

B₂₀₀-1号機飛しょう性能試験

西村 純・広沢 春任・太田 茂雄
 秋山 弘光・藤井 正美・山上 隆正
 大塚 豊・岡部 選司・前川 仁
 高成 定好・関 和 市・並木 道義
 丹生 潔*・石井 千尋**

1. はじめに

わが国において科学観測用大気球の開発が本格的に進められたのは昭和41年、宇宙航空研究所に気球工学部門が置かれてからである[1]。当初の計画は、容積5,000m³のB₅型気球から始めて毎年気球の容積を約2倍にし、昭和45年度には容積10万m³のB₁₀₀型気球を完成することであった。この計画は予定通り進行し第1表に示すように、昭和41年にB₅、42年にB₁₅、43年にB₃₀、44年にB₅₀、45年にB₁₀₀とそれぞれ気球の飛しょう性能が安定化し開発は順調に進んだ。その後は開発のテンポが遅くなっているように見えるが、その理由は46年に気球関係者待望の恒久基地が岩手県の三陸町に完成し基地の整備に力を入れたためである。

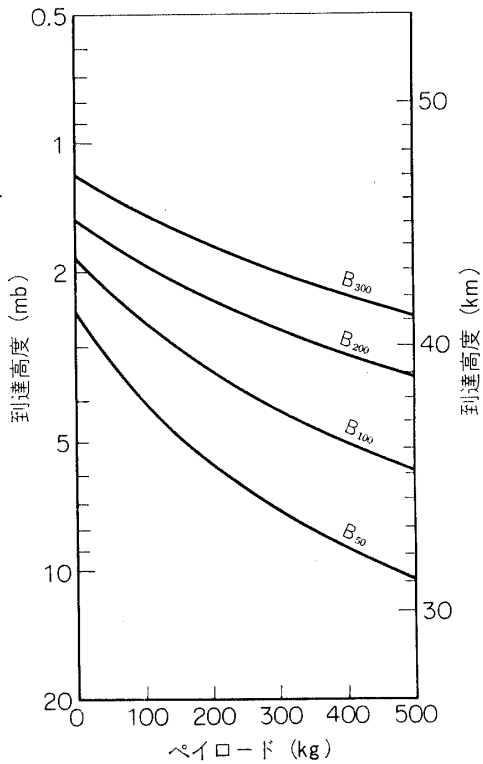
第1表 大気球開発経過

年 度	気 球	基 地	備 考
1966 (S. 41)	B ₅	大 洋 村	
1967 (S. 42)	B ₁₅	”	
1968 (S. 43)	B ₃₀	原 町	
1969 (S. 44)	B ₅₀	”	
1970 (S. 45)	B ₁₀₀	”	
1971 (S. 46)		三 陸	
1972 (S. 47)		”	恒久基地地
1973 (S. 48)	B ₂₀₀	”	B ₂₀₀ 地上テスト

新しい基地に移ってからもそれまでに完成された大型気球を用いての種々の科学観測と平行して、より大型高性能気球の開発が続けられた。昭和47年2月のB₂₀₀地上テストを経て、48年10月21日にB₂₀₀型気球の1号機の飛揚に成功し高度42.8kmに達した。このB₂₀₀型気球の完成は、これまでの一連の大型気球開発の経験と検討にもとづく、気球デザインおよび製作法の進歩、気球皮膜材料であるポリエチレンフィルムの研究による低温性能の向上[2]、気球放球法の改良などが基礎になっているのである。

*名古屋大学・理学部

**青山学院大学・理学部



第1図 ペイロードと到達高度

B₂₀₀ 型気球の完成によりわが国の気球技術は世界的水準に達したと言えよう。早くから気球開発に力を入れてきたアメリカを別にすれば、同じく1973年にフランスがB₂₀₀をはじめて完成させたのみで、インドは現在開発中である。第1図にペイロードと到達高度の関係を示したが、高度40 km以上の高々度での観測をする場合、これまでの最大の気球B₁₀₀ではペイロードは約100 kgが限度であった。このB₂₀₀型気球を使えば、200~300 kgのペイロードで高度40 km以上での観測が可能となり、観測器を軽くすれば気圧にして2 mb以上の高度に到達することができる。これは宇宙x線、γ線の観測、紫外線の観測その他特に高々度での観測が重要な場合に威力を発揮するもので、長時間観測、回収の可能性など気球の利点を生し、宇宙科学観測における気球の有用性をさらに高めることと期待される。

