

チューブ並列配置型インフレーター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 -

川名 崇弘^{*1} 小泉 誠志^{*1} 角田 博明^{*2}

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

- Evaluation of the Aerodynamic Characteristics by Wind Tunnel Experiment -

by

Takahiro KAWANA ^{*1}, Masashi KOIZUMI ^{*1} and Hiroaki TSUNODA ^{*2}

(Received on Mar. 30, 2015 and accepted on Jul. 9, 2015)

Abstract

In this paper, the characteristics of an inflatable wing using parallel configuration of polyimide tube are discussed based upon the experiment results using a wind tunnel. In the experiment, we choose two kinds of airfoils of a NACA 2415 wing type and a NACA 65₃-218 wing type as the test articles. Two kinds of construction methods are selected for the test articles, one being an inflatable wing made of polyimide tube and the other a rigid wing as a reference wing made of polystyrene foam and styrene paper. There are hollows between the tubes on the surface of the inflatable wing. The lift coefficient and the drag coefficient are obtained as the measurement results of the wind tunnel experiment. The characteristics of the wings are evaluated based on these results, and the differences between reference wings and the inflatable wings are clarified about the performance. The inflatable wing is different from the reference wing in its basic performance, but it is shown that enough lift force occurs even in the case of the parallel configuration type inflatable wing. In addition, it is shown from the result of the experiments that we can achieve satisfactory performance for a flight without disadvantages such as a decline of remarkable lift force or the upswing in sudden drag force.

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

記号の説明

ρ : 空気密度

P_a : 大気圧

R : 気体定数 (287.1 m²/s²K)

T_a : 気温

V : 風速

σ_A : アルコールの密度

g : 重力加速度 (9.80665 m/s²)

Δh : アルコール柱の高さ

F : 真の空気圧

F_{cal} : 校正時の力

ATT : 計測精度

V_{cal} : 校正時の電圧

V_a : 有風時と無風時の計測電圧の差

C_L : 揚力係数

C_D : 抗力係数

L : 揚力

D : 抗力

S : 主翼面積

1. はじめに

近年、宇宙開発は衛星による探査だけでなく、各種ローバーによる月や惑星表面の探査も可能になった。また、地球外惑星の探査が急速に進み、中でも火星への探査では1997年のNASAの探査ローバーであるSojournerを皮切りに、2004年にはSpiritとOpportunityという2機のローバーが送り込まれた¹⁾。近年では2012年に、これまでに比べて大形なローバーであるCuriosityを投入し、様々な探査が行われている²⁾。その中で新たな探査方法として、火星のような大気のある惑星では、飛行機を用いて探査を行う方法が検討されている^{3,4)}。これは、高度数百から数千メートルの間に無人機を飛行させ、数百から数千キロメートルの範囲を探査しようとするものである。しかし、ロケットへの搭載時における収納体積および質量の増加により、輸送コストが大きくなるという問題を

^{*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

抱えている。そこでこのような問題の解決策として、大形化する翼に対してインフレータブル構造物の適用が注目されている。インフレータブル構造物とは膜構造に気体を注入し、内圧を加えることにより構成される構造物である。一般的な展開構造物と比較して高い収納性、軽量性、シンプルな展開様式という特徴を持っている。本論文では、この特徴を活かして、円筒形のチューブを複数本並列に配置することで翼を形成したタイプのインフレータブルウィングを取り上げる。このような翼は、大気の薄い火星のような惑星を飛行機で探査する上で重要な大きな翼面積を軽量に実現することや、ロケットや探査機に搭載する際の収納効率を向上させやすいなどのメリットを持ち、今後の発展が望まれている。

