

宇宙動力炉に関する文献調査（3）

第7回宇宙原子動力システムに関するシンポジウム
(アルバカーキ、1990年) 文献を中心に

1991年4月

動力炉・核燃料開発事業団
大洗工学センター

複製又はこの資料の入手については、下記にお問い合わせ下さい。

〒311-13 茨城県東茨城郡大洗町成田町4002

動力炉・核燃料開発事業団

大洗工学センター 技術開発部・技術管理室

Inquiries about copyright and reproduction should be addressed to: Technology
Management Section O-arai Engineering Center Power Reactor and Nuclear Fuel
Development Corporation 4002 Narita-machi, O-arai-machi, Higashi-Ibaraki,
Ibaraki-Ken, 311-13

動力炉・核燃料開発事業団 (Power Reactor and Nuclear Fuel Development
Corporation) 1991

宇宙動力炉に関する文献調査（3）

第7回宇宙原子動力システムに関するシンポジウム
(アルバカーキ、1990年) 文献を中心に

羽賀一男¹⁾, 大坪 章¹⁾, 片岡 一¹⁾, 立辺和明²⁾,
清野 裕⁴⁾, 引地拓夫⁷⁾, 渡辺兼秀¹⁾, 野村紀男⁶⁾,
小西賢介⁵⁾, 水野朋保³⁾, 井上賢紀³⁾, 加納茂機¹⁾

要旨

原子炉の熱エネルギーやラジオアイソトープの崩壊熱の利用技術の開発は、宇宙における発電源としてソ連、米国を中心に約30年の歴史があり、一部は実用化されている。その中で原子炉を用いるものでは、液体金属冷却炉が主流である。

この分野における文献を、第7回宇宙原子動力システムに関するシンポジウム（米国、アルバカーキ、1990年）を中心に、国際会議予稿集、専門誌等から55編選び、要約をそれぞれ作成した。本報告書の範囲は、システム全体、炉物理、遮蔽、冷却系、発電系、排熱系、燃料、耐高温材料、ロケット推進、制御、安全性、試験計画、と多岐にわたり、これで世界における最近の全体的な開発動向が分かる。

-
- 1)大洗工学センター、技術開発部、フロンティア技術開発室
 - 2)大洗、燃料材料開発部、照射燃料集合体試験室 3)同左、燃料材料技術開発室
 - 4)大洗、安全工学部、プラント安全工学室 5)同左、高速炉安全工学室
 - 6)大洗、安全管理部、放射線管理室
 - 7)原子力システム機

目 次

はじめに	1
A. シス テ ム	2
1. S P - 1 0 0 原子炉技術に対するスケーリング研究	2
Scaling Study for SP-100 Reactor Technology	
2. 2 0 k W直接サイクルガス冷却炉に関するフランスの研究	8
French Investigations on an Alternative, Longer Term, 20-kWe,.....	
3. “TOPAZ”動力システムの商業的可能性	13
The Commercial Potential of the “TOPAZ” Power System	
4. L M F B R 宇宙動力システムに関する E R A T O プログラムの近況報告及び 概念研究	19
Update of the ERATO Program and Conceptual Studies on LMFB Derivative.....	
5. S P - 1 0 0 壴の設計と性能	25
SP-100 Reactor Design and Performance	
6. 被覆付粒子燃料を用いた超小型壴の概念研究	30
Conceptual Study of a Very Small Reactor with Coated Particle Fuel	
7. 原子力による 1 メガワット月面電力供給	33
A One Megawatt-Electric Lunar Nuclear Power Supply	
8. 月面基地における「S P - 1 0 0 」動力系の概念設計	39
SP-100 Power System Conceptual Design for Lunar Base Application	
9. 月, 火星探査のための原子力	43
Nuclear Power for Lunar and Mars Exploration	
10.惑星探査のための宇宙原子力における技術開発	48
Technology Development Issues in Space Nuclear Power for Planetary Exploration	
11. 米国の研究所連合がソ連の改良型宇宙壴をテストする	57
U. S. Labs to Test Soviet Advanced Space Reactor	
12. 動的宇宙動力系へのサーメット燃料壴の適用	59
Application of Cermet Fuel Reactors to Dynamic Space Nuclear Power Systems	
13. 地球外基地のための宇宙動力システム	63
Space Nuclear Power Systems for Extraterrestrial Basing	
B. 壴 物 理	74
1. S P - 1 0 0 試験壴心設計に対する臨界実験結果の応用	74
Application of the Results of Critical Experiments to the SP-100.....	

C. し ゃ へ い	77
1. 月面の穴に設置された原子炉からの散乱中性子照射	77
Scattered Neutron Radiation from a Nuclear Power Source Sited.....	
2. S P - 1 0 0 のしゃへいの考え方と設計	82
Shielding Approach and Design for SP-100 Space Power Applications	
D. 冷 却 系	84
1. S P - 1 0 0 補助冷却ループの設計根拠	84
Rationale for and Design of SP-100 Auxiliary Coolant Loop	
2. 宇宙船設計のための2相流挙動の定義	88
Definition of Two-Phase Flow Behaviors for Spacecraft Design	
3. ウィックの乾燥切れと再湿潤に関する研究	91
Studies of Wick Dry-out and Re-wet	
4. 強制流動沸騰時の圧損及び熱伝達に及ぼす重力の影響	94
The Influence of Gravity on Pressure Drop and Heat Transport.....	
E. 発 電 系	99
1. E R A T O - 2 0 k W e 宇宙電力系用の熱電気モデルの開発と確証	99
Development and Validation of Thermoelectrics Model for the ERATO.....	
2. 最初の S P - 1 0 0 热電気セルが発電	104
First SP-100 Thermoelectric Cell Produces Power	
3. フランスにおける宇宙用原子炉システムの研究と予想されるミッション ..	108
Space Nuclear Power System Studies in France and Envisaged Mission	
4. 宇宙探査のための高温原子力ブレイトンサイクルによる 動力変換システム	113
High-Temperature Nuclear Closed Brayton Cycle Power Conversion.....	
5. 宇宙動力用スターリングエンジン	119
Free Piston Stirling Engines for Space Power Applications	
F. 排 熱 系	126
1. 進歩したラジエータ概念	126
Advanced Radiation Concepts	
2. 2 0 k W e ブレイトンサイクル型宇宙動力システムに関する ヒートパイプ放熱器の最適化	133
Optimization of a Heat Pipe Radiator for a 20kWe Brayton Cycle.....	
3. 穴からの大きな節約	137
Big Savings from Holes	

G. 推進	142
1. ソ連における宇宙研究用電気推進機の開発現状	142
Electric Propulsion for Space Research		
2. 2モード原子力推進システムとしてのブレイトンサイクルを 使用する場合の問題	145
The Problems of the Brayton Cycle Application.....		
3. 有人惑星間ミッション用パワー推進集合体の選択基準	148
Criterion for the Selection of Power Propulsion Complex for Manned.....		
4. 地球静止軌道飛行用の電気推進機に対するSP-100炉の利用	153
Using the SP-100 Reactor for Electric Propulsion to Geostationary.....		
H. 耐高温材料	158
1. 高融点合金被覆燃料の性能試験	158
Performance Testing of Refractory Alloy-Clad Fuel Elements for.....		
2. 宇宙炉への応用のための高融点合金の機械特性	163
Load-Carrying Capabilities of Refractory Alloys for Space Reactor.....		
3. Nb-1%Zr合金における沈着と2重粒子サイズ形成に対するその役割	178
Precipitation in the Nb-1%Zr Alloy and Its Role in Duplex Grain.....		
4. Nb-1%Zr合金に対する物性値のコリレーション	179
Material Property Correlations for the Nb-1%Zr Alloy		
5. ニオブ合金, Nb-1%ZrとPWC-11, のクリープ強度	180
Creep Strength of Nb Alloys, Nb-1%Zr and PWC-11		
6. タンタル合金の強度比較	181
Comparative Strength Properties of Ta Alloys		
7. ERATO宇宙炉計画に対する材料研究	183
Materials Studies for the ERATO Space Reactor Project		
8. W-4%Re-0.4%HfC合金の再結晶挙動	189
Recrystallization Behavior of a W-4%Re-0.4%HfC Alloy		
9. ERATO宇宙炉プロジェクトのための材料研究	190
Materials Studies for the ERATO Space Reactor Project		
I. 燃料	191
1. SP-100燃料開発の概要	191
Overview of SP-100 Fuel Development Activities		
2. UNの物性値関係式	194
Material Property Correlations for Uranium Mononitride		

J. 制御	197
1. 宇宙核動力システム用自律制御設計	197
Autonomous Control Design Considerations for Space Nuclear Power Systems	
2. 宇宙原子炉の制御方式	209
Control System with Core Nuclear Design.....	
3. S P - 1 0 0 の制御／安全棒駆動装置開発	212
SP-100 Control and Safety Rod Drive Development	
4. C A N D U 発電プラントの統合制御室の概念	216
Integrated Control Centre Concepts for CANDU Power Plants	
5. 宇宙ミッション操作のためのエキスパートシステムと 先進的オートメーション	221
Expert Systems and Advanced Automation for Space Missions Operations	
K. 安全性	231
1. “ガリレオ”に搭載した軽量型R H U の安全解析	231
Safety Analysis for the Galileo Light Weight Radioisotope Heater Unit	
2. R T G / R H U 安全解析に関する“ガリレオ”的ミッション及び 打ち上げの評価	237
Mission and Launch Vehicle Assessment Data for the Galileo.....	
L. 試験計画	242
1. 定められたS P - 1 0 0 原子炉試験計画	242
SP-100 Nuclear Assembly Test Program Definition	
2. S P - 1 0 0 地上工学システム実験サイトの最終設計状態	245
Definitive Design Status of the SP-100 Ground Engineering System Test Site	
3. S P - 1 0 0 テストプログラム	249
SP-100 Test Program	
4. S P - 1 0 0 の原子動力アセンブリー試験	254
SP-100 Nuclear Assembly Test	
M. 規制	259
1. 宇宙での原子力源の安全利用：国際組織の討論の進歩	259
The Safe Use of Nuclear Sources in Space.....	

はじめに

原子炉の熱エネルギー やラジオアイソトープの崩壊熱の利用技術の開発は、宇宙における発電源としてソ連、米国を中心に約30年の歴史があり、一部は実用化されている。また、原子炉をロケットの推進に用いる研究も実施されている。発電用原子炉としては、液体金属冷却炉が主流である。

そこで、FBRの技術を更に発展させるための参考として、極限環境である宇宙における原子力の技術とその開発状況を調査することは有意義である。

本報告書はこの分野における文献を、第7回宇宙原子動力システムに関するシンポジウム（米国、アルバカーキ、1990年1月）および同第6回シンポジウムを中心に、国際会議予稿集、専門誌、米国研究機関の定期刊行物等から55編選び、有志により分担して内容を紹介するものである。その中には全訳もあれば、要旨だけのものもあるが、要点は落としていない。

本報告書の範囲は、システム全体、炉物理、遮蔽、冷却系、発電系、排熱系、燃料、耐高温材料、ロケット推進、制御、安全性、試験計画、と多岐にわたり、これで世界における最近の全体的な開発動向が分かる。

(Aシステム-1)

SP-100原子炉技術に対するスケーリング研究
Scaling Study for SP-100 Reactor Technology

Albert C. Marshall (Sandia National Laboratories)
Barbara I. McKissock (NASA Lewis Research Center)

出典 : 7th Symposium on Space Nuclear Power Systems (Jan. 1990, Albuquerque),
pp. 132-139

序論

SP-100計画のための原子炉技術は、10kWeから1MWeの動力システム系に対して適用される。将来的出力要求は数MWeにおよぶものと考えられる。もし、SP-100計画のために開発した原子炉技術を高出力のシステムに使用することができれば、新しい原子炉開発計画を制定するよりは開発費用を削減できる。この研究で、我々はSP-100原子炉技術を高出力に向けて拡張するための幾つかの方法を模索している。一つの試みは、SP-100の燃料ピン設計を使用して、高出力を得るために必要とされる燃料ピンの長さと数を増やす方法である。この試みによる改良型SP-100原子炉技術への弊害が検討された。最終的にSP-100原子炉技術による交流動力変換サブシステムの効果が調査された。

宇宙において、幾つかの基盤となるシステムに対する主な関心点の一つは質量であることから、この研究では原子炉と遮蔽、そして全体システムの質量の評価に焦点をあてた。RSMASSコード(Marshall 1986)が、原子炉と遮蔽の質量を評価するために使われた。システム質量のバランス評価には、NASA Lewis Research Centerで開発された簡便なアルゴリズムが用いられた。100kWeから10MWeの範囲の出力は、1年運転の場合と7年運転の場合を仮定して、これらの両方について検討された。熱電気、スターリング、ランキン、ブレイトンのパワー変換システムが調査された。高出力レベルへ技術を拡張することによる安全性、信頼性、そして他のシステムへの影響もまた調査された。

応用性と制限

GE社の2つのレポート(GE 1988a, 1988b)は、基本的なSP-100の原子炉と遮蔽サブシステムについて述べている。この基本的SP-100設計では、7年の運転期間のための100kWeの動力システムを持っている。原子炉の燃料は、窒化ウラン燃料ピンをニオブ合金で覆って外径0.77cmに形作られる。液体リチウム冷却材が、原子炉から熱電気動力変換モジュールへ熱を運ぶ。廃熱は、ラジエータによって宇宙へ捨てられる。放射線遮蔽には、水素化リチウム、タンゲステン合金、ベリリウムの層が使われる。SP-100の技術から推し量ったり、変形してその技術を使おうとした時、いくつかの制限が必要となった。もしその技術の変形が非常に重要であるならば、原子炉はSP-100の改良版としてではなく、新しい原子炉サブシステムとして議論されるべきである。我々は、SP-100技術を窒化ウランのピンタイプの燃料、および液体(非沸騰)リチウム冷却材による冷却、と制限して定義した。改良版SP-100技術の影響を評価するために、燃料ピンの寸法、燃料と被覆管のギャップ、燃料密度、被覆材料、被覆厚み、プレナム長さ、充填ガス、燃料空隙率、燃料製造プロセス、そして被覆温度が変更される。異なる被覆材料の使用が、レファレンスSP-100原子炉技術との最も重要な違いであると言わなければならない。

アプローチ

この研究は、詳細な質量解析を保証するものではないことから、原子炉と遮蔽体の質量評価にはRSMASSコードを使用した。RSMASSコードは、原子炉燃料の質量や減速材、構造物、反射体、圧力容器、種々の機器、原子炉遮蔽材等、各々の質量を評価するための詳細な解析や相互関係より、むしろ近似計算に使用される。燃料質量を最小にすることは、原子炉の中性子制約および炉心の熱制限か、計画運転寿命を過ぎることによる燃料へのダメージのいずれかによって制限される。RSMASSコードは、これらの制限を個々に計算し、最も大きい炉心燃料質量を選択する。

原子炉質量は、まずレファレンス燃料ピン設計を仮定して計算される。大きな動力レベルを達成するのに必要な範囲で、燃料ピンの長さと数が増やされる。レファレンスSP-100燃料のパラメータは、Table 1に示す通りであり、レファレンス負荷線量に対する

制限 (Payload Dose Limits) は、Table 2 に示す通りである。この研究において、"near-term" (当面) という表現は、共同開発ができて、さらに財源が確保されて、5年以内に開発され得るであろうサブシステムに対して使用される。この定義に基づくと、レファレンス SP-100 の原子炉と遮蔽は、"near-term" に分類される技術である。

レファレンス設計 (near-term) を改良したり、変形することによって質量を削減することができ、高出力、改良型の被覆管に合うように燃料ピンの幾何形状もまた計算された。燃料技術に関して、可能な改良と制限を決めるために、多くの燃料専門家に意見が求められた。これらの協議に基づき、"near-term" 技術の制限を越えて SP-100 原子炉技術の外挿で可能となる原子炉概念についての "far-term" (将来) のパラメータが選ばれた。"Goal" (目標) パラメータには、その技術についての上限が設定された。想定した far-term, および goal パラメータを Table 1, Table 2 に示す。これらの原子炉と遮蔽の質量計算は Sandia National Laboratories (SNL) で行なわれた。

熱電気、スターリング、ブレイトン、ランキンの各動力変換システムに対して、システム質量のバランスを評価するため、システム質量計算が NASA Lewis Research Center で行なわれた。システム質量バランス評価のためのアルゴリズムが開発され、GE社で行なった SP-100 レファレンス設計 (May 1988) の特定機器によって試された。システムバランスは、動力変換サブシステム、放熱器、熱交換器、構造物、出力調整器を含む(ただし、出力調整器の質量は負荷される必要条件によるところが大であり、特定できないので、ここでの検討では含まないこととした)。スターリング動力変換システムのモデルは、NASA Lewis Research Center での研究にもとづいた。ランキン動力変換システム性能評価モデルは、ORNL の ALKACYCL コード (Moyers 1985) にもとづいた。と同時に機器の質量は、S P I (Wetch 1988) により公表された結果にもとづいた。ブレイトンサブシステムの性能と質量評価は、内部の NASA Lewis models を用いて計算された。near-term, far-term, goal に対するシステムバランスの想定値を Table 3 に示す。これらの計算は、1年および7年運転の場合両方について、冷却材温度を変えて行なわれた。

計算結果

7年運転とした場合の near term, far-term, goal 技術について、原子炉質量は熱出力レベルに応じて Fig. 1 のように描かれる。図で分かるように、我々の原子炉質量評価は、GE社の予想とよく一致する。我々の遮蔽質量評価もまた GE 社の予想とよく一致する。far-term の SP-100 原子炉と遮蔽質量評価は、いくつか提案されているマルチメガワット液体金属冷却型の原子炉概念 (Marshall 1986) で予想されている質量と比較することができる。Near-term 原子炉質量は、far-term 原子炉質量より約 30% 大きい。

Far-term 動力システムの全体質量 (出力調整器は含まない) は、電気出力に応じて Fig. 2 のように描かれる。Fig. 2 の計算において、ランキン、スターリング、ブレイトン、熱電気の各動力システムは、運転期間は 7 年、被覆管最高温度は 1500 K と仮定している。過去において、我々は提案された特定のマルチメガワット動力システム概念 (例えば、Marshall 1989) について、同様な計算を行なっている。これらの同様な計算での、基本となる法則と仮定は、この研究で使われたものと異なっている。けれども、Fig. 2 で示したランキンとスターリングシステムに対するメガワットレベルでのシステム質量は、我々が評価したマルチメガワット概念 (2.5 ~ 7 kg/kW) の質量と比較することができる。SP-100 技術にもとづく原子炉と、マルチメガワット運転のために特別に設計された液体金属冷却型ピンタイプ原子炉との間のいくつかの本質的な差異を、我々は同じと認めるわけにはいかない。比較できる原子炉とシステム質量が望まれるべきだ。

Fig. 2 の結果によると、マルチメガワットの範囲では、ランキンによる動力変換が最も軽量になることを示唆している。このシステムモデルは全ての動力システムに対して、詳細な計算により確認されてはいないけれども、SNL で行なわれた同様な、ある誤差を有した計算解析も Fig. 2 に示した傾向と基本的に同じであることを示した。しかしながら、near-term では極低重力環境における流体の二相流挙動を解明できないから、我々は near-term 技術についてランキン動力システムは考えない。さらに、この研究の目的は原子炉技術のスケーリング (推測拡張) の可能性を決定することだけにあり、システムの信頼性や安全性のような他の結果は求めていない。さらに、これらの結果は、結局、特定の動力システム概念の保証をとるものではない。

改良技術の影響は、7年運転と仮定した場合の 5 MWe スターリング動力変換システムについて、Fig. 3 で説明される。もし、技術進歩が仮定されるならば、かなりの質量軽減が見込まれる。Fig. 4 は、出力 5 MWe および near-term 技術と仮定した場合の様々な

動力変換システムについて、運転寿命のシステム質量への影響を説明したものである。各々の動力システムについて、goal技術および被覆管温度は1400～1600Kと仮定した場合の計算もまた行なわれた。高温運転の結果として生じる質量軽減の効果は、最大でも15%より少なかった。

他の検討

もちろん、質量の他にも重要な検討項目があり、たとえば安全性、これなどは非常に重要な検討項目である。改良技術についての運転条件は、レファレンス設計についての条件よりも厳しくなり、また、安全性についても引き上げられる。たとえば、高温の燃料と被覆管については、冷却材喪失事故時を仮定した安全性の問題を投げかけられる。一方、被覆管材料の改良の様ないくつかの改良は、より厳しい運転条件下においてさえ安全性の向上につながるだろう。

信頼性の多くは安全性と密接に関連する。改良設計についてのより厳しい運転条件は、いくつかの信頼性に関する問題を提起した。しかし、ここでは、改良技術は信頼性を低下させることなしに、より厳しい条件下での運転ができるものと仮定した。いくつかの改良は信頼性を向上させる。たとえば、W/R e (タンクステン/レニウム) 被覆管は、被覆の完全性を緩め、窒化物燃料とリチウム冷却材を化学的に共存させる。また、W/R e は体心立方格子構造であるから、中性子照射による被覆管スウェーリングを小さくできる。

結論

レファレンス SP-100原子炉技術は、マルチメガワットの動力レベルにそのままで適用できないという主張に根拠がないことが分かった。レファレンス SP-100技術、改良 SP-100技術における原子炉と遮蔽質量は、提案されたマルチメガワット原子炉概念についての質量と比較することができる。今までは、SP-100技術による原子炉と、高出力運転のために特別に設計されたいくつかのピンタイプ液体金属冷却型原子炉との間には、いくつかの本質的な差異があったために、同一とみなして比較することはできなかった（我々はピンタイプ原子炉の定義に炉内熱電子発電は含まない）。near-term 動力変換技術（スターリング、ブレイトン、熱電気）は、マルチメガワット出力に使うことができたけれども、質量負担が相対的に大きくなってしまう。ランキン動力変換サブシステムがマルチメガワット出力によく適していて、質量が最も小さくなると期待されている。しかし、ランキンの概念は、near-term の技術であるとは考えられない。高出力システムのためには、SP-100原子炉について被覆管の材質変更や寸法変更を追加し、さらに、補助冷却系についてのいくつかの変更、制御方法（たとえば、炉内制御棒）や機器解凍法、およびその他の機器の変更が必要になる。

謝辞

この作業は、NASA Lewis Research Centerにおける契約番号 DE-AC04-76DP00798 のもとに、U.S. Department of Energy の指示により行なったものである。この研究では多くの燃料専門家の助言をもらった。LANLの W. Rankine による助言は特に有意義であった。

(片岡)

Table 1. Reactor Fuel Parameters.

	Near Term	Far Term	Goal
Fuel Pellet Density	96% TD ^a	96% TD	96% TD
Smear Density	89% TD	80% TD	80% TD
Maximum Burnup	6%	9%	12%
Cladding	PWC-11	W/Re	W/Re
Max. Fuel Temperature	1650 K	1700 K	1800 K
Max. Cladding Temperature	1400 K	1500 K	1600 K

^a Theoretical Density.

Table 2. Payload Dose Limits.

	Near Term	Far Term	Goal
Payload Neutron Dose Limit (n/cm ²)	1×10^{13}	5×10^{14}	1×10^{16}
Payload Gamma Dose Limit (R)	5×10^5	5×10^6	5×10^7

Table 3. Assumed Technology Improvements for Balance of System.

	Near Term	Far Term	Goal
Heat Exchanger Mass	SP-100	$3/4 \times SP-100$	$1/2 \times SP-100$
Percent of Carnot Efficiency of Stirling+ Linear Alternator	50%	60%	70%
Specific Mass of Stirling +Linear Alternator	6 kg/kWe	5.5 kg/kWe	5 kg/kWe
TE Figure of Merit	0.8×10^{-3}	1.4×10^{-3}	2.0×10^{-3}
Radiator Specific Mass	SP-100	$3/4 \times SP-100$	$1/2 \times SP-100$
Boom Mass	SP-100	$3/4 \times SP-100$	$1/2 \times SP-100$

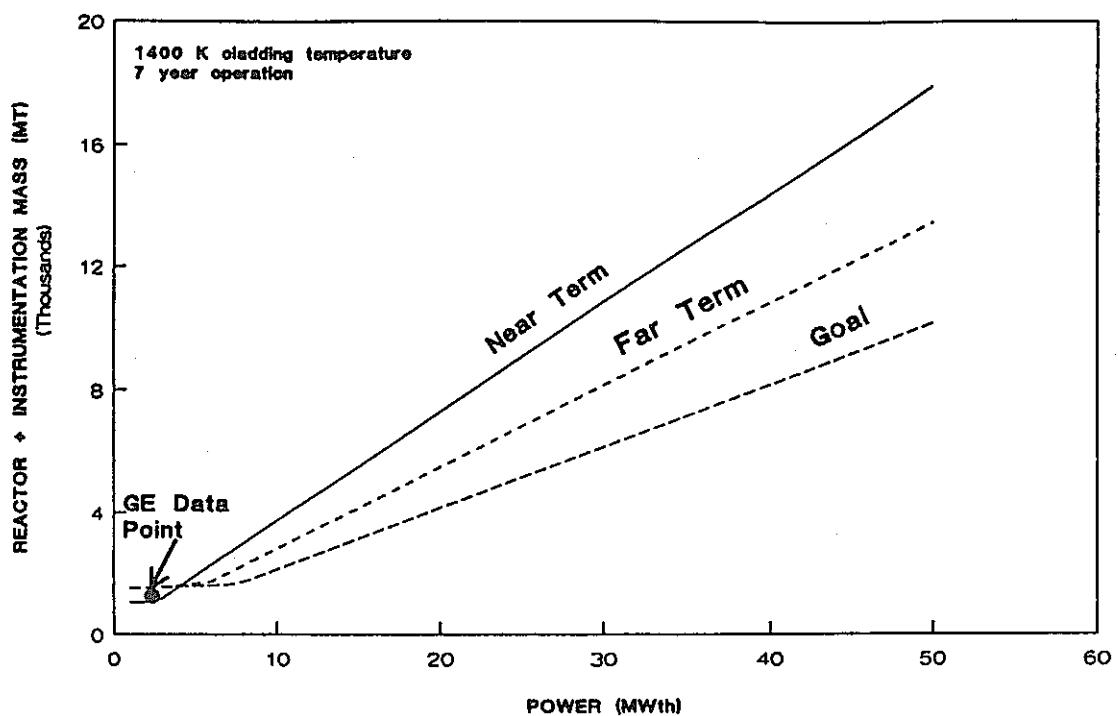


Figure 1. Reactor Mass vs. Power.

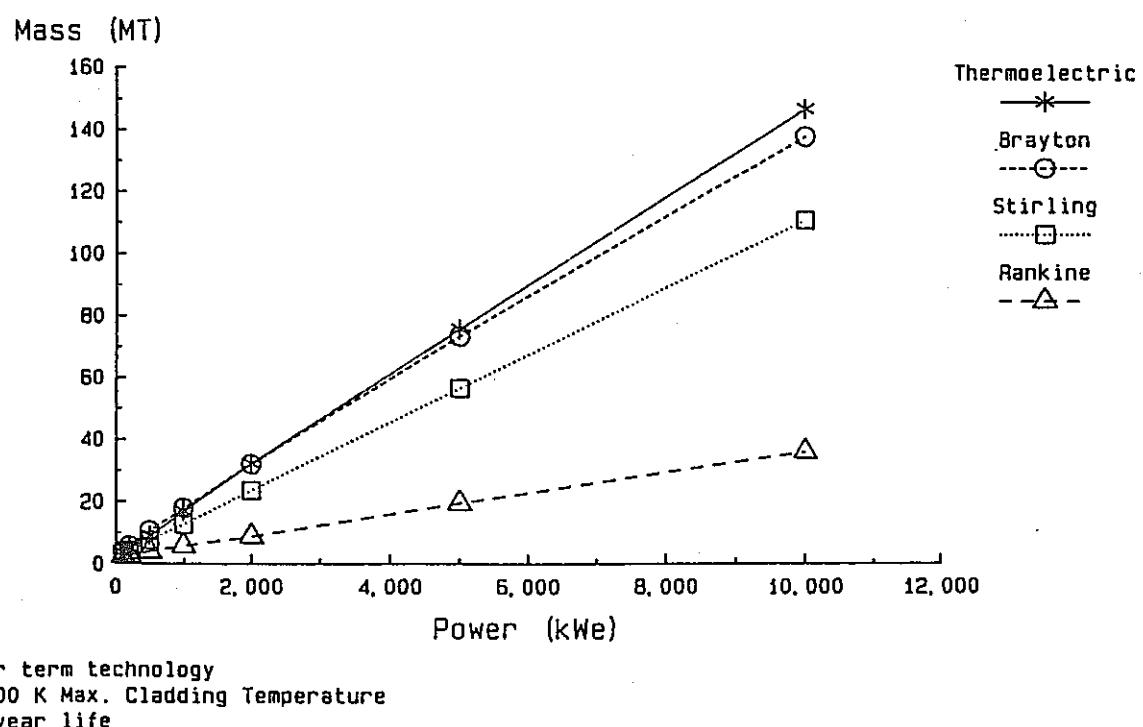


Figure 2. System Mass for a Range of Power Levels.

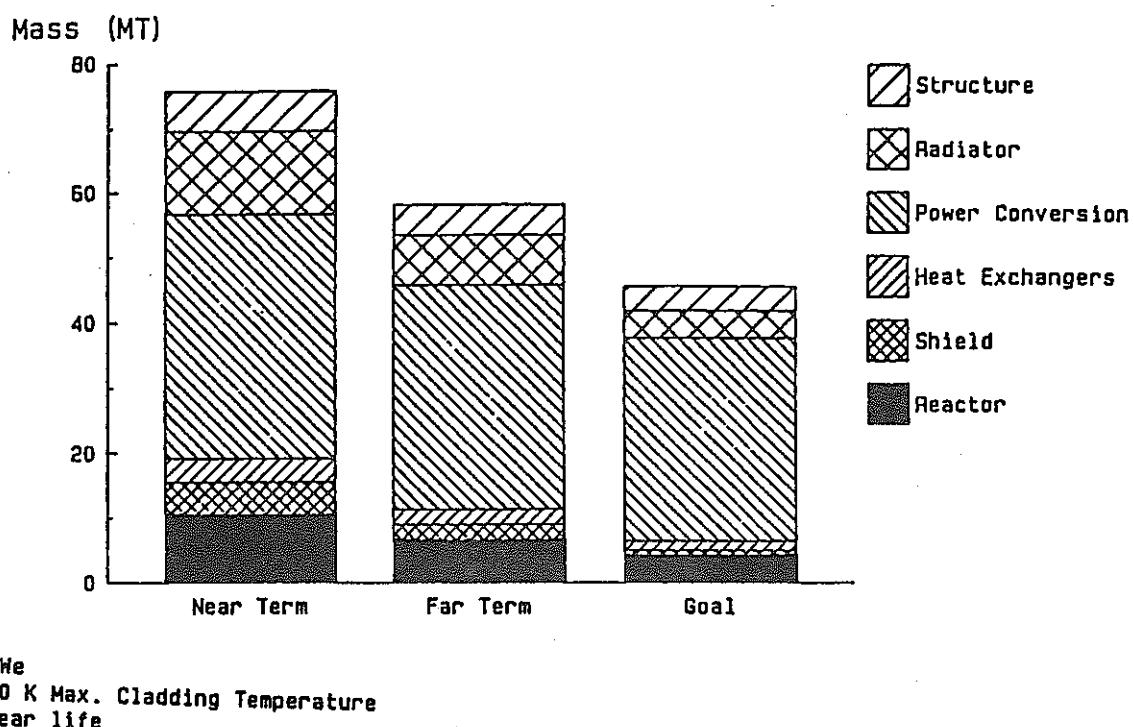


Figure 3. Impact of Technology Improvements on Stirling Systems.

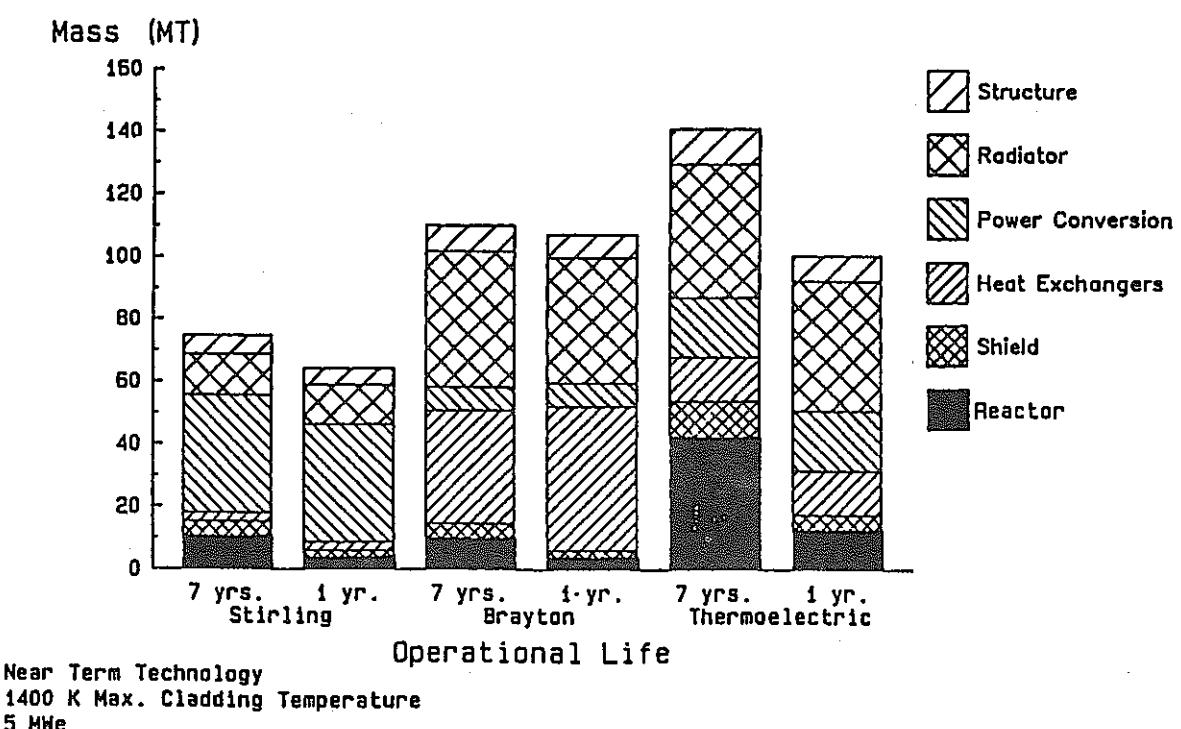


Figure 4. Effects of Operating Lifetime on Mass.

(A システム - 2)

20 kW 直接サイクルガス冷却炉に関するフランスの研究
French Investigations on an Alternative, Longer Term,
20-kWe, Direct Cycle, Gas-Cooled Reactor, Space Power System

Z. P. Tilliette and F. O. Carré

出典 : 7th Symposium on Space Nuclear Power Systems, pp. 508-518

序 論

ヨーロッパでは宇宙動力の発展にかかわらず、将来のために適した動力系の開発がまだ課題として残っている。そして、それには核エネルギー源が有望である。まず 15 ~ 20 kWe の出力レベルが考えられるべきである。宇宙核動力系の予備検討は、過去 6 年間にフランスで実行され、いくつかの論文 (Proust et al. 1988, Tilliette 1988, and Carré et al. 1989a and 1989b) で述べられた。その内容は、以下のようなものである。

- 最初のデモ飛行は、5 ~ 10 年以内には行われない。
- 寿命は、2 ~ 10 年の間である。
- 安全面や社会的受容に対する配慮では、再突入時の健全性、核燃料インベントリ、拡散の危険性、冷却材喪失コンシケンスのような問題点を取り上げる。
- 必要とする高信頼性は、センシティブな可動部分の数を決定する。
- 放熱系は、原子炉と発電機の冷却に適合しなければならない。
- 最小の質量で最大のペイロードを得るために、冷却器の大きい支持構造を徹底的に小さくすべきである。
- 太陽の影響を含む熱の影響は、低温放熱器の場合は特に評価されなければならない。
- 放熱器は、アルミニウムを使用できる熱放射温度条件で動作させる。

上記の点を考慮した 20 kWe, 1130 K, 直接ブレイトンサイクル、ガス冷却炉システムが考えられている。

原子炉概念

原子炉は ZrH で減速される。低出力レベル、限られた寿命範囲、軽い放射線遮蔽、小さい燃料インベントリ、簡単な炉制御、などのいくつかの理由から、熱中性子スペクトル炉が選ばれた。Fig. 1 を見ると、炉心は ZrH 減速材に取り囲まれた 19 の粒子ベッド燃料からなっている。Fig. 1 の下の断面図は考えられる 2 つの形状を示している。六角形 (A) は 1960 年代の米国の開発を基礎にしている。ひし形 (B) は中性子吸収材料の少ない量から導かれる。炉心の形状の主要な特徴は、ZrH を 675 ~ 775 K の温度幅に維持するのに必要な He と Xe 冷却ガスの、燃料粒子層における横向き流れである。これは上部反射体の上にホットチャンバーを配置させることで達成される。この方法で、ホットガス出口構造材、径方向ベリリウム反射体、制御ドラム、圧力容器は、700 ~ 750 K の温度条件になる。こうして、シャドウシールドの温度制御は容易となる。

ブレイトンサイクルの採用

適切な ZrH 温度条件に対して適切な寿命を与えるために、ブレイトンサイクルでは、高温放熱器と低温放熱器を持つ配置が提案された。Fig. 2 はブレイトンサイクルに適した 2 つの方法を示している。通常のサイクル (1) をサイクル (2) と (3) と比較する。タービン入口温度は 1130 K である。コンプレッサ入口温度は、それぞれ 400 K (サイクル (1))、333 K (サイクル (2))、323 K (サイクル (3)) である。サイクル (2) と (3) の際立った特徴は、633 K という低い炉心入口温度である。サイクル (1) の炉熱出力 (99 kWt)，放熱板面積 (50 m²) に対し、サイクル (2) では 95 kWt，60 m²，サイクル (3) では 113.7 kWt，56.5 m² となる。サイクル (2) の高い効率は 2.6 以上にコンプレッサ圧縮比を増すことによってのみ得られる。低い炉心入口温度に関わらずかなりの効率を持つ柔軟なサイクル (3) が選択される。それは低い圧力比のターボコンプレッサーに依っており、低温放熱板 (5.2 m² から 40% の放熱) と高温放熱板 (4.5 m² での 60% の放熱) を持っている。発電機放熱板の面積は 1.4 m² だけである。

システム設計と配置

Fig. 3 のシステムダイアグラムは、ガス-液体熱交換器により加熱される低温放熱器と回復器の下流の 2 つの NaK ポンプループを示している。ポンプループは U.S. Space Stat

ion phase 2 program で採用された。高温放熱器ヒートパイプは、タービン出口の作動流体によって直接熱せられる。信頼性は、主に2つのターボジェネレーターの採択によって示される。サイクルに直接唯一の熱源が与えられれば、20年前に米国で開発されたように同じカプセルに入れられた十分に品質管理された1個の回復器と1個の廃熱交換器(WHX)を使うことが好ましいと考えられる。あるターボジェネレーターが使えなくなると上流と下流のバタフライ弁はそれを隔離するが、ジェネレーター冷却は有効に残る。定格の出力レベルは、作動流体圧力を2倍にすることによって維持される。Fig. 4は、パワーシステムの立図である。低温放熱器を除いてこの節で論じたすべての要素は、ペイロードと分離ブームキャニスターのための空間を最大にするため、円錐部分の上半分に配置される。小さい高温放熱器は、原子炉システムの回りにある。Fig. 5に詳細を示す。

低温管状放熱器

いくつかの理由によって、Fig. 4とFig. 6にそれぞれ打ち上げ時と飛行時の様子を示す管状放熱器の形状の概念が導かれた。

- ポンプループ放熱器技術のために十分な低い放熱温度
- レーザービームと太陽光による熱を、著しく減らすための検討
- 広い面積の放熱器に対応した支持構造を最小にするためとそれを変換システム領域から遠く離すための配慮
- できる限り魅力のある質量

Fig. 7の詳細図で、中間冷却液(NaK)は、放熱器管の端へ運ばれ、複合輸送チューブを通って放熱する表面へ排熱を輸送する。すべての熱放出能力は実質的に2ループ配置によって保たれる。放熱器の材質はアルミニウムあるいはベリリウムになる。放熱器チューブの小さな部分は固定される。飛行状態になるとその長い部分は、シャドウシールドの角度と一致するように動く。そのため支持構造の主要な部分は、宇宙に捨てられても良い。低温放熱器は、発電機冷却・太陽の影響・放射干渉を考慮した必要な 5.2 m^2 に対応する外径13.8cmと全長15mの8つのチューブでつくられる。

質量評価 (Table 1)

総重量の概算は、再評価が進行中なので出来ない。原子炉とシャドウシールドの重量は、それぞれ400kgと290kgである。詳しい重量評価は熱管理システムによって制限される。円筒形チューブを含む最初の評価では、低温放熱器にアルミニウム又はベリリウムを使用した場合、それぞれ535kg、460kgとなった。すべての放射チューブパッケージの比重量は、それぞれ 7.7 kg/m^3 、 6.25 kg/m^3 である。六角形に形状を変えた改良設計では、重量は475kg、405kg、比重量は 6.5 kg/m^3 、 5.2 kg/m^3 となる。

結論

分離した高温と低温放熱器によって冷却されるブレイトンサイクルは、700-750K付近を保っている小型宇宙炉のZrH減速材の利用を促進する。20kWeガス冷却炉で、通常サイクルの炉心入口温度850Kを633Kに下げたガス冷却システムは、13%増えた放熱器面積($5.6.5\text{ m}^2$)で16%増えた炉心熱出力(113kWt)となった。複数の回転チューブから成る低温放熱器概念は改良の大きな可能性を持っている。それに打上げ時の最大のペイロード空間と、飛行状態の支持構造の位置と、太陽の効果を含む熱入力に対する放熱表面の広い散乱が考慮される。現在の作業は、Tilliette et al. (1989a and 1989b)によって述べられた研究の拡張である。進行中の研究により立証されるよう、これは他の見込みのある開発を容易にするものである。

(引地)

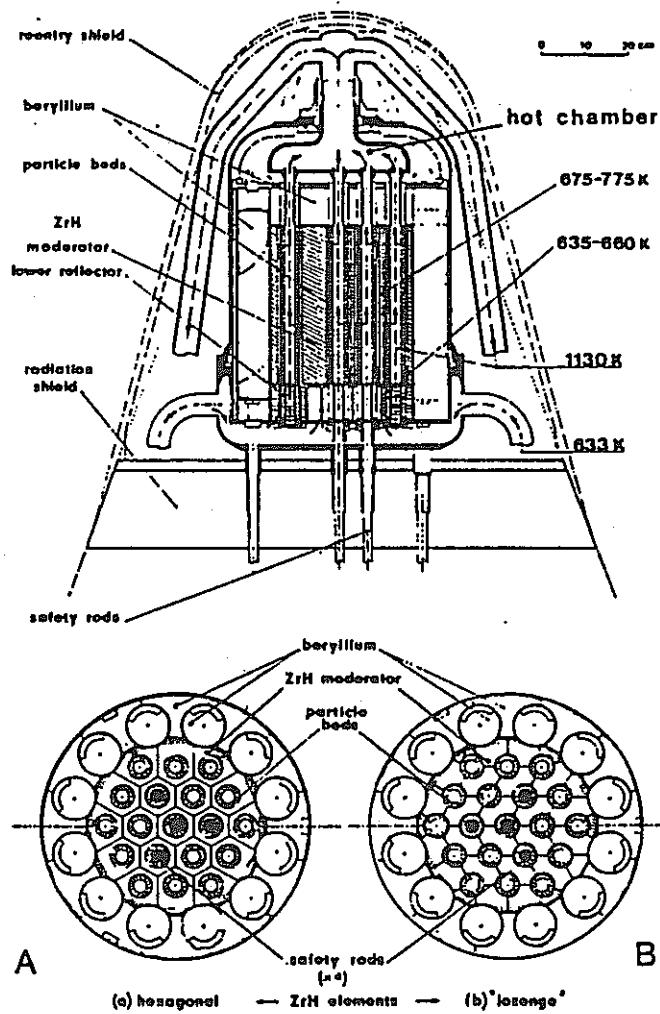


Figure 1. 20-kWe Gas-Cooled, Particle Bed Reactor.

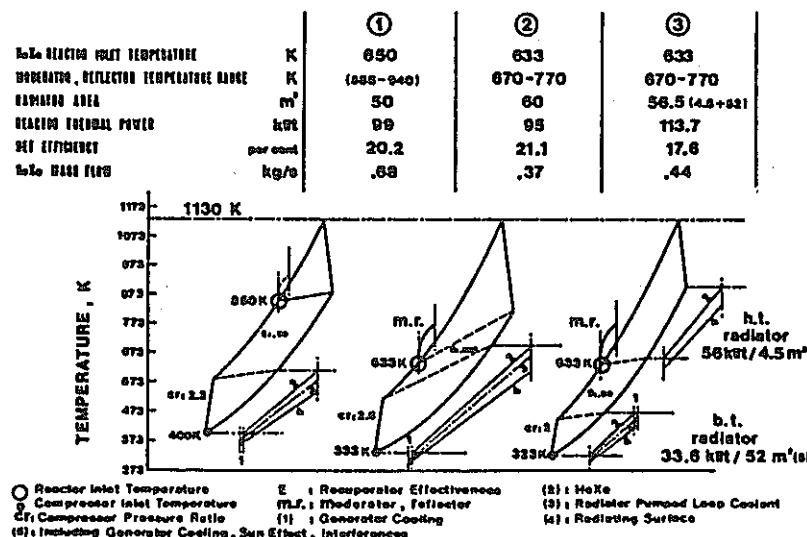


Figure 2. 20-kWe, 1130 K, Direct Brayton Cycle Investigation.

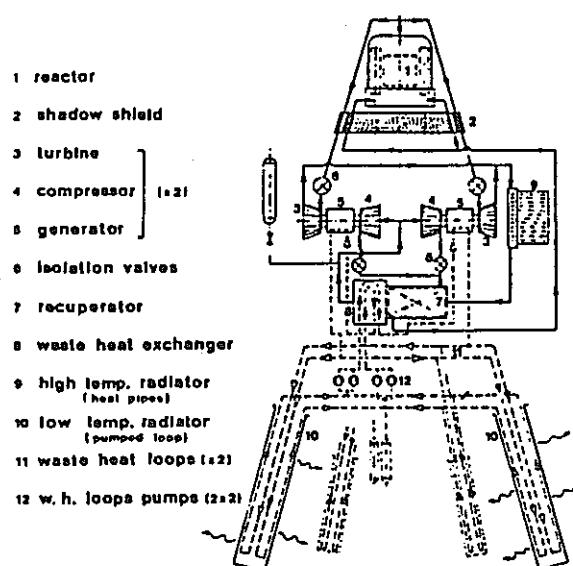


Figure 3. Gas-Cooled Reactor, Direct Cycle, System Diagram.

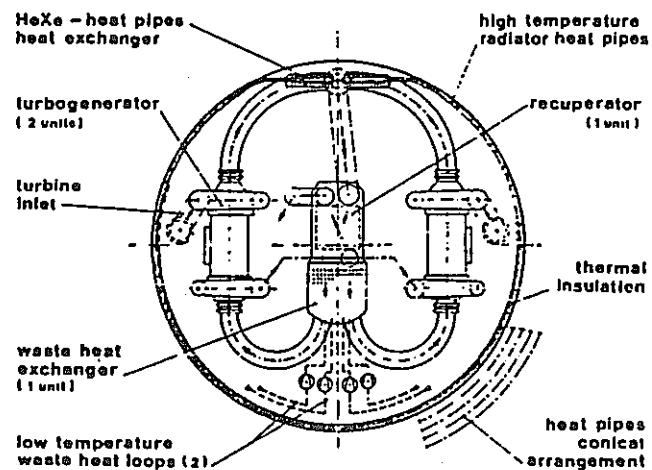


Figure 5. Brayton Cycle Conversion System with two Turbogenerators.

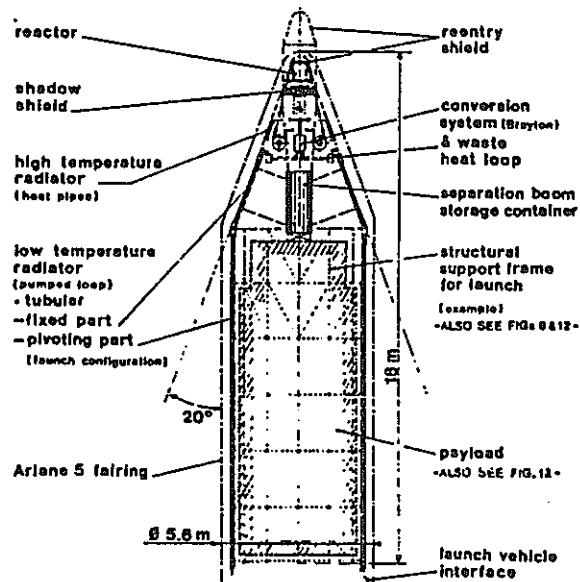


Figure 4. Gas-Cooled Reactor System. Launch Configuration.

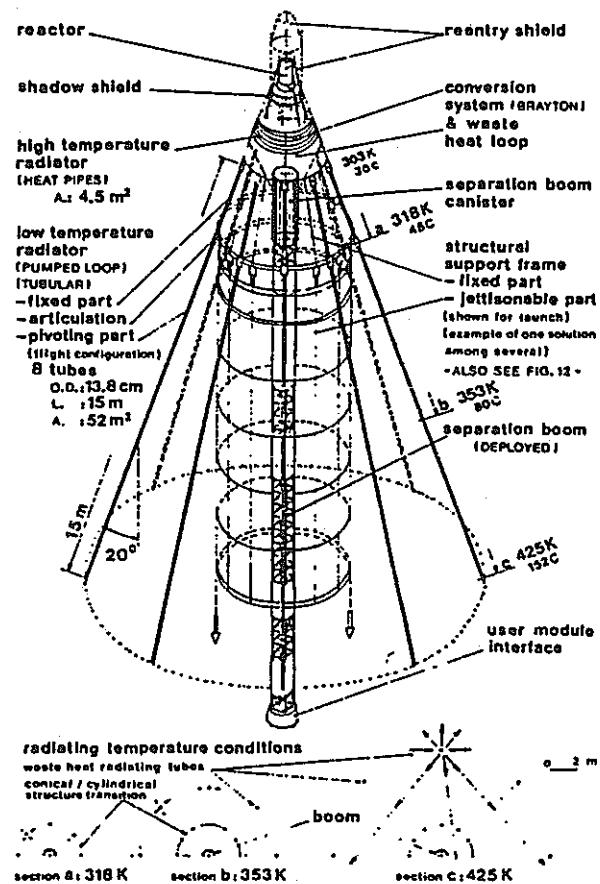


Figure 6. Gas-Cooled Reactor System. Flight Configuration.

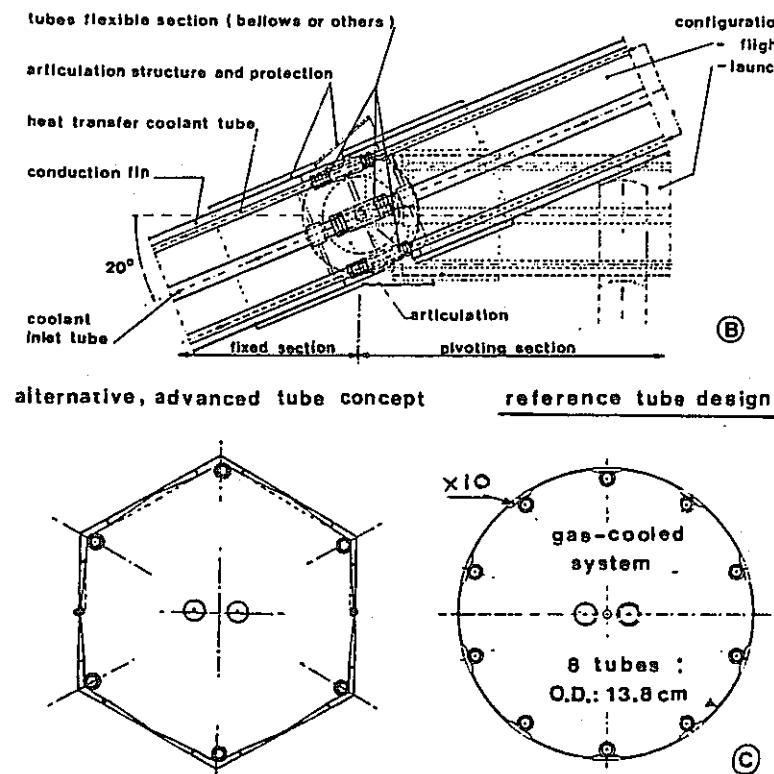


Figure 7. Low Temperature, Tubular Radiator Details.

Table 1. 20-kWe Gas-Cooled Reactor System. Reactor and Thermal Management Mass Estimates.

	(Kg)	
REACTOR	ZrH (core + bottom reflector) : 130 Beryllium (top + side reflector) : 120 Pressure Vessel : 90	400
SHADOW SHIELD		290

HIGH TEMPERATURE RADIATOR (Incl. NaK side)	40		
WASTE HEAT EXCHANGER	38		
// // LOOPS + PUMPS	32		
LOW TEMPERATURE RADIATOR *			
Basic Material			
- radiating tubes (Incl. NaK pipes)			
- articulation			
- pivoting device			
- launch fastening			
ASSOCIATED FRAME STRUCTURE	AI	Be	
THERMAL MANAGEMENT TOTAL			
L.T. radiator specific mass *	kg/m ²	7.7	6.5
		8.25	5.2

(1) Reference cylindrical tubes concept

(2) Advanced hexagonal tubes concept

(A システム - 3)

"TOPAZ" 動力システムの商業的可能
The Commercial Potential of the "TOPAZ" Power System

Joseph R. Wetch, Monte V. Davis (Space Power, Incorporated),
N. N. Ponomarev-Stepnoi, et al. (USSR)

出典 : 7th Symposium on Space Nuclear Power Systems (Jan. 1990, Albuquerque)

pp. 1-7

序 論

炉内熱電子変換、水素化ジルコニウム減速、金属ペリリウム反射体、熱中性子の炉である 6 ~ 7 kW e の "TOPAZ" は、最近 Kosmos-1818 と Kosmos-1867 の一部分としてテスト飛行に成功した。 "TOPAZ" の外観を Fig. 1 に示す。

このシンポジウムの別の論文に示しているように、ソビエトの原子炉は 1965 年に最初に宇宙飛行を行った米国の SNAP 2 と 10A 計画で開発された技術と概念の優れた利点を利用している。ソビエトの "TOPAZ" は "熱電気放出 (electric thermoemission)" または "熱電子 (thermoionics)" として知られる高効率静的エネルギー変換概念を利用している。

昨年のシンポジウムにおいて、 SPI (Space Power, Incorporated) は、 SNAP-TOPAZ Derivative (STD) と呼ばれるソビエト TOPAZ 炉の米国ヴァージョンの利用の可能性について概説した。その論文ではその概念の安全性、不拡散性、低コストの可能性を述べた。宇宙動力システムの経済効率は、人口衛星の比較的低軌道から静止軌道 (GEO) への移動にアーケージェットまたは電気反作用推進の宇宙動力を使う事でますます向上する。 GEO へ商業的通信のための大きなペイロードをタイミング良く輸送するためには、電気アーケージェット推進用の最低の動力として 30 kW e が必要である。

30 kW e STD 原子動力システムは、経済的に引き合う軌道間輸送機 (OTV) の動力となり得る。 30 kW e ユニットは GEO へ動力、推進システム、タンク、アンモニア推進剤、構造物、ペイロードを輸送できる。ペイロードの経済的輸送と GEO での 30 kW e 動力システムは、将来の大型通信衛星に重要なものとなる。実験での証明を基にしたこの宇宙動力システムの予備計算が SPI の要求でソ連で行われた。これらを Fig. 2 に示す。 SPI により米国で行われた同様なデザインを Fig. 3 に示す。

人工統計学との関係

Fig. 4 に示すように世界の人口は増えている。この成長はたいてい低開発地域で起こっている。現在の衛星システムは比較的豊かな開発された地域によいサービスを提供している。例えば米国では広範囲に放送がされ、太平洋ネットワークが連結され、電話ーファックスがつながれ、比較的低出力で広い地域に放送されている。けれども世界の人口増加には不十分である。

低開発地域の為に、低コストで簡単な、大きな信号出力が必要となる。現在の周波数帯域は込み合っているので、多数の放送をするには高い周波数が必要になる。高い周波数は湿った大気で吸収されるので、信号出力を強くなければならない。もっとチャンネル数のある高い周波数の強い信号強度で広い範囲に報道を持続して行うには、ブースターが必要になる。

過去の推移

Fig. 5 は過去 25 年間の通信衛星の出力状態の変化である。出力は 1965 年の 45 ワットから 1989 年の 2800 ワットに増えている。現在の INTEL SAT VII と SUPER BIRD は 4 ~ 6 kW e の範囲である。新型の COMSAT は約 8 kW e となる。これが、ソーラー衛星が経済的にブースターと OTV とやっていける限界である。そしてソーラーパワーを更に増やすには非常に大きく高いコストのブースターの使用が必要となる。 Fig. 6 に Fig. 5 の縦軸を圧縮して宇宙原子動力システムの歴史的な出力の変化と予想を共に示す。

Fig. 7 に SNAP-TOPAZ 派生原子動力の展開大きさと出力との比較を示す。ここで原子動力は同等のソーラーに比べてずっと小型になっている。加えて、原子力システムは方位に依存しない。こうして衛星はアンテナが必要なだけで、減少した費用で信頼性が増す。原子力システムは展開のための機構は必要でない。

現在計画されているシステムより更に経済的にするには、通信能力を増やした低コストブースターの使用が必要となる。電気反作用プラズマ推進のアンモニアまたは水素アーケ

ジェットの30kWe STDRは、GEOへの経済的移動を提供する。OTVに使われる高い出力の30kWeは、軌道上では寿命を延ばすために15kWeに減少させ、性能を向上した通信システムに使う事が出来る。

Table 1は1989年末のGEOの放送衛星のリストである。世界の多くの人口は非常に片寄って分布している。地上用アンテナがもっと小さく安価でも、インド、中国、ヨーロッパ、日本、アフリカ、中央・南アメリカは、衛星による直接放送が十分に発達しそうである。

市 場

現在GEOには放送ごとに2°の枠があり、結果として180カ所が利用できる。もし大きな放送衛星がこれらの枠の30%を占め平均耐久力が6~10年であれば、最終的には6~10の商用衛星が1年間に通信のためつくられることになろう。低い高度にある交通制御レーダー衛星は6~12個である。こうして別の1~2の動力システムが年間生産に加えられる。

太陽電池に打ち勝つ為には、同等かもっと軽いこと、方位の制限がないこと、より小型であることの他に、原子力ユニットはコストで競争しなければならない。これらの利点に専用のブースターを不要とすることは必要な動機を与える。従って4百万ドルより高い10kWe(400\$/We), 9~10百万ドルより高い30kWeの原子力システムを売る必要はない。

民間の高出力衛星をつくる事で、人口爆発と環境悪化を止めるのに必要な、通信・教育・一般の安全を提供する組織、政府、国際団体の設立が増える。大きな経済性は小さなブースター、低いコストの地上装置、チャンネル数の多さ、広い面積をカバーする事から得られる。

宇宙動力システムの使用のための核と放射線の安全性

一般と乗員、製作、環境の為の安全は、宇宙原子炉設計者にとって重大な問題である。過去25年間になされた60またはそれ以上の宇宙原子力飛行は、幾つかの価値のある教訓を我々に教えてくれた。ロケットの失敗と、計画にない大気圏突入に備えた設計がなされたが、準備は100%満足がいくものではなかった。宇宙原子動力の使用で誰も傷ついたりする事はなかったが、かなりの改良が、汚染から導かれる災難を回避するために行われた。主要な初期の米国の設計の改良は、高い高度での燃焼、ラジオアイソトープ熱電気発電器(RTG)の散乱からRTGを安全に格納し再突入で損なわれないシールドである。

ソ連の原子動力システムの主要な変更点は、遠隔操作の依存を減らす事、低い軌道から高い軌道へ原子力をあげるロケットの点火するセンサーの自動化である。別の主要な変更点は、炉の寿命がつきたとき原子炉を放出し、高高度で完全に燃焼する事を保証する事である。これらの改良点の成功したオペレーションはKosmos1900とKosmos1402で証明された。現在の宇宙原子炉の安全の主な条件は以下のように考えられる。

1. 原子炉は打ち上げ前に20kWhよりも動作しない。適当な崩壊期間を持たせ、打ち上げ時には本来の自然な放射線量となる。
2. 設計は、製作、輸送、組立、打ち上げ失敗、軌道にのせるまたは再突入の間に原子炉の事故を防ぐようになされる。
3. 動作停止時の原子炉シャットダウンを確実にするための手段を備える。
4. 原子炉の設計、スタートアップ、運転は、炉からの放射線の寿命が一定値をいつもこえないようになされる。

こうして健全な状態で再突入しても原子炉は個人に重大な被害を与えずに回収される。

放射線防護のため、乗員の年間当たり0.5生物的等価レントゲン(ber)を越えないレベルとする。原子炉が地球に戻った後の住民への放射線は地上に落下した瞬間から最初の年の間0.2berをこえない。そして次の70年間は年平均で0.1berをこえない。

(引地)

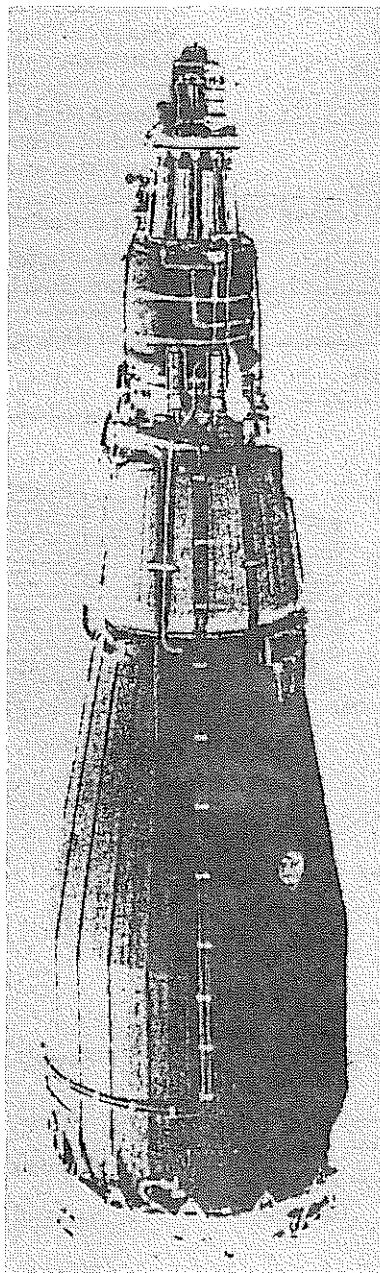


Figure 1. General View of the TOPAZ Nuclear Power System.

Electrical Power at Entrance to PCU, kWt	Voltage On Terminal of Searching-Control Radar (Vdt) ≥100 V
On Regime 1 (For OTV) 33	
On Regime 2 (For Missions) 22	
Durability in Years	Distance from the Center of Searching-Control Radar to Dose Plane, m 15 - 20
On Regime 1 0.5	
On Regime 2 3-5 (up to 10)	
Startup Clearance, (m): Length 6.0	Levels of Radiation in Dose Plane
Maximum Diameter 1.6	Gamma - Radiation, Rad 5 × 10 ⁵ Neutrons ($E > 0.1$ MeV), neutron/cm 10 ¹² - 10 ¹³
Efficiency at End of Life, % 8%	Mass of NPS, kg 1500 + 200 PCU & Support

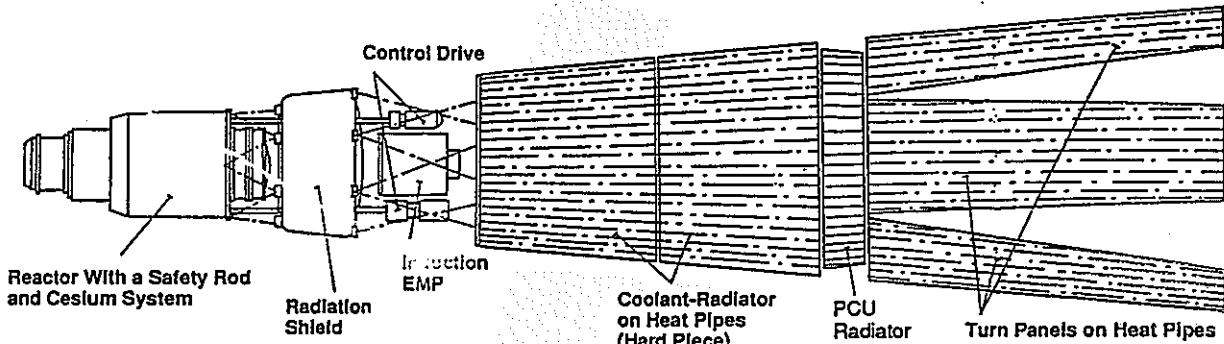


Figure 2. Compact Diagram of NPS.

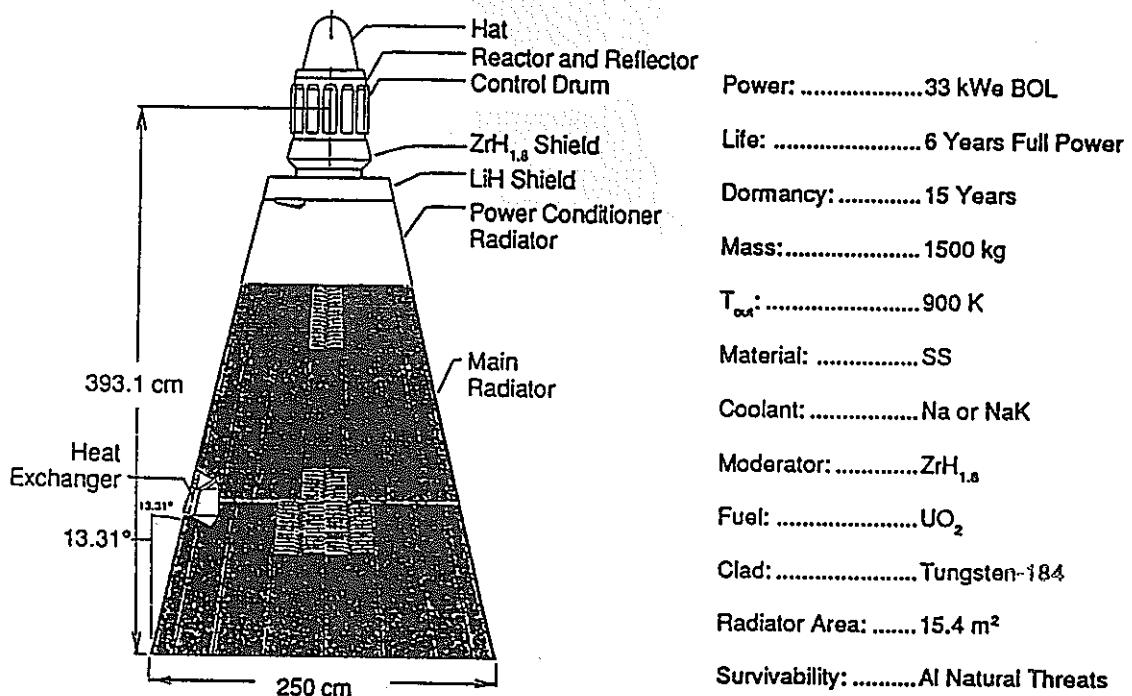


Figure 3. 30kWe Thermionic In-Core Reactor Concept.

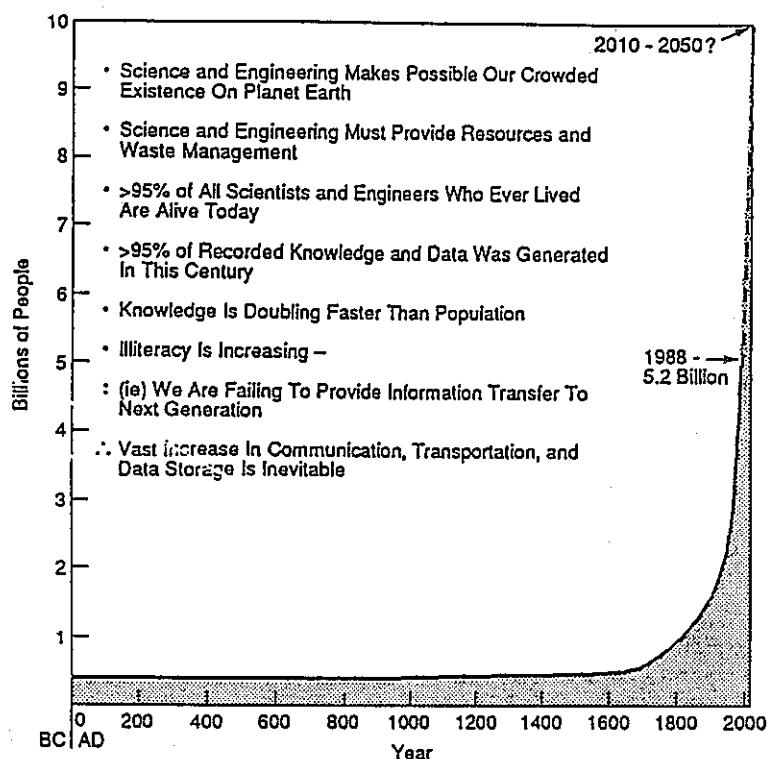


Figure 4. World Population Growth.

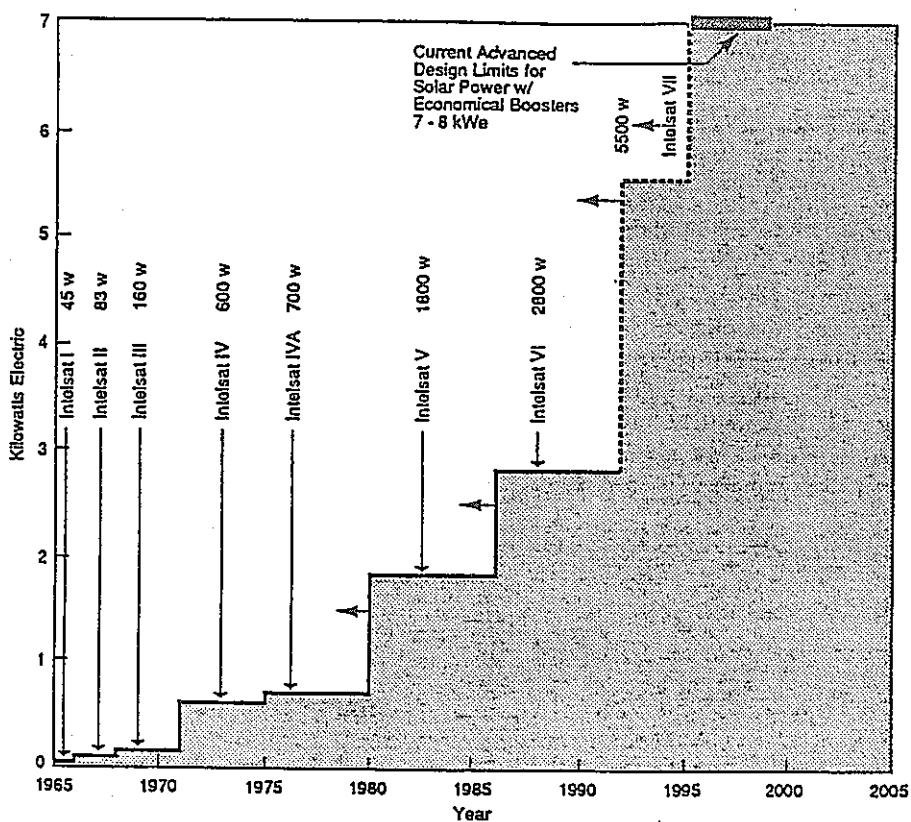


Figure 5. Commercial Communication Satellite Power Levels.

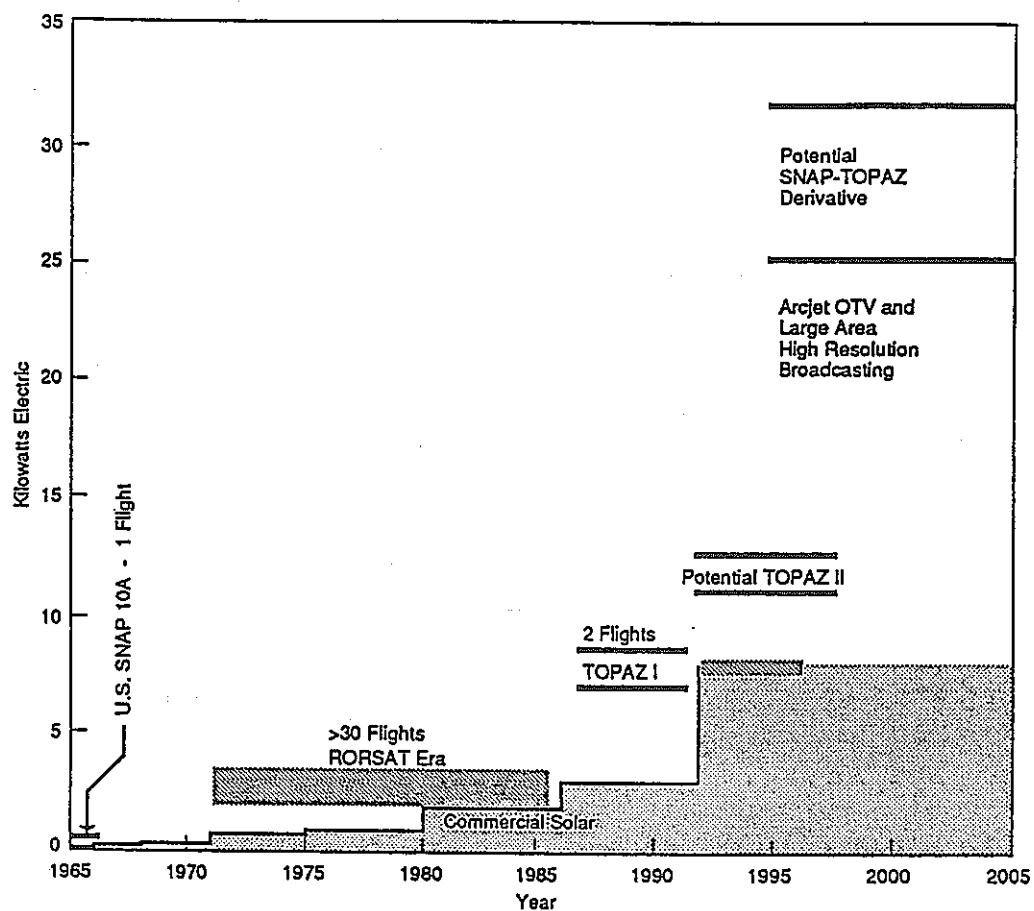


Figure 6. Space Power Systems History - Electric Power vs. Years of Application.

Table 1. Broadcast Satellites In GEO.

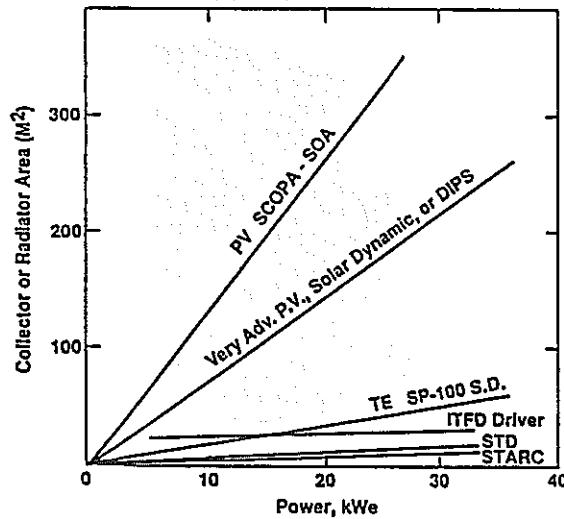


Figure 7. Space Power Systems Collector or Radiator Area.

	1979	1983	1986	1989
Argentina	-	-	-	2
Australia	-	-	2	3
Brazil	-	-	1	2
Canada	4	5	6	5
France	-	-	2	2
Germany, FR	-	-	-	2
India	-	1	1	2
Indonesia	2	3	2	2
Ireland	-	-	-	2
Italy	-	-	-	1
Japan	-	2	2	4
Luxembourg	-	-	-	1
Mexico	-	-	2	2
Nigeria	-	-	-	2
Pakistan	-	-	-	2
Thailand	-	-	-	2
UK	-	-	-	2
USA	8	21	28	38
USSR	3	8	11	15
Total	17	40	57	91

(Aシステム－4)

LMFBR 宇宙動力システムに関する ERATO プログラムの近況報告及び概念研究
Update of the ERATO Program and Conceptual Studies
on LMFBR Derivative Space Power Systems

F.Carré, E.Proust, S.Chaudourne, P.Keirle, Z.Tilliette, J.M.Tourmier, B.Vrillon

出典 : 7th Sym. on Space Nuclear Power Systems, Albuquerque, 1990, pp.381-386

フランスにおける宇宙用原子動力に関する研究背景

アリアンV号で打ち上げられる予定（1995～2010年）の20～200kWeの宇宙用原子動力システムを開発するために、1983年にERATOプログラムがCNESとCEAとの共同研究で開始された。

200kWeのタービン電気発電システム（Carré et al. 1987）に関する予備概念研究終了後（1986年），さらに3年の研究フェーズが，以下の2つの目的を達成するためには決定された；①出力範囲20kWe内の太陽光起電力や動的システムに対する原子動力システムの利点の評価，②20kWeの宇宙用原子動力システムに対する種々の原子炉技術やシステム・オプションの比較。この様な宇宙用動力システムの設計オプションや改良方法を選択するための安全技術と経済的基盤を確立するために，概念設計研究，運転過渡解析，そして技術的基盤評価が20kWeの原子力ブレイトン・システムと熱電気システムに関して行われている。

20kWe原子力ブレイトン・システムに関する比較研究

1986～1989年における20kWeの原子動力システムに関する主な研究成果は，原子炉概念（液体金属冷却 or ガス冷却）やシステム設計・性能に対応する最適運転温度等の影響を評価することを目的とした，低出力ブレイトン・システムに適用できる種々の原子炉技術の比較研究であった（Carré et al. 1989）。

最初に考案されたシステムは，これまでのフランスにおける高速増殖炉の技術をフルに活用した，ナトリウム冷却UO₂燃料高速炉（炉心出口温度923K，運転寿命7年）であった。2番目のシステムは，高温ガス冷却炉（HTGR）用に開発されている耐熱材料と技術を駆使したものであった。この発電システムは，ガス冷却エビサーマル中性子炉またはZrH減速炉であり，タービン入口温度1113Kの直接サイクル変換システムを採用していた。3番目は200kWe動力システム用に考案された高温液体金属技術を駆使した，運転ピーク温度1423K，構造及び被覆材料としてモリブデン-レニウム合金（Guerin et al. 1990）を使用したリチウム冷却-U_N燃料の高速炉であった。

特別な構造設計研究や動力システム（Proust et al. 1990）等に基づいた質量最小化に関する研究により，種々のシステム候補間における相違が余りないことが明確となった。Table 1 及びTable 2を見ると，異なる原子炉温度や技術にもかかわらず質量性能がほとんど変わらない（2100kg±12%）ということが判る。これらの驚くべき結果は，20kWe動力システムの全質量バランスにおけるラジエーターや他の熱交換器の影響，及び熱外中性子ガス冷却炉における質量増加や直接サイクル変換の使用による中間熱交換器の必要性，及び炉のスタートアップ前に冷却材を融解させるためのエネルギー貯蔵装置の必要性に基づく質量減少等の相互バランスに起因するものである。

Table 3は，種々の比較基準（全質量，コスト，安全性，始動特性，軌道上における運転の信頼性及び適応性等）によって20kWe原子力ブレイトン・システムの各々の長所をまとめたものである。以上の比較評価により以下の結論を得た；技術的にかなり異なる改良を要したとしても，原子力ブレイトン・システムの開発コスト評価はさほど変わらない（15%以内）。なぜなら，全コストの内のほんの一部が特別な技術改良に費やされるものであり，大部分のコストは長期間のグランドテストに費やされ，このコストはシステム・テクノロジーとほとんど無関係であるからである。同様の理由により，リードタイムもシステム・テクノロジーとほとんど無関係であることが判った。しかし，予定の時間内でシステム開発を成功させるためには，選択した技術分野に対して今までに得られている経験量が多くなければならぬ。現在，フランスにおけるスペシフィックな技術背景を基盤にすると，NaあるいはNaK冷却LMFBRシステム（運転温度：923K）が，起高温技術や革新的なガス冷却炉概念に含まれる開発リスクと比べると，開発リスクが明らかにずっと小さく，2005年のヨーロッパ宇宙ミッション用の20kWeのエネルギー需要を満たす最良のシステムとして浮かび上がってくる。しかし，長期の宇宙飛行用にはより進んだ技

術が必要である。

LMFBRブレイトン・システムの概念設計研究

液体金属冷却炉の初期バージョン(Fig.1参照)は、ピッチ：直径比が1.07(9.1/8.5mm)であるUO₂燃料ピン780本で構成されていて、炉心の高さ及び直径は各々270, 290mmで、93%濃縮ウランを75kg使用していた。また、ハニカム状燃料支持構造を採用したSP-100構造の様な新しい炉心設計が研究されている。UO₂の代わりにUN燃料を使用することによる炉心の大きさや質量の軽量化も検討されている。更に、クリープ抵抗を改良した新構造材料(例えば、インコロイ800Hや種々のハステロイ等の様な)が1次系用に考案されている。これらを使用することにより、現在の炉出口温度923Kを30~50K上昇できるので、システムの質量性能を向上させることができる。12個の回転ドラムから成る原子炉制御システムや制御棒システムについても、詳細に研究が行われている。

ステンレス・スティール製のハニカム構造内に取付けられたB₄CやLiHから成るシャドー・シールドが、これらの技術的制限内(LiHについては670~870K以下)でシールド内にたまつた熱(20kWeで約300W)を受動的に除去するように設計されている。20m離れたペイロードにおいて 10^{13}n/cm^2 (E>1MeV), 0.5×10⁶radである初期目標中性子及びガンマ線の吸收線量が、シールド直後に電気機器を設置するために、各々 10^{12}n/cm^2 , 10⁴radまで軽減されている。遮蔽材にタングステンを使用するとガンマ線量を1/50にすることができるが、質量が240から550kgに増加してしまう。

冷却材の流速や圧力降下、そして1次系のループ数等が、質量の最適化を実現させるために色々と検討されている。液体金属内に浸されているガス圧力配管バンドルを使用している初期の熱交換器に加えて、液体金属冷却システムという厳しい条件下にさらされている各種機器の安全性を向上させるために、ヒートパイプによる革新的な熱交換器も研究されている。

初期段階では、全てのブレイトン・システムは、ヒートシンクとしてガス冷却ラジエーターと直接連結された単一のターボ発電機で設計されていた。運転寿命7年以上用に現在研究されている新しい設計オプションは、冗長デュアル・ブレイトン変換器(Fig.2参照)とヒートパイプ・ラジエーターを使用したものである(Chaudourne 1989)。ブレイトン変換器やRICE交流発電機の予備設計研究がフランスの企業と契約されて実施されている。

アリアンV号には、原子炉ブロックと変換システムの支持構造としても機能するラジエーターがついている(Fig.3参照)。システムの一般構造を調査しているAEROSPATIALE社が、自己支持型ラジエーター等の概念設計を色々と行っており、ガス配管内のヒートパイプ蒸発器のペネトレーションなしに熱伝達を充分且つ確実に行なえるよう、熱交換器の設計改良も行っている。これらの概念研究は、内部にフィンが取付けられた縦長矩形のガス配管での熱伝達による熱交換を利用した、半円型の水/チタンのヒートパイプの設計に焦点を置いている。

原子炉、熱制御、エネルギー変換、そして電気動力調節/分配器や補助機器等は、局所的制御サブシステムとして考案されている。この分配構造は、地上ステーションと連結されているコントローラによってシステムレベルにまでマスターされている。高性能放熱パーツを使用するシステム構造により、運転寿命7年のミッションが可能になるだろう。

LMFBRブレイトン・システムに関する運転過渡解析

20kWe LMFBRブレイトン・システムの起動時、通常時、及び事故時の過渡解析がコンピュータでシミュレートされている。温度、流量、中性子束測定等による制御システムにより、電磁ポンプやブレイトン変換器の故障を適切に制御することができるということが検証されている。更に、20kWeの定常状態運転後の全流量喪失事故時における温度解析により、伝導や放射により原子炉を充分に冷却することが可能であり、許容温度エクスカーション以内で残余崩壊熱を除去することができるということが確認された。

固体状態で打ち上げられたNa冷却システムに対する、確実且つ低エネルギー消費の起動シナリオに関する研究も実施されている。現在の研究は、原子力と電気的融解シーケンスを結合したシナリオに集中している(これは、冷却材を原子力エネルギーで融解する前に、1次パイプや熱交換器の周辺に巻き付けた電気トローサーコイルを作動させるというものである)。現在考案されている最適シナリオによると、ブレイトン変換器をスタートさせる前に3kWhの電気エネルギーで2時間、1次系を予熱することが理論的に可能である。

冷却材融解プロセスにおける不確実性を排除するために、Naの代わりにNaKを使用する低温LMFBRシステムが考案されている。NaKはNaと比較すると熱水力学的性

質がやや劣るが、起動時に必要な外部エネルギーが少なくて済むので、NaKの代用により20kWe原子力ブレイトン・システムの全質量を若干軽量化することができる。しかし、NaKの代用に伴う一番の問題点は、①腐食、②カリウムの核反応によるアルゴン生成、③原子炉が衝撃を受けたり、水中に沈んだりした場合の炉心の健全性の保証の困難さ等が増加することである。

熱電気システム vs ブレイトンLMFBRシステムの比較

電磁ポンプを備えた熱電気の原子力システム・モデルが開発された。その結果、比較的低温度においてはPbTe対が好性能であることが判明した。20kWeの全システム質量及びラジエーター面積は、PbTeの場合は2600kgと110m²、一方SiGeの場合は3000kgと145m²となった。ブレイトン及びPbTe熱電気システムは共に、アリアンV号で規定されている非展開型ラジエーター面積140m²以内で、理論的に40kWeまでスケールアップできる可能性がある。PbTe熱電気 対 ブレイトン変換器についてのより詳細な比較研究が実施されている。この結果は、ヨーロッパにおけるPbTe技術や冗長熱電気システムとデュアル・ブレイトン変換システム間の比較解析等の評価基準に反映されるだろう。

結論及び今後の展望

低出力システムに対する高温技術の利用によって質量最小化が達成され、現在、これらの研究は、改良リスクを最小化するための有効且つ近い将来に確立されるであろう技術に基づく、ヨーロッパにおける20kWe宇宙用原子動力源に対する改良計画を検証する傾向にある。この点で、NaまたはNaK冷却高速炉を使用した原子力ブレイトン・システムはフランスのスペシフィックな技術背景に最も適しており、2005年の打上げのための地上テスト及び打上げ準備の成功を保証するだろう。LMFBRシステムの様な熱電気システムが、種々のブレイトン・オプションに対して詳細に評価、比較されている。

ERATOプログラムの次期3年フェーズは、惑星用ミッション・ニーズが中心目的であるが、1989年末までに恐らくコミットされるであろう。そしてもし確定されれば、この新フェーズでは、新しいミッション仕様に対する最も適切な設計オプションを決定すること、選択されたシステムの詳細な設計研究に費やされるであろう。

(清野)

Table 1 and 2 - Near Optimum Operating Conditions and Mass Summaries (kg) for the Considered 20-kWe Nuclear Brayton Power Systems.

	W_{net} 20 kWe	$UO_2/Na/SS$ 850°C	HTGR der. 850°C	UN/Li/Mg 1123°C
REACTOR	Peak Coolant T (K)	843	1123	1423
	Coolant Outlet T (K)	823	1113	1327
	Coolant T Max (K)	114	372	135
INTERMEDIATE HEAT EXCHANGER	Coolant T Min (K)	118	118	114
	Pinch Point ΔT (K)	9.8		40
	Gas T Max (K)	218		411
ALTERNATOR	Power (kWth)	110.5		98
	Rot. Speed (rpm) Efficiency	48000 0.858	48000 0.858	48000 0.858
COMPRESSOR	Inlet Pressure (MPa)	0.49	0.30	0.21
	Inlet Temperature (K)	324	390	403
	Pressure Ratio	1.96	2.05	2.38
TURBINE	Efficiency	0.859	0.847	0.828
	Inlet Temperature (K)	912	1113	1338
RECUPERATOR	Efficiency	0.888	0.892	0.874
	Power (kWth) Effectiveness	128 0.843	97 0.748	78 0.764
RADIATOR	Power (kWth)	88	98	78
	Inlet/Outlet T (K)	489/317	633/382	701/390
	Area (m^2)	114	54	38
THERMODYNAMIC CYCLE	Nete mol. w. (g/mol)	50	55	60
	Gas flow rate (kg/s)	1.24	1.03	0.71
	$\Sigma(\Delta P/P) (\%)$	7.3	9.0	9.0
SYSTEM	Efficiency	0.201	0.208	0.220
	Recycled power (kWe)	2.74	1.86	2.18
SYSTEM	Overall efficiency	0.188	0.173	0.170

COMPONENT MASS (KG)	$UO_2/Na/SS$ 850°C	HTGR der. 850°C	UN/Li/Mg 1123°C
REACTOR BLOCK	504	807	612
Reactor	375	437	440
Shield	129	370	172
PRIMARY SYSTEM	99		85
Primary Heat Exchanger	45		22
E.M. pumps	32		25
Piping	22		18
CONVERSION SYSTEM	207	138	155
Brayton Rotating Unit	83	80	81
Recuperator	84	33	46
BRU vessel + piping	40	25	28
MAIN RADIATOR	623	302	209
Power Conditioning	158	155	155
Auxiliary Power Units	354	288	376
Instrumentation + Actuators + Wiring	205	164	205
Auxiliary Radiator	9	8	7
Structures	100	100	100
TOTAL SYSTEM MASS (KG)	2319	1980	1884
SPECIFIC MASS (KG/kWe)	118	98	94

Table 3 - Comparative Evaluation of 20-kWe Nuclear Brayton Systems.

ASSESSMENT OF REACTOR TECHNOLOGY FOR 20 kWE NUCLEAR BRAYTON POWER SYSTEMS								
CRITERIA	REACTOR CONCEPT	LIQUID METAL FAST BREEDER REACTOR			GAS COOLED REACTOR			
		UO ₂ /NaK/316SS t ≤ 850°C	UO ₂ /Na/316SS t ≤ 850°C	UN/Li/Mo-Re t ≤ 1150 °C	HTGR t ≤ 850°C	PBR t ≤ 850°C		
LAUNCH SAFETY	Liquid	. Frozen coolant at launch		<ul style="list-style-type: none"> . UC₂ soluble in cold water → UO₂ TRISO or BISO fuel particles 				
		<ul style="list-style-type: none"> . Chemical reactivity of the liquid metal with water . Subsequent risk of criticality in case of reactor immersion ? . Adequacy of safety rods or rare earth poisoning ? 		<ul style="list-style-type: none"> . Low core porosity 	<ul style="list-style-type: none"> . Risk of criticality in case of reactor immersion ? - high core porosity - risk of particle spill 			
TOTAL SYSTEM MASS FOR 20 kWE	2200 kg	2200 kg	2000 kg	2250 → 3500 kg	2100 kg	2050 kg		
FISSILE FUEL DENSITY FISSILE FUEL INVENTORY (93 % U235)	4.8 g/cm ³ 75 kg	4.8 g/cm ³ 75 kg	8.25 g/cm ³ 110 kg	8.5 → 2.2 g/cm ³ 177 → 133 kg ³	3.8 g/cm ³ 137 kg	12 kg		
STARTUP RESTART	<ul style="list-style-type: none"> . Liquid coolant . No freezing of the coolant if appropriately insulated 	<ul style="list-style-type: none"> . Thaw of frozen coolant . Questionable restart with frozen coolant if voids are not appropriately distributed to accommodate the thermal expansion 		<ul style="list-style-type: none"> . No specific start or restart problems . Comparable time needed for startup as for the LMFBR's, if controlled by the temperature gradients within the core 				
IN ORBIT OPERATION RELIABILITY	<ul style="list-style-type: none"> . Possible active redundancy of conversion loops 			<ul style="list-style-type: none"> . Integrity of loose particle bed ? 	<ul style="list-style-type: none"> . Integrity of ZrH moderator ? 			
	<ul style="list-style-type: none"> . 8 % in heliosynchronous orbit 		Marginal	<ul style="list-style-type: none"> . Possible passive redundancy of conversion loops 				
DRIFT WITH SUNLIGHT				<ul style="list-style-type: none"> . 3 % in heliosynchronous orbit 				
COOLING ACCIDENTS	<ul style="list-style-type: none"> . Satisfactory response to failures of turbogenerator or electromagnetic pump . passive removal of afterheat in case of Loss of Flow Accident . Analysis of the Loss of Coolant Accident in progress 			<ul style="list-style-type: none"> . Satisfactory response to failure of turbogenerator . Passive removal of afterheat in case of Loss of Flow and Loss of Coolant Accidents 				
CONFINEMENT OF RADIOACTIVITY AT SHUTDOWN				<ul style="list-style-type: none"> . Innovative reactor concepts . Qualification required for : <ul style="list-style-type: none"> - thermohydraulics - behaviour of loose particle bed - Plugging of porous barriers or cooling drains ! 	<ul style="list-style-type: none"> . Complex cooling scheme for an efficient control of ZrH temperature . Need for efficient permeation barrier 			
ENGINEERING COMPLEXITY	<ul style="list-style-type: none"> . LMFBR derivative reactor concept . Experience of fuel rod assemblies . Technology data base existing on Sodium and NaK 			<ul style="list-style-type: none"> . HTGR derivative reactor concept . Experience in fuel particle technology in France . Experience in HTGR technology outside France 	<ul style="list-style-type: none"> . Specific large kernel and thin coating fuel particle . Qualification of candidate superalloys 			
	<ul style="list-style-type: none"> . Additional qualification of 316 SS required for temperatures above 650 °C 		<ul style="list-style-type: none"> . Mo-Re alloys . Lithium technology . UN Fuel 		<ul style="list-style-type: none"> . Innovative reactor core concept 			
REQUIRED SPECIFIC DEVELOPMENTS	<ul style="list-style-type: none"> . Nuclear thaw procedure 				ZrH			
					<ul style="list-style-type: none"> . Permeation barrier 			
RISK IN COST AND SCHEDULE	Low	Medium	High	Medium	High	High		
CONFINEMENT OF RADIOACTIVE FUEL IN CASE OF RENTRY	<ul style="list-style-type: none"> . Compatibility with the use of 316 SS as structural material, to be demonstrated 		Probable	<ul style="list-style-type: none"> . Compatibility with the use of heat resisting superalloys, to be demonstrated 				
POTENTIAL OF EXTRAPOLATION (S _{rad} 150 m ²)	45 kWt	50 kWt	130 kWt	80 kWt	80 kWt	50 kWt		

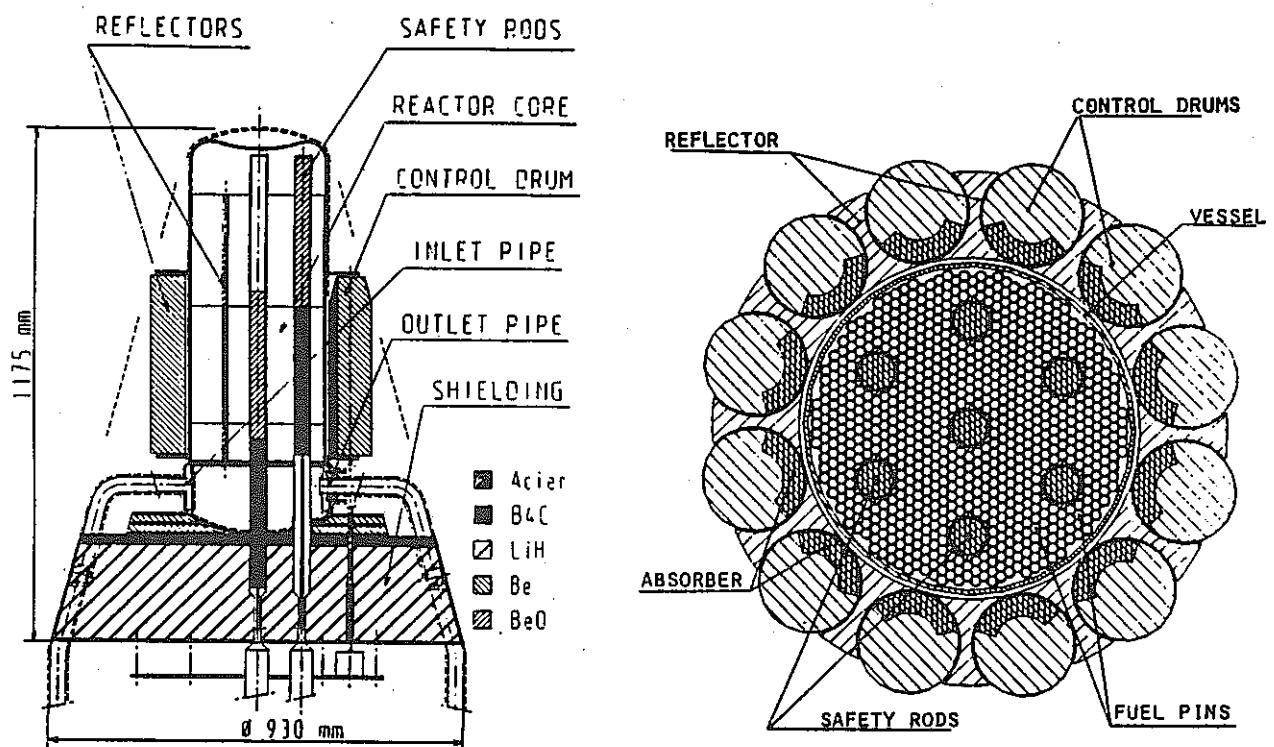


Figure 1. Vertical and Horizontal Cross Section of the Considered Liquid Metal Cooled Reactor.

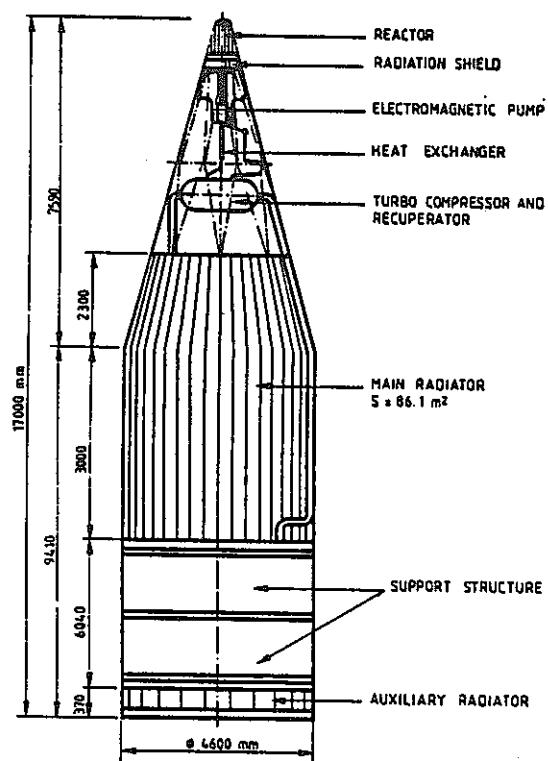


Figure 2. Integration of a Nuclear Brayton Power System with Ariane V.

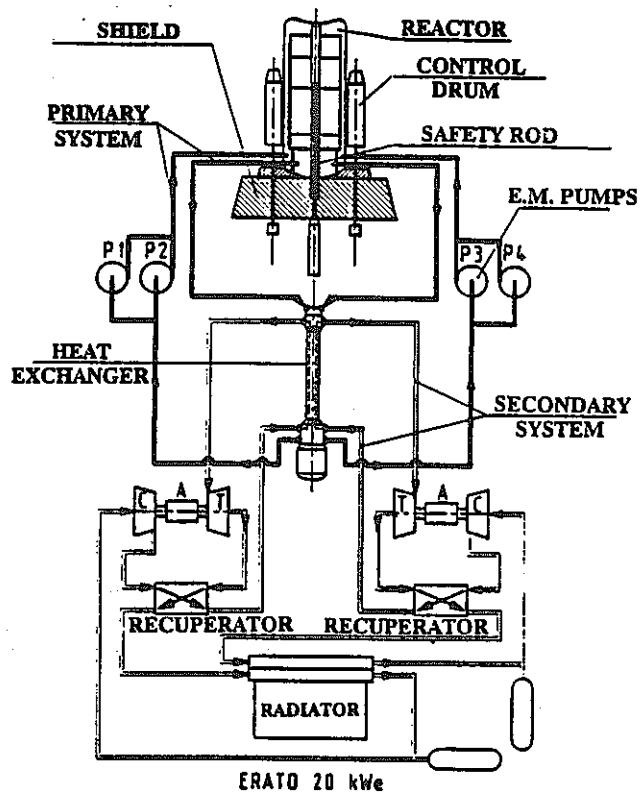


Figure 3. Double Loop 20-kWe Nuclear Power System ERATO.

(A システム - 5)

SP-100炉の設計と性能
SP-100 Reactor Design and Performance

Nelson A. Deane, Frank R. Wiltshire, Sam Kaplan, David W. Lunsford
Robert Protsik, Ko Chen, Darryl G. Hoover, and Ronald E. Murata
General Electric Company
Space Nuclear Engineering & Technology
Astro Space Division

出典 : 6th Symposium on Space Nuclear Power Systems
(Jan. 1989, Albuquerque)

序論

SP-100炉サブシステムの設計を Wiltshire 等の 1988 年報告から詳細にした (Fig. 1, Fig. 2)。事故時の安全性を含むミッションの様々な段階において詳細な核、熱水力、構造に関する解析をし、設計に本質的な変更を加えた。この報告ではこれらの評価に基づいた設計の進捗状況を整理し、1988年5月のシステム設計評価に先だって、性能のいくつかを要約する。

設計の記述

Fig. 1 に現在の SP-100 の外観を示す。原子炉サブシステムの主要な変更点を以下に示す。

- (1) 再突入熱遮蔽
- (2) 3 本の炉内安全棒の追加 (合計 7 本)
- (3) 中性子遮蔽 : 0.1cm のタンタル障壁から 0.2cm のレニウム
- (4) 前部と後部の径方向反射体の付加
- (5) 径方向反射体要素を取り付けるテーパ状の前方端部
- (6) 径方向反射体の厚さの増大
- (7) 摩擦 (friction) 熔接燃料ピンの端末栓の概念
- (8) 角度をつけた入口 / 出口管ノズル
- (9) 熔融用ヒートパイプの鞍型取付け金具の概念

再突入熱遮蔽は炭素・炭素材からなり、再突入時に何らの損傷も被らない。再突入時に損傷を被らないようにするのは、想定外事象が生じた時の危険を最小にするのに炉内放射性生成物を密封するためである。原子炉を覆い、再突入時に安定した形状を保つ中性子遮蔽の円錐型外形に一致し、熱遮蔽外表面は円錐形である。形状に何らの損傷も被らないので、原子炉容器は酸化せず、また衝撃に耐えられるように遮蔽はこの容器の温度を下げることができる。最も新しい評価では、原子炉容器断熱壁の外表面が最大 2650K、再突入熱遮蔽の温度が最大 3200K となるが、炉容器の壁温度は 300K 以上にならない。

浸水しつつ圧縮された炉心が未臨界であることを満たすのに、炉内安全棒、レニウム障壁、径方向反射体の一部分を付加した。再突入熱遮蔽と合わせてこれらの変更は、炉心の設計変更を伴う反応度計算に影響した。

燃料棒に代えて炉内安全棒の数を増やしたので、燃料ピンの数が 1089 から 978 に少なくなった。少なくなった燃料ピンと実効炉心燃料体積比 (effective core fuel volume fraction) を補うのに、炉心設計について以下の調整を行った。

- ① 炉心高さの増加
- ② 炉心中央部の濃縮度の増加
- ③ 第 2 の濃縮度燃料集合体数の 15 から 6 への減少
- ④ 中央部濃縮度増大部長さの減少
- ⑤ 径方向反射体の拡大 : 炉心臨界質量 (core critical mass) を最小にしそれによって浸水時の反応度を抑える。最新版-3 の SP-100 炉の浸水時の k-eff の見積りは、0.94 である。

再突入遮蔽の重量による衝撃 (mass impact) と中性子遮蔽ステーションまでの距離におよぼす影響を最小にするのに、テーパ状の反射体を考えた。ヒンジ構造の径方向反射体とスクラム (shutdown) 位置における再突入熱遮蔽の境界は、円錐形の SP-100 における遮蔽ステーションまでの距離を決めるのに重要である。反射体の前方端部から後部にかけてテーパが増大し、反射体の厚さが減少した。

ペレット直徑を決めるプロジェクトの一環として炉心の径方向出力分布を平坦にするのに、径方向反射体の厚みを増やした。この制約をモデル飛行システム (reference flight

system:RFS) と燃料集合体試験(nuclear assembly test:NAT)を両立させるのに用いた。

システム溶融の信頼度を向上させるのに溶解用ヒートパイプに鞍型取付け治具を付加した。また、溶解用ヒートパイプの曲げ半径に合うように、角度をつけた入口／出口ノズルをつけた。

複合(multiple)溶接端末栓の考え方を必要とする端末栓の長さを短くし、ピン製造時の複雑さを少なくするのに摩擦溶接端末栓を付加した。

基準解析

基本的な熱水力と核に関するデータを含む原子炉性能のいくつかの評価をTable 1に示す。最高温度とfluence dataは、原子炉と出力変換サブシステムの通常運転時(12の二次系と反射体が全作動)のものである。温度データは異常時(12の二次系中11系統作動)に30K上昇し、さらに別に30Kを不確定幅として考慮することが必要であろう。別に、これらの不確定性をなくすための努力も必要である。

結論

RFS(Reference Flight System)原子炉サブシステム設計のための現在までの解析結果から、NAT(nuclear assembly test)プロジェクトを続けるのに適当な基礎が構築できた。飛行選択(flight option)の検討をするのに適切なデータとなっていないかもしれない現在の不確定性の範囲のなかで、設計要求を満たすRFSの設計を行うことができた。Table 1の性能データは、飛行選択を検討するのに用いられるであろう。

(渡辺)

Table - 1. SP-100 Reactor Subsystem Performance Characteristics for Normal Operations

<u>Parameter</u>	<u>Beginning of Life Value</u>	<u>End of Life Value</u>
Power(MWt)	2.400	2.415
Reactor Temperature Rise K(F)		
Primary Loop.	52(94)	56(101)
Auxillary Loop	44(79)	50(90)
Reactor Outlet Temperature K(F)		
Primary Loop	1305(1889)	1345(1961)
Auxiliary Loop	1322(1920)	1345(1961)
Coolant Flow Rate kg/s(lbm/hr)		
Primary Loop	11.06(87778)	10.39(82460)
Auxiliary Loop	.20(1587)	.174(1381)
Linear Power kW/m(kW/ft)		
Average	6.23(1.90)	6.27(1.91)
Nominal Peak	10.0(3.06)	9.09(2.77)
Core Burnup(at/o)		
Average	---	4.4
Nominal Peak	---	6.1
Peak Fast (>.1 MeV) Flux(n/cm ² -s)		
Vessel Wall	8.41x10 ¹³	9.46x10 ¹³
Peak Fast Fluence(n/cm ²)		
Vessel Wall	---	2.06x10 ²²
B ₄ C Nominal Peak Captures	---	2.74x10 ²³

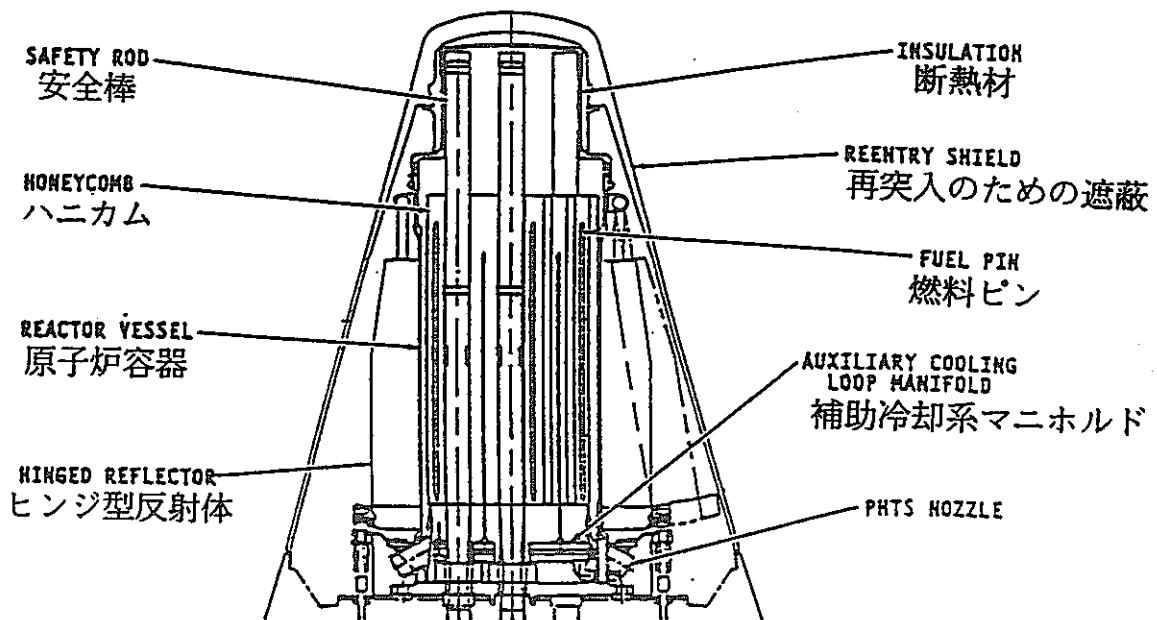
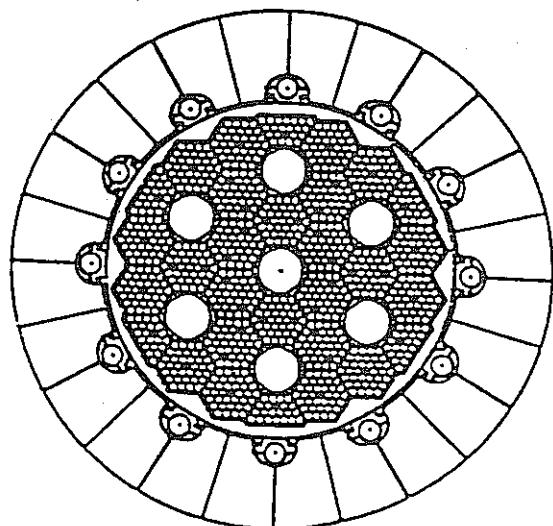


Figure 1. SP-100炉サブシステムの設計



FUEL PINS 燃料ピン数	978
BAYONET TUBES	42
IN-CORE SAFETY RODS 炉内安全棒の数	7
RADIAL REFLECTORS 放射状反射体の数	12
FUEL: 燃料	
U-235 ENRICHMENT (%)	89/97
PELLET DIAM. CM (IN.)	.648 (.255)
PIN DIAMETER CM (IN.) ピン直径 cm(inch)	.775 (.305)

Figure 2. SP-100原子炉炉心設計

Rhodes, W. A. and F. R. Mynatt (1973) The DOT-3 Two Dimensional Discrete Ordinate Transport Code, ORNL-TM-4280 Oak Ridge National Laboratory, Oak Ridge, TN.

