

# A6 インフレーターブルチューブで構成したウィングを有する 飛行機の試作と飛行実証

永田 貴之・岩男 拓実・大泉 賢一・角田 博明（東海大学工学部航空宇宙学科航空宇宙学専攻）

Takayuki Nagata・Takumi Iwao・Ken-ichi Oizumi・Hiroaki Tsunoda

(Course of Aeronautics and Astronautics, Department of Aeronautics and Astronautics, School of Engineering,  
Tokai University)

惑星探査などを行う小型無人探査機を実現するためには、高収納な主翼が必要となるため、インフレーターブルウィングを主翼に採用した機体を試作しようと考えた。従来では主翼にヒンジを設けて折りたたむ方法が一般的であったが、この方法では火星探査などを想定した無人探査用の小型軽量飛行機を作ろうとすると、部品点数が増大し信頼性の低下や重量の増大を招くといったデメリットが発生してしまう。一方、インフレーターブルウィングも高剛性なものを製作するには高い技術を要していたため、我々は新規の構成方法により、剛性の高いインフレーターブルウィングをシンプルな構成方法で実現し翼幅 2 m のマルチセル型インフレーターブルウィング機での飛行実証に成功した。

## 1. はじめに

近年、希薄大気を有する惑星の探査飛行機や、地球上における小型無人探査機の研究が盛んに行われている。しかし、これらを実現するためには翼幅の大きな主翼の扱いが問題となる。特に惑星探査飛行機においては、ロケットの搭載スペースの制限を受けるため主翼を小さく折りたたむ必要がある。従来では主翼にヒンジを設けて折りたたむ方法が一般的で、艦載機などではこの方法が採用されている。しかし、ヒンジを用いて折りたたむと部品点数の増大によって信頼性の低下や、質量の増大を引き起こす。そこで、我々はこのような問題を招くことなく高収納な翼を実現することができるインフレーターブルウィングに着目した。また、技術進歩により探査機の必要ペイロードは小型化・軽量化が進んできたが、探査機本体の大幅な軽量化はなされていない。そのため我々は、惑星探査飛行機の主翼にインフレーターブルウィングを採用することで、探査機本体の軽量化も同時に達成できると考えた。しかし、従来のインフレーターブルウィングは膜面に多数のスパーを配置することによって翼型を形成しており、製作が容易ではない<sup>4)</sup>(図1)。



図1 従来のインフレーターブルウィング<sup>4)</sup>

さらに、内圧をかけると形状変化が起こり(図2)、スパーと表皮の接合部分に大きな負荷がかかるため、高い内圧をかけて高剛性なウィングを実現するには高い技術を要していた。

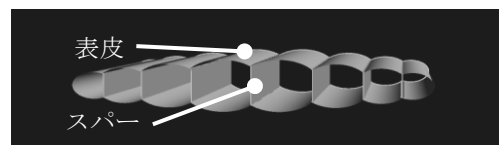


図2 変形したインフレーターブルウィング

そこで我々は、インフレーターブルウィングの超軽量、高収納という特徴をそのままに、より剛性の高いインフレーターブルウィングをシンプルな構成方法で実現することを目指して研究を行った。

## 2. 新規のインフレーターブルウィングの構成方法

我々が提案した新規のインフレーターブルウィングは、インフレーターブルチューブを並列に配置してそれを表

皮で覆うことによって翼型を形成する。この構成方法では内圧がかかるインフレータブルチューブは断面が円筒形のため従来型のような形状の変化は発生しにくく、インフレータブルチューブの内圧も高くできるため高剛性の翼を実現することができる。さらにそれぞれのインフレータブルチューブは独立しているのでマルチセル化が容易であるという点においてもメリットがある(図 3)。

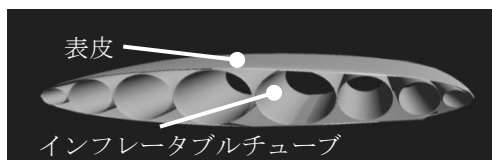


図 3 新規のインフレータブルウイング

### 3. 試作および飛行試験

本研究では収納性を向上させるために全翼機に近い形の航空機を目指した。そのため主翼の翼型には反転キャンバ付きの MH-78 を採用し、翼幅 1 m の 1 号機と翼幅 2 m の 2 号機のインフレータブルウイング機をそれぞれ製作した。

#### 3.1 インフレータブルウイング試作方法

本研究で試作したインフレータブルウイングはインフレータブルチューブを並列に配置して翼型を形成する。以下にインフレータブルウイングの試作方法を示す。

- (1) 翼型を円で分割し、各チューブの直径を求める。(図 4)