これまでの研究では、チューブを並列に配置することにより構成したインフレータブルウィング（以下では単にインフレータブルウィングと呼ぶ）の表面にフィルムを装着し、表面の凹凸を小さくした翼を実現し、モータとプロペラを動力としたラジコン飛行機による飛行に成功している^{5,6)}。しかし、フィルムを装着する前の凹凸や隙間が、翼の性能に与える影響については十分な検証が行われていなかった。そこで本研究では、インフレータブルウィングの性能を風洞を用いた実験により検討する。供試体として NACA 2415 および NACA 65₃-218 翼型を模した剛体翼（以下では基準翼と呼ぶ）と、それぞれに対応する翼型のインフレータブルウィングの計4つの翼を製作し、低速風洞を用いた実験による揚力と抗力の測定結果から、それぞれの翼の性能を比較評価する。

2. インフレータブルウィングの構成と試作

2.1 翼型の選定

基準となる翼型として、本研究では NACA 2415 および NACA 65₃-218 翼型を選定した。これらの翼型の選定理由としては2つあげられる。1つ目は、これまでに多くのシリーズが開発されてきており、また様々な文献や資料が公開されている一般的な翼型である NACA 翼型を採用することにより、データ蓄積や性能比較などを行ないやすくするためである。2つ目は、インフレータブルウィングの製作上の問題点に起因するものである。供試体の製作は全て手作業で行うため、厚さ 50 μ m のポリイミドフィルムを使ったチューブ製作では直径約 9 mm が製作の限界である。NACA 2415 翼型と NACA 65₃-218 翼型にチューブを並列配置した様子を Fig. 1 と Fig. 2 にそれぞれ示す。翼の後縁側になればなるほどチューブの直径が小さくなることから、本研究ではチューブの直径が極端に大きくなったり、小さくなったりしないように製作がしやすい翼型として前述の2種類を選んだ。

2.2 基準翼とインフレータブルウィング

本論文では、風洞実験についてのみ述べるが、同じ機体を用いて翼の条件を変更し(翼の表面に膜材を装着)、

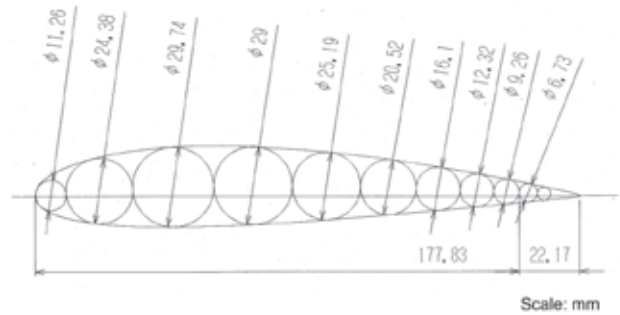


Fig. 1 Cross section of NACA 2415 tube wing based on NACA 2415 reference wing

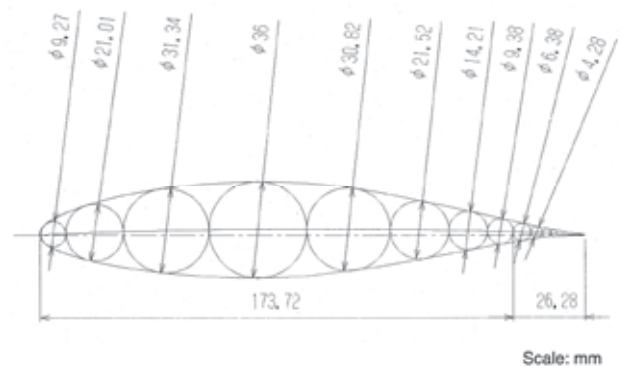


Fig. 2 Cross section of NACA 65₃-218 tube wing based on NACA 65₃-218 reference wing

ゴム動力により飛行させる飛行機の主翼に使用して飛行実験も行っている⁷⁾。そのため、供試体は両方の実験が行えるように、基準翼やインフレータブルウィングの寸法・材料等は共通のものを使用している。

