

人工衛星内の電子回路素子の温度上昇について

中山 晴美・大島 耕一

Temperature Rise of Heated Electronic Elements in Spacecrafts

By

Harumi NAKAYAMA and Koichi OSHIMA

Abstract: Mach-Zehnder interferometry using a Laser light source was applied for study of the heat transfer from a heated horizontal cylinder to horizontal solid surface, both of which were held at constant temperatures. Because of the high coherency of the laser light, this method gives clear interferogram over both of the solid part and the outer gas atmosphere on a single picture. Quantitative data of the various heat transfer modes are presented.

要 旨

水平な平板上に接しておかれた加熱円筒からの熱放散を、レーザー光を光源としたマッハ・ツェンダー干渉計を使用して、固体平板内の温度分布と周囲空気の対流を撮影することによって、全温度場にわたってしらべた。この実験をスペース・シミュレーター中で行なうことによって、対流、ふく射の各要素による熱伝達を分離観測すると共に、定量的に測定することができた。

1. は し が き

無人の宇宙船内に搭載される電子機器は、通常密閉容器には収容されず、したがって、宇宙空間の真空状態にさらされることになる。このような使用条件のもとにおける発熱素子の放熱については、回路設計上からも、宇宙船全体の温度設計上からも、十分な基礎的資料の集積が望まれている。この研究は、このような現象に関係した、最も単純化された模型について、理論的実験的解析を行なったものである。実際の宇宙船設計の際には、各種電子回路素子の負荷条件は、主として、信頼性向上のために、この研究の結果えられた負荷条件よりもはるかにゆるい条件で使用されるのが常であるが、この種研究は、宇宙船内における熱伝達の現象の一般的理解を深めるために重要であろう。

ここでは、一様な温度に保たれた円筒が、同じくそれより低い一様な温度に保たれた平板上にあった場合の相互の熱伝達を、対流、ふく射、伝導の各要素について計算し、これを市販の抵抗素子を使用して、小型のスペース・シミュレーター中で試験し、おのおのの要素による熱伝達抵抗を測定して比較した。使用した計算式[1]や実験方法[2,3]は、いずれもよ

く知られたものであるが、とくにレーザー光を使用したマッハ・ツェンダー干渉計によって、透明な固体平板中の温度分布と、その上部の空気中における熱対流の流場を同時に干渉計写真に撮影する方法は、筆者の知る限りでは新しい進歩である。

2. 理論的解析

水平な一様な温度 T_0 に保たれた無限に広い平板上に、無限に長い、温度 T_m に保たれた直径 d の円柱があるときの、この円柱からの熱放散について考える。簡単のために、周囲の空気も温度 T_0 で無限に広がって静止しているとする。また、円柱と平板の距離を h とする。

対流

円柱の周りの自然対流は、円柱の最下点から出発し、円周に沿って上昇するから、円柱と平板の間の距離 h は流場には大きな影響をもたないと考えられるので、ここでは無限に広がった静止空気中に水平におかれた円柱からの、対流熱伝達を考える。このばあいの熱伝達率 α_{conv} は、実験的に

$$\alpha_{\text{conv}} = 0.37 \frac{\lambda}{d} Gr^{1/4} \quad (\text{kcal/m}^2 \cdot \text{h} \cdot \text{deg}) \quad (1)$$

で与えられることが示されている。ただし、 λ は周囲空気の熱伝導率で、Grashoff 数、 Gr は

$$Gr = \frac{g d^3 (T_m - T_0)}{\nu^2 T_0}$$

である。ここで、 g は重力の加速度、 ν は周囲空気の動粘性係数である。これから、円柱から周囲空気に対する熱放散抵抗 R_{conv} は

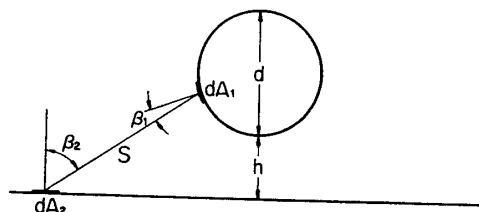
$$R_{\text{conv}} = \frac{1}{\alpha_{\text{conv}} A} \quad (2)$$

と書ける。ここで、 A は円柱の全表面積である。

よく知られているように、 λ も ν も気圧によらないから、 α_{conv} も R_{conv} も周囲の気圧には関係せず一定であることに注意しよう。また、これらは通常の使用状態では温度差に弱く依存することは、後に図示されるであろう。

