

超薄型高高度気球の開発 (BT1-3)

斎藤 芳隆¹・太田 茂雄¹・鳥海 道彦¹・並木 道義¹
松坂 幸彦¹・山上 隆正¹・横田 力男¹・市村 晃司²
小林 勉³・野沢 聡⁴・松島 清穂⁴

Development of a High Altitude Balloon Made of Super Thin Polyethylene Film (BT1-3)

By

Yoshitaka SAITO¹, Shigeo OHTA¹, Michihiko TORIUMI¹, Michiyoshi NAMIKI¹,
Yukihiko MATSUZAKA¹, Takamasa YAMAGAMI¹, Rikio YOKOTA¹, Koji ICHIMURA²,
Tsutomu KOBAYASHI³, Satoshi NOZAWA⁴ and Kiyoho MATSUSHIMA⁴

Abstract: The ISAS balloon group has been engaged in the development of a high altitude balloon. We have just succeeded in developing a new thin film with thickness of $3.4\mu\text{m}$ and confirmed that the film is able to be heat-sealed with protection tapes covering both side without losing any original strength against tension. We have also decreased the weight of the protection tape by 1/4. Using the super thin film with the protection tape, we made a balloon with a volume of $1,000\text{m}^3$. The balloon was launched on Sep. 1, 1999 and reached a highest altitude of 37.1 km successfully. This experiment is epoch making for the development of large plastic balloons with super thin films.

概 要

宇宙科学研究所気球工学部門では、10 kg 程度の観測器をより高高度に到達させる気球を開発している。今回、メタロセンを触媒としたポリエチレンフィルムが気球用フィルムとして適していることを見出し、これを用いて従来の半分近い厚みである $3.4\mu\text{m}$ 厚のフィルムを製作することに成功した。さらに、このフィルムはフィルム自体の強度で熱接着ができることを確認した。また、熱接着部に入れる補強テープの重量も 1/4 程度に削減することに成功した。このフィルムとテープを用いて体積 $1,000\text{m}^3$ の気球を製作し、1999 年 9 月 1 日に飛翔性能試験を行った。気球は正常に上昇し、最大到達高度 37 km に到達した。この実験は、大型の超薄型プラスチック気球開発の目処をつけたという点で非常に画期的なものであった。

重要語: 科学観測用気球, 高高度気球, 超薄型ポリエチレンフィルム

¹宇宙科学研究所, ²宇部興産, ³柴田屋加工紙, ⁴藤倉航装

1. はじめに

気球を高高度まで飛翔させるためには、気球本体の重量を軽くすることが重要である。宇宙科学研究所気球工学部門では、1991年から、薄いフィルムを用いた高高度気球の開発を本格的に開始した。気球用フィルム接着装置の開発、軽量搭載機器の開発、放球方法の開発を行いつつ、順次、気球の大型化を進めていった。この集合体として、1997年にはウインゼン社製の5.8 μm 厚のフィルムを用いて、体積120,000 m^3 の気球を藤倉航装株式会社と共同開発し、高度50.2kmに到達させることに成功している[1]。また、開発された気球はオゾンの観測を始めとする高高度の大気観測において活用され、成果をあげはじめている（たとえば、[2]）。

われわれは、この結果をふまえ、より高高度を目指すために、次のような目標をかかげた。

- フィルム自体の厚みをより薄くすること。
- 接着保護テープを軽くすること。

われわれは、この目標を達成し、1999年9月に、体積1,000 m^3 の小型気球を飛翔させることに成功した。本論文では、その開発の過程およびその飛翔性能について報告する。

2. 超薄型気球の開発

2.1 超薄型フィルムの開発

気球に用いられているポリエチレンフィルムはインフレーション法によって作られている。これは、円形に空いた細いスリットダイスからあらかじめ溶融させた樹脂（レジン）を円筒形に押し出した後、フィルムの内側に空気を送り込んで膨らませることでフィルムを製作する方法である。この他にもフィルムの製作方法はTダイ法などが知られているが、厚みが極めて薄く、大面積のフィルムを低コストで製作するにはインフレーション法がいまのところ唯一の方法である。

フィルムを薄くするためには、1. スリットの幅を細くする、2. フィルムを引き出す速度を早くする、3. フィルムを大きく膨らませる、といった方法が考えられる。従来のレジンでは、スリットを細くすると限られた圧力ではレジンを押し出すことができず、また、レジンの性質として大きく伸ばすことができない、という問題点があった。そこでまず、適当なレジンを探すことから始めた。

われわれは、最近発見されたメタロセン触媒によって作られたポリエチレンに着目した。従来、ポリエチレンを製作する際にはチグラ触媒が使われていた。しかし、得られるポリエチレンの分子量分布が広く、枝分れも多いため、フィルムの強度に大きく影響する分子の配向制御が難しく、薄膜化に限界があった。ところが、メタロセン触媒の場合、この欠点が改善され分子量分布はコントロールしやすい。われわれも、これに注目し、宇部興産と協力して薄いフィルムの開発を始めた。

最初に、宇部興産にて試験的に5 μm 厚フィルムを製作した。宇部興産はUBEスーパーポリエチレン UMERIT (UBE Metallocene Resin with Innovated Technology) とよばれる、メタロセン触媒を用いたポリエチレンを開発している。これをベースとしてHDPE（高密度ポリエチレン）などをブレンドした材料で薄いフィルムを作ったところ、5 μm 厚のフィルムを製作することができた。早速それらのフィルムを評価するために引っ張り試験を行った。引っ張り試験は、フィルムをダンベル型（細い部分が5mm \times 25mm）に切抜き、100mm/minの速度で引っ張った。試験器は、簡便な恒温槽に入っており、25 $^{\circ}\text{C}$ 程度の室温に加えて、-100 $^{\circ}\text{C}$ 程度までの低温での測定を行うことができる。

表1にブレンド比と引っ張り強度、伸びを示す。表中の2525Fおよび1520Fは宇部興産のメタロセン触媒を用いて作られたLLDPE（直鎖状低密度ポリエチレン）である。1520Fの密度0.913 g/cm^3 に対して、2525Fの密度は0.926 g/cm^3 と少々大きめである。

これらの結果をみると、どのブレンドも低温で十分な伸びと強度を持っており、そのままの性質を保つならば、

表 1 5 μm 厚のポリエチレンフィルムの引っ張り試験結果

| 材料組成 | MD | | TD | |
|---------------------|----------------------------|--------------|----------------------------|----------------|
| | 破断強度 (kg/cm ²) | 破断伸び (%) | 破断強度 (kg/cm ²) | 破断伸び (%) |
| -40 °C | | | | |
| 2525F 100% | 1300 \pm 100 | 360 \pm 30 | 630 \pm 30 | 270 \pm 90 |
| 2525F 50%/1520F 50% | 940 \pm 20 | 300 \pm 20 | 650 \pm 30 | 540 \pm 20 |
| 1520F 70%/HDPE1 30% | 1400 \pm 50 | 230 \pm 20 | 870 \pm 100 | 430 \pm 170 |
| 1520F 70%/HDPE2 30% | 1200 \pm 40 | 250 \pm 20 | 710 \pm 90 | 590 \pm 40 |
| 25 °C | | | | |
| 2525F 100% | 390 \pm 20 | 500 \pm 20 | 260 \pm 10 | 760 \pm 30 |
| 2525F 50%/1520F 50% | 350 \pm 20 | 500 \pm 30 | 280 \pm 20 | 1040 \pm 50 |
| 1520F 70%/HDPE1 30% | 520 \pm 30 | 390 \pm 30 | 280 \pm 20 | 880 \pm 20 |
| 1520F 70%/HDPE2 30% | 360 \pm 30 | 390 \pm 30 | 310 \pm 30 | 1000 \pm 100 |

