

## 金星探査低高度気球について

西村 純・雛田 元紀・矢島 信之\*

### Venus Balloons at Low Altitude

By

Jun Nishimura, Motoki Hinada and Nobuyuki Yajima

**Abstract:** The studies are made for the various systems of Venus balloons floating at an altitude of 10 to 20km. It is proposed that the spherical balloons made of thin Ti alloy pressurized by He is one of the most feasible systems for this purpose.

The present status of high temperature electronics which is inherent for the observations at those altitude is also briefly reviewed.

#### はじめに

金星は地球に最も近い地球型惑星の典型として、その科学研究の意義は大きく、これまで数多くの観測が地上観測、スペース・クラフトによって行われてきた。よく知られているように、金星は高度40km付近から厚い雲に覆われていて、金星の地表は外から可視領域光で観測することはできない。Venera-9, 10ランダーによる短時間の観測が行われてきたが、これまで主に電波領域による観測にゆだねられてきた。現在マゼランのレーダーによる観測が行われているところである。

金星大気については、スーパーローテーションとよばれる4日循環の大気運動の解明、大気組成については太陽系惑星生成の鍵を解くノーブルガス、アイソトープの組成比などこれから解明すべき事柄が多い。

これまでのVeneraシリーズ、PVOによる観測結果と解析については[1]のレビューに詳しい(PVOレポート1980, Moroz, 1981)。

ここでは、まず金星気球による探査の科学的意義と工学的意義とについて概観し、金星気

---

\* 宇宙科学研究所

球，特に低高度に浮遊する気球のフィジビリテーについて調べることにする。結論として金星低高度の気球は，現有の技術で可能であり，将来に向けて，発展性のある観測飛翔体であることを述べる。

### A. 金星気球の科学観測的意義と工学的意義

金星大気に浮遊する気球は金星大気のダイナミクス，大気の組成，金星の地表を調べるために重要である。

大気運動については高度50km付近での4日循環のダイナミクスなどが知られているが，大気のダイナミクスは本来金星大気の各高度での運動をグローバルに捕らえて解明される性質のものである。高度40kmから存在する雲から下の大気運動は観測は不完全であり，金星大気の運動の理論的解明はこれらの観測と解明に待つところが多い。

大気中のノーブルガスや微量アイソトープの測定に付いては，金星大気の成り立ちを調べる上で重要であるが，ごく粗いデータが初期の段階でVeneraシリーズの観測で行われただけで，データの質は詳しい議論を進める上での障害となっている。例えば重要な鍵をにぎると思われるXeについての観測はまだ成功していない。

金星地表の観測についてはマゼランのレーダーによる観測が行われているが，より精密な光学的な観測が必要になってくることはいうまでもない。

以下これらの観測項目について高度50kmと20km付近に浮遊する気球の特質に付いて述べる。

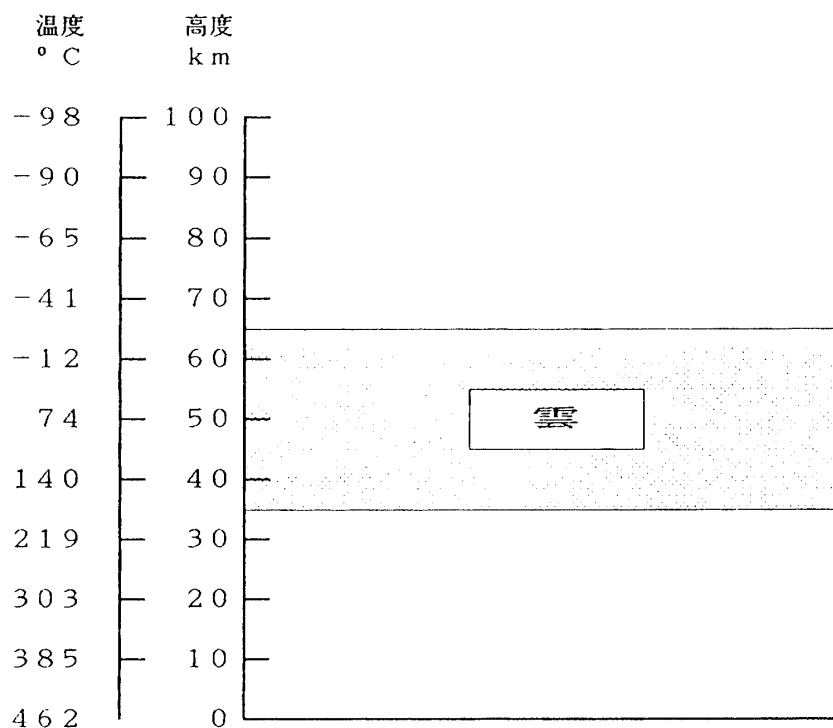


図1.1 金星大気的环境

## 1. 高度50km 付近の気球

気温0°C, 気圧は1気圧程度で, 環境は地上と似ていて取り扱いやすい. このため最初の金星気球はフランス・ソ連の共同でハレー・ミッションのときに2機の気球の浮遊させ主として大気の流れに付いての観測に成功した.

従って, これから50km 付近の気球浮遊を行う場合には, よほど新しい方式でないかぎり, 国際的には工学的な意義は稀薄で, 科学観測的な意義が正面に出ることになる. 科学観測の意義ということになると, 同じ重量の搭載機器をオービタに搭載した場合とのトレードオフになり, かなり精密な同位体分離観測位行わないと対抗できないのでは無いかと思われる. むしろ気球の問題と言うよりは, 例えば, 軽量の精密同位体分離器の開発等搭載機器開発と観測対象等の問題である.

## 2. 高度20km 付近の気球

高度20km では気温300°C, 気圧20気圧程度であり, 高度が下がれば気温はさらに上昇する. 環境が過酷であるので, この高度を浮遊する気球は未だ実現していない.

高度20km 付近の大気運動の観測はランダーによる短時間の観測が行われてきたのみで, 不完全である. 低高度における南北方向の循環大気運動のハドレーセルの存在など未解決なことが多い.

低高度における大気微量成分の観測はもちろん重要な課題である.

高度十数 km に達すると, 気球からの可視領域による地表観測は可能となる. 気球運動とともに地表のマッピングが可能となり, 金星の生成状況と現状を研究する上で, 貴重な金星探査のデータを与えることになる.

気温300°C, 気圧20気圧程度の過酷な条件のため, この高度での気球は実現を見ていないが, 将来の発展を含めてその科学的意義が高いことから, その実現は工学的にも意義が大きい.

まず解決すべきことは, このような条件のもとでの気球のシステムである. 次ぎにこのような高温とで作動する高温エレクトロニクスの問題である.

これらは共に難しい問題ではあるが, 同時に工学的にチャレンジングな問題ともいえる.

現に Venera-9 および10では, 1970年代に金星のランダーで地上(500°Cの環境)からTV画像やデータを送ってきている. 金星研究の将来は, ますます, 金星表面に向かうことが考えられ, このため, エレクトロニクスに対する対策として, 新たな観点から熱遮断, 冷却を含めて, 検討を進めることは長期的な方針として, 将来のミッションに備えて重要である.

結論として, 後に述べるように, 現状の技術で実現は可能と思われるが, より満足すべき高性能の気球システムを実現するためには, 長期的な方針のもとでの, 高温材料, 高温エレクトロニクスの開発検討が重要である.

## B. 低高度金星気球の検討

### 1. 全体としての構成と重量配分

金星気球について, ここでは, 特に高度20km から10km 付近に浮遊する気球について考察することにする.