ふく射

まず、円柱も平板も共に完全黒体面であるとしよう。すると第1図に示すように、円柱上



第1図 ふく射結合関係図

の面積素片 dA_1 から、平板上の面積素片 dA_2 にふく射によって伝えられる熱量 dQ_1 は

$$dQ_1 = \frac{E_1}{\pi} \frac{dA_1 \cos \beta_1 dA_2 \cos \beta_2}{S^2} \quad (3)$$

で与えられる。ここで、 E_1 は dA_1 におけるふく射輝度で、他の記号は図中に示されている。これを全表面積について積分すると、このばあいのふく射熱伝達量が得られる。この計算は半ば図式的に遂行することができ、円柱から円板に伝えられる熱量 Q_{rad} は

$$Q_{\text{rad}} = \frac{1}{2} \sigma A (T_m^4 - T_0^4) \quad (4)$$

で与えられ、したがって、熱ふく射抵抗 R_{rad} は

$$R_{\text{rad}} = \frac{2(T_m - T_0)}{\sigma A (T_m^4 - T_0^4)} \quad (5)$$

$$\approx \frac{1}{2\sigma A \bar{T}^3} \quad (6)$$

となる。ここで、 \bar{T} は T_m と T_0 の平均値で、後の式は T_m と T_0 の温度差が大きくなるときに成り立つ。

この結果からわかるように、このばあいの熱伝達は、円柱と平板の間の距離 h に無関係で、円柱からふく射される全熱量の半分に等しい。つまり円柱から下半空間にふく射された熱量は全部平板で吸収されることを示している。

円柱、平板が完全黒体でないばあい、またその表面が拡散反射面でないときの計算は、可能ではあるが、上記のばあいのような、簡明な表示を与えない。大略の近似としては、円柱、平板のふく射率を上記の熱伝達量に乗じたもので、近似できるであろう。また、平行平板の間、同心円柱のばあいについては、解析的な表示が与えられている。

熱伝導

対流が効果をもたないような、稀薄な空気中では、空気の分子衝突による、自由分子熱伝達が考慮されねばならないが、これは、圧力に正比例し、宇宙空間やスペース・シミュレーター内では、完全に無視し得る。

平板と円柱が接触しているばあいの接触熱伝達は、推定するのが非常に困難であり、実験の再現性も、測定値の安定性も望めない。円柱を接着剤等で、平板に取り付けたときの熱伝達抵抗 R_{cond} は、

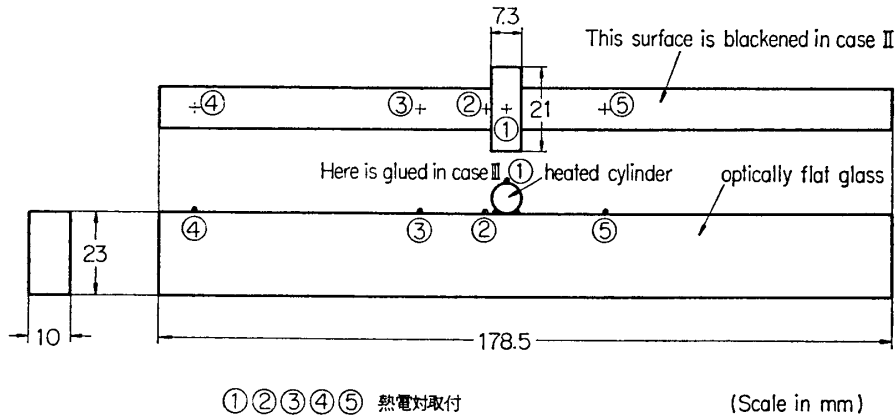
$$R_{\text{cond}} = \frac{h'}{\lambda' A'} \quad (7)$$

で示される。ここで、 λ' は接着剤などの熱伝達係数で、 h' は実効的な接着距離、 A' は実効的な接着面積である。

3. 干渉計による観察

模 型

第2図に示すような、厚さ 10 mm の光学ガラス製の平行平板の一端面上に、直径 7.3 mm の円筒状抵抗体を取り付け、それを発熱体とした。これは市販の 1 W 型 30 k Ω の炭素被膜型の抵抗で、その表面の温度は十分に一樣であった。この抵抗の長さは、ガラス板の厚さより大きく、何の端面処理もしていないから、実験の定量的な精度はもとより期待できない。この抵抗は表1に示す3種の方法によって取り付けられ、それぞれ、Case I, II, III と



