

海外出張報告

第6回宇宙用原子動力システムに関するシンポジウム参加報告

(1989年1月5日～11日
米国ニューメキシコ州アルバカーキ)



1990年4月

技術資料コード	
開示区分	レポート No.
	V9600 90-002
この資料は 図書室保存資料です 閲覧には技術資料閲覧票が必要です	
動力炉・核燃料開発事業団大洗工学センター技術管理室	

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ください。

〒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 システム開発推進部・技術管理室

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

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

海外出張報告

第6回宇宙用原子動力システムに関するシンポジウム参加報告

(1989年1月5日～11日
米国ニューメキシコ州アルバカーキ)

神戸 満

要 旨

フロンティア研究の一環として、高速炉技術の高度化を目指した先導的 R & D の推進を目的に、昭和64年1月5日から11日まで米国ニューメキシコ州アルバカーキにて開催された第6回宇宙用原子動力システムに関するシンポジウムに参加した。

1) シンポジウムの概要

米国、ソ連、仏、英および日本（筆者のみ）から約600人が参加した。米国からは NASA、DOE および DOD（国防省）の3者により検討が進められている SP-100（100kWe クラスの軌道上用原子動力プラント）、マルチメガワット計画（MWe クラスの宇宙用原子動力および原子力推進）、月面および火星基地用原子動力プラントについて発表が行なわれた。ソ連からは熱電子発電による軌道上用原子動力および原子力推進ロケットによる火星探査計画の概略、仏（CEA）からは ERATO（20～200kWe の軌道上用原子動力プラント）について各々発表があった。

2) 本シンポジウムで得た情報に基づいて、動燃のフロンティア研究に対する提言をまとめた。

April, 1990

6 th Symposium on Space Nuclear Power Systems
(Albuquerque, New Mexico, USA. Jan 1989)

Mitsuru Kambe

Abstract

The author attended the 6 th Symposium on Space Nuclear Power Systems held in Albuquerque, New Mexico, USA on January 1989. The purpose of attending the symposium is to motivate further development of fast reactor technology within the framework of frontier research activities of PNC.

- 1) More than 600 participants, including nuclear scientists and engineers from the Soviet Union, France, England and Japan and a host of US government space and energy officials, attended.

Presentation including :

- SP-100 program to develop a hundreds of kilowatts of space nuclear reactor and its application to lunar and martian surface.
- Multimegawatt program to develop megawatts of space nuclear reactor and nuclear propulsion.

NASA, DOD and DOE are collaborating on above programs.

- 2) From the Soviet delegation, programs on thermionic reactor for earth orbit and nuclear propulsion for manned Mars mission vehicle are presented.
- 3) French delegation detailed the recent R & D program of 20~200 kWe of space reactor ERATO.

Advanced Nuclear Power Project, Frontier Research Group, Technology Development Division, O-arai Engineering Center, PNC.

目 次

1.	概 要	1
1-1	出張の目的および内容	1
1-2	シンポジウムの概要	2
2.	宇宙用原子動力プラント SP-100 の最新設計情報	4
2-1	SP-100 の概要	4
2-2	炉心および原子炉構造	4
2-3	1 次熱輸送系	13
2-4	エネルギー変換システム	27
2-5	放熱系	31
2-6	安全設計方針	41
2-7	信頼性	50
3.	月面基地用原子力発電プラント	56
4.	マルチメガワット (MMW) 計画	66
5.	フランスの開発状況	70
6.	ソ連の開発状況	72
	付録 1 ソ連の発表要旨および質疑応答メモ	73
7.	米国およびフランスの宇宙用耐熱材料の開発状況	81
	付録 2 米国および仏の宇宙用耐熱材料	82
8.	関連施設訪問	89
8-1	ニューメキシコ大学宇宙原子力研究所	89
8-2	サンディア国立研究所	91
8-3	カリフォルニア大学ロサンゼルス校 機械・宇宙・原子力工学部	93
8-4	ETEC	95
8-5	アルゴンヌ国立研究所ウェスト	96
9.	宇宙用原子動力開発に対する動燃事業団の取り組み方についての提言	98
10.	謝 辞	106
11.	参考文献	106

1. 概 要

1-1 出張の目的および内容

1) 目 的

大洗工学センター・フロンティア研究グループにて実施中の宇宙用原子動力プラントの設計検討に必要な情報を得るため、「第6回宇宙用原子動力システムに関するシンポジウム」および短期講座に出席する。また、宇宙用原子動力システムに関するR&Dを実施している研究機関を訪問する。

2) 出張者

大洗工学センター技術開発部フロンティア研究グループ

新原子動力研究担当 神戸 満

3) 訪問先および日程

1989年1月5日(木)	}	第6回宇宙用原子動力システム短期講座出席
1月8日(日)		
1月9日(月)	}	同シンポジウム出席
1月11日(水)		
1月12日(木)		ニューメキシコ大学 宇宙原子力研究所訪問
1月13日(金)		サンディア国立研究所訪問
1月15日(日)		カリフォルニア大学ロサンゼルス校 機械・宇宙・原子力工学部訪問
1月16日(月)		ETEC訪問
1月18日(水)		アルゴンヌ国立研究所ウェスト訪問

1-2 シンポジウムの概要

1) 名称および主催等

名 称：6th Symposium on Space Nuclear Power Systems

主 催：ニューメキシコ大学 宇宙原子力研究所

共 催：NASAルイス研究所

米国エネルギー省（ロスアラモス国立研究所，サンディア国立研究所）

米国空軍（Space Technology Center, Weapons Laboratory）

協 賛：米国原子力学会，米国化学学会，米国機械学会，Babcock & Wilcox

Company, General Electric Company, Rockwell International

開催場所：米国ニューメキシコ州 アルバカーキ市

アルバカーキ・コンベンション・センター

2) 宇宙用原子動力システム短期講座の概要

短期講座（Short Course）はシンポジウムに先立って1989年1月5～8日に開催され，米国の宇宙用原子炉SP-100およびマルチメガワット計画に関する最新設計情報およびこれらの関連基盤技術について，講義が行なわれた。講師はNASA，ロスアラモス国立研究所，サンディア国立研究所，米国空軍などの技術者で，いずれもSP-100またはマルチメガワット計画のプロジェクトを担当する人々である。

短期講座の特長は，SP-100およびマルチメガワット計画はもとより，これらのプロジェクトを包含するSDI（Self Defense Initiative）について，かなり詳細な内容が講義形式で説明され，最新の設計データが入手出来ることである。もう一つの特長は，宇宙用原子力以外の宇宙関連技術（太陽エネルギー動的変換システム，太陽電池，天体物理学等）についての講義も含まれており，米国の宇宙開発技術全般についての情報が得られることである。

聴講者は約20人で，筆者の他はすべて上述のプロジェクトに実際に関与している米国人だった。

3) シンポジウムの概要

シンポジウムは1989年1月9～11日の公開セッションおよび12日の非公開セッションより成る。公開セッションは37のセッションより成り，計180件余りの発表が行な

われた。国別の発表件数および参加者は以下の通りである。

米 国	発表 170件,	参加 約600人
ソ 連	発表 4件,	参加 6 人
フランス	発表 2件,	参加 2 人
英 国	発表無し,	参加 5 人
日 本	発表無し,	参加 1 人 (筆者のみ)

ソ連が本シンポジウムに参加するのは今回が初めてである。

非公開セッションは軍事研究に直接関与する米国の技術者のみに限定して、1月12日に開催された。筆者は参加していないが、SP-100、マルチメガワット計画およびSDIに関する開示制限の情報が発表されたという。

2. 宇宙用原子動力プラントSP-100の最新設計情報

2-1 SP-100の概要

SP-100計画は数10～数100kWeの電力を7～10年にわたって供給できる原子炉発電システムを開発することが目標である。本計画はDOD（国防省），DOE（エネルギー省）およびNASA（航空宇宙局）の共同で1983年に開始され，1991～92年に地上試験を行ない，1990年代中頃の打上げを予定している。

SP-100の用途は以下に示す如く多様である。

地球周回軌道用	{	宇宙実験用電源
		宇宙における物質製造用電源
		広域航空管制衛星のレーダ用電源
		偵察衛星のレーダ用電源（SDIの一環）
衛星および惑星用	{	月面基地用電源
		火星基地用電源

地球周回軌道用の代表的な設計仕様を以下に示す。

電気出力	100kWe
設計寿命	7 年
原子炉	高速炉
燃料	高濃縮窒化ウラン
1次冷却材	リチウム
エネルギー変換方式	SiGe素子による熱電対変換方式
プラント効率	5 %
総重量	4 ton
打上げ手段	現行のスペースシャトル

2-2 炉心および原子炉構造

〔炉心特性〕

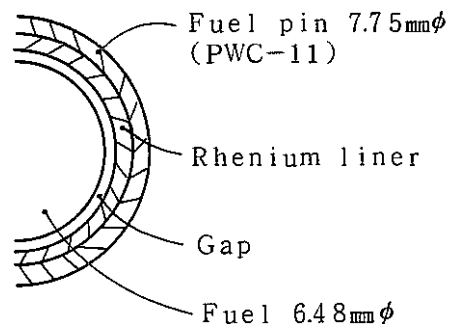
炉心の仕様および特性を各々表2-1および表2-2に示す。熱出力2.4MW，最大

線出力100W/cm，平均燃焼度44,000MWD/tonで，7年1バッチであり，地上の大型炉に比べ燃焼条件は非常に緩やかである。

炉心等価直径は約33cmで，978本の燃料ピンより構成される。炉心にはこの他に安全棒が7本，パイオネットチューブ（LOFの際の独立した冷却系）42本が存在する（図2-1）。燃料は六角状ダクトに分散して収納されている（図2-2）。この六角状ダクトは墜落時の炉心の圧縮を防ぐ役割をもつ。

〔燃料ピン〕

燃料ピン構造を図2-3に示す。被覆管材質はPWC-11（Nb-1Zr-0.1C）で，その内面にReがライニングされている。



Reは六角管外面にもライニングされており原子炉が海中に墜落し冷却材（Li）が水で置き換った際に熱中性子を吸収するボイズンの作用をする。以前はTantalum, Tungstenも検討された。

〔原子炉構造〕

原子炉構造断面図を図2-4に示す。反応度制御は原子炉容器の外側に設けられたベリリウム製のヒンジ式反射体の開閉により行なう。小型の高速炉ではこの様に炉心の外側からの反応度制御が可能となる。なお事故を考慮して炉心内にも安全棒が7本設けられている。これらの反応度制御方式の冗長度および達成可能な臨界特性を以下に示す。

スクラム冗長度

4 of 12 reflectors for shutdown

1 of 7 safety rods for shutdown

臨界特性

	Keff
海水置換，反射体とともに圧縮	0.96
海水置換，反射体無し	0.88
地中に埋込み，反射体とともに圧縮	0.96
反射体とともに圧縮	0.95
炉停止マージン	0.95

原子炉容器材質はPWC-11 (Nb-12Zr-0.1C) である。上述の反応度制御方式を採用した場合，炉心と原子炉容器との隙間にしゃへい体を配置することは出来ないが，寿命期間中（7年間）の原子炉容器への中性子照射量は $10^{13} \text{ n/cm}^2 \cdot \text{s}$ のオーダーであり許容範囲内である。

[Reentry Shield]

原子炉容器の外側は円錐状のReentry Shield（図2-4）で囲まれている。これは原子炉が万一大気圏に再突入する場合に，原子炉が溶融することなく健全な状態で地上に落下するための熱的な保護のためのものである。材質はカーボン／カーボン複合材（カーボン・マトリックスをカーボンファイバで補強したもの）で，大気圏再突入の際には約10分間，3200K程度となる。

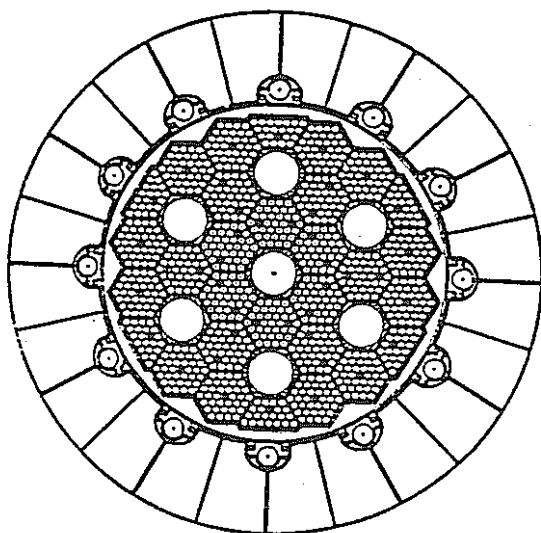
表 2 - 1 SP-100炉心仕様 (その 1)

炉心等価直径	325.1 mm ϕ
原子炉容器外径	355.6 mm ϕ
反射体包絡円外径	551.2 mm ϕ
燃料ペレット直径	6.48 mm ϕ
燃料ペレット理論密度	96 %T.D.
ウラン濃縮度	97/89 %
燃料ピン直径	7.75 mm
燃料ピン本数	978 本
バイオネットチューブ本数	42 本
安全棒本数	7 本
ヒンジ式反射体本数	12 本
燃料体積比	39 %

表 2 - 2 SP-100炉心仕様 (その 2)

SP-100 Reactor Subsystem Performance Characteristics
for Normal Operations

Parameter	Beginning of Life Value	End of Life Value
Power(MWt)	2.400	2.415
Reactor Temperature Rise K(F)		
Primary Loop	52(94)	56(101)
Auxiliary 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)	$q'_{av} = 62.3 \text{ W/cm}$	
Average	6.23(1.90)	6.27(1.91)
Nominal Peak	10.0(3.06)	9.09(2.77)
Core Burnup(at/o)	$q'_{max} = 100 \text{ W/cm}$	
Average	---	4.4
Nominal Peak	---	6.1
Peak Fast (>.1 MeV) Flux(n/cm ² -s)		
Vessel Wall	8.41×10^{13}	9.46×10^{13}
Peak Fast Fluence(n/cm ²)		
Vessel Wall	---	2.06×10^{22}
B ₄ C Nominal Peak Captures	---	2.74×10^{23}



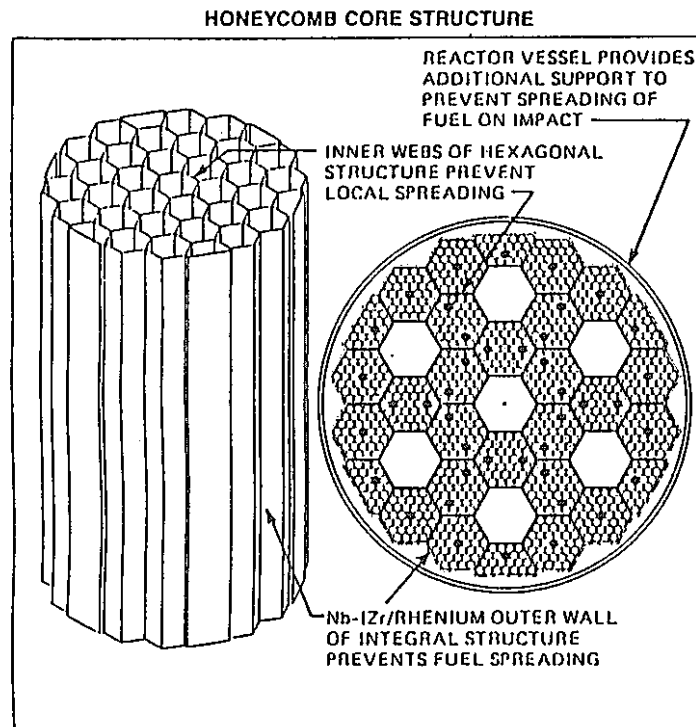
FUEL PINS	978
BAYONET TUBES	42
IN-CORE SAFETY RODS	7
RADIAL REFLECTORS	12
FUEL:	
U-235 ENRICHMENT (%)	89/97
PELLET DIAM. CM (IN.)	.648 (.255)
PIN DIAMETER CM (IN.)	.775 (.305)

SP-100 REACTOR CORE DESIGN.

图 2 - 1 SP-100炉心構成

JPL/LOS ALAMOS

ASCENT AND ORBIT TRANSFER PHASE (IMPACT IN WATER)



ISSUE

- MOST LAUNCH VEHICLE ASCENT ABORT IMPACT POINTS WILL BE IN THE OCEAN
- IMMERSION AND FLOODING OF THE REACTOR IN WATER COULD RESULT IN CRITICALITY

CONSEQUENCE IF CRITICALITY OCCURS

- NO HAZARD TO THE PUBLIC

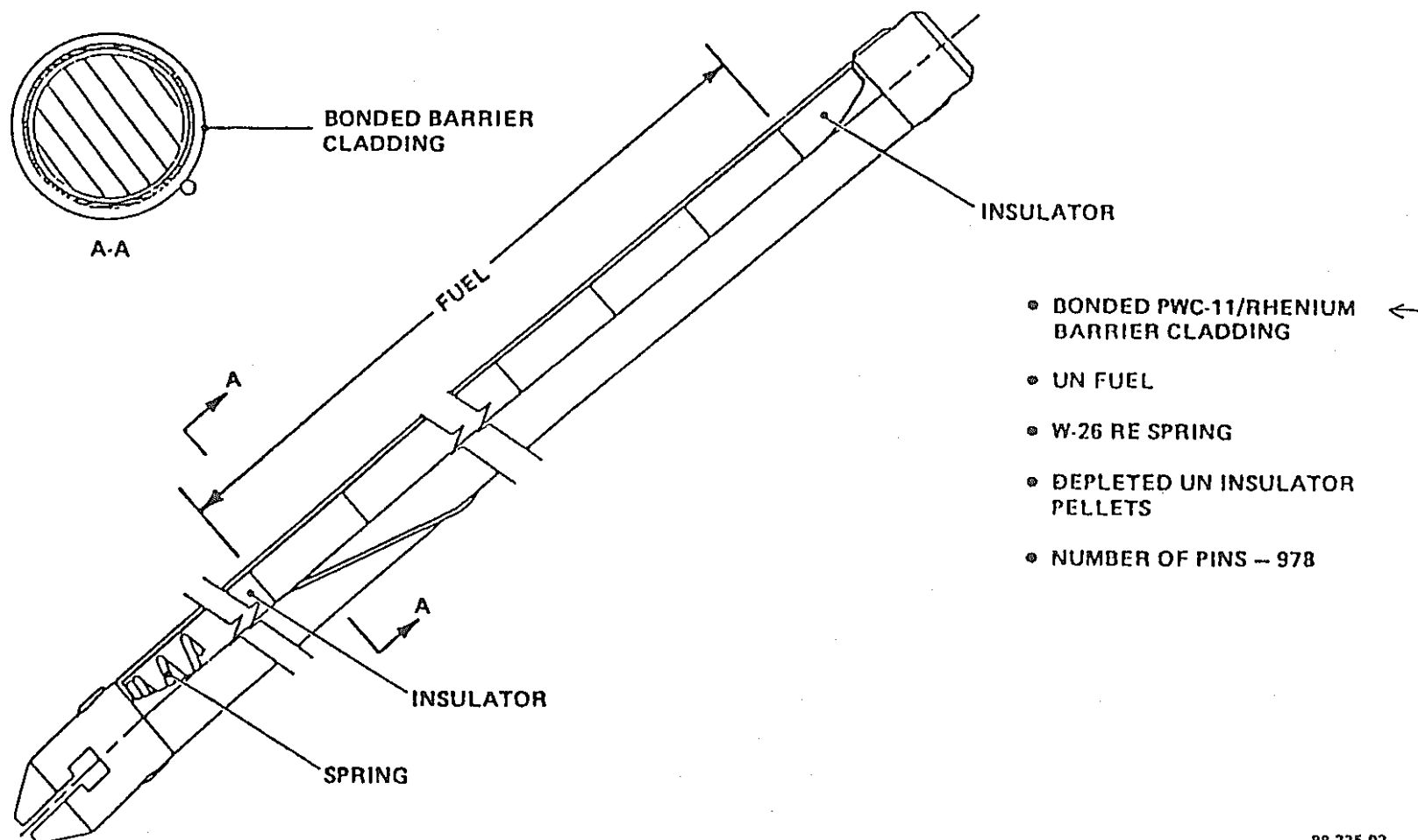
DESIGN STATUS

- FOR CRITICALITY TO OCCUR:
 - FUEL PINS MUST SPREAD APART ON IMPACT, AND
 - THE CORE MUST BE FLOODED WITH WATER
- THE REACTOR DESIGN PREVENTS CRITICALITY IN WATER
 - STRONG HONEYCOMB CORE STRUCTURE AND PRESSURE VESSEL STRENGTH PREVENT FUEL ELEMENT SPREADING
 - RHENIUM ON HONEYCOMB OUTER WALL AND INSIDE FUEL PIN CLADDING ADSORBS THERMAL NEUTRON
 - SAFETY RODS LATCHED TO STRUCTURE TO PREVENT ROD REMOVAL ON IMPACT
- FLOODED REACTOR IS SUBCRITICAL
 - — K_{eff} FOR SUBMERGED REACTOR IS:
 - 0.88 (WITHOUT REFLECTORS)
 - 0.96 (COMPACTED, WITH REFLECTORS)

図 2 - 2 炉心のハニカム構造



FUEL PIN DESCRIPTION



88 235-02

図 2 - 3 燃料ピン構造

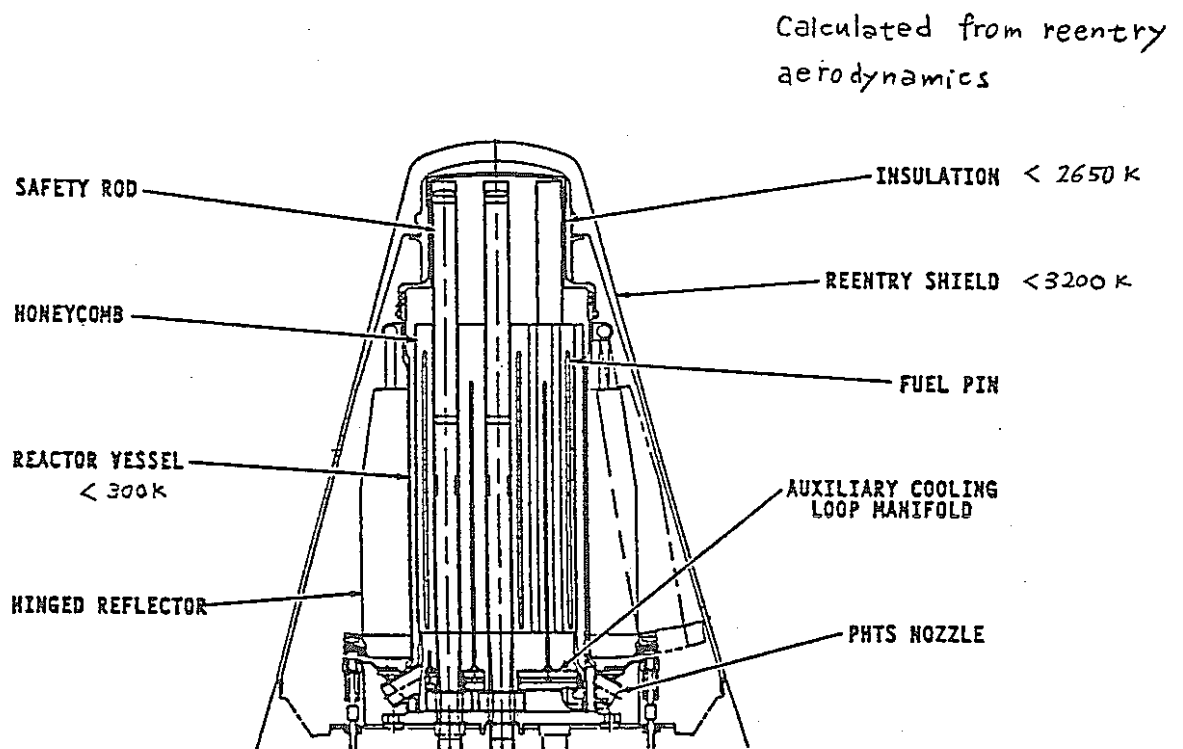


FIGURE 1. SP-100 REACTOR SUBSYSTEM DESIGN.

图 2 - 4 SP-100原子炉構造

2-3 1次熱輸送系

〔主冷却系〕

1次主冷却系は6ループより成り、各ループにガス・セパレータ1基、TEMポンプ2基および熱電変換装置2基を備える。炉心を出た冷却材(Li)はガス・セパレータを通過して2ループに分枝し、両ループに設けられたTEMポンプおよび熱電変換装置を通過した後、隣接ループの配管と合流して炉心にもどる(図2-5)。この様な配管構成ではTEMポンプ1基の故障は何ら炉心の逆流とはならない。

〔補助炉心冷却系〕

補助炉心冷却系は、原子炉が宇宙空間でいん石等の衝突により損傷した場合の主冷却系のLOF事象に対処するためのもので、主冷却系とは完全に独立した冷却系統および冷却材(Li)より成る。これによってLOF事象における燃料および被覆管温度は安全な範囲(2000K以下)に保持され、炉心崩壊およびFPの放出を防ぐ(図2-6)。

系統構成を図2-7に示す。冷却材は炉心内に分散して挿入された数10本の2重管(バイオネット・チューブ)を通過した後、バイオネット・プレナムに集まり、更にガス・セパレータ、TEMポンプおよびラジエータを経てバイオネット・プレナムにもどる。

バイオネット・プレナムは入口プレナムおよび出口プレナムより構成され、前者には2重管の内管が、後者には2重管の外管が各々接続される(図2-8)。冷却材は2重管を通過する際に炉心の崩壊熱を除去する。

〔TEMポンプ〕

主冷却系には12機、補助炉心冷却系には1機のTEMポンプが設けられ、各々の冷却材の循環を行なう。TEMポンプは1次側冷却材と放熱側冷却材との温度差による起電力を利用する電磁ポンプで、効率は1%以下と言われている。構造および原理を各々図2-9および10に示す。

〔ガス・セパレータ〕

ガス・セパレータは主冷却系および補助炉心冷却系の冷却材(Li⁷)に含まれるLi⁶の(n, α)反応によって生成するHeガスを分離するためのものである。SP-100に使用するLi⁷の純度については不明だが、米国では0.9999クラスのLi⁷が製造されている。

SP-100でのこのクラスの Li^7 を使用した場合、寿命末期におけるHeガスの生成量は10ℓと見積られている（表2-3）。

ガス・セパレータの構造を図2-11に示す。冷却材はセパレータの環状空間を旋回しながらフィルタを通過し、遠心力を利用してガスが分離される。

〔冷却系起動時の溶解システム〕

SP-100は軌道上に打ち上げられた後に、1次系および放熱系（2次系）のLiが溶解される。溶解のためのシステムはThaw Systemと呼ばれ、カリウム・ヒートパイプ、Accumulator（蓄圧器）およびThaw cavity（受熱領域）などより構成される（図2-12）。

カリウム・ヒートパイプは原子炉の熱を1次系および放熱系のThaw cavityに伝達する役割をもつ。Accumulatorは冷却材中のガスを一か所に集めて保持するためのものである。Liの凝固状態と熔融状態（運転温度）の体積変化は約5%であり、Accumulatorにはこの体積変化を吸収するために予め充填されたガスおよび、 Li^6 の（n, α ）反応によって生成するガスが集められる。溶解の進展を図2-13に示す。溶解には13時間を要する。



PRIMARY HEAT TRANSPORT SUBSYSTEM LITHIUM FILL AND VOID CONTROL



Power
conversion
Assembly (12)

Gas
Separator (6)

TEM Pump (12)

Reactor

He
gas
separator
(central action
bulb)

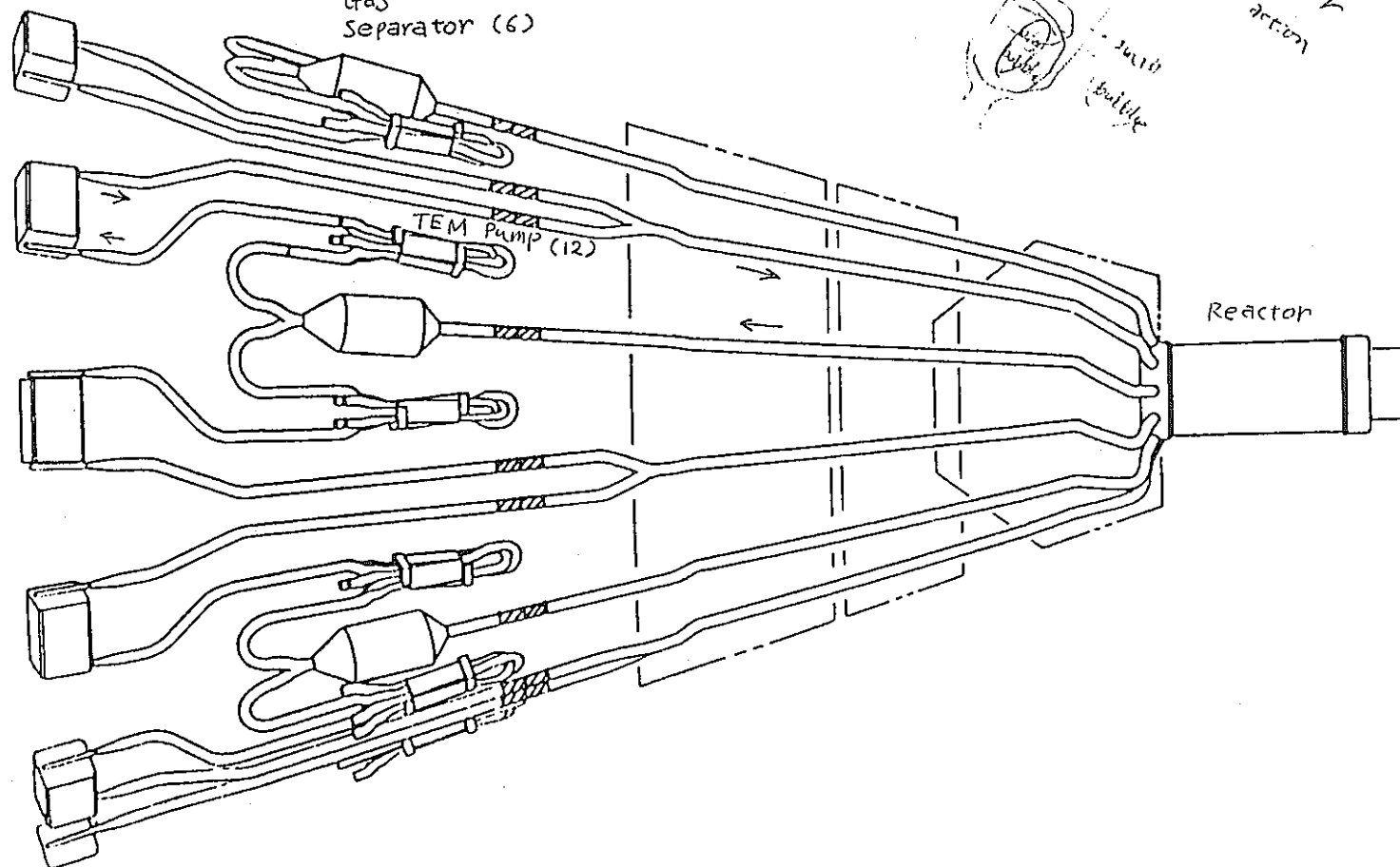
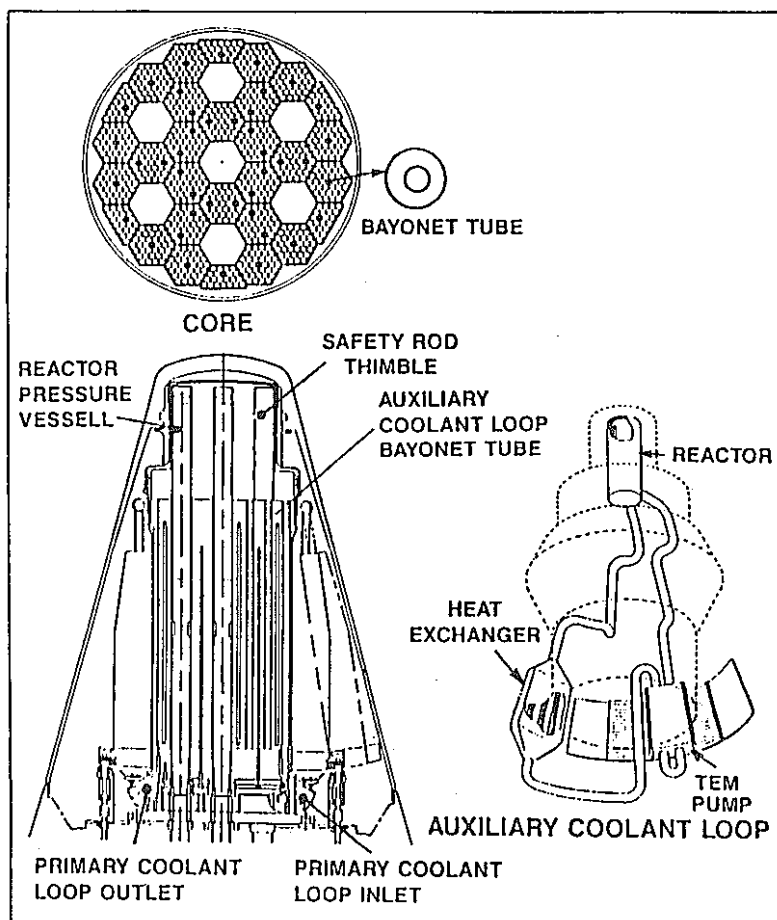