金星気球の技術的問題点としては

1. 空力加熱：耐熱，アブレターの問題，重量問題にはねかえる。
2. 減速過程：パラシュート
3. ガスコンテナ：重量問題
4. 気球本体：材料，システム
5. エレクトロニクス：高温下のエレクトロニクス

をあげることができる。

母船から気球を投下した場合気球が浮遊するまでのプロセスを考えると，

- a. モーターによる減速
- b. 落下傘による減速
- c. ガス注入
- d. 浮遊

のフェーズが考えられる。

各段階での重量配分としては，PVO，及び木星ランダーの例及び金星気球WGの議論と文献(Pitts and Wakefield 1980)を参考にして，

アブレター	～30%
構造+減速用パラシュート系	40～50%
気球本体+搭載機器+浮力ガス系	20～30%

程度の割合と考える。従って，初め50kgで出発して，ガスコンテナを含む気球全体のシステムの重量が10～15kg程度になると想定される。

高圧のガスをコンテナに詰める場合には高圧ガスの取締の対象になる。従って安全率をかなり大きくとる必要があり，また減圧器を含むガス注入系は複雑となるとともに重量の増加を招く。Heなどのガスを使う場合には，一般に使われているガスコンテナは総浮力の約10倍の重量になっている。後に示すように，これを改良してガスコンテナ系は300℃（高度20km付近の金星大気温度）での総浮力の約3倍程度の重量としても，総重量の $\frac{3}{4}$ はコンテナ系の重量である。上に述べた50kgの投入の場合には，表1のとおりとなり，気球，搭載機器，及びテレメータとして残る重量は

3～4kg

となる。コンテナ重量系の重量をどう減らすか，つまり浮力のためのガスをどう運ぶかが金

表1

浮力ガス系	7.5kg	6.8kg
気球本体+搭載機器	2.5kg	3.8kg
計	10.0kg	15.0kg

星気球実現のキーポイントである。以下にその考察を述べる。

## II. 使用可能な浮力ガスについて

### 1. He, H<sub>2</sub>, N<sub>2</sub>, Ne, CH<sub>4</sub>, H<sub>2</sub>O, NH<sub>3</sub> の場合

金星大気は主としてCO<sub>2</sub>より成り立っているので、これらのガスによる浮力を推算した結果は表2.1に示した。ただし、H<sub>2</sub>については、Tiを脆化するので、後に述べるTiのコンテナは使うことができない。

#### 1.1 ガスの場合の問題点 コンテナの重量

気球システムの重量の一部を形成するので、できるだけ軽量化する必要がある。

ここでは球形のコンテナを考えることにする。内圧 $P$ 気圧、半径 $R$ とすると、球面に掛かる張力は

$$PR/2$$

である。抗張力を $\sigma$ とすると、破壊限界の厚さ $t$ は

$$\sigma t = PR/2$$

表2.1 使用可能な浮力ガスとその浮力、浮力/m<sup>3</sup>では、1気圧0°Cの時

ガス	He	H <sub>2</sub>	N <sub>2</sub>	Ne	CH <sub>4</sub>	H <sub>2</sub> O	NH <sub>3</sub>
浮力/モル	40	42	16	24	28	26	27gr
浮力/gr	10	21	.57	1.20	1.75	1.44	1.59gr
浮力/m <sup>3</sup>	1.79	1.88	.71	1.07	1.25	1.16	1.21kg

表2.2 ガスコンテナの容積

Rcm	Vリットル	表面積 cm <sup>2</sup>
10	4.2	1257
20	33.5	5026
30	113.1	11310
40	268.0	20106
50	523.6	31416

表2.3 ガスコンテナの重量及びHeの浮力（金星大気中300°Cの場合）

$\sigma = 75\text{kg/mm}^2$ , Ti合金比重=4.5,  $S=2.5$ , 厚さ誤差=±.1mm

(表中の厚さの値は平均値である)

P気圧	100		200		300	
	厚さ mm	重量 kg	厚さ mm	重量 kg	厚さ mm	重量 kg
10	1.77	1.02	3.43	1.99	5.10	2.95
20	3.43	7.94	6.77	15.6	10.1	52.5
30	5.1	26.5	10.1	52.5	15.1	78.6
40	6.76	62.5	13.4	124.4	20.1	185.9

表2.4 コンテナ効率としての  $F=総浮力/コンテナ重量$   
 $P$  は300°Cの時の値

$R$ cm	$P=100\text{kg}/\text{cm}^2$		200		300	
	総浮力 kg	$F$	総浮力 kg	$F$	総浮力 kg	$F$
10	.392	.384	.784	.395	1.18	.399
20	3.14	.395	6.27	.401	9.4	.403
30	10.5	.399	21.2	.403	31.8	.404
40	25.0	.401	50.2	.404	75.3	.405

である。安全係数を  $S$ 、厚さの誤差を  $\pm \delta$  (0.1mm 程度) とすると、平均の厚さ  $t$  は

$$t = PRS / (2\sigma) + \delta$$

となる。ここで現用されている Ti-6Al-4V 合金を例に取り、温度300°Cでの  $\sigma$  の値として、

$$\sigma = 75\text{kg}/\text{mm}^2$$

と取り、安全率を 2.5 として、いろいろな半径と圧力について容積及び重量を計算すると次の表 2.3 および 2.4 のような値が得られる。

ここで、これらのコンテナの効率として

$$F = \text{総浮力} / \text{コンテナ重量}$$

を定義する。

$F$  の値は表 2.4 に示した。

## 1.2 液体の利用する場合

高度が下がるに連れて、大気温度が上がるので、液体はある高度で気化することになる。

$\text{H}_2\text{O}$  の場合：高度42km で沸騰する。

高度20km まで持って行こうとする、加圧型のコンテナが必要になる。

水の臨界温度は374.10°Cであるので、これ以下の温度ではガスと違う温度圧力の関係を示す。水蒸気圧と温度の関係は次の表 2.5, 2.6 に示した。

臨界温度より低い所では液体であるので密度が高く、ガスに換算すると数百気圧に対応する量が入っていることになり、コンテナの効率は極めて高い。He を使うより有効である。ただし水の分子量は He に比べて大きいので気球本体の容積は He の場合に比べて、約 1.5 倍容積の物が必要になる。

問題点としてあげられることは

- ・水の潜熱が大きく 570cal/gr であるので、蒸発しにくい。
- ・ $\text{CH}_4$  や  $\text{NH}_3$  については臨界温度が低いので高温ではガスと同じ取り扱いが必要となる。

表 2.5 水蒸気圧と温度の関係

$T^\circ\text{C}$	220	260	280	300	320	340	360
$P$ 気圧	33	47	64	86	113	146	187
水の密度	.84	.78	.75	.71	.67	.61	.52

表 2.6 水の場合のコンテナ効率,  $P$  は300°Cの時の値

$R$ cm	$P=100\text{kg}/\text{cm}^2$ ( $T=300^\circ\text{C}$ )		$200\text{kg}/\text{cm}^2$ ( $T=360^\circ\text{C}$ )	
	総浮力 kg	$F$	総浮力 kg	$F$ kg
10	4.08	4.00	3.00	1.50
20	34.2	4.31	25.1	1.60
30	116.0	4.38	84.9	1.60

物質	臨界温度°C	臨界圧 atm	その時の密度 gr/cc
H <sub>2</sub> O	374.1	218.5	0.324
NH <sub>3</sub>	132.4	112.0	0.234
CH <sub>4</sub>	-82.5	45.8	0.162

## 2. コンテナを使わないで運ぶ方式

### 2.1 水素吸蔵合金

ある温度で水素を放出することを利用する。例えば MgH<sub>2</sub>, TiH<sub>2</sub>, FeH<sub>6</sub>, パラジウム等は一般に金属と同じ数の H<sub>2</sub> 分子を吸蔵しているので、金属側の分子量が CO<sub>2</sub> の分子量44を越すと浮力が出ない。図 2.1 に見られるように、軽量で効率の良いものは MgH<sub>2</sub> である。300°C 付近で動作する点も具合がよい。全部分解すれば、

$$\text{MgH}_2 : F = \text{総浮力} / (\text{MgH}_2 - \text{H}_2 \text{の重量}) = 42 / 24.3 = 1.73$$

$$\text{TiH}_2 : F = \text{総浮力} / (\text{TiH}_2 - \text{H}_2 \text{の重量}) = 42 / 48 = 0.88$$

