宇宙炉の現在^{*1}

金子 義彦^{*2}

Key Words: Nuclear Reactor, Space, Energy, Artificial Satellites

1. 序 言

宇宙開発の先頭に立ってきたのは、いうまでもなく米国と旧ソ連（CIS）であり、両大国のみが原子炉衛星打上げの経験をもっている¹⁾。米国ではNASA（航空宇宙局）を中心として宇宙炉の研究開発が進められ、1965年には電源用原子炉のSNAP-10Aが打上げられ地球周回軌道にのった後、起動され電気出力500We実証試験に成功した²⁾。また、熱推進用の原子炉の開発のためNERVA/ROVER計画を1973年ごろまで行いその技術基盤を確立したとしている。その後活動はかなり減速された。1989年11月ブッシュ大統領は米国における平和目的の宇宙開発の長期目標について地球以外の太陽系惑星へ人類を送ることであるというSEI計画（The Space Exploration Initiative）の基本理念を再確認している³⁾。即ち、SEI計画は米国の未来に投資するための遠大な計画のなかめ石であり、科学と数学への大衆の関心を再燃させ、教育システムの再活性化を助けるものであるとされた。

一方、旧ソ連では、1963年ごろまでに、クルチャトフ研究所が電気出力800Weの電源用原子炉ロマーシュカの地上実験に成功した後⁴⁾、1970年代に入り、物理エネルギー研究所が電気出力10kWeの電源用原子炉トパーズの開発を行った⁵⁾。この活動は、トパー

ズI及びII開発へ受けつがれた。

この間1978年には、原子炉を積載した旧ソ連の人工衛星コスモス954がカナダに墜落するという事故があった¹⁾。1989年にはコスモス1900が軌道上で故障し原子炉部分が衛星本体から切離され高軌道に移行されるという事象があった⁶⁾。これらの炉の炉型は不明であるが、1967年から1988年にわたって小型高速炉を用いた海洋監視衛星RORSAT33基が運用されたとされている⁷⁾。

米国、CIS両国共、その宇宙開発はすでに多くの科学ミッションで成果を収めているが、軍事利用に支えられて発展してきた側面も否定できない。しかし、東西冷戦の終結により現在では要素技術を含めて相互協力が始められるという新しい段階を迎えた。

2. 宇宙開発のミッションと動力源としての原子炉

人工衛星あるいはロケットのミッションとしては、宇宙、天体及び地球物理並びに環境に関する科学観測目的のほか、通信、放送、気象、測地、資源探査及び航海などに利用する実用目的並びに実態は公表されていないが軍事目的とがある。動力供給という観点からは電源用動力と熱推進動力がある。電源用動力は人工衛星の本体や宇宙ステーションの機器に給電する目的のものであるが、イオン推進エンジンMPDの電力生産を担う場合もある。人工衛星の電源としては、太陽電池、化学電池、燃料電池がこれまで主に適用されてきたが、所要電力の拡大に対処するため、RIを含め原子炉の利用が検討されてきた。すなわち人工衛星に必要な電力は、観測を主とする場合、地上との交信、観測機器の動作と情報処理のほか、軌道変更、姿勢制御のためのものであるが、惑星探査や月面基地計画などミッションが高度化するにつれ、10kWe級の電力が長期間にわたって要求されるようになったことによる。また、比較的小電力ですむ観測ミッションであっても、火星以遠の惑星探査においては、太陽光が減衰してしまい太陽電池の利用は原理的に不可能である。

熱推進動力は、ロケット本体を惑星などの目的位置

著 者 紹 介

金子 義彦（非会員）

昭和10年生。新潟県出身。昭和34年東京大学理学部物理学科卒業。同年、日本原子力研究所入所。昭和46年東京大学工学博士。原子炉工学部長、企画室長及び大洗研究所所長をへて、現在上級特別研究員。高温ガス炉等の新型原子炉の研究開発に従事。日本原子力学会会員。武蔵工業大学客員教授併任。

^{*1} 平成8年9月4日原稿受理 Present Status of Space Nuclear Reactor

^{*2} 日本原子力研究所大洗研究所 Yoshihiko KANEKO

第1図 火星短期滞在飛行計画 (化学推進と原子力推進の比較)

まで運搬する目的のものであり、推進材としての液体水素等を強熱し高温気体として放出し、その反力を得る。火星に400日程度の計画で人を送ろうとすると、短時間に大きな推進力が得られる原子炉の利用がどうしても必要になる。第1図に火星への飛行計画における化学推進と原子力推進の比較を低軌道で用意すべき物量について示した³⁾