图 2 - 5 1 次冷却系



AUXILIARY COOLANT LOOP FEATURES



ISSUE

- SPACE DEBRIS COULD DAMAGE REACTOR WHILE OPERATING AT POWER

CONSEQUENCE OF SPACE DEBRIS IMPACTS

- LOSS OF PRIMARY COOLANT LEADING TO REACTOR OVERHEATING AND POSSIBLE CORE DISRUPTION
- RELEASE OF GENERATED FISSION PRODUCTS IN ORBIT
- LOSS OF ABILITY TO DISPOSE OF REACTOR

DESIGN STATUS

- ARMOUR PROTECTION ON PRIMARY LOOP REDUCES PROBABILITY OF LOSS OF COOLANT
- REACTOR SCRAMS ON LOSS OF COOLANT
- AUXILIARY COOLANT LOOP MAINTAINS FUEL AND CLADDING AT SAFE LEVELS (2000°K) IF COOLANT IS LOST
 - PREVENTS CORE DISRUPTION AND FISSION PRODUCT RELEASE
 - MAINTAINS REACTOR STRUCTURAL INTEGRITY FOR DISPOSAL
- AUXILIARY COOLANT LOOP ALSO PROVIDES OVER-TEMPERATURE PROTECTION AGAINST SMALL LEAKS FROM FLAWS IN PRIMARY COOLANT BOUNDARY

图 2 - 6 辅助炉心冷却系

PRIMARY HEAT TRANSPORT SUBSYSTEM



DESCRIPTION



AUXILIARY COOLING LOOP (ACL) MAIN COOLING LOOP (MCL)

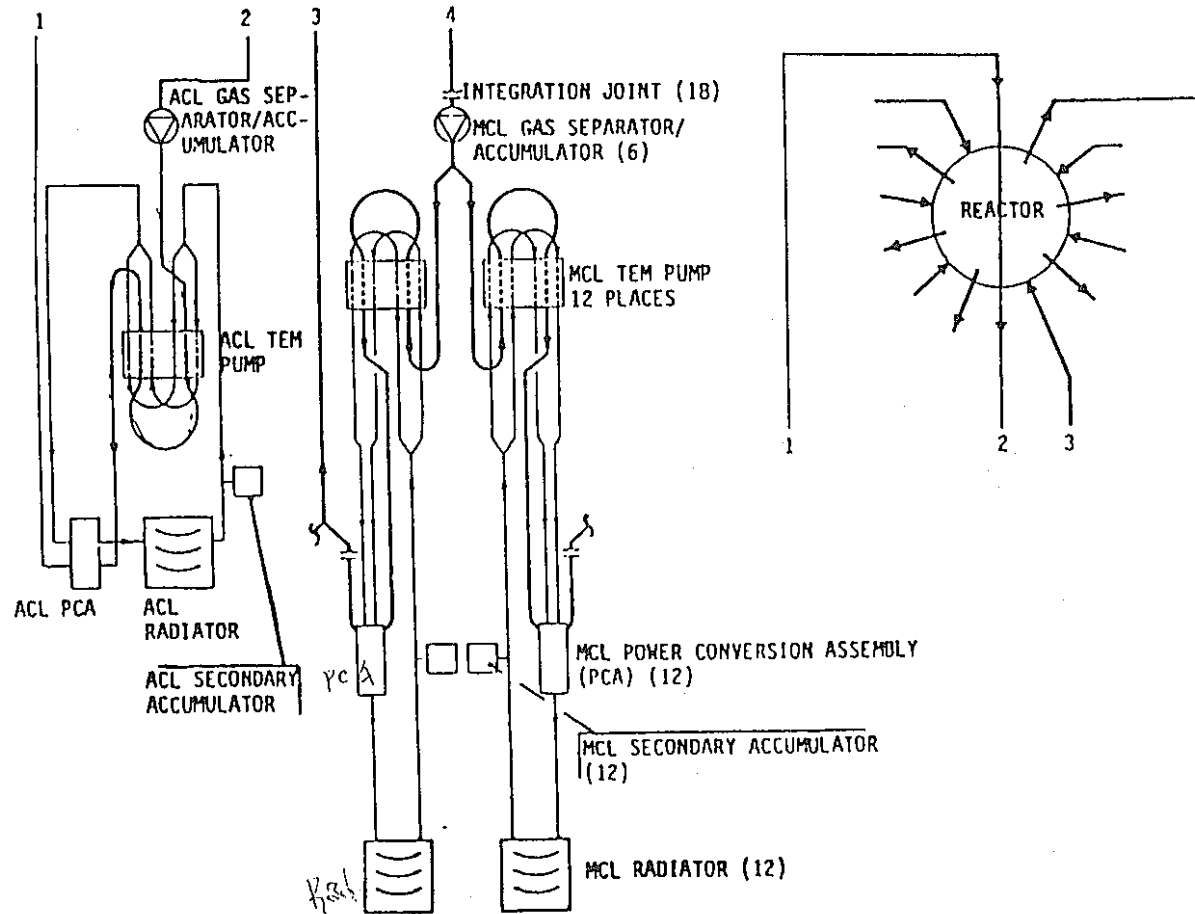


图 2 - 7 辅助炉心冷却系系统构成

REACTOR BSYSTEM

AUXILIARY COOLANT LOOP DESCRIPTION

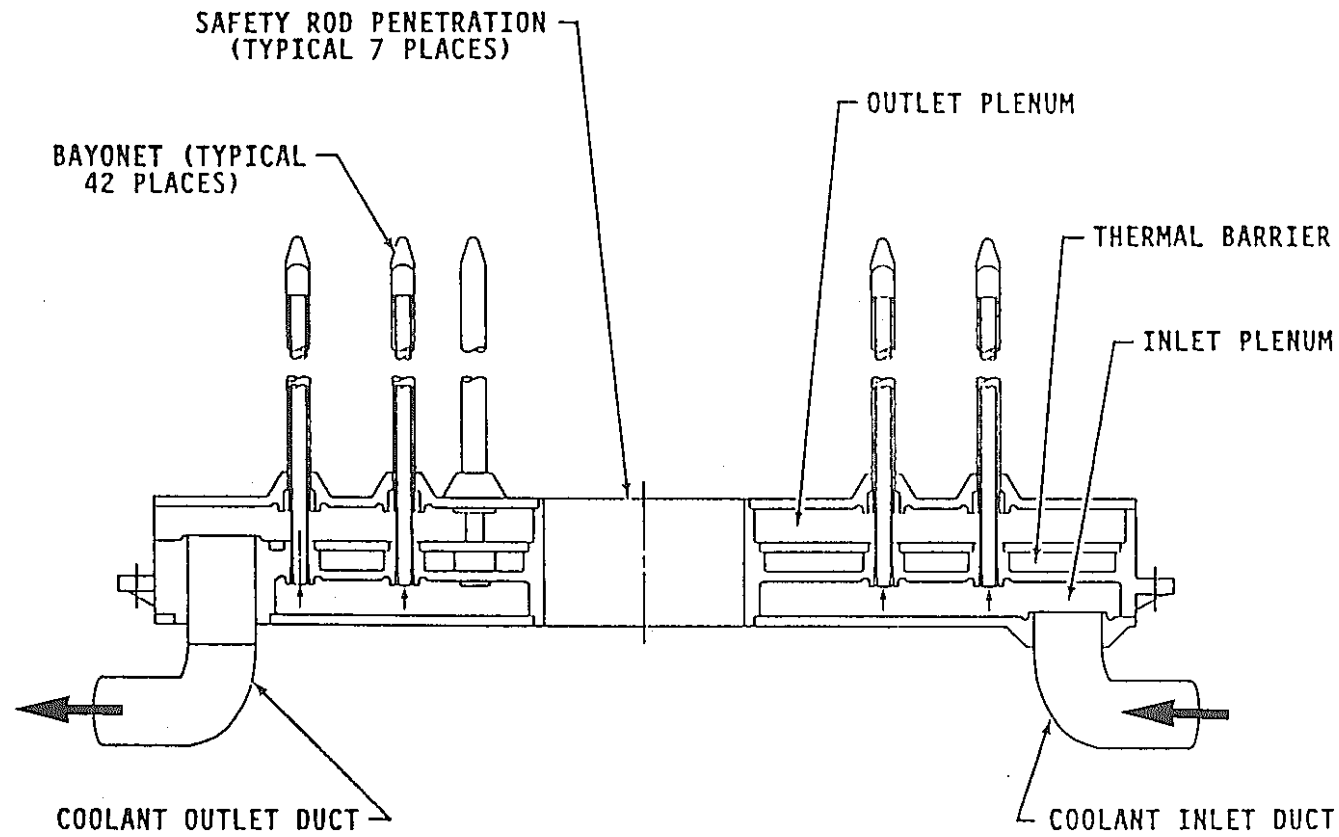


図 2 - 8 補助炉心冷却系のパイオネット・チューブ

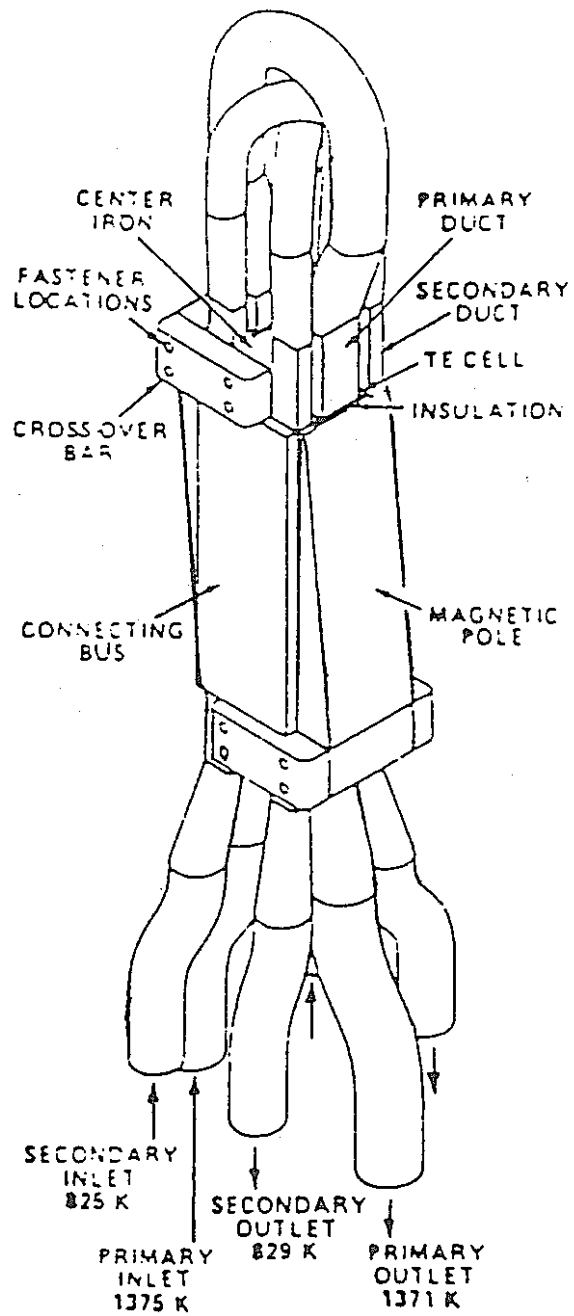


図 2 - 9 TEMポンプ構造

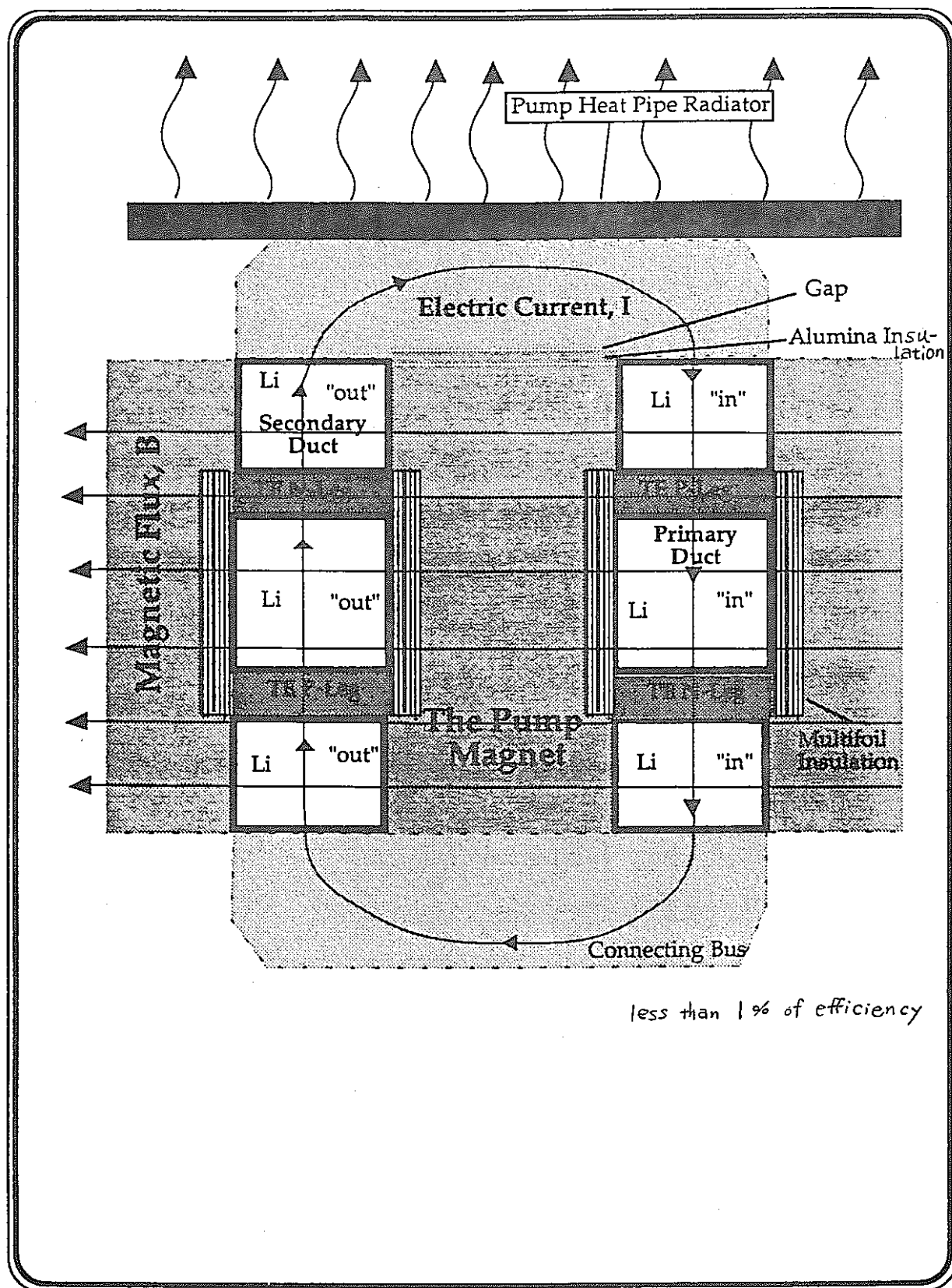


図 2 - 10 TEMポンプの原理 (効率 1 % 以下)

表 2 - 3 Li-6の (n, α) 反応によるHeガス生成量SP-100 System Lifetime He⁴ Production

Coolant Li ⁶ <u>Atom %</u>	He ⁴ Production <u>(moles)</u>	He ⁴ Volume @ EOL <u>(liters)</u>
0.01	0.130	10
0.10	0.153	11
1.00	0.329	24
7.40	1.327	98

Operating parameters:

Geometry - Study Base Case

End of Life (EOL) Primary System Pressure - 152 kPa

EOL Primary System Temperature - 1375 K

Reactor Power - 2.5 Mwt

Full Power Lifetime - 7 years

Coolant Void Fraction - 0 %



PRIMARY HEAT TRANSPORT SUBSYSTEM GAS SEPARATOR/ACCUMULATOR CONFIGURATION

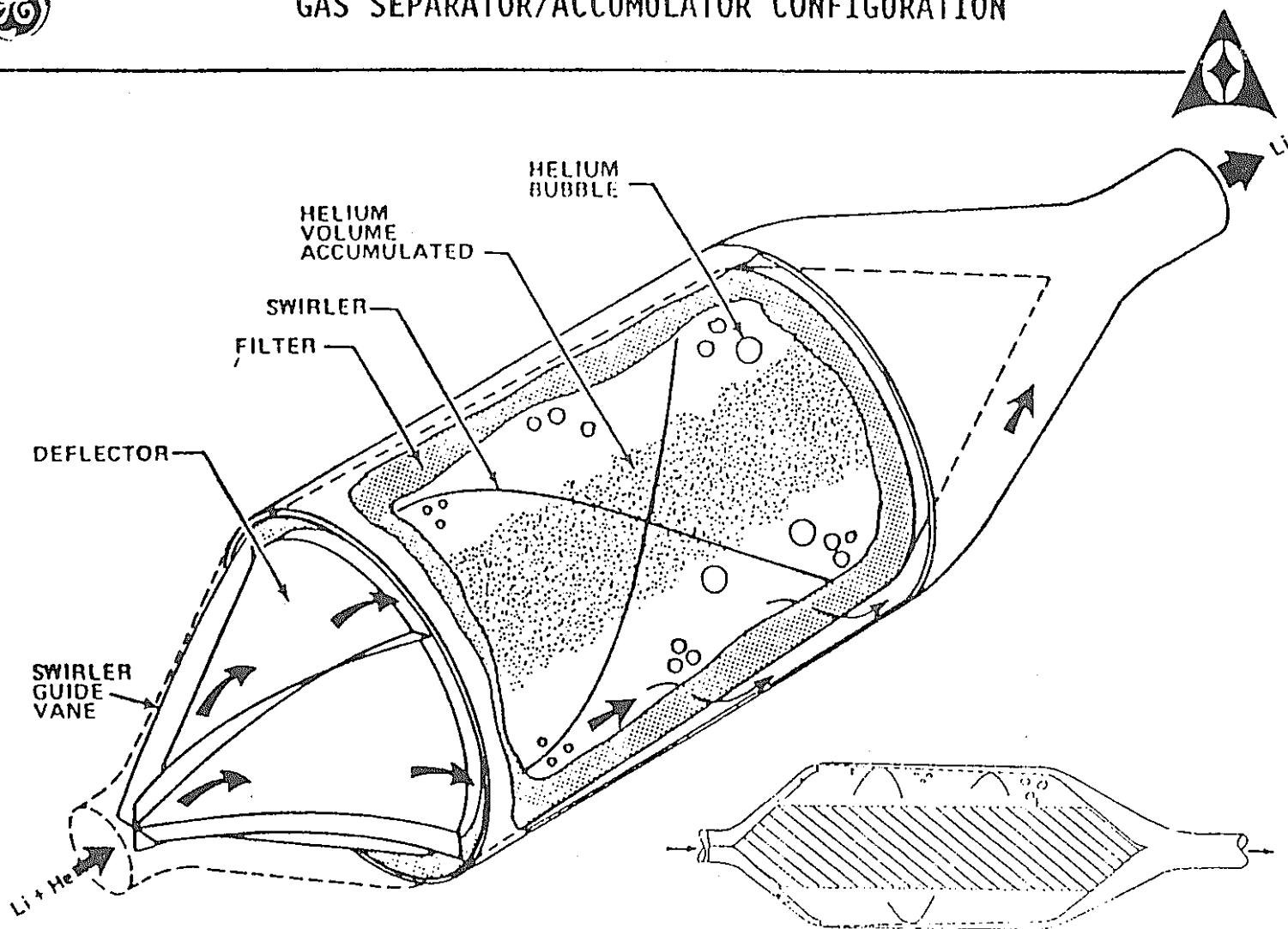


図 2 - 11 ガス・セパレータ構造



SYSTEM DESIGN AND PERFORMANCE CHARACTERISTICS THAW SYSTEM ELEMENTS

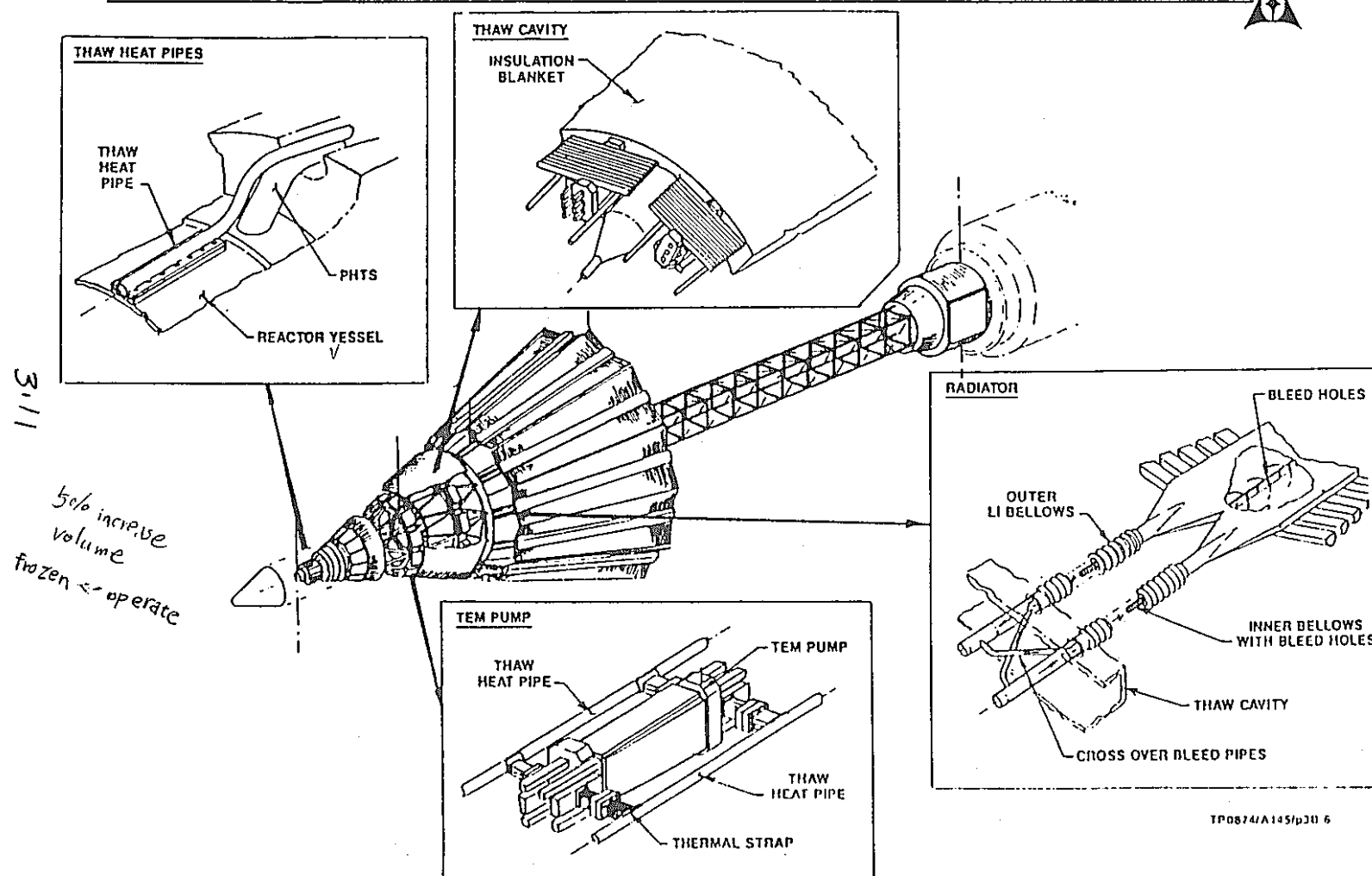


図 2-12 冷却系起動時の溶解システム



HEAT REJECTION SUBSYSTEM THAW SEQUENCE

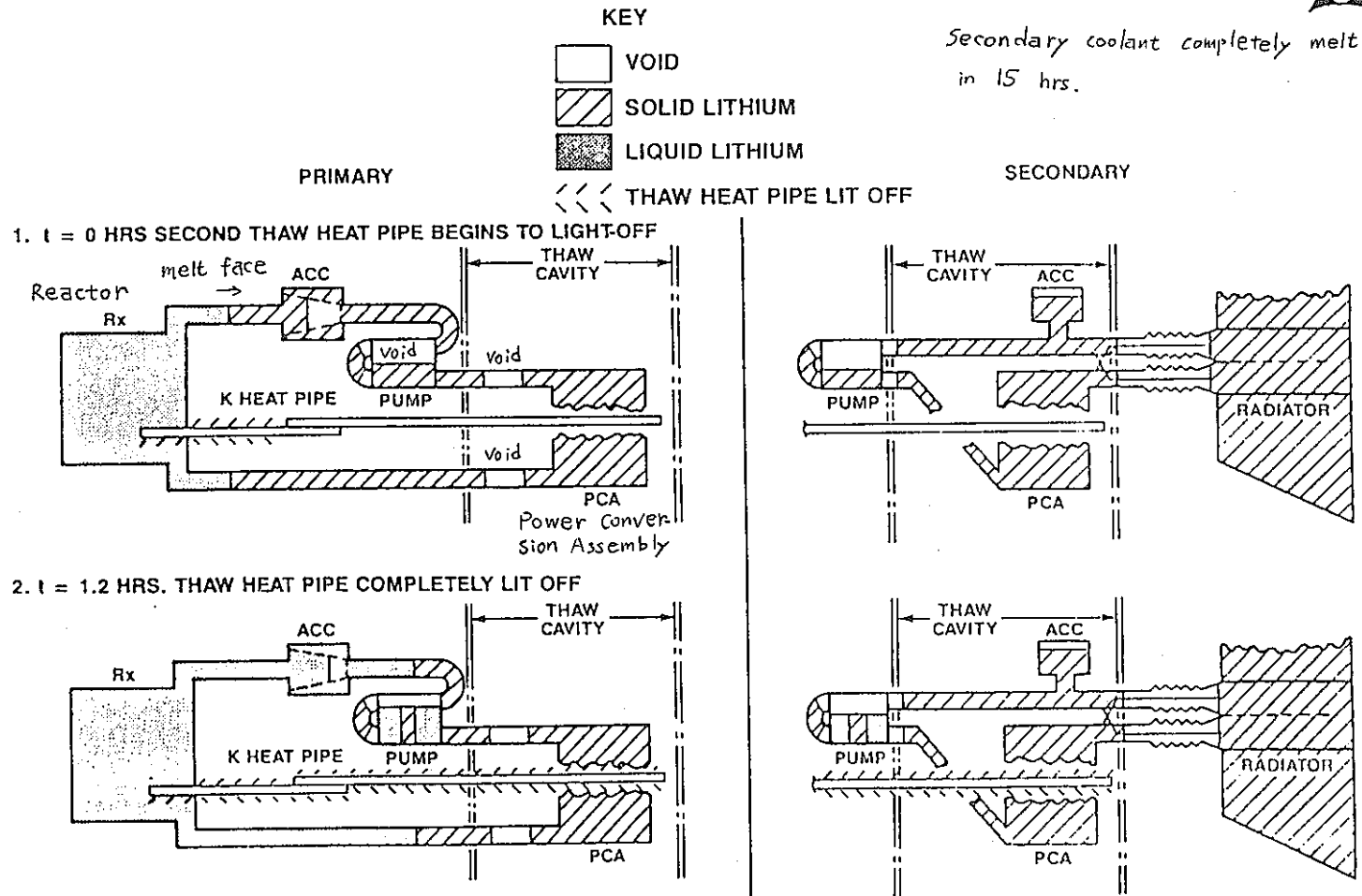
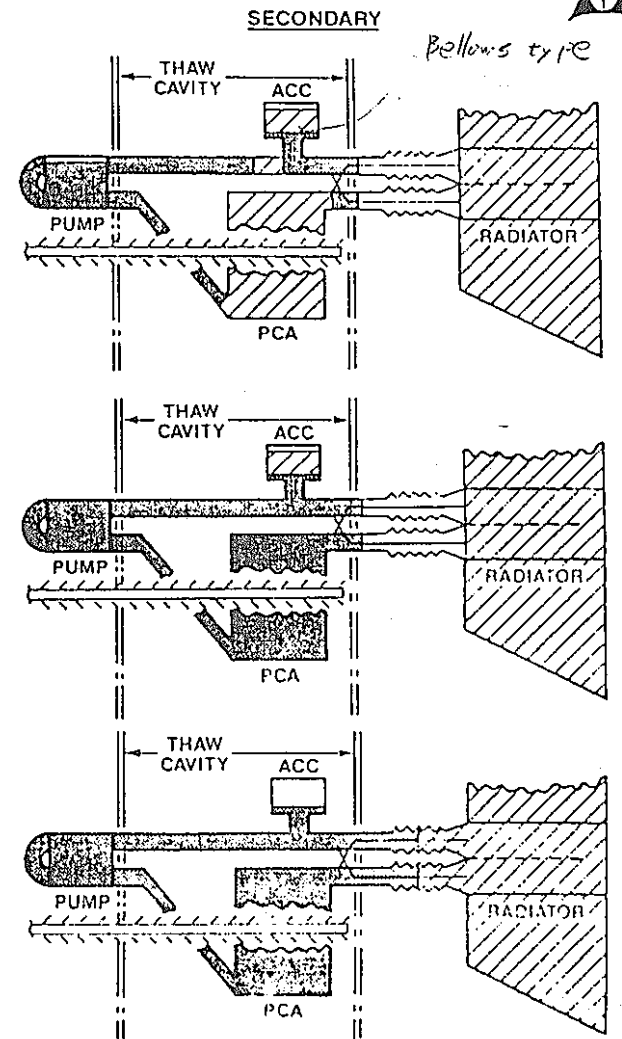
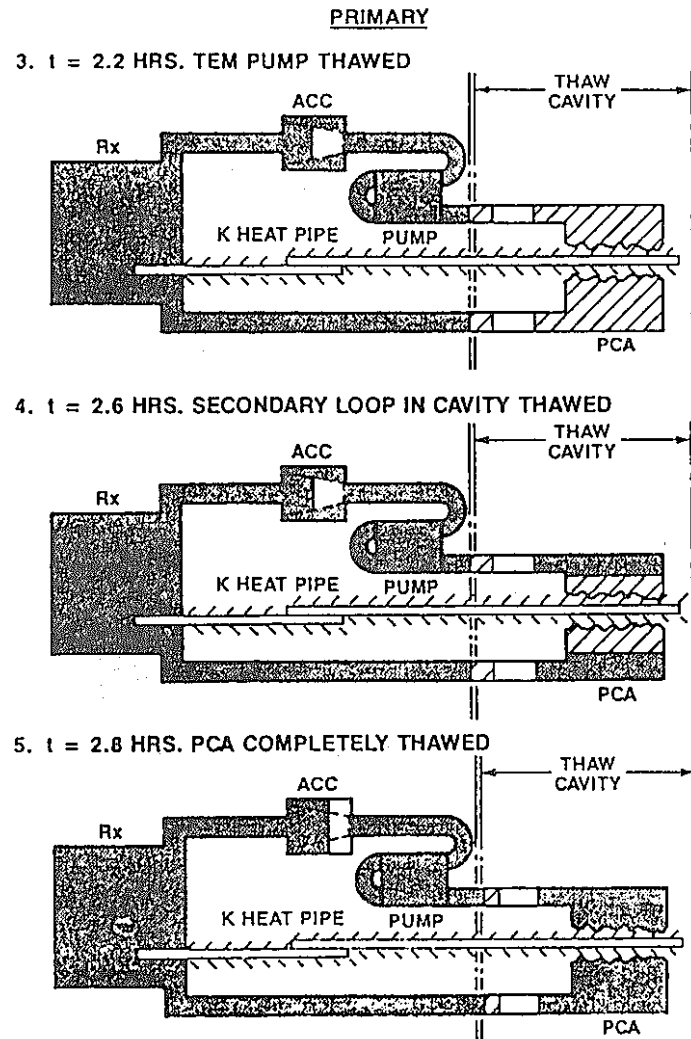