以下B₂₀₀気球の設計および実験結果について述べる。

2. B₂₀₀ 型気球設計上の問題点

2.1 気球皮膜材料および予想重量

これまでB₁₅以下の気球に対しては大日本樹脂製の厚さ20 μのポリエチレンフィルム、B₃₀以上の気球に対してはウインゼン社製の厚さ19 μのストラトフィルムを使用してそれぞれ良好な成績を収めてきた。B₂₀₀の場合は気球自身の重量もB₁₀₀に比べて約1.6倍と増えるので、これまでと同じ材料ではたして強度が十分であるかどうか問題となる。対策としてはフィルムの厚さを全体に厚くする。最も力のかかる気球頭部すなわち頭部から1/3位

第2表 B₂₀₀ 型気球の予想重量およびペイロードが200kgの場合の到達高度

皮膜の厚さ	重量	到達高度
20 μ	370 kg	42.0 km (2.3 mb)
20 μ(キャップ付)	420	41.4 (2.5)
25 μ	460	41.0 (2.6)

の部分のみを2重にする(capped balloonと呼ぶ)などの方法が考えられる。各々の場合の予想重量と到達高度を20 μの場合も含めて第2表に示した。表からわかるように、フィル

ムを厚くするよりはキャップ付気球にした方が気球重量を軽減できる。

2.2 水モデルテスト

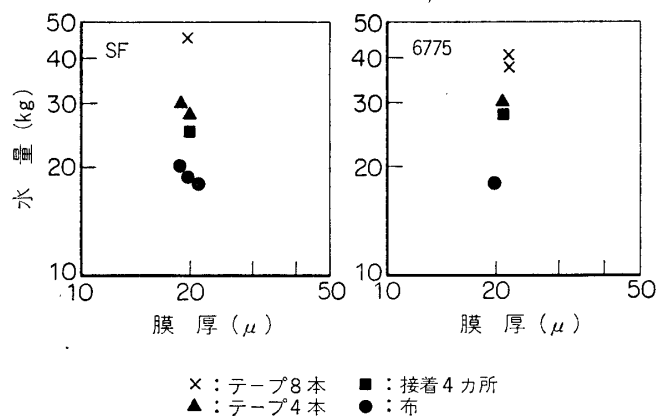
上に述べたように厚さ 20μ のフィルムを使った場合でも気球自身の重量が約 370 kg となり、約 200 kg のペイロードを搭載すると浮力は約 600 kg となる。これだけの浮力に十分耐えるかどうかは使用するフィルムの性質で決る。45年度の国産の6775フィルムとウィンゼンのS.F.フィルムについて水モデルテストを行なった。水モデルテストの意義およびその機器については文献[3]、に詳しいがその要点を次に述べる。

気球にガスを詰めた時の形で局所的にひずみのかからない形は自然形[4]、といわれ、変分から導かれる微分方程式を解くことにより求めることができる。気球皮膜の張力分布も計算で求めることはできるが、球皮の伸びによる形の変形、球皮の厚さむらの影響などを計算にくみ入れることはむずかしい。気球が上昇中に受ける動的な応力は、上昇速度が正常のときすなわち 250 m/min くらいで気球皮膜がフラッタのような現象を起さない場合には、一般に静的な張力分布が一番大きいのは地上放球前で、上空に昇ると気圧の $1/3$ 乗に比例して小さくなる。したがって地上係留時の気球強度を調べるためモデルテストを行なうことが必要となってくる。モデルテストとしては実物大モデルが望ましいが、数多く行なうことは実際上むずかしい。モデル気球にガスのかわりに水を詰めると、実際の気球と相似形となり、かつ対応する部分の張力が等しく、スケールが約 $1/30$ と小さくなって扱いやすい大きさになるのである[3]。