宇宙炉の実用化のためには、ミッションの目的が人類の幸福や科学の発展等に関して明確に支持されるものであることのほか次の技術的条件を満たしていることが必要であろう³⁾

- (i) 小型で軽重量であること、限られた空間に収納しなければならぬこと、打上げに要する負担をできるだけ軽減することによる。
- (ii) 信頼性が高いこと、地上からの指令により、運転できること、多くの場合、無人であって、また、保修調整が困難であることによる。
- (iii) 安全性が確立していること、地上並びに宇宙環境において放射性物質による汚染をできるだけ起こしてはならぬことによる。

3. 宇宙炉の工学

いうまでもないことであるが、宇宙炉の環境は陸上炉の場合と著しく異なっている。

- i) 打上げ時には10G程度の加速度が持続されるとともに、数Gの振動が加わる。一方、軌道にのってしまうと無重力になるので、液体の動作に注意を要する。
- ii) 宇宙空間は極低温にも高温にもなる。したがって、機器の動作のためには、適当な保温や冷却が必要な場合がある。
- iii) 宇宙空間は高真空の場合が多いが、中間真空で

第2図 球形原子炉のウラン-235の臨界質量 (100%濃縮ウラン、添字は減速材分子/ウラン原子)

は、不活性気体を充填しないと電気絶縁が劣化し、放電等による故障の原因をつくらうことがある。

- iv) 宇宙塵が炉体に衝突してくるので保護容器が必要になる。

3.1 炉心 炉心は軽量化することが重要であるが、同時に高温に耐える材料で構成することが要求される。この理由は電源用原子炉の場合は発電効率を高くするためであり、熱推進用の場合、推進材の噴出速度を高め大きな推力を得るためである。

核燃料としては、もっぱら高濃縮ウランが使用される。ウラン-238の存在は、システムの重量を増加させる点で不利であり、プルトニウムの使用は墜落時の汚染のリスクから避けている。第2図において、ウラン-235を均質に軽水・酸化ベリリウム及び黒鉛に混合した裸の球状原子炉についての臨界質量と体積を示した³⁾。無垢のウラン-235球の臨界質量は約50kg、

半径約 6 cm である。ウランの酸化物のほか炭化物、窒化物は耐熱性の高い小型の高速炉の燃料として成立する。また、熱中性子炉として小型にするためには、高速中性子を減速する能力が高い水素を含んだ材料が有用であり、800°C くらいまで水素を保持し得る U-ZrH が燃料として使用される。耐熱性の高い黒鉛や酸化ベリリウムを減速材として使うことも可能であるが、あまり多量に用いると炉心全体の重量・体積を非常に大きくしてしまうので注意を要する。

一方、高速炉、熱中性子炉を問わず、炉心の側面に、反射体を取りつけることにより、臨界質量を減らし、出力分布を平坦化できる。反射体の材料としては、減速材と同じものが使用される。反射体は炉心に比べ温度が低いので、金属ベリリウムの使用も可能である。高速炉の場合、炉心反射体境界で出力ピーキングを起こしやすい。

一方、核分裂出力密度はあまり大きくないので、核燃料の燃焼に対する反応度余裕は小さくて良い。このため、反応度の制御は反射体の移動や、ホウ素を中心非対称に塗布したドラムの反射体中での回転によって対処できる場合が多い。

原子炉本体の部分と観測機器や発電機器を収納した部分との間には水素化リチウムなどの軽量の中性子遮蔽体が配置される。電源用原子炉では、炉心部で発生する核分裂の熱は冷却材によって発電部に移送される。また、熱推進動力炉では、炉心部に注入される低温の推進材を加熱して高温・高圧の気体として、ノズルから噴出させる。

3.2 発電部 発電のためには、当初から直接発電方式が有望視され実際に運用された。一般的にいうと、タービンなど回転部分の多い機器は打上げ時の衝撃で破損したり、軌道上でも潤滑系などの故障が多いこと、重量増の原因となること、また、宇宙では保修が困難であることにより不向きとされて来たが、将来において大出力をねらう場合ランキン、ブレイトンサイクルさらにはスターリングサイクルの適用が避けられないであろう。

直接発電の方式としては次のようなものがある。

(i) 熱電変換：Si・Ge 合金素子が多用された。熱電変換効率が低いのが問題点であったが、GaAs の添加により最近では 5% 程度までに改良されている。一方、Ru・Si 合金素子等の開発により、熱電変換効率を 10% くらいにまで改良し、さらに、傾斜機能化により倍増させようとする挑戦がなされている。