基準翼の寸法は、風洞の試験エリアに収まるサイズで、かつ別途行う飛行実験でも使用できるように、縦(翼弦長)200 mm×横(翼幅)800 mmとした。また、インフレータブルウィングにおけるチューブ配置もこの基準翼の寸法をもとに行なった。チューブの並列配置時の寸法については、前述した Fig. 1 と Fig. 2 に示した。NACA 2415 翼型と NACA 65₃-218 翼型のそれぞれの翼型において、最大翼厚を基準として最も直径が大きなチューブの寸法と位置を決定し、その前後においては翼型の上面と下面に隣接するチューブの外形を結ぶ形で並列配置している。ポリイミドフィルム製のチューブを並列に配置した外形形状の再現結果は、NACA 2415 翼型チューブ並列配置型インフレータブルウィング（以下では NACA 2415 チューブ翼と呼ぶ）では、177.8 mm、NACA 65₃-218 翼型チューブ並列配置型インフレータブルウィング（以下では NACA 65₃-218 チューブ翼と呼ぶ）では 173.7 mm となっている。200 mm に満たない端部については、基準翼と寸法を同じにするため、押出発泡スチレンフォーム材で製作した円柱形状の部材をチューブ後縁に貼付けて再現した。

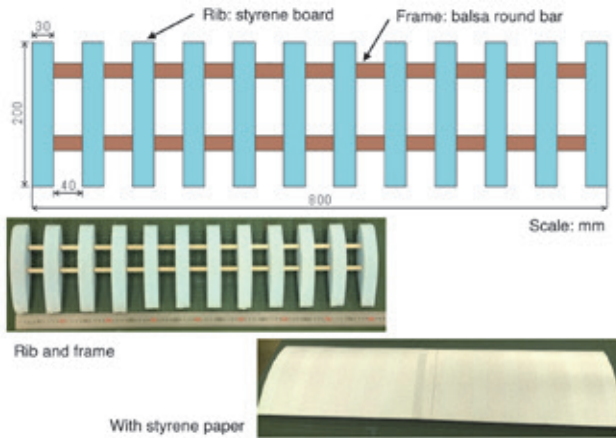


Fig. 3 Construction of reference wing (NACA 2415 reference wing)

基準翼は Fig. 3 のような構成になっており、骨組みには厚さ 30 mm の押出発泡スチレンフォーム材を用いた 12 個のリブをバルサ材の丸棒で貫通させることで一列に並べて、翼のねじれや歪みが小さくなるようにしている。製作した基準翼の骨組み構造を Fig. 3 に併記する。リブの形状の均一性や寸法精度は基準翼の翼形状を規定する上で重要なため、切り出しにおいてはレーザー加工機を使用した。骨組みに装着する外皮としては厚さ 1 mm のスチレンペーパーを使用した。これは、扱いやすい程度の柔軟性があり骨組みに両面テープで装着しやすく、また装着後は風洞実験や飛行実験に耐える程度の形状維持が可能な剛性を有していると判断したためである。基準翼の骨組み構造の上にスチレンペーパーを装着して完成させた基準翼を Fig. 3 に併記する。

3. 風洞実験による検証

3.1 低速風洞を使った実験方法

実験では、最大風速約 40 m/s のゲッチンゲン型低速風洞を用いた。測定部の範囲は縦 1 m × 横 1.5 m、迎え角は $-20^\circ \sim +30^\circ$ の範囲を、ヨー角は $-180^\circ \sim +180^\circ$ の範囲を変化させることができる。揚力、抗力などの測定は、ストラット型 6 分力検出天秤を用いる。実験では、メインスト

Table 1 Experiment case of wind tunnel experiment

Case	Test article	Flow velocity, m/s	Attack angle, °	Inner pressure, kPa
1	NACA 2415 (Reference wing)	5	-	NA
2		10		
3	NACA 2415 (Tube wing)	5	-5° $0^\circ \sim 16^\circ$ (2° interval)	50
4		10		
5	NACA 65 ₃ 218 (Reference wing)	5	-	NA
6		10		
7	NACA 65 ₃ 218 (Tube wing)	5	-	50
8		10		

