

スペース・シミュレーターによる基礎実験

大島 耕一・大島 裕子*

On a Small Space Simulator

By

Koichi OSHIMA, Yuko OSHIMA

Abstract: An introductory explanation of the thermal balance of a satellite and the testing method of this thermal vacuum environment is given.

Next, following these general criteria, a small space simulator, which is capable to simulate the thermal vacuum environment and the solar radiation in space and to accommodate a small test piece as large as two or three centimeters in diameter, was constructed. Using this apparatus, the ratio of the solar absorptance of the test surface to the infra-red emittance of it was measured for several cases.

要 約

宇宙空間を飛行する飛行体の平衡温度を計算するのに必要な熱真空環境についての簡単な解説と、その実験を行なうためのスペース・シミュレーターの一般的説明が与えられる。このような熱真空環境を実験室内で実験するための相似条件が紹介され、それに従って作られた小型のスペース・シミュレーターの構造・性能が述べられる。

最後に、この小型スペース・シミュレーターを使用して、いろいろの試料の太陽光の吸収率と赤外ふく射のふく射率の比の測定が行なわれ、その結果が報告される。

I. は し が き

1961年から1963年初めまで、著者達は、米国ロスアンゼルスに滞在し、幾つかのスペース・チェンバーを使用して、主として、宇宙飛行体の流体力学的・熱力学的研究を行ない、あわせて、同地の幾つかの航空宇宙関係施設の視察・指導を行なう機会をもった。当時は、米国においても、大型のスペース・チェンバーは未だ建設中のものが多く、学問的・技術的にも未開拓の分野が多くあったのであるが、ただ今では、宇宙飛行体の設計・計算法はほとんど完成し、力学的・熱的な原因で、打上げられた宇宙飛行体や人工衛星の機能に所期の成果が得られなかったという例は、ほとんどなくなったといわれている。スペース・チェンバーについて考えても、全米では、容積1,500立方呎を越える大型のものだけでも40以上完成 [16] それぞれ宇宙飛行体開発途上の諸試験の不可分の一過程として、建設方式、使用方式、試験方式等も標準化されて、多忙に使用されている。丁度、航空機設計において、風洞が果たしている役割を、宇宙飛行体設計では、スペース・シミュレーターが果たしているといえるであろう。

1963年帰国当時には、我国には宇宙飛行体の開発計画はなく、したがって、この種研究

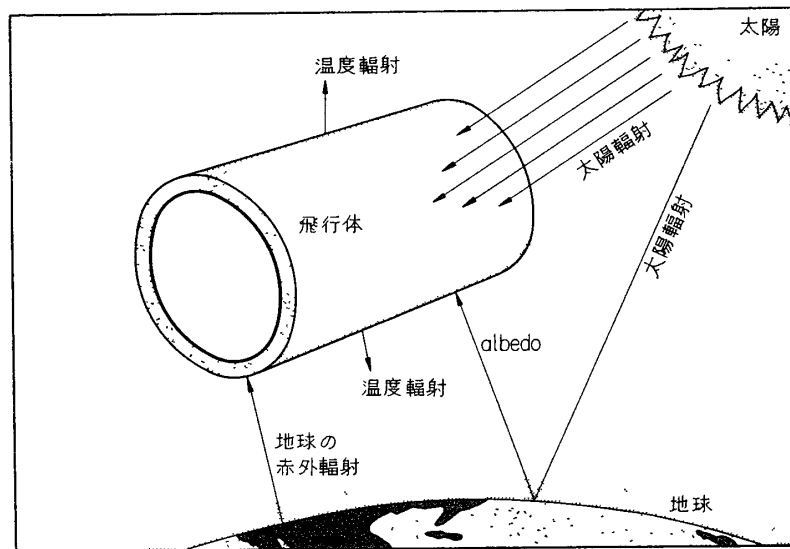
* お茶の水女子大学理学部物理教室

を行なう予定も建てなかったのであるが、最近、我国にても 2, 3 この種の計画のあることをきくので、早急にまとめられた小型スペース・シミュレーターで予備試験的な測定を行なった。この報告の前半は、この主題に関する遅ればせの帰国報告をかねて、一般的な紹介を行ない、後半では、本研究室で行なわれた小型スペース・シミュレーターによる物質表面のふく射特性の試験について報告する。

II 宇宙飛行体の温度

1. 宇宙飛行体の温度特性

人工衛星やスペース・プローブ等の宇宙空間を長期間にわたって飛行する飛行体の温度は、外部から入射するふく射線と、自身から出すふく射線の平衡によって決定されるので、その温度特性の計算においてもこのことを考慮しなければならない。第1図に概念的に示



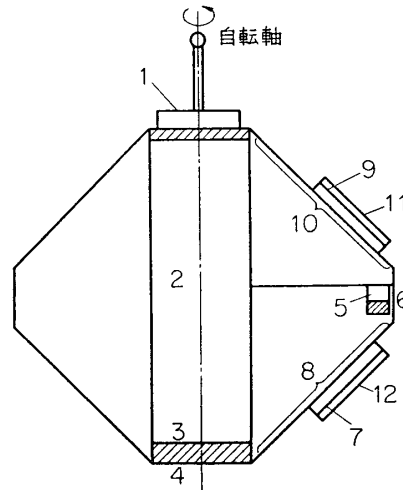
第1図 人工衛星のふく射平衡

したように、飛行体に入ってくる熱量は、太陽からのふく射と、太陽ふく射が地球の表面で反射されたもの (albedo)、および地球自身の温度ふく射、が飛行体表面で吸収されたものより成り、失なわれるものは、自身の温度ふく射だけであるから、飛行体の温度を計算するには、普通、それを幾つかの部分 (他の部分と比較的に熱的に絶縁されており、その内部の温度がその平均温度とあまり違はないか、またはその平均温度だけをその代表温度と考えてよい部分) に分け、それぞれの部分についての熱平衡の式を作り、その結果得られた連立方程式を解いて得られる。

たとえば、比較的初期の人工衛星であった Explorer のうちの後期のもの Explorer VII では [4], その同系列のものの中の初期のものを経験等から、第2図に示すように、全体を、表皮、太陽電池、電池、計測器等の 12 の部分に分け (対称構造を考慮してある)、各部について、次の方程式を立てた。

$$\sum_{k=1}^n [c_{j,k}(T_k - T_j) + r_{j,k}(T_k^4 - T_j^4)] + A_S \alpha_j S D_1 + A_b \alpha_j B S g(H, \theta) (\cos \gamma) D_2$$

$$+A_e \alpha' ESg(H, \theta) + Q_j - A_j \epsilon_j \sigma T_j^4 - C_j \frac{dT_j}{dt} = 0$$



第 2 図 Explorer の温度計算用区分図

ここで

$j=1, 2, 3, \dots, 12$

$c_{j,k}$: 部分 j と k の間の全熱伝導係数

T_j : 部分 j の平均温度 (代表温度)