であり、He の Ti 合金のコンテナより効率は良いが、コンテナ等付属品が必要なので結果的に得かどうかは分からない。水の場合に比べると劣っている。

表 2.7 各種金属水素化物の水素密度と水素含有率

	水素密度 [ $\times 10^{22}$ H atoms $\text{cm}^{-3}$ ]	水素含有率 [wt%]
標準状態の水素ガス	$5.4 \times 10^{-3}$	100.0
20K の液体水素	4.2	100.0
4K の固体水素	5.3	100.0
15K の水	6.7	11.19
MaH <sub>2</sub>	6.6	7.66
TiH <sub>2</sub>	9.1	4.04
VH <sub>0.8</sub>	5.1	1.56
ZrH <sub>2</sub>	7.3	2.16
LaH <sub>3</sub>	6.9	2.13
LaNi <sub>5</sub> H <sub>6</sub>	6.2	1.38
FeTiH <sub>1.95</sub>	5.7	1.86

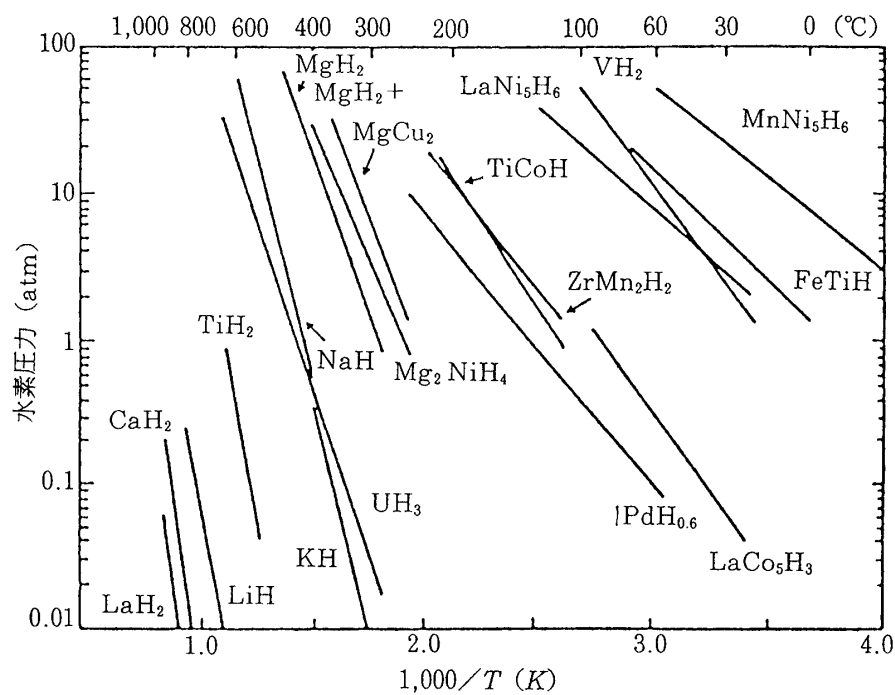


図2.1 金属水素化物の平衡解離圧曲線

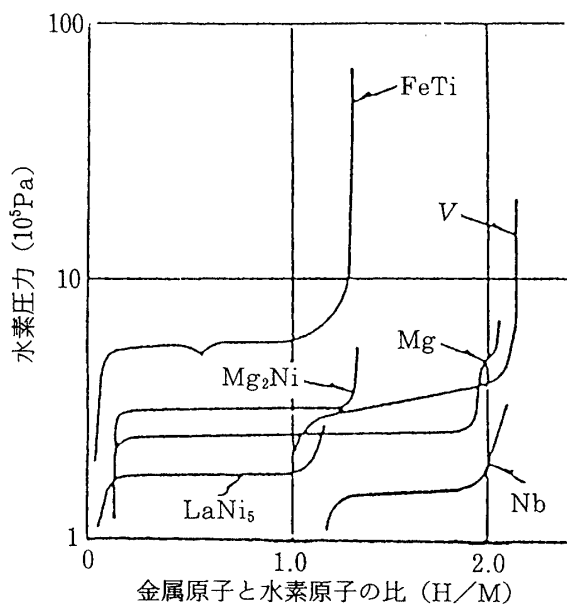


図2.1 水素吸蔵合金の特性  
 各種水素貯蔵材料の水素脱蔵平衡圧  
 (Mg系は約300°C, 他は室温)



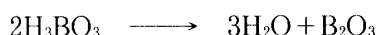
## 2.2 結晶水を利用する場合

Borax, など結晶水の多い物質を調べることにする.

例えば  $M \cdot 10H_2O$  の時は1モル当たり, 浮力260gr 出るので,  $M$  のモル数が260以下であればよい, または結晶水の出た後は投下廃棄することにする.

どの温度で結晶水が出るか検討する必要がある.

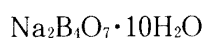
### \* 硼 酸



$$\text{平均分子量} \quad (18 \times 3 + 68) / 3 = 40.7$$

$$F = \text{総浮力} / (\text{物質質量} - E \text{ 結晶水}) = 78 / 68 = 1.15$$

### \* 硼酸塩, 硼砂

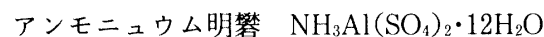


熱してどうなるか調べる必要があるが, 平均分子量は

$$(18 \times 10 + 198) / 10 = 37.8$$

$$F = \text{総浮力} / (\text{物質質量} - \text{結晶水}) = 260 / 198 = 1.31$$

### \* 明 礬



熱して最終的にどうなるか不明だが



として平均分子量は

$$[17 + 12 \times 18 + (27 + 2(32 + 4 \times 16))] / 13 = 34.8$$

硼砂の場合より良い.

$$F = \text{総浮力} / (\text{物質質量} - \text{結晶水} - NH_3) = 338 / 155 = 2.06$$

大気温度が水の臨界温度  $350^\circ\text{C}$  を越すと水をコンテナに入れた場合より可能性がある. 結晶水の場合にはコンテナと分解温度, 場合によっては加熱装置が問題となる.

## 2.3 温度による分解

$300^\circ\text{C}$  くらいで分解する化合物を探す.

分解後のガスの平均分子量は44以下でないと浮力が出ない. 従って H, Li, B, C, N, O などの化合物でないと駄目である. また臨界温度が  $400^\circ\text{C}$  程度より低いものはガス化するのでメリットがない.

表 2.8 軽元素による化合物の例

物 質	浮力/物質質量	備 考
$B_2H_6$	$126 / 26 = 4.8$	気体 (沸点 = $-92.5^\circ\text{C}$ )
$B_6H_{10}$	$210 / 70 = 3.0$	沸点 = $110^\circ\text{C}$
$B_{10}H_{14}$	$294 / 114 = 2.57$	沸点 = $213^\circ\text{C}$
$NaBH_4$	$84 / 38 = 2.2$	
$LiAlH_4$	$84 / 38 = 2.2$	
$N_2H_4$ (ヒドラジン)	4.13 (完全分解)	

\* これらのものは、一般に、酸化剤が必要になる。

例えば  $\text{NaBH}_4$  は1モルあたり  $\text{KClO}_4$  が $\frac{1}{2}$ モル必要となる。

この場合

$$\text{浮力/物質質量} = 84/107 = 0.79$$

となってしまう。

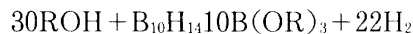
\* この中で、ヒドラジンが最も有効の様に思われるが、臨界温度が問題となる。

また、コンテナ重量、酸化材重量を加える必要がある

$$\begin{aligned} \text{総浮力/(N}_2\text{H}_4 \text{の重量)} &= 44 \times 1/32 = 1.38 && \text{気化} \\ &= 44 \times 2/32 = 2.75 && \text{不完全分解} \\ &= 44 \times 3/32 = 4.13 && \text{完全分解} \end{aligned}$$

## 2.4 アルコールとの反応を利用する場合

アルコール : ROH			分子量
メチル		$\text{CH}_3\text{OH}$	34
エチル		$\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$	48
プロピル		$\text{C}_3\text{H}_7\text{OH}$	62



$\text{B(OR)}_3$  も  $-20^\circ\text{C}$  から  $164^\circ\text{C}$  でガスとなる。

従って、32分子がガスとなる。

ROH	$30\text{ROH} + \text{B}_{10}\text{H}_{14}$ の分子量	1分子当たりの分子量
メチル	1134	35.4
エチル	1554	48.6
プロピル	1974	61.7