Table 1. Materials Used in the Core and Reflector.

Fuel	Coated fuel particle(Details shown in Table 3)
Heat pipe	Filling factor:0.61
Core vessel	Mo-13% Re with Li working fluid
Reflector	TZM, 1 atm filling helium
Control drum	Be and BeO
Shield	BeO with B ₄ C segment
	LiH for neutron
	W for gamma rays

Table 2. Calculated Reactor Physics Parameters.

Critical core diameter	56 cm	
Effective multiplication factor for various control drum situations		
B ₄ C segment direction	T=300 K	T=1,500 K
All 12 drums outward	1.052	1.038
11 drums inward	0.990	0.961
12 drums inward	0.983	0.955
Burn up characteristics	negative Temp. Ceff. of reactivity	
Effective multiplication factor		
Time	T=900 K	T=1,200 K
BOL	1.0364	1.0356
EOL	1.0173	1.0168
Shield thickness		
LiH	20 cm	
W	5 cm	

Table 3. Design of Coated Fuel Particles.

Kernel	Material	UO ₂ (90 % enriched)	T.D. 80 %
Coating	Diameter	800 μ m	
	1st layer Material	Low density pyro-carbon	
	Thickness	40 μ m	
	2nd layer Material	High density pyro-carbon	
	Thickness	15 μ m	
	3rd layer Material	Zirconium carbide	
	Thickness	45 μ m	
	4th layer Material	Molybdenum	
	Thickness	5 μ m	

(A システム - 6)

被覆付粒子燃料を用いた超小型炉の概念研究
Conceptual Study of a Very Small Reactor with Coated Particle Fuel

H. Yasuda, I. Kanno, K. Matsumura, H. Aoki, O. Kaji

出典 : 7th Sym. on Space Nuclear Power System, Albuquerque, pp. 103-107

序 論

打ち上げ時の安全性を確保するために、燃料と炉とを分離して上げる体系を考え、この一種として被覆付粒子燃料炉を研究した。

概 念

炉出力 : 1.5MW, 寿命 : 10 年

ヒートパイプ炉

Fig. 1, Fig. 2にその断面を示す。炉心の頂部には、運転中には閉じる燃料供給孔がある。被覆付燃料粒子は打ち上げ時燃料カートリッジ中に入れられ、軌道上で空気力により炉心に注入される。燃料カートリッジの設計は、水中でも臨界を保つようにするのに、大きな難しさはない。Fig. 3 と Fig. 4 に燃料カートリッジのアイデアと、その作動パターンを示す。

炉物理解析

炉の直径と高さを単純化のために等しくし、モンテカルロコードVIM と中性子輸送、拡散解析システムSRACを用い、Table 1 の物性値によって、炉心形状、コントロールドラム反応度ワース、反応度温度係数、燃焼による反応度損失、を計算した。その結果は次の通り(Table 2)。

1. 炉心の直径は56cm
2. コントロールドラムワースは 1500Kのとき、実効増倍率は吸収体がすべて外向きのとき 1.038, すべて内向きのとき 0.955。
3. 全出力で10年運転後も炉心は十分な反応度マージンを持つ。
4. 熱膨張により、炉心は負の反応度を持つ。

径方向のしゃへい計算をDOT 3.5コードで実施した。今一時的に選んだクライテリアは次の通り。ペイロードでの10年間のフルエンス 10^{12}n/cm^2 , ガンマ線線量 10^6rad 。この結果計算されたしゃへい厚さは、LiH 20cm, W 5cm。

熱流力と燃料

粒子層の実効熱伝導率が計算された。燃料の最高温度は 1700K。被覆燃料粒子の設計を Table 3 に示す。

(羽賀)

- 31 -

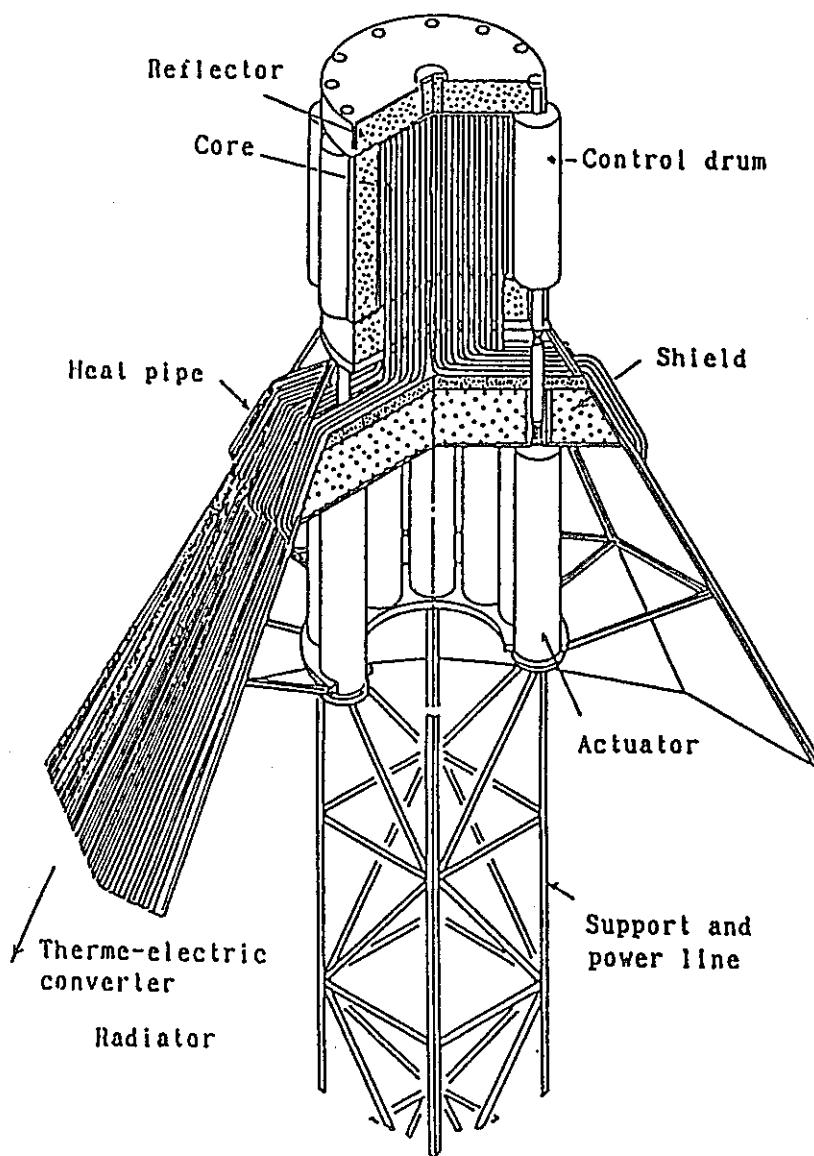


Figure 1. Conceptual Cut-away View of Reactor.

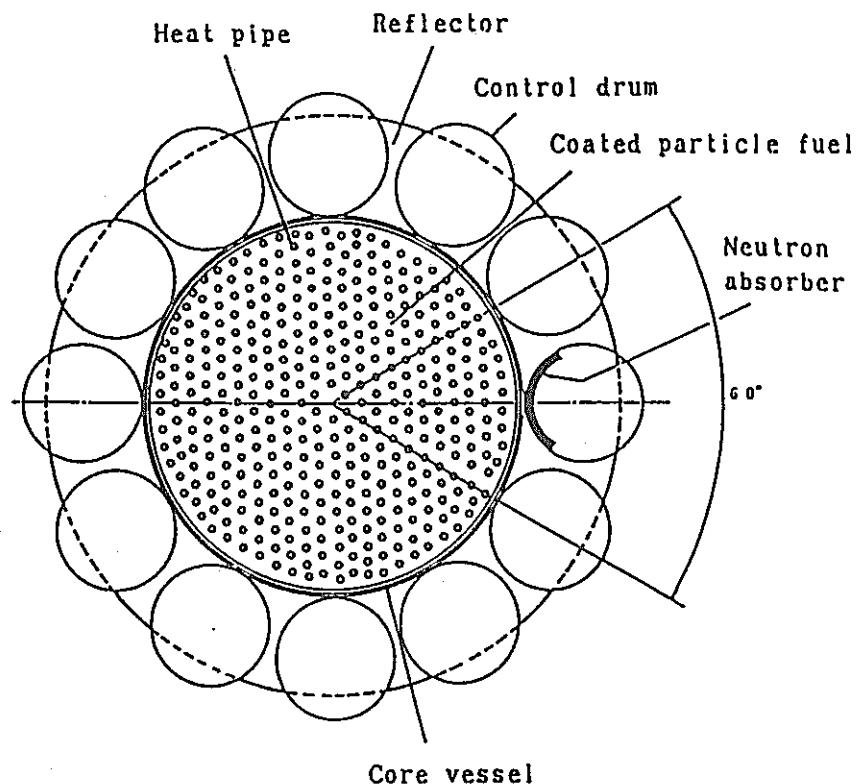


Figure 2. Radial Cross Section of the Core.

- 32 -

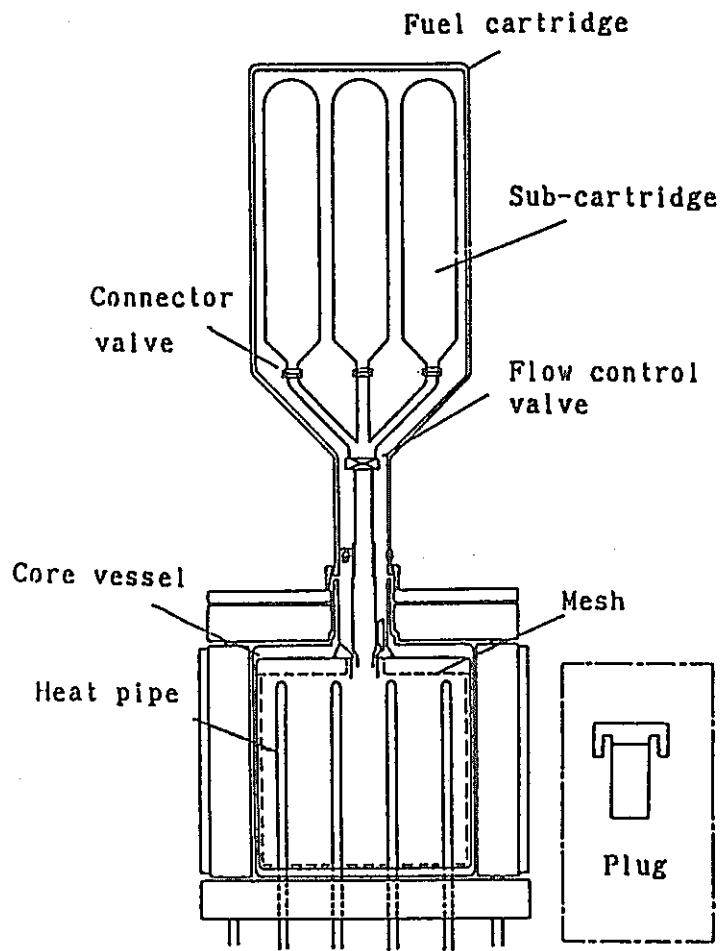


Figure 3. Illustration of Fuel Charging Method.

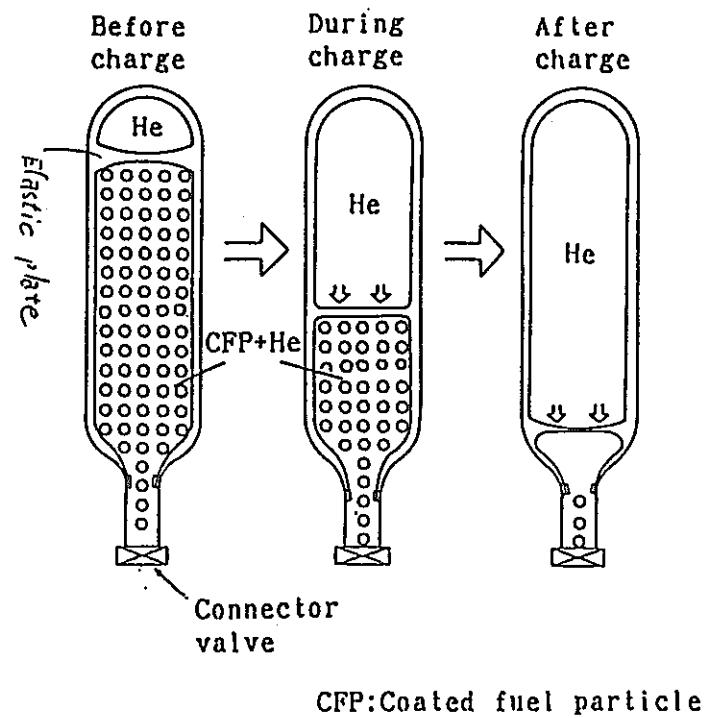


Figure 4. Illustration of Sub-cartridge Working.

(A システム - 7)

原子力による 1 メガワット月面電力供給
A One Megawatt-Electric Lunar Nuclear Power Supply

M. G. Houts (MIT)

出典 : 7th Sym. on Space Nuclear Power Systems, Albuquerque, pp. 358-336,
Jan. 1990

はじめに

恒久的な月面基地では、膨大なエネルギーが必要とされる。この論文の目的は、有人月面基地に適した、安全で、信頼性のある、経済的な原子力による動力源を提案することにある。原子力系の研究を行うための設定は、動力源として必要な能力と代替手段との比較を行った後に行う。原子力を利用する上で最も重量の大きい構成要素である炉と放熱器については詳細に検討した。本研究は、ロスアラモスにおける夏期計画によるものである。

月面での動力の必要条件

月面で必要とされる動力の評価については多くの研究がなされている。1988年に終了したSAIC研究では、2002年から2012年までに500 kW_e、2025年までに2.0 MW_eと想定している。ジョンソン宇宙センターのLunar and Mars Exploration Officeで行われた研究では、早期に1 MW_eは自給できることが必要であることを強調している。月面基地に関するW/Gは1984年に、月面での科学的研究、生産活動にもよるが、比較的初期の段階で1~10 MW_eが必要とされると報告している。これらの研究に基づき、必要な動力レベルとして1 MW_eを選定した。

動力源に対する必要条件

月面基地の研究でまとめられている1 MW_eの月面での動力源に必要な特性は次のようである。

1. 最大重量が20 t未満
2. 全出力で25年を超える寿命
3. 定格出力を連続的に供給できること
4. 月へ輸送する際に、臨界の危険性のないこと
5. 月面活動に必要な熱を供給できること
6. 組立、運転、保守に必要な人の数ができる限り少ないとこと
7. 高度の固有安全性を有し、廃炉が容易なこと
8. 高出力化(数MW_e)へのスケールアップが容易にできること

動力供給方式に関する選択肢

太陽エネルギー、原子力が前述の8条件を満たす可能性がある。月への輸送コストは、1 kgあたり1万ドル以上であり、重量が両者の選択の上での重要なポイントになる。

太陽エネルギーによる動力源

336時間にわたる月の夜に備えるため、極点の近くに設置しない限りは蓄電設備が必要となる。1 MW_eとすると、33600 kW_hの蓄電能力が必要である。1987年の技術水準では、50 kg/kW_hである。OAST (Office of Aeronautic and Space Technology)では、電気化学的方法により、10 kg/kW_hを目標としている。将来的には、再生可能な燃料電池により、2~5 kg/kW_hが達成できる。2 kg/kW_hが達成されると、1 MW_eの蓄電設備には、672000 kgが必要となる。太陽電池のピークでの発電能力は、5 kg/kW_eが得られるので、15700 kgが必要となる。再生可能な燃料電池と太陽光発電による重量は、最も小さく見積もっても69000 kgを超える。現在の技術水準では、1万5000 tの重量が必要である。

前述のように、月面での太陽エネルギーによる動力源は、蓄電設備の重量により支配される。月面で太陽エネルギーを動力源として用いるためには、蓄電設備の不用な極地、画期的な蓄電設備の開発、夜間の活動を制限することが必要となる。夜間のエネルギー消費を20%まで低減すれば、144000 kgまで軽量化できる。しかし、これでは基地の活動に著しい混乱を与えることになる。

原子力による動力源

原子力を利用する際は、安全性が重要なポイントになる。宇宙炉は、軽量であることと打ち上げ、運転、廃炉の際に高度な安全性を有することが必要とされる。原子力による動力供給に関する詳細な検討は、本研究の範囲を超えている。燃料を装荷せずに打ち上げできること、高温での運転が可能のこと、高い固有安全性から、改良型粒子床炉が選定された。効率の高さと粒子床炉との相性から、直接Brayton Cycleが選定された。

Brayton Cycleの宇宙炉での関心事は、タービン、コンプレッサー、発電機の振動と動的特性がペイロードに影響する点である。この点は、炉を月面に設置することで解消される。宇宙炉においてその重量を低減するのに最も効果のあるのは、遮蔽材の重量の低減である。月面の鉱物を遮蔽に利用することで、炉の設計においては遮蔽材に関する重量は無視することができる。1MW_eの月面用原子炉による動力系は、5~30tとされている。

必要とされる動力源

前述の8条件を満足するためには、2.5MW_tのガス冷却型炉(lunar gas cooled reactor, L G C R)が必要である。L G C Rの概念設計では、Brayton Cycleによる改良型粒子床炉が採用されている。寿命末期でも効率は40%を超え、冷却材喪失事故(LOCA)における2.5%の反応度の挿入による過熱に耐えることが必要である。炉は、遮蔽のために地下11mに設置されるが、埋設はされない。動力変換系は炉の近くに埋設される。想定される重量は6tであり、最大許容重量20tに対してかなり小さい。展開図をFig. 1に示す。

系の熱力学

L G C Rは、タービンの入口温度1400K、廃熱温度375Kとする高効率(40%)のBrayton Cycleと組合せる。この高効率系の主な利点は、発電に最小限の熱で済むことで、長寿命炉心と安全特性を有する。主な欠点は、タービンと圧力容器材料の開発、低温度の放熱器の開発が必要なことである。L G C Rのタービン入口圧力は、2MPaであり、トータルでの圧損は0.1MPaである。熱力学的な最適化は、LRCYCLE(CYCLEコード)を利用して行われる。最適な運転圧力比は2.50、系の効率は42.3%である。熱力学的なプラント系統図を、Fig. 2に示す。

系の構成要素

L G C R 炉心

設計：L G C Rの基本的炉心設計をFig. 3に示す。炉心は、1cm幅の燃料チャンネルに交互にパイプ状の減速材を配置した構造になっている。燃料は、1.3mmの直径で、各チャンネルに体積率0.6で装荷される。炉心の冷却は、入口温度994K、出口温度1400KのHeによって行われる。燃料粒子は、金属フリットの外側と内側の間にある。フリットの材質は、Mo-10%ReとASTAR-811Cが想定されている。炉心での比圧損(dP/P)は、0.0025に制限される。黒鉛減速炉心と3種類のBe₂C減速炉心が、L G C R用に設計されている。Be₂C減速炉心は、-2.5%の負の Δk_{eff} の温度係数を持つ炉として選定された。LOCA事象においては、炉心は、2.5%の余剰反応度が挿入される。この事故にともない、平均の炉心温度は、1200Kから2000Kに上昇するが、負の温度係数により未臨界状態へと収束する。崩壊熱は、反射体を通じて、宇宙空間へ放出される。燃料の最高温度は、2200Kであり、融点の3000Kに比較して十分低い。ただし、2000K以上に加熱されることにより、金属UがZrCの被覆材中に拡散し、炉の運転を再開するときに損傷を与える。

L G C Rのその他の利点は、事故による炉の非常停止に対する耐性である。炉の非常停止は、基地の施設運転に支障を及ぼし、人命を危うくする。事故により、1.8%の反応度が引き抜かれても、出口温度は1000Kに落ちるに過ぎず、動力を取り出すには十分である。

反応度の挿入、引抜きは、瞬時に複数の系統の破壊を必要とする非常に重要な事象である。このような事象は、炉の設計においては除外することが可能である。

-2.5%の Δk_{eff} の温度係数(1200~2000K)は、-0.8%の Δk_{eff} と-1.7%の減速材と反射体の効果による。L G C Rの出力密度は、7.4MW/m³であり、25年後の燃焼度は16.9%である。L G C R炉心は、77.0kgの²³⁵Uと6

5.1 kg の ^{238}U を含む。トータルの重量は、5800 kg であり、炉と圧力容器で1700 kg、熱放出系で1900 kg、回復器と予冷器で200 kg、タービン、コンプレッサー、発電機で1000 kg、種々の要素で1000 kg とされている。

配置：L G C R の炉心は、長さ1.15 m、直径1.00 m であり、He で内側から冷却する。軸方向において、Be₂C の反射材 0~10 cm、圧力容器壁 10~10.5 cm、燃料と減速材が 10.5~104.5 cm、圧力容器壁が 104.5~105 cm、Be₂C の反射材 105~115 cm からなる。径方向各領域の直径は、中心の減速材 0~9 cm、燃料と減速材領域 13~36 cm、内部プレナム 36~37.5 cm、圧力容器壁 37.5~38 cm、Be₂C の反射材 38~50 cm である。

燃料：燃料は、直径 1.3 mm で、0.9 mm の燃料粒子に Be₂C が被覆されている。燃料粒子は、炉心の外側領域 (29~36 cm) では、75% 濃縮 U の UC₂ に 0.005 mm の熱分解黒鉛と Zr₂C を被覆した粒子を使用している。内側領域 (13~29 cm) では、45% 濃縮 U を使用している。燃料粒子はともに、1773 K において 0.25 FIMA (初期金属原子当り 0.25 fissions) の燃焼度に耐えられる。L G C R の最高燃料温度は、1410 K であり、平均燃焼度は 0.17 である。燃料粒子は、Be₂C の反射材の間の 1 cm のチャンネル装荷される。He は、内側に向かって通過し、中央のアニュラスから出る。高燃焼度に耐える Be₂C 被覆材の開発が必要である。Be₂C 減速材の照射にともなう変化の評価も必要である。

制御：L G C R の制御は、径方向の反射体を近づけたり、離したりして行われる。バーナブルポイズンを用いて、炉のピーキングと反応度を調整することが可能である。反応度の温度係数における燃焼と毒物効果を考慮しなければならない。初期での反射体が完全に密着した状態での反応度は、1400 K で 1.065 であり、反射体が完全に離れた状態での 120 K での反応度は 0.95 である。

中性子挙動：炉心の中性子挙動の解析には、ロスマラモスで開発された 2 次元中性子輸送コードである TWODANT を使用した。寿命末期での k_{eff} は核分裂が全て ^{235}U によると想定したとき、FP の蓄積により 3% の反応度低下をもたらす。1% の低下は誤差と見なされる。炉心重量は、運転開始時の過剰な反応度の必要量に依存する。

廃炉：L G C R は、反射体を完全に開いた状態あるいは反射体を取り除いた状態とし、埋設することで処分できる。反射体を完全に取り除いた状態での 250 K での増倍率は 0.91 である。温度を 120 K まで低下しても、炉の増倍率は 0.95 で未臨界を保つ。月面の鉱物は、40% の酸素を含むので、若干中性子を反射する。埋設によって処分するに先立ち、月面の鉱物による効果を評価する必要がある。

動力変換

本研究では、タービンとコンプレッサーの効率は 91% と仮定する。タービン温度は 1400 K と想定したが、1600 K あるいは 1800 K とすることで、系の全体効率はそれぞれ 47.4, 52.3% まで増大できる。タービン、コンプレッサー、発電機の総重量は 1000 kg と想定されている。回復器の効率は 90% と想定した。回復器の体積は、0.4 m³ と想定され、フィンのピッチと厚さは 100 kg となるように設計されている。Nb-1%Zr, FS-85, 他の開発中の材料が回復器の 100 MPa, 1000 K に耐えられるものと期待されている。Brayton Cycle からの予冷器による廃熱は、熱を供給するヒートシンクに落とすことで行われる。予冷器は、管の内側を流れる冷媒と He との間で熱を交換する。冷媒の温度と 2 次冷却系の冷媒の選定は、使用されるヒートシンクで決まる。本研究では、3 種類のヒートシンク：液滴放熱、ヒートパイプ、月面表土への放熱を想定した。なかでも、L G C R に対しては、液滴放熱が優れている。

液滴放熱器

L G C R では、廃熱に液滴放熱器 (LDR) を採用する。予冷器の内側には、ポリジメチルシロキサンがある。He は、入口で 609 K であり、出口では 375 K となる。平均 He 壓力は 0.85 MPa である。予冷器は向流で、ポリジメチルシロキサンを 2 回 He に流す。609 K, 200 MPa の条件下では多くの材料が耐えることができる。予冷器の重量は、1 kg である。

潜在的な LDR の問題点は、冷媒、ノズルの標的精度、月面の鉱物による汚染がある。LDR の冷媒は、月面において低い蒸気圧と化学的安定性を持つことが望ましい。低粘性、高輻射率、太陽熱に対して吸収性が低いこと、高表面張力、高熱伝導度が要求され

る。ポリジメチルシロキサンは、300～400Kの範囲でこの条件を満足する最高の物質である。

ノズルは、30mの直径のリングから16.2m/sで外側から内側に冷却材を射ち出す。冷却材は87.3°の角度で、80mの高さまで上がり、15mほど離れたリングの中心近くに落下する。直線状のチャンネルが、冷却材の回収と再圧縮を兼ねて配置される。冷却材は、射出による損失を最小にするように内側に向かって放出される。ノズルの口につけた10cmのリップが冷却材が90°を超える角度に打ち出されるのを防いでいる。84.6°未満の角度で打ち出された液滴は、回収できず失われる。通常の運転時は、84.6～90°の角度で冷却材を放出する。この必要条件があまりにも厳しくなると、大型で短尺のLDRが必要となる。月面での冷媒の放射率は0.6、太陽光の吸収率は0.6と見積もられている。有効放熱面積は、コラム表面積に等しいと想定される。太陽が地平線にあるとき、コラムは最高で265W/cm²を吸収する。ポリジメチルシロキサンの消費量は、0.1kg/年で、初期量の0.25%にあたる。

考えられる機器の劣化として、ノズルのかじりと冷却材の塵による汚染がある。ノズルのリングは、84.6～90°の間で簡単に展開できるよう設計しなければならない。月面では、軽量でかつ流星塵により穴の開きにくい被覆材の開発が必要であり、流星塵による穴からの冷却材の損失も計算する必要がある。液滴の代わりに液体のシートの使用による効果とともに、冷却材に対する放射の効果も調査する必要がある。

L G C R の L D R の重量は1910kgである。放熱器は、中性子による照射から守るために、80m離れて配置されている。中性子の散乱は、人間への被ばくを増大させる。中性子散乱の効果を詳細に解析できれば、LDRを炉の隣に配置し、1020kgに軽量化できる。ポリジメチルシロキサンの冷却材の入った管の厚さは1mmのアルミニウムである。パイプの最大応力は5MPa未満であり、月面鉱物により流星から保護する。ポンプの稼働に必要な電力は10kWe未満である。L G C R L D R のポリジメチルシロキサン装荷量は1590kgであり、放熱器の重量の83%を占める。

結論

高い固有安全性を有する原子力による月面での動力源に関する設計研究を行った。想定される系は、直接B r a y t o n C y c l e と粒子床炉との組合せであった。冷却材喪失にともなう反応度の挿入に対しても炉の大きな負の温度係数により過熱が生ずる前に未臨界状態に収束する。崩壊熱は、反射体と圧力容器から宇宙空間へ放射される。月面の鉱物を遮蔽材に使用することにより、1MW_eの出力に対し、6000kgの重量と固有安全性をもたらすことができる。L G C R は、太陽の位置にも左右されず、燃料を装荷しない状態で打ち上げができる。炉心には25年間燃焼するのに十分な燃料を装荷できる。炉内への燃料の装荷と放熱器の展開は月面で行うことができ、廃炉は埋設するだけで可能である。

結果として次の3点が月面炉の設計に影響する。

1. 月面の鉱物を利用すると、炉心の大きさは全体の重量に影響を及ぼさない。
軌道上の炉とは異なり、打ち上げ時に多量の遮蔽材を必要としない。
2. 液滴放熱器による低温度での廃熱は、微小重力条件より、重力条件下の方が有効である。(液滴の回収が可能)
3. 動的な変換系は、宇宙空間より月面上の方が有効である。
(振動の問題が少ないため)

(井上)

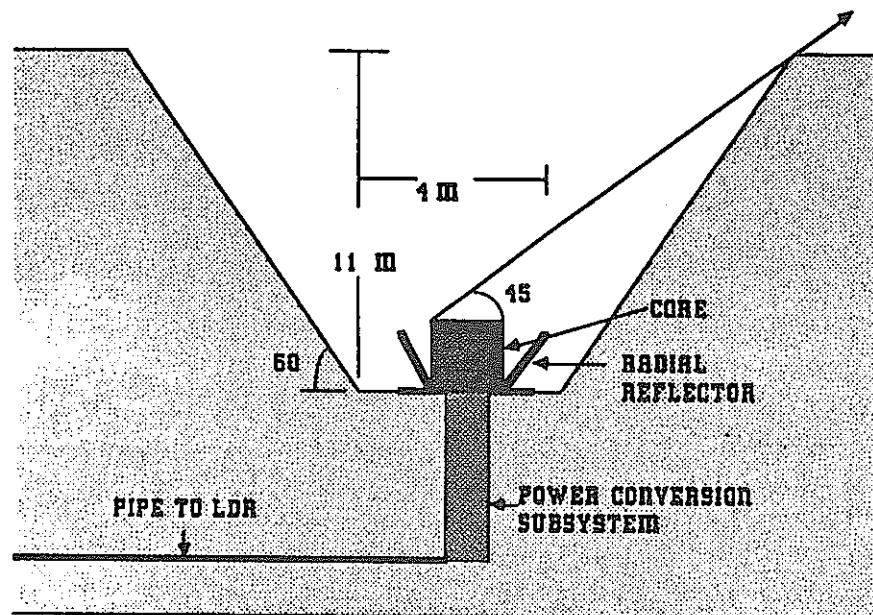


Figure 1. Deployed LGCR Showing Reactor and Power Conversion Subsystem.

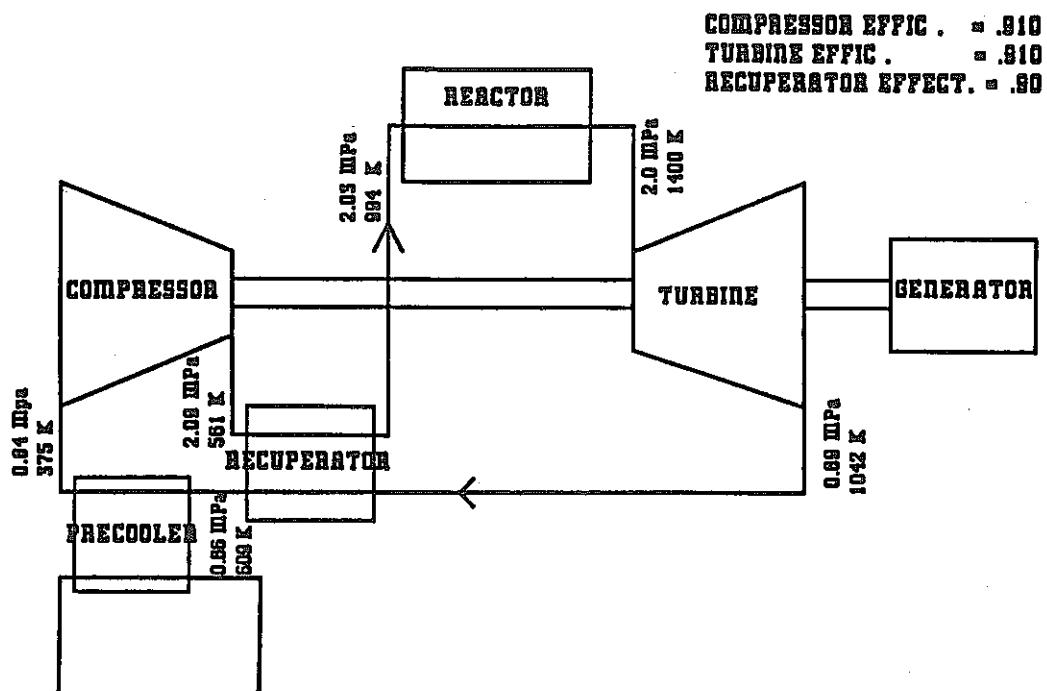


Figure 2. 42.3% Efficient Recuperated Brayton Cycle.

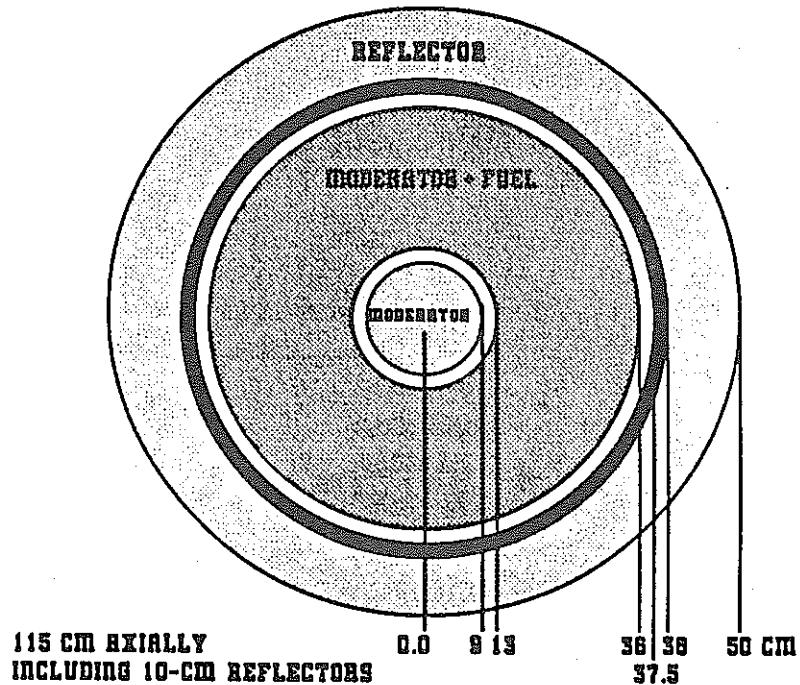


Figure 3. Top View of Be₂C Moderated Lunar Gas Cooled Reactor with 2.5% Temperatures Reactivity Feedback.

(A システム - 8)

月面基地における「SP-100」動力系の概念設計 SP-100 Power System Conceptual Design for Lunar Base Application

L. S. Mason and H. S. Bloom field (NASA Lewis Research Center)

出典 : 6th Sym. on Space Nuclear Power Systems, Albuquerque, Jan. 1989

目的

この研究の目的は、月面における SP-100 炉とスターリングエンジンによる変換を利用した原子動力系の概念設計を行うことにある。各系統の配置は、月面基地の任務を可能にし、さらなる拡大の可能性に応じて選択される。各系統の多数の組合せが調査され、推薦される組合せは、安全性・高性能・低重量・組立易さの複雑な関係を基に選択される。

方法

この概念設計は、SP-100 炉と宇宙用スターリングエンジンに関する Lewis Research Center の調査結果を利用して行われた。この研究で重要な点は、動力系の設計に影響する月の環境条件に関する理解を得ることにあった。月の物質が利用できるかどうかも設計へ組み込まれた。拡大可能な月面基地の基本的施設として動力系を組み込むことが必要である。このことは、NASA-Office of Exploration による共通基盤の確立の想定を基に行われた。

結果

月面基地の想定

月面基地に関する概念は、Johnson Space Center によって行われた研究に基づく。基地の中心部は、居住及び科学的研究のための膨張する・球状の 2 基のモジュールからなる。これらのモジュールは、部分的に地中に埋められ、宇宙線を完全に遮蔽する。この拡大可能な構造物に隣接し、月面車の車庫と再充電の施設がある。

月面物質の処理施設は、この居住エリアから約 5 km に位置する。月面の鉱物は採掘場で集められた後、このプラントに移送される。推進剤の生産に用いる酸素が生産され、離発着のエリアに供給される。離発着エリアは、このプラントから約 1 km に位置する。月面基地の鳥瞰図を Fig. 1 に示す。

電力需要

再充填式の燃料電池と太陽光電池 (PV) による動力系は、初期の居住モジュール (25 ~ 100 kW e) の電力需要を満足することが想定される。基地の機能が科学実験・月面車の再充電・鉱物処理に拡大されるにつれ、原子力による動力系は、より高い電力需要を満足する最も合理的な方式となる。

鉱物処理プラントは、最大の電力負荷になるであろう。この研究のためには、月面のイルメナイトの水素還元に必要な水の電気分解に電力が必要である。原子力プラントによる高い電力供給力は、酸素生産のための電解量の増大を可能にする。鉱物処理に必要な熱エネルギーは、電気抵抗加熱により供給される。10 t / 月の酸素生産能力に対して、740 kW e すなわち原子動力による出力の 90 % が必要とされるであろう。

原子動力により発電した残りの電力は、居住モジュールでの生命維持・実験上必要な科学研究・月面車の再充電施設に供給される。

原子動力系の設計

原子動力系は、安全性と信頼性を重視して設計する。この概念設計は、8 基の free-piston のスターリングエンジンを組み合わせた 2500 kW t SP-100 炉からなる。2 基のエンジンは、発電の信頼性を維持するためのバックアップとする。残りは、定格 150 kW e の 91.7 % で運転する。この系による設計電力供給力は、825 kW e である。この原子動力系の性能の細目を Table. 1 に示す。

スターリングエンジンは、炉に近接して放射状に配置し、通常の熱移送マニホールドとなる。それぞれのエンジンに、水銀のヒートパイプ放熱器に接続した排熱ループに設置する。この放熱パネルは垂直に、スターリングエンジンから放射状に配置される。thermal apron を、月面温度の低下のためにパネルの間に設置し、放熱器の

面積を減少させる。電力の調整系と送電系を含むこの系の全重量は、20 tである。技術の進歩による合理化設計により、25%まで系の重量を減らすことが可能と期待できる。Table 2にこの原子動力プラントの各構成要素の重量の細目を示す。

炉は、 γ 線と中性子遮蔽のため、円柱状の穴を掘って設置される。この遮蔽は、居住場所から独立するように炉を配置することができるよう設計する。この系の放熱器のパネルのメンテナンスもまた可能なようになる。この概念設計から、原子動力系は、居住エリアから1 km、鉱物処理プラントから約4 kmの位置に設置される。遮蔽のための月面物質の利用は、動力系に必要な重量をかなり減少させる。この動力系のレイアウトをFig. 2に示す。炉は円柱状の穴の中にある。

結論

原子動力は、月面基地の運転に多くの影響を与える。このことは、電力が豊富にあることで活動力を高めることができる。これらの活動力は、大規模な月面物質の処理・科学的実験の拡大・閉じた生命維持系の形成に必要である。この概念設計により、PV充電系に対して十分競合できるかなりの重量低減が得られた。例えば、昼夜にわたり50 kW eを供給できる太陽電池系の重量は、825 kW eの原子動力プラントの重量を超える。原子動力系は、充電することなく連続的な昼夜運転が可能である。

(井上)

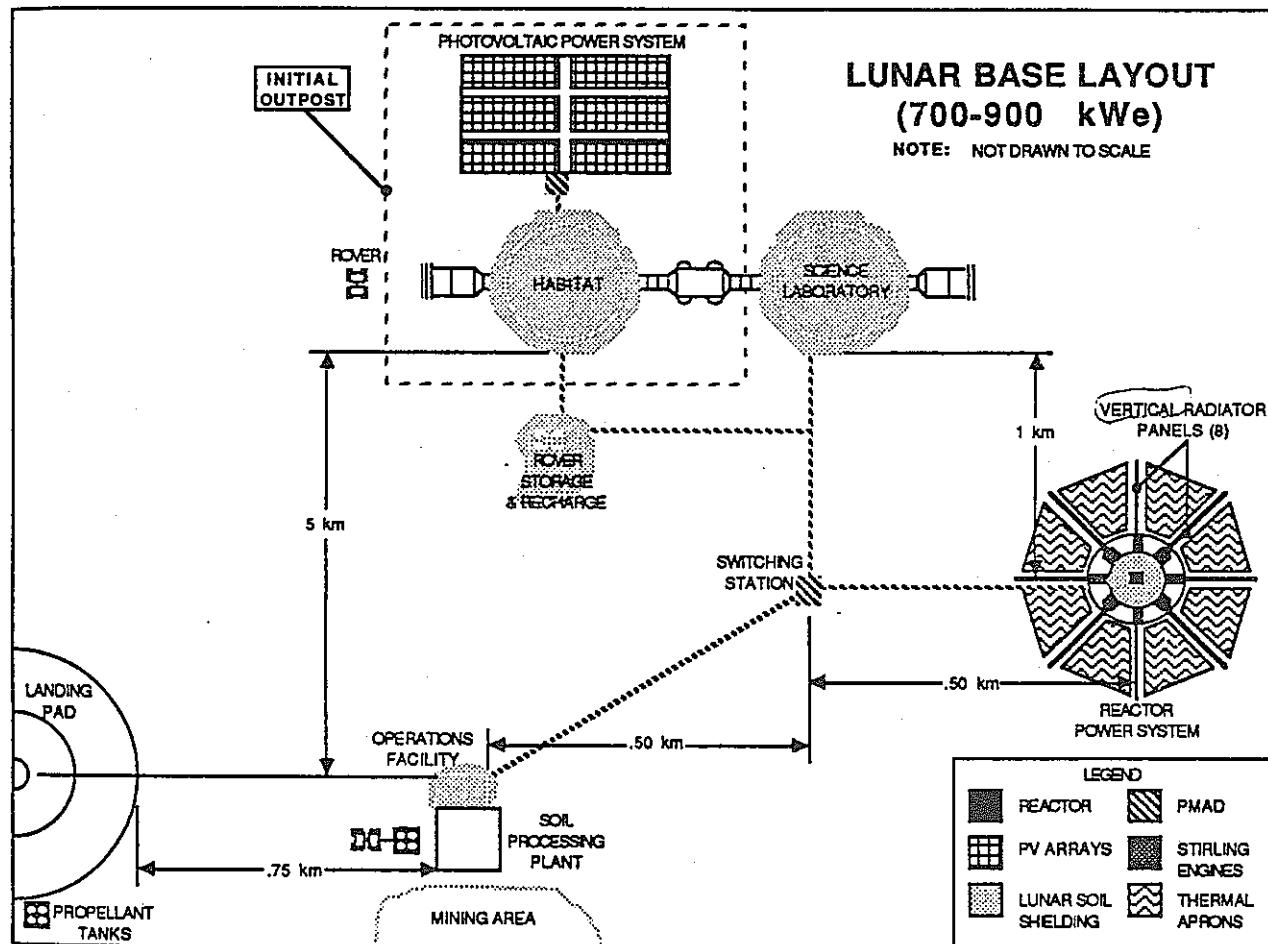


Figure 1. Lunar Base Layout.

Table 1. Nuclear Power System Performance Results.

NUCLEAR POWER SYSTEM - DESIGN POINT PERFORMANCE RESULTS	
REACTOR THERMAL POWER	2500 kWt
REACTOR LIFETIME (@ FULL POWER)	7 Yrs
ELECTRICAL OUTPUT (6 OF 8 ENGINES)	825 kWt
ELECTRICAL OUTPUT/OPERATING ENGINE	138 kWt
RATED ELECTRICAL OUTPUT/ENGINE	150 kWt
PERCENT OF FULL OPERATING CAPACITY	69 %
THERMAL-TO-ELECTRIC EFFICIENCY	33 %
STIRLING HEATER TEMPERATURE	1300 K
STIRLING TEMPERATURE RATIO	2.2
STIRLING COOLER TEMPERATURE	591 K
WASTE HEAT TO REJECT	1675 kWt
RADIATOR SURFACE TEMPERATURE	525 K
LUNAR SURFACE TEMPERATURE (W/APRON)	222 K
LUNAR SKY TEMPERATURE	267 K
RADIATOR AREA	780 m ²

Table 2. Component Mass Breakdown.

NUCLEAR POWER SYSTEM - MASS BREAKDOWN	kg
REACTOR/SHIELD SUBSYSTEM	
REACTOR	755
INSTRUMENTATION AND CONTROL	359
INSTRUMENT SHIELDS	931
PRIMARY HEAT TRANSPORT SUBSYSTEM	
TEM PUMPS, PIPING, JOINTS, THAW HEAT PIPES	342
INLET & OUTLET MANIFOLD	423
POWER CONVERSION SUBSYSTEM	
STIRLING ENGINES, ALTERNATORS, HOT HX'S, PIPING	5871
HEAT REJECTION SUBSYSTEM	
PUMPS, ACCUMULATORS, PIPING	832
HEAT PIPE RADIATOR	6240
POWER MANAGEMENT & DISTRIBUTION SUBSYSTEM	
AC TO DC CONVERTER, PARASITIC LOAD RESISTOR	1650
TRANSMISSION CABLING (5 km)	917
SURFACE STRUCTURE	
REACTOR EXCAVATION BULKHEAD	679
ENGINE SUPPORT PLATFORMS	1005
SYSTEM TOTAL	20004

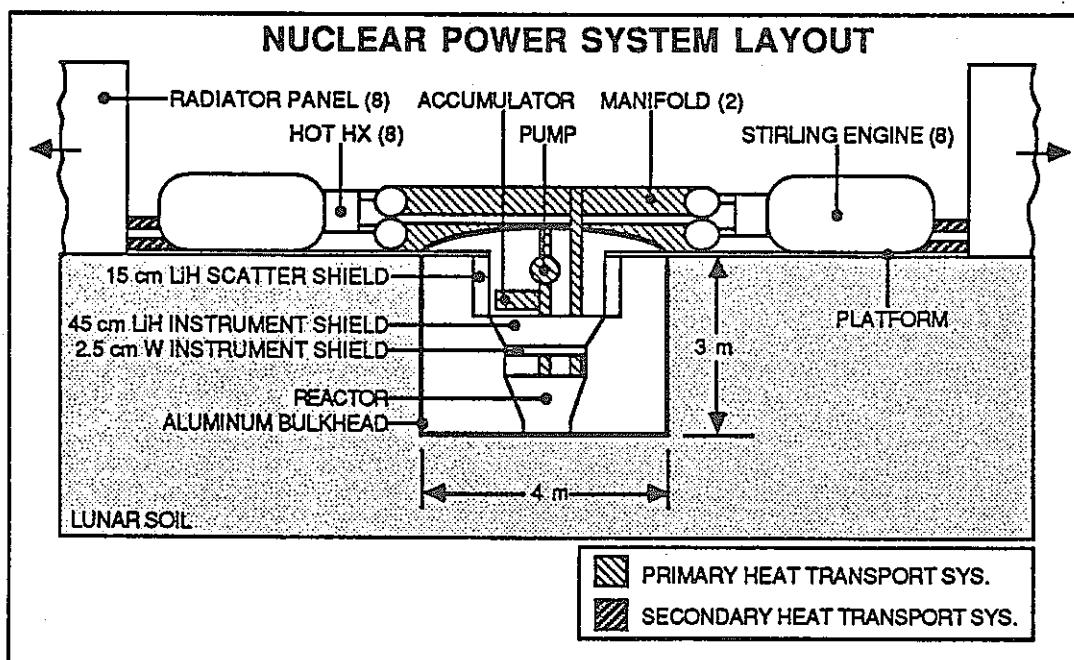


Figure 2. Nuclear Power System Layout.

(A システム - 9)

月、火星探査のための原子力
Nuclear Power for Lunar and Mars Exploration

R. J. Sovie and J. M. Bozek (NASA Lewis Research Center)

出典 : IAF-90-200, 41st Congress of the International Astronautical Federation,
Dresden, October 6-12, 1990

序論

- 1990年7月20日大統領演説「次世紀月へもどり恒久的存在を確立する、火星を探査し居住する」に引き続き、NASAは多様なシナリオの詳細を検討し、それらを実現するのに必要なキーテクノロジーを同定した。
- 宇宙探査のアプローチをFig. 1に示す。

キーポイントは火星へ移る前に月にアウトポストを築き、惑星表面で生活する仕方を学ぶことである。

以下に議論する月面電力システムでは、初期低出力レベルでのソーラーから、電力需要の増大に伴って原子力へ進展する。このアプローチには高出力原子力システムの開発のための適度な時間が許容される。

本論文では、電力システムの要求、これに見合って選択される電力システム、推薦された技術開発プログラムを述べる。

電力システム要求

- 月面基地概念をFig. 2に示す。このエネルギー需要をまかぬうのに定常的中央電力システムが必要となる。
他にローバー活動などのために、リモート電力システムが必要である。
- 月面基地展開図をFig. 3に、定常的電力要求をTable 1に示す。また、ローバーに必要な電力をTable 2に、出力プロファイルをFig. 4に示す。

電力システム

低電力レベル (25kWe(day) / 12.5kWe(night)) にはソーラーシステムを、高電力レベル (25から1000kW) には原子炉システムを用いる。

静的もしくは動的変換による原子力システムと、非常時に備えた小型太陽電池もしくはR I システムも考えられる。

現在のソーラーパワーシステムの技術現状は、比出力約50W/kgの平板シリコン太陽電池と比エネルギー約50W-hr/kgのニッケル-水素 (Ni-H₂) 電池の組合せである。これはFreedomに用いられる。しかしこのシステムは、夜/日のサイクルが長い月、火星面での利用にはかさばりすぎる。

初期の月面電力システムには、再生型燃料電池 (RFC) を伴う必要がある。そのシステムでは、Ni-H₂ 電池の容量の20ないし30倍のものが得られ、トータルで300W/kgとなる。この技術では初期月面用の25kWeが可能になる。

Fig. 5にSpace Station Freedom S S F ソーラー系に対する改良型ソーラー系の質量セービング量を、また改良型ソーラー系に対する原子力システムの質量セービング量を出力との関係で示す。

Initial mass in low earth orbit (IMLEO) で1000tonを削減することは、15回の打ち上げ、ないし8 billion ドルの打ち上げコストの削減になる。

太陽電池/再生電池電力システムの月面基地におけるレイアウトをFig. 6に、825kWe原子力システムの初期設計をFig. 7に、その原子炉断面をFig. 8に、仕様をTable 3に、質量をTable 4に示す。

(羽賀)

Exploration approach

- Build upon past and present investments in space
 - Apollo, Viking, etc.
 - Space Shuttle
 - Space Station Freedom
- Employ robotic craft along with manned systems
- Emphasize science along the way
- Build a lunar outpost first
 - Research base for science and technology
 - Testbed for humans to Mars
- Explore Moon and Mars in phases
 - Emplacement → Consolidation → Operation
- Evolutionary approach to realizing Space Policy goal of
"Expanding human presence and activity beyond Earth orbit into the solar system"

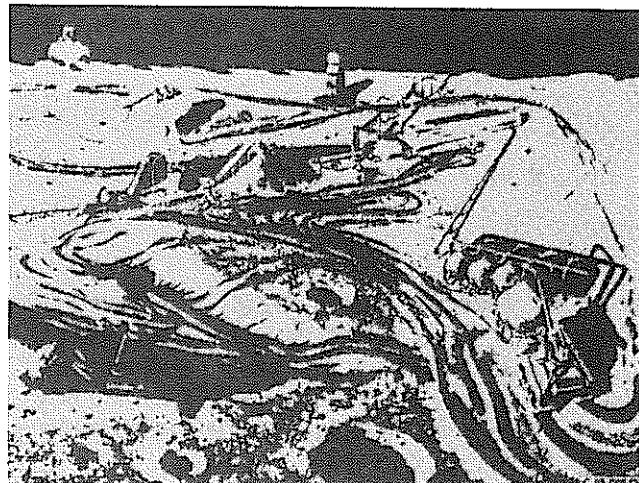


Figure 1. Space exploration approach.

Figure 2. Artist's conception of a lunar base.

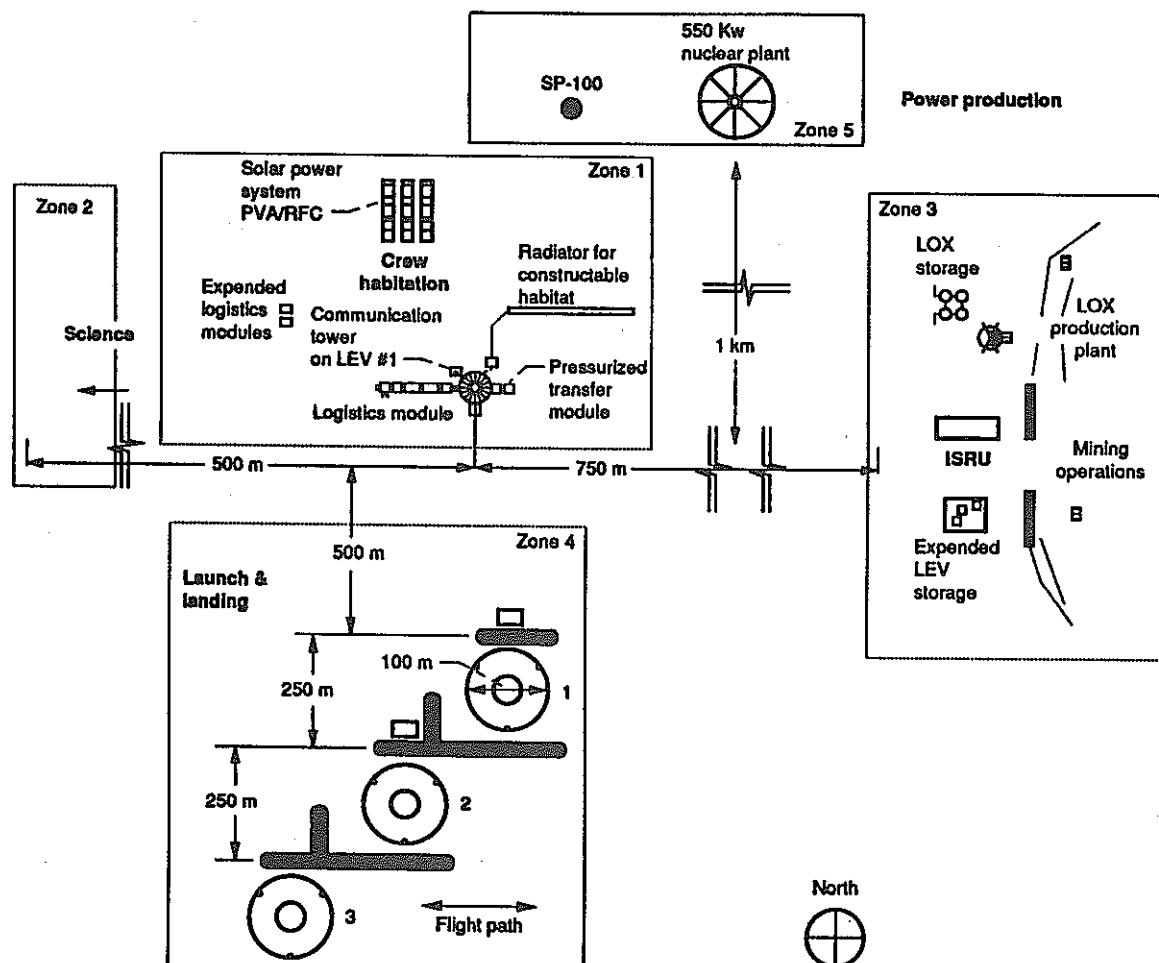


Figure 3. Lunar base operational phase.

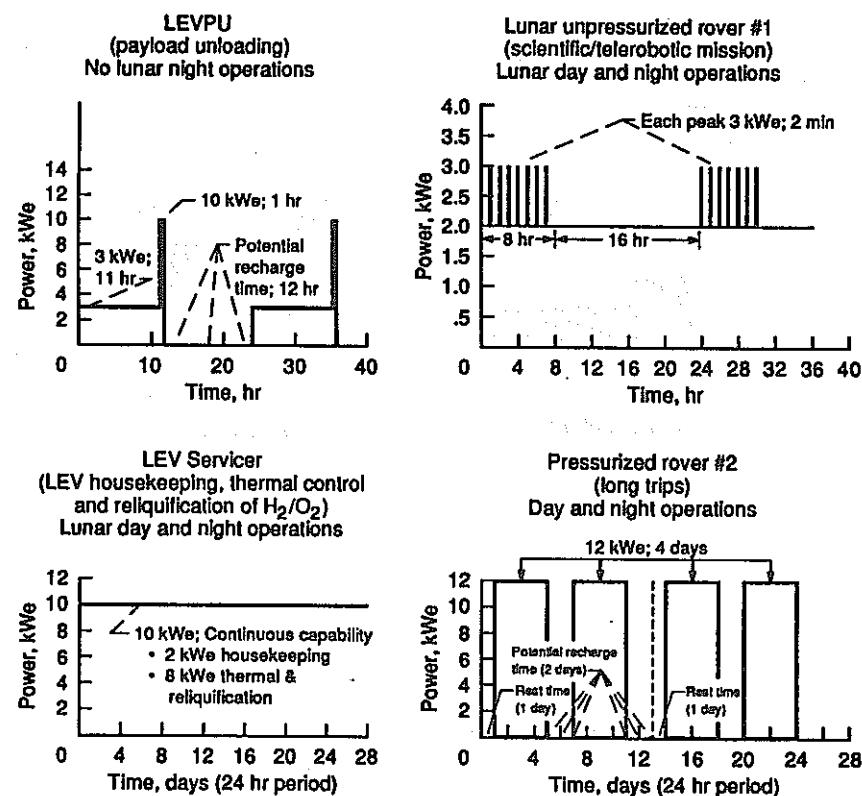


Figure 4. Typical rover power profile requirements.

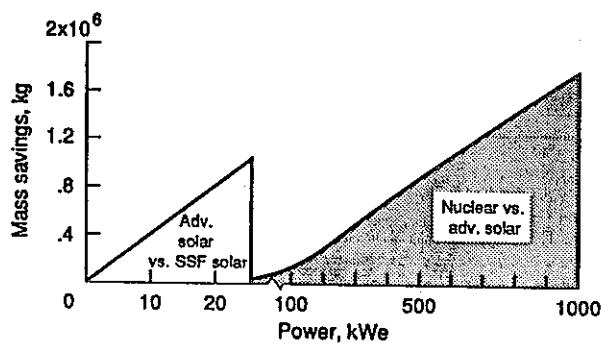


Figure 5. Mass savings in LEO ; adv. solar vs. Space Station Freedom solar, nuclear vs. adv. solar.

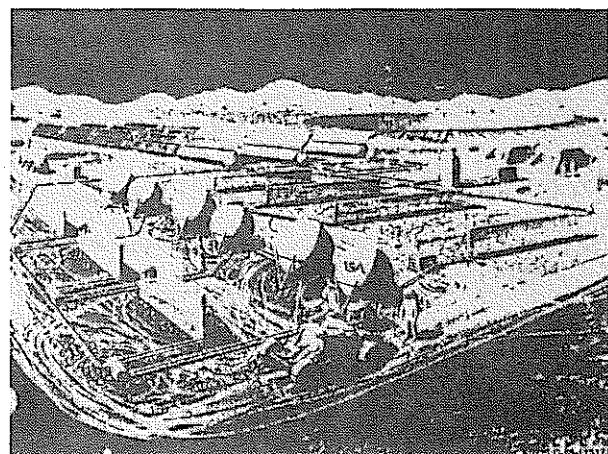


Figure 6. Photovoltaic array/regenerative fuel cell lunar power system.

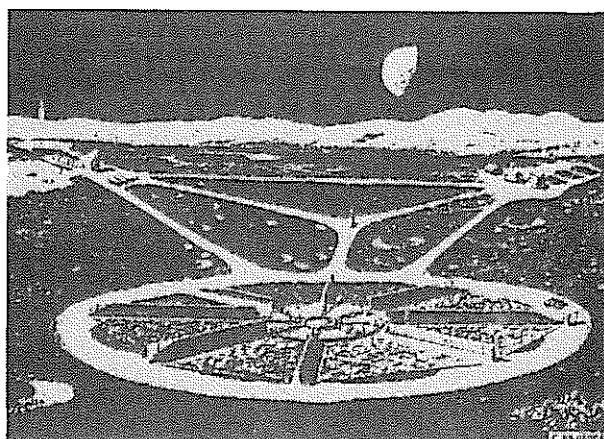


Figure 7. 825kWe nuclear reactor space power system.

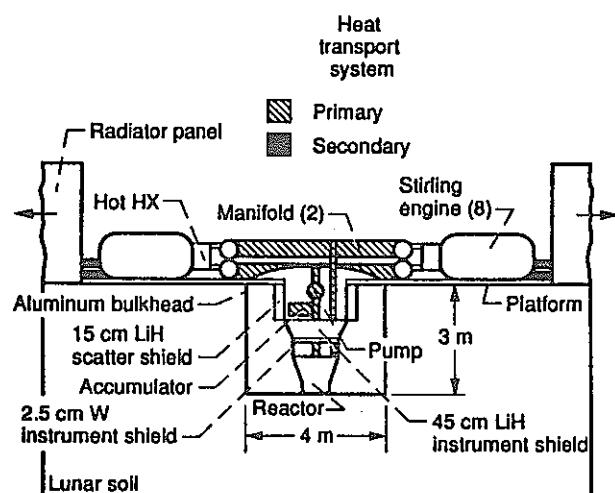


Figure 8. Lunar base reactor assembly.

Table 1. Stationary Power Systems Required

Year	Power		Mass, metric ton	Stowed volume, m ³
	kWe	D/N		
1	25	12.5	8.4	60
2	25	12.5	8.4	60
3	25	12.5	8.4	60
6	100	100	6.3	120
8	550	550	16.6	190
Mars				
15	25	25	2.5	5
16	75	75	7.5	15

Table 2. Typical Rover Power System Requirements

Lunar				
Task	Operating period ^a	Rover mass, metric tons	Average power, kW _e	Peak power, kW _e
LEVPU ^b	D	10 to 16	3	10
Unpressurized ^c	D/N	1.8	0.7 ^d	3
Excavator	D	2.6	23	40
Hauler/truck	D	1.0	4	10
Pressurized	D/N	4.5	7	12
LEV servicer	D/N	1.8	2 to 10	10
Mars				
Exploration rover	D/N	0.5 to 1	0.5	2.5

^aD = daylight only, D/N = daylight and/or night.^b16 metric tons includes Crane ancillary equipment.^c2 kW_e for housekeeping, 8 kW_e for thermal control and reliquefaction of O₂/H₂.^dStandby.

Table 3. Nuclear Power System Performance

Reactor thermal power, kW _t	2500
Reactor design lifetime (at full power), yr	7
Electrical output (6 of 8 engines), kW _e	825
Electrical output/operating engine, kW _e	138
Rated electrical output/engine, kW _e	150
Operating engine capacity, percent	91.7
Thermal-to-electric efficiency, percent	33.0
Stirling heater temperature, K	1300
Stirling temperature ratio	2.2
Stirling cooler temperature, K	591
Radiator surface temperature, K	525
Total heat rejected, kW _t	1675
Lunar surface temperature (with apron), K	222
Lunar sky temperature, K	267
Radiator emissivity	0.85
Radiator area (spoked wheel), m ²	780

Table 4. Lunar Base Power System Mass

Subsystem	Mass, kg
Reactor (2.5 MW _t)	755
Instrumentation and control	359
Shadow shield	831
Primary heat transport	400
Reactor excavation bulkhead	549
Stirling engines	5 171
Engine support platforms	600
Heat rejection loops	660
EM pumps	80
Accumulators	15
Heat pipe radiator	2 500
PLR's and ac-dc converter	1 500
Transmission lines (5051 m)	917
Total mass	14 227
Total system specific mass, kg/kW_e	17.2
Total system specific power, W/kg	58.0

(Aシステム-10)

惑星探査のための宇宙原子力における技術開発
Technology Development Issues in Space Nuclear Power for Planetary Exploration

C. P. Bankston and K. L. Atkins (Jet Propulsion Laboratory),
E. F. Mastal (U. S. Department of Energy)
and
D. G. McConnell (NASA Headquarters)

出典 : IAF-90-204, 41st Congress of the International Astronautical Federation,
Dresden, October 6-12, 1990

序 論

ボイジャーの成功は、惑星探査におけるラジオアイソトープ電源 (RTG) の重要さを実証した。RTGは初期の2W/kgから5~6W/kgに比出力が改善されてきた。また信頼性を高めてきた。パイオニアのRTGは今後17年間もデータを送ってくる。

初期のRTGはテルル化合物を用い、785~890Kで作動し、効率は5~6.3%であった。近年のGeneral Purpose Heat Source (GPHS) RTGは1273Kで作動し、6.8%の効率を持つ。GPHS-RTGはガリレオに載せられ木星へ向かっており、太陽の極の観測を使命とし、1990年10月打ち上げ予定のユーリシスでも電力源となる。またGPHS-RTGは、1995年打ち上げのランデブーすい星フライバイ (CRAF) の、また1996年打ち上げのカッシーニ土星ミッションの電源候補である。

将来も太陽から離れ飛行する宇宙機ではラジオアイソトープに基づいた出力源を要求する。また、長期、高出力、夜間といった太陽電池と燃料セルが使えない場合の月や火星のローバー電源にもそれは必要とされよう。しかしながら、将来の一つの主要なゴールは、出力の要求の増加につれて、使う酸化 plutoniウム燃料の使用を最適化することであろう。このためには、高い変換効率が必要となる。

長期には、小型原子炉 (25~50kWe) も、電気推進システムを搭載したロボティック惑星宇宙機に電力を供給するのに必要となろう。そうならば、高い効率の変換システムが質量を最少とするのに重要なものとしてあり続ける。

ここでは、数Wから数kWレベルで効率良く電力へ変換する手段を考える。特に出力が小さい間は、モジュラー化は長所である。勿論、10年(それ以上)続くミッションにとって非常に信頼し得る、多重性のある設計が必須となる。

RTG技術は、1kWe以下のレンジでその性能を実証した。その性能を上げる新しい技術の開発がDOEとNASAでなされている。この論文では、GPHSと組み合わせることのできる技術に限定する。ここで考えられる変換技術は炉による動力システムにも適用できるかもしれないが、その場合は、他の候補もある。ここではモジュラーRTG, Dynamic Isotope Power System (DIPS), Alkali Metal Thermoelectric (AMTEC)を記述する。

将来ミッション

CRAF/カッシーニミッションに続く最初のものは太陽極ミッションで、それは太陽内部、すなわちコロナ構造、太陽風、太陽プラズマ外乱、エネルギー粒子を研究する。これらのミッションには、満足すべき広範な要求がある。木星のフライバイによる重力の援助を受けて、太陽プローブは0.02天文単位のところを飛行する。電力は7年以上500W近くが必要とされる。ここでの特別な要求は、太陽近くの輻射と粒子環境に耐え、数百Wの電力を供給することである。このミッションは2000年までに予定されている。

全火星ネットワークミッションも1990年代の終り近くから始まるであろう。このミッションの目的は火星の気象、地震、鉱物を、2個以上の飛行体から放出される多数のペネトレータにより全火星にわたって研究することである。ペネトレータは電力源を含むステーションと“へそのお”で結び付けられている。出力源は10Wレンジとし、数10Gと予想されるハードランディングに耐え、少なくとも10年の寿命を持つものとする。小型の密封されたRTGがこのニーズに提案されている。

土星フライバイとすい星Nucleusサンプルリターンミッションが次世紀初めに計画されている。土星フライバイは、土星の磁場、大気、組成、及び衛星Charonを探査するもので、2020~2025年に予測されている。これは、14年寿命を持つ、150~200W出力電源を要求する。すい星Nucleusサンプルリターンは、Hartley 2 すい星の環境をその場で解析し、すい星のサンプルを地球へ持ち返る。太陽から6.5天文単位離れた、8

年ミッションの後の電力は400Wでなければならない。

最後に、月と火星のいろいろな種類のローバー計画がある。これには100Wクラスから人を乗せたり建設用の10kWeクラスのものまである。もっとも小さなものの(0.1-1.0kWe)はロボット探査に使われる。初期の火星サンプルリターンは、ほこりっぽい大気中で、極端な2種類の温度領域に耐え、2年の寿命を持つものが要求される。火星ではバイキングでRTGの実績がある。月、火星のその後のロボットローバーミッションには、複雑さと、科学観測、人の着陸のためのサイト調査に必要な大きな電力需要がある。ロボットローバーは、2000-2010年に打ち上げられ、ミッション寿命は5年ないしそれ以上である。

有人探査には、15年寿命が必要である。これには証明された寿命、メンテナンスフリー、環境に左右されないことから、RTGが用いられる。

電源技術

現在と将来のラジオアイソトープ電力供給(RPS)は標準のGeneral Purpose Heat Source(GPHS)モジュール(Fig.1)を用いる。各モジュールは1.442kgで250Wt(173.3Wt/kg)出力である。モジュールサイズは3.7in×3.6in×2.1inで、54m/sの速度で地球と衝突しても健全であるよう、形状が選ばれた。

各GPHSは4個のPuO₂燃料ペレット入りイリジウム合金容器シェルを持つ。各シェルにはPu238の崩壊時に生成したヘリウムを放出するためのペントが備えられる。被覆燃料ペレットは、グラファイトインパクトシェル(GIS)に収納され、各GISは2個の燃料容器を持つ。GISは、自由落下や爆発のフラグメント衝突に対し、損傷を制限するよう設計されている。GISをカーボンファイバーをボンドしたカーボン熱絶縁材が、リエントリー時の加熱に耐え、衝突にぜい性を持つ様に設けられている。GPHSは先の10年綿密な安全解析と実験がなされ、スペースシャトルによる打ち上げに保証された最初のアイソトープ熱源である。

モジュラーRTGプログラム

DOEの技術開発は、モジュラー(Mo d.) RTGに向かっている。この計画の目的は、非熱源部の重量を軽減し、出力を28voltにモジュール化することである。Mo d.-RTGのキーはマルチカップルと呼ばれる熱電気変換要素である(Fig.2)。マルチカップルは40の小さな熱電気変換器(20のn型、20のp型)が、1270Kの作動温度での熱電気材料の微粒化を抑えるガラス絶縁材/バリア層で分離され、密に配列されている。それらは、熱コレクターとコールドシュー取付けボルトの間に電気的に絶縁されて設けられている。8つのマルチカップルが1つのGPHSを囲み、28から30voltで16から19Weを供給する。

モジュラーRTGには、他の技術的進展もみられる(Fig.3)。新しい軽量の多層絶縁パッケージもその一つである。ジルコニア粒子で分離されたごく薄のモリブデンフォイルを用いることにより、数kgの絶縁材が現在のmolyfoil/fibrous絶縁材に比べて節約できた。新しい絶縁材の厚さは従来のものの半分で、より短いマルチカップル熱電気要素長さにマッチする。これにより、より小さな、軽い発電機ハウジングが可能になる。300We出力でMo d.-RTGは現在のものより1.8kg軽量になり、8We/kgに近い比出力を、572個のユニカップルの代わりに144個のマルチカップルで実現する。

マルチカップルの性能、加工性、信頼性を改良するための試験が続けられている。8個のマルチカップルが一つの試験モジュールに組み立てられ、Fairchild Space Co.で長期試験が実施されている。

マルチカップルは直列につながれている。第一のマルチカップルがグランドに対し-3volt、第八のマルチカップルが+25voltである。

2300時間の試験後、第一のマルチカップルの内部抵抗が異常な速度で大きくなかった。同様に、開サーキット電圧が異常に低下した。開サーキット電圧を回復するのに、+6voltのバイアスをかけた。しかしながら、内部抵抗は異常に上昇を続けた。6個のマルチカップルは6000時間後も正常に作動して、1989年試験を終了し、破壊試験に供された。検査の結果、試験装置のアルカリ汚染と製造時の不手際が、マルチカップルの性能低下の原因であることがわかった。

新しいマルチカップルが、製造中の汚れを最小にする改良されたプロセスで現在製作中である。General Electric Astro Space DivisionとFairchild Space Co.の試験装置も、アルカリ汚染を最小にするよう再組立てされた。新しいマルチカップルアセンブリが19

90年夏から寿命試験に入る。それは10,000時間を目指し、1991年遅くに終了する。それと平行し、個々のマルチカップルが加速試験に供される。試験を25,000時間及び50,000時間に延ばすことを計画中である。Ground Demonstration Systemの組立てと試験がシステム性能を立証するのに計画されている。これらの試験の終了と1993年の末までのマルチカップルの動的試験が、Mod. - RTGを1998年以降のミッションに使用決定のためのサポートになる。

熱電気材料の進歩

熱電気材料のメリット数を増すことがMod. - RTGの性能を向上させる。近い将来メリット数Zを現在の 0.6×10^{-3} から 0.85×10^{-3} へ、そしてこの10年間に $1.0 \times 10^{-3} K^{-1}$ に向上させることが目標である。現在の主要な努力はSP-100プログラムをサポートすることである。

しかしながら、新しい開発はラジオアイソトープに基づいた出力源の性能にも大きなインパクトをもたらす。現在の努力は、n型のシリコンゲルマニウム材質の電気的性質を改良し、p型シリコンゲルマニウムの熱伝導度を減少するために、ガリウム硫化物を添加することに、払われている。モデルと実験活動の組合せがこのゴールを達成するために行われている。この4年間で、ホットプレスSiGe/GaP材質がn型のZ値で $1.0 \times 10^{-3} K^{-1}$ を実証した。現在のアプローチは、ホットプレスでできたパウダー、ゾーンレベリングから出来た溶融成長多結晶、液相epitaxy * から作られた単結晶といったサンプルを研究することにより、微量添加物(dopant)の最適濃度を決定することにある。シリコンゲルマニウム材質に対する熱電気性能の限度を見極めるための電気的、機械的モデルが用いられている。また、熱力学モデルと状態図(phase diagram)が性能を向上させるための添加物の濃度を決定する助けとして用いられている。熱力学モデリングは、観察された改良は、Ga-Pイオンペアリングによるらしい、と指摘している。

* エピタクシー、配向成長（一つの結晶が他の結晶の表面上に成長するとき両者の方位の間に一定の関係が見られる現象）

p型シリコンゲルマニウムにおける改良は、熱伝導度を減少させることによっても研究されている。この努力においては、新しい放電腐食技術が50Åという小さいシリコンゲルマニウム粒子の粉を作り出すのに用いられた。この材質に、同程度に小さい不活性な付加物を小量加えなければならない。理論によれば、添加物がフォノンphononを散らすのに十分な働きを持ち、これによって熱伝導度が落ちるとしている。最初のシリコンゲルマニウムサンプルが（付加物なしの）これらの粉からホットプレスでうまくでき、その測定結果は標準のシリコンゲルマニウムの特性を有することを示した。不活性粒子の添加が間もなく始まるだろう。ゴールはp型物質のZを、約 $0.7 \times 10^{-3} K^{-1}$ に上げることである。 $1.0 \times 10^{-3} K^{-1}$ のZを持つp型と組合せることにより、トータルのメリット数は $0.85 \times 10^{-3} K^{-1}$ になる。このような改良がなされそれをモジュラーRTGと組び付ければ、効率は7.5%から8-8.5% (8.5 We/kg) に改良されよう。

もし $1.0 \times 10^{-3} K^{-1}$ や、それ以上のZが達成出来れば、10%の熱効率10We/kgやより以上の比出力も可能になる。素材については、非常に高い熱電気性能を示す可能性のあるものとして、遷移金属シリコン化合物が現在注目を集めている。

動的アイソトープ動力システム

DOEの他の改良アイソトープ宇宙動力システム開発の分野は、動的アイソトープ動力システムDIPSである。1から10kWeといった高出力レベルに対しては、より効率的な動的出力変換技術がアイソトープ燃料をより良く利用する上で必要である。動的出力変換器では熱電気変換効率が20~25%である。これは重量と、コストと、リスクを低減する。RTGには1kWe以下といった最適な出力レベルがあり、キロワットレンジを要求する宇宙機には、数個のRTGが必要である。

DOEはDIPS地上デモシステムプログラムを計画している。このプログラムの目的は、将来的スペースミッションに備えるため、6kWeのプロトタイプ飛行ハードウェアを選択し、開発し、性能と信頼性を実証することである。変換サイクルの選択は終わっており、予算に合わせ1993年に計画されている動的出力変換ループの総合システムテストに用いるエンジニアリングユニットの設計を行っている。

現在のDIPSの概念(Fig. 4)は、GPHSモジュールの6個のスタック(1スタック当り17個のGPHS)から成り、打ち上げ時の総出力は25kWthである。出力変換器は全く冗長性を持たせた一対のクローズドブレイトンサイクルで、それぞれがターボ

変換機コンプレッサユニットと熱交換器を持ち、 6 kW_e の出力能力を持つ。以前に行われたものでは、あるブレイトンサイクル出力システムが $51,000$ 時間の耐久テストを行った。作動流体は、キセノンとヘリウムの混合物である。それはヒートソースユニット中のチューブコイルで加熱され、タービンへ流れ発電機とコンプレッサーを回す。次に熱交換器、ヒートパイプ放熱器アセンブリへ流れ、コンプレッサーへ戻る (Fig. 5)。出力調整・コントロールユニットが DIPS をコントロールし、出力を宇宙機とマッチさせる。 6 kW_e DIPS は 10 年の寿命、 0.96 の信頼度で設計される。その効率はミッション初期に 24% と計画されている。現在の重量推定は、その冗長出力変換系も含め 905 kg 、比出力 $6.6 \text{ W}_e/\text{kg}$ である。DIPS の基礎的エレメントを用い、出力が $0.5 - 1.0 \text{ kW}_e$ の小規模のユニットを作るための設計研究が進んでいる。

DIPS ヒートソースアセンブリは、両方の作動流体ループが冷却不能になった場合に備え、パッシブな、非可塑的溶融はく絶縁でバックアップされた可変コンダクタンスヒートパイプを介して熱を放出する。ヒートソースアセンブリは、リエントリーの事態には、GPHS モジュールの証明済安全機能を生かすべく、GPHS を放出するよう設計されている。

クローズドブレイトンサイクルは、太陽光集熱器、宇宙炉との組合せも可能である。

アルカリ金属熱電気変換器：AMTEC

開発の最も初期段階にあるのが AMTEC である。AMTEC は、ナトリウムイオン透過セラミックペータルミナ固体電解質 (BASE) を用いる熱的再生電気化学システムである。電力は可動部がないクローズド循環ナトリウムサイクルで作られる。AMTEC に対する効率の見込みは $15 - 30\%$ である。NASA, DOD, DOE は 1980 年代この概念のキーイシューを解決するための技術における研究を支援した。これらの内、最も重要なものは解決され、研究は工学的フィジビリティに移っている。

AMTEC セルでは、BASE 膜が $900 - 1300 \text{ K}$ の液体ナトリウムと離れた $400 - 700 \text{ K}$ の凝縮器でコントロールされる低圧蒸気領域とを分ける (Fig. 6)。ピーク電圧は 0.5 volt である。ここで効率を決める最も重要な要素は、多孔電極である。1986 年まで、電極を別にすれば宇宙動力システムに必要な出力密度 (0.4 W/cm^2 以上) と高温での安定性の結合が実証された。ロジウム/タングステン合金もしくは窒化チタンの電極が約 1000 時間にわたって必要な出力密度を示し、これらの材料系モデルはより長期の安定性を予想させる。結果の正しさをさらに証明するには、数万時間に試験が延ばされなければならず、このような実験が現在計画中である。

AMTEC 研究は多数の研究所で実施されている。一体・再循環・単セル装置が、 $10 - 50 \text{ W}$ レンジで 19% 近い発電効率で動かされてきた。また、多セルモデルが、 $10 - 15\%$ の効率で 700 W の出力レベルで動かされてきた。これまで試験されてきたすべてのセルとシステムは、液体ナトリウムを再循環するのに重力を用いてきた。AMTEC セル/システムの作成、組立、試験は、いくつものコンポーネント技術開発の努力に向かった。これらには、小型電磁ポンプ、セラミック-金属シール、耐ナトリウム電気回路がある。EM ポンプは非常に小さいギャップ ($25 - 50 \mu\text{m}$) を持ち、数アンペアを要する。セラミック-金属シールは BASE を支持構造物に取り付けるのに必要だし、信頼性のある電気回路 (feed-through) はセルを直列につなぐのに必須である。ニッケルベースの活性金属ろうづけ構成がシーリングとの結合のために選ばれてきた材料である。電極技術と共に、これらのコンポーネントは約 1000 時間の実証に耐えてきたし、研究はより長寿命に向かって続けられている。

ラジオアイソトープを基礎とした AMTEC 出力源に関し、詳細なエンジニアリングは始まっていないが、最近 1 kW_e 概念設計がなされた。その設計は直列-並列に接続され、いくつもの冗長性を備えた 30 volt 出力のもので 88 個の AMTEC セルからなる (Fig. 7)。セルは円筒状で、市販の BASE 管状をしている。熱エネルギーと、各セルを作動させるのに必要なナトリウムは GPHS からの輻射で加熱される蒸発器から供給される。ナトリウムは、ナトリウムリザーバを形成する内部の BASE ウィック壁で凝縮する。ナトリウムイオンは BASE を通過し、余分なナトリウムは凝縮器へもどる。多孔電極で電子と再結合した中性ナトリウムは、電極/電解質境界から蒸発し、凝縮器/放熱器壁で再凝縮する。凝縮器壁は、ナトリウム凝縮物を除去するためにウィックを設けるか、多孔質でなければならない。ゼロ重力の下で凝縮器から液体ナトリウムを回収する設計研究が NASA のスポンサーシップの下に始まった。

概念設計によれば、GPHS はアルミニウムフレームに納められ、AMTEC モジュ-

ルの1セットがG P H Sのスタックの各面に沿ってセラミック取付け具で固定される。モジュールの数は要求される電圧に依存する。余分な熱はセル凝縮器の外表面から宇宙へ放射され、追加の輻射面積は不要である。A M T E Cセルの特性は電極性能技術に依存し、熱解析によれば1 k W eで20%のシステム効率が得られる。これには、4500 W t hを作る18個のG P H Sを必要とする。すべてを含んだシステム重量は54 kgである。

出力と熱損失はB A S E面積に比例するので、A M T E Cは多くの熱電デバイスと同じように、効率に大きな影響を与えることなく、モジュラーユニットを形状の制約なく設計することができる。これは静的装置の中で最も高い効率をもたらす。A M T E Cの寿命と多セルの効率についてのフィージビリティ研究を行うため、6年間の開発計画が提案されている。飛行ハードウェアの吟味はそれからさらに3-5年を要しよう。

技術的課題

将来のラジオアイソトープ出力源は、G P H S - R T Gで確立された寿命、信頼性、安全性に関する基準と等しいものでなければならぬ。最も近い将来にあるM o d. - R T Gはマルチカップルユニットの信頼性のある加工性を実証しなければならない。これには、良くコントロールされたクリーンな加工環境と、マルチカップルユニットにおける熱電気要素間の無欠陥絶縁物／パリアー層の加工を含む。長期間マルチカップルユニットテストで実証されたこれらの課題の解決が、1990年代遅くまでに、実用になるG P H Sに基づいた発電装置の次の改良をもたらすであろう。マルチカップルユニットの使い勝手の良さが、数Wから数百Wまでの設計要求を満たすことができる。M o d. - R T Gもしくはマルチカップルを用いた何らかの設計が、1 k W e以下の電力を要する太陽プローブとそれに続くミッションの候補である。

太陽プローブミッションでは、すべての熱が宇宙機が太陽と向き合う面の反対側の立体角から放熱されることが要求されそうだ。これは、宇宙機のサブシステムと計測器が、0.02天文単位の強い日照からしゃへいされなければならないためである。この要求に合致する設計修正は、概念の段階である。また、小型マルチカップルR T Gの概念設計が、全火星ネットワークミッションに提案されている。これらのミッションには新しい技術課題がまだ挙げられてないし、要求を満たすにはさらなるエンジニアリングが必要であろう。

M o d. - R T Gの最終的な性能は熱電気材料の改良プログラムの成功にかかっている。しかしながら、性能の大幅な改良はn型とp型のシリコンゲルマニウム材料のかなり多くの増加要求をもたらすであろう。現在進行中の研究開発計画がこの問題を1990年代半ばまでに解法するであろう。

主に大型出力源(1-10 k W e)として考えられた動的ラジオアイソトープ電力システムは成立し得ると思える。クローズドブレイトンサイクルは必要な燃料を大幅に減らし、それは電力システムにおけるターボ機械工学の豊富な経験に依存している。しかしながら、高信頼性で非常に長期間連続で稼働することを含む宇宙での特別な要求を満足することは、実証されねばならない。R T Gに比べD I P Sは冗長性が少なく、個々のユニットに対する信頼性に高い確信が必要であり、開発計画は、多くの解析と長時間試験を通して必要な信頼性を確かにするものでなければならない。D I P Sを2000年以降に打ち上げられるローバーシステム設計へ組み込むことは、その次に可能になる。その間、この新しいシステムを用いることによって起きるエンジニアリングと運用上の課題に、注意は向けられなければならない。

A M T E Cの宇宙でのフィージビリティについては、その利用のためのプロジェクトが始まる前に、実証されなければならない。電極、シール、電気回路、小型EMポンプにおける長寿命信頼性テストが成功裏に終わらなければならない。現在の開発計画は、40,000時間をゴールとしている。さらに、凝縮器上ゼロ重力での流体の取り扱いに関する技術も、実証されなければならない。最終的に直列につながれた多セルモジュールがシステム効率予測を証明するために計画されている。A M T E C開発計画が成功すれば、それを組み込んだ宇宙システムが2005年頃、打ち上げられよう。A M T E Cの高い熱効率(20%近く)ゆえに、燃料の要求は動的機関と同等なものになろう。

新しい出力源技術の開発プログラムは、概念設計がなされてから飛行ハードウェア資格付与まで、少なくとも10年というリードタイムを要求する。こうして、技術開発の開始は詳細なミッション要求に先行しなければならないし、計画プロセスでは、特定の応用に先んじて要求される技術を予見しなければならない。この新型エネルギー変換技術を成功裏に開発するためには、長期間にわたるリソースの配分を考える必要がある。最後に、どんな新しいシステムでも組立、組み込み、打ち上げ、運用において厳密な安全基準に合致

しなければならない。これらの基準は、概念としてシステムの定義段階でも適用され、また飛行ハードウェア開発プロセスのどの段階でも適用され続けなければいけない。もし技術的課題がこのプロセスの間生まれたならば、それらにも取り掛からなければならない。

(羽賀)

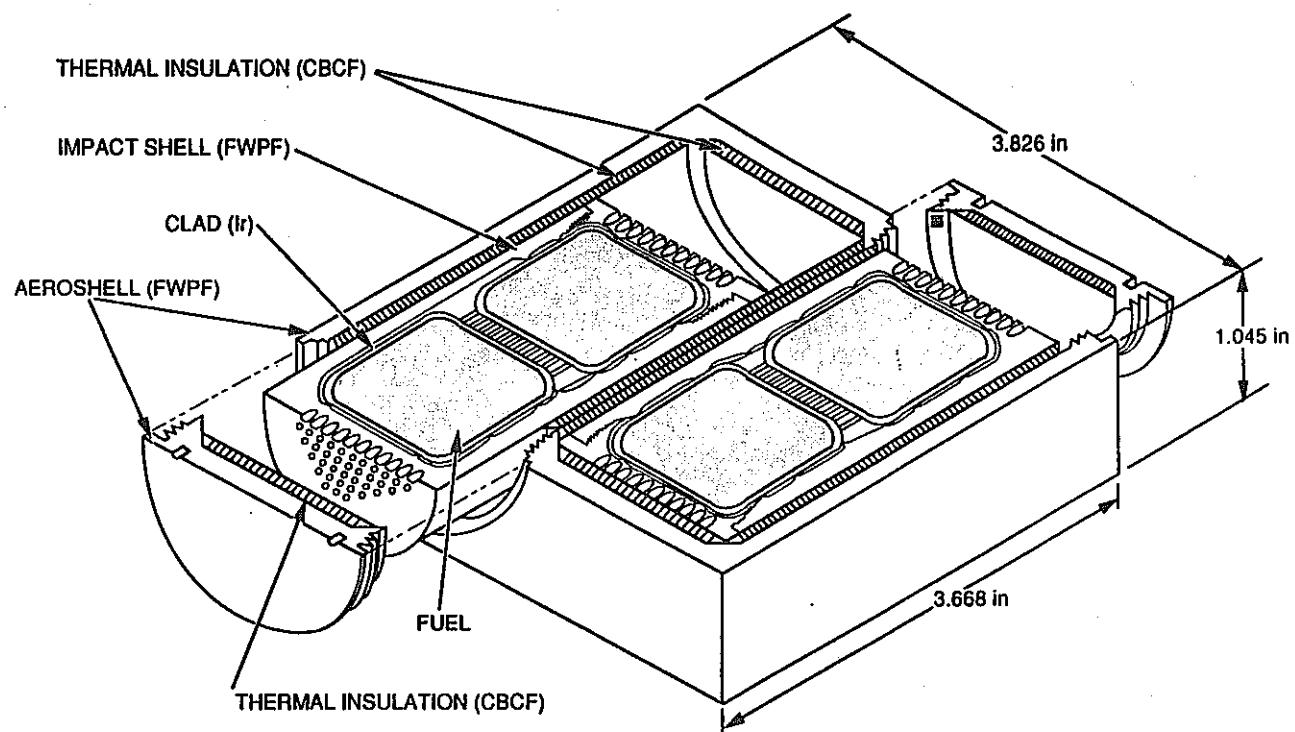


Figure 1. General Purpose Heat Source (GPHS) Module (250W) Sectioned at Mid-Plane

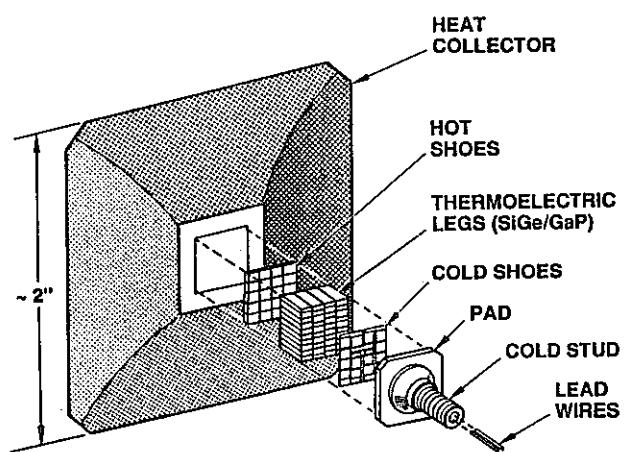


Figure 2. Multicouple Thermoelectric Converter.

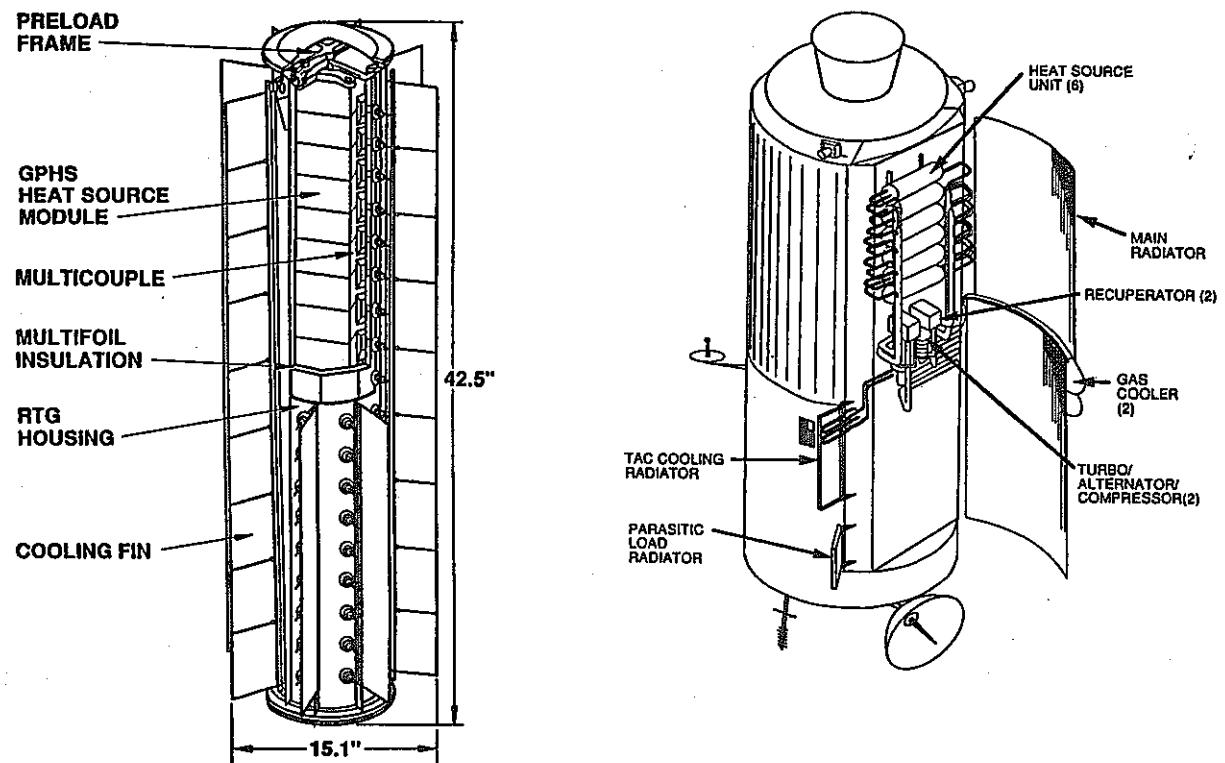


Figure 4. DIPS System Integrated with a Spacecraft

Figure 3. Modular RTG.

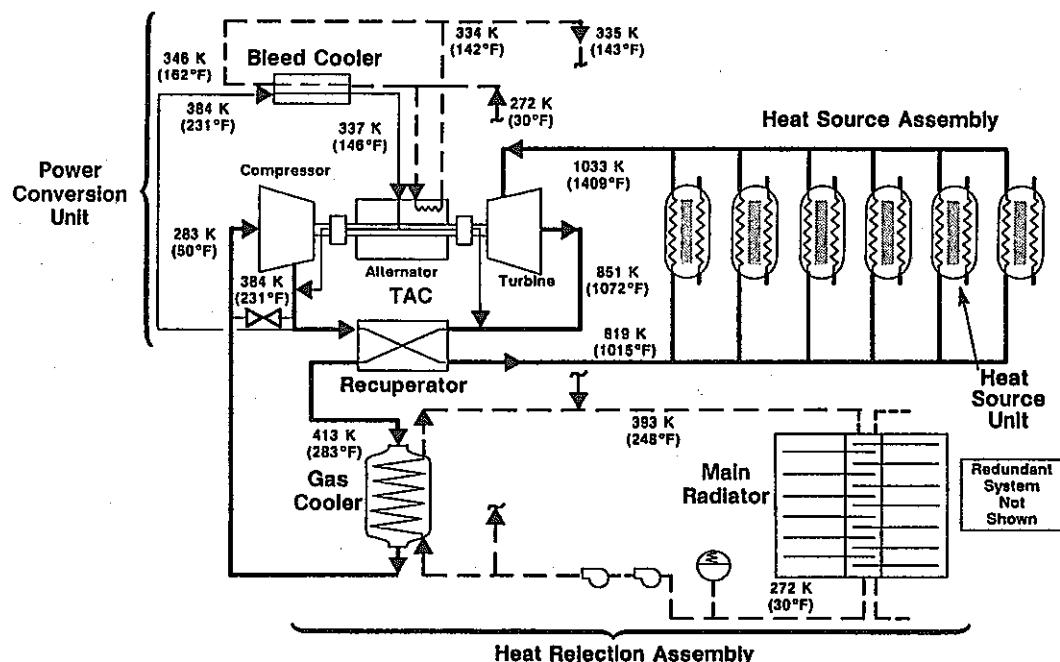


Figure 5. DIPS System Schematic.

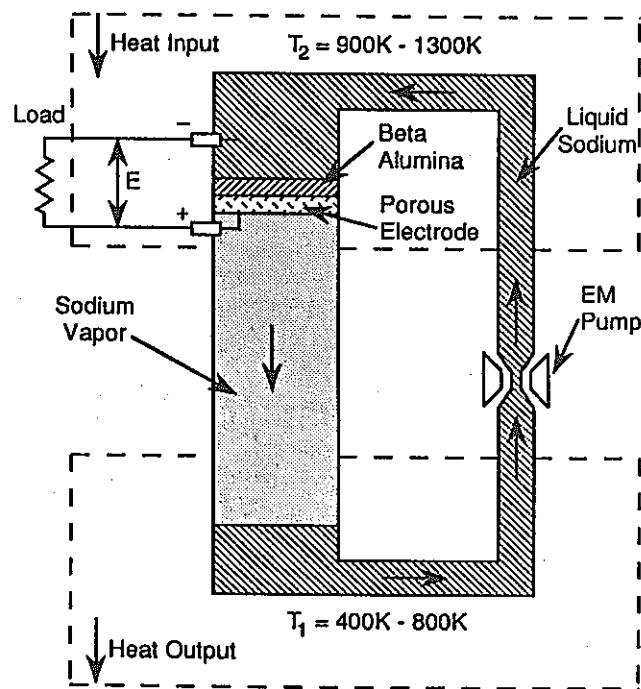


Figure 6. AMTEC Cycle Schematic.

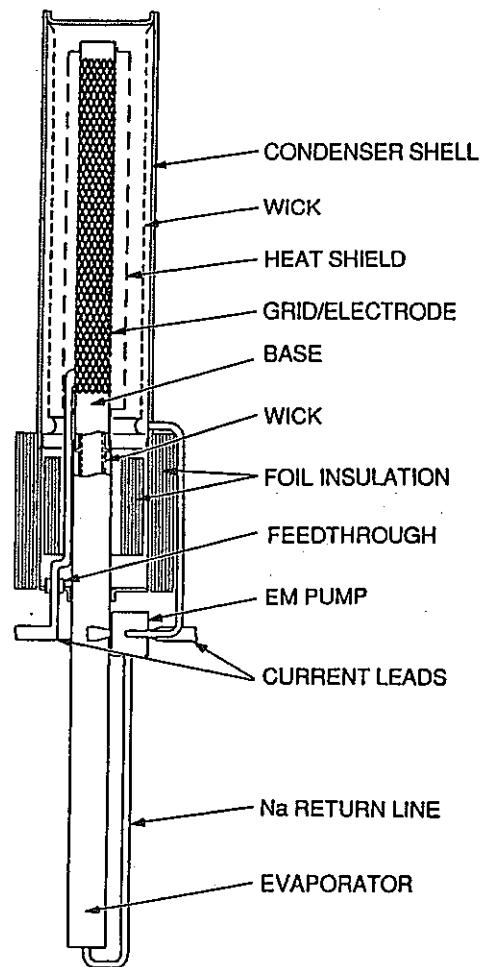


Figure 7b. AMTEC Module.

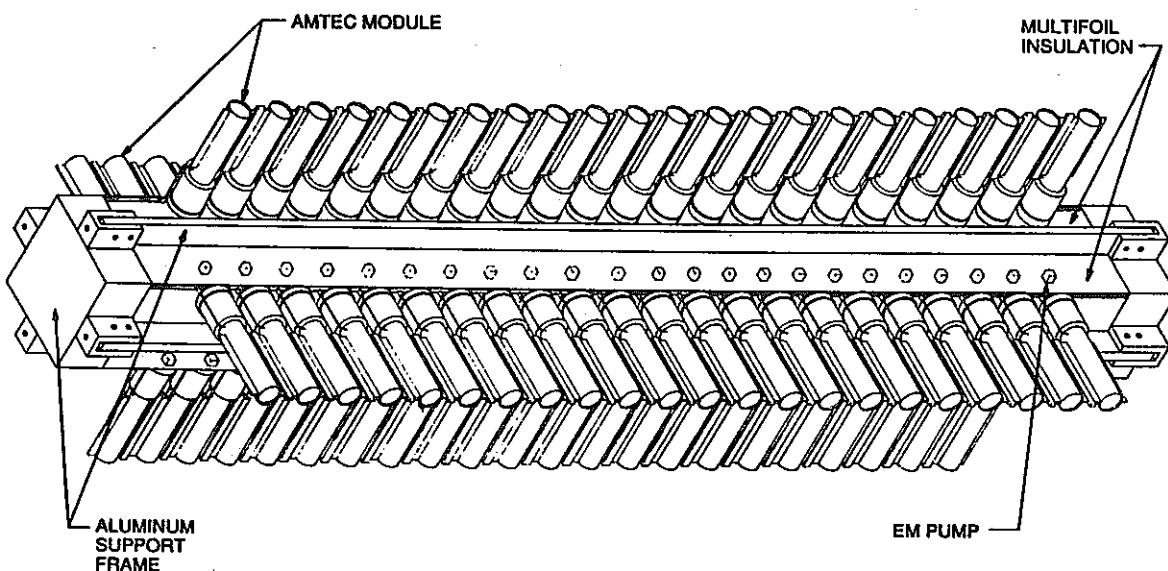


Figure 7a. 1kWe GPHS AMTEC Concept.

(A システム-11)

米国の研究所連合がソ連の改良型宇宙炉をテストする
U.S. Labs to Test Soviet Advanced Space Reactor

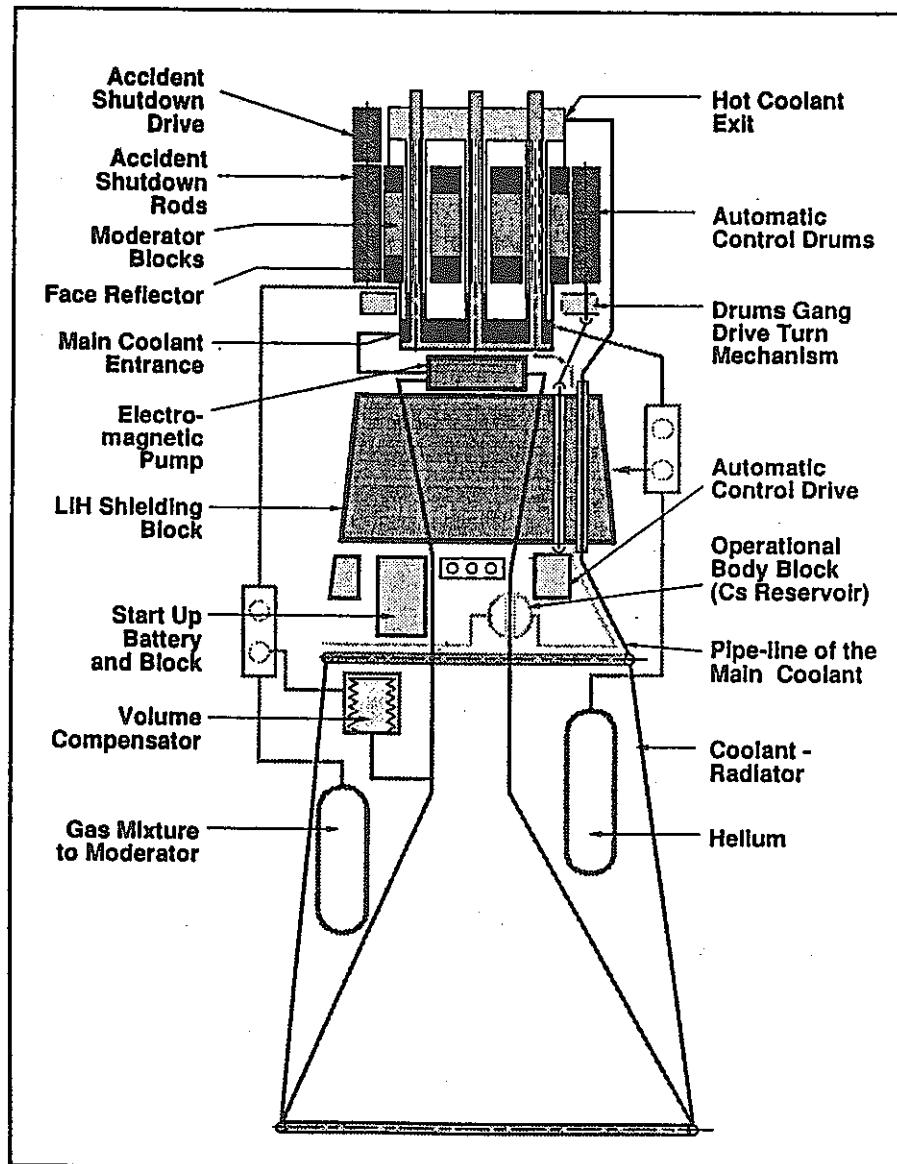
出典： Nuclear News, pp. 92-93, February 1991

Topaz IIを米国政府は約1千万ドルで Space Power, Inc.を通して購入することになった。これは、アルバカーキ地区の研究所コンソーンアム (LANL, 空軍フィリップ研究所, SNL, ニューメキシコ大学) により、燃料なしで機能テストが行われる。

Topaz IIは、6 kW熱電子発電装置(図参照)で、4 m高さ、1.5 m直径、約1000 kgである。ソ連の技術者がセットアップと初期のテストを助ける。

SP-100は熱電気変換であるが、電気変換の新しい傾向はTopaz IIと同様な熱電子変換に基づいている。

(羽賀)



Soviet Topaz II space nuclear reactor

(A システム-12)

動的宇宙動力系へのサーメット燃料炉の適用
Application of Cermet Fuel Reactors to Dynamic Space Nuclear Power Systems

G. K. Kruger, S. L. Stewart, D. E. Lutz (GE)

出典： 7th Symposium on Space Nuclear Power Systems, pp. 371-374

序論

サーメット燃料高速スペクトル原子炉はフレキシブルな宇宙電力システムであり、宇宙動力として広い領域のニーズに合う性能をもっている。

短期間でのマルチメガワット電力供給のニーズとしてはSDIの宇宙兵器システムがある。タービン発電のパワーコンバーターを動かすため、熱源として原子炉を使用するのは最も軽いマルチメガワット宇宙電源系となるからである。DOEとの契約の下でGEがオープンサイクル、バーストパワーシステムを設計した。

サマリー

GEで研究されているマルチメガパワーシステムは、バーストパワーモードにおいて10MW_eを供給できることが要求されている。Fig. 1にその概念を示す。この設計の特徴は高速中性子スペクトルのサーメット燃料炉ということで、また超伝導発電機と連結したツインカウンター回転ブレイトン（オープンサイクル）タービンユニットを動かしている。これは、兵器プラットフォームへバーストパワーの10MWを供給するためである。

その概念には兵器調整時に要求される水素冷却材を持っているという利点がある。~20Kで貯えられた水素は炉心へ送られ、800Kまで加熱される。炉の出口流はターボポンプと2つの超伝導発電機に結合したツイン軸タービンを駆動する。タービンを出る水素は副負荷装置（ダミー負荷）を通過する。その後水素はプラットフォーム上のトラストアンバランスを最小にするよう設計されたノズルを通して発射される。

超伝導発電機のローターは液体Heによって冷却される。この液体Heはミッションの間は熱ロスを最小にするためHタンク内に貯えられる。ローターから出たガス状Heは水素だけ放出させるために伸縮自在のコンテナに貯えられる。発電されたエネルギーは兵器プラットフォームに分けられる前に調整される。（パワーコンディショニング）

安全性は設計において重要であるが、このサーメット燃料炉はFPを打ち上げ時あるいは作動時に、環境に放出しないような高度の安全性を有している。この炉は不慮の大気圏再突入事故においても安全であるように、そして浸水時においてもサブクリティカルであるように設計されている。全ての構成要素は自然及び自己誘発環境に耐えうるように設計されており、厳しい取り扱い環境においても高い耐性をもたらすものである。

安全と迅速なスタートアップのために、設計特性とコントロールは合わせて行われてきた。通常操作と負荷追従(following)、停止能力、システム欠陥とアブノーマリティからの回復特性も同様に考慮してきた。

失敗時許容機器とパワーコンディショニングにおける操作と余剰、ターボポンプーコンプレッサー、ブーストポンプとフローコントロールバルブ、これらは全体システム確実性0.95を達成するため合わせて用いられてきた。

マルチメガワットパワーシステムの構成をFig. 2に示す。パワーシステムは兵器系の端に位置しており、これはパワーシステムからの放出物と（兵器の）ビームの通り路との間の干渉を防ぐためである。炉は再突入シールドの中に収められており、より高い軌道へ押し上げができるように、また寿命の終わりにおいて兵器プラットフォームから分離するように設計される。また炉は兵器プラットフォームへの放射を最小にするような方向に向けられる。これは最小のシールドで、電気系及び他の放射線に敏感な装置を保全するためである。

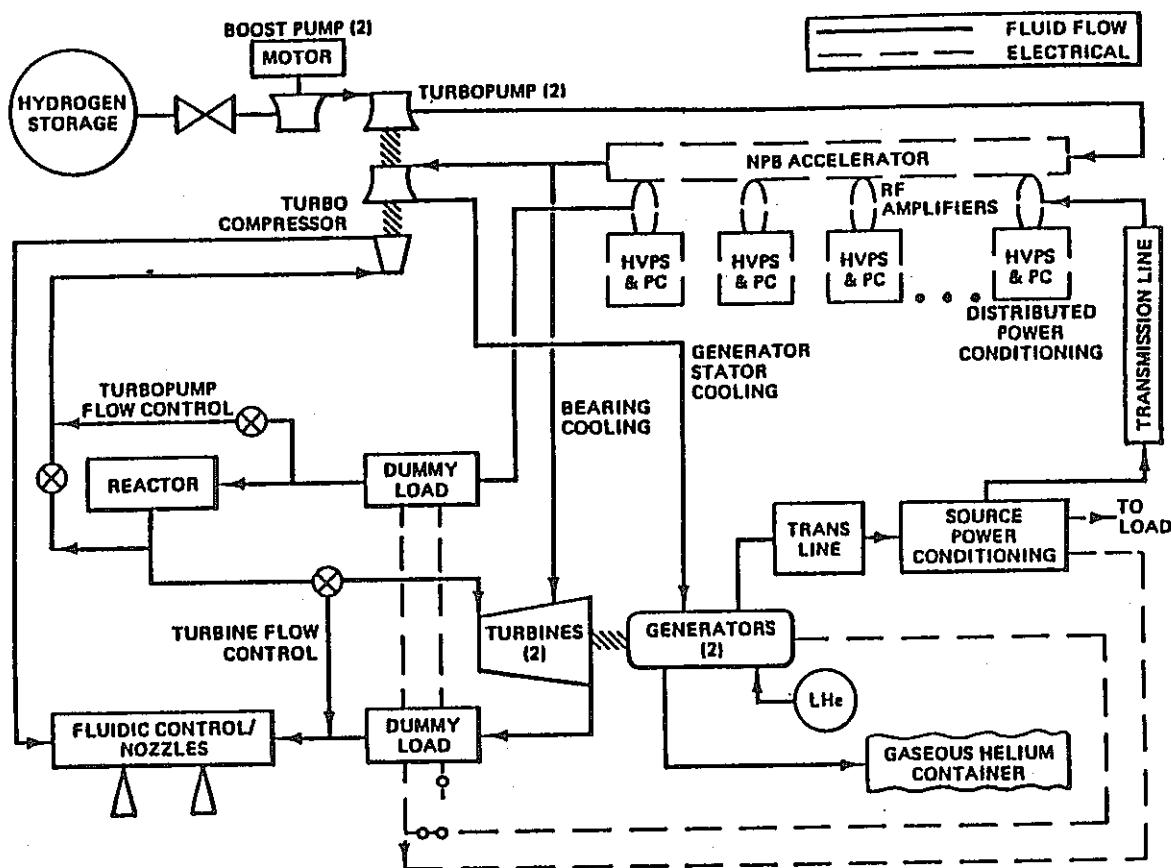
サーメット燃料炉をFig. 3に示すが、この炉は溶解（加工）しにくい金属サーメット燃料システムを利用している高速スペクトル炉である。この概念は1960年代のエアクラフト原子力推進計画と原子力ロケット計画の原子力エネルギー・コンピューションのスポンサーシップの下で、GEとANLによって開発され、よく明らかにされた技術をベースにしている。サーメット燃料は早い熱サイクルというニーズに合わせて特に開発された。これと、低燃焼度の間、完璧にFPを保持し、水素との両立性ももたせるために。1960年代でのサーメット燃料に対する開発は、サーメット燃料は実際的に育ち得る技術であり、パワーサイクリングのような適用に対してただ一つ要求に答えうるものであることを

決定的に実証した。

結論

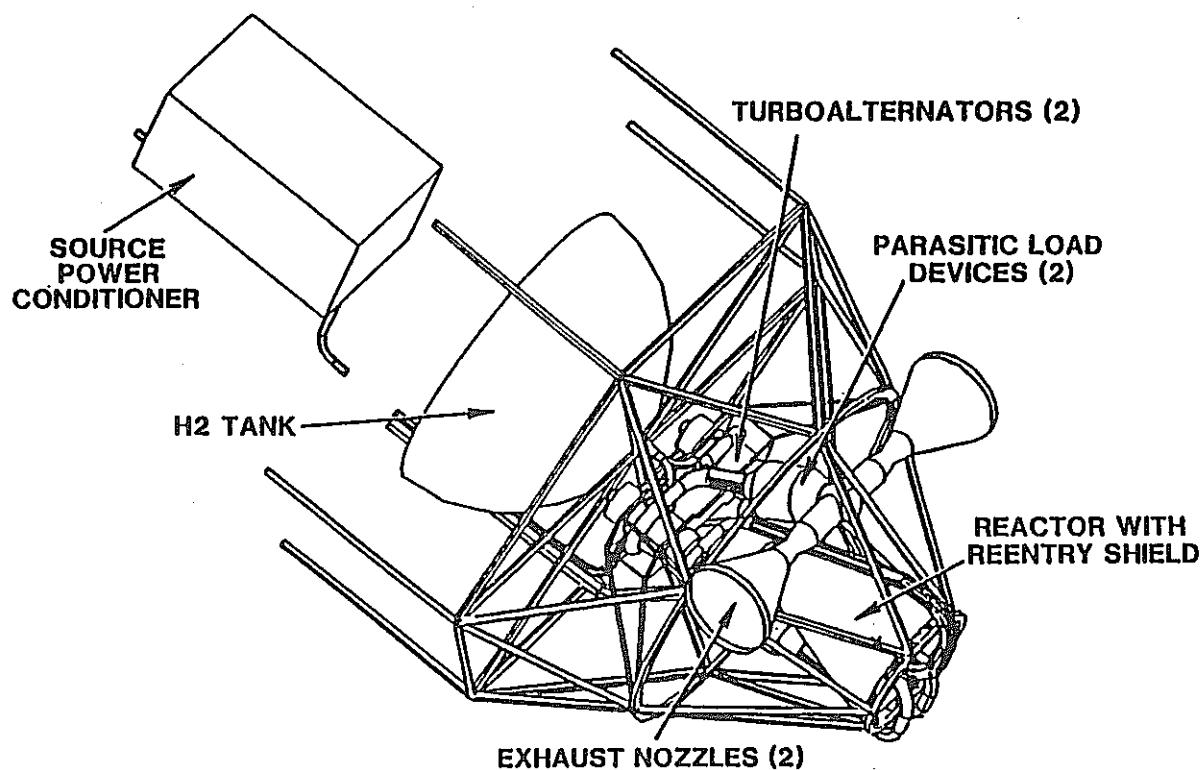
サーメット燃料パワーシステムは全てのマルチメガワットバーストパワーの要求に適合し、または越える概念である。そして宇宙動力系の多数の要求を満足する十分な柔軟性を持っている。

(立辺)



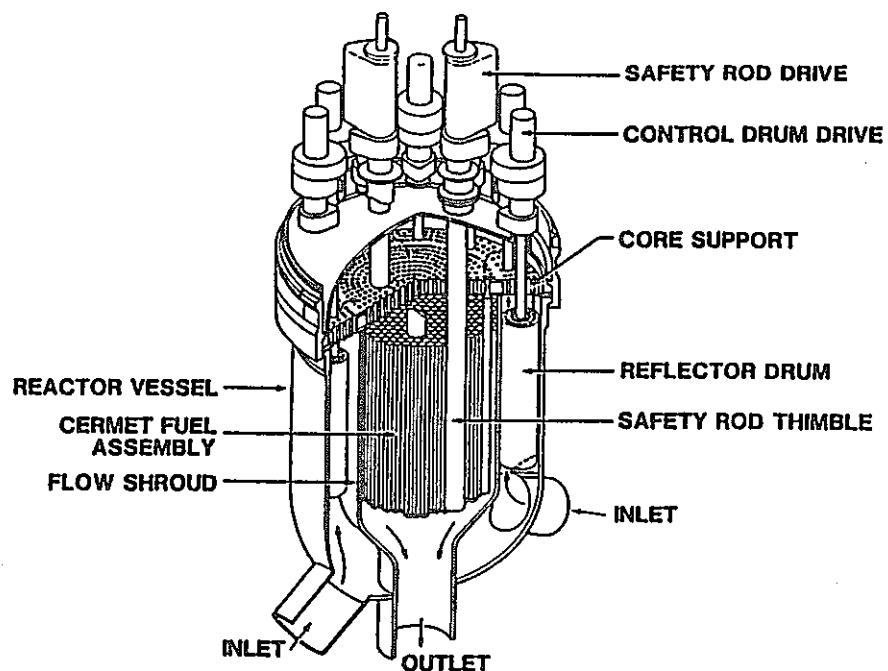
69-268-02

Figure 1. Multimegawatt Open Brayton Cycle.