NA: Not applicable

ラットとサブストラットで供試体を支え、迎え角を変更して天秤装置制御御盤で計測する。風洞実験で得られた測定値（電圧値）を空気力に変換し、それをもとに以下のように空力係数を算出する。

気圧計で測定した大気圧を使って実験時の空気密度 ρ を、以下の式(1)より求める。

$$\rho = \frac{P_a}{RT_a} \quad (1)$$

ここで、気温 T_a (絶対温度), 気体定数 R ($287.1 \text{ [m}^2/(\text{s}^2\text{K})]$) である。式(1)より実験で使用した風洞の風速 V を、以下の式(2)より求めることができる。

$$V = \sqrt{\frac{2\sigma_A g \Delta h}{\rho}} \quad (2)$$

ここで、アルコールの密度 σ_A , 重力加速度 g , マノメータのアルコール柱の高さ Δh である。

次に空力係数の算出方法について述べる。実験で得られた測定値は電圧なのでこれを空気力に変換する。真の空気力を求めるために、有風時に測定した電圧から無風時に測定した電圧の差を求め、これを V_a とする。真の空気力 F を式(3)より求める。

$$F = \frac{F_{cal}}{ATT \cdot V_{cal}} V_a \quad (3)$$

ここで、較正時の力 F_{cal} , 計測精度 ATT , 較正時の電圧 V_{cal} である。 ATT は天秤計測部の設定によって変化する。式(3)で得られた値から揚力 L と抗力 D を求め、以下の各式に代入して、揚力係数 C_L と抗力係数 C_D を算出する。

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad (4)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad (5)$$

ここで、主翼面積 S である。

3.2 測定方法

Table 1 に風洞実験の条件を示す。実験は、NACA 2415 基準翼および NACA 65₃-218 基準翼、NACA 2415 チューブ翼および NACA 65₃-218 チューブ翼の合計 4 つの供試体で行なった。これらのうち、NACA 2415 チューブ翼の供試体の様子を Fig. 4 に示す。また、風洞実験の様子を Fig. 5 に示す。図中左側が風洞の風上側である。Fig. 4 に示した翼の供試体を、胴体に固定している。胴体は、押出発泡スチレンフォーム材で成形し、スチレンペーパーを巻きつけて製作した。胴体下部に取り付けられた突起物を、メインストラットとサブストラットにかんぬき式で固定し、サブストラットが上下することで胴体とともに翼の迎え角を変化させることができる。風速は各翼に対して 5 m/s および 10 m/s とした。迎え角は -5° および $0^\circ \sim 16^\circ$ の間を 2° ずつ変化させ、全ての場合で計 3 回揚力

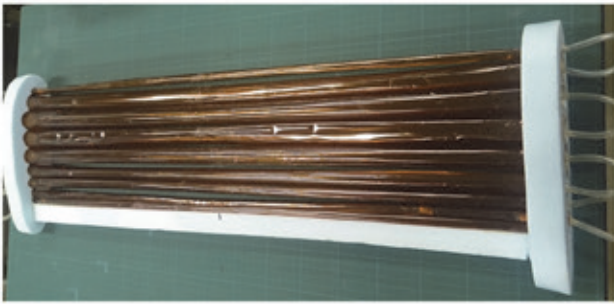


Fig. 4 Construction of inflatable wing (NACA 2415 tube wing)

