(kg)	455,324
質量比	4,611		
推進剤比率(M_p/M_o)	0.857		
ペイロード比率(M_p/M_o)	0.086		
タンク体積(m ³)	5,249		
燃焼時間(min)	170		

4. 3 US/CIS 炉

US/CIS 热推進(NTRE) ロケットエンジン¹⁹⁾は、米国 APD 社、B&W 社と旧ソ連 RDIPE が協力して研究していた熱推進ロケットエンジンであり、従来、米国で開発してきた NTRE の寿命延長の評価と再使用を可能にする等の性能向上のため、検討してきたエンジンである。これには旧ソ連で開発してきた高温に耐えるねじりリボン状燃料要素を用い、再生熱交換器 (Recuperator)のトッピングサイクルを付けることによって高圧での運転を可能にし、寸法、質量の低減を図っている。

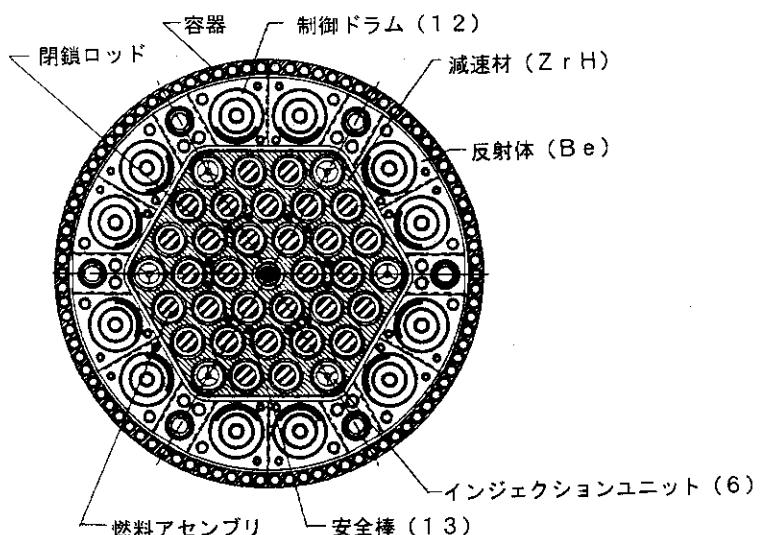
原子炉は、遮蔽体質量を最も小さくするように最適化され、一方では I_{sp} を高く、出口しほり

を深くできるようにされている。これによって起動時、停止冷却時及び定常運転時に必要な推進剤損失質量を最小にする。このための原子炉の主要な仕様は表11に示されている。最大出力は562 MW_t、高温のガス出口温度は2900 K (4.5時間寿命) また、遮蔽体及び再熱器を含まないシステム質量は1890 kgであった。炉心は30体の燃料アセンブリ、6本のエジェクタ、1本の大きな中央安全棒を持ち六角形状である。径方向断面を図27に示す。推進剤は各燃料アセンブリ内で直列配列の燃料要素バンドルと接触して加熱される。CISで開発された燃料要素は、図28に著者による想像図を示すように、ウラン、ジルコニウム及びニオブの炭化物のねじりリボン状細片であり、伝熱面積及び熱伝達率が大きくなるように製作されている。燃料構成は領域毎に異なる。

表11 US/CIS炉を用いた熱推進ロケットエンジンの主要性能¹⁹⁾

項目	性 能
原子炉熱出力	562 MW
推力	11.3 t
ガス出口温度 (混合平均)	2900 K
推進剤流量	11.8 kg/s
比推力	959 s
燃料組成	(U, Nb, Zr)C
燃料形状 (ねじりリボン状)	約100x1.6x1.0 mm
炉容器直徑	0.74 m
燃料体長さ	0.65 m
原子炉質量 (再生熱交換器、遮蔽を除く)	1.89 t

ったものとされる。すなわち、推進剤温度が低い領域では大きな伝熱面積をもち、出口温度に近い高温の領域では小さな伝熱面積をもつ。最後の(出口に近い)燃料要素はウラン量が最も少なく、融点が最も高い; 燃料全体のうち少しの部分のみが高温で使用される。この設計は高出力密度と高噴射温度を両立させるものであり、燃料の融点とガス温度の差に十分の余裕をもたせている。燃料の軸方向長さは60~65 cmであり、3倍の推力をもつ大型NTREの場合の100 cmに比べて