89-268-03

Figure 2. Power System Configuration.



89-268-04

Figure 3. Multimegawatt Cermet Fuel Reactor.

(A システム-13)

地球外基地のための宇宙原子動力システム
Space Nuclear Power Systems for Extraterrestrial Basing

J. R. Lance & J. W. H. Chi

出典: Space Power, Vol. 8, Nos. 1/2, pp. 69-82, 1989

要 旨

月面基地のための原子動力、非原子動力システムに関する従来の研究を、最近行われた研究と比較した。どちらの研究においても原子動力の選択によって月面基地を維持するに要する logistic な負担が大幅に軽減されることがわかった。基地初期運転時のための数十kWeの出力レベルから、閉環境ライフサポートシステム (C E L S S) による自立型基地のための 2 0 0 0 kWe のレベルまでを考慮した。永久月面 (火星) 基地には地球上の電力利用システムと類似した送配電システムによって、負荷に接続された複合原子力ユニットを使用する必要がある。そのようなシステムに用いられる方法論は月面基地システムに対して、信頼性についての基準が課せられた場合について、1 0 0 kWe の S P - 1 0 0 クラス、あるいはそして、さらに大きな原子力ユニットを加えた場合の効果を調べるために適用される。資源と logistic な負担は、基地拡張シナリオの初期の段階では、1 0 0 0 kW e クラスのユニットを使用することにより、システムの信頼性を妥協することなく削減できるという結論となった。よって、現在行われている 2 つ の プログラム (S P - 1 0 0, NERVA Derivative Reactor : N D R) で開発される技術は地球外基地電力システムに効果的に使うことができる。複合的な宇宙・地球外基地に適用されるための S P - 1 0 0, N D R の技術は、国の資源を温存し、かつ、開発プログラムの報酬を大いに改善する。さらに、原子炉重量の軽量化を実現した最近の N D R 設計開発についても記述した。

月面基地動力システムについての考察

アポロの月面探査システム (L E S A)

昔の Lunar Exploration Systems for Apollo (L E S A) 計画以来、月面基地のための動力システムの必要性とシステムの設計に関する考察は、多くの研究の課題となっていた。Westinghouse は NASA, US Army Corps of Engineers と共同で 2 つの L E S A 研究を請け負った (多目的エンジン・燃料システムの研究、原子力発電所の成立性と概念設計の研究)。原子動力研究の一環として、我々は動力の必要性、logistic なコスト、開発時間、月面に設置・運転され得る候補動力プラントの金銭的コスト、を定義した。多目的燃料・エンジン*研究によって、月面シェルター、携帯用具や、3ヶ月間に二人程度から数年後の段階には 18 人くらいの人間が居住する基地に設置する月面車に電力を供給できる電力供給システムというものを定義することができた。

*ここで "エンジン" というのは、エネルギーを使用可能な形に変換する装置を意味する一般的な言葉であり、直接エネルギー変換装置 (燃料電池、光電池) やスターリングエンジンのような動力装置を含んでいる。

初期の L E S A 研究の結果は比較的最近の研究 [3-5] と多くの共通要素を含んでおり、いくつかの興味ある相違点を含んでいる。我々の L E S A 研究は以下に記したいくつかの考察を含んでいる。

● 初期設置後、月面基地のための動力システムは、月面探査・開発が進むにつれて、初期低出力レベルからより高い出力レベルへと整然と拡張可能である必要がある。動力システムは、中央に永久設置される設備の比較的大きな電力需要に答えることができなければならないし、車、携帯動力源、探査と研究活動に関係するその他類似の装置や月面物質の加工に対しても駆動力を供給せねばならない。

● 動力システムの信頼性と共に、kW-h当たりの電力コストもシステム選択の上での支配的因素であることは明かである。logistic に供給される燃料と原料に係わる輸送コストを削減するために、原子動力を最大限に利用可能とすることが要望されるに違いない。

● 他の動力源の関係と、選択について Fig. 1 に示した。大地から logistic に供給される燃料によって全ての必要動力を賄う場合 (非再生産型)、もう一つのコンディションとして、中央部の原子力プラントか太陽プラントからの動力を使って反応生成物を再生産する場合について示した。

● 太陽動力システムについての制限 (月面の屋間のみ燃料生産する) によって、この場

合、原子動力を使った場合に必要とされる容量の2倍の容量を持った再生産プラントが必要となる。

最近の月面基地研究との比較

初期のLESAと比較的最近の月面基地計画案の両者において、初期探査と位置選択から永久基地の段階を通過する段階的開発を想定している。Table 1とFig. 2に月面基地の展開スケジュールと予測される動力需要についての主な相違点の比較を示す。Ref. [3]の月面基地計画案は20年間かかるものである。すなわち、基地が自立型となるクルーレベル18人までを建設するまでにLESAプロジェクトの5倍の期間がかかる。そのような長い期間にわたって膨大な量のlogisticに原料を輸送するコストについての国や公衆の援助のポテンシャル損失を避けるために、もっと短期間の基地開発計画案がさらに求められている。

太陽エネルギーと原子力エネルギーの対比

前述した通り、月面における深夜サイクルは、燃料再生産システムの容量の著しい増加を必要とする太陽動力システムの選択に制限を課す。他のシステムとlogisticなコストも増大し、月面基地の動力需要が増大するに伴って、原子力と比較した場合の太陽動力の使用は、全ての面で厳しいコストペナルティーを負うことになる。例えば、原子力システムに対比して、太陽動力システムには930トンのマスペナルティーが見込まれ、そのためさらにHLLVs (heavy lift launch vehicles) が10台必要とされることがRef. [3]に書かれている。Ref. [4]では、動力システムのマスペナルティーについて、新型太陽動力システムと月面下型原子動力システムを対比して以下のように予測している。

動力需要／基地タイプ	太陽動力システムの マスペナルティー(トン)
100kWe 有人前哨隊	70
500kWe 暫定基地	358
2000kWe 持続的基地	1455

文献[4]では火星基地について、太陽動力システムの苛酷なペナルティーを予測している。上記のマスペナルティーは、月面基地に電力を供給する際の全コストを予測する際に多くの付加的なコストを表していた。全コストに含まれる要素としては、打ち上げ用ロケットと輸送のコスト、燃料のlogisticなコスト、動力システムのコスト、動力システムの開発コストの全てが含まれている。打ち上げコストのみでは、HLLVについて1トン当たり125万～250万ドルと予想されている。全コストの見積に際しては3つの基本的な選択肢がある。

- (1) logisticに供給される燃料を完全に信頼する。
- (2) 燃料再生産型の太陽動力
- (3) 燃料再生産型の原子動力

これらの選択肢に要するコストはそれぞれ別個に計算しなければならない。というのは、前述したように太陽エネルギーを使う場合月面の夜間サイクルの為、再生産プラントのサイズには異なった要求が課せられるからである。(月面の夜間には、燃料を供給されるシステムは太陽システムから通常通りの荷物燃料を入手しなければならない。)

原子動力システムの変化の効果

以上の事から、月面探査システムの電力需要に見合う原子動力の選択のコスト的魅力は、需要の伸びと基地の存続期間の伸びに従って増大することは明白である。このブレークリープンが起こる条件には多くの条件が影響する。例えば、ブレークリープンの曲線を導くlogisticなコストの比較において、原子動力システムに対する電力需要の平均はそれに対応する代替非原子動力源に対する電力需要よりも大きい。というのは、非原子動力システムは基本的負荷の電力需要に直接供給するからである(おもに燃料電池、基地に供給する太陽エネルギーは月面の昼間がふさわしい)。原子力プラントは基地の一定の電力負荷の全てに直接供給し、しかし、化学的に燃料を再生産するプラントに電力供給することによ

って、間接的に月面車や他の遠隔負荷に必要とされるエネルギーを供給せねばならない。logisticなコストのみあるいはFig. 3に固有の条件に基づくと、原子動力あるいは非原子動力のlogisticなコストがブレークイーブンである基地の存続期間の変化は、全負荷の電力需要平均値が5kWe～40kWeとした場合に、たかが6～4ヶ月である。しかしながら、原子力プラント、燃料再生産プラントのための開発コスト割当が認められた場合にブレークイーブンの基地の存続期間は電力需要に対してさらに敏感な関数となる。このようにして、5キロワットの需要に対して割り当てられる開発コストはブレークイーブン基地の存続期間を6ヶ月から11ヶ月に延長する。40kWeの場合でも、5倍に増大される開発コストはブレークイーブン基地存続期間を7ヶ月に伸ばすだけである（4ヶ月のlogisticなコストブレークイーブン存続期間から）。

Fig. 3は、全基地負荷パターンについて、原子力発電所からの直接エネルギー供給が50%，再生産された水素と酸素から化学的に供給されるもの50%が含まれるという条件を基礎として描かれている。全基地負荷での平均電力需要に対し、再生産プラントから供給される全ベースロードのパーセンテージが増大すると、原子力プラントのlogisticなブレークイーブンに必要とされる基地存続期間は増大する。逆に言えば、再生産プラントからの供給割合が減少すると、原子力プラントのブレークイーブン時間が減少するのである。全負荷に対して平均30kWeの電力需要がある場合で、Fig. 3に示されている最も高い開発コストの場合に、再生産プラントから負荷への供給が0%とすると、原子力のブレークイーブン時間は10%短縮される。同じ条件で、再生産プラントから負荷への供給が100%とすると、原子力のブレークイーブン時間は20%延長される。

全電力コストに基づいて、比較的短期間の原子力ブレークイーブン時間を想定すると、もし最初の原子力ユニットが低出力で初期運転されるにしても、Fig. 2に示されたように、原子力は月面探査期間の初期に利用されるべきであると結論される。Fig. 2から、Ref. [3]の月面基地シナリオに於いては、人員9～15人、電力需要560kWeに増加するまでは原子力は利用されないということがわかる。文献[3]は太陽システムと原子力システムを対比して、LEOのマスペナルティーを検討しているが、両者について全電力コストを比較してはいない。我々の結論は、全電力コストの検討によって、月面基地探査の初期の段階に原子力を付加したRef. [3]のシナリオの修正版の導出を示唆するものである。文献[3]はSP-100クラスから10kWeクラス以下の原子力プラントまでを想定した。我々の結論は、SP-100クラスのプラントは初期段階の基地に対して経済的に魅力的な基盤の上で利用可能であることを示唆する。もしそういうことであれば、そのような開発プログラムに必要とされる付加的小規模クラス原子力プラントや膨大な付加的コストは不要となる。

logisticな負担の変化による効果

原子力発電所の特性、月面基地の全エネルギー需要によって基地を維持するに必要なlogisticな負担が決定される。specific impulseが460秒の低温推進力を想定して、93トンをLEOに19トンを月面に運ぶことのできるheavy lift vehicle launchの数によってlogisticな積載量が推定される[3]。炉心の寿命、原子力発電所の定格出力、エネルギー需要と結びついたプラントのspecific massによって月面基地運転の各段階において必要とされるHL LV launchの数量が決定される。年間の基地エネルギー需要を供給するとき、全ての原子力発電所は負荷率70%で運転されると予想される。以上のことから、基地のエネルギー需要の1000kWe当たりに必要とされるlaunchの数のためのHL LV条件は、Table2に挙げられた原子力発電所特性の関数として計算される。

Table2の条件は原子力発電所の特性の範囲について、Fig. 4の基地全エネルギー需要に関係付けられる。この図は原子炉の耐用年数とプラントの定格出力の伸びが非常に大きいことを示している。Fig. 4は、様々な条件下での、定格出力の増大、炉心寿命の増大に認められる開発コストの大きさを示唆している。

Fig. 4の結果は、基地需要に特徴的な成長パターンの効果を扱っていないため、launch vehicleのlogisticコストのみを考慮した場合に原子炉寿命を倍加するコストと定格出力を倍加するコストは等しくなっている。しかしながら、要求される信頼性だけでなく、成長パターンを平均的に考慮しなければならない。これらの問題の検討を始めるに当たって、地球上基地の電力利用システムの経験を役立てることができる。例えば、平均電力需要がPdである顧客に対して供給すべき電力利用システムを持つとすれば、発電所の全システム設置出力は以下のように記述できる。

$$C_r = P_d / L_f + R_s \quad (1)$$

C_r =設置された電力システムの出力, kWe

P_d =平均のシステム負荷需要, kWe

L_f =システムの負荷率

R_s =システムの予備出力, kWe

送配電装置を備えた膨大な量の発電ユニットからなる電力利用システムに関しては、システムの信頼性は年間の負荷損失確率 (LOLP) によって計られる。典型的なLOLP値としては、1年間に10分の1日である。利用システムの運転特性が決定されると、文献[6]に定義されるパラメータMを用いてLOLPをシステム予備出力Rsと関係付けることが可能となる。そして、負荷需要の増加に供給するための新発電ユニットが付加される場合に、新ユニットの実効的な能力が計算される。キロワットで表したときの付加されるユニットの実効的能力は、キロワットで表したユニットの定格出力と、LOLPを要求される値に抑えるために必要なシステム予備力の増加との差である。システムのパラメータMが決定されると、付加される発電ユニットの実効能力は定格出力と年間に強いられる運転停止率に関係付けられる。発電ユニットの年間強制運転停止率は、

$$r_o = \frac{\text{年間の強制運転停止時間}}{8760 \text{ 時間}} \quad (1 \text{ 年当たり})$$

$$8760 = 24 \times 365$$

$r_o = 0.02$ すなわち2%とすると、発電ユニットは年間に $0.02 \times 8760 = 175$ 時間運転を停止しており、ユニットの信頼性は $(1 - r_o) = 0.98$ となる。GarverはRef.[6]において、システムのパラメータMをLOLPをe倍にするために必要な負荷需要の増加として定義している。経験に基づくと、Mはそれぞれの発電ユニットの定格出力と強制運転停止率の積の総和で見積もることができる。

$$M = \sum_{i=1}^n (U_{si} r_{oi}) \quad (3)$$

U_{si} =i番目の発電ユニットのキロワット出力

r_{oi} =i番目のユニットの強制運転停止率

n=現在システム中にあるユニットの数

上式が与えられると、強制運転停止率ゼロのユニットはパラメータMに影響しないということに注意する必要がある。ユニットの数が増えるほど、また、強制運転停止率が大きくなるほどパラメータMに与える効果は大きくなる。現存するシステムに加えられる最初の大規模発電ユニットは負荷支持能力に大きなペーセンテージを占めないが、パラメータMに大きな効果を与える、システムがそれに続く大規模発電ユニットの付加を受け入れられるように準備する。そしてRef.[6]から、システムの予備出力の増加は、M、Us、roの関数として以下のように書ける。

$$\Delta R / U_s = (M / U_s) \ln [(1 - r_o) + r_o U_s / M] \quad (4)$$

ΔR =新しいユニットが設置された場合、同じLOLPを維持するために必要とされるシステム予備出力の増加 (kWe)

U_s =付加される発電ユニットのサイズ (kWe)

r_o =付加される発電ユニットの強制運転停止率

(4)式の興味ある部分、強制運転停止率 $r_o = 0.02$ の場合についてFig.5に描く。今、我々は月面基地電力システムに付加されるユニットが大きい場合、小さい場合の両方について調査が可能である。月面基地電力システムが100kWeの原子力発電ユニット10基で構成されていると仮定すると、システムの負荷係数 L_f は0.7、システムの予備出力は0.5Pdである。そして、(1)、(3)式から、以下の数字を得る。

平均のシステム負荷需要(容量)、 $P_d = 518 \text{ kWe}$

[(1)式で $C_r = 1000 \text{ kWe}$, $L_f = 0.7$, $R_s = 0.5 P_d$ とする。]

システムの予備出力、 $R_s = 259 \text{ kWe}$

システムのパラメータ、 $M = 20 \text{ kW e}$ ($r_o = 0.02$ に対して) [(3)式より]

上記を出発点として、(4)式とFig.5から、初期の10ユニットシステムと同じ信頼性(LOLP)を維持しつつ、増加する電力需要を満たすために100kWeあるいは1000kWeのユニットを加えるという2つの選択肢間の比較を行うことができる。システム拡大の5段階について100kWeと1000kWeを付加する場合についての比較をTable3に示す。1000kWeのユニットを最初に付加する場合、システムの信頼性を維持するためにはシステム予備出力の大幅増加が必要となる。しかしながら、平均電力需要2000kWe(CELSSの自立型基地)を十分供給できる所までシステムの容量を拡大するには多くのユニットを要しない。1000kWeのユニットを付加するとき、2000kWeの需要は16基の原子力ユニット(初期の10基の100kWeユニット+6基の1000kWeユニット)で供給できる。比較のために言えば、同じ2000kWeの需要に対して、100kWeのユニットは28基必要とされる。1000kWeのユニットを使う場合に比較して、この小規模ユニットの数が多くなる原因是、ユニット設置、送電のために使われる原料、労力、エネルギー使用のペナルティーにある。

基地の全エネルギー需要に対比したHL LV launchの数の見地から、Fig.6に示すように、100kWeユニットにはlogisticなペナルティーもある。初期にSP-100クラスの原子力発電所を設置した後に、より大規模の原子力プラントを設置する場合、logisticな負荷が受ける利益は非常に大きなものであることがわかる。logisticな負荷の利益は、月面基地設置のためのさらに大きな原子力発電所の開発コストを相殺する。つけ加えて言うなら、もし大規模原子力ユニットの開発コストが他の用途に分配できるなら、月面基地や他の宇宙設備のための国有資源の大幅な節約となる。1000kWeの原子力ユニットはNDRの技術(多くの宇宙動力に応用できる)を基礎とすることができる。

NDRの技術を使えば、開発コストを他の応用分野に配分することができる。そして、14億ドルをかけて好結果を得たNERVA-Rover計画から得られたデータベースを利用して、さらに大きなコスト削減が達成できる。Ref.[7]に示唆されているように、1~10MWeの範囲の原子力発電システムについて、同サイズのNDRが使用可能である。従って、基地の電力需要が2000kWeを越えて伸びる場合、1000kWe以上の出力のNDRによって、HL LV launchの数を大幅に減らすことができる。

NDR 原子力システム設計の最近の進展

DOEのMultimegawatt Space Reactor ProgramのPhaseの一環として、Westinghouse社は実証されたNERVA-Roverの技術と学問的な段階にある燃材料技術に基づいたNDRデザインを開発した。NERVA-RoverプログラムのPewee原子炉と類似して、このNDR設計では減速材に黒鉛と水素化物を用いている。その結果、Fig.7に示すように、臨界質量と原子炉総重量は大幅に低減される。NDRの基礎技術はNERVA-Roverの原子力ロケットエンジン・原子炉プログラムにおいて実証に成功されている。これらのプログラムに引き続いだ、新型商用ガス冷却炉のために燃料球の技術開発が続けられた。NERVA-Roverの技術とNERVA以降の燃料球の技術はDOEのMultimegawatt(MMW) Space Reactor ProgramのためのNDRに適応されつつある。NDRデザインの詳細をFig.8に示す。NDRの基本的なコンセプトはRef[7]に詳細に記述されているように、多くの宇宙動力へのアプリケーションに適応できる。これらには以下のものが含まれる:SDI兵器システムのための起爆力、バイモーダルパワー(爆発力プラス定常状態を保つためのパワー)、ベースロードあるいは電気推進力のための定常的パワー(地球外基地、軌道上の移動、惑星外への飛行)、直接熱推進力、2重モード(熱推進力+定常状態を保つためのパワーあるいは電気推進力)。同仕様の原子炉を設計する場合に、NDRの設計では黒鉛減速原子炉に比較してシステム重量が十分小さくなる。バイモーダルとデュアルモードのシステムでは、一つのNDRで二つの動力製造機能に熱源を供給できるという点は注目に値する。これはNDRの特殊性(独立に運転できる2つの独立した流路が備わっている)によって可能となるものである。

結論

- logisticな観点と資源利用の観点からみて、地球外基地の電力源としては原子力の選択が最も現実的である。
- 初期にSP-100クラスのユニットを使用し、続いてより規模の大きいNDRユニットを導入する(logisticな負荷を小さくするため:月面設置に付随した要求を低減するため:基地の規模拡大のため)ことによって基地の電力ニーズは賄える。
- 月面基地電力需要の伸びに対する要求とシステムの信頼性に対する要求を満足させると

いう見地から、提案された大規模ユニットは望ましいものである。
●将来には、国の資源を保護するため、多様なニーズに応えられる間に、大規模ユニットは多目的に利用可能であるN D R技術に基づくべきである。

(小 西)

Table 1. Comparison of Early LESA and Recent Lunar Base Evolution Phases and Power Demand Estimates

LESA Lunar Base Scenario [1, 2]			
Phase	Year	Base characteristics	Power, kW _e
1	0-1	3 crew; minimum scientific activity	3
2	1-2	6 crew; small vehicles, minimum use	10
3	2-4	12 crew; larger vehicles with more extensive use, first nuclear power plant installed	46 to 98
4	4-5	18 crew; large vehicles, extensive use, plus heavy machinery (e.g. excavation and/or lunar material processing)	240 to 420

Recent Lunar Base Scenario [3]			
Phase	Year	Base characteristics	Power, kW _e
1	0-5	Robotic Exploration and Site Selection	<5
2	5-12	Interim Human Tended Science Outpost, 3-6 crew; initial habitat, interim human-tended science outpost, initial scientific activity, closed loop LSS and vehicles	80
3	12-20	Extended Human Tended Science/R&D Base, 9-15 crew, advanced habitat, CELSS research, LLOX and ceramic pilot plant, first nuclear power plant installed	560
4	20-30	Self-Sustaining Operational Base, 18-24 crew; CELSS operational, manufacturing and product export, all-lunar transportation	2000

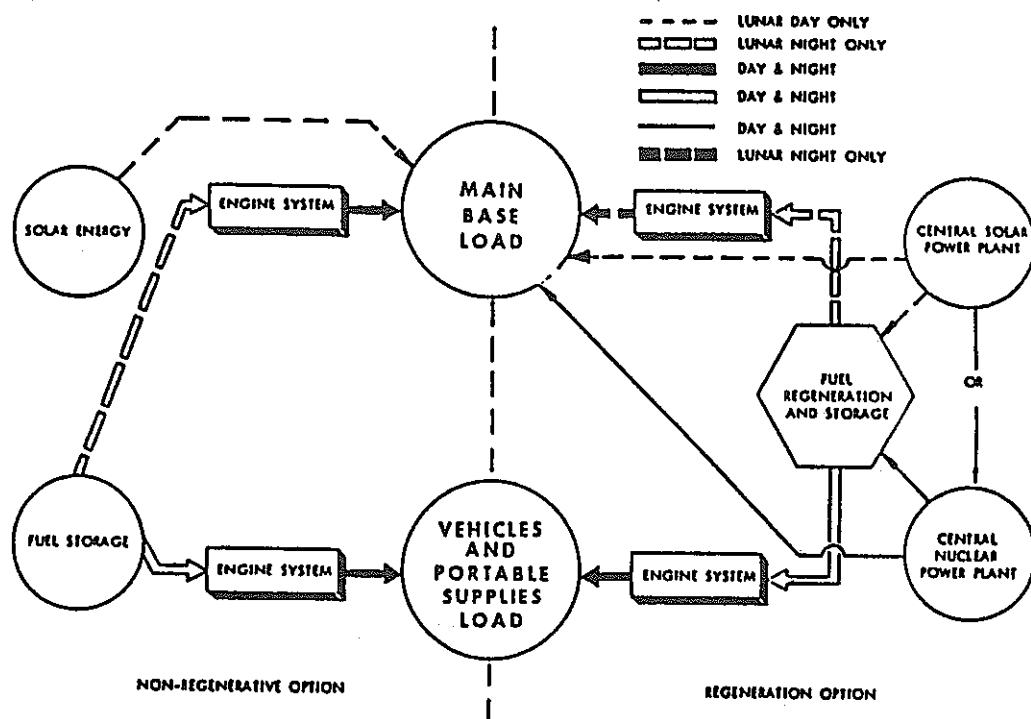


Fig. 1 Integrated LESA Lunar Base Power System.

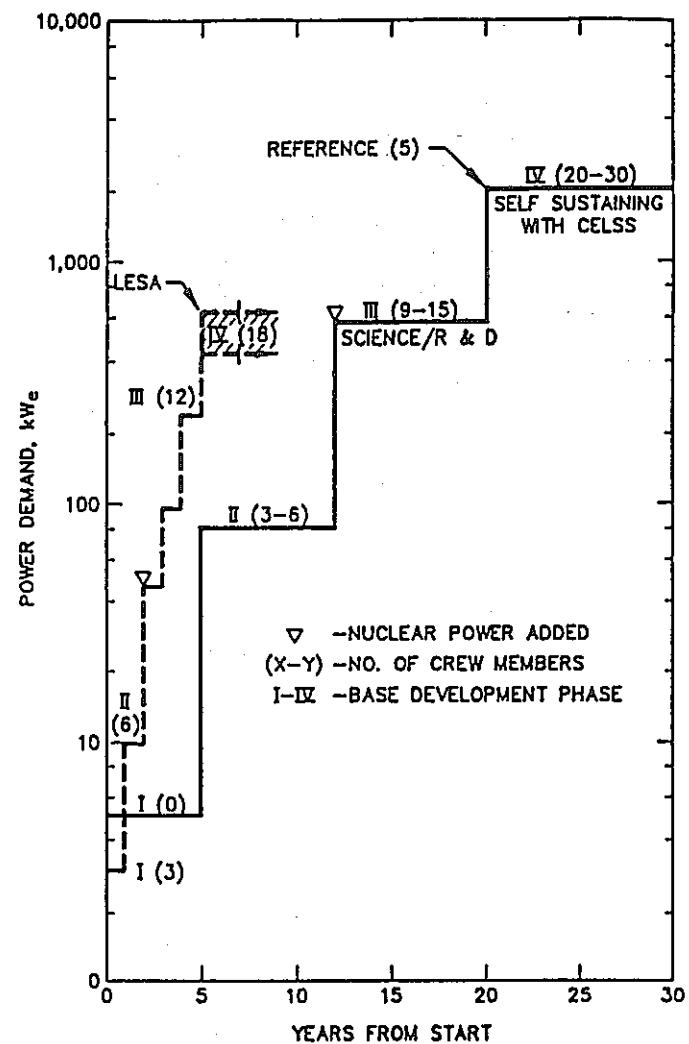


Fig. 2. Comparison of Early LESA and Recent Lunar Base Power Demand Estimates.

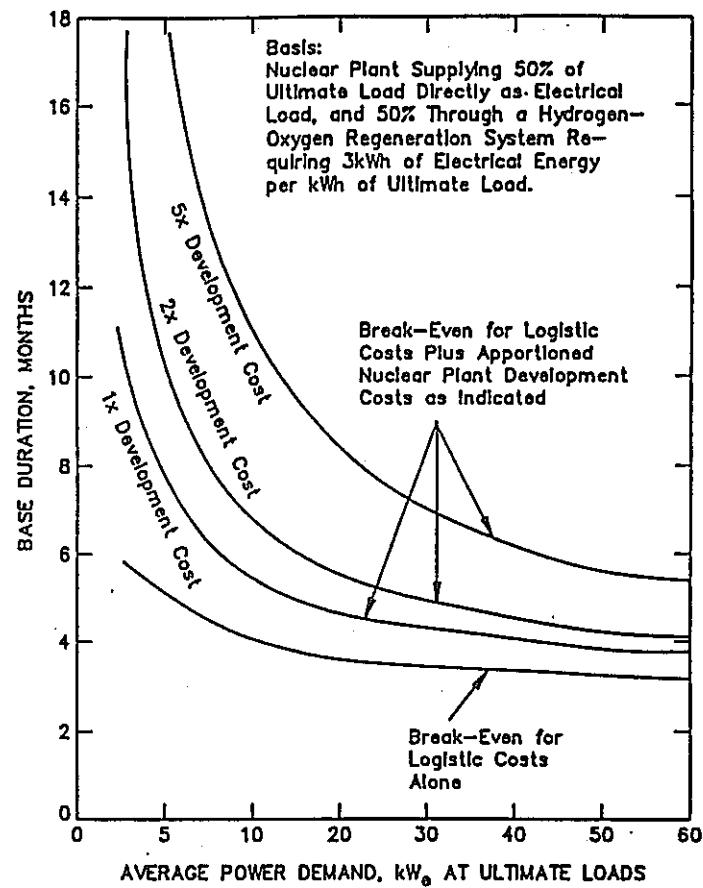


Fig. 3. Economic Break-even—Nuclear versus Non-nuclear Power.

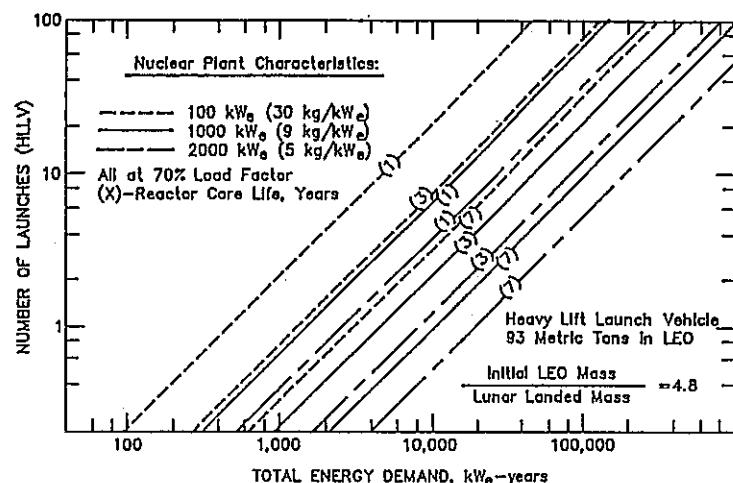


Fig. 4. Number of HLLV Launches versus Energy Demand and Nuclear Plant Characteristics.

Table 2. Heavy Lift Launch Vehicle (HLLV) Factors for Lunar Delivery of Nuclear Power Plants

Nuclear ^a Plant Rating (kW _e)	Specific Mass Value (kg/kW _e)	HLLV Factors ^b in Number of Launches per 1000 kW _e -yr as a Function of Reactor Core Lifetime in Years			
		1 Year	3 Years	7 Years	10 Years
100	30	2.22	0.74	0.32	0.22
1000	9	0.67	0.22	0.096	0.067
2000	5	0.37	0.12	0.053	0.037

^aAll plants are operated at 70% annual load factor to compute total energy demand supplied.

^bBased on an HLLV mass in LEO of 93 metric tons and a ratio of LEO mass to lunar landed mass of 4.8.

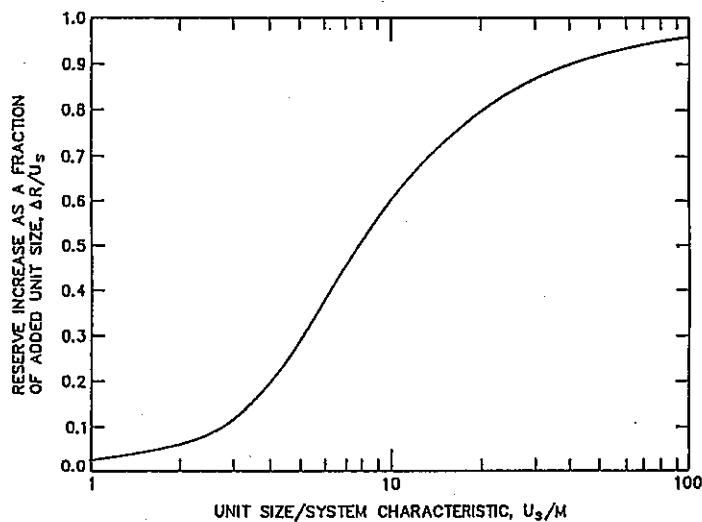


Fig. 5. Reserve Increase as a Fraction of Added Unit Size when Unit Forced Outage Rate=2%/year or Unit Reliability=0.98.

Table 3. Comparison of 100kWe and 1000kWe Generating Unit Additions to Meet Increasing Lunar Base Power Demand while Maintaining System Reliability

Generation Unit Addition Stage	Initial Installed Capacity kW _e	System Parameter (M) kW _e	System Reserve Increase (ΔR) kW _e	Added Unit Effective Capability (U _i - ΔR) kW _e	Average System Power Demand Capability (P _d) kW _e	System Reserve (R + AR) kW _e	Final Installed Capacity kW _e
Case 1/0 (Adding 100 kW_e Units)							
1	1000	20	28	72	518	259	1000
2	1100	22	24	76	590	287	1100
3	1200	24	22	78	666	311	1200
4	1300	26	18	82	744	333	1300
5	1400	28	16	84	826	351	1400
Case 2/0 (Adding 1000 kW_e Units)							
1	1000	20	920	80	518	259	1000
2	2000	40	843	157	598	1179	2000
3	3000	60	760	240	755	2022	3000
4	4000	80	678	322	995	2782	4000
5	5000	100	610	390	1317	3460	5000

Notes:

Stage 0 in both cases consists of ten 100 kW_e units for an initial installed system capacity of 1000 kW_e. System Reserve Increases are those required to maintain the Initial System Reliability (LOLP). The assumed forced outage rate for all added units is $r_o = 0.02$.

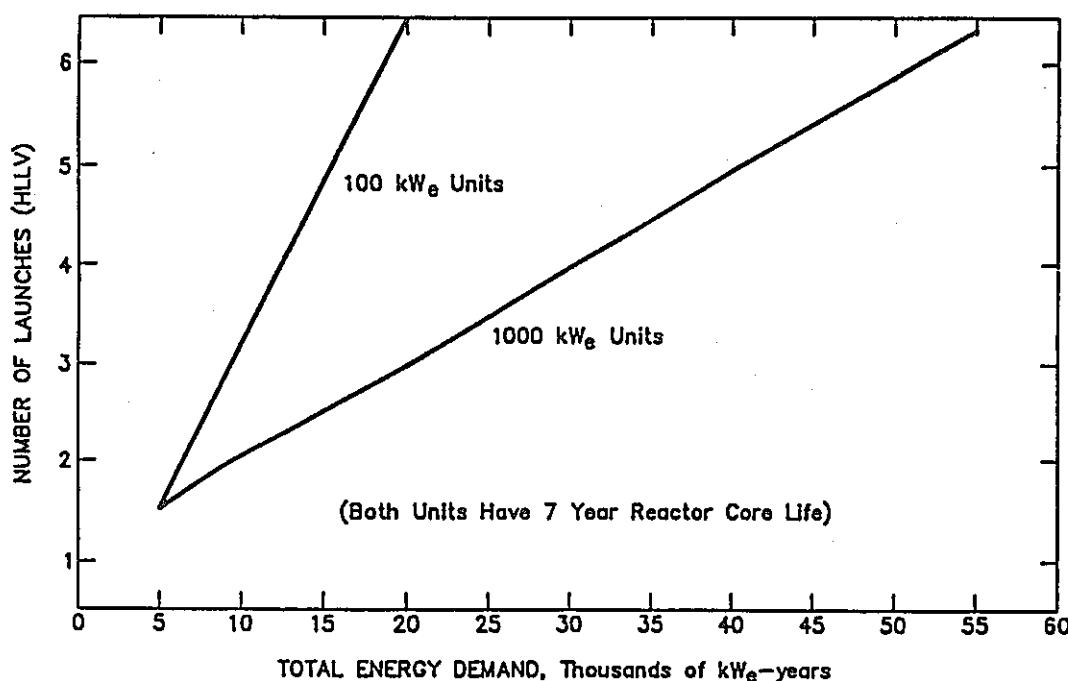


Fig. 6. Launch Vehicle Requirements versus Total Base Energy Demand for 100kWe and 1000kWe Units.

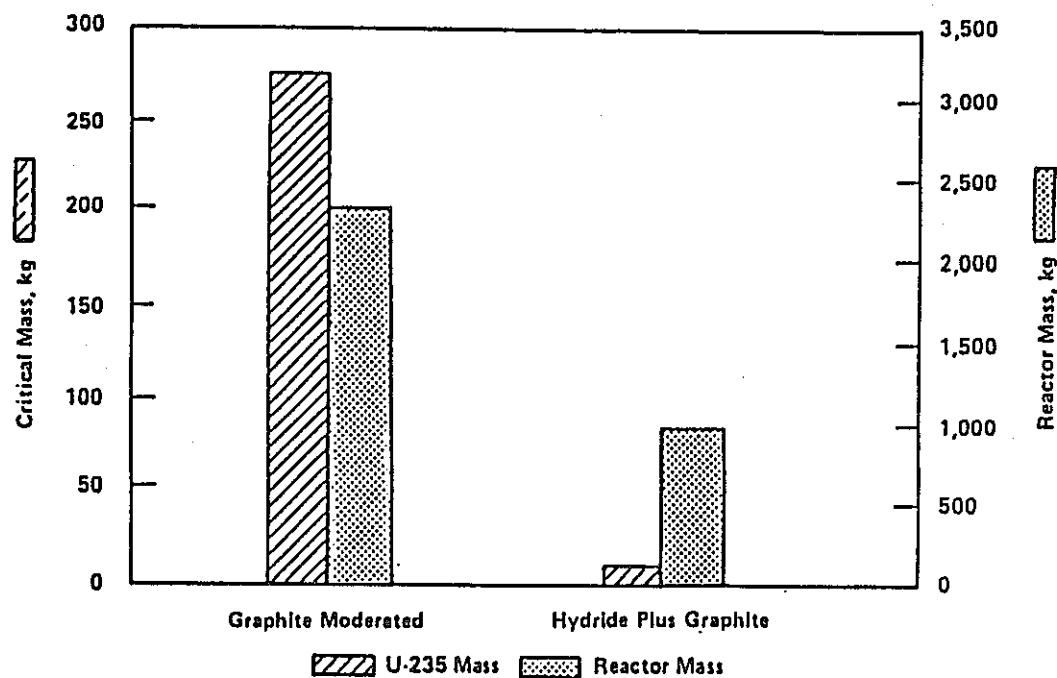


Fig. 7. Baseline Graphide/Hydride Moderated NDR Achieves Low Critical Mass and Low Reactor Mass.

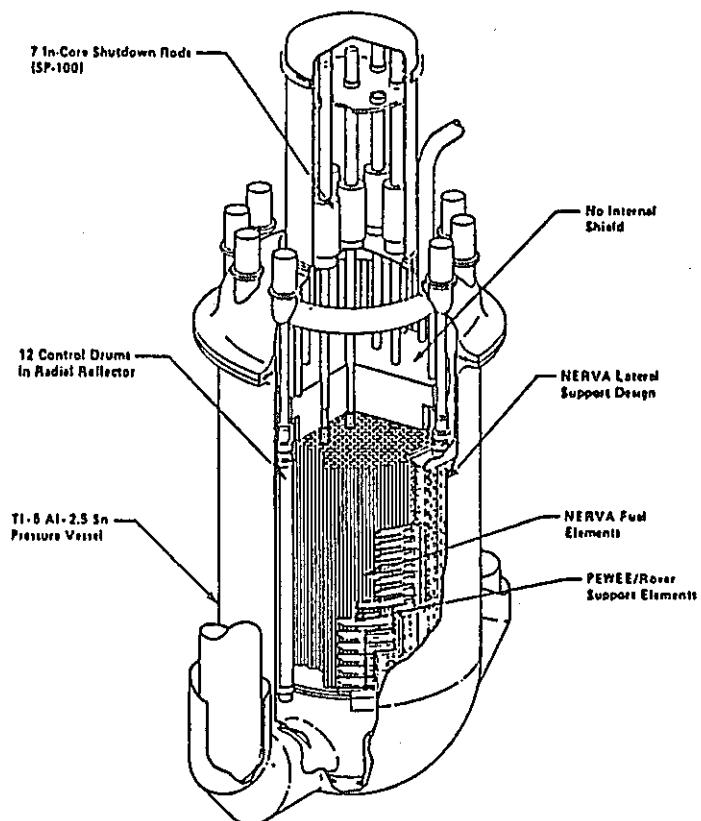


Fig. 8. Graphite/Hydride Moderated NDR Design is Based on Demonstrated NERVA-Rover Technologies.

(B 炉物理 - 1)

SP-100 試験炉心設計に対する臨界実験結果の応用
Application of the Results of Critical Experiments
to the SP-100 Nuclear Assembly Test Core Design

C. L. Cowan, A. K. Hartman, R. Protsik, R. A. Poncals et al.

出典 : 7th Symposium on Space Nuclear Power Systems, pp. 125-128

一連の SP-100 宇宙炉のための工学模型（モックアップ）臨界実験は、アルゴンヌ国立研究所の ZPPR-20 (Assembly 20 of the Zero Power Physics Reactor) で、1988年に実行された。ZPPR-20 臨界実験の主な目的は、SP-100 の NAT (Nuclear Assembly Test) 炉のための完全な核性能データを備えることであった (Cowan et al. 1988)。実験プログラムの別の目的としては、宇宙炉の核性能と安全特性を予想するための解析能力の評価を含んでいた。この論文は、NAT の臨界実験の結果を紹介する。

ZPPR-20 の工学模型臨界は、ZPPR-16 の宇宙炉臨界プログラムに 3ヶ月先行した (Sapir et al. 1988)。初期の臨界モデルは、SP-100 の 300 kW 版に似ており、炉心は 100 kW よりもかなり大きくなつた。ZPPR-16 と ZPPR-20 の他の主な相違点は、反射体配置；ZPPR-20 では炉心外周部にレニウムバッフル領域（浸水型事故による未臨界性状態を維持するため宇宙炉に利用される）が存在；ZPPR-20 モデルでは SP-100 冷却液と燃料ピンライナー材をシミュレートするため炉心にそれぞれリチウムとレニウムが存在；ZPPR-20 には NAT コンポーネントのいくつかのモデルがある。ZPPR-16 の結果の解析は、実験的に固有値が約 0.5% 以内で予測でき、コントロールワースは適度に小さめの予測をした。ZPPR-16 プログラムは、ZPPR-20 で行なった SP-100 炉の解析を、より正確に実施するための枠組みを提供した。

ZPPR-20 で NAT を模擬することは、原子炉が小さく、高速スペクトル、濃縮窒化物ウラン燃料ピンを使った BeO 反射体システム、リチウム冷却材、被覆管と構造材にニオブベース合金、を用いるので大変なことであった。それに加えて、レニウムが炉心外側の熱中性子防護壁として、また、燃料ピンライナーとして利用される。そして、円錐形反射体、炉心近くの真空容器と構造によってさらに複雑になった。この場合、設備類は炉心性能特性に影響するのでモックアップに含まれた。

NAT 炉心に、ZPPR-20 臨界の結果を適用するには、主要な性能特性を予想するパラメータの精度を言及する必要がある。これらは、

1. 計算コードと計算方法の正確さ
 2. 基本核断面積データの正確さ
- を含む。

とても大きい中性子漏洩、複雑な形状、大きいボイド領域の炉システムを解析することに伴う不確かさを減らすために、NAT 設計のキャリブレーションにモンテカルロ計算法を利用して計算コードがつくられた。特に MCNP モンテカルロコード (Briesmeister 1986) は、連続エネルギーオプションとエクシプリッシュドセルモデルで役立った。これによって、核データの処理を含む手法の不明確さは、最小限になった。しかし、平板と 4 角マトリクス環境でつくられる測定係数を原子炉のピン形状を加えた設計パラメータに利用するについてはまだいくつか疑問点がある。しかしながら、少なくとも全体的な解析においては計算と測定の間の相違は、断面積データの不明確さに主な原因があると判断される。

ZPPR-20 工学模型臨界実験は、運転初期状態、運転最終状態、設備類の配置の交換、そして燃料を装てんして臨界状態に近づけるスタートアップ時のシュミレートを含んだ。ZPPR-20 解析のデータに対する結果を、この論文でレビューする。

ZPPR 設備は、ステンレス鋼の引き出しが収容する 51 mm 角、584 mm 又は 914 mm 長のマトリクス形状で特徴づけられる。引き出しには、原子炉の燃料、構造材、冷却材、制御材をシミュレートする矩形平板又はブロックの棒が装てんされる。一般に、NAT 炉と設備構成をシミュレートする材料インベントリは、異なる領域と異なる材質を代表するのに十分である。けれども、窒化物ウランは、ZPPR-20 の測定に利用できないので、金属ウランが利用された。同様に高濃縮リチウム (99.99% Li) の有効性は炉心のみに装てんして十分である。このようにナトリウムは炉心の外側でのリチウムの代わりをする。最後に ZPPR-20 テスト形状を述べると、ZPPR マトリクス管と引き出し

は、NATには無いかなりの量のステンレス鋼を含んでいる。適当な所でこのステンレス鋼が（炉心、フィッショングスプレナム、原子炉炉容器の）原子炉に使われているいくつかのニオブを埋め合わせるのに使われている。径方向反射体と炉の外側の領域のような別の場所では、ステンレス鋼が外側の要素を構成する。

9.3%と7.4%の²³⁵Uの濃縮ウランは、高濃縮ウランと損耗ウラン燃料を組み合わせることで得られる。9.3%燃料の代表的なセルのイラストを、Fig. 1に51mm角(2 in × 2 in)の引き出しで示す。9.3%濃縮燃料セルは運転開始のZPPR-20臨界状態で役立つ。このテストの集合体のための平均分裂濃縮度は約9.6%のNATスタートアップ炉心平均濃縮よりも若干低い。

真空容器を含むZPPR-20の代表的配置をFig. 2に示す。Fig. 2の径方向反射体位置は初期状態の炉心の終端であり部分的に開いた状態である。（反射体の異なった開き方で）異なったNAT操作状態をシミュレートする円錐形反射体のモデリングは、臨界のために重要な問題である。NAT設備の真空容器と炉心近傍の遮蔽をシミュレートしたZPPR-20の垂直断面図をFig. 3に示す。

ZPPR-20結果の解析はGE、アルゴンヌ国立研究所、ウエスチングハウスで進行中である。実験プログラムは実質的に1988年12月に終了し、いくつかの解析予備結果はウエスチングハウスによって報告された（Porter et al. 1989）。NAT炉心設計活動のZPPR-20の結果の応用はこの章の残りに要約した。

ZPPR-20臨界の三つの異なるフェーズでの固有値の計算と測定の結果の比較を次に示す。

形 状	較 正 係 数 (Experimenral/Calculated)
20A-Beginning-of-Life (Reflectors Open)	0.990 ± 0.0011
20B-End-of-Life (Reflectors Closed)	0.991 ± 0.0011
20C-Facility-Components-Removed (Reflectors Closed)	0.991 ± 0.0011

(引 地)

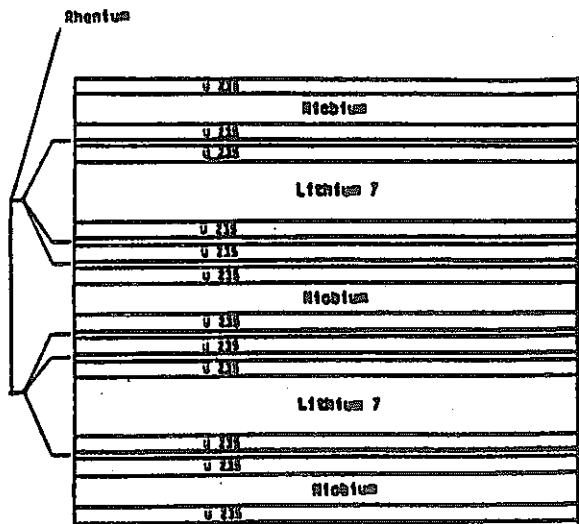


Figure 1. Typical Fuel Cell for ZPPR-20
(Cell for a 93% Enriched Fuel Zone).

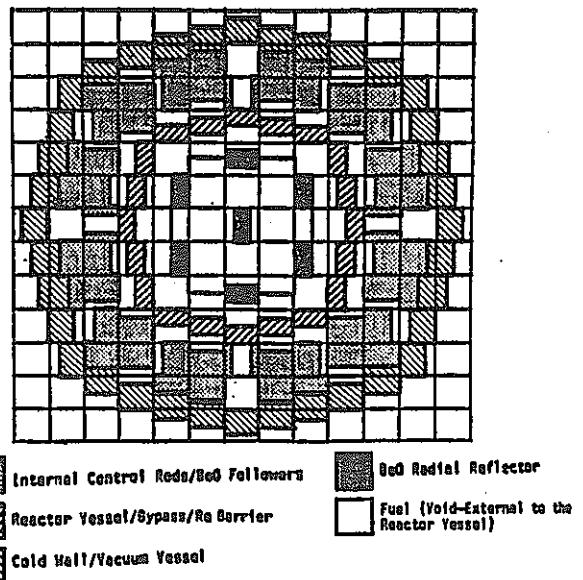
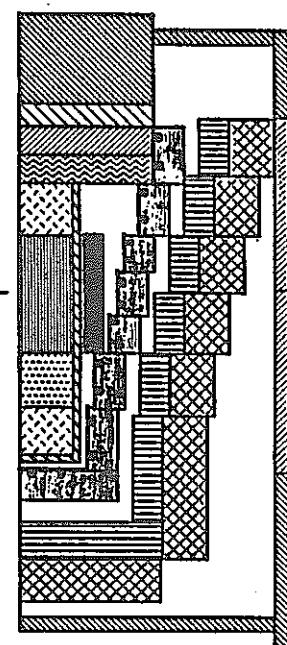


Figure 2. Typical Core Layout for ZPPR-20
(showing the reflector position
at the forward end of the core
at beginning-of-life).



	Borated CH2
	LiH
	Tungsten
	Beryllium
	Cooling plenum
	Core
	BeO
	Fission gas plenum
	Vessel
	Vacuum vessel Cold wall and Insulation
	Iron
	CH2

Figure 3. Elevation View of ZPPR-20.

(Cしゃへい-1)

月面の穴に設置された原子炉からの散乱中性子照射
Scattered Neutron Radiation from a Nuclear Power Source Sited in
a Lunar Excavation

A. C. Klein, H. S. Bloomfield

出典 : 7th Symposium of Space Nuclear Power Systems, Albuquerque, pp. 108-113
Jan. 1990

序論

25kWeを超える月面の電力要求に原子力は魅力的であり、500kWeを超えるものが要求されよう。

月面炉を穴に設置する案が提案されている。(Fig. 1)

Fig. 1 のような配置では、炉からの直接照射はすべてしゃへいされるが、1次系計測器しゃへい(炉のすぐ上に存在する)周辺からの乱散中性子は穴の上から放出される。このような形状に対するパラメトリック研究が、MCNP、モンテカルロ 中性子/陽子輸送コードと、BND F/B-IV 核データ(LANL照射輸送グループ)を用いて計算された。これには、穴の深さ、直径を増したり、炉システムを支え月面土を保持するしきり壁における中性子吸収材を入れることも含む。

モデル

レフランス値は3m深さの円筒で直径4mである。月面土を50cm以上透過する中性子は、計算時間を節約するために無視した。またモデルではLiH散乱しゃへいと2.5cmのアルミ製しきり壁を無視する。Si, Ca, Mg, Feの酸化物を月面土として採用。直径40cmの球形炉が穴の底から68cmに位置し、1次系しゃへいは、厚さ50cm、直径140cmで、炉表面から28cm離れている。炉およびしゃへいは、穴の開孔部から入る外部の照射を完全に吸収する物質で作られていると仮定する。土によって散乱され、炉やしゃへいに再びに入る中性子も吸収されると仮定する。しかしながら、土やしきり壁において中性子は十分な相互作用を経験し、完全に180°方向を変えるので、ほとんどエネルギーを持たず、効果はほとんどない。こうしてそれは原子炉やしゃへいに吸収することが仮定されうる。制御棒駆動機構は穴の上端、アルミ円筒中にある。原子炉表面の中性子エネルギースペクトラムは、分裂スペクトラムで近似する。これは、穴の開孔部から現れる中性子の流れを過大評価し、高速スペクトル炉にとって妥当な近似である。

結果

Fig. 2は、穴の直径4mは一定とし、深さを変えたときの穴から現れる相対総計中性子流れで、3m深さの時の値を1としている。6mで強度は約半分になるが、それ以上深くしてもあまり意味がない。但し、深いほどもれ出る中性子流の角度は小さくなる。これは炉の近くで働く者には有益である。Fig. 3に見るようすに、穴が深いほど垂直方向における流れの強度が増し、水平方向で15°上がり、外では流れは減少する。これと前の結果とを合わせると、shallow angle (< 15°)以外の部分では、5m深さの場合ファクター4ないし5の減衰が可能である。ここで、垂直な中性子流の減衰は、一次しゃへいが完全に吸収する物質であり、そのため底のしきり壁で散乱される全ての中性子を吸収するという仮定に大きく依存している。

Fig. 4は、穴の径を変えた効果を示す。その効果はこの範囲では直線的である。現れる中性子流の密度は、直径を2mから6mに変えると直線的に減少する。

側面や底のしきり壁に中性子吸収材を入れることも、中性子のemissionを減少させる。例えば、Fig. 5に見るようすにアルミニウムで作られたしきり壁を2.5cm厚さのボーラル(強度を付けるためにアルミシートでかこまれた炭化ホウ素)で覆うことは月の土の中で散乱する中性子を吸収しファクター2で地面に現れる中性子の流れを抑える。アルミの場合は厚さを厚くしても穴から出る散乱中性子流は減少しないが、ボーラルの厚みを厚くすると少し減少する。中性子流の減少は、土に入り無数の散乱衝突を経験した中性子の吸収による。しきり壁をアルミからボーラルに変えることは、穴から現れる中性子の角度方向の分布に、特にshallow angleに対し、ほとんど効果を与えない。散乱中性子流れを1桁落とすには、穴の上端全面を10cm厚さのLiHで覆う必要がある。

結論

地中の穴の月面炉からの散乱中性子流の研究から、中性子照射を低減する最も有益な形状は、構造強度を与え、中性子を吸収するしきり壁が付いた狭く深い穴である。最適設計は月面における穴明けのし易さと、地上から持つて行けるしゃへい材の入手性、要求される居住区からの離隔距離による。

本結果から、深さ 5m、直径 2mの場合、水平方向に対し shallow angleでは中性子流れが $1/10-1/12$ に減少させられることを示した。これ以上深くしても効果は少なく、また、穴の径をこれ以下にすることはシステムとしゃへいの大きさの要求から困難であろう。

(羽賀)

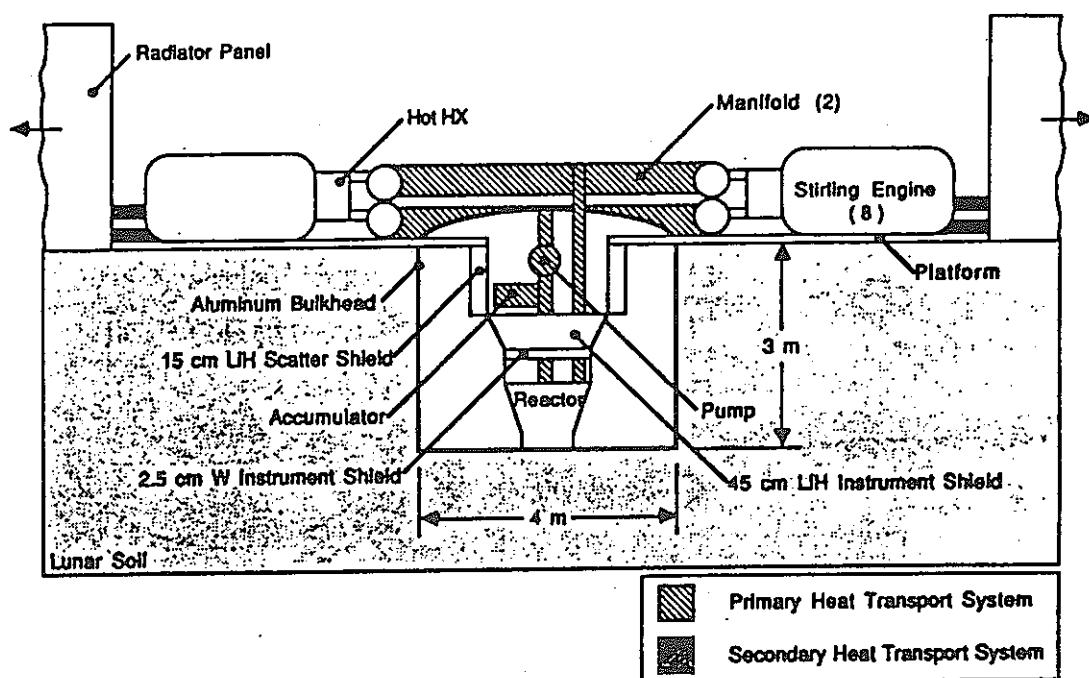


Figure 1. Schematic Arrangement of the Reference Reactor Power System sited in a Lunar Excavation.

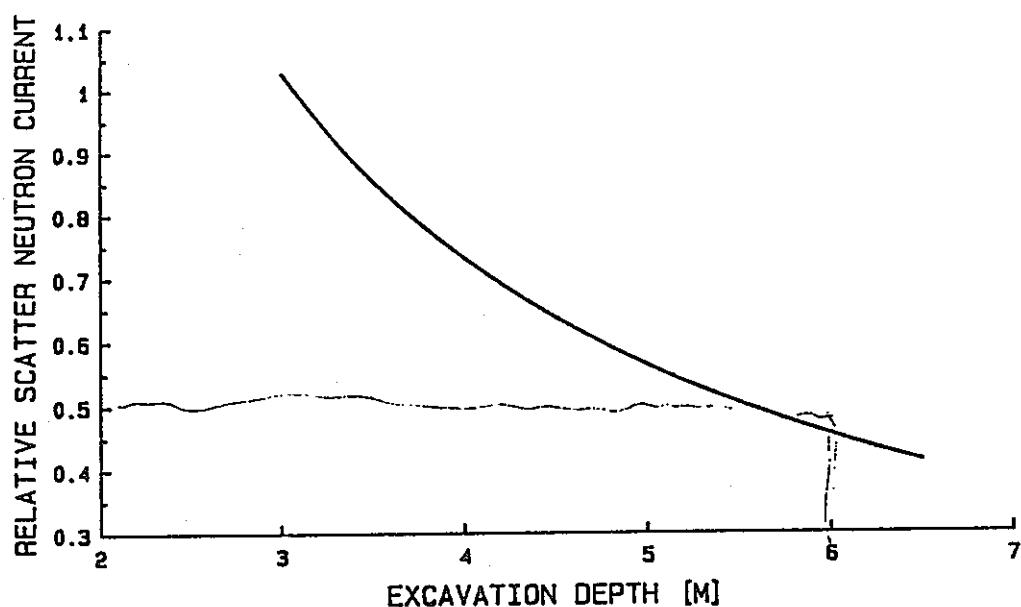


Figure 2. Relative Scatter Neutron Current as a Function of Depth for a 4-m Diameter Lunar Excavation.

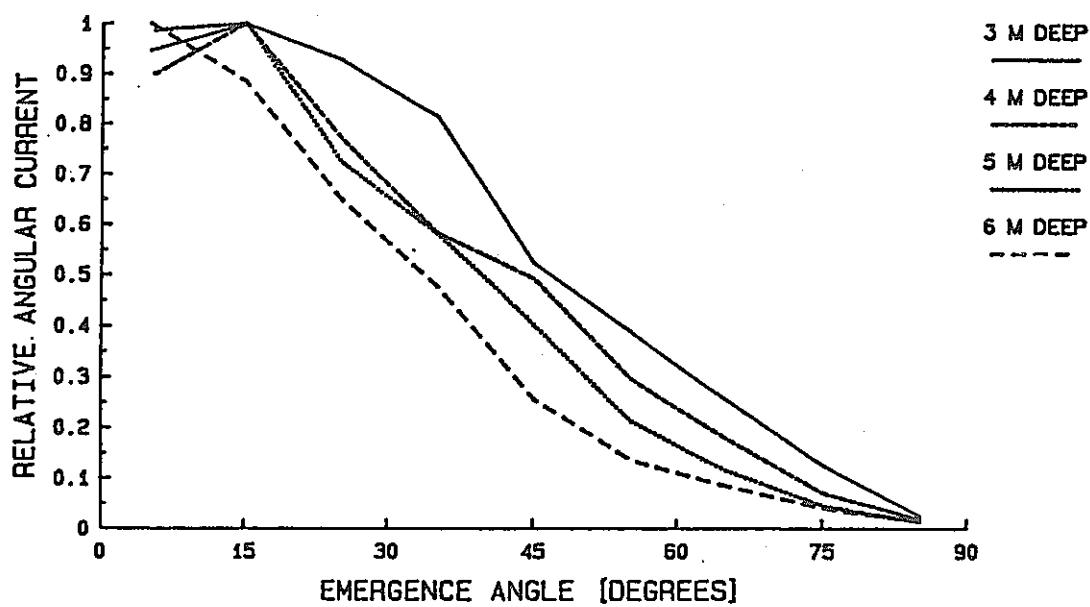


Figure 3. Relative Angular Scattered Neutron Current as a Function of Depth for a 4-m Diameter Excavation. The horizon is located at 90°

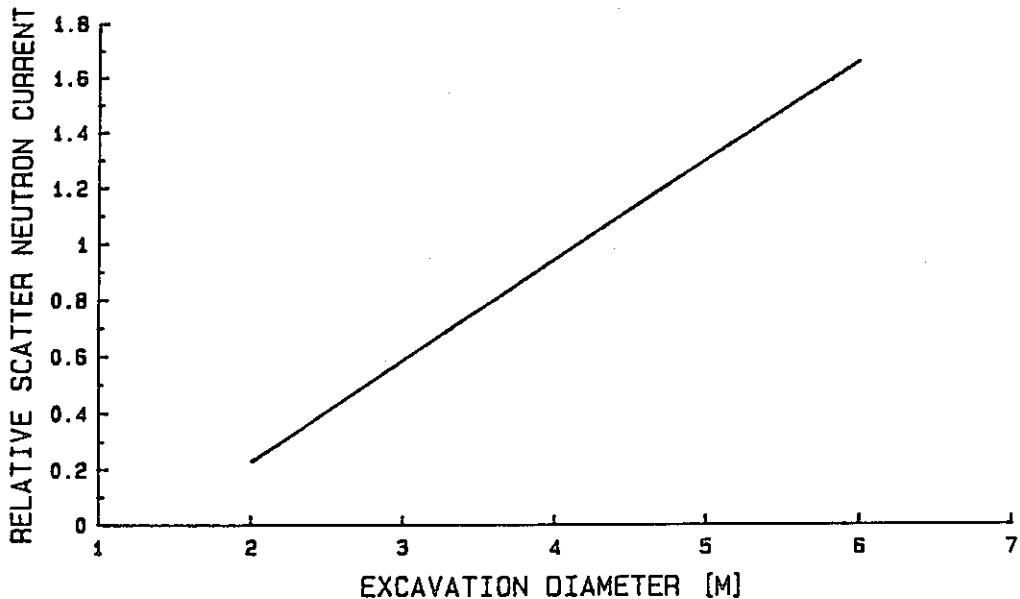


Figure 4. Effects of Varying the Diameter of a 3-m Deep Lunar Excavation on the Total Neutron Current Emitted. A 4-m diameter hole is chosen as the reference point.

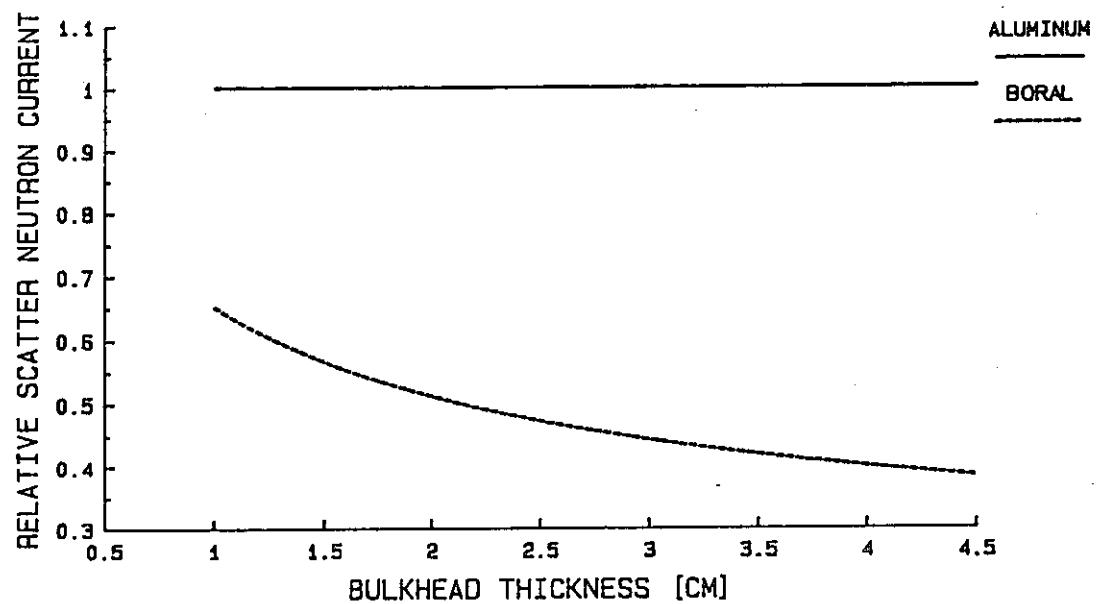


Figure 5. Relative Scatter Neutron Current emitted as a function of the Bulkhead Thickness for Aluminum and Boral for a 3-m Deep, 4-m Diameter Excavation.

(C しゃへい-2)

S P - 1 0 0 のしゃへいの考え方と設計
Shielding Approach and Design for SP-100 Space Power Applications

R. K. Disney, J. E. Sharbanugh, J. C. Reese

出典 : 7th Symposium on Space Nuclear Power Systems, pp. 121-124

S P - 1 0 0 宇宙炉出力システム (S R P S) のための放射線遮蔽の設計は、設計目的の達成と最小限質量システムの設計必要条件を同時に満たすため、主要な範囲の業績を反映した多数分野の協力を必要とする。一方、設計の合成には、製造可能な設計という設計制限が存在する。S P - 1 0 0 計画における最小質量システムのための遮蔽方法は、17°の半角の円錐形シャドウシールド S R P S となった。この基本的な形状は、原子炉・遮蔽・出力変換・熱放射系を含むすべてのシステム性能を考えた、S R P S の質量を最小限にする研究から得られた。最小質量 S R P S を達成するための遮蔽系は、非常な高温 (1350 K) の原子炉系と熱輸送配管の近くにおかれ。質量を最小限にする S R P S 遮蔽形状の設計では、機械と熱の接触面 (付属装置又は高温配管の貫通) は放射線遮蔽設計に厳しく影響する。遮蔽構造は、使用温度範囲に限界を持つ高性能／低質量遮蔽材を、S R P S 高温要素の熱から分離しなければならない。

使用温度範囲と遮蔽性能を増した遮蔽材の関係は、シャドウシールド形状の場合にも質量に大いに影響を与える。放射線遮蔽質量は、S P - 1 0 0 型のシャドウシールドは S R P S 形状で、システム質量の 25 ~ 30 % を占る。高性能／低質量遮蔽材の限られた選択のために、さらに全 S R P S システム質量の 10 ~ 15 % の質量が加わり、遮蔽材による質量付加は 30 ~ 50 % に近づく。これらの厳しい質量付加は、高性能遮蔽材の採用と遮蔽系の改新的設計を必要とする。

Fig. 1 に S P - 1 0 0 S R P S の遮蔽形状を示す。遮蔽システムと炉／出力変換システムの間の大きい温度差に適応した S P - 1 0 0 遮蔽システムを含む主要な設計特徴は、以下の通りである。

- ベリリウム熱伝導体の選択は、低質量のヒートシンク、熱伝導体、熱放射表面としてのみ機能するのではなく、中性子遮蔽材としても十分に役立つことによる。
- 高温の原子炉冷却液配管の経路はらせん状をして、遮蔽機能と L i H 遮蔽材のため熱絶縁とを備えたベリリウムの中を通る。
- 適用温度範囲を目指した L i H / L i 遮蔽材と L i H / L i 遮蔽材を含む遮蔽ペッセルの設計
- 遮蔽システム構造とその構造支持物は炉心制御機器のアクセスを可能とし、かつ製造可能

キーになるそれぞれの特徴は主要形状、最小質量、十分な遮蔽、熱、構造機能を達成するためにユニークな試みを必要とする。S P - 1 0 0 遮蔽サブシステムに対する 3 次元手法による予備的な遮蔽、熱、構造設計解析は、必要な性能が達成されうることを明示した。

更に L i H / L i の為の遮蔽材料開発プログラムが、温度を上げた試験 (800 Kまで) で始められた。このプログラムは、材料特性データ、材料適合性情報、放射線照射性能データ、密閉遮蔽を含む製造方法開発を与える。主要な目標は、必要な特性を与える適切な密度・透過性等をもつ遮蔽材料をつくる方法の開発である。材料特性試験は、内部構造無しと有りの場合の熱膨張、熱伝導測定を含んだ。材料適合性試験では、遮蔽材の認められる性能を明示した。一連の照射試験標本の製作と組立は完成し、照射テストは、1990 年 1 月に終了すると計画されている。照射試験は S P - 1 0 0 適用で予想される条件のための寸法の安定と材質の発達を証明するであろう。L i H / L i を含むシールドペッセルの密閉性は、照射試料の製作の中で証明され、今後の試験でさらに開発されるであろう。

高出力のための将来の S R P S 遮蔽設計方法は、これらが S P - 1 0 0 のため使われたのと同様に、統一された設計方法を必要とするだろう。S P - 1 0 0 計画で開発された高性能／低質量遮蔽材の限られた温度幅は、もっと適切な高温度、低質量 S R P S 遮蔽性能を得る優れた遮蔽材料技術を必要とするだろう。新しい遮蔽材形状と革新の機械と構造設計概念の組合せは、S P - 1 0 0 設計の特徴を基礎にした最小質量 S R P S 設計で必要な低温度で高性能の遮蔽材のために十分な熱遮断を提供し続けなければならない。熱効率を増した出力変換と高出力の S R P S のために必要な高い温度条件との両立性は、遮蔽設計者と解析者に重要な設計挑戦となる。

(引地)

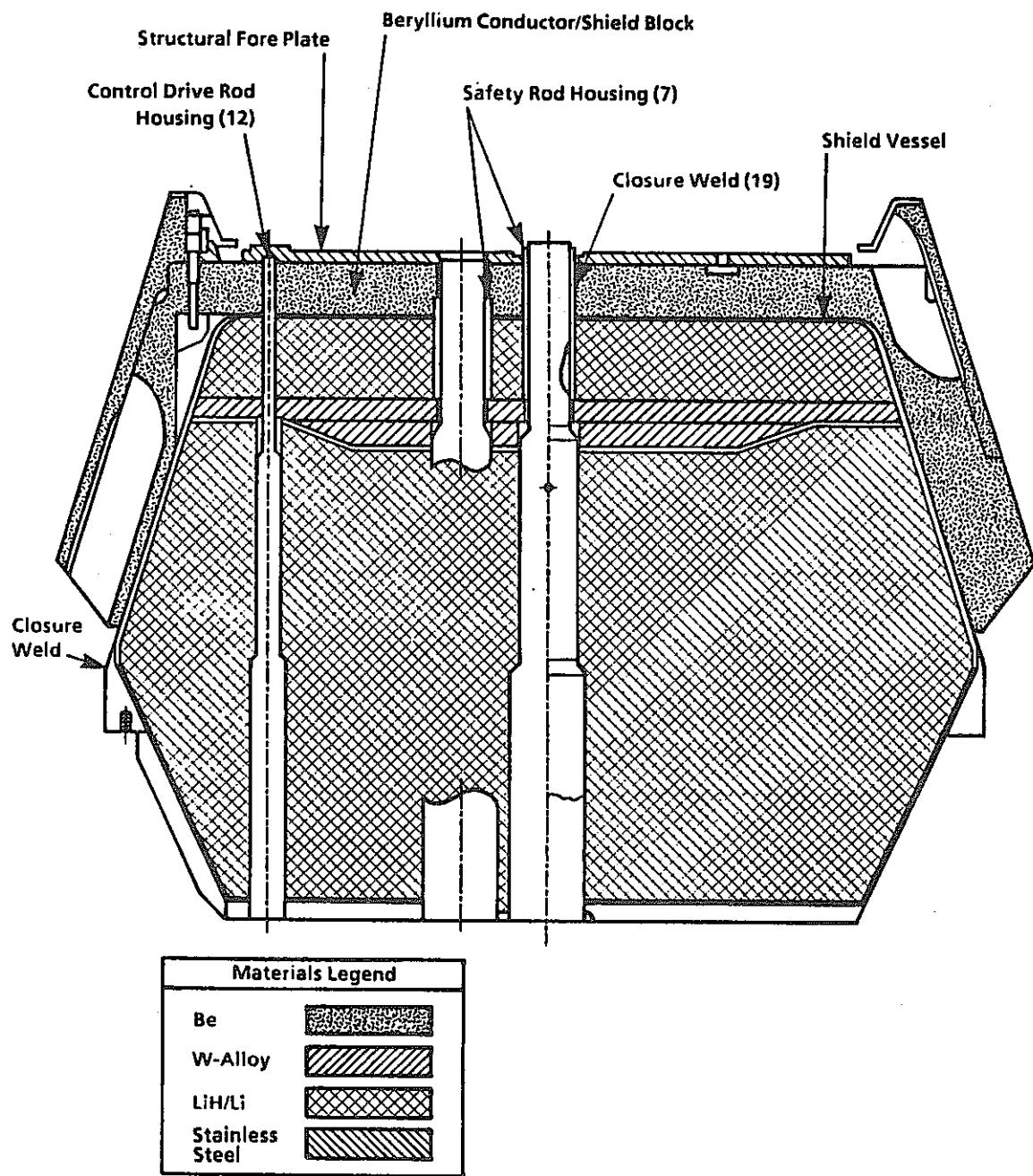


Figure 1. SP-100 Flight Shield Design

(D 冷却系-1)

S P - 1 0 0 補助冷却ループの設計根拠
Rationale for and Design of SP-100 Auxiliary Coolant Loop

N. W. Brown, D. W. Lunsford, Van Dat Nguyen, D. C. Waden Kamper

出典 : 6th Symposium on Space Nuclear Power Systems, Jan. 1989, Albuquerque,
pp. 571-575

序論

宇宙用原子力システムでも種々の原因により一次冷却材喪失事故が起こりうる。これらの原因や物理的現象（燃料被覆管破損やFP放出を含む）が、S P - 1 0 0 に関して研究されている。一次冷却材の有効性とは無関係である補助冷却ループがある場合と、ない場合について評価が行われている。これらの結果より、補助冷却ループの必要条件及びこれらの条件を満たす設計が開発されている。

冷却材喪失の可能性

S P - 1 0 0 の一次熱輸送システム（P H T S）をFig. 1に示す。一次冷却材であるリチウムは、原子炉容器、P H T S配管やループ構成機器（T E Mポンプ、出力変換アセンブリ、ガス・セパレータ等）から成る一次冷却材バウンダリ内を流れる。一次冷却材バウンダリはP W C - 1 1 (ニオブ合金 Nb-1Zr-0.1C)で作られ、完全に溶接されている。冷却材バウンダリの破損は、母材や溶接継手内のひび、或いは未知のソースによる化学的腐食やデブリの衝撃等によって起こりうる。従って、母材や溶接の品質が、耐漏洩性やひびの有無を保証するために規定、設計、作成、そして検査される。

冷却材バウンダリ破損の外的要因として、宇宙空間内に浮遊する高速粒子が挙げられる。隕石やスペース・デブリ等がその代表例である。隕石は宇宙で自然に発生する粒子のことであり、これらの密度や粒子の大きさは明確にされている。P H T Sの壁は厚く、またこれらの粒子は軽いために、隕石は一次冷却材バウンダリの破損に対してそれほどの脅威はない。

一方、スペース・デブリは人間が活動する軌道上に多く存在する。これらの大きさや密度は隕石と比較すると非常に変化に富んでいる。デブリのソースは人間が軌道上に設置した物体の破損片なので、軌道上に多く存在する。デブリの中には未防護の一次冷却材バウンダリを貫通する程の大きさのものもある。従って、この様なデブリを避けるか、或いは一次冷却材バウンダリを防護する必要がある。

一次冷却材バウンダリの大半は、放射能遮蔽体や再突入遮蔽体によってデブリから防護されている。但し、一部には特別な防護が施されている箇所もある。粒子の貫通による一次冷却材喪失の確率が10年の飛行の間に、1%以下になるような防護がこれらの箇所に施されている。一次冷却材バウンダリの防護をこのレベルまでに達成するためには、デルタ部分の質量は110kg必要である。

地上のLMRsや高温液体金属テストループの冷却材バウンダリに関する知見やS P - 1 0 0 の一次冷却材バウンダリに課される防護対策等を考慮すると、スペース・デブリによるP H T Sの破損確率である1%という値は、設計、製作、検査ミスによる内部のひび割れに起因する漏洩の確率より数オーダー大きいと推察される。従って、10年の飛行中にあらゆる要因によって発生する冷却材喪失の確率はスペース・デブリによる1%とほぼ等しい。

冷却材喪失の結果

宇宙における冷却材喪失の確率は非常に高いので、事象のコンシケンスを十分に理解しなければならない。P H T S内の小穴に起因する典型的な冷却材喪失事象のコンシケンスを以下に示す。

1. 一次系のリチウムが貫通部よりリークし始める。
2. セパレータ／キュムレータ内のガスが漏洩したリチウムの分だけ膨張する。
3. 原子炉停止システムが漏洩を検知し、スクラムする。
4. ガス・セパレータ／キュムレータ内が空になり、システムも空になり始める。
5. T E Mポンプがある程度作動している限り、原子炉冷却系は正常に機能する。
6. 大量のリチウムが喪失すると（例えば、システムの25～75%）、T E Mポンプは停止する。
7. 循環がストップすると、炉内に残っているリチウムが蒸発し始め、炉心温度が崩

壊熱のために上昇する。この熱は内部輻射や伝導により空間へ伝わる。

冷却材喪失によって発生する炉心のピーク温度は非常に高いので、楽観的に見ても、燃料被覆管破損やFP放出が起こりうる。被覆管破損に続いて生じるFP放出や移行は燃料やPHTSの温度、そして冷却材喪失過程に左右される。小リークの場合でも多くのFPが放出する可能性がある。

窒素ガスやFPガス（主に窒素ガス）はSTP（標準状態）時では 20 m^3 以上になる。ガスは漏洩部より放出し、漏洩部の大きさにも依存するが、粒子状のFPや燃料デブリを随伴すると思われる。容器の壁が遊離ウランの融点以上になると、その移動はガス流に影響されるだろう。FPの多くは溶融ウランから放出され、リーク部より外部へ散逸すると思われる。

放出物質は重力運動や他の自然力（太陽束の様な）により地上へ運ばれる。大粒子物質の移動は地球に向かって流れる太陽束の影響をあまり受けないのでガス状物質や微粒子は大粒子のものよりも速く地球に到達するだろう。

10年の崩壊時間が地上への移動中における崩壊を説明するのに使用されている。この時間はアイソトープやその化学形態によって、実際は2年から10年以上に変化しうる。最近の評価では微粒子の移動時間を8年と定めている。アイソトープの半減期は2年よりも短いか、或いは10年よりも長いかの何れかであるので、移動時間が2, 8, 10年であろうとなかろうと、結果にはあまり影響しない。

地球に到達する非常に希薄な物質は、色々な経路を通じて人々に吸収される。直接雲、吸入、プレートアウト、食物連鎖、そしてフォールアウトによる直接放射等である。チエルノブリ事故の時には、非常に希薄な場所では、食物連鎖やプレートアウトによる直接放射がメイン・パスになると示している。セシウム-137がプレートアウトの主因子である。

補助冷却系に対する要求

補助冷却システムの必要条件は、まず第一に原子炉の崩壊熱を除去することである。崩壊熱除去率は、スクラム想定時の冷却材喪失過程における燃料のピーク温度や燃料ピンの被覆管温度を十分に押さえることができなければならない。また燃料のピーク温度は、UNの解離が起こらない程度に押さえなければならない。更にUNは炉心形状を確保し、且つ遊離ウランの発生を押さえる様な通常の化学量論的状態に保持されなければならない。一般の炉心形状は、炉心や制御棒の相対位置、反射体要素、又はロッドや反射体要素の組合せ等によって未臨界状態を確保する必要がある。遊離ウランはレニウム燃料被覆ライナやPWC-11被覆材を侵食するので、その発生量を押さえなければならない。被覆管のピーク温度は、ガス状FPの多くを保持できる程度に押さえなければならない。

要求される被覆管のピーク温度限界やプレナム長は、冷却材喪失事象中に放出されるFPガスの量に依存する。被覆管の健全性を保証するプレナム長は、燃料温度2000Kに相当する被覆管温度と選定されている。

選択した補助冷却系の記述

炉心冷却システムの基本である“バイオネット”の容器内のマニホールドをFig. 1に示す。マニホールドは、炉心を冷却・循環するリチウム冷却材の分配器及び収集器のための2室で設計されている。マニホールドの下部室は、原子炉外部にある補助冷却ループ（ACL）から流入するリチウムの収集室である。リチウムは、炉心の燃料領域を内部バイオネット・チューブを通して下部室から軸方向前方に分配される。リチウムが内部バイオネット・チューブの先端に達すると、内部バイオネット・チューブ内にある小穴を通過していく。

ここでリチウム冷却材は反転し、外部バイオネット・チューブと内部バイオネット・チューブの間のアニュラス部内の炉心領域を通り軸方向を逆方向へ流れる。ここでリチウムは炉心部の熱エネルギーを吸収し、アニュラス部を通り、マニホールドの上部室へと収集される。その後、上部室のリチウム冷却材は炉外の補助冷却ループへと流れる。

炉心の冷却機能喪失事象では、補助冷却ループにより崩壊熱を除去し、燃料温度を基準レベル（2000K以下）に維持する。

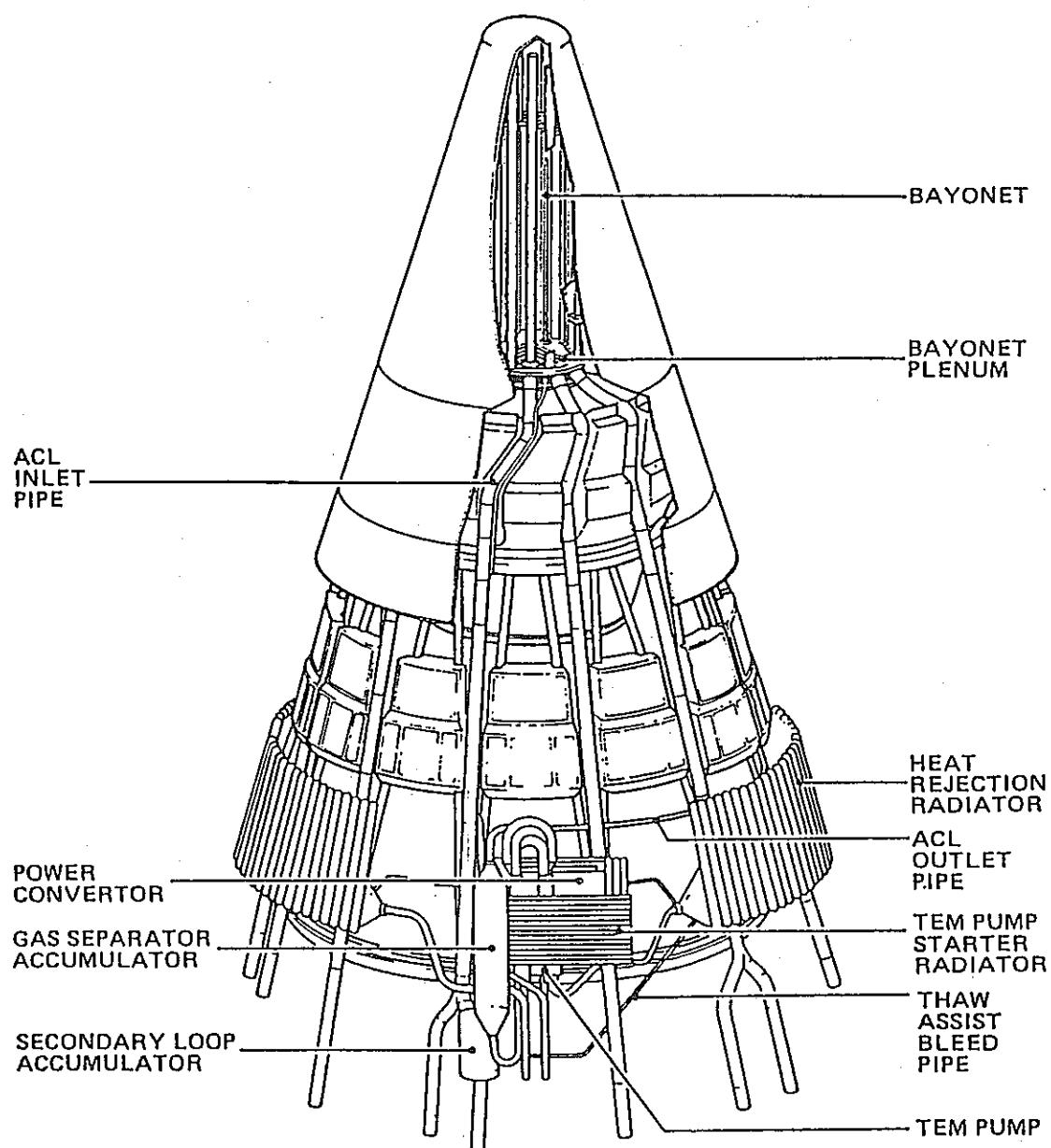
結論

冷却材喪失事故及びそれに対する防護設備への影響に関して詳細に研究されている。宇宙空間における冷却材喪失事故による地上への放射能コンシケンスは、非常に低いと評価

されている。冷却材喪失確率は、周囲に存在するスペース・デブリの状態や設計に左右され、その値は10年の飛行で1%以下である。

燃料温度を2000K以下に維持し、原子炉構造物の健全性を確保し、そして宇宙空間の廃棄可能な場所へ推進することのできる補助冷却システムが概念化されている。補助冷却ループの使用により、炉心崩壊の確率を補助冷却ループのない場合の1%からさらに2オーダー軽減することができるだろう。

(清 野)



88-237-07

Figure 1. Bayonet Tube Auxiliary Cooling System.

(D 冷却系 - 2)

宇宙船設計のための 2 相流挙動の定義
Definition of Two-Phase Flow Behaviors for Spacecraft Design

W. S. Hill (Foster-Miller, Inc.)
F. R. Best (Texas A&M University)

出典 : 7th Symposium on Space Nuclear Power Systems, Jan. 1990, Albuquerque,
pp. 547-551

序 論

微少重力下での 2 相流の挙動は余り知られていない。この研究は, Air Force Weapons Laboratory の委託で行った。この 2 年間の計画の目的は次のようなものである。

- 地上での上向き／下向き流テストを, 2 相流に対して重力が重要な影響を及ぼす領域を決定するのに使用する。これは減少重力下でのより困難で費用のかかる航空・宇宙実験テストマトリックスを減らすのに使用する。
- 重力が重要でない条件に対して地上テストの結果を確証するのに, 又, 重力が重要な条件に対して 2 相流挙動を調べるために KC-135 航空機フライトテストを行う。
- 2 相流実験の結果を, 宇宙船中の 2 相流の広い範囲の実際的な応用に拡張出来るような解析的な仕事の実施
- 地上及び航空テストの結果を確証し, 拡張する為に, 地上実験体系で宇宙実験を設計する。

Foster-Miller(会社名) は実験装置を製作し, 地上及び航空テスト計画に協力し, 宇宙実験設計努力を行う。Texas A&M チーム(大学) は, 流動モデルを提供し, データ解析を行い地上・航空テスト計画に協力し, NASA Johnson Space Center Reduced Gravity Program Officeとのリエゾンになる。

実験装置

この計画では初期に, R-12 (dichloro difluoro methane) が, 作動流体として使用されると決定された。その理由は, R-12 の低い毒性, 低い蒸発潜熱, 低い表面張力, 高蒸気密度である。低い潜熱はある質量流量とコリティに対して電力消費を減少させ, 低い表面張力は比較的小さなチューブで大きなスケールシステムのモデル化を可能とする。(Weber 及びBord数によって)

地上テストと航空機テストのテスト体系は同じなので比較出来る。この装置は 2 相流ループを含んでいる。“free-float”パッケージと支持部を含んでいる“bolt-down”パッケージからできている。航空テスト計画のゼロ-g軌道中は, “free-float”パッケージは制限内で, turbulence 又は maneuvering によって引き起こされる加速度を減少させるように自由に動く。これは, 30 フィートのヘソ状の(umbilical) 液を内蔵するチューブを通して据え付けの“bolt-down”パッケージに接続している。この設計は, 以前の KC-135 テストの際に, Texas A&M チームによって使用された。

Fig. 1 には, このテストシステムの free-float の部分を示す。2 相流実験と余り関係の無い場所は, 簡単に説明してある。このシステムは NASA Phase I SBIR 計画で開発した Foster-Miller 2 相流ポンプを使用している。ポンプの入口で, 液と蒸気を分けて, 別々にくみ出す。このポンプは電力が少なくて済む。凝縮させる必要が無いからである。断熱部の上端で, 2 相を再合流させる。各フローパスで, 流れを完全に凝縮させる必要が無いので, ある流量／コリティを得るのに必要な蒸発器電力は少ない。事実, 蒸発器の電力入力は原則的には非常に小さい。そして凝縮器は, ポンプ入力エネルギーを放出するのに必要なだけのものに, 縮小されたスケールになっている。このアプローチは, 有効な電力がいつも限定される宇宙実験には特に価値がある。

この計画では, 半密閉(静的シールのみ)の原型 2 相ポンプバージョンが, ハウジングの中に入った 400Hz の 3 相誘導モータを使用して組み立てられた。このモータは, 可変周波数電力供給により駆動されるが, 12,000rpm のどのスピードでもポンプを駆動する事が出来る。R-12 の蒸気密度は大きいので, この 2 相ポンプはかなりの蒸気圧縮能力(約 120kPa) がある。これは, 安定したシステム運転に役立つ。

地上テスト計画では, 2 相流混合物は 2 つの連続する断熱部を通して流れる。1 つは上向き流, 1 つは下向き流である。各断熱部は透き通った PVC パイプで防護された高圧ゲージガラスで組み立てられている。従って, 直接流れを観察出来る。上向き流及び下向き流

のセクションは、平行な異なる直径の2つのセクションを含んでいる。各セクション共3方バルブを使っている。人間の眼による観察は、Kodak Ektapro 1000ディジタルイメージャー（高速ディジタルイメージレコーダ）によってより能力がアップされる。この装置は、通常の高スピードフィルムに比較して優れている。又、データカセットの交換は楽である。

重力圧力勾配が予想出来ないときでも、定性評価は断熱セクションでの摩擦圧力降下を決定する事によって可能となる。これは圧力降下測定値と、チューブを動かないようにする為の力の測定値を組み合わせる事により達成させる。これらの軸方向力を測定するには、flow tube がシステムの他の部分より機械的に分離されている必要がある。圧力降下測定は、特殊な差圧変換器で得られている。この測定ラインはシリコン流体で満たされ、金属膜で流れより隔離されている。

凝縮器は直列につながった3台の二重管熱交換器から成り立っている。各熱交換器は、別々の冷水流で冷却される。運転が簡単になるように、氷のバスが最終エネルギー・シンクとして使用されるであろう。各凝縮器セクションには、熱伝達データが得られるように計装をする。蒸発器は、凝縮器の直後に置かれているが、加熱面として働いている sputtered gold film のつけた直圧ゲージガラスの3つのセクションより成り立っている。蒸発器の電力は直流である。

テストシステムは地上テストと飛行テストの間に、幾分変更される。上向き流／下向き流のセクションは、2つのバルブで選択可能な平行チューブの水平テストセクションで交換される。2番目の断熱セクションは、追加される通常は使用されない凝縮セクションで置き換えられる。この凝縮部は必要なら、追加的な凝縮力を提供する事になる。この追加された凝縮器は、追加的な断熱テストセクションとして役立つ大きな径のチューブとなる。

プログラムスケジュール

このプログラムスケジュールは1988年9月末に始まった。地上テストは1989年10月に始まり、飛行テストは1990年初に始まる。1990年9月にプログラムは終了する。

(大坪)

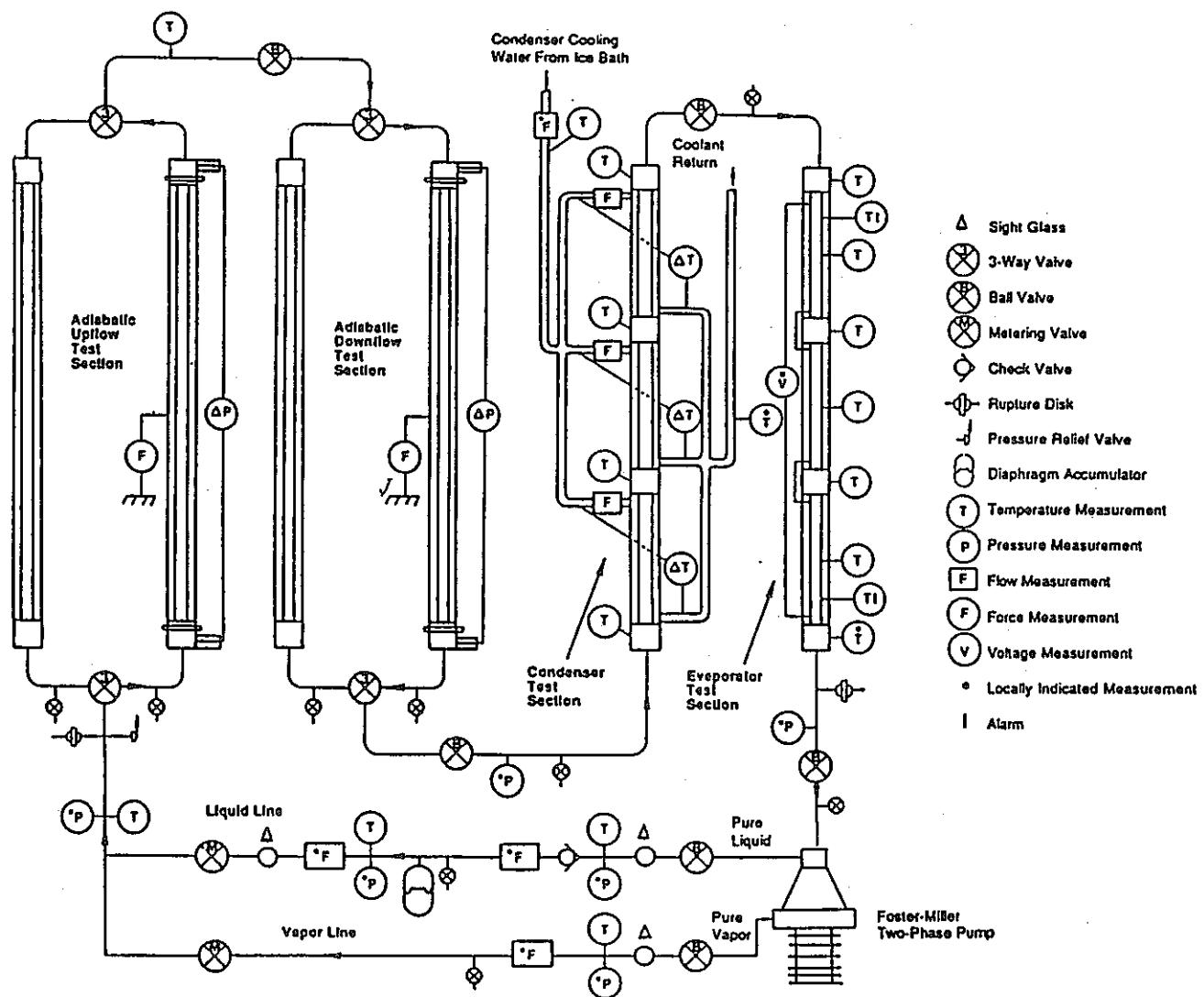


Figure 1. Schematic Illustration of Free-Float Package Configuration.

(D 冷却系 - 3)

ウイックの乾燥切れと再湿潤に関する研究
Studies of Wick Dry-out and Re-wet

Gustave Stroes, Darren Fricker, Farrokh Issacci and Ivan Catton

出典 : 7th Symposium on Space Nuclear Power Systems, Albuquerque, pp. 1008-1010,
Jan. 1990

序 論

ヒートパイプの性能限界を超えて熱負荷をかけると、ヒートパイプのウイックは乾燥切れを起こしてしまう。入熱の急激な変化でも継続的な乾燥切れを起こしてしまう。ヒートパイプをうまく再作動させるためには、ウイックを再び湿潤させるか冷却することが必要になる。現状では、乾燥ウイックの濡れ現象についての我々の理解は非常に限られている。原子力の安全系へ適用するために、入熱有無の状態について、傾斜面を覆って流れる液膜の安定性が研究されてきている。Yih(1955)とBenjamin(1957)は、熱移動なしの純粹な流力学的問題として解析的に研究した。

Benjamin(1957)によって、全てのレイノルズ数について垂直面を落ちる自由表面流れは不安定になることを示す解析的な中立安定性曲線が得られた。その後、Bankoff(1971)は、Yih(1963)が作った乱れ処理法をもって、流力と熱移動問題を組み合わせて研究を開始した。この研究によって、落ちる液膜の表面からの蒸発は不安定効果を持つことがわかった。

斜面を覆った液膜流が加熱された時、蒸発は自由表面から起きる。その蒸発は不安定効果を持ち、自由表面にゆらぎを引き起こす。表面の波の谷の部分では、厚みが薄くなるから峰の部分よりも蒸発率はより大きくなる。表面を出た蒸気は、通常液体に反動的な圧力を及ぼし、それゆえに峰よりも谷の方が大きくなつて振幅をますます大きくする傾向がある。

薄膜の破壊は、入熱の熱流束や液体の接触角、壁の濡れ性によるものである。乾燥切れ表面の再湿潤はプロセスを複雑にする。乾燥切れ表面が、表面張力や、粘着力、慣性力や粘性力のような力で、いかに速く再び濡らされるかである。

我々が着目した問題は、表面を覆うウイック材があった場合の乾燥切れと再湿潤についてである。乾燥切れと再湿潤に関する重要なメカニズムの多くはそれぞれに異なる。ウイックは乾燥切れを遅らせ、再湿潤を助けるにちがいない。この時、どのようにしてウイックが再湿潤(冷却)するかはわからない。乾燥領域に液体が再浸入するために働く力は知られていない。本作業は、これらのプロセスについて予備実験的な研究を報告するものである。

実 験

実験は、ウイックの乾燥切れと再湿潤を研究するために立案された。これらの実験の目的は、ウイックの乾燥切れと再湿潤を支配するメカニズムの調査と、ウイックの細孔の寸法、濡れ特性、およびその初期温度、液体の熱的物性値、そして系の圧力等の変化に対する挙動を見きわめることにある。

装 置

Fig. 1 に装置の概略を示すと同時に、Fig. 2 に装置の写真を示す。この装置の核心は、長さ 45cm、幅 15cm の平板にある。平板は一端が加熱され、そして僅かに傾けられている。流体の薄膜は板から流れ落とされる。板の下がった方の角近くで、薄膜が乾燥切れを起こすように充分な加熱が行なわれる。下がった方の角から 2.5cm 間隔で 3 ケ所熱電対が配置される。乾燥表面と濡れ表面の間には熱輸送率に大きな違いがあるから、乾燥切れが起ると大きな温度変化を生じる。乾燥切れの結果としての熱流束の減少は、再湿潤を監視するための手段の一つとして使える。各々の熱電対もまた板の特定の場所のために参照され、それは乾燥切れを起こしてしまった領域を知ることになる。目視観察は、温度計測を増やしたことになる。

ここでは、平らな表面に 6mm の銅板を用いた。上の表面はむきだしのままとし、できるだけ滑らかにした。この形態は、薄膜の実験に使われる。ヒートパイプの状態を模擬するために、あとで溝をつけたり、ウイックを組め込んだりする。加熱は 2.5cm × 12.5cm の張り付け(patch)ヒーターで行なわれる。それらは、それらの主な軸が板の長さ方向と直角をなす方向に、並んで組み込まれる。この方法では、さまざまな大きさや形の温度勾配を

つけて、板から流体を流れ落とすことができる。張り付けヒーターは、それらが作動流体と可能な限り接近するよう底に組み込まれる。これによって、より観察しやすいステップ状の入熱を与えることができる。最後に、平板は装置の取付部から分離することができるから、別の設計のものと取り替えることができる。その低い熱伝導率によって、ウォーミングアップから平板の導入端を保護するためにスチールの使用が望ましい。

板から流体が流れ落ちるための力は、重力による。その大きさは板の角度を変更することで調節することができる。流体薄膜の厚みは、板のちょうど真上に置かれたナイフエッジによって制御される。流体は上部の貯蔵部から板に供給され、底部にある別の貯蔵部に集められる。ポンプは流体を再び循環する。実験装置全体はプレキシガラス（プラスチックガラスの1種で、風防ガラスやレンズに用いる：商標名）の容器の中に組み込まれる。この容器は、流体にフレオンのようなものが使われた時には気密にされる。興味ある幾つかの種類のうち、フレオン113はナトリウムの薄膜を模擬するには水よりもかなりよく、熱流束を1桁下げることができる。

結果と検討

乾燥切れの広がる度合は、加熱率の関数として計測された。板の温度に関するこれらの結果は、重要なプロセスについて予備的な知見をもたらした。熱負荷の減少により、再湿润プロセスが観察された。乾燥切れと再湿润サイクルの映画がつくられ、Morrin-Martinelli-Gier Heat Transfer Laboratoryを通じて利用できるようになった。

謝 辞

この作業は、契約No. NAG3-899に基づくNASA Lewisと、契約No. NCC21-374 Supp2に基づくNASA Drydenの支援を受けて実施した。

参考文献

省略

(片 岡)

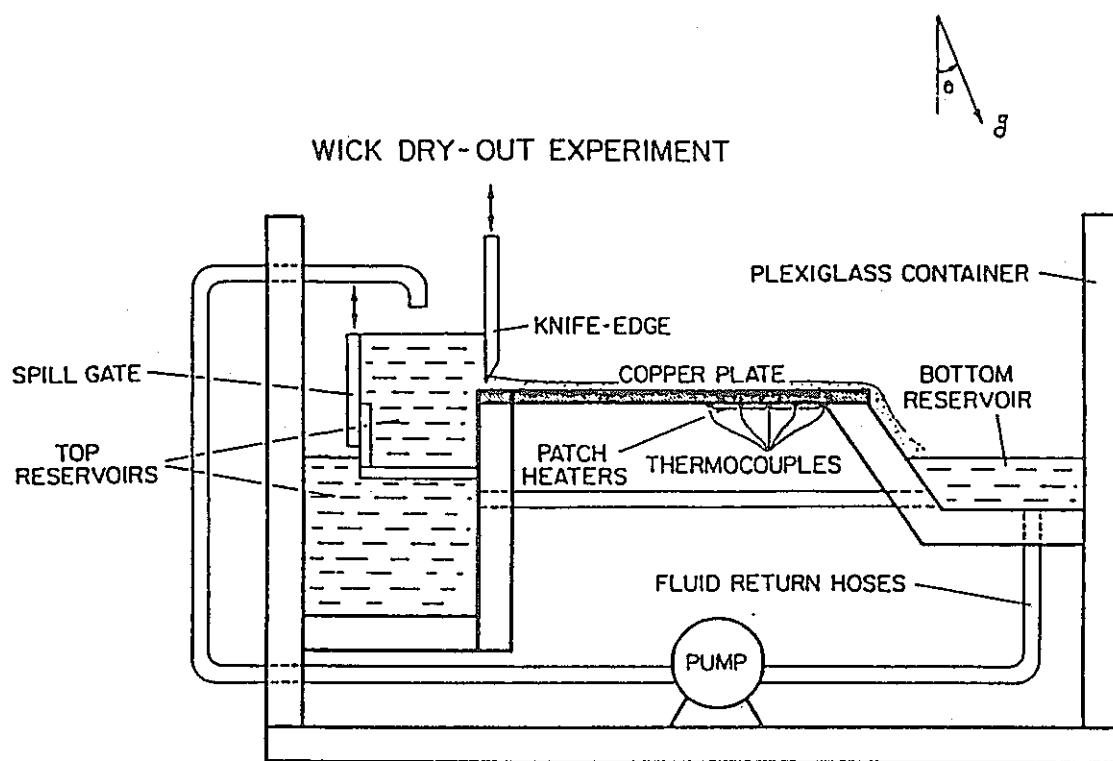


Figure 1. Schematic of Wick Dry-out Experiment.