(ii) AMTEC（アルカリ金属熱電変換）： β アルミナ等の固体電解質の薄膜をはさみ高温側と凝縮器

側との間でアルカリ金属に大きな蒸気圧差をもたせてアルカリ金属イオンを駆動するもので、高温側では 1000°C 程度に加熱される。変換効率は 15~40% といわれており研究開発が進められている¹⁰⁾

(iii) 熱電子発電⁶⁾：UO₂ 等の核熱により強熱された陰極からの熱電子を近接する陽極に集めて発電するもので、すでに変換効率 7~8% で実用化され、発電システムとして大出力化への努力が加えられている。

3.3 伝熱・放熱⁷⁾ 発電部において低温側に捨てられた熱は、速やかに宇宙空間に放出してしまわないといけない。この目的のために、軽量で効率的なシステムの開発が進められた。例えば、液体金属等で駆動される二相流利用のヒートパイプ、特殊材料で軽量化されたラジエータ及びドロップレットなど液体を霧状に吹き出しこれを回収する新しい原理の除熱方式の実用化である。冷却系の構成にあたっては信頼性を向上させるために、冗長度の多用などのシステム工学としての努力も加えられている。

4. 宇宙炉開発の現状と方向

4.1 米国の活動 SNAP-10 A (Space Nuclear Auxiliary Power 10 A)²⁾ は熱出力 34 kWt、電気出力 540 We の炉外熱電対発電型の熱中性子炉である。炉心部は第 3 図に示すように円柱状をなしている。完全濃縮ウランを約 10 w/o を含む水素化ジルコニウム製の直径 3.18 cm、長さ 33 cm の燃料棒 37 本が稠密に直径 22.7 cm、高さ 39.6 cm の円筒状炉心容器に収納されている。燃料棒の被覆材はハステロイ N である。ウラン-235 の総重量は 4.3 kg であり、炉心全体は 114 kg である。炉心容器は厚さ 5.1 cm のベリリウム反射体で囲まれている。反応度制御は反射体の開き角度を変化させて中性子漏洩を加減して行っている。冷却材としては液体ナトリウムカリウム合金が使用されており、燃料棒間の間隙が流路となり、入口温度 482°C、出口温度 585°C である。高温の NaK は電磁ポンプによって炉外にとりだされた後、熱電変換部に導かれる。熱電変換部では、NaK の配管の表面に多数の Si・Ge 合金素子の高温接点が接着されている。冷接点は放熱板により冷却される。熱電気変換部は、98 kg の水素化リチウムを使った遮蔽体により炉心からへだてられている。炉心の反応度温度係数は負である。理由は、炉心温度の上昇により中性子束は燃料棒から NaK 側に押しやられ、核分裂量が低下することによる。SNAP-10 A は宇宙において 1 年間運転されるように、かつ打上げ時には 10 G の加速度と 5 G の

第3図 SNAP-10Aの熱電気変換²⁾

振動に耐えるように設計され、実際に打上げられ軌道に乗った後、地上からの指令により起動し、所定の出力に達し実証試験に成功した。

米国の宇宙炉の開発子算は、このSNAPシリーズの電源用原子炉及び熱推進原子炉を軸として60年代の半ばに当時の金額で年間約1億ドルのピークを示した後、70年代に入るとベトナム戦争の影響を受け、大幅に縮小されたが、80年代ではSP-100計画である程度回復した⁷⁾。このSP-100 (Space Power 100) はNASA, DOE及びDODの共同開発による電気出力100 kWe, 7年運転可能、総重量3トンの電源用原子炉の技術開発を目指したプロジェクトで窒化ウランを燃料とし、ニオブ合金の配管により⁷Liで冷却する小型高速炉で熱電変換素子により発電するとしている。1985年には電気出力は100 kWeを基準とするものの、ミッションに合わせて変更できるようにするという基本仕様により、システムとしてフルスケールの開発方針が定まった⁷⁾。これにより炉物理試験や窒化ウラン燃料体のFFTFにおける照射実証試験やシステムの設計研究が進められた。燃料として窒化ウランを選択したのは、ウランの含有量が大きく耐熱性、熱伝導性が優れていることによる。また、効率が低いにもかかわらず熱電変換素子による発電を選択したのは、スターリングエンジンは開発に長時間を要すること、熱電子発電は基本要事項の7年間運転可能が困難という見通しによるとされている。飛行システムの主要目と概念をそれぞれ第1表と第4図に示した。