図27 US/CIS炉の径方向断面図¹⁹⁾

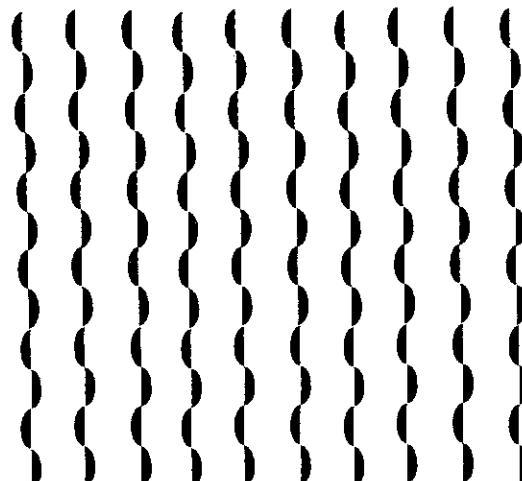
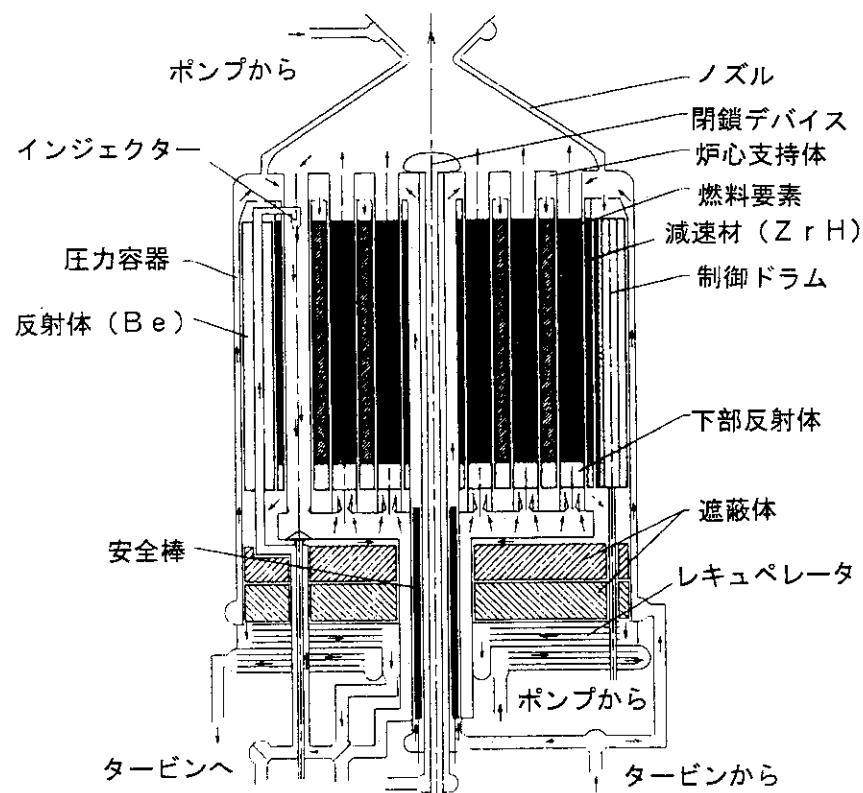


図28 US/CIS炉用ねじりリボン状燃料要素の想像図

ずいぶん短縮されている。最適な燃料アセンブリ直径は質量及び臨界性を考慮して 47 mmとされた。炉心はロッド状の燃料アセンブリとこれを取り巻く水素化ジルコニウム減速材から成り立っており、所要の核特性を持たせるとともに軸方向への冷却材の流路を十分に確保している。

原子炉軸方向端部にある遮蔽体から 13 本の安全棒が炉心に挿入できるようになっており、事故時の停止を含めた停止能力を持つ。炉心周辺には 12 本の出力制御ドラムと径方向反射体がある。端部反射体は炉心と遮蔽体との間に位置する。金属製の圧力容器はベリリウム反射体と制御ドラムを収めている。炉心の縦断面を図29に示す。燃料アセンブリは圧力容器のノズル出口につ

図29 US/CIS炉の縦断面図¹⁹⁾

けられた支持構造物によって支持され、また、シールされている。この支持構造物はドーム型であり、内部に冷却路を設けられているので熱膨張や熱応力、機械的応力の発生を抑制できる。燃料アセンブリの軸方向の膨張は圧力容器の遮蔽端で2重ベローズを設けて解決している。この設計によって、非金属でできた燃料アセンブリに3軸圧縮荷重を与えて運転中の信頼性を高めている。

全部で12本の制御ドラム毎に1台づつの駆動機構がついている。制御ドラムは 120° の角度部分に炭化ホウ素の吸収体がつけられている。各々の駆動機構はステッピングモータ、摩擦ダンパ、電線を含んでいる。ステッピングモータは4相同期直流式ユニットであり、角度にして 1° ごとに 180° まで回転できる。これには磁性軟鐵でできた受動的回転子が使われており、シールされて冷却材ループの中に挿入されている。トーションロッドによってモータと制御ドラムが連結されている。各モータアセンブリの質量は約20kgと見積もられている。12本分の制御ドラムの反応度価値は安全棒引抜き状態で $7.8\% \Delta k/k$ である。この値は1つの制御ドラムが駆動できない場合も含めて、いかなる反応度効果を補償するのにも十分である。各々の制御ドラムの反応度価値は十分に小さいので單一ドラムが予期せず回転した場合にも出力を制御できなくなることはない。

13本の安全棒の質量は各々1kgである。これらは水没や地中埋没を含むいかなる原子炉事故シナリオに対しても十分な臨界安全性を与える。安全棒と制御ドラムを用いた場合の停止余裕は、水没事故時において $6\% \Delta k/k$ である。各安全棒は軸方向に65cm移動でき、数本の制御ドラムの不作動を補うのに十分な反応度価値をもつ。原子炉は極く小さな負の反応度温度効果をもつ。