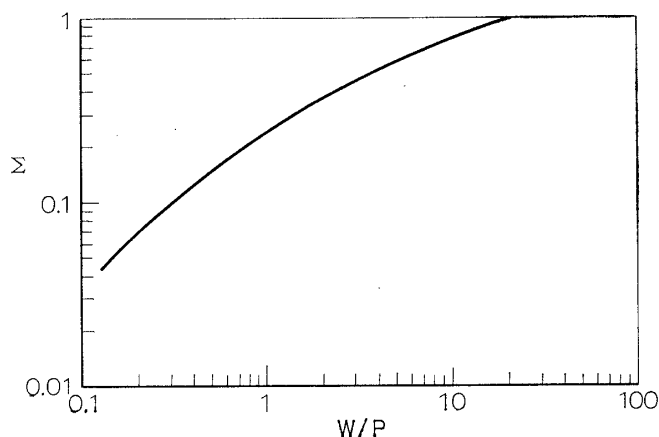
水モデルテストの結果は第2図にまとめた。6775, S.F.共にフィルムの厚さは約 20μ で、その性能はだいたい等しく、補強を入れない場合に浮力換算約 600 kg の強度をもっている。さらに補強を入れることにより $2\sim 3$ 倍の強度をもつことが明らかであり、 B_{200} の材料として十分使用できることがわかった。

2.3 B_{200} 気球の形状

地上における気球の形は水モデルによって完全に相似でき、また文献4に述べられた $\mu=117.2$ の形そのものとなる。しかし上空において満膨脹になったときには気球の重量が全浮



第2図 水モデルテスト

第3図 W/P と Σ の関係

力のかかりの部分をしめるため、気球は少しつぶれた形をとることになる。気球皮膜の重量が気球の形に及ぼす影響は、気球重量と吊下重量の比 W/P で決まるシグマパラメータと呼ばれる量で現わすことができる。 W/P と Σ の関係は第3図に示した。吊下重量に比べて気球重量が重い場合すなわち Σ が大きくなるに従って、気球は縦方向につぶれた形となる。

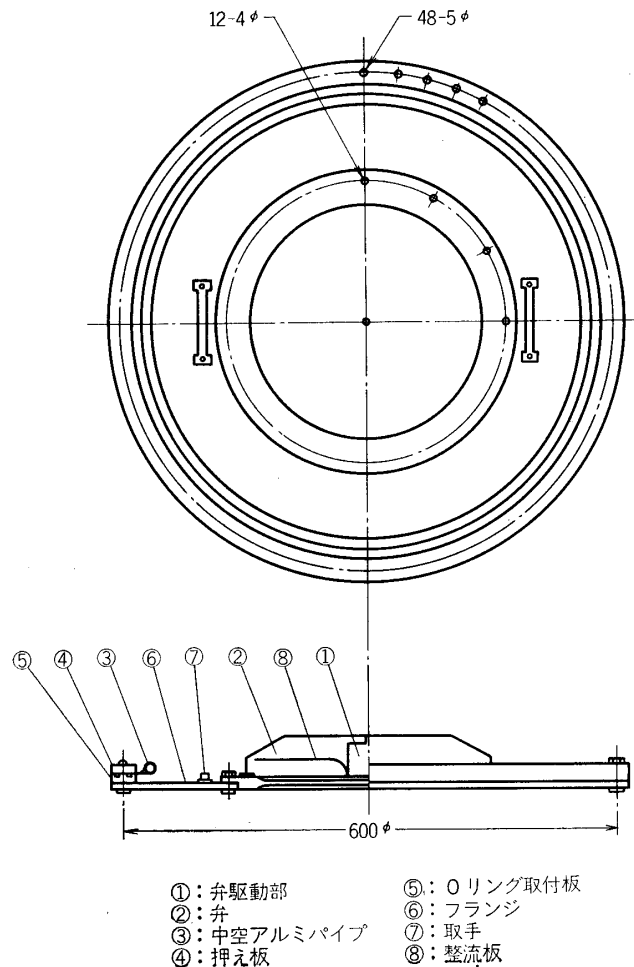
水モデルテストの結果から B_{200} の場合にも厚さ 20μ のフィルムが使えることがわかったが、 20μ のフィルムで気球を製作すると気球重量は約 370 kg になる。吊下重量はその時々によって変更はあるとしてもおよそ 100 kg ないし 300 kg の間と考えた。したがって第3図から $\Sigma=0.30$ の気球形を採用することにした。このように Σ の値は最初から正確には決らず、吊下重量を予測して決めることになる。 $\Sigma=0.30$ という値は B_{15} 、 B_{30} 、 B_{50} 、 B_{100} 型の気球にも採用されているものである。