薄いフィルムにしても気球に用いるのに問題がないと思われる。宇部興産の実験室では折り径¹の小さいフィルムしか製造できず、実際の気球に用いるフィルムとはなりえない。したがって、これ以上の薄さに挑戦するのは実験室ではなく、フィルムメーカーで実地に開発を行った。

その結果、2525F/1520F の組み合わせの場合に最も薄いフィルムができ、3.4 μm の厚みのものまで製造できることがわかった。振り返ってみると、2525F/1520F の組み合わせは上記の組み合わせの中で引っ張った時の伸びが最もよいフィルムである。フィルムの厚みは引っ張り速度を早くすることによって薄くしている。ダイスのスリット幅は 2.5 mm, Blow Up Ratio² は 1.75 である。ここで、厚みの測定は、マイクロメーターでは感度が足りないため、重量を測ることによって求めている。フィルムを巻き取るときに滑りをよくするために、アンチブロッキング剤、スリップ剤として、三井化学の添加剤マスターバッチ, AB10, および, SQ3 を 2 phr ずつ添加した。

この 3.4 μm 厚フィルムの強度、および伸びの温度依存性を測定した。その結果 -80 °C において TD 伸びが 40 % と小さくなっており、上空で -60 °C の低温域にさらされる気球用フィルムとして用いた場合に問題であることがわかった。低温における伸びの悪化は、アンチブロッキング剤として混ぜた無機物が析出しフィルムに弱い部分ができていたことの影響もある可能性があった。

この問題点を解決するため、アンチブロッキング剤を混ぜないフィルムの開発を行った。試行錯誤の末、AB10,

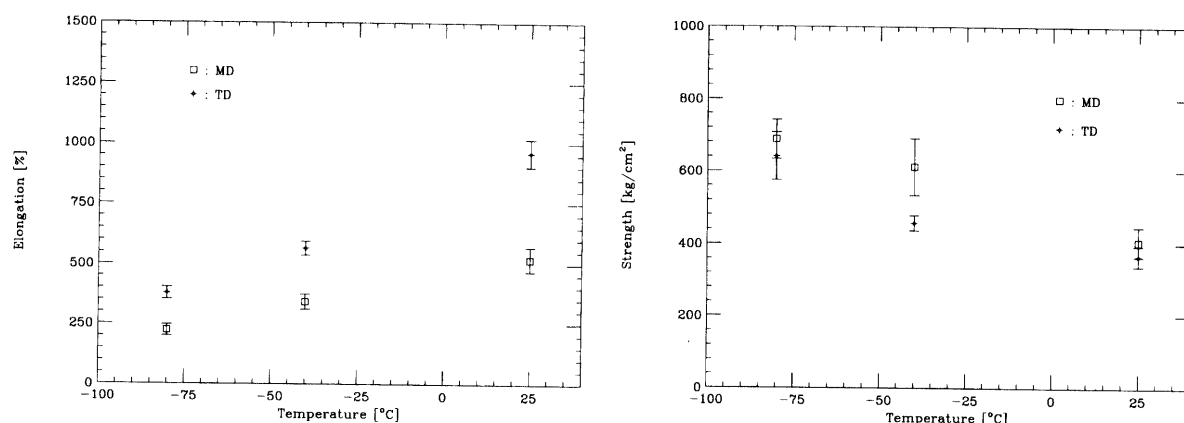


図 1 2525F/1520F フィルムの最大伸びと最大強度の温度依存性

¹ 円筒形のフィルムを折り畳んだ時の横幅。

² ダイスから引き上げた状態から、空気を送り込んで膨張させたときの引き上げ方向 (MD: Machine Direction) の膨張率を円周方向 (TD: Traverse Direction) の膨張率で割った値。

表2 厚み 3.4 μm の 2525F/1520F フィルムの引っ張り試験結果

| 温度 | MD | | TD | |
|------------------------|----------------------------------|--------------|----------------------------------|--------------|
| | 破断強度 (kg/cm^2) | 破断伸び (%) | 破断強度 (kg/cm^2) | 破断伸び (%) |
| 25 $^{\circ}\text{C}$ | 410 \pm 40 | 520 \pm 50 | 370 \pm 30 | 960 \pm 60 |
| -40 $^{\circ}\text{C}$ | 610 \pm 80 | 340 \pm 30 | 460 \pm 20 | 570 \pm 30 |
| -80 $^{\circ}\text{C}$ | 690 \pm 50 | 220 \pm 20 | 640 \pm 70 | 380 \pm 30 |

および, SQ3 に変えて UMERIT をベースポリマーとした無機物を含まない添加剤マスターバッチを用いることによって, 無機物が析出しないという条件とフィルム製作を両立させることができた (図1, 表2).

3. 気球製作

このフィルムを用いて, 藤倉航装と協力して気球を製作した. 気球を製作するためには, フィルム同士の接着方法, および, 気球の頭部の処理方法を確立する必要がある. また, あわせて気球破壊機構の改良も行った.

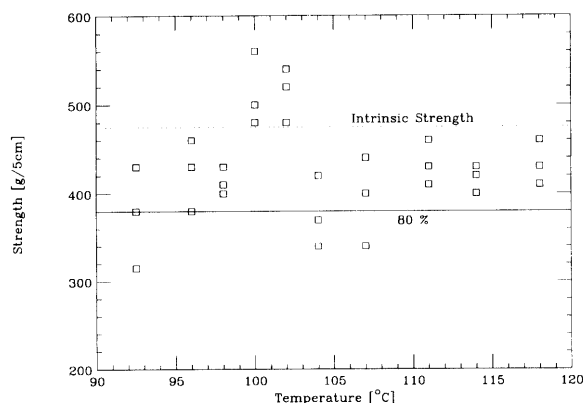
3.1 フィルムの接着

厚さ 3.4 μm のフィルムを用いて実際に気球を製作する場合, フィルム同士を十分な強度で接着する必要がある. 開発されたメタロセン触媒を用いたポリエチレンを, 従来用いていたフィルムと比較すると, 厚みが薄い上, 低い温度で溶融するため, 熱接着の温度, およびその時に加える圧力の調節が必要となる.

実際の気球を製作する場合は, 縦方向の力に耐えるようにロードテープという補強材を, 張り合わせるフィルムの両側に入れて熱接着を行っている. しかし, この補強材の重量も超軽量気球を製作する上では問題となってくる. そのため, 従来使用していた幅 5 cm, 厚さ 20 μm の補強材にかわって, 幅 2 cm, 厚さ 14 μm のハイエルテープを開発し使用した. これにより, 従来の補強材重量に比べて, 接着線の長さあたりの重量でほぼ 1/4 の重量に軽減することができる.

まず, 宇宙科学研究所において予備的な熱接着実験を行った. 熱接着器で補強用テープではさみながら 3.4 μm のフィルムをフィンシームで接着してみたところ, ほぼフィルム自体の強度まで達成できることがわかった. 最適温度は 111 $^{\circ}\text{C}$ であった.