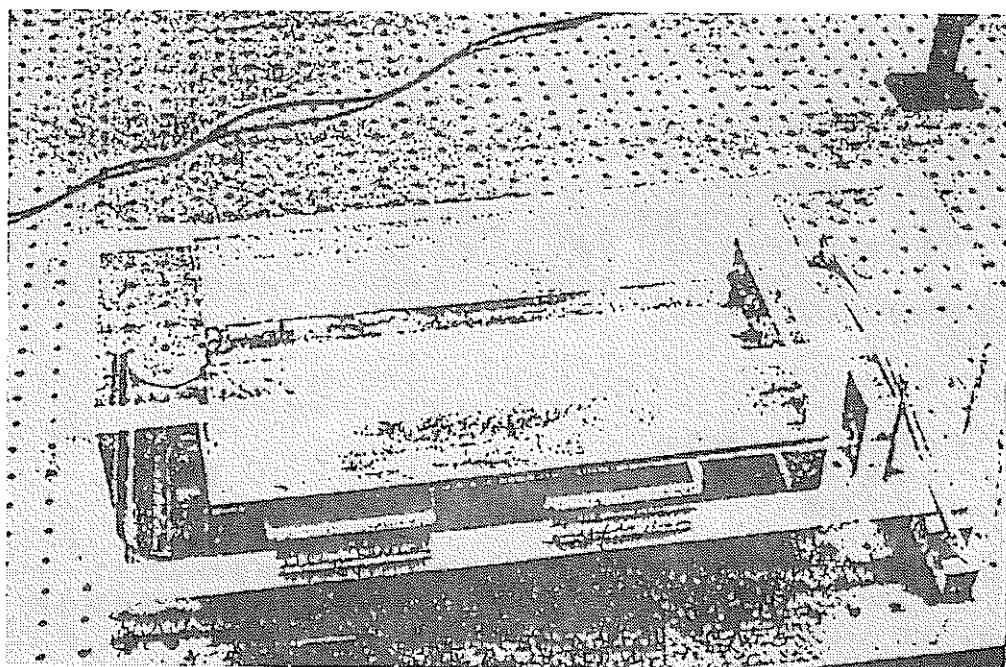


Figure 2. The Experimental Set-up.

(D 冷却系 - 4)

強制流動沸騰時の圧損及び熱伝達に及ぼす重力の影響
The Influence of Gravity on Pressure Drop and Heat Transport in Flow Boiling

J. F. Klausner, B. T. Chao, S. L. Soo

出典 : 7th Symposium on Space Nuclear Power Systems, pp. 539-546, 1990

序 論

近年、宇宙ステーション用のコンパクト熱除去システム開発に興味が集まっている。高熱伝達率を得る為、強制対流沸騰熱伝達を使用している。多くの論文が発表されたが、流動沸騰中の高熱伝達率の支配機構について不一致が残っている。微小重力下での沸騰関係式の開発は、基礎熱伝達メカニズムの理解や、この機構に対する重力の影響の理解に必要である。(中略)

主な不一致の一つは、巨視的又は微視的対流が、支配的な機構かどうかという点である。この仕事では、流動沸騰中の圧損及び熱伝達に対する重力の影響をより良く理解する実験事実が得られた。このデータはまた、巨視及び微視対流の相対的な重要性に関する不一致を明らかにするのに役立つ。

実験計画

冷却剤 R 11 使用の強制対流試験装置を製作し、垂直上昇流及び下降流について研究する。各セクションに沸騰部と断熱部がある。内径 19.1 mm, 長さ 1.48 m の固い銅製の円筒で製作している。次のパラメータにつき、測定出来るようになっている。

: 質量流量、熱流束、蒸気コリティー、蒸気体積割合、二相摩擦圧力損失、熱伝達係数
(中略)

摩擦圧損測定結果

垂直二相流の圧損を決める方法は、Klausner 等が論じており、ここでは再議論しない。実験条件は、質量流量 : $G = 138, 256, 332, 401 \text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}$, 熱流束 : $gw = 4.0, 11.4 \text{ kW/m}^2$, 体積平均蒸気体積割合 : $\langle \alpha \rangle = 0.5$ より 1.0 の少し下の値まで。流動様式は $\alpha > 0.7$ で円環状, $0.7 > \alpha > 0.5$ でチャーン/円環状である。蒸気速度は、上昇下降流とも、液速度より大きい。

Fig. 1 では、 $G = 256, 401 \text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}$, $gw = 11.4 \text{ kW/m}^2$ について示す。Fig. 1 以外にも、 $G = 332, 138 \text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}$, $g = 8.9, 4.0 \text{ kW/m}^2$ のデータもあるが、ここではスペースの関係上載せていない。二相圧損 $\Delta P_{2\phi,f}$ は蒸気体積が増加する程大きくなる。沸騰域の $\Delta P_{2\phi,f}$ は、断熱域の $\Delta P_{2\phi,f}$ とほとんど同じである。 $\Delta P_{2\phi,f}$ は質量流量を増加すれば増大し、バルクターブレンスの影響が明らかになっている。上昇流の圧損は従来のデータと一致する。

Fig. 2 に典型的な摩擦圧損を示す。再現性はあるが、データは散らばっている。Thorsen 等は、以前にも下降流について測定したが、結果は散らばっている。しかし $\Delta P_{2\phi,f}$ は下降流より上昇流の方が大きいという事は言えそうである。

$\Delta P_{2\phi,f}$ と $\langle \alpha \rangle$ の関係よりも、 $\Delta P_{2\phi,f}$ と無次元のアニュラーフィルム厚さ δ^* の関係の方が分かり易い。ここに、

$$\delta^* = \delta (\tau_c / \rho_v)^{1/2} / \nu_v \quad \tau_c = (- dP/dZ)_{2\phi,f} (D - 2\delta) / 4 \\ \delta = (1 - \langle \alpha \rangle^{1/2}) D / 2$$

τ_c : 特性境界せん断応力

ρ : 密度

ν : 動粘性係数

D : 管径

dP/dZ : 圧力勾配

摩擦圧力損失データについての関係式を求める為に、特性二相摩擦係数 $f_c = \tau_c / \frac{1}{2} \rho_v U^2 v$ を導入する。 U_v は蒸気表面速度である。又、蒸気についての単相摩擦係数 f_s を導入する。これらは蒸気レイノルズ数 $Re_v = \rho_v G (D - 2\delta) X / \nu_v$ で決定されるものである。ここに X は蒸気コリティーである。

Fig. 3 には $f_c / f_s - 1$ と δ^* の関係を示す。良い相関関係が得られている。

下降流については We 数を入れる。 $We = \rho_v Z U^2 Z / \sigma$ で Z は液体表面速度, σ は表面張力, ρ は液相を表す。Fig. 4 には $[(f_c / f_s) - 1] We^{1.5}$ と δ^* の関係を示す。

We 数を入れる必要があるのは、Capillary(毛管の) wave効果が下降流ではある為らしい。下降流は上昇流に比較して安定であるが、これは目視及び高速カメラで観測された。下降流では二相間のダイナミック相互作用を支配する、小さなCapillary waveが存在する。一方上昇流の液膜は極めて不安定で、この膜が壊れて大きなスケールのディスター・パンスが発生し、Capillary waveを破壊する。大きなスケールのディスター・パンスは、より大きなdissipation(消散)になり、より大きな摩擦損失をもたらす。かように重力は、液一蒸気境界のダイナミックスを通して、 $\Delta P_{2\phi,f}$ に影響を及ぼす。

熱伝達測定の結果

垂直上昇流と下降流についての二相熱伝達係数の測定は、三種類の熱流束 $gw = 11.4, 8.6, 4.0 \text{ kW/m}^2$ と四種類の質量流量と摩擦圧力損失と同じ蒸気体積領域で行った。垂直上昇流と下降流についての熱伝達係数データを、 $G = 256, 401 \text{ kg/m}^2 \text{s}, gw = 11.4 \text{ kW/m}^2$ についてFig. 5に示す。 $\langle \alpha \rangle$ が小さいとき、上昇流の $h_{2\phi}$ は変化無し。 $\langle \alpha \rangle$ が大だと $\langle \alpha \rangle$ につれて $h_{2\phi}$ は増加する。上昇流の高熱伝達率はミキシングが大なため、重力場の影響である。

下降流の場合 $h_{2\phi}$ は体積割合が増加するにつれて増大する。これは、下降流の場合の摩擦損失と似ておらず、従ってバルクの乱流対流現象以外のメカニズムによる事になる。この影響は沸騰プロセスによる。

Fig. 6 a, 6 b に上昇流及び下降流での沸騰熱伝達係数に及ぼす熱流束の影響を示す。Fig. 7 a, 7 b には上昇流及び下降流での質量流量の影響を示す。

実験条件の領域では、沸騰プロセスもバルク乱流対流も全熱流束に重要な因子である。よって、重力はこの両者を通して影響する事になる。よって現在の流動沸騰熱伝達係数の関係式はゼロ、マイクロ重力条件下では一般的に正しくない。

二相アニュラーフローのバルク乱流挙動は液/蒸気境界の構造により支配される。垂直流の液膜に働く重力は、その行動に反対に働くので不安定流をもたらす。下降流では安定流をもたらす。この上昇流での不安定性が、大きな二相摩擦圧力損失と巨視対流熱伝達をもたらす。

結論

1. 巨視又は微視対流を支配的な熱伝達メカニズムとみる半実験流動沸騰相関式は、一般的には正しいものでないので、注意深く扱わなければならない。
2. 流動パターンの安定性に、液/蒸気境界で影響する重力は、二相混合物のバルク乱流輸送を支配する。

(大坪)

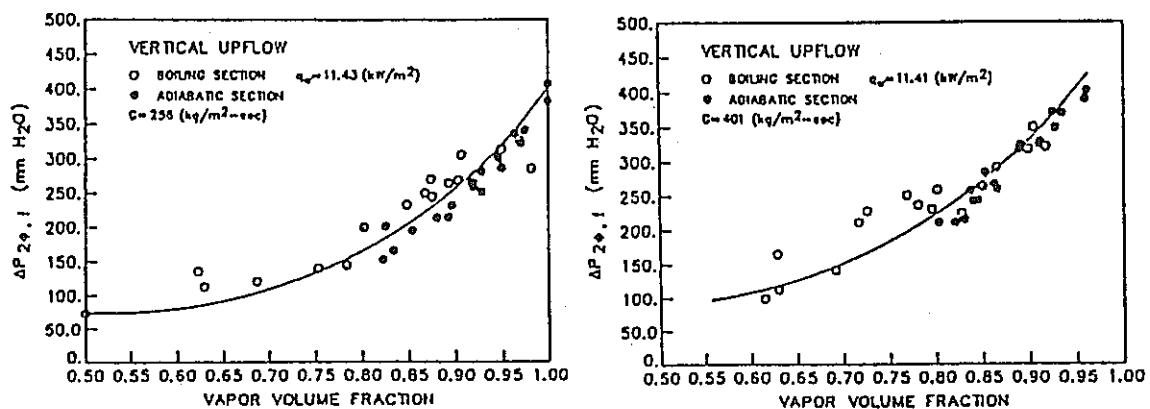


Figure 1 Frictional Pressure Drop for Boiling and Adiabatic Upflow at Various Volume Fractions.

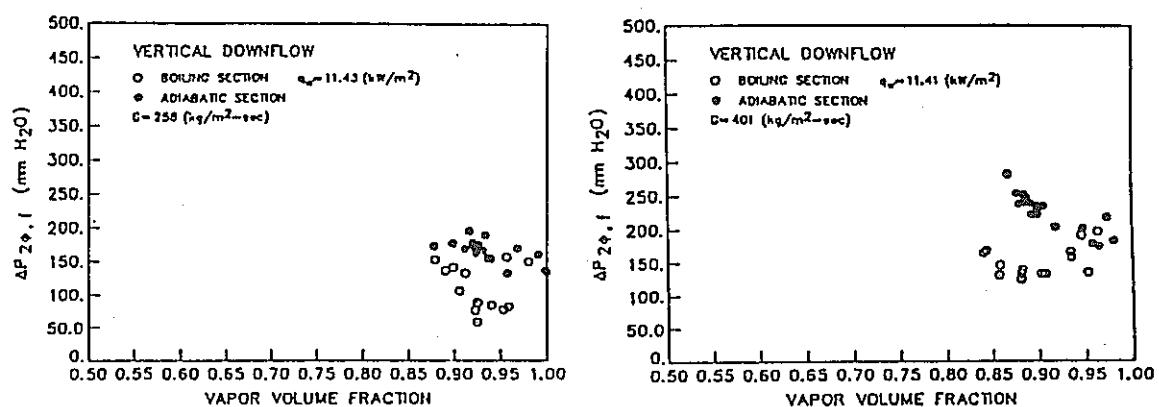


Figure 2 Frictional Pressure Drop for Boiling and Adiabatic Downflow at Various Volume Fractions.

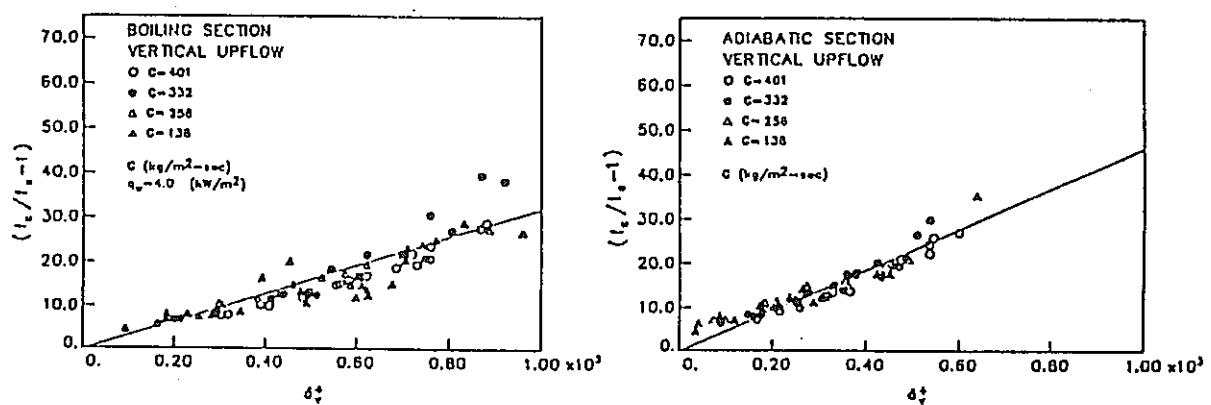


Figure 3 Correlation of Upflow Frictional Pressure Drop Data.

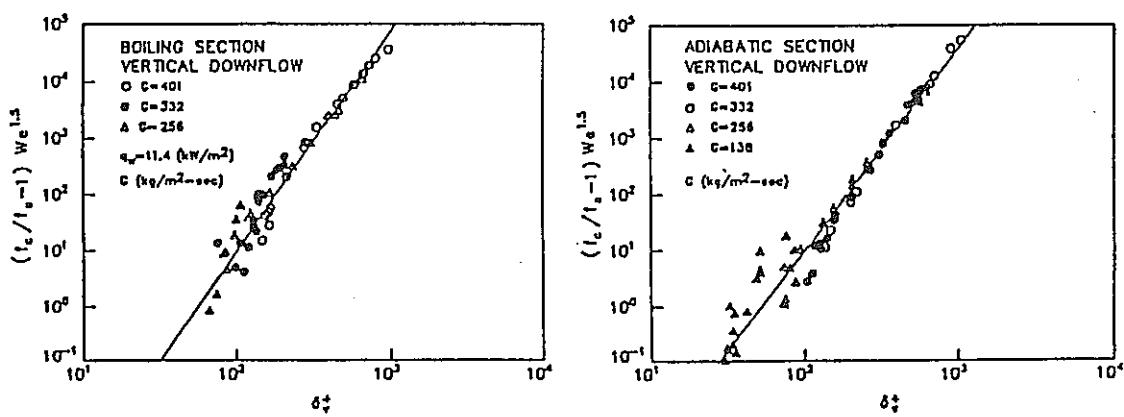


Figure 4 Correlation of Downflow Frictional Pressure Drop Data.

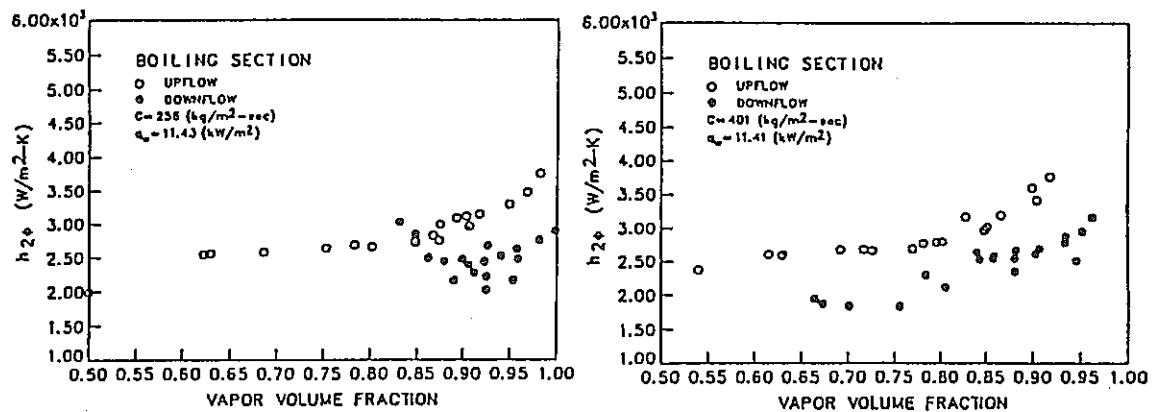


Figure 5 Variation of Upflow and Downflow Boiling Heat Transfer Coefficient with Vapor Volume Fraction.

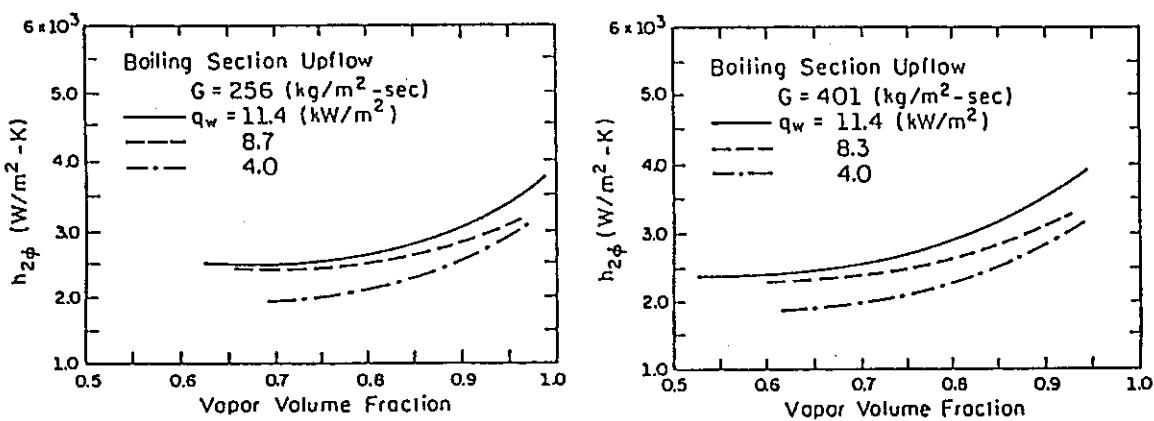


Figure 6a Effect of Heat Flux on Boiling Heat Transfer Coefficient in Upflow.

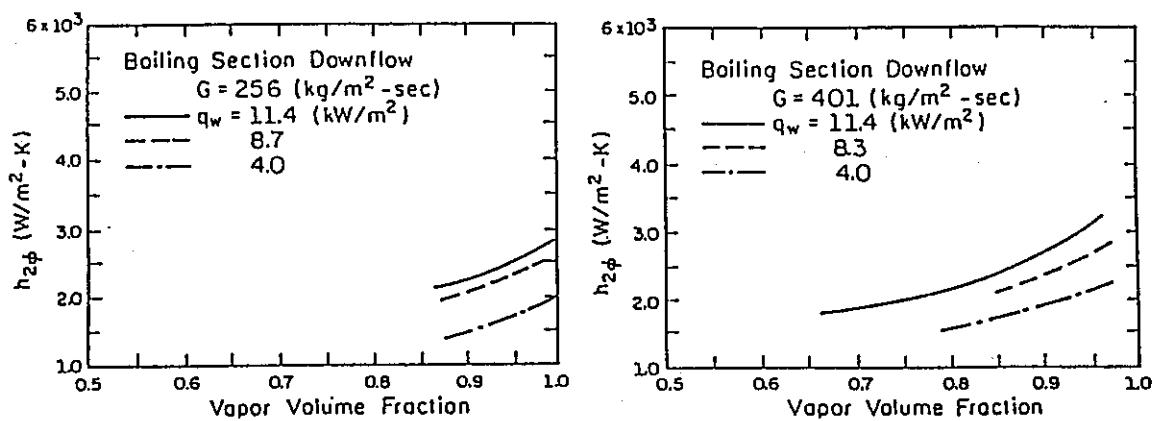


Figure 6b Effect of Heat Flux on Boiling Heat Transfer Coefficient in Downflow.

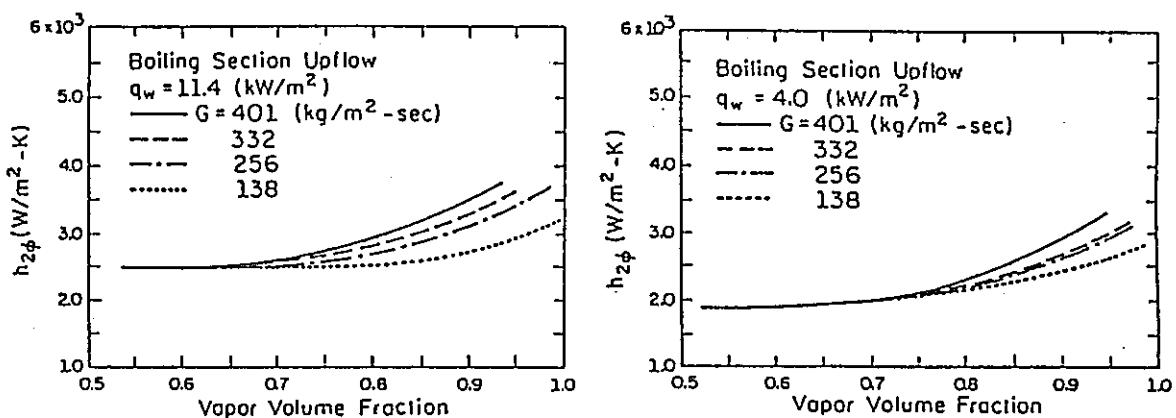


Figure 7a Effect of Mass Flux on Boiling Heat Transfer Coefficient in Upflow.

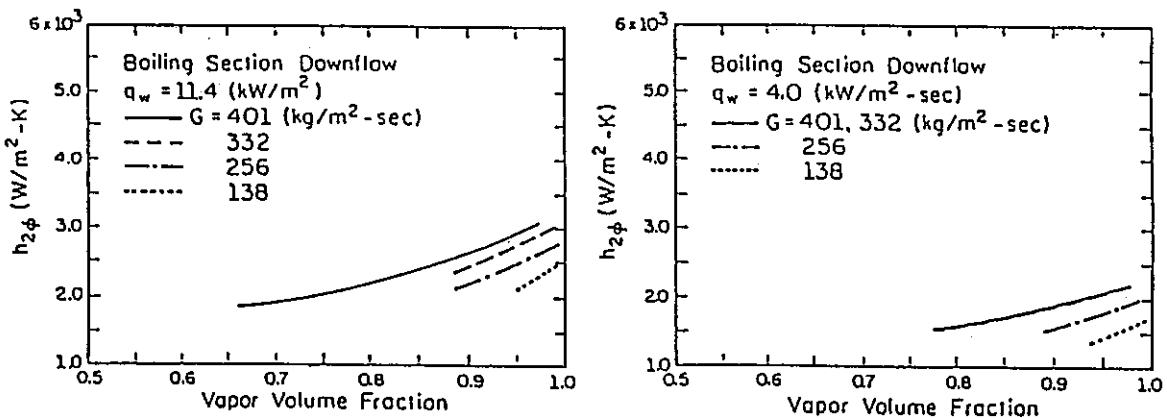


Figure 7b Effect of Mass Flux on Boiling Heat Transfer Coefficient in Downflow.

(E 発電系 - 1)

E R A T O - 2 0 k W e 宇宙電力系用の熱電気モデルの開発と確証
 Development and Validation of Thermoelectrics Model
 for the ERATO-20kWe Space Power System

J. M. Tournir , M. S. El-Genk , F. Carré

出典 : 7th Symposium on Space Nuclear Power Systems, Albuquerque, pp. 432-438,
 Jan. 1990

序 論

1982年にERATOプログラムは開始した。20～200kWeのnuclear space power system (NSPS)用の技術開発を行う。1986年に終了した第一フェーズでは、ARIANE-Vで打ち上げ予定の軌道間輸送船用のプレイトンサイクルを用いた200kW高温NSPSの概念検討を行った。

その後、3年間の2ndフェーズに入り、2005年以降に予定される第一回ヨーロッパスペースミッション用の20kWe NSPSに使用する技術の評価を行っている。このような低出力レベルでは、ラジエータ面積(150m²)に余裕があるので、ピーク温度923Kという通常のLMFBRが使用可能である。このような低温では、十分経験があり、多重性がとれるTEコンバータが使って信頼性が増す。

目 的

20kWe LMFBR使用のNSPS用TE変換器の適合性評価

熱電気モデル

P型とN型セミコンダクターのTEカップル用に定常状態数値モデルを開発した。TEモデルには、数々のオプションのTE物質がある。PbTe, SiGe及びSiGe/GaPが含まれる。このモデルには、次の仮定がある。

- a) 热源よりヒートシンクへの热伝達は、TE要素を通る热伝導のみである。故に、一次元热伝導である。横方向の热损失を考慮する為に、モデルには有効热漏洩係数が入っている。
- b) P及びNレグの断面積は一定値であるが、互いには違う数値である。
- c) P, Nレグは等長
- d) TE物質の物性値は温度依存

Fig. 1にこの数値モデルと正確な解析解との比較を示す。Table 1には数値モデルと公表されているデータとの比較を示す。よく一致している。この表には、横方向の漏洩割合も示す。

ERATO-TE系への応用

炉容器出口温度907Kより973Kの20kWe NSPS用のTE変換器の性能を予測するのに、このモデルを使用する。100～120m²のラジエータ面積では、この温度領域ではPbTeのみがよい。

ラジエータ面積をオプティマイズし、全NSPSの質量を最小にする為に、このintegrated TEモデルでは、高温側と低温側サイドの両方共、compliant padと支持構造物中の温度降下を許している。高温側でのpadの有効熱伝導度は6.25kW/m²Kで、この値はSP-100系のものとほぼ同じである。低温側では、20kW/m²Kとしている。ラジエータ表面のエミシビティーとview factorは各々0.85と0.80とする。

SP-100用に選ばれたTE変換器要素の構造設計パラメータに基づいて、integrated TE-モデルはNSPSの質量を決定する事が出来る。炉とシールドマスを次の関係式を使用して、炉熱出力の関数として得る。

$$Mr = 326 \times P_{th}^{0.03}$$

$$Ms = -0.494 \times P_{th} \times \log_{10}(P_{th}/30000), \text{ 但し } 100kWt < P_{th} < 2000kWt$$

ここでMrとMsは炉と遮蔽のkg単位での質量、P_{th}はkWtでの炉熱出力である。

炉の質量は、バーンアップと共に燃料質量の増大に基づいて決定したが、shadow遮蔽質量評価は、ペイロードから20mの炉の隔離距離に対する遮蔽の詳細中性子計算と、中性

子フルエンス 10^{13}n/cm^2 とガンマ線量 0.5 Mradに基づいている。炉の質量は興味ある出力レベルでほぼ一定である。しかし遮蔽質量は、炉熱出力の強い関数である。ラジエータの specific mass は 5 kg/m^3 に等しい。ラジエータの支持構造物の specific mass は、 2.8 kg/m^3 である。TE 変換器の質量は、TE 物質の全量より推定される。

支持構造物の質量と compliant pads の質量を説明する為に、TE 物質の質量は SiGe 及び PbTe 物質各々に対し、TE コンバータの全質量の 31% と 54% と仮定された。

PbTe の高い質量パーセンテージは、密度 ($\sim 8100 \text{ kg/m}^3$) が SiGe ($\sim 2500 \text{ kg/m}^3$) よりずっと大きい為である。補助コンポーネント (ポンプ、アクチュエーター、構造物、出力制御 …) の質量は 864 kg と評価された。そして各重さ 25 kg の 6 台の EM-ポンプを含んでいる。

Fig. 4 の結果は、SiGe パワーシステムは低い変換効率 ($\eta = 2.3\%$) のみならず、重い radiation shield となり、大きい radiation 面積 (156 m^2) となる。逆に、PbTe コンバータでは、全システム質量は、2600 kg のみでラジエータ面積は 110 m^2 となる。こうして ERATO-TE システムはブレイトンコンバータの ERATO-20 kWe レファレンスとコンペティティブになる。

結論

熱電気コンバータの一次元定常モデルは、ERATO プログラムの仕事の枠内で開発され、確認された。システム最適化研究の結果は、20 kWe の出力レベルの LMFBR 派生原子核宇宙パワーシステム用の、PbTe TE コンバータの適合性を確認している。その結果、ブレイトンコンバージョンに対する PbTe 热電気の徹底的な比較が最近行われている。評価クリティヤは質量推定、システム性能及びヨーロッパでのパワー成長のポテンシャルと PbTe 技術の状態を含んでいる。本質的に多重性のある热電気と、デュアルのブレイトン変換システムと間で比較信頼解析がなされるであろう。

(大坪)

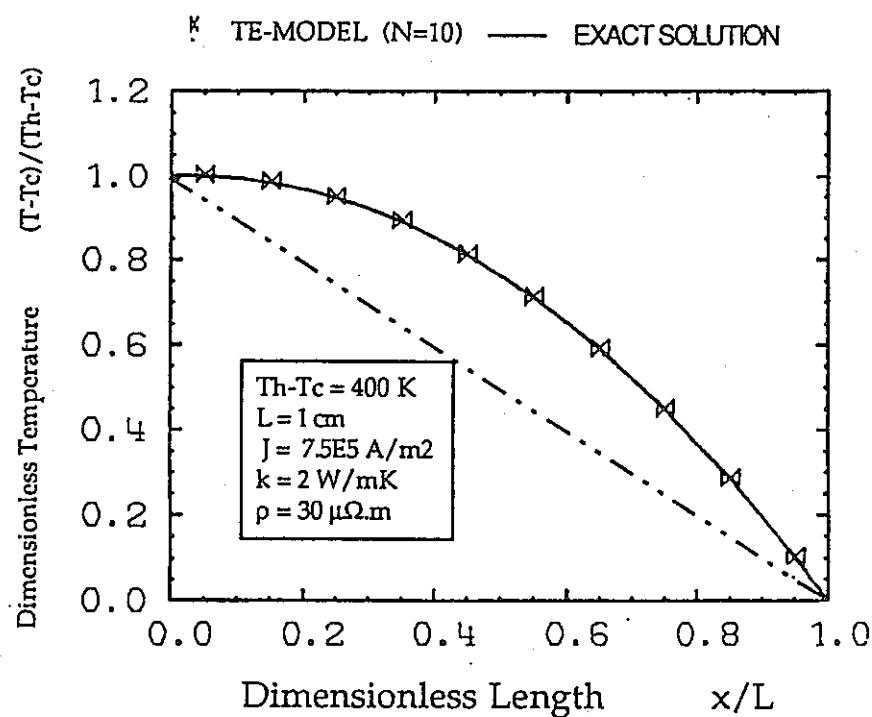


Figure 1. Comparison of the TE-Model with Exact Solution.

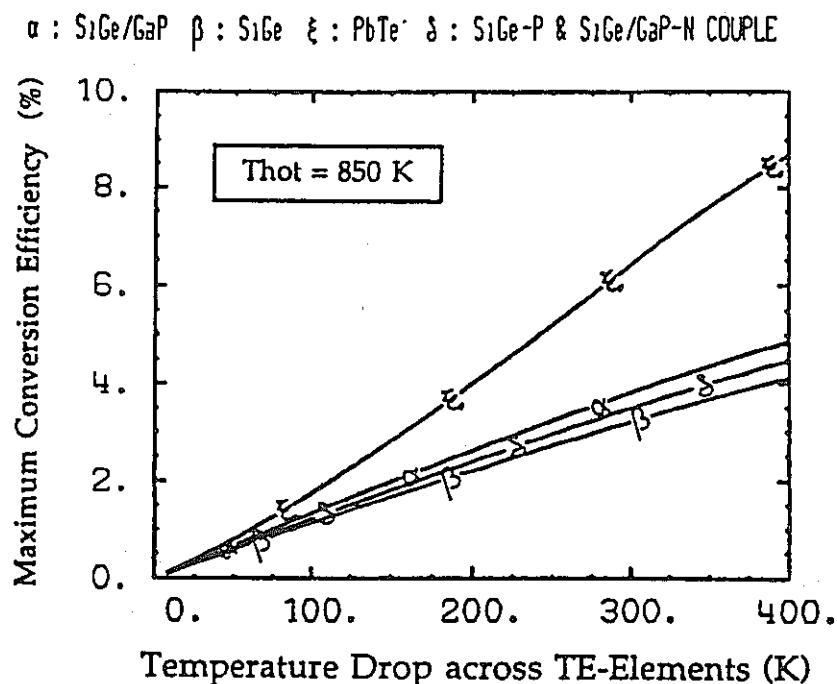


Figure 2. Comparison of Maximum Conversion Efficiency for Various Thermoelectric Materials.

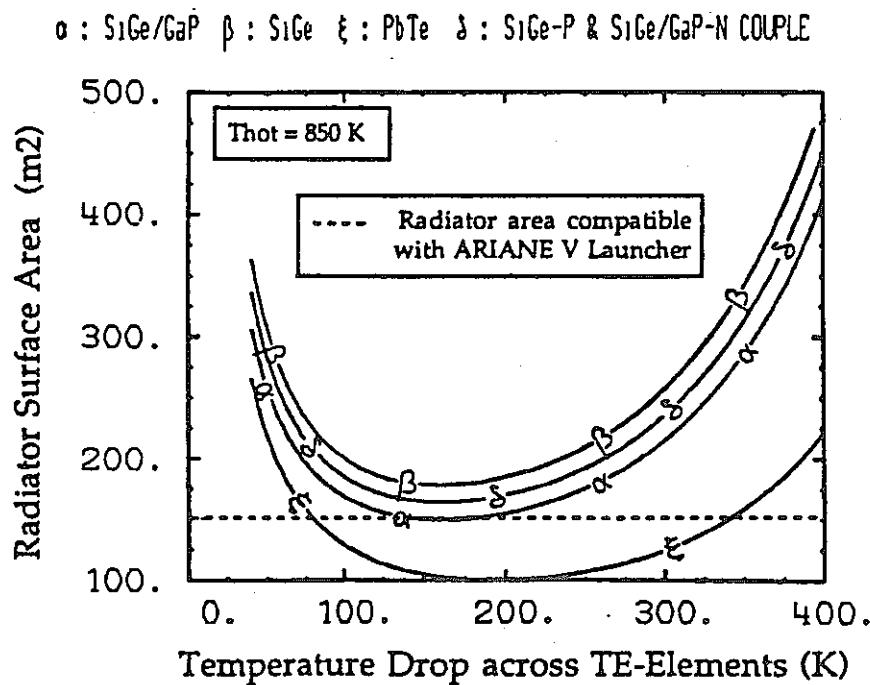


Figure 3. Estimated Radiator Surface Area for Various Thermoelectric Materials.

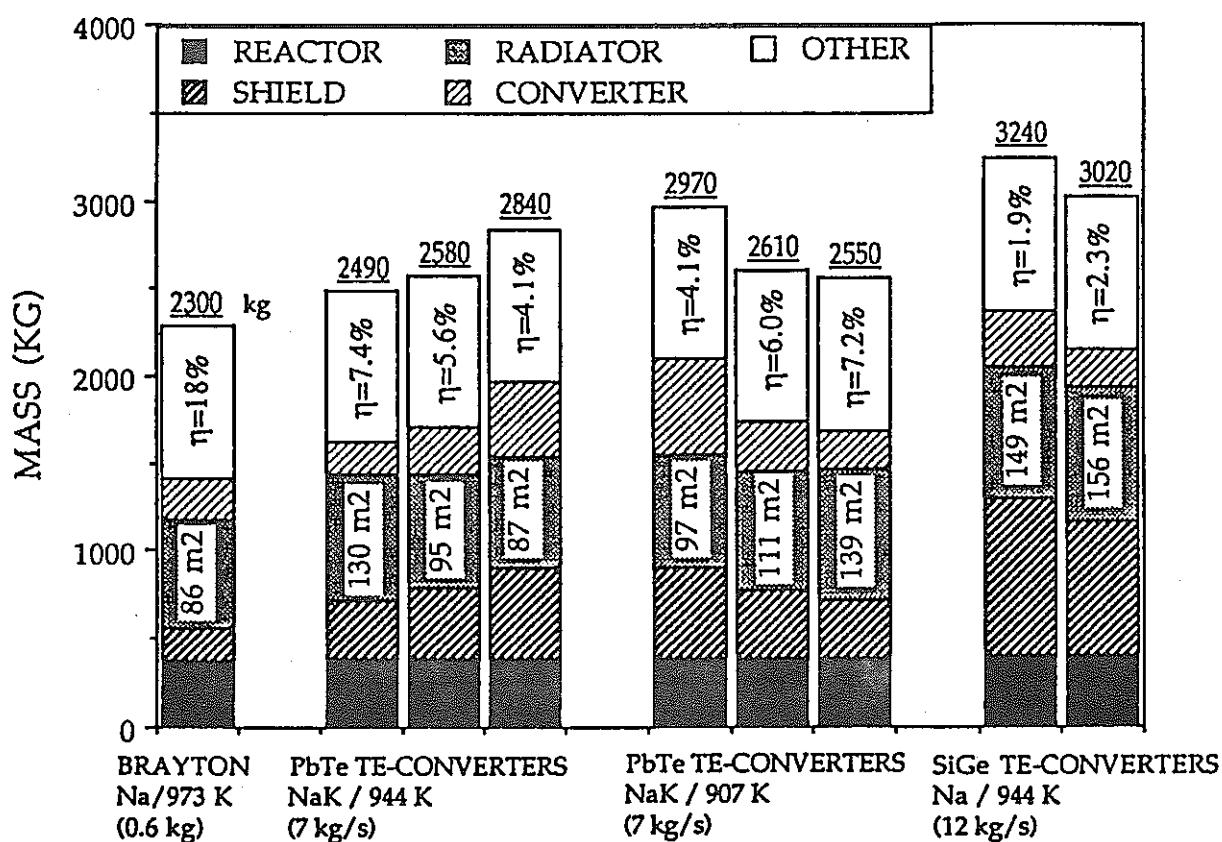


Figure 4. Comparison of Components Masses and Conversion Efficiency of BRATO/U02/SS-20kWe Systems.

Table 1. Comparison of TB-Model Predictions with Published Data.

DESIGN PARAMETERS	SNAP III	GPHS-RTG	MOD RTG GROUND DEMO.	FLIGHT MOD-RTG	SP-100
NUMBER OF TE-COUPLES CONNECTED IN SERIAL	27	143	160	160	960
NUMBER OF TE-COUPLES CONNECTED IN PARALLEL	1	4	6	18	192
TE-COUPLE PARASIT RESISTANCE (mOHM)	3.0	9.5	59.0	9.30	1.0
EXTERNAL LOAD RESISTANCE (OHM)	0.274	2.95	9.88	2.77	0.092
EFFECTIVE COLD-SIDE TEMPERATURE (K)	510	573	573	573	857
EFFECTIVE HOT-SIDE TEMPERATURE (K)	860	1273	1273	1273	1237
TEMPERATURE OF THE LEG SURROUNDINGS (K)	300	350	350	350	550
SURROUNDINGS CONVECTION COEFFICIENT (W/m2.K)	0.	25	0.8	5.0	5.0
LATERAL HEAT LOSSES	25%	14%	28%	18%	3%
N-LEG CROSS-SECTIONAL AREA (m2)	0.81 E-4	0.178 E-4	0.79 E-5	0.17 E-5	0.14 E-4
P-LEG CROSS-SECTIONAL AREA (m2)	0.81 E-4	0.178 E-4	0.79 E-5	0.17 E-5	0.14 E-4
LENGTH OF THE TE-LEGS (m)	0.71 E-2	0.203 E-1	0.394 E-1	0.84 E-2	0.30 E-2
N-LEG MATERIAL	PbTe	SiGe	SiGe/GaP	SiGe/GaP	SiGe/GaP
P-LEG MATERIAL	PbTe	SiGe	SiGe	SiGe	SiGe
	REFERENCE	MODEL	REFERENCE	MODEL	REFERENCE
LOAD ELECTRICAL POWER (W)	21.0	21.0	305.	305.	96.0
LOAD TE-EFFICIENCY (%)	4.80	4.78	6.85	6.84	6.20
LOAD VOLTAGE (V)	2.40	2.40	30.0	30.0	30.8
OPEN CIRCUIT VOLTAGE (V)	4.80	4.79	52.0	50.9	NA
INTERNAL RESISTANCE (OHM)	NA*	0.273	2.16	2.05	NA

(*) NA = Non-Available

(E 発電系 - 2)

最初の SP-100 热電気セルが発電
First SP-100 Thermoelectric Cell Produces Power

出典: Space Power News, JPL D-5962, Issue 4, January 1990

SP-100プロジェクトは1989年大きなマイルストーンを達成した。それはサファイアの絶縁材とニオブの緩衝パッド (compliant pad) を持った、最初の熱伝導接合・多対(multicouple) 热電気セルの製造と試験に、初めて成功した事である。同様な热電気発電はボイジャーでも用いられたが、このセルではそれと同じ体積により、6倍の電圧で、25倍の電力を得ることができる。この量的ジャンプは、90年代それ以降の宇宙機の電力に展望を開くものである。

ボイジャーでは、輻射熱で加熱された热電気対 (unicouple) が用いられた。SP-100では、熱伝導によりセルが加熱されるため、ヒートソースとセルの間の温度低下が減る。これを実現するためには、耐高温緩衝パッドと耐高温高電圧電気絶縁材の開発が要求された。

SP-100セルでは、6対の1セットがFig. 1に示すように一つのセルを構成する。一対の発電対は一つの正孔脚 (positive doped leg) シリコンゲルマニウムSiGeと、一つの負孔脚 (negative doped leg) SiGeとからなる。高温側の電極と低温側の電極を接続することによって、電流が対から対へ流れる。熱交換器への電気絶縁は、新たに開発された絶縁材によってなされる。対の脚の間のガラス層は、熱絶縁をすると共に、モジュールを一体とする機械的接合材としての役割を果たす。作動温度では、高温と低温の熱交換器の間の熱膨張の差によるドーム状の変形を、sensitiveなセル要素に大きな応力を生じないようなものにしなくてはいけない。これは2対の緩衝パッドによって成し遂げられる。これらのパッドのキーパラメータは、高熱伝導度、せん断と圧縮に対する受容性 (low stiffness)、織じょうの局所的な変形によるピーク引っ張り応力の制限である。これらのパッドの機械的性能は、主に織じょうの長さ、直径、材質、面積当たりの密度、によって決まる。しかし、これらのパラメータと矛盾する、温度勾配を小さくしなければならないというもう一つの要求がある。

現設計では、パッドの熱交換器側にニオブのfacesheetを、モジュール側にタングステンのfacesheetを用いる。これにより各面で材質の膨張係数とマッチし、セルにおける応力を最小にする。最初のセルはすべてニオブのfacesheetを用いたため、異なった熱膨張係数の材質との接合による比較的大きな応力を分散させるために高温側と低温側それぞれについて緩衝パッドと熱電気モジュールの間にグラファイトバッファを設けることが必要であった (Fig. 2 参照)。

最初の試験が真空条件で行われた。高温側温度が1106K、温度勾配が540Kのとき、0.65 voltで4wattが得られ、これは予想値の5%以内であった。このセルは400時間何の性能劣化も示さず試験に耐えた。

緩衝パッド

Fig. 3に緩衝パッドの詳細を示す。このパッドが、ヒートソースとヒートシンク間の高い熱流束と、熱膨張に起因する高い応力からセルを守る構造上のフレキシビリティを与える。表に、SP-100地上試験のためのセルのその詳細を示す。

織じょうの直径は髪の毛の1/10より細い。100kWシステムの1インチ四方のセルの織じょうをすべてつなぎ合わせると、地球を3.5周りする。

地上試験のためのセルの製作が進んでいる。ニオブのfacesheetsを持った数限りない固体織じょうパッドが作られ試験された。固体直径0.4milの織じょうを持った緩衝パッドが伝導接続概念の実証を行った。

高電圧絶縁材

高電圧絶縁材の見通しが充分立った。その高電圧絶縁アセンブリは、両面にニオブのフォイルを取り付けた $S_xAl_2O_3$ (単結晶アルミナ) からなる。各絶縁アセンブリの内側は緩衝パッドfacesheetと、外側は、リチウムと接するNb1Zrと結合する。絶縁アセンブリに要求されるのは低電気伝導性と、高熱伝導性である。その代表的な要求は、 $7.9mA/m^2V$ ($7.9 \times 10^{-7} \text{ ohm}^{-1} \text{ cm}^{-2}$) と $71\text{kW}/\text{m}^2\text{K}$ である。外側の絶縁材は 100volt , $320\text{kW}/\text{m}^2$, 1362K で7年耐えなくてはいけない。解放状態では、分オーダーで 200V がかかるかも知れない。他の要求には機械的強度と環境との化学的両立性がある。試験プログラムは、リチウムなしの加速試験、絶縁材／ニオブ／リチウム両立性試験、リチウムあり加速試験、を含む。初期の

加速(スクリーニング)試験は1988年、1000時間まで、1100, 1200, 1300°Cで行われた。この試験の目的は、

- ・長時間安定性の面から、候補材を評価する
- ・電気伝導メカニズムを解明する、特に、伝導がどの程度電子によるものかイオンによるものか
- ・熱電気変換器で用いられる金属と接触したときの絶縁材の熱化学安定性を実証する
- ・実際よりも過度な電気的、温度条件での充分な寿命を実証する
- ・伝導モデルと絶縁低下モデルを開発する

結果は、 SxAl_2O_5 は優れた成績を示した。1300°Cの抵抗値は $10^8 \text{ ohm}\cdot\text{cm}$ であり、これは1090°Cのシステム作動時の要求値である。1100°Cでの測定値は $10^{10} \text{ ohm}\cdot\text{cm}$ である。試験後のニオブ電極中のA1とOの解析では、電気的、熱化学的低下は無視しうるものであった。

単結晶アルミナに対する寿命予測数学モデルが開発された。そのモデルは、全伝導性の一部を占めるイオンによる伝導性が、低下割合を決めるという考えにもとづいている。そのモデルによれば、4kV/cmの電圧勾配に100000時間、1100°C曝されると5%低下する。1989年に始まった加速試験では、4500時間までの1100°Cから1400°Cまでの温度での結果では、絶縁低下値は予測より小さかった。1300°C、4500時間後の絶縁抵抗は $8.1 \times 10^7 \text{ ohm}\cdot\text{cm}$ で、これは要求値より180倍大きい。

試験後のニオブfacesheet中のアルミナの化学分析によれば絶縁材の低下割合はモデルの予測値より非常に小さかった。

$\text{SxAl}_2\text{O}_5/\text{Nb}/\text{NbZr}/\text{Lithium}$ 系での両立性の試験が、現在進行中である。考えられている劣化のメカニズムは、リチウムが近くにあるために絶縁材とニオブの境界でintermetallicsが形成される事である。供試品は、リチウムを内蔵しているNbZr熱交換器と接した熱電子セル絶縁材アセンブリの環境を模擬して、リチウムで満たされたカプセルとそのニオブfacesheetが接合した絶縁材アセンブリである。二つの供試品が現在試験中である。600時間後、抵抗は $2.6 \times 10^7 \text{ ohm}\cdot\text{cm}$ で安定しており、これらの試験は終わった。絶縁材アセンブリが、劣化の事実があるかどうか調べられた。予備的には、どちらのサンプルもリチウムの存在によりマイナスの効果はなかった。この知見は、SP-100プログラムに対するサファイア絶縁系の化学的両立性を確かめる追加の試験サンプルで、さらに証明されよう。

(羽賀)

Compliant Pad

	<u>Hot Side</u>	<u>Cold Side</u>
Pad thickness:	25 mil (0.625 mm)	150 mil (3.75 mm)
Filament:	0.2 mil dia. solid niobium	0.4 mil dia. niobium clad copper core
No. of filaments per 1 in ² :	11.1 million	2.39 million
Nominal Avg. Operating Temp.:	1325 K	850 K
Facesheet TE Side:	Tungsten	Tungsten
Facesheet HX Side:	Niobium	Niobium

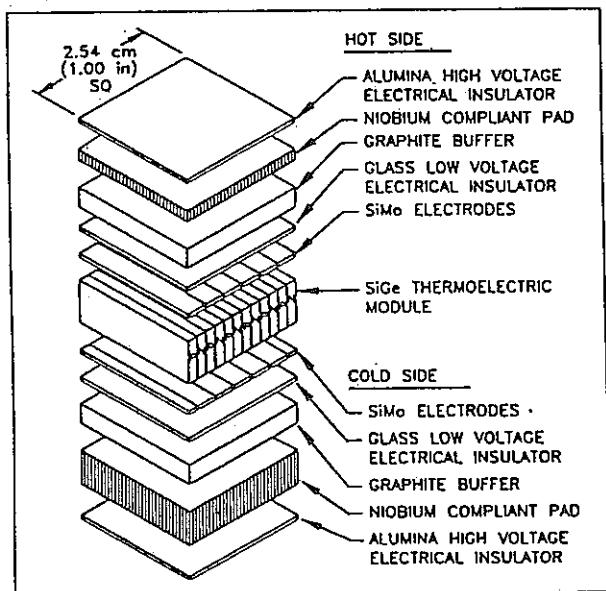


Figure 1. Thermoelectric Cell

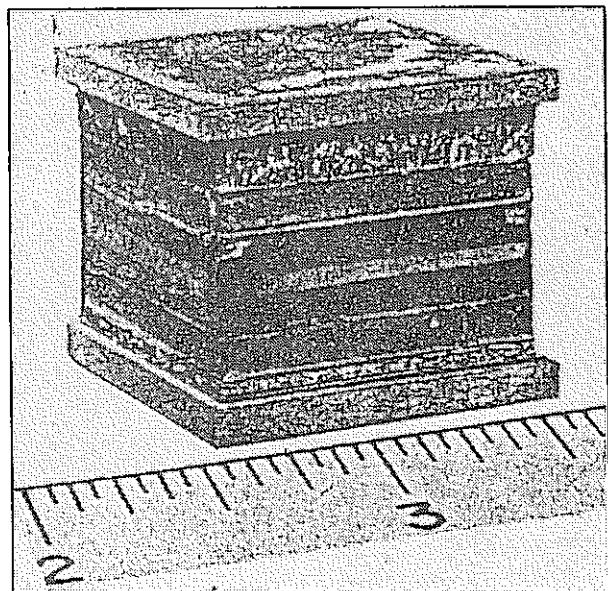


Figure 2. Photograph of Thermoelectric Cell

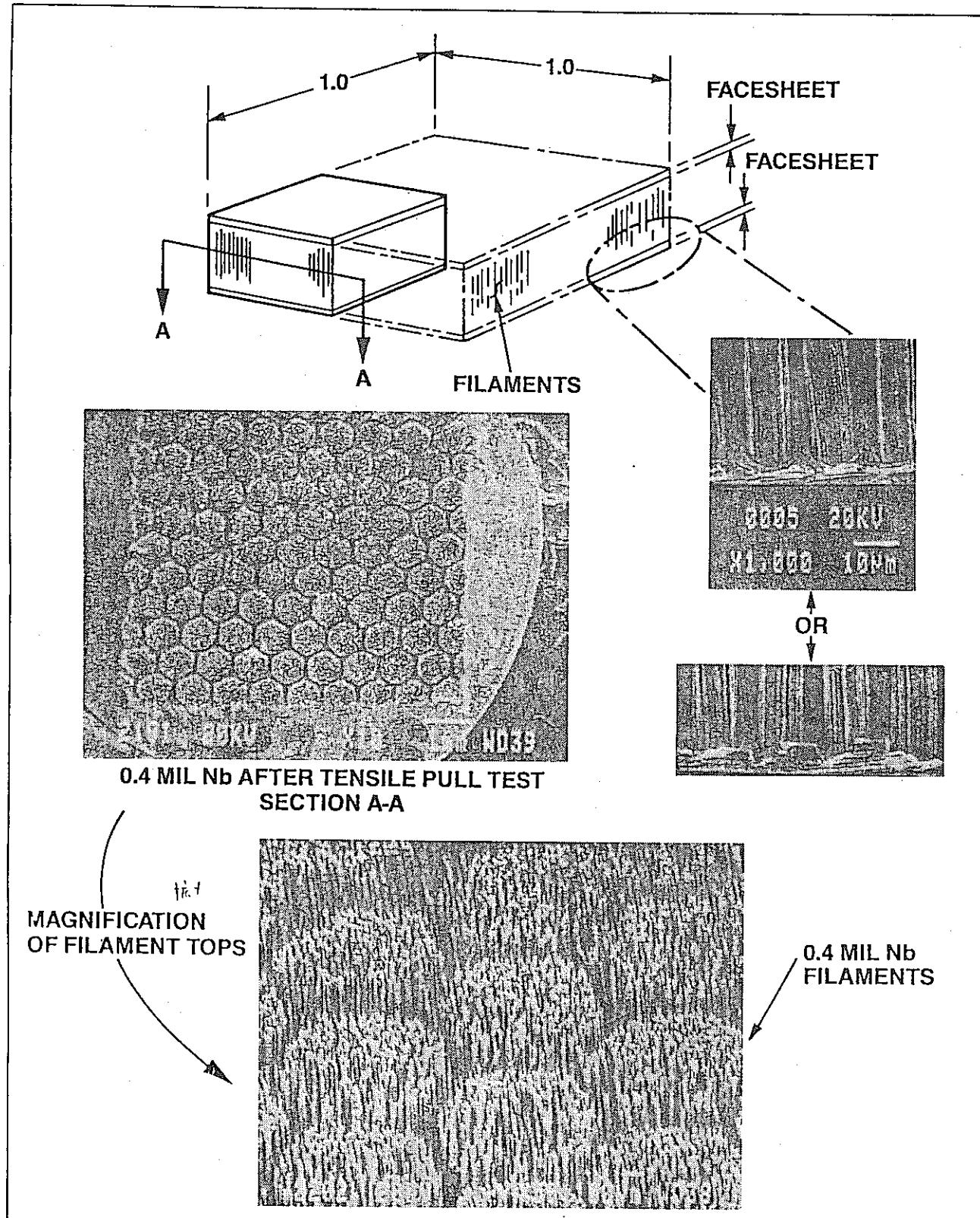


Figure 3. Details of the Compliant Pad

(E 発電系 - 3)

フランスにおける宇宙用原子炉システムの研究と予想されるミッション
Space Nuclear Power System Studies in France and Envisaged Mission

R. Carré, J. Delaplace, E. Proust, Z. Tilliette

出典: IAF-89-266, 40th Congress of the International Astronautical Federation,
Malaga, Spain, October 7-11, 1989

アブストラクト

- 1982年より20-200kWeの宇宙用原子炉について研究している。
- 高温で運転する200kWe炉には、長期間の開発計画が必要である。
- 地上の原子炉の技術を使用する20kWeシステムは、8-10年で開発が可能である。

1 序論

アリアン V では、800kmの高度に12トンの質量の打ち上げが可能である。1983-1986年半ばの最初のフェーズでは電気推進のOTV用の、200kWe原子力ブレイトンシステムの概念研究をした。次の3年(1986年半ば-1989年半ば)は、2005年以降の欧州宇宙ミッションに必要となりそうな、20kWe原子力システム開発のための技術経済ベースの評価をした。

2 ERATOプロジェクト用のレファレンス ミッション

例えば、アリアンのデリバリー軌道より、高軌道への輸送を考える。3つのタイプの電気推進がある。

- 電気熱装置、電気で推進ガスを加熱する。このガスは、ノズル内で膨張する。
 - 静電気装置、電気エネルギーで推進ガスをイオン化する。そして、高速で加速する。
 - 電磁装置、電気エネルギーが中性のプラズマ推進ガスをつくり、高速で押し出す。
- 電気推進のスペシフィック インパルスは3000s、化学推進は、300sである。電気推進では、電力-スラスト比は大きい。25kW/Nとなる。200kWe発電機で、水銀ゼノンイオンエンジンだと、8Tのペイロードを800km軌道LEOから静止軌道GEOへ行くのに75日、逆にGEOからLEOは30日かかる。
- 20kWeのERATOは、地球観測用宇宙レーダーに使う。質量は、2.5トン以下とする。
- 20-200kWeの発電システムの用途としては、GEOコミュニケーション プラットフォーム、航空-海上交通整理、惑星探査、月面または火星基地に使用できる。

3 安全

打ち上げ前及び打ち上げフェーズ: 爆発、火災、地上への衝突、海水への沈没、高度大運転中: 冷却材喪失、過出力事故

寿命末期: 大気再突入時の放射性物質の拡散

安全上、濃縮ウランの使用、未臨界度大、安全棒は炉心挿入状態という状態で、打ち上げる。300-400年以上の寿命の軌道、即ち600-800kmの軌道で、運転を開始する。初期事故による再突入の場合には、intact reactor landingの方がよい。放射性物質がちらばらないからである。他に宇宙のprojectileとの衝突を避けること。

4 ERATO概念の概観

ラジエーターの面積は、140m²である。200kWeの場合、20%の発電効率とすると、800kWの熱を宇宙空間に捨てる事になる。ラジエーター入口温度は550度(摂氏)、出口温度は250度という高温が必要になる。よって炉は1100度以上の高温で運転することとなる。リチウム冷却、UN燃料、Mo-Reの構造物及び被覆管の高速炉を使用する。Fig. 1に概念図を示す。

20kWeの場合は、通常のLMFBRやHTGRが可能である。HTGRは、UC₂粒子ベッドとハステロイXのようなスーパー・アロイを使用し、820度の炉心出口温度とする。

LMFBRはNaかNaK冷却で、UO₂燃料、最高温度700度、ステンレス鋼使

用となる。どちらも、He-Xeのブレイトン サイクルを使用する。

ラジエーターは、20kWeではHe-Xeループに直接接続した、ガスチューブラジエーターであるが、信頼性を増すために、200kWeに使用している水銀ヒートパイプラジエーターの使用も考えられる。ラジエーター本体には、作動温度によってベリリウム又はアルミニウム合金を使用する。高エミシビティー物質でコーティングする。

遮蔽は、炉より20m離れた点で、7年間で $10^{13} n/cm^2$ 及び 0.5 Mrad の照射量とする。LiHとB₄Cを使用する。

炉心は核熱で溶かし、その後一次系は電気加熱で溶かし、リチウムバイパス回路で熱交換器に熱を伝える。

5 開発計画一結論

20kWeのNa又はNaKは8-10年で、重大な技術上のリスク無しに達成可能である。数百kWeの1100度以上のシステムは、Mo-Reのような高温材料と現在まだアベイラブルでないターボマシンのような技術が必要である。よって、開発に15年間の期間がかかり、より費用がかかり、可なりの技術上のリスクを伴う。

どちらの場合でも、軌道に出来る限り近い条件での実証試験が必要である。この場合、試験炉は、ヒートシンクに直接接続しており、全システムは電気加熱される。

開発には時間がかかるので、ミッションの決まっていない場合でも開発を開始するのがよい。

(大坪)

Table 1 Main Characteristics of BRATO Systems.

COMPONENT	UN-Li-MoRe 200 kwe	UO ₂ -Na-SS 20 kwe	UC ₂ -HeXe-HRA 20 kwe
<u>Reactor</u>			
Thermal power (kw)	1100	110	125
Uranium (93 % U ₃ O ₈) mass (kg)	113	70	137
Fuel	UN	UO ₂	UC ₂
Structural material	MoRe	S.Steels	Superalloy
Primary coolant (P kPa)	Li (200)	Na (250)	HeXe (800)
Core inlet/outlet T°C	1147/1197	577/682	511/820
Control drums (Be+BeC)	12	12	12
Safety rods (BeC)	7	7	19
Shield	B+C+V+LiH	B+C+LiH	B+C+LiH
<u>Intermediate heat exchanger</u>			
Gas inlet / outlet T°C	733/1127	430/670	
<u>Brayton turboelectric converter</u>			
Turbine inlet T°C	1127	670	819
Turbine inlet pressure (kPa)	1000	900	780
Compressor inlet T°C	260	59	118
Compressor pressure ratio	2,25	2,06	2,16
<u>Radiator</u>			
Power (kwt)	820	80	104
Inlet/outlet T°C	567/260	236/53	368/119
Area (m ²)	140	86	54
Global system efficiency	0,18	0,18	0,16

Table 2 Mass (kg) summaries for 20 and 200 kWe turbo-electric power systems

Component	UO ₂ -Na-SS 20 kwe	UC ₂ -HeXe-HRA 20 kwe	UN-Li-MoRe 200 kwe
Reactor	375	527	480
Shield	240	370	950
Primary system	90		500
Conversion system	186	151	1290
Main radiator	430	281	1800
Equipments-Structure	876	771	980
Total System Mass (kg)	2197	2100	6000
Specific Mass (kg/kwe)	110	105	30

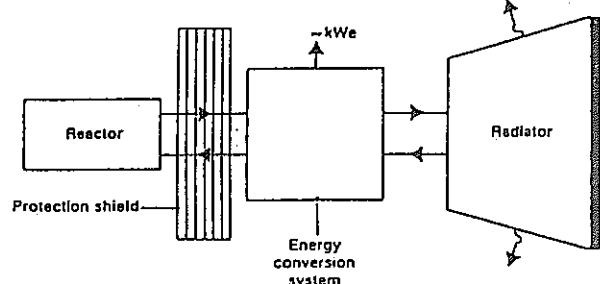


Figure 1 Schematic diagram of a nuclear space power system.

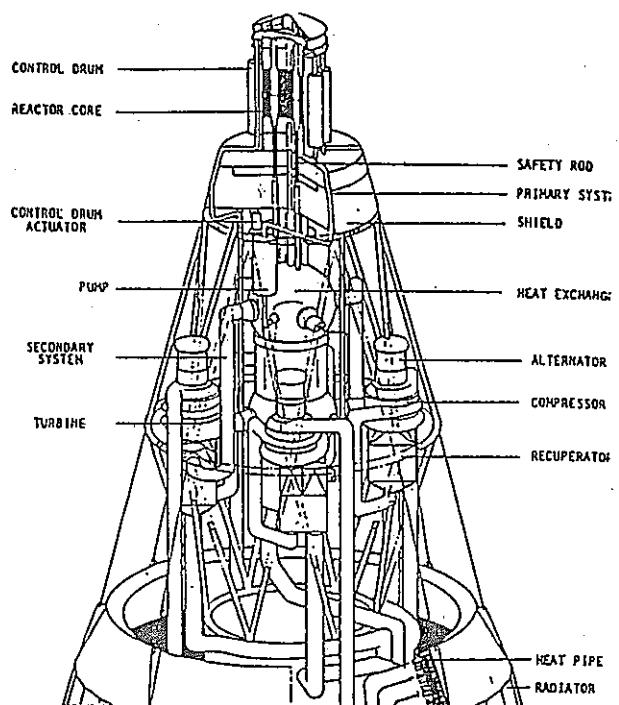


Figure 2 Lay out of the 200 kWe nuclear Brayton space power system.

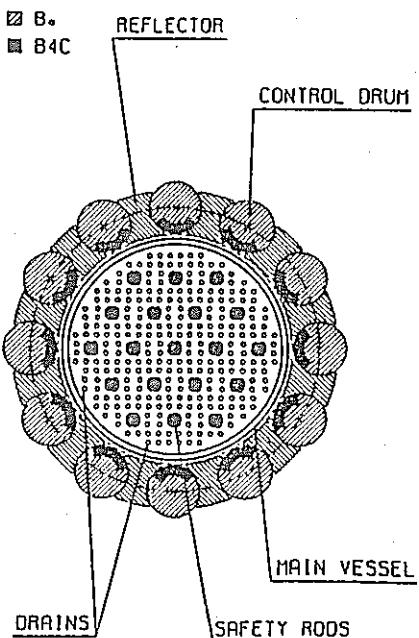
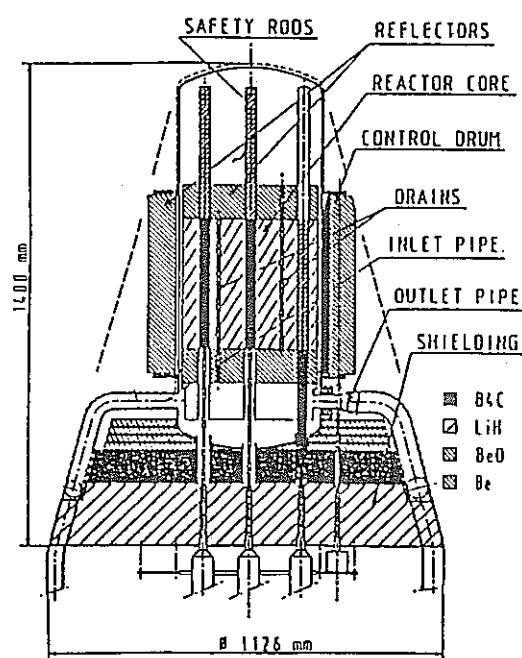


Figure 3 UC₂/HeXe/HRA 850°C concept: vertical and horizontal cross sections of the reactor block.

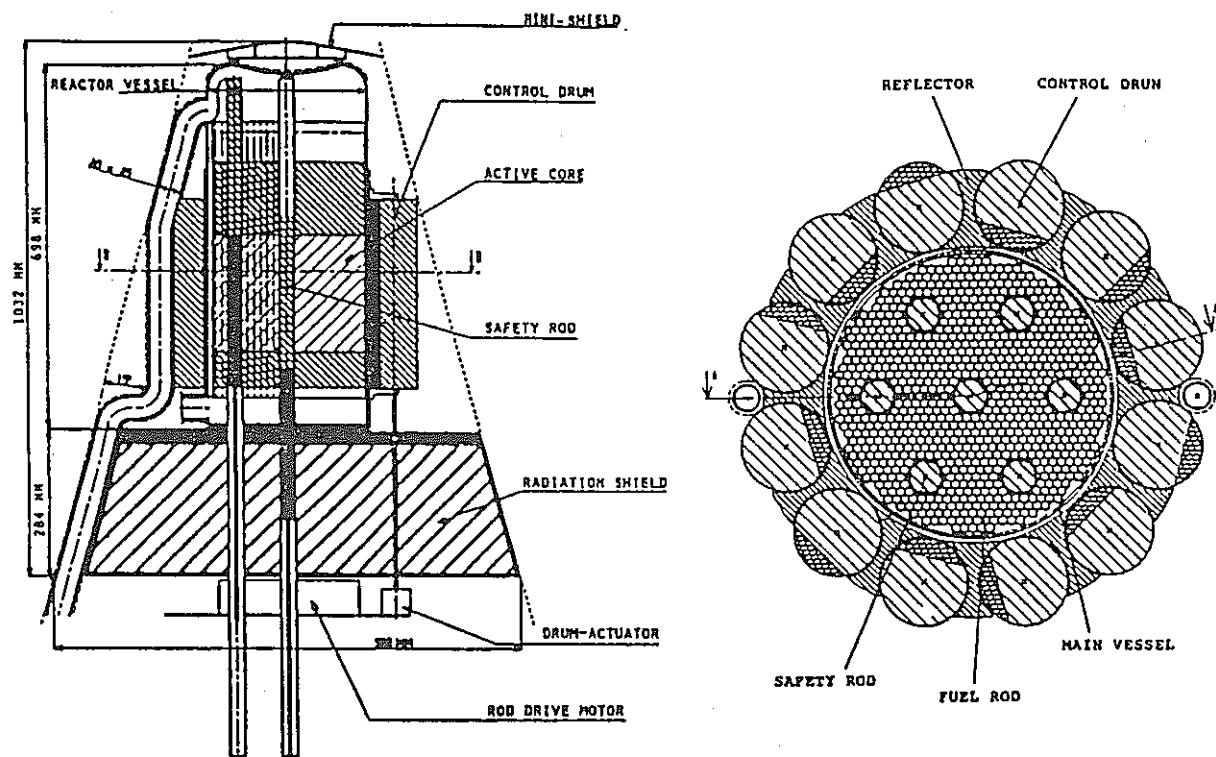


Figure 4 $\text{UO}_2/\text{Na}/\text{SS}$ 700°C concept: vertical and horizontal cross sections of the reactor block.

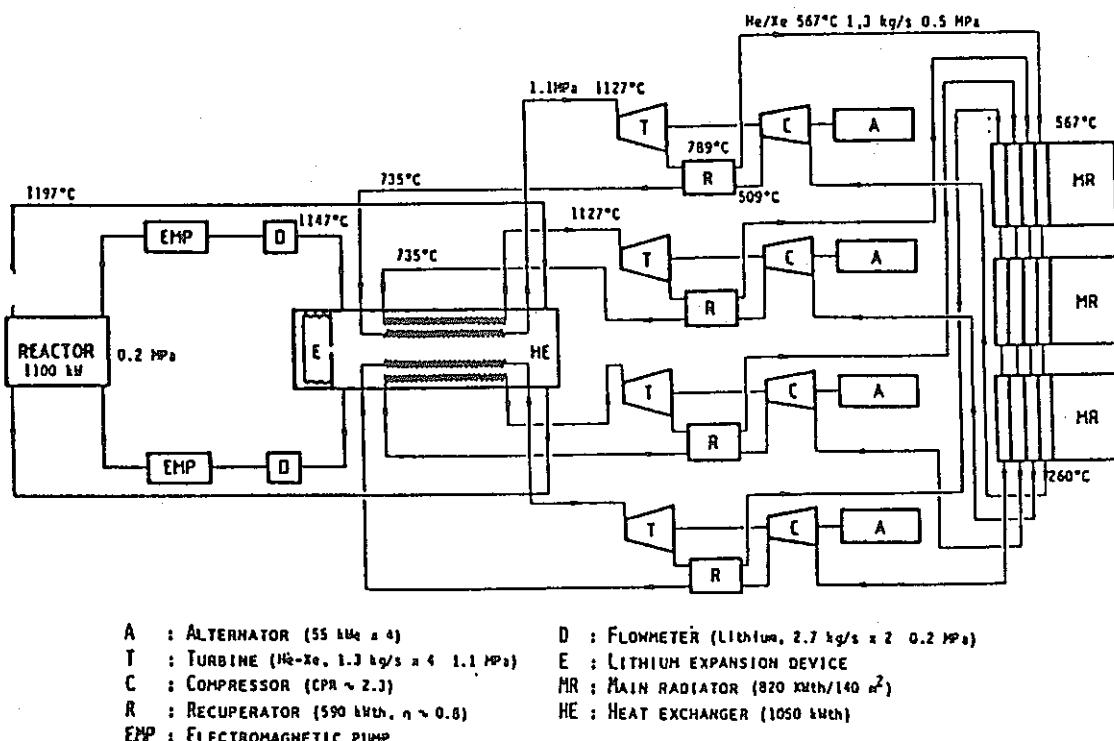


Figure 5 Redundant Brayton Turboelectric Converter Arrangement in the 200kWe ERATO reference Project.

(E 発電系 - 4)

宇宙探査のための高温原子力ブレイトンサイクルによる動力変換システム
High-Temperature Nuclear Closed Brayton Cycle Power Conversion System
for the Space Exploration Initiative

Donald J. Brandes (Allied-Signal Aerospace Company)

出典： 8th Symposium on Space Nuclear Power Systems, Albuquerque, pp. 561-566
Jan. 1991

要 旨

先導的宇宙探査、つまり S E I (The Space Exploration Initiative)では、月面基地と火星への有人宇宙探査が目標とされている。有人、無人にかかわらず、我々が得ている宇宙での経験に対して、月面基地での生活のためのエネルギーと火星への長期旅行及び帰還のための高効率推進システムには、大容量の電気動力が要求される。数メガワットの電気動力のためには、原子力熱源で駆動する動力変換システムの使用が必要とされる。この論文は、基本原子炉を用いたブレイトン閉サイクル宇宙動力システムについて述べたものであり、システムには月面基地と火星探査機推進システムの電気動力に無くてはならない高温の改良型金属技術と、低質量のモジュラーシステムが使用される。

序 論

火星への探査及び帰還のために、有人、無人の探査機推進システムがいくつか考えられている。これらのシステムの内の一つに原子力電気推進、つまり N E P (nuclear electric propulsion) がある。この概念では、探査機進行用の電気推進機のためのエネルギーとして、比較的高出力の電気動力が原子動力変換システム、つまり P C S (power conversion system) により発生される。このシステムは、電気推進機特有の高い比衝動能力があること、システム全体の比質量が低いこと、の点で魅力的である。N E P のためには、ブレイトン閉サイクル、つまり C B C (closed Brayton cycle) は理想的な低比質量動力変換システムであると言える。

C B C 宇宙動力システムは、通算25年におよんで開発と様々な試験を受けてきた。それは、N A S A (National Aeronautics and Space Administration) の宇宙基地フリーダムと軍用に電気動力を供給するため、選び抜かれてきた。タービン入口温度をおよそ 1150K (877°C) に制限するこれらのシステムには、充分に実証された超合金金属技術が使われている。

劇的な改良点は、タービン入口温度を 1500K (1227°C) から 2000K (1727°C) に上げることにより、動力システムの比質量と比放熱器面積の減少を達成し得た点にある。最近のガスタービン技術の開発では、セラミックスや金属の高温複合材料の使用により、ブレイトン閉サイクルの運転温度を高められるようになってきた。比質量の削減によっても N E P システムの性能が向上してきた。動力変換システムは、N E P 探査機質量の大きな部分を占めるから、その質量をそのままにしておくことは大きな代償を支払うことになる。

改良型 C B C 動力変換システムの必要動力を 10MWe と仮定して、S E I N E P 適用のための調査がなされた。冗長性を持たせて信頼性を得るために、多重の P C S モジュールの概念が基本を形成した。

最適の装置スケールとして、必要動力の 1/3、つまり 3.33MWe の動力変換モジュールが選択された。全負荷状態では、3 基のモジュールの組合せで運転して、1 基を待機させ、もしくは 4 基のモジュールの部分負荷運転とすることによって、信頼性を上げることができる。質量制限が許されれば、5 基のモジュールとすることにより、より信頼性を向上させることができる。

3.33MWe 動力モジュールは電気的な入出力を多少変更することにより、月面基地用の動力システムとして機能させ得る。しかしながら、この動力レベルは現在の計画よりも大きいものであり、システムは設置基地の要求によって、原子炉の寿命を延ばして部分出力で運転され、動力需要の増加に対して余裕を提供する。

システム検討

原子力 C B C システム質量の大部分を占める機器には、メインの放熱器、原子炉、その遮蔽体、熱交換回復器、放熱器の熱交換器、出力調整装置、ターボ発電機用コンプレッサ (T A C)、配管、補助放熱器、がある。これらの機器の全ての質量は、システムの運転

検討によって大きくなったり、小さくなったりする。

低温 CBC システム (1150K) の現状技術では、最も重い機器はメインの放熱器であり、システム重量の 50% かそれ以上を占める。放熱器のパラメータ、たとえば輻射率、状態、組み合わせ、放熱面積は、その運転温度によって大きく影響される。放熱器の表面温度を高くすれば、大量の熱エネルギーを捨てるのに少ない面積ですむ。だから、タービン入口とコンプレッサ入口の温度を高くしたサイクルでは、小さな放熱器で間に合うことになる。

高温サイクルでは熱交換回復器の入口温度も高くなり、従来の超合金材料が使えなくなってしまう。基本原子炉の比出力が高く、小型であることは、熱交換回復器無しのサイクル検討において利点がある。熱交換回復器を無しとすることはサイクル効率を下げるが、これは、原子炉を大きくして質量を増やすか、それとも高温熱交換回復器に要求される改良材料のリスクを負い、さらに重量、複雑さを負うかの選択問題である。

熱交換回復器無しのシステムにおいては、システム作動流体の分子量が注目される。コンパクトな熱交換器では、優れた熱輸送特性を示すことから軽い分子質量のガスが好まれ、特にヘリウムが有利である。しかしながら、TAC におけるターボ回転機的な機器には軽い分子質量のガスでは逆の影響もあり、今回の適用検討のもとでは、コンプレッサやタービンにはより大きいクラスの装置を使わなければならない。基本原子炉や放熱器の熱交換器に対して優れた熱輸送特性を保ちつつ、ターボ回転機のための高温システム作動流体には、ヘリウムとクセノンの混合不活性ガスが適している。

システム設計パラメータの妥当な評価を得るために、上記項目は安全性および信頼性検討を勘案しつつ、システムの重量化と最適化とのバランスをとられなければならない。

適用最適化における別の特に重要な検討は、使用者の電気的な要求である。動力調整機組合せの複雑さと、重量を最小とし得るような発電機出力特性を持つ、使用者の電気的な要求が決められる。それは、使用条件に近づけるよりも発電の必要動力調整が最小となるように、細かく決められる。ところで、共通的な原子力 PCS は、本論文で記載したような異なった形態で適用され、異なった発電機と動力調整機の組合せが要求される。

システム最適化

システムの最適化研究を開始する前に、機器とシステムパラメータについての物理的制限や制約をはっきりさせるための、地上におけるルールを確立しておく必要がある。通常、これらは装置のタイプに基づく経験や応用をもとに、判断して調整される。設定されたこれらの制限や制約もまた、検討の回数を重ねて現実に達成できるギリギリまで最適化される。

ここでの適用例では、次の理由により、3.33MW, 18000rpm の 2 極永久磁石式発電機が選択された。

- ・高速、小型、軽量
- ・97.5% の高電気効率
- ・円滑、小径、低質量、巻線なしロータ
- ・フィールド巻線なし
- ・低寄生損失（電気的 & 巻線的）
- ・高信頼性

発電機やコンプレッサやタービンは共通軸を持つシステムだから、発電機速度もまたターボ回転機速度と同じに固定される。システム作動流体の分子（ヘリウム-クセノン混合ガス）重量に見合って、システム特性が決められた。放熱器面積やガスループの圧力、温度および流動条件を含んで、システムや機器の質量、寸法を解析によって予測するため、Allied-Signal によりコンピュータプログラムが開発された。原子炉、遮蔽体、ターボ回転機的機器、熱交換器、ガス特性に関するアルゴリズムは、種々のパラメータについて最適化を行い、機器を具体化した。そしてシステム質量と放熱器面積の検討に基づいて、最適化限界のためのシステム制約を明らかにした。

Fig. 1 は、システム作動流体分子量の変化による主要機器の質量変化を示したものである。作動流体の分子量変化によって、システム質量はあまり変わらないことを示している。分子量が大きくなるほど、原子炉とターボ発電機用コンプレッサ (TAC) は軽くなり、放熱器用熱交換器（冷却器）と配管は重くなり、そして放熱器はほとんど変化しないことがわかる。

Fig. 2 を見ると、分子量によって全体的なシステム効率が上がり、原子炉を小さくできることがわかる。TAC に関して、コンプレッサとタービンの段数は分子量が大きくなるほど少なくなる。分子量が 10 から 8 ではタービン段数は 4 段であり、分子量 45 では 2 段で

ある。コンプレッサ段数は25段以下である。より小さな原子炉および遮蔽体、そしてTACの段数を下げるためには、大きな分子量を選んだ方が有利であることを示している。

コンプレッサ比速度につき、通常の比速度の範囲において、空力学や幾何学特性パラメータに関するシステム運転圧力の研究が行われた。この研究の結果として、放熱器面積に対するシステム比質量の関係をFIG.3に示す。図には、コンプレッサ段数、コンプレッサ出口圧力、初段ロータの直径もまた、併記してある。図からわかるように、低い比速度の設計では、小さい直径の高次段数のコンプレッサになり、システム運転圧力が高くなる。ロータの動的および複雑さの検討では、図形の左上領域の選択を促す。それは、システム質量の犠牲を少なくするため、小さな放熱器を持つ、大口径、低次段数設計のシステムを示す。

FIG.4は、熱交換回復させる、させない、両方の形態において、原子炉出口温度による最適なシステム運転を示したものである。1150Kの設計では、実証済みの超合金技術を使用する。システム特性の中における大きな改善点を減らすこととは、原子炉出口温度を2000K以上としてしまい、放熱器用熱交換器の材料検討を不確実なものにしてしまう。2000Kでの熱交換回復は、実現可能なギリギリの温度であり、熱交換回復器にはセラミックス材や炭素複合材料の使用が要求される。最適化研究から選択されたシステムをFIG.5に示す。それは、分子量40に相当するヘリウムとクセノンの混合作動流体を持つ、2000Kの熱交換回復なしのシステムである。熱力学的状態は、主な場所に記載してある。Table 1は、システムを機器に区分した重量を示す。システムの比質量は、動力調整用制御回路や構造物を含んで、およそ5kg/kWeである。

結論

ブレイトン閉サイクル動力変換システムが開発され、そのサイクル最高温度を1150Kに制限する超合金技術を用いて、25年を通じて実証されてきた。先導宇宙探査の検討のためには、システム質量と放熱器面積を減らすことが望ましい。高温ガスタービンエンジンの技術革新を通じて、材料技術が発展し、CBCの運転温度を2000Kに高められるようになってきた。原子炉出口温度2000Kにおける3.3MWe原子力CBCの研究では、65%のシステム比質量の削減が見込まれ、5kg/kWeが予想される。さらに、放熱器面積は82%が削減され、0.22m²/kWeが実現した。2000K近くのシステム運転温度に対して、熱交換回復器には若干の困難でリスクーな技術があることも、また明らかにした。

要点は、低い比質量と放熱器面積の原子力高温ブレイトン閉サイクル動力変換システムの開発が必要であり、それによって、火星向け宇宙船の電気推進機と火星基地、もしくは月面基地の動力が貽えるということである。

謝辞

本書で報告した活動は、Garrett Fluid System Division, Allid-Signal Aerospace Companyがスポンサーで実施したものである。著者は、Space Power Systems Project and Supporting Departmentsのメンバーの貢献に感謝する。

参考文献

省略

(片岡)

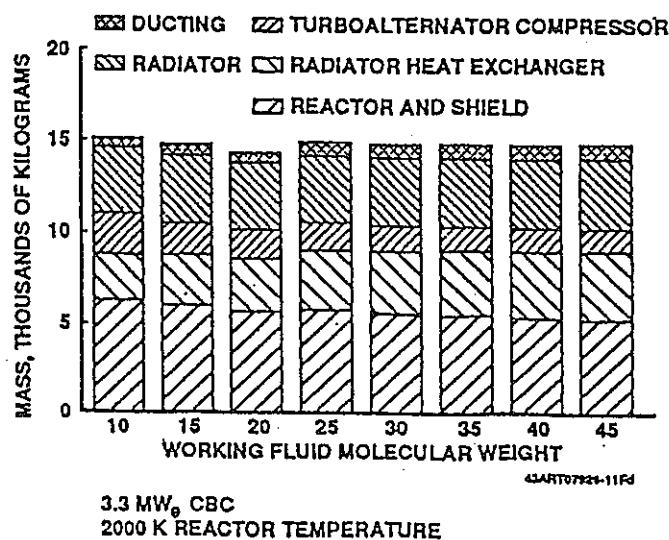


Figure 1. Major System Component Mass versus Working Fluid Molecular Weight.

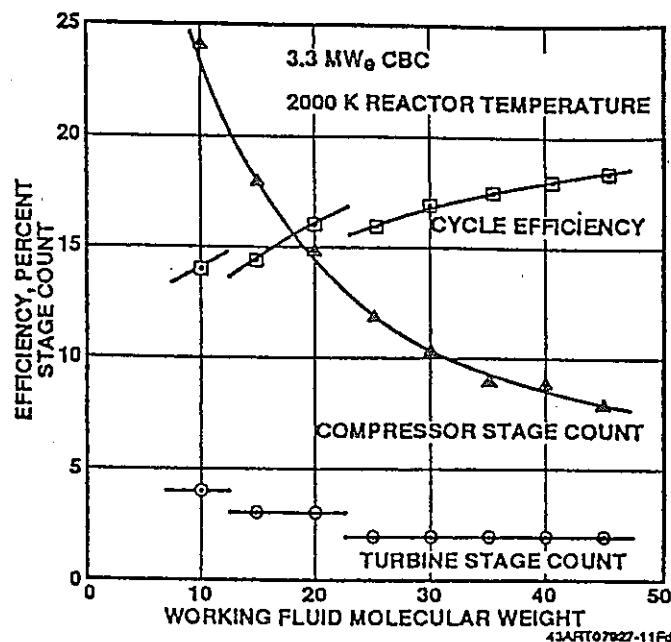


Figure 2. Cycle Efficiency and Turbomachinery Stage Count versus Working Fluid Molecular Weight.

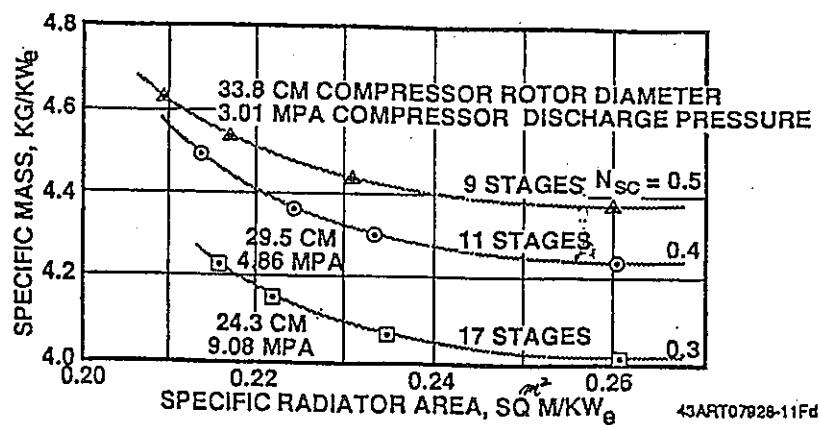


Figure 3. System Pressure and Compressor Characteristics versus Compressor Speed.

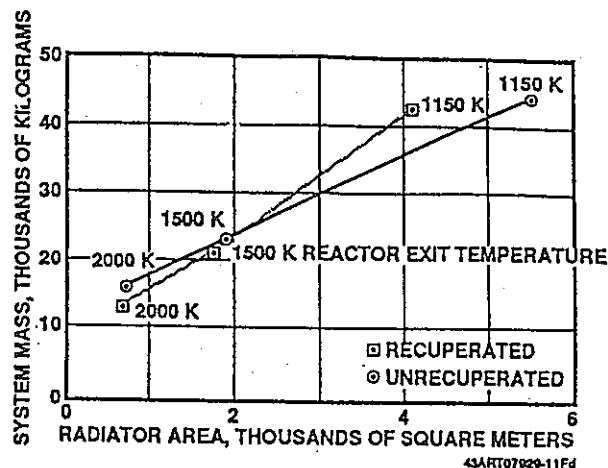


Figure 4. Recuperated and Nonrecuperated CBC System versus Reactor Discharge Temperature.

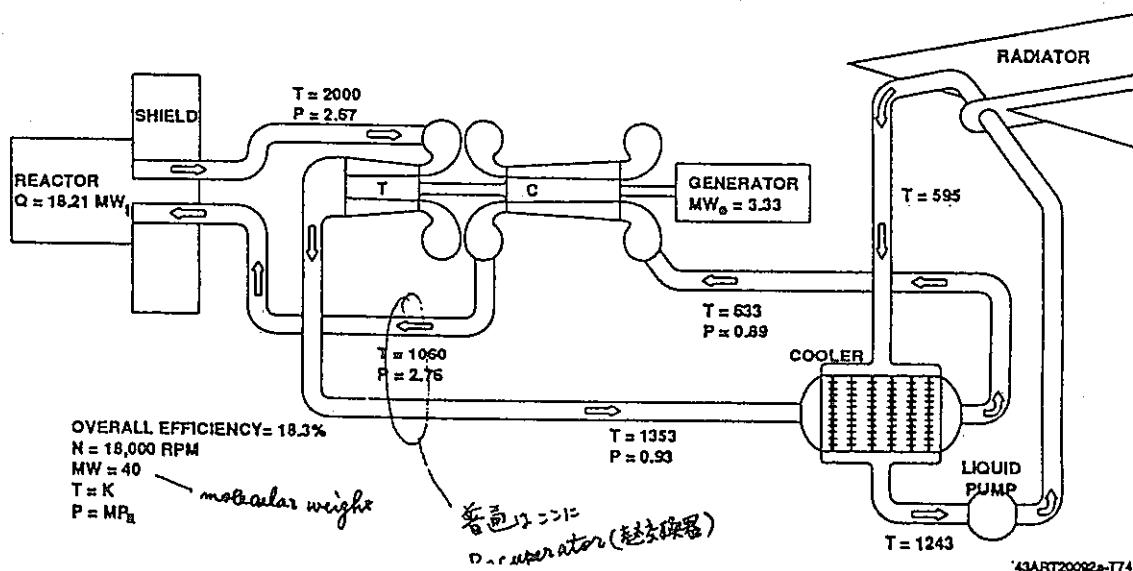


Figure 5. System Schematic with State Point Temperatures and Pressures.

Table 1. Component Mass Breakdown for CBC System Operating at
2000K Reactor Discharge Temperature, 3333kWe, 5000VDC.

Component	Mass Estimate (kg)
Reactor and Shielding	5297
Primary Radiator HX	3782
Primary Radiator	3704
Turboalternator Compressor	1271
System Ducting	839
Power Conditioning Electronics	714
Support Structure	437
Controls	291
Auxiliary Radiator	242
Total	16,577

(E 発電系 - 5)

宇宙動力用スターリングエンジン
Free Piston Stirling Engines for Space Power Applications

George R. Dochat

出典 : 7th Symposium on Space Nuclear Power Systems, pp. 525-533

序 論

NASAとDOEは、将来の宇宙活動のための必要動力を評価した。必要動力と活動期間が増すことによって、ますます太陽動力もしくは原子力動力システムが魅力的になってくる(Fig. 1)。フリーピストンスターリングエンジン(PPSE)は、合理的な高温状態において高い信頼性、長寿命、高効率運転の可能性をもっている。それゆえ、スターリングエンジンは、宇宙基地の動的動力変換モジュール、動力発生システムの有力候補として挙がっている。PPSE用ゼネレータの設計では、MTI(Mechanical Technology Inc.)で検討されているように、高信頼性、高効率といっしょに長寿命が達成されるよう特徴が具体化される。これらの設計の特徴は次を含んでいる。

- ・ 2つだけの可動部品(置換ピストンおよび動力ピストン)
- ・ 狹い隙間で非接触シール(相手方部品に被覆なし)
- ・ 動的部材に対してはガスによる流体静軸受け(動的機器の表面接触なし、潤滑油不要)
- ・ 密封動力モジュールの可能性

MTIは、近ごろNASAに対する初期技術実証プログラム、つまり宇宙動力実証エンジン(SPDE)の設計、製作、試験を完了した。スターリングエンジン(PPSE)の可能性を確かめるためのこのプログラムは、スターリング宇宙エンジン(SSE)技術計画を促進するために用意された。宇宙で要求されるスターリングエンジン技術の開発と、プロトタイプ宇宙スターリングエンジン技術の実証のため、近ごろNASA-Lewis Research Centerは、MTIと数年の契約を結んだ。

本紙は、SPDEの設計と、SPDEを用いての機器試験の実行と結果を検討したものであり、スターリングエンジン技術計画の概観を示したものである。

S P D E 計画概観

MTIは、NASA-Lewis Research Centerから1984年2月に、宇宙動力のためのスターリングエンジンに関して、心配となるハードウェアキーテクノロジーの設計、製作、実証の契約を与えられた。MTIは以下の設計項目で成る宇宙動力実証エンジン(SPDE)を設計した。

- ・ 出力 25 kW_e
- ・ システム効率 25% (電気出力/エンジンへの熱入力)
- ・ 比質量 8 kg/kW_e
- ・ 温度比 2.0 (T_H/T_L)
- ・ 高温 650 K (377°C) 低温 325 K (52 °C)
- ・ 内部ガスペアリング
- ・ 動的平衡 (打消し構成の2基のエンジン)

SPDE計画の結果として、SPDEは宇宙動力研究エンジン(SPRE)と呼ばれる12.5kWeの単シリングエンジン2基に分けられた。SPRE IはNASA-Lewisに引き渡され、SPRE IIはMTIにとどまった。これらのエンジンは、やがて重要なスターリング技術開発のために使用される。NASA-LewisとMTIでの開発計画は互いに補い合い、それゆえスターリング技術開発の加速を助けた。

S P D E 成果

SPDE設計検討の詳細と先の試験の結果が、MTIとNASAにより文書化されている(Dochat 1987, Dhar et al. 1987, Slaby 1987, Slaby 1988)。

SPDE動力モジュールは、対向ピストン配置をもって組み込まれた、同じエンジン2基の構成で成る(Fig. 2)。SPDEでは寸法と動力の増加のため、開発期間中、鋭意挑戦が行なわれた。初めに開発課題の分析が行なわれた。1986年10月にSPDEの熱力学的目標が実証されて機械の運転が受け入れられ、対向ピストン構成による動的バランスが優秀な成績をおさめた。強調すべき実証成果は次の通りである。

- ・ 設計ストローク、圧力、温度での運転
- ・ 目標動力 28.8 kWに対し、28 kWの実証

- ・目標効率 28%に対し、22%達成
- ・目標電気出力 25 kWに対し、17 kW実証
- ・優秀な動的バランスの実証
- ・設計点における最大許容振幅 0.07 mmに対し、計測振幅は 0.03 mm
- ・運転領域全体を通じての安定な運転
- ・MTI の HF A S T Stirling engine harmonic codeとの良いデータ整合
- ・動力計試験装置上で、リニアオルタネータ効率 90%の実証

機器開発

SPDEは2つの同等のエンジンに分割するよう決定されて、一度その出力目標を達成した。これらのエンジンは、現在 NASA-Lewis Research Center と MTI で実施しているキーテクノロジー、つまり、リニアオルタネータ、動力ピストン流力ペアリング、ヒートパイプ熱交換器、内部ガスペアリングの評価用機器試験装置として使用されている。

リニアオルタネータ

初期のSPDEとSPREの試験を通じて、一つの重要な欠陥が明らかになった。組み込まれたリニアオルタネータは、効率70%で運転されていた。後で実施したSPDEオルタネータのベンチテストと、詳しい有限要素解析によって次の2つの問題が確認された。①オルタネータに接近したエンジン構造物の透磁率が高くなること。②オルタネータの高電流領域において内部固定子の磁束密度が過大になること。最初の項目は、渦電流の発生と近接構造物による渦電流損失とが一致することによって生じる。二番目の項目は、オルタネータの高電流領域において内部固定子の局部的な磁束の飽和が、オルタネータの発生力、出力、および効率の減少と一致することによって生じる。二つの欠点について、有限要素解析とオルタネータベンチテストは、構造上の渦電流損失がオルタネータ効率低下を引き起こすことを示した。この結論を確かめるため、SPDEオルタネータの追加試験がMTI の動力計を用いて行なわれた。

試験は、設計エンジンを磁性体で覆って、そして次は非磁性材に取替えて行なわれた。試験結果から、設計したオルタネータはエンジンに適正に組込むことにより、90%以上の効率を有することが確かめられた。リニアオルタネータの性能は、1989年の秋にはSPREで確かめられるだろう。(Fig. 3)

ペアリング

FPSEの動的機器に対するガスペアリングは、宇宙動力で要求される長寿命化のために必要となる。流体静軸受けおよび流体動軸受けの2つのタイプのガスペアリングは、SPRE機器試験の一部で評価された。ガス流体静軸受けについて、エンジンの運転条件や幾何学的条件の幅広い領域をカバーして、充分な信頼性とペアリング硬さを有することが証明された。SPREでは開口を通して、ピストン後方のガススピニングによるピーク圧、つまり“clipping”により内部のペアリングに高圧 ($6\text{bar}=5.9\text{kg/cm}^2$) を供給するよう設計された。形状試験が、充分なペアリング運動性を得るためにこの方法を示した。別のガスペアリングへの試みは、流体動軸受けとするため幾つかの方法（電気的、機械的、空気作用的）で、動力ピストンもしくは置換ピストンを回転させることである。ガス流体動軸受けは、SPREの動力ピストンで成功裏に実証された。その動力ピストンは、エンジンの中に組んだ小さな電気モータによって 600 rpm で回転し、100 Hz, 20 mm のストロークで往復運動をした。それによって、与えられた設計もしくは適用形態において最高の構成となるような、内部をポンプで加圧したガスペアリング概念（流体静軸受け、もしくは流体動軸受け）の選択が、技術的に可能となった。

蓄熱装置

FPSEの心臓部は蓄熱器である。様々な蓄熱器構成物、つまり 12 から 25.4 ミクロン (0.5mi から 1mil) のワイヤで織ったもの、膜を積み重ねたもの、焼結膜や箔、が SPRE で試験、評価された。蓄熱器は、置かれる室にフィットするよう要求されるが、試験は最適組込みを目指したのではなく、エンジンの危険領域解析コードを根拠あるものとするため、解析コードの結果に対して試験データを比較したものである。解析と試験データとの間において、合理的な相互関係が様々な蓄熱器構成物について実証された。

SSE 技術計画

SPDEとSPREの成功により、NASA-Lewisは1987年12月にFPSE技術開発に続いて、高温1050K(777°C)運転温度での実証RFPを発行した。1988年8月に、MTIは1050K SSEの設計、製作、試験を含む1540万ドル(2億円)の数年間の契約を与えられた。NASA計画の最終目標は、耐熱材料使用による1300K(1027°C)運転のスターリングエンジンにある。1050Kのエンジンは、共通設計特徴を実証するための超合金材使用による中間段階に位置付けられる。SSE計画の主要な目的は、SSEのための技術開発と実寸大エンジンテストによる技術の実証にある。エンジンの設計目標と最終SSE仕様は、Table 1に示す通りである。

Table 1 1050K スターリング宇宙エンジンの目標と仕様

寿命末期の出力	25kWe
効率	> 25%
寿命	60,000時間
高温熱入力	ヒートパイプ
加熱器温度	1050K (777°C)
冷却器温度	525K (252°C)
ケーシング振動	< 0.04mm(p/p)
ペアリング	ポンプ加圧、ガス作動流体
比質量	6.0kg/kWe
周波数	70Hz
圧力	15.0MPa (153kg/cm²)

SSE技術計画の中において、最初の作業はプロトタイプSSEの実証に導く明確な方向を示すために、スターリング技術分野におけるクリティカル技術の評価を行なった。その技術評価は、1988年10月に完了した。全体的な結論としては、すべての技術領域について根本的な制約は見あたらず、合理的な手段によってスターリング宇宙エンジンが達成できるということであった。しかしながら、それは計画の中において位置付けなければならないキー・テクノロジーのリスク領域をもまた明らかにした。これらのリスク領域には、温度を上げた場合におけるガスペアリングのシールや60000時間寿命のために要求される材料の接合／製作も含まれる。冷却器温度を525K(252°C)に上げた運転の場合には、ガスペアリングや隙間シールの機械的な運転に関して重大な懸念がある。この懸念のため、SSE最終設計が固まる前に、この技術を短期開発項目に位置付け、実施するために、できるだけ早く機器テスト用エンジンを設計、製作するようMTI/NASA共同で決定したことにある。

- SSE技術計画の今後のアプローチは、
- ・主な開発課題を明かにするための技術評価（すでに終了）
 - ・開発技術のための初期機器テスト用エンジン(CTE)の製作
 - ・システム構築を強調するための参照設計の継続
 - ・計画最終目標実証のための実験用エンジン(SSE)の設計、試験
 - ・上記を支援するための技術向上による開発努力である。

Fig. 4に、1300K(1027°C)宇宙スターリングエンジンについて、目標達成のためのNASAの計画全容を示す。NASA計画を支援するためのMTI SSE技術計画は、図中に枠囲みで示した。MTI計画のための全体工程を、Fig. 5に示した。参照エンジンの設計作業は、ハードウェア開発や機器技術支援と並行して進行している。計画の進行によって、および1050K(777°C)もしくは1300K(1027°C)での最終エンジン構築の進行によって、参照設計は更新されている。参照スターリング宇宙エンジン(RSSE)や1300K高温参照スターリング宇宙エンジン(HTRSSE)等の参照設計もまた、機器技術開発のために準備されている。

設計状態

CTEの低温端の予備設計は完了した。低温端が最初に設計、製作され、SPREの熱交換器といっしょに組込まれた。その目的は、完成CTEの初期試験の前に525K(252°C)での低温端の機械的運転信頼性を確かめることにある。最終的なSSBとCTEの設計目標の違いは、CTEが単シリングで12.5kWe、SSEが単シリングで25kWという点だけである。早期(短期、短寿命)試験を行なうため、加熱器ヘッドの材料にはインコネル718が使われるが、SSEの

ために計画している長寿命の加熱器ヘッド材料に対して、これは代用品である。計画の中において早期試験の時間は、長寿命加熱器ヘッドの接合および製作懸念を評価するに充分な時間である。

CTB は設計目標である効率25%で、厳密に12.5kWe を供給するだろう。現在、詳細な製図が進行中であり、SPREの高温端と一緒に組込んでのCTB の初期低出力試験、つまりフルCTB 試験が1989年7月開始で、1990年末まで計画されている。

結 言

SPDE計画は、スターリングエンジンを受け入れるために重要なステップである。SSE 計画では、まったくの宇宙条件における原型的 SSE ハードウェアの運転を実証するため、およびそれを用意するための技術開発を続けている。原子力もしくは太陽宇宙動力機構の可能性を実証するため、両方の計画が進行中である。挑戦的である SSE 計画は、将来の宇宙活動で要求される増大動力を提供するための技術やハードウェアを保証するであろう。

謝 辞

NASA-Lewis Research CenterのJack SlabyとDon Alger には、特別に謝意を表する。NASAの継続した支援、技術指導、批評に感謝する。NASAとMTI は、宇宙に適用するスターリングエンジンの成功に向けて努力する所存である。

参考文献

省略

(片 岡)

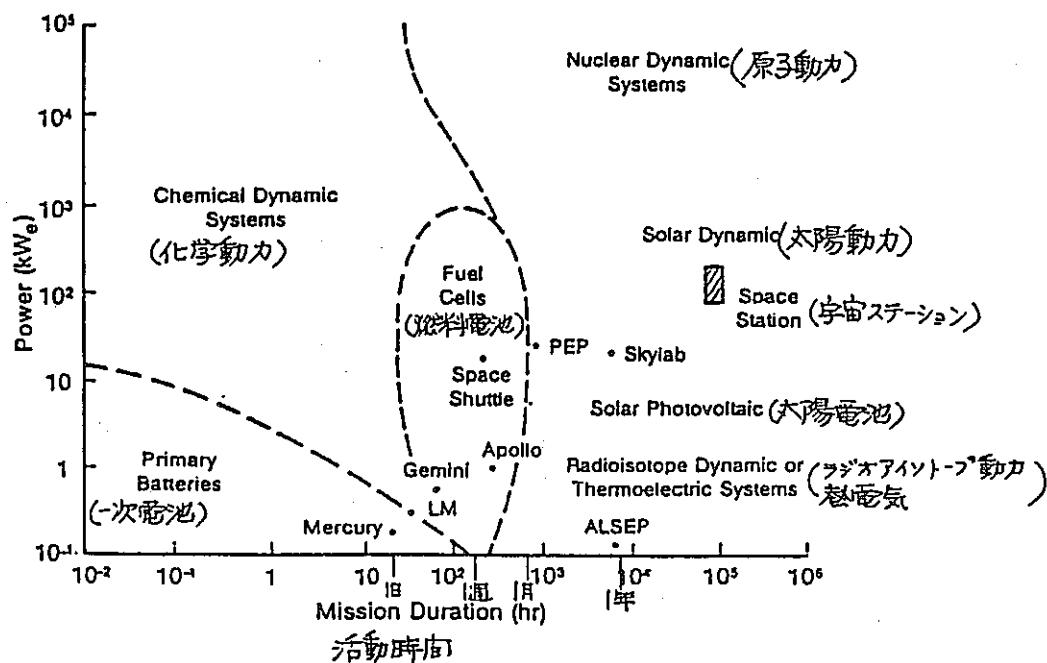
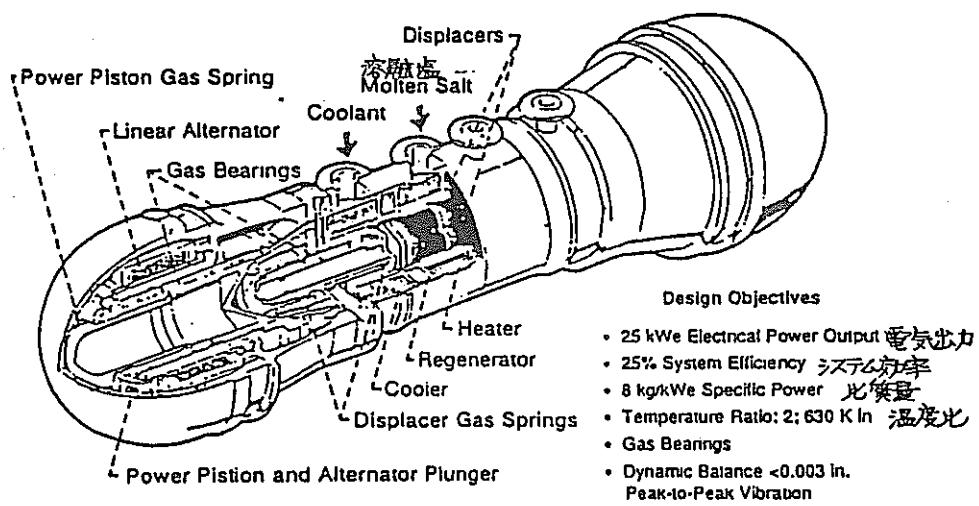


Figure 1. 宇宙動力のための各種技術およびシステムの能力



861269

Figure 2. 宇宙動力実証エンジン

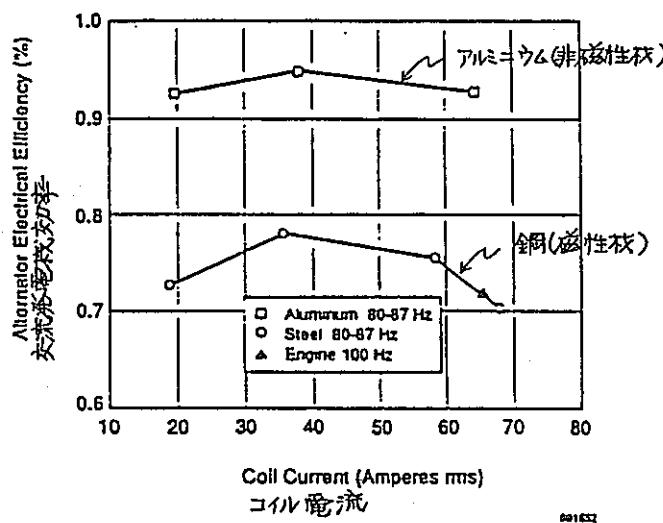


Figure 3. 磁性材および非磁性材接近による交流発電機の性能比較

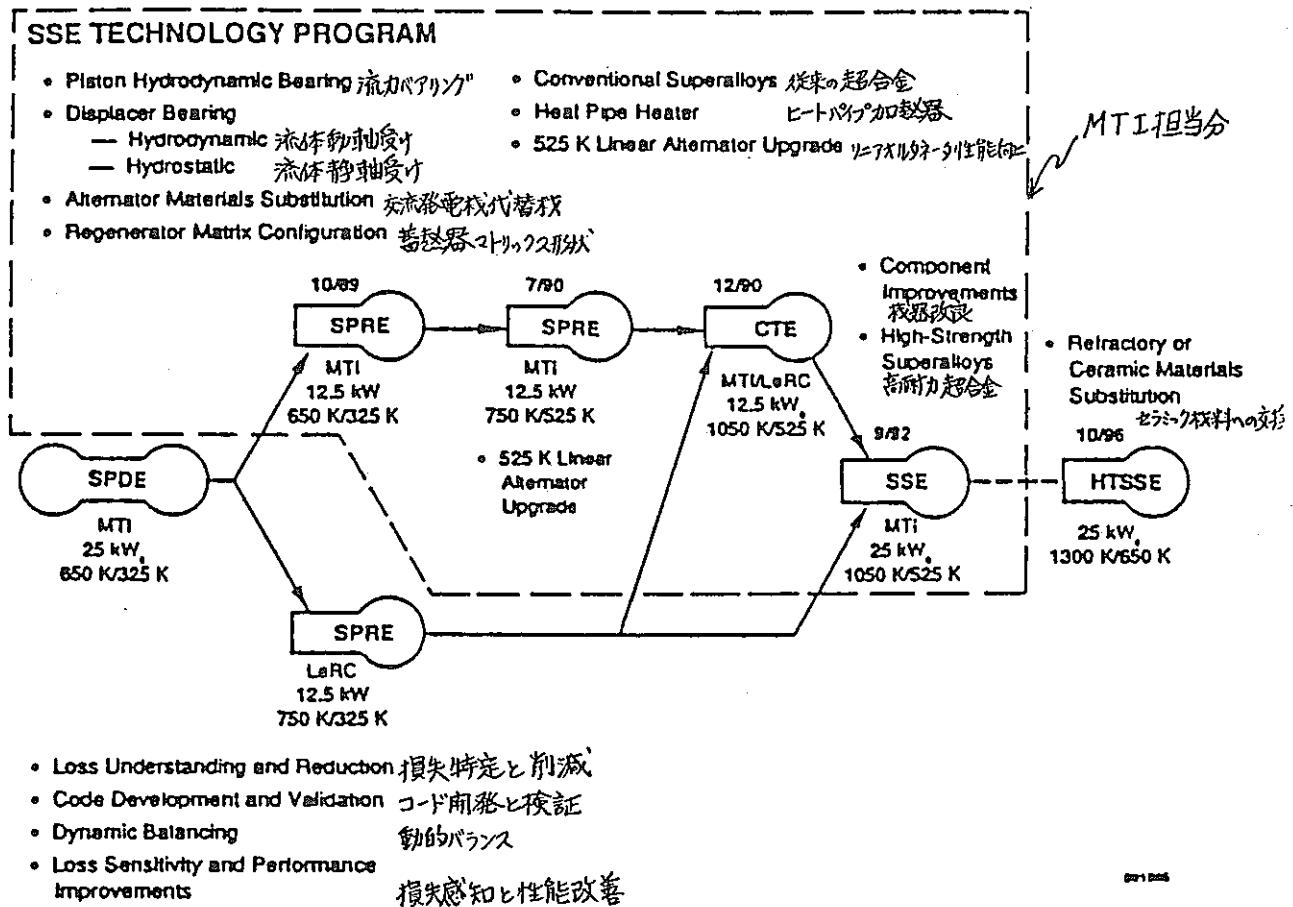


Figure 4. スターリング宇宙エンジンの開発流れ図

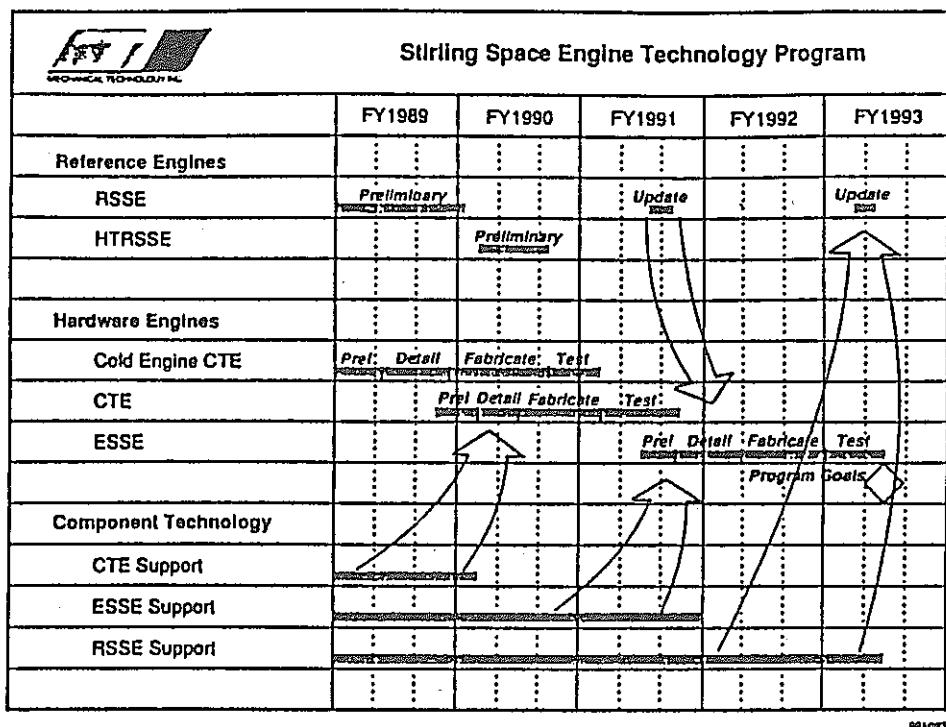


Figure 5. Stirling Space Engine Technology Program.

