

惑星探査用オールインフレータブル飛行機の 高高度展開飛行試験に向けた検討

○草谷大郎（東京都立産業技術高専），富田匠（首都大学東京院生），黒田茂将（㈱川島製作所）

Experimental Feasibility Study on Automatic Deployment Flight of Inflatable Atmosplane

Tairo KUSAGAYA(Tokyo Metropolitan College of Industrial Technology), Takumi TOMITA(Tokyo Metropolitan University), Shigemasa KURODA(Kawashima Packaging Machinery Ltd.)

Key Words: Inflatable, Deployment, Flight, Airplane

1. はじめに

近年，大気のある惑星を飛行する，PFV（Planetary Flight Vehicle）の研究が進み，NASAの火星を対象とした飛行機の研究では惑星表面のデータ収集に期待が寄せられている．JAXAの火星探査計画でも，折り畳んでカプセルに搭載する飛行機の検討がなされている．¹⁾²⁾

本研究では，PFVとして，加圧した柔軟な薄い膜袋で構成されたオールインフレータブル飛行機を提案するもので，その実現可能性について実験的に検討を行った．オールインフレータブル飛行機は空気を抜けば収縮してコンパクトに収納することができる．有人のオールインフレータブル飛行機は，1972年，米国Goodyear社によって，飛行している³⁾．国内では，共著者らが2015年にオールインフレータブル飛行機を国内で初飛行に成功させており，3回連続の宙返りも行った⁴⁾⁵⁾．

2. オールインフレータブル構造

検討したオールインフレータブル飛行機は，二次構造部品を含めて5つの独立した膜袋パーツ（各膜袋には個別の空気送入口がある）で構成された全翼機で，主翼，垂直安定板，ラダー，エレボン2個，の役割を担う計5膜体で構成される．

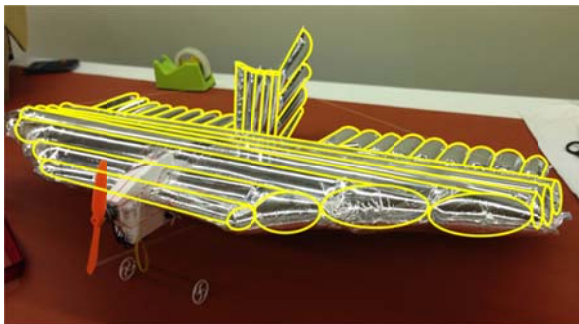


図1. オールインフレータブル飛行機

個々の膜袋はチューブを連ねた構成になっており，図1ではチューブの連なりを誇張して示している．梁などの剛構造部材は一切用いていない．図2のように，全幅1140mm，全長610mm，全高250mm，全備重量約170g，主翼面積48.4dm²，翼面荷重3.5g/dm²の遠隔操縦電動無人機である．ただし，胴体は無く，頭部のプロペラとモータのマウント部は発泡スチロールのゴンドラ状であり，ランディングギア，サーボモータ×4個，受信機，電池を搭載して主翼前縁部に固定している．ゴンドラ下部には40g程度のペイロードを搭載し，投下と回収を行うことができる．

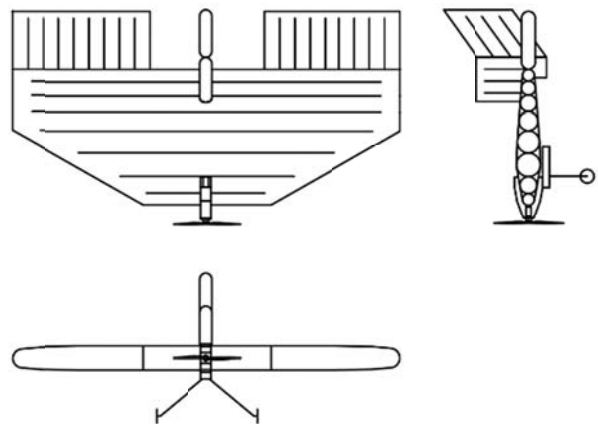


図2. 仕切り型オールインフレータブル飛行機

インフレータブル飛行機は膜袋内部の空気圧を高めることで機体の形状と剛性を維持しており、高すぎれば溶着部から破裂し、低すぎると剛性を維持しない。機体の高度変化や温度変化に応じて膨縮するため、適切な内圧範囲を維持させる必要がある。内部の空気が漏洩しないようにシームを加工しなければならない。

