# チューブ並列配置型インフレータブルウィングの構成と性能 - 飛行実験による翼性能の評価 -

小泉 誠志\*1 川名 崇弘\*1 角田 博明\*2

# Construction Method and Performance of a Tube Parallel Configuration Type Inflatable Wing

- Evaluation of Wing Characteristics by Flight Experiment -

by

Masashi KOIZUMI<sup>\*1</sup>, Takahiro KAWANA<sup>\*1</sup> and Hiroaki TSUNODA<sup>\*2</sup> (Received on Mar. 30, 2015 and accepted on Jul. 9, 2015)

#### Abstract

This paper discusses the method of improving the tube parallel configuration type inflatable wing aiming for use as a plane for Mars exploration. It is shown that the performance of the wing can be improved during the flight experiment by attaching membranes to the surface of the wing constructed by a parallel placement of inflatable tubes. Two kinds of airfoils, the NACA 2415 and the NACA 653-218, with several kinds of membranes, are selected by the test articles for the inflatable wing. Lift coefficient, drag coefficient and lift-drag ratio are calculated by the three-dimensional position measurement of the flight trajectory of the airplane. The experiment reveals that attaching membranes to the wing surface of the inflatable wing contributes to its performance enhancement. The effect of attaching membranes varies according to the airfoils. The performance of the wing can be improved greatly by attaching membranes to the NACA 2415 airfoil. Furthermore, it is clarified that the performance of the wing is affected by the type of membranes.

Keywords: Space structure, Deployable structure, Ultra-lightweight structure, Inflatable structure, Wing characteristics

記号の説明

L: 揚力 T: 推力

D: 抗力

m: 飛行機の質量

g: 重力加速度 (9.80665 m/s<sup>2</sup>)

θ:飛行機の飛行角度

R: 飛行機の水平飛行距離

h: 飛行機の垂直降下距離

V<sub>x</sub>, <sub>x</sub>V<sub>y</sub>, V<sub>z</sub>: x, y, z 方向の飛行速度

d: 飛行機の実飛行距離

CL: 揚力係数

C<sub>D</sub>: 抗力係数

*ρ*: 空気密度

S: 主翼面積

V: 飛行速度

t: 時刻

VH: xv (水平方向)の合成飛行速度

# 1. はじめに

近年,火星探査計画が活発に議論されている.その中 で飛行機を使用して火星表面の探査を行おうという計画 が進められている.従来の火星探査では,探査衛星によ る火星周回軌道上からの広範囲探査と、火星面走行型の ローバーによる火星表面探査が行われてきた.前者には 広範囲をくまなく、また繰り返し探査が行えるという長 所があり、後者には被観測物に近接して詳細な観測が行 えるという長所がある.しかしながら、ローバーが走行 できる領域よりも広い範囲を,低高度から観測するとい うような目的に対してはいずれも十分ではなく、これら 二つの探査方法の長所を生かしつつ短所を補うことがで きる探査方法として無人飛行機を用いた火星探査が期待 されている<sup>1-2)</sup>.

従来の探査方法では、探査衛星は探査可能高度が数十 ~数百キロメートル,探査可能水平距離が数千~数万キ ロメートル程度である.また探査ローバーは探査可能範

\*1 工学部航空宇宙学科航空宇宙学専攻学部生

\*2 工学部航空宇宙学科航空宇宙学専攻教授

囲が地表付近数メートル,探査可能水平距離が数十キロ メートル程度である.一方,飛行機による探査では,探 査可能高度を数十~数千メートルとすることが可能であ り,低高度飛行による火星地表面の詳細探査と高高度飛 行による広域探査がどちらも可能である.また探査可能 水平距離が数十~数千キロメートルとなっており,一機 の探査機が探査できる水平範囲も広い.このように従来 の探査機のみではカバーできなかった探査範囲を一機ま たは複数機の探査飛行機によってカバーすることができ る.以上のような特徴から,無人飛行機による火星探査 は,今後の火星探査計画の中で大変有用な手段に位置づ けられていくと考えられる.

火星での飛行機による探査を実現するためには,探査 用飛行機を通常は地球からロケットで打ち上げ,宇宙機 で火星まで輸送する必要がある.火星探査用飛行機には, 大気の薄い火星において,長時間できるだけエネルギー の消費が少ない効率の良い飛行を行うことが求められる. そのためには,高い翼性能を持つ主翼を有している必要 があり,このような翼は軽量でかつ翼面積が大きなもの であることが求められる.しかしロケットのペイロード には質量と収納体積の制限があるため,小さく折り畳め る極めて軽量な主翼の実現が必要となる.