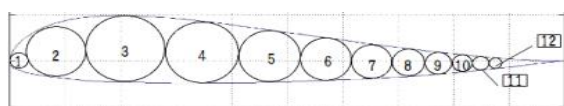


図 4 インフレータブルウイング断面図

- (2) チューブの径に合わせてポリイミドフィルムを切り出す。



図 5 切り出して円筒状に丸めた  
ポリイミドフィルム

- (3) ポリイミドテープでポリイミドフィルムの両端が重ならないように貼り合わせる(図 6)。

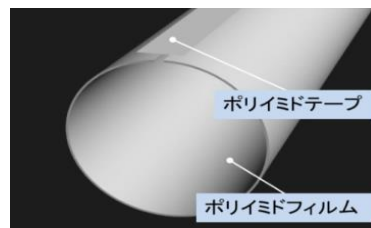


図 6 貼り合わせ概念図

この時、テープの粘着面や接着箇所には指紋等がつかないようにすることはもちろん、ポリイミドフィルム同士が重なってしまうとその箇所からガスがリークしてしまったり、反対に隙間ができてしまうとチューブの耐圧性能が著しく低下してしまうので、ポリイミドテープの端と端が完全に一致するように貼り合わせを行う。

- (4) チューブの端部に発泡ポリスチレンフォームを接着する(図 7)。

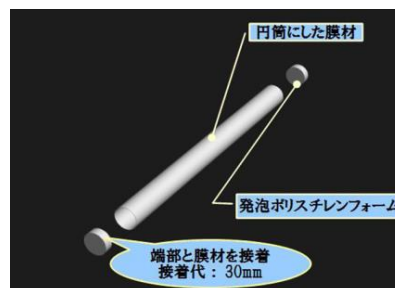


図 7 端部の製作概念図

- (5) 各チューブをシリコンチューブで接続する(図 8)。

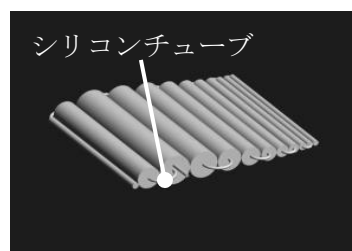


図 8 接続概念図

手順(5)によってインフレータブルウイングはマルチセルではなくなるが、本研究ではガス導入の簡易化のために、一か所から導入を行えるようシリコンチューブによる接続を行っている。この製作手順で翼幅 1m と翼幅 2m のインフレータブルウイングの製作を行い、それぞれ 1 号機、2 号機とした。また、各チューブの直径を表 1 に、インフレータブルウイングの材料を表 2 に示す。

表 1 インフレーターブルチューブの直径

チューブ No.	直径[mm]
1	11.5
2	36.5
3	49.5
4	45.1
5	38.0
6	31.5
7	25.0
8	20.0
9	16.5
10	12.5
11	10.0
12	9.0

表 2 インフレーターブルウィングの材料

チューブ膜材料	ポリイミドフィルム(50 $\mu$ m)
チューブ端材	発泡ポリスチレンフォーム(30mm厚)
表皮材料	透明酸化アルミナ蒸着PET+ポリエチレン +ポリクロロス+直鎖状低密度ポリエチレン(140 $\mu$ m)
接続チューブ	シリコンチューブ(外径5mm,内径3mm)
接着剤	エポキシ系弾性接着剤

### 3.2 試作 1 号機

インフレーターブルウィングの最初の試作 1 号機を図 9 に示す。



図 9 試作 1 号機<sup>1)</sup>

また、試作 1 号機の翼幅、全備重量、収納・展開比、翼面荷重を表 3 に示す。

表 3 試作 1 号機諸元表

翼幅	1050mm(収納時206mm)
全備質量	720g
収納・展開比	1:5
アスペクト比	3.33
翼面荷重	2.29kg/m <sup>2</sup>

図 9 の試作 1 号機を用いて屋外において飛行試験を行った結果、偏揺れ安定性能にやや難があるものの通常のラジコン機と大差ない飛行性能を有していることが分かった。

### 3.3 改良点

1 号機の実験から以下の改良点を見出した。

- (1) 主翼の大型化
- (2) 翼端部分の強度向上
- (3) 偏揺れ安定性能の向上

まずは主翼の大型化である。そもそも飛行機の主翼にインフレーターブルウィングを採用することの最大のメリットは高い収納性を獲得できることである。したがって翼を大型化すればするほどこのメリットは増大する。本研究では、翼幅方向に主翼を延長して翼の大型化と、収納・展開比の向上を図った。次に翼端部分の強度の向上である。1 号機では主翼の収納・展開を繰り返すうちに、端部の発泡ポリスチレンとポリイミドフィルムとの接着部分が剥離してガスがリークするといった現象が見られた。さらに使用を継続するうちにリーク量増大していき、最終的には主翼としての機能が果たせなくなった。これを解決するために 2 号機では図 10 のようにチューブの内側からも端材の接着を行い、翼端部の耐久性の向上を図った。