これまでに核燃料を破損するまで試験した例は少ない。現存技術によるエンジンの I_{sp} は定常

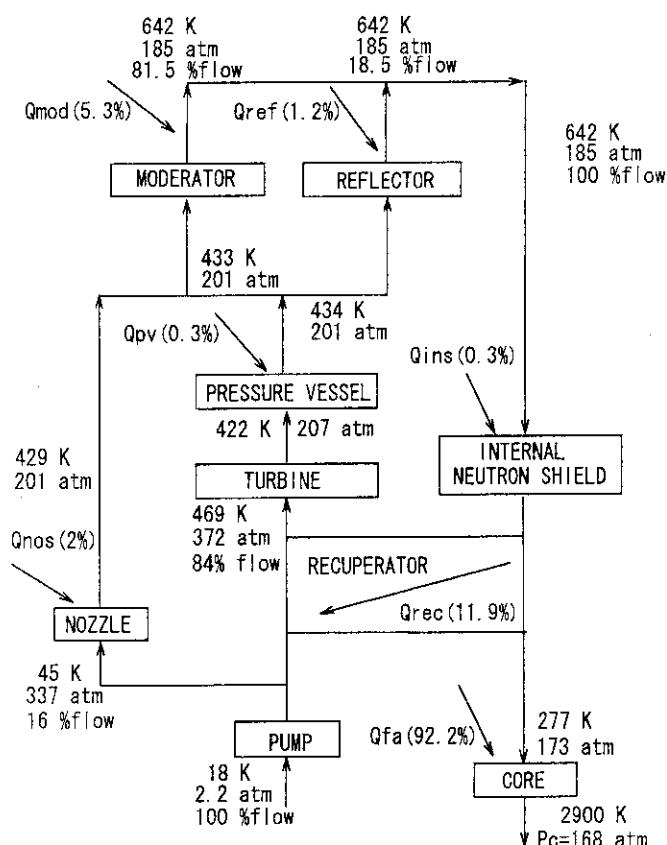


図30 US/CIS炉システムの熱バランス¹⁹⁾

全推力運転時には940秒で、寿命は4.5時間と計算されている。エンジン部の質量は遮蔽体を含めて2835kgであり、推力/重量比(T/W)は4.0である。近未来に開発されるエンジンでは I_{sp} は955秒であり、重量は2228kgに減少し、T/W比は5.1となる。

図30にUS/CIS炉熱推進ロケットのシステム系統図を示す。前年度検討と同様に、CIS燃料を使ったNTREのシステムは再熱トッピングサイクルつきであるが、このサイクルは場合によってはボトミングサイクルとも呼びうる。なぜならNTRE構造物の冷却熱はすべてタービンの入口でなく出口に与えられるからである。この図でわかるように、再熱器はター

ビン駆動用の熱をすべて運ぶ。これはふつうの再熱トッピングサイクルでは一部分の熱であるのと異なっている。このようなサイクルに変更したのは再熱器の質量を犠牲にして炉容器圧力を最低化するためである。これは炉容器がエンジン質量の主要部であり、再熱器の質量はガンマ線遮蔽にとって必要なためでもある。今年度検討の特徴は炉容器の内側に中性子遮蔽が置かれたことがある。これにより以下の2点が可能となった。1つにはタービン駆動用に、より多くの熱が利用できることであり、もう1つは、炉容器が中性子遮蔽体の収納箱を兼ねることができることである。

高推力運転中に液体水素はタンクから流れ出て2連ターボポンプを通ったのち、2つのエンジン冷却流に分れる。図29に示すように、大きい方の流れは下から、小さい方は上からエンジンに流入する。大きい方の流れは高温の再熱器で加熱され、ガス状水素となってタービンを駆動できるまでに暖められる。他方はロケットノズルを冷却する。タービンを出た水素ガスは原子炉容器と中央安全棒挿入孔壁を冷却する。これら2つの流れはノズルと炉容器の境界で合流したのち炉心下部支持構造物を径方向に流れる。ここを出た水素ガスは、水素系中性子減速材、可動及び固定の側面及び端面反射体を通して、水素化リチウム及びホウ素入り水素化ジルコニウムの遮蔽体（これは再熱器の後に置かれている）に供給される。ここで冷却材は最高温度に達し、そのほとんどのすべての熱を、燃料アセンブリ入口の近くにある再熱器の低圧側を介してタービン駆動ガスに与える。冷却材は30チャンネルの炭化物合金（UC, ZrC, NbC）製燃料アセンブリ毎につけられた限界流量オリフィスによって調節された後、燃料アセンブリを直接冷却し2900 Kになって音速ロケットノズルに流入する。すべての水素ガスはスロート（しづり部）を通過して噴出速度9.2 km/s以上に加速される。

11.3トン推力のNTREロケットエンジンのレイアウトを図31に示す。前年度に検討した33.8トン推力のエンジンと類似であるが今回の推力が小さく、質量も小さいものとしている。全推力時の炉出口圧力は136気圧である。これによってエンジン部の長さを5.18 mにでき、またノズル出口直径は、面積比が300:1の場合に1.3 mにできる。NTREの特性と重量を表12に示す。ここでは、現存技術で達成できるものと、3~5年の開発試験の後に達成できるものの両方を示した。

1時間の全推力運転の後、運転を停止しなければならない場合、12時間にわたって原子炉を冷却するのに水素ガスをおよそ1トン放出しなければならない。しかし、閉ループブレイトンサイクルによる2 MW_tの除熱系を設けると水素ガスの放出時間は1時間またはこれ以下であり、水素