そこで考案されたのが、インフレータブル構造技術 3) を使って、小さく折り畳むことができかつ質量を小さく することができるインフレータブルウィングである. イ ンフレータブル構造とは、外壁が薄膜によって構成され 気体を構造物内部に導入し,構造物内部の圧力を高める ことで展開させ,必要な形状および構造特性を得る構造 物である. インフレータブル構造物の利点は、トラス構 造などの剛体をヒンジで連結した展開構造物に比べて, 質量が比較的小さくかつ収納体積や収納時の形状の自由 度が大きいということにある. また, 展開構造部に機械 的可動部が少なくて済むため,展開動作の信頼性が高い という特徴もある.これまでは、人工衛星のアンテナや 太陽光パネルなどの微小重力環境下での展開構造物など としての利用が主に検討されてきた.また、このインフ レータブル構造を飛行機の翼に応用することで、飛行機 による火星探査を実現するうえで障害の一つとなってい る,輸送時におけるペイロードの制約の問題を解決しよ うという試みも検討されている 4-5). インフレータブルウ ィングの構成方法に関しては、これまでいくつかの方法 が研究されてきた.前述の文献では,翼の厚さ方向の長 さを規定するために、リブに相当するケーブルを配置し た構造の翼が検討されている.しかし、場所により厚さ が異なる翼の断面形状をこの方法で実現するのは多くの 困難を伴う.

本研究では,製作の容易さと翼の強度の観点から執筆 者らがこれまでに研究を進めてきた翼の構成法として, Fig. 1 に示すような直径の異なる円筒状のインフレータ ブル構造(以下では,インフレータブルチューブまたは 単にチューブと呼ぶ)を並列に配置したウィング(以下



Inflatable tube

# Fig. 1 Construction image of inflatable wing using parallel configuration of polyimide tube

では、単にインフレータブルウィングと呼ぶ)を研究の 対象とする.東海大学では2012年6月に、この翼を使っ たラジコン飛行機のデモフライトに成功し<sup>6)</sup>、その後改 良および大形化された機体によるデモフライトが、同じ く東海大学のウルトラライト・スペースシステム・プロ ジェクト(LSSP: Ultra-Light Space Systems Project)によ り、2013年~2014年にかけて数回行われている<sup>7)</sup>.しか しながら、インフレータブルウィングの翼性能を定量的 に測定した研究は十分には行われてこなかった.また、 前述のデモフライトでは凹凸を有する翼の表面を、薄い 樹脂製などの膜材(以下では単に膜材と呼ぶ)で覆って いたが、この膜材の種類や効果に対する評価は行われて いない.

このため本研究では、インフレータブウィングを主翼 に持つ飛行機を供試体とした飛行実験を実施し、チュー ブを並列配置した翼の性能を評価するとともに、翼の表 面に装着した膜材の効果を明らかにすることを目的とし た.飛行実験では、供試体である飛行機の飛行軌跡を三 次元位置測定し、そこから翼の性能を算出する.飛行実 験による翼の性能評価の利点は、様々な状態の翼の性能 を風洞実験よりも短時間で測定できることである.今回 は多くの種類の翼の性能を効率よく測定することが必要 だったため、本研究では飛行実験による翼性能測定を採 用した.飛行実験から、表面に各種の膜材を装着したイ ンフレータブルウィングの翼性能を評価し、インフレー タブルウィングの翼の性能を向上させるのに効果が大き い方法を解明する.

# チューブ並列配置型インフレータブルウィングに装着する膜材の選定

インフレータブルウィングは翼型の再現性や強度など の観点から,同じ翼型であっても一般的な剛体翼に比べ て翼性能が高いとは言えない.また,本論文で取り上げ ているタイプのインフレータブルウィングの翼表面には, その構造上凹凸が生じるため,それによって翼性能の低 下を招くことが考えられる.これに関しては,川名らの 研究により<sup>8)</sup>,翼表面の凹凸が翼性能に与える影響につ いて風洞実験により明らかにされている.このような問 題は当初より想定されており,それを解決するために, 前章で述べたデモフライト<sup>6,7)</sup>ではインフレータブルウ ィングの表面に膜材を装着して凹凸を埋めるという方法 がとられていた.