もしこの B_{200} 気球に予定より重いペイロードを搭載すると実際の気球形はデザインした形より縦長となり、気球容積は減少することになるが、この値はたかだか数%の程度のものである。逆にペイロードが極端に軽い場合には、気球はデザインした形より以上に横に膨らもうとする結果、もはや横方向の張力はゼロでなくなる。しかしこのオフデザイン効果により生ずる横方向の張力は縦方向張力に比べて小さいので、このために気球が破壊するということはない。

2.4 気球頭部構造

従来、気球頭部は気球上端のポリエチレンフィルムをまとめて粘着テープなどでしばる方法によって処理しているが、総浮力が 300 kg 程度以上になるとフィルムのまとめ方が均一性を欠いた場合に気球本体をいためるおそれが出てくる。そこで B_{200} 気球では異った頭部処理方法を採用することとし、直径 $600\text{ mm}\phi$ のフランジに各ゴアの上端を均一に並べて取りつけることによって頭部を処理することとした。頭部構造をこの様にすると排気弁の取り付けがきわめて容易になり、着脱の作業も従来に比べて著しく能率化されるという利点もある。

この円板を用いる頭部構造は、次に述べる B_{200} の地上テストの際に試みたが、 B_{200} の1号機の場合にはそれを原型としてリングの使用や強度の増強などの改良を加えた。その構



第4図 頭部構造

造は第4図に示した。この図では排気弁を取り付けた状態を示している。フィルムは中空の円環で折り返されて固定部で重ねられて締めつけられる。締めつけ用のネジには $5\text{ mm}\phi$ を使用し、 4 cm 間隔に配置している。またポリエチレンフィルムを損傷させないようにナットは袋ナットとし、さらにポリウレタンで覆ってある。フランジの重量は 4.8 kg で強度としては 100 kg 以上の曲げ応力に耐えることができる。ボルトの締め付けトルクを変えてテストしてみると、 $5\text{ kg}\cdot\text{cm}$ で $45\text{ kg}/\text{cm}$ の張力に対しフィルムのスリップが止まり、ほぼ $40\text{ kg}/\text{cm}$ までしめるとフィルムが座滅を生じはじめる。 $15\text{ kg}/\text{cm}$ に締めた場合に、 $45\text{ kg}/\text{cm}$ の張力に耐え全円周について合計すると張力として 12 ton となる。実際には締付トルクとしてこの値を採用することにした。

実際に頭部にかかる全張力は総浮力に等しいので [4]、張力のかかり方の不均一性を考慮して約 20 倍に安全率をとったことになっている。

2.5 B₂₀₀ 気球地上試験

水モデルテストの結果、B₂₀₀ 気球の皮膜材料として厚さ $20\ \mu$ のポリエチレンフィルムを

第3表 B₂₀₀ モデル気球の諸元

気球	キャップ	フィルム	全長	重量	ロードテープ	パネル枚数
1号機	無	6775 (20 μ)	25.0m	62.0 kg	24本	64枚
2号機	有	6775 M (20 μ)	25.0	108.5	24	64

使用した場合、強度的には十分であることがわかった。しかし今回は総浮力もこれまでの気球と比べて格段に大きくなること、気球頭部構造も上に述べたように新しい方式を採用したこともあって、実際の飛しょうテストの前に一段ステップを置き実物大の気球で強度テストを行なうこととした。また地上テストによって、大型気球の取扱いおよびガス注入の方法、気球の立て方を含めたランチャ方式についても併せて実験的検討を行なう予定にした。

気球にかかる張力は、地上係留時すなわちランチャに取り付けられた状態のときが最も大きいから、地上テスト用気球はランチャ線より上の部分のみを製作すればよいことになる。このテスト用気球は、昭和46年度の国産フィルムで製作したが、水モデルテストに使用した年度のフィルムに比べて、引張試験の結果から性能は同程度のものであることがわかってきた [2]。テスト用気球としては国産の厚さ 20 μ のものと、20 μ のフィルムを2重にしたものを用意した。この2重にしたものは、20 μ のフィルムで強度が十分に得られなかった場合に、キャップ付気球のモデルとして使う予定のものである。このテスト用気球の重量その他は第3表にまとめた。なお頭部円板にはひずみ測定用のストレインゲージが取り付けられている。

