

宇宙飛翔体の動力源 (電源)

大阪大学工学部 桜井良文

1. 緒言

宇宙探求は長い間の人類の夢であったが、それが現実化したのは、アメリカがV-2号を使って大気上層部の観測をはじめからであり、さらに大きい進歩をもたらしたものはソ連のSputonik 1の成功である。わが国でも1958~58年のIGYを目標に、東大生産技術研究所を中心に観測ロケットの開発が行なわれ、爾来K-6型14機、6H型1機、6H型1機、8型8機、9L型1機など計20機以上を打ち上げ40~350km上空の観測を行なっている。これら宇宙開発の目的とするところは

- (1) Space Scienceの研究開発
- (2) 人工衛星の実用的利用
- (3) 宇宙空間の人間による探検

であるが、Space Scienceについては大気の組成、宇宙線、気圧、気温、密度、風、電離層、大気光、極光などの観測が sounding rocket や scientific satellite, probe などを用いて行なわれており、わが国では第1表のようなものが、また外国では第2表のようなものが sounding rocket として打ち上げられている。

表1 わが国の sounding rocket

型名	構成	寸法 最大直径	長さ	全重量	到達高度 80°発射 (搭載重量)
K-6H	150+245	245mm	7,000mm	330kg	80km (12kg)
K-8	245+420	420mm	10,500mm	1,500kg	200km (50kg)
K-9L	150+245+420	420mm	12,500mm	1,500kg	350km (12kg)

表2 諸外国の sounding rocket

	名称	Propellant	到達高度	搭載重量
米	Nike-Cajum	Solid	90 miles	50 Lbs
	Aerobee-III	liquid+Solid booster	160 miles	150 Lbs
	Javellin	Solid	800 miles	40 Lbs
	Journeyman	Solid	1,200 miles	120 Lbs
英	Skylark	Solid	85-100 miles	150 Lbs
仏	Heronique	liquid	70-137 miles	132 Lbs
	Monica	Solid	40-140 miles	7-10 kg

人工衛星はすでに米、ソ両国からしばしば打ち上げられ、各種の観測に成果をあげているが、次第にその重量も重くなり、機能も複雑化している。これの将来性には通信用衛星や宇宙ステーションがある。

さらに、地球圏外に飛ばすものに月計画や惑星計画があり、いわゆる Ranger 計画, Surveyor 計画, Prospector 計画, Mariner 計画, Voyager 計画などはこれに属している。

このように宇宙飛翔体はいま大きく発展をとげつつあるが、これらはその目的に応じて何らかの機能を果たす必要があり、推進力以外の動力を何等かの形で得る必要がある。このエネルギーとしては現在原子力エネルギーか太陽エネルギーかを用いているが、ここでは主として原子力エネルギーを用いて飛翔体内に電力を得る方法について調べてみよう。

2. 宇宙飛翔体における電源

宇宙飛翔体用の補助エネルギー源としては太陽エネルギーと原子力エネルギーとがあるが、前者は往々にして不適当である。その理由は

(1) 太陽電池はエネルギーの効率に限界があり大きい電力をうるに適しない、

(2) 太陽電池は放射線によって損傷をうけるから、ヴァン・アレン帯のような放射能の密な層では動作しない、(金星計画などでも問題となる)

(3) 赤道軌道をとぶ衛星は何年も飛びつづけ、放電サイクルが、他のエネルギー蓄積容量を超過するので使用できない、

(4) 月へのロケットでも夜が長いので使えない、

(5) 太陽から飛び去る飛翔体

には都合が悪い
 などであり、現在原子力エネルギーによる補助電源が開
 発されている。

この開発計画はアメリカにおいては SNAP (systems for nuclear auxiliary power) プログラムとよばれて
 おり、AEC (American Atomic Energy Commission) により援助されている。この計画は2つにわかれてお
 り、1つは原子炉を搭載しそれからの熱エネルギーを用
 い、もう1つは放射線源を搭載しそれからの熱エネルギ
 ーを用いる。前者の原理を用いたものは SNAP 計画の
 偶数番の名称でよばれ、後者は奇数番でよばれる。(第
 4, 5表参照) 利用したいエネルギーは電気エネルギーで
 あるから、熱エネルギーはさらに direct conversion
 (直接発電) またはターボエレクトリック発電によって
 電気エネルギーにかえられる。