本研究では、インフレータブルウィングに装着する膜 材の種類に対する翼性能への効果を評価するために、7 種類の膜材を選定し、それらをインフレータブルウィン グに装着して翼性能を測定した. 選定した膜材とそれら の材料特性を Table 1 に示す. ヤング率の測定は,幅 10 mm,長さ100mmの試験片と引張圧縮試験機(今田製作 所製 SVZ-50NA-50)を使用した引張試験より、応力歪み 線図から弾性変形と見なせる領域のデータより求めた. 選定基準については、これまでの研究で既に使用されて きたもの、宇宙環境での利用が可能なもの、入手しやす い膜材の中から比較的薄くて軽いものに焦点を当てた. 和紙(Film JA)は現在宇宙構造物には利用されてはいな いが、極めて軽量かつ強度も大きい膜材であり、さらに これまで宇宙構造物用に使用されてきた膜材と比べて加 工や成形がしやすいことや,宇宙構造物の一部への利用 可能性について現在研究が行われているという点から選 定した. 和紙ではないが、均一な素材として安価で入手 が容易な模造紙(Film MP)を、パルプから製造されて いる材料として和紙との対比のために選定した. アルミ ニウム積層塩化ビニルフィルム (Film VF) と梱包用フィ ルム (Film PF, PF-A) は、これまでの研究の中でインフ レータブルローバーの実験室試作等に使用されており, 宇宙環境での使用は難しいが加工のしやすさから選定し た.飛行船用膜材 (Film AF) は同じ飛行物体である飛行 船の外皮膜で使用されており、極めて軽量なうえ溶着に よる成形が容易で、将来の大形化にも対応しやすいため 選定した.ポリイミドフィルム (Film PI) は、人工衛星 や宇宙機の熱制御材として古くから使われており、また これまでのインフレータブル構造の試作でも数多く使わ れているため選定した.ちなみに、本試作のインフレー タブルウィングのチューブの膜材や、前述したデモフラ イトで表面に装着する膜材として使用されてきたのも, このポリイミドフィルムである.

# 3. 供試体の設計と製作

本研究ではインフレータブルウィングを主翼に持つ 飛行機を供試体として使用する.飛行機は,文献9)を参

lype of membrane	Abbreviation	Thickness. µm	Density. g/m²	Measured Young's Intodulas, MPa
Japanese paper (paper mulberry)	Pilm JA	56	21.0	799
Imitation Japanese vellum	fi m MP	79	64.9	3630
Polyim de film (Kapon 200H)	F.Im PI	50	71.4	2960
Viayl film with aluntinum sheer	Film VF	78	75.0	495
Airship film (KS-130-100)	Film AF	102	100	794
Packing film (P-3N)	Film PF	130	123	1163
Packing film with aluminum sheet (P-3)	Fibr: PF-A	130	140	1230

考にして,製作環境や飛行実験の内容を考慮して設計を 行った.製作した飛行機の形状と寸法をFig.2に示す.ま た,製作にあたって使用した材料をTable2に示す.

模型飛行機は大きく,胴体,主翼(インフレータブル ウィング),尾翼,プロペラと動力機構に分けられる. 胴体にはバルサ材の角棒を使用した. 尾翼はスチレンボ ードで製作し胴体に接着剤で取り付けた. プロペラは既 製品を使用した. 主翼であるインフレータブルウィング はポリイミドフィルム製のインフレータブルチューブを 並列に配置し、それらの両端を固定部材で固定すること で基準とした翼型を再現する.本研究では供試体の翼型 としてNACA 2415翼型, NACA 653-218翼型の二種類を選 定した. 選定にあたっては, 翼のキャンバーがあまり大 きくなくチューブの並列配置で翼型が再現しやすいもの, 低速飛行に向いており失速しにくいものという点を特に 重視した. Fig. 3, 4に, 選定した二種類の翼型に対するチ ューブの配置図をそれぞれ示す.ただし、直径9mm以下 のチューブの製作は難しいため、翼後縁部分はチューブ ではなくポリスチレンフォームを規定の形状に切り出し たもので再現する. インフレータブルチューブは,長方



Fig. 2 Configuration of the plane as test article

Comparaent	Materials or parts	Dimension etc.			
	Balsa	10 ram×10 ram			
Body	Plywood	Thickness 2 mm			
	Bolt, Nut	M4			
	Polystyrene foarn	Thickness 20 mm			
	Styrene board	Thickness 4 mm			
Propeller	Plastics (Union model)	Diameter 240 mm			
Tail assembly	Styrene board	Thickness 4 mm			
Main wing (Inflatable wing)	Polyimde film	Thickness 50 µm			
	Vinyl chloride tube	φ 6 mm			
	Polyzthylene foam	Thickness 20 mm			
	Polyimide tape	Width 5, 10 mm			
	Valve (HV6-6, PISCO)	Inner diameter 👳 4 mm			