飛行試験システムの設計は1988年に終了レビューを受けて、技術と要素の開発の基盤を与えたものとして位置づけられた。その後、次の点で一部改良が

第1表 SP-100 飛行システムの設計性能

パラメータ	熱特性
炉出力	2.5 MWt
冷却材出口温度(EOL)	1,375 K
熱ループ差 ΔT	92 K
熱ループ流量	5.9 kg/s
炉熱除去系ループ ΔT	48 K
炉熱除去系流量	10.4 kg/s
ラジエータ入口温度	840 K
平均ラジエータ表面温度	790 K
放射黒体面積	94 m ²
放射物理的面積	104 m ²
熱パイル面積	5.5 m ²
熱電レグ長さ	5.5 mm
粗発生電力	105.3 kWe
サブシステム重量(kg)	
原子炉	650
遮蔽	890
熱輸送(1次系)	540
計測制御	380
熱電気変換	530
熱除去	960
出力調整	400
構造物	250
合計	4,600

あった。窒化ウラン燃料体からの窒素の損失を防ぐため被覆管材としてReを内張りした1% Zr入りのニオブ合金 PWC-11の採用、可動中性子反射体の使用、遮蔽の改良、SiGe/GaP熱電変換素子、C-Cマトリックスのラジエータ系などがこれにあたる。

原子力による熱推進への努力の第一ステップとして

第4図 SP-100 炉の概要⁷⁾

2次大戦の後から詳細な検討が始められ、原子力の利用の優位性が見通された。その後、NERVA/ROVER 計画に基づく20基もの炉の陸上試験により原子力ロケットの性能が実証された⁷⁾。

ROVER 計画では、高温に加熱された黒鉛炉心に推進材の水素を注入して、これを2500 K以上に昇温させてノズルから放出させ、推力を得た⁷⁾。当初は黒鉛の中に酸化ウランの微粒子を均質に分散させたブロック状の燃料体が使われたが、その後、UC-ZrC 被覆燃料粒子を分散させるようになった。燃料の開発試験から次のことが明らかになった。耐熱性の上限をきめる因子としては、材料の融点、質量欠損及びクラックの発生などの機械的破損がある。被覆粒子をブロックに分散した燃料の方が、粒子を裸で使うより黒鉛で支持され水素にさらされる実効的な表面積が少ないこともあり質量欠損が小さい。また、ある時間以上高温にさらされると燃料は表面で構成物質に分解し、溶融し、破壊が加速され、構造の健全性が失われ使用限界に達する。炭化ウラン系燃料の限界は3100~3200 Kと見通される。また、被覆粒子の特長を最も効果的に引き出せるのは被覆粒子だけで炉心をつくるパーティクルベッド炉であるという認識が固まりつつあるが、核分裂生成物の放出の増加等の問題も多い。このプロジェクトから0.11~1.1 MNの推力の変更要求に対応するシステムの出力調整技術が確立された⁷⁾。実証した原子力ロケットに関する性能の要点を第2表に示す。

第2表 米国における熱推進用原子炉技術

出力(フェーズ2 A)	4,100 MW
推力(フェーズ2 A)	~930 kN
水素流量(フェーズ2 A)	120 kg/s
等価比推力(フェーズ2 A)	~8,300 m/s (~848 s)
最小原子炉比質量(フェーズ2 A)	2.3 kg/MW
平均冷却材出口温度(ビーウィ)	2,550 K
最高燃料温度(ビーウィ)	2,750 K
炉心平均出力密度(ビーウィ)	2,340 MW/m ³
最高燃料出力密度(ビーウィ)	5,200 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

有人火星ミッションを達成するのに必要な推力の持続が実現可能であることを確認したとして1973年に炉による試験活動を停止した。

現在では以上の基盤に立って、ミッションを最適化する高性能熱推進ロケットの設計研究や燃材料の高度化検討が進められている。第5図に最近NASAのSEI計画(The Space Exploration Initiative)において提案された1500 MWtのペレットベッド炉の概念を示した¹¹⁾。炉心は直径0.8 m、高さ1.3 mでZrCを被覆した球状の耐熱燃料ペレットで中心に空洞のある環状フリットを満たし構成される。炉心外側面から気体水素を注入し、~3.0 kWt/cm³もの高出力密度の核熱で3000 Kに加熱しノズルから噴出させることにより315 kNの推力を合計で170分間発生しうる。