次に藤倉航装にて, 実際に気球を製作する際に用いている熱接着器の条件を最適化した. 溶接圧力を 2 kg/cm^2 に固定し, 実際の気球を作るのと同様な補強材を使用した場合において接着溶接温度を変化させ最適な溶接温度を探した. 溶接強度の温度依存性を図2に示す. 図中の, 実線はフィルム単体の 80 % の強度を示している. この図より, 溶接圧力 2 kg/cm^2 では溶接温度 96 $^{\circ}\text{C}$ から 118 $^{\circ}\text{C}$ の範囲において, 溶接強度がフィルム単体強度の 80 %

図2 溶接圧力 2 kg/cm^2 における接着強度の温度依存性

以上の強度で熱接着できることがわかる。

また、この溶接条件で熱接着した場合のガス漏れ試験も行った。試験方法は、上記の溶接条件で製作した直径40 cm、長さ2 mのシリンダー気球中に空気とアンモニアガスを注入し、溶接部分からのガス漏れをフェノールフタレン溶液を用いて検出した。その結果、溶接温度を114℃以上とした場合には、接着部から顕著なガス漏れが発生することがわかった。また、内部圧力を高めて気球を割り、破壊される場所が溶接部分に集中するかの試験（パンク割り試験）も同時に行った。その結果、気球の破壊は図2から予想されたようにフィルム本体から起きており、接着が良好に行われていることが確かめられた。

以上の試験結果より、気球製作は溶接圧力2 kg/cm²で溶接温度98℃から103℃の範囲で行うことにした。

3.2 気球頭部加工

薄型高高度気球は、気球頭部にヘリウムガスの注入口を持った構造になっている。気球頭部は図3に示すような外観をしており、図4に示した直径890 mm、長さ508 mmの高強塩化ビニル製パイプに、気球頭部パネルと筒状のガス注入用フィルム（直径900 mm、厚さ50 μm）を束ねた上で保護用フィルムを巻き（図5）、その上をホースバンド（ジュビリー金具）で締め付ける構造になっている。このジュビリー金具の締め付けトルクは従来どおり30 kgf・cmとした。しかし、今回、開発を行った超薄型ポリエチレンフィルムは厚さが3.4 μmと大変薄く、この締め付けトルクで締め付けると、フィルム自身が挫滅状態になりガス漏れを起こすことが試作試験で判明した。そのため、締め付け部分にあたる気球頭部の上部から30 cmの部分だけは19 μm厚のストラトフィルムを溶接して補強している（図5）。この構造をとることによって、気球頭部からのガス漏れは完全に抑えることができてい

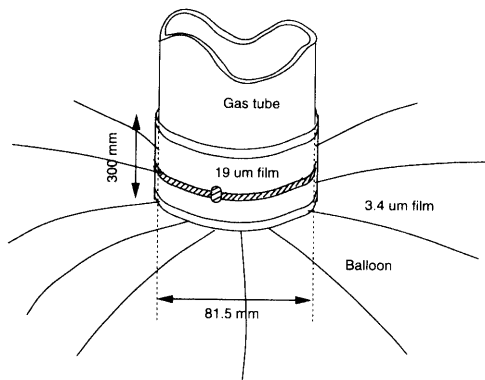


図3 気球頭部の概観図
インターナルチューブにフィルムを巻きつけ、それをジュビリー金具で締め付ける構造となっている。

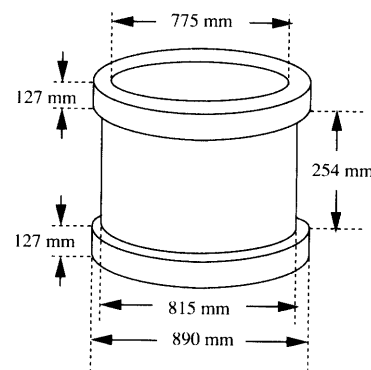


図4 高強塩化ビニル製インターナルチューブ

3.3 引き裂き弁の加工

観測終了後には航空機の安全のために、気球を破壊し、速やかに海上に緩降下させることが義務づけられている。そのため、気球上部に破壊するための引き裂き弁が取り付けられている。この引き裂き弁は、地上からの指令電波で観測器と気球とを切り離しを行った際、降下する観測器の自重で引き裂き紐を引っ張り、引き裂き弁を動作させ気球の上部の一枚のパネルを引き裂く構造になっている。しかし、観測器の重量が軽量になると、引き裂き弁が正常に動作しなくなる恐れがある。特に、薄型高高度気球を用いた科学観測として行っているオゾン観測では観測器の自重が1 kg程度と大変軽い。これまでは、ダミーウエイトを載せることによって対処してきたが、今回、ペイロードが軽量であっても引き裂くことができるよう引き裂き弁の改良を行った。

今回製作した引き裂き機構を図6に示した。この機構は、従来の引き裂き機構に加えて、引き裂き用テープ先端部分の両側にガイドテープが張り付けられており、フィルムの伸びによる張力の分散をさける機構になっている。

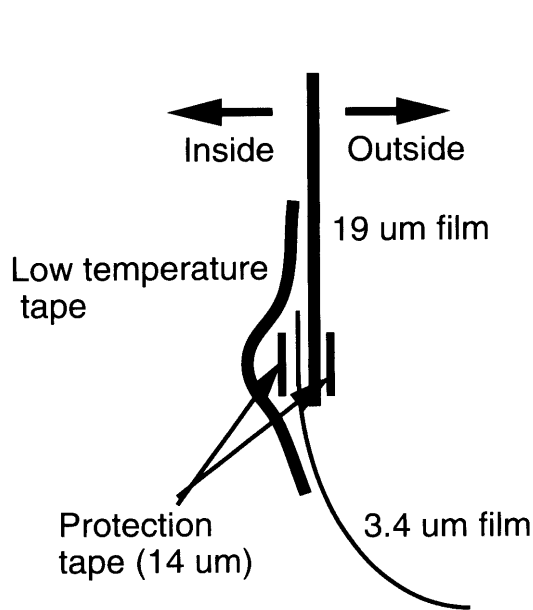


図5 気球頭部の保護
3.4 μm 厚フィルムのままだと挫滅を起こすため、19 μm 厚のストラトフィルムを溶接し補強した。

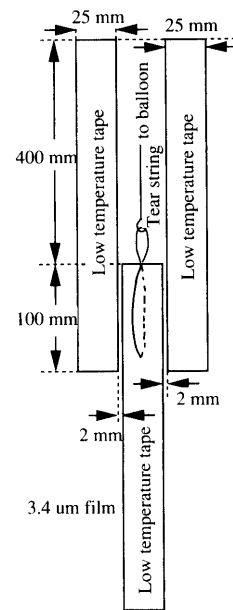


図6 気球引き裂き弁の構造

る。試作試験の結果、0.4～0.5 kgf の張力で完全に引き裂きが始まり、気球を破壊できることがわかり、本気球よりこの機構を取り入れることにした。

以上の様に、新しく開発に成功した3.4 μm の超薄型フィルムを用いて気球を製作するために、フィルムの接着方法、気球頭部の処理方法、および、引き裂き機構の開発および地上試験を行った。これらの結果を踏まえ、世界で初めての超薄型高高度気球を製作することができた。今回製作した気球の諸元を表3に示した。この気球重量は従来の5.8 μm 厚フィルムを用いた場合の半分である。

表3 気球諸元

| | |
|----------|-------------------|
| 名称 | BT'1-1 |
| 製造年月 | 平成11年8月 |
| 気球メーカー | 藤倉航装株式会社 |
| フィルム名称 | ユメリット極薄フィルム |
| フィルム厚み | 3.4 μm |
| フィルムメーカー | 柴田屋加工紙株式会社 |
| パネル数 | 28 |
| 直径 | 13.4 m |
| 全長 | 19.4 m |
| ガス注入口 | 10 m \times 1本 |
| 重量 | 2.64 kg |
| ロンチャー線 | 5 m |
| 引き裂き | あり |
| 吊り手 | セルブ方式 |

a) 頭部0.3 mの締め付け部分のみウインゼン社製の19 μm 厚のStrato Filmを溶接した。

4. 気 球 実 験

4.1 飛翔試験

この気球を用いて 1999 年 9 月 1 日に BT1-3 という名前で飛翔性能試験を行った。気球の飛翔構成を図 7 に記した。コマンドは簡易 PCM コマンド [3] を用い、1 ch を気球破壊に割り当てた。気球の飛翔状況がわかるよう、ITV で気球を常時観測した。測距用の送信器、および、カラー画像伝送用の送信器には、今回、三協無線 (株) と共同開発した、小型、軽量、低消費電力の送信器を気球実験ではじめて用いた (性能については補遺 A 参照)。