$\text{CO}_2$  の分子量は44であるので、メチルの場合だけ、自由浮力が出るが効率は良くない。

$$\text{浮力/物質質量} = 1.24$$

であるが、さらにコンテナの重量を加算する必要がある。

## 2.5 燃焼による分解

例、アジ化ソーダ :  $\text{NaN}_3$

燃焼残滓物は捨てることにする。

$\text{NaN}_3$  の場合

$$\text{浮力/物質質量} = 24/65 = 0.37$$

となり、効率は良くない。

## 3. ガス系のまとめ

金星大気中で高度20km 付近の $300^\circ\text{C}$  付近の温度の環境では、He をコンテナで運ぶ方法は効率が極めて悪い。むしろ、水をコンテナで運ぶ方法はかなり効率的である。ただし、臨界温度以上のところではメリットがなくなるが、リリース弁を200気圧付近にセットしておけば、この困難は回避できるものと思われる。

結晶水を利用する方法は適当な物質を選べば極めて有効に作動する可能性がある。

### Ⅲ. 金星低高度用気球について

前節の考察から、浮力用のガスをコンテナで運ぶ方法はこの場合得策では無いことが分かった。ここでは、前節の考察を踏まえて、初めから、10気圧程度の低圧ガスを充填し、密封した加圧型金属球気球についてのフィジビリティについて述べ、現存する技術で可能であることを示した。なお所定高度に達した後、水蒸気などのガスを充填する零プレッシャー型の気球については Appendix で述べることにする。

#### 1. 金属球気球

金属球気球に10気圧程度の低圧ガスを充填、密封した加圧型金属球気球はガスコンテナが不要なため、重量的に効率がよい、加えてガス注入系を持たないため、切り離しシステムや、コントローラ系が不要であり、システムとして単純であるという、極めて優れた特徴を持っている。金属球気球については、かつて、山中氏(文献Ⅱ)が提案されたものと似ているが、新たな観点から詳細に検討を加えることにする。

##### 1.1 金属球気球が可能である条件

金属球の被膜材料の密度を  $\rho$ 、拡張力を  $\sigma$ 、厚さを  $t$  とする。気球の半径  $R$ 、気球内のガス圧を  $P_0$ 、安全率を  $S$  とすれば、

$$P_0 R / 2 = \sigma t / S \quad (1)$$

となる。

この気球重量  $W$  は

$$W = 4 \pi R^2 \rho t \quad (2)$$

となる。

単位体積当たりの浮力を  $f_0$  とすれば、気球の全浮力  $f$  は、

$$f = 4 \pi R^3 f_0 / 3 \quad (3)$$

で与えられる。

気球が浮遊する高度では：

$$\text{搭載機器重量} + \text{気球重量} = \text{全浮力}$$

であるので、これが成り立つための条件として、

$$f > W$$

(2), (3)式から

$$4 \pi R^3 f_0 / 3 > 4 \pi R^2 \rho t$$

$$R > 3 \rho t / f_0$$

(1)式から、

$$R = 2 \sigma t / P_0 S$$

従って  $2 \sigma / P_0 S > 3 \rho / f_0$

となり、

$$\sigma / \rho > 1.5 S (P_0 / f_0) \quad (4)$$

の関係が得られる。 $\sigma / \rho$  は比強度とよばれる量である。

いまある高度で浮遊する気球を考え、そこでの気圧を  $P_0$  とする。気球内外の差をゼロに

とると気球の内圧は  $P_0$  となる。地球から金星に至るまでは外気圧がゼロであるので、気球内圧は  $P_0$  を温度で補正した分だけかかることになる。気球皮膜はこれに耐えるものでなければならない。

一方  $f_0$  は  $P_0$  に比例しているので、温度に無関係に  $P_0/f_0$  は一定値をとる。したがって、(4)式は比強度がある程度以上の材料があれば金属球気球が成り立ち得ることを示している。

$$P_0 : \text{kg/cm}^2$$

$$f_0 : \text{cc} \quad 1 \text{ 気圧, } 0^\circ\text{C} \text{ の炭酸ガス大気中で } f_0 = 1.79 \times 10^{-3}$$

$$\sigma : \text{kg/cm}^2$$

$$\rho : \text{g/cc}$$

$$\sigma/\rho : \text{kgcm/g}$$

にとると、炭酸ガス大気中で色々な温度にたいして、 $P_0/f_0$  は一定で

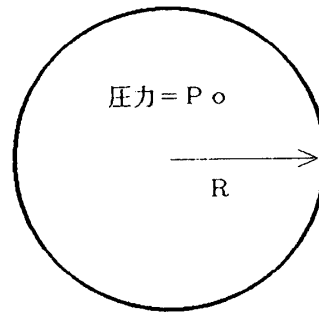
$$1.5P_0/f_0 = 838 \text{ kgcm/g}$$

となり、 $S=1$  と置いた時の、 $\sigma/\rho$  の下限値として、 $838 \text{ kgcm/g}$  が得られる。

高温で一番比強度の大きい金属としてはTi合金であり、そのうち代表的な物としてTi-6 Al-4V, SMI 834 の特性を次の表に示した。

### 高高度

大気圧 :  $\sim 0$   
 浮力 :  $\sim 0$   
 温度 :  $T_0 \sim \text{常温}$   
 内外圧差 :  $P_0$   
 気球被膜に掛かる力 :  $P_0 R / 2$



降下

浮遊高度 : 10 ~ 20 km

高温 :  $330 \sim 385^\circ\text{C}$   
 大気圧 : 20 ~ 40 気圧  
 浮力とバランスして浮遊  
 内外圧差 :  $\sim 0$   
 気球被膜に掛かる力 :  $\sim 0$

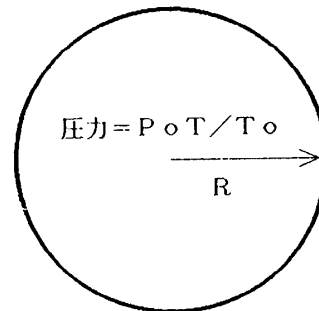


図3.1 低高度金属球気球のコンセプト

表 3.1 Ti 合金の特性  
(比重  $\rho$  : g/cc, 拡張力  $\sigma$  : kg/mm<sup>2</sup>, 比強度( $\sigma/\rho$ ) : kgcm/g)

	0°C	100°C	200°C	300°C	400°C
Ti-6-4					
比重	4.5				
拡張力 $\sigma$	115	94	82	75	67
比強度 $\sigma/\rho$	2346	1918	1673	1531	1367
SMI 834					
比重	4.6				
拡張力 $\sigma$	110	101	93	85	82
比強度 $\sigma/\rho$	2391	2196	2022	1847	1783

表 3.1 と  $\sigma/\rho$  の下限値を比較すると 400°C 程度までは Ti 合金は金属球気球に必要な条件を満たしていることが分かる。

## 2. 金属球気球の具体的設計

高度 20km 付近での金星大気の状態は次の表に示した [1].

