

日中に上昇中の気球の減速現象
——特に総浮力量との関係について——

西 村 純

(1988年8月25日受理)

Deceleration of the Ascending Velocity of
the Balloon at the Daytime Launching

By

Jun NISHIMURA

Abstract : In the experiment of B15-68 with total lift of about 1300Kg, a significant deceleration of the ascending velocity was observed at around altitude of 17 Km. The launching was made at day time. Such deceleration have not clearly been observed at day time launching in the past for balloon flights with less weighted payloads. Then it must be related to the amounts of total life of the balloon.

A theoretical analysis is performed for the thermal analysis on the temperature of the helium gas inside the ascending balloon to see why the deceleration occurs for heavy payload balloon. It is found the temperature decrease of helium gas inside the balloon is almost proportional to the $1/3$ powers of total life of the balloon, and the deceleration phenomena of heavy payload balloons are completely explained by this thermal analysis of the ascending balloons.

はじめに

昭和62年の9月実験で有翼飛翔体の試験飛翔体の実験, B15-68, を行った所, 高度17 km付近で上昇速度300 m/secから150 m/secへと急激な減少が見られた。このような現象は夜間上昇中の気球の場合には成層圏の大気温度の高度変化率変化のはげしい高度十数kmで屢々観測されているが日中の放球ではこれまで見うけられなかったことである。

有翼飛翔体の試験飛翔は日中であつたが、総浮力は約 1300 kg で、これまでになく大重量機器の放球であつた。その上昇速度減速の原因を明らかにしておく必要である。そこでこの際気球上昇についてのやゝ定量的な取扱いを行ない、この減速現象の原因を明確に把握することゝした。なおこゝに述べる取扱いは、昭和 48 年に行つた「気球動作の温度効果」[1] の取扱いを改良し敷衍したものである。

1. 気球ガスの熱交換過程

気球の浮力は大気温度 T_A と気球内ガス温度によって変化する。気球内のガス温度は図 1 に示すように次に述べる熱交換の諸過程で決定される。気球内ガスがヘリウムの場合、気球半径を R とすると

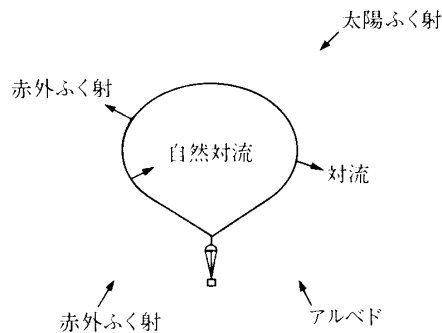


図 1 気球に対する色々な熱の出入

太陽からの輻射：	有効断面積 πR^2
太陽光の地面からのアルベド：	$2\pi R^2$
地面からの赤外輻射	$2\pi R^2$
気球からの輻射	$4\pi R^2$
空気と気球皮膜との熱交換（対流）	
ヘリウムと気球皮膜との対流	
ヘリウムガスの断熱効果	

である。その各過程について以下定量的に調べることにする。

1-1 輻射過程について

輻射過程の取扱いについては文献 1 に示した輻射温度、 T_R 、と云う概念を使うと便利である。輻射温度は気球と大気との熱対流効果のない場合、ポリエチレン気球が各高度において達する輻射平衡温度と定義する。

当然のことであるが、日中と夜間では輻射温度は異なる。実測および若干の解析を加えて求めた各高度での輻射温度は文献 1 に示してあるが、こゝに再録して表 1 に示した。なお表 1 の大気温度は三陸大気球観測所と緯度的に近い仙台气象台での 9 月の高層観測データの 10 年間について平均した値である。

気球皮膜の輻射による熱の出入りは、大気温度 T_A 、輻射温度 T_R を使うと次のように書

表1 各高度での輻射温度（北緯40°付近）

高 度	大気温度*	夜間 輻射温度	日中 輻射温度
1000m	293K	288K	299K
500	265	255	271
200	222	223	246
100	207	217	241
50	218	215	240
20	227	215	240
10	231	215	240
5	227	215	240