Scale: mm

Fig. 3 Cross section of NACA 2415 tube wing



#### Fig. 4 Cross section of NACA 653-218 tube wing

形のポリイミドフィルムが円筒状になるように長辺同士 を突き合わせてポリイミドテープで貼り合わせる. 両端 には、ポリスチレンフォームを円柱状に切り出したもの で端部処理をして気密構造とする.完成したそれぞれの チューブを前述したFig. 3,4に示した配置に並べ,翼端を 固定部材に接着剤で固定し、規定の翼型になるように成 形する.また、胴体に固定する中央部は主翼台座に固定 し, 翼型が維持できるようにした. 隣り合うチューブ同 士は, 直径6 mmの塩化ビニル製の配管でつなぎ合わせ, 展開させ形状を維持する際の気体の流路とする. 最前縁 のチューブから伸びる配管の先端にはバルブを取り付け る. 完成したインフレータブルウィングの例をFig. 5に示 す. また, 製作した模型飛行機の各構成品の質量をTable 3に示す.第2章で述べた膜材をインフレータブルウィン グに装着する際には面ファスナーを用いた. 剛体翼は, 翼型と同じ断面形状となるように加工した12個のポリス チレンフォームをバルサ材で連結したものを骨組みとし, この表面に厚さ1 mmのスチレンペーパーを装着して製 作した.

# 4. 実験による翼性能の評価方法

#### 4.1 翼性能算出の原理



Fig. 5 Inflatable wing (NACA 2415 tube wing)

Table 3	Mass	of the	nlane	25	test	articles
I able 5	IVIASS.	OF LIFE	Diane	48	lest	allicies

Rigid wing	Airfoi' (pressure) NACA 2415 NACA 652-218	Body, g 132.2 132.2	Wing, g .44.1 147.6	Total, g 276 280
	NACA 2415 (10 kPa)	95_3	81.2	277
	NACA 2415 (20 kPa)	95_3	181.5	277
inflatable wing	NACA 2415 (30 kPa)	95.3	181.7	277
	NACA 3415 (40 kPa)	95.3	182.2	278
	NACA 652-218 (10 %Pa)	95.3	181.7	277
	NACA 652-218 (20 kPa)	95.3	181.9	277
	NACA 653 208 (30 sPa)	95_3	82.2	278
	NACA 653-218 (40 xPa)	95_3	182.4	278

本研究では飛行実験で模型飛行機の飛行軌跡を測定 し、それを用いて飛行中主翼に働いている揚力Lと抗力D を算出する.そしてそれらを無次元化することで、揚力 係数C<sub>L</sub>,抗力係数C<sub>D</sub>,そして揚抗比L/Dを求める.飛行 軌跡の測定にあたって、本研究では三次元位置計測ソフ トPc-MAG(応用計測研究所)を使用した.まず、視差 を利用して異なる位置から2台のカメラ(1920×1080ピク セル)でそれぞれ計測対象物の動画を撮影し、動画ファ イルから1秒間に30フレーム(0.0333 s間隔)で静止画群 に切り出す.次に、2台のカメラの撮影範囲が重なって いる部分にある計測対象物の面像上の座標をPc-MAGで 解析することで、計測対象物の位置を三次元座標上に表 示させる.計測範囲と静止画切り出し間隔および定常飛 行時間(約0.8 s)から求めた揚力と抗力の計測誤差は約 9%である.

Pc-MAGを用いた飛行軌跡の三次元位置計測による翼性能の算出方法を次に述べる.定常滑空状態で飛行中の航空機には, Fig. 6に示すように進行方向に対して垂直に揚力Lが,進行方向に推力Tが,推力と反対方向に抗力Dが発生している.このとき,揚力と抗力の合力は重量とつりあった状態となっている.飛行機の質量をm,重力加速度をgとすると, Fig. 6から以下のような関係式が成り立つ.

# $L = mg\cos\theta \qquad (1)$

#### $D = mg\sin\theta + T \qquad (2)$

ここで,式(1),(2)のθはFig.6のように飛行機の滑空角θと 相似の関係にあるので,式(1),(2)はそれぞれ,

$$L = mg \frac{R}{d}$$
(3)  
$$D = mg \frac{h}{d} + T$$
(4)

と表せる.

また, 揚力と抗力を無次元化した揚力係数 $C_L$ と抗力係数 $C_D$ は, 空気密度を $\rho$ , 翼の表面積をS, 飛行速度をVとすると,

$$C_L = \frac{2L}{\rho S V^2}$$
(5)  
$$C_D = \frac{2D}{\rho S V^2}$$
(6)

と表せる. そして揚抗比L/Dは,

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \tag{7}$$

と表せる.