図 2-13(1) 冷却材の溶解シーケンス

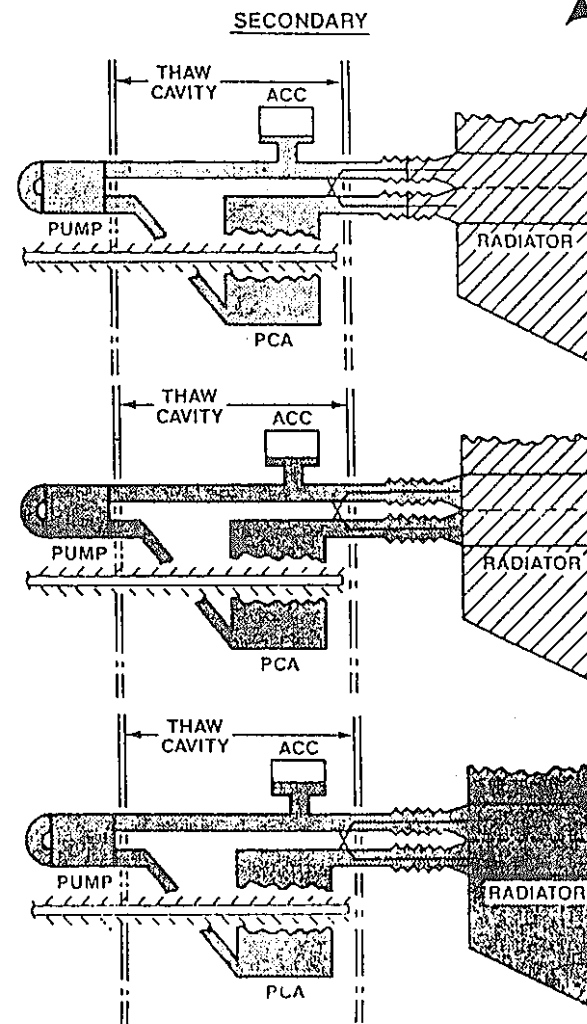
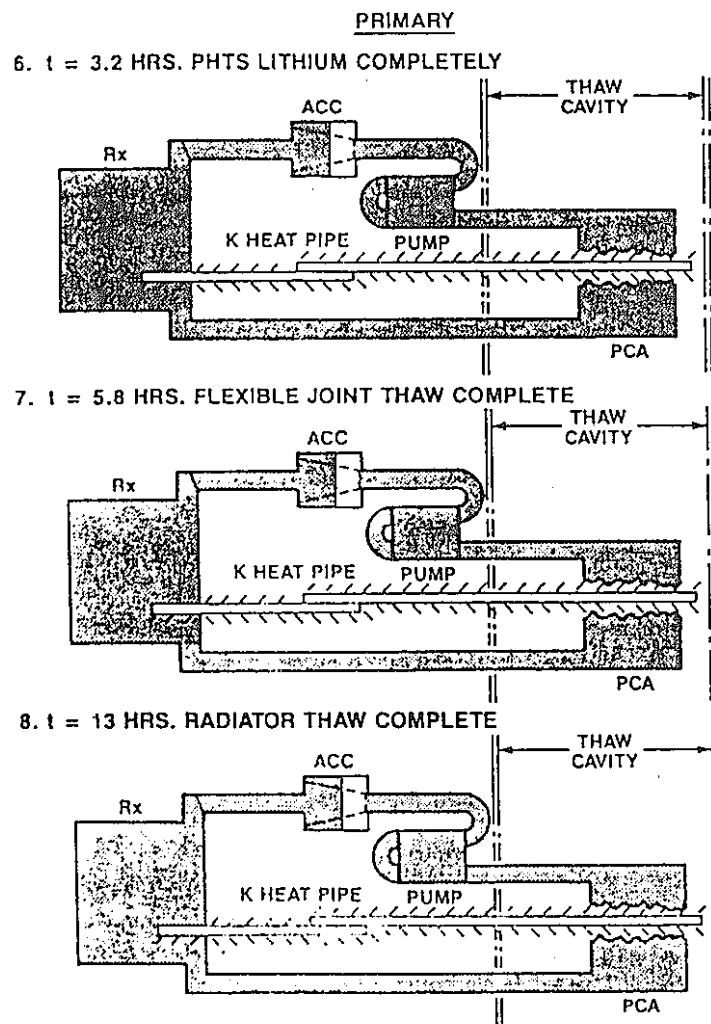


HEAT REJECTION SUBSYSTEM THAW SEQUENCE (CONT'D)





HEAT REJECTION SUBSYSTEM THAW SEQUENCE (CONT'D)



2-4 エネルギー変換システム

SP-100の発電は熱電変換素子 (Thermoelectric converter) により行なわれる。これはSi-Geの素子で、1次系冷却材 (1369K) および2次系 (放熱系) 冷却材 (800K) の温度差により起電力を発生する。熱電変換素子の構造を図2-14に示す。熱電変換素子への冷却材配管の取付け状況を図2-15に示す。仕様を表2-4に示す。熱電変換素子は6基設えられている。



POWER CONVERSION SUBSYSTEM CELL CONFIGURATION



PNC-TN9600 90-002

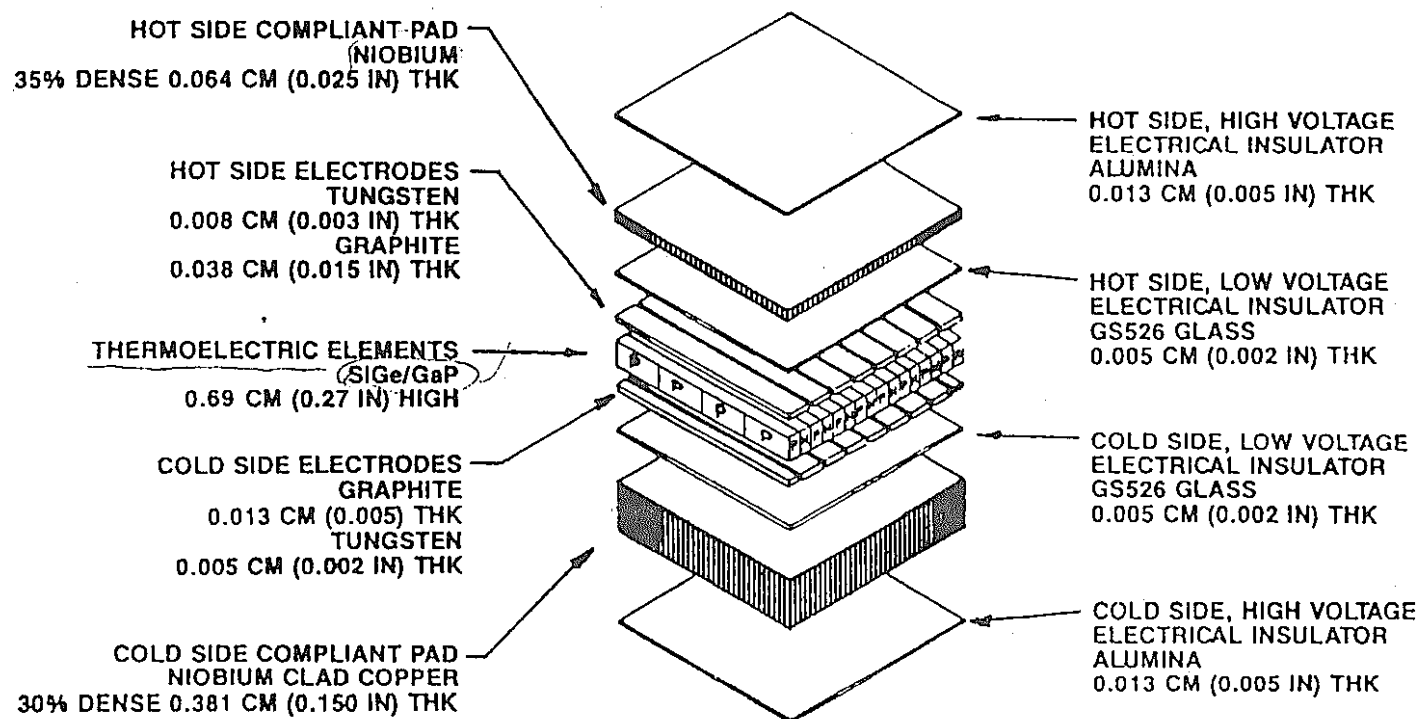


図 2 - 14 熱電変換素子の構造 (素子の寿命はSi-Geの500~600℃以上での劣化により支配される)

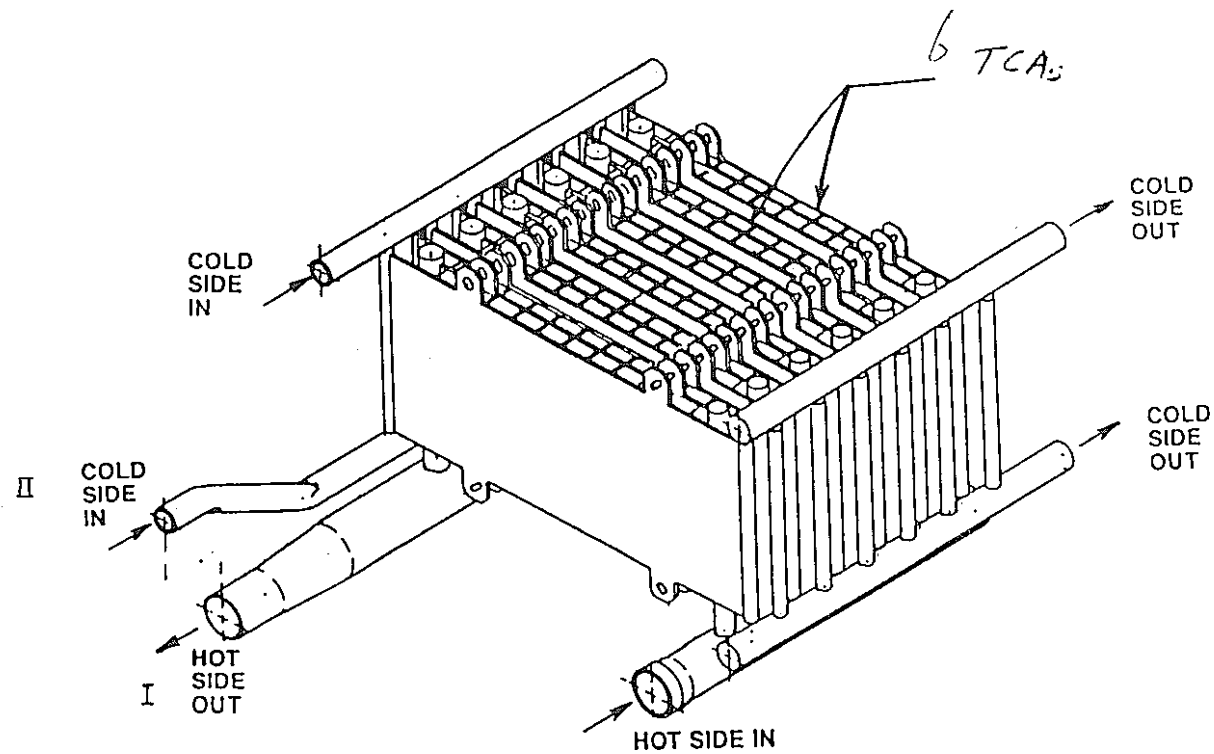


POWER CONVERSION SUBSYSTEM POWER CONVERTER ASSEMBLY



PNC-TN9600 90-002

STACK-UP OF THERMOELECTRIC CONVERTER ASSEMBLIES



- 6 THERMOELECTRIC CONVERTER ASSEMBLIES
WITH HEADERS AND MANIFOLDS

図 2 - 15 熱電変換素子への冷却材経路

表 2 - 4 熱電変換素子の仕様



POWER CONVERSION SUBSYSTEM KEY REQUIREMENTS



<u>PARAMETER</u>		<u>REQUIRED VALUE</u>	
● ELECTRICAL POWER TO PGM JUNCTION BOX (kWe)		105.3	
● VOLTAGE TO PGM JUNCTION BOX (Vdc)		208.6 (± 104.3)	
● THERMOPILE AREA (m ²)		6.55	
● LOOP CHARACTERISTICS		<u>MAIN (11 OF 12)</u>	<u>AUXILIARY COOLING</u>
PRIMARY: INLET TEMP. (K)		1369	1360
TEMP. DROP (K)		47	38
FLOW RATE (kg/s)		9.9	0.17
PRES. DROP (kPa)		4.2 (0.61 PSI)	5.4 (0.78 PSI)
SECONDARY: INLET TEMP. (K)		800	801
TEMP. RISE (K)		46	38
FLOW RATE (kg/s)		9.6	0.16
PRES. DROP (kPa)		11.2 (1.63 PSI)	13.6 (1.98 PSI)
● FIRST FLIGHT 2 YEAR RELIABILITY			0.997
● SUBSEQUENT FLIGHT 10 YEAR RELIABILITY (GROWTH)			0.997
● SUBSYSTEM MASS GOAL (kg)			370

REQUIREMENTS DEFINED BY FLOWDOWN FROM OVERALL SYSTEM
OPTIMIZATION AND INTEGRATION OF SUBSYSTEMS

2-5 放熱系

〔概 要〕

放熱系の冷却材は1次系と同じくリチウムで、TEMポンプ（2-3章：1次熱輸送系参照）により駆動され、熱電変換素子の低温側で受熱し、ラジエータで放熱する。放熱系は12ループより成り、このうちの11ループで定格運転が出来るように設計されている。各ループごとにヒートパイプ・ラジエータを備える（図2-16）。ラジエータ仕様を表2-5に示す。

〔ラジエータ本体〕

ラジエータ部分は、スペースシャトルで打ち上げる際には折りたたまれ、宇宙空間で展開する（図2-17, 18）。そのためラジエータに接続する放熱系配管の途中にはチタン製ベローズが設けられ、この部分は165°の曲げが可能な構造となっている（図2-19）。

ラジエータ本体は、ダクト、ヒートパイプおよびラジエータパネルより構成される。放熱系冷却材の排熱はダクト内を流動する際にヒートパイプを通じてラジエータパネルに伝達され、ラジエータパネルからの放射により除熱される。ラジエータ断面構造を図2-20に示す。ラジエータにはいん石等の衝突を考慮したBe製保護カバーが設けられている。

〔ヒートパイプ〕

ヒートパイプは作動流体がカリウムで、受熱部温度が800Kで運転される。構造を図2-21に示す。図2-22は使用温度に対するヒートパイプ作動流体の選定および伝熱性能を示したものである。

ヒートパイプ1本当たりの定格負荷は以下の如く計算される。

$$\begin{aligned}
 q &= \frac{\text{〔ラジエータ負荷〕}}{\text{〔H/P総本数〕} \times \{1 - (\text{H/P想定破損率})\} \times \text{〔健全ループ数〕}} \\
 &= \frac{1900 \text{ (kW)}}{5448 \text{ (本)} \times (1 - 0.077) \times \frac{11}{12}} \\
 &= 0.41 \text{ (kW/本)} \\
 &\approx 0.41 \text{ (kW/cm}^2\text{)}
 \end{aligned}$$



HEAT REJECTION SUBSYSTEM PERFORMANCE AND LIFETIME CHARACTERISTICS AT END OF MISSION

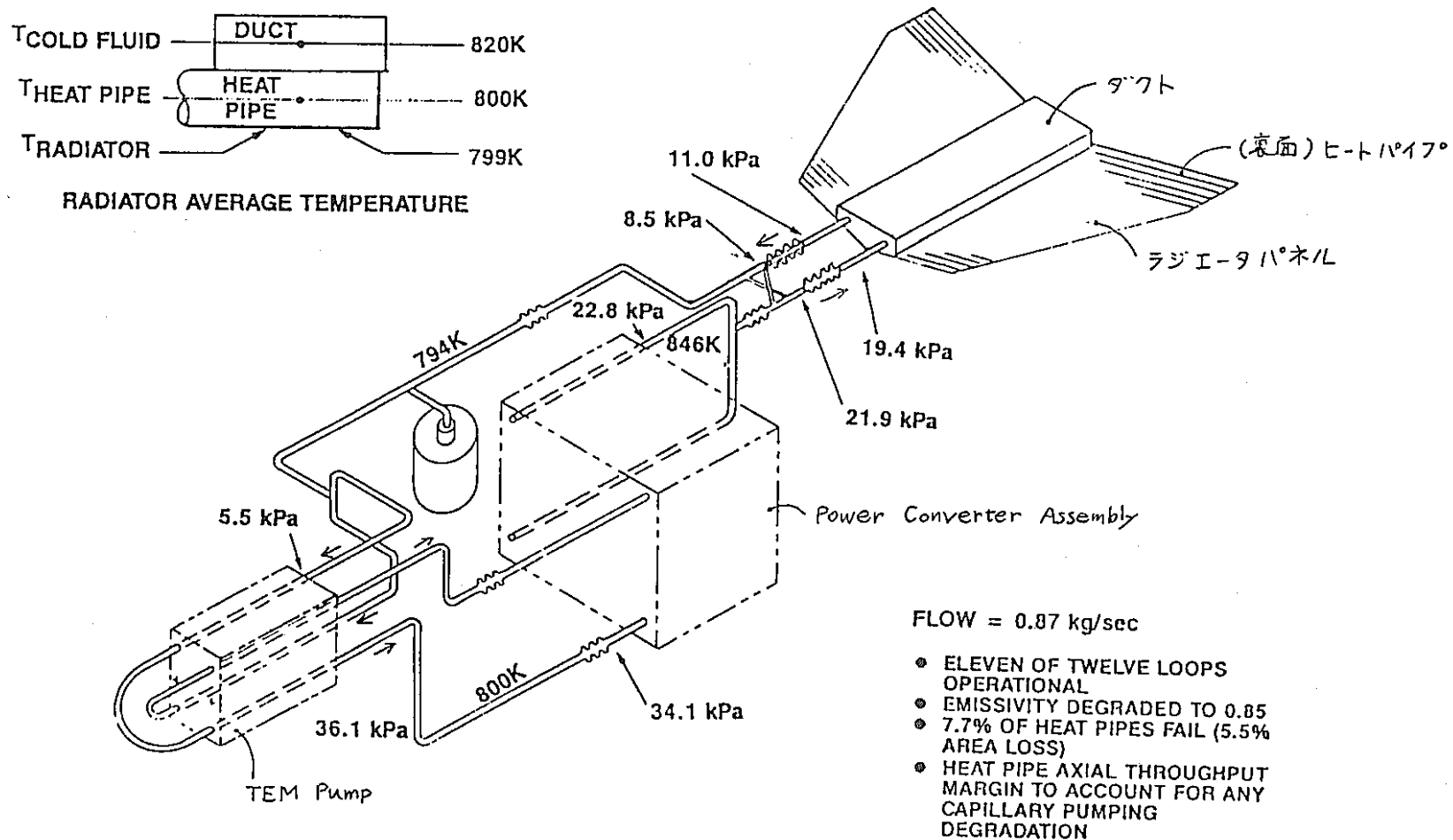
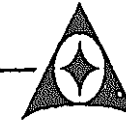


図 2-16 放熱系の構成

表 2 - 5 SP-100ラジエータ仕様

ヒートパイプ本数 (ラジエータパネル当り)	454 本
ラジエータパネル数	12 個
ヒートパイプ総本数	5448 本
ヒートパイプ全長	56~94.6 cm
ヒートパイプ全長 (平均)	74 cm
ヒートパイプ想定破損率	7.7 % (5.5% area loss)
ヒートパイプ受熱側温度	800 K
ダクト主流温度	820 K
雰囲気温度	250 K
ラジエータ負荷	1900 kW
ラジエータ全長	5.2 m
ラジエータ部材折り曲げ部分全長	6.1 m
ラジエータ総面積 (片面)	96.1 m ²
有効ラジエータ面積 (ラジエータパネル当り)	9.866 m ²
Outer surface emissivity	0.85
Inner surface emissivity	0.2
Outer shape factor	0.95
Inner shape factor	0.4
ダクト幅	152.4 mm
ダクト高さ	8 mm
ヒートパイプ断面図 (直径16mmの半円として推算)	1.0 cm ²
2次系健全ループ数 (End of mission)	11 of 12 Loops

SP-100 LAUNCH CONFIGURATION

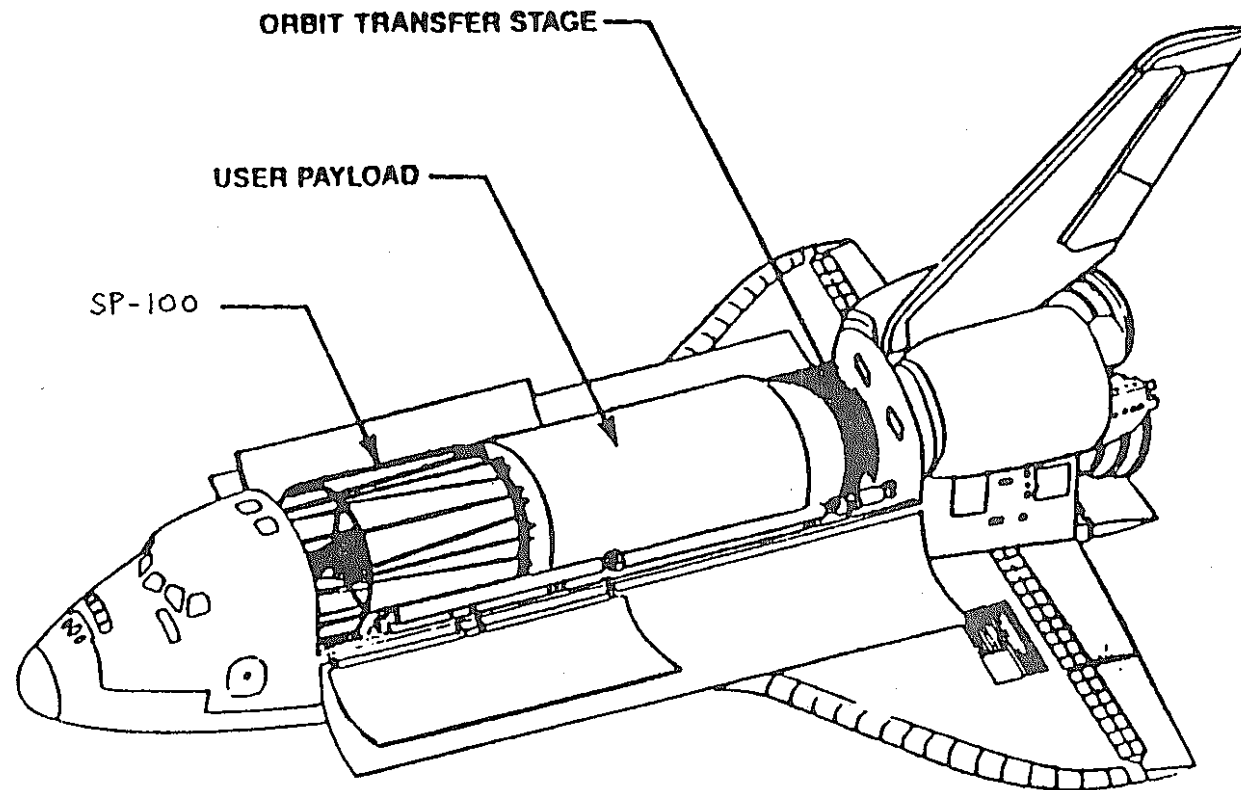


図 2 - 17 SP-100打上げ時の形態

RADIATOR PANEL DEPLOYMENT SEQUENCE

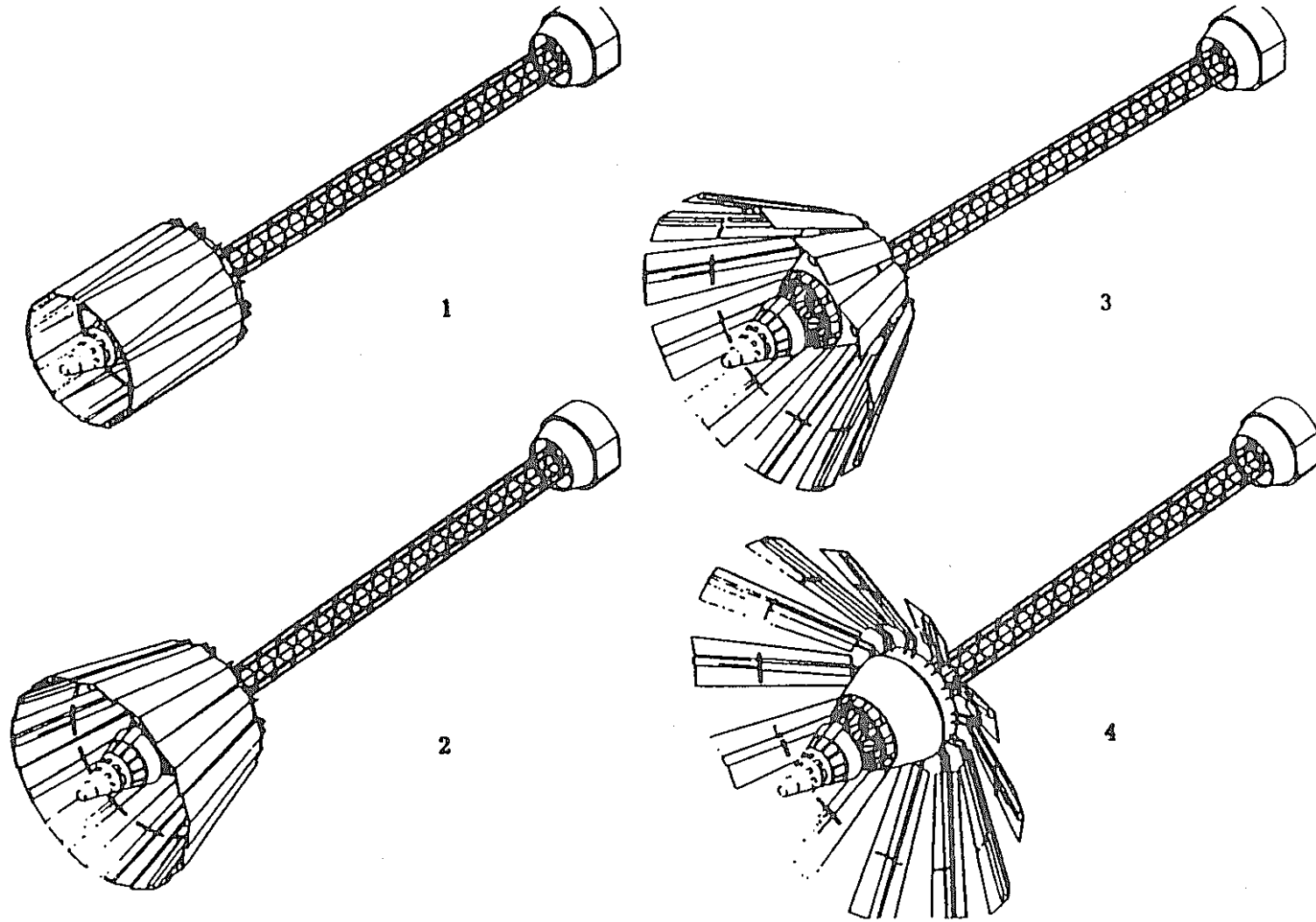


図 2-18(1) ラジエータ・パネルの展開方法

RADIATOR PANEL DEPLOYMENT SEQUENCE (CONT.)