気球は 1998 年度に新築された新組立室 (幅 11.7 m, 奥行 9.3 m, 高さ 13.4 m) 内でガス注入を行った。当日は、平均風速 6 m/s, 瞬間最大風速 8 m/s と大変風の強い日であったが、幸いなことに山風であったため、指令棟、および、新組立室の近くであれば放球可能と判断し、実験を行った。風が弱くなる合い間をついて午前 7 時 2 分にダイナミックローチング法で放球された。フィルムが薄いため取り扱いが心配されたが、問題なく放球までの作業を行うことができた。地上風が強かったため、しばらくの間風にもまれながら上昇していったが、地上から 500 m ほど上昇した時点で安定し、正常に上昇をはじめた。

気球の上昇曲線を図 8 に、航跡図を図 9 に示す。従来の薄型高高度気球と同様に、気球の上昇速度は当初 200 m/min と遅めであったが徐々に加速し、最高高度に到達するころには 330 m/min をこえていた。気球は高度が低いうちはいびつな形をしていたものの、高度 34 km に達するころから円形に近付き、高度 36 km 付近からはフィルムに張力がかかった様子が搭載 ITV で写しだされた。午前 9 時 37 分に最高高度 36.9 km に達した後、気球は破裂した。図 10 に気球が破裂する様子を示す。気球が満膨張になった後、尾部の一点から破壊した様子が見てとれる。非常に小さなフィッシュアイから破壊が始まり、三方向に亀裂が走って破壊されたようである。

気球破壊時をより詳細に眺めてみる。測距データは 1 分に一回の割合で行われており、最高高度を記録しているのは 9 時 37 分 21 秒の時点である。また、搭載していた ITV カメラ画像から、気球が破壊した時間は 9 時 38 分