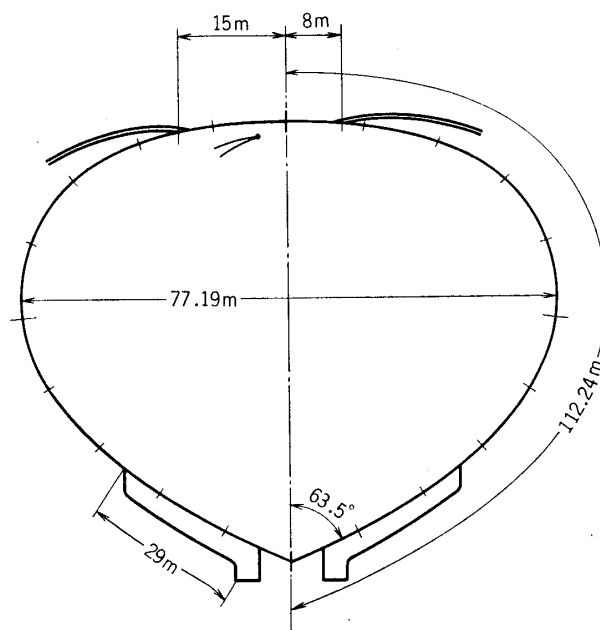
実験は昭和47年2月9日の早朝、晴天、地上風 1~3 m/秒、気温 -8°C という条件のもとに始められた。テスト気球としてはまず1号機を使用した。5時15分より準備作業に入り、ランチャ設置、浮力測定用ロードセル試験、気球のランチャへの取り付け、頭部構造の準備、計測器のチェック等のうち、6時41分よりガス充てんを開始した。約5分後、浮力およそ 80 kg のところで気球を立て、そのまま注入を続けたが6時55分頃より7~8 m/秒に達する突風が吹き出した。強風のため上部注入口からの注入が困難となったため、注入口を下部に切換えて、強風の合い間をぬって断続的に注入を続けた。7時20分頃風はおさまった。その時までのガス充てん量は 270 kg である。以後、気球頭部を検査しながら充てんを進め、8時35分ランチャ浮力 600 kg 注入ガス量 653 kg に到達した。気球はここに到っても正常で、頭部円板にも異常は認められなかった。これにより目標とした浮力まで気球が正常であることが確認されたので第1回目の地上テストを終了した。なお2号機キャップ付気球のテストは、1号機の強度が十分であったため今回は中止することにした。

3. B₂₀₀ 気球の形状および諸元

B₂₀₀ 気球の形状は $\Sigma=0.30$ の自然形で、その形状は第5図に示した。第5表には重量その他の諸元をまとめてあるが、次に2, 3の注釈を加えることにする。

3.1 材料

気球皮膜材料としては、水モデルテストおよび頭部地上テストの結果から強度的に国産フ

第5図 B₂₀₀₋₁号機の形状 ($\Sigma=0.3$)第4表 B₂₀₀₋₁号機諸元

名称	形状	容積	全長	直径	ランチャ線	パネル数
B ₂₀₀₋₁	$\Sigma=0.3$	200,000m ³	112.24m	77.19m	18m	92枚
フィルム		重量		ロードテープ		
名称	厚さ	頭部	全体	本数	強度	重量
S.F.	19 μ	39.2 kg	380.6 kg	48本	100kg/本	5.1gr/m
ガス注入口				頭部構造		
長さ	数	位置		フランジ重量	フランジ径	排気弁
40m	2本	上から 8m および 15m		4.8 kg	600mm ϕ	モータ式
エスケープチューブ					引裂き装置	
排気口面積	ダクト面積	ダクト長さ	数	逆流防止	位置	長さ
9.0m ²	10.0m ²	29m	2個	マグネット方式	上から 3m	6m

フィルムが使用可能である [5]。ただし国産フィルムはまだフィルムの均質度において多少問題が残る。一方ストラトフィルムはこれまで大型気球に広く使われており実際のフライト実績から信頼性の高いものとなっている。なお現在、小型の気球には国産フィルムを使い、B₃₀以上の大型気球にはストラトフィルムを使っている。国産フィルムは引張試験だけでなく実際のフライト実績によって信頼度が上るにつれ、徐々に大型の気球に対しても使用する

方針を取っているが、このような理由で B₂₀₀ 気球に対してはストラトフィルムを使用することにした。

3.2 排気口その他

気球皮膜の歪で不均一部分を形成しているのは、排気口とそのカバーのダクトである。気球の曲線に沿う形のダクトは均一に作ることがむずかしい。このような理由で比較的直線部分の多い気球下部にダクトと排気口をつけてある。