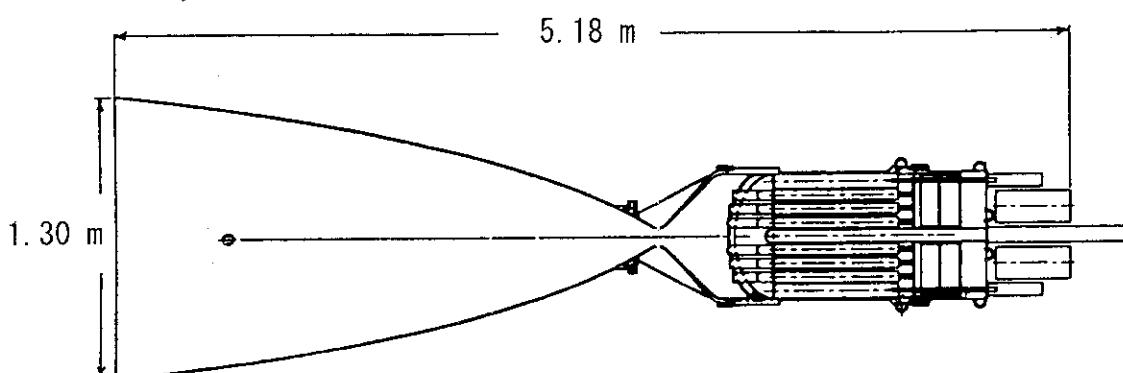


図31 US/CIS炉原子力熱推進ロケットエンジンのレイアウト¹⁹⁾

損失量は 0.5 トンに減少する。4 MW_t の閉ループブレイトンサイクルだと水素損失量は 0.25 トンに低下する。3 基の NTR をもった推進システムの場合、全体でいうと 1 時間燃焼後の炉停止毎に 1.5 から 2 トンの水素を節約でき、全推進剤量に比べると 1 から 2 % に相当する。もっと短時間の燃焼についてはさらに節約が大きくなる。2 % の水素節約は燃焼平均の比推力 I_{sp} が 20 秒改善されることに相当し、前の燃焼時にとってのペイロードが 2 % 減少したことに相当する。有人火星飛行のような多数回の燃焼を要する高い ΔV (速度変化量) の宇宙ミッションでは、閉ループブレイトンサイクルの採用によって初期軌道質量を 40 から 50 トンも節約できる。

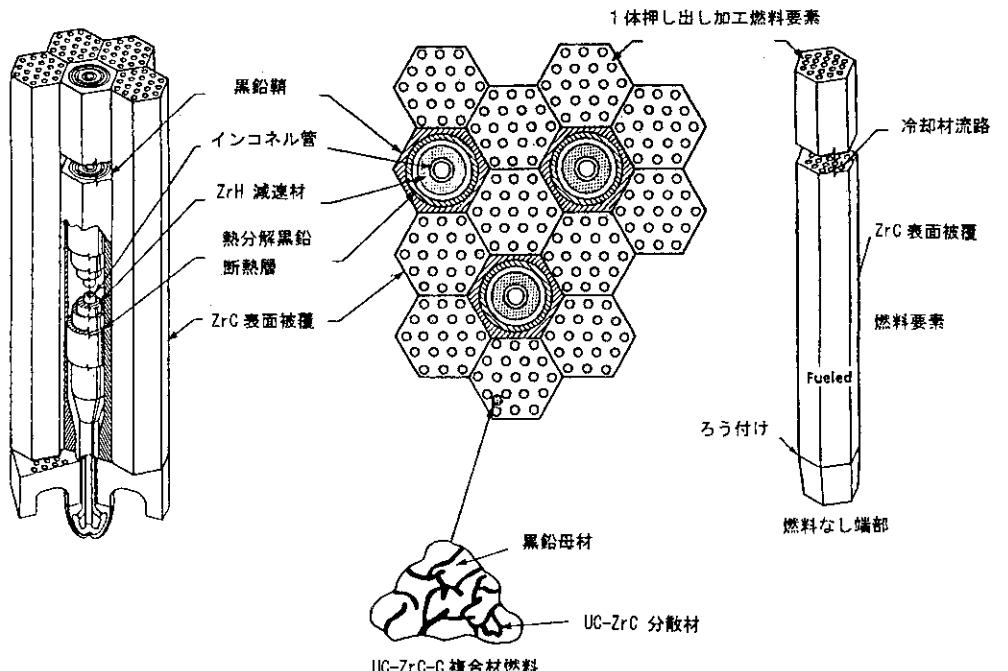
表12 US/CIS 炉ロケットエンジンの特性と重量のデータ

項目	近未来技術	設計	現状技術
推力 (kN)		111	
チャンバー圧力 (MPa)		13.8	
ノズル面積比 (A_e/A_t)		300	
エンジン仕様比推力 (s)	955		940
火星ミッション比推力 (s)	925	910	
遮蔽付き全質量 (kg)	2228		2835
推力／遮蔽付き重量	5.1		4.0
エンジンの長さ (m)		5.18	
エンジン質量詳細 (kg)			
冷却なしノズル	63		63
冷却ありノズル	236		262
炉圧力容器等	700		1015
原子炉	350		465
ターボポンプアセンブリ	69		69
再生熱交換器・遮蔽体	369		410
バルブ・配管系	277		346
制御系と遮蔽	164		205
発電・排熱系			
発電・排熱系質量 (kg)	~900		
火星ミッション比推力 (s)	945		930

4. 4 ENABLER(NTR)

ウェスチングハウス社で NERVA/Rover 技術をフルに取り入れた有人惑星ミッション用原子力熱推進ロケットシステム ENABLER²⁰⁾ を提案している。概略は以下のとおりである。

炉心主要構造を図32に示す。耐熱性の高くない水素化ジルコニウム減速材は断熱材で保護され、水素腐食を受けやすい黒鉛等は炭化ジルコニウムで被覆されている。反応度制御は反射体中の回転ドラムで行う。水素は炉心燃料体の冷却材チャンネルを通って 2700 K に加熱され、ノズルから噴射される。複合材燃料を用いて燃料要素当たりの出力密度を高め、放射線照射に強い制御コンポネントや炭素-炭素複合材を用いている。ENABLER では比推力は 925 s であり、遮蔽体を含まない重量対エンジン推力比は 5 近くなっている。乗組員の放射線被曝を 5 Rem 以下に抑えるように遮蔽体を設けるとこの比は 3 になるとしている。また、低軌道での初期質量 (IMLEO)