$r_{j,k}$: 部分 j と k の間の全ふく射伝達係数

$A_{s,j}$: 部分 j が太陽ふく射を受ける面積

$A_{b,j}$: 部分 j が albedo を受ける面積

$A_{e,j}$: 部分 j が地球の温度ふく射を受ける面積

A_j : 部分 j から外部にふく射している面積

α_j : 太陽光線に対する部分 j の吸収率

α'_j : 地球赤外ふく射に対する部分 j の吸収率

ϵ_j : 赤外ふく射に対する部分 j のふく射率

S : 太陽常数

B : albedo

E : 地球の温度ふく射の太陽常数に対する比

g : albedo の $A_{e,j}$ に対するふく射伝達係数

H : 人工衛星の姿勢

θ : 人工衛星の地球に対する姿勢角

γ : 太陽の方向と地球の鉛直軸の間の角

Q_j : 部分 j の中での熱発生量

σ : Stephan-Boltzman 常数

C_j : 部分 j の熱容量

D_1 : 衛星が太陽をみるとき 1, みないととき 0

D_2 : 地球の太陽をみる部分に対して 1, みない部分に対して 0

これらは T_j に対する一階連立常微分方程式であるから, 非線型ではあるが, 初期値を与え, 衛星の姿勢・運動・太陽や地球のふく射をきめると, 計算することができる. 解かれた結果は, 実際の飛行の際の測定値とよく一致したといわれている.

この式をみやすくするために, 衛星全体を一つの部分と考え, 表面も一様であるとし, また albedo も地球赤外ふく射も省略すると,

$$A_s \alpha S - A \epsilon \sigma T^4 - C \frac{dT}{dt} = 0$$

が得られる. ただし, 衛星内部の熱発生はないものとし, 添字 $j (=1)$ は省略した. すなわちこの場合の最終平衡温度は

$$T = \left(\frac{A_s S \alpha}{A \sigma \epsilon} \right)^{1/4}$$

である, 球形に対しては $A_s/A = 1/4$ であり, $S = 0.14 \text{ watt/cm}^2$, $\sigma = 5.672 \times 10^{-12} \text{ watt/cm}^2 \text{ deg}^4$ とすると,

$$T = 280(\alpha/\epsilon)^{1/4} (\text{°K})$$

となる. これらのことから, ふく射率 α と吸収率 ϵ の比が, 衛星の平衡温度に果す役割がよく示されたであろう. この報告の後半でこの値の測定法のこと述べられる.

さて, この計算を行なうに当って, 各部分の熱容量や各部分間の熱伝達係数, ふく射伝達係数を知らねばならないのはもちろんであるが, そのほかに太陽常数や地球ふく射についても知らねばならず, 入射する albedo に及ぼす姿勢角の効果 g や γ なども知らねばならない. 以下にこれらの幾つかについて説明する.

2. 太陽常数, その他のふく射線

長期間にわたる観測の結果, 地球太陽間の平均 (一公転の間の) の距離の所で, 太陽のふく射線は $1.94 \text{ cal/min. cm}^2$ の強度をもっており. この強度は特にその短波長域 (紫外部) では 2% 近い変動を示すが, 可視域 (これが大部分のエネルギーを運んでいる) では, 長期間にわたってみても 1% 以下の変動であることがしられている. この地球大気に入射する以前に, 太陽ふく射のもっているエネルギーを太陽常数と呼び, その値は前述のように, $1.94 \text{ cal/min cm}^2$ で, 換算すると, 0.14 watt/cm^2 , または $1.52 \times 10^5 \text{ lux}$ に相当する. この値は, 計算に使われるときは, 衛星軌道・季節 (冬の方が大きい) による修正をされた上に, 上記の自然変化分 $\pm 1\%$ の余裕をみこまねばならない. たとえば, 最大 $474 \text{ Btu/hr}\cdot\text{ft}^2$, 最小 $417 \text{ Btu/hr}\cdot\text{ft}^2$ の値が, 周期 103.5 分の真円軌道の衛星に対して用いられた例がある [7].

さて, この地球に対して入射した太陽光線の内, 平均として 43% が反射または散乱によって地球外に返される. これが albedo と呼ばれるもので, もちろん, 地球大気の状態 (雲のあるなしなど), 地表の状態 (海か砂漠かまたは氷原かなど) によって異なり, 詳細な計算では考慮に入れなければいけない. 上記の衛星では, 最大 52%, 最少 20% の値が用いられた.

また, 地球表面は, その温度に相当する温度ふく射を上空に向けて放っているが, これは大部分上層大気中の水蒸気に吸収されてしまい, 最終的に地球外に出て行く赤外ふく射は,

それより上層の大気によるものの方が多くなるが、これも地球の状態によって大きく変わり、たとえば上の例では、最大 $80.7 \text{ Btu/min} \cdot \text{ft}^2$ 、最小 $59.7 \text{ Btu/min} \cdot \text{ft}^2$ が用いられた。

最後に、これら地球に関係したふく射線の衛星に及ぼす効果は、衛星の高度・姿勢・位置などによって変わるから、それらを考慮した計算式が作られている [28]。

3. 吸収率・ふく射率

入射した波長 λ の光の内、表面から吸収されるものの割合 α_λ を、その物質の、その波長における吸収率と呼ぶ。またある面からふく射される波長 λ の電磁波のエネルギーの、同じ温度にある完全黒体から出る同じ波長の電磁波のエネルギーに対する比を、その波長におけるその表面のふく射率 ϵ_λ と呼ぶ。

したがって完全黒体では、 $\alpha_\lambda = \epsilon_\lambda = 1$ であり、吸収率・ふく射率が波長によらない面、つまり $\alpha_\lambda = \alpha$ (constant), $\epsilon_\lambda = \epsilon$ (constant) である面を完全灰色体と呼ぶ。また完全に diffuse な面 (入射した光が一旦表面に吸収されてからまた出てくる面、拡散面、specular の反対) では α_λ は ϵ_λ に等しい。したがって完全黒体でも、完全に diffuse な完全灰色体でも α/ϵ は 1 である。このことは、工学上の計算において、永い間使われて来た仮定ではあるが、宇宙飛行体の温度計算では、決してこの近似を許すことはできない。

一般に、金属や半導体では、 $\alpha_\lambda, \epsilon_\lambda$ 共に波長 λ がますと共に減少するから、太陽ふく射に対応する吸収率 α_s と、それよりはるかに長波長成分の多い衛星自身のふく射に対応するふく射率 ϵ_m の比 α_s/ϵ_m は 1 より大きくなる。逆に、絶縁体では、この関係が逆になるので 1 より小さい α_s/ϵ_m を期待できる。つまり任意の材料の $\alpha_\lambda, \epsilon_\lambda$ の波長分布が与えられたならば、それから太陽ふく射に対する α_s 、適当に仮定した衛星温度に対する ϵ_m を容易に計算することができ、したがってその材料で作られた衛星の平衡温度も知ることができる [29]。