Pc-MAGを用いた三次元位置計測では,ある時刻tにお ける飛行機の仮想座標空間内の位置を示すx,y,z軸の 座標値が測定できる.これらの値を用いると,一定の時 間変化Δtにおける各座標軸方向の変位Δx,Δy,Δzを算出 することができる.これらを用いて,Fig.6に示す飛行機 の水平飛行距離R,垂直降下距離h,実飛行距離dを表す と,

$$R = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2}$$
(8)  

$$h = \Delta z$$
(9)  

$$d = \sqrt{R^2 + h^2}$$
(10)

となる.

また,飛行速度Vを一定の時間変化 $\Delta t$ における各座標 軸方向の変位 $\Delta x$ ,  $\Delta y$ ,  $\Delta z$ を用いて表すと, x, y, z軸そ れぞれの $\Delta t$ 間の速度 $V_x$ ,  $V_y$ ,  $V_z$ は,

$$V_x = \frac{\Delta x}{\Delta t} \tag{11}$$

$$V_y = \frac{\Delta y}{\Delta t} \tag{12}$$

$$V_z = \frac{\Delta z}{\Delta t}$$
(13)

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}$$
(14)

となる.

#### 4.2 飛行実験の方法

飛行実験は,飛行に十分な広さが確保できるホールを 使用し,空調を停止した状態で行った. Pc-MAG を用い た三次元位置計測は,あらかじめ仮想座標空間を設定し, その中の計測対象物を2台のカメラで撮影することによ り行われる.実験では Fig. 7 のように仮想座標空間を設 定し,この空間が撮影範囲に収まるよう2台のカメラを 配置した.この仮想座標空間内で模型飛行機を飛行させ, その様子を2台のカメラで撮影する.

飛行実験では主翼を対象に、剛体翼とインフレータブ

ルウィングに対してそれぞれ2種類の翼型と、インフレ ータブルウィングに関しては内圧と翼表面に装着する膜 材を変えたもので実施した.撮影した動画から静止画を 切り出し、それらを用いて Pc-MAG で飛行軌跡の三次元 位置計測を行う. Table 4 に実施した飛行実験の実験ケー スを示す.実験の様子を Fig. 8 に示す. 各実験ケースで は3回ずつ飛行させ、その中で最も定常滑空状態に近い 飛行をしたものを翼性能算出対象とした. 選定の手順と してはまず,飛行軌跡の計測データから,x, v, z, xvの 合成成分(水平成分), xyzの合成成分の各成分の飛行 速度 $V_x$ ,  $V_y$ ,  $V_z$ ,  $V_H$ , Vを算出し, これらの値の飛行中の 変化の推移を示すグラフを作成する.このグラフから, 各速度成分が一定の幅で推移している部分を取り出す. 次に前述で取り出した範囲でy軸方向の速度成分Kのグ ラフを取り出し、そのグラフに近似直線を描く.この手 順を3回ずつ実施した各実験ケースのグラフで行い、そ れらのグラフの中で近似直線の傾きが最も0に近い値の ものを選定し,定常滑空状態で飛行しているものとした. y軸方向の速度成分V,の時間変化のグラフで傾きが 0 に 近いということは、y軸方向の速度変化が小さいという ことであり、より真っ直ぐ飛行しているということがで



Fig. 6 Condition of flight experiment using the plane as test articles



Fig. 7 Flight experiment configuration and coordinate system

- 27 -

m 1 1 A	-	<b>.</b>		0	01 1	
Toble 7	TTTD OG OT	toat	ortiolo.	+ ~ *	tla a lat	OTT IN OWI INS ON \$
I ADDE N	I VIDES O	1651	annee	1011	Inom	exneriment
I UUIC J	1 1 0 0 0 0		untione	101	1116110	CAPCINCIN
	21				0	1

Type of wing	Airfoil	Internal	Type of membrane
D: 11	NACA	N/A	N/A
Kigid wing -	NACA	N/A	N/A
			Without film
		10, 20, 30, 40	Film JA
			Film MP
	NACA		Film VF
	2415		Film AF
			$\mathbf{Film} \ \mathbf{PF}$
			Film PF-A
Inflatable			Film PI
wing			Without film
			Film JA
			Film MP
	NACA	10 00 10 10	Film VF
	65 <sub>9</sub> -218	10, 20, 30, 40	Film AF
			Film PF
			Film PF A
			Rahm I-I

きる.この手順を全ての実験ケースで行い,各実験ケース3回分の飛行実験のうち,翼性能を算出するのに用いる一つを選定する.