第2図 干渉計観察用模型

第1表 抵抗取付条件

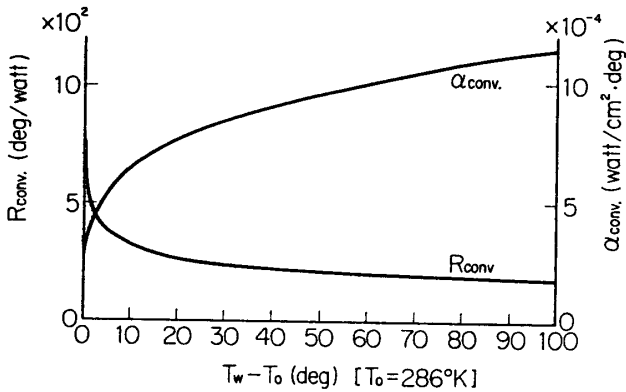
Case I	抵抗体をガラス板上においたばあい、抵抗体表面は茶褐色の塗装面で、硝子は比較的あらいつや消し面である。
Case II	Case I と同じとりつけ方法で、抵抗体もガラス面も共に黒色塗装したばあい。
Case III	Case II と同様な仕上げで、抵抗体をアラルダイトでガラス板に接着したばあい。接着面積は大略 $5.5 \times 10 \text{ mm}^2$ で厚さは平均 0.4 mm 程度であった。

名付けられた。合計5個の熱電対が、抵抗体上とガラス板上につけられた。このうち最も抵抗体から遠い熱電対は、実験中を通してほとんど温度変化を示さなかったから、抵抗体の温度上昇は、この点の温度を規準として整理された。

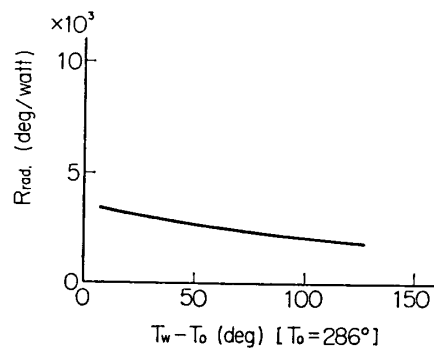
計算値

計算式(1),(2)によって計算された対流熱伝達抵抗を第3図に、式(4),(6)によるふく射抵抗を第4図に示した。ここで、

空気の熱伝導率 $\lambda = 0.0215 \text{ kcal/m} \cdot \text{h} \cdot \text{deg}$
 空気の動粘性係数 $\nu = 1.438 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{sec}$



第3図 温度関数としての対流による熱伝達抵抗と熱伝達率



第4図 ふく射熱放散抵抗

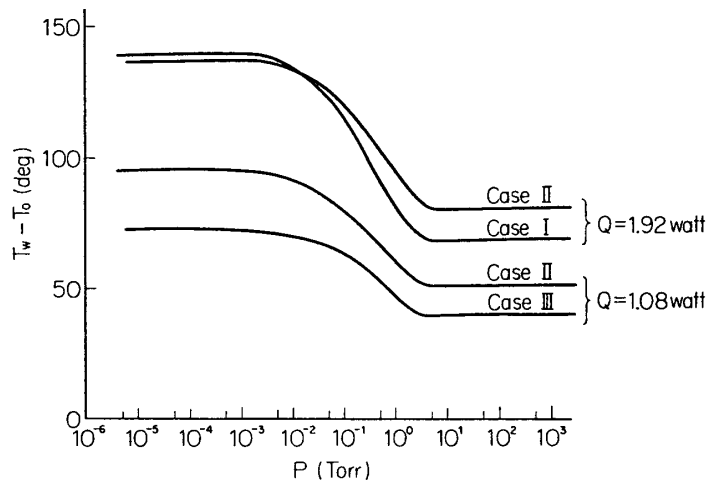
$$T_0 = 286^\circ\text{K}$$

$$g = 9.81 \text{ m/sec}^2$$

等の値が使用された。また、アラルダイト接着面の広さを $5.5 \times 10 \text{ mm}^2$ 、厚さを 0.4 mm 、熱伝導率を $4 \times 10^{-4} \text{ cal/sec}\cdot\text{cm}\cdot\text{deg}$ とすると、式(7)より、 $R_{\text{cond}} = 43 \text{ deg/watt}$ の値が得られる。