このほか、完全に diffuse な面でないと、(磨いた金属面など) その面の $\alpha_\lambda, \epsilon_\lambda$ は激しい角度による変化を示すことが知られており、表面に大きな角度で入射する光を取扱うときは特に注意が必要である。

III. スペース・シミュレーター

1. スペース・シミュレーターの目的

航空機の空気力学的特性を改善するために、精緻な流体力学的計算と巨大な風洞による試験とを並行に駆使して研究が進められ、今日のすぐれた各種航空機が作り出されて来たことはよく知られていることである。空気力学者は、一般的な形ではとけない基礎方程式 (Navier-Stokes の式) の種々の近似解を求め、風洞試験の結果と比較し、また到底理論的には取扱えないような形の航空機の空気力学的特性を風洞で試験することによって、開発を進めて来たのである。

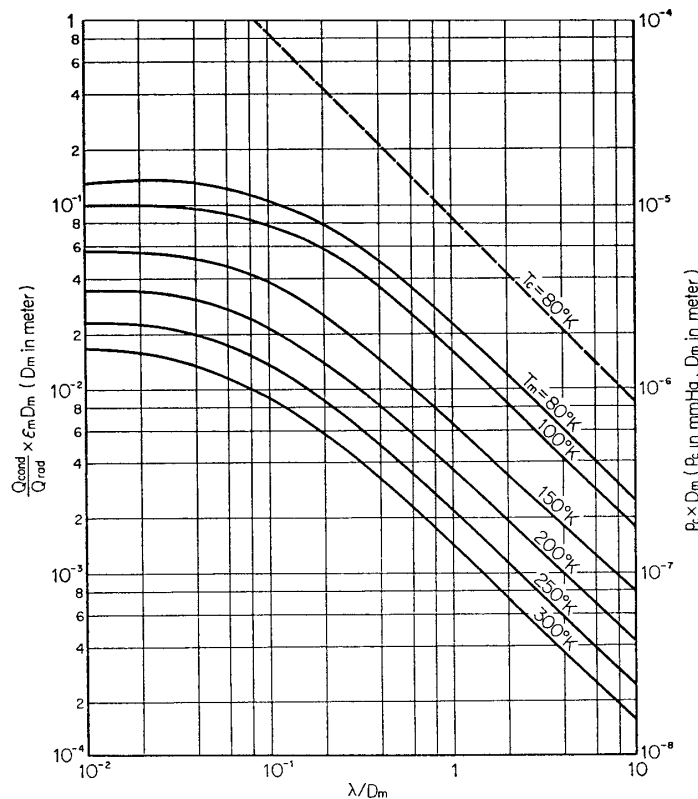
今の場合もまた、基礎方程式は、最も厳密な意味では、無限連立偏微分方程式となり、到底厳密な解は、実用に役立つような場合については得られず、また式に含まれている各種定数も測定を必要とする量であるので、空気力学における風洞のように、今の場合もまた宇宙空間の状態を地上の実験室内に再現しえたならば、研究の急速な進歩が期待できるであろう。これがスペース・シミュレーター建設の目的であって、したがって、それを使っての研

究は：(1) 物体表面の吸収率・ふく射率を，実際の飛行状態に近い条件のもとに決定する。(2) 衛星の基本的な構造要素（板や接合部等）をよく知られた条件のもとに試験して，基礎方程式の解と比較してみたり，また影響するいろいろの要素（大きさ，温度・材料特性など）の効果を決定し，最終的には，現象の力学的相似法則を定める。(3) 実際の衛星の模型を，実際の飛行条件に近い条件で試験をする。：ことである。いずれの場合でも，スペース・シミュレーターの中の状態は，実際の衛星の飛行中の環境よりも正確に測定でき，また制御できるし，実際の衛星打上げよりも多少安価にまた繰返して行なうことができるから，特に上記の(3)の試験は，実際の衛星打上げの前に是非必要な試験である。

この報告では，この(1)，(2)の目的のために作られた小型のスペース・シミュレーターについて報告する。

2. 相似条件

宇宙空間における飛行体の熱的環境を実験室内で相似するためには，まずふく射によるもの以外の飛行体模型と外周壁との熱交換がないようにしなければならない。直径 D_m ，温度 T_m の模型が，直径 D_c ，温度 T_c の外周円筒壁内に同心におかれた場合を考えよう。この度2円筒壁間の熱伝導は，自由分子流領域でも連続媒質として取扱っても計算できる。 T_c が $80^\circ K$ ， T_m が $80^\circ K$ から $300^\circ K$ の間で， $D_m < 1/4 D_c$ が成立ち，かつ，模型表面での thermal accommodation coefficient を1と仮定すると，第3図に示すような結果が Wainwright



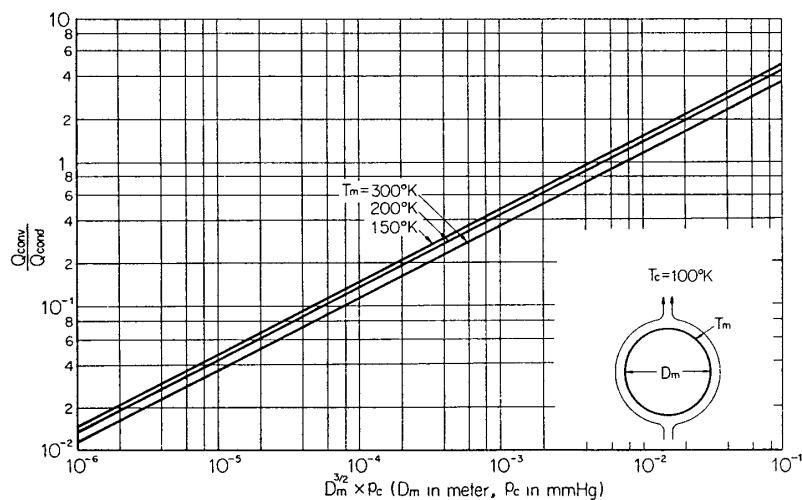
第3図 熱伝導効果の計算例

によって与えられている [19]. 右縦軸に示す量 $Q_{cond}/Q_{rad} \cdot \epsilon_m D_m$, [Q_{cond} , Q_{rad} はそ