排気口の面積は排気能力に直接関係し、排気時における内圧上昇と関係する。気球皮膜の強度が 200 gr/cm 程度あるので [2] 排気時の内圧上昇および地上モデル試験の結果を参照して排気時における張力増加が 10 gr/cm 以下になるよう排気口の面積 S を決めた。B₂₀₀ では

$$S=9.0 \text{ m}^2$$

とし、一方の排気口が事故で閉じた場合でも十分な安全率をもって排気できるよう排気口は 2 個設けた。

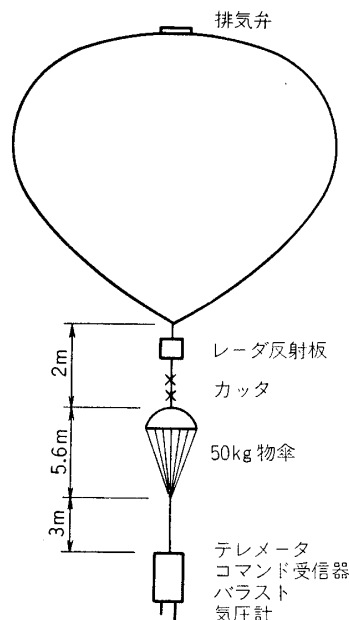
ダクトの面積は S に比較して著しく大きくとった場合には内圧上昇の原因とならないが、水平浮遊中にガスが徐々に漏れて気球高度が少しずつ下る原因となる。このためダクト断面積は必要最少限にしておく必要があり、地上のモデル試験の結果を参照して排気口面積の 1.1 倍を採用した。この値はダクトによる内圧上昇が排気口による内圧上昇の約半分となるように決めたことに対応している。

ガス注入口は頭部より 8 m および 15 m の対称の位置に各 1 個設け、強風時のガス注入を容易にすることおよび均一にガスが充てんされるよう配慮した。

4. 放球結果

昭和 48 年 10 月 21 日、1 号機の飛ばし試験を行なった。特に致達高度の測定に重点がおかれ、精密気圧計、沸点気圧計、測距装置が搭載された。また、ゴンドラ内各部温度の測定のためのサーミスタが組み込まれ、気球コントロール用バラスト、ガス排気弁、コマンド受信器、タイマ、データ送信用のテレメータが搭載された。

気球構成を第 6 図に、各部重量を第 5 表に示した。ここで、二、三説明を加えると、ランチャ線は総浮力を考慮し 2 m 下へずらし 20 m とした。排気弁およびフランジ重量は約 6 kg でランチャ上重量に含まれている。バラストは 64.9 kg 搭載され、バラスト投下後はゴンドラが軽くなるからパラシュートは 50 kg 用のものを使用した。ゴンドラ切離し用のカッタは、パラシュートのすぐ上に取り付けられている。カッタ、バラスト、排気弁の作動はコマンド装置によって行なわれる。なおゴンドラ重量が比較的軽くなっているのは、電源の一部に LiF 電池 [5] を使用したた



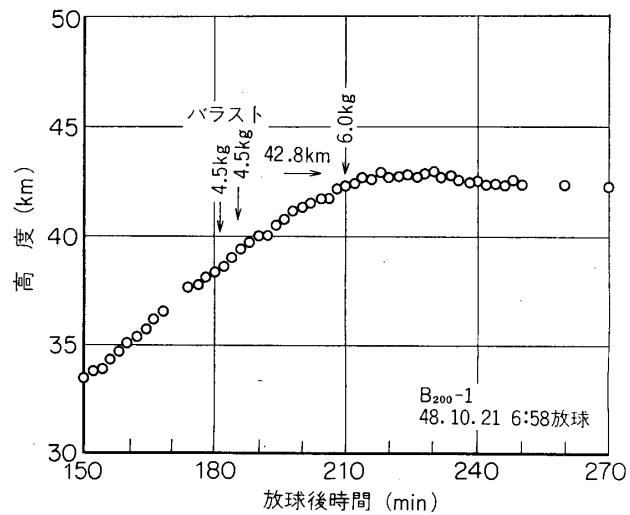
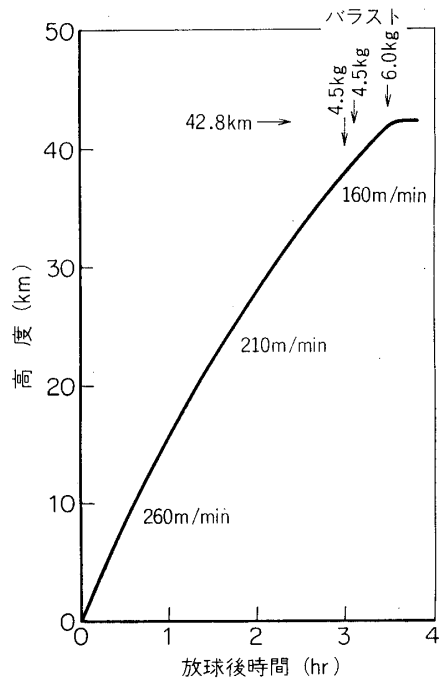
第 6 図 B₂₀₀-1 号機気球構成図