図32 実証された NERVA/Rover 炉とその複合材燃料²⁰⁾

が小さいので打上げ費用と物資調達の問題を軽減できる。ここで用いている燃料要素の材料である UC-ZrC-C は、NERVA/Rover 計画の中で開発され、Phoebus、Pewee 及び NF 炉の試験計画で実証されたものである。ZrC-UC 2 元系炭化物燃料では推進剤温度を 3100 K、 I_{sp} を 1000 s にできるとしている。さらに、リスクは高いが、3 元系炭化物燃料 UC-ZrC-NbC では 3300 K の可能性があるとしている。

4. 5 热推進ロケット用原子炉の比較

種々の型式の熱推進ロケット用原子炉が考案されているが、NASA の比較検討²¹⁾によると、その中でも ENABLER が最も初期に実現しうる。パーティクルベッド原子炉、ペレットベッド原子炉、サーメット原子炉等はその次に実現性のある原子炉として、現在検討が進められている。

一方、1992 年度にルイス研究センターでは火星有人ミッションを想定して 4 つの NTR コンセプトについてフィージビリティ、111~334 kN の範囲内の推力、必要な試験施設、人体への影響、必要なコンポネント技術、10 年内にこれを実現するための産業界の取るべき対応を明らかにしようとした。この検討結果の一部を表 13 に示す。4 コンセプトとも推力対重量比は目標の 3 を超えた。NDR のシステムは 1960 から 1970 年代に製作されて試験されたため、すでに高い技術熟成度をもっている。このコンセプトは膨大なデータベースが存在するために、リファレンスシステムに選ばれた。US/CIS 炉コンセプトについては 1980 年代中頃以降に燃料開発が行われた。そのため 2 番目の熟成度とされている。このコンセプトの評価のため、ロシアからもっと多くの情報を入手することが必要とされている。サーメット炉は 1950 から 60 年代の原子力飛行機／宇宙原子力計画の中でかなりの研究開発が行われた。このため 3 番目の熟成度とされている。PBR コン

表13 熱推進原子力ロケットエンジンの性能比較

コンセプト	比推力	推力/重量の順	技術熟成度
サーメット炉	8.82km/s(900s)	1	3
パーティクルベッド炉	8.97km/s(915s)	2	4
NERVA型炉 (NDR)	8.82km/s(900s)	3	1
US/CIS炉	9.41km/s(960s)	4	2

*:NDR(NERVA Derivative Reactor)

セプトは現在の米空軍原子力熱推進ロケット開発計画における課題である。このコンセプトは今までに試験実績がないため技術の熟成度が最も低いとされている。

熱推進方式に共通の技術開発のため、材料の分野ではターボポンプ材料の金属及びセラミックスについての試験計画が作成され、ノズル試験及びガス炉心のシミュレーションのため高周波加熱方式の高温水素試験装置が開発されつつある。計測制御系のため、耐放射線炭化けい素ダイオードの研究も開始されている。今後はセンサーを開発することが課題とされている。ターボポンプの技術について、アセンブリのコンセプト、候補材料、候補技術について評価が行われた。NTRに関して技術開発項目として次の項目が挙げられている。(1)PBR 燃料要素の流動安定解析、(2)蒸気-炉心のモデル化と実験、(3)ガス-炉心模擬施設、(4) PBR 材料のモデル化。

5. 電気推進用スラスタの開発状況

電気推進方式としては、アークジェット、静電イオンスラスタ、MPD スラスタなどがある²²⁾。アークジェットは5~10年で実用化されうるが、比推力の性能からして、後の二つが主な研究対象になっている。静電イオンスラスタでは10~15年、MPD スラスタでは15年以上の開発期間を要すると見られている。

MPD スラスタは小型で簡単な構造であり高い推力を出せる。1992年度に高出力 MPD スラスタ(100 kW)の100時間の実証運転を行うことを目標に掲げたが、1993年度に中止された。今までにパルス運転で10 MW、定常運転で250 kWの運転実績がある。アルゴンを推進剤とした60 kWのエンジンの性能試験が行われたが、33時間で陽極の腐食のために停止した。電極構造の改良のほか、軽い推進剤たとえば水素やリチウムで陽極の腐食を軽減する試みが JPL(Jet Propulsion Laboratory)で開始されている。旧ソ連では、科学ミッション用に、MPD スラスタ(2~1000 kW_e)の開発を目指した実験が、人工衛星 コスマス 728, 780を使って、成功裡に実施された。

イオンスラスタは静電粒子加速器の原理を用いている。イオンとしてはキセノンよりもクリプトンやアルゴンの方がイオン引出し特性が優れると期待されている。推力密度を上げるために従来のモリブデングリッドの代りに炭素-炭素グリッドを使うべく試作が行われている。1981年に250 kWのイオンスラスタの飛行試験も実施されてはいるが、近未来目標は5~50 kWのイオンスラスタで49~98 km/sの比推力を得ることである。JPLでは3グリッド引出しシステムでスペッターを減少させ、グリッド系の寿命を延ばそうとしている。ウィスコンシン大学では電力調整器の磁気系の軽量化(0.5 kg/kW)を図り、1 kg/kW以下の軽量スラスタを製作して500~2000時間の

表13 热推進原子力ロケットエンジンの性能比較

コンセプト	比推力	推力/重量の順	技術熟成度
サーメット炉	8.82km/s(900s)	1	3
パーティクルベッド炉	8.97km/s(915s)	2	4
NERVA型炉 (NDR)	8.82km/s(900s)	3	1
US/CIS炉	9.41km/s(960s)	4	2

*:NDR(NERVA Derivative Reactor)