れぞれ伝導とふく射による熱伝達量] と Knudsen 数 λ/D_m (λ は平均自由行路長) の関係が、各 T_m について実線で与えられ、点線では Knudsen 数と、左縦軸に示す室の圧力 P_c と D_m の積が関係づけられている。Knudsen 数の小さい所、つまり λ が小さく連続媒質として取扱える所では、 Q_{cond} は、 λ に、したがって圧力に無関係に、ほとんど横軸に並行な直線であり、Knudsen 数の大きい自由分子流の領域では、 Q_{cond} はほとんど λ に、したがって圧力に比例して下ることが図によく示されている。たとえば、 $Q_{\text{cond}}/Q_{\text{rad}}$ を 5% 以下にするには、 $\epsilon_m=1$, $D_m=0.02$ m とすると $Q_{\text{cond}} \cdot \epsilon_m D_m / Q_{\text{rad}} = 10^{-3}$ となり、 $T_m=250^\circ$ に対して $\lambda/D_m=2$, つまり $P_c D_m = 4 \times 10^{-6}$, $P_c = 2 \times 10^{-4}$ の圧力に下げることが必要である。また、 $Q_{\text{cond}}/Q_{\text{rad}}$ を 1% 以下にするには、 $\epsilon_m=0.5$, $D_m=0.5$ m の場合には $P_c = 10^{-5}$ mmHg を要する。

この計算は、上のような特殊な例について行なわれたものであるが、この種熱伝導について考える限り、普通の場合では、 $10^{-4} \sim 10^{-5}$ mmHg 位の真空度で十分であることがわかっている。同様に、模型内部の各部分間の熱伝導（気体を介しての）を取扱うことができるが、実際の模型では、各種のガス放出が模型内部で起こることが多く、これを排出するに十分な排気速度を要求されるので、この点から排気系の設計が定められるようである。

同じような計算を、自由熱対流効果についても行なうことができ、第 4 図に同じく Wainwright による結果が示されている [19]。図では、縦軸に自由対流による熱移動量を伝導



第 4 図 自由対流効果の計算例

によるもので除した値を横軸の $D_m^{3/2} \times P_c$ の関数として示してある。図から読み取ると、 $D_m=1$ m 程度であっても $P_c=10^{-5}$ mmHg 以下であれば、この効果は 5% 以下に止る。

3. 迷光・壁面ふく射

宇宙空間では、飛行体からふく射されたエネルギーは決して再び帰ってこないし、外部からは、前述の太陽ふく射その他の既知のふく射以外のふく射が入射してくることは決してない。実験室においては、模型を普通、液体窒素または液体ヘリウムで冷却した周壁 (shroud) で囲んでこの状態を相似させるが、この際に起こる誤差は、この周壁から模型への温度ふく

射, 模型の温度ふく射が周壁で反射されてまた入射したもの, 外からの相似太陽光が模型で反射されまた周壁で反射されて再び入射したものの三つより成る. もし次のように各量を定義すると

W_T' : 模型と周壁の間のふく射熱流

W_T : 宇宙空間で模型から放射されるふく射熱流

W_s' : 外部入射光が模型で反射され周壁によって再び帰されるふく射熱流

W_s : 宇宙空間で, 外部ふく射が模型によって反射されるふく射熱流

ϵ_m, ϵ_c : 模型と周壁のふく射率

A_m, A_c : 模型と周壁の表面積

自由空間における模型からのふく射に対する. 周壁による誤差の割合は

$$\frac{\Delta W}{W_T} = \frac{W_T' + W_s' - (W_T + W_s)}{W_T}$$

とかける [19]. もし模型が温度平衡状態にあり, 模型と冷却された周壁が同心の球状であると, また反射がすべて diffuse であるとする, 簡単な計算の後に

$$\frac{\Delta W}{W_T} = \left(\frac{T_c}{T_m}\right)^4 + \frac{A_m}{A_c} \left[\frac{1 - \epsilon_{cs}}{\epsilon_{cs}} (1 - \epsilon_{ms}) + \frac{(1 - \epsilon_{ct})}{\epsilon_{ct}} \epsilon_{mT} \right]$$

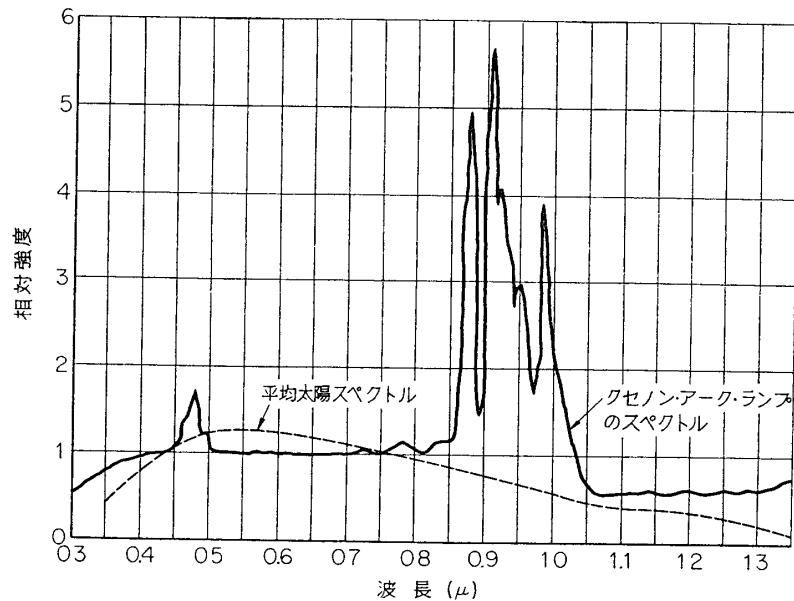
が得られる. ただし $\epsilon_{cs}, \epsilon_{ct}$ などの第2の添字 s, T , はそれぞれ外部ふく射, 模型温度における状態を示す. この式から, 小さな ϵ をもった大きな模型に対しては第2項が影響をもつが, もし十分小さい模型を使えば, 誤差は $(T_c/T_m)^4$ だけによるから, たとえば T_c が $80^\circ\text{K} \sim 100^\circ\text{K}$ 位であっても 300°K 付近の模型温度では $\Delta W/W_T$ は1%程度になり, 温度測定に及ぼす誤差は $\Delta T_m/T_m = (1/4) \cdot (\Delta W/W_T)$ であるから, この場合は1/4%以下の精度がえられる. 以上によって, 冷却外壁の温度は, 液体窒素温度程度 $80^\circ\text{K} \sim 100^\circ\text{K}$ で十分であるが, できるだけ大きなスペース・チェンバーを作ることが望ましく, いずれにしても, ϵ の小さい模型に対する試験には十分の注意が必要で, 特に α/ϵ の小さい模型では, 平衡温度も低くなるから, 十分な精度をうるためには, 相似太陽のふく射強度を上げることなどの注意が望ましいことがわかる.

4. 照射光の相似

一般に, ある面に入射するふく射線の性質は, 波長分布・一様性・強度・拡がり角 (de-collimation angle) の四つで規定される.