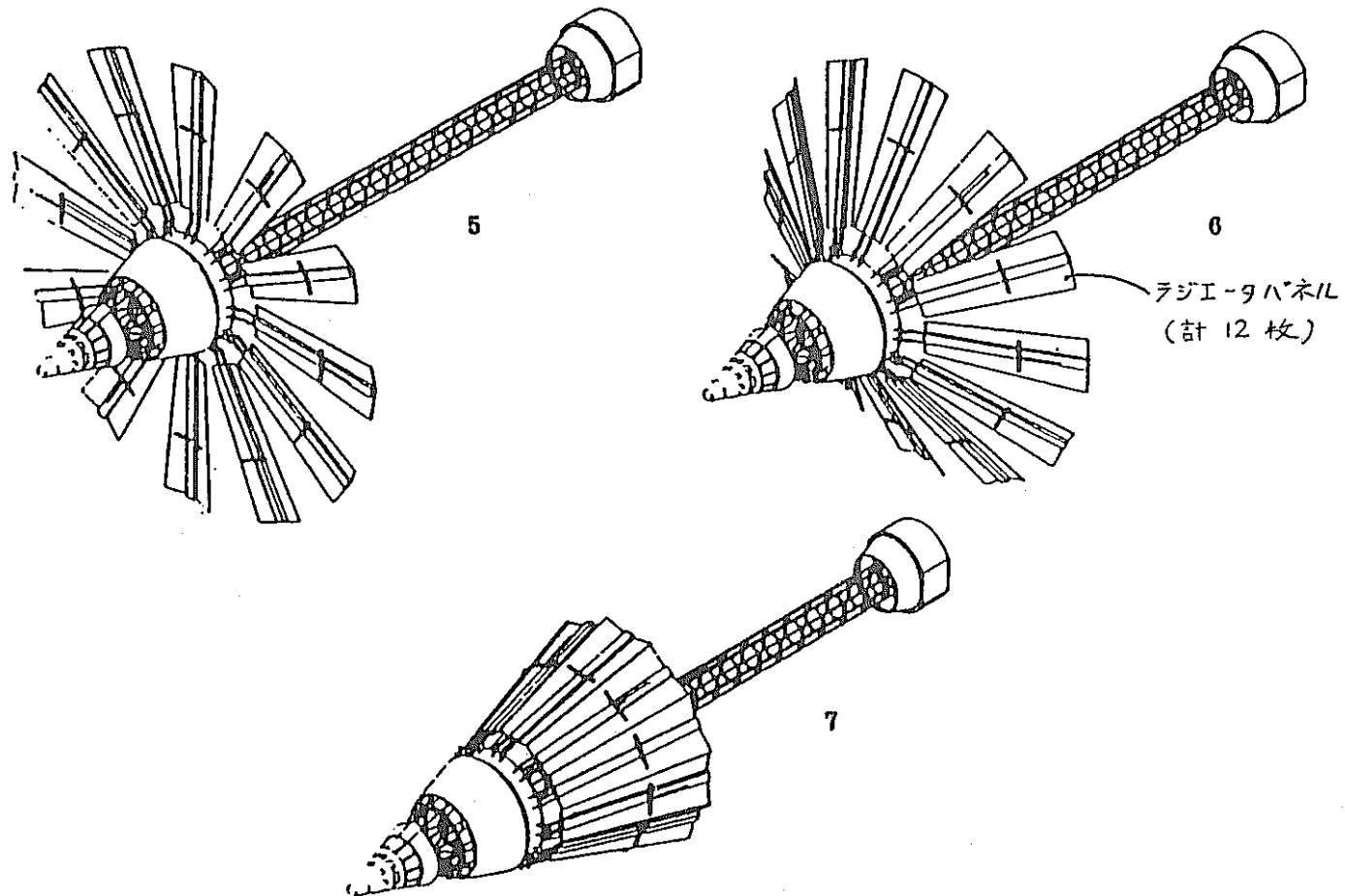
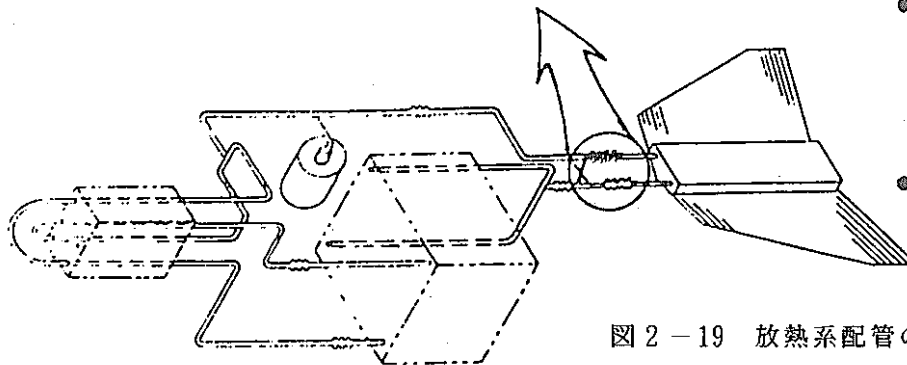
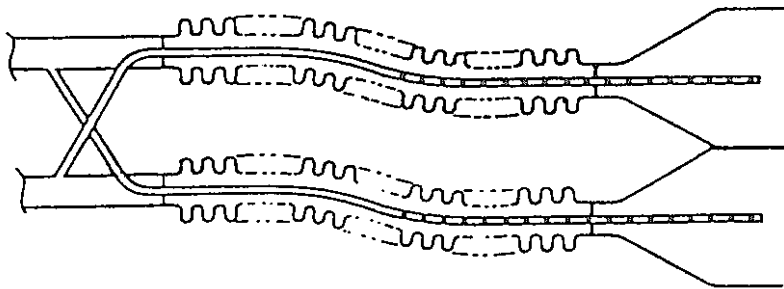
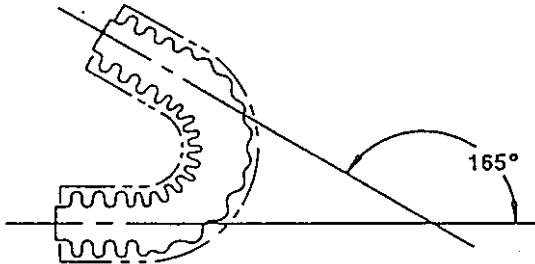


図 2-18(2) ラジエータ・パネルの展開方法 (続き)



HEAT REJECTION SUBSYSTEM FLEXIBLE JOINT



KEY REQUIREMENTS

- TRANSPORT LITHIUM FROM 38mm DIAMETER PIPE TO 150mm X 8mm DUCTING
- FLEX OVER 165° DURING DEPLOYMENT
- THAW FROM FROZEN CONDITION
- SURVIVE LAUNCH LOADS
- SURVIVE 7 YEAR OPERATION AT 26 kPa DESIGN PRESSURE
- MAINTAIN PRESSURE DROP < 5 kPa AT 0.84 kg/sec FLOW RATE

DESCRIPTION

- 38mm ID X 50mm OD FORMED TITANIUM BELLOWS
- 0.5mm WALL THICKNESS X 630mm LONG
- BLEED TUBE INSIDE
 - 6mm ID X 12mm OD WELDED BELLOWS
 - 0.3mm WALL THICKNESS
 - 0.4mm HOLES ON 29mm CENTERS OVER HALF OF LENGTH
- 2% RATED FLOW = BLEED BYPASS

図 2 - 19 放熱系配管のベローズ継手



図 2-20 ラジエータ断面構造



HEAT REJECTION SUBSYSTEM HEAT PIPES



PNC-TN9600 90-002

DESCRIPTION

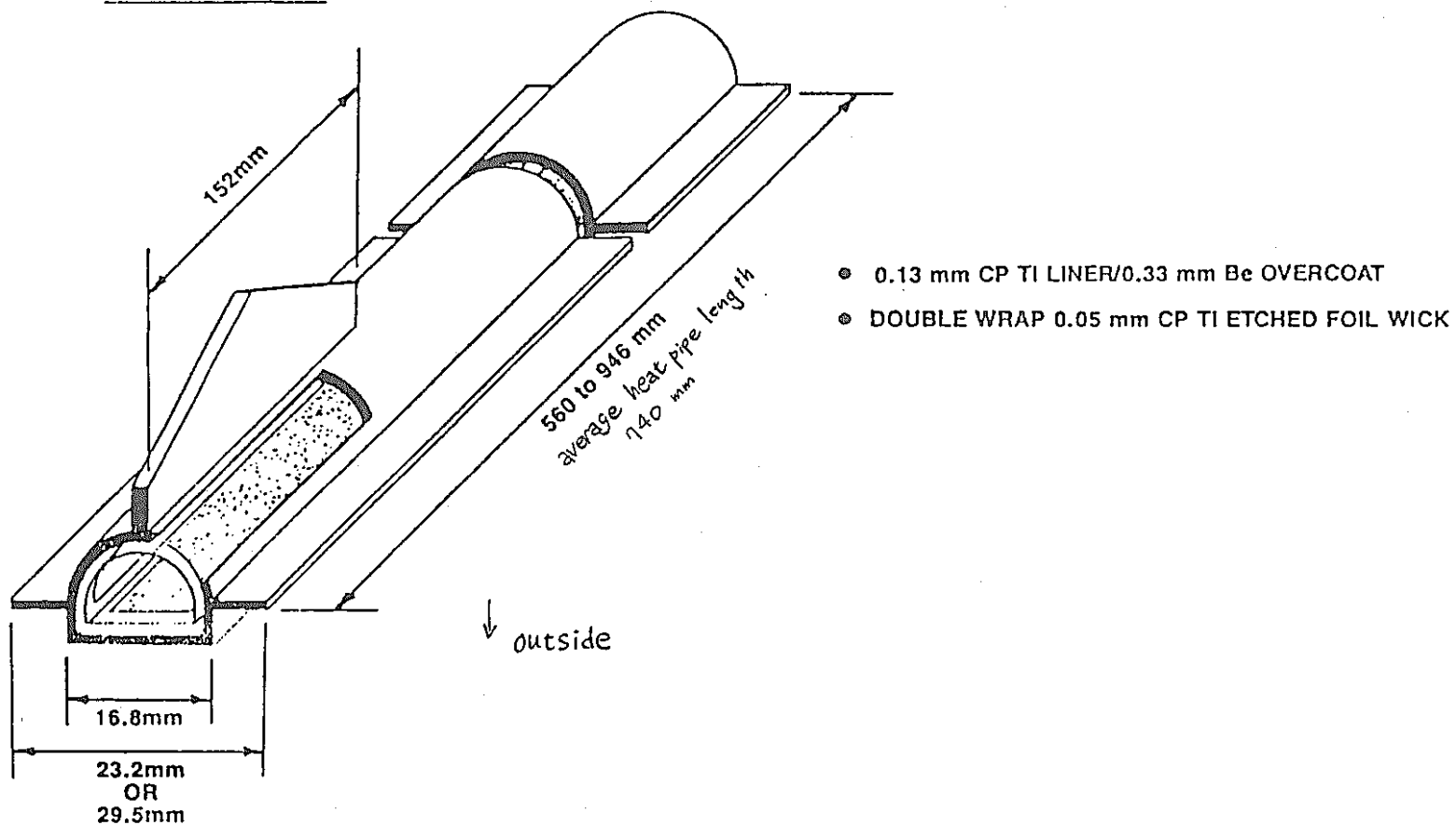


図 2-21 ラジエータ用ヒートパイプ構造

HEAT PIPE APPLICATIONS IN SPACE NUCLEAR POWER

DEMONSTRATED AXIAL HEAT FLUX

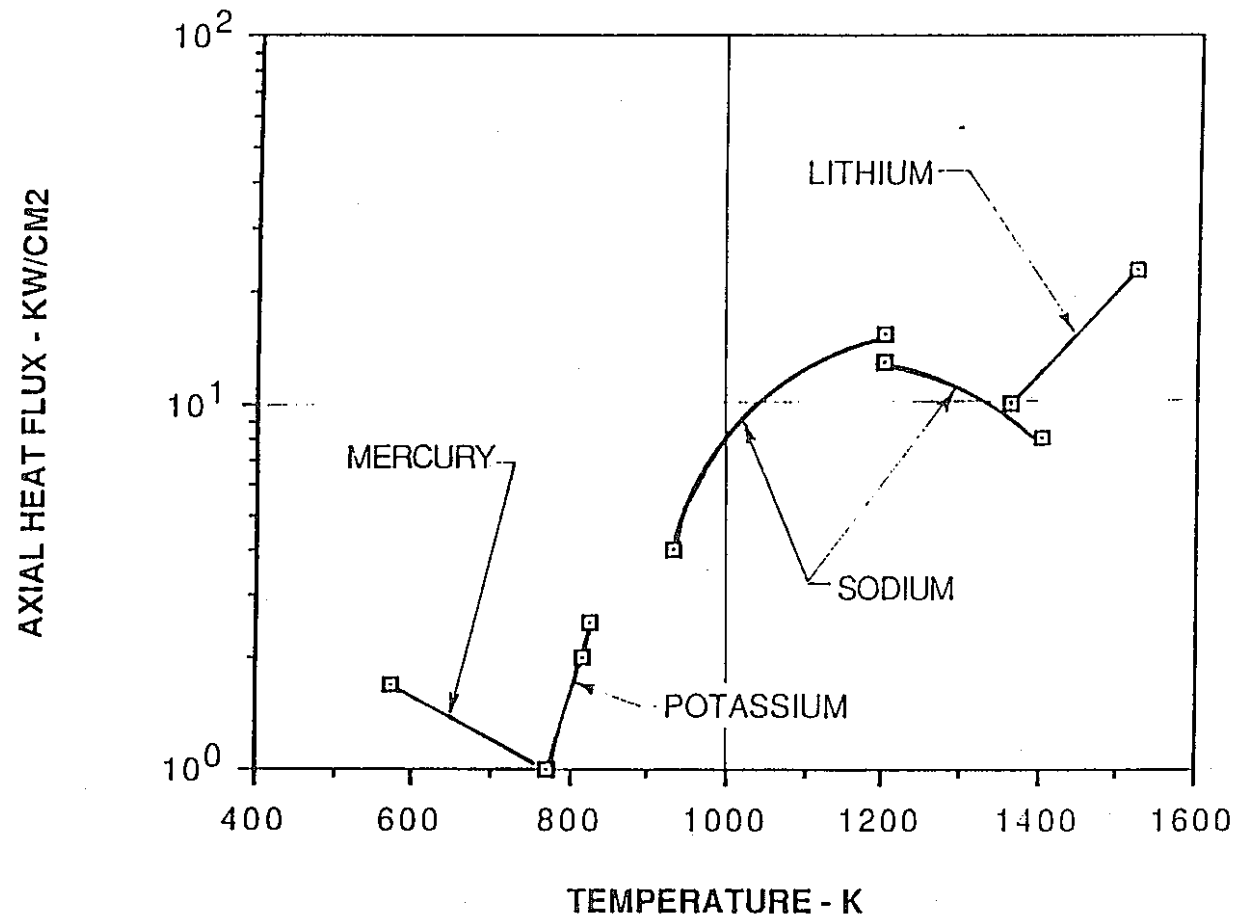


図 2 - 22 高温ヒートパイプの性能

2-6 安全設計方針

SP-100の安全設計方針としては以下が挙げられる。

- ① 軌道に乗るまで原子炉を起動しない。
- ② 廃棄した原子炉は宇宙空間に保持する。
- ③ 予期せぬ大気圏再突入に対しても、原子炉の健全性を保つ。
- ④ 廃棄した原子炉が万一地上に落下する際にはFPが許容値以下に減衰しているものとする。そのため必要ならばブースタ・ロケットを用いて300年以上地上に落下しない軌道 (300 year lifetime orbit) に乗せる。
- ⑤ 事故時にも原子炉を健全な状態に保持する。
- ⑥ スペースシャトルによる打上げ時の事故に対して安全を保つ。

以上の方針を実現するための諸装備を図2-23に示す。

〔打ち上げ時の事故〕 (図2-24)

スペースシャトルにより打ち上げる際の爆発事故に対しても炉心の圧縮が防止される設計となっており、仮に炉心が圧縮されても原子炉は未臨界 ($K_{eff}=0.95$) に保たれる。

〔水中への墜落〕 (図2-25)

万一水中に墜落し炉心が浸水した場合にも、原子炉は未臨界を保てる設計となっている。この場合の反応度は、原子炉容器周囲の反射体が (墜落時の衝撃で) 取り去られた場合には $K_{eff}=0.88$ 、反射体とともに圧縮された場合には $K_{eff}=0.96$ である。

SP-100では浸水時の熱中性子吸収のために、燃料被覆管内面およびハニカム構造外面にレニウム (Re) をライニングしている。

〔陸上への墜落〕 (図2-26)

万一陸上に墜落した場合にも原子炉は未臨界を保てる設計となっており、反射体とともに地中に埋まった場合には $K_{eff}=0.96$ である。

〔大気圏再突入〕 (図2-27)

大気圏再突入時には原子炉本体はカーボン複合材製の熱しゃへい体 (Reentry heat shield) により保護され、その構造健全性が保たれる設計となっている。熱しゃへい体は空力加熱により最高で外面 3200K、内面 1400K に達するが、原子炉本体は安全

な温度に抑えられる。

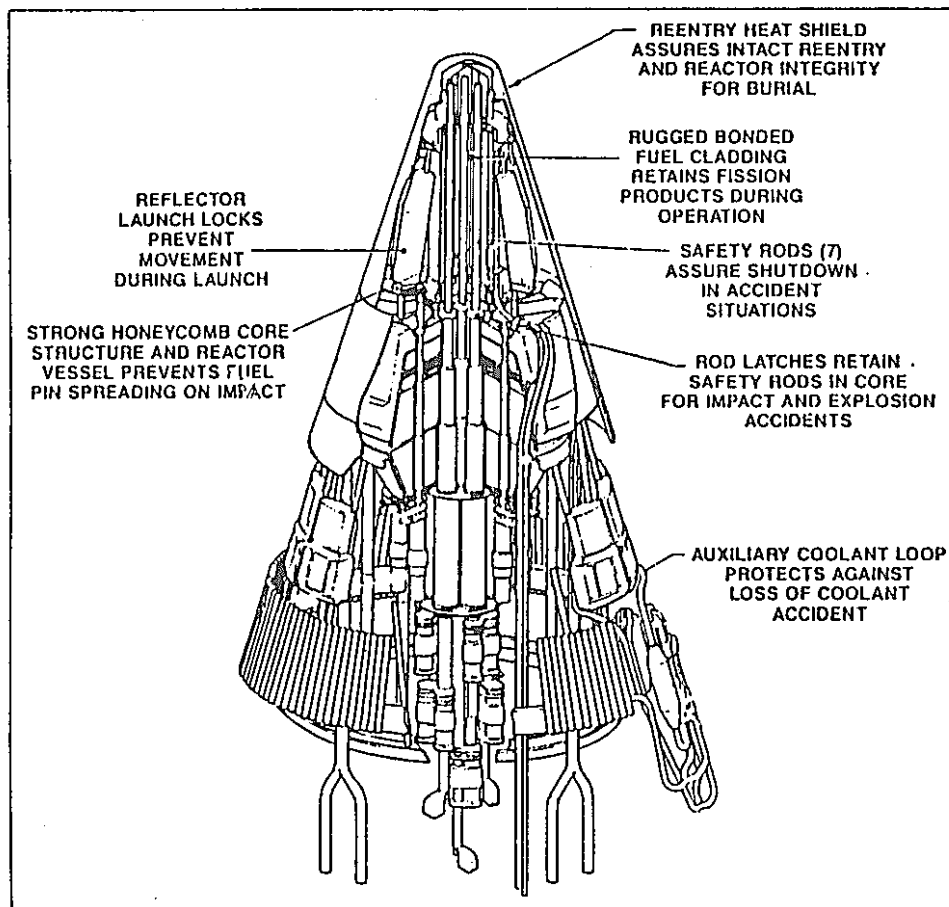
〔冷却材喪失事故〕

冷却材喪失事故の解析結果を図 2-28 に示す。Re (熱中性子吸収材), UN (燃料), PWC-11 (燃料被覆管) の融点および UN の解離温度に比べ, 集合体ピーク温度は低いことが確認されている。

〔地上に墜落した場合の被爆〕 (図 2-29)

7 年間運転した原子炉が地上に墜落した場合の人体への被爆量は, 炉停止後 300 年経過すれば, 原子炉から 1 m 離れた地点で 0.1Rem/h (EPA ガイドラインの許容値) となる。従って廃棄した原子炉は, ブースタ・ロケットを用いて 300 年以上地上に落下しない軌道 (300 year lifetime orbit) に乗せることが考えられている。

KEY SAFETY FEATURES



- CONTROL ELEMENTS AUTOMATICALLY SHUT REACTOR DOWN UPON LOSS OF POWER
- TWO INDEPENDENT SHUTDOWN SYSTEMS
- PROMPT NEGATIVE REACTIVITY COEFFICIENT ASSURES STABLE REACTOR CONTROL
- ONLY 4 OUT OF 12 REFLECTORS REQUIRED FOR SHUTDOWN
- CLEAN CORE AT LAUNCH
- LARGE NEGATIVE VOID COEFFICIENT ENHANCES SHUTDOWN UPON LOSS OF COOLANT
- CONTROL ELEMENTS MOVED INDIVIDUALLY AND IN INCREMENTAL AMOUNTS TO PREVENT RAPID REACTIVITY ADDITION
- RHENIUM POISON PROVIDES THERMAL NEUTRON ABSORPTION FOR WATER FLOODING

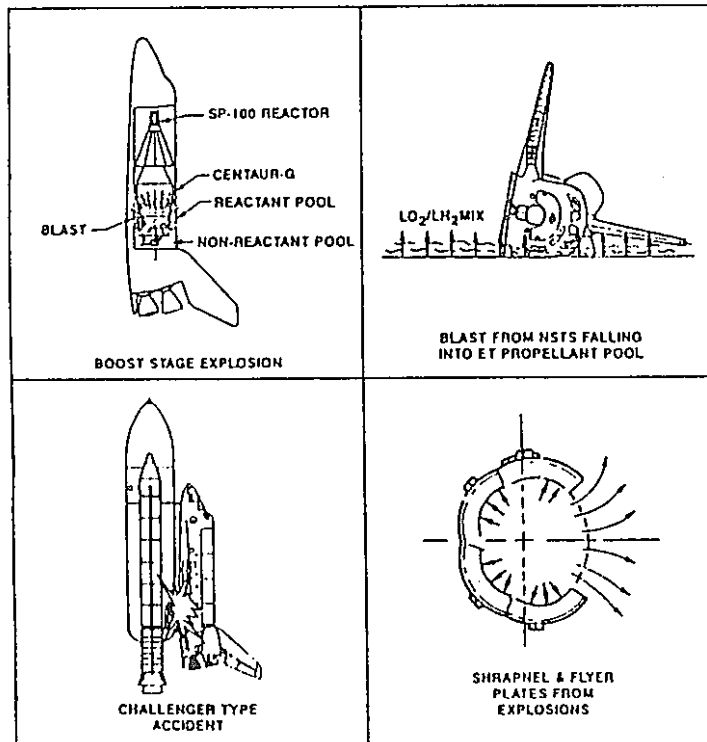
図 2 - 23 SP-100の安全設備



SAFETY LAUNCH PAD PHASE (SHUTTLE EXPLOSIONS)



SHUTTLE ACCIDENTS



ISSUE

- ◆ LAUNCH VEHICLE EXPLOSIONS COULD CAUSE CRITICALITY
 - OVER PRESSURE COULD COMPACT CORE
 - SHRAPNEL COULD DISLODGE SAFETY RODS

CONSEQUENCE IF CRITICALITY OCCURS

- ◆ 2×10^{-3} REM AT 3/4 MILES
- ◆ 0.04% OF WORKER ANNUAL LIMIT
- ◆ HAZARDS ARE SMALL AND CONFINED TO LAUNCH SITE
- ◆ NO HAZARDS TO THE PUBLIC

DESIGN STATUS

- ◆ STRUCTURAL ANALYSES SHOWS EXPLOSION OVER-PRESSURES WILL NOT COMPACT CORE
- ◆ NUCLEAR ANALYSIS SHOWS THAT EVEN IF COMPACTION OCCURS THE REACTOR REMAINS SUBCRITICAL
 $K_{eff} = 0.95$ (WITH AI REFLECTION)
- ◆ SHRAPNEL NOT EXPECTED TO DISLODGE SAFETY RODS
 - LATCHES BURIED INTERNAL TO REACTOR FOR PROTECTION

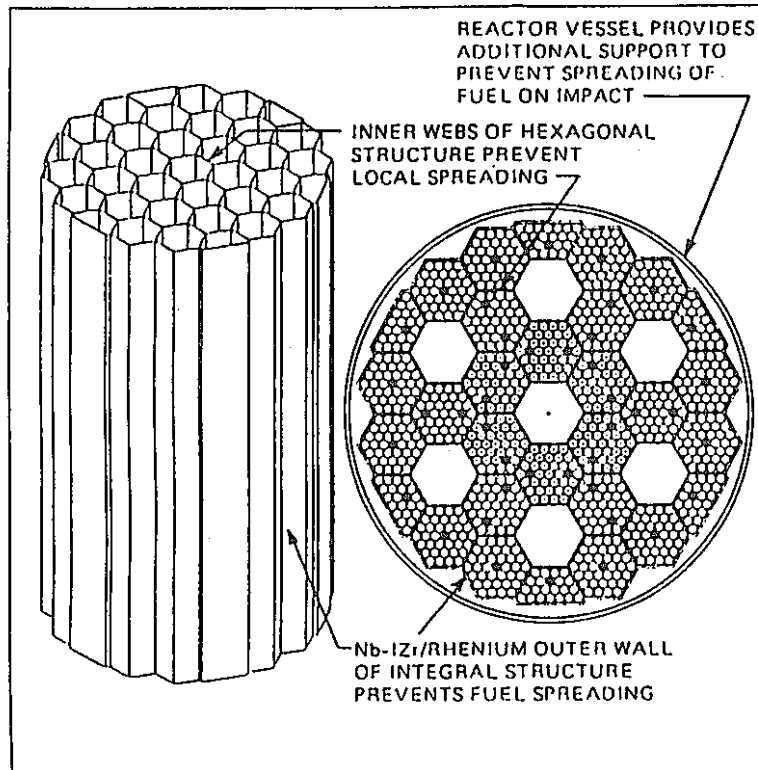
図 2-24 打ち上げ時の事故モード



SAFETY ASCENT AND ORBIT TRANSFER PHASE (IMPACT IN WATER)



HONEYCOMB CORE STRUCTURE



ISSUE

- MOST LAUNCH VEHICLE ASCENT ABORT IMPACT POINTS WILL BE IN THE OCEAN
- IMMERSION AND FLOODING OF THE REACTOR IN WATER COULD RESULT IN CRITICALITY

CONSEQUENCE IF CRITICALITY OCCURS

- NO HAZARD TO THE PUBLIC

DESIGN STATUS

- FOR CRITICALITY TO OCCUR:
 - FUEL PINS MUST SPREAD APART ON IMPACT, AND
 - THE CORE MUST BE FLOODED WITH WATER
- THE REACTOR DESIGN PREVENTS CRITICALITY IN WATER
 - STRONG HONEYCOMB CORE STRUCTURE AND PRESSURE VESSEL STRENGTH PREVENT FUEL ELEMENT SPREADING
 - RHENIUM ON HONEYCOMB OUTER WALL AND INSIDE FUEL PIN CLADDING ABSORBS THERMAL NEUTRON
 - SAFETY RODS LATCHED TO STRUCTURE TO PREVENT ROD REMOVAL ON IMPACT
- FLOODED REACTOR IS SUBCRITICAL
 - K_{eff} FOR SUBMERGED REACTOR IS:
 - 0.88 (WITHOUT REFLECTORS)
 - 0.96 (COMPACTED, WITH REFLECTORS)

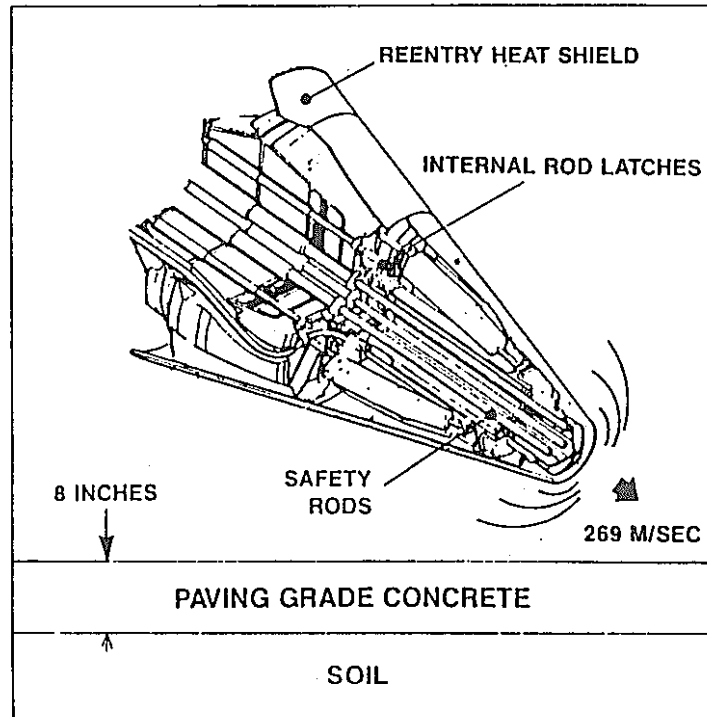
図 2 - 25 炉心の浸水に対する安全性

JPL/LOS ALAMOS

ASCENT AND ORBIT TRANSFER PHASE (IMPACT ON LAND)



REENTRY IMPACT DESIGN CONDITIONS



ISSUE

- SOME LAUNCH ABORT IMPACT POINTS COULD OCCUR ON LAND
- LARGE RELATIVE MOTION BETWEEN SAFETY RODS AND FUEL ELEMENTS COULD CAUSE CRITICALITY

CONSEQUENCE IF CRITICALITY OCCURS ON IMPACT

- 2×10^3 REM AT 3/4 MILES
- 0.04% OF WORKER ANNUAL LIMIT
- NO HAZARD TO THE PUBLIC

DESIGN STATUS

- REACTOR BEING DESIGNED TO BURY ITSELF ON IMPACT AND REMAIN SUBCRITICAL
- RELATIVE MOTION BETWEEN SAFETY RODS AND FUEL WILL BE CONSTRAINED TO PREVENT CRITICALITY
 - LATCHES HOLD RODS IN PLACE DURING INITIAL CRUSHING
 - COMPONENT CRUSHING CAN BE ADJUSTED TO MAINTAIN REQUIRED RELATIVE ALIGNMENT
- REACTOR IS SUBCRITICAL WHEN BURIED IN DRY SOIL
 - $K_{eff} = 0.96$ (COMPACTED, WITH REFLECTORS)
- DYNAMIC TESTING WILL CONFIRM STRUCTURAL DESIGN APPROACH

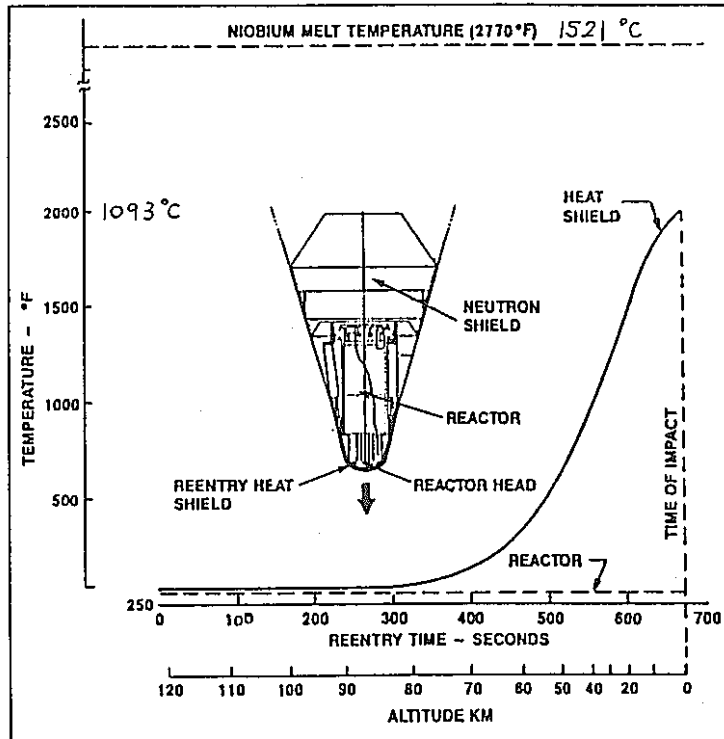
図 2-26 地上への墜落に対する安全性

JPL/LOS ALAMOS

DISPOSAL PHASE (SP-100 REENTRY PROTECTION)



REACTOR AND HEAT SHIELD TEMPERATURES DURING REENTRY



ISSUE

- DISPOSAL ACCIDENTS (OR LAUNCH ABORTS) COULD LEAD TO ACCIDENTAL REENTRY

CONSEQUENCE OF REENTRY

- REACTOR REMAINS SUBCRITICAL DURING REENTRY
- NO FISSION PRODUCTS RELEASED DURING REENTRY

DESIGN STATUS

- SP-100 DESIGNED FOR INTACT REENTRY
- SAFETY RODS REMAIN IN PLACE UNDER MAXIMUM REENTRY LOADS (35g) PREVENTING CRITICALITY
- REENTRY HEAT SHIELD PROTECTS REACTOR FROM INTENSE HEAT OF REENTRY
 - REACTOR TEMPERATURE MAINTAINED WELL BELOW STRUCTURAL FAILURE LEVELS
 - ENSURES STABLE, PREDICTABLE NOSE FORWARD ORIENTATION DURING REENTRY
- REENTRY HEAT SHIELD ALSO PROVIDES
 - SOME MICROMETEROID AND SPACE DEBRIS PROTECTION FOR REACTOR VESSEL AND PRIMARY PIPING
 - KNOWN ORIENTATION AT IMPACT, FACILITATING STRUCTURAL AND BURIAL ANALYSES