セプトは現在の米空軍原子力熱推進ロケット開発計画における課題である。このコンセプトは今までに試験実績がないため技術の熟成度が最も低いとされている。

熱推進方式に共通の技術開発のため、材料の分野ではターボポンプ材料の金属及びセラミックスについての試験計画が作成され、ノズル試験及びガス炉心のシミュレーションのため高周波加熱方式の高温水素試験装置が開発されつつある。計測制御系のため、耐放射線炭化けい素ダイオードの研究も開始されている。今後はセンサーを開発することが課題とされている。ターボポンプの技術について、アセンブリのコンセプト、候補材料、候補技術について評価が行われた。NTRに関して技術開発項目として次の項目が挙げられている。(1)PBR 燃料要素の流動安定解析、(2)蒸気一炉心のモデル化と実験、(3)ガス一炉心模擬施設、(4) PBR 材料のモデル化。

5. 電気推進用スラスタの開発状況

電気推進方式としては、アークジェット、静電イオンスラスタ、MPD スラスタなどがある²²⁾。アークジェットは5~10年で実用化されうるが、比推力の性能からして、後の二つが主な研究対象になっている。静電イオンスラスタでは10~15年、MPD スラスタでは15年以上の開発期間を要すると見られている。

MPD スラスタは小型で簡単な構造であり高い推力を出せる。1992年度に高出力 MPD スラスタ(100 kW)の100時間の実証運転を行うことを目標に掲げたが、1993年度に中止された。今までにパルス運転で10 MW、定常運転で250 kWの運転実績がある。アルゴンを推進剤とした60 kWのエンジンの性能試験が行われたが、33時間で陽極の腐食のために停止した。電極構造の改良のほか、軽い推進剤たとえば水素やリチウムで陽極の腐食を軽減する試みが JPL(Jet Propulsion Laboratory)で開始されている。旧ソ連では、科学ミッション用に、MPD スラスタ(2~1000 kW_e)の開発を目指した実験が、人工衛星 コスマス 728,780 を使って、成功裡に実施された。

イオンスラスタは静電粒子加速器の原理を用いている。イオンとしてはキセノンよりもクリプトンやアルゴンの方がイオン引出し特性が優れると期待されている。推力密度を上げるために従来のモリブデングリッドの代りに炭素一炭素グリッドを使うべく試作が行われている。1981年に250 kWのイオンスラスタの飛行試験も実施されてはいるが、近未来目標は5~50 kWのイオンスラスタで49~98 km/sの比推力を得ることである。JPLでは3グリッド引出しシステムでスペッターを減少させ、グリッド系の寿命を延ばそうとしている。ウィスコンシン大学では電力調整器の磁気系の軽量化(0.5 kg/kW)を図り、1 kg/kW以下の軽量スラスタを製作して500~2000時間の

耐久性試験を実施する計画である。

6. ミッション解析例

米国の検討結果によれば、地球回りの低軌道から静止軌道までの 500 日の輸送ミッションで、 100 kW_e 、5 t の原子炉発電電気推進輸送機は 17 t のペイロードを運搬でき、 600 kW_e 、14 t の同輸送機は 100 t のペイロードを運搬できるとしている。このために必要な電力は、現設計の SP-100 及びその増力設計によって供給できるとしている。また、NDR 炉では 1 MW_e を発電するためのシステムの質量が 5 t で済むと述べている²³⁾。

最近のミッション解析によれば、SP-100 型原子炉にランキンサイクルを結合させ、リチウムを推進剤とするスラスターをつければ、近未来に MW_e 級 SP-100 リチウム-MPD の NEP システムが構成でき、2 年間の航行時間の火星貨物ミッションが可能だと判明した。この場合、ロケット全体の質量は月ミッション化学ロケット及び火星ミッション原子力熱推進ロケットの場合の 80 % くらいである。MPD スラスターの比推力は 4000~5000 s となり、効率は 60 % が必要とされよう。同じ技術、同じシステムが月への貨物輸送ミッションにも適用できるし、ポテンシャル的には火星有人ミッションにも適用できるとしている。

電気出力 2~5 MW の原子炉を搭載した無人貨物輸送ロケットは 800 日程度で 85 t の貨物を火星に輸送できる。

有人ミッションには、飛行時間をできるだけ短くするために推力の大きい原子力熱推進ロケットが用いられる。固体炉心を用いた原子力熱推進ロケットでは、比推力 9~10 km/s が得られる。現在用いられている化学ロケットの比推力が 2.5~4.5 km/s であるのに比べ、2 倍以上の値である。これにより、火星までの片道飛行時間を 230 日から 160 日に短縮でき、そのうえ、初期質量を半分程度に軽減できると試算されている。

NDR と US/CIS 炉コンセプトに基づく最近のミッション解析では、67~111 kN の NDR または US/CIS 炉のエンジンを 2~4 基用いると、ほとんどの月または火星ミッションを実現できるとしている。単機 240 MT の大推力の打上げ機を用いると、火星への貨物及び有人ミッションを実現できる。NTR では化学推進に比べて比推力を約 2 倍にできるため、推力対重量比が高く、また、電力も同時発生できるので、短期及び長期間の有人及び貨物輸送の月及び火星ミッションにとって理想的である。モジュラー-NTR は、より速く、より安全で、より安い宇宙輸送システムを形成