第5図 ペレットベッド熱推進炉

このロケットによると36トンの資材・機器を積載して250日で火星を往復できるという。燃料は約500 μ m直径のUC-TaCもしくはUC-NbCの燃料核をパイロリテック黒鉛、高密度黒鉛につづいてTaCもしくはNbCで被覆した粒子燃料であり、外側をZrCで被覆した直径1cmの球状のマトリックス黒鉛中に分散させたものである。フリットへの燃料球の装荷、除去は軌道上でも行える。被覆燃料粒子について、ZrCの被覆を省いたのは、Uの拡散が2300 K以下で起きることがわかったためである。3000 Kの運転温度におけるNbCあるいはTaC被覆と燃料物質との両立性は重要な試験項目になる。NbCは中性子吸収が小さいが、TaCより200 K融点が低い。もう一つの課題は高温における水素と黒鉛の反応である。ZrCの薄い被覆でも黒鉛の腐蝕は効果的に減らせる。燃料物質が非常に高い融点をもっているので、水素の噴出温度3000 Kに近い3100 Kまで温度上昇ができる。以上がNASAからの提案の概要であるが、UC-TaCあるいはUC-NbC粒子燃料の製造、FPによる内圧上昇、FPとの反応による溶融の発生などが追加される問題点であろう。

4.2 CISの活動 ロマーシュカは60年代から旧ソ連のクルチャフ研究所で開発に着手された熱出力40 kWt、電気出力0.5~0.8 kWeの炉内熱電対発電型の高速中性子炉である³⁾。炉心部は円柱状で、炉心領域は90%濃縮ウランを用いた板状UC₂燃料体を黒鉛の構造の中に装荷して構成される。ウラン-235の総重量は49 kgである。炉心領域の周囲には熱伝導のよい金属ベリリウムブロックを配置して反射体としている。反射体中には、ホウ素を吸収体とした制御棒、

第6図 トパーズI炉の概要⁷⁾

安全棒が組込まれ、サーボ電動機で駆動される。炉心には冷却チャンネルはなく、炉心で発生した核分裂熱は伝導により、反射体に伝わり、その外側にとりつけたフィンにより宇宙へ放射される。炉心領域の最高温度は2170 Kであり、反射体の外側でも最高1250 Kに達する。炉心部とフィンの間にSi/Ge合金素子による熱電気変換部がとりつけられている。

もう一つの宇宙炉トパーズは熱出力130~150 kWt、電気出力5~10 kWeの炉内熱電子発電型の熱中性子炉である。60年代から開発が進められた炉であるが、熱電気変換効率が熱電変換による発電よりかなり大きいのが一つの特長である⁴⁾。1987~1988年にわたって改良炉トパーズIの軌道試験が行われた⁶⁾。炉の設計電気出力は、10 kWeである。第6図のトパーズI炉の炉心構成と発電燃料要素の概念を示した。この2基のトパーズIの飛行試験システムは5 kWeの電気出力で行われ、一つの炉はW合金の、もう一つの炉はMo合金の熱電子エミッターを用いている。W合金の方がより長期にわたって一年程度運転されたという⁶⁾。窒化ウラン燃料ペレットをつつんだWないしMo合金の陰極に対して、陽極はNb合金で形成された。また、電気絶縁にはBeOペレットを用いた。陽極と陰極の間隙の真空部にはセシウムの蒸気を満たし空間電荷による性能低下を防いだ。また、発電

燃料要素の構造は多セル型である。

一方、トパーズ II 炉は電気出力 6 kWe の設計の炉で、米国に供与された。この炉の特長は単一セルの熱電子発電要素からできていることであり一つの電気加熱システムにより全体システムを試験しようという利点がある。トパーズ I 及び II 炉の特性を第 3 表にまと

第 3 表 トパーズ I・II 炉の特性

性能		トパーズ I	トパーズ II
電気出力	(kWe)	5~6	6
電圧	(V)	5~30	28~30
熱出力 (BOL/EOL)	(kWt)	—	115/135
熱電子発電素子数		79	37
セル数/素子		5	1
システム重量	(kg)	—	1,061
エミッター直径	(cm)	1	1.73
炉心長	(cm)	30	37.5
炉心直径	(cm)	26	26
炉重量	(kg)	—	290
減速材		Zr H 1.8	Zr H 1.85
エミッター材料		Mo/W	Mo/W
エミッター温度	(K)	1,773	1,800~2,100
冷却材		NaK	NaK
ポンプ数		1	1
ポンプ電力(素子)		19	3
炉出口温度 (BOL/EOL)	(K)	773/873	560/600
冷却材流量	(kg/s)	—	1.5
セシウム供給		流れ出し	流れ出し
軸・径方向反射体		Be	Be
制御ドラム		12	12
遮蔽	(kg)	—	390
ラジエータ		—	フィンつき管
ラジエータ面積	(m ²)	—	7.2
ラジエータ重量	(kg)	—	50