表 3.2 金星大気的环境

高度	温度	圧力	密度	0°C 換算圧力
20km	303°C	21.9atm	20.1kg/m <sup>3</sup>	10.4
18	320	25.6	22.9	11.8
16	336	29.9	26.0	13.4
14	353	34.7	29.4	15.1
12	369	40.1	33.1	17.5
10	385	46.2	27.3	19.1

金星気球が大気中に投入された時、空力加熱で 100°C までしか上昇しないとする。つぎに、0°C の状態で  $P$  kg/cm<sup>2</sup> のガスを充填したとすると、降下中の気球内外圧差は各高度で、表 3.3 に示した通りになる。

表 3.3 各高度での気球内外圧差

高度	空力加熱領域	50km	40km	30km	20km	10km
温度	100°C	74	140	219	303	385
金星大気圧		1.0	3.3	9.2	21.9	46.2
気球内圧	1.37P	1.27P	1.51P	1.8P	2.1P	2.4P
内外圧差						
P=10気圧	13.7	11.7	11.8	8.9	-9	-24
15	20.6	18.5	19.3	17.8	9.6	-10
20	27.4	24.4	26.9	26.8	20.1	1.8

この表を見ると、推定のやや不確実な空力加熱領域を除くと、高度30km から40km の付近で内外圧の差が一番大きくなるのが分かる。実際には、気球及び、気球内の He ガスの温度が上昇するためには熱伝達のため時間遅れを生ずる。しかし、気球及び、気球内ガスの熱伝達に対する遅れは Appendix に示したように、

$$\begin{aligned}\tau_{\text{気球}} &= 18\text{sec} \\ \tau_{\text{He}} &= 30 / (\Delta T)^{1/4} \text{sec}\end{aligned}$$

程度であるのでほぼ気球高度の温度になっていると考えられる。

したがって、表 3.3 に示した値、及び、Appendix に示した考察から、温度としては200°C、気球内外圧差としては0°Cの圧力の時の1.35倍に耐える物を考えればよいことになる。材料としてはSMI 834を取り、抗張力としては表 3.1 から

$$\sigma = 93\text{kg/mm}^2$$

を採用する。この様な仮定で計算した浮力の値は次の表 3.4 に示した。

この表を見ると半径40~50cmの気球で自由浮力1~3kgが可能である。詳細に調べるために、ここで高度12kmから18kmまでの半径40cmと50cmの気球について細目を述べることにする。

表 3.4 Ti-SMI 843 合金球気球の浮力

気球内外圧差としては0°Cの圧力の時の1.35倍に耐える条件で、安全率=1.2、厚さ精度=±0.1mm、抗張力93kg/mm<sup>2</sup>とした。

高度 0°C換算気圧 密度 kg/m <sup>3</sup>	20km	18km	16km	14km	12km
R cm	自由浮力 kg	自由浮力 kg	自由浮力 kg	自由浮力 kg	自由浮力 kg
10	-.034	-.030	-.026	-.022	-.020
20	-.038	-.009	.021	.056	.072
30	.133	.230	.331	.45	.504
40	.623	.853	1.09	1.375	1.50
50	1.577	2.03	2.50	3.05	3.30
安全率=1.2、厚さ精度=±0.05mm、抗張力=93kg/mm <sup>2</sup> 場合。					
40	1.08	1.32	1.56	1.84	1.97
50	2.30	2.75	3.22	3.77	4.04

[参考]：軽量な高圧容器として要求の似ている物としては、アポジモーター用のヒドラジタンクである。いろいろな大きさの物が作られているが、国産で一番大きい物はH-II用のもので、内圧20気圧、直径80cm、厚さ0.8±0.1mm、材料はTi合金Ti-A1-Vである。安全率は1.1~1.2にとってある。上の推測値と良く一致している。

H-IIのアポジモーターでは、厚さ=0.8mmとなっているが、ここの計算では0.7mmの値が得られている。

### 3. 高度12kmから18kmで浮遊するSMI 843合金気球

ここでは、高度12kmから18kmで浮遊するSMI 843合金気球についてのやや詳細を述べることにする。

以上は厚さの精度として、 $\pm 0.1\text{mm}$ をとったが表3.4に示したように、工作精度が上りこの精度を $\pm 0.5\text{mm}$ にすることができれば、さらに1kg程度の自由浮力の増加が期待できる。また、先端材料として、FRM, FRC等でTSMI 834より強度の高いものが考えられる

表 3.5 高度12kmから18kmで浮遊するSMI843合金気球

高度=18kmの場合

$$T=320^{\circ}\text{C} \quad P=25.6 \text{ 気圧} \quad \text{密度}=22.9\text{kg}/\text{m}^3$$

$$0^{\circ}\text{Cの換算気圧 } P_0=11.8 \text{ 気圧,} \quad \text{厚さの精度}=\pm 0.1\text{mm}$$

半径 c cm	容積 リットル	平均厚 mm	重量 kg	自由浮力 kg
40	268	0.51	4.73	.85
50	524	0.61	8.87	2.03

高度=16kmの場合

$$T=336^{\circ}\text{C} \quad P=29.9 \text{ 気圧} \quad \text{密度}=26.0\text{kg}/\text{m}^3$$

$$0^{\circ}\text{Cの換算気圧 } P_0=13.4 \text{ 気圧,} \quad \text{厚さの精度}=\pm 0.1\text{mm}$$

半径 cm cm	容積 リットル	平均厚 mm	重量 kg	自由浮力 kg
40	268	0.57	5.24	1.09
50	524	0.68	9.89	2.50

高度=14kmの場合

$$T=353^{\circ}\text{C} \quad P=34.7 \text{ 気圧} \quad \text{密度}=29.4\text{kg}/\text{m}^3$$

$$0^{\circ}\text{Cの換算気圧 } P_0=15.1 \text{ 気圧,} \quad \text{厚さの精度}=\pm 0.1\text{mm}$$

半径 cm cm	容積 リットル	平均厚 mm	重量 kg	自由浮力 kg
40	268	0.63	5.79	1.38
50	524	0.76	10.95	3.05

高度=12kmの場合

$$T=369^{\circ}\text{C} \quad P=40.1 \text{ 気圧} \quad \text{密度}=33.1\text{kg}/\text{m}^3$$

$$0^{\circ}\text{Cの換算気圧 } P_0=17.5 \text{ 気圧,} \quad \text{厚さの精度}=\pm 0.1\text{mm}$$

半径 cm cm	容積 リットル	平均厚 mm	重量 kg	自由浮力 kg
40	268	0.71	6.56	1.51
50	524	0.86	12.4	3.30

が、現状では保守的に Ti 合金の TSMI 834 を取ることにした。数年後にはこれらの材料が使える可能性があり、性能は向上する。

#### IV. 高温下のエレクトロニクス (現存する技術について)

金星気球に関連して、VEGA 気球を検討した1970年題の後半に JPL を中心にかなり検討が行われている。(Uphoff *et al.*, 1978, Blamont *et al.*, 1979). 300°C から500°C 付近で作動するものとして熔融塩電池、および燃料電池が知られている。

特に、300°C から400°C 付近で作動する NaS 電池は効率が高いので、最近では有望な二次電池として実用の目的に、また宇宙用として NASA を中心にさらに検討が行われている。(Halpert 1989, Chang, 1990)[2].

また、高温かのエレクトロニクスは原子炉、地熱発電のためにしばしば使われている。現状の技術である程度の物は可能であるが、さらに効率の良い物や、複雑な機能を持つ回路のためには将来に備え、長期的な検討開発が必要となる。