図 2-27 大気圏再突入に対する安全性

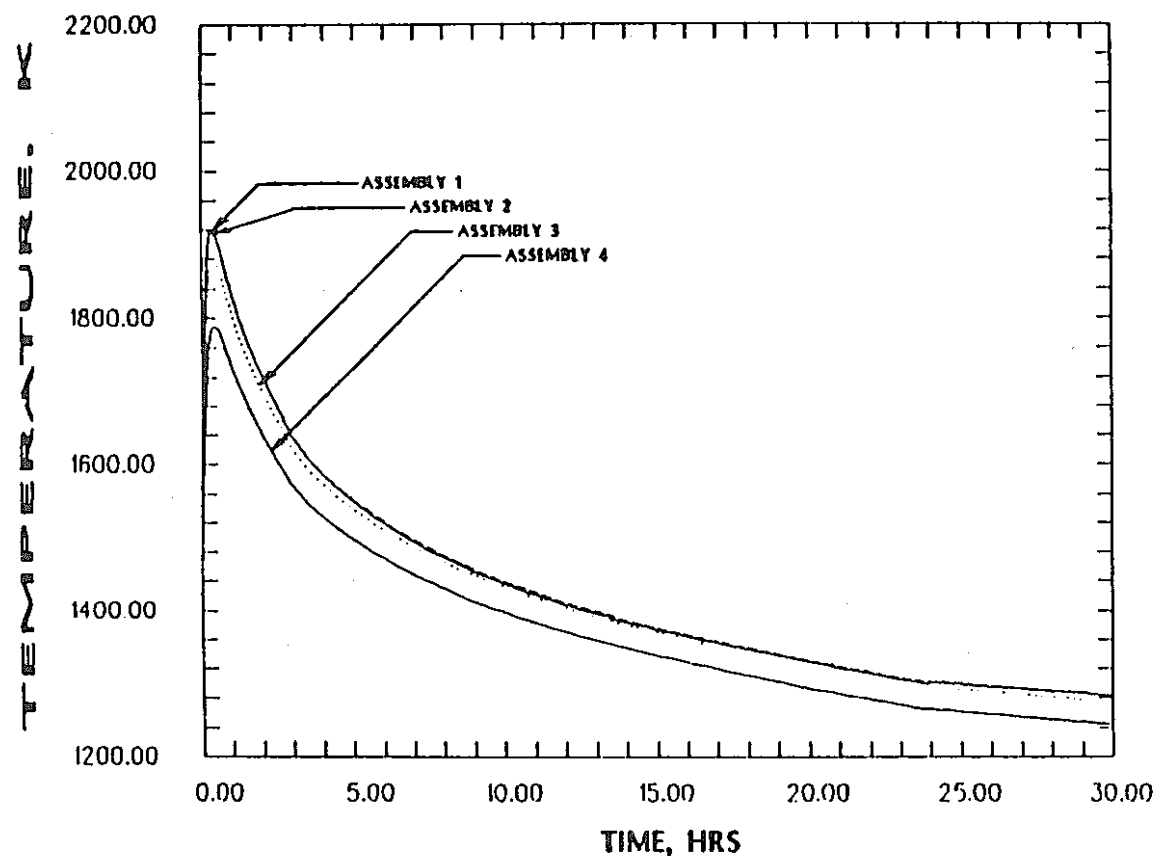
JPL/LOS ALAMOS

REACTOR SUBSYSTEM
SAFETY CHARACTERISTICS



PNC-TN9600 90-002

ACCOMMODATES LOSS OF COOLANT ACCIDENT



ITEM	TEMPERATURE (K)
<u>TEMPERATURE LIMITS</u>	
RHENIUM MELT	3123
UN MELT (AT 1 ATM N ₂)	3035
PWC-11 MELT	2672
UN DISSOCIATION	2100
<u>PEAK TEMPERATURES</u>	
FUEL-ASSEMBLY 1	1938
FUEL-ASSEMBLY 2	1937
FUEL-ASSEMBLY 3	1905
FUEL-ASSEMBLY 4	1828
REACTOR VESSEL	1508

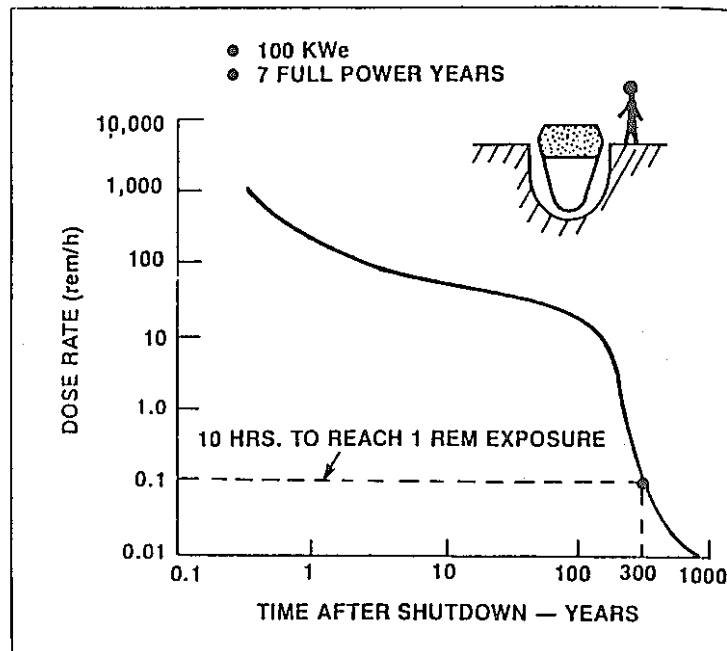
图 2-28 冷却材喪失事故解析結果

JPL/LOS ALAMOS

SAFE OPERATING EARTH ORBITS



REACTOR DOSE RATE AT 1 METER AS A FUNCTION
OF TIME AFTER FINAL SHUTDOWN



ISSUE

- TO BE SAFE, OPERATING ORBITS SHOULD HAVE SUFFICIENT LIFETIME FOR FISSION PRODUCTS TO DECAY TO ACCEPTABLE LEVELS BEFORE REENTRY

CONSEQUENCE OF OPERATING IN LOW EARTH ORBITS

- SHORT ORBIT LIFETIME
- HIGH REACTOR DOSE LEVELS
- BOOST TO HIGH EARTH ORBIT REQUIRED

DESIGN STATUS

- 300 YEARS OF FISSION PRODUCT DECAY REDUCES SP-100 DOSE RATES TO MANAGEABLE LEVELS FOR PROTECTION OF PEOPLE AND ENVIRONMENT
 - 10 HOURS TO REACH EPA PROTECTIVE ACTION GUIDELINES FOR NUCLEAR PLANT ACCIDENT EMERGENCY PLANNING (1 REM)
- 400 NMI CIRCULAR ORBITS PROVIDE 300 YEAR ORBIT LIFETIME FOR SP-100
- HIGHER ORBITS DRAMATICALLY INCREASE ORBIT LIFETIME AND TIME FOR FISSION PRODUCT DECAY
 - > 2000 YRS. AT 500 NMI
 - > 10000 YRS. AT 600 NMI
- DEPENDING ON ACTUAL ORBIT, AT EOM, SP-100 MAY BE BOOSTED TO A HIGHER PERMANENT DISPOSAL ORBIT TO ALLOW FISSION PRODUCTS TO DECAY TO LOWEST POSSIBLE LEVELS

図 2-29 地上に墜落した場合の被爆

2-7 信頼性

SP-100の各サブシステムの信頼性を表2-5に示す。システム全体としての信頼性は0.95と言われている。

1次系ポンプ1基および2基停止時の1次系各ループの挙動を各々図2-30および31に示す。1次系は12ループより成り、隣接する2ループが合流して6ループとなって原子炉容器に接続する構成で、ポンプ1基または2基の故障でも必要な炉心流量が確保される方式となっている(2-3 1次熱輸送系参照)。

1次系ポンプ2基および4基停止時の過渡特性解析結果を図2-32, 33に示す。反応度フィードバック効果により、炉心出口温度はピークに達した後にほぼ元の温度にもどる。ポンプ2基の故障の場合には、被覆管温度は制限値以内に抑えられる。燃料ペレット温度は、ポンプ4基故障の場合でも熔融温度(3030K)より十分低く抑えられる。これは、燃料の線出力が非常に低く(Nominal Peak 100W/cm)かつ窒化物燃料の熱伝導率が良好(酸化物燃料より1桁大)なためである。

表 2 - 5 SP-100信頼性データ



SYSTEM REQUIREMENTS ANALYSIS AND ALLOCATION SUMMARY OF ALLOCATED PARAMETERS



SUBSYSTEM	ALLOCATED PARAMETER/VALUES*								
	MASS (kg)	RELIABILITY	POWER FLOW (kw)			PRESSURE DROP (kPa)		TOTAL FLOW RATE (kg/SEC)	
			INPUT	LOSSES	OUTPUT	PRIMARY	SECONDARY	PRIMARY	SECONDARY
REACTOR	700	0.999	2331	29	2302	16.48	—	9.856	—
SHIELD	1000	0.999	—	—	—	—	—	—	—
PRIMARY HEAT TRANSPORT	500	0.987	367.8	367.7	0.1	(20.69)	(30.76)	9.856	9.570
REACTOR INSTRUMENTATION AND CONTROL	290	0.996	0.4	0.4	0	—	—	—	—
POWER CONVERSION	370	0.997	1934	1828	105.7	4.21	11.24	9.856	9.570
HEAT REJECTION	850	0.975	2132	2132	0	—	19.52	—	9.570
POWER CONDITIONING, CONTROL AND DISTRIBUTION	390	0.995	105.3	5.0	100.3	—	—	—	—
MECHANICAL/STRUCTURAL	480	0.999	—	—	—	—	—	—	—

*EOM WITH 11 OF 12 SECONDARY LOOPS DELIVERING 100 KW TO MISSION MODULE

Results

The Primary Loop Mass Flow Rates for the Base Case and One Failed Pump

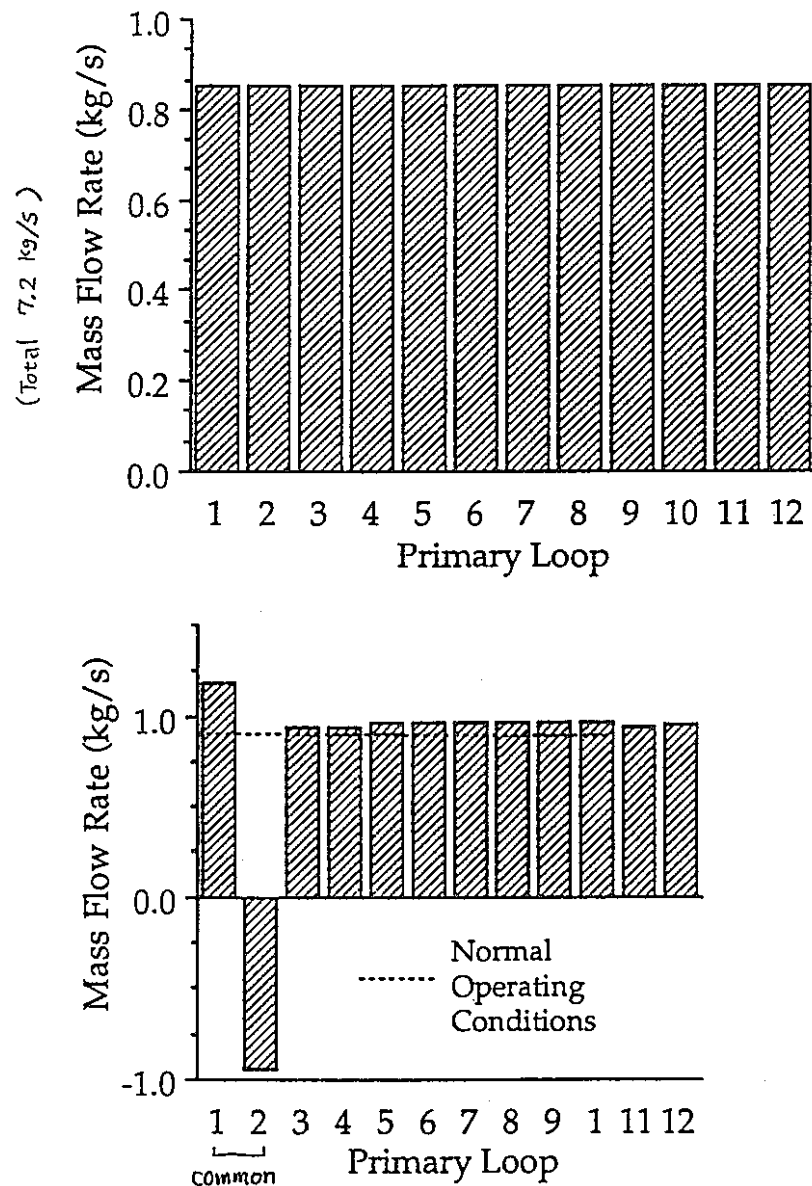


図 2-30 1 次系ポンプ 1 基停止時の 1 次系各ループの挙動

Results

(Continued)

The Primary Loop Mass Flow Rates for Two Failed Pumps

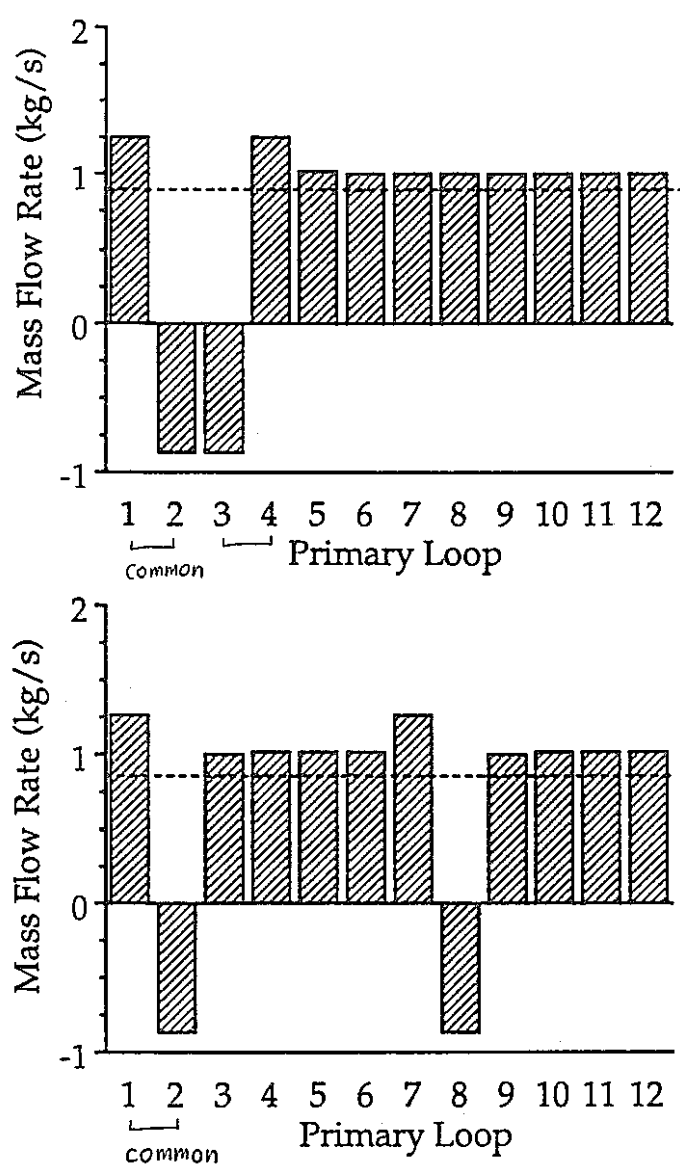


図 2 - 31 1 次系ポンプ 2 基停止時の 1 次系各ループの挙動

Results (Continued)

Effect of Sequential and Nonsequential Pump Failure of System Performance

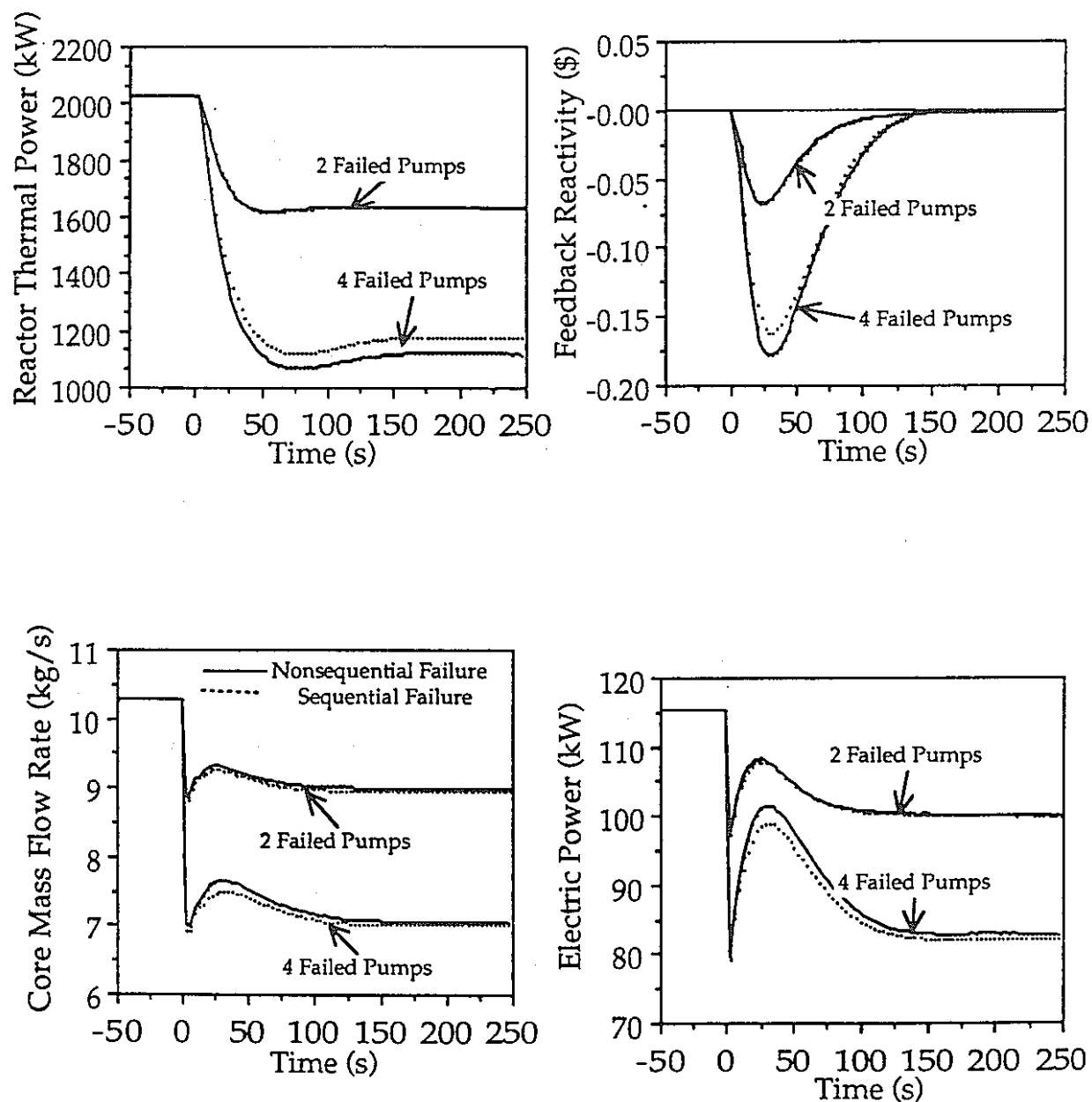


図 2 - 32 過渡特性解析結果 (その 1)

Results

(Continued)

Effect of Sequential and NonSequential Pump Failure on System Performance

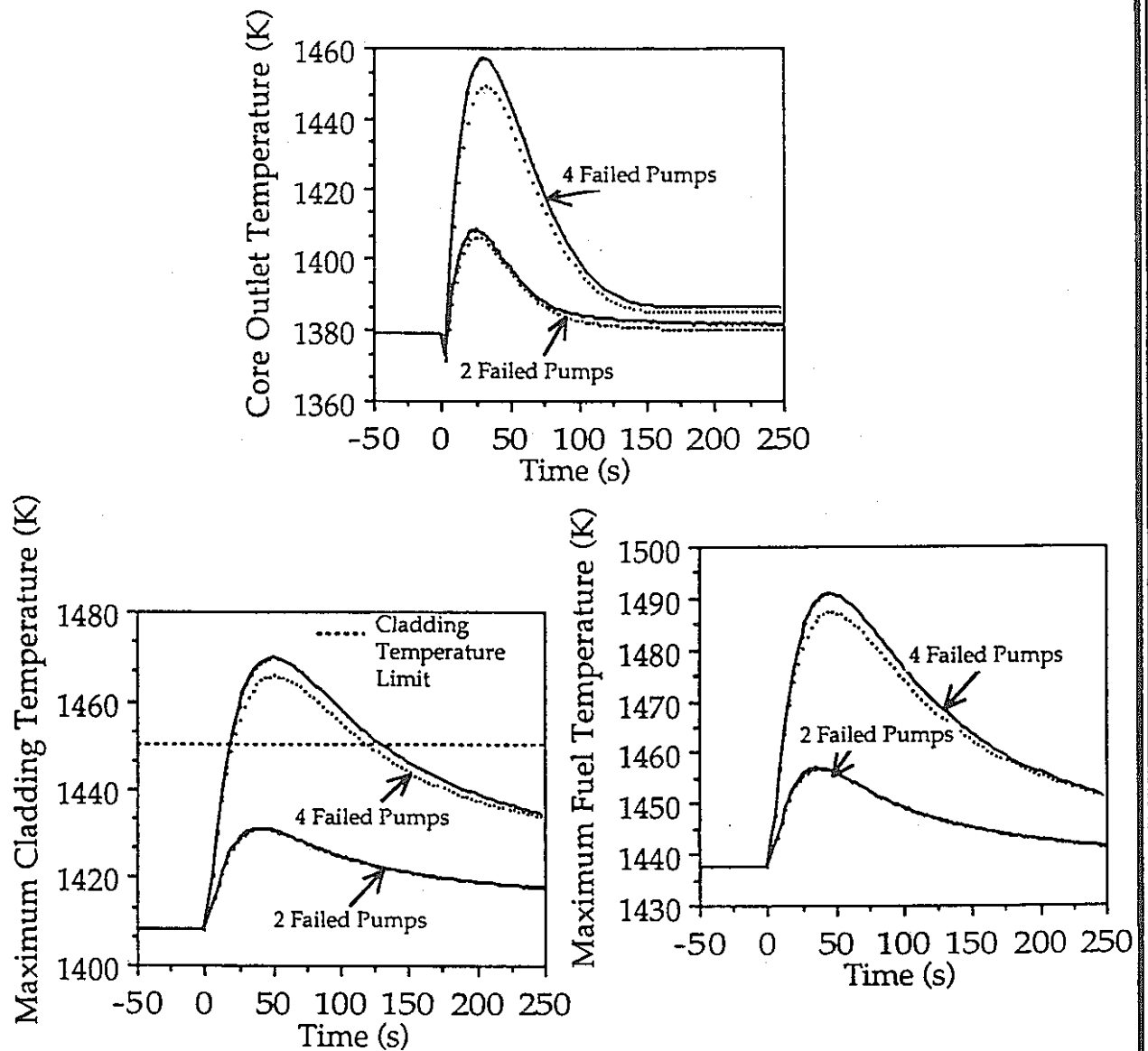


図 2 - 33 過渡特性解析結果 (その 2)

3. 月面基地用原子力発電プラント

本プラントはSP-100と同じ原子炉（熱出力2500KW）を用い、スターリング・サイクルによって825KWeの発電を行なうものである。本計画はNASAによって検討されている。

〔システムの概要〕

システムの仕様を表3-1に示す。スターリング・サイクルを採用しているためプラント効率は33%となる。システムの構成および鳥かん図を各々図3-1および3-2に示す。

原子炉はアルミ製の圧力容器で覆われ月面上のほこりから保護されている。1次冷却系は高温側と低温側の2つのマニホールドから8ループに分枝する構成である。マニホールドを採用した理由は、月面上で溶接を行わずコネクタにより1次系配管を接続するのに適しているためである。ラジエータパネルは原子炉周囲の月面上に放射状に配置される。ラジエータ領域は直径60mにも達する。

図3-3は月面基地の全体構成を示したものである。本システムのほかに太陽電池も設けられている。しかし14日間続く夜間においては原子力発電システムが唯一の電力供給源となる。

本システムの設計の特徴を表3-2に示す。

〔しゃへい〕

本プラントのしゃへいとしては、①地球から運搬したLiHおよびWで原子炉を取り囲む案、②月面上の土砂で原子炉を取り囲む案、および③月面に掘ったピットに原子炉を設置する案、の3案が検討された（図3-4）。しゃへい基準はラジエータパネル面において5 rem/month以下である。③案では直径4 m、深さ3 mのピットを掘ればよいため、これを採用した。①案は地球から運搬するしゃへい重量が218tonになり不採用、②案は月面での盛り土の量が870tonになり不採用となった。

〔システム重量〕

全重量は20tonである（表3-3）。図3-5は炉心出口温度一定（1300K）の条件で、システム重量におよぼす炉心入口温度の影響を示したものである。この規模のプラントにおいてはシステム全重量に占めるラジエータ重量の比率が大きい。従って炉心入口温度を下げるとラジエータが大型化（ラジエータ温度の4乗に反比例）し、システム全重量

が急激に増加する。これに対してスターリングサイクルの効率向上のメリットはわずかである。



Nuclear Power System Performance

● Reactor

Reactor Thermal Power	2500	kWt
Reactor Lifetime (at full Power)	7	ys

● Power Conversion

Electrical Output (6 of 8 Engines)	825	kWe
Electrical Output/Operating Engine	138	kWe
Rated Electrical Output/Engine	150	kWe
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

● Heat Rejection

Waste Heat to Reject	1675	kWt
Radiator Surface Temperature	525	K
Lunar Surface Temperature (w/Apron)	222	K
Lunar Sky Temperature	267	K
Total Radiator Area (Spoked Wheel)	780	m ²

Nuclear Power System Layout

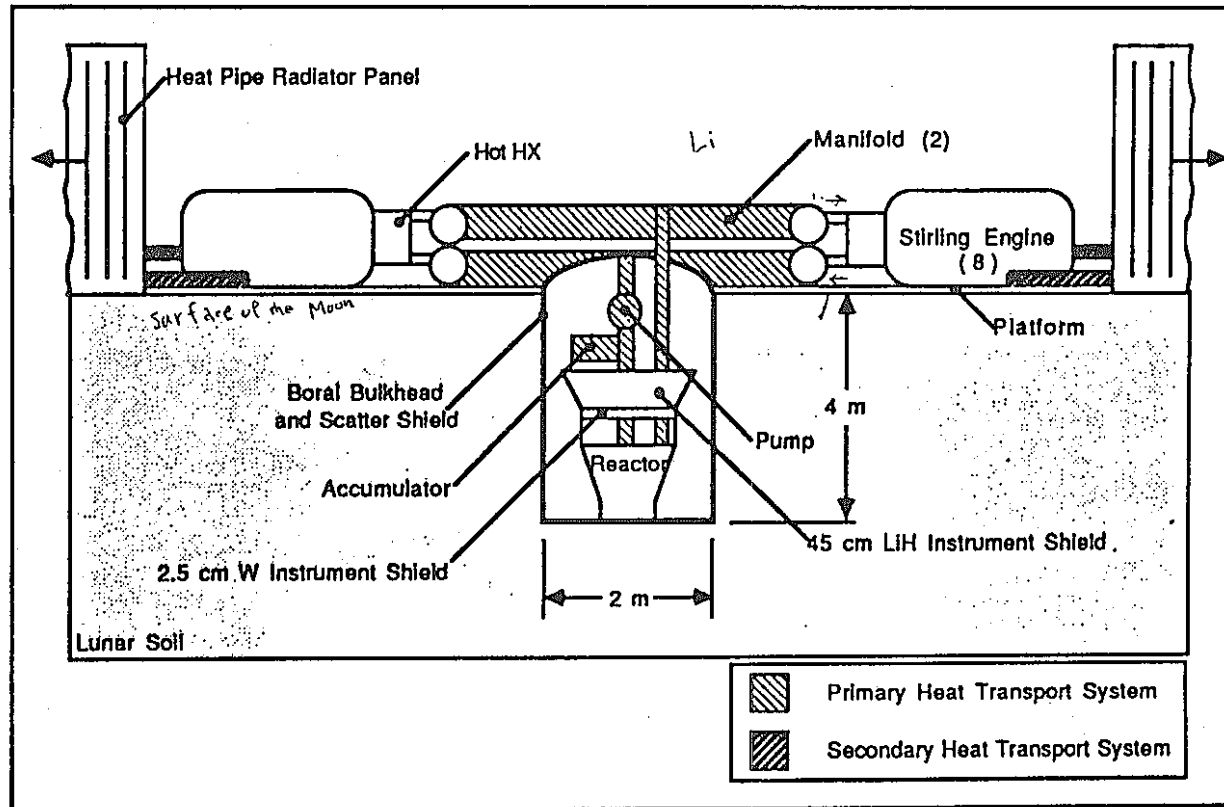


図3-1 月面基地用原子炉プラントの構成

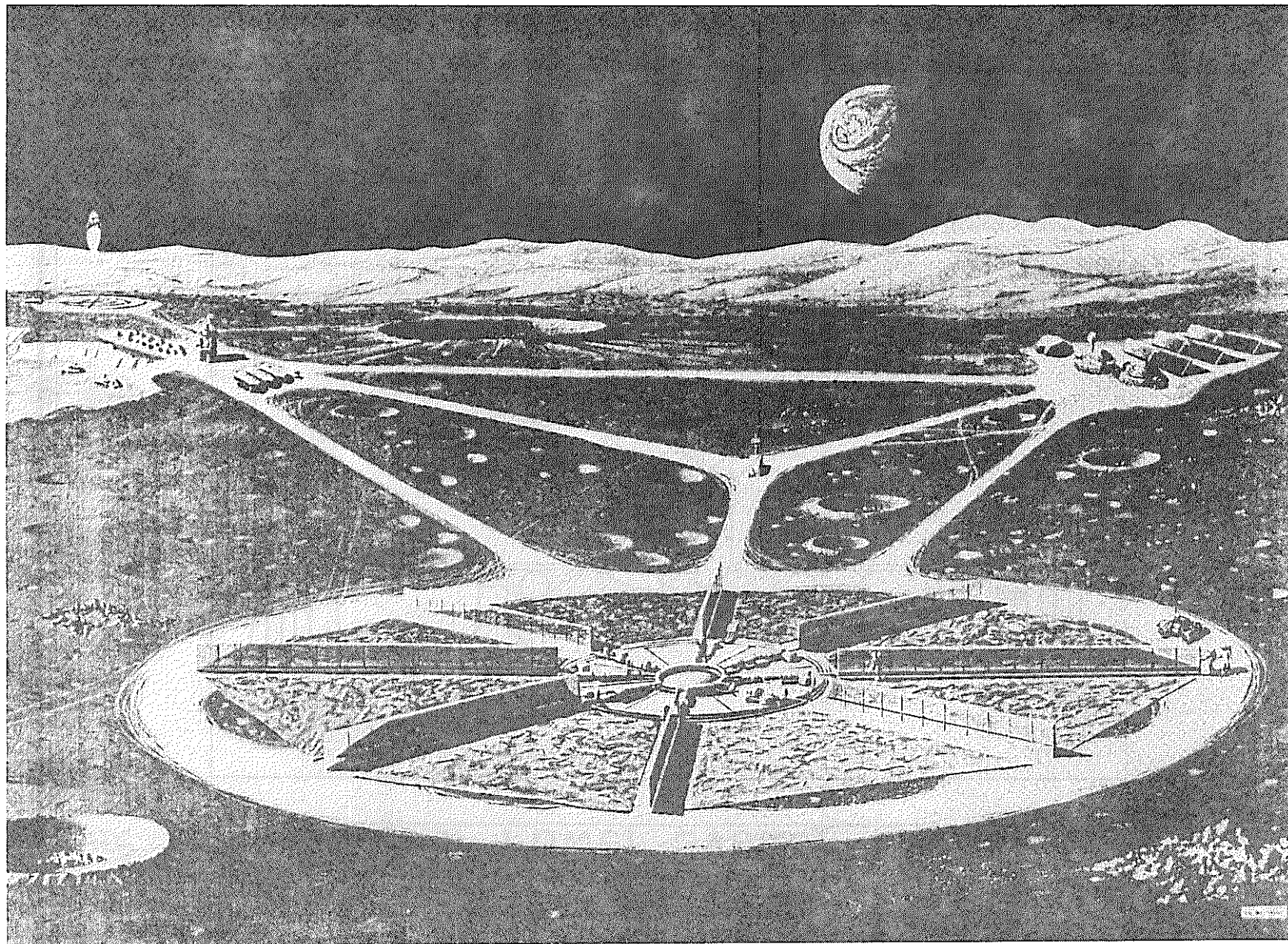


図3-2 月面基地用原子炉プラント鳥かん図

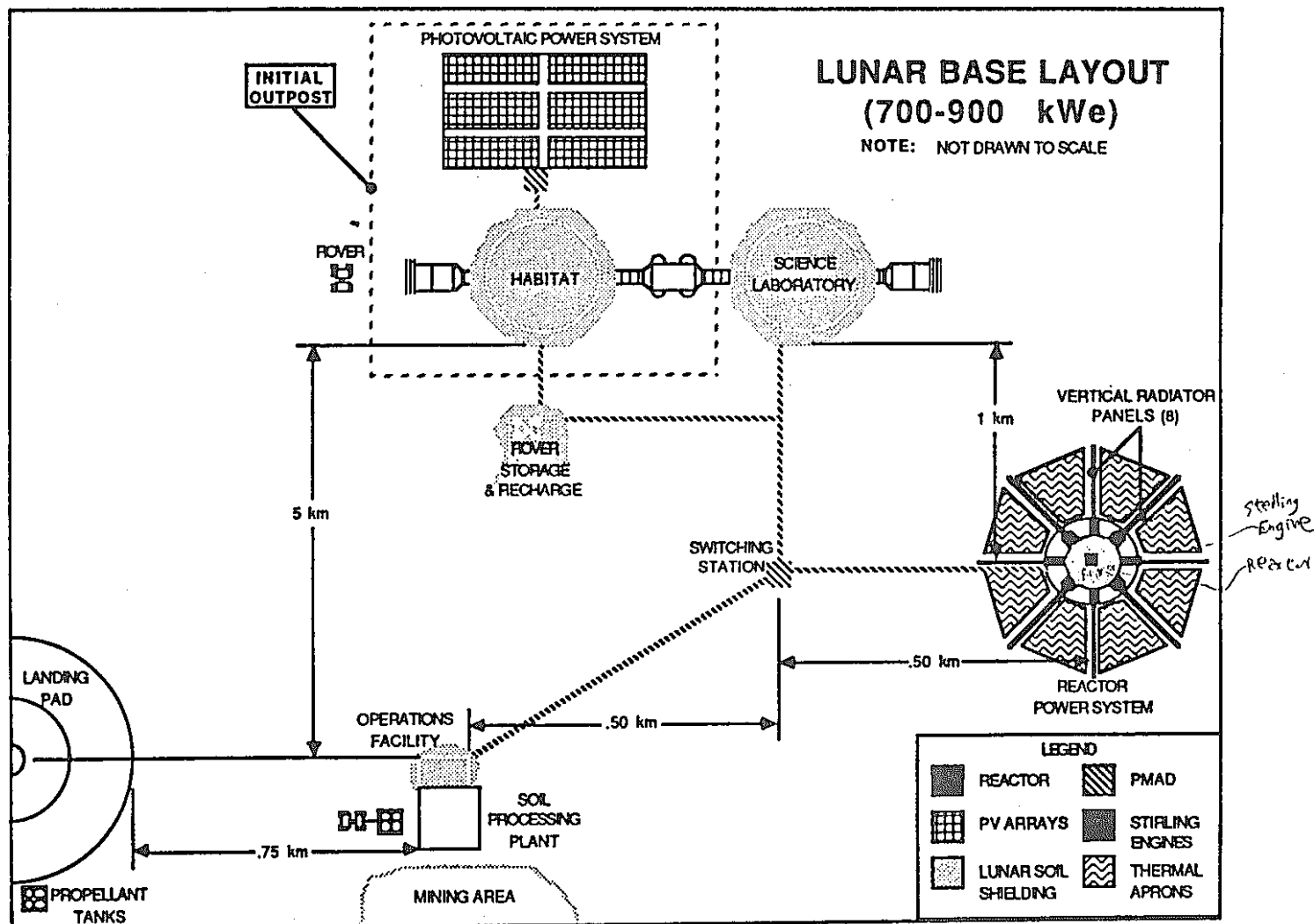


図3-3 月面基地の構成

表3-2 月面基地用原子炉プラント設計の特徴



AEROSPACE TECHNOLOGY DIRECTORATE

POWER TECHNOLOGY DIVISION

Lewis Research Center

LUNAR BASE POWER SYSTEM DESIGN SUMMARY

- Reactor
 - Dual manifold heat transport system designed for easy installation of Stirling engines at non-weld field connections.
 - Aluminum bulkhead provides reactor with a dust-free environment.
- Shielding
 - Excavated cylindrical shield enables position of reactor to be independent of habitat location.
 - Utilization of lunar soil for shielding substantially reduces mass of system.
 - Excavated shield allows astronauts to perform maintenance on radiator panels.
 - Instrument shields included for protection of drive motors