* 仙台での9月の10年間平均値

ける。気球の皮膜フィルムの温度を T_F とし、大気温度 T_A からのズレを ΔT_F とすると

$$T_F = T_A + \Delta T_F$$

である。

フィルムに対する熱の出入り q_R は、ステファン・ボルツマンの法則から

$$\begin{aligned} q_R &= 4\pi R^2 \sigma K (T_R^4 - T_F^4) \\ &= 4\pi R^2 \sigma K \{ T_R^4 - (T_A + \Delta T_F)^4 \} \\ &\approx 4\pi R^2 \sigma K \{ (T_R^4 - T_A^4) - 4 T_A^3 \Delta T_F \} = 4\pi R^2 (q_{r1} - q_{r2} \Delta T_F) \\ &\equiv 4\pi R^2 (q_{r1} - q_{r2} \Delta T_F) \end{aligned}$$

ここで σ : ステファン・ボルツマン常数

$$5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 \text{K}^4$$

κ : 気球フィルムの赤外吸収係数

20 ミクロン厚のポリエチレンフィルムで $\kappa = 0.2$ 程度である。

また $q_{r1} = \sigma \kappa (T_R^4 - T_A^4)$

$$q_{r2} = 4 \sigma \kappa T_A^3$$

とおいた。

1-2 対流過程について

1-2-1 空気とフィルムとの間の対流について

空気とフィルムとの対流による熱交換量, q_c , は次の式で与えられる¹⁾。

$$q_c = -K/D \times N_u \Delta T_F$$

ここで K は空気の熱伝導係数 D は気球の直径, N_u はヌッセルト数で, 気球を球型とすると

$$\text{乱流に対して} \quad N_u = 0.03 \text{ Re}^{0.8}$$

$$\text{層流に対して} \quad N_u = 0.52 \text{ Re}^{1/2}$$

がよい近似であるとされている。Re はレイノルズ数で

$$Re = \rho v D / \mu$$

であり、 ρ は大気密度、 v は速度、 μ は粘性係数である。

ここで高度を気圧、 P 、ではかり、気球直径 D をm、 v をm/secではかると、大気温度 0°C 、 -50°C に対して q_c は次の値をとることになる。

	0°C	-50°C
乱流の場合	$5.75 P^{0.8} v^{0.8} D^{-0.2} \Delta T_F \text{ W/m}^2\text{C}$	$6.50 P^{0.8} v^{0.8} D^{-0.2} \Delta T_F \text{ W/m}^2\text{C}$
層流の場合	$3.44 P^{0.5} v^{0.5} D^{-0.5} \Delta T_F \text{ W/m}^2\text{C}$	$3.48 P^{0.5} v^{0.5} D^{-0.5} \Delta T_F \text{ W/m}^2\text{C}$

1-2-2 ヘリウムと気球皮膜との熱交換

この場合は自然対流で、気球の形状を球型と近似すると、 N_u 数は

$$N_u = 0.65 (P_r G_r)^{1/4}$$

で近似できる¹⁾。ここで P_r はプラントル数で、ヘリウムの場合は0.6の値を持つ。 G_r はグ
ルシヨフ数でレイノルズ数の2乗にあたる数で

$$G_r = \rho^2 g e D^3 \Delta T / \mu^2$$

で与えられ、 e はガスの膨張係数で 0°C で $1/273$ である。

ΔT はフィルムとヘリウム温度 T_{He} との差で

$$\Delta T = T_F - T_{\text{He}} = \Delta T_F - \Delta T_{\text{He}}$$

であり、ここで $\Delta T_{\text{He}} = T_{\text{He}} - T_A$ とおいた。実際の数値を入れると、

$$\begin{aligned} q &\approx 3.56 P^{1/2} D^{-1/4} \Delta T^{5/4} \text{ W/m}^2(\text{C})^{5/4} && \text{at } 0^\circ\text{C} \\ &\approx 3.88 P^{1/2} D^{-1/4} \Delta T^{5/4} \text{ W/m}^2(\text{C})^{5/4} && \text{at } -50^\circ\text{C} \end{aligned}$$