2. 1 チューブの連ね方

チューブを連ねて1つの膜袋を構成する方法として、大きくは図3のような仕切り方式と拌み合わせ方式の溶着接合方法がある。

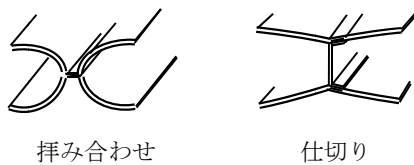


図3 加圧膜袋の形状維持要素

拌み合わせは2枚の膜材を重ね、上部から短冊状に溶着する。各膜袋は例えば主翼であれば図4①のように上膜と下膜に相当する2枚のフィルムを重ね、短冊状に溶着を行うことで図3左のように作り出される。しかしながらチューブ間に図4②のように溶着シロがあるため、各チューブ間の密着性が低く剛性を損なう。図4③のように連チューブを薄い膜材でくるむことでチューブに圧縮力をかけて剛性を持たせている。この方式の機体は溶着加工が容易で溶着長さが最短で済み、空気漏洩率も低いが、機体の剛性が若干低く、長時間の飛行の中で形状が若干変化し、飛行特性が飛行毎に変わるという難点があった。連なったチューブ翼を柔軟なフィルムで覆っているため、よりな

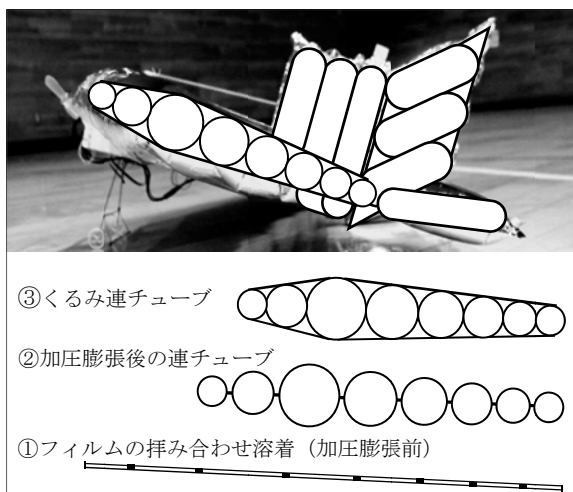


図4 試作機の加圧膨張式膜袋構造 (側面図)

めらかな翼型が再現でき、抗力の低減や揚力の向上が見られた。

仕切り方式は、例えば主翼であれば上膜と下膜の2枚の膜の間に仕切り膜を挿入している。チューブ間が密着しているため拌み合わせ方式に比べて飛躍的に剛性が高く、機体形状を維持し、再現性のある飛行特性を示す。翼表面にはチューブの凹凸が若干あるため、抵抗となる。

2. 2 空気の漏洩と自動展開

複数の膜袋構造で構成されているインフレータブル飛行機は、各々の膜袋に個別に空気を挿入する必要がある。膜袋からの空気漏洩量は膜袋個々によって異なるため、飛行試験で再現性のある飛行を行うことは非常に手間がかかった。しかしながら、全ての膜袋を一体化する場合には可動翼などがあるため空気漏洩が更に増すことを恐れ、なかなか実行に踏み切れなかった。膜材からの透過やピンホール等からの漏洩をいかに抑えるかが、連続飛行試験時間の延長のカギになる。ところが加工技術が上達しても、空気漏洩は一定値で変わらない。その主因はチャージロであることを確認した。チャージロを減らすことは飛行試験時間確保の観点からも重要であると感じ、そこで、全ての膜袋を一体とすることで飛行の長時間化を図り、更に、自動展開から遠隔操縦飛行までを連続して行わせることを試みた。

3. 一体型オールインフレータブル飛行機

主翼、エレボン2個、垂直安定板、尾翼の5つの構造が、厚み28 μ mのアルミ蒸着フィルムでできたインフレータブル構造であり、この全てが一体となるように繋げ、一つの注入口から空気を無人で注入する。注入終了と同時に機体が組みあがり、空気注入後は自動的に注入装置から機体が切り離されて、エレボンとラダーの舵角とプロペラの推力を遠隔で調節することによって離陸飛行する。試作した一体型インフレータブル飛行機に十分な量の空気を注入して膨張させる自動展開装置を試作した。空気の注入にはプロアを用い、一定時間が経過した段階でプロアを自動的に止める。また膨張後、注入装置から機体が自動で切り離されるように加工した。自動展開装置は図5のように、加圧部・制御部・連結部から成る。加圧部は、