スペース・シミュレーターでは, 炭素弧光灯かクセノン・アーク・ランプまたは, クセノン・水銀・アーク・ランプが使用されるが, 第5図に, クセノン灯の波長分布を製作者のカタログより取り出して示してある. 近赤外の部分におけるやや強い成分と, 短波長域で (光学系で吸収されるので) 激しく減衰することを除けば, 実験目的には十分である.

他の3条件は互に矛盾した要求であって, 実際の太陽光強度 0.14 watt/cm^2 , 拡がり角 32秒 (角度) の光源をうることは, 必ずしも容易ではない. 光学の計算によると, 線型要素だけの光学系では, 光源輝度 $B \text{ watt/cm}^2 \text{ steradian}$ の光を効率 η の光学系で集光して, $E \text{ watt/cm}^2$ の光束にしたときの光束拡がり角 ψ は次の式で与えられる.



第 5 図 クセノン・ランプの分光分布

$$\psi = \sin^{-1} \sqrt{\frac{E}{\pi \eta B}}$$

太陽の光源輝度は $2,100 \text{ watt/cm}^2 \text{ steradian}$ であるに対して、クセノン灯のそれは約 $100 \text{ watt/cm}^2 \text{ steradian}$ にすぎず、全光学系の効率も数%の程度しか期待できないので、拡がり角が数度の程度になるのは止むを得ないことであり、もしまた、幾つかのランプを同時に点灯するとすると、この拡がり角はさらに大きなものとなる。

同様な意味で、地球からのふく射を定量的に相似することはほとんど不可能であって、たとえば、太陽からと地球からと合計した入射量に相当するようにクセノン灯の光度を調節して、衛星全体としての熱平衡の実験を行なう（これは衛星の自転が大ききときにはよい近似になる）ことなどの近似手段がとられているが、この点でも、単純化された場合に対するできるだけの理論計算と、それと対照できるような条件のもとでの実験が望まれているわけである。

特別な場合の一例として、平板の表面にほぼ垂直に入射するような場合には、この光束拡がり角はあまり考慮しなくてもよく、照度も模型面だけで一様であればよいので、比較的良好の実験が期待できる。以下に述べる吸収率・ふく射率の測定はこの場合である。

5. その他

衛星模型をスペース・チェンバーで試験するためには、実際飛行状態と違って、いろいろの変更をしなければならない。たとえば、糸でつるすか、台にのせるかして支持したり、温度測定用の熱電対素線をとりつけたり、計器消費電力を供給したりすることが必要になる。これらは、個々の実験について、できるだけ結果に影響することのないような考慮がはらわれねばならない。また熱電対などは、なるべく細い線を使うのが望ましく、またそれを通しての熱損失についても、補正計算が行なわれねばならない。

以上は、熱的な、ふく射的な相似条件を考慮したのであるが、そのほかに当然、分子線（表面に入ってくる、または出て行く分子個々の流れ）の効果についても考慮が払われねばならない。たとえばこれが、物質の表面の状態に大きな影響をもつことはよく知られており、またこのような分子運動まで相似するには、少なくとも 20°K 以下の冷却を要することも周知であるが、ここでは、そのような液体ヘリウムを使用するような実験は考慮しないことにする。

IV. 吸収率ふく射率の測定法

1. 熱的・光学的方法

古くから行なわれてきた吸収率の方法としては、既知強度の光束を試料に入射させて、温度上昇を測り、後に光源を切って後に同じ温度上昇を与えるに必要なエネルギーを電氣的に供給して測定し、吸収熱量を出すか、または、照射しながら冷却水で冷却し、その吸熱量から吸収熱量を出すことも行なわれている。これら熱的方法に対して、固体表面の反射率を測定して、吸収率を計算する光学的方法も、周知の積分球と分光光度計を組合わせて行なわれている。この方法によると、吸収率の角度特性・分光特性を直接得ることができる点に特に意味がある。

ふく射率は、主として赤外域に入るので、赤外分光光度計を使用して、標準黒体と比較しながら測定が行なわれている。この際、波長にして、3 μ 程度までは、大気中でも可能であるが、遠赤外 40 μ 位までの資料を得るには、真空槽中で、冷却した環境で行なわないと精度が得られない。

このようにして得られる吸収率ふく射率の分光特性から、容易に必要な吸収率ふく射率が積分されるが、それよりも、これらの方法は、絶対値を与えることができ、次のスペース・シミュレーターによる値の較正のために有用なものである。

2. スペース・シミュレーターによる方法

平板状の試料にほぼ直角に相似太陽光が入射するようにスペース・シミュレーター内につるし、細い熱電対でその温度 T_m を測定すると、ある時間たつと平衡状態に達する。その時の冷却周壁の温度 T_c 、入射光束の強度 E 、入射面の表面積 A_s 、模型の全表面積を A_m とすると、

$$E\alpha A_s = \sigma\epsilon(T_m^4 - T_c^4)A_m$$

の関係が成立つ [17]。ただし σ は Stephan-Boltzman の定数である。したがって、

$$\frac{\alpha}{\epsilon} = \frac{A_m}{A_s} \frac{\sigma}{E} (T_m^4 - T_c^4)$$

から α/ϵ が計算できる。しかし通常は、 A_m/A_s や E などに含まれる誤差を避けるために、概知の α/ϵ をもった、同じ形の試料を近接しておき、その最終平衡温度 T_{ref} を同時によみとり、その $(\alpha/\epsilon)_{\text{ref}}$ を使って、

$$\frac{\alpha}{\epsilon} = \left(\frac{\alpha}{\epsilon}\right)_{\text{ref}} \left[\frac{T_m^4 - T_w^4}{T_{\text{ref}}^4 - T_w^4}\right]$$

から試料の α/ϵ が求められる。

このような静的方法では、最終平衡温度に達したことの判定が、必ずしも容易ではないので、以下の動的な方法が使われることもある。その方法では、試料を排気され、冷却されたスペース・シミュレーター内につり、大体平衡に達した後に、相似太陽光を入射し始め、模型の温度上昇を連続的に記録し、次に照射を止めて、その温度下降を記録する。初めの場合の熱平衡の式は

$$mc \frac{dT}{dt} = A_s \alpha E + P - A_m \epsilon \sigma T^4$$

で、次の冷却期間では次の式が成立つ、

$$mc \frac{dT}{dt} = P' - A_s \epsilon \sigma T^4$$

ここで、 m 、 c 、 T は模型の質量・比熱・温度で、 P 、 P' は、それぞれ相似太陽灯を照射したときとしないときの、外部から模型に入ってくる迷光による熱流である。そこでこの二つの場合について、 dT/dt を T^4 に対して描くとそれぞれ 1 本の直線が得られるであろう。それら 2 本の直線について