である。

1-2-3 断熱効果によるヘリウムガスの温度変化

大気圧 P の場所で気球の上昇により気圧が ΔP だけ変化すると、ヘリウムガスの温度は

$$\Delta T_{\text{He}} = (\gamma - 1) \gamma \cdot \Delta P / P \cdot T_{\text{He}} = 13^\circ/\text{km} = 1.3 \times 10^{-2} v \text{ }^\circ\text{C}/\text{sec}$$

だけ変化する。ヘリウムの熱容量は 5.21 J/gr であるので速度 v で上昇する気球に対してヘリウム 1 gr あたり

$$q = 5.21 \Delta T_{\text{He}} = 6.77 \cdot 10^{-2} v \text{ W/gr}^\circ\text{C}$$

の熱が失なわれたことになる。

* 仙台での9月の10年間平均値

1-2-4 その他熱解析に必要な量

ポリエチレンの熱容量は $2.23 \text{ J/gr}^\circ\text{C}$ であるので、 1 m^2 の気球皮膜に対して

20 ミクロン厚のフィルムに対して $41 \text{ J/m}^2^\circ\text{C}$

40 ミクロン厚のフィルムに対して $82 \text{ J/m}^2^\circ\text{C}$

となる。

またポリエチレンの熱伝導率は $0.3 \text{ W/m}^3^\circ\text{C}$ であるから

20 ミクロン厚のフィルムに対して $1.02, 10^3 \text{ W/m}^2^\circ\text{C}$

40 ミクロン厚のフィルムに対して $5.08, 10^3 \text{ W/m}^2^\circ\text{C}$

となる。この値はこれまで述べてきた熱伝達の諸係数に較べると著しく大きく、ポリエチレン皮膜内の温度勾配は考える必要のないことを示している。

2. 熱交換のパラメータの数値のまとめ

こゝで前節で述べた熱交換の各過程をまとめると次の様になる。単位は W/m^2 である。

○ 輻射によるもの： $q_{r1} - q_{r2} \Delta T_F$

$$q_{r1} = \sigma \chi (T_R^4 - T_A^4)$$

$$q_{r2} = 4 \sigma \chi T_A^4$$

○ 対流によるもの

大気とフィルム： $-q_A v^{0.8} \Delta T_F$

$$q_A = 6.0 P^{0.8} D^{-0.2}$$

フィルムとヘリウムガス： $-q_{He} (\Delta T_F - \Delta T_{He}) = -q_{He} \Delta T$

$$q_{He} = 3.6, P^{1/2} D^{-1/4} \Delta T^{1/4}$$

○ 断熱効果によるもの： $-q_a v$

$$q_a = 67.7 \times [\text{全浮力}/6] / \pi D^2$$

上の値は大気の温度勾配がない場合で、実際には温度勾配を入れて補正する。

表2 有翼飛翔体の場合の各高度における熱交換の数値

全浮力 = 1300 kg

フィルム：40 ミクロン厚ポリエチレン

気球容積 = 14125 m³

高 度	1000mb	500mb, 200mb		100mb,	50mb
気球直径	13.9m	16.9	21.6	26.6	34.1
輻 射 q_{r1}	14.1 W/m ²	10.5	27.9	34.9	24.0
q_{r2}	2.26 "	1.69	0.99	0.80	0.94
対対流流 q_A	3.55 W/m ²	1.96	0.90	0.49	0.27
断熱効果 q_{He}	3.73 "	2.51	1.49	1.00	0.67
断熱効果 q_a	13.01 W/m	880	5.38	6.00	4.63
C_{He}	1861 J/m ² °C	1258	770	508	300
C_f	82 J/m ² °C ²	82	82	82	82

○ヘリウムガスの熱容量： C_{He}/m^2

表面積 1 m^2 に換算して

ヘリウムの全熱容量/ $4\pi R^2 = C_{\text{He}} = 5.21 \cdot 10^3 [\text{全浮力}/6]/\pi D^2 \quad \text{J}/\text{m}^2$ とおく.