1~100Wの範囲では放射線源をつんだ SNAP (Ra-
 dioactive SNAP) 素子を使用されるが、この形式の特
 長は次のようである。

- (1) 機械が簡単で、破壊し難い、
- (2) 寿命が完全に予言できる、
- (3) 連続的動力源であるが、出力は指数関数的に減少
 する。

この形の計画に与えられた最初の使命は19ワットを供
 給する NASA の月着陸用飛行体の電源であった。

数キロワット以上の電力が必要となるに従い、偶数番
 SNAP すなわち原子炉によるものが作られるようにな
 った。この形式は

- (1) specific energy potential が大きい (10^6 Whr/
 lb),
- (2) コンパクトで頑丈である、
- (3) 出力が一定である

などの点で今後発展するであろう。

3. 放射線源よりの熱を使うもの

原子炉などでできる放射線物質 (Radio-nuclide) は
 ガンマ線などの放射線を出して周囲物質に熱を発生させ
 るので、これにより高温を得、これより電力をうること
 ができる。これに利用できる物質 (Radio nuclide) に
 はいろいろあるが、得られる熱エネルギー密度、寿命、
 放射線の種類などを考えると第3表のようなものがよ
 い。このうちで適当なものを見出すには次のような考慮
 が必要となる。

(i) 遮蔽の問題…… α (アルファ) 線は有利なように
 みえるが原子番号の低い物質と作用すると中性子を出
 す。 β (ベータ) 線も応々 bremsstrahlung (γ 線) を伴
 うので問題になる。 γ 線の遮蔽は困難な問題である。

(ii) もし失敗した場合、それによって散乱する放射
 性物質を考えると外装が重要な問題である。

(iii) 熱エネルギーから電気エネルギーへの変換過程
 においては高温度になるほど有利であるから高温用材料
 が問題となる。熱電気効果(ゼーベック効果)を利用す
 る場合であると $1000\sim 1700^\circ\text{F}$ 位の Hot junction で十
 分であるから、Inconel X, Hastelloy B, Rene 41 な
 どの材料が適しているが、熱電子直接発電のように陰極
 に 3700°F にも達する材料が必要となるとモリブデン、
 タングステン、レニウム、などが用いられねばならない。

熱-電気エネルギー変換としては熱電気方式と熱電子
 方式が数100ワット以下では有利であるが、現在では熱
 電気方式が主として用いられている。物質としてはテル
 ル化鉛が最も広く使用され、SCd, CoSi, GaSc も開発
 中である。

設計上の問題点としては次の3つがある。

(1) 出力を一定にすること……放射線源からのエネ
 ルギーは指数関数的に減少するから、一定の出力をうるに
 は初めの間はエネルギーをすてねばならぬ。一つの対策
 は電氣的エネルギーに変換してこれを蓄積し、やがてエ
 ネルギーが不足してきたときに、これを用いる。ここで

表3 熱源として利用しうる代表的な放射線源 (Radio nuclide)