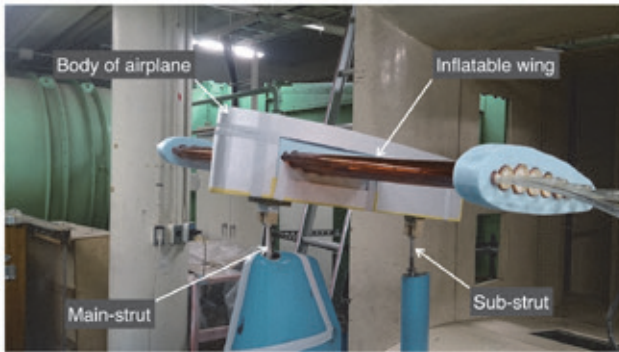


Fig. 5 Experiment of tube wing using wind tunnel

および抗力を測定した。計測系を Fig. 6 に示す。図中左の天秤装置でメインストラットやサブストラットにかかる力を検出する。計測結果は、図中右のストラット型 6 分力天秤計測部に表示される。ここではまた、測定精度 ATT の設定をはじめ、サブストラット制御（迎え角の変更）など天秤装置の可動制御も行なう。インフレータブルウィングを供試体に使用した実験中は、圧力計（Keyence 製 AP-C40, AP-40）で内圧を計測しながらコンプレッサ（キャンベルハウスフェルド製 FX1001）のバッファタンクより各チューブ翼に空気を導入し、常に圧力が 30 kPa で一定になるようにした。天秤制御盤から同軸ケーブルを通じて送られてきた電圧値のデータは、データ収集システム（Keyence 製 NR-2000）と、表示および記録用の専用ソフト（Keyence 製 WAVE SHOT! 2000）

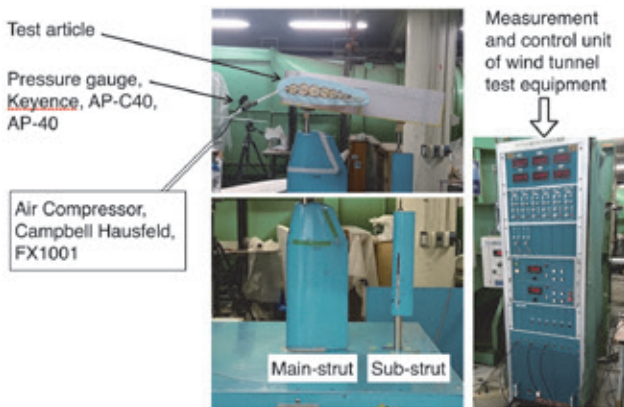


Fig. 6 Measurement equipment of wind tunnel experiment

を用いてパソコンで収集した。

3.3 風洞実験の結果

風速 10 m/s 時において、基準翼ならびにチューブ翼の揚力係数 C_L と抗力係数 C_D を縦軸に、迎え角 α を横軸にとったものを Fig. 7 に示す。迎え角が大きくなるのに伴い、チューブ翼においても基準翼と同様に揚力係数が上昇する傾向が見られる。しかし、基準翼に比べると迎え角の上昇に伴うチューブ翼の揚力係数の増加は最大でも 0.4 程度に留まっており、迎え角 6° 以降は極端に揚力係数の上昇が鈍化していることが確認できた。また測定直後から抗力係数が基準翼に比べて最大で 3 倍近く大きいことがわかる。

次に風速 5 m/s と 10 m/s におけるチューブ翼の揚力係数および抗力係数をまとめたものを Fig. 8 に示す。基準翼での測定では、NACA 2415 翼型と NACA 65₃-218 翼型の性能には大きな違いが見られたのに対して、NACA 2415 チューブ翼と NACA 65₃-218 チューブ翼では性能差があまり見られなかった。揚力係数が最大になったのは CASE7 の NACA 65₃-218 チューブ翼で 0.46 であった。抗力係数はどちらのチューブ翼でも高く、翼型が違うからと言って極端な抗力係数の上昇は認められなかった。

縦軸に揚抗比、横軸に迎え角 α をとり、すべての速度におけるチューブ翼の揚抗比を表した結果を Fig. 9 に示す。NACA 2415 チューブ翼で最も高い揚抗比が得られ、また迎え角 8° 前後で揚抗比が最大になる傾向が見られた。