第5表 各部重量

	重量	備考
気球	382.8 kg	排気弁 2.0 kg を含む
ゴンドラ	105.4	バラスト 64.6 kg を含む
物傘	6.7	
合計	494.9	

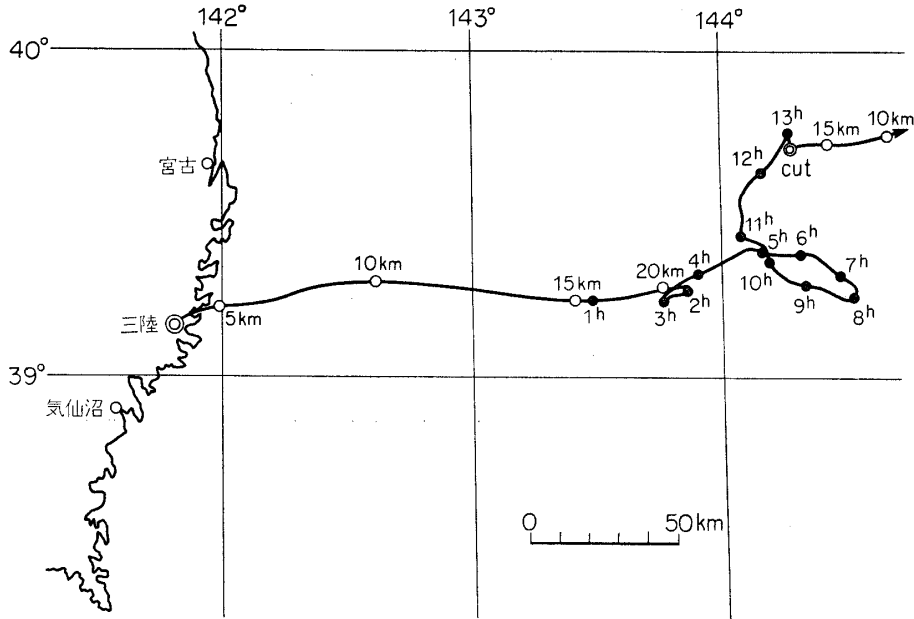
第6表 重量および浮力

	重量および浮力	備考
気球総重量	494.9 kg	ランチャ線 2 m 下に移動
ランチャ上重量	47.2	
ランチャ下重量	335.6	
自由浮力	43.0	
ランチャ浮力	490.7	
総浮力	537.9	



b B₂₀₀-1 測距による高度測定

第7図 a B₂₀₀-1 号機上昇曲線 (昭和48年10月21日 6時58分放球)



第 8 図 B₂₀₀-1 号機航跡図 (昭和 48 年 10 月 21 日 6 時 58 分放球)

めである。

上に述べた気球構成からわかるように、気球総重量は 494.9 kg となった。上昇速度 270 m/分を想定して自由浮力は 43 kg とし、従って第 6 表に示すような重量および浮力のもとで放球することになった。

放球準備は 10 月 21 日の朝、うすぐもり、無風の好条件の下で行なわれた。すべての観測器の動作が正常であることを確かめ、ガスの充てんが開始された。B₂₀₀ の場合、浮力が大きく気球頭部が長くなり、そのままではガス注入が困難となるが、ガス注入に従いローラによって少しずつ気球頭部を延伸する方法を採用し、ガス注入はスムーズに行なわれた。浮力が約 300 kg ついたところで、コマンドにより 15 秒間、排気弁を開いて排気性能を確認した。予定の浮力が付いたところで、浮力の再確認、結線のチェック、受信状態の確認の後、6 時 58 分気球は放球された。