Nuclide	減衰形式	半減期 (寿命)	燃 料	密 度 (g/cm^3)	熱出力 (w/cm^3)	必要な燃料 (c/w)	コスト $\$/\text{w}$	
							Current	Project
Po ²¹⁰	Alpha	138 d	Po	9.3	1320	31.2	—	—
Cm ²⁴²	Alpha	162 d	Cm ₂ O ₃	11.75	1169	27.2	80	45
Pu ²³⁸	Alpha	86.4 yr	Pu _c	12.5	6.9	30.3	—	1600
Ce ¹⁴⁴	Beta	285 d	CeO ₂	6.4	12.5	128	87	14
Pm ¹⁴⁷	Beta	2.6 yr	Pm ₂ O ₃	6.6	1.1	2700	3000	1630
Cs ¹³⁷	Beta	33 yr	CsCl	3.9	1.27	320	500	54
Sr ⁹⁰	Beta	28 yr	SrTiO ₃	4.8	0.54	153	455	23

問題となるのは熱電素子の高温ジャンクションの耐熱性で、PbTe では 1000°F 以上で蒸発し、900°F 以下では出力が著しく低下するからこの間に保つことが望ましい。

(2) 構造的な保全……発射および回収の際の振動や衝撃に耐えることおよび失敗したときの安全性の問題がある。

(3) 電気的負荷とのマッチング……熱電素子からの出力は一般に3ボルト程度の低電圧であるから、これをDC-DC変換器により適当な電圧に上昇させねばならぬ。これにはソリッド・ステート変換器が用いられ、85%位の効率がえられている。

つぎにこの形式のもので開発中のものについてのべよう。これらについては第4表に一括して示す。

表4 Radiation Powered 発電機

	SNAP-3	SNAP-9	SLLG	SNAP-1 A
設計出力(ワット)	~3	14.5	19	125
重量 (lb)	4	11.9	16.6	200
設計寿命	—	5-10yr	4 mo	1 yr
最大入力(ワット)	70	260	655	6,500
燃料の半減期	138d	86y	163d	285d
" 量	2,300	475gm	6.3gm	$8.8 \times 10^5 c$
熱接点温度(°F)	1,050	900	1,000	1,050
冷 " (")	300	235	370	335
長さ(インチ)	5.5	7	8.38	34
直径(インチ)	4.75	12.5	7.5	24
燃料	Po ²¹⁰	Pu ²³⁸	Cm ²⁴²	Ce ¹⁴⁴

(a) SNAP-3

hat-size のもので Thor Able ロケットで試験中、5分間15gの加速度に耐え、50gのショックにも耐えた。3ワット出力で、ポロニウム-210を nuclide としている。

(b) SNAP-9

14.5ワット。長寿命が目的で、そのため半減期86年のプルトニウム-238を475グラム用い、寿命は5~10年である。熱電素子の長寿命を考えて900°Fという低いホット・ジャンクションにしている。プルトニウム金属の融点は1170°Fであるから、カーバイドにすることが考えられているが、炭素の(α, n)反応が問題になる。電気出力は18Vで12ワット、これを80%の効率のDC-DC変換器にかける。熱電素子は1/2吋のもの36対(3V, 6.54%)を用い、表面温度215°である。

(c) SLLG (Soft Lunar-Landing Generator)

着陸時のショックが100gに達する月ロケット用に設計されたもので、燃料に金とキューリウムの合金を用い

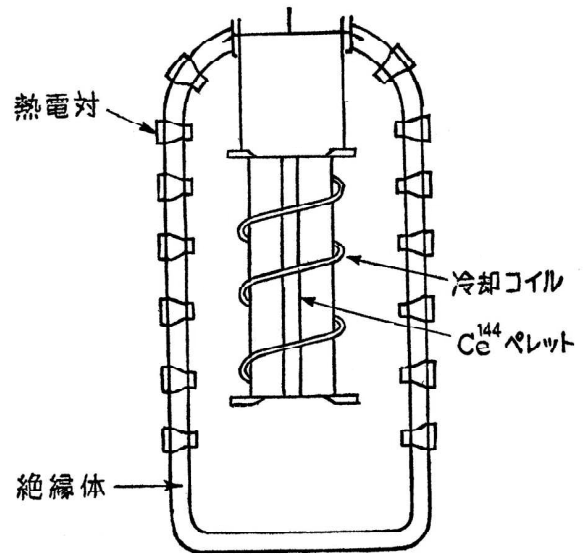


図1 SNAP-1 A

ている。金は製造しやすくするためと、specific Power を適当にするために入れられた。構造的に難しい問題があり、カプセルに Hastelloy C が使われている。変換器はPbTe 30対を用い、全効率4%で、出力ははじめ752ワット、終り475ワットに計画されている。