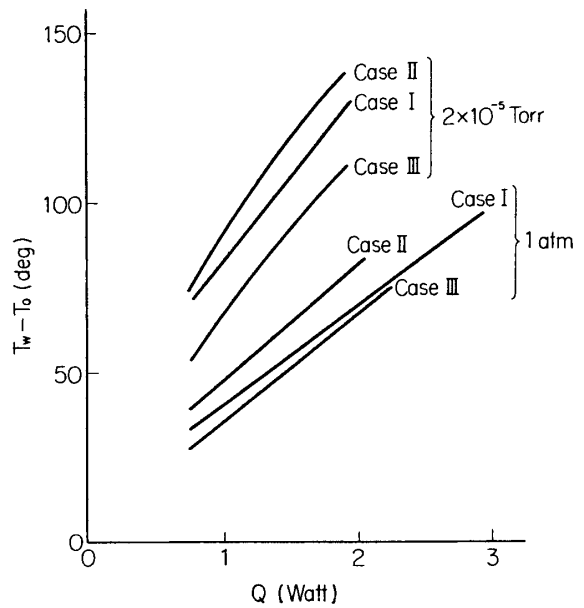
測定結果

第5図に、それぞれのばあいについて、スペース・シミュレーター中に保持し、一定電流を流しながら、排気して測定した結果を示す。排気速度は十分に遅いので、この間の温度は



第5図 真空状態による発熱体の平衡温度の変化

ほぼ平衡状態にあると考えられる。まず、スペース・シミュレーター内の圧力が十分に高いときには、空気の熱伝導率、動粘性係数が共に気圧によらないから、ほぼ一定の平衡温度を示すが、数 Torr 程度に減圧されると、対流効果はなくなり、自由分子衝突による熱伝導が起る。これは、 10^{-3} Torr 程度でなくなり、平衡温度は再び圧力に関係しなくなる。第6図には、大気圧と上記のような十分低圧の状態における、発生熱量と、抵抗の温度上昇の関係を示してある。この図から、それぞれのばあいにおける熱放散抵抗が求められる。これらは表2にまとめてある。この表で、真空中での値と、大気中での値の差が対流による効果を与え、Case II と III の違いが、アラルダイトの接着の効果を示し、Case II と I の違いが、ふく射結合の違いを示すであろう。この値



第6図 発生熱量と抵抗の温度上昇の関係

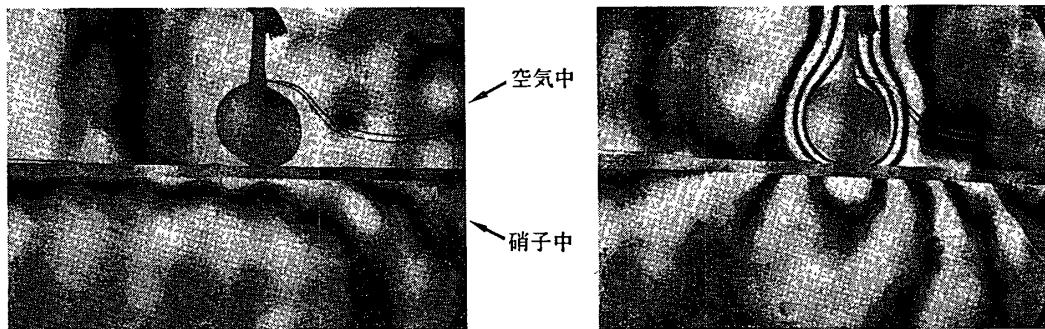
第2表 熱抵抗測定値

Case	大気中の熱抵抗 °C/Watt	真空中の熱抵抗 °C/Watt
I	30	49
II	34	60
III	32	45

から推定すると, $R_{conv} \approx 80^\circ\text{C/watt}$, $R_{rad} \approx 50 \sim 60^\circ\text{C/watt}$, $R_{cond} \approx 180^\circ\text{C/watt}$ 程度の値が得られ, 実験条件と, 計算の仮定との違いを考慮すれば, この程度の違いは当然のことであろう.