	直線の傾斜	X 軸との交点 ($dT/dt=0$ の点)
温度上昇中	$-\frac{A_m \sigma}{mc} \epsilon$	$\frac{A_s \alpha E + P}{A_m \epsilon \sigma}$
温度下降中	$-\frac{A_m \sigma}{mc} \epsilon$	$\frac{P'}{A_m \epsilon \sigma}$

そこで、これらの傾斜から ϵ が得られ、普通 P は P' に等しいとすることができるから、X 軸との交点の差から α/ϵ が求められる [17]。

この方法は、上記の静的方法よりも、最終平衡温度に達するまで測定する必要がないので時間的に早く行なえること、温度傾斜から α/ϵ を求めるので、誤差となる熱の流出や流入がもし一定であれば、打消されて結果に影響しないことなどの利点がある。この場合もまた標準試料を同時に測定して、結果を検討するのは有効な方法である。

これらの方法を応用して、いろいろな場合についての実験を行なうことができる。たとえば標準試料は固定しておき、供試試料の傾きを変えると、吸収率の角度特性を求めることができる。ただしこの際は、光束を十分に collimate する必要がある。

V. 小型スペース・シミュレーター

小さい試料の吸収率・ふく射率を測定し、また簡単な基礎的模型について測定を行なうために作られた小型のスペース・シミュレーターの紹介を行なう。

1. 真空胴

スペース・チェンバーとしては、前に熱衝撃風洞測定部として使用されていた、直径 18 cm、長さ 25 cm の四周に直径 10 cm の窓を有する鋼製円筒を使用した。この円筒の前方側に、太陽光入射用の有効直径 8 cm の窓、後方側に 2 吋油拡散ポンプ、500 l/min の油廻転ポンプをもつ排気系をとりつけた。四周にある窓のうち上側のものには、冷却用の液体窒素注入口をとりつけ、側面の二つからは、10 対の熱電対と 4 対の光電池用の導線を取り出すための端子板をとりつけ、底面の窓は閉鎖した。このほかに真空計取付用や、初期排気用の孔

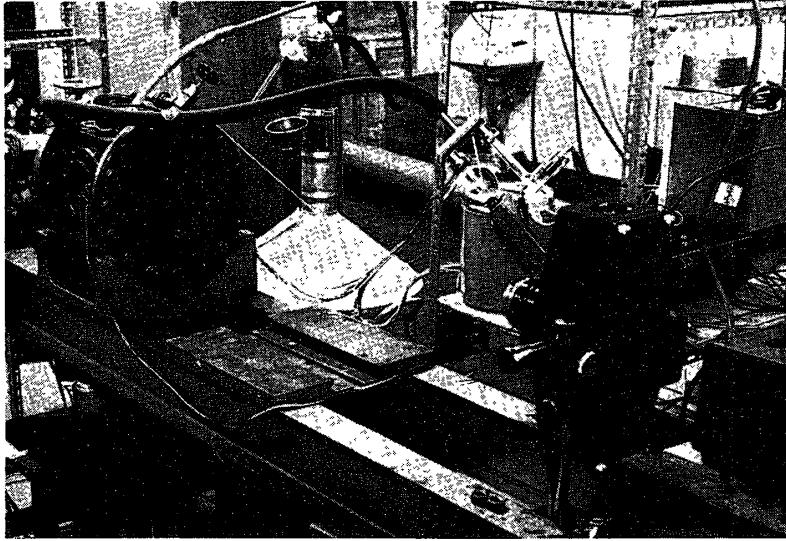


写真1 小型スペース・シミュレーター全景

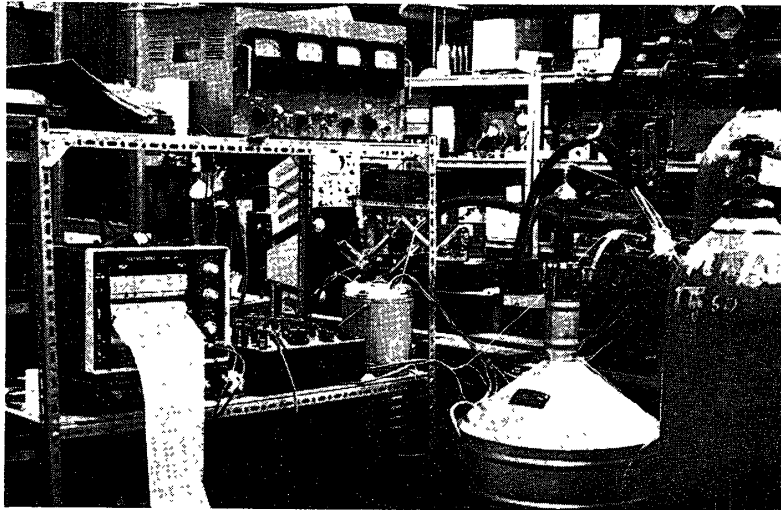
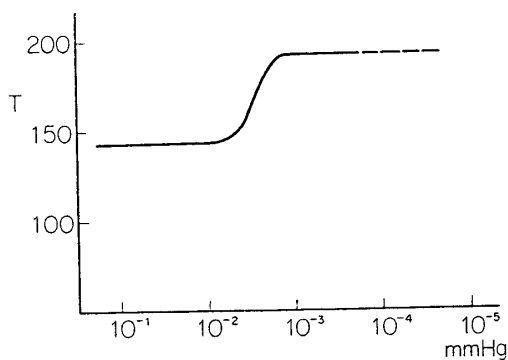


写真2 小型スペース・シミュレーター測定装置

を有する。液体窒素注入孔の付近は、パッキング保護のため 60 W の電熱で加熱された。

真空度は、排気系始動後約 1 時間で 10^{-4} mmHg の領域に入り、以後その状態に保たれた。前章で述べたように、最終平衡温度に対する周囲圧力の影響は、連結媒質と考えられる領域と自由分子流と考えられる領域とではいじりしく異なり、たとえば、第 6 図に示すような結果が得られる。圧力が 10^{-1} mmHg 程度以下では対流の効果は全くなり、連続媒質としての熱伝達だけが起るが、その際の熱伝達量は、圧力に無関係なので、 10^{-2} mmHg をすぎるまでは、一定の平衡温度を示す。それを過ぎて、さらに圧力が下ると、自由分子流領域に入り、圧力の下ると共に、熱伝達量は急速に減少し、平衡温度は上昇する。さらに 10^{-4} mmHg 台にまで減圧すると、この伝導効果はなくなり、真のふく射平衡温度が得られ、それは、圧力によらず一定になる。したがってわれわれの装置では 10^{-4} mmHg 台に真空度を