めた。トパーズ II 炉は 96%濃縮 UO_2 燃料を用いた 115~135 kWt の熱出力で熱電気変換効率約 5% の NaK 冷却炉である⁷⁾。炉心は直径 26 cm、高さ 37.5 cm であり、37 本の熱電子発電素子が一体化された減速材ブロック中に三角ピッチで配置された。減速材ブロックはイプシロン相の ZrH_{2-x} であり、不銹鋼のカランドリヤに収められた。50% CO_2 、50%He の混合ガスが水素の解離防止と熱伝達の促進のために封入された。反応度制御は径方向の反射体中の回転制御棒で行い、反射体自体も異常高温の緊急時には自動的に落下するようにヒューズつきバンドで固定されている。第 7 図に単一セルの発電要素の断面を示した。燃料の最高温度は 1925 K である。エミッターはトパーズ I と同様単結晶の Mo 合金よりできていて CVD 技術により、W のコーティングがなされ仕事関数を小さく

第 7 図 トパーズ II 炉の熱電子発電素子⁷⁾

第 8 図 トパーズ II 炉の起動特性

パラメータ	レンジ
1. 駆動位置	0 - 180°
2. 燃料棒中心温度	0 - 2275 K
3. 原子炉出力	0 - 150 kW
4. 冷却材出口温度	0 - 1075 K
5. 平均減速材温度	0 - 1075 K
6. 容器温度	0 - 1075 K
7. 電流負荷	0 - 400 A
8. 冷却材流量	0 - 6 kg/s

して電子放出特性を改良している。燃料体から発生する核分裂生成物などの気体は宇宙空間へ放出される。

多セル型の発電要素の寿命はスウェリングやセル間の漏洩からきまる。単一セル型の寿命は真空領域を広くとるなどしてこれらの問題を解決しようとしている。また、減速材からの水素の解離も寿命を制約するもう一つの因子になる。第8図にトパーズIIの起動試験の結果を示す。米国はトパーズII炉を種々のミッションに適用したいとしている。また、米国、英国及びフランスの協力により40 kWeに増力しようとしている⁷⁾

4.3 その他の国の活動 宇宙における原子力の利用を主題とした国際会議としては、Symposium on Space Nuclear Power and Propulsionが1982年から毎年開催されてきた。この会合に出席している主要な国には米国、CISのほか、フランス、ドイツ、イタリア、日本、ノルウェー、オランダ、スペイン、中国及び英国があるが、研究開発の努力は1.でのべたように米国とCISに集中しており、そのほかではわずかにフランスの、ERATO計画があるが、設計検討にとどまっている。我国においては、米国、CIS両国の宇宙開発への原子力の適用についての現状を把握する調査活動が主であるが、一部日本原子力研究所等で炉心設計の基本検討が行われているのでここで紹介したい¹²⁾。SP-100と同程度の性能の炉を被覆粒子燃料を使った炉で実現しようというのがねらいであり、N-

100計画と命名した。

第9図に炉心の概念を示した。この炉はパーティクルベッド型の高速中性子炉で軌道上で燃料装荷することにより、打上げ時の安全性を確保すると共に、炉心構成の簡素化を図ったのが特徴である。燃料体は90%濃縮ウランの UO_2/Mo 被覆粒子燃料とし、BeO反射体中の反応度制御ドラムの回転により起動し、出力運転される。核分裂による発熱は炉心に多数挿入した ^7Li を作動物質とする $\text{Mo}\cdot\text{Re}$ ヒートパイプでとりだされ、 $\text{SiGe}(\text{GaP})$ 合金熱電変換素子により100 kWeの発電をする。炉心とラジエータの温度はそれぞれ1540 Kと608 Kである。炉心容器はTZMでつくられ、一気圧のHeガスが充填される。発電システムとしての全重量はN-2またはH-IIロケットの打上げ能力に整合するように約4.7トンとした。

5. 安 全 性

原子炉事故として考えられるものは

- i) ロケットの打上げ時に発生する事故：ブースター推進材の爆発による衝撃、火災、推進材の原子炉内部への侵入や軌道に入る前の途中落下による臨界事故と原子炉の破壊による核燃料の飛散
- ii) 軌道に入ってから事故：原子炉の起動失敗、機器の不良動作による核暴走、及び地上への墜落に分けて考えることができる。