4. 風洞実験の結果に対する考察

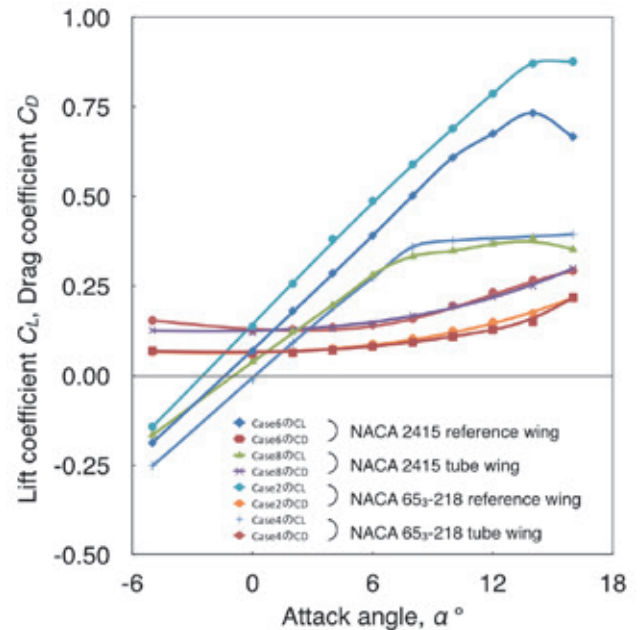


Fig. 7 Lift coefficient and drag coefficient of reference wings and tube wings (Wind velocity of 10 m/s)