○ポリエチレンの熱容量： C_f/m^2

以上の各過程につき有翼飛翔体の場合について具体的な数値を表2に示した.

3. 気球内ガスヘリウムの温度について

3-1 基礎方程式

前節にまとめた熱交換の各過程をくみ合せると、フィルム温度、ヘリウム温度を決定する基礎方程式は

$$C_f \frac{d\Delta T_F}{dt} = q_{r1} - q_{r2} \Delta T_F - q_A v^{0.8} \Delta T_F - q_{\text{He}} (\Delta T_F - \Delta T_{\text{He}}) \quad (1)$$

$$C_{\text{He}} \frac{d\Delta T_{\text{He}}}{dt} = q_{\text{He}} (\Delta T_F - \Delta T_{\text{He}}) - q_a v \quad (2)$$

であたえられる。ここで表2から $C_f = 82 \text{ J}/\text{m}^2\text{C}$, $H_{\text{He}} = 1861 \sim 309 \text{ J}/\text{m}^2\text{C}$ の値に着目する。

$$C_{\text{He}} \gg C_f$$

であるので、 ΔT_F の時定数は ΔT_{He} の時定数にくらべると著しく短かい、つまり ΔT_F は直ちに平衡状態に入ることになる。

3-2 平衡状態における温度

(1), (2)を解くにあたって、まず平衡状態におけるフィルムとヘリウムガス温度(平衡温度)を求めることにする。

(1), (2)式の左辺を夫々0とおいて、(1)式から

$$q_{r1} - q_{r2} \Delta T_F - q_A v^{0.8} \Delta T_F - q_{\text{He}} (\Delta T_F - \Delta T_{\text{He}}) = 0 \quad (3)$$

(2)式から

$$q_{\text{He}} (\Delta T_F - \Delta T_{\text{He}}) - q_a v = 0 \quad (4)$$

(4)式を(3)式に代入して

$$\begin{aligned} \Delta T_F &= (-q_a v + q_{r1}) / (q_{r2} + q_A) \\ \Delta T_{\text{He}} &= \Delta T_F - q_a v / q_{\text{He}} \end{aligned} \quad (5)$$

が求まる。

表2に示した有翼飛翔体の例について気球の各上昇速度に対して具体的な数値を表3に示した。

表3 フィルムとヘリウム平衡温度 (有翼飛翔体の例)
全浮力=1300kg, 40ミクロン厚フィルム, 気球容積=14,125m³

○フィルム温度 ΔT_F (大気温度からのズレ)						
高度	上昇速度 v	1m/sec	2	3	4	5
1000mb		0.19°C	- 1.41	- 2.31	- 2.91	- 3.37
500		0.47	- 1.39	- 2.48	- 3.24	- 3.24
200		11.92	6.70	3.72	1.72	0.24
100		22.4	13.90	8.54	4.77	1.90
50		16.4	10.45	6.36	3.12	0.44
○ヘリウム温度 ΔT_{He} (大気温度からのズレ)						
1000		-3.30°C	- 8.39	-12.8	-16.9	-20.8
500		-3.04	- 8.40	-13.0	-17.3	-21.3
200		16.4	- 0.52	- 7.11	-12.7	-17.8
100		16.4	1.85	- 9.46	-19.2	-28.1
50		9.1	- 3.37	-14.37	-24.5	-34.1

ヘリウムの温度が大気温度にくらべて低くなると浮力が低下する。浮力損失分は

$$\Delta T_{He}/T_A$$

である。浮力損失分は表4に示した。

3-3 タイムレスポンス

実際に気球に対する熱の出入りにはある程度の時間を要する。この間気球は上昇するので平衡温度には仲々達しない、このことは大気温度の変化率が急速に変る高度16 km付近では特に注意が必要となる。