約 2[kPa]の圧力で空気を機体に注入するブロアと、それを駆動する 14[V]の直流電源から成る。加圧部の発生圧力は、飛行中の機体形状を維持し、膜材が十分に耐えられる内圧値を実験により求めた。制御部は自作し、マイコン(Arduino)・トランジスタ(2SD525)・抵抗とスイッチから成る。送風部と機体の空気注入口との連結部は、連結具とサーボモータから成り、機体が膨らむまで機体とブロアを連結し、その後切り離す。送風時間は、実験により機体を飛行可能な状態まで加圧するのに十分な時間を求めて行っており、内圧値のフィードバックは行っていない。

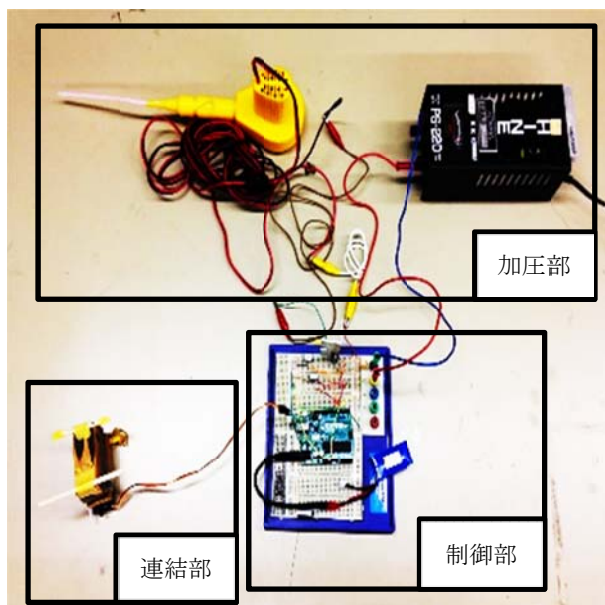


図 5. 自動展開装置

4. 実験

自動展開装置を用いて、床面上でコンパクトにたたまれた一体型インフレータブル飛行機に空気を注入することにより機体を膨らませ、飛行させる実験を行った。現段階では屋内飛行型であるため風などの外乱要素を考慮していない。床面が滑らかで滑走が容易であり、十分な広さと高さが確保できるアリーナで実験を行った。

5. 結果・考察

全幅 1140mm, 全長 610mm, 全高 250mm の一体型インフレータブル飛行機を、縦 600mm, 横 180mm, 高さ 150mm に畳み、自動展開装置で 2 分 15 秒間膨張させた後、遠隔操作で切り離して、遠隔操縦離陸に成功した。離陸後は水平旋

回、水平八の字旋回、宙返りを行い、離陸した滑走路に着陸した。畳んだ状態の機体と自動展開装置を図 6 に、膨張後を図 7 に示す。

機体が膨らむまでにかかった時間は 1 分 50 秒ほどであるが、機体内圧力とブロア圧力をバランスさせる時間余裕を 25 秒ほど加えて 2 分 15 秒間加圧した。厳密には機体の畳み状態が毎回若干変化することから、機体の膨張過程も変わるため、適正な加圧時間を設定することは難しく、また内圧が一定値に達しても、折り畳み状態によっては展開完了していない場合もあるため、余裕時間を持たせる必要があった。

本実験は気温気圧変動の少ない屋内の高々対地高度 15m 程度の低高度で飛行に成功したが、屋外で飛行させるためには気温や気圧の変化に伴う機体内圧の変化を、また他の惑星で飛行させる場合には、飛行させる惑星の大気組成や状態を考慮する必要がある。これらの影響で機体の形状が変化し、飛行性能や操舵量が変化すると考えられるため、全機の状態が一定になるような十分な加圧力に耐えるスーパープレッシャー方式か、ブロア搭載により内圧を一定に維持する方式のインフレータブル構造の実現が必要である。機体が大型化するほど、このような検討の重要性が高まると考えられる。