干渉計

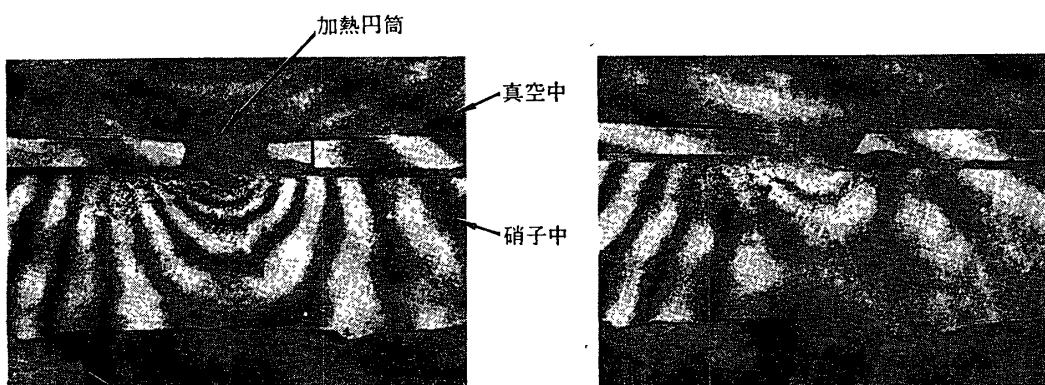
マッハ・ツェンダー干渉計の調節法, レーザー光の利用法などは周知である [4]. 得られた干渉じまの写真的解釈法もよく知られている. 今のばあいの写真では, 抵抗体が加熱されないときの干渉じまと加熱時のしまの間の変化量が, その場所の温度変化を示すものと, みなすことができる.



(a) 非加熱時

(b) 加熱時

写真 I 空気中における干渉計写真



(a) 高電力加熱時

(b) 低電力加熱時

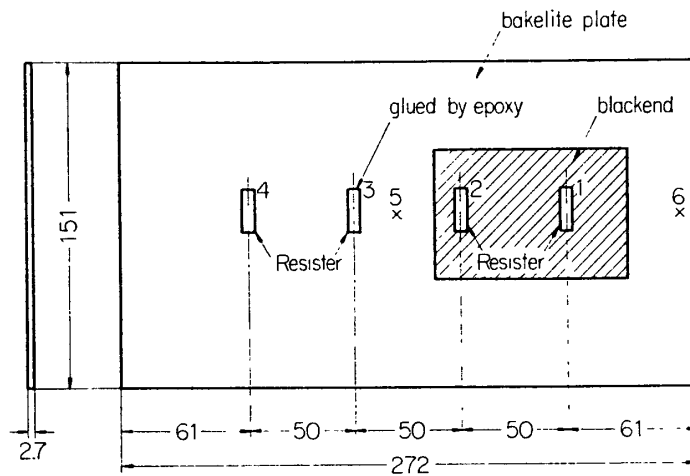
写真 II 真空中における干渉計写真

写真 I に, 大気中における状態の干渉じま写真が示してある. 美しい, 円柱のまわりの対流の様様に注目しよう. 同時に, ガラスの中にはあまりしま移動が起こらず, したがってガ

ラス中にはほとんど熱が伝えられていないことにも注意したい。写真IIに、同じ状態で、スペース・シミュレーターを真空状態に排気したときの状態を示す。対流の様子は完全に消え、代りにガラス中における高い熱流と温度集中が認められる。温度分布の様子は、熱流が多く抵抗体の接触点付近から始まっていることを示している。

4. ベークライト板上の抵抗素子

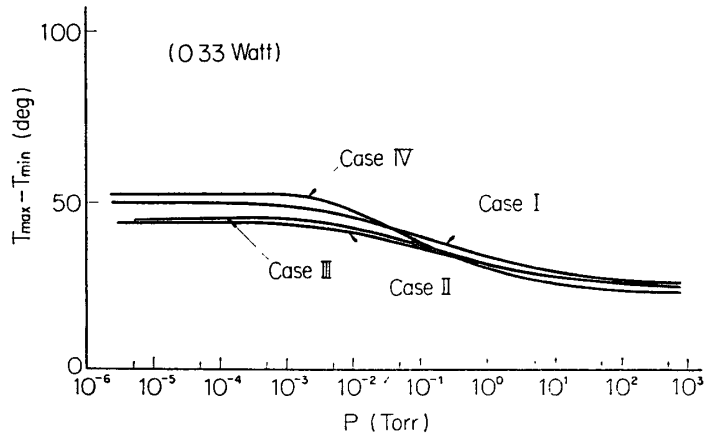
実際の電子回路素子の状態を、なお正確に相似させるために、厚さ2.7mmのベークライト板上に、同様な炭素被膜抵抗 1/2 W 型 3.3 k Ω のものを、4個第7図に示すように配置