気球のフィルムの熱容量はヘリウムの熱容量にくらべると小さいので無視できて、(1)式から

$$q_{r1} - (q_{r2} + q_A v^{0.8} + q_{He}) \Delta T_F + q_{He} \Delta T_{He} = 0 \quad (3)$$

(2)式は、簡単のため $C_{He} = C$ とおいて

$$C \frac{d\Delta T_{He}}{dt} = q_{He} (\Delta T_F - \Delta T_{He}) - q_A v \quad (6)$$

となる。(3)式から

$$\Delta T_F = (q_{r1} + q_{He} \Delta T_{He}) / (q_{r2} + q_A v^{0.8} + q_{He})$$

これを(6)式に代入して

$$C \frac{d\Delta T_{\text{He}}}{dt} = -q_a v + q_{r_1} q_{\text{He}} / (q_{r_2} + q_A v^{0.8} + q_{\text{He}}) - q_{\text{He}} (q_{r_2} + q_A v^{0.8}) \Delta T_{\text{He}} / (q_{r_2} + q_A v^{0.8} + q_{\text{He}}) \quad (7)$$

ここで、時定数 τ_0 を導入し、平衡温度を T として

$$1/\tau_0 = q_{\text{He}} (q_{r_2} + q_A v^{0.8}) / (q_{r_2} + q_A v^{0.8} + q_{\text{He}}) C$$

$$T/\tau_0 = (-q_0 v + q_{r_1} q_{\text{He}}) / (q_{r_2} + q_A v^{0.8} + q_{\text{He}}) \cdot C$$

とおくと、(7)式は

$$d\Delta T_{\text{He}}/dt = T/\tau_0 - \Delta T_{\text{He}}/\tau_0$$

と書くことが出来て、

$$\Delta T_{\text{He}} = T(1 - e^{-t/\tau_0})$$

の解を得る。平衡温度に達するのにほゞ τ_0 のおくれが必要なことを示している。

表2, 3, 4に示した有翼飛翔体の場合についての値を色々な上昇速度に対して求めた結果は表5に示した。

時定数 τ_0 はどの高度、上昇速度でも600秒から1000秒で、約10分から15分間である。この間気球は1kmから3km程度上昇する。

表4 平衡温度の場合の浮力損失 ΔF % (全浮力に対して)
有翼飛翔体の場合
大気温度は表1の表を採用した

高度	上昇速度 v	1 m/sec	2	3	4	5
1000mb		-1.13%	-2.86	-4.37	-5.77	-7.10
500		-1.15	-3.17	-4.91	-6.53	-8.04
200		+3.74	-0.23	-3.20	-5.72	-8.02
100		+7.92	0.89	-4.57	-9.28	-13.6
50		+4.17	-1.55	-6.59	-11.24	-15.6

表5 有翼飛翔体の場合のタイムレスポンス, τ_0 (sec)

高度 v	1 m/sec	2	3	4	5
1000mb	817	718	670	641	621
500	834	737	688	657	635
200	929	822	765	728	702
100	918	830	779	743	718
50	736	699	673	654	640