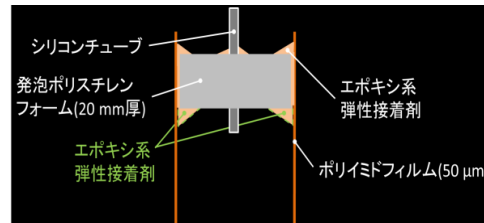


図 10 試作 2 号機チューブ端部

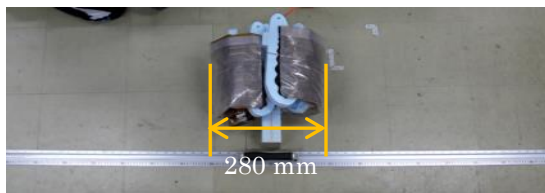
最後に偏揺れ安定性能の向上である。1 号機の試験飛行の結果から偏揺れ安定性能の不足が明らかとなった。これは、全翼機に近い形の航空機を目指したため、機体の重心位置と垂直尾翼の 1/4 弦点の距離が近く、垂直尾翼容積が小さかったことが原因と考えられる。さらに垂直尾翼容積は主翼幅が増大すると小さくなる傾向にあるので、翼幅を延長する 2 号機において偏揺れ安定性はさらに悪化する。そこで 2 号機では、折りたたみ可能な尾部の延長部品によって垂直尾翼容積を増大させ、偏揺れ安定性能の向上を図った。

### 3.4 試作 2 号機

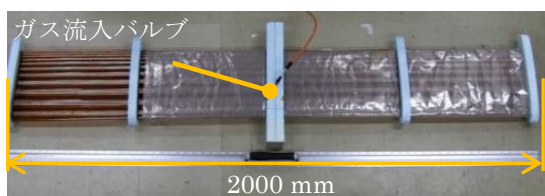
1 号機から得られた知見を元に、3.3 で示した改良を加えて 2 号機を試作した(図 11)。この機体は、1 号機の試験飛行から見出された改善点の達成と、500 g のペイロードを搭載し 10 m/s 以下の飛行速度で 5° 以下の迎え角で巡航することや、1 号機の翼面荷重を下回ることなどを目標に設計、試作を行った。



(a) 全体図



(b) 収納時



(c) 展開時

図 11 試作 2 号機

また、2号機の諸元表を表4に示す。

表 4 試作 2 号機諸元表

翼幅	2000mm(収納時280mm)
全備質量	1148g
収納・展開比	1:7
アスペクト比	6.67
翼面荷重	1.82kg/m <sup>2</sup>

翼幅は2次元パネル渦法を用いて発生揚力の大きさを見積もり、設計目標を達成できる翼面積となるように決定した。次に強度を改善したチューブ端部の試作方法を以下に示す。

(1) フィルム内側と発泡ポリスチレンフォーム側面に接着剤を塗布する(図12)。

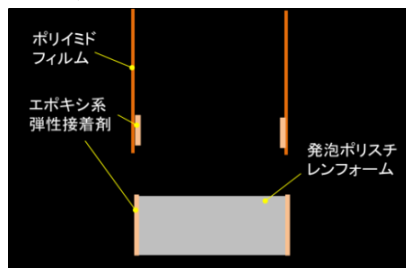


図 12 端部試作手順(1)

(2) 発泡ポリスチレンフォームを押しこむ。この時、重力によってフィルムとの隙間および角に接着剤が流れ込んでシーリングされる(図13)。

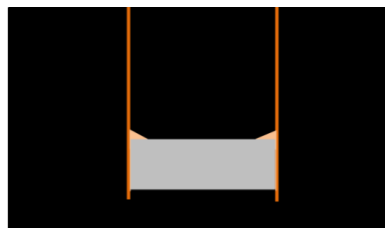


図 13 端部試作手順(2)

(3) 外側の角に接着剤を塗布しつつシリコンチューブを接続する(図14)。

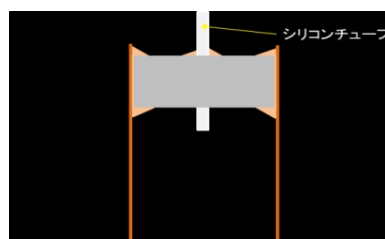


図 14 端部試作手順(3)