##### 1. NaS 電池について

NaS 電池については色々な形のものが試作されているが、これらの中から適当なものを選び、試験することにより金星気球の電源として使用可能であると考えられる。

容量として kg 当たり140Whr あるので、約500gr の電源を搭載し、10%の時間だけ3W消費の回路を働かせると約10日間働かせることができる。

NaI 電池の構造についてはその例を図4.1に示した。

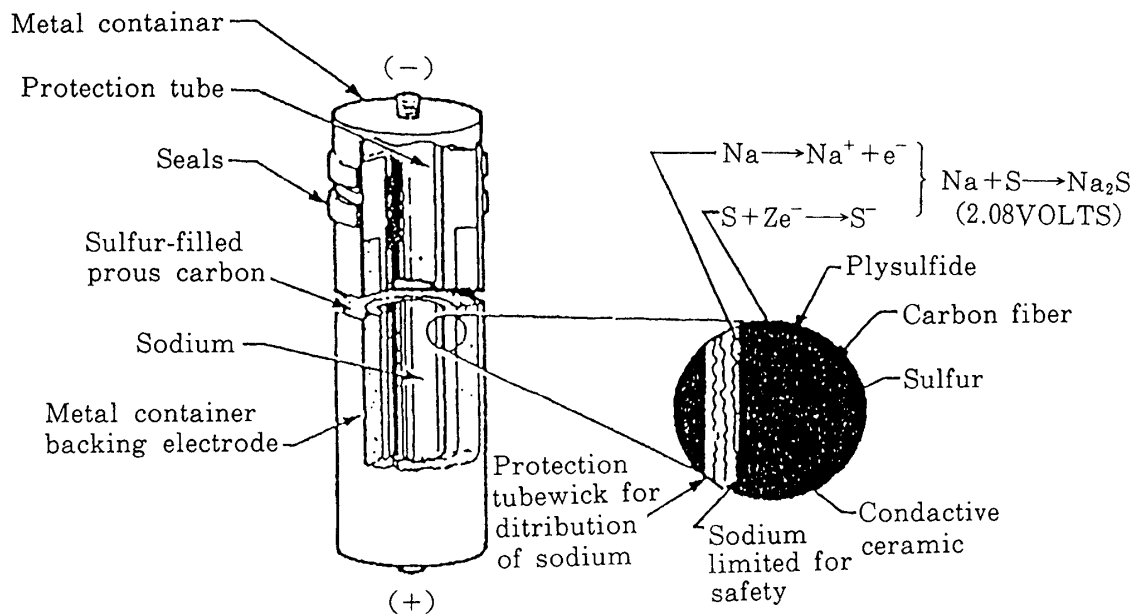


図4.1 NaI 電池の構造



表 3.6 NaS バッテリーの仕様

二 次 電 池	
作 動 温 度	: 300~400°C
端 子 電 圧	: 1.7~2.1 Volt
容 量	: 140Whr/kg
会 社	: General Electric 16Ahr (250gr) Ford Motor Co. 色々な型がある. 例えば SATBAT-2    Capacity : 40Ahr Outer dia : 3.6cm Length : 23cm Mass : 519gr

## 2. 高温下での素子

GaAs, GaP, SiC 等による素子はバンドギャップが大きいので300°C以上の高温下で作動することは原理的に可能である。しかし、実用するにはかなりの開発を必要とするものと思われるが、まず現状の調査が必要である。

テレメータのような発信用素子としては、真空管が上げられるが、具体的なものとして使われているのは、次ぎに述べる GE のセラミック三極管がある。その仕様は、表 3.8 に示した。

キャビティと組み合わせ、高温下の発振が可能である (Uphoff *et al.*, 1978, Blamont *et al.*, 1979)。

なお、回路については、原子炉の炉芯付近の高温下で使われている技術を参考にすることができる。

表 3.7 セラミック三極管 (GE) の仕様

周 波 数	360MHz~2.3GHz	
動 作 試 験	450°Cで 2,000hr のテスト済み	
消費電力		
	カソード・ヒーター	1.5W
	プレートインプット	1.0W
	計	2.5W

## 3. 断熱及び冷却

イメージセンサーのように、高温に耐える部品がない場合にはその部分だけの断熱及び冷却を考える。あるいは、断熱および冷却をうまくやればすべてに亘って、通常の部品を使うことができる。システムとしては気球の中に断熱室を置き、その中に回路を入れることを考える。

### a) 断熱について

外気温との差が約300°Cあるので、実験室における液体 He の断熱と似た状況になる。約

200kgの超伝導マグネットや遠赤外線望遠鏡では断熱の結果熱の流入は0.1W程度に押さえてある。この場合、内部発熱が最低1W程度とすると、断熱の結果、熱の流入は0.1W程度に押さえる必要がある。

\*物質の熱伝導率

コルク、ガス等の断熱材： $4-5 \times 10^{-4} \text{W/cm}$

直径10cmの球で表面積： $300 \text{cm}^2$

温度差： $300^\circ\text{C}$

従って、熱の流入：数十W

となり、断熱の役割を果たしていない。

従って、液体Heの時のように真空断熱が必要になる。600Kにおける黒体放射の量は

$$\sigma T^4 = 0.73 \text{ W/cm}^2 \text{ であり,}$$

銀、または金などの蒸着面からの放射率は1~2%であるので放射量は $300 \text{cm}^2$ の面からは  
2~4W

となる。

さらにインシュレーションを入れて0.1W以下に押さえることが必要である。この場合上に述べた約200kgの超伝導マグネットや、赤外線望遠鏡の断熱の方式が参考になる。

b) 冷却について

100grの電子部品(比熱 $0.3/\text{gr}$ とする)で内部発熱を1Wとすると、毎秒 $0.03^\circ\text{C}$ 程度づつ上昇する。 $60^\circ\text{C}$ 上昇するのに2,000秒(約30分)であり、短すぎる。目標として1日程度を取ることにする。冷却能力としては

$$1 \text{ W} \times 10^5 \text{ 秒} = 100 \text{ KJ}$$

分の冷却が必要となる。

稼働時間を10%とすれば、約10日間稼働させることができる。

\*ペルチェー素子

効率が悪い、部分的には使用可能であると考えられる。結局は電力の問題となる。

\*蒸発熱の利用

100grの冷媒を考えた場合。

物質	沸点 $^\circ\text{C}$	臨界温度 $^\circ\text{C}$	臨界圧 (気圧)	蒸発熱 $\text{KJ}/100\text{gr}$	比重
アセトン	56.5			52	0.791
アンモニア		132.4	112	136	0.69
炭酸瓦斯		31.1	73	55	0.909
水	100	374.1	218	225	1.00
メチルアルコール	64.5	140.0	78.5	109	0.793
フロン22		96.0	50.2	23	1.177

アンモニア等の適当な冷媒をとれば100gr程度で、100KJ分の冷却は可能である。臨界温度が $50^\circ\text{C}$ 付近にある冷媒では臨界温度を越えた時にはガス化して気圧は急激に上昇するので、排気のコントロールはパッシブに簡単にできる。