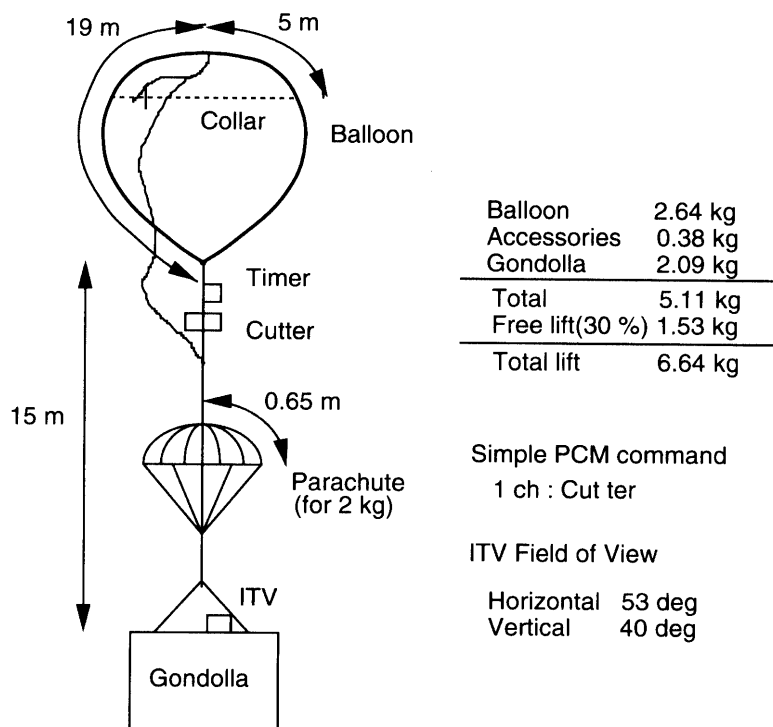


図 7 BT1-3 気球の飛翔構成

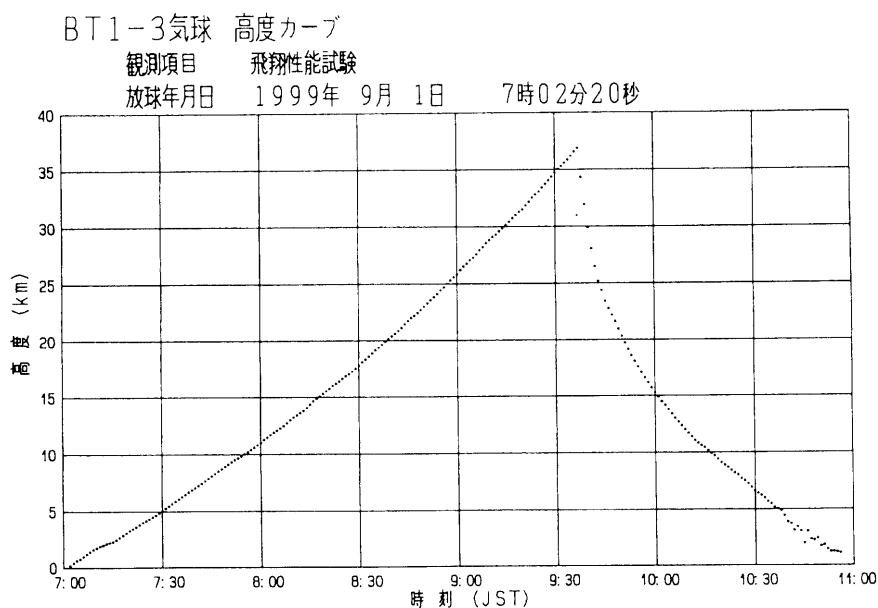


図8 BT1-3 気球の高度曲線

BT1-3 航跡図

観測項目 飛翔性能試験

放球日時 1999年 9月 1日 7時02分20秒

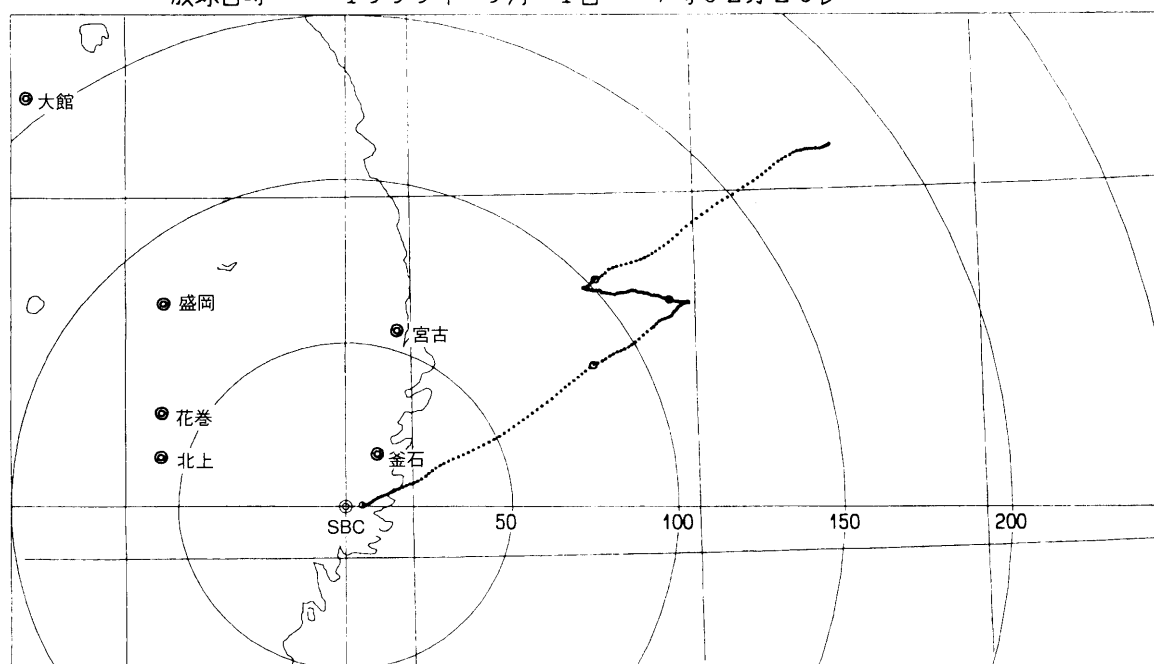


図9 BT1-3 気球の航跡

14秒であることがわかった。したがって、測距で最高高度を記録した後、53秒間気球は上昇していたと考えられる。最高高度を記録する直前の3分間の気球の平均上昇速度は340 m/minである。したがって、気球の最高到達高度は、測距で得られた値よりも200～300 m程度高く、37.1～37.2 kmであったと考えられる。

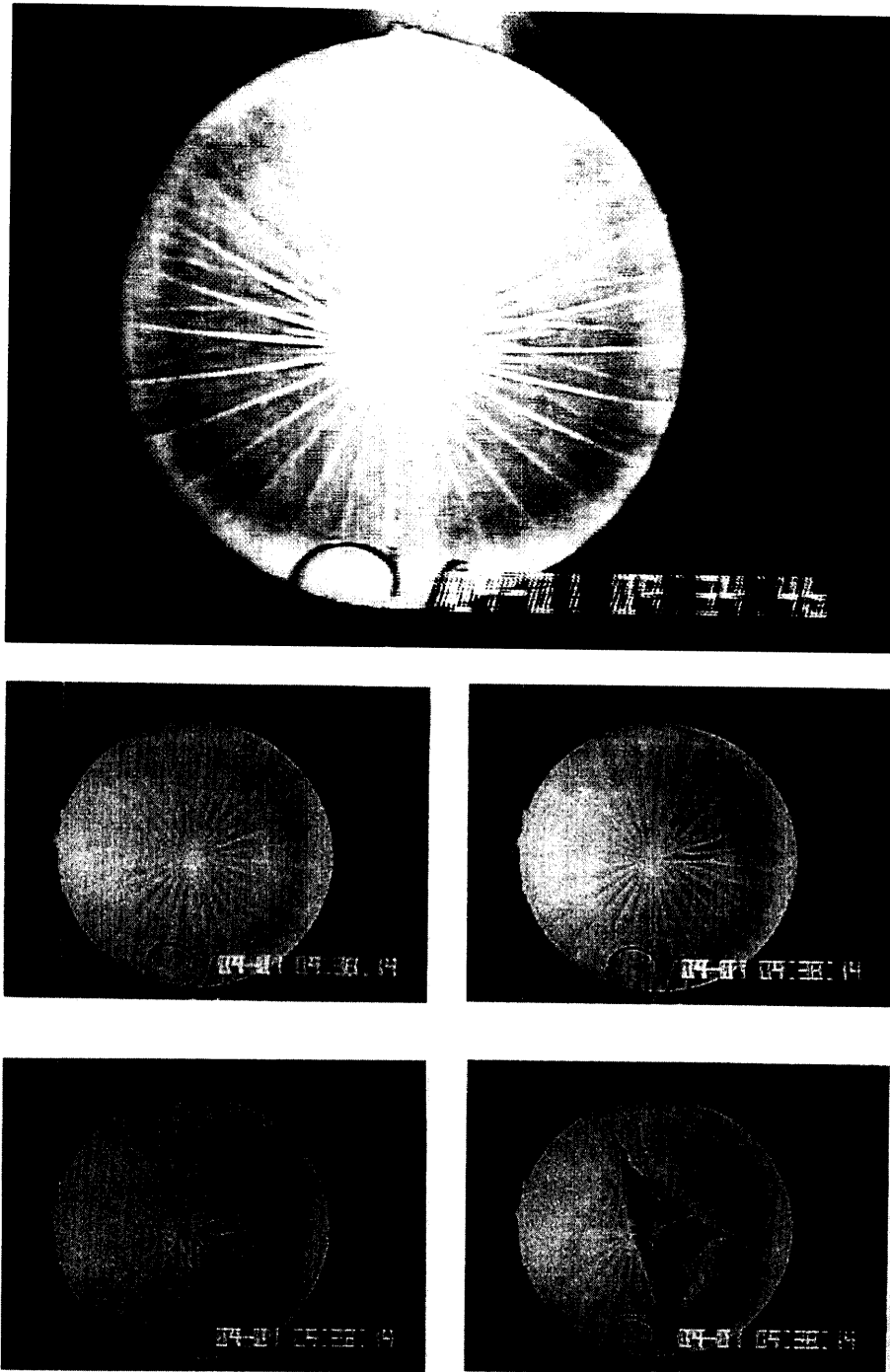


図10 ITVカメラによって得られた、BT1-3気球の破壊の様子

4.2 到達予想高度との比較

この気球の到達高度を予測してみる。この気球の場合、排気口を持たない気球であるため、放球時につめらていたヘリウムが気球体積を越えた時点で圧力がかかり、気球が破壊するはずである。到達高度の排気口を持つ気球、スーパープレッシャー気球との比較を補遺Bに載せた。

式(9)に対して、 $W = 5.11 \text{ kg}$ 、 $M = 1.063 \text{ kg}$ (式(22)より)、 $V = 1,000 \text{ m}^3$ 、を代入し、 T_{hel} を外気温よりも