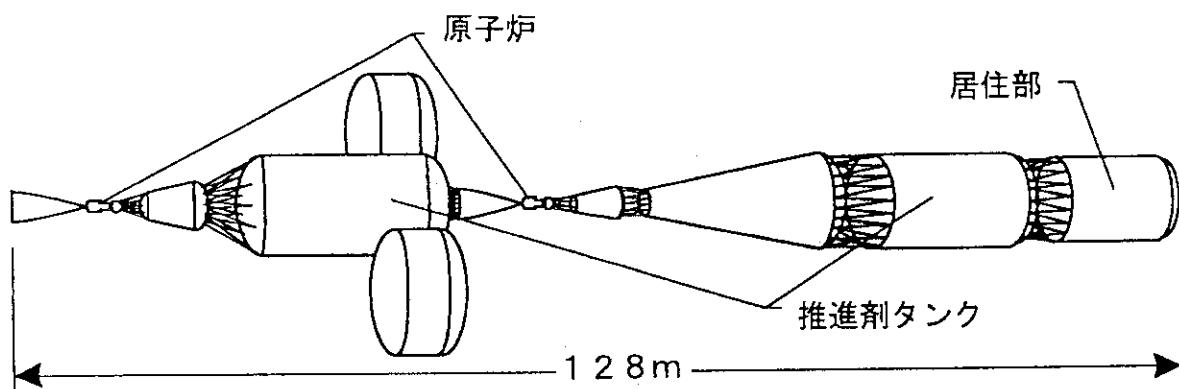


図33 有人火星探査原子力熱推進ロケットの概念図²⁴⁾

耐久性試験を実施する計画である。

6. ミッション解析例

米国の検討結果によれば、地球回りの低軌道から静止軌道までの 500 日の輸送ミッションで、 100 kW_e 、5 t の原子炉発電電気推進輸送機は 17 t のペイロードを運搬でき、 600 kW_e 、14 t の同輸送機は 100 t のペイロードを運搬できるとしている。このために必要な電力は、現設計の SP-100 及びその増力設計によって供給できるとしている。また、NDR 炉では 1 MW_e を発電するためのシステムの質量が 5 t で済むと述べている²³⁾。

最近のミッション解析によれば、SP-100 型原子炉にランキンサイクルを結合させ、リチウムを推進剤とするスラスタをつけなければ、近未来に MW_e 級 SP-100 リチウム-MPD の NEP システムが構成でき、2 年間の航行時間の火星貨物ミッションが可能だと判明した。この場合、ロケット全体の質量は月ミッション化学ロケット及び火星ミッション原子力熱推進ロケットの場合の 80 % くらいである。MPD スラスタの比推力は 4000~5000 s となり、効率は 60 % が必要とされよう。同じ技術、同じシステムが月への貨物輸送ミッションにも適用できるし、ポテンシャル的には火星有人ミッションにも適用できるとしている。

電気出力 2~5 MW の原子炉を搭載した無人貨物輸送ロケットは 800 日程度で 85 t もの貨物を火星に輸送できる。

有人ミッションには、飛行時間をできるだけ短くするために推力の大きい原子力熱推進ロケットが用いられる。固体炉心を用いた原子力熱推進ロケットでは、比推力 9~10 km/s が得られる。現在用いられている化学ロケットの比推力が 2.5~4.5 km/s であるのに比べ、2 倍以上の値である。これにより、火星までの片道飛行時間を 230 日から 160 日に短縮でき、そのうえ、初期質量を半分程度に軽減できると試算されている。

NDR と US/CIS 炉コンセプトに基づく最近のミッション解析では、67~111 kN の NDR または US/CIS 炉のエンジンを 2~4 基用いると、ほとんどの月または火星ミッションを実現できるとしている。単機 240 MT の大推力の打上げ機を用いると、火星への貨物及び有人ミッションを実現できる。NTR では化学推進に比べて比推力を約 2 倍にできるため、推力対重量比が高く、また、電力も同時発生できるので、短期及び長期間の有人及び貨物輸送の月及び火星ミッションにとって理想的である。モジュラー-NTR は、より速く、より安全で、より安い宇宙輸送システムを形成

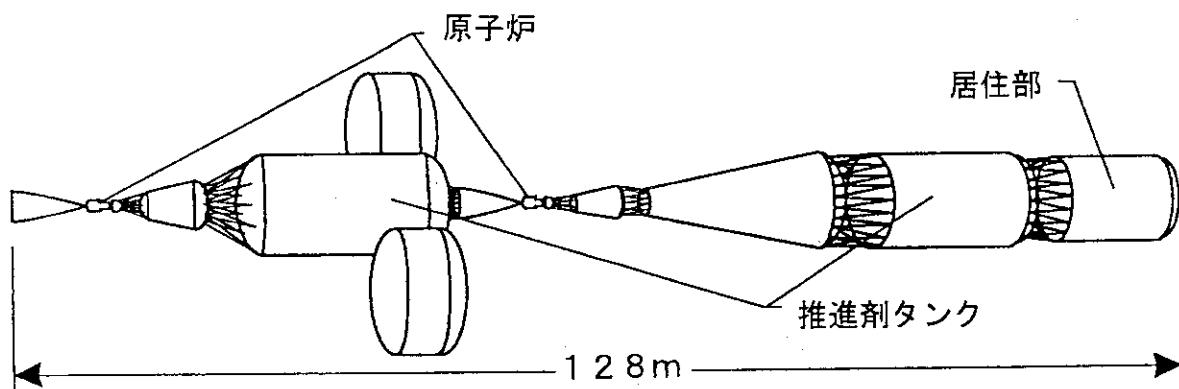


図33 有人火星探査原子力熱推進ロケットの概念図²⁴⁾

できる。図33に、火星有人飛行ミッション用の固体炉心型原子力ロケット（乗員 6名、熱出力約 1300 MW、推力約 350 kN、比推力約 9 km/s、初期質量 530 t）の概念図²⁴⁾を示す。