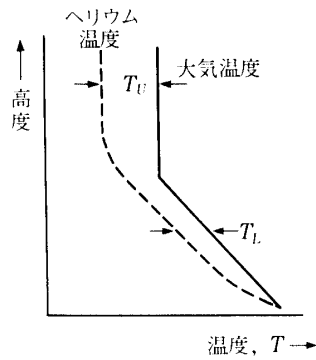


図2 大気温度とヘリウム温度

表6 高度15km 付近以上での浮力損失

$v = 3 \text{ m/sec}$	$\tau_0 = 12 \text{ min}$	$T_u = -15^\circ\text{C}$	$T_L = -10^\circ\text{C}$	$T_D = -5^\circ\text{C}$
経過時間	変化点からの高度	$T_D (1 - e^{-t/\tau_0})$	ΔT_{He}	浮力損失(%)
0 min	0	0	-10	-4.55
4	0.9km	1.42	-11.4	-5.20
8	1.8km	2.43	-12.4	-5.65
12	2.7km	5.00	-13.2	-5.98
∞		5.00	-15.0	-6.80
$v = 5 \text{ m/sec}$	$\tau_0 = 10 \text{ min}$	$T_u = 34^\circ$	$T_L = -20^\circ\text{C}$	$T_D = -14^\circ\text{C}$
経過時間	変化点からの高度	$T_D (1 - e^{-t/\tau_0})$	ΔT_{He}	浮力損失(%)
0 min	0	0	-20°C	-10%
5	1.5km	5.51	-25.5	-12%
10	3.0km	8.85	-28.8	-14%
∞		14.0	-34.0	-17%

大気温度の高度による減少率が単調な時には、当初大気温度と等しいヘリウムガス温度が低下し十数分後に平衡温度に達して以後上昇をつづける。所で高度 15 km 付近で大気温度の減少率が変ると、こゝでまた新たな平衡状態に入る必要が出てくる (図2)。

大気温度減少率の変る高度より上空の平衡温度を T_u 、これより下の高度での平衡温度を T_L とし

$$T_D = T_u - T_L$$

とおくと、大気温度の減少率の変化した高度からは、ヘリウム温度

$$\Delta T_{\text{He}} = T_L + T_D(1 - e^{-t/\tau_0})$$

となる。

第3表に示した様に、上昇速度 v に対して

$$\begin{aligned} v=3 \text{ m/sec で } & T_D = -5^\circ\text{C} \\ v=5 \text{ m/sec で } & T_D = -10^\circ\text{C} \end{aligned}$$

程度である。大気温度がほぼ一定となりはじめる高度 16 km からの経過時間にもなう温度変化、浮力損失を表6に示した。

以上の表から 5 m/sec で上昇した気球は数分後になって浮力を失ない、3 m/sec 付近に減速することが考えられる。

4. 熱交換過程の全浮力量に対する依存性

前節迄は有翼飛翔体を例にとって熱交換過程の計算を示したが、こゝでは全浮力量の相違がどの様に結果にひびくかを調べることにする。

この様な観点から各過程についてまとめると

○輻射過程

q_{r1}, q_{r2} , 共にフィルムの膜厚のみに比例する。

○対流過程

$$\begin{aligned} \text{空気とフィルム} & q_A \propto D^{-0.2} \\ \text{フィルムとヘリウム} & q_{\text{He}} \propto D^{-1/4} \end{aligned}$$

○断熱効果

$$q_a \propto V/D^2 \propto D/\text{m}^2,$$

ここで V はヘリウムガスの容積である。

○ヘリウムの熱容積

$$C_{\text{He}} \propto V/D^2 \propto D/\text{m}^2.$$

ところで平衡温度は(5)式から

$$\Delta T_{\text{He}} = (-q_a v + q_{r1}) / (q_{r2} + q_A v^{0.8}) - q_a v / q_{\text{He}}.$$

50 mb 付近で表2から

$$q_a \approx, q_{r1} \approx 24, q_{r2} \approx 1, q_A \approx 0.3, q_{\text{He}} = 0.7$$

程度であるので、 $v=5 \text{ m/sec}$ 程度では第2項が第1項にくらべて大きい。したがって

$$\Delta T_{\text{He}} \approx -q_a v / q_{\text{He}} \propto -D^{5/4} v \propto -V^{5/12} v.$$

一方時定数 τ_0 は

$$\begin{aligned} \tau_0 &= C(1/q_{\text{He}} + 1/(q_{r2} + q_A v^{0.8})) \\ &\approx C(1/q_{\text{He}} + 1/q_A v^{0.8}) \propto D(D^{1/4} + D^{1/5}) \\ &\propto D^{1.2} \propto V^{0.4}. \end{aligned}$$