試作2号機のインフレータブルウィングはこの方法によって試作した。その結果、収納・展開や試験飛行での墜落などを繰り返しても、1号機で見られたようなチューブの気密性の低下は発生せず、1時間あたりの内圧の低下率は3.5%程度を維持していた。内側からも接着を行っている分、外側からのみの接着の場合に比べて完成時の接着剤の使用量は多くなるが、1号機では度重なる修繕によって最終的にはかなりの量の接着剤が使われたため、複数回の運用を考える場合本手法が有効であるといえる。しかしながら次に示す図15の2号機主翼質量内訳を見てもポリイミドフィルムが大半を占めているのはもちろんだが、エポキシ系弾性接着剤が占めている割合もかなり大きく、無視できない存在であるといえる。

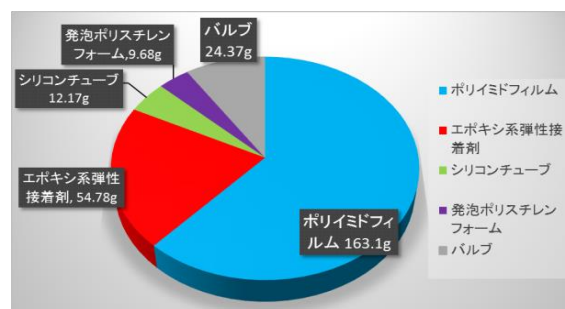


図 15 試作 2 号機主翼質量内訳



次に、偏揺れ安定性能向上のため垂直尾翼の位置を1号機に比べて250 mm 重心から離れた。この距離は(1)式の垂直尾翼容積 $V_v$ が一般的に理想の値とされる0.02~0.05になるように設定した<sup>2)</sup>。

$$V_v = \frac{S_v \cdot l_v}{S \cdot b} = 0.02 \sim 0.05 \quad (1)$$

$V_v$ : 垂直尾翼容積  
 $S_v$ : 垂直尾翼面積  $m^2$   
 $l_v$ : 重心位置から垂直尾翼1/4弦点までの距離 m  
 $S$ : 主面積  $m^2$   
 $b$ : 主翼翼幅 m

尾翼容積決定の際は、垂直尾翼面積 $S_v$ を材料(スチレンボード2 mm 厚)の強度の問題から0.07  $m^2$ と決定し、尾部の延長部品は構造上、胴体との兼ね合いから長さ以外が決定するので、荷重試験よって長さの最大値を探索したところ $l_v$ は0.68 mに決定した。その結果、2号機の垂直尾翼容積 $S_v$ は0.04となった

### 3.5 2号機飛行試験

飛行試験は図10(a)の機体に250 gのペイロードを搭載して行った。主翼の翼型には反転キャンバ付きの翼型を採用しているため本来水平尾翼は必要ないが、水平尾翼無しでは縦揺れ安定性能が十分ではなかった。これは空気力によって翼後縁が変形、リフレクションが失われたために起こったとが原因であると考えられ、水平尾翼の追加後は良好な安定性と操縦性を獲得した(図16)。



図16 試作2号機飛行試

しかし、翼幅の延長によって機体の大きさに対して質量が小さくなったため、風のような外乱の影響を受けやすくなったことや、翼根に作用する曲げモーメントが大きくなったことで、宙返りに近い運動をした際には図17

のように主翼が翼根付近で座屈する現象が見られた。



図17 主翼の座屈現象

さらに、試験場所の広さの問題もあって試験飛行時の飛行時間は1分程度にとどまったが、広い領域を使って緩やかな旋回を繰り返して飛行を行うことができればバッテリーの容量一杯の安定的な飛行が可能であると考えられる。安定性の観点では、偏揺れ、縦揺れそれぞれの方向の安定性を向上させる策を講じたが、横揺れ安定性に関する策は今回講じなかった。一般の飛行機では横揺れ安定性の向上のため、上反角や後退角を主翼につけるが試作1号機、2号機ではそれを行っていない。それにも関わらず横揺れ方向に対してある程度安定性を持ち合わせていたのは、インフレータブルウィングの剛性が通常の翼に比べて劣っているため、自重や空気力でたわむことによって上反角効果を獲得し、横揺れ安定性能が向上していたことが要因と考えられる。

## 4. 比較

1号機と2号機、それから比較対象として市販のラジコングライダー機であるDG-1000(胴体:FRP製、主翼:バルサ製フィルム貼り、動力系統非搭載)の諸元を表5に示す。