なお排気する際に断熱膨脹による冷却が加わる、圧力が $\frac{1}{4}$ になるとしてアンモニアの場合には100grあたり計算すると、

$$(T/T_0) = (P/P_0)^{(\gamma-1/\gamma)}$$

$\gamma = 1.336, P/P_0 = 1/4, T_0 = 300K$  として

$$T = 211.7K$$

$$C_v = 1.611J/gK$$

$$\text{吸熱量} = 100gr \times C_v \Delta T = 14.23J$$

であり、約14KJの冷却が行われる。この量は蒸発熱の約1/10である。

金星低高度気球 1

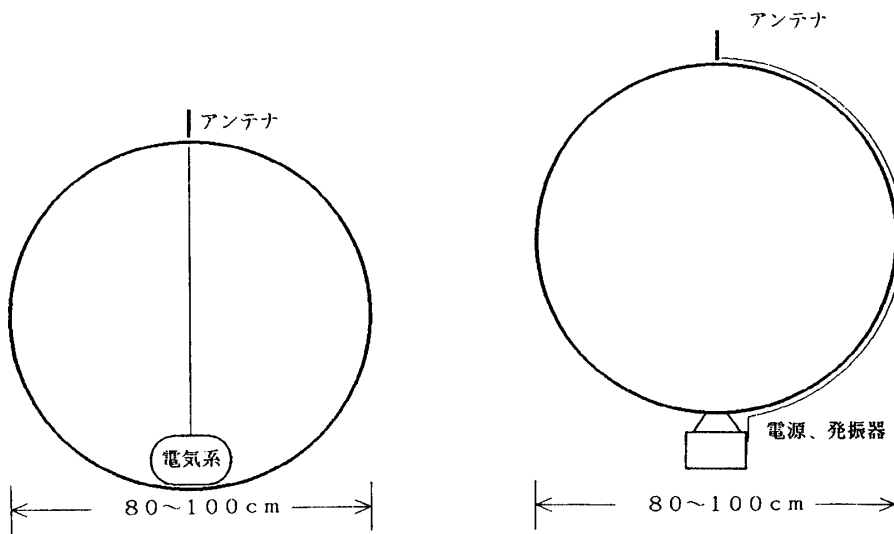


図5.1a オプション1 高温電池+高温回路

図5.1b オプション2 高温電池+高温回路

金星低高度気球 2

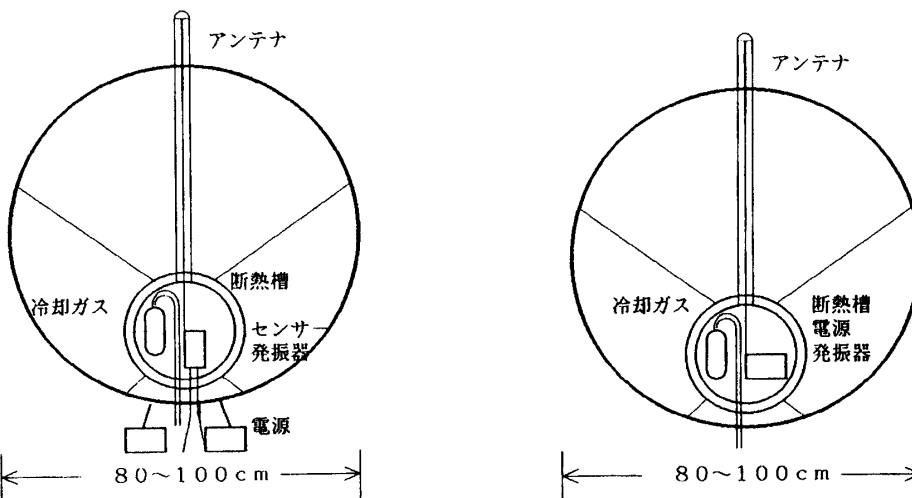


図5.1c オプション3 断熱、冷却  
(高温電池+常温回路)

図5.1d オプション4 断熱、冷却

## V. 全体のシステムについて

前章の考察から、高度10~20KM付近を浮遊するTi合金製の半径40~50cmのTi合金気球は、搭載重量2kg~3kg程度が可能であることが分かった。

搭載機器の重量配分としては、電源系と発信系をほぼ半々にとり

a. 高温エレクトロニクスの場合、

電源系 約1kg 100Whr くらい、

発振系+PI 約1kg

b. 冷却断熱システムの場合、

冷却断熱系 約1kg

発振系+電源+PI 約1kg

と考えられる。

この場合、10%程度のデューティ・サイクルをとれば、3W程度の消費電力に対して、約10日間程度の観測が可能である。

考えられるシステムとして、その構造を図5.1に示しておいた。

今後の検討により、搭載重量を増加させることができれば、適当な観測器をさらに搭載することが可能となる。

以上の考察についてガスの物性については岩間先生、金属及びFRP、FRM材料については堀内、大蔵両先生、及び石播の方々、高温エレクトロニクスについては田島先生に教示いただいた。ここに謝意を表したい。

## VI. 今後の検討事項

金星低高度気球について、今後検討すべき事項をまとめておくことにする。

### 1. 短期的（～1年）検討事項

#### 1.1 気球について

a. 半径50cm以上の気球の搭載可能性

搭載機器の増加のメリットと考えられるデメリット

b. Ti合金の薄板成型の調査

目標： 半径 : 40~50cmの球、またはそれ以上の直径の球

厚さ : 0.5mm以下

厚さの精度：±0.1mm以下。気球の軽量化につながる。

±0.05mmであれば全体で1kg程度軽くなる。

製作法：超塑成加工と削り出し。

薄板加熱成型 数十ミクロンの板を重ねて加熱接合

c. 球の挫屈性能

文献による調査

モデル試験 小型の球を作り、圧力を外から掛けて破壊試験

気球の軽量化、安定化につながる。

- d. ケブラー FRP を外側に付けた時のメリット及びデメリットの検討  
20km では内外圧がバランスするので、力の掛かるのは温度が 200℃より低い高度  
30km より高いところである。

### 1.2 高温エレクトロニクス

- a. 電池  
NaS についての調査、及び試験  
他の熔融塩電池、燃料電池の調査
- b. 素子  
高温地殻観測、地熱発電、原子炉で使っているものの調査  
セラミックチューブの調査または、試験
- c. 高温トランスミッターの試作試験
- d. 光及び熱発電の調査
- e. 冷却法の検討と試験：ペルチェー、最適な冷媒の調査、冷却システムの検討

### 1.3 搭載機器

- a. イメージングシステムの調査
- b. 物質分析器、ガスクロマトグラフ、等の調査
- c. スペクトロメーター、ネフロメーター等の調査

## 2. 中期的検討事項 (2-3年)

### 2.1 気球について

- a. 実物大モデル気球の試作及び破壊試験

### 2.2 高温エレクトロニクス

- a. 電池  
NaS のランニング試験
- b. 高温トランスミッターの試作試験
- c. 冷却法システムの試作試験

### 2.3 搭載機器

一部試作試験

## 3. 長期的検討事項 (~5年)

### 3.1 気球について

新素材の活用

### 3.2 高温エレクトロニクス

- a. 電池  
他の熔融塩電池、燃料電池
- b. 素子  
新しい素子の試作検討
- d. 光及び熱発電の試験

## 4. 搭載機器

新しい方式の検討と試作試験

## Appendix

## A.1 ゼロプレッシャーに近い気球

図 A.1 のような形の気球で、He ガスを後から詰める形式をとると、気球被膜に掛かる力は軽減できてかなり軽量化された気球が可能となる。

半径 30cm の気球は高度 16km で総浮力 3kg である。薄板加工のしやす金属で 0.1~0.2 mm 厚さで気球を作ると、気球自重は 1kg 程度に止めることが可能である。この場合抗張力が  $30\text{kg}/\text{mm}^2$  以上あれば内圧は 2 気圧程度まで耐えることができる。従って内圧が 0.5 気圧に保つように排気弁をつけるか、ゼロプレッシャー気球の構成をとる。

この場合、材料の問題は比較的少なく、浮力を大きく取り得る利点はあるが、ガス注入系が複雑となる。本文の II 章に述べたように、He ガスよりも水蒸気の方が水の臨界温度 ( $374^\circ\text{C}$ ) 以下では効率が良い。

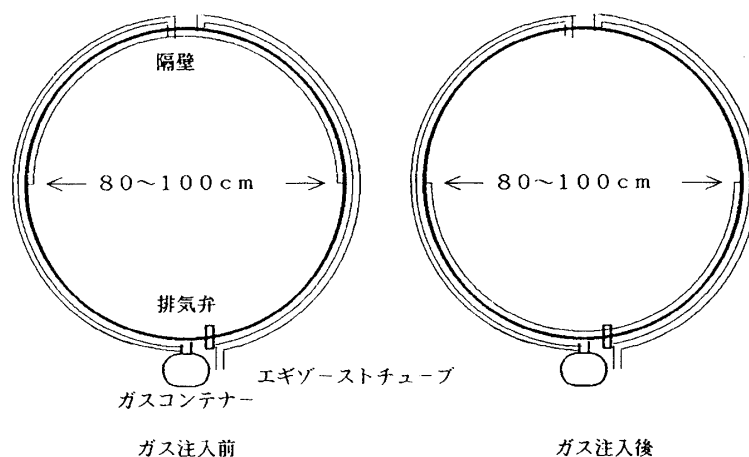


図 A.1 ゼロプレッシャー金星低高度気球の概念図

## A.2 GaAs 電池による発電

$300^\circ\text{C}$  付近であるならば、GaAs による発電は可能である。ただし効率は 5% 程度のおちる。加えて今までのランダーによる観測では、高度十数 km の所では、太陽光の減衰により、可視領域は  $100\text{W}/\text{m}^2$  となっている。(図 A.1) (Tomasko *et al.*, 1979)

GaAs による発電は  $1\text{m}^2$  のパドルで 5W 程度以下の発電となり実用性に乏しい。

## A.3 熱 発 電

高度 20km 付近の気温は  $300^\circ\text{C}$  程度であるが、地表は  $500^\circ\text{C}$  程度である。地上から熱輻射は 3~4μm ミクロンの付近にピークを持つ。この熱輻射は  $\text{CO}_2$  や  $\text{H}_2\text{O}$  に吸収されるが、吸収バンド以外の所では  $500^\circ\text{C}$  の熱輻射が到来する。従って高度 20km 付近ではエフェクティブに