LUNAR BASE REACTOR SHIELDING OPTIONS

LIH/W Instrument Shield Radiator Panel Reactor Stirling Engine	360° Circular LiH/W Shield (from earth) <table> <tr> <td>LiH thickness (2 layers)</td><td>35.2 cm</td></tr> <tr> <td>W thickness (3 layers)</td><td>19.8 cm</td></tr> <tr> <td>Total thickness</td><td>55.0 cm</td></tr> <tr> <td>Total Shield Mass</td><td>218 tonnes</td></tr> </table> <i>heavy</i>	LiH thickness (2 layers)	35.2 cm	W thickness (3 layers)	19.8 cm	Total thickness	55.0 cm	Total Shield Mass	218 tonnes
LiH thickness (2 layers)	35.2 cm								
W thickness (3 layers)	19.8 cm								
Total thickness	55.0 cm								
Total Shield Mass	218 tonnes								
Lunar Soil slumping 7m	360° Circular Lunar Soil Shield <table> <tr> <td>Shield thickness</td><td>7 m</td></tr> <tr> <td>Shield height</td><td>3 m</td></tr> <tr> <td>Volume of Soil Moved</td><td>730 m³</td></tr> <tr> <td>Mass of Soil Moved</td><td>870 tonnes</td></tr> </table>	Shield thickness	7 m	Shield height	3 m	Volume of Soil Moved	730 m ³	Mass of Soil Moved	870 tonnes
Shield thickness	7 m								
Shield height	3 m								
Volume of Soil Moved	730 m ³								
Mass of Soil Moved	870 tonnes								
Lunar Soil Al and B sandwiched liner (採用案)	Excavated Cylinder Lunar Soil Shield <table> <tr> <td>Cylinder diameter</td><td>4 m</td></tr> <tr> <td>Cylinder height</td><td>3 m</td></tr> <tr> <td>Volume of Soil Moved</td><td>38 m³</td></tr> <tr> <td>Mass of Soil Moved</td><td>45 tonnes</td></tr> </table>	Cylinder diameter	4 m	Cylinder height	3 m	Volume of Soil Moved	38 m ³	Mass of Soil Moved	45 tonnes
Cylinder diameter	4 m								
Cylinder height	3 m								
Volume of Soil Moved	38 m ³								
Mass of Soil Moved	45 tonnes								

Assumptions: 2500 kWt Reactor
 < 5 rem/month at Radiator Panels
 Lunar Soil density of 1.2 g/cc

図3-4 シャーペイの最適化検討

表3-3 月面基地用原子炉プラントのシステム重量



Lewis Research Center

Nuclear Power System Mass

	<u>kilograms</u>
● Reactor/Shield Subsystem	
SP-100 2.5 MWt Reactor	755
Instrumentation and Control	359
Instrument Shield	931
Primary Heat Transport System	765
● Power Conversion Subsystem	
(8) Stirling Engines; Linear Alternators	5871
● Heat Rejection Subsystem	
(8) Heat Pipe Radiator Panels	6240
Secondary Heat Transport System	832
● Power Management and Distribution	
AC to DC Converters; Parasitic Load Resistors	1650
Transmission Cabling (5 km)	917
● Surface Structure	
Reactor Excavation Bulkhead	679
Engine Support Platforms	1005
● Total	20004



Stirling System Component Mass Sensitivity to Temperature Ratio $T_{hot}=1300\text{ K}, 2.5\text{ MWth}$

Specific Mass (kg/kWe)

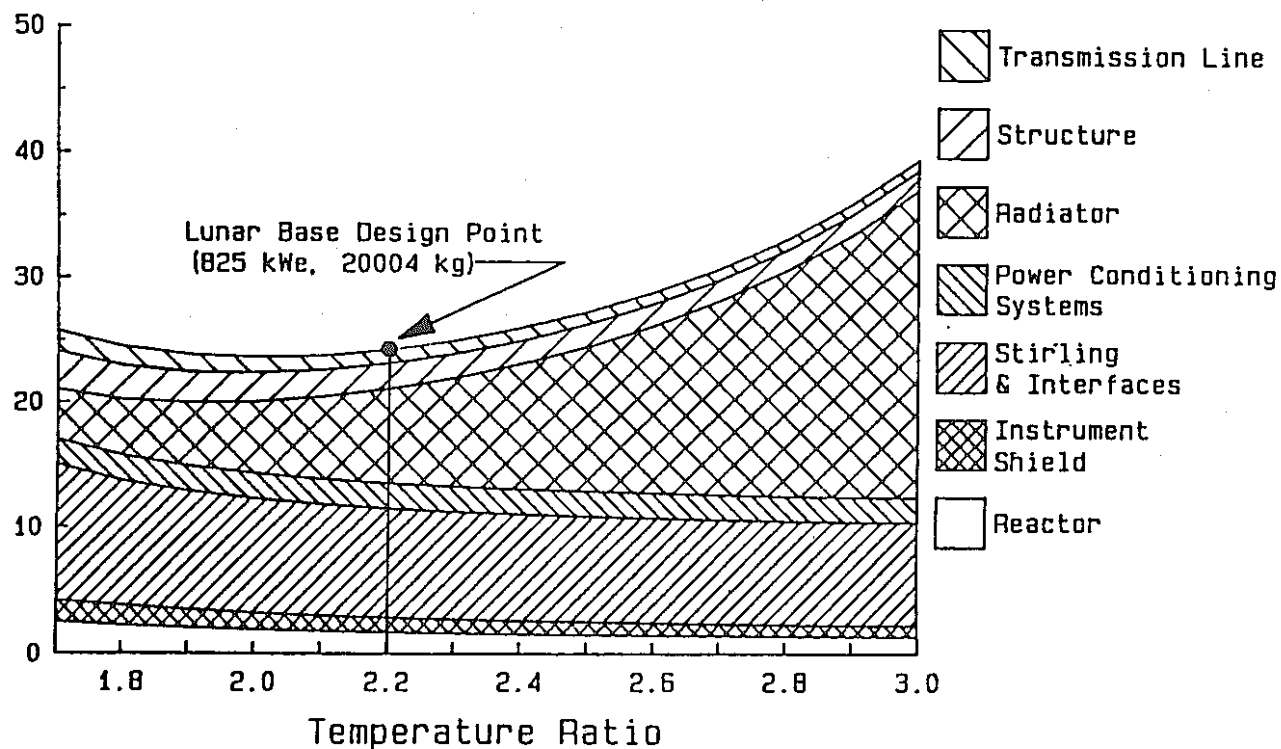


図3-5 システム重量におよぼす炉心入口温度の影響

4. マルチメガワット (MMW) 計画

本計画は1985年に開始され、SP100計画よりも更に高出力（数10～数100MWe）の宇宙用動力源を開発するためのものである。本計画はSDIの一環として実施されている。その用途は武器システムおよび広域監視レーダなどSDI用の他、月面および火星探査用の原子力推進および基地用電源などが考えられている。

例えばSDIのレーザ兵器用電源等に用いられるシステムは数10～数100MWの電力を瞬時に取り出し、数100秒間持続させる。本システムは炭化ウラン（ $UC_{1.2}$ または $UC_{1.7}$ ）の粒状燃料を用いた水素ガス冷却の高速炉（Particle bed reactor）およびブレイトンサイクルを採用する。発電機により得られる電力は高電圧変換装置（Power conditioning）によりレーザ兵器に適した高圧（50～100KV）に変換される。原子炉（Particle bed reactor）の原理を図4-1に示す。⁹⁾

火星用の有人探査機（図4-2）は総重量が450ton以上あり、地球周回軌道までは化学ロケットにより3～4回に分けて運搬されそこで組み立てられる。打ち上げは2015年を予定している。



Leadership on Recent Space Contracts

ably proving its expertise on
government space programs such as:

1. Irradiation of PBR Fuel Element)
designed, developed and
fuel elements to
concept for the
of Energy. The
conducted at the
Research Reactor
National Laboratory.

2. i-Megawatt
or Program)
ports the
of Energy's
am by de-
ceptual
he nuclear
e for
ice-
gic
ions.

3. al-
ii-
as a
on-
e de-
uclear
e for
of Defense
is advanced

burg, Virginia,
1 and manufac-
one of the few facilities
ates that can handle the
r materials required for high-power-
reactors. The plant's proven quality
curity programs are models for the
recision manufacturing capabilities have
ated on some of this country's most
advanced products and materials.

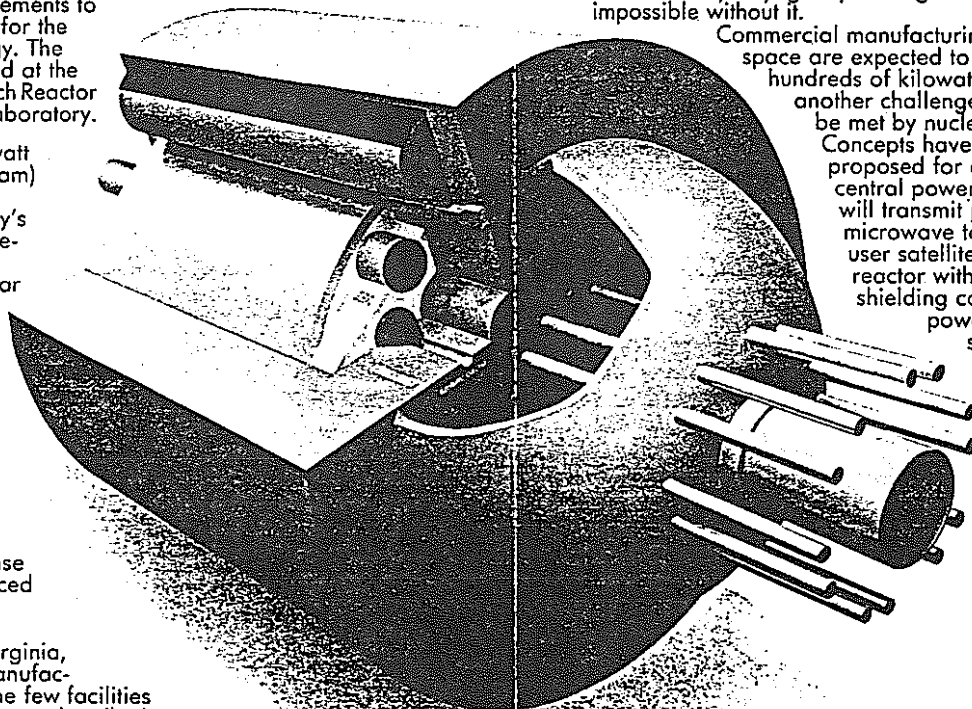
SPACE POWER AND P

Nuclear Power — Essential for Many Space Missions

Many defense missions require energy sources that generate hundreds of times the power of anything ever flown into space. Space power supplies must be able to perform safely through many cycles of readiness testing and be able to deliver their full power instantly and reliably. Nuclear power is the only source that can meet these mission requirements.

Scientific missions such as manned flights to Mars, outposts on the moon, or the exploration of the outer planets will all require nuclear power sources. Only nuclear power can provide practical transit times for long distance missions and increased margins of safety for projects such as a lunar outpost, where the lunar night is longer than 14 earth days. Nuclear power is essential for missions beyond Mars — the extraordinary Voyager space flights would have been impossible without it.

Commercial manufacturing plants in space are expected to require hundreds of kilowatts of power, another challenge that can be met by nuclear energy. Concepts have already been proposed for orbiting central power stations that will transmit power by microwave to numerous user satellites. A nuclear reactor with only minimal shielding could readily power the central station, since the satellites would be far away from the radiation field.



Particle Bed Reactor

Mockup of Particle Bed Reactor for multi-megawatt applications.

4-1(a) Particle bed reactor

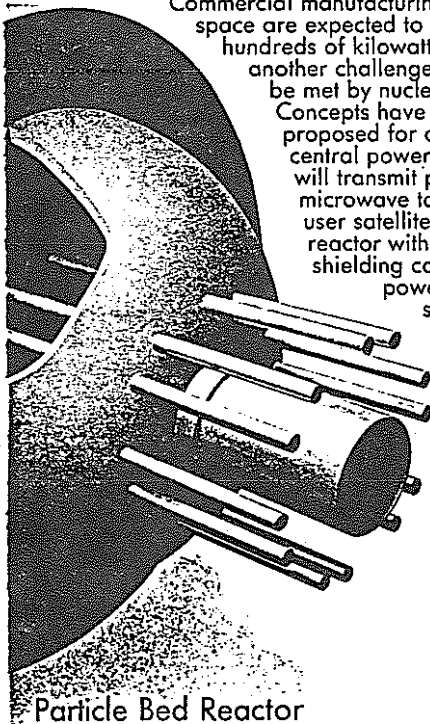
SPACE POWER AND PROPULSION

Nuclear Power — Essential for Many Space Missions

Many defense missions require energy sources that generate hundreds of times the power of anything ever flown into space. Space power supplies must be able to perform safely through many cycles of readiness testing and be able to deliver their full power instantly and reliably. Nuclear power is the only source that can meet these mission requirements.

Scientific missions such as manned flights to Mars, outposts on the moon, or the exploration of the outer planets will all require nuclear power sources. Only nuclear power can provide practical transit times for long distance missions and increased margins of safety for projects such as a lunar outpost, where the lunar night is longer than 14 earth days. Nuclear power is essential for missions beyond Mars — the extraordinary Voyager space flights would have been impossible without it.

Commercial manufacturing plants in space are expected to require hundreds of kilowatts of power, another challenge that can be met by nuclear energy. Concepts have already been proposed for orbiting central power stations that will transmit power by microwave to numerous user satellites. A nuclear reactor with only minimal shielding could readily power the central station, since the satellites would be far away from the radiation field.



Particle Bed Reactor

Mockup of Particle Bed Reactor for multi-megawatt applications.

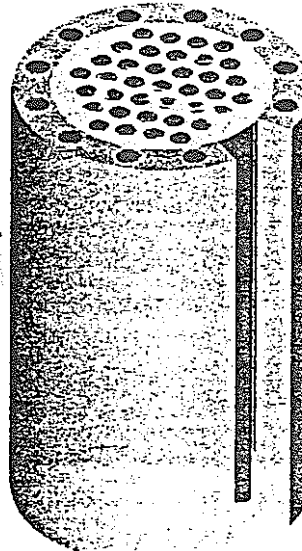
A Compact Reactor for a Wide Range of Missions

B&W is designing and developing an innovative Particle Bed Reactor (PBR) to meet a wide range of power and propulsion needs in space. Its tremendous flexibility results from the large amount of cooling surface available in the bed of microparticle fuel spheres, each about 500 microns in diameter.

The PBR is based on fuel particle technology first developed for commercial high-temperature, gas-cooled reactors. The use of a PBR core as a heat source for hydrogen propellant builds on technology derived from NERVA and other engines that were built in the late 1960s under ROVER, a national program to develop a nuclear rocket engine. Advances in materials and computer technology have now made it possible to arrange the particle bed to suit a specific mission. In different configurations, the PBR core can be cooled by a gas mixture that is optimized for heat transfer characteristics, nuclear effects, and power conversion efficiency. High outlet temperatures in the PBR can achieve a high specific impulse for propulsion or high efficiency for power generation.



B.



C.

A. The microparticle fuel bead consists of a kernel containing fissionable material surrounded by coatings engineered to provide fission product containment, strength, and kernel protection.

B. The fuel particle bed is contained between two concentric, precision porous metal cylinders, called frits. Gas coolant flows through the bed in a radial direction. This arrangement results in minimal coolant pressure drop between the "cold" inlet annulus and the "hot" outlet channel.

C. A number of fuel elements are positioned in a moderator material that is surrounded by a reflector material. These components and reactivity control devices are the main components of the reactor assembly.

図4-1(b) Particle bed reactorの燃料構成

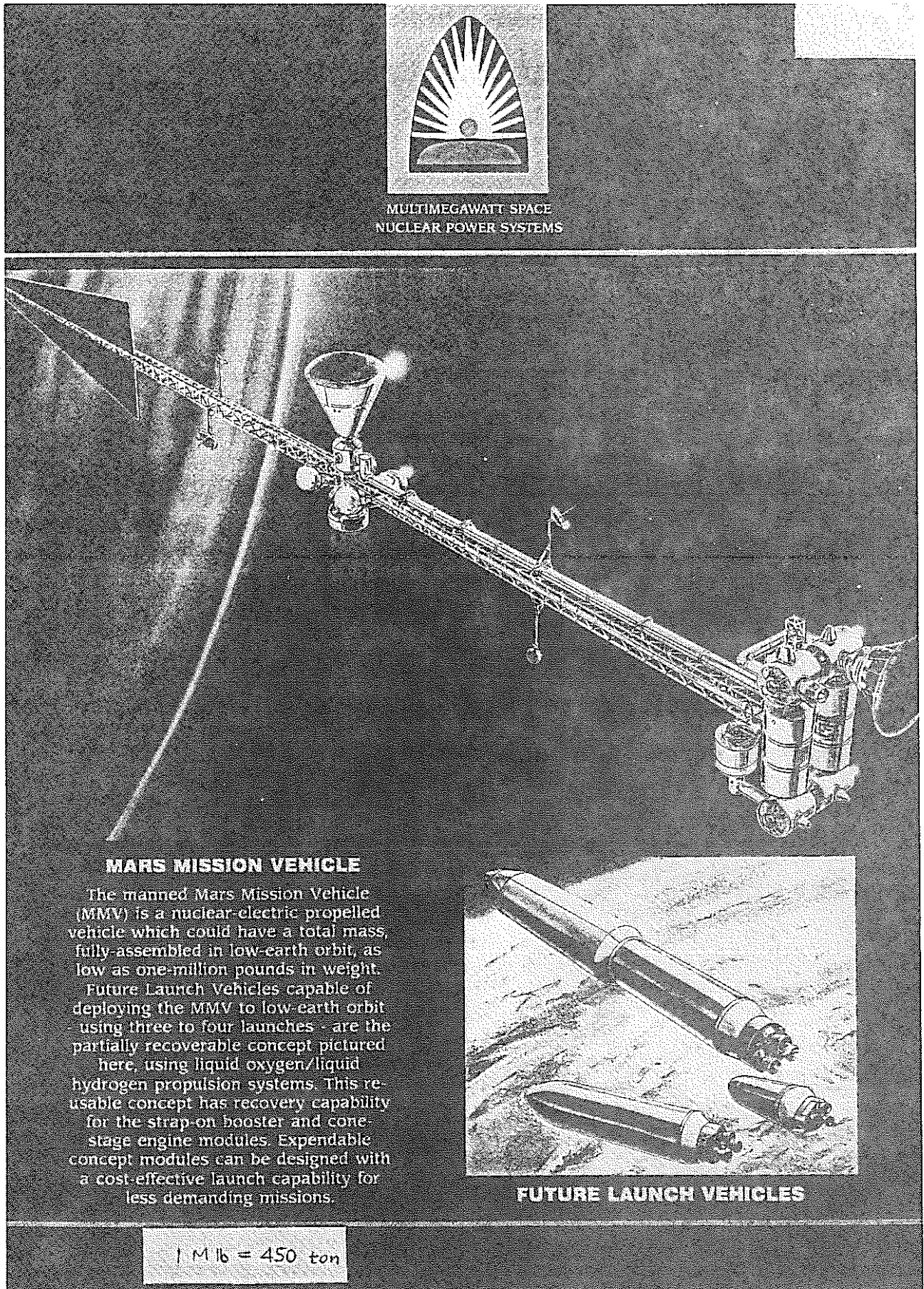


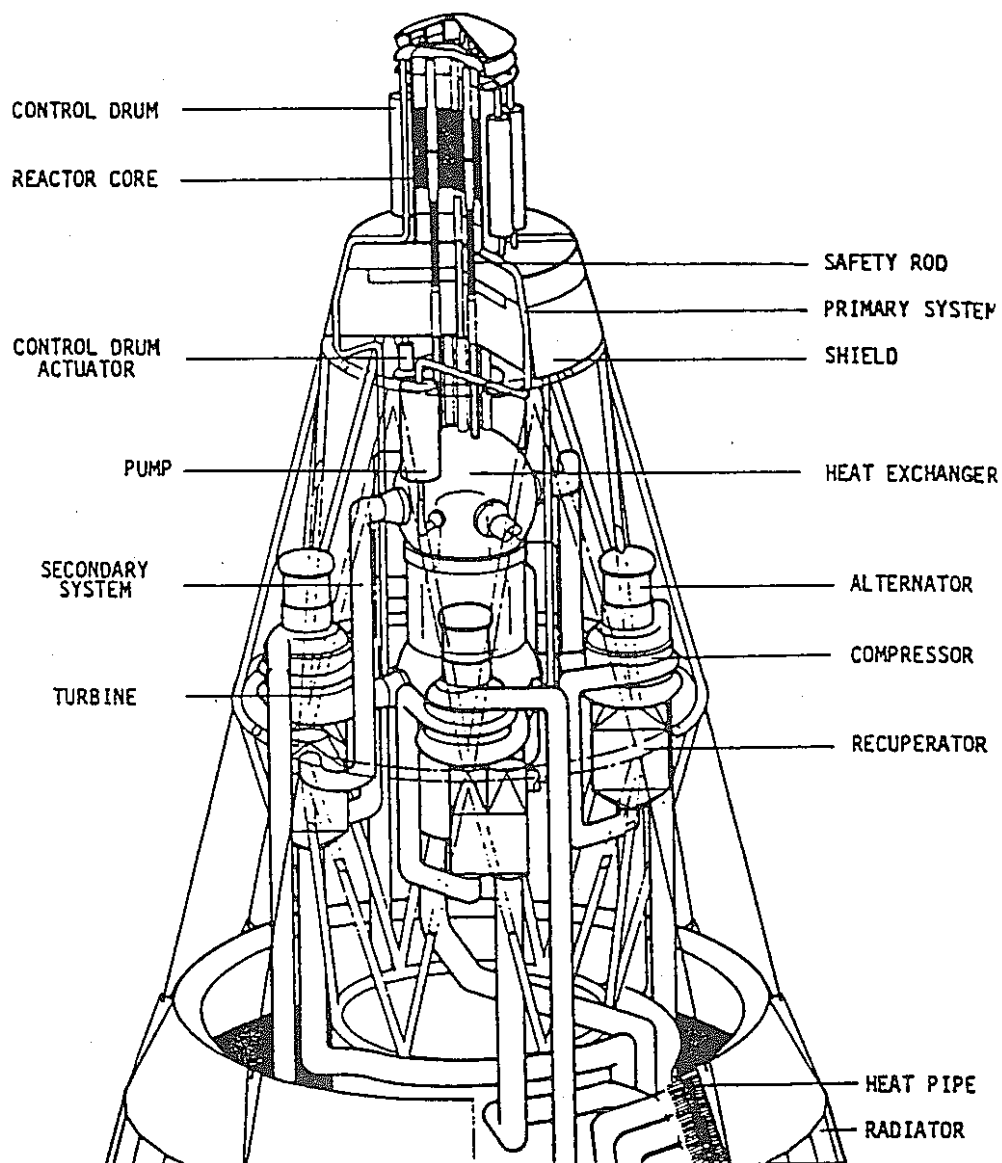
図4-2 火星有人探査機の概念

5. フランスの開発状況

フランスでは1983年よりCEA（原子力庁）およびCNES（国立宇宙開発センター）の共同によりERATOの開発が行なわれている。ERATOは出力20～200KWeの軌道上用の原子炉発電システムで、炉型としては①従来技術の延長上にあるナトリウム冷却高速炉（ UO_2 燃料）、②更に高度化を狙ったリチウム冷却高速炉（ UN 燃料）、および③ HeXe 冷却の高温ガス炉が検討されている。いずれもブレイトンサイクルを採用し、設計寿命は7年である。このうちリチウム冷却高速炉（図5-1）は炉心出口温度が1470Kで、高濃縮の窒化ウランを燃料とする。リチウム冷却高速炉に用いられる耐熱材料（Mo-Re合金）および窒化物燃料については2005年頃に達成可能な技術を想定している。

CEAでは20人余りの技術者がERATOの開発に従事している。設計研究のみならず耐熱材料（Mo-Re合金）の耐久試験などのR & Dも実施している。ERATOに関しては打上げのスケジュールなどは明示されておらず、米国やソ連の開発計画に比べると、従来に備えて基礎的研究にじっくりと取り組んでいくつもりらしい。また米国やソ連の開発計画が軍事利用を明確に打ち出しているのに対し、ERATOでは軍事利用は（少なくとも表向きは）表明されていない。

なおERATOの打上げはARIANE V ロケット（1995年初号機打上予定）により行なうことを想定している。



: Lay out of the 200 kwe nuclear
Brayton space power system.