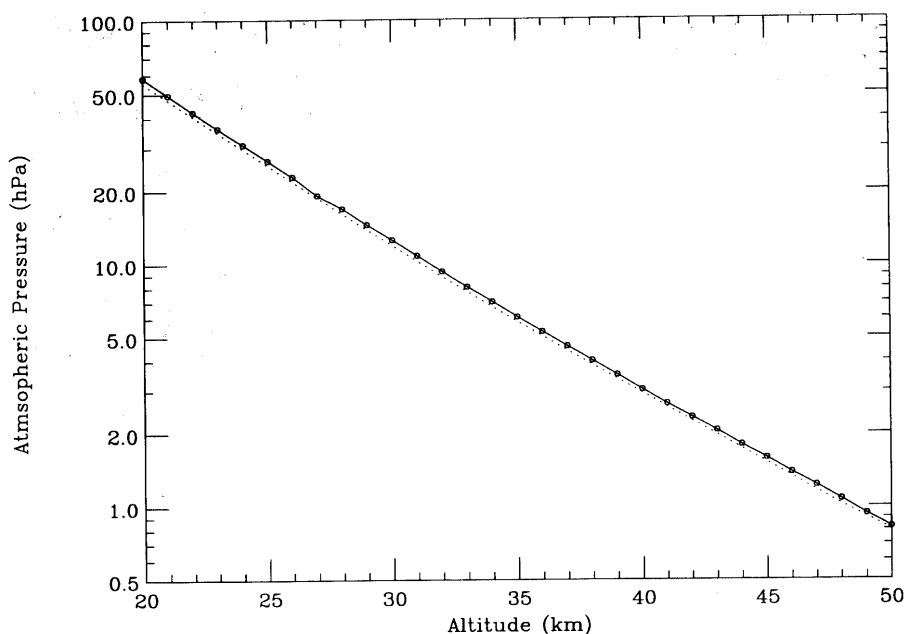


図11 放球当日（1999年9月1日）に綾里から打ち上げられたロケットによる気圧と高度の関係（丸、および実線）とUS Standard 1976モデル（点線）

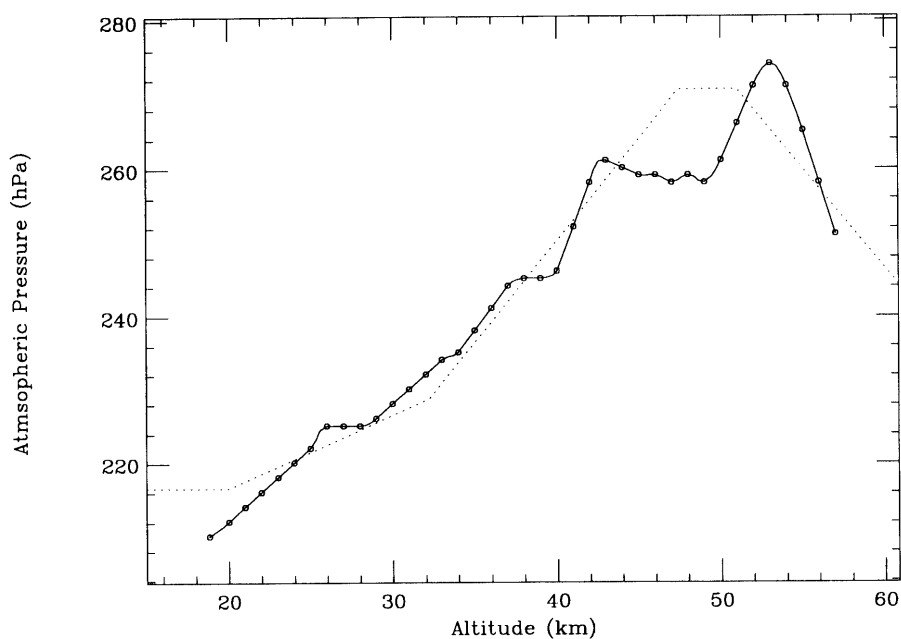


図12 放球当日（1999年9月1日）に綾里から打ち上げられたロケットによる温度と高度の関係（丸、および実線）とUS Standard 1976モデル（点線）

10℃低いとして到達高度を求めてみると $5.02 \text{ hPa} = 36.4 \text{ km}$ となる。ヘリウム温度の不定性が10℃程度あるため、気圧値にして4%程度の誤差がある。この計算では、大気気圧、温度の高度分布として、放球当日（1999年9月1日）に綾里から打ち上げられたロケットによるデータ（図11, 12）を用いた。ITVの観測からも、36 kmを過ぎた付近から満膨張に達している様子が観測されており、この結果を裏づけている。その後、気球フィルム

に圧力がかかり、多少フィルムは伸びながら、 $37.1 \text{ km} = 4.53 \text{ hPa}$ にまで達したのであろう。なお、この高度はフィルムが伸びずにスーパープレッシャー気球になる高度、 $37.5 \text{ km} = 4.26 \text{ hPa}$ にはおよんでいない。

この気球は満膨張に達した後、 0.49 hPa の圧力まで耐えた後に破壊した。気球が球形であると近似して気球フィルムにかかった張力を求めると、 150 g/cm となる。これに対して、気球フィルムの一軸の引っ張り強度は -40°C において MD が 170 g/cm 、TD が 80 g/cm であり、同程度の力がかかって破壊したことになる。接着保護テープによって実際の曲率半径が小さくなっていたことと、接着部やフィルム自体の弱い部分があることがちょうどキャンセルする程度あったと言え、接着は十分な強度が出ていたことがわかる。

5. お わ り に

われわれは、メタロセン触媒を用いたポリエチレンによって $3.4 \mu\text{m}$ 厚の超薄型気球用フィルムを国産で開発することに成功した。また、このフィルムは $14 \mu\text{m}$ 厚の保護テープで両側から挟むことによってフィルムの強度を保ちつつ、接着できることを確かめた。 $1,000 \text{ m}^3$ の気球を製作したところ、この気球重量は従来の半分に押えることができ、高度 37.1 km まで到達させることができた。

本実験の成功は、国産フィルムによる大型の薄型ポリエチレン気球開発の目処がたったという点で画期的なものであった。今後、順次、気球の大型化を行い、より高高度を目指して行く予定である。

今後、大型の気球を製作するためにはフィルムをさらに改良する必要もある。ポリエチレン分子の配向の状態を調べるために、本実験で用いたフィルムを 110°C 程度に熱したグリセリンにつけ、縦横の方向の縮み方を調べた。その結果、MD 方向が 30 % にまで縮むのに対して、TD 方向は 80 % 程度しか縮まず、縦横が均一でないことがわかっている。これは、引っ張り速度を速くすることによって薄くしているため、MD 方向に大きく伸ばして製造されているためであろうと思われる。これを改善するには、ダイスのフィルムが出てくる隙間を狭くするか、インフレーションさせるときの「首」の部分を長くしてやる必要が考えられる。ダイスの隙間を狭くするには、レジンを押し出してやる力をより強くすることが必要である。また、現在のレジンは melt tension が小さく、ほとんど首をつくらずにインフレーションしてしまうため、melt tension の大きい材料に改良する必要もあると考えている。ちなみに、現在、高高度気球に用いている $5.8 \mu\text{m}$ の SF フィルムもほぼ同様に縦横比は異なっている。

謝 辞

フィルムの性能評価は、学術情報センターの上岡英史氏、神奈川大学工学部経営工学北岡研の古川朋子さん、池田美穂さん、鈴木万伊子さん、三浦 学氏、山上研秘書の岩下朗子さんと共に行いました。また、山形工科アカデミーの西村 純先生にはフィルムの開発の段階から重要な助言を数々いただきました。この場を借りてお礼申し上げます。

参 考 文 献

- [1] 松坂幸彦, 他, 宇宙科学研究所報告特集第 37 号, 1, 1996.
- [2] 竹川暢之, 岩上直幹, 岡林昌宏, 宇宙科学研究所報告特集第 39 号, 45, 1999.
- [3] 松坂幸彦, 太田茂雄, 山上隆正, 宇宙科学研究所報告特集第 33 号, 19, 1996.

補 遺

A 小型軽量 FM 送信器の開発

気球を高高度に到達させるためには、搭載機器を軽量化することも重要である。宇宙科学研究所では、これまでに軽いバラスト弁、PCM エンコーダー、コマンド受信器の開発を行ってきた。今回、三協無線（株）と共同して小型軽量の FM 送信器、および、FM-TV 送信器を開発した。従来のものと比較すると、小型、軽量、低消費電力を実現しており、今後、高高度気球の標準搭載機器として用いる予定である。

A.1 1680 MHz 帯 FM 送信器

気球の標準的なデータ伝送を行うために 300 Hz から 50 kHz の変調周波数帯域をもつ 1680 MHz 帯の FM 送信器を開発した。気球で用いてきた、三つの周波数、1672、1680、1687 MHz の発振周波数をジャンパー線の変更によって簡単に切替えることができる。外観図を図 13 に示し、仕様を表 4 にまとめた。

図 14 に回路のブロック図を示す。発振部に Phase Lock Loop 制御の発振器を用いて通倍器を用いることなく直接 1680 MHz を発振していることにより、低消費電力、軽量を実現している。また、電力増幅部には電力利得が