i)の段階では、原子炉の出力運転は未だ行われて

第9図 N-100 炉の概要¹²⁾

第10図 宇宙炉における核分裂生成物の放射能

いない。したがって核分裂生成物の蓄積はなくリスクは小さい。また、多くの場合打上げる当事国にリスクは集中する。ii)の段階のリスクが問題である。放射能の蓄積量を推定してみると一例として熱出力が100 kWtの高速中性子炉の場合、1年間運転したあと、事故を起こして停止すると第10図に示すように直後で 0.18×10^{17} Bqの放射能に達するが、この放射能は1年後 0.14×10^{15} Bqに減衰し、さらに、100年間放置すると 10^{11} Bq程度になる¹⁾。したがって、回収して、高軌道に移行させ、落下までに数百年を要するようになればリスクは問題にならないほど小さくなる。仮りに、高軌道への移行に失敗して大気層に突入すると燃焼して広大な地域に拡散する。この場合でも、公衆被曝量は ~ 10 万人・ラドであり、肺ガンの発生が全世界で約40人増加する程度と評価されている。リスクはさして大きくないが、当事者国ばかりでなく地球全体に広がる。将来においては、緊急時には、原子炉を搭載した人工衛星を他の衛星により回収して事故の発生を防止するなどの安全対策を講ずることが要求されよう。

コスモス954の事故を契機として、国連には宇宙における原子力の利用の安全問題についての作業部会(WG)が組織された。このWGは数年間の検討のあと、報告書を出しており、原子力による電源は、明確

な利点のあるミッションにおける利用であることを前提とするが、種々の安全要求に適合するように設計・運用されるならば安全であり、特に炉に対しては、ウラン-235を燃料とし、十分高い軌道で起動され運行される限り問題はないとした。また、放射線安全の評価にあたっては、ICRPの勧告値を適用すべきとした。以上の基本的考え方は米国の宇宙炉に関する安全基準にとり入れられている。科学技術が進歩するときには、いつも新しい危険を生み出してきた。しかし、この危険は陳腐化される古くからの危険に比べれば、はるかに限定的なものであるという主張がなされている^{7,13)}。米国では、トパーズII炉の飛行試験のための安全評価が進められてきた。主要な論点は

i) トパーズII炉は、CISでは静止軌道での進行を想定していたので、使用後、炉心を放散処理させようと考えていなかった。そこで、大気圏への再突入があるとすると、十分な高度での分解によって放散処理が達成できるか明確にできない。そこで反対に、分解を避けるための熱遮蔽の取り付けが検討された。さらに、浸水時の臨界事故防止のための除去可能中性子吸収棒の挿入あるいは打上げ時の燃料の取りはずしなどが検討された。

また、

ii) トパーズ炉は正の反応度温度係数をもっている。安全に制御できるか問題であった。しかし、検討によれば、高温になるにれ、減速材のZrHの断面積が大きくなり、中性子束が UO_2 燃料棒に集中し、核分裂がさかになるためであり、300秒を超える時定数をもっている。制御系で十分対処しようとされた。また、炉心の温度が異常に上昇すると、ZrHから水素が遊離し、中性子の漏洩が激しくなり、炉は自然に停止する。

等である。

6. 結 言

宇宙における原子炉の利用はプルトニウム-238などのRI電池の開発を通してボエジャー等による太陽系惑星探査を成功に導くなど、すでにかんりの成果を収めている。しかしながら、人工衛星の科学観測機器に1kWe未満の電力を供給する程度に止まっている。一方、宇宙開発活動自体は、概ね順調な進展を遂げており、本格的な規模の国際宇宙ステーションの建設が来年から予定されており、我が国が分担するJEMもそこに取り付けられる。本年始め、宇宙開発委員会は宇宙開発政策大綱を改定し、地球観測及び宇宙環境利用の充実のほか月探査等に取り組むことにした。来世

紀において月面における人の活動を本格化しエネルギー基地を構築したり、人を惑星に送るなどもう1段高度の発展を図ろうとすると動力の増大に対処するために原子炉を含めて原子力の利用を本格的に取り入れる必要が生ずるのではなかろうか。

冷戦が終結した現在、宇宙開発活動が社会的受容を獲得するには、人類の将来との関係において広く受け入れられる認識が望まれる。さらに原子力の導入については当然のことながら安全性の解り易い説明が求められる。原子力自体の安全性は着実に高められており、むしろ衛星本体の打上げにたいする信頼性が問題であろうが、人を宇宙に送ろうとする努力のなかでいずれ解決されよう。宇宙炉の技術はとりわけ特殊なものではなく、陸上の高速増殖炉や高温ガス炉と基盤を可成共有している。したがって、これらの陸上炉の研究開発にあたって、宇宙炉への適用を考慮することは無駄なことではない。