(F 排熱系 - 1)

進歩したラジエータ概念
Advanced Radiation Concepts

L. L. Begg, E. H. Bugdahl

出典 : IEEE IECBC-89 Vol. 1 " Aerospace Power Systems and Power Conditioning " Aug. 6-11, 1989

アブストラクト

将来の宇宙炉システムからの熱除却を行う冷却器とシステムの概念設計を行った。低温冷却器(LTR)は600Kで、1.7MWの熱を放熱し、高温冷却器(HTR)は、875Kで2.4MWを除却する。LTRは、ポンプと構造材が5.8kg/m³の比重のチタンで構成された、ポンプループシステムを利用したものである。HTRシステムは、5.5 kg/m³の比重のSiC補強チタンで構成されたカリウムヒートパイプを利用したものである。両方の冷却器は、軽くかつ熱を分散、放熱する高い熱伝導性のcarbon/graphite複合材の板をもっている。

1. 序論

NASAの新型冷却器概念計画の全体的な目標は、将来の核宇宙動力適用のためのミッションに必要な高温放熱板を幅広い技術基盤で発展させることである。計画は、5年以内に実現できる設計・性能・展開・外観・重量・信頼性を示すものである。この目標は、宇宙での放熱器条件に合う可能性をもった新しい技術と設計を利用する放熱器概念を確認することである。

2. 設計の問題点

総合的に放熱器の形状を選ぶことは、最も基礎的そして基本的な問題の一つである。外観・配置・操作性・機能性そしてシステム全体を考えると、円筒形放熱器が選ばれる。円筒形放熱器は、片側からだけ放熱するので、両側から放熱する平板と円錐形放熱器より一般に理解し易い。そして、円筒形は、本質的に強固で長寿命である。また、円筒形は、ペイロードにつめこむ場合体積が最大量になる。また容易に拡張され、ペイロードの熱管理の影響を最小にする。円筒形は炉しゃへいの質量を小さくし、ペイロードブームとして役立つ。

円筒形放熱器はオープンのようにふるまう(たとえば、内部の熱と等温で)。もし軸方向の熱輸送パイプ表面にいくつかの穴があくと、無効となったエリアは、高温状態のままとなる。Fig. 1はこの効果を示す。たとえば、もし放熱するヒートパイプの20%が穴のために失われると、もとの熱負荷の95%だけが放熱される。

別の基本的問題は、ヒートパイプ/ポンプの材質の選択である。放熱器質量は、低密度材質であると共に、強度とアルカリ金属作動流体との適合性が必要である。Table 1は各種材質の特性を示す。Ni合金とNb合金そしてステンレスは強度とアルカリ金属との適合性は良いが重い。

Tiはおそらく600Kで条件に会うが、875Kで十分な強度がない。Ti合金はアルカリ金属作動流体と共に存しがたい成分を含んでいる。Al, C, Be, Mgそしてこれら合金は、アルカリ金属作動流体と共に存しない。carbon/carbon (C/C) 複合材のヒートパイプ壁は耐久性に非常に役立つ。しかし、長期間での効果は、実証されていない。アルカリ金属との非共存性のため、C/C複合材は100%金属被覆で製作されなければならない。ピンホール(製作、僅かな膨張、隕石/デブリスによる)は、C/Cを包むものを失う原因となる。隕石/デブリスに対しては、貫通する閾値を超えないよう安全にする時の計算よりも壁を厚くして防護する。更に、carbonは酸素原子と強い反応を示す。計算ではcarbon厚みの減少は11年に0.033 cmである。C/Cによって与えられるすぐれた強度/密度はこれによって影響されない。最小量の壁の厚さは、予想される強度条件として決定されるのではない。低い内部圧力が低い壁のストレスをつくる。また、バンパーは、隕石/デブリスを防禦する方法で、余分な面積をなくし薄い壁となる。両方の冷却器の圧力条件の最小の厚さは製作の限界で作られる。

これら上記の理由で、チタンは放熱器のヒートパイプとポンプループ両方の材質として選ばれた。商業上純粋なチタンは875Kで十分なクリープ強度を有しない。それゆえTiマトリックスにSiCを補強したものが、この温度で十分なクリープ強度を与える高温放熱器設計に使われる。

3. 低温放熱器 (L T R)

Fig. 2 に示す L T R は、 600Kで 1.7 MWを放熱する設計である。carbon/graphite 複合材のポンプループと熱伝導板を持った設計である。1.7 MW放射するのに広い面積が必要なので、 放熱器は折りたたんだポンプループのパネルを利用する。構成は全体の放射表面を覆う carbon/graphite 伝導板の 32 のポンプループから成る。チタンはすべてのパイプとループ構成で使われている。

パイプシステムを隕石/デブリスによる貫通が 100%ない設計にすると、莫大な重量になる。高いシステム信頼性と軽重量は、余分な構成をつけることで達成される。それゆえ、作動流体を包むものの貫通を許す設計とする。こうして一部の作動流体のものは避けられない。

600Kで十分な性能を持つヒートパイプ作動流体がないのでこの温度での軽重量放熱器系の設計を困難にする。水を使うと内部圧力が高くなり、強くかつ薄い壁が必要となる。セシウムをこの温度で使うと、蒸気流路面積は、広い直徑を必要とする。234Kの融点の水銀は、もれた後液体として残るので、水銀は除外される。もれた液体水銀の僅かの体積は、宇宙船の表面の広い面積を覆い、電気絶縁を無効にして回路のショートを招き、光学表面を覆うことを考える時、水銀から生じるリスクは認められない。

L T R に使う固有のポンプループは、宇宙で始動、停止、速やかな再始動の能力を有する。それは、低いポンプ出力に恵まれ小さい平均質量のリチウムの固化、液化と再始動問題のないリチウムポンプループシステムと結びつけて考えられる。

隕石によるポンプループパイプの貫通を防ぐためのパンバーシステムは、アーマーにのみ頼るシステムより軽いものである。carbon/graphite 複合材は隕石の防護に役立つと同時に熱伝導と放熱を行なう。Fig. 3 に断面と付属の伝導板のポンプループパイプの平均温度を示す。L T R ループは、放熱器パネルの入口と出口の間で 60 K 温度低下をするデザインである。Fig. 3 の 572K は入口 600K と出口 540K の間の平均である。

チタンヘッダーパイプは圧力条件を与え、ポンプループの構成を連結する。S P - 1 00 システムの長さの最初の 6 m は、炉、しゃへいなどで占められ、6 m の点から始まり 12 m 後方に延びる放熱器の一番目のセクションは、STS カーゴベイの 18 m の長さを占める。8 つの折りたたんだ 17.6 m のパネルの放熱器の二番目のセクションは、八角形に配置され固定される。L T R の 8 つの折りたたみパネルは、4 つのグループ、32 のループに分けられる。

32 の個々のループの各々の信頼性は隕石によって穴があかないことに依存する。有効なパンバーシステムと小さなヘッダー直徑は、ポンプループ構成の信頼性を高く保つ。高い信頼性によって、いくつかのポンプループの損失でもちこたえる設計である。隕石によって穴が明かない確率は各 32 ポンプループで 0.986 である。10 年で信頼性 0.99 のシステム条件を得るために、2 つ余分なポンプループがシステムデザインに加えられた。このように 32 のポンプループ、個々のポンプのデザインの L T R は、これらのループ 30 組で寿命まで 100% の放熱ができる。2 つの余裕をもった L T R の計算上のシステム信頼性は、0.991 である。

Table 2 は各種放熱器の比重量をまとめたものである。放熱器は carbon/graphite 熱伝導板、パンパー、チタンヘッダーパイプ、パイプ中の作動液体で構成される。熱放熱サブシステムは上の質量にシステムのバランスの作動液体、体積の補償、電磁ポンプ、支持構造がプラスされる。放熱面は円筒形放熱器の外部表面であり、有効面積は 0.85 の放射率を実際の物理面積にかけたものになる。

4. 高温放熱器 (H T R)

Fig. 4 に示す H T R は、875Kで 2.4 MWを除却する設計である。これはカリウムヒートパイプと carbon/graphite 板折りたたみ放熱器である。これは 44 の主ヒートパイプヘッダーと、放熱器の表面全体を覆う carbon/graphite 伝導板をつけた 14520 本のヒートパイプである。SiC 補強チタンがパイプと構造材に使われている。

Fig. 5 に図示した折りたたみ放熱器の概念は複数の放熱部を配置することに使われている。この概念は炉システムとたたんだ放熱器を収納する貨物室を想定している。概念は能率的に高い熱束を移し、構造材に伝える接合部の形の能力による。先細り結合節を結ぶ表面に働くファクターはいくつかある。たとえば、小さな先細りの角は高い表面圧力を作用するのに使われる。結合の内部はいつも節の暖かい側にある。もし、結合が劣え熱が移動しなくなると、ヒートパイプの内部リングは熱し続けられ、外部リングの方へ膨張する。また、結合の両側の蒸気圧力は両方を結ぶ表面を押す。圧力のある結合の別の

特徴は、先細り結合節の矩形部をつくる肋材を埋める。埋めあわせた肋材の先細り結合節中間面を Fig. 6 に示す。

結合部の内部と外部の間の物理的な熱膨張の総計は、結合部の温度低下に依存する。Fig. 7 は 0 ~ 20 °C の幅の温度によっておこる物理干渉の総計を示したものである。たとえば、もし結合中間面に 10 °C の温度低下があるなら、結合部の間の熱膨張の物理干渉は直径で 6.3×10^{-3} cm である。

表面を結ぶジョイントのヒートパイプの内部圧力（作動流体蒸気圧のため）の効果は、Fig. 8 に示したものとなる。圧縮した肋材は内部と外部の構造リングを取りつけられないで、ペアリング表面から持ち上げ、内部蒸気圧によってジョイント表面を押される。これらの肋材は、圧縮の力の下で結合セクションを破壊から防ぎ、張力としては設計されない。

先細り結合節をつくるヒートパイプと円筒形放熱器の間の重なりは、36 cm の長さである。44 個の個々の先細り結合部分の各々の幅は 31.3 cm である。Fig. 9 は、重なる部分と円形ヒートパイプへ矩形先細り結合形状につながる変移部分を示したものである。カリウムヒートパイプは三角の変移部を通って先細り結合部へ取りつけられる。ヒートパイプヘッダーは直径 6.5 cm、厚さ 8.26 mm である。カリウムヒートパイプを包むペアは、5 cm 間隔でヒートパイプヘッダーを横切って取りつけられる。各ペアからパイプを包む 1 つはヒートパイプヘッダーの片側の carbon/graphite 板へ熱を輸送する。Fig. 10 はヒートパイプヘッダーの断面、パイプの包み、carbon/graphite 板を示す。ヒートパイプの包みは 6.5 cm のヒートパイプヘッダーと carbon/graphite 伝導板の両方の結合する平板表面を提供する 1 cm 角断面を持っている。各ヒートパイプの包みは、次の主要ヒートパイプの距離の半分に延ばす。

シリコン・カーバイド補強チタンは、ヒートパイプ壁のために使われる。チューブは円筒形に SiC 繊維とチタン片を巻くことによって、形づくられる。この層状円筒形は、Fig. 11 に図示したごとく一定した圧力を使う単管で製作される。875K のチタンは圧力容器として機能する十分な強度を持っていない。SiC は引っ張り強度とこのような高い温度でのチタンのモジュールを増す。

折りたたみ放熱器の熱性能は、Fig. 12 に与える温度分析で表される。先細り結合部の内側温度は 875K になる。18 度は結合中間面で失われ、5 度は先細り結合節と変移部の蒸発部で失われる。加えて、平均で 10.2 度はヒートパイプヘッダーの凝縮部で与えられる。12.6 度はヒートパイプの包みと、carbon/graphite 板を通って熱を移すことで失われる。平均の carbon/graphite 板温度は、熱が伝わる中央の温度より 16.9 度下で作動する。放熱器を通る総温度低下は 80.5 °C である。この最適の設計は、このような厚さの carbon/graphite 伝導板の重い構成を使うことで高い放熱を維持することにより、軽重量構成によってもたらされ温度低下を認めるものとなる。

carbon/graphite 板構造はヒートパイプヘッダーのためのバンパーとヒートパイプの包みのために付けた保護を与える。隕石のための各ヒートパイプヘッダーの構成の信頼性は、0.969 の計算である。HTR のデザインは、40 本のヒートパイプヘッダーで熱負荷の 100% を運ぶので、10 年で 99% のシステム信頼性を得るために、始めに 44 本のヒートパイプヘッダーが必要である。4 つのヒートパイプヘッダーが隕石のために破損すると予想される。

Table 3 に単位質量を示す。放熱器組立質量は、ヒートパイプヘッダーの壁、液体・質量、ヒートパイプの壁のか込み、作動流体、carbon/graphite 伝導板の質量を含む。熱廃棄補助系は、放熱器組立質量に先細り結合節、変移部、引っ張り／圧縮リングと配列リングをプラスしたものと考えられる。

5. 結論

高温の新しい宇宙用放熱系は、近い将来の技術で設計される。2種類とも円筒形放熱器を利用する設計である。炭素／アルカリ金属共存問題を避けるために、チタンの被膜がアルカリ金属と接触するところに使われる。2種類のデザインは高い伝導性の carbon/graphite 合成板を使い、そして放熱器全体で除却熱を放熱する。600K でのヒートパイプ作動流体に認められる困難のため、LTR はポンプループの設計を使う。この固有のデザインは 0 g 状態で、停止、始動、再始動できるリチウムをポンプで作動させる。HTR は折りたたみの円筒形 SiC 補強チタン／カリウムヒートパイプを使っている。LTR と HTR の熱廃棄補助系の単位質量はそれぞれ 5.83 kg/m^3 と 5.53 kg/m^3 である。

(引地)

Table 1. Material Considerations

Material	R.T. Density (gm/cc)	Strength		Compatibility w/ working fluid		Conclusions
		600 K	875 K	600 K	875 K	
Ni-Alloys	8.9	ok	ok	ok	ok	
Nb-Alloys	8.6	ok	ok	ok	ok	ok but heavy
Stainless Steel	7.8	ok	ok	ok	ok	
Ti	4.5	ok	no	ok	ok	ok for low temp
Ti Alloys	4.5	ok	ok	no	no	compatibility problems
Fiber Reinforced Ti	<4.5	ok	ok	ok	ok	ok and light
Al alloys	2.7	ok	no	no	no	
C composites	2.0	ok	ok	no	no	Compatibility and/or Strength Problems
Be	1.8	ok	ok	no	no	
Mg	1.7	no	no	no	no	

Table 2. LTR Radiator Specific Mass Summary

Component	kg/m ²	kW/kg
Radiator Assy:		
1. Physical:	4.84	.885
2. Effective:	5.7	.885
Hrss:		
1. Physical:	5.83	.735
2. Effective:	6.86	.735

Table 3. HTR Radiator Specific Mass Summary

Component	kg/m ²	kW/kg
Radiator Assy:		
1. Physical:	4.10	4.68
2. Effective:	4.82	4.68
Hrss:		
1. Physical:	5.53	3.47
2. Effective:	6.50	3.47

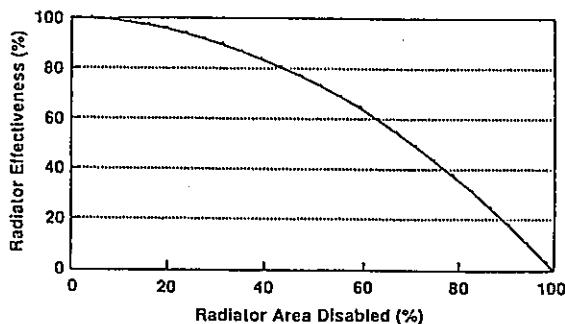


Figure 1. Radiating Effectiveness of Cylindrical Geometry

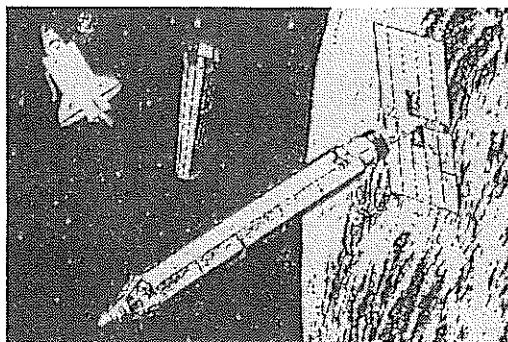


Figure 2. NASA Advanced Radiator Concepts 1.7Mwt,
600K Heat Rejection Radiator for Space
Nuclear Stirling Cycle Power Systems

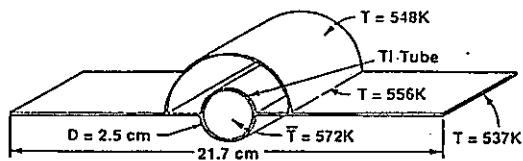


Figure 3. LTR Cross Section and Temperature Profile

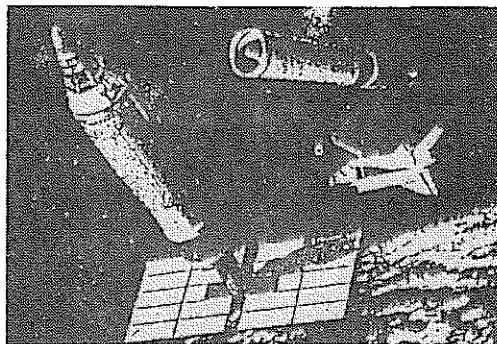


Figure 4. NASA Advanced Radiator Concepts 2.4Mwt,
875K Heat Rejection Radiator for Space
Nuclear Power Systems

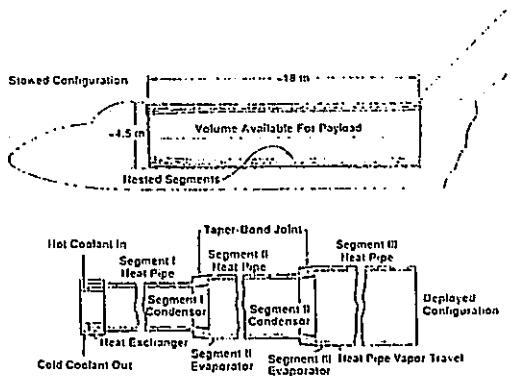


Figure 5. Telescoping Radiator

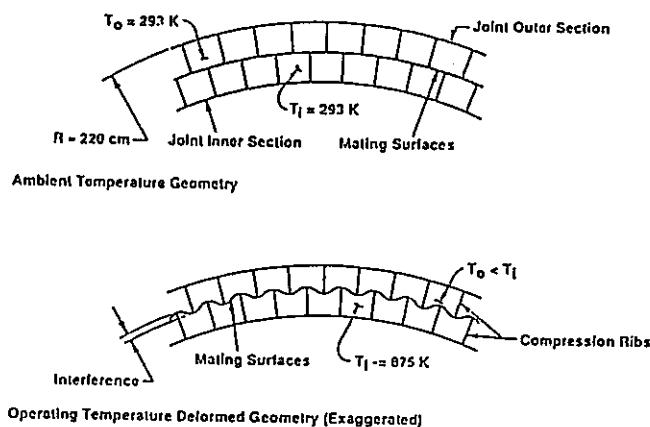


Figure 6. Taper Bond Joint - Effect of Temperature Difference Between Joint Sections

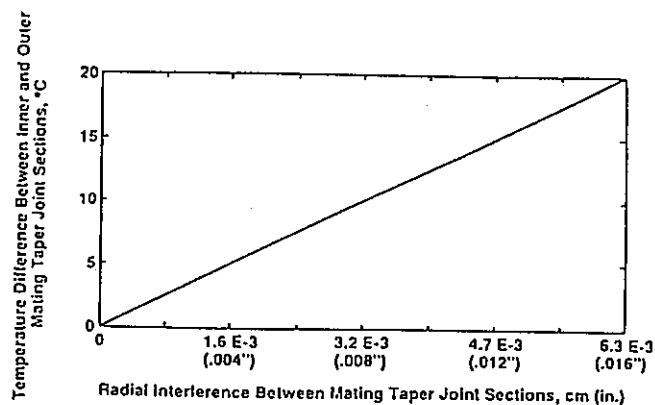


Figure 7. Taper Bond Joint - Effect of Temperature Difference Between Joint Sections

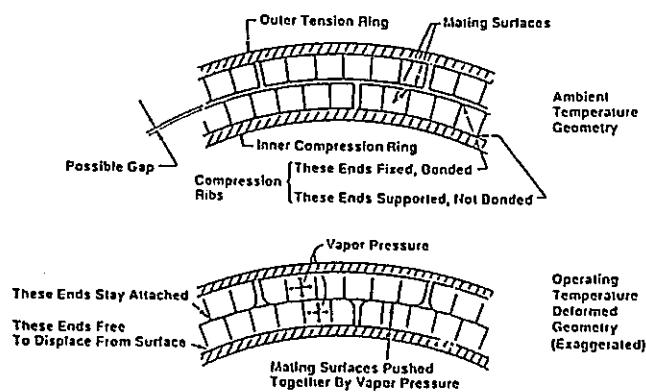


Figure 8. Taper Bond Joint - Effect of Heat Pipe Working Fluid Vapor Pressure

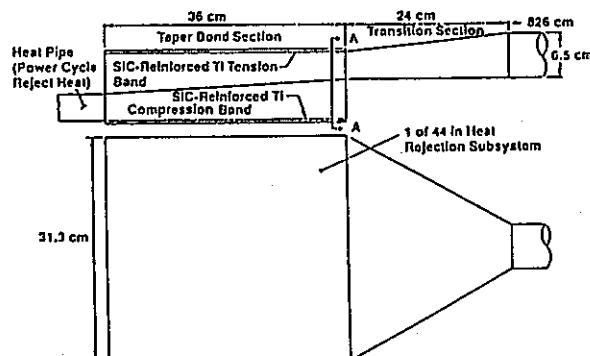


Figure 9. 875K Telescoping Radiator

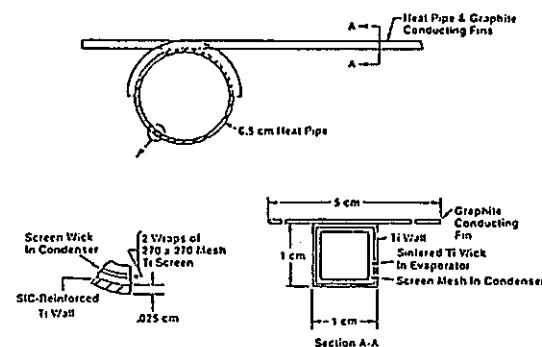


Figure 10. Telescoping Radiator - Heat Pipe and Fin Section

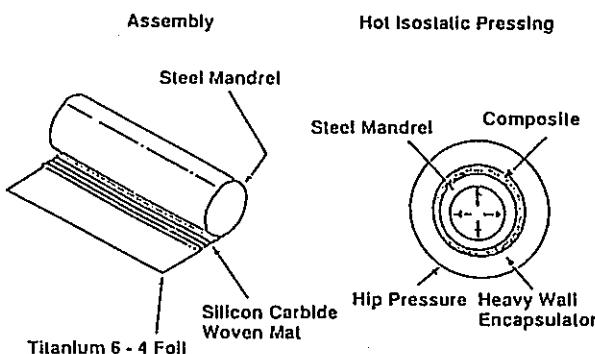


Figure 11. SiC/Ti Composite Tube Fabrication Approach

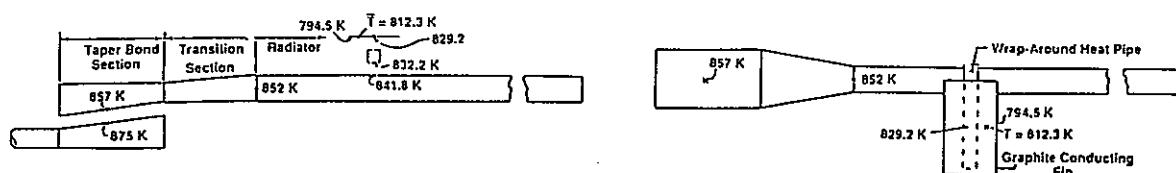


Figure 12. Telescoping Radiator - Heat Pipe Header/Fin Temperatures

(F 排熱系 - 2)

20 kW e ブレイトンサイクル型宇宙動力システムに関する
ヒートパイプ放熱器の最適化

Optimization of a Heat Pipe Radiator for a 20kWe Brayton Cycle Space Power System

Serge Chaudourne (Commissariate l'Energie Atomique)

出典 : 7th Symposium on Space Nuclear Power Systems, pp. 633-638

序 論

ERATO 計画と呼ばれるフランスの宇宙原子動力システム事業では、現在 10 ~ 25 kW e の小さな動力システムに焦点をあてている。既に、閉回路のブレイトンサイクルを用いたいくつかの選択肢 (option) が研究されているが、これらは異なった原子炉技術に応じた様々な温度レベルを有している (Carre et al. 1988 and 1989, Proust et al. 1988, Tilliette et al. 1989a and 1989b)。

一つの魅力あるオプションは、NaK やナトリウムで冷却する高速増殖炉を用いており、その技術は地上の装置でよく知られている。余裕をもたせるため、2 系統の圧縮器、交流発電機、タービンのセットが必要である。その熱機関は、1 モルあたり 40 g のヘリウムとキセノンの混合ガスでもって、913 K (640 °C : 高温) ~ 326 K (53 °C : 低温) で運転されている。このサイクルの全体の効率は、およそ 20 % であり、コールド面から 80 kW の熱廃棄が必要である。この設計の模式図を Fig. 1 に示す。

放熱器の一般的設計

放熱器は 80 kW の熱廃棄能力をもつ。ヘリウム-キセノンガスの全体の質量流量は 0.833 kg / s であり、これは 509 K (236 °C) から 326 K (53 °C) への温度降下と一致する。

放熱器は、次の 3 つの部分に分けられる。

- ・ 放熱器構造物と流体 (ヘリウム-キセノン) 間の熱交換部
- ・ 放熱面と構造物との間の熱接続部
- ・ 放熱面

信頼性の観点から、放熱面と構造物の間の熱接続にはヒートパイプが選ばれている。ヒートパイプは、ガスダクトから放熱面へ高効率で熱を運ぶことができる。ガスダクトの長さは短く、微小隕石から容易に防護することができる。温度範囲から、チタン管の水ヒートパイプとアーテリウイック (溝型の毛細管流路) が選ばれている (Dunn & Reay 1982)。細管構造部は、C. E. A 開発のヒートパイプ計算コード DUCALO の使用によって最適化される。

ガスとヒートパイプの間の熱交換部には乾式接触タイプが選ばれた。これは、ヒートパイプの蒸発部がガスダクトの中へ貫通しないことを意味する。この熱交換法は湿式接触タイプより効率的ではないが、より単純でより確実な方法である (Amidieu et al.)。この熱交換タイプの効果を高めるために、ガスダクトは内部フィンにより多くの部分に分けられる。

放熱表面は、最も冷たい部分については白ペンキを塗った、そして最も熱い部分については黒ペンキを塗ったアルミニウムの板で構成される。

放熱器の形状を Fig. 2 に示す。

放熱器の最適化

放熱器の熱モデルに使用する計算コードが開発された。

熱モデルは次のものから成る。

- ・ ガスとヒートパイプの間の熱伝達係数の計算
- ・ 等温蒸気ヒートパイプのモデル
- ・ 放熱表面の太陽照射効果を考慮した 2 次元熱伝導モデル

C R A C と呼ばれるこの計算コードでは、入力条件によって、放熱面積、ヒートパイプの数量、各々のヒートパイプの熱出力と作動温度、放熱器の合計質量を決めることができる。いくつかの幾何学的なパラメータを最適化することによって、放熱器質量を最小化するためコードが使われる。たとえば、ガスダクト内側のフィンの数の質量への影響を Fig. 3 に、ヒートパイプ間の距離の質量への影響を Fig. 4 に示す。C R A C コードは、また動力システム全体を最適化するための一般的なコードのサブプログラムとして組み込めるよ

うに設計されている(Proust et al.)。

結論

20 kW_e 宇宙原子動力システムについて、中温域でのヒートパイプ放熱器の概念が研究された。この概念は、より高い熱出力域、より高い温度域に拡張可能である。

宇宙用ヒートパイプ放熱器最適化のための一般的な計算コードが開発され、装置の広い範囲に使用することができた。

謝辞

政府機関の Centre National d'Etudes Spatiales (C.N.E.S.) と Commissariate l'Energie Atomique (C.E.A.) がフランス宇宙原子動力システム研究の共同スポンサーである。

(片岡)

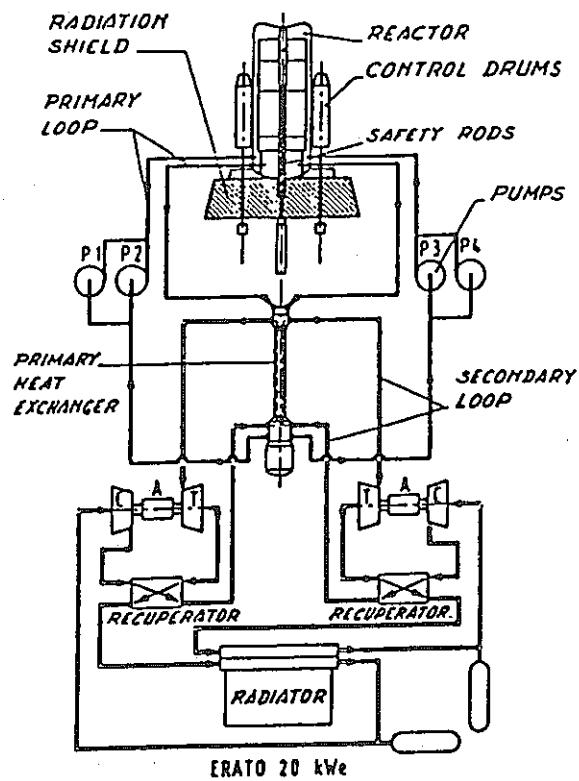


Figure 1. Schematic Diagram of the LMFBR Derivative 20 kWe Brayton System

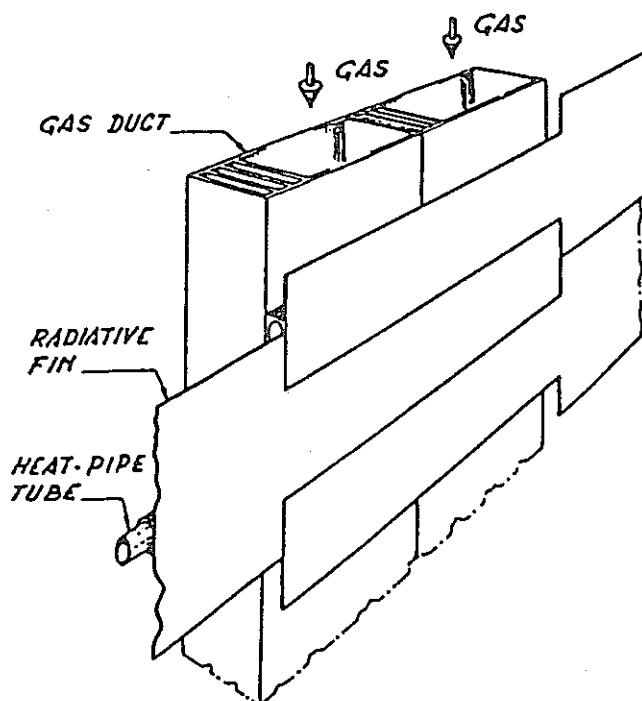


Figure 2. General Aspect of the Heat Pipes Radiator

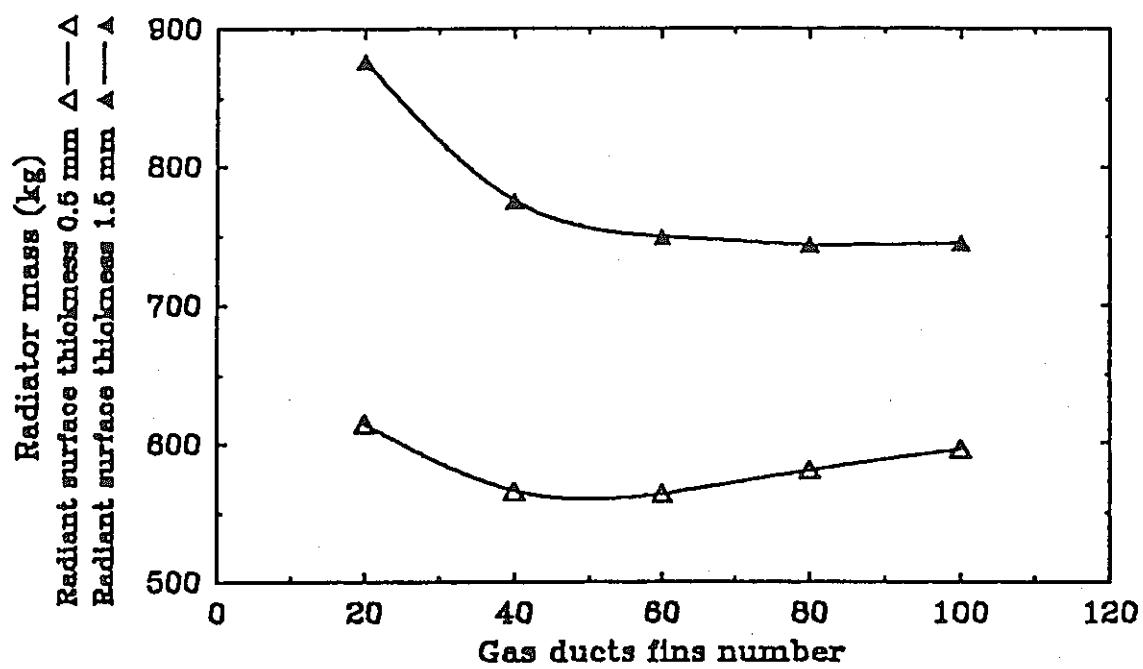


Figure 3. Gas Ducts Fins Number Optimization

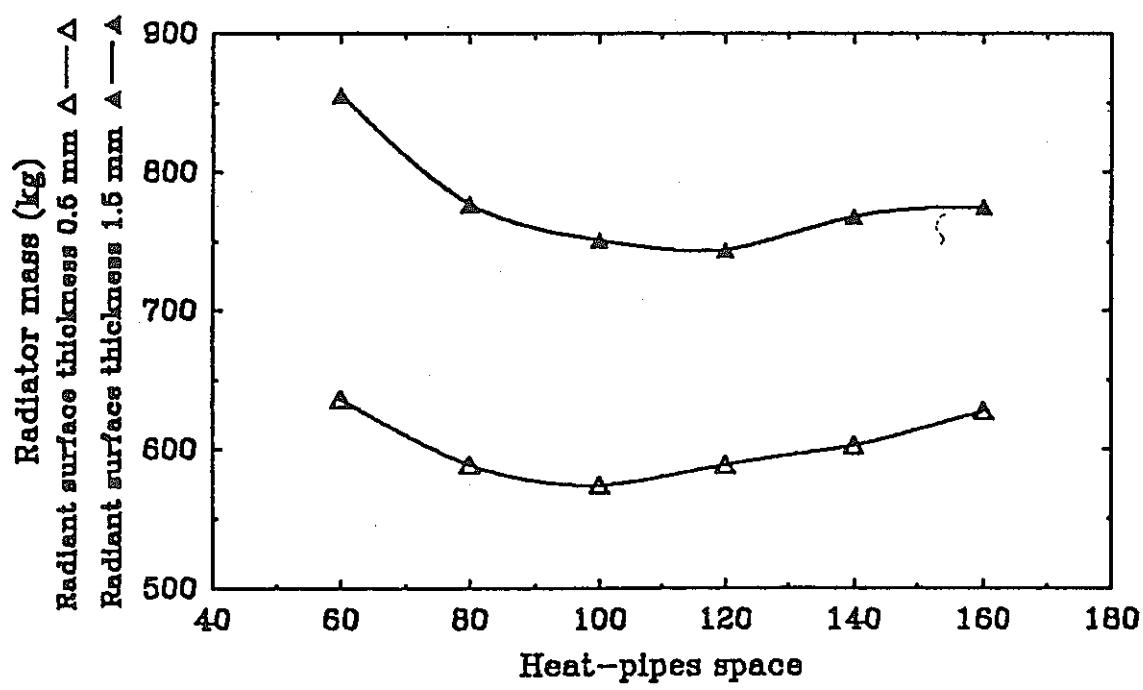


Figure 4. Heat Pipes Space Optimization.

(F 排熱系 - 3)

穴からの大きな節約
Big Savings from Holes

Alam White (NASA-Lewis)

出典 : AEROSPACE AMERICA, May 1989, pp. 32-35

NASA-LewisとAir Force Astoronautics Labで共同開発している宇宙での熱除去のための技術は、宇宙船の冷却性能を5倍に改良できる。今ある熱放射技術を基にした放熱器は宇宙船の総重量の40%であるので、液滴放熱器(LDR)計画の作業は重要である。LDR案は、現在の放熱系の固体表面の重さをなくして、宇宙へ直接熱エネルギーを放射する小さな液滴を利用したものである。

宇宙船と将来の月・惑星の前哨基地の熱エネルギーは、推進力、電気出力による発生、乗員の体温、太陽からの直接の放射、惑星・月からの熱反射・放射、実験室の装備による熱発生のような、種々の発生源から生ずる。乗務員の活動と宇宙船の器具使用による温度・湿度の制限を規定内に保つために、すべての余分な熱エネルギーを宇宙に放出しなければならない。

Freedom宇宙ステーションの最初のフェーズは、宇宙での放熱器技術水準で行われるだろう。発電系は利用者に75 kWの電力を届けるので、与圧モジュールから放熱器へ少なくとも75 kWの熱を運ばなければならない。これは、各パネル4.8.5 m長、1.2 m幅、1.1 m厚のヒートパイプパネル列から成るだろう。アンモニアヒートパイプが各パネルで作動する。各パネルは両面で1.5 kW、各面から0.75 kW放熱できる。これらのパネルの一つは微少重力での動作を証明するために3月にDiscoveryで飛ばされた。最終飛行結果は夏に予想されている。

設計では放熱器は、70 Fで50 kW、35 Fで20 kWを扱う。これらの熱負荷を基にして、システムは故障を起こるのを見越した余分を持った54本のヒートパイプ、総面積5200 ft²から成る。

宇宙計画に関する多くの事は、もっと進んだ放熱器技術を必要とする。宇宙用レーザーのような高出力SDI計画はメガワットの熱を放出しなければならない。現在NASAで検討されている月或いは火星表面の有人基地では、地球から打ち上げられる100 kWより大きい放熱器が必要である。宇宙燃料集積所のような別の案では大きい体積を低温で維持する。このため、低温冷蔵は最終的に大規模な放熱器が必要になる。実際多くの将来計画では、軽くてもっと性能のよい放熱器技術が利用されるだろう。シャトルの打ち上げ費用を\$7500/lbと仮定すると、例えば8300 lbの宇宙ステーション用熱放熱器の打ち上げは低地球軌道(LEO)で\$6千2百万の費用となる。しかし、新型放熱器技術の開発は、シャトル-C又は低費用新型打ち上げシステムの8000 lbの打ち上げ費用よりかからないと予測される。

LDRは別の新型宇宙放熱器よりも発展する。このシステムは、現在の技術をベースとした放熱器よりも、50~80%軽くなり、配置と積み込みが楽になる。そしてLDRの放熱領域では数十億の液滴があるだけで、微小隕石、宇宙塵による障害は、通常の放熱器よりも良くなる。衝突は単に液滴の一部を取り除くものであるが、ヒートパイプの一つの穴は故障に導くものである。

LDR案は、直径200 μの数十億の小さな液滴を作る液滴発生器を使う。液滴は、液滴収集器に向かって飛ぶときに冷える。集められて塊となった後、宇宙船の廃熱を吸収する熱交換器へポンプで戻される。熱を得た液は、再び宇宙で放熱するため液滴発生器に送られる。宇宙における蒸気圧は低く、10⁻⁷ torrより小さく、液滴は蒸発しにくくなければならない。そして、作動流体は化学的に安定でなければならない。あるオイルは低温で理想的であり、リチウム、錫、ガリウムのような液体金属は450~900 Kの間で働く。

共同開発は最小限の資源と労力を倍のものとする。NASAは液滴発生器と液滴シートの放射特性を決めることを受け持ち、Air Forceは液滴収集器を受け持ち、システム性能を評価するためNASAと協力する。

発生器と収集器の適切な設計は、熱放射負荷、放射温度、低軌道・静止軌道・極軌道、月・惑星の表面の状態を含む種々のミッションの特定条件によって決まる。将来、高出力を必要とするミッションはおそらく8つの液滴シート、概算でそれぞれ2.5 ft幅、300 ft長、1.5 in厚、をもつ。メガワット級の放熱器の総面積は120,000 ft²の広さになる。多くの放熱器はこれよりも小さくなる、しかし、宇宙ステーションの5200 ft²

放熱器より十分大きくなる。

LDRは、現在あるいくつかの関係のない技術、基本的に現在の放熱器技術とは異なるものを使える。今売りに出来ているインクジェットプリンタの多くの開発者は、液滴発生、収集の原理を広く研究している。だがしかし、共同のLDR計画は今あるいろいろな方面的技術に及ぶだろう。

LDRは、インクジェットプリンタと多くの共通点を持っている。圧力によって直径100μの数千から数百万のオリフィスを通り作動流体が押し出され、液体は完全なジェットとして各出口から出てくる。液体のジェットは本来不安定なので、それは10cm或いはそれ以下で球形の液滴に自動的にこわれる。こわれないジェットに定期的に外乱を与える圧電変換器は、分解を正確に制御する。液滴は2-15m/secの間の同じ速さをもたらされる。

液滴発生器のための難点は、非常に均等なオリフィスの製作である。今まで製作された最良の文字品質のインクジェットプリンタは単一のプリントモジュールで2.0mradの精密な軌道を持って220個の25μ直径のオリフィスを持っている。LDR液滴発生器の目標は100μのオリフィスが代表的である点を除いて似ている。それゆえ、Lewisは今あるインクジェットプリンタ技術の改良を続けている。少なくとも10の方法で、目標の25-200μの間のオリフィスが製作されている。最初の評価はよいもので、つくられたオリフィス列の比較はいくつかの方法で今年行われる。

いくつかのインクジェットプリンタ製作はノズルを製造するのに電気成形を使っている。オリフィス列の製作に光学的抵抗の層を塗り、穴の位置を除いて光印刷術で層を取り去る。それから金属の層を電気めっきで上塗りして、残った光学的抵抗は溶かされ、1回に100より多い出口を化学的にエッチングされる。実際にはミリラジアン出口の製作はclass1000のクリーンルームで行われ、そして光印刷術と電気成形の困難な制御をしなければならない。

グラスファイバーを用いてオリフィス列をつくる。初め材質は内核に可溶性ガラスを用いた1in直径のガラスパイプがある。2つのガラスは塩酸が内核をエッティングするのを除いて似た性質を示す。ガラスパイプの直径が200から250ミクロンに減らされる。ファイバーは束ねられて、酸がオリフィスをつくるため内核を溶かす。

機械穴あけは45年以上の実績がある。織物製作者はポリエステルのような繊維を押し出すのに広く使っている。25μ直径の円形、三角形、長円形断面の出口が型としてある。詳細を述べると、オリフィス列は2-3mradになっている。

ドリルでの穴あけされたいくつかのオリフィスはほぼ認容しうる品質である。Lewisは商業上利用できる超正確な、5回又はそれ以上同じ場所へ0.0001inの小さなバイトを位置する旋盤を使った。明示される位置の許容誤差は、2μである。最良の列は4-5mrad内に同様の液体ジェットを保ち穴があけられる。改良がさらに続けられている。

レーザ穴あけと電気放電では、別の方よりすばやく穴を作れるけれども、正確さは普通認められない。

収集器は液滴発生器と違って現在の技術を使える。インクジェット収集器と溝は静電力をあてにする。しかし宇宙での荷電プラズマは、このような力の活用を妨げる。調査ではLDR収集器が数億の液滴の中から1つの液滴を逃すのを示している。収集した液滴の塊は、ポンプで十分圧力をかけられるものにならなければならない。そして微少重力での収集作業は重力を利用できない。もちろん、月・惑星ミッションのための収集器設計は簡単になる。

Grumman Aerospaceは受動的な収集器案を開発して、提示した。液滴の流れはいろいろの角度でV字形の表面に衝突する。創造されたフィルムが特別につくったギアポンプの表面に直接付けられた。そして1:10⁸基準より優れた収集能率が、一定の運転条件で達成された。

McDonnell Douglasでの現在の開発は遠心力による収集器である。回転する収集器の中心で液滴は衝突して収集器外辺へ膜となって流れる。そこで、収集器と液体が回転する間も動かないピトー管がその膜を集め。すべての実験と解析結果はこの案が意図した仕事をすると予測する。微少重力での立証はNASA KC-135A調査機で1989年後期に予定されている。

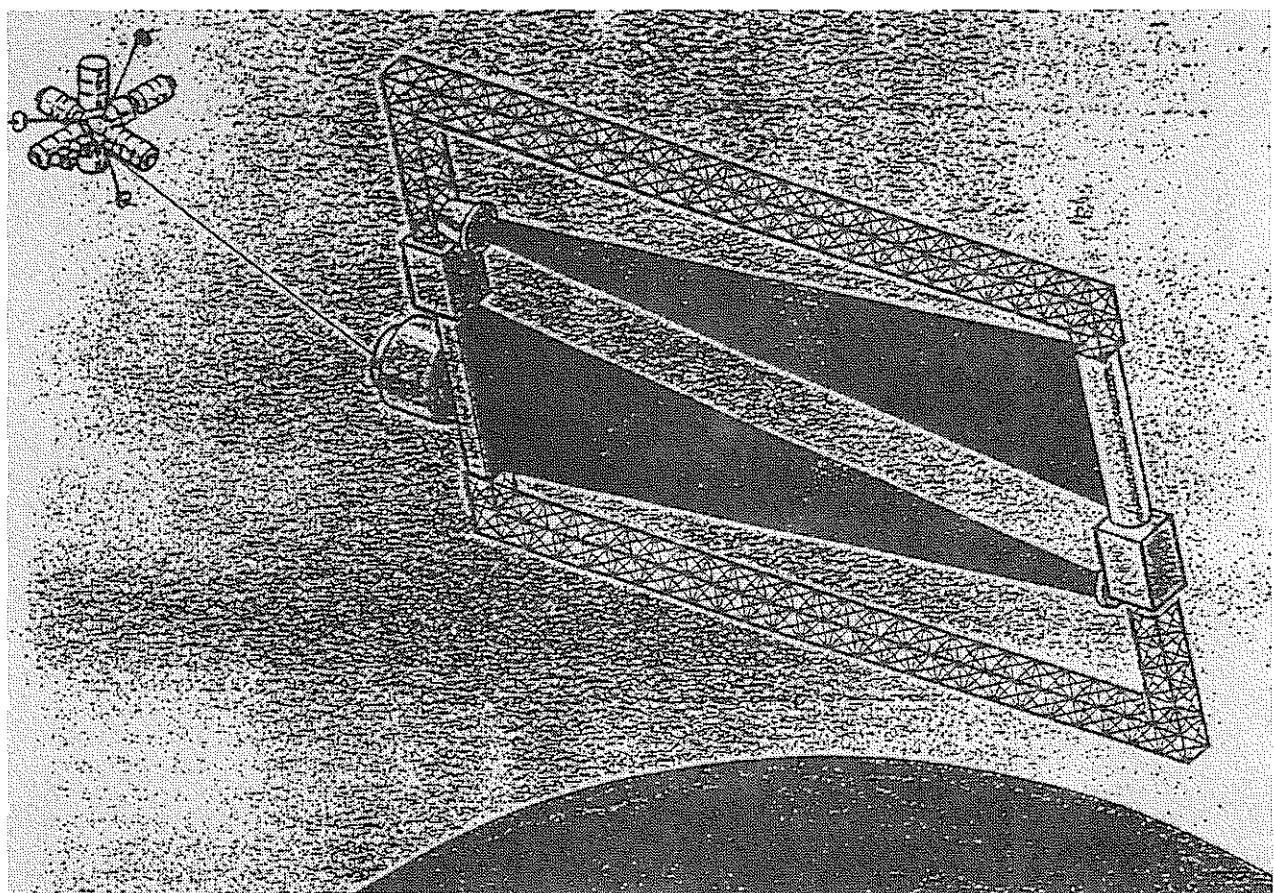
小さな規模での実験は、液滴シートから移る輻射熱を測った。そしてデータは理論的予測と一致した。宇宙ステーションの放熱器の0.75に対応する0.8の輻射率をシートはすでに到達した。理想の黒体の輻射率は1.0である。より大きいより実際に近い液滴シートからの熱輸送実験が今年後期に予定されている。長期間安定の低蒸気圧オイルの候

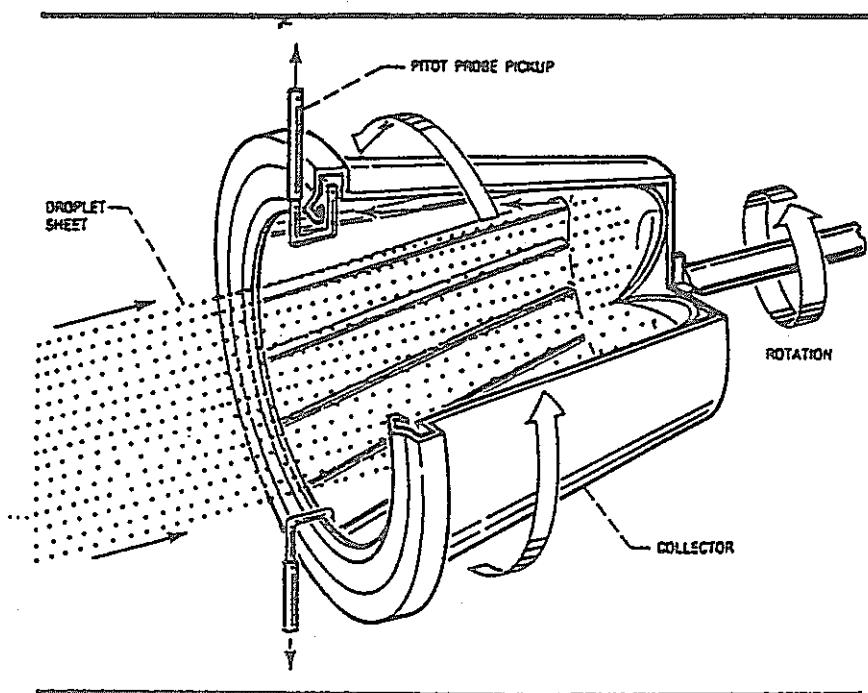
補が L E O 状態を想定したもとで、酸素原子、高エネルギー電子、液滴の放射の効果が調査されている。実験規模の液滴発生器が、 10^{-5} g、5.2秒テストを与える Lewis の 14.5 m 落下塔を意図して作り始められた。

今までの L D R 研究は概念の有効性を立証してきたが、計画立案者が認めて技術を使う前には、もっと作業が必要とされる。最も必要なことは将来のシャトル飛行でのプロトタイプ L D R のデモンストレーションである。最後に Grumman Aerospace は今月シャトル飛行実験のための 20 ft 長のプロトタイプ L D R 案の設計を完成させて、そして NASA からの認可を待っている。

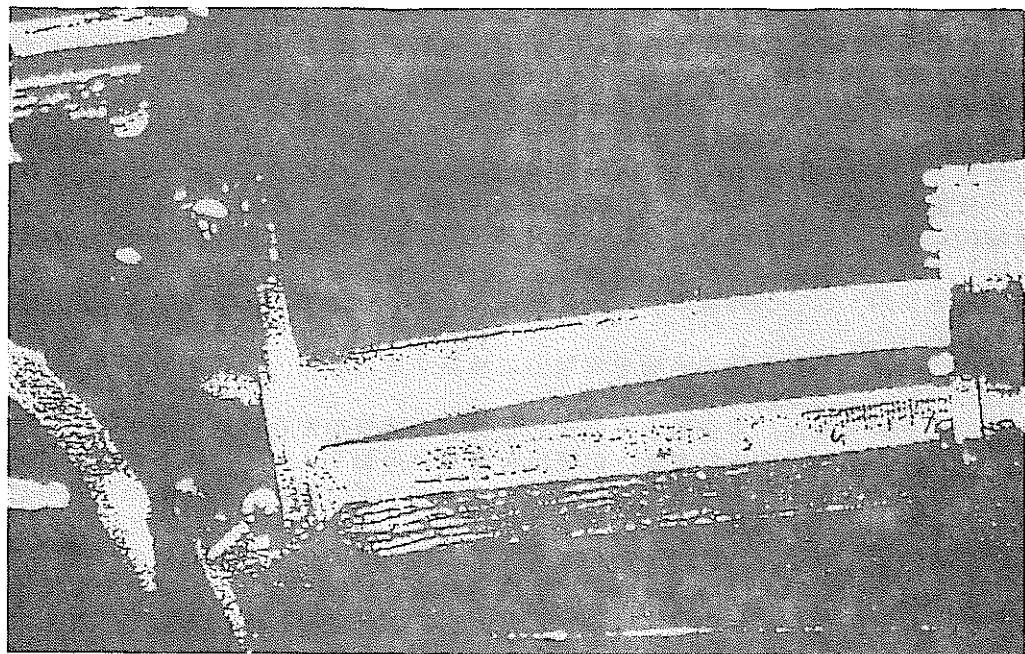
(引 地)

PNC TN9420 91-007





McDonnell Douglasの収集器



Grumman Aerospaceの収集器

(G 推進-1)

ソ連における宇宙研究用電気推進機の開発現状
Electric Propulsion for Space Research

V. I. Brukhty, A. S. Koroteev, I. G. Pulkhrova, et al.

出典 : 7th Symposium on Space Nuclear Power Systems, Albuquerque, 1990
pp. 190-194

序論

本論文は、宇宙飛行用の種々の原子力エネルギー源と共に使用する電気推進機システムに関する開発事項と適応問題について述べたものである。

電気推進機

ソ連では、密閉ドリフトスラスター（定常プラズマスラスターの一一種）の開発が非常に進んでいる。これらのエンジンの平均電圧レベルは約 130~600Vであり、数十キロワットの種々のパワープラントと適合する。しかし、長期の宇宙飛行用、例えば火星への飛行等には不適であり、代わりにメガワットレンジのスラスターが必要である。更に、多量のキセノン燃料及び長期間の燃料貯蔵タンクが必要であり、又、キセノンは非常に高価であり数量が限られる等の問題がある。従って、燃料にアルカリ金属を使用したバット・エンド・プラズマ・スラスター（以下 B E P T と略す； M P D (Magneto-Plasma-Dynamic) スラスターを改良したもの）がこの様なミッションに適している（Porotnikov and Ostretsov 1973）。

B E P T は、絶縁体で分離された電極（陰極-陽極）の軸対称システムである。一般に陰極は中心にあり、その周囲を同軸陽極が覆っている。長期間貯蔵の優位性や小チャンバーにおける高真密度での電気設計に関する長時間試験により、アルカリ金属燃料が適していると言える。リチウムは B E P T に対して最適な燃料の一つである（例えば火星等の太陽系惑星への飛行に対して）。

バットエンド方式の電気力学的プラズマスラスターは、高排気速度(100km/s以上)、推力効率50%以上、高推力密度 0.1~1 N/cm²である。B E P T は低電圧源からパワーを供給されるので、太陽電池や原子力パワープラントと直接連結されている。B E P T の起動は電極間のギャップに燃料を注入することで行われる。

パワーレンジ 2 ~ 1000kWe, 排気速度 60 ~ 70km/s, 推力効率レベル 50 ~ 60% (500 ~ 1000 kWe 条件下) のアルカリ金属燃料の B E P T に関する研究が行われている。熱放出陰極を使用した B E P T についても研究されている。非常に高い放電電流密度（陰極温度 2000 ~ 3000K, 放電キャビティ圧力 約 1kPa の時で 数百 A/cm²）が発生することが実験的に判り、そして理論的にも説明されている。放射冷却型 B E P T 陽極が内部に挿入され、負の電圧降下を供給している。カリウム流速 $1 \sim 2 \times 10^{-3}$ g/s で推力を 10^{-1} N まで上昇させた 2.5kWe のエンジンを使用した 1000 時間のテストは成功裏に終了し、熱放出陰極の侵食速度は 6×10^{-6} g/s であった。

これらのテストは B E P T の性能を実験的に検証するために、人工衛星 "Cosmos-728" と "Cosmos-780" 上で実施された。

電気推力プラズマ流は、宇宙船とその周辺物体との電場の変化、電磁場干渉（自己放射、無線通信減衰）、そして宇宙船表面への燃料付着等に帰着する。この様な影響を研究している内に過度の陰電荷を排除するために、セシウムプラズマ源が人工衛星 ATS-5 や ATS-6 で使用されるようになった (Olsen 1985)。その起動は、宇宙船周囲においてコールドプラズマ密度を増加し、電位は百ボルトから数ボルトの範囲で変化した。同様の結果がソ連で得られている (Zhurin and Porotnikov 1979)。電磁場の干渉問題はあらゆる電気推進機にとって共通問題であり、それの解決策は B E P T やアンテナの位置、そしてそれらの相互方向の適切な選択にかかっている。宇宙での、特に人工衛星 "Cosmos-728" と "780" 上でのアルカリ金属を使用した電気ロケットエンジンの実験が最近まで実施されており、これらでは宇宙船表面への著しい燃料付着は観察されていない (Zhurin and Porotnikov 1979)。

太陽系探査用電気推進機

有人火星ミッション

高推力液体化学推進機 ($H_2 + O_2$ 燃料) と許容推力電気推進機 (リチウム燃料) に基づ

く連結推進システムが、①原子力宇宙パワープラント（N S P）に対する出力要求の減少、②ヴァンアレン帯の通過時間の短小、③宇宙船打上げ時の生物に対する放射線の安全性の確保等のために考案されている。これらの推進システムに対する出力要求は、熱放出エネルギー変換器に基づくメガワット級のN S Pを使用することで満足されるだろう。

これらの計算は以下の仮定に基づく：

①軌道－着陸探査計画を考慮；火星軌道時間は一ヶ月であり、火星滞在時間は一週間である。

②火星探査集合体（M E C）は、打上げ船”E n e r g y”で輸送されるモジュールで形成される。

打上げ時期は2018年を予定しており、飛行時間は2年以下である。M E Cのエネルギー重量特性や、化学推進機及び電気推進機に関する種々のパラメータが、80及び150トンのペイロード、N S Pの電気出力（N）、比重量（ γ_{NSP} ）に対して最適化されている。M E Cの打上げ重量の影響は、 $N=2.5+15\text{MWe}$ 及び $\gamma_{NSP}=4.5+9\text{kg/kWe}$ の範囲で決定されている。

連結推進システム（化学及び電気推進機）と電気推進機システムのみとの比較により、以下のことが判った；要求される出力レベルは $N=15\text{MWe}$ から $N=5+7.5\text{MWe}$ に減少し、M E Cのヴァンアレン帯の通過時間は二ヶ月から数日に短くなり、原子動力システムは高度500kmではなく10000km上で稼動される。M E Cの打上げ重量（150トンのペイロードを含む）は、 $\gamma_{NSP}=4.5\text{kg/kWe}$ の時430から600トンに、又、 $\gamma_{NSP}=7.0\text{kg/kWe}$ の時650から790トンに各々、若干増加する。

化学及び電気推進機の性能は、ペイロード重量とN S Pパワーに依存する。ペイロード80トンの場合は、電気推進機の起動は地球の活動圏外で行われなければならない。一方、ペイロード150トンの場合は、地球の活動圏内で且つヴァンアレン帯の外で起動しなければならない。火星軌道（ $H_{per}=1000\text{ km}$, $H_{ap}=20000\text{ km}$ ）へのM E C輸送及び離脱は化学推進機で行われる。

計算より得られた最適電気推進性能パラメータ（ペイロード重量に依存する）は以下の通りである：比推力 $I_{sp}=30+70\text{km/s}$ 、推力 $P=120+260\text{N}$ 、電気出力 $N=2.5+7.5\text{MWe}$ 。

将来の外惑星及び小惑星への無人ミッション

電気推進機は、二段式原子力電気推進システム（N E P S）において使用されている。この概念は、6th Symposium on Space Nuclear Power (USA, Albuquerque, January, 1989)でA. A. IvanovやV. D. Kolganovらによって、地球へサンプルを持ちかえるためのE n c k e彗星やV e s t a小惑星へのミッションと同様に、外惑星の衛星（木星の衛星カリストーや土星の衛星タイタンや海王星の衛星トリトン等）の軌道・着陸用宇宙船の発射に関して報告されている。以上に述べた諸問題は、ソ連の科学アカデミーで決定された。

宇宙船は、打上げ船”E n e r g y”によって初期near-Earth軌道上に置かれる。高推力である二段式N E P Sは地球の活動圏外へ宇宙船を加速し、その後N E P Sはパワープラント制度へスイッチされる。そして、操縦に必要な電気推進力を供給しながら太陽や惑星の重力場内から離脱する。1993～2000年に打上げのミッションも考案されている。インプット電気出力や推力は航行中は一定である。

最適打上げ日が、宇宙船の起動、高推力及び低推力システムの最適組合せ及び特性、推進機の稼働及び行程時間、電気出力（ $N=100\text{kWe}$ ）とN E P S寿命（20000時間）という条件下における電気推進機の最適比推力等によって決定されている。最適条件基準は目標軌道へ輸送されるペイロードに対する最大値である。定常プラズマスラスターは、lownear-C a l l i s t oやnear-T i t a n軌道へ軌道船及び着陸船を輸送するために供給すると定義されている。軌道船の重量は1.5トンで、着陸船の重量は各々、6及び2.5トンである。E n c k e彗星やV e s t aへ輸送されるペイロードは、軌道船輸送だけではなく、サンプルを採取して地球へ帰還するのにも充分である。

航行中はN E P S出力や電気推進スラスターは一定である。タスクによって左右される推力及び比推力の要求範囲は、 $3.5+4.5\text{N}$ と $30+40\text{km/s}$ である。

電気推進機応用の第一ステップとして、E n c k e彗星やV e s t a小惑星への中エネルギーの護送飛行が考案されている。電気推進機用パワーは、 $25+35\text{kWe}$ の”T o p a z”型の熱放出炉変換器に基づく原子力パワープラントで供給されている。これらのパワープラントに関する重量インフォメーションは6th Symposium on Space Nuclear Power (USA, Albuquerque, January, 1989)でG. M. GryaznovやE. B. Zhabotinskyによって報告

された。定常プラズマスラスターはキセノン燃料を使用している。電気推進機のインパート出力と推力は一定であり、運転時間は2年以下である。目標惑星への宇宙船飛行は、以下のシーケンスで実施される：最初は液体化学推進、地球離脱後は電気推進。化学及び電気推進システムに関しても最適化されている。Vestaへの護送飛行は電気出力N=35kWeで実現されそうである。Vestaへ輸送されるペイロードの重量は0.5トンであり、一方輸送時間は1.5年である。輸送時間が2年であれば、Encke彗星へ輸送されるペイロードの重量は1トンである。

結論

本論では、ソ連における電気推進機の開発現状と、それの外宇宙探査用に対する適応性を述べた。

（清野）

(G 推進-2)

2 モード原子力推進システムとしてブレイトンサイクルを使用する場合の問題

The Problems of the Brayton Cycle Application in a
Bimodal Nuclear Power Propulsion System

Michael S. Belyakov 他 Power Engineering R&D 研究所 USSR
Valdimir A. Pavshok Kurchatov 原子力エネルギー研究所 USSR

出典 : 7th Sym. on Space Nuclear Power Systems, Albuquerque, Jan. 1990,
pp. 514-518

序論

火星ミッションに使用する原子力推進システムの概念では、1つの炉で推進モードとパワーモードを使用するとしている。NPPP(原子炉)運転の推進モードは、Cryogenic 温度(極低温)まで冷やされた水素を炉に送り 2600 ~ 2900K まで加熱して、推進ノズルにガススラストする方法によって行う。

NPPPパワーモードは、閉ガススタービンループ中のBrayton サイクルで行う。ヘリウム-クセノン混合物を閉ループ中のクーラントとして使用する。このガスを使用すればコンパクトなパワー変換ループが可能となり、また火星ミッション期間中ずっと運転する事が可能である。後者はこのガスの化学的不活性の為である。

preliminary な考慮によれば、直接(non-electric-jet)推進を有するNPPPを備えた宇宙船は200~300kWeの全発電出力を有するべきである。(モジュール発電パワーは50~70kWe であるべきである。)

ターボマシンパワー変換ループ運転の詳細

2 モードの原子力推進プラントは次の特長を有する。

- ・推進モードとパワーモードの炉出力の差はかなりある。
- ・宇宙船軌道のactive part 中は、パワーモードと推進モードを統合する可能性がある。基本的には、ターボマシンパワー変換ループへの炉熱供給は、2つの方法で行われる。
- ・直接炉中に配置された閉ガススタービンループの熱伝達流路を通して
- ・specificな冷却材強制循環ループの中間熱交換器を通しての、炉の熱伝達によって第一案には次の欠点がある。
 - ・pneudraulic な炉のループ設計にかなりの配慮が必要。
 - ・隣接の炉のループ中の作動流体や、炉の構造物よりの伝熱量が増加する為に、除熱量が増加する事に伴うガススタービンループクーラント防護に関する問題。
 - ・全体の大きさを小さくする為に炉中のヘリウム-クセノン流路面積を制限する事による power system loop の熱流力効率の減少

2 番目の方法では、ループの追加が必要となり、冷却材の駆動にパワーがより多く必要となる。

明らかに、推進モードで中間熱交に入る事が出来る冷却材として、このループ中で水素を利用するより expeditious である。推進モードではある与えられた温度で炉の流路から作動流体を引き出し、オープンサイクルとして使用している。しかし、パワーモードでは作動流体は閉ループの中を循環する。

伝熱管金属表面を通しての水素透過からターボマシンパワー変換ループを防護するのは、材料の面からすると2モードパワーシステムの深刻な問題となる。明らかに、中性子照射による水素透過係数は炉外に伝熱管表面を設置する場合よりも、炉内に設置する場合の方がより大きい。しかし、後者の場合は、水素透過の問題は中間熱交換器上のより広い(develop-ed)水素質量伝達面積と、水素領域でのより長期の運転期間の故に、優先度の高い問題である。

ターボマシンパワー変換ループに対する熱力学解析の結果

Fig. 1に、原子炉へターボマシンパワーループを接続する系統図を示す。(4)はターボコンプレッサユニット、(5)は発電機、(6)はエコノマイザー、(7)は高温ラジエータ、(2)は中間ガス-ガス熱交換器、(1)は原子炉、(3)はブロワーである。

水素拡散より熱交換器面積を防護する方法がなければ、水素ゲッターを取りつけることになろう。

代案として、推進モードとパワーモードを統合しないN P P Pも考えられる。しかしこの場合、ターボユニット運転条件が変化するので、大きな電池を設置する必要がでてくる。

ターボマシンパワー変換で熱力学ブレイトンサイクルパラメータを選択するときには、その最適条件はループ機器の全質量の最小化という観点から定義してきた。ハイドロジルコニウムモダレータと耐腐食性のあるスチールの容器のチャンネル設計が、炉心に使用される予定である。これにより、タービン入口のガス混合物の温度は970Kに制限される。同時に、長寿命パワーループを可能にする為に、クロムニッケル鋼を中間熱交に使用するので、同じオーダーの制限がでてくる。

質量とか大きさに関しては、Table 1 に示す。

タービン直前のガス温度を 1200Kと上昇させれば、N P P P ループ機器質量を約 1/2に減少させる事が出来る。しかしこの場合、より高温の構造材料やハイドライドイットリウムモダレータが使用されねばならない。

結論

2モードN P P Pのブレイトンサイクルを開発する feasibility を、設計理論評価より示した。解決すべき色々な重大な技術上の問題点が明らかになった。

(大坪)

Table 1. Thermodynamic and Mass-Dimension Characteristics.

Parameter	Value	
NPPP module generator power, kw	75	75
Power loop working fluid	Xe+He(1.7% by mass)	
Gas mixture rate flow, kg/s	8.75	4.1
Maximum pressure in loop, MPa	1.0	1.0
Pressure rise level in compressor	1.8	2.2
Degree of regeneration in recuperator	0.8	0.8
Working fluid temperature, K:		
turbine inlet	970	1200
Recuperator inlet/outlet hot side	800/555	930/620
High-temperature radiator (HTR) outlet	370	370
Compressor outlet	495	540
Intermediate heat exchanger inlet	740	850
Turbine efficiency	0.85	0.85
Compressor efficiency	0.81	0.81
Electric generator efficiency (with allowance made for electric and ventilation losses)	0.72	0.72
HTR surface, sq.m	265	132
HTR mass, kg	2550	1270
Intermediate heat exchanger surface, sq.m	245	65
Heat exchanger mass, kg	560	150
Recuperator surface, sq.m	100	45
Recuperator mass, kg	190	90
Turbomachine mass including electrical generator, kg	300	300
Net equipment mass, kg	3600	1810

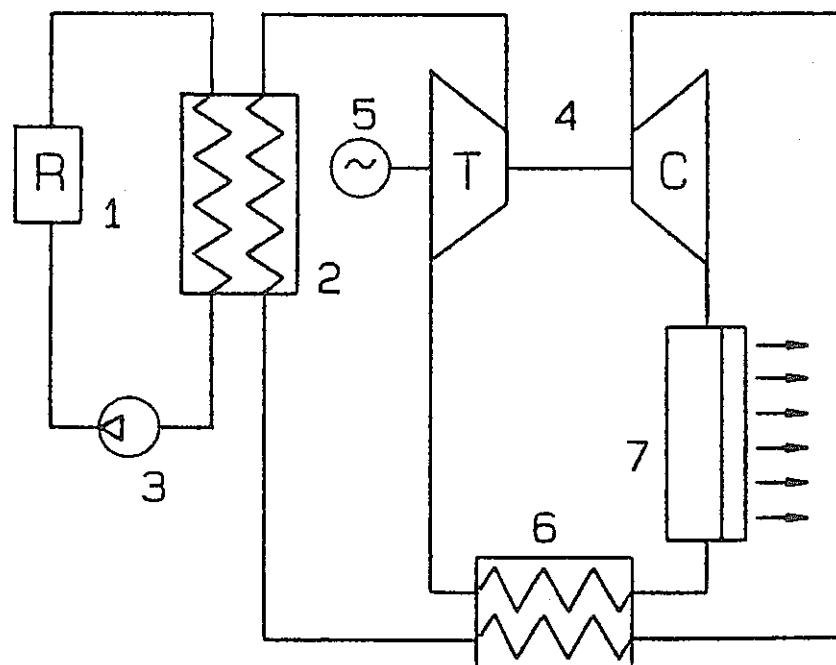


Figure 1. Schematic diagram of NPPP conversion loop.

(G 推進 - 3)

有人惑星間ミッション用パワー推進集合体の選択基準
Criterion for the Selection of Power Propulsion Complex
for Manned Interplanetary Missions

Vladimir A. Pavshoock, Vitaly F. Semenov, et al. (USSR)

出典 : 7 th Symposium on Space Nuclear Power Systems, pp. 195-201

序 論

パワー推進集合体 (Power Propulsion Complex; 以下 PPC と略す) の選択基準として、ミッションの達成度、安全保証、宇宙船の改良コスト等を考慮した係数を提案する。

本論文では、PPC の選択問題について公式化し、そして有人火星ミッション用にソ連で考案された選択方法及び基準について提案している。これらのオプション (Glushko et al. 1988) は、PPC の可能性によって決定される特徴 (飛行時間、特性速度マージン、スタート時の重量等) によって比較・検討されている。

地球上及びnear spaceにおける船員や生物に対する放射能の安全性を保証するシステム特性を考えるには、まず国際協力を行うことが必要である。

ミッション安全保証ファクター

飛行の安全度を保証するファクターを以下に示す;

- ①最適飛行経路オプション
- ②船員の帰還を保証する特性速度マージン
- ③原子力発電システムやヴァンアレン帯、宇宙放射線、太陽フレア等の放射能に対する船員の安全保証
- ④PPC の信頼性及び耐久性に要求されるパラメータの信頼性
- ⑤飛行中における最適予防メンテナンスの決定方法
- ⑥レスキュー隊の可能性

以上述べた全てのファクターは、"惑星間飛行安全コード" を開発しながら検討されている。

パワー推進集合体のタイプ

現在、有人火星ミッション用として以下の PPC が考案されている;

- ①高推力ジェット PPC
- ②低推力ジェット PPC
- ③結合 PPC

Table 1 及びFig. 1 ~ 4 に、種々の PPC を備えた火星ミッションに関する特徴及び考えられる配置図を示す。これらの特徴は、公開データ (Gryaznov et al. 1989, Ivanov et al. 1989, and Semenov et al. 1988) 解析や予備解析結果に基づいている。現在、ソ連におけるシステム研究は概念設計段階である。

Table 1 より以下の事が分かる。特性速度はスタート時の重量によって最適化されている。つまり加速ミッション (飛行時間 600 日以下) タイプは検討されていない。

L P R E (Liquid-Propellant Rocket Engine) と S P S (Solar Power System) に基づく高推力ジェット PPC [タイプ 1] は以下の利点を有する;

- ①高出力 L P R E の改良及び開発経験の有効性
- ②L P R E 燃料 (水素-酸素) の生体に対する purity
- ③スタート時の重量増加せずに予備 L P R E 設置の可能性有

但し、このタイプの最大の欠点はスタート時の重量が大きいことである。

N R E (Nuclear Rocket Engine) と N P S (Nuclear Power System) に基づく高推力ジェット PPC [タイプ 2] は、N P P S (Nuclear Power Propulsion System) に基づく結合 PPC [タイプ 5] と同様に、タイプ 1 と比較するとスタート時の重量は小さい。熱電子エネルギー変換法 (この試作テストは成功している; Gryaznov et al. 1989) を使用したシステム、或いはターボ機械変換法を使用した N P S がタイプ 2 として使用されるかもしれない。

これらのタイプの欠点は、テストベースの試作品のコストが非常に高いことである。E J E (Electric Jet Engine) に基づく低推力ジェット PPC [タイプ 3, 4] の長所は、スタート時の重量が最小であることである。タイプ 3 のエネルギー源は光変換器また

はエネルギー集約器、そしてターボ機械変換器を使用した太陽電気システムである。熱電子やターボ機械法を使用したNPSがタイプ4で検討されている。

現在達成されているパワーの103倍、且つ極小比重量であるEJEやパワーシステムの試作品の必要性が、タイプ3、4の短所として挙げられるかもしれない。

PPC選択の基準及び方法

Table 1に示された主な特徴を見比べると、種々のPPC間の相違が分かる。例えば、スタート時の重量や比重量は1オーダ以上異なる。

ここで、PPCの選択基準として以下の様な係数を提案する：

$$K = P_{eff} \cdot P_s / (C_d - C_c)$$

P_{eff} = ミッション効率（安全完成度）

P_s = 安全保証度

C_d = 集合体の改良、創作、開発に要するコスト

C_c = 新技術に要するコスト

積 $P_{eff} \cdot P_s$ は技術的効率 P_t として表されることがあり (Lebedev and Krutov 1985)、通常0.95以上となる。

最適タイプの選択方法は、種々のPPCを備えた宇宙船に関するパラレルシステム設計の結果に基づかなければならぬ。設計段階において、以下の技術的特性を満足しないタイプは必要ない；

- ①ミッション時間
- ②宇宙船のスタート時の重量
- ③軌道上における組立及び制御テストに要する時間
- ④宇宙船の安全性
- ⑤改良に要するトータルコスト

最終的なPPCタイプの選択は、提案された基準の最大値（これは最適値に相当する）に従って実施されなければならない。現時点では、これらの選択パラメータは十分ではないので、確固たるタイプを決定することはできないだろう。

結論

有人火星ミッション用のPPCの選択基準として、係数K（ミッションの安全完成度と安全保証度との積を宇宙船の開発コストで割ったもの）を提案した。ミッションの安全性を考えるには、まず国際協力を確立することが必要である。この第1ステップとして、"惑星間飛行安全コード"の共同開発を検討している。

(清野)

Table 1. Possible Features of a Space Mission Complex for
an "Earth-Venus-Mars-Earth" Flight.
Payload mass is 150 tonnes.

Spacecraft Features	PPC with High-Thrust Jet		PPC with Low-Thrust Jet		Combined PPC
	LPRE ^a + SPS ^b	NRE ^c NPS ^d	SPS + EJE ^e	NPS + EJE	
Variant number	1	2	3	4	5
Characteristic Velocity (km/s)	8...13	8...13	21...41	21...41	8...13
Propulsion (kN)	800	200	0.3	0.3	200/0.3
Propulsion specific Pulse (km/s)	4.6	9	70	70	9/70
Flight Duration (days)	660	660	720	720	660
Propulsion Mode Duration (hours) 4-10/104	1...2	5...10	10 ⁴	10 ⁴	
Electric Power (MWe) 0.2...0.8	0.2	0.2	15	15	
Specific Mass of Power System, (kg/kWe)	80	40	2...6.5	6	
Power System Mass (tonnes)	16	8	30...100	90	
Propellant Mass (tonnes)	1300... 3000	500... 700	100... 160	100... 160	400... 500
Complex Starting Mass (tonnes)	1600... 3500	800... 1000	400... 500	400... 500	700... 900

^a LPRE = Liquid-Propellant Rocket Engine^b SPS = Solar Power System^c NRE = Nuclear Rocket Engine^d NPS = Nuclear Power System^e EGE = Electric Get Engine^f NPPS = Nuclear Power Propulsion System

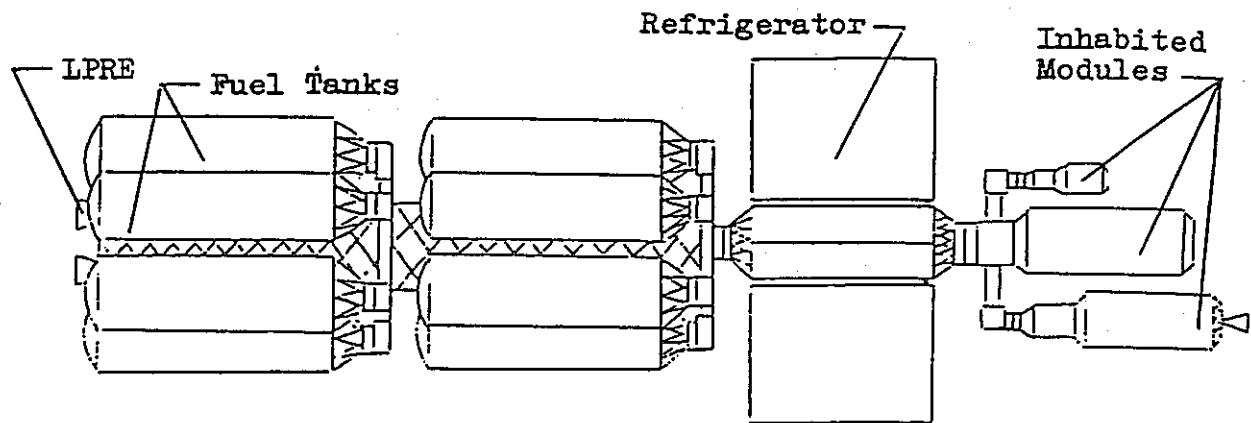


Figure 1. Possible Arrangement Scheme of the Martian Fission Complex with LPRE.

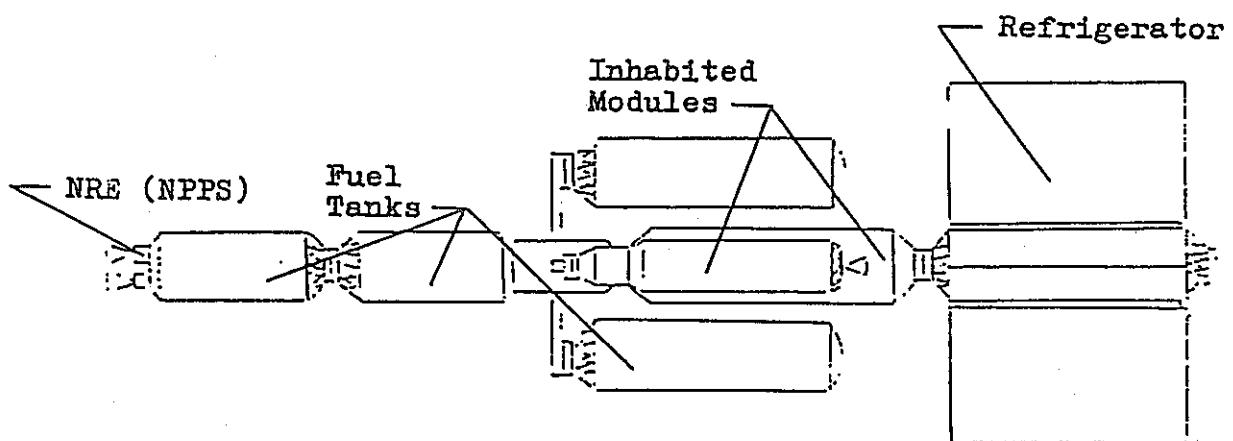


Figure 2. Possible Arrangement Scheme of the Martian Fission Complex with NRE (NPPS).

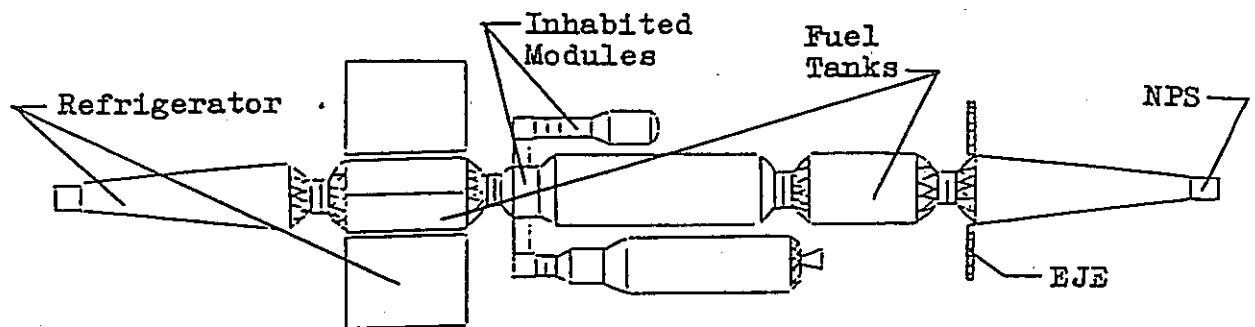


Figure 3. Possible Arrangement Scheme of the Martian Fission Complex with NPS and EJE.

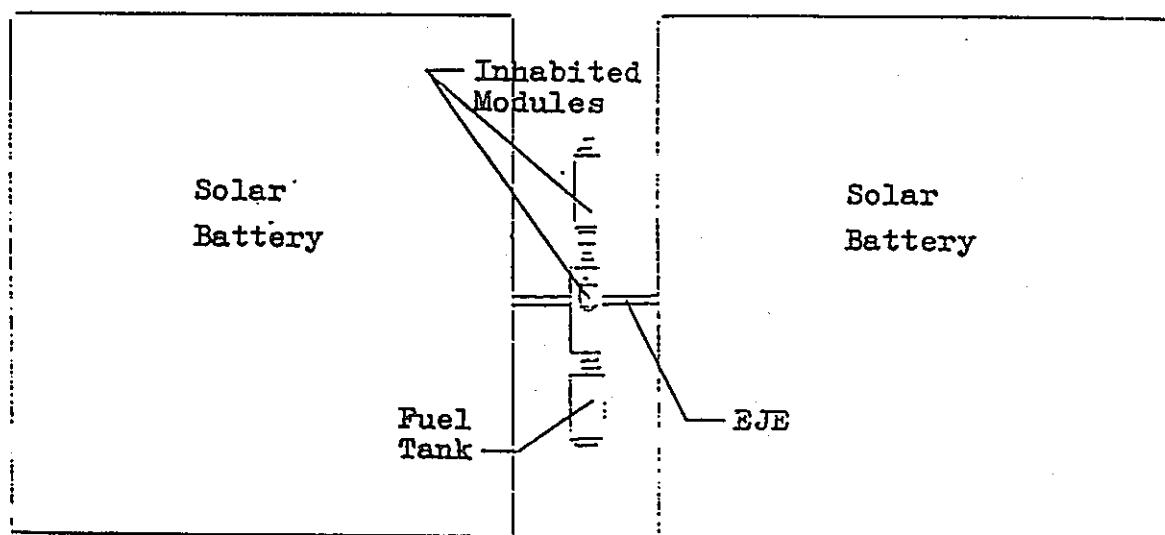


Figure 4. Possible Arrangement Scheme of the Martian Fission Complex with SPS and EJE.

(G 推進一 4)

地球静止軌道飛行用の電気推進機に対するSP-100炉の利用
Using the SP-100 Reactor for Electric Propulsion
to Geostationary Earth Orbit

Robert E. English (NASA Lewis Research Center)

出典 : 7th Symposium on Space Nuclear Power Systems, pp. 202-207

序 論

1988年5月, SP-100用の基準飛行システムに関する設計研究において, パワープラントの各々の重量内訳が下表の様に提言された(General Electric 1988) :

機 器	重 量 (kg)
原子炉	803
遮 蔽	1255
一次系	632
炉計器装備, 制御系	359
変換器	409
放熱系	1027
出力調整・制御器・配電器	399
その他	538
合 計	5422

原子炉は熱出力 2500kWt, リチウム冷却炉であり, 最終的に熱は熱電気発電システムで電気に変換される。全体の効率は0.04であり, 電気出力は100kWeである。従って, 比重量は54.22kg/kWeとなり, これは当初の目標値である30kg/kWeの約2倍となる。

表中の最初の4機器は原子炉及び熱輸送系に関するものであり, これらの総重量は3049kgとなり, これだけでパワープラント全体の目標値である3000kgを超過してしまう。電気出力100kWeの場合, 発電システム, 放熱板, 出力調整器等の重量を単に軽減するだけでは目標値の30kg/kWeまでパワープラント全体の比重量を下げる事はできない。一方, 動的発電機を使用することにより効率及び出力を上昇させることができるので, ヒートソース部の比重量を下げることができる。SP-100炉を使用して比重量10kg/kWeを達成するためには, AMTEC や回転機械変換システムの様な高効率熱電気変換器が必要である。ブレイトン・サイクル(English 1987)とスターリング・サイクル(Slaby 1989)の両者が効率及び出力を大幅に上昇させる可能性を有する。原子炉の開発は他の機器と比べると最も困難であり, またコストもかかり, 且つ時間も要するので, パワープラントの性能を如何に向上させるかに, 現研究の重点が置かれている。そういう意味で, 高出力及び比重量の低減は最重要課題である。

その第一ステップとして, ブレイトン発電機(実証効率0.32; English 1987)がベースター出力の手段として研究され, また低地球軌道(LEO)から地球静止軌道(GEO)用のミッションとして原子力-電気推進機の使用が考案されている。

熱電気発電システムの基本性能

前述の様に, 热出力 2500kWtを供給するためには, 3049kgの原子力ヒートソース部が必要である。残りの2373kgは, 100kWeが技術的限界だとしても, 出力に比例して変化すると考えられている。この重量は実効出力に直接比例するので, ここで“限界比重量”23.73kg/kWeを導入する。SP-100用電気推進機の解析評価では, パワープラントを, ①ヒートソースの定重量部(3049kg), ②残りの限界比重量部(23.73kg/kWe)の2部分に分割して考えている。この限界比重量に関して, まずGEOへの“グロス・ペイロード”が計算され, 次に原子力ヒートソースの定重量(3049kg)を引き, 最終的に“ネット・ペイロード”を求めた。

Fig. 1は, SP-100でLEOからGEOまで輸送できるネット・ペイロード重量を種々の飛行時間に対して表したものである。この飛行時間には, ケープ・カナベラル発射後に必

要な 28.5° のplane changeも含まれている。また電気出力変換器のスラスター効率は任意的に0.75とした。飛行時間100~600日の範囲で、GEOへ輸送できるネット・ペイロードは4.5~19トンと変化していることが判る。

ブレイトン・パワープラント

ブレイトン発電システムは、これと同様の原子力ヒートソース部との組み合わせで解析評価されている(Klann 1968)。熱電気パワープラントと同様にピークサイクル温度を1300Kとした。全てのブレイトン設計条件は、総比重量が最小となるように考えられた。Fig. 2より、電気出力550~700kWeの範囲で比重量が23kg/kWe以下となる。尚、ここでは復熱器の効率(E)を0.5としている。これを使用すると、ブレイトン発電力は現在のSP-100の5.5~7倍となり、更に比重量も58%カットできる。

ブレイトン・システムで輸送できるペイロード重量

Fig. 3に、熱出力2500kWtのブレイトン・システムに関する電気出力パワープラント総重量の関係を示す。600kWeの出力レベルについては、個々の限界比重量が17.43kg/kWeである100kWe、1743kgの発電モジュール6基でパワープラントは構成される。このブレイトン・パワープラントを使用してGEOへ輸送できるネット・ペイロード重量と飛行時間との関係をFig. 4に示す。飛行時間100~600日の範囲では、ネット・ペイロード重量は40~110トンと変化し、先のSP-100と比較すると6~8倍になる。

パワープラントの比重量を多少増やすことによって、もう少し出力を上昇させることができる(Fig. 5)。復熱器効率($E=0.5 \Rightarrow 0.8$)及び放熱板面積と共に増加させることにより、熱出力2500kWtの炉より900kWeの電気出力が得られ、この時の限界比重量は25.3kg/kWeとなることが判る。

この高出力システムを使用することにより、Fig. 6に示す様に、GEOへのネット・ペイロード重量を66トン(100日)から203トン(600日)と増加させることができる(これらは先のSP-100の10~15倍に相当する)。

結論

高効率のブレイトン或いはスターリン・システムの使用により、熱電気変換器を使用した現在のシステムよりもSP-100炉から多大の出力を得ることができる。ブレイトン・サイクルの設計研究より、現在のSP-100の電気出力100kWeを600倍には900kWeまで増加できる可能性があることが判った。

現在のSP-100の原子力ヒートソース部の重量は、当初の目標値よりはるかに重い。原子力ヒートソース部重量3049kg、且つ電気出力100kWeの場合、原子力ヒートソース部だけで比重量が30.49kg/kWeとなる。一方、動的発電システムの使用による高出力を達成することにより、ヒートソース部の比重量をカットすることができる。以上より、パワープラントの比重量を54kg/kWe(熱電気変換器使用)から23kg/kWe(動的発電機使用)まで軽減できる可能性を有する。

LEOからGEOへの宇宙船用の電気推進機に対して、これらの改良型パワープラントを適用することにより、輸送できるペイロード重量を膨大に増加させることができる。LEOからGEOへのある飛行時間に対して、輸送可能なペイロード重量は現在のSP-100と比較すると10~15倍にもなる。

(清野)

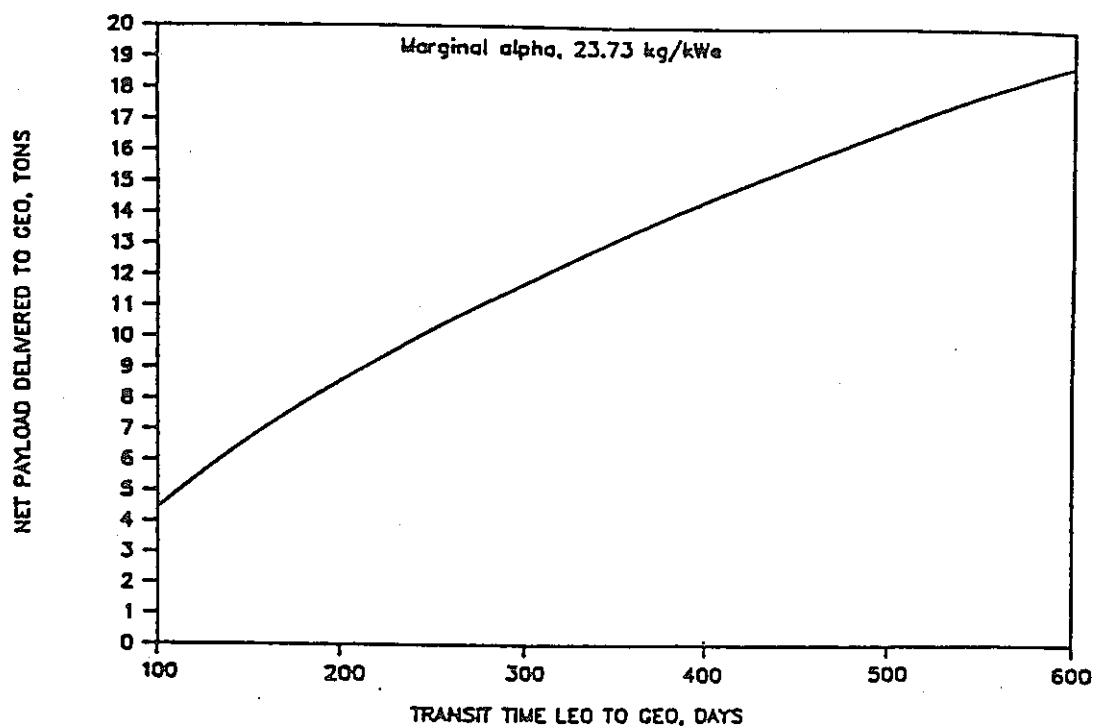


Figure 1. SP-100's Net Payload to GEO.

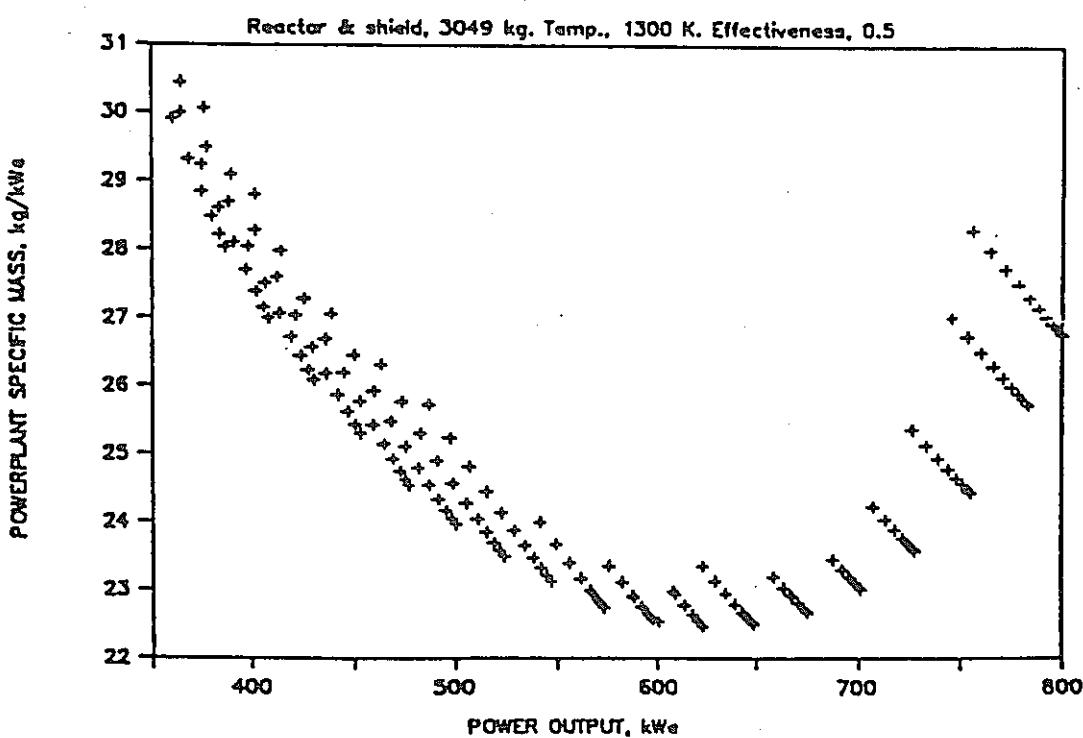


Figure 2. Brayton Output from 2500 kWt.

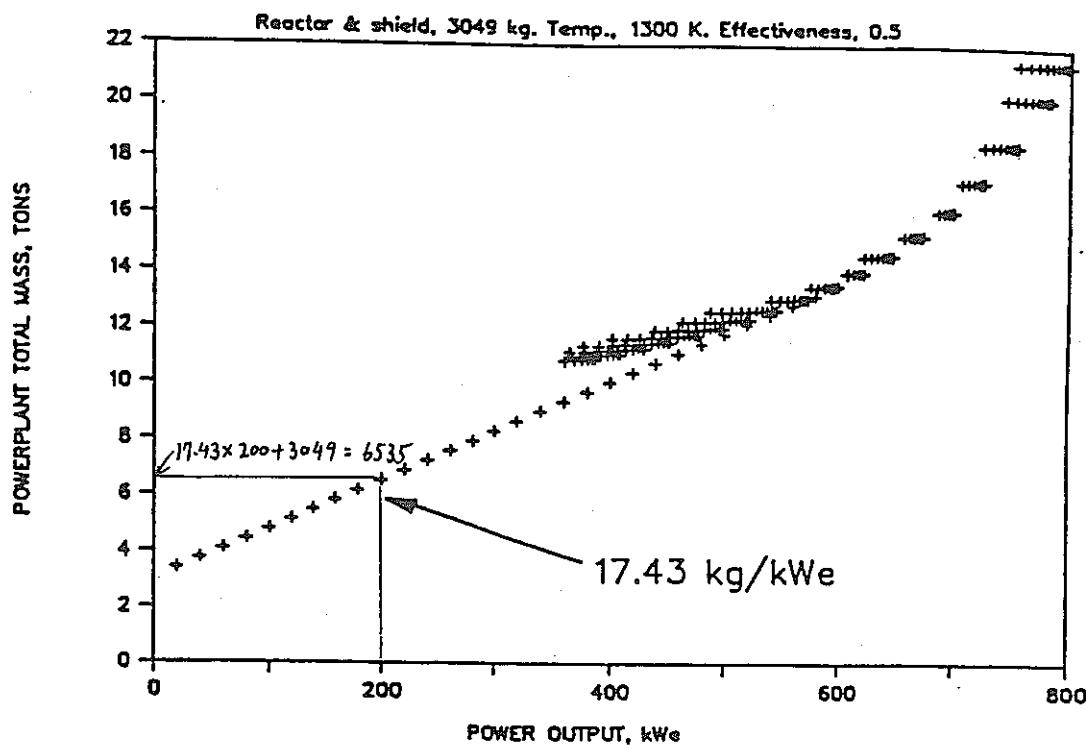


Figure 3. Brayton Mass for 2500 kWt.

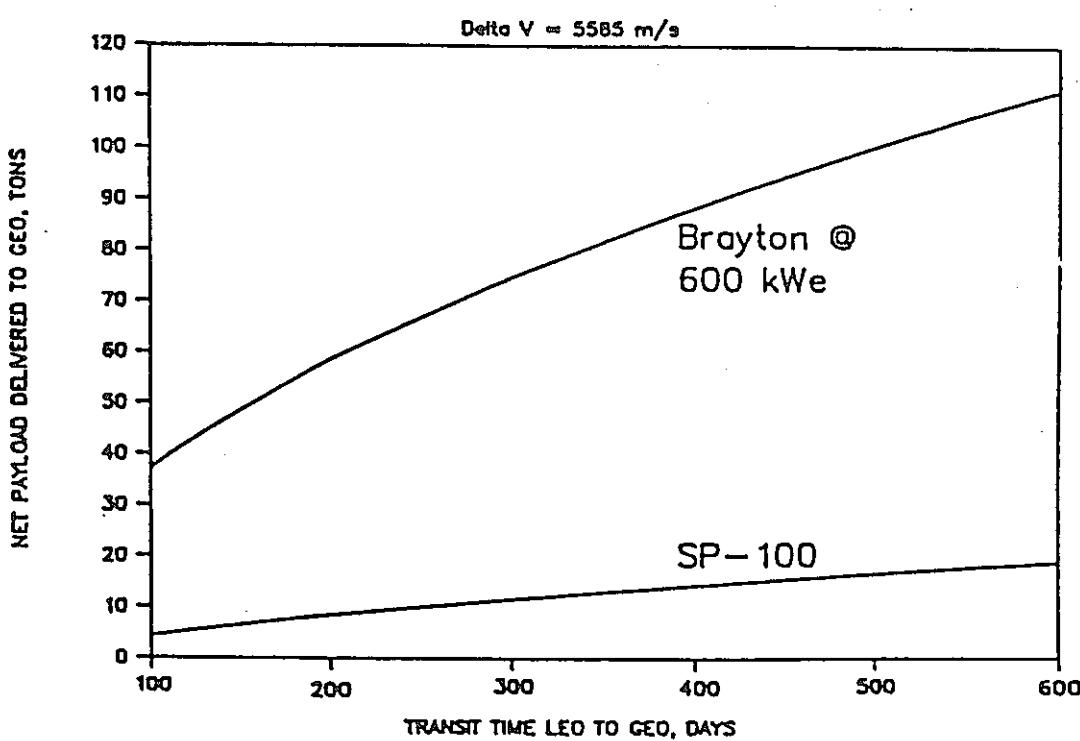


Figure 4. Payload for 600-kWe Brayton.

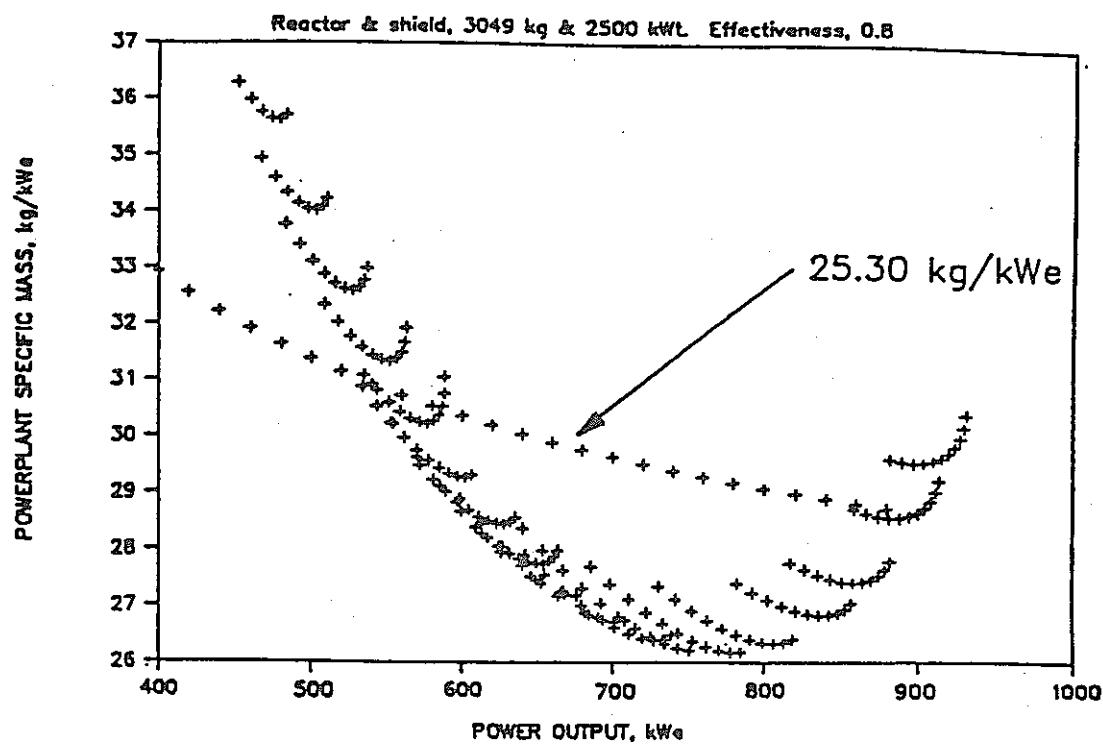


Figure 5. Pushing Brayton to Higher Power.

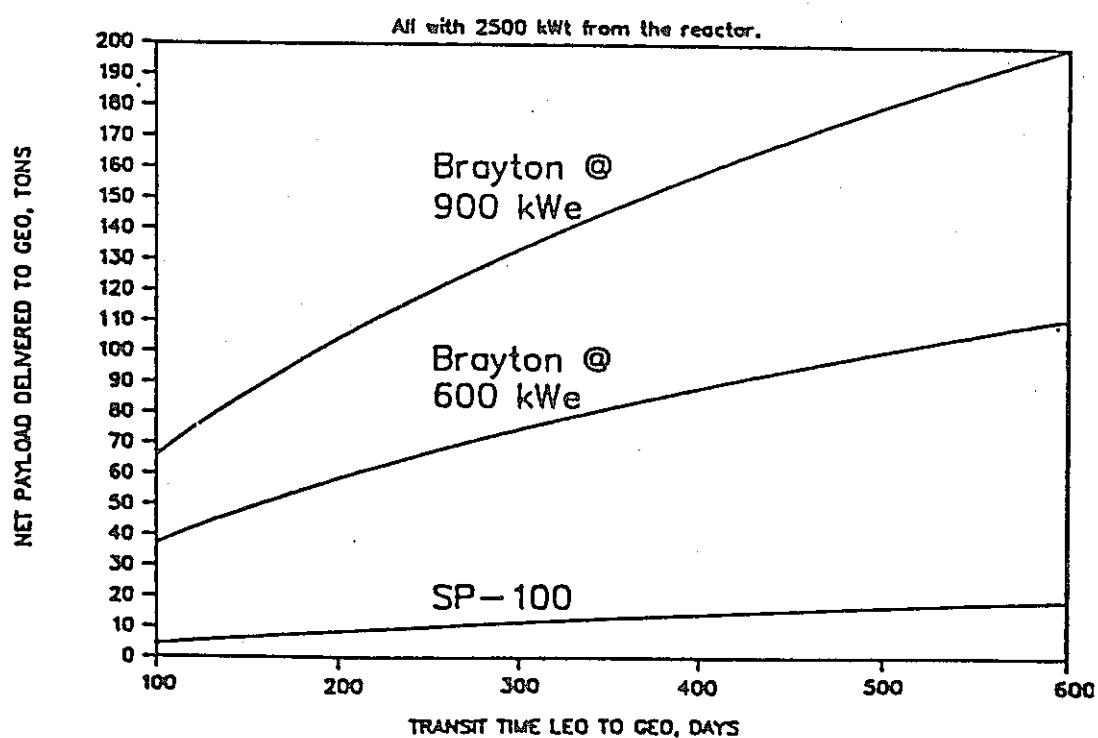


Figure 6. Net Payloads for Three Powerplants.

(H耐高温材料-1)

高融点合金被覆燃料の性能試験
Performance Testing of Refractory Alloy-Clad Fuel Elements for Space Reactors

D. S. Dutt

出典: HEDL SA-3347, 20th Intersociety Energy Conversion
Engineering Conference, Miami Beach, FL, August 18-23, 1985

SP-100要求項目

寿命7年, 冷却材温度1500K以下, ピーク燃料バーンアップ5at.% , 高速中性子束 $3 \times 10^{22} n/cm^2$ である。

1950年代及び1960年代には宇宙炉用燃料ピン開発のための高融点合金を被覆材としたUN, UC, UO₂, 金属マトリックス燃料(UCZr 及びBeO-UO₂)燃料ピンの照射が熱中性子炉で行われた。(Fig. 1, Fig. 2)

熱中性子炉なので, 被覆管の照射効果が異なる。燃料ピン中では中性子束depressionあり。又多くの実験で燃料ピン長が短い。(Fig. 3)

SP-100の性能要求に合う燃料/被覆管の組み合わせは多くある。タンゲステン合金とUN或いはUO₂の組み合わせが最もよい。タンタル合金はUN燃料のときW拡散バリヤを使用すると, UN及びUO₂共よい。

Mo合金のデータは余りないが, 多分UO₂又はUNとも大丈夫である。Nb合金はクリープ強度が最も小さい。よってUO₂を用いるときは, Vented Fuelにする必要がある。UNを用いるときはWの拡散バリヤが必要である。Nb合金の製作経験が豊富なので, 第一世代としてはNb合金が望ましい。

以上の照射試験の結果未解決の問題としては, 高温UNスウェーリング, 燃料/被覆管共存性, 被覆管の高速中性子束損傷, 破損ピンでのUO₂/Li反応が主要なものである。

SP-1, SP-2テストはHEDLで計画及び装置製作され, EBR-IIで照射される。1987年にSP-100の目標バーンアップに到達する予定である。

Fig. 4 にテストサブアセンブリーを示す。外側表面は650Kの炉ナトリウム冷却材に接している。SUSのサブカプセルの中に, TZMの最内側カプセルがある。2層のガスギャップがあり, 被覆管温度を1,300 ~ 1,500Kにする。テスト燃料ピンは16.25cm長さである。燃料コラムは7.6cmである。加速試験で, 80W/gの発熱率である。これはSP-100の倍である。SP-100ピンは直径1.25だが, テストピンは直径0.75cmである。又テストピンには0.18cmの中央孔がある。このテストは, 450日間炉を運転し, 5at.%のバーンアップで, 4.5 × 10²² n/cm²の高中性子フルーエンスである。Fig. 6にテストマトリックスを示す。

SIEKコードで予測したテストピンのクリープストレインを, Fig. 7に示す。1%ストレインクリティカルで一応使用可能の判断をする。

SP-1中のNb-1Zr被覆ピンは1at.%バーンアップの後中間検査の為に取り出した。4つのテストカプセルテストの結果, リチウムサーマルボンドの健全性を確認した。又この中間検査の結果, UNよりのガスプレナムへの放出fissionガス量はUO₂よりの量の1/10のようにestimateしている。直徑の変化はほとんどない。2本のUO₂Pピンと2本のUNピンはHEDLで詳細試験をする。

(大坪)

	UC	UN	UO ₂
	14	(81)	23 (14) 27
W-26Re			
TUNGSTEN		2	1
T-111			
WITH DIFFUSION BARRIER	55	(14)	
WITHOUT DIFFUSION BARRIER	2	(11)	2
TZM			
WITHOUT DIFFUSION BARRIER		6	
Nb-12r			
WITH DIFFUSION BARRIER	47		35
WITHOUT DIFFUSION BARRIER	13	(2)	15
PWC-11			
WITH DIFFUSION BARRIER		47	(3)
AUSTENITIC STAINLESS STEELS		6	
SUBTOTALS	74	(101)	201 (32) 67
TOTALS		302	

*NUMBERS IN PARENTHESES INDICATE FAILED PINS

HANFORD ENGINEERING DEVELOPMENT LABORATORY

Figure 1. Data Base Available to Select Candidate Fuels and Refractory Alloy Claddings for SP-100.