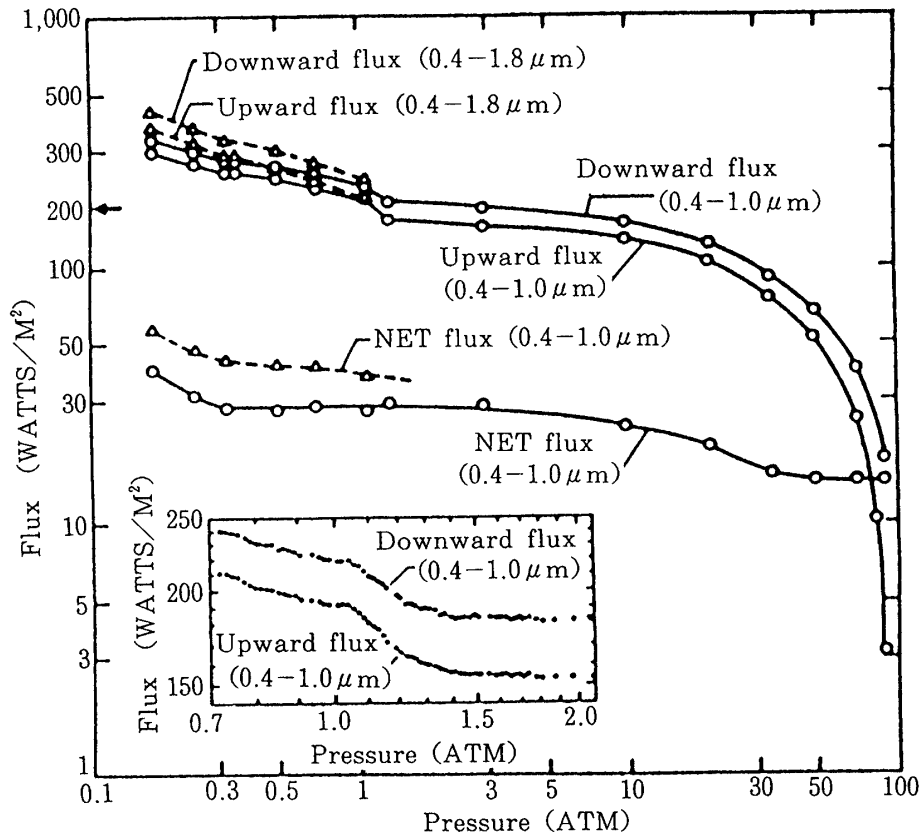


図 A.2 金星大気中の可視領域のフラックス

400°C程度の熱輻射を地上から受けることになる。高度20km付近に水平に置かれた黒体の板は400°Cに熱せられ、上部は300°Cになるものと考えられる。

しかし、これまでのランダーの観測によれば、大気中のSO<sub>2</sub>などの影響のために、吸収や散乱が激しく、金星地表から外向きに出る輻射と、外から入射する輻射の差は、高度20km以下では100W/m<sup>2</sup>に満たない (Suomi *et al.*, 1980より)。

したがって、この場合も数W/m<sup>2</sup>以上の電力を期待することは難しい。

#### A.4 金星大気を降下する気球及び気球内ガスの温度の変化について

金星大気中を降下する気球及び、気球内のHeガスの温度は、大気温度の上昇に対して、熱伝達のため時間遅れを生ずる。

熱伝達は

$$\Delta Q = K \cdot Nu \Delta T / L$$

で表される。

ここで  $K$  は熱伝導係数、 $Nu$  はヌセルト数、 $\Delta T$  は温度差、 $L$  物体の代表的な長さである。気球に対するヌセルト数は層流として

$$Nu = 0.52(Re)^{1/2}$$

気球内のガスに対しては

$$Nu = 0.65(\text{PrGr})^{1/4}$$

ここで Gr はグルシヨフ数で： $\rho^2 g e L^3 \Delta T / \mu^2$  であたえられ、  
Pr はプラントル数で：He に対して 0.69

である。

He 及び炭酸ガスに対する各々の物性値を掲げると、(100°C の値)

		He	CO <sub>2</sub>
熱伝導係数	$K \cdot 10^{-4} \text{W/cm}^2 \text{sec}$	4.25	.534
比熱	$C_v \text{ J/gr} \cdot ^\circ\text{C}$	3.15	.676
密度	$\rho \cdot 10^{-3} \text{gr/cc} \cdot \text{atm} (0^\circ\text{C})$	.178	1.98
粘性係数	$\mu \cdot 10^{-6} \text{dyne} \cdot \text{sec/cm}^2$	221	183
レイノルズ数	$\text{Re}^* \cdot 10^4 \text{PvL}$	.081	1.06
プラントル数	Pr	.69	
グルシヨフ数	$\text{Gr}^* \cdot 10^3 \text{P}^2 \text{L}^3 \Delta T$	2.33	

\* L は 10cm の単位, 速度  $v$  は 1m/sec, P は気圧の単位ではかる。

気球本体について、

$$Nu = 0.52 \times 1.06 (10^4 \text{PvL})^{1/2}$$

$$P = 10 \text{atm}, v = 10 \text{m/sec}, L = 100 \text{cm}$$

に対して、

$$\text{Re} = 1.06 \cdot 10^7$$

であるので乱流領域である。従って、

$$Nu = 0.03(\text{Re})^{0.8} = 1.25 \cdot 10^4$$

$$\Delta Q = K \cdot Nu \Delta T / L = 6.68 \times 10^{-3} \Delta T \text{ W/sec} \cdot \text{cm}^2$$

Ti の単位面積あたりの比熱  $0.536 \text{ J/}^\circ\text{Cgr}$

0.5mm 厚に対して、

$$0.123 \text{ J/}^\circ\text{Ccm}^2$$

従って時定数  $\tau$  は

$$\tau = 0.123 / 6.68 \times 10^{-3} = 18.5 \text{sec}$$

この間 185m 移動する程度であるのでほぼ気球高度の温度になっている。

気球内の He に対しては、

$$\text{Gr} = 2.33 \cdot 10^8$$

$$Nu = 0.65(\text{PrGr})^{1/4} = 73.2$$

$$\Delta Q = K \cdot Nu \Delta T / L = 3.11 \times 10^{-4} (\Delta T)^{5/4} \text{ W/cm}^2$$

He の単位面積あたりの比熱

$$C = 4\pi / 3 \cdot (L/2)^3 / 4\pi (L/2)^2 C_v P \rho$$

$$= (L/2) C_v P \rho / 3 = 9.35 \times 10^{-3} \text{ J/}^\circ\text{Ccm}^2$$

時定数  $\tau$  は

$$\tau = 9.35 \times 10^{-3} / 3.11 \times 10^{-4} (\Delta T)^{1/4} = 30 / (\Delta T)^{1/4} \text{sec}$$

程度の値になる。



## 文 献

- [ I ] VENERA 及び PVO の金星観測についてのまとめの文献  
J. Geophysical Res. 1980, Vol. **85**, p. 7575-8337.  
Pioneer Venus Specila Issue.  
Maroz. V. I.: Space Science Review., 1981, Vol. **29**, p. 3-127. The Atmosphere  
of Venus.  
山中大学他., 大気球シンポジウム報告, 昭和63年, p. 44. 金星下層大気浮遊気球
- [ II ] Blamont, J., *et al.* : JPL report 1979. Feasibility Study of Venus Balloons.  
Chang, R. : Power Source, **29**(1990) 555-563. NaS Battery Flight Exp. Definition  
Study.  
Halpert, G., and A. Attia: CH2781-3/89/0000-1429, 1989 IEEE. Advance Electro-  
chemical Concepts for NASA Applications.  
Pitts, W. C. and R. N. Wakefield: J. Geophysical Res. 1980, Vol. **85**, 8333.  
Performance of Entry Heat Shields on Pioneer Venus Probes.  
Suomi, V. E *et al.* : J. Geophys. Res. 1980, Vol. **85**, 8200. Net Radiation in  
the Atmosphere of Venus.  
Tomasko, M. G. *et al.* : 1979, Science **205**, 80. Absorption of Sunlight in  
the atmosphere of Venus.  
Uphoff *et al.* : JPL # 78-941. 1978. Planetary Bench Marks.