気球は正常に上昇を続け、放球後 220 分に三陸東方海上 170 km の上空高度 42.8 km で水平浮遊状態に入った。測距により得られた上昇カーブを第 7 図に航跡図を第 8 図に示す。上昇速度は初めて 260 m/分であったが、途中やや減速が起りバラストで補償してある。この減速は放球時にロープがからまないように取付けたゴム気球が上昇中に破壊したことおよび気球ガス温の低下によるものである。上昇中の気球ガス温の変化については、これまでかなり定量的に調べてあり [6] B₂₀₀ のような大型気球の場合では、上空でのガス温度の低下がはげしくその結果減速したものと思われる。

到達高度の 42.8 km という値は、日本の気球がこれまでに記録した最高の高度で、気圧に換算すると 2.05 mb となる。これは大気温度を考慮に入れた理論到達高度と完全に一致するもので、気球上昇中にダクトから空気を吸い込んだ形跡はない。

気球はそのまま水平浮遊を続け、日没前後輻射温度の変化による高度変化がみられたが、ガスがリークしている形跡はなく飛しょう状態は正常であった。上空での排気弁のテストを行なった後、放球後816分、20時34分に三陸東方215kmの海上上空で、ゴンドラを指令電波により気球から切離し、実験を終了した。なお気球本体も引裂装置により破壊し、海上に降下させた。

5. ま と め

気球はロケットに比べて長時間、人工衛星に比べて簡単に実験ができ、また観測器を回収できるという利点がある。気球による宇宙科学観測が多様化かつ精密化するにつれ、より高々度でより長時間の観測をしたいという要求はますます増えるものと思われる。戦後大型プラスチック気球の出現により、高々度での科学観測が可能となったのであるが、このB₂₀₀の成功によりわが国においても、約100kgのペイロードの場合、高度40km以上気圧にして2mbでの観測の道が開けたわけである。

より長時間の観測という面では、別稿[7]に述べられているプーマラン気球という気球コントロール技術が実用段階に入った。これは上層における風向、風速の変化のパターンをたくみに利用し、気球をテレメータの受信限界内に長時間とどめておこうとするものである。B₂₀₀気球による高々度観測と組み合わせることにより、気球の有効性をより高めるものと考えられる。

気球は原理的に大気の外へ出ることはできないが、B₂₀₀気球により数100kgの観測器をほぼ大気の頂上まで持ち上げることを可能とした。気球が大気圏内の観測にも使用されることは言うまでもないが、大型気球により宇宙から飛来するさまざまな放射線、宇宙線を厚い大気にさえぎられることなく、実際上生の形で観測できるのである。

このB₂₀₀気球の完成と開発研究を基礎とし、さらに大型のB₅₀₀、B₁₀₀₀気球の完成に努力したいと考えている。

B₂₀₀気球の開発にあたっては、気球材料の面で、河田教授、生研の岡本氏はじめ宇宙研材料部の方々、気球製作の面で、藤倉航装の方々、研究の遂行の面で多くの方々にお世話になったことを深く感謝する。

1974年2月28日新設部(工学)

参 考 文 献

- [1] 花房 実, 秋元春雄, 大野勝男, 西村 純, 河村竜馬: 東大宇宙航空研究所報告, 7, 1 (C), (1971) 305.
- [2] 数多くあるが新しいものではたとえば
河田幸三, 橋本彰三, 本堂 明: 東大宇宙航空研究所報告, 9, 1 (B), (1973) 138.
岡本 智: 東大宇宙航空研究所報告, 9, 1 (B), (1973) 142.
- [3] 西村 純, 太田茂雄: 東大宇宙航空研究所報告, 3, 2 (B), (1967) 379.
- [4] 荻田直史: 東大宇宙航空研究所報告, 2, 1 (C), (1966) 403.
- [5] 太田茂雄, 大塚 豊: 東大宇宙航空研究所報告, 10 (1974).
- [6] 西村 純, 藤井正美, 山上隆正: 東大宇宙航空研究所報告, 9, 1 (B), (1973) 167.
- [7] 西村 純ほか: 東大宇宙航空研究所報告, 10 (1974).