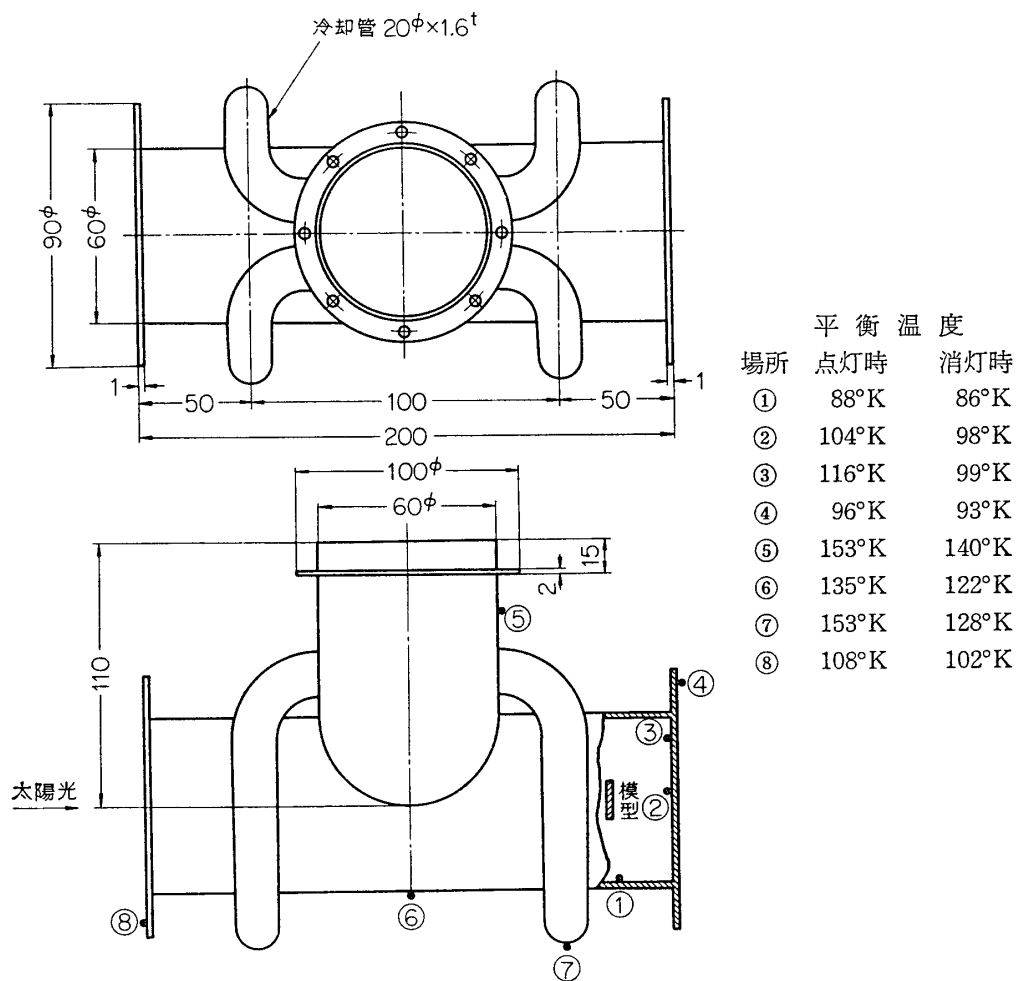


第 6 図 模型平衡温度と圧力の関係

保持すれば十分であることが、前の計算からも、この測定からも確かめられた。

2. 冷却筒

第 7 図に示すような冷却筒をステンレス鋼で作り、上記真空胴内に設置した。外面はステ



第 7 図 冷却筒およびその温度分布

stainless steel の磨き面のままで、内面は黒色塗装を施し、前・後部のふたは、2 mm 厚の銅板で作成し、前方のふたには、照射光用の孔（直径 3 cm）を穿った。模型は、後端から 5 cm の部分の中央に、絹糸でつるして支持した。冷却筒と、真空胴の間の空間には、スーパーインミュレーション材を入れて、熱絶縁を計った。冷却用の液体窒素は、20 l 入り容器から冷却筒に供給され、常に、冷却筒内に満ちて注入口上端付近まで液相の窒素があるように保たれた。初期冷却を含めて、約 3 時間の試験を約 3 l の液体窒素で行なうことができた。冷却筒の各部の温度を測定した例を同じく第 7 図に示してあるが、冷却筒内面では、90°K 以下に冷却しており、このことは、照射光のないときの模型温度からも確かめられた。この温度は、前章に述べたことにより、この種試験には十分な値である。

3. クセノン・ランプ

ウシオ電機製 500 W クセノン・ショート・アーク・ランプ UXL-501 D を、普通の集光装置に入れ、模型から約 1.5 m の所において使用した。模型位置での照度は、光電光度計（東芝製 UV-1A）で校正した 5 mm 角の光電池で測定を行なったが、集光装置で並行光線（min. decollimation）にしたとき 0.14 watt/cm²、最大照度（光源像を模型上に作る）にしたとき 0.42 watt/cm² の強度が得られ、いずれの場合も一様度は十分であった。なお、実験中監視するために冷却筒前面の照射孔の縁に上記光電池をとりつけ、記録計で記録した。

4. 熱電対

銅・コンスタントンの太さ 0.1 mm の熱電対を素線のまま使用した。冷接点を 0°C の氷水中におき、一方標準出力として、液体窒素槽の温度（77°K）を同時に測定し、すべての測定値は、この値に対して補正を行なった。10 対の模型および冷却筒の温度測定用熱電対は、1 点の上記標準温度、1 点の零点規準と共に 12 点の切替スイッチ箱を通して、記録計（東亜電波 EPR-3 T）に導かれて、連続的な記録がえられた。

5. 測定例

直径 2 cm の円板状試料の α/ϵ を測定した例を下に示す。以下の例からもわかるように α/ϵ は、表面の仕上状態や汚れにいちじるしく影響されるので、この種試験には、試料についての細心の注意が必要である。

試料	α/ϵ
1. sanded Cu, 銅板を # 200 のカーボランダムで磨いたもの	1.31
2. sanded Al, アルミ板を # 200 のカーボランダムで磨いたもの	1.09
3. black painted Cu, 黒の油性ペンキを銅板にぬったもの	0.84
4. brass, 旋盤加工したままの真鍮（磨いてない）	0.57
5. Ti, チタン試料, 表面は汚い	0.43
6. polished Al, ミガキ表面のアルミ板	0.35

この内 1, 3, は 1.5 mm 厚, 5 は, 2 mm 厚の板で熱電対を裏側につけたもの, 2, 6, は 0.2 mm 厚の板を 2 枚はり合わせて中に熱電対とつり線を入れたもので, 直径はいずれも 2 cm の円板, 4 は直径 2 cm の球状の試料である。