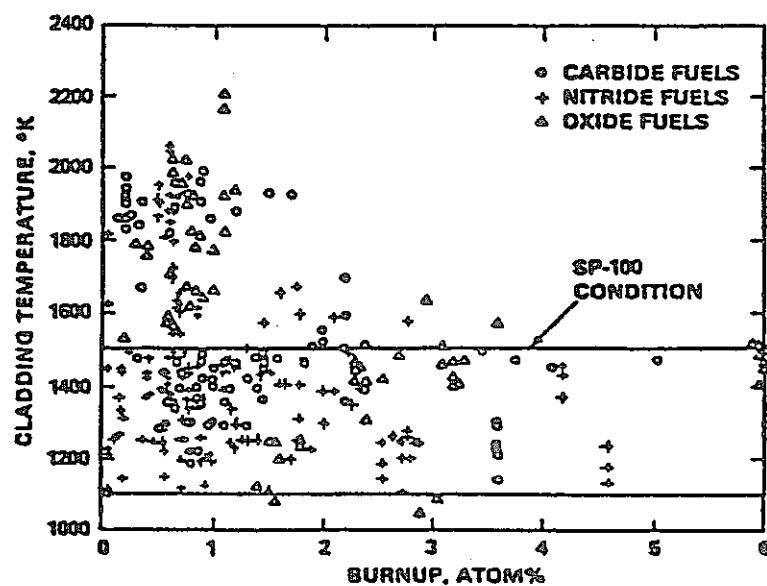


Figure 2. Temperature and Burnup Experience with Refractory Alloy Clad Fuel Elements Compared to SP-100 Requirements.

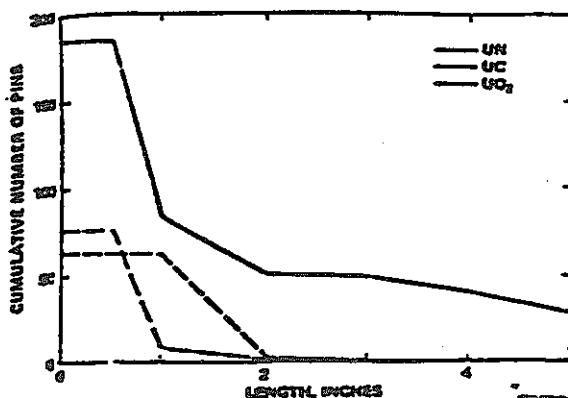


Figure 3. Length of Fuel Columns Previously
Tested in Support of Space Power
Fuel System Development.

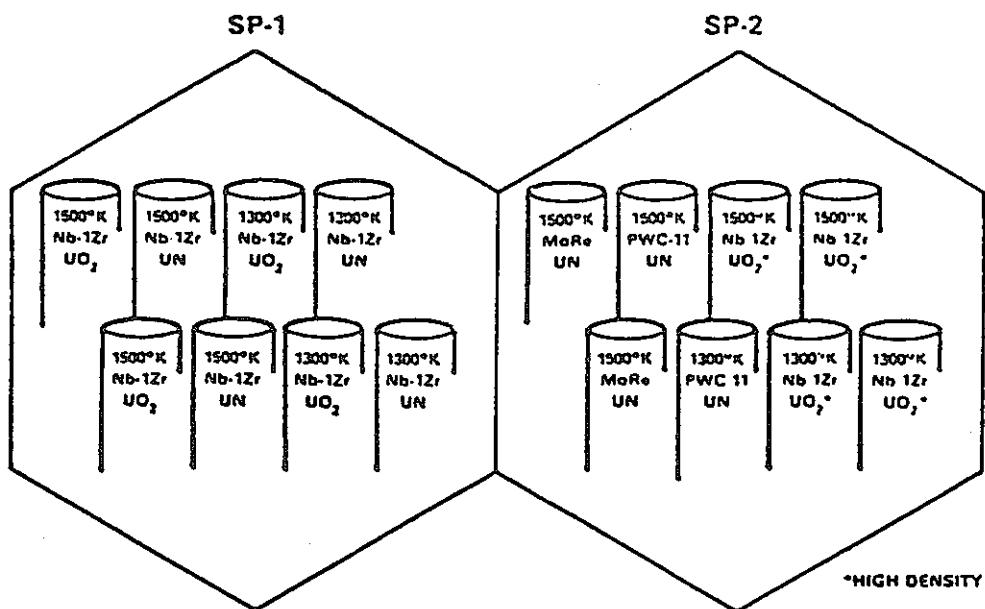


Figure 6. SP-100 Fuel/Cladding Irradiation Test Matrix.

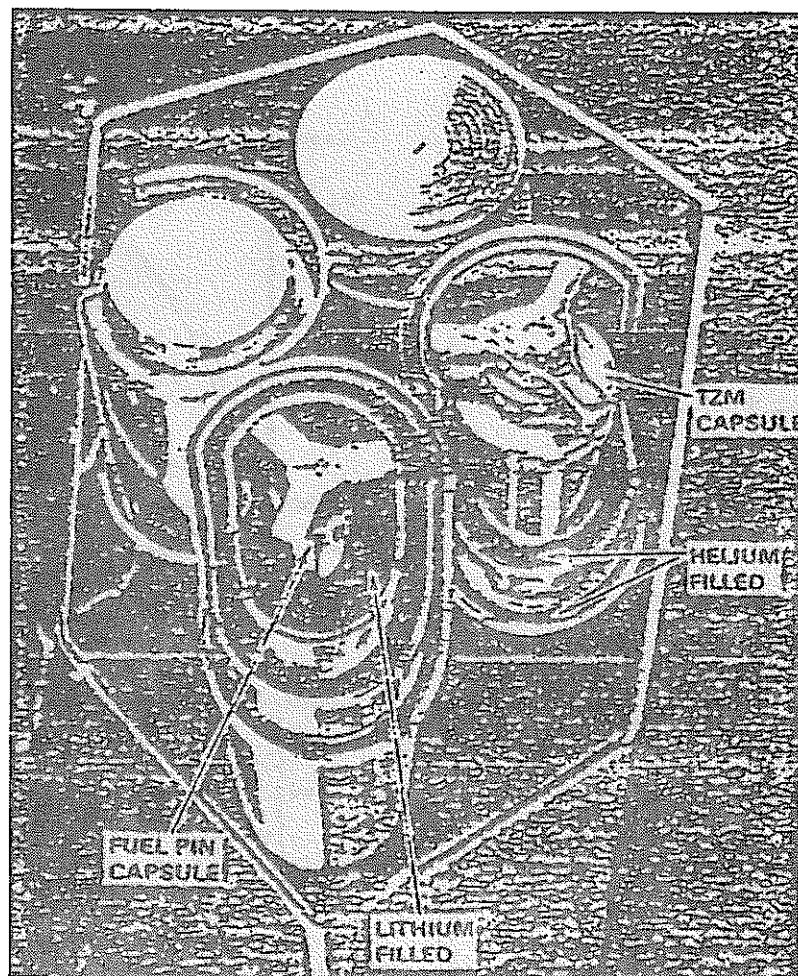


Figure 4. Cut Away Model of the Assembly Used for SP-100 Fuel/Cladding Feasibility Irradiation Tests.

	UN	UO_2	UO_2 CO-CO ₂ GEMIN
FUEL CHG. %	0.2	0.2	0.2
TYPE FUEL	SOLID PELLET	CO-CO ₂ PELLET	SOLID PELLET
PELLET DENSITY	6.1	6.1	6.1
FUEL/SHELL DENSITY, %	6.1	6.1	6.1
PEAK CLADDING TEMP., °C	1000, 1000	1000	1000
CLADDING MATERIAL	WZ-100 PNC-T1 ASTAR-GTIC ZIR-100	640-1040 PNC-T1	640-1040 PNC-T1

Figure 5. Fuel Pin Design Parameters for the SP-100 Fuel/Cladding Irradiation Tests in EBR-II.

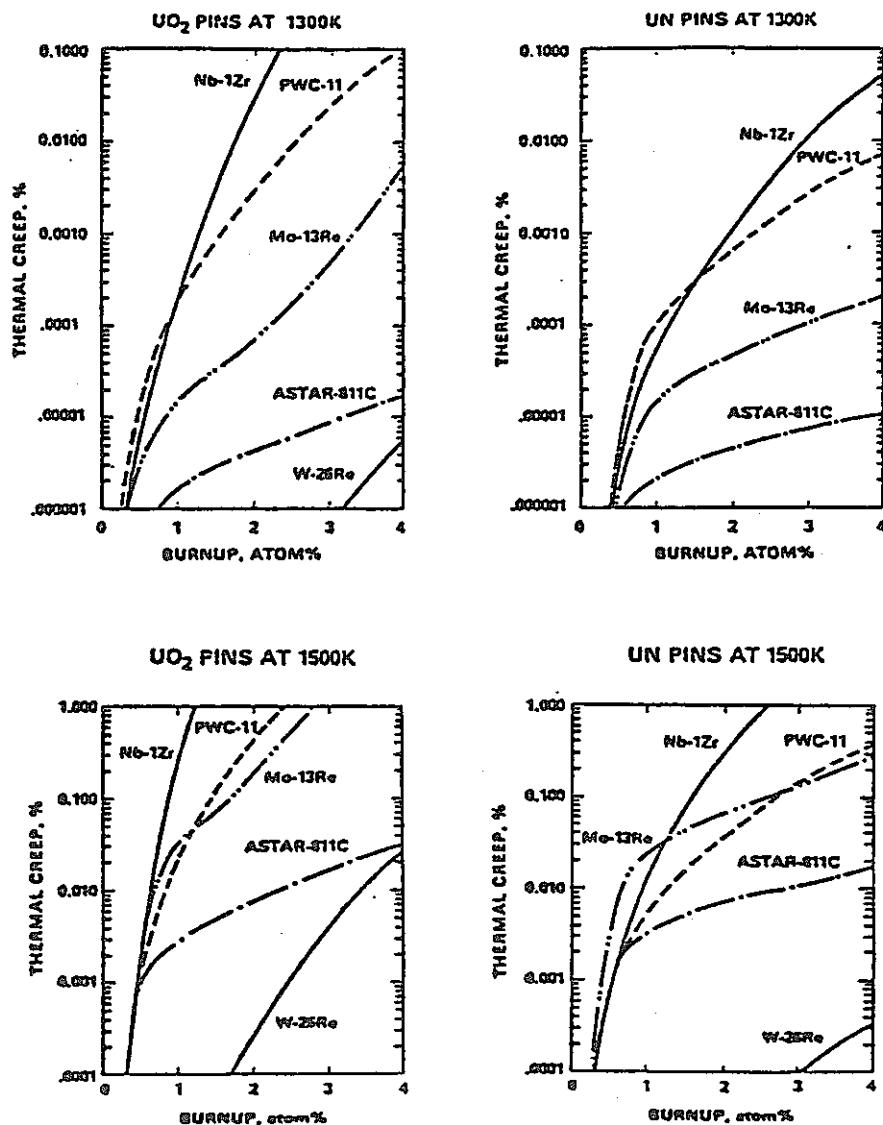


Figure 7. Predicted Cladding Strain for the SP-100 Fuel Tests in EBR-II.

(H 耐高温材料 - 2)

宇宙炉への応用のための高融点合金の機械特性
 Load-Carrying Capabilities of Refractory Alloys for
 Space Reactor Power Applications

James A. Horak (ORNL)

出典 : CONF-850103-9

要 約

十分な熱力学効率を達成する為には、宇宙原子力システムは1,000°C以上で作動せねばならない。高融点合金のみが使用可能である。しかし高融点合金の設計データベースはそろっていない。1,400°C以下の温度で7年間までの設計寿命の、宇宙原子炉用の高融点合金に関する現存する機械特性についての定量的評価を行う。

最も重要な性質は長時間高温 (>1,000°C) クリープ強度及び延性 (ductility), 低温 (>400°C) Fracture toughness (耐破碎性) (ductile-to-brittle 遷移温度(DBTT)を含み) 及び高ストレイン率での延性である。特に関心が深いのは、高融点合金の溶接部に関する上記性質である。ニオブ合金, モリブデン合金, タンタル合金, タングステン合金について調べる。

序 論

宇宙原子力システムは、その質量及び体積を最小にする為、1,000°C (~1,275K)以上で作動するように設計している。融点 (T_m ; 絶対温度) の約40%以上の温度では、金属及び合金は“クリープ”と呼ばれるプロセスでゆっくりと変形する。このような温度では、降伏強度 (yield strength) の<0.2倍のストレスで可成り(5~10%)のクリープ変形が発生する。

SP-100の炉構造物及び被覆管は、0.4 ~ 0.5 T_m の温度で7年間 (61,320h) 作動するよう設計されている。

Table 1に融点を示すが、高融点金属の1/2 T_m (K) は、1,000°C (~1,250K) より高いのがわかる。1 ~ 2%のストレインが、SP-100の構造及び被覆管の寿命とする。

方 法

6種類の物質を調べる。Nb-1%Zr, PWC-11(Nb-1%Zr-0.09%C), Mo-13%Re T-111(Ta-8%W-2%Hf), ASTAR-811 C(Ta-8%W-1%Re-0.7%Hf-0.025%C), W-25%Re及びChemically Vapor Deposited (CVD) タングステンである。実験には注意を要する。例えば、不完全な真空雰囲気でクリープテストをすると、カーボン、窒素、酸素が合金中に入り込み強度が増し、延性が減少する。リチウムはこれらの不純物とより結びつき易いので、リチウム中の試験がクリープテストには好ましい。よって可能な場合にはリチウム中で試験をした。

Nb-1%Zr と PWC-11 はリチウム中のデータである。T-111 と ASTAR-811C はリチウム中のデータは無く、

10^{-9} ~ 10^{-8} torr. の真空中のデータである。

コールドワークの量もクリープ率にひびく。reference クリープデータは、テスト前に十分に再結晶したものについてである。SP-100の寿命は10年で、電源システムの寿命は7年である。従ってテストは、短時間クリープテストである。解析はLarson-Miller, Manson-Haferd, Dorn法で行う。宇宙炉システムにスターリングエンジン概念を用いる場合には $>10^8$ サイクルの疲労荷重を評価せねばならない。

結果及び検討

Nb-1%Zr

Table 2 にデータを示す。Fig. 1 には、Larson-Millerパラメータの関数で1%クリープストレインを発生させるストレスを図示する。溶接部のデータも入っているが、ベース部のデータとよく一致している。データの収拾選択について、説明あり。(略)

Fig. 2 は真空中でテストされたNb-1%Zr のデータである。Fig. 3 のデータは40%以上の冷間加工のものである。予想されたように、冷間加工された材料の焼きなましは、クリープ強度を増す。Chang のデータは、reference lineより上にあるが、これは不純物による可能性がある。

PWC-11(Nb-1%Zr-0.09%C)

Table 3 に PWC-11 のデータを示す。最初のデータ (PWAC-1964b, 1965a) はリチウム中で実施された 35 のテストに基づいている。28 のテストは同じ熱機械処理 (TMT) ヒストリーをもっている。すべてのサンプルは 1649~1816°C (1920~2090K) で extrude し、1204 (1477K) でアニールした。残りのテストは Fig. 4 で示す追加の TMT である。Fig. 4 は理論カーブとフィットしている。35 個のテストの材料は、カーボン量が 500, 800, 900 重量 ppm である。Fig. 5 に示すように、カーボン量はカーブの形に影響を持たない。35 テスト中に 18 テストに対しては、1%クリープストレインと時間を関係づける情報を Fig. 4 に示している。18 テストに用いたストレスの関数としての 1%クリープストレイン時間は、Larson-Miller パラメータを用いて計算した。Fig. 6 は測定値に基づくもので、プライマリクリープのものも含まれるので、この合金に対する conservative な評価となっている。Fig. 6 の高温側で、Larson-Miller パラメータに対して線形でないのは、thermal aging (炭素相粒子成長) がクリープテスト中に起こっているからであろう。

Table 4 に示す 1,000h 及び 3,000h の 1,060°C (1333K), 1010°C (1283K) 及び 730°C (1003K) 温度条件への exposure の後の降伏強度及び tensile ductility についてのデータでは、この合金の thermal instability が表れている。1060°C (1335K) のデータでは、高温にさらされた後のデータは、元のデータに比較して降伏強度が 50% 減少している。延性は同じだけ増加した。1010°C 及び 730°C のデータについても影響がでている。

Fig. 7 にはクリープテスト結果を示す。PWC-11 では 1093°C (1366K) でクリープ応答に変化のあるのがわかる。これはクリープテスト中におこる thermal aging のせいであろう。

クリープラブチャーテスト前の静止アルゴリズム又は流れているリチウム中のこの合金のエイジングが、クリープラブチャーラー寿命を減少させるという報告がある。Table 5 に結果を示す。うすい肉厚 (0.013m) のチューブの方が、厚い肉厚 (0.025m) のチューブよりもクリープ破損寿命の減少がずっと大きい。これはチューブから、流れているリチウム中のカーボンロスの影響が、0.013m のチューブの方が大きい為と思える。よって、overaging より以上のクリープ破損寿命の減少という結果になっている。

さて、SP-100 にこの合金が用いられるなら、次項が検討されねばならない。

- (1) 使用温度でのテンサイル及び短期間 ($10^2 \sim 10^3$ h) クリープ特性
- (2) 2~3%クリープストレインをもたらす長期間 ($\sim 10^4$ h) クリープ特性
- (3) 熔接部の高温クリープ特性、特に延性及び低温延性と fracture toughness

T-111 (Ta-8%W-2%Hf)

Table 6 にクリープテストデータの種類を示す。Fig. 8 にクリープ強度データを示す。1125°C (1400K) より急激に強度が低下する。

ASTAR-811C (Ta-8%W-1%Re-0.7%Hf-0.025%C)

Table 7 にテストデータの種類を示す。Fig. 9 に Larson-Miller パラメータとストレスの関係を示す。アニール温度で違いが出ているが、大きな粒子サイズの材料は粒子界面積が小さいので、クリープ強度が大きい。1400°C (1675K) 以上で温度が上昇するにつれて 1%クリープストレインに対するストレスが減少する。

SP-100 炉では 10 年の寿命中 7 年間発電する予定である。炉システムは高温状態のクリープローディング中にサイクリックな負荷変動を受けるかもしれない。最近の LMFBR でのコンポーネント破損の原因是、0.3Tm 以上の温度での長時間運転中の低ストレスによるクリープ疲労と発電プラント運転中のサイクリックな現象によっている。

高サイクル疲労

stirling エンジンを使用する場合には、高サイクル疲労 ($>10^8$ サイクル) のローディングが評価されねばならぬ。Stirling エンジンの frequency を 100Hz とすると、7 年間で 2.2×10^{10} サイクルの低ストレイン領域となる。高融点合金の高サイクル疲労のデータは無い。Fig. 12 に 316 stainless steel のデータを示す。エンジン材料の高サイクル疲労の考慮が必要である。

(大坪)

Table 1. Melting temperatures (T_m) and one-half the melting temperature ($1/2 T_m$) for elevated temperature structural metals

Metal	T_m (K)	$1/2 T_m$ (K)
Nickel	1726	863
Cobalt	1768	884
Iron	1809	905
Niobium	2740	1370
Molybdenum	2890	1445
Tantalum	3287	1644
Tungsten	3680	1840

Table 8. Predicted stress ^a to produce 1% creep strain in seven years

Alloy	Temperature (K)				
	1300	1350	1400	1450	1500
<u>Stress (MPa)</u>					
Nb-1Z Zr	13	9	6	-	-
PWC-11	45	28	16	-	-
T-111	85	63	40	18	8 (at 1485)
ASTAR-811C	180	150	125	95	70

^aPredicted from Larson-Miller parameters based on shorter-term tests.

Table 2. Available data for creep tests on Nb-1% Zr

Reference	No. of tests	Tests used for reference data base ^c	Total test time (h)	Total time of tests used (h)	Longest test (h)	Longest test time used (h)
PWAC-1963	14 ^a	13	131,839 ^b	129,606	10,037 ^c	10,037
PWAC-1964a	31	0 ^d	21,299	0	2,511 ^e	0
McCoy-1964	21 ^f	0 ^d	9,310	0	1,733 ^e	0
Chang-1962	11 ^g	0 ^d	476	0	10 ^h (10 ⁻⁶ torr)	0
Stewart et al., 1961	27 ⁱ	0 ^d	9,532	5,162	1,196 ^e	1,196
Hall and Titran, 1960	2	0 ^d	307	0	300 ^h	0
TOTALS	105	71	172,763	134,768		

^aIncludes three welds.^bTime to rupture or discontinuance of test.^cAll tests of ~10⁴ h in lithium.^dTests plotted with reference line in Fig. 1.^eTested in lithium.^fThirteen samples tested with >40% cold work; eight other samples tested after various annealing treatments.^gFive samples cold worked; six others with various annealing treatments.^hTested in vacuum.ⁱEleven samples cold worked.

Table 3. Available data for creep tests on PWC-11

Reference	No. of tests	Tests used for reference data base	Total test time (h)	Total time of tests used (h)	Longest test (h)	Longest test time used (h)
PWAC-1964b, 1965b, and 1965c	35 ^a	28	39,878 ^b	26,343	3,861 ^c	3,861
PWAC-1965c	37 ^d	0	1,880	0	357 ^e	0
TOTALS	72	28	41,758	26,343		

^aTwenty-eight tests on material with same thermomechanical treatment (TMT) history, extruded at 1649 to 1816°C and annealed for 1 h at 1204°C; seven tests on material with seven different TMTs.

^bTime to rupture or to discontinuance of test.

^cTested in lithium.

^dThe thirty-seven tests were on material with 28 different TMTs and time to 1% creep strain not reported.

^eTested in unspecified vacua.

Table 4. Effects of thermal exposure on tensile properties of PWC-11^a

Specimen history	Temperature ^b					
	1060°C (1335 K)		1010°C (1285 K)		730°C (1005 K)	
	Yield strength (ksi)	% Elongation	Yield strength (ksi)	% Elongation	Yield strength (ksi)	% Elongation
10-20% cold work followed by 1320°C, 1 h and 1250°C, 1 h	23.4	19.5				
1000 h in argon	12.9	29	21.7	20		
3000 h in vacuum	10.0	33	11.7	29.5	24.2	13

^aData from Table 1, p. 59, PWAC-1965a, January 27, 1965.^bTemperatures are the exposure temperatures and subsequent tensile test temperatures.Table 5. Effect of aging on creep-rupture life of PWC-11 tubing^a

Aging time at 1204°C	Creep-rupture life (h) ^b	
	Test 1 ^c	Test 2 ^d
None	935	875
10 ³ h in static argon	690	386
10 ³ h in flowing lithium	78 ^e	263

^aData from PWAC-643, Table 4, pp. 179 and 181, November 4, 1984.^bTested at 1200°C and 27.5 MPa (4 ksi).^cTubing 0.312 in. OD × 0.013 in. wall, annealed 1 h at 1593°C + 2 h at 1204°C.^dTubing 0.250 in. OD × 0.025 in. wall, annealed 1 h at 1579°C + 2 h at 1204°C.^eSpecimens may not have received annealing treatment.

Table 6. Available data for creep tests on T-111

Reference	No. of tests	Tests used for reference data base	Total test time (h)	Total time of tests used (h)	Longest test (h)	Longest test time used (h)
Sheffler and Ebert, 1973	48	34 ^a	304,161 ^b	208,546	38,129	22,476
Stephenson, 1967	13 ^c	0	4,925	0	1,700	0
Titran and Hall, 1962	2	0 ^a	675	0	350	0
TOTALS	63	34	309,761	208,546		

^aTime to 1% creep strain not reported.^bTime to rupture or discontinuance of test.^cAll samples were tested in cold worked condition.

Table 7. Available data for creep tests on ASTAR-811C

Reference	No. of tests	Tests used for reference data base	Total test time (h)	Total time of tests used (h)	Longest test (h)	Longest test time used (h)
Sheffler and Ebert, 1973	23 ^a	22 ^b	154,926 ^c	124,756	23,692	23,692
Sheffler and Ebert, 1973	29 ^d	24 ^b	86,095	56,937	13,413	8,877
Sheffler and Ebert, 1973	18	8 ^e	11,958	7,661	1,945	1,777
TOTALS	70	54	252,979	189,354		

^aAnnealed 0.5 h at 1982°C.^bTests contain no data on times to 1% creep strain, only extrapolated values.^cTime to rupture or discontinuance of test.^dAnnealed 1 h at 1649°C.^eSeveral different TMTs tested.

ORNL-DWG 84-14735R

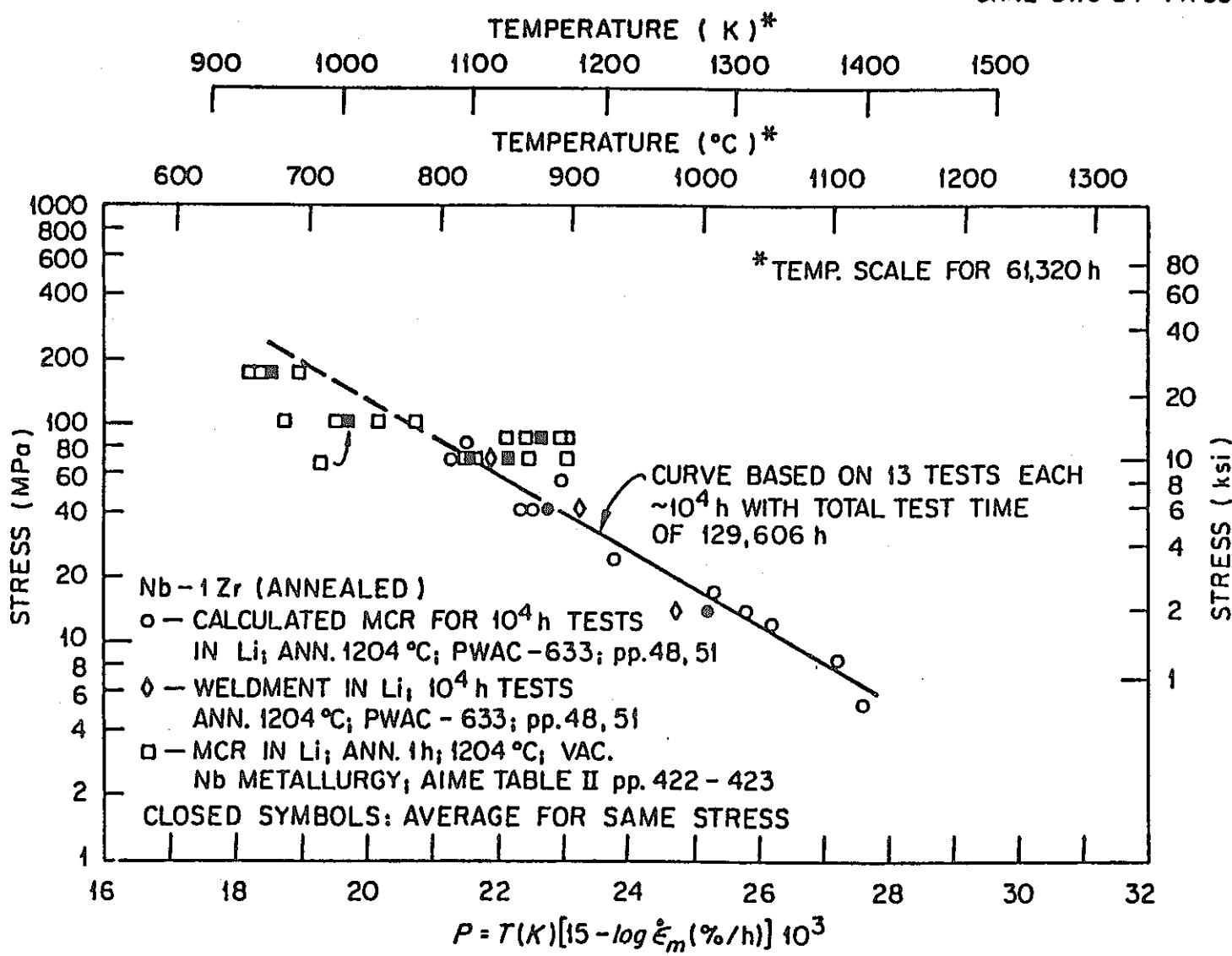


Fig. 1

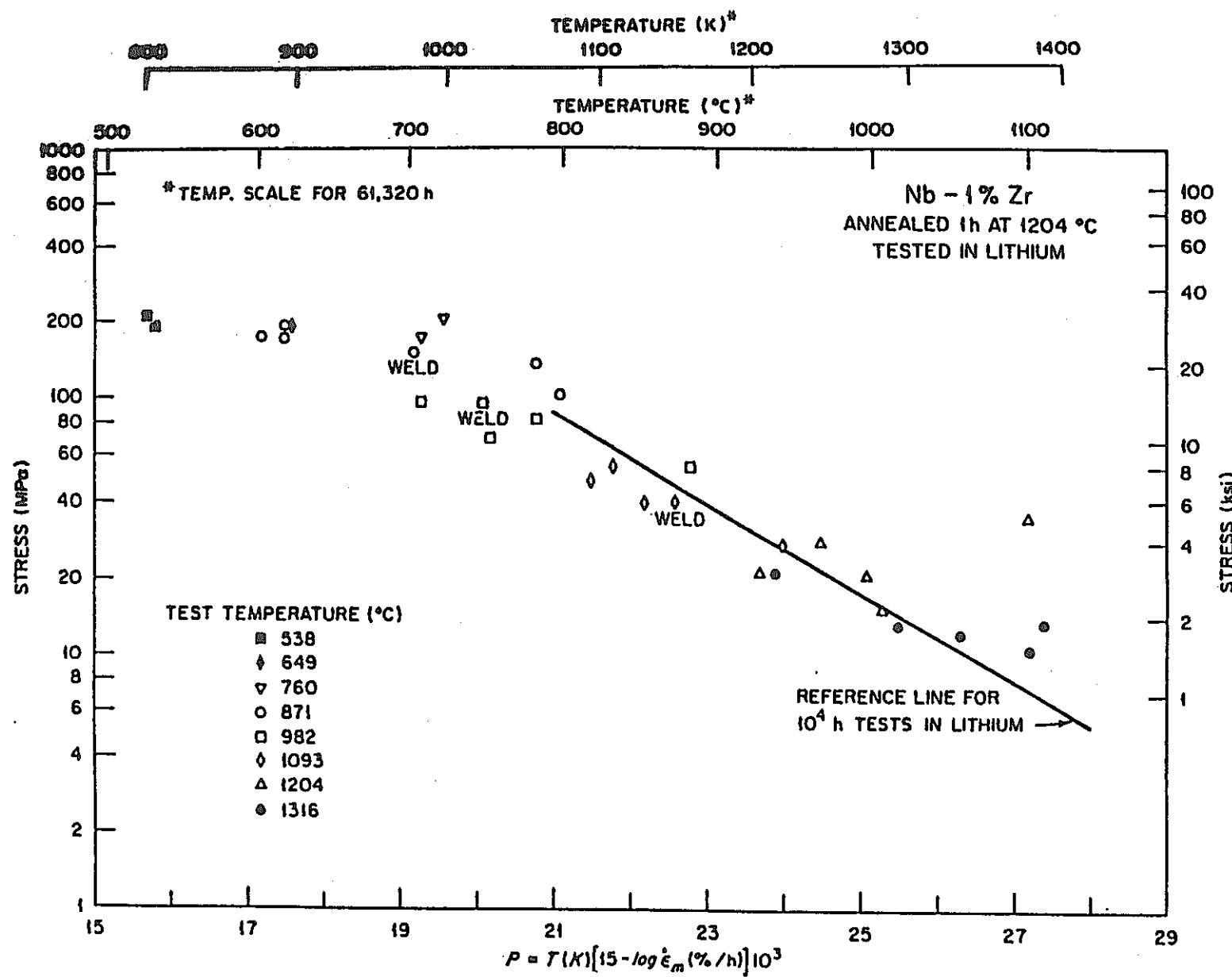


Fig. 2

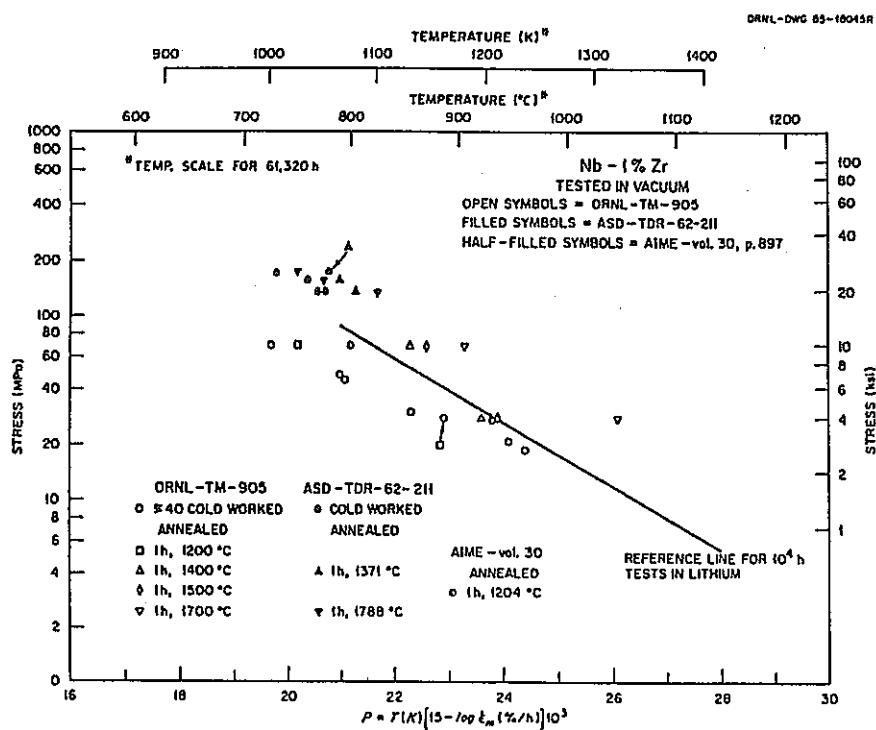


Fig. 3

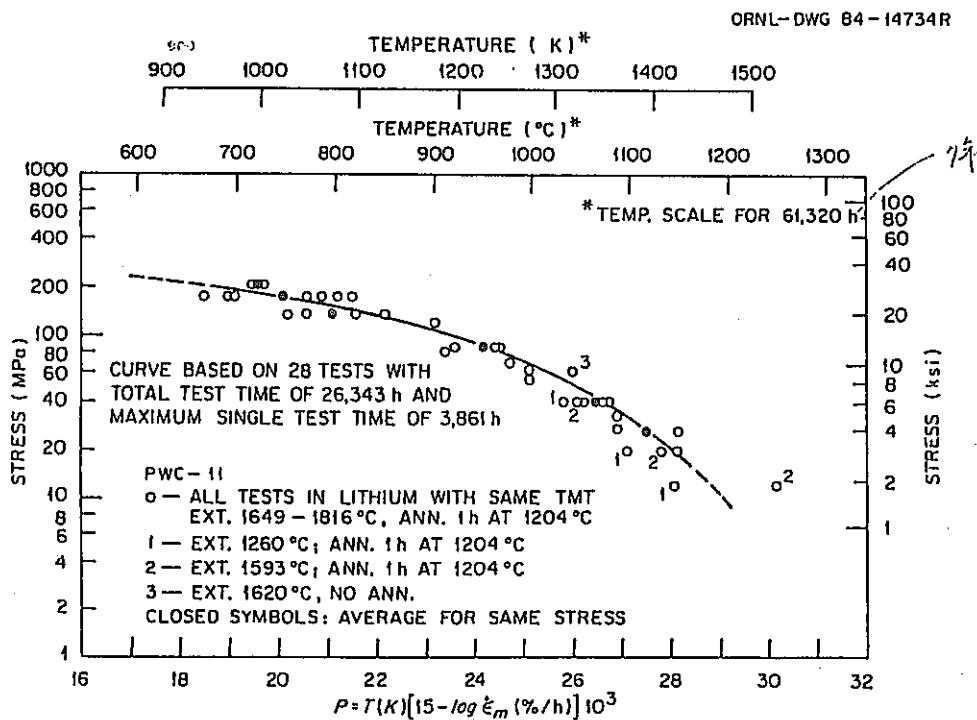


Fig. 4

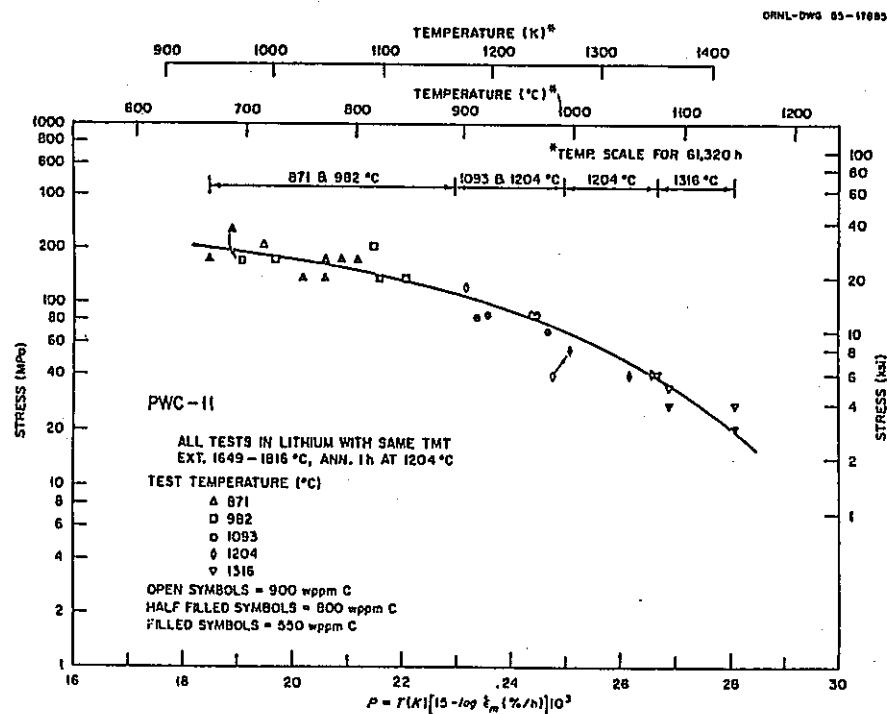


Fig. 5

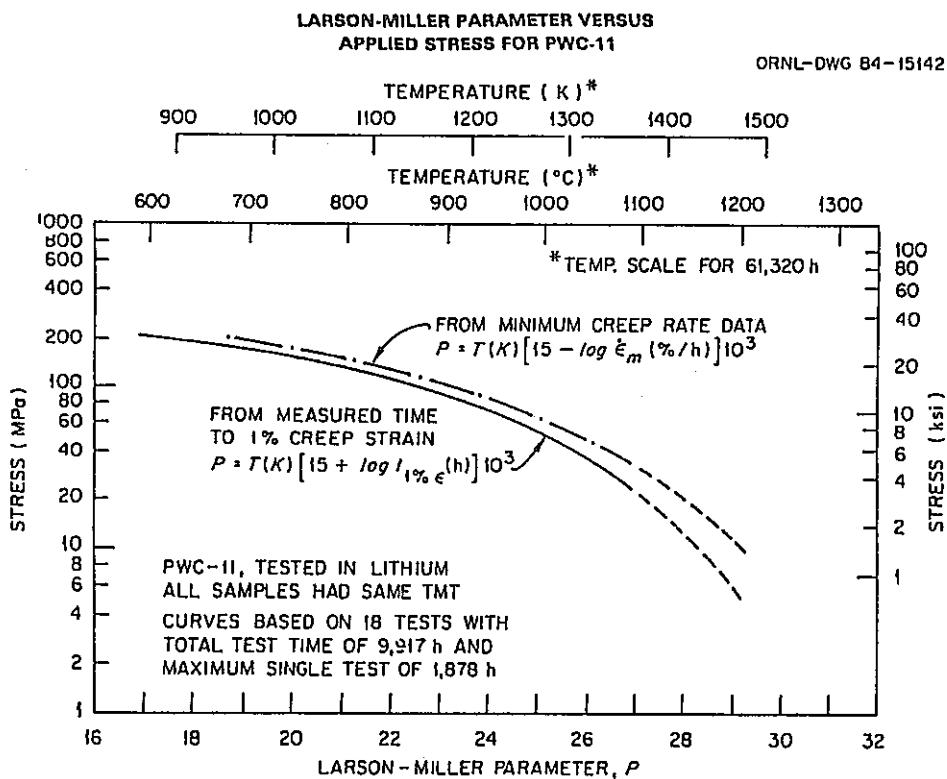


Fig. 6

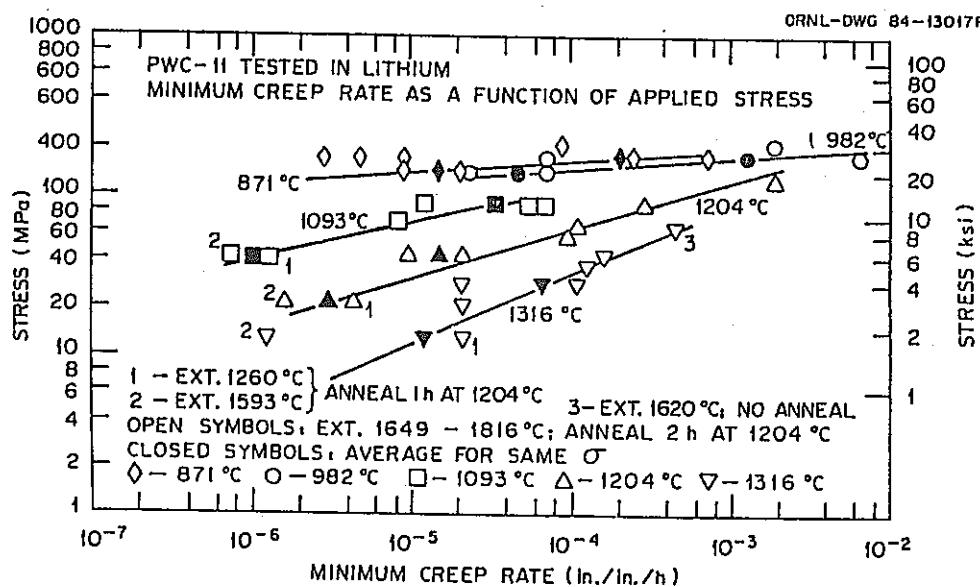


Fig. 7

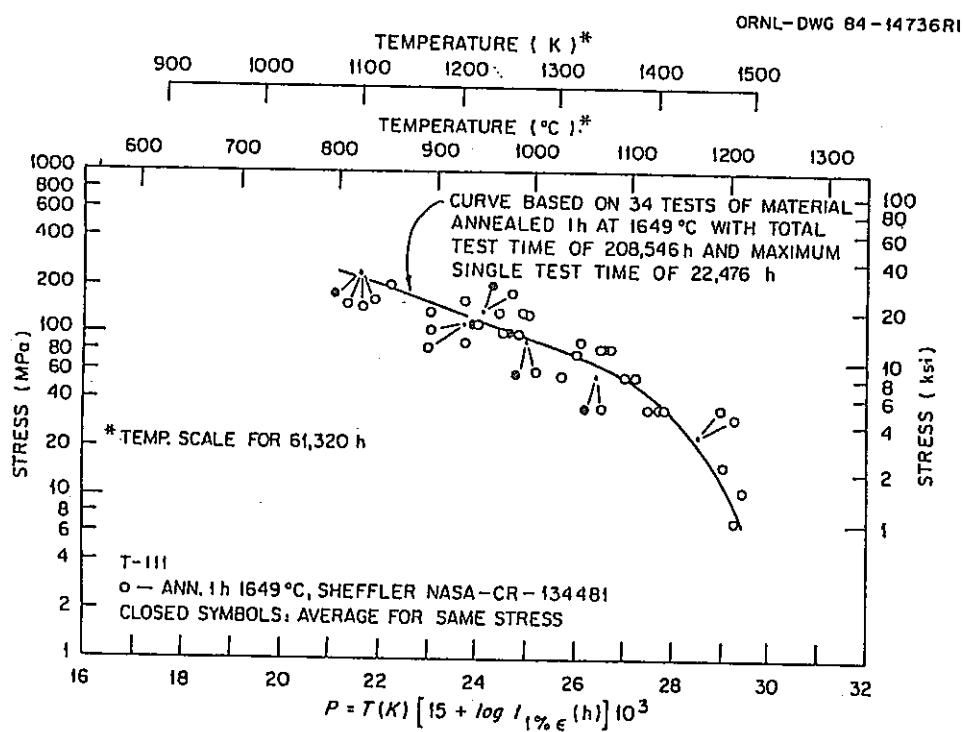


Fig. 8

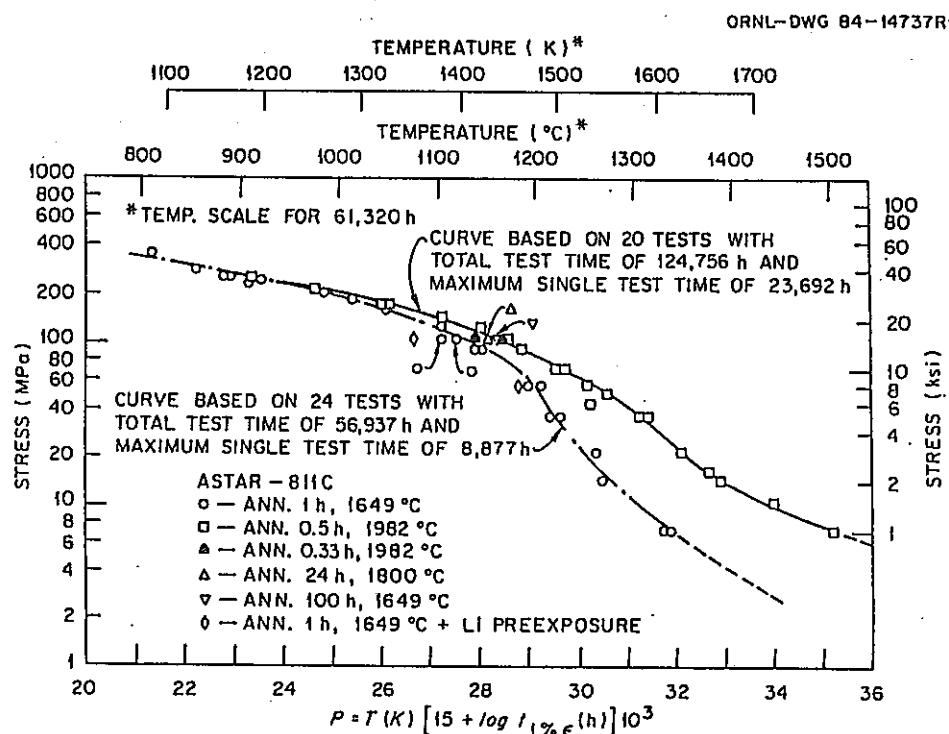


Fig. 9

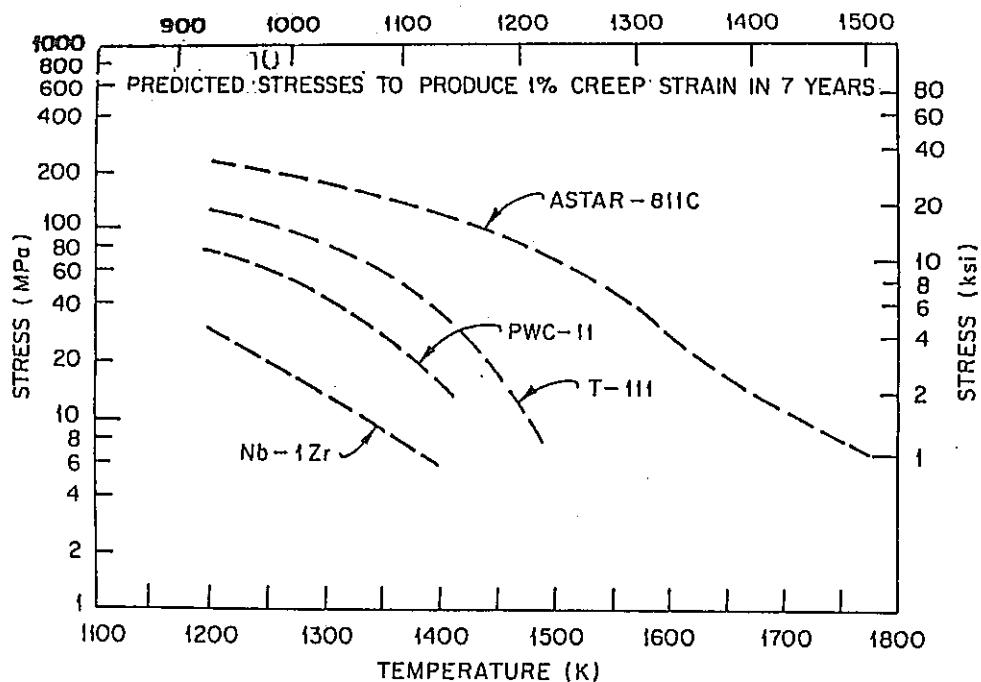


Fig. 10 PLOT OF APPLIED STRESS REQUIRED TO PRODUCE 1% CREEP STRAIN IN SEVEN YEARS AS A FUNCTION OF TEMPERATURE FOR Nb-1% Zr PWC-11, T-111, AND ASTAR-811C. TEMPERATURE AND STRESS VALUES SHOWN ARE PREDICTIONS FROM SHORTER TERM TESTS USING THE LARSON-MILLER PARAMETER.

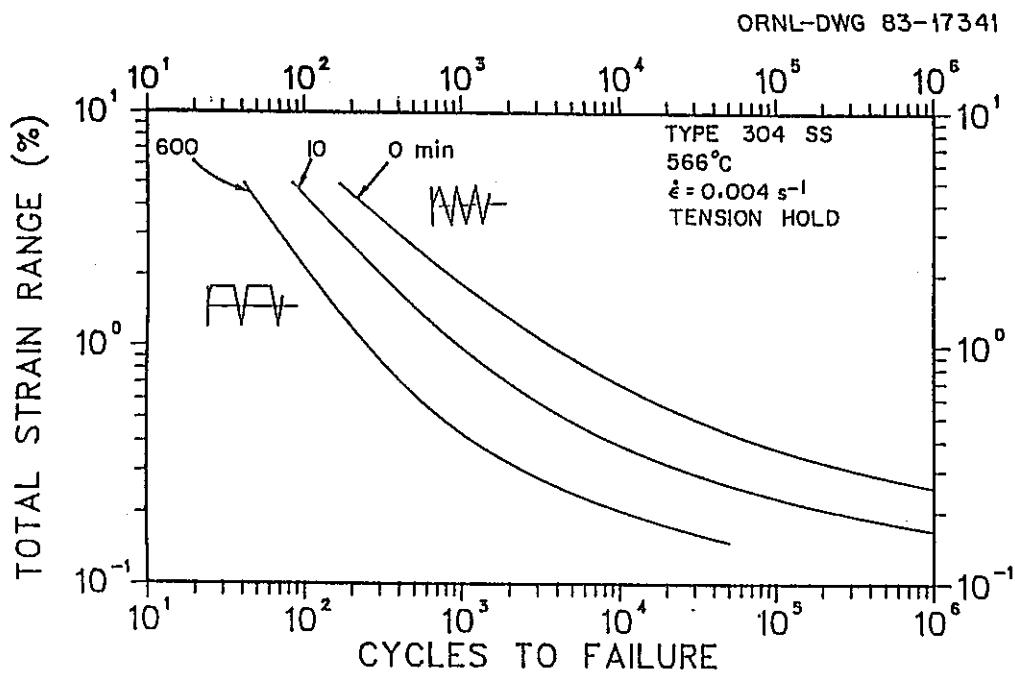


Fig. 11 PLOT OF CYCLES TO FAILURE AS A FUNCTION OF APPLIED STRAIN RANGE FOR TYPE 304 STAINLESS STEEL TO ILLUSTRATE HOW CREEP DEFORMATION DURING ELEVATED TEMPERATURE PORTION OF LOADING UNDER SLOWLY CYCLED OPERATION REDUCES LOAD CARRY CAPABILITY

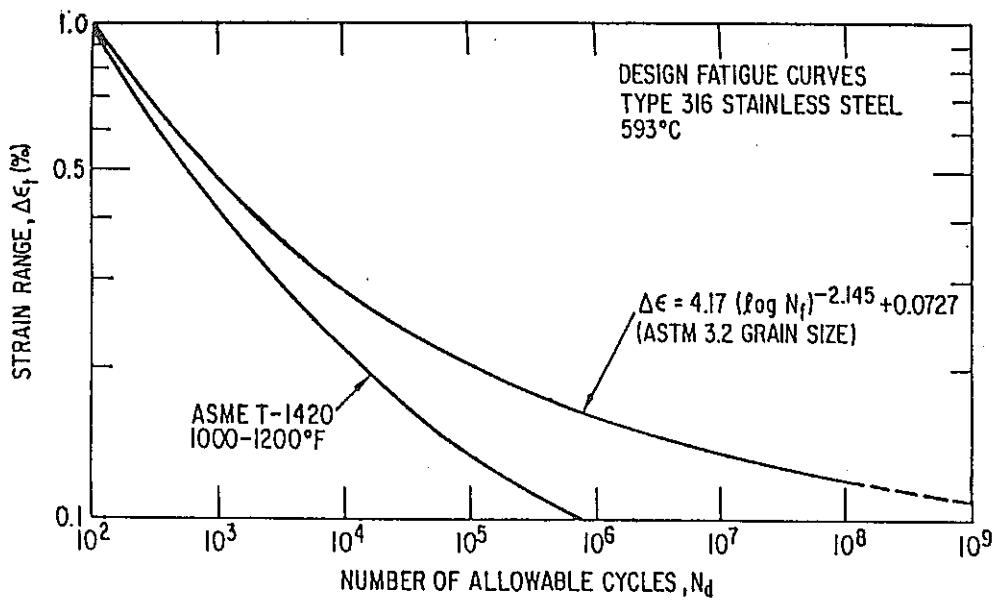


Fig. 12 PLOT OF CYCLES TO FAILURE AS A FUNCTION OF APPLIED STRAIN RANGE FOR TYPE 316 STAINLESS STEEL TO ILLUSTRATE THAT HIGH-CYCLE FATIGUE MAY AFFECT THE LOAD CARRYING CAPABILITY FOR SYSTEMS THAT UTILIZE STIRLING ENGINES THAT OPERATE AT APPROXIMATELY 100 HERTZ

(H耐高温材料－3)

Nb-1%Zr合金における沈着と2重粒子サイズ形成に対するその役割
Precipitation in the Nb-1%Zr Alloy and Its Role in Duplex Grain Size Formation

D. H. Hobson

出典：7th Sym. on Space Nuclear Power Systems, pp.140-143

Nb-1%Zr 合金中のZrと雰囲気中の酸素との反応。
Zrと酸素との親和力は強く、 ZrO_2 が生成し、結晶粒の成長が抑制される。一方 ZrO_2 のない所では結晶粒は成長する。こうしてduplex Grainが生成し、機械的強度を変化させる。

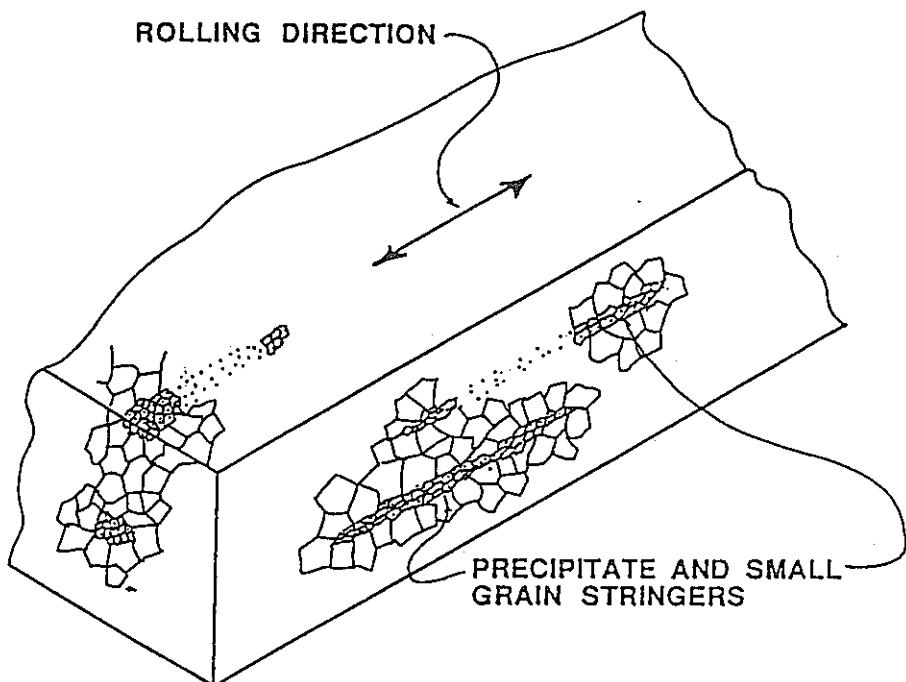


Figure 1. Schematic Diagram of the Small-Grain Volumus Dispersed throughout the Larger-Grained Regions of a Typical Cold-Rolled and Annealed Specimen of Nb-1%Zr Alloy. Precipitates of ZrO_2 were invariably present within the grain boundaries and matrices of the small grains. Few, if any, precipitate particles were found in the large grain regions.

(H耐高温材料－4)

Nb-1%Zr合金に対する物性値のコリレーション
Material Property Correlations for the Nb-1%Zr Alloy

D. J. Senor, J. K. Thomas, K. L. Peddicord

出典: 7th Sym. on Space Nuclear Power Systems, pp.144-147

Nb-1%Zr は SP-100, MMW の燃料被覆管候補材である。本報では Nb-1%Zr の物理的、機械的、伝熱特性、熱力学的性質を定式化した。

Table 1. Summary of the Nb-1%Zr Material Property Correlations Developed at TAMU.

Property	Rel. Std. Dev. (%)	Temp. Range (K)
Linear Thermal Expansion	0.96	575-1627
Density	0.01*	298-1627
Lattice Parameter	0.001*	298-1627
Yield Strength	37.80	300-2000
Vicker's Hardness	26.50	300-1973
Elastic Modulus	0.92	300-1900
Shear Modulus	1.00*	300-1900
Bulk Modulus	1.00*	300-1900
Electrical Resistivity	1.72	273-2700
Thermal Conductivity	3.24	379-1421
Hemispherical Total Emittance	9.50	755-2670
Specific Heat	0.98	300-2700
Enthalpy	1.00*	300-2700
Entropy	1.70*	300-2700
Gibbs Free Energy	1.70*	300-2700
Free Energy Function	2.20*	300-2700

* Uncertainty calculated based only on propagation of error; correlation developed based on theoretical relationship with other correlation(s).

(H耐高温材料-5)

ニオブ合金、Nb-1%ZrとPWC-11、のクリープ強度
Creep Strength of Nb Alloys, Nb-1%Zr and PWC-11

R. H. Titran (NASA, Lewis)

出典 : 7th Sym. on Space Nuclear Power Systems, pp. 148-153

1350K以上7年以上の設計寿命の宇宙動力炉では耐熱材が必要

NASAルイス研究所でNb-1%Zr合金とその代替材としてPWC-11について

- (1) 高真空中長時間クリープ挙動
- (2) その時効の影響
- (3) EB溶接の影響
- (4) 炭化物粒子の安定性

について調べた。

10^{-7} Pa ($\sim 10^{-12}$ kg/cm²)、1350K & 1400Kにおいて

AnnealしたPWC-11はNb-1%Zrの3倍のクリープ強度を有す

1350K、1000h時効は長時間クリープ強度(>28000h)に影響を与えない

EB溶接部は母材よりクリープ強度が高い

PWC-11の高温時効により70%ZrC-30%NbCのみが抽出された

粒径が大きい程クリープ強度大

炭素添加によりクリープ強度大

Table 1 Chemical Analyses of the
Nb-1%Zr Alloy and the PWC-11
Material after High Vacuum
Annealing prior to Creep
Testing.

	Nb-Zr-C	Nb-1%Zr
Zirconium	0.90 wt %	1.1 wt %
Carbon	630 ppm wt	16 ppm wt
Oxygen	80 ppm wt	170 ppm wt
Nitrogen	53 ppm wt	41 ppm wt
Hydrogen	11 ppm wt	0.4 ppm wt
Niobium	Balance	Balance

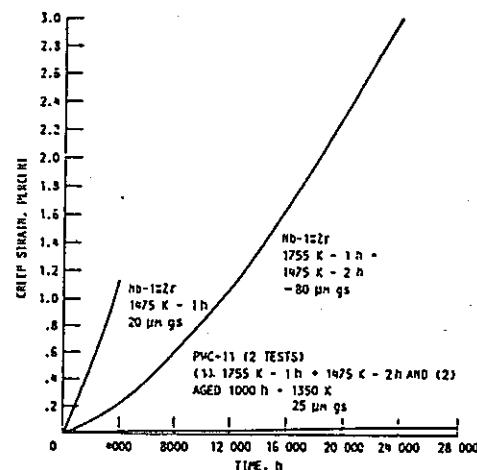


Figure 2. Creep Curves for Nb-1%Zr and
PWC-11 Material Annealed at
Indicated Conditions and
tested at

(H耐高温材料－6)

タンタル合金の強度比較
Comparative Strength Properties of Ta Alloys
ASTAR-811C, ASTAR-1211C, and ASTAR-1511C

R. W. Buckman, Jr. and R. L. Ammon

出典：7th Sym. on Space Nuclear Power Systems, pp. 154-157

Taは近性が高く、高融点 加工性良 溶接性良。Ta合金には、T-111(Ta-8%W-2%Hf), T-222(Ta-10%-2.5 Hf-0.01%C), GE473(Ta-7%W-3%Re), ASTAR-811C, -1211C, -1511Cがある。

Re添加 クリープ強度上昇

Hf添加 Liとの共存性改善

W 添加 クリープ強度上昇

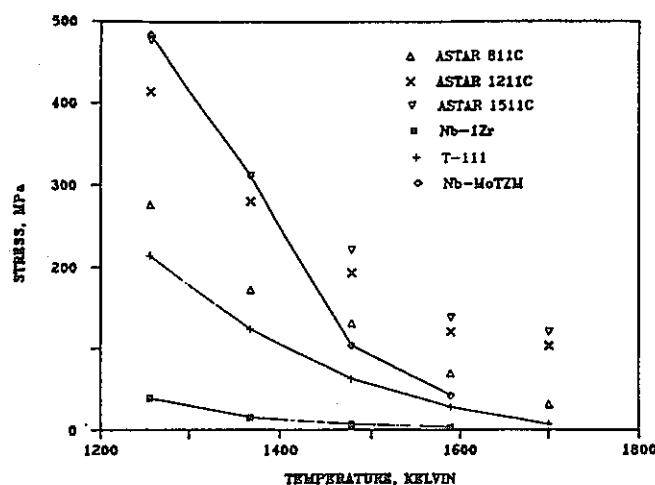


Figure 1. Stress for 1% Creep Strain in 1000 Hours.

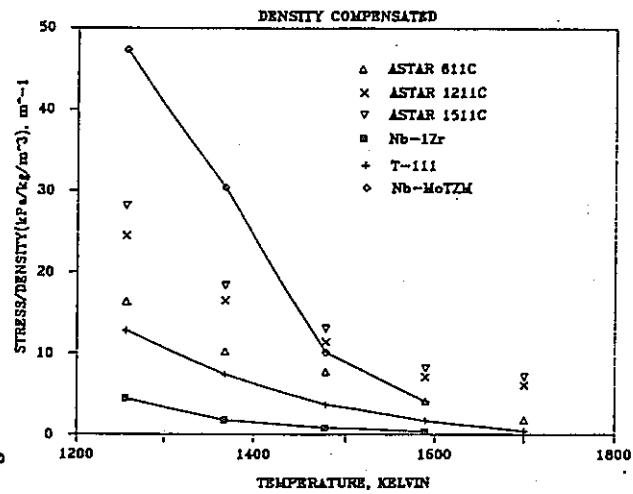


Figure 2. Density Compensated Stress for 1% Creep Strain in 1000 Hours.

Table 1. Composition of the ASTAR Tantalum Base Alloys.

	Alloy Composition in Weight Percent			
	Tungsten	Hafnium	Rhenium	Carbon
ASTAR-811C	7.5-8.5	0.5-1.0	0.7-1.3	0.02-0.03
ASTAR-1211C	11.5-12.5	0.5-1.0	0.7-1.3	0.02-0.03
ASTAR-1511C	14.5-15.5	0.5-1.0	0.7-1.3	0.02-0.03

Table 2. Properties of ASTAR-811C, 1211C and 1511C^a

	T-111	A-811C	A-1211C	A-1511C
Room Temperature				
Tensile Strength (MPa)	629	733	873	978
0.2% Yield Strength (MPa)	524	594	754	971
Elongation (%)				
Uniform	20	17	21	15
Total	36	28	28	28
Time to 1% Creep Strain at 1595 K and 105 MPa	20	260	550	680
R.T. Bend Ductility^b				
Base Metal	<78	<78	280	280
As-GTA Welded	<78	<158	395	>590

^aProperties determined on recrystallized (1 h @ 1920 K) sheet material (1-mm-thick) processed from minimum 10-cm-diameter ingot.

^b1 t bend radius; temperature for full 90 degree bend without failure.
t = sheet thickness

(H 耐高温材料 - 7)

BRATO 宇宙炉計画に対する材料研究
Materials Studies for the BRATO Space Reactor Project

Y. Guerin, P. Mottet, J. L. Ratier, G. Robert

出典: 7th Sym. on Space Nuclear Power Systems, pp. 301-308

BRATO は 20We 出力。He/Xe 冷却, HTGR, Na 冷却炉, Li 冷却炉の 3 タイプについて検討している。

Li 冷却炉は 壕化物燃料, Mo-Re 合金からなる。

Particle-Bed HTGR 用材料

Hayne 230 Hastelloy S, Hastelloy X が選定された。

Table 1 に炉心材と容器材と 1 次ループ材に選ばれたこれらの 3 つの合金材料の組織を示す。これらはオーステナイト系 (W, Mo, 添加)。条件としては 820 °C で安定状態を保つこと、最大過渡温度 900 °C、全照射量は $10^{21} \text{n/cm}^2 (\text{E}>1\text{MeV}) \leftarrow 5\text{dpa NRT}$ である。

機械的性質 - 結果

現在、弾性テストとクリープテストがなされている。弾性テストは 3 合金全てについて環境の温度でなされ、良い延展性を示した。

Fig. 3 900 °C でのクリープラブチャーテストの結果。比較としてハステロイ X (Co 添加なしのハステロイ X) と Pyrad 38D (アメリカングレード CG 27) を加えている。Haynes 230 は一番のクリープ強度を示している。

照射挙動

1 MeV 電子線によって 3 つの合金を照射した。

Fig. 4 600 °C での線量率スエーリング (比較として SUS 316Ti も) ハステロイ X の低スエーリング抵抗性は、高い Cr (22%) と Co (1%) の含有量と、相対的に低い Ni (46%) 含有量から説明できる。ハステロイ S が良い性能を示すのは高い Ni (67%) と低い Cr の含有量のためと言える。同様な結果は 500 °C と 700 °C で得られている。

考 察

3 つの合金各々は、900 °C までは適当な機械的強度を有する。低線量では 3 つの合金は particle-bed 炉で全て使用可。ハステロイ S は高い線量での使用に対して適当である。

Li 冷却用材料として Mo-13%Re, Mo-41%Re が試験された。

max. 1150 °C (オーストラリア Metalwerke Plansee 製)

$10^{21} \text{n/cm}^2 (\text{E}>1\text{MeV}) \leftarrow 5\text{dpa NRT}$

MoRe-UN (UO_2 含む)-Li 系での共存性試験が行われている。

Mo-13%Re は -120 °C DBTT を示したが、Mo-41%Re は示さなかった。

Mo-41%Re は 1200 °C クリープ試験でクリープ破断延性が約 100% であった。これは動的再結晶のためである。現在 10,000h 試験が進行中である。

- 壕化物 (燃料中) → Li による Utrace の分離。

- MoRe 合金中で → U と 壕化物 表面汚染と MoRe 粒界中の U の存在。

再結晶

まず、十分に再結晶されていないサンプルから、完全な再結晶が 1300 °C, 30h の焼なましの後に得られた。1200 °C, 500h 後のものからは得られず。Fig. 6 参照。

機械的性質

Tensile Tests - Ductility

Fig. 7 参照。Mo-13%Re 合金 -120 °C に 延性 - 脆性 転換 温度 を 有す。

Mo-41%Re 合金 上記の 特性 なし。

両者共 0 °C で 比較的 低 延性 (9%) を 有す。

クリープ

クリープテスト → 超伸展性を示した。
(1200 °C, Mo-41%Re) (近似的に100%のraptureの延長)
テスト中の力学的再結晶の結果。

約10000hのテストが進行中。

Fig. 8 Mo-41%Re合金, 1035°C, 1MeV電子線(14dpa) 照射の結果。下図(22000倍)は上図右端の暗い部分の拡大。X相の照射沈殿物がみられる。解析中。

溶接性

電子ビーム溶接テスト → ①Mo-13%Reのductile jointは不可能。②Mo-41%Reの接合部性と機械的強さ ← 作用パラメータにかなり敏感、溶接スピードに著しく依存。

考 察

現在の13%Re合金の主な問題は、伸展性を有した溶接接合を得にくいということである。41%Reの合金はRe含有量がX相での含有限度に近すぎる。この場合、この構造材料のもろさをある期間作用を与えることによって導くことができる。中間Re組成(20 ~ 25%)は、要求された最適組成と、おそらく言えるだろう。

結 論

Particle-bed reactorにおいて選択された3つの合金は構造材として使えると言える。そのうち最も機械的特性に優れたHaynes230が良いと言える。

Li冷却炉で使用する材料の研究は、よりよい機械的性能、溶接性、照射挙動を目指し、最適成分を求めて行われている。

(加 納)

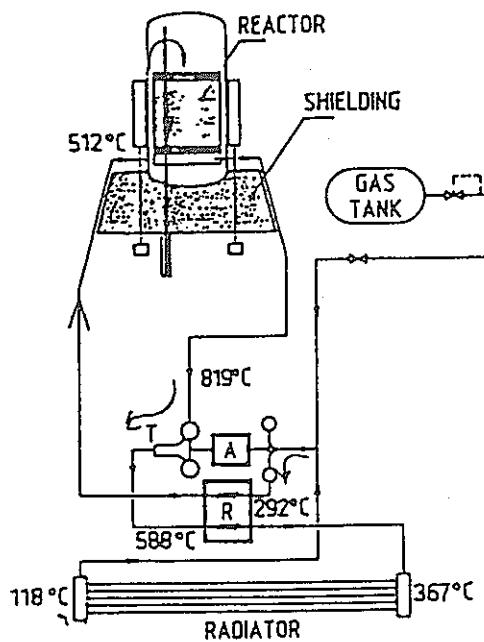


Figure 1. Particle Bed Reactor.

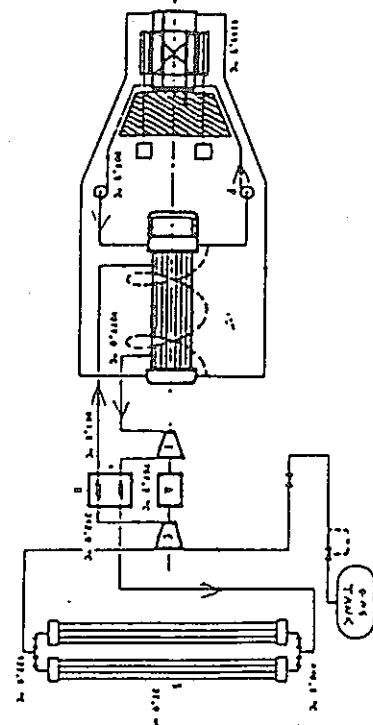


Figure 2. Lithium cooled Reactor.

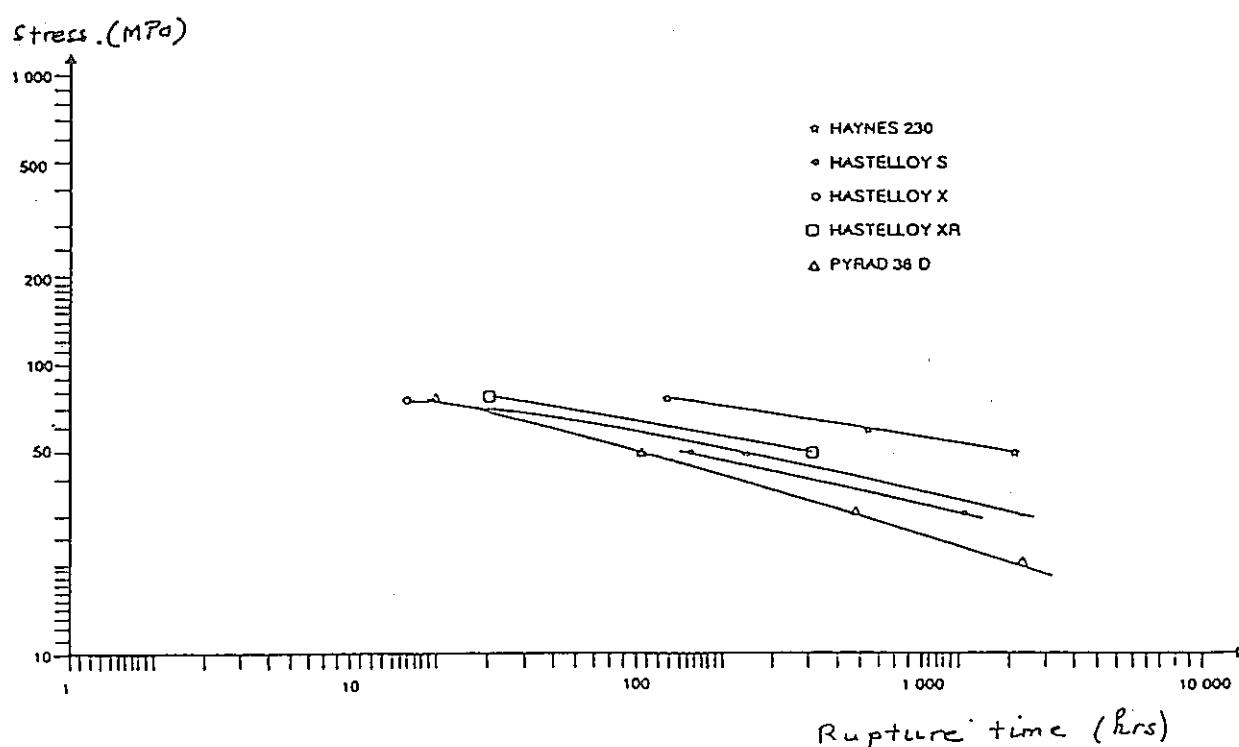


Figure 3. Creep Rupture Test.

Table 1. Characteristics of the Alloys selected for the Particle Bed Reactor System

Materials	C	Si	Mn	Cr	Mo	W	Al	Ti	Fe	Ni	Co
Haynes 230	0.11	0.38	0.60	22.20	1.19	14.52	0.34	0.021	1.31	59.0	0.27
Hastelloy S	0.012	0.42	0.52	15.50	14.39	<0.10	0.36	0.007	0.50	67.50	<0.05
Hastelloy X	0.09	0.31	0.70	21.60	9.10	0.45	0.16	0.04	19.26	45.7	1.09

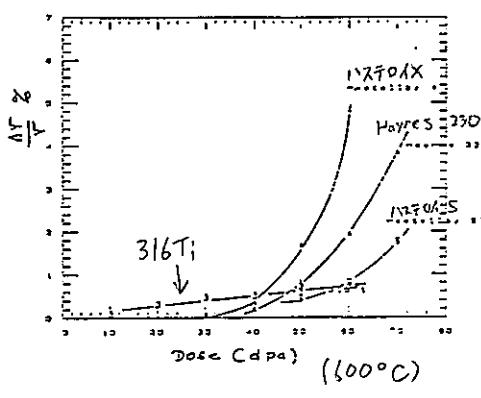


Figure 4. Swelling versus Dose

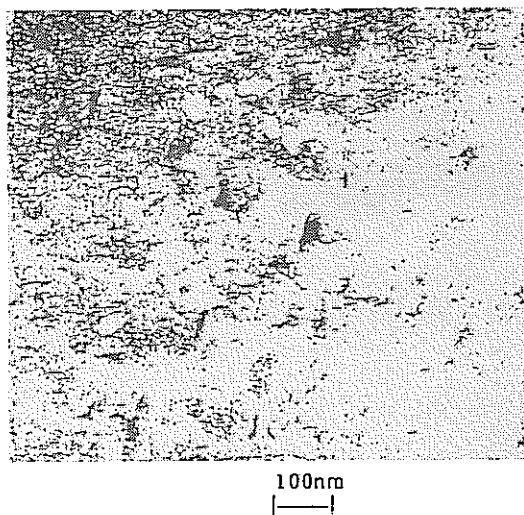


Figure 5. Haynes 230 (50dpa)

Table 2. Composition of the Alloys Selected for Evaluation for the Lithium Cooled Reactor System.

	Mo-13%Re	Mo-41%Re
Mo :	86,95 ± 1	58,94 ± 1
Re	13 ± 1	41 ± 1
Fe	100 ppm	100 ppm
W	300 ppm	300 ppm
C	30 ppm	30 ppm
O ₂	50	50

Pellets and alloys were brought into contact in lithium.

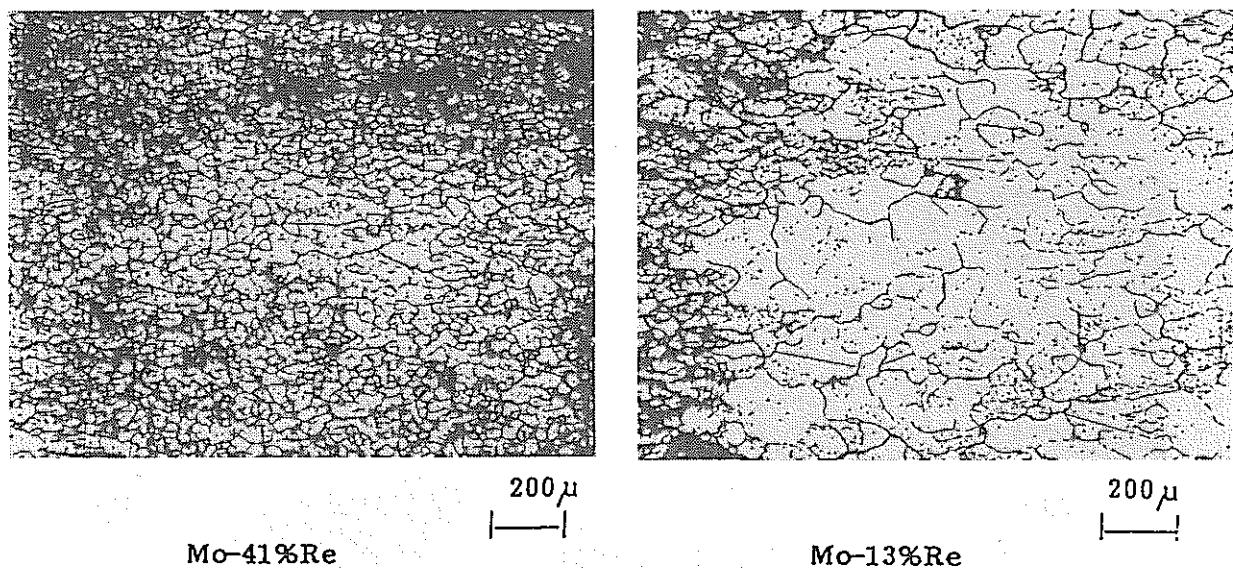


Figure 6. Mo-41%Re and Mo-13% Re Fully recrystallized.

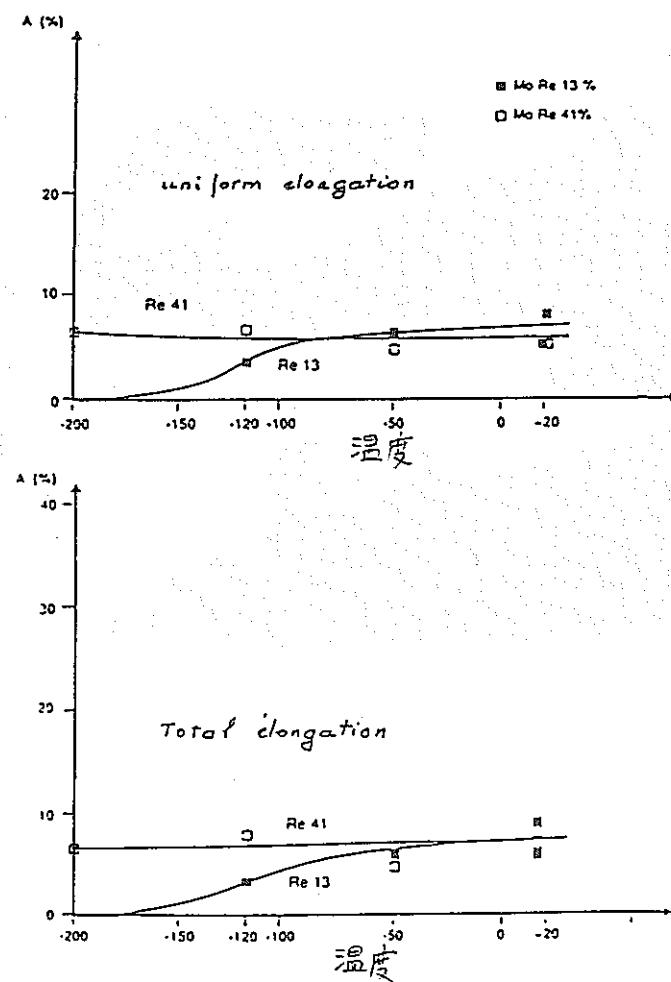
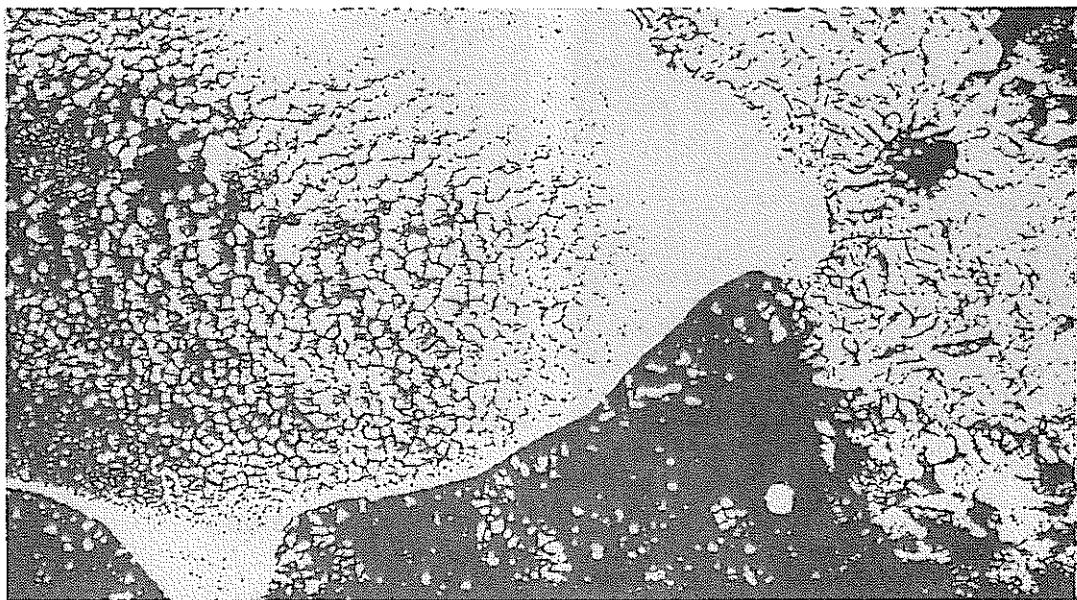
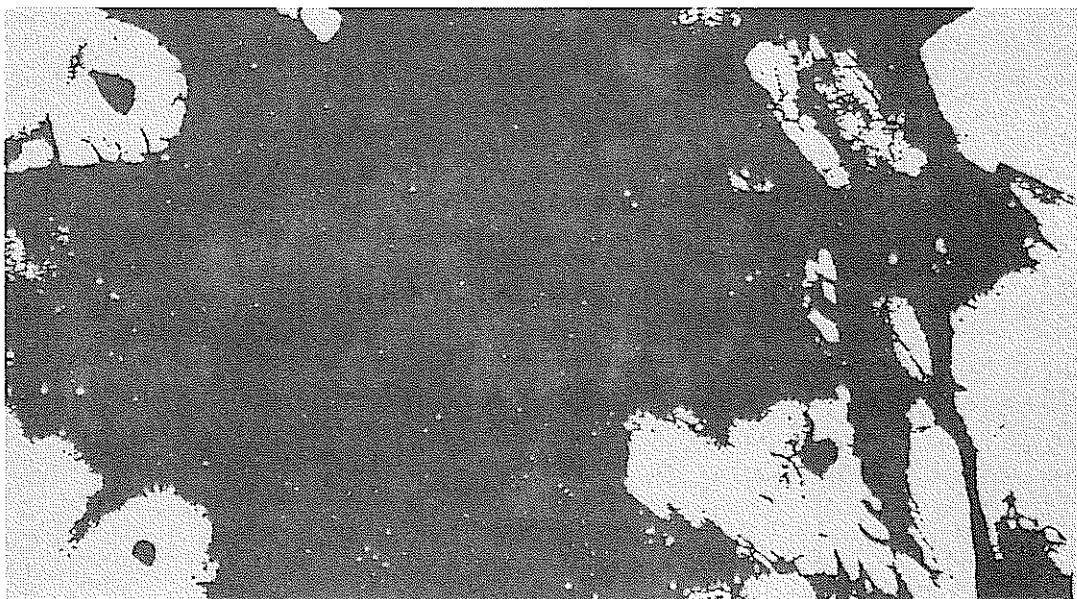


Figure 7. Tensile Test Results.

Irradiation behavior



1 μ



1 μ

Figure 8. Results of 14 dpa Irradiation of Mo-41%Re by 1-MeV electrons.

(H 耐高温材料 - 8)

W-4%Re-0.4%HfC合金の再結晶挙動
Recrystallization Behavior of a W-4%Re-0.4%HfC Alloy

B.-H. Tsao, B.-L. Chen, D. Tang, D. L. Jacobson

出典 : 7th Sym. on Space Nuclear Power Systems, pp. 309-314

HfC は再結晶温度の上昇に役立つ。しづりをパラメータとして加工の効果の検討した。
その結果、しづり値が大きい(加工度が高い)程、再結晶温度が低くなることが分かった。

(H耐高温材料 - 9)

ERATO宇宙炉プロジェクトのための材料研究
Materials Studies for the ERATO Space Reactor Project

Y. Guerin, P. Mottet, J. L. Ratier

出典 : 7th Sym. on Space Nuclear Power Systems, pp. 301-308

序 論

ERATO プロジェクトの研究目的は 20kWe の電源を明確にすることである。炉のタイプとして 3 タイプを考えている。

- ① Particle bed-reactor He/Xe 冷却の HTGR タイプの粒子の炉 (Fig. 1)
 - ② Na 冷却の 1 次系をもつシステム及び Phenix 炉で使われているものを基礎とした技術
 - ③ Li 冷却のシステム 窒化物燃料, Cladding, MoRe 合金製の構造材料 (Fig. 2)
- ここでは Partick and bed 炉と Li 冷却炉で使われる材料について。

粒子ベッド炉システム

リチウム冷却炉システム

Mo-13%Re と Mo-41%Re (wt) の 2 種について研究された。

適用対象容器	燃料 clad	・最大温度 1150 °C
	内部構造材	・中性子照射量 (E>1MeV) $10^{21} n/cm^2$ 5dpa NRT

サンプルはオーストリアの Metalwerke Plansee から入手。

共存性試験

このテストは Li 中で, Mo-13%Re, Mo-41%Re 合金と U 窒化ペレット (83% 理論密度) における適合性に関してのものである。

Table 2 この合金の組成を示す。

ペレットと合金は Li 中で接している。

- ① 等温テスト: 1200 °C で 500 時間
- ② 热勾配テスト: 500h, hot point 1200 °C, cold point 1150 °C
テスト結果の解析は現在進行中。

(I 燃料 - 1)

S P - 1 0 0 燃料開発の概要
Overview of SP-100 Fuel Development Activities

R. Bruce Matthews, Nuclear Materials, Technology Division, MS B505
Los Alamos National Laboratory, Los Alamos, NM 87545, USA

出典 : Seventh Symposium on Space Nuclear Power Systems Proceedings, Part One,
pp. 883-888, Albuquerque, Jan. 1990

序

S P - 1 0 0 宇宙発電炉の標準燃料は、 R e ライナ貼りの Nb-1%Zr 被覆管 U N である。 U N ペレット製造用セラミックプロセスが開発され (Matthews et al. 1988) , このプロセスは、 Nuclear Assembly Test (NAT) 炉心用のパイロットプラント製造に成功裏に適用された。様々な設計に基づく約100本の燃料ピンが組み立てられ、 S P - 1 0 0 計画のために照射された。照射挙動 (Hales et al. 1989) , スエリングの傾向、被覆管と燃料との高温における相互作用 (Storms and Czechowicz 1989) の特性が研究されつつあり、これらは S P - 1 0 0 燃料ピン設計の寿命中挙動を確認するのに反映される。

燃料ペレット製造

N A T 燃料ペレット製造キャンペーンの結果速報は、 Sixth Symposium of Space Nuclear Power Systems で発表されている (Blair et al. 1989) 。この1年で (Aug. 1989年現在) 製造プロセスの Q A 対応検査、 97% 濃縮 U O₂ の転換が完了し、第1領域用 U N ペレット 68 パッチ (~42,000個) が焼結処理を終了、 N A T ペレット 31 パッチが Los Alamos の Q A を終了して貯蔵ピン組立へまわされた。また、 U N 粉 self-milling 法の検査が終了し、スペックアウトペレットのリサイクルが実施された。 Fig. 1 には、 N A T U N 燃料ペレットの製造量 (Aug. 1989年現在) を示した。現状の進捗では、 N A T 炉心用の燃料製造は F Y 1990年末までに完了するであろう。

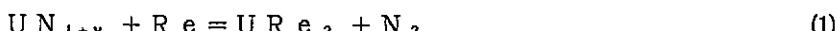
Table 1 には、今までに製造されたペレットのパッチ検査データを要約して示した。全て、仕様内に納まっている。製造パッチのデータは、 U N ペレット製造プロセスが統計的に制御しうることを示している。割れ、高窒素、低密度故に不合格となったりサイクルペレットの再加工プロセスが開発、確立された。68焼結パッチのうち 8 パッチは、鉄、酸素含有率が高く不合格となり、 self-milling 用ペレットとして使用された。また、 14 パッチは再加工され、 46 パッチは、製造終了時に合格となった。製造ラインに供給された酸化ウランの 81% が合格 U N ペレットとなっている。

燃料ピン

燃料ピン製造上の開発としては、 N A T 燃料ピンキャンペーン用の施設準備、照射試験ピンの組立および溶接焼鈍手法の開発を行った。照射試験は、 N A T 燃料ピン製造上貴重な経験となった。過去1年に、ボンド入、無拘束、密閉 R e ライナ Nb-1%Zr 被覆管を用いて、試験集合体2体を組み立てた。様々な端栓接合部の溶接試験により、問題点とその解決策がわかった。溶接部の気孔発生により接合部の加工公差を縮める必要があることがわかった。脆い、 N b / R e 金属間化合物相 (intermetallic phase) が生成し、接合部にクラックが生じ、 N b か R e どちらかを完全に除去する必要があることがわかった。 Fig. 2 には、ボンド被覆管と Nb-1%Zr 端栓溶接 (合格品) の溶接部を示した。これらの開発の結果、長寿命燃料ピンが製造可能となった。

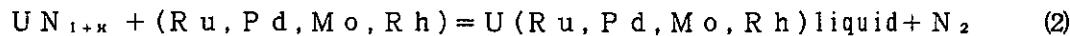
燃料挙動

U N / R e 系の炉外共存性試験は終了し、 U N の化学量論からのずれ (下式の 'x') が充分に小さければ、 U N と R e は、運転時温度で次のように反応するという結果が得られている。



寿命中評価の結果では、化学量論、温度、ライナ健全性が制御できれば寿命7年のうちには反応は起きないと予測されている。試験ピンの照射後試験では、ペレット / 被覆管境界近くに溶融した F P 合金の形成が見られている。 U N から徐々に N₂ が喪失していくと、

次式に従い金属性 F P と U N が反応し、溶融相を形成する組成となる。



燃料ピンの寿命中にわたって、この反応を制御できるような条件を決定するために、炉外共存性試験を実施中である。初期の結果では、Wは溶融U/Ruにより腐食されるが、Reは安定である。照射UNピンの中性子ラジオグラフィの解析結果は、UN燃料は従来のデータベースから予測されるのと同等のスエリングであることを示し、6at%BU, 1800Kまでは、UNのブレイクアウェイスエリングの兆候はないことを示している。Fig. 3には、文献データ(De Crescente et al. 1965 and Weaver et al. 1969)と、現状のスエリングデータとの比較を示した。

要 約

この1年で、SP-100計画のUN燃料について製造・開発・照射挙動に関する大きな進展があった。NAT炉心燃料ペレットの製造は、スケジュール通り進んでおり、燃料ピンの溶接・組立手順の開発は継続される。燃料と被覆管の高温における照射特性は、炉の運転上の要求を満足するものである。

(水野)

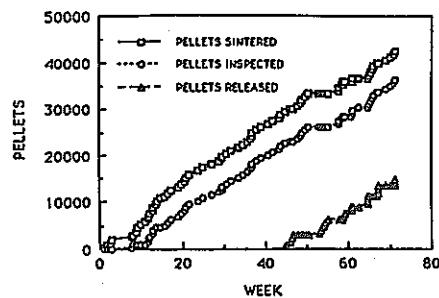


Figure 1. NAT, Zone 1 Fuel Pellet Production
Rate as of 4 August 1989.

Table 1. NAT Fuel Pellet Production Results.

BATCH	NUMBER BATCHES	CARBON (ppm)	OXYGEN (ppm)	IRON (ppm)	X/U	DENSITY (%TD)
Spec.		<3000	<1000	<300	1.025 ± 0.025	94.5±0.5
Demo	5	1930	1020	290	1.022	94.6
Qual	3	2280	600	170	1.011	94.3
Insulators	4	1430	680	45	1.007	94.2
Zone1, Lot 1	5	1060	550	<5	1.006	95.2
Zone1, Lot 2	20	1410	510	<5	1.002	94.6
Zone1, Lot 3	25	1590	200	<5	1.001	94.7
Zone1, Lot 4	9	1220	150	<5	1.000	94.6

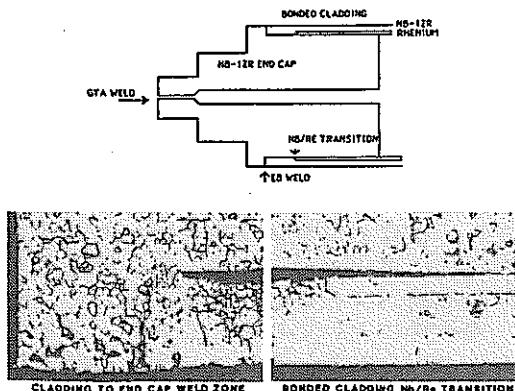


Figure 2. Bonded Cladding End-Cap Design and
Metallography of Weld Zone.

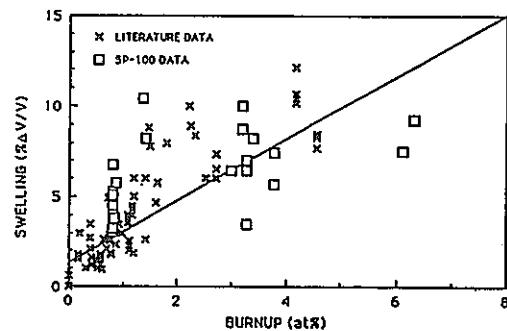


Figure 3. UN Swelling Data Base; Recent Data
Compared to Literature.

(1 燃料 - 2)

UNの物性値関係式
Material Property Correlations for Uranium Mononitride

Steven L. Hayes (Advanced Nuclear Fuels Laboratory) ,
J. Kelley Thomas (Department of Nuclear Engineering) ,
K. L. Peddicord (Texas A&M University)

出典: Seventh Symposium on Space Nuclear Power Systems Proceedings Part one,
pp. 883-888, Albuquerque, Jan. 1990

序

UN(一窒化ウラン)は、現状ではSP-100宇宙発電炉の標準(reference)燃料であり、続く大出力宇宙発電炉(Multimegawatt space power systems)にも採用が検討されているものである(Wiltshire et al. 1988)。熱伝導度およびウラン原子数密度の高さ、照射挙動の安定性、冷却材・構造材候補材との共存性の観点から、UNは魅力ある宇宙炉燃料とされている。

設計作業支援として、UNの照射挙動モデル化の試みがなされている(Baars 1987, Peddicord and Thomas 1988, and Plumlee et al. 1989)。これらのモデル化作業では、妥当性が充分に確認され整合性が確保されている一連のUN物性値が必要である。これらの関係式は立ち上げ、定常運転、過渡過出力時等の燃料モデル構築上対象となる全温度範囲にわたって妥当性が確認されている必要がある。この温度範囲は、約300Kから燃料融点までである。さらに、これらの関係式は、現存する全ての実験値に対して妥当性が確認されているべきである。

上記の要求に合致する一連のUN物性値関係式がTexas A&M Univ.にて作成され、Nb-1%Zrと同様の関係式とともにPiLSNeR(Properties Library for Space Nuclear Reactors)に収められている(Hayes et al. 1989)。本論文では、関係式を作成した物性値とその適用範囲および実験データとの一致の程度について概略を述べる。関係式は物理的特性、機械的特性、輸送特性、熱力学的特性に分類されてきた。Table 1にはこれらの関係式全てについて要約し、以下の4節ではそれぞれの物性値分類別にそれぞれの関係式を概説する。物理的特性関係式、格子定数、密度、平均線熱膨張係数関係式が物理的特性関係式に分類される。温度依存のUN格子定数関係式が最初に作成された。これを基に、密度と平均熱膨張係数の関係式が導出された。UN格子定数は不純物炭素量とともに直線的に増加するが不純物酸素量にはほとんど影響されないことが判明した。しかしながら、関係式には不純物の格子定数に対する効果は取り入れられていない。密度の温度依存性についてはUNの直接的な実験データが文献からは得られないで関係式の導出が必要であった。熱膨張係数関係式については、格子定数関係式から導出した関係式が次の理由から望ましい。文献に見られる熱膨張の実験データはバラツキが大きく整合性に欠いている。これは、おそらく、実験技術と試料のポロシティが高いことによると考えられる。高ポロシティの試料は実験中に様々な程度の密度上昇を経験すると推定される。一方、格子定数の関係式は低不純物濃度、高密度の試料に対するものである。さらに、格子定数測定に用いられているX線回折の精度は熱膨張測定に比較して非常に高い。UNの物理的特性関係式は温度のみの関数として作成されている。この研究で作成した関係式は現存する実験データとよく一致し、これらの特性についての従来の関係式化作業から著しい進展が見られた。

機械的特性関係式

機械的特性関係式に分類されるものは、定常クリープ速度、ヤング率、せん断係数、体積弾性係数、ポアソン比および硬さである。UNの定常クリープ速度は転位上昇機構に支配されていることが判明した。クリープ速度の関係式は温度、応力依存性を持たせて作成されていたが、超化学量論、理論密度のUNについてのみ妥当性が確認されている。クリープ速度関係式を充足するため、解析的および経験に基づく考察からUNクリープ速度に対するポロシティ依存項を作成した(Hayes et al. 1989)。ポロシティ依存項により、理論密度を下回る燃料を表現できるようになった。本研究で作成したクリープ速度関係式は文献に報告されている中で最初の一般性のある定常クリープ速度関係式である。

4つの弾性特性関係式はポロシティと温度の関数として作成された。ただし、ポアソン比は温度依存性は無いものと仮定している。弾性特性のポロシティ依存性は、全てのポロシティについて物理的表現を与え実験データとよい一致をみている指数則でモデル化され

ている。ヤング率、せん断係数、体積弾性係数の直線的温度依存性は文献に基づき採用した。本研究の弾性特性関係式と現存する実験データとの一致はよく、これらの関係式は従来の関係式に比較して改善されている。

最後に、UNの硬さは、温度に対して指数関数的に減少しポロシティに対して直線的に減少するようにモデル化されている。関係式の実験データとの一致は、硬さデータのバラツキを考慮すると、妥当なものである。指数関数的温度依存性はUNの融点近傍で硬さが零に近くという物理的予測のモデルを表現する。文献にはUNの硬さの関係式は無い。

輸送特性関係式

UN中でのUおよびNのトレーサ拡散係数、電気抵抗、熱伝導度の関係式は輸送特性関係式に分類している。拡散係数関係式は、温度、窒素分圧、結晶粒径の関数としている。しかしながら、これらのトレーサ拡散定数関係式は燃料挙動解析に適用する前に、化学的拡散定数関係式に変更する必要がある。この変更に必要な圧力-組成関係は、現在LANLにて検討中である(Storms 1989)。

電気抵抗と熱伝導度関係式は温度の指數則として作成している。これらの特性に対するポロシティの効果には、文献より得られる解析的モデルを採用した。どちらの特性についても、従来関係式に比較して改善されており、実験データとの一致はよい。

熱力学的特性関係式

熱力学的特性関係式は、比熱、エンタルピ、エントロピー、ギップス自由エネルギー、自由エネルギー関数、窒素およびウランの蒸気圧、融点についてのものである。比熱関係式は比熱に関するAINSHUTAINの理論による形式に高温での熱欠陥生成の寄与をモデル化した項を付加して最初に作成した。比熱関係式からUNのエンタルピ、エントロピー、ギップス自由エネルギー、自由エネルギー関数を作成した。これらの関係式と現存する実験データとの一致は非常によい。さらに、従来のUN熱力学関数の関係式は測定では観察されていた欠陥生成機構をモデル化しておらず、これが高温における従来関係式と実験データとの大きな差の原因となっていた。従来の関係式は、2500KにおいてUNの比熱を20%以上過小評価するものである。

UNは非常に高い圧力で相溶融するだけなので、UN上にはUN蒸気は僅かしか存在せず、本質的には窒素およびウランの蒸気のみが存在する。窒素とウランの蒸気圧関係式を、温度と圧力のClausius-Clapeyronの式を適用して作成した。これらの関係式と実験データは非常に広範な温度領域でよく一致している。さらに、本研究で作成した関係式により、従来は一定としていた蒸発エンタルピが温度の関数として得られた。このように、ここで作成した蒸気圧の関係式は従来関係式に比較して改善されている。さらに、窒素の蒸気圧は窒素分圧依存の融点関係式を得るために用いており、実験データとよい一致をみている。

結論

宇宙炉燃料の挙動をモデル化するのに必要な整合性のとれた一連のUN物性関係式を作成した。これらの関係式は、Nb-1%Zrと同種の関係式とともにPiLSNeRに収められている。多くの関係式は、文献に加え新しい寄与を与えるものである。関係式が既に作成されていた物性については、本研究で作成した関係式は従来の関係式に比較して式の形や適用範囲、精度の点で改善されている。Table 1にはそれぞれの関係式の適用範囲が示されているが、関係式の妥当性を確認するデータが無くとも物理的かつ核燃料のモデル化上対象となる全ての条件下で最確の予測を与えるように考慮されている。一連の関係式は、UNの物性としては、現状で得られる内で、最も正確で整合性があり充分に妥当性が確認されているものである。

(水野)

Table 1. List of Material Property Correlations developed for UN and their Ranges of Applicability.

Property	Range of Applicability	Standard Deviation (%)
Lattice Parameter	Temperature: 298-2523 K	±0.026
Density	Temperature: 298-2523 K	±0.10
Thermal Expansion Coefficient	Temperature: 298-2523 K	±2.0
Creep Rate	Temperature: 1770-2083 K Stress: 20-55 MPa	±79.9
Young's Modulus	Temperature: 298-1473 K Porosity: 0-30%	±8.36
Shear Modulus	Temperature: 298-1473 K Porosity: 0-30%	±6.44
Bulk Modulus	Temperature: 298-1473 K Porosity: 0-30%	±18.7
Poisson's Ratio	Porosity: 0-30%	±9.53
Hardness	Temperature: 298-1673 K Porosity: 0-26%	±17.43
Diffusion Coefficient of Nitrogen in UN	Temperature: 1503-2273 K Nitrogen Pressure: 0.001-2.0 atm Grain Size: 25-5000 µm	±1.71*
Diffusion Coefficient of Uranium in UN	Temperature: 1873-2133 K Nitrogen Pressure: 2.6E-5 - 0.66 atm	±3.21*
Electrical Resistivity	Temperature: 298-1600 K Porosity: 0-30%	±2.97
Thermal Conductivity	Temperature: 298-1923 K Porosity: 0-30%	±2.30
Specific Heat	Temperature: 298-2628 K	±2.33
Enthalpy	Temperature: 298-2628 K	±2.74
Entropy	Temperature: 298-2628 K	±3.0
Gibbs Free Energy	Temperature: 298-2628 K	±3.6
Free Energy Function	Temperature: 298-2628 K	±4.7
Nitrogen Vapor Pressure	Temperature: 1400-3170 K	±5.65*
Uranium Vapor Pressure	Temperature: 1400-2400 K	±3.33*
Melting Point	Nitrogen Pressure: 1.0E-13 - 7.5 atm	±2.20

*Log-Based Standard Deviation.