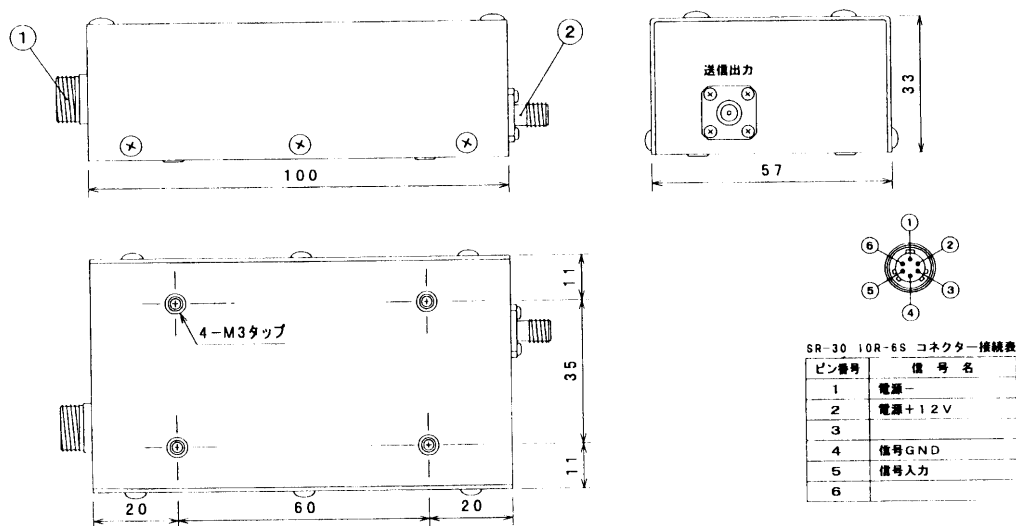


図 13 1680 MHz 帯 FM 送信器

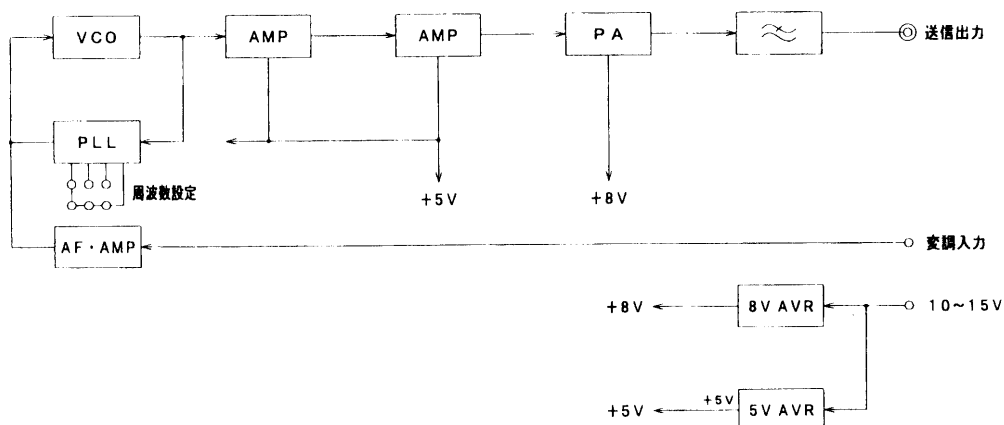


図 14 1680 MHz 帯 FM 送信器回路ブロック図

表4 1680 MHz 帯 FM 送信器

| | |
|---------------|---|
| 搬送波周波数 | : 1672、1680、および、1687 MHzのうちの一波 |
| 周波数偏差 | : $< \pm 100 \times 10^{-6}$ |
| 送信出力 | : 0.5 ± 0.025 W (常温において) |
| 電波形式 | : F2D |
| 変調周波数帯域 | : 300 Hz ~ 50 kHz (-3 dB) |
| 変調入力感度 | : 100 kHz / 1V rms |
| 変調入力レベル | : 1 V rms (PCM 信号) |
| 占有帯域幅 | : 2M+2D×1 |
| 不要輻射 | : $< 100 \mu\text{W}$ |
| 変調入力インピーダンス | : 10 k Ω |
| アンテナ出力インピーダンス | : 50 Ω |
| 電源電圧 | : 10~15 V |
| 消費電流 | : < 350 mA (電源入力電力 4.2 W) |
| 外形寸法 | : 100×33×57 mm (突起物含まず) |
| 重量 | : 200 g |
| 電源/信号コネクタ | : SR-30 / 10R6S (ヒロセ製品) |
| アンテナコネクタ | : SMA-J |
| アンテナ | |
| 形式 | : スリープアンテナ |
| 中心周波数 | : 1680 MHz |
| インピーダンス | : 50 Ω |
| リターンロス | : < -15 dB (VSWR < 1.5) (1670~1690 MHz にて) |
| アンテナ利得 | : 2.4 dBi |
| 重量 | : 30 g |
| コネクタ | : SMA-J |

表5 1680 MHz 帯 FM-TV 送信器

| | |
|---------------|---|
| 送信器 | |
| 搬送波周波数 | : 1687 MHz |
| 周波数偏差 | : $< \pm 100 \times 10^{-6}$ |
| 送信出力 | : 0.5 ~ 1 W |
| 電波形式 | : F3F |
| 周波数変移 | : 4 MHz p-p |
| 変調入力レベル | : 1 V p-p (NTSC 映像信号) |
| 占有帯域幅 | : 2M+2D×1 |
| 不要輻射 | : $< 100 \mu\text{W}$ |
| 変調入力インピーダンス | : 75 Ω |
| アンテナ出力インピーダンス | : 50 Ω |
| 電源電圧 | : 10~15 V |
| 消費電流 | : < 400 mA (電源入力電力 4.2 W) |
| 外形寸法 | : 100×33×57 mm (突起物含まず) |
| 重量 | : 180 g |
| 電源/信号コネクタ | : SR-30 / 10R6S (ヒロセ製品) |
| アンテナコネクタ | : SMA-J |
| アンテナ | |
| 形式 | : スリープアンテナ |
| 中心周波数 | : 1680 MHz |
| インピーダンス | : 50 Ω |
| リターンロス | : < -15 dB (VSWR < 1.5) (1670~1690 MHz にて) |
| アンテナ利得 | : 2.4 dBi |
| 重量 | : 30 g |
| コネクタ | : SMA-J |

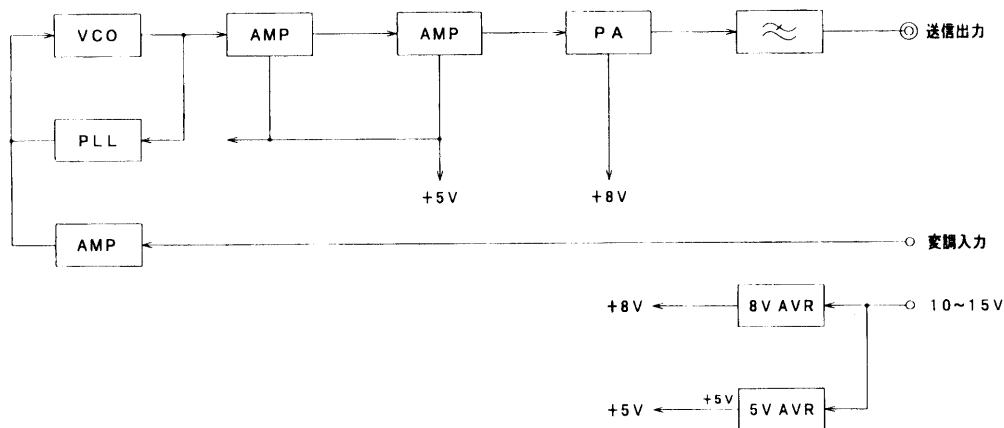


図 15 1680 MHz 帯 FM-TV 送信器回路ブロック図

大きく能率のよい GaAs FET を使用することにより，電力消費を抑えている．これらにより，電源電圧 12 V に対して消費電流を 350 mA と電力消費を軽減し，重量も従来の半分程度の 200 g に押えることができた．