### 5. 飛行実験の結果と考察

#### 5.1 剛体翼とインフレータブルウィングの比較

第4章で述べた方法による飛行実験で計測した模型飛 行機の飛行軌跡を用いて、模型飛行機の飛行中の揚力係 数 C<sub>L</sub>, 抗力係数 C<sub>D</sub>, 揚抗比 L /D の平均値(定常飛行中 に生じている平均の揚力係数,抗力係数,揚抗比の値) を算出した.ここで,翼型と翼の種類をパラメータに, 算出した各種の値のうちインフレータブルウィングの各 値の平均値と剛体翼の値を Fig. 9 に示す. これより,イ ンフレータブルウィングは剛体翼に比べて, 揚力係数 C<sub>L</sub> は NACA 653-218 翼型, NACA 2415 翼型ともに高い値と なっていることがわかる.一方,抗力係数 Cn において も,インフレータブルウィングは剛体翼に比べて, NACA 653-218 翼型, NACA 2415 翼型ともにやや高い値 となっている. そこで, 揚抗比で比べると NACA 2415 翼型の場合では、剛体翼に比べてインフレータブルウィ ングは揚抗比がかなり小さな値となっているが、NACA 653-218 翼型の場合では両者はほぼ同じ値になっている. このことから、インフレータブルウィングは剛体翼に比 べて、揚力の点では遜色がないものの、抗力が大きくな る傾向にあり、これにより揚抗比 L/D の値が剛体翼に比



Fig. 8 Flight experiment of the inflatable wing plane



Fig .9 Comparison of the wing characteristics between the inflatable wing and rigid wing (reference wing)

べて大きくなる傾向があることがわかる.またそれは, 翼型により異なり,今回の場合では NACA 653-218 翼型 においては両者で顕著な差は見られない.ここで川名ら による風洞実験の結果<sup>8)</sup>と比較してみる.飛行実験で使 用した模型飛行機の主翼の取り付け角 4 °と同じ迎え 角4°の場合,上記で述べたような飛行実験で測定した 結果の傾向と一致している.このことから,今回実施し た飛行実験は供試体の翼性能を計測する方法として妥当 であると言える.

インフレータブルウィングにおいて抗力が大きくな る理由としては、インフレータブルウィングにはバルブ やチューブなど剛体翼にはない様々な部品が取り付けら れているため、それらが空気抵抗を増加させているため であると考えられる.特に、今回の飛行実験で使用した インフレータブルウィングの寸法は 800×200 mm と比 較的小形のもので,飛行速度も3~5 m/sと低速であり, 計測に使用した飛行時間も1 s 程度と短かったため、相 対的にこれらの部品の影響が大きくなっていると考えら れる. また, NACA 653-218 翼型は NACA 2415 翼型に比 べると剛体翼における揚抗比がかなり小さな値になって いる. このようになる理由は, NACA653-218 翼型は NACA 2415 翼型と比べて最大翼厚が大きいため, 飛行中 翼正面が空気を受ける面積が大きくなり、抗力が増加し たことで翼性能を低下させたと考えられる. このことか ら,今回の飛行実験で使用した模型飛行機に用いた二種 類の翼型では,NACA 2415 翼型の方が適当であるという ことが言える.

## 5.2 膜材を装着したインフレータブルウィングの性 能評価

前節より,インフレータブルウィングの翼性能を向上 させるには空気抵抗の軽減が重要であることがわかる. しかし,基準にした翼型の剛体翼に近い性能をインフレ ータブルウィングが発揮することは,翼型の再現性や剛 性の観点から難しい.一方,前節で述べた実験結果から, 空気抵抗によって生じる抗力が翼性能を低下させている ことがわかった.よって,インフレータブルウィングの 空気抵抗を生じさせている要因をできるだけ取り除くこ とで,インフレーブルウィングの性能を向上させること ができると考えられる.

飛行実験の飛行軌跡から算出した揚力係数 C<sub>L</sub>, 抗力係 数 C<sub>D</sub>, 揚抗比 L /D の平均値について, インフレータブ ルウィングの表面に膜材を装着した時の値と膜材未装着 時の値の差を縦軸に, インフレータブルウィングの内圧 を横軸に, また各実験ケースをパラメータに取ったグラ フを Fig. 10, 11, 12 にそれぞれ示す. インフレータブルウ ィングに膜材を装着した場合と装着しない場合で結果に 違いが生じているが, 翼型によらず各値が同じような傾 向になっている場合と, 翼型によって各値に違いが生じ ている場合があることが見受けられる. このことから, インフレータブルウィングの表面に装着する膜材の有無 や膜材の種類が翼性能に影響を与えていると考えること ができる.