(J制御-1)

宇宙核動力システム用自律制御設計
Autonomous Control Design Considerations for Space Nuclear Power Systems

M. S. Imamura and J. H. Masson

出典：Space Nuclear Systems 1984

この報告書では、宇宙船動力システムへ自動動力システム技術を応用することについて示す。自律運転を、ある特定期間地上あるいは人との関連なしにすべての機能を行うことと定義する。原子力システムに対する望ましい運転条件は、最大7年の運転期間と合計10年の飛行寿命に対して最大30日の間システムが自律的に作動することである。

長いミッション期間と合わせてこの種の自律条件は、必要な機能とこれらの結果として表れる制御サブシステムの形態を決め監視することが重要である。自動動作する全ての機能は、データ処理、監視、ルーチン制御、故障処理、ミッション制御操作に分類できる。データ処理は、収集、処理、記録からなる。監視は、運転状態・異常の有無の見極め、予め組み込んだ試験と点検からなる。ルーチン制御は、全ての管理あるいは保守制御からなる。計画・運転は原子動力源だけでなく核システムの補助動力源と蓄電池の動力／エネルギー容量の管理と利用（負荷管理）を基本的に含んでいる。

1. はじめに

最近、宇宙利用の原子動力システムの開発が見直されている。これは、1980年代の1-10kWの動力システムに比べて1桁大きい1990年代の動力に対する要求が直接反映された結果である。軍事・民生の地球衛星のミッションから衛星間移動船そして深宇宙探索までの潜在的利用範囲がある。出力を大きくするのに加えて、これらの動力システムは安全で、信頼性が高く、寿命が長く、最大7年間軌道上で運用でき、妥当な大きさと重量でなければならない。

動力システム設計の要点は、制御器である。制御器設計は、安全性、信頼性、寿命を満たす動力システムの性能に直接影響を与える。また、動力システムとユーザ宇宙船とを両立させるのにも必要である。この論文に示す制御器の設計方法は、自動動力システム技術を原子動力システムに適用する。自律運転を、地上とか人との関連なしに全ての機能を果す動きと定義する。太陽列(array)/電池の動力システムを用いた自動動力システム技術は、10年間以上も開発が続けられている。これらのシステムは、地上からの運転支援が極めて少なくなった他に、長くなった軌道上の寿命、大きな信頼性と耐故障性を満たせられる。この技術を原子動力システムに適用するのは、比較的素直で同じ利点を生むことができるからである。

2. 背景－自律／自動

将来のDOOとNASAの宇宙ミッションの主な目的は、新しい設計、概念、あるレベルの自律運転をする方法を具体化し、コストを少なくし、運転期間を長くしてシステムの性能を改良することである。この結果、動力サブシステムは柔軟で、信頼性が高く、効率的で、制御可能で、なかでも高度に自動化されているに違いない。最終的に自動化技術は、これらのミッションの余裕のある運転と開発に、重要な役割を果すことが期待されている。このため、故障の場合に電気動力サブシステムは船内の動力容量を徐々に低下させなければならない。最もよい動力サブシステムの形態は、故障しないようにするか故障の場合には通常運転できるようにその形態を変えることであろう。

“自動”的言葉は多様に解釈される。それは、サーモスタット制御の場合のようにオン・オフ装置を用いた簡単な制御系でもある。また、検知、分析、電源調節のように必要な操作を行う完全なフィードバック制御系でもある。さらに、自動システムはいくつかの人間の行為を代替するもっと複雑な過程でもある。

全ての自動機能は基本的に2つの概念に分けることができる。それは、監視と制御である。監視の機能には、検知、分析、解決方法とユーザ（人間）の嗜好に合った簡単な意志決定情報の表示が含まれる。監視はその制御回路の信頼性に影響しないので、監視の機能は制御系のなかにない。制御機能は、検知、分析、効果の操作の全ての要素からなっている。自動化の基礎的な問題は、自動化された機能は効果的に高い信頼性で働くであろうという設計者と利用者の自信を高めるもののなかに自動化する機能がある。このことは、ハードウェアとソフトウェアの信頼性、最適化、検証方法と飛行経験における

る十分な実績を必要とする。以下の疑問は、自動システムの開発に関係したものである。

- ・自動化とはなにか？ 自動化の下限はどこにあるか？ 何を自動化できるか？
- ・何を自動化するか？ ある機器の性能と寿命を大幅に改善できるか？
自動化すれば動力サブシステムの特定出力を増やせるのか？
動力と他の宇宙船サブシステムのコストを安くできるか？
- ・稼働率を見積り、サブシステム自動化開発の基準を決めるには、どんなシステムレベルの研究が必要か？ 宇宙船の乗組員にとって適当な仕事は何か？
- ・自動化は、次のサブシステム設計にどんな影響を与えるか？
変更を最小にするのにどのようにサブシステムを設計あるいはモジュール化するのか？ ソフトウェアは変更を最小にできるか？ 標準化ができるか？

疑問に答えるのに、次の事項を調べる必要がある。(1)自動化を目指した宇宙船を管理する基本的な基準、(2)機能を果すのに自動化が機器、サブシステム、システムにどのように影響するか、(3)過去の宇宙船が遭遇した問題、(4)自動化について以前にどんなことが行なわれたか。

適当な検出器、冗長性をもつハードウェア、スイッチング能力とソフトウェアを自動化が何を必要とするかについて、システムあるいはサブシステムの観点から基本的な理由がいくつかある。

ミッションと宇宙船の観点からは、次のものがある。

- ・自律的な宇宙船操作ができる。特に劣化モードで。
- ・ミッションのシーケンスのなかで、急激な変化ができる
- ・軌道上のサブシステムで点検、確認、保守をすばやく正確にできる
- ・地上ステーションへの依存を減らし、長期間の飛行運転の費用を少なくする
- ・他の管理サブシステムの費用を安くする

サブシステムの観点から、次のものがある。

- ・サブシステムの大きさと重量を小さくする
- ・寿命と性能の信頼性を向上させる
- ・サブシステムの費用を安くする
- ・不具合にすばやく応答する
- ・能力を最大限に用いる
- ・徐々に生じる劣化を許す
- ・技術的な制約を免除する
- ・新しい技術を利用する

この方法の主要な目的は、時宣を得た再編成と緩慢な劣化が生じても重要な機能を喪失しないようにすることである。

宇宙船動力サブシステムの自動化についての開発状況を示す主な計画をTable 1に示す。宇宙船レベルで空軍がごく最近に開発しているのが目につく。主な特徴と結果をTable 2にまとめた。これらの開発計画を効率的に行うのにマイクロプロセッサーが重要な技術であったことを強調しておく。しかし、いくつかの重要な問題がまだ解決していないし検証されていない。これらの問題のなかには、処理機の型式、処理機の冗長形態と管理方法、処理機の耐故障性基準と実行方法、アプリケーションソフトウェアの最適化と長期間の検証がある。同様に考え方における疑問もある。

- ・動力サブシステムに専用計算機が必要か？
- ・動力サブシステムと宇宙船の中央処理器の前で計算機のどのような役割分担が適当か。

効果的に自動化するといくつかの仕事(tasks)が協調して働くかもしれない。このことは、サブシステムレベルとシステムレベルの機能を分けてそして評価することが必要である。このため、宇宙船の自動化をうまくして、以前の約束ごとの境界を越えた。古典的で偏狭な詳細化された宇宙船の概念は変わりそうである。例えば、動力、姿勢制御と熱制御サブシステムの間の干渉は極めて係わり合いが多いので、負荷系列(load sequencing)と全体動力管理のような機能をシステムレベルだけで見ることができる。魅力あるシステムレベルの自動化のひとつは、宇宙船のエネルギー管理である。これは、有効積載量からの必要性と重要なサブシステムの機能を満たすための十分に調整された電気負荷管理を含んでいる。こうすれば、太陽がある間とない間の一定電力から従来の方法で大きさを決めれば、全宇宙船の重量のかなりの部分の太陽動力システムの電池の重量を大きく減らせる。

3. 自律制御の設計考慮点

宇宙原子動力の制御で設計の重要な考慮点を以下の項目のなかで示す。ミッションのシナリオとシステム設計基準、原子動力システム機能の特徴、基本的な運転モード、制御器設計因子、自動化技術である。

3.1 ミッションのシナリオとシステム設計基準

宇宙原子動力システムは、小さな核分裂炉からの熱出力を種々の宇宙船が利用できる電気動力に変換する。宇宙船は、基本的に2つに大別できる：それは地球衛星と惑星間ミッションである。地球軌道の衛星は、低い地球(low earth:LEO)から静止衛星(GEO)軌道とある程度離れた静止衛星軌道まで操作できる。これらのミッションの原子動力システムは、7から10年間に亘って約25kWeから数百kWの範囲の一定状態の電気動力を出力するように設計されている。最小重量と小さな大きさは、耐故障性、信頼性と同様に重要な設計因子である。恐らく安全性は、この型の動力システムの設計と運転を考える時に唯一の最も重要な因子であろう。宇宙原子動力システムの基本的な特性のひとつは、ユーザミッションと一緒に考えなければならない点である。次の因子を考えなければ、両立しない。

- ・打ち上げ船の制約
- ・宇宙船／動力システムの付属品
- ・宇宙船からの司令(Command)とデータ処理サブシステムインターフェース
- ・宇宙船の姿勢制御／機動性
- ・宇宙船の耐故障性(Survivability)
- ・宇宙船の熱の授受
- ・放射線環境
- ・動力の品質
- ・宇宙船の負荷分布

ミッションにもっと依存するかもしれない他の因子とともに、これらの因子は動力システム制御の設計に重要で、設計の早い段階で考えなければならない。

3.2 原子動力システム機能の特徴

動力システムを構成するのに種々の設計方法ができるが、宇宙原子動力システムを図1に示すように一般的な言葉で定義できる。動力システム機能の全ては、8個のサブシステムに含まれる。核、熱輸送、動力変換、動力調整、動力制御、動力分布、補助動力源、構造サブシステムである。一次、二次熱交換(thermal interfaces)を熱輸送サブシステムに直接示す。電気動力と信号(データと制御)のやりとりを実線と破線で各々示す。直接示していない機械的境界は全てのサブシステムと構造サブシステムの間にあると考える。

サブシステムの形態は、特定のシステム設計方法に依存して多少変わる。例えば炉内の熱イオン(thermionics)を用いる動力システムは、原子炉集合体(reactor assembly)の特徴として核、変換と一次熱輸送機能をひとつのサブシステムにする。動的システムは、変換サブシステムと一緒に的一次、二次熱輸送サブシステムの一部を含むかもしれない。そして熱電子システムは、二次熱輸送と変換システムと一緒に熱除去を結合させるかもしれない。しかし、一般的にFig. 1は重要機能境界を伴った汎用原子動力システムの配置を示している。Fig. 2に選択できる種々のサブシステムを示す。

核サブシステムは、核燃料を制御された核分裂反応によって熱エネルギーに変換する。それは、原子炉集合体、原子炉制御機構、放射性遮蔽(irradiation shield)、補助停止装置、必要な核計装を含んでいる。原子炉集合体は、燃料、冷却材、放射性生成物からなる。制御機構は、通常原子炉集合体の周りについている制御ドラムとこれらに関連するモータ、装置類からなる。遮蔽は、原子炉からの中性子とγ線を動力システムと宇宙船が許容するレベルまで減衰させる。このサブシステムは、同様に冗長な原子炉停止をできるようにいくつかの付加点な能動あるいは受動的な特徴をもっている。

熱輸送サブシステムは、原子炉で発生した熱を動力変換サブシステムまで運ぶ。それは、同様に変換サブシステムからの排熱を移動し、宇宙へ捨てる。代表的な熱輸送機構は、強制対流する液体あるいは気体、ヒートパイプとかこれらの結合したものからなる。結果として、熱輸送サブシステムは配管、弁、ポンプ、ヒートパイプ、熱交換器、放熱器(radiator structures)、熱絶縁物からなる。

動力変換サブシステムは、原子炉からの熱を静的あるいは動的な変換過程を通して電気動力に変換する。宇宙用に現在開発している静的方法は、熱イオンと熱電子(the thermoelectric)である。これらの方法は、言葉が示すように可動部なしに直接直流を発生する。最もよく考えられる動的システムは、ブレイトン、ランキン、スターリングサイクルである。これらのシステムは、熱動力を交流あるいは直流動力を発生するのに発電機あるいは変換機を回転させる機械動力に変える。

動力調整サブシステムは、変換サブシステムからの電気出力を電流変換（直流から交流あるいはその逆）、電圧調整、濾波によってユーザに互換性がある形に変換あるいは調節する。

動力制御サブシステムは、動力システムと宇宙船との間のコミュニケーションインターフェースとして働く、また制御システムと全体動力システムを管理する。このサブシステムは、計算機、ディジタルインターフェース装置、データバスからなる。

補助動力源は、一次動力を利用できない間に動力システム（ある場合には宇宙船）に管理動力(housekeeping power)を供給する。この補助動力源は、蓄電池、再生燃料セル(regenerative fuel cells)、小さな太陽電池(solar arrays)、RTGsからなる。

動力分布サブシステムは、種々のユーザに動力を供給する。それは、配制御装置、ヒューズ、回路ブレーカのような保護装置と電線からなる。

構造サブシステムは、他のサブシステムの一次構造支持とそれらの機器要素からなる。それは、動力システムと宇宙船との間、動力システムと必要であれば打ち上げ船との間の機械的なインターフェースになっている。それは、打ち上げの間に動力システムを拘束するのに必要ないくつかの空気支持装置を含んでいる。構造サブシステムは特質として一義的に静的であるが、動力システムを打ち上げ船から切離し、そして宇宙船から動力システムを展開するのに必要な展開機構も持っている。

3.3 運転モード

潜在的なユーザミッションで互換性のある種々の運転モードを決めるこことによって宇宙原子動力システムの運転を特徴づけることができる。この議論のために、Fig. 3 に示すような 6 つの運転モードを決めた。

- ・打ち上げ(Launch)／展開(Deployment)
- ・起動
- ・停止
- ・通常運転
- ・偶発運転
- ・休止

打ち上げ／展開モードは、打ち上げ台での打ち上げ前秒読みの開始とともに始まって、打ち上げ、打ち上げ船切離し、最終軌道への移行、宇宙船／動力システム展開までをいう。この期間は、数時間から数日である。宇宙船と補助動力源から補給される動力システム管理の動力があるので、このモードでは原子炉は動いていない。このモードの間の動力システムの働きは、補助動力源運転、打ち上げ船切離し、宇宙船／動力システム展開と性能監視である。

起動モードは、過渡的で打ち上げ／展開モードあるいは休止モードの後に続く。このモードで原子炉と動力システムのバランスを設定動力出力レベルにする。このモードの間は、動力システムの設計に依存して数分から数時間である。この間、核、熱輸送、変換サブシステムの性能は、ハードウェアとソフトウェアの制約を整合させるのに厳密に監視・制御される。一度安定運転されると、システムは通常あるいは偶発運転モードに入る。

起動に続いて長い運転状態の通常運転になる。このモードでは、動力システムはユーザの要求に応じてユーザ宇宙船に電気動力を供給する。ユーザ宇宙船と動力システムの間の調整によって、動力システム容量と要求されるユーザ動力が両立する。構造を除く全てのサブシステムは、このモードの間能動的に制御される。

偶発運転モードは、起動あるいは通常運転に続く。このモードは、環境あるいは動力システムによって制限されている運転である。環境制限は、異常な熱環境における運転とか突発状態における運転を含んでいる。動力システムの限界は、故障あるいは劣化した動力システム機器を伴った運転を含むかもしれない。

停止モードは、動力システムを通常あるいは偶発運転から休止モードに持っていく間である。このモードは、原子炉とシステムのバランスを能動的制御と監視が不要な

“冷”状態にする。停止モードの間は、状況と原子炉システムの設計に依存して数秒から数分である。

休止運転モードは、打ち上げ／展開モードあるいは停止モードに続く。このモードでは、動力システムは受動的で待機状態にある。原子炉が“冷”で、主要な動力は生じていない。動力システム（そして可能なら宇宙船）の管理動力は、補助動力源から供給される。このモードは、数日から数年続く。

これらの6つの運転モードの相互関係をFig. 3に示す。

制御器設計の主要なポイントは、安全、信頼性そして宇宙における動力システムの自律運転である。自律運転は、ある特定期間に地上あるいは人と全く関連ない時の全ての機能の性能と定義する。ミッションの寿命に依存して必要な自律期間は、必要な機能と必要な動力システムの形態と決めてハードウェアとソフトウェアの役割を監視・制御から決まる。

主要な制御機能を示す。

1. 起動、停止（保守／交換のための）、通常、偶発(dormant)運転を含む全ての運転モードで制御する
2. 重要なサブシステムの運転の連続監視、通常運転の維持、可能ならシステム性能の最適化をする
3. 連続監視と性能、トレンドあるいは安全パラメータの診断
4. 柔軟な制御と熱イオン要素と蓄電池のような寿命のある装置の保護をする

これらの機能からいえる制御サブシステムハードウェアとソフトウェアの基本的な基準を示す。

- ・システム制御器はある程度耐故障性を持っていなければならない
- ・ハードウェアの冗長性と制御器の再配置は、特に検知、データ収集、信号処理のなかになければならない
- ・処理機はユーザ宇宙船に必要な少なくとも1つの自律期間に保存用のデータ（後で地上に送るために）を記録できなければならない
- ・処理機は、船内での健全状態を監視し、自己試験して、電気負荷の順序決定と制御もしなければならない
- ・ソフトウェアは、地上から変更・保守できる必要がある
- ・宇宙船の司令とデータ処理サブシステムとの間のインターフェースは簡単で信頼性が高くなればならない

自動的に行われる全ての機能は、データ処理、監視、ルーチン制御、故障処理、ミッション制御と運転である。データ処理は、収集、処理、データの記録である。監視は、運転状態と健全性の判定(determination)そして組込み試験と点検である。ルーチン制御は、全ての管理とか保守制御動作を含んでいる。ミッションの制御と運転は、動力／エネルギー容量と消費（負荷管理）の管理をする。

Table 3に4つの基本的な制御機能と船内（動力サブシステム）と地上にこれらの機能を割り付ける方法を示す。極めてはやい応答速度が必要な制御がデジタル計算機ではなくハードの回路で実現されなければならない。

Fig. 4に、動力制御器“Power Controller”的なかに計算機がない現在の宇宙船動力システムのなかの司令とデータ信号インターフェースを示す。この動力制御器に処理器を付加すれば、宇宙船の司令／データあるいはGSEのハードウェア(wiring)とソフトウェアのインターフェースはFig. 5に示し概念まで極めて簡単になる。全ての動力システムの司令とデータの機能は動力制御器に集中している。信号線とコネクターの重量が大きく減るであろう。

Fig. 6に、宇宙船中央計算機と合わせた主要なインターフェースを含むシステム制御器の基本要素を示す。宇宙船の計算機が完全に耐故障性を持てば、サブシステム計算機への有効な方法は冗長機を利用し、この冗長機の管理を宇宙船計算機に割り付けることである。

4. まとめ

長いミッションの寿命と一緒に自律期間は、必要な機能、動力システム形態そして監視とハードウェア、ソフトウェアの制御戦略を決める重要な因子である。いくつかの手順が技術を用意するのに提案されている。

- ・ディジタルハードウェアを含んだ船内の監視・制御機能を完全に開発・検証する
- ・宇宙飛行状態を得るのに、シャトルで同じものを検証する

- ・信頼性に関することを予め示すのに実際の宇宙船で監視機能だけを最初に検証する
- ・地上からも制御できるようにして実際の宇宙船で監視・制御機能を検証する
(これによって、地上から船内制御に徐々に切換えられるだろう)

5つの技術開発分野を求めた。

- ・動力システムの形態(architecture)（自動化の最適化をはかる）
- ・ディジタルのハードウェア／ソフトウェア
- ・高電圧切換え装置
- ・検出器
- ・大動力分布の配置

基本的な自律と他の重要な機能を満たす重要な観点を示す。

- ・ミッション運転そして宇宙船レベルの設計と性能要求は、サブシステム自動化のなかで考える必要がある。
- ・必要な自動化ハードウェアは、後で付加されない基本設計に付加されなければならない。

(渡 辺)

Table 1 Major Projects Involving Spacecraft Power Subsystem Automation.

Project	Dates	Funding Source
ARMMS (Autonomous Redundancy and Maintenance Management Subsystem) (Spacecraft level, including power subsystem.)	1982-1986	AF-STC
Autonomous Spacecraft (Spacecraft level, including power subsystem.)	1981-1986	AF-STC
Power Subsystem Automation Study	1982-1983	NASA-MSFC
Energy Management System Software Development (Expert System Demonstration)	1983-1984	NASA-MSFC
MAPs (Miniaturized Autonomous Power System)	1980-1982	Classified
AMPS (Autonomously Managed Power System)	1978-1982	NASA-MSFC
P ³ (Programmable Power Processor)	1979-1981	NASA-MSFC
APSM (Automated Power Subsystem Management)	1978-1979	NASA HQ-JPL
SBPS (Single-Cell Battery Protection System)	1975-1977	NASA-LeRC

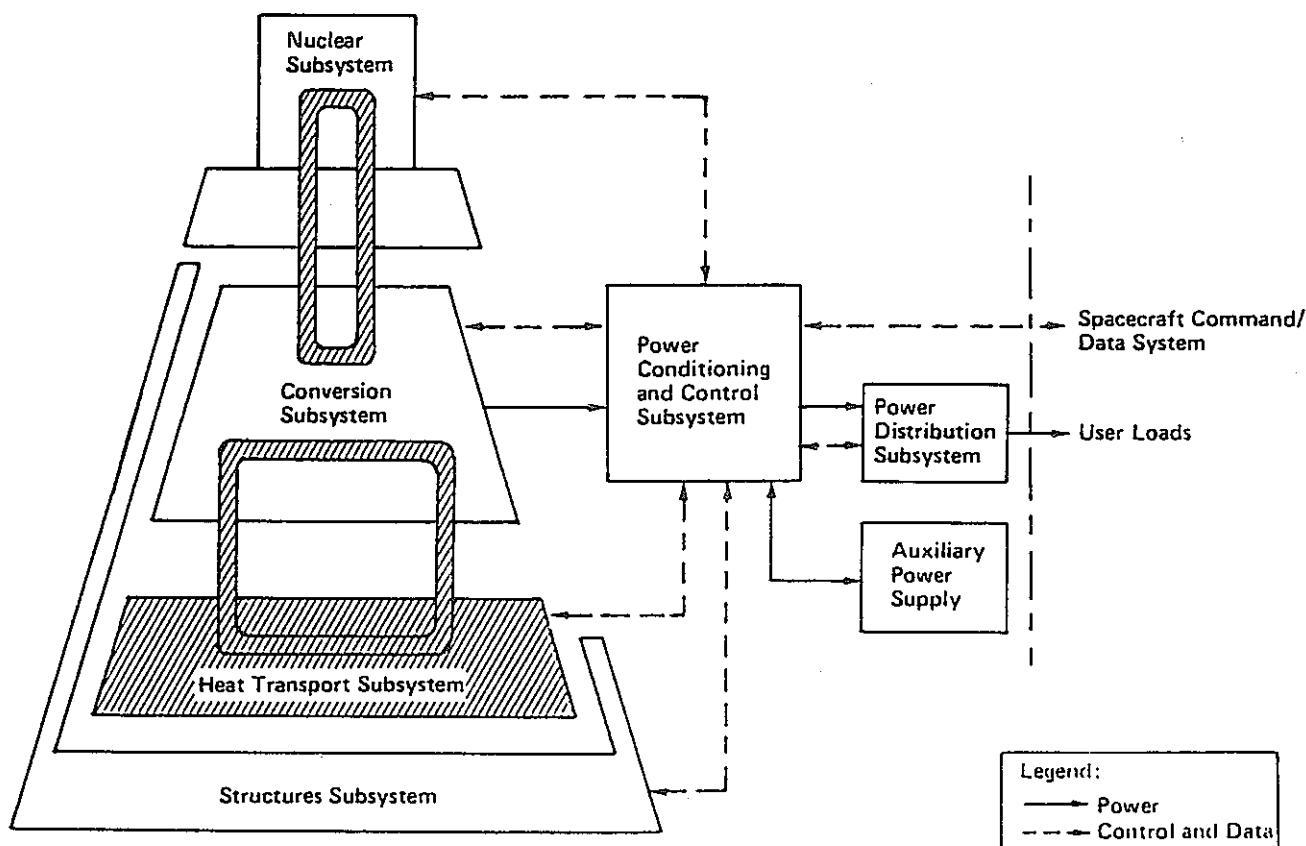


Figure 1 Generic Nuclear Power System Block Diagram.

Table 2 Principal Features and Results of Major Projects.

Project	Features	Key Results
ARMMS (Continuing) (JPL 1982)	<ul style="list-style-type: none"> - Add-On Computer-Based Subsystem - Interfaces Only with Satellite TT&C - Receives TM Data, Determines Maintenance, and Implements Contingency Plans - Allows for Evolutionary Development - Test Bed for Ground Validation - CMOS Processor (16-bit) - Emphasis: Algorithms, Architecture, and Proof of Concept 	<ul style="list-style-type: none"> - Engineering Algorithms Defined for DSCS III Satellite - Communication Interfaces and Computer Architecture Defined - Functional Requirements Identified - Spacecraft Telemetry Simulator Designed
AMPS (Continuing) (TRW 1981)	<ul style="list-style-type: none"> - 250-kW Design (17 Channels, 16.7 kW Each): Channels Isolated - 220-Vdc Nominal - 150-A-h, 160-Cell, Ni-H2 Battery per Channel - Array Series-String Switching for Voltage Control - Algorithms: Power Source, Load Center, and EPS Management 	<ul style="list-style-type: none"> - Detailed System Design Completed - Algorithms Designed - Computer Architecture and Hardware Defined
P ₃ (Lukens and Moser 1981)	<ul style="list-style-type: none"> - Charger or Regulator Function via Software Change - Single Imbedded Computer (TI9900) - Input/Output: <ul style="list-style-type: none"> - Input: 26 to 375 Vdc - Output: 24 to 180 Vdc - Algorithms: Array Peak-Power Tracking, Caution and Warning, Current Limit 	<ul style="list-style-type: none"> - Engineering Prototype Designed - Algorithms Demonstrated and Validated - Limited Qual Tests Completed
APSM (Imamura, Moser, and Skelly 1979)	<ul style="list-style-type: none"> - Test Bed Using VO75 Power Subsystem Components - Distributed Processors with Central (TI9900) and Local (RCA 1802) - Fault Simulators - Cell-Level Battery Protection (One Battery) - Algorithms: Data Handling, Monitoring, Control, Resource Management, Fault Handling 	<ul style="list-style-type: none"> - Test Bed Operational - Algorithms Functional - Distributed-Microprocessor Concept Demonstrated
SBPS (Imamura and Donovan 1976)	<ul style="list-style-type: none"> - Cell-Level Protection, Both Analog and Digital Concepts Verified on Secondary Cells - Intel 8008 & 8080 Processors - 18-Cell Secondary AgZn Battery 	<ul style="list-style-type: none"> - First Use of AgZn Battery Protection - Hardware and Software Demonstrated - Battery Cycle-Life Improvement (AgZn)

Table 3 Allocation of Control Functions.

Function	Onboard		
	EPS Hardware	EPS Computer	Ground
Fault Detection/Correction			
Very Fast (μ Sec)	X		
Fast (Sec)		X	
Very Slow (Days)			X ^b
Routine Control			
Very Fast	X		
Fast		X	
Very Slow			
Performance Monitoring			
Fast		X	
Very Slow			X
Mission Control/Operations (Load Management)			
Fast		X ^a	
Very Slow			X ^b

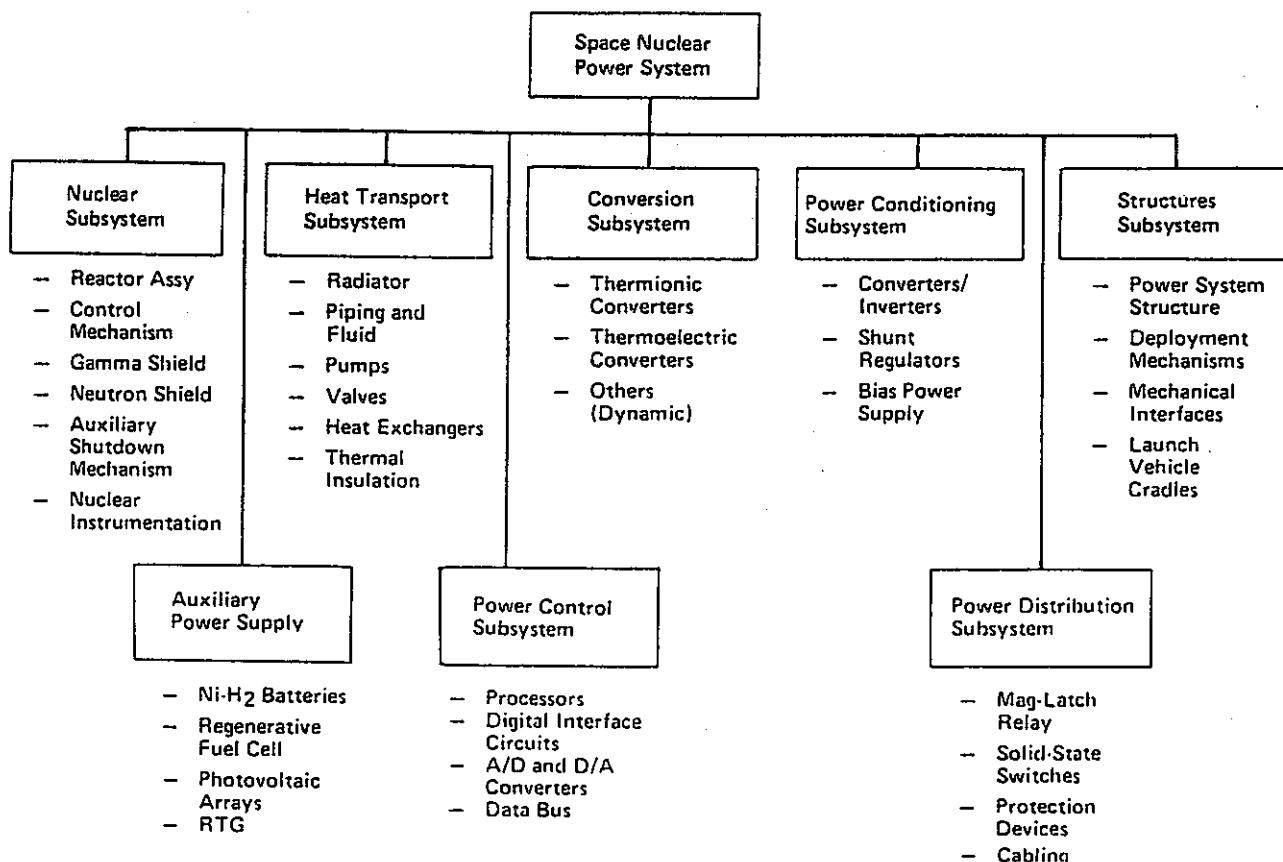
^aCommands from Spacecraft Computer Required^bGround makes Decisions and Initiates Any Action Desired; EPS Implements the Action.

Figure 2 Subsystem Hardware Options.

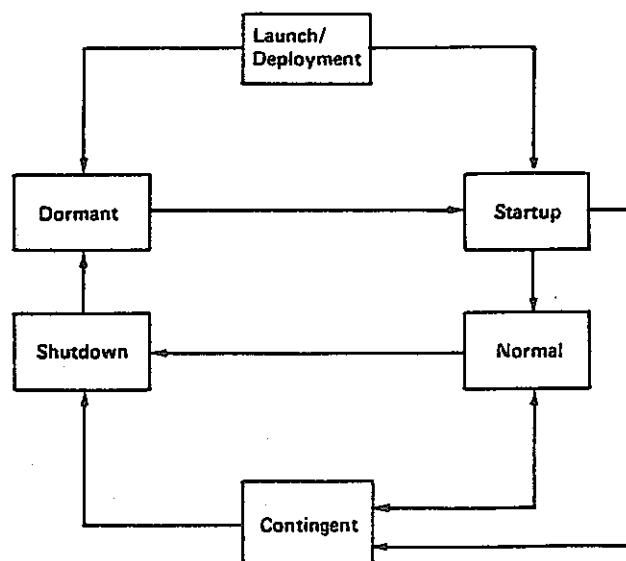


Figure 3 Power System Operating Modes.

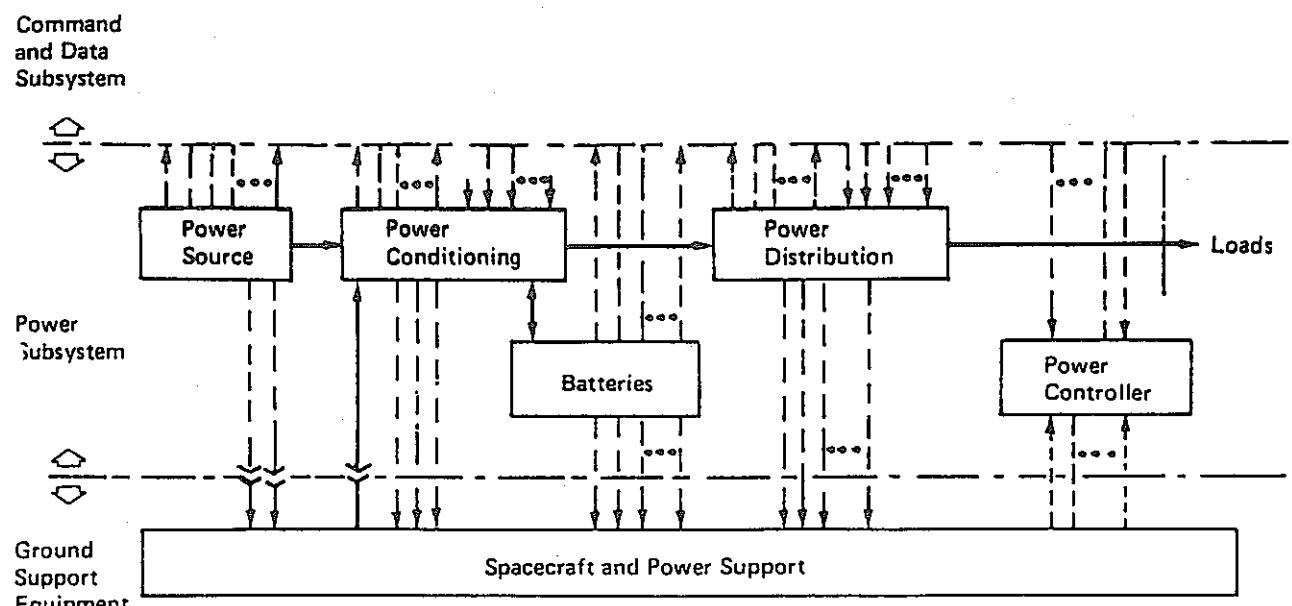


Figure 4 Data Interfaces on Present (Non-Automated) Power Systems.

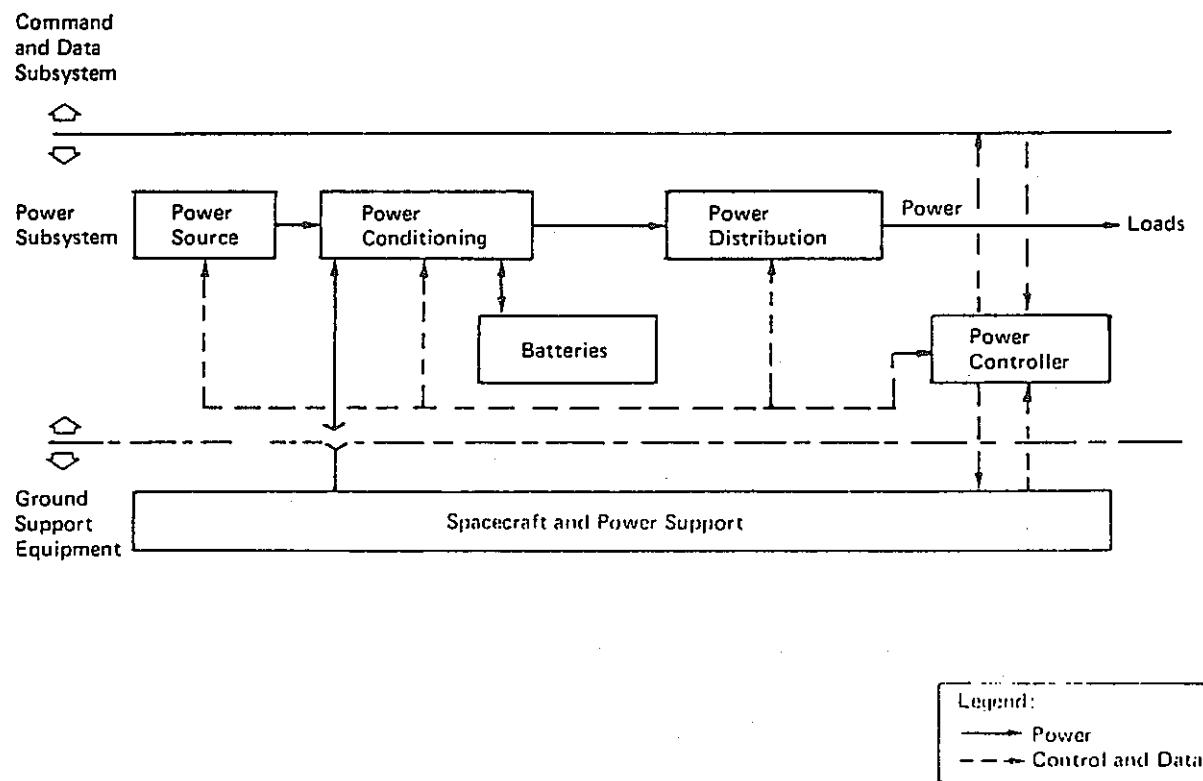


Figure 5 Data Interfaces on Future Autonomous Power Systems.

Table 5 Typical List of Instrumentation and Their Use.

Measurement	No.	Function		Safety
		Control	Monitor	
Reactor Output Current	3	X	X	X
Primary Power Bus Voltage	2	X	X	
Coolant Flow	1	X	X	X
Auxiliary Power Bus Voltage	2	X	X	X
Radiator Temperature	1		X	
Reactor Coolant Temperature	2		X	
Neutron Flux	2		X	
Control Drum Position	20	X	X	
Shunt Element Current	9	X	X	
Electronic Assembly Temperatures	6	X	X	
Battery Voltage	2	X	X	
Battery Current	1	X	X	
Coolant Pressure	2	X	X	X
Coolant Radiation	1	X	X	X
Pump Power Supply Output Voltage	2	X	X	

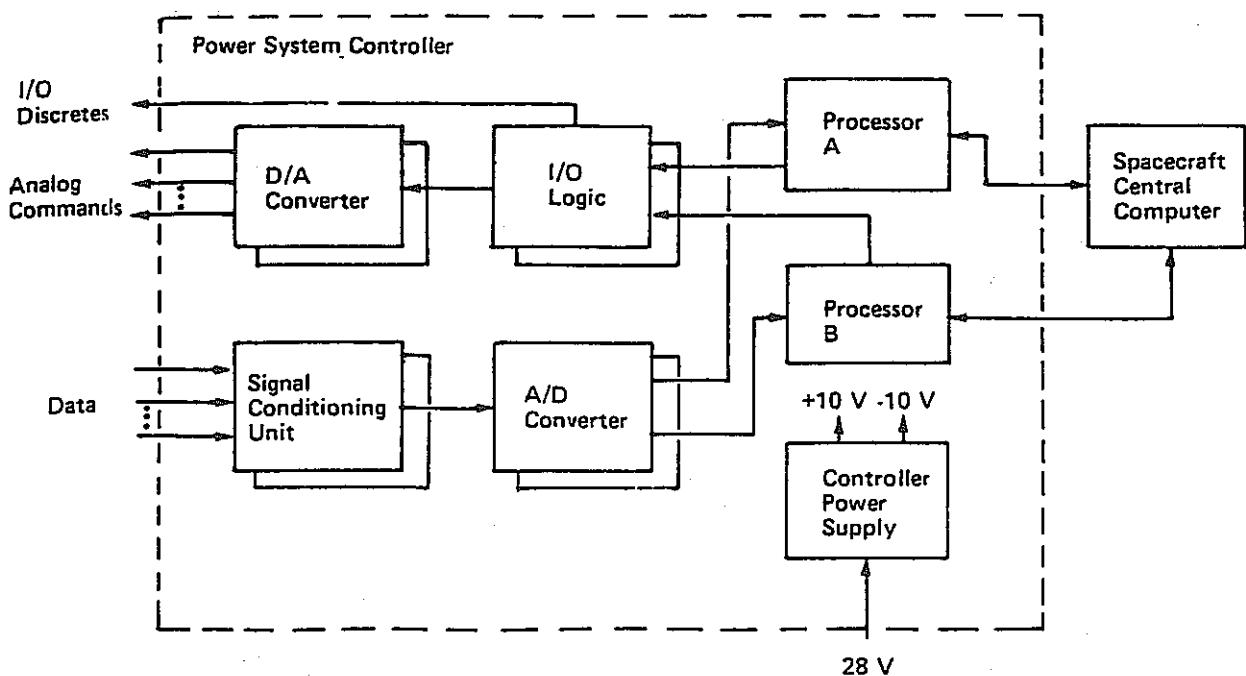


Figure 6 Power System Controller Functional Block Diagram.

Table 4 Typical Nuclear Power System Control Functions.

Function	Objective	Input	Output
Reactor Control	– Maintain Required Thermal Output	– Nuclear Activity – Drum Positions – Coolant Temperatures – Coolant Flow	– Electrical Pulses to Control Drum Drive Motors
Primary Heat Transport Loop Control	– Maintain Required Temperature at Input to Conversion Subsystem	– Coolant Temperature – Coolant Flow	– Pump Power – Valve Activation Signal
Secondary Heat Transport Loop Control	– Maintain Required Temperature at Output of Conversion Subsystem	– Coolant Temperature – Coolant Flow – Radiator Temperatures	– Pump Power – Valve Activation Signal
Rotating Unit Control	– Maintain Required Output Power	– Working Fluid Temperature, Pressure and Flow – Shaft Speed – Output Power	– Valve Activation Power and Timeline
Auxiliary Power Supply Control	– Maintain Regulated Auxiliary Power Bus	– Battery Voltage and Current – Battery Temperature	– Charge Voltage and Recharge Fraction Setting – Switching Commands
Power Conditioning Control	– Maintain Regulated Power to User	– Conversion Subsystem Output Voltage and Current – Conditioning Output Voltage and Current	– Switching Commands – Converter Setpoints
Power Distribution Control	– Provide Power Control to Users – Protect Buses from User Faults	– Load Control Commands	– Switching Commands – Switch Position Status
Separation	– Separate Power System from LV	– Spacecraft Separation Sequence	– Pyrotechnic Initiation Signals
Deployment Control	– Deploy Power System Structures and Deploy to Final Spacecraft/Power System Configuration	– Power System Deployment Sequence – Position Indication	– Pyrotechnic Initiation

(J制御-2)

宇宙原子炉の制御方式
Control System with Core Nuclear Design for
Fast Spectrum Space Power Reactors

R. M. Lell and N. A. Hanan

出典: 4th International Symposium on Space Nuclear Power Systems Transactions,
Institute for Space Nuclear Power Studies
January 12-16, 1987

序

原子炉の信頼性と安全性を評価するのに、原子炉制御システムとその運用方法が重要である。制御システムとその作動モードは、炉心の機械設計と原子炉設計全体に影響を及ぼす。このことは、宇宙炉において顕著である。大きさを小さく、軽く、余分な操作・保守なしに長期間高い信頼性で動かす要求が課せられるからである。

本論文は、高速スペクトル宇宙炉の核設計と原子炉制御システム設計の問題の一般的な特徴を概説する。解析する原子炉は、一般的なピン形状、陶性合金(cermet)のUN燃料の小さな高速スペクトル炉である。冷却材はリチウムである。炉心の被覆材、構造材はタンガステン・レニウム合金である。炉心半径は15~30cmである。しかし、ここでの結論は、小型の高速炉に一般的である。

いくつかの基本的な制御概念を検討した。炉外制御ドラム、炉内制御棒、炉心中の可燃焼毒、溶解(dispersed)毒、そして可動燃料体(segments or regions)である。 MC^2-2 から、断面積を計算した。核計算に、VIMモンテカルロコード、ONEDANT、DIF3Dを用いた。

解 析

炉心外制御ドラム方式は、宇宙炉で一般的である。制御ドラムは、炉心を貫通せず、シールの必要性がなく、構造的に簡単であることの利点がある。ドラムは、3つの特徴をもっている。

1点目は、外部の制御ドラムに負う最大ワース(worth)が炉心の半径に強く依存する点である。表1に、3つの代表的な炉心構成で計算したドラムのワースを示す。ドラムのワースは炉心の半径が増大するに従って減少する。炉心の中央部が、ドラムによってほとんど影響されないからである。ドラム制御システムは、小さな半径の炉心でうまく作動する。

2点目は、ドラムでは合計のワースが制限されていることである。形状が、ドラムの数と場所を制限している。毒物を増やしたり、毒物の厚みを増すことがドラムのワースを増やす唯一の方法である。しかし、これらの方はすぐに現実の問題を生じる。

3点目は、制御ドラムの動きが炉心の半径方向の出力分布を移動させる点である。表2に、炉心の半径方向の出力分布のドラム位置依存性を示す。零度が、毒物の部分が炉心に最も近い容器のすぐ隣であることに対応する。180度で、毒物の部分は炉心から最も遠い外側である。このような出力の移動は、極めて好ましくない。機械設計を複雑にし、炉心の核性能を低下させるからである。

制御ドラムの代替(あるいは補追)に一般的に用いられる炉内制御棒は、ドラムに比べて3つの利点とひとつの短点をもつ。利点の最初は、制御棒のワースがドラムに比べて同一の炉心構成で大きい(2倍)。ドラムのワースで最新の長寿命炉心設計の制御を十分にできるので、この差は大きい。2点目は、制御棒のワースを炉心の大きさに比較的依存しないようにできる。3点目は、制御棒を炉心を通しておおよそ均一に配置できるので、半径方向の出力分布は制御棒の動きにわずかに影響されるだけである。制御棒の動きは軸方向の出力シフトを引き起こす。

制御棒の最大の欠点は、機械設計を複雑にする炉心部の貫通、高い信頼度のシールとともに物理的な空間が要求される点である。

理想的な制御システムは、特定の場所でなく炉心部に均質に影響するのであろう。この均質性を実現するのは、炉心部に分散させた毒物である。小型の高速スペクトルの宇宙炉の高燃焼反応度の振動(swing)を補償する受動的な可燃焼毒は、制御システムの設計を簡素にする。数多くの可燃焼毒の材料をここで考えたが、目的にかなうものはひとつもなかった。ここで考えている原子炉の炉心のスペクトルが極めて固いので、従来の毒物材料がU235の燃焼度にあった必要な吸収特性を持つことができないからである。大きい体積比の毒物が、これらの炉において燃料度の進行に伴う振動を補償するのに必要である。従来の

可燃焼毒を用いれば、動的な運転操作をすることなしに燃料の燃焼度の進行を補償する受動的制御が可能になる。

時間とともに動的变化させた溶解毒物の場合にも、同様の結果を得ることができる。ここで冷却材はリチウムである。冷却材中のリチウム⁷**に対するリチウム⁶*の量を変えると炉心部の中性子捕獲割合を変えられる。リチウム⁶の割合を変えて、燃料燃焼度の進行に伴う振動を補正することも可能である。さらに、リチウム⁶の量を変えても炉心の出力分布は変わらない。最大の欠点は、リチウム⁶の量を変える装置の機械設計とリチウム⁶の量が多くなった場合の大きな冷却材ボイドワースの可能性である。

この概念は、ヘリウム-3で以前に検討された。B₄Cとリチウム⁶を用いた計算がこの概念が中性子的に可能であることを示した。このシステムを必要なだけの変化を確実にしながら能動的に制御する。

まとめ

宇宙用高速炉心の核設計は、制御システムの設計に強く依存する。宇宙炉の一次制御装置に最も一般的に提案されている炉外ドラムと炉心の中の制御棒は、炉心設計を多様にするとともに相反する問題を生じる。ドラム制御は、小さな半径で高い背の炉心にする。制御棒システムは、どちらかというと背が低く大きな半径の炉心にするが、あまり炉心の形状に影響しない。(制御ドラムに比べて)大きなワースの制御棒システムは、最近の長寿命炉心の設計に都合がよい。ドラム、制御棒が動くと、各々半径、軸方向の出力分布が移動する。最後に、これらの2つのシステム間で機械設計の複雑さがかなり異なる。

溶解毒物を一次制御システムに用いることはできないが、燃焼度の進行(swing)、他の反応度変化を補償して、一次制御システムの設計要求を低いものにすることができる。溶解毒物システムはドラム、制御棒のワースをわずかにしか減じないが、一次制御システムの運転を容易にする。特に、好ましくない出力分布の移動を起こさない。

しかし、これらの利点を打ち消すように、ある環境で溶解毒の考え方が反応度について好ましくない出力係数を示すかもしれない。信号なしの制御概念、システムは、問題を生じない。現在までの検討のなかで、いくつかの選択の間における利点とトレードオフを明らかにした。

* (訳者注1) リチウム⁶(⁶Li)は天然に7.42%存在。945barnの中性子吸収断面積を有し、(n, α)反応によりHeのガスを生じる。

**(訳者注2) リチウム⁷(⁷Li)は天然に92.58%存在。中性子と反応しない。

(渡辺)

Table 1. Drum Worth as a Function of Core Radius.

Case	Radius, (cm)	Drum Worth (Δk)
1	17	0.1017
2	24	0.0788
3	31	0.0562

Table 2. Normalized Radial Power by Hexagonal Fuel Ring
as a Function of Drum Poison Position.

Fuel Ring	Normalized Average Power	
	0° Rotation	180° Rotation
1 (Center)	1.0	1.0
2	0.932	0.978
3 (Outermost)	0.707	0.945

(J制御-3)

SP-100の制御／安全棒駆動装置開発
SP-100 Control and Safety Rod Drive Development

Glen V. Brynsvold, Alfred W. Dalcher, and Thomas E. Gleason
General Electric Company
SP 100 Projects
Astro Space Division

出典 : 7th Symposium on Space Nuclear Power Systems, pp. 976-981
(Jan. 1990, Albuquerque)

はじめに

SP-100炉は、2つの独立した異なる制御装置を持つ。原子炉容器船尾側の半径方向における中性子の漏れを制御して起動、停止、出力レベルの調整をする12個のヒンジ型反射体が原子炉容器の周りに備えられている。7本の炉内安全棒は、原子炉容器を船尾まで貫通しながら冷却材と接触しないはめ輪の中を動く。それぞれの安全棒に、 B_4C 吸収体がある。これらの吸収体は安全停止のために炉心と同じ位置か、あるいは原子炉運転のために炉心の前方にある。安全棒の次の部分に充填したBeOは、制御棒のワースを総体として増大させるのに原子炉運転位置で炉心と軸方向に並んでいる。

内容

Fig. 1に示す各々の反射体駆動装置は、原子炉容器に装着した反射体部の支持と位置決定機構、中性子遮蔽の船尾面に装着された駆動部分そして中性子遮蔽を貫通する回転駆動軸を含んでいる。反射体部の前部原子炉容器装着機構は、軸旋回機能を持たせるフレキシブルなスプリングヒンジと原子炉容器から切離すばねのバイアスである。位置決め装置とガイダンスローラー装置は、原子炉容器の船尾端部にある。この位置決め装置は、ばねヒンジ旋回軸のまわりの実際の半径方向の円弧のなかで反射体部を動かす。装置とガイドールは、反射体部の船尾面に装着されている。そしてこの装置の残りの部分は、原子炉容器から離れたプラケットである。支持プラケットを装着した原子炉容器は、ピニオンギヤとガイドローラー軸の軸受箱の延長部にある。ピニオンギヤは、軸受箱の真正面のこの軸にとって重要である。ガイドローラーは、この軸の前方端部に装着され自由に回る軸受である。わずかな回転隙間を位置決め装置とガイドローラーが一直線になるように調整する。しかし、がたつきを吸収しわずかな負荷状態を保つフレキシブルなばねヒンジの方が正確な位置を保つのに効果がある。

中性子遮蔽壁を貫通している反射体駆動軸は、各端部で軸受で支持されている。軸方向の長さによって階段状に変化する半径は、階段状の軸と遮蔽貫通のわずかな隙間からの半径方向の流れを防いでいる。組合せ部分の耐性と様々な部分の熱応答の相違を調節するのに、ベロー継手をこの軸の各端部に用いる。

中性子遮蔽の船尾面に取り付けた反射体駆動源は、2重巻きステップモータ、ブレーキ、クラッチ、位置検出器そして停止駆動ばねモータとスナバアを含んでいる。クラッチは、フェイルセーフ停止始動機として機能する。この機器の保持電流を切れば、反射体位置決めステップモータと保持ブレーキの間の駆動列の結合を壊すからである。クラッチを離すと、停止装置ばねモータの蓄積エネルギーは、反射体を少なくともその反作用の位置まで外方向へ動かす。位置検出器は、クラッチの出力駆動側と同様にクラッチの動きに関係なく応答し、反射体の位置を探す。

全ての7本の安全棒駆動装置（ひとつを図2に示している）は、機能的に同じである。しかし原子炉炉心の配置が狭いので、駆動装置の装着空間を得るためにこれらの駆動源を3つの離れた位置に置けるように3つの異なる長さの動力伝達経路からなっている。

安全棒は、安全停止にだけ用いる。このため、動作範囲の片端にだけ置かれる。停止位置では、安全棒は安全ラッチを掛けるのに船尾方向に収縮している。安全ラッチは、安全棒を停止位置まで動かす自己作動型の施錠装置である。原子炉運転のために安全棒を再度配置させる前に解錠するのに、駆動源操作の特殊な手順を必要とする。安全棒を原子炉運転中の位置におきながら、駆動伝達装置の階段状のシールドプラグ部を中性子遮蔽壁部を貫通させる時に最大の遮蔽効果となるように適当な場所に置く。安全棒そして結合された駆動伝達装置は、駆動機構に組込まれたフェイルセーフクラッチによってこの前方に置かれる。

安全棒駆動源にボールスクリュ^{*1}／ボールナット駆動機構を用いる。通常運転の間ボールスクリュと付属の伝達駆動装置で直線動作をする駆動位置決めステップモータでボールナットを回転させる。ボールナットは、フェイルセーフ“スクラム”クラッチが働き動力断が生じた場合にも停止ばねモータで動く。この安全棒のフェイルセーフ駆動機能は、反射体のものと似ている。クラッチへの動力喪失はステップモータと保持ブレーキへの駆動機構を壊すので、ばねモータの蓄積エネルギーで安全棒を停止、ラッチ位置まで動かすことができる。

装置（そしてそこに付加したこのような全ての伝達駆動装置／安全棒）のなかに組込まれたボールスクリュガイドスリーブを適当なステップモータ、クラッチ、ブレーキを使って安全ラッチ操作のために回転させる。原子炉運転に安全棒の位置は重要なので、2重系の駆動モータ装置を用いる。原子炉運転中に安全棒を中間位置で用いないので、位置検出器は移動位置の端点で用いられるだけである（棒位置の直線、ラッチ操作のための回転についても）。

原子炉サブシステムの制御を、計画した反応度変化と温度制御の組合せで行う。Meyer等(1987)参照。この制御方法は、原子炉のなかの流量を固有のものに変えるTEMポンプの独特な特性とシステムの作動温度が変る動力処理サブシステムによって可能になる。受動的なヒートパイプ排熱の概念と結びつけた設計のこの特徴で、全ての運転状態に対して動的流量制御なしに原子炉システムの必要な冷却をできることになる。このため制御に必要な唯一の動的因素は、炉内安全棒装置と反射体制御装置である。

制御システムは、計画した反応度変化と原子炉起動時の温度の組合せを利用する。固体状態からの最初の起動は、発電前の時間を減らすのと同様に中性子モニタを用いる。Halfen等(1990)参照。動力調整は、温度制御だけで行う。制御要素の位置を監視し、動的制御要素の不適当な操作を検出するのに用いる。

開発試験計画

制御駆動装置開発試験計画は、非環境の重点試験、環境機器試験と全駆動装置の環境試験を含んでいる。

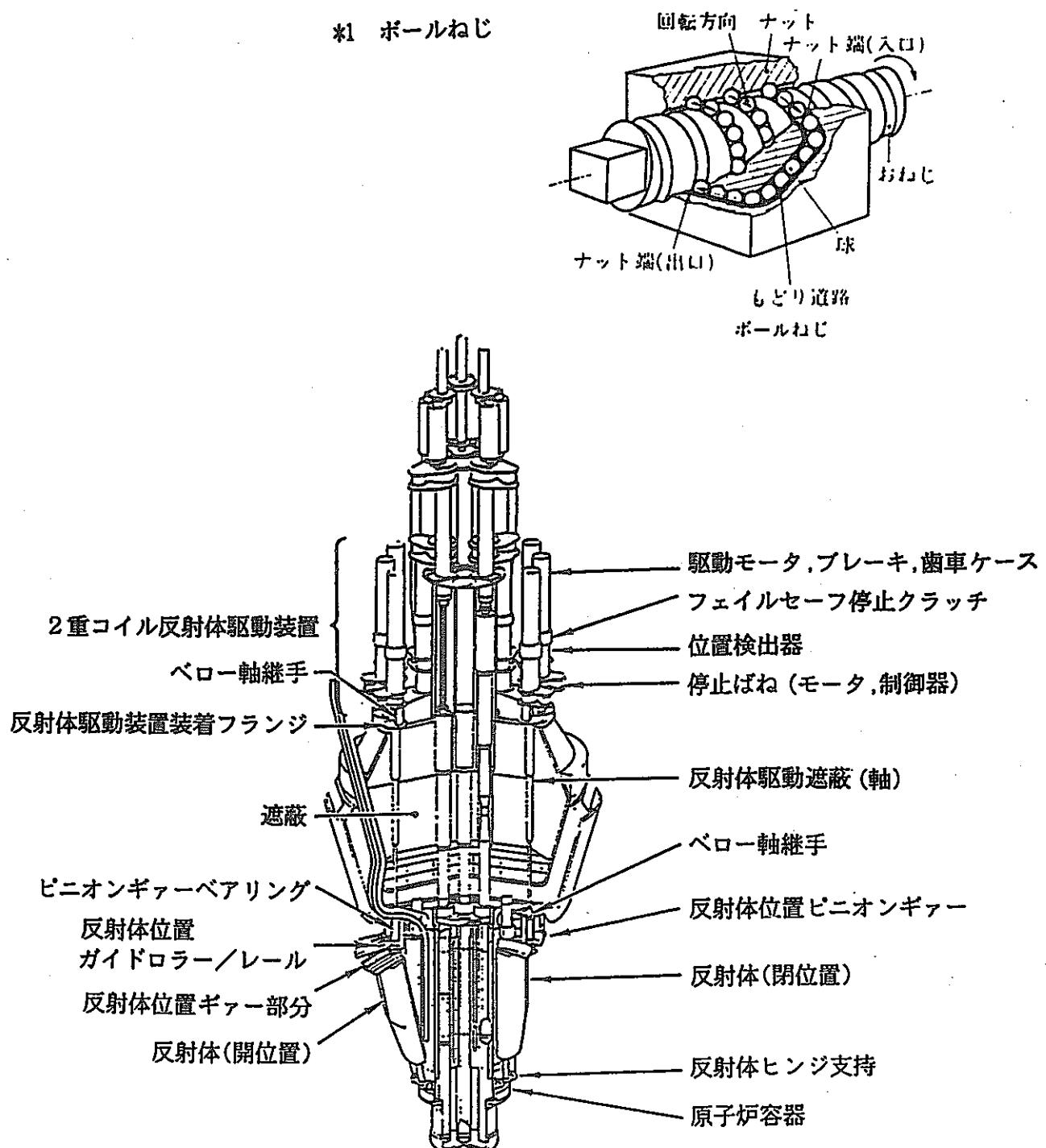
非環境重点試験は、制御駆動装置設計のための作動モデルを含んでいる。これらの最大の価値は、概念評価そして様々な特徴と駆動装置機能との間の相互関係評価のための設計指針への迅速なフィードバックである。これは、ボールスクリュのランパック（スクラム）、安全棒駆動装置試験、スナバアの移動端、復元ばねそして安全ラッチに関する安全棒駆動装置試験を含んでいる。ヒンジ型反射体制御装置の重要な試験を駆動位置の再現性、一定力ばねモータ操作とスナバア操作の評価とともに最近始めた。

環境試験施設を最近設置した。2フィート長（機器試験）から13フィート長（集合体試験）の真空の溶鉱炉環境試験容器がある。動的機器要素試験（軸受、電磁コイル、コイル線接合）を、これらの試験容器のひとつを用いて数ヵ月間に渡って行っている。残りの容器は、据え付け、特性試験等の様々な段階にある。これらの施設における主なサブ集合体試験は、1989年末までに開始する。完全なプロトタイプ集合体試験を、1990年に開始する。

*1 ボールねじ

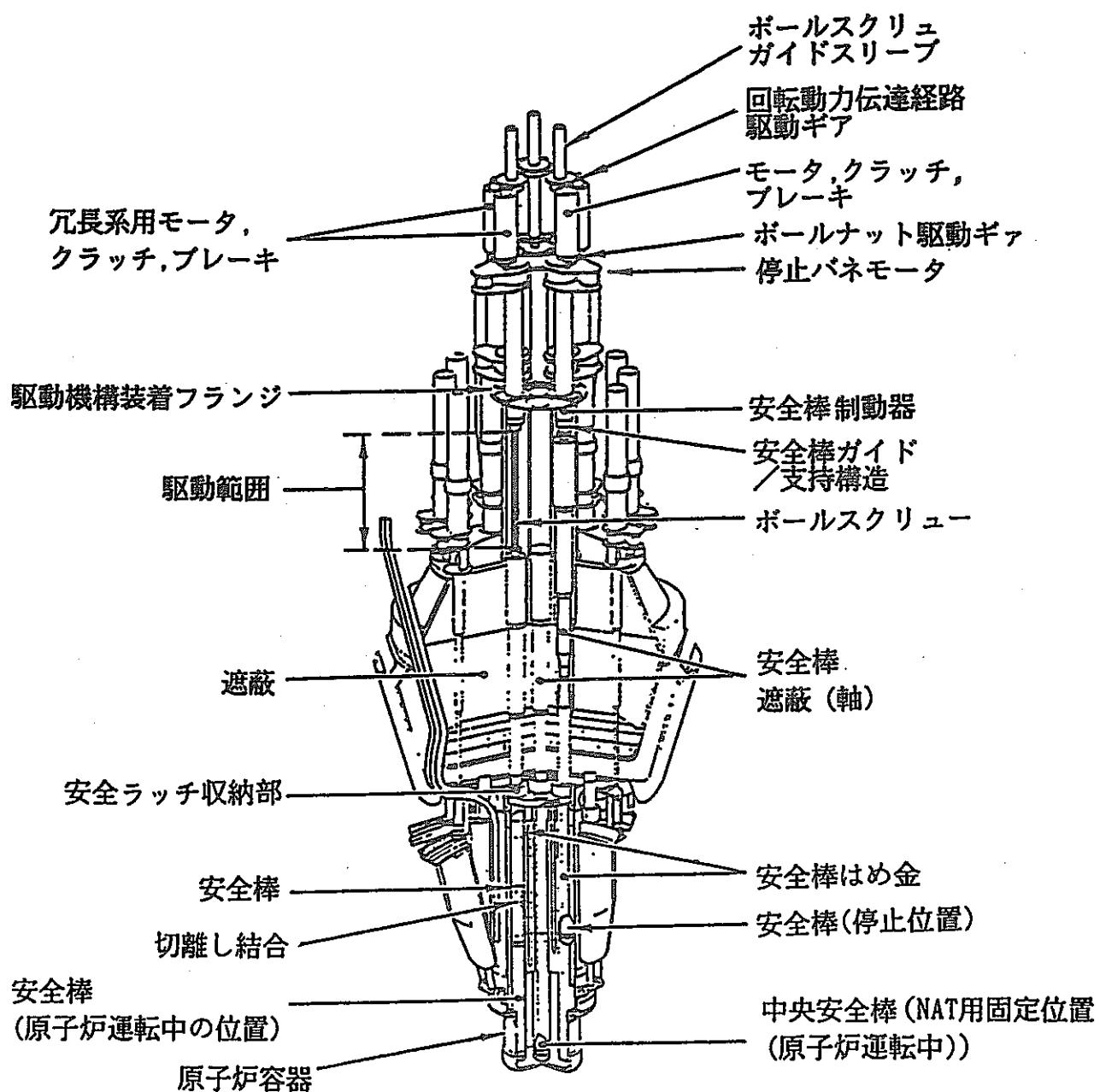
ねじとナットの間の摩擦抵抗が小さく、バックラッシュ除去がやり易い。

(渡辺)



89-251-04

図1 反射体制御装置



89-251-06

図2 安全棒駆動装置

(J制御-4)

CANDU発電プラントの統合制御室の概念
Integrated Control Centre Concepts for CANDU Power Plants

L. R. Lupton, E. C. Davey, P. A. Lapointe and R. R. Shah

出典: Procs. of Advances in Human Factors Research on Man/Computer
Interactions-Nuclear and Beyond, pp. 349-354, Nashville, Tennessee,
June 10-14, 1990

要旨

20年の間に原子力発電プラントの大きさと複雑さが増してきた。必要のない情報で運転員の負荷を増やすやうに運転員を支援できるならプラント安全性と発電量を増せるだらうといわれている。計算機技術における最近の進歩で中央制御室で従来技術と大きく異なる運転員支援システムを利用する機会が増えてきた。特に、AIと関連技術は情報処理、表示大きな役割を果すだらう。これらの技術はプラントの全体的な管理と制御に用いられるだらうが、局所的な解を得るには適していないだらう。

研究の背景にある考え方をこの論文で示す。運転員支援システムを運転員を補完して全体的な制御をするのに用いる。4つの支援システムを示す。各々はCANDU制御室に考えているプロトタイプである。

1. 緒言

運転員の過誤がプラント安全性、運転に与える影響が過去10年間にわたって広く議論されてきた。無用の情報で運転員に過負荷を与えるに現在以上の運転支援ができれば、プラント安全性と性能を向上させられるだらう。

計算機技術における最近の進歩で中央制御室で従来技術と大きく異なる運転員支援システムを利用する機会が増えてきた。特に、AIと関連技術は情報処理、表示に大きな役割を果すだらう。しかし、解決方法と技術が新しいので、具体的な利用については技術が成熟しながら徐々に発展し中央制御室に受け入れられるようにしなければならないだらう。

運転員支援システムはこれから5~20年にわたってCANDU3(30万kW)原子力発電プラント(30万kW)の中央制御室で用いられるだらう。AECLでは運転支援システムに対する新しい枠組みを開発している。これらのシステムはプラントの全体的な管理と制御のなかで用いられ、局所的な問題解決には用いられないだらう。

2. 背景

運転支援システムを開発するには、設計の観点から次の問題がある。

- ・発電プラントの性能と安全目標のバランス
 - ・手動と自動(機能分担)のバランス
 - ・人間信頼性を含むヒューマンファクタ(心理学、タスク分析)の組み込み
- 正常/異常の運転状態で人間と機械の利点を生じるAI、エキスパートシステムのような新しい技術を用いる。

この解決方法を実現するためのポイントを示す。

- ・自動化レベルの定義
- ・総合的な意志決定モデル
- ・人間の挙いと信頼性を考慮した運転支援システムの設計
- ・プラントの状況に応じた情報提示

2.1 自動化のレベル

一般化した制御の問題を再評価し、ラスマッセンが定義した人間の意志決定構造(スキルベース、ルールベース、知識ベース)が多く錯走するひとつの階層構造を導き、マン・マシンインタフェースをよく定義できるようにした。知識ベースのタスク(計画立案、運転の評価、状態の理解、新しい手順の発案)を含むプラントのなかでの活動は“創造的”であり、運転員は“現場管理者”(Table 1)である。

特定の状況における対応が完全に予測できる時は、ハードウェアに置き換えることができ、“ハードコントロール”と呼ぶことができる。制御と意志決定のなかで人間の判断が必要な時にこれらのタスクを機械と人間で分担する必要がある。このような

対応を“ソフトコントロール”という。AECLでは“現場管理者”である運転員を支援するシステム“ソフトコントロール”を実現するつもりである。

2.2 意志決定モデル

情報処理、制御のいろいろなところで機械の支援を受ける。人間と機械のコミュニケーション点を求めるのに意志決定手順を再評価した。最初にどのように情報が用いられるかを評価する必要があった。個別の特徴をもつ動きについて5段階の手順を定義した。

- a) 状況データ収集
- b) 認知
- c) 計画修正
- d) 計画を制御動作に置き換える
- e) 制御動作

これらの基本的な手順で手動／自動制御と単一変数制御からプラント全体の制御までの問題の全てを扱う戦略を決められる枠組みをつくる。

2.3 状況把握情報

CANDU3では全ての制御をするのにデータハイウェイと分散制御を用いている。この分散システムでは“ソフト”制御室の概念（コクピットタイプともいう）が可能になっている。このシステムでは、プラント情報を表示し制御操作をするのにCRTを用いている。運転員に最も関連の深い情報を提供する。残りのプラントデータも必要に応じて制御室のパネルに表示できる。

運転状況が変われば関連情報も用いられる。このような考え方を運転支援システムを含むプラント設計に反映し、所定の性能と安全目標を達成するために運転員が正しい情報を入手できるようになった。

3. 運転支援システム

いくつかの新しい運転支援システムを考えている。これらのシステムは制御室環境で実証される必要があるだろう。このため、プロトタイプシステムを開発している。以下に示すプロトタイプは実プラント環境下で運転員が評価するだろう。

3.1 オペレータコンパニオン

オペレータコンパニオンをエキスパートシステムと他の新しい計算機システムから構成することを考えている。このシステムではプラント情報の表示、オンライン診断、警報出力、会話的な運転手順出力ができる。運転員はプラント状況、機器状態の監視、システム故障の実時間検知、診断ができる。これらの2つの領域について機能要求を示した。

ローカルエリアネットワーク(LAN)で結合したワークステーションを用いて、プロトタイプのオペレータコンパニオンを作成した。3つのモジュールを開発し、LANで結んだ。プラントデータベース、オペレータコンソールとサブシステムアドバイザーである。プラント構成と機器状態の監視のためにプラントデータベースとオペレータコンソールを用いる。プラントデータベースは測定データ、機器情報(状況、保守記録、仕様、等)、経歴データを保管する。オペレータコンソールはデータベースからデータを選ぶ高度インターフェースとして働き、運転員にパラメータの変化を知らせる。このオペレータコンソールは同様にサブシステムアドバイザモジュールのインターフェースとなる。

オンライン故障検知と診断にはプラントの特定サブシステムとして働くサブシステムアドバイザが必要である。エキスパートシステムのような新しい計算機技術に基づいたこれらのアドバイザーはオペレータコンソール、従来の警報表示を通して運転員とコミュニケーションする。プロトタイプ用に、中央プラントデータベースのなかでシステムパラメータを監視する診断知識ベースを開発した。アドバイザーから出した診断情報は、オペレータコンソールの運転員が見れる中央データベースの“メイルボックス”に入いる。

3.2 オンライン故障診断システム

システムが運転中に故障すると理解が必要なアラームが設計どおりに数多く鳴る。

CANDU には6000個の測定量、計算量があるので、情報の洪水になるような運転状態がある。このような情報の洪水で故障を診断し適切な回復操作をするのが難しくなる。警報の第1原因を知らせ、可能性のある故障を予測するオンライン診断システムのプロトタイプを開発している。

初期のプロトタイプを小さな熱移送系を対象に開発した。De KleerとBrownの定性物理を利用したモデル表現と制約遅延からなる第1原理(first-principles)を用いている。過渡的な情報を事象の依存関係で記述する一種の有向グラフを用いて診断する。システムの時間変化を記述する定性モデルを動的に変化させるのにこのグラフを用いる。いくつかのテストで故障機器を同定する時間的な診断情報をこのシステムの中に入れた。疑わしい診断結果は極めて少なかった。従来のエキスパートシステムとこの問題解決方法を結びつけた領域でさらに開発を進める。

3.3 手順提示における計算機支援

制御、警報出力、情報表示の機能を統合する制御室の“ソフト”制御インターフェースを用いればCANDU設計の性能が向上するだろう。正常/異常運転状態において人間と機械の強みを最大にできる。改良点のひとつが特に異常時に計算機で補助する運転手順である。このようにするのは、例えば紙の上に表示するのと同様の書式でCRTに表示する運転手順提示に単に計算機を利用するだけでなく、運転員がプラント監視、手順の実行をするのに実際に役立つ手段となる重要な情報の処理や解析機能を付加するためである。これらの問題解決方法はEPRIが確立した。

CANDU3に提案しているのは次の点である。

- ・マンマシンインターフェースの設計に意志決定モデルを統合する
- ・プラントの機能解析（タスク/ジョブ解析）に基づいて計算機/運転員のタスクを定義する
- ・警報、事象/徵候同定、情報表示、制御の実行、運転手順の組み込み

Point Lepreau発電所の計装用空気喪失を対象にプロトタイプの計算機支援システムEOP(Emergency Operating Procedure)を作成した。

運転員は計算機から出力された運転手順と従来のマニュアルベースのものを比較できる。この比較は設計に有益なフィードバックをかけ、運転員が新しい技術を試す機会を与えていた。

3.4 計算機ベースの訓練システム

計算機ベースの会話的な訓練支援がAECLのCRNL(Chalk River Nuclear Laboratories)においてNRV研究炉の燃料交換中緊急状態の識別と冷却材喪失時故障の対応における運転訓練に利用されている。概念的、機能的訓練に支援をうけることができる。概念的訓練はマニュアルの手続き的な表示、グラフィックス、燃料システムの構成、操作、異常事象、回復手順を説明するアニメーションである。訓練生はこれらを用いて燃料交換操作に慣れ、この操作をするのに必要な“メンタルモデル”をつくる。

同様に、冷却材喪失事故の徵候を把握し、運転対象に対する回復操作を把握して、適切な回復操作ができるようになる。機能的訓練はCTRのマルチウィンドウに示された燃料交換操作の会話的なシミュレーションである(Fig. 4)。3つのシミュレーションモードがある。オフラインから徐々に遷移する、回復操作、冷却材喪失事故の模擬である。この訓練は、事象の理解と回復操作のための実時間演習をでき訓練生を評価する標準的な方法である。

運転、訓練の観点からこの訓練支援のための詳細情報を得るのに、プロジェクトをはじめる時に回復手順の機能解析をした。

4. 結論

ここ20年の間に原子力発電プラントの大きさと複雑さが増してきた。計算機技術のたゆまぬ進歩で人間の過誤が事故の重要な因子と考えられる時に運転員に新しい支援をできるようになった。CANDUにおける運転員支援システムを統合する時の背景の考え方から次の問題があることが分かった。機能と安全目標とのバランス、手動/自動制御のバランス、人間動作と信頼性の包括である。運転員支援システムは、運転員が補完することによって全体の制御概念のなかに入れられる。4つのプロトタイプの支援システムを示した。先進的な技術を組入れたこれらの新しいシステムに対する理解を得るために、より一層の開発をしていく。

Table 1. Comparison of Levels of Automation

Decision-Making Behaviour	Characteristic	Definition of Functions Assigned to Operator	Machine	Responsibility for Action
Knowledge-Based	Creative Thought	Creative/Situation Management	Operator Support System	Operator
Rule-Based	Predetermined Response	Soft Control	Operator Support System	Designer/Operator
Skill-Based	Automatic/Conditioned Response	Hard Control	Hard Control	Designer

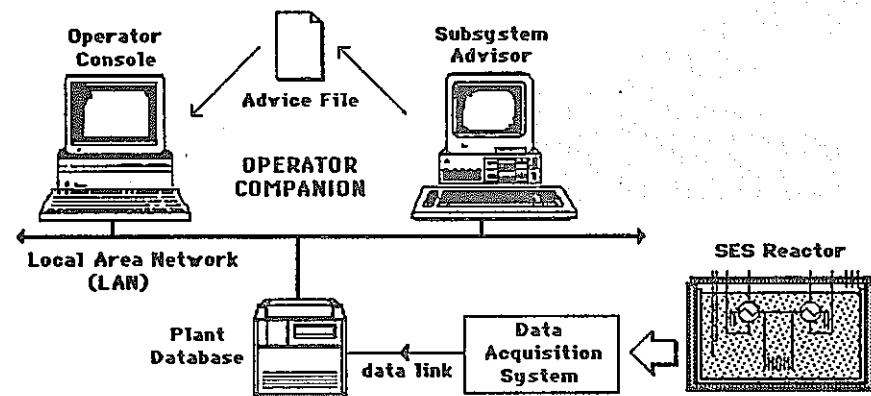


Figure 1. Overview of the prototype operator companion and the demonstration application.

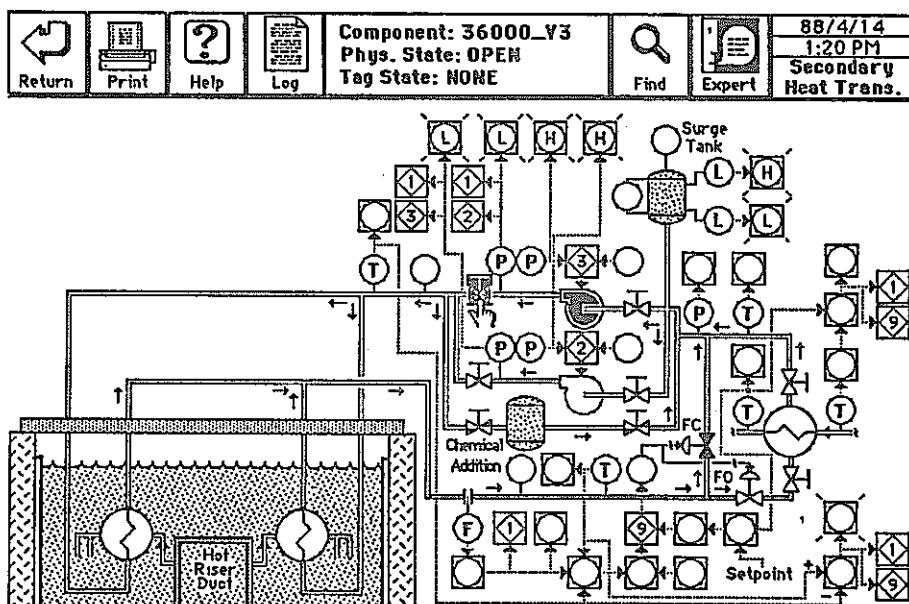


Figure 2. Process subsystem overview of the configuration and equipment status monitor console.

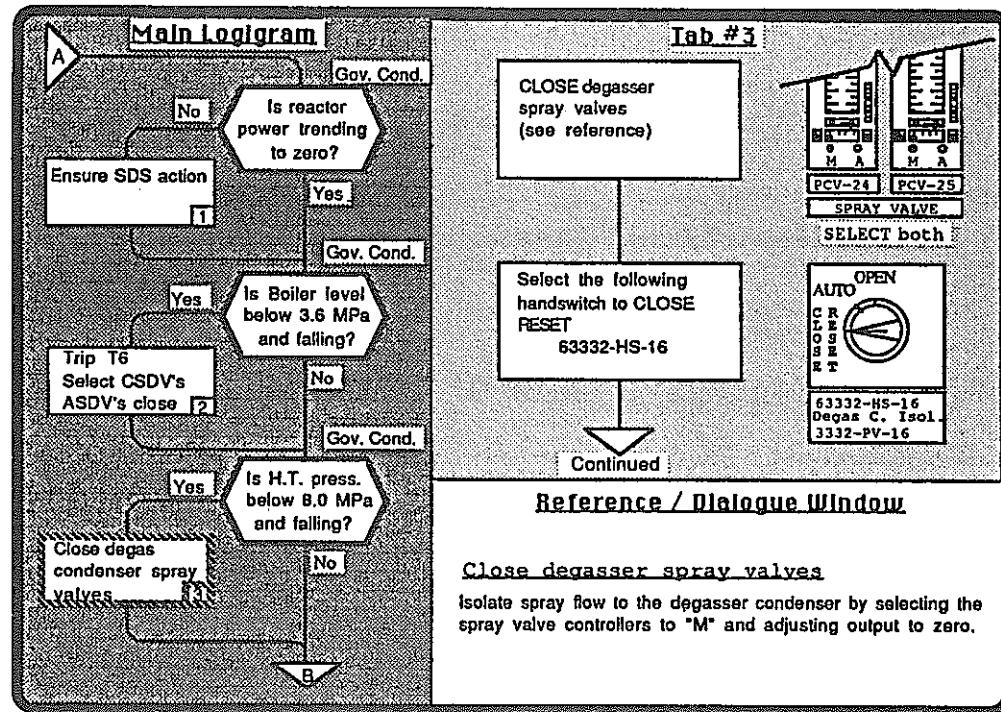


Figure 3. Prototype display for a computerized procedures system.

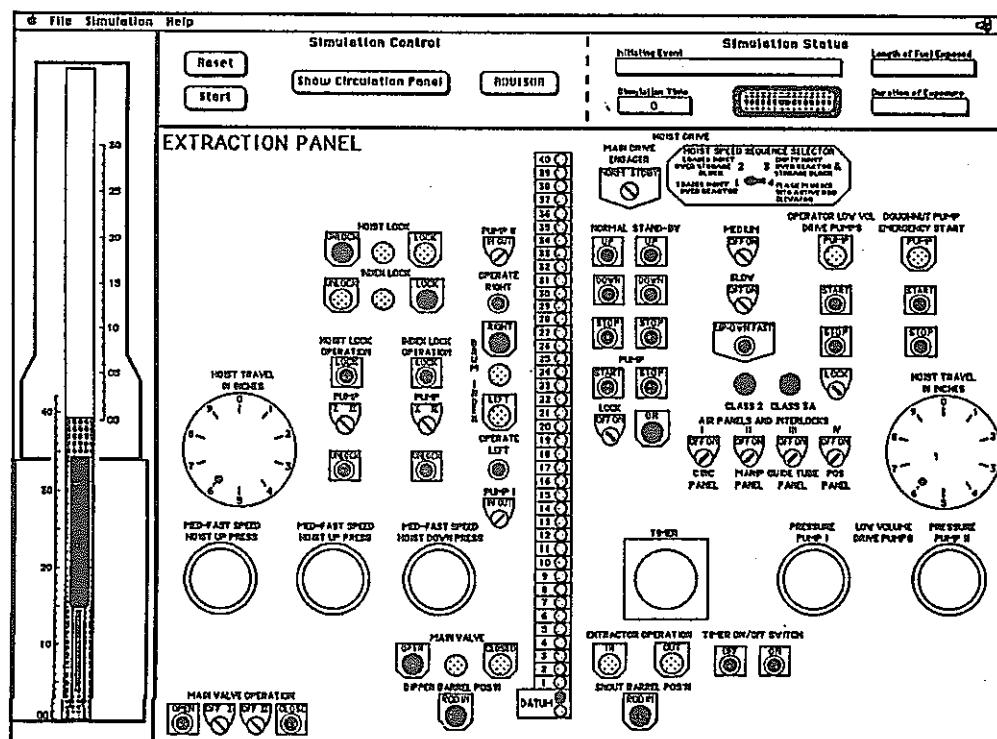


Figure 4. Panel mimic for a computer-based training system (screen dump from a 19" monitor).

(J制御-5)

宇宙ミッション操作のためのエキスパートシステムと先進的オートメーション
Expert Systems and Advanced Automation
for Space Missions Operations

Sajjad H. Darrdini, Dorothy C. Perkins and P. Douglas Carlton

出典:41st CONGRESS OF THE INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL FEDERATION, IAF-90-405

アブストラクト

1980年代宇宙ミッションの複雑さが増したので、ミッション操作にエキスパートシステムと先進的自動化技術が導入された。この論文では実用されているあるいはNASAとGoddard Space Flight Centerで開発中のいくつかの技術を示す。故障を診断し、宇宙船の操作と船内のサブシステムの性能を解析して、データの説明機能を持ついくつかのエキスパートシステムを示す。宇宙ミッションへの応用例として、カスタマイズされたユーザインターフェイスの設計についての議論を示す。様々な運転状態で、ミッション運転員が宇宙船の位置、方向と構成を見ることができる表示法を示す。スケジューリングのための自動化システムについて議論し、関係する構成、インターフェイスプロトコルと操作概念の試験と実証をするためのテストベッドを示す。最後に課題をまとめる。

1. 序言

1980年代は、ミッション操作が複雑になるに伴って、宇宙ミッションが際だって精巧な、複雑なものにした。代表的には、FOTs(Flight Operations Teams)が挑戦的な業務に当面している。それは与えられた期限のなかで、ホットの検出器とプラットホームからの大量のテレメトリーデータを監視し、解析して、サブシステムの故障を診断、予測し、回復操作の戦略の作成と試験を行い、他の全ての機能を果たすことである。エキスパートシステムと他の自動化技術は、FOTsが増大する複雑な業務を高信頼度で素早く行うのに導入された。この論文で、NASAの宇宙操作の本部が支援し、GSFC(Goddard Space Flight Center)で開発しているいくつかの関連する技術を示す。

セッション2では、運用されているあるいは運用されようとしているいくつかのエキスパートシステムを示す。このひとつに、あるパラメータがある期間にわたって観測し、エキスパートシステムで解析される特徴や特性を識別するのにニューラルネットワークが用いられている。他の計画では、故障診断のためにエキスパートシステムを利用している。セッション3では、カスタマイズされたユーザインターフェイスと改良された表示画面について示す。ユーザインターフェイスを様々なソフトウェアツール(TAB:Transportable Applications Environment)を用いて設計した。改良された表示画面を用いて、運転チームはあるパラメータを変え、その効果をすぐに直接的に見ることができる。他のツールは、宇宙船の構成とその位置そして太陽、地球、他の天体との相対的な方向を同様に実際的に知らせる。セッション4では、スケジューリングのための言語、アルゴリズムとミッション操作のために分散された問題解決技術を適用したシステムを試験するのに開発されたテストベッドに関する研究について示す。テストベッドで代替システムの構成、インターフェイスプロトコルと分散され階層化されたスケジューリング環境のための運転概念の試験と実証ができる。セッション5では、エキスパートシステムと他の先進的自動化技術を導入するときに学んだいくつかの課題を議論する。

2. エキスパートシステム

このセッションで、開発された、すでに運用されているあるいは宇宙船が打ち上げられる時までには運用されるであろう4つのエキスパートシステムを示す。

The CLEAR System

CLEAR(Communication Link Expert Assistance Resource)は、2つの衛星の間の通信の結合状態の故障診断をするエキスパートシステムのひとつである。これらの衛星は、COBE(Cosmic Background Explorer)とTDRS(Tracking and Data Relay Satellite)である。CLEARは、GSFCの衛星制御センターで運用される最初の実時間エキスパートシステムである。それは、67の異なる問題を分離し、COBE飛行解析者は故障を分離するのに用いる。TDRSを用いている時、システムは結合状態を示すデータを連續的に監視し、注意が必要な時に解析者に連絡する。これを結合状態の故障を示すグラフィックスと問題の説明によって行う(Fig. 1)。システムは、解析者に問題を解決する可能な操作をアドバイスするが、その状態を回復する指令を実際には発しない。CLEARシステムは、COBEミッション運転室(MOR)のなかにある。それは、C言語で記述され、NASAのJohnson宇宙センターで開発された推論エンジンを持つC言語統合プロダクションシステム

を用いている。これは、前向き推論で、結合状態を示す飛行運転解析者の入力によって駆動されるルールベースシステムである。この入力の例に時刻、前向き、逆向きとトラッキングコード、ドップラー補償の状態、必要な支援の型（例えば、コピーレントとかノンコピーレント）、テレメトリーと指令の頻度と書式そしてTDRSサービスの型がある。CLEARはTDRSの運転とCOBEの状態を示し、全ての通信網の状態を推測するのに、この情報と全てのシステム（例えば、TDRSサービス、宇宙船通信システム、ローラーなど地上システムの構成）についての知識を結び付ける性能パラメータを連続的に監視する。

CLEARで分離できる問題には制御センターのなかのデータを受信できない（システムとか通信の問題あるいは活性化していないことを示すデータのために）、COBE、TDRSとTDRSの地上ステーションとの間の誤構成（例えば、コピーレンシイとかノンコピーレンシイ、ドップラー補償のON/OFF、TDRS結合構成とか地上ステーションのエラー）、テレメトリーの頻度とか書式の矛盾、不活性とかロックされない結合、そして劣化している信号の強度がある。CLEARは解析者に問題について可能な回復操作をアドバイスし、最も可能性のある問題を順位づけして、要求されればそれぞれの推論の理由を示すことができる。それは、部分的な事象の評価と解析のために同じように事象の記録を保持できる。

CLEARの成功は、迫られる変更と新しい技術の導入にしばしば伴うリスクとともに打ち勝った多くの要因によって裏付けられる。これらのなかで最も重要なのはシステムを飛行解析者が早い時点で提案したこととそれらがシステムの企画、開発と作成の全ての段階で必要なことであった。それらは、専門家からの作成と検証に対する要求を生み、1-ザインターフェイスの初期のプロトタイプシステムを評価するのを助けた。別な要因は、その提案とMORの開発に責任を持つマネジャーの支援であった。マネジャーは、最初の計画になかったそのエキスパートシステムの資金、解析者の協力をとしてシステムの必要な試験時間と試験チームの協力を得るのを助けた。最終的に、開発チームの大きさ（小さい）とエキスパートシステムの問題の領域（小さい）も成功の一因であった。飛行解析チームにとって明らかに有益であるという事実は、時宜を得たワークを行い解析者に他の業務をさせてながら正しい結果を導出することで、ミッション制御のパートナーとしての役割を得た。

The BCAUS System

GRO(Gamma Ray Observatory)制御センターは、テレメトリー解析に2つの新しいツールを導入した。BCAUS(Backup Control Mode Analysis and Utility System)とESP(Expert System Predictor)である。これらのシステムを以下に示す。

GRO船内計算機は、宇宙船を安全な状態とかその姿勢制御と決定サブシステムで検出された誤差に応じたバックアップ制御モードに自律的に移行できる。このような移行は、船内システムがよく調整されるまでのミッションの最初の数ヶ月にはよくあるかもしれない。GROテレメトリーの流れのなかの任意の単一の項目は安全停止モードの原因を直接的に識別できないので、大量のテレメトリーデータを問題を解決するのに極めて短時間に評価しなければならない。このため、自動的（マニュアル的なものより）な評価を選んだ。BCAUSは、このような移行の原因を求めるニューラルネットワークとエキスパートシステムを用いた診断ツールである。386パーソナル計算機の中のBCAUSは、チームが宇宙船を正常な運転状態に戻すための回復操作をできるように過誤の最も起こりそうな原因のリストをFOTで持っている。チームは、入手したテレメトリーデータに基づいて診断が正しいかを検証するのにBCAUSにどのようにその結論を推論したのかを質問できる。BCAUSの構成は、モジュール型で容易に保守できるシステムを作成したいために決められた。このため、what型とかhow型の宣言的知識とか手続き的知識を分けて知識ベースを作成した。what型の知識をインコードするスキームを使い、how型の知識をインコードするためのルールを開発することでこれを実現した。さらにテレメトリーデータをある期間にわたって（端的には、トレンドと言われる）解析するために分離した過程（ニューラルネットワーク）を用いてモジュール化を実現した。これによって、ニューラルネットワークで大量の低レベルのテレメトリーデータから少しづつ集められる適当に高度な事実（例えば、トレンド）だけが必要になったためにエキスパートシステムのなかで行われる診断過程が簡単になった。

Fig.2に示すように、BCAUSは安全停止するまでのモードである5分間の観測値を用いてトレンドを明らかにするためにテレメトリーの値を解析して診断を始める。単一の値よりもある時間にわたっての値（トレンド）が、知識ベースのなかに数多くの故障のシナリオのなかにトレンドを含んでいるので、診断に役立つ。バックプロパゲーションを用いた小さなニューラルネットワークの一群を簡単な統計解析で増大したこの機能に用いた。ニューラルネットワークの結果は、人工水平器の1Aチャンネルは“雑音が多い”、“蓄電池3の温度は”上昇している”のように記号である。ニューラルネットワークからの記号をInference Corporation社のART-IMエキスパートシステムシェルを用いて作成さ

れたエキスパートシステムに入力する。このエキスパートシステムで診断に用いる知識は、原因と兆候を示したズームで表現された。これらのオブジェクトのようなズームは、故障と可能な症状との関係を暗に示している。簡単な論理のルールを最小集合を求めるのにそして重複のない診断の推論技術を実現するのに用いた。この論理を通して、BCAUS は、最も起こりそうもない故障と同じように最も起こりそうな故障を求める。可能性のある故障のリストがFOTに表示される。

最小集合を求める技術は、僕約と最も簡単な説明が通常正しいものであり、故障診断の一般的な概念に沿った考え方に基づいている。单一故障は可能性が低く、多重故障は無視されそうにない。このように、観測事象を説明できる单一故障が何もない場合に、BCAUS で多重故障の診断ができるだろう。加えて、BCAUS は最小集合の考え方で求められるものよりも多くの事象に合致するそれらの複雑な故障原因を識別するのに重複なしの原理を利用している。基本的に、最小集合を求めるることは単純で最も起こりそうな原因を調べることで、重複がないことは最も起こりそうもないが可能性のある複雑な原因を調べる。

The ESP System

GRO の電源サシス템の劣化の兆候をテレメトリーのデータから解析するために、ESP を日常的に用いるのに、GRO FOT を用いてこのシステムの開発が行われている。BCUAS で開発されたニューラルネットワーク技術を再利用して、BSP はテレメトリーのトレンドの図形的なプロットし、故障が生じていると予測した電源サシス템の機器要素を識別するであろう。

ESP のようなシステムの必要性は船内の自律機能と冗長系を持つGRO のように宇宙船が複雑になるに従って増大した。飛行の期間に蓄積された大量の健全で安全なデータを短時間に評価し解析しなければならない。この解析を行うのに、FOT はGRO の船内のテープレコーダーからテレメトリーの再生情報を毎日受け取るだろう。テレメトリーからのデータは再生されている間に評価されるので、飛行中の信号は重要なテレメトリーの項目についてプロットされるだろう。同時に、再生から電源のサシス템のテレメトリーはBSP によって捕獲される。そのデータのファイルは、トレンドの評価のためにESP のなかのニューラルネットワークで処理される。ニューラルネットワークのトレンド解析から、電源サシス템のテレメトリーの項目のひとつがもうじき故障するとかおかしな振る舞いをする場合には、この異常がいつ起こりそうなのかという推定といっしょに、診断警報がFOT に表示されるだろう。

The Spacelab Expert System

宇宙実験エキスパートシステムはSLDPP(Spacelab Data Processing Facility)のなかにある。データを処理している間、全ての可能な時間のデータについて説明でき、データの質が基準を満すか補正しないでよいことが示されなければならない。エキスパートシステムはこれらの説明と品質の保証を行う。データの量が多く、退屈で、問題の解決に専門的な判断が必要で、データを短時間で解釈しなければならないので、エキスパートシステムの技術を使った自動化をこれらの業務に適用した。

プロジェクトルールのエキスパートシステムを2つの主要なSLDPP のシステムのそれぞれに開発した。宇宙実験ミッションからの全ての実験データを実時間で捕獲し、監視し、正常か否かを確認して、記録するSIPS(spacelab Input Processing System)と時系列に並べる、データの重複と欠落を除去する、正常か否かの確認をしながら、SIPSからのデータをさらに処理するSOPS(Spacelab Output Processing System)である。

SIPSで処理されたデータには全ての時間の範囲とデータが欠落した間の粗い推測、不良と複写された記録といっしょに注釈がつけられる。データの質を厳しく検査するのに、これらの説明にはSIPSが使われる。そのエキスパートシステムは同じように以前の処理、これらの処理に基づいて行われた判断と必要であれば解析者との関わりを示すオンラインの記録を持っている。エキスパートシステムは生ずるかもしれない既知の処理問題(例えば、データ管理のスケジューリングとか時期における過誤、部分損失の可能性<ファイルのなかの独立したチャンネル>、通信の間の干渉の可能性とかデータのヘッダーのなかの不良箇所などである)に基づいてデータ回復の可能性を探す。このエキスパートシステムは、ずっと間違っていた(収集されていなかったか受信されていなかった)か過誤がいくつか組合わさせて補正できない理由で、同じようにデータが回復されなかった時にもデータを確認する。このようなエキスパートシステムを作成し、ある基準を満たすデータを利用するようになったり、見直された知識に基づいて部分的あるいは全ての再生をできるようになった。

SOPSはSIPSからデータを受ける。このシステムでデータを時間の順に並べたり、重複している

データを削除したり、そしてデータのなかで疑わしい時間を飛ばしたものや無くなったり推定したヘッダ、すぐ後のデータのヘッダ間の矛盾、とデータの重複、満杯のデータへの挿入について出力する。これらの処理を行った後で、詳細な解析のためにSOPエキスパートシステムは、データの質を確認する。SOPエキスパートシステムは同じようにSIPSのなかの実時間データの評価も行う。SOPSエキスパートシステムは、開始時間が遅い、早く停止してしまう、ファイル間あるいはファイル内の使用範囲の喪失、質の劣化を含むデータに関する問題の原因を決める(エラーフラグの数に基づいて)のに、5つの主要なグループのルールを持っている。このエキスパートシステムは同じようにデータの質を高めるのによく調整された戦略を持っている。例えば、すべてのギャップ、2%以上のタイミングエラーとか15秒以上の失敗期間の数などである。定性的、定量的な情報を用いて、このシステムはデータが必要な品質のなかに入っているか否か、データの収集に失敗しているかあるいはSIPSでもう一度の処理が必要かを出力する。

INGRESデータベース管理システムを両方のエキスパートシステムに必要なデータベースを蓄積するのに利用した。これらのシステムをデータを、処理するメインフレームの計算機にLANで結合した。

宇宙実験のエキスパートシステムはSun Microsystemsのワーカステーションで実行できる。ともにCLIPSで書かれている。SOPAはオブジェクト指向でオブジェクトCで書かれている。これらは、データの图形入力をできパルプメニューとマウス操作のできるウインドウシステムを用いている。Fig.3にSOPSの画面の例を示す。Fig.4にSOPSの構成を示す。

宇宙実験エキスパートシステムを開発する時にはエキスパートシステムの概念を理解しやすいように何度もプロトタイプを作成した。これらからメインフレーム計算機のなかや別途作成したデータベースを含む他の分野ですでに行われているデータ収集や状態の評価を自動化することが必要なことが分かった。エキスパートシステムを開発すると、LANや実時間のデータ収集が必要なことがわかった。統合情報システムを導入することで、従来手書きであった報告書の作成を大幅に自動化できた。

3. 改良されたユーザインターフェイスとディスプレイ

パワフルなワーカステーションが制御センターの操作を自動化するのに必要である。先進的なワーカステーションを用いれば様々なデータを高速で処理できたり、運転員に情報を特に图形のように効果的な形で提示できる。これらの効果を上げた2つの開発について示す。ひとつは、カスタマイズされたユーザインターフェイスの設計を、もうひとつは宇宙船の状態の图形的なミュレーションを目指した。

Customized User Interfaces and TAE

最近の10年間にわたって、NASAは運転員とワーカステーションとの間で会話的な設計ができ、運転員の操作について、指令、制御、データの収集ができる総合的な図的設計ツールであるTABを開発し複雑にしてきた。TAEでは、従来からあるコマンド言語(text)と最新のポイントクリックのユーザインターフェイスを利用する。TAEの主要部分はユーザインターフェイスの設計をするWorkBenchである。この部分は、システム開発者がTAEのなかのオブジェクトを操作して表示画面を作成できるWYSIWYG(what you see is what you get)である。これらのオブジェクトはインターフェイスの基本的なビルディングブロックであり、3つの範中に分けることができる。ラジオボタン、チェックボタン、メニューなどのユーザエントリーオブジェクト、実時間ヘルプとかメッセージなどの情報オブジェクトとダイヤル、ゲージなどのデータ駆動型オブジェクトである。Fig.5にTAEのオブジェクトを示す。スクリーンのなかのパネルとパネルのなかのオブジェクトをアプリケーションに応じて作成することができる。Workbenchを用いて開発者はオブジェクトの間の関連を決めることができ、一連のスクリーンとこれらの関連を試してみることができる。

Fig.6にアプリケーション用のソフトウェアがユーザ管理のものから分離しているTAEの構成を示す。画面が満足の行くように設計された後に、これらの画面がTABのファイルに記録される。この後、WorkBenchを開発者がアプリケーションプログラムのなかでこれらの画面ルーチンを使う時にそのアプリケーションコードを自動的に作成するのに用いる。このコードはWPTs(Window Programming Tools)と呼ばれるサブルーチンライブラリからなる。このコードはユーザのアプリケーションのなかにあるが、ファイルはプログラムから独立し、WPTsを通して利用する。この特徴によって、アプリケーションプログラムに影響を与えないで見て感じるインターフェイスの変更を可能にしている。

TAEを用いれば開発者は理解の容易なユーザインターフェイスの迅速なプロトotypingをでき、これらのプロトタイプシステムを実用へもっていくことができる。さらに多くの種類の計算機で用いられるので便利である。C++で書かれXウインドウシステムのなかで構築されれば、TABをUNIXとVAX/VMSグラフィックワーカステーションの間で共用できる。また、最近ではSUN、Apollo、Hewlett-Packard、MITSUBISHI、SGI(Silicon Graphics Incorporated), IRIS(Integrated Raster Imaging System)のUNIXとVAXステーション、DECステーション、Macintosh 2, IBM PS/2でも利用できる。

TABを科学データ解析、画像処理、データベース管理、ミュレーションと制御センターの運用などの広範囲

に利用できる。宇宙実験エキスパートシステムはTABをエキスパートシステムのインターフェイスとして用いる。GSPCにおけるいくつかのプロジェクトでTABを実時間データ処理のために利用している。実時間のデータの収集と処理、システムの状態監視、テレメトリーの質に関するデータを集め解析しそれらの説明をすることのできる汎用のPacor(Packet Processor)システムはこれらの一つである。Fig. 7と8にこの処理に用いる表示画面を示す。PacorのなかのTABを用いることで、負荷をメインフレームの計算機からワーカーステーションに分散することでシステム性能を改善した。また、早くプロトタイプを作成できることで、末端のユーザは图形表示情報の中に入力することができる。

別なTACの利用に、衛星運用制御センターで用いるテレメトリーを受信するテレメトリーと指令システム(TAC)がある。TACは実時間の監視と宇宙船の制御に必要なロックのマルチブレックスとデマルチブレックス、フレーム合成とフレームパッキングのような様々な業務を行う。状態表示、システム構成の表示を含む一般的なシステムの制御と制御の診断に用いる運動インターフェイスを作成するのにTABを利用しようとしている。このシステムは現在設計中である。GSPCのミッションの制御におけるTABの利用には長期間のトレードの解析と衛星の制御に用いる洗練されたインターフェイスの設計がある。

GSMS

GMS(GRO Graphical Spacecraft Monitoring System)はGROの軌道、その姿勢、FOVの測定器とチームが関心があるほかの項目を模擬するテレメトリーに基づいて、実時間图形表示のできるFOTをもっている。これらの高解像度カラーニュートラルの图形表示で運転員は地球、太陽、月、基準のある星とTDRSSの関連でGRO宇宙船の位置と姿勢をすぐに見ることができる。異なった部分に焦点を当て、予め決められた2次元と3次元の表示が20種類ある。FOTでひとつの表示で一枚のスクリーンを使うフルスクリーンあるいは同時に4枚の表示を見ることができる1/4スクリーンのなかに、これらの20種類の表示を見ることができる。Fig. 9にGRO GSMSの画面の構成を示す。

GRO GSMSを開発する以前には、宇宙船の健全性と安全性を確認するのに多くの数値とアルファベットを含む多くの種類のワーカーステーションの画面を用いていた。これらの情報を含むカラーニュートラルの画面は2から4秒毎に更新されていた。正常時のデータには緑、しきい値を超えたものには黄と赤を用いた。このようにFOTは問題があるかあるいは進んでいるかを見るのに黄と赤のデータを監視し、文字データが多い画面から宇宙船の船内で何が起こっているのかを理解する概念のモデルを構築する必要があった。一方、GSMSでは宇宙船の位置、方向と構成に関する自動的に目で見ることのできる知的な情報を得ることができる。

GRO GSMSをすぐれた3次元グラフィックスとRA232Cを通してGROテレメトリーのインターフェイスの機能をもつSGIパーソナルIRIS4D/20ワーカーステーションで用いる。GRO GSMSのユーザインターフェイスを3つのボタンがついているマウスを用いて完全に制御できる。アイコン、ポップアップメニューとダイヤログボックスを用いてユーザはすばやく画面を選択したり、画面の構成を変えたり、会話的に他の機能を用いることができる。

GRO GSMSの主な表示を以下に示す。

- Mercator Map:
地球、day/night terminator, South Atlantic Anomaly, TDRS-eastとTDTRS-west地域に対するGROの現在の位置を示す。
- Sun IMpingement:
GROの緯度で見ることのできる地球と太陽に対するGROの現在の位置と姿勢を示す。
宇宙船は太陽の方向によって影になる。この3次元表示の例をFig. 10に示す。
- High-Gain Antenna (HGA):
指示カラーニュートラルのためTDRS-EastとTDRS-Westとの通信に生じる問題に計画された指示角度に対する高度指示角度と実時間HGAのアーケーの極座標を用いる。
- -Xと+X axis FOV:
物体検出器、高度太陽検出器、星座追跡器と全方向アンテナに対する地球、太陽、月、星座とTDRSSの位置を示すFOVを広角度から狭角度で選択できる。
- FHST1と2 FOV:
FHST FOVに対する位置と追跡のためにFHST1,2で選択した基準となる星を示す。
- FSSs1と2 FOV:
FSS FOVに対する太陽の位置を示す。

4. スケジューリングシステムとそのテスト

1990年代あるいはそれ以降には、数多くの検出器、同じような目的を持った多くのプラットホーム、NASA制御センターあるいは個人的な通信器で関連する多くの探査者で宇宙船とその

操作はさらに複雑になるだろう。分散問題解決の技術が、限られた資源を有効に活用するのにその時重要になるであろう。資源を分散し、複数の制約を解消するためには、次のことが必要になる。自身の必要性を他にそれぞれが通信できる、要求を理解して単一変数のスケジュールに統合する、要求あるいは資源に応じて適当に手順を変えることである。この分野で優れた研究が3つ行われている。資源の要求を記述する柔軟な言語の利用、資源の要求に答えるプロトタイプスケジューラの開発と分散した計画とスケジュール問題をとくためにこれらのツールを用いたテストベッドの作成である。それぞれについて、以下に示す。

SAIL

SAIL(Scheduling Applications Interface Language)は構文的そして意味的に柔軟である。これを用いてユーザとスケジューリングシステムの間あるいはスケジューリングシステム間の通信ができる。特徴を以下に示す。

- ・時間、飛行事象あるいは他にユーザが決めた制限のなかで記述した柔軟なウインドウのなかで单一あるいは複合された段階からなる单一、複合の事象に対する資源の要求を表現できる。複合事象の例は一回の飛行、代替飛行と一日あたりの要求である。
- ・これと他との要求あるいは飛行事象のような外的事象の関係を示す一時的な制約を表現できる。関係は連続、重複、最小と最大の分離を含んでいる。
- ・資源の軽減とかもしあれば代替資源について表現できる。
- ・最初の要求に合致しない時に変わりになる要求を表現できる。
- ・ひとつあるいは複数の要求のユーザに対する相対的な優先度を表現できる。
- ・一時的な状態についてのユーザが定義できる。
- ・他の動きに対する制約を課した時に必要な環境の状態を表現できる。

SAILは以下に示すテストベッドに広く利用された初期のスケジューリング言語 (FERN: Flexible Envelope Request Notation) の第2世代である。ユーザを介さないで変化を管理できるスケジューリングエンジンを持ち柔軟な言語である。コマンドレベルの従来の操作方法はこの環境と大きく異なるであろう。

ROSE

ROSE(Request Oriented Scheduling Engine)はFERNの中に要求を実行するスケジューラーである。検出器とかプラットホームに関する内部の知識を全く持っていないが、言語で記述してこれらを得ることができる。要求をどのようにスケジュールするか、全ての可能なスケジューリングの空間をどのように制限して探索するのか、そして全ての要求を満たせない時にどのように競合を解消するのかを決める戦略とかAIに基づくかもしれない経験を用いる。ROSEは経験が必要な時にこれらの経験を用いるように設計されている。基礎的な経験の中には最初に用いられるノットのなかに優先順位付けしたり、制約の最も大きいあるいは資源を最も多く用いる要求のどれを位置させるかも含まれる。さらに洗練された経験としてユーザの優先度を評価すること、一連の要求を望ましい順番に並べることも含まれる。経験をミッションのゴールを実行するとき(例えば、スケジュールされた要求の数を最大にする時、資源の利用を最大にするとかある時間内に一つのスケジュールをつくる時などである)に用いることができる。資源が全ての要求を満たせないときには、優先度が最も低いユーザにもある割合で資源を利用させ、あるいは資源を十分に利用できない場合には予め決められた最小の割合のユーザの要求を満たしながら、それぞれのユーザにその資源に応じた税金を課すことができる。

ROSEに関する研究は利用できる資源の変化のためとか、さらに変更したい必要がある再スケジューリングの問題を提起した。再スケジューリングには以前に全てスケジューリングした要求の関係、時間依存性、既にある計画にできるだけ影響を与えないでスケジューリングを変更するためのアルゴリズムの利用に関する詳細な知識が必要である。研究の中心は新しい要求に対してできるだけ影響を与えないでスケジューリングする方法と探索空間を小さくするための方法を探すことである。AI探索方法、学習方法とニューラルネットワークがこれらを開発するのに用いられている。ROSEを最初シボリックス社のワーカステーションにLISPで書かれた。第2版をVAXワーカステーションのなかのAdaで書いてるので、SAILといっしょに利用できるだろう。

The SCAN Test Bed

SCAN(Scheduling Concepts, Architectures, and Networks)のテストベッドを分散し階層化されたスケジューリング環境に必要な構成、インターフェイス加トコと操作概念を試験し、実証するために作成した。それらの要素は新しいシナリオを満し、代替の構成を探すことができるよう構成を変えることができる。最近ではコロラド大学とGSFCに置かれる複数の検出器制御センター(I

CGs), ICGsの要求を調整する集中化されたミッション制御センター、プラットホームの資源で必要なものを出力するプラットホーム制御センターとミッションとプラットホームの要求とスケジューリングの実行を管理する船内サブシステムとのインターフェイスを調整する集中化されたスケジューラーを含むEOS(Earth Observing System)の計画とスケジューリングに必要な完全に分散した環境のモデルの部分を中心にしている。Flight Dynamics Facilities, Network Control Centerと将来のCDOS(Customer and Data Operations System)スケジューリングを支持しているような施設とのやりとりを同じようにモデル化した。

テストベッドはスケジューリング情報を交換するためのプロトコル(SAIL)の複雑化と実証に役だった。分散した要素の間で行う仕事の代替機能の割当を決めるここと、ほかの情報交換に対する要求、特にノードの間の部分的あるいは全体的なスケジューリングの割当を決めるここと、ユーザTDRSの評価間隔と予想される資源の利用可能性のようなスケジューリングに必要な他の情報に対する要求を決めるこことなどである。それはTDRSスケジューリング要求とミッション計画の可能性を説明できる実際的な時間軸における特性を含む操作シナリオを作成した。

SCANにはGSFCのLANに接続されたSun, Symbolicsワーカステーション、VAX 11/780を含む様々な計算機を用いている。コロラド大学の制御センターはNASA SPANを介して接続されている。

5. 学んだこと

Lesson 1: 専門家とエキスパートシステムユーザーは、あなたがそれらを必要とする際に使えないかもしれない。

知識ベースシステム開発に対する従来の考え方とはユーザと最初から関わる専門家を必要とする。しかし、いくつかの例では(例えば、COBE CLEARとGRO BCAUS), エキスパートシステムの開発を宇宙船の設計が終わるあるいはユーザチームがプロジェクトに入る以前に開始する必要があった。ほかの例では、ミッション操作と宇宙船の制御のために新しい手順が作成された。

これらの認識によって専門家とシステム作成者に評価されるエキスパートシステムの開発のために汎用で再生可能なツールを作るための応用研究が始まった。GenSAA(Generic Spacecraft Analyst Assistant)と呼ばれる開発で最近宇宙船解析者の必要性が着目されている。目標は宇宙船操作のために解析者が迅速に簡単な実時間故障隔離エキスパートシステムを作成できるツールと再生可能な部品を作ることである。ユーザインターフェイス、テレメトリーデータと通信インターフェイス、推論エンジンと知識ベースの一部分を含むのが目標の部品である。ツールが運用の長期間における費用を低減させながら、宇宙船制御センターの知識ベースシステムの開発を促進させることが期待されている。

Lesson 2: 知識ベースシステムの導入はエキスパートシステムとインターフェースにしばしばインパクトを与える。

知識ベースシステムは利用できる監視点、データベースと通信機構の信頼性を向上させるのにしばしば既存のシステムの中に組み込まれる。しかし、いくつかの例では既存のシステムがエキスパートシステムのデータ評価必要性を組み込むために再評価されている。例えば、COBE CLEARでは全ての必要なデータがオンラインで利用でき、さらに要求されることはなかった。他方、宇宙実験エキスパートシステムではいくつかの手動で収集されたファイルの中のデータを評価することが必要である。これらのデータの電気的な評価をするために工学的そして手続き的な変更をした。遠隔地のデータベースを評価するのにLANを用いた。

これらの教訓はシステム開発者に有益であった。これらの将来の要求を知ること、監視点を評価できる計算機を備えることや、エキスパートシステムにデータを送ることなどによって、将来的な設計にはエキスパートシステムが組み込まれるだろう。

試験は2つの方法で実証できる別の重要な問題である。一つには、正常運転を妨げないでエキスパートシステムのオンライン試験をする時間が不十分である。2点目はシステム評価と実証のために独立した試験チームに対する評価を得るのが難しい。このように試験の遅延はシステムの開発に影響を与える。加えて、宇宙船が打ち上げられるまでに、適当なシステムの評価に必要な変化と精度がしばしば不足する模擬的なデータだけを試験に用いることができる。

Lesson 3: ユーザ、専門家、管理者による支持が知識ベースシステムの成功に必須である。

知識ベースシステムは運用環境ではまだ珍しい。このシステムがシステム開発者に一般的になるまでには、システムから影響を受けた様々な人たちから支持を得るのに注意を特に払う必要がある。

ユーザによる草の根の支持が重要である。これらの支持なしに開発、試験と評価に得られる協力は、限られたものになってしまう。エキスパートシステムが組み込まれたシステムに対する管理者の理解も必要であろう。これらの理解なくして、試験時間、試験チーム、データベースとシミュレータ、専門家とユーザを評価することは難しいであろうし、実施が隠れたものになってしまう。

(渡辺)