(d) SNAP-1 A

125Wの出力をもつ最大の Radiation Powered Generator で、重さ200ポンドのサイロ形で、28V, 4.46Aを

供給する。容器の外側は冷接点で、内側が熱接点になっている。第1号機は既にテスト完了、第2号機、第3号機がつくられている。

第1図はその構造の概略図を示す。

4. 原子炉からの熱を使うもの

宇宙探検時代の最初の3年間は数ワットの電力が数日間ないし数週間供給されれば満足された。(Explorer計画, Vanguard計画, Pioneer計画など) Ranger, Surveyer, Prospector などの進んだ計画と軍事方面からの要求は数か月から1年間位の間つづく数百ワットの補助電源を必要とするようになり、さらに Tiroos 計画などでは数キロワット以上の電力を必要としている。Martin, Voyager 計画などは数百キロワットから数十メガワットを必要とするだろう。これらの要求をみたすものは原子炉からのエネルギーを使うことで、SNAPの

偶数番目の計画である。このような大型のものでは熱電形変換器のほか Turboelectric system も使用される。

設計についての問題点は次のようである。

(1) 軽量にすること……これは費用に関係し、地球のまわりに1ポンドのものをまわすには1,000~15,000ドルが必要だから、軽量化はすなわち、低廉化である。

(2) 高温にすること……出来るだけ高温で動作させること、これが軽量につながる。

(3) 長寿命、信頼性

隕石による破壊などもあるが、大した問題ではない。ただ10gの振動と100gの衝撃に耐えねばならない。

原子炉の選択がいつも問題である。高速中性子は高価なことと技術的に未開発な理由から100キロワット以下の系では適当ではない。原子炉の型と大きさ、動作温度、減速材の種類など種々のパラメータがある。減速材には軽水、重水、ベリリウム、ベリリア、グラファイトなどがあるが、飛翔物のような目的には $ZrHx$ のようなものが注目される。

燃料は濃縮ウランで減速剤と混ぜ、Homogeneous Reactor にする。反射材としてはベリリウムが用いられるが、それは高温に耐え、軽くて高反射率をもつ。炉の制御はこの反射材を動かすことにより果される。

第2図は SNAP 実験炉の断面図を示す。

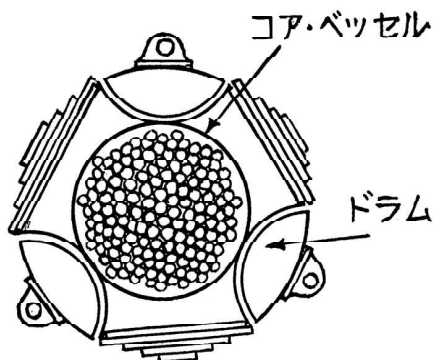


図2 SNAP 実験炉

熱エネルギーを電気エネルギーに変換させるには (i) 熱電素子によるか、(ii) ターボエレクトリック方式による。0.1~1キロワットのものでは重量より信頼性が問題なので PbTe の熱電素子が用いられている。この方式は数%の効率だが、可動部分がなく長寿命の点で魅力がある。熱が原子炉から環状配列の熱電変換器を通過して冷接点とひっついていて放射フィンに伝わるような構造 (例えば SNAP-10) にしても、数百ワット以上では必要な温度は現在 PbTe で制限となる 1000°F を超えるだろう。それ故、1~100キロワットの中形のものではタ