7. おわりに

本報告書では、比較的最近検討されたいろいろの原子力ロケット概念を取り上げ、特に炉心構造にポイントを置いて紹介することを目的とした。このため、各概念間の相互比較については必ずしも十分に議論を示せなかった。また、電気推進の場合のスラスターについても、著者が専門外であることを理由に深くは立ち入って調査を行わなかった。各章、節ごとに引用した文献を示したので、さらに詳しく調べたい読者はそれらを参考にしていただきたい。

できる。図33に、火星有人飛行ミッション用の固体炉心型原子力ロケット（乗員 6名、熱出力約 1300 MW、推力約 350 kN、比推力約 9 km/s、初期質量 530 t）の概念図²⁴⁾を示す。

7. おわりに

本報告書では、比較的最近検討されたいいろいろの原子力ロケット概念を取り上げ、特に炉心構造にポイントを置いて紹介することを目的とした。このため、各概念間の相互比較については必ずしも十分に議論を示せなかった。また、電気推進の場合のスラスタについても、著者が専門外であることを理由に深くは立ち入って調査を行わなかった。各章、節ごとに引用した文献を示したので、さらに詳しく調べたい読者はそれらを参考にしていただきたい。

参考文献

- (1) Stafford T.P.: "America at the Threshold, America's Space Exploration Initiative", US White House, p23, May 1991.
- (2) Angelo Jr. J.A. and Buden D.: "Space Nuclear Power", Orbit Book, pix, 1985.
- (3) Deane N.A. et al(GEC): "SP-100 Reactor and Shield Design Update", Proc. 9-th Symposium on Space Nuclear Power Systems, p97, (1992).
- (4) Mondt J.F.: "SP-100 Power Program", Proc. 11-th Symposium on Space Nuclear Power and Propulsion, p143, (1994).
- (5) Newkirk D.W. et al: "SP-100 Scale-up to 40 MWe", Proc. 8-th Symposium on Space Nuclear Power Systems, p1072, (1991).
- (6) "Color Pamphlet of GE Astro Space", General Electric Company, 1990.
- (7) Truscello V.C. et al: "The SP-100 Power System", Proc. 9-th Symposium on Space Nuclear Power Systems, p1, (1992).
- (8) England C. et al: "Progress on the SP-100 Power Conversion Subsystem", Proc. 11-th Symposium on Space Nuclear Power and Propulsion, p184, (1994).
- (9) Wetch J.W. et al: "The Commercial Potential of the "TOPAZ" Power System", , Proc. 7-th Symposium on Space Nuclear Power Systems, p1, (1990).
- (10) "Thermionic Technology for Space Power Applications, A Status Report", General Atomics, Feb., 1990.
- (11) Ponomarev-Stepnoi N.N. et al: "Space Nuclear Power System Based on Thermionic Reactor with Single-Cell TFEs and Zirconium Hydride Moderator", Proc. 10-th Symposium on Space Nuclear Power and Propulsion, p973, (1993).
- (12) Nickitin V.P. et al: "TOPAZ-2" Thermionic Space Nuclear Power System and the Perspectives of Its Development", Proc. 8-th Symposium on Space Nuclear Power Systems, p631, (1991).
- (13) Paternoster R.R.: "TOPAZ-II U.S. Critical Experiment Program", Proc. 11-th Symposium on Space Nuclear Power and Propulsion, p97, (1994).
- (14) Marshal Al. et al: "Integrated Safety Program for the Nuclear Electric Propulsion Space Test Program", , Proc. 11-th Symposium on Space Nuclear Power and Propulsion, p879, (1994).
- (15) Pierce B.L.: "Application of the ENABLER to Nuclear Electric Propulsion", Proc. 8-th Symposium on Space Nuclear Power Systems, p379, (1991).
- (16) El-Genk M.S.: "Pellet Bed Reactor for Nuclear Thermal Propelled Vehicles", Proc. 8-th Symposium on Space Nuclear Power Systems, p607, (1991).
- (17) Morley N.J. et al: "Thermal-Hydraulics Sensitivity Analysis of the Pellet Bed Reactor for Nuclear Thermal Propulsion", Proc. 11-th Symposium on Space Nuclear Power and Propulsion, p773, (1994).

- (18) Morley N.J. and El-Genk M.S.: "Neutronics and Safety Analysis of Pellet Bed Reactor for Nuclear Thermal Propulsion", Proc. 10-th Symposium on Space Nuclear Power and Propulsion, p923, (1993).
- (19) Culver D.W. et al: "Low Thrust, Deep Throttling, US/CIS Integrated NTRE", Proc. 11-th Symposium on Space Nuclear Power and Propulsion, p637, (1994).
- (20) Livingston J.M. et al: "The ENABLER-Based on Proven NERVA Technology", 8-th Symposium on Space Nuclear Power Systems, p598, (1991).
- (21) Bennett G.L. et al: "Report to the Next Generation: Status of NASA's Nuclear Propulsion Technology Program", Proc. 11-th Symposium on Space Nuclear Power and Propulsion, p1, (1994).
- (22) Barnett J.W.: "Nuclear Electric Propulsion Technologies: Overview of the NASA/DOD Nuclear Electric Propulsion Workshop", Proc. 8-th Symposium on Space Nuclear Power Systems, p511, (1991).
- (23) Chi J.W.H. and Pierce B.L.: "NERVA Derivative Reactors and Space Electric Propulsion Systems", Proc. 7-th Symposium on Space Nuclear Power Systems, p208, (1990).
- (24) Nealy J.E. et al: "Radiation Exposure and Dose Estimates for a Nuclear-Powered Manned Mars Sprint Mission", Proc. 8-th Symposium on Space Nuclear Power Systems, p531, (1991).