まず NACA 2415 翼型の場合について見ると,どの膜 材を装着した場合でも装着しない時と比べると揚力係数 と抗力係数は大きくなっている(Fig. 10 および Fig. 11 の実線).

ー方揚抗比は、ポリイミドフィルム(Film PI),アル ミニウム積層塩化ビニルフィルム(Film VF),飛行船用 膜材(Film AF),梱包用フィルム(Film PF)を装着し た時は、膜材を装着しない時と比べて値は大きくなって いるが、和紙(Film JA),模造紙(Film MP),アルミ





Fig. 10 Comparison of lift coefficient of inflatable wing





Fig. 12 Comparison of lift-drag coefficient ratio of inflatable wing

ニウム積層梱包用フィルム(Film PF-A)を装着した時は 膜材を装着しない時に比べてほぼ変わらないか低い値と なっている(Fig. 12の実線).次にNACA 653-218 翼型 の場合について見ると,揚力係数と抗力係数に関しては, ポリイミドフィルム(Film PI),梱包用フィルム(Film PF) を装着した時は膜材を装着しない時と比べて値が大きく なっているが,それ以外の膜材を装着した時は膜材を装 着しない時と比べてほぼ同じか小さい値となっている (Fig. 10 および Fig. 11 の破線).揚抗比に関しては,ど

(Fig. 10 およい Fig. 11 の破線) . 物加比に関しては、との膜材を装着した時も装着しない時と比べて値はほぼ同じか小さい値になっている(Fig. 12 の破線). このことから、NACA 2415 翼型の方が NACA 65<sub>3</sub>-218 翼型と比べて、翼表面に膜材を装着することによる翼性能の向上効果が大きいことがわかる. また、翼性能が最も高いのはNACA 2415 翼型に飛行船用膜材(Film AF)を装着した場合であるということがわかる.

このような結果になる理由として、インフレータブル ウィングを構成するチューブの本数の影響が考えられる. インフレータブルウィングを構成するチューブの本数は NACA 2415 翼型の場合が9本、NACA 653-218 翼型の場 合が8本である.チューブの本数が多くなればそれだけ 翼表面の凹凸も増加することになり、翼表面を流れる空 気の乱れも多くなる.このため、チューブ本数の多い NACA 2415 翼型の方が、膜材を装着することによって翼 表面の凹凸を小さくする効果が高まったと考えられる. また、NACA 653-218 翼型は NACA 2415 翼型と比べて最 大翼厚が大きいため、飛行中正面から空気を受ける翼の 投影面積が大きくなり、それだけ空気抵抗が増加する. これは翼表面に膜材を装着することで変化するものでは ない.この点も前述したような結果に影響していると考 えられる.

Fig. 10, 11, 12 からは同じ膜材を装着した場合でも,翼型の違いで揚力係数,抗力係数,揚抗比の値に違いが生じていることも読み取れる.このことから,インフレータブルウィングに装着する膜材は,翼型によって適したものが異なるということが考えられる.この理由として

は、 膜材の材料特性の違いによって翼周りを流れる空気 の様子が変化したり、若干ではあるが主翼の形状が変わ ったり、飛行機の質量が変化したりすることが考えられ る.また、翼型の違いにより翼周りの空気の流れが異な るため、 膜材の材料特性の違いで翼性能に影響を与える いくつかの要因の中の主要因が変化するためであると考 えられる.

## 5.3 膜材が翼性能の向上に与える影響と適切な膜材 の選定

チューブの並列配置で生じる翼表面の凹凸をできるだ け少なくし空気抵抗を減らすことは,翼性能を向上させ るために重要である.また,翼表面に膜材を装着する際 には,皺が生じないようにすることが必要である.しか し実際には,皺が全く生じないように膜材を装着すると いうことは難しい.一般的には,曲がりにくい膜材であ れば,膜材を装着する際に皺の発生を少なくすることが できる.これによって皺の発生を抑圧し,皺による空気 抵抗の増大が飛行性能を低下させることを防ぐことがで きる.