A.2 1680 MHz 帯 FM-TV 送信器

気球で得られたビデオカメラ画像を伝送するため，4 MHz の帯域幅を持つ 1680 MHz 帯の FM-TV 送信器を開発した．こちらは，搬送波周波数は 1687 MHz に固定している．外観は図 13 に示した FM 送信器と同一である．仕様を表 5 にまとめた．

図 15 に回路のブロック図を示す．先に述べた FM 送信器と類似の構造をしており，発振部に Phase Lock Loop 制御の発振器を用いたこと，電力増幅部に GaAs FET を使用したことにより，消費電力，重量を抑えている．これらにより，電源電圧 12 V に対して消費電流を 400 mA と電力消費を軽減し，重量も従来の半分程度の 180 g とすることができた．

B 気球の到達高度

気球の到達高度は条件によって異なっているが，単純化すると以下の三つの場合に分類することができる．

- 排気口がなく，脆弱なフィルムによってできており，皮膜に圧力がかかった途端に割れる気球．
- 排気口がなく，強力なフィルムによって作られており，皮膜に圧力がかかっても割れず，スーパープレッシャー気球になる気球．
- 排気口を持ち，排気口において大気圧とつりあう気球．

むしろ，実際のケースでは，フィルムが伸びたり，ある程度の圧力まで耐えるなどバリエーションが考えられるが，ここでは，上記の理想化した三つのケースについて議論する．

まず，用いる記号を表 6 のように定義することにする．

これらの間では，上空における浮力と重力のつりあいの式，

$$V(\rho_{\text{Al}} - \rho_{\text{He}})g = Wg \quad (1)$$

地上における密度と重量の関係，

$$M = \rho_{\text{He0}} V_0 \quad (2)$$

気体の状態方程式，

$$P_{\text{He0}} = \frac{\rho_{\text{He0}}}{m_{\text{He}}} \cdot RT_0 \quad (3)$$

$$P_{A0} = \frac{\rho_{A0}}{m_A} \cdot RT_0 \quad (4)$$

$$P_{He1} = \frac{\rho_{He1}}{m_{He}} \cdot RT_{He1} \quad (5)$$

$$P_{A1} = \frac{\rho_{A1}}{m_A} \cdot RT_{A1} \quad (6)$$

が成り立っている。

表6 記号の定義

| | |
|--------------|--|
| g | 重力加速度 ($9.81 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{s}^{-2}$) |
| R | 気体定数 ($8.31 \text{ J}\cdot\text{mol}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$) |
| m_{He} | ヘリウムの分子量 ($4.00 \text{ g}\cdot\text{mol}^{-1}$) |
| m_A | 大気分子量 ($28.80 \text{ g}\cdot\text{mol}^{-1}$) |
| W | 総質量 (ゴンドラ+気球+アクセサリ) |
| M | 気球につめたヘリウムの質量 |
| V | 気球の体積 |
| V_0 | 地上において気球につめたヘリウムの体積 |
| ρ_{He0} | 地上における、ヘリウムの密度 ($0.1785 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$ @ 0°C , 1 atm) |
| ρ_{A0} | 地上における、大気の密度 ($1.293 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$ @ 0°C , 1 atm) |
| T_0 | 地上の気温 (大気とヘリウムは等温とする) |
| P_0 | 地上の気圧 (大気とヘリウムは等圧である) |
| ρ_{He1} | 最高高度における、ヘリウムの密度 |
| ρ_{A1} | 最高高度における、大気の密度 |
| T_{He1} | 最高高度のヘリウム温度 |
| T_{A1} | 最高高度の気温 |
| P_{He1} | 最高高度のヘリウム圧力 |
| P_{A1} | 最高高度の気圧 |

B.1 排気口のない脆弱なフィルムによる気球

この気球の場合、つめられたヘリウムは気圧が減少するにつれ体積が増大し、それが気球体積になる気圧で最高到達気圧がきまる。したがって、その時点では、

$$\rho_{He1} = \frac{M}{V} \quad (7)$$

であり、

$$P_{A1} = P_{He1} \quad (8)$$

であることから、式 (5) を用いて、

$$P_{A1} = \frac{MRT_{He1}}{Vm_{He}} \quad (9)$$

と求めることができる。

B.2 排気口のない強力なフィルムによる気球

この気球の場合、気球による浮力と搭載重量とがつりあうことによって到達高度がきまる。ヘリウムガスの密度は、前回同様、

$$\rho_{He1} = \frac{M}{V} \quad (10)$$

によってきまるが、大気の密度が前回と異なっている．これを、式（1）に代入することによって、大気の密度を求めると、

$$\rho_{A1} = \frac{W+M}{V} \quad (11)$$

となる．式（6）を用いて最高気圧、

$$P_{A1} = \frac{(W+M)RT_{A1}}{Vm_A} \quad (12)$$

が得られる．

B.3 排気口のある気球

今度は、排気口のある場合である．この場合、ヘリウムは排気口から逃げ出し、ヘリウムと大気は圧力平衡になる．したがって、

$$P_{A1} = P_{He1} \quad (13)$$

である．到達高度を決めるのは、この気球の場合も、気球による浮力と搭載重量とのつりあいである．式（5）に式（13）を代入してヘリウムガスの密度を求めると、

$$\rho_{He1} = \frac{P_{A1} m_{He}}{RT_{He1}} \quad (14)$$

となる．これを浮力と重力のつりあいの式（1）に代入し、大気圧について整理すると、

$$P_{A1} = \frac{W}{V} \frac{R}{m_A - \frac{m_{He}}{T_{A1}}} \quad (15)$$

となる．

$$m_A \gg m_{He} \quad (16)$$

であり、実際は、

$$\frac{T_{A1} - T_{He1}}{T_{A1}} < 1 \quad (17)$$

であることを考慮すると、式（15）は簡単になって、

$$P_{A1} = \frac{WRT_{A1}}{V(m_A - m_{He})} \quad (18)$$

となる．

B.4 三つの場合の比較

それでは、三つの場合の到達高度を比較してみよう．前述の式を比較のために整理し、それぞれの場合の到達圧力を順に P_a , P_b , P_c で表すと、

$$P_a = \frac{M}{m_{He}} \frac{RT_{He1}}{V} \quad (19)$$

$$P_b = \frac{W + M}{m_A} \frac{RT_{A1}}{V} \quad (20)$$

$$P_c = \frac{W}{m_A - m_{He}} \frac{RT_{A1}}{V} \quad (21)$$

式は互によく似ているが、排気口のない脆弱なフィルムの場合、到達高度がヘリウムの温度に依存しているのに対して、他の二つのケースは依存していない．

次に、実際の値を比較してみよう。気球を放球する際には総重量の数%から数十%の自由浮力をつける。この比を k とすると、

$$\frac{M}{W} = \frac{m_{\text{He}}}{m_{\text{A}} - m_{\text{He}}} \cdot (1+k) \sim 0.2 \quad (22)$$

であることがわかる。ヘリウムガスの温度は大気圧と数%の精度で一致しているため、

$$T_{\text{He1}} = T_{\text{A1}} \quad (23)$$

とし、高度による変化を無視すると、三つの場合を比で表すことができ、

$$P_{\text{a}} = 1.21P_{\text{b}} = 1.25P_{\text{c}} \quad (24)$$

といった関係にあることがわかる。

また、これらの比が気圧に依存していることから、三つの場合の高度差は一定であり、フィルムに圧力がかかり始めてから、1.5 km 上昇した時点がスーパープレッシャー気球になる高度、1.8 km 上昇した時点がゼロプレッシャー気球になる高度に対応していることがわかる。