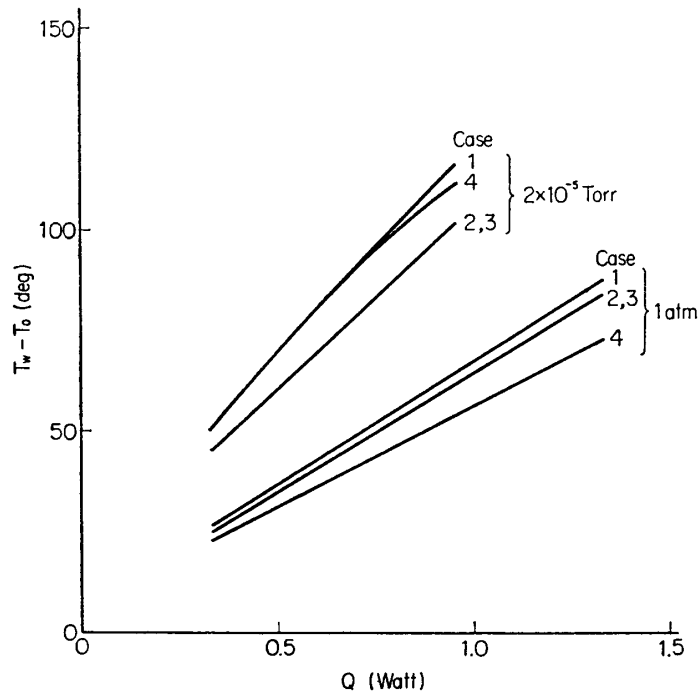
第7図 ベークライト板と4個の抵抗 (3.3 k Ω)

し、1番目の抵抗 (Resistor 1) は、黒色塗装したベークライトに接触して固定、2番目 (Resistor 2) は同じような黒色部分にアラルダイトで接着、3番目 (Resistor 3) は塗装しないベークライト部分にアラルダイトで接着、4番目 (Resistor 4) は同じような部分に接触させて固定した。

この抵抗に通電しながら、減圧したときの平衡温度の変化を第8図に示した。また、第9



第8図 減圧中の温度変化



第9図 ベークライト板上の抵抗の温度上昇

第3表 熱抵抗測定値

Resister	大気中の熱抵抗 °C/Watt	真空中の熱抵抗 °C/Watt
1	62	101
2	59	91
3	59	91
4	50	113~80

図には、大気中と真空中における平衡温度と加熱電力の関係を示してある。この図から前と同様にして、熱放散抵抗が求められる。それらは第3表に示してある。この値から求めたこの抵抗体からの対流熱放散抵抗は 167°C/watt 、ふく射熱放散抵抗は 101°C/watt 、アラルダイト接着層の熱伝導抵抗は 1000°C/watt である。

5. 結 論

異種類の透明な媒質内のマッハ・ツェンダー干渉写真を撮影する方法が、この研究によって確立された。この方法は、異種媒質の境界における熱流や波動現象の解析に広い応用をもつであろう。

また、この実験によって、真空中で使用する発熱電子回路素子の熱放散抵抗は、大気中で使用するばあいの大略2倍程度になり、したがって、同一温度上昇にまで止めるには、入力電力をほぼ半分にしなければならないことがわかった。さらに、このばあいの熱伝達には、ふく射が主役を演ずるから、ふく射を妨げないような配慮が重要である。

参 考 文 献

- [1] E. R. G. Eckert: Heat and Mass Transfer, McGraw-Hill (1965).
- [2] 大島耕一, 大島裕子: スペース・シミュレーターによる基礎実験; 宇宙研報告, 1 卷 4 号, (A) (1965).
- [3] 大島耕一: 人工衛星の温度平衡の研究設備. 宇宙研報告, 2 卷 1 号, (A) (1966).
- [4] 大島耕一, 山本正夫, 菅谷勝誉, 大島裕子: レーザーによる空気力学的実験法, 宇宙研報告, 1 卷 1 号 (1965).