図 6. 膨張前

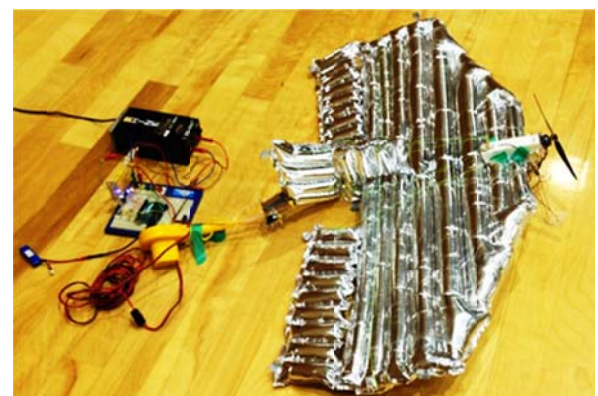


図 7. 膨張後

このような実験が、これまで行われなかった背景として、実験機を手作業で作らざるを得ない工程の存在が挙げられる。インフレーター構造を実現するためには、少なくとも飛行実験時間内は、内圧を維持して内部気体が漏れないような精度の高い溶着技術で作られた機体が必要になる。構造用の膜材は軽量化のために20～40 μm と薄く、量産になれば専用の金型等を用いることで、漏れにくいインフレーター構造の実現が可能であるが、試作段階においては一定の成果を得られるまでは、手作業での根気のいる試作に頼らざるを得ない。手作業と金型での製作では、内部気体の漏洩量が4～5桁異なる。本研究においても、20分程度の飛行に耐えるインフレーター構造の飛行機を実現するまでに3年を要している。最近では1か月オーダーで漏れを感じさせない構造が実現できるようになり始めている。

なお、別の機会に計測した2機、平面形状と質量を合わせた機体の滑空比を比べたところ、拌み合わせくるみ方式の機体は2.75、発泡スチロール製では3.18であった。今回の機体では、拌み合わせくるみ方式の非一体型3.09、一体型2.0kPsが2.51、同1.8kPaが2.23となった。

このような検討を進める中で、惑星探査機への搭載を目指した、大気球実験やSロケット実験を視野に入れた、これまでの経過と近い将来の夢を下に示す。

<開発開始>2014

<屋内試験>2015

- (1) 離陸 → 飛行 → 着陸 2015
- (2) 運動性能向上(旋回, 宙返り) 2015
- (3) 自動展開切り離し→手動飛行 2017
- (4) 自動操縦 (2019 実施中)
- (5) 機体剛性の向上 2018
- (6) 機体形状の維持 (2019 実施中)

<屋外: 大気圏試験>2020以降の予定

- (7) 屋外飛行
- (7) 高高度からの落下と自動展開飛行
- (8) 自動操縦と帰還
- (9) 宇宙機から切り離しと自動展開飛行
- (10) 宇宙環境適応化

<Sロケット搭載>

- (11) 打ち上げと帰還

<H2搭載>

- (12) 打ち上げと惑星展開飛行

7. 課題

インフレーター飛行機実用化への課題は、試作段階でのインフレーター構造の気密性向上と、目的に適した膜材の調達や適切な溶着方法、そしてインフレーター構造自体の設計方法の確立である。そのうえで、機体の加圧限界を更に向上させ、機体の剛性をより高めることにより、屋外飛行に対応できる機体の実現可能と思われる。

その後、折り畳んだ状態からの展開性の向上、操作性及び安定性の向上、オートパイロット化、自動展開装置については展開速度の向上、フィードバック制御化等の検討が必要となってくる。また無尾翼機以外のインフレーター機体形状を模索することで、より安定した飛行が行える機体の模索が可能になると考える。

8. まとめ

オールインフレーター飛行機をPFVに用いることを提案し、現在の進捗状況を報告した。今後は、大気球搭載により高高度からの自動展開自動操縦の実験を目指した取り組みを行いたい。

<参考文献>

- 1) Rhew RD, Guynn MD, Yetter JA: Planetary flight vehicles (PFV): Technology development plans for new robotic explorers: AIAA Infotech@Aerospace Conferences, Arlington, VA, USA, September 2005
- 2) 大山 聖, 永井 大樹, 竹内 伸介, 他: 火星探査用小型飛行機の検討, 日本航空宇宙学会第42期年会講演集, 2011
- 3) Smithsonian National Air and Space Museum, <https://airandspace.si.edu/collection-objects/goodyear-inflatoplane-ga468>. [アクセス日: 06 Nov. 2019].
- 4) 草谷大郎, 黒田将茂, 角舘李実, 富田匠: 膜袋構造無人機の検討と試作, スカイスポーツシンポジウム講演集 2015 pp5-8.
- 5) 川崎 天揮: インフレーター室内飛行機の形状変化に伴う揚力係数の実験的研究, 東京都立産業技術高等専門学校航空宇宙工学コース平成27年度卒業論文