この研究を行なうに当って、研究費等について、本研究所 玉木教授、その他の方々のご援助をいただいた。ここに記して感謝の意を表したい。

1965 年 9 月 8 日 航空力学部

参 考 文 献

I まず、一般的な衛星温度制御の手短かな説明を与えるものとして、以下の三つの .Symposium の報告集をあげたい。

- [1] 1st symposium on surface effects on spacecraft materials held at Palo Alto, Calif. May 12, 13, 1959 (John Wiely, 1960)
- [2] AIAA space simulation testing conference held at Pasadena, Calif. Nov. 16—18. 1964 (AIAA CP-11)
- [3] AIAA unmanned spacecraft meeting held at Los Angeles, Calif. March 1-4, 1965 (AIAA CP-12)

これらの中に収められた論文の内、必要なものは以下の各項でも引用されるであろう。

II. 現在までに数多く打上げられた衛星のそれぞれについて、計画・試験・実測資料が多かれ少かれ発表されているが、以下にその 2, 3 をあげる。

- [4] G. Heller, & B. P. Jones: Thermal properties of Explorer VII. in NASA TN D-608 p 146-193 (1961)
- [5] P. Hrycak: Thermal design of Telstar. Astro. Aero. Eng. Dec. (1963) p 44-49
- [6] L. H. Hemmerdinger: Thermal design of the orbiting astronomical observatory, J. Spacecraft vol 1. no.5 p 477-483 (1964)
- [7] A. London: Thermal control of the Nimbus satellite control system. p 167-189 in [2]
- [8] L. C. Lemke, Jr., & R. E. Tatro: Analytical techniques for temperature predictions of the Star I scientific satellite. AIAA paper 65-426 (1965)
- [9] L. Testaguzza, G. L. Wolfe, J. DiGiorgio: Flight verification of satellite thermodynamic analytical techniques and application to manned spacecraft. J. Spacecraft vol. 2 no. 4 p 537-542 (1965)

これらは、それぞれの衛星に対する設計計算・実験などを述べたもので、特に Telstar については、詳細な報告が多数出版されている。[5] はその中で最も短く要領よくまとめたものである、

III. 前節では、個々の衛星の設計を述べたものを集めたが、ここでは一般設計方針・地上における実験法などに関するものを集めた。

- [10] L. G. Clark: Temperature balance of manned space stations. in NASA TN D-1504 p 21-31
- [11] L. G. Clark & K. A. Laband: Orbital station temperature control. Astronautics Sept. 1962 p 40-43
- [12] R. T. Hollingsworth: A survey of large space chambers. NASA TN D-1673 (1963)
- [13] M. P. Hnilicka, & K. A. Geiger: Simulating interplanetary space. Astro, Aero. Eng. July (1963) p 31-35
- [14] B. H. Goethert, & H. M. Cook: High ground for aerospace simulation. Astro & Aero. Nov. (1964) p 96-103

- [15] L. C. Lemke, Jr.: Thermal simulation of a satellite. AIAA paper 65-475 (1965)
[16] V. Ontman, & J. C. McLane, Jr.: Testing in the simulated space environment-an assessment. AIAA paper 65-474 (1965)

このうち、[10] [11] は当時における衛星の温度設計法・実験法を述べたもので、[12] [13] [14] はそれらを試験するためのスペース・シミュレーターの紹介で [16] には現在の米国におけるスペース・チェンバーの現況・研究の方向などがよくまとめられている。[15] は現時点における最も洗練された衛星温度設計法と、そのスペース・チェンバーによる試験とが述べられている。設計計算結果と測定結果とは完全に一致しており、この点に関する限り、衛星の温度設計法は確立したようにみえる。

IV. 個々の測定法に関係した文献を述べると。

- [17] G. D. Gordon: Measurement of ratio of absorptivity of sunlight to thermal emissivity. Rev Sci Inst. vol. 31 no. 11 p 1204-1208 (1960)
[18] W. B. Fussell, J. J. Triolo, & J. H. Henninger: A dynamic thermal vacuum technique for measuring the solar absorptance and thermal emittance of spacecraft coatings. NASA TN D-1716 (1963)
[19] J. B. Wainwright: Modeling criteria and testing techniques for the simulation of space environments. AFFDL-TR-64-164 (1964)
[20] M. G. Hoke: A thermal vacuum technique for measuring the solar absorptance of satellite coatings as a function of angle of incidence. AIAA J. vol. 3 no. 5 p 947-951 (1965)
[21] D. C. Cole: The data acquisition system for the Space environment simulation laboratory at the manned spacecraft center in [2] p 65-71
[22] L. H. Kratzer: Instrumental study for an environmental space simulation facility in [2] p 72-76

本文に述べた測定は、おもに [18] [19] に従って計画された。[21] [22] は大型のスペース・チェンバーの操作系・測定系についての議論である。

V. さて、スペース・チェンバーで実験を行なうようになると、熱平衡についての力学的相似則を知ることが必要になる。ちょうど、空気力学において、レイノルズ数・マッハ数などを利用することによって、初めて、風洞試験結果を実際の航空機に適用できることに相当するであろう。不幸にして、熱平衡現象ははるかに複雑なので、この相似則の研究は、以下の文献で知られるように、未だ完成していないが、既に幾つかの結果は得られている。

- [23] S. Katzoff: Similitude in thermal models of spacecraft. NASA TN D-1631 (1963)
[24] B. P. Jones: Thermal similitude studies. J. spacecraft, vol. 1. no. 4. p 364-369 (1964)
[25] B. T. Chao, & G. L. Wedekind: Similarity criteria for thermal modeling of spacecraft. J. spacecraft vol. 2 no. 2 p 146-152 (1965)
[26] J. M. F. Vickers: Thermal scale modeling. Aero. Astronautics May 1965 p 34-39

VI. ここには、関係のあるいろいろなトピックスについての文献を集めた。

- [27] L. D. Nichols: Surface-temperature distribution on thin-walled bodies subjected to solar radiation in interplanetary space NASA TN D-584 (1961)
[28] P. Hrycak: Effect of secondary radiation on an orbiting satellite. ARS Journ. Aug. 1962 p 1294, 1295

- [29] R. R. Hibbard: Method for estimating ratio of absorptance to emittance. NASA TN D-2751 (1965)
- [30] M. J. Rosenberg: Sampled perturbation theory as applied to gray body enclosures for numerical solution of the generalized heat transfer problems in [3] p 155-166
- [31] S. Z. Fixler: Analytical and experimental investigation of satellite passive thermal control using phase-change materials in [2] p 141-154
- [32] S. Ollendorf: Analytical determination of the effective emittance of an insulated louver system. AIAA paper 65-425 (1965)

[27] は衛星表皮の温度などの解析に有用であり, [28] は albedo などを計算してある. [29] は $\alpha\lambda$ と ε_λ から α/ε を計算する方法を述べ, [30] は新しい衛星温度などの計算法を提案しており, [31] は衛星温度調節のために, 物質の相変化の潜熱を利用することを提案し, [32] では同じ目的のために, 窓のブラインドのような機構を使うことを述べている.