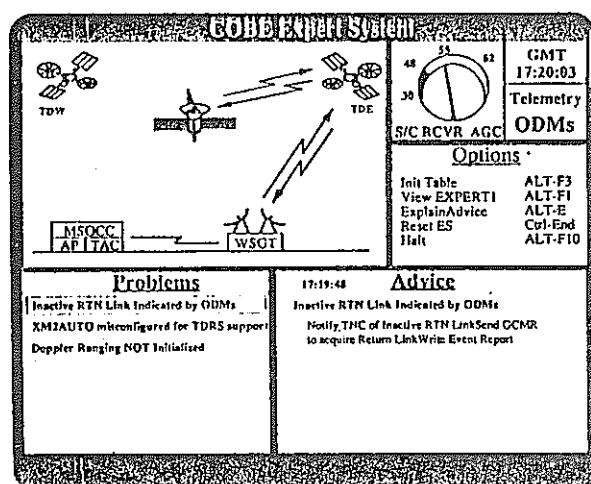


Figure 1. CLEAR User Interface

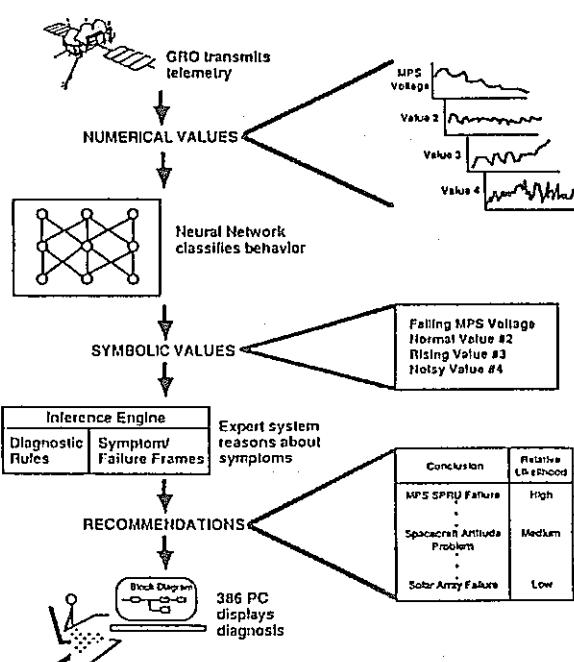


Figure 2. BCAUS Diagnosis Process

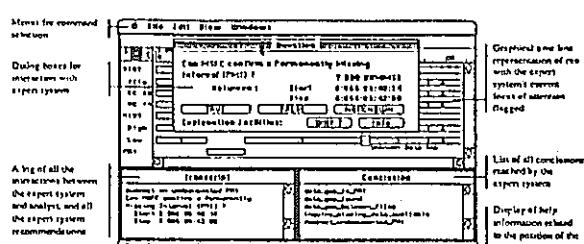


Figure 3. Spacelab Expert System User Interface

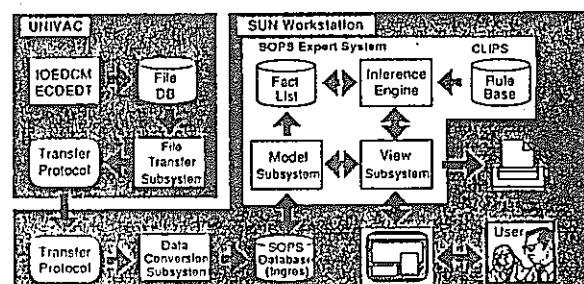


Figure 4. SOPS Expert System Architecture

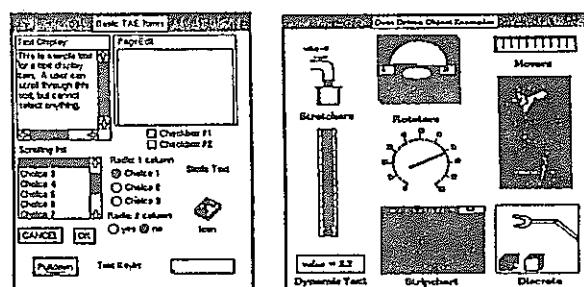


Figure 5. Current Set of TAE Interaction Objects

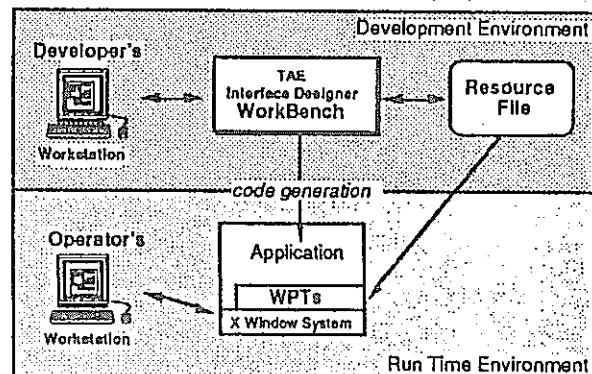


Figure 6. TAE Architecture

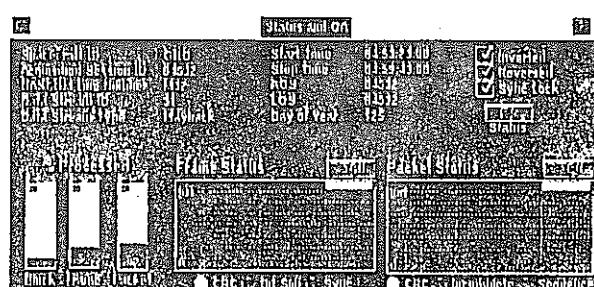


Figure 7. Status and Quality Assurance Screen from the Pacor System

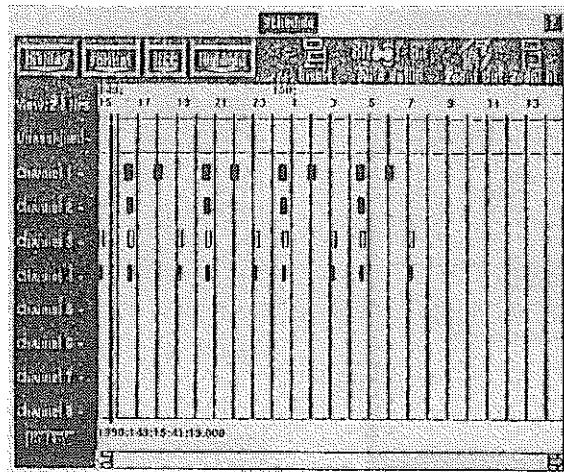


Figure 8. Timeline Screen From the Pacor System

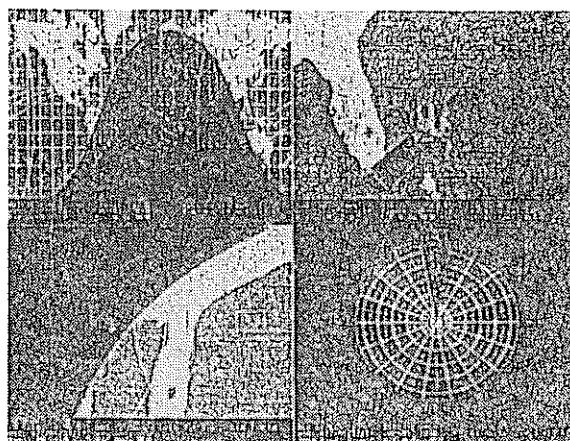


Figure 9. GRO GSMS Displaying Mercator Map, Sun Impingement, High-Gain Antenna Plot, and -X Axis FOVs (Clockwise From Upper Left)

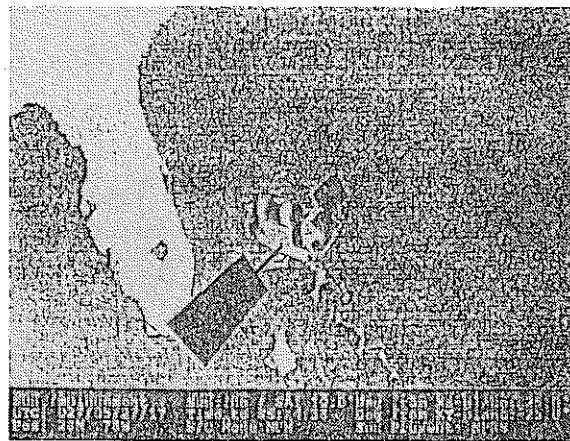


Figure 10. Sun Impingement Display

(K安全性ー1)

“ガリレオ”に搭載した軽量型R H Uの安全解析

Safety Analysis for the GALILEO Light Weight Radioisotope Heater Unit

Ernest W. Johnson

出典: Proceedings of 7th Symposium on the Space Nuclear Power System,
pp. 581-588

序論

NASAにおける“ガリレオ”計画では、人工衛星や計測機の様々なシステムへ熱エネルギーを供給し、長期に渡る惑星間飛行中に受ける探査機の低温障害を防止する軽量型放射線熱ユニットを使用する予定である。

1Wの熱供給を図るために酸化プルトニウムを燃料源を用いることは、特殊な熱環境に置かれても健全性を満足することのできる使用量や取り付け場所やそれに付随する単独設計を必要としている。

ミッション及び飛行システムの概要

LWRHUは酸化プルトニウム(238) 1Wから成る放射性物質を燃料としたシステムである。その外側をチタ-30%ジウム金属、高密度炭素(PG)の絶縁体、ファインウェーブ貫通構造の円筒型シェルによって囲まれている。

外径は直径26mm高さ32mmで本体の重量は約40gである。このLWRHUの断面図をFig. 1に示す。

NASAの“ガリレオ”衛星(Fig. 2参照)は、1989年10月か11月に地球周回軌道までのスペースシャトルによる打ち上げを予定している。化学燃料による運搬は、地球周回軌道から火星軌道への宇宙探査機の推進用として用いられる。

この飛行方法は、地球-火星アシスト飛行と呼ばれ、木星へ到達するために必要なエネルギーを得るために惑星間飛行である。

この飛行方法だと宇宙探査機は惑星間飛行に6年の歳月を経て木星付近に到達する。

この計画は、木星到着前150日から行われ、到着後木星大気内へ降下する探査のためである。このミッションの科学目的は、広大な木星の磁力場や、惑星や衛星を含めた木星の構造の研究の理解を導くためである。

安全解析の論理的アプローチを実施するために、ガリレオに関連したミッションは、安全解析の目的別に6項の異なったフェーズに分類された。これらのフェーズは、外部タンクへ推進用液体燃料の注入操作開始に始まり、宇宙探査機が所定の位置に設置され地球軌道離脱達成までに関連したミッションのすべてが網羅された。

ここで、液体燃料点火の成功によって探査機は地球重力圏から離脱し、LWRHUは2回の地球-火星アシスト飛行を通じて一般公衆へのポテンシャルリスクを有することになる。

このフェーズは、打ち上げの時間を基準とした時間Tをにより以下のように分類される。

フェーズ0 : 打ち上げ前 $T = -30,600\text{S} \sim T = 0$

フェーズ1 : 第一段階 $T = 0 \sim T = 128\text{S}$

フェーズ2 : 第2段階 $T = 128\text{S} \sim T = 532\text{S}$

フェーズ3 : 軌道上まで $T = 532\text{S} \sim T = 24,084\text{S}$

フェーズ4 : 軌道周回時 $T = 24,084\text{S} \sim$ 地球軌道離脱

フェーズ5 : アシスト飛行

事故の概要

シャトルデータブック(NASA 1988)ではシャトル/ガリレオに関する様々なミッションにおけるフェーズによる解析可能な事故の概要について詳細に述べている。

事故の種類や関係は、Fig. 3に示すFASTで表される。一般的に、ガリレオミッションは98%よりも高い成功率を有している。LWRHUからの酸化プルトニウム投下の可能性を有する唯一のフェーズは、フェーズ5(アシスト飛行)である。

アシスト飛行による地球再接近時に大気圏再突入する確率は低く、ミッションあたり 5×10^{-7} である。

ここに示した事故シナリオから得られたLWRHUの挙動解析による分析やテストデータの評価を以下に示す。

墜落によるLWRHU のレスポンス

低温推進機及び圧力ガス容器はLWRHU に影響を及ぼす外的因子、すなわち周辺に加圧による衝撃を与えるものとして取り扱われる。衝撃テストは、LWRHU の模擬体に2.96 MPa / 15.4 kPa (静止加圧/衝撃) 加え、極小数のLWRHUの絶縁体損傷を計測することによって行われる。12.75 MPa の高い衝撃ではグラファイトは崩壊したが、クラッドは全体に残った。これらのテストによって対衝撃度は十分にあると判断された。テストの結果から軸方向に3.9 MPa 以上、径方向に5.5 MPa 以上衝撃が加わった場合円筒形シェルは破損すると予測した。これらの値は予想された事故によって発生する圧力よりも低いが、墜落の結果派生する衝撃波による燃料の飛散はないと予測された。

破片/飛び出しによるLWRHU のレスポンス

破片は固体ロケットブースタや加速装置への物質の混入や低温推進機の爆発、その他ガス容器壁の亀裂によって引き起こされる。

デブリはエリアの密度や速度に対し広い耐久性を有しているため、この事故条件によるLWRHU のレスポンスは非常に変化する。

117m/s 及び 212m/s の 2 種類の S R B 破片テストでは、LWRHU のクラッドは損傷しなかったが、カーボンの容器は高い速度によって損傷した。LWRHU の破損点を明かとするため、アルミ 18 g によって構成された破片を被検体にヒットさせたがクラッドは 775m/s の速度まで損傷しなかった。むき出しのクラッドをアルミ製の板に高速度 (1100m/s) でヒットしたが破壊には至らなかった。

従って、シャトル事故によって生ずる破片や飛び出しによる酸化プルトニウム燃料の損傷はないと予測される。

推進機火災によるLWRHU のレスポンス

推進機や固体ロケット燃料の火災は、LWRHU がそれらの環境の中で遭遇する非常に激しい熱環境を作り出す。

630-S の固体推進部の火災を初期燃焼面を設定したLWTHU テストで模擬した。

燃料を模擬した酸化ウラニウムは燃焼しても漏洩しなかった。(酸化プルトニウムについても同等である。)

高温に達する(約 3000 K) 低温推進器の燃焼は、すぐに鎮静化し、LWRHU への熱パルスは再突入時に発生する摩擦熱よりも小さい。従って、熱環境を仮定した場合のLWRHU の影響(酸化プルトニウムの漏洩) はない。

宇宙探査機再突入時の予備解析

再突入時の事故を想定した場合、LWRHU が宇宙探査機から脱落するポイントは、酸化プルトニウム容器の破損にあるが、再突入制御不能以外の場合に漏洩の条件は認められなかった。

LWRHU 再突入のレスポンス

軌道上への打ち上げ、軌道上、アシスト飛行開始において、LWRHU はさまざまな厳しいエアロサーマルによる熱環境に遭遇する。

再突入角度、速度、操作、その他のパラメータによるLWRHU のレスポンスは軌道上あるいはアシスト飛行からの再突入のために報告された。

再突入や熱衝撃解析によると一般的にLWRHU は再突入環境に十分耐え得ることを示した。しかしながら、2回の低角度アシスト飛行による再突入区域の解析では、プローブに封じ込められなかったLWRHU から酸化プルトニウムが漏洩すると予測した。

衝撃試験結果

むき出しのクラッドやLWRHU が地球衝突に遭遇した場合でも事故の封じ込めをすることが可能である。

水平線レベルの最終的な速度に 1.0 % を付加した速度 (49m/s) での衝撃テスト (6 種類の異なる角度と経過時間) の結果、燃料漏れはなくクラッドの健全であった。打ち上げあるいは再突入後での漏洩の有無については、この衝撃のシナリオでは、環境中への酸化プルトニウムの漏洩はないと予測された。

封じ込めにおける熱解析

地球上に封じ込められた場合におけるLWRHU に対し何が起きるかという評価が報告された。LWRHU に封じ込められる熱容量、最も最悪な場合でクラッドが300℃まで上昇するが、この場合でも土壤中に封じ込められる結果となった。この考えは、酸化プルトニウムの測定可能な量が漏洩しないということを示している。

結果

アシスト飛行での酸化プルトニウム漏洩における予測値、最大値、最も可能性のある値の結果を、集団線量の被ばくと環境汚染面についてTable 1に示す。

各々のケースにおける集団線量の分布曲線をFig. 4に示す。

このミッションで予測されるケースは、リスクとして表される。各ミッションのフェーズのリスクは、予測されるケースにおいて全漏洩確率と線量結果の過程に定義されている。

ミッションフェーズによるリスクは、予測されるケースのソースタームによって説明されたフェーズの全ての事故を考慮している。

同様に、ミッションのリスクは、全てのミッションフェーズのリスクの合計に等しい。

リスク解析の結果を表2に示す。

ヘルス要因は、100万人が1レム被ばくすることによって185人がガンで死亡するとヘルス要因を評価した者によって集団線量の増加を評価したガンによる死亡に置き換えられると報告された。

この結果は、事故によって発生するガンの個人生涯リスクに置き換えることができる。

(野 村)

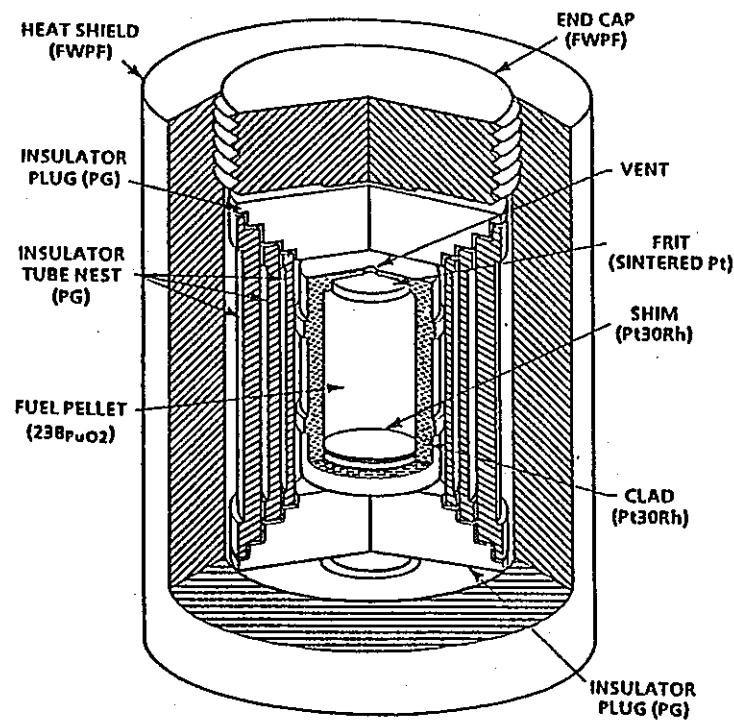


Figure 1. Principle Features of the LWRHU.

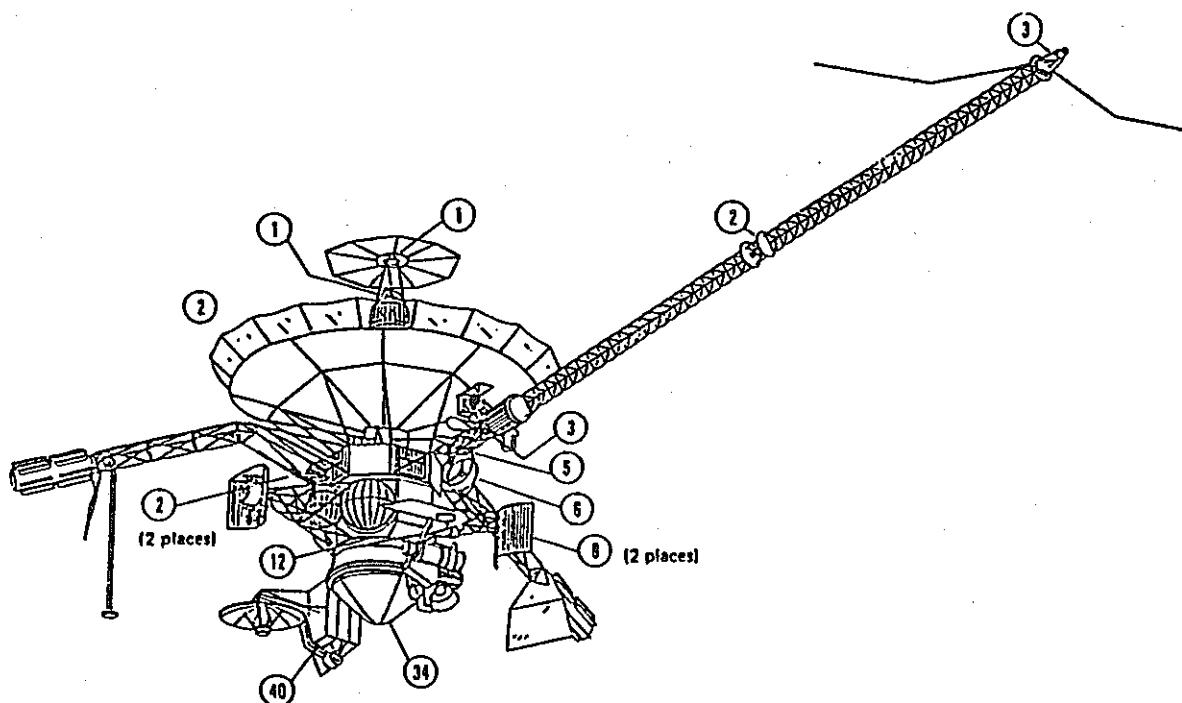


Figure 2. Cruise Configuration of the Galileo Spacecraft showing LWRHU Locations.

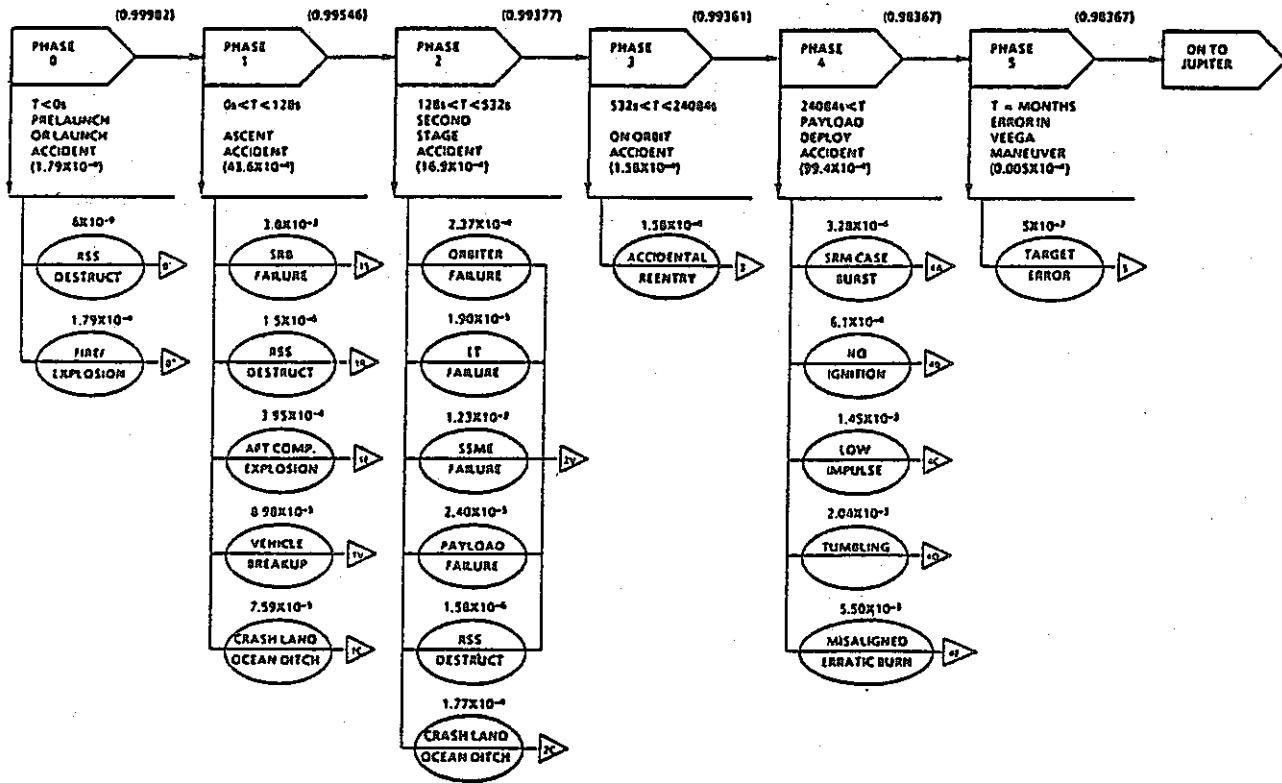


Figure 3. The Top-Level LWRHU FAST.

Table 1. Light-Weight Radioisotope Heater Units Summary of Radiological Consequence.

Case ^a	Release Probability	Population Dose, Person-Rem		Area Contaminated Above 0.2 $\mu\text{Ci}/\text{m}^2, \text{km}^2$			
		Total ^b	Above DeMinimis ^c	Dry Land	Swamp	Inland Water	Ocean
Most Probable	5.00E-09	2.66E+05	8.80	4.80E-01	0.00	1.08E-02	0.00
Maximum	2.50E-09	-	5.87E+01	1.20	0.00	1.72E-01	0.00
Expectation	7.50E-09	2.18E+06	9.28	4.80E-01	0.00	1.08E-02	0.00

^aMission Phase 5.^bDue primarily to high altitude vapor releases.^cDue entirely to ground level releases.

Table 2. Light-Weight Radioisotope Heater Units Mission Risk Summary.

Released ^a Probability	Population Dose, Person-Rem Above De Minimis	Excess Health ^b Effects	Population ^c Affected	Averaged ^d Individual Risk
7.50E-09	9.28	1.72E-03	4.68E+01	2.76E-13

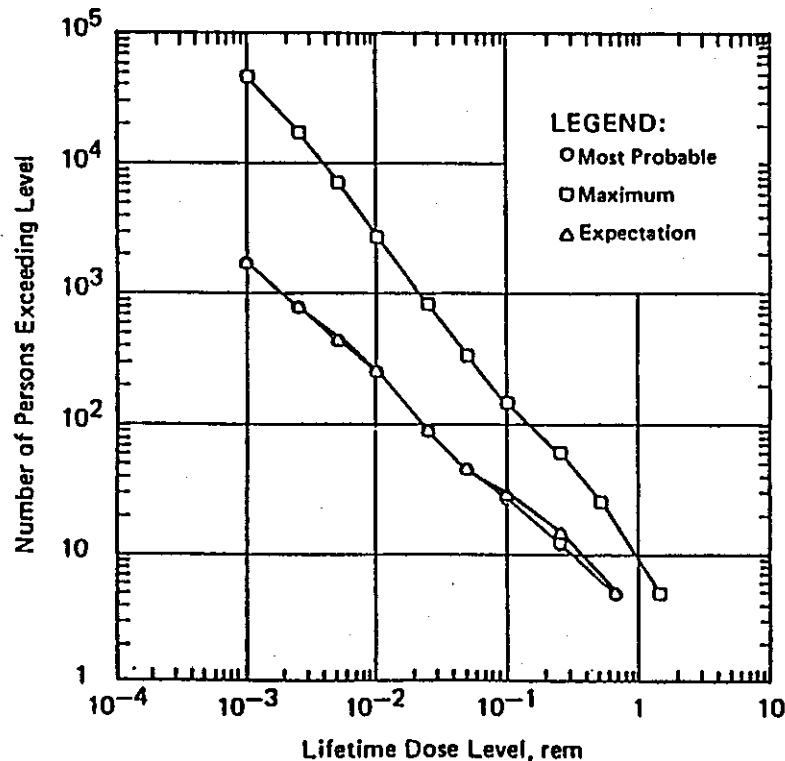
^aMission Phase 5.^bHealth effects based on 1.85E-04 excess cancer fatalities per person-rem.^cApplicable to persons receiving dose above de minimis.^dAverage individual risk equals probability times health effects, divided by population affected.

Figure 4. Radiological Consequences Summary.

(K 安全性 - 2)

R T G / R H U 安全解析に関する“ガリレオ”のミッション及び打ち上げの評価 Mission and Launch Vehicle Assessment Data for the Galileo RTG/RHU Safety Analysis

M. Joseph Cork, Richard M. Clayton, Peter Jaffe, and Guy C. Spitaler (JPC)
Robert H. Brown (McDonnell Douglas Space System Co.)

出典: Proceedings of 7th Symposium on the Space Nuclear Power System, pp. 572-579

序論

木星探査を目的とした“ガリレオ”計画は、1978年初頭から開始し、1982年にはスペースシャトルを用いて打ち上げを行うという工程で、1977に議会において認可された。“ガリレオ”に動力を供給するため、ラジオアイソトープ熱変換ジェネレータの搭載が決定して以来、ベネット(1987)によって描かれた打ち上げ認可プロセスが、ミッション開始後すぐに立案された。

1989年8月に“ガリレオ”的打ち上げを成功させるまでに、主に3項目の障害に区分して安全解析を行った。それは、

1. 打ち上げ輸送前よりも有料荷重が増加する輸送中のスペースシャトル事故における環境設定
2. チャレンジャー事故後の2回に渡る打ち上げ方法の変更; IUS (3段式固体燃料ロケット) → セントロールロケット (液体燃料使用) → IUS (2段式固体燃料ロケット)
3. 打ち上げから1年及び3年後の地球への低空飛行による再接近時の憂慮される事故の確率論的評価

本報告書は、“ガリレオ”計画におけるR H G / R H U導入に対する安全解析を実施するに伴い、上記に上げた論点をまとめた結果である。

探査の概要

“ガリレオ”は、木星と4つの衛星及びその磁気圏を詳細に探査するために設計製作されている。(Fig. 1 参照)

4670 Kg の人工衛星は、木星大気圏に突入するための検出器、リモートセンサーのための安定したプラットフォーム、磁気フィールドを調査する計器を備えたスピンドルを有している。太陽から木星までの距離を考慮するとソーラーシステムを使用することは、不可能である。そこで、動力源としてDOEで用意したGPHSとRTGsで供給することとした。

付加された熱動力はRHUsで人工衛星と検出器に充分分配できる120W以上を供給可能としている。

地球近辺における“ガリレオ”的飛行計画をFig. 3に示す。

地球における低空飛行は、木星へたどり着くエネルギーを得るために必要である。Fig. 4では、1986年にIUS (2段式固体燃料ロケット) を用いて完成した地球と金星の引力を利用して重力アシスト飛行方法(VEEGA) の軌道を示す。この飛行方法により人工衛星は、1995年12月に木星の軌道に乗り、木星大気圏への検出器の投下等、20カ月余りの探査を行う予定である。

事故解析

RTG / RHUに関する安全解析に関する安全性に伴うテストや分析データの流れをFig. 5に示す。通常、事故時の環境設定はRTGが取り上げられる前から考えられているが、“ガリレオ”的なチャレンジャー事故以降の打ち上げに必要な輸送手段及びミッションの変更に際し、起こりうる範囲で改めて事故評価を行うこととなった。ここで、環境における調査内容をFig. 5の2番目のカラムに示す。

新しいミッションの概要では、事故解析には1) 打ち上げと2) 重力アシスト飛行時の地球再接近という2つの主な分野について行う必要があると報告された。

打ち上げ時の事故解析

RTG安全解析に関する適用性のデータを評価するためにチャレンジャーと34D-9の事故の見解を示した。(Reynolds 1989)

NASAは、以前の環境及び起こりうる範囲の評価の変更あるいは、見解を示すために

J S C M S F C K S C L e R C N H Q S A M S O A F W L J P L D O E, その他工業関係といった国家と工業のチームを形成した。

この検討によって、100以上の事故のタイプが考慮された。なぜならば、多くのアクシデントのタイプは、同じ環境下で評価され、そのシナリオは、各ミッションの特別なフェーズで典型的な環境が用意され選択された。また、情報は非確定論である安全解析レポートの開発を必要としており、各シナリオやミッションのフェーズにおける値の範囲や特別な値で起こりうる範囲の評価を供給することが必要であった。

Fig. 6は、Fig. 3で分類された各ミッションのフェーズで見られる環境での事故の種類を示している。環境での事故は、爆風、破片衝撃、熱負荷を含んでいる。打ち上げフェーズのシナリオや環境分析の結果は、NASAが報告している。(1988a) 予測されたこれらのイベントについても報告されている。(1988 b) 再突入事故が起きた場合、評価した探査機の崩壊は、McDonaldやJaffe(1988)によってその特性を述べている。

多くは、酸素と水素による地表面近辺での特徴的な爆発の評価に費やされた。Fig. 7は、推進燃料用外部タンクを含んだ重大事故における、静的及び動的の加圧範囲の推移を示している。この結果は、Srinivasa(1989)の報告と同じく、推進燃料の特徴的なエネルギー密度を考慮している。NASA/WSTFのJPLのBenzとClaytonの指揮下で推進燃料に関する重要な試験計画が進められている。

他の主な調査は、固体ロケットブースタ失敗モードの特性に向けられている。図-8は、事故例や失敗例から得られたRTGsに関連したSRB破片速度の予想範囲を示している。Spitaleら(1989), EckとMucunda(1989), Garbolzら(1989)は、それぞれの研究で開発モデルや基礎理論、データベースを報告している。

結局、スペースシャトルを利用した場合の事故シナリオは着陸失敗にも関連している。Dipol(1988)は、この問題での航空機の事故解析に関する評価研究について報告している。

重力アシスト飛行時における地球回避分析

“ガリレオ”は、木星へ到達に十分な運動エネルギーを供給するための重力アシスト飛行を実行するためにSTS/IUSの利用が必要となる。2回目の地球再接近時に、飛行船は、14.2km/sで飛行し、再接近時には地上から約300kmの所を通過する。JPL(ジェット推進研究所)は、“ガリレオ”が再接近時に地球と衝突する原因となる事故や失敗の評価や確認に関する広範囲にわたる研究を行っている。(Mitchel 1988)

この研究は、結果的には操作手順や衝突前から25日までに関する飛行対象パラメータの仕様や1査機設計の修正に採用されている。

これらの計画の完成に伴い、Table1に示された通り地球衝突に関するリスク(確率)は、 5×10^{-7} と評価された。

結論

“ガリレオ”における事故解析は、最初の許認可に関するミッションのうち認可されなかった問題箇所や打ち上げやミッションの概要のプログラム変更も含めて、100以上の項目にわたって実施された。本作業は、打ち上げの事故解析に役に立つ解析ツールにおける重要な改善を説明している。

特に、プロジェクトが“ガリレオ”的なスペースシャトルの導入に対し、前事例を基に重要な変更を説明する際、FPOにとってプロジェクトの開発フェーズにおける、容易に予想可能な事故に定義したストロングホールの採用や原子動力源の使用の計画が、必要であることを指摘している。

(野村)

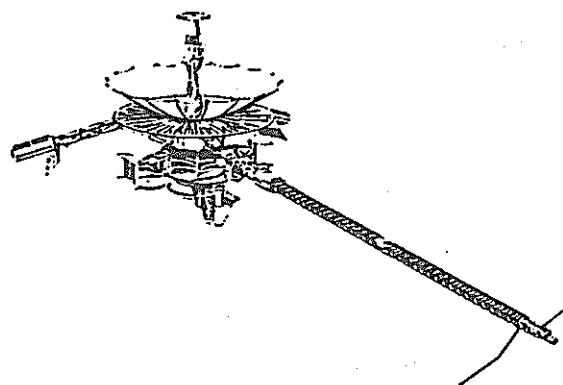


Figure 1. Galileo Spacecraft Earth to Jupiter Configuration.

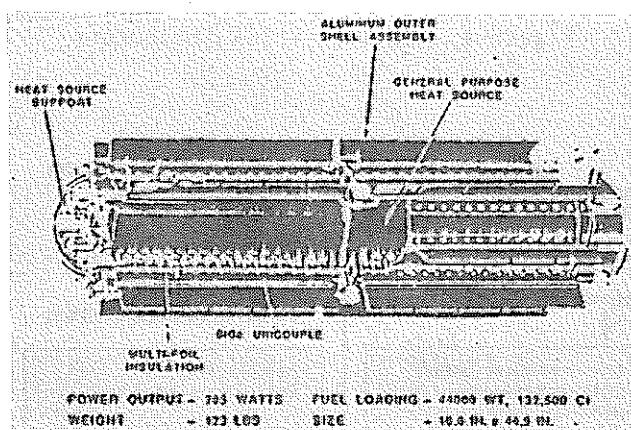


Figure 2. Radioisotop Thermoelectric Generator.

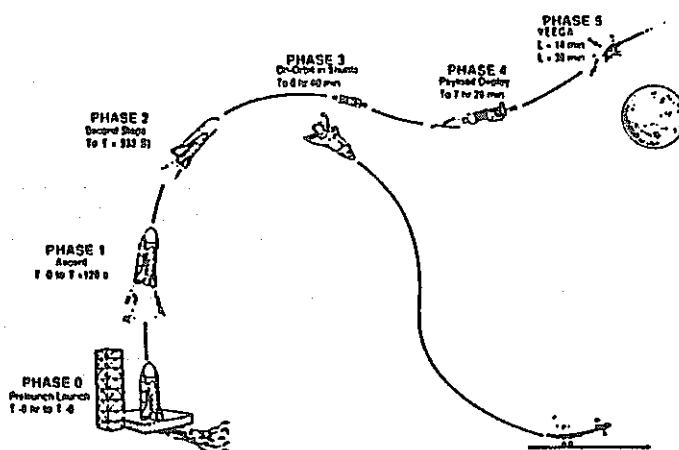


Figure 3. Mission Phases.

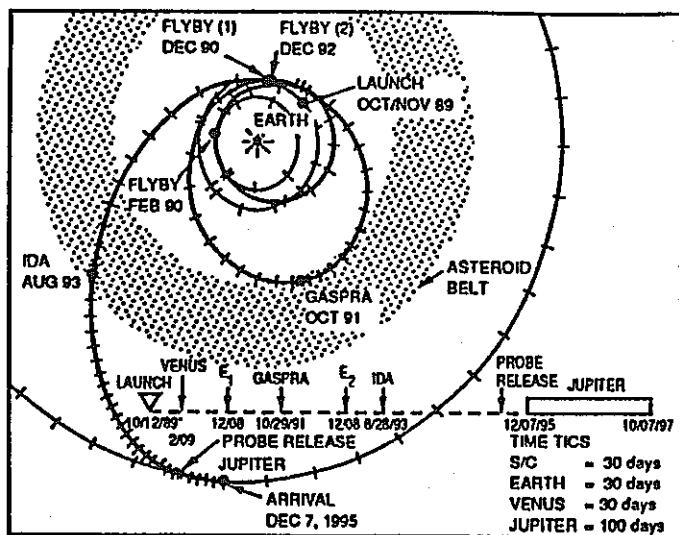


Figure 4. Galileo VEEGA Trajectory.

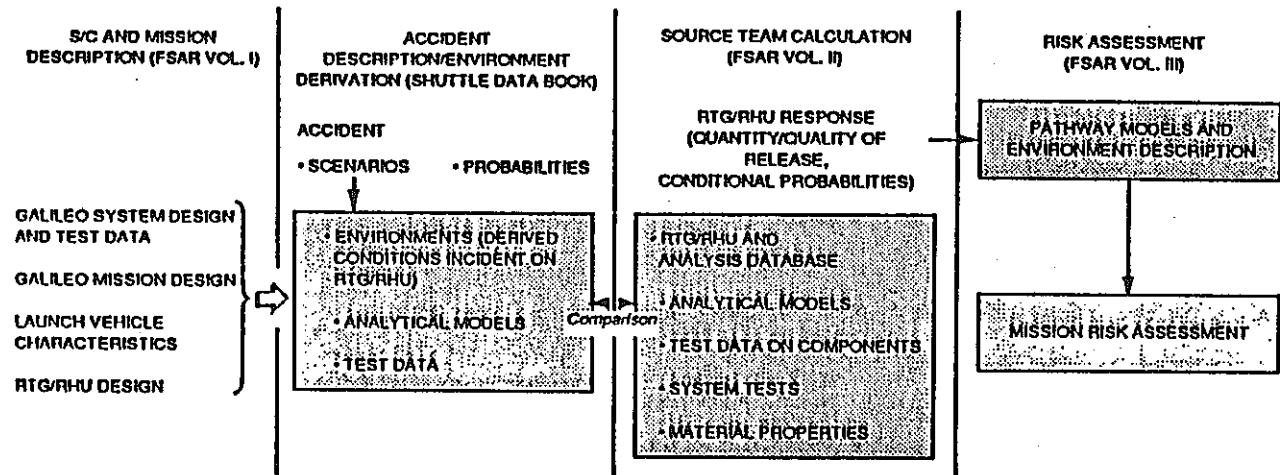


Figure 5. Safety Testing and Analysis Process.

MISSION PHASE	APPLICABLE ENVIRONMENTS					
	GROUND PROPELLANT EXPLOSION	SRB EXPLOSION	LIQUID ENGINE/TANK EXPLOSION	IUS EXPLOSION	RE-ENTRY	GROUND OR WATER IMPACT
0	X			X		X
1	X	X		X		X
2				X	X	X
3					X	X
4					X	X
5					X	X

Figure 6. Accident Environments Evaluated for Mission Phases.

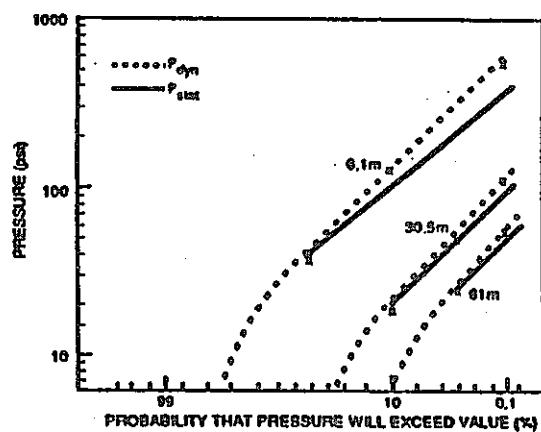


Figure 7. Probabilistic Blast Pressures for On-Pad Explosions as a function of Height above Plane of Explosion.

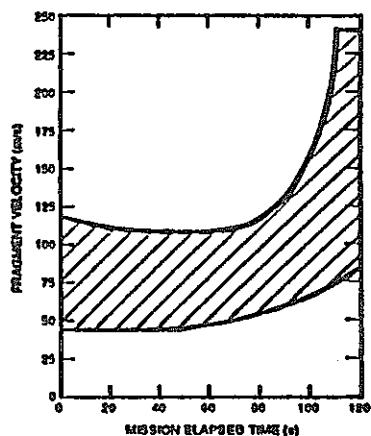


Figure 8. Range of SRB Fragment Velocities versus Mission Elapsed Time.

Table 1. Failure Probabilities for Galileo Spacecraft Accidents.

Failure Mode	Probability of Failure Occurring that Places Spacecraft on an Earth Re-entry Trajectory and No Recovery Can be Made
Spacecraft Failures Due to	
Micrometeoroid Impact	4×10^{-7}
Thrusters Stuck Open or Shut	6×10^{-9}
Retro-Propulsion Module	
Overpressure Conditions	3×10^{-9}
Other Failures	1×10^{-9}
Ground Operation Errors	1×10^{-7}
Total Probability	5×10^{-7}

(L 試験計画 - 1)

定められた S P - 1 0 0 原子炉試験計画
SP-100 Nuclear Assembly Test Program Definition

G. Russell Pflasterer, Hubert A. Upton, and David D. Miller
General Electric
Spacecraft Operation, Astro-Space Division

出典 : 7th Symposium of Space Nuclear Power Systems, Albuquerque,
pp. 789-792, 1990

序 論

Nuclear Assembly Test (NAT) の目的は、炉、コントロール系、ライトシールドサブシステム等の、宇宙空間のような環境下におけるシステム性能を確認することである。また、SP-100へ適用する高速中性子スペクトル炉心と液体金属冷却技術のデモンストレーションを行うことも目的であった。そして解析手法と、設計で使用したデータがその性能を十分に予言し、テスト中の性質を現すことを立証できるかどうかも確認する。

Fig. 1 に Test Assembly のフローを示す。計画されたテストプログラムは安定出力の場合と、Fig. 2 に示される温度領域で行われた。パラメータはライトシステムの温度とパワーである。テストは安定状態時とトランジエント時に対して力学的挙動と性能を明らかにするため行う。

試験計画

Assembly テストは 2 つの主なフェーズで行われる。

- [Phase-1] 低パワーで臨界となる炉におけるホット機能テスト。
- [Phase-2] Nuclear testing。フルパワー維持作用を含んでいる。

phase-1 ではまず真空引きから行われる。真空チャンバーをヒーターでベークアウトする。これは液体金属を満たし、純化して、炉と熱輸送系をベークアウトすることによって、主に電気ヒーターを使用して、phase-1 のホット機能テストは冷却材の温度と流れのフルレンジについて完全に行われる。

このホット機能テストは、test assembly のシステムとサブシステムが予定した使用温度まで使用可能であることを立証するために行う。このテストはまた FP やその他の生成物が生ずる前に行う。(FP 等がなければ何かトラブルが生じても復旧が容易だから。)

臨界テストシリーズ

- 反応度における温度と流量の効果の評価
- ゼロパワー振動数レスポンスの取得
- 安全棒とコントロール要素のキャリブレーション

炉のコントロールはテストプログラムの始めに行う。(炉は安定しており、系変数の予想効果を確かめるため)

phase-2 は、炉、シールド、コントロール能力等の全体構成能力の確認を行う。

1. 炉の中性子性能
2. スタートアップ ← 炉が次第に暖まることを含む。
3. Decay 热除去作用
4. 自動シャットダウンと溶融再スタート
5. フルパワーにわたっての働き。 ← 混乱した (反転した) 事態を含む。
6. 热と核シールド能力

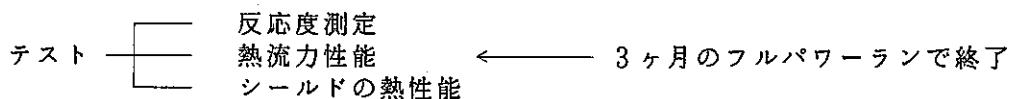
phase-2 の Nuclear Assembly テストはライトシステムの起こり得る条件の領域にわたって T/A とライトコントローラーをテストする目的で組まれた。Fig. 2 は予想されるライトシステムの作用条件とテスト assembly の作用条件を比較したものである。

炉の Decay ヒートを発生させる

前に行われたテストは、炉の ← ○ Decay 热移送の立証 (安全関連)

凍結と解凍のテスト。

出力上昇テストは Fig. 2 のマップ全体にわたって行われる。目的はテスト assembly の特性をできるだけ完全におさえることである。



一般的のフライトシステム (GFS) の通常と異常時の性能テストは、テストプログラムの終わりに炉と機能用フライト-likeコントローラーを使って行われる。システム性能の描写は完全でなければならない。この異常時のテストにはトランジエントの外にフライトシステムスクラム、再スタート、フライトシステム策動、フライトシステム anomalies も入っている。

結論

- NATテストプログラム : ① 完成された性能の確認
 ② GFS のキーサブシステムの特徴づけ

GFS の Nuclear システムの構成は、

- コントロール
- instrumentation (種々の機器の使用)
- フライトシールドサブシステム

(立辺)

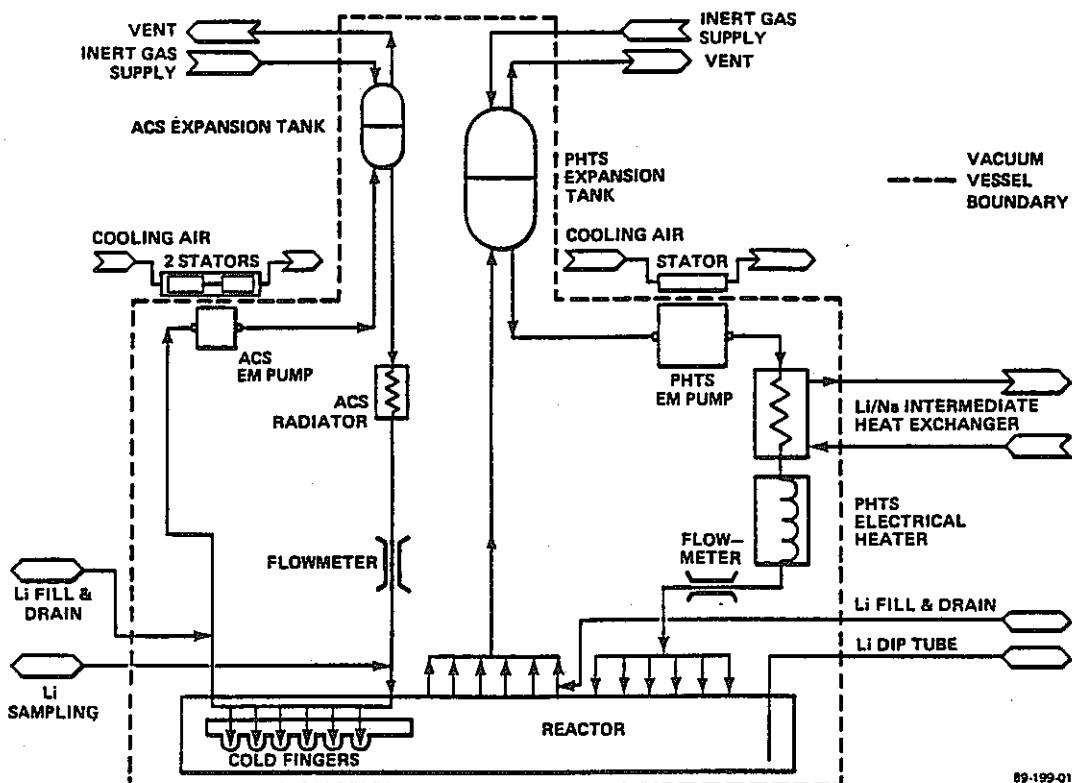


Figure 1. Test Assembly Flow Diagram.

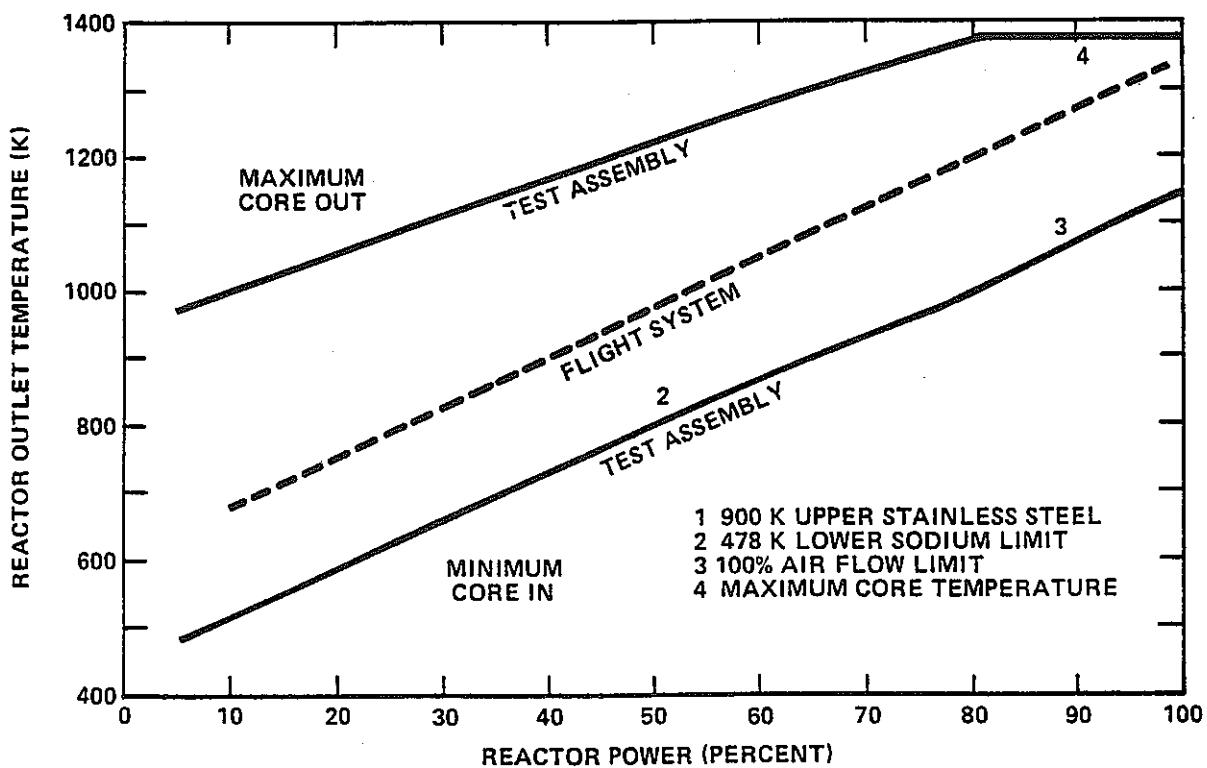


Figure 2. Test Assembly Operating Map.

(L 試験計画 - 2)

S P - 1 0 0 地上工学システム実験サイトの最終設計状態
Definitive Design Status of the SP-100 Ground Engineering System Test Site

E. J. Renkey, Jr., G. D. Bazinet, E. J. Bitten, P. J. Brackenbury et al.

出典 : 7th Symposium on Space Nuclear Power Systems, pp. 766-770

序論

S P - 1 0 0 炉は、ワシントン州リッチランド近くの U S Department of Energy (D O E) のハンフォードサイトの S P - 1 0 0 地上工学システム (G E S) 実験サイトで、実験される。この施設の概念設計は、以前述べた (Miller et al. 1988)。計画と飛行システム設計の変更は、原子炉サイズの小型化になり、その設計変更と実験サイト経費の減少に合わせるため実験サイトの設備の見直しという結果をもたらした。概念設計の終了以後の重要な設計上のイベントをこの論文で論じる。

設計の変更点

1 0 0 k W e (2. 5 M W t) 炉システムの Nuclear Assembly Test (N A T) のための実験サイトの予備設計は終了し、基準費用見積りは、3 0 0 k W e (6. 8 M W t) 炉システムの概念設計からの変化を反映した。

実験サイトの概念図を Fig. 1 に示す。

ガスギャップ中間熱交換器 (I H X) と補助冷却系 (A C S) を含む設計の実験設備の主熱輸送系 (P H T S) の変更点は、予備設計レビューで出された実験サイト最終設計方針に重要な変化をもたらした。

ガスギャップ中間熱交換器は、以前の再生器 / I H X の組合せよりも経費効率解析に優れてるとして General Electric Co. (G E) によって決定された。この変更点は、二次輸送系 (S H T S) の設計形状に影響した。

余分な残留熱除去法を提供するため加えられた A C S は、飛行システムでも同機能のものが設けられる。実験サイト設計は、最終シンクへ残留熱を除去するため修正された。

炉近傍の遮蔽材が、構造材のコンクリートを冷却する必要性と原子炉セルへ活性空気ホールドアップシステムを設ける必要性を取り除くため、実験サイトに加えられた。

炉近傍の遮蔽材の配置を Fig. 2 に示す。

問題点の解析

実験サイト概念設計の間に、関連した 6 つの問題点の解析によって重要な進展が得られた。

1. ナトリウム処理システムは窒素不純物を極低レベルにするトラップを含む。これは I H X の N b - 1 % Z r 材料を防護するために必要である。
2. N b - 1 % Z r の許容酸素濃度の為の設計基準が G E, Westinghouse Hanford Company, Oak Ridge National Laboratory の共同で開発された。
3. A C S が、余分な残留熱を取り除くために実験設備に加えられた。実験サイトでは、最終ヒートシンクでこの熱を取り除くため二次冷却系を加えた。
4. 真空系の低温ポンプの放射線ダメージをはっきりさせるための実験が行われた。
5. 真空ベッセルとシステム調達サイクルが、時間どおりに始められた。けれども計画延長と独特な要求によって、いくつかの契約の進行が遅れた。
6. いくつかのシステム設計レビューが、プロジェクトの目的に照らし、コストと有効性の比較という点から成された。予算制限は低予算の独創的工学解析を開発する一定の動機である。

新しい問題点

設計開発の進展は、設計と建造スケジュールを支えるために早期の解決を必要とする 2 つの問題点を明らかにした。

1. 冗長性のある残留熱除去システムは、かなりの長さの間にわたって安全性に必要な (1 E) 出力を必要とする。サイト内部には、残留熱除去システムの為に必要な電源容量をおくための十分な空間を持っていないかもしれない。1 E 出力を供給するために発電機が必要かもしれない。
2. 実験設備が作動温度にあるとき、真空ベッセルへの空気のものは N b - 1 % Z r 材料

特性の品質を下げる原因となる。このもれに対する安全確保のために、真空産業で一般的でない真空系の原子力安全基準の設定をすることになった。

サイトの準備／装備の更新

コンテインメント外のサイトの準備は排気煙突の短縮を除いて完了した。これらの活動は、汚染された遮蔽壁の撤去と、制御とサービス建屋の地下室からの備品とアスベストの移動を含んだ。将来のダンプ熱交換器（D H X）建屋の敷地の整備は、高効率微粒子エア（H E P A）フィルターの排気煙突とrupture loopとつなぐ地下配管の取り除きを含んだ。H E P A フィルターと排気設備が付属した新しいrupture loopが完成した。

F F T F 閉鎖ループシステムサージタンク（Fig. 3）の1つと付加カバーガス弁と配管が取り除かれ、制御された倉庫に置かれた。全ての装備は、実験サイトで使うために新しくされた。

予備のF F T F D H Xの制御特性の実験が、S P - 1 0 0 N A T の宇宙飛行運転実験をシミュレートする実験サイトのサポート能力を決めるために行われた。D H Xはそのサポート建屋が1990年に建設された後に実験サイトへ移転する。

調 達

いくつかの長い期間に及ぶ調達についての仕様書が、真空ベッセル、真空配管システム（Fig. 4），コンテインメント電気系の貫通、電気開閉装置、変圧器、施設制御系、の様な装置のために用意された。電気系の貫通は、注文／納品され、制御された倉庫に置かれた。設備制御システムが発注された。

設備の修正

309建屋の回りのすべてのサイトの準備、D H X建屋の建築、制御建屋の全ての構造変更、主電気出力、水冷却とコンテインメント外側配管、空気圧縮器、外側配管を含む、最初の設備修正設計はほとんど終了した。

結 論

S P - 1 0 0 G E S 実験サイトの最終設計は、G E 実験設備設計と資金準備とに歩調を合わせたペースで続けられている。満足な進展が概念設計の間に認識された主要技術問題の解決になされている。真空ベッセルと真空システムの設計が、Test Assembly セル内部の装置の配置と共に、重要な課題として残っている。

（引 地）

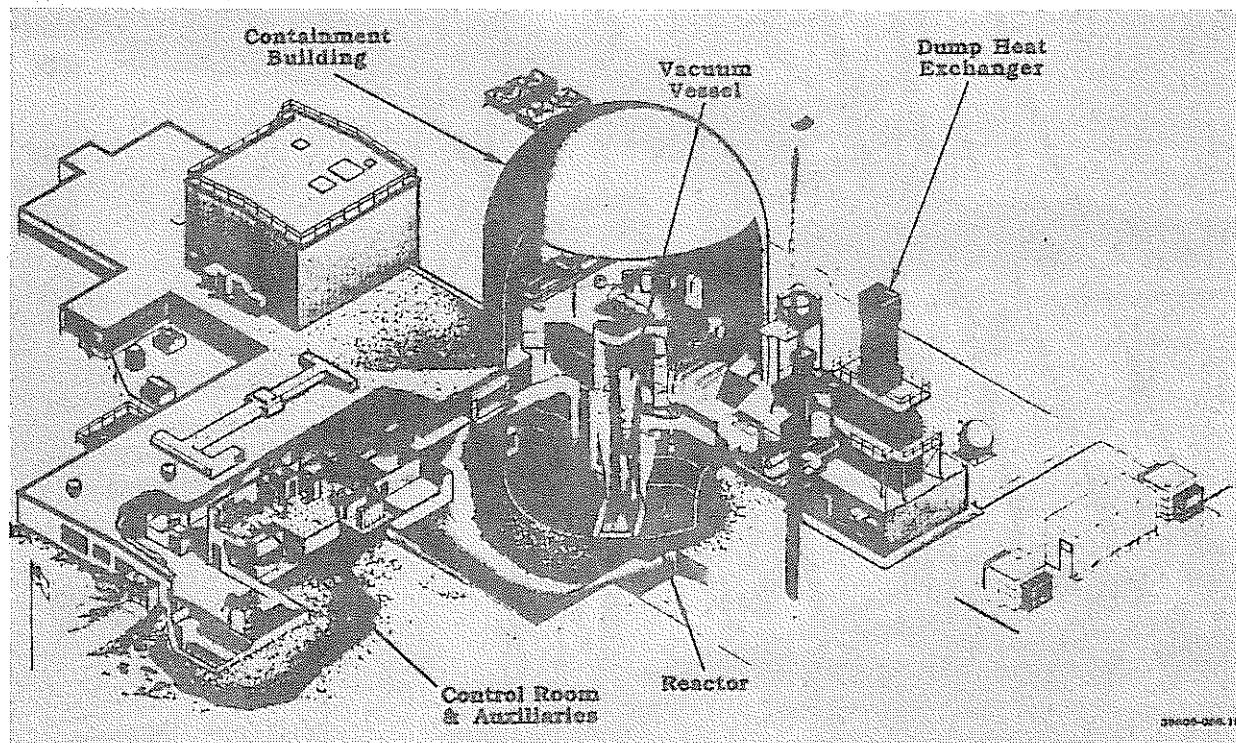


Figure 1. SP-100 GES Test Site.

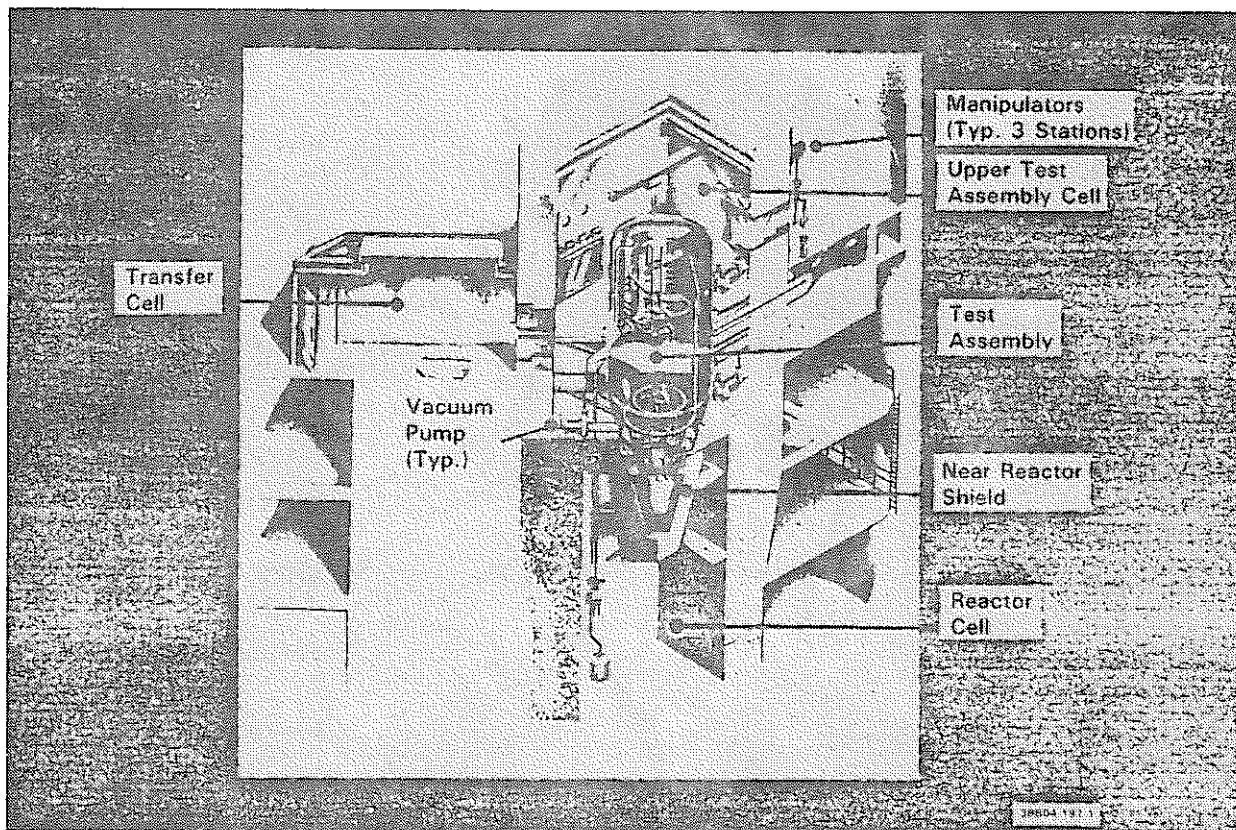


Figure 2. SP-100 GES Cells.

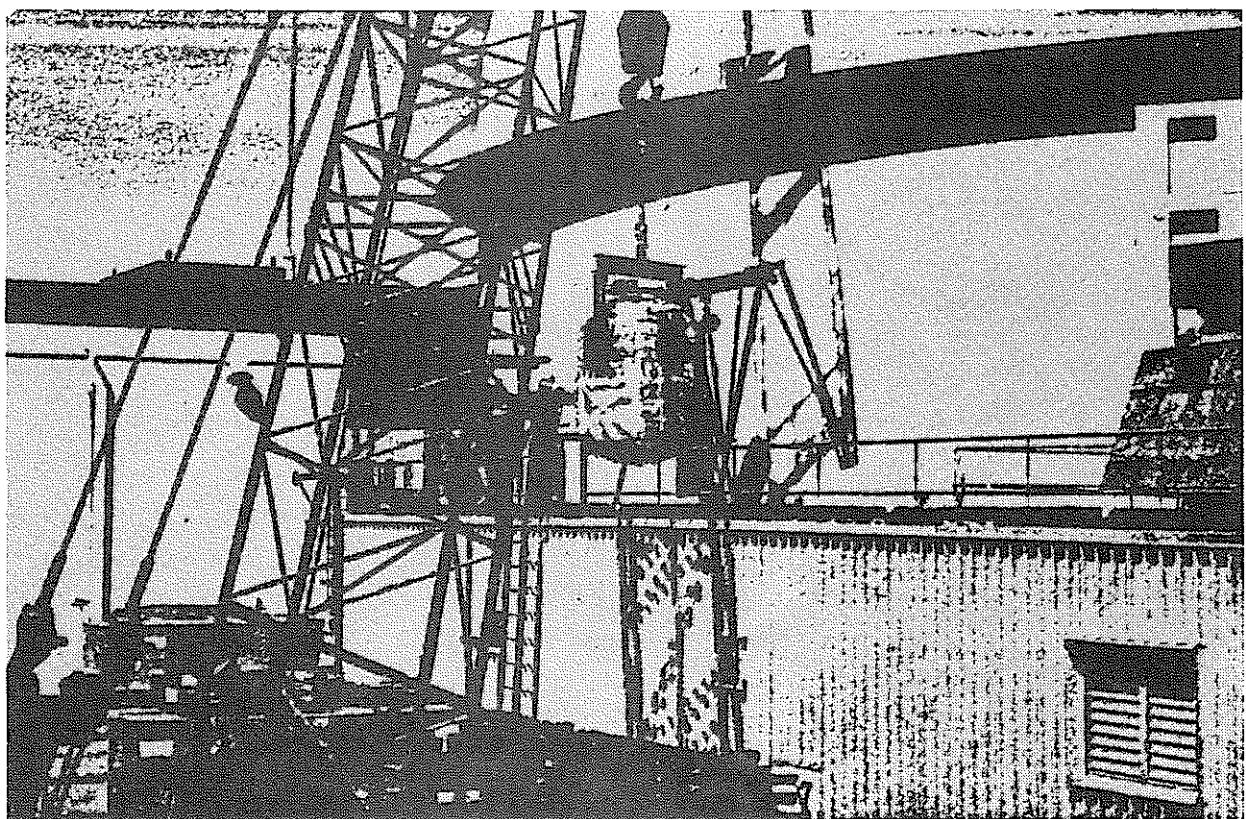


Figure 3. FFTF Closed Loop Surge Tank Removal.

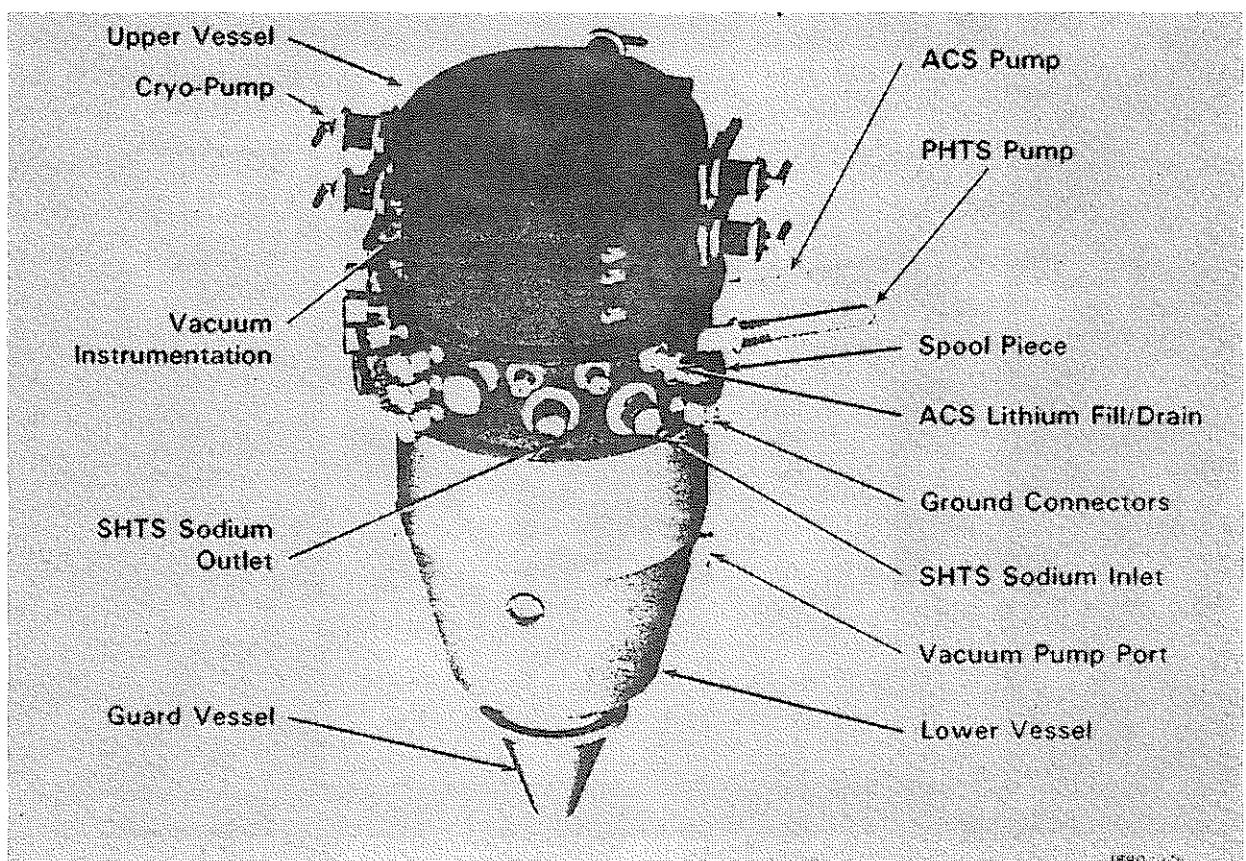


Figure 4. SP-100 GBS Vacuum Vessel.

(L 試験計画 - 3)

SP-100 テストプログラム
SP-100 Test Program

Glen L. Schmidt, Katherine A. Murray, Nanette M. Jeanmougin
(Energy Technology Engineering Center)

出典 : 7th Symposium on Space Nuclear Power Systems, Jan. 1990, Albuquerque
pp. 673-678

序　論

熱電気変換システムから電気出力 100 kWを得るように設計された。宇宙への熱放出は、展開できるヒートパイプ放熱板で行われる。出力調整と電気制御システムを含めたユーザーインターフェースモジュールはミッションペイロードに取り付けられ、延長ブームによって発電モジュールから分離される。発電モジュールは原子炉、遮蔽、熱輸送、出力変換、熱放出システムを含んでいる。

ハードウェアとコンピュータプログラム設計概念を確証し、ハードウェアとコンピュータに関する問題が設計展開段階で正式な免許試験の開始前に修正行動ができるように、プロトタイプ SP-100 システムの開発試験が用いられる。これらの開発テストは、コンポーネント、サブアセンブリ、サブシステム、システムの設計マージンを確認するため可能な限り幅広い運転条件で行われる。

システム開発試験は、性能制限、製作性、テスト性、保守性、信頼性、長寿命、宇宙連絡船インターフェースの適合性、システムの安全性を確認するためにも用いられる。

システム免許試験は、十分な余裕が最終的な SP-100 ハードウェアとコンピュータプログラムに存在し、利用者の設計条件に合うことを示す。システム免許試験はまた、飛行実証デモンストレーションシステムのための計画された受容試験プログラムを実証し、試験技術、試験手順、試験環境、地上支援試験装置、安全装置とシステムとコンピュータソフトウェアを含む。

検　討

テストプログラム

テストプログラムは、三つのプログラムオプション A, B, C のためのシステムを開発し、定量化するために必要な作業と試験を含んでいる。三つのオプションは、技術的なリスク、開発と制限スケジュールと費用を比較して選ばれた。

オプション A は少ない技術的なリスクを持っている。七つの試験システムが製作され、テストされる。それは、2つの構造物モックアップ、1つの熱流力モックアップ、2つの電気系モックアップ、1つの統合型飛行システム、1つの条件試験のための統合型飛行システムを含んでいる。

オプション B は少し高い技術的リスクを持っている。六つ試験システムが製作され、テストされる。それは、2つの構造物モックアップ、1つの熱流力モックアップ、2つの電気系モックアップ、1つの条件試験のための統合型飛行システムを含んでいる。

オプション C はいちばん高い技術的リスクを持っている。四つのテストシステムだけが製作され試験される。それは、1つの構造物モックアップ、1つの熱流力モックアップ、1つの電気系モックアップ、1つの条件試験のための統合型飛行システムを含んでいる。

費用と日程の概算

各試験プログラムの推定費用を下の表に示す。計画スケジュールは Pigs. 1, 2, 3 に示す。費用とスケジュールの概算は、最近のプログラムと試験施設運営部のデータを集めることで用意された。コスト概算は、試験器具の費用或いは概念設計の費用を含んでいない。

テストプログラムオプションのコスト概算

	オプションA	オプションB	オプションC
構造物テストシステム	\$ 2, 477	\$ 2, 477	\$ 1, 979
熱テストシステム	4, 499	5, 774	5, 774
電気系テストシステム	894	894	640
予備テストシステム	5, 846	0	0
性能テストシステム	6, 456	6, 693	6, 693
施設改造と装置	40, 187	30, 187	30, 187
管理費	2, 542	1, 933	1, 961
合計 (×1000)	\$ 62, 901	\$ 47, 958	\$ 47, 234

結論

オプションAは、試験プログラムの期間中ずっと、動力システム設計の改良の為の連続したシステム試験情報源を提供する。試験情報は、新しい設計の早い立証、コンポーネント開発と性能、テスト施設活性化、職員技能開発の為に必要とされる、タイムリーな方法を提供する。

オプションA試験プログラム中に開発され証明された技術的インフラストラクチャは、それに続く飛行デモンストレーションを支えるための能力とモーメンタムをもっており、宇宙原子動力システム実用のための要求を満たす。

オプションBは、オプションAの様に試験プログラムの間中ずっと、動力システム設計の改良のための連続したシステム試験の情報源を提供する。

システム免許試験ではオプションAと比較して、高いリスクと失敗の可能性がある。なぜなら、予備調査の統合システムテストで、統合システム設計、サブシステム共存性、性能の立証するテストを行わないからである。

オプションBシステム試験プログラムの間に開発され証明された技術的インフラストラクチャは、それに続く飛行デモンストレーションを支えるための能力とモーメンタムをもっており、宇宙原子動力システム実用のための要求を満たす。

オプションCは、プロトタイプシステム試験をサポートするための進行中のコンポーネント試験情報の情報源を与える。プロトタイプシステム試験の結果は、コンポーネント免許の開始の前に提供される。非飛行型コンポーネントは、一体型システム免許試験の前にプロトタイプシステムで試験される。オプションC試験プログラムで作られた飛行型コンポーネントの品質は、コンポーネント免許と修正のため一体型システムの組立の免許に、制限される。

オプションAに比べたとき、システム免許試験の間に高いリスクと大きい失敗の可能性がある。なぜならば、予備的一体型システムテストが、一体型システム設計、サブシステム共存性、または性能を実証するためになされないからである。

もし一体型システム修正試験の間に設計と性能の失敗が起こると、重要で費用のかかるスケジュールの遅れる高い可能性がある。先立つサポート活動がオプションCテストプログラムによって提供されないので、周辺の仕事が実行不能であろう。

オプションCテストプログラムの間に開発された技術的インフラストラクチャは、一度に一つの一体型システムを製造する能力がある。これに続く飛行実証と宇宙原子動力システム実用のためのサポートは、オプションCテストプログラムによっては提供されない。

謝辞
省略

参考文献
省略

(引地)

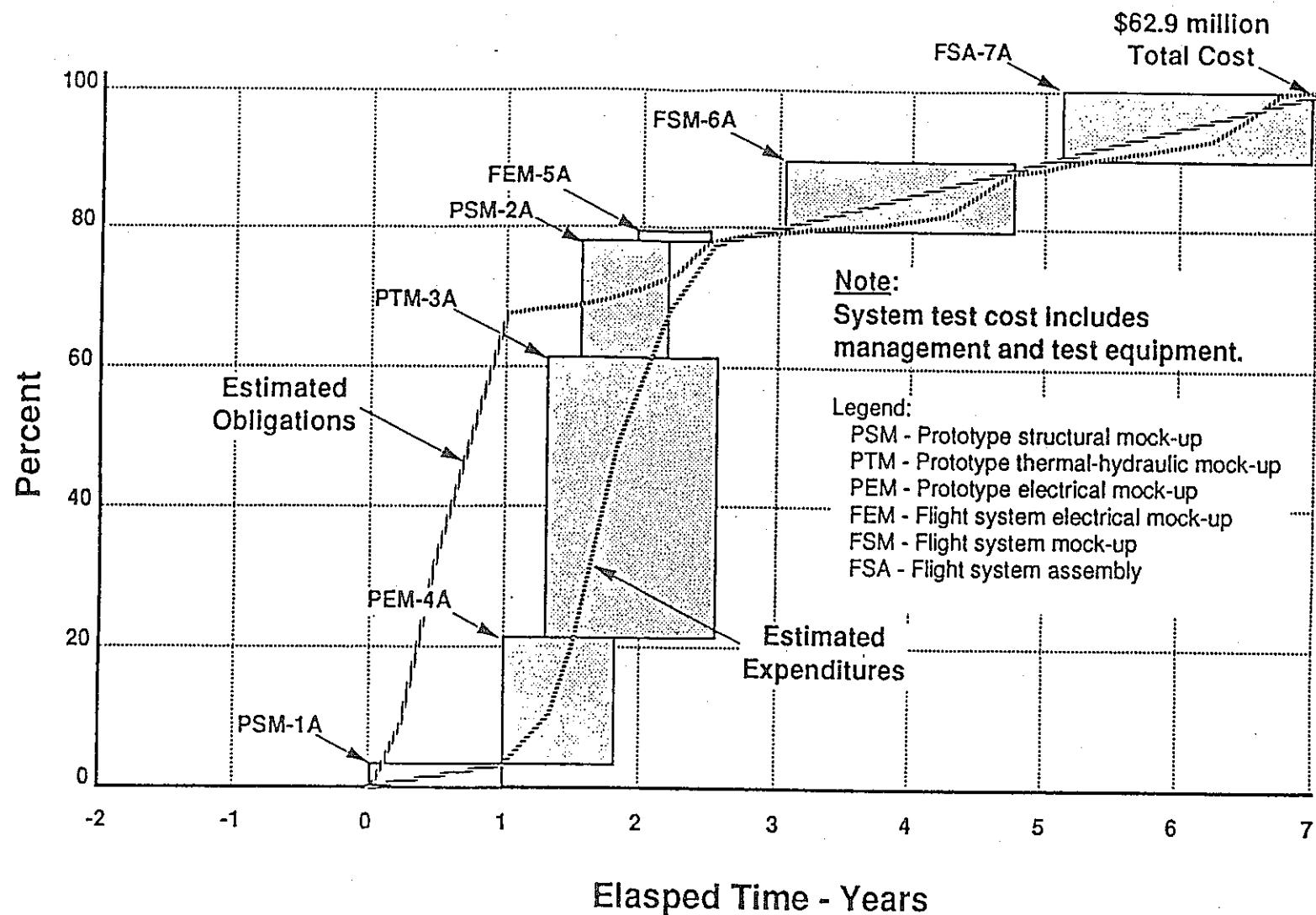


Figure 1. SP-100 System Test Program Cost & Schedule - Option A.

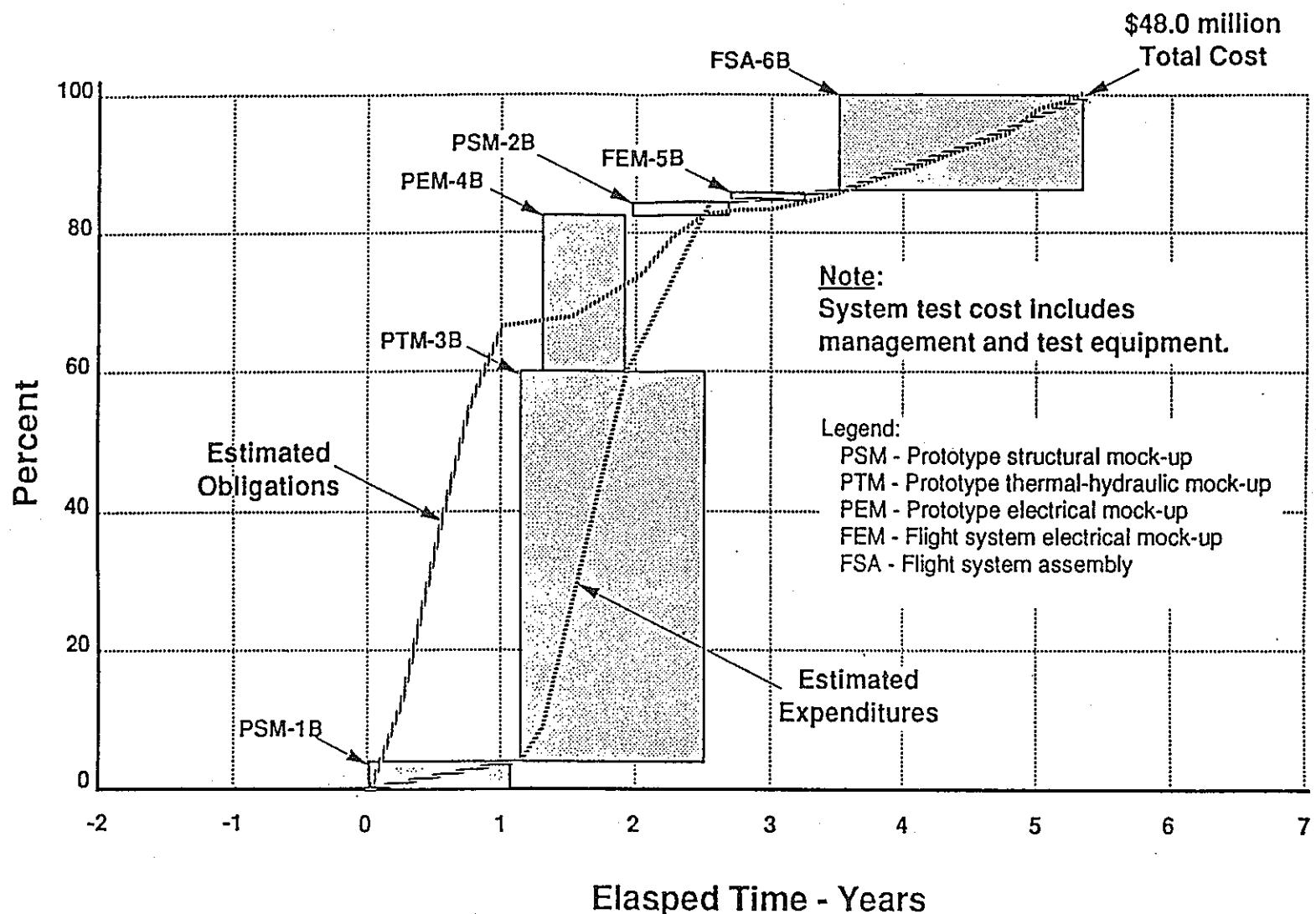


Figure 2. SP-100 System Test Program Cost & Schedule - Option B.

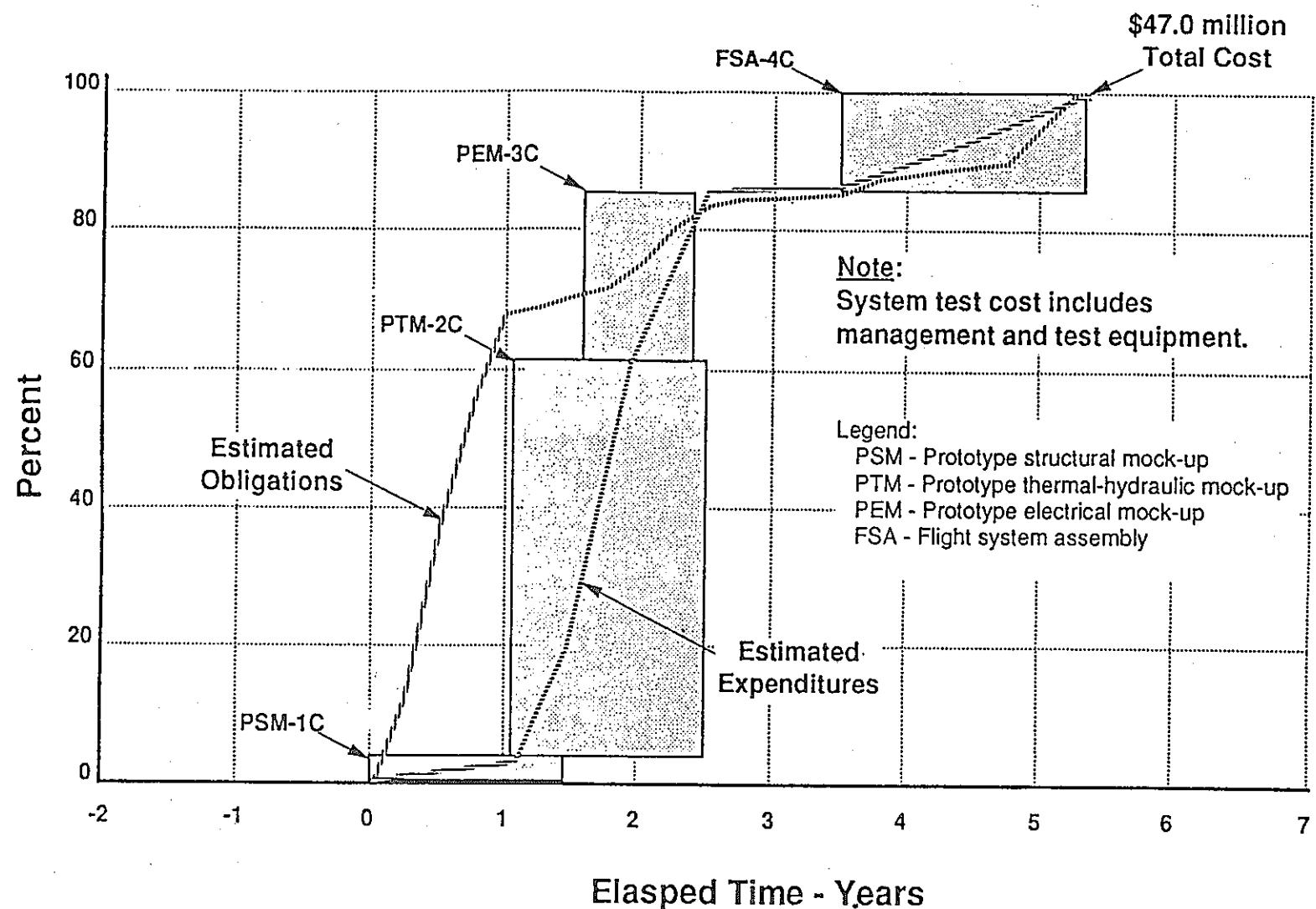


Figure 3. SP-100 System Test Program Cost & Schedule - Option C.

(L 試験計画 - 4)

SP-100 の原子動力アセンブリー試験
試験アセンブリーに要求される機能、システムの構成
SP-100 Nuclear Assembly Test
Test Assembly Functional Requirements and System Arrangement

T. Ted Fallas, Robert Gluck, Kumer Motwani,
Harold Clay, Gerald O'Neill (General Electric Company)

出典 : 8th Symposium on Space Nuclear Power Systems, Albuquerque, January 6-10,
1991

概要

SP-100 Generic Flight System (GFS) の炉心、飛行シールド、飛行制御系の確認試験について、その要求機能、システムを記す。原子動力アセンブリー試験 (NAT) は試験体（制御系と飛行シールドを設置した SP-100 原子炉）と補助システムで構成される。NAT 試験アセンブリーは GE で設計されている。WHC は NAT 試験体を封入する真空ベッセルシステムと試験セルの設計を行っている。予備的な設計についてのレビューは完了しており、現在最終設計を行っている。

前書き

SP-100 計画の GFS はリシウム冷却、UN 燃料の高速炉であって、宇宙空間において 100 kW_e で 10 年間運転できる能力を有するものである。主要なコンポーネントは GFS に使われる前に機能確認が行われる。機能確認計画は SP-100 の GES 計画の一部として実施される。コンポーネントが一揃い組合わされたものを試験体 (Test Article) と呼び、反射体を備えた原子炉、安全棒、原子炉飛行シールドで構成される。この試験体はプロトタイプの飛行制御系とともに NAT (Nuclear Assembly Test) と呼ばれる GES 試験によってその機能が確認される。NAT はワシントン州のリッチモンド近郊のハンフォード指定地区にある DOE の施設において、WHC により行われる。WHC は試験体が装荷される真空容器を設計し試験をサポートする関連サービスを供給することになっている。SP-100 計画の主請負者である GE は、試験体と関連サブシステムから成る試験アセンブリーを供給する予定である。

NAT 試験アセンブリーに対する機能要求

以下の機能が要求される。

- GFS の宇宙環境、条件を模擬する環境を設定すること。
- GFS のプロトタイプ試験体からの熱除去を設定する。
- GFS 条件下の試験体中に冷却材を供給する。
- 非原子力システム試験を行うため、冷却材に対しては独立した熱源を設置する。
- 原子炉から崩壊熱を除去するための代替となる独立した冷却系を設置する。
- 全ての運転状態、仮想的な非定常条件下を考慮して、試験体の構造に対するサポートを設置する。
- 原子炉を制御するシステム、試験アセンブリーの状態をモニターするシステム、必要に応じてシステムをシャットダウンし安全な状態に復帰させるためのシステムを設置する。

NAT 試験アセンブリーの構成

Fig. 1 に NAT 試験アセンブリーと真空容器を描く（計装系、制御系を除く）。真空容器は、ハンフォードサイトの更新されたテストセルにちょうど収まるようなサイズとなっている。試験アセンブリーは真空容器に具合良く収まるよう、機能要求を満足するように設計・構成されている。試験アセンブリーの設計においては、施設内クレーンの持ち上げ重量制限、フックの荷重制限、さらには、San Jose, CA (ここでアセンブルされる) からハンフォード地区への船積みの必要性が制限条件となる。以下に記述する NAT の真空容器と試験アセンブリーシステムの構成は上述した機能要求を満たすものである。

真空容器

真空容器は試験体の環境を 1.33×10^{-6} kPa (1×10^{-5} torr) に保つ [活性

ガスの分圧は 1.33×10^{-10} (1×10^{-9} torr) のオーダー]。さらに、試験体の line of sight 内の真空容器壁の部分は 366 K (200 F) 以下に保たれ、GFS を模擬した放射ヒートシンクを備えている。試験体は真空容器の下部に設置されているため、試験アセンブリーのサイズは、プライマリーシステムから漏れ出す冷却材が炉心の周囲に溜まり、炉心冷却性能を確保するように設計されている。試験アセンブリーはサイト外で組み立てられるため、真空容器スプールピースをが付けられており、これは試験アセンブリーの一部としてアセンブルされ、船積みされてサイトに運ばれる。真空容器外のシステムと接続される配管や計装ケーブルは、全てスプールピース壁の貫通口を通りっている。

施設のシールド

施設シールドサブシステムは上部及び下部の施設シールドで構成されている。下部施設シールドはプロトタイプライトシールドとともに反射体と安全棒駆動モーター近辺で放射フィールドの役目を果たし、GFS で想定される条件を模擬している。2 系統のシールドは熱交換器（試験アセンブリー上部領域に位置する）2 次側のナトリウム冷却材に入るブラックスを抑える働きをする。これによって、2 次ループ内の放射化された Na 24 の濃度は 4.5×10^{-8} キュリー / cc 未満に抑えられ、試験セル外の人間の安全が確保される。さらに、シールドシステムはシャットダウン後の真空容器スプールピース外の電気コネクターにおける最大線量率を 10 m/h に制限する。

主熱輸送系

Primary Heat Transport Subsystem (PHTS)

Nb-1%Zr 製の PHTS は、冷却材を原子炉出口から PHTS コンポーネント（熱はガスギヤップ熱交換器 [IHX] を介してサブシステムから除去される）を通過させて原子炉入り口へと循環させ、原子炉で生成した熱を運ぶ。PHTS は Multifoil 断熱材で断熱されているが、いくらかの熱は熱放射によりサブシステムから除去され、真空容器壁を熱する。Fig. 2 に示したようにサブシステムは Nb-1%Zr 製のパイプ内を冷却材が流れるようにアレンジされていて、冷却材は原子炉から試験アセンブリー上部に至り、そこで冷却材の一部がバイパスに分岐されてエクスパンジョンタンクを通過することによりガス抜きされる。加えて、PHTS 上部に設置されたタンクは、外部のカバーガスシステムに結び付けられており、冷却材の熱膨張の吸収と、システム圧の最小値保持が行われる。流体は、真空容器スプールピース壁を貫通して設置された電磁ポンプを通過する。冷却材は 2.2 メガワット（サーマル）の IHX を通過し、流量の 15% は誘導加熱器 (I2R) を通り、残りの 85% はバイパスを通る。誘導加熱器は主に原子炉運転の初期に用いられる。加熱器は 400 kW e を冷却材に供給し、冷却材温度を 1350 K まで上昇させる。加熱器を出た後、冷却材は永久磁石流量計を通過し、原子炉入り口配管を介して原子炉に戻される。

補助冷却系

Auxiliary Cooling Subsystem (ACS)

Nb-1%Zr 製の ACS は、PHTS が使えない場合に炉心の残余熱を除去するよう設計されている。ACS は流力的、電気的に PHTS から独立した系統となっている。このサブシステムは原子炉が熱を発生しているあいだ中運転され、燃料ピンサイズの熱交換器（ACS ポンプで強制循環されるリシウム冷却材を使用）によってダイレクトに熱除去を行う。この ACS ポンプには 1 E の電力が供給されており、2 つのステーターを持っているため、システムの信頼性は高い。冷却材は原子炉から電磁ポンプを通って、エクスパンジョンタンクとラジエーターから成るパラレルなシステムに流れる。続いて、流れは流量計を通って原子炉内 ACS 多岐管システムに帰還する。

構造の支持

ステンレススティール製の構造支持サブシステムは、試験体に対して真空容器を通過し試験セルの耐荷重構成物に至る荷重経路を供給する。試験体の原子炉と飛行シールド、さらに、下部施設シールドは一つのアセンブリーとしてボルト締めされている。サポートチューブは V-トラス状に組まれていて、原子炉 / シールドアセンブリーを上部施設シールドの下端に固定している。荷重は施設シールドの構造材を通過し、4 組の Lug によって真空容器壁に伝達される。荷重は真空容器壁を通過して真空容器壁の外側に設けられた別の Lug に伝わる。さらに、支持システムは、試験アセンブリーの様々なコンポーネント

が接続されている上部真空容器壁周囲に、幾本かの垂直支柱を有している。冷却材配管はパイプハンガー（タンクステン製メッシュのライナーにより、ステンレススチール支持が使えるレベルまで高温を低減する。）で支持される。構造支持サブシステムは、システムの荷重を伝達するだけでなく、コンポーネントや配管系の熱による相対移動を吸収する役目を果たすように設計されている。

計装・制御（I & C）システム

計装・制御システムは試験アセンブリーから真空容器スプールピースを貫通してデータ分析システム、制御システムに至るケーブル引き込み線で構成されている。このシステムは、試験アセンブリーの状態のモニターに使われる計装系からの信号を伝送する役目、あるいは反射体駆動モータと安全棒駆動モータに電力を供給する役目を果たす。シース付きケーブルは互いに独立した4系統に分岐されていて冗長安全系が構成されている。安全系の機器は非安全系の機器から物理的に隔離されている。機器類は、機械的な負荷や、支持構造物に接触しているケーブルトレイによるハザードから保護されている。

N A T 試験計画

最初の真空容器の完成、 1.33×10^{-6} KPa の真空達成の後、N A T 試験計画は3つのフェーズに分かれます。

高温機能試験

このフェーズでは、原子炉無しの条件下で、試験アセンブリーの流力試験が行われます。システムの熱源は 400 kW, I 2 R のヒータである。この試験によって、試験アセンブリーの計装系の較正と流力特性の確認がなされます。試験体の安全棒と制御反射体は、フルレンジの温度・流量条件下でテストされます。

低出力・解凍試験

初期の原子力条件での試験は低出力（< 5 %）で行われます。低出力試験の実施後、崩壊熱は 95 ワット未満に引き下げられ、リシウム冷却材は炉心のトップにドレインされ、リシウムは固化します。S P - 100 飛行システムのキーになる特徴は、リシウムが固化した状態で原子炉を打ち上げ、宇宙空間においては原子炉の熱により冷却材を解凍するという点である。解凍プロセス、熱力、ニュートロニクス、機械的効果に関する予測は、この試験シリーズで確証されます。

出力試験

試験体の確認、G F S の本サイクルの過渡状態の様々な出力レベル、流力条件における特性の予測を行います。熱力的、中性子工学的な確認に加え、制御棒の機械的な運転及び機能自律型の原子炉制御系の機能の確認が行われます。

結び

S P - 100 原子炉の地上技術試験では、宇宙空間で使用される原子炉サブシステムの確認が行われます。N A T 試験アセンブリーは G F S 及び全ての地球上試験に課せられる制限に対して要求される機能条件を満たすものである。作業は着々と進行しています。

（小西）

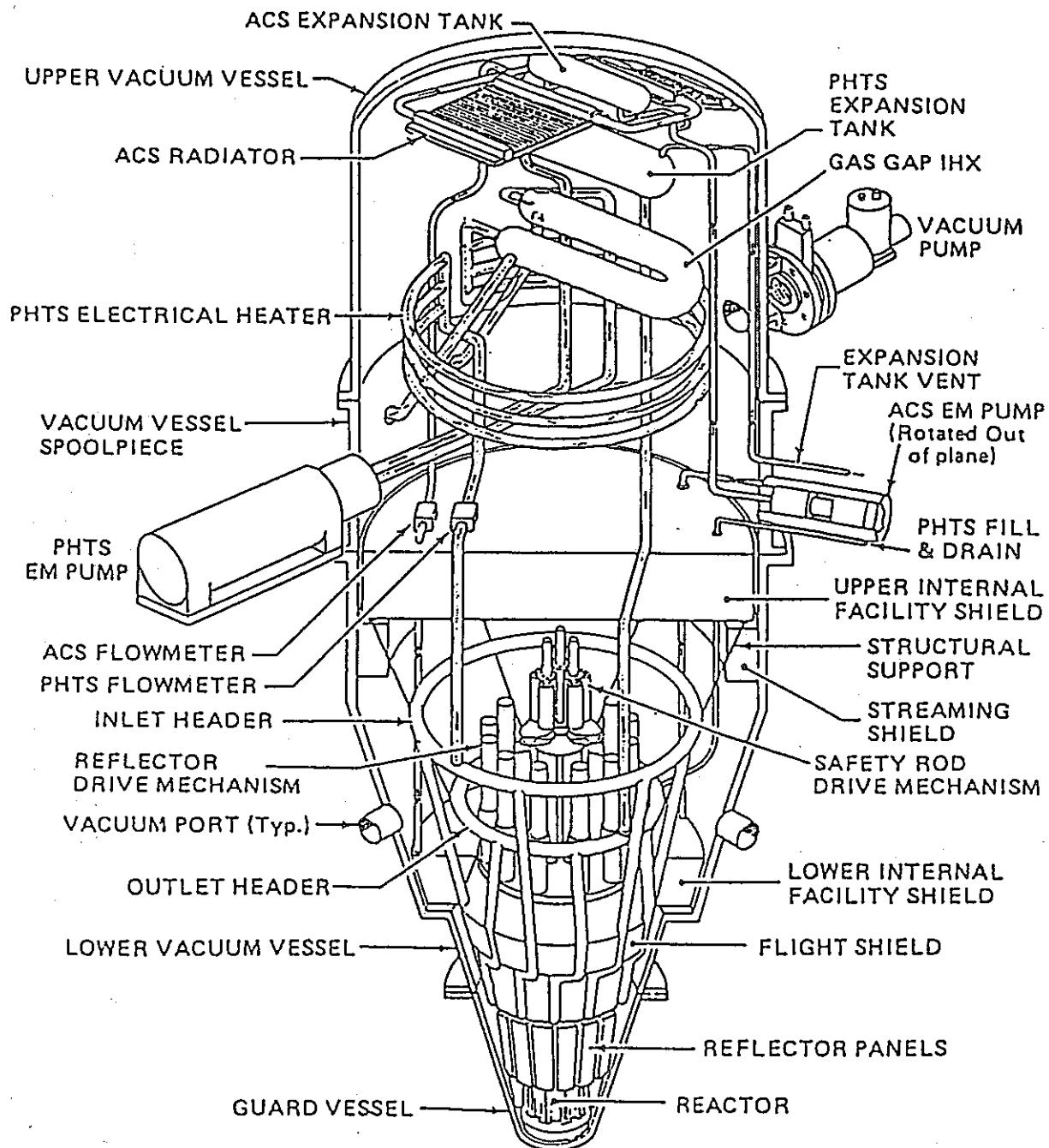


Figure 1. Test Assembly Arrangement.

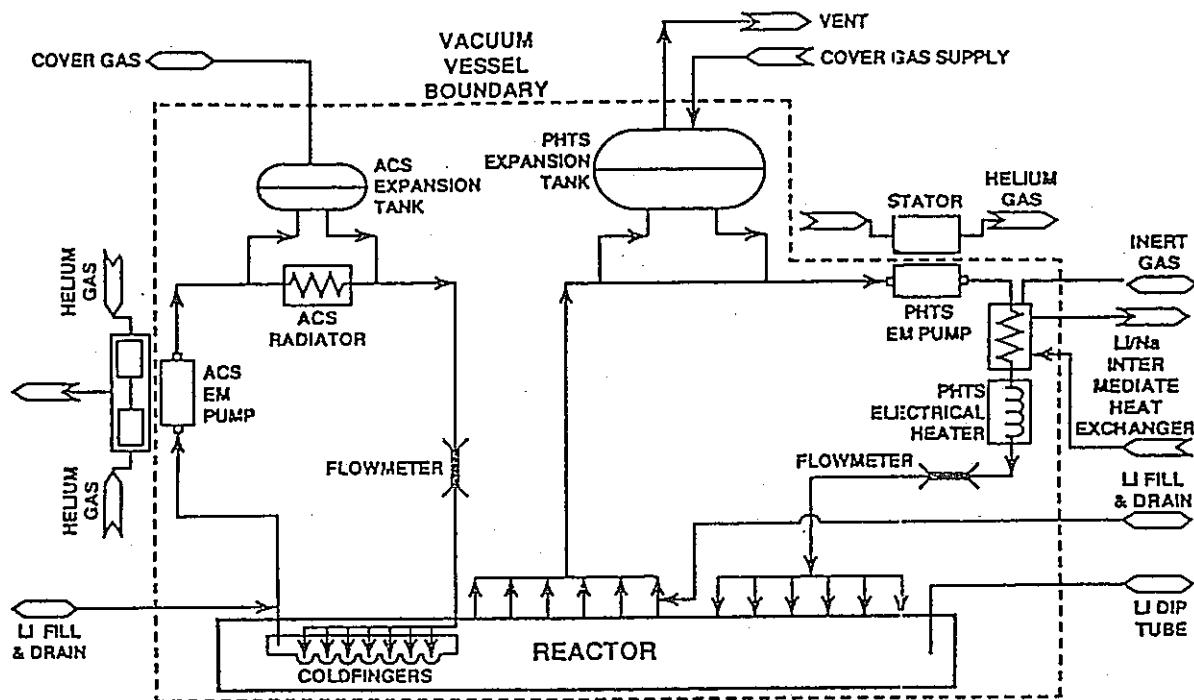


Figure 2. Test Assembly Flow Diagram.

(M規制ー1)

宇宙での原子力源の安全利用：国際組織の討論の進歩

The Safe Use of Nuclear Sources in Space:
Progress toward the Elaboration of an International Framework

Kenneth D. Hodgkins, Bruce C. Rashkow (U.S. Department of State)
Robert Lange (U.S. Department of Energy)

出典：7th Symposium on Space Nuclear Power Systems, Jan. 1990, Albuquerque
pp. 158-163

序論

1978年1月に不調をきたしたソビエト原子力宇宙船COSMOS-954が、大気圏に突入、崩壊しカナダ北西部域に数千の放射性物質の破片をばらまいた。それにより、国際連合の加盟国は、宇宙での原子力の利用（NPS）に関連した問題を考える外宇宙平和利用委員会（COPUOS）の科学技術小委員会（STSC）を召集した。1986年の後期に、カナダは、STSCで得られた技術結論を反映した基本方針のドラフトを決める法律小委員会を始めた。

この頃から国際社会は、宇宙探査のためNPSを使う国家の行動を制定する基本方針の確立するのを試みている。問題の技術の複雑さと計画外の再突入の可能性に関連して、その進み具合はゆっくりである。それは加盟国の視点と方針の違いをも表している。いくつかの国では、厳密な規制環境で設計・運転基準を設定するこの努力を試みている。ほかの国では、安全設計とNPSの使用のため的一般基準を確立するのに加えて、もっと一般的な問題で計画外の再突入とその場合の準備の通告の重要さを強調するのを問題にしている。

今NPSの討論は20年目にはいっており、いくつかの明確な規範があと数年間の順調な結論のための段階をむかえるだろう。この論文の目的のため著者はこれらが将来に向けて掘り下げられる理解を提供する見解の最近のUNの開発を再検討する。

検討

1989年2月に第26回会議STSCが行われ、COSMOS-1900事件を導いた国際連合のおそまつな領域を示したNPSを討論した。COSMOS-1900はNPS問題に対する興味を継続させ、代表団を進行中の討論を緊急に高めた状態にした。特定の文書がイギリスと西ドイツによって持ち出された。イギリスは「外宇宙での原子力の運転による危険の評価」と「衛星の原子力の安全性の国際体制に向けて」の2つの論文を紹介した。最初の論文は、同じ主題、提案の領域の1980年のイギリスの論文をさらに研究して改めたものです。この論文は、原子力の運転による人へのリスクは別の活動によって起こされるリスクより小さいと結論した。2つめの論文は地上にある原子炉のための今ある原則から得られる国際体制の構成と適当なNPS安全基準が達成されることを証明する多国間機構の考えを提案した。

西ドイツの論文は安全性についての3つの領域を導く仕事を反映する。これらは（1）再突入の間の酸化ウラン燃料の完全な蒸発または燃焼、（2）デbrisの原子炉への衝突、（3）ラジオアイソトープ発電機の収納容器です。二酸化ウラン燃料の再突入の徹底的なコンピュータ解析は完全な燃焼が起こらないことを示した。これらの結論から西ドイツの提案は原子力源を打上げる国が燃焼を達成するための主張の支持の明白な証明を提供する。NPSの物体と自然または人工の物体の間の衝突の危険は調査された。研究では、高度800kmまたは300年の軌道で、100の原子炉毎に300年に3回の衝突が起こると予想される。衝突から起こる破片は数年以内に再突入すると予想される。それゆえ、原子炉の保管または運転は高度1200km上で行われる。

この論文は、国際基準の開発のもっと一般的且つ現実的な扱い方の方法をクリアした、いくつかの重要な結論のための基準を提供した。特に、STSCは次の一致した意見に達した。

○デbrisの増大量とデbrisと原子炉の衝突の可能性は軌道上でのミッションの計画時に説明されなければならない。（けれども意見はこの事への適切な反応に関して達成されない。）○NPS設計と運転の安全基準は、技術の進歩のとき替えられる規定技術解析によって目標の期間に述べられる。○高濃縮ウランは原子炉の可燃材として使われる。○軌道上で使用された原子炉の保管は受容される放射線レベルになるまで軌道上におかれ、別の宇宙の物体との衝突のリスクの計算を行う。○RTG収納容器はラジオアイソトープの

解析ができる限り小さいものとする。○安全基準は通常運転と事故状態を区別する。

LSCの平行した討論は、1986年からSTSCの達した技術結論と次の範囲を基本とした基本方針のドラフト文書に集中した。

○原子力源の宇宙にある物体の通知○NPSの安全利用のためのガイドラインと基準○安全性評価○NPSの計画外の再突入の通知○NPSの計画外の再突入により起こる状態への援助○国の責任

投票による協定は、NPSの機能不全の宇宙船の再突入の国際社会への通達と大気圏へ再突入するNPSの宇宙船による逆の影響を国は提供が原則となった。これらは、NPS軌道上宇宙船のあることを通知の必要と同じぐらい、視野の視点と安全基準の方針の中身と安全評価の利用価値の異なるなることが続いている。安全基準の場合、別の加盟国がさまざまな技術解析によってかなう安全目標を定めるもっと一般的な方法を支持する間に、設計と運転のためのとても明確で詳しいガイドラインに数年間議論していた。多くの国は安全評価がそれぞれを使う前に導かれることに賛成した。けれどもいくつかの国は公に利用できるこれらの評価の作成の利用を疑いをかけている。

1989年3月に行われた第28回LSC会議の間に、重要な段階の進展がいくつかのこれらの相違を解決するのをもたらした。1989年の代表団によって表現された視点が表され、会議は結論に達した。カナダは、いくつかの重要な問題の行き詰まりを破るために約束をもってドラフトの方針を配布した。

結論

これらの検討で合衆国は、宇宙炉を安全に使う時は調査の実際の寄与とすべての国に役立つために外宇宙での使用を行う姿勢をとる。合衆国は、安全面を特に強調した我々のNPS計画の国際社会の理解を深めることを試み、方針の姿勢はNPSのリスクと便利さの現実的なバランスを反映させることを確実にすることです。宇宙での原子力はCOPUOSの優先した話題として続けられる。目的の興味に欠けるが、最近の出来事は目標の大きな理解と小委員会の討論の方向に加えられた。NPSの現在、将来の利用者のため、これらの国際論議は、将来の宇宙探査の重要な可能性を与える。

謝辞

著者はこの論文の準備に寄与してくれたDepartment of State, Department of Energy, National Aeronautics, Space Administrationのスタッフに謝意を表します。

(野村)