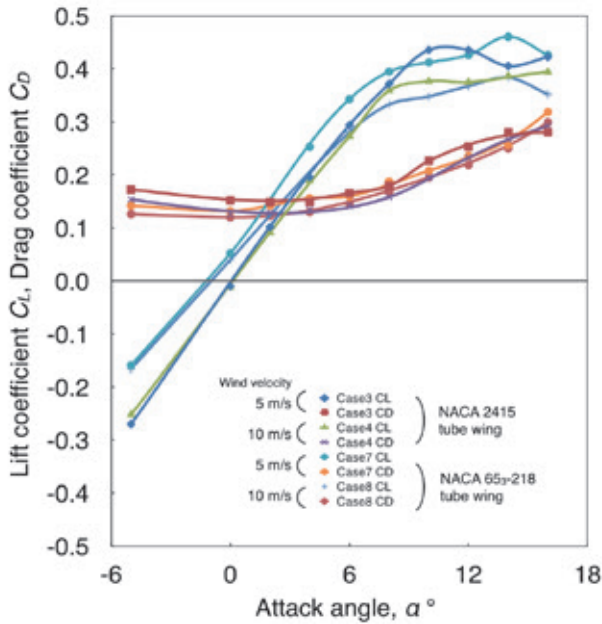


Fig. 8 Lift coefficient and drag coefficient of tube wings

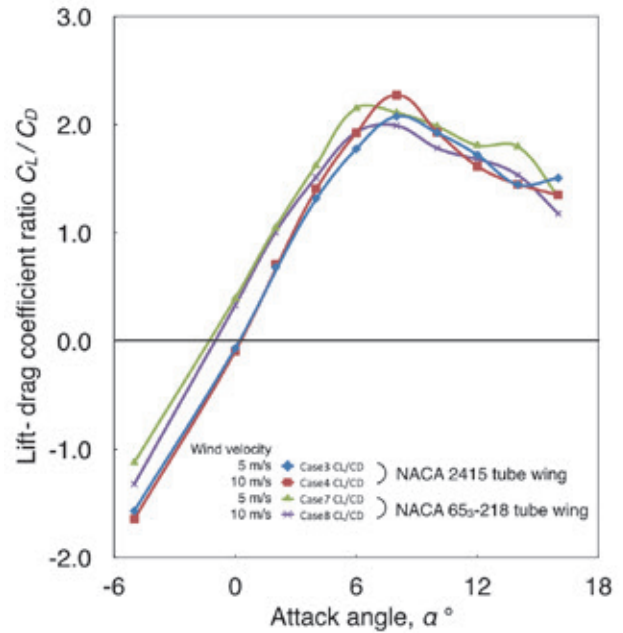


Fig. 9 Lift-drag coefficient ratio of tube wings

基準翼に比べてチューブ翼は、明らかに大きな凹凸を有するので、単純に両者の性能を比較するのは適切でない。ここでは、チューブ翼の翼性能の特徴について実験結果をもとに考察する。揚力係数および抗力係数の図を見ると、チューブ翼でも、極端に揚力が減ることや失速迎え角前からの急激な抗力上昇などは見られなかった。これは後縁失速型の特徴ではないかと考えられる。後縁失速型では、翼上面の境界層が乱流に遷移している場合、迎え角が増すにつれて剥離領域が後縁から上面に沿って滑らかに広がり、最後に全体的に剥離する。この型の失速の特徴は急に揚力を失うことがないので失速特性として好ましい翼である。そのため翼としての性能は十分に持っていると考えられる。

ここで、各チューブ翼と基準翼を比較してみる。各チューブ翼の性能が最大限に発揮されている最大揚抗比の値を用いて、その時の迎え角時における基準翼の最大揚抗比の値を100%として計算することでチューブ翼の最低限の性能を算出した結果をTable 2に示す。これよりチューブ翼は、40%前後の揚抗比を確保していることがわかる。

Table 2 Comparison of the wing characteristics between reference wing and tube wing

Wing type	Flow velocity, m/s	Performance, %
NACA 2415 reference wing/ NACA 2415 tube wing	5	41.9
	10	39.6
NACA 653-218 reference wing/ NACA 653-218 tube wing	5	57.4
	10	46.7

5. まとめ

本研究では、NACA 2415 翼型と NACA 65₃-218 翼型をインフレータブルチューブで再現して、基準翼とチューブを並列に配置したインフレータブルウィングの性能の違いを比較した。その結果、チューブ翼は基準翼とは異なる独自の性能を持っており、チューブを並列に並べただけでも揚力が発生していることが確認された。また、極端な揚力の低下や、失速迎え角前での急激な抗力上昇などの発生も見られず、それに加えて速度が変化しても翼型が変形することなく、一定の性能が確保できることが明らかになった。表面に凹凸が生じるチューブ翼は基準翼に比べると翼としての性能は低いが、基準翼に比べて40%前後の揚抗比が確保できることを明らかにした。今後の一層の性能向上を目指した研究により、チューブ翼にあった翼型の開発や、凹凸や隙間などへのフィルムの装着などの対策を考慮すれば、将来の火星探査飛行機の翼としての可能性を有していると考えられる。

謝辞

実験で使用する供試体の設計や製作について、多くのアドバイス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深く感謝いたします。また、風洞を使った実験や計測に協力いただいた航空宇宙学科航空宇宙学専攻の秋山 創さん、深夜や長時間にわたる風洞実験でさまざまなサポートをいただいた木下寛之さんに感謝いたします。

参考文献

- 1) J. K. Erickson, M. Adler, J. Crisp, A. Mishkin and R. Welch, MARS EXPLORATION ROVER: SURFACE

OPERATIONS, The 53rd IAC (International Astronautical Congress), IAC-02-Q.3.1.03, International Astronautical Federation, October 10-19, 2002, Houston, Texas.

2) Christopher V. White, Keith van der Walde and Jeffery Tippmann, An Experimental Investigation of the Dynamics of the MSL Rover Landing Event, 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA-2008-1950, American Institute of Aeronautics and Astronautics, April 7-10, 2008, Schaumburg, IL.

3) 例えば, <http://marsairplane.larc.nasa.gov/>など

4) 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.

5) 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ー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.

6) 永田貴之, 岩男拓実, 大泉賢一, 角田博明; 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, 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/>]

7) 小泉誠志, 川名崇弘, 角田博明: チューブ並列配置型インフレーター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－, 東海大学工学部紀要, Vol. 55, No. 1, 2015