図5-1 BRATOの構成

6. ソ連の開発状況

6-1 軌道上用電源

ソ連では1977～88年にCOSMOS衛星を2回打ち上げている。このうちCOSMOS-954は1978年、カナダに墜落した。COSMOS-1900は1988年、地球への墜落が心配されたが、200年の周回軌道(200year lifetime orbit)に乗せられた。

COSMOS-1900は低出力の液体金属冷却高速炉で、燃料は99%の高濃縮ウラン、エネルギー変換方式は熱電子発電方式(Thermionic conversion)で、発電効率は10%である。

現在開発が行なわれているのはTOPAZ衛星で、これも熱電子発電方式が採用されている。

熱電子発電方式は円筒状の燃料要素に熱電子変換素子を差し込む構造で、発電効率は熱電対発電方式より優れるが、燃料のスウェリングとFPガスの生成がその寿命を制約することになる。TOPAZの設計寿命は3年である。

6-2 原子力推進

火星および金星用の有人探査機が検討されている。これは地球→金星→火星→地球の順で665日をかけて帰還するもので、総重量は50～70tonとなる。原子炉出力は800KWeで原子力推進エンジンの運転持続時間は約5時間である。原子炉は中速中性子を用いたParticle bed reactorで、燃料はUCまたはUNZrCである。ブレイトンサイクルを採用し作動流体は水素またはセゾンである。

付録 1

ソ連の発表要旨および質疑応答メモ

(日時) 1989年1月11日, 19:00~22:00

(会場) Albuquerque Convention Center (Albuquerque, New Mexico, USA)

概 要

本シンポジウムの当初のプログラムではソ連の発表は予定されておらず、直前になって参加が決ったとのことである。そのためソ連のセッションはシンポジウム最終日の夜に設定され、ソ連側6人(うち一人は公安当局者)、聴衆約400人が参加した。

ソ連が本シンポジウムに参加するのは今回が初めてで、米国側はかなり神経を使っていたようである。米国側発表者は“ソ連から質問を受けても答えない”旨の宣誓書に全員サインさせられたとのことである。実際ソ連のメンバーはシンポジウム会場で非常に熱心にメモをとっていた。これに対して米国側はソ連の参加を意識して、特に国立研究所からの発表が詳細に欠くものとなったとのことである。一方ソ連側の発表は口答発表のみで予稿などは配布せず、技術的発表というには程遠い描象的なものだった。しかし、ソ連側は「米国が政策的に宇宙開発で停滞していた時期にソ連は進歩を遂げている」と誇っていた。(地元紙の記事参照)

1. 題 目 ソ連における宇宙原子動力開発の歩み

発 表 者 N. N. Ponomarev-Stepnoi

Kurchatov Institute of Atomic Energy

講演要旨

本シンポジウムが宇宙開発分野での今後のソ連と米国の強調にとって新たな出発点となることを期待する。

我々にとって最も重要なのは放射能に対する安全性である。カナダに墜落したCOSMOSの事故以来、政府の立場は非常に厳しくなっている。

ソ連におけるこれまでの宇宙用原子動力の開発は低い電力のものに限られていた。COSMOSについては、熱電子発電方式 (Thermionic conversion) が採用されている。

これらの原子炉衛星に対する安全装置の研究は1960年代初頭より開始された。1964年にはその試験が行なわれた。

ソ連の原子炉衛星の中でも最も重要な位置を占めるのが熱電子発電方式 (Thermionic conversion) である。熱電子発電方式はかなり高い温度レベルで運転され、原子炉を小型化できるので原子炉衛星に適している。TOPAZ衛星に採用したのは出力レベルが数KWeから数100KWeで、円筒状の燃料要素に熱電子変換素子を差し込む構造である。

1977～88年にはCOSMOS衛星が2回打ち上げられた。これらの原子炉衛星の特性は地上試験で確認されている。実験室規模の試験としては、フルスケールの臨界試験を行なった。熱電子発電方式の原子炉衛星では、発電効率は10%、寿命は3年である。原子炉はZrHを減速材とする炉または高速炉である。

この他、ThermalおよびIntermediate fluxの原子炉など、各種の原子炉についても検討している。

ソ連では火星などの有人探査のための原子力推進の開発も行なっている。これはブレイトンサイクルを採用し、作動流体は水素またはゼノンで温度は2600～

2900Kである。Westinghouseの実験サイト是非テストしたいものである。原子炉は中速中性子を用い、燃料はUC、構造材はZr、反射体はBeである。

基礎研究としては、大電力の原子炉衛星に対する高温の冷却ガスの特性に関するものなどがある。UF燃料 (Uranium textile fluoride fuel) は宇宙用としてより安全性に優れている。熱電子変換素子については構造材料の照射特性およびいん石等の衝突に対する安全性の研究を行なっている。

2. 題 目 熱電子変換方式の原子炉衛星の現状

発 表 者 G. M. Griaznov

Unification Krasdia-Avezda

講演要旨

熱電子変換方式 (Thermoionic conversion) の原子炉においては燃料のスウェーリングとFPガスの生成がその寿命を制約することになる。ある設計では燃料ピンからの熱流束は 10 W/cm^2 で、使用温度は 1900 K である。燃料ピンと熱電子変換素子のギャップは 0.4 mm である。別の設計では熱流束 5 W/cm^2 、温度 800°C で用いるものもある。これについては電気ヒータによる試験および原子炉実機による試験を行なった。燃料被覆管はMo-Re-W系合金である。TOPAZ衛星の場合、燃料は UO_2 、燃料ペレット直径は $15\sim 18\text{ mm}$ 、変換素子への熱流束は 5 W/cm^2 、原子炉出力は 150 KW である。(訳注：熱出力か電気出力か不明)。

この他に、出力 300 KW のリチウム冷却高速炉、出力 200 KW のナトリウムまたはカリウム冷却の原子炉なども熱電子変換方式用として検討されている。

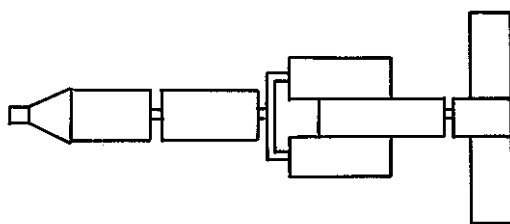
3. 題 目 原子力推進による有人火星探査計画

発 表 者 V. A. Pavshuk

Kurchatov Institute of Atomic Energy

講演要旨

この計画では火星及び金星の有人探査を考えている。すなわち地球→金星→火星→地球の経路で665日を要する。原子炉出力は800KWeで温度は2600～2900Kである。（注訳：作動流体温度のことであろう）。Open cycleおよびclosed cycle（Xe-He mixture herting）の両方が考えられる。減速材はZrHである。有人探査機（添付図参照）のしゃへい材としてはLiH, Wおよび劣化ウランなどを検討している。しゃへいの厚さは1.5m以内となろう。水素ガスを作動流体とする。



有人火星探査機概念図（総重量50～70ton）

4. 題 目 原子炉衛星の安全性

発 表 者 G. M. Griaznov

Unification Krasdia-Avezda

講演内容

1988年10月, COSMOS-1900 (注訳: 地球への墜落が心配された) は200年の周回軌道 (200 year orbit) に乗せることに成功した。COSMOS-1900は低出力の液体金属冷却高速炉で, 37本の集合体より成り, 燃料は99%濃縮ウラン, 反射体はベリリウム, 構造材はステンレン鋼である。OrientationおよびStabilization Systemは正常に作動した。

TOPAZは, 寿命が3年で, COSMOS-1900とは異なった原子炉である。TOPAZの設計方針として, 大気圏への再突入はさせないことになっている。

5. 質疑応答

Q. 米国とソ連のこの分野での連携はあり得るか？

A. Yes.

Q. ソ連で検討中の直接推進方式はRoverの方式の様なものか？

A. 多分そうだろう。

Q. カリウム・ランキンサイクルによる発電方式は考えているか？

A. Yes.

Q. その場合ラジエータはヒートパイプを使うのか？

A. Yes.

Q. TOPAZの重量およびShadow ShieldのHalf angleについて伺いたい。

A. その分野の専門ではないので詳細はわからないが、重量は5～10ton, $\theta = 10 \sim 12 \text{deg}$ である。

Q. 原子力推進用の燃料としてはどんな種類を考えているか？

A. UNZrCについては2900Kで試験を行った。この他に各種の燃料を検討している。

Q. 水素ガスによる原子力推進システムの出力レベルは？

A. 200～800KW

Q. ソ連ではRTG (Radioisotope Thermoelectric Generator) による宇宙用原子炉は検討したことがあるか？

A. Experimental studiesの段階である。

Q. Xe electric jet propulsionとしてはどんな方法を検討しているか？

A. Ionic, Stationary PlasmaおよびPulse Plasmaの3方式を検討中である。

Q. 有人火星探査機の重量はどれ位か？それを打上げるロケットはあるのか？

A. 探査機の総重量は50～70tonで、それを打上げるロケットは既に有る。

Q. 月面基地用の原子炉については検討したか？

A. まだ検討を始めたばかりで、正式な研究計画はない。

Q. 原子炉衛星を打上げる際に原子炉は臨界か未臨界か？

A. 両方の可能性について検討している。(訳注：米国で開発中の原子炉衛星SP-100は、打上げ時の事故を考慮して軌道に乗るまでは原子炉を起動しない方針である。)

Q. ソ連の地上試験施設は宇宙空間をどのように模擬しているのか？

A. 無重力だけは模擬できない。

Q. ソ連の国民または指導者で宇宙に原子炉を打上げることに反対する人はいるか？

A. 地球上の軌道に打上げることに反対している指導者もいる。

Q. 有人火星探査機の原子力推進エンジンの運転持続時間は？

A. 約5時間である。

(ソ連の発表を伝える地元紙)

THURSDAY, JANUARY 12, 1989

THE ALBUQUERQUE TRIBUNE

PAGE A5

Scientists hungry for space-power details from Soviets

By LAWRENCE SPOHN

Staff reporter

A local television station reported they were in Albuquerque to LEARN about advances in U.S. space nuclear power.

But they were introduced Wednesday night as "the most important people in the most important program in the world in our field."

For three hours, a delegation of Soviet scientists captivated an audience of some 400 American colleagues with details of the ups and downs of the Soviet program to power space vehicles with nuclear reactors.

Delegation leader Nikolai N. Ponomarev-Stepnoi, the first deputy director of the Kurchatov Institute of Atomic Energy, said that space exploration of the future would require "large power usages that can only be supplied by nuclear sources."

It was a fitting beginning for the final public session of the Sixth Annual

Symposium of Space Nuclear Power Systems, a symposium that appeared to be trying to convince itself and the rest of the world that space nuclear power was coming of age.

While the U.S. space program has relied mainly on solar energy and passive nuclear generators, the Soviets have built a commanding lead in the field.

Ponomarev-Stepnoi noted that once the two countries were neck and neck in the technology race.

"Suddenly, you stopped doing all the work, while we've gone even further," he said, referring the lull in the U.S. space program in the 1970s.

No less than three U.S. government agencies, various national laboratories and a host of private companies are now pushing to develop and test a space reactor by the middle of the next decade.

Ponomarev-Stepnoi detailed the recent successes of the Soviet thermionic reactor program which, borrowing

"Suddenly, you stopped doing all the work, while we've gone even further."

Nikolai N. Ponomarev-Stepnoi
Soviet scientist

some U.S. technology, powered the Cosmos series of satellites, including a group now used to track U.S. naval vessels.

But he also confessed Soviet failures, particularly two nuclear reactors that fell to earth. "Our government is watching this issue very closely ... to keep radiation accidents from happening in space," he said.

One of the Soviet satellites spewed radioactive material across a large tract of Western Canada, while the other tumbled into the Indian Ocean.

Professor V. A. Pavshuk, also of the Kurchatov Institute, told the symposium about preliminary Russian de-

velopment of a reactor-powered spaceship that could carry men to Mars next century.

Pavshuk's proposal, which Ponomarev-Stepnoi good-naturedly called the "Mad Mars Mission," would use a 50-to-70-ton vehicle propelled by a thermal reactor.

An American scientist asked how the Soviets planned to get all that mass into space. Referring to the Soviet's giant cargo rockets, Pavshuk smiled and said, "We have the vehicle to do it."

Although several American leaders seemed disappointed with the thin technical presentations made by the six Soviets, Professor G. M. Griaznov, of the Unification Krasdia-Avezda research center countered during his presentation that, he would "follow the lead of my American colleagues at this symposium and eliminate most of my numerical data."

Several American scientists said that presentations at the conference, particularly from the the national laborator-

ies, were sketchy in detail because of the Soviets in the audience.

The Soviet delegation leader did provided some details on the Soviet efforts to develop a nuclear-powered rocket. With a wry smile, he suggested, "After we get further along we propose testing these engines on Westinghouse's test stand."

The remark drew sustained laughter and applause, because the Soviet scientist had named another technology, nuclear rocket engines, where the U.S. once held a commanding lead.

Asked whether there was opposition to space nuclear power in the Soviet Union, Ponomarev-Stepnoi said that before leaving Moscow he met with the space program director Roald Sagdeyev, who recently announced his opposition to nuclear reactors.

Ponomarev-Stepnoi said, "He told me his opinion and I told him mine. And we were both so glad that we each could tell each other our own opinion in our own country finally."

7. 米国およびフランスの宇宙用耐熱材料の開発状況

宇宙用原子動力プラントの排熱系は、陸上プラントの様に冷却水を使用出来ないため、ラジエータからの放射によって達成せねばならない。放射伝熱量は絶対温度の4乗に比例するため、ラジエータの小型化のためには排熱温度を少しでも上げることが有効である。かかる条件において有効なプラント効率を達成するためには、必然的に炉心出口温度を1400K程度（1100℃程度）にする必要がある。

以上の理由により、宇宙用原子炉の燃料被覆管および原子炉容器等の構造材は、従来の陸上用高速炉のそれ（オーステナイ系ステンレス鋼等）よりも高い耐熱性が要求される。またラジエータパネル用材料としては、比強度、比剛性および単位重量当りの熱伝導率の高いことが要求される。

本章ではこれらの材料に関する米国およびフランスの開発状況について示す。

付録 2

米国および仏の宇宙用耐熱材料最新情報

〔文献 1〕

PWC-11とNb-1Zrの高真空中でのクリープ試験結果が示されている。1100℃ (1373K) における 1% Creep strain, 7年間のクリープ強度はPWC-11の場合, 約1.6Kg/mm², 10年間の強度は当然これより低い。

〔文献 2〕

Nb系合金をマトリックスとするW fiberによる補強複合材に関する真空中のクリープ試験結果, 本データより推定すると1500K, 1% strain, 10年間のクリープ強度は, 複合材が 6 Kg/mm², PWC-11が 1 Kg/mm²と推定される。

〔文献 3〕

銅をマトリックスとするカーボンファイバによる補強複合材の機械的, 熱的特性が示されている。この材料はラジエータパネル用のもので, 軽量, 高剛性, 高熱伝導率をねらっている。カーボンファイバ (直径10μm) 自体の特性は;

ヤング率 69,000Kg/mm²

極限引張強さ 207Kg/mm²

密 度 2.15 g/cm³

複合材としての特性は;

ヤング率 30,000Kg/mm² (Fig. 4 参照)

(Copperの約 3 倍, steelの 2 倍強)

熱伝導率/密度 ファイバ方向の値はBe並み,

ファイバ直角方向の値はCopperより小。

〔文献 4〕

A Preliminary Assessment of Reactor Candidate Technologies for a 20KWe Space Nuclear Brayton System, CEA (Poster session)

構造材および被覆管材にMo-Re合金 (Mo-13Re, Mo-41Re, Mo-51Re) を採用。最高使用温度1420K, Mo-13ReおよびMo-41ReについてはLiとの共存性試験および照射前後の

強度試験が1987年より行なわれているという。ポスターセッションには不活性ガス中試験による7年間のクリープ強度データが示されていた（strainは何%か不明）；

Mo-51Re...10Kg/mm²

Mo-14Re... 2 Kg/mm²

考 察

- 1) SP-100用の複合材としてはこの他にReentry shieldに用いるCarbon-Carbon composite（グラファイトのマトリックスをカーボンファイバで補強）がある。使用条件は3200K, 700sec.

カーボンファイバは日本でも化学繊維メーカーが製造し、戦闘機用部材の一体成形は三菱重工などが行ない米国よりもレベルが高いという。

- 2) ラジエータ用候補材料の最性値（900K）を表7-1に示す。

表7-1 ラジエータ候補材料の物性値（900K）

	密 度 (g/cm ³)	熱 伝 導 率 (W/m・K)	熱伝導率／密度 (W/m・K) / (g/cm ³)
Beryllium	1.80	88 (99)	55
Copper	8.64	364 (346)	40
67% Gr/Cu	※ ≈4.0		Fiber方向 Fiber直角方向 70 10

$$\text{※ } \rho_{av} = \frac{1.7 \times 0.67 + 8.64 \times 0.33}{\text{Gr} \quad \text{Cu}} = 4.0$$

(文献 1) LONG-TIME CREEP BEHAVIOR OF Nb-1%Zr AND PWC-11

R.H. Titran
National Aeronautics and Space Administration
Lewis Research Center, MS/49-1
Cleveland, OH 44135
(216) 433-3198

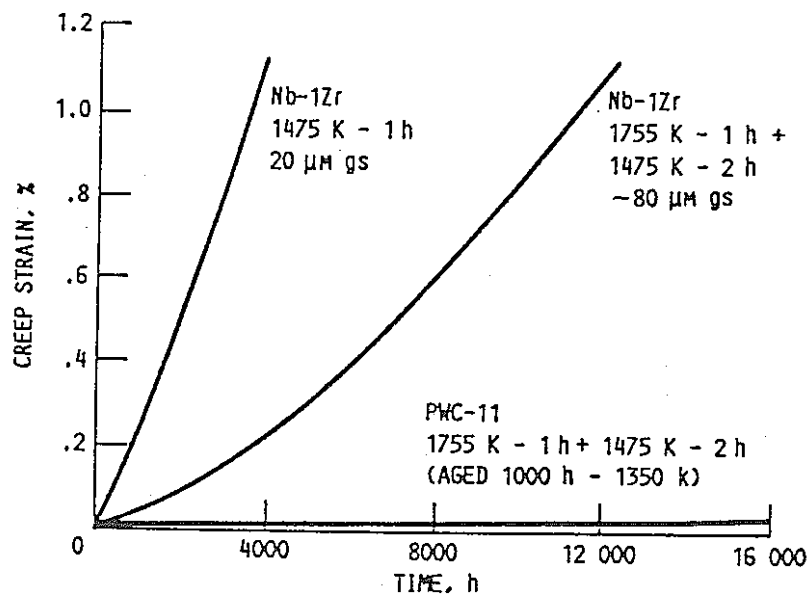


図7-1 Creep Curves for Nb-1%Zr and PWC-11 Annealed at Indicated Conditions and Tested at 1350 K and 10 MPa.

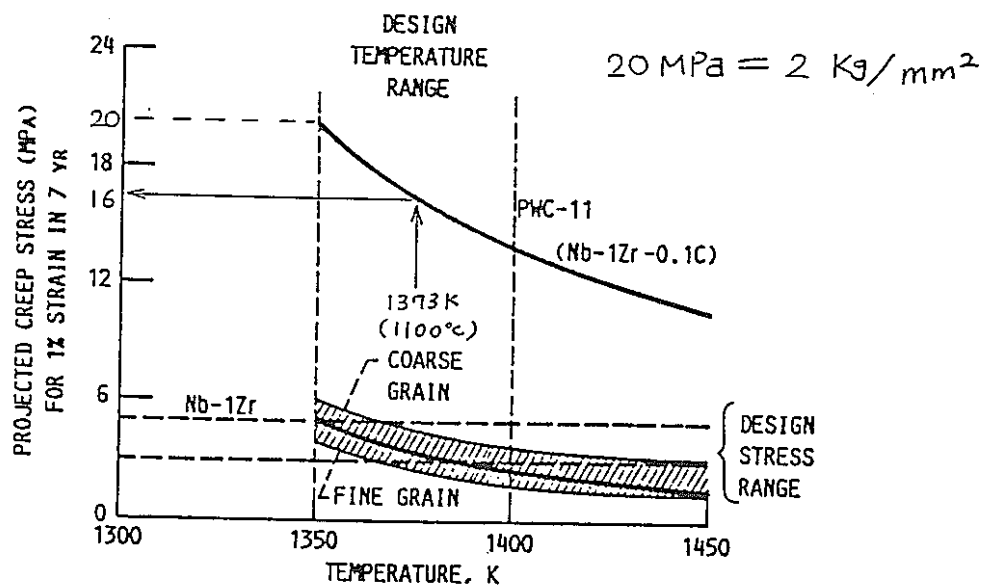


図7-2 Temperature and Creep Strength Potential of PWC-11 compared to Nb-1%Zr.

(文献 2)

CREEP BEHAVIOR OF TUNGSTEN-FIBER REINFORCED NIOBIUM-BASED ALLOY METAL MATRIX COMPOSITES

T.L. Grobstein
National Aeronautics and Space Administration
Lewis Research Center

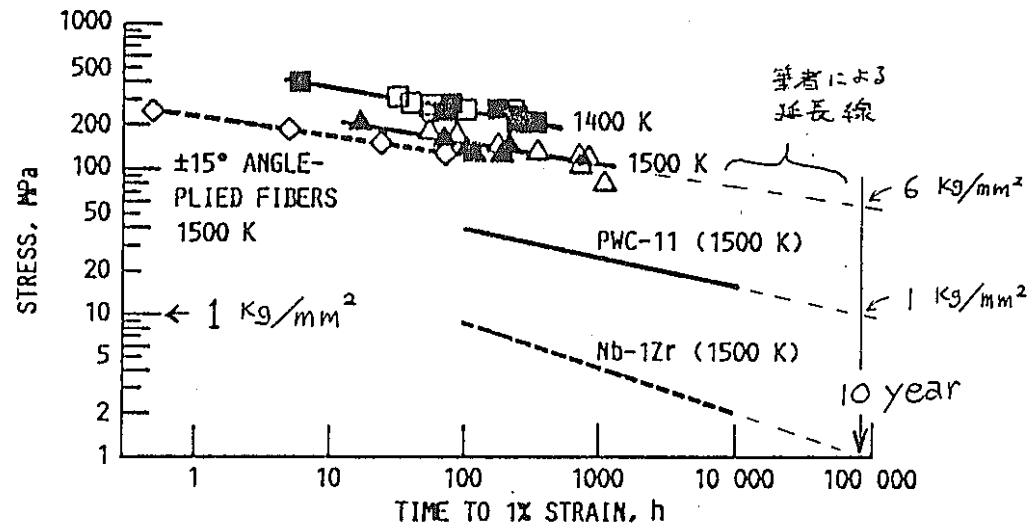
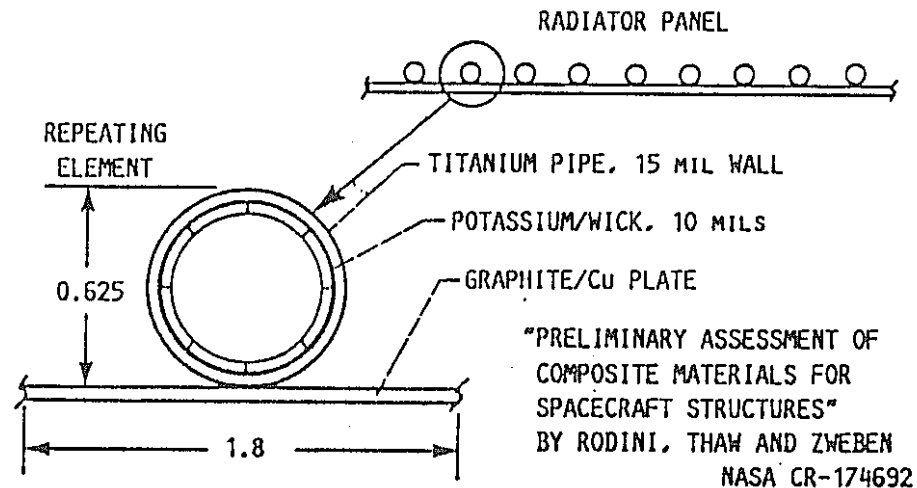


図7-3 —Comparison of the Time to 1% Strain versus the Normalized Applied Stress for ST300 Fiber Reinforced Composites (Nb and Nb-1%Zr matrices), ST300/Nb composites with angle-ply fibers, and monolithic PWC-11 (Nb-1%Zr-0.1%C) and Nb-1%Zr.

(文献3)

PRELIMINARY FEASIBILITY STUDIES OF GRAPHITE FIBER REINFORCED COPPER MATRIX COMPOSITES FOR SPACE POWER RADIATOR PANELS

Juan O. Diaz and David L. McDanel
National Aeronautics and Space Administration
Lewis Research Center



- DESIGN CONSIDERATIONS:
- FUNDAMENTAL FREQUENCY > 100 Hz
(HIGH MODULUS/DENSITY)
 - THERMAL EXPANSION MATCHES Ti HEAT PIPE
(TAILORED CTE)
 - THERMAL CONDUCTANCE PERPENDICULAR TO
HEAT PIPE MATCHES Be (HIGH THERMAL
CONDUCTIVITY)
 - WEIGHT EQUIVALENT TO Be
(LOW DENSITY/DESIGN COMPENSATION)

图7-4 Generic Design of Graphite/ Composite Radiator Panel for SP-100 (adapted from Rodini et al. 1984).

表7-2 従来のラジエータパネル材料

	長 所	欠 点
B e	軽 量 高ヤング率	毒性高い
N b 合金	高温特性 良 好	熱伝導率悪い

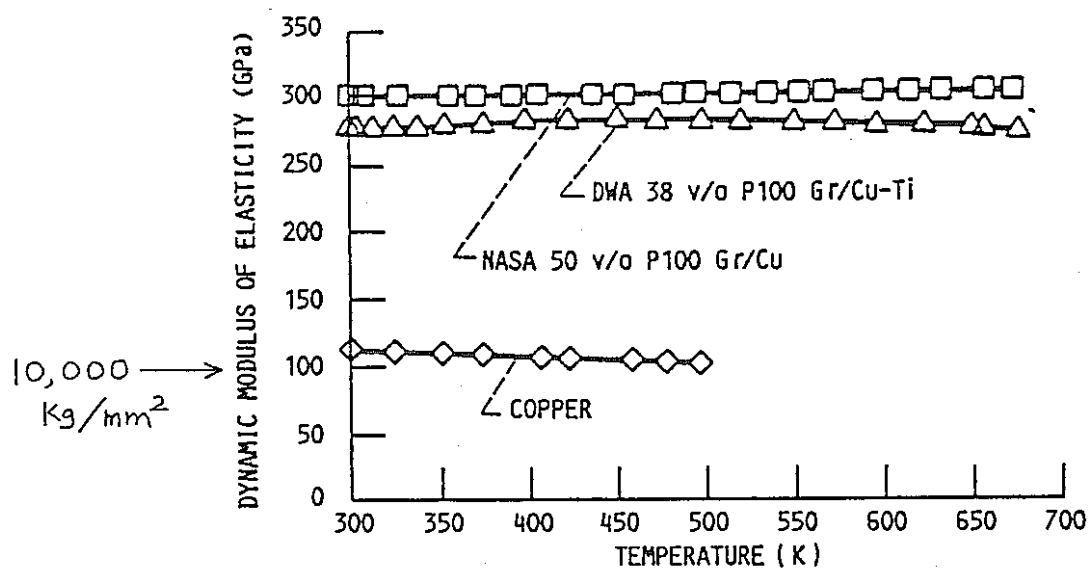


図7-5 Effect of Temperature on Longitudinal Dynamic Modulus of Elasticity.

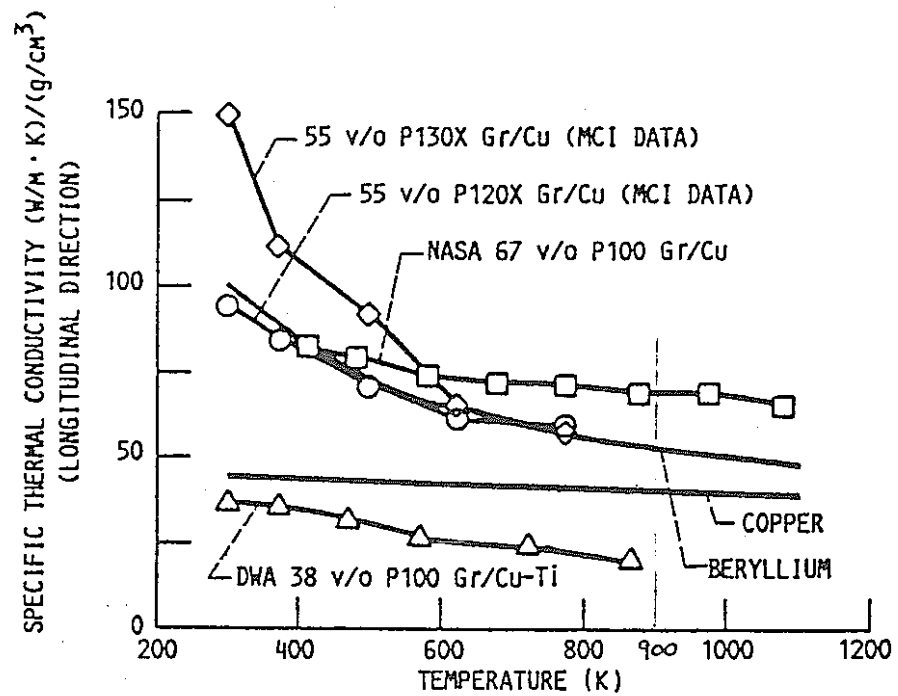


FIG 7-6 Effect of Temperature on Longitudinal (parallel to fiber direction) Specific Thermal Conductivity.

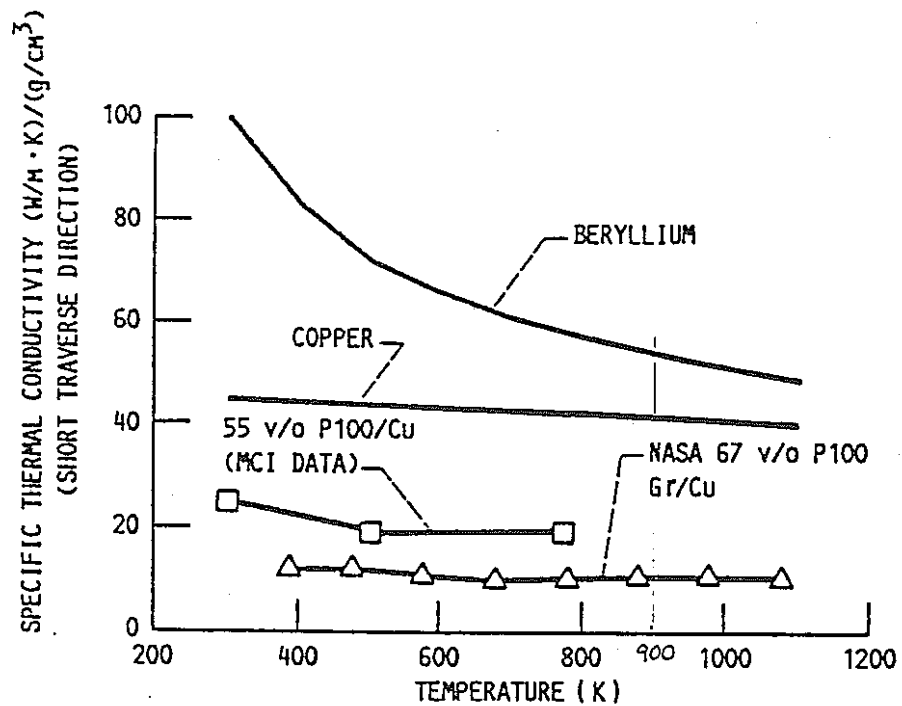


FIG 7-7 Effect of Temperature on Short Transverse (through-the-thickness) Specific Thermal Conductivity.

8. 関連施設訪問

8-1 ニューメキシコ大学宇宙原子力研究所

(訪問先) University of New Mexico

Institute for Space Nuclear Power Studies

Chemical & Nuclear Engineering Dept.

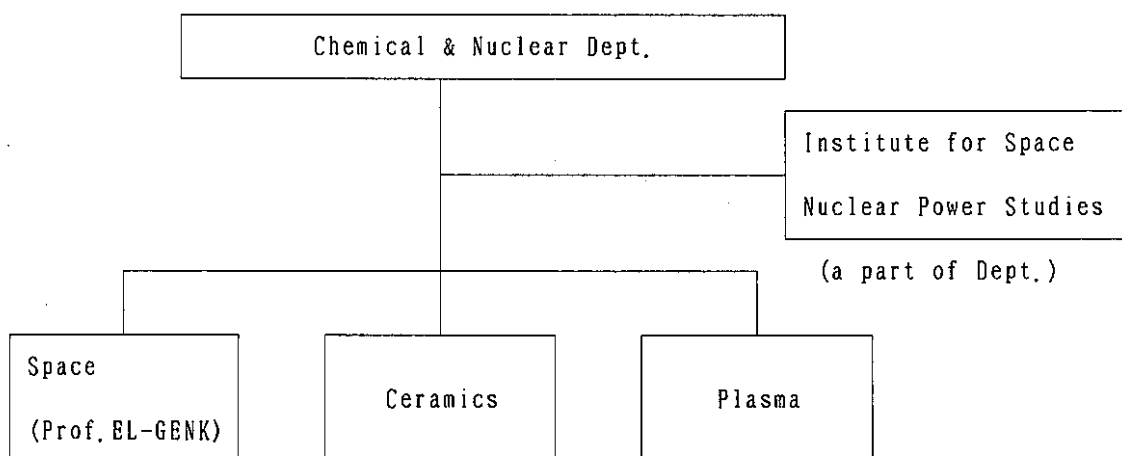
(面会者) Professor MOHAMED S. EL-GENK…Director (本シンポジウムの主催者)

William J. Rider

…Graduate Student

(訪問日) 1/12

本学部の組織を以下に示す。



見学した実験装置としては

- ① ヒートパイプの実験…SP-100の1次冷却系の起動のためにLiを溶解するためのヒートパイプなどの実験を以前に実施したという。作動流体は有機媒体などで、常温付近の実験だという。
- ② Trigger Type Reactor を模擬した伝熱実験…200Aの容量をもつ水ループがある。

今回のSymposiumで本学部より発表された論文は以下の通り。

- ① Reliability Strudies of the SP-100 Dual-Loop Thermoelectric Electromagnetic

Pump.