表5 諸元比較

	1号機	2号機	DG-1000
翼幅	1050mm	2000mm	2630mm
全備重量	720g	1090g	1000g
収納・展開比	1:5	1:7	
アスペクト比	3.33	6.67	24.27
翼面荷重	2.29kg/m <sup>2</sup>	1.82kg/m <sup>2</sup>	3.51kg/m <sup>2</sup>

まずインフレータブルウィング機である1号機、2号機とDG-1000の比較を行う。翼面荷重を見ると、滑空性能を重視し、軽量に造られた市販グライダー機に対してインフレータブルウィング機のほうが圧倒的に小さくな

っている。したがって、インフレータブルウィングを採用することにより、軽量で大型化の翼を達成することができるといえる。次に1号機と2号機の質量内訳を図18、19に示す。

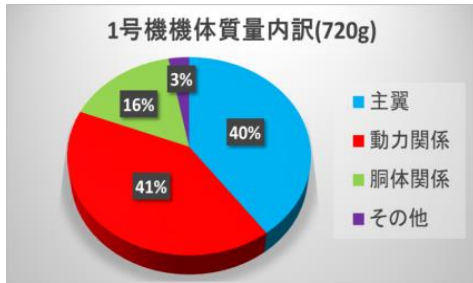


図 18 1号機質量内訳

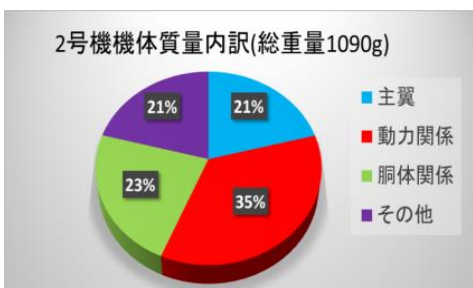


図 19 2号機質量内訳

さらに表5と共に合わせて見ると、1号機から2号機への改良では翼幅を大きくして収納・展開比を1:5から1:7に改善しつつ、翼面荷重を0.47 kg/m<sup>2</sup>軽減することができた。それにくわえて主翼質量が全体に占める割合も減少していた。

## 5. まとめ

インフレータブルウィングを有する飛行機の飛行実証を目指して試作、および飛行実験を行った。2号機的设计・製作にあたり、1号機の飛行試験で明らかとなった主翼の大型化や翼端部分の強度向上、偏揺れ安定性能の向上などの改良点について改良を行い、翼幅2mのマルチセル型インフレータブルウィングを有する飛行機に、250gのペイロードを搭載して飛行実証を行うことに成功した。そして、1号機と2号機を収納・展開比や翼面荷重の観点から比較し、インフレータブルウィング機は主翼を大型化していくことができればインフレータブルウィング機としてのメリットを大きくしつつ、探査飛行機としての性能も高めることができるという

ことを示した。さらに、1号機のインフレータブルウィングは収納・展開を繰り返すうちにガスのリークが発生して最終的に使用不能となったが、2号機では強度を向上させた翼端部の製作方法を新規に提案することによって収納・展開、飛行試験での墜落を繰り返しても気密性の低下は見られなかった。このことから、新規の翼端部製作方法の有効性も示すことができた。今後の課題としては風洞試験やたわみの測定などの定量的な性能評価や、インフレータブルウィングの曲げ剛性、ねじり剛性の改善、大型化などが挙げられる。

## 謝辞

飛行理論や論文執筆においてご協力をいただいた新井啓之先生、ラジコンノウハウにおいてご協力いただいた学生航空機プロジェクト(SAP)の金子稜氏、鈴木貴之氏、小栗悠太郎氏、西尾浩伸氏、試作や飛行試験において助力いただいた ultra Light Space Systems Project(LSSP)ローバ班の鎌形史也氏、田邊悠斗氏、篠田玲奈氏、伊藤千絵氏、加藤陸史氏、保坂衛氏にも感謝申し上げます。

## 参考文献

- 菅野 広樹: 超軽量で折り畳み可能なインフレータブルウィングを有する飛行機の飛行性能評価, 第28回宇宙構造材料シンポジウム, S01.1-1, JAXA 宇宙科学研究所相模原キャンパス
- 牧野 光雄: 航空力学の基礎(第3版), 産業図書, 2003年
- UIUC Airfoil Coordinates Database : [http://aerospace.illinois.edu/m-selig/ads/coord\\_database.html](http://aerospace.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html)
- David Cadogan, William Graham, Tim Smith : INFLATABLE AND RIGIDIZABLE WINGS FOR UNMANNED AERIAL VEHICLES, AIAA 2003-6630:
- 角田 博明: 積層フィルムを用いた超軽量インフレータブルウィングの翼型形成法, 第55回宇宙科学技術連合講演会, 2G04, 愛媛県民会館