したがって平衡温度 ΔT_{He} と時定数 τ_0 の全浮力量に対する依存性は

全浮力	平衡温度： $\Delta T_{\text{He}} \propto V^{5/12}$	時定数： $\tau_0 \propto V^{0.4}$
1300kg	1.0	1.0
600	0.72	0.73
300	0.54	0.56
200	0.46	0.47

となる。この表から明らかな様に、全浮力の小さい気球ほどヘリウムガス温度の低下量および、時定数 τ_0 が小さくなる。その理由は平衡温度を支配する断熱効果と時定数はともに

$$\text{全浮力/表面積} \propto \text{直径}$$

に比例するためである。したがって全浮力量の大きい気球ほど減速効果が大きくなる。また全浮力量の大きい気球ほど大気温度の変化があってから遅くその効果があらわれる。

5. ま と め

日中上昇する気球については従来高度十数 km 付近での減速効果はあまり認められなかった。昭和62年9月に三陸大気球観測所で行なわれた有翼飛翔体の試験飛翔B15-68では日中放球であったにもかかわらず高度17 km 付近で300 m/minの上昇速度が150 m/min程度に減速する現象が観測された(図3)。

第4章までに述べた解析、およびヘリウムガスの熱交換過程についての全浮力量依存性から、有翼飛翔体の試験飛翔ではこれまでの放球にくらべて、2~3倍の大浮力量であったことに原因を求めることができる。実際に前章までの計算法に従って全浮力量1300 kgと200 kgの場合について高度50 mb付近の平衡温度を求めると次の表に示す値となっている。

平衡温度： ΔT_{He}

平衡温度： ΔT_{He}				
全浮力	上昇速度	$v = 3 \text{ m/sec}$	4 m/sec	5 m/sec
1300kg		-14.4°C	-25°C	-34°C
200kg		-6.4	-12	-17

これを表1の大気温度を用いて、浮力損失量に換算すると

1300 kg	-6.6%	-11.5%	-15.6%
200 kg	-2.9%	-5.5%	-7.8%

となる。これらの気球は自由浮力分として全重量の10~12%程度の量が付加されている。したがって当初5 m/secで上昇した気球については、全浮力1300 kgの場合3 m/sec程度に減速する。これに反して全浮力200 kgの場合には5 m/sec程度の速度が維持され

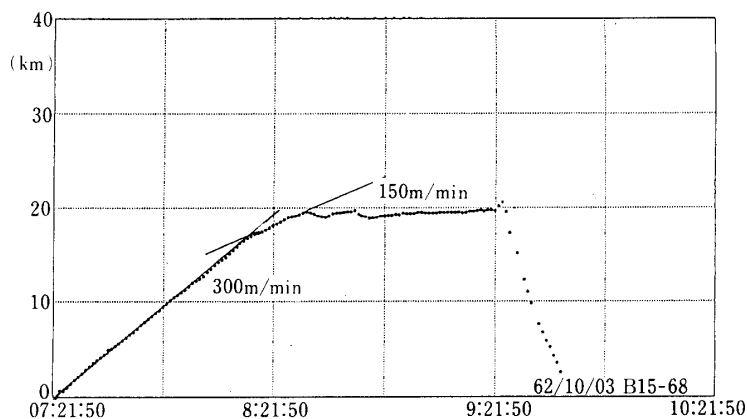


図3 B15-68 気球の高度曲線

ていることがわかる。

大重量気球では日中放球の場合でも、高度十数 km で上昇速度の減速がおきること、また時定数が 10 分程度の値をとるので、大気温度変動率が変った高度より、2~3 km 上空で減速効果が最も大きくなることは注目すべきことである。

参 考 文 献

- [1] 西村純, 藤井正美, 山下隆正; 「上層における気球動作の温度効果について」 宇宙航空研究報告 9, No.1, 167 (1973).
- [2] Preliminary Flight Test for Reentry Flight for Winged Vehicle by Rockoon, Y. Inatani, M. Hinada, and J. Nishimura Proc. 16th ISTS, Sapporo. 1988.