- ② Reliability Analysis of the SP-100 System
- ③ Coolant Radiologic Gas Production in SP-100 Class Reactors

8-2 サンディア国立研究所

(訪問先) Sandia National Laboratory

(面問者) Paul Pickard... Division Supervisor for Reactor-Laser System Div.

Milt Bernon他,

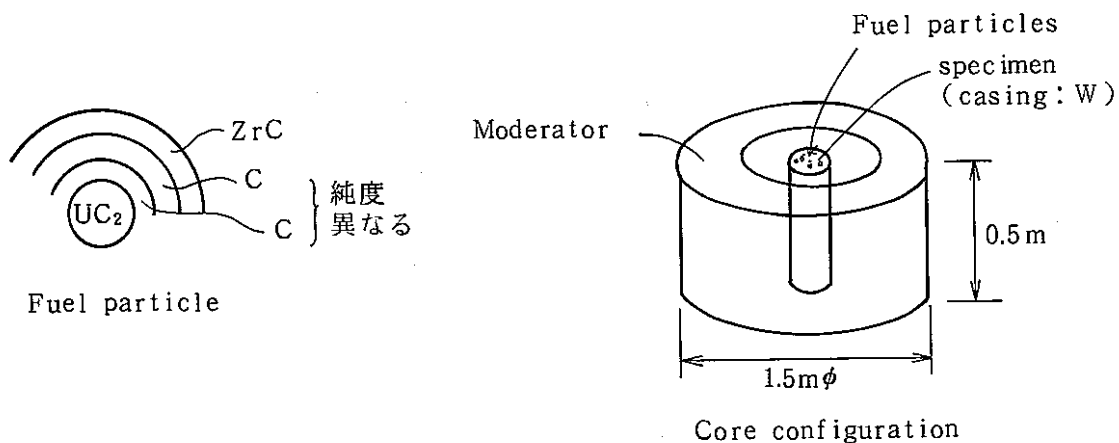
(訪問日) 1 / 13

マルチメガワット (MMW) 計画に関連する以下の試験についてOHPにて説明を受けた。
施設はすべてclassifiesとのことで見学は無し。

MMW計画はDOEおよびDODによSDI研究の一環で、10～100MW程度の出力の電力供給または原子力推進に関するものである。本研究所はこのうち数10MWの原子力推進に関する基礎試験を行なっている。

① PNT (Particle Nuclear Tests)

Trigger Type Reactor (原研のものよりスペクトルが固い) を用いたParticle Bed Reactorの基礎試験。燃料は直径0.5mmの UC_2 で、Babcock & Wilcoxが製造。



燃料温度は2100℃ (UC_2 の融点は2400℃)

出力密度は100～2000W / cm^3

② PIPE (Pulsed Irradiation of Particle Element)

Annular Core Research Reactorを使ったNuclear Propulsionの基礎試験。

燃料温度：2000K

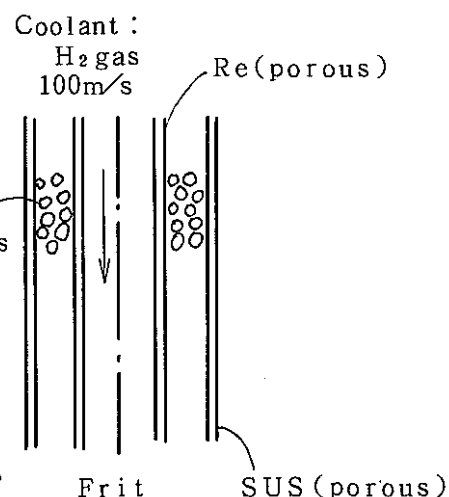
出力密度：2 KW/cm²

冷却材：水素ガス

燃料：形状は前述のPNTの場合と同じ。Fuel particles
UC_{1.7}を用いる。

UN_{1.7}およびUN_{1.2}はポップコーンの様にはじけてしまい不適。

UO₂はH₂と化合してH₂Oを生成するため不適。



球状燃料はFritと呼ぶ2重円筒の環状の空間に入れられる。

Fritの内筒はRe, 外筒はSUSでいずれも多孔質。

Frit全長は15ft (5 m)。

この試験では原子炉をperiod 0.5sec位で立ち上げる。炉の自己制御性により数秒で出力が落ちる。火星ミッション等を使う実際の原子力推進では反応の持続時間は1時間以下となる。

③ Remote Robotic Technology

米国 (S-Cubed Co.) では軌道上から故障した衛星などを回収するための

“Radioactive-resistant telerobotic space craft” の検討も行なったという。ロボット技術はすでにSandia Pulse Reactor (Fast Spectrum, for weapon Simulation) において応用され、人間の被爆をなくし炉の運転を迅速に進めるために役立っているという。

ロボット技術は宇宙用の需要が増大するであろう。

8-3 カリフォルニア大学ロサンゼルス校 機械・宇宙・原子力工学部

(訪問先) University of California, Los Angeles

Mechanical, Aerospace and Nuclear Engineering Dept.

(面会者) Farrokh Issacchi...Graduate Student

(訪問日) 1 / 15

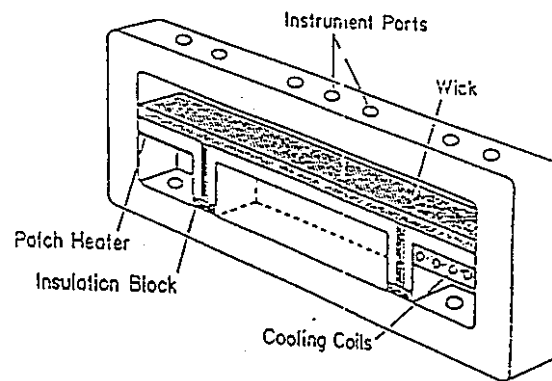
① ヒートパイプ過渡特性の基礎試験

SD10およびNASAの委託により、SP-100のLOF事象に対するラジエータ・ヒートパイプの特性を求めるための基礎実験を行なっている。実験は透明な2次元ヒートパイプを用い、レーザホログラフィにより過渡時の熱物質同時移動を測定するもの。

NASAからの研究費は年間5万ドル(600万円)で、来年度はNASAからの委託はない。

EXPERIMENTAL APPARATUS

Figure 1 shows the schematic of the experimental apparatus. A rectangular pipe has been designed and built to simulate a heat pipe. The bottom of the pipe is a plane wide and thin channel which contains the working fluid. Two layers of stainless steel mesh (300 series, 400 mesh) are fixed on top of the liquid channel to serve as the wick structure. The axial sides of the pipe are made of glass to permit flow visualization. The top of the pipe is insulated. One end of the bottom plate is heated by patch heaters which supply up to ten watts per square inch. The other end is cooled by air flow. The middle region of the bottom plate is insulated to be adiabatic.



Experimental Rectangular Heat Pipe

Freon 11 and Freon 113 are chosen as the working fluids. These fluids have low latent heat and low boiling point and are easy to handle. The low latent heat allows one to drive the vapor phase hard with low heat fluxes. A scaling analysis will allow one to generalize the results to other fluids.

The axial and vertical velocity components are measured using Laser Doppler Anemometry. The temperature and concentration profiles in the vapor core are measured simultaneously using twin beam laser holographic interferometry. These methods are described briefly in the following.

8-4 ETEC

(訪問先) Energy Technology Engineering Center

(面会者) H. R. Zwig...Project Manager

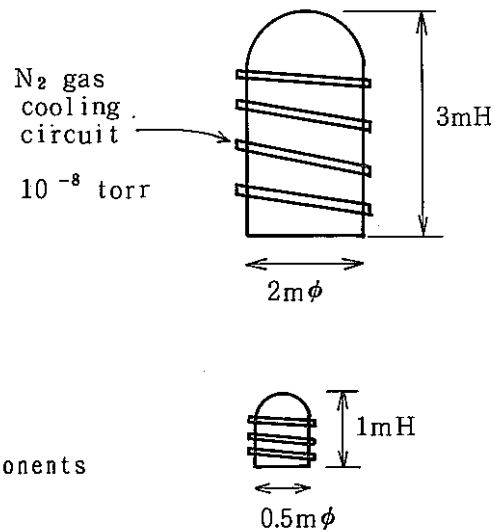
(訪問日) 1 / 16

① Space Vacuum Chamber

SNAP-10A (1965年3月打上げ) の試験のために使用されたが、その後、SP-100の機器の試験に使用された。テストされたのは：

- { Bellows for Heat Pipe
- { Compressor...volume expansion of Li
- { Pressure Transmitter
- { Insulation...between Radiator and Components

しかし今年はDOEから予算がつかず、休止中。



② Refractory Material Endurance Test in Inert Gas Environment

Nb-1 Zrのみが試験されたという。

③ ETECはRockwell International Rocketdyne Divisionの敷地の中にある。

Rocketdyne Div. では米国のすべての宇宙ロケットの地上噴射試験が行なわれた。

8-5 アルゴンヌ国立研究所ウエスト

(訪問先) Argonne National Laboratory - West

(面会者) H. F. McPalane

S. G. Carpenter

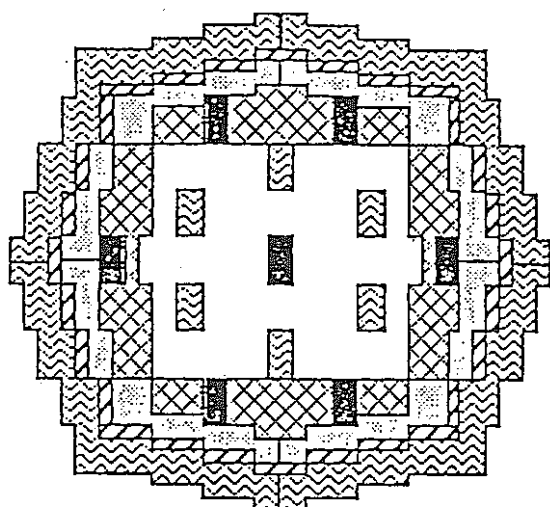
D. N. Olsen

(訪問日) 1 / 18

ZPPRではSP-100の炉心（候補）の臨界試験が行なわれた。SP-100の炉心としてはLos Alamos Design, GE Designなど複数の候補があり、いずれもZPPRでテストされた。最新設計はGEによるもので、当初のGE Designとも異なっている。（図8-1参照）。5th Symposium on Space Nuclear Power Systems (1988) で発表されたペーパーに基づき、OHPによる説明があった。

臨界試験では冷却材Liの代りに厚さで補正したNaが用いられている。Naはカンに封入されている。またFlooded Core（海中に墜落し、Liが海水で置き代った炉心）の反応度測定のために、水の代りにポリエチレンを使っている。Flux分布は炉心領域に多数配置したFoilの照射により求める。

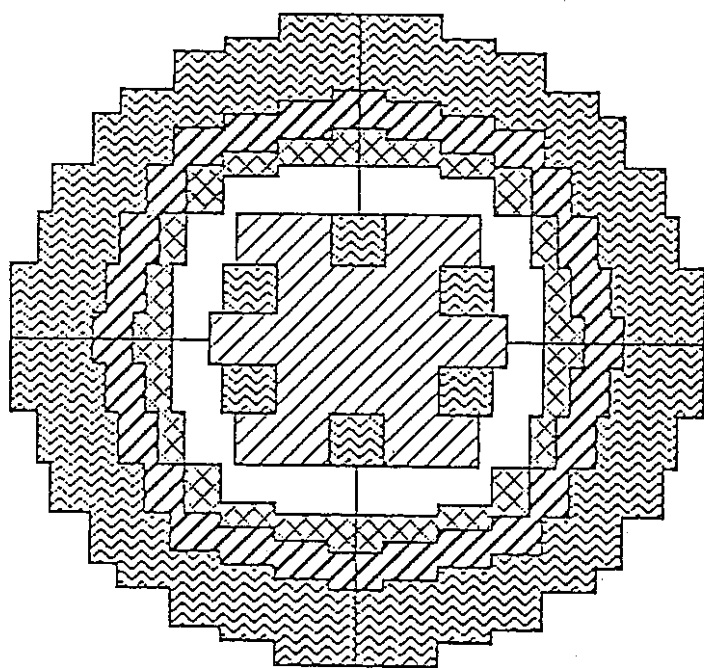
ZPPRは現在休止中で、Space Reactorの試験が今後行なわれる予定はない。



16A

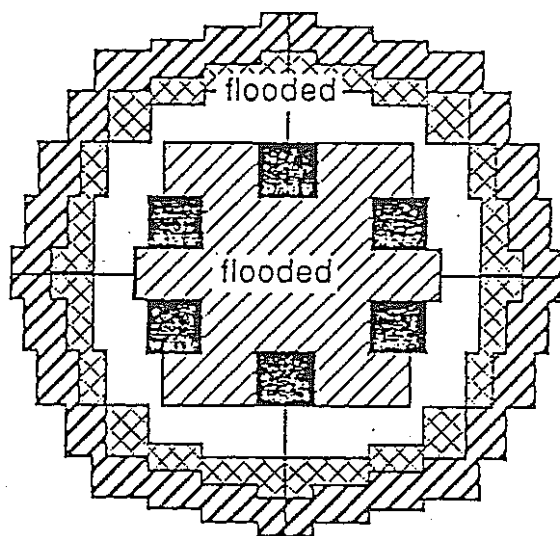
BASED ON LOS ALAMOS DESIGN

-  37% Enrichment Fuel Zone
-  56% Enrichment Fuel Zone
-  74% Enrichment Fuel Zone
-  93% Enrichment Fuel Zone
-  B4C Control Rod
-  BeO
-  Vessel



16B

BASED ON GENERAL ELECTRIC DESIGN



16C

16B FLOODED

図8-1 ZPPRでテストされた炉心構成

9. 宇宙用原子動力開発に対する動燃事業団の 取り組み方についての提言

今回の出張により得た情報に基づいて、宇宙用原子動力の将来需要の予測、その開発に対する我が国の取り組み方、およびその中での動燃事業団の取り組み方についての提言を以下に考察した。

9-1 宇宙用原子力動力の将来需要の予測

宇宙における電力需要は時代とともに増加の傾向にある。図9-1は宇宙における電力需要の変遷（これまでの実績および今後の計画）を示したものである。図に示す如く、21世紀に入ると100KWe以上の電力を供給するシステムが要求されることが確実である。

図9-2は宇宙用電力供給システムの使い分けを、電力レベルと寿命との関係で示したものである。100KWe以上の電力を7年間程度の長期間にわたって供給する手段としては原子炉が唯一である。（RTG、太陽電池および太陽熱発電ではシステム重量が巨大となり、経済的に成立しない）。

従って21世紀の宇宙開発においては、原子炉により発電するシステムが不可欠である。

⑦ Nuclear reactor (原子炉)

□ Solar dynamic (太陽熱・動的エネルギー変換)

△ Solar cell (太陽電池)

○ RTG (ラジオアイソトープ)

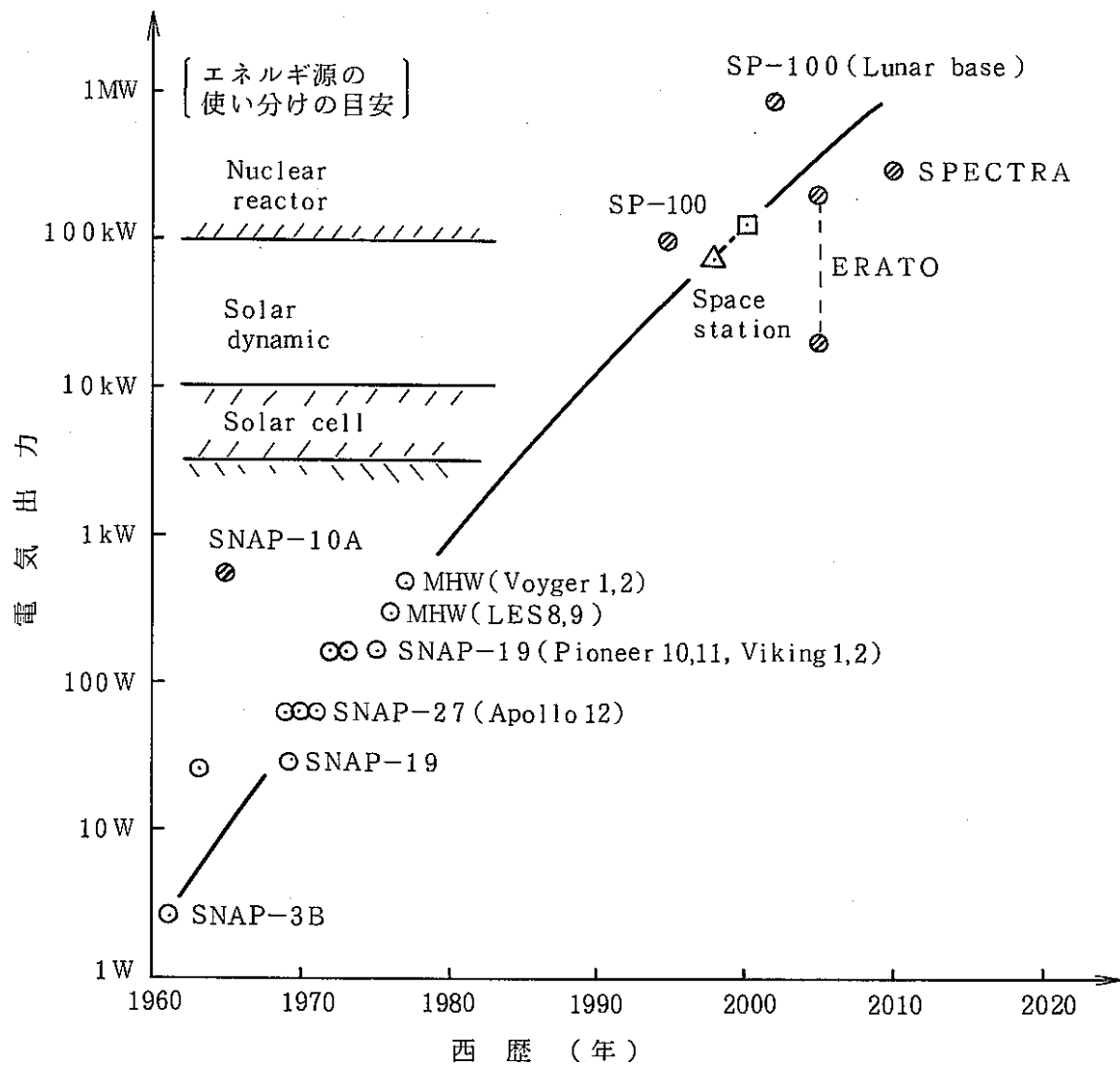


図9-1 宇宙における電力需要の変遷

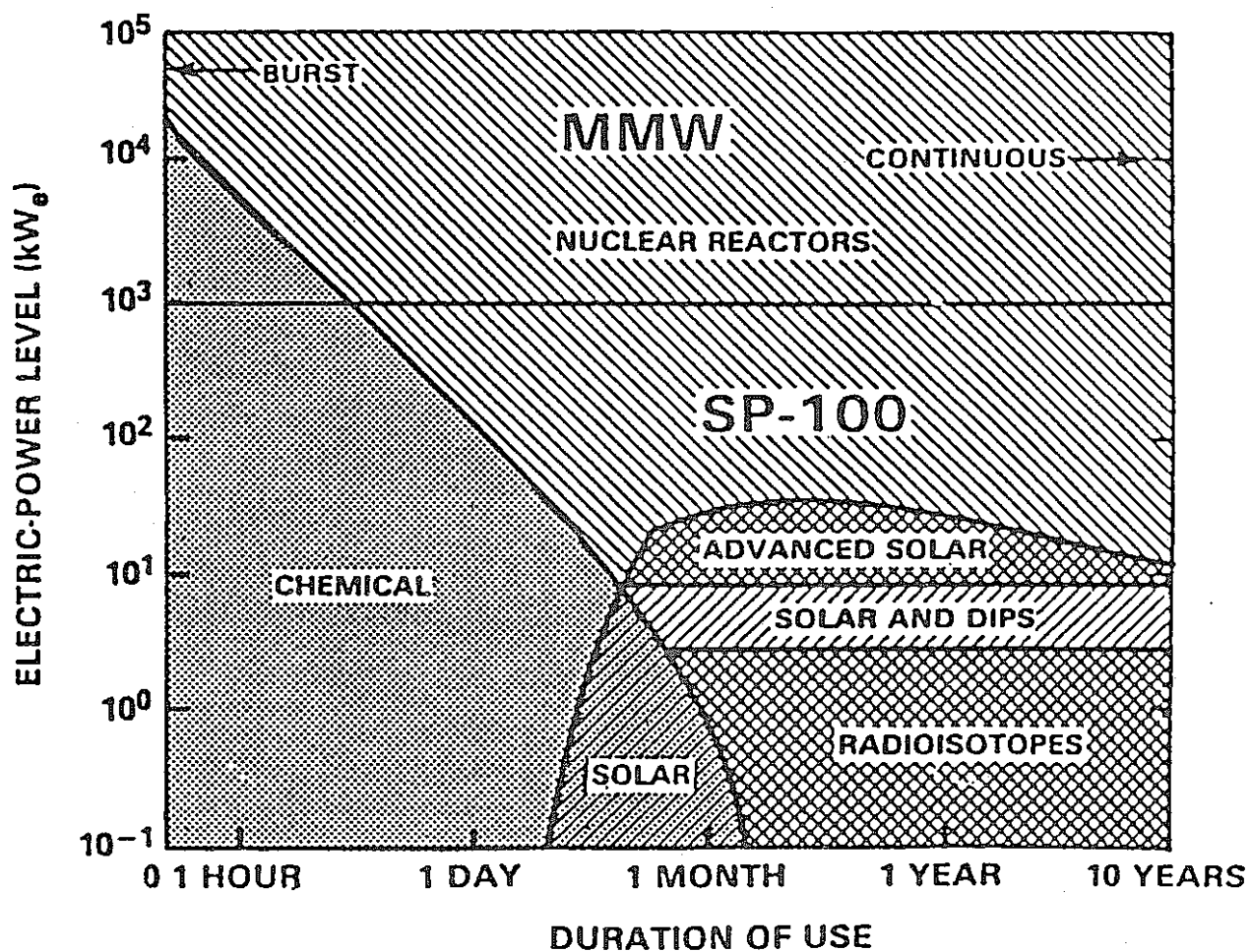


FIGURE 1. Regimes of Possible Space Power Applicability.

図9-2 宇宙用電力供給システムの使い分け

9-2 我が国の取り組み方

1) 宇宙開発における国際協力の可能性

我が国が将来の宇宙開発において、米国主導のもとに国際協力の一員として参加する可能性は極めて高い。これは以下の理由による。

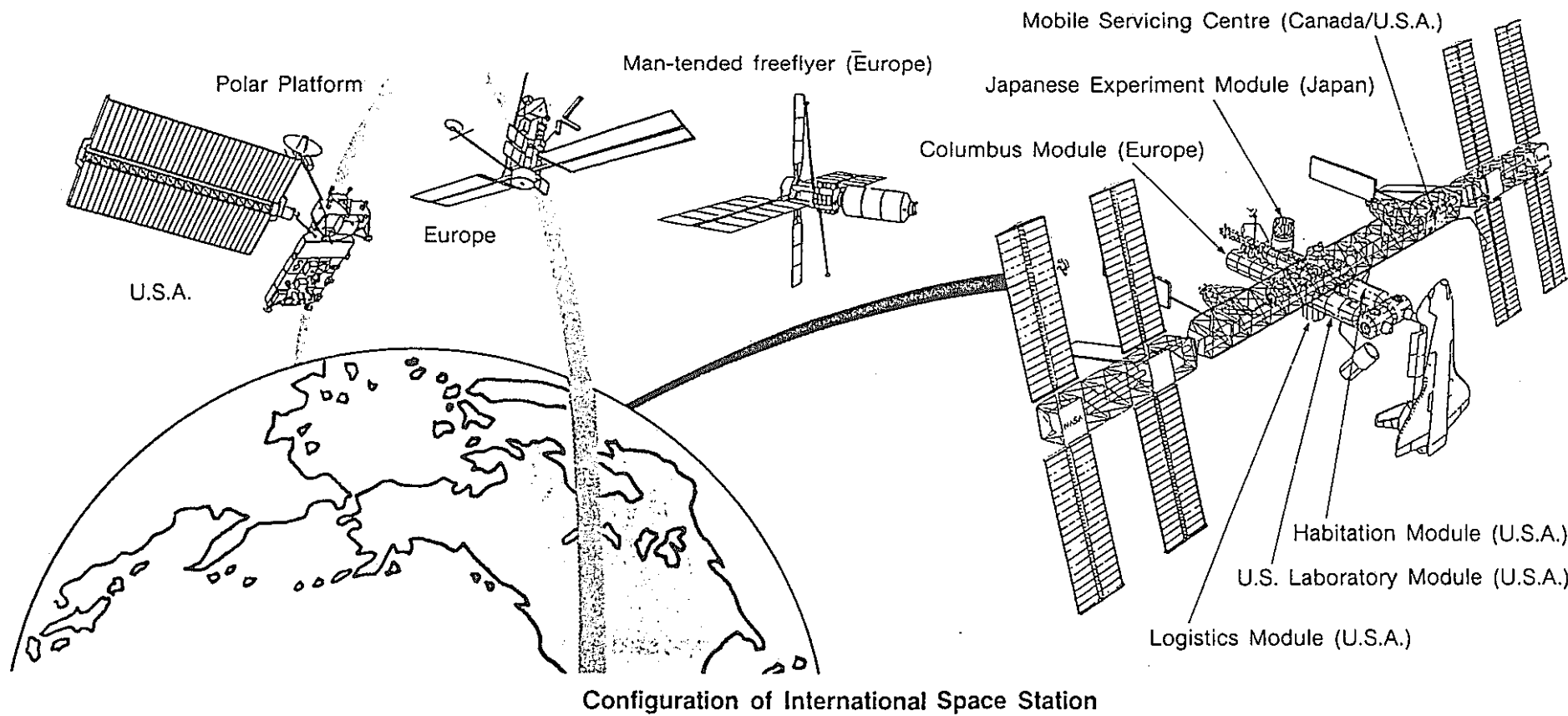
- ① 米国の経済力の低下…米国単独では開発資金の調達が不可能。
- ② 米国の技術者不足…米国では原子力はもとより宇宙開発の分野においても政府の方針が不明確なため、技術者は減少の一途をたどっている。原子力および宇宙関係の技術者の平均年齢は現在45才以上で、将来の技術者不足は1999年に3,200人、2004年に6400人と推定する説もある。
- ③ 我が国の技術力の向上…我が国では既に宇宙開発に参入している企業はもとより、21世紀における宇宙開発産業の成長を予測して参入の準備をしている企業も数多い。またSDIに現在参加している企業もある。

しかしながら、米国の宇宙用原子動力の開発（SP-100計画およびマルチメガワット計画）が国際協力で実施されることはあり得ない。これらの計画はすべてSDIの一環として、DOE（エネルギー省）DOD（国防総省）およびNASAの3者をユーザとし、米国の国立研究所およびメーカーの協調により進められている。従って軍事研究であり我が国が政府レベルで協力する可能性はあり得ない。注）

以上より、宇宙開発における国際協力は平和利用の領域において十分にあり得るが、宇宙用原子動力の開発は国際協力とはなり得ない。逆に言うと21世紀の宇宙開発において我が国が米国への従属から逃れ自立するためには、エネルギー源である宇宙用原子動力の自主開発が不可欠である。

なお宇宙開発における国際協力としては、既にスペースステーション計画（米国が主導で、日欧加が参加）が予定されている（図9-3）。

注）ただし民間企業がSDIの一環として参加することあり得る。既にSP-100のメインコンストラクタであるGE社は我が国の原子力メーカーに参加を呼びかけている。



Science & Technology in Japan

図9-3 スペースステーション計画

2) 宇宙用原子動力の自主開発の必要性

我が国が宇宙用原子動力を自主開発する必要性は以下の場面において生ずるであろう。

- ① スペースステーションのJEM (Japan Experiment Module) への電力自給…とりあえずJEMへの電力など基地利用の資源は米国とカナダのモジュールから提供されるが、その見返りに米国とカナダは一定割合でJEMの利用権を持つことになっている。従ってJEMにおいて得られた成果に対する知的所有権の扱いについては、微妙な問題が生ずる可能性もある。いずれにせよ我が国がJEMにおける研究の主体性と自由度を確保するためには、電力を自給できることが望ましい。
- ② 月面および火星基地の日本のモジュールへの電力自給…月面および火星基地建設に我が国が国際協力の一員として参加する可能性は十分にある。その場合、上記1と同様な理由で電力自給が望ましい。

自主開発の鍵をにぎる要因の一つとして、それを打上げるロケットの有無が挙げられる。我が国ではH-IIロケットの開発が進行中で、1993年頃初号機の打上げが予定されている。これは地球周回軌道へ、重量10ton、直径3.7m、全長10の積荷を打上げる能力を有し、宇宙用原子動力システムの打上げにも十分と考えられる。

9-3 動燃事業団の取り組み方

動燃事業団としては21世紀初頭において、我が国における宇宙用原子動力の開発が必要とされることを想定し、そこで分担すべき要素技術について基礎的・先導的研究を推進すべきである。研究の推進にあたっては、必要に応じて他の研究機関との連携も行なわれるべきである。すなわち宇宙用原子動力は、原子力工学と宇宙工学の総合的エンジニアリングであり、開発初期の段階から両者の連携が必要である。

(例) 原子炉の設計条件

- －海中および地上への墜落に対して反応度を制御できること
- －大気圏への再突入による空力加熱に対し安全であること
- －いん石および障害物との衝突を考慮した強度設計を行なうこと
- －打上げ時の加速度および宇宙空間の温度条件に適合すること

また宇宙用原子動力は、原子炉本体のみならず、燃料、材料、機器、計装制御、ロボット技術、AIなどの広い分野の技術が要求される。

従って我が国においては、動燃事業団と科学技術庁航空宇宙技術研究所（NAL）および宇宙開発事業団（NASDA）などとの連携が、必要に応じて適切な方法で実施されるべきである。

なお研究の推進にあたっては、現状では我が国での宇宙用原子動力の使用が認められていないこと、および最近の反原子力運動を考慮し、適切な規模、手段で慎重に行なうべきである。

〔動燃事業団における宇宙用原子動力研究の意義〕

宇宙用原子動力の研究は、大型高速炉の実用化時における性能、経済性、安全性の飛躍的向上に役立つものであり、シーズ創出の研究として位置付けることが出来る。

宇宙用原子動力の研究が高速炉の実用化に貢献すると考えられる事項は以下の通りである。

- ① 液体金属技術 — 宇宙用原子炉（液体金属冷却高速炉）では、真空中で稼動する等の制約から炉心出口温度を1100℃程度とし、冷却材としてリチウムを用いる方式も検討されている。

- ② 窒化物燃料 — 宇宙用原子炉（液体金属冷却高速炉）では、耐スウェリング特性が良好でFPガス発生が少ない窒化物燃料が検討されている。UNの熱伝導率は UO_2 に比べて一桁高いため、窒化物燃料は大型実用炉における高線出力、高燃焼度化に有望である。
- ③ 耐熱材料 — 宇宙用原子炉の構造材料には、1100℃程度の高温に耐えるNb-Zr系、Mo-Re系等の耐熱材料が検討されており、大型実用炉の高温化、高効率化に役立つ可能性がある。
- ④ 小型・軽量化 — 宇宙用原子炉は打上時の制約から究極的な小型・軽量化が要求されるため、大型実用炉の建設費低減に活かせる見込みがある。
- ⑤ 計測・制御技術 — 宇宙用原子炉では、AIを導入した高度な自動化が検討されている。
- ⑥ 遠隔操作（ロボット）技術 — 大型実用炉の稼働率向上および被曝低減に有効。

10. 謝 辞

本出張にあたり御尽力いただいた大洗工学センター・フロンティア研究グループ福田主管および羽賀主研に謝意を表する。

11. 参考文献

- 1) Summaries and Short course of 6th Symposium on Space Nuclear Power Systems, Albuquerque, New Mexico, Jan 5~11, 1989.