膜材を何度も装着し直したり,折り曲げた状態を長時 間維持し続けたりすると容易に折り目が付いてしまう. 一度ついた折り目が元に戻りにくい膜材は、この状態で 翼に装着すると、折り目が付いた部分が皺になってしま うことになる.このため、適度に曲がりにくくかつ皺に ならず、一度ついた皺が元に戻りやすい膜材を翼に装着 したものが翼性能を向上させる効果が大きいと考えられ る. この点については、インフレータブルウィングを収 納させた状態から展開する際にも重要になってくると言 える.実際の火星探査で使用する飛行機は、宇宙機で火 星まで輸送する.その際はインフレータブルウィング内 の空気を排気し、小さく折り畳んだ状態にする. そして 火星に到着するとインフレータブルウィングに空気を導 入し,翼を展開させる.このため,インフレータブルウ ィングに装着する膜材は、収納させる際は適切に折り畳 むことができ、展開させた後は皺が残らないようなもの が望ましい.このような点から適切な膜材を選定するこ とが大切であると言える.

## 6. まとめ

将来の火星探査飛行機の実現に資するため, 超軽量で 小さく折り畳めるインフレータブルウィングを対象に翼 の性能を飛行機による飛行実験から明らかにした. ポリ イミドフィルム製のチューブを並列に配置して, NACA2415 翼型と NACA653-218 翼型の二種類の翼型を 模擬したインフレータブルウィングを供試体として製作 し,それぞれの基準となる剛体翼と比較評価を行った. 同じ翼型で比べた場合,剛体翼に対してインフレータブ ルウィングの性能が低くなる要因は,空気抵抗から生じ る抗力の増加と考えられる.このことから,インフレー タブルウィングを剛体翼の性能により近づけるためには, 空気抵抗が小さくなるよう工夫することが必要であると いうことがわかった.

チューブ並列配置型のインフレータブルウィングの 翼の表面には、チューブの隙間に凹凸が生じるため、こ れを埋めるために、表面に7種類の膜材を装着しその効 果を検証した.インフレータブルウィングの翼表面に膜 材を装着し、翼表面の凹凸を小さくすることで、翼の性 能に一定の向上が見られるということがわかった.ただ し、翼型により膜材を装着した時の効果は異なり、 NACA 2415 翼型と NACA 65<sub>3</sub>-218 翼型では、NACA 2415 翼型の方が膜材を装着したときの翼性能を向上させる効 果が大きいことがわかった.このことから、今回使用し た二種類の翼型では NACA 2415 翼型の方がインフレー タブルウィングには適しているということができる.

#### 謝辞

本研究を行うにあたり,供試体の加工に対して貴重な 助言やご協力をいただいた東京都立科学技術高等学校の 佐々木義秀先生に感謝申し上げます.また,供試体の製 作や飛行実験に協力していただいた航空宇宙学専攻の池 田雄紀さん,木下寛之さん,山口哲央さん,秋山 創さん, 永田貴之さんに感謝をいたします.

#### 参考文献

1) 例えば, http://marsairplane.larc.nasa.gov/など
 2) 永井大樹, 安養寺正之, 野々村拓ほか, 火星探査航空
 機 WG における空力研究のこれまでの成果と現状, 第58
 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1B01, 日本航空宇宙
 学会, 長崎ブリックホール, 2014.11.12-14.

3) Edited by Christopher H. M. Jenkins, Gossamer Spacecraft: Membrane and Inflatable Structures Technology for Space Applications, Progress in Astronautics and Aeronautics, Volume 191, Published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc (AIAA), 2001.

4) Andrew D. Simpson University of Kentucky : DESIGN AND EVALUATION OF INFLATABLE WINGS FOR UAVs,

University of Kentucky Doctoral Dissertations, 2008. 5) Glen Brown, Roy Haggard, and Brook Norton : INFLATABLE STRUCTURES FOR DEPLOYABLE WINGS , AIAA-2001-2068, 2001.

6) 菅野広樹,角田博明;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,JAXA/ISAS,JAXA相模原キャンパス(宇宙科学研究所),2012.12.4.

7) 永田貴之,岩男拓実,大泉賢一,角田博明;インフレ ータ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,第 29 回宇宙構造材料シンポジウム, JAXA/ISAS, JAXA 相模原キャンパス(宇宙科学研究所), 2013.12.3. [飛行動画の一部をプロジェクトのホームペ ージで公開 http://lssp-tokai.jimdo.com/]

8) 川名崇弘,小泉誠志,角田博明:チューブ並列配置型 インフレータブルウィングの構成と性能-風洞実験によ る空力特性の評価-,東海大学工学部紀要, Vol. 55, No. 1, 2015.

9) 湘南模型飛行機研究所:

http://www.netlaputa.ne.jp/~yasuu/ZUMEN/jww/A-40Su.pdf