新しい動きとして、宇宙における原子力利用について旧東西陣営間で協力が始まったことがあげられる。1989年のSymposium on Space Nuclear Power and Propulsionにおいて、米国とCISの宇宙炉の専門家がはじめて討論するという機会をえた。1992年には熱電子発電の試験を行うTSET施設がロスアラモス研究所の近くのアルバカーキに建設された。この計画には、フランスと英国が加わる所となった。

米国自体の取り組みが問題であるが、クリントン政権の宇宙開発への原子力の利用にかかわる消極姿勢を反映してSP-100計画が1993年に大幅に減速し、トバーズ-IIの増力計画も不透明とされるにいたった。NASAが求めている宇宙開発プロジェクトは現状では~1億ドル程度の比較的小規模のものに止まっている。

1989年のブッシュ大統領の有人火星探査計画の提案については、今日まで具体的進展は見られない。NASAは、本年8月になって40億年前に温暖だった火星に細菌レベルの生物が存在した証拠を南極の隕石の中に見つけたと発表した。また、この隕石は火星の南半球のクレータから飛来したものと特定している¹⁴⁾。これが事実として評価されれば、来世紀における宇宙開発活動の主軸の一つとして、有人火星探査計画の支持が広げられることも考えられる。

現在足踏みをつづけている宇宙における原子力利用の課題の一つは、二次大戦以降、蓄積してきた技術・経験をどうやって来世紀の科学者、技術者に伝承する

かであることを最後に指摘したい。

本稿が一通り出来上がったところで、宇宙科学研究所の河島信樹教授に宇宙科学の研究者の立場から通読してもらい、放射性同位元素電池を含め、宇宙における原子力の利用の潜在的ニーズについて、貴重な御意見をいただいた。また、日本原子力研究所のTRU燃料研究室、鈴木康文室長には熱推進炉に用いる炭化物系燃料の特性について経験に根差した分析と将来見通しを行っていただき本稿に反映させることができた。さらに、同研究所の粒子線利用研究室安田秀志室長にはN-100炉の設計研究について技術的問題の議論をしていただいた。以上の方々の御支援により、情報が入りにくい領域であるにもかかわらず、本稿をまとめることができた。ここに謝意を表したい。

参考文献

- 金子義彦, 篠原慶邦: 人工衛星積載原子炉, 原子力工業, 25, 1 (1979), pp. 77-82.
- Dieckamp, H. M., et al.: Reactor Direct-Conversion Unit. P/218, The Third Geneva Conference on Peaceful Use of Nuclear Power. Proc., 1964, pp. 164-172.
- Stafford, T. P.: 米国の宇宙探査構想に関する大統領府スタッフオード委員会報告 (1991). 海外科学技術調査会, 海外科学技術政策, 第2巻, 特集8号 (1991), pp. 136-137.
- Мхлонишхков М. Д и др.: Высокотемпературных реакторов—преобразователей «ромашка», P/873 ibid. (1964), pp. 146-154.
- Кузнецов В. А.: Испытания термозмессонных реакторов—преобразователей Топаз-1 Топаз-2, The 3rd International Conference on Thermoionic Electrical Power Generation, 1972.
- 大田憲司, 木下道雄: ソ連における原子力利用—宇宙開発と原子力(1)及び(2), 原子力工業, 35, 1 (1989), pp. 54-58及び2, pp. 69-73.
- EL-Genk, M. S.: A Critical Review of Space Nuclear Power and Propulsion 1984-1993, American Institute of Physics, New York, 1994.
- 秋葉銀二郎: 宇宙動力分科会成果報告, 日本機械学会, 1975.
- Jakeman, D., 住田健二訳: 原子炉の物理, 同文書院, 1966.
- 増田俊久, 根岸 明, 田中耕太郎: 宇宙用電源としてのナトリウム熱電変換技術, 電子技術総合研究所彙報, UDC, 681 586. 67(15) (1986), pp. 1185-1193.
- EL-Genk, M. S., Morley, N. J. and Haloulakos, V. E.: Pellet Bed Reactor for Nuclear Thermal Propelled Vehicles, The Eighth Symposium on Space Nuclear Power Systems, 1991.
- Yasuda, H., Kanno, I., Matsumura, K., Takizuka, T., Ogawa, T., Kaneko, Y., Aoki, H. and Kaji, O.: Conceptual Study of a Very Small Reactor with Coated Particle Fuel, The Seventh Symposium on Space Nuclear Power Systems, 1990.
- Angelo, J. A. and Buden, D.: Space Nuclear Power, Orbit Book Company, Inc., Florida, 1985, pp. 243-250.
- 朝日新聞, 1996年8月10日.