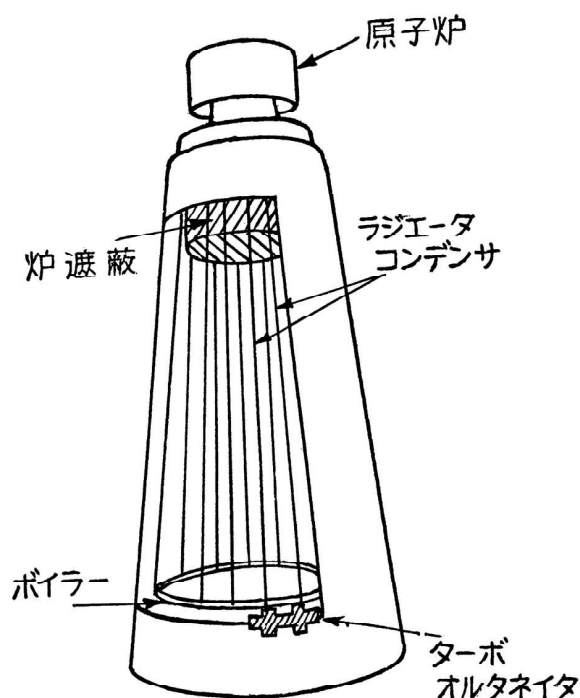


図3 SNAP-2 構造

表5 SNAP 原子炉

項目	SER	SNAP-2	SNAP-8
出力 (KWe)	0	3	35~70
熱出力 (KW)	50	50	600
効率 (%)	—	6	11.5
変換器	なし	Hg ランキン	Hg ランキン
完成年	1959	1964	1965
寿命 (年)	—	1	1
炉寸法 (インチ)	17×15dia	16×14	19×15
炉心容積 (ft³)	0.35	0.3	0.48
重さ	300	250	400
燃料と減速剤	U+ZrHx	U+ZrHx	U+ZrUx
寸法 (インチ) (直径×長さ)	0.975×10	1.21×10	0.53×14
ウラン (kg)	3.0	4.3	7.0
最高温度 (°F)	1300	1300	1450
熱流束 (Btu/hr/ft²)	12,400	17,000	55,000
中性子束 (n/cm²/s)	4.4×10 ¹¹	3.1×10 ¹¹	2.3×10 ¹²
反射体 (インチ)	(軸方向)1.5Be (半径方向)3Be	1.5 BeO 2.3 Be	なし 3 Be
ベリリウム板	3	2	2
水銀沸騰温度 (F)	—	900	1070
冷却剤	Na 78 K	Na 78 K	Na 78 K
出口温度 (°F)	1200	1200	1300
入口温度 (°F)	1000	1000	1100
ラジエータ温度 (°F)	—	600	700

—ボエレクトリックのものが用いられる。第3図はその1例を示される。

さらに大きなものでは熱イオン変換器が用いられるかもしれない。

第5表は SNAP 用原子炉の代表例の主要なパラメータを示す。SER は第2図に示した SNAP Experimental Reactor の略である。

5. 結 言

以上、宇宙飛翔体に補助電源として使用されている原子力エネルギー源についてのべた。本文中にもこのべたように太陽電池によるものも考えられているが、ここでは省略した。なお、この分野については年々発達をとげて

いるので、今後も新しい計画があらわれるであろう。熱電子発電などは今後にまつべきである。

最後に、エネルギー変換については最近各国の動向に著しいものがあり、わが国にも DEC (Direct Conversion Comifftee) ができ、関西に研究会が生れて、新しい方面に眼をむけていることを付記しておこう。

参 考 文 献

- (1) D .G. Harvey, J. G. Morse : Radio nuclide Power for Space Missions, Nucleonics, Vol.19, No.4 P.69 (1961)
- (2) H.M.Dieckamp, R.Balent, J.R.Wetch : Compact Reactors for Space Power, Nucleonics, Vol.